

咨 询 通 告

中国民用航空局航空器适航审定司

编　　号：AC-29-AA-2025-01R1

下发日期：2025 年 9 月 16 日

运输类旋翼航空器审定

目　录

1. 总则 - 1 -
1.1 目的 - 1 -
1.2 依据 - 2 -
1.3 废止 - 2 -
1.4 适用范围 - 2 -
2. 定义和缩略语 - 2 -
2.1 定义 - 2 -
2.2 缩略语 - 6 -
AC 29.1 制定依据和适用范围 - 12 -
AC 29.2 特别追溯要求 - 13 -
AC 29.21 证明符合性的若干规定 - 16 -
AC 29.25 重量限制 - 18 -
AC 29.27 重心限制 - 20 -
AC 29.29 空机重量和相应的重心 - 21 -
AC 29.31 可卸配重 - 23 -
AC 29.33 主旋翼转速和桨距限制 - 24 -
AC 29.45 性能总则 - 26 -
AC 29.49 最小使用速度时的性能 - 39 -
AC 29.51 起飞数据总则 - 42 -
AC 29.53 起飞 A 类 - 44 -
AC 29.55 起飞决断点 A 类 - 46 -
AC 29.59 起飞航迹 A 类 - 48 -
AC 29.60 高架直升机场起飞航迹 A 类 - 59 -
AC 29.61 起飞距离 A 类 - 59 -
AC 29.62 中断起飞 A 类 - 59 -
AC 29.63 起飞：B 类 - 60 -
AC 29.64 爬升：总则 - 63 -

AC 29.65 爬升：全发工作 - 66 -
AC 29.67 爬升：一台发动机不工作（OEI） - 68 -
AC 29.71 直升机的下滑角：B 类 - 70 -
AC 29.75 着陆：总则 - 72 -
AC 29.77 着陆决断点（LDP）：A 类 - 80 -
AC 29.79 着陆：A 类 - 80 -
AC 29.81 着陆距离：A 类 - 80 -
AC 29.83 着陆：B 类 - 80 -
AC 29.85 中断着陆：A 类 - 83 -
AC 29.87 极限高度-速度包线 - 85 -
AC 29.141 飞行特性总则 - 93 -
AC 29.143 操纵性与机动性 - 95 -
AC 29.151 飞行操纵 - 101 -
AC 29.161 配平操纵 - 103 -
AC 29.171 稳定性—总则 - 105 -
AC 29.173 纵向静稳定性 - 105 -
AC 29.175 纵向静稳定性的演示 - 106 -
AC 29.177 航向静稳定性 - 108 -
AC 29.181 动稳定性：A 类旋翼航空器 - 110 -
AC 29.231 地面和水面操纵特性总则 - 110 -
AC 29.235 滑行条件 - 111 -
AC 29.239 喷溅特性 - 112 -
AC 29.241 “地面共振” - 113 -
AC 29.251 振动 - 117 -
AC 29.301 载荷 - 119 -
AC 29.303 安全系数 - 120 -
AC 29.305 强度和变形 - 120 -
AC 29.307 结构验证 - 122 -
AC 29.309 设计限制 - 123 -
AC 29.321 飞行载荷总则 - 124 -

AC 29.337 限制机动载荷系数 - 124 -
AC 29.339 合成限制机动载荷 - 126 -
AC 29.341 突风载荷 - 128 -
AC 29.351 偏航情况 - 129 -
AC 29.361 发动机扭矩 - 131 -
AC 29.391 操纵面和操纵系统载荷总则 - 133 -
AC 29.395 操纵系统 - 133 -
AC 29.397 驾驶员限制作用力和扭矩 - 135 -
AC 29.399 双操纵系统 - 135 -
AC 29.411 地面间隙：尾桨保护装置 - 136 -
AC 29.427 非对称载荷 - 137 -
AC 29.471 地面载荷总则 - 140 -
AC 29.473 地面受载情况和假定 - 141 -
AC 29.475 轮胎和缓冲器 - 141 -
AC 29.477 起落架的布置 - 142 -
AC 29.479 水平着陆情况 - 142 -
AC 29.481 机尾下沉着陆情况 - 143 -
AC 29.483 单轮着陆情况 - 144 -
AC 29.485 侧移着陆情况 - 144 -
AC 29.493 滑行刹车情况 - 145 -
AC 29.497 地面受载情况尾轮式起落架 - 146 -
AC 29.501 地面受载情况滑橇式起落架 - 147 -
AC 29.505 雪橇着陆情况 - 149 -
AC 29.511 地面载荷多轮起落架装置的非对称载荷 - 149 -
AC 29.519 船体型旋翼航空器：水基、水陆两用型 - 150 -
AC 29.521 浮筒着水情况 - 151 -
AC 29.547 主旋翼和尾旋翼结构 - 152 -
AC 29.549 机身和旋翼支撑结构 - 156 -
AC 29.551 辅助升力面 - 158 -
AC 29.561 应急着陆情况:总则 - 158 -

AC 29.562 应急着陆动态情况 - 161 -
AC 29.563 水上迫降的结构要求 - 191 -
AC 29.571 金属结构的疲劳容限评定 - 193 -
AC 29.573 复合材料旋翼航空器结构的损伤容限和疲劳评定 - 222 -
AC 29.601 设计 - 245 -
AC 29.602 关键零部件 - 247 -
AC 29.603 材料 - 249 -
AC 29.605 制造方法 - 251 -
AC 29.607 紧固件 - 251 -
AC 29.609 结构保护 - 253 -
AC 29.610 闪电和静电防护 - 255 -
AC 29.611 检查措施 - 257 -
AC 29.613 材料的强度性能和设计值 - 258 -
AC 29.619 特殊系数 - 259 -
AC 29.621 铸件系数 - 260 -
AC 29.623 支承系数 - 262 -
AC 29.625 接头系数 - 264 -
AC 29.629 颤振和发散 - 266 -
AC 29.631 鸟击 - 267 -
AC 29.653 旋翼桨叶的卸压排水 - 268 -
AC 29.659 质量平衡 - 269 -
AC 29.661 旋翼桨叶间隙 - 271 -
AC 29.663 防止“地面共振”的措施 - 273 -
AC 29.671 操纵系统总则 - 275 -
AC 29.672 增稳系统、自动和带动力系统 - 277 -
AC 29.673 主飞行操纵系统 - 280 -
AC 29.674 交连操纵装置 - 280 -
AC 29.675 止动器 - 281 -
AC 29.679 操纵系统锁 - 284 -
AC 29.681 限制载荷静力试验 - 286 -

AC 29.683 操作试验 ..... - 287 -
AC 29.685 操纵系统的细节设计 ..... - 288 -
AC 29.687 弹簧装置 ..... - 291 -
AC 29.691 自转操纵机构 ..... - 292 -
AC 29.695 动力助力和带动力操作的操纵系统 ..... - 293 -
AC 29.723 减震试验 ..... - 295 -
AC 29.725 限制落震试验 ..... - 299 -
AC 29.727 储备能量吸收落震试验 ..... - 303 -
AC 29.729 收放机构 ..... - 306 -
AC 29.731 机轮 ..... - 313 -
AC 29.733 轮胎 ..... - 315 -
AC 29.735 刹车 ..... - 316 -
AC 29.737 雪橇 ..... - 319 -
AC 29.751 主浮筒浮力 ..... - 320 -
AC 29.753 主浮筒设计 ..... - 321 -
AC 29.755 船体浮力 ..... - 323 -
AC 29.757 船体和辅助浮筒强度 ..... - 324 -
AC 29.771 驾驶舱 ..... - 325 -
AC 29.773 驾驶舱视界 ..... - 329 -
AC 29.775 风挡和窗户 ..... - 335 -
AC 29.777 驾驶舱操纵器件 ..... - 337 -
AC 29.779 驾驶舱操纵器件的动作和效果 ..... - 339 -
AC 29.783 舱门 ..... - 341 -
AC 29.785 座椅、卧铺、担架、安全带和肩带 ..... - 347 -
AC 29.787 货舱和行李舱 ..... - 350 -
AC 29.801 水上迫降 ..... - 351 -
AC 29.803 应急撤离 ..... - 359 -
AC 29.805 飞行机组应急出口 ..... - 362 -
AC 29.807 旅客应急出口 ..... - 364 -
AC 29.809 应急出口的布置 ..... - 369 -

AC 29.811 应急出口的标记 - 373 -
AC 29.812 应急照明 - 378 -
AC 29.813 应急出口通路 - 381 -
AC 29.815 主过道宽度 - 383 -
AC 29.831 通风 - 384 -
AC 29.833 加温器 - 387 -
AC 29.855 货舱和行李舱 - 389 -
AC 29.859 燃烧加温器的防火 - 393 -
AC 29.861 结构，操纵器件和其它部件的防火 - 398 -
AC 29.863 可燃液体的防火 - 401 -
AC 29.865 外挂物 - 406 -
AC 29.871 水平测量标记 - 414 -
AC 29.873 配重设施 - 415 -
AC 29.901 动力装置 - 416 -
AC 29.903 发动机 - 423 -
AC 29.907 发动机振动 - 439 -
AC 29.908 冷却风扇 - 440 -
AC 29.917 旋翼传动系统设计 - 442 -
AC 29.921 旋翼刹车 - 446 -
AC 29.923 旋翼传动系统和操纵机构的试验 - 448 -
AC 29.927 附加试验 - 459 -
AC 29.931 轴系的临界转速 - 463 -
AC 29.935 轴系接头 - 467 -
AC 29.939 涡轮发动机工作特性 - 467 -
AC 29.951 燃油系统总则 - 474 -
AC 29.952 燃油系统的抗坠撞 - 476 -
AC 29.953 燃油系统的独立性 - 498 -
AC 29.955 燃油流量 - 500 -
AC 29.957 连通油箱之间的燃油流动 - 506 -
AC 29.959 不可用燃油量 - 506 -

AC 29.961 燃油系统在热气候条件下的工作 - 507 -
AC 29.963 燃油箱：总则 - 509 -
AC 29.965 燃油箱试验 - 511 -
AC 29.967 燃油箱安装 - 517 -
AC 29.969 燃油箱的膨胀空间 - 518 -
AC 29.971 燃油箱沉淀槽 - 519 -
AC 29.973 燃油箱加油口接头 - 521 -
AC 29.975 燃油箱的通气和汽化器蒸气的排放 - 522 -
AC 29.977 燃油箱出油口 - 524 -
AC 29.979 低于油面的压力加油和加油设备 - 525 -
AC 29.991 燃油泵 - 526 -
AC 29.993 燃油系统导管和接头 - 527 -
AC 29.995 燃油阀 - 529 -
AC 29.997 燃油滤网或燃油滤 - 530 -
AC 29.999 燃油系统放油嘴 - 531 -
AC 29.1001 应急放油 - 532 -
AC 29.1011 发动机：总则 - 533 -
AC 29.1013 滑油箱 - 534 -
AC 29.1015 滑油箱试验 - 535 -
AC 29.1017 滑油导管和接头 - 536 -
AC 29.1019 滑油滤网或滑油滤 - 536 -
AC 29.1021 滑油系统放油嘴 - 538 -
AC 29.1023 滑油散热器 - 538 -
AC 29.1025 滑油阀 - 539 -
AC 29.1027 传动装置和减速器：总则 - 539 -
AC 29.1041 冷却总则 - 540 -
AC 29.1043 冷却试验 - 542 -
AC 29.1045 爬升冷却试验程序 - 545 -
AC 29.1047 起飞冷却试验程序 - 548 -
AC 29.1049 悬停冷却试验程序 - 551 -

AC 29.1091 进气 ..... - 551 -
AC 29.1093 进气系统的防冰 ..... - 552 -
AC 29.1101 汽化器空气预热器的设计 ..... - 564 -
AC 29.1103 进气系统管道和空气导管系统 ..... - 565 -
AC 29.1105 进气系统的空气滤 ..... - 567 -
AC 29.1107 中间冷却器和后冷却器 ..... - 568 -
AC 29.1109 汽化器空气冷却 ..... - 568 -
AC 29.1121 排气系统总则 ..... - 568 -
AC 29.1123 排气管 ..... - 569 -
AC 29.1125 排气热交换器 ..... - 571 -
AC 29.1141 动力装置的操纵机构：总则 ..... - 574 -
AC 29.1142 辅助动力装置的操纵机构 ..... - 576 -
AC 29.1143 发动机的操纵机构 ..... - 576 -
AC 29.1145 点火开关 ..... - 578 -
AC 29.1147 混合比操纵机构 ..... - 579 -
AC 29.1151 旋翼刹车操纵机构 ..... - 580 -
AC 29.1157 汽化器空气温度控制装置 ..... - 581 -
AC 29.1159 增压器操纵机构 ..... - 581 -
AC 29.1163 动力装置附件 ..... - 581 -
AC 29.1165 发动机点火系统 ..... - 582 -
AC 29.1181 指定火区：包括范围 ..... - 583 -
AC 29.1183 导管、接头和组件 ..... - 584 -
AC 29.1185 可燃液体 ..... - 585 -
AC 29.1187 火区的排油和通风 ..... - 587 -
AC 29.1189 切断措施 ..... - 588 -
AC 29.1191 防火墙 ..... - 589 -
AC 29.1193 整流罩和发动机舱蒙皮 ..... - 594 -
AC 29.1194 其它表面 ..... - 595 -
AC 29.1195 灭火系统 ..... - 596 -
AC 29.1197 灭火剂 ..... - 599 -

AC 29.1199 灭火瓶 ..... - 602 -
AC 29.1201 灭火系统材料 ..... - 603 -
AC 29.1203 火警探测系统 ..... - 603 -
AC 29.1301 功能和安装 ..... - 607 -
AC 29.1303 飞行和导航仪表 ..... - 610 -
AC 29.1305 动力装置仪表 ..... - 615 -
AC 29.1307 其它设备 ..... - 622 -
AC 29.1309 设备、系统及安装 ..... - 623 -
AC 29.1316 电气和电子系统的闪电防护 ..... - 645 -
AC 29.1317 高强度辐射场(HIRF)保护 ..... - 662 -
AC 29.1321 布局和可见度 ..... - 688 -
AC 29.1322 警告灯、戒备灯和提示灯 ..... - 693 -
AC 29.1323 空速指示系统 ..... - 702 -
AC 29.1325 静压和气压高度表系统 ..... - 704 -
AC 29.1327 磁航向指示器 ..... - 708 -
AC 29.1329 自动驾驶仪系统 ..... - 709 -
AC 29.1331 使用能源的仪表 ..... - 722 -
AC 29.1333 仪表系统 ..... - 722 -
AC 29.1335 飞行指引系统 ..... - 724 -
AC 29.1337 动力装置仪表 ..... - 726 -
AC 29.1351 电气系统和设备：总则 ..... - 730 -
AC 29.1353 电气设备及安装 ..... - 736 -
AC 29.1355 配电系统 ..... - 740 -
AC 29.1357 电路保护装置 ..... - 742 -
AC 29.1359 电气系统防火和防烟 ..... - 745 -
AC 29.1363 电气系统试验 ..... - 746 -
AC 29.1381 仪表灯 ..... - 748 -
AC 29.1383 着陆灯 ..... - 750 -
AC 29.1385 航行灯系统的安装 ..... - 752 -
AC 29.1387 航行灯系统二面角 ..... - 754 -

AC 29.1389 航行灯灯光分布和光强 ..... - 756 -
AC 29.1391 前、后航行灯水平平面内的最小光强 ..... - 757 -
AC 29.1393 前、后航行灯任一垂直平面内的最小光强 ..... - 758 -
AC 29.1395 前、后航行灯的最大掺入光强 ..... - 760 -
AC 29.1397 航行灯颜色规格 ..... - 761 -
AC 29.1399 停泊灯 ..... - 761 -
AC 29.1401 防撞灯系统 ..... - 763 -
AC 29.1411 安全设备：总则 ..... - 767 -
AC 29.1413 安全带：乘客告警设施 ..... - 770 -
AC 29.1415 水上迫降设备 ..... - 771 -
AC 29.1419 防冰 ..... - 774 -
AC 29.1431 电子设备 ..... - 776 -
AC 29.1433 真空系统 ..... - 778 -
AC 29.1435 液压系统 ..... - 779 -
AC 29.1439 防护性呼吸设备 ..... - 787 -
AC 29.1457 驾驶舱录音机 ..... - 788 -
AC 29.1459 飞行记录器 ..... - 790 -
AC 29.1461 含高能转子的设备 ..... - 793 -
AC 29.1501 使用限制和资料总则 ..... - 794 -
AC 29.1503 空速限制：总则 ..... - 795 -
AC 29.1505 不可超越速度 ..... - 798 -
AC 29.1509 旋翼转速 ..... - 801 -
AC 29.1517 极限高度—速度包线 ..... - 803 -
AC 29.1519 重量和重心 ..... - 803 -
AC 29.1521 动力装置限制 ..... - 804 -
AC 29.1522 辅助动力装置限制 ..... - 805 -
AC 29.1523 最小飞行机组 ..... - 806 -
AC 29.1525 运行类型 ..... - 810 -
AC 29.1527 最大使用高度 ..... - 810 -
AC 29.1529 持续适航文件 ..... - 811 -

AC 29.1541 标记和标牌：总则 - 813 -
AC 29.1543 仪表标记：总则 - 815 -
AC 29.1545 空速表 - 821 -
AC 29.1547 磁航向指示器 - 821 -
AC 29.1549 动力装置仪表 - 822 -
AC 29.1551 滑油油量指示器 - 822 -
AC 29.1553 燃油油量表 - 823 -
AC 29.1555 操纵器件标记 - 824 -
AC 29.1557 其它标记和标牌 - 826 -
AC 29.1559 限制标牌 - 827 -
AC 29.1561 安全设备 - 828 -
AC 29.1565 尾桨 - 829 -
AC 29.1581 旋翼航空器飞行手册:总则 - 830 -
AC 29.1583 使用限制 - 836 -
AC 29.1585 使用程序 - 839 -
AC 29.1587 性能资料 - 841 -
AC 29.1589 装载资料 - 845 -
AC 29.附件 B 直升机仪表飞行适航准则 - 846 -
AC 29 MG 1 航空电子设备合格审定程序 - 874 -
AC 29 MG 2 直流电源系统试验的标准试验程序 - 892 -
AC 29 MG 3 农林喷洒设备的安装 - 897 -
AC 29 MG 4 运输类旋翼航空器安装应急医疗服务系统的适航符合性验证指南 - 902 -
AC 29 MG 5 结构状态指示器 - 921 -
AC 29 MG 6 运输类旋翼航空器应急漂浮系统适航符合性验证指南 - 926 -
AC 29 MG 7 运输类旋翼航空器系统合格审定需要考虑的问题 - 930 -
AC 29 MG 8 蒸发空调系统安装合格审定程序 - 935 -
AC 29 MG 9 旋翼航空器健康和使用监测系统（HUMS）的适航批准 - 940 -
AC 29 MG 10 夜视系统（NVIS）照明设备合格审定程序 - 954 -
AC 29 MG 11 先进飞行控制系统合格审定程序 - 955 -
AC 29 MG 12 直升机地形提示和告警系统（HTAWS） - 960 -

AC 29 MG 13 电子显示系统合格审定指南 ..... - 969 -
AC 29 MG 14 人为因素适航符合性验证指南 ..... - 988 -
AC 29 MG 15 一台发动机不工作训练模式 ..... - 1009 -
AC 29 MG 16 金属结构的缺陷容限评定 ..... - 1012 -
AC 29 MG 17 旋翼航空器和系统Ⅱ类运行的合格审定 ..... - 1036 -
AC 29 MG 18 运输类旋翼航空器全权限数字式控制系统（FADEC）适航符合性验证指南 ... - 1041 -

运输类旋翼航空器审定

1. 总则

1.1 目的

本咨询通告为《运输类旋翼航空器适航规定》(CCAR-29-R2)条款提供可接受的符合性方法指导。

目前本咨询通告涵盖的条款包括29.1、29.2、29.21、29.25、29.27、29.29、29.31、29.33、29.45、29.49、29.51、29.53、29.55、29.59、29.60、29.61、29.62、29.63、29.64、29.65、29.67、29.71、29.75、29.77、29.79、29.81、29.83、29.85、29.87、29.141、29.143、29.151、29.161、29.171、29.173、29.175、29.177、29.181、29.231、29.235、29.239、29.241、29.251、29.301、29.303、29.305、29.307、29.309、29.321、29.337、29.339、29.341、29.351、29.361、29.391、29.395、29.397、29.399、29.411、29.427、29.471、29.473、29.475、29.477、29.479、29.481、29.483、29.485、29.493、29.497、29.501、59.505、29.511、29.519、29.521、29.547、29.549、29.551、29.561、29.562、29.563、29.571、29.573、29.601、29.602、29.603、29.605、29.607、29.609、29.610、29.611、29.613、29.619、29.621、29.623、29.625、29.629、29.631、29.653、29.659、29.661、29.663、29.671、29.672、29.673、29.674、29.675、29.679、29.681、29.683、29.685、29.687、29.691、29.695、29.723、29.725、29.727、29.729、29.731、29.733、29.735、29.737、29.751、29.753、29.755、29.757、29.771、29.773、29.775、29.777、29.779、29.783、29.785、29.787、29.801、29.803、29.805、29.807、29.809、29.811、29.812、29.813、29.815、29.831、29.833、29.855、29.859、29.861、29.863、29.865、29.871、29.873、29.901、29.903、29.907、29.908、29.917、29.921、29.923、29.927、29.931、29.935、29.939、29.951、29.952、29.953、29.955、29.957、29.959、29.961、29.963、29.965、29.967、29.969、29.971、29.973、29.975、29.977、29.979、29.991、29.993、29.995、29.997、29.999、29.1001、29.1011、29.1013、29.1015、29.1017、29.1019、29.1021、29.1023、29.1025、29.1027、29.1041、29.1043、29.1045、29.1047、29.1049、29.1091、29.1093、29.1101、29.1103、29.1105、29.1107、

29.1109、29.1121、29.1123、29.1125、29.1141、29.1142、29.1143、29.1145、29.1147、29.1151、29.1157、29.1159、29.1163、29.1165、29.1181、29.1183、29.1185、29.1187、29.1189、29.1191、29.1193、29.1194、29.1195、29.1197、29.1199、29.1201、29.1203、29.1301、29.1303、29.1305、29.1307、29.1309、29.1316、29.1317、29.1321、29.1322、29.1323、29.1325、29.1327、29.1329、29.1331、29.1333、29.1335、29.1337、29.1351、29.1353、29.1355、29.1357、29.1359、29.1363、29.1381、29.1383、29.1385、29.1387、29.1389、29.1391、29.1393、29.1395、29.1397、29.1397、29.1399、29.1401、29.1411、29.1413、29.1415、29.1419、29.1431、29.1433、29.1435、29.1439、29.1457、29.1459、29.1461、29.1501、29.1505、29.1509、29.1517、29.1519、29.1521、29.1522、29.1523、29.1525、29.1527、29.1529、29.1541、29.1543、29.1545、29.1547、29.1551、29.1553、29.1555、29.1557、29.1559、29.1561、29.1565、29.1581、29.1583、29.1585、29.1587、29.1589、AC29.附件 B、MG 1、MG 2、MG 3、MG 4、MG 5、MG 6、MG 7、MG 8、MG 9、MG 10、MG 11、MG 12、MG 13、MG 14、MG 15、MG 16、MG 17、MG 18。CCAR-29-R2 其他条款可接受的符合性方法将逐步补充到本咨询通告中。

1.2 依据

本咨询通告依据《运输类旋翼航空器适航规定》(CCAR-29-R2)制定。

1.3 废止

不适用。

1.4 适用范围

本咨询通告适用于运输类旋翼航空器型号合格证、型号合格证更改、补充型号合格证、型号认可证、补充型号认可证等设计批准工作。

本咨询通告并非强制要求，其所描述的可接受的符合性方法并非表明对相关条款符合性的唯一方法。

2. 定义和缩略语

2.1 定义

(1) A 类

对于运输类旋翼航空器，是指其设计具有 CCAR-29 部规定的发动机

和系统隔离特性，并在临界发动机失效情况下按照计划的起飞和着陆操作，确保在发动机失效时有用以继续安全飞行的足够场地面积和足够性能能力的多发旋翼航空器。

(2) B 类

对于运输类旋翼航空器，是指不完全满足所有 A 类要求的单发或者多发旋翼航空器。B 类旋翼航空器在发动机失效情况下不能保证继续飞行的能力，预计将进行非计划着陆。

(3) 地面效应

旋翼航空器的旋翼下洗流受到地面阻滞，而使拉力增大或需用功率减少的一种空气动力现象。

(4) 关键特性

是指不允许偏离型号设计要求的任何尺寸、公差、光洁度、材料、制造或检查工艺，或其它特性，如果出现不符合，将导致该关键零部件失效。

(5) 横向周期变距

驾驶杆左右操纵时桨叶安装角随方位角周期变化量的最大幅值。

(6) 挥舞铰

又名水平铰，其轴线与旋翼旋转平面相平行的一种铰链，使得桨叶能够挥舞，以平衡桨盘的一半前行桨叶和一半后行桨叶之间的升力。

(7) 继续安全飞行和着陆

在不需要特殊的飞行员技巧或力量的情况下，航空器能够安全中止或继续起飞，或继续受控飞行和着陆，可能采用应急程序。由于存在失效状态或着陆，可能会发生一些航空器损伤。对于旋翼航空器，其必须能继续应对不利的运行状态，飞行员必须能够在合适的地点安全着陆。

(8) 假警

由于告警系统（包括传感器）故障引起的不正确或虚假的告警。

(9) 桨尖速度

螺旋桨、旋翼或可转动机翼系统的桨叶尖的线性速度。

(10) 可拆卸紧固件

指常规连接装置，如螺栓、螺钉、螺母和销等，这些紧固件可以轻易拆卸，重新安装或被其他同样的紧固件替换。

(11) 烈火

与防火材料在一起使用时，是指稳定状态温度达到 1093±83℃ (2000±150℉) 时要持续至少 15 分钟。与耐火材料在一起使用时，是指稳定状态温度达到 1093±83℃ (2000±150℉) 时要持续至少 5 分钟。

(12) 临界发动机

指其故障将对航空器性能或操纵品质产生最不利影响的发动机。

(13) 密度高度

由压力高度和现时环境温度决定的高度，当大气温度符合标准大气时，密度高度等于压力高度。

(14) 耐火

(a) 对于钣金件或结构件，指能够承受火焰所产生的热量的能力，这与相应尺寸的具有同等热承受能力的铝合金一样；(b) 对于流体管路、流体系统部件、导线、空气导管、接头和动力装置操纵器件，指能够承受因有关部位起火而可能产生的热量和其它条件下执行其预期功能的能力。

(15) 耐久性

是指材料抵抗自身和自然双重因素长期破坏作用的能力。

(16) 配平

使航空器实现所要求的定常飞行状态而进行操纵的过程。

(17) 起飞

起飞是直升机垂直离地和悬停，或滑跑离地，然后爬升到越障高度的整个运动过程。

(18) 扰人告警

按预期设计所产生的，但对于特定条件不恰当或不必要的告警。

(19) 闪电

一次总的闪电事件，它可能发生在云内、云间或云地之间。它可包含一次或多次回击，以及中间电流或持续电流。

(20) 闪电分区

根据闪电附着、驻留时间和电流传导的可能性，对航空器表面区域和结构进行区域分类。

(21) 水上迫降

以尽快放弃航空器为目的，根据旋翼机飞行手册中的程序，有意实

行可控的水上应急降落。

(22) 外挂载重

挂在或伸露在航空器机身外部的载重。

(23) 压力高度

飞行高度上的大气压力值在标准大气中所对应的高度。

(24) 应急漂浮系统

设计和安装在旋翼航空器上的浮筒和相关附件（如气瓶、充气装置、管路和电气连接等）组成的系统，用于水上迫降时提供浮力和漂浮稳定性。

(25) 重要负载

航空器持续安全飞行和着陆所需的所有用电系统或设备即为电源系统的重要负载。

(26) 自转

没有功率输给旋翼(如发动机停车)，旋翼通过变距，依靠下降时的相对气流产生空气动力使旋翼自行旋转并提供升力的特殊飞行。

(27) 总距

旋翼各片桨叶特征剖面安装角的平均值。

(28) 总距操纵

操纵总距杆，实现旋翼所有桨叶剖面安装角度同方向、同量值、同时改变。

(29) 系统

用以完成一项或多项功能，由相互之间存在关联关系的组件、部件和元件形成的组合。

(30) 防火

材料或部件在1093℃±83℃(2000℉±150℉)火焰下仍具有等同或优于钢（在此环境下保持其设计功能至少15分钟）的能力。当术语“防火”应用于将火焰包容在指定火区内的材料和零件时，意思是指材料和零件在火区容易发生的各种情况下能够发挥其功能，并且能够承受1093℃±83℃(2000±150℉)火焰至少15分钟。

(31) 可控着陆

一种可生存(即不会危及所有乘员生命)的着陆，但是可能造成航空器不再适航、部分可修或完全报废。

(32) 单发失效训练模式

一种设计用于旋翼航空器以适当的重量在不进入真实发动机和传动系统一台发动机不工作功率等级的情况下，通过降低发动机组的总功率来模拟一台发动机不工作状态，以训练飞行机组的系统或装置。该模式涉及的系统或装置还包括飞行机组安全操作该系统或装置所必需的驾驶舱操纵器件和显示器指示。

2.2 缩略语

AC: 咨询通告

AD: 适航指令

ADF: 自动测向仪

ADI: 姿态引导指示器

ADS-B: 广播式自动相关监视

AEO: 全发工作

AFCS: 自动飞行控制系统

AP: 自动驾驶仪

APU: 辅助动力装置

AR: 自转

ARTCC: 空中交通管制中心

ATC: 空中交通管制

ATD: 拟人试验模型

ATL: 实际瞬态电平

ATT: 姿态保持模态

BDF: 勉强可检缺陷

BDID: 勉强可检测冲击损伤

BIM: 叶片检查法

BQRS: 备用快速释放系统

BVID: 勉强目视可检冲击损伤

CAM: 驾驶舱区域话筒

CAS: 机组告警系统

CAWS：戒备、提示和警告系统

CBIM：驾驶舱叶片检查法

CCA：共因分析

CCAR：中国民用航空规章

CDF：明显可检缺陷

CDI：航向偏差指示器

CGI：计算机生成图像

CMA：共模分析

CRFS：耐坠撞燃油系统

CRT：阴极射线管

C_P：无量纲功率系数

C_T：无量纲拉力系数

CTSO：中国民用航空技术标准规定

CTSOA：中国民用航空技术标准规定项目批准书

CVR：驾驶舱录音机

DA：决断高度

DAD：双作动装置

DAL:设计保证等级

DME：测距设备

ECAS：发动机戒备告警系统

EDS：电子显示系统

EHE：排气热交换器

EHSI：电子水平位置指示器

EICAS：发动机指示与机组告警系统

EFIS：电子飞行仪表系统

EFP：发动机失效点

EFS：应急漂浮系统

EGT：排气温度

EL：电致发光

ELT：应急定位发射机

EMC：电磁兼容性

EMI：电磁干扰

EPR：发动机增压比

ETDL：设备瞬态设计电平

FAF：最终进近点

FD：飞行指引仪

FADEC：全权限数字式控制系统

FDR：飞行记录器

FEP：飞行包线保护

FHA：功能危险性评估

FLIR：前视红外

FLIRS：前视红外系统

FLS：外场可加载软件

FMEA：失效模式及其影响分析

FS：飞行模拟器

FTA：故障树分析

GNSS：全球导航卫星系统

GPS：全球定位系统

HEC：有人外挂载重

HF：高频

HIC：头部损伤判据

HIRF：高强辐射场

HMI:危险误导信息

HQRM：飞行品质分级方法

HRD：高速率喷射

HSI：水平位置指示器

HTAWS：直升机地形提示和告警系统

HUD：抬头显示器

HUMS：健康使用监测系统

H-V：H-V包线

ICA：持续适航文件

IFR：仪表飞行规则

IGE：有地效

IIDS：综合仪表显示系统

ILS：仪表着陆系统
IMC：仪表飞行气象条件
ISIS：整体大梁检查系统
LCD：液晶显示器
LDP：着陆临界决断点
LED：发光二极管
LEF：发光薄片
LNAV：横向导航
LOC：航向信标台
LPV：垂直制导航向性能
LRU：航线可更换单元
MAP：复飞点
MCP：最大连续功率
MFD：多功能显示器
MGT：燃气温度测量值
ND：导航显示
NDB：无向信标
NDI：无损检测
Ng：燃气涡轮转速
NHEC：无人外挂载重
NVIS：夜视成像系统
OEI：一台发动机不工作
OGE：无地效
OAT：外界大气温度
PCDS：人员吊运装置系统
PCF：坠撞后起火
PED：便携式电子设备
PFD：主飞行显示器
PFI：主飞行信息
PFOV：主视界
PINS：空间点程序
PIO：驾驶员诱发振荡

PQRS：主快速释放系统

PRA：特定风险分析

PSE：主要结构件

PSSA：初步系统安全性评估

QRS：快速释放系统

RALT：无线电高度

RF：射频

RFM：旋翼航空器飞行手册

RNAV：区域导航

RTCA：美国航空无线电技术委员会

RVR:跑道视程

SA：安全性评估

SAS：增稳系统

SBAS：星基增强系统

SC：专用条件

SOI：阶段介入性评审

SRM：结构修理手册

SSA：系统安全性评估

STC：补充型号合格证

SV：合成视觉

TAS：交通咨询系统

TAWS：地形提示和告警系统

TBO：大修间隔时间

TC：型号合格证

TCAS：交通警报和防碰撞系统

TCL：瞬态控制电平

TDP：起飞决断点

TGT：涡轮气体温度

TIA：型号检查核准书

TOT：涡轮排气温度

TOP：起飞功率

TSO：技术标准规定

TVP：真实蒸汽压力

VBIM：目视叶片检查法

VDI：垂直偏差指示

VFR：目视飞行规则

VHF：甚高频

VMC：目视气象条件

VNAV：垂直导航

VHM：振动健康监控

VOR：甚高频全向信标

VID：目视可检冲击损伤

VSI：升降速度指示

VTOL：垂直起落

V_D：设计俯冲速度

V_H：最大连续功率下的最大平飞速度

V_{LE}：最大起落架放下速度

V_{LO}：最大起落架操纵速度

V_{MINI}：仪表飞行时的最小速度

V_{NE}：不可超越速度

V_{NEI}：仪表飞行时的不可超越速度

V_{TOSS}：起飞安全速度

V_Y：最佳爬升率速度

V_{YI}：仪表飞行时的最佳爬升率速度

WAT：重量-高度-温度

WAAS：广域增强系统

ZSA:区域安全性分析

AC 29.1 制定依据和适用范围

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款规定了适合按 CCAR-29 部进行合格审定的旋翼航空器类型。按 CCAR-29 部进行合格审定的旋翼航空器没有最小重量限制，但考虑到 CCAR-27 部适用于的最大重量限制等于或小于 3180 公斤（7000 磅）的旋翼航空器，实际上 CCAR-29 部往往用于最大重量大于 3180 公斤（7000 磅）的旋翼航空器。在 CCAR-29 部中旋翼航空器可按 A 类和 B 类的要求进行型号合格审定:

(1)A 类

对 A 类旋翼航空器规定了最严格的适航要求，要求多发旋翼航空器设计成具有各自独立的发动机、燃油系统以及电气系统。A 类旋翼航空器的设计，要求单台发动机失效不会引起其他发动机的失效。尽管 A 类旋翼航空器没有最大重量限制，但 A 类旋翼航空器最大起飞重量是一台发动机失效时保证有最小爬升能力以及在包括起飞或着陆的飞行包线中任一点能够用适宜场地安全着陆的重量，并进行合格审定。

(2)B 类

B 类旋翼航空器可以是单发旋翼航空器或多发旋翼航空器,但最大重量不允许超过 9080 公斤（20000 磅）。不要求 B 类旋翼航空器在一台发动机不工作后有继续飞行的能力。

(a)无发动机隔离特性

对于单发旋翼航空器和无发动机隔离的多发旋翼航空器，应制定所有发动机突然失效情况的高度-速度包线，在所有发动机工作情况下测定起飞和着陆距离。

(b)有发动机隔离特性

B 类多发旋翼航空器可以按 A 类的要求进行合格审定。这些旋翼航空器满足 A 类设计要求，但其性能是按 B 类的要求进行合格审定，不保证一台发动机失效后的继续飞行能力，起飞距离是在所有发动机工作情况下确定。按申请人的选择，着陆距离可以在临界发动机不工作或全部发动机工作情况下确定，高度-速度图是在临界发动机失效情况下确定的。

(3)同时按 A 类和 B 类进行合格审定

对满足 A 类和 B 类设计要求的多发旋翼航空器，可以同时按两类规定的要求进行合格审定。通常由上述(1)和(2)(b)类型组成，其主要差异体现在允许最大重量和起飞场地要求。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.1 条要求的可接受的符合性方法为设计评审。

申请人在型号合格审定申请文件中明确型号合格审定的类型:按照 A 类、B 类或同时按 A 类与 B 类进行型号合格审定。

型号定义文件及飞行手册中定义的最大重量、客座量、航空器类型等应统一。

型号合格审定申请获得局方受理后，根据申请的型号合格审定类型，保证型号审定基础完全涵盖本规章要求的所有适用适航条款。按照各系统合格审定计划确定的符合性方法开展验证工作，表明该旋翼航空器符合 CCAR-29 部所有适用条款的要求。

AC 29.2 特别追溯要求

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条是对座椅的安全带和肩带提出特别追溯性要求，要求 2003 年 8 月 1 日后制造的旋翼航空器的每个乘员座椅必须装有安全带和肩带，安全带和肩带需单点脱扣、不妨碍驾驶员任何操作动作和应急撤离、满足静强度和动强度要求等，以实现保护乘员安全的目的。

(1)第 29.2 条(a)款

每个乘员座椅必须具有一套单点脱扣的组合式安全带和肩带，目的是为乘员的上躯干提供保护，单点脱扣是为了方便应急撤离。

每个驾驶员在系上安全带和肩带就座时，能够不受安全带和肩带的约束，完成所有必需的飞行操作；当不使用安全带和肩带时，必须有措施将其固定，以免妨碍驾驶员对旋翼航空器的操作及在应急情况下的快速撤离。

(2)第 29.2 条(b)款

安全带和肩带必须能够约束住乘员的上半身，尤其是肩部，使之不致在乘员脖子前方或侧方产生危险载荷，防止乘员头部触及任何致伤物（比如有棱角或尖锐边等）。

除了使用安全带和肩带保护外，还可通过消除头部和其他要害部位

冲击距离内的致伤物（如锐边、坚硬表面等），来保护乘员不受到严重伤害。

(3)第 29.2 条(c)款

安全带和肩带必须满足旋翼航空器型号审定基础规定的静强度和动强度要求，并通过分析或试验方式进行验证。

按 CTSO-C114 的批准，不等于安全带和肩带系统在经动态试验的旋翼航空器结构上的安装批准。

对安全带和肩带的组合使用的情况，尽管在第 29.2 条中未对安全带和肩带的载荷分配和设计要求做详细说明，但依据第 29.785 条，安全带和肩带的静强度要求是其额定强度不得低于第 29.561 条所规定惯性力相对应的强度。此时乘员重量不得低于 77 公斤（170 磅），还须考虑约束系统安装的空间特性，在载荷分配上，安全带至少承担 60％载荷，肩带至少承担 40％载荷。如果可以在不使用肩带的情况下单独使用安全带，则安全带必须具有单独承受规定惯性力的能力。安全带和肩带与座椅或结构的连接件应考虑第 29.785 条(f)款(2)项规定的 1.33 系数。

安全带和肩带的动强度要求是能承受第 29.562 条应急着陆情况下的载荷。

(4)第 29.2 条(d)款

本款是对旋翼航空器制造日期的确定给出指导，按以下方式之一确定:

(a)反映旋翼航空器完工并满足 CAAC 批准的型号设计资料的验收检查记录或等效记录的日期;

(b)外国适航当局证明该旋翼航空器完工并颁发初始标准适航证或等效文件的日期。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.2 条要求的可接受的符合性方法包括: 设计评审、工程符合性检查、飞行试验和设备符合性。

首先应按本条(d)款的说明确定制造日期，判断本条款的适用性。在确定适用的情况下，开展以下验证工作。安全带和肩带可以随旋翼航空器一并取证，也可按技术标准 CTSO-C114 规定单独取证，但需考虑安装强度问题和载荷匹配性问题。

(1)第 29.2 条(a)款

通过图纸、设计文件等文件，表明满足以下要求：通过座椅系统的构型类文件说明设有供乘员使用的安全带和肩带，其设计构型具有单点脱扣功能，在不使用时能够将其固定的设计措施。

结合飞行试验，进行机组评估，表明驾驶员在系紧安全带和肩带后能执行飞行任务所需的所有操作。

进行工程符合性检查，验证安全带锁扣为单点脱扣功能，可快速打开，不使用安全带和肩带时能将其固定，不妨碍对旋翼航空器的操作和在应急情况下的迅速撤离。

(2)第 29.2 条(b)款

通过设计评审，表明满足以下要求：通过安全带-肩带的构型类文件表明选用的安全带-肩带能防止头部触及致伤物体，能够保护乘员不受到严重伤害。

进行工程符合性检查，检查乘员就座并系紧安全带后，乘员头部活动范围内不存在致伤物，乘员不会受到严重的头部损伤。

(3)第 29.2 条(c)款

通过有关计算、试验文件、符合性文件等，表明满足以下要求：

(a)开展安全带-肩带的强度计算或试验，验证的强度不得低于第 29.561 条中所规定惯性力相对应的强度。按第 29.785 条要求，表明在载荷分配上，安全带能承担至少 60％载荷，肩带能承担至少 40％载荷。如果可以在不使用肩带的情况下单独使用安全带，则安全带具有单独承受规定的惯性力的能力。

(b)按第 29.562 条要求开展动态试验，验证安全带和肩带能够满足动强度要求。

肩带安装所用的侧向设计载荷系数可采用旋翼航空器型号审定基础规定的载荷要求，但需要通过试验或分析验证。对适用 CCAR-29-R1 及以后修正案的旋翼航空器，肩带安装所用的侧向载荷系数按第 29.561 条(b)款(3)项(iii)目需取 8g；对于“早期”设计的旋翼航空器（适用 CCAR-29 部首版），肩带安装用的侧向载荷系数可以取 2g（按其第 29.561 条(b)款(3)项(iii)目要求）。

(4)第 29.2 条(d)款

通过设计评审表明符合性，并确定审定基础。

AC 29.21 证明符合性的若干规定

1. 条款要求解析/规章安全意图

对申请合格审定旋翼航空器的重量、重心、高度、温度、空速、旋翼转速等每一种组合，都必须表明其符合性。试验目的是研究该旋翼航空器在整个运营包线内总体性能和特性，用于确定飞行手册中的使用限制、正常和应急程序以及性能资料。试验还必须提供验证旋翼航空器实际性能、结构设计参数、动力系统以及系统工作符合所有审定要求的方法。

(1)在局方型号检查核准书（TIA）审定试飞之前，申请人应表明该旋翼航空器符合适用的条款要求，在大多数情况中，应由申请人先进行系统的飞行试验。在申请人向局方提交足够的数据资料，表明已满足符合性要求后，局方再进行为验证申请人试验结果所需要的检查、飞行和地面试验。如验证机的构型经检查确认，局方的符合性确认可部分地由申请人完成的试验来进行，符合性确认可以以申请人的工程数据和现场检查或审定试飞验证为依据。如果工程判断不能合理推断研究各种组合下的符合性，则审定试飞应在规划的飞行变量的临界组合情况下进行。

(2)性能试飞包括最小使用速度(悬停)、起飞和着陆、爬升、下滑、高度-速度和可用功率试验。为满足某些特殊要求，还可以进行其它的性能试验。详细的性能试飞程序和允许的外推和模拟计算上限制，见相应条款的咨询通告。

(a)悬停试验的目的，是确定在有地效（IGE）和无地效（OGE）（如果要求）两种情况下的高度、温度和重量的各种组合。由这些数据，可以计算出悬停升限。

(b)起飞和着陆试验的目的，是确定在高度、温度和重量的各种组合下起飞和着陆的总距离。

(c)爬升试验是要在高度、温度和重量的各种组合下，确定在最佳爬升率的空速或不同爬升空速时的爬升率。

(d)高度-速度试验的目的，是确定高度-速度包线边界，以保障如果发生一台发动机失效后能安全着陆。

(e)可用功率试验的目的，是验证或重新制定发动机装机后的保证性

能，该发动机性能是发布航空器性能的依据。

(3) 稳定性和操纵性试验的目的，是验证旋翼航空器具有适用条款要求的最低定性和定量的飞行品质和操纵特性。应采用标准化的试验程序来评价旋翼航空器的操纵品质，并用可接受的方法分析试验结果。本条(a)款允许用计算、基于试验的外推及模拟仿真等方法来表明符合性，对不能推断符合性的操纵性、稳定性和配平，则按本条(b)款要求必须进行试飞演示。本条(a)和(b)款的组合应用可以表明对使用包线限制的符合性。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.21 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、分析/计算和飞行试验。

(1) 设计评审

在型号合格审定计划中，申请人应制定包含所需测试设备在内的综合试验计划，以保证能覆盖全部的合格审定要求。还须提供验证旋翼航空器实际性能、结构设计参数、动力部件以及系统工作符合所有合格审定要求方法的说明文件。

(2) 分析/计算

根据旋翼航空器的设计特征，通过对重量、重心和转动惯量的计算确定出重量和重心范围;

对飞行试验的结果进行分析计算得出重量重心包线范围内的飞行性能和各种飞行限制，并在飞行手册中给出。

如采用计算分析方式，计算分析模型的结果需先期通过试验结果校验确认。最终批准的临界组合应充分验证，并按照标准的试验方法在最终符合性文件中给出。

(3) 飞行试验

根据批准的飞行试验大纲对所需验证的条款内容进行飞行试验，包括重量、重心、高度、温度、空速、旋翼转速等各种组合状态，完成悬停、起飞和着陆、爬升、巡航飞行、高度-速度、自转下滑、机动性和稳定性、操纵性等试飞科目，试验至申请的飞行包线边界，统计这些试验及结果以表明已经覆盖了重量重心的各种临界和典型组合，满足本条款要求。

上节(2)中的试验及其结果是申请人表明基本适航性及可能符合适航规章中规定的最低要求。局方审查这些基本试验结果后就可以颁发型

号检查核准书。之后局方将制定计划，抽查并确认对规章的符合性，试验计划要考虑重量、重心和旋翼转速的各种组合，并覆盖型号合格审定所要求的高度和温度范围。

AC 29.25 重量限制

1. 条款要求解析/规章安全意图

(1)本条款规定了制定最大和最小合格审定重量的准则。这两个重量可以申请人选择的重量、设计要求或表明符合所有适用的飞行要求的限制等为依据。

(2)制定最大和最小重量限制的典型要求包括:

最大重量: 结构限制、性能要求、稳定性和操纵性要求。

最小重量: 自转旋翼转速、稳定性和操纵性要求。

(3)可抛放的外挂货物

对可抛放的外挂载重，不要求对外挂货物吊挂设备进行第 29.865 条所要求的疲劳验证，当超过标准的结构限制时，旋翼航空器结构、旋翼、传动装置、发动机等按第 29.571 条对外挂货物的构型进行合格审定。结合第 91.1217 条和第 91.1223 条的要求，最终确定外挂载重状态下的最大重量限制和使用限制，按旋翼航空器载重组合写入飞行手册。

(4)该条款要求在旋翼航空器飞行手册（RFM）的限制章节中包括第 29.143 条(c)款所示可使用的运行包线。如果旋翼航空器的乘客座位少于或等于 9 个，除了 8.75 米/秒（17 节）风速的操纵性要求外，申请人在选定的方位角限制范围内提供额外的可操控资料，则允许这个限制的范围内增加重量。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.25 条要求的可接受的符合性方法包括: 设计评审、分析/计算和飞行试验。

本条款应该和第 29.27 条一同关注，条款的验证通常与旋翼航空器的操纵性和机动性等相关特性的验证结合进行。

(1)设计评审

根据旋翼航空器的设计特征，制定出旋翼航空器的最大重量和最小重量，如果带有可抛放的外挂载重还需说明对应的可抛放外挂载重的重

量限制及外挂载重情况。

(2)分析/计算

编制重量、重心计算报告，计算得出相应重量、重心限制的转动惯量等特性数据。

(3)飞行试验

(a)根据飞行性能及飞行特性计算结果，选取最典型的飞行状态，进行所有与重量有关的飞行试验演示和验证;

(b)通过对飞行试验的结果进行处理和分析，给出重量重心包线，根据承受相应结构载荷的最大最小重量和申请人选定的最大最小重量，最终确定选用航空器的重量限制;

(c)对客座量等于或小于9座的B类旋翼航空器，需要将操纵性试飞确定的最大风速下的使用包线(最大重量、高度、温度)在飞行手册的限制章节中给出;

(d)对于外挂载重，则根据技术状态和使用任务进行重量重心及转动惯量计算，然后开展有关的飞行性能和飞行特性试验，根据飞行试验结果进行计算和分析，编制相应的飞行试验报告，综合给出外挂载重的最大重量限制和使用限制。

由于加装试验测试设备的要求，可能无法在最小重量下定量证明所有飞行要求。试验人员必须保证旋翼航空器在最小允许飞行重量下符合适用的要求。如果不存在临界区域或预先考虑了临界区域，可以在试验测试设备拆除后和最小机组人员情况下定性地进行这项评定，此外，允许合理的外推。然而，如果在最小飞行重量下出现临界区，则不允许外推。

根据第29.25条(c)款要求增加总重时，保证其典型的或有代表性的货物重量和（或）外形（或密度）是符合使用要求。对重量和形状的所有可能的组合，不进行评定。在提供给运营人的旋翼航空器手册或旋翼航空器手册补充内容中，要注明有代表性的构形。对各种已有的特殊情况，运营人必须满足第91.1217条和第91.1223条的要求。批准的旋翼航空器手册或其补充内容，应提供必需的限制和任何其它经评定过的有代表性的货物构形资料。只要遵守批准的限制，第91.1217条还允许运营人获得附加的和独特的货物构形批准。AC 29.1581节涉及到了旋翼航空器飞行手册及其应包含的内容。

AC 29.27 重心限制

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款明确规定了制定重心限制的原则，以重心限制作为安全目标，要求制定重心限制并在制定的重心范围内证明符合所有适用的飞行要求。

旋翼航空器需要根据第 29.25 条中规定的每一重量来制定旋翼航空器的前后极限重心，除了规定纵向重心限制的同时，还要制定横向重心限制或确定其不是临界状态。

在实施飞行试验时，通常采用装载配重来研究批准的总重和（或）重心限制。尽管其它形式的配重（如水）同样可以使用，但在旋翼航空器飞行试验期间，最普遍使用的配重是铅块。必须仔细选择配重的位置。支撑结构的强度应足以能支撑配重在特定试验期间经受飞行载荷和第 29.561 条(b)款(3)项中的极限惯性力。把配重紧固在预定的位置上很重要。为了避免配重在飞行中出现位移，必须采用可靠的固定方法。飞行试验机组人员还应目视检查配重的数量、位置和牢固性。还应考虑因配重位置而产生的质量惯性力矩对飞行特性的影响。试验旋翼航空器的质量惯性力矩应尽可能与批准的正常载重条件下所预计的质量惯性力矩相同，特别是在进行与动态操控有关的试验时。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.27 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、分析/计算和飞行试验。

(1)设计评审

根据旋翼航空器的设计特征和全机重量分布，确定旋翼航空器规定的每一重量对应的纵向重心限制和横向重心限制。

(2)分析/计算

编制重量、重心报告，计算出重量、重心及转动惯量，确定选定的重心限制。

重心位置和限制对于旋翼航空器的飞行稳定性和安全性最为重要。首先关注的是纵向重心限制的确定，相对纵向重心限制而言，横向重心限制也很重要。旋翼航空器的设计通常是横向具有近似对称性，但横向

对称性可能会被横向载重所破坏，因此有必要制定横向重心限制。超出制定的重心限制以外的载重可能严重地影响稳定性和操纵性。旋翼航空器的重心限制的制定必须考虑重心随燃油消耗的变化，对于旋翼航空器来说，采用可接受的装载和(或)操作说明，有可能使其重心保持在制定的限制之内。

由于旋翼航空器异常的和不对称的内部和外部的横向载荷使用的增加，因此横向重心限制已变得更为关键。最大许可的横向重心限制，还影响确定不可用燃油量的结果。

(3) 飞行试验

根据飞行特性计算结果，选取各科目最临界的重心状态，编制飞行试验大纲，通过飞行试验对各种重心极限进行验证和考核。

通过飞行试验得出各种临界重量和重心组合条件下的飞行性能和飞行特性数据，对飞行试验的结果进行处理和分析，给出相应的重心限制。

结构限制可能会限制最大纵向重心前限。然而在大多数情况下，在足够低的速度操纵功率条件下制定的纵向重心前限最大值，以满足像第29.143条(c)款这类的要求。同样，最大纵向重心后限也可以是“结构限制”，但它通常是在完成旋翼航空器操纵品质试验后的飞行试验中确定的。飞行试验可能会缩小“结构限制”中心包线，但是不应仅使用飞行试验来扩大“结构限制”。可能影响最大重心后限的其它因素有自动增稳装置系统故障、临界飞行过程时过大的旋翼航空器姿态，或者是为了补偿一台发动机失效时而足够大的操纵功率状态。

纵向重心和横向重心限制极为重要，以确保在批准的高度、环境温度、总重、空速和旋翼转速范围内不应存在不安全状态，所以还必须考虑到所有相关的故障。

AC 29.29 空机重量和相应的重心

1. 条款要求解析/规章安全意图

旋翼航空器的空机重量由机体、发动机以及有固定位置和永久地安装在旋翼航空器上的所有使用设备重量组成（包括必装设备和选装设备）。空机重量包括固定配重、不可用燃油、其他不可用的液体和全部工作液体。“全部工作液体”，例如发动机、辅助动力装置、主减和辅助减速器以及液压系统中使用的机油，通常是相互独立的液体系统，加

注至“最大油位”指示位置。非永久性安装设备（比如随身携带设备）运行所需的液体不作为空重的一部分。

(1)固定配重系指旋翼航空器的永久配重部分，也是操纵空机重量重心(CG)的一种措施。

(2)已安装设备是CAAC批准的设备，利用配件将其与旋翼航空器连接，从而成为旋翼航空器不可分割的一部分。这类设备的安装或拆除必须记录在航空器设备清单中。利用规定称重时已安装的设备以及这些设备的重量和重量力矩清单，来达到符合第29.29条(b)款的要求。

2. 可接受的符合性方法

满足第29.29条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、分析/计算和地面试验。

(1)设计评审

本条款明确旋翼航空器的空机状态，表明状态易于再现。

(2)分析/计算

编制重量、重心计算报告，计算得出理论的空机重量及相应的重心位置。

(3)地面试验为了确定空机重量及相应的重心，需进行称重试验，先根据称重试验要求，结合实际试验条件，编制称重试验大纲或程序文件，说明实际的称重技术状态、称重方法、实际使用的称重设备、称重记录表、全机重量和重心位置的计算等。

按照称重试验大纲进行称重试验，在称重记录表中记录称重读数和测得的有关数据。

编制称重试验分析报告，给出运用全机重量和重心位置的计算方法计算得到的实际空机重量和重心结果。

对于原型和改型的旋翼航空器，仅需通过称重确定已知的基本重量和重心的位置。依据确定的基本重量和重心位置，对试验大纲所要求的重量和重心进行计算。

对旋翼航空器的更改或系列更改引起空机重量明显变化，则应重新计算重量和平衡。此外，旋翼航空器飞行手册或旋翼航空器飞行手册增补章中的重量和平衡资料应反映这种空机重量的变化。

为获得特定的重心位置，可采用任何一种方法来完成旋翼航空器的

配重装载。倘若飞行试验目的不受配重布置的影响，则安装在旋翼航空器结构范围以外的配重布置是可接受的。在飞行试验中，会偶尔遇到难于获得所希望重心限制的装载问题，这种情况可能需要在发动机舱内或在其它未装载的地方装载配重。当遇到这种情况时，应注意保证不超过其局部结构应力，或注意保证旋翼航空器飞行特性不因配重增加到极限重心位置所引起的惯性矩增加而发生变化。

可用于装载的配重有固体或液体。固体配重通常是诸如铅等高密度物体，而液体配重通常使用水。在临界试验情况中，液体配重可在飞行中抛弃。而在任何情况下，固体配重都应牢固地系在其装载位置上，以不会产生移动或影响飞行安全。

需要说明的是，确定空机重量和相应重心的工作通常是在生产型旋翼航空器上进行的，而不是在原型机上进行的。制造厂商已取得生产合格证，如果想要避免对每架生产型旋翼航空器称重，则可以提出建议，说明将用于确定空机重量和重心的程序，当建议被批准后，制造厂商对首批 5 架到 10 架生产型旋翼航空器称重，表明重量容差 ±1%以内，重心容差 ± 0.5 厘米（0.2 英寸）以内，此程序确定后就可以计算旋翼航空器空机重量和重心，只在一定间隔（例如每 10 架中 1 架）内进行称重，以保证生产的旋翼航空器保持在其重量和重心容差内。

AC 29.31 可卸配重

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款提供了在运营飞行中为获得符合本章飞行要求而使用可拆卸配重的方法。在型号合格审定后，对旋翼航空器飞行中使用的固定配重，必须在型号设计资料中加以说明。尽管本规章允许在正常类旋翼航空器上使用可卸配重，但可卸配重主要用在小型旋翼航空器上，目的是控制装载不同乘员时的重心。如果使用可卸配重，则在旋翼航空器飞行手册中必须有其使用和限制的说明。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.31 条要求的可接受的符合性方法为设计评审。

(1)根据旋翼航空器的设计特征，通过对重量、重心和转动惯量的计算和称重试验报告来确定是否需要可卸配重来实现相应的重量和重心要求，如果需要用到可卸配重，必须在设计资料中说明可卸配重的固定措

施。

(2) 在旋翼航空器飞行手册中明确可卸配重的使用和限制说明。

AC 29.33 主旋翼转速和桨距限制

1. 条款要求解析/规章安全意图

(1) 本条款规定了有动力和无动力时的主旋翼转速限制，并要求有低旋翼转速的告警指示。

(2) 有动力

在申请合格审定的整个飞行包线内，有动力限制应在正常飞行预期的任何适当机动飞行中，足以使旋翼转速保持在该限制之内。由于发动机调速和发动机工作特性，在过去要求有大约 3%最小有动力转速限制变化范围，但随着先进的发动机和发动机控制器的发展，可能不再需要有一个范围，有一个固定值就足够了。如果经过验证，有动力瞬态值也是可以接受的。

(3) 无动力

只要不超过应力限制，无动力时的旋翼转速限制范围应足够宽，一边把在各种正常自转机动飞行中出现的旋翼转速都包含在内，但最后着陆阶段（触地）除外，因此时的旋翼转速可能低于飞行时的最小瞬态限制。这些限制范围还应足以覆盖申请合格审定的空速、重量和高度范围。本条款不要求最小和最大限制值同诸如最大或最小重量和（或）高高度这样的极值进行组合。应在飞行包线的各极值点和正常试验的各种环境条件下，进行自转要求的抽查。在可能遇到自转旋翼转速高的状态下，允许驾驶员通过操纵以防止旋翼超转。在与低高度和极冷温度相组合的小重量情况下，正常的低旋翼桨距调节可能不足以使自转旋翼转速值保持在这些限制范围内。如果出现这种情况，只要飞行手册和维修手册清楚地给出了调整要求和程序，制造厂商就可以选择调整低距限动块，作为极端环境条件下的维修程序。当环境温度和海拔高度稍有变化时，在两构形之间必须有足够宽的环境条件“重叠区”，以致不要求进行重新调整。低旋翼桨距止动块的任何向下调整，必须持续保证操纵机构和旋翼航空器其它结构件之间有足够的间隙，并应在飞行试验期间进行评定。有动力和无动力的限制，还可以由在某些批准的飞行状态(如高空速飞行

和侧飞)下遇到的临界挥舞限制来确定。

(4)附加的旋翼转速范围

如果申请人选定以附加的旋翼转速范围来验证其航空器，以试图了解在某些飞行状态下或机动飞行（如A类一台发动机不工作（OEI）继续起飞和放弃起飞以及中断着陆）中航空器是否具有附加的性能。只要所有相关的适航要求通过在该转速范围内的飞行得到完全的验证，则这样的附加转速范围是可以接受的。验证应包括在此附加转速范围内，传动系统耐久性试验和在适用的机动飞行中性能及飞行特性的飞行试验验证。局方之所以未把附加转速范围定义为瞬态的，是因为必须满足所有适用的要求后才能批准这些转速范围。

(5)低转速告警

如果在预期的飞行状态下，旋翼转速有可能低于批准的最小值，则要求有低旋翼转速告警。对所有单发旋翼航空器和当一台发动机失效后，其余发动机的功率输出不会自动增加的多发旋翼航空器，都要求有低旋翼转速告警指示。如果有动力和无动力的最小旋翼转速限制不同，则告警信号应是较高旋翼转速的信号，而通常是有动力最小旋翼转速的信号。某一类旋翼航空器如果总距放到最低，则有一个告警系统中断装置，而其它类型的旋翼航空器，还有发动机转速告警装置，以指示发动机失效。所有这些有关的告警系统，必须以保证足够的旋翼转速为重点来进行评定。

2. 可接受的符合性方法

满足第29.33条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、分析/计算、实验室试验、地面试验和飞行试验。

(1)设计评审

通过相应的设计报告给出旋翼转速限制（包括有动力和无动力）和相应的桨距限制，说明旋翼低转速告警的设计。

(2)分析/计算

对于旋翼航空器的高转速限制，进行旋翼系统强度计算分析。

(3)试验室试验

对于旋翼航空器的高转速限制，进行旋翼系统强度试验。

(4)地面试验

对于旋翼航空器的高转速限制，进行传动系统耐久性试验。

(5) 飞行试验

(a) 有动力

通常结合与飞行性能和飞行特性科目，对所有有动力飞行状态进行检查，验证:

(i) 在申请合格审定的整个飞行包线内，有动力主旋翼转速限制范围能包括预期的任何适当的有动力机动飞行中的主旋翼转速变化;

(ii) 在任何验证过的有动力飞行状态下，主旋翼转速不会明显低于批准的最小主旋翼转速。

(b) 无动力

无动力旋翼转速限制的验证，不要求最小和最大限制值同诸如最大或最小重量和高度这样的极值进行组合，只需在正常的使用环境条件下进行自转要求的检查。通常在申请合格审定的范围内，选取合适的空速、重量和高度的组合，进行无动力 V_{NE} 飞行和模拟自转着陆，验证:

(i) 在申请合格审定的空速和重量范围内，无动力旋翼转速限制范围能包括预期的任何适当的自转机动飞行中的旋翼转速变化;

(ii) 在最临界的空速和重量组合条件下的自转状态，主旋翼正常低桨距极限能保证有足够的主旋翼转速;

(iii) 不需要特殊的驾驶技巧就可以防止旋翼转速超过无动力最大主旋翼转速限制。

(c) 旋翼低转速告警

结合于上述飞行试验，验证旋翼低转速告警能够正确触发，清晰明了，并能够正常解除。

AC 29.45 性能总则

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款是对飞行性能验证的总则性要求。旋翼航空器的飞行试验，应在整个适用大气范围内（包括高度、温度、湿度）等试验条件下进行验证，验证时需按发动机经批准的性能进行考虑。活塞和涡轮发动机都要求考虑大气湿度对发动机功率的影响，对于涡轮发动机，还需提供功率保证检查方法。

(1) 找到理想的试验条件是不可能的，有许多影响飞行试验结果的变

量或可变因素必须予以考虑，例如风、温度、高度、湿度、旋翼航空器重量、功率、旋翼转速和重心等。全面了解试验程序和数据处理方法是至关重要的，为了确定可接受的试验条件，必须使用正确的工程判断。应当用经批准的方法对试验结果进行分析和外推。

(2)对于安装涡轮发动机的旋翼航空器，必须提供起飞前的功率保证检查方法。飞行性能应建立在按下面(10)（发动机功率—涡轮轴发动机）所确定的经批准的发动机功率基础上，而不是建立在任何瞬态限制基础上。批准的瞬态限制主要适用于无意超出经批准的使用限制的情况。在这些瞬态限制范围内的任何持续使用，通常需要有特殊的维修方式。然而，对于A类中断起飞和单发不工作继续起飞、高度-速度图确定这样项目的演示，都是依据附加的结构验证和传动系统验证来认可低旋翼转速的（见AC 29.33）。

(3)参数变化对试验有明显影响时，试验结果应修正到该参数的标准值，反之不需修正。

(4)该条对安装涡轮发动机的航空器规定了提供功率保证资料的要求。此资料是为驾驶员在起飞前确定每台发动机达到旋翼航空器飞行手册中给出的性能所必需的功率而提供的一种方法。应验证在旋翼航空器飞行手册所包括的功率保证资料。尽管通常用功率保证曲线来满足本条要求，但也可以采用其它符合性方法。

(5)30秒和2分钟OEI功率额定值基于单次飞行期间的三个使用周期来计算。这三个使用周期的目的是：(i)从单台发动机失效的初始恢复，(ii)进行OEI中断进场复飞，以及(iii)进行最终OEI着陆。旋翼航空器基于这些有时间限制的额定功率仅允许在上述三个使用周期内，每个周期使用一次。

(6)全发工作（AEO）性能必须基于批准的AEO额定功率。OEI额定功率不适用于AEO额定功率。

(7)在单发失效情况下的飞行，按一台发动机不工作（OEI）30秒钟和（或）2分钟功率状态的合格审定要求。对批准使用一台发动机不工作30秒钟和（或）2分钟功率的旋翼航空器，目前采用经批准的较低功率水平的功率保证程序来完成部分功率检查，可能不足以保证能达到30秒钟功率水平。

(8)高度限制

(a)在旋翼航空器飞行手册中通常给出两个高度，以确定旋翼航空器的使用包线：最大使用高度、最大起飞和着陆高度。

(b)最大使用高度是第29.1527条要求的一个使用限制，它是描述允许飞行所达到的最大高度，该高度通常定为最大巡航或航线飞行高度。

(c)起飞和着陆的最大重量、高度和温度也定为一个限制。最大起飞和着陆高度可以与最大使用高度相同，但绝不可以超过最大使用高度。在第29.51、29.53、29.59、29.63、29.73、29.1583、29.1587条中，给出了起飞、着陆和悬停升限数据以及资料提供的要求。

(9)温度影响

(a)在申请合格审定的整个环境条件范围内，本规章禁止有不安全的设计特征，还要求在申请人选定的、经批准的大气变量范围内确定性能和操纵品质。

(b)要求在批准的温度范围证实温度对性能和操纵特性的影响。过去，确定极端温度对性能和飞行特性的影响时，通常允许采用经批准的分析方法。随着新的、高性能旋翼航空器、先进旋翼叶片设计、大速度、高桨尖马赫数的提出，以前的分析方法显得明显不足。因此，性能和飞行特性应该在极端温度下进行验证；但是，如果相适宜的分析方法得到验证时，分析也是许可的。

(c)多个型号的低温项目证实，旋翼航空器的性能和飞行特性受低温影响有时较明显。高温状态尽管没表现出临界，但仍应给予关注。

(d)当旋翼航空器处于极端温度时，会暴露出许多设计缺陷，有些缺陷会严重到足以要求重新设计设备或重新选材的程度。因此，为了满足第29.1309条(a)款的要求，申请人需要在申请合格审定的极端温度下对整架旋翼航空器进行验证。

(10)发动机功率—涡轮轴发动机

(a)旋翼航空器性能飞行试验的目的是为得到精确的、定量的飞行试验性能数据，以便为飞行手册提供资料。

(b)为研究整个使用包线内的旋翼航空器全部性能，需要进行各项飞行试验，这类试验提供的资料要纳入飞行手册，并且要提供发动机安装后最低保证的旋翼航空器预期性能的方法。

(c)飞行手册中性能所使用的功率，必须不大于扣除安装损失后的发

动机台架最低保证的可用功率。台架最低保证发动机是在试验台上，按照发动机制造厂商规定的状态，在规定的温度和转速下产生合格审定功率的发动机，保证的功率可以是额定值，也可以是限制值。某些发动机制造厂商在特定的发动机温度或具有较高可用限制的速度额定值条件下证明发动机能达到规定的功率。限制值是为确定保证功率允许安装发动机的最大值。每台发动机在旋翼航空器上安装之前，其性能由发动机制造厂商测定。这种测定是在实验室里通过静态运转试验来进行的，测得的数据是海平面标准昼间条件下的结果。获得的性能参数作为台架发动机性能参数写在试验记录卡片上，这通常称为“最后试车表单”。图 AC 29.45-1 是一台典型发动机和一家发动机制造厂商证明的作为发动机最低台架性能的比较。

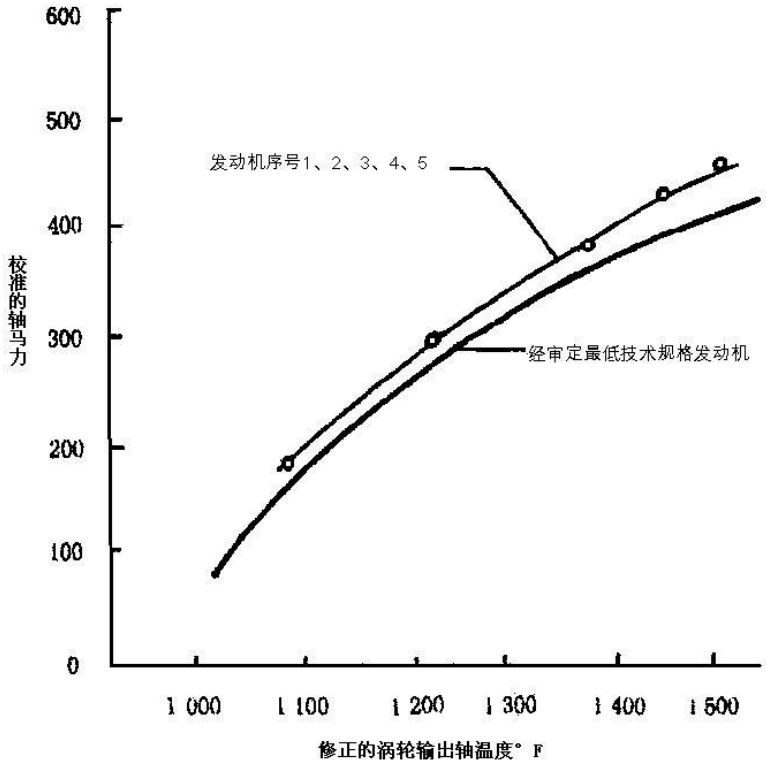


图 AC 29.45-1 轴马力随涡轮输出轴温度的变化－海平面标准大气

(d)发动机合格审定后，发动机制造厂商有责任确保交付的每台发动机，最小能输出经验证的功率而又不超过保证的使用值，所以对生产的每台发动机应建立“最后试车表单”。此外，如果需要，通常可以与发动机制造厂商协商，获取各台发动机扭矩系统的校正资料。这样可以进一步优化用于飞行试验大纲的发动机的精确度，发动机制造厂商还要提

供各种额定功率的预期可用非装机功率。这样可以进一步优化用于飞行试验大纲的发动机的精确度，发动机制造厂商还要提供各种状态的台架功率。这些资料可从发动机性能图表和发动机安装手册中得到。这些数据还提供了在批准的高度和温度范围内的发动机性能，包括安装对性能影响的修正方法。典型的发动机额定功率性能图表如图 AC 29.45-2 中。

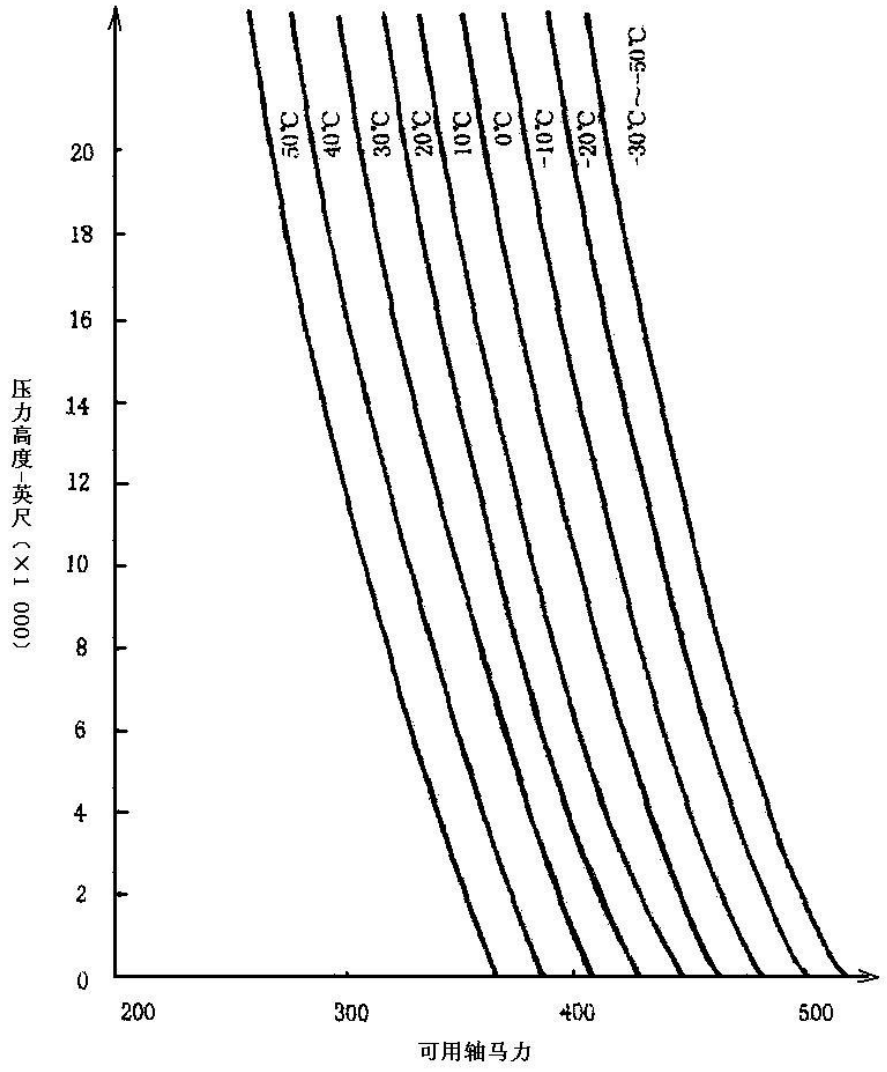


图 AC 29.45-2 非装机发动机的起飞可用功率

(e) 几种功率损失可能与发动机在旋翼航空器上的安装有关，典型的损失是进气损失、传动损失、排气损失和带动辅助装置（如电动机）引起的损失。对飞行手册性能还要附加考虑扭矩指示系统的精度和扭矩指针的分度。预期的非装机发动机可用功率特性，不能假设为发动机装机后的真实可用功率，因为这样就会忽略安装功率损失。为确定飞行手册性能，必须知道安装损失。安装损失是由于在旋翼航空器上安装而引起的可用功率减少，这些损失通常是发动机进、排气管道设计成曲线形状

造成的。旋翼航空器制造厂商通常进行试验，以验证发动机安装后能保证的可用功率，该可用功率是公布性能的基础。制造厂商有广泛使用的方法，通常都包括地面和飞行试验的某些组合。图 AC 29.45-3 是一组状态下的安装后的可用功率曲线的典型例子。

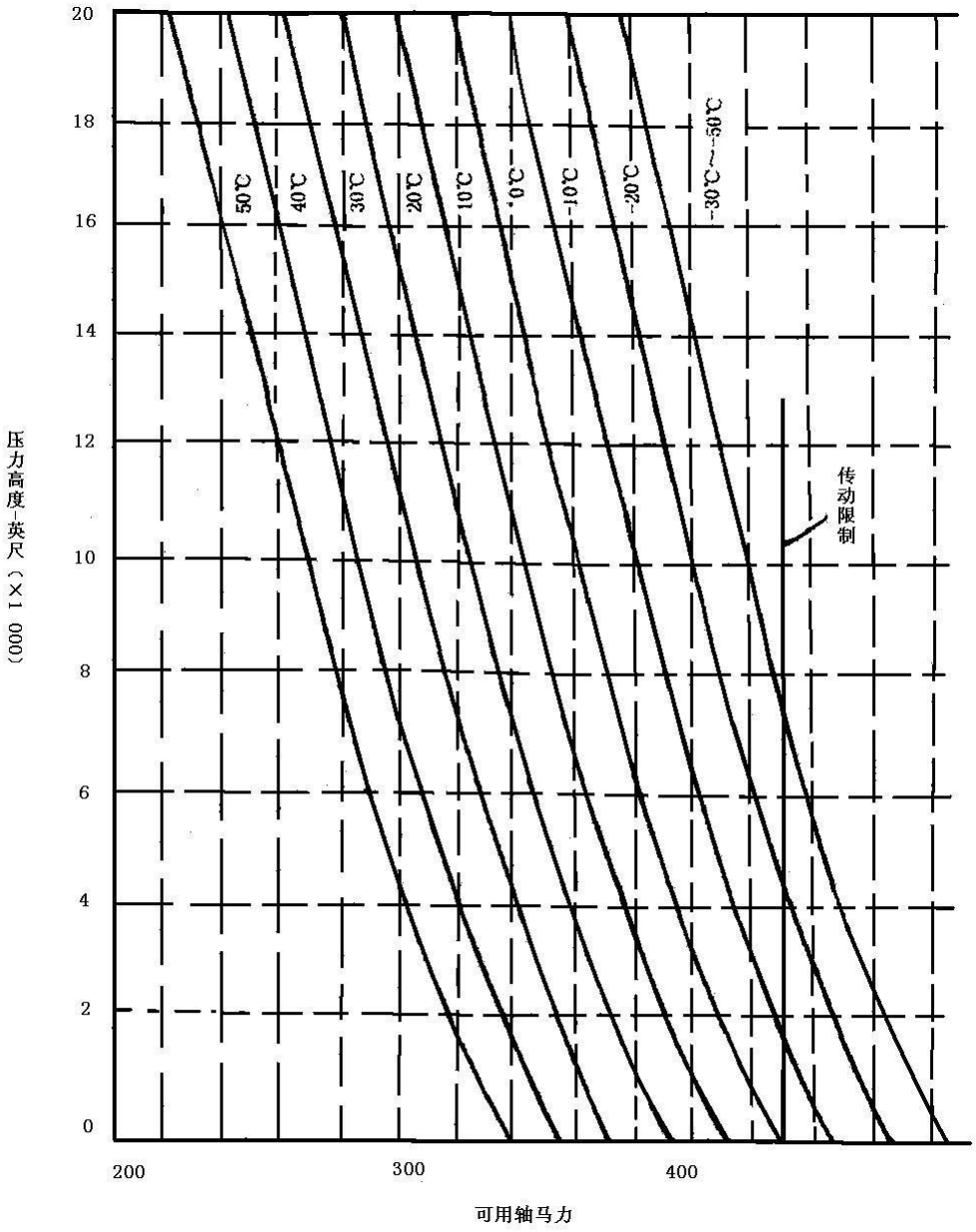


图 AC 29.45-3 安装发动机的起飞可用功率(切断防冰装置，400 转/分)

(f) 大多数情况下，装机后的预期可用功率低于试验台得到的功率。这在较低空速情况下，尤其如此，此时，排出气体再吸入，会降低可用输出功率，并使气流的流向发生变化。旋翼航空器制造厂商为取得任一空速增益，可选择对不同飞行状态确定其安装损失。例如，如果悬停性能所依据的真实可用功率是取自悬停中发动机安装后最低保证的功率，

则这是可以接受的。同样，旋翼航空器制造厂商确定的爬升性能所依据的真实可用功率，是取自发布的爬升空速时的发动机安装后最低保证的功率，也是允许的。这样允许制造厂商利用其优势，例如增加进气效率。

(11) 衰减后的发动机功率—涡轮轴发动机

(a) 对于特定型号发动机，可以用低于保证的“正常”衰减的功率运转来进行合格审定。这种“正常”衰减是指发动机性能逐渐降低，其原因可能是压气机的磨蚀所致，同机械损伤造成的性能突然降低完全不同。不应当将退化的发动机功率的应用和安装的发动机功率机械降低值混淆起来，后者常常用于匹配传动系统与发动机的功率能力。

(b) 使用衰减功率的目的是让尚能服役且结构坚实的发动机继续工作，尽管航空器的性能此时可能有所降低。因此，发动机的有效寿命可以延长，这对使用方来说等于节约了资金。

(c) 必须对其它使用特性和可能受衰减发动机功率影响的系统做出考虑，其中包括:

(i) 发动机特性（第 29.939 条）—压气机排出压力的降低会减小发动机喘振裕度,并有可能影响发动机响应和空中再起动能力，因此应进行讨论。应考虑安装的航空器、发动机以及燃油分配机构等因素，但不要求必须进行飞行试验;

(ii) 客舱用气系统的性能可能有所降低。在该系统中除了其功能取决于临界压气机排出压力的那些零件外，预计不会有其它问题;

(iii) 气体发生器可达到的最大速度和在某些环境条件下的可用功率大小，可能会因压气机排出压力输入燃油分配机构而受其影响;

(iv) 与压气机排出压力有关的防喘振系统，如放气活门、气流隔栅、放气带和可调入口导向叶片等都会受其影响。除了安装时的安装损失加之退化降低压气机排出压力，引起放气装置断开和使任一发动机额定功率降低外，这种影响通常是微不足道的。

(12) 发动机失效

(a) 对于多发旋翼航空器，发动机的布置可能会导致发动机之间不同的安装损失，在此情况下，旋翼航空器的 OEI 性能应按安装损失最小的发动机失效来确定，这台安装损失最小的发动机就是临界发动机。

(b) 在某种程度上，所有验证发动机失效后性能和特性的试验中，发

动机失效都是模拟的。对于具有液压机械调节系统的发动机，习惯做法是将发动机置于慢车位置，使得发动机与旋翼传动系统脱开。对于配备了全权限数字式控制系统（FADEC）的发动机，特别是具有30s/2min OEI功率等级结构的发动机，习惯做法是通过软件工具减小全部发动机的功率来模拟一台发动机失效。

(c)必须表明，模拟发动机失效时旋翼航空器和发动机的特性与实际发动机失效时相同，剩余的工作发动机能够输出预期的功率，需要特别注意的是“失效发动机”功率衰减特性、“剩余的工作发动机”功率增加特性以及旋翼转速控制。

2. 可接受的符合性方法

满足第29.45条要求的可接受的符合性方法包括：分析/计算、飞行试验和地面试验。

(1)分析/计算

根据旋翼航空器设计参数和风洞试验数据，进行理论计算，初步给出旋翼航空器的性能，包括悬停、爬升、自转、起飞、着陆、极限高度-速度包线等，为性能飞行试验提供参考。通过性能飞行试验，获取实测数据，再对性能的理论计算结果进行修正。

旋翼航空器的性能建立在可用功率的基础上，可用功率等于发动机功率减去安装损失以及附件和服务设施所消耗的功率。为了保证旋翼航空器的性能，应使用发动机制造厂商证明的最低保证性能功率作为发动机功率，进而得出可用功率。安装损失是由于发动机在旋翼航空器上安装而引起的可用功率减少，这些损失通常是由发动机进气或排气管道设计成曲线形状造成的，进气损失、排气损失和传动损失是典型的安装损失。

(2)飞行试验

性能飞行试验通常包括可用功率、悬停、爬升、自转、起飞、着陆、极限高度-速度包线等，这里着重说明性能飞行试验的一般性要求以及可用功率飞行试验的相关要求。

(a)风对试验的影响

(i)允许风的条件将随试验类型而变化，旋翼航空器总重和试验状态不同，允许风的条件也不同。除非风对悬停性能试验的影响可以确定和（或）计算，一般地说，悬停性能试验应在不大于1.54米/秒（3节）的

风速下进行。

(ii)以往的经验表明，如果对起飞和着陆距离进行试验时测得的风速修正，稳定的0~10节风是可接受的。但垂直起落试验就不是这种情况。为了获得一致的、可重复的垂直飞行性能数据，对垂直起落性能的确定，应采用与获得悬停性能数据的试验中所用的相同风速条件，即试验风速不超过2.57米/秒（5节）。实际上，在1.54米/秒~7.72米/秒（3节~15节)风条件下,某些旋翼航空器的有地效悬停性能会有所下降，其原因是主旋翼部分处在其自身涡系中所造成的。由于在高度-速度包线确定中，风的干扰影响与垂直起飞和垂直着陆性能确定中风的干扰影响一样，所以，试验时应遵循使用相同的许可风速，即0~2.57米/秒（5节）。对A类试验，也应考虑侧风和/或顺风的影响，直到A类型号合格审定规定的最大值。

(iii)由上述可以看出，对一特定的试验或旋翼航空器，不存在精确的允许风速这种概念。飞行试验机组必须根据所有可用资料进行工程判断，确定每种状态的允许风速。下面给出的允许风速条件仅作为一般指南:

1)悬停性能——0~1.54米/秒（0~3节）;

2)常规的起飞和着陆——0~5米/秒（0~10节）;

3)垂直起落性能——0~2.57米/秒（0~5节）;

4)极限高度-速度包线——0~2.57米/秒（0~5节）。

(iv)对于特定试验，应提供测量旋翼高度处的风速、风向和环境温度的手段。可以在飞行手册中就起飞和着陆距离给出风对所需跑道长度的影响。

(v)对常规的起飞和着陆场地长度，可给出各种风的影响数据，这种影响应不大于沿着起飞或着陆航迹、与飞行方向相反的极小风的分量。

(b)高度影响：外推和内插

(i)采用CAAC批准的方法:

1)悬停、起飞和着陆性能可由试验数据外推最大±1200米（4000英尺）高度;

2)经验表明，有地效（IGE）操纵品质、高度-速度特性和发动机工作特性由试验高度外推指导最大密度高度±600米（2000英尺）

3)巡航稳定性和操纵性试验应至少在两个不同的高度，即最低实用高度和接近批准的最大巡航高度上进行评定。大约 3000 米（10000 英尺）的内插是允许的。

(ii)如同所有的试验一样，如果所有的可用资料和工程判断表明在非试验条件下能够满足规定的符合性，这样才能考虑试验结果的外推或内插。

(c)高度限制

(i)在制定最大起飞和着陆高度时，通常要求进行下列试验:

1)最小使用速度时的性能（第 29.49 条）

2)起飞（第 29.51～29.63 条）

3)爬升（第 29.64～29.67 条）

4)着陆（第 29.75 条）

5)极限高度-速度包线（第 29.87 条）

6)有地效操纵性（第 29.143 条 c 款）

7)冷却（第 29.1041～29.1045 条）

8)发动机工作特性（第 29.939 条）

这些条款的咨询通告相应段落中给出了相应测试方法及数据要求。

(ii)H-V、有地效操纵性和发动机工作特性的最大允许外推高度是±600 米(2000 英尺)。因此，在旋翼航空器飞行手册中给出的最大起飞和着陆高度通常在高高度试验场完成测试密度高度扩展不超过 600 米(2000 英尺）。

(iii)对于座位数 9 座及以下的 B 类旋翼航空器，H-V 包线是性能资料；但对大于 10 座以上的 A 类和 B 类旋翼航空器，H-V 包线仍是限制。

(iv)CCAR-29-R2 中，增加了一些新的性能要求和操纵性要求。这些更改包括 OGE 操纵品质。

(v)最大起飞和着陆高度可以外推，但不大于高度影响中给定的值，而且不超过由最大起飞和着陆高度中列出的各项要求所得到的最低高度。

(d)温度影响

(i)局方有责任检查在申请合格审定的极端温度下申请人预测的性能和操纵特性。如果需要，飞行验证可包括悬停和爬升性能、机场粗糙度确定、发动机失效、高度-速度特性、操纵性、静稳定性、V_{NE}和（或）

V_D的评定和“地面共振”等的抽查。此外，为了确定操作的满意程度，还应对各系统进行评定。

(ii)试验数据的外推仅在申请人预测或计算的数据由真实试验证实后才允许进行，但在任何情况下，外推-10℃以下或 20℃以上的试验值时要格外谨慎。

(e)重量影响

对每个数据点，试验重量应保持在预定重量的-1%～+3%之内。重量仅可以在允许高度外推的范围内，沿着制定的重量/相对密度（W/σ）曲线外推。

(f)发动机功率—涡轮轴发动机

(i)在进行试验以前，对各种飞行状态，应预测和计算发动机装机后最低保证的输出功率。用真实飞行试验验证该预测值，是必不可少的。飞行试验要在不同的功率状态、高度和环境愠度下获得发动机性能的测试数据，这些数据应在要给出性能的真实飞行状态(也就是悬停、爬升或者巡航)中得到。

(ii)初始施加功率后，在扭矩保持常数期间，发动机的温度和（或）转速会明显地下降。换句话说，如果转速或温度保持常数，扭矩将会增加，这是涡轮轴发动机的典型特点。其原因是涡轮叶片大幅度的膨胀，减小了发动机中的间隙。某些发动机在功率不变时可能显示出温度增加，这是由于发动机系统或温度传感系统的特性引起的。在接近 2 分钟，发动机通常才会形成功率参数的稳定。基于这个理由，在获得飞行中的发动机数据时，应使用下列程序:

1)为确定起飞、30 秒钟和 分钟的功率值，首先使发动机稳定在低功率状态。待稳定后，再迅速增加到要求的起飞功率、30 秒钟功率和$2\frac{1}{2}$分钟功率水平。一旦达到规定的扭矩、温度和速度，立即记录发动机的参数。必须注意，不能超过任何一个限制。这些读数应在开始施加功率之后大约 15 秒钟得到;

2)为确定 30 分钟和最大连续功率值，在功率增加后一般要稳定大约 2 到 3 分钟，但稳定 5 分钟也是允许的。不同程序的理由是当驾驶员需要起飞或$2\frac{1}{2}$分钟功率值时，正处在临界飞行状态，没有充裕时间等待发动机发出额定功率。对最大连续和 30 分钟额定功率，允许有稳定时间，原

因是这些功率值与需要功率的飞行状态没有直接关系。可以证实发动机在特定的温度或发动机额定转速下，能够输出保证的功率并具有较高的经批准的最大限制。只有此额定值才用于确定安装损失。制定并证实发动机温度和转速的限制值，是为了使发动机在服役中退化时能继续产生保证的功率;

3) 记录到的飞行试验旋翼航空器上发动机的飞行测量数据，如果试验发动机高于最低保证的功率，则必须向下修正；反之，如果低于最低保证的功率，则应向上修正。为了验证安装在生产型旋翼航空器上的发动机最低保证的功率能够发出用于计算飞行手册性能的功率且不超过任何发动机的限制，上述修正是必要的。此外，如果生产型旋翼航空器功率的测量装置有较大功率误差（大于 3%），则这种误差必须按保守的方法予以考虑;

4) 对多发旋翼航空器，发动机的布置可能会引起发动机之间不同的安装损失。如果存在这种情况。多发性能应建立在发动机安装最低保证的总的功率基础上。一台发动机不工作的性能必须按安装损失最小的那台发动机的丧失来确定。此外，对由于诸如附件漏气、砂粒分离器等引起的功率损失，也必须做出相应的考虑。

5) 在整个试验大纲的实施过程中，应得到各种环境条件下的可用功率数据。某些发动机安装这样一种装置，在低温条件，它能将机械燃气涡轮转速限制在恒定校正速度上；另一些发动机，其功率可能受到最小燃油流量限制，这种情况只有在一定的环境条件下才会遇到。还有一些发动机，其功率受到扭矩限制装置的限制。因此，应在各种环境条件下得到可用功率数据，以验证所有限制装置都能正常工作，且不受安装影响。

(3) 地面试验

验证衰减发动机的预期可用功率飞行试验的必要性，取决于最初合格审定中期间提出的试验范围。如果原型机的合格审定已经包含了发动机功率—涡轮发动机中为批准可用功率而规定的飞行试验，则衰减发动机的演示试验的必要性将大大降低，也许可以取消。

如果确信由飞行试验验证衰减发动机的可用功率是必要的，则使用程序应和发动机功率—涡轮轴发动机描述的相同，但要把数据向下修正到退化发动机的运行范围。在使用包线内，有可能达到最大燃气发生器

速度的地方，或连接于燃气发生器排出压力的放气活门及其它装置有可能起作用的地方，应集中精力去获得试验数据。在许多装置上，最大燃气发生器速度发生在低温和高度；连接于燃气发生器排出压力的放气活门和其它装置，在热天、低高度时最有可能起作用，而且功率会减少。

对于衰减发动机，正常功率保证检查的程序会受到航空器制造厂商习惯做法的影响，也会受发动机合格审定的特殊规定(其规定了在低于发动机持续运行的条件下最低保证保证性能)的影响。可能的话，对衰减功率要引入更精确、更复杂的发动机监控程序。例如，可以要求带有相关记录功能的飞行趋势监控程序，这样的飞行程序必须通过发动机功率—涡轮轴发动机所述的飞行试验进行评定。然而一般制造厂商预期在该发动机安装时就给出保证功率程序的修改或扩充内容，说明不需要进行飞行试验评定。

如果提出一个复杂的功率保证程序并包含有数据处理和趋势分析要求，在对超出使用范围以外的操作进行严格控制或操作员已证明有能力使用退化发动机安全操作的情况下，考虑限制使用退化功率。

在申请合格审定的范围内，选取合适的高度和温度组合，以最大重量进行地面试验，对重心无特殊要求。依次对旋翼航空器的每台发动机做功率状态检查，以一定的扭矩为步长，从慢车位置开始逐渐增加发动机功率，直到 OEI 最大连续功率或 30min OEI 功率，每个状态稳定 2～3 分钟，记录发动机参数。将地面试验获得的发动机数据与发动机制造厂商提供的台架试验数据对比，确定地面运转状态下的安装损失，再根据发动机制造厂商证明的最低保证性能得到可用功率，并绘制功率保证检查曲线。经过地面试验确定的功率保证检查曲线将写入飞行手册。

图 AC 29.45-4 是一台安装的发动机的典型功率保证曲线，该图表明了保证满足旋翼航空器飞行手册中性能的可用功率的最小可接受扭矩。某些功率保证曲线有最大许用 NG 限制，对给定扭矩值不得超过此限制。除起飞前的检查外，还可采用飞行中功率保证检查。上述检查都必须用确定发动机安装后最低保证的可用功率的方法来证实。飞行中功率保证检查时，对由于诸如进气冲压恢复和无排出气体再吸入等而引起的效率增加必须予以充分说明。静止和飞行中进行的功率保证检查必须给出相同的扭矩储备。发动机在低功率时可以通过功率保证，但仍可能没有产

生额定功率值的能力，这种情况发生在修正功率和修正温度曲线与发动机台架最低保证的性能曲线相交时。一旦出现这种情况，整个功率保证和可用功率数据必须重新制定。

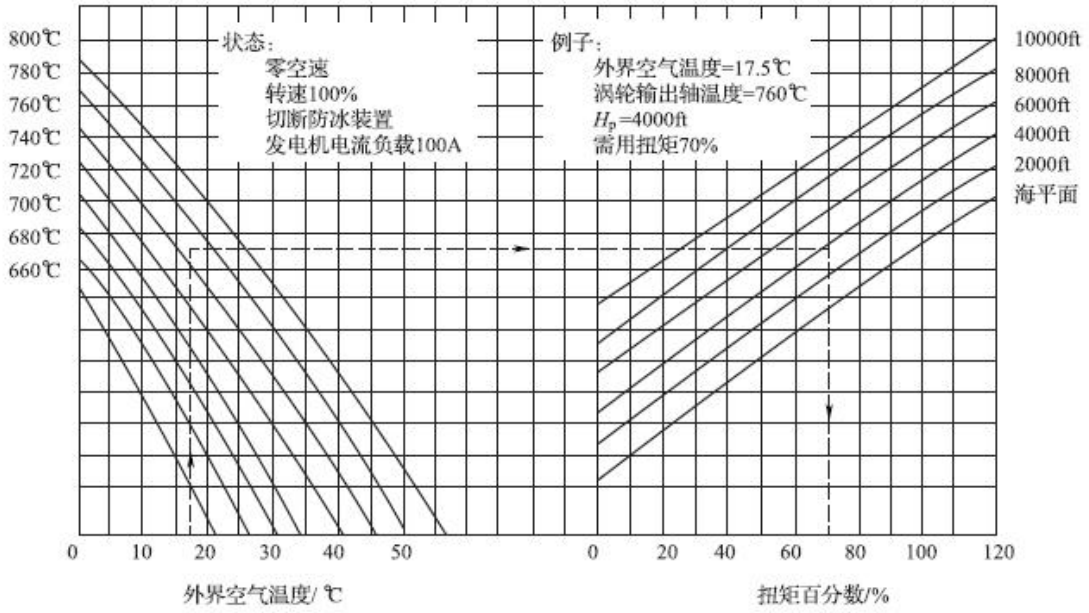


图 AC 29.45-4 功率保证检查曲线

AC 29.49 最小使用速度时的性能

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条规定了悬停性能的验证要求。悬停性能应在整个适用的起飞、着陆包线内(重量、高度、温度组合条件下)进行验证，并规定了不同类型旋翼航空器进行验证时应采用的发动机功率、起落架构型和离地高度等。悬停性能试验的目的是确定在不同总重、环境温度和压力高度悬停时所需要的功率。

(1) “悬停”这个词适用于旋翼航空器，其含义是指该航空器停在某一固定地理位置上空的给定高度上，忽略风的影响。真实的悬停仅在静止的空气中才能实现。

(2)根据第 29.49 条，悬停性能应在与 A 类旋翼航空器的起飞程序和 B 类旋翼航空器有地效悬停相一致的高度上确定。此外，还应确定 A 类和 B 类旋翼航空器的无地效悬停性能。无地效悬停是指地面以上当高度增加时不要求额外功率进行悬停的状态。无地效悬停没有可测的地面效应。无地效悬停高度在小重量下可以小于一倍旋翼直径，随着重量增加迅速增加。给定重量下的最低无地效悬停高度可以按照 1.5 倍旋翼直径近似

计算。

(3)悬停性能试验的目的是确定在不同重量、环境温度和压力高度悬停时所需要的功率。为使试验结果标准化和具有代表性，采用无量纲功率系数（C_P）和无量纲拉力系数（C_T）方式，可使覆盖旋翼航空器的飞行包线所需要的数据数目减到最小。

(4)悬停性能试验必须在足够宽的压力高度和重量范围内进行，以便覆盖在起飞和着陆情况下批准的这两个参数的可能变化范围。在寒冷环境温度，特别是在高高度时，为考虑可能的马赫数影响，还应获得一些附加数据。

(5)用于获取悬停性能数据，并在飞行手册中给出的最低悬停高度，应和起飞测试中所演示的最低悬停高度一致，确定该最低悬停高度流程参见 AC 29.51 节。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.49 条要求的可接受的符合性方法包括：分析/计算和飞行试验。

(1)分析/计算

根据直升机设计参数和风洞试验数据，进行理论计算，初步给出直升机的悬停性能，为悬停性能试验提供参考。通过悬停性能试验，获取实测数据，再对悬停性能的理论计算结果进行修正。

(2)飞行试验

在申请合格审定的范围内，选取合适的重量、高度和温度组合，按照本条款规定的发动机功率、起落架状态和悬停高度进行悬停性能试验，对飞行试验结果进行数据处理和分析，确定直升机的悬停性能。经过飞行试验确定的悬停性能将写入飞行手册。

(a)获得悬停性能数据的两种方法是系留和自由飞行技术。系留技术是用钢索和测力计把旋翼航空器系留在地面上来实现的。测力计和钢丝绳同旋翼航空器货物吊环和地面系留桩相连，测力计用于测量旋翼航空器钢丝绳拉力。悬停高度指的是滑橇或机轮离地的高度。在系留悬停试验期间，旋翼航空器应该是较小的总重状态。应该以固定的功率值和旋翼转速使旋翼航空器稳定在适当的滑橇或机轮离地高度上。一旦获得所要求的数据，则应在各种旋翼转速下，将功率从最小许用值变到最大许

用值。这个技术可以产生大的 C_T/C_P 范围。对每个稳定点记录测力计的读数。旋翼产生的总拉力等于旋翼航空器总重以及钢丝绳和测力计的重量再加上钢丝绳的张力。必须注意，钢丝绳的张力不得超过货物外吊挂限制或负载能力。对于有些旋翼航空器，为了获得大功率悬停数据，有必要把旋翼航空器重量配置到大重量状态。

(b) 驾驶员应将旋翼航空器保持在使钢丝绳和测力计垂直于地面的位置上，为确保钢丝绳是垂直的，可派两个外场观察员，一个在旋翼航空器的前面，一个在旋翼航空器的侧面，用手势信号或无线电指挥驾驶员。应给观察员提供安全保护装置。位置控制还可以由两个连到测力计上的加速度计来实现，加速度计能感受到纵轴和横轴的位移。测力计位移将在座舱仪表上反映出来。参照仪表，就可以把旋翼航空器保持在正确的位置上。随着系留悬停高度减小，精确操纵旋翼航空器越发困难，因此越要集中注意力。系留悬停技术对于得到无地效悬停性能数据特别有用，因为旋翼航空器内部重量小，而且钢丝绳和测力计在发动机一旦失效或其它紧急情况下可以抛放。

(c) 为得到一致的数据，风速应小于 1.54 米/秒 (3 节)。具有高下洗速度的大型旋翼航空器，允许的风速较大。对每个稳定状态，通常记录如下数据:

(ⅰ) 发动机和传动系统扭矩;

(ⅱ) 旋翼转速;

(ⅲ) 环境温度和发动机温度;

(ⅳ) 压力高度;

(ⅴ) 已用燃油(或剩余燃油);

(ⅵ) 测力计的读数;

(ⅶ) 发电机负载;

(ⅷ) 风速和风向;

(ⅸ) 悬停高度。

建议把旋翼航空器配重到使重心靠近系留环，以尽量减小机身角度随功率而变化。对所有系留悬停数据，都应利用自由飞行技术作有限的抽样验证予以证实。本节中介绍的自由飞行技术，将确定是否会发生诸如测力计故障这样的一些问题。自由飞行悬停数据必须落在系留数据的可用分布之内。

(d)如果没有措施或设备来进行系留悬停试验，自由飞行技术也是一种行之有效的方法，这种技术的缺点是要得到主要的数据源非常花时间。另外，万一出现无地效紧急情况，将失去某些安全因素。为了使C_T/C_P范围最大，旋翼航空器必须反复配重到不同的重量状态。当用自由飞行技术时，无论是为得到主要数据源或者验证系留技术，对风和记录参数等的考虑应与系留技术使用的相同。为了验证重心的影响，自由飞行悬停试验应在极限重心条件下进行。如果旋翼航空器安装任何可能影响悬停性能的增稳系统，则必须予以考虑。

(e)全面悬停性能试验通常是在低,中高度(约密度高度2100米(7000英尺））进行的，高高度的试验区需配备准备好的着陆场地，结合起飞、着陆、操纵性和机动性试验进行。另外，如果通过有限的飞行试验验证，可以使用为高高度开发的仿真悬停性能模型。AC 29.45中的外推指南仍然适用。这些高高度的悬停试验通常可以结合有限的可控性测试进行。如果申请人能够向适航当局证明有方法提供可靠的悬停的参照，没有地面参照进行无地效试验也是可以接受的。

AC 29.51 起飞数据总则

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款是起飞性能的总则性条款。

(1)第29.51条中列出了一些用来获得起飞性能数据的条件，并且这些数据应在局方批准的飞行手册中给出。飞行手册还必须包括用于获得该起飞性能的驾驶技巧。这种技术不应与第29.51条中提到的特殊驾驶技巧和机敏相混淆。因为旋翼航空器各不相同，为达到最安全和最佳起飞性能，常常需要不同的驾驶技巧。飞行手册中发布的且用于得到其性能的推荐驾驶技巧，必须是在最少驾驶舱仪表和最小机组时驾驶员能够重复实现的。

(2)由于高度、重量、功率影响或使用限制，旋翼航空器不能垂直起飞时，某些专门的起飞技巧是必要的。在此条件下推荐的起飞技巧要能将处在有地效（IGE）情况的旋翼航空器加速到爬升前预定的空速。旋翼航空器要在申请合格审定的重量、高度和温度范围内进行起飞试验，以确定最佳的可重复的起飞驾驶技巧。

(3)确定旋翼航空器起飞性能的主要因素是剩余可用功率大小，剩余可用功率是指离地后悬停高度处所需功率与最低保证性能发动机提供的起飞可用功率之间的差值。由于H-V包线限制，使用总可用功率来进行起飞在操作上可能是不可行的。在此情况下，需用悬停功率加上一些功率增量以作为最大使用功率，来确定相应的性能。

(4)起落架离地高度应不大于在H-V包线和中断起飞验证安全的高度，以及在旋翼航空器飞行手册中给出的有地效悬停性能数据的高度，或者不小于完成起飞程序时可能触地的高度。对安装轮式起落架的旋翼航空器，滑跑起飞程序是可以接受的。悬停基准高度定为起落架离起飞场地表面的最小高度，在该起飞高度航空器始终能在零风速下完成起飞而不会触及跑道。对B类起飞，必须以在此基准高度上悬停所需固定功率来完成(该基准高度不大于给出有地效悬停性能数据的高度)。

2. 可接受的符合性方法

满足第29.51条要求的可接受的符合性方法包括：分析/计算和飞行试验。

(1)分析/计算

根据旋翼航空器设计参数和风洞试验数据，进行理论计算，初步给出旋翼航空器的起飞程序和起飞性能，为起飞性能试验提供参考。通过起飞性能试验，验证起飞程序，获取实测数据，再对起飞性能的理论计算结果进行修正。

确定起飞性能所用的起飞程序必须是在最少驾驶舱仪表和最小飞行机组时能够重复实现的程序。目前最普遍接受的起飞程序是悬停和加速程序，即旋翼航空器先在基准高度上稳定悬停，然后利用预定的起飞功率从稳定悬停开始前飞加速和爬升，当达到所要求的爬升速度时，保持此爬升速度完成爬升。

(2)飞行试验

在申请合格审定的范围内，选取合适的重量、高度和温度组合，按照条款规定的发动机功率、起飞场地和驾驶技巧进行起飞性能试验，对飞行试验结果进行数据处理和分析，验证旋翼航空器的起飞程序，确定旋翼航空器的起飞性能。经过飞行试验验证的起飞程序和确定的起飞性能将写入飞行手册。

为了确定最适合于特定旋翼航空器的起飞方法，有许多种可以采用

的技术。最普遍可接受的方法是悬停和水平加速技术。应用这种技术时，使旋翼航空器先在基准高度上做稳定悬停，然后利用预定的起飞功率从稳定悬停加速到爬升速度。当达到所要求的爬升空速时，旋翼航空器以预期的空速和恒定的旋翼转速进入稳定爬升阶段。除非程序需要驾驶外的高工作负荷(在近地面水平加速起飞过程中，驾驶员需对驾驶舱外进行观察并调整发动机扭矩或温度，这需要过度增加的工作负荷)，可以通过调整发动机来保持所需的目标功率值。

AC 29.53 起飞 A 类

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款规定了旋翼航空器的 A 类起飞性能的基本要求，即在起飞过程中如果一台发动机失效应具有继续起飞或中断起飞的能力。

(1) 如果一台发动机在起飞决断点（TDP）或在达到 TDP 之前的起飞剖面中任一点失效，旋翼航空器必须能在制定的中断起飞距离内安全着陆。确定 A 类中断起飞距离的飞行试验与 H-V 包线试验非常相似，应逐步逼近。A 类起飞起始部分的剖面应在 B 类高度-速度包线之外。之前的程序表明在增加功率后随即出现的低速点是临界的。

(2) 如果一台发动机在 TDP 或在 A 类起飞剖面 TDP 后续任一点失效，必须保证旋翼航空器有继续安全爬升的能力。为 A 类起飞而制定的剖面，应能保证在起飞场地离地 10.5 米（35 英尺）高度处达到起飞安全速度（V_{TOSS}）并获得正向的爬升率。

(3) 应确定中断起飞和继续起飞距离。本条款不要求确定平衡跑道的场地长度。中断起飞距离和继续起飞距离应编入旋翼航空器飞行手册（RFM）性能章节中。然后由运行批准来确定适合于特定运行所需的起飞场地（包括安全道和净空道）。

(4) 典型的 A 类起飞剖面如图 AC 29.53-1 所示，假定一台发动机在临界决断点失效。

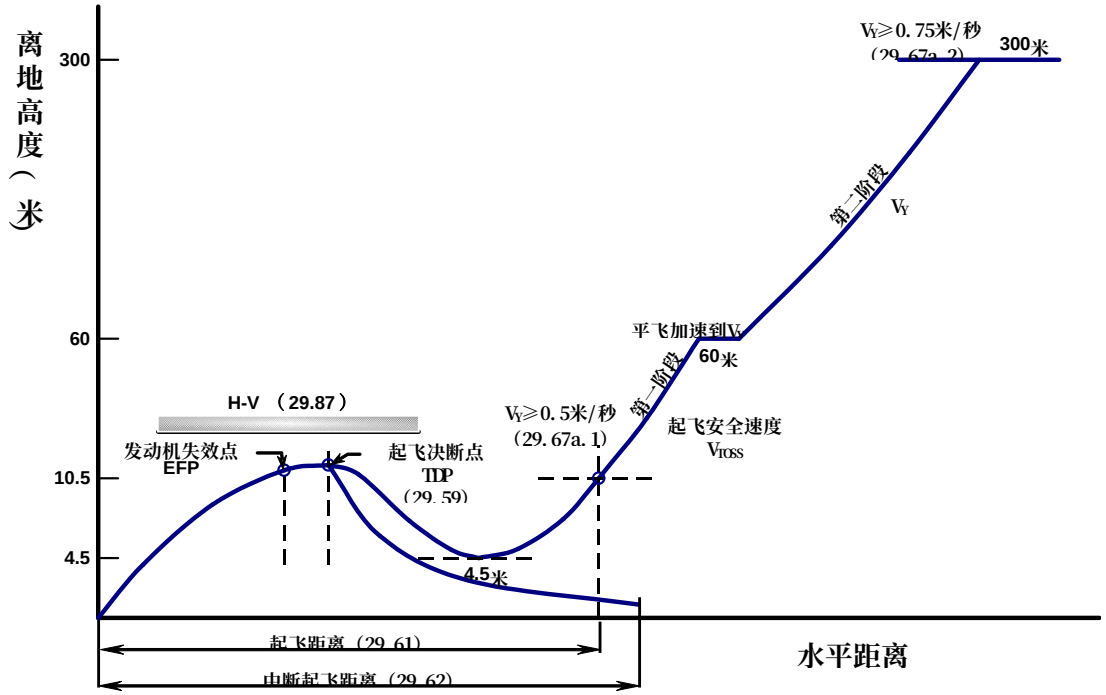


图 AC 29.53-1 A 类起飞性能

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.53 条要求的可接受的符合性方法包括：分析/计算和飞行试验。

(1) 分析/计算

根据旋翼航空器设计参数和风洞试验数据，进行理论计算，初步确定旋翼航空器的起飞决断点和起飞安全速度，给出 A 类起飞程序和 A 类起飞性能，为 A 类起飞性能试验提供参考。通过 A 类起飞性能试验，验证 A 类起飞程序，获取实测数据，再对 A 类起飞性能的理论计算结果进行修正。

根据 A 类起飞性能的基本要求，A 类起飞航迹是临界发动机失效下，从起飞程序的开始点到旋翼航空器高于起飞场地 300 米（1000 英尺）处，且具有至少 0.75 米/秒（150 英尺/分）的稳定爬升率；A 类中断起飞航迹是临界发动机失效下，从起飞程序的开始点到旋翼航空器在起飞场地着陆并完全停止。A 类起飞航迹和中断起飞航迹必须避开按第 29.87 条制定的高度-速度包线的回避区。

(2) 飞行试验

在申请合格审定的范围内，选取合适的重量、高度和温度组合，按照第 29.51 条规定的发动机功率、起飞场地和驾驶技巧进行 A 类起飞性能试验，对飞行试验结果进行数据处理和分析，验证旋翼航空器的 A 类

起飞程序，确定旋翼航空器的 A 类起飞性能。经过飞行试验验证的 A 类起飞程序和确定的 A 类起飞性能将写入飞行手册。

继续起飞的临界重心通常为前重心，中断起飞的临界重心通常为后重心。

为了获得可接受的试验数据，A 类起飞性能试验应在风速不大于 5 米/秒（10 节）的环境条件下进行。

进行 A 类起飞性能试验时，应使用临界发动机来模拟一台发动机失效，并且在驾驶员进行操纵调整之前，应有至少 1 秒（或驾驶员正常反应时间，取大者）的滞后时间。为了试飞安全，对于模拟一台发动机失效的状态点，建议采用逐步逼近的方式直到起飞决断点前的发动机失效点，最终得到 A 类起飞性能。

AC 29.55 起飞决断点 A 类

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款目的是针对旋翼航空器的 A 类起飞决断点制定出具体要求。

(1) A 类起飞一般从悬停开始加速和（或）爬升到起飞决断点。该条款要求驾驶员根据不多于两个参数，如指示的高度和空速组合来确定起飞决断点。

(2) 起飞据断点是依据所需总能量最小的概念提出的。应在起飞决断点达到动能（空速)和势能（高度）的最小组合，并保证在一台发动机完全失效后能完成继续起飞。第 29.55 条(b)款要求用不多于两个参数来确定起飞决断点。在使用单一的参数如时间、高度或空速作为识别起飞决断点方法时，必须与精确规定的起飞航迹和机组操作程序结合起来，以达到所要求的相同安全水平。此外，应演示起飞阶段所用的驾驶技术是易于重复的，且在获得起飞决断点的时间、高度或空速时，始终能提供所需的能量（即空速和高度)。这个条件应通过飞行试验验证。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.55 条要求的可接受的符合性方法包括：分析/计算和飞行试验。

(1) 分析/计算

根据旋翼航空器设计参数和风洞试验数据，进行理论计算，初步确

定旋翼航空器的起飞决断点，给出 A 类起飞程序和性能，为 A 类起飞性能试验提供参考。通过 A 类起飞性能试验，验证 A 类起飞程序，获取实测数据，再对 A 类起飞性能的理论计算结果进行修正。

根据 A 类起飞性能的基本要求，A 类起飞航迹是临界发动机失效，从起飞程序的开始点到旋翼航空器高于起飞场地 300 米(1000 英尺)处，且具有至少 0.75 米/秒(150 英尺/分)的稳定爬升率，A 类中断起飞航迹是临界发动机失效，从起飞程序的开始点到旋翼航空器在起飞场地着陆并完全停止，A 类起飞航迹和中断起飞航迹必须避开按第 29.87 条制定的高度-速度包线的回避区。

典型的 A 类起飞航迹和中断起飞航迹如图 AC 29.55-1 所示。

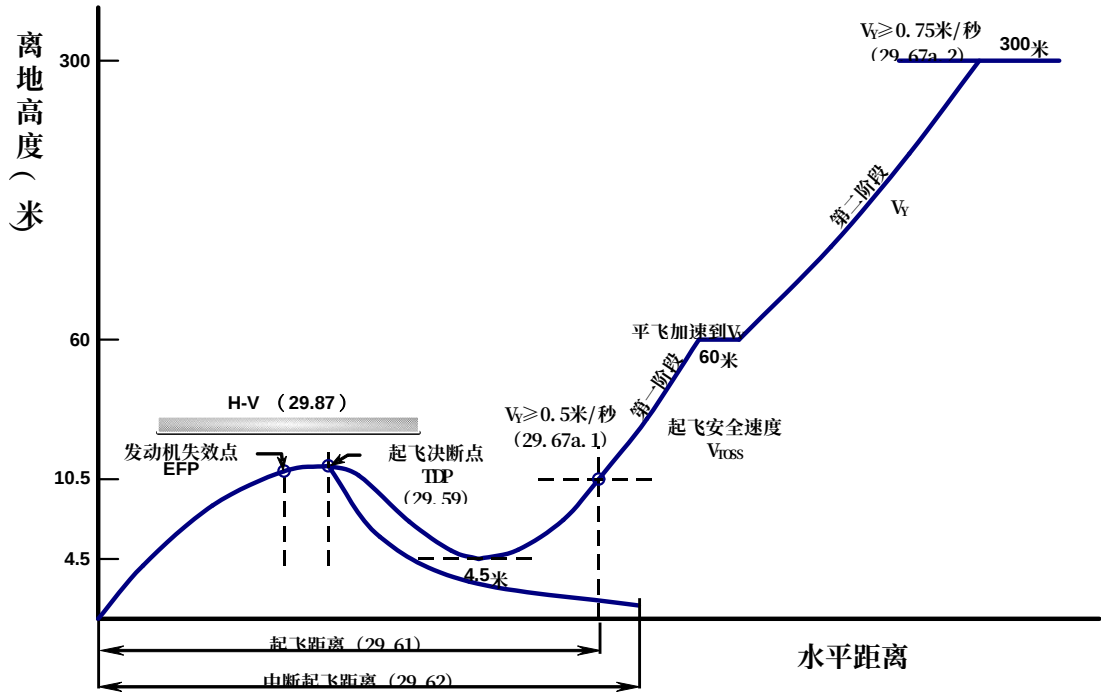


图 AC 29.55-1 A 类起飞航迹和中断起飞航迹

(2) 飞行试验

在申请合格审定的范围内，选取合适的重量、高度和温度组合，按照第 29.51 条规定的发动机功率、起飞场地和驾驶技巧进行 A 类起飞性能试验，对飞行试验结果进行数据处理和分析，验证旋翼航空器的 A 类起飞程序，确定旋翼航空器的 A 类起飞性能。

继续起飞的临界重心通常为前重心，中断起飞的临界重心通常为后重心。

进行 A 类起飞性能试验时，应使用临界发动机来模拟一台发动机失

效，并且在驾驶员进行操纵调整之前，应有至少 1 秒（或驾驶员正常反应时间，取大者)的滞后时间。为了试飞安全，对于模拟一台发动机失效的状态点，建议采用逐步逼近的方式直到起飞决断点前的发动机失效点。

AC 29.59 起飞航迹 A 类

1. 条款要求解析/规章安全意图

第 29.59、29.60、29.61、29.62 条涉及 A 类起飞剖面和中断起飞剖面（包括地面水平机场和高架直升机场)，定义了起飞距离和中断起飞距离中所使用的各个参数。这些剖面必需包括考虑到的一般驾驶技巧水平以及对旋翼航空器各种形态调整的顺序。

(1)起飞决断点（TDP)A 类的要求限制了旋翼航空器起飞重量，当一台发动机在 TDP 或之前失效时，旋翼航空器能够安全着陆，或一台发动机在 TDP 或之后失效时，旋翼航空器能够继续起飞。进行起飞试验的目的是确定 TDP，评定相应的驾驶技术，以及确定所需的起飞场地要求。停止起飞距离与继续起飞距离相等时所对应的场长称之为“平衡场长”，型号合格审定不考核产生平衡场长的起飞决断点的高度和速度组合。

(2)起飞

A 类起飞航迹是从所有发动机工作的加速段开始到发动机失效点（EFP)，在一台发动机不工作条件下继续加速通过起飞决断点直至达到起飞安全速度（V_{TOSS})的过程。驾驶员的识别时间为发动机失效点（EFP)和起飞决断点（TDP)之间的时段。起飞决断点是一个起飞“继续或停止”的条件，类似于运输类飞机的速度 V_1。在到达起飞决断点之前，驾驶员有“停止”的准备，当一台发动机在该起飞阶段中失效，驾驶员会因没有获得足够的能量保证继续飞行而将终止起飞。在起飞决断点，驾驶员有“继续”起飞的准备，当发动机在该点或该点之后失效时，驾驶员因不再有足够大的地面场地来终止起飞而要继续起飞。应确定起飞航迹和起飞决断点，使旋翼航空器从起飞航迹中任一点到起飞决断点都能安全着陆。该起飞剖面可能明显地不同于为 B 类旋翼航空器制定的起飞航迹。起飞决断点是起飞剖面中保证旋翼航空器在预定起飞场地距离内有中断起飞能力的最后一点。如果发动机没有出现故障，则驾驶员继续爬升和加速通过起飞决断点，直至达到推荐的爬升速度。A 类常规起飞剖面见图

AC 29.59-1。

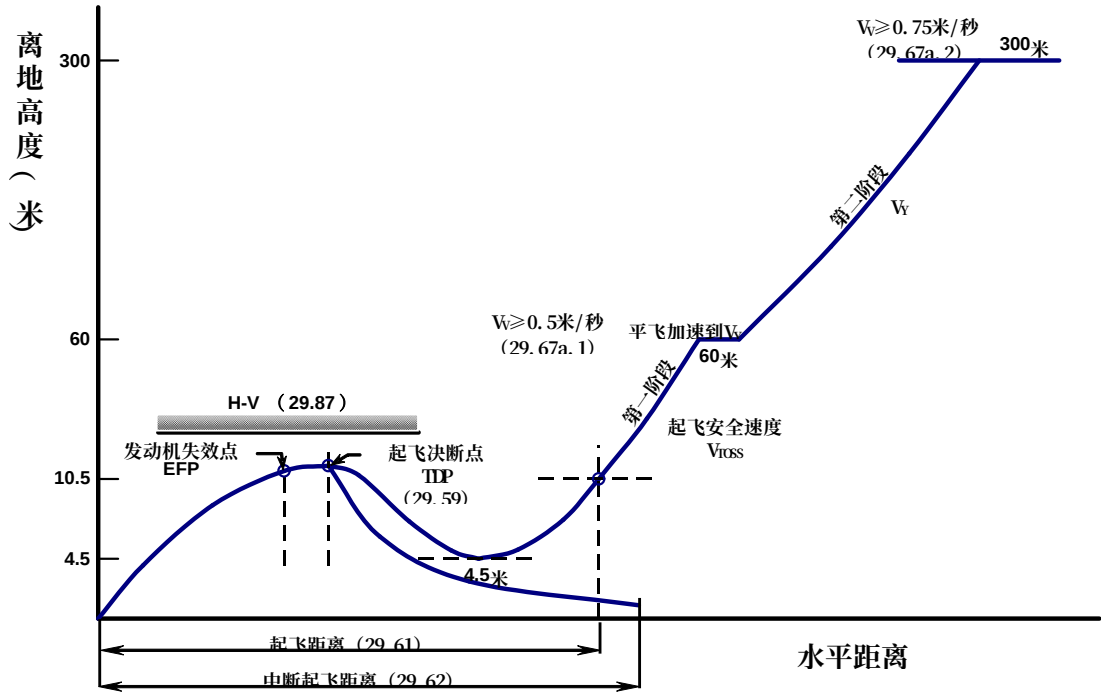


图 AC 29.59-1 A 类常规起飞剖面

(3) 中断起飞

中断起飞剖面是从所有发动机工作的加速段开始到发动机失效点，在旋翼航空器完全停止在指定的起飞场地上的过程。在起飞决断点之前，当临界发动机不工作，必须能用其余的发动机在批准的限制内进行着陆。中断起飞距离通常是根据旋翼航空器上的指定参考点从起飞开始到着陆完全停止，对该参考点之间测量的距离。这段距离还应加上旋翼航空器的长度（包括主旋翼和尾桨叶尖的轨迹）。

(4) 起飞航迹

(a) 一台发动机不工作的飞行过渡段出现在发动机失效点和达到起飞安全速度点之间。假定使用经批准的 OEI 最大功率，直至持续到该功率的允许使用时间用尽，驾驶员应能够使旋翼航空器加速到起飞安全速度，并达到离地 10.5 米（35 英尺）的高度和获得正爬升率，然后采用主飞行操纵器件（包括总距），使旋翼航空器连续爬升到起飞场地或距起飞航迹中最低点上空 60 米（200 英尺）的高度。当起飞决断点高于起飞场地上空 4.5 米（15 英尺）时，在起飞期间旋翼航空器决不能下降到场地上方 4.5 米（15 英尺）以下的高度；在达到起飞安全速度和正爬升率时，便可以收起起落架。飞行手册程序中可以调整辅助操纵器件来提升一台发动机不工作状态的性能，但满足第 29.67 条(a)款(1)项要求，不应当

使用次要操纵器件（如毕普开关等）来实现。在继续起飞剖面时，驾驶员用主飞行操纵器件（周期杆、总距和脚蹬）操纵旋翼航空器，可以允许使用油门操纵器件或毕普开关，只要驾驶员在飞行中能容易地完成这种操纵而无需把手从周期和总距飞行操纵器件上移开。在达到起飞安全速度之前，对发动机操纵器件的操纵不应较大的功率调整。在临界发动机不工作后至少 3 秒才允许调整次要操纵器件。按第 29.903 条(b)款的要求，一台发动机失效不得妨碍其余发动机继续安全运转或不需要机组成员立即采取动作。使用 30 秒钟和 2 分钟或 2.5 分钟功率状态，应能够完成 A 类起飞剖面（假定一台发动机在起飞决断点或其之前失效），加速到起飞安全速度，达到起飞场地上空 10.5 米（35 英尺）高度，至少以 0.5 米/秒（100 英尺/分）的爬升率稳定爬升，并在用完 2.5 分钟时间限制前完成起落架收起。

(b)起飞安全速度（V_{TOSS}）是按第 29.67 条(a)款(1)项规定在此速度时应能达到 0.5 米/秒（100 英尺/分）的爬升率对应的速度。起飞距离则是从起飞点至获得起飞安全速度和离起飞场地上空 10.5 米（35 英尺）高度以及正爬升率那点的距离。

(5)继续爬升航迹

按照第 29.67 条(a)款(1)项的 0.5 米/秒（100 英尺/分）和第 29.67 条(a)款(2)项的 0.75 米/秒（100 英尺/分）爬升要求(通常以最佳爬升率对应的速度 V_Y 演示)，来保证旋翼航空器具有继续加速和爬升能力。应表明旋翼航空器在连续的机动飞行中能够从起飞安全速度加速到速度 V_Y，且没有高度损失和任何形态的改变（起落架收起等）。在确定第 29.1587 条(a)款(6)项(i)目和(a)款(6)项(ii)目要求的爬升和梯度时，必须考虑从起飞安全速度加速到速度 V_Y 所需要的距离。

(6)垂直起飞

(a)起飞决断点（TDP）对垂直起飞而言，向起飞决断点的爬升几乎是垂直的，主要由高度决定这种起飞决断点。应充分试验以确定起飞决断点状态（高度）的范围，该高度范围将与预期的驾驶技术水平和安装在航空器上的最小设备数量状态相对应。从高高度的起飞决断点上中断起飞是最临界的，而在低高度的起飞决断点上一台发动机不工作的继续起飞是最临界的。应在高度范围的极端情况下试验，以证实在运营中适

当驾驶技术的变化，在预定的起飞决断点范围内是安全的、可重复的。在对起飞性能数据进行平均时，不应把这些极值点数据用于确定起飞距离。

(b) 起飞航迹

地面水平直升机场的典型垂直起飞剖面见图 AC 29.59-2。该机动飞行先以足够功率向起飞决断点爬升，如果一台发动机在飞行至起飞决断点过程中失效，且以较短的发动机失效识别时间和无需特殊的驾驶技巧，能使航空器安全着陆。如果一台发动机在起飞决断点失效，驾驶员有“继续”起飞的准备，并进行继续起飞。在继续起飞过程中，不允许旋翼航空器下降到起飞场地上空 4.5 米(15 英尺)以下。高架直升机场起飞条件的典型剖面如图 AC 29.59-3 所示，在距离平台至少有 4.5 米（15 英尺）的径向间隙后，允许下降剖面在起飞场地以下，但需在旋翼航空器飞行手册性能章中给出距起飞场地下降的高度和达到起飞安全速度并具有正爬升率的距离。

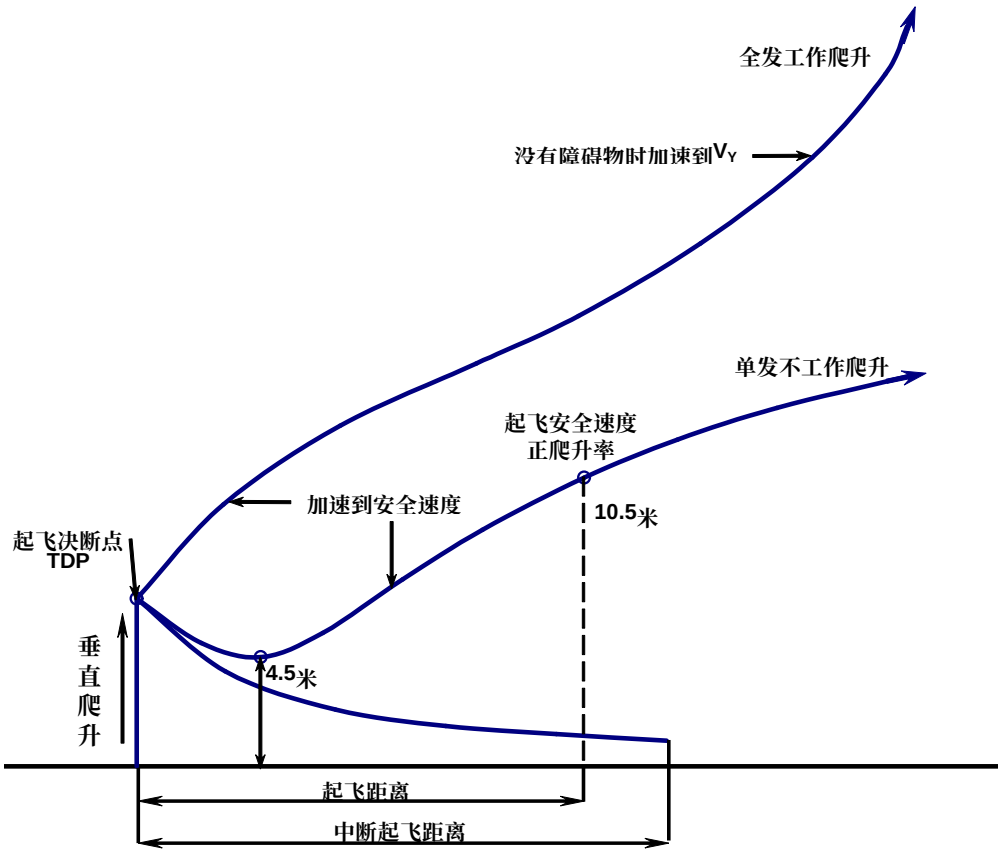


图 AC 29.59-2 地面水平直升机场的 A 类垂直起飞剖面

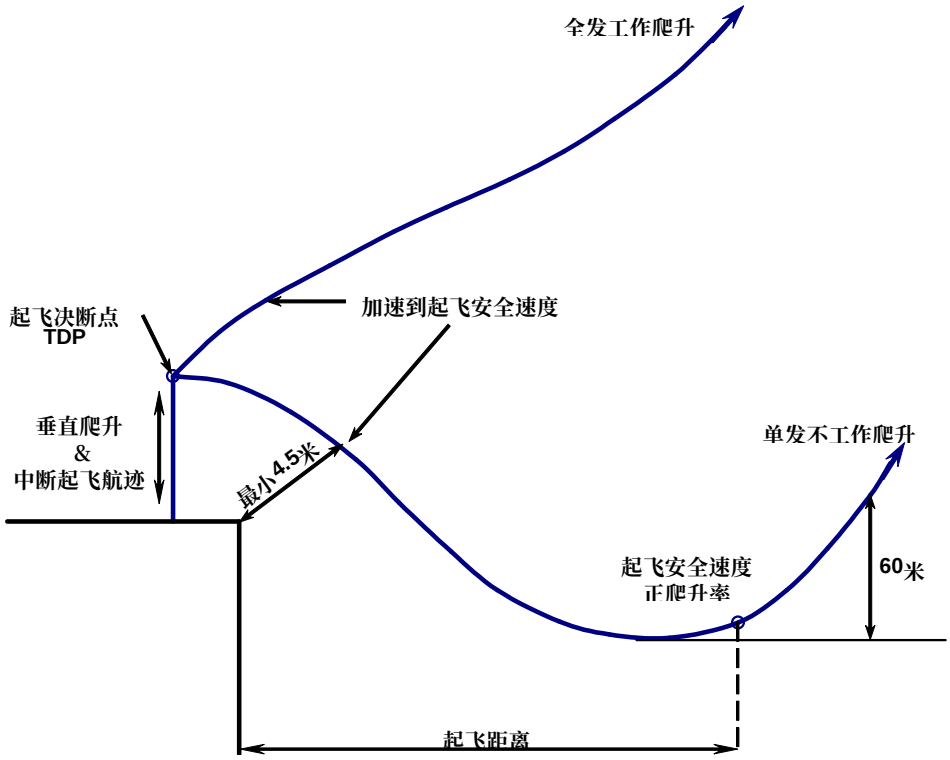


图 AC 29.59-3 高架直升机场的 A 类垂直起飞剖面

(c) 继续爬升要求

(ⅰ) 地面水平直升机场

对地面水平直升机场，一台发动机不工作的起飞剖面是以起飞安全速度爬升到起飞场地上空 60 米（200 英尺），然后从起飞安全速度平飞加速到最佳爬升率对应的速度 V_Y，并以该速度爬升到起飞剖面最低点上空 300 米（1000 英尺）高度的过程。第 29.67 条(a)款(1)项和(a)款(2)项的爬升要求分别对应于起飞剖面最低点上方 60 米（200 英尺）和 300 米(1000 英尺)高度参考点的要求。在确定第 29.1587 条(a)款(6)项(ⅰ)目和(6)项(ⅱ)目要求的爬升梯度时，必须考虑从起飞安全速度加速至速度 V_Y所需的距离。

(ⅱ) 高架直升机场

对高架直升机场，一台发动机不工作的起飞剖面是以起飞安全速度爬升至起飞剖面中最低点上方 60 米（200 英尺），然后从起飞安全速度平飞加速到速度 V_Y，并以该速度爬升到距起飞剖面最低点上空 300 米（1000 英尺）高度的过程。第 29.67 条(a)款(1)项和(a)款(2)项的爬升要求分别对应于起飞剖面最低点上方 60 米(200 英尺)和 300 米(1000 英尺）高度参考点的要求。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.59、29.60、29.61、29.62 条要求的可接受的符合性方法包括：分析/计算和飞行试验。

(1)分析/计算

根据旋翼航空器设计参数和风洞试验数据进行理论计算，初步给出旋翼航空器的 A 类起飞决断点、起飞安全速度和起飞距离等，制定 A 类起飞程序和操纵程序，为 A 类起飞性能试验提供参考。通过 A 类起飞性能试验，验证 A 类起飞程序，获取实测数据，再对 A 类起飞性能的理论计算结果进行修正。

根据 A 类起飞性能的基本要求，A 类起飞航迹和中断起飞航迹必须避开按第 29.87 条制定的高度-速度包线。

(2)飞行试验

在申请合格审定的范围内，选取合适的重量重心、高度和温度组合，按照规定的发动机功率、起飞场地和驾驶技巧进行 A 类起飞性能试验，对飞行试验结果进行数据处理和分析，验证旋翼航空器的 A 类起飞程序，确定旋翼航空器的 A 类起飞性能。经过飞行试验验证的 A 类起飞程序和确定的 A 类起飞性能，并写入飞行手册。

(a)测试仪器

通常，试飞应备有摄影经纬仪、格栅摄影机、全球定位系统（GPS）等方位测量设备，以及地面场站测量风速、外界大气温度（OAT）、湿度（如适用的话）的测试设备和与航空器联通的双通道通讯系统。还需配备有消防车的坠撞救护小组。航空器的测量设备应连同时间一起记录，包括：发动机参数（转速、温度和功率）、旋翼转速、飞行参数（至少要有空速、高度和法向加速度）、飞行操纵位置、功率杆位置以及起落架载荷。此外，应制定一种将航空器仪表数据与空中位置数据对应起来以便准确地确定各起飞阶段长度的方法。

(b)确定起飞决断点（TDP）

(ⅰ)起飞决断点应在最小机组使用的标准驾驶舱设备条件下定义。如果使用无线电高度表，应包括在最低设备清单内；如果用压力高度定义起飞决断点，则应规定该高度表设置的工作条件。这通常在地面用最小总距下确定的。如果风速影响高度表读数，则应提供有关风速修正的资料。除非旋翼航空器能够在一台发动机不工作时以预期的 A 类重量在

悬停，否则起飞决断点在很大程度上取决于起飞所需的场地。若制定的起飞条件需要相当大的场地（大约 600 米（2000 英尺）），则起飞决断点的空速可能是接近最佳爬升率速度的较大值。这样将允许较大的起飞重量，并演示符合第 29.67 条(a)款(1)项的起飞安全速度爬升要求。在这种情况下，第 29.67 条(a)款(2)项的要求通常就成为限制条件。如果要求的场地很小，则起飞决断点必须以较低的空速，才能在该场地上中止起飞。在起飞决断点较低的空速（明显低于 V_Y）下，可能需要减小起飞重量，以使航空器符合第 29.67 条(a)款(1)项的爬升要求。最初可以通过在安全高度上的试验来证明是符合爬升要求的。在重量、构型、压力高度以及温度下验证一台发动机不工作的爬升情况，然后再进行中断起飞以确定起飞决断点。

(ii)在下列条件下，A 类起飞程序应是安全的:

1)必须表明飞行机组的起飞程序是连续、可重复的，且不要求特殊的驾驶技巧。

2)起飞程序必须用资料证明由总重、高度和环境温度所有组合下的起飞数据产生对应的高度和速度的最低能量水平。这最好通过进行起飞程序的偏离试验来验证，以表明制定出的起飞程序在运营期间出现的合理预期的偏差不会导致起飞距离的明显增加。

(c)中断起飞距离

中断起飞在许多方面类似于第 29.87 条制定的高度-速度试验。尽管在起飞决断点典型飞行条件的危险程度低于高度-速度（H-V）限制点，但对 H-V 的许多说明、告警和技术也可在这里使用。如第 29.87 条中提到的，在整个起飞飞行航迹中（见图 AC 29.59-4），应同 H-V 包线上任一限制点至少有 9 千米/小时（5 节）的间隙，并应进行模拟意外的发动机停车试验。A 类试验重量的 H-V 包线可能比 B 类试验重量的 H-V 包线限制小很多。

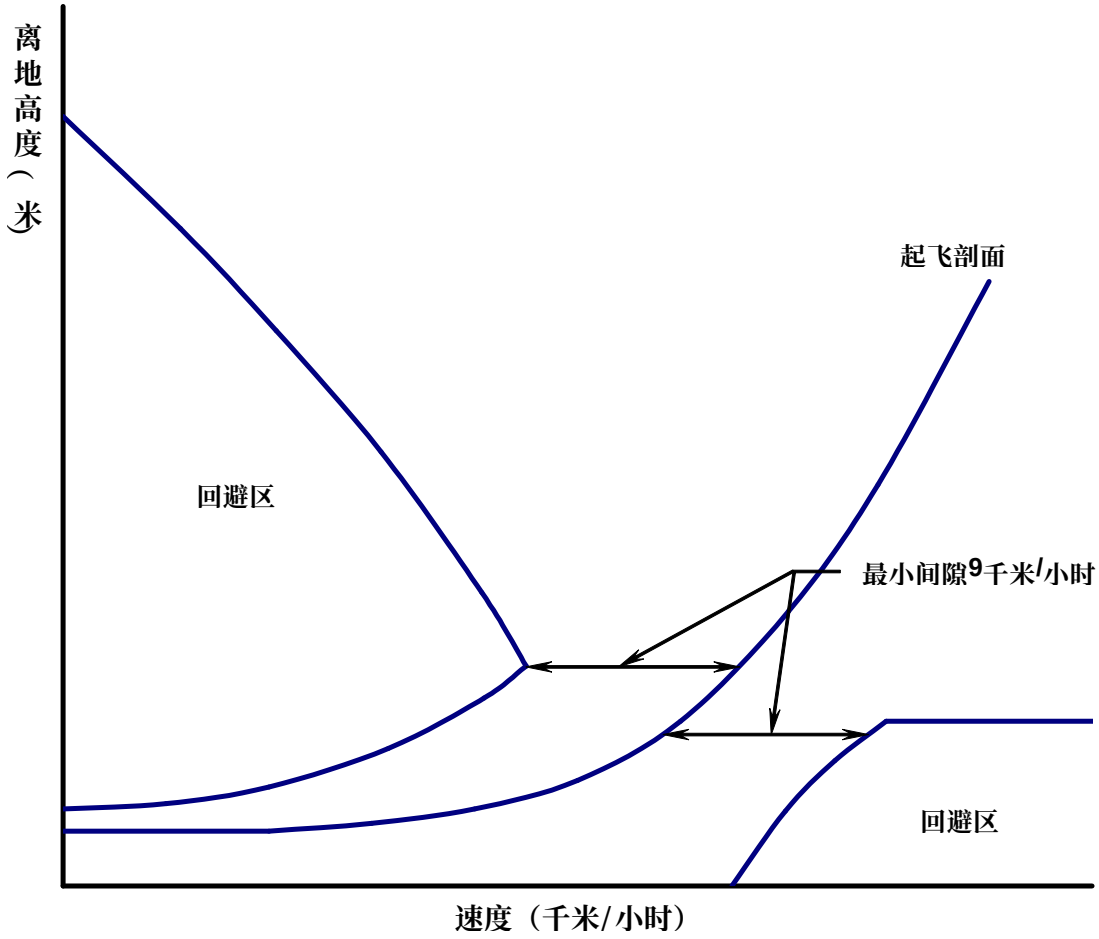


图 AC 29.59-4 常规起飞剖面

通常，发动机失效识别后，驾驶员在进行总距操纵调整之前有最少 1 秒钟的滞后时间（或驾驶员反应时间，取大者）。如果旋翼航空器安装发动机故障告警装置，则发动机故障识别时间不应小于发动机脱开和触发该装置所需的时间。在全部发动机失效试验中，驾驶员不应通过改变的飞行操纵位置或航空器姿态来预计发动机的失效，应采用中等水平的驾驶技巧。中断起飞试验的两个主要目的是：一是一台发动机在起飞决断点之前任何一点处失效时，保证旋翼航空器有安全返回到起飞场地的能力，二是确定所需要的中断起飞距离。这对规定起飞场地是很重要的条件。中断起飞距离试验应连同一台发动机不工作时继续起飞剖面一起，用于确定 A 类运行所要求的场地范围。

(d) 起飞距离

（ⅰ）应按继续起飞剖面来确定继续起飞的距离。这段距离是从起飞初始点到临界发动机在到达起飞决断点之前失效后，在起飞剖面中达到下述三个条件那一点的测得距离：空速等于或大于起飞安全速度、正爬升率以及起飞场地上空至少 10.5 米（35 英尺）高度。如果旋翼航空器在加

速到起飞安全速度时下降到起飞场地上空 10.5 米（35 英尺）以下，则起飞距离应延长到重新达到 10.5 米（35 英尺）高度并具有正爬升率那一点。

（ii）如果起飞决断点高度明显地超过 10.5 米（35 英尺），以致旋翼航空器在加速到起飞安全速度过程中没有下降到 10.5 米（35 英尺）以下，那么起飞距离则是临界发动机在到达起飞决断点之前失效后，起飞剖面中达到起飞安全速度和正爬升率那一点的距离。对大多数用途来说，当起飞决断点高于 4.5 米（15 英尺）时，不允许旋翼航空器在加速到起飞安全速度时下降到起飞场地上空 4.5 米（15 英尺）以下。当起飞决断点低于 4.5 米（15 英尺）时，航空器应能加速平飞或爬升。4.5 米（15 英尺）应认为是允许的绝对最小间隙，某些旋翼航空器需要更大的间隙，这取决于旋翼航空器的结构和性能特征。此外，还不允许旋翼航空器下降到起飞场地上空处通常开始拉平着陆的高度以下。例如，一中型双发旋翼航空器，起飞决断点高度为 30 米（100 英尺）或更大，采用 20° 俯冲角时，预计离地 7.5 米（25 英尺），而大型多发旋翼航空器，采用类似的姿态和起飞决断点高度，预计离地达 10.5 米（35 英尺）。对于高架直升机场，旋翼航空器可以下降至着陆平面以下，但旋翼航空器所有部分必须不与直升机场和其它所有障碍物相接触，并且其间隙不得小于 4.5 米（15 英尺）。这些最小高度需要用各种驾驶技术以及发动机在起飞决断点之前和之后失效时驾驶员的识别和反应时间予以演示。

（iii）在确定继续起飞距离中，发动机在达到起飞决断点之前失效后，在合适的驾驶员识别滞后时间，并且在驾驶员仅使用主飞行操纵器件操纵旋翼航空器的条件下来确定起飞剖面。在调整总距操纵之前，驾驶员对发动机失效的识别滞后时间至少应为 1 秒钟。

（iv）在进行真实起飞剖面试飞之前，首先应在起飞场地上空的安全高度上，进行发动机失效试验来评定继续起飞剖面。该试验程序将用于证实预期的性能，避免在继续起飞试验中意外地返回到起飞场地。应由局方驾驶员至少完成五个可接受的起落飞行，其试验结果应与申请人的驾驶员完成的五个可接受的飞行试验结果进行平均。

(e) 偏离试验

应进行起飞程序的偏离试验，以证明制定的起飞程序在使用中预计的各种合理变化情况下，不会导致已确定的起飞距离明显地增加。这些变化应包括诸如起飞开始时低于或超过转速、低于或超过申请的加速功

率以及未达到起飞决断点的目标参数值（如时间、高度或空速）之类的考虑因素。

(f) 继续爬升航迹

在达到离地 10.5 米（35 英尺）高度时可以收起起落架，以起飞安全速度（V_{TOSS}）继续爬升，直至达到起飞场地上空 60 米（200 英尺），并在离地 60 米（200 英尺）高度满足第 29.67 条(a)款(1)项的爬升要求。应演示包括任意形态变化在内的旋翼航空器，在连续的机动飞行中能够从起飞安全速度加速到最佳爬升率对应的速度（V_Y）且没有高度损失。用于表明符合第 29.67 条(a)款(2)项爬升要求的空速和旋翼航空器形态（起落架位置、旋翼转速、发动机功率），应在达到起飞场地上空 300 米（1000 英尺）处或之前获得。

(g) 功率

性能演示的功率应限制到发动机工作的最低保证性能。可以通过将发动机功率最大值（最大可用功率）调整到最低保证性能来满足这个限制，同时还包括考虑温度对发动机功率影响的因素。如果最大发动机功率不具有典型的发动机功率控制特性，必须使用能代表运营的典型工作特性来确定 A 类程序。用于模拟发动机故障的方法必须真实的一台发动机突然发生故障时剩余发动机加速工作情况下功率衰减特征。为延缓中断起飞，发动机和传动系统进入瞬态范围以使旋翼性能下降是可接受的，但前提是增加的功率不会超过最大允许额定功率，并且表明发动机仍处于在申请人所要求的全部工作状态限制范围内。必须验证该飞行阶段的任何超出设定限制的短暂偏离不会对旋翼航空器造成直接危害。

(h) 涡轮发动机

涡轮发动机功率并不直接随密度高度变化，在给定密度高度时，涡轮发动机可用功率还随环境温度变化。尽管一些发动机在极冷的温度下会输出较低的功率，但在给定密度高度时，随环境温度的增加（压力高度降低），涡轮发动机一般输出较低的功率。无论是哪一种情况，如果一试验程序应用于给定密度高度，则在该试验的密度高度上，整个批准的环境温度范围内，把试验功率限制在发动机最低保证性能的最低值是合适的。为了获得各种环境条件下的最大重量，申请人可以利用可用功率、压力高度以及温度影响的参数变换。这样，便可以在适合于该试验密度高度范围调整发动机的最大功率。

(i)航空器的载重

为了确定起飞距离的最临界重量，对重心的前极限和后极限位置应进行核查。前重心通常是继续起飞距离试验的临界状态，由于向前和向下视界限制，后重心则是中断起飞的临界状态。如果申请人选择以机场长度决定总重性能，至少应在每个高度进行两个重量的起飞试验，一个重量应是常用状态的最大重量，另一个重量应尽量的小，以便能达到足够大的范围来验证重量的影响。

(j)外推

起飞和着陆数据可以按重量/密度(W/σ)线外推直至1200米(4000英尺)，来获得旋翼航空器的最大总重。但如果在低于W/σ限制重量条件下进行试验时，出现不可接受的或勉强可接受的起落架载荷，则不能进行外推。

(k)环境条件

AC29.45包括了适合于环境条件（如风速、温度）的许多试验限制。在起飞距离试验中，应按照当时的风速来修正试验数据。在飞行手册数据扩充时，可以给出逆风的有利影响，详见AC29.1587。由于很难收集到有效、可重复的经验数据，考虑垂直起飞逆风有利影响时应谨慎。

(l)垂直起飞

试验的实施

应在模拟运营场地条件的简易机场进行垂直起飞剖面试验，因为视界对一台发动机不工作的成功操控很关键，尤其是在高架直升机场上。在垂直起飞飞行航迹上直至起飞决断点的全部点上，驾驶员头部可通过适当的运动能够看到直升机场的两条边界（前面和一个侧面）或等效的目视标志，以便在发动机失效情况下能安全着陆。通常，发动机失效后，在允许驾驶员进行总距修正操纵前，至少有1秒钟滞后时间或驾驶员识别时间间隔（两者取大者）。如果旋翼航空器安装有发动机故障告警装置，则发动机故障识别时间不应小于该发动机脱开和触发该装置所需的时间。

(j)把中断起飞距离确定为一台发动机在垂直爬升中的临界决断点处失效，旋翼航空器从开始起飞时的最后点至完全停止在起飞场地上的旋翼航空器最前点（包括旋翼叶尖轨迹）的水平距离。

(ii)把继续起飞距离确定为从离地前到发动机在临界决断点之前失效后，在地面水平直升机场旋翼航空器达到起飞场地上空 10.5 米（35 英尺）高度和起飞安全速度且具有正爬升率那一点的水平距离。

(iii)在采用后飞技术时，通常要求驾驶员能观察到大部分直升机场，并包括从起飞点至起飞决断点的向后运动。在这种情况下，所需的后飞水平距离应制定为从开始起飞时旋翼航空器的最后一点到达到起飞决断点旋翼航空器最后一点的距离。按照 AC 29.45 规定，应考虑申请人是否申请了侧风和顺风的要求。通常，需要通过飞行试验对性能、驾驶员负荷、视野和视觉提示功能进行评估。

(iv)如果要求有特定的直升机场标志或其它非标准的外部参照物，以获得垂直起飞性能，那么这些特定参照物应编写在旋翼航空器限制章节中。

(m)夜间运行

(i)至少应进行三次正常起飞试验，以保证航空器的照明（内部和外部）充分满足要求，允许夜间 A 类的正常运行。

(ii)应沿着要求的起飞剖面上的点模拟发动机失效，按照要求的重量-高度-温度限制条件下进行一台发动机不工作的夜间中断起飞和从起飞决断点的继续起飞试飞，以保证充分地观察夜间机场、航空器外部照明的适应性以及对 A 类起飞剖面的满足。

(iii)如果使用特定的机场标记或照明作为参照物或用于确定起飞决断点，则应评定航空器的外部照明，以保证这些机场标记或照明满足夜间运行要求。

AC 29.60 高架直升机场起飞航迹 A 类

参见 AC 29.59。

AC 29.61 起飞距离 A 类

参见 AC 29.59。

AC 29.62 中断起飞 A 类

参见 AC 29.59。

AC 29.63 起飞：B 类

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款针对旋翼航空器的 B 类起飞性能，规定了 B 类起飞距离，并对 B 类起飞程序和 B 类起飞距离提出了验证要求。

(1) 起飞距离是所有发动机在批准的限制范围内工作，从起始点到起飞场地上空 15 米（50 英尺）那一点所测得的水平距离。

(2) 在进行起飞距离试验之前，通常已制定出 H-V 包线，并认为该包线是可接受的，然后避开 H-V 包线进行起飞距离试验。确定起飞距离时使用的功率值可以不大于制定的 H-V 包线起飞通道和“拐点”部分所用的功率。根据可用剩余功率的大小，还可能限定功率，以使航空器在起飞滑跑初始阶段不超过“正常的”低头俯仰姿态。在大纲中所用的可接受的值包括:

(a) 1.1 倍悬停功率（不超过额定的发动机起飞功率限制）;

(b) 传动系统扭矩限制的百分比（不超过发动机的额定起飞功率限制）;

(c) 特定环境条件下的发动机（或传动系统）限制功率。

(3) 进行起飞距离试验应采用临界重心位置。通过分析或过去的试验来确定临界重心，可能是前重心也可能是后重心，视旋翼航空器类型而定。在确定临界重心时，应考虑爬升性能和驾驶舱视界。如果考虑重量的影响，至少应在每个试验高度下进行两个重量的起飞试验，来验证申请人预测的重量影响。

(4) 在起飞剖面中 15 米（50 英尺）高度点所使用的爬升速度，主要由能够获得真实的、可重复的指示空速来表示，并且该点爬升指示空速能够符合第 29.1323 条中系统精度的要求。

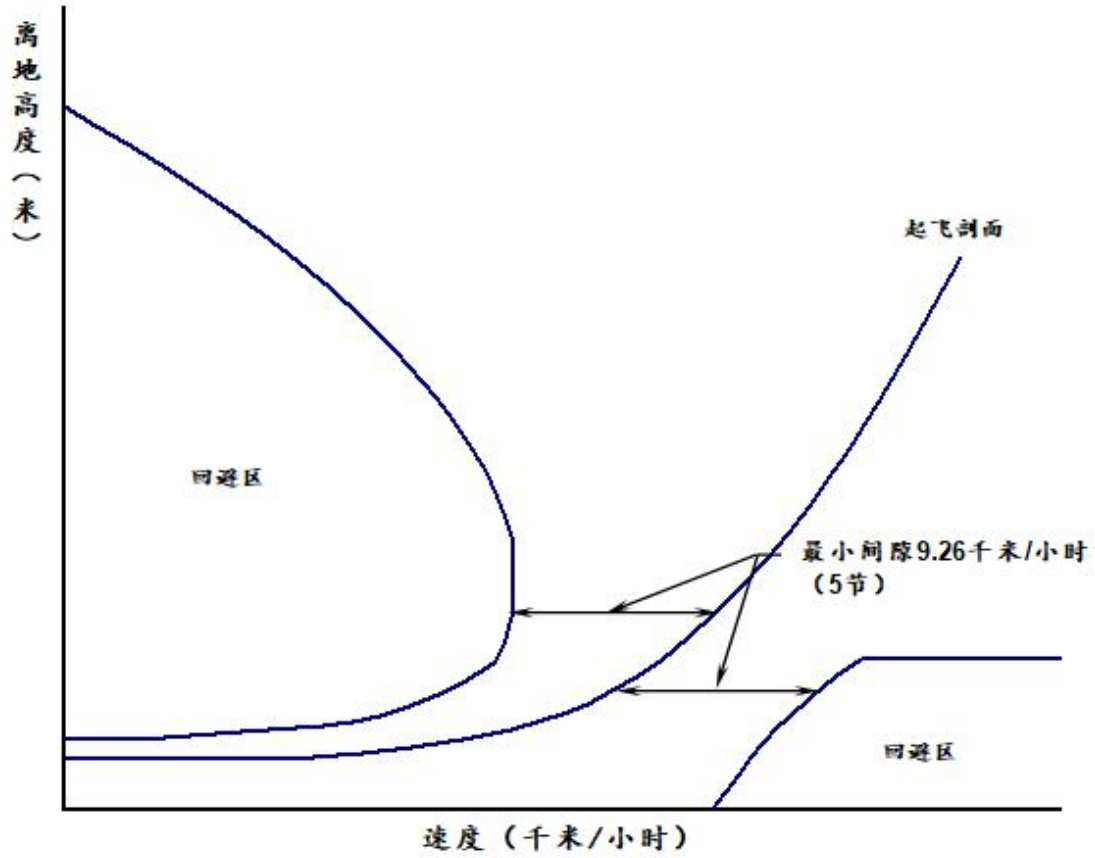


图 AC 29.63-1 B 类常规起飞剖面示意图

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.63 条要求的可接受的符合性方法包括：分析/计算和飞行试验。

(1)分析/计算

根据旋翼航空器设计参数和风洞试验数据，进行理论计算，初步给出旋翼航空器的 B 类起飞程序和 B 类起飞性能，为 B 类起飞性能试验提供参考。通过 B 类起飞性能试验，验证 B 类起飞程序，获取实测数据，再对 B 类起飞性能的理论计算结果进行修正。

制定 B 类起飞程序时，应同时规定起飞场地。

B 类起飞航迹必须避开按第 29.87 条制定的 H-V 包线的回避区。

典型的 B 类起飞航迹如图 AC 29.63-2 所示。

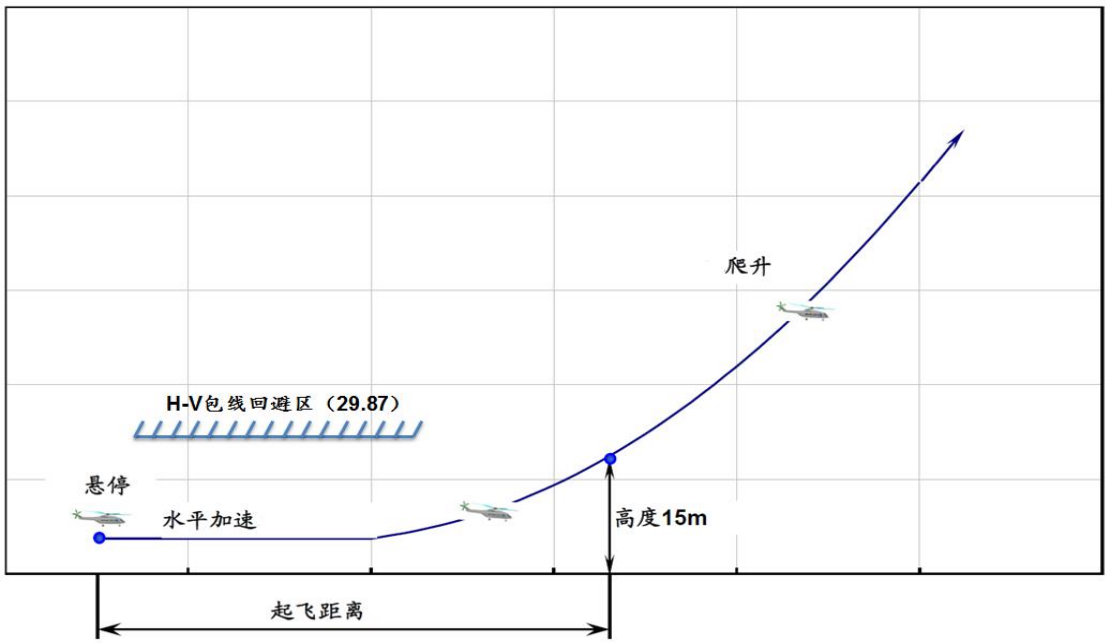


图 AC 29.63-2 B 类起飞航迹

B 类起飞距离如上图所示，全部发动机在批准的使用限制范围内工作，起飞程序的开始点到旋翼航空器高于起飞场地 15 米（50）英尺的水平距离。

(2) 飞行试验

在申请合格审定的范围内，选取合适的重量、高度和温度组合，按照条款规定的临界重心以及第 29.51 条规定的发动机功率、起飞场地和驾驶技巧进行 B 类起飞性能试验，对飞行试验结果进行数据处理和分析，验证旋翼航空器的 B 类起飞程序，确定旋翼航空器的 B 类起飞性能。经过飞行试验验证的 B 类起飞程序和确定的 B 类起飞性能将写入飞行手册。

(a) 测试仪器

地面场站应测量环境温度、湿度（如适用）、风速和风向，对许可风的条件和发动机功率的考虑，请参照 AC 29.45 中的要求。如有必要，可以利用照相设备控制板或手工记录方法，记录发动机和飞行参数。使用摄影经纬仪、摄影机或其它经批准的测试仪器，来测量起飞和着陆距离、高度、速度和时间。

(b) 试验的实施

申请人在批准的起飞和着陆高度范围内，至少应进行两个高度的验证飞行，如要表明重量对距离的影响，至少应进行两个重量的飞行。选取的这两个高度差值必须足够大来覆盖经批准的起飞和着陆高度范围的

主要部分。

按照咨询通告 AC 29.51 中所规定，起飞剖面的起始位置通过保持总距位置对应的悬停高度，开始进行起飞。应平稳操纵“起飞”功率，必要时降低机头姿态飞行，以便在加速时不超过预定的高度。驾驶员采用正常操纵力和驾驶技巧条件下，保持飞行剖面与 H-V 包线有一定的间隙。局方驾驶员至少完成每个高度和重量组合下的五个满意的起飞，并对申请人和适航当局的驾驶员所作的起飞结果进行平均。需对由驾驶技术引起起飞剖面中 15 米（50 英尺）高度点对应的空速的偏差值（如±9.26 千米/小时（5 节））或剖面中其它微小的变量引起的偏差是否会导致最终的性能变化进行评估。应按起飞剖面进行发动机失效试验，来保证航空器具有安全着陆能力。经验表明增加功率后立即出现的低速点是特别危险的。为保证该起飞程序适合于夜间运行，至少需对夜间起飞进行定性地评定。

(c)试验结果

根据试验结果来绘制第 29.1587 条所要求的飞行手册起飞距离图。在进行这些起飞距离试验和发动机失效试验中，所使用的起飞场地类型应在飞行手册中说明。飞行手册还需要明确规定起飞剖面试验在 15 米(50 英尺）点所使用的空速，同时符合第 29.1323 条的精度要求，并编入飞行手册。试验结果可以根据 AC 29.45 咨询通告中的规定进行外推。

(d) 试验技术

对用于制定旋翼航空器飞行手册性能资料的局方试验数据，其试验应使用如最低设备清单上规定的操作驾驶舱仪表和旋翼航空器飞行手册中的驾驶程序。可将起飞剖面中 15 米（50 英尺）高度点对应的空速确定为固定数值，来保证加速和离场爬升阶段是一个光滑连续的真实过渡过程。应按第 29.1587 条(b)款要求将这些确定起飞飞行航迹和其它有关的资料编入飞行手册。

AC 29.64 爬升：总则

1. 条款要求解析/规章安全意图

(1)第 29.64 条和第 29.65 条要求在申请合格审定的重量、高度和温度范围内，以每台发动机最大连续功率确定稳定爬升率。在最大重量、海平面标准昼间条件下，爬升空速应是最佳爬升率时的速度 V_Y，而在其

它状态下为由申请人选定的、不超过 V_{NE} 的速度。在所有状态下，申请人可以按照以上制定出一个爬升空速数据表，或使用恒定爬升空速。当申请人选择非 V_Y 作为爬升速度时，需用相同安全水平表明其符合性。选择的空速应与用来表明冷却、稳定性等条款符合性的空速一致。由选择的爬升空速产生的爬升率和由真实 V_Y 产生的爬升率不应相差到一定的程度，能引起爬升性能明显增加促使驾驶员采用不同于飞行手册中发布的爬升空速进行飞行。

(2) 如果任意高度的不可超越速度 V_{NE} 小于海平面标准昼间条件下的最大重量的最佳爬升率时的速度 V_Y，则稳定爬升率应以申请人选择的不超过 V_{NE} 的爬升速度来确定。高度应从低于 V_Y 和 V_{NE} 交叉点 600 米（2000 英尺）点处到申请合格审定的最大高度来确定爬升性能。使用功率为起落架收起时每台发动机的最大连续功率。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.64 条要求的可接受的符合性方法包括：分析/计算和飞行试验。

(1) 分析/计算

根据旋翼航空器设计参数和风洞试验数据，进行理论计算，初步给出旋翼航空器的爬升速度和爬升性能，为爬升性能试验提供参考。通过爬升性能试验，获取实测数据，再对爬升速度和爬升性能的理论计算结果进行修正。

(2) 飞行试验

(a) 确定 V_Y 的程序

(i) 可用锯齿形爬升来确定最佳爬升率时的速度 V_Y。如果使用这项技术，在试验高度上应进行航向与风向成 90° 的正反航向的爬升飞行，这一程序可以使任何风切变影响降低到最低程度。所有的试验必须在平稳的空气中进行。风切变通常是不稳定空气或者温度逆变的一种表征，必须回避。采用最大连续功率，以恒定地空速沿往返航向进行大约 5 分钟通过 300 米（1000 英尺）高度带或类似时间-高度带地爬升飞行。周期地调整功率可能是必要的。此外，还必须采用包括需用功率-空速曲线最低点对应的空速点在内的不同空速进行补充往返航向爬升。这项技术可以在不同高度上重复试飞，为了得到整个高度范围内的 V_Y。

(ii)也可以利用平飞性能（速度功率）来确定最佳爬升率时的速度V_Y。试验应在平稳的空气中进行。这种方法的优点是需要的时间少，其精确度与锯齿形的爬升方法相当。在各个高度上重复这种试验，以确定对旋翼航空器要求的整个高度范围内的V_Y。在每个高度上进行的这种试验，应保持重量和相对密度之比（W/σ）为常数。试验通常是以最大连续功率在要求的W/σ高度或V_{NE}条件下开始进行平飞。减速完成不同速度点的平飞，减速间隔18～27千米/小时（10～15节），至最低速度37～55千米/小时（20～30节），得出一系列试飞点。应对每个点计算出重量，并将试验高度调整到保持W/σ为常数。数据处理到标准昼间条件下，最小需用功率的空速来确定V_Y。

(iii)在飞行试验以前，应按照所预期的总重和临界重心对旋翼航空器进行配置。在采集数据以前，空速应稳定，记录的数据包括时间、高度、空速、环境温度、发动机参数、扭矩、旋翼转速、燃油读数、航空器航向、外部构形等。飞行前，做好功率、重量和空速设置计划。对涡轴发动机，如发动机温度和（或）转速可能在扭矩限制前先达到限制。应确认这种状态下发动机输出总功率是否十分接近发动机安装后最低保证输出的功率。

(b)确定所有发动机工作爬升性能的程序

为了获得编入飞行手册的旋翼航空器的爬升性能，以适当的爬升速度按照以上的要点进行持续爬升。顺便对旋翼航空器在爬升中的操纵性进行定性的评定，同时得到有助于确定可用安装功率的发动机数据。

用于确定爬升性能的方法与确定V_Y方法相同，以确定的空速在目标高度范围内完成正反两航向的爬升，记录相同的参数。在开始的几千英尺时，旋翼航空器通常爬升很迅速。因此，如果预期得到精确的结果，采集数据必须及时。这一程序通常在极端重量条件下重复实施，然后必须对得到的数据进行重量和功率修正。只要试验的重量和功率十分接近目标值，而且所做的重量和功率修正精确，则功率和重量修正便是满意的。一旦对所有飞行试验变量下的数据进行了修正并将其最终确定，就可以对中间重量进行有较高可靠度的内插。如果旋翼航空器的任一增稳系统、通风系统等对爬升性能有影响，则必须予以考虑。应注意是否接通防冰、空调等装置，除非要专门确定这些条件下的旋翼航空器性能。

AC 29.65 爬升：全发工作

1. 条款要求解析/规章安全意图

(1)第 29.64 条和第 29.65 条要求在申请合格审定的重量、高度和温度范围内，以每台发动机最大连续功率确定稳定爬升率。在最大重量、海平面标准昼间条件下，爬升空速应是最佳爬升率时的速度 V_Y，而在其它状态下为由申请人选定的、不超过 V_{NE} 的速度。在所有状态下，申请人可以按照以上制定出一个爬升空速数据表，或使用恒定爬升空速。当申请人选择非 V_Y 作为爬升速度时，需用相同安全水平表明其符合性。选择的空速应与用来表明冷却、稳定性等条款符合性的空速一致。由选择的爬升空速产生的爬升率和由真实 V_Y 产生的爬升率不应相差到一定的程度，能引起爬升性能明显增加促使驾驶员采用不同于飞行手册中发布的爬升空速进行飞行。

(2)如果任意高度的不可超越速度 V_{NE} 小于海平面标准昼间条件下的最大重量的最佳爬升率时的速度 V_Y，则稳定爬升率应以申请人选择的不超过 V_{NE} 的爬升速度来确定。高度应从低于 V_Y 和 V_{NE} 交叉点 600 米（2000 英尺）点处到申请合格审定的最大高度来确定爬升性能。使用功率为起落架收起时每台发动机的最大连续功率。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.65 条要求的可接受的符合性方法包括：计算分析和飞行试验。

(1)计算分析

根据旋翼航空器设计参数和风洞试验数据，进行理论计算，初步给出旋翼航空器的最佳爬升率速度 V_Y 和全发爬升性能，为全发爬升性能试验提供参考。通过全发爬升性能试验，获取实测数据，再对最佳爬升率速度 V_Y 和全发爬升性能的理论计算结果进行修正。

(2)飞行试验

(a)确定 V_Y 的程序

(i)可用锯齿形爬升来确定最佳爬升率时的速度 V_Y。如果使用这项技术，在试验高度上应进行航向与风向成 90° 的正反航向的爬升飞行，这一程序可以使任何风切变影响降低到最低程度。所有的试验必须在平稳的空气中进行。风切变通常是不稳定空气或者温度逆变的一种表征，必

须回避。采用最大连续功率，以恒定地空速沿往返航向进行大约 5 分钟通过 300 米（1000 英尺）高度带或类似时间-高度带进行爬升飞行。周期地调整功率可能是必要的。此外，还必须采用包括需用功率-空速曲线最低点对应的空速点在内的不同空速进行补充往返航向爬升。这项技术可以在不同高度上重复试飞，为了得到整个高度范围内的 V_Y。

(ii)也可以利用平飞性能（速度功率）来确定最佳爬升率时的速度 V_Y。试验应在平稳的空气中进行。这种方法的优点是需要的时间少，其精确度与锯齿形的爬升方法相当。在各个高度上重复这种试验，以确定对旋翼航空器要求的整个高度范围内的 V_Y。在每个高度上进行的这种试验，应保持重量和相对密度之比（W/σ）为常数。试验通常是以最大连续功率在要求的 W/σ高度或 V_{NE} 条件下开始进行平飞。减速完成不同速度点的平飞，减速间隔 18～27 千米/小时（10～15 节），至最低速度 37～55 千米/小时（20～30 节），得出一系列试飞点。应对每个点计算出重量，并将试验高度调整到保持 W/σ为常数。数据处理到标准昼间条件下，最小需用功率的空速来确定 V_Y。

(iii)在飞行试验以前，应按照所预期的总重和临界重心对旋翼航空器进行配置。在采集数据以前，空速应稳定，记录的数据包括时间、高度、空速、环境温度、发动机参数、扭矩、旋翼转速、燃油读数、航空器航向、外部构形等。飞行前，做好功率、重量和空速设置计划。对涡轴发动机，如发动机温度和（或）转速可能在扭矩限制前先达到限制。应确认这种状态下发动机输出总功率是否十分接近发动机安装后最低保证输出的功率。

(b)确定所有发动机工作爬升性能的程序

为了获得编入飞行手册的旋翼航空器的爬升性能，以适当的爬升速度按照以上的要点进行持续爬升。顺便对旋翼航空器在爬升中的操纵性进行定性的评定，同时得到有助于确定可用安装功率的发动机数据。

用于确定爬升性能的方法与确定 V_Y 方法相同，以确定的空速在目标高度范围内完成正反两航向的爬升，记录相同的参数。在开始的几千英尺时，旋翼航空器通常爬升很迅速。因此，如果预期得到精确的结果，采集数据必须及时。这一程序通常在极端重量条件下重复实施，然后必须对得到的数据进行重量和功率修正。只要试验的重量和功率十分接近目标值，而且所做的重量和功率修正精确，则功率和重量修正便是满意

的。一旦对所有飞行试验变量下的数据进行了修正并将其最终确定，就可以对中间重量进行有较高可靠度的内插。如果旋翼航空器的任一增稳系统、通风系统等对爬升性能有影响，则必须予以考虑。应注意是否接通防冰、空调等装置，除非要专门确定这些条件下的旋翼航空器性能。

对于除直升机外的 B 类旋翼航空器，还应在全发爬升性能试验中验证：在海平面标准大气条件下，全发爬升时至少有 1:6 的爬升梯度。

AC 29.67 爬升：一台发动机不工作（OEI）

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款针对旋翼航空器的爬升性能，规定了 OEI 爬升性能的验证要求，包括发动机功率、起落架状态、爬升速度等。

(1)第 29.67 条要求 A 类旋翼航空器在重量、高度、温度和重心的所有组合条件下的起飞时，在离起飞场地上空 60 米（200 英尺）应至少有 0.5 米/秒（100 英尺/分）的无地效稳定爬升率。应在临界发动机不工作，其余发动机处于批准的使用限制范围内确定爬升率；起落架处于放下状态，空速是申请人推荐的起飞安全速度（V_{TOSS}）。

(2)在起飞场地上空 300 米（1000 英尺）处，稳定爬升率必须至少是 0.75 米/秒（150 英尺/分）。爬升率应在临界发动机不工作，其余发动机处于最大连续或 30 分钟发动机最低保证的可用功率条件下确定。起落架处于收起状态，空速是申请人推荐的空速。

(3)此外，稳定状态的爬升率或下降率必须在临界发动机不工作，其余发动机处在 OEI 最大连续功率和 30 分钟 OEI 功率（如适用）条件下确定。必须在整个申请合格审定的重量、高度和温度范围内编制该性能数据，此时起落架处于收起状态，空速是申请人推荐的空速。

2. 可接受的符合性方法

满足 29.67 条款要求的可接受的符合性方法包括：分析/计算和飞行试验。

(1)分析/计算

根据旋翼航空器设计参数和风洞试验数据，进行理论计算，初步给出旋翼航空器的 OEI 爬升速度和爬升性能，为 OEI 爬升性能试验提供参考。通过 OEI 爬升性能试验，获取实测数据，再对 OEI 爬升速度和爬升

性能的理论计算结果进行修正。

(2) 飞行试验

在申请合格审定的范围内，选取合适的重量、重心\高度和温度组合，按照规定的发动机功率、起落架状态和爬升速度进行 OEI 爬升性能试验，对飞行试验结果进行数据处理和分析，确定旋翼航空器的 OEI 爬升速度和爬升性能。经过飞行试验确定的 OEI 爬升速度和爬升性能将写入飞行手册。

(a) 参考全发工作时确定爬升性能的程序来获得本条款所需爬升性能的一种认可程序，但申请人可根据不同重量和环境条件选择 V_{TOSS} 和 A 类爬升速度。A 类爬升速度可能是单一的速度，可能随 V_Y 而变化，或者实际上就是 V_Y。尽可能使 A 类离场爬升速度等于 V_Y，以简化驾驶员的操作程序。所要求的结果是许可的重量、高度和温度的各种组合，在这些组合下，旋翼航空器能够以起飞安全速度，在起飞场地上空 60 米（200 英尺）处具有 0.5 米/秒（100 英尺/分）爬升率和在起飞场地上空 300 米（1000 英尺）处具有 0.75 米/秒（150 英尺/分）爬升率。这两种爬升要求的任何一种都是确定最大允许的起飞重量。

(b) 对具有发动机隔离的多发 B 类旋翼航空器，适用最大连续功率、OEI 最大连续功率和 30 分钟功率（如适用）状态下，稳定爬升率或下降率来确定 V_Y。旋翼航空器手册中包含随重量、高度和温度变化的爬升性能数据。

(c) 由于爬升性能试验通常是按 A 类和 B 类起飞性能试验分别进行的，因此发动机功率、旋翼转速和航空器构型应与起飞试验期间保持一致，以确保起飞期间一台发动机失效后直接测得的数据是所要验证的爬升性能。在 A 类起飞和爬升机动过程中，对驾驶员或机组人员允许的操作必须进行全面地评定。在此飞行阶段中，要求驾驶员的注意力集中在操纵旋翼航空器上。应考虑允许驾驶员在该飞行阶段（通过毕普）重新调整旋翼转速，但完成这种调整时驾驶员工作负荷无明显增加。

(d) 为符合本条款要求，选择各种速度的典型程序如下：

（ⅰ）以各种空速（V_Y 和小于 V_Y）进行锯齿形爬升直至推荐的起飞和着陆高度。由此可确定在推荐的环境条件及所选择的 V_Y 及 0.75 米/秒（150 英尺/分）的爬升率下对应的最大允许重量。

（ⅱ）同时确定起飞安全速度的最小值，该速度值在（ⅰ）中确定的最

大重量下，将产生 0.5 米/秒（100 英尺/分）的爬升率。

AC 29.71 直升机的下滑角：B 类

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款针对 B 类直升机的自转性能，规定了自转性能的验证要求，包括自转前飞速度、重量、旋翼转速等。

(1) 当全部发动机失效时，稳定自转下降性能对驾驶员继续操纵 B 类旋翼航空器是有用的。该资料在确定沿给定航线的可用着陆场地的合适性方面也是有帮助的。

(2) 最小下降率的速度和最佳下滑角的速度是特别重要的两个速度。按第 29.1587 条规定，要求这两个速度列入飞行手册。最小下降率的速度对在较高高度上发动机失效情况是有用的，在此情况下要求驾驶员完成发动机重新起动、浮筒充气、无线电呼叫等一些与时间有关的任务。最佳下滑角的速度是一种必需达到远距离着陆场地时特殊使用的较高一点的速度。当这个速度与适当的旋翼转速组合起来使用时，能提供某一特定高度在假设零风速情况下的最大可用水平距离。

(3) 除最小下降率的速度和最大下滑角速度以外，可提供第三种速度，即推荐的自转速度。通常推荐的自转速度是优化的速度以保证有效的瞬时增距能力，同时为了便于控制和使着陆状态变得相对缓慢，该速度还必须足够小。推荐的自转速度通常在最小下降率的速度和最大下滑角的速度之间。在旋翼航空器飞行手册中提供推荐的自转速度。最小下降率、最佳下滑角和推荐的自转速度之间的关系如图 AC 29.71-1 所示。

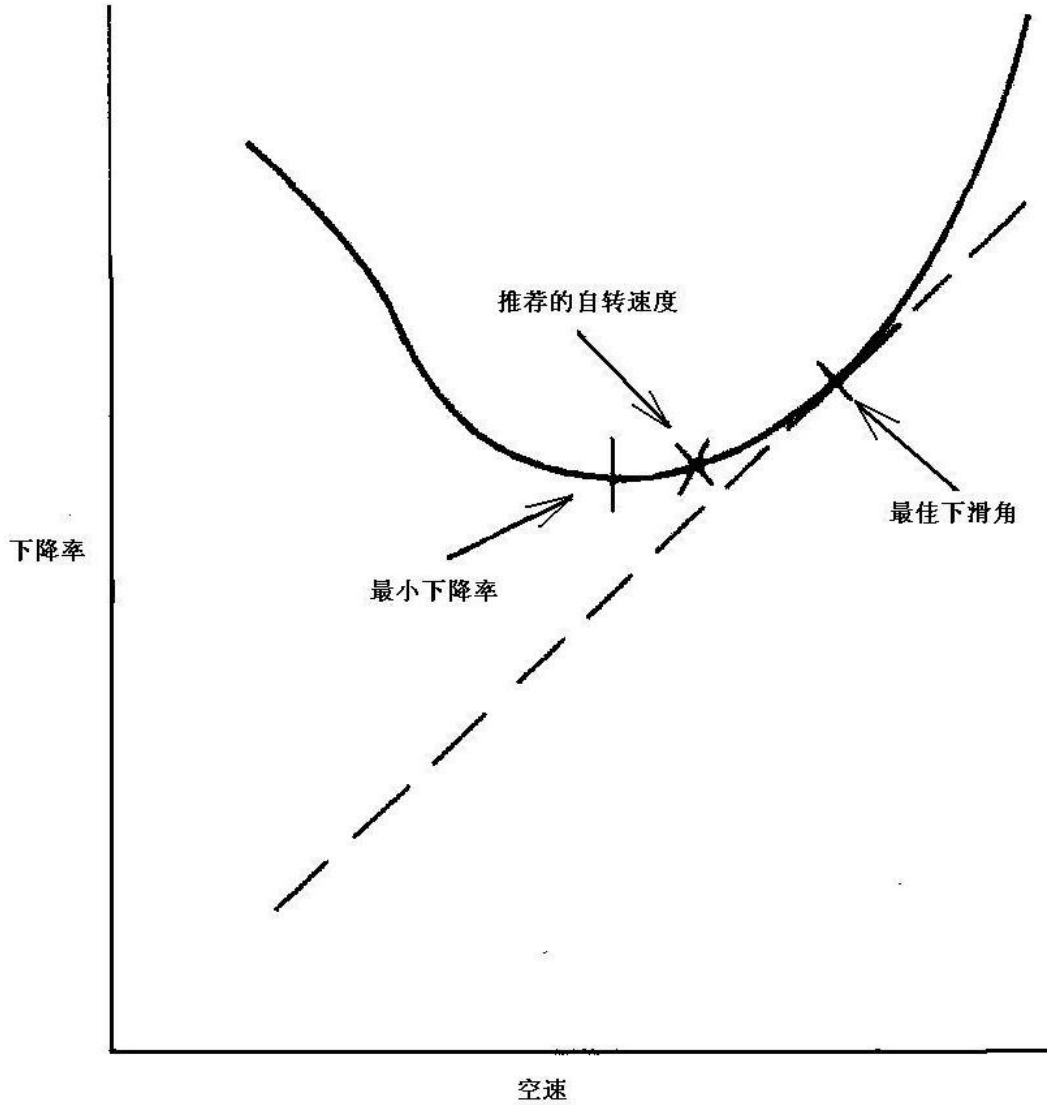


图 AC 29.71-1 自转特性-典型

(4)前重心通常是临界的，但是对给定的设计情况来说，为了证明这一点，还应对重心的影响进行抽查。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.71 条要求的可接受的符合性方法包括：分析/计算和飞行试验。

(1)分析/计算

根据直升机设计参数和风洞试验数据，进行理论计算，初步给出直升机的最小下降率速度和最佳下滑角速度以及对应的自转性能，为自转性能试验提供参考。通过自转性能试验，获取实测数据，再对最小下降率速度和最佳下滑角速度以及对应的自转性能的理论计算结果进行修正。

在同一高度上，使用最小下降率速度自转在空中的停留时间最长，

使用最佳下滑角速度自转能够达到最远的水平距离。

降低选定的旋翼转速可以提高自转性能，但必须考虑在较低的旋翼转速下，安全地控制旋翼转速以及在着陆前增加总距（降低旋翼转速）的能力。

(2) 飞行试验

在申请合格审定的范围内，选取合适的高度和温度组合，按照条款规定的重量、自转速度和旋翼转速进行自转性能试验，对飞行试验结果进行数据处理和分析，确定直升机的最小下降率速度和最佳下滑角速度以及对应的自转性能。经过飞行试验确定的直升机的最小下降率速度和最佳下滑角速度以及对应的自转性能将写入飞行手册。

(a) 要在包括预期的最小下降率的速度和最佳下滑角的速度在内的各种速度下进行试验。在需用功率曲线上，最小需用功率的速度接近最小下降率的速度。最大下滑角的速度可从原点向需用功率曲线引一条切线来确定。

(b) 自转性能试验可与爬升性能试验结合起来进行。这两种试验所要求的数据相似，并且在整个要求的高度带内进行交替爬升和下降，往往方便、有效。应在正反航向上进行下降飞行，试验结果按爬升性能试验的相同方法取平均值。

(c) 旋翼转速从正常有动力的值降低下来可以提高自转性能。如果申请人预期在明显低于控制的或有动力范围的各旋翼转速下来研究自转性能，则必须考虑在此较低值的情况下降低和控制旋翼转速以及在近场着陆时增加旋翼转速的实用性。在小重量和低密度高度下，完全放下总距可以自动地产生较低的旋翼转速值。只要没有超过批准的无动力转速范围，这种情况也是可以接受的。

(d) 必须注意确保没有发动机功率输送到旋翼传动系统，因为非常小的功率就能对下降性能产生很大的影响。

AC 29.75 着陆：总则

1. 条款要求解析/规章安全意图

第 29.75 条规定了着陆性能的验证要求，包括验证范围、重心、发动机功率、着陆场地、驾驶技巧等，并要求在着陆时具有可接受的地面

特性。第 29.77 条规定了着陆决断点以及相关的验证要求。第 29.79 条规定了 A 类着陆性能的基本要求,A 类着陆航迹相关的设计要求和验证要求，以及无动力自转着陆要求。第 29.81 条规定了 A 类着陆距离，包括正常着陆和水面着陆。

(1)全部的着陆性能数据应修正到平坦、干燥、坚硬、水平的着陆场地状态。着陆飞行和其它机动飞行一样，应采用一般的驾驶技巧来完成认可的飞行和地面特性的过程。本条款规定 A 类着陆数据应在每个经批准的重量、高度和温度（WAT）条件下确定。试飞点的选取和试飞数据的外推应满足 AC 29.45 中的有关要求。另外，发动机应在经批准的使用限制范围内工作。

(2)与固定翼航空器不同，旋翼航空器在一台发动机不工作情况下所要求的着陆场地一般要比全发工作情况要求的大得多。因此，通过一台发动机不工作情况下进行 A 类着陆飞行来确定着陆距离，以保证获得最保守的着陆距离长度。

(3)A 类要求

A 类合格审定的着陆重量限制是在着陆决断点（LDP）后一台发动机不工作，允许旋翼航空器在可用场地着陆，或在着陆场地上空的下降高度不低于 4.5 米（15 英尺）（或根据旋翼航空器构型和性能特性制定更高的高度）时中断着陆确定的。对高架直升机机场，旋翼航空器可以下降到着陆场地以下，但旋翼航空器外部构型必须不与直升机机场和其它障碍物相的间隙不得小于 4.5 米（15 英尺）。对于在 LDP 之前和之后出现的发动机故障，通过驾驶技术差异、驾驶员识别和反应时间来验证出最小高度，见图 AC 29.75-1。夜间 OEI 着陆的要求参考 AC 29.59。

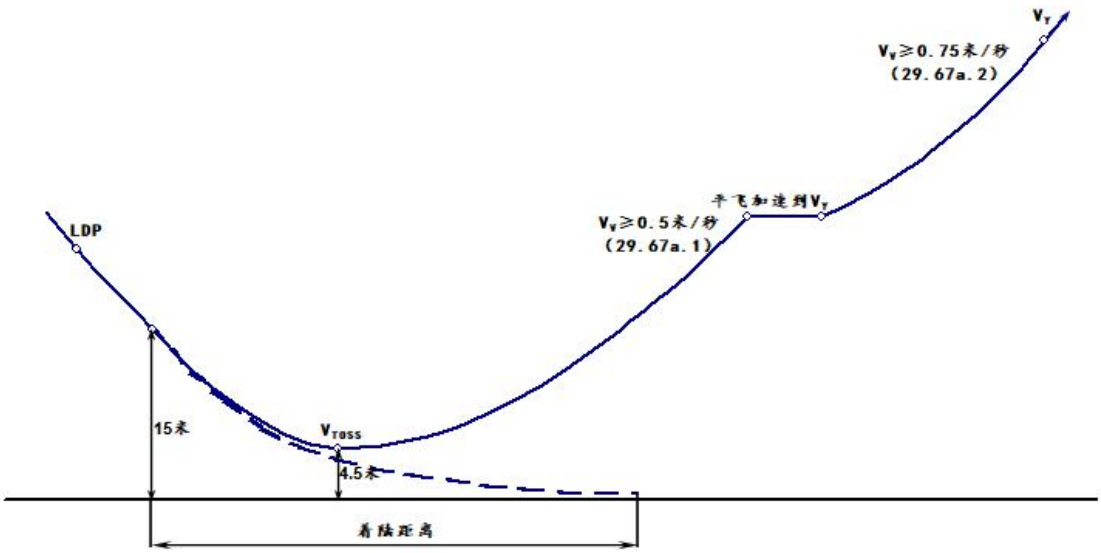


图 AC 29.75-1 A 类一般着陆—无障碍直升机机场

(a)着陆决断点（LDP）

A 类着陆剖面是从 LDP 时或之前假定发动机不工作时开始。LDP 一般是根据空速、下降率和着陆场地上空的高度来确定的。进近航迹角可以根据 LDP 的空速和下降率来确定。LDP 的确定必须考虑进近航迹角，因为着陆距离和中断进近航迹都明显地受着陆进近航迹角的影响。在进场航迹上的任一点降至 LDP 并包括该点的过程中，一台发动机不工作，驾驶员在保证有足够的场地面积可以选择继续着陆，或中断着陆进入复飞并具有足够的爬升能力。LDP 要求允许航空器加速到起飞安全速度（V_{TOSS}），在着陆场地上空高度不低于 4.5 米（15 英尺）。这里 LDP 表示着陆的“约定”点。在到达着 LDP 之前一台发动机不工作情况进场时，驾驶员可以选择着陆或继续飞行。而通过 LDP 之后，驾驶员已不会再获得足够的能量，来保证航空器在没有接触着陆场地的情况下过渡到中断着陆状态。如果正常（全发工作）着陆时在 LDP 之后一台发动机不工作，则要求驾驶员着陆。确定的 LDP 和着陆进场航迹，应避开 H-V 包线。

常规 A 类剖面典型的 LDP 位于着陆场地上空 30 米（100 英尺）高度。LDP 的高度应根据着陆场地上空的实际高度和指示气压高度来规定，LDP 的速度应根据指示空速来规定。申请人可以选择制定一个备用的所有发动机工作（AEO）进场程序，该程序满足在 LDP 之前发动机不工作时进行复飞或在 LDP 之后发动机不工作时实现着陆的性能要求，但在航线飞行中发动机失效后不能以一台发动机不工作（OEI）实施该程序。如果提供了此类备用 AEO 程序，在飞行手册中应包含有禁止在航线飞行中发动机

不工作后使用 AEO 进场程序。对于此类备用 AEO 进近程序，如果着陆重量与该进近一致，则应可以执行复飞并使用 OEI 进近程序（飞行手册应说明该 OEI 进场程序和相应的着陆重量）。

(b)着陆距离

第 29.79 条(a)款(2)项中规定了进场和着陆航迹要求。对于 A 类旋翼航空器在一台发动机不工作着陆和中断着陆飞行过程中，进近航迹必须能平稳过渡。对所有旋翼航空器，进近和着陆航迹应能为避开潜在危险的 H-V 包线并留有足够的间隙。着陆距离是指从着陆场地上空高度 15 米（50 英尺）点到停止点之间测得的水平距离。对旋翼航空器飞行手册来说，着陆距离是从旋翼航空器最低部分首先达到 15 米（50 英尺）点到完全停止后旋翼航空器最前点（包括旋翼桨尖轨迹）的距离。

(c)所有发动机停车着陆

第 29.79 条(b)款包含了全发不工作着陆的 A 类合格审定要求。本条款规定，在正常巡航期间全部动力失效后，应能在备降场地上安全着陆。但这并不表明所有发动机会同时失效。A 类连续发动机故障要求见 AC 29.143。最后一台发动机不工作的状态是最大连续功率或 30 分钟功率(如适用），水平飞行时发动机突然失效，驾驶员 1 秒钟滞后时间或正常的驾驶员识别时间，两者取大值。对双发 A 类旋翼航空器发生全部动力失效情况，该要求确保一旦出现驾驶舱内的操纵不当、燃料耗尽、不合理的维修、燃油含有杂质或没有预先发现的机械故障时，能够安全的进行自转和无动力着陆。本条款的两个验证的要求，通常在实施试验大纲期间在不同的时间进行评定。最后一台发动机不工作通常在巡航或者 V_{NE} 的发动机失效试验期间进行评估，在此测试条件下，测试仪器和临界载荷均已明确，见 AC 29.143 的要求。在地面测试仪器和安全设备均有效情况下，所有发动机停车着陆通常是同 H-V 或 A 类着陆距离试验进行结合。在起飞和着陆的重量-高度-温度（WAT）的限制条件下，直至经批准的起飞和着陆的最大高度，旋翼航空器必须能够进行所有发动机停车着陆。

(d)垂直着陆

参考常规 A 类着陆剖面，典型的垂直着陆剖面如图 AC 29.75-2 所示，该剖面同样适用于地面和高架直升机场的着陆。该剖面从稳定的单发进场状态下开始，在到达 LDP 之前的任一点，必须使旋翼航空器能够在进行 OEI 安全着陆或复飞，除非在飞行手册中给出了按上面(a)条中的备用

AEO 进场程序。可采用两种着陆方法：一种是“下降”飞行，该着陆程序是从高架直升机机场下降（但仍保证距平台边缘有 4.5 米（15 英尺）的间隙）；另一种是地面水平直升机机场标准的“直接进近”方法。飞行手册中需明确着陆方式。在 LDP 之前或之后的任一点发动机失效，应能够安全着陆。

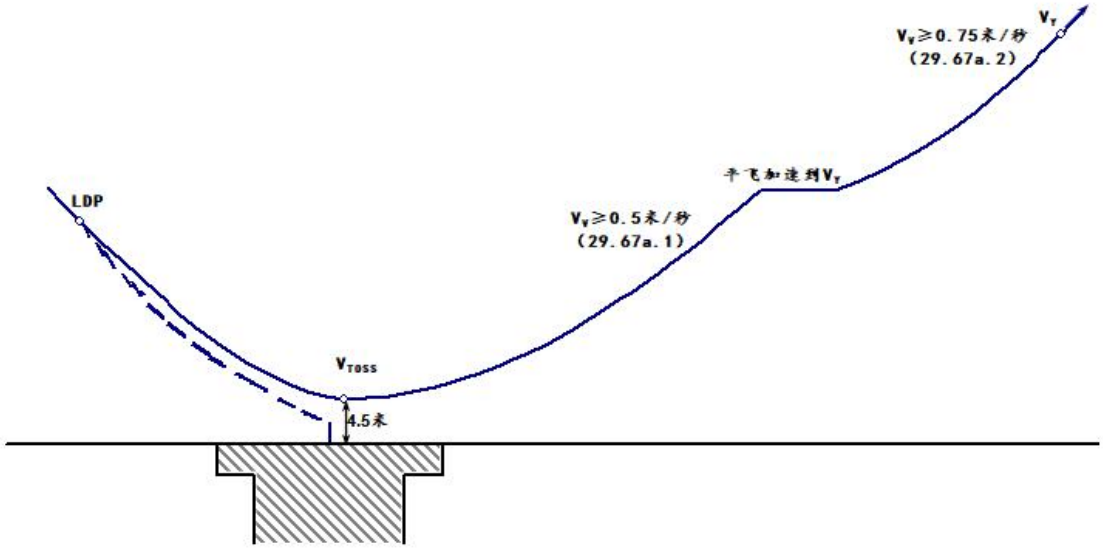


图 AC 29.75-2 A 类垂直着陆航迹

2. 可接受的符合性方法

本条款建议采用“分析/计算”、“飞行试验”的方式来表明符合性。

(1) 分析/计算

根据旋翼航空器设计参数和风洞试验数据，进行理论计算，初步确定旋翼航空器的着陆决断点和起飞安全速度，给出 A 类着陆程序和 A 类着陆性能，为 A 类着陆性能试验提供参考。通过 A 类着陆性能试验，验证 A 类着陆程序，获取实测数据，再对 A 类着陆性能的理论计算结果进行修正。

典型的 A 类着陆航迹和垂直着陆航迹见图 AC 29.75-1 和图 AC 29.75-2。

(2) 飞行试验

在申请合格审定的范围内，选取合适的重量、高度和温度组合，按照第 29.75 条规定的重心、发动机功率、着陆场地和驾驶技巧进行 A 类着陆性能试验，对飞行试验结果进行数据处理和分析，验证旋翼航空器的 A 类着陆程序，并确定旋翼航空器的 A 类着陆性能。经过飞行试验验证的 A 类着陆程序和确定的 A 类着陆性能将写入飞行手册。

(a)测试设备

测试设备要求基本上与 A 类起飞要求相同。测试需要摄影经纬仪、格栅摄影机、GPS 或其它的方位测量设备，还要求地面站测量风速、外界大气温度（OAT）和湿度（如适用）。航空器和方位测量设备之间的双通道通讯系统至关重要。航空器测试仪器应包括发动机和飞行参数、操纵杆位、功率操纵手柄位置、起落架载荷等的测试仪器，以及当机上测试仪器断开电源时，同步航空器方位的方法。必须记录触地时的旋翼转速，以确保其不超过瞬态限制。只要没有超过应力限制，触地时的旋翼转速可以比飞行时的最小瞬态限制低。还必须配备消防车的坠撞救护小组。

(b) LDP 确定

(ⅰ)如果旋翼航空器在一台发动机不工作时不能以 A 类要求的重量进行悬停，则 LDP 主要与着陆所要求的跑道长度有关。若制定的着陆条件包括相当长的跑道长度（约 300 米（1000 英尺）），则可以在过渡到接近 V_Y的起飞安全速度的较大速度下确定着陆决断点，其中速度 V_Y满足以最大的重量来符合第 29.85 条(b)款和第 29.67 条(a)款(1)项的中断着陆爬升要求。在这种情况下，第 29.67 条(a)款(2)项的要求通常就成为限制条件。如果跑道长度较短，则 LDP 需要较低的空速，并可以在较高的高度上允许在可用的距离内进行中断着陆过渡。为保证旋翼航空器从较低速度或较高高度的着陆决断点进行较短距离的着陆，可能需要减小着陆重量。在这种情况下，第 29.67 条(a)款(1)项也可能是限制条件。第 29.67 条(a)款(1)项和第 29.67 条(a)款(2)项要求的爬升性能和爬升速度，应在 A 类着陆试验之前予以确定。

(ⅱ)一台发动机不工作着陆试验在许多方面类与 AC29.87 描述的高度-速度（H-V）试验相类似。由于 LDP 典型飞行状态的功率值较低和指定的下降率，其轨迹比 H-V 限制要小，但 H-V 试验的大部分说明、警告和技术在这里也适用。以指定的速度进近，并在到达 LDP 之前一台发动机不工作。在 LDP 之后，降低速度并瞬时增距来完成常规的一台发动机不工作的着陆。根据着陆特性和着陆剖面要求，可以在达到确定着陆距离中给定的 15 米（50 英尺）高度之前或之后开始瞬时增距。试验应考虑在 LDP 一台发动机不工作，驾驶员滞后 1 秒钟的时间，以保证在此临界情况下有安全着陆能力。应完成足够数量的有效的着陆距离试验，以保证结果的可信性。通常需进行 10 个有效的着陆距离试验。

(iii)中断着陆的着陆剖面、有关要求和试验程序见 AC 29.85。

(c)功率

性能演示所需功率应限制到发动机的最低保证性能值内。在批准的大气变化范围内，通过发动机最大值调整到最小保证功率值来实现。如果输出最大发动机功率的控制超出了正常飞行员的能力，A 类程序的有效性必须根据其典型工作特征进行确定。模拟发动机失效的方法必须能模拟真实的一台发动机突然发生故障，而剩余发动机加速工作情况下功率衰减的特性过程。为了缓冲一台发动机不工作着陆，可以允许发动机和传动装置进入瞬态范围，以便降低旋翼转速，保证便使增加的功率不会超过最大允许值的额定功率，可以表明发动机仍处于在申请人所要求的全部工作状态限制范围内。在此飞行阶段中必须验证任何超出瞬态限制的极值不会对旋翼机造成直接危害。

(d)航空器载重

在着陆瞬时增距时由于机身角度导致驾驶员视界受限，因此后重心通常是确定着陆距离的最临界状态。如果要表明重量的影响，则在每个试验高度上进行最少应进行两个重量的飞行。一个应是常用状态的最大重量，另另一个应提供足够差距的重量，来验证重量的影响情况。

(e)外推

着陆数据可以按已制定的重量/密度 (W/σ)曲线外推至旋翼航空器的最大总量。但是，如果在低于 W/σ限制的实际着陆重量，在起落架着陆载荷大道临界值时，则认为外推是无效的。如果没有明显的边界区域及采用可接受的分析方法，性能数据可以从试验状态密度高度外推 1200 米（4000 英尺）（见 AC 29.45）。

(f)环境条件

在 AC 29.45 中提供了风和温度环境条件的试验限制值要求。在着陆距离试验期间，应根据当时的风速条件修正试验数据。在飞行手册中，可以给出逆风条件的有利影响。在 AC 29.1587 中说明了考虑风的影响。

(g)所有发动机停车着陆

(ⅰ)演示符合所有发动机停车着陆要求通过以下流程进行符合性验证。在着陆场地上空的安全高度上，以最佳自转空速，采用平缓地减少功率进行该机动飞行。所有发动机停车着陆应从小重量开始，逐渐地增

至限制重量状态。如果申请人的完整试验程序记录了所有发动机停车着陆达到了 GW/σ限制，则在验证试验科目可以减少。如果未达到限制，拟定的试验应从较小重量开始。这种试验通常用正常重心进行。通常，所有高度可以通过用两种重量限制着陆来获得批准——一个是海平面，另一个接近最大起飞和着陆高度。

(ⅱ)演示符合该条款要求是要表明能够控制自转下降率，且能把着陆前的前飞速度控制到合理的值（建议小于 74 千米/小时（40 节）），以确保在所有发动机失效条件下有可接受的生存机会。对多发旋翼航空器，旋翼惯性通常低于单发旋翼航空器的，当最后一台发动机不工作时，旋翼转速迅速下降。由于旋翼惯性相对比较低，在旋翼航空器着陆时瞬时增距，可能需要相当大的总距来防止旋翼超转。此外，当试验最后的最大重量点时，在自转下降期间，特别是在高高度的重量-高度-温度（WAT）限制条件下，驾驶员需要相当大的总距来控制旋翼超转问题。在验证这条要求时，如果在发动机关车进行着陆到完全停止，由于某些特殊设计要求有可能导致旋翼航空器损坏（例如，限动块破坏或因安装滑橇丧失方向操纵）。

(ⅲ)本条款的目的是演示所有发动机失效着陆时，控制着陆状态和防止失控或出现危及乘客安全的可能性。在该情况中，可通过将油门置于慢车位置，并确保没有功率输送到传动系统来验证其符合性。此外，还可以采用计算机分析结合模拟飞行检查为能够实现真实安全着陆提供支持。另一个方法是在确定旋翼航空器瞬时增距效率后恢复功率。如有其它方法能够在所有发动机失效的情况下，在备降场地上着陆时，能合理控制下降率和前飞速度，确保航空器安全着陆且乘员无伤害，则可以进行考虑。不管使用何种方法来符合本条要求，由于模拟关闭发动机和多发旋翼航空器完全无动力着陆的潜在危险性，必须小心计划和认真分析。有关重量和高度外推的要求与 H-V 试验相同（见 AC 29.79）。由于这两个试验的地面和机上测试仪器的要求相同，全发不工作着陆试验通常可以与 H-V 试验进行结合。

(ⅳ)试验之前，机组应熟悉该旋翼航空器的发动机不工作的着陆特性。飞行剖面的进入方式与实际自转轨迹相同。从安全角度考虑，如果能达到“指针分离”（没有发动机功率输出到旋翼），推荐使用慢车功率。在某些情况下，发动机低功率慢车状态可以确保达到指针分离。另

一种情况，油门杆处于停车和慢车之间的临时止动位置。第三种情况发动机在试验过程中真实关车，以验证发动机功率输出对着陆能力或着陆距离没有实质性影响。瞬时增距是为了减速和保持旋翼转速，旋翼转速应处于允许的限制之内。由于视野和瞬时增距要求，后重心通常为临界状态。瞬时增距之后，才允许旋翼航空器以着陆姿态降落。应记录触地时的旋翼转速，并且它应在允许的结构限制之内。

(h)垂直着陆

试验应包括在 LDP 模拟发动机失效，并延迟 1 秒钟或正常的驾驶员反应时间（取大值），随后在允许区域内进行着陆。着陆距离是指从着陆场地上空旋翼航空器最低部分达到 15 米（50 英尺）处的点到完全停止后旋翼航空器最前点（包括旋翼桨尖轨迹）测得的水平距离。LDP 对于小型高架直升机场着陆是非常重要的。LDP 应明确定义，并且在飞行手册使用程序中应详细说明，最好给出类似于图 AC 29.75-2 的轨迹图以及更详细的资料。应进行夜间 OEI 着陆试验，以验证在垂直着陆过程中内部和外部的合适能见度。飞行手册还应提供 OEI 进近程序和备用 AEO 进近程序（如使用）的高架直升机场的最小尺寸。

AC 29.77 着陆决断点（LDP）：A 类

参见 AC 29.75。

AC 29.79 着陆：A 类

参见 AC 29.75。

AC 29.81 着陆距离：A 类

参见 AC 29.75。

AC 29.83 着陆：B 类

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款针对旋翼航空器的 B 类着陆性能。

着陆距离是从离地 15 米（50 英尺）的点到旋翼航空器完全停止（水面着陆时大约为 1.5 米/秒（3 节））点测得的水平距离。进场速度由申

请人选定，合适的环境条件和许可的外推方法见 AC 29.45。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.83 条要求的可接受的符合性方法包括：分析/计算和飞行试验。

(1)分析/计算

根据旋翼航空器设计参数和风洞试验数据，进行理论计算，初步给出旋翼航空器的 B 类着陆程序和 B 类着陆性能，为 B 类着陆性能试验提供参考。通过 B 类着陆性能试验，验证 B 类着陆程序，获取实测数据，再对 B 类着陆性能的理论计算结果进行修正。

制定 B 类着陆程序时，应选定合适的进场和着陆速度。

B 类着陆航迹必须避开按第 29.87 条制定的高度-速度包线的回避区。

典型的 B 类着陆航迹如图 AC 29.83-1 所示。

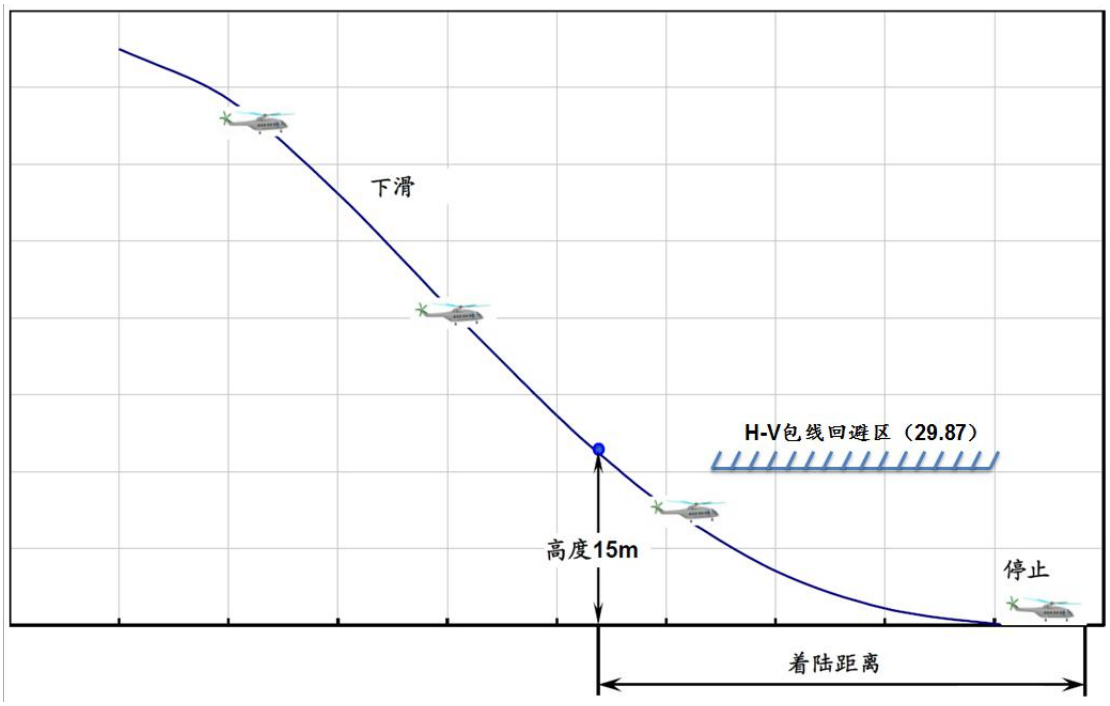


图 AC 29.83-1 B 类着陆航迹

B 类着陆距离如上图所示，全部发动机在批准的使用限制范围内工作，旋翼航空器最低部分首先达到高于着陆场地 15 米（50 英尺）的点到完全停止后旋翼航空器最前点（包括旋翼叶尖轨迹）的水平距离。

(2)飞行试验

(a)着陆距离

由于视界和瞬时增距性能，后重心通常是临界的。对轮式起落架旋

翼航空器，使用刹车能最有效地阻止初始滑动。对滑橇式起落架旋翼航空器，为了在着陆滑橇上承受一较大的重量，只要特性允许就应降低总距。这些程序应编入飞行手册，以说明如何能获得着陆距离。对于飞行手册来说，着陆距离应包括从着陆场地上空旋翼航空器最低部分首先到达 15 米（50 英尺）的点到完全停止后旋翼航空器的最前点（包括旋翼叶尖轨迹）的水平距离。应完成足够数量的满意的着陆距离试验，以提供试验结果的可信度。一般进行 10 个满意的着陆距离试验就足够了。如果要表明重量对着陆距离的影响，通常至少应进行两个极端重量下的试验。

(b)所有发动机停车着陆

（ⅰ）在着陆场地上空的安全高度上，以最佳自转空速，采用平缓地减少功率进行该机动飞行。所有发动机停车着陆应从较小的重量开始，逐渐地增至极限重量状态。如果完整的试验大纲已有文件规定所有发动机停车着陆达到了 GW/σ（总重/密度比）限制，则在验证试验期间增加的状态可以减少。如果未达到限制，拟定的试验应从小重量开始。这种试验通常用正常重心进行。一般可以批准用两种重量限制着陆的所有高度——一个是海平面，另一个接近最大起飞和着陆高度。

（ⅱ）演示符合本条要求是要表明能够抑制自转下降率，且能把触地前的前飞速度控制到一个适当的值（推荐的值小于 74 千米/小时（40 节）），以确保在所有发动机失效条件下有合适的生存机会。对多发旋翼航空器，旋翼惯性通常低于单发旋翼航空器的，当最后发动机不工作时，旋翼转速迅速衰减。由于旋翼惯性相对比较低，在旋翼航空器着陆瞬时增距时，防止旋翼超转可能需要相当大的总距。此外，当试验最后的最大重量点时，在自转下降期间，特别是在高高度的重量-高度-温度（WAT）限制条件下，驾驶员应预计到为控制旋翼超转而需要相当大的总距。某些设计具有这样的特点，在试验本条要求时，如果关闭发动机进行着陆到完全静止，有可能导致旋翼航空器损坏（例如限动块破坏或因安装滑橇丧失方向操纵）。

（ⅲ）本条目的是演示所有发动机失效着陆时，控制触地状态和防止失控或出现危及乘客安全的可能性。在这些情况中可通过把油门置于空转位置，确保没有功率输送到传动系统来演示其符合性。此外，还可以用计算机分析和模拟飞行检查给出能真实安全触地的合理保证。另一个

方法是在确定旋翼航空器瞬时增距效率后恢复功率。其它方法只要当所有发动机失效在预定场地着陆时，能合理地确保控制下降率和前飞速度，以使航空器安全着陆且乘员无伤害，那么都可以考虑采用。不管使用哪种方法来符合本条要求，由于模拟关闭发动机和多发旋翼航空器完全无动力着陆的潜在危险性，因而精心计划和认真分析是非常重要的。有关重量和高度外推时所考虑的因素与 H-V 试验所考虑的相同（参见 AC 29.87）。所有发动机不工作着陆试验，通常要与高度-速度试验结合起来进行，因为这两个试验的地面和机上测试仪器的要求是相同的。

(ⅳ)在进行这些试验之前，机组应熟悉该旋翼航空器的发动机不工作的着陆特性。可以按直接进入实际自转相同的方式进入飞行剖面。为安全起见推荐使用慢车功率，如果能获得“指针分离”（没有发动机功率传给旋翼）。在有些情况下规定了发动机慢车调整，以确保“指针分离”。对其它情况，油门介于慢车和切断之间装有临时卡销。对第三种情况，为验证发动机功率输送不会实质性地影响着陆能力或着陆距离，在演示试验中发动机实际是关闭的。只要对消耗速度和增加旋翼转速有利，就应保持瞬时增距。旋翼转速应处于允许的限制之内。由于可见度和瞬时增距能力，后重心通常是临界的。瞬时增距之后，才允许旋翼航空器以着陆姿态触地。应记录触地时的旋翼转速，并且它应在许可的结构限制之内。

AC 29.85 中断着陆：A 类

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款针对旋翼航空器的 A 类着陆性能，规定了 A 类中断着陆航迹的相关的设计要求和验证要求。

(1)第 29.85 条(a)款规定旋翼航空器在着陆决断点（LDP）之前的任一点上，一台发动机不工作（OEI），从经批准的 A 类进近状态能平滑过渡到中断进场状态。

(2)第 29.85 条(b)款要求在选定 LDP 后，制定出 A 类中断着陆剖面中过渡到安全爬升状态，其中该剖面必须确保符合第 29.67 条(a)款(1)项和(a)款(2)项的爬升性能要求。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.85 条要求的可接受的符合性方法包括：分析/计算和飞行

试验。

(1)分析/计算

根据旋翼航空器设计参数和风洞试验数据，进行理论计算，初步确定旋翼航空器的着陆决断点和起飞安全速度，给出A类中断着陆程序和性能，为A类中断着陆性能试验提供参考。通过A类中断着陆性能试验，验证A类中断着陆程序，获取实测数据，再对A类中断着陆性能的理论计算结果进行修正。

典型的A类着陆航迹和垂直着陆航迹见图AC 29.85-1和图AC 29.85-2。

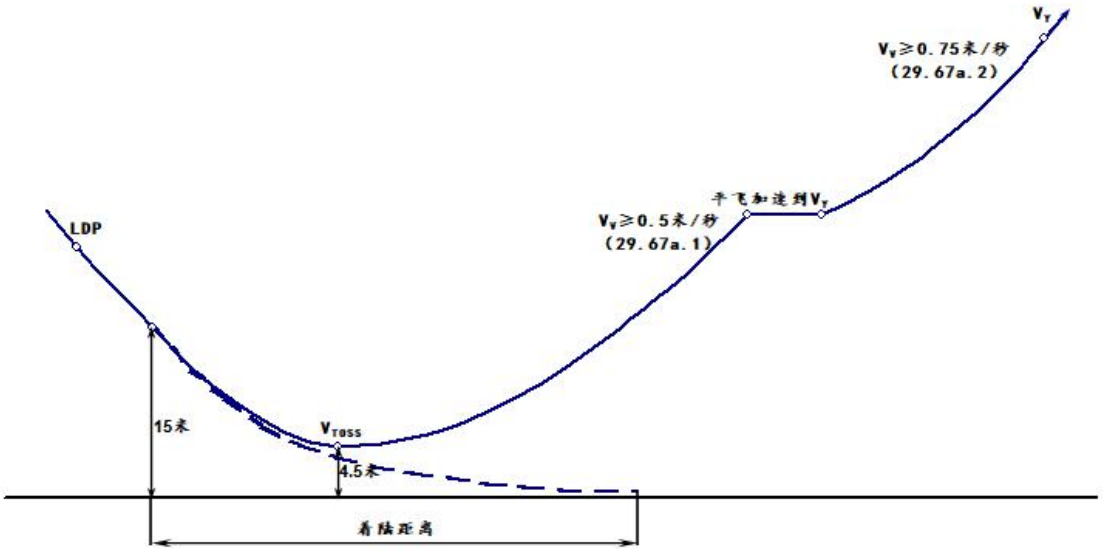


图 AC 29.85-1 A类着陆航迹

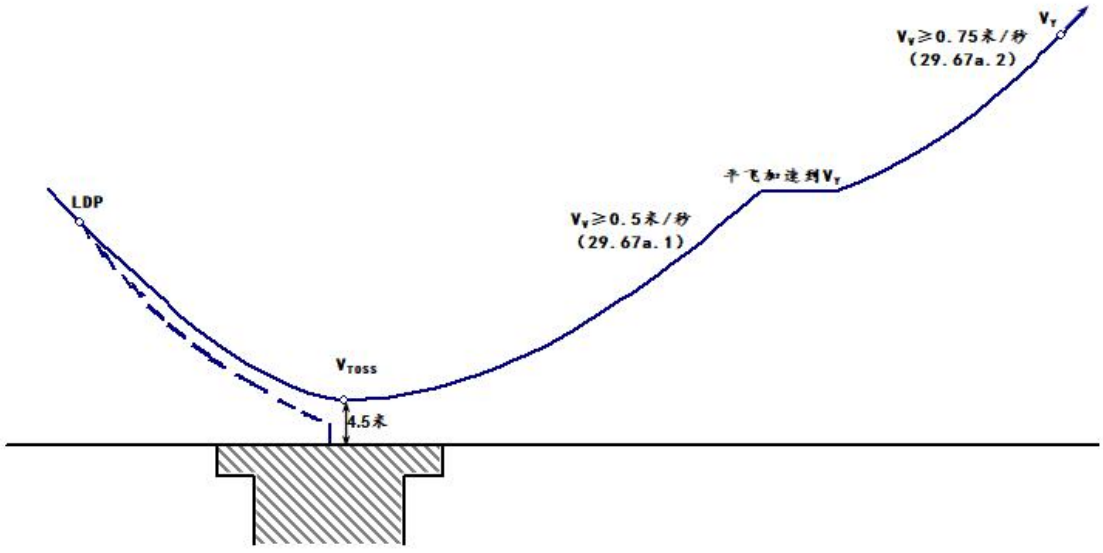


图 AC 29.85-2 A类垂直着陆航迹

(2) 飞行试验

在申请合格审定的范围内，选取合适的重量、重心、高度和温度组合，按照规定的发动机功率、着陆场地和驾驶技巧进行 A 类中断着陆性能试验，对飞行试验结果进行数据处理和分析，验证旋翼航空器的 A 类中断着陆程序，并确定旋翼航空器的 A 类中断着陆性能。经过飞行试验验证的 A 类中断着陆程序和确定的 A 类中断着陆性能将编入飞行手册。

(a) 测试仪器

测试仪器要求与 A 类起飞的要求相似。需要具有方位测量能力的地面站，以及发动机和飞行参数的机载仪器。

(b) 中断着陆剖面

在进场过程中，必须在降至 LDP 点及以下的各种高度位置条件下进行一台发动机不工作中断着陆剖面飞行。应制定 LDP，以便旋翼航空器可以在着陆场地上空下降至不低于 4.5 米（15 英尺）高度时，完成中断着陆剖面飞行。允许的绝对最小间隙为 4.5 米（15 英尺），某些旋翼航空器由于自身构型和性能特征需要更大的间隙。对 LDP 高度明显地低于 30 米（100 英尺）的高架或地面直升机机场，则最小间隙在垂直方向和径向方向为 4.5 米（15 英尺）。对于在 LDP 之前和之后出现的发动机故障，通过驾驶技术差异及驾驶员识别和反应时间来验证出最小高度。应记录从 LDP 到中断着陆剖面中达到着陆场地上空至少 10.5 米(35 英尺)高度、以 V_{TOSS} 进入爬升状态的那一点距离。应将这段距离与第 29.81 条确定的着陆距离相比较，以保证能够在指定的着陆场地内完成中断着陆机动飞行。这对今后的大坡度角、低速 A 类直升机场进近尤其重要。

(c) 操纵品质

应谨慎评定中断着陆过渡中的操纵品质特性。诸如使用功率出现过分的低头俯仰或发动机过度滞后之类的特性则不应予以批准。

(d) 爬升性能

按照本规则要求，在进行中断着陆时，还必须满足第 29.67 条 (a) 款 (1) 项和 (a) 款 (2) 项的爬升要求。详见 AC 29.65 和 AC 29.67。

AC 29.87 极限高度-速度包线

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款针对旋翼航空器的极限高度-速度包线，规定了极限高度-速

度包线以及相关验证要求，包括验证范围和发动机功率。

(1)高度-速度包线也叫做高度-速度图。它确定了在地面以上不能进行无动力或一台发动机不工作（OEI）安全着陆的高度-速度包线。该包线通常由三部分组成：水平飞行（巡航）部分、起飞部分和高速部分，详见图 AC 29.87-1。当能够表明在低高度和大速度（直到 V_H）条件下，旋翼航空器可以容许一台发动机失效，并且能成功地借助剩余的发动机进行着陆或爬升时，则可以略去高速部分。

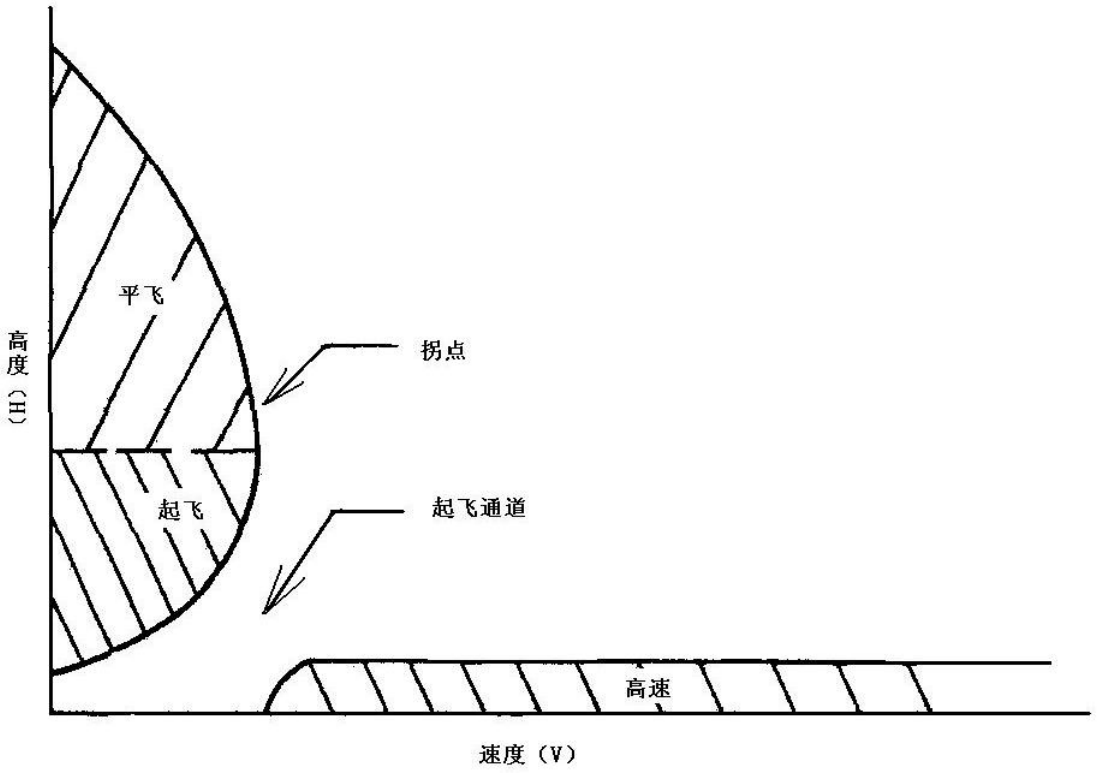


图 AC 29.87-1 高度-速度包线

(2)有关发动机功率的考虑，与 AC 29.53、AC 29.63 和 AC 29.75 的起飞和着陆要求中的相同。

(3)H-V 包线回避区由起飞通道分开，该通道应足够宽，以便在正常驾驶技巧时，使起飞航迹与 H-V 包线的回避区始终有一定的间隙。起飞通道应始终允许同包线的临界部分有最小为 ±2.57 米/秒(5 节)的间隙。

(4)曲线拐点把起飞和巡航部分分开，并定义为 H-V 包线低速部分的最大速度点。这个点以上高度被看成是巡航或“直线飞行”点。这些试验点要求油门关闭和操纵动作之间最少有一秒钟的滞后时间（参见第 29.143 条(d)款）。低于拐点的高度代表起飞剖面点，对于起飞部分的试验点，将使用起飞功率（或由申请人作为使用限制所选择的较低功率）

和正常的驾驶员反应时间。

(5)由于H-V包线可表示旋翼航空器的极限能力，因此每一个试验点都应谨慎地逼近。应审查组合试飞大纲，以便确定H-V包线的保守量（如适用）。应当记住，试飞驾驶员是在没有利用组合大纲的情况下，按H-V包线或接近H-V包线操作的。组合试验是必要的，为防止意外，最重要的是一次仅改变一个参数。首先进行小重量试验，从上和从下分别逼近高和低悬停点。首先以高速，然后转向低速评定接近拐点的部分。在大多数旋翼航空器上，有效瞬时增距空速是临界空速。在空速稍低于这个值时，通过使用向后变距拉平，可能会大大地减小保持和控制下降的能力，当“返回”低速时应特别小心。

(6)除机上和地面测试仪器外，每次试验都应使用摄像机或其它方位测量设备。

(7)对于局方试验，应使用要求的最小机组和最少仪表板显示。还应提供地面安全设备。

(8)本试验是所有性能试验项目中可预测性最低的，因此，试验数据的拓展和外推是不可靠的。不可将重量外推到较大值。为了将H-V数据外推到更高高度，任何分析方法必须经CAAC批准。已成功地使用过模拟方法代替纯粹的分析方法，尤其对多发旋翼航空器。无论哪一种情况，密度高度最大允许的外推应限制为610米（2000英尺）。H-V试验重量应同要编入旋翼航空器飞行手册的起飞和着陆的重量-高度-温度（WAT）极限曲线相一致。对于一给定的H-V包线，由于高度增加需要减小重量，典型的重量减小量可用保持总重相对密度比GW/σ为常数来保守地估算，详见图AC 29.87-2（A部分）。如果重量不变，随着密度高度增加，为实现无动力安全着陆，需要放大H-V包线，详见图AC 29.87-2（B部分）。另外的表示方法是在不变的密度高度下，改变重量，详见图AC 29.87-2（C部分）。

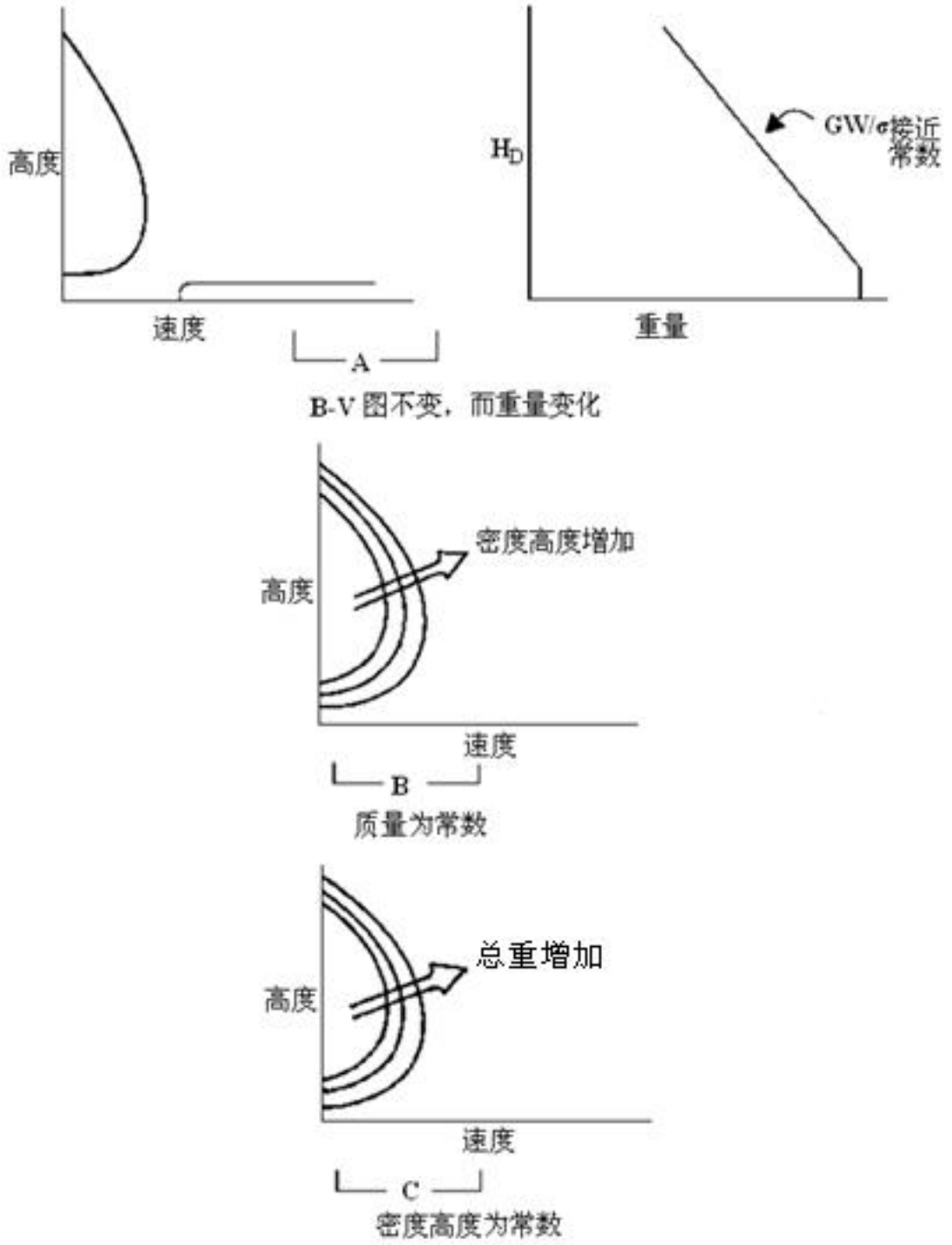


图 AC 29.87-2 计算的高度和重量性能限制包线

(9)作为一种外推法，CAAC 接受允许值 610 米（2000 英尺）之上每 305 米（1000 英尺）有 3%的重量减小量，这种重量减小量已应用于恒定的总重相对密度比 GW/σ的外推计算中。

(10)垂直起落（VTOL）试验，通常不要求单独的 H-V 试验。起飞和着陆试验具有起飞、着陆和 H-V 试验组合的特点。

(11)在 CCAR-29-R1 之前合格审定的旋翼航空器，要求有最终的 H-V

包线作为使用限制。该限制限制了在各种公用事业应用中使用大型旋翼航空器可能性。其后，在某些条件下，CCAR-29-R1 允许用编制在飞行手册性能节中的 H-V 包线来代替限制节内容。特别是，旋翼航空器必须是：(a)按最大重量等于或小于 9080 公斤（20000 磅）合格审定，(b)按客座量等于或小于 9 座来配置，(c)按 B 类合格审定。必须用海平面最大总重的航空器来完成试验。对海平面以上的高度，试验航空器的重量必须在小于旋翼航空器能够无地效悬停（OGE）的重量。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.87 条要求的可接受的符合性方法包括：分析/计算和飞行试验。

(1)分析/计算

根据旋翼航空器设计参数和风洞试验数据，进行理论计算，初步给出旋翼航空器的极限高度-速度包线，为极限高度-速度包线试验提供参考。通过极限高度-速度包线试验，获取实测数据，再对极限高度-速度包线的理论计算结果进行修正。

(2)飞行试验

(a)测试仪器

(i)地面站

为确定风速、风向、外界大气温度和湿度（如果试验旋翼航空器安装的是活塞发动机），地面站必须有相应的设备和测试仪器。因为试验必须在 2.57 米/秒（5 节）或更低的风速条件下进行，为给飞行机组和地面机组人员在任何给定时间显示风速、风向，大多推荐使用烟雾发生器。此外，任何时候地面站位置都应在旋翼下洗流之外。为很好地执行试验大纲，摄影机或摄影经纬仪和无线电设备是必不可少的。如果试验场的位置和试验大纲的测量参数规模实际可行，最好使用遥测装置。

(ii)试验旋翼航空器的机载设备

需要安装的试验设备可包括记录发动机参数、操纵位置、起落架载荷、起落架变位、空速、高度和其它变量用的照相控制板和记录仪。为了确定发动机失效的精确时间，需要在直升机上安装机外显示灯（或供地面摄影机或摄影经纬仪确定发动机失效点的任何其它装置），机外显示灯也可用于使地面记录仪同机载记录数据同步。

(b)预测分析

建议在试验前用分析方法来推算 H-V 包线。然而，这种 H-V 包线是所有旋翼航空器性能的最低预估，因此试验数据的延伸和外推必须特别小心。试验重量不可外推。用一定的速度或高度余量来保守地逼近所有试验点。如果申请人为验证分析预测而实施了全面的 H-V 飞行试验大纲，则可以取消许多初步试验。在任何情况下，从飞行试验条件的最大允许外推高度是 610 米（2000 英尺）密度高度，并且外推时必须使用经批准的分析或模拟方法。

(c) 功率

(i) 对低的和高的悬停点，发动机失效前的合适功率就是在通常的悬停状态悬停所需的功率。对低于拐点的点，发动机失效前的合适功率状态是起飞功率或较低的值（如果作为使用限制被批准的话）。对于拐点之上的巡航或“直线飞行”点，合适的功率就是平飞需用功率。发动机失效时的旋翼转速应是适合于该飞行状态的最小转速。

(ii) 第 29.87 条(b)款中列出了适用的动力失效状态。对于一般 B 类旋翼航空器，动力应完全脱开。对于 A 类旋翼航空器，所预期的最高功率（对于其余发动机而言）应在试验前调定，该功率值需按照环境条件的变化进行调整。该功率可能是起飞功率（TOP），$2\frac{1}{2}$分钟功率，或者是为模拟热天或高密度高度条件估算的某一较低的功率。在发动机故障测试之前，飞行员通过“加满”发动机来验证和记录功率。必须小心确保此功率值不超过在被批准的环境条件下由发动机提供的最低保证功率值。

(d) 试验装载

对 H-V，重量外推是不允许的，因此必须严格控制试验重量。配重或燃油应频繁添加，以便在试验最后的一些点时，使重量容差保持在-1％到+5％范围内。通常，除预期某种装载情况特别临界外，试验应在正常重心条件下进行。

(e) 起落架载荷

(i) 在起落架上安装测试仪器对评定试验结果帮助很大。这种信息可由遥测发射装置传给地面站或其它记录或显示设备，以便在每次着陆后直接参考。

(ii) 导致航空器结构或起落架超过允许维修限制的永久变形的任何

着陆，都被认为是不令人满意的试验点。

(f)驾驶技术

在验证 H-V 包线时，为了避免没有试验设备可使用和没有自动驾驶仪帮助的试飞驾驶员产生误解，应使用需要的最少仪表板显示和最小机组。在制定 H-V 包线时使用三个性质不同的飞行剖面。

在验证 H-V 图时，应使用所需的最小仪表板显示器和最小机组人员，以免误导没有可用测试设备且可能没有副驾驶协助的运行飞行员。

(i)高悬停点

动力失效前，无地效稳定悬停（OGE）状态是主要的。动力失效和初始操纵动作之间，至少有 1 秒钟的滞后时间可供利用。滞后时间以后，首先关心的是迅速降低总距和得到允许有效瞬时增距触地所需的足够空速。当需要立即增加空速时，俯冲角必须适当，并且是服役中预期的有代表性的。当初始的航空器姿态在两个模态之间随状态变化而变化时，以前使用 10° ～20° 来作为最大许用的低头俯仰姿态。使用过大姿态会导致难以实现的 H-V 包线，并且在服役中这也是不现实的。开始试验时应从比较高的高度开始，然后逐渐降低高度到最终的高悬停高度。动力失效前，稳定的无地效悬停状态是重要的。如果在发动机关闭之前，不能达到稳定的高的悬停状态，则这个点应从最小平飞速度开始试验。这样将产生开口的 H-V 包线。烟雾发生器或系在长线上的气球是很有用的，因为风从地面观察站到典型的高悬停高度之间变化很大。垂直速度在油门切断时必须接近零。无论是爬升率还是下降率，对试验点的成功与否有很大影响。用雷达高度表交叉检查气压高度是非常必要的。

(ii)低悬停点

在低的悬停位置，不能瞬时增距，因为总距的反应时间很短。除了正常的驾驶员反应以外，没有滞后时间可用。对典型的设计，在发动机失效后总距不可以降低。不允许降低总距是因为在服役中的悬停状态期间，如果没有注意到发动机失效，就不能让驾驶员作此动作。动力失效后，总距立即开始降低会导致一个非常低的、没有适当余量的低悬停高度，这种低悬停高度对使用条件是不现实的。然而，如果是这样一种设计，即动力失效后能够达到 1 秒钟的驾驶员滞后时间，而航空器没有明显地下降，则稍微降低总距也是许可的。

(iii)起飞通道

当一台发动机不工作时，使用正常的驾驶员反应。在低速时，可以迅速降低总距，以保持旋翼转速和使动力失效与触地之间的时间最短。如果有效瞬时增距用的空速足够，航空器就可瞬时增距，以降低空速，保持旋翼转速和控制触地前的垂直速度。对终止侧滑或滚转，可能需要相当大的场地面积。

(ⅳ)附加考虑

位于中间的点可使用类似技术。巡航或“直线飞行”点类似于高悬停点，尽管沿曲线飞行高度降低而空速增加时不需要初始俯仰姿态急剧变化。除了总距可以迅速降低和当接近拐点时可以使用一定瞬时增距能力外，沿着起飞通道的低速点类似于低高度悬停点。在进行单发旋翼航空器的高度-速度试验之前，驾驶员应对所有正常自转着陆是很精通的。

(g)地面保障

摄影机或摄影经纬仪的足够作用范围和地面安全设备是必要的，应该提供它们之间的通讯联络能力。利用摄影经纬仪来比较驾驶舱观察的高度和速度是非常有用的。

(h)H-V 包线的验证

(ⅰ)为验证 H-V 包线，必须有足够数目的试验点。高高度悬停点，低高度悬停点和高速飞行触地关键部分的拐点。有过大的起落架载荷的、要求特殊驾驶技巧的、风速超过允许水平的、旋翼转速下降到低于批准的最小瞬时旋翼转速的、会造成旋翼航空器损伤的、功率过大的，滞后时间不正确的等等试验点，都是不可接受的。

(ⅱ)H-V 包线确定后，应弄清楚通道是否在推荐的起飞剖面的 ± 2.57 米/秒（5 节）以内允许起飞。

(i)飞行手册

飞行手册应列出适用于特殊点（例如高速度点）和试验条件（例如，跑道表面、水上试验的波高、操纵能力或起落架响应边界区等）的各种程序。应用地平线以上的真实高度和指示空速时，应在旋翼航空器飞行手册中给出 H-V 曲线。

(j)夜航评定

如果旋翼航空器要进行夜航合格审定，那么就需要进行夜航评定。应按推荐的起飞航迹模拟发动机失效，还应定性地评定一台发动机失效

着陆。在各种临界 H-V 条件下，不要求模拟发动机失效。夜航评定的目的是表明利用机上和跑道灯光时有足够的能见度，而不要求重复昼间的 H-V 试验大纲。详见 AC 29.63 有关的讨论。

(k)水上着陆

对安装水上漂浮设备的水陆两用旋翼航空器，应在一台发动机失效的各种临界装载条件下进行昼间和夜间水上着陆。发动机失效应按推荐的起飞航迹进行。在临界 H-V 条件下，不要求模拟发动机失效。水上着陆试验的目的是表明和陆地上有相似的试验结果，而不要求重复陆地上的 H-V 试验程序。

AC 29.141 飞行特性总则

1. 条款要求解析/规章安全意图

(1)本条阐述了运输类旋翼航空器合格审定所要求的总的飞行特性，包括所有经批准的飞行高度、总重、重心位置、空速、功率和旋翼转速状态下应符合的飞行特性要求。此处的工作高度指的是密度高度，即压力高度和环境温度的函数，因此，需要考虑环境温度的影响。对于速度、发动机功率和旋翼转速状态，分别是有动力和无动力情况下，旋翼航空器的实际使用中所能达到的而又不超出操纵系统容限条件下的速度和旋翼转速。

(2)航空器结构（载荷水平）验证要覆盖包含最佳爬升率速度 V_Y 的各种速度下的起飞功率值。当速度大于 V_Y 时，其功率通常假定为最大连续功率，旋转部件的应力一般随空速和功率增加而增加。但如果起飞功率超过最大连续功率，并且结构（载荷水平）验证是在速度大于 V_Y 时不使用起飞功率的条件下进行的，那么旋翼航空器飞行手册必须把起飞功率作为速度小于和等于 V_Y 时的限制功率。如果起飞功率在整个飞行包线内在结构上得到了验证，并且满足第 29.141～29.161 条各相应部分在各起飞功率水平下的操纵性、机动性和配平要求，则不必写入飞行手册。如果最大连续功率时的传动装置限制和起飞功率时的是一致的话，也不需要特殊处理。

(3)b 款对驾驶员体力和技巧要求以及相应的飞行状态间的平稳过渡能力提出了要求。对各类旋翼航空器，要求能从任一飞行状态平稳地过渡到任何其它飞行状态，当相应的发动机失效时，也必须满足这些要求。

应在包括真实湍流的所有预期飞行条件下评估旋翼航空器的飞行特性和驾驶员的工作负荷。

(4)如果请求批准其他运行类型（如A类IFR），必须向局方提交合理的试验程序。对申请夜间或仪表飞行规则（IFR）飞行的审定，要求按夜间和仪表飞行规则飞行的附加特性进行验证。对直升机仪表飞行的要求，按附件B的要求进行验证，包括在V_{YI}，V_{NEI}，V_{MINI}等速度下的配平、纵向静稳定性、横向—航向静稳定性、动稳定性等要求的验证。

2. 可接受的符合性方法

满足第29.141条要求的可接受的符合性方法为：飞行试验。

本条是运输类旋翼航空器合格审定飞行特性的总则要求。主要的验证思路是，根据飞行性能飞行试验的结果或与飞行性能的科目结合，进行操纵性和机动性、稳定性飞行试验，验证旋翼航空器在所有经批准的飞行高度、总重、重心位置、空速、功率和旋翼转速状态下必须符合的飞行特性要求。

在飞行特性试验期间，操纵装置必须按照经批准的调整说明和公差进行调整，在试验之前必须了解操纵系统的调整情况。除正常调整程序外，用动压、电子等操作的任何编程操纵面也必须标定。在试飞验证期间，常常要求将诸如自动倾斜器或尾旋翼叶片角这类的操纵器件，调整到公差带允许的临界极限。比如，当对第29.143条(c)款的满足性存在疑问时，需要将尾旋翼调整到公差允许的最小叶片角。对所有的操纵装置和可动气动面，如果出现条款符合性疑问时，也必须进行同样考虑。如旋翼诱发的振动明显并需要调整以达到可接受的乘坐舒适性时，应将旋翼调整到允许的极限公差范围，以确定对第29.251条的符合性。

在试飞验证期间，机组应特别关注那些要求高度注意、高技巧水平或异常体力的状态。如果有任何这些特征出现迹象，建议征求其他驾驶员的意见，并仔细记录这些评价结果。第29.695条要求备用系统允许旋翼航空器在操纵系统液压助力系统发生任何单一失效后能够继续安全飞行和着陆。此项试飞中的安全评估不仅应该考虑发生故障后的剩余操纵载荷，还应该考虑驾驶员的工作负荷和疲劳症状。对VFR批准而建议的合理试飞程序：

(a)在最大总重和临界飞行条件下模拟液压故障；

(b)进行巡航速度大于V_Y的平飞;

(c)持续飞行约 30 分钟(以评估工作负荷并说明驾驶员体力变化),演示爬升或下降以及小倾斜角转弯的能力。考虑旋翼航空器在水上或其他不可着陆区域可能发生的液压失效。

(d)使用推荐的适用于紧急情况的着陆程序在合适的区域着陆。

由于操纵载荷在较高的高度上会显著增加,因此操纵液压助力系统失效应在高高度试验期间进行考核,包括在 2100 米(7000 英尺)密度高度和最大 GW/σ(总重与相对密度比)着陆。验证的飞行状态包括:

(a)满足运输类 A 类旋翼航空器发动机隔离要求的多发旋翼航空器单发突然失效;

(b)其它旋翼航空器全部发动机突然失效;

(c)动力助力或带动力操作的整个操纵系统突然失效。

AC 29.143 操纵性与机动性

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条实质是要求航空器必须在稳定和机动飞行、有动力V_{NE}飞行、无动力V_{NE}飞行、近地面机动飞行以及单发失效(满足 A 类发动机隔离要求的多发旋翼航空器)或全发失效(其他旋翼航空器)等飞行状态下提供令人满意的操纵特性。

(1)本条规定了运输类旋翼航空器的基本操纵性要求及最低的机动飞行状态。要求旋翼航空器在各种稳定飞行和机动飞行状态下能够安全地操纵,机动飞行动作包括悬停、起飞、爬升、平飞、转弯、下滑、有动力着陆和无动力着陆。

(2)本条规定了在临界重心、临界重量、临界旋翼转速和有、无动力情况下以速度V_{NE}飞行时,旋翼航空器有满意的俯仰和滚转操纵能力,必须保持合适的周期变距操纵余量。低头俯仰操纵能力满足对阵风响应的操纵需要并在低头方向允许飞行航迹有必要的变化。滚转操纵能力满足阵风响应和正常机动的需要。其关键在于V_{NE}时纵向剩余操纵行程能否产生明显的低头俯仰力矩,横向剩余操纵行程能以合适的滚转速率至少倾斜 30° 转弯。通常,根据飞行中的操纵余量,通过试飞机组评估来确定其满足性。

(3)本条要求旋翼航空器在临界重量重心和旋翼转速时，由任一方位吹来的 0 到至少 17 节风速条件下，必须表明其具有地面或近地面悬停和起飞操纵能力。对接近地面的其它机动飞行，如轮式起落架旋翼航空器的滑跑起飞，同样需要表明其操纵能力。并且在批准的所有起飞和着陆高度，都必须满足这些要求。对安装尾旋翼的旋翼航空器，尾旋翼的效率随高度增加而降低，以致在特定的侧飞状态需要更大的脚蹬位移、尾旋翼叶片角和功率，因此在高高度场地试验期间，侧飞（或在风的临界方位情况下）的航向操纵能力更临界。通常，悬停操纵性、高度-速度以及悬停性能是确定起飞和着陆的重量-高度-温度（WAT）曲线限制的三个要求。对 A 类旋翼航空器，一台发动机不工作爬升性能要求也会影响到该限制曲线。

(4)本条要求在申请人选定的重量和旋翼转速及临界重心下，在批准的所有起飞和着陆高度，在 0 到 17 节的风速范围内旋翼航空器也要表明对无地效悬停和飞行的操纵能力。

(5)本条要求在临界发动机失效时有足够的可操纵性，还规定了必须进行发动机失效试验的一些状态以及所要求的最少滞后时间（驾驶员修正动作的滞后时间为 1 秒钟或驾驶员正常的反应时间，取大者）。

(a)对于满足 A 类发动机隔离要求的旋翼航空器，要求在包括悬停、起飞、以 V_Y爬升、以及直至 V_{NE}的整个飞行包线的临界状态下完成单发突然完全失效的演示。第一台发动机失效的进入状态是发动机或传动装置限制的最大连续功率（适用时或为起飞功率），其中包括合理的发动机扭矩脱开。对于多发（三台或三台以上）A 类旋翼航空器，进行后续发动机失效应采用与第一台发动机失效相同的标准。申请人对后续发动机失效可以限制其飞行包线。最初的或后续的发动机失效试验同第 29.75 条(b)款(5)项要求的“最后”发动机失效试验相比，其严重程度通常要小得多。“最后”发动机失效状态是最大连续功率或 30 分钟功率（如果其额定值已经批准）、水平飞行以及突然的发动机失效。

(b)对于安装 B 类动力装置的旋翼航空器，要求在整个飞行包线的各个临界状态下进行全部动力突然失效的演示，这包括速度从零至 V_{NE}（有动力，下文如无明确说明“无动力”则都指有动力）和悬停、起飞以及以 V_Y爬升状态。对巡航状态，在失效前规定用最大连续功率，对其它状

态，应使用适合于该机动飞行的功率水平。巡航时发动机失效的修正动作滞后时间应是1秒钟或驾驶员正常的反应时间（取大者），常常适用于巡航状态发动机失效时的总距操纵。周期变距和航向操纵运动是驾驶员飞行航迹控制工作的一部分，一般不受1秒钟限制。如果航空器飞行品质和周期变距配平构型在巡航飞行期间能有助于放松例行的周期变距操纵，以完成其它驾驶舱工作的话，还应考虑保持1秒钟滞后时间的周期变距不变。同样的原理可以推广到航向操纵，但驾驶员的脚离开脚蹬的可能性非常小，除非航空器具有航向保持特性。实施巡航状态动力失效时的旋翼转速，应是有动力的最小值。“巡航”这一术语包括巡航爬升和巡航下降的状态。驾驶员正常的反应时间也用于其它状态。本要求规定为最大连续功率，但不是发动机失效试验限制到最大连续功率。如果批准的悬停或起飞的功率为起飞功率额定值，为了符合第29.63条(c)款，还必须在这些状态下完成发动机失效试验。在动力失效后，旋翼转速、挥舞以及航空器的动力特性必须在批准的结构限制范围之内。

(6)本条要求在空速小于V_{NE}条件下制定V_{NE}（无动力），并在临界重量、临界重心和临界旋翼转速下演示其满足操纵性的要求。

(a)要求在直到和包括V_{NE}的各种速度下进行发动机失效试验，而且旋翼航空器必须能在驾驶员的正常反应和驾驶技巧的操纵方式条件下，减速到V_{NE}（无动力）。然而，当按第29.1505条(c)款制定V_{NE}（无动力）时，对速度超过$1.1V_{NE}$（无动力)的无动力稳定飞行没有操纵性要求。

(b)在$1.1V_{NE}$（无动力）和小于$1.1V_{NE}$的速度下，俯仰、滚转和偏航操纵性要求的应用与上述在V_{NE}下的有动力试验相类似。在所有批准的机动，包括速度达到V_{NE}（无动力）的30°倾斜转弯机动期间，必须有足够的航向操纵，同时要为阵风操纵留有小的附加余量，以能在自转中进行直线飞行。在整个批准的自转飞行包线内，各个轴都必须有足够的操纵余量。在第29.143条(b)款和第29.175条(c)款的最大连续功率下试验到V_{NE}，以及按第29.143条(f)款在自转中试验到$1.1V_{NE}$（无动力）时，都应确保在高速和有动力下降状态中有足够的操纵余量。作为“适合于该型号的机动飞行”，应针对检查高速、有动力下降状态时是否有足够的操纵余量。曾有过这样一个实例：在速度非常高和功率比较低的情况下，可用的航向脚蹬位移量不足以保持合理的配平侧滑角，并且也出现过前飞方向和横向可用的周期变距不足以达到有动力V_{NE}的情况。航向脚

蹬余量不足是由于偏置的垂直安定面造成的：周期变距操纵杆余量不足是因为当功率减小时变距操纵杆移到了右边，而操纵限制是环形的，当变距杆由中心位置向右和向前偏转大约 45° 时，所提供的总的可用的向前变距操纵杆行程较小。上述每一种旋翼航空器的合格审定都有下降率的限制，以防在操纵限制区内运行。

(7)应通过分析或飞行试验来评定旋翼航空器应急下降能力。考虑范围有：可用下降率、批准最大高度以及随着传动装置滑油压力损失造成的灾难性故障或其它类似故障出现之前的时间。每种旋翼航空器应在保证严重故障后的安全性而制定的时间周期内，有能力从最大合格审定的高度下降到海平面并着陆。如果时间周期不能在海平面着陆，则必须在旋翼航空器手册的限制章节内制定高于地形的最大高度。

(8)必须考虑在操纵系统（第 29.672 条）中使用的自动设备失效后所要求的操纵性和机动性能力。例如，这些自动设备有增稳系统（SAS）、增稳和增控系统（SCAS）、自动飞行控制系统（AFCS）、提供或改善纵向静稳定性的装置如俯仰偏差作动筒（PBA），偏航阻尼器以及遥控升降舵或安定面。这些系统都使用了某些型号的作动筒，因此它们都受到作动筒急偏和缓偏故障的影响。应对飞行操纵系统进行鉴定，以确定作动筒锁闭在极端位置时是否会导致操纵量减小。通常，如果飞行操纵系统止动器位于作动筒和驾驶舱操纵器件之间，则操纵量将受到影响；若操纵止动器位于作动筒和旋翼头之间，操纵量可能不会受到影响，但驾驶舱操纵器件的位置可能要移动，这样会与驾驶舱其它操纵器件产生相互干扰。有这样一个例子：一个横向作动筒由于过硬而锁闭，引起周期变距杆位置向左偏移。周期变距杆、驾驶员腿和总距操纵杆之间的相互干扰，会减小向左的横向可用操纵并降低向左的侧飞能力。在用电传飞行操纵面的情况中，高速下的前飞和后飞能力可能都会受到影响。应对装有自动装置的飞行操纵系统进行临界区域的完整评定。对每个有疑问的故障状态，都应把相应的作动筒固定在临界故障位置上进行飞行试验，以确定飞行包线限制要求。为补偿作动筒急偏和缓偏故障影响而必须遵守的任何程序或限制，都应包括在旋翼航空器飞行手册中。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.143 条要求的可接受的符合性方法为：飞行试验。

根据飞行性能飞行试验的结果或与飞行性能的科目结合，进行操纵性和机动性飞行试验，验证在典型的（包括极限的）高度、温度环境条件、临界重量、临界重心、临界功率、临界旋翼转速和申请合格审定的速度状态下进行操纵性和机动性。在稳定和机动飞行、有动力 V_{NE} 飞行、无动力 V_{NE} 飞行、近地面机动飞行以及单发失效（满足 A 类发动机隔离要求的多发旋翼航空器）或全发失效（其他旋翼航空器）等飞行状态下提供令人满意的操纵，并具有足够的操纵余量。

在进行飞行验证时，飞行试验测量应包括环境参数、所有飞行操纵位置、旋翼转速、主旋翼和尾旋翼挥舞（如果适用的话）、发动机功率仪表以及油门位置。预计要接近工作范围极限的飞行操纵装置，应调整到其最不利的容差。这需要非常准确的重量和平衡计算，包括对航空器重量、重心随燃料消耗的变化。

尽管对功率和旋翼转速的变化影响应进行专门评定，但 V_{NE} 操纵性试验的临界状态通常是后重心、最大连续功率和有动力的最小旋翼转速。涡轮发动机对环境温度是敏感的，环境温度影响发动机产生最大连续额定扭矩的能力。如在引起涡轮温升到限制最大连续功率的环境温度下进行的飞行试验，其结果会与在相同密度但较冷的环境温度下（此时最大连续扭矩受限制）获得的结果不同。对前重心应抽查在高速时是否有任何“栽头”趋势。V_{NE} 操纵性试验通常在第 29.175 条(b)款要求的稳定性试验时获得 $1.1V_{NE}$（或 $1.1V_{H}$）点后短时间内完成，这两种状态的操纵性必须是满意的。如果 V_{NE} 随高度或温度变化，就可利用当时试飞环境条件的 V_{NE}，通过飞行试验分析研究高度-温度包线的极值点。

悬停操纵性试验的临界状态一般是在最大重量和有动力最小旋翼转速情况下的前重心。对前重心极限随重量变化构形的后飞试验，小重量或大重量可能都是临界的。还应研究横向重心限制。需要有一架校准的伴随飞行器来保证稳定的飞行状态。在整个试验过程中，地面风速应小于 3 节。试验可在较高的稳定风（阵风小于 3 节）条件下进行，然而要找到这些条件是困难的，因此最好在平静风中试验。悬停操纵性试验应在旋翼航空器的最低部分位于地平面以上的悬停高度上来完成。可以增加在地面以上的试验高度，以提供合理的地面净空。无地效试验应在旋翼位于地面以上确定无地效的高度上来完成。尽管必要的偏航响应会由于操纵模式转换而有所变化，但应当有足够的操纵动力，以使旋翼航空

器在相对风的最临界位置时做全行程航向操纵后，能出现一个清晰可辨的偏航响应。

(a)试验一般在保持稳定飞行状态所需的功率下进行。但是，表明偏航操纵余量能够满足旋翼航空器的使用和型号典型的正常操纵机动所需求的正常功率变化也很重要。正常旋翼航空器在运行时，其总重受到可用功率的限制，当使用起飞功率以内的功率时，可用尾桨脚蹬操纵应始终足够维持偏航操纵。但是，如果旋翼航空器的重量在低速飞行包线内受到偏航操纵能力的限制，那么情况就不会是这样。还可能存在其他的状态，使得大功率下无法获得足够的偏航操纵，例如受到 A 类重量限制的旋翼航空器（按第 29.1 条(c)款进行合格审定）。

(b)为了覆盖剩余功率可用的情况，以少量额外功率来检查旋翼航空器特性是合理的。这将根据旋翼航空器正常使用期间的典型功率变化进行调整。例如，机动或湍流可能导致驾驶员使用一些剩余可用功率。旋翼航空器应在有地效和无地效的情况下进行试飞，在申请的飞行包线内最不利于航向操纵的风速和风向条件下，使用旋翼航空器正常使用期间用于配平的预期功率变化，如果航向操纵接近极限，还应考虑剩余可用功率的总额、总距杆控制功率的难易程度以及旋翼航空器的特性。在偏航运动中不得出现快速或突然的偏离趋势。这项评估一般与临界方位角试验结合进行。

(c)在飞行手册中提供航向操纵特性的相关信息是比较合适的，包括任何相关最大功率，超过此功率航向操纵可能无法保持。

与起飞、着陆和性能试验一起进行的所有操纵性试验应在低高度、中高度（2100 米（7000 英尺））、高高度上具备着陆条件的试验场地上进行。另一方面，如果通过稳定风速环境下的极限飞行试验进行了验证，那么可以使用针对高高度的操纵性所开发的计算模型。AC29.45 中的外推指导仍然适用。这些高高度操纵性试验可以与起飞、着陆和性能试验一起进行。操纵性通常可以外推至最大试验场地高度上最多 600 米（2000 英尺）的高度。在极限高高度试验期间，必须考虑发动机运行特性。

在发动机失效试验以前，驾驶员必须充分了解发动机、传动系统以及旋翼的限制，这些限制是在以前的地面和飞行试验中制定的，并且在型号检查核准书（TIA）中规定。应特别注意最小稳定旋翼转速和最小瞬

时旋翼转速限制，这些值必须包含在型号检查核准书中，并且随着时间滞后的增加应逐步接近它们，除非制造厂商试验已完全证实了发动机失效试验的各个有关方面。对安装在A类旋翼航空器上的发动机，必须限制每台发动机的最大输出功率，以便当一台发动机失效和其余的发动机承担额外的负荷时，其余的发动机不会由于提供过大的功率和产生过高温度而受到损伤。这是为符合第29.903条(b)款所必需的，应确保在发动机和传动系统的验证中对这个特性做适当地说明。然而，必须假定在临界机动飞行中当一台发动机失效时，驾驶员在一定的时间内能从其余的发动机中获得最大可用功率，证实这个特性应主要通过发动机和传动系统的地面试验来完成。

在任一功率调节位置的V_{NE}情况下，纵向周期变距权限必须允许旋翼航空器有合适的低头俯仰。如果认为剩余操纵行程是临界的，则试验应包括使用到全操纵位移，以评估剩余操纵权限。旋翼航空器必须有足够的可用操纵余量，以克服中等的湍流阵风，并且不得有任何发散特征，这就要求主操纵达到全位移时能阻止航空器的不利运动。如果为克服航空器不利的运动而必须采用其它操纵，则这样的结果是不可接受的。例如，如果由实际或模拟的中等湍流阵风产生的抬头趋势不能由剩余的向前周期变距操纵来满意地克服的话，那么用油门或总距操纵来帮助恢复就不是一个可接受的程序。然而，应用横向周期变距操纵修正滚转，同时配合向前周期变距操纵修正抬头则是满意的。显然，在实施这些试验期间，当驾驶员发现“操纵失控”时，应利用所有可以使用的技术。但是，为与本条款相符合，则要求仅使用每个航空器运动轴的主操纵来表明恢复性。

自转周期变距权限必须足够，以便能有足够的拉平能力和按第29.143条(a)款(2)项(v)目和(vi)目的要求进行着陆。

AC 29.151 飞行操纵

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条对运输类旋翼航空器操纵系统的启动力、摩擦力以及活动间隙提出了使用要求。要求驾驶杆、总距杆和脚蹬在操作时不能出现过大的启动力、摩擦力；操纵系统的力和间隙不能影响操纵系统输入的平稳和直接响应。

1.1 第 29.151 条(a)款

第 29.151 条(a)款对纵向、横向、航向和总距操纵时的启动力、摩擦力和预载提出了要求，要求驾驶杆、总距杆和脚蹬在操作时不得出现过大的启动力、摩擦力和预载。

飞行操纵器件过大的启动力或预载会产生操纵系统力的不连续性，这种不连续性将会增加驾驶员的工作负担，甚至会给驾驶员带来操纵性问题。摩擦力在一些设计中会对飞行操纵器件功能起到积极作用，但是摩擦力过大会影响驾驶员正常操纵航空器。

对采用不可逆的俯仰和滚转的力感觉系统设计的情况，过大的摩擦力可能会掩盖使操纵杆定心的小梯度力，也可能会掩盖操纵力静稳定性的不足，如不能演示的话，解决办法可以包括采用较大梯度的力或增加力的预载。但是，这些解决方法常常会增加驾驶员的工作负担。因此，在初步设计阶段必须谨慎行事. 以保证飞行操纵系统部件和特性能够很好地匹配。

1.2 第 29.151 条(b)款

第 29.151 条(b)款对操纵系统的各种力和活动间隙提出了要求，要求操纵系统的各种力和活动间隙不得妨碍旋翼航空器对操纵系统输入的响应（平稳和直接的响应）。

过大的活动间隙会产生无效运动，这种无效运动会增加驾驶员的工作负担，并且在极端的情况下可能导致出现危险的驾驶员诱发振荡，驾驶员诱发振荡是指驾驶员操纵引起的航空器持续的或不可操纵的纵向或横向振荡。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.151 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、地面试验和飞行试验。

(1)设计评审

在设计时考虑操纵系统各种力及活动间隙，编制操纵系统设计报告对其进行具体说明;

(2)地面试验

进行地面试验，测量在地面时驾驶杆、总距杆和脚蹬操纵力的大小。

(3)飞行试验

试飞机组结合试飞验证过程中的各项飞行试验，评估驾驶杆、总距杆和脚蹬在操作时的启动力、摩擦力，以及操纵系统的各种力和活动间隙是否满足要求，即驾驶杆、总距杆和脚蹬在操作时不能出现过大的启动力、摩擦力和预载，操纵系统的力和间隙不能影响操纵系统输入的平稳和直接响应。

验证本条时应当用文件说明相应的机械特性。对目视飞行规则(VFR)的航空器，有关机械特性应在飞行中有代表性地定性评定。如果要鉴定操纵性或工作负荷问题，则需要进行更详细的研究。因为仪表飞行规则合格审定的条例包括了具体配平和力的要求，所以通常要进行机械特性的详细定量研究。可逆飞行操纵系统不断变化的反馈力通常使这类设计不适用于仪表飞行规则。不可逆系统的机械特性，常常在地面借助与航空器相连的外部液压和电源来部分地证明。在其他飞行试验期间，应定性考虑飞行操纵系统的特性，包括力、操纵协调、非线性、不连续性、固有方向感觉、启动力、摩擦力、滞后等。

AC 29.161 配平操纵

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条规定平飞时横向、纵向和总距操纵力必须配平至零，且操纵力梯度必须是连续的。

1.1 第 29.161 条(a)款

第 29.161 条(a)款要求在以任何合适速度平飞时，任一稳定的纵向、横向和总距操纵力必须配平至零，以便在驾驶员松开周期变距操纵杆和总距操纵杆时没有出现改变的趋势。由于在飞行过程中，驾驶员有许多工作是用手完成的，配平能力使得驾驶员能够短时间内松开操纵器件，包括周期变距杆和总距杆，来完成驾驶舱其他工作，并在给定的飞行状态下给驾驶员提供参考周期变距操纵位置。

任何合适的速度通常包括从悬停到 V_H 的任一速度；另外本款只要求在平飞时有配平能力，在动态飞行如起飞加速中，不要求通过配平操纵使操纵杆力减小至零。

配平是指在飞行中，能将操纵系统的操纵力调整到零而保持原来的飞行状态不变的能力。可以使用许多装置来实现配平，例如使用操纵系

统固有的小量摩擦和操纵平衡弹簧，使用摩擦、磁刹车装置、橡皮绳和不可逆机械系统等。

1.2 第 29.161 条(b)款

第 29.161 条(b)款要求配平操纵不能引起操纵力梯度有任何不希望的不连续。禁止过大的摩擦力或过大的启动力，因为摩擦力或启动力过大会在主操纵力梯度方面产生不希望有的不连续。但是本条款没有规定要求操纵系统的摩擦力或启动力为零，也没有规定要求操纵自动回到中心位置。

以上内容适用于按第 29.161 条目视飞行规则的批准，对附加的仪表飞行规则配平要求，在 CCAR-29 部附件 B 中进行了规定。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.161 条要求的可接受的符合性方法包括：计算分析和飞行试验。

(1)计算分析

根据设计特征数据对操纵力和力梯度进行计算，通过计算表明，在任何速度平飞时均可配平，纵向、横向和总距操纵不受限制，可以使杆力配平至零，且操纵力梯度是连续的；

(2)飞行试验

根据操纵力和力梯度的计算结果选取典型的飞行状态，进行飞行试验演示和验证；通过飞行试验，试飞机组评估配平操纵功能，评估操纵系统在以任何合适速度平飞时，是否能够将任一稳定的纵向、横向和总距操纵力配平至零，且配平操纵未引起操纵力梯度有任何不希望的不连续。

配平试验通常可以在其它飞行试验科目过程中进行。为进行该项试验，在要求的飞行状态中可短暂地松杆，并确认操纵杆没有移动。如果操纵系统配平装置可能受到温度或湿度的影响，这些影响的确定应至少在两个极限高度上和在几个试验阶段中进行。

如果安装一台驾驶员可控制的可变摩擦力装置，必须以最小的调节值来表明对本要求的符合性。可调摩擦力的最大值不应完全锁死飞行操纵器件。

为保证对本条要求的连续符合性，应通过操纵系统的安装技术条件等用于批量生产的程序来落实，如果采用最小摩擦力或定心弹簧，则制造厂商应为有差异的产品留些调节余量。

AC 29.171 稳定性—总则

1. 条款要求解析/规章安全意图

在预期的长时间的正常运行中，在任何正常的机动飞行期间，旋翼航空器的飞行不应使驾驶员有过分的疲劳和紧张。在演示时，必须完成至少三次起落。

本条款的目的是，要求最小机组在可预期的运行状态中的驾驶员工作负荷，应是可以接受的。

2. 可接受的符合性方法

(1)通常无需特殊或特定的飞行试验，就能获得目视飞行规则条件下本条款的符合性。如果一旋翼航空器，在驾驶员疲劳和紧张方面处于边界，则应由局方驾驶员确认，如必要还应通过专项测试来确认。在旋翼航空器最大续航能力范围的飞行应是令人满意的，其中包括夜航和紊流状况，如果这些状况是临界的。这项测试应在最低所需系统或设备和最小飞行机组情况下来完成。

(2)应对增加驾驶员工作负荷、疲劳和紧张的各种合理的故障(电子的、液压的和机械故障等)状态，进行评估。带故障状态的飞行试验时间，须与该故障在飞行手册中的应急程序一致。要求立即着陆的故障状态的评估时间，显然应比允许继续飞行至目的地，所要求的评估时间要短。

(3)仪表飞行规则批准需要按上述(1)和(2)段进行仔细评估。按仪表飞行规则运行，天气条件经常要求继续飞到目的地，或带着临界故障转到备用机场，立即着陆可能是不现实的。担任评估工作的驾驶员须确认在预批准的每一种运行类型的典型飞行剖面下的驾驶员疲劳和紧张是可接受的。

AC 29.173 纵向静稳定性

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款包含了稳定性和操纵性两者的操纵系统设计要求。

(1)第 29.173 条(a)款包括了所有民用航空器所必需的基本操纵原

理，周期变距操纵的向前运动必须能导致速度增加，而向后运动必须能导致速度减少。对于旋翼航空器，这是在保持油门和总距恒定情况下来完成的。这个要求一点也不保证航空器的稳定性，仅是一条说明操纵运动方向的操纵要求。具有高稳定性或高不稳定性的纵向静稳定性特点的旋翼航空器，都能够典型地符合运动操纵感觉的这一基本要求。

(2)第 29.173 条(b)款与第 29.175 条有关，包括了制定最低等级的纵向静稳定性所需要的基本操纵位置要求。对于第 29.175 条中的爬升、巡航、VNE 和自转飞行状态，在整个规定的速度范围内通过所要求的杆位置稳定梯度找出正的稳定性。然而，在局方确认可接受的有限的飞行条件或运行模式下，如果旋翼航空器拥有的飞行特性，允许驾驶员，在不需要特殊的驾驶技巧或警觉条件下，便能将空速保持在设定配平空速的一定范围内，操纵杆的位置与速度的关系曲线的斜率可以是中立的或负的。

2. 可接受的符合性方法

(1)本条的操纵要求，对航空器的主要飞行操纵机构是最基本的，以致在为满足本条例的其它部分要求而进行的常规飞行试验期间，就可以确定其符合性。不应要求进行专门的或指定的试验。

(2)为保证符合本条稳定性要求必需的程序，包括在第 29.175 条纵向静稳定性演示中。详细的飞行试验程序说明，可参阅本咨询通告 AC29.175。

(3)在限制条件下，对于那些不符合基本操纵要求的，评估必须着重于飞行员在典型飞行条件下不需要特殊的驾驶技巧或警觉就可以保持空速的能力。

AC 29.175 纵向静稳定性的演示

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条规定了纵向静稳定性演示的具体要求。

(1)本规则综合了演示纵向静稳定性的具体飞行要求。对于爬升、巡航、VNE 和自转状态，陈述了具体的装载、构形、功率水平和速度范围。

(2)有些旋翼航空器，在前飞中即使总距和油门操纵保持不变，且高度维持相对不变，发动机的功率也会随着空速的变化而有明显的改变。

对于这些情况，第 29.173 条中的“油门和总距必须保持不变”这句指导性意见适合于执行本规则，并且在第 29.175 条中规定的功率，应认为是初始配平状态所确定的功率。在“失配”状态下这将导致稍高或稍低的扭矩读数。爬升、巡航、VNE 和自转试验期间获得数据时，总距和油门操纵保持不变。

(3)应确定旋翼转速对自转静稳定性的影响，并应在最临界旋翼转速下演示正的稳定性。对 A 类旋翼航空器，可以在正常旋翼转速值情况下满足这个要求。当空速从“配平”状态变化时，可以预期到旋翼转速值会发生变化。制造厂商建议的自转空速通常用于配平。

2. 可接受的符合性方法

(1)测试仪器

(a)灵敏的操纵位置测试仪器是必不可少的。应当记录配平时的发动机功率参数。对于修改较小的试验或在采用“之前和之后”方法时，可以使用卷尺或驾驶杆标定板测量。驾驶杆标定板由固定在驾驶舱或座椅结构上、上面附有一张白纸的水平平板组成。当全行程地移动飞行操纵器件时，安装的平板必须不受干扰。记录笔由一个偏移支臂与周期变距操纵杆相连，其固定方法应保证在试验机动期间的关键时刻能将笔下推到板上，以记录相对变距位置。

(b)其它必需的参数包括俯仰姿态、压力高度、环境温度和指示空速。

(2)环境条件

平稳空气对稳定性试验是必需的。外推方法包含在本咨询通报 AC29.45 节中。

(3)装载

尽管高速飞行应在全部前重心和最大重量下检查，但后重心通常对于纵向稳定性试验是临界的。在后重心，轻重量或重重量状态都可能是临界的。应检查制造厂商的飞行数据，以确定临界装载条件。

(4)进行试验

(a)应在所希望的构形和飞行状态（爬升、巡航、VNE、自转）下用配平空速时的需用功率和旋翼转速来确定旋翼航空器的纵向静稳定性。总距杆应固定在这样的位置，即通常通过施加足够的摩擦力能保证总距杆不会无意地移动。对于自转试验，应这样选择旋翼转速，使得当空速和高度变化时旋翼转速变化不会超过允许的限制值。将这个点作为配平

点记录下来，然后空速增加或减少，在每个速度上稳定并记录数据。在配平速度的每一侧至少应取两个点。

(b) 应在所希望的高度附近保持油门和总距不变，通过改变空速来进行巡航试验。应首先通过确定该试验高度上的 VH（以最大连续功率的水平飞行速度）来完成这项试验，然后调整功率以确定平飞配平状态，继而将这一点作为配平点记录下来。对于该试验的其余部分，总距和油门必须保持固定在配平位置，用周期变距操纵作小坡度的爬升和或俯冲，使空速在配平速度上下变化。

(c) 对于爬升和自转试验，需进行通过一高度带保持总距不变的试验。要想一次通过高度带来获得所需要的数据，大概是不可能的。如果要求重复通过的话，每次通过的开始都应取配平点，除非在驾驶舱内有可以利用的非常灵敏的总距位置数据。

(d) 如果要求非常精确的结果，一种交替试验法能用来采集在恒定高度上的数据。对于巡航和 VNE 状态，可通过交替地使空速大于或小于配平速度来获得数据，该配平速度是在试验高度附近达到的，并作为配平点记录下来。这种方法可以获得非常精确的数据，因为在恒定高度上改变空速时，总距和油门是不变的。

(e) 对于具有高爬升率的旋翼航空器，通过一给定高度，可能需要一系列的爬升（每次爬升对应一个不同的速度），并使用灵敏的测试仪器来保证对每一数据点总距位置是相同的。在自转中，会出现类似情况，通过一给定的高度带，可能需要一系列的下降（每次下降对应一个不同的速度），并使用灵敏的测试仪器以保证可重复的总距位置。

(f) 在正常情况下，试验都应在低、中等和高高度上进行。在寒冷天气试验期间，高速度的稳定性是临界的。应进行寒冷天气试验，或应利用前行叶尖马赫数的偏保守的近似值，来将寒冷天气的 VNE 限制到演示的叶尖马赫数值。

AC 29.177 航向静稳定性

1. 条款要求解析/规章安全意图

本规则要求在第 29.175 条定义的配平空速下，演示正的航向静稳定性。

(1)第 29.177 条(a)款规定了侧滑角的范围;

(2)第 29.177 条(b)款指出当航空器接近侧滑极限时，必须有足够的提示警示驾驶员;

(3)第 29.177 条(c)款对第 29.177 条(a)款作了补充。大多数旋翼航空器可以展示满意的航向特性。由于垂尾或尾桨固有的气流阻塞，在配平点两侧最开始的一定角度范围内可能不具备良好的航向特性。侧滑角与航向操纵位置之间的关系曲线，在配平周围小的角度范围内可以是负斜率，前提是在不需要特殊的驾驶技巧或警觉条件下，就可以保持所需要的航向。

2. 可接受的符合性方法

(1)航向静稳定性测试，要求装有脚蹬位置和侧滑角的测量装置。对仪表飞行规则合格审定试验，应提供周期变距横向操纵位置测量装置。为了获得精确的侧滑角和空速数据，通常要安装“偏航杆”，以使安装在上面的的侧滑传感器和可转动的空速管头位于主旋翼下洗流影响范围以外。应谨慎对待偏航杆安装，确保其安装经评估确认，从结构上是合适的，且在航向静稳定性测试期间，在预期的空速和旋翼转速的组合下，不发生动态不稳定现象。某些安装情况，装有测量装置的偏航杆可能会影响旋翼航空器自身飞行品质，因此，最好是建立偏航线性位移或侧滑指示球宽度与偏航杆侧滑角之间的关系，然后拆下偏航杆重复完成关键点的测试。

(2)对于某些旋翼系统设计，主旋翼和尾桨挥舞角数据可能是航向静稳定性试验中一项重要的数据测量要求。在高速段，随侧滑角的增加，主旋翼和尾桨挥舞角可能会显著增加。因此，对于表现出这种特性的旋翼系统，在侧滑机动飞行期间应仔细地监控挥舞角数据，以免超出限制。航向静稳定性通常按照保持直线飞行航迹侧滑所要求的脚蹬位移来定义。单旋翼旋翼航空器在协调飞行中，由于尾桨推力和机身及主旋翼的侧向力影响，将表现出小的固有侧滑，这种状态通常按照固有侧滑角配平。空速按上述配平值要求，一个通常可接受的方法是:

(a)配平稳定，记录指示空速。

(b)记录状态，包括固有侧滑，机动中保持总距和油门固定。

(c)航向操纵使航空器平稳偏航，并通过横向操纵协调操纵，建立所期望的侧滑角。沿着一段分界线或一段直的电力线或公路这样的直线地

标上方保持航迹，就能够确保稳定的航向。

(d) 完成偏航机动时应立即记录空速，配平空速可能有小的变化，保持当前空速和航向飞行，记录指示空速、操纵位置(至少有航向操纵位置)、侧滑角、旋翼转速、下降率、侧滑球偏移量和侧倾角。驾驶员应记录身体感受到的侧向力感觉。在配平点的一侧至少应有两个侧滑数据点，以便确定脚蹬位移随侧滑角变化关系的斜率。

(e) 柔和恢复至固有侧滑角。在固有侧滑角两侧的航向静稳定性曲线可能会稍有不同。正的航向静稳定性是通过，右侧更大的偏航角需要更大左脚蹬输入量；相反，左侧更大的偏航角需要更大右侧脚蹬输入，来表明。

AC 29.181 动稳定性：A 类旋翼航空器

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条要求运输 A 类旋翼航空器，前飞速度从 VY 至 VNE，驾驶员在预期试验状态，固持或松开周期变距、总距和航向操纵，所演示的短周期振荡，应为正阻尼。本条款旨在在各种运行类型情况下避免出现持续的或发散的短周期振荡，从而减轻驾驶员主动抑制振荡的工作负荷。

2. 可接受的符合性方法

(1) 短周期动稳定性的测试方法与仪表飞行规则（IFR）的测试方法相同。除振荡不需要重阻尼（例如，不到一个周期内衰减至 1/2 振幅）。通过类似的脉冲和倍频输入，模拟该旋翼航空可能遇到的中等紊流所引起的扰动。

(2) 应在航路爬升、巡航和下降状态(飞行速度从 VY 至 VNE)相应的临界总重、高度、重心、旋翼转速和功率状态下完成测试。必须采用持续安全飞行所批准的最小增稳设置，完成本项试验。应关注那些安装在外部的选装设备。

(3) 本条款不适用于仅按 B 类合格审定的运输类旋翼航空器。规章尚未对这此情况进行更改。

AC 29.231 地面和水面操纵特性总则

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条阐述了运输类旋翼航空器合格审定所要求的“地面和水面操纵特性”的总则性要求，要求旋翼航空器必须具有良好的地面和水面操纵特性，在使用中预期的任一工作状态下不得有不可操纵的倾向。在第29.235条“滑行条件”、第29.239条“喷溅特性”和第29.241条“地面共振”中，包括了有关地面和水面操纵特性评定的具体要求。

2. 可接受的符合性方法

满足第29.231条要求的可接受的符合性方法为：飞行试验。

(1)在实施符合性验证试飞和功能可靠性试飞期间，对各种重量重心情况下，如出现任何不可操纵的趋势，必须予以纠正。

(2)在地面或水中，允许有可控的或有阻尼的振动或振荡，但不得超过旋翼航空器的设计限制。

(3)在试验报告中应描述试验中出现的任何明显振动或振荡特性，并且在飞行手册中说明这些明显特性及其规避、处置程序。

(4)对安装轮式起落架的旋翼航空器，应评定最大空速和地速时、在重心极限条件下的起飞、着陆和滑行。对安装前轮或尾轮的锁定或转向操纵装置的，应评定其每个位置的起飞、着陆和滑行速度限制。经验证的最大速度值应编入飞行手册的限制部分。

(5)对水面运行的，应将浪高和频率或“海况”作为限制，如果试验中未达到限制值，则经验证的量值应编入飞行手册的性能部分，同时还须给出旋翼启动和停止运转所允许的“海况”资料或限制。

AC 29.235 滑行条件

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款规定了轮式起落架构型的旋翼航空器滑行条件的要求。旋翼航空器应按满足第29.471条和第29.473条的地面载荷系数进行设计。旋翼航空器以预期的滑行速度在正常使用可合理预期的最粗糙地面滑行时，所达到的载荷系数不得超过设计地面载荷系数。

2. 可接受的符合性方法

满足第29.235条要求的可接受的符合性方法为：飞行试验。

验证数据包含旋翼航空器的设计允许限制。加速度计或载荷测量设备，应尽可能靠近旋翼航空器的重心安装，以记录旋翼航空器所达到的

最大法向过载。测量起落架和有关结构的载荷，也是表明符合性的一种可接受方法。

(1)安装的载荷测量设备必须经校准合格。

(2)应对滑行表面情况进行评定，包括使用波纹状表面、凹凸不平表面或不光滑表面。

(3)在所选择的滑行表面，应验证有代表性的滑行速度，直到申请人选择的最大速度。

(4)应评定旋翼航空器小重量和大重量情况。

(5)飞行手册中应制定与旋翼航空器设计相适应的限制值。如果试验表明滑行中不会达到该限制，则飞行手册中的限制可以不要。

(6)根据试验验证，在飞行手册的正常使用程序中制定适当的滑行程序。

AC 29.239 喷溅特性

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条阐述了运输类旋翼航空器合格审定喷溅特性的具体要求。适用于具有水运或水陆两用性能的旋翼航空器，要求的目的是通过演示评定水的喷溅不会使驾驶员视野模糊（白天或夜间），或在正常水中运行时不会损坏旋翼航空器及其部件。

2. 可接受的符合性方法

满足第29.239条要求的可接受的符合性方法为：飞行试验。

(1)下列机动状态应在直至建议的运行海况或浪高环境条件下进行评定。

构形	状态	重量	重心	旋翼转速	高度	备注
1	滑行	最大	任意	最大	海平面	速度直到建议的最大水中运行速度
2	悬停	最大	任意	最大	/	如有，则确定临界悬停高度
3	起飞	最大	任意	最大	海平面	在建议的最大水中运行速度下起飞
4	着水	最大	任意	最大	海平面	在建议的最大水中运行速度下着水
5	关车	任意	任意	/	海平面	旋翼航空器关车
6	启动	最大	任意	最大	海平面	启动发动机和松开旋翼刹车

(2)在飞行手册的限制部分，应制定按本条要求评定的最大海况或浪高。

(3)按第29.609条要求，应考虑海水对涡轮发动机和旋翼航空器其

它零部件的污染和恶化影响。在飞行手册中应提供海水影响的资料以及应对措施。如适用，同时在维修手册中也要制定这些内容。

AC 29.241“地面共振”

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条要求旋翼航空器在地面运转时，不能发生危险振荡趋势，是验证旋翼航空器在地面不能发生危险振荡有关的飞行要求。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.241 条要求可接受的符合性方法包括：设计评审、分析/计算、地面试验和飞行试验。以下从“地面共振”产生机理和防止“地面共振”的措施方面对条款适航符合性验证的概述性要求进行了阐释，并给出了分析和试验中的关键点。

2.1 “地面共振”产生机理

“地面共振”其本质是旋翼后退型摆振运动与桨毂中心有平移的机体模态相互耦合。地面运转的直升机，受到外界初始扰动后，各片桨叶不均匀地摆振起来，产生不平衡的回转离心力，激起机体在起落架上的振动；桨毂中心作为机体上的一点，跟着机体一起振动，但它同时又是旋翼系统上的一点，桨毂中心的振动又以基础激振的方式，反过去对旋翼在旋转平面内实行激振，影响（加剧或削弱）各片桨叶原有的振动。

如果这两个振动系统具有特定关系，即旋翼系统产生的离心激振力的频率和全机在起落架上的某阶固有振动频率相同或接近，而对应该阶固有频率的固有振型又能使桨毂中心在旋转平面内发生振动，同时桨叶阻尼器和起落架系统的阻尼在振动一周中消耗的功比上述激振力对系统做的功小，则桨叶的摆振运动和全机在起落架上的振动就会互相加剧，产生恶性循环，几秒钟内就可使振幅大到毁坏直升机的程度，这种现象就是地面共振。

“地面共振”或“空中共振”（发生在空中如“地面共振”的振动或共振型式）应在合格审定计划中明确，对其评估应包括在使用过程中旋翼支撑约束系统可能发生的刚度和阻尼变化，在 AC 29.663 中关于刚度和阻尼变化的研究有相关说明。

2.2 防止“地面共振”的措施

防止“地面共振”常用的设计措施有两方面的要求：满足频率和阻

尼要求的设计措施。

(1)一阶摆振频率高于旋翼转速即可防止“地面共振”；对于这种不受“地面共振”影响的构型，通过适当的变距操纵引起旋翼转速的增大和减小从而激起任一阶固有振动模态，即可充分验证“地面共振”情况不存在。

(2)对于受“地面共振”影响的构型(即一阶摆振频率低于旋翼转速)，通常可通过在桨叶上安装摆振阻尼器和起落架上安装阻尼器（有时作为缓冲支柱使用），或通过适当的设置起落架的频率结合安装旋翼和（或）起落架阻尼器的方式来防止“地面共振”。

(3)安装在旋翼桨毂或起落架上的弹性元件的性能受环境温度影响明显，其阻尼特性要求按照 AC 29.663 中说明，应在旋翼航空器运行环境范围内进行全面验证。

2.3 分析及试验关键点

(1)在适用中，应检查旋翼航空器在零空速下起飞和着陆，以及以各种功率作地面滑跑着陆时的共振特性。在旋翼转速从最小到最大、发动机从慢车到最大功率情况下，进行分析及试验，验证其均不发生危险的振荡趋势，任何可能诱发的振荡发散都应被阻尼抑制。安装轮式起落架的旋翼航空器，不平坦滑行表面与特定滑行速度结合有可能激起“地面共振”，因此应通过在典型表面的滑行试验来进行评定，该评定可与第 29.235 条的试验结合进行。

(2)为确定不同旋翼转速下旋翼航空器的着陆总距角，应进行每个构型的悬停低速着陆。对安装增稳系统的旋翼航空器，应在增稳系统工作和不工作情况下进行所有的“地面共振”检查，其中包括悬停和滑跑起飞及着陆、滑行试验和本节特指的“地面共振”试验。试验时应考虑增稳系统各种可能的和批准的工作模式，如打开横滚通道、关闭俯仰通道等。

(3)旋翼航空器在每个构型状态开展试验时，应低桨距停放在地面，且旋翼稳定在最小实际转速运转，或者分析表明离发生共振有足够裕度的转速下稳定运转。采用操纵输入对影响“地面共振”的系统进行扰动，以评定系统的阻尼。

(4)每次按增量增加旋翼转速和以各总距调节增量调整每个旋翼转

速时，在改变到下一次旋翼转速调整之前，应检查周期变距和总距输入。这些输入应包括振幅和频率的适当范围及组合。

(5) 变距输入可由驾驶员通过变距操纵杆来实现，或借助一个与变距操纵装置相连的信号发生器来实现。对输入的每一个频率，输入幅值应按增量逐步增加，最后直到能在旋翼和支撑系统中产生正常的地面和飞行运行中有代表性的响应为止。应连续进行输入，其时间应能使周期变距杆(相对中心位置)以选择的频率按逆时针方向作五次全循环。

(6) 对每一个变距输入幅值，应使激励频率按增量增加，直到超过在约束系统上的桨叶摆振频率范围为止。旋翼转速调整应增加到有动力最大旋翼转速的 1.05 倍。总距调节增量不超过最大总距的 20%，或按使得直升机部分悬空所需的总距调节量增加（当周期变距按规定移动时）。

(7) 典型铰接式旋翼航空器桨叶的摆振固有频率大约为主旋翼工作转速的 0.3 倍，摆振柔软的旋翼摆振后退型固有频率大约为主旋翼转速的 0.7 倍。因此，例如对于摆振频率为 0.3 次／转，旋翼转速为 300 转/分，周期变距杆横向总位移为 152.4 mm（6 inch）的旋翼航空器，应以((1－0.3) × 300)转/分或 1.5 转/秒的频率，按直径为 15.24 mm（0.6 inch）的圆，将变距杆转动五圈，尝试激起可能出现的共振频率。激励结束时周期变距杆应回到中立位置，试验过程中应连续记录需要测试的数据(详见本节(13))。

(8) 如果经评估为旋翼航空器的临界情况，则应按整个试验大纲再重复进行航向和纵向周期变距输入激振。

(9) 如果发生“地面共振”，通常建议的改出动作是增加总距和旋翼转速使航空器离地；但对有些设计，通过减小总距如果可以始终避免地面共振，那么这种改出方式也是有效的并且被认为是符合要求的处置程序。

(10) 旋翼航空器应在稳定旋翼转速下，以提出的最大接地速度进行着陆。

(11) 特别注意的是:

(a) 应当研究在申请的合格审定范围内变量的影响，这些变量包括环境影响，航空器有关部件特性的变化、运行参数、地面条件等。此外，对于潜在的维护错误和可能故障模式也应进行评估。如果详细合理的分析可以表明与基线试验的可接受相关，并且其输入参数经图纸、计算、

部件静力和动态试验，或模拟待测状态/构型的整机振动试验的验证确认，那么可以通过该分析，将试验限定在只会影响系统阻尼可接受性的变量和运行条件上。应在旋翼航空器飞行手册中清楚地列出所有使用限制，分析和/或试验结果报告应符合第 29.663 条的要求。

(b) “空中共振”是由于旋翼柔度和支承约束柔度动力学耦合造成的。除起落架参数变量替换为旋翼支撑约束参数变量外，关于“地面共振”需考虑的因素同样适用于“空中共振”。

(c) 在地面运转时，航空器有可能出现地面弹跳的趋势，对多数构型来说，这种弹跳是轻微的，但当总距操纵无摩擦或摩擦很小时，PIO 会导致这种不希望出现的现象加剧。

(12) 全铰式旋翼航空器，当其起落架（滑撬式或轮式构型）缓冲支柱在受载较小时，会有地面弹跳的趋势，这种情况主要发生在起飞离地前或着陆触地后的瞬间，或者发生在功率保证检查时。这种弹跳有可能诱发“地面共振”，特别是当 PIO 使弹跳趋势加剧时，出现“地面共振”的可能性更大，改出动作是增大升力使旋翼航空器悬停，或迅速准确地减小总距使航空器仍停留在地面。

(13) 测试和数据采集要求如下:

(a) 大气条件（人工记录）:

(i) 高度;

(ii) 外界大气温度;

(iii) 风速。

(b) 航空器构型（人工记录）:

(i) 总重;

(ii) 重心;

(iii) 轮胎压力;

(iv) 起落架缓冲支柱压力。

(c) 测试（试验时应记录）:

(i) 主旋翼转速;

(ii) 周期变距操纵的前、后、左、右操纵杆位置的时间历程;

(iii) 总距操纵杆位置的时间历程;

(iv) 旋翼阻尼器运动的时间历程*;

(v)支架构件运动的时间历程*;

(vi)起落架（缓冲支柱）运动的时间历程*;

(vii)航空器运动的时间历程*。

注：带*标注的参数为获得模态阻尼所需。

AC 29.251 振动

1. 条款要求解析/规章安全意图

(1)本条款要求在每一种合适的速度和功率状态下，旋翼航空器的每一部件必须没有过度的振动。

(2)本条款的飞行要求可包括定性和定量的飞行评定，第29.571条中规定了飞行载荷测量要求，以积累定量的振动数据；第29.629条中一般要求用定量数据表明旋翼航空器每一部件，包括操纵面或安定面以及旋翼都不会发生颤振，关于这两条的说明参见对应的AC 29.571及AC 29.629中相关内容。

(3)相关政策性文件中关于本条款要求，旋翼航空器在以V_{NE}和最大连续功率（最大连续扭矩）飞行时必须能达到30°侧倾角（转弯）而不产生过大的不平稳性和（或）振动。局方要求进行机动性验证，以便向驾驶员提供在V_{NE}飞行时的某些机动能力，进而在紊流中飞行时提供一定的操纵不平稳性裕度（这种机动可能导致航空器下降或上升）。

(4)通过第29.1505条确定V_{NE}，通过第29.1509条确定旋翼转速限制。具体详见AC 29.1505及AC 29.1509。

2. 可接受的符合性方法

满足第29.251条要求的可接受的符合性方法为：飞行试验。

(1)在飞行试验过程中，旋翼航空器应在几种重量状态下飞到合适的旋翼转速和空速限制，以证明旋翼航空器在适当的速度、功率和重量条件下没有过度的振动。在进行局方试飞试验前，还必须证明飞行载荷定量测量数据（参见第29.571条）和申请人的定性和定量飞行试验数据符合本要求。

(2)按第29.571条得到的飞行载荷测量数据，一般包括为证明没有产生颤振和过度振动的有关数据。在局方审定试飞期间可能将会再次验证用于表明本条款的符合性所必须的临界飞行状态，这些临界状态随旋翼航空器的设计特征、最小和最大旋翼转速、V_{NE}和V_D、重量、重心位置

的不同而改变。对于不同速度和转速的验证点如图 AC 29.251-1 所示。

(3) 已按第 29.33、29.1503、29.1505、29.1509 条研究与制定的旋翼转速和空速限制还要进行复验，并作为飞行载荷测量数据而记录的一项内容。在局方审定试飞期间，可针对旋翼航空器关键件的部分测量参数进行复验，从而证实在飞行载荷测量时验证的临界状态是满足要求的，并且不会产生过度振动。如果飞行载荷数据是确实可信的，则测量参数的复验不是必须的。

(4) 关于相关政策要求以最大连续功率（可能超过最大连续温度限制的最大连续扭矩）在 V_{NE} 速度下作左、右 30° 侧倾角的“旋翼不平稳性”飞行验证。为表明驾驶员在该状态下具有一定的操纵不平稳性裕度，局方要求航空器在 V_{NE} 速度下完成 30° 侧倾转弯的机动验证而不产生过度的不平稳性，并且该机动应在最小、最大旋翼转速限制值进行。在飞行载荷测量期间，应对此机动状态进行检查，并记录有关数据，以保证在此“非正常”状态下不会产生危险性的载荷。如上所述，在局方审定试飞期间，可能将对该飞行状态进行复验，有关该速度和旋翼转速的验证点说明见本节 (2)。

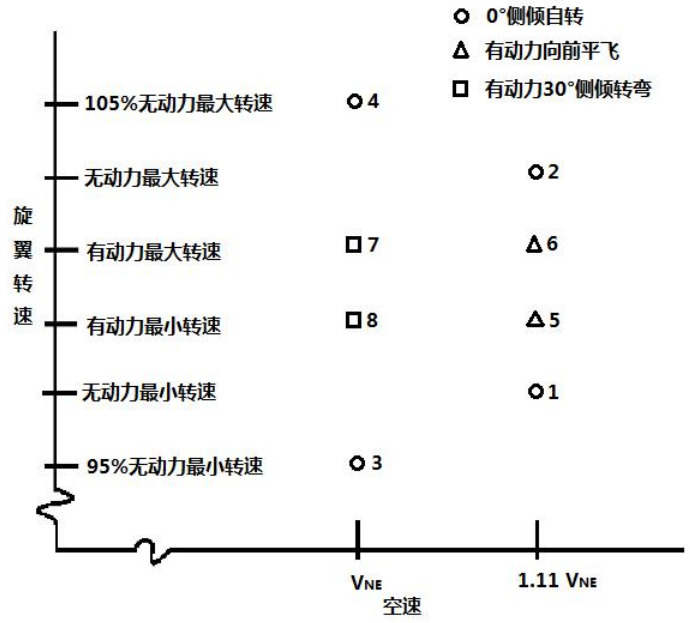


图 AC 29.251-1 速度与转速的验证点说明

图中说明:

1-在标牌上的最小旋翼转速下以 1.11V_{NE}（AR）自转。

2-在标牌上的最大旋翼转速下以 1.11V_{NE}（AR）自转。

3-在无动力最小设计限制旋翼转速下以 V_{NE}（AR）自转。

4-在无动力最大设计限制旋翼转速下以 V_{NE}（AR）自转。

5-在有动力最小旋翼转速下以 $1.11V_{NE}$ 前飞。

6-在有动力最大旋翼转速下以 $1.11V_{NE}$ 前飞。

7-在有动力最大旋翼转速下以 V_{NE} 进行 30° 侧倾左右转弯。

8-在有动力最小旋翼转速下以 V_{NE} 进行 30° 侧倾左右转弯。

注：V_{NE}（AR）可能小于 V_{NE}。

AC 29.301 载荷

1. 条款要求解析/规章安全意图

1.1 第 29.301 条(a)款

本条是对结构设计及强度验证所用载荷的定义。限制载荷是使用中预期的最大载荷。极限载荷为限制载荷乘以规定的安全系数，是设计时预计结构可承受的最大载荷。在结构强度计算过程中按照实际的情况使用限制载荷和(或)极限载荷进行校核。

1.2 第 29.301 条(b)款

旋翼航空器结构的强度不仅与所受载荷的大小有关，还与其分布有关。影响载荷分布的因素很多（包括飞行姿态、着陆姿态、速度等），无法准确的确定载荷的实际分布，可以采用接近或偏保守的方法来确定。在旋翼航空器载荷分析中，除要考虑旋翼航空器所承受的空气载荷、地面载荷和水载荷，还必须考虑旋翼航空器上每项质量的惯性力，以使旋翼航空器受力平衡。

1.3 第 29.301 条(c)款

旋翼航空器的结构在气动力、地面（或水面）载荷、自身重力及惯性力等外载荷作用下，会产生相应的变形和内力（内部载荷）。对于在载荷作用下产生的变位会显著改变外部或内部载荷分布的结构或系统（如起落架、旋翼系统），其载荷计算和强度分析均需考虑这种变位引起的载荷重新分布；对于其他结构的变形，需判断结构在载荷作用下的变位是否会显著地改变其外部或内部载荷的分布，由此决定是否考虑载荷变化的影响。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.301 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、分析

/计算、试验室试验和飞行试验。

在型号的准则性文件中明确计算分析中采用的载荷类型，在结构设计时需采用限制载荷和（或）极限载荷进行强度校核。

在进行载荷分析时，规定的载荷应合理或偏保守地分布，并且表明用于与空气载荷、地面载荷和水载荷平衡的惯性力考虑了旋翼航空器所有的结构质量项目；另外筛选出载荷作用下的变位会显著改变其外部及内部载荷分布的系统（例如：起落架、旋翼系统），在载荷计算和强度分析时，考虑这种变位引起的载荷重新分布。

AC 29.303 安全系数

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款是针对旋翼航空器设计过程中采用的安全系数提出的要求。考虑到旋翼航空器结构设计采用的载荷只能近似的反映真实情况，与实际受载有所偏差，且由于计算方法、材料、工艺等因素，计算得到的应力与实际的应力也有一定偏差，为保证旋翼航空器的设计强度满足设计载荷要求，对于需要用极限载荷来验证强度的结构取安全系数为 1.5。该系数适用于外部载荷和惯性载荷，若不使用该系数，则应充分说明选择其他安全系数得到的内应力是合理的。此外在第 29.561 条(b)款(3)项和第 29.787 条(c)款中规定了为保护乘员而定义的极限惯性载荷。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.303 条要求的可接受的符合性方法为设计评审。

在相应的强度计算准则文件中阐明安全系数的要求。将极限载荷作为结构的设计载荷，可以保证结构有足够的安全裕度。如果不采用规章要求的安全系数值时，要有充分的依据说明选择其他安全系数得到的内应力是合理的。

AC 29.305 强度和变形

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款是针对旋翼航空器结构的强度和变形提出的要求。

旋翼航空器结构的安全性目标是各系统、承力结构的静强度有足够的安全裕度，保证旋翼航空器的结构完整性和安全运行。在直到限制载

荷的任何载荷作用下，结构不得出现妨害安全运行的变形，也不允许出现永久变形；在极限载荷作用下不得发生破坏。

(1) 第 29.305 条(a)款

申请人在进行结构设计时需考虑部件的强度和变形，承力部件能够承受直到限制载荷的任何载荷，且不得产生妨害安全运行的变形，也不允许产生永久变形。例如：操纵系统不得出现卡滞。

(2) 第 29.305 条(b)款

承力部件能够承受极限载荷而不破坏。

为了验证结构在极限载荷下的强度符合性，可采用两种试验方式中的任何一种：一种为静力试验，一种为模拟真实载荷作用的动力试验。

用静力试验来表明结构承受极限载荷而不破坏时，施加在结构上的载荷要求保持 3 秒而不破坏。因为柔性结构受载时结构变形滞后于施加载荷，结构的应力有传播的过程。为了真实的验证结构在极限载荷作用下的强度，需要使结构的受载保持 3 秒的时间以获得静平衡。

也可以用真实载荷情况的动力试验，来表明结构满足极限载荷情况下强度符合性，此时不需要考虑 3 秒钟的要求。

2. 可接受的符合性方法

(1) 第 29.305 条(a)款

对结构承受限制载荷能力，要根据直升机设计特性和结构特征，以直升机载荷计算报告得出的临界载荷和载荷分布作为输入进行验证。具体可采用试验方法，或经过试验验证的计算分析方法来验证结构件能够承受限制载荷而不会产生有害永久的变形。

采用限制载荷试验方法时，将载荷逐级加载至限制载荷并保载 30 秒后，卸载至零，证明结构在承载限制载荷情况下变形不会妨害旋翼航空器的安全运行（在运行包线范围内），卸载之后结构没有残余的永久变形。

当采用计算分析方法进行验证时，限制载荷下的应力水平需与材料的屈服强度进行对比验证结构的安全裕度为正。

(2) 第 29.305 条(b)款

对结构承受极限载荷能力，可采用试验方法，或经过试验验证的计算分析方法进行验证。

当采用静力试验方法验证时，极限载荷的加载时间不得少于 3 秒。

当采用分析方法时，极限载荷下的应力水平需与材料的破坏强度极限进行对比，验证结构的安全裕度为正。

此外，对某些情况，也可采用模拟真实载荷作用的动力试验方法进行验证（如：起落架落震试验），此时不需要考虑 3 秒的保载要求。如果不采用动力试验证实结构的极限强度时，也可使用分析验证的方法，但此时必须考虑弹性影响和载荷作用速率。直升机尾梁在着陆载荷下的强度符合性验证就是需要考虑动载荷幅值影响的典型实例。

AC 29.307 结构验证

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款要求旋翼航空器结构对计及其使用环境的每一临界受载情况均需满足第 29.305 条中的结构强度和变形要求。在载荷分析之后，需要进行结构验证，不论采用计算分析方法还是试验验证方法，都必须考虑使用环境的影响。同时，出于对旋翼航空器安全性的考虑，该条款还规定了强度必做的试验项目。

(1) 第 29.307 条(a) 款

判断结构的临界受载情况需要设计人员充分了解旋翼航空器的飞行包线，给出使用中预期的临界载荷。同时，充分考虑环境的影响，即金属材料的强度、刚度随温度的变化，以及复合材料由于温度、湿度或其他工作环境影响下强度和刚度的变化。结构验证的最终目的是验证结构在载荷包线内满足强度和变形要求。

(2) 第 29.307 条(b) 款

本条款对必须通过试验验证的结构提出了要求:

(a) 验证旋翼传动系统和旋翼操纵系统的动力和耐久性试验，结合第 29.923、29.927 条的具体要求开展。

(b) 操纵系统的限制载荷试验结合第 29.681 条的具体要求开展。

(c) 操纵系统的操作试验结合第 29.683 条要求具体开展。

(d) 可通过分析推导或在全气候使用中的测量结果获得全机各关键部件的飞行实测载荷和应力数据，为全机定寿件的载荷谱编制和疲劳寿命评定提供依据。

(e) 起落架落震试验结合第 29.723 条至第 29.727 条要求具体开展。

(f) 对于新的或非常规设计特点的结构，需进行必要的其他附加试验。

2. 可接受的符合性方法

(1) 第 29.307 条(a)款

申请人在进行结构验证时，首先应表明结构载荷包线的计算已经考虑了旋翼航空器运行过程中可能出现的临界载荷。在强度分部中对不同分类的载荷，均有具体的条款要求。载荷包线作为结构验证中分析与试验的载荷输入，通常以计算分析或载荷飞行试验数据来表明载荷的计算结果是可信的。

可采用分析或试验方法进行结构验证，表明满足强度和变形要求。无论是分析还是试验，都需要考虑环境影响。

在满足条款要求的前提下，为节约验证成本和周期，可以采用分析的方法进行验证，但需要通过经验表明结构分析的方法(静力或疲劳评估)对于待验证的结构是可靠的。采用分析方法进行机体结构强度验证时，也可通过第 29.571 条要求的飞行载荷测量结果对分析方法进行验证。载荷测量时，在关键受载区域或关键接头位置安装应力/应变测量装置，用真实飞行数据对分析数据进行对比验证。

(2) 第 29.307 条(b)款

本条款的验证，需结合第 29.681、29.683、29.723、29.727、29.725、29.923、29.927 条等条款的具体要求开展试验。对于新的或具有非常规设计特点的结构，需根据实际情况做补充试验。

AC 29.309 设计限制

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款为总则性的要求，属于顶层输入。要求对旋翼航空器的基本结构设计限制进行有序地选择和说明，确定相应的设计数据和限制指标。为了便于旋翼航空器的设计，申请人必须制定这些结构限制。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.309 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审和分析/计算。

(1) 要求在设计准则报告/设计载荷报告中应包含所规定的设计限制;

(2)本条款要求的都是结构设计限制，其它一些要求可能会导致型号设计限制范围缩小或者降低限制，不必更改结构设计临界限制条件以满足合格审定期间制定的较为保守的运行限制。运行限制后续可以通过增加飞行试验的方法逐步放宽，以符合设计限制。

AC 29.321 飞行载荷总则

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款是飞行载荷的总则性条款，其对将飞行载荷施加到旋翼航空器的方法进行了规定，即必须假定飞行载荷系数垂直旋翼航空器的纵轴，并且与作用在旋翼航空器重心上的惯性载荷系数大小相等，方向相反。同时要求旋翼航空器在各种重量和调配载重情况下，必须满足飞行载荷章节相关条款的要求。

2. 可接受的符合性方法

满足第29.321条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审和分析/计算。

(1)飞行载荷的计算，要求按照第29.337条-第29.351条的规定，同时本条款要求根据最小到最大重量范围，并考虑可调配载重来确定飞行载荷。

(2)应按要求采用由飞行载荷系数得到的设计载荷，飞行载荷分析数据必须符合本条款。

AC 29.337 限制机动载荷系数

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款要求旋翼航空器必须通过设计和验证表明能达到规定的载荷系数，以保证其机体和旋翼具有最低水平的结构完整性。

(1)可使用的设计正载荷系数的范围为+2.0～+3.5。

(2)可使用的设计负载荷系数的范围为－1.0～－0.5。

(3)如果通过分析和飞行试验表明超过该设计载荷系数的概率极小，并且所选择的载荷系数对设计最大重量和设计最小重量间的每一重量状态都是合适的，则可以采用－1.0～+3.5范围内的载荷系数。

(4)可以使用超过上述“最小”的载荷系数。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.337 条要求的可接受的符合性方法包括：分析/计算和飞行试验。

(1) 申请人可选用小于+3.5 和大于－1.0 的设计机动载荷系数来验证旋翼航空器。若采用这种方式，就要求开展分析研究和飞行验证。当进行机动载荷系数小于规定值的符合性验证时，必须考虑在有动力和无动力情况下的最大可用旋翼升力。

(a) 最大正设计载荷系数 3.5 通常是在小于最大总重的重量状态下得到的。主旋翼的最大拉力与短翼或翼梢浮筒（若安装）获得的升力增量相加，便产生了最大设计正载荷系数。图 AC 29.337-1 为载荷系数与总重的关系曲线示意图。需注意的是，即使要求的分析和飞行验证可以证明旋翼航空器达不到 2.0 的载荷系数，最小正设计载荷系数仍然应取+2.0。该曲线也说明了与第 29.337 条(b)款(2)项的一致性，因为载荷系数是随总重而变化的。

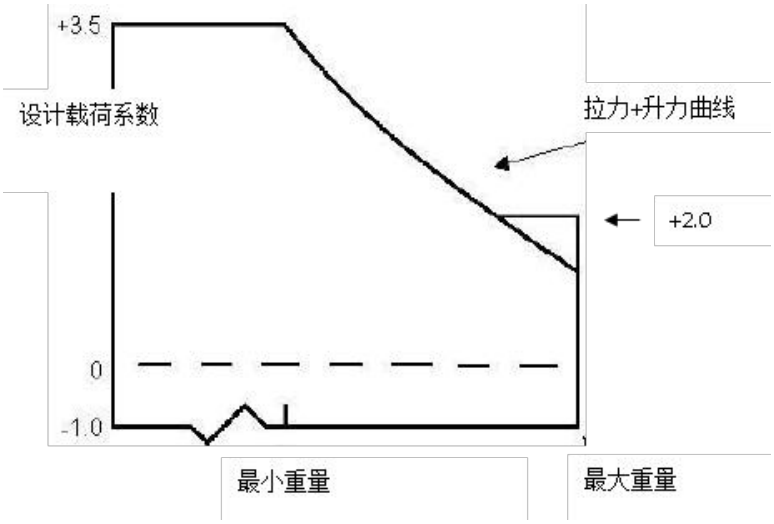


图 AC 29.337-1 载荷系数-重量曲线

(b) 最小负设计载荷系数为-1.0；然而某些现代旋翼航空器的设计不可能达到这一要求，因此通常对于旋翼航空器设计，-0.5 的结构设计负载荷系数是可以接受的。

(2) 当申请人通过分析来表明满足第 29.337 条(b)款允许的较小载荷系数时，申请人必须进行第 29.337 条(b)款(1)项要求的飞行验证。飞行试验人员必须确定验证按某种方法进行，以表明超过所选设计载荷系数（大于-1.0 而小于+3.5）的概率极小。

(3) 对于“概率极低”的数值在条款中未具体给出。

AC 29.339 合成限制机动载荷

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款明确了作用于旋翼航空器的旋翼和升力面上的载荷。本条款与第 29.321、29.337、29.341 和 29.351 条相互关联和补充。

(1) 第 29.337 条要求的设计机动载荷系数，是由旋翼产生的拉力或升力，以及辅助升力面产生的气动力合成，或由这些力推导而来。

(2) 第 29.321、29.337、29.341 和 29.351 条是相互补充的，规定了设计飞行载荷的推导，以确保旋翼航空器的结构完整性。

(3) 本条款规定了下列假设和状态:

(a) 在每个旋翼桨毂中心和辅助升力面上作用适当的载荷;

(b) 需要考虑具有最大设计旋翼前进比（指旋翼航空器飞行速度在桨盘平面的分量与旋翼桨叶的桨尖速度之比）的有动力和无动力飞行状态以及特定状态;

(c) 本条款定义了前进比，该参数为计算旋翼气动力的基本参数。

2. 可接受的符合性方法

本条款可接受的符合性方法包括: 设计评审和分析/计算。在进行本条款符合性表明时，需注意:

(1) 本条款规定了关于旋翼航空器机动载荷应用和分配的一个可接受的假设;

(2) 本条款中前进比计算公式中的 α 角为桨盘迎角，可在相关资料和文献中查到;

(3) 旋翼航空器设计载荷按第 29.321、29.337、29.341 和 29.351 条的规定计算，而这些载荷施加要按照本条款的要求，即作用在每个旋翼桨毂中心和每个辅助升力面上,并且载荷方向和在各旋翼和各辅助升力面间的分配应能代表包括具有最大设计旋翼前进比的有动力和无动力飞行在内的每个临界机动情况。

AC 29.341 突风载荷

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款规定旋翼航空器载荷必须计入由 9.14 米/秒（30 英尺/秒）的

垂直和水平突风产生的气动载荷。

(1)旋翼航空器必须按从悬停到 1.11V_{NE}（即 V_D）的速度飞行时，由 9.14 米/秒（30 英尺/秒）的垂直和水平突风产生的载荷进行验证。

(2)任一垂直安定面的突风载荷应按横向或侧向突风，以及从机头方向来流的水平突风推导获得。

(3)任一水平安定面的突风载荷应按向上和向下的垂直突风，以及从机头方向来流的突风推导获得。

2. 可接受的符合性方法

本条款可接受的符合性方法为：分析/计算，主要是通过建立突风载荷模型，并根据旋翼航空器的性能，选取临界飞行状态，分析计算相应的突风载荷系数。在进行本条款符合性表明时，需注意：

(1)无论是锐边（瞬时）突风，还是通过减缓（衰减）系数修正后的锐边突风，都可用于计算旋翼航空器和任何安定面的气动载荷。通常以下假设可用：

(a)除悬停或低速飞行（小于等于 20 海里/小时）可假设垂直突风垂直旋翼航空器的纵轴外，可认为垂直突风与旋翼航空器的飞行航迹垂直。

(b)对垂直安定面，除悬停或低速飞行可假定水平突风垂直旋翼航空器的纵轴外，水平突风与旋翼航空器的飞行航迹相垂直。

(c)遇到突风主要的影响是改变旋翼和旋翼航空器表面的升力，主要关注的是主旋翼或各旋翼上增加的突风载荷或升力。与旋翼相比，水平安定面和机身的升力增量通常很小，如果通过分析证明可以忽略，则确定旋翼航空器突风载荷时可不予考虑。

(d)在遇到突风之前，旋翼航空器处在悬停或稳定平飞状态下。

(e)假设经过旋翼航空器的突风速度是均匀的。

(f)进行安定面的限制载荷计算时，可以选用安定面的最大气动力系数，所用的速度为最大设计空速与 9.14 米/秒（30 英尺/秒）突风速度相组合。如果该载荷大于在设计空速下由 C_N 为 0.55 得到的最小载荷，或者大于表面 720 牛/米^2（15 磅/英尺^2）的载荷，则是可以接受的；另外翼展和弦向分布都要近似模拟真实压力分布的载荷分布状态，翼展方向载荷可以是矩形的，或者使用其他可接受的保守分布。

(2)旋翼航空器设计机动载荷系数一般可以超过符合本条款计算出的设计突风载荷系数，可能是由于 9.14 米/秒（30 英尺/秒）的突风引起

的升力增量变化较小。尽管如此，旋翼航空器的设计突风载荷应按照本条款要求进行计算，以确保旋翼航空器的机动载荷系数在每种情况下都超过设计突风载荷系数。

AC 29.341 突风载荷

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款规定旋翼航空器载荷必须计入由 9.14 米/秒（30 英尺/秒）的垂直和水平突风产生的气动载荷。

(1) 旋翼航空器必须按从悬停到 $1.11V_{NE}$（即 V_D）的速度飞行时，由 9.14 米/秒（30 英尺/秒）的垂直和水平突风产生的载荷进行验证。

(2) 任一垂直安定面的突风载荷应按横向或侧向突风，以及从机头方向来流的水平突风推导获得。

(3) 任一水平安定面的突风载荷应按向上和向下的垂直突风，以及从机头方向来流的突风推导获得。

2. 可接受的符合性方法

本条款可接受的符合性方法为：分析/计算，主要是通过建立突风载荷模型，并根据旋翼航空器的性能，选取临界飞行状态，分析计算相应的突风载荷系数。在进行本条款符合性表明时，需注意：

(1) 无论是锐边（瞬时）突风，还是通过减缓（衰减）系数修正后的锐边突风，都可用于计算旋翼航空器和任何安定面的气动载荷。通常以下假设可用：

(a) 除悬停或低速飞行（小于等于 20 海里/小时）可假设垂直突风垂直旋翼航空器的纵轴外，可认为垂直突风与旋翼航空器的飞行航迹垂直。

(b) 对垂直安定面，除悬停或低速飞行可假定水平突风垂直旋翼航空器的纵轴外，水平突风与旋翼航空器的飞行航迹相垂直。

(c) 遇到突风主要的影响是改变旋翼和旋翼航空器表面的升力，主要关注的是主旋翼或各旋翼上增加的突风载荷或升力。与旋翼相比，水平安定面和机身的升力增量通常很小，如果通过分析证明可以忽略，则确定旋翼航空器突风载荷时可不予考虑。

(d) 在遇到突风之前，旋翼航空器处在悬停或稳定平飞状态下。

(e) 假设经过旋翼航空器的突风速度是均匀的。

(f)进行安定面的限制载荷计算时，可以选用安定面的最大气动力系数，所用的速度为最大设计空速与 9.14 米/秒（30 英尺/秒）突风速度相组合。如果该载荷大于在设计空速下由 C_N 为 0.55 得到的最小载荷，或者大于表面 720 牛/米^2（15 磅/英尺^2）的载荷，则是可以接受的；另外翼展和弦向分布都要近似模拟真实压力分布的载荷分布状态，翼展方向载荷可以是矩形的，或者使用其他可接受的保守分布。

(2)旋翼航空器设计机动载荷系数一般可以超过符合本条款计算出的设计突风载荷系数，可能是由于 9.14 米/秒（30 英尺/秒）的突风引起的升力增量变化较小。尽管如此，旋翼航空器的设计突风载荷应按照本条款要求进行计算，以确保旋翼航空器的机动载荷系数在每种情况下都超过设计突风载荷系数。

AC 29.351 偏航情况

1. 条款要求解析/规章安全意图

1.1 第 29.351 条(a)款

本条款要求验证旋翼航空器结构的偏航或侧滑设计包线，该侧滑包线必须覆盖由最小前飞速度或悬停至 V_H 或 V_{NE}（取较小者）。在航向操纵系统的推/拉力范围内，旋翼航空器必须是结构安全的。

为符合本条款要求需要注意以下几点:

(1)本条款只是结构设计要求，不需要进行结构飞行试验验证。

(2)本条款仅适用于有动力情况，不需要考虑自转状态。

(3)本条款要求最大允许的旋翼转速与飞行条件一致，包括特殊运行时的旋翼设计值。

(4)本条款要求的分析可以在国际标准大气（ISA）海平面条件下进行。

(5)左偏航和右偏航状态都应该评估。

(6)本条款的飞行状态应考核的旋翼航空器结构包括但不限于:

(a)主机舱、尾梁和垂直操纵面;

(b)尾桨结构，包括与机身连接的附件;

(c)窗户、门和其他透明件;

(d)起落架和收放装置;

(e)旋翼航空器整流罩和发动机罩。

(7)除驾驶员限制作用力（第 29.397 条(a)款）外，航向操纵器的最大位移，还要满足本规定引用条件的要求。可以使用操纵系统限制装置，但要考虑这些系统失效或故障的可能性（见图 AC 29.351-2）。如果系统的失效能可靠地告知机组成员，该评估应包含在飞行手册限制内。

(8)对于垂直安定面，可以假设气动载荷不受尾桨推/拉力载荷影响（无叠加）。

(9)可以不考虑超过图 AC 29.351-1 的侧滑角引起的载荷，相应的机动点可以去除。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.351 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审和分析/计算。

按照图 AC 29.351-1 中所标示的限制值或旋翼航空器侧滑角的最大值（取较小者）范围进行结构设计载荷评估；速度从 0 到 V_H或 V_{NE}（取较小者）。对于下列机动阶段：

(1)在 1g 平飞和无偏航的初始配平状态下，为了使尾桨产生大的拉/推力载荷，要求驾驶舱内方向操纵机构“突然”（在本款中通常认为是驾驶舱内方向操纵机构完全输入操纵量的时长间隔不超过 0.2 秒，若选用其它值代替，可以用分析证明所选取值的合理性。）移动到由操纵止动器或由第 29.397(a)条规定的最大驾驶员作用力所限制的最大偏转处。

(2)为了产生大的气动载荷，在上述(1)的限制条件下，保持驾驶舱内方向操纵最大偏转的同时，允许旋翼航空器偏航到最大瞬态侧滑角或图 AC 29.351-1 侧滑角包线内的值（取较小者）。

(3)允许旋翼航空器以最大稳态侧滑角稳定。在最大稳态角度大于图 AC 29.351-1 中定义的值的情况下，旋翼航空器应使用小于驾驶舱内方向操纵最大偏转量的角度来配平。

(4)为了得到大的尾桨推/拉力和气动恢复力的组合载荷，旋翼航空器偏航到上述(3)中的稳态侧滑角后，驾驶舱操纵机构应“突然”返回到初始配平位置。

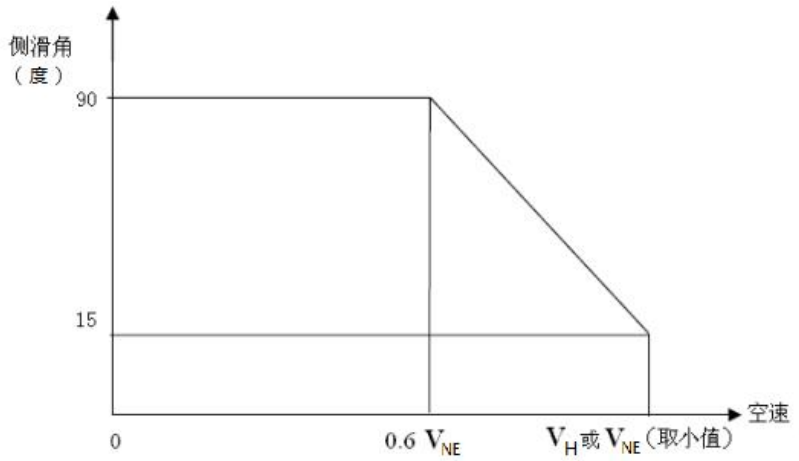


图 AC 29.351-1 旋翼航空器侧滑角包线

对于静强度的验证，结构的每一零部件应该能够承受本条款中规定的机动飞行产生的载荷乘以一定的安全系数而不会失效，该系数取决于发生该种失效的概率。安全系数与失效概率关系如图 AC 29.351-2 所示:

Q_j=（T_j）（P_j）

T_j: 失效后操纵限制系统 j 的平均飞行时间（小时）

P_j: 操纵限制系统 j 失效发生的概率（每小时）

注意: 如果 P_j 大于每飞行小时 10^{-3}，本条款中确定的所有限制载荷采用安全系数 1.5。

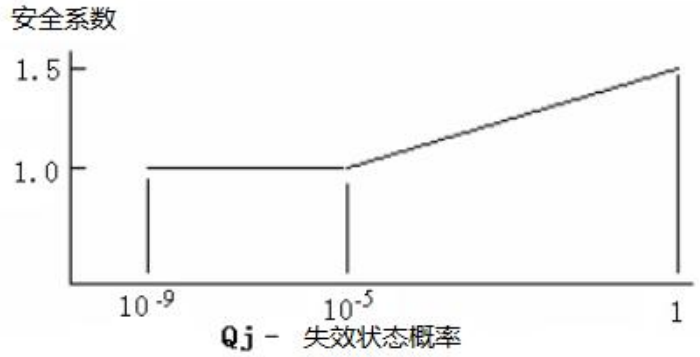


图 AC 29.351-2 失效概率-安全系数图

AC 29.361 发动机扭矩

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款是为了保证旋翼航空器的发动机支架和支承结构能够承受在服役期间可能出现的任意发动机扭矩情况，旋翼航空器应按本条款规定的发动机限制扭矩值设计，以便考虑包括某些瞬时和扭矩振荡在内的发动机最大扭矩。本条款明确活塞式发动机较之涡轮发动机会产生更大的扭矩振荡。

(1) 对于涡轮发动机，发动机限制扭矩值选择以下最大值:

(a) 最大连续功率时的平均扭矩乘以 1.25 倍的系数;

(b) 第 29.923 条关于扭矩输出所要求的扭矩;

(c) 第 29.927 条 (b) 款涉及到“耐久性试验”中使用的其他扭矩输出状态所要求的扭矩;

(d) 因故障或结构损坏引起的发动机突然停车而产生的扭矩。

(2) 对于活塞发动机，发动机限制扭值选择最大连续功率时平均扭矩乘以本条款规定的相应的系数，扭矩系数按汽缸数的不同而不同。这些适当的扭矩系数适用于起飞功率扭矩、最大连续功率和其它功率状态。

(3) 另外考虑涡轮发动机安装的附加要求，对其扭矩规定如下:

(a) 与调节器控制涡轮轴发动机应急操作有关的发动机扭矩载荷。

(b) 涡轮发动机突然停车产生的扭矩反作用载荷，作用在发动机及其悬挂和约束系统上。

(4) 在考虑第 29.549 条 (c) 款、(e) 款时，每个发动机架和邻接的机身结构必须设计成能承受在加速飞行和着陆情况下产生的载荷,包括发动机扭矩; 如果需要批准使用 2.5 分钟功率（一台发动机不工作状态），则每一发动机架和邻接结构必须设计成能承受限制扭矩(等于 1.25 倍 2.5 分钟功率的平均扭矩)及与 1g 相对应的飞行载荷的组合。

(5) 在第 29.547 条 (e) 款 (1) 项 (ii) 目款中明确了发动机限制扭矩在主旋翼结构设计中的应用。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.361 条要求的可接受的符合性方法为: 分析/计算。

(1) 按照本条规定的准则计算发动机扭矩，将最大连续功率状态下的发动机扭矩乘以适当的扭矩系数，得到旋翼航空器结构验证用的发动机扭矩值。

(2) 应采用发动机最小工作限制转速时的扭矩值。当由设计功率值计算扭矩时，最大工作限制转速将产生较小的扭矩值; 但是由于活塞式发动机的功率输出特性，发动机在其较高转速状态下可能产生较大的扭矩，在确定扭矩系数时应考虑这个特性。

(3) 涡轮发动机的限制扭矩值按前述四种情况确定，其中两种情况与第 29.923 条和第 29.927 条的耐久性试验有关。

(4)对于涡轮发动机突然停车情况，其制造厂商应合理地提供发动机相关转动惯量和发动机突然停车情况下的预期减速时间。发动机突然停车会在发动机安装和约束系统中产生临界载荷，这些制造厂商数据可用于验证这部分设计标准的符合性。

AC 29.391 操纵面和操纵系统载荷总则

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款要求旋翼航空器的各辅助旋翼、固定的或可动的安定面或操纵面和用于任何飞行控制的各操纵系统，必须满足第29.395条至第29.399条、第29.411条和第29.427条的要求，需要在其它相关条款的符合性满足后，才能满足该条款的符合性要求。

2. 可接受的符合性方法

满足第29.391条要求的可接受的符合性方法为设计评审。

在对本条款进行符合性表明时，需根据计算分析或试验的结果证明操纵面和操纵系统的设计满足本条款所列各条款的要求。

(1)条款规定了各辅助旋翼、固定的或可动的安定面或操纵面和用于任何飞行控制的各操纵系统;

(2)设计准则或设计载荷报告必须包括本条款所列条款的载荷项。

AC 29.395 操纵系统

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款明确了操纵系统设计载荷和这些载荷的施加方法。

1.1 第29.395条(a)款

本款规定了平衡第29.397条“驾驶员限制作用力和扭矩”和第29.399条“双操纵系统”中要求的设计载荷的方式或方法。必须将设计载荷施加在操纵系统中的任一锁扣和止动器以及不可逆机构上。当操纵装置处于临界位置时，旋翼桨叶摇臂和操纵面摇臂两者必须能平衡所规定的载荷而不发生破坏。

1.2 第29.395条(b)款

本款规定了限制操纵力或在正常使用中包括任何单个助力器系统失效时可能获得的最大载荷（取大者）的施加方法。但是对由于刚度不足以平衡本条(b)款前一部分规定载荷的主操纵系统某些部分，按要求可以

采用第 29.397 条和第 29.399 条中规定载荷的 0.6 倍作为最小限制操纵力。在任何情况下，最小设计载荷必须对服役使用中包括计及疲劳、卡滞、地面突风、操纵惯性和摩擦载荷等情况下提供可靠的系统。对某些操纵系统，如果由于卡滞、地面突风、操纵惯性或摩擦而可能超过其设计载荷，则该系统要求能承受第 29.397 条中规定的 100%限制操纵力。

操纵系统设计具体要点和试验要求详见第 29.671 条和第 29.695 条。支承系数和接头系数分别在第 29.623 条和第 29.625 条中规定。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.395 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、分析/计算和试验室试验。

(1)包括有主操纵系统设计载荷的设计准则和/或设计载荷报告应提交局方批准。

(2)旋翼航空器操纵系统可试验至极限设计载荷，也可采用极限设计载荷进行分析，详见 AC29.307。

(a)采用试验的方式，申请人需在操纵系统静力试验大纲中对试验步骤和方法进行明确，表明能够符合规定的状态，并完成对应试验报告。

(b)若不试验，则需要对操纵系统进行结构分析，分析需采用第 29.685 条(e)款、29.623 和 29.625 条中的适当系数。可以用结构分析报告来证明同第 29.685 条(d)款(1)项、(4)项以及第 29.685 条(f)款的符合性。

(3)如果操纵系统某一部分的强度或刚度不足以使系统承受第 29.397 条规定的设计载荷，那么这部分系统可按规定的较小载荷进行验证。

(a)限制设计载荷是第 29.397 条中规定的载荷。

(b)除有更高可靠要求的操纵系统外，限制设计载荷是正常使用中，包括任何单个助力器系统故障时，能得到的最大载荷。

(c)缺少合理的分析情况下，限制设计载荷可以取第 29.397 条中规定载荷的 0.6 倍。

(d)如果操纵面伺服调整片或小升降舵是旋翼航空器设计的一个部件，则该部件的操纵系统必须具有足够的刚度承受操纵面载荷而不破坏，并提供足够的舵面偏转位移，以便对旋翼航空器进行操纵。对周期变距

驾驶杆，可取前后方向的限制载荷为 267N（60 磅），侧向为 178.8N（40 磅）作为合理的分析，该数值对应第 29.397 条中规定的 0.6 倍，也可以取正常使用中可能获得的最大载荷。

(e) 如果液压动力执行机构或助力系统是旋翼航空器设计的一部分，那么受影响的操纵系统部分的设计限制载荷将是正常工作压力时助力器最大输出力与由第 29.397 条规定载荷引起的限制设计载荷之和。如果液压系统动力部件单一故障致使作动筒力超过了正常工作压力时的最大输出力，则按照本条 (3) 款 (b) 项的规定，必须用该最大输出载荷，此类液压系统故障要求，在第 29.695 条 (a) 款 (1) 项中有规定。

(4) 第 29.307 条 (b) 款、29.681 和 29.683 条要求进行操纵器件验证试验和操作试验，试验可按第 29.395 条 (b) 款批准的设计限制载荷来进行，详见 AC 29.681 和 AC 29.683。

AC 29.397 驾驶员限制作用力和扭矩

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款规定了运输类旋翼航空器驾驶员限制作用力和扭矩。

(1) 驾驶员和副驾驶员主操纵器件必须按本条 (a) 款规定的限制操纵力设计。

(2) 对于诸如襟翼、调整片、安定面、旋翼刹车和起落架的其它操纵器件，本条 (b) 款中规定了设计限制操纵力。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.397 条要求的可接受的符合性方法包括：分析/计算和试验室试验。

(1) 驾驶员对操纵部件的操纵限制载荷按本条款的要求进行设计和验证。

(2) 本条款规定的限制设计载荷必须用在所要求的结构试验，以及提供对其他条款符合性验证的操纵系统的任一结构强度分析中。

(3) 其他条款中规定的操纵系统的操作试验也要求施加这些载荷。

AC 29.399 双操纵系统

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款规定了双操纵系统的设计限制载荷：对双操纵系统，要求按

照相反和相同方向施加驾驶员作用力，且该载荷不小于第 29.395 条规定的驾驶员作用力的 0.75 倍。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.399 条要求的可接受的符合性方法包括：分析/计算和试验室试验。

(1)本条款规定的限制设计载荷必须用在所要求的结构试验，以及提供对其他条款符合性验证的操纵系统的任一结构强度分析中。

(2)其他条款中规定的操纵系统的操作试验也要求施加这些载荷。

AC 29.411 地面间隙：尾桨保护装置

1. 条款要求解析/规章安全意图

1.1 第 29.411 条(a)款

本款要求在正常着陆时，尾桨必须不可能接触地面，如果尾桨有可能接触地面，则需要对尾桨提供专门保护，以防止其触及着陆表面。

1.2 第 29.411 条(b)款

本款要求若需要保护装置，则此保护装置及其支撑结构必须能承受适当的设计载荷。如果是滑橇式起落架，第 29.501 条(c)款(1)项规定的该类起落架的阻力设计要求，也可用来确定保护装置的设计载荷。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.411 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、分析计算、试验室试验和飞行试验。

2.1 第 29.411 条(a)款

可以通过提供图样或图纸，说明正常着陆时尾桨与典型水平着陆表面可能出现的间隙。典型姿态，如抬头自转或有动力自转着陆，或其它可能产生的尾部下沉姿态，都应当验证。如果图样或图纸表明尾桨不大可能接触着陆表面，则尾桨与着陆表面的最小间隙可在验证试飞（如 H-V 和着陆试验）时进一步证实。可采用一个适当长度的易折装置（如 balsa 木销）来验证此间隙，该装置向保护装置以外延伸并且固定在尾桨保护装置或其它适宜的机身零部件上。若易折装置未受损/折断或与着陆表面无接触，即表明了符合性。

2.2 第 29.411 条(b)款

(1) 如果尾桨保护装置有可能触及着陆表面，则必须确定保护装置适当的设计载荷。计算保护装置吸收旋翼航空器动能的方法如下所述:

(a) 尾桨保护装置应能吸收旋翼航空器在尾部下沉着陆姿态中，最不利重心位置时的动能。尾桨保护装置应吸收的动能按下述方法确定:

$$KE = \frac{WV_S^2}{2g} \times \frac{K_Y^2}{(K_Y^2 + l_B^2)}$$

V_S为垂直速度，由第29.725条(a)款推导得出;

K_Y为绕俯仰轴的俯仰半径;

l_B为最危险重心位置到防护罩或缓冲器触地点的距离;

W小于设计总重量的旋翼升力，按照第29.473条(a)款要求给出;

g为重力加速度。

(b) 在经过适用性和有效性的验证后，可采用其它较新的分析技术（如利用计算机程序），而不采用本条(a)款中所述方法。

(c) 当限制载荷和极限载荷（根据限制动能和保护装置为消耗能量需要产生的限制位移的组合推导得出）施加在保护装置和旋翼航空器尾部时，尾桨保护装置不应破坏（见第29.305条）。

(2) 对于尾桨保护装置承受设计载荷作用下的验证，可按第 29.307 条(a)款所述采用试验或分析方法进行。

(3) 对某些旋翼航空器，设置尾桨保护装置只是为了保护地面人员免遭受旋转尾桨的伤害。对为此目的而设置的尾桨保护装置，申请人应使用谨慎的、有根据的设计载荷和设计特点，确保此类设计装置不应由于其设计特点而对旋翼航空器带来危险。

AC 29.427 非对称载荷

1. 条款要求解析/规章安全意图

CCAR 29.427 条要求旋翼航空器的水平尾翼及其支撑结构能承受由偏航和旋翼尾流影响与规定的飞行情况相组合所产生的非对称载荷。同时明确非对称载荷的确定方法，具体如下:

(1) 可以通过更合理的分析方法确定，否则按照 29.427 条(b)款的经验方法进行设计，但需同时满足(b) (1)和(b) (2)要求。

(2) 在确定水平尾翼非对称载荷时，需要考虑水平尾翼的不同布局形式。对于水平尾翼支撑在垂直尾翼上的布局，垂直尾翼及其支撑结构

必须按分别考虑每一种规定的飞行情况下所产生的垂直尾翼载荷和水平尾翼载荷的组合进行设计。必须按在水平尾翼和垂直尾翼上获得最大设计载荷来选择这些飞行情况。在缺乏更合理资料的情况下，水平尾翼的非对称载荷分布必须假定为本条所规定的分布。

2. 可接受的符合性方法

本条款可接受的符合性方法包括：分析/计算和飞行试验。

对下述两种基本尾翼布局的每一种布局，29.427 条均要求采用两种基本受载情况。

（1）水平尾翼支承在尾梁或机身上。

应按图 AC 29.427-1 所示的六种载荷组合进行结构验证。除非合理的分析表明每组受载情况中的一种或多种情况是非临界的，或者同等的或更真实的载荷分布已得到证实，否则所有的这些经验受载分布均应予以采用。应采用空气载荷沿翼展方向的矩形分布，除非更合理的分布已获得证实。如果使用了端板，空气载荷应相应地分布。

（a）第一种非对称受载情况：

（i）对称面一侧的尾面上作用 100%飞行载荷，而另一侧的载荷为零；

（ii）对安装有端板或其它类似装置的尾面，载荷分布应相应地更改。

（b）第二种非对称受载情况：

50%飞行载荷向上作用在对称面一侧的尾面上，而 50%飞行载荷向下作用在对称面另一侧的尾面上。

（2）水平尾翼支承在垂尾上。

应按图 AC 29.427-2 所示的六种载荷组合进行结构验证。除非合理的分析表明每组受载情况中的一种或多种情况是非临界的，或者同等的或更真实的载荷分布已得到证实，否则所有的这些经验载荷均应予以采用。应采用空气载荷沿翼展方向的矩形分布，除非更合理的分布已得到证实。如果使用了端板，空气载荷应相应地分布。

（a）第一种非对称受载情况：

100%飞行载荷作用在对称面一侧的尾面上，而另一侧的载荷为零。

（b）第二种非对称受载情况：

50%飞行载荷向上作用在对称面一侧的尾面上，而 50%飞行载荷向下

作用在对称面另一侧的尾面上。

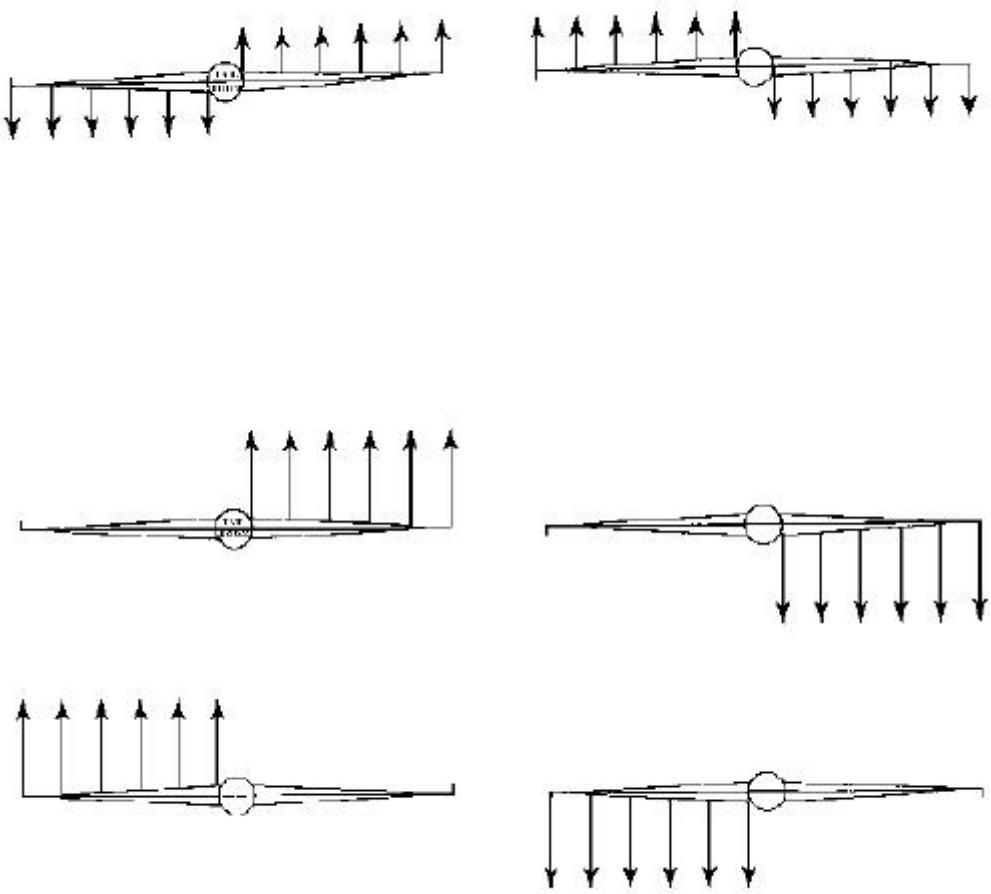


图 AC 29.427-1 水平尾翼安装在机身上的载荷分布组合（前视图）

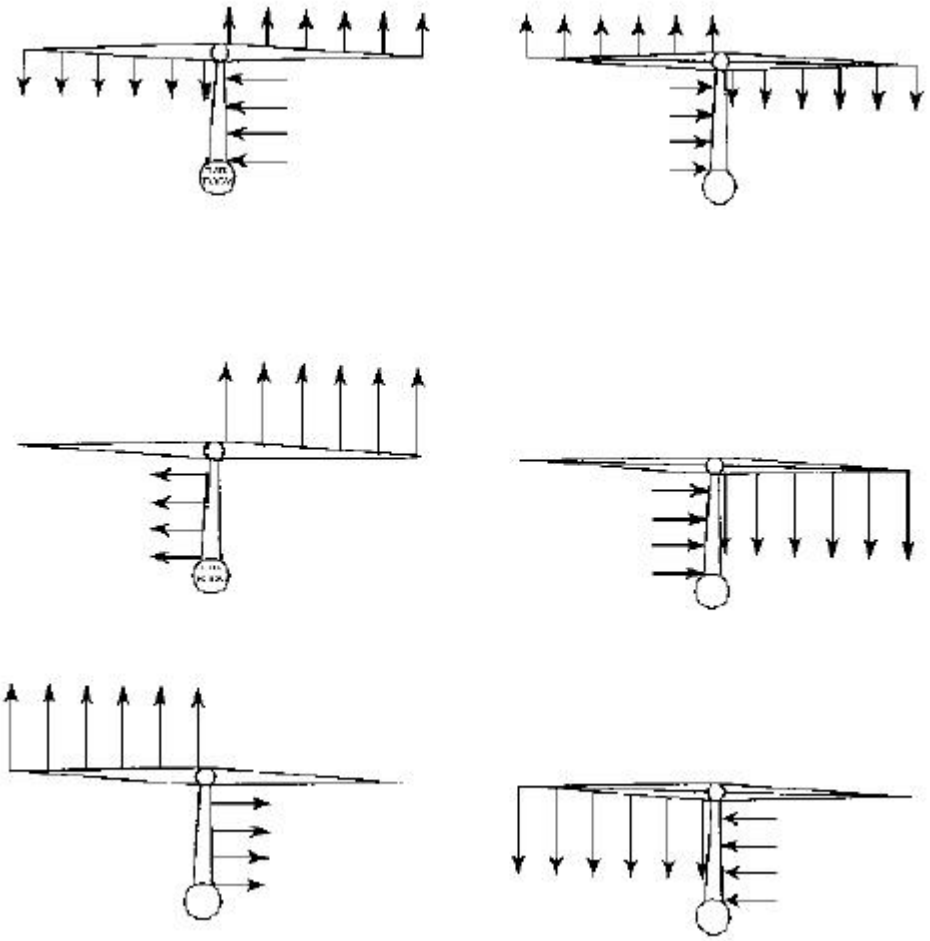


图 AC 29.427-2 水平尾翼安装在垂尾上的载荷分布组合（前视图）

AC 29.471 地面载荷总则

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款要求航空器上的限制地面载荷必须符合以下规定:

(1)外部载荷是由着陆（地面）情况和第 29.235 条规定的地面滑行载荷引起的。

(2)这些载荷是假定旋翼航空器为刚体的条件下的载荷。

(3)这些载荷与平动和转动惯性载荷相平衡。

(4)选择能使每一起落架元件获得最大设计载荷的临界重心位置。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.471 条要求的可接受的符合性方法包括: 分析/计算和试验室试验。

(1)应考虑第 29.473 条至第 29.511 条中的规定，这些条款包含对地面受载情况和假定、起落架布置、着陆情况和地面操作情况的规定。

(2)着陆载荷系数应根据第 29.725 条进行的落震试验来确定。

(3)对于每个受着陆载荷或地面操作载荷影响的元件，应按规定使用从着陆载荷系数中导出的设计载荷。

(4)为保证使用的设计载荷系数是合适的，可以在申请人实施飞行试验大纲期间，监测地面、着陆和滑行载荷系数。

AC 29.473 地面受载情况和假定

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款要求航空器应按最大重量设计，可使用的旋翼升力为设计最大重量的 2/3,最小限制载荷系数应由第 29.725 条的落震试验确定。为防止使用中超过限制载荷系数，可采用装有触发机构的附加能量吸收装置作为预防措施。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.473 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、分析/计算和试验室试验。

(1)在设计评审中明确航空器放入设计最大重量。

(2)各种着陆情况载荷是考虑了航空器重量和旋翼升力而导出的。其中航空器重量为设计最大重量，旋翼升力为在整个着陆撞击期间通过重心且不超过设计最大重量的 2/3。

(3)由不对称受载情况引起的不平衡外部载荷，应按各有关条款的规定予以平衡。

(4)对于采用了附加能量吸收装置的航空器，该装置和其触发机构在由第 29.725 条和第 29.727 条落震试验确定的载荷作用下，均不允许破坏。

AC 29.475 轮胎和缓冲器

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款规定了在地面载荷推导中使用的轮胎和缓冲器的位置。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.475 条要求的可接受的符合性方法包括：分析/计算和试验室试验。

(1)地面载荷应在轮胎处于静态（1g）位置和缓冲器处于它的最临界

位置情况下导出的。

(2)确定缓冲器最临界位置通常需要开展缓冲系统的载荷—行程（静压曲线）试验或进行分析，并且需要确定载荷和位移对使用地面载荷设计的缓冲器、连接结构和下部结构的影响。

AC 29.477 起落架的布置

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款规定了重心后有两个机轮，而重心前有一个或多个机轮的航空器在地面载荷情况下适用的适航条款。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.477 条要求的可接受的符合性方法为设计评审。

可通过说明文件（如设计图样或设计文件）说明航空器起落架的布置属于本条款规定的重心后有两个机轮，重心前有一个或多个机轮的布局。对于重心后有两个机轮，而重心前有一个或多个机轮的运输类航空器适用的适航条款有第 29.235、29.479 条至第 29.485、29.493 条。

AC 29.479 水平着陆情况

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款规定了重心后有两个机轮，而重心前有一个或多个机轮的起落架水平着陆载荷的准则。其安全意图是重心后有两个机轮，而重心前有一个或多个机轮的起落架及其支撑结构必须能承受本条规定的水平着陆载荷。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.479 条要求的可接受的符合性方法为：分析/计算和试验室试验。

对于重心后有两个机轮，重心前有一个或多个机轮的起落架水平着陆载荷的准则，包括姿态、受载情况和俯仰力矩等方面的要求。

水平着陆的姿态包括：(i)每个机轮同时触地；(ii)后轮触地，前轮稍离地。

施加的载荷：(i)单独地施加最大设计垂直载荷；(ii)施加最大设计垂直载荷和不小于该垂直载荷 25%的阻力载荷（施加在地面接触面上）；

(iii)阻力载荷峰值出现时的瞬间垂直载荷与峰值阻力载荷的组合。

对于有两个前机轮（包括四轮式）的布局，两机轮间的载荷按40%和60%的比例分配。共线（中心线）机轮间的此种载荷分配既适用于仅施加垂直载荷的情况，也适用于施加垂直载荷和阻力载荷（不小于25%垂直载荷）相组合的情况。第29.511条涉及多轮装置间地面载荷按40%和60%的分配原则，对于共线或共轴的双轮，可参见AC 29.511。

航空器的俯仰力矩由前起落架平衡，或当前起落架离地时，按规定由转动惯量力平衡。

(1)载荷计算分析时，使用规定的受载情况。

(2)临界重心情况用于每一个起落架和起落架支撑结构。(i)前起落架离地的后重心情况，通常是后起落架及其支撑结构的临界情况；(ii)每个起落架同时触地时的前重心情况，通常是用垂直载荷设计前起落架元件的临界情况；(iii)前起落架离地时的前重心情况，可导致高的转动和平动载荷系数，这将大大影响大质量项目的安全性。

(3)阻力载荷峰值出现时的瞬间垂直载荷与峰值阻力载荷组合的载荷，可通过机轮起转的落震试验确定或通过分析确定。如果采用分析方法，其结果必须经试验验证，且与试验结果相一致。

AC 29.481 机尾下沉着陆情况

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款是对机尾下沉着陆情况的准则要求，即“旋翼航空器各部分距离地面间隙所允许的最大抬头姿态”，在此姿态下，地面载荷的方向假定与地面垂直。

2. 可接受的符合性方法

满足29.481条款要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、分析/计算、试验室试验和飞行试验。

(1)首先说明航空器的外形参数和布置，基于分析/计算的结果，表明航空器最大设计着陆抬头姿态下，各部件离地间隙是合理的。

(2)通过分析或试验，检查在机尾下沉着陆情况下，起落架及其支撑结构关键元件或部件的强度。这种姿态通常使主起落架最大向前载荷（与垂直载荷相结合的载荷）增大。

(3)29.725 条中要求“每个起落架必须模拟从其吸收能量的观点来看是最严重的着陆情况的姿态进行试验”，而水平着陆姿态和机尾下沉着陆姿态都是 29.725 条落震试验中应使用的临界状态，机尾下沉着陆情况可能是主起落架着陆载荷系数和能量吸收的临界状态，为此需要开展落震试验进行验证。

(4)必要时可通过飞行试验，验证最大设计着陆抬头姿态，并表明该姿态下航空器各部件与着陆表面均无接触。

AC 29.483 单轮着陆情况

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款是对单轮着陆情况的要求，规定了单轮着陆情况是指假定航空器处于水平姿态，一个后轮触地时的受载情况。单轮着陆情况仅要求施加 CCAR 29.479 (b) (1)的垂直载荷。

2. 可接受的符合性方法

满足 29.483 条款要求的可接受的符合性方法为：分析/计算。

单轮着陆情况通常是起落架与机身的连接件，以及连接件间的起落架元件的临界情况。按照本条规定的准则计算单轮着陆情况下的地面载荷。计算时需要施加第 29.479 条(b)款(1)项的垂直载荷，不平衡的外部载荷由航空器的惯性力平衡。对于距离重心辐射状布置的大质量项目，还应按照该情况下的横滚（角）加速度和线加速度的组合进行结构验证。

AC 29.485 侧移着陆情况

1. 条款要求解析/规章安全意图

1.1 第 29.485 条(a)款

本款是规定了侧移着陆情况下的航空器姿态、载荷组合情况、载荷作用点和确定方法。

(1)姿态：假定航空器处于水平姿态。

(2)组合情况：侧向载荷与第 29.479 条(b)款(1)项水平着陆情况下得到的最大地面反作用力的一半相组合。

(3)作用点：在地面接触点上；对于自由定向起落架，在轮轴中心。

1.2 第 29.485 条(b)款

本款是规定了侧移着陆情况下，侧向载荷在仅后轮触地和所有机轮同时触地两种主要情况时的确定方法。

(1)仅后轮触地情况下，向内作用的侧向载荷，其大小为 0.8 倍的垂直反作用力，而另一侧向外作用的侧向载荷，其大小为 0.6 倍的垂直反作用力。

(2)所有机轮同时触地情况下，后轮其两侧的侧向载荷分别为 0.8 倍（向内作用）和 0.6 倍（向外作用）的垂直反作用力，前轮其侧向载荷为 0.8 倍的垂直反作用力。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.485 条要求的可接受的符合性方法为：分析/计算。

侧移着陆情况下的受载情况适用于起落架及其支撑结构。按照本条规定的准则计算侧移着陆情况下的地面载荷。除自由定向起落架的载荷施加在轮轴中心处外，其他起落架的载荷均施加在地面接触点上。对于自由定向起落架，在达到设计垂直载荷和侧向载荷前，自由定向起落架应在侧向载荷作用下转到静态位置。起落架及其支撑结构，都要对仅后轮触地和所有机轮同时触地两种情况下的侧向载荷情况进行验证。

AC 29.493 滑行刹车情况

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条规定了地面刹车运行的两种受载情况。要考虑第 29.479 条(a)款中规定的两种姿态下的垂直载荷和阻力载荷（由于刹车引起的）相组合。对于所有机轮同时触地的情况，限制垂直载荷系数为 1.33，对仅后轮触地，前轮稍离地的情况，限制垂直载荷系数为 1.0。带刹车装置的各机轮上的阻力载荷，为 0.8 倍的垂直载荷，或基于限制刹车力矩确定的阻力载荷，两者中取小者。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.493 条要求的可接受的符合性方法包括：分析/计算和试验室试验。

按照本条规定的准则计算刹车载荷。计算时假定缓冲器处于静态(正常）位置，而阻力载荷施加在地面接触点上。受影响结构的结构验证可通过试验或分析来完成。如果采用试验，这机轮和轮胎组件通常用试验夹具代替，以便能更精确地控制限制载荷和所规定的静态位变。试验件

应是充分完整的，以保证起落架结构、连接件和支撑结构得到适当验证。

AC 29.497 地面受载情况尾轮式起落架

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条规定了尾轮式起落架的地面载荷准则，规定了以下几种受载情况:

(1) 水平着陆情况

(a) 考虑所有机轮（前轮和尾轮）同时触地和仅前轮触地两种情况。

(b) 单独施加最大设计垂直载荷。

(c) 对于(a)中的两种情况，最大设计垂直载荷应与不小于垂直载荷25%的阻力载荷相组合。

(2) 仅尾轮触地的最大抬头情况

必须考虑仅用尾轮首先触地的抬头着陆情况，除非表明出现此情况的概率是极小的。

(3) 仅一个前轮触地的水平着陆情况

必须考虑仅一个前轮触地的水平着陆情况，此种情况下，不要求考虑阻力载荷。

(4) 侧向载荷情况

对于水平着陆姿态，在前轮和尾轮上还必须考虑施加侧向载荷。对于自由定向尾轮和定位尾轮，其侧向载荷和垂直载荷的组合载荷作用点是不相同的。

(5) 滑行刹车情况

必须考虑在水平着陆姿态下，缓冲器处于静态位置时，滑行刹车情况下的载荷。

(6) 地面静止姿态下尾轮扭转

必须考虑载地面静止状态，缓冲器和轮胎处于静态位置时，尾轮的扭转载荷。对于可偏转尾轮和定位尾轮，其扭转载荷的作用点是不相同的。

(7) 滑行情况

航空器及其起落架滑行情况的载荷是“在正常使用中合理的预期的最粗糙地面上滑行产生的载荷”。航空器及其起落架设计时，需要考虑

该载荷，评定是不应超过航空器的设计载荷系数，第 29.235 条包含了适用于各种型式起落架的与本条(i)款相同的要求。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.497 条要求的可接受的符合性方法包括：分析/计算和试验室试验。

(1)按照本条规定的准则计算尾轮式起落架的地面载荷。

(2)对于每个起落架及其支撑结构，采用临界重心情况。

(a)尾起落架离地时的前重心情况通常是前起落架及其支撑结构的临界情况。

(b)对位于重心前的大质量项目的固定的临界情况来说，应检验尾起落架离地时的后重心情况。在此种着陆情况下，垂直加速度和角加速度是相叠加的。

(c)对所有机轮同时触地时的后重心情况，通常是用垂直载荷设计尾起落架元件的临界情况。其他情况通常不是太严重，但必须予以证明。

(3)对于抬头着陆情况，按照 AC 29.481。对于满足第 29.497 条(d)款(2)项，即设计特征中采用了防止抬头的措施或这种着陆情况在航空器寿命期间是不可能出现的，可以不考虑抬头着陆的情况。

(4)对于单轮着陆情况，按照 AC 29.483。

(5)对于侧移着陆情况，按照 AC 29.485。

(6)对于滑行刹车情况，按照 AC 29.493。

(7)对于尾轮扭转载荷，尾起落架的偏转可作为侧向载荷情况的基础。此侧向载荷作用在轮轴上，如果机轮是锁定的，则载荷作用在触地点上。为验证尾起落架，在尾轮上施加临界垂直载荷和与其相等的侧向载荷。

(8)由于旋翼航空器设计时采用的载荷系数应不超过滑行试验期间或其他情况下得到的值，所以需要编制滑行试验测试大纲（可按照第 AC 29.235 要求进行）。

AC 29.501 地面受载情况滑橇式起落架

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条规定了滑橇式起落架的地面载荷准则，滑橇式起落架的受载情况与轮式起落架相类似，但是其也存在如下特有的准则。

(1)在限制载荷作用下，弹性构件的结构屈服（塑性变形）是允许的。

(2)航空器和起落架连接件应承受规定的设计极限载荷。弹性构件的设计极限载荷可以按照起落架落震试验所得的载荷进行确定，其大小不必超过落震高度为第29.725条规定的1.5倍的落震试验所得到的载荷。

(3)起落架必须处于最临界的偏转位置（类似于第29.475条）。

(4)除本条(f)涉及到假定“集中”载荷的特殊情况及另有规定外，地面反作用力应沿橇筒合理地分布。

(5)滑橇式起落架的阻力载荷为垂直反作用力的50%，而轮式起落架的阻力载荷为垂直反作用力的25%。

(6)滑橇式起落架的侧向载荷为总垂直反作用力的25%，而轮式起落架的侧向载荷为总垂直反作用力的60~80%。

(7)总的侧向载荷平均地施加在两个滑橇上，该侧向载荷引起的不平衡力矩由角加速度引起的惯性力矩平衡。

(8)等于1.33倍最大重量的地面反作用载荷，其作用方向应与水平轴线成45°，并且:

(a)在滑橇间对称分配;

(b)集中在橇筒直线部分的前端;

(c)仅作用于橇筒前端和它与旋翼航空器的连接件。

(9)水平着陆姿态下的垂直地面反作用载荷等于设计限制垂直载荷的一半，该载荷分布在滑橇33.3%的长度（撬筒连接件之间）上，该载荷仅作用于橇筒和它与航空器的连接件。

2. 可接受的符合性方法

满足第29.501条要求的可接受的符合性方法包括：分析/计算和试验室试验。

(1)按照本条规定的准则计算滑橇式起落架的地面载荷。

(2)对于每个起落架及其支撑结构，采用临界重心情况。在确定临界重心情况时，应考虑橇筒、弹性构件（如横梁/拱形管梁）和起落架连接件的不对称性。

(3)航空器和起落架连接件必须按第29.303条规定使用1.5的极限载荷系数，在极限着陆载荷下通过试验或分析进行验证。弹性构件可以使用1.5的安全系数或与等于1.5倍限制落震高度的“极限”落震高度

相一致的载荷系数。在极限载荷（和偏转）条件下通过试验或分析进行验证。如果在验证计划中包括各临界参数的所有组合，可以采用“极限”落震试验验证。此方法要求使用若干试验件进行一系列试验，或要求进行有限数量的落震试验和对落震试验未覆盖的补充临界情况用静力试验或分析做进一步的证实。

AC 29.505 雪橇着陆情况

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条规定了施加在雪橇装置上的垂直载荷、侧向载荷和扭转载荷。支承座需要承受下列四种载荷:

(1)同时施加垂直载荷 Pn 和水平载荷 Pn/4。

(2)垂直载荷 1.33P。

(3)侧向载荷 0.35Pn。

(4)扭转载荷 0.405P（牛·米）（1.33P〔磅·英尺〕），该载荷相对通过支承座中心线的垂直轴取矩的。

P 是航空器在设计重大重量时作用在每个雪橇上的最大静载荷，n 是按第 29.473 条(b)款确定的限制载荷系数。可以通过轮式起落架或滑橇式起落架的落震试验获得此载荷系数。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.505 条要求的可接受的符合性方法包括：分析/计算和试验室试验。

(1)可以应用规定的载荷进行静力试验或分析来完成结构的验证。

(2)一般情况下，雪橇有限制载荷的额定值，按照本条款计算出的设计载荷不得超过该额定值。

AC 29.511 地面载荷多轮起落架装置的非对称载荷

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条规定了多轮起落架装置因着陆和凹凸不平的跑道上正常运行、滑行而引起的非对称载荷，以及因轮胎泄气而引起的非对称载荷两种受载情况:

(1)总的地面反作用力的 60%施加在双轮起落架装置的一个机轮上，总的地面反作用力的 40%施加在另一个机轮上。

(2)当一个轮胎泄气时，所规定的起落架载荷的60%施加在未泄气轮胎的机轮上（60%的载荷不小于1g的静载荷）。

2. 可接受的符合性方法

满足第29.511条要求的可接受的符合性方法包括：分析/计算和试验室试验。

(1)对于多轮起落架装置的旋翼航空器，按照本条规定的准则计算施加在起落架装置上的载荷，可以采用规定的载荷进行静力试验或分析来完成结构的验证。

(2)在确定多轮起落架装置上的总载荷时，可以忽略因机轮组上的载荷非对称分配所引起的载荷中心的横向偏移，即可按与对称机轮载荷相同的载荷中心来计算每个起落架的外部载荷，然后按本条(a)款、(b)款规定的两轮间的分配比例来分配每个起落架的外部载荷。

AC 29.519 船体型旋翼航空器：水基、水陆两用型

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条规定了带船体装置的水基、水陆两用旋翼航空器的设计准则。

(1)应考虑要求批准的最严重的波高，还应考虑取4级海情是波高的最小值（参见AC29.801中对4级海情的说明）。

(2)在着水撞击期间，可以施加等于旋翼航空器重量的2/3的旋翼升力。

(3)垂直着水情况规定为：

(a)前飞速度为零；

(b)可能的俯仰和滚转姿态；

(c)垂直降落速度不小于2米/秒（6.5英尺/秒）。

(4)具有前飞速度的着水情况规定为：

(a)前飞速度为0至15.43米/秒（30节），但如果能证明所选的正常单发停车着陆最大前飞速度不会超过15.43米/秒(30节)的限制值时，可以降低此限制值；

(b)可能的俯仰、滚转和偏航姿态；

(c)垂直降落速度不小于2米/秒（6.5英尺/秒）。

(5)采用规定的辅助浮筒浸水情况，除非能表明完全浸水是不可能

的。如果完全浸水是不可能的，则要规定最大浮力载荷。此载荷可根据浮筒浸水产生的恢复力矩，以克服由侧风、旋翼航空器不对称受载、波浪作用以及旋翼航空器惯性引起的倾覆力矩来确定。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.519 条要求的可接受的符合性方法包括：分析/计算和试验室试验。

(1) 应进行试验以建立入水程序。这些试验应包括在平静海面着水的最佳俯仰姿态和前飞速度确定，以及在最高海情下的入水程序演示（如推荐着水波区和相对波峰-波谷方向的着水方向）。

(2) 着水结构设计应考虑垂直着水和具有前飞速度的着水两种情况的着水撞击为基础，撞击时，旋翼升力不大于 2/3 的最大设计重量，且升力通过航空器重心作用为基础。

(a) 对于垂直着水情况，应满足本文第 3 (3) 节的要求，其中最佳俯仰姿态应根据本文第 4 (1) 节确定，同时考虑合理预期到的使用中将发生的俯仰姿态变化。

(b) 对于具有前飞速度的着水情况，应满足本文第 3 (4) 节的要求，其中最佳俯仰姿态应根据本文第 4 (1) 节确定，同时考虑合理预期到的使用中将发生的俯仰姿态变化。

(3) 着水载荷系数可通过以下方法确定：

(a) 航空器着水试验；或

(b) 基于试验的分析。

(4) 通过试验或基于试验的分析确定水载荷的分布。

(5) 辅助浮筒的载荷应按辅助浮筒完全浸水或平衡由侧风、旋翼航空器不对称受载、波浪作用以及旋翼航空器惯性引起的倾覆力矩来确定。可以通过分析确定。而对于其载荷分布，应通过试验或基于试验的分析确定。

AC 29.521 浮筒着水情况

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条规定了申请使用浮筒（包括使用水陆两用浮筒）的合格审定的旋翼航空器需要承受的载荷要求，规定了作用在浮筒装置上的垂直载荷、向后载荷和侧向载荷。使用下列两种受载情况：

(1) 向上载荷情况规定为:

(a) 与根据第 29.473 条(b)款确定的着陆载荷系数相一致的垂直载荷;

(b) 合成的水面反作用力垂直通过航空器重心;

(c) 向后载荷等于垂直载荷的 25% 。

(2) 侧向载荷情况规定为:

(a) 垂直载荷等于向上载荷情况时的垂直载荷的 75%;

(b) 垂直载荷平均分配给每个浮筒;

(c) 每个浮筒的侧向载荷等于每个浮筒上垂直载荷的 25% 。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.521 条要求的可接受的符合性方法包括: 分析/计算和试验室试验。

(1) 根据第 29.473 条(b)款和第 29.725 条的落震试验确定垂直载荷系数。浮筒可进行落震试验，也可假定其载荷系数与已进行落震试验的轮式起落架的载荷系数相同。

(2) 可通过采用规定的载荷进行静力试验或分析来完成结构验证。浮筒上的载荷分布可基于流体力学的压力分布逼真地或保守地确定。

AC 29.547 主旋翼和尾旋翼结构

1. 条款要求解析/规章安全意图

1.1 第 29.547 条(a)款

本款给出了旋翼及其相关部件的定义，旨在使设计人员能确认关键零部件。条款明确了旋翼是旋转部件的组合件，包括旋翼桨毂、桨叶、桨叶阻尼器、桨距操纵机构和随组合件旋转的其它零件。

1.2 第 29.547 条(b)款

本款要求进行设计评定，旨在使设计人员确认关键零部件的设计完整性，以表明满足适用于旋翼的相关适航要求。应对旋翼进行设计评定，以证实其设计是安全的，所采取的补偿措施能够防止本 AC 定义分类的危险性和灾难性故障发生。在进行旋翼设计评定时，应考虑型号合格审定的地面和飞行试验结果（包括所有故障或失效）。还应考虑具有类似设计旋翼的以往使用经验（另见第 29.601 条）。

为了设计评定目的，可将故障状态按其影响严重程度分类定义为以下几种:

(1) 无影响的

对安全性没有影响的失效状态。例如，不会对旋翼航空器的运行能力造成影响或增加飞行机组的工作负荷，但会对除飞行机组以外的乘员造成不便的那些失效状态。

(2) 次要的

不会显著降低旋翼航空器安全性，但可能会触发飞行机组能力范围内相关动作的失效状态。次要的失效状态包括如轻微降低安全裕度或功能能力，轻微增加机组工作负荷(如改变飞行计划)，或使乘员感到身体不适等。

(3) 主要的

可能降低旋翼航空器性能或降低机组成员应对不利条件能力的失效状态，如显著降低安全裕度或功能能力，显著增加机组的工作负荷或降低机组的效率，或使飞行机组感到身体不适，对乘员造成身体疼痛，并可能受伤。

(4) 危险的

可能对旋翼航空器能力或机组成员应对不利条件能力造成如下影响的失效条件:

(a) 大幅降低安全裕度或功能能力;

(b) 造成飞行机组身体疼痛或过度的工作负荷，从而影响其准确地或完整地执行任务的能力;

(c) 可能对除飞行机组外的一名乘客或客舱乘务人员造成严重或致命的伤害。

注: 危险的失效状态包括机组通过使用适当的程序而可以管控的事件，如果没有正确地或及时地实施这些程序，可能导致灾难性事件。

(5) 灾难性的

指会导致多名乘员死亡、飞行机组死亡或失去能力，或直接导致旋翼航空器损毁的失效状态。

1.3 第 29.547 条(c)款

本款规定了旋翼结构载荷要求，载荷为第 29.337 条至第 29.341 条和第 29.351 条中规定的临界飞行载荷以及在正常自转情况下出现的限制

载荷。

1.4 第 29.547 条(d)款

本款规定了旋翼结构应能承受的模拟情况的载荷。对于旋翼桨叶、桨毂和挥舞铰，在地面运行期间，要求能承受桨叶对其止动块的撞击力；此外，要求旋翼结构能承受在正常运行中预期的任何其他临界情况载荷。

1.5 第 29.547 条(e)款

本款规定了旋翼结构应能承受包括零在内的任何转速下的限制扭矩。要求限制扭矩不必大于由扭矩限制装置（如果安装）所限定的扭矩，但不得小于由于旋翼传动或突然使用旋翼刹车在两个方向上可能传给旋翼结构的最大扭矩以及对主旋翼而言在第 29.361 条中规定的发动机限制扭矩之间的最大值。

对于限制扭矩分布情况，要求均等而合理地分配给旋翼桨叶。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.547 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、分析/计算、安全评估和试验室试验。

本条款对旋翼结构提出了要求，在验证过程中要充分考虑规定的各种载荷情况。通过对旋翼结构进行应力分析和（或）静力试验，采用规定的飞行载荷（包括垂直机动载荷、垂直和水平突风载荷以及偏航机动载荷等）和扭矩载荷来进行本条款的符合性验证。

(1)根据旋翼航空器设计特征，编制旋翼系统设计报告，对旋翼结构组成进行说明，表明满足适合于该旋翼系统的适航要求。

(2)对旋翼结构进行安全评估，通过详细的故障分析，编写安全评估报告，以证实旋翼结构设计是安全的，通过对旋翼结构详细的故障分析，明确所有妨碍继续安全飞行或安全着陆的故障形式，以便采取合适的设计措施确保安全。必须确定使故障发生的可能性降至最小的方法，确认关键零部件及其设计完整性。

(a)故障分析

设计评定的第一阶段应为故障分析，由此确定所有危险的和灾难性的故障模式。故障分析可以是结构的自下而上的推断分析，用于评定每个可能的项目或零部件故障对系统和旋翼航空器故障的影响。当分析形式适当时，故障分析将有助于识别潜在故障和每一故障模式的可能原因。

故障分析应按下列要求考虑所有合理的、可能的故障模式:

(i)每个项目和（或）零部件的所有功能;

(ii)项目和（或）零部件的所有故障模式及其原因;

(iii)与故障模式相关的最临界的工作阶段和（或）工作方式;

(iv)故障模式对所分析的项目和（或）零部件的影响，对旋翼和旋翼传动系统的二次影响，以及对其它系统和旋翼航空器的影响。对主故障可能引起二次故障的情况，还应分析故障的组合影响;

(v)安全装置，或用来检测正在发生的或早期的故障模式的正常监控手段，或其影响已被削弱。故障分析应考虑安全系统的故障;

(vi)可用于防止或削弱故障模式影响的补偿措施（可见下面(b)）;

(vii)故障状态严重程度按本 AC 中 1.2 节中相关分类。

对于重要的特殊系统故障，如有必要时，上述故障分析可补充一次结构的、自上而下的推断分析，用来确定导致该重要系统故障的故障模式。

对潜在的故障模式，应同特定部件或邻接部件的至少一种其它故障模式结合来进行分析。后者应选择为有着潜在最坏后果的一种故障组合。当对故障影响存有明显疑问时，可以要求通过试验对该疑问进行验证。

(b)危险故障和灾难性故障的评定

设计评定的第二阶段是梳理出所有危险的和灾难性的故障，并对各种适用于使故障发生的可能性减到最小的补偿措施进行适当验证。较为严重的故障状态同不太严重的相比，其发生关联故障状态的可能性应更小。对于每个危险故障或灾难性故障的补偿措施，申请人应尽早获得局方的同意。

补偿措施可从下列中选取一项或多项，但不局限于所列项:

(i)设计特征; 例如安全系数、零部件降低性能准则、冗余度等;

(ii)高水平的完整性: 具有灾难性故障模式和关键特性的所有零部件被定义为“关键件”，并且要按照“关键件管理程序”进行管控（见 AC 29.602）。当高水平的完整性被用来作为补偿规定，那么具有妨碍继续安全飞行的危险故障模式的零部件可包括在关键件管理程序中，或隶属于其它的对零部件的正常控制程序的补充内容中;

(iii)疲劳容限评定;

(iv)飞行限制;

(v)应急程序;

(vi)检查或能检测出故障模式(或可能引起故障模式的状态迹象)的检验;

(vii)为使故障模式发生的可能性减至最小的预防性维修措施，包括更换措施以及对可能存在潜在故障模式的项目的可使用性验证;

(viii)为避免装配错误（可能是影响安全的关键）的特殊装配程序或功能试验;

(ix)除上述(vi)和(vii)所述措施以外的安全装置或正常监控手段。

(3)采用“分析/计算”表明旋翼结构能承受本条款规定的各种载荷情况，包括第29.337条至第29.351条规定的飞行载荷，第29.361条规定的扭矩载荷，并编制计算分析报告，对旋翼的各个部件进行分析计算，包括旋翼桨毂、桨叶、桨叶阻尼器、桨距操纵机构和随组合件旋转的其它零件，证明各个部件满足强度要求。对于每个桨叶止动块或止动器施加桨叶的设计撞击力，通常可采用加速度为2-3g的撞击载荷，以便在桨叶（下坠）撞击下止动块时对旋翼结构提供保护，用合理的根据确定时，对挥舞和摆振止动块可以采用不同的值。当在主旋翼结构上应用新材料，如含有合成树脂的复合材料时，应按第29.603条的规定考虑温度和湿度的影响，同时还应按第29.619条的规定考虑制造工艺或检验方法不稳定的影响。

(4)采用“试验室试验”表明旋翼结构能承受本条款规定的各种载荷情况，包括第29.337条至第29.351条规定的飞行载荷，29.361规定的扭矩载荷。通过编制试验大纲，对旋翼的各个部件进行静力试验，包括旋翼桨毂、桨叶、桨叶阻尼器、桨距操纵机构和随组合件旋转的其它零件，证明各个部件满足强度要求，并根据试验结果，完成试验报告。

AC 29.549 机身和旋翼支撑结构

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款规定了旋翼航空器机身和旋翼支撑结构承受的载荷情况，目的是保证机身和旋翼支撑结构能承受规定的载荷，满足强度要求。

1.1 第29.549条(a)款

本款要求机身和旋翼支撑结构（包括尾部安定面，如果有的话）应设计成能承受第 29.337 条至第 29.351 条的飞行载荷，第 29.235、29.471 条至第 29.497 条的地面载荷，第 29.501 条的滑橇载荷，第 29.505 条的雪橇载荷，第 29.521 条的水载荷以及第 29.547 条(d)、(e)款的旋翼载荷款。雪橇载荷和水载荷由旋翼航空器构型决定，属于非强制性特性。

旋翼航空器主要承受各连接部件的载荷，如旋翼升力、尾桨推力、发动机、起落架载荷等；此外还包括质量力和惯性力，如装在机身内部的载重（如乘员、燃/滑油和设备等）以及机身结构本身的质量力和惯性力。对于机身总体强度而言，机体直接受到的气动载荷不是主要的，但对于机身局部强度而言有时候是比较重要的，比如舱门的气动载荷。

1.2 第 29.549 条(b)款

本款要求机身和旋翼支撑结构还要考虑辅助旋翼的拉/推力、每一旋翼传动系统的反扭矩以及平衡气动载荷和惯性载荷。

1.3 第 29.549 条(c)款

本款要求发动机架和邻接的机身结构必须按规定验证，要求能承受在加速飞行和着陆情况下产生的载荷，包括发动机扭矩。

对于发动机安装架，承受的主要载荷有：

(1)发动机压气机和涡轮壳体上承受的总气动力矩；

(2)发动机惯性力和坠毁载荷；

(3)发动机转子的不平衡力、离心力及扭矩；

(4)发动机内部的气流振荡和发动机部件振动引起的交变载荷；

(5)旋翼航空器作机动飞行时发动机转子产生且通过转子支座而作用在发动机壳体上的陀螺力矩。

1.4 第 29.549 条(e)款

本款要求对于需要批准使用 $2\frac{1}{2}$分钟功率的旋翼航空器，其发动机架和邻接的机身结构，必须设计成能承受由限制扭矩(等于 1.25 倍的 $2\frac{1}{2}$分钟功率的平均扭矩)与 1g 相对应的飞行载荷组合引起的载荷。此处 $2\frac{1}{2}$分钟功率为 $2\frac{1}{2}$分钟一台发动机不工作（OEI）功率。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.549 条要求的可接受的符合性方法包括：分析/计算和试验室试验。

本条款要求在对机身和旋翼支撑结构验证过程中要充分考虑规定的

各种载荷情况，包括适用的第 29.337 条至第 29.351 条的飞行载荷，第 29.235、29.471 条至第 29.497 条的地面载荷，第 29.501 条的滑橇载荷，第 29.505 条的雪橇载荷（若适用），第 29.521 条的水载荷（若适用），第 29.547 条(d)、(e)款的旋翼载荷以及作用在机身和旋翼支撑结构上的发动机扭矩。通过应力分析和（或）静力试验，并编制计算分析报告或试验大纲和报告进行本条款的符合性验证。

AC 29.551 辅助升力面

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款规定了旋翼航空器辅助升力面承受的载荷情况，目的是为了保证旋翼航空器的辅助升力面必须设计成能承受规定情况下的临界飞行载荷和适用的地面载荷和水载荷，以及正常使用中预期的任何其它临界情况载荷。短翼的辅助升力面结构也需要满足本条款的要求。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.551 条要求的可接受的符合性方法包括：分析/计算和试验室试验。

本条款对辅助升力面应承受的载荷提出了要求，在验证过程中要充分考虑规定的各种载荷情况，通过分析/计算和（或）试验室试验的方法进行本条款的符合性验证。

首先根据旋翼航空器设计特征，用分析/计算表明辅助升力面能承受本条款规定的适用的地面载荷/水载荷、临界飞行载荷和其它临界情况的载荷。在编制载荷计算报告时，应详细给出辅助升力面载荷的计算情况，通过对辅助升力面结构进行强度计算验证。要特别留意位于升力面上的燃油箱或其它大质量项目引起的集中载荷，计算时应对这些集中载荷加以考虑。

然后，用试验室试验表明辅助升力面能承受地面载荷和飞行载荷分布情况，对比载荷计算分析报告，验证分析结果的准确性，表明结构能满足强度要求。

AC 29.561 应急着陆情况:总则

1. 条款要求解析/规章安全意图

旋翼航空器在地面或水上应急着陆中可能损坏，但是通过事故调查和统计分析，获得旋翼航空器典型坠毁情景数据，因此提出了潜在的改善乘员安全的设计方向。涉及时可通过能量的吸收、过度纵向冲击载荷下的座椅装置“可控行程”、适当的约束乘员对结构的二次冲击来保护乘员免受过大的垂直冲击载荷。另外，在进行结构强度评估时，要考虑旋翼航空器在地面或水上应急着陆的载荷情况和内外质量元件的惯性载荷，设计时要考虑对质量元件的约束等，以保护每个乘员的安全。

本条(a)款中的“应急着陆”是指旋翼航空器的可生存坠撞条件，通过事故统计和分析，FAA 确定了目前旋翼航空器在应急着陆条件下其地板的动态冲击载荷峰值分别为垂直向下 30g，水平向前 18.4g，在这个动态载荷标准被确定的情况下，制定了一系列的相关设计要求，以便保护乘员安全。

本条(b)款给出了应急着陆时旋翼航空器的设计要求，各要求如下:

(1)正确使用座椅、安全带和其它安全设施：正确使用座椅要求是指旋翼航空器上使用的座椅要经批准，并且要按照批准的安装方式固定在地板上，与座椅相关的条款可参见第 29.562 条。正确使用安全带也需要装机的安全带要经过批准，并且正确的安装在座椅上，旋翼航空器上的乘客应能正确使用。其他安全设施如对质量项目的约束设备等都需要处于正确使用的情况。

(2)如果机轮设计为可收放式的，需要将机轮收起，因为当机轮收起时，旋翼航空器处于硬着陆状态，其机体结构将承受更为严酷的冲击，并且也符合起落架收放故障的情况，因此要求在这种情况下，进行结构设计，给每个乘员避免严重受伤的一切合理的机会，如乘员的可生存空间等。

(3)条款中的“周围结构”是指座舱内部周围的所有结构，如地板、座椅以及所有的质量部件，条款要求应在受到相对于周围结构的极限惯性载荷系数时，约束住每个乘员，同时也要约束住座舱内可能伤害乘员的每个质量项目，这就要求进行试验或分析表明哪些质量项目是座舱内可能伤害乘员的质量项目。

本条(c)款，依据旋翼航空器坠撞时的典型情况分析，座舱内各个方向的极限惯性载荷系数并不是相同的，向前和向下的冲击通常较大，因此极限惯性载荷系数的数值在各个方向上不同。特别说明向下的极限载

荷系数为 20g，是考虑了座椅装置以及发生了预期的位移之后，“预期的”是指规章要求座椅位移量是通过分析和验证得到的可确定数值。

除了座舱内部的质量项目需要约束以外，位于座舱上部和/或后部(具体位置依据旋翼航空器的设计特点而定)可能伤害乘员的任何质量项目，也必须按极限惯性载荷系数进行约束。条款中的“可能伤害乘员的任何质量项目”是要求对座舱外部的质量项目进行分析或试验，确定哪些质量项目是可能伤害乘员的，这些质量项目都需要按照极限惯性载荷系数进行约束。通常这些座舱外的极限载荷系数包括，但不限于：旋翼、传动系统和发动机等。

根据分析，虽然规章中对座舱外结构的质量项目有约束的要求，但是目前旋翼航空器的设计实践表明，为满足刚度和疲劳要求，现有设计已经为座舱外的结构提供了足够的强度，以约束规章要求的载荷系数下的质量项目。

本条(d)款首先要求设计者明确客舱地板下面的内部燃油箱区域，凡是在此区域内的任何机身结构，在设计时都必须要考虑应急着陆时向上、向前、侧向和向下方向上条款要求的极限惯性载荷系数，这些载荷施加于燃油箱区域，通过区域内结构承受或传递到燃油箱，最终条款的符合性判据为要确保燃油箱在承受传递过来的载荷时不致破裂。

2. 可接受的符合性方法

2.1 乘员保护

本条款要求，在应急着陆和(或)轻度坠撞着水或着陆时，应按规定保护乘员避免严重受伤。本标准指出在轻度坠撞着陆中应给每个乘员避免严重受伤的一切合理机会。此外，还必须保护乘员免受座舱内部和座舱外部的质量项目的伤害。例如，座舱灭火瓶必须按本条规定的载荷系数予以约束。如果传动装置或发动机紧靠乘员布置或在乘员上方或后面，则须按第 29.561 条(b)款(3)项的载荷系数将其固定住。

2.2 可收放的起落架

对装有可收放起落架的旋翼航空器在验证第 29.561 条(b)款要求时，起落架应处于收起状态，该措施是对于起落架可收放的旋翼航空器而言。当在较为硬化的地面降落时，放下起落架可以吸收大量的着陆冲击能量，减小乘员和航空器以及舱内各质量项目所承受的惯性载荷。考虑到旋翼

航空器的应急着陆很可能没有使用起落架，乘员以及旋翼航空器结构所承受的惯性载荷相比使用起落架降落时要严重。为了考虑最不利的情况，第 29.561 条(b)款(2)项要求对于起落架可收上的旋翼航空器，要在起落架收上状态下表明满足本条要求。

而第 29.561 条(d)款要求机身结构必须设计成能承受规定的坠撞载荷并且保护燃油箱不破裂，对于该条款，如果有可收放起落架，则在起落架收起和未收起的两种构型中都应考虑起落架对燃油系统破裂的影响。

2.3 每个乘员和座舱内可能伤害乘员的每个质量项目都应该按照本规章要求的载荷情况进行设计

AC 29.562 应急着陆动态情况

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款是旋翼航空器应急着陆情况下座椅动态试验的要求。本条款的安全性目标：座椅、约束系统及地板连接件应按本条款要求开展试验验证，以保证在应急坠撞过程中能合理地保护乘员。

1.1 第 29.562 条(a)款

本款作为总则性的要求，规定了旋翼航空器在应急坠撞着陆时，必须设计成在一定情况下能合理地保护每一乘员，这些情况包括：乘员正确地使用了设计提供的座椅、安全带和肩带，以及乘员经受本条款规定情况所产生的动态载荷。

1.2 第 29.562 条(b)款

本款要求在起飞和着陆中，旋翼航空器上使用的座椅必须成功地完成动态试验或由相似型号座椅的动态试验为基础的合理分析予以证明。试验必须用民航局认可的 77 公斤（170 磅）的 ATD 或者其等效物以正常向上坐姿模拟乘员来进行。本款中动态试验的具体要求可以用图 AC 29.562-1 来表示。

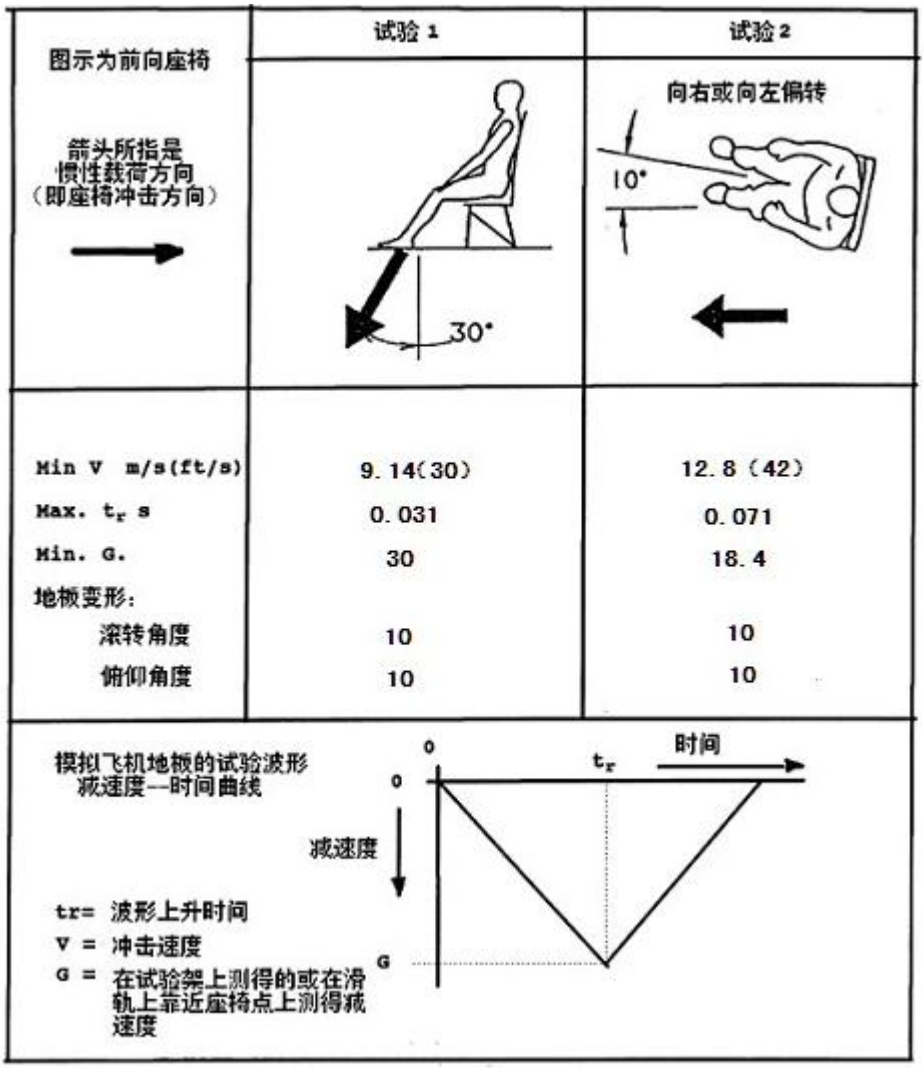


图 AC 29.562-1 旋翼航空器座椅系统冲击试验要求

动态试验需关注的几项细节:

(1)乘员尺寸　动态试验是通过使用专用的、可接受的并能够满足民航局认可的 77 公斤（170 磅）的 ATD 来进行 。能量吸收系统和约束系统的载荷、系留位置、座椅调节机构、座椅间距（对于多排座椅）、头部碰撞包线等等，都是直接受乘员尺寸影响的典型因素。

(2)座椅安装和位置　试验应充分反映出座椅和约束系统的预期性能范围。座椅，特别是可调节的飞行机组座椅，在动态试验时应考虑包括起飞和着陆所允许的整个调节范围内的各种临界状态。例如，对于一个可调节的飞行机组座椅，座椅上极限位置和纵向撞击状态是预期的临界情况，而动态试验和乘员损伤评估只是一个系统性的评定方法，因此，有必要在这些设计临界位置对座椅进行 ATD 试验。为演示座椅系统对强度标准和乘员损伤准则的符合性，可能需要进行两类试验。有选择的调

整飞行机组座椅至与驾驶舱内部特性相协调的最高位置，例如仪表板遮光罩升高到维持合适的视界或与 ATD 合适的位置，这种位置调整在座椅系统动态试验中是可接受的。

(3) 试验条件　本条款只给出了座椅和约束系统按典型方式安装时的动态试验要求，对于座椅和约束系统其它类型的安装，验证其符合性可能有必要进行补充试验，例如，图 AC 29.562-1 中“试验 2”仅规定一个侧向载荷方向（向右），但其实座椅系统应该从任意一边（左或右）加载时都保持功能正常。

本条款的动态试验程序只描述了两类最小冲击试验。程序阐释了验证座椅和约束系统典型安装的符合性所需的试验。对于其它类型安装的座椅和约束系统，表明其符合性可能有必要进行补充试验。例如，当试验中仅规定一个侧向载荷方向，但系统从每一边加载类似载荷时应保证功能是正常的。

(4) 地板变形　试验程序要求评估某一侧壁或地板变形的影响。即使不出现地板变形，座椅及其连接装置和约束系统也应工作正常。

1.3 第 29.562 条(c)款

本款规定了座椅和约束系统动态试验的成功/失败判据。

(1) 第 29.562 条(c)款(1)项和(2)项要求动力试验过程中和试验后，座椅的所有连接点必须始终连接在试验装置上。同时，乘员约束系统的所有连接点也必须始终连接在试验装置上，从而保持完整的载荷传递路径，确保乘员可以得到保护。如果座椅/约束系统和试验装置连接点与乘员之间可以保持连续的载荷传递路径--即乘员所经受的惯性载荷可以通过座椅和约束系统传递到机身上，在此前提下，座椅结构件的断裂、铆钉的剪切断裂和分离、复合材料层压板的分层等局部破坏是可以接受的。

(2) 第 29.562 条(c)款(3)项和(4)项要求在撞击时，肩带保持在乘员肩上，安全带保持在乘员骨盆处。所谓“撞击时”，是指从撞击开始时直到 ATD 在冲击之后回弹的时间段。在这段时间内，肩带不得滑到乘员脖子上或头的任何一侧，也不得滑至 ATD 上臂处；安全带应保持在 ATD 髂部或其下的位置。安全带滑到 ATD 髂部之上会造成安全带嵌入腹部，导致安全带上载荷的突然降低，使试验不能充分考核到规章所预期的测试目的。试验过程中，肩带、安全带及其连接结构应保持载荷路径的完整性，在此基础上，安全带/系带的刮伤、磨损和纤维的断裂等是可以接

受的。安全带/系带被座椅或安全带/系带调节机构切断或撕裂是不可接受的。

(3)第 29.562 条(c)款(5)项规定采用 HIC 判据来表明在可能发生座椅或其它构件触及头部的情况下，在第 29.562 条(b)款所规定的试验中，座椅及约束系统能够保护每一乘员头部免受严重伤害，HIC 值不得超过 1000。上述的“其它构件”包括乘员头部可能触及的厨房、厕所、储藏室和隔板等，试验时应在座椅前面安置能代表这些构件冲击响应特性的装置。需要说明的是，HIC 并未考虑低速冲击下由小的突出物或棱角对乘员可能造成的伤害，该类伤害在第 29.785 条中进行考虑。

(4)第 29.562 条(c)款(6)项规定了试验过程中乘员使用的肩带所经受载荷的允许上限，第 29.562 条(c)款(7)项规定了试验过程中拟人试验模型的骨盆和腰部脊柱之间允许的最大压缩载荷。

1.4 第 29.562 条(d)款

本款描述申请人可以采用替代方法表明符合性，但应在合理的基础上证明替代方法的安全性水平与现有条款要求的安全性一致或更高。合理的基础是指充分的试验数据和分析为依据。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.562 条要求的可接受的符合性方法为：试验室试验。

一般采用座椅动态试验的方法表明对本条款的符合性。动态试验通常是在专门试验单位进行的，或是经局方认可的设计方或制造商的试验室。为了获得一致的试验结果，有必要对关键的试验程序在试验大纲里详细说明并按照大纲开展试验。本节阐释了完成座椅和约束系统动态试验以及评估试验数据的一些关键程序及需考虑的关注点。

2.1 试验方法概述

为了评定旋翼航空器座椅、约束系统和相关内部系统的性能，至少需要开展两类动态试验。在应急着陆时，将座椅、约束系统和附近的内部设备合在一起作为一个系统对乘员提供保护。具体的试验要求见图 29.562-1，试验要求说明如下：

(1)试验 1　本试验确定的冲击载荷为沿着乘员脊柱方向分量(垂直)和水平分量（纵向）的合力，试验目的是验证座椅吸收冲击能量、保护乘员脊柱免受损伤的能力。为满足第 29.562 条(c)款(7)项的人体损伤判

据，座椅系统须具有吸收（限载）或衰减能量的能力。

(2)试验 2　本试验确定的冲击载荷是沿水平方向（纵向）和一个侧向分量（向左或向右）的合力，试验目的是评估如果头部有可能撞击到旋翼航空器某些内饰部分或前排座椅时的 HIC 值，同时还评估由于上躯干约束可能造成的胸部或脊柱损伤。

(3)试验 1 和试验 2　这两项试验同时考核座椅系统的结构强度。

应采用上述试验验证座椅系统对乘员的约束能力，尤其是单根、对角线式躯干约束系统的约束能力，避免出现“乘员潜水式下滑”（安全带上滑到 ATD 骨盆以上）和“滑出”上躯干约束系统。由于外部坠撞载荷常造成显著的结构变形，试验规定了模拟地板变形以证明座椅的设计可以适应座椅与地板或侧壁板之间的变形，座椅在地板变形情况下仍能够使用，而不会导致在座椅、连接接头或地板导轨上造成过大的载荷。

2.2 试验设施

在提交局方批准的试验大纲中应注明完成动态试验所需的试验设施，并能反映试验设施的能力。试验设施可按产生碰撞脉冲方法分类（如加速式、减速式和撞击回弹式），水平（滑车）或垂直（落塔）设计都是可接受的。在动态试验符合性验证试验前应批准试验大纲（可能包含确定的专用或通用试验设备），在切实可行或相互便利的条件下，只要试验按照经批准的试验大纲进行且经过目击，对试验开展地点无特别要求。

(1)试验设施特点　每种试验设施对于动态试验都各有优缺点，但需要关注的是试验设施在试验过程中要能够迅速而连续的加速、减速。在着陆撞击中，加速阶段（飞行）是渐进的，并且通常会与减速（坠撞）阶段在时间上有明确分界，但在试验中，通常是在加速后紧随着减速过程。当为开展本咨询通告建议的特定试验程序进行试验设施评估时，应考虑加速和减速的次序对试验件和 ATD 可能产生的影响。本节给出了申请人使用的或可能使用的不同试验设施，即在本节中指定的峰值加速度允许存在误差。由于减速随时间的“衰减”特性不是规定的，因此允许不同的测试设施设备特性。

(a)减速式滑车设施　在旋翼航空器坠撞时，冲击是以减速形式发生的，因此以减速度形式产生碰撞脉冲的设施在试验中所施加的载荷更逼真。在设计试验台时，以可控的方式释放能量比传递能量要简单，目前

在工业领域已经有减速度试验台在应用。

(i)加速阶段　在该阶段要获得足够的试验碰撞脉冲所要求的速度。如果加速阶段的加速度过大，将会引起试验件或 ATD 从试验前的预定位置移动，从而导致试验结果偏离；如果不能控制试验的初始或撞击状态将直接影响试验结果。可以采用加速度较低的，相对而言时间较长的加速周期，并且提供一个在碰撞前的惯性滑行阶段（加速度或减速接近于零）来消除这种影响，这样对于试验件或 ATD 从加速到减速过程的变化所产生的动态振荡是允许的。为防止碰撞前的加速度所引起的数据错误，应在脉冲碰撞试验前检查电子测试设备测得的数据（加速度、载荷），以确保所有电子测试设备测量前处于基准线（零点）水平；还需检查拍摄的照片，以确认试验中使用的 ATD 或试验件在碰撞脉冲前处于正确位置。

(ii)试验件的定位　水平试验设施很容易适应本咨询通告中提出的两种试验中的前向座椅，如果是后向和侧向座椅，则在“试验 1”中 ATD 的定位会存在问题；由于地心引力的原因，在进行后向和侧向座椅的“试验 1”时，ATD 将从座椅中落出，因此必需用“受力断开式”安全带、绳子或细线来约束 ATD。因为每种安装方式存在各自的问题，所以没有简单、通用的指导材料。在使 ATD 靠着椅背，并正确安放 ATD 的手臂和腿时应当特别注意，有可能需要为受力断开式安全带设置专用的支座，使其在试验中不至于影响座椅和乘员约束系统的功能。应当检查试验中侧面轨道相机拍摄的照片，以确认在试验中受力断开式安全带确实断开（或变松弛），而不会影响 ATD 或试验件在试验过程中的运动。

(b)加速式滑车设施　加速式滑车设施通常是基于液压控制的高压气体加速装置，它可以在试验开始时提供一个受控的冲击试验脉冲作为加速度。试验件和 ATD 安装朝向与速度方向相反，与减速式设施所采用的方向相反，以考虑冲击方向的变化。因为在碰撞脉冲产生前滑车没有运动，所以不存在冲击前滑车加速度引起 ATD 或试验件离开原始位置的问题。

(i)试验脉冲　当冲击试验脉冲作用之后，滑车处于最大试验速度状态，应使它稳定地停下。由于大多数这种设计的试验设施都限制了可用的减速导轨长度，导致减速等级相对较高，甚至紧接着冲击试验脉冲后

就要开始减速。由于系统的最大响应通常紧随着（在时间上）冲击试验脉冲，在响应期间发生的任何滑车减速将影响响应状态，从而导致试验结果发生变化；变化的幅度取决于被试验系统，因此无法规定通用的“修正系数”。如果让滑车惯性滑行，在响应过程结束前没有明显的减速，则上述影响将被减小到最小。

(ii)试验结果　如果座椅或约束系统在试验脉冲期间发生结构失效，冲击后的减速度将增加其损坏程度，而且还可能使无关的部件失效，这将使确定“初始失效”模式的工作变得复杂，从而使产品的改进更加困难。另一个需要考虑的是覆盖碰撞试验脉冲响应的照片，必须在滑车接近最高速度期间完成记录。通常用机载相机或一系列侧面轨道相机来提供能覆盖此试验的照片。因为机载相机通常采用广角镜头，并紧靠试验件放置，在分析照片时应考虑到视差和畸变的影响。用加速滑车对后向或侧向座椅进行“试验 1”时会遇到与减速滑车相同的问题，对两种设施的矫正方法是相同的。

(c)碰撞-回弹滑车设施　另一种水平试验设施是“碰撞-回弹”滑车设施。其设计是当运动的滑车接触制动系统时发生碰撞，制动系统储存了碰撞的能量，然后将能量返还给滑车，使它向相反的方向回弹。这种设施比加速或减速式设施的优势在于它只需要产生碰撞所需要速度的一半（假设效率为 100%）。因此其导轨长度可以缩短，而且简化了产生速度的方法。缺点则集合了上述加速与减速设施所存在的问题。考虑用较短的导轨是采用这类设施的原因之一，但很难在冲击脉冲前后获得足够低的加速度，以解决由显著的冲击前和冲击后加速度引起的数据错误问题。

(d)落塔　垂直试验设施包括落塔（减速器）和垂直加速器两种。垂直加速器能够产生较长作用时间/位移碰撞脉冲，但并不常用。落塔设施是最容易建造和操作且经常使用的一种设施。

(i)加速阶段　对于落塔设施，用地心引力来加速滑车或有轨道的试验夹具和试验件达到规定的碰撞速度，以避免使用复杂的机械加速系统，但再产生所要求的碰撞脉冲可能需要对设施进行大量的改进测试。但需注意，因为 ATD 的固定存在难度，特别是对于典型的前向座椅，这些设施难以应用于“试验 2”。

(ii)试验件　在准备“试验 2”时，座椅应按照标准以一定的角度安

装，以致 ATD 在重力作用下将具有从座椅中掉下来的趋势。除非过度的束紧，试验的约束系统不可能使 ATD 保持靠着椅背，而且通常不会将头、手臂和腿部定位在相对座椅的适当位置。而仅为了这种试验，再去设计和制造一种辅助的“受力断开式”ATD 定位约束系统又太过复杂。辅助约束系统不仅要使 ATD 在 1g 状态释放前定位在座椅上（包括保持座垫适当挠度），而且在系统自由下落到碰撞期间，在 0g 状态下还必需保持 ATD 处于正确的位置，然后碰撞前又必需释放 ATD 而且不能干扰 ATD 对碰撞的响应。1g/0g 碰撞的通常顺序（不可能像水平冲击设施那样有一个有用的惯性滑行阶段），会引起碰撞试验初始状态的改变，从而影响对冲击的响应。这种不期望的位移值取决于被试验系统的动态性能，由于对这类特性缺少精确了解，也无法获得其初始响应。

(iii)其它方面　另外由于地心引力阻碍 ATD 向座椅靠背的最终反弹，这样就无法进行满足要求的座椅靠背强度和座椅靠背对 ATD 支撑的试验。因为座椅在自由降落前将支撑 ATD，该问题在“试验 1”或对于后向座椅的“试验 2”情况没有那么困难。然而在碰撞前处于“0”g 状态的自由降落，它允许 ATD 在约束系统中“浮动”，就有可能改变定位状态，如果发生移动必然改变碰撞初始条件；另外研制能满足试验要求的辅助受力断开式约束系统来确保碰撞前状态也很复杂。

(2)试验安装夹具　通常需要将试验件通过一个安装夹具固定在试验设施的滑车或落台上，并且能表征航空器的结构地板、侧壁、机舱壁等。试验安装夹具用于固定座椅的地板导轨或连接件，为试验提供所需地板和侧壁的变形，为 ATD 提供地板或脚踏板。为成功完成试验，试验安装夹具还要根据需要安装相关内部部件，如仪表板、侧壁、舱壁、第二排座椅，甚至直接采用旋翼航空器模拟。试验安装夹具通常由厚重的结构钢制造，没有必要模拟轻型航空器的设计或构造。安装夹具的细节取决于试验件的要求，但条款要求的地板和侧壁变形是必要的。

(a)地板或侧壁变形的目的　试验中利用翘曲和扭曲变形是为了验证在特定的坠撞载荷作用下，尽管结构和座椅发生严重变形，座椅/约束系统与航空器机体仍能保持连接并功能正常。试验状态涉及的典型设计缺陷包括但不限于以下几点：

(i)集中载荷可以通过椅腿连接接头施加到地板接头（螺栓）或导轨

上，椅腿连接接头连接或卡在导轨或接头上，接头在设计时不带有释放装置（特别是侧向滚动释放）。这些接头的连接会使作用力集中在地板的一边和侧壁导轨或螺栓上，可能会损坏导轨或接头。

(ii)类似地，载荷可能集中作用于地板导轨的一边或一个“I”型、“球形头部”或“蘑菇状”横截面的螺栓连接件上，这就可能过早的破坏底座或连接件。

(iii)当座椅或机身变形时，将椅腿锁在地板导轨上的制动装置、销钉或轴环可能会松开，或者用于分离的制动装置、销钉或“夹紧装置”可能被触发而松开座椅。

(iv)在座椅椅盆与连在地板上的骨架之间提供能量吸收系统的座椅组件，可能会由于连接到地板或侧壁的座椅骨架有预加载而不能正常工作。座椅骨架的变形可能造成吸能机构受到不可预期的载荷，也可能在椅盆和座椅骨架之间的导轨处造成过多的摩擦使得吸能机构锁死。

(v)如果座椅在试验中变形的话，系附在机身结构上的约束系统相对于座椅可能有明显的移动，而且这些移动量可能会阻止座椅/约束系统的正常工作。在“试验 1”中尤其要注意这一点。

(b)地板变形　地板翘曲和扭曲位移用来评估导轨或螺栓和椅腿连接件（轴）承受角位移的容差，而不必要考虑轴线的平动位移。

(i)典型航空器座椅　对于单座或多座有四条椅腿安装在机身中一对平行导轨上的座椅，地板变形试验安装支架由两根平行的梁构成，即一根绕横轴（Y 轴）旋转的“俯仰梁”和一根绕纵轴（X 轴）旋转的“滚转梁”。这些梁可以制成任何刚度很好的结构形式，如盒型、工字梁、管型梁或其它适当的横截面型式。

俯仰梁应该能在 X-Z 平面内相对于纵轴（X 轴）转动 ±10°，滚转梁应能绕座椅连接件轴（地板导轨或接头中心线）滚转 ±10°，见图 AC 29.562-2，还应提供将梁固定在变形位置上的措施。

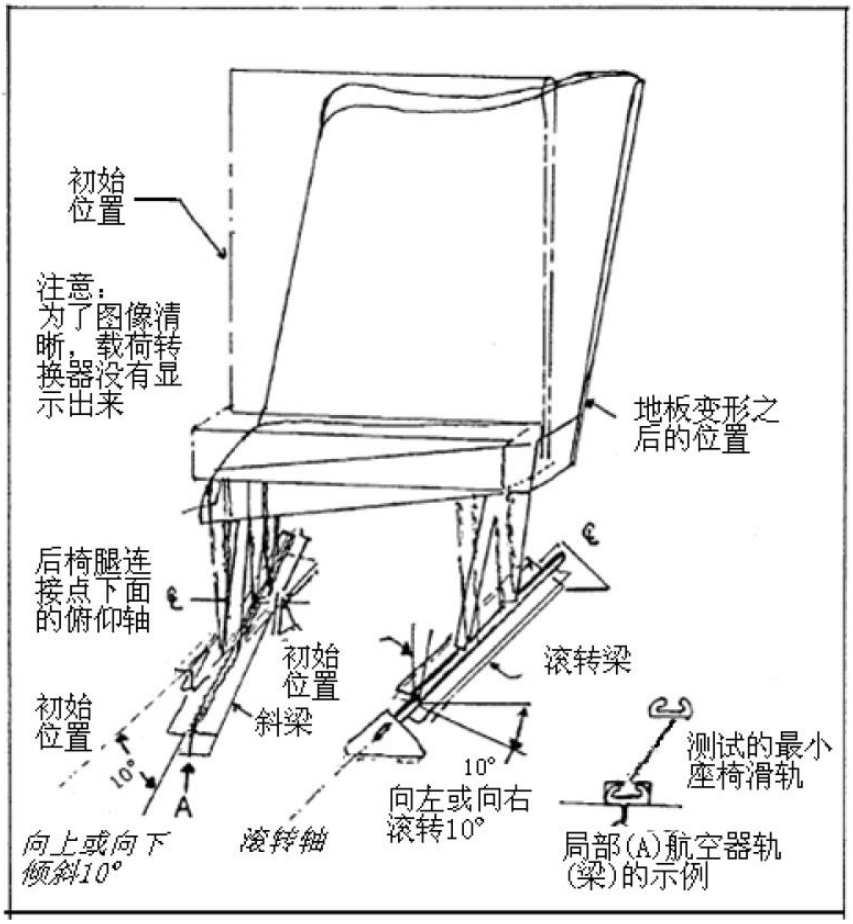


图 AC 29.562-2 地板变形安装图解（椅腿固定在地板水平面）

(ii)座椅和地板界面　俯仰梁、滚转梁应具有将地板导轨或其它连接接头安装在其上表面的措施，该措施不改变导轨和接头在地板上面部分的自身强度。导轨或其它接头应能代表在航空器中使用的在地板上面部分的构造形状和强度。地板表面以下的结构元件不看作地板导轨或接头的一部分，可以在安装中省略。四条椅腿的座椅应安装在梁上，以便后面的椅腿连接点靠近俯仰梁的旋转轴，座椅定位销钉或固定锁应与旋翼航空器上采用的固定方式以及与试验大纲中规定的相同，如果有“防振”机构，它的调节机构和安装也应相同。

(iii)试验装配　随后应完成试验准备工作的剩余部分（ATD 的安装和定位、安装测试设备、调试和校准、相机检查等）。“地板变形”应在试验完成前作为最后一项操作进行。滚转梁应先转动 10° 并锁定，然后俯仰梁也转动 10° 并锁定。旋转方向的选择应该是在座椅和地板导轨或接头上产生最临界载荷的情况。如果座椅容易变形，调整梁的转动角度时人工采用活动杠杆就能实现，但如果座椅框架的刚度很大，转动梁时可能就需要采用液压起重机或其它装置，这种情况在设计安装夹具时

应规定适当的承载点。试验夹具可以设计为可调节的，以适应各种样式的座椅设计，包括可能遇到的各种座椅腿间距。

(c)其他构型　前面阐释了四条椅腿和四个接头固定在机身地板上的典型座椅的安装和地板变形程序，该试验程序也适用于其它设计构型的座椅。不同构型的座椅也可能需要专用的试验安装夹具。下述方法为比较常见的结构型式座椅提供了指导，但未覆盖所有可能的座椅设计构型:

(i)三条椅腿座椅: 中间的一条椅腿可能在座椅的前部或后部，另外两条椅腿在座椅两侧。当对一侧的椅腿施加翘曲变形，另一侧的椅腿施加扭曲变形时，中间椅腿应保持在未变形的位置。

(ii)没有地板或侧壁连接装置，通过几排铆钉或螺钉等连续的连接方式，与结构“集成”在一起的座椅: 可以不考虑变形、错位或试验冲击前进行的预加载荷。同样的，只安装在隔框上的座椅可以不考虑变形要求。试验夹具应能够代表座椅和结构或刚性隔框或真实的隔框壁板。如果使用刚性隔框安装方式，则试验夹具应通过等效于旋翼航空器真实安装的座椅连接接头部件和周围的隔框壁板，将载荷传递到座椅约束系统。

(iii)同时连接在地板和舱壁上的座椅: 对于这类座椅的试验夹具，俯仰梁的旋转轴应在隔板平面内，隔板应与未变形状态或装机状态的地板平面（如果安装）垂直，隔板结构可以是刚性的也可以是实际结构。如果壁板结构是刚性的，那么座椅约束系统在夹具上的连接点应与真实结构上使用的一致。试验过程中座椅与隔板和地板的连接应能代表其真实安装情况，地板应按本咨询通告第 2.2.(2).(b)节描述的步骤进行变形。

(iv)安装在机舱侧壁之间或侧壁和地板上的座椅: 在试验时应模拟在剧烈的碰撞下旋翼航空器机身横截面的变形（例如，从圆形或矩形变成扁平圆、矩形或椭圆形），扭转 10° 即可模拟机身的变形。试验夹具将座椅固定到试验安装支架侧壁上，座椅离安装支架“地板”的高度，相当于在旋翼航空器地板上安装的高度。侧壁支架或横杆应被安装在“扭转”梁上。从正面看，以地板和侧壁交接处为轴，侧壁向外扭转 10° 。当扭转梁扭转后，产生最临界的载荷状态，这种扭转和平动的组合变形能够模拟在着陆碰撞时发生的侧壁连接处的变形，见图 AC 29.562-3。

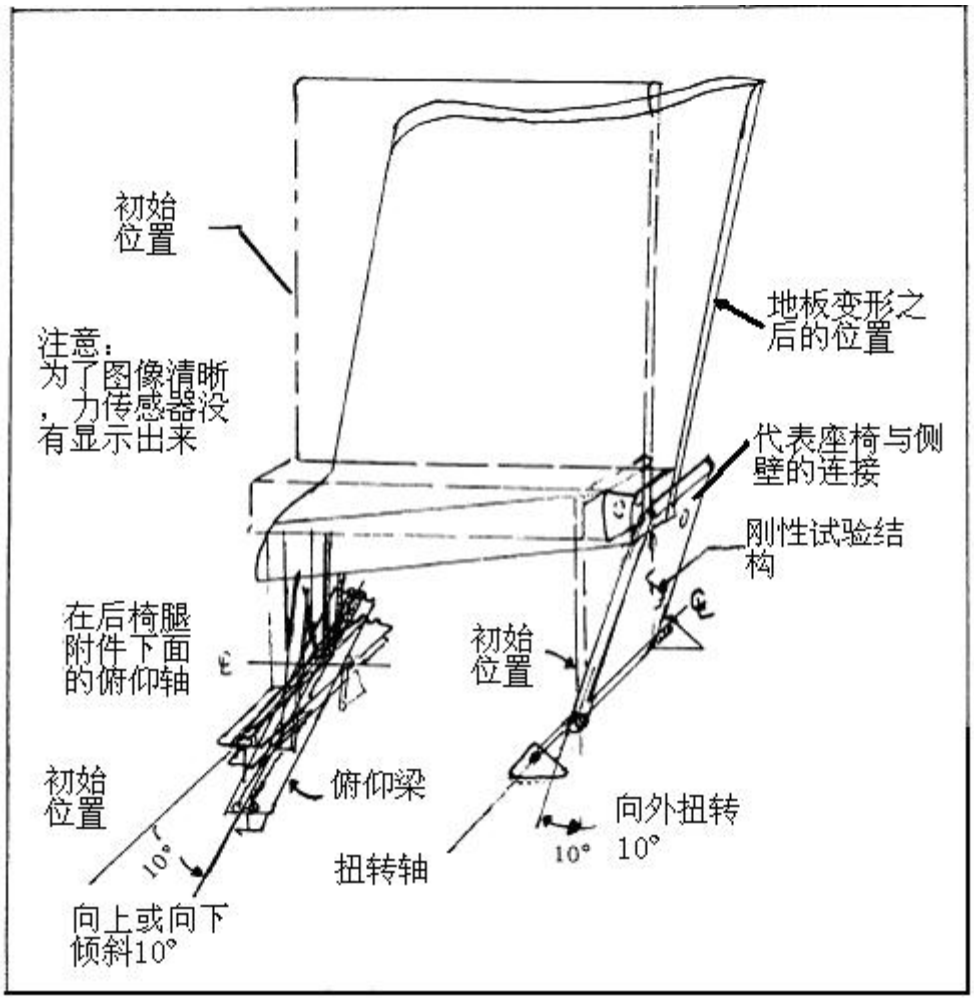


图 AC 29.562-3 试验安装支架示意图（安装在侧壁的座椅）

(v)以悬臂形式连接到侧壁但不连接到其它结构件的座椅。该类座椅不会受地板变形的影响，但侧壁变形是很可能发生的，并且应考虑整个侧壁连接面或座椅连接点的扭曲，10° 扭转量就代表了最可能的机身侧壁变形，目的是用来评估座椅连接或座椅和乘员约束系统性能的一种临界情况。无论是一块刚性的模拟侧壁还是真实的侧壁壁板都可以采用，如果使用刚性的模拟侧壁，则试验夹具应通过等效于座椅连接接头和周围侧壁的部件将载荷传递到座椅上以模拟真实的安装情况。

(vi)侧向座椅：起飞和降落时乘坐的所有座椅，都应遵守规定的动态试验条件，因此侧向座椅也应使用前向和后向座椅相同的试验条件和通过/失败判据来验证其对结构的符合性，座椅的加载应是在结构上最临界的状态。可能需要采用有效的约束方法，以保证在试验中充分地束缚住 ATD；地板变形的应用应该在单个基础上，根据座椅的设计和座椅的固定方法来评估。

(vii)多乘员的座椅组件。该类座椅的椅腿数目可能多于两对，如果组件具有统一的横截面，仅仅使外部的椅腿组件变形就足够。动态试验时内部的几对椅腿可能维持在正常、未变形的位置。

(d)多排座椅试验夹具　在对旋翼航空器中按多排形式安装的旅客座椅进行试验时，应该至少要用两排座椅评价乘客头部碰撞情况。如果发生二次头部碰撞，可以直接测量头部损伤数据，并且验证两排座椅相互作用载荷的影响，例如乘员碰到前排座椅（也就是，ATD的腿部接触，不至于使前排座椅载荷过大），这类情况通常仅对“试验2”是临界的。用于单排座椅的试验夹具应用在前排（第一排）座椅，并且对该排座椅提供适当的地板变形，该试验对第一排座椅的强度而言是临界的。另外一个简单夹具可以将第二排座椅定位在合适的位置上，但不需要提供地板变形。第二排应坐满“乘员”，除非该情况对第一排座椅不是临界的；两排座椅都采用典型座椅垫和躯干约束系统。通过分析以前试验中头部或膝部在最临界状态下对第一排座椅刚性结构碰撞的试验数据，或型号设计数据的限值来确定座椅的纵向允许间距，确定旋翼航空器座椅允许间距还应考虑运营限制中的各种规定。除非在旋翼航空器上安装座椅时，有碰撞平面在预期的头部碰撞包线内，否则对于安装在第一排座椅上的ATD，不需要有如座椅、舱隔壁等的碰撞面。

(e)其他试验夹具运用　在旅客和服务员座椅试验时，试验夹具应为ATD提供平面脚踏板，带有专用脚踏板或脚操纵机构的飞行机组乘员座椅可以用模拟的脚踏板。脚踏板的表面应铺设地毯（或其它适用的材料），并代表地板或操纵机构未变形的位置。按试验大纲，试验夹具可能还必须为躯干约束系统或固定仪表板或舱壁提供导向件或固定点；如果这些条件是必要的，则其安装应能代表原安装形式，并具有足够的结构强度来承受预期的试验载荷。

(3)设备　电子和影像设备系统对正确地记录本咨询通告论所述的试验信息是非常重要的。电子测试设备用来测量检验试验环境和测量通过/失败判据以及地板（座椅）连接载荷所必需的、大部分的加速度和作用力。影像设备用于记录整个定性的试验结果，确认腹部安全带仍然保持在ATD的骨盆上（不会发生潜水式下滑）、上部躯干约束带仍保持在ATD的肩上，并记录可能影响乘员迅速撤离的座椅相关变形。

(a)电子测试设备　座椅动态试验建议按SAE J211《碰撞试验用仪

器》配置电子测试设备。在该要求中，每一数据通道应包括从传感器到最后的数据测量的所有设备部件，包括连接电缆和有可能改变数据幅值和频率的任何分析程序。每一个动态数据通道都指定一个标称的“通道级”，它等效于该通道的上限频率。上限频率基于恒定的输出/输入比-频率响应曲线图，从 0.1HZ（+1/2 到-1/2db）开始，一直延伸到上限频率（+1/2 到-1db）；此外，还规定了超出频率上限的频率响应特性。当将数据数字化时，采样率至少应为采样前模拟量滤波器截止频率（-3db）的五倍。由于大多数设备设置采样前模拟量滤波器的通道级是 1000，而“通道级 1000”的-3db 截止频率是 1650HZ，因此，最低数字采样率应为每秒钟 8000 次。对于本文中描述的动态试验，动态数据通道应符合以下通道级别特性:

(i)滑车或落塔运载车的加速度应按“通道级 60”的要求测试，如果为得到速度和位移还要对加速度积分时，则加速度应按照“通道级 180”的要求测试。

(ii)带式约束系统载荷按“通道级 60”的要求测试。

(iii)用于计算头部损伤判据（HIC）的 ATD 头部加速度，应按“通道级 1000”的要求测量。

(iv)ATD 股骨的作用力按“通道级 600”的要求测量。

(v)ATD 的骨盆/腰椎脊柱作用力应按“通道级 600”的要求测量。

(vi)每一通道满量程校准范围，应为被测数据提供足够的动态范围。

(vii)数-模转换应保证采样数据的分辨率不小于满量程输入的 1%。

(b)影像测试设备　影像测试设备用来记录 ATD 和试验件对动态试验环境的响应。使用高速摄影机和静止摄影两种系统。

(i)用来为计算位移或速度提供数据的高速摄影机，应该工作在 1000 帧/秒的额定速度；影像方法不能用来测量加速度。摄影机的位置及在摄影机视场内的目标或测试点的位置都要进行测量，并记录下来。目标至少要有摄影机视场宽度的 1/100，目标应具有反差较强的颜色或与其背景对比有较大反差；目标的中心应易于辨别；应该记录图像的直线性；如果图像是非线性的，在数据分析过程中应采用适当的修正系数。每次试验都应记录下摄影机视场内的刻度板或标尺的说明、摄影机镜头的焦距长度以及摄影机和镜头的牌号及型号。在影片内还应提供适当的数字时

标或序列时标。还应提供时标信号，时标信号相对图像的偏移，以及电测数据时间与图像上时标相互关联的方法的各种说明。数据分析应采用精确的并经过验证的分析程序。

(ii)仅用于记录 ATD 和试件的响应而不需要测量数据时，可以使用额定速度为 200 帧/秒或更高的摄像机。例如，安全带脱离 ATD 骨盆的运动或肩带脱离 ATD 肩部的运动，可以用放置在能获得预期动作的“最佳视角”的摄影机记录下来用以观察分析。应为这些摄像机提供适当的时标，以及把图像与电测数据时间相关联的方法。

(iii)拍摄静止照片的相机能被用来记录试验前的安装情况和试验后 ATD 与试件的响应状态。试验前后，最少要围绕试件，从不同的方向拍摄 4 张照片。装有上躯干约束系统时，应在移动 ATD 前拍摄试验后照片。对于试验后的照片可将 ATD 的上躯干转动到接近垂直坐姿的位置，以便更好地记录下约束系统的状态，但不应对 ATD 或试件的试验后响应作其它变动。照片还应记录下座椅与试验夹具的所有连接点仍然保持连接的状态；照片还可以用来记录座椅试验后的屈服变形情况，目的在于表示变形不至于妨碍机内乘客的快速撤离。为了准备拍摄用于上述目的的照片应把 ATD 从座位上移走。在照片中应包括一些靶标点或适当的靶标网格，并且其视界应选择得能够确定对撤离过程潜在的妨碍因素。试验中若 ATD 头部会与夹具或另一座椅背碰撞时，应拍摄照片以记录头部接触的区域。

(4)ATD　在本咨询通告中提出试验须用局方认可的 77 公斤(170 磅)ATD 或者其等效物以正常向上坐姿作为乘员来进行。但因为 ATD 的更新是一个连续的发展过程，因此如果有更高标准，允许使用“等效”ATD。在进行本咨询通告所论述的试验时不应混用不同型号的假人。

(a)测量骨盆/腰椎载荷的更改。为满足第 29.562 条(c)款(7)项要求，ATD 必须能够测量脊柱上的载荷，该载荷受到一个垂直分量和由上躯干约束系统在肩上产生的一个向下分力的影响。为了测量该载荷，可以在 ATD 的盆骨上，在腰椎下面部位装入载荷（力）传感器，见图 AC 29.562-4 所示。市场上可以买到的移除了端板的“股骨”力传感器，适用于测量 ATD 盆骨和腰部脊椎之间的压缩载荷；大多数试验室里一般都有股骨载荷传感器，并且依据说明书，它对弯矩和扭矩的影响不敏感；该特征可以防止在测量 ATD 腰椎/骨盆压缩载荷时的其他载荷传递到力传感器上。为

了保持 ATD 正确的坐姿高度，把力传感器固定在一个刚性接头帽中，再把接头帽装入 ATD 骨盆顶面的孔中，刚性接头帽的法兰盘用螺栓固定在骨盆上；如果需要，还应在骨盆上添加配重，使骨盆组件保持规定的重量。测量由骨盆传递到腰部脊柱轴向力的替代方法如果符合下述条件则也是可接受的:

(i)精确地测量轴向力，并且除了要求测量的力以外，应不受其它力矩和力的影响;

(ii)保持脊柱和骨盆预期正确排列，正确的坐姿高度和正确的 ATD 重量分布;

(iii)不改变 ATD 的其它性能特性。

(b)可接受的安装方法。图 AC 29.562-4 显示了一种可接受的安装方法，将股骨力传感器（图示 d）装在 ATD 腰椎的底部（图示 a）。传感器与腰椎中心线成一直线，并放置在低于骨盆铸造件的上表面以保持 ATD 坐姿高度。制造一个刚性接头帽（图示 e）以固定力传感器，并在 ATD 骨盆上钻孔以安装接头帽。接头帽内壁和力传感器之间应有空隙，并为传感器引出线留出空隙，以避免可能的干扰载荷。力传感器的底部用螺栓固定在接头帽上。为腰椎下表面（图示 b）和力传感器上表面（图示 c）制造具有相同分布孔的转接片。用螺钉通过这些部件上带有配合螺纹的孔将转接片固定在腰椎和力传感器上，然后通过连接片周边的孔用螺栓将这些部件连接起来。接头帽法兰盘上螺栓孔的分布形式与骨盆上的相匹配；用螺钉拧进骨盆上的螺纹孔将接头帽固紧在骨盆上。为了获得规定的 ATD 坐姿高度，可以在接头帽的法兰盘下放置垫圈（图示 f）。附加重物应放置在接头帽下面的空腔内，用以补偿上述更改引起的重量损失。挖出一个设备空腔（图示 g），为接头帽和附加重量提供空间。

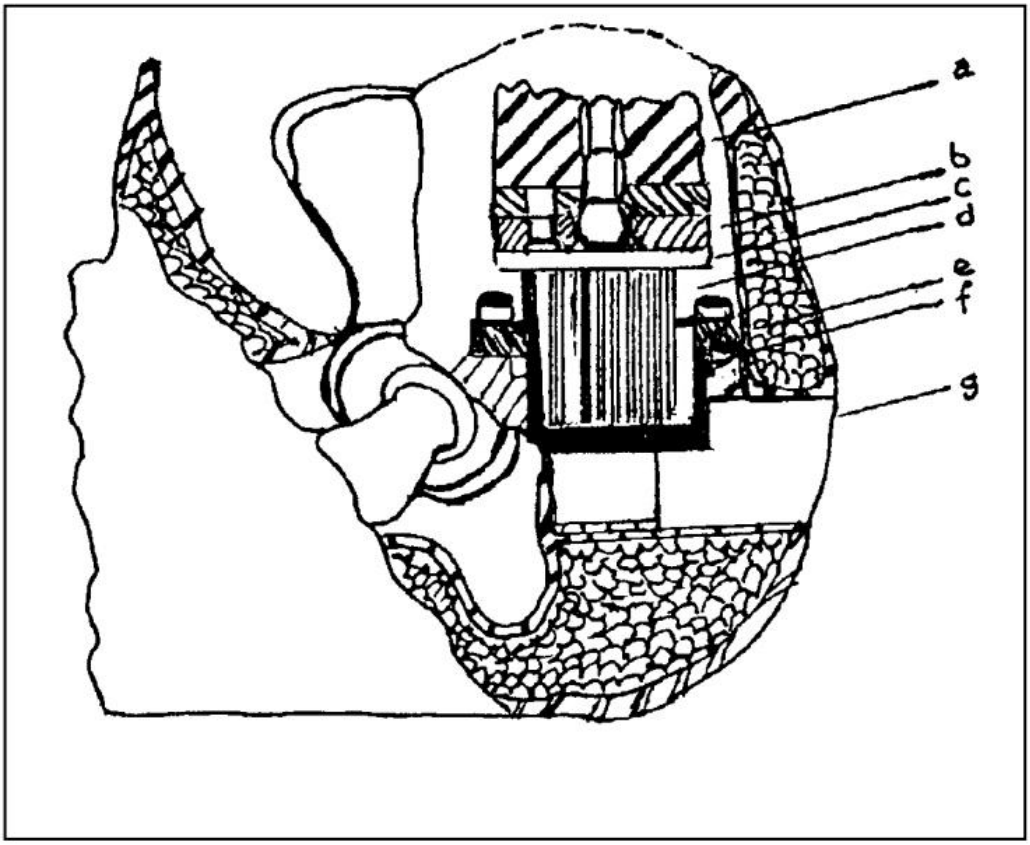


图 AC 29.562-4 骨盆-腰部脊椎力传感器在 ATD 中的安装

(c) ATD 的其它更改。ATD 手臂的甩打常造成试验所用 ATD “锁骨”断裂，为了减少这种断裂的发生次数，可以采用具有相同形状但材料强度更高的部件代替锁骨，这可能略微地增加 ATD 的重量，但对于该试验是可接受的。另一个有效的更改是在 ATD 的骨盆上采用乘员 “潜水式下滑指示器”，该电子传感器定位在 ATD 骨盆的髂骨前表面，但不改变外形，当腹部安全带对骨盆施加载荷时，能指示出腹部安全带的位置。因此该指示器能直接记录腹部安全带在试验中保持在骨盆上的情况，而不需要仔细查阅高速摄影机的照片作出判断。

(d) 等效的 ATD。为了提高生理逼真性（对碰撞环境的响应如真人一样）和达到试验结果可重现性的目的，用于座椅约束系统/坠撞-损伤-保护系统动态试验的 ATD 正不断发展。下列标准可被用来评定一个 ATD 是否与当前第 29.562 条款中所要求的 ATD 等效:

(i) 根据负责碰撞伤害保护系统的监管机构所制定的设计和制造规范进行制造的 ATD;

(ii) 能够提供本咨询通告论述的测试数据的 ATD,或者很容易更改到可提供这些数据的 ATD。

(iii)经过与第 29.562 条中所要求的 ATD 的比较评估，在本咨询通告论述的冲击环境下能产生相似的响应 ATD; 以及

(iv)任何对第 29.562 条中所要求的 ATD 的构型或性能的偏离，应能表征在本咨询通告论述的冲击环境下民用航空器乘员的特征。

(e)温度和湿度。因极限温度和湿度能改变 ATD 的性能，本咨询通告论述的试验应在温度从 19℃（66℉）到 26℃（78℉），相对湿度从 10%到 70%的条件下进行。ATD 在试验前至少在这些条件下存放四个小时。

2.3 试验准备

试验准备应包括选择试验中将要用到的试验件，确定试验的“最临界”状态，以及试验件、设备和 ATD 在试验夹具上的安装。与试验设施的正常运行相关的准备工作，例如安全预防措施和完成试验的实际步骤，随试验设施的不同而有所不同。该部分内容可能包含在试验大纲中。

(1)试验件的选择

座椅在设计时经常按“家族或型号”开展系列的设计，这类座椅的基本结构设计相同，但有一些细节的差别。例如，一种基本的座椅框架形式可以有几种不同的椅腿安装方式以满足在不同的旋翼航空器上安装。如果这些差别的影响可以用合理的分析确定，即可以通过合理分析确定应力最大（最危险）的构型。通常选取应力最大的构型用于动态试验，通过与该构型进行分析和比较，可以确定其它构型是否满足要求; HIC 取决于头部碰撞（旋翼航空器地面碰撞后的二次碰撞），但更多的是取决于多排座椅的排距以及安装位置，而不是给定的“家族”座椅的结构应力; 所以选择最高应力的座椅结构和最临界的座椅排距或安装位置将使这些因素在“试验 2”的情况下的双排座椅试验中得到评估。临界的骨盆/腰部脊柱压力通常以“试验 1”中的垂直碰撞为依据，但在“试验 2”中受到上躯干约束系统的影响。当应用上述假设时应考虑到一些特定的因素，如:

(a)如果试验件具有能量吸收装置或限载机构，这些机构的设计概念必需满足试验准则要求或其它要求，不够严酷的载荷条件反而有可能在通过/失败判据方面对概念设计方案造成不利影响。在这种情况下，应进行合理的分析或补充试验，以表明即使在较低的载荷情况时该设计仍然具有预期的表现。

(b) 如果同一基本设计的不同构型部分含有载荷传递元件，尤其是专用接头或紧固件，且在细节设计方面有差异，则每一种细节设计的性能都应由动态试验验证。经验表明该类小的设计细节在满足动态试验性能准则方面经常出现问题。

(c) 如果结构强度不是达到动态试验性能准则的临界条件，那么真实的临界条件应用动态试验来评价。例如，如果在一种设计构型中，由于约束系统连接点的位置，腹部安全带在碰撞期间很可能在 ATD 盆骨上面滑动，那么即使结构的载荷很小，该构型也应进行动态试验。对所有结构单元，任何情况下试验件均应代表最终状态，并应包括座垫、约束带和扶手，还应包括位置调节机构和正确调节的椅背角度（如果有），餐桌板或其它服务设施或座椅制造商或用户要求的配备以及任何由座椅结构承担或定位的其它具有质量的项目（例如，行李挡杆承受的模拟重量、灭火器、救生设备等）。如果这些物件放置的位置有可能限制试验中吸能装置的功能时，它们也应采用该具有代表性的形状、刚度和重量参与试验。

(2) 试验准则的注意事项　试验任务书或大纲应达到每一试验适用准则的“最临界”情况。

(a) 对于多座位的组合座椅，应采用合理的结构分析确定 ATD 数量和就坐位置，以及在“试验 2”中座椅偏航的方向，以产生最严重的座椅结构应力。这样做通常会导致椅腿载荷不均衡。座椅变形程序应选择使承载最高椅腿的载荷增加，并以最严酷的加载方式使地板导轨或接头受载。在“试验 2”中座椅位置依据上躯干约束系统设计。

(b) 如果多排座椅试验是用于收集头部损伤判据的数据，则座椅排距应选择在允许的范围内使头部与前排座椅的坚硬结构发生碰撞的可能性最大的情况。在“试验 2”中偏航 10° 和椅背具有的任何“前折特性”都应予以考虑。以往的试验结果或合理分析，可以用来评估头部碰撞轨迹。上躯干约束系统可以防止头部发生碰撞，但腿部对前排座椅的冲击载荷仍要求用两排座椅来测量，该冲击载荷是对座椅结构的试验而不是对 ATD 的试验。

(c) 如果使用非对称的上躯干约束系统（例如单根对角线式肩带），在试验夹具上的安装方式应按航空器上的状态进行，并且是最有可能让 ATD 从约束系统中脱出的情况。例如，配备了单根对角线肩带的机组乘员

前向座椅在“试验 2”中所处的偏航方向，应使肩带越过后肩膀，这是通过/失败判据评估的一部分。

(d) 如果座椅带有高度调节机构，应按第 50 百分位男性乘客的最高安装位置进行试验。

(e) 在评估座椅变形后可能阻碍快速撤离航空器的时候，不需要考虑地板变形。试验后，地板翘曲和扭转梁可以回到中立位置，然后进行必要的座椅变形测量以确定对快速撤离是否存在任何影响。

(f) 在某些情况下，座椅和躯干约束系统的试验不可能测到头部损伤判据的数据。对于座椅和躯干约束系统的设计人员有可能并不知道座椅周围内部设施的设计方案，或者该系统有可能被用于几种不同的内部设施构型，此时就需要记录头部碰撞轨迹及沿该轨迹的速度。为此，要详细安排影像测试设备，并在假人头部安置靶标用以代表 ATD 头部的质心，以便获得必要的数据。内部设施的设计人员可以使用这些数据，确保头部不发生与内部设施碰撞，或者当头部碰撞可能发生时，HIC 将保持在限制值之内。在无法避免头部与规定的内部设施发生碰撞时，对内部设施的评定应采用单独的专门试验来测量头部碰撞情况或 HIC。该试验按下述方法进行，采用一个直径 165mm（6.5inches）、重量 6.8kg（15pounds）（包含代表颈部和一部分躯干的必要质量）的刚性球形头状物；头状物的中心沿着预先确定的头部撞击路线运动，以座椅和躯干约束系统在动态试验中测得的头部速度与内部设施发生碰撞。安装在头状物中心的加速计可以提供为计算头部损伤判据所必需的数据。如果与 ATD 碰撞的内部组件在碰撞环境具有显著的惯性响应特性，例如可翻折的椅背或由于自身惯性向前移动的仪表板，就需要用整套乘客模拟装置/座椅/约束系统进行动态试验来明确上述系统的特性。

(3) ATD 的使用

用于本咨询通告所述试验中的 ATD 应按技术规范要求进行维护。定期地拆卸和检查 ATD，识别和修正任何磨损或损坏的部件，如果更换了主要部件，就应进行 ATD 标定试验（根据其技术规范说明）。虽然没有明确规定，但建议每个 ATD 穿上合身的棉布紧身短袖衬衫，长及小腿中部的裤子及合适大小的、重约 1kg（2.5pounds）的鞋子。如果希望标记出在座椅或其它结构上的头部接触区域，ATD 的头部和脸部可以涂上一层粉

笔灰。肢体连接点的摩擦力应调节到肢体水平伸出时，刚好能支持肢体的重量。ATD 安放在座椅中的方式应一致，以获得可以复现的试验结果。座椅动态试验应充分考虑下述要求:

(a)ATD 应安放到座椅的中心位置，尽可能接近对称的位置。

(b)ATD 的背部应紧靠椅背而无间隙。为满足该要求可以抬起 ATD 的腿向下放到座椅中。然后，当它下降到离椅盆很近时，将 ATD 推向椅背。从 ATD 身上移除所有的起重装置后，应轻微地“晃动”ATD 使其安坐在座椅中。

(c)ATD 的膝盖应分开约 100mm（4inches）。

(d)ATD 的手应放在大腿上，刚好在膝盖后侧。如果在有飞行操纵手柄的模型上进行机组座椅试验时，ATD 的手应当轻轻地绑在操纵手柄上。如果仅仅进行座椅和乘员约束系统试验，用短绳将 ATD 的手绑在一起，在绳子绷紧之前留有约 610mm（24inches）的间隔，这样可以防止 ATD 回弹时手臂的过度甩打。

(e)就影响损伤判据而言，所有的座椅调节机构及操纵机构都应处于为第 50 百分位男性乘客所设计的指定位置。如果所要进行试验的座椅和约束系统有要求（标牌）指示出用于着陆和起飞的特定位置，则应按这些要求位置进行试验。

(f)脚应放在与被试验座椅的型式相适应的位置（旅客座椅是水平的放置在地板上，飞行机组乘员座椅放置在操纵踏板上或 45° 的搁脚板上）。脚应放得使两小腿中心线接近平行，需要将脚放置在航空器操纵器上另有要求时，则另当别论。

(4)仪器的安装

安装仪器时必须遵循一些专业的惯例。在安装传感器时必须十分小心，防止因传感器壳体变形引起的数据误差。导线应安排得不缠绕 ATD 或试验件，而且还要有足够的松弛部分，允许 ATD 或试验件运动而不致拉断导线或与传感器脱开。标定程序还应考虑传感器长导线的影响。头部加速计（传感器）装入 ATD 时，应按照 ATD 技术条件和传感器制造厂的说明。骨盆与腰部脊椎之间的载荷传感器应按照本文中图 AC 29.562-4 所示的方法，或采用能提供等效数据的方式安装。

(a)在第 29.785 条(b)款中对上躯干约束系统进行了要求。应在 ATD 的肩部与最先和刚性结构（固定点或织带导向件）连接处之间的那一段

织带上测量张力载荷，不能切断约束带插入一个载荷传感器与安全带串接，因为这将改变约束系统的特性。商用载荷传感器可以不切断织带而装在织带上，它们应放置在无约束的织带上，并在试验中不能接触刚性结构件、椅垫或 ATD; 它们不能用于相互穿过的双带、多层带、局部缝制带或折叠带，除非能证明在这些情况下数据不产生误差。该类载荷传感器应使用与约束系统同型号的一段织带来进行标定。如果在织带上布置的载荷传感器引起约束系统下凹，则载荷传感器的重量可以用很轻的线或安全带来支撑，而在试验中这些线要断开。

(b) 可以用安装在试验夹具合适位置的三轴载荷传感器来测量直接连接在试验安装支架上的约束系统的载荷，包括力的方向和大小。类似的载荷传感器可以用来测量试验夹具和试验件之间的其它边界处的力，例如由椅腿传入到地板导轨的力。可以利用独立的、单轴载荷传感器提供类似的数据，但要注意应使用能够承受相当大的交叉的轴向载荷或挠度而不造成试验数据错误的力传感器，或者通过调整安装方式，保护载荷传感器不承受交叉的轴向载荷或挠度。由于载荷传感器对其本身质量的惯性力很敏感，并且对固定在载荷传感器和试验件之间的夹具质量的惯性力以及试验件施加的力都很敏感，在误差较大时，需要对不精确的测试数据进行补偿; 补偿数据通常从仅为重复载荷传感器的安装而附加的动态试验中获得。

(5) 约束系统的调节

ATD 应按正常的竖立位置就座。应注意约束系统不能束得过紧，以不超过正常使用水平为限，并且不应在碰撞前就锁死应急锁紧装置（惯性肩带锁）。自动锁紧收缩器应具有不需要帮助就能缩回并自动锁紧的功能。还应注意，对加速度敏感的“应急锁紧收缩器”不能由于碰撞前试验设备所施加的加速度而发生锁死，因为这种加速度在航空器着陆碰撞时是不存在的。如果使用“舒适范围”的收缩器，它们应按照“约束系统使用说明书”进行调节。如果约束系统要求手动调节，应充分消除安全带中的松弛部分，但也不能调节得过紧。由于调节安全带长度所需的力可能达到 5kg（11pounds），通常推荐 5.4-6.8kg（12-15pounds）的预加载荷。该载荷相对于冲击试验中选择用来测量大载荷的传感器而言是很小的，不能被精确地测量，所以应在调节约束系统时进行人工测量;

必要时，应在试验的“地板变形”阶段之前检查预加载荷并予以调节。

(6)重复试验

如果关键数据通道中没有采集到正确的数据或发生某些其它的错误（例如，相机不能正常工作，碰撞脉冲量值不够等），可能有必要重做本咨询通告所述的试验，重复试验的准备应遵循与初始试验相同的步骤。座椅应从试验夹具上移开，并检查和替换它的连接接头或地板导轨，必要时修复任何损害；应小心地检查 ATD，必要时进行修补或调整。通常更可取的方式是利用新的座椅和约束系统来重做试验以排除未知损害而造成的系统失效。如果与预期的设计构型有任何可检测的变化，应采用新的座椅和约束系统。

2.4 试验数据分析和判据验证

(1)总则　检查动态试验中获得的全部数据是否存在错误。电子设备应在试验前进行检测和校正，以排除基线（零点）漂移、“振铃”和其他一些常见问题。试验中丢失数据可以很容易地从“数据-时间”关系曲线图中观察到，其典型表现形式是数据出现明显的中断，经常超过数据采集系统的限制幅值。如果试验初期在关键数据通道中就发生了该类错误，则认为数据无效并重做试验。如果发生在试验的后期，而且在每个通道中已经记录了数据的最大值以后，则应认真评估数据有效性，但对本咨询通告中论述的试验而言数据最大值是可以接受的。HIC 不是简单地用一个数据最大值表示，而是一段时间内数据对时间变化的积分来表示。如果从开始试验直到 ATD 和所有的试件在试验后恢复静止状态这段时间内的任一时刻出现了明显的数据错误或丢失，则用于计算 HIC 的头部加速度数据无效。

(2)碰撞脉冲波形　按本咨询通告中图 AC 29.562-1 所示的惯性力响应方向，用加速度计测量与该方向平行的加速度数据，用以评估碰撞脉冲的波形。试验中预期的碰撞脉冲图形是一个等腰三角形，由于这种理想的脉冲被认为是一种最低的试验状态，可以通过与理想的三角脉冲比较评估真实的试验脉冲；理想脉冲可以按比例画在试验滑车或运载工具的加速度-时间数据图上，如果图上数据等于或大于理想碰撞脉冲，则用于试验的脉冲是可接受的。该种方法在试验脉冲大幅度超出理想脉冲时很实用，除非试验设施在生成试验脉冲时能精确控制。可以采用图解方法评估非等腰三角形的试验碰撞脉冲波形，该图解方法包含在本咨询通

告的 2.6 节中。

(3) 头部损伤判据

只有当 ATD 的头部暴露在二次碰撞时，才需要在本咨询通告中论述的试验中采集确定 HIC 的数据。HIC 是一种定义头部撞击损伤可接受的限度的方法，例如，头部与航空器内部大面积发生碰撞时 HIC 的最大值不应超过 1000。试验不仅要获得 HIC 的最大值，也要给出产生这个最大值的时间段。HIC 值按下列等式计算:

$$HIC = (t_2 - t_1) \times \left[\frac{1}{t_2 - t_1} \times \int_{t_1}^{t_2} a(t)\,dt \right]^{2.5}$$

此处，t_1，t_2是头部碰撞期间的任意两个时刻。该范围应不超过 0.05 秒，且 a(t)是碰撞时头部质心处的合成加速度（用 g 表示）。

(a) 数据的收集　HIC 所需的数据是从安装在 ATD 头部互相垂直的三个加速计中获取，加速计的安装符合 ATD 技术规范。对于本咨询通告所论述的试验（包括 ATD 和头形物），只需考虑头部与航空器内部设备的二次碰撞所采集的数据。头部碰撞通常表现为加速度量级的剧烈变化。另外，从拍摄的试验影片也能显示出头部碰撞，它可以通过与电子和影像设备共同使用的“时标”，与加速度数据互相联系起来，或者在碰撞表面上装一个简单的接触开关，用来确定起始接触时间。

(b) 头部损伤判据方法　以下给出计算 HIC 的基本方法。画出三个加速计获得的合成加速度矢量幅值对时间的函数。然后，从最初头部接触的时间（t_1）开始，对每一时间增量（$t_2 - t_1$）求出平均合成加速度值，然后对曲线在 t_1和 t_2范围积分，然后除以时间（$t_2 - t_1$）。该积分计算应采用不低于 8000 采样率的数据点。但最大的时间间隔需要精确到不超过 0.001 秒。对上述平均值 2.5 次方后再乘以对应的时间增量（$t_2 - t_1$）; 重复上述步骤，每次 t_1增加 0.001 秒；按此方法计算的数据中的最大值就是 HIC。注意该过程可以简化，HIC 的最大值仅发生在 t_1与 t_2处的合成加速度相等的时间间隔中，并且此时时间间隔中的平均合成加速度等于 t_1或 t_2处加速度的 5/3 倍。

(c) 耐受极限　HIC 不考虑那些发生在小接触区域的表面或锋利边缘特别是那些相对较硬的表面的碰撞损伤。这些损伤在低碰撞速率下也可能发生，并且常常被描述成“外科手术式”的损伤；然而这些损伤可能

导致不可康复的神经损害和终生毁容。目前还没有被普遍接受的试验方法来定量地评估这样的损伤，但是在试验中可以在 ATD 的头部或头形物上布置人造皮肤，并通过人造皮肤的撕裂或割裂程度来评判软组织损伤。

(4) 碰撞速度　在试验中碰撞前或碰撞后瞬间（对于加速度设施）测量该时间间隔以及对应的滑车位移量，然后用位移量除以时间间隔就可得到碰撞速度。在计算中，应该用时间和位移的测量误差，计算出可能的“速度测量误差量”，而试验碰撞速度必须超过图 AC 29.562-1 中要求的速度，超出量至少为速度测量误差。如果滑车在即将碰撞时发生加速度变化，或者试验设施使滑车显著回弹，有效碰撞速度可以用滑车加速度-时间曲线求积分来确定。当使用上述方法时，滑车加速度的测量应按照 180 通道等级的要求进行。

(5) 上躯干约束系统的载荷　上躯干约束系统安全带的最大载荷可以直接从测量安全带载荷的传感器输出曲线或数据表中得到。如果用固定在安装支架上的三轴力传感器来测量这些数据，则要将载荷转换成合成向量幅值。必要时还应修正力传感器自身质量及支撑它的夹具质量的影响。修正通常是在惯性质量或夹具质量较大时，或者修正对表明测量结果低于规定的限定值是关键的情况需要考虑。

(6) 骨盆和腰椎之间的压缩载荷　ATD 骨盆和腰椎之间的最大压缩载荷，可以从装在该处的力传感器的输出曲线或数据表中直接得到。由于大多数载荷测量元件既能显示压力也能显示张力，应特别注意正确定义数据的正负值。

(7) 肩带的保持　可以通过观察测量相机和记录相机的照片来核实上躯干约束带保持在 ATD 肩部的情况。肩带应保持在 ATD 肩部的倾斜部分，直到碰撞后 ATD 回弹，肩带不再承受任何载荷为止。在这段时间中，肩带不应挤压在颈部或头部的侧面，而且也不应滑落到上臂。

(8) 腰部安全带的保持　可以观察测量相机和记录相机的照片来证实腰部安全带是否保持在乘客的骨盆上。在 ATD 碰撞后回弹并且腰部安全带变松之前，腰部安全带都应保持在 ATD 的骨盆上，在前上髂骨的凸起部位或其下方的位置。如果在整个试验中腰部安全带没有变松，应确保腰部安全带始终保持在适当的位置。可以用一台近距离相机记录腰部安全带滑出骨盆向上的运动，通常是安全带突然移动到 ATD 的软腹肌部位，从图像记录中能看出这种突然移动。腰部安全带的移动有时可以根

据安全带载荷测量指示来显示，当安全带滑过了骨盆，载荷会瞬间降低或出现“突出的台阶”，当腹部受到安全带挤压时，安全带载荷会逐步增加。骨盆安全带的保持也可以通过安装在 ATD 骨盆处的“内埋传感器”来验证。该类传感器主要是一系列安装在 ATD 骨盆边缘上而不改变骨盆基本几何外形的，无需校准的小的力传感器。当这些传感器受到从安全带传来的载荷时，就可以通过产生电信号指示骨盆安全带的位置。

(9)股骨载荷　旋翼航空器条款并不要求测量股骨的载荷。如果座椅在旋翼航空器中的安装方式，使得座椅系统同时承受座椅后排乘员以及本排乘员的载荷，则试验应考虑这种载荷状态，例如，“试验 2”应布置至少两排座椅进行试验，第一排座椅承受第一排乘员的载荷，同时还承受来自第二排乘员的腿部碰撞载荷。

(10)座椅的连接　应提供静态照片等证明座椅和约束系统的所有连接点仍然保持连接状态，并表明在连接点和乘员之间的传力路径，所有连接点保持完好。

(11)座椅变形　完成试验后，乘员座椅由于设计中包括的（碰撞）能量吸收系统的作用，或因为结构部件的残余塑性变形而产生永久变形。如果变形量过大，有可能妨碍应急撤离。每一种座椅设计在这方面都可能有区别，故应根据其独特的变形特性进行评估。对座椅进行第 29.562 条要求的试验后，在受载最严重的座椅上测量永久变形；如果试验前施加了地板变形，完成动态试验后的座椅变形，应解除试验前的地板变形再进行测量。

(a)座椅　可以使用以下试验后变形以及有关应急撤离和应急出口使用限制，来表明对第 29.785 条（j）款的符合性:

(i)向前或向后 向前或向后变形最大不应超过 100mm（4.0inches）。另外，如图 AC 29.562-5（尺寸 A）所示的测量方法，未变形前两排座椅之间的最小间距应为 230mm（9.0inches），除此之外，通向Ⅲ型或Ⅳ型出口的座椅，相邻两排座椅的间距应最小为 280mm（11.0inches）。对于变形超过 100mm（4.0inches）的座椅，未变形时的间距应相应地增加。另外，在通向Ⅲ型或Ⅳ型出口的座椅，相邻两排座椅的间距从扶手上量起最小为 500mm（20inches）。该测量可以在椅背复位到直立状态或结构变形的位置后进行，所用的复位力不大于原椅背转折力。对其它各排座

椅，其椅背表面的最前端的变形不应大于原来其与座椅坚硬结构的最前端之间距离的一半（见图 AC 29.562-6）。

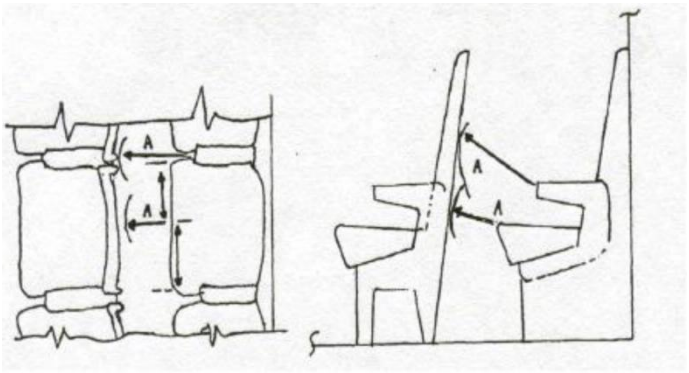


图 AC 29.562-5 座垫全宽度范围内的测量

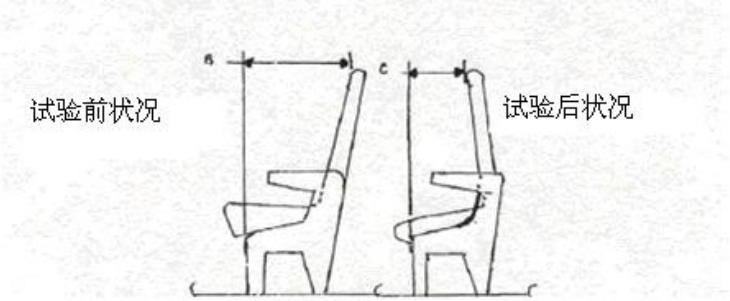


图 AC 29.562-6 座椅靠背活动范围

(ii)向下 对向下的变形没有限制，只要能证明后排乘员的脚或腿不致卡住即可。另外，座椅底部相对于水平位置的扭转永久变形，应从每个椅盆的中心线处测量，向前不超过 20°（向下倾斜）或向后不超过 35°（向上倾斜）。考虑椅盆结构的最终位置，应测量椅盆结构的最前端和最后端之间的距离。在任何情况下都不允许椅盆扭转导致乘员卡住。

(iii)侧向

1)离地板以上 635mm（25inches）高度范围内，变形后的座椅占用纵向通道要求的空间，不得超过 40mm（1.5inches）。所以，试验前就应确定座椅的哪些部件在什么高度位置。

2)离地板以上 635mm（25inches）高度或以上的范围，变形后的座椅占用纵向通道空间，不得超过 50mm（2.0inches）。

(iv)附加考虑 另外，以上的变形都不允许使座椅:

1)出现影响任何应急撤离的操作，或者侵占应急出口通道，使出口通道窄于机上安装的最窄乘员座椅的宽度。

2)侵占任何通向大应急出口的必需通道。

3)侵占任何横向过道或（飞行乘务人员）撤离到特定出口的辅助空

间超过 40mm（1.5inches）。

(b)可收起的座椅　如果用到可收起的座椅，试验后应能收起，并保持在收起位置，而不凸出到任何必需的过道。另外，它们向任何飞行乘务人员的辅助空间或横向通道的凸出不应超过 40mm（1.5inches）。

(ⅰ)手动收起座椅　试验后的收起力不大于最初收起座椅的收起力 4.5kg（10pounds）以上。

(ⅱ)自动收起座椅　对于可能干扰任何出口的正常打开的座椅，应能自动收回到不干扰第 29.807 条所描述的应急出口开启的位置。为了确定它侵占乘员通道、横向过道及辅助空间的程度，可以在座椅上的一个单点上施加不超过 4.5kg（10pounds）的试验后收起力，帮助座椅自动收起。

2.5 试验记录

(1)概述　试验报告应包括试验步骤和结果。描述试验要求的试验大纲应该经局方批准，在试验报告中引用，并且包括下述内容:

(a)试验设施数据

(i)进行试验的试验机构名称和地址。

(ii)试验负责人姓名及电话号码。

(iii)每个试验安装夹具的简要描述和/或照片。

(iv)测试系统最近一次的标定日期及负责测试系统标定人员签名。

(v)数据采集的声明，或者对实际使用的校准程序和技术分析方法的详细描述，表明按照本咨询通告的建议采集数据或与本咨询通告的建议等效。

(vi)试验中用到的 ATD 的制造厂商、使用规范、型号及试验重量，和一份可能造成 ATD 偏离规范的任何改进或修理说明。

(vii)试验影像测量系统说明。

(b)座椅约束系统数据

(i)试验中用的座椅约束系统制造厂商名称及鉴定型号编号，并附上该系统的简要说明，包括所有主要部件的功能和鉴定说明以及适用的照片或图纸。

(ii)对于非对称系统，试验中所选择使用的最危险状态的分析论证。

(2)试验任务书或大纲及说明　试验大纲内容应尽量详尽，确保试验

的可重复性。试验大纲编制可以参考本咨询通告，同时应补充描述座椅的独特设计特征。

(a)大纲中应提供试件图纸中未包括的安装尺寸和其它安装细节。包括脚凳、约束系统安全带的导向件及固定点、模拟的“内饰表面”、固定座椅或约束系统的舱框或侧板连接件等。

(b)大纲中应包括为达到对试件施加“最临界载荷”的目的所确定的地板变形程序。

(c)除试验设备已提供的数据之外，还要记录用于试验的电子及影像仪器的特性及其安装位置。包括为分析摄影记录用的特殊的靶标、网格或标记，以及用于安全带载荷、地板反作用力或本咨询通告未提到的其它测量用传感器和数据通道特性。

(d)有关试验的任何不平常或特定的动作与现象，都应记录下来。这可能包括用来约束或支撑 ATD、试验件或传感器的特殊“受力断开”件，又如造成试验过程延迟或中断的工作条件和活动，以及试验支架、仪器系统部件或 ATD 失效等。

(3)试验结果报告 该文件应包括所有试验结果、分析和结论的复印件。包括但不限于以下内容:

(a)碰撞脉冲波形（本咨询通告 2.4(2)节）。

(b)对所有 ATD 可能与旋翼航空器内部组件发生头部二次碰撞的“头部损伤判据（HIC）”的结果（本咨询通告 2.4(3)节），或如果与将要用到的特定内饰可能发生头部碰撞，应记录头部撞击路线及速度（本咨询通告 2.4(3)(c)节）。

(c)碰撞速度（本咨询通告 2.4(4)节）。

(d)适用的上躯干约束系统载荷（本咨询通告 2.4(5)节）。

(e)骨盆和腰椎之间的压缩载荷（本咨询通告 2.4(6)节）。

(f)适用的上躯干约束系统保持（本咨询通告 2.4(7)节）。

(g)腹部安全带的保持 （本咨询通告 2.4(8)节）。

(h)股骨束紧载荷，选择测量。

(i)座椅连接状态（本咨询通告 2.4(10)节）。

(j)座椅变形（本咨询通告 2.4(11)节）。

(k)座椅连接处反应时间历程（本咨询通告 2.6 节）。

(4)动态碰撞试验-通过/失败判据:

动态冲击试验应当验证:

(a)连接在导轨或连接点等处的座椅结构保持完整。

(b)乘员约束系统能够承受动态载荷。

(c)座椅的永久变形在规定的限制之内，并且不明显妨碍乘员解开躯干约束系统，站起来并离开座椅。

(d)如果试验期间 ATD 的头部受到碰撞，其 HIC 值不超过 1000。可以用其他独特的安装来获得可用数据。

(e)使用上躯干约束安全带时，单根肩带上的载荷不超过 7779 牛（1750 磅）。如果使用双肩带约束上躯干，则肩带总载荷不超过 8890 牛（2000 磅）。

(f)在 ATD 骨盆和腰椎之间的最大压力不超过 6668 牛（1500 磅）。

(g)每个上躯干约束系统在碰撞期间保持在 ATD 肩上。

(h)碰撞期间腹部约束保持在 ATD 的骨盆上。

2.6 评估碰撞脉冲波形的程序

(1)可接受的评估方法 加速计安装在试验安装支架或滑车上座椅位置或等效位置处，可以测得评估碰撞脉冲波形的数据。该加速计与本咨询通告图 AC 29.562-1 所示惯性响应方向平行。本咨询通告论述的试验用碰撞脉冲波形是等腰三角形。这些理想的脉冲被认为是最低的试验条件。因为实际得到的试验脉冲通常与理想的脉冲是不一样的，所以须评估实际试验脉冲，以保证满足最低试验要求。

(2)评估脉冲波形可接受的一种方法包括以下内容:

(a)延伸刻度基准线（G=0）;

(b)查找减速度峰值（Gp），在图上标记出。

(c)分别在 0.1Gp、0.9Gp、1.0Gp 处建立平行于基准线的参考线。

(d)作一条通过 0.1Gp 和 0.9Gp 辅助线与上升部分数据图的交点的上升直线。数据线在选定的两点之间应不通过 G=0 的点。

(e)查找起始线与基线和 1.0Gp 处参考线的交点。这两点在数据图上沿着时间轴的间距被认为是实验碰撞脉冲的上升时间（tr）。

(f)每次试验脉冲上升时间应不超过图 AC 29.562-1 给定的（t_r）值。

(g)试验碰撞脉冲上升时间段的曲线图范围，V_{ra}，应至少是图 29.562-1 给定速度的一半。如果试验测量的加速度峰值超过图 29.562-1

给定的水平不到 10%，如果有必要，试验测量的骨盆到腰椎的压力和上躯干约束力应作调整如下：测量值乘以图 AC 29.562-1 给定加速度峰值除以测量加速度峰值的比率。

(h)Gp 值应等于或大于图 29.562-1 给定的最大值 G。

(i)整个试验的冲击时间至少为：曲线图上从起始线到 G=0 两个交点间的时间加上图 29.562-1 给定的上升时间的两倍再加上该上升时间的 30%，即（$t_1+2.3\times t_r$）。

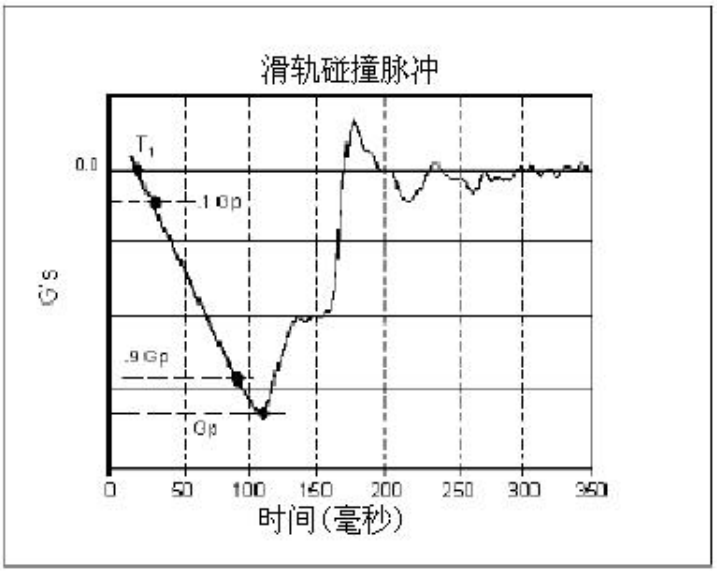


图 AC 29.562-7 脉冲波形

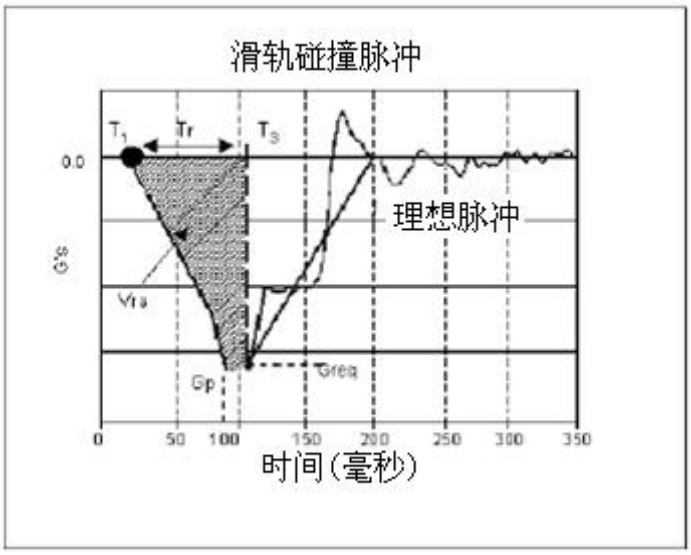


图 AC 29.562-8 速度的变化（Vra）

AC 29.563 水上迫降的结构要求

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条是对申请水上迫降合格审定的航空器的要求，要求航空器支撑结构、浮筒与结构的连接件和浮筒的结构强度应满足本条和第 29.801 条(e)款的要求。

1.1 第 29.563 条(a)款

本款是对具有前飞速度的着水情况的规定。规定包括以下三方面的内容。

(1)航空器应以可能的俯仰、滚转和偏航姿态接触合理可能的水面条件的最临界波浪。最临界波浪为要求批准的最高海况，应至少为 4 级海况的浪高（参见 AC 29.801 中对 4 级海况的说明）。

(2)相对波面的前飞速度应在 0～15.4 米/秒（30 节）范围内，其垂直下降速率相对于平均水面 1.5 米/秒（5 英尺/秒）。对于多发旋翼航空器，如果能证明所选的前飞速度在正常单发停车着水时不会被超过，则可以使用小于 15.4 米/秒（30 节）的前飞速度。

(3)在着水撞击期间，可以采用不大于航空器最大设计重量三分之二且作用于重心的旋翼升力。

1.2 第 29.563 条(b)款

本款是对辅助浮筒或应急浮筒的规定。对于固定式浮筒或在触水前展开的浮筒，要求每一个辅助浮筒和应急浮筒及其支撑结构和与机体的连接结构除满足本条(a)款规定的水载荷外，还必须能承受浮筒完全浸没所产生的载荷。但当能证明浮筒完全浸没是不可能时，必须承受可能的最大浮力载荷。可能的最大浮力载荷应用恢复力矩确定，部分浸水的浮筒产生的恢复力矩平衡为由侧风、航空器不对称着水、水波、航空器惯性和按第 29.801 条(d)款考虑可能的结构损坏和渗漏引起的倾覆力矩。

对于触水后展开的浮筒，要求每一个浮筒除满足本条(b)款(1)项规定的载荷外，还必须承受航空器相对水面 10.3 米/秒（20 节）速度所产生的垂直载荷和阻力载荷的组合载荷。触水后展开的浮筒一般考虑充气期间和充满气后的完全浸水情况。

当充气间隔时间太长，会致使充气浮筒的完全浸水不可能发生。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.563 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、分析/计算和试验室试验。

(1)通过设计图样、方案设计报告等文件说明申请水上迫降的最高海况、应急漂浮系统（EFS）的设计特征等。

(2)对旋翼航空器支撑结构、结构-浮筒连接件和浮筒按条要求进行水载荷计算分析。

(3)着水载荷系数和水载荷的分布可通过水面落震试验或基于试验的分析确定。辅助浮筒或应急浮筒载荷、触水后展开的浮筒的载荷可通过试验或基于试验的分析确定。

AC 29.571 金属结构的疲劳容限评定

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款是针对金属结构的疲劳容限评定提出的要求，目的是在旋翼航空器整个寿命周期内，通过减轻疲劳相关损伤的影响来防止结构发生灾难性故障。为方便对本 AC 的理解，对相关专业词语进行相关规定如下。

成品结构：指通过适用的质量控制程序，确认符合经批准的设计并在允许公差范围内的结构。

勉强可检缺陷（BDF）：在结构预期的使用期限内持续存在的最严重缺陷。

明显可检缺陷（CDF）：是指可以检测到的最严重缺陷，该类缺陷在不采取纠正措施的情况下无法长时间保持不扩展。

损伤：结构或装置上出现的有害变化，在本 AC 中是用于描述所有缺陷类型的通用术语，该类缺陷类型包括因坏境影响和出现在生产、维护或使用过程中的意外损伤。

损伤容限：结构在受到一定的疲劳、腐蚀、意外或离散源损伤后，仍保持所需的剩余强度且不产生有害变形，在不维修的情况下继续使用一段时间的性能。

离散缺陷：指因外部行为所致而非设计固有的缺陷，例如腐蚀、划伤、凿痕、刻痕、侵蚀、磨损、冲击损伤及疲劳引起的潜在裂纹。

疲劳：结构在重复荷载作用下的性能降低过程，该过程可能包括四个阶段（例如，许多微裂纹集结、部分微裂纹合并成一个大裂纹、稳定裂纹扩展、不稳定裂纹扩展）和立即失效。裂纹萌生法（例如，使用 S-N 曲线和 Miner 定理）常用于处理前两个阶段，线性断裂力学法（例如，使用 da/dn-ΔK 以及断裂韧性数据）通常用于后两个阶段。

疲劳载荷：引起结构应力随时间产生重复变化的交变载荷。

疲劳容限：结构在制造或受损伤情况下，在给定时间内承受指定的使用载荷而不产生裂纹；或者若出现裂纹，结构能够承受规定的剩余强度载荷作用下的裂纹扩展，不致失效。

检查间隔：结构在两次检查期间允许的最长使用时间。这段时间结束时，对结构进行检查，如果没有发现损伤，则可以继续使用至下一个检查间隔。

固有缺陷：在零件设计或生产中固有的缺陷，位于零件内部或由零件所特有，如杂质、裂纹、锻造圈或孔隙。

多传力路径：在具有多重独特元件的冗余结构上，当其中一个元件失效之后，所受载荷能够安全地重新分配到其余受力元件上。这些有可能是主动传力路径，即有两个或多个元件在工作时承受相似的载荷，或者是被动传力路径，即结构中的一个或多个元件在其他元件失效之前相对不承受载荷。

剩余强度：结构受到损伤后仍保持的强度。

退役（更换）时间：部件寿命，比如飞行小时或起降架次。部件服役达到寿命后无论情况如何都必须更换。

安全-寿命：在一定的飞行小时或起降架次期间，结构部件由于疲劳损伤产生裂纹而导致强度降低到设计极限值以下的可能性极小。

1.1 第 29.571(a)条

本款明确了对结构进行疲劳容限评定的总要求。

疲劳容限评定的对象是主要结构件（PSE），包括但不限于旋翼，发动机和旋翼桨毂之间的旋翼传动系统，操纵，机身，固定和可动的操纵面，发动机和传动装置的支架，起落架，以及相关的主要附件的 PSE。在进行疲劳容限评定时，对每一个主要结构件还必须考虑按本条(e)款(4)项提出的由于疲劳、环境影响、内在和离散的缺陷或在制造/使用中可能产生的意外损伤，包括损伤可能的类型、大小和位置。对于确定为旋翼航空器主要结构件（PSE）的部件，必须建立适当的检查和退役时间或经局方批准的其它等效方法，保证旋翼航空器在运行寿命期内，不会由于主要结构件的失效引起灾难性事故。

1.2 第 29.571(b)条

本款给出了本条(a)款涉及的两个术语定义。

（1）灾难性失效是可能妨碍持续安全飞行和着陆的事件。

（2）主要结构件（PSE）是指对承受飞行或地面载荷起重要作用，其疲劳失效可能导致旋翼航空器灾难性失效的结构元件。对于旋翼航空器，通常包括但不限于:

（a）旋翼：桨叶，桨毂，铰链，附件，阻尼器以及支撑结构;

（b）旋翼传动系统：齿轮，轴，减速器，联轴器;

（c）操纵系统：承受重复加载的操纵杆，伺服结构以及自动倾斜器;

（d）机身：旋翼系统支撑结构，起落架附件;

（e）固定和可动操纵面：安定面;

（f）发动机，变速器或设备安装：APU，辅助变速箱;

（g）起落架：固定或可收放的主起落架和机身连接结构;

（h）折叠系统：主叶片，尾梁。

1.3 第 29.571(c)条

本款明确申请人提出的符合该条的评定方法必须经过局方批准。

对于旋翼航空器金属结构有各种疲劳容限评定方法，这些方法都有其优势，也可能都是有效的，具体应用取决于损伤的实际情况。条款对具体的结果进行了要求，但不指定实现该结果的具体方法，仅要求所采用的符合性方法必须经过局方的批准。一般包括但不限于主要结构件的确定，结构件可能的损伤情况，载荷谱的确定，疲劳谱的确定，疲劳分析方法，裂纹扩展分析方法，主要结构件疲劳和损伤容限试验验证方案，检查间隔和检查方法等，这些内容都需要经过局方的批准。

1.4 第 29.571(d)条

本款是对主要结构件 PSE 的确定要求。

要求申请人必须充分分析所申请合格审定的旋翼航空器结构的每一个元件和组件，凡是主要承受飞行或地面载荷，且疲劳失效后可能引起灾难性事故的结构件，都是主要结构件。通常需要对旋翼航空器的结构进行失效安全性分析，分析其失效后，剩余结构是否能够继续承担预期飞行中的限制载荷。如果不能继续承担预期的限制载荷，那么该结构件失效就会引起灾难性事故，可以将该结构件确定为主要结构件。

1.5 第 29.571(e)条

本款是确定了主要结构件后，如何进行疲劳容限评定的具体要求。

（1）申请人必须要用飞行实测的方法测定所申请合格审定的旋翼航空器每一个主要结构件在所有临界情况下的疲劳载荷或应力，飞行试验的测试包线应考虑第 29.309 条中的整个限制范围（包括高度影响）内所有临界情况。但飞行实测中，机动载荷系数可以不超过使用中预期的最大值。

（2）用于疲劳容限评定的载荷谱应基于飞行实测获得的预期运行期间的载荷和应力编制，并具备同样的严重程度。同时，应结合所申请合格审定的旋翼航空器预期的使用用途，比如外挂、绞车以及使机体结构承受很高载荷和应力的特殊运营情况，考虑外挂载荷的运行、高频的动力循环运行（运行中大量的地空地循环，或动力周期及飞行小时）等。

（3）当对起落架和其他受地面载荷影响的 PSE 结构进行疲劳容限评定时，要考虑起飞，着陆，和滑跑载荷。

（4）对每个识别出的 PSE 结构件要进行危害性评估，评估工作包括确定损伤的位置、类型和尺寸，同时还要考虑疲劳、环境影响、内在和离散的缺陷、或在制造和使用中可能产生的意外损伤。对于该项要求，申请人需要在疲劳容限评定过程中对可能由于各种原因引起的缺陷和损伤进行分析，包括划伤、冲击、盐雾、腐蚀等，确定其可能的位置，类型和尺寸。该评估结果用于后续确定检查间隔和更换时间的分析和试验。

（5）通过主要结构件的疲劳试验或疲劳特性试验，确定带有本条(e)款(4)项评估结果损伤特性的主要结构件疲劳特性，并根据该疲劳特性确定主要结构件的检查周期和更换时间或其他经批准的等效方法。

（6）疲劳容限评定的分析方法必须由试验或服役经验支持。

1.6 第 29.571(f)条

本款明确结构出现损伤和缺陷后的剩余强度评定要求。

剩余强度的评定目的是为了表明一旦结构中的缺陷发生扩展，其剩余强度要确保在整个使用寿命期间内，能够承受设计限制载荷而不失效。可接受的最大损伤尺寸，必须是结构可以承受限制载荷而不破坏的尺寸。需要申请人对结构缺陷扩展进行研究，在进行损伤扩展试验，以确定检查间隔时，达到最大允许损伤尺寸时，需要进行剩余强度试验，载荷为设计限制载荷，剩余结构应能承受设计限制载荷而不破坏。要求在结构达到剩余强度状态之前发现失效，必须要按需要建立合理的检查间隔和

检查方法。

1.7 第 29.571(g)条

本款是对损伤的影响要求。

结构失效或局部结构失效（损伤）很可能引起结构刚度或几何形状的变化，如果上述变化显著，则要求必须针对发生的变化，进一步研究损伤的影响。在出现损伤的情况下，需要考虑机体结构对刚度、动特性、载荷分布以及各系统的功能影响，确保航空器各系统和结构能够完成预期的功能。

1.8 第 29.571(h)条

本款是对防止灾难性失效的要求。

要求申请人在本条要求的基础上，基于所完成的主要结构件的疲劳容限评定结果，建立检查和更换时间或经批准的其他等效方法，以避免旋翼航空器发生灾难性失效。检查和更换时间或批准的其他等效方法需要经过局方的批准后，作为适航限制章节，放入持续适航文件中。

1.9 第 29.571(i)条

本款是对于不能对本条(e)款(4)项确定的任何损伤类型建立检查的PSE 的要求。

当本条(e)款(4)项识别出的缺陷检查方法，受几何形状和可检性限制，或有更好的设计方法表明建立检查方法是不可行时，本条款给出了其他的解决方法。结合该 PSE 的更换时间，建立补充程序，以降低在旋翼航空器整个生命期内，这些类型缺陷发生并引起灾难性事故的可能性，使出现的风险减至最小，其本意是对于特殊情况允许申请人采用疲劳寿命的方法进行验证。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.571 条要求可接受的符合性方法包括：设计评审、分析/计算、安全性评估、试验室试验、地面试验和飞行试验。

2.1 必须考虑的因素

为满足条款要求，在符合性表明时应考虑下列问题。

(1)确定 PSE。

为了说明对每一主要结构件（PSE）进行了疲劳容限评定，需要进行安全评估确定 PSE,或未检测到的 PSE 的失效可能导致旋翼航空器的灾难性事故。可以使用失效模式和影响分析或类似的方法对旋翼航空器的 PSE

进行安全性评估。在进行 PSE 安全评估时可能需要特别关注有以下特征的结构:

(a) 不规则形状的零件，或包含许多或重叠的圆角，孔，螺纹或凸耳的零件;

(b) 没有历史运行经验的独特设计的部件;

(c) 没有以往经验的新材料或工艺;

(d) 螺栓连接或销连接;

(e) 易受腐蚀磨损的部件;

(f) 复合铸造;

(g) 焊接部分。

(2) 除了机动载荷系数不需要超过使用中预期的最大值，按第 29.309 条（包括高度影响）要求的整个设计限制范围内，通过飞行实测确定 PSE 在所有临界情况下的疲劳载荷或应力（稳态和波动），详见第 2.3(3) 节

(3) 包括外挂载荷运行（如果适用）和其它高频动力循环运行的所有预期使用情况下的载荷谱要以预期使用中的载荷或应力为基础（考虑），详见第 2.3(3)、(4) 节。

(4) 对可能的损伤进行危害评估，包括确定可能的位置、类型和大小。特别是，应该包括对每个部件的具体工艺细节、运行环境和维护实践的评估，以确定潜在的损伤。详见 2.3(5) 节。

(5) 旋翼航空器的可检测性、检查方法和可检测的缺陷大小应与所选择的疲劳容限方法匹配，并在真实情况下进行试验验证。详见第 2.3(6) 段。

(6) 对于每个 PSE，应选择一个或多个疲劳容限评定方法，以确保危害评估引起的每个特定损伤得到处理，并满足 2.2 节中讨论的检查和退役时间要求。应评估结构及其材料的疲劳容限特性（包括可变性），通常情况下，包括结构及其材料的疲劳强度、疲劳裂纹扩展特性和受损结构的剩余强度。详见第 2.2 和第 2.3(7)、(8) 节。

(7) 应在持续适航性说明的限制章节中提供疲劳容限评定结果。详见第 2.2(9) 节。

2.2 疲劳容限评定

通过分析和试验评估 PSE 的疲劳容限时，应建立检查和退役时间或

经批准的等效方法以避免旋翼航空器使用期限内的疲劳裂纹所致的灾难性故障。评估过程中应考虑所有 PSE 上可能存在的威胁影响，这些威胁应通过 PSE 的所有临界区域的疲劳特性和剩余强度来识别。本文中将对普遍认可的七种方法进行了探讨，详见表 AC 29.571-1。该表还对具体方法所支持的安全管理策略、所属分析类型以及具体方法能否用于处理危害评估所识别的损伤类型做了注释。其中，AC 29 MG 16 对结构缺陷容限的疲劳评定提供了可接受的符合性方法。

(1) 可通过每种评估方法所得出的结果来辅助制定退役时间或检查要求。其中四种方法被用于通过退役确保安全的策略，并且评估结果有退役时间，其他三种方法被用于通过检查来确保安全的策略，同时评估结果有服役下的检查要求。

(2) 为满足合格的疲劳容限，根据实际情况会采用一种或多种评估方法。比如，为了有效管理各种原因所致的疲劳，可结合使用安全寿命退役方法和裂纹扩展检查方法。

(3) 除了安全寿命退役方法之外，表中列的方法都是为了明确解决某种程度的损伤而制定的；理论上，所有方法都可以通过分析和试验来执行，但在实际使用中由于考虑到评估效果，一些评估方法可能会通过分析完成，而另一些方法则有可能会通过试验实现。

表 AC 29.571-1 七种疲劳容限评定方法

方法	段落	策略	分析类型	危害评估结果
安全寿命退役	2.2(6)(a)(i)	退役	裂纹萌生	不包括
勉强可检缺陷的安全寿命退役	2.2(6)(a)(ii)	退役	裂纹萌生	不包含裂纹
明显可检缺陷的安全寿命退役	2.2(6)(a)(iii)	退役	裂纹萌生	不包括裂纹
明显可检缺陷的安全寿命检查	2.2(6)(a)(iv)	检查	裂纹萌生	包括
失效元件的安全寿命检查	2.2(6)(a)(v)	检查	裂纹萌生	考虑所有元件时包括
裂纹扩展退役	2.2(6)(b)(i)	退役	裂纹扩展	裂纹范围受损时包括
裂纹扩展检查	2.2(6)(b)(ii)	检查	裂纹扩展	包括

(4)从分析而言，上述方法分裂纹萌生、裂纹扩展两类，2.2(6)(a)和2.2(6)(b)按照分类对这七种方法进行了概述。

(5)结构相似时，服役经验可用于支持疲劳容限特性的制定。

(6)疲劳评估方法。

(a)裂纹萌生法。考虑下述相关方法都涉及量化裂纹在制造零件的关键区域或在遭受一定程度损伤的关键区域初始裂纹出现时间，故都归类为裂纹萌生法。这些分析方法主要依靠疲劳数据（比如应力和循环次数曲线）和累积疲劳损伤算法（比如Miner理论）来制定高裕度退役时间。试验支持使用已加工的样本或危害评估中被认定为有损伤的样本。

(i)安全寿命退役。安全寿命退役主要说明因疲劳载荷所致的损伤，而不是因加工或使用条件所致的瑕疵或缺陷，该方法的使用是针对成品零件在出现裂纹之后被替换。分析或试验有可能被用于确定裂纹萌生寿命。该方法的原理主要以裂纹变大之前的零件替换为依据，解释损伤时，该方法需要通过其他方法进行补充。详细的符合性说明，见第2.3(7)(a)节。

(ii)几乎不可检测的缺陷（BDF）安全寿命退役。BDF安全寿命退役主要处理几乎不可检测的损伤影响，因此很可能在零件的使用寿命中不被注意到。该方法的应用可以根据BDF到产生裂纹的时间计算出更换时间，分析或试验可用于确定裂纹萌生寿命。该方法的原理主要以裂纹变大之前的零件替换为依据，应使用其他方法来处理超出BDF的损伤。详细的符合性说明，见第2.3(7)(b)节。

(iii)可清楚检测的缺陷（CDF）安全寿命退役。CDF安全寿命退役主要处理能够被清楚地检测的损伤影响，但是保守地认为零件退役之前无纠正措施。使该方法的应用结果是基于从CDF到产生裂纹的时间为退役时间。分析或试验可用于确定裂纹萌生寿命。此方法的基本原理是基于在产生裂纹的概率变大之前更换部件，使用该方法本身可以达到可接受的疲劳容限，并可能排除任何强制指示检查的需要。详细的符合性说明，见第2.3(7)(c)节。

(iv)可清楚检测的缺陷（CDF）安全寿命检查。CDF安全寿命检查主要处理能够被清楚地检测的损伤影响，因此预期不会长时间地不采取纠正措施而服役。应用这种方法结果为指定的检查任务，检查间隔基于可

清楚检测的缺陷形成裂纹的时长。分析或试验可用于确定裂纹萌生寿命。该方法的原理是基于在形成裂纹的概率变大之前进行目视检测和缺陷处理。对于无法检测的缺陷，必须用其他方法来处理，并且应在出现损伤之前考虑疲劳影响。详细的符合性说明，见第 2.3(8)(a)节。

(v)失效元件的安全寿命检查。失效元件的安全寿命检查结果是对一个完全失效的载荷路径进行检查，其间隔基于邻近结构的裂纹萌生寿命，考虑到由于要检查的载荷路径的失效而引起的内部载荷重新分配。初始结构设计的传力路径出现失效元件时可使用该方法，其原理主要以相邻结构初始裂纹扩大之前的目视检测和失效传力路径处理为依据，如果导致第一个载荷路径失效的损伤可能同样影响到剩余路径，则情况可能不合适。详细的符合性说明，见第 2.3(8)(c)节。

(b)裂纹扩展法。考虑以下内容都涉及临界区域内的裂纹从初始尺寸扩展到最终尺寸所需的时间，故而归类为裂纹扩展法。从分析上看，这些方法取决于裂纹扩展速率特性（例如，da/dN 随ΔK 或随 R 的变化，其中 da/dN 为裂纹扩展速率、ΔK 为应力强度因子变程、R 为交变载荷的应力比）和断裂特性（例如，平面应变断裂韧性 K_{IC}）。基于这些特性，以断裂力学为基础的工具可用于预测裂纹扩展和最终破坏。该方法的辅助试验使用了包含裂纹的样本以及涉及实际裂纹扩展和最终断裂监控的记录文档。

(i)裂纹扩展退役处理旋翼航空器生产或服役过程中可能出现的最大损伤，这些损伤基于危害评估结果建立了边界等效裂纹（BEC）作为损伤模型，可以使零件在裂纹扩大使剩余强度降低到设计限制水平之前被退役。由于标准的 BECs 相对较小且较难找到试验样本，因此该方法通常通过分析实现，其原理是在可能发生最大损伤的等效裂纹导致剩余强度低于设计限制前更换部件。通过此方法可以使其自身的疲劳容限符合要求，并且排除 BECs 提供的各种强制执行的威胁检测。详细的符合性说明，见第 2.3(7)(d)节。

(ii)裂纹扩展检查处理旋翼航空器生产或服役过程中可能出现的损伤。在服役状态下，选择一种能确定可检测裂纹大小的检查方法，并且所确定的这些裂纹会导致载荷路径完全失效。根据可检测裂纹扩展到临界尺寸或裂纹扩展到使邻近结构的剩余强度下降到设计限制所需的时间来制定检查间隔。该方法可适用于单传力路径结构或多传力路径结构以

及完全失效传力路径的检查，可通过可检测裂纹或失效传力路径样本的使用难度试验分析来实现，其原理为剩余强度低于设计限制载荷之前的裂纹或失效传力路径的检测和处理。详细的符合性说明，见第 2.3(8)(b)节。

2.3 符合性方法

(1)概述。本条要求的疲劳容限评定结果用于建立操作程序，旨在将旋翼航空器在使用寿命期间发生灾难性失效的风险降至最低，要求评估时应考虑生产和服役过程中的损伤所产生的影响，进行可能性危害评估时，应通过疲劳容限评定识别零件的损伤。

(a)开展疲劳容限评定时，应建立检查间隔和退役时间或经批准的等效方法来避免灾难性失效。应建立退役时间，以确保在成品结构和在使用寿命期间可能未检测到损伤的结构的基线极限强度不受影响；必须建立可检损伤的检查间隔，从而使强度性能不低于最大设计限制；上述要求目的在于，如果未出现损伤，那么该结构能继续承受合理载荷，并且在检测到损伤或结构被替换之前不会出现灾难性失效或结构过度变形。如果受几何形状、可检查性或良好设计经验的限制,则应在适当情况下建立补充程序,将现有损伤或导致灾难性失效的风险降至最低。

(b)以下考虑有助于疲劳容限结构的设计。

(i)采用多元和多传力路径结构，并提供相关止裂措施，该止裂措施能限制（阻止）裂纹扩展，并且能维持足够的剩余强度。

(ii)选择能防止裂纹扩展或裂纹萌生缺陷的材料和应力水平，或选择裂纹扩展速度慢且出现裂纹后能维持高强度的材料。材料的性能应由试验数据证明。

(iii)用于检测损伤（例如，裂纹和缺陷）和退役或修理的设计

(iv)规定限制损伤的发生和同时发生多重损伤的概率，特别是在长期服役后。

(c)本条款规定建立本条符合性的方法必须提交并被局方接受，建议申请人应在早期阶段即与局方进行协调。建议的方法应包括下列项目:

(i)待评估的 PSE 件清单。

(ii)PSE 威胁分析的结果，包括为确定退役时间、检查程序或其他程序将考虑的损伤类型、位置和大小。

(iii)检查标准，包括可检测性或可检查性的估计，以及将损伤风险降到最低的任何补充程序。

(iv)用于确定退役时间、检查或其他程序的分析方法和辅助试验数据。

(2)PSE 识别。为了识别 PSE，疲劳容限评定最先应考虑机身结构和结构元件以及组件。确定为 PSE 的结构元件和组件应正式提交给局方，并根据良好的设计实践、类似结构的服役历史、图纸评审、静强度分析或其他适当方法为 PSE 进行论证。

(a)识别引起因疲劳而导致旋翼航空器出现灾难性失效的结构时，可能会使用故障模式和影响分析或类似的方法。由第三方提供（如运营者）分析时，应设计疲劳容限 PSE，并且必须对旋翼航空器厂商的零件规格进行鉴定。PSE 清单可能会包括结构元件和组件，并且这些元件和组件能在旋翼航空器的使用寿命内符合预期的有效疲劳载荷。对于旋翼航空器，PSE 通常包括但不限于:

(i)旋翼：桨叶，桨毂，铰链，附件，阻尼器以及支撑结构;

(ii)旋翼传动系统：齿轮，轴，减速器，联轴器;

(iii)操纵系统:承受重复加载的操纵杆,伺服结构以及自动倾斜器;

(iv)机身：旋翼系统支撑结构，起落架附件;

(v)固定和可动操纵面：安定面;

(vi)发动机，变速器或设备安装：APU，辅助变速箱;

(vii)起落架：固定或可收放的主起落架和机身连接结构;

(viii)折叠系统：主叶片，尾梁。

(b)完整结构或有代表性的部分元件结构分析和疲劳测试可以确定需要进行疲劳容限评定 PSE 位置。同时应考虑以下内容:

(i)应变片测量得到的原始结构的高应力点。

(ii)分析显示高应力或低安全裕度点。

(iii)静力试验中发生永久变形的位置。

(iv)在疲劳试验中发生失效的位置。

(v)通过分析发现疲劳损伤可能性产生的位置。

(vi)相邻元件失效时最大允许应力发生的位置。

(vii)保持足够的剩余强度所需的结构高应力点。

(viii)难以检测的位置。

(ix)类似元件的服役经验表明潜在的疲劳或其他损伤的位置(比如，侵蚀、腐蚀、磨损)。

(3)飞行载荷测量大纲。每个PSE的预期载荷谱模拟应以应变计记录数据为依据，并且应作为结构性飞行试验大纲的一部分。PSE预期载荷谱应包括运行中预期的稳态、瞬变和振动载荷。AC 27.571为研究和使用飞行测量载荷提供了进一步的细节，作为疲劳容限评定中所使用的载荷谱的基础。

(4)旋翼航空器的任务谱。

(a)应制定任务谱和载荷谱，从而使实际用途和载荷不会引起疲劳损伤或裂纹扩展速度超出疲劳容限评定中规定的频谱范围。任务谱在飞行或机动操作状态下的时间或频率百分比分配应以旋翼航空器的预期用途为依据。需要考虑的因素应包括飞行历史、记录的飞行数据、静强度要求中指定的设计限制、建议的运行条件和旋翼航空器飞行手册规定的限制。

(b)为疲劳试验和分析目的而开发的疲劳载荷谱应能代表预期的服役使用情况。对于不造成疲劳损伤的低幅载荷等级可以省略(截除)。载荷谱的简化还可以包括对具有共同稳态和振动载荷值的百分比或循环的和。

(c)稳态、瞬态和振动飞行荷载应分配到每个载荷谱，并且应将其用于所有条件下的疲劳容限评定，同时评估过程中应注意高度、重心(CG)、总重(GW)、空速等等代表预期的重量/重心任务配置的组合。

(d)任务谱应提交局方认可。任务谱包括在“外挂载荷”条件下的时间比，并且应该代表“最坏情况的综合”，包括旋翼航空器在执行设计任务期间预计会经历的所有临界情况。

(e)AC 27.571提供了用于疲劳容限评定的任务谱使用的进一步细节。

(5)危险评估。

(a)应确定生产和服役期间可能对每个PSE造成损伤的潜在危害，每个PSE都应该进行危害评估。为进一步了解元件及其全局环境，应确定以下项目:

(i)制造工艺。

(ii)质量控制过程。

(iii)组件及其周围组件的规定存储、运输、处理、组装和维护方面。

(iv)运行环境。

(v)潜在的腐蚀，包括腐蚀性液体污染。

(vi)碎片、掉落的工具、冰雹、维修期间的踩踏等所致的潜在冲击损伤。

(vii)潜在的磨损。

(b)考虑到发生损伤的时间和环境，为确定可能的损伤的类型、位置和大小，应考虑以下因素:

(i)根据所使用的特定制造工艺所涉及的细节和潜在敏感性的评估，在成品结构中可能存在的内在缺陷和其他损伤。

(ii)在与部件和周围部件的存储、运输、搬运、装配、维护、大修、修理和运行相关的规定活动中可能发生的损伤，包括冲击、划痕、微动、腐蚀、污染、磨损和螺栓扭矩损失。

(iii)先前的类似事件或类似元件中收集的经验和数据；识别风险、损伤原因和包含在缺陷或裂纹中的影响时，应考虑所使用的材料和工艺。

(iv)冶金评价、制造记录和翻修与修理报告、外勤服务报告和事故调查以及工程评价等将用作辅助资料。

(v)数据不可用时，应使用试验方法对危险进行模拟，并且通过试验和分析确定其影响。经与局方达成一致后，可以为每一类损伤建立一个上截止值。

(vi)为减少或避免损伤，应为生产、运输、处理、安装和维护说明提供保证。此类过程或说明的实例可以是固化制造工艺、飞行关键部件程序、材料选择（以减轻内在缺陷，如夹杂和缺陷）、减少从名义结构偏差的程序等。

(vii)结构防护保证，比如使用防护涂层、屏蔽及电镀防腐、抗磨损和抗撞击。

(viii)关键区域将被假定为典型的损伤位置，除非提供适当的理由来限制其适用于部件的特定区域或部分

(c)损伤的分类。

(i)在疲劳容限评定中，危害评估的结果被用于进行损伤分类，所使用的损伤分类方式取决于疲劳容限评定方法。根据此方法，应确立 BDF、

CDF、BEC 或可检测的初始裂纹。

(ii)对于确定的每一种损伤类型，所考虑的尺寸应代表可能无法通过为部件建立的检查技术检测到的最大尺寸。不考虑超出规定范围的损伤尺寸。标准的损伤大小或攻击水平可能来自之前的经验。每个申请人必须证明疲劳容限评定所使用的损伤及裂纹大小，在使用期限内，服役过程中发现的缺陷大小应该与设计证明中的大小相关。

(iii)勉强可检的缺陷（BDF）。为进行退役时间分析，BDF 的缺陷大小有可能被谨慎用于表示最坏情况下的不可检测缺陷，或者当可检测的尺寸大于危害评估中确定的尺寸时，可以使用更小一点但不低于缺陷大小的尺寸。有时候，应为铸件之类的特殊生产过程制定“容许”的可检测缺陷尺寸。假设测试结果的后续分析中缺少损伤尺寸，而且测试样品无法模拟可容许的最大缺陷尺寸，那么有可能会使用可适用样本中的缺陷大小。

(iv)明显可检的缺陷（CDF）。检测间隔中有可能会使用“明显可检测”的缺陷大小。要考虑的最大离散规模的 CDF 可能限于保留相当一段时间的 CDF 的最大规模，而在一般情况的例行检查和专业人员的正常观察中不会被发现。损伤尺寸有可能被限制在危害评估中识别的最大尺寸的范围内。对于多传力路劲，应确定失效的传力路径数量。

(v)边界等效裂纹（BEC）。必须定义一个边界等效裂纹，以使用裂纹增长衰减法确定衰减时间。BEC 的尺寸应限制制造、维护或使用环境可能导致的损伤对寿命的影响，该尺寸可以通过对元件或服役疲劳寿命数据的反向分析计算来确定，其中考虑了数据中的材料变异性效应。在任何情况下，都不应该有任何可能的损伤导致零件在 BEC 达到临界尺寸所需的更短时间内失效。每个申请人必须证明在分析中使用的 BEC 大小，然而一些有限的经验表明，以下 BEC 尺寸可能是合适的。

1)精密机械零件的表面裂纹半径为 0.380 mm（0.015 inch）。

2)典型铝制机身结构的紧固件孔出现 1.270 mm（0.050 inch）半径的四分之一圆角裂纹。

(vi)初始检测裂纹。使用裂纹扩展检查方法时，应制定初始检测裂纹的尺寸与形状。检查间隔以初始检测裂纹扩大到引起旋翼航空器出现灾难性失效的尺寸（a_{CRIT}）的时间为依据。初始检测裂纹是检测方法所具

备的功能，忽略检查方法的情况下，能够检测到裂纹大小的概率应该很高，并且可以被证实。

(6) 可检性和检查方法。本节提供了有关选择和证明损伤检查方法的指南，其目在于运用第 2.3(8) 节（检查间隔）和第 2.3(10) 节（批准的等效方法）中的方法。第 2.3(8) 节中的方法可以产生强制执行的检查程序，并且应包含在符合第 29.1529 条监管要求的有关持续适航说明的适航限制章节（ALS）中，该检查由局方在规定时间内用批准的方式完成。此外，第 29.571 条允许用“批准的等效方法”来完成符合性表明，并且该方法在第 2.3(10) 中专门探讨。这些批准的等效方法可能包括直接测定损伤或缺陷的活动，以及第 2.3(8) 段中所使用的方法。这一系列活动应表现出可靠性，并且应通过专业人员系统地执行。在确定检查、检查方法或直接损伤检测时，应考虑以下因素:

(a) 可检测性。应为主要的结构元件设计检查目标，检查过程中应考虑透气结构、检修孔或端口以及其他用于进行检查的疲劳临界区域。为了执行检查，有可能会把设计进行分解，但是应避免计划维修所致的拆卸。

(b) 完成疲劳证明所需的具体检查方法包括:

(i) 与危害评估相匹配，第 2.3(5) 节提供了操作载荷和环境下的检测概率高的危害评估方法。

(ii) 符合直升机潜在使用者的能力、设施和资源。应避免进行复杂或困难的现场检查，特别是当预计直升机的使用可能包括在偏远地区的长时间作业时。

(iii) 通过全尺寸试验项目或使用相同方法的类似应用经验来研究和证明该具体应用。

(iv) 包括在适航限制章节的相关内容符合第 29.1529 条和本条 (g) 款的持续适航要求。

(c) 可检损伤大小评估。

(i) 如果证明过程以具体缺陷或裂纹大小的检测为基础，那么应通过评估来确保所选用的检查方法能够可靠地检测到服役过程中存在的损伤大小。假如这种方法的检测能力已被全尺寸试验程序或类似结构和损伤检测证实过，那么该评估可能会以检测能力已知的现有检查方法和设备为依据。

(ii) 如果具体检查方法的检测能力当前未知，或者具体方法的检测能力需要延伸到更小的损伤尺寸，那么应对预期用途仅限系统评估和证明。该评估可以包括按照损伤尺寸来确定发现概率，并且把执行检查的环境和直升飞机潜在运营人的能力考虑在内。

(d) 损伤间接检测。许多损伤检测过程可以被用作“批准的等效方法”，并以此来辅助结构证明（参考第 2.3(10) 节）。如果由专业人员来执行这些程序，那么为了进行证明，这些程序可以与第 2.3(8) 节中所呈现的方法一起使用，符合性表明的实例有:

(i) 通过振动、噪声或旋翼锥体观察来检测飞行过程中出现的损伤。应考虑噪声和振动的背景水平，以及指示是否具有不同的性质（更容易检测到），而不仅仅是水平的变化（更不易检测到）。

(ii) 在飞行前检查或例行目视检查中明显的损伤。可能包括明显的缺陷或裂纹，但也可能包括结构被发现是松动，破碎或软的（当用手偏转时）；其他明显的损伤检测可能包括流体泄漏，紧固件的缺失，结构弯曲或不对齐，或机械部件卡住。

(iii) 飞行结束时所指示的损伤。光谱油液分析就是一个例子。

(iv) 用自动方法进行损伤检测。包括通过箔片、光纤或断线、载荷监测（检测内部载荷分布的变化）、声频发射监测或其他满足损伤可检测性和可靠性目标的机载传感器进行裂纹检测。

(7) 退役时间。

下列四种方法中的每一种都为 PSE 确定退役时间。疲劳容限特性的确定应包括用传统的安全寿命法进行评估，此外可以作为缺陷确定的退役时间对比基线，假如该时间是计算的最低时间，那么它应该作为该结构的退役时间。

(a) 传统的安全寿命方法用来解释由疲劳载荷引起的损伤，但是不适用由于生产和服役条件下引起的缺陷和瑕疵。如果采用这种方法来确立退役时间，那么第 2.3(5) 节中识别的损伤必须通过检查或其他等效方法来处理。AC 27.571 提供了以传统安全寿命法为基础的疲劳评估指导信息，该方法包括:

(i) 按照成品结构的振幅或频谱试验建立平均疲劳曲线（如应力-寿命或应变-寿命）；

(ii)创建带有强度和寿命裕度的工作疲劳曲线;

(iii)用已知飞行载荷和预计用途来进行累计损伤使用寿命计算。

(b)使用 BDF 的安全寿命退役时间证明提供了一个结构的安全运行期，该结构可能存在缺陷，但在此期间没有被检测到。勉强可检缺陷将被保守用作最坏情况下的不可检测缺陷。除需要考虑结构临界位置上的内在或离散临界缺陷外，试验和分析过程中使用了传统的安全寿命法。应注意的是该方法属于安全寿命（裂纹萌生）法，所以它不适用于缺陷以被视为裂纹的情况。

(i)需要考虑的缺陷的类型、大小和位置由危害评估确定(见 2.3(5)节）。如果证明这些缺陷具有与相应的代表性缺陷相同或更严重的强度降低效应，则可以用“等同缺陷”表示。

(ii)有缺陷结构的平均疲劳强度可以通过下列三种方式中某个确定:

1)带缺陷的全尺寸结构试验:

a)通过危害评估来确定的有代表性的缺陷或可证实的“等同缺陷”，并且这些缺陷都出现在结构的临界位置上。

b)进行 S-N 或频谱安全寿命疲劳试验，详见 AC 27.571。

c)有缺陷的平均值 S-N 曲线可以直接通过数据推断。

2)通过缺陷影响修改成品结构的强度。

a)使用全尺寸 S-N 或频谱安全寿命疲劳试验确定成品结构(无缺陷)的平均强度。

b)缺陷的影响可以通过分析确定，通过与之前已经确定缺陷影响的组件的相似性确定，或者通过包含全尺寸组件相关特征的样本测试程序确定。应考虑材料形式、几何特征、表面光洁度以及稳态和振动载荷水平，并结合危害评估中确定的具有代表性的缺陷

c)可通过无缺陷的成品结构来确定缺陷影响和疲劳结果。

3)缺陷影响修正的分析平均强度:

a)如果可以完成与类似设计的相关性，或者在工作曲线缩减中包含额外的保守性，则可以分析确定成品结构（无缺陷）的平均强度。

b)缺陷的影响可以通过分析确定，通过与之前已经确定缺陷影响的组件的相似性确定，或者通过包含全尺寸组件相关特征的样本测试程序确定。应考虑材料形式、几何特征、表面光洁度以及稳态和振动载荷水

平，并结合危害评估中确定的具有代表性的缺陷。

c) 可通过无缺陷的成品结构来确定缺陷影响和疲劳结果。

(iii) 工作曲线确定。缩减系数应用于确定工作疲劳曲线上的平均值曲线。正如 AC 27.571 所述，工作曲线缩减系数应考虑试验的样本数、分散性、相同材料或类似结构之前试验数据以及服役经验，适当调整时，传统安全寿命法中可能会使用不同的缩减系数。

(iv) 确定退役时间。AC 27.571 在累积损伤分析中使用了工作疲劳曲线、飞行载荷和任务谱，并以此计算安全退役时间。

(c) 明显可检缺陷（CDF）的安全寿命退役。

(i) 如果申请人选择，退役时间可以基于比 BDF 情况更大的缺陷，直到 2.3(5) 节所述的明显可检裂纹的大小。当如果希望允许一个特定的与制造相关的可检测尺寸的缺陷在结构的寿命周期内保持，而不需要进一步的检查，该类情况是可能的。

(ii) 此类情况可按照第 2.3(7) (b) 节的描述来证明，除了选择用于更换时间证明的较大缺陷而不是 BDF。

(d) 裂纹扩展退役。

(i) 概述。

1) 裂纹扩展退役方法主要通过将结构件及时退役解决结构的损伤疲劳（而非检测），确保 PSE 件的持续适航，退役时间按照裂纹扩展特性确定，该方法中没有明确的检查要求。

2) 需要通过分析、试验或两者结合来证明 BEC（a_{BEC}）符合制造、维护和服务环境的最严重裂纹，并且结构被退役前在工作载荷下该裂纹不会继续扩大或不会扩大到临界尺寸（a_{CRIT}）。通过限制荷载来确定临界裂纹尺寸（a_{CRIT}）。裂纹应假定在临界位置，并且应通过包含地面-空中-地面的循环的预期工作载荷的最大应力强度因素范围来确定。建议进行全尺度疲劳试验，以提供对构件疲劳行为的理解，并支持所选方法；特别是要求确保识别“关注”的疲劳特性，经验表明通过分析的方式往往无法实现。

3) 通过危害评估（见第 2.3(5) 节）支持所使用的 BEC 尺寸，目的在于使 BEC 适当限定制造、维护和服务环境的最严重缺陷，即 BEC 扩大到临界尺寸之前，任何来源的缺陷都不能导致零部件出现失效。应该注意

到数学方法计算得出的裂纹有可能无法代表真实裂纹。如果通过样本试验或工作疲劳数据的反演算分析确定 BEC 时，那么对预测方法的依赖度会更高（比如，扩展算法、材料数据等），因此进行疲劳容限评定时应使用相同的预测方法。当 BEC 以试验或服役数据为依据时，必须对裂纹萌生和裂纹扩展时的材料变异性进行说明。

4)为确定退役时间，应在临界位置假设 BEC，并且应为预期载荷和环境谱确定裂纹扩展特性。可以通过三种不同的方法完成裂纹扩展评估，并且还可以用于制定结构的退役时间,主要包括不扩展、不可检裂纹缓慢扩展、可检裂纹缓慢扩展,图 AC 29.571-1、图 AC 29.571-2 和图 AC 29.571-3 对这些方案进行了解释。

(ii)裂纹不扩展结构。结构关键部位的微裂纹（a_R）在使用载荷作用下不扩展，这种情况不需要进行特殊检查，退役时间不超过设计寿命 L_{DES}（见图 AC 29.571-1）；

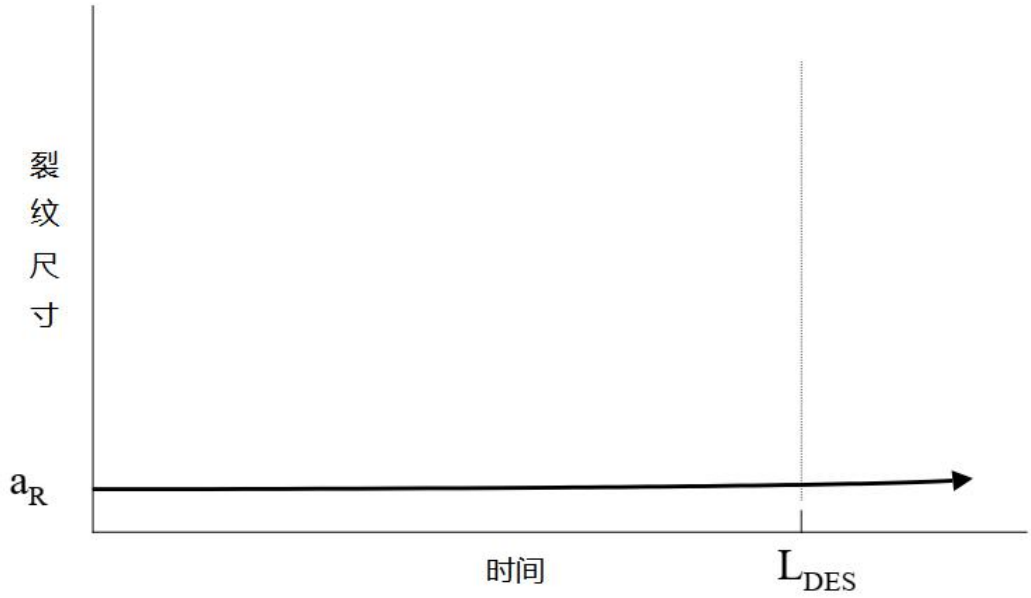


图 AC 29.571-1 裂纹不扩展结构

(iii)不可检裂纹缓慢扩展结构，结构关键部位的微裂纹在使用载荷作用下稳定、缓慢扩展，扩展到可检测裂纹（a_{DET}）之前已达到临界裂纹尺寸（a_{CRIT}）（通过极限载荷来确定），退役时间为裂纹扩展到临界尺寸时的时间 L_T除以分散系数 N（见图 AC 29.571-2）；

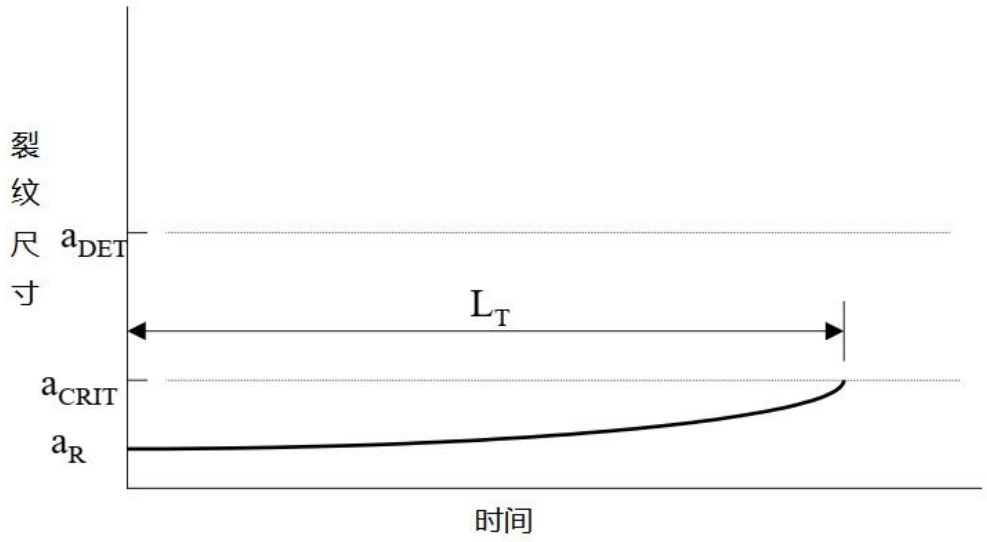


图 AC 29.571-2 不可检裂纹缓慢扩展结构

(iv)可检裂纹缓慢扩展结构，结构关键部位的微裂纹在使用载荷作用下扩展到可检长度的时间 L_1作为检查周期的门槛值，可检裂纹扩展到临界尺寸的时间 L_2作为重复检查的时间间隔。退役时间为裂纹扩展到可检尺寸时间 L_1加上扩展到临界尺寸的时间 L_2，最后除以分散系数 N（见图 AC 29.571-3）。

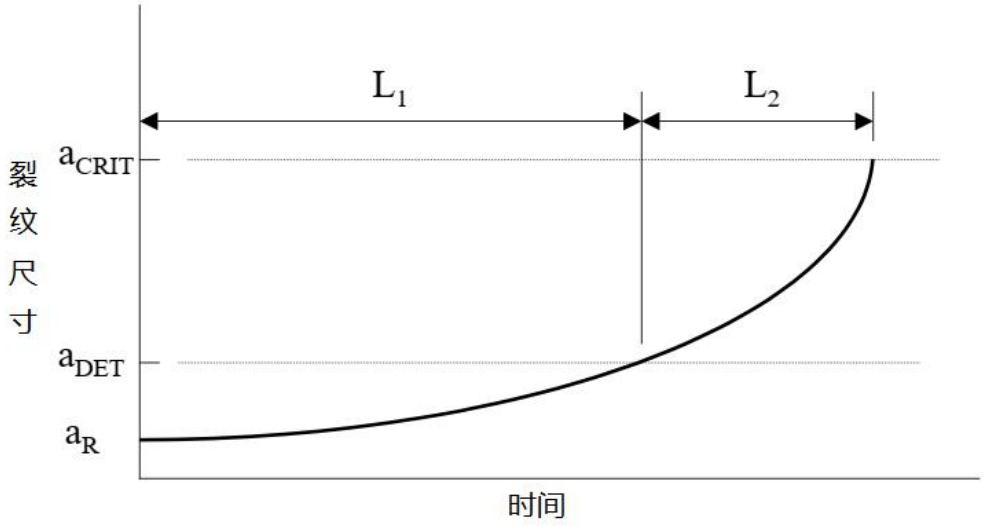


图 AC 29.571-3 可检裂纹缓慢扩展结构

(v)裂纹扩展退役的寿命系数。

1)在确定 N 用于计算退役时间时，应考虑所使用的给定裂纹扩展数据(例如，分散最高的分散数据与相对平均数据、生成数据过程中所使用的样本数量等)。

2)假如裂纹扩展分析中使用了分散最高的裂纹扩展数据时，建议系数 N 的最小值应该使用 N=2;或者裂纹扩展分析中使用了平均裂纹扩展数

据时，系数 N 的最小值应是 N=4；当裂纹扩展寿命来自一个试验样本，系数 N 的最小值应该是 N=4(两个或两个以上的全尺寸试验件时 N=3)。

3)需要注意的是使用这种方法时，裂纹扩展临界值ΔK_{th}尤其重要，因为检查过程中没有元件来确保后续的适航性；同时，应注意分析过程中可能会用到的裂纹扩展临界值验证；并且还应考虑所使用的求值过程、微观结构、热处理、裂纹大小、载荷条件、环境、晶体大小和方向等造成的影响。总之，建立统一的ΔK_{th}数据库时，有可能需要取样试验，并且采用已公开的数据可能还需要额外的保守处理。

(8)检查间隔。以下三种方法提供了为可检损伤或可检损伤扩展确定检查间隔的方式；首次检测的时间应与确定的重复间隔一致，但申请人能够验证的其他时间情况除外。

(a)CDF 的安全寿命检测为可检缺陷的存在提供重复检测之间的运行安全间隔。通过采用传统的安全寿命方法（除考虑了内在的和分散的关键缺陷外）进行试验和分析完成验证。考虑的缺陷大小应是应该“明显可检的”，确定为可检缺陷的保守代表，该类缺陷可以在整个间隔中保持不变。应该注意的是，因为这种方法是一种安全寿命（裂纹萌生）方法，当缺陷被认为已经是一个裂纹时，不适合使用此方法。

(i)此种情况或许可以采用第(7)(c)段描述的方法——带有明显可检缺陷的安全寿命退役，用作重复检查间隔的计算的退役时间除外。

(ii)重复检测包括使用验证的检查方法检测存在的缺陷的结构。如果没有发现缺陷，可能会使结构恢复至另一个检查间隔期的正常运行中，直到确立了退役时间为止。如果发现了缺陷，该结构退役；或者，如果已经验证了特定的缺陷类型的修复程序，修复了结构并返回至另一个检查间隔期的正常运行中，直到确定了结构的退役时间为止。

(iii)修复的验证应包括考虑现在是否存在未检测出的裂纹和最初的验证方法是否仍然适用。

(b)裂纹扩展检测。此方法取决于在裂纹变得很危险之前对裂纹的检测，以确保 PSE 持续适航性。虽然能够具有高可靠性地检测出裂纹的任何检测可以使用这种方法，做选择的时候应考虑第 2.3(6)“可检性和检查方法”相关内容。选择的检查方法将定义初始的可检测裂纹（初始的可检测裂纹将用于执行疲劳容限评定）。一旦定义了初始的可检测裂纹，则必须执行裂纹扩展和剩余强度评定，以确定初始的可检裂纹（a_{DET}）扩

展至将会导致旋翼航空器灾难性失效的尺寸（a_{CRIT}）的时间。可以通过理论分析或试验来执行这种评定；在大多数情况下，是使用断裂力学方法进行分析的。a_{DET}增长至a_{CRIT}的最终寿命将用于设置检查间隔。无论检测级别如何（例如，检测出一个多传力路径结构中的传力路径完全失效或部分传力路径失效），该方法适用于单一或多重传力路径结构。

(i)单一传力路径结构。图 AC 29.571-3 中的L_2标示了一个结构中的可检测裂纹（a_{DET}）增长至关键尺寸（a_{CRIT}）的时间。如果是一个单一的传力路径结构，检查间隔将确立为L_2除以 N（分散系数），该检查间隔在此零件退役之前一直有效。

(ii)多元件结构。

1)根据可检查性考虑因素和传力路径失效后结构的剩余寿命特性，利用多传力路径结构的冗余可能是有益的。另一方面，多传力路径结构的安全性可以在不利用冗余的情况下进行管理。在这种情况下，将独立考虑每个传力路径，并为每个传力路径建立与 2.3(8)(b)(i)段一致的检查间隔。当依据危险评估，损伤可能会同时出现在每个元件中时，对于应力相似的传力路径可能是必要的。

2)当考虑多传力路径结构中的冗余时，可能有两种情况：一种是所需的检验是用于完全失效的传力路径；另一种是对小于失效的传力路径进行检查。在任意情况下，主传力路径失效后的次传力路径的剩余寿命被用于确定检查间隔，与此一致的是，由此产生的间隔只有在考虑了累积的疲劳损伤或裂纹增长后才是有效的，图 AC 29.571-4 中的裂纹增长的相关内容中说明了此问题。只要主传力路径保持不变，且载荷重新分配可以忽略不计，初始裂纹在次传力路径上的裂纹扩展将沿着曲线 A-B 进行。然而，在主传力路径失效时，由于载荷重新分布，次传力路径上的载荷将增加，裂纹扩展将加速(例如，从点 1、2 或 3 开始的后续扩展，取决于失效发生在时间t_1、t_2还是t_3)。注意，次传力路径中的剩余寿命——Lr 与主传力路径失效出现的时间成反比，当 Lr 被用于确立重复检查间隔时都应该考虑这一点。

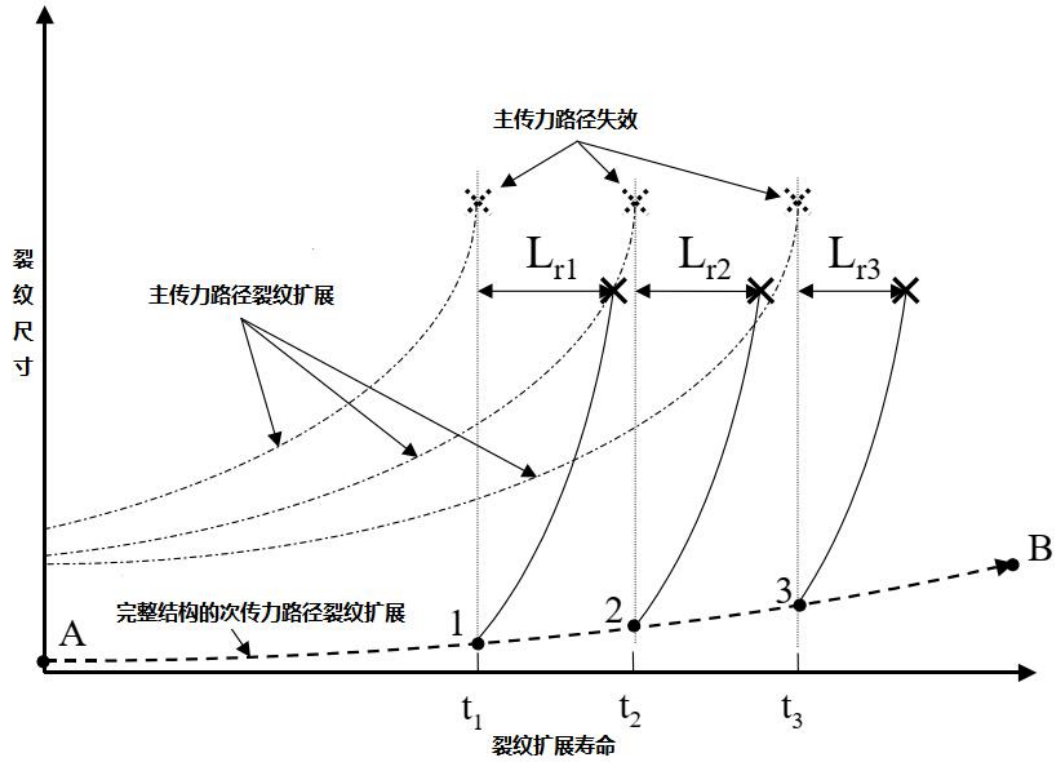


图 AC 29.571-4 降低次传力路径剩余寿命的多元结构裂纹扩展检测

3)传力路径失效的检测。如果一个失效的传力路径很容易检测出来，并且剩余结构的剩余寿命和强度是足够的，则该方法可能是最优的。以下内容描述的分析或试验可以确定检查间隔。

a)分析评定。图 AC 29.571-5 给出了多传力路径结构的示例，可以容易地为此结构检测出完全失效的传力路径，检查间隔是基于在 N_F 时刻主传力路径失效后的次传力路径（L_r）的寿命。与此一致的是，在主传力路径失效之前，次传力路径的累积损伤必须在分析中考虑。因此在裂纹增长分析的背景下，必须假设一些大小为 a_i 的初始裂纹在最初时刻存在于次传力路径中；该初始裂纹大小应该代表正常的制造质量，但危险评估表明若存在更大的损伤时除外。应通过计算初始时刻和 N_F 之间的增长量(Δa_i)说明传力路径失效之间累积裂纹扩展，需考虑可能会在 N_F 之前出现的载荷重新分配；假设出现了一个完整的传力路径失效（即“失效”条件的传力被使用），剩余寿命（L_r）则变成了（$a_i+\Delta a_i$）尺寸的裂纹增长至临界尺寸的时间。应该注意的是，假定的传力路径失效时间也代表了基于 L_r 的任何重复检查周期的有效性上限，因此，建议假定 N_F 等于被检查结构的退役时间，或如果结构没有明确退役时间，则假定 N_F 等于旋翼航空器设计寿命。基于以上所述可知：

检查间隔=L_r/N（N 参见 2.3(8)(b)(iii)）；

有效性上限=N_F（即超过 N_F 的使用，重复检测时间将是无效的）。

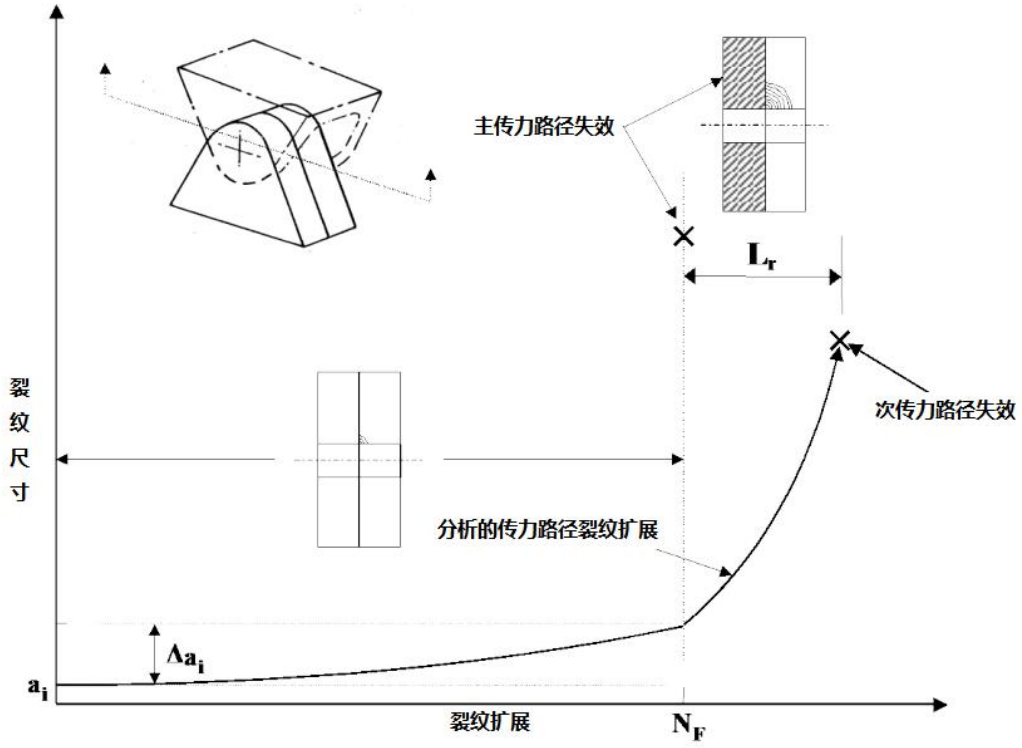


图 AC 29.571-5：多传力路径结构分析评定对传力路径失效支持的检测

b)通过试验进行评定。图 AC 29.571-6 说明了基于试验开展的完整传力路径失效检测的一些关键点。检查间隔是以继传力路径失效后的试验证明的剩余寿命（L_r）为基础，因为剩余寿命随着传力路径失效前累积的时间的减少而减小，故 L_r 具有有效性限制，并且将依赖于模拟传力路径失效的时间（N_D）。

i)试验件由已制造的生产件组成。具有代表性的“好的”条件加载应被应用于一些预定的时段（N_D）内，建议“好的”条件加载有足够的持续时间，使 N_D/L_{SF} 不小于退役时间减去被检结构的一个检查间隔或旋翼航空器设计寿命（如果结构没有公开的退役时间）。在这段时间结束时，要检查是否完全失效的载荷路径应被禁用（例如，锯切、拆除附件、拆除构件）以模拟其失效，然后应该以具有代表性的“失效”条件加载重新开始试验，试验继续直至达到了所期望的剩余寿命或者在不出失效的情况下，次传力路径无法支持限制载荷为止，以试验时间较短者（N_0）为准。

ii)在制定试验谱时，应考虑适当使用代表性载荷、截断非破坏性载

荷、包含地-空-地循环、剪切高强度载荷和载荷顺序。

iii)基于以上所述可知:

验证的剩余寿命=$L_r=N_0-N_D$; 重复的检测时间=L_r/N;

有效性限制=N_D/L_{SF}; $L_{SF}=2$，寿命安全系数。

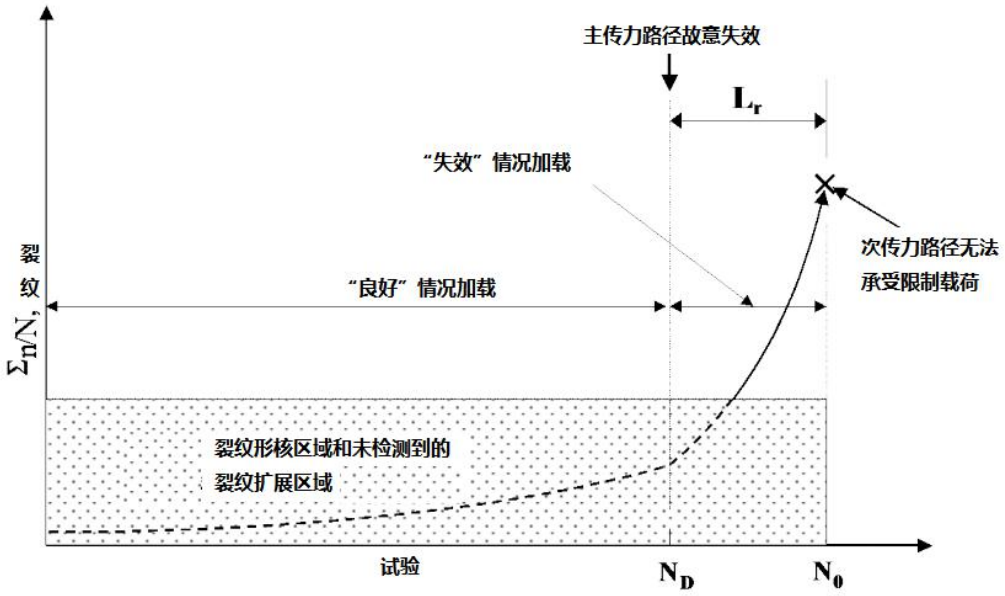


图 AC 29.571-6 多传力路径结构试验评定对传力路径失效支持的检测

4)传力路径失效前的裂纹检测。传力路径失效前的裂纹检测可能需要特殊的无损检查(NDI)程序,但将导致更长的检查间隔,图 AC 29.571-7 说明了如何在裂纹增长和剩余强度评定的基础上确立检查间隔。

a)在这种情况下，检查间隔是基于在 N_F 条件下主传力路径失效后的次传力路径的寿命(L_r)加上在正常运行载荷下的主传力路径中的可检测裂纹(a_{DET})增长至临界尺寸的时间(L_P)。

b)基于以上所述：重复的检测=$(L_P+L_r)/N$; 有效性限制=N_F。

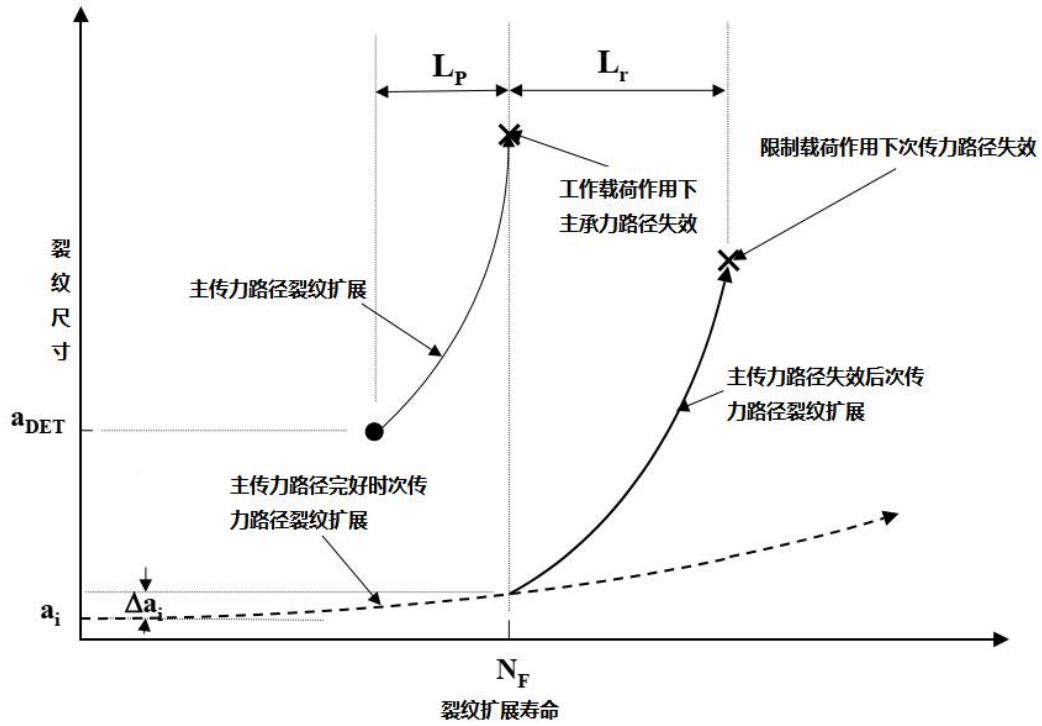


图 AC 29.571-7 多传力路径结构分析评定对少于传力路径失效支持的检测

(iii)安全系数。

1)在确定 N 用于计算退役时间时，应考虑所使用的给定裂纹扩展数据（例如，分散最高的分散数据与相对平均数据、生成数据过程中所使用的样本数量等）。

2)假如裂纹扩展分析中使用了分散最高的裂纹扩展数据时，建议系数 N 的最小值应该使用 N=2;或者裂纹扩展分析中使用了平均裂纹扩展数据时，系数 N 的最小值应是 N=4；当裂纹扩展寿命来自一个试验样本，系数 N 的最小值应该是 N=4（两个或两个以上的全尺寸试验件时 N=3）。

3)失效部件的安全寿命检测。

a)失效传力路径的安全寿命检测验证为失效传力路径提供重复检测之间的运行安全间隔。通过采用传统的安全寿命方法进行试验和分析完成验证，除非确认的结构配置是由威胁评估确定的临界传力路径无效，并且在结构的其余部分施加了适当的缺陷。

b)此情况可采用 2.3(8)(a)节中描述的方法，但具有以下区别:

i)考虑的主要“裂纹”是最关键传力路径的失效。根据 2.3(5)节的危险评估，传力路径失效可以是疲劳裂纹、静力失效、或断裂的或缺少的紧固件的结果。

ii)结构的剩余部分可能是具有代表性的正常的制造质量，但危险评

估表明可能存在更大的损伤时除外。

iii)验证的平均强度应该基于循环的数量（从第一个传力路径失效至剩余结构的任何其他点中的第一个裂纹的萌生），也应该包括作为传力路径失效的后果出现的任何应用的载荷变化或载荷分布变化（如由于挠度增加而导致的弯曲）。

iv)当剩余结构在第一个传力路径失效时可能已经存在一些疲劳损伤的情况应该被考虑到分析中（例如，由于两个传力路径都是高载荷）。

v)第一次载荷路径失效后的剩余结构必须证明具有限制载荷能力，除非在某些情况下，没有提供退役寿命和预期的疲劳损伤。

vi)所进行的检查是针对失效或缺失的传力路径。

(9)退役时间和检查间隔时间表。

(a)基于本条款所要求的评定，需要建立检查、退役时间或两者的结合或其他程序，以避免灾难性的失效。根据 29.1529 条和本规章附录 A 的 A29.4 条要求,检查和退役时间或经批准的等效方法必须包括在持续适航文件的适航限制章节。这些检查、退役时间或两者的结合通常是以运行中的小时数来描述，但也可以从其他方面对它们进行描述，例如发动机启动、起落数、外部升力等等。

(b)应该以经局方批准的疲劳评定方法来详细说明设计使用寿命。在任何情况下，关于磨损、侵蚀、腐蚀、开裂和使用损伤的常规检查是合适的。持续适航文件中应该包含该类常规检查，但持续适航文件中的适航限制章节不需要包括这些常规检查，除非它们是依据第 29.571 条批准的结构检查间隔或相关的结构检测程序。

(10)批准的等效方式。

要求中包括代替退役时间或损伤检查的可能性，可以使用一些其他方式；关于“等效方式”的所有建议必须提交给局方批准。关于检测的潜在的等效方式包括但不限于:

(a)为带有损伤的结构确立一个安全操作的周期而使用损伤的间接检测。在这种情况下，检测是以损伤的影响为基础，该损伤的影响可通过下述方式来验证:

(i)在飞行或维护期间发出警告，采用传感器或健康监测器，包括油液分析，碎片检测器，裂纹检测线或箔片，健康监测，密封室中的流体泄漏或压力变化。

(ii) 飞行员对旋翼航空器的使用情况的感知（例如，差的旋翼锥体、噪声与振动的产生）。

(b) 在所有情况下，均要证明结构在运营期间具有足够的剩余强度。一般来说，限制载荷将被认为是最小的剩余强度要求。但是，如果考虑到飞行中所遭受的明显损伤，并且只要求完成该飞行任务，允许继续安全飞行和着陆，则可以接受低于临界限制载荷条件的载荷水平。

(c) 此处考虑两个可能不需要在持续适航文件的适航限制章节中提供退役时间的情况，但如果寿命更长的话，这并不排除在旋翼航空器或部件寿命期间调查疲劳特性。

(i) 当 PSE 在服役时出现疲劳裂纹，或预期将出现疲劳裂纹时，第一种方法允许 PSE 服役直至发现损伤为止，但必须在承受极限载荷能力丧失前通过检查发现损伤，此方法可能不适合单传力路径结构。为了使此过程保持安全，必须验证出现疲劳裂纹的部件和影响疲劳性能的相关部件的服役情况。必须确定旋翼航空器服役期间的所有潜在失效模式，并表面潜在的失效模式是一致的、可重复的和通过检测程序处理的。为了满足疲劳容限要求的目的，要求在部件的整个生命周期内高概率的具有承受极限载荷的能力。因此，对于允许或极有可能存在的裂纹或其他损伤，应证实该损伤和后续检查期间可能出现的任何扩展的结构的极限载荷能力。

(ii) 已经证明当该部件的疲劳容限（包括未经可接受的检测程序控制的任何损伤）超过了旋翼航空器的设计寿命，以致于强加该要求不会产生安全效益时，PSE 没有特定的退役时间是可以接受的。

(11) 补充的程序。

(a) 要求如果受几何形状、可检查性或良好设计经验的限制,不能对危险评估确定的任何损伤类型建立检查,则必须结合该 PSE 退役时间,建立补充程序,使在旋翼航空器使用寿命周期内可能导致灾难性失效的损伤类型出现的风险最小。评定良好的设计实践时，应该已经考虑了保护好旋翼航空器避免冲击、刮擦和腐蚀；如果零件不能重新设计以减少损伤的出现和影响，则应引入补充程序。

(b) 应考虑的补充程序包括，但不限于:

(i) 指定比通常检查更短的检查间隔，以降低发生损伤的概率和程

度。

(ii)针对组件和损伤类型改善对与维护相关或维护过程程序，例如通过提供专门设计的工具和每次运行后开展额外的质量检查。

(iii)引入大修计划。

(iv)限制零件的允许修理限制。

(v)根据服役经验修改 PSE 设计，如果原始设计假设过于保守或者验证过程中发现不切实际。

(vi)如果没有分析或其他结果支持，应建立保守的检查间隔。

2.4 关于传动系统齿轮的疲劳评定

旋翼航空器传动系统齿轮疲劳评定程序具体如下:

(1)齿轮的疲劳评定必须有疲劳试验证明资料，试验证明资料应通过在有动力情况下工作的完整减速器试验件的旋转试验提供，该类试验为确定安全寿命而进行的分析提供了基础。

(2)试验是专门为齿轮疲劳评定进行的，试验的零部件不需考虑试验完成后的可使用性，只要轮齿上无明显疲劳损伤，轴承和传动轴上的过度磨损以及轴承和轮齿上的伤痕（包括剥落）是可接受的；然而，对于试验的有效性和确认受影响零部件的完整性，如有必要应考虑除轮齿疲劳以外的疲劳损伤。

(3)试验条件（扭矩随循环次数的变化曲线）应允许根据传动链中的每个主齿轮来制定平均强度曲线，试验条件至少应包含那些在正常条件下预期的服役中重复使用的功率水平。根据齿轮的材料和型式，对其 S-N 曲线应采用安全系数来缩减，以考虑材料和制造的变化；然后将减缩后的曲线与飞行功率谱结合起来使用，确定主传动系统中齿轮的寿命（极限或限制）。

(4)不影响轮齿疲劳评定的专用程序，如果经过验证且不影响寿命的确定，可允许用来促进试验的完成。程序包括定期中断检查、非关键件的更换和专用润滑剂的使用、专用的冷却系统以及防止试验扭矩水平出现非典型偏移的方法。

(5)根据与常规设计的钢齿轮强度有关的数据，通过对单次试验采用 1.4，两次试验 1.35，三次试验 1.32，四次或更多次试验采用 1.3 以上的安全系数来证明有足够的疲劳强度是可以接受的。如果要进行几次试验，如果可行应从不同的生产批次中选择样品。

(6) 一般要求在具有安全系数的功率点上进行至少 10^7 次循环周期的试验来证明轮齿的初始寿命，若采用更短周期的试验应经过证实。

AC 29.573 复合材料旋翼航空器结构的损伤容限和疲劳评定

1. 条款要求解析/规章安全意图

第 29.573 条是针对复合材料旋翼航空器结构的损伤容限和疲劳评定提出的要求，目的是在旋翼航空器整个寿命周期内，通过减轻疲劳相关损伤的影响来防止复合材料结构强度降低而引起灾难性故障发生。条款要求的详细解读如下:

1.1 第 29.573 条(a)款

本款明确了对复合材料结构进行损伤容限和疲劳评定的总则性要求，明确旋翼航空器复合材料结构必须按照本条(d)款的要求进行损伤容限评定。但是如果申请人能证实因受几何形状、可检查性或良好的设计实践的限制，进行损伤容限评定不切实际，则对复合材料旋翼航空器结构按本条(e)款的要求进行疲劳评定。

1.2 第 29.573 条(b)款

本款明确了申请人提出的符合该条的评定方法必须经过局方批准。一般包括主要结构件的确定，结构件可能的损伤情况，载荷谱的确定，疲劳谱的确定，疲劳分析方法，裂纹扩展分析方法，主要结构件疲劳和损伤容限试验验证方案，检查间隔和检查方法等，这些都需要经过局方的批准。

1.3 第 29.573 条(c)款

本款对涉及第 29.573 条的某些特定名词进行了描述规定。

(1) 灾难性失效是可能妨碍持续安全飞行和着陆的事件。

(2) 主要结构件（PSE）是指对承受飞行或地面载荷起重要作用，其失效可能导致旋翼航空器灾难性失效的结构元件。对于旋翼航空器，通常包括但不限于:

(a) 旋翼：桨叶，桨毂，铰链，附件，阻尼器以及支撑结构;

(b) 旋翼传动系统：齿轮，轴，减速器，联轴器;

(c) 操纵系统：承受重复加载的操纵杆，伺服结构以及自动倾斜器;

(d) 机身：旋翼系统支撑结构，起落架附件;

(e)固定和可动操纵面：安定面；

(f)发动机，变速器或设备安装：APU，辅助变速箱；

(g)起落架：固定或可收放的主起落架和机身连接结构；

(h)折叠系统：主叶片，尾梁。

(i)威胁评估是详细说明损伤的位置、类型和尺寸的一种评估，它考虑疲劳、环境影响、内在和离散缺陷，以及在制造和使用过程中可能发生冲击或其他意外损伤。

1.4 第29.573条(d)款

本款是对损伤容限评定的要求。

对于按照已建立的程序和条件下生产、使用和维修的复合材料结构来说，第29.305条和第29.307条中对静强度确定的限制要求为制造的复合材料结构确定了极限载荷能力。本条款要求的疲劳容限评定方法应该建立程序，允许在受到预期的疲劳载荷或者在服役寿命期间的条件下，复合材料结构应该保留预期的极限载荷能力。为损伤容限和疲劳评定确定的要求包括组件替换时间、检查间隔或需要的其他程序，以避免灾难性的失效。这些评定假设因疲劳、环境影响、内在的或离散的缺陷导致的损伤，或意外损伤会使降低基线极限强度能力。损伤包括瑕疵或缺陷，瑕疵或缺陷可能在制造或维修时出现，它们被用于设置极限强度能力和确定制造验收标准。假设这种损伤是在结构的服役寿命周期内出现，损伤容限评定确定允许静强度降至低于极限强度能力的标准。然而，当发生这种损伤时，剩余的结构应该能够承受正常的载荷而不发生失效或者过度的结构变形，直到损伤被发现并且部件被维修后能恢复至极限载荷能力或者直接报废。

1.5 第29.573条(e)款

本款是对那些开展损伤容限评定不切实际的复合材料结构进行疲劳评定的具体要求。申请人可通过图纸、机上检查、设计评审等表明由于受几何形状、可检查性的限制或者具有良好的设计实践，进行损伤容限评定不切实际。开展疲劳评定时要求：确定PSE、确定PSE的损伤类型、建立补充程序、将补充程序纳入持续适航文件中。

2. 可接受的符合性方法

满足第29.573条要求可接受的符合性方法为设计评审、分析/计算、安全性评估、试验室试验、地面试验和飞行试验。

将复合材料结构评定分为八个基本规章性要求部分，以提供对相关规章性要求的关注。这八个部分为：制造要求；基本成分、预浸料和层压材料验收要求和材料性能测定要求；结构保护；闪电防护；静强度评定；损伤容限和疲劳评定；动力加载及响应评定；特殊修理和持续适航要求。原材料以及备用或替代材料体系的组成部分（如纤维、树脂等）、材料体系（成分和添加剂的组合）和复合材料设计（层压板、共固化部件、粘接部件等），都应按照下列各段提供的方法进行鉴定。将对每个规章性部分依次进行讨论，重要的是：严格意义上的复合材料结构合格审定是一个逐渐增加的积木式过程，其包括各阶段局方的介入和本文所述各部分的逐渐增加的批准。验证文件包括但不限于结构验证报告（通过分析和试验）、制造工艺和质量控制，和持续适航文件（维护、翻修和维修手册）。其中维修手册的适航限制章节由局方相关工程代表批准。其中文中相关专有名词定义可从《Composite Materials Handbook》（CMH-17）和《复合材料结构制造质量体系要求指南》（AC-21-AA-2017-39）等其它资料中查阅可知。

2.1 第 29.605 条的制造要求

(1)质量控制系统的建立应考虑关键的工程、制造及质量要求和依据《复合材料结构制造质量体系要求指南》（AC-21-AA-2017-39）的指导标准，如此才能保证复合材料的所有特殊工程资料或制造质量文件在使用图样、工艺规程和制造规范、标准或其它等效手段时，能得以提交、评估、证明和批准。该系统应该是复合材料结构认证计划的早期阶段之一，因为它是后续验证工作的主要“积木块”。

(2)对于特定的材料体系组件、层压板构件、细节零件或装配件，应依据为检测缺陷而建立、生效和批准的工程、制造和质量文件以及有关的检查大纲，来共同制定特别允许的缺陷限制，例如纤维波纹度、经线瑕疵、填充线瑕疵、孔隙率、孔缘影响、边缘缺陷、树脂含量、大面积脱胶和分层等。对每项关键的工程设计，都应该考虑制造过程的变化来确定其中经批准的检查大纲的可靠性限制所允许的最不利的影响（最大波纹度、脱胶、分层和其它临界缺陷）。

(3)如果采用粘接或镶衬粘接（如旋翼航空器典型的桨叶结构），则应提供特殊检验方法、特殊制造方法或其他批准的验证方法，参见本咨

询通告 2.6 节来检测和限制脱胶和强度不够的粘接。

(4)制造可再生产的可靠结构时，在结构上属关键复合材料结构制造工艺规程和采购规范，必须在合格审定过程初期提供且由局方批准，并且应至少包含以下内容:

(a)供应商和合格零件清单（Qualified Parts List (QPL)）控制。申请人应该能够在任何时候向局方证明其质量控制系统能保证按一个连续的基准正常运行，并且只由有资格的供应商提供满足经批准的材料规范要求的基本材料成分或材料体系（例如，预浸材料）。《Composite Materials Handbook》（以下简称 CMH-17）中包含了关于备用材料体系和供应商合格鉴定的推荐准则。该方法也可以用于现有的材料体系和供应商的资格证书的定期更换。

(b)接收检验和加工过程检验。任何时候申请人应能向局方证明，其接收和加工过程中的质量控制系统能提供持续满足批准的材料和工艺规范要求的产品。质量系统的设计应具有适当的检验和比较功能，以便被检验项目（工程代表所规定的）能持续保持必要的统计可靠性和置信度。即要求定期对基本成分和材料体系试样做标准检验和工程特性试验，试验试样至少应按批生产标准制造。对于保持质量标准必需的周期性试验，应由申请人在符合要求的试样上进行，该类试样要经过生产检验系统、制造检验系统和质量系统的批准。

(c)材料体系部件存储和运输。任何时候申请人应能向局方证明，其接收和加工过程中的质量控制系统能提供持续满足批准的材料和工艺规范的产品。质量系统应设计成具有适当的检验和比较功能，以使被检验项目（工程代表所规定的）能持续保持必要的统计可靠性和置信度。这就要求至少作定期检验，以确保关键参数（如“工作台”暴露处的室温、存储期限等）能保持正确记录，以及定期进行基本成分和材料体系特性试验，且试验试样至少是按批生产标准制造的。对于保持质量标准必需的周期性试验，应由申请人在符合要求的试样上进行，该类试样要经过生产检验系统、制造检验系统和质量系统的批准。

(d)统计有效水平。必须保持质量控制系统最低要求的统计有效水平（应由批准的质量和工程规范对每个关键项目或成分做出规定）。统计有效水平应在合格审定初期确定和批准。另外，经批准且合适的用法应在整个采购和制造周期内持续保持不变。

(5)备用的制造和工艺规范应经批准，并且必须符合第 29.605 条的要求。任何备用规范应提供和原始规范至少同样的质量和安全水平。任何更改应在更改的生产有效之前提交局方审批。

2.2 第 29.603 条和第 29.613 条对基本成分、预浸料和层压材料验收要求的材料性能测定要求

上述准则要求对材料应用如温度、湿度之类的临界环境限制，并且暴露在航空器液体（如燃油、滑油及液压油）中，以确定它们对每个复合材料体系性能的影响。温度和湿度对材料的影响一般是通过试件和零件试验进行评估，对于所选择的每个材料体系，其试验样件在试验前要预先准备好。材料的“A”和“B”基准许用强度值以及其它基准的材料特性，一般通过型号合格审定工作中所使用的小尺寸试件试验（如试片试验）来确定。对于复合材料，其基本成分和材料体系性质的确定通常涉及相关制造商公司/企业标准的提交、采纳和使用这三个方面，而且试验方法在各制造商之间也会有变化。因此，在最终材料特性值方面，每个制造商公司/企业的结果都会表现出一定分散性。任何经批准和使用的制造商公司/企业标准都应满足或超过 CMH-17 的有关要求。材料结构验收准则和特性确定应该至少包括以下内容:

(1)所有材料体系（例如，预浸料、粘接剂）和组成部分（例如，纤维、树脂）的特性的描述都应被确定。这些要求一旦得到了批准，应纳入适当的程序和规范中，例如 2.1 节中的程序和规范。

(2)试验样件、零件、分组件或组件的湿度调节，应按 CMH-17 或经局方批准的大纲执行。

(3)应确定使用中预期的最高和最低温度（由试验测量、样件及其它零件的热分析、经验或上述几项组合得到），并应在静力和疲劳强度（包括损伤容限）验证程序中加以考虑，同时还应考虑相关湿度产生的影响。

(4)湿的玻璃化转变温度（Tg）是非晶体聚合物（例如，环氧树脂）的一个重要特征参数。在此温度下，该聚合物表现为一种“玻璃状”的固体，而超过此温度时则表现为“橡胶状”的固体（例如，在此温度时聚合物的物理特性会发生迅速的变化），从硬的晶体材料到如橡胶状材料的转变发生在较小的温度范围内。因为树脂是复合材料的关键结构组成部分，并且 Tg 的超出量值对于结构的完整性是关键的，当复合材料在

此温度范围内受载时，受基体影响的材料机械特性将会急剧下降，因此Tg的确定是必要的。CMH-17中关于Tg裕度的方法应得到执行（例如，Tg应为10℃（50℉），高于最高结构温度（见定义））。对任何类型的树脂或粘结剂，采用CMH-17的方法（如考虑有限高温偏差）或者基于试验和（或）经验的等效方法的一个可接受的温度裕度，应该在型号合格审定的初期制定和批准。

(5)应通过分析和特性试验制定局部设计值，并且需经批准用于符合规定要求设计的特殊结构外形，如应力集中（如孔、切槽等）以及结构不连续（如接头、拼接处等）。在复合材料结构的验证和评定中，全尺寸结构和试验的设计值的恰当确定应考虑为最关键的积木式试验部分。在全尺寸零件或组件中，这些过渡载荷的传递区一般会产生最高应力（和应变），并且成为使用中发生许多破坏（包括那些由于复合材料相对低的层间强度而产生的破坏）的初始位置。小尺寸试验（如试件、元件和子部件试验）或经批准的等效试验程序以及分析方法，应仔细地进行设计、准备且经批准，以评定临界过渡区中潜在易出问题的“热点”，并提供全尺寸产品应力和应变的准确模拟和再现。这方面进行的适当认证工作将确保全尺寸产品的初始安全和持续适航性。

(6)应制定和批准各主要部件和材料体系的设计应变水平，以使所规定的冲击损伤情况得到确定和适当限制。批准的应变水平对各复合材料的影响应采用小尺寸特性试验确定，其结果应用于制定或检验各全尺寸产品的最大容许设计应变水平。选择的最大容许设计应变值时，还应考虑与质量控制系统部分有关的确定的可靠性和置信水平。该方法是必须的，因为产品的缺陷数量和大小可能会限制设计应变的容许水平。在无缺陷增长设计中，零件上最关键位置处的最大规定冲击损伤及制造缺陷尺寸，应是确定最大容许弹性应变的一个主要因素。该设计方法现在几乎在所有的民用和大多数军事应用中被选用。因为在正常条件下，在该区域只要求做目视检查（除非是不寻常的外部损伤环境，例如，出现了大冰雹）来保持适航安全的初始水平。然而许多军用航空器申请人由于其要求的任务原因，采用预定范围的无损检测（NDI）维修（例如比较超声波）来确保缺陷增长不会发生，通过批准的结构修补来加以控制，或可更换受影响的零件。目前，民用航空器申请人还没有要求采用缺陷增长、分阶段的无损检测方法。因此，对于无缺陷增长的设计的基础上，

选择全尺寸件的设计应变极限是非常重要的。

(7)应确定复合材料和粘接剂的性质，使得在使用中预期的支撑载荷和环境下不会发生有害的结构蠕变。小尺寸特性试验（例如试件、元件和子部件试验）和分析，用于检验和制定全尺寸设计准则和参数（这些准则和参数对于确保全尺寸结构在使用中不会发生有害的结构蠕变是必要的）时，应在合格审定的初期进行，并且应由局方批准。

(8)用于全尺寸设计和试验的材料许用强度值，应采用 CMH-17 或等效资料中提供的试件程序来制定。目的是为了阐述材料的可变性，包括多批材料试样和试验过程中出现的影响。材料许用强度试验时至少采用三批材料试样。制造商公司/企业标准应在合格审定（作为积木式验证试验过程的一部分）初期准备、评定并由局方批准，并应反映 CMH-17 中推荐的确定材料特性条件是等同于基本标准还是高于基本标准。

2.3 第 29.609 条的结构保护要求

应对结构提供防热、防潮湿以及防其它环境影响（如气候、磨蚀、微振磨损、冰雹、紫外线辐射、化学影响、意外损伤等）保护。或者对全面保护不能实现的结构，其验证应考虑这些影响产生的后果。应完成对最不利情况或最保守的使用限制，以及损伤情况的确定和批准。在选用和保护复合材料结构时，还应考虑适当的可燃性及耐火要求。通常在合格审定初期要求进行相关危险性分析，对必须提供保护的结构，在合格审定中应区别不同的危险迹象和确定相应的危险水平，然后将这些数据用于结构设计和提交供批准符合性验证方法使用，并且这些方法对提供适当结构保护是必需的。

2.4 第 29.610 条的闪电防护要求

应按照相关咨询通告和技术报告要求的分析和试验，提供闪电防护并予以验证。对于按早期合格审定基础（其本身不包含“第 29.610 条闪电防护要求”）审定的旋翼航空器的复合材料结构设计，应将这些要求作为专用条件，并且在合格审定初期审查该设计，以确保能提供适当保护。还应尽早制定、审查和批准验证试验大纲，以确保进行相关验证工作。

2.5 第 29.305 条和第 29.307 条对复合材料结构静强度的评定要求

复合材料设计的结构静强度验证应考虑所有临界载荷情况和相关的失效模式，包括环境、材料和工艺变化的影响，以及最终产品的质量控

制、制造验收标准或维护文件无法检测到或允许的缺陷或使用损伤。静强度的验证应该包括部件极限载荷的试验程序，除非通过可接受的、更低载荷水平下的子部件试验和部件试验，现有的经验能够证明分析的充分性。验证分析的必要经验应该包括具有类似的设计、材料体系和载荷情况先前的组件极限载荷试验。

(1) 静强度评估应着力于分析重复载荷和暴露环境下的影响，这两种情况可能会导致材料性能退化。可以通过基于试件、元件和子部件级试验的分析或者已有的数据来表明。新的结构形式应该通过静强度试验验证。在临界载荷条件下，存在两种方式来验证处于预先的重复载荷和暴露环境中的结构。

第一种方式，大尺寸静力试验应该通过预先的重复载荷和模拟暴露环境条件下的环境试验来进行。

第二种方式依靠试件、元件和子部件级试验的数据来评估重复载荷条件和暴露环境条件下可能出现的静强度降低。通过这些试验表明的性能退化应该在静强度验证试验（例如，载荷提高）中或者试验结果（例如，表明允许的正安全裕度，包括重复载荷和环境影响造成的性能降低）的分析中予以说明。实际中，两种方式会结合起来以达到期望的结果(例如，大尺寸静力试验应该在特定温度并有载荷加强系数下进行，这个载荷加强系数用来说明航空器在结构寿命期间承受的潮湿环境）。

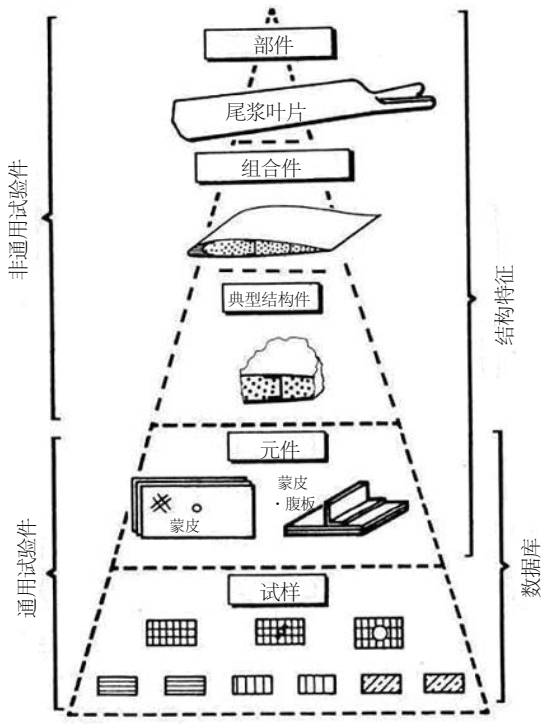


图 AC 29.573-1 积木式试验简图

(2)复合材料结构强度应该建立在统计学的基础上，另外还要通过试件、元件、子部件或者部件级的试验和分析项目来确定。作为评估的一部分，对于试件、元件、子部件级的积木式试验和分析应该着力于可变性、环境、结构的不连续性（例如，接头、缺口或者其它有应力集中处）、损伤、制造缺陷、设计或加工详情等问题。图 AC 29.573-1 是积木式试验方法的概念示意图。对于每种复合材料的设计，至少根据极限设计载荷明确材料的弯曲拉应力。如图 AC 29.573-1 所示，对大量试验应该提供通过最低级别的（试件和元件）试验来确定的统计原则，对于结构局部细节性能则通过较少数量的子部件和部件试验来确定。静强度的验证程序应该考虑所有临界结构的临界载荷条件，包括这些结构在预定的运行期限后的剩余应力和强度要求，例如，寿命终止（EOL）（重要考虑由于服务期限而引起的损伤或者其它性能降级）。

(3)应依据第 29.613 条的规定评定和使用容许值。如果该许用值确切地影响了需要确定边界范围的每一个点设计的真实值并影响了被考虑的关键失效模式下结构强度的变化，则这些许用值应该是在层板、层压板或特殊设计特征水平下得到的（例如，填充孔，折叠接头，延伸梁等）。

(4)静力试验件的制造和装配应该和生产规范和工艺保持一致，以保证其对可接受的限制制造条件下所生产的存在缺陷的产品结构的代表性。

(5)在静强度验证中，应考虑复合材料结构的材料和工艺的变化。可以通过为结构的生产建立满足要求的工艺和质量控制措施来达到，然后可靠地验证用来支撑积木式方法的试验和分析中所必须的强度。如果不能建立满足要求的工艺和质量控制措施，就有必要说明设计中对于较大的可变性应用了特殊系数（第 29.619 条），应在组件静力试验或分析中说明这些系数。

(6)应该表明，可从制造和运行中实际地预期冲击损伤（或其他小的离散源损伤），但是损伤的程度不超过所选择的检查程序中探测能力的门槛值，并且不会使结构的强度消减至极限荷载能力以下。结构静强度能力可以通过对试验数据的分析来表明，或者通过试件、元件、子部件和部件级的试验结合来表明。

2.6 第 29.573 条的损伤容限和疲劳评定要求

(1) 总则

对完整结构和主要结构部分所要求的分析或试验的性质和范围可以基于适用的以前的疲劳或者损伤容限设计、构造、试验和相似结构的使用经验。若没有相似结构维修经验，对局方要求批准的结构进行元件、子部件及部件级试验。以下考虑是使用复合材料体系所特有的，申请人在选择符合性方法时应注意的相关内容。

旋翼航空器的结构提供了一个更宽范围的复合材料应用，并且在功能性，几何性和检查性方面完全不同。这些应用包括旋翼、传动轴、机身、操纵系统部件（例如，推拉杆）和操纵面。在选择方法时，应注意复合材料在评估、结构设计细节的潜在损伤和退化形式、使用的材料以及飞行载荷极限范围等因素。无论选取何种方法，以下考虑因素适用于试验和分析:

(a) 试验项目的制定和组合应该与产品规范和工艺一致，保证试验项目具有产品结构的代表性。

(b) 试验项目应该包括材料的缺陷试验，其程度应不低于制造过程中使用的检验和验收标准所规定的限度，并应该和维修中的检查技术（如目视检查、超声波检查、X 光检查）相一致。该类缺陷最初的范围应该通过讨论并且得到局方的批准，应重视制造和例行维修检查中的经验。考虑的典型缺陷包括但不限于:

(i) 脱胶和不牢固的胶接（被视为脱胶）;

(ii) 分层、纤维波纹度、孔隙率、真空;

(iii) 刮擦痕、凿孔和穿孔;

(iv) 冲击损伤。

上述 (b) 段确定的所有损伤应是源于下述 (c) 段描述的威胁评估。

(c) 对于每个 PSE，必须对出现损伤的可能位置、类型和大小进行威胁评估（考虑疲劳、环境影响、内在的和离散的缺陷和冲击损伤或其他意外损伤）。评估结果和理由应提交局方批准，相关理由可能包括类似的材料、设计、工艺（生产、维修和全面检修）、结构的细节设计或结构的使用经验，也可以包括使用故障评估、生产记录、全面检修和维修报告、现场维修报告、事件和事故调查、维修冲击调查、可检测性调查和工程判断，另外还应该考虑以下因素:

–包括降低与标准结构的分散和偏离（例如，凝固过程、飞行关键部

件程序和材料与制造工艺），以减少内在缺陷（夹杂物和瑕疵）。

–通过使用特定的设计特性（材料选择，表面处理，保护涂层，或屏蔽）、特定的应力水平（疲劳损伤）、或特定的制造检查过程（如果证明是高度可靠的、良好的控制且有文件记录和系统要求）来排除某种类型的损害。

威胁评估应该包括：对所有损伤的位置、类型和大小及其可能发生概率的系统评估；根据上述评估选择或消除损伤；验证所选择的检查方法能够在确定的尺寸和位置上检测到损伤。需考虑的损伤类型包括：

(i)固有缺陷。该类缺陷根据所使用的特定制造工作过程的细节和潜在敏感性的评估，可能存在于已制造结构中。所考虑的缺陷类型包括孔隙率、脱胶、夹杂、异物、富树脂层厚度和贫树脂区、不正确的铺层方向或铺层末端。所考虑的内在缺陷的大小应基于制造检验和验收标准所确定的限度，并应在结构的整个寿命期内持续使用。

(ii)冲击损伤。根据影响调查和/或使用经验进行威胁评估，该类损伤可能在制造和使用过程中发生，主要包括凹痕、穿透、凹槽、磨损和划痕等。需要通过威胁评估确定冲击损伤对于设计与维护的严重性和可检测性。威胁评估一般包括根据使用收集的损伤数据和冲击调查。冲击调查包括对具有结构边界条件特性的构型结构进行冲击试验。在调查中一般考虑各种各样的冲击情况与位置，其中调查的目的是为了确定最临界的冲击（如那些可以引起最严重损伤但是最易于检测出来的冲击）。在模拟意外冲击损伤时，应根据载荷条件（如拉力、压力或剪力）选择钝或锐冲击块来表示最大临界情况和可检测性。在有足够的使用经验对能量和冲击变量做出良好的工程判断之前，冲击调查应考虑各种可能的冲击，包括跑道或地面碎片、冰雹、工具掉落和航空器碰撞。随着时间收集的维修数据，可以更好地确定后续产品的影响调查和设计标准，以及建立更合理的检查间隔和维护实践。关于在损伤容限和疲劳评定中考虑的可检测性与能量等级的不同组合，请参阅第 2.6(1)(d)、(h)节。

(iii)离散源损伤。结构应该能够承受在完成飞行期间合理预期的限制静力载荷与疲劳载荷，其中各种离散源（如冰雹、鸟撞、非包容发动机故障以及非包容高能转子机械故障）均可能引起飞行中的损伤。损伤程度应以服役任务和涉及每一种离散源的潜在损伤的合理评估为基础。

(d)在制造或维护中使用复合材料二次粘结需要严格的过程和质量控制，以实现在关键结构中使用这种技术所需的可靠性（见AC-21-AA-2017-39）。假设已经有良好的工艺和质量控制措施，服役历史表明：为了确保二级胶接件的结构安全，还需要考虑附加的损伤容限设计（例如，维修中发现随机的，但却是不可接受数量的不牢固胶接）。除非每一个临界胶接点处的极限强度能够在生产的时候就用NDI方法(或者其他等效的可接受的技术）证明其可靠性，否则限制载荷能力应该通过下述方法或者组合来确定:

(i)对于脱胶的和不牢固胶接的（表现为零胶接强度）独立的结构元件，应该用二次胶接来传递重要的载荷。相关的脱胶尺寸应该符合冗余设计特征下的限制（例如，机械紧固件或者单独的胶接细节）。应该通过试验、分析或者两者的结合来表明存在此类损伤的结构可以承载限制载荷。为了实现试验或分析的验证目的，每一次脱胶应被单独视为随机事件（即，没有必要在所有结构元件同时脱粘的情况下演示剩余强度）。

(ii)每个生产件上的每个临界胶接处应该在临界限制载荷条件下进行验证试验。

(iii)基于类似或类似部件的令人满意的服役历史，具有较高静态安全裕度的关键连接接头（如旋翼桨叶的接头）可以被接受。

(e)为了疲劳试验和分析，开发的疲劳载荷谱应该对预期的使用具有代表性。可以忽略（缩小）不会导致疲劳损伤的低幅载荷水平，一般不接受降低最大载荷水平（裁剪）。

(f)应该考虑环境（预期使用过程中有代表性的温度和湿度）对于静强度、疲劳特性以及损伤扩展的影响。除非通过环境试验，否则在评估中应该推导并应用适当的环境转换系数，这些环境转换系数是针对静力和疲劳试验项目的。

(g)应通过适当的载荷和（或）寿命分散系数应对疲劳的可变性，并且此系数应该考虑试验样本的数量。

(h)下图AC 29.573-2所示为需要在损伤容限和疲劳评估中考虑的冲击损伤程度。

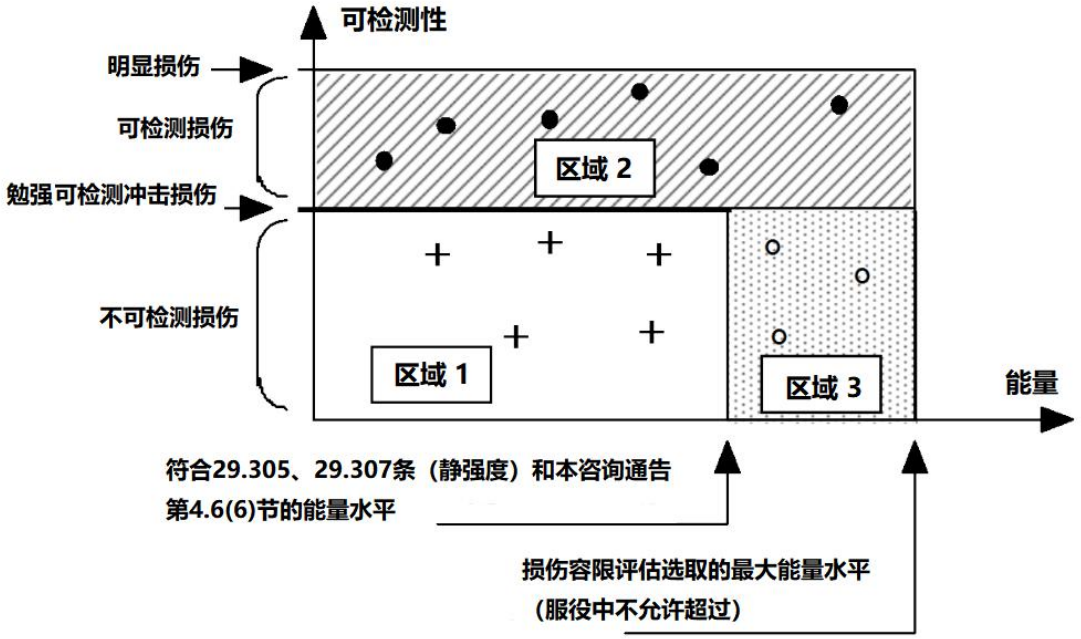


图 AC 29.573-2 冲击损伤特性

(i)与静强度验证相关的能量水平和与损伤容限评估（见图 AC 29.573-2）相关的最大能量水平均取决于结构部分评估和威胁评估。

(ii)明显冲击损伤被用来定义一个阈值，从这个阈值可以容易地检测到损伤，并在下一次飞行之前可以采取适当的措施。

(iii)勉强可检测冲击损伤（BDID）是在批准的检查程序的可检测阈值的损伤状态。勉强目视可检冲击损伤（BVID）是指与详细目视检查程序相关目视可检的损伤阈值。

(iv)可检测损伤是在预定的检查间隔中可以可靠地检测到的损伤状态。可见冲击损伤（VID）是与损伤类型相关的阈值，在详细的目视检查中应可检测到。

(v)图 AC 29.573-2 描述了三个区域的特点：

区域 1：由于该区域损伤是不可检测的，故而要求对此区域必须能够满足极限载荷能力。本咨询通告第 4.5 节的相关内容提供了一种符合性方法。

区域 2：由于该区域损伤可以在计划的检查中检测到，对该区域满足限制载荷能力是该类损伤的最低要求。

区域 3：由于该区域损伤不能通过建议的在役检查程序检测到，因此需要满足极限载荷能力，除非替代程序可以表明同等的安全水平。例如，低于极限强度的剩余强度可与改进的检验程序结合使用，或与表明发生

的能量水平足够低的概率方法结合使用，以达到可接受的安全水平。

在这三个区域中，只有区域 3 可能有剩余强度要求，该要求可随替代程序或损伤发生的概率或两者发生而变化。在任何一种情况下，只有在符合损伤容限失效-安全之下进行其中一项选择时，才应考虑低于极限载荷要求的剩余强度要求的任何妥协，见以下章节 2.6(2)(b)。替代程序的使用示例是来自高能量钝性冲击的不常见的损伤威胁（如运行中航空器的碰撞）。根据所选的维护检验计划，此类损伤属于区域 3。当在零件的设计中考虑到这种损伤时，由于发生的概率非常低，即使损伤无法检测到，它也可能被显示为损伤容限失效-安全。因此，设计可以具有足够高的剩余强度（如小于极限载荷能力而恰好大于限制载荷能力可以在无需长时间检测的情况下确保安全）。如果进一步确定此类影响事件通常是在维修人员或飞机服务人员知情的情况下发生的，则可以将替代程序添加至持续适航说明文件中。例如，能够检测高能量钝性冲击的先进检验方法可被用作替代程序，以降低此类区域 3 的损伤发生灾难性故障的风险。

(2)符合性方法

对于 PSE 件，必须确定更换时间、检查或其他程序，以避免灾难性故障。应利用本部分所述方法中的一种或者组合表明对第 29.573 条(d)款和(e)款的符合性。一般来说，更换时间是用损伤容限安全寿命评估来确定的，检查间隔是用破损安全评估来确定的。损伤容限评估最为适用于复合结构，尤其是那些具有结构冗余和对固有抗损伤扩展增长能力的结构。在损伤容限评估中，必须考虑那些异常或意外事故引起的损伤。除非确定受几何形状、可检查性的限制或具有良好设计实践情况，这两者都不能实现，否则应使用更换次数和检查间隔的损伤容限评估。此时，必须建立补充程序，并将提交给局方进行审批。被用于符合第 29.573 条的符合性的方法必须提交局方并被批准。验证方法的选择应使结构通过特定程序（检查、更换时间或其他程序）免受咨询通告第 2.6(1)(c)中所确定的每种威胁的灾难性失效。例如，利用没有预定检验的更换时间方法可以证实与制造相关的特定许用尺寸空隙，利用没有特殊更换时间的检验方法可以证实同一区域的意外冲击。结果可以是具有多项不同检验要求的结构（位置、方法与间隔），也可以是固定的更换时间；程序组合可以确保涉及每一种威胁。疲劳证实应该包括足够的试片级、元件级、

子部件或者部件试验，以确定疲劳扩散、曲线形状和环境影响。验证不仅应该包括全尺寸、部件或子部件疲劳试验，而且可以利用由试验证据支持的分析完成证实。当采用谱试验时，如果可以表明最低载荷水平具有非破坏性，则可以在谱试验中将其去除。验证应该包括静强度评估，以表明针对结构的寿命和合适的检查间隔时间保留可以说明环境影响的所需剩余强度和足够刚度。对于正在验证的特殊结构，应将在本咨询通告中的 2.6(2)(b)段中确定的损伤强加于结构的每一个临界区域。

(a)损伤容限安全寿命评估。是一种“无扩展”的方法，在这种方法中，存在损伤的结构能够承受不同幅值的交变载荷，在旋翼航空器的寿命或指定的更换时间内，没有检测到损伤扩展。此类评估可以用来验证任何类型的损伤在零件的使用寿命中持续存在。该方法不会要求在试验程序中给出特定的检查要求，但是要符合裂纹、分层、使用损伤和第 29.1529 条所规定的其他限制的常规检查。通过全尺寸、部件或子部件疲劳试验表明符合性可以通过以下任一方法完成:

(i)S-N 曲线法。这种方法基于确定结构中关键位置出现损伤的起始增长点。该方法利用一个或多个全尺寸、部件或子部件试验，在代表临界飞行条件的结构上施加等幅值载荷或谱载荷。根据应用的载荷与循环，复合材料的强加型损伤、缺陷或结构上重大裂纹、脱胶、分裂和分层的任何扩展迹象可以定义结构的初始疲劳特性。根据强度或循环约简或者两者的平均曲线确立 S-N 工作曲线，以考虑疲劳分散和环境的影响。对比飞行载荷和工作曲线，如果截取曲线，则可以用累计的损伤计算来确定部件的退役时间。应在完成疲劳试验时证明极限载荷要求的符合性。

(ii)寿命测试法。这种方法可以使用谱疲劳试验来验证大量循环之下不发生缺陷扩展，其中大量循环和预期的使用寿命时间等效。该方法可以使用承受谱疲劳载荷的一个或多个全尺寸、部件或子部件试样，在具有代表性的飞行载荷分布中施加谱疲劳载荷，包括地-空-地载荷（Ground-Air-Ground）。疲劳试验载荷应根据环境和疲劳强度分散等因素增加。也可以使用 S-N 曲线方法来增加载荷，以减少试验的持续时间。在试验过程中，施加损伤的任何显著增长，或结构上显著的开裂、脱粘、裂纹或复合材料的分层，都构成了无法达到预期寿命的失败。然而，在损伤扩展或开裂开始时显示的等效寿命可以用作部件的退役时间。应在

完成疲劳试验时证明极限载荷要求的符合性。

(b)损伤容限破损安全（可检损伤的剩余强度）评估。这种方法建立了检查间隔，以确保部分失效后的结构能够在规定的检查间隔内承受设计限制载荷而不发生失效或过度的结构变形。如果在检查中发现损坏，应更换或修复结构，以恢复极限承载能力。区域 3 的损伤评估应具有足够高的剩余强度，如有必要，应建立补充程序，以尽量减少灾难性失效的风险。全尺寸、部件或子部件试验应使用一个或多个试样，以代表飞行载荷条件的方式施加等幅值载荷或谱载荷。试验载荷应考虑环境和疲劳强度分散等因素。试验结果可被用于管理下述三种方法中的一种或几种方法组合中的结构。试验结果可用于管理结构中随后描述的一种或三种方法的组合。

(i)无扩展评估。这种方法适用于服役中出现的、但是不再扩展的可检损伤（见图 AC 29.573-3）。应使用本部分第(ii)或(iii)所述的方法证实损伤扩展。结构细节、元件、子部件和关键结构区域或全尺寸结构的部件，应在重复载荷下进行试验，以验证损伤容限要求的无扩展方法。被用于确认无扩展方法的循环次数应在统计方面具有重要意义，并且可由载荷或寿命考虑因素或两者决定。应在重复载荷循环之后进行剩余强度试验，其中重复载荷循环可以证明结构的剩余强度承受载荷大于或等于被视为极限的限制载荷。此为，还应该表明刚度属性的改变不会超过可接受的水平。应确定检验时间间隔，考虑与假设损伤相关的剩余强度能力。如图 AC 29.573-3 所示，这样做的目的是确保结构不会暴露在比极限强度范围小的静态强度极限范围下过长时间，而提供比典型的缓慢增长情况下更低的安全水平。一旦检测到损伤，应对部件进行修复或更换，以恢复极限载荷能力。

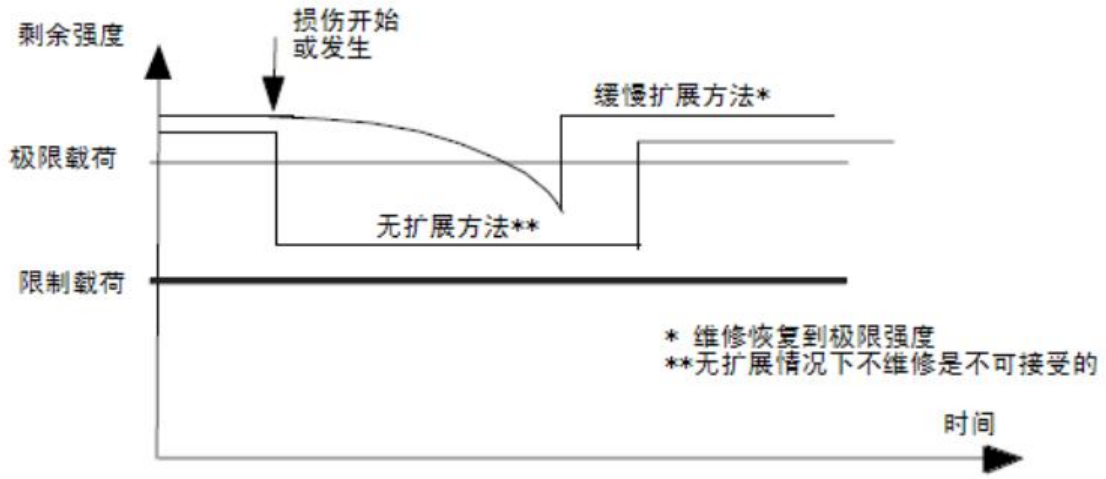


图 AC 29.573-3　剩余强度与时间关系

结构在发生意外损伤事件后的剩余强度越低，检测间隔应越短。对特定结构的可检性和冲击情况调查（包括发生的概率）的考虑可以用来隔离最关键的威胁，以便在设置维护检查间隔时考虑。当将剩余强度恰好保持在极限载荷之上时，如果设计能够保证有能力处理且可清晰的发现损伤，则可应用工程方法确定检查间隔时间。

(ii)低速扩展评估。如图 AC 29.573-4 所示，当试验中的损伤出现扩展并且扩展速度是缓慢、稳定且可预测，则可以应用这种方法。应制定检查计划，包括检查的频率、范围和方法，并纳入维修计划。应确定检验间隔，以使损伤在首次具有可检测性和损伤范围可以将剩余静态强度降低至限制载荷（被视为极限载荷）期间（包括环境影响）具有很高的检测概率。对于任何损伤大小，使载荷能力降低到极限以下，组件要么被修复以恢复极限载荷能力，要么被更换。如果在损伤变得严重之前就发生了功能损伤（如不可接受的刚度损失），应在制定检查程序时考虑到这一点。

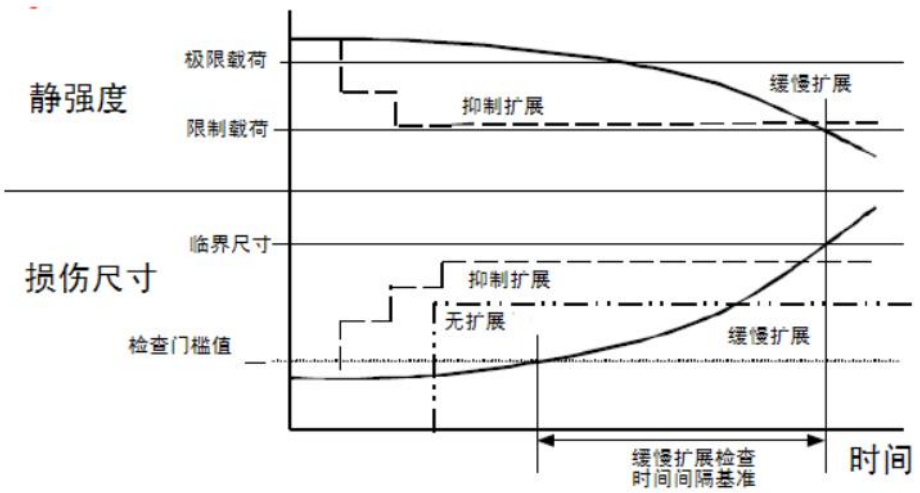


图 AC 29.573-4　关于破损安全的剩余强度和损伤尺寸关系图解

(iii)抑制扩展评估。如图 AC 29.573-4 所示，当损伤扩展、但是扩展在转变到临界状态（剩余静强度缩减到限制载荷对应情况）之前受到物理抑制或者终止时，可以使用此方法。由于设计特征，例如几何改变、强化、厚度改变或者结构接头，可能会发生抑制扩展。该方法适用于可检验的抑制扩展损伤。关键结构区域或全尺寸结构的结构细节、元素和子组件，应在重复载荷下进行试验，以验证损伤容限要求的抑制扩展方法。被用于确认抑制扩展方法的循环次数应在统计方面具有重大意义，并可以利用载荷或寿命考虑因素或两者确定循环次数。剩余强度试验或评估应在重复加载循环和证明结构的剩余强度承载能力大于或等于被认为是极限的限制荷载之后进行。此外，应该表明不得在可接受的水平之外改变刚度特性。应通过考虑与抑制扩展损伤相关的剩余强度能力确定检验周期。如图 AC 29.573-3 所示，如果在典型的低速扩展状态下有更低的安全水平，那么这样做的目的是为了确保结构不会在小于极限载荷的静力极限状态下暴露过长时间。对于任何能够将载荷能力降低至极限载荷能力以下的损伤尺寸，应对部件进行修复或更换，以恢复承受极限载荷能力。抑制扩展事件之后的剩余强度越低，则检验间隔应该越短。特殊结构的可检测性和冲击情况调查（包括发生概率）的考虑因素可被用于隔离最致命威胁以考虑维护检验间隔的设定。对于一个给定的临界损伤，需要剩余强度知识进行此类评估。当将剩余强度保持在限制载荷以下的时候，如果设计能够处理较大、可以明确检测的损伤，则在确定检验间隔时可以应用工程方法。

(c)损伤容限安全寿命与破损安全评估的组合。一般而言，根据损伤

容限安全寿命与破损安全评估进行的计算适用于确定给定结构的更换时间和检验计划。

(d) 其他程序。根据第 29.573 条(d)款，允许采用其他程序。此类替代程序仍然必须为与更换时间或检验间隔方法相同的已识别威胁提供相同程度的损伤容限。一种合理的替代方法是使用间接损伤检测方法代替在 2.6(2)(b)的破损安全评估中确定的明确强制的检测程序。应记录这些间接检测方法，并表明这些方法具有相同程度的稳定性、可重复性以及由传统检测方法提供的裕度。该类方法包括：建立可测量的振动或旋翼锥体条件和限制；确定间接检查，以检测损伤；通过监测和警报装置在飞行中检测损伤。

(e) 补充程序。如果在几何形状、可检测性或良好设计实践的限制之内无法实现如上所述的损伤容限评定，则可以根据第 29.573 条(e)款向局方提出使用补充的程序进行疲劳评估。申请人必须确定损伤容限规范不可行且无法得到特殊 PSE、位置及所考虑威胁的满足。此外，必须识别在评估中考虑的损伤类型。最后，必须确定补充程序，以使所考虑损伤的灾难性故障风险最小化

(3) 关于损伤容限和疲劳评定的其他考虑因素。

(a) 疲劳和损伤容限评估方法的应用由经验表明，为了实现设计目标，应该存在相关的试验背景。为了设计信息和指导目的进行损伤容限试验是工业界的一般做法，关键是要确定主要结构件，并对其进行适当的飞行和地面载荷试验。

(b) 识别每次评估中要考虑的结构（应使用失效模式和影响分析或类似方法）。

(i) 主要结构件（PSE）是指对承受飞行或地面载荷起重要作用，其失效可能导致旋翼航空器灾难性失效的结构元件。对于旋翼航空器，通常包括但不限于：

1) 旋翼：桨叶，桨毂，铰链，附件，阻尼器以及支撑结构；

2) 旋翼传动系统：齿轮，轴，减速器，联轴器；

3) 操纵系统：承受重复加载的操纵杆，伺服结构以及自动倾斜器；

4) 机身：旋翼系统支撑结构，起落架附件；

5) 固定和可动操纵面：安定面；

6) 发动机，变速器或设备安装：APU，辅助变速箱；

7) 起落架：固定或可收放的主起落架和机身连接结构；

8) 折叠系统：主叶片，尾梁。

(ii) 被评估的主要结构件损伤位置识别。损伤容限评估中的结构损伤位置可以通过对完整的结构件或者子部件的分析和疲劳试验来确定；但是，当分析预测基础不可靠时，如对于复杂部件，则必需进行试验；如果对不完整结构进行试验，则应该注意确保内部载荷和边界条件有效。同时应该考虑下面内容：

1) 未损伤结构的应变测量数据来确定高应力集中点和应力集中量级；

2) 分析可以表明高应力或者低安全裕度的位置。

3) 静力试验中出现永久变形的位置。

4) 疲劳分析识别的潜在疲劳损伤位置。

5) 相邻元件中出现最大应力的位置和元件失效的位置。

6) 部分断裂的元件，高应力集中在此类元件的局部断裂位置。

7) 难以检测的位置。

8) 通过相似使用经验设计的结构证明存在倾向于疲劳或者其它损伤的设计细节。

(iii) 此外，由于像严重的腐蚀环境，磨损环境或者高维修环境这些损伤源引发的可能会出现损伤的区域应该根据过去的使用经验和回顾以往的设计来决定。

(c) 与使用中预期有代表性的稳定和机动飞行状态相关的（稳态和波动的）应力和应变。

(d) 各种飞行条件的发生频率和对应的载荷谱与应力谱。

(e) 结构和所使用材料的疲劳强度、疲劳裂纹扩展特性和已损伤结构的剩余强度。

(f) 可检验性、检验方法及可检测缺陷尺寸。

(g) 本部分(c)条测量应力的变化、本部分(d)条的实际飞行状态和本部分(e)条的材料疲劳强度特性。

(4) 飞行应变测量大纲。

(a) 概述。在飞机载荷和相关应力的设计分析之后，应力水平或载荷将通过飞行应变测量大纲进行验证。

(b) 测试设备。

(i) 用于飞行应变测试大纲的测量设备应准确测量和记录与正常飞行和特定机动相关的试验条件下的临界状态下的应变，应变测量的位置和分布应该基于对临界应力区域的合理评估，这可以通过适当的分析手段来完成，如有必要，可以通过补充应变敏感涂层和光弹性方法实现这一目的。对于如第 29.573 条(d)款(1)项确定的旋翼航空器安全运行必需的每一部分，应变测量的数量和分布应该准确地覆盖载荷谱，可以根据需要使用加速计等其他设备。

(ii) 应同步记录相应的飞行参数（如空速、旋翼转速、重心等），从而将对应状态下的载荷和应力与飞行状态进行关联。

(iii) 在飞行应变测量大纲的整个过程，应对测试设备进行精确校准和定期检查，以确保结果的一致性和准确性。

(c) 需测量应变的零部件。应采用应变计测量旋翼系统、操纵系统、起落架、机身、旋翼支撑结构、传动装置及发动机的疲劳临界部分的应变。对于特殊设计或者独特设计的旋翼航空器，必需进行特殊考虑，以确保评估所有关键零件。

(d) 飞行方法和飞行状态的确定。

(i) 在 AC 27.571 中描述了飞行应变测量方案中要被研究的典型飞行和地面状态。

(ii) 飞行应变测量大纲中关于飞行状态的确定应以旋翼航空器的预期使用以及可用情况下的相似设计过往服役历史为基础。在任何情况下，根据旋翼航空器飞行手册，适用于设计和应用的所考虑飞行条件应具有实际运行的代表性。对于多发类旋翼航空器，除了完全停车之外，应该考虑涉及个别发动机故障的飞行状态。研究的飞行状态应与飞行评估程序相结合提交。

(iii) 在飞行应变测量期间被研究的机动飞行的严酷性应该至少与服役中有可能出现的机动情况一致。

(iv) 所有被认为适合特定设计的飞行状态都将在完整的旋翼速度、空速、重心、高度和重量范围内进行研究，以确定与各种飞行状态相关的最临界应力水平。受到弹性部件影响的温度对载荷的影响应该被研究。为了说明数据的分散性和确定现有的应力水平，应该在各种飞行状态下

采集到足够多数量的数据点，并在确定数据点时考虑分散系数的使用。在某些情况下，各种机动的临界重量、重心和高度范围可以基于过去类似设计的经验，但要求是在进行了充分的飞行试验以证实这种选择的情况下，该程序是可以接受的。在评价中应使用产生最临界应力水平的飞行参数组合。

(5) 载荷频率。

(a) 运行方式

(i) 应该确定旋翼航空器的运行方式（运输类、多用途等）。运行方式对载荷环境有很大的影响。过去，对于最临界的通用运行方式，已经利用一些特殊考虑因素和偶发性运行方式对旋翼航空器进行了证实。对于制造厂家建立的最临界运行方式而言，为了确保最临界运行方式被考虑到，旋翼航空器的每一个关键结构部件应该被验证。下面列出的运行方式应该被考虑到，且如果可行的话应该在验证中使用:

1) 长时间远距离飞行（大巡航速度下低地-空-地循环）

2) 典型的、一般的运行方式

3) 短时间飞行如在伐木搬运运行方式下

(ii) 采用最严酷的运行方式进行验证（然而，此方法在经济上并不总是可行的）。

(iii) 另一种方法是量化任务类型对疲劳损伤的影响，方法是用飞行循环限制增加或取代小时限制（如果定义适当并易于被机组人员识别，例如：一次着陆，一次装载运输）。如果制造厂商提供持续的技术和文件支持（即制造商对每一种旋翼航空器作业提供分解分析或持续检查分析），对多种运行方式而言，用飞行时间的因素分解来替换特殊类型的飞行时间限制将是切实可行的。

(iv) 如果上述一种或多种运行并不在旋翼航空器的普通应用范围之内，则旋翼航空器飞行手册应在限制章节规定，旋翼航空器的预期应用不包括某些任务或重复机动（例如飞行日志中每小时高频次的起飞/着陆）。在根据第 29.573 条和第 29.1529 条制定的维修手册的旋翼航空器适航限制部分，应该有这些影响的注意事项。

(v) 如果旋翼航空器的后续使用围绕着一个任务，这个任务并没有说明独特结构的验证情况，则应该着力于分析这个新任务所处环境对于载荷频率和结构验证的影响，并且在可行的情况下要为安全进行再次评估。

如果再次评估可以表明已修订退役时间的必要性，则在旋翼航空器增加的任务中应该对新的时间进行限制:

1)在适航指令程序中进行更改，并建立适当的部件再识别;

2)增补的旋翼航空器飞行手册（RFM）大纲限制应该经过批准;

3)增补的适航限制部分应该经过批准;

4)已批准零件再确认、旋翼航空器飞行手册增补或者适航限制部分的增补的适当组合应该经过批准。

(b)载荷谱。飞行或者机动状态下载荷谱分配时间的百分比或者发生的频率应该基于旋翼航空器的预期使用。载荷谱的建立是为了保证实际使用不太可能使结构受到超出与载荷谱相关的损伤。在制定该谱时应考虑的因素包括基于飞行历史记录数据的经验、符合第29.309条规定的设计限制、旋翼航空器飞行手册或持续适航说明（ICA）中规定的推荐运行条件和限制。在各种向前飞行速度下的时间分布不仅应反映这些速度与V_{NE}的关系，而且还应反映在规定的V_C或巡航速度的旋翼航空器飞行手册或ICA中推荐的运行条件。如果可能的话，要求通过模拟上述确定的分配方式来执行飞行应变测量大纲，并持续记录应力和载荷，从而直接获得结构元件的应力或载荷谱。

2.7 第29.241、29.251和29.629条的动力学载荷和响应要求

该部分内容涉及振动和共振频率确定、气动弹性稳定性识别以及动力学临界飞行结构的稳定裕度确定。关键件、关键部位、激励模式以及识别结果都需要予以识别和验证，该验证应包括由试验作支持的分析以及考虑重复加载和环境暴露对关键性能（如刚度、质量和阻尼）影响的试验。必须完成验证，以确保必要时提供初始刚度、剩余刚度、适当的临界频率设计和结构阻尼，以防止出现振动、共振和颤振问题。

(i)必须识别并适当评估所有振动和共振临界复合材料结构。

(ii)必须识别并适当评估所有颤振临界复合材料结构。必须通过分析表明结构(其剩余强度和刚度已被证明)在损伤限度内,以速度为$1.1V_{NE}$（或任何其它临界飞行限制，如垂直或短距起落航空器的V_D）飞行时不会发生颤振。

(iii)如果适用，应考虑坠撞动力条件以保证适当的耐坠撞能力和在其它可生存撞击下合适的乘客安全水平。

2.8 第 29.611、29.1529 条和附录 A 中的复合材料结构特殊修理和持续适航要求

如果在使用文件（包含批准的维修手册章节或持续适航指令）中提供了修补和持续适航程序，应表明所获得的修理和维修措施能使结构持续满足本咨询通告 2.1 至 2.7 部分的指导性要求。基于修理和持续适航标准、限制以及检查的所有合格审查都必须清楚地予以说明，以确保航空器的持续适航性。未经局方批准的工程设计，当修补不在批准的结构修理手册（SRM）规定范围之内时，则不能进行复合材料结构修理。

AC 29.601 设计

1. 条款要求解析/规章安全意图

(1) 本条是对旋翼航空器设计的通用性要求，适用于所有机体结构和系统设备的结构与构造。

(2) 本条 (a) 款要求旋翼航空器的设计不得采用以往老型号的历史服役经历或经验表明是危险的或不可靠的设计特征或细节。

“经验”指的是以往已取证的民用旋翼航空器的服役经验。

“危险的”是指该设计特征或细节对旋翼航空器的安全性有不利影响。

“不可靠的”是指该设计特征或细节在某些情形下可能起不到其预定的作用或功能效果。

(3) 对于每个非继承性的或有疑问的设计细节和零件，必须通过试验来确定其适用性。

“适用性”是指满足结构强度、刚度、预期功能、性能、预期使用环境条件等要求。

(4) 通过研究老型号旋翼航空器的使用经历，或对新型号通过研究具有类似设计特征的型号的使用经验来部分地满足本条要求。具体地说，本条包括下述“特征或细节”：

(a) 座椅导轨和座椅界面接头应有适当的锁定装置，以防结构过早破坏和过早松动。

(b) 座椅安全带和肩带，应使用经验已表明是易于系戴、解锁和解脱的型式和构造。它们的型式还应当是可靠的，不影响出口，以及在正常工作时不会受到不必要的磨损和损坏。

(c) 不应该使用小于一定厚度规格的金属零件和小于一定层数的复合材料。最小厚度和最少层数在最大程度上应根据类似设计的使用经验(正常磨损和损坏)确定。

2. 可接受的符合性方法

(1) 根据系统设计方案及其中所采用的新技术、新设计等内容，进行系统的安全性评估分析，判断其中对安全性、可靠性和功能实现等有影响的关键结构、关键连接和设备等。后续的符合性验证过程中，将重点针对这些新技术和对飞行安全或人员安全有影响的设计进行验证。针对旋翼航空器设计中的新颖独特设计和是否被目前适航规章所涵盖的具体情况，将按需制定适用于该新颖独特设计的专用条件。

(2) 若某关键设计特征为以往老型号所采用或与老型号的设计相类似，则结合以往老型号的服役经验数据在系统设计报告中进行说明，以此来表明本条(a)款的符合性，此时本条(b)款是不适用的。必要时，将需要编制分析报告来表明某设计细节的适用性。

(3) 若某关键设计特征或某项新技术为型号设计中首次应用，则采用一定的试验验证这一设计特征/技术的适用性和安全性:

(a) 当其它条款有相关要求时，应根据其它条款的要求编制试验大纲、报告、分析报告。此时，相关文件将只列为其它条款的符合性验证文件，而不需列为第 29.601 条(b)款的符合性验证文件;

(b) 当其它条款没有相关要求时，则应根据该设计的具体设计特征及预期实现的功能、作用、对航空器/人员的影响等编制试验大纲并开展试验，此时应将相关试验大纲、报告和分析报告等文件列为第 29.601 条(b)款的符合性验证文件。

(4) 应考虑使用磨损对关键件承载的影响，考虑时可采用飞行试验、地面试验和分析的方法。

(5) 对申请人选用的细节和零件，如出现与其适用性有关的问题时，要对它们进行试验。

表 AC 29.601-1 条款的符合性验证方法表

条款	符合性验证方法									
	MC0	MC1	MC2	MC3	MC4	MC5	MC6	MC7	MC8	MC9
29.601(a)		✓		✓						
29.601(b)					✓	✓	✓			✓

AC 29.602 关键零部件

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条对旋翼航空器关键零部件的识别和控制提出了要求。关键零部件要求适用于结构组件、旋翼传动系统、旋翼以及机械操纵系统。

确定关键零部件的目的是确保关键零部件在设计、制造以及整个使用寿命期内都是受控的，以便通过确保关键零部件保持型号合格审定所依据的关键特性，将在使用中失效的风险降至最低。

本条(a)款中使用的“可能”，指此处的失效评估应考虑飞行状态(如前飞、悬停等)的影响，不需要考虑使用环境。(a)款中的“灾难性的”，指假定在具有适合着陆表面的情况下，如无特殊驾驶技巧，不能进行自转下滑安全着陆。(a)款中“关键零部件”，要求该零部件必须同时具有灾难性失效模式和一个或多个关键特性。

本条中的“零部件”，指一个零件、或永久地连接在一起的两个或多个零件。

许多旋翼航空器制造商已经在他们的公司内部制定了管理“关键零部件”的程序。这些计划可能是制造商与其他客户的进行商业买卖时所必需的。尽管这些计划中“关键零部件”定义稍有不同，有时叫做“飞行安全件”、“关键件”、“重要件”或“标识件”，在过去，它们一直被认为满足本条要求，并可提供预期的安全水平。只要能够满足本要求，这些计划可以使用其它名称和专用术语。

通常情况下，应建立关键零部件计划，关键零部件清单只是该计划的一部分，该计划需要涵盖:

(1)通过失效分析确定的关键零部件清单;

(2)包括关键零部件的维修、检查和大修的完整的说明，并且强调这些特殊程序的重要性。

(3)向营运人员和大修人员说明，对关键零部件进行未经批准的修理或更改会产生危险的后果。

(4)强调在维修、大修、存放和运输中必须仔细管理和保护关键零部件使其免受损坏或腐蚀，并且准确记录和控制使用寿命期内的工作情况(如适用时)。

(5)要求制造厂商应对关键零部件的任何异常磨损或性能降低做出

通告，并在适当时间将受影响的关键零部件返厂检查。

(6) 技术文件、图样对于关键零部件的控制要求。

2. 可接受的符合性方法

旋翼航空器制造商应该制定关键零部件计划，确定并控制关键特性。组成该计划的政策和程序应该确保:

(1) 旋翼航空器的所有关键零部件都是通过适当的失效评估方法确定的，并建立关键零部件清单。

(2) 编制的文件应提醒相应的关键零部件设计、制造、维修、检查和大修人员，注意这些关键零部件的特殊性质，并详述相关的特殊说明。例如，所有的图样、工作记录表、检验文件等，可以用“关键零部件”或同义词明确注释。持续适航文件和大修手册（如适用时）应清楚地区分出所有关键零部件，并且包括必要的维护和大修说明。该文件应:

(a) 包括关键零部件的维修、检查和大修的完整说明，并且强调这些特殊程序的重要性。

(b) 向营运人员和大修人员表明，对关键零部件进行未经批准的修理或更改可能会产生危险的后果。

(c) 强调在维修、大修、存放和运输中必须仔细处理和保护关键零部件使其免受损坏或腐蚀，并且准确记录和控制使用寿命期(如适用时)。

(d) 要求制造厂商应对关键零部件的任何异常磨损或性能降低作出通告，并在适当时间将受影响的关键零部件返厂检查。

(3) 应该建立用于确定和控制关键特性的程序。

(4) 为了控制关键特性达到所要求的程度，应规定制造关键零部件（包括试验件）的程序和工艺（如材料源、锻造程序、机械加工操作和工序、检查方法、接受和拒绝标准）。同时，还应该建立更改这些制造程序的程序。

(5) 对制造程序、关键零部件的设计、经批准的操作环境、或设计载荷谱的任何更改，如果需要，都应进行评估以确定对零件疲劳评估的影响。

(6) 对关键零部件材料的检验程序（如确定对存在制造误差或材料缺陷的零部件的处理程序）应根据上面(4)和(5)段进行。

(7) 按要求确定关键零部件，并且保留与确定关键零部件相关记录，

以便建立每个零件或每批零件的制造历史记录。

(8)应保持由供应商制造的关键零部件的关键特性。

表 AC 29.602-1 条款的符合性验证方法表

条款	符合性验证方法									
	MC0	MC1	MC2	MC3	MC4	MC5	MC6	MC7	MC8	MC9
29.602(a)		✓		✓						
29.602(b)		✓								

AC 29.603 材料

1. 条款要求解析/规章安全意图

第 29.603 条对运输类旋翼航空器“损坏可能对安全有不利影响”零部件所用材料的适用性和耐久性提出了要求，材料包括金属材料、非金属材料含复合材料。且需要同时满足以下三点要求。

第 29.603 条(a)款要求旋翼航空器零件所用材料的适用性和耐久性的确定必须基于试验或经验。其中，经验包括相同材料用于已经取证并成功运行的相似类型航空器的相同或相似部位上，经验需得到局方的认可;试验是指静力试验、疲劳试验、腐蚀试验、功能试验等。

第 29.603 条(b)款为保证材料具有设计资料中所采用的强度性能和其他性能，材料的标准（规范）应保证具有设计资料所采用的强度性能和其他性能，材料标准（规范）应得到批准。

第 29.603 条(c)款要求对于损坏可能对安全有不利影响的零件所用的材料，必须考虑使用中预期的环境条件。

环境影响包括自然环境、安装环境影响，安装环境影响既要考虑对潜在有害液体和化合物的直接暴露接触，又要考虑它们的预期流动情况。这些预期服役环境条件不仅包括短时间内对材料性能造成的影响因素，还包括长时间内对材料性能造成影响的因素。

2. 可接受的符合性方法

首先说明本条需要进行验证的对象，即为“损坏可能对安全性有不利影响”零部件的材料，包括结构零件和失效后可能危及旋翼航空器安全的非结构零件，在航空器功能危险性分析结果基础上，确定对安全性有不利影响的零部件。建立这些零部件的材料目录，对整机材料进行汇总，应明确材料的名称、牌号、材料的具体应用部位及其性能的要求、

材料标准、供应商信息等。

其次，根据确定的、对安全有影响的零部件材料目录，对每项材料标准审查并确定:

(1)建立在经验或试验的基础上

结合以往型号设计、服役经验评估已取证材料对于新型号的适用性。应充分考虑该材料的使用经验或试验证明可用，并应在材料标准中规定原材料的质量控制要求和材料性能检测。

试验验证的材料,要进行静力试验、疲劳试验、腐蚀试验、功能试验等试验以证明其本身的性能。对于复合材料、增材材料需按“积木式方法”进行材料试样级、元组件级、部件级验证试验。

(2)符合经批准的材料标准或局方认可的材料标准

通过试验或经验建立的材料标准，材料试验过程和材料标准应得到局方认可。

采用通用材料标准（如我国通用的GB、HB、GJB，国际通用AISI、SAE、MIL或AMS等），应表明材料性能满足航空器技术要求，且通过试验、经验或有足够批次数据统计的方式获得第29.613条所要求的材料性能。

(3)对于旋翼航空器的预期环境条件进行评估

验证过程中重点考虑环境影响，主要包括自然环境影响(太阳光、温度、湿度、盐雾、长期存储的老化等)和安装环境(应力、磨损、燃油、液压油、防冻液体、清洗剂、防火耐火阻燃等)。对于复合材料，注意考核温度、湿度对材料性能的影响。

环境影响试验可以用试样试验、全尺寸试验或两者的组合，还可以采用试验和经验两者的组合。

表AC 29.603-1条款的符合性验证方法表

适航条款号	符合性验证方法										备注
	MC0	MC1	MC2	MC3	MC4	MC5	MC6	MC7	MC8	MC9	
29.603		✓									
29.603（a）		✓			✓						
29.603（b）		✓			✓						
29.603（c）		✓			✓						

AC 29.605 制造方法

1. 条款要求解析/规章安全意图

1.1 第 29.605 条(a)款

本款要求是航空器所采用的制造方法的工艺稳定性和适用性必须充分验证，从而保证能始终生产出完好的结构。对于需要严格控制的制造工艺，要求有工艺规范。

1.2 第 29.605 条(b)款

本款要求是航空器所采用的每种新的制造方法必须通过试验大纲进行充分验证，从而保证能始终生产出完好的结构。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.605 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审和试验室试验。

(1)对于政府或工业部门制定的规范（如 MIL、AISI、ASTM 或 SAE），以及公司研究制定的专属规范，申请人应向局方提供足够的证据，以表明该工艺规范能实现产品预期的设计特征，且工艺是稳定的。

(2)对于胶接、焊接、热处理、金属镀层、保护涂层（非装饰层）、密封层和独特的制造方法（如复合材料所采用的），应提供工艺规范。

(3)要求的试验大纲应考虑静强度、疲劳强度和环境的影响（如适用时）。

(4)对于先进复合材料的制造方法，应考虑脱胶、空隙和孔隙率等制造异常的影响。应研制专用无损检测技术和制定程序，包含可接受的制造异常和允许的修理程序。

AC 29.607 紧固件

1. 条款要求解析/规章安全意图

1.1 第 29.607 条(a)款

本款要求航空器上脱落可能危及航空器使用安全的可拆卸紧固件（指常规连接装置，如螺栓、螺钉、螺母和销等，这些紧固件可以轻易拆卸，重新安装或被其他同样的紧固件替换），必须采取两套独立的锁定装置（指具有防止紧固件丢失的功能，可将紧固件固定在其相应的位置上）。紧固件的锁定装置分为摩擦型和非摩擦型。对于永久性的固体

非金属的插入连接销，只要可以实现其原始功能，摩擦型锁定是可接受的）。确定可拆卸紧固件及其锁定装置时，需要考虑与其安装相关的环境条件，以保证可拆卸紧固件保持在正确的安装位置上。

1.2 第 29.607 条(b)款

本款要求航空器上经受转动的螺栓（指一个螺栓作为旋转轴，被螺栓连在一起的一个或多个部件之间会产生相对运动)，不得采用自锁螺母进行锁定，除非在采用自锁螺母外还采用了其他非摩擦锁定装置。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.607 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、安全评估和试验室试验。

(1) 双套锁定装置（包含两个任意独立的锁定装置）的可拆卸紧固件最常应用的部位是航空器主操纵系统，在此部位单套锁定装置紧固件的失效将丧失或降低可操纵性。然而，还有别的关键应用部位，例如航空器机身或起落架上，以及旋翼航空器动力传动系统和主动力装置操纵系统上的“非失效保护连接”，这些部位单套锁定装置紧固件的失效会妨碍航空器继续安全飞行和着陆。对每一处应用部位都应进行单独评估，以确定需要采用双套锁定装置的紧固件的关键连接点。

(2) 当关键连接点确定以后，应当慎重选择紧固件及其双套锁定装置，这需要考虑紧固件结构，疲劳强度以及功能，并考虑紧固件具体安装相关的环境条件。例如，在螺栓-螺母紧固件增加双套锁定装置后，相对于没有增加双套锁定装置的螺栓-螺母紧固件，前者可能改变拆卸力矩，并且减少了螺母与螺栓之间螺纹的配合面积。此外，在所有使用部位，紧固件的安装不应当对邻近结构、设备等产生有害干扰。

(3) 应确保在可预期的最严酷使用条件下，包括振动和温度，不会由于螺母脱落而导致如螺栓等紧固件丢失。

(4) 假设两个要求的独立锁定装置之一不能正常工作，或由于某些原因而失效，这种缺失或失效不应导致另一个锁定装置的失效或失去作用。

(5) 为保证持续适航性和锁定装置的正常使用，在安装之前，应仔细评估在检查和维修过程中由于某些原因拆卸的紧固件。被确定为报废和不适航的紧固件，其应被明显标识出来，以防止这些紧固件被再次使用。

(6) 承受转动的螺栓应至少拥有一个非摩擦型锁定装置。如果要求两

套锁定装置，另外一个可以是摩擦或非摩擦锁定装置。

(7) 对于不承受转动的紧固件可以使用下述锁定:

(a) 两套非摩擦型锁定装置;

(b) 两套摩擦型锁定装置;

(c) 一套摩擦型锁定装置加一套非摩擦型锁定装置。

许多连接设计可能需要按用户要求定制，并且每种紧固件只有一个;因而，本咨询通告中没有说明所有类型紧固件包含双套锁定装置。可以从以下清单中，确认在特定部位应用的特殊紧固件满足第 29.607 条要求（如适用时）:

(a) 紧固件上是否具有双套锁定装置或特征?

(b) 紧固件上双套锁定装置中的任意一套锁定装置是否其自身能够防止紧固件的松动，并保持其自身处于正确的安装状态?

(c) 当两套独立锁定装置中的任何一套失效或功能失常时，另一套锁定装置是否能够有效地锁定并能防止紧固件的松动?

(d) 紧固件是否已经被证明满足结构强度要求?

(e) 如果适用，紧固件是否已经被证明满足疲劳强度要求?

(f) 如果适用，紧固件的适用性，包括锁定装置，是否已经考虑与具体安装相关的环境条件的影响，如振动、温度、腐蚀敏感性等?

(g) 在所有使用条件下，紧固件是否能够发挥其预期功能?

(h) 在所有使用条件下，紧固件的安装是否会对邻近结构、部件、设备等造成有害的干扰?

(i) 如果紧固件（螺栓）承受转动，是否双套锁定装置中至少采用一种非摩擦型锁定?

(j) 如果紧固件以前已经用过，在重新安装之前，其持续适航性，包括其上锁定装置的正常运行特性，是否已被验证?

(k) 如果紧固件不正确的或非完整的安装将导致有害的影响，是否已经提供适当的措施，来防止不正确的安装?

(l) 紧固件的设计特征、物理特性，以及锁定特性，特别是它们的用途、功能、恰当的安装位置特性是否容易识别?

AC 29.609 结构保护

1. 条款要求解析/规章安全意图

1.1 第 29.609 条(a)款

本款要求航空器结构零件必须采取适当的保护措施，以防止使用中由于任何原因而引起的强度降低或丧失。

1.2 第 29.609 条(b)款

本款要求航空器上需要防止腐蚀、易燃或有毒液体聚积的部位，必须采取通风和排泄措施。

2. 可接受的符合性方法

2.1 第 29.609 条(a)款的符合性方法

满足第 29.609 条(a)款要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、试验室试验和工程符合性检查。

本款中的“气候”是指随着航空器使用时间的增长，由于气候环境（空气、光照、雨水、冰雪、温度等）引起的结构性能逐渐降低的现象。“腐蚀”是指外界介质（油液、盐雾、霉菌、化学制剂等）引起的结构腐蚀和接触结构间不同电化学反应引起的腐蚀。“磨损”是指航空器部件相对运动引起的磨损和人员和地面服务设施对结构的磨损。针对这些影响结构强度性能的因素，应采取适当的保护措施（防老化、防腐蚀和防磨损）。

(1)为防止结构强度下降，可对结构进行保护、喷涂油漆或化学薄膜处理；对零部件进行电镀或化学处理，这些处理方法可能会要求进行评定和验证，以确保结构或零件在电镀或工艺处理期间或其后不会受到不利影响。

(2)镀层、材料表面硬化或组分改变可能要求进行疲劳验证，以确保疲劳强度没有变化或另作适当评估。这些处理方式应采用经批准的工艺规范。

2.2 第 29.609 条(b)款的符合性方法

满足第 29.609 条(b)款要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、飞行试验或工程符合性检查。

对于“需要防止腐蚀、易燃或有毒液体聚积的部位”，一般是指雨水、油液、灰尘、杂质容易聚积的部位，如机身低处，油箱底部，燃油、液压管路周边区域，运动部件缝隙处，必须采取通风和排泄措施。

(1)对于全机可能出现堵水的部位（如舱壁）以及机身和安定面内的

低处，应设置排水孔，以防止积水。

(2)对于操纵管件和用作主要安装结构（如传动系统支承结构和发动机安装结构）的管件，可采用在每根管件的端头使用密封衬套，或在管件的端头和每个铆钉头上涂一圈密封剂的设计，以防止包括水在内的腐蚀液或蒸汽的进入和聚积。

(3)焊接后应按批准的工艺规范进行清洗和密封焊接管件。

(4)对于向机外排放的排放口，应使排放的液体远离整架航空器，可以采用飞行中排放染色水来验证液体是否能够正确地被排放。

AC 29.610 闪电和静电防护

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款的要求航空器必须采取防止闪电引起灾难性后果的保护措施，以防止航空器因遭受闪电后妨碍航空器的继续安全飞行和着陆。航空器上任何有闪电电流流经的组件、系统（如结构组件、动力系统、传动系统、机械和液压控制系统等），在遭受闪电电流后造成的损伤不得导致灾难性后果。

2. 可接受的符合性方法

满足第29.610条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、分析/计算、安全性分析和试验室试验。

(1)制定审定计划，阐明用于证明闪电和静电防护有效性的分析程序和鉴定试验。

(2)进行闪电分区和确定闪电环境。SAE ARP5414(或EUROCAE ED-84)、SAE ARP5412（或EUROCAE ED-91）提供的航空器闪电分区、闪电环境的定义和方法是可接受的。

(3)对于需要进行试验验证闪电和静电防护的充分性的，试验大纲中应明确试验对象，试验产品的安装、适用的闪电区域、模拟闪电的方法、试验使用的电压或电流波形等。用于表明闪电防护有效性的试验方法可参考SAE ARP5416（或EUROCAE ED-105），用于表明静电电荷控制有效性的试验方法可参考SAE ARP5672。

以下给出航空器应该考虑闪电防护的部位和系统，以及采取的防护措施。

(1)旋翼和操纵系统

旋翼和机体之间应有合适的主搭接线路，以防止旋翼遭受闪电后，造成减速器、自动倾斜器轴承、操纵部件的损伤或失效。

旋翼桨叶和操纵面的每个铰链和轴承应符合以下两条件之一：(i)其型式能经受闪电放电作用而无损伤或导致功能失效的卡阻；(ii)至少有一根主搭接线。当使用搭铁线时，搭铁线应尽可能柔软且长度短，搭铁线的固定应避免因导线卡住铰链或轴承而造成危险，特别是对于闪电冲击引起的部分损伤的情况时。

(2)外部非金属零件

对于安装在旋翼航空器外部的非金属零件(如旋翼、雷达罩、复合材料蒙皮面板)，由于遭受闪电冲击的可能性大，应对它们采取防护措施以避免：出现内部气体（如水蒸气）迅速膨胀导致破裂；由这些零件构成的空间或封闭区域内压力的迅速增大，导致零件本身或其封闭区域的结构产生机械破裂；因零件本身或封闭区域内的材料起火而造成的着火。

暴露在航空器外部的非金属零件的材料应具有低吸水，不吸留气体，绝缘性强的性能，以有助于产生表面飞弧而不是被击穿。

此外，除非能表明闪电放电产生的损伤不会危及航空器或机上乘员的安全，否则旋翼和外部非金属结构零件应有有效的闪电分流器或主导线，这些装置应能安全承受闪电放电作用。当金属结构与绝缘结构的分流器之间有微小间隙时，不要求有搭接条和（或）搭接导线，但是可以采取电搭接线路的措施以达到静电防护的目的。

旋翼航空器静电保护设计应使结构、旋翼系统和设备的电搭接在一起的，以使静电电荷（静电电荷可能导致电击、易燃气化物点燃，或干扰无线电通信和导航等重要设备）的累积和放电最小化；应保证在金属零件和金属镀件之间不会出现随机的间断接触（如因电火花产生不必要的无线电干扰或降低元器件性能）；应为旋翼和外部的非金属结构零件提供安全传导静电电荷的有效电导体。

对于采用高压加油或高速输送燃油设计时，应规定通过试验或与相应的燃油制造厂商协商，表明在燃油系统内不会引起危险的高电压。如果涉及到所使用的燃油牌号或添加剂的任何限制,则应按第29.1501条(a)款的要求规定相应的使用限制。临界加油速度与旋翼航空器的加油装置有关，因此还应征询燃油供应商的意见。

对于采用标准加油设备和标准航空器涡轮发动机燃油时，以高于946升/分钟（250加仑/分钟，美制）的速率加燃油时，在燃油表面和油箱金属零件之间可能诱发足以产生电火花的高电压。这些诱发性高电压可能会因添加剂和杂质（如防锈剂、润滑油、游离水等）的存在以及燃油箱内的燃油飞溅或喷溅而升高。

为此，应采取(i)对加油设备增加加油管路直径和设计过滤器；(ii)采用抗静电的添加剂来改变燃油的静电特性；以减少静电电荷。

AC 29.611 检查措施

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款要求航空器必须有能够对其各系统进行正常维护和（或）调整的可接近的口盖或通道。对每个要求进行周期性检查、按基准和功能进行调整、润滑的零件，必须有能进行仔细检查的措施。

2. 可接受的符合性方法

满足第29.611条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、分析计算和工程符合性检查。

检查措施，尽可能采用开孔或可接近的“非结构”口盖，也可使用“结构的”或可承载的接近口盖。对于结构口盖，应有标记或永久性标牌（第29.1541条(a)款(2)项），标明在地面或飞行运行之前必须安装这些口盖。

(1)对航空器机体结构和各系统的检查、调整、维护需求进行分析。

(2)可结合航空器设计图样的审查、型号合格审定试验期间完成的制造符合性检查、为验证第29.681条和第29.683条进行的操纵系统试验和操作试验期间进行评定，型号的验证试验和功能及可靠性试验期间进行评定，来完成符合性的确认。

(3)对于要求频繁检查（时间间隔小于25小时的）、润滑或调整的设备，以及每天需要检查的区域或项目，应通过“非结构的”通道来实现可接近。因为对于结构口盖，和通常采用多个插销和锁专用设计特征的结构通道（舱门），其操作是需要相应等级的维护人员来进行打开、关闭或复位的。

(4)如果航空器维修需要符合CAAC维修审查委员会批准的大纲时，则对航空器的检查措施还需进行进一步的审查。

AC 29.613 材料的强度性能和设计值

1. 条款要求解析/规章安全意图

1.1 第 29.613 条(a)款

本款规定材料强度性能和材料设计值需要在基于试验统计的基础上确定。材料的强度性能和材料的设计值必须考虑使用环境和使用时间的影响。

《Metallic Materials Properties Development and Standardization》(MMPDS)和《Composite Material Handbook》(CMH-17)中提供的统计方法是可接受的。

1.2 第 29.613 条(b)款

本款规定材料的设计值必须使结构因材料变化而引起的破坏的概率减至最小。同时对单载荷路径结构元件和多载荷路径结构元件的材料设计值提出了具体的概率要求。

1.3 第 29.613 条(c)款

本款规定结构的强度、设计细节和制造必须使灾难性疲劳破坏的概率减至最小。

在结构设计的过程中，可参考 AC 29.571、AC 29.573 中有关疲劳方面的内容，使用被公认的设计特征来实现:

(1)选择的材料和应力水平应确保在出现裂纹后（低受载结构）能得到一种可控的低裂纹扩展速率和高的强度裕度的组合。

(2)采用多路传力结构和止裂措施来限制裂纹增长。

(3)采用组合（多元件）复式结构，以便在组合件（多元件）中的一个元件出现疲劳裂纹或破坏时，其它元件和剩余结构仍具有适当的承载能力。

(4)凡一个元件承受所有载荷的地方，均应有备用结构。一旦主元件破坏，备用元件应是有效的，并具有承受假定外载荷的能力。

(5)设计上应允许在裂纹造成危险或导致强度明显下降之前，能对所有关键件进行裂纹检测（包括采用裂纹检测系统），而且允许更换或修理。

1.4 第 29.613 条(d)款

本款要求材料的设计值必须是经CAAC认可的材料技术标准或手册中的数值，或经CAAC批准的其他数值。

1.5 第29.613条(e)款

本款规定了材料的高级选择方法，当希望采用比本条(b)款所规定的设计值更高的材料强度性能作为设计值时，可以采用本款规定的方法。

该方法是对每个单独项目（零件），从中取试样或取具有代表性的试样进行试验以确定其特性。该方法是一种高度专业化并可能花费昂贵的方法，仅适用于具备可用区间且从中取得试样而不会破坏该零件的那些零件。根据该方法确定的航空器型号零件涉及数据，需要在零件图样上做出必要说明，如最低许用强度等。

2. 可接受的符合性方法

满足第29.613条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、分析/计算和试验室试验。

(1)通过设计图样、设计报告、材料采用目录等文件说明型号材料情况，内容至少包括材料牌号、使用的材料标准，材料的设计值是否出自经局方认可的文件中或经局方批准。

(2)对于新材料、不在局方认可文件内的材料、设计值采用高于局方认可文件内的数值或局方批准的数值的材料需进行试验，对试验数据按局方接受的统计方法，进行分析，确定材料的设计值。

(3)对于材料的疲劳性能、损伤容限性能，根据评定原则进行结构的设计和制造，并按第29.571条、第29.573条的要求进行疲劳和/或损伤容限评定。

AC 29.619 特殊系数

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款规定了结构零件采用特殊系数的情况。目的是为了保证旋翼航空器结构零件由于一些不稳定因素而引起的强度不足的概率极小。

(1)本条是补充其他条款的通用性规定。按本条规定，要求用特殊系数乘以第29.303条中规定的安全系数1.5。

(2)第29.621和29.625条分别规定了铸件和接头的特殊系数。29.623规定了有活动间隙的支承系数。此外，任何其它系数可根据“为了确保零件由于本条(a)款所规定的不稳定因素而引起强度不足的概率

极小”要求选用。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.619 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、分析/计算和试验室试验。

(1) 对于接头系数的使用限制载荷与极限载荷的关系如下所示：

1000kg(限制设计载荷)×1.15(接头系数)×1.5(安全系数)=1725kg(极限设计载荷)

(2) 可参照上述示例应用其他特殊系数，详见第 29.623、29.625、29.685、29.785 条。

(3) 可采用本条规定的其他系数。对于复合材料的强度和刚度的可变性实例，可采用本条规定的其它系数，相关咨询通告中是要求对部件和分部件结构进行试验，以得到适合于特定设计使用的系数，而且已用在复合材料结构的验证中。

(4) 本规定补充了第 29.603 条材料和第 29.613 条材料的强度性能和设计值的内容。无论引用什么规定，都必须考虑材料和（或）组件特性的可变性。

(5) 地面共振就是由于旋翼系统和起落架系统的刚度影响引起，因此评估特殊系数时应考虑在使用过程中旋翼系统可能出现的刚度和阻尼的变化。

AC 29.621 铸件系数

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款规定了旋翼航空器结构采用的铸件系数，定义了关键铸件和非关键铸件，并给出了相应铸件设计准则、试验和检查的要求。若作为液压系统或其流体系统的零件而需要进行充压试验的铸件或不承受结构载荷的铸件，可以不按照本条(c) (d)进行验证。

(1) 本条款规定了结构铸件的系数、试验和检验。按第 29.603、29.605 条或第 29.613 条所述，为控制铸造质量，可使用附加系数、试验和检验。

(2) 对具有承受结构设计载荷支承面的铸件，与支承应力有关的铸件系数不必超过 1.25。如果第 29.623 条中的支承系数大于可适用的铸件系数，则不必采用与支承面有关的铸件系数。

(3)关键铸件的铸件系数不得小于1.25，并且按规定必须100%接受包括目视、射线和磁粉（磁性材料）或渗透（非磁性材料）方式在内的检验。除检验要求外，还规定了静力试验要求。

(4)对非关键铸件，如果增加检查和质量控制要求，铸件系数最小可取为1.0。采用较大的铸件系数可减少检验次数和降低质量控制要求。

(5)除本条要求的任何铸件静力试验外，还要求用试验或分析方法对结构进行静力和疲劳验证。

2. 可接受的符合性方法

满足第29.621条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、分析/计算和试验室试验。

2.1 29.621(a)符合性方法

在审定计划中，申请人应明确直升机采用铸件的部件，并对铸件进行分类，确定铸件类型，应尽可能把旋翼航空器的铸件划分为关键的、非关键的、非结构的、或液体容器。然后按照条款要求，制定铸件系数选取、试验和检验的准则。

2.2 29.621(b)符合性方法

在文件中规定支承应力和支承面铸件系数。不论关键铸件或非关键铸件，与支承应力相关的铸件系数，不必超过1.25，另外当零件的支承系数大于铸件系数时，不必采用铸件系数。

2.3 29.621(c)(d)符合性方法

关键铸件：根据定义的关键铸件，说明关键铸件所采用的铸件系数和检验方法。并通过试验来验证铸件系数小于1.50的关键铸件，按铸件系数选取1.25，在极限载荷作用下，结构至少保持3秒钟不破坏；承受1.15倍限制载荷作用，不发生有害或永久的变形。

非关键铸件：根据定义的非关键铸件，说明非关键铸件所采用的铸件系数和检验方法。如果已制定了质量控制程序并经局方批准，则可以降低对非目视检查的比例要求。

关于第29.621条(c)款和(d)款规定的铸件系数及有关的检验要求如表AC 29.621-1所示：

表AC 29.621-1 铸件系数及有关的检验要求

铸件系数范围（1）	检验要求	
	关键铸件	非关键铸件

	29.621(c)	其它分类	29.621(d)	其它分类
2.01 或更大	(5)		(2)	
1.50～2.00	(5)		(3)	
1.25～1.499	(5) (6)		(4)	
1.00～1.249	不允许	不允许	(5) (6) (7)	

注： (1)极限载荷= 铸件系数×1.5×限制载荷。对铸件系数 1.25 至 1.5，见注(6)屈服试验要求。分析时采用的机械特性，应以相关经批准的标准给出的值为基准，详见第 29.613 条。

(2)每个铸件应 100%接受目视检验。

(3)每个铸件应 100%接受目视、低浓度磁粉或渗透检验或经批准的等效方法的检验。

(4)每个铸件应 100%接受目视、低强度射线、低浓度磁粉或渗透检验或经批准的等效方法的检验。

(5)每个铸件应 100%接受目视、射线、磁粉或渗透检验或经批准的等效方法的检验。

(6)应对三个铸件试件进行静力试验，并表明满足下述要求:

在 1.25×1.5×限制载荷作用下不破坏，和在 1.15×限制载荷作用下不产生屈服。

(7)应按规范采购铸件，该规范要能保证铸件材料的机械特性，并按抽样原则从铸件上切取试件，通过试验来验证其机械特性。可将此表纳入铸件试验建议报告中，建议申请人在试验建议报告中列出补充资料。

铸件试验报告的第 I 部分可包括下述内容: 按 CCAR29 部其它条款所述，可对包括液压容器在内的铸造液体容器进行试验，试验建议书和试验结果报告可写入铸件试验报告中，或者为方便起见，可作为有关的参考报告。推荐使用的报告应包括旋翼航空器上使用的所有铸件的试验数据或参考试验数据。该报告还可以有第 II 部分，这部分主要为试验结果。

附件 1 为推荐的报告内容格式的范例。为了适合申请人的体系，报告内容格式可作适当变动，为适合申请人的数据表达方式，亦可变换上述指导性资料的格式，可对非结构铸件进行试验，并将其写入试验报告中。

AC 29.623 支承系数

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款规定了旋翼航空器结构采用支承系数的适用范围，要求自由配合接头采用最小支承系数，以计及典型的相对运动的影响。适当的支承系数适用于用作支承的最软材料的极限支承强度。其中第 29.685 条(e)

款中规定了作角运动的操纵系统接头的支承系数，这些系数适用于用作操纵系统支承的最软材料的极限支承强度；第 29.685 条(f)款对操纵系统滚珠、滚柱和滚针轴承也作了规定；另外关于滑动轴承、轴颈轴承或衬套的支承系数设计标准可以在相关手册中获得。

2. 可接受的符合性方法

满足 29.623 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审和分析/计算。

本条款的符合性验证工作思路主要是：首先确定旋翼航空器上需考虑支承系数的零部件的类型，确定支承系数的选取原则，表明哪些零部件需要考虑支承系数，或其他特殊系数覆盖支承系数的情况。选取支承系数后，考虑支承系数对零部件进行强度分析计算，确认在所选支承系数下，零部件的强度和结构设计满足要求。在进行本条款符合性表明时，需注意：

(a)操纵系统接头支承系数按第 29.685 条(e)款要求钢索系统的支承系数可取 2.0，除滚珠和滚柱轴承系统外的推-拉系统的支承系数可取 3.33；按第 29.685 条(f)款规定，操纵系统接头的硬度不得超过滚珠和滚柱轴承制造厂商的静态非布氏硬度值。

(b)用润滑油润滑的装有滑动轴承的起落架轴销，是经受撞击或振动的自由配合的典型示例，此类滑动轴承或衬套的支承系数可取为 2.0 或者经验证的其它系数，以计及由撞击或振动引起的预期较大载荷。

(c)带自由配合（非过盈配合）滑动轴承的常用发动机支架螺栓安装是需考虑支承系数的轴套/轴承的另一典型示例。例如，用于最软材料设计载荷（支承载荷的反作用力）的支承系数可取 1.85，但若经证明满足设计要求，则采用不同的系数也是可接受的。如对于安装在 50.8mm（2inch）长的轴承内、直径为 8mm（0.312inch）的螺栓，可计算其设计限制应力：支承投影面积为 $50.8 \times 8=406.4mm^2$（$0.312 \times 2=0.624inch^2$），设计限制载荷为 13344.7N（3000lbs），设计限制应力为 $13344.7N \div 406.4mm^2 \times 1.85=61.32MPa$（$3000lbs \div 0.624inch^2 \times 1.85=8894lbs/inch^2$）。如果不是采用自由配合或松弛配合，例如采用比自由配合更紧的配合，则不需要采用支承系数。

(d)关于轴承具体采用的静态和动态许用额定载荷可在相关标准或手册中查阅，其中静态额定值应含有适当的支承系数。对于套筒轴承，

规范或标准给出的静态额定值就应含有适当的支承系数；对于为了固定绕轴承外径作相对运动的轴或螺栓而设计的滑动套筒轴承，在应用时要求采用适当的支承系数。

(e)考虑到接头处的载荷分布，必须采用第29.625条给出的最小接头系数1.15。对支承系数超过1.15的滑动轴承或轴颈轴承，不必采用此接头系数。

(f)机体和起落架结构接头硬度不得超过滚珠和滚柱轴承制造厂商的静态非布氏硬度值。机体和起落架可采用ABEC-1类轴承或更优质的轴承，旋翼轴接头应采用ABEC-3、5或7类轴承。非布氏硬度值已考虑支承系数时，可不要求采用其它支承系数。

AC 29.625 接头系数

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款规定了旋翼航空器接头系数采用的情况，目的是为了保证每个接头的计算载荷和应力分布是偏保守的。

1.1 第29.625条(a)款

本条款要求对于接头本体、连接件以及被连接构件上的支承部位，如未采用限制载荷及极限载荷试验验证其强度，则必须采用大于等于1.15的接头系数。

1.2 第29.625条(b)款

本条款规定了可以不采用接头系数的接头情况。一种情况，按照经批准的工艺制成，并且通过全面试验（包括限制载荷和极限载荷试验)获得的数据证明其强度满足设计要求的接头，如金属板中的连续接缝、焊接缝和木质件中的嵌接）；另一种情况，有更大特殊系数的接头支承面，如铸件系数、支撑系数，按照第29.619条的规定只采用其中最大的特殊系数。

1.3 第29.625条(c)款

本条规定了整体接头作为接头需考虑的范围，从连接点开始直至截面特性成为其结构典型截面的部分。

1.4 第29.625条(d)款

本条款要求在验证每个座椅、卧铺和担架与结构连接装置以及每个

安全带或肩带与座椅、担架或结构的连接装置时，应施加第 29.561 条(b)款(3)项应急着陆载荷规定的惯性载荷系数再乘以 1.33 的系数。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.625 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、分析/计算和试验室试验。

对于本条款的符合性验证，在型号设计初期，首先需在准则性文件中确定旋翼航空器上需考虑接头系数的接头类型，确定接头系数的选取原则，表明哪些接头需要考虑接头系数，选取接头系数后，对接头进行静强度分析计算，必要时，通过对接头部分（如接头本体、连接件、被连接构件的支承部分）进行试验室试验，验证分析计算结果，表明选用的接头系数是合适的。

(1)下述应用中需要接头系数：

(i)包括旋翼系统及其连接装配部分在内的旋翼航空器结构验证数据必须给出规定的接头系数。旋翼系统中包括飞行操纵系统与主旋翼连接件、桨毂和桨叶连接件、主旋翼和桨毂连接件以及助力操纵装置连接件需考虑接头系数。另外的典型区域包括尾减速器连接件、尾梁与机身的接头、传动系统支撑连接件以及起落架到机体结构的连接件，都需要考虑接头系数。

(ii)当评估座椅、卧铺和担架与结构的连接装置以及每个安全带和肩带与座椅、卧铺、担架或结构的连接装置时，必须对第 29.561 条(b)款(3)项应急着陆载荷施加 1.33 的接头系数。无论是分析还是试验都需要使用 1.33 系数。

(2)下述应用中不需要接头系数：

(i)金属电镀连接接头、焊接接头和木质件的嵌接接头。

(ii)经限制或极限荷载试验证实其强度的接头原件，例如，非助力操纵装置连接件。

(iii)使用了更大的载荷系数（例如，铸件系数，座椅和安全带要求的 1.33 附加系数，大于 1.15 的疲劳系数、轴承系数或特殊系数、设计情况的坠撞载荷系数和超过 1.5×1.15 限制荷载系数的坠撞载荷系数）的元件。

(iv)失效模式不会影响飞行安全或乘员安全的元件。

AC 29.629 颤振和发散

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款是关于旋翼航空器的气动弹性稳定性的总则性要求，其中“各种可用速度和功率状态”可理解为在航空器的整个运行包线内的任何工作状态下，条款要求即：旋翼航空器的每个气动力面在整个运行包线内都不得发生颤振和发散。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.629 条要求的可接受的符合性方法包括：分析/计算、地面试验和飞行试验。应表明整个旋翼航空器，特别是旋翼桨叶、垂直安定面和水平安定面等气动力面，不得发生颤振和发散。

(1) 通过分析表明旋翼航空器在包括下述任何运行状态下，不会发生颤振和发散（由气动载荷引起的不稳定结构扭转变形）：

(a) 直至 1.11VNE 的各种空速（有动力和无动力）。

(b) 主旋翼转速从 0.95 ×最小允许转速到 1.05 ×最大允许转速（有动力和无动力）。

(c) 重量、重心位置、载荷系数和飞行高度的临界组合。

(2) 对颤振、发散或结构变形的影响达到足以引起旋翼航空器性能明显下降的物理参数需制定适当的容差范围，以保证这些参数在对应的变化范围内不会导致颤振和发散。

(3) 对预计的颤振或发散裕度可能会加剧减小的物理特性（如刚度、阻尼、质量平衡和气动力系数等）应开展研究，参数的变化应足以覆盖由于制造和维修容限、环境因素引起的任何可能的变化，并且偏保守的提供使用预计值。可以采用线性变化逼近非线性变化。

(4) 当需要批准在结冰条件下飞行时，应考虑结冰对未加保护的气动力面的影响，包括由于单个系统失效可能产生的影响。

(5) 应通过颤振测试的飞行试验证明，在前飞速度和旋翼转速（有动力和无动力）的所有组合下，直至前飞速度达到 $1.11V_{NE}$ 和旋翼转速达到 1.05 倍的最大允许转速（除速度超过 V_{NE} 与转速超过最大允许转速的组合不要求进行试验外），旋翼航空器不会发生颤振和发散。通常可以将验证满足颤振和发散要求的飞行试验，同符合第 29.251、29.571、29.1505 条和类似条款的试验结合起来同时进行。通常不要求作颤振和发散的专

门飞行试验。

(6)如果证明颤振和发散有充足的裕度，则可以仅通过分析表明气动力面是稳定的。如果采用1.05倍有动力最大旋翼转速进行飞行试验是不现实的话，可以通过分析进行符合性表明而不进行该试验。

AC 29.631 鸟击

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款要求旋翼航空器必须设计成，在地面到2440米（8000英尺）的高空的范围内，在常规的使用情况下进行安全飞行，速度等于V_{NE}或V_H（取较小者），如果遭受1公斤（2.2磅）的鸟击，对于A类（B类）旋翼航空器，鸟击不能导致对旋翼航空器飞行和着陆（着陆）具有关键作用的部件和设备失效；风挡玻璃不应被穿透且在鸟击后应有足够的视野；不能导致驾驶员丧失驾驶能力等后果。

可以通过试验或者对已经局方批准的有充分代表性的结构进行相似性分析两种方式来表明符合性。

2. 可接受的符合性方法

满足第29.631条要求的可接受的符合性方法包括：分析/计算、安全评估和试验室试验。

(1)确定旋翼航空器类型

根据第29.1条“制定依据和适用范围”中关于A、B类旋翼航空器的定义确定旋翼航空器的类型，对于A类旋翼航空器，鸟击后应能够继续安全飞行和着陆；B类旋翼航空器，鸟击后应能够安全着陆。

(2)通过分析筛选鸟击部位并制定验证方案

(a)根据以往型号鸟击验证经验，结合鸟击统计数据、新机型设计特征、飞行包线以及相应的型号设计资料，筛选出需鸟击验证的部位并合理制定验证方案和合格判据。针对风挡，要求应能够承受鸟击不出现穿透。

(b)进行全机鸟击安全性评估，如果某些设备鸟击概率较大，同时对旋翼航空器的安全飞行和着陆/安全着陆起关键作用，则应采取增加保护机构或更换设备的位置等相应的措施避免鸟击造成灾难性后果。需要特别注意的鸟击区域包括飞行操纵面（包括主旋翼和尾旋翼）以及外露的飞行操纵系统组件。

(c) 如果某些部件在鸟击后对功能和剩余强度有要求，应结合相应的条款进行鸟击后的试验验证。

(3) 根据鸟击试验过程和结果进行分析总结，表明条款的符合性。

AC 29.653 旋翼桨叶的卸压排水

1. 条款要求解析/规章安全意图

第 29.653 条要求旋翼航空器的旋翼桨叶应设计有卸压和排水措施，否则应设计成耐内压的密封桨叶。本条是对旋翼系统桨叶（包括主桨叶和尾桨叶）卸压和排水的要求。针对非密封桨叶，需按第 29.653 条(a)款要求进行设计；针对密封桨叶，需按第 29.653 条(a)款(3)项和第 29.653 条(b)款要求进行设计。

1.1 第 29.653 条(a)款

由于受离心加速度的影响，桨叶很容易产生内压，因此必须有卸掉内部压力的装置；由于桨叶在工作期间吸附或存留的水分可能会引起外场检查很难发现严重的内部腐蚀损伤并改变桨叶的质量分布，因此，要求桨叶必须设有排水措施（如排水孔）和能防止水在桨叶里面聚积。

1.2 第 29.653 条(b)款

随着技术的发展，现在绝大多旋翼航空器都采用密封的金属桨叶或复合材料桨叶，这类桨叶可以不设有卸掉内部压力的装置和排水孔。

对于金属桨叶，为了检查结构裂纹需要往桨叶内部充一定量大于大气压力的气体，通常带有压力传感器进行监测。这种桨叶在设计时需考虑能承受在使用中可能出现的最大压力差（桨叶内外部压力差）和防止水在桨叶内部聚积（比如由于质量平衡要求，而在桨叶上开的放置平衡配重的腔，完成质量平衡调节后需考虑密封设计）。

对于复合材料桨叶，通常采用泡沫填充，内部几乎无气体，这种桨叶在使用中产生的压力差很小或不会产生压力差，因此设计时仅需考虑设计成能防止水在它里面聚积即可。

2. 可接受的符合性方法

本条款可接受的符合性方法包括：设计评审和分析/计算。

在表明符合性时，首先要明确桨叶是密封，还是非密封的，依据分类开展验证工作：

若桨叶设计构型是非密封桨叶，应通过构型类文件说明桨叶的构型及设计细节，重点阐述卸掉桨叶内部压力的装置、桨叶排水设计措施和防止水在桨叶里面聚积的设计措施。

若桨叶设计构型是密封的复合材料桨叶，应通过构型类文件说明桨叶的构型及设计细节，阐述防止水在桨叶里面聚积的设计措施。

若桨叶设计构型是密封的且充有压力气体的桨叶，首先，应通过构型类文件说明桨叶的构型及设计细节，阐述防止水在桨叶里面聚积的设计措施；其次，通过强度计算，验证桨叶能够承受使用中出现的最大压差。

AC 29.659 质量平衡

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款是针对运输类旋翼航空器质量平衡的适航要求，要求对旋翼和桨叶进行质量平衡，防止旋翼航空器出现过大振动和发生颤振，同时，要求用于质量平衡的装置能够保持结构完整性。

1.1 第 29.659 条(a)款

本款要求必须对旋翼和桨叶进行质量平衡，防止旋翼航空器出现过大振动和发生颤振。

由于旋翼和桨叶的质量不平衡会导致各桨叶对旋翼中心的质量静距不相等，其离心力就不能相互抵消，从而形成纵向及横向激振力；此外，旋翼桨叶的气动外形差异、安装差异和重心弦向位置差异会使得旋翼航空器各桨叶的升力不平衡，导致纵向及横向的激振力矩，以及旋翼桨毂各支臂之间因制造和安装而导致的不同的特性也会加大旋翼的振动量。这两者就是旋翼航空器因质量及气动不平衡而引发振动和颤振的原因。

因此，旋翼航空器设计者在设计旋翼桨毂和桨叶时，应选择合适的桨叶气动外形，严格控制旋翼桨毂和桨叶的尺寸、质量、安装位置、桨叶气动外形等指标准确度要求，尽可能减少因制造偏差而导致质量不平衡；此外，还要采用一定的设计补偿措施，即采用质量平衡装置，如旋翼桨叶桨尖可调配重腔和配重块设计，桨叶后缘调整片设计等，旋翼桨毂平衡配重设计，对旋翼主要部件在装机前和装机后进行一系列质量平衡调整和检查，消除旋翼由于制造偏差和使用而引起的质量力和气动力不平衡。

1.2 第 29.659 条(b)款

质量平衡装置通常有静、动平衡配重盒/配重条和桨叶后缘调整片。

本款要求对质量平衡装置进行结构完整性验证，即有设计措施保证质量平衡装置不会脱出/脱落，并且满足第 29.337、29.339 和 29.341 条中的机动载荷、突风载荷以及第 29.547 条(c)款的主旋翼载荷要求，疲劳强度满足第 29.571 条疲劳强度的要求。

2. 可接受的符合性方法

本条款可接受的符合性方法包括：设计评审、分析/计算、地面试验和飞行试验。

2.1 第 29.659 条(a)款

(1)编制说明文件，阐释旋翼和桨叶进行质量平衡所采取的设计措施（设计构型、安装位置等信息）、以及开展旋翼和桨叶质量平衡调整的制造控制文件。

(2)对旋翼系统进行动力学计算分析，初步给出旋翼系统是否会发生颤振现象的结论，要求计算状态能够覆盖各使用转速及总距状态，按第 29.629 条要求进行验证，然后再通过试飞进行验证。

(3)开展旋翼桨叶静平衡和桨叶动平衡调整及检查工作。将经过桨叶静平衡和动平衡的调整后的桨叶装机，开展旋翼系统同锥度和旋翼系统动平衡调整及检查工作。

旋翼桨叶静平衡：通过调整桨尖配重使一副旋翼的各片桨叶的质量静距相同，从而实现离心力的一致性。

旋翼桨叶动平衡：通过调节变距拉杆长度、调整片角度或桨叶弦向重心位置，使一副旋翼的各片桨叶叶尖轨迹相同（锥度角相同）。

(4)进行飞行试验，对旋翼航空器的振动和颤振情况进行机组评估，可以结合第 29.629 条要求进行验证。

2.2 第 29.659 条(b)款

(1)编制说明文件，阐释为保持质量平衡装置结构完整性所采取的设计措施（如胶粘、螺栓固定等）。

(2)对质量平衡装置结构完整性进行计算分析，对受载的质量平衡装置进行强度校核，校核时使用的载荷需覆盖旋翼航空器的各种使用状态下的最严酷载荷工况，静强度分析时需考虑第 29.547 条(c)款旋翼系统载荷要求，以及第 29.337、29.339 和 29.341 条中机动载荷和突风载荷要求。对于质量平衡装置的疲劳验证，可结合第 29.571 条的符合性验证

同步开展。

AC 29.661 旋翼桨叶间隙

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款是正常类旋翼航空器旋翼桨叶与结构其它部分之间的间隙的适航要求，为了防止旋翼航空器在整个飞行包线内发生旋翼桨叶与机体相碰撞的飞行事故，本条要求旋翼桨叶（含主旋翼桨叶和尾旋翼桨叶）与结构的其它部分之间必须有足够的间隙，以防止在任何工作状态下桨叶碰撞结构的任何部分。

(1) 为了防止旋翼航空器在整个飞行包线内发生旋翼桨叶与机体相碰撞的飞行事故，本条要求旋翼桨叶（含主旋翼桨叶和尾旋翼桨叶）与结构的其它部分之间必须有足够的间隙，以防止在任何工作状态下桨叶碰撞结构的任何部分。

(2) 本条所述的“结构其它部分”通常包括：前部整流罩（含风挡）、后部整流罩（含尾梁）等；条款所述的“任何工作状态下”通常考虑旋翼低转速时遇到突风、旋翼失速、操作不当（如下放总距杆同时向后猛拉周期变距杆）等状态。

2. 可接受的符合性方法

本条款可接受的符合性方法包括：设计评审和飞行试验。

(1) 通过构型类文件说明旋翼系统的总体布局信息（重点说明旋翼系统与机体结构的设计间隙、主旋翼桨叶与尾旋翼桨叶的设计间隙）、旋翼桨叶尺寸、旋翼系统设计中用来防止旋翼在启动和停转过程中以及在其他运转状态下旋翼桨叶撞击结构的任何部分的设计措施、桨叶挥舞裕度等信息，表明在构型设计时考虑了旋翼桨叶与机体结构、主旋翼桨叶与尾旋翼桨叶保持足够间隙的要求。

(2) 进行飞行试验，验证在特殊飞行条件下，桨叶与机体结构间仍有足够间隙。试验过程中通过桨叶测试设备、安装在机体上的摄像机高速视频头、一架追踪航空器或其他可接受的装置进行试验数据测量，通过拍摄的照片示出旋翼桨叶与机身结构的间隙是足够的；也可通过将轻质木杆或泡沫聚苯乙烯垫块固定在旋翼桨叶扫掠过的机身后部和座舱顶部方式，表明桨叶与机体的间隙是足够的。通常需要考虑的飞行试验项目如下：

(a) 进行大风条件下的旋翼起动和停转试验，确定旋翼桨叶在起动和

停转期间不会与机体结构产生干涉的最大阵风条件，并将该限制条件写入飞行手册。

(b)进行飞行试验验证，加装上述的试验仪器，验证桨叶与机体间有足够的间隙，试飞试验可结合高度-速度包线（H-V）验证同步进行。或者在H-V速度飞行试验中确定旋翼航空器的最小转速，并将该最小转速与相同条件下通过分析得到的旋翼航空器失速速度进行对比，证明该最低转速与失速转速之间具有一定的裕度。

(3)本条要求中“任何工作状态”通常考虑旋翼低转速时遇到突风、旋翼失速、操作不当（如下放总距杆同时向后猛拉周期变距杆）等状态。具体如下:

(a)旋翼低速转动时遇到突风:旋翼航空器在开关车时,旋翼转速低,桨叶表现出很大的挠性，如遇突风的作用，旋翼桨叶可能发生超量挥舞，致使旋翼桨叶与尾梁、风挡等机身结构碰撞。

(b)旋翼失速：失速时，航空器会产生失控的俯冲颠簸运动，发动机发生振动，如果此时驾驶员仍习惯性采用向后拉周期变距杆的方法修正机头下俯，使旋翼的后倾角增大，但机身结构又不能跟上飞行操纵，则旋翼桨叶距离机身结构更近，从而旋翼锥角混乱，桨叶在上下剧烈挥舞运动中碰打尾部机身结构。

(c)可能的操纵不当：下放总距杆的同时向后猛拉周期变距杆，致使桨叶挠性增加而导致结构碰撞。具体的操作情况如下:

(ⅰ)滑行中：总距杆在最低位置，桨尖距尾部机身结构的间距小，如旋翼航空器在此时减速（急剧向后拉周期变距杆，旋翼锥体后倾）或受到某个外界扰动的附加作用，例如下降突风或不平整的降落地带，则可能发生旋翼桨叶撞击尾梁。

(ⅱ)着陆中：在下滑减速过程中，飞行员为尽快降低高度，减小前飞速度，在下放总距杆的同时，过量后拉周期变距杆，一方面使桨叶的挠性增加，另一方面使桨盘后倾，就可能导致旋翼桨叶与尾部机身结构的间隔减小，甚至碰撞。

(ⅲ)急跃升、俯冲改出机动：如果突然拉周期变距杆进入跃升或改出俯冲，并预先或同时减小总距，或是在进入俯冲转动时拉周期变距杆，桨叶很可能碰到旋翼航空器机体结构—先是桨叶根部打到挥舞铰的下限动块，之后是桨尖部打到尾部机身结构上表面。

(ⅳ)大速度下急剧减速：为了急剧减速，在迅速下放总距杆的同时粗猛拉周期变距杆，在桨叶挠性增加和桨盘后倾的共同作用下，可能发生桨叶与机体结构碰撞。

AC 29.663 防止“地面共振”的措施

1. 条款要求解析/规章安全意图

1.1 第 29.663 条(a)款

本条款提出了关于防止“地面共振”的措施在可靠性方面的要求，并规定表明措施可靠性可通过下列方式:

(1) 由分析和试验。

(2) 可靠的使用经验，即指相同的或非常相似系统的可靠使用经验。

(3) 由分析或试验表明单一措施的故障或失效也不会引起“地面共振”。

关于防止“地面共振”的措施的具体维护信息应包括在第 29.1529 条要求的维修手册中，但不包括在经批准的限制章节中。

1.2 第 29.663 条(b)款

本条款是关于防止“地面共振”的措施的阻尼作用方面的要求，应确定阻尼作用在使用中可能的变化范围（不单指许用变化范围），并在进行第 29.241 条要求的试验时对其进行验证。阻尼作用可能的变化范围包括在地面或其它适用于旋翼航空器设计要求的着陆表面。第 29.241 条补充了第 29.663 条的要求，AC 29.241 中阐述了在申请人和旋翼航空器 TIA 验证评定或试验期间,要演示证明不会发生“地面共振”。如 AC 29.241 所说明的，应研究可能引起的“地面共振”的原因和确保防止“地面共振”措施（阻尼器、减震支柱等）的可靠性，以避免发生“地面共振”。应对整个旋翼航空器系统包括起落架、缓冲支柱和轮胎等进行评估。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.663 条要求可接受的符合性方法包括: 分析/计算、试验室试验、地面试验和飞行试验。

2.1 相关说明

(1) 在旋翼桨毂上通常采用粘性阻尼器防止“地面共振”，在现代旋翼航空器设计中有采用弹性阻尼器，或在旋翼桨毂与连接旋翼支架之间安装弹性轴承。按照本条款要求，应对这些阻尼器（粘性、弹性阻尼器）以及弹性轴承的阻尼可能的变化范围进行研究，以防止“地面共振”。

(2) 由于受旋翼支承结构约束系统以及起落架和（或）减震支柱的刚度影响，旋翼航空器可能会发生“地面共振”。可以通过分析以表明旋

翼支撑结构约束刚度对“地面共振”稳定性的影响。

(3)应提供确定防止“地面共振”措施的阻尼变化范围的相关资料。如果需要，则应在维修说明书中提供有关轮胎和油压减震器可接受的最低压力、最高压力以及其它已确认的因素，以确保所要求的性能。

2.2 分析关键点

(1)防止“地面共振”措施的可靠性可通过分析或试验表明；或者利用相同的或非常相似系统的可靠使用履历，对于“非常相似的”系统，所用的材料和流体、间隙或配合、密封和机械安装，是必须考虑和评估的重要项目。

(2)旋翼支承结构约束系统的阻尼器的变化可能影响“地面共振”。除在现代常规旋翼航空器上安装的支架对经典“地面共振”稳定性影响极小之外，应评定支撑结构的安装刚度和（或）阻尼变化。旋翼航空器在起落架上的动力学特性，通常是在旋翼系统影响下由机体或起落架特性决定的，而旋翼支承结构的影响很小。对空中共振而言，通常是旋翼与机体的刚性模态相耦合。对于特定的设计而言，可以采用分析来表明旋翼支承结构约束系统刚度对空中/地面共振稳定性的影响，如果不是重要的影响因素，则该系统的变化可以在试验大纲中忽略。

2.3 试验关键点

(1)对于阻尼系统单个措施失效不会引起“地面共振”，可以用整架旋翼航空器的试验来证明，表明符合性的一种可接受方法是如切实可行，可把一个阻尼器的所有密封装置去掉；另一种方法是除去全部或大部分液体，同时考虑旋翼航空器阻尼系统其它部分的许用阻尼范围，再从启动到最大旋翼转速的整个转速范围内操作旋翼航空器。按照 AC29.241 节所述，进行旋翼航空器的周期变距操纵，以确保旋翼航空器可能存在的共振频率受到激励。如果所有试验状态下的振动表明都是有阻尼的，则阻尼系统是满足要求的。

(2)旋翼和起落架的每个关键阻尼器，包括减震支柱和轮胎在内，应模拟一次失效以满足本条款要求。但是如果试图对预防“地面共振”有影响的所有零件维修调节的全部组合进行试验，同时使有关的每个零部件依次失效，然后每次重复所有的维修容差试验，则上述的试验数量会很多；可以采用合理的分析方法选取组合中最小裕度情况，以便仅对具

有最小裕度的组合进行试验。

(3)应采用经批准的试验大纲和试验结果分析报告来表明制定和确定的阻尼变化范围符合第29.663条(b)款的规定。如果旋翼航空器采用常规轮式起落架，则应在试验大纲中说明轮胎压力可能的变化范围或最低轮胎压力，以及在试验过程中所考虑的轮胎压力的影响，另外还应考虑缓冲支柱压力的影响，详细情况可参见AC29.241。AC29.241中所要求的测试仪器也适用于第29.663条(b)款。

(4)如果轮式起落架安装有机轮刹车装置，则评定应包括刹车装置“接通”与“断开”状态；如果前轮或尾轮能偏转，则应评定其锁住和不锁住的特征可能存在对“地面共振”任何不利影响。

AC 29.671 操纵系统总则

1. 条款要求解析/规章安全意图

1.1 第29.671条(a)款

本条要求飞行操纵系统操作简单直接；在操作过程中没有产生操纵力突变、操纵系统卡滞等现象，杆力梯度合适，不会增加驾驶员负担；飞行操纵系统在操纵过程中能正确执行驾驶员的指令；飞行操纵系统在操纵过程中能够实现预定功能，旋翼航空器能够对操纵输入产生正响应。

1.2 第29.671条(b)款

为防止不正确的装配，操纵系统元件需进行防差错设计或标记。

1.3 第29.671条(c)款

本条要求在飞行前，必须有措施使驾驶员能够对飞行操纵系统能否在全行程范围内运动进行确认，确保旋翼航空器在正常飞行以及异常飞行情况下均能进行操纵，从而实现继续安全飞行或着陆。

2. 可接受的符合性方法

满足第29.671条要求可接受的符合性方法包括：设计评审、安全评估、地面试验、飞行试验和工程符合性检查。

2.1 第29.671条(a)款的符合性方法

(1)在飞行操纵系统设计说明报告中概括整个操纵系统的设计情况，重点描述飞行操纵系统机构及系统设计时考虑的人机接口，操作与响应的匹配关系。

(2)结合第29.683条的操作试验或进行地面试验，对操纵力的大小、

延迟、超调等进行测量考核，表明操纵系统功能正常。

(3)结合飞行性能和飞行特性的飞行试验，进行机组评估。即结合第29.141条至第29.175条要求的飞行试验，要求机组对飞行操纵系统的操作简便、平稳、确切、正向响应等情况进行评估，依据评估结果表明其符合性。

2.2 第29.671条(b)款的符合性方法

针对操纵系统元件不正确装配（安装、连接和调整）的影响开展安全评估，确定需要进行防差错或标记设计的操纵系统元件。飞行操纵系统中对称元件、相似元件较多，产生安装错误的机率相对较高。因此必须采取措施避免飞行操纵系统元件出现错误的装配。设计时优先考虑采用物理上的防差错设计措施防止错误装配，比如厚度不同的耳片、长度不同的元件或构型差别较大的系统零部件。如果由于其他设计考虑，防差错设计无法实现时，在详细说明原因的情况下，对飞行操纵系统元件采用醒目的永久性标记方式也是可接受的。

具体符合性工作如下:

(1)针对操纵系统元件不正确装配（安装、连接和调整）的影响开展安全性评估，确定需要进行防差错或标记的操纵系统元件。

(2)通过飞行操纵系统设计文件说明为防止不正确的装配所采取的设计措施、细节特征，涵盖防差错设计和醒目的永久标记。

(3)进行机上工程符合性检查，可结合第29.681条和第29.683条要求的试验，检查操纵系统的细节设计。根据说明文件的描述，在机上对操纵系统防差错零部件进行检查，验证所采取的防差错设计或标记的合理性。

2.3 第29.671条(c)款的符合性方法

旋翼旋转时会产生气动力，在旋翼运转情况下地面大行程操纵旋翼会导致旋翼航空器翻转，进而导致事故，因此地面全行程操纵检查工作需要在旋翼停转时进行。一般是驾驶员在地面开车前完成该项工作。

对于采用纯机械式飞行操纵系统的运输类旋翼航空器，需要通过系统说明文件说明地面停机状态下旋翼操纵力矩的大小，包含该力矩的飞行操纵系统操纵力是驾驶员能负担的，使其能顺利开展全行程范围操纵检查的。这种类型的运输类旋翼航空器机型较少。

目前大多数运输类旋翼航空器的地面停机状态旋翼操纵力矩较大，驾驶员不能直接负担该操纵力。因此必须提供额外的助力操纵设计措施，以帮助驾驶员实现飞行操纵系统全行程运动范围的运动检查。如在飞行前，通过对地面电源和机上电动泵，起动辅助液压系统，为舵机及主、尾助力器供压，使驾驶员可以助力操纵驾驶舱内的操纵机构，全行程范围内运动，检查操纵系统是否正常。

具体符合性工作如下:

(1)通过飞行操纵系统和液压系统说明文件结合飞行操纵系统和液压助力系统的功能组成、原理、机构设计，说明驾驶员飞行前检查全行程操纵范围的具体方法和措施。

(2)进行地面试验，或飞行试验的机组评估，验证在飞行前驾驶员能够对飞行操纵的全行程运动范围进行确认。

AC 29.672 增稳系统、自动和带动力系统

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款是对为保证旋翼航空器满足本规章B分部的飞行特性要求而设计的增稳系统、自动和带动力的操纵系统提出要求，要求满足第29.671条和本条款要求。需注意本条款不适用于主飞行操纵系统，主飞行操纵系统的助力或动力部分要求见第29.695条。

1.1 第29.672条(a)款

对于增稳系统、自动和带动力的操纵系统设计中存在的驾驶员未察觉会导致不安全状态的任何故障，必须设置告警系统，并要求告警系统能够发出清晰可辨的、不需要驾驶员特别注意的警告，以提示驾驶员系统发生了失效或故障，以便驾驶员可以采取相应的纠正措施。需注意，设计上不允许这种警告系统直接驱动操纵系统。

1.2 第29.672条(b)款

针对增稳系统、自动和带动力的操纵系统可能发生的会影响飞行特性的故障，在设计上应制定恢复措施（初步对策），且该措施应不需要驾驶员特殊的驾驶技巧或体力。

1.2 第29.672条(c)款

增稳系统、自动和带动力的操纵系统发生单个失效或故障后，对旋翼航空器各种飞行特性要求及可接受的降级程度进行了规定。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.672 条要求可接受的符合性方法包括：设计评审、安全评估、试验室试验、地面试验、飞行试验和模拟器试验。

2.1 第 29.672 条(a)款符合性方法

清晰可辨的警告包括但不限于故障后旋翼航空器姿态发生明显变化或声音告警信号。假如设计上采取目视告警信号，由于它可能需要驾驶员特别注意时才能发现，因此，单一的目视告警信号可能不足以满足本条款要求。除此之外，不允许将驾驶杆推动装置或抖动装置作为告警信号，因为自动飞行控制系统允许驾驶员手脱离驾驶杆，或者正常的旋翼航空器振动可能会掩盖驾驶杆器件的抖动，导致驾驶员无法清晰的辨别警告。

具体符合性工作如下：

(1)对增稳系统、自动和带动力的操纵系统进行安全评估，明确可能发生的故障，及其故障影响分析。

(2)通过增稳系统、自动和带动力的操纵系统的说明文件说明增稳系统、自动和带动力系统故障告警设计措施，阐明如何提醒驾驶员注意故障的发生，警告信息是否清晰可辨，是否不需要驾驶员额外注意；阐明警告系统与其他系统的交连关系，是否能够直接驱动操纵系统。

(3)结合飞行试验，进行机组评估，判断警告信息是否清晰可辨，是否不需要驾驶员额外注意。

2.2 第 29.672 条(b)款符合性方法

通常采取的对策是允许驾驶员正常移动飞行操纵器件就可以超越系统故障，或者切断故障系统，例如飞行员能反向超越和纠正，以及按压断开按钮。

除此之外，对于串联舵机失灵可能会降低操纵系统权限的操纵系统，应采取设计措施使驾驶员能够完成舵机输出行程和极性的判断（详见第 29.1329 条(b)款要求）。

具体符合性工作如下：

(1)通过增稳系统、自动和带动力的操纵系统的说明文件说明当增稳系统、自动和带动力系统故障时，驾驶员依据告警信息，能够应对故障的设计措施。

(2)进行增稳系统、自动和带动力操纵系统机上试验室试验、地面试验或模拟器试验，模拟故障出现后确实能够被切断，或可以采取措施超越故障。

(3)结合飞行试验，进行机组评估，判断应对故障的设计措施的可达性，是否需要驾驶员特殊的驾驶技巧或体力。

2.3 第29.672条(c)款符合性方法

(1)当故障是发生在经批准的使用限制内的任何速度和高度上时，旋翼航空器必须仍然可以安全操纵（继续飞行或者是着陆）。系统发生故障后，应在适当的方向输入飞行操纵修正信号，例如，引起航空器低头的故障，应在向后方向有修正周期变距输入量。系统取消装置（使系统不工作的装置）的安装可以不设计在主飞行操纵手柄上，但其位置必须是驾驶员易于接近的。而且，还应该考虑可能由于驾驶员疏忽而未断开自动增稳系统的后果，尤其是断开装置安装在主飞行操纵手柄上时。

(2)若发生故障后引起操纵权限降低，则必须制定此种情况下的实用飞行包线，并在飞行手册中给出，在该包线内旋翼航空器的操纵性和机动性应满足CCAR-29-R2规章B分部的有关要求。

(3)配平和稳定特性可以降级到部分不满足CCAR-29-R2规章B分部的有关要求，但降级程度应不会危及到旋翼航空器的继续安全飞行和着陆，并且应对驾驶员工作负荷进行评估，以确定降级程度确实不会影响继续安全飞行和着陆。

具体符合性工作如下:

(1)对增稳系统、自动和带动力的操纵系统进行安全评估，明确可能发生的单个故障，及其故障影响分析。

(2)本款可按照AC 29.附件B中增稳系统和自动飞控系统故障测试程序和AC 29.143操纵性和机动性测试程序进行飞行试验验证。

(3)模拟系统故障，通过试验室试验、飞行试验或模拟器试验表明:

(a)当故障或功能不正常发生在批准的使用限制内的任何速度或高度上时，旋翼航空器仍能正常操作和安全飞行;

(b)仍能满足本规章所规定的操纵性和机动性要求;并在飞行手册中给出实用飞行包线;

(c)配平和稳定特性不会降低到允许继续安全飞行和着陆所必须的水平以下。

AC 29.673 主飞行操纵系统

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款是运输类旋翼航空器主飞行操纵系统的定义，要求依据定义进行主飞行操纵系统的设计。主飞行操纵系统是用来实现操纵旋翼航空器的俯仰、横滚、偏航和垂直运动的系统。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.673 条要求可接受的符合性方法为设计评审。

主飞行操纵系统通常包括纵向操纵系统、横向操纵系统、航向操纵系统和总距操纵系统，纵向操纵系统和横向操纵系统可称为周期变距操纵系统。

在传统单旋翼带尾桨旋翼航空器的主飞行操纵系统中:

纵向操纵系统——用来保持或改变直升机的纵向运动和俯仰姿态;

横向操纵系统——用来保持或改变直升机的横向运动和俯仰姿态;

总距操纵系统——用来操纵旋翼桨叶的总桨距，从而改变旋翼拉力的大小，以实现直升机沿高度方向的运动。该系统通常与发动机油门控制联动;

航向操纵系统——用来操纵尾桨桨距，从而改变尾桨推力（拉力）的大小，以保持或实现直升机航向运动和航向姿态。

该定义用于解释第 29.1555 条“操纵器件标记”(a)款“除主飞行操纵器件和功能显而易见的操纵器件外，必须清晰地标明驾驶舱内每一操纵器件的功能和操作方法。”中的主飞行操纵定义。即在一般情况下，对于驾驶舱内周期变距杆、总距杆以及航向操纵（尾旋翼）脚蹬，不需要对其功能和操作方法进行标记。

应按照主飞行操纵系统的定义和所要求实现的功能对主飞行操作系统进行设计，并通过设计说明文件阐述航空器主飞行操纵系统的组成以及各组成部分的功能，驾驶员能够通过操纵主飞行操纵系统实现控制旋翼航空器的俯仰、横滚、偏航和垂直运动。

AC 29.674 交连操纵装置

1. 条款要求解析/规章安全意图

要求与主飞行操纵系统交连的所有辅助操纵系统在出现故障、失效或卡滞时，能够不影响主飞行操纵系统的独立操纵，确保航空器能够继续安全飞行并着陆。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.674 条要求可接受的符合性方法包括：设计评审、安全评估、试验室试验、地面试验和飞行试验。

应明确与主飞行操纵系统交连的辅助操纵系统，以及各个辅助操纵系统与主飞行操纵系统之间采取恰当的交连点或交连方式。为了满足本条款要求，交连的辅助操纵系统故障、失效或卡滞时不会直接对主飞行操纵系统产生影响，或交连的辅助操纵与主飞行操纵系统必须是可脱开的，或者驾驶员可以随时切断其功能。需注意是本条不适用于相互交连的主飞行操纵系统。

与主飞行操纵系统直接交连的辅助操纵系统可能包括自动驾驶仪、增稳系统、配平装置或发动机操纵器件等。

具体符合性工作如下：

(1) 通过主飞行操纵系统及各个交连的辅助操纵系统的说明文件明确与主飞行操纵系统交连的辅助操纵系统或部件及其交连方式。对于交连的辅助操纵系统或部件在出现故障、失效、卡滞时，驾驶员可以采取的防止其影响主飞行操纵系统安全操纵的设计措施，比如采取人力操纵脱开（包括剪断或弹簧变形而脱开），或电气上的功能切断/电气驱动的脱开等方式。

(2) 对与主飞行操纵系统交连的所有辅助操纵系统进行安全性评估，开展失效模式和影响分析，重点说明对主飞行操纵系统能否独立操纵的影响。

(3) 结合试验室试验、地面试验和飞行试验，进一步确认交连的辅助系统失效、故障或卡滞时直升机能安全飞行操纵。在进行飞行试验前，驾驶员应了解交连辅助操纵系统器件的切断或脱开方法（比如增稳系统并联舵机剪切力矩的大小），以便在验证试飞时能够迅速进行切断以模拟故障、失效等状态。飞行试验时进行机组评估，确定在典型的交连辅助操纵系统失效情况下，旋翼航空器仍然能够安全飞行和着陆。

AC 29.675 止动器

1. 条款要求解析/规章安全意图

1.1 第 29.675 条(a)款

要求各操纵装置（周期变距杆、总距杆、脚蹬）的运动方向通路上均需设计止动器，以达到准确控制操纵面运动极限范围的目的。

1.2 第 29.675 条(b)款

操纵系统在运动过程中，可能会造成止动器或操纵线系的磨损、松动。在对操纵系统检查和维护时，可能会对止动器或操纵线系进行松紧调节。由于操纵系统的行程范围直接影响到航空器的操纵特性，因此在设置止动器的构型及位置时，应考虑磨损、松动和松紧调节因素。止动器不会因为这几项因素明显影响操纵行程范围。

1.3 第 29.675 条(c)款

本款是对操纵系统止动器的强度要求，在进行止动器选材和构型设计时，应保证止动器的强度能够承受操纵系统的设计载荷：要求止动器能够承受限制载荷而无有害变形或永久变形，承受极限载荷不被破坏。

1.4 第 29.675 条(d)款

本款是对旋翼系统止动器的要求:

(1)旋翼桨叶绕旋翼轴转动时，伴随着挥舞和摆振运动，因此应设置止动器来限制桨叶绕其铰链的运动（上下挥舞和左右摆振）范围，避免桨叶撞击机体结构的任何部位，尤其是在起动和停转期间;

(2)在除旋翼起动和停转过程之外的任何状态下，桨叶在运转过程中不会撞击下止动器。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.675 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、分析/计算、试验室试验、地面试验和飞行试验（如果适用的话）。

2.1 第 29.675 条(a)款的符合性方法

操纵系统说明文件中阐述各操纵装置和脚蹬系统分别采用的止动器设计构型和安装位置。有两方面需要注意:

(1)是否每个通道的操纵系统都布置了止动器来限制操纵机构运动范围，是否存在遗漏问题;

(2)每个止动器的布置是否合理，要求止动器能够有效地限制操纵机构运动范围，尤其是对增稳系统电动舵机与飞行操纵串联安装的情况下，

在该串联舵机出现失效或卡滞时，止动器仍然能够有效限制杆系运动范围。

一般情况下，止动器可以考虑设置在靠近驾驶舱区和操纵系统的可操纵面一端（比如主旋翼桨毂、尾旋翼桨毂和安定面的舵机）。对于具有操纵耦合或串联舵机的操纵系统，止动器应沿线系布置得离驾驶舱更远一点，尽量布置在操纵耦合或串联舵机之后，以使在故障或极限操纵位置情况下输出增大。

2.2 第 29.675 条(b)款的符合性方法

在明确操纵系统止动器的构型和安装位置后，需通过计算得出止动器在发生磨损、松动和松紧调节情况时能导致的操纵行程变化的容差范围。针对可能出现的最大操纵行程变化容差值，通过分析计算判断该操纵行程范围的变化是否会对操纵特性产生不利影响。

一般情况下，止动器安装在靠近操纵装置或操纵面，不会导致止动器与操纵面、操纵装置或脚蹬之间发生过度偏转，有较好的止动效果，并且有助于其功能不受磨损、松动和松紧调节的影响。应考虑止动器和操纵线系二者松紧调节的总量值，以防影响操纵面的运动范围，保证航空器安全。

2.3 第 29.675(条 c)的符合性方法

款在明确操纵系统止动器的构型和安装位置后，需对每一个止动器用操纵系统限制载荷和极限载荷进行强度分析计算，以表明止动器能够承受制载荷而无有害变形或永久变形，承受极限载荷不被破坏。载荷是驾驶员操纵力、气动载荷、液压载荷中的最严重载荷，或其他最严重载荷（如果适用的话）。

在表明操纵系统止动器的强度是否能够承受限制载荷时，除了上述的分析计算工作外，还可以结合第 29.681 条进行操纵系统限制载荷静力试验同步进行考核验证，试验时可能需要在试验航空器上进行有意的误动操作，以确保试验时将使用中承受的最大限制载荷施加在止动器上。

2.4 第 29.675(d)的符合性方法

(1)在旋翼系统说明文件中描述限制主旋翼桨叶挥舞和摆振运动的止动器设计构型、安装位置和限制桨叶的运动范围值，以及避免桨叶在旋翼起动和停转过程之外的任何运转期间撞击下止动器的设计措施。

(2)考虑地面突风、旋翼洗流、自转着陆拉平情况下，对止动器进行

强度校核，表明不会超载。可以利用装有测量飞行载荷仪器的旋翼航空器，使另一架旋翼航空器在其附近悬停和滑行，以及前者进行自转着陆拉平，确定是否有必要采取设计措施防止止动器或桨叶超载。可以用类似的试验验证主旋翼挥舞止动器的最终设计。

(3)为了防止在除旋翼起动和停转过程之外的任何运转状态下，桨叶撞击下止动器，应考虑:

(a)若下限动环与桨毂支臂之间有足够裕度的设计角度，相互之间不会产生碰撞，则需用分析计算的方法进行说明。计算受载下桨毂支臂下挥最大角度，并与下限动环与桨毂支臂碰撞时的设计下挥角度对比，确保不会产生碰撞，而且有足够的安全裕度;

(b)若在旋翼止动器组件上增加了一些设计细节，使得止动器组件的某些部分只能在地面上起作用，则必须通过地面试验和飞行试验（如果适用的话）表明这些设计细节的合理性，在进行试验验证时，需考虑磨损和装配容差的影响。

AC 29.679 操纵系统锁

1. 条款要求解析/规章安全意图

1.1 第 29.679 条(a)款

在进行旋翼航空器设计时，如果操纵系统设计有用于在地面或水面上锁闭操纵系统的装置，则要求在驾驶员正常操作时，操纵系统锁/锁紧装置能够正常自动脱开，或者操纵系统锁/锁紧装置应该在起飞前通过限制操纵装置运动（比如卡死总距杆）来限制旋翼航空器运行，并给驾驶员易于辨识的告警。

在白天或夜间运行时，告警方式都必须易于辨识。在设计时，告警装置需要格外注意的颜色、位置、形状、可达性、可控性、标牌标记的清晰度等方面的要求。

1.2 第 29.679 条(b)款

针对操纵系统锁/锁紧装置，要求采取设计措施，防止在飞行中或地面运行状态下意外锁闭，影响驾驶员的正常飞行操纵。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.679 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、安全

评估和飞行试验。

2.1 第 29.679 条(a)款的符合性方法

(1)通过说明文件阐述所采用的操纵系统锁/锁紧装置，说明所有操纵系统锁/锁紧装置的种类、功能、工作模式、操作方式等;

在驾驶员正常操作操纵装置时，具有能够使操纵锁/锁紧装置自动脱开的设计措施。设计措施可以是把锁紧装置从紧靠操纵系统的连接接口处物理上脱开，但在将锁紧装置重新连接到操纵系统接口处锁紧时，也需靠驾驶员小心仔细地操作。

或者操纵系统锁/锁紧装置能有效锁紧且限制旋翼航空器运行。限制运行的措施可以是防止发动机启动或限制总距操纵量，使升力不足于使旋翼航空器起飞。并且锁紧时，告警装置给驾驶员提供无误告警的设计措施及工作方式。告警装置是否不论在白天或夜间运行时都易于辨识，它的颜色、位置、形状、可达性、可控性、标牌标记的清晰度等方面的设计在审查时都需要重点关注。

无误的告警可以通过下面的措施实现:

(a)防止产生起飞用的足够功率;

(b)驾驶员不能从最低变距极限进行总距操纵;

(c)一个或多个音响告警装置不停止鸣叫（不能关闭），直到所有的锁已打开为止。

由于操纵系统锁的使用紧密关系到飞行安全，还需要注意持续适航文件中应包含操纵系统锁/锁紧装置的相关维护检查程序。

(2)结合飞行试验，进行机组评估。若驾驶员未按正常操作程序打开操纵系统锁/锁紧装置，是否能够实现限制旋翼航空器的运行，并给驾驶员易于辨识无误的告警，这种告警能否使驾驶员清楚地知道锁紧装置处于锁闭状态，而后通过正常操作能够将其打开。

2.2 29.679(b)符合性方法

(1)通过说明文件阐述为防止在飞行状态下意外锁闭的设计措施。设计措施也可以是靠机构的几何形状或机构的动作，或两者都有，以防止锁在飞行中锁紧。如果不能确保不会意外锁紧，需要提供允许单驾驶的驾驶员在飞行中安全解开操纵系统锁的措施，比如操纵锁的设计可以是容易拆卸的装配，并且需要在飞行手册中描述安全解开操纵系统锁的程序;

(2)对操纵系统进行安全评估，着重对操纵系统锁/锁紧装置在旋翼航空器飞行过程中的可能出现的意外锁紧故障进行分析，并采取设计措施消除这些故障，保证旋翼航空器飞行的安全性;

(3)结合飞行试验，进行机组评估。注意在飞行中观察锁紧装置是否会意外锁闭。如果允许单驾驶的驾驶员在飞行中安全解开操纵系统锁的措施，则评估意外锁紧的安全解开操作程序。

AC 29.681 限制载荷静力试验

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条是为了表明满足第29.305条“强度和变形”、第29.307条“结构验证”条款提出的操纵系统需满足强度和变形的要求，需开展操纵系统限制载荷静力试验。试验时应依据第29.395条“操纵系统”、第29.397条“驾驶员限制作用力和扭矩”和第29.399条“双操纵系统”条款要求的载荷大小和方向进行加载。

1.1 第29.681条(a)款

本款是对限制载荷静力试验中操纵系统受载最严酷的情况和操纵系统完整性提出要求:

(1)试验载荷的方向应在操纵系统中产生最严重的受载状态是指施加载荷的方向必须沿着驾驶杆或脚蹬运动弧度的切线方向，不会产生力的分解;

(2)操纵系统完整性是指试验应包括操纵系统的每个接头、滑轮及将操纵系统连接到主要结构上的支座，其主要目的是为了考核操纵系统的整体强度及与之连接结构件的强度。

1.2 第29.681条(b)款

本款规定对作角运动的操纵系统接头需通过单独载荷试验或强度分析计算的方式来表明其满足特殊系数要求。

2. 可接受的符合性方法

满足第29.681条要求可接受的符合性方法包括: 分析/计算、试验室试验/地面试验。

(1)可以在静力试验机或试飞原型机上开展操纵系统限制载荷静力试验。该类情况下需要对操纵系统和机体结构开展制造符合性检查，确

认其符合试验大纲的要求，保证试验的有效性。

(2)要求用于限制载荷静力试验的操纵系统和机体结构符合操纵系统的设计构型和机上安装特征，需要注意包括每个接头、滑轮及将系统连接到机体结构上的支座，以满足考核操纵系统的强度及与之连接的机体结构强度的要求。

(3)限制载荷静力试验的载荷要求详见第29.395、29.397、29.399条的规定。这些载荷适用于周期变距、总距、偏航和旋翼桨叶操纵系统，也适用于任何其他飞行操纵系统。

(4)可以使用旋翼桨叶或气动面来平衡驾驶员施加在操纵系统上的操纵力，也可以用夹具代替它们，但是夹具的几何形状和刚度需进行评定，以确保试验的有效性。

(5)作角运动的操纵系统接头特殊系数按第29.685条规定执行，即作角运动的操纵系统接头支承系数要求为：对于除了具有滚珠和滚柱轴承的接头外的其他推-拉系统的系数取3.33，对于装有滑动轴承的钢索系统的系数取2.0，滚珠和滚柱轴承的接头系数应采用制造厂商的额定值。

AC 29.683 操作试验

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款要求对操纵系统进行操作试验验证，试验时在驾驶员操纵装置上施加规定的载荷，并在操纵装置的运动行程范围内进行操纵，要求试验结果表明操纵系统不会卡阻、过度摩擦和过度变形。

2. 可接受的符合性方法

满足第29.683条要求可接受的符合性方法为：试验室试验或地面试验。

操作试验一般在原型机上进行，要求试验严格按照适航条款第29.395条、第29.397条、第29.399条要求施加载荷进行操作试验。对操纵系统施加小试验载荷和限制载荷，使操纵装置在全行程范围内运动，进行卡阻、过度变形和过度摩擦方面的检查。

可以用旋翼系统或气动面来平衡驾驶员通过操纵系统施加的操纵力，也可以用一些试验工装代替它们。

试验夹具通常固定在操纵面上或操纵面模拟件，以便于滑轮的布置，为在载荷作用下的运动创造条件。同时还需对夹具的几何形状和刚度影

响进行评定，保证操纵系统每个操纵通道在整个运动范围内能施加直到限制载荷的系统载荷，以保证试验的有效性。

试验合格判据:

(1)无卡阻是指施加规定的限制载荷，操纵系统能够在全行程范围内运动，不会被某些零部件阻碍造成卡阻。

(2)无过度变形是指施加规定的限制载荷，在全行程范围内运动，操纵系统与其它系统或结构之间无非正常接触（包括不影响驾驶员在座椅上向后的正常操纵）；在限制载荷作用下，任何部件或支撑结构无永久变形；当操纵系统卸载后，系统不存在不正常的变形，即卸载后系统位置与加载前位置保持一致。

(3)无过度摩擦是指施加规定的限制载荷，在全行程范围内运动过程中，操纵系统摩擦力无突变，操纵机构无不流畅或断断续续的现象。

试验大纲应明确需要开展的试验项目、测量数据、检查项目及施加载荷:

(1)试验项目一般包括对纵向通道、横向通道、总距通道和航向通道分别进行单、双驾驶两个加载状态;

(2)试验施加的载荷应依据第 29.395 条、第 29.397 条、第 29.399 条要求而定，确定各个试验项目中施加的系统载荷大小;

(3)试验测量数据一般包括操纵系统与其他结构间隙值、极限操纵量、摩擦力、操纵位移和变形量等;

(4)试验检查项目一般包括操纵系统与机上结构、系统之间的间隙检查。但须注意，在对整个操纵系统进行目视检查时，可能需要拆除机舱地板、壁板或其他检查口盖，要求在拆卸这些地板、壁板和口盖后不能削弱机体结构强度刚度，以防操纵系统在加载过程中偏离其正常位置。

AC 29.685 操纵系统的细节设计

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款对运输类旋翼航空器的操纵系统提出了细节设计要求。

本条(a)款要求操纵系统的细节设计和安装要能防止因货物、旅客、松散物和水汽凝冻引起的卡阻、摩擦和干扰。在设计布局上，操纵系统的传动线系不应裸露在驾驶舱和客舱内。一般应在货舱外围设置操纵系

统线路。如果操纵系统零件的线路在货物区或其附近，则这些零件应当用隔板、壁板或其它具有足够强度和刚度的护罩加以保护，以防在承受货物加载和操纵变形时可能对操纵系统产生干扰。运动机构和结构件及其它系统间应有足够的间隙。对可能产生水汽聚集的系统设计细节和安装区域需进行专门的评估。应在设计上采取措施使暴露的或敞开的区域能自由排放水汽，而水汽可能聚集冻结的区域不应积冰，因积冰可能会引起操纵器件卡阻。可以在操纵器件上用模拟的或实际的冰聚集试验对有疑问的细节进行验证。

本条(b)款要求驾驶舱内必须有措施防止外来物进入而卡住操纵系统。通常外来物容易进入地板下面区域，从而引起操纵器件卡阻，因此操纵系统的各机构和安装需设计成能防止外来物卡死。在与操纵杆和地板连接处设计橡胶保护套，在脚蹬运动导槽、操纵手柄运动导槽内设计小刷子，在钢索组件运动导轮上设计导轮罩是防止外来物进入的可以接受的方法之一。

本条(c)款是对防止钢索和管子拍击其他零件提出的要求。操纵系统管子敷设、钢索之间的间隔应符合相关规范要求，钢索通过的线路上应有足够的导向件或导引件，防止钢索下垂拍击其他部件。

本条(d)款是对钢索系统设计的具体要求。

(1)钢索、钢索接头、松紧螺套、编结接头盒滑轮必须是按局方认可的标准手册中规定的滑轮-钢索形式;

(2)由于受热胀冷缩等方面的影响，钢索的张力值可能会上下波动，因此对于钢索系统的设计，必须综合考虑各种使用情况和温度变化下，防止在整个行程范围内钢索张力产生危险变化;

(3)在任一主操纵系统中，不得使用直径小于 3.2 毫米(1/8 英寸)的钢索;

(4)滑轮的型式和尺寸必须与所配用的钢索相适用，必须采用经局方认可的标准手册中规定的滑轮-钢索组合和强度数值;

(5)滑轮必须有能防止钢索滑脱或缠结的保护装置;

(6)滑轮必须足够接近钢索通过的平面内，使钢索不致摩擦滑轮的凸缘;

(7)安装导引件而引起的钢索方向变化不得超过 3°；

(8)在操纵系统中需受载或活动的 U 形夹销钉，不得仅使用开口销保

险;

(9)连接到有角运动零件上的松紧螺套的安装必须能确实防止在整个行程范围内发生卡滞;

(10)必须有措施能对每个导引件、滑轮、钢索接头和松紧螺套进行目视检查。

本条(e)款是对操纵系统接头的设计要求:即对作角运动的操纵系统接头满足下述支承系数要求:推-拉系统为3.33,钢索系统为2.0。

本条(f)款是对操纵系统接头的设计要求:接头硬度不应超过滚珠和滚柱轴承制造厂商的额定值。

2. 可接受的符合性方法

本条款可接受的符合性方法包括:设计评审、分析、试验室试验和工程符合性检查。

(1)设计评审

通过说明文件及设计图样等,说明操纵系统零件的几何形状以及它们的安装,说明运动机构和结构件及其它系统间应有足够的间隙。说明防止外来物进入可能卡住操纵系统的设计措施,说明防止钢管或管子拍击其它部件的设计措施;说明操纵系统钢索、钢索接头、松紧螺套、编结接头和滑轮按照本条(d)款进行设计,符合相关标准规范(如国标、航标或MIL-HDBK-5)或者局方认可的其它技术规范,其中主操纵系统钢索直径不小于3.2毫米(1/8英寸),系统中安装导引件而引起的钢索方向变化不超过3°;说明在运行情况和温度变化下在整个行程范围内钢索张力没有危险的变化及采用的张力调整措施。

(2)分析

通过操纵系统强度分析计算文件表明对作角运动的操纵系统接头满足下述支承系数要求:推-拉系统为3.33,钢索系统为2.0;接头硬度没有超过滚珠和滚柱轴承制造厂商的额定值。

(3)试验室试验

编制试验大纲,结合限制载荷静力试验和操作试验,分别在未加载和加载两种情况下试验,从驾驶舱到操纵面对操纵系统进行间隙检查,证明无摩擦、卡阻和干扰。

(4)工程符合性检查

检查系统的设计特征是否在机上得到了充分贯彻。对设计能否防止因货物、旅客、松散物或水气凝冻、外来物引起的卡阻、摩擦和干扰进行确认，对相关设计能否防止钢索和管子拍击零件进行确认。对滑轮是否有能防止钢索滑脱或缠结的保护装置进行确认。对连接到有角运动零件上的松紧螺套的安装是否能确实防止在整个行程范围内发生卡滞进行确认。对是否有措施能对每个导引件、滑轮、钢索接头和松紧螺套实施目视检查进行确认。

AC 29.687 弹簧装置

1. 条款要求解析/规章安全意图

1.1 第 29.687 条(a)款

对于操纵系统的弹簧/弹簧装置，如果其用途是用来防止颤振、操纵抖动或振动的，或者其损坏会直接或间接影响操纵系统或相关联的系统，引起其它不安全特性（比如操纵系统中用于平衡线系中不平衡力的平衡弹簧，用于使操纵装置能停在其行程范围内任意位置，其突然断裂会导致操纵力突然不平衡，进而影响操纵安全），从而危及旋翼航空器安全的，则要求这类操纵系统弹簧/弹簧装置必须是可靠的。

1.2 第 29.687 条(b)款

针对本条(a)款所述的弹簧/弹簧装置，都必须通过模拟使用条件的试验来表明符合性。试验的工装需模拟实际装机状态，试验施加的载荷能够覆盖弹簧/弹簧装置实际使用工况中的最大值。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.687 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、分析/计算、安全评估、试验室试验、地面试验和飞行试验。

2.1 第 29.687 条(a)款的符合性方法

(1)通过说明文件明确操纵系统中所有选用的弹簧/弹簧装置，重点针对其用途是用来防止颤振、操纵抖动或振动，或者是其损坏会直接或间接影响操纵系统或相关联的系统，危及旋翼航空器安全的弹簧/弹簧装置进行阐述，明确弹簧的设计构型、材料、安装位置、用途/功能等信息；

(2)开展安全评估，对弹簧/弹簧装置进行功能安全性分析和故障影响分析，确定其损坏对旋翼航空器安全的影响类型。对于分析不清楚的弹簧/弹簧装置，可以通过地面试验或飞行试验来进一步确认其安全影

响;

(3)针对其损坏会引起颤振或其它不安全特性的每个操纵系统弹簧装置，分析计算弹簧/弹簧装置所受的载荷，进行强度校核。

2.2 第 29.687 条(b)款的符合性方法

针对其损坏会引起颤振或其它不安全特性的每个操纵系统弹簧装置，开展模拟使用条件的试验室疲劳试验，试验的工装和工况必须模拟实际装机使用状态，试验施加的载荷能够覆盖弹簧/弹簧装置实际使用工况中的最大值。

用于连接液压作动筒活塞阀门的弹簧，可以按照第 29.695 条要求进行验证。

AC 29.691 自转操纵机构

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条要求当旋翼航空器在可用飞行包线内以任意可能状态飞行中，发动机突然失效时，驾驶员必须能够方便而迅速地操纵主旋翼桨距操纵机构，使旋翼航空器快速进入自转状态。现代旋翼航空器设计可能有一个小于有动力的 V_{NE} 或正常巡航速度的自转 V_{NE}，对于这种设计属性的旋翼航空器，进入自转后必须降低飞行速度。由于许多运行阶段都是在小于有动力 V_{NE} 的各种速度下出现的，因此对于这种特性的旋翼航空器设计也需满足条款要求。例如，在起飞过程中突然出现临界情况，此时必须快速进入自转阶段。

第 29.33 条包含有关于主旋翼转速限制制定和控制的标准。该标准要求进行飞行试验和演示，同时还涉及与控制主旋翼转速限制有关的旋翼航空器的设计细节。

操纵系统的其它设计要求在第 29.685 条中阐明。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.691 条要求可接受的符合性方法包括：设计评审和飞行试验。

(1)通过说明文件明确主旋翼桨叶总距操纵系统所有止动器的构型和位置信息。在设计上，如果主旋翼桨叶总距操纵只设有高距和低距止动器，总距操纵器件可以迅速地从一个极限位置移动到另一个极限位置，

这表明满足该款要求；但如果主旋翼桨叶总距操纵中还设计了中立位定位销或中间止动器，则驾驶员必须能够方便而迅速地超控、断开、消除或避开这种装置，以便在超过瞬时低旋翼转速之前能迅速进入自转状态。

(2)任何旋翼航空器的自转操纵机构特点和把旋翼转速控制在设计限制范围内的能力，都将作为型号检查核准书试验大纲的一个组成部分予以评定，即开展飞行试验评估。比如，如果主旋翼桨叶总距操纵中还设计了中立位定位销或中间止动器，对此需开展飞行试验，通过试飞机组评估总距操纵能否快速下放，使旋翼航空器进入自转飞行状态，并能否通过调整总距将旋翼转速控制在无动力旋翼转速限制范围内。

AC 29.695 动力助力和带动力操作的操纵系统

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款主要针对动力助力和带动力操作的操纵系统提出如下要求:

(1)必须设有备用系统，并能在系统动力部分中发生任何单个失效或者全部发动机失效的情况下，立即起作用，保证旋翼航空器继续安全飞行和着陆。

(2)备用系统可以是双套系统动力部分，或人工操作的机械系统。

(3)必须考虑机械部件（如活塞杆和连杆）的损坏，除非它们极不可能发生。

(4)必须考虑动力缸的卡阻，除非它们极不可能发生。

1.1 第 29.695 条(a)款

为保证旋翼航空器的安全飞行和着陆，本条款要求：当采用动力助力或带动力操作的操纵系统时，必须设计有一套操纵动力备用系统（不管故障率是多少），且当主系统动力部分发生任何单一失效或者发生全部发动机失效时，操纵动力备用系统必须立即起作用。

1.2 第 29.695 条(b)款

每个备用系统可以是双套动力的其中一套，或是一个人工操纵的机械系统:

(1)如果采用双套系统动力，则可以用双套独立的液压系统（包括油箱、液压泵、调压器、连接管路、软管、伺服阀、伺服阀缸及动力作动筒壳体）来满足要求。输送流体的部件不得共用，单个系统破裂不应引起其它系统中的流体损失。双套作动筒应设计成能保证双套的系统部分

出现任何单个故障（如壳体开裂、输入连接件断裂或输出连接件断裂）都不会引起整个液压系统丧失功能。

(2)如果采用一个人工操纵的机械系统，可以采用人工操纵的机械系统的前提是在单液压系统失效后，要求在实现安全着陆所需的时间内，驾驶员不需要具有特殊的飞行技能和工作强度就能够进行正常机动。操纵力不应该超过第29.397条所要求的操纵力，飞行特性应该满足第29.141条(b)款(3)项状态下的(b)款飞行特性要求。

系统的动力部分包括液压泵、阀门、管路及作动筒、密封装置、伺服阀和接头等。

1.3 第29.695条(c)款

必须考虑机械部分（如活塞杆和连杆）的损坏及动力缸的卡阻，除非它们极不可能发生。考虑诸如（但不局限于）管路断裂、泵故障、调压器故障、密封装置破坏、过滤器阻塞、伺服阀卡阻、伺服阀输入连接件断裂及伺服阀输出连接件断裂等所有系统零件可能出现的故障。

2. 可接受的符合性方法

满足第29.695条要求可接受的符合性方法包括：设计评审、分析/计算、安全评估、试验室试验和飞行试验。

2.1 第29.695条(a)款符合性方法

(1)通过说明文件说明动力助力和带动力操纵的操纵系统是否设有备用动力系统，以及备用动力系统的类别、工作原理等方面，表明当主系统动力部分发生任何单一失效或者发生全部发动机失效时，备用动力系统能够立即正常工作，能够继续安全飞行和着陆。

在全部发动机失效时，备用动力系统能够立即起作用，可通过以下方式实现:

(a)如果在包括自转在内的所有飞行状态下，泵都是由传动装置驱动的，则必须设计两套由传动装置驱动的液压泵。

(b)如果在所有的发动机发生故障后，还有电力可用来驱动泵，则必须设计两台电动液压泵。若采用这种方法，则蓄电池必须能带动泵和继续安全飞行所必须的所有其它设备。

(c)采用一台单独的传动装置驱动泵和一台电动泵。

(2)进行飞行试验，模拟主系统动力单一失效和全部发动机失效状

态，验证备用系统能否立即正常工作。

2.2 第 29.695 条(b)款符合性方法

通过设计文件说明备用系统的组成、类别、工作原理等方面，如果备用系统采用了双套动力部分，则需重点说明两者之间的独立性、故障后互不影响性等方面，系统的动力部分包括液压泵、阀门、管路及作动筒，还包括密封装置、伺服阀和接头。双套独立的液压系统分别包括油箱、液压泵、调压器、连接管路、软管、伺服阀、伺服阀缸及动力作动壳体。输送流体的部件不得共用。一个系统破裂不应引起其它系统中的流体损失。

开展系统安全性评估，双套作动系统应设计成能保证双套的系统部分出现任何单个故障（如壳体开裂、输入连接件断裂或输出连接件断裂）都不会引起整个液压系统丧失功能。

如果备用系统采用人工操纵的机械系统也是可接受的，但前提条件是:

(1) 通过计算分析表明人工操纵的机械系统的操纵力未超过第 29.397 条要求。

(2) 进行飞行试验，验证人工操纵的机械系统满足第 29.141 条(b)款(3)项状态下的(b)款飞行特性要求，操纵力未超过第 29.397 条要求。

在开展各系统、零件评估时，应考虑正常系统和备用系统这两种工作方式。

2.3 第 29.695 条(c)款符合性方法

对机械部分（如活塞杆和连杆）和动力缸开展安全性评估，确定所有系统零件可能出现的故障，表明动力作动筒卡阻的概率“极小”。

或通过完成正常系统和备用系统耐久性试验，作动机构和零件疲劳试验，并用这种方法确定翻修寿命和总使用寿命，表明机械部件故障“极不可能发生”。例如，按第 29.571 条要求进行操纵作动筒的疲劳验证，并应考虑由飞行载荷施加的应力和由液压泵压力脉动所施加的应力。在飞行载荷上加一个保守的系数是一种同时考虑两种影响的可接受的方法。

AC 29.723 减震试验

1. 条款要求解析/规章安全意图

为了使起落架满足旋翼航空器正常着陆时的吸能要求，需要进行起落架限制落震试验和储备能量吸收落震试验来对吸收能量的能力进行验证，第 29.723 条规定了起落架减震试验的总体要求。

第 29.723 条对起落架的着陆惯性载荷系数以及储备能量吸收能力的验证方式进行了总则性的要求，要求起落架按照第 29.725 条和第 29.727 条规定的落震试验方法进行验证。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.723 条要求可接受的符合性方法包括：设计评审、分析/计算和试验室试验。

减震试验包括起落架限制落震试验和储备能量吸收落震试验。

试验必须用完整的旋翼航空器或者是能够有效代表机轮、轮胎和缓冲器三者装机状态和组成关系的组合件来进行。对于装有滑橇式起落架的旋翼航空器，这些试验可用整架旋翼航空器进行，也可用装有整套滑橇式起落架系统的模拟机身来进行。设计旋翼航空器所用的限制载荷系数必须等于或大于由落震试验证实的限制载荷系数，在实际应用中，可按限制载荷系数 2.8g 来设计旋翼航空器。这样，由起落架落震试验得到的限制着陆载荷系数必须小于或等于 2.8g，否则，旋翼航空器必须按由起落架落震试验得到的较大的限制着陆载荷系数重新进行设计。必须按第 29.723 条表明，当以相当于本条规定的落震高度的限制下沉速度着陆时，其载荷系数不超过按第 29.473 条设计所选择的限制载荷系数。此外，必须表明起落架的储备能量吸收能力，即其下沉速度是根据第 29.473 条选择限制下沉速度的 1.22 倍，为此，试验时需将落震高度增加到“限制”落震高度的 1.5 倍。对于轮式起落架的设计，通常情况下水平着陆或机尾下沉着陆以及有阻力的水平着陆是最临界的姿态；对于滑橇式起落架的设计，通常情况下水平着陆以及有阻力水平着陆是最临界的姿态。为符合本条款要求，通常要求选取一种以上着陆姿态进行试验。

需要注意起落架与试验夹具的连接方法以及测定载荷系数用的过载传感器类型。过载传感器的标定证明应是有效的。如用航空器自由落震，过载传感器应装在航空器重心处，或者用每个起落架单独试验时，过载传感器应尽量靠近每个起落架缓冲支柱（油液支柱等）的中心线。关于试验夹具（包括起落架落震平台）的描述，除需有数字计算外，还应用

示意图来详细说明。试验大纲应表明起落架相对于平台的正确姿态，且为特定着陆情况冲击时的相同姿态。试验大纲应描述图样或批准的其它确定几何图形的资料。试验大纲应规定试验时的轮胎和油液压力，应阐明冲击时的轮胎变形和轮轴垂直行程的测量方法。测量可由装在夹具上的可伸缩套管来完成，它可测量起落架总的（轮胎和缓冲支柱）垂直位移。在每次落震试验后，应根据需要测量其他垂直和水平变形，以确定起落架是否产生了永久变形。应考虑表面粗糙度的影响，光滑表面有利于引起最大位移，而粗糙表面往往会限制位移，从而产生 n_z 的最大值。可用初步落震试验（在小于限制落震高度下进行）来测定临界的表面粗糙度，或者当起落架的构形可用分析方法确定其临界表面状态（或能表明载荷系数受表面粗糙度影响很小）时，可使用工程评定（不用试验）的方法。滑橇式起落架标准第 29.501 条(c)款指出允许的摩擦系数为 0.5。轮式起落架设计标准第 29.479 条(b)款允许的摩擦系数为 0.25。对于小型旋翼航空器，可用整架航空器进行落震试验，其做法是在主起落架轮轴上确定旋转点进行尾起落架（或前起落架）落震，在尾起落架（或前起落架）轮轴上确定旋转点进行主起落架落震。申请人的职责是分配航空器惯量项目，包括为获得适当的有效落震重量（W_e）而在起落架上附加重量，使得在限制或储备能量落震试验时航空器不发生局部破坏。

在计算分析时，对设计用的每种水平着陆及机尾下沉着陆情况，应表明所需的落震高度（h）和有效落震重量（W_e）的计算符合第 29.479 条和第 29.481 条的要求。对限制落震试验，h 的计算应依照第 29.725 条(a)款，而 W_e 的计算应依照第 29.725 条(b)款。因此，对限制落震试验，依照第 29.725 条计算 W_e 和 h，而对储备能量落震试验，依照第 29.727 条计算 W_e 和 h。在计算中应清晰表明进行落震试验时的起落架静重（W_M、W_N 或 W_T）的计算，以及这些参数在计算 W_e 时的应用情况。在第 29.725 条(d)款中分别规定主起落架、尾起落架和前起落架的这种静重为 W_M、W_T 或 W_N。应表明在 W_M、W_T 或 W_N 的计算中使用的是临界重心及申请批准的最大着陆重量。平台的倾斜度计算，还应当体现倾斜反作用力的状态。 注：有效落震重量（W_e）仅用于自由落震试验，它为试验时考虑旋翼升力而又不施加升力提供了方法。如果落震试验施加旋翼外力，那么将使用真实重量（W_M、W_T 或 W_N），而不必使用有效重量 W_e。

试验结果是基于每次落震试验中使用和获得的 W_e、h、d、W 及 L 值，

以及由过载传感器获得的 n_j 值。应总结这些结果，并且应表明，对每一落震试验，计算航空器的限制惯性载荷系数的方法符合第 29.725 条(d)款。如果过载传感器的类型不是直接读数式的，则从过载传感器得到的图片或其它记录图形的复制品或拷贝均应列入试验结果。每一临界状态都要按要求的次数试落，以获得合理的相互关系。

除水平着陆姿态落震试验外，上述要求用同样适用于滑橇式起落架的试验。滑橇式起落架的地面受载情况详见第 29.501 条的要求。第 29.501 条(c)款至(f)款规定的设计载荷情况，是由水平落震试验状态获得的。

第 29.501 条(a)款(2)、(3)项是滑橇式起落架的特殊要求。第 29.501 条(a)款(2)项规定在限制载荷作用下，弹性构件的结构屈服是允许的。这种屈服或变形是吸收着陆冲击能量的一种方法。对装有油液或其它型式缓冲器的滑橇式起落架，标准规定在限制载荷作用下不允许结构屈服。在限制载荷和储备能量（确定具有弹性构件的滑橇式起落架的极限载荷）落震试验时，屈服吸收能量的构件很可能会变形或屈服。在限制落震试验后，根据申请人的意见，可用该起落架进行储备能量落震试验；但是，已经受储备能量落震试验的起落架，除非能表明起落架没有出现屈服，否则将不能再使用。

按照第 29.725 条(c)款的规定，每个起落架装置应在模拟着陆情况的姿态下进行试验，这种着陆情况，从起落架吸收能量的角度来看，是最临界的。对于轮式起落架的设计，水平着陆或机尾下沉着陆以及有阻力的水平着陆，通常是最临界的姿态。为符合本标准，通常要求进行一种以上姿态的试验。规定的姿态或状态有：水平（垂直载荷）姿态，倾斜（载荷作用在从垂直轴向后倾斜 12.5° 的方向上）姿态，机轮起转的水平姿态，以及尾部下沉姿态。这些姿态在第 29.479 条(b)款(1)、(2)、(3)项和第 29.481 条中有说明。对于滑橇式起落架设计，水平着陆和有阻力水平着陆通常是最临界的姿态，这两种姿态在第 29.501 条(b)、(c)款中有说明。

轮式起落架按以上的姿态进行试验。每个前起落架或主起落架的组件，通常分别进行试验。滑橇式起落架按以上姿态进行试验。

鉴于滑橇式起落架的结构特点，需将整个滑橇式起落架作为一个组

合件进行试验。这样，有阻力的水平着陆情况通常对前横梁及其连接件是临界姿态。对于后横梁及其连接件，水平着陆情况通常是临界姿态。

起落架落震试验是通过试验室试验，验证起落架设计所用的着陆载荷系数不小于落震试验得到的着陆载荷系数。具体符合性验证思路如下:

(1)根据交点数据图以及旋翼航空器设计特征和基本数据对起落架落震时的吸能能力进行分析，得出起落架落震试验的理论载荷行程曲线，初步确定起落架吸收能量的能力以及起落架所承受的地面载荷。对于轮式起落架需在此处明确机轮、轮胎、刹车的设计参数，对于滑橇起落架需明确弓形梁的设计参数（直径、壁厚等），编制起落架设计说明符合性报告和起落架性能计算报告;

(2)限制落震试验高度至少为 203 毫米，试验件状态要能够代表旋翼航空器的起落架状态，且考虑有效质量的方法来模拟旋翼升力，对于轮式起落架考虑水平姿态、倾斜姿态（倾斜角度 12.5° 以上）机轮起转水平姿态以及尾部下沉姿态; 对于滑橇式起落架，需选择水平着陆和有阻力水平着陆临界姿态（具体见第 29.501 条(b)、(c)款），经多次落震试验验证其符合性（为验证数据的重复性，试验次数一般选择 3 次），编制起落架落震试验报告和分析报告;

(3)储备能量吸收落震试验高度为限制落震试验高度的 1.5 倍，试验件状态要能够代表旋翼航空器的起落架状态，且考虑有效质量的方法来模拟旋翼升力，对于轮式起落架考虑水平姿态、倾斜姿态(倾斜角度 12.5° 以上)机轮起转水平姿态以及尾部下沉姿态; 对于滑橇式起落架，需选择水平着陆和有阻力水平着陆临界姿态（具体见第 29.501 条(b)、(c)款），经 1 次试验验证其符合性。编制起落架储备能量吸收落震试验报告和分析报告。

AC 29.725 限制落震试验

1. 条款要求解析/规章安全意图

为了使起落架满足运输类旋翼航空器正常着陆时的吸能要求，需要进行起落架限制落震试验来对吸收能量的能力进行验证，第 29.725 条规定了起落架限制落震试验的要求。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.725 条要求的可接受的符合性方法包括: 设计评审、分析

/计算和试验室试验。

试验必须用完整的旋翼航空器或者是能够有效代表机轮、轮胎和缓冲器三者装机状态和组成关系的组合件来进行。对于装有滑橇式起落架的旋翼航空器，这些试验可用整架旋翼航空器进行，也可用装有整套滑橇式起落架系统的模拟机身来进行。设计旋翼航空器所用的限制载荷系数必须等于或大于由落震试验证实的限制载荷系数，在实际应用中，可按限制载荷系数 2.8g 来设计旋翼航空器。因此，由起落架落震试验得到的限制着陆载荷系数必须小于或等于 2.8g，否则，旋翼航空器必须按由起落架落震试验得到的较大的限制着陆载荷系数重新进行设计。必须按第 29.723 条表明，当以相当于本条规定的落震高度的限制下沉速度着陆时，其载荷系数不超过按第 29.473 条设计所选择的限制载荷系数。对于轮式起落架的设计，通常情况下水平着陆或机尾下沉着陆以及有阻力的水平着陆是最临界的姿态；对于滑橇式起落架的设计，通常情况下水平着陆以及有阻力水平着陆是最临界的姿态。为符合本条款要求，通常要求选取一种以上着陆姿态进行试验。

需要注意起落架与试验夹具的连接方法以及测定载荷系数用的过载传感器类型。过载传感器的标定证明应是有效的。如用航空器自由落震，过载传感器应装在航空器重心处，或者用每个起落架单独试验时，过载传感器应尽量靠近每个起落架缓冲支柱（油液支柱等）的中心线。关于试验夹具（包括起落架落震平台）的描述，除需有数字计算外，还应用示意图来详细说明。试验大纲应表明起落架相对于平台的正确姿态，且为特定着陆情况冲击时的相同姿态。试验大纲应描述图样或批准的其它确定几何图形的资料。试验大纲应规定试验时的轮胎和油液压力，应阐明冲击时的轮胎变形和轮轴垂直行程的测量方法。测量可由装在夹具上的可伸缩套管来完成，它可测量起落架总的（轮胎和缓冲支柱）垂直位移。在每次落震试验后，应根据需要测量其他垂直和水平变形，以确定起落架是否产生了永久变形。应考虑表面粗糙度的影响，光滑表面有利于引起最大位移，而粗糙表面往往会限制位移，从而产生 n_z 的最大值。可用初步落震试验（在小于限制落震高度下进行）来测定临界的表面粗糙度，或者当起落架的构形可用分析方法确定其临界表面状态（或能表明载荷系数受表面粗糙度影响很小）时，可使用工程评定（不用试验）

的方法。滑橇式起落架标准第 29.501 条(c)款指出允许的摩擦系数为 0.5。轮式起落架设计标准第 29.479 条(b)款允许的摩擦系数为 0.25。对于小型旋翼航空器，可用整架航空器进行落震试验，其做法是在主起落架轮轴上确定旋转点进行尾起落架（或前起落架）落震，在尾起落架（或前起落架）轮轴上确定旋转点进行主起落架落震。申请人的职责是分配航空器惯量项目，包括为获得适当的有效落震重量（W_e）而在起落架上附加重量，使得在限制落震试验时航空器不发生局部破坏。

在计算分析时，对设计用的每种水平着陆及机尾下沉着陆情况，应表明所需的落震高度（h）和有效落震重量（W_e）的计算符合第 29.479、29.481 条的要求。对限制落震试验，h 的计算应依照第 29.725 条(a)款，而 W_e 的计算应依照第 29.725 条(b)款。在计算中应清晰表明进行落震试验时的起落架静重（W_M、W_N 或 W_T）的计算，以及这些参数在计算 W_e 时的应用情况。在第 29.725 条(d)款中分别规定主起落架、尾起落架和前起落架的这种静重为 W_M、W_T 或 W_N。应表明在 W_M、W_T 或 W_N 的计算中使用的是临界重心及申请批准的最大着陆重量。平台的倾斜度计算，还应当体现倾斜反作用力的状态。注：有效落震重量（W_e）仅用于自由落震试验，它为试验时考虑旋翼升力而又不施加升力提供了方法。如果落震试验施加旋翼外力，那么将使用真实重量（W_M、W_T 或 W_N），而不必使用有效重量 W_e。

试验结果是基于每次落震试验中使用和获得的 W_e、h、d、W 及 L 值，以及由过载传感器获得的 n_j 值。应总结这些结果，并且应表明，对每一落震试验，计算航空器的限制惯性载荷系数的方法符合第 29.725 条(d)款。如果过载传感器的类型不是直接读数式的，则从过载传感器得到的图片或其它记录图形的复制品或拷贝均应列入试验结果。每一临界状态都要按要求的次数试落，以获得合理的相互关系。

除水平着陆姿态落震试验外，上述要求用同样适用于滑橇式起落架的试验。滑橇式起落架的地面受载情况详见第 29.501 条的要求。第 29.501 条(c)款至(f)款规定的设计载荷情况，是由水平落震试验状态获得的。

第 29.501 条(a)款(2)、(3)项是滑橇式起落架的特殊要求。第 29.501 条(a)款(2)项规定在限制载荷作用下，弹性构件的结构屈服是允许的。这种屈服或变形是吸收着陆冲击能量的一种方法。对装有油液或其它型

式缓冲器的滑橇式起落架，标准规定在限制载荷作用下不允许结构屈服。在限制载荷（确定具有弹性构件的滑橇式起落架的极限载荷）落震试验时，屈服吸收能量的构件很可能会变形或屈服。

按照第 29.725 条(c)款的规定，每个起落架装置应在模拟着陆情况的姿态下进行试验，这种着陆情况，从起落架吸收能量的角度来看，是最临界的。对于轮式起落架的设计，水平着陆或机尾下沉着陆以及有阻力的水平着陆，通常是最临界的姿态。为符合本标准，通常要求进行一种以上姿态的试验。规定的姿态或状态有：水平（垂直载荷）姿态，倾斜（载荷作用在从垂直轴向后倾斜 12.5° 的方向上）姿态，机轮起转的水平姿态，以及尾部下沉姿态。这些姿态在第 29.479 条(b)款(1)、(2)、(3)项和第 29.481 条中有说明。对于滑橇式起落架设计，水平着陆和有阻力水平着陆通常是最临界的姿态，这两种姿态在第 29.501 条(b)、(c)款中有说明。

轮式起落架按以上的姿态进行试验。每个前起落架或主起落架的组件，通常分别进行试验。滑橇式起落架按以上姿态进行试验。

鉴于滑橇式起落架的结构特点，需将整个滑橇式起落架作为一个组合件进行试验。这样，有阻力的水平着陆情况通常对前横梁及其连接件是临界姿态。对于后横梁及其连接件，水平着陆情况通常是临界姿态。

起落架限制落震试验是通过试验室试验，验证起落架设计所用的着陆载荷系数不小于落震试验得到的着陆载荷系数。具体符合性验证思路如下:

(1)根据交点数据图以及旋翼航空器设计特征和基本数据对起落架落震时的吸能能力进行分析，得出起落架落震试验的理论载荷行程曲线，初步确定起落架吸收能量的能力以及起落架所承受的地面载荷。对于轮式起落架需在此处明确机轮、轮胎、刹车的设计参数，对于滑橇起落架需明确弓形梁的设计参数（直径、壁厚等），编制起落架设计说明符合性报告和起落架性能计算报告;

(2)限制落震试验高度至少为 203mm（8 英寸），试验件状态要能够代表旋翼航空器的起落架状态，且考虑有效质量的方法来模拟旋翼升力，对于轮式起落架考虑水平姿态、倾斜姿态（倾斜角度 12.5° 以上）机轮起转水平姿态以及尾部下沉姿态；对于滑橇式起落架，需选择水平着陆

和有阻力水平着陆临界姿态（具体见第 29.501 条(b)、(c)款），经多次落震试验验证其符合性(为验证数据的重复性，试验次数一般选择 3 次)，编制起落架落震试验报告和分析报告。

AC 29.727 储备能量吸收落震试验

1. 条款要求解析/规章安全意图

为了使起落架满足运输类旋翼航空器正常着陆时的吸能要求，需要进行起落架储备能量吸收落震试验来对吸收能量的能力进行验证，第 29.727 条规定了起落架储备能量吸收落震试验要求。

本条规定了起落架储备能量吸收落震试验的具体要求，对试验投放高度、模拟旋翼升力、进行规定，并对试验判据进行了说明。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.727 条要求可接受符合性方法包括：设计评审、分析/计算和试验室试验。

试验必须用完整的旋翼航空器或者是能够有效代表机轮、轮胎和缓冲器三者装机状态和组成关系的组合件来进行。对于装有滑橇式起落架的旋翼航空器，这些试验可用整架旋翼航空器进行，也可用装有整套滑橇式起落架系统的模拟机身来进行。必须表明起落架的储备能量吸收能力，即其下沉速度是根据第 29.473 条选择限制下沉速度的 1.22 倍，为此，试验时需将落震高度增加到“限制”落震高度的 1.5 倍。对于轮式起落架的设计，通常情况下水平着陆或机尾下沉着陆以及有阻力的水平着陆是最临界的姿态；对于滑橇式起落架的设计，通常情况下水平着陆以及有阻力水平着陆是最临界的姿态。为符合本条款要求，通常要求选取一种以上着陆姿态进行试验。

需要注意起落架与试验夹具的连接方法以及测定载荷系数用的过载传感器类型。过载传感器的标定证明应是有效的。如用航空器自由落震，过载传感器应装在航空器重心处，或者用每个起落架单独试验时，过载传感器应尽量靠近每个起落架缓冲支柱（油液支柱等）的中心线。关于试验夹具（包括起落架落震平台）的描述，除需有数字计算外，还应用示意图来详细说明。试验大纲应表明起落架相对于平台的正确姿态，且为特定着陆情况冲击时的相同姿态。试验大纲应描述图样或批准的其它确定几何图形的资料。试验大纲应规定试验时的轮胎和油液压力，应阐

明冲击时的轮胎变形和轮轴垂直行程的测量方法。测量可由装在夹具上的可伸缩套管来完成，它可测量起落架总的（轮胎和缓冲支柱）垂直位移。在每次落震试验后，应根据需要测量其他垂直和水平变形，以确定起落架是否产生了永久变形。应考虑表面粗糙度的影响，光滑表面有利于引起最大位移，而粗糙表面往往会限制位移，从而产生 n_z 的最大值。可用初步落震试验（在小于限制落震高度下进行）来测定临界的表面粗糙度，或者当起落架的构形可用分析方法确定其临界表面状态（或能表明载荷系数受表面粗糙度影响很小）时，可使用工程评定（不用试验）的方法。滑橇式起落架标准第 29.501 条(c)款指出允许的摩擦系数为 0.5。轮式起落架设计标准第 29.479 条(b)款允许的摩擦系数为 0.25。对于小型旋翼航空器，可用整架航空器进行落震试验，其做法是在主起落架轮轴上确定旋转点进行尾起落架（或前起落架）落震，在尾起落架（或前起落架）轮轴上确定旋转点进行主起落架落震。申请人的职责是分配航空器惯量项目，包括为获得适当的有效落震重量（W_e）而在起落架上附加重量，使得在限制或储备能量落震试验时航空器不发生局部破坏。

对于储备能量落震试验，依照第 29.727 条计算 W_e 和 h。在计算分析时，对设计用的每种水平着陆及机尾下沉着陆情况，应表明所需的落震高度(h)和有效落震重量（W_e）的计算符合第 29.479 、29.481 条的要求。

第 29.501 条(a)款(2)、(3)项是滑橇式起落架的特殊要求。第 29.501 条(a)款(2)项规定在限制载荷作用下，弹性构件的结构屈服是允许的。这种屈服或变形是吸收着陆冲击能量的一种方法。对装有油液或其它型式缓冲器的滑橇式起落架，标准规定在限制载荷作用下不允许结构屈服。在储备能量（确定具有弹性构件的滑橇式起落架的极限载荷）落震试验时，屈服吸收能量的构件很可能会变形或屈服。在限制落震试验后，根据申请人的意见，可用该起落架进行储备能量落震试验；但是，已经受储备能量落震试验的起落架，除非能表明起落架没有出现屈服，否则将不能再使用。

在此试验中，起落架不得损坏到机身撞击地面的程度。起落架零件折断（直到分离）是起落架的主要损坏形式。除使用弹性构件的一些滑橇式起落架设计需按第 29.501 条(a)款(3)项规定外，这种试验不是起落架的极限载荷落震试验。

试验需要考虑以下注意事项:

(1) 除储备能量落震试验外，起落架还必须进行设计极限载荷验证;

(2) 在储备能量落震试验时，缓冲装置（如油液缓冲器）不得压到“底”。当增加载荷条件下，缓冲装置的位移不在增加时，就会出现碰“底”现象;

(3) 对起落架和机体结构的验证要求，可在第 29.305、29.307 、29.473 条中找到。

在储备能量吸收落震试验期间，起落架破坏是指:

(1) 当起落架构件不能以适当姿态支撑旋翼航空器; 或

(2) 当起落架构件的变形足以使旋翼航空器结构（而不是起落架和外部附件）撞击着陆表面。

在储备能量吸收落震试验后，旋翼航空器的适当姿态是允许起落架构件产生永久变形的姿态，但要提供人员撤离旋翼航空器的足够大出口。与撞击后姿态有关的应急出口标准，参见 AC 29.807。

在储备能量吸收落震试验期间（或当量起落架位移），外部附件包括诸如外置燃油箱或可能引起着陆后起火的附件之类的装置不得撞击水平着陆表面。如果电气接头得到充分保护，能够防止电着火，并且安装的所有装置不可能刺穿燃油箱或有人区，则在由储备能量落震试验引起起落架变形期间，可以破损的附件（如摄像机、扬声器和探照灯）可能会遭到损坏。如果装有可以破损的附件，则还应将其设计成没有“硬尖端”，这种“硬尖端”在着陆撞击时会穿透有人区或油箱，对旋翼航空器结构造成不允许的损伤。如果是危险的，则可采用一些设计细节来避免它。这些可以破损的附件应设计成具有易碎接头、易碎装置或类似的设计特征。而且，这些装置还应设计成不会显著改变起落架的能量吸收能力或设计特征。

起落架储备能量吸收落震试验是通过试验室试验，验证起落架设计储备能量吸收能力。具体符合性验证思路如下:

(1) 根据交点数据图以及旋翼航空器设计特征和基本数据对起落架落震时的吸能能力进行分析，得出起落架落震试验的理论载荷行程曲线，初步确定起落架吸收能量的能力以及起落架所承受的地面载荷。对于轮式起落架需在此处明确机轮、轮胎、刹车的设计参数，对于滑橇起落架需明确弓形梁的设计参数（直径、壁厚等），编制起落架设计说明符合

性报告和起落架性能计算报告;

(2)储备能量吸收落震试验高度为限制落震试验高度的1.5倍，试验件状态要能够代表旋翼航空器的起落架状态，且考虑有效质量的方法来模拟旋翼升力，对于轮式起落架考虑水平姿态、倾斜姿态（倾斜角度12.5°以上）机轮起转水平姿态以及尾部下沉姿态；对于滑橇式起落架，需选择水平着陆和有阻力水平着陆临界姿态（具体见第29.501条(b)、(c)款），经1次试验验证其符合性。编制起落架储备能量吸收落震试验报告和分析报告。

AC 29.729 收放机构

1. 条款要求解析/规章安全意图

第29.729条是对旋翼航空器可收放起落架中收放机构提出要求，对非收放起落架设计本条不适用。

起落架收放系统是旋翼航空器的重要组成部分，其性能的好坏、安全性的高低直接影响旋翼航空器的飞行安全，而频发的收放事故使得对起落架收放系统的适航条款验证尤为重要。

本条要求主要内容包括：起落架收放机构、起落架舱门、起落架收放机构和舱门的支撑结构设计时的载荷选取要求；失效条件放下起落架的应急措施要求；上位锁和下位锁的设计要求；起落架上位锁定和下位锁定的位置指示和告警要求；收放机构的操纵和功能验证要求。

1.1 第29.729条(a)款

本款有关载荷的要求适用于起落架的收放机构（通常包括收放作动筒、传动摇臂、下位锁等）、轮舱门（一般包括舱门和护板、舱门机构、舱门锁、舱门收放作动筒）和支撑结构（一般包括收放系统的支座、连接件及其连接的起落架和机体结构相关部位）。

用着陆、机动、突风和偏航飞行情况下的载荷考核起落架收放机构、起落架舱门、起落架收放机构和舱门的支撑结构设计。

对于起落架的载荷考核工况需考虑在各种机动飞行姿态下对应的最严酷状态。

起落架收上位置时飞行情况出现的载荷通常指轮舱门的气动载荷和起落架及其系统因质量引起的惯性载荷，此时起落架处在机轮舱内，需

要保证起落架收放机构及其连接件能够承受起落架惯性载荷以至于旋翼航空器在空中进行机动飞行时起落架不会产生危害飞行安全的运动。

针对起落架收放过程中的载荷的组合，该载荷与起落架的放下位置、相应的空速的载荷系数（旋翼航空器重心过载）有关；一般情况下，起落架要克服的阻力为收放机构的摩擦力、旋翼航空器重心过载、旋翼航空器飞行带来的空气阻力。在起落架收上时，除旋翼航空器重心过载外，收放机构一般要克服起落架自身重力、收放机构摩擦力、如果是向前收上的前起落架，还要克服很大的空气阻力。在起落架放下时，除旋翼航空器重心过载外，收放机构一般要克服收放机构摩擦力和空气阻力。

针对起落架处于放下位置时的飞行载荷，考虑的载荷要求除旋翼航空器重心过载外，主要考虑的是空气阻力和偏航机动带来的非对称临界载荷。

1.2 第 29.729 条(b)款

在着陆过程和地面滑行时，起落架需能保持在放下位置并固定，否则会导致严重的事故，故通常需要起落架锁来对起落架的放下姿态进行固定，在设计上通常采用下位锁。

1.3 第 29.729 条(c)款

在某些情况下起落架会发生失效(这里的失效一般是指起落架收放系统发生卡滞），导致无法顺利放下。因此对所有的非完全手动机械系统，要求在收和（或）放系统故障后有放下起落架的应急措施。这也就是说，要求起落架具有一般动力源和备用动力源。

对于旋翼航空器而言，起落架收放装置一般情况下会采用液压系统作为放下动力源，以第二套液压或者气动力作为备用动力源。补充动力源为电力的部分，电源考虑双路供电，单路失效可以保证起落架放下或收起。

本条款要求的应急放系统作为起落架正常放下系统的备份，在起落架正常放下功能因单个能源丧失或其他可能的故障不能放下并锁住起落架时应急放并锁住起落架。应急放系统与正常系统之间应相互独立。

1.4 第 29.729 条(d)款

条款要求起落架机构收放功能正常，这和起落架的收放系统原理有关。

起落架收放系统有以下三种位置:

(1) 放下位。在这个位置径向拉杆完全伸直，起落架作动筒伸出，放下锁与放下锁销相咬合;

(2) 中间位。放下或收上的过程，起落架收放作动筒打开放下或收上锁，使锁定解开并向下推动活塞杆或向上拉动活塞杆;

(3) 收上位。当起落架完全收上时，作动筒收缩到其行程的上限点，收上锁和结构上的锁销相咬合。

起落架的放下和收上作动筒通常是双向起作用的，可以含有锁定作动筒的内部锁。作动筒的外筒连接在旋翼航空器的结构上，作动筒连接在减震支柱或者收上机构上。

为满足条款的要求正常功能，必须通过地面操作试验的形式来验证起落架收放系统功能正常。

1.5 第 29.729 条(e)款

为了明确起落架功能正常，要求当起落架在极端位置锁死时，给驾驶员提供提示。这种提示通常为灯光提示，这些灯的工作由安装在起落架上的磁传感器或微动开关的信号来控制。不同的机型其灯光指示信号也有所不同，但一般情况是：绿灯亮时表示起落架放下并锁定；琥珀色灯亮时表示起落架收放手柄的位置与起落架位置不一致，即起落架正在收上或放下中；当起落架收上锁定时，琥珀色信号灯熄灭。

1.6 第 29.729 条(f)款

起落架操纵装置的操作方向，后续操纵杆或操纵装置的位置和操作，必须符合第 29.777、29.779 条规定。本条包括操纵器件识别，应防止混淆和误动。

1.7 第 29.729 条(g)款

收放机构应设置起落架告警系统，一旦着陆前起落架没有放下，便向机组发出警告。

本款要求：当旋翼航空器处于正常着陆状态而起落架没有完全放下和锁住时，它将连续警告。

一般情况下，旋翼航空器告警系统着陆状态需满足以下三个条件:

(1) 至少一个起落架装置（前、左或右）没有完全放下并锁定;

(2) 旋翼航空器飞行高度在初次达到某个高度后，又返回到某个高度下;

(3)空速低于某个预先设定的值。

如果装有警告系统，应按第29.1301、29.1322条和第29.1309条要求，对其功能特性和故障模式的影响进行评定。

2. 可接受的符合性方法

满足第29.729条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、分析/计算、安全评估、试验室试验、飞行试验和设备鉴定，建议通过如下方式进行验证：

2.1 第29.729条(a)款符合性方法

本款使用分析/计算和试验室试验表明符合性，具体思路如下：

首先通过分析整机飞行状态，定义起落架收放机构在收上、运动过程中和放下状态中的最严酷工作状态，然后通过分析最严酷工作状态，通过分析计算和试验室试验验证起落架收放机构需要具备的强度和收放时液压系统需要提供的压力，以保证起落架在最严酷状态下能够正常工作。

重点对起落架、收放机构、舱门、起落架支撑结构，要求用着陆载荷、机动、突风和偏航飞行情况载荷进行结构验证。注意当起落架收起、操作和放下时，起落架及其支撑结构应按临界气动载荷和惯性载荷来，同时应考虑偏航情况，具体情况见第29.729条(a)款(1)、(2)和(3)项。

如果装有机轮舱门，则此舱门应按包括偏航情况（按第29.351条经证实的偏航角）载荷在内的气动载荷设计，计算气动载荷所用的空速为直到起落架放下时最大设计速度的所有空速。在舱门和舱门支撑结构论证中，必须考虑气动力对打开和关闭舱门的影响。为了对旋翼航空器进行论证，申请人可以取“起落架操作”速度 V_{LO} 或“放下”速度 V_{LE} 分别等于旋翼航空器的 V_{NE}。这种起落架的设计论证的取值方法将会降低空速“结构限制”。任一空速“结构限制”，应在型号检查核准书（TIA）的结构限制部分中列出。

2.2 第29.729条(b)款符合性方法

本款使用设计评审、安全评估、试验室试验表明符合性，具体思路如下：

(1)设计评审

说明文件涉及“收放机构下位锁的设计”，说明文件应包括下位锁设计原理，通过描述收放机构下位锁的工作原理和工作流程，表明能够

在放下位置有效锁住起落架。

(2)安全评估

用系统安全性分析表明在预期的各种工作条件下，下位锁系统是安全可靠的。

(3)试验室试验

本条款涉及的试验室试验是起落架放下锁试验，在操作试验中完成。该试验主要验证目的是整个收放机构的功能、验证起落架锁（一般是上/下位锁）、验证位置指示器系统的功能，其中:

(a)在收放完毕之后，为了验证上下位锁的可靠性，需要进行上下位锁的保持试验，对于收起状态需要保持一定时间，对于放下状态，则需要在加载一定的地面载荷的情况下保持一定时间;

(b)起落架在上下位锁保持时间内缓冲支柱工作正常，无明显收缩。

2.3 第29.729条(c)款符合性方法

本款使用设计评审、安全评估、试验室试验、飞行试验表明符合性，具体思路如下:

(1)设计评审

本条款的说明文件描述收放机构应急放系统的设计，应包括起落架应急放系统原理，对起落架应急放的能源进行描述，并结合起落架操纵机构对应急放按钮的防误操作设计进行描述。

(2)安全评估

用系统安全性分析表明应急放系统在正常系统收放功能失效，或任一能源系统失效情况下，可以作为备份系统提供足够的冗余，以保证旋翼航空器的安全着陆。

(3)试验室试验

本条款涉及的试验室试验是起落架应急放系统试验，在操作试验中完成。

(4)飞行试验

开展起落架应急放的飞行试验，验证应急放操作程序，以及起落架应急放系统是否工作正常。此外，注意还需要在功能和可靠性试飞试验中开展相应试验或评定。

2.4 第29.729条(d)款符合性方法

本款使用试验室试验表明符合性，涉及的试验室试验是起落架收放试验，表明收放机构的功能正常，注意事项如下:

(1)“起落架收放试验”应在明确收放机构收放时间和上下位锁保持时间，并有一定裕度的前提下进行;

(2)试验中通过对液压系统提供一定的流量和压力，实现对起落架试验装置的收放，并同时记录收放时间;

(3)对于该试验需要进行一定次数的重复，并记录收放时间（采取设备记录）;

(4)试验中注意检查:

(a)起落架收起和放下过程平顺，且时间满足设计要求，且具备一定裕度;

(b)起落架在上下位锁保持时间内缓冲支柱工作正常，无明显收缩。

(5)操作试验期间，应检查所需要的下位锁;

(6)如果装有备用上位锁（包括液压锁），操作试验时，注意检查在模拟收放系统临界故障模式中，起落架应能放下;

(7)还应包括位置指示器系统的功能检查;

(8)试验在颁布型号检查核准书之前，必须圆满地完成。

2.5 第 29.729 条(e)款符合性方法

本款使用设计评审、试验室试验、飞行试验表明符合性，具体思路如下:

(1)设计评审

说明文件描述收放机构显示系统的设计，主要是起落架显示系统的工作原理。

(2)试验室试验

试验室试验是起落架收放试验，该试验主要验证位置指示器系统的功能，在收上到位或放下到位时，位置指示是否正确。

(3)飞行试验

飞行试验为“试飞机组评定”，应注意编制试飞机组评定清单，结合驾驶舱评估对起落架位置指示系统的人为因素进行评定。

在评定位置指示器系统时，重点应放在开关及其安装以及驾驶舱显示上。每个起落架必须有其自己的开关装置，以指示它是处在其最“高”极端位置和最“低”极端位置。开关装置必须安装在能给出起落架到达

极端位置的有效指示的位置。

应仔细研究所用的开关的可靠性和环境鉴定要求。一个有可能引起问题的例子，是在潮湿地区使用。当水由轮胎溅起积聚在开关上时，导致显示故障。在冬季水能结成冰，产生的冰可能影响开关正常工作。

对每个起落架，一个可接受的驾驶舱显示由两只灯组成。一只灯被涂上“绿色”，绿灯亮表示它的起落架处在“放下”极端位置，另一只灯被涂上“琥珀”色，该灯亮表示它的起落架处于过渡状态。当起落架处在任一极端位置时，表示过渡状态的灯便“熄灭”。这种显示给驾驶员的指示是指当起落架处于“收起”的极端位置时，所有起落架灯处于关闭状态。

2.6 第 29.729 条(f)款符合性方法

本款使用设计评审、飞行试验表明符合性，具体思路如下:

(1)设计评审

本条款的说明文件描述起落架收放操纵机构布置和操作。必须符合第 29.777 条规定,包括操纵器件识别,以防止混淆和误动。符合第 29.779 条驾驶舱操纵器件的运动和效果要求，其中第 29.779 条(c)款是关于常规起落架操纵器件的运动和效果的要求，可参考第 25.781 条驾驶舱操纵器件及其手柄的运动、效果和形状的设计要求。

(2)飞行试验

飞行试验为试飞机组评定，编制试飞机组评定清单，结合驾驶舱评估对起落架操纵器件的使用的人为因素进行评定。

2.7 第 29.729 条(g)款符合性方法

本款使用设计评审、安全评估、飞行试验表明符合性，具体思路如下:

(1)设计评审

本条款的说明文件描述起落架告警装置的设计，应包括起落架告警装置工作逻辑，对告警装置工作逻辑进行定义，并描述告警装置工作原理。

(2)安全评估

需用安全性分析表明起落架告警系统故障模式进行评估。

(3)飞行试验

起落架告警系统飞行试验，编制起落架告警系统飞行试验大纲，结合告警系统的工作逻辑，制定飞行计划，验证每种状态下告警功能是否正常。

表明符合性时需要注意:

(a)当旋翼航空器处于正常着陆状态，如果起落架未完全按要求放下和锁住，则告警系统应向机组人员发出连续警告;

(b)所提供的起落架告警系统，应由试飞驾驶员评定，主要关心的是所提供的警告系统在其工作时应与旋翼航空器驾驶舱设计中的其它警告系统有区别;

(c)正常着陆方式和起落架位置交连锁是一种可接受的方法，选择适当的速度（小于V_{LE}）。如果起落架没有放下且锁住，以及旋翼航空器的速度低于所选择的空速时，起落架警告系统将会发出连续警告;

(d)要求能手动关闭使警告系统，使其不工作。当旋翼航空器不再处在着陆状态时，即起落架完成一个工作循环、或收起、或旋翼航空器的速度增加超过所选择的触发警告系统的速度时，警告系统应能自动复原。

AC 29.731 机轮

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款是对旋翼航空器轮式起落架中机轮的设计要求，而采用非轮式起落架设计的本条不适用。本条款对机轮的审查要求、载荷等作了规定。要求使用经批准的机轮，可按 CTSO-C26d 或以后的修订版批准，或随航空器型号合格审定批准。

本条款要求主要内容包括: 机轮的选用要求、机轮最大静载荷额定值和最大限制载荷额定值的设计要求。

2. 可接受的符合性方法

本条款可接受的符合性方法包括: 分析/计算和设备鉴定，建议通过如下方式进行验证:

2.1 第 29.731 条(a)款符合性方法

CTSO-C26d 给出了按 CTSO 批准航空器机轮和机轮刹车装置的最低性能标准。额定值是依据该性能标准给定的。

如果航空器设计选择的机轮是按 CTSO 批准的，则机轮制造厂商应向航空器制造厂商提供额定值。每个机轮应按规定做好含有 CTSO 编号的标

记。即使机轮是按 CTSO 批准的，仍要求证明在航空器上（作用在机轮上载荷）其使用载荷不得超过额定值。

如果航空器设计选择的机轮未按 CTSO 批准，则必要的资料包括详细设计、装配图和鉴定试验以及试验报告数据，均要求符合 CCAR 29 部的有关标准。设计控制和检验将作为航空器型号设计的一部分来执行。应完成结构验证和任何有关的鉴定试验。对于地面载荷情况，可参见第 29.235 条、第 29.471 条至第 29.497 条和第 29.511 条。

本款使用设备鉴定表明符合性，具体思路如下:

(1)选用机轮时，优先选用已经过中国民航局批准，或机轮单独取得 CTSOA 或 VDA 证书的机轮;

(2)选用未取得 CTSOA 或 VDA 证书的机轮时，机轮的设计控制和检验将作为旋翼航空器型号设计的一部分执行，且必须要符合 CTSO 或 TSO 标准。

2.2 第 29.731 条(b)款符合性方法

本款使用分析/计算、设备鉴定表明符合性，具体思路如下:

分析/计算文件包括起落架地面载荷计算报告。依据起落架可能的各种工况，分析机轮所能承受的最大地面载荷，并与机轮的设计载荷进行对比分析，必须确保起落架所处最严酷工况下，机轮所承受的静载荷不应大于机轮的设计载荷。

设备鉴定为设备合格鉴定最大静载荷额定值计算分析和试验室试验，即机轮静力试验，确定最大静载荷额定值。

2.3 第 29.731 条(c)款符合性方法

本款使用分析/计算、设备鉴定表明符合性，具体思路如下:

分析/计算文件包括起落架地面载荷计算报告。依据机轮可能的各种工况，分析机轮所能承受的地面最大径向限制载荷，并与机轮的最大限制载荷额定值进行对比分析，必须确保机轮所处最严酷工况下，机轮所承受的地面最大径向限制载荷（包括着陆载荷和滑行载荷）不应大于机轮的最大限制载荷额定值。通常会考虑第 29.235 条、第 29.471 条至第 29.497 条、第 29.511 条的要求来确定最严酷的机轮径向限制载荷。

设备鉴定为设备合格鉴定最大限制载荷额定值计算分析和试验室试验，即机轮静力试验，确定最大限制载荷额定值。

AC 29.733 轮胎

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条是对旋翼航空器轮式起落架中轮胎的设计要求，而采用非轮式起落架设计的本条不适用。本条对轮胎的安装要求、载荷和收放间隙等作了规定。

本条要求主要内容包括：轮胎的选用要求、配合关系、轮胎载荷的选取以及与周围部件的间隙要求。

2. 可接受的符合性方法

本条款可接受的符合性方法包括：设计评审、分析/计算、试验室试验、机上检查和设备鉴定，建议通过如下方式进行验证：

2.1 第 29.733 条(a)款符合性方法

本款使用说明文件、设备鉴定表明符合性，具体思路如下：

编制相关说明文件，如起落架设计符合性说明或轮胎设计符合性说明来表明轮胎与机轮轮缘（轮辋）的配合关系，且轮胎的设计参数符合轮胎的额定值。

使用设备鉴定表明轮胎本身的符合性。如选用满足 CTSO-C62e 的 CTSOA 产品，则只需要提供设备合格证明文件；如采用非 CTSOA，则轮胎随机研制和取证，且必须要符合 CTSO-C62e 标准。

2.2 第 29.733 条(b)款符合性方法

本款使用分析/计算、设备鉴定表明符合性，具体思路如下：

确定轮胎的设计载荷，通过地面载荷计算确定预期使用条件下轮胎所需承受的最大静载荷，需编制地面载荷计算报告；然后根据此载荷选取获得 CTSOA 证的轮胎或依据此载荷研发轮胎。通过设备鉴定来表明轮胎符合 CTSO-C62e 标准。对于获得 CTSOA 证的轮胎，则根据其设备合格证明文件中轮胎载荷试验结果确定轮胎选取是否合适，对于研发的轮胎，则需进行轮胎载荷试验确定是否满足载荷要求，编制相关的载荷试验大纲和试验报告。

航空器结构设计载荷应当包含施加于轮胎上的最大静载荷。该载荷由假设设计（最大）重量且对起落架每个轮胎的临界重心时的地面静反作用力导出。机轮载荷按第 29.731 条(b)款确定。但全机重量前重心情况可导致前轮轮胎作用最大的静载荷。这样，对每一主轮、前轮和尾轮的最大轮胎载荷，需要研究重量和重心的组合。前轮胎还承受特殊的动

态载荷条件。

2.3 第 29.733 条(c)款符合性方法

本款使用分析/计算、试验室试验、机上检查、设备鉴定表明符合性，具体思路如下:

通过分析计算表明在起落架的所有使用条件下，可收放起落架系统上所装的每个轮胎，当该型轮胎处于使用中预期出现的最大尺寸状态时，与周围结构和系统之间必须具有足够的间隙。开展试验室试验，检查和测量轮胎与结构或邻近系统的间隙。开展机上检查，进一步检查和测量轮胎与结构或邻近系统的间隙，可结合第 29.729 条要求的起落架收放操作试验来测量，综合考虑轮胎在各种状态下的最大尺寸修正间隙结果。通过设备鉴定来表明所使用轮胎参数的正确性，包括轮胎尺寸和轮胎膨胀尺寸。

为检查轮胎与轮舱及护板的间隙，应当得到计及适当的温度、老化、压力的轮胎最大可能尺寸。应向轮胎供应商获取轮胎尺寸（为检测间隙所用），包括轮胎尺寸和轮胎膨胀尺寸。如果对轮胎的间隙有疑问，目标可集中在轮胎上，要模拟预期的轮胎膨胀或过大的尺寸，并用手收放和旋转机轮，以检查可能的干涉。最小间隙，如 1.27 厘米（0.5 英寸），作为设计目标可能是适当的。应当对设计图样进行评审，评审内容包括系统正确的安装和在机轮舱和机轮护板（如果安装时）内起落架的安装资料。如果有必要控制轮胎尺寸，则应将指定制造厂商的轮胎作为所要求的设备使用，且轮胎制造厂商和部件号应当在设计资料和型号合格证数据单上作为“所要求的设备”规定。

正如第 29.729 条(d)款中规定的，任何可以收放的起落架都应当进行操作试验。在操作试验中，应当确定和记录上述规定的轮胎间隙。在型号检查报告或其它合适的型号设计报告中应仅记录发现的最少或最小的间隙（如果适用）。

AC 29.735 刹车

1. 条款要求解析/规章安全意图

对于装有轮式起落架的旋翼航空器，必须安装刹车装置，在滑跑着陆或在着陆后滑行时，需要刹车装置提供减速的作用并将旋翼航空器的

动能转化为热能。由于旋翼航空器刹车装置的主要作用是提供刹车制动，并不需要消散大量的动能，所以旋翼航空器通常采用单片钢刹车盘和小型的环形刹车摩擦盘。

本条款要求主要内容包括：刹车操纵系统的布置、刹车动力的要求和刹车本身能力要求。

2. 可接受的符合性方法

本条款可接受的符合性方法包括：设计评审、分析/计算、试验室试验、地面试验和飞行试验，建议通过如下方式进行验证：

2.1 第 29.735 条(a)款符合性方法

(1)设计评审

本条款的说明文件描述“刹车系统的设计”、“刹车系统操纵系统的设计”、“刹车系统显示的设计”等，表明驾驶员可以操纵机轮刹车装置。表明符合性时需要注意刹车装置必须由正驾驶员操纵，且符合第29.771 条规定，副驾驶员处的刹车装置是按需选装。

(2)分析/计算

通过强度计算分析表明满足 CCAR-29 部中的其它结构强度标准，如第 29.397 条规定的驾驶员限制作用力或扭矩。

(3)飞行试验

本条款涉及试验为“试飞机组评定”，试验应对刹车装置的可达性、易辨识使用性进行评定。“试飞机组评定”应编制试飞机组评定清单，结合驾驶舱评估对刹车装置的可达性、易辨识使用性进行评定。

2.2 第 29.735 条(b)款符合性方法

(1)设计评审

本条款的说明文件描述“刹车系统的设计”、“刹车系统动力源的设计”、“刹车系统操纵系统的设计”、“刹车系统显示的设计”等，表明在无动力着陆时能使用机轮刹车。

(2)飞行试验

本条款涉及飞行试验为“刹车系统操作试验”，试验应对无动力着陆状态下刹车系统的使用进行演示。“刹车系统操作试验”应编制操作试验试验大纲，明确无动力状态刹车系统使用程序，对起落架刹车系统是否工作正常进行记录。

2.3 第 29.735 条(c)款符合性方法

(1)分析/计算

本条款分析计算涉及“刹车系统载荷和强度计算”。

首先根据条款要求和整机工作状态，定义刹车系统在各种飞状态中的最严酷工作状态，然后通过分析最严酷工作状态，来计算刹车系统需要具备的能力和工作时液压系统需要提供的压力，以保证刹车系统在最严酷状态下能够正常工作。在旋翼或旋翼系统启动和停转时，刹车装置必须足以抵消任何正常的不平衡扭矩。在第 29.493 条(b)款(2)项和第 29.497 条(g)款(2)项(ⅱ)目中，限制刹车扭矩是起落架设计使用的地面载荷标准之一。

CTSO-C26d 包含有航空器起落架机轮和机轮-刹车组件的最低性能标准。对于旋翼航空器，机轮-刹车组件的设计额定值由制造厂商规定。对于旋翼航空器的刹车装置，CTSO 标准规定在超压液压刹车试验时场地坡度为 20°（而不是 10°）。

按 CTSO-C26d 批准的机轮刹车组件，有各种额定值。选择的刹车额定值，应在刹车系统载荷和强度计算报告中给出。每种刹车设计在特定旋翼航空器上的使用或应用，不得超过按 CTSO-C26d 确定的刹车能力或额定值。如果合适，每个刹车装置的部件号和制造厂商，可列在刹车系统载荷和强度计算报告中和型号设计图样上。从刹车制造厂商得到的限制刹车扭矩，应按第 29.493 条(b)款(2)项使用。

可将刹车组件作为航空器型号设计的一部分，按 CCAR-29 部进行评定和批准。不特别要求按 CTSO 批准的刹车装置，而只是推荐使用。对于不是按 CTSO 批准的刹车装置，可提交所有的零件图和装配图，所需要的试验建议书，以及试验结果报告，并将它们处理成特定航空器型号设计的一个特殊部分。

当检查起落架（如工程上的符合性检查）时，应检查刹车装置位置，以保证轮胎放气时刹车装置不会接触地面。型号设计图样应控制刹车装置在起落架上的正确位置。

(2)试验室试验或地面试验、飞行试验

本条(c)款(1)项需要通过机轮刹车飞行试验来表明符合性，即根据第 21.35 条实施适航当局飞行试验大纲、任何功能和可靠性大纲时，应使用刹车装置，并对其进行评定。当检查起落架时，应检查刹车装置位

置，以保证轮胎放气时刹车装置不会接触地面。

本条(c)款(2)项需要通过试验室试验或地面试验来表明符合性，即开展“10° 斜坡停放试验”，该试验主要验证目的是整个刹车系统的功能、验证刹车能否将机体停放在斜坡上，其中:

(a)“10° 斜坡停放试验”应明确是采取整机做试验还是用模拟方法做试验;

(b)试验中通过对机轮施加一个力矩（模拟法）或者将整机斜置在斜坡上（整机法）一定的时间来验证刹车系统的斜坡停放能力。

AC 29.737 雪橇

1. 条款要求解析/规章安全意图

雪橇的选择或设计上要符合按本规章中适用的地面载荷要求所确定的最大限制载荷设计要求。

对于按照 CTSO-C28 航空器滑橇验证的设备，需按第 29.505 条雪橇着陆情况确定最大限制地面载荷，该载荷不得超过供应商给出的最大限制载荷额定值;

对于未按照 CTSO-C28 航空器滑橇进行验证的设备,需要按第 29.505 条雪橇着陆情况，通过分析计算确定滑橇的载荷来进行设计，该载荷不得超过雪橇设计的最大限制载荷额定值。

本条要求主要内容包括: 雪橇的的选用标准、载荷、强度、飞行试验等要求。

2. 可接受的符合性方法

本条可接受的符合性方法包括: 分析/计算、试验室试验、飞行试验和设备鉴定，建议通过如下方式进行验证:

2.1 分析/计算

本款涉及到的分析/计算文件包括: 雪橇载荷计算报告。

雪橇载荷计算报告需考虑旋翼航空器可能涉及到的各种飞行姿态并确定各种姿态下起落架可能承受的载荷（包括最大限制地面载荷、最大气动力和惯性载荷、地面转动或扭转载荷等）。

对于按 CTSO-C28 批准的每一雪橇，都应给出最大限制载荷额定值。对于随机批准的每一雪橇，不是按 CTSO 批准的雪橇，应通过符合 CTSO-C28 中的强度和性能标准，作为航空器型号设计的一部分来批准，

给出了最大限制载荷额定值。由符合第 29.505 条得到的设计限制载荷，不得超过雪橇限制载荷额定值。

为了便于在有雪地上使用，在滑橇式或轮式起落架上装的橇板或“熊掌”状结构，可作为航空器型号设计的一部分或一种更改来批准。必须研究适用于特定橇板设计的合理设计载荷。并且应提交强度论证数据，以证明符合 CCAR-29 部中的强度和性能标准。此外，当“熊掌”状结构改变重量和质量分布时，滑橇式起落架可能会经受到飞行中过大的振动载荷。应研究增加重量的影响，应避免或增强抑制共振状态。

2.2 试验室试验

对于随航空器型号合格审定一起批准的滑橇，试验室试验包括：雪橇静力试验、雪橇疲劳试验。

其中雪橇静力试验：依据雪橇载荷计算报告给出的载荷输入编制雪橇静力试验大纲，依据大纲要求和判据进行静力试验，并根据试验结果编制静力试验报告和分析报告。

疲劳试验：依据雪橇载荷计算报告给出的载荷输入编制雪橇的疲劳试验大纲，根据大纲要求和试验成功判据进行疲劳试验，并根据试验结果编制疲劳试验报告和分析报告。

2.3 飞行试验

本款涉及到的飞行试验包括：试飞机组评定清单

依据试飞机组评定清单结合其他飞行试验进行飞行试验，飞行结束后由试飞机组填写试飞评定清单。

2.4 设备鉴定

对于有供应商提供，随航空器型号合格审定一起批准的滑橇，应在设备技术规范中要求其满足 CTSO-C28 的相关要求，并由供应商提供相应设备鉴定证据。

AC 29.751 主浮筒浮力

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条规定了单个或多个浮筒在淡水中的浮力标准（设计和性能），该标准适用于水陆两用旋翼航空器上的装置，不适用于水上迫降或应急漂浮装置。

浮筒可以使用刚性或气囊式浮筒，要求设置足够数量（而不是制定舱数）的水密舱，以使单个隔舱大量进水或瘪气是倾覆的概率减至最小。

1.1 第 29.751 条(a)款

本款是对浮筒浮力的要求，要求由完全浸没的单个浮筒排开的淡水重量应至少比航空器合格审定最大重量大 50%，多浮筒（采用每一个浮筒在使用压力下的体积之和）应至少大 60%。

1.2 第 29.752 条(b)款

本款是对浮筒防倾覆的要求，要求每个浮筒应具有密封的、分开的且体积近似相等的隔舱，以使关键隔舱进水或瘪气时，足以使航空器倾覆的概率减至最小。通常要求每个标准浮筒当中有 5 个或更多的隔舱。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.751 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、分析/计算和试验室试验。

(1)对主浮筒的设计进行说明，主要包括浮筒形式（刚性或气囊式）、数量、布置位置，隔舱数量、布置、最关键隔舱位置，密封措施等。

(2)对主浮筒的浮力以及浮力裕度进行分析计算，分析确定最关键浮筒隔舱，以及分析计算一个浮筒的最关键隔舱进水或瘪气时的正稳定裕度（也可以采用试验或分析与试验相结合的方法）。浮筒位置、最关键隔舱的位置、航空器的重量和重心位置、质量惯性矩都是倾覆稳定性需要考虑的重要因素。

AC 29.753 主浮筒设计

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条规定了气囊式浮筒和刚性浮筒的强度标准（包括气囊压力载荷要求），该标准适用于水陆两用旋翼航空器上的浮筒装置，不适用于水上迫降或应急漂浮装置。浮筒连接点和（或）磨损点处的耐穿刺和耐磨损不是本条涉及到的要求，但是却是重要的设计考虑要素，连接件的设计载荷应能承受本条规定的载荷。

要求气囊式浮筒应能承受本条规定的飞行气动载荷、高度差载荷和着水载荷，刚性浮筒应能承受第 29.521 条规定垂直、水平和侧向载荷。

1.1 第 29.753 条(a)款

本款规定了气囊式浮筒的载荷要求，气囊式浮筒设计时应考虑飞行

气动载荷、高度差载荷和着水载荷。

(1)飞行气动载荷

在直至 V_D（$1.11V_{NE}$）的各种速度下和气囊最小工作压力条件下，评定气囊式浮筒是否会破裂或显著变形。

(2)高度差载荷

应按在旋翼航空器申请合格审定的最大使用高度上可能产生的最大压差设计气囊式浮筒，以便保证气囊式浮筒不会因从起飞到使用高度的绝对压力变化而破裂。对于装有气囊式浮筒的旋翼航空器，其可飞行的高度在起飞场站上空通常不超过 1523-2438 米（5000-8000 英尺）。

气囊式浮筒的限制压力为正常工作或充气压力与高度差对应的绝对压力值之和。浮筒的每一个隔舱应安装减压阀，以进一步保护气囊免受内部过量压力的影响。

(3)着水载荷

气囊式浮筒应能承受第 29.521 条(a)款规定的垂直载荷和带有向后分量的垂直载荷，载荷沿气囊长度方向分布在 75%以上气囊投影面积上，不要求承受侧向载荷。

1.2 第 29.753 条(b)款

本款规定了刚性浮筒的载荷要求，刚性浮筒设计成能承受第 29.521 条规定的垂直、水平和侧向载荷。

(1)垂直载荷

旋翼航空器处于静止的水平姿态，合成的水面反作用力垂直通过重心，参见第 29.521 条(a)款。

(2)垂直载荷与向后载荷分量的合成载荷

垂直载荷与向后载荷分量的合成载荷，其与航空器垂直中心线夹角为 14.03°，参见第 29.521 条(a)款。

(3)侧向和垂直载荷

侧向和垂直载荷的合成载荷,其与航空器垂直中心线夹角为 26.6°，侧向载荷单独作用于每个浮筒上。对于成对浮筒设计，应分别验证侧向载荷向内或向外作用的两种情况。

(4)载荷分布

对于临界状态刚性浮筒上的载荷分布是适用的。可参考第 25.533 条及 CCAR 25 附件 B。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.753 条要求的可接受的符合性方法包括：分析/计算、试验室试验和飞行试验。

(1)根据本条及第 29.521 条的要求，对浮筒（气囊式或刚性）进行强度分析计算。分析计算时使用的限制载荷系数可通过浮筒起落架的落震试验获得（参见第 29.725 条），也可以采用轮式或滑橇式起落架的限制载荷系数（参见第 29.521 条）。

(2)开展浮筒强度试验，验证浮筒（及其支撑结构）是否满足本条款要求。对于气囊式浮筒，需要开展限制压力和极限压力试验，且至少要有一个浮筒需要进行破坏压力试验，并记录破坏时对应的仪表压力值。

(3)对装浮筒的旋翼航空器进行飞行试验，验证浮筒的变形量（适用于气囊式浮筒），以及对飞行性能的影响。根据飞行试验结果，决定是否进一步降低 V_{NE} 或改变其他使用限制。

AC 29.755 船体浮力

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条规定了机身船体和辅助浮筒（如外伸支持）的漂浮性能标准，该标准适用于水基和水陆两用旋翼航空器。本条要求船体或辅助浮筒应具有足够数量的水密隔舱，以在船体或辅助浮筒的任一单个隔舱（一般指最关键的隔舱）故障后，在申请人选定的浪高及水面风况最严重的组合下，剩下隔舱产生的浮力仍能提供足够大的水上正稳定裕度，使航空器倾覆的概率最小。

1.1 倾覆

(1)船体和辅助浮筒应具有足够数量的水密舱，以允许船体或辅助浮筒的单个关键隔舱出现故障（如渗漏、破裂后进水）的情况下，仍可使航空器倾覆的概率减至最低。

(2)最关键隔舱位置（无论是船体、翼梢浮筒还是辅助浮筒）、航空器重量和重心位置、质量惯性矩都是证明稳定性或不发生倾覆需要考虑的重要因素。

(3)还应考虑航空器构型、申请人选定的海情（浪高和水面风况最严重的组合）等因素。

1.2 浮力

(1)船体和辅助浮筒提供一定的浮力裕度是必要的，浮力取决于水密舱数量、大小和位置。

(2)机轮轮胎、燃油箱如果能适用于设计，也可以用于提供浮力。

(3)浮力可以通过采用船体或浮筒的淡水排量来确定。

2. 可接受的符合性方法

满足第29.755条要求的可接受的符合性方法包括：分析/计算、试验室试验和飞行试验。

(1)对浮力以及浮力裕度进行分析计算，分析确定最关键浮筒隔舱，以及分析计算关键隔舱进水或破裂时的正稳定裕度。最关键隔舱的位置、航空器的重量和重心位置、质量惯性矩、浪高和风况最严重组合都是稳定性或不发生倾覆需要考虑的重要因素。

(2)如有必要，可以进行试验室试验，采用缩比模型在申请人选定的浪高和风况条件下，验证航空器设计的稳定性。

(3)应按第29.231条进行航空器水面试验，可以结合TIA飞行试验大纲，在选定的浪高和风况条件下进行演示或验证。经证实的条件应包括在飞行手册的程序章或资料章中，但是不是使用限制。

AC 29.757 船体和辅助浮筒强度

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条规定了机身船体和辅助浮筒（如外伸支持）的强度标准，该标准适用于水基和水陆两用旋翼航空器。本条要求船体或辅助浮筒必须能承受第29.519条规定的水载荷。

压力和载荷在船体和辅助浮筒的分布应该是合理和保守的，可参考第25.525条至第25.535条，以及附件B。

2. 可接受的符合性方法

满足第29.757条要求的可接受的符合性方法包括：分析/计算和试验室试验。

本条对水基或水陆两用型旋翼航空器的船体和辅助浮筒强度的要

求。主要的验证思路是，按照第 29.519 条的要求，根据各种可能的着水情况，对船体和辅助浮筒进行强度计算分析。通过强度试验验证船体和辅助浮筒的强度，或通过以试验支持的分析也是可接受的。

AC 29.771 驾驶舱

1. 条款要求解析/规章安全意图

第 29.771 条是对运输类旋翼航空器驾驶舱人为因素设计的适航要求，包括驾驶舱内部正/副驾驶员需要操纵的器件和设备的布置、驾驶舱内所有设备和附件的振动和噪声特性、驾驶舱的雨雪防护等方面的人为因素设计总体要求，以确保飞行机组能够正常地执行各自职责，不因过大的工作负荷而影响安全飞行。

1.1 第 29.771 条(a)款

本款主要是依据旋翼航空器的预期用途，确定驾驶舱的总体布局，明确驾驶舱内操纵器件和设备的配置状态（如为单驾驶配置还是为双驾驶配置，正驾驶位置设置等），根据旋翼航空器的不同任务剖面来确定驾驶舱内操纵器件和设备的布置，一方面保证所有驾驶员配置构型都能够在执行特定任务时可以正常操作；另一方面还要保证驾驶员的正常工作负荷。

1.2 第 29.771 条(b)款

根据确定的旋翼航空器驾驶员设置确认此款是否适用，如果是单驾驶的旋翼航空器，本款不适用。

本款是对双驾驶构型旋翼航空器上有关副驾驶操纵器件和设备的人为因素设计要求。要求包括两方面：一方面是为副驾驶配备的用于操纵旋翼航空器飞行的操纵器件和设备应保证副驾驶能够与正驾驶一样安全地操纵旋翼航空器飞行，但同时这些配置又不能影响或者降低正驾驶的安全操纵水平；另一方面是飞行和动力装置的操纵器件和设备设计布置不能引起正/副驾驶员混淆和误操作。

对于操纵旋翼航空器飞行的主飞行操纵器件（如直升机的总距操纵杆、周期变距杆和脚蹬等），在正/副驾驶员位置处都需要设置。且设置应该保证正/副驾驶员都能够以同等安全水平正常操纵，还需避免混淆和误操作。

对于操纵动力装置的器件和设备，如发动机慢车闭锁开关、旋翼转

速控制发声功能元件、前轮锁装置以及停车刹车装置等，在不设置双套的情况下，需要保证正/副驾驶员都能很方便地操纵，且需要考虑采取防混淆和防误动的措施，避免发生误操作。

1.3 第 29.771 条(c)款

本款所述的驾驶舱设备不仅包括供驾驶员直接使用的操纵器件和设备，还包括这些操纵器件和设备的所有其它设备和附件，因为这类设备和附件的振动和噪声特性也会导致驾驶员更容易疲劳或会分散驾驶员的注意力，从而影响飞行安全。

在开展驾驶舱设计时，一般会考虑设备及附件的安装采取必要的减振措施和隔音措施。诸如制冷系统压缩机、冷却风扇、罗盘等设备及附件都应该被考虑在内，应考虑不同任务剖面时的振动和噪声特性，都不能影响驾驶员操纵旋翼航空器。

对于驾驶舱内仪表板的振动，按照第 29.1321 条中的规定来考虑。

1.4 第 29.771 条(d)款

本款是对驾驶舱雨雪防护设计的要求。

驾驶舱的结构和驾驶舱的系统、设备布置区域的设计都应该有防雨雪渗漏的措施，这些措施需要保证旋翼航空器无论是在地面还是飞行中均不能出现会使机组成员分心的渗漏，或者损害结构或系统、设备的正常功能。针对极端情况，如突然出现的雨雪渗漏无法防护时，可以在设计中考虑有特定的引流通路，使渗漏雨雪水绕流到驾驶舱非关键区，防止进一步分散驾驶员和驾驶舱内机组注意力。

2. 可接受的符合性方法

本条款可接受的符合性方法包括：设计评审、地面试验和飞行试验。

2.1 第 29.771 条(a)款的符合性方法

(1)依据旋翼航空器的预期用途确定驾驶舱总体设计布局相关的设计特征与驾驶员或机组的关联关系和人机工作界面，根据旋翼航空器预期的所有任务剖面确定驾驶员配置要求，如最小机组设计为单驾驶或双驾驶，正/副驾驶员的座位布置和座椅可调节范围等，按照不同任务剖面的不同驾驶员职责划分来确定各自操纵器件和设备的配置数量和布局要求，确保所有操作可达，易于操作。

需要考虑驾驶舱内的环境对驾驶员操作带来的影响，如阳光通过驾

驶舱天窗照射入舱引起的过热环境可能会增加驾驶员的工作负荷，那么驾驶舱内就应该考虑，安装通风和（或）制冷系统，或者寒冷天气条件下的驾驶舱内过寒环境可能会影响驾驶员的反应和操作，可能需要安装加热系统，再或者驾驶舱设计会考虑减振降噪措施，这些措施的目的都是为驾驶员营造一个适度舒适的驾驶工作环境。但同时这些设计会一定程度增加驾驶员的操作负担，需要综合平衡考虑。

(2)进行地面试验，由驾驶员评估驾驶舱内操纵器件和仪表的设计和布置是否符合正常的操作习惯，所有操纵器件和设备是否可达，不同驾驶员座椅调节定位是否影响正常操作，操纵器件和设备的指示是否清晰可辨，不会引起混淆等。

(3)进行飞行试验，机组结合不同典型任务剖面的飞行（所有操纵器件和设备至少在一次典型任务剖面操作），对驾驶舱内操纵器件和仪表的设计和布置是否符合正常的操作习惯，所有操纵器件和设备是否可达，操纵器件和设备的指示是否清晰可辨，不会引起混淆等进行实际操作评估。该评估工作可结合旋翼航空器整个验证试飞阶段的工作开展。

(4)在进行驾驶舱内操纵器件和仪表的设计和布置、操作的评估时，需要考虑不同类型的驾驶员（不同身高）操作时带来的影响

2.2 第 29.771 条(b)款的符合性方法

(1)详细描述双驾驶构型旋翼航空器上有关副驾驶操纵器件和设备的布置，其中，为副驾驶配备的用于操纵旋翼航空器飞行的操纵器件和设备，同样要符合本条(a)款的要求。

双驾驶构型的旋翼航空器，需要考虑正/副驾驶员的操纵权限水平，采取设计措施（如主飞行操纵系统，正/副驾驶员操纵装置联动），以避免操纵时出现混淆和误操作。

对于正/副驾驶员都需要操作的操纵器件，如操纵动力装置的器件和设备，在不设置双套的情况下，需要能保证正/副驾驶员都能很方便地操纵，并且采取了防混淆和防误动的措施，避免发生误操作。

此外，如果旋翼航空器备有副驾驶员使用的设施，但未明确规定必须配备副驾驶员的话，则需要明确飞行中是否可以在副驾驶位就坐乘客，且乘客不会因驾驶舱的布置和设计而无意妨碍正驾驶员的正常操作。所有驾驶舱内其他乘客就坐后也不能因驾驶舱的布置和设计而无意妨碍驾驶员的正常操作。

(2)进行地面试验，正/副驾驶员评估操纵器件和仪表的设计和布置，是否具有同等安全水平正常操纵，操作时能否避免混淆和误操作;

(3)进行飞行试验，评估在预期的全部正常使用条件下，正/副驾驶员操作的操纵器件设计是否适宜，正/副驾驶员座椅的使用是否舒适，是否不会妨碍驾驶员正常的操作动作，驾驶员操纵是否能避免混淆和误动。

2.3 第 29.771 条(c)款的符合性方法

(1)确定驾驶舱内易产生振动和噪声的设备和附件，诸如制冷系统压缩机、冷却风扇等，或因受振动影响航空器安全运行的设备，如罗盘等，确定这些设备和附件可能出现的振动和噪声的类型和大小，以及出现这种情况对应的旋翼航空器所处的任务剖面状态，确认可能被影响的任务，说明采取了什么样的减振隔音设计措施，来控制振动和噪声的水平。

(2)进行飞行试验，在各个飞行阶段（起飞、爬升、巡航、进近、着陆等），分析驾驶舱设备的噪声和振动特性，确定振动和噪声最严重的状态，通过飞行机组评估：驾驶舱内的振动和噪声是否影响舱内环境的舒适性，是否会导致驾驶员更加容易疲劳或分散其注意力，仪表板、罗盘等的振动是否会影响信息的获取和判断。

2.4 第 29.771 条(d)款的符合性方法

(1)在驾驶舱结构的设计中，需要考虑雨雪渗漏的防护设计措施，对驾驶舱的前部和顶部等驾驶员直接可见区域，需要采取防雨雪渗漏的设计措施，如在风挡玻璃和天窗骨架结合处采取密封设计措施，不使雨雪渗漏进来；对于不可见区域，如电子设备舱、仪表板背部等区域是否采取了密封设计措施和设计了合理的导流通道，使得即使旋翼航空器上突然出现无法制止的渗漏时，能够将雨雪水导流到非关键区域，不会影响驾驶员的正常操作。

(2)进行淋雨试验，雨量大小按照第 29.773 条(b)款(1)项中的规定，重点检查驾驶舱可视区域是否有明显雨雪水渗漏，对电子设备舱、仪表板背部通过详细检查是否有渗漏等情况。

(3)进行雨中飞行试验，可结合第 29.773 条(b)款(1)项的验证，考虑旋翼航空器在大雨飞行状态，是否有在飞行中分散驾驶员和机组注意力以及损坏结构的渗漏情况。

AC 29.773 驾驶舱视界

1. 条款要求解析/规章安全意图

第 29.773 条是对各种运行条件下旋翼航空器驾驶舱视界的要求。目的是保证旋翼航空器在合格审定的各种运行条件下，驾驶舱的设计始终能够为驾驶员提供足够宽阔、清晰和不失真的视界，以保证飞行安全。

1.1 第 29.773 条(a)款

本条是对旋翼航空器在无降水运行时的驾驶舱视界要求。一方面是驾驶舱的设计布局能够为驾驶员提供足够宽阔、清晰和不失真的视界。另一方面是驾驶舱设计需要考虑不同的环境影响，以免驾驶员工作时受到眩光和反射的不利影响。其次，对于申请夜航合格审定的旋翼航空器，还必须通过夜间飞行试验来验证本条符合性。

在无降水情况下，需考虑驾驶舱风挡、窗户玻璃和视界范围内设备和结构对驾驶员视界的影响，需要评定驾驶舱设计是否为驾驶员安全操作提供所需的足够宽阔、清晰和不失真的视界。可在驾驶舱设计布局时，根据本条要求来确定驾驶舱视界。例如，确定参考眼位后，基于驾驶舱数模确定最小视界范围。参考眼位即设计驾驶舱全部几何尺寸的参考基准点，也是确定驾驶舱视界范围的参考基准点。参考眼位为两眼连线的中点，应在机体座标系中定位。

除视界范围要求外，还需要考虑有雾、结霜、结冰状态下对驾驶员视界的影响评估。确保航空器在最大高度和最低温度条件下运行足够时间，然后在下降到一个相对高温、高湿的环境，评估视界变化。如果从高温到低温出现结霜或有水气的情况导致视界模糊，则应评估视界是否仍能够满足条款要求，对于配备了加温和除雾设备的，则应考虑设备工作后的视界是否满足条款要求。

为了保证驾驶舱内没有影响驾驶员视界的眩光和反射，驾驶舱布局时需要综合考虑太阳光不同的入射角度，驾驶舱内设备的发光、反射，光源的亮度和安装位置。对于申请夜间运行的旋翼航空器，还需要额外考虑夜间使用的设备如着陆灯、滑行灯、防撞灯、频闪灯等和驾驶舱内外部照明的组合效应，且需要通过夜间飞行试验来表明对本条符合性。

1.2 第 29.773 条(b)款

本条是对旋翼航空器在降水条件下（含结冰条件）运行时的驾驶舱视界要求。一方面是要求旋翼航空器在大雨中飞行或在申请合格审定的

结冰条件下运行，驾驶舱能够为驾驶员提供足够宽阔的视界，以保证其安全飞行；另一方面是要求驾驶舱设计必须为正驾驶提供一个在降水条件下运行时能够使用的窗户，并能够提供本条规定的视界范围。

(1)在降水情况下，驾驶舱视界效果会削弱下降。本条要求在大雨情况下或申请合格审定的预期最严重结冰条件下，驾驶员对飞行路线的视界不致受到过分的削弱，要能够保证驾驶员能够继续安全飞行并完成着陆。本条所述大雨为在6分钟内降雨量超过0.762mm（0.03英寸）的雨，要求大雨中前飞速度直至V_H，每个驾驶员必须有足够宽阔的视界。前飞速度直至V_H，即要求从悬停到V_H的所有前飞速度下，都要保证驾驶员有足够宽阔的视界操作旋翼航空器安全运行。

如果申请结冰合格审定，即旋翼航空器预期在已知结冰条件下运行，驾驶舱视界就需要在申请合格审定的最严重的结冰状态下为驾驶员提供足够宽阔的视界，以保证运行安全。

(2)为了飞行和着陆安全，本条要求给正驾驶提供一个降水条件下运行时可以使用的窗户，窗户必须在大雨中前飞速度直到V_H和在申请合格审定的最严重的结冰条件下都能打开，并且能够补偿降水情况对前方视界的削弱影响，用于驾驶员观察外部环境的视界补偿措施。

2. 可接受的符合性方法

满足第29.773条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、地面试验、飞行试验和设备鉴定。

2.1 第29.773条(a)款符合性方法

(1)编制说明文件，明确旋翼航空器预期的最小飞行机组、运行类型，是否申请夜间或结冰合格审定等。然后结合预期不同的运行场景，阐述驾驶舱设计采取的措施，包括空间尺寸设计，舱内布局和设计，驾驶舱视界范围和保证视界采取的设计措施等。如在设备面板喷涂无光漆、采用曲率大的风挡、安装风挡雨刷和风挡加温除冰装置等。针对风挡玻璃和窗玻璃等透明件，描述其透光性、光畸变特性等是否能够为驾驶员提供满足条款要求的视界。针对着陆灯、航行灯、防撞灯等照明设备，应描述采取何种设计措施防止在使用时影响驾驶舱视界，产生影响驾驶员观察的眩光和反射等。如果旋翼航空器预期会经常在海滨盐雾环境下运行，还应阐述是否安装风挡玻璃清洗装置。

(2)进行地面试验，检查驾驶舱设计提供的视界范围是否足够宽阔、清晰和不失真，是否在各种合格审定的运行条件下不会产生眩光和反射。

(a)检查驾驶舱设计提供的视界范围是否足够宽阔、清晰和不失真。通常会依据参考眼位，考虑人的眼睛和头部的转动，绘制驾驶舱视界图，与可接受的视界范围进行对比，评估视界角度内驾驶舱布置情况。同时，对视界范围内遮挡物情况进行检查评估。观察是否存在相邻透明件之间外形和厚度的急剧变化，以不同的视角对风挡和驾驶舱的透明件进行观察，评估是否会有对双目视线产生畸变效应的急剧变化、角偏差、影像漂移等。

可接受的视界范围可以按下列程序确定，申请人并非必须按照该视界设计，但可以参考该视界评估其驾驶舱视界设计的优劣情况。下文所述的视界范围要求为最小机组为一人（单驾驶）时的视界范围要求；如果最小机组为二人（双驾驶），则副驾驶员拥有的视界范围应与正驾驶员的相当，但是方位角相反，如图 AC 29.773-1 所示（以正驾驶设在右侧为例），正驾驶员视界仅需满足左侧 60° 即可，副驾驶员视界仅需满足右侧 60° 即可。

参考眼位的确定。参考眼位是设计驾驶舱全部几何尺寸的参考基准点，也是确定驾驶舱视界范围（如图 AC 29.773-1）的参考基准点。参考眼位为两眼连线的中点，应在机体座标系中定位，并满足以下条件:

驾驶员的座椅处在正常位置，中间百分位的驾驶员可以对所有的操纵器件进行全行程操纵，驾驶员座椅相对初始位置上下各调节至少 63.5mm（2.5 英寸）。

椅背处在直立位置。椅垫的下沉量是由重量为 77～91kg（170～200 磅）的驾驶员引起的。

旋翼航空器的纵轴是处于巡航姿态（$0.9V_H$或 $0.9V_{NE}$两者取小者）时的纵轴线。

参考眼位相对驾驶员座椅纵向中轴线的偏移量不超过 25.4mm（1 英寸）。下文中所有的测量都是以本节确定的参考眼位为基准。

最小视界的确定。应当用双镜头照相机作为摄影记录仪，测量下列规定中的角度。如果使用量角器或其它方法的测角范围与使用双镜头照相机相当，则这些方法也是可以接受的。若不使用双镜头照相机，应用两眼间距离的一半或 31.5mm（1.25 英寸）进行补偿。根据上文确定的参

考眼位，当头部和眼睛绕中轴线（参考眼位之后 84mm（3.3125 英寸））以某一半径作方位角运动，且利用双眼视觉观察时，驾驶员应具有下述相应眼位的最小视界（见图 AC 29.773-1）：

从 0° 到左 100° 方位，应有 20° 上视野；

从左 10° 到左 100° 方位，应有 20° 下视野；

从左 10° 到右 10° 方位，下视野应从 20° 递增到 30° ；

从右 10° 到右 135° 方位，应有 50° 下视野；

从 0° 到右 80° 方位，上视野应从 20° 递增到 40° ；

从右 80° 到右 100° 方位，上视野应为 40° ；

从右 100° 到右 135° 方位，上视野应从 40° 减小到 20° 。

垂直无障区。在最小视界范围内，垂直遮挡物的布置应符合下述原则：

从右 20° 到左 20° 区域内无垂直的视野遮挡物；

从右 20° 到右 135° 区域内，垂直方向的视野遮挡物的宽度不超过 63.5mm（2.5 英寸）；

从左 20° 到左 100° 区域内，垂直方向的视野遮挡物的宽度不超过 63.5mm（2.5 英寸）。

水平无障区。在最小视界范围内，水平遮挡物的布置应符合下述原则：

右 135° 到左 40° 方位间，水平线（即图中 0° 水平线）上 15° 的区域内；从左 40° 到左 100° 方位间，水平线上 15° 降至 10° 的区域内；在右 135° 到左 100° 方位间，水平线下 15° 的区域内，都应没有水平方向的视野遮挡物；

必要时，最小视界中水平线以上或以下区域，允许各有一个水平方向的视野遮挡物，其宽度不应大于 101.6mm（4 英寸）。应在水平线以上区域中的遮挡物上方，直接设置一天窗提供附加视界。附加视界的大小为因遮挡物而损失的视界的两倍；

如果仪表板遮住了最小视界中水平线下方 20° 以下的左 10° 和右 10° 方位之间任何区域，则应在水平线至下方 65° ，在左 20° 和右 20° 之间直接设置窗户，提供三倍等效的附加视界。

对于在石油平台或窄小机场的中断起飞和大坡度进场情况，驾驶员应能看见着陆区域标记及其侧方和前方的足够附加场地，以便准确接近接地点，并具有满意的垂直方向视野，使飞行员能够感觉到旋翼航空器合适的下降率。在验证符合性时，驾驶员头部可以向前和（或）侧向偏离正常位置 127mm（5 英寸）。

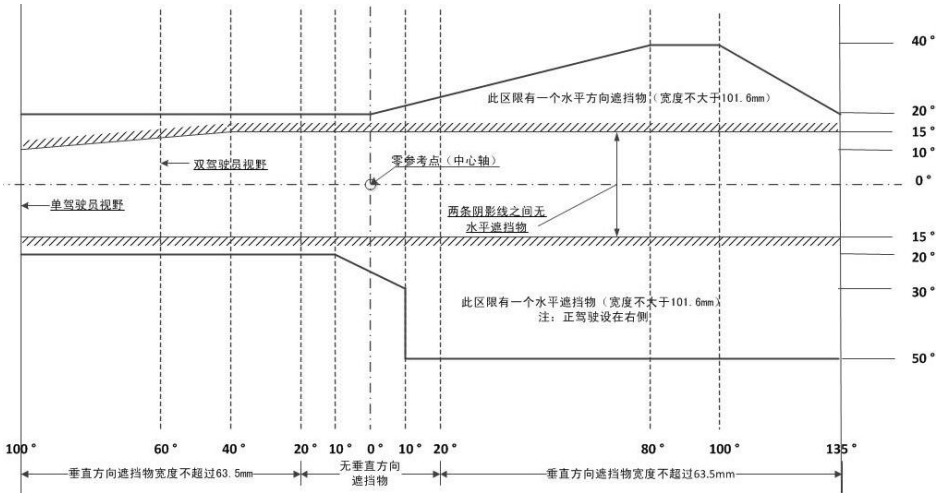


图 AC 29.773-1 驾驶舱视界

(b) 检查驾驶舱设计提供的视界是否在各种合格审定的运行条件下不会产生眩光和反射。舱内或舱外的光源不同的入射角可能会造成眩光和反射，因此应在中午、清晨或傍晚对驾驶舱、舱盖外形、仪表板显示器、遮光罩等是否会产生眩光和反射情况进行评定。同时，还应考虑对眩光反射有影响的设备的不同状态，如装有电加热的风挡应在开关接通和断开两种状态下进行评估。眩光和反射可能来自舱内或舱外的光源，会影响舱内显示信息的可读性，进而影响驾驶员操作，应对各种运行条件下（夜间（如申请）、结冰条件（如申请）等）不同内外环境（内部照明、外部照明和指示灯的影响，风挡加温除雾“开”和“关”状态，低位太阳（黎明、黄昏），高位太阳（不同方位，包括驾驶舱前方、后方、正上方等），夜间（漆黑夜间和有月光）等）的组合进行验证。评估可以在真机上进行，也可在模拟驾驶舱进行。

内部照明需要评定仪表板和电子设备操纵台灯光的反射位置和亮度，以确保不会影响驾驶员看向舱外的视觉。图 AC 29.773-1 表明了驾驶员视界中需要消除反射遮挡物的位置。虽然驾驶舱中的一些设备（航空电子控制设备顶板等）对光的反射也许不可避免，但驾驶员的正常视

界不应该受到影响。如果通过遮光罩减轻了反射，驾驶员视界需重新评估。

(3)进行飞行试验。包括:

(a)不申请夜间运行的旋翼航空器:进行试飞机组评估，考虑不同身高体重尺寸的驾驶员，结合以往操作经验对驾驶舱视界是否宽阔、清晰和不失真进行感官判断，是否有影响驾驶员操作的眩光和反射。对于在石油平台或窄小机场的中断起飞和大坡度进场试飞，驾驶员应能看到着陆区域标记及其侧方和前方的足够场地。

(b)对于申请夜航合格审定的，除满足上述要求外，还需要补充考虑以下内容实施验证，以全面表明对本条的符合性。

必须通过夜间飞行试验来演示对本条(a)款的符合性，并且对照明系统应该以各种可能的组合形式，在预期的飞行条件下进行评定。通过夜间飞行试验来进行外部照明的评估时，应调整着陆灯、滑行灯的整个照射范围，进行舱内反射检查，重点检查下视窗处的反射情况。对防撞灯和频闪灯应进行评估，以确保旋翼的频率干扰和影子不会使驾驶员分散注意力。需要评估客货舱内灯光对驾驶舱视界的影响，尤其是对于飞行中要使用客货舱内灯光的应急医疗服务构型航空器，应评估客货舱内灯光对驾驶舱视界的影响。

(4)进行设备鉴定验证。如果风挡具备风挡加温除雾功能，需要鉴定其是否会影响风挡玻璃的透光率或发生光畸变，以及风挡加温除雾的功能是否能够为驾驶员提供一个足够宽阔的视界。

2.2 第29.773条(b)款符合性方法

对于降水情况下或申请结冰合格审定的旋翼航空器驾驶舱视界，除按照2.1节提供的符合性方法外，还需补充考虑以下符合性验证。

(1)检查驾驶舱设计提供的视界是否在大雨情况下仍然能够保证驾驶舱视界不致过分削弱而能够保证继续安全飞行和着陆。

针对降水情况，可以通过在地面上用水龙带模拟大雨情况而对驾驶舱视界进行影响评估。用水龙带模拟大雨条件，验证风挡雨刷（若适用）的工作情况和效果，是否能够保证足够宽阔清晰的视界。

(2)进行飞行试验。

(a)进行大雨飞行试验。在大雨无雷天气情况下进行试验，使用雨量

监测设备以确保满足大雨的要求。

(i)直升机起飞后，前飞速度逐步提高，每间隔一定速度，保持一段较短时间，评估驾驶舱视界是否受到过分的削弱，飞行中每个驾驶员是否有足够宽阔的视界以便安全运行；评估风挡雨刷是否能及时除掉风挡上的雨水（若适用），刮刷面积是否满足飞行视界要求。

(ii)飞行速度降低，进场和悬停着陆时，评估能否为驾驶员安全进场和着陆提供足够的视界。

(iii)如遇风挡起雾的情况，开启加温除雾系统。评估起雾条件下，每个驾驶员是否有安全运行所需的足够宽阔、清晰的视界。

(iv)确定相关的雨中飞行程序，包括雨中飞行速度限制（若适用）、开启雨刷所对应情况（若适用）等。

此外，如安装了风挡雨刷，则本条款可以和第29.1307条(d)款结合验证。通常情况下，风挡雨刷在旋翼航空器较低空速到中等空速飞行时，能够在一定程度上清除风挡上的积水，但在较高空速时，可能风挡上的高速气流作用会更加明显，气流会吹走风挡上的积水而使风挡保持清洁，所以需要以各种速度和是否安装有雨刷的组合来验证。

(b)如申请结冰合格审定，需进行防冰飞行试验，结合整个结冰包线内试飞情况进行判断，选取不同结冰条件下的状态点，验证风挡的防冰效果（如安装有风挡加温除冰装置，还应考虑装置打开和关闭状态的视界效果）以及是否有宽阔视界。另外，在结冰状态下，需要对正驾驶员配置的窗户是否能打开，并保证提供足够的补偿视界，从而为旋翼航空器安全进场和着陆提供足够的视界进行评估。

(3)进行设备鉴定验证。如果安装有风挡雨刷和风挡加温除冰装置，需要鉴定风挡加温除冰装置是否会影响风挡玻璃的透光率或发生光畸变，以及风挡雨刷的设备功能和风挡加温除冰的功能是否能够为驾驶员提供一个足够宽阔的视界。

AC 29.775 风挡和窗户

1. 条款要求解析/规章安全意图

第29.775条是对运输类旋翼航空器的风挡和窗户使用材料的要求。要求风挡和窗户所使用的材料，在任何条件下都不能碎裂成危险的碎片，以保证舱内乘员的安全。

2. 可接受的符合性方法

本条款可接受的符合性方法包括：设计评审、强度计算、试验室试验和设备鉴定。

(1)在进行旋翼航空器风挡和窗户设计时，风挡和窗户需要选择合适的材料，保证风挡和窗户设计所使用的材料能够防止其碎裂成危险碎片而伤及舱内乘员。设计时通常考虑风挡和窗户材料透光率、强度特性、碎裂特性以及碎裂后的透光率降级情况、阻燃特性等情况，确保所选的材料不会碎裂成危险碎片，并能够为驾驶员提供清晰、不失真的视界。有关驾驶舱视界的验证，结合第29.773条的验证开展。具体设计考虑如下：

(a)风挡和窗户必须用在冲击作用下不会碎裂成危险碎片的透明材料制成。风挡和窗户可以使用非碎裂性安全玻璃(除聚丙烯、聚碳酸酯、环氧树脂外)或塑料有机玻璃等。选择的玻璃应符合规格，如MIL-G-25871。如果航空器制造商选择供由应商提供安全玻璃，应从供应商处获得试验数据，以证明提供的安全玻璃符合可接受的规范，并能够提供足够的抗裂能力。

(b)风挡和窗户的强度设计应该考虑，在各种预期的旋翼航空器运行条件下，风挡和窗户都不能碎裂成危险碎片。

有关鸟击的情况在第29.631条给出，风挡和窗户承受“鸟击”后应该保证旋翼航空器能够继续安全飞行和着陆（A类）或安全着陆（B类），同样的也不能因鸟击而产生碎裂的危险碎片伤及乘员。

(c)风挡和窗户还需要兼顾第29.773条的要求，风挡和窗户在不产生碎裂的危险碎片的同时，还应该满足第29.773条有关驾驶员视界的要求，即必须使得风挡和窗户具备合适的光反射率（本条所述的反射率是指物体反射的光通量与它接收的光通量之比）、透光率、光学畸变等性能，为驾驶员提供清晰、不失真的视界。

(d)同时风挡和窗户还需兼顾第29.853条(a)款的阻燃要求；如果风挡和窗户具有加温除雾装置，则需要考虑该装置万一发生任一可能的故障时，加热除雾装置必须不致使风挡或窗户的温度升高到起火或发生结构故障的程度。

(2)对风挡和窗户的强度要求，除了需要满足在各种预期的旋翼航空

器运行条件下的强度要求外，还需要满足在鸟击后不能碎裂成危险碎片的要求。在进行强度计算分析时需要考虑预期运行条件下气动载荷、舱内外压差、安装连接强度的影响，以及鸟击强度分析（鸟击点的选择应该能够代表最严酷的状态），确保风挡和窗户满足强度设计要求，且不会碎裂成危险碎片。

对于风挡和窗户经受鸟击后是否会碎裂成危险碎片，可以结合第29.631条进行鸟击试验，检查是否有危险碎片产生。如果风挡和窗户有加温除雾装置，还需要考虑加热对风挡和窗户使用材料性能的影响。

(3)如风挡和窗户使用的透明材料由供应商提供，还应提供材料（如玻璃)的合格规范及玻璃的各项试验数据，包括光反射率、透光率、光学畸变、阻燃性等性能数据，表明所提供的材料符合相应的规范要求。

AC 29.777 驾驶舱操纵器件

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款是对运输类旋翼航空器驾驶舱内操纵器件的一般要求。主要对驾驶舱操纵器件的布置、人为因素特性进行规定，以确保驾驶员能够方便无阻挡地、准确地操作所有的操纵器件。

本条所述操纵器件是指旋翼航空器驾驶舱内的操纵器件，包括主飞行操纵系统（周期变距杆、总距杆、脚蹬等）、动力装置操纵器件（断油开关、油门杆、发动机功率开关等）、起落架系统操纵器件（起落架收放手柄、机轮刹车手柄等）、环控系统操纵器件（通风、加热开关等）以及其它的操纵器件。本条(a)款要求所有驾驶舱操纵器件的布置都应便于驾驶员操纵，且容易识别（可以采用标记），符合人为习惯，不会引起混淆和误操作；本条(b)款要求所有操纵器件相对于驾驶员座椅的位置和布局，使得身高范围在158厘米（5英尺2英寸）至183厘米（6英尺）的驾驶员，在座椅上就坐时，与结构、仪表板保留足够的间隙，并考虑不同季节的着装情况下，都能够无阻挡地操作所有需要操作的操纵器件。

2. 可接受的符合性方法

满足第29.777条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、地面试验和飞行试验。本条(a)款和(b)款可以结合验证。

(1)依据旋翼航空器预期用途，确定驾驶舱内所有操纵器件的类型和数量（如单/双驾驶，正驾驶位置设置等），对于双驾驶构型旋翼航空器，

需要详细描述操纵器件是采用双套的还是单套的，对于正/副驾驶员都需要操作的单套操纵器件的设置，采取了何种设计措施来避免混淆和误操作；为了使驾驶员在座椅就坐时，能够无阻挡地操作操纵器件，如何设计驾驶员座椅的调节位移，操纵器件与座椅的相对位置如何，以此来说明驾驶员座椅的位置和布局，满足操纵器件的正常无障碍操作要求。

通常对于操纵旋翼航空器飞行的主飞行操纵器件（周期变距杆、总距杆和脚蹬等），在正/副驾驶员（如配备）位置处分别设置，且设置应该保证正/副驾驶员都能够方便无阻碍地正常操纵。对于操纵动力装置的器件和设备，如断油开关、油门杆、发动机功率开关等操纵器件，在不设置双套的情况下，需要保证正/副驾驶员都能很方便地操纵，且需要考虑采取防混淆和防误动的措施。防混淆的措施包括独特设计的操纵器件外形或操纵器件功能标识等；防止误动的方法包括物理防护、防滑、触觉提示、带锁的操纵器件、运动阻力等。

由于不同的驾驶员身高差异，其就坐后相对于操纵器件的距离也会不同，因此驾驶员座椅必须设计成可调节的（一般为上下和前后调节），调节范围依据驾驶员身高范围来考虑，使得规定身高范围的驾驶员都有一个适度舒适的舱内操作环境。对于重要的操纵器件，如主飞行操纵器件，还需要考虑在应急情况下，可能出现肩带锁定在缩紧位置时，驾驶员仍然能进行飞行操纵的情况。

设计时，需要考虑避免出现以下问题:

(a) 操纵器件全行程范围与人体间隙的干扰。例如，总距操纵既限制了驾驶员腿的侧向运动，又限制了周期变距杆向左的侧向移动等。

(b) 操纵器件和舱内布置相互干扰。例如，操纵器件的附件或固定在仪表板或控制台上的设备，会限制全行程运动；驾驶员不放开主飞行操纵器件，就无法起动应急释放外部货物的操纵器件；在座舱内进行日常工作（包括进入座舱）时，可能会无意触动开关、按钮或其它操纵器件；座椅或座椅垫妨碍了周期变距杆向后运动等。

(c) 操纵器件和座椅调节前后极限的干扰。例如，座椅调节到最前位置时，限制了周期操纵杆的向后移动；当操纵器件运动到极限位置时，驾驶员的身体只有作极大的扭曲，才能操作操纵器件。

(d) 驾驶员不同穿着状态对操纵器件的干扰。例如，驾驶员穿戴笨拙

的冬季服装时，不方便操作操纵器件；驾驶员穿着大码的飞行靴，脚部空间不够，影响操纵器件的操作等。

(2)进行地面试验，由不同身高驾驶员（要能够覆盖158厘米到183厘米的身高）对操纵器件布置、操纵器件在座椅不同调节位置状态下的操作情况、驾驶员不同穿着（含冬季穿着厚重衣物状态）对操纵的影响进行评估，评估包括对操纵器件是否易于识别，不会混淆，布置和采取的防误操作措施是否合理有效的评估，还包括在地面时操纵器件操作行程是否被其他驾驶舱布置结构、器件或驾驶员穿着干扰等情况。

(3)进行飞行试验，在旋翼航空器的所有飞行状态下，分别对主飞行操纵器件、动力装置操纵器件、起落架系统操纵器件、环控系统操纵器件以及其它的驾驶舱内所有操纵器件进行评估，评估操纵器件是否易于识别，不会混淆，布置和采取的防误操作措施是否合理有效，在飞行试验期间是否存在影响操纵器件操作的情况。

AC 29.779 驾驶舱操纵器件的动作和效果

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款是对旋翼航空器驾驶舱内操纵器件运动和效果在人为因素方面的适航要求，要求驾驶舱操纵器件的运动和效果同人的行为习惯匹配，旨在使操纵器件的运动和效果标准化。

本条款要求驾驶舱操纵器件的动作和效果在设计时须充分考虑人为因素，这里的驾驶舱操纵器件包括主飞行操纵系统（周期变距杆、总距杆、脚蹬等）、动力装置操纵器件（断油开关、油门杆、发动机功率开关等）、起落架系统操纵器件（起落架收放手柄、机轮刹车手柄等）、环控系统操纵器件（通风、加热开关等）以及其它驾驶舱的操纵器件。

(1)对于飞行操纵系统的操纵器件，操作方向必须与在旋翼航空器上产生的运动方向一致。

(2)如果使用旋转式发动机功率控制杆，则要遵循的习惯为：对于左手操作的旋转式发动机功率控制杆必须设计成：当朝杆的端头看手时，驾驶员的手顺时针转动为增大功率，反之为减小功率；对于其它形式的发动机功率控制杆必须设计成：向前推杆，增大功率。

(3)如果旋翼航空器采用的是可收放式起落架，则起落架操纵手柄必须设计成向下操作为放下起落架。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.779 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审和飞行试验。本条(a)款、(b)款和(c)款可以结合进行验证。

(1)通过说明文件详细描述旋翼航空器驾驶舱内所有操纵器件的布置和设计构型，确定驾驶舱操纵器件的种类、数量、安装、操作运动方式、操作运动效果等，并说明操纵器件的运动和效果的设计符合人的正常动作习惯。

通常，旋翼航空器驾驶舱操纵器件的动作和效果，习惯按照下述方法设计：

(a)向上或向前为开启或增大。

(b)向下或向后为关闭或减小。

(c)可调节的旋转式操纵器件应沿顺时针方向转动，从关闭位置开始，到全开位置为止。对于一些可调节亮度的操纵器件（如仪表照明），其最小调节点位并非是完全关闭状态。对无明显机械位置指示的按钮，应设计成使飞行机组在昼间和夜间（如适用）条件下都能获得清晰开关动作指示。应表明这些指示失效不会造成危害。

对于飞行操纵系统的操纵器件，操作方向必须与旋翼航空器上产生的运动方向一致。即：

(a)旋翼航空器的周期变距杆一般布置在正、副驾驶员座位的中央前方，控制旋翼航空器的纵向（包括俯仰）和横向（包括滚转）运动。当向前推杆，旋翼航空器向前飞或加速，向后拉杆，旋翼航空器向后飞或减速，向左侧杆，旋翼航空器向左侧移动，向右侧杆，旋翼航空器向右侧移动；

(b)旋翼航空器的总距杆一般布置在正、副驾驶员座位的左侧，控制旋翼航空器的升降垂直运动。向上提杆，旋翼航空器爬升，向下推杆，旋翼航空器下降；

(c)旋翼航空器的脚蹬一般布置在正、副驾驶员座位靠脚部位置的前侧，用来提供旋翼航空器的航向操纵。蹬左脚蹬，旋翼航空器向左转弯，蹬右脚蹬，旋翼航空器向右转弯。

(2)对于在飞行操纵器件上布置的，与飞行操纵系统有关的旋转开关或“毕普（beep）”开关，（如操纵器件上安装的单功能或多功能的两路或四路开关“毕普”开关），应注意按照下述推荐方法设计：

(a)周期变距

表 AC 29.779-1 “毕普”开关的推荐设计方法（周期变距）

开关方向	飞行操纵系统或自动驾驶仪构型	航空器响应

向前或向上	基本配平	低头
	空速或地速模式选择	增大空速或前飞速度基准
	垂直速度模式选择 (空速模式未启用)	增大下降率或减小爬升率
	悬停方式选择	增大地速或向前的加速度基准
向左	基本配平	左翼向下
	航向模式选择	减缓航向左基准
	悬停模式选择	增大地速或左加速度基准

(b)总距（假定开关装在总距杆手柄顶端部）

表 AC 29.779-2 “毕普”开关的推荐设计方法（总距）

开关方向	飞行操纵系统或自动驾驶仪构型	航空器响应
向前	保持操纵位置	减小总距
	垂直速度模式选择	增大下降率或减小爬升率
	悬停模式选择	降低悬停高度基准
向左	保持操纵位置	增大左脚蹬
	悬停模式选择	减缓航向左基准

(c)对总距杆端部旋转开关的前后运动的用法习惯，目前还没有统一的看法。部分原因可能基于如下事实：在纯操纵位置配平能力方面，从来都不会使用这样的开关。在选择垂直自动驾驶模式之前，这种开关通常是不起作用的。在此情况下，驾驶员或工程师偶尔把这种开关看作自动驾驶仪基准旋转功能元件或功率增减开关，该开关遵循“向前相当于增大”的习惯。另一方面，把这种开关看作是操纵位置配平的一种形式，并发现“向前相当于降低总距”的习惯与使用周期“毕普”开关时的感觉比较一致。一种显而易见的解决方法就是在驾驶杆的垂直方向安装总距或垂直轴开关。建议在对制造厂商和试飞员进行充分的调查后，再选择推荐的习惯。

(3)通过飞行试验，驾驶员对驾驶舱内所有操纵器件的操作动作和效果作出评定，包括对主飞行操纵器件、操纵器件上的各类开关、发动机功率控制杆、起落架操纵手柄和其它所有驾驶舱内的操纵器件的动作和效果进行评定，评定操纵器件的动作和效果是否与人的行为习惯一致，是否会使驾驶员操作时产生不适应。该项评估工作可以结合整个飞行试验一起完成。

AC 29.783 舱门

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条是对航空器所有外部舱门（含登机舱门）的要求。为了确保舱门（即使在航空器轻度坠撞后）能提供正常的出入而不致引起或加剧危险状态，应满足本条的要求。

1.1 第 29.783 条(a)款

本款是对封闭座舱的旋翼航空器舱门数量和位置的要求，要求至少应该有一扇合适的、易于接近的外部舱门。

1.2 第 29.783 条(b)款

本款要求每个外部舱门在航空器上的位置和舱门操作程序，应保护人员不受旋翼、螺旋桨、发动机进气、排气的危害。

旋翼航空器的乘员和维护人员使用任何外部舱门进出旋翼航空器、装载货物、维护旋翼航空器时，需要考虑螺旋桨（如有）和发动机进气、排气以及旋翼的潜在危险。

舱门可以采取铰接形式，并用门的打开限动块将进出旅客与辅助旋翼叶片隔开。如果必要，可以采用舱门和发动机或旋翼系统联锁装置，来防止旋翼运转时舱门打开，也可以采用其他系统，在应急情况下，该系统必须能从旋翼航空器内部或外部打开舱门（出口）。

在舱门上需要做出标记，说明进出旋翼航空器和安全（考虑各旋翼影响）使用每个舱门的方法，这些标记应该明显易见，文字应足够大和易于辨认，文字或背景采用与危险有关的颜色（即橙黄色或红色）。

1.3 第 29.783 条(c)款

本款要求机组舱门和外部旅客舱门要求有锁定装置，以防止在飞行中无意操作或机械故障而打开。外部舱门必须从座舱内部和外部都可打开，且开关装置必须简单明显。

(1) 防止舱门在飞行中由于无意的操作打开的措施

将门把手放置于凹处，以防止乘客在座舱附近正常活动时无意中操作把手。如果无法将把手置于凹处，则可以在把手上加一盖子，防止无意中操作门的把手，但盖子应设计成不会遮住把手，也不会遮住把手的说明，不能妨碍乘客或机组成员操作舱门把手。已经用过易于揭开的透明的或非整体式的盖子来防止无意中操作把手。对有些旋翼航空器，要求乘客在整个飞行过程中系上安全带，防止无意操作舱门把手。那么，在旋翼航空器的整个飞行期间，“系好座椅安全带”的标记都应是亮着

的（因此，一般将“系好座椅安全带”的指示灯设计成当旋翼航空器通电时即亮）。

(2)防止舱门在飞行中由于“机械故障”而自动打开的措施

设置多个门闩和多路锁紧机构，这样使得当发生单个故障后，舱门仍然锁住。在设计多个门闩和多路锁紧机构时，要注意保证各种故障的相互独立性，并考虑故障造成舱门偏斜的影响（如果故障使舱门向气流方向偏斜造成气动载荷增大，则应考虑此增大的载荷不会引起其他的故障；如果故障使锁紧零件产生大的位移，则应精确考虑构件的变形，以保证未发生故障的锁紧装置不会脱开）。

(3)外部舱门打开方式

对于常用外部舱门，要求设计成从座舱内或外部都能开启，而且开启的方法要简单（如采用旋转把手）。为了防止应急出口（与一般的入口舱门区分）由于“磨损”而误作为日常进出口使用，常用进出舱门的开启把手和使用说明应与应急出口的有明显不同。开启把手和使用说明的要求不适用常用出口兼做主要（或唯一）应急出口的舱门。

1.4 第29.783条(d)款

本款要求任一外部舱门(作为应急出口的货舱门和服务舱门除外)必须要有适当合理的措施防止被卡住，以确保外部舱门能使用。

在应急着陆情况下，由于坠撞造成机身变形而引起舱门变形，可能使得舱门无法正常开启，不能保证乘客的正常应急撤离。设计时需要考虑这一因素，采取必要的措施，使得需要作为应急出口使用的舱门能够承受相应的极限惯性载荷系数所对应的惯性力：即向上1.5g、向前4.0g、侧向2.0g、向下4.0g。可以采取的措施有：

(1)舱门的设计具有其使用对机身的大扰曲不敏感的特征。

(2)门与门框锁紧装置之间有足够的空隙，以使门与门框之间产生某一相对变形时仍然能使用舱门。这个相对变形量需要通过分析或静力试验来确定；或者可以把门设计成使卡阻的可能性减至最小；也可以采用所谓的“撕裂铰”，用作舱门的主要应急释放装置。

(3)如果使用滑动舱门，则滑动舱门需要具备以下设计特征之一：

(a)滑动门必须能从滑轨中（不被卡住）抛放出来，应急抛放装置一般单独设置，并与一般舱门把手不同；

(b)可以在滑动门上安装合适尺寸和数量的独立应急出口；

(c)除滑动门外，还可以安装合适尺寸和数量的应急出口。

(4)不管滑动门是否作为应急出口使用，都必须满足舱门的其它设计标准。

1.5 第29.783条(e)款

本款要求必须有使机组成员检查外部舱门是否关闭和锁紧的直接目视措施。

外部舱门被关闭和锁紧的目视指示要求如下:

(a)有机组成员直接目视检查所有外部舱门锁紧机构的措施;

(b)在正常使用的外部舱门关闭并完全锁紧时，用目视信号告知机组成员。

为使机组成员知道外部舱门是否锁紧，可以采用使机组成员目视观察锁紧机构“标志区”，或者目视观察信号灯的方法。

使用“标志”区（例如当锁紧机构锁紧时，机组成员即可看得见的标记或突台），应注意保证该标记牢固地固定（或一个完整的部件）在锁紧机构上，并且在锁紧机构的任何可预见到的操作或故障情况下，都能给机组成员正确的指示。

使用仪表板上的信号灯或等效的方法，给机组成员提供“当正常使用的外部舱门被关闭并完全锁紧时”的“目视信号方法”。目视指示系统可由每一舱门的指示器组成，也可由所有舱门串联成的系统组成。如果采用串联成的系统，没有必要设计成可以显示具体是哪扇门没有完全锁紧。目视信号器应装在机组成员从其座位处就容易看得见的地方，便于通过目视信号查明，所有外部舱门是否完全关闭和锁紧。

1.6 第29.783条(f)款

本款要求对于用于进出的向外打开的外部舱门，必须要有辅助安全锁紧装置，以防止主锁机构失灵时舱门打开。如果使用完全独立的“辅助安全锁紧装置”，则当其安装好后应使舱门能从内或外打开。当必须拆除该装置才能使用舱门，则要求有在起飞和着陆期间拆除这些装置的“操作程序”（即标牌和旋翼航空器飞行手册说明）。

1.7 第29.783条(g)款

本款是对作为旅客应急出口的旅客登机梯的附加标准。在本条(d)款规定的限制载荷系数应急着陆情况以及旋翼航空器正常着陆和一根或几

根起落架支柱折断的情况下，登机梯仍能够保证旅客应急撤离的有效性。

1.8 第 29.783 条(h)款

本款要求对于用于水上迫降应急出口的不可抛放的舱门，必须有措施使其在规定的海情条件下，应急撤离时能安全打开并可靠地固定在打开位置。

这些措施包括钢索、锁链、插销或机械连接件之类的装置，以将用作水上迫降出口的舱门固定在打开位置。

1.9 其它

如果舱门为滑动舱门，并且预期在飞行中可以开启和关闭，滑动装置应正确的将舱门连接到机体上（如采用滑动铰链），以便将舱门在飞行中与机身脱离的可能性降至最低。同时，还应制定适当的飞行限制，以使操作舱门时的危险性降至最低。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.783 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、分析/计算、试验室试验、地面试验、飞行试验和工程符合性检查。

2.1 第 29.783 条(a)款(b)款(c)款的符合性方法

(1)通过设计图样、飞行手册、标牌等文件中说明旋翼航空器所有外部舱门的位置和操作程序，包括舱门种类、数量、位置、用途、标记、开启方法等内容，说明主旋翼与地面的间隙能否以使标准身高的人员在靠近客舱门的外侧时能直立站立，说明辅助旋翼距离任何客舱门的距离。

(2)进行工程符合性检查，对航空器舱门的易接近性、外部舱门位置设置的合理性、舱门的操作、舱门的标记、舱门的锁闭装置设计的符合性等方面进行机上检查。

2.2 第 29.783 条(d)款的符合性方法

(1)通过说明文件说明作为应急出口的外部舱门的设计情况，主要对采取了哪些设计措施来使舱门在经受规定惯性载荷系数所对应的惯性力下作轻度坠撞时的变形不会使舱门被卡住;

(2)对外部舱门进行在经受规定惯性载荷系数应急着陆情况下是否会被卡住，可以通过计算分析或静力试验来验证。

2.3 第 29.783 条(e)款的符合性方法

(1)通过说明文件说明舱门的锁紧机构的设计，包括锁紧机构是通过什么方式提示机组舱门是否关闭和锁紧，目视信号器是否安装在机组成

员在座位上就容易看到的位置等。

(2)结合飞行试验，进行试飞机组评定，评估舱门的信号装置是否能正确显示，机组成员是否在座位上就能够看到目视信号，能够正确判断外部舱门是关闭并完全锁紧的。

(3)进行工程符合性检查，模拟舱门锁紧和未锁紧时，检查驾驶舱内的指示信号是否能正确显示，机组成员在座位上是否能够正确判断外部舱门的关闭或打开状态。

2.4 第29.783条(f)款的符合性方法

(1)通过说明文件说明用于进出的向外打开的外部舱门是否安装了辅助安全锁紧装置以及其工作原理。标牌和飞行手册中应给出在起飞和着陆期间拆除辅助安全锁紧装置的“操作程序”（如适用）。

(2)进行工程符合性检查，模拟主锁机构失灵时，检查辅助安全锁闩装置是否能起作用，防止舱门打开，以此来验证舱门的辅助安全锁闩的符合性。

2.5 第29.783条(g)款的符合性方法

(1)通过设计图样等说明文件表明装有整体式梯子的登机门，航空器处于正常着陆姿态和一根或几根起落架支柱折断（同样适用于起落架主要部件破坏）的每一姿态下，登机门都能保持应急撤离的有效性。也可通过地面演示试验验证。

(2)对舱门整体式梯子和操纵机构，在受到本条(d)款规定的极限惯性载荷系数下对应的惯性力及变形量进行计算分析，表明不会降低旅客应急撤离的有效性。也可通过试验验证。

2.6 第29.783条(h)款的符合性方法

(1)确定申请水上迫降的航空器，编制说明文件描述申请水上迫降的海情级别，并说明水上迫降应急出口的布置。如果使用的是不可抛放的门作为应急出口，需要说明采取了什么设计措施，使得作为应急出口的门在规定的海情状态下，可以安全可靠地处于打开位置。

(2)对作为水上迫降应急出口使用的不可抛放的门，通过可靠的(在之前型号上使用并批准过的）计算分析或试验的方法表明不可抛放舱门的连接装置在水上迫降所共有的航空器姿态和动态条件下的有效性。

AC 29.785 座椅、卧铺、担架、安全带和肩带

1. 条款要求解析/规章安全意图

1.1 第 29.785 条(a)款

本款是对旋翼航空器起飞和着陆时占用的每一位置处的座椅、安全带、肩带和附近的航空器部件的要求，要求没有潜在致伤物、尖锐边、突出物、坚硬表面等危险源，同时要求承受第 29.561 条规定的惯性力和第 29.562 条规定的动态情况，以保护正确使用这些设施的机上人员在应急着陆时不会受到严重伤害。

通常采用把具有锐边或坚硬表面的物体从乘员要害部位冲击距离内移除和对其包垫的措施来保证机上人员在应急着陆时不会受到严重伤害。

1.2 第 29.785 条(b)款

本款要求除第 29.562 条(c)款(5)项规定的头部损伤判据外，安全带和肩带必须能够防止乘员头部触及任何致伤物，以保护乘员不受到严重的伤害。对于肩带和安全带的组合，需要满足 CTSO-C114 的设备标准。

1.3 第 29.785 条(c)款

本款要求每个乘员座椅必须具有一套单点脱扣的组合式安全带和肩带。每个驾驶员在系上组合式安全带和肩带就座时，能够不受安全带和肩带的影响，完成飞行操作所有必需的功能。当安全带和肩带不使用时，必须有措施将其固定，以避免妨碍航空器的操作和应急情况下的迅速撤离。

1.4 第 29.785 条(d)款

本款要求为使乘员在中等颠簸的气流情况下使用过道时能够稳住，如椅背上没有牢固的扶手，每条过道必须装有把手或扶杆。

乘员扶手一般设在靠近过道的座椅椅背上。如果椅背可以折叠，则应对椅背折叠前提供的支撑力进行评定。为获得足够的支撑力，通常在椅背的铰链机构使用易拔插销，或使其具有足够的摩擦力。对于没有过道或在飞行中必须系紧安全带的航空器，不需要沿过道设计有扶手。

1.5 第 29.785 条(e)款

本款要求对在正常飞行中可能伤害人员（坐着或走动状态）的凸出物必须包垫。需要包垫的厚度取决于突出物的位置、尺寸和最小半径，一般来说，对于锐边必须使用 1.27 厘米（0.5 英寸）厚的泡沫聚氯乙烯

或密度为 80.1~160.2 千克/立方米（5~10 磅/立方英尺）的等效物包垫。对于半径超过 2.54 厘米（1 英寸）的物体，如果只有在正常飞行的航空器内走动的人员才能触及到，则可用较小厚度的吸能包垫。

1.6 第 29.785 条(f)款

本款要求每个座椅及其支承结构必须能承受 77 千克（170 磅）的使用者在相应飞行和地面载荷情况下（包括第 29.561 条(b)款规定的应急着陆情况）的最大载荷系数、惯性力以及乘员、座椅和安全带或肩带之间的反作用力。此外，对于驾驶员座椅，还应能承受第 29.397 条规定的驾驶员作用力引起的反作用力；对于每个座椅与机体结构的连接件、每条安全带或肩带与座椅或机体结构的连接件，必须能承受在第 29.561 条(b)款规定的惯性载荷的基础上再乘以接头系数 1.33 而得到的载荷。

1.7 第 29.785 条(g)款

本款要求当安全带和肩带组合使用时，其额定强度不低于 77 千克（170 磅)的使用者在按第 29.561 条规定的惯性载荷系数相对应的强度。此外，在载荷分配上，安全带至少承担 60％载荷，肩带至少承担 40％载荷考虑。对于可以在不使用肩带的情况下单独使用安全带的，则安全带必须具有单独承受规定的惯性载荷的能力。

1.8 第 29.785 条(h)款

本款要求头靠及其支承结构必须能够承受 6 千克（13 磅）头部重量在按第 29.561 条规定的惯性载荷的基础上乘以接头系数 1.33 而得到的载荷。

1.9 第 29.785 条(i)款

本款规定了座椅装置系统零部件清单。

1.10 第 29.785 条(j)款

本款要求为了减少乘员在第 29.562 条应急着陆动态条件所受载荷，允许座椅装置系统采用某些零件被压坏、变形或分离的设计特性。否则，座椅装置系统必须保持完好无损，并且不得妨碍乘员的迅速撤离。

1.11 第 29.785 条(k)款

本款对卧铺或担架提出了静强度和约束要求，要求每个卧铺或担架必须能承受 77 千克（170 磅）的乘员在按第 29.561 条(b)款规定的前向惯性载荷系数的反作用载荷；要求采取合适的约束措施，保护卧铺或担

架上的乘员免受应急着陆时造成的伤害。对于卧铺和担架不需要考虑第29.562条的应急着陆动态情况。

在旋翼航空器中，卧铺或担架既可以纵向布置也可以横向布置。对于纵向布置的，当与航空器纵轴夹角小于或等于15°安装的卧铺或担架，应使用组合约束装置，如配备带包垫的端板、帆布隔挡或等效装置；当与航空器纵轴夹角大于15°安装的卧铺或担架，必须配备如绑带或安全带等约束设备。

此外，卧铺或担架必须有约束系统，且不得有在应急着陆时可能伤害机上人员的棱角或突出物；卧铺或担架以及其约束系统与结构的连接件，必须能承受在第29.561条(b)款(3)项规定的惯性载荷的基础上再乘以接头系数1.33而得到的载荷。

为避免卧铺或担架上的乘员头部、颈部和脊椎部位受到着陆向前撞击载荷的伤害，通常会采取以下设计措施:

(1)卧铺或担架非纵向布置。

(2)卧铺或担架上的乘员脚向前的布置。

(3)卧铺或担架上的乘员肩部承受适当比例的向前载荷，不仅仅将载荷只分布在头部和脊椎部位。

(4)对于担架上乘员的头部是向前布置的，则应提供肩带，与身体和腿部绑带一起约束，以防止乘员头部从担架上滑落。可以采用带包垫的端板、隔挡等装置，能减轻或防止头部和脊椎部位受载。

(5)对于担架上乘员的脚是向前布置的，则可采用带包垫的端板与身体和腿部绑带或类似的约束装置相组合。

(6)应采用多种装置或各种装置的组合，来分配乘员载荷以及防止乘员的颈部和脊椎部位受到可能的挤压。

2. 可接受的符合性方法

满足第29.785条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、分析/计算、试验室试验、飞行试验和设备鉴定。

(1)通过驾驶舱、客舱的设计图样、设计报告等文件说明座椅装置系统的构型和设计特征（如是否有头靠、扶手；是否可折叠、易拔插销等，是否有座椅能量吸收装置）、布置、数量、连接方式、其周围物体等，说明座椅、安全带、肩带是否经局方批准，其附近的航空器部件是否有潜在致伤物、尖锐边、突出物、坚硬表面等危险源；说明乘员座椅是否

为有带有单点脱扣装置的组合式安全带和肩带，驾驶员系紧安全带-肩带后，是否影响执行飞行操纵所需的任务，说明是否有措施将不使用的组合式安全带-肩带固定；说明椅背是否有扶手、是否可折叠；或在每条过道是否有把手或扶杆；说明在正常飞行中可能伤害人员（坐着或走动状态）的突出物是否进行了包垫；说明卧铺、担架的构型（包含约束系统）和设计特征（如是否有端板、隔挡、绑带等）、布置、数量、连接形式，说明周围是否有危险源等。

(2)对座椅、卧铺、担架、安全带、肩带及其的连接结构在飞行载荷、地面载荷、应急着陆载荷下进行应力分析。驾驶员座椅设计还需要考虑驾驶员操纵引起的反作用力。

(3)对座椅、卧铺、担架、安全带、肩带及其的连接结构，结合本条对使用对象重量的要求，按第 29.561 条(b)款规定的载荷进行静力试验，连接强度需考虑 1.33 的系数。对带有安全带和肩带的座椅，还需按第 29.562 条的动态条件进行动态冲击试验，具体可参见 AC29.562。

(4)根据带有安全带和肩带的座椅的动态冲击试验获取的头部运动轨迹，结合座椅在机上的布置和附件物体，分析在应急着陆情况下，乘员头部是否会触及任何致伤物体。

(5)通过飞行试验验证驾驶员就坐并系紧安全带-肩带后，能否执行飞行操纵的所有任务，在不使用组合式安全带-肩带时，收起或固定的安全带是否妨碍对航空器的操纵和在应急情况下的迅速撤离；验证椅背的把手或过道的把手（扶杆）是否能是乘员在中等颠簸的气流情况下使用过道能够稳定。

(6)对于座椅、卧铺、担架、安全带、肩带设备，可通过设备鉴定验证。

AC 29.787 货舱和行李舱

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条是对航空器货舱和行李舱的要求。要求货舱和行李舱应按正常飞行载荷、地面载荷以及第 29.561 条规定的应急着陆情况所对应的最大载荷系数下的临界载荷分布进行设计，并采取防止货物移动以及货物与灯泡接触的措施，保护乘员免受舱内物品的伤害。

1.1 第 29.787 条(a)款(b)款(c)款

本条(a)(b)款是要求货舱和行李舱的设计要考虑其标明的最大载重，以及规定的飞行载荷和地面载荷最大载荷系数下的临界载荷。并要求采取措施防止货物在(a)款规定的载荷下发生移动而造成危险。(c)款要求货舱和行李舱的设计要考虑 29.561 条规定的应急情况下，保护乘员免受舱内物品的伤害，可以采取位置布置使货物脱出后不太可能伤害乘员或妨碍应急撤离，否则要求货舱和行李舱（包括约束装置和连接件）能承受第 29.561 条规定的过载。

可以使用网或绳索来防止货物移动，此时要求网或绳索有调节装置，以保证不同形状和尺寸的货物能够被系牢。

1.2 第 29.787 条(d)款

本款是对如货舱中装有灯泡，提出的防止灯泡与货物接触的要求。通常要求灯泡必须用罩子进行保护，并将灯泡至于凹处或装载上部向内拐角处，以避免与货物接触。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.787 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、分析/计算和试验室试验。

(1)通过设计图样、方案设计报告等文件中说明货舱和行李舱的布置，最大载重，系留固定措施，是否装有灯泡及采取的防止与货物接触的措施。

(2)对货舱、行李舱、约束装置和连接件按本条要求进行强度计算分析；根据货舱、行李舱、座椅、应急撤离路线和设备的布置和相对位置，对装载物脱出后是否伤害乘员、是否妨碍乘员使用应急撤离设备进行分析。

(3)对货舱、行李舱、及其舱内约束装置和连接件开展静力试验，验证其能否承受本条规定的载荷。

AC 29.801 水上迫降

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条是对申请水上迫降的航空器的要求。要求申请水上迫降的航空器必须采取同自身总特性相容的各种切实可行的设计措施，包括水上迫降入水程序、结构强度、漂浮和配平性能、撤离和救生等方面，尽可能

降低航空器在水上迫降时因航空器的运动和状态使乘员立即受伤和不能撤离的概率。水上迫降合格审定主要包括航空器入水、漂浮和配平、乘员撤离和成员救生四个方面。

1.1 第 29.801 条(a)款

本款是对申请水上迫降合格审定的旋翼航空器的应急出口和安全设备的要求。本款要求申请水上迫降合格审定的旋翼航空器除满足本条的要求外，应急出口必须满足第 29.805 条(c)款、第 29.807 条(d)款和第 29.811 条(a)款的要求，安全设备必须满足第 29.1411 条、第 29.1415 条和第 29.1561 条的要求。

1.2 第 29.801 条(b)款

本款是对水上迫降旋翼航空器构型提出设计要求，要求建立水上迫降程序或采取设计措施，来尽量减小乘员在水上迫降过程中立即受伤或不能撤离的概率。

1.3 第 29.801 条(c)款

本款要求通过模型试验或对比分析（与水上迫降特性的构型相似旋翼航空器）来确定航空器水上迫降时很可能的运动和状态。试验或分析是必须考虑能影响旋翼航空器流体力学特性的各种因素，如进气口、风口、突出部分等。

当确定模型试验与飞行试验之间的满意关系时，可以进行相应的水上迫降构型的模型试验，已验证入水特性、漂浮和配平特性。

(1)入水程序

应进行试验来确定入水程序。试验包括确定在平静海面上迫降的最佳俯仰姿态和前飞速度，以及要演示的最高海况（一般要求至少为 4 级海况）的入水程序。应制定所有发动机工作、一台发动机不工作和所有发动机不工作情况下的入水程序。但是，只有最临界情况（通常为所有发动机不工作）的入水程序才需要进行入水试验来验证。

表 AC 29.801-1 海况标准（世界气象组织）

海况等级	海况说明	有效波高（米）	风速（节）
0	平静(水面如镜)	0	0
1	平静（微浪）	0~0.1	4~6
2	平静（轻浪）	0.1~0.5	7~10

3	中浪	0.5~1.25	11~16
4	大浪	1.25~2.5	17~21
5	强浪	2.5~4	22~27
6	巨浪	4~6	28~47
7	狂浪	6~9	48~55
8	狂涛	9~14	56~63
9	怒涛	＞14	64~118

(2)水载荷

水上迫降结构设计时需要考虑以下6各方面的情况。

(a)平静海面

(i)按本小节(1)确定的最佳俯仰姿态，并考虑与其使用中发生的俯仰姿态的变化;

(ii)前飞速度从零到高度-速度（H-V）图拐点确定的速度;

(iii)垂直下降速度为1.5米/秒（5英尺/秒）;

(iv)0至15°的偏航姿态。

(b)要演示的最高海况

(i)按本小节(1)确定的最佳俯仰姿态和入水程序;

(ii)前飞速度为由高度-速度（H-V）图拐点确定的前飞速度与每一可用海况风速的差;

(iii)垂直下降速度为1.5米/秒（5英尺/秒）;

(iv)0至15°的偏航姿态。

(c)漂浮系统连接件在漂浮装置放了气收藏和完全充气(除非在飞行中禁止充气）情况下，应能承受与上述(a)、(b)中规定相一致的入水条件所对应的垂直载荷和阻力载荷。在分析时，对垂直载荷和阻力载荷的影响可以分别考虑。

(d)水的冲击对机体结构和(或）船体造成的可能损伤，如窗户、门、蒙皮和口盖等的损伤。

(e)水上迫降所演示的最高海况，应不低于漂浮和配平特性验证时使用的海况。

(f)旋翼航空器冲击水面时其旋翼升力不超过最大设计重量的2/3，

且作用于航空器重心。

1.4 第29.801条(d)款

本款要求在合理可能的水上条件下，航空器水上迫降后，其漂浮和配平性能应使旋翼航空器保持竖直状态，并具有足够的配平能力，以使所有乘员能安全而有序地撤离出航空器，并乘上救生筏。

漂浮和配平性能应从零到申请人选定的最高海况范围内进行验证。4级海况为合理可能的水上条件，应至少在4级海况验证漂浮和配平性能。4级海况为中等海况，其有效波高1.25米~2.5米。对于不同类旋翼航空器波高与波长之比有差别，（i）对于A类旋翼航空器为1:12.5；（ii）对于A类发动机隔离的B类旋翼航空器为1:10；（iii）对于B类旋翼航空器为1:8。

旋翼航空器的漂浮与配平特性，主要包括浮力性能、漂浮能力（漂浮时间）和配平特性3个方面。对于浮力性能，应急漂浮系统（EFS）所能提供的浮力（即由完全浸没的漂浮装置或漂浮系统所排淡水的重量）应至少为旋翼航空器申请合格审定的最大起飞重量的1.25倍。对于漂浮能力，应基于乘员水上应急撤离时间需求，确定旋翼航空器漂浮时间，并且该时间应大于乘员应急撤离所需时间。对于配平特性，指航空器在水上迫降后在水面的稳定性，抵抗倾覆的能力。

(1)漂浮系统

(a)正常充气

对于打算只用作水上迫降使用而不作为水陆两用或有限水陆两用使用的固定式漂浮系统，应就以下方面内容进行评定:

(i)承受下列载荷时的结构完整性:

1)在经批准的带漂浮装置飞行的整个飞行包线内的气动载荷;

2)入水时的水载荷;

3)以水面冲击之后可能会经历的各种速度入水后产生的水载荷。

(ii)在经批准的带漂浮装置飞行的整个飞行包线内旋翼航空器的操纵品质。

(b)正常放气

对于通常以放气状态收藏,并在飞行中或水上迫降期间触水后充气的应急漂浮系统（EFS），应就以下方面内容进行评定:

(i) 充气

漂浮系统的启动装置可以是完全自动的或手动的，并具有在每次飞行之前检查主启动系统完整性的方法。如果采用手动充气，漂浮装置启动开关应布置在一个主飞行操纵器件上，并且应防止在任何飞行状态中出现自行启动或误启动。

1) 充气系统的设计应使漂浮装置不适当充气或不对称充气的可能性减至最小，这可以通过使用单个充气介质容器或内部相连的多个容器系统来实现。通常还需要有备用充气驱动系统。如果主启动系统是电动式的，那么机械式备用启动系统通常可提供必要的可靠性。如果有资料表明，电动系统具有充分的独立性和足够的可靠性，则备用电动启动系统也是可以接受的;

2) 应防止充气系统在任何飞行状态中出现自行启动或误启动。除非已表明充气保护系统非常可靠，否则应证明浮筒装置在经批准的运行包线内的任何飞行状态下充气都不会引起危险后果。以前的审定项目曾经成功应用的一种保护方法是，采用一个在开始充气前必须被接通的独立的漂浮系统报警电路;

3) 除非旋翼航空器飞行手册禁止在飞行中启动漂浮系统，否则应确定漂浮系统在飞行中有意启动和带充满气的漂浮装置飞行时的最大空速，并作为限制写入飞行手册;

4) 假如在触水时启动，则从启动到中等浮力所需的充气时间应足够短，以防旋翼航空器大部分没入水中;

5) 应提供在起飞前检查贮气瓶压力的措施，还应提供一张列有气瓶许用压力随环境温度和高度（若适用时）而变化的表;

6) 应提供一种装置，能将气囊在任何合理可能的启动条件下，充气过量的可能性减至最小;

7) 应验证漂浮装置在受到真实水压作用时能够完成充气而不被刺破的能力。全尺寸旋翼航空器在静水池中的浸水演示，是一种可以接受的验证方法。根据漂浮系统的特定设计，其它验证方法也是可以接受的。

(ii) 结构完整性

漂浮气囊应按下列情况产生的载荷进行评定:

1) 对于在入水前展开漂浮装置的旋翼航空器，在最临界飞行状态下充气时和充满气后的气动载荷，以及带充满气的浮筒装置在本文第 1.3(2)

中确定的入水条件下撞击水面过程中产生的水载荷；或

2) 入水后充气时的水载荷。

(iii) 驾驶品质

应在经批准的整个飞行包线内用下列状态验证旋翼航空器的驾驶品质：

1) 放气收起状态；

2) 充满气状态；

3) 飞行中充气状态。

(2) 漂浮与配平

多个不同旋翼航空器型号在波浪池内的模型试验已经表明，适当的漂浮通气孔可以改善耐波性能及旋翼航空器对波浪的响应，以及近似一种海况下的性能。如果已经证明基本漂浮系统（不带通气孔）能够满足最低漂浮和配平要求，则可以认为带有漂浮通气孔会有助于实现更严酷海况下的稳定性。然而漂浮通气孔对提高海上保持能力的作用必须在模型试验期间进行验证。

(a) 应至少在 4 级海况下演示漂浮和配平性能是令人满意的。

(b) 应在旋翼航空器的最临界的受载条件下进行漂浮试验。

(c) 应通过模拟最关键的漂浮舱破裂漏气情况来对漂浮时间和配平要求进行评定。应在至少 2 级海况条件下演示这种退化模式下的漂浮特性是令人满意的。

(d) 证明满足漂浮与配平要求时，不应使用海锚或类似的设备，但在展开救生筏时可以使用以利于操作。如果已经证明基本漂浮系统能够满足最低的漂浮与配平要求，则允许在更严酷的海况下使用锚或类似设备来增强稳定性，但这种设备应能由最小飞行机组远距离自动操作或容易使用。

(e) 证明满足漂浮与配平要求时，应考虑旋翼航空器门和窗可能的打开或关闭构型，以及机体和（或）船体可能产生的损伤（即门、窗、蒙皮、口盖等的损伤）。

(3) 漂浮系统的可靠性

在基本系统设计中应考虑可靠性，以保证漂浮装置充气大致均衡，从而避免在空中或水中出现过大的偏航、滚转或俯仰。

(a)维修程序不应使漂浮系统性能变低（如带进可能会影响正常工作的污物等）。

(b)漂浮系统的设计应能避免由于人员正常通行而引起意外损伤和过度磨损及扯破。应对保护层的功能和可靠性进行评定。

(c)漂浮系统设计应提供使隔舱之间损伤或撕裂扩展最小化的方法。应该避免采用单隔舱漂浮系统设计。

(d)漂浮系统设计应考虑不可控水流进入的可能影响，并将系统组件布置在远离结构变形影响较大的区域。

(e)选择具有高可视特性的材料制作浮筒，会使目视识别水上迫降（可能倾覆）后的旋翼航空器更为容易。

(4)乘员撤离与救生。

应评定乘员展开救生筏、撤出旋翼航空器和登上救生筏的能力。对于乘员水上应急撤离关键构型（救生筏的位置、水上迫降应急出口的位置及漂浮装置的接近程度等因素），可能需要进行真实的应急撤离演示。当要求进行撤离演示时，可在实际浸入静水池中的全尺寸旋翼航空器上进行，或用任何其他表明是有代表性的台架/地面设备进行。演示应表明浮筒不会对应急撤离构成干扰。服役经验表明，乘员很可能已经从客舱撤离但没能登上救生筏，很难找到把手以便和旋翼航空器一起浮在水面上。可行的办法是提供把手或救生索，确定把手或救生索的位置时，应该考虑旋翼航空器的正常姿态以及倾覆的可能性。

1.5 第29.801条(e)款

本款要求在合理可能的水上条件下，航空器水上迫降后，其漂浮和配平性能应保证所有乘员撤离出航空器，并乘上救生筏。

本款要求旋翼航空器的外部舱门和窗户能承受水上迫降时可能产生的最大局部压力，或要求考虑旋翼航空器在水上迫降时可能的运动或状态对外部舱门和窗户损坏的影响。

1.6 飞行手册

申请了水上迫降的航空器，与水上迫降有关的内容是其飞行手册中的一项重要内容。与水上迫降有关的内容可以以对基本手册的补充或修订的形式给出，这些内容应包括:

(1)适用于水上迫降批准的有关限制资料应该包括已经证明了入水和漂浮稳定性的海况条件范围。如果水上迫降是以分阶段的方式获得批

准（即申请人完成航空器设备安装和操纵部分，另一方负责救生筏/救生衣和水上迫降安全设备安装和展开装置的设计和验证），则在所有阶段完成前，飞行手册限制部分应注明“水上迫降暂未批准”。还没有完成水上迫降批准要求的，应在“限制”章节中加以区别。

(2)漂浮装置充气的程序和限制。

(3)推荐的旋翼航空器入水姿态、速度和波位。

(4)使用紧急水上设备的程序。

(5)水上迫降后撤离航空器及进入救生筏的程序。

(6)说明漂浮系统已经获得水上迫降批准，并易于符合营运要求的资料。

2. 可接受的符合性方法

满足第29.801条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、分析/计算、试验室试验、地面试验和飞行试验。

2.1 第29.801条(a)款的符合性方法

通过设计图样、飞行手册、标牌等文件说明旋翼航空器申请水上迫降对应的最高海况，漂浮系统的设计特征，水上迫降应急出口、安全设备的布置和操作程序，应急漂浮系统（EFS）适用的程序和限制、推荐的入水程序（姿态、速度和波位）和水上迫降应急撤离程序。

2.2 第29.801条(b)(c)款的符合性方法

(1)通过说明文件说明申请水上迫降合格审定的旋翼航空器的构型和设计特征，尤其是很有可能影响航空器水上迫降后流体动力特征的因素，以及采取了哪些措施来减少在水上迫降时因旋翼航空器的运动和状态使乘员立即受伤和不能撤离的概率。

(2)进行入水试验验证在平静海面上迫降的最佳俯仰姿态和前飞速度，以及最高海况下的入水程序，验证旋翼航空器的入水程序和入水载荷。也可通过对比分析，使用相似构型航空器的试验和数据来表明符合性。

(3)根据入水试验或分析获取的入水载荷，对关联的机体结构、漂浮系统及其连接结构进行强度分析或试验验证。

(4)进行水上迫降应急撤离的演示试验，可在实际浸入静水池中的全尺寸旋翼航空器上进行，也可以用认可其他表明具有代表性的台架/地面试验设备上进行。

(5)通过飞行试验或分析，验证在整个批准的飞行包线内，按本文第1.4(1)(b)(iii)规定的3种状态下旋翼航空器的驾驶品质。

2.3 第29.801条(d)款的符合性方法

(1)根据旋翼航空器漂浮系统设计特征，适当考虑可能的结构损伤和渗漏分析计算航空器的浮力。

(2)通过漂浮稳定性试验验证从零到申请人选定的最高海况下航空器的漂浮时间和配平性能，也可通过分析计算表明符合性，必须适当考虑可能的结构损伤和渗漏。

2.4 第29.801条(e)款的符合性方法

根据入水试验或分析获取的入水载荷，对机体（包括门、窗、蒙皮和口盖等）和（或）船体结构进行强度分析，确定其是否可能损坏。

AC 29.803 应急撤离

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款是有关运输类旋翼航空器应急撤离措施的设计和应急撤离能力验证的总则性要求，要求在旋翼航空器的每个有机组成员和旅客的区域，必须具有在应急情况下能够供机组成员和旅客迅速撤离航空器的措施。本条款的目的是确保运输类旋翼航空器应急撤离措施的设计能够保证机上所有乘员在应急情况下都能够迅速撤离，从而确保应急情况下的安全性，提升应急情况下的乘员生存率。

1.1 第29.803条(a)款

本款是关于旋翼航空器应急撤离措施的总则性要求，规定在旋翼航空器的每个有机组成员和乘客的区域，都必须具有在应急情况下能够迅速撤离的措施，且应急撤离措施的设计必须考虑旋翼航空器在起落架放下和收上时坠撞着陆的情景，并应考虑可能产生的着火情况。

每个有机组成员和旅客的区域是指，旋翼航空器在滑行、起飞和着陆过程中允许坐人的所有区域，包括但不限于驾驶舱、客舱，以及滑行、起飞和着陆时允许坐人的某些机组休息区等。

应急撤离措施包括为乘员快速撤离旋翼航空器而设计的应急出口、

易于识别的应急出口标记、通畅的应急撤离通路、有效的撤离辅助设施（如撤离滑梯、撤离绳索等）和应急照明等；也包括坠撞起火后，在浓烟环境下用于引导乘员撤离的地板应急撤离通道标记。

1.2 第 29.803 条(b)款

本款明确了旋翼航空器上应急出口的设计要求。即任一客舱门、机组舱门和服务舱门，只要其满足第 29.805 条至第 29.815 条的要求，都可以考虑作为应急出口。

通常情况下，考虑到人的习惯（即通过进入航空器时的相同的路线离开航空器），航空器型号设计时经常会将旅客正常进出旋翼航空器的舱门设置为应急出口。对于这些舱门，如确定将其作为应急出口，则应确保这些舱门满足适航要求。

1.3 第 29.803 条(c)款

本款备用。

1.4 第 29.803 条(d)款

本款是关于某些特定类型的运输类旋翼航空器应急撤离能力的验证要求。

本款明确了需要按照附件 D 进行应急撤离演示验证的运输类旋翼航空器类型，包括两种情况，一种是客座量（不含机组，仅旅客）在 44 座以上的旋翼航空器，另一种是同时满足本条(d)款(2)项三个条件的“密集型”内部客舱布置的旋翼航空器。针对这两种类型的旋翼航空器，本款要求其最大客座量的乘员（含所有机组和旅客）应能够利用旋翼航空器一侧的应急出口在 90 秒内从旋翼航空器撤离至地面。

本款中，“最大客座量”是指包括旅客和机组在内的所有乘员，而本条(d)款(1)项所述的“客座量”仅指旅客座位数。

本条(d)款(2)项(ⅲ)目是指，旅客在撤离前需要对正常乘坐的座椅进行适当处理，比如将椅背折叠或将整个座椅收起来，才能形成通道，从而实施撤离并到达旅客出口。

客座量在 10 座到 44 座之间的旋翼航空器，需要重点关注本条(d)款(2)项(i)目提到的“按第 29.807 条(b)款确定的每个旅客出口撤离 10 个或 10 个以上旅客”这一条件。每个旅客出口撤离的人数不是单纯将旅客总人数平均分配到旋翼航空器单侧的每个应急出口上，而是应该按照旋翼航空器确定的应急撤离程序来看单侧每个应急出口的旅客撤离数量，

如果每个出口的旅客撤离数量等于或超过10人，就属于该款所述情况。

1.5 第29.803条(e)款

本款规定，如经局方批准，分析与试验的组合能够提供与实际演示等同的验证数据，则不需要按照附录D进行全尺寸应急撤离演示验证。

2. 可接受的符合性方法

本条款可接受的符合性方法包括：设计评审、分析/计算和地面试验。

2.1 第29.803条(a)、(b)款的符合性方法

详细阐述旋翼航空器驾驶舱和客舱的布置设计，包括客座量、客舱布置、座椅布置、座椅是否可折叠、应急撤离通路的设计、应急出口的设计和布置等，明确机组成员和旅客的活动区域以及在起落架放下和收起时坠撞着陆和着火情况下的应急撤离措施；确定客舱门、机组舱门和服务舱门等是否作为应急出口使用，如果作为应急出口，还应该阐明这些舱门的尺寸、设置位置、开启措施、撤离标记、撤离通道、撤离辅助设施、撤离扶手等方面是否满足第29.805条至第29.815条的要求。

2.2 第29.803条(d)款的符合性方法

首先，详细阐述旋翼航空器驾驶舱和客舱的布置设计，包括旋翼航空器的客座量、客舱布置、座椅布置、座椅是否可折叠、应急撤离通路的设计等，确定旋翼航空器是否属于本条(d)款(1)项或本条(d)款(2)的项类型。

然后，按照29部附件D的要求，进行全尺寸应急撤离演示验证来验证应急撤离能力。

2.3 第29.803条(e)款的符合性方法

本款是对第29.803条(d)款所述的特定类型的运输类旋翼航空器应急撤离能力的替代验证方法要求。即可以通过分析与试验组合的方法来表明符合性。分析与试验的验证组合尤其适用于客座量在10座至44座的，舱内布置与厢式面包车（前排有座位，后排有放置行李的区域）车厢布置或大型豪华轿车乘客车厢布置相似的旋翼航空器的应急撤离能力验证。对于某些特殊的设计特征（如仅影响1到2名旅客撤离的可折叠椅背式座椅布置的情况），可以采用非全尺寸应急撤离演示的其他试验外加分析的方法来进行评定。

(1)首先，对于某些特殊的设计特征，通过非全尺寸应急撤离演示的试验来验证这些特殊设计特征（如仅影响1到2名旅客撤离的可折叠椅

背式座椅布置）对应急撤离能力的影响。

(2)然后，开展分析评估，考虑旋翼航空器座舱内部布置设计、应急撤离通道设计、每个应急出口的撤离人数、可折叠座椅布置及其对旅客撤离的影响等方面因素，综合分析评估确定旋翼航空器的应急撤离能力。

AC 29.805 飞行机组应急出口

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款是对运输类旋翼航空器飞行机组所用的应急出口的适航要求，包括机组成员应急出口的位置、尺寸、使用顺畅性等方面的定性要求，旨在保证飞行机组在紧急情况下能够安全、迅速地撤离。

1.1 第 29.805 条(a)款

本款是对飞行机组应急出口的位置要求。应根据旋翼航空器的具体构型，尤其是有关驾驶舱与旅客舱应急出口之间的布置设计，来确定飞行机组应急出口。

1.2 第 29.805 条(b)款

本款是有关应急出口尺寸方面的要求。要求采用试验演示的方法来表明，飞行机组应急出口的尺寸足够大且便于飞行机组迅速撤离。本款并未对出口尺寸提出明确的量化要求，所以需要进行试验演示来评估尺寸是否满足要求。

1.3 第 29.805 条(c)款

本款是水上迫降情况下飞行机组应急出口规定，要求必须用试验、演示或分析的方法来验证，旋翼航空器在水上迫降后，水或漂浮装置不得妨碍飞行机组应急出口的使用。对于水上迫降飞行机组应急出口，可以是常规的飞行机组应急出口，也可以是满足第 29.807 条(d)款要求的旅客应急出口。

2. 可接受的符合性方法

本条款可接受的符合性方法包括：设计评审、分析/计算、试验室试验和地面试验。

2.1 第 29.805 条(a)款的符合性方法

详细描述旋翼航空器的构型，结合驾驶舱与客舱的布置，尤其是驾驶舱与客舱应急出口之间的布置情况，阐述飞行机组应急出口布置情况，

是否使用旅客应急出口还是设置飞行机组专用应急出口进行应急撤离。如果设置了飞行机组专用应急出口，则需要详细说明应急出口的设计情况，包括应急出口的位置（驾驶舱机身两侧或一顶部出口）、尺寸类型、应急出口周边的布置等，从型号设计的角度表明应急出口便于飞行机组成员迅速撤离。

(1) 当旅客应急出口位置与驾驶舱较为靠近，且驾驶舱与旅客舱之间较为通畅，从而飞行机组能够很方便地利用旅客应急出口进行应急撤离时，可以不设置飞行机组专用的应急出口，而使用旅客应急出口。

(2) 当旅客应急出口位置远离驾驶舱（比如布置在客舱的中部或后部），或驾驶舱与旅客舱之间存在障碍物（比如驾驶舱与客舱之间有隔板隔开、驾驶舱与客舱之间设置观察员座椅、驾驶舱与旅客应急出口之间存在货物行李），从而飞行机组不能很方便地接近旅客应急出口和实施应急撤离（如需要穿过客舱区域或跨过障碍物）时，就必须在飞行机组活动区的两侧（一边一个）设置飞行机组应急出口，或设计一个顶部应急出口。如果采用顶部出口，则必须考虑人员靠近旋转中的旋翼的危险情况，尽最大可能避开危险区域。

2.2 第 29.805 条(b)款的符合性方法

本款通过机上地面试验验证的方法表明符合性。

实施应急撤离演示，对飞行机组应急出口的尺寸和位置是否方便飞行机组实施应急撤离进行评定。如果应急出口在旋翼航空器的机身侧面，紧靠机组座位并且尺寸超过第 29.807 条所述的IV型出口，可以由局方机组进行评定。如果应急出口是顶部出口，或者是尺寸不符合IV型出口的机身侧面出口，则需要进行专门的演示试验，验证过程中需要选取典型身型和体重的人员来完成，通常演示需要表明百分位为 2.5 到 97.5 的人员（身高和体重数据应源于合理的、基于统计的、有充分代表性的数据）可以通过出口迅速撤离。

2.3 第 29.805 条(c)款的符合性方法

本款是对申请水上迫降合格审定的旋翼航空器应急出口的评定。

(1) 如旋翼航空器申请水上迫降合格审定，需要对飞行机组出口受到水或漂浮装置的影响进行分析计算和评估，主要包括：应考虑水线的位置，出口的门槛可以稍低于水线，但不应妨碍该出口的使用；如果装有充气式漂浮装置，该装置在收起和展开时均不能妨碍应急出口的正常使

用；各种障碍物（如有）应该是较小的，不应妨碍出口的拆卸、打开和机组撤离。

(2)如果能准确地或保守地获得漂浮装置在旋翼航空器水上迫降后相对于应急出口的位移的话，则可以通过水中试验（如在水箱或大型水池中）或试验室演示来表明符合性。

AC 29.807 旅客应急出口

1.条款要求解析

本条款是对旋翼航空器旅客所用的应急出口的适航要求，包括旅客应急出口的型式、不同客座量的应急出口配置类型和数量要求、位置布置、水上迫降应急出口要求、斜道出口的设置条件以及应急出口的功能验证要求等，旨在保证所有旅客在紧急情况下能够安全、迅速地撤离至安全区域。

1.1 第29.807条(a)款

本款是对旅客应急出口型式的要求。

运输类旋翼航空器旅客应急出口包括四种型式——Ⅰ、Ⅱ、Ⅲ、Ⅳ型，各型应急出口的型式规定如下:

表AC 29.807-1 旅客应急出口型式规定

出口型式	矩形开口尺寸[1]			是否与地板齐平	位置
	出口宽度	出口高度	圆角半径		
Ⅰ型	⩾610毫米（24英寸）	⩾1220毫米（48英寸）	⩽1/3出口宽度	是	旅客区机身一侧，远离坠撞着火危险区
Ⅱ型	⩾510毫米（20英寸）	⩾1120毫米（44英寸）		是	
Ⅲ型	⩾510毫米（20英寸）	⩾910毫米（36英寸）		不必与地板齐平	
Ⅳ型	⩾480毫米（19英寸）	⩾660毫米（26英寸）		否，机内跨上距离⩽740毫米（29英寸）	机身一侧

1.2 第29.807条(b)款

[1] 对于Ⅳ型应急出口，如果开口面是不小于规定的宽度要求的平坦表面，则可以采用尺寸大于本条规定的开口而不限制开口形状。

本款是对陆上使用的旋翼航空器的机身侧面旅客应急出口配置类型和数量的要求，还有出口可达性的要求。

(1)应根据旋翼航空器的客座量，设置旅客应急出口，包括应急出口的型式及数量，具体要求如下:

表 AC 29.807-2 不同客座量的机身每侧应急出口（陆上使用）

客座量	机身每侧的应急出口			
	与地板平齐		不必与地板平齐	
	Ⅰ型	Ⅱ型	Ⅲ型	Ⅳ型
1-10				1
11-19			1 或[2]	2
20-39		1		1
40-59	1			1
60-79	1		1 或	2

(2)应急出口必须是旅客容易接近的。易于接近是指应急出口的通路满足第 29.813 条的相关要求。

1.3 第 29.807 条(c)款

本款是对不在机身侧面的旅客应急出口的适航要求，目的是确保旋翼航空器在应急着陆出现侧翻情况下仍应保持有符合要求的应急撤离能力。对于运输类旋翼航空器，旅客应急出口设置除满足本条(b)款的要求外，还必须符合本条(c)款的规定。具体有两种情况:

(1)如能够证明旋翼航空器在应急着陆后发生倾倒在一侧的概率极小，不会影响机身两侧的应急出口的正常使用。此时，可以不在机身顶部、底部或尾部设置出口。

要证明旋翼航空器倒在一侧的概率极小，需要提供旋翼航空器在应急着陆后防止出现倾倒在一侧情况的设计措施，以及对起落架和支撑结构进行充分的破损-安全和疲劳试验与分析，来表明旋翼航空器不可能由于单个结构破坏而出现倾倒的情况。

(2)除(1)所述情况外，则应在机身顶部、底部或尾部设置足够的开口，以便机身侧面的应急出口由于航空器应急着陆后侧翻无法使用时，旅客仍可以利用这些不在机身侧面的应急出口实施撤离。

[2] 表示可设计一个Ⅲ型应急出口或设计 2 个Ⅳ型应急出口替代。

1.4 第 29.807 条(d)款

本款是对申请水上迫降合格审定的旋翼航空器旅客应急出口的型式、数量和功能要求。

(1)水上迫降旅客应急出口型式和数量

对应在不同客座量情况下（不含驾驶员）的水上迫降旅客应急出口型式和数量要求见表 AC 29.807-3。

表 AC 29.807-3 旅客应急出口要求表（水上使用）

客座量（不包括驾驶员）	机身每侧的应急出口	
	门槛在水线以上	
	Ⅲ型	Ⅳ型
1-9		1
10-35	1*	
大于 35 的每组旅客	1*	
* 如果经过分析或水上迫降演示或适航当局认为必要的任何其它试验或设计措施（如设计有更大的应急出口），表明水上迫降时的应急撤离能力得到改进提升，则旅客座位数-应急出口数的比率可以加大。		

(2)对于本款规定的水上迫降应急出口的功能，必须通过试验、演示或分析来证明。应考虑应急漂浮装置收起和展开对应急出口功能的影响。

(3)对于不申请水上迫降合格审定的旋翼航空器，如其安装有应急漂浮装置并实施水上运行，其应急出口的设计和验证，应按照本条(b)款和第 29.805 条(c)款的要求验证。

1.5 第 29.807 条(e)款

本款是对本条(b)款规定的替代要求。对于一些特殊构型的旋翼航空器，比如具有安装在机身侧面较长外部燃料箱的大型旋翼航空器，如果满足下列要求，则可以在带地板斜道的旋翼航空器的斜道上设置斜道出口，以此来代替本条(b)款要求的机身侧面的一个Ⅰ型或Ⅱ型应急出口:

(1)确实无法在机身侧面设置Ⅰ型或Ⅱ型应急出口;

(2)出口设置在斜道上面时，能够满足第 29.813 条的出口通路要求，即应急出口通路必须无障碍物，且宽度满足要求。

需要注意的是，斜道出口只能用来替代本应设置在机身侧面的其中的一个Ⅰ型或Ⅱ型应急出口。

1.6 第 29.807 条(f)款

本款是应急出口功能验证要求，规定每个应急出口的正常功能必须通过试验来验证。

2. 可接受的符合性方法

本条款可接受的符合性方法包括：设计评审、分析/计算、试验室试验、地面试验和工程符合性检查。

2.1 第 29.807 条(a)、(b)款的符合性方法

(1)通过设计说明文件描述旅客应急出口设计所采用的型式、布置数量和位置、应急出口的接近通道设计等，并结合旋翼航空器客座量，说明应急出口型式和数量与客座量的匹配关系，从旅客作为处至应急出口的通路设计是否易于旅客接近。

(2)进行工程符合性检查，对于有疑问的旅客应急出口设计进行确认，保证旅客应急出口的型式符合条款要求，确认旅客应急出口的数量和位置布置、撤离通路设计都易于旅客接近，旅客应急出口的撤离通道无障碍物。

2.2 第 29.807 条(c)款的符合性方法

(1)通过设计说明文件阐述旋翼航空器是否在机身的顶部、底部或尾部设置有足够的应急出口，以保证旋翼航空在应急着陆出现倾倒的情况下，仍能够提供应急撤离能力。

如果旋翼航空器在机身顶部、底部或尾部设置了出口，还应详细描述应急出口的具体位置、型式、尺寸和数量等，并说明在旋翼航空器应急着陆出现倾倒的情况下，旅客从就坐位置如何接近这些应急出口并顺利撤离。

(2)如果拟采用本条(c)款(2)项来表明符合性，则应进行旋翼航空器应急着陆状态分析，表明旋翼航空器倾倒在一侧的概率极小。分析通常包括：防止旋翼航空器在应急着陆时倾倒在一侧的设计措施；起落架和支撑结构进行充分的破损-安全分析和疲劳试验与分析，表明旋翼航空器不可能由于单个结构破坏而倒向一侧。

2.3 第 29.807 条(d)款的符合性方法

(1)对于申请水上迫降合格审定的旋翼航空器，应通过设计说明文件描述航空器客座量、对应的水上迫降应急出口型式、数量配置、布置位置、应急出口与水上迫降后浸水水线的关系（水上迫降应急出口的门槛应在航空器应急着水后漂浮状态的浸水水线以上），以及应急出口与应

急漂浮装置的位置关系等。

(2)对水上迫降应急出口进行分析，评估水上迫降应急出口的应急撤离能力，包括应急漂浮装置收起和打开状态（含打开过程）是否会影响应急出口的使用、降低应急撤离通道的畅通性。

(3)如果对水上迫降应急出口的分析不能充分的表明符合性或对设计符合性仍存在疑问，则应对水上迫降应急出口的功能进行演示验证。应以旋翼航空器的全尺寸试验件进行试验，对应急漂浮装置收起和打开的整个过程是否影响应急出口使用进行演示验证，表明水上迫降应急出口的每个出口门槛，都在水线以上，应急漂浮装置在任何状态都不会妨碍旅客应急撤离。

如果对水上迫降应急出口的分析已经能够表明，在各种状态下，应急漂浮装置与应急出口的相对位置已经能够保证漂浮装置不会影响应急出口使用的话，则可以不进行演示验证，可以通过机上检查来确认符合性。

2.4 第29.807条(e)款的符合性方法

(1)结合旋翼航空器的构型设计特征，说明不能在机身侧面设置I型或II型应急出口的原因，并详细描述旅客斜道应急出口的设计特征、布置位置、配置数量、应急撤离通路设计及对第29.813条的符合性情况等。

(2)进行工程符合性检查，确认布置在斜道上的旅客应急出口通路无障碍物，应急出口型式和数量、从旅客座位处至应急出口的撤离通路是否满足第29.813条的要求。

2.5 第29.807条(f)款的符合性方法

(1)对水上迫降应急出口进行功能演示试验，验证表明每一应急出口均能从航空器内侧和外侧打开，开启方法简单且不特别费力，应急出口周围的布置设计能够便于旅客通过应急出口实施撤离，以此表明每个应急出口的功能正常。

对于满足第29.803条(d)款要求的旋翼航空器，则按照附录D的要求进行演示试验。对于其他旋翼航空器，在进行功能演示试验时，应考虑选择有代表性的男性、女性乘客，演示应模拟整个应急撤离过程，即旅客就坐后被告知应急撤离开始，从就坐位置至应急出口附近，并开启应急出口撤离至安全区域的整个过程。这些旅客在演示前允许进行一般的客舱安全培训。通常有代表性的男性、女性旅客可以考虑身高较高、

体重较大的男性旅客和身高较低、体重较轻的女性旅客。注意在进行应急出口功能演示试验时，应根据设计状态来安装相关的内饰和座椅，以便充分的验证这些内饰和座椅安装是否会影响到应急撤离的过程和应急出口的畅通性。

AC 29.809 应急出口的布置

1.条款要求解析

本条款是对旋翼航空器应急出口的布置提出的适航要求，包括应急出口的构成、打开方式要求、锁定措施要求，防止轻度坠撞中被卡住的要求，并提出了配备应急撤离辅助装置的要求等，目的是保证应急出口的布置能够保证乘员能够使用应急出口迅速实施撤离。

1.1 第 29.809 条(a)款

本款规定了应急出口的设计构成和出口应该为通向外部的无障碍出口两方面的要求。

1.2 第 29.809 条(b)款

本款规定了应急出口的开启方式。即应急出口必须能够从旋翼航空器内、外两侧开启。

1.3 第 29.809 条(c)款

本款规定了应急出口的开启措施和开启力要求，以便于人员在应急情况下能够快速打开应急出口并实施撤离。首先，应急出口的开启措施必须简单明了，其次开启力不要求特别费力，也不能要求操作者有特殊的技能。

1.4 第 29.809 条(d)款

本款规定了应急出口的锁定措施要求。即每个应急出口必须有锁定的措施，且该锁定措施能够保证在飞行中防止人为无意地打开或因为机械损坏而打开。

1.5 第 29.809 条(e)款

本款规定了应急出口应能够承受轻度坠撞情况下的惯性力，且不会因机身变形而被卡住的要求。本款所述“轻度坠撞”，是指第 29.783 条(d)款中旋翼航空器在应急着陆过程中，受到(a)向上 1.5g；(b)向前 4.0g；(c)侧向 2.0g；(d)向下 4.0g 的极限惯性载荷系数所对应的惯性力。由于在轻度坠撞应急着陆情况下，机身可能会产生扭曲变形，导致应急出口

被卡住而无法打开。因此，应急出口的设计需要采取相应的措施，避免因机身变形而导致应急出口被卡住而无法正常打开使用。

1.6 第 29.809 条(f)款

本款规定了应急出口配备辅助装置来帮助乘员撤离的要求。对于陆基旋翼航空器，如果应急出口的门槛离地高度大于 183 厘米(6 英尺)时，则应配备应急撤离辅助装置。如果应急出口与舱内地板齐平，则可以配备本条(g)款要求的滑梯或等效手段；如果应急出口不与地板齐平，而有机内上跨距离，则可以配备经批准的绳索或等效设备来帮助乘客撤离。

1.7 第 29.809 条(g)款

本款是对应急出口撤离辅助滑梯及滑梯安装后的功能验证要求。

(1)滑梯必须能自动展开，展开应随着应急出口的开启进行。但对于作为登机门和服务门的应急出口，必须有措施防止滑梯在非应急状态意外展开。

(2)滑梯应在展开后 10 秒内自动竖立，且滑梯的长度要保证其下端支撑在地面（包括考虑一根或几根起落架折断的情况），确保乘员能够安全撤离。

(3)滑梯的展开还应考虑在风向最不利的情况下承受 12.86 米/秒(25 节）的风速下仍能够展开，且仅需一人扶住滑梯就能保持可用。

(4)每个滑梯在安装后，需要进行连续的五次展开和充气试验而无失败。

1.8 第 29.809 条(h)款

本款是对本条(f)款的补充，一定程度上放宽了对于旅客座位数在 30 座及以下的航空器应急出口撤离辅助装置的要求。即对于这类旋翼航空器，如应急出口门槛离地高度大于 183 厘米（6 英尺），并且应急出口与舱内地板齐平，如果该航空器能够完成第 29.803 条(d)、(e)款要求的应急撤离演示试验，则可以用绳索或其它辅助装置来代替滑梯。

1.9 第 29.809 条(i)款

本款是对使用绳索作为应急撤离辅助装置的要求。包括了绳索的载荷强度要求和安装位置要求。

2. 可接受的符合性方法

本条款可接受的符合性方法包括：设计评审、分析/计算、试验室试验、地面试验、工程符合性检查和设备鉴定。

2.1 第29.809条(a)、(b)、(d)款的符合性方法

(1)详细描述旋翼航空器应急出口的设计和布置情况，明确每个应急出口的布置位置、开启方式、开启措施、防止出口在飞行中或因机械损坏而打开的锁定措施等。

通常，应急出口主要由机身外壁上的可打开的或可卸的舱门或舱盖构成，如可卸的抛放窗户等。对于应急出口的“无障碍”开口要求，通常应确保应急出口的附近没有影响撤离的障碍物，如座椅靠背突出、舱内设备等。对于应急出口的开启方式，除了舱内乘员能够从内测打开外，还考虑从外侧能够迅速开启。这主要是考虑如应急着陆后舱内乘员出现伤亡，或由于着火和烟气弥漫，从而导致舱内乘员无法正常使用应急出口，则需要外部救援人员从外部打开应急出口，协助舱内乘员撤离。

(2)进行工程符合性检查，对旋翼航空器应急出口是否满足“通向外部无障碍开口”的要求，是否能够从内、外两侧开启，是否有锁定措施等。

2.2 第29.809条(c)款的符合性方法

(1)详细描述应急出口的开启措施指示、开启步骤等。

(2)进行地面试验或工程符合性检查，确认应急出口的开启措施是否足够简单、明了，是否不特别费力。可以结合第29.807条(f)款和附件D要求的应急撤离功能演示试验来验证本款要求。

本款所述“不要求特别用力”，虽然规章中没有明确给出具体的量值要求，但通常应该考虑具有代表性的典型人员来对开启力进行几组试验测量，可以考虑身体瘦弱的女性(如体重在40~50公斤(90~110磅))对开启力进行试验，开启出口的操作应简单，不需要特殊的技巧，且开启力平均不应超过223牛（50磅），几组试验中个别最大载荷不得超过245牛（55磅）。

2.3 第29.809条(e)款的符合性方法

(1)详细描述应急出口的设计情况，说明所采取的防止因应急着陆后机身出现变形而卡住应急出口的设计措施。

(2)进行分析/计算，确认在第29.783条(d)款所述的轻度坠撞条件下，应急出口布置位置处的结构变形量对应急出口开启和使用的影响。通常可以在设计中保证应急出口处的结构框与应急出口有足够的间隙或把应急出口设计成基本不受机身变形影响的方式来满足本款要求。

2.4 第29.809条(f)款的符合性方法

确定陆基旋翼航空器的构型，详细描述应急出口的类型、应急出口门槛离地高度，出口是否与舱内地板齐平等。对于应急出口门槛高于地面183厘米（6英尺）且与舱内地板齐平的出口，应阐述是否配置了符合本条(g)款的经批准的滑梯或其他等效装置；对于应急出口门槛高于地面183厘米（6英尺）但出口不与舱内地板齐平的出口，应阐述是否配备了经批准的绳索或其他等效辅助撤离装置。

经批准的滑梯可以是满足CTSO-C69《应急撤离滑梯、轻便梯、轻便梯/滑梯以及滑梯/救生筏》要求的滑梯或满足该CTSO要求的经适航当局批准的滑梯。对于绳索，则还应满足本条(i)款要求。

2.5 第29.809条(g)款的符合性方法

(1)详细描述应急出口的滑梯及其安装设计，说明滑梯的充气展开方法、展开性能、支撑设计等。如果有旅客登机门或服务门兼做应急出口，则应详细说明所采取的防止在非应急状态下滑梯意外展开的措施。

(2)进行滑梯装机后的地面试验验证。该试验可随应急撤离演示进行，在旋翼航空器启动开门装置至出口完全打开期间，确认滑梯是否自动充气展开，并且能够在展开后10秒内自动竖立，且展开后的滑梯长度能够使其下端自行支撑在地面。试验应模拟:

(a)模拟一根或几根起落架支柱折断后的航空器姿态，检查确认滑梯仍能使乘员安全撤离至地面。在旋翼航空器的一根或几根起落架支柱折断后，旋翼航空器会俯仰或倾斜，导致航空器姿态发生变化，从而导致完全展开的滑梯姿态也发生变化，但无论如何，都应保证机上人员仍能够安全的使用滑梯迅速撤离至地面。

(b)考虑最不利风向，在风速至少为12.86米/秒（25节）时进行滑梯展开试验，确认滑梯仍能自动展开，并且完全展开后，仅由一个人扶住就能维持可用状态，将乘员安全撤离至地面。

(c)每个滑梯安装后，必须连续进行五次展开和充气试验而不出现失败。每5次连续试验中，至少有3次使用同一典型抽样进行。每个抽样的滑梯及其安装在经受第29.561条(b)款的惯性力后，滑梯的展开仍应正常。

(d)如上述的连续进行的5次展开和充气试验过程中滑梯的任何部分发生损坏或不能正常工作，则必须确认损坏或故障的原因，并排除后重

新进行连续 5 次的展开和充气试验而无失败。

2.6 第 29.809 条(h)款的符合性方法

(1)详细说明旋翼航空器的旅客座位数和应急出口门槛设计特征，如旅客座位数不超过 30 座，且应急出口门槛高于地面 183 厘米（6 英尺），则说明会否按照本款要求配备了绳索或其他应急撤离辅助装置。

(2)进行应急撤离演示试验，验证采用绳索或其它辅助设施作为撤离辅助装置，能够按照第 29.803 条(d)、(e)款的要求完成应急撤离演示。

2.7 第 29.809 条(i)款的符合性方法

(1)详细描述使用的应急撤离辅助装置——绳索的连接设计，以及绳索的安装位置是否考虑了对其它条款要求符合性的影响（比如收起后的绳索是否会影响驾驶舱视界）。

(2)进行强度分析/计算，对绳索及连接接头的连接强度进行校核，确定其能承受 1765 牛（400 磅）的静载荷。如果有需要，可进一步进行静强度试验室试验，验证绳索的静强度符合要求。

(3)通过工程符合性检查，确认绳索连接位置是否合理，不会对旋翼航空器安全飞行带来其它不利影响。

AC 29.811 应急出口的标记

1. 条款要求解析/规章安全意图

第 29.811 条款规定了运输类旋翼航空器应急出口的标记要求，包括每个应急出口的位置标示、应急出口开启装置的位置标记和使用说明标示的可见性、字体要求、标示图形要求、标示或标记颜色要求、标示内容要求、标记对比度等，目的是保证乘客能够准确识别并使用应急出口，从而实现安全撤离。

1.1 第 29.811 条(a)款

本款是对应急出口标记可见性的总则性要求。

旅客应急出口的接近通路和开启方法必须设计有相关标记，这些标记在白天和晚上都必须醒目可见，以便能正确引导乘员找到应急出口并开启。对于按第 29.801 条申请水上迫降的旋翼航空器，这些标记还必须设计成在旋翼航空器倾覆在水中和客舱浸水时，仍能保持可见。这类标记包括但不限于应急出口位置标示、出口标记标示、操纵手柄标示和使用说明标示等。接近通路是指主过道和应急出口之间的通路。

特别地，为满足黑暗环境或水下环境的可见性要求，相关标记需要采用电照明来点亮或非电的自身发亮标记。

1.2 第 29.811 条(b)款

本款是对应急出口辨识距离的要求。

坐在最侧边的旅客只能看到对面的应急出口，因此，本款要求在距离等于座舱宽度的任何位置，都应该能够认清每个应急出口及其位置，目的是保证处于座舱内任何位置的旅客在应急情况下均能确定无疑地奔向应急出口。

1.3 第 29.811 条(c)款

本款是对旋翼航空器内部的用于指明应急出口位置的位置标示的设置要求。

旅客应急出口的位置标示，必须保证沿客舱每条主过道走近的乘员能够看见，且出口位置标示的设置及数量应保证每个位置上的乘员来到最近的主过道后，能通过出口位置标示明白应急出口所处的位置。为此，应根据客舱的实际布置设计确定应急出口位置指示标示的位置。例如:

(1) 在紧靠每个地板应急出口过道附近或过道上方，应该设有应急出口位置指示标示。但如果乘员从某个标示处能方便地看到两个出口，则可以用一个标示来指示这两个出口。

(2) 如果应急出口被隔框或隔板挡住，则必须在适当的位置设置（比如在该隔框或隔板上）应急出口位置指示标示来把应急出口指示出来。

(3) 对于机身高度较低的旋翼航空器，必须在主过道侧面设置应急出口的位置标示，而不能设在过道顶部，因为设在顶部的标记可能会危害乘员头部，而且可能会妨碍出入。

(4) 通常，出口位置标示和出口标记标示是独立的，分别具有不同的功能。但对于小型客舱，可以采用一个标有“出口”的自身发亮的标示来同时作为客舱一侧的某个应急出口的位置标示和标记标示。如果使用此类“出口”标示来同时用于定位和标记某个应急出口，则应该将该标示固定在出口上方的机身上，而不能固定在出口上，因为在打开出口并将出口从客舱抛放后，同时也会丧失出口标示的定位功能（随出口一起被抛放），从而乘客便缺少了标示来定位应急出口，而应急出口位置标示又是指导所有乘员撤离所必不可少的标记。

1.4 第 29.811 条(d)款

本款是针对客舱内部旅客应急出口标记标示和位置标示的具体要求，

包括字体、颜色和亮度要求。

(1)标记底板要求：50毫米（2英寸）高的红底。

(2)标记字体要求：25毫米（1英寸）高的白字。

(3)标记亮度要求：自身发亮或采用电照明，亮度至少为0.51坎平方米（160微朗伯）。

如果要增加旅客舱的应急照明，则可以将标示的颜色改成白底红字。

此外，本款也是针对B类旋翼航空器客舱内部的应急照明要求，并且针对B类旋翼航空器未规定一般照明标准。满足本款提出的有关照明指标要求，能够对两个应急出口之间的客舱提供足够的照明，从而有助于乘客在过道堆积有衣服、行李、损坏的座椅等情况下较快地到达应急出口，也有助于为需要帮助的乘客提供必要的帮助。

1.5 第29.811条(e)款

本款是客舱内部旅客应急出口操纵手柄位置和开启说明的标示要求，包括可辨读距离、标示字体的尺寸和位置、图形样式和尺寸等。

(1)对于每个旅客应急出口，其操纵手柄位置和开启说明标记应位于该出口上或出口附近，并且必须能从相距760毫米（30英寸）处可辨读。应急出口的开启说明应简单明了，如可以使用“旋转手柄”、“推”、“拉”等字样。

(2)对于依靠转动手柄来开启应急出口锁定机构的I型或II型应急出口，为提高开启指令的可读性和可操作性，进一步对转动手柄的标示内容和图形样式提出了设计要求:

(a)绘有红色圆弧箭头，其箭身宽度不小于19毫米（3/4英寸），箭头两倍于箭身宽度，圆弧半径约等于3/4手柄长度，圆弧范围至少为70°；

(b)在靠近箭头处，用红色水平地书写“开”字（汉字字高至少为40毫米；英文字高为25毫米（1英寸））。

1.6 第29.811条(f)款

本款是旅客应急出口及开启方式在旋翼航空器外表面标记的相关要求。

(1)每个旅客应急出口及其开启方式，都必须在旋翼航空器外表面进行标记，以给外部救援人员提供指导，方便地找到应急出口并打开出口。

(2)必须采用一条50毫米(2英寸)宽的色带圈出旅客应急出口轮廓。

但对于小型旋翼航空器（最大重量等于或小于5,700公斤（12500磅））中正常情况下用作舱门的旅客应急出口，可以只用50毫米（2英寸）宽的色带圈出该出口的释放手柄，而不用圈出整个舱门应急出口；但对于用作应急出口的非正常使用的舱门，比如舱口、窗户或服务舱门等，则需要按规定圈出整个应急出口。

(3)外部标记(包括色带)必须具有与周围机身表面形成鲜明对比的、易于区别的颜色。其对比度必须为：如果深色的反射率等于或小于15%，则浅色的反射率必须至少为45%；如果深色的反射率大于15%，则深色的反射率和浅色的反射率必须至少相差30%。

1.7 第29.811条(g)款

本款是对客舱内部应急出口的标记标示内容方面的要求，即仅需标明“出口”字样，而不一定要标“应急出口”，对于字体和颜色要求，见第29.811条(d)款。并且规定只要是应急出口，不管数量是否超过了第29.807条要求的数量，都必须满足特定型式应急出口的要求。

2. 可接受的符合性方法

本条款可接受的符合性方法包括：设计评审和工程符合性检查。

2.1 第29.811条(a)款

(1)描述旋翼航空器的运行类型，是否包括白天、黑夜和水上飞行，描述应急出口接近通路和开启方式的标记形式，是否在白天和黑夜都醒目可见。对于申请水上飞行构型的旋翼航空器，还需要描述在旋翼航空器倾覆在水中或客舱浸水时，接近通路和开启方式的标记形式是否醒目可见。

(2)进行工程符合性检查，评定标记在白天和黑夜是否醒目可见，按照标记是否能快速接近和开启应急出口，对于为水上飞行(根据第29.801条批准的）所装备的旋翼航空器构型，还需在客舱浸水或等效方法下检查应急出口标记的可见度，是否能正确引导旅客到达应急出口。

2.2 第29.811条(b)款

(1)描述旋翼航空器每个应急出口设置的位置，应急出口标记的形式，说明在距离等于座舱宽度的位置，能够认清每个应急出口及位置。

(2)进行工程符合性检查，评估在距离等于座舱宽度的位置，是否能认清每个旅客应急出口及位置。

2.3 第29.811条(c)款

(1)描述旋翼航空器的构型，应急出口的设置位置，说明应急出口标示的设置方式，是否有隔板或隔框遮挡标示，标示的指示是否清楚，是否能保证沿客舱每条主过道走近的乘员能看见，并且标示不会伤害乘员。

(2)进行工程符合性检查，评估应急出口标示设置的合理性，是否会伤害乘员头部，沿客舱每条主过道走近的乘员是否能看见标示，是否会被隔框或隔板遮挡住，标示是否能清楚地告知乘员应急出口的位置。

2.4 第29.811条(d)款

(1)描述旋翼航空器应急出口标记和位置标示所用字体、背景色及字体颜色，背景色高度、字体高度，标记和标示采用自身发亮还是电照明方式，亮度大小，旅客舱的应急照明是否符合要求等。

(2)进行工程符合性检查，评估应急出口的标记和每个位置标示是否符合要求，背景和字体的颜色，高度是否符合要求，测量标记的亮度，评估亮度是否符合要求。

2.5 第29.811条(e)款

(1)描述旋翼航空器对应急出口操纵手柄的位置标记，字体的尺寸和位置是否明显可辨；应急出口的开启说明的标示方式，图形样式和尺寸，颜色，开启说明使用的字样，是否简单明了。

(2)进行工程符合性检查，评估应急出口操纵手柄的位置标记，是否在距760毫米（30英寸）处可辨别，应急出口开启说明的标示是否简单明了，标记的图形样式和尺寸，颜色是否符合要求，是否能正确引导旅客打开应急出口。

2.6 第29.811条(f)款

(1)描述应急出口的位置及开启方法在旋翼航空器外表面作标记的方式，所用色带的宽度，颜色。色带是将整个应急出口标出，还是对作舱门使用的应急出口的手柄、开启装置、操纵杆等用色带圈出，所用的方式是否与旋翼航空器的构型相适应。

(2)进行工程符合性检查，评估应急出口及开启方法在旋翼航空器外表面作的标记是否符合要求，测量标记色带的宽度，并测量外部出口标记的反射率，是否符合要求。

2.7 第29.811条(g)款

(1)描述旋翼航空器应急出口设置的类型和数量，类型和数量是否与旋翼航空器的应急出口的设置要求相符，应急出口的标记形式等。

(2)进行工程符合性检查，评估应急出口的类型和数量是否符合要

求，所有应急出口是否作了标记。

AC 29.812 应急照明

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款是对A类运输类旋翼航空器应急照明的通用要求，包括应急照明电源的独立性和照明电源的照度要求，外部照明的亮度、位置要求，灯光的控制要求，辅助设施照明，照明时间以及蓄电池作为应急照明能源时的要求，旨在保证旋翼航空器发生故障而紧急迫降时，为乘员在黑暗环境下进行应急撤离时提供足够的照明。

1.1 第29.812条(a)款

考虑到旋翼航空器发生故障紧急迫降时，主照明系统电源功能可能会丧失，所以本款要求应急照明系统的电源必须是独立的，即独立于主照明系统。另外，要求应急照明系统能够照亮每一个旅客应急出口处的标记和位置标示，给客舱提供足够的照明，并且给出了照度的测量方法以及最小照明度的定量要求。

另外，只要应急照明系统与正常的客舱照明电路能充分分离，则可以与正常客舱照明系统共用照明灯泡，需要注意的是共用部分的单个故障不能使得应急照明系统无法使用。

1.2 第29.812条(b)款

本款要求对每一个应急出口，都必须提供外部应急照明。外部应急照明可以由内部或外部光源提供，并且给出了照度的测量方法以及最小照明度的定量要求。

1.3 第29.812条(c)款

对于第29.812条(a)款或(b)款要求的应急照明系统，规定必须设置两套控制装置，且这两套控制装置的位置应布置在醒目位置，易于接近，指示明确，便于操作，便于飞行机组或乘员进行手动控制。其中一套控制装置布置在客舱内，可以由飞行机组成员或乘员来操纵，另一套布置在驾驶舱内。

要求驾驶舱应急照明系统的控制装置必须有“接通”、“断开”、“准备”三种位置，并且各个开关之间，以及各开关与任何其它系统之间，都应是独立操作的。当控制装置的开关置于驾驶舱或客舱的“接通”位置，应急照明灯应保持燃亮；如果开关置于“准备”位置，正常状态

下，应急照明灯不应燃亮，但一旦出现应急情况，旋翼航空器的正常电源出现中断，则应急照明灯必须自动燃亮。

需要注意的是控制开关不能使用惯性开关。

1.4 第 29.812 条(d)款

本款要求所有协助乘员撤离的辅助撤离设施，必须有足够的照明，使乘员从旋翼航空器上就能够看见竖好的辅助设施。规定了辅助装置照度的测量方法以及最小照明度的定量要求。

另外规定，如果给辅助设施照明的应急照明分系统独立于主应急照明系统，则还需要满足在辅助设施竖立时自动接通，照明度要求与第29.812 条(d)款(1)项相同，且不得因收藏而受到不利影响。

1.5 第 29.812 条(e)款

本款要求在紧急着陆后的临界环境条件下，不论是内部应急照明还是外部应急照明，每个应急照明装置的能源必须能够提供大于或等于 10 分钟的满足照度要求的照明。

1.6 第 29.812 条(f)款

本款要求如果应急照明系统由蓄电池提供能源，蓄电池可以由旋翼航空器的主电源系统充电，但要求充电电路的设计能够防止蓄电池发生意外对充电电路放电的故障。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.812 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、地面试验和工程符合性检查。

本条款是对 A 类运输类旋翼航空器的要求，首先依据旋翼航空器的构型和申请的合格审定类别，确定此条款是否适用。对于申请 A 类合格审定的旋翼航空器，必须符合本条款要求并进行符合性验证；对于最大重量大于 9080 公斤（20000 磅）且客座量等于或小于 9 座的旋翼航空器，以及最大重量等于或小于 9080 公斤（20000 磅）且客座量等于或大于 10 座的旋翼航空器，可按 B 类进行合格审定，但也必须符合本条款的要求。

2.1 第 29.812 条(a)款符合性方法

(1)编制说明文件，详细描述旋翼航空器应急照明系统的设计和供电方式、工作原理，说明应急灯安装的位置，能够达到的照明度，是否能够照明每一个旅客应急出口标记和位置标示。

(2)进行地面试验，沿客舱主过道中心线，在座舱扶手上按间隔 1000

毫米（40英寸）进行照度测量，评估平均照度是否不小于0.538勒（0.05英尺一烛光），是否能够清楚地看见每一个旅客应急出口标记和位置标示。

2.2 第29.812条(b)款符合性方法

(1)编制说明文件，描述每一个应急出口是否设置了外部应急照明，是内部光源还是外部光源，能够达到的照明度。

(2)进行地面试验，在起落架放下，应急出口打开时，测量舱外地面的照明宽度，在垂直于入射光方向测量，评估照明宽度是否与应急出口宽度相等，照明度是否不小于0.538勒（0.05英尺一烛光）。

2.3 第29.812条(c)款符合性方法

(1)编制说明文件，描述旋翼航空器应急照明系统控制装置的设计，包括工作原理、电源控制线路（具有两套控制装置）及应急照明系统的接线情况、应急灯的安装及控制装置的安装等，客舱中的控制开关是否布置在醒目位置，便于操作。

(2)进行地面试验，对应急照明系统的控制装置“接通”、“断开”、“准备”三种位置的控制逻辑进行测试。当控制开关置于驾驶舱或客舱的“接通”位置，应急照明灯是否保持燃亮；当置于“准备”位置时，一旦旋翼航空器的正常电源出现中断，应急照明灯是否自动燃亮。

(3)进行工程符合性检查，检查应急照明操作装置，评估其可达性及有无操作障碍。

2.4 第29.812条(d)款符合性方法

(1)编制说明文件，描述旋翼航空器的应急撤离辅助设施照明的设计，是使用旋翼航空器的应急照明系统，还是撤离设施自带的应急照明系统。

(2)进行地面试验，测量辅助设施竖立后接地端的照度，评估照度是否不小于0.323勒（0.03英尺一烛光），乘员是否在旋翼航空器上即能看见竖好的辅助设施。对于辅助设施自带的应急照明系统，还需测试辅助设施竖立时，应急照明系统是否能自动接通，并评估其是否因收藏而受到不利影响。

2.5 第29.812条(e)款符合性方法

进行地面试验，在紧急着陆后的临界环境条件下，测量应急照明系统在要求的最低照度下，是否能够保持10分钟以上。

2.6 第29.812条(f)款符合性方法

编制说明文件，阐述旋翼航空器应急照明系统的设计情况，对于使

用蓄电池作为能源的构型，是否由旋翼航空器主电源系统对蓄电池充电，描述充电电路的设计情况，是否设置了防止蓄电池向充电电路放电的措施等。

AC 29.813 应急出口通路

1.条款要求解析

本条款规定了旋翼航空器客舱之间的通道和通向各型应急出口通道的要求，旨在保证乘员能够通过具有足够尺寸的通道到达应急出口处。

1.1 第 29.813 条(a)款

本款规定了旋翼航空器客舱之间的每条通道和通向 I 型和 II 型应急出口的每条通道必须满足的要求，即通道上无障碍物、通道宽度至少 510 毫米（20 英寸）。

1.2 第 29.813 条(b)款

本款是对满足第 29.809 条(f)款条所述的应急出口的通道要求。对于门槛离地高度大于 183 厘米(6 英尺)的应急出口周围需具有足够的空间，保证撤离通道无障碍宽度不小于应急出口的标准宽度要求（即不同类型应急出口的宽度要求），以便一名机组成员能够在应急出口处协助乘员使用配备的辅助撤离设施（包括绳索或滑梯等）。

1.3 第 29.813 条(c)款

本条规定了从每条过道至每个III型和IV型应急出口的通道的要求。对于III型和IV型应急出口，虽然没有明确规定通向应急出口的“通道”要求，但仍要求有从舱内每条过道通往每个III型和IV型应急出口的路径。

本条(c)款(1)项和本条(c)款(2)项分别对客座量（不含驾驶员）小于等于 19 座和大于等于 20 座的旋翼航空器上通往每个III型和IV型应急出口的路径提出了进一步的要求。对于客座量大于等于 20 座的旋翼航空器，在距出口不小于旋翼航空器上最窄旅客座椅宽度的一段距离内，座椅、卧铺或其它凸出物（包括处于任何姿态的椅背）均不能阻挡该出口的投影开口；对于客座量小于等于 19 座的旋翼航空器，如果设计有“保持出口有效性的补偿措施”，则在III型或IV型应急出口抛放开启区内允许有小障碍物。

2. 可接受的符合性方法

本条款可接受的符合性方法包括：设计评审、地面试验和工程符合

性检查。

2.1 第 29.813 条(a)款的符合性方法

(1)对于Ⅰ型或Ⅱ型应急出口，阐述应急出口通道的设计情况，指出应急出口通道的宽度是否不小于 510 毫米（20 英寸），并结合应急出口通道周围布置设计情况，说明通道上是否有障碍物等。

部分运输类旋翼航空器的通道不一定按本条款来设置。如对于一些通用的或“宽体”旋翼航空器，在其机组区（驾驶舱）和旅客区（客舱）之间可能有一部分空间开阔区域，对此种构型可通过设置横向排列的座椅来为通向Ⅰ型、Ⅱ型应急出口提供通路，这种设计通常没有主过道。

(2)进行工程符合性检查，测量客舱之间的每条通道和通向应急出口的每条通道的宽度，确定其符合规章要求的尺寸；结合Ⅰ型和Ⅱ型出口通道的周围布置设计，确认不存在影响应急撤离通道的畅通性的障碍物。

应注意，应确保座椅（能横向或前后向移动）或工作台（带门或抽屉）的安装不会侵占到所要求的通道。通常可以采用诸如座椅导轨限动器、椅背机构限动器、工作台门（或抽屉）机构限动器等设计特征来满足此要求。

2.2 第 29.813 条(b)款的符合性方法

(1)阐述具有第 29.809 条(f)款设计特征的应急出口的类型、周围布置设计、周围空间尺寸、所配备的辅助撤离设施（绳索或滑梯等）及应急撤离程序（如机组成员协助旅客撤离的相关程序）、出口通道的无障碍宽度等。

(2)进行地面试验，通过机组人员模拟使用辅助撤离设施协助乘客撤离的演示，并结合尺寸测量等方式，来确认出口周围的空间足够大，且出口通道无障碍物。

应注意，不能因机组成员执行协助撤离工作的站位而导致应急撤离通道的无障碍宽度小于应急出口的标准宽度要求。

2.3 第 29.813 条(c)款的符合性方法

(1)对于Ⅲ型或Ⅳ型应急出口，阐述应急出口通路设计、周围布置设计（如客舱内的座椅及是否可折叠）及是否对通道构成障碍、可能采取的等效补偿措施等。

针对某些中型旋翼航空器，可能需要对其紧凑型的内部布置增加一些设计特征。例如，对应急出口位于铰接式门或滑动门上，旅客区因燃

油箱、减速器等舱段而受到侵占或形成突出部位的旋翼航空器构型，就可能需要一些特殊的设计特征来确保坐在客舱一侧或一个区域的旅客，能够由“通路”到达旋翼航空器的同一侧或另一侧的所有III型或IV型出口。此时，一定要注意不要将客舱分隔成多个隔舱。再如，对于只有横向过道而无纵向过道，而III型或IV型出口布置在一排或多排横排座椅的客舱两端的紧凑型客舱构型，可以采用椅背折叠机构来满足通路的要求。

(2)进行工程符合性检查，评估每一应急出口通路的周围布置特点在各种状态下都不会构成对通往应急出口通路的障碍。

应注意，本条(c)款(2)项所述的补偿措施可包括下列设计细节：加宽通向应急出口的通路宽度，在所要求的最少出口数基础上增加出口数量，或设置有助于旅客通过带障碍物的出口的台阶或其它辅助设施。可以通过试验或分析来验证补偿措施的有效性。

AC 29.815 主过道宽度

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款规定了旋翼航空器旅客主过道的最小宽度，目的是确保旅客在应急情况下能迅速撤离。

(1)旋翼航空器采用纵向主过道时，应说明最小过道宽度值。针对主过道的具体宽度值要求，考虑到人体上宽下窄的生理特点，适航规章规定主过道在不同高度范围内可以具有不同的宽度。以635毫米(25英寸)的高度划分了上下两个范围，635毫米(25英寸)以下的宽度要求比635毫米(25英寸)以上的要求低，具体如表AC 29.815-1所示。

表AC 29.815-1 旅客主过道最小宽度要求

客座量	旅客主过道最小宽度	
	离地板高度＜635毫米(25英寸)	离地板高度≥635毫米(25英寸)
≤10	300毫米(12英寸)[3]	380毫米(15英寸)
11～19	300毫米(12英寸)	510毫米(20英寸)
≥20	380毫米(15英寸)	510毫米(20英寸)

(2)对于某些具有短、宽客舱的军用或货运旋翼航空器，其初始设计

[3] 经适航当局认为必须的试验证实，可以批准更窄的、但不小于230毫米(9英寸)的旅客主过道宽度。

往往不具有纵向主过道，如需要将其改装成民用客运型，则改装后的这些旋翼航空器应具有如下设计特征:

(a)客座量一般不大于19座；并且

(b)座椅布置为乘客面朝外；或者

(c)座椅布置为横排座椅，排数有限且整体可折叠或椅背可折叠；或者

(d)座椅布置为带有主过道和无主过道的横排和纵排座椅的组合布置，能够方便乘客进出。

2. 可接受的符合性方法

本条款可接受的符合性方法包括：设计评审、地面试验和工程符合性检查。

(1)阐述旋翼航空器的客座量，旅客座椅的类型与布置，座椅的各项尺寸数据，详细阐述旋翼航空器过道的设计情况，详细说明过道的宽度尺寸值。

(2)进行工程符合性检查，对各不同位置区域、不同离地高度的主过道宽度进行测量。主过道宽度是指在没有乘客就坐情况下测量的座位之间的最小间距。在测量时，座椅垫和靠垫处于非压缩状态，并且考虑座椅处于最不利位置时的间距（考虑座椅扶手的最不利位置）。如果座椅可以旋转调节，且调节后的某些状态下间距小于条款要求，则可以通过限制标记、标牌，并在飞行手册中明确指出应在滑行、起飞和着陆时将座椅锁定在正常向前或向后状态，并且主过道宽度应满足条款要求。

(3)如果旋翼航空器客舱布置的主过道宽度不满足规定的要求，如离地板高度635毫米（25英寸）以下，比规章要求的更小，但不小于230毫米（9英寸），则可以通过试验来验证通道宽度满足应急撤离的要求，但试验需要通过局方批准。

AC 29.831 通风

1. 条款要求解析/规章安全意图

第29.831条款的安全意图是保证运输类旋翼航空器的驾驶舱和客舱在经批准的运行条件下:

(1)有足够的新鲜空气，可以满足最低通风要求;

(2)在用于通风的相关系统正常和故障下，均不得含有有害或危险浓度的气体或蒸汽。

条款要求的详细解读如下:

1.1 第29.831条(a)款

本款规定了每个驾驶舱和客舱都必须通风，且对驾驶舱提出了最低的通风要求。对驾驶舱内的新鲜空气的最低要求，是其通风量应使机组成员完成其任务而不致过度不适或疲劳，每分钟给每名机组成员提供的新鲜空气量不得少于283升（10立方英尺）。

1.2 第29.831条(b)款

本款是对旋翼航空器每个驾驶舱和客舱中空气质量的要求，空气中不能含有达到有害或危险浓度的气体和蒸汽。

1.3 第29.831条(c)款

本款提出了旋翼航空器在前飞情况下舱内空气一氧化碳浓度定量要求和其他情况下的使用限制要求。

1.4 第29.831条(d)款

本款规定，在旋翼航空器用于通风的相关系统出现任何可能的故障时，驾驶舱和客舱中的空气不得含有达到有害或危险浓度的气体和蒸汽，舱内空气中的一氧化碳浓度不得超过二万分之一。

2. 可接受的符合性方法

2.1 符合性方法概述

满足第29.831条要求可接受的符合性方法为设计评审、分析/计算、安全评估和飞行试验。

2.2 第29.831条(a)款的符合性方法

(1)依据旋翼航空器驾驶舱和客舱的构型以及乘员数量，选择具备足够通风量的通风相关系统来实现足够的通风量，并且考虑系统压缩机、风扇等设备及附件，不能对驾驶舱内产生过大的噪声。驾驶舱在通风相关系统规章条款符合性说明报告中阐述系统的设计，包括系统的组成、工作原理、性能指标、使用环境。

(2)进行分析计算，根据通风相关系统性能，得到通风和加温状态时的压差、新鲜空气的流量，均匀分配到驾驶舱和客舱，计算人均每分钟获得的新鲜空气量是否满足要求。并考虑例如加温状态时由于高压引气的引射作用等各种工作状态，带来的新鲜空气的流量与通风状态流量的

变化，完成通风相关系统气体流量分析。要注意通风量的计算是否正确。

(3)进行飞行试验，通过机组定性评定，说明提供的空气量满足机组成员完成各项任务，而且不会导致过度不适或疲劳，并且该通风相关系统不会过分地增大驾驶舱内的噪声级别。

2.3 第29.831条(b)款的符合性方法

(1)依据选用的通风相关系统的类型，在符合性说明报告中阐述系统的最大污染状态和对其产生的有害气体评估等。

(2)如果旋翼航空器用发动机引气来调节驾驶舱和客舱的空气，则需要特别注意舱中空气的质量。

根据发动机厂商提供的最大引气气体体量和气体温度的详细说明，以及提供的发动机故障分析，识别出引出的气体可能被污染的所有途径，需要注意在每个故障状态下的滑油流速；滑油制造厂商提供有关滑油在各种温度状态下的分解以及这种分解对提供给驾驶舱和客舱的空气质量影响的资料，设计者分析在正常状态和故障状态下的发动机引气气体，评估确定最严重的空气污染条件（典型的最严重的故障是发动机的滑油密封装置失效，使供应发动机的滑油进入空气流中），进行流速计算，评定驾驶舱和客舱将达到的污染水平以及乘客和机组成员受侵害的持续时间，以此来确定不会有过多的有害气体和蒸汽进入座舱。

通过分析发动机等设备的厂商资料和通风相关系统的管路设计，评定系统和设备正常状态和出现故障时（例如滑油密封装置失效时），是否产生有害或危险气体和蒸汽。评估出最严重的空气污染条件，包括发动机的最大引气量和引气温度条件，针对该污染条件计算出可能发生的舱内最严重污染状态、机组成员及乘客可能受侵害的持续时间。要注意对发动机最严重污染状态的评估结论是否得当。

(3)对于部分设备的故障模式及产生的影响，可能需要供应商进行详细说明和验证。

2.4 第29.831条(c)款的符合性方法

旋翼航空器在飞行状态下，用一氧化碳测试仪对舱内的一氧化碳浓度进行监控和检测，需要考虑窗户开与关、加热器开与关、空气调节器开与关等不同组合的情况，结合系统、机载设备飞行试验，特别需要注意在悬停状态和前飞状态下，测量各飞行状态下一氧化碳的浓度，要求

在前飞状态下，舱内空气中一氧化碳浓度不得超过二万分之一；在非前飞状态下，如果舱内空气中的一氧化碳浓度超过二万分之一，则必须明确使用限制，该限制需要考虑限制飞行姿态和时间、速度，或者采取保护飞行员的合理措施进行某些飞行动作。

具体方法是，进行飞行试验，采用一氧化碳测试仪对驾驶舱和客舱内的一氧化碳浓度进行测量。测量时需要注意，监测通风出口周围的空气，针对窗户开与关、加热器开与关、空气调节器开与关等不同组合条件进行检测。需保证在前飞状态下，测量出的舱内空气中一氧化碳浓度不超过二万分之一；如果在非前飞状态下，舱内空气中一氧化碳浓度超过二万分之一，则应在飞行手册中明确使用限制，限制飞行姿态和时间、速度，或者采取保护飞行员的合理措施，进行某些飞行动作。

2.5 第 29.831 条(d)款的符合性方法

(1)可以采取一定的设计措施，如密封污染源，来保证舱内空气的质量。并且考虑在通风相关系统故障或发动机故障时，能够自动或手动切断引气，使发动机引气不会进入舱内，从而保证舱内空气的质量;

(2)对用发动机引气来调节驾驶舱和客舱空气的系统开展故障安全性分析，通过分析发动机等设备的厂商资料和通风相关系统的管路设计，评定系统和设备正常状态和出现故障时（例如滑油密封装置失效），是否产生有害或危险气体和蒸汽。评估出最严重的空气污染条件，针对该污染条件计算出可能发生的舱内最严重污染状态、机组成员及乘客可能受侵害的持续时间;

(3)如有需要，在“飞行手册”等文件中应明确阐述“应急程序”等内容。 要求发动机出现故障或通风相关系统出现故障时，驾驶员采取相应的措施，从而有效阻止发动机引气进入舱内。

AC 29.833 加温器

1. 条款要求解析/规章安全意图

条款要求所有的加温器都是经过批准的，加温器可以经 CTSOA 批准，也可以作为型号设计的一部分批准。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.833 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审和设备鉴定。

本条款要求每一个燃烧加温器应经过批准。需要考虑系统功能、环境因素或故障情况的条款。因此，应采用第 29.1301、29.1309 条评定该装置的这些方面要求。还应考虑第 29.831 条通风条款，以及第 29.859 条的防火和安装条款。

中国民用航空局颁布了燃烧加温器对应的 CTSO-C20a 标准。如果选用的加温器已按 CTSO-C20a 的规定进行合格鉴定，则可认为是经过批准的。如果该装置未按 CTSO-C20a 的规定进行过合格鉴定，则应尽早地与局方一起制定加温器及其安装的合格审定计划，内容应以 CTSO-C20a 的条款为依据。

该技术标准规定（CTSO-C20a）引用了美国汽车工程师学会（SAE）的航空标准 SAE AS8040B，该标准规定了某些附加装置、设计特征、空气供应条件、试验性能、安全控制、环境条件等的应用。满足该航空标准的所有规定的装置应是可以批准的，然而其安装未必是适航的。有关环境方面的考虑，参考 RTCA/DO-160《机载设备的环境条件和试验方法》的最新版本文件，采用更适合于旋翼航空器的环境谱。类似地，对于满足本标准的其它规范可能也是适用的。

加温系统安装的评定还应考虑基于第 29.1301 条(参见 AC 29.1301)的系统功能。第 29.1309 条(a)款是考虑环境条件的规章限制的基础（参见 AC 29.1309）。该装置在特定旋翼航空器上安装所预期的环境条件应与 CTSO-C20a 所规定的环境条件进行对比。如果 CTSO-C20a 所规定的环境条件与第 29.1309 条中的环境条件不一致，则应补充相关环境条件要求，并表明符合性。应采用第 29.1309 条(b)的款规定来评定安装后的系统可能出现的功能故障，这种评定应以故障分析文件作为证明材料。应遵循在正常和故障条件下“通风空气质量”的一些标准，符合第 29.831 条的空气质量条款（参见 AC 29.831）。此外，还应满足第 29.859 条的规定（参见 AC 29.859）。

具体验证工作如下:

(1)通过说明文件说明选用的加温器单独取得了 CTSOA 或 VDA。或者通过说明文件说明选用未取得 CTSOA 或 VDA 证书的加温器，其设计控制和检验将作为旋翼航空器型号设计的一部分执行，且通过设备鉴定符合性方法来表明符合 CTSO-C20a 标准要求;

(2)通过说明文件表明，加温器的安装采用第29.1301、29.1309条的条款评定了该装置的系统功能、环境因素或故障情况的要求，还考虑了第29.831条通风条款，以及第29.859条的防火和安装条款。

AC 29.855 货舱和行李舱

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款是针对运输类旋翼航空器货舱和行李舱火情防护的适航要求，包括货舱和行李舱使用燃烧防护性材料的要求，货舱和行李舱内布置要求，不可达机舱的火焰包容要求，非密闭货舱和行李舱的火情防护和火焰或烟探测要求，以及对载货旋翼航空器的额外要求等。目的是确保一旦货舱或行李舱出现火情，尽可能降低火情对飞行安全和机上乘员安全的影响。

1.1 第29.855条(a)款

本款是对旋翼航空器货舱和行李舱设计使用的材料的燃烧防护性要求:

(1)对于旅客或机组在旋翼航空器运行期间不占用的货舱和行李舱（无论该舱是否可达），要求使用耐火材料铺设，或者使用耐火材料作为舱内的内衬，并考虑按照第29.1439条要求配备防护性呼吸设备。确保在舱内发生火情后，能够在一定的时间内对火情起到隔离作用，减缓火情蔓延至载人舱，为机上乘员提供必要的保护。

(2)小型的可达货舱和行李舱(舱内容积等于或小于5.66立方米)，机组成员在工作位置就能随时观察到是否有火情，而且在飞行中很容易接近，这类机舱可以适当降低材料要求，选择满足第29.853条(a)款(1)项-(a)款(3)项的阻燃性要求的客舱材料，而不需使用耐火材料做内衬。

1.2 第29.855条(b)款

本款是针对货舱和行李舱舱内布置提出的要求。要求指出，尽量不要在货舱和行李舱中布置涉及旋翼航空器安全运行所需的导线、管路、操纵器件或者是一些设备、附件等。如果不得不布置这些项目，则需要分析这些项目的构成和位置，确定其不会影响旋翼航空器的安全运行。如果这些项目的损坏或故障，会影响旋翼航空器的安全运行，则在设计时，必须采取一些措施，对这些操纵器件进行保护，使得舱内货物的移动不会损伤这些项目，且这些项目的破损或故障不会引起着火的危险。

1.3 第 29.855 条(c)款

本款是对不可达机舱包容火焰能力的要求。

对于飞行中不可达的机舱，必须能够包容舱内发生的火情，直至旋翼航空器着陆和人员安全撤离。可以采取的措施有:

(1)机舱内使用铝制内蒙皮、耐火内衬或隔板，万一舱内起火，内蒙皮或内衬能保护承载结构免受火焰的直接烧毁，直到机组发现起火并采取适当的措施。

(2)设计成密封性足够好的密封机舱。当机舱发生着火时，通过足够的密封性能（与外界没有空气交流，没有足够的氧气来支持继续燃烧）来抑制火情。

1.4 第 29.855 条(d)款

本款是对不密闭的货舱和行李舱抑制火情的要求。

对于没有采用密封性设计措施控制火情的货舱和行李舱，必须设计成使机组成员在其岗位上就能够发现着火事故，或者具有一种装置，能够保证机组在其岗位上及时获得舱内着火的信息。

同时，货舱和行李舱的设计应能够防止有害数量的烟、火焰、灭火剂或其他有毒气体在任何机组舱和客舱内积聚。并且本条要求必须通过飞行试验予以验证。

1.5 第 29.855 条(e)款

本款是对仅用于载货的旋翼航空器货舱和行李舱的补充要求。此时可以把座舱当作货舱来考虑，除了满足第 29.855 条(a)款-(d)款的要求外，设计时还应满足以下规定:

(1)应有措施切断货舱与外界的通风气流，使得火不能继续燃烧。

(2)在货物的所有装载情况下，货物都不会影响机组应急出口的使用。

(3)机舱的设计必须确保货物布置周围没有可能引燃货物的热源或对热源进行屏蔽和隔热设计。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.855 条要求的可接受的符合性方法包括: 设计评审、安全性分析、试验室试验、飞行试验和工程符合性检查。

2.1 第 29.855 条(a)款

(1) 详细阐述货舱和行李舱的设计和舱内的布置，包括货舱和行李舱的位置、容积量、是否可达，飞行机组是否容易接近，选择的材料情况等。

(2) 通过试验室试验，按照相应的试验标准进行燃烧性防护性能试验（耐火试验或阻燃性试验），表明这些材料能够满足相应的燃烧性防护要求。通常，耐火试验可参考 ISO 2685: 1998 进行，阻燃试验按照第 29.853 条的要求进行。如果选择的材料在以往经过合格审定的航空器上使用过，并且能够提供相应的证明材料来表明材料满足相应的燃烧性防护要求，则不需要进行重新验证。

(3) 进行飞行试验，通过飞行机组的评估，对于小型机舱，评估是否在岗位上容易发现机舱内的火情，机舱的每个部位是否容易接近等。

2.2 第 29.855 条(b)款

(1) 详细阐述货舱和行李舱的设计和舱内的布置，说明舱内是否布置有一旦损坏或故障会影响旋翼航空器安全运行所需的导线、管路、操纵器件或者是一些设备、附件等。如果没有，则符合规章的要求；如果有，则需说明是否对这些项目采取了保护措施，避免舱内货物移动损坏这些设备和部件，且即便这些设备和部件损坏或故障，也不会引发舱内火情。

(2) 需要通过安全性分析方法来确定舱内一旦损坏或故障会影响旋翼航空器安全运行的设备和部件。

2.3 第 29.855 条(c)款

本款适用于不可达货舱和行李舱。

(1) 详细阐述货舱和行李舱的设计，舱内是否使用了铝制内蒙皮或耐火内衬，是否进行了密封设计及具体的密封措施等。

(2) 进行飞行试验，验证密闭的不可达机舱在飞行中不会泄漏，利用压力敏感测量设备探测舱内气压没有变化，尤其是舱门和密封条的变形、旋翼航空器的机动动作等不会造成泄漏。

2.4 第 29.855 条(d)款

本款适用于不密闭的货舱和行李舱。

(1) 详细描述货舱和行李舱的设计和布置，舱内是否使用了铝制内蒙皮或耐火内衬，确保机组成员在岗位上就能及时获得舱内起火或有烟的设计措施。

对于不可达的非密闭货舱和行李舱。在舱内安装火焰/烟探测器，并在驾驶舱仪表板上布置有火情信号装置，保证机组成员能够及时得知货舱和行李舱起火的情况，能够立即采取措施。

对于可达的非密闭货舱和行李舱。一种情况是机组成员在岗位上能够直接发现起火和直接处理火情，这类机舱通常为满足第29.855条(a)款中要求的小型可达机舱或是与驾驶舱紧邻的货舱和行李舱。另一种情况则需要在舱内安装火焰/烟探测器，并在驾驶舱仪表板上布置有火情信号装置。

火焰/烟探测器应该设计成在开始着火后1分钟内或起烟后5分钟内为飞行机组提供目视指示信号，并且在温度明显低于旋翼航空器结构完整性显著降低的温度时，探测系统仍能探测出该温度下的起火。

在中国民用航空技术标准规定CTSO-C1d《货舱火警探测仪》中，要求烟探测器在30秒内启动，因此，采用这种火警探测器是完全符合要求的。

同时，机舱的设计应能够防止有害数量的烟、火焰、灭火剂或其他有毒气体在任何机组舱和客舱内积聚。这一般可以通过以下方式实现:

将货舱和行李舱与机组舱和乘客舱完全隔离，这样，即便货舱和行李舱中有烟、火焰、灭火剂或其他有毒气体散播出来，也无法进入机组舱和乘客舱。

如果无法将货舱和行李舱与机组舱和乘客舱完全隔离，则采取设计措施保证机组舱和客舱内不会出现烟、火焰、灭火剂或其它有毒气体的积聚，比如安装通风系统等。

(2)进行飞行试验，验证机组成员在其站位上是否就能够得知着火事故，有害数量的烟、火焰、灭火剂或其他有毒气体是否会在任何机组和乘客舱内积聚；验证火警/烟雾探测器的功能，验证时，注意空气流的影响，通风系统气流量应置于最大位置，烟雾源的模拟应考虑实际可能的火灾，并置于最关键的位置来验证。

2.5 第29.855条(e)款

(1)详细阐述旋翼航空器所有用于载货的舱（货舱、行李舱、将客舱当做货舱用的舱）的设计和舱内的布置，描述切断货舱与外界通风气流的设计措施，货物的布置是否会影响应急出口的使用，货物周围是否有热源，如果有热源，说明采取的屏蔽和隔热设计措施等。

(2)进行工程符合性检查，检查舱内是否有切断内外通风气流的措施，机组成员是否易于接近此措施的操纵机构；评估在各种货物装载情况下，机组所用的应急出口是否能够正常使用；舱内是否有热源，对于货物布置周围的热源，是否采取了有效的屏蔽和隔热设计措施。

AC 29.859 燃烧加温器的防火

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款是对燃烧加温器设计的防火要求，包括燃烧加温器的通风管道、燃烧空气管道、操纵装置、安全控制装置、燃烧和通风入口、排气系统、燃油系统和排放装置的设计要求，确保旋翼航空器上的燃烧加温系统在正常与可生存应急使用时是安全的。

1.1 第 29.859 条(a)款

本款是针对燃烧加温器火区的要求，要求根据第 29.1181 条至第 29.1191 条和第 29.1195 条至第 29.1203 条中适用的规定进行防火。

(1)分析燃烧加温器的火区，有任何可燃液体系统的部件，包括加温器的燃油系统，如果加温器出现故障会损坏可燃液体部件，或者可燃液体部件出现泄漏会使可燃液体或蒸汽到达加温器，这些区域必须采取防火措施。

(2)燃烧加温器的任一通风道在燃烧室周围的部分，以及不能包容（但对旋翼航空器其它部件无损伤）可能发生在通道内部的任何火情的部位，必须采取防火措施。

对于燃烧加温器，应满足 CTSO-C20a《燃烧加温器及其附件》标准要求。

1.2 第 29.859 条(b)款

本款是对通风管道的防火和隔离的要求。

在设计时，需要对通风管道进行评估，以确定这些通风管道中哪些会通过加热器的区域。穿过加温器区域的每根通风管道应采用防火套管套住现有的管道，或者管道壁采用防火材料使其是防火的。

加温器区域（或区段）：由加温器型号、尺寸、加温器系统部件的位置，以及确定的最大安全距离所定义的几何区域。若加温器系统部件很接近热源，它可能影响加温器区域的大小。例如，如果一个加温器的燃油箱远离该区域边界，它就不会是加温器区域的一部分；但若它与边界相邻或接近，则它就包括在加温器区域内。

在设计时，还需考虑将通过装有可燃液体系统区域的通风管道与该系统隔离，避免系统的任何泄漏造成的可燃液体或蒸汽进入通风气流中，给机组或乘员带来危险。

1.3 第 29.859 条(c)款

本款是对燃烧空气管道的防火要求。

燃烧空气管道的设计，需要考虑防火，防止回火（回火：产生高于正常温度与压力的燃油混合物不适时的爆燃或爆炸）或反向蔓延引起燃烧空气管道的损坏（反向蔓延：即由于爆燃或类似的事件改变了内部压力或内部压力梯度，例如回火，火焰从可控燃烧过程（例如加温器）进入一条异常通道（即反向的或不同于预期的通道））；并且考虑燃烧空气管道不得与通风气流连通，防止回火或反向燃烧的火焰进入通风气流；还要注意，燃烧空气管道不得限制任何回火的迅速释放，以防止加温器承受不了回火压力而损坏。

1.4 第 29.859 条(d)款

本款是对加温器操纵装置的要求。

对于加温器操纵器件、操纵系统导管及安全控制装置的设计与安装，必须有措施防止产生水或冰的危险积聚（水或冰的危险积聚：导致某一装置在正常使用或可生存应急情况下不能完成预期功能的水或冰的积聚）。

分析确定水或冰的可能积聚点（例如：油槽、粗糙表面、连接点等）后，在正常与可生存应急使用情况下，确定受影响的一个或多个部件在水或冰充分积聚时完成其预定功能的能力，如果在一个或几个部件上水或冰的积聚导致整个系统的功能被危险地削弱或丧失，则需要采取改进措施来防止产生水或冰的积聚，改进措施可以是改变部件的环境（如更换位置、覆盖、隔离等）或是消除危险的水或冰积聚（如提供排放口，更好地加以密封，较好地定位，更换表面涂料等）。

1.5 第 29.859 条(e)款

本款是对燃烧加温器安全控制装置的要求。

燃烧加温器必须备有与其标准的操纵器件（如空气温度、空气流量、燃油流量等操纵器件）分开的、独立的安全操纵器件，在加温器点火情况下，这些操纵器件是在远离加温器之处，当出现危险情况时（如第 29.859 条(e)款规定的四种情况），由机组能操纵且能自动切断该加温器点火与供油。

设计时，需要考虑，这些分开的安全操纵器件必须符合第 29.859 条

(e)款(1)项的要求，并保持加温器断开，直到由机组或地面维修人员重新启动为止，在重要的加温器被断开后必须警告机组成员。

1.6 第29.859条(f)款

本款是对燃烧和通风入口的要求。

设计时，需要对每个燃烧和通风空气入口的位置予以鉴别，以确保无可燃液体或蒸汽进入加温器系统，点燃并产生火灾。如果燃烧或通风空气入口的位置是临界的或不能确定，则应重新布置、加保护罩、予以排放或为消除潜在的火灾危险而提供其它等效方式。

1.7 第29.859条(g)款

本款是对燃烧加温器排气的要求，要求每台加温器排气系统设计需符合第29.1121条和第29.1123条的要求。

设计时，对每个排气管套应予以密封，以保证漏泄的易燃液体或蒸汽不会接触热的排出气体并引起火灾，应考虑密封材料是防火的，并且与有关的燃油和蒸汽在化学上是相容的，保证其耐久性和适用性；还要注意，排气系统不得限制任何回火的迅速释放，以防止加温器承受不了回火压力而损坏。

1.8 第29.859条(h)款

本款是对加温器燃油系统的要求。

每台加温器燃油系统的设计，都应符合CCAR-29部动力装置燃油系统的要求。

加温器燃油系统部件需采用可排放的、防火的管套加以屏蔽，避免燃油泄漏或其它故障，可能使可燃液体或蒸汽进入通风气流。

1.9 第29.859条(i)款

本款是对燃烧加温器排放装置的要求。

燃烧加温器必须设有排放装置，用来安全地排放任何可能积聚在燃烧室或热交换器中的燃油。

设计时，考虑在使用中可能承受高温的部件，采取与排气部分相同的保护措施；考虑可能遭受危险的冰积聚的部件，通过更换位置、加大管径、加保护罩、加热或组合的方法，防止在任何运行条件下出现危险的结冰。

2. 可接受的符合性方法

满足第29.859条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、分析

/计算、安全性分析、试验室试验、飞行试验和设备鉴定。

2.1 第 29.859 条(a)款的符合性方法

(1)详细描述燃烧加温器的设计原理、安装信息，燃烧加温器是否符合技术标准规定的要求，安装的排放和通风系统，可能的火区是否按规定进行了防火设计，是否安装了火警探测器等。

(2)进行故障及安全性分析，分析燃烧加温器和探测系统各种合理的危害和故障模式，燃烧加温器的安装及其所在的加热区域，评定采取的防火措施的有效性。

(3)进行试验，检查加温器安装的排放和通风系统，验证燃油或燃油蒸汽能得到适当的排放，不会积聚。检查每一排放口或通风孔的流通能力与预计的最严重泄漏之比是否达到 3:1,排放与通风系统的排出物是否会由于进入或接触诸如发动机进气道和热排气管之类的外部着火源而造成外部危险。

(4)如有必要，进行地面和（或）飞行试验，采用染色的、惰性的流体或蒸汽，准确地显示排放流谱，从而验证排放与通风系统的排出物不会由于进入或接触诸如发动机进气道和热排气管之类的外部着火源而造成外部危险。

2.2 第 29.859 条(b)款的符合性方法

(1)描述燃烧加温器的设计原理、安装信息，详细说明通风管道的设计，说明哪些管道通过了加热器区域，采取的防火措施等。

在维护手册中，明确需要对加温器系统进行周期性检查，并详细说明检查时间间隔、检查方法、操作要求，要求在地面维护时，不拆卸任何系统即可进行一氧化碳测试试验，确保加温器系统的通风管道无泄露。

(2)进行试验，采用一氧化碳探测设备进行周期性检查，评定通风系统密封的完整性，验证通风系统不会产生任何泄漏。

(3)进行飞行试验，尤其是在剧烈的机动飞行之后，采用一氧化碳探测器与阶段目视检查进行周期性检查，评定通风系统密封的完整性，验证通风系统不会产生任何泄漏。

2.3 第 29.859 条(c)款的符合性方法

(1)描述燃烧加温器的设计原理、安装信息，详细说明燃烧空气管道的设计，是否采用了防火材料，或者用防火套管套住的长度超过了安全

距离（即根据最不利情况的流动反向（回火）热力学及该机加热器系统几何形状所确定的最大流动长度）。

(2)进行失效模式和影响分析（FMEA）、试验或二者相结合的方法，确定安全距离，并验证设计能保证燃烧空气管道不会与通风气流连通，在任何加温器或其组合部件的任何故障或失效情况下，回火或反向燃烧不会引起火焰或烟雾进入通风气流。

2.4 第 29.859 条(d)款的符合性方法

(1)描述燃烧加温器的设计原理、安装信息，详细说明燃烧加温器的操纵部件、操纵系统导管及安全控制装置的设计与安装，采取的防止水或冰积聚的设计措施等。

(2)进行分析，确定可能产生水或冰的积聚点。

(3)如果有需要，进行台架试验或飞行试验，正确确定可能产生水或冰的积聚点，验证在正常与可生存应急使用情况下，受影响的一个或多个部件在水或冰充分积聚时，是否能完成其预定的功能。如果一个或多个部件或是没有失去其功能、或仅部分失去功能、或是失去全部功能而整个系统的功能未受削弱，则认为是符合要求的。如果由于一个或几个部件上水或冰的积聚导致整个系统的功能被危险地削弱或丧失，则不符合要求，需要制定纠正设计的改进措施，直到能消除危险的水或冰积聚。

2.5 第 29.859 条(e)款的符合性方法

(1)描述燃烧加温器的设计原理、安装信息，详细说明加温器安全操纵装置的设计，是否与标准的操纵器件（例如空气温度、空气流量、燃油流量等操纵器件）分开、独立，是否远离加温器，在出现危险情况时，机组是否能操纵且能自动切断加温器的点火与供油，直至机组或地面维修人员重新启动，是否设计了告警装置，在重要的加温器被自动断开后告知机组成员。

(2)进行 FMEA 分析，验证燃烧器的安全操纵系统的设计符合要求，且不存在危险的故障模式。

2.6 第 29.859 条(f)款的符合性方法

(1)描述燃烧加温器的设计原理、安装信息，详细说明燃烧加温器的燃烧和通风空气入口的位置，其位置布置是否能确保无可燃的液体或蒸汽进入加温器系统而产生火灾。

(2)如有需要，进行地面或飞行试验，使用染色的、惰性的泄露液体

进行试验，验证空气入口的位置布置合理，不会产生潜在的火灾危险。

2.7 第 29.859 条(g)款的符合性方法

(1)描述燃烧加温器的设计原理、安装信息，详细说明加温器排气系统的设计，每个排气管套是否予以密封，密封材料是否防火，是否与有关的燃油和蒸汽在化学上是相容的，以防止泄露的易燃液体或蒸汽接触热的排出气体而引起火灾。

在维护手册中，明确需要对加温器系统进行周期性检查，并详细说明检查时间间隔、检查方法、操作要求，要求在地面维护时，确保排气管道无泄露。

(2)进行分析，分析确定在最不利的限制回火情况下，结构对排气系统无影响。

(3)如有需要，进行台架试验，验证密封系统在承受临界工作载荷与运动压力时无泄漏。

2.8 第 29.859 条(h)款的符合性方法

(1)描述燃烧加温器的设计原理、安装信息，详细说明加温器燃油系统的设计是否满足 CCAR-29 部动力装置燃油系统安全工作的要求；如果加温器燃油系统的设计为部分符合或不符合 CCAR-29 部动力装置燃油系统的要求，则采用等效安全的方法来表明符合性。

(2)进行分析、试验或其组合的方法，验证加温器燃油系统的设计，能够达到预期的安全目标。

2.9 第 29.859 条(i)款的符合性方法

(1)描述燃烧加温器的设计原理、安装信息，详细说明加温器排放系统的设计，是否对高温部件采取了防火设计，是否采取了设计措施防止危险的冰积聚，是否能有效地排放出危险的液体与蒸汽。

(2)进行分析，确定可能承受高温及可能遭受危险的冰积聚的部位。

AC 29.861 结构，操纵器件和其它部件的防火

1. 条款要求解析/规章安全意图

第 29.861 条款针对受动力装置着火影响的旋翼航空器结构部件、操纵器件、旋翼机构的各个部分，以及对 B 类旋翼航空器操纵着陆和 A 类旋翼航空器操纵飞行和着陆必不可少的部件提出的燃烧防护要求。旨在

保证动力装置发生火情后，机组获知后能按程序操作，保证旋翼航空器安全着陆。

旋翼航空器设计时，首先识别旋翼航空器受动力装置着火影响的结构部件、操纵器件、旋翼机构的各个部分，以及对操纵着陆和A类旋翼航空器操纵飞行必不可少的其他部件，进行防火防护。可以采取的设计措施有：按照29.1191的要求，使用防火墙、防火罩或其它等效措施将这些重要部件进行隔离，使这些部件在动力装置着火后，能够保持原有的功能不受影响。保持原有的功能，是指旋翼航空器运行的持续时间内，主要结构和操纵装置能承受飞行和着陆情况下适当的载荷，防止可能引起操纵危险的任何故障。

或者不采取隔离措施，而是满足以下要求：

1.1 第29.861条(a)款

对于A类旋翼航空器，将这些重要部件设计成能防火的，保证在动力装置着火后，旋翼航空器能够持续安全飞行和着陆。

1.2 第29.861条(b)款

对于B类旋翼航空器，可以将这些重要部件设计成能防火的，使这些部件在动力装置着火后，能够保持原有的功能不受影响；也可以采取防护措施，对这些部件施加保护，使在任何可预见的动力装置着火的情况下，这些部件能够执行其主要功能至少5分钟，采取的防护措施必须保证旋翼航空器可操纵着陆。

需要注意的是：

(1)对于时间间隔小于5分钟的旋翼航空器，则对这些部件施加保护的时间按5分钟进行验证，若时间间隔大于5分钟，则对这些部件施加保护的时间按实际时间间隔数值来验证。本条所述时间间隔是指旋翼航空器从申请合格审定的最大运行高度完成应急下降（按飞行手册规定）和着陆所需要的时间。

(2)影响时间间隔的因素有：最大离地高度、最大运行高度、飞行手册推荐的下降率，以及识别动力装置着火的合理时间。

(3)影响部件物理性能（主要是强度）变化的因素是部件温度、在高温下的时间间隔、尺寸，以及吸热或散热。

(4)影响部件温度的因素是位置和离着火和火焰的距离，以及火焰的温度（除非另有证明，否则应采用1093±28℃（2000±50ºF））。

(5)验证需要注意针对不同构型下的不同动力装置着火状态进行验证，对每一种设计进行评定，确定严酷的或者有代表性的着火和飞行状态。

2. 可接受的符合性方法

本条款可接受的符合性方法包括：设计评审、分析/计算和试验室试验。

本条款通过设计说明的方法进行验证，描述旋翼航空器受动力装置着火影响的结构部件、操纵器件、旋翼机构的各个部分，以及对操纵着陆和A类旋翼航空器操纵飞行必不可少的其他部件，是否按照29.1191的要求，使用防火墙、防火罩或其它等效措施将这些重要部件进行隔离，如果能够完全隔离，则能够满足条款的要求。

如果不能用防火墙将这些重要部件完全隔离，则分别按照A类和B类旋翼航空器的要求进行验证。

2.1 第29.861条(a)款符合性方法

如果申请人申请的是A类旋翼航空器型号合格审定，可接受的符合性方法为：

(1)描述受动力装置着火影响的重要部件，都采用了防火材料制成，以此说明符合A类旋翼航空器的要求。

(2)对这些材料和结构进行防火试验，表明材料和结构能够满足防火要求。如果材料和结构是公认防火的，或是在以往经过合格审定的航空器上使用过，且能够提供证明资料表明材料和结构满足防火要求，则不需要进行重新验证。

2.2 第29.861条(b)款符合性方法

如果申请人申请的是B类旋翼航空器型号合格审定，可接受的符合性方法为：

(1)描述受动力装置着火影响的重要部件，都采用了防火材料制成，或者是对这些区域或系统加以保护，保证在发生火情后至少5分钟的时间内，各操纵器件是可以操作的，旋翼航空器的主要结构是完好的，能控制旋翼航空器着陆；

(2)如果重要部件采用防火材料制成，则需对材料和结构进行防火试验，表明材料和结构能够满足防火要求。如果材料和结构是公认防火的，

或是在以往经过合格审定的航空器上使用过，且能够提供证明资料表明材料和结构满足防火要求，则不需要进行重新验证;

(3) 如果旋翼航空器采取的是对重要区域或系统进行保护的措施来保持原有的功能，则详细说明对受影响的重要部件采取的保护措施，明确保护措施能够保护重要部件的时间，说明保护时间是否不少于 5 分钟，是否与旋翼航空器的时间间隔相匹配。

通过合理的分析或温度测量来确定保护措施的有效性，即结构部件、旋翼机构和主要的操纵器件能够在相应的时间间隔内保持其功能，对旋翼的气流量和影响时间间隔的因素、影响部件物理性能变化的因素、影响部件温度等因素的分析，说明在可预见的动力装置着火情况下，这些部件能够执行其主要功能至少保持 5 分钟，并与旋翼航空器的时间间隔相匹配。

AC 29.863 可燃液体的防火

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款的目的是识别旋翼航空器因可燃液体系统渗漏而逸出的可燃液体或蒸汽，并尽可能降低可燃液体或蒸汽被点燃的概率，或采取防护设计降低着火的危险后果，以提升旋翼航空器的安全性。

1.1 第 29.863 条(a)款

当液体系统渗漏可能会导致其中的可燃液体或蒸汽逸出时，必须有措施尽量减少渗漏液体或蒸汽被点燃的概率；或者如果不能保证可燃液体不会被点燃，则应采取措施将当万一被点燃后的危险减至最小。该要求适用于所有可能会有可燃液体渗漏的区域。应将所要求的实际保护措施与具体环境联系起来，考虑可燃液体的数量和可燃特性、保护区域的着火容限及机组能够采取的措施。

1.2 第 29.863 条(b)款

本款规定了在用分析或试验的方法表明符合本条(a)款的要求时应考虑的因素，包括降低着火可能性和降低着火后的危害影响两方面考虑。

(1) 降低着火可能性

为了将可燃液体或蒸汽着火概率减至最小，应考虑以下方面因素:

(a) 降低着火可能性方面液体渗漏的可能渗漏源（如油箱、管路、阀门等连接部位）和渗漏途径（如导管破裂、密封性变差），以及如何探

测渗漏的方法;

(b)液体的可燃特性，包括任何可燃材料或吸液材料的影响；可燃特性考虑包括液体的闪点、燃点等;

(c)可能的引火源，包括电气设备工作温度、设备电弧、设备过热、防护装置失效、摩擦生热等;

(2)降低着火的危害影响

为了将着火后的危害影响减至最小，需要考虑以下两方面要素：一是可用于抑制燃烧或灭火的方法，比如阻止液体流动、切断设备、具备防火包容能力或者是使用灭火剂；二是飞行安全-关键零部件的耐火耐热能力。

1.3 第29.863条(c)款

本款是对应本条(b)款中降低着火危害性影响要求的补充，要求如果需要飞行机组执行一些动作（如关闭阀门、启动灭火措施等）来预防着火，或将万一着火后的危险减至最小，则必须备有在着火后向机组迅速报警的装置（如火警报警器），以便机组迅速识别故障状态，从而采取相应的措施。

1.4 第29.863条(d)款

本款规定必须确定航空器上可能会有可燃液体或蒸汽逸出的区域及其范围。

2. 可接受的符合性方法

本条款可接受的符合性方法包括：设计评审、安全评估、试验室试验、地面试验、飞行试验和设备鉴定。

2.1 第29.863条(a)款、(b)款和(d)款的符合性方法

本条(a)款、(b)款和(d)款可结合开展符合性验证。

(1)通过说明文件阐明包括可燃液体的燃油系统、液压系统、滑油系统等系统的设计构型，包括系统设计、安装位置、结构形式、管路设计等。还应对不同系统中的可燃液体特性进行说明，包括燃点、燃烧特性等。还需要说明存在可燃液体的系统及管路的周围环境是否存在可能的引燃火源，包括周围的电气系统和其它热源、火源，是否有措施防止设备故障产生过热或电火花，防止其它热源超过可燃液体燃点，对可能的火源进行隔离防护等。说明采用了哪些抑制可能的燃烧或灭火的措施，

以及对于飞行安全的关键部件的耐火耐热能力。

(2)进行可燃液体的区域安全性分析。按照图 AC 29.863-1 进行区域安全性分析，通过考虑可燃液体周围的环境、系统可能的故障情况等，确认可燃液体或蒸汽可能逸出的途径、区域，从而确定可能的引燃火源，如电气系统的电缆、电气设备、电子设备等；以及是否会因为电气设备故障、过热等原因而被点燃，如果是，则应指明采取的措施；如果保护措施不够充分，还应进一步分析一旦着火后的危害，确定补充的措施是否能够控制危害的范围和影响程度。如可能着火区域的部件设计考虑具有耐火耐热的能力，如阀门、管路等采取的耐火防火措施。最终使点燃的概率和点燃后的危险减至最小。

(3)对于可能的引燃火源，如电气系统、线路、热源等进行必要的试验室试验，确定电气设备、线路和热源等采取的防护措施不会引燃周围可能的可燃液体和蒸汽。对于飞行安全关键的结构件，如处于本条(a)款所属的区域，则应该对这些结构件进行耐火试验验证，确保结构件仍能够履行其原有的功能。

(4)如果采用了探测渗漏的措施、抑制燃烧或灭火的手段等，则应通过地面试验来验证这些措施是否达到预期功能。如可燃液体泄漏探测装置的功能、排放措施的排放试验、可燃液体泄漏关断或截止措施功能等的验证试验。

(5)以下给出了在部件或系统出现单个故障后，使液体和蒸汽点燃的概率减至最小的方法，在实际的符合性验证中应把所要求的保护措施范围与环境联系起来，考虑液体的数量和可燃特性、保护区的火灾损伤容限以及机组可以采取的使着火危险减至最小的措施。

(a)包覆和排放可燃液体的系统（包括液体管路）、接头等，或针对起火源（电线和电气设备、热引气管路等）提供燃油和蒸汽密封装置。排放系统的设计和配置应使该系统能排放出可燃液体，直到所剩的可燃液体残留量可以忽略不计。排放系统的布置应使从出口排出的可燃液体不会形成着火危险，可燃液体或蒸汽也不能进入乘员舱或旋翼航空器中存在燃烧危险的其它部位。如果可燃液体排放系统通过乘员舱，应提供防止受到损伤的措施，以避免可燃液体或蒸汽可能进入这些舱。

(b)提供其它有效的隔离、通风或过热切断装置等，以防止起火。使用可燃液体的系统应与潜在着火源隔开，包括其热表面温度在液体燃点

温度以上的设备或零部件的隔离，以使由于液体系统的漏泄或爆裂而导致着火的危险减至最小。

(c)保证潜在着火源，如热引气管路和受可燃液体和蒸汽影响的区域内的电气设备是严格密封的，且包覆的、绝缘的或适当通风的，以使着火的可能性减至最小，或者已进行过试验并表明没有着火的可能性。

(d)在流向仪表和传感器的流体压管路中设置限流孔。

(e)保证可燃液体输送管路和排放管路的不设置在正常运行时易受到磨损的位置。由于货物移动而可能造成管路损坏，应就此对货舱进行评定。

(6)下面则给出了一旦发生着火，如何使着火产生的危险减至最小的方法。在关键结构、设备和人员所在区提供防火设计、防火墙隔离或者等效的措施，例如:

(a)应以预期的掩蔽着火种类和发生着火的持续时间为背景，对可燃液体输送管路和可燃液体储存器加以充分保护。对于失效不会导致或增加着火危险的排放管路及其接头，则不一定是耐火的。

(b)如果漏泄的可燃液体有可能重新进入旋翼航空器，通过整流罩的接头或旋翼航空器的其它表面到达可能存在着火危险的区域，那么，这种机舱的通风装置如实际可行，应布置成使机舱内的空气压力高于周围空气压力。

(c)在由于正常使用、设备故障或者接头或连接处漏泄而会发生可燃液体（即流体、蒸汽、气体）漏泄或溢出区域内的吸收材料，应经过掩蔽或处理以防止吸收大量的可燃液体。无论在管路、油箱还是装有易然液体的设备上采用由吸收材料制成的隔离层，都应采取适当的预防措施防止可燃液体浸湿隔离层。

(d)包括电缆及其附件在内的所有的电器设备，都应尽可能由不助燃且满足 CCAR-25 部附录 F 中第一部分相关要求的材料制成。其它材料应被谨慎使用和（或）另加保护，以使不会由于它们的使用而使着火引起的危险增大。

(e)应用分析和（或）试验表明有足够的措施防止由于着火产生危险数量的烟、火焰、灭火剂或其它有毒气体进入任何机组舱或旅客舱。

(f)所有过热的部件或火警探测系统（如果适用）应至少是耐火的。

(g) 如果关键结构部件、操纵器件和安全飞行所要求的主要指示系统所在区域出现可燃液体，则它们必须能承受由该区域内的可燃液体着火产生的各种状态，以便可以安全着陆。在这些状态下，结构元件和操纵装置应能承受与预期机动飞行所对应的载荷（包括飞行中正常经历的任何振动）。在着火对关键结构影响的分析中，可以考虑假设所有液体排放系统正常工作时可能出现的可燃液体数量以及特定可燃液体的高温特性。在确定这些部件能承受可燃液体着火状态时，应考虑发现这样的着火所需的时间。

(7) 在实际的符合性验证中应把所要求的保护措施与环境联系起来，考虑液体的数量和可燃特性、区域的火灾损伤容限以及机组可以采取的使着火危险减至最小的措施。有关火警探测、灭火、关闭阀门、火的抑制系统等措施，可以考虑作为限制着火持续时间的替代措施以取代上述(6)中列举的防护措施。然而，在评定有关这些措施的要求时，还应该对这些假的或错误操纵系统引起的后果加以考虑。如果有必要由机组采取行动时，则应提供迅速采取行动的措施（不一定是火警探测器），以便万一着火时向机组报警。根据第 29.1585 条(a)款，旋翼航空器飞行手册应给出要求机组采取行动的详细说明。

2.2 第 29.863 条(c)款的符合性方法

(1) 通过说明文件描述是否有可燃液体渗漏和着火的探测报警设备，说明设备的工作原理，报警后需要飞行机组采取的动作和程序，如可燃液体关断或使用灭火设备处置火情等。

(2) 通过飞行试验，模拟可能的着火情况来验证火情抑制措施的功能。如探测可燃液体渗漏和着火探测报警设备的正常功能，飞行机组对报警后要求的处置程序合理性等可随试飞一并验证。

(3) 对于探测可燃液体渗漏和着火探测报警设备，可通过设备鉴定验证。

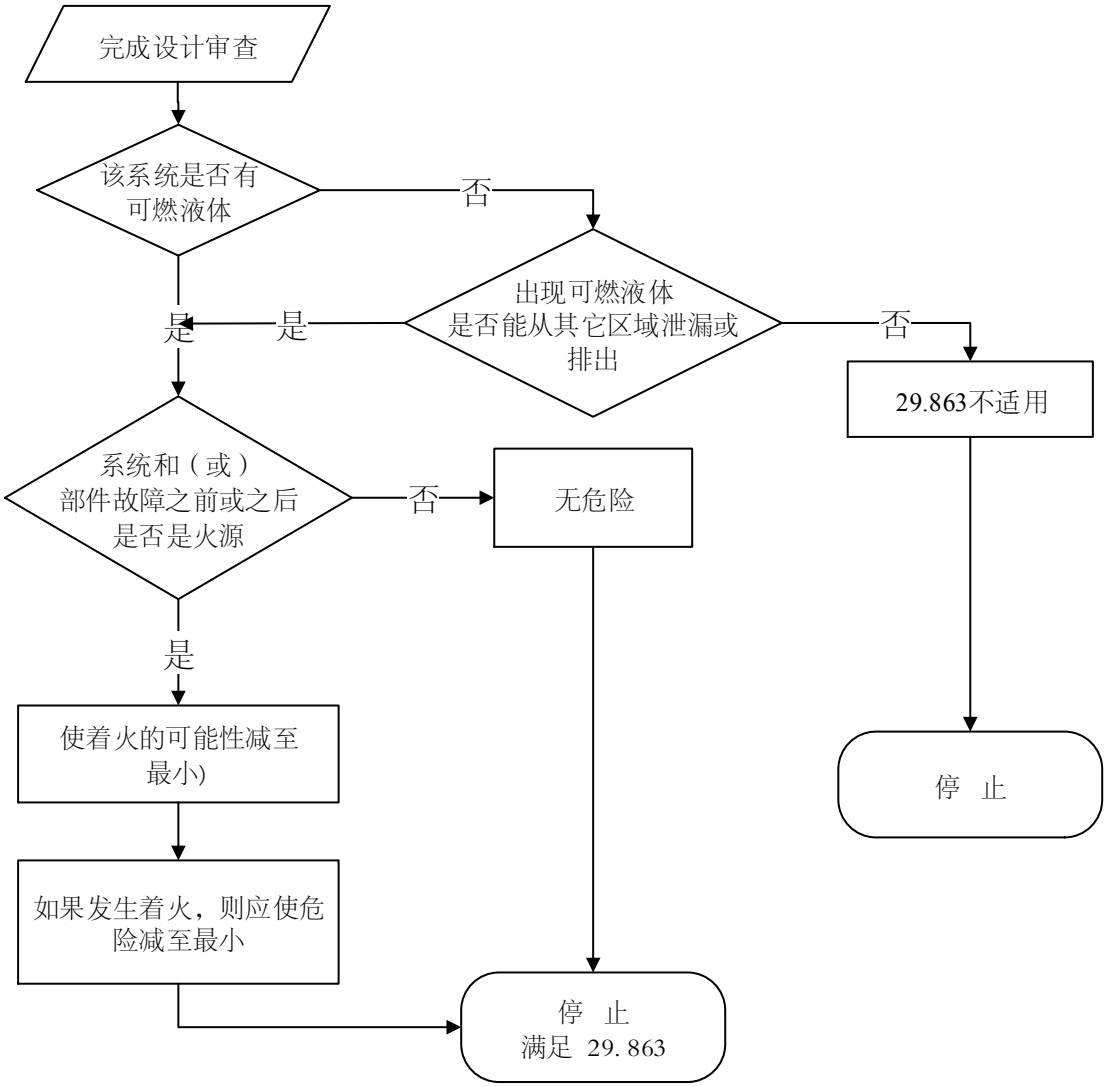


图 AC 29.863-1 有可燃液体区域逻辑分析流程图

AC 29.865 外挂物

1. 条款要求解析/规章安全意图

1.1 第 29.865 条(a)款

本款规定了外吊挂系统静强度验证的有关要求，并规定验证方法为分析或试验，或二者相结合的方式。

(1)对于无人外挂载重旋翼航空器-装载组合的外挂设备，应利用 2.5 或按第 29.337 条至第 29.341 条的规定推导得出的某一较小载荷系数。故外挂系统静强度限制载荷系数取 2.5g 或按第 29.337 条至第 29.341 条得出的某一较小值。条款允许采用通过旋翼航空器能力和特性进行合理分析而得出的小于 2.5g 的载荷系数，只要表明在使用中不可能超过此较低的载荷系数。

(2)对于有人外挂载重旋翼航空器-装载组合的外挂设备，应利用 3.5

或按第 29.337 条至第 29.341 条推导得出的某一较小但不小于 2.5g 的载荷系数。故有人外挂系统静强度所选限制载荷系数取 3.5g 或按第 29.337 条至第 29.341 条得出的某一较小值，但不小于 2.5g。

(3) 对任何类别的旋翼航空器-装载组合的任何外部货物型式（包括可抛放外挂物），载荷必须作用在垂直方向。

(4) 对于任何适用的外挂载重类型的可抛放外挂物载荷，载荷也必须作用在使用中所能达到的与垂直方向成最大角度（但不小于 30°）的任何方向上。但是如果具有一些物理约束措施或由于运行限制而使这个角度不能达到，则可以降低此角度。在垂直角度要求基础上增加“使用中可达到的最大角度”的目的是确保在航空器型号合格审定时就考虑可抛放旋翼航空器装载组合所用的单边拉构型，如架线，该构型的角度通常大于当前的 30°。

1.2 第 29.865 条(b)款

本款规定了可抛放型旋翼航空器-装载组合的外挂物吊挂设备的快速释放系统要求:

(1) 必须具有驾驶员在飞行中能够快速释放外挂物的释放系统，释放系统必须由主快速释放子系统和备用快速释放子系统组成，且主、备用快速释放子系统应互相独立以便确保故障时的安全性，即在物理结构上、系统上、功能上具有冗余设计措施。

(2) 主快速释放子系统的操纵机构必须安装在驾驶员的一个主操纵器件（如周期变距操纵杆）上，或者一个等效的可达位置。使用“等效的可达位置”时，应当以各种情况案例为基础进行评估，并且只有当能够明确表明维持了等效安全性时，才可以使用。

(3) 主快速释放系统的操纵机构必须设计和布置成驾驶员或者机组成员可以操作，以确保在应急情况下操作时，不会限制驾驶员操纵旋翼航空器的能力，不会危及旋翼航空器安全性。

(4) 备用快速释放子系统的操纵机构必须设计成对驾驶员或者机组成员易于接近，备用快速释放子系统可以不像主快速释放子系统那么复杂，比如可以采用人工钢索切割工具作为一种方式。

(5) 在各种外挂物载重情况下，主、备用快速释放子系统均必须工作正常、可靠和工作持久。

(6) 主、备用快速释放子系统必须能够抵抗来自旋翼航空器内、外部

的电磁干扰和雷击的影响，以防止因为受到杂散的电磁信号、静电和雷击等因素的影响而导致载荷的意外释放。

(a)对于无人可抛放外挂载重旋翼航空器-装载组合，应能够承受的射频场强为 20 伏/米，该场强规定与 DO-160 的规定一致;

(b)对于有人可抛放外挂载重旋翼航空器-装载组合，应能够承受的射频场强为 200 伏/米，该场强规定与 DO-160 的规定一致。

(7)必须对主、备用快速释放子系统进行保护，以防止旋翼航空器的任何其他部件的电气或机械故障而导致功能失效。

1.3 第 29.865 条(c)款

本款专门规定了有人外挂载重旋翼航空器-装载组合应考虑的一些额外要求:

(1)可抛放型外挂物，其主、备用快速释放子系统应满足本条(b)款要求，具有双作动装置，设计成采用两个明显不同的动作来实现载荷释放，以减少有人外挂载重的意外释放。

(2)应具有可靠的载人装置系统，该系统应具有对于外部乘员安全必不可少的结构能力和人员安全性特征。需确保载人装置及其与旋翼航空器的连接件极不可能发生能够导致灾难性失效、严重受伤或致命事故的故障。对于结构能力和人员安全特性主要考虑静强度、疲劳强度、正常容量、进出提示、门闩设计、乘员固定装置（如安全带和肩带）、织物性能、电磁干扰和闪电防护等，应满足本条(a)、(b)等款的有关要求。

(3)在适当位置设置标记或标牌，清楚地标明操作指南，对于载人装置，要给出乘员进出指南。

(4)应配置机内通话设备，以便机组人员和有人外挂载重(HEC)之间在任何运行条件下都能直接进行通话，尤其是在紧急情况下的正常通信。

(5)应确定有人外挂载重操纵的限制和使用程序，并写入飞行手册。

(6)对于要求使用 A 类旋翼航空器的有人外挂载重运行（即 D 级旋翼航空器装载组合，即 D 级 RLC），飞行手册中应针对外挂载重请求批准的重量、高度和温度包线，给出这一包线内的单发失效悬停性能数据和程序。

1.4 第 29.865 条(d)款

本款要求必须表明在正常飞行条件下、在整个经批准的使用包线内，

可抛放外挂物是可以运输和抛放的，不会对旋翼航空器带来危险。

(1)在应急飞行情况下，可以释放外挂物并不会危及旋翼航空器安全性。

(2)可以用分析、地面试验和飞行试验的组合来表明上述要求的符合性。

(3)“临界构型”主要应考虑吊索的长短、吊挂货物的重量、吊挂货物的密度、吊挂货物的形状等。

(4)“整个批准的使用包线”主要考虑重量、高度、温度包线。

1.5 第29.865条(e)款

本款对外挂物吊挂设备的标记或标牌提出了通用性要求:

(1)标记或标牌必须安装在外挂物吊挂设备附近且显而易见的位置。

(2)标记或标牌应清楚地标明运行时必须直接参考的使用限制，包括经批准的最大外挂载重。

1.6 第29.865条(f)款

本款规定了旋翼航空器-装载组合的疲劳强度验证要求:

(1)对于无人外挂载重，失效可能会危及旋翼航空器安全性的货物吊挂设备及有关的关键零部件应按第29.571条要求进行疲劳评定，以确保在可接受的限度内，因发生疲劳破坏从而对旋翼航空器产生危害的可能性减至最小。

(2)对于有人外挂载重，整个载人装置和快速释放系统及其连接件都应按第29.571条要求进行疲劳评定。

2. 可接受的符合性方法

本条款可接受的符合性方法包括:设计评审、分析/计算、安全评估、试验室试验、相关产品上的地面试验、飞行试验和设备鉴定。

本条款的符合性方法涉及以下定义。

主快速释放系统:可以用来完成正常或应急抛放外挂载重的主控或“首选”的系统。

备用快速释放系统:用于完成正常或应急抛放外挂载重的辅助或供“第二选择”的系统。

货物:可卸除、可变换、并可用经批准的设备加挂到旋翼航空器上的任何旋翼航空器-装载组合的部分。

应急抛放:在应急情况下，为实现旋翼航空器的安全运行，通过性

能正常的快速释放系统按预定的顺序有意的将 NHEC 或 HEC 立刻释放。

外挂系统：与外挂装载运输有关的全套装置，不仅仅包括绞车、挂钩，还有构架设备和释放系统。

有人外挂载重：在营运中某个时候，将一个人（多人）外挂到旋翼航空器上。

无人外挂载重：指无论何时都不准将人外挂到旋翼航空器上的所有外挂载重营运。

双作动装置：一种需要两个不同动作串联才能触发的序贯式控制。

2.1 第 29.865 条(a)款的符合性方法

(1)通过说明文件阐述旋翼航空器拟申请的外挂系统的设计构型，包括外挂系统设计、安装设计、系统组成等，明确拟申请的外挂系统类型和使用限制等。

(2)按照拟申请的外挂系统构型，进行强度计算，验证外挂系统及外挂系统安装强度满足要求。对于申请无人外挂系统所用载荷系数应为 2.5g 或依据旋翼航空器能力按第 29.337 条至第 29.341 条得出的某一较小值但不小于 2.0g 的数值；对有人外挂系统应为 3.5g 或依据旋翼航空器能力按第 29.337 条至第 29.341 条得出的某一较小值但不小于 2.5g 的数值；外挂载重的作用方向，应包括垂直方向以及对于可抛放外挂角度还应包括使用中可能达到的最大角度方向（与垂直方向）。

对于可抛放外挂系统，如果具有一些物理约束措施或由于运行限制而使这个角度不能达到，则可以降低此角度。在垂直角度要求基础上增加“使用中可达到的最大角度”的目的是确保在航空器型号合格审定时就考虑可抛放旋翼航空器装载组合所用的单边拉构型，如架线，该构型的角度通常大于当前的 30° 。角度的批准应该基于最临界的和经批准的飞行包线两种情况结合下的结构要求、机械的干涉限制和飞行操纵特性。

(3)结合强度计算，按需采用试验的方法进行验证。对无人或有人外挂系统进行静力试验，以验证其能承受申请最大外挂物的重量所产生的静载荷，需要注意试验载荷与所申请的外挂载荷类型相匹配。

对于 NHEC，在大多数情况下，可采用静力分析的形式表明符合性。对于总重很大的拖曳构型通常使用 2.5 的载荷系数；对于 HEC，如果选择 3.0 或更大的载荷系数，可采用强度分析的形式表明符合性。如果使用小

于 3.0 载荷系数，则应该对外挂系统相关部件进行分析和全尺寸极限载荷试验。

(4)进行飞行试验，对所申请的外挂系统类型，选取典型的吊挂构型状态进行飞行试验，确定使用限制，并将使用限制明确写入飞行手册中，指导机组成员进行外挂系统运行的操作；同时结合第 29.337 条至第 29.341 条的验证结论，确认前期强度计算所选用载荷系数是否合适。

2.2 第 29.865 条(b)款的符合性方法

(1)通过说明文件阐述旋翼航空器快速释放系统的设计构型，包括系统设计、安装设计、系统组成等。

确认快速释放系统构成是否包含主快速释放系统和备用快速释放系统组成，且主、备用快速释放系统应互相独立以便确保故障时的安全性，即在物理结构上、系统上、功能上具有冗余设计措施。主快速释放系统的操纵机构必须安装在驾驶员的一个主操纵器件（如周期变距杆）上，或者一个等效的可达位置。使用“等效的可达位置”时，应当以各种情况案例为基础进行评估，并且只有当能够明确表明维持了等效安全性时，才可以使用。备用快速释放系统的操纵机构必须设计成对驾驶员或者机组成员易于接近，备用快速释放系统可以不像主快速释放系统那么复杂，但必须是可靠的，如可以采用人工钢索切割工具、斧子等。

编制飞行手册外吊挂系统章节，在手册中明确投放装置正常投放、应急投放程序，明确操作要求和操作限制。

(2)进行安全性评估，对外吊挂系统的失效模式（包括电气系统和机械系统）进行分析，识别可能产生的故障，并说明采取的保护措施。

其中对于快速释放系统的安全性分析，需确保在经申请批准的不同外挂货物形状和载重、不同速度和温度情况下，主、备用快速释放系统均必须工作正常、可靠和工作持久，应考虑外挂系统载荷释放后，缆绳甩打的影响。主快速释放系统和备用快速释放系统的分离功能要在不影响旋翼航空器或外部载荷系统的情况下完整的、快速的释放外部载荷；在启动主快速释放系统和载荷抛放的过程中或之后不能对旋翼航空器安全运行造成不利影响；正常抛放情况下，旋翼航空器抛放轨迹要清楚；快速释放系统在抛放外部载荷时，不会对旋翼航空器带来不利影响或不可控的反应，且旋翼航空器性能特征没有出现不利的下降；抛放后的稳定性和控制特性要保持在原来批准的极限范围内

(3)进行试验室试验或地面试验，验证外挂物释放系统的功能可靠性。

进行释放系统的环境试验。根据预期的使用环境和使用状况，确定设备类别，按照 DO-160 的要求，选择适宜的试验项目和试验条件，可能的试验有：高低温、湿度、烟雾、砂尘、振动、冲击、淋雨、霉菌、电磁影响等。进行释放系统的功能性重复试验。试验要考虑外吊挂系统使用中预期可能的最大外挂限制载荷，即考虑额定载荷及运行中可能的过载系数，并且根据所申请的外挂级别和类型，选择相应的重复试验次数，对于无人外挂载重，重复试验需要循环 10 次，有人外挂载重，重复试验需要循环 30 次。进行地面电磁兼容试验，对释放系统的抗电磁干扰能力和闪电防护能力进行验证。对于无人外挂，要求的最小保护强度为 20 伏每米的无线电频率场强，对于有人外挂，要求的最大保护强度为 200 伏每米的无线电频率场强。

(4)结合第 29.865 条(d)款的要求，进行飞行试验，在验证试飞中，进行投放试飞，验证释放系统的释放能力，并建立抛放包线。进行试飞机组评定，对旋翼航空器外挂物释放系统的操作可达性进行评定，评定在任何正常和应急情况下，任一驾驶员或一位机组成员都能操作释放系统，而且不会影响或限制旋翼航空器的操纵；并且评定主快速释放系统释放外挂载重的时间是否在 5 秒内，备用释放装置释放外挂载重的时间是否在 30 秒内。

2.3 第 29.865 条(c)款的符合性方法

(1)对于申请有人外挂系统，则需要说明快速释放系统在符合第 29.865 条(b)款的要求的基础上，还分别为主、备用快速释放子系统提供了一套双作动装置；说明载人装置的设计，型号等，是否经过批准，载人装置的标记设计情况，是否标明了载人系统的操作程序和进出指南；说明机组成员与外部人员之间的通话设备的设计与配置。编制飞行手册外吊挂系统章节，在手册中必须明确有人外挂载重操作的适当的限制和程序。对于申请 D 级旋翼航空器-装置组合的有人外挂载重，还需明确包含有关重量、高度和温度在内的单发停车悬停性能数据和程序。

(2)进行飞行试验，试飞机组评定机组成员与外部人员之间通话设备的通话效果，是否在任何状态下都能保持清晰的效果。对于申请 D 级旋

翼航空器-装载组合的有人外挂载重，进行飞行试验，确定单发停车悬停性能，试验中应考虑发动机故障。

(3)进行设备的合格性鉴定，对于载人装置，必须符合相应的技术标准规定（CTSO-C167《个人佩戴系统（PCDS，又名人体安全吊带）》）的要求，并取得技术标准规定项目批准书（CTSOA）；或者符合相应的技术标准规定的要求，并获得CAAC认可；或者随旋翼航空器的型号合格审定一起批准。

2.4 第29.865条(d)款的符合性方法

(1)进行分析/计算，分析选取合适的临界构型和状态，并针对各种构型状态的外挂物进行抛放特性分析，确定可抛放外挂载荷的分离特性，分析结果应表明抛放轨迹远离直升机，抛放过程中没有发生不可控的直升机反应，直升机性能没有产生不可接受的降低。

对可能危及旋翼航空器安全的货物吊挂设备（及有关的关键件）的所有故障，应采用可接受的方法进行识别。如采用故障模式和影响结果分析（FMEA）进行识别。然后对与这些故障模式有关的关键件进行分析和（或）试验，以保证在可接受的限度内使疲劳破坏或出现故障的可能性降至最小。在大多数情况下，使用AC 29 MG 16《运输类旋翼航空器金属结构的疲劳容限评定》进行分析是可接受的。通过这种分析确认的部件的适航限制和（或）强制性检查，并予以批准，编入持续适航的维修手册的适航限制章。

(2)进行地面试验，考虑外吊挂系统使用中预期可能的最大外挂限制载荷，即考虑额定载荷及运行中可能的过载系数，进行主、备用快速释放系统的重复试验，表明在各种外挂物载重情况下，主、备用快速释放子系统均工作正常、可靠和工作持久。

(3)进行飞行试验，在申请的飞行包线内，通过在极限或临界重量和纵、横向重心组合的情况下对各种典型的临界构型（最长、最短吊索长度，低中高密度的吊挂货物）进行验证试飞。对旋翼航空器外吊挂的抛放功能、抛放特性、快速释放系统正常/应急释放功能、使用限制等进行演示和验证，建立抛放包线，表明在正常、应急情况下，外挂物的释放不会影响旋翼航空器的安全。

2.5 第29.865条(e)款的符合性方法

(1)明确标记和标牌的要求，标记内容包括运行类型、使用限制、批

准的最大外挂载重等。或者:

(2)进行机上检查，检查在吊挂设备安装结构附近是否设计有标记或标牌，标记内容包括运行类型、使用限制、批准的最大外挂载重等。

2.6 第 29.865 条(f)款的符合性方法

(1)对于无人外挂系统，需识别可能危及旋翼航空器安全的货物吊挂设备（及有关的关键件）的所有故障模式，根据分析的结果确定需要进行疲劳评定的部件；对于有人外挂系统，需对外吊挂系统的整个快速释放系统和载人装置结构系统及其连接件进行疲劳评定。

(2)根据第 29.571 条的要求，对无人外挂系统的关键结构部件以及有人外挂系统的整个快速释放系统和载人装置结构系统及其连接件进行疲劳分析和计算，确定疲劳寿命，以保证在可接受的限度内，疲劳破坏或出现故障的可能性减至最小。分析时需注意，应考虑外吊挂运行时对整机飞行谱和载荷谱的影响。

(3)根据第 29.571 条的要求，明确具体的试验结构/部件，进行疲劳试验，验证疲劳寿命的可靠性。

AC 29.871 水平测量标记

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款要求航空器上要有在地面进行航空器调水平用的参考标记，其安全意图是通过调水平的参考标记，以准确地确定重量和平衡结果(特别是对基本型旋翼航空器改型后）。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.871 条要求的可接受的符合性方法包括: 设计评审和工程符合性检查。

(1)编制文件说明航空器上水平测量参考标记的设置。参考标记有时是成对设置的，一个在座舱的上部，一个在座舱的下部。下参考标记应该是一个凸起或凹陷的目标记号，它应该设置在易于接近位置的永久性结构件或永久性固定板上，典型位置为使用永久性紧固件固定的座椅导轨、地板或门槛。

(2)用适当的机械附件把铅锤物在上参考标记悬挂起来，通过使铅锤物对准下参考标记中心，来实现航空器的调水平。

(3)对于气泡水平仪的支座，也可以使用水平参考标记，特别是对于小型旋翼航空器。

(4)为识别航空器上的水平标记或点，应设置合适的参考基准。应采取设计措施来确保这些布置不会被设备、整流罩遮挡，不会因修理、返工变模糊或消失。

AC 29.873 配重设施

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款要求航空器上的配重设施能防止配重在飞行或因着陆而产生意外移动。因为配重的移动可能会引起重心产生危险变化，从而影响航空器的操纵性。其安全意图是防止因配重移动而影响航空器的操纵性。

2. 可接受的符合性方法

满足第29.873条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、分析/计算、试验室试验、飞行试验和工程符合性检查。

以下是允许采用可卸配重和固定配重，并要求有标记或标牌，以防止配重安装超载的其他相关条款。第29.29条中规定旋翼航空器的空重是包括所有固定配重的。第29.31条规定允许使用可卸配重，以满足飞行要求，但是，在飞行中不能调整（移动、减少或增加）配重。第29.1541条要求设置清晰耐久的标记或标牌。第29.1557条要求标牌对最大配重、装载分布（如必要时）和其它有关配重安装的限制进行说明。第29.1583条(c)款涉及的航空器飞行手册说明和资料中，如有可卸配重和装载的相关信息，必须在飞行手册使用限制章节中进行说明，以便易于遵守这些限制。

(1)可以通过分析或静力试验验证配重安装。极限载荷可以从飞行、着陆或有关规则规定的轻度坠撞条件下的载荷系数导出。通过分析验证时，要求采用第29.625条中规定的接头系数（如适用时）。通过静力试验验证时，要求在试验前制定试验大纲，在试验开始前提交评审，并获得批准。

(2)对于机身后部和尾梁上的配重装置，可能会承受重要着陆情况下的角惯性载荷以及通常的线性载荷，需要考虑角惯性载荷系数以及通常的线性载荷系数。

(3)用于机体验证的可接受的验证方法和程序，也适用于配重装置。

(4)对于可卸配重，要求配重固定方便而又合适，并在适当的配重设计载荷系数要求条件下，能保持固定。且由飞行试验和负责机体的人员对飞行手册中的说明与第29.1583条(c)款的符合性进行评定。

(5)配重安装必须按照最大许用配重载荷和其它有关载荷限制进行设计，并设置标牌或标记。通常结合第29.1541条的符合性，通过负责机体的人员审查图样及制造检查代表检查符合性和一致性来确认。如果有要求，可以由负责机体的人员进行补充的符合性检查。

AC 29.901 动力装置

1. 条款要求解析/规章安全意图

1.1 第29.901条(a)款

第29.901条(a)款阐述了E章中所述“动力装置”的定义及涵盖范围。动力装置不仅包括各主推进部件和动力传动部件，还包括动力装置操纵器件、仪表和安全设备，其中安全设备包括防火装置和着火后对人员及关键飞行结构的其它保护装置等。

1.2 第29.901条(b)款

第29.901条(b)款要求动力装置的安装满足经批准的发动机制造厂商的安装说明书和CCAR-29中E章中适用的条款规定。同时，本条款要求动力装置的安装必须确保在旋翼航空器所有的不利环境条件下（如高高度和极端温度）动力装置各部件能够连续地安全运行，保证检查和维护的可达性，提供适当的电气搭接（接地），为涡轮发动机的热膨胀提供了余量，以及采取设计预防措施以使安全运行所必需的零部件和设备不正确装配的可能性减至最小。

1.3 第29.901条(c)款

第29.901条(c)款要求进行各动力装置系统和部件的详细的失效模式和影响分析（FMEA），以确定预期的失效不危及旋翼航空器的安全运行，也可能需要用到其它的分析方法，如自上而下的安全性分析方法。

同时，条款规定了某些例外情况，即对于发生概率极小的结构元件失效，则不必考虑该类失效。譬如，已经按照第29.571条进行评定的旋翼传动系统的部件，其失效概率满足极小的要求且不会受其它系统或部件的失效（即使这些失效概率未达到极小的程度）所影响；因此，其应

作为例外的情况，无须进行安全性分析。这里需要考虑的项目包括但不限于：动力装置冷却系统、可能的维护错误，密封件及其它对时间、温度或气候敏感的非金属件的老化或破损，高能碎片对附近动部件的冲击损伤等。有些项目可能超出了第 29.901 条(c)款的要求，则在 CCAR-29 部 E 章的专门条款予以规定。如第 29.927 条列出了特殊试验，以验证旋翼传动系统部件在超扭矩、超转速和传动润滑系统故障情况下可接受的安全水平。在这些范围内再进一步考虑故障，可能是不恰当的。

对于发动机、辅助动力装置或其它部件，即便已经按 CCAR-33 部、CTSO-C77 或其它 CTSO 标准完成了合格审定,或按照军用规范完成了合格鉴定，也不能认为其不易发生故障。一般而言，任何部件或系统的故障都是可能的，而且多个故障组合形成组合故障会大大降低旋翼航空器的安全运行和（或）削弱机组人员安全地操纵旋翼航空器的能力，以至于明显不符合条款要求，除非通过备份部件、系统或采用特定操纵程序（如果适合）来补偿，使其能基本上恢复到旋翼航空器运行的安全水平。

通常，安全性目标是希望能“持续地”安全运行，但对于单发旋翼航空器，当发动机失效后能够安全进入自转是可接受的，只要其它同时发生的或相关联的故障或失效不会危及这种飞行。

1.4 第 29.901 条(d)款

第 29.901 条(d)款作为辅助动力装置安装适航审定的总要求，该条款要求辅助动力装置安装应考虑本规章中适用的适航条款。因此，在辅助动力装置合格审定过程中，应对本章条款进行详细的评估，以确定任何相关的条款。一般地，与发动机及其安装、供油系统和防火装置有关的任何条款也适用于辅助动力装置，但如果辅助动力装置仅限在地面使用或者仅起次要作用，那么有些与发动机相关的条款可能不适用。在确定适用条款时，所提出的任何疑问或说明和（或）政策，都应与局方协调。尽管 E 章和 F 章中有许多辅助动力装置专用的条款，但这并不表示不需要考虑其它相关条款的适用性。此外，辅助动力装置本身必须表明是安全和可靠的，这通常是由局方按照 CTSO-C77 标准对辅助动力装置进行单独的零部件合格审定以表明满足要求。该 CTSO 也要求辅助动力装置制造厂商对其产品规定明确的限制以及提供专门的安装资料，以便在旋翼航空器上安装辅助动力装置时符合这些资料要求。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.901 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、安全评估、地面试验、飞行试验、工程符合性检查和设备鉴定。

2.1 第 29.901 条(a)款的符合性方法

为了确保在制定合格审定计划中，不遗漏合格审定的内容，审查组应对旋翼航空器所有部件进行分类，将动力装置的定义范围内所有项目，分配给动力装置专业审查代表并作为其审定职责范围。下面列出了局方动力装置专业的责任项目。

(1)所有传动部件、离合器、传动轴系，包括主旋翼轴和辅助旋翼传动轴、动力装置冷却部件以及按第 29.1305、29.1337、29.1543、29.1549、29.1551、29.1553、29.1555、29.1583 条要求的动力装置仪表。

注：通常，局方结构专业审查代表和动力装置专业审查代表之间关于传动轴的责任界面是在传动轴和旋翼桨毂之间的接合盘或花键的交接面处。旋翼桨毂、操纵器件、叶片以及有关的部件，均是结构专业审查代表的责任。

(2)发动机，不包括安装结构。

(3)辅助动力装置（APU），不包括安装结构。

(4)燃烧加热器，不包括下游的通风空气导管、混合器、分配系统以及操纵器件和安全设备的电气部分。

(5)水/酒精或其它液体助力系统。

(6)发动机进气系统，其中包括防止冰和雪进入进气道的部件等;

(7)排气系统，其中包括排气管套和排放管等。

(8)燃油系统，包括用于发动机、辅助动力装置、燃烧加热器、助力系统等所有的燃油系统及其通气管和排放管。

(9)滑油系统，包括发动机、辅助动力装置、旋翼传动装置和减速器的滑油系统（包括油脂润滑传动系统的齿轮和轴承）。

(10)冷却系统，包括发动机、旋翼传动装置和减速器，以及辅助动力装置的冷却系统。发电设备和液压部件的冷却由系统和设备专业审查代表负责。

(11)旋翼刹车机构，不包括液压和电气部分以及刹车部件的不转动部分。

(12)防火系统，包括防火墙、灭火系统、火警探测系统、可燃液体导管、接头以及断油阀。动力装置专业审查代表应负责评定这些设备是否符合第29.861、29.863条，因为它们与燃油和滑油系统有关。

(13)发动机和传动装置整流罩和舱盖，及其锁紧装置。

(14)动力装置的柔性操纵器件（参见第29.1141条(c)款）。

(15)动力装置附件。

(16)发动机舱或辅助动力装置舱内的空气系统（发动机引气），包括切断阀和引气系统的发动机隔离特性。

(17)动力装置仪表标记部分和飞行手册中的动力装置部分，包括限制、正常和应急程序、发动机性能；维修手册中的动力装置部分，重点是手册中的限制章节和第29.1521条所要求的限制的验证。

2.2 第29.901条(b)款的符合性方法

(1)发动机安装

可以通过试验或详细设计方案和说明验证发动机安装手册中大部分具体要求的符合性。通常，在涉及到进气和（或）排气系统畸变限制、振动限制，以及航空器和发动机接口等方面，为了确保发动机安装符合安装手册中的要求，可能需要发动机制造厂商的直接帮助和资料。燃油操纵/发动机/旋翼系统扭矩匹配是航空器研发的一个重要问题，通常需要在航空器提交给局方审查前解决。此外，针对发动机喘振或失速、扭转稳定性以及加速和（或）减速等最终的飞行试验的计划，需要申请人与动力装置专业审查代表、发动机研制方以及局方发动机审查代表进行协商确定。这些问题在第29.939条及相关咨询通告中有专门的详细说明。对于安装汽化器的活塞发动机，通常需要特殊构型的汽化器以保证发动机获得充分的冷却。这种汽化器构型，采用“汽化器零部件清单”来定义，并应作为发动机一部分按CCAR-33部进行批准，与发动机一起列在旋翼航空器型号合格证数据单上。

(2)布置和构造

应表明动力装置各部件的设计构造、布置安装应确保其能够实现预定的用途，并且在正常的检查和翻修期内能够满意地安全运转。应确定安装在发动机或传动装置安装接口上的附件满足该安装接口的各种限制要求，包括装配和转速范围、外伸臂的力矩载荷、转动扭矩和静态扭矩等。其中“静态扭矩”这项限制用于保护发动机或传动装置，防止其驱

动附件时因为附件的故障而损坏。这种保护通常由附件传动轴的受剪段来提供，在发动机或传动装置的传动部件达到其静态扭矩限制之前，该受剪段提前发生破坏，以保护发动机或传动装置。注意在计算受剪段的机械强度时，不应使用材料手册中的允许强度值，因为这些值是材料的最小强度值。受剪段应考虑预期的最大强度值，该最大值相当于最小强度值的 130％，还应证实受剪段的设计数据符合最大直径和最小直径的限制。起动发电机的安装，应确保不会超过功率提取限制。应避免在飞行手册中制定专门说明或指令去要求飞行机组监控发电机负载或断开用电设备以保护附件或保证不超出发动机-传动装置安装接口的限制。

应进行环境鉴定，以验证或防止高温、沙尘、湿度和雨、盐雾环境以及极冷天气的有害影响。动力装置专业审查代表在这方面的符合性审查工作应与设备和系统专业审查代表在对第 29.1301、29.1309 条的符合性审查时保持协调。电机、泵等附件在各自的鉴定试验中都要进行这些方面的环境试验，然而，还应验证整个系统在这些不利的环境条件下性能是否满足要求。冷天气试验应包括验证滑油和润滑油脂作用是否正常，发动机起动程序是否安全，以及作用在附件、发动机或传动系统部件上的载荷是否过大。应要求在冷天气下进行全尺寸旋翼航空器运转试验。在合格审定的最低温度下进行的全机性能试验，通常也可用于评定推进系统。合适的做法是使旋翼航空器冷透或整夜暴露在冷天气中，随后，按飞行手册进行起动和完成起飞前的程序。应注意受冷天气条件影响的重要强制性检查程序的可操作性。

(3) 可达性

应审查维护的可达性。一般来说，某些维修项目不可避免地需要拆卸或拆除邻近的部件，但是对于关键的或与安全有关的设备，应避免反复地拆卸这些设备以防止影响其性能。应检查发动机、辅助动力装置、传动装置、燃油箱和油滤等部件的加油口和排放阀，以及滑油系统油量指示或油尺等是否容易接近。

(4) 电搭接（接地）

应以接地金属片或搭接线（线缆尺寸应满足预期的电流要求）等方式，对动力装置主要部件进行电搭接（接地），以防止产生电位差。发动机或其它部件表面的绝缘油漆或铬酸锌，应不能影响这些部件的接地

装置。注意，不应将发动机安装结构作为接地装置，因为电流会导致连接点的腐蚀。

(5) 热膨胀

除非采用余度安装结构布置，通常涡轮发动机的轴向和径向膨胀是不成问题的。除安装点外，如果发动机其它部件还连接到舱壁、防火墙、其它发动机或传动系统部件上，则通常要求采用专门的膨胀保护措施。应关注由于热膨胀或在地面或飞行载荷作用下支架变形而产生发动机输出轴的轴向或弯曲载荷。其它需关注的部件，还包括压气机进气口法兰盘、排气管，以及航空器结构和发动机之间的刚性液体导管或空气导管。对于一般连接到机体结构上的发动机部件，其应考虑的安装限制载荷由发动机安装资料提供。

(6) 防误装配

应采取设计预防措施，以使旋翼航空器安全运行所必需的零部件和设备不正确组装的可能性减至最小。液体管路、电路接头、操纵线系等均应设计成使其不能被不正确的组装，这可通过采用不同的尺寸、长度和型号的接头、导线、液体管路和安装方法来实现这一要求。申请人应进行详细的维护评估，以明确定义传动系统的维护要求、可靠性和可维护性。申请人应该考虑所有的研制阶段试验和历史数据（如果有），对事故数据的审查为该评估提供重要支持。可使用传动系统振动监控，以验证传动系统持续安全运行。

2.3 第 29.901 条(c)款的符合性方法

(1) AC 29.1309 中的通用分析方法，可作为评定动力装置系统和(或)部件符合性的可接受的方法，但是动力装置系统和部件已普遍不采用 AC 29.1309 中概率分类的定量评估。AC 29.1309 中的其它分析方法对动力装置系统可能不切实可行。虽然以下根据 AC 29.1309 提供了动力装置系统和部分安全性分析的方法的指导，但是这并不排除可以使用类似和简化的分析方法并结合保守的工程判断，来确定符合性或识别不符合部分。

应对所有适用的动力装置部件和（或）系统建立一份矩阵表，它包括:

(a) 可能的故障模式，包括外界原因造成的故障和损伤;

(b) 组合故障和未被检测出来的故障概率;

(c)考虑飞行阶段和各种工作条件对旋翼航空器和乘员所产生的影响;

(d)机组告警信号、所需的纠正动作，以及检测故障的能力。

(2)编制一份逐个部件、逐个系统的故障模式和影响分析报告（FMEA）。识别故障情况的分析应是定性的，某个故障情况的概率评估可以是定性的，也可以是定量的。分析的内容可以从一份用于说明试验结果或两个相似系统的比较分析的简单的报告，到包含（或不含）定量的概率数据的失效和（或）故障分析。分析时可利用有相似安装的其它航空器过往使用经验。

(3)动力装置专业审查代表通常发现，有关动力装置部件可信的故障统计数据并不容易得到。因此，采用更简单的分析形式，即预计故障的结果是无害或采用备份或冗余系统/部件，成为最可行的符合性验证方法。重复检查或飞行前检查是这种表明符合性方法的重要组成部分，尤其是采用备份系统和（或）部件或在旋翼航空器运行中进行定期地检查。

2.4 第29.901条(d)款的符合性方法

对于辅助动力装置系统安装，其合格审定工作主要包括:

(1)确认辅助动力装置是否按CTSO-C77完成设备的合格审定，获得CTSOA证。应注意CTSO的合格审定仅能表明辅助动力装置能够满足一个可接受的基本合格审定标准，因此，如果经评定发现与预定的安装不一致，则可以采用其它标准或偏离CTSO。

(2)审查辅助动力装置的安装资料，并确定安装是否符合要求。注意CTSO对“重要”和“非重要”作用的辅助动力装置提出了不同的合格标准，然而，并不区分“飞行中使用”和“仅在地面使用”的辅助动力装置。根据在负过载条件下的工作情况，可以允许对CTSO作某些偏离

(3)审查CCAR-29部，尤其是E章和F章中与发动机、发动机安装或维护系统、进气、排气、仪表、防火和空气系统等适用于辅助动力装置安装和使用的所有条款。以下给出了涉及辅助动力装置的相关条款，并且提供了有关符合性的一些说明，以供参考:

(a)第29.1041条　冷却，辅助动力装置安装资料应规定进行验证的限制;

(b)第29.1091条　进气，要注意第29.1091条(f)款的要求;

(c)第 29.1103 条　进气系统导管，要注意第 29.1103 条(a)、(e)、(f)款的特殊要求;

(d)第 29.1121 条　排气系统;

(e)第 29.1142 条　操纵器件;

(f)第 29.1181 条　指定火区的范围;

(g)第 29.1191 条　防火墙，防火墙的结构应使辅助动力装置与旋翼航空器的其它部件完全隔离;

(h)第 29.1195 条　灭火系统，注意仅要求一次足够的喷射;

(i)第 29.1203 条　火警探测系统，包括辅助动力装置安装区在内的每个火区都要有火警探测器;

(j)第 29.1305 条　动力装置仪表，CTSO-C77 规定配置测量燃气温度、旋翼转速和辅助动力装置安全运行所必需的任何其它参数的设备。

(k)第 29.1337 条　动力装置仪表

(4)其它考虑

与发动机燃油系统相通的辅助动力装置供油系统，应精心设计和布置，以使辅助动力装置燃油导管故障危及发动机继续正常运行的可能性减至最小。如果辅助动力装置要完成必要的功能，则它应具有独立的燃油系统。此外，负压工作的发动机燃油系统不应与辅助动力装置供油设备相通，因为通过辅助动力装置燃油控制而出现的空气泄漏或在辅助动力装置燃油系统中少量的泄漏很可能使发动机失效。

AC 29.903 发动机

1. 条款要求解析/规章安全意图

1.1 第 29.903 条(a)款

本款目的是确保进行型号合格审定的航空器上使用的发动机是完全合格的，并已制定了相关的安装要求。同时，用于直升机的活塞发动机必须符合第 33.49 条(d)款的要求，或按其预定的用途以其它方式批准，以保证安装在按 CCAR-29 部要求进行审查的直升机上的活塞发动机，不会忽略其合格审定要求。

1.2 第 29.903 条(b)款

本款对 A 类旋翼航空器提出了发动机隔离的要求。要求任一发动机或者对任一对发动机有影响的系统（比如燃油、滑油）失效或故障时不

会妨碍其余发动机继续安全运转，并且不需要任何机组成员采取主飞行操纵器件（正常操纵动作）之外的其它行动。本款不是禁止机组采取动作，而是不允许采用能提升飞行手册中性能的机组的动作。

1.3 第 29.903 条(c)款

本款对 A 类旋翼航空器提出了发动机转动控制的要求。要求具有在飞行中单独停止任何一台发动机的能力。对于涡轮发动机只有其继续转动会危及旋翼航空器安全时才需有此能力。此外，对于停转系统可能暴露于火中的每个部件，必须至少是耐火的，或者具有双套机构并且必须处于着火时不可能同时损坏的位置上。

1.4 第 29.903 条(d)款

第 29.903 条(d)款(1)项要求充分考虑发动机转子破裂影响的要求。旋翼航空器应采取设计预防措施，确保万一发生发动机转子破裂，出现未包容转子故障时，能使旋翼航空器的危害减至最小。

同时，涡轮发动机合格审定，特别是涡轮转子合格审定是以这样的假设作为前提的，即在发动机合格审定期间制定的各种限制能在航空器地面和飞行运行时得到精确而又严格地遵守。第 29.903 条(d)款(2)项目的是保证这个前提不变，以减少出现发动机转子破裂的可能性。

1.5 第 29.903 条(e)款

本款要求必须具有发动机空中再起动的能力。必须在旋翼航空器的整个飞行包线内演示发动机的再起动能力，但并不要求单发旋翼航空器进行再起动能力的飞行演示及多发旋翼航空器进行全发停车状态下再起动能力的飞行演示。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.903 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、安全评估、地面试验、飞行试验和设备鉴定。

2.1 第 29.903 条(a)款的符合性方法

(1)本款的符合性可用适航当局颁发的发动机型号合格证或型号认可证及数据单来给予证明。活塞发动机必须按第 33.49 条(d)款完成专项试验，并在发动机型号合格数据单上加以说明，以表明符合性。

(2)有时候，发动机合格审定计划和旋翼航空器合格审定计划同时实施。只要发动机型号合格证在旋翼航空器合格证之前颁发，技术上是可

接受的。然而，当实际情况涉及使用未批准的发动机安装资料和在发动机合格审定期间发动机的设计更改可能影响旋翼航空器合格审定计划实施时，这就必须采用专门的程序来保证旋翼航空器合格审定最终是令人满意的。如果发动机仅是按要求对先前合格审定过的发动机做小改，并且这些更改不会使旋翼航空器合格审定产生问题，也不涉及重大的安装问题，则旋翼航空器审定工程师只需在发动机审定工程师的帮助下，随着发动机合格审定计划的实施做一些例行检查，并确认发动机型号合格证已经颁发，作为型号合格审定的最后一项工作。当旋翼航空器合格审定计划涉及新的发动机或发动机有重大更改，动力装置合格审定工程师应对发动机尽可能地进行了解，尤其要注意发动机的额定值、限制、性能、发动机和（或）旋翼航空器的界面以及在该发动机合格审定中涉及CCAR-29部合格审定的所有要求（燃油和（或）滑油滤、燃油加热器、整体防火墙等），同时与发动机合格审定工程师一起制定合理的工作安排，以监督发动机合格审定过程中影响旋翼航空器合格审定的所有更改。此外，任何涉及发动机的旋翼航空器合格审定计划，如试验计划、分析、符合性检查等，都应在一定条件的基础上认可，比如将要完成的发动机合格审定计划的确认不会改变旋翼航空器合格审定的认可。应该告知申请人这方面的限制。通常，发动机合格审定计划应在旋翼航空器审定试飞即TIA前完成。

(3)对于CCAR-29部标准中涉及的部件、系统或设备，即使已经作为发动机一部分经过合格审定，仍须符合CCAR-29部的要求，除非CCAR-29部有特别说明。即使作为发动机合格审定一部分的部件、系统或设备已经满足CCAR-29部要求，但还必须考虑发动机制造厂商以后对这些部件、系统或设备进行的更改可能导致不符合CCAR-29部的要求。例如，起初发动机制造厂商在发动机上安装的是满足第29.1013条(c)款(2)项A类要求的滑油箱加油口盖，但是后来将其改为较简单且较便宜的满足第33.71条(c)款(4)项要求的加油口盖。

2.2 第29.903条(b)款的符合性方法

本条款要求是CCAR-29部E分部中最重要的安全规则之一。符合本条款要涉及非常广泛而严格的评定，不仅基本上要评定旋翼航空器的所有系统，而且要评定飞行操纵系统和动力装置操纵系统、仪表、座舱布局、座舱开关以及操作程序。还要有完整的故障模式和影响分析。对于

根据主旋翼转速相应调节发动机功率的调节器的使用，而不是预先设定功率操纵杆达到或小于限制功率的发动机操纵布置，尤其需要严格地根据第 29.903 条(b)款(1)项进行合格审定。

第 29.903 条(b)款(2)项不允许“任何机组成员立即采取动作以保证继续安全飞行”。这应解释为：在包括着火在内的任何原因使一台发动机故障的情况下，要求所有动力装置系统能安全地和持续地运行，而不需要机组人员的关注(除使用主飞行操纵器件维持飞行外)。尽管总距操纵运动影响发动机的工作，但总距操纵器件被认为是主要飞行操纵器件，而不是动力装置操纵器件。“立即”采取动作的时间可以随不同的设计而变化，但必须不少于为达到与 A 类性能有关的发动机不工作后飞行轨迹和爬升率所需的时间。在临界起飞飞行包线内，在提示驾驶员注意调节动力装置操纵器件或改变旋翼航空器状态（即调整起落架、功率操纵杆或旋翼转速调节器设置等）之前，要求至少能过渡到批准的起飞安全速度，以达到批准的飞行性能。然而，这并不意味着禁止机组采取动作，而只是不允许通过机组动作来提高飞行手册中的性能。

2.3 第 29.903 条(c)款的符合性方法

要有在飞行中使任何一台发动机停转的措施，除非表明在发动机或由发动机带动的部件和（或）附件（不包括旋翼传动系统部件）临界故障后，在发动机惯性运转期间的转动不会造成危险。如果出现继续转动，那么在预计的继续转动期间，不应有因转动而造成的危险（要考虑转子的不平衡、轴承损坏、附件故障以及其它发动机转动件缺少润滑等）。要注意发动机应急关车后，惯性运转和继续转动的速度可能受到流进压气机的冲压空气的影响。而对多发旋翼航空器来说，要受离合器的阻力影响。

2.4 第 29.903 条(d)款的符合性方法

(1)保证发动机在使用限制条件下工作

发动机的工作时间、燃气温度、扭矩和转速这些参数的主要限制值以及它们对应的许可瞬时值，在已批准的发动机安装手册中都有规定。旋翼航空器制造厂商必须提供可靠的、精确的手段来确保不超过这些限制。这些手段可能是自动限制器，或者利用有适当标记的仪表由机组人

员监控。适航当局的动力装置合格审定工程师和旋翼航空器制造厂商的人员应通过下述工作来予以检查:

(a)评定所有可用的仪表、指示器或告警装置，包括传感器和限制装置(如果有的话)的系统容差。

(b)严格地审查(a)中各项的部件鉴定报告，以证实这些装置是合格的，其偏差是可接受的。

(c)保证为那些用来监控或保护关键涡轮转子限制值的仪表和装置的功能检查和校准工作提供了维修资料。在飞行前检查自动限制器装置可能是合适的。

(d)检查仪表标记是否清晰而又较为简单，对应的飞行手册中的指令和说明是否简单明了和完整，仪表位置和方向是否使误读的可能性减至最小。

(2)发动机转子失效安全评估

尽管涡轮发动机制造厂商努力减少未包容转子故障的可能性，但使用经验表明，这类故障仍是不断发生的，故障的结果是引起高速碎片穿透旋翼航空器的燃油箱、邻近结构、机身、系统部件和其它的发动机。由于不可能完全消除未包容的转子故障，因此对旋翼航空器应采取设计预防措施以使这类事件产生的危害减至最小。采取这些设计预防措施时应考虑到旋翼航空器的设计特征可能与飞机有明显的不同的差别，特别是关于一台发动机的位置，及其与另一台发动机或其它系统和部件靠近的程度。并且某些故障模式的存在不易表面观察到或用故障分析方法是难以预计的。由于未包容转子故障多种多样，分析所有可能的故障模式并对所有区域提供防护措施是困难的。因而，本咨询通报中概述的设计依据，是为实现所要求目标而提供一些指南，以使由于未包容转子故障对旋翼航空器的危害减至最小。因此，这些指南假定会出现转子故障，且认为对这个故障的影响分析或评定是必不可少的。

(a)程序

使用下列程序评估对旋翼航空器的潜在危害。

(i)使转子破裂的危害最小

转子破裂的危害应降至能够表明技术上可行且经济上合理的最低水平。由于新的或修正后的合格审定计划和设计的变化，可能的最小化程度将有所不同。因此对每个合格审定计划必须有针对性地确定达到最小

化的努力方向。应采用设计预防措施和工程技术方法，如位置、分隔、隔离、余度、保护罩、包容装置和（或）其它合适的措施，并提供资料经合格审定当局同意后列入型号数据文件中。这些方法和工艺技术将在下面讨论。

(ii)几何布置和安全性分析

在设计过程初期，申请人应准备一份使转子破裂危害最小的构型几何布置草图和安全性分析，并在初步设计完成之前向合格审定当局提交其结果。尽早与合格审定当局进行接触和协调会减少以后在审定过程中必要的设计更改。危害分析应遵循 AC 29.901 和本节(f)中的指南。几何布置草图和分析应当用于评定和鉴别发动机转子破裂由未包容转子碎片对关键系统、动力装置和结构部件造成的危害和确定进一步使危害减至最小可能需要的任何措施。根据下述(d)，可以采用计算的几何危险量来规定具有最小转子破裂危害的旋翼航空器构型。

(b)发动机和辅助动力装置故障模式

应采用下述发动机和辅助动力装置故障模式进行安全分析，除非对于所涉及的特定的发动机和（或）辅助动力装置型号，相关的使用经验、设计数据、试验结果或其它证据证明使用不同的故障模式是正确的。在特定情况下合适的故障模式可由发动机或辅助动力装置制造厂商提供，这样就不需要对下述一个或几个问题予以说明。

(i)单个 1/3 圆盘碎片

应假设 1/3 圆盘碎片的最大尺寸与带有 1/3 叶片高度的 1/3 圆盘的最大尺寸相当，且该碎片散布角为 ± 3° 。应假设碎片的质量等于 1/3 带叶片圆盘质量，并且其能量为扇形盘的平动能量（即忽略转动能量）（详见图 AC 29.903-2）。

(ii)中等碎片

应假设中等碎片的一个最大尺寸相当于 1/3 圆盘半径加上 1/3 叶片高度的尺寸，且该碎片的散布角为 ± 5° 。应假设碎片的质量等于 1/3 叶片圆盘质量，并且其能量为该碎片以轮缘速度运动产生的平动能量（忽略转动能量）（详见图 AC 29.903-3）。

(iii)替代的发动机故障模式

为了在分析过程中满意地实现分析目标，采用±5°散布角的单个1/3圆盘碎片的故障模式以等效替代上述(i)和(ii)规定的发动机故障模式是可接受的。

(iv)小碎片

应假设小碎片最大尺寸与叶身上半部的尺寸相当，且碎片散布角为±15°。应假设碎片的质量与上述碎片尺寸相对应，其能量为碎片以它的重心位置速度做运动产生的平动能量（忽略旋转运动能量）。在作此评估时应考虑多块小碎片的影响。

(v)发动机临界转速

应假定未包容转子故障事件发生在飞行阶段的最大额定功率时（除一台发动机不工作功率状态外）相应的发动机轴转速下，除非能够预计引起发动机转子达到红线速度或设计破裂速度的最可能故障模式。对于辅助动力装置，使用飞行阶段的最大额定转速或任何一个正常发动机操纵系统故障产生的速度。

(vi)辅助动力装置故障模式

使用经验表明，一些辅助动力装置故障产生的碎片，具有相当大的能量经辅助动力装置尾喷管射出来。对于该安全性分析，除本节(b)中讨论的关键项目附近的辅助动力装置安装合格审定的故障模式外，还应考虑适用的辅助动力装置的使用履历和试验结果。此外，辅助动力装置安装设计还应就辅助动力装置尾喷管出现碎片对旋翼航空器的危害加以说明。由辅助动力装置制造厂商提供的适用的使用履历或试验结果，可用来确定尾喷管碎片的尺寸、质量和能量。辅助动力装置未包容转子故障模式是根据设计和（或）分析、试验结果和使用经验确定的。

对于按照CTSO-C77做过转子完整性和叶片包容性验证的辅助动力装置(即不作专门包容试验)，应采用(b)(i)，(b)(ii)和(b)(iii)或(b)(iv)的故障模式。如果建议对关键机体部件加以保护，应考虑的能量水平是在(b)(v)规定的临界转速下三倍轮毂故障所释放的能量。应表明其保护罩和各机体安装点，在故障模式规定的碎片散布角内包容主要和次要碎片是有效的。

对于按CTSO做过包容鉴定的辅助动力装置各级转子，应对辅助动力装置位置进行客观的审查，以保证在万一出现辅助动力装置未包容转子故障情况下使其危害减至最小。历史资料表明，使用中在按CTSO做过包

容审定的辅助动力装置各级转子上，发生过未包容故障。这些故障模式包括轮毂分离和超转速故障，导致一些碎片飞出包容环。为了说明这些危害，设计者应使用小碎片故障模式或由辅助动力装置制造厂商提供的经使用证实的数据。如果征得适航当局同意，也可以对防护系统采用分析的方法表明符合性。

(c)发动机和（或）辅助动力装置转子破裂数据

为完成使转子破裂危害减至最小所必需的评定和分析，发动机或辅助动力装置制造厂商应提供所需的发动机数据，例如:

（ⅰ）发动机故障模式（碎片尺寸范围、散布角度和能量）;

（ⅱ）发动机转子破裂概率评估;

（ⅲ）组成转子的零部件清单

(d)碎片撞击的危害性

对于旋翼航空器传统构型（一个主旋翼和一个尾旋翼），理论和试验研究表明，转子破裂对主旋翼和尾旋翼叶片引起的危险最小，因此，不要求它们有专门的保护措施。但是，应对独特的主旋翼和尾旋翼叶片构型进行仔细地审查。尾旋翼传动轴某些区域和对继续安全飞行和着陆可能是必不可缺少的其它关键部件，由未包容碎片引起的危害可能不同寻常，更谈不上是最小。

(e)发动机使用履历和（或）设计

为了总的评估旋翼航空器因未包容转子破裂造成的易损性，必须认为会发生发动机未包容转子故障（破裂）。但是，确定对旋翼航空器总的危害时，在表明符合第 29.903 条要求的验证中，应包含发动机使用履历和发动机设计特征资料，以使不包容转子故障的危害减至最小。这是非常重要的，因为在评估发生转子破裂造成的潜在危害时，发动机设计资料和（或）使用履历可以提供有价值的信息，这一点也应在整个安全性分析中予以考虑。

(f)合格审定数据文件

申请人应准备这样一份报告，该报告（包括几何布置）要对发动机转子破裂对旋翼航空器造成的危害减至最小的各方面进行详细说明，并将此报告提交给合格审定当局批准。在该报告中应包括的内容是：识别由发动机转子故障碎片冲击引起的所有危害性故障及其后果（即：故障

模式及影响分析或等效分析），以及为已鉴别的转子故障碎片冲击采取的危害减至最小的设计防护措施和设计特征。因此，在合格审定期间应编写一份分析报告并征得适航当局同意，该报告应列出所有关键零部件及其与转子破裂造成危害有关的零部件类别和等级，并清楚地表明使这种经量化、分类的危害减至最小的最大可行程度。对必要地方关键零部件应全部予以鉴别并将它们受到转子的危害进行量化、分类，使其最小化。本指南材料的设计防护措施尚未在设计特征中实施时，对这些设计特征应予以识别，并采取替代措施使危害减至最小。为了充分说明能使危害减至最小，在申请人的符合性工作和报告编制中应包括旋翼航空器的所有设计专业。

(3) 设计考虑

应采用切实可行的设计防护措施，以使由发动机和辅助动力装置未包容转子碎片引起的损伤减至最小，推荐下面几种设计:

(a) 考虑发动机和辅助动力装置的转子相对于关键部件或旋翼航空器区域的位置，例如:

(i) 对置发动机

保护对置发动机免受 1/3 圆盘转子碎片损害可能是不容易的。防止受到其它碎片损伤的对置发动机防护措施可以由关键部件的定位来提供，例如发动机正常工作必备的发动机附件（例如高压燃油管、发动机操纵器件和导线等），在该区域内由机身、发动机或其它结构提供内部保护罩。

(ii) 发动机操纵器件，通过未包容发动机故障区域的其余发动机操纵器件，应以最大可行的程度分隔开或加以保护。

(iii) 机身主要结构。

(iv) 飞行机组，应将飞行机组作为一个关键组成部分。

(v) 燃油系统部件、管路和油箱，包括燃油箱加油口盖。（注：溢出的燃油进入发动机或辅助动力装置舱，落在发动机表面或其它关键部件上或会产生着火危险的区域内。）

(vi) 关键操纵系统，如主要的或次要的飞行操纵器件、电源电缆、系统和导线、液压系统、发动机操纵系统、可燃液体切断阀和有关的起动导线或电缆。

(vii)发动机和辅助动力装置灭火瓶系统，包括电缆、通到发动机和辅助动力装置舱的灭火管路。

(viii)继续安全飞行和着陆必不可少的仪表。

(ix)传动轴和旋翼驱动轴。

(b)关键系统和部件的位置

采用下列设计经验，使关键部件受到的危害减至最小:

(i)如果可能，应将关键部件或系统置于碎片可能冲击区域之外。

(ii)如果置于碎片冲击区域内，则应将关键部件或系统双套配置并予以隔开或提供适当保护。

(iii)关键部件或系统的防护可通过采用机体结构(已表明是合适时)提供。

(iv)设置液体切断装置，以在系统万一发生损坏时，能隔离可燃液体。应设计并在防护区域内或在碎片冲击区域之外设计和设置切断起动装置。

(v)应使可能接触火源的可燃液体的溢出减至最小。

(vi)对机体结构元件，提供余度设计或止裂措施，以限制由未包容转子碎片可能引起的二次断裂。

(vii)考虑由多块碎片造成的可能损伤。

(viii)燃油箱不应设置在撞击区域内。然而，如果旋翼航空器型号的基本构型需要将燃油箱布置在冲击区域内，那么应通过采用下述设计特征使发动机转子破裂危害减至最小: 如使燃油危险的溢出量(排放或流动可能接触火源)最小、把渗漏的燃油迅速安全地排入气流中、对可能的溢出区进行适当通风、使用保护罩、使用爆炸抑制装置(即耐爆泡沫材料或惰性气体)和使潜在的燃油火源减至最小或使用减少危害的其它方法。

(ix)在按CTSO-C77进行的审定中表明的转子完整性或包容能力可以考虑用于辅助动力装置安装合格审定。

(x)飞行数据记录仪、座舱声音记录仪和应急定位器转换器，如果需要，应尽可能的设置在冲击区之外。

(xi)设计中应考虑诸如在一个未包容发动机故障发生之后的人员因素、驾驶员反应时间以及驾驶舱中关键系统状态的正确指示等项目，以保证航空器能继续安全飞行和着陆。

(c)旋翼航空器改型

应按本咨询通报中考虑的因素，评估依据本条合格审定过的旋翼航空器的改型，这些改型包括但不限于更换发动机装置（包括从活塞式发动机换成涡轮发动机）、辅助动力装置安装、机身加长和辅助燃油箱安装。辅助燃油箱应以实际可行的位置来布置，以使其被转子故障碎片击中的危险减至最小。要求旋翼航空器的重心保持在经批准的范围限制内，将不可避免地限制使危害减至最小的程度。

(4)保护措施

以下这些措施可以使转子破裂的影响减至最小:

(a)动力装置包容

(i)发动机转子碎片包容

应清楚地了解转子碎片的包容不是一项发动机适航规章要求，而是可以用来使发动机转子破裂的危害减至最小的许多选择措施中的一种。对于特定的转子部件，已验证过的包容结构（包围发动机或辅助动力装置或在旋翼航空器上）提供的包容性能，用于使转子故障模式决定的危害减至最小应是可以接受的。使用中包容转子的故障可以用来增加设计或试验数据。在确定对相邻关键部件（如结构件、系统部件、液体管路和操纵系统）的危害时，应连同碎片能量和运动轨迹一起考虑包容材料的伸长和几何变形。在包容系统试验期间获得的数据以及分析数据和使用经验应用于这种评定。

(ii)辅助动力装置（APU）包容

对 APU 安装合格审定，应考虑辅助动力装置按 CTSO 审定过程中演示过的转子完整性或包容能力。如果由分析或台架试验表明转子包容方案，则还应对 APU 安装位置进行客观地审查，以确保在万一出现未包容辅助动力装置转子故障情况下使造成的危害减至最小。

(b)防护罩和遮挡装置

当使用防护罩、遮挡装置或有关旋翼航空器结构来保护关键系统或部件时，应通过试验或以试验数据作支持的分析，表明保护措施的充分性，试验或分析中所用的撞击区域、碎片质量和碎片能量，均以本文规定为依据。用于计算防护装甲或防护罩厚度和能量吸收要求的分析方法，应以已有的方法做依据、并达到审定当局所接受的水平，这些已有的方法是以充分的试验证据为支持的。防护装甲、防护罩或导向板，会使未

包容碎片停止运动、减慢速度或者改变方向，重新分配到达机身的能量。大碎片产生的载荷具有重要意义，应作为结构分析的基本载荷情况（参见第 29.301 条）。应确定和审查这些结构载荷，并作为单独作用的极限载荷。防护装置及其支撑机体结构应能吸收本节规定的碎片能量或使碎片被遮挡，并还要保证旋翼航空器继续安全飞行和着陆。如果有危害，还应考虑被遮挡碎片的轨迹和剩余的能量。

(c) 隔离或余度

(i) 其它发动机

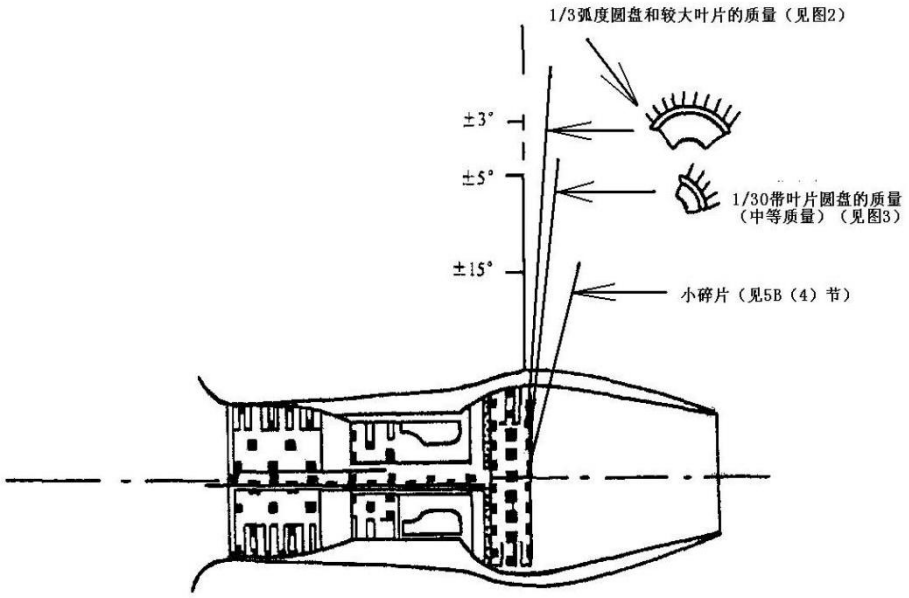
虽然可以认为其它发动机是关键的，但是在多发旋翼航空器上发动机与转子破裂的隔离不是强制性的。采用其它方法使这些发动机的危害减至最小，也是可以接受的。

(ii) 其它关键部件

应针对发生的危害，进行其它关键部件的隔离和余度设计评定，因为这些部件故障不允许继续安全飞行和着陆。当认为这种危险不可接受时，应采用隔离或防护或减少危险的其它措施。

(d) 复合材料

如果申请人选择的包容装置、防护罩或遮挡装置是全部或部分地由复合材料制成，则这些装置应符合相关咨询通告中的复合材料结构要求（包括考虑玻璃转化温度因素）。对于长时间内使用温度达到或超过 93～121℃（200～250℉）的复合材料或复合混合结构，对玻璃转化温度的考虑是至关重要的。一般说来，热碎片的包容是由通过金属-复合材料混合结构的这类保护装置来完成的；在这类结构设计中，当完整的混合结构吸收碎片撞击载荷之后，利用金属部件的特性来吸收碎片热载荷。这些装置应符合第 29.609、29.1529 条要求，以确保持续适航。



碎片的散步角是从起初位于发动机或辅助动力装置主轴

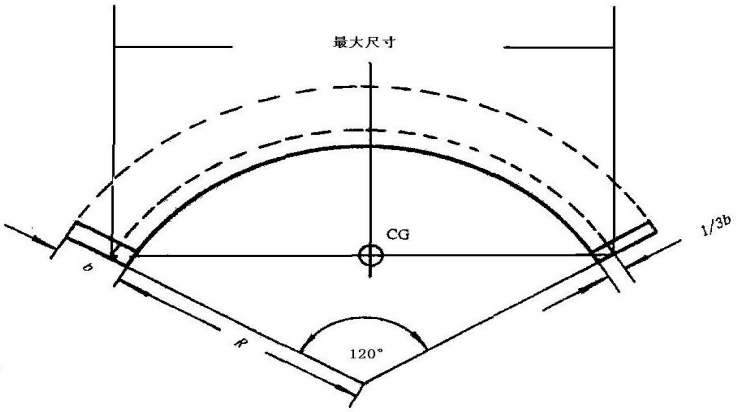
中心线上的转子的旋转平面中心沿纵向向前和向后测量的角度。

注：（1）应考虑涡轮移动的可能性；

（2）在计算质量时认为所有转子均带有完整的叶片；

（3）应考虑每级转子出现的故障。

图 AC 29.903-1 估算碎片轨迹

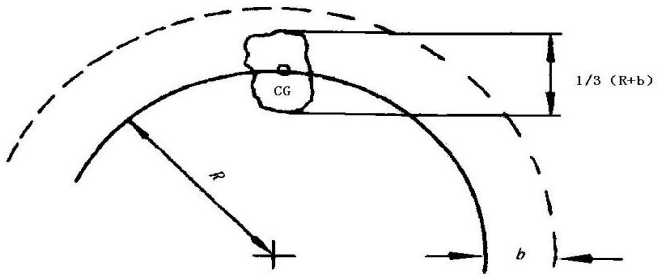


图中：R-圆盘半径

b-叶片长度

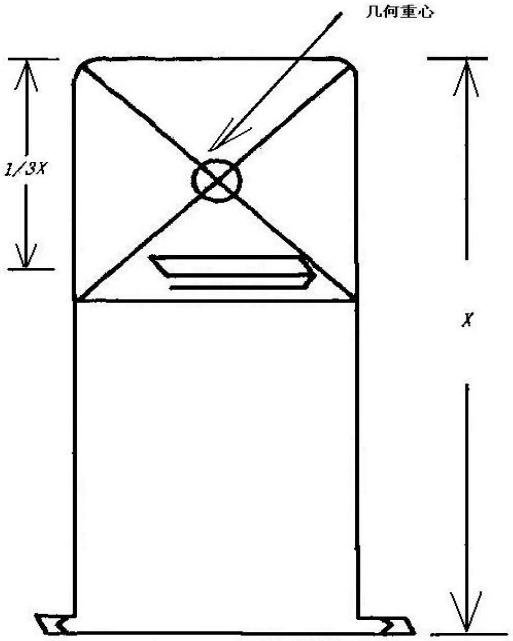
CG如图所示的最大尺寸圆盘重心

图 AC 29.903-2 单个 1/3 圆盘碎片



图中：
R-圆盘半径
b-叶片长度
最大尺寸=1/3（R+b）
假设质量等于1/30带叶片圆盘的质量
CG位于圆盘轮缘上

图 AC 29.903-3 中等和小块碎片



图中：x-叶片长度
（较小的叶片根部和平台）
重心位于1/3碎片的中心处
取碎片的速度为几何重心处的速度
假设碎片的质量为1/3叶片的质量

图 AC 29.903-4 叶片碎片的定义

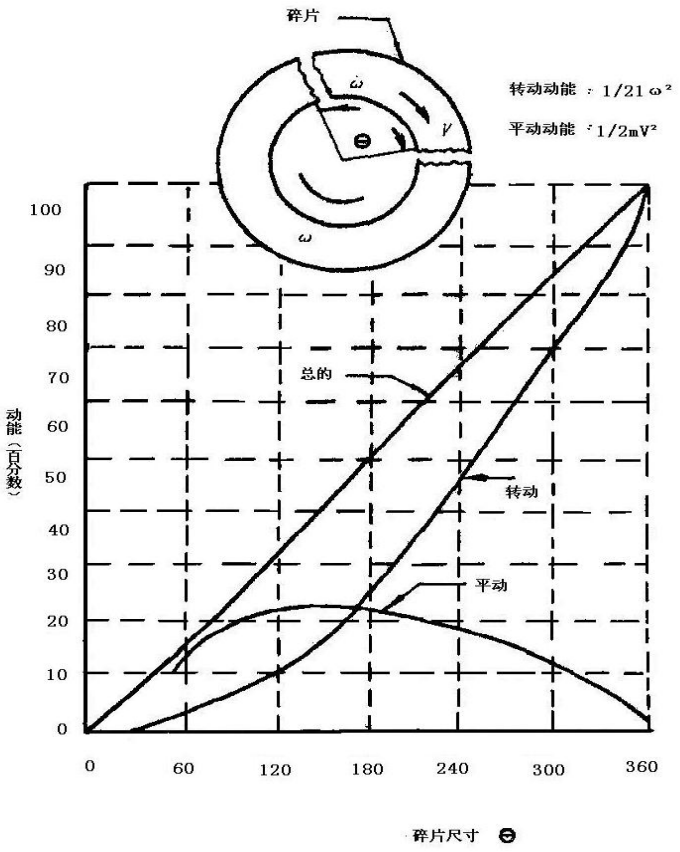
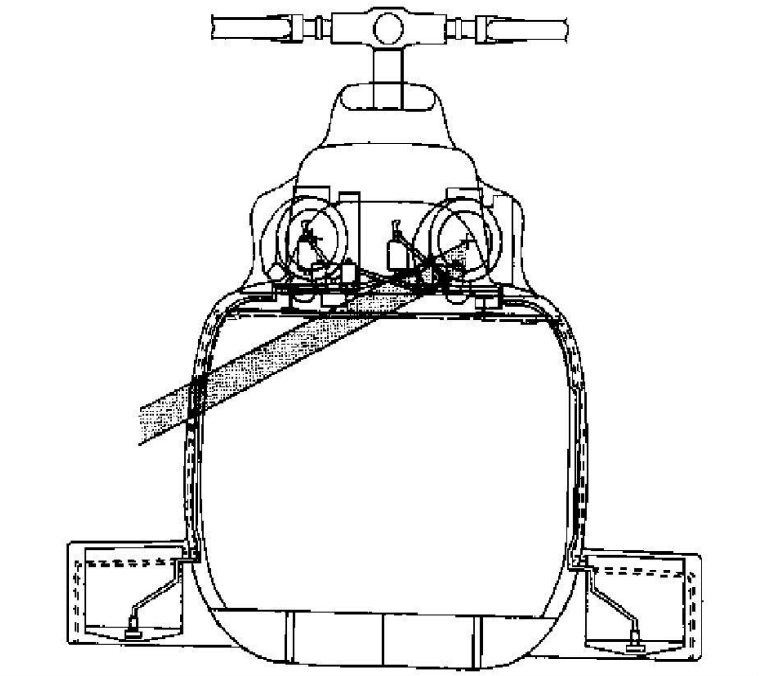


图 AC 29.903-5 转子-部件碎片的平动和转动动能的分布随碎片尺寸变化的曲线



碎片的重心就是碎片的旋转中心



计算隔开距离时：带有 1/3 叶片高度的 1/3 转子。

图 AC 29.903-6 发动机圆盘碎片旋转平面处的旋翼航空器横剖面

2.5 第 29.903 条(e)款的符合性方法

在审定试飞中和（或）申请人试验中，按批准的试验计划进行真实的空中再起动，以确定再起动包线，可以表明条款符合性。应在各种高度、环境温度和所用燃油牌号的最临界燃油温度下进行再起动演示，除非申请人能表明这些参数是无关的。其它的考虑是与飞行操纵机构和发动机起动操纵器件有关的驾驶员位置布局。应验证在没有危及旋翼航空器连续安全运行下，能完成发动机的起动。还应考虑存在的一台发动机不工作情况时驾驶员的工作负荷、再起动系统操纵器件的位置及是否有副驾驶员。旋翼航空器飞行手册的应急和（或）故障说明章节中，应给出已批准的再起动包线详细规定和再起动的详细说明，应包括适宜的环境大气条件、起动前要求（允许废燃油排放）、起动器工作周期（如果不同于地面起动工作周期）、起动前情况分析。应把发动机的风车转动作为发动机再起动能力的一部分；然而，大多数旋翼航空器空速和发动机的位置不能保证发动机风车转速达到起动速度。起动前情况分析应考虑下列问题:

——鉴于首次停车的原因，是否可以尝试再起动？

——进气系统是否有吸入冰的可能性？

——发动机舱中的燃油可能再次点燃吗？

——现有的再起动时间充足吗？

——可用功率是多少？

——是否足以保持离地间隙高度？

即使不要求全发停车情况下的再起动能力，也应有在这种情况下重新起动的专门说明，并与完成起动的系统能力相适应。

单发旋翼航空器通过地面状态试验，并考虑高度影响、热发动机特性、电池耗尽，等演示发动机的再点火能力。

对再起动仅考虑了电源要求，但允许考虑可能影响再起动能力的其它因素。单发旋翼航空器发动机飞行中停车后再起动能力及多发动机飞行中全发停车的再起动的能力，是基本的要求；提供这种能力的方法由申请人去解决。为确保单台或多台发动机故障导致的潜在高度下降减至最小，发动机再起动应在早期考虑。应该检查发动机合格证以确保飞行手册中有关飞行中再起动的内容与发动机再起动能力确切要求一致。

AC 29.907 发动机振动

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款要求验证发动机安装后的振动对发动机或旋翼航空器任一部件的影响。对于振动影响，动力装置审查代表通常关心发动机和旋翼传动系统的振动载荷或应力。对发动机的振动影响通常分为“安装振动”和“扭转振动”。这些振动的限制和评估方法由发动机制造厂商制定。对于旋翼传动系统上的振动影响，应该关注相应的载荷或应力是否会导致疲劳损伤。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.907 条要求的可接受的符合性方法包括：分析/计算、地面试验和飞行试验。

扭转振动是由发动机与旋翼传动系统之间的机械耦合，以及传动系统对强迫振动频率或共振频率的响应等引发的。发动机安装到旋翼航空器上后发动机轴上可能存在的各种频率和波腹或波节，通常不会在发动机试验台上运转时出现；因此，根据 CCAR 33 部进行的振动研究对于扭转来说是不够的。“发动机和旋翼毂之间的旋翼传动系统”作为飞行结构的一部分，也包含在第 29.571 条中。进行本条款要求的审查时，动力装置审查代表应与结构审查代表协调，以尽量减少旋翼航空器制造厂商的重复工作。AC 29 MG 16《金属结构的缺陷容限评定》提供了符合第 29.571 条的可接受方法，也可以用于表明第 29.907 条的符合性。除了诸如主旋翼传动轴与辅助旋翼传动轴这样的基本传动系统部件外，振动评定应包括联轴器、齿轮齿、齿轮箱与花键。若合适的话，还应考虑与地-空-地循环有关的低周疲劳。为了表明符合性，发动机制造厂商的帮助是必不可少的。

AC 29.908 冷却风扇

1. 条款要求解析/规章安全意图

1.1 第 29.908 条(a)款

本款适用于 A 类旋翼航空器，其目的是要求动力装置区域内冷却风扇的设计和安装，应确保冷却风扇叶片损坏不影响航空器连续安全飞行。风扇叶片损坏带来的影响主要包括两个方面：一是非包容碎片对保持航空器继续安全飞行所必需的零部件以及人员安全的影响；二是冷却空气的损失对关键动力装置部件持续安全运转的影响。

1.2 第 29.908 条(b)款

本款适用于 B 类旋翼航空器，对于动力装置区域内的冷却风扇，应确保其叶片不会发生损坏，或者在冷却风扇叶片万一损坏的情况下能够保证旋翼航空器的安全性。

1.3 第 29.908 条(c)款

本款要求表明冷却风扇叶片在旋翼航空器的使用限制内不会产生共振。如果风扇叶片存在共振的可能性，则需要进行疲劳评定以保证风扇叶片使用的可靠性。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.908 条要求的可接受的符合性方法包括：分析/计算、安全性分析、试验室试验和飞行试验。

2.1 第 29.908 条(a)款的符合性方法

对于 A 类旋翼航空器，冷却风扇叶片损坏所引起的机械损伤或冷却空气的损失不应影响旋翼航空器的连续安全飞行。

为保证冷却风扇叶片损坏不会危及旋翼航空器的安全，可以采用以下三种方法中的一个来表明符合性：

(1)损坏时，风扇叶片能够被有效包容

如果冷却风扇装有风扇保护罩，通过试验证明风扇保护罩能够有效包容住损坏的风扇叶片以及任何其它受影响而损坏的风扇叶片、导向器叶片等。为了试验易于进行，可在一个叶片的根部锯一小槽，其深度要足以减弱叶片的固定强度，并且当风扇以预期的最大转速转动时，叶片应产生损坏。如果风扇由旋翼传动系统驱动，试验转速应等于或大于所预计的旋翼系统的最大瞬时转速。如果风扇由其它装置驱动，如引气涡

轮、液压马达、发动机燃气涡轮等，应以所预计的速度范围的临界分析为依据确定试验转速。

(2)风扇的布置能够保证非包容碎片不危及旋翼航空器的安全

评估冷却风扇故障可能导致的非包容碎片的发散轨迹及能量水平，并结合冷却风扇在航空器上的布置位置表明其不会对保持继续安全飞行和着陆所必需的零部件或结构造成损伤，且不存在危及机上人员生命安全的可能性。

(3)证明风扇在预期工作内不会出现叶片破坏故障

应以122.5%最大转速（包括瞬时转速）进行冷却风扇超转试验，以验证风扇叶片能够承受使用中可能达到的最大离心力1.5倍的极限载荷。试验中风扇不应损坏，风扇叶片变形也不应导致风扇元件与风扇罩或其它邻近部件相接触。

以上规定的最大转速应考虑其工作中的瞬时转速，需根据风扇的驱动装置如发动机或传动系统的试验或分析确定，并且与超转限制装置设置与否有关。其中:

(1)对由发动机驱动的风扇:

(a)在不受控制的情况下出现的发动机最大转速，如输出轴脱开；或

(b)由可靠的、经批准的发动机超转限制装置控制的发动机的最大转速;

(2)对由旋翼传动系统驱动的风扇，在使用中预期的旋翼传动系统的最大转速(包括瞬时转速)。

2.2 第29.908条(b)款的符合性方法

第29.908条(b)款适用于B类旋翼航空器。对于B类旋翼航空器，可以采用以下三种方法中的一个来表明符合性:

(1)损坏时，风扇叶片能够被有效包容

如果冷却风扇装有风扇保护罩，通过试验证明风扇保护罩能够有效包容住损坏的风扇叶片以及任何其它受影响而损坏的风扇叶片、导向器叶片等。为了试验易于进行，可在一个叶片的根部锯一小槽，其深度要足以减弱叶片的固定强度，并且当风扇以预期的最大转速转动时，叶片应产生损坏。如果风扇由旋翼传动系统驱动，试验转速应等于或大于所预计的旋翼系统的最大瞬时转速。如果风扇由其它装置驱动，如引气涡轮、液压马达、发动机燃气涡轮等，应以所预计的速度范围的临界分析

为依据确定试验转速。

(2)风扇的布置能够保证非包容碎片不危及旋翼航空器的安全

评估冷却风扇故障可能导致的非包容碎片的发散轨迹及能量水平，并结合冷却风扇在航空器上的布置位置表明其不会对安全着陆所必需的零部件或结构造成损伤，且不存在危及机上人员生命安全的可能性。

(3)证明风扇在预期工作内不会出现叶片破坏故障

应以122.5%最大转速（包括瞬时转速）进行冷却风扇超转试验，以验证风扇叶片能够承受使用中可能达到的最大离心力1.5倍的极限载荷。试验中风扇不应损坏，风扇叶片变形也不应导致风扇元件与风扇罩或其它邻近部件相接触。

2.3 第29.908条(c)款的符合性方法

申请人可以通过以下任一种方法表明本条款的符合性:

(1)按照第29.571条完成冷却风扇的疲劳评定;

(2)通过试验或者分析的方法确定风扇安装后的振动水平，表明在旋翼航空器的正常运行限制内，冷却风扇叶片不会在共振条件下工作。

AC 29.917 旋翼传动系统设计

1. 条款要求解析/规章安全意图

1.1 第29.917条(a)款

本款对旋翼传动系统进行了定义，其目的是规定适用于旋翼传动系统的有关要求中应考虑这些部件的验证。

1.2 第29.917条(b)款

本款要求对旋翼传动系统进行设计评定，其目的是证实系统设计是安全的，并且所采取的补偿措施能有效防止发生危险和灾难性的故障。采用振动健康监测系统是其中一种方式。

振动健康监测(VHM)系统用于获取并处理直升机传动系统振动信号:

(1)其主要目的是通过给飞行员和维护人员及时提供潜在故障的告警，来提高对可能影响继续安全飞行和安全着陆的旋翼传动系统初始故障识别的可能性。

(2)VHM系统数据可用于提高直升机监控操作，以减少主要的或危险的/严重的故障，VHM系统也可用于提升维修性。

(3)VHM 系统可用于监控旋翼传动系统所有或部分关键零部件。关键零部件包括连接发动机和主减速器的输入传动轴，轴承，尾旋翼传动轴，悬挂轴承，单向离合器，主旋翼轴和尾旋翼轴等。供应商应说明零部件的范围以及对所有受影响部件的故障识别能力。健康监控有效性应通过试验和(或)分析来证实。

(4)通常，VHM 系统由传感器（如加速度计和转速计）、信号采集、信号处理、数据管理、VHM 系统告警产生与管理、飞行员界面和维护人员界面组成。

(5)信号处理：直升机的旋翼、传动系统和发动机是一个由复杂与简单机械元件组成的混合机构。因此，所采用的传感器和信号处理与分析技术应反映机械元件及其振动模式的复杂性。

(6)AC 29 MG 9 提供了有关旋翼航空器健康和使用监测系统的适航批准指南。该指南可以用于集成的 VHM。

1.3 第 29.917 条(c)款

本款是对旋翼传动系统安装布置的要求，包括与发动机的连接，发动机失效后的脱开，扭矩限制装置的要求（如有），交错旋翼的定相，以及旋翼相位差装置的安装要求。

(1)第 29.917 条(c)款(1)项适用于多发旋翼航空器，它要求旋翼传动系统布置成当一台发动机失效时，剩余发动机将继续驱动旋翼，以保证预期的旋翼升力和操纵是有效的。

(2)第 29.917 条(c)款(2)项适用于单发旋翼航空器，并且与本节(1)的要求类似，只是第 29.917 条(c)款(2)项要求在发动机与主旋翼和辅助旋翼脱开后，主旋翼仍然驱动飞行和操纵所必需的每个旋翼。

(3)第 29.917 条(c)款(3)项的目的是要求传动系统的设计，能使旋翼传动系统免受不工作发动机的扭转阻力。

(4)第 29.917 条(c)款(4)项适用于选装扭矩限制装置(剪切截面或离合器)，并禁止这些装置安装在各旋翼之间的交叉轴系中。

(5)第 29.917 条(c)款(5)项是为了保证，如果各旋翼可能相互交错，旋翼传动系统的设计要防止旋翼间相互碰撞。

(6)第 29.917 条(c)款(6)项是为了保证，安装旋翼锁定装置，以便在可能出现相位差时，能把各旋翼锁在合适的相位上。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.917 条款要求的可接受的符合性方法包括：设计评审和安全评估。

2.1 第 29.917 条(a)款的符合性方法

通过传动系统设计说明和设计图纸等文件，对传动系统所涵盖的范围和零部件进行说明。应与其他相关审查人员协调，确保与旋翼传动系统相关的其他条款都能被恰当地得到验证。

2.2 第 29.917 条(b)款的符合性方法

开展系统安全性评估，以证实系统设计是安全的，并且所采取的补偿性措施能有效防止危险类和灾难性类故障的发生。在进行设计评估期间，应考虑到地面和飞行试验的合格审定结果（包括任何故障或功能下降），还应考虑到类似设计的以往使用经验。

(1) 故障分析

设计评定的第一阶段应为故障分析，由此确定所有危险的和灾难性的故障模式。故障分析可以是结构的自下而上的推断分析，用于评定每个可能的项目或零部件故障对系统和旋翼航空器故障的影响。在分析形式适当时，故障分析将有助于识别潜在故障和每一故障模式的可能原因。故障分析应按下列要求考虑所有合理的、可能的故障模式：

(a) 每个项目和（或）零部件的所有功能；

(b) 项目和（或）零部件的所有故障模式及其原因；

(c) 与故障模式相关的最临界的工作阶段和（或）工作方式；

(d) 故障模式对所分析的项目和（或）零部件的影响，对旋翼和旋翼传动系统的二次影响，以及对其它系统和旋翼航空器的影响。对主故障可能引起二次故障的情况，还应分析故障的组合影响；

(e) 安全装置，或用来检测正在发生的或早期的故障模式的正常监控手段，或其影响已被削弱。故障分析应考虑安全系统的故障；

(f) 可用于防止或削弱故障模式影响的补偿措施（可见下面(2)）；

(g) 故障状态严重程度按本文 AC 29.547 中相关定义分类。

对于重要的特殊系统故障，如有必要时，上述故障分析可补充一次结构的、自上而下的推断分析，用来确定导致该重要系统故障的故障模式。

对潜在的故障模式，应同特定部件或邻接部件的至少一种其它故障

模式结合来进行分析。后者应选择为有着潜在最坏后果的一种故障组合。当对故障影响存有明显疑问时，可以要求通过试验对该疑问进行验证。

(2)危险故障和灾难性故障的评定

设计评定的第二阶段是梳理出所有危险的和灾难性的故障，并对各种适用于使故障发生的可能性减到最小的补偿措施进行适当验证。较为严重的故障状态同不太严重的相比，其发生关联故障状态的可能性应更小。对于每个危险故障或灾难性故障的补偿措施，申请人应尽早获得局方的同意。

补偿措施可从下列中选取一项或多项，但不局限于所列项:

(a)设计特征；例如安全系数、零部件降低性能准则、冗余度等;

(b)高水平的完整性:具有灾难性故障模式和关键特性的所有零部件被定义为“关键件”，并且要按照“关键件管理程序”进行管控（见AC 29.602）。当高水平的完整性被用来作为补偿规定，那么具有妨碍继续安全飞行的危险故障模式的零部件可包括在关键件管理程序中，或隶属于其它对零部件的正常控制程序的补充内容中;

(c)疲劳容限评定;

(d)飞行限制;

(e)应急程序;

(f)检查或能检测出故障模式（或可能引起故障模式的状态迹象）的检验;

(g)为使故障模式发生的可能性减至最小的预防性维修措施，包括更换措施以及对可能存在潜在故障模式的项目的可使用性验证;

(h)为避免装配错误（可能是影响安全的关键）的特殊装配程序或功能试验;

(i)除上述(f)和(g)所述措施以外的安全装置或正常监控手段。

2.3 第29.917条(c)款的符合性方法

通过传动系统设计说明和设计图纸等文件，对传动系统的安装布置进行阐述，并对本款中的设计要求进行说明。

(1)通常，在各旋翼之间采用交叉轴系符合第29.917条(c)款(1)项的要求，为使机构简易和重量最佳，一般采用一套或多套传动机构或减速器，发动机输出需要单独布置;

(2)可以在各旋翼间采用交叉轴系符合第29.917条(c)款(2)项的要

求，通常需要由主传动机构通过传动轴驱动用于平衡反扭矩的旋翼;

(3) 可采用在发动机输出轴或传动系统输入轴上安装自由轮离合器或单向离合器符合第 29.917 条(c)款(3)项的要求，应注意在发动机“自由动力涡轮”输出段上安装，作为符合性方法是不可接受的;

(4) 旋翼系统中任何扭矩限制装置应安装在发动机输出轴或传动系统输入轴上，以确保因超扭矩脱开时，不会妨碍旋翼继续正常工作和各旋翼间的相位关系，禁止将扭矩限制器安装在各旋翼之间的交叉轴系中。

(5) 各旋翼相互交叉时的相位控制应利用可靠的机械传动部件，在表明符合性时，还应考虑轴系的变形（扭转）和旋翼的变形（桨叶弦向弯曲）。

(6) 旋翼间存在相位差后的再连接，应使用可靠的机械锁销和安全的锁定方式。

AC 29.921 旋翼刹车

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款规定了安装在传动系统中的旋翼刹车或其它用于控制旋翼转速的机构的安全要求，包括必须制定旋翼刹车机构的各种使用限制，以及对刹车操纵器件必须有保护，以防止误动。

旋翼刹车安全要求的目的不仅是防止因刹车阻力对旋翼航空器性能产生有害的影响，而且还要确保使着火的可能性减至最小。因旋翼刹车摩擦而产生着火的情况，在飞行和地面运行中都出现过，并且产生了非常危险的后果。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.921 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、分析/计算、安全评估、试验室试验、地面试验和工程符合性检查。

(1) 申请人应首先确定旋翼刹车使用限制。使用限制通常仅指允许使用旋翼刹车的最大旋翼转速，但在某些机型上，还可能规定与发动机工作有关的限制。例如，一些“自由涡轮轴”类型的涡轮发动机在使用旋翼刹车时，能够在比较低的限制值内能安全运行，而其它发动机不容许有这种状态。标牌、图示以及飞行手册中的使用限制和说明要适合于旋翼刹车的安全操作。

(2)防止误动的操纵保护机构一般是常规的。需要飞行试验人员进行驾驶舱评定，以证实保护机构和刹车的功能是合适的，并且操纵机构在锁定和松开位置不影响驾驶舱内的其它功能。如果有标记，还应证实标记是适当的。

(3)按第29.923条(j)款要求完成400次啮合试验。在执行临界刹车啮合程序时，应测定刹车部件和旋翼传动系统的扭振载荷，并在对这些部件的疲劳评定中作适当考虑。刹车机构的啮合试验应在飞行手册和培训手册规定的有和没有总距操纵杆位移情况下进行。在进行临界刹车试验时测量刹车部件的温度，同时评定刹车机构所处的舱是否符合第29.863条及第29.1183条的要求。

大多数旋翼刹车机构包括非金属圆盘或衬瓦通常装在不动的刹车部件上。这些部件的磨损程度与使用刹车次数成正比。假如更换的原因只是磨损，而不是由于刹车的载荷、圆盘温度或在使用中预期的振动特性的变化导致的，则在第29.923条耐久性试验期间，这些圆盘或者衬瓦的更换被认为是可接受的。应核实维修手册中是否包括对圆盘或衬瓦过度磨损的例行检查。

(4)按第29.901条(c)款要求进行故障模式及危险分析。如果刹车液压系统和旋翼航空器的液压系统是连在一起的，则压力调节器和控制阀的故障模式（包括阀的泄漏）将是关注的重点。当刹车部件遭遇周期性的高温时，机械转动盘、刹车块以及刹车杆可能容易卡住或者无法松开刹车。部分原因是可能出现腐蚀和缺乏润滑。

(5)如果旋翼刹车机构作为基本设计在其它机型上进行了验证，并且满足下列要求，则无需再进行第29.923条要求的全部耐久性试验:

(a)确定旋翼刹车部件、旋翼传动系统及旋翼系统本身的静载荷和振动应力，并表明它们是可接受的。

由于刹车作用在传动系统上的载荷产生的力矩、应力等，与正常的带动力飞行载荷是相反的，建议申请人对主旋翼系统的旋翼毂和叶片的弦向弯曲载荷进行评定。

(b)第29.923条(j)款要求的400次啮合试验应和整套旋翼及其传动系统一起完成，试验后进行彻底的分解，检查并确认承受旋翼刹车载荷的所有部件仍然是可以使用的。因为这种试验时间非常短，不会引起明显可见的磨损，所以试验前，需要在齿轮上和轴承座圈上涂上黑色氧化

物或 Du-Lite 这类的涂层，以便识别和评定接触的情况。关于最大减速率的资料应提供给发动机制造厂商，以便评定涡轮反向加载或回转、燃油控制部件、扭矩测量等的可接受性。

AC 29.923 旋翼传动系统和操纵机构的试验

1. 条款要求解析/规章安全意图

(1)本条款目的是要求表明第 29.917 条(d)款中定义的旋翼传动系统在申请人提出的限制范围内具有正常运行能力，而不会因过度磨损产生故障危险，或因机械载荷而造成性能下降。虽然可以采用这些基本试验得到的数据来表明符合第 29.571、29.907 条的要求，但设计这些基本试验并不是且也不应被期望用来表明通常按第 29.571 条和第 29.907 条验证振动应力安全性的符合性。只要耐久性试验的基本要求保持不变，为了得到用于振动验证的结果或其它验证内容的数据，耐久性试验计划做出某些改变是可接受的。

(2)本条款的内容是一系列试车试验，每次至少 10 小时（但不限于 10 小时），其间必须重复 20 次，总试验时间至少达到 200 小时，但不包括调整功率需要的时间或那些要求达到稳定工作状态所需要的稳定时间。如果申请人对 2.5 分钟 OEI 额定功率状态提出鉴定，则总的试验时间会超过 200 小时（或每次试车试验超过 10 小时）。对于装有三台或更多台发动机的旋翼航空器，30 分钟 OEI 额定功率状态的鉴定试验，将使试验时间超出 200 小时。如果存在对旋翼传动系统耐久性产生不利影响的动态或不正常工作状态，则对第 29.923 条(g)款的符合性可能还要延长耐久性试验时间。虽然完成一次试车或一个循环可能需要超过 10 小时，但对第 29.923 条(a)款应解释为，要求所有的试验试车或循环基本上要重复相同的程序。

本条款要求该试验“在旋翼航空器上”进行，这意味着旋翼航空器是经制造符合性检查的。但是，对许多未经制造符合性检查的项目，如舱门、某个整流罩和仪表、燃油箱（可能采用外部备用供油）、内设件、火警探测器、灭火器、进气管、排气导流片等，只要从技术上考虑认为它们对试验结果并不重要，那么也是可以接受的。对于与规定旋翼航空器构形有任何明显偏离的情况，例如采用地面或飞行试验设备来代替旋

翼航空器，若能准确模拟旋翼航空器上出现的状态，则应在经局方批准的试验大纲中予以规定。试验所用的约束（系留）配置，必须安排在能平衡横向和垂直方向上的旋翼拉力载荷的位置上，但该约束应允许由于旋翼拉力使发动机和传动系统支撑装置产生正常变形。

(3) 安全钢索可垂直于尾梁安装在尾减速器位置处，但所提供的约束要能保持机体的变形不超过正常和加速飞行时预计的值。

(4) 第 29.923 条 (a) 款 (3) 项 (i) 目要求的试验扭矩为申请批准的扭矩值，但是不得超过所用的发动机每个有关限制的批准值，但如果实际使用的发动机具有产生该扭矩的能力，并且由输出轴扭转研究表明，在扭转振动方面与取证构型要求的发动机相当或偏于保守，那么允许申请人验证旋翼传动系统用的扭矩值高于申请批准的值。应不允许转速偏离取证要求的值，除非对振动、轴承载荷、离心刚度影响以及扭矩变化等方面进行了仔细地评定。

(5) 第 29.923 条 (a) 款 (3) 项 (ⅱ) 目要求的旋翼构形是为了确保将使用中预期的旋翼升力、扭矩和振动载荷用于耐久性试验，尽管振动方面存在不满足第 29.571 条和第 29.907 条要求的振动评定。事实上，由于系留约束和旋翼系统地面效应而预期增加的拉力，可能使振动模式改变和放大，虽然对这些影响难以量化，但仍将其作为耐久性试验的正常部分。在耐久性试验中已成功地使用过试生产的旋翼桨叶，但只有在对桨叶特性，如刚度、惯量与惯量分布、拉力与桨叶弯曲进行专门研究和对扭转频率响应进行仔细比较之后才能使用，以确保试验的有效性。耐久性试验包括旋翼操纵机构试验。对该试验而言，旋翼的制造符合性应是非常重要的。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.923 条要求的可接受的符合性方法包括：分析/计算和地面试验。以下针对条款的符合性方法及对应关注点进行了阐释。

2.1 起飞功率试车

(1) 第 29.923 条 (b) 款 (1) 项规定了起飞阶段的耐久性试验。该试验包括申请人选定的旋翼航空器起飞限制的扭矩和发动机和（或）旋翼转速下进行的一系列 5 分钟重复试车试验。除了无补偿的发动机调节器“下垂”导致低功率高转速的那些安装外，试验扭矩（对活塞式发动机是歧管压力）和转速值应与相应动力装置仪表上的红色弧线相对应。如果发

动机制动和旋翼传动系统制动的速率接近，则本条中使发动机脱开的要求可能很难达到。在有些情况下，可调节发动机燃油控制减速进程来使离合器脱开，否则，可能需要发动机轴刹车机构。

(2)对选定的 2.5 分钟 OEI 功率状态试验的扭矩和转速要求，应解释为上述规定的起飞状态试车时的值。如果在热气候条件下进行试验，为达到这部分试验所要求的扭矩和转速条件，可能发动机燃气温度会很高。因此，在试验顺序上可允许作局部调整，以便利用较冷的夜间气温。为提高发动机热天气时的功率，在某些场合使用水或酒精系统是合适的。也常使用液态氮喷入发动机进气道以充分地降低进气温度来得到所要求的试验条件。使用 2.5 分钟 OEI 功率状态的起飞试车见图 AC 29.923-2。

(3)如果申请 30 秒钟和 2 分钟 OEI 功率，则要求在紧接本条(b)(1)要求的任何一次 5 分钟起飞功率试车之后，必须对每台发动机模拟一次动力失效，且在动力失效后每台提供功率的发动机必须使用 30 秒钟 OEI 功率状态的最大扭矩和最大转速，这个功率水平应至少保持 30 秒钟。在 30 秒钟 OEI 功率状态后，接着使用 2 分钟 OEI 功率状态的最大转速和最大扭矩，至少运转 2 分钟。在 2 分钟 OEI 功率之后，应减少功率到并稳定在 30 分钟 OEI 或连续功率状态（无论哪个额定值，旋翼航空器将均以此值进行审定）。在功率稳定以后，重复使用 2 分钟 OEI 功率状态的最大转速和最大扭矩，其运转时间至少 2 分钟。对于双发旋翼航空器，使用 30 秒钟和 2 分钟 OEI 功率状态的起飞试车见图 AC 29.923-3。该图表明 OEI 试验阶段是在紧接 5 分钟起飞试车后完成的，OEI 试验阶段可在任何一次 5 分钟起飞试车之后完成。(b)(3)条还要求每台发动机的 30 秒钟和（或）2 分钟 OEI 功率状态的每一个试验段可以从飞行慢车状态开始进行。

(4)另外，由于以这些功率状态操纵发动机，使发动机受到的损伤以及由此引起的费用问题，因此，耐久性试验的 30 秒钟和（或）2 分钟 OEI 功率状态试验部分可在经证明能代表旋翼航空器特性的台架试验设备上完成。有代表性的台架试验设备应具有产生由真实装置产生的扭矩、转速、扭转振动频率、发动机加速速率的能力，功率的施加方法和（或）途径应与旋翼航空器上使用的相同。除不对称功率作用无影响的试验部件不必安装外，试验设备应由旋翼航空器上进行耐久性试验相同的部件

构成（即如果是使用独立的组合减速器，就不必在台架试验设备上安装主传动系统）。

(5) 当进行一台发动机不工作 30 秒钟和（或）2 分钟功率状态的台架试验时，可不必重复进行耐久性试验的起飞段。模拟动力失效和剩余的发动机以一台发动机不工作 30 秒钟和（或）2 分钟功率运转，应该在输入功率稳定在起飞功率之后完成。起飞阶段的耐久性试验应该在旋翼航空器上完成。

2.2 最大连续功率试车

最大连续功率试车包括最大连续功率试车、90%最大连续功率试车、80%最大连续功率试车、60%最大连续功率试车

(1) 最大连续功率试车 3 小时，90%最大连续功率试车 1 小时，80%最大连续功率试车 1 小时，60%最大连续功率试车 2 小时（但如果申请 30 分钟 OEI 功率或连续 OEI 功率状态，则进行 1 小时）。第 29.923 条(c)、(d)、(e)、(f) 款中，试车应以本款规定的最大连续扭矩或它的百分数进行，对于本条(c)和(d)款，转速应是最大连续转速，对于本条(e)和(f)款，则转速应是允许的最低“带功率”转速。旋翼周期变距操纵必须在耐久性试车“最大连续功率”阶段完成。

有关的操纵机构是指飞行操纵机构(对典型旋翼航空器的周期变距和航向操纵机构)。总距操纵通常用于调节功率，在周期操纵情况下并不涉及它。在周期操纵过程中，操纵机构可以周期地从止动器到止动器移动，或者，如果有限的行程像在飞行中测量的那样，产生最大前后、左右，以及偏航旋翼拉力分量，那么，这个行程是可以接受的。周期地操纵这些器件的频率在第 29.923 条(c)款(1)、(2)、(3)项中有相关规定，并在图 AC 29.923-1 的注中做了具体说明。

确定要求的操纵位移的一种方法是在以最大连续功率水平前飞状态下，当达到向前操纵位移极限时测量主旋翼主轴的弯曲，以及在以最大连续功率（或以预期的最大后飞速度相应的功率）水平后飞状态下，当达到向后操纵位移极限时测量主旋翼主轴的弯曲。当旋翼航空器处于地面系留状态时，并且总距操纵杆处于最大连续功率位置，使用与飞行测量时所用的同样的主轴弯曲测量仪器，向前和向后移动周期变距操纵杆，以获得和飞行测量一样的主轴弯曲。对于侧向拉力分量可使用相似的测量方法和操纵位移。偏航操纵位移应连同侧飞一起考虑机动性要求。临

界重量和重心应当用来确定飞行试验状态。这些相同的程序可用以确定符合第 29.923 条(i)款所要求的限制操纵位置。但下列典型飞行状态除外，即以最大连续功率平飞、以最大连续功率爬升、悬停，以及稳定的侧飞和后飞。要注意第 29.923 条(i)款(1)项要求的垂直拉力。根据主轴角度和重心，此时无需包括主轴弯曲载荷为零的情况。在起飞状态试车（包括 OEI 功率状态试车和第 29.923 条(h)款的超转试车）期间，可使用垂直拉力。进行 OEI 状态试车（第 29.923 条(k)款）时，应将周期操纵杆置于最大向前拉力位置。对于上述试车和没有规定航向操纵位置的任何试车，应把航向操纵位置调到能平衡主旋翼扭矩位置。

2.3 发动机故障试车

第 29.923 条(g)款要求把某些专用试验引入耐久性试验，以演示减速器和传动系统是否能容许某些预期的发动机故障。该方法原来用来演示活塞发动机的火花塞或磁电机故障时的安全性。涡轮发动机对适于用耐久性试验验证的故障模式通常不易反映出来，然而，在使用中预期出现的严酷的或滥用的工作状态应有所规定并应列入该试验。要考虑的状态或现象应包括但不限于发动机中等程度的喘振、滥用离合器啮合、扭矩失调以及预期的操纵失控等。此外，第 29.923 条(b)款要求的重复起飞试车试验可能是适当的。如果按第 29.923 条(g)款要求重做起飞功率试车，则不要求重复 OEI 功率状态的专门试验。

2.4 超转试车

第 29.923 条(h)款要求以最大连续功率的扭矩和预期的最大转速进行超转试验，时长为连续运转 1 小时。通常，该最大转速是使用转速操纵机构时的可用最大瞬时带功率旋翼转速。为获得要求的试验条件，可能需要试验用的专用操纵调整装置。

2.5 旋翼操纵位置试车

第 29.923 条(i)款要求在耐久性试验期间，当不是周期操纵旋翼时，应参照第 29.923 条(c)款规定的操纵程序操纵旋翼至各自的最大拉力位置，操纵位移应和第 29.923 条(c)款要求的位移量相同，操纵时间应符合本款规定的时间百分比。

2.6 离合器和刹车机构啮合试验

第 29.923 条(j)款要求离合器和刹车机构的啮合试验总次数不少于

400 次。规定这些试验是为了确定作为旋翼航空器旋翼传动系统的一部分而安装的离合器和刹车零部件的可靠性水平。离合器试验适用于所有为满足第 29.917 条(c)款(3)项而安装的离合器，并且每个这样的离合器都必须试验。尽管可以暂时安装某种型号刹车机构，以便有助于完成本款规定的离合器试验，但合格审定并不要求旋翼刹车。啮合脱开机构的失灵是中断工作的主要原因，因此本款还要求进行离合器的啮合脱开试验。某些旋翼航空器的构形（装有单转子压气机的涡轮发动机或活塞发动机的那些旋翼航空器构型）装有附加的离合器，使传动系统与发动机脱开，以便于发动机起动，该类离合器也应在此试验期间至少啮合 400 次。

2.7 OEI 功率试车

第 29.923 条(k)款对 30 分钟或连续 OEI 功率试车提出了相关要求，如果申请 30 分钟或连续 OEI 功率状态，则按本款规定进行试验。飞行操纵位置应调到水平飞行或爬升状态时的位置，无论哪种状态都要产生最大向前拉力分量，而反扭矩系统的操纵应调到能平衡最大旋翼扭矩。扭矩和转速应是申请批准的最大值。

2.8 第 29.923 条(m)款的符合性方法

第 29.923 条(m)款通常按第 29.571 条和第 29.907 条的要求即可满足。

2.9 专门试验

第 29.923 条(n)款要求对设计成以两个或两个以上传动比工作的传动系统进行专门试验。根据对其它传动比的工作限制和说明，应完成基本试验外的附加试验（超过正常的 200 小时）或替代试验来验证以其它传动比工作时的旋翼传动系统。该试验的试验时间、扭矩和转速要求、超转试验以及这些试验时操纵位置应和基本耐久性试验的要求相同。

2.10 第 29.923 条(o)款的符合性方法

第 29.923 条(o)款要求旋翼传动系统和旋翼操纵机构在试验结束时处于可使用状态。为验证此项要求，试验后需对整个旋翼传动系统和旋翼操纵机构进行彻底地拆卸和检查。应密切关注其拆卸过程，以便证明所有螺栓紧固件具有足够的破坏力矩；应从滑油槽和油滤中取出滑油试样进行光谱分析，并检查密封件由于试验的各项要求而造成的可能的损坏；还应通过仔细地检查，把由于拆卸方法造成的密封圈损坏和轴承损坏区分出来，以便可以充分考虑试验的直接结果；必须对每个齿轮轮齿

进行仔细地目视观察，以便确认轮齿上的载荷和啮合形式是否合适，以及不存在过大的表面应力或摩擦运动；应检查轴承以证实滚珠或滚柱轨道在限制以内，轴承保持架没有损坏，轴承滚珠或滚柱以及它们的保持架也没有凹痕。轴承保持架在相应的槽或孔内转动和自转的任何迹象，都可大致表明设计或装配上有缺陷。申请人应有有效的磨损限制数据，此数据包括如滚柱对角距离和齿轮的齿形限制等项目，其中许多项目要求有专门的、精密的容差检查设备和经培训的检查人员来确定其符合性。在某些情况下，轴承、离合器、滑油泵等为确定其可使用性应返回原生产厂商。通常，由变色显示出的局部过热是一种不符合要求的情况。如果出现了上述讨论的任何一项或其它损坏，则表明部件不可再使用，在批准重新试验前应要求对其重新设计，包括能取得认可的改进。简单地抱着“再试一次”希望成功的想法是不可接受的。

本款还规定不允许进行可能影响试验结果的中间拆卸。然而，如果精心确保不影响诸如关键紧固件的拧紧力矩或齿轮啮合间隙控制器件的一些项目，则通常可进行某些非常有限的拆卸。

2.11 工作润滑剂试验

(1) 第 29.923 条 (p) 款对在旋翼传动系统和操纵机构中使用的润滑剂提出了试验要求，在第 29.923 条 (a) 款规定的耐久性试验循环中，至少有 3 个循环在主传动装置（如果适用，包括用于旋翼定向的减速器）滑油温度设定在经批准的正常工作的最高滑油温度上进行。润滑剂温度测量点应在向飞行机组提供温度指示的温度传感器位置。如果主传动装置和减速器采用压力润滑，则滑油压力应设定在经批准的正常工作的最低压力。润滑剂压力测量点应在向飞行机组提供压力指示的压力传感器位置。如果申请了 OEI 功率，则 10 小时循环应延伸到第 29.923 条 (b) 款 (2) 项、(b) 款 (3) 项和 (k) 款中规定的 OEI 试验状态。

(2) 被批准用于主传动装置和减速器的润滑剂，必须达到满足本条试验要求的润滑剂规范。对于替代或另外的润滑剂，应提供与本条耐久性试验等效的验证试验，或通过对比分析的方法证明其实是合格的，分析应表明该润滑剂的特性、规范及使用程序等同于或更优于经批准的用于主传动装置或减速器的润滑剂。

2.12 试验需考虑的其它问题

(1) 压力润滑减速器

为了提供批准各限制值的依据，耐久性试验设备要能调整和（或）改变，以便承受上限滑油温度和下限滑油压力。试验应在最大连续扭矩和最大连续转速条件下运转至少 20 小时，诸如最低滑油温度和最大滑油压力之类其它参数，可能更适合于通过台架试验来评定。这里的几个要点是在最小滑油流量条件下，超高滑油压力（因冷滑油的高粘度）对任一正排量滑油泵的影响，对油滤可能造成破裂的影响，因内压可能造成滑油冷却器破裂的影响，对密封圈、旁路阀以及最主要的是对齿轮与轴承等充分润滑的影响。通常，要规定在出现显著温升之前防止超越慢车功率和（或）慢车转速的运行限制。单独部件的验证试验可提供满足上述内容的数据。

(2) 非对称功率输入

现有的耐久性试验程序中，并不一定规定多发传动系统构型的任何非对称功率输入。对于这种情况，至少应对传动系统因不对称扭矩输入，预计造成的可能危害或过大载荷进行专题评定。如果需要，还应考虑进行附加试验。

(3) 附件传动装置

通常，在耐久性试验过程中，减速器上所有附件传动装置都被加载。可使用电气负载装置或其它合适方法来确保发电机传动装置的加载，并由此适当地使其获得验证。可通过反复调节液压系统安全阀，持续地维持限制压力（载荷），使液压泵加载。如果该条件过分严格，则可采用周期加载方法。要注意附件载荷会减少主旋翼的可用功率，并且就传动系统而言，尾旋翼载荷也是一个大的附件载荷。应注意确保在飞行中包括尾旋翼在内的附件传动装置不加载时，不会使主减速器承受明显超过耐久性试验验证过的载荷。

(4) 减速器滑油箱

通常，减速器滑油是装在一个整体铸件箱体内，考虑其他因素，该箱体应有足够的强度不必进行压力试验；然而，为确保观测口、加油口盖等细节设计的部件具有足够的强度，应对它们作专题评定。

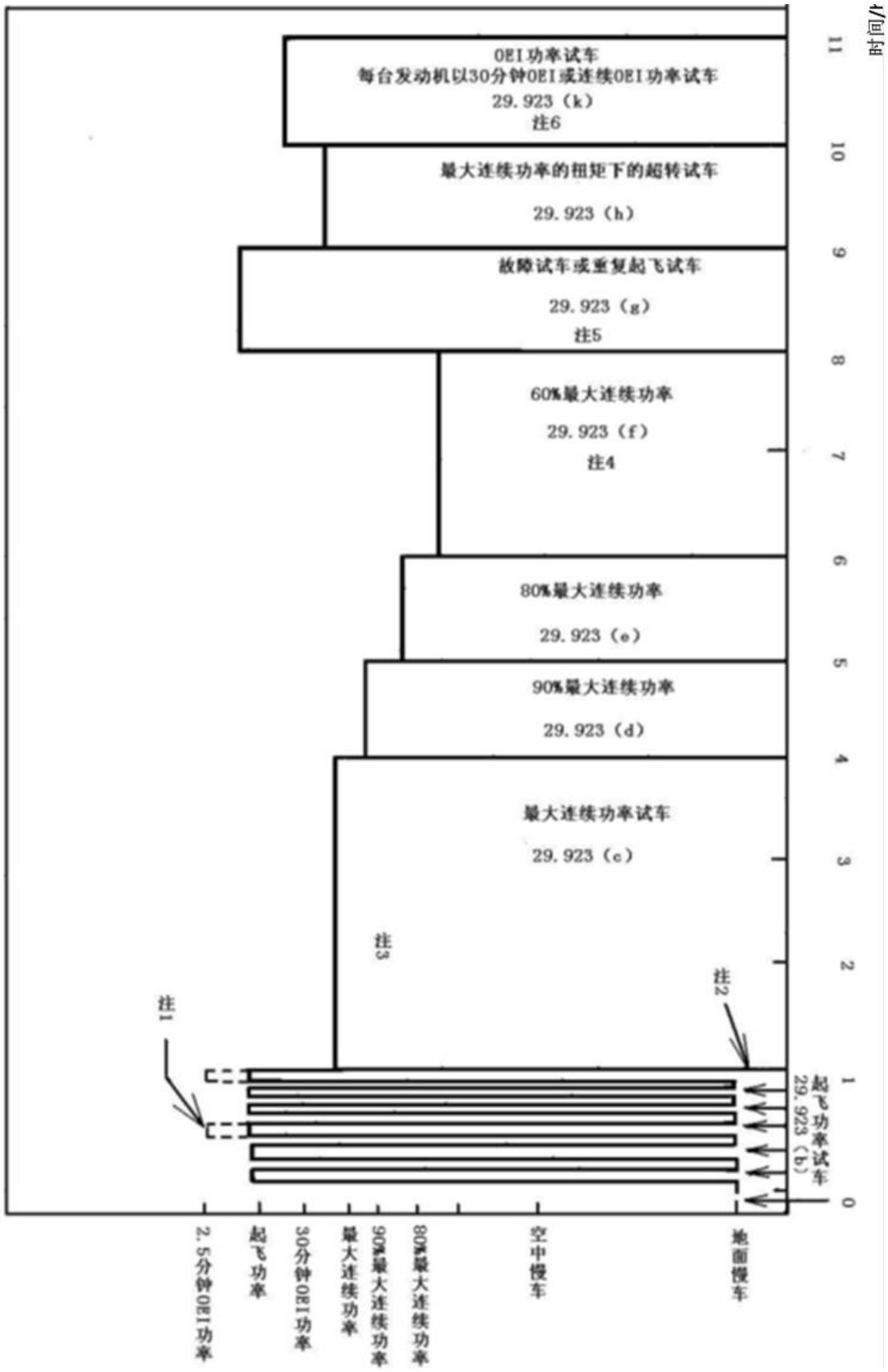


图 AC 29.923-1 旋翼传动系统耐久性试验图谱

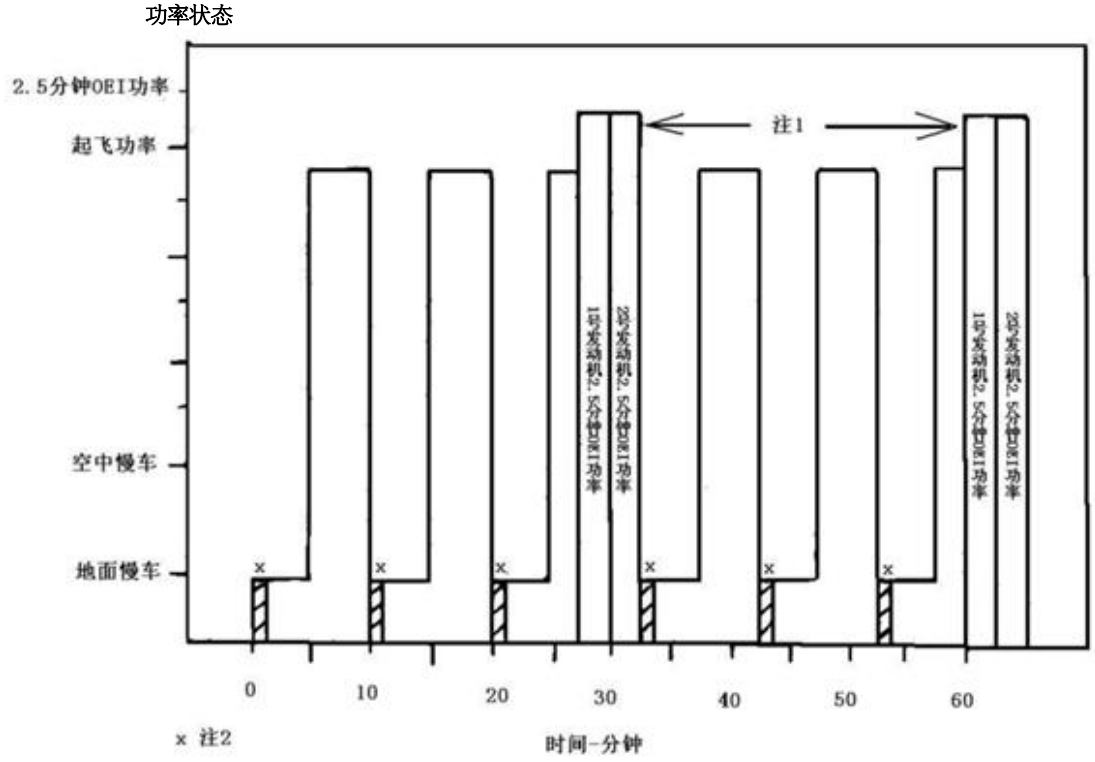


图 AC 29.923-2 旋翼传动系统耐久性试验起飞功率试车部分

(申请$2\frac{1}{2}$分钟 OEI 额定功率状态)

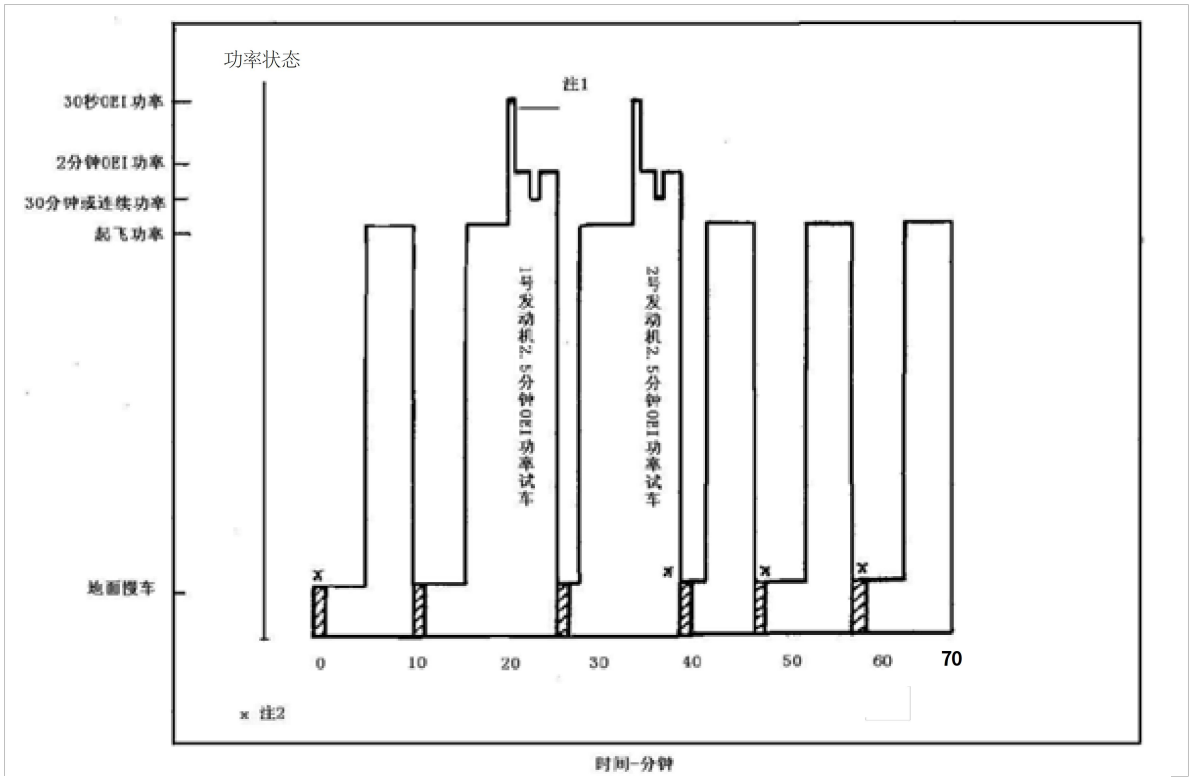


图 AC 29.923-3 旋翼传动系统耐久性试验起飞功率试车部分

(申请 30 秒钟和 2 分钟 OEI 额定功率状态)

注:

1.如果申请$2\frac{1}{2}$分钟 OEI 功率状态，每台发动机应进行下述试验：在 200 小时耐久性试验期间，演示$2\frac{1}{2}$分钟 OEI 功率状态，每一个循环两次或 5 分钟，$2\frac{1}{2}$分钟 OEI 功率状态总试验时间为 100 分钟。对于双发旋翼航空器，使用$2\frac{1}{2}$分钟 OEI 功率状态（参见第 29.923 条(b)款(2)项）的起飞试车图示说明，见图 AC 29.923-2。如果申请 30 秒钟和(或)2 分钟 OEI 功率状态，每台发动机应进行下述试验：以 30 秒钟 OEI 功率状态进行演示，接着演示 2 分钟 OEI 功率状态。2 分钟之后，降低功率并稳定至 30 分钟 OEI 或连续功率水平。一旦功率稳定，则重复施加 2 分钟 OEI 功率。在 200 小时耐久性试验期间，以 30 秒钟 OEI 功率状态试车，总试验时间为 10 分钟，以 2 分钟 OEI 功率状态试车，总试验时间为 80 分钟。双发旋翼航空器起飞试车（参见第 29.923 条(b)款(3)项）的图示说明，见图 AC 29.923-3。如果演示$2\frac{1}{2}$分钟 OEI 功率状态或 30 秒和（或）2 分钟 OEI 额定功率状态，分别如图 AC 29.923-2 或图 AC 29.923-3 所示，图 AC 29.923-1 的起飞试车部分将超过一个小时。

2.在 5 分钟慢车阶段的第一分钟内使用旋翼刹车，在 200 小时耐久性试验期间进行 400 次刹车（第 29.923 条(j)款）。

3.在最大连续功率状态试车期间，周期地操纵旋翼操纵，每小时 15 次（参见第 29.923 条(c)款(1)～(3)项），其周期变距操纵应该周期地通过最大垂直拉力位置、最大向前拉力位置、最大向左拉力位置、最大向右拉力位置、最大向后拉力位置。航向操纵应该周期地通过最大向右、中立和最大向左位置。每一个最大周期变距和航向操纵位置应至少保持 10 秒钟。在其它的试验期间，调整偏航操纵平衡主旋翼扭矩，以及调整飞行操纵达到下述位置：

状态	试验时间分配
最大垂直拉力	20%
最大向前拉力	50%
最大向左拉力	10%
最大向右拉力	10%
最大向后拉力	10%

4.60%最大连续功率试车是 2 小时（参见第 29.923 条(f)款），但申请 30 分钟 OEI 功率或 OEI 连续功率状态除外，如果申请 30 分钟 OEI 功率或 OEI

连续功率状态，则进行 1 小时 60%最大连续功率的试车。

5.1 小时故障试车（如果认为必要）或重复起飞试车（没有一台发动机不工作部分）。具体要求可参见第 29.923 条(g)款。

6.不要求进行第 29.923 条(k)款规定的 OEI 的试车，除非申请 OEI 额定功率状态。如果申请了 30 分钟 OEI 功率状态，应依次使每台发动机以 30 分钟 OEI 功率状态试车 30 分钟。如果申请 OEI 连续额定功率状态，应依次以 OEI 连续功率状态试车 1 小时。总的 OEI 试车时间可能超过如图 AC 29.923-1 所示的 1 小时。

AC 29.927 附加试验

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款规定了为验证旋翼传动系统的安全性应进行必须的附加试验。

(1)第 29.927 条(a)款

本款要求为确定旋翼传动系统的安全性，根据旋翼传动系统的设计及其安装，以及预期的运行性能和状态必须进行专门的试验或研究，可能包括动态试验、耐久性试验、运转试验或振动研究等。附加试验所考虑的项目应包括与余度设计特征有关的定义不明的传力路线、结构的飞行变形、安装布置，以及由申请人预先考虑的专用或特殊操作程序等。

(2)第 29.927 条(b)款

本款规定通过试验来鉴定用调节器控制发动机的旋翼传动系统的预期功率变化，这种发动机的功率可自动地改变，以保持预选的旋翼转速值。当飞行总距操纵杆位移量大时，正常的旋翼转速下降，将导致调速器控制的发动机通过增大燃油流量自动地加速，或通过任何其它参数如功率、转速、温度或扭矩限制器自动地加速，不管机组人员怎样动作或人为规定的由仪表标记标出的限制值是多少。在正常着陆期间，当机组人员使用大总距以形成气垫触地时，或者多发旋翼航空器在任何飞行状态，一台发动机失效而相应功率降低导致旋翼转速下降时，通常会出现这种高功率状态。本款规定的专门试验，是为了确保旋翼传动系统能安全地承受这些条件。在进行本条款规定的试验中，不应有交错拆卸活动，在试验结束后，所有旋翼传动系统部件仍处于可使用状态。可以但并不要求在用来表明符合第 29.923 条的同一个旋翼传动系统试验件上完成这

些试验。

(3) 第 29.927 条(c) 款

本款规定的一个试验，以证明任何失效导致旋翼传动润滑系统中润滑损失的故障，均不会影响航空器连续安全飞行 15 分钟(B 类)或 30 分钟(A 类)。

本条款适用于压力式润滑系统。由于飞溅式润滑的减速器的设计复杂性和重要性通常不如压力式润滑系统，因此，该条款不适用于飞溅式润滑的减速器。

润滑系统主要有两个主要功能。一是为减速器内部接触或摩擦表面提供润滑油，从而减少摩擦损失。二是消除齿轮啮合和轴承摩擦产生的热量，从而保持摩擦表面和部件温度。因此，润滑失效会导致部件之间摩擦增加，并且使部件表面温度升高。当部件表面温度升高时，部件表面硬度会降低，从而导致部件丧失承受和传递载荷的能力。传动装置部件的热膨胀将导致承受大载荷和高转速的轴承、轴径、齿轮、轴和离合器产生机械故障。润滑失效可能是由于内部和外部的故障所致。故障包括，但不限于滑油导管、密封塞、密封垫圈、阀门、泵、滑油过滤器、滑油散热器、附件盘。不需考虑减速器外部机匣破裂导致的泄漏。因为通过满足第 29.307 条、第 29.923 条(m) 款和第 29.571 条以证明它在结构上以满足要求。

对于 A 类旋翼航空器，本条要求是为了确保在任何单个传动装置在发生润滑失效后，具有极其重要的连续飞行能力以选择可能最优着陆机会。台架试验的时间延长至超过 30 分钟并不是必须的，但这被认为是十分可取的，这将进一步提高旋翼航空器到达合适着陆点的能力，即使在包括恶劣的环境条件边远地区运行时，也能提高乘员安全性。在润滑失效状态下无限运行不是所期望的。在应急程序中规定一个时限是可以接受的，与台架试验演示相比，这个时限应充分的减少，以保证一个适当的安全裕度。

(4) 第 29.927 条(d) 款

本款规定一个试验，以演示操纵机构故障或操纵机构误用而引起的超转状态，将不会引起旋翼传动系统损伤，超转状态可能是由于发动机控制装置故障或其他事件(如操纵不当)造成。试验按第 29.927 条(d) 款(1)

项、(d)款(2)项和(d)款(3)项中列出的具体条件进行。

(5)第29.927条(e)款

本款提出的条件通常用于本条款的超扭矩和超转试验，也可用于核准具有合理依据的某些例外情况。

(6)第29.927条(f)款

本款要求第29.927条(b)款、(c)款和(d)款中规定的超扭矩、润滑系统失效和超转试验，在每个单项试验期间必须没有交错拆卸。每项试验完成后，应进行拆卸检查，并要求部件处于可用(恢复使用)状态，但润滑系统失效试验除外。

2. 可接受的符合性方法

(1)第29.927条(a)款

申请人应考虑旋翼传动系统的设计及其安装，以及预期的运行性能和状态，这些性能和状态在本部规定的试验中可能还没有得到充分鉴定，应制定和完成附加的鉴定试验大纲，以确保旋翼传动系统的安全运行。所考虑的项目应包括与余度设计特征有关的定义不明的传力路线、结构的飞行变形和安装布置等。

(2)第29.927条(b)款

本款规定的试验应在符合第29.923条耐久性试验要求的型号设计的地面试验旋翼航空器上进行。在大多数情况中，作为第29.923条试验的继续，使用相同的试验机完成符合第29.927条(b)款(1)项要求的试验。对于该试验，主旋翼操纵(周期和(或)总距操纵)可调整在模拟垂直升力的位置。辅助旋翼操纵(反扭矩)可以置于或调整在平衡主旋翼扭矩的位置。转速应是试验状态的最大正常值，即按起飞状态所有发动机都工作时的值。使用总距操纵来获得为满足第29.927条(b)款(1)项(ⅰ)目或(ⅱ)目所要求的扭矩。通常该扭矩将是起飞扭矩的110%或是一个由经批准的、可同时限制所有发动机扭矩的可靠装置限制的较低值。如果每台发动机各有单独的扭矩限制器，调整容差应是型号设计的最大许可误差。对于第29.927条(b)款(2)项的一台发动机不工作试验，旋翼转速下降(如有时)如服役中出现的那样可以允许。因为这种一台发动机不工作试验，要求剩余发动机在正常大气条件下产生通常不可能得到的功率，因此，需要采用诸如进气冷却、冲压进气或给发动机过量供油等补充功率增大措施。换句话说，如果能做到严格地模拟旋翼传动系统的扭转、轴和(或)

联轴器的不同轴度等，则用传动系统试验台进行台架试验是可行的。为补偿台架试验的不足，可以和CAAC审查员协商进行超限(过大扭矩)试验。注意，为了符合第29.903条(b)款，要求剩余的发动机都能在本试验的高功率状态下安全、连续地运行。可要求发动机制造厂商进行专门的试验，或给出适当的证据，证明与这些调速器引起的偏离额定值的高功率有关的应力(和燃气温度)，不影响剩余发动机的适航性，或在一台发动机故障后的飞行初期，剩余发动机有能力自动地产生最高功率。第29.927条(b)款(3)项规定的旋翼传动系统超扭试验应在该试验功率状态下以预期的最大转速下进行。

(3)第29.927条(c)款

(a)第29.929条(c)款(1)项规定的试验，以证明润滑失效的影响不会妨碍A类旋翼航空器持续安全运行至滑油低压告警装置闪亮后至少30分钟。对于B类旋翼航空器，第29.927条(c)款(2)项规定的自转条件下安全运行试验必须至少持续15分钟。

(b)证明符合本条款的可接受方法是通过使用台架试验(传动装置试验台)。该试验本质上是传动装置在剩余滑油、典型最严重故障状况下的耐久性试验，典型最严重故障状况(剩余滑油量)是试验的关键切入点。

(c)减速器应稳定在最大连续状态下的扭矩(作用在主旋翼轴和尾桨输出轴上)和正常的主旋翼转速，滑油温度处于连续运转的最高温度限制，滑油压力处于正常运转的范围内。施加在主旋翼轴上的垂直载荷，应为1g的旋翼航空器的总重量。传动装置滑油温度一旦达到稳定状态，就模拟在正常运行条件下滑油系统的最坏故障形式。低油压告警装置闪亮后(从低油压告警到油压为0的时间不应超过15秒)，降低输入扭矩(对于A类旋翼航空器)至维持飞行所需的最小扭矩，并在最大总重量和最高效飞行状态下持续试验至少30分钟；试验结束时，模拟自转状态，对传动装置施加一个扭矩约25秒，其中最后10秒(25秒内)扭矩应以模拟最小功率着陆。成功的演示会对传动装置造成有限的损伤，只要能确定旋翼的自转能力不会受到明显的削弱即可。对于B类旋翼航空器，低油压告警装置闪亮后，降低输入扭矩以模拟自转，并持续运行15分钟。应施加输入扭矩10秒以模拟最小功率着陆。成功的演示会对传动装置可能造成有限的损伤，只要能确定旋翼航空器的自转能力不会受到明显的削弱

即可。

(4) 第 29.927 条(d)款

本款定义了需演示的超转耐久性循环和超转条件。试验可能用于第29.923 条规定的耐久性试验的旋翼航空器上进行。为满足试验要求，试验涉及的发动机可能需要进行燃油控制装置再装配，或使用手动燃油控制系统。旋翼传动系统应进行 50 次 30±3 秒的超转试车，每次超转试车必须稳定试车交替进行，稳定试车以 60%~80%最大连续转速下运行 1~5 分钟。

(a) 在超转试验期间，演示的最大转速是:

(ⅰ) 下述转速中较高者:

a) 发动机操纵装置故障时所预期的转速;

b) 使用中预期的最大转速(包括瞬时转速)的 105%。

(ⅱ) 如果转速限制装置的安装与发动机操纵器件无关，并且表明是可靠的，则其转速是该限制装置允许的最大转速。

(b) 从稳定试车状态开始增加功率，以达到上述 1)所确定的最大转速。把总距操纵调到平稳运转的最小总距，周期变距操纵应置于垂直升力位置，反扭矩操纵应调到较小旋翼距位置并保持这个状态 30 分钟，然后减速到稳定试车状态。

(c) 除可以表明经审定的发动机加速或减速速率超过 10 秒钟之外，上述规定的加速和减速应在 10 秒钟或更少时间内完成。加速和减速所需的时间，不能从 30 分钟超转试车时间中扣除。

(5) 第 29.927 条(e)款

本款提出的条件适用于本条款的超扭矩和超转试验。

(6) 第 29.927 条(f)款

超转和超扭矩试验完成后，应进行拆卸检查，并要求部件处于可用(恢复使用)状态。

AC 29.931 轴系的临界转速

1. 条款要求解析/规章安全意图

(1) 在某些转速下，旋转轴往往会在横向产生激烈的振动。这些转速有多种名称，如“临界转速”、“旋转转速”或“抖动转速”。这种振动是由旋转系统的不平衡造成的，只要有极小的不平衡，就能达到破坏

的量值。这种现象的本质是，当轴的转速增大时，旋转轴上的不平衡产生离心力，这些力导致轴以弯曲或弓形转动，离心力诱发的弯曲载荷，由轴的哥氏力和弹性力来平衡。轴的转速增大时，离心力增大到某个值，即离心力超过了轴的弹性力，并且出现发散，这个转速值叫临界转速。当轴的转速高于临界转速时，会出现180° 相位变化，因此，轴的质心要移向旋转中心，振幅随轴的转速增加而减小。

(2)最好的设计选择是使轴在亚临界转速下运行，也就是低于第一临界转速，并且在临界转速和最大许可转速，包括瞬时转速之间，要有足够的余量。但另一种选择是使轴在超临界转速下运行，即轴的工作转速超过第一阶或更高阶的临界转速，并且在正常工作转速范围内与任何临界转速之间都有足够的余量。后一种选择需要某种形式系统的不变阻尼，以便能安全通过临界转速区，并且在接近工作频率的临界转速模态时避免过大的非周期振动或不稳定性。

(3)通过对各种典型的设计实例和传动系统布局的研究，会发现存在以下几类轴的支承和载荷:

(a)主旋翼和（或）主轴和（或）传动组件刚性地安装到机体上。

(b)主旋翼和（或）主轴和（或）传动组件柔性地安装到机体上。

(c)主旋翼通过轴承装置支承在刚性不转动的结构上，用共轴的扭转轴驱动旋翼。

(d)交叉轴系、互连轴系、尾旋翼传动轴，通常两端支承在减速器上，一半轴长处支承在悬挂轴承上。

(e)对于柔性安装架，发动机到传动轴系用挠性的或齿轮联轴节连接，以适应传动轴的不同心度和固定；以及

(f)尾旋翼和（或）主轴和（或）减速器支承在尾梁上或垂直尾翼的上端附近。

(4)关于柔性安装架，振动控制的最新研究已使旋翼得以隔振，即机身与旋翼和传动部件隔振，因此，改善了振动水平，也提高了系统的可靠性。典型的旋翼隔振系统必须在传动装置和机体的交界面上安装隔振装置。旋翼隔振的重点是提供充分的低频隔离，而无过大的相对移动或机械不稳定性。在下列两个方面，隔振影响轴的临界转速:

(a)首先，传动装置安装结构、系统刚度以及调谐要求，可以导致不

同的纵向和横向固有频率，从而要求开展更多的分析计算。对柔性安装来说，通过基本模态或摆动模态转变时的响应一般由阻尼器或弹性元件来加以控制。

(b)第二，取决于安装形式，由于采用了隔振系统，会造成相当大的位移，可能引起轴的不同心度和长度的变化，因而，进一步增加了对临界转速分析预计的复杂性。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.931 条要求的可接受的符合性方法包括：分析/计算和地面试验。

(1)亚临界转速设计：

因要求的余量与采用符合性方法的可靠程度有关，可以考虑以下三种基本的验证方法：

(a)分析法

$$W_{cr}=\sqrt{\frac{K}{M+0.23m}}$$

W_{cr} ——第一临界转速，rad／s，

k——轴弹性系数，1b／in=3EI／L^3，

E——弹性模量，

I——惯性矩，

M——重块质量，1b·s^2／in，

m——轴的质量，1b·s^2／in。

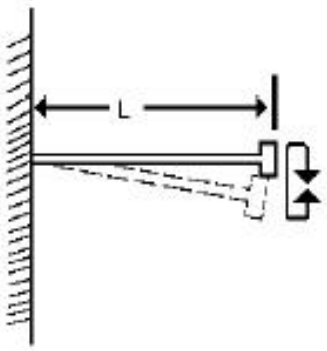


图 AC 29.931-1 悬臂轴(第一临界转速)

$$W_{cr}=\sqrt{\frac{EI}{\mu L^4}}$$

W_{cr} ——第一临界转速，rad／s，

E——杨氏（弹性）模量，

I——轴转动惯量，

μ——单位长度质量，

L——两支点间的长度，

a——常数，对第一临界转速 $a = \pi^2 = 9.87$。

对较高阶临界转动模态或其它轴支承系统的常数 a，可以从有关该问题的标准教科书中找到。



图 AC 29.931-2 支撑在两个轴承上的轴(第一临界转速)

(ⅰ)如图 AC 29.931-1 和图 AC 29.931-2 所示的简单模型，在最大工作转速之上要有 35％的余量。

(ⅱ)详细模型，考虑了轴的刚度、质量分布、锥形接头、支承轴承刚度、支承结构等方面的重大变化，在最大工作转速之上要有 20％的余量。

(b)有试验作支撑的分析法

由振动试验（旋转或不旋转）或台架试验作支撑的分析，由于台架试验和旋翼航空器之间的差别，需做适当的调整，在最大工作转速之上要有 15％的余量。

(c)在航空器上的旋转试验

(ⅰ)在所有情况下，应表明在最大允许的不平衡以及最大工作转速下，轴系和支承结构之间有可接受的间隙，且没有过大的振动。

(ⅱ)对于柔性安装架，刚体摆动模态的阻尼在起动至正常转速（还没有达到临界弯曲模态）期间常常有变化。可以通过分析，实验室试验或旋翼在最大允许不平衡下的地面试车来验证。阻尼大约为 5％的当量粘性阻尼，一般是可接受的。

(ⅲ)对于尾旋翼轴，分析应包括尾梁、固定操纵面、垂直尾面在内的固定系统的结构响应。因此，频率分析包含固定系统和转动系统两部分的模态。而能量分析可用来识别这些模态中哪些主要是固定系统模态或是旋转系统模态。在转动系统中具有高达 35％能量的系统在外场已经运行过，而无明显问题。对这类轴系装置，特别是有高各向异性安装架

的轴系，建议避免固定系统模态处于轴的成倍转速下。

(2)超临界轴系的设计

对于不常遇到的轴系另一类问题是正常工作的转速高于临界转速，即通常称作“超临界转速工作”。为了能正常地工作，必须安装合适的阻尼器，使转轴能安全通过较低的临界转速而达到工作转速，并且为了避免在任何临界转速下持续工作的任何倾向，应设计转速控制器。转动部件精确的平衡将减少在过渡期间阻尼器所消耗的能量，因而，增加了它的使用性和可靠性。应注意的是阻尼器的设计和安装位置，随着所选择的、通过第三或第四临界频率的工作转速的增大而变得更复杂。这时有多个节点存在，节点上的阻尼器是无效的。在高转速和（或）高扭矩工作条件下的产品抽样试验，应包括检查轴的平直度，直到经验证明轴的偏转不明显为止。对于在支承轴承上使用挤压油膜阻尼器的系统，应评定滑油压力波动、流量限制，以及轴承预载的影响。在最大不平衡条件下，还应评定轴和不平衡度的影响以及阻尼器接近最低点的程度。

(3)如果旋翼航空器的轴系构形包括万向接头或不同心联轴节，则接头两边存在不同的转速而两轴在工作转速的倍数下会产生正弦扭矩和弯曲力矩。为了避免这些扭矩和弯曲力矩增大，设计上应防止临界转速和正常转速的倍数相重合。

(4)要注意按第29.901条(c)款要求考虑的故障，可能引起不正常转速和扭矩偏差。与临界转速的重合不应造成危险。

AC 29.935 轴系接头

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款规定了传动系统中有关传动轴系的润滑要求，即当运行必须润滑时，轴系接头应设计有润滑措施。

2. 可接受的符合性方法

满足第29.935条要求的可接受的符合性方法为设计评审。

应审查旋翼传动系统的万向接头、滑动接头（花键）和其它轴系接头的设计。应有润滑加油点（即加油接头），除非设计中包含有适航当局可接受的备用润滑措施。

AC 29.939 涡轮发动机工作特性

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款提出了涡轮发动机工作特性的相关适航要求，包括发动机工作、发动机进气气流畸变和发动机与传动系统之间的扭振稳定性。制造厂商应在研制大纲中尽早明确满足所有这三项要求的旋翼航空器设计；因为如果不满足这些要求，在设计上所做的更改一般非常昂贵，而且对其它基本设计特征也将产生不利的影响。全权限数字式发动机控制（FADEC）的使用增加了评定发动机工作特性的复杂程度，需要对FADEC的降级和故障进行检查研究。审定试验大纲应注明所使用的发动机控制装置。此外，如果制造偏差会影响发动机操纵和旋翼控制，在进行试验时应考虑最严重的偏差。评定结果可用于部分证明依据第33.5条(a)款所编制的发动机安装说明书中相关要求是合适的。

1.1 第29.939条(a)款

涡轮发动机平稳、稳定地工作，是旋翼航空器安全和操纵的一项基本要求。发动机工作可能会受到旋翼航空器飞行姿态、紊流、高高度、温度、空速以及诸如发动机进气道、排气管等部件的安装特性和相对于其它机体部件的位置（这会诱导或影响流经发动机的气流）的不利影响。动力装置操纵位移速度也可能是一个影响因素，尽管绝大多数现代发动机在这方面已装有内部防护装置。发动机对这些因素的容限表现为“失速裕度”。“失速裕度”是由发动机制造厂商通过设计和试验制定的。然而，“失速裕度”仅适用于特定进气道和排气管以及在特定的高度、温度和有效空速条件下的发动机。通常，发动机的进气道是一种特定的对称的钟形管道，而排气管是一种特定直径和长度的短直管。即使在上述试验条件下，“失速裕度”也通常随发动机功率、加速或减速、压气机放气，以及附件的功率提取而变化。

1.2 第29.939条(b)款

几乎在所有飞行状态下，发动机进气流场在一定程度上受相关机体进气道零件、整流罩、机身壁板的影响或造成畸变。例如机体安装了粒子分离器、雪冰刮除器或防沙装置等附加装置，以及发动机进气道前方的障碍物（如绞车）等都会影响发动机进气流场。发动机的旋转部件，特别是压气机叶片在进入或退出干扰气流区时将承受周期变化的气流作用。相应的气动载荷将作用在这些发动机部件上。因为这种加载也是周

期性的，所以，应研究与发动机部件发生临界频率耦合的可能性。

1.3 第 29.939 条(c)款

如果没有适当的设计考虑或补偿，则安装在旋翼航空器上由调节器控制的发动机要经受一种燃油控制的共振反馈状态（这种状态可能是发散的）。当发动机上调节器的响应频率与旋翼航空器旋翼传动系统的低阶固有扭转频率相重合或接近时，则出现这种共振现象。一般来说，这些频率出现在 3 至 5 赫兹的范围内。制造厂商通常把阻尼引入发动机调节器和（或）燃油操纵装置来解决扭转不稳定性问题。这种更改措施必须由发动机制造厂商提供或同意。最后的方案可能是低阻尼控制和高阻尼控制之间的折中，低阻尼控制允许传动系统存在可靠的缓慢收敛的扭振，高阻尼控制则使旋翼航空器总距操纵移动后的旋翼转速过大地下降或超转。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.939 条款要求的可接受的符合性方法包括：地面试验和飞行试验。

2.1 第 29.939 条(a)款的符合性方法

应开展飞行试验进行验证。飞行试验大纲应包括在旋翼航空器整个运行范围内研究发动机的失速、喘振、熄火、加速和减速响应及瞬时响应（在批准的限制范围内）方面的工作特性要求。试验结果必须表明，在旋翼航空器和发动机限制范围内，正常的或应急操纵不会发生危险等级的不利工作特性。试验构型应该包含临界发动机功率设置和维护过程中预期可能出现的设计或装配公差。此外，如有必要，应评估正常和降级的发动机工作控制模型。试验条件应该包括最大空速-侧滑组合、功率恢复、在所有风向（包括顺风）下的悬停以及旋翼航空器合格审定运行包线内的其它机动飞行。此外，在悬停或后飞过程中，废气的回流对于发动机工作是临界的，应该进行评定。通过对发动机进气压力、温度分布场和发动机失速裕度等资料的评审而判定为临界的飞行和工作状态，应予特别关注。通常，高高度对于这些试验是临界的，除非在飞行包线内认定了其他临界区。另外，在高高度后飞过程中，可能会由于排气回流而导致不可接受的热畸变。危险的(即导致发动机功能丧失、失控、传动系统的严重扭转振动，或者对于旋翼航空器的其他损害)失速、喘振或熄火是不可接受的。此飞行试验计划应该包括：

(1) 正常运行（悬停、稳定前飞、改变总距、后飞）

(a) 悬停状态检查

应评定伴随着各个方向的、风速达到规定的限制（包括顺风）下的悬停。评定应包括功率迅速改变的动作。排气的回流是临界的。对于通过对发动机进气压力、温度分布场和发动机失速裕度资料等的评审而判定为临界的飞行和工作状态，应予特别关注。在高海拔地区运行，特别是在低速后飞时，由于再吸入废气，更容易导致难以接受的发动机进气热畸变。如果有压气机控制放气阀，应通过在放气阀打开和关闭状态摆动总距，仔细检查其表现。为了降低可能的功率丧失的风险，应考虑安全试验程序，比如在进行后飞或侧飞之前进行实际风力条件下试验。

(b) 稳定前飞检查

(ⅰ) 应检查在水平飞行、爬升和多个功率状态的下降时发动机的工作情况，以验证:

1) 控制稳定性（如，不存在发动机参数波动）;

2) 规定功率下旋翼速度的变化;

3) 多发直升机的发动机匹配;

4) 飞行员可用的发动机参数准确性;

5) 放气阀的打开或关闭阈值，若有的话;

6) 侧滑的影响。

(ⅱ) 稳定飞行状态应该有足够长的时间（通常 2 ~ 3 分钟），使发动机达到热稳定状态，以完成以下目标:

1) 评定安装的发动机循环（涡轮出口温度（TOT）和涡轮进口温度）与发动机取证型号设计保持一致;

2) 评估安装效果。

(c) 改变总距时发动机工作情况检查

进行以下总距增加和总距降低试验以检查发动机工作情况。试验之前，应精确定义试验发动机，特别是燃气发生器涡轮喷嘴和自由涡轮喷嘴部分（失速特性的关键点），以及明确加速控制器的设置（加速和减速的关键点）。

(ⅰ) 总距增加

1) 总距增加将验证:

a) 发动机的瞬态工作情况、加速度和达到的最小 N_R 转速;

b) 依靠总距增加，发动机能达到的瞬态值;

c) 总距预调器的效果（如有）;

d) 瞬变期间旋翼航空器的操纵品质（俯仰、翻滚和偏航的变化范围，交叉耦合等）。

2) 飞行试验技术包含总距从失调限制（N_2/N_R 仪表指针仍匹配）提升至相当于最大连续状态（MCP）状态的总距角。根据高度（当高度增加时，应该减小总距增加的速度）和旋翼航空器类别（旋翼航空器最大重量增加，应该减小总距增加的速度），动作的过程应该在低高度的 1-3 秒到更高高度的 3-5 秒之间。

3) 部分总距增加应该由失调（不同步）状态（$N_R > N_2$）开始，但由于那些动作通常会导致 N_R 的更大削减，并对自由轮或发动机的限制较高，所以应该被谨慎执行。

4) 在多发直升机上进行总距增加，在较低的转速时，应有一台发动机在慢车位置，以检查当一台发动机故障时其余发动机的工作情况。

5) 基于发动机或机体制造商对于试验的目的，试验中 N_2/N_R 下降超出绿区是允许的。其目的是检查总体上有令人满意的加速度（没有喘振，没有极端的 N_2/N_R 下降，没有显著的超调）。任何 N_2/N_R 下降必须不会导致进入一个为保持安全飞行对驾驶技巧、警觉性或者力量有特殊要求的状态。

6) 在总距增加时，应避免 N_R 下降至最小值之下。如果需要降低总距来避免 Nr 超限，说明发动机加速差，应查明原因。

(ii) 总距降低

1) 总距降低将验证:

a) 燃烧稳定性（即没有熄火）

b) 发动机瞬态工作情况，尤其是最大自由涡轮转速，最小滑油压力等。

c) 瞬变期间旋翼航空器的操纵品质（俯仰、翻滚和偏航的变化范围，交叉耦合等）。

2) 总距降低速率应该逐渐由 5 秒降低到 3 秒以下。对于 N_2 超转，应考虑到一种快速停止类型的动作，这将得出 N_R 初始加速度。

(d) 压气机失速审查

(i)飞行包线内涡轮发动机安装不应该遭受任何的压气机失速。上述试验包含部分要求的试验点；但额外的试验也是必需的。在稳定状态，缓慢的、小范围移动总距，进行:

1)在不同功率设置，有侧滑或无侧滑下的水平飞行;

2)爬升或转弯

3)自转

4)不同速率下的下降

(ii)上面(i)1)到 4)描述的动作检查发动机对气流畸变的敏感性。试验技术涉及在确认的压气机控制放气阀的阈值附近、以不同速率摆动总距。

(2)降级模式：调节器故障

(a)特定降级模式试验，对于液压控制的发动机和数字控制的发动机，是不同的。但对于这两种发动机控制，其基本原则包括:

(i)安全分析的审查，特别是失效模式及影响分析（FMEA）。

(ii)基于之前分析或试验，确定需在飞行中检查的故障。

(iii)对于每个需在飞行中检查的故障：当故障发生时，评估发动机工作情况；确定识别降级发动机的程序的可接受性；评估人机界面的人为因素（注意、警告等）；在使用降级发动机的过程中，在调整 N_R 或功率进行进近和着陆时，发动机响应相关的工作负载的影响；评估飞行手册（RFM）程序是否合适。

(b)配有 FADEC 的直升机发动机控制传感器的输入正越来越多地集成到直升机系统中。例如，实际使用的 N_2/N_R 值可能依赖类似于空速、高度或温度等由直升机机上系统提供给 FADEC 的参数。与发动机控制律和可用功率有关的直升机机上系统的降级、偏离或故障的影响，也需要关注。在发动机故障或降级模式评估之前，应进行 FMEA 审查。

(c)推荐在试验发动机上安装特殊测试设备，以模拟 FADEC 或数字式发动机控制系统的故障。测试风险控制应该包括对特殊测试设备可能故障的评估。

(d)至少以下典型的故障或降级模式，包括基于安全性分析和地面试验结果的发动机控制反转，应在飞行期间进行评估:

(i)导致发动机功率增大的故障;

(ii)导致发动机功率减小的故障;

(iii)使发动机功率固定的故障;

(iv)导致震荡的故障;

(v)导致较低加速度或减速度的故障;

(vi)导致 N_2/N_R 增大或降低的故障。

2.2 第 29.939 条(b)款的符合性方法

一般来说，进行上述发动机工作特性评定时，应在发动机进气道内安装专用的多探头装置、总压传感系统，并基本上按评定规定进行飞行试验。可对这些试验数据进行处理以绘制压气机进气口表面的压力分布图，这些数据连同压气机转速值可用来确定作用在发动机压气机叶片上的周期空气载荷频率和相对幅值。发动机制造厂商或者提供传感探头，或者规定探头的设计和性能。发动机制造厂商也可以评定这些试验结果或公布验收准则。波形分析法可以用于辨别较高次的激振。带有弯管、噪声抑制器或其它障碍物的发动机排气管，可能要求进行上述与发动机进气道类似的评定。对这方面的说明或批准应与发动机制造厂商协商。高性能发动机还可能要求对发动机进气道温度进行测量。仪器和验收准则的细节应由发动机制造厂商提供。只安装离心压气机的发动机不太可能遇到频率耦合问题，因此，可不需要这方面的研究。在这些情况下，应听从发动机制造厂商的建议。

2.3 第 29.939 条(c)款的符合性方法

应制定地面和飞行试验大纲，以评定由申请人提出的发动机和传动系统的组合扭振响应。记录传动系统扭振的仪器应适用于传动系统的各主要分系统。发动机参数，如扭矩、旋翼转速、燃油歧管和（或）喷嘴压力、压气机排气压力和调节器调节位置等，应和传动系统参数同时记录下来。试验大纲应包括在整个发动机功率和旋翼转速范围内的地面系留运行和空中运行，而注油控制输入频率尽可能接近传动系统的一阶固有频率。如果要求的频率在 3 至 5 赫兹范围内，并且仪器读数证实传动系统实际上在其固有频率上已产生扭振，那么，通常不必用机械方法输入。控制输入应包括总距、反扭矩以及油门。而且，在纵列式旋翼航空器上，周期变距输入可能是重要的。可接受标准决定于以下几项，它们是旋翼和传动系统的疲劳载荷、发动机功率响应特性、由发动机制造厂商制定的限制等。可接受标准通常用百分阻尼值（最小）给出。一般来

说，1％的临界等效粘性阻尼（或更大）是可接受的。实际上，这指的是自由振动对控制输入的响应，在 11 个或更少的周期内衰减到半幅值。

AC 29.951 燃油系统总则

1. 条款要求解析/规章安全意图

1.1 第 29.951 条(a)款

本款对燃油系统提出总的安全要求，是要求燃油系统充分符合本分部第 29.953 条到第 29.999 条要求的依据。

燃油系统，是指**将燃油从油箱输送至发动机所需要的所有零部件，包括但不限于用于储存、转输、排放、过滤、切断、泵吸、应急放油、燃油计量和将燃油分配给发动机的所有零部件。**

1.2 第 29.951 条(b)款

本款要求燃油系统设计成在任何工作条件下，空气不会进入该系统。其方法是把系统布置成发动机或燃油泵不能同时从多个油箱内吸油，或采取其它可接受的方法。

1.3 第 29.951 条(c)款

本款的目的是保证在寒冷气候条件下运行时，燃油中预期出现的冰不会影响燃油系统正常供油。虽然燃油系统过滤器和滤网是燃油系统中最易受到燃油中冰粒堵塞的器件，但是，本款要求整个燃油系统在起初就被水污染并冷却至临界结冰条件时，仍能输送燃油给发动机。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.951 条款要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、试验室试验和飞行试验。

2.1 第 29.951 条(a)款的符合性方法

申请人应表明符合本分部燃油系统的相关条款要求。

如果燃油系统采用了非常规的系统架构，或具有本分部中未论及的特殊要求，那么局方可以依据本条款要求申请人对燃油系统进行专门的分析、试验，并满足发动机对燃油系统的性能要求。

2.2 第 29.951 条(b)款的符合性方法

审查燃油系统的设计，应特别注意燃油箱的选择阀、交输供油系统和多个油箱出油口的布置，以确保批准的燃油系统构型不会让空气进入

该系统。对于有疑问的部位，申请人应根据需要进行地面或飞行试验以验证本款的符合性。

2.3 第 29.951 条(c)款的符合性方法

本款要求在燃油处于低温且被水污染的状态下，燃油系统应能持续满意地工作。燃油系统中的冰是工作中预期遇到的状态，而不是应急状态，因此，不能采用增加旋翼航空器的特殊限制来表明符合性，如尽可能迅速着陆、把高度降低到小于某个其它允许值、降低功率、打开增压泵等飞行手册指令。通常用于表明燃油系统防冰符合性的方法如下:

(1)燃油加热器

通常设置燃油与发动机滑油的热交换器来防止燃油滤被燃油中的冰堵塞，装置功能的充分程度应进行验证。利用燃油-滑油加热器、滑油冷却器制造厂商提供的性能数据和发动机与滑油之间的热量传递，评估燃油与滑油之间的热平衡。如果必要，还需要确定与燃油加热器功能有关的最低滑油温度，并在滑油温度表上做标记，验证临界飞行状态下滑油能维持最低温度。燃油系统其它未加保护的零部件仍然要予以评定和验证。

(2)大尺寸燃油过滤器

对于安装大尺寸燃油过滤器的燃油系统，应进行燃油过滤器的结冰试验来验证。燃油准备程序和试验方法，可参考 SAE ARP 1401 中适用的部分进行。当燃油的冰污染达到本规章要求的程度，过滤器应能够连续进行过滤而燃油无需通过旁路。

通常，当过滤器被堵塞时，需要有过滤器增压告警信号提醒飞行机组人员。应通过试验来确定告警装置的调定值，试验还应演示在出现告警信号后，过滤器仍有足够的过滤能力来保证完成飞行。燃油压力不会因过滤器上的冰积聚而低于规定的限制值。

燃油过滤器的结冰试验仅可验证燃油滤符合性，还需对燃油系统的其它部件进行评定。

(3)防冰添加剂

本方法利用乙二醇的特性，降低燃油中水的结冰温度。与其它方法相比，添加剂能使燃油系统中的零部件免于被冰块堵塞。用这种方法来验证符合性涉及下面内容:

(a)合格的添加剂

可采用 GB 6537 规定的添加剂或其它局方批准的添加剂。如果使用丙三醇，需要对油箱添加保护涂层。

(b) 相容性

应证明当燃油系统添加剂浓度达到预期最大值时，发动机燃油系统和航空器燃油系统都能与添加剂化学相容。发动机燃油系统的相关材料合格资料可从发动机制造厂商处获得，航空器燃油系统的系统材料合格资料可从添加剂制造厂商处获得。

(c) 给燃油添加或掺入添加剂

如果将混合不充分的添加剂直接倒入油箱，不但不能保护燃油系统免受冰聚积危害，反而会损伤系统的非金属零部件。在重新加油时，应采取措施使燃油中预先混合的添加剂充分掺进燃油，并证明该方法的有效性。

(d) 在加油口附近应有标牌标明燃油中允许含有经批准的防冰添加剂的最大和最小浓度。

(e) 经批准的飞行手册应有必要的资料，包括批准的添加剂掺和方法以及油箱内掺和情况的检查程序。

(4) 燃油系统保护（过滤器除外）

如果采用燃油加热器或大尺寸过滤器（本节(1)和(2)），则应表明燃油系统的其余部分不会因燃油结冰而堵塞。可以采用系统装掺冰燃油试验来表明符合性（可参照 SAE ARP 1401），也可以选用那些根据试验或以前的使用经验已知没有冰聚积趋势的燃油系统零部件来表明。

对进一步评定来说，燃油箱出口滤网（或装在燃油箱上的泵入口滤网），也是很重要的燃油系统零件。在某些情况下，由于泵的运转导致燃油紊流，可以使滤网不会产生冰聚积。在其它情况下，在燃油主流道外部设置一些较小的滤网旁路孔（直径大约 6.35 毫米(1/4 英寸)），也是可行的。

AC 29.952 燃油系统的抗坠撞

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款包含了耐坠撞燃油系统（CRFS）设计和试验标准，旨在减少可生存坠撞后的燃油泄漏、造成潜在着火源以及坠撞后起火的发生，从

而减少人员伤亡。

1.1 第 29.952 条(a)款

本款对燃油箱坠落试验提出了具体的要求，包括下落高度至少 15.2 米（50 英尺）、下落撞击的表面必须是不变形的、试验中的燃油箱必须装有 80%容量的水、燃油箱有模拟接触燃油箱机体的周围结构、下落角度为 ±10° ，且要求坠落试验后燃油箱不会出现泄漏。

1.2 第 29.952 条(b)款

本款为燃油箱、大质量的其它燃油系统部件及其安装的设计和静力分析提供了三组静载荷系数。“安装”在结构上定义为燃油容器与机体连接件以及受燃油容器坠撞载荷显著影响（即失效和变形达到在可生存的坠撞中会造成燃油泄漏或冲击危险的程度）的任何附加局部（设计点）机体结构。该款对客舱内的燃油箱、驾驶舱或乘客舱上方或后方的燃油箱和其他区域燃油箱的载荷系数分别做出了具体规定。分区规定载荷系数确保了在可生存坠撞中使坠撞后起火减至最小所需的燃油密封完整性。

1.3 第 29.952 条(c)款

本款要求旋翼航空器中存在危险相对运动的燃油管路必须装有自密封式脱落接头，并对燃油管路自密封式脱落接头的设计和构造提出了具体要求。对于所有燃油箱与管路的连接处、燃油箱与燃油箱的相互连接处和其它连接点（如燃油管路穿过防火墙或舱壁），如果在可生存的坠撞中可能存在危险的相对运动，并可能导致燃油泄漏至着火源，或可能引起坠撞后起火，则要求在这些部位采用自密封式脱落燃油接头或等效装置。

本款同时规定了燃油管路中自密封脱落接头的设计特性，要求自密封脱落接头必须在规定的分离载荷下完成脱落，脱落后不会造成燃油释放或泄漏，且能够防止在使用中因受到冲击、振动或加速度而引起松脱或误锁闭，并要求可通过视觉判断其处于锁紧或打开状态。自密封脱落接头的分离载荷必须是供油管路中最弱的部件的最小极限失效载荷（极限强度）的 25%-50%之间，但必须不小于 136 公斤力（300 磅）。

此外，本条款还要求脱落接头或等效装置的设计和安装应保证不会在飞行中出现意外的燃油切断，应通过可靠性分析或其它分析及试验的方法表明，飞行中偶然断油的概率应不大于 10^{-5}，并通过阶段性检查、特

定的部件更换时间表或其组合以确保持续适航性。如果采用等效装置替代脱落式接头，则在可生存的坠撞中，不会对其连接的燃油管路产生大于最薄弱零件的极限载荷的 25%～50%。每个脱落接头或等效装置应该满足第 29.571 条的疲劳评定要求。

1.4 第 29.952 条(d)款

本款要求旋翼航空器存在相对运动的燃油系统结构连接件必须易碎或局部可变形，并对燃油系统易碎或易变形结构连接件的极限强度做了具体要求。如果坠撞引起的危险相对运动会造成部件局部破坏和撕裂、燃油泄漏至着火源并形成坠撞后起火，燃油箱和其主要系统部件与其它部件和机体的连接，应采用易碎或易变形结构连接件。每个易碎或易变形结构连接件及其安装，应确保在撞击破坏（例如分离或变形）后，不会造成刺破或撕裂危险及引起燃油泄漏。

本款规定了易变形连接件的基本设计特征，要求连接件在最可能发生的方式下施加连接系统最弱部件的最小极限载荷 25%-50%之间，但不小于 136 公斤力（300 磅）的载荷时必须产生变形或分开。易碎或局部易变形连接件应满足第 29.571 条疲劳评定要求，以消除过早发生疲劳破坏。

1.5 第 29.952 条(e)款

本款要求燃油的位置必须尽可能远离所有乘员区和潜在的点火源。燃油和燃油容纳装置应充分远离有人区和潜在着火源。确定可生存坠撞中可能引发的所有可能泄漏和着火源，并提出了消除或使泄漏和着火源减至最小的设计特征，以使可能出现的坠撞后起火减至最小及逃逸时间最长，通常要考虑的情况包括但不限于如下：(ⅰ)高温着火源，(ⅱ)电着火源，(ⅲ)摩擦火花、化学和静电着火源，(ⅳ)燃油箱和有人区的分离，(ⅴ)燃油导管防护，(ⅵ)流体转向器和排放口，(ⅶ)燃油排放系统。

1.6 第 29.952 条(f)款

当切实可行时，必须将燃油箱、燃油管路、电气导线和电器装置设计和制造成是抗坠撞的。应将规定的机械设计准则最大限度地纳入每个设计，使可生存的坠撞中燃油泄漏源、着火源以及它们相互接触减至最小。

1.7 第 29.952 条(g)款

本款要求刚性或半刚性的燃油箱或囊壁必须抗撞击和抗撕裂，可使

由撞击产生的破裂和撕裂引发的坠撞后起火减至最小。

1.8 第 29.952 条相关的术语解释

(1) 可生存的坠撞

是指沿航空器任一主轴方向产生的撞击，其撞击加速度不超过人体可承受的极限，且乘员周围的结构及结构空间在撞击期间和撞击之后能保持完整以构成可生存空间，空间内的大质量物体不会失去约束而对乘员造成危害。第 29.952 条(b)款(1)项中规定的载荷系数从结构上给出了人员可生存的加速度限制。

(2) 可生存空间

机体在坠撞期间在乘员周围形成的保护壳体，可使乘员遭受的危险减至最小。

(3) 坠撞后起火

是指旋翼航空器发生坠撞后由于撞击引起的着火。燃油系统泄漏的燃油遇到点火源或坠撞引起燃油系统内出现点火源，均会引发坠撞后起火。

(4) 燃油箱或容器

存储燃油的容器。通常是由一个硬壳体（复合材料、金属或混合式结构）和一个用束带、锁扣系牢或用其它连接方式固定的半刚性或柔性橡胶基体油囊（或衬里）或装喷嘴的油囊组成或者只由硬壳体组成。其硬壳体可以是整体油箱，也可以是与机体相连的独立刚性油箱。油箱还包括供燃油输送的入口和出口以及内部压力控制器件。

(5) 点火源

本条款中是指当遇到燃油或燃油蒸气时，会引起坠撞后起火的火源。

(6) 主要燃油系统部件

本条款中是指在燃油系统抗坠撞问题中，指质量足够大或结构上处于危险安装位置的燃油系统部件。

(7) 油滴导流片

是指一种使表面下侧（如油箱下表面）的液体安全地滴漏到外部排放口的物理阻挡层。

(8) 流体转向器

一种用于阻挡液体流动或使液体流动转向的物理阻挡层。

(9) 易碎连接件或接头

应在预定位置和预定载荷下发生破坏的连接件或接头的一部分。

(10) 自封式脱落燃油接头

当遭受的载荷大于或等于其设计载荷时，会在中间脱开并自密封的接头。自封接头的一边通过一个弹簧加载阀门控制（例如，门或等效装置），阀门通常处于开启状态，但当接头分离时，阀门被释放而关闭。接头脱落力通常由一个连接两个等分接头的脆性金属环（或几组圆形薄片）控制。正常情况下，在刚性的、易碎的连接环（或几组圆形薄片）的压力作用下，“0”型环能够保证燃油密封完整性。当断开时，两个弹簧加载阀门间截留的少量燃油（通常少于 227 毫升（8 盎司））会从脱落接头处泄漏。允许由于接头损坏产生的轻微燃油泄漏，通常要求其漏油率小于每半边接头每分钟 5 滴。

(11) 耐坠撞柔性燃油箱软油囊

有弹性的橡胶材料，通常在 0°（经向）和 90°（纬向）两个方向铺设纤维（即橡胶“树脂”和天然或合成纤维），可用作刚性壳体的衬里或整体油箱。该材料起隔离作用，在无支撑时仅能承受纯的拉伸载荷。因此，必须用刚性结构均匀地支撑该材料，以使衬里仅承受流体的压力载荷，而周围壳体结构承受由流体产生的通过衬里或油囊传递的剪力、拉力和弯曲载荷。这种材料通常通过周围结构（如束带、锁扣等）固定在关键位置，以保持其预期的共形形状。在一般设计中，衬里和机体之间使用轻型垫片（如泡沫结构），以保持衬里预期的共形形状，并将流体载荷传递给机体。第 29.963 条(b) 款对衬里材料增加了最小耐刺穿力要求，刺穿力最小为 168 公斤（370 磅）。

(12) 耐坠撞燃油系统

按第 29.952 条要求进行设计和批准的燃油系统，能防止或延迟坠撞后起火，以便人员及时撤离。

(13) 切实可行

在申请人设计的主要约束条件内（例如，空气动力外形、空间、体积、主要结构的重新配置等），应满足本标准的准则。新型设计方案的可行性水平应高于改型方案。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.952 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、分析/计算、安全性分析、试验室试验和设备符合性。

第 29.952 条适用于所有燃油系统装置。任何重要的设计更改应重新予以评定以符合耐坠撞燃油系统要求。应注意大多数标准材料和工艺对耐坠撞燃油系统结构是可接受的，然而，不推荐使用镁、镁合金以及镀镉零件（与燃油直接接触），因为其固有的性能会引起或有助于坠撞后起火。

2.1 第 29.952 条(a)款的符合性方法

本款要求每个燃油箱或最关键燃油箱（由合理的分析清楚地区分出来）应进行坠落试验。

燃油箱要注入正常满容量 80%的水，剩余的 20%空间注入空气。如使用柔性燃油箱，可以手动排空空气和再密封该容器。除通气口外，燃油箱开口用孔塞（或其它合适的装置）来封闭，以使其保持不漏水状态。通气口处于开放状态以模拟自然通风。另外，燃油箱应是飞行构型。将试验燃油箱安装在它们周围的结构里，从 15.2 米（50 英尺）的高度处落到不变形的表面（例如，混凝土或等效物）上。考虑到试验的有效性，燃油箱必须以 ±10° 的水平姿态撞击，不变形的表面和箱底之间的距离至少为 15.2 米。在燃油箱下落前，通过采用轻质软线或轻型吊索水平平衡燃油箱组件，可以保证 ±10° 的姿态要求。

MIL-T-27422B 给出了一个典型的试验件装置。撞击中的燃油箱姿态应通过摄影或等效的方法予以证实。不变形的地面应覆盖一层塑料薄膜，以便易于检测任何泄漏。燃油箱内的水应该用染料着色，使泄漏和泄漏源易于辨认。燃油箱（除通气口外）应包裹在轻型塑料布中，以确保检测到较少的泄漏或渗漏（及其源头）。在坠落试验中，允许敞开的通气口有少量的溢出。染料不应明显地影响水的粘滞性，或其它可能减少或消除坠落试验中任何渗漏的物理特性。应仔细检查不变形的坠落试验表面。混凝土结构或固定并均匀支撑的钢板（受载后仅处于均匀压缩中没有任何回弹）是可以接受的。地板或地板覆盖物，例如，灰尘、泥土、木屑或砂石都是不可接受的。

关键燃油箱选取时，应考虑燃油系统的布置设计，燃油箱尺寸，燃油箱的设计和结构及材料等因素。如果申请人选择仅坠落一个裸露的燃

油箱，而不是装有燃油箱的机体结构段，必须表明已排除燃油箱被刺破的危险。

(1) 如果申请人选择燃油箱和周围航空器结构一起进行坠落试验，则应将容器封闭在整个周围结构（产品或模拟件）中，以便真实地评定在15.2 米坠落过程中机体和（或）燃油箱之间的相互作用。这样可使“作为安装的”燃油箱的密封完整性得到评定，且因撞击坠毁时由于周围机体吸收能量可提供保护。这样也对由于安装设计特性、凸出部、过度变形和接头、连接件或系带的局部撕裂力而造成的燃油箱破坏部位，提供了真实试验。对试验中包含的真实（或模拟）结构件数量要求进行工程评定、风险评估以及详细的分析，为正确起见，还可以要求进行组件（如接头）试验。一般来讲，周围结构向燃油箱前后延长 0.3 米（1 英尺）是适宜的，在此结构下，因坠撞导致燃油箱泄漏的概率较高。对每次测试应单独进行检查，以便发现所有的潜在结构危险。如果能明确表明周围结构不会对坠落试验产生危险，申请人选择对燃油箱偏保守地单独坠落也是可行的。应通过详细工程评定谨慎地做出这一选择。评定应采用标准的有限元程序（如“KRASH”、NASTRAN 等）或在合格审定期间、组件或部件试验期间提交的类似程序。去掉周围结构，对坠落试验构型并非无足轻重。如果申请去掉周围结构，则资料应该清晰和明确表明周围结构没有撞击危险。在任何情况下，坠落高度均是恒定值 15.2 米。应以经过审查批准的文件概括出决定试验件构型的工作。

(2) 如果采用坠落试验来表明部分符合第 29.952 条(b)款(3)项的地板下燃油箱载荷系数，则试验计划应该经过批准。允许敞开的通气口有少量的泄漏。该条款提供了其它区域（即客舱地板下）的燃油箱及其安装应承受的载荷系数，其目的是在不过度占用客舱有人空间或不过度加强地板下结构情况下，保证在垂直撞击下燃油密封。应通过静力分析和（或）试验来表明完全符合这些载荷系数。

(3) 坠落试验之后应立即将燃油箱按与坠落时相同的轴向放置，并目视检查其泄漏。15 分钟后，应对燃油箱进行复查并注明和记录燃油箱任何新的泄漏或渗漏源。应对地面的塑料覆盖层或燃油箱包裹布上的任何液体证据加以注明和记录。任何泄漏或渗漏均不能表明条款符合性。将

燃油箱通气孔堵住并倒置燃油箱，重复本程序检测上表面的渗漏源。本检测程序允许敞开的通气口处有少量泄漏。

2.2 第 29.952 条(b)款的符合性方法

第 29.952 条(b)款为燃油箱、大质量的其它燃油系统部件及其安装的设计和静力分析提供了三组静载荷系数。“安装”在结构上定义为燃油箱与机体连接件以及受燃油箱坠撞载荷显著影响(即失效和变形达到在可生存坠撞中会造成燃油泄漏或冲击危险的程度)的任何附加局部(设计点)机体机构。第 29.952 条(d)款限制了需考虑的局部机体结构的数量。

分区规定载荷系数确保了在可生存的坠撞中使坠撞后起火减至最小所需的燃油密封完整性。除由分析和试验明确表明在可生存的坠撞中燃油泄漏的概率为 10^{-9} 或更少之外，还应对每个燃油箱及其安装用下列载荷系数中的一组值进行设计和分析。

(1)第 29.952 条(b)款(1)项为在座舱容积内的燃油容器及其连接件的设计和静力分析规定了载荷系数。规定这些载荷系数，是为了防止在可生存的坠撞中因局部结构破坏使坠撞引起的燃油容器冲击和燃油溢出(这可能造成坠撞后起火)直接对乘员造成危险。

(2)第 29.952 条(b)款(2)项对位于座舱上面或后面的燃油箱及其连接件的设计和静力分析规定了载荷系数。规定这些载荷系数，是为了防止在可生存的坠撞中由于撞击引起乘员舱上面或后面的燃油箱松动伤害乘员或造成乘员死亡以及防止燃油溢出(这可能导致坠撞后起火)。

(3)第 29.952 条(b)款(3)项对位于除座舱容积上面、后面、里面之外的其它区域内的燃油容器及其连接件的设计和静力分析规定了等同于第 29.561 条的载荷系数。由于许多燃油容器位于座舱地板下面，这些载荷系数在可生存的坠撞中提供燃油密封结构保护。

对某些耐坠撞的半刚性油囊和柔性衬里的燃油箱安装结构，按照第 29.952 条(a)款开展的的坠落试验可以(采用某种辅助合理分析)同时满足燃油箱本身及其安装的坠落试验要求和第 29.952 条(b)款(3)项的垂直向下载荷系数(-Nz)要求。这种方法减轻了合格审定工作负担。

如果申请人采用 15.2 米坠落试验来证实燃油箱的设计和安装在第 29.952 条(b)款(3)项要求的-Nz 载荷系数，还需要进行额外说明第 29.952 条(b)款(3)项中剩余三个方向载荷系数对燃油箱的影响以及所有

载荷系数对其余的旋翼航空器其余结构的影响。在某些情况下，如果燃油箱是对称的（即在所有四个方向结构相同），其余的三个载荷系数的证实可以通过成功的坠落试验而进一步简化。

2.3 第 29.952 条(c)款的符合性方法

所有燃油箱与管路的连接件、燃油箱与燃油箱的相互连接件和其它连接点（如燃油管路穿过防火墙或舱壁），如果在这些部位存在撞击引起危险相对运动的概率相当大（由工程评定、服役经历、分析、试验或者组合方式确定），并且在可生存的坠撞中这种相对运动能使燃油泄漏至着火源和引起坠撞后起火，则第 29.952 条(c)款要求在这些部位采用自封式脱落燃油接头。

(1)在一些接头安装（例如燃油管路和燃油箱连接）中，燃油箱接头的一半应充分陷入燃油箱或另加保护，以使撞击引起接头破坏后危险的相对运动(燃油箱相对其周围结构)不会造成分离的半个燃油箱接头（可能泄漏燃油）的撕脱或变形。仅有 2 个例外:

(a)使用等效装置的安装，如使用可延伸的管路（具有足够松弛或延展的软管以缓冲相对运动而不泄漏）或运动缓冲接头（旋转的或线性可延伸的接头）；

(b)由经验、试验和分析组合能清楚表明这类安装在可生存的坠撞中燃油泄漏到着火源的概率为 10^{-9} 或更少。

(2)第 29.952 条(c)款(1)项规定了自封式脱落燃油接头所要求的基本特征。

(a)第 29.952 条(c)款(1)项(i)目规定了分离脱落接头所需的设计载荷(强度)条件。这些载荷应由分析和(或)试验来确定，参见 2.3(2)(b)。最小极限破坏载荷（强度）是液体输送管路中最薄弱元件的破坏载荷，它与零件的极限强度有关。该载荷来自于最不利情况可生存的坠撞中接头及其周围结构之间的局部变形。应对每根含有接头的管子中最薄弱元件的 3 个试验件进行临界加载模式的破坏试验。如果不能清楚地辨别单一的临界加载模式，则对 3 个最临界加载模式中的每一个模式都进行试验。取 3 个试验件试验结果的平均值，作为脱落燃油接头的输入。对于现行使用的金属构件，可能已完成等效试验，如果在设计和安装中没有其它缓冲措施，则无需重复试验。为了确保在燃油管路破坏之前接头分

离并防止误动，分离接头的设计载荷应在管路的最薄弱零件的最小极限破坏载荷(强度)的 25%～50%之间。临界载荷应与接头处计算和测量的正常使用载荷进行比较，以保证不出现意外的使用破坏。通常，采用常规的设计就可以容易地满足本准则，因为工作载荷比坠撞产生的破坏载荷小得多。不论液体导管尺寸大小，不应采用小于 136 公斤力（300 磅）。为了防止地面维修破坏，最小 136 公斤力(300 磅)的分离载荷是必须的。应完成疲劳分析和（或）试验，以确保这类安装有安全寿命设计或保守的、强制性的更换时间。因在使用中出现过疲劳破坏，故应评定所有的疲劳源（特别是高周振动源）。应避免使用临界断裂材料，而应使用损伤容限材料。此外，如果由于飞行载荷使机体产生显著的变形，则应检查这种变形对接头的影响，以确保在预定的零件退役寿命之前不发生静态或低周疲劳破坏。在旋翼航空器上，大的飞行载荷偏差通常是不会出现的。

(b)第 29.952 条(c)款(1)项(ⅱ)目要求，在可生存的坠撞中，当达到或超过最小脱落载荷时，自封式脱落燃油接头应分离。应通过分析和（或）试验周围结构确定加载模式，以确定可能的撞击力和方向。加载模式通常有拉伸、弯曲、剪切、压缩或其组合，如图 AC 29.952-1 所示。按照最小工作载荷准则要求，应对管接头进行设计和试验，以使其在最小极限撞击载荷(最临界模式)下分离。每个脱落接头的设计应按下述(参考 MIL-STD-1290）或等效程序进行试验。应注意，在燃油管路中最薄弱零件的极限破坏载荷和该零件的正常使用载荷（即在典型的飞行状态中经受的峰值载荷或已批准的剪裁峰值载荷）的比值应尽量高，且应满足本条的其它载荷标准。一般，这一比值不应低于 5。

(i)静力试验。应使每个脱落接头的设计能承受拉伸和剪切载荷，以制定并验证接头分离、分离源头、活门启动时的泄漏、活门基本功能、活门启动后泄漏所需的设计载荷。载荷施加速率不应大于 0.5 米/分(20 英寸/分)。如果适用，试验加载方式如图 AC 29.952-1 所示。

(ⅱ)动力试验。每个脱落接头设计应在动力加载条件下完成验证试验。接头应按 2.3(2)(a)规定的三种预期的最可能分离模式进行试验。试验构型应与图 AC 29.952-1 所示类似。应在少于 0.005 秒的时间内施加载荷，而加载夹具经受的速度变化应是 11.0±0.9 米/秒（36±3 英尺/秒）。

(c) 第 29.952 条(c)款(1)项(iii)目要求脱落接头是目视检查的，以确定在正常使用期间接头是否相互锁闭(燃油密封)和保持打开。应考虑采用目视方法检测，例如，检查 2 个半接头之间的轴线不同心度、设计目视指示器、组合方法或其它可接受的标准，并在维修手册有关使用检查的报废准则中加以规定。需对接头的可检性进行评定，并提出阶段性检查要求，包括在剧烈机动或硬着陆之后应做的特殊检查。

(d) 第 29.952 条(c)款(1)项(iv)目要求脱落接头具有防止由于使用冲击、振动或加速度而引起松脱或误锁闭的设计措施。这些措施取决于接头的设计和安装位置。应对结构环境予以确定、分析并与接头规范及合格审定数据做比较，以避免接头出现误断或误关闭。应考虑阶段检查要求。

(e) 第 29.952 条(c)款(1)项(v)目要求接头设计在接头分离并且每端失封时排放的燃油量不多于截留的燃油量。其截留的燃油量本质上是分离发生时密封件之间截留的燃油，量的多少取决于接头设计。一般认为每个接头截留的燃油量少于 237 毫升(8 盎司)是合适的。大多数接头设计在分离后会有轻微泄漏，如果漏油率为每半个接头每分钟 5 滴或者更少，这是可以接受的。确定截留燃油量的规范应经过批准。如果接头没有经过批准，也没有按可接受的军用或民用规范制造，则应该进行 2.3(2) (b)要求的试验。

(3) 第 29.952 条(c)项(2)款要求单个供油管路中或复杂供油系统(例如，多个供油管路或多个燃油箱交输供油系统)中的每个脱落接头或等效装置，应按第 29.955 条(a)款设计、试验、安装、检查、维修或其组合，以使飞行中偶然断油的概率 1×10^{-5} 或更少。该要求应通过可靠性和故障分析、其它的分析、试验或其组合来确定，并用资料予以证明和得到批准。应通过阶段性检查、特定的部件更换时间表或其组合来确保持续适航性。本条还要求每个接头或等效装置，必须满足第 29.571 条的疲劳评定要求，以防止泄漏。如果采用符合第 29.571 条的典型方法，可不必满足第 29.952 条(c)款(2)项。

(4) 第 29.952 条(c)款(3)项要求，如果使用替代脱落接头的等效装置，在可生存的坠撞中或之后，不会对其连接的燃油管路产生大于燃油管路中最薄弱零件的极限破坏载荷(强度) 25%～50%的载荷。这可使造

成坠撞后起火的燃油溢出减至最小。最薄弱零件的极限强度应由分析和（或）试验来确定。至少用 3 个试验件在临界加载模式下试验至破坏，并对试验结果取平均值。对于现行使用的金属构件，可能已完成等效试验，如果在设计和安装中没有其它缓冲措施，则无需重复试验。该平均值用来确定等效装置的尺寸。每个等效装置必须满足第 29.571 条的疲劳要求，以防止疲劳引起破坏，参见 2.3(2) (b)。如果可行，等效装置应以与脱落接头相同的方法进行静力和疲劳试验。所有燃油软管和软管组件，无论它们是不是用来代替脱落接头，应满足以下要求或等效要求。任何用作等效装置的可拉伸软管，应能够拉伸至少 20%而无燃油泄漏。所有其它用作等效装置的软管，应具有 20%～30%的最小松弛度。应注意，燃油管路中最薄弱零件的极限破坏载荷和该零件的正常使用载荷（即在典型的飞行状态中经受的峰值载荷或已批准的剪裁峰值载荷）的比值应尽量高，且应满足本条的其它载荷标准。一般，这一比值不应低于 5。

(a) 所有的软管组件应该满足或超过 MIL-H-2559（USAF）、MIL-H-38360 或等效标准中的剪切强度、拉伸强度以及软管接头拉脱强度标准。

(b) 当按 2.3(4) (c) 试验软管组件时，软管既不应从其端部接头拉脱，也不应在小于图 AC 29.952-3 所示最小载荷作用下端部接头断裂。除强度要求外，软管组件因拉伸、下垂或组合方向作用时应能够拉长至少 20%～30%而无液体泄漏。

(c) 如图 AC 29.952-3 所示，软管组件应能承受纯拉伸载荷以及与端部接头纵轴成 90° 方向施加的载荷，加载恒定速率不应大于 0.5 米/分（20 英寸/分）。

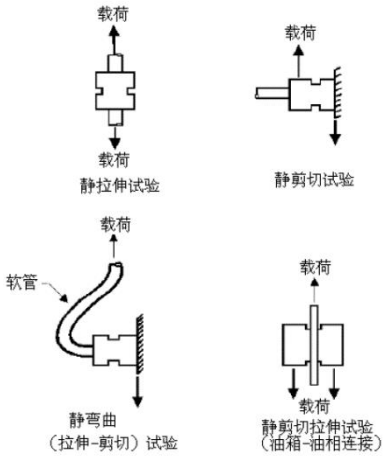


图 AC 29.952-1 静拉伸和剪切加载模式

2.4 第 29.952 条(d)款的符合性方法

(1) 当坠撞引起的危险相对运动会造成部件局部破坏和撕裂、燃油泄漏至着火源并形成坠撞后起火时，对各安装燃油箱和其它主要系统部件与其它部件和机体的连接，应采用易碎或易变形结构连接件。如果能明确确定燃油泄漏的概率是 1×10^{-9} 或更小，则不要求进一步采取措施。一般来说，由于易碎设计破坏载荷的分散性比易变形设计小得多，因此更易证明。对变形设计则应审查每个易碎或易变形结构连接件及其安装，以确保在撞击破坏（例如分离或变形）后，不会造成刺破或撕裂危险及引起燃油泄漏。

(2) 第 29.952 条(d)款(1)项规定了使易变形连接件变形或易碎连接件分离所需的撞击设计载荷条件。这些载荷应由分析和（或）试验来确定，并在合格审定中加以验证。

(a) 应分析所有撞击受载模式（拉伸、弯曲、压缩、剪切以及它们的组合），并根据连接系统的最薄弱零件的极限强度确定易碎或易变形最小临界设计载荷。临界载荷应与在接头处计算和测量的正常使用载荷进行比较，以保证不出现意外的使用破坏（通常该准则容易满足，因为工作载荷比撞击载荷小得多）。

(b) 应进行疲劳检查，以确保连接件满足第 29.571 条的要求。由于使用时间长，应检查所有的疲劳源，尤其是高周振动源。如果使用了第 29.571 条旋翼系统部件的符合性方法，可不必满足第 29.952 条(d)款(3)项。

(c) 应避免使用临界断裂材料，而采用韧性、损伤容限材料。

(d) 应考虑阶段性检查以确保持续适航性。在剧烈机动飞行或硬着陆之后，应要求进行特定的检查。

(e) 脱落或变形载荷低于 136 公斤（300 磅），根据维修意见是不允许的。

(f) 如果由于飞行载荷机体变形显著，则应检查其影响以确保不发生静力破坏或低周疲劳破坏。大的飞行载荷偏差一般不会出现在旋翼航空器中。

(3) 第 29.952 条 (d) 款 (2) 项要求在可生存的坠撞中，当达到或超过最小脱落或变形载荷时，易碎的或局部易变形的连接件必须起作用。最小脱落或变形载荷是使每个燃油容器、燃油管路或其它关键燃油系统部件与机体连接的易碎或易变形连接件脱离或变形的载荷。每个脱落和（或）变形载荷必须在对燃油容器、燃油管路或其它关键燃油系统部件连接件造成破坏（即撞击产生撕裂，接着形成燃油泄漏）的载荷 25%～50% 之间。必须全面考虑主要加载模式（其中每一个模式产生分离或变形载荷），以确定最小载荷。通过分析周围结构（参见 2.4(2)）可做到这一点，以确定三个最可能的撞击破坏力及其方向。既然还要满足第 29.952 条 (d) 款 (1) 项规定的最小工作载荷准则，就应试验连接件以确保其在最小极限坠撞载荷下分离或变形。应注意，在易碎或易变形部件的传力路线中最薄弱零件的极限破坏载荷与该部件的正常使用载荷（即，典型飞行状态中经受到的峰值载荷或经批准的截尾峰值载荷）之比应尽可能地高，且仍应满足本条的其它载荷准则，通常此比值不应小于 5。对每一个易碎或易变形连接件设计应进行下列合格审定试验（参见 MIL-STD-1290）或等效试验。

(a) 静力试验。每个易碎或易变形装置应按 2.4(2) 规定，用三个预期的最可能的破坏模式进行试验。应以不超过 0.5 米/分钟（20 英寸/分钟）的恒定速率施加试验载荷，直到出现破坏。

(b) 动力试验。在动力加载条件下试验每个易碎或易变形的连接件。应按在 2.4(2) 中确定的三个最可能的破坏模式试验连接件。试验载荷施加时间应少于 0.005 秒，加载夹具经受的速度变化为 11.0 ± 0.9 米/秒（36 ± 3 英尺/秒）。应注意，动载荷脉冲是一斜坡函数，它始于零或试验装置某个小的预载，而在 0.005 秒内达到预先确定的破坏载荷。试验夹具

的速度变化也是一斜坡函数，它始于零而在 0.005 秒内达到最终速度 11.0±0.9 米/秒。这两个斜坡函数模拟可生存的坠撞的动力状态，在此状态下易碎和易变形连接件必须完成其预定功能。

(4) 第 29.952 条(d)款(3)项要求易碎或局部易变形连接件应满足第 29.571 条的疲劳要求，以消除过早发生疲劳破坏。由于使用时间长，应检查所有的疲劳源，尤其是高周振动源。应避免使用临界断裂材料，而采用韧性、损伤容限材料。

2.5 第 29.952 条(e)款的符合性方法

应通过设计审查、潜在的坠撞后起火危险分析和详细的行业设计研究，来达到充分的隔离。最终结果应以文件形式证明是正确的并经过批准。下述坠撞后起火危险和其它类似危险应以文件列出，并在最大可行范围内通过设计使危险减至最小。解决措施应以文件记录，并经过适航当局批准。包括但不限于如下:

(1) 高温着火源

(a) 燃油箱加油口或机外燃油排放口不应设置在靠近发动机进气口或排气口的位置，以防吸入或点燃燃油蒸汽;

(b) 设置在任何有人区内的燃油管路需有保护罩或者其它保护措施，防止在可生存的坠撞中或随后产生泄漏和着火;

(c) 燃油箱不应设置在发动机舱或紧靠发动机舱、发动机进气或排气区、加热器、放气导管、热空气调节导管或其他热表面;

(d) 应尽量减少发动机舱内的燃油管路，同时液体管路不应紧靠发动机排气区域、加热器、放气导管、热空气调节导管或其它热表面位置;

(e) 设置的燃油管路不应使燃油轻易地溢出、喷溅或喷雾到热表面上或进入发动机进气或排气区内。对于每种航空器设计，应通过考虑与燃油系统相关的可能的结构变形危险来确定这些位置。

(2) 电着火源

(a) 燃油箱和管路不应设置在电气设备舱内;

(b) 电气部件和导线应同燃油管路和通气口分开，并尽可能减少燃油区内电气部件和导线;

(c)使用的电气导线应为气密封闭式的，浸入燃油和蒸汽或直接接触燃油和蒸汽的电气设备应是防爆的，并应满足第29.1309条的要求，或另加防护，以使着火可能性极小;

(d)为防止穿过燃油箱壁的电气传感器电路在可生存的坠撞期间被擦伤或切断，应采用封装、橡皮塞或橡胶环孔或其它等效措施；导线及其保护装置应具有足够的局部松弛度或采用等效措施，防止局部变形而被切割或从燃油箱壁撕脱;

(e)电气导线应具有足够的松弛度或等效装置，以适应结构变形而不产生着火源;

(f)在可生存的坠撞中可能受到严重局部擦伤、切割或其它损伤的电气导线，应通过绝缘保护罩或套管加以局部保护;

(g)应局部用绝缘防火护罩保护未充分同高温源或火源分开的电气导线;

(3)摩擦火花、化学和静电着火源

燃油管路和燃油箱的设计和安装应能消除由于潜在的机械摩擦火花、化学火源和静电火源引起燃油和燃油蒸汽着火;

(4)燃油箱和有人区的分离

燃油箱的设置应尽可能地远离所有的有人区，使撞击中乘员区潜在的坠撞后起火及乘员被燃油浸透的可能性减至最小。燃油箱还应远离其他潜在危险区，如发动机舱、电气舱、大质量构件（如传动装置、发动机等）下方、起落架上方以及其它可能发生重大撞击损伤的区域，包括滚动和滑动损伤区域;

(5)燃油导管防护

当燃油导管系统区内的燃油溢漏到达潜在着火源或有人区的概率比极不可能大时，须对这些区域安装可排油的防火护罩加以保护。为方便对内部燃油泄漏进行定期检查，护罩应设计为可拆卸的。应审查设计以确保满足这些准则。

(6)流体转向器和排放口

(a)排放口应设置在所有燃油箱部件中，防止航空器内溢漏燃油的积聚。排放口应足够大以防止被一般杂物堵塞，也可以避免由于表面张力产生液体积聚;

(b) 应采用油滴导流片和排放凹槽以防止溢漏的燃油在重力作用下流至任何火源，如热的发动机区、电气舱或其他潜在热点。油滴导流片和排放凹槽也是防止坠撞后起火所必需的。它们通过使溢漏的燃油迂回绕过火源到达排放口，使机内燃油积聚减至最少。应确定定期检查要求，确保排放口和凹槽保持适航性。当切实可行时，对所有的坠撞后姿态均应满足这些准则。对于标准着陆姿态容易做到这点，但对其它姿态则比较困难。不管怎样，应详尽的审查设计，以保证最大限度地符合这些准则，而对其它设计和安全准则（如气动稳定性）无不利影响;

(7) 燃油排放系统

当切实可行时，燃油排放系统及其机体连接件的设计和构造应具有抗坠撞性。抗坠撞设计可考虑下述和其它合适的措施:

(a) 应将燃油箱放油口进行凹陷设计或另加保护，使其在撞击中不易被损坏;

(b) 燃油箱排放口和机体的连接件，应采用易碎紧固件或等效措施，以防止撞击产生撕脱和泄漏;

(c) 应通过设计技术，如在管路中避免存在最低点，使排放口数量减至最少;

(d) 排放管应由易变形材料制成，或用其它设计来提供抗坠撞性。排放管路的连接件、接头和其它部件，应设计成满足第 29.571 条和第 29.952 条(d) 款(3) 项的疲劳要求，防止在正常使用中出现意外的局部或完全疲劳破坏。假如这种破坏未被发现，就会使耐坠撞燃油系统在可生存的坠撞中减少坠撞后起火的预期安全水平打折扣;

(e) 排放阀应按第 29.999 条(b) 款(2) 项设计成在关闭位置具有明确的锁定措施。

2.6 第 29.952 条(f) 款的符合性方法

以下对燃油箱、燃油管路、导线和电气装置等部件、结构和安装设计给出了典型的机械设计准则，以确保在可生存的坠撞中，发生的燃油泄漏、形成着火源以及燃油泄漏与着火源相互接触减至最小。在燃油系统及相关部件的设计中应尽最大限度的采用这些机械设计准则，以提高燃油系统抗坠撞性。应通过全面设计审查和潜在坠撞后起火危险分析，来完成和评估符合性。分析和评估结果以及解决措施应形成文件并经过

批准。被确认的任何其它坠撞后起火危险都应以文件形式说明、计入、同等地看待，并最大程度地予以消除。工程评定、分析和试验均是确定最大可行性水平所必需的。

(1) 在可生存的坠撞中，燃油箱、燃油管路、电气导线和电气装置不应引发或有助于坠撞后着火。危险分析应表明关于这一点哪个部件是临界的，并应为消除危险进行详细的评估;

(2) 燃油和电气的线路及零部件的设置应相互远离，并远离可能的坠撞撞击区及结构变形较大或大质量构件（如传动装置、发动机等）区域。这些区域由于压缩或刺穿会引起燃油溢出或产生电气着火源，或两者兼有;

(3) 燃油和电气的线路及零部件应分开设置，并远离在可生存的坠撞中可能受到旋翼叶片撞击和被削断的区域;

(4) 燃油和电气的线路及零部件在可生存的坠撞中不应有被局部刚性垂直下部结构（如破坏的起落架支柱）刺穿或切断的危险;

(5) 燃油和电气的线路及零部件应在最大保护区内分开布置，比如沿着较重的结构元件，并远离那些可能出现较大损伤的区域;

(6) 穿过危险区域或直接穿过某一结构（如隔板）的燃油和电气的线路及零部件应局部分隔开，并应采用易碎板、适当的间隙、橡胶护圈、网状铠甲护罩（与电路应是绝缘的）或其它等效措施防止过度拉伸、严重擦伤和剪切切割;

(7) 直接与仪表、传感器或其它等效装置相连的燃油管路应是抗坠撞的，根据第 29.1337 条(a) 款(2) 项，应使可生存的坠撞中管路破裂引起的泄漏量减至最小;

(8) 直接与电气箱或仪表相连的电路应具有足够的局部松弛度，并使局部布线选在损伤可能性最小的方向和区域，或另加保护，使损伤产生电弧的概率减至最小;

(9) 直接进入燃油箱或其它燃油系统部件的燃油管路，局部布线应选在损伤可能性最小的方向和区域，或另加保护，使由于损伤产生燃油泄漏的概率减至最小;

(10) 安装在燃油箱内部的燃油泵，应与燃油箱仅刚性连接。对于安装在机体结构上的燃油泵，则应采用易碎或易变形连接件连接。如果安装了电动供油泵，应在泵连接处有最少 15 厘米（6 英寸）松弛导线。泵

的导线应有保护罩，以防止在可生存的坠撞中被切断。可采用无电火花、脱落导线切断装置或其它等效措施代替 15 厘米（6 英寸）松弛导线;

(11) 燃油滤和滤网应尽量不被设置到发动机进气道和排气道内或与它们靠近，并留存尽可能少的燃油;

(12) 燃油阀的数量应保持最少。如果使用电子控制阀门，其线缆应具有最少 15 厘米（6 英寸）的松弛段，除非有等效措施加以保护。阀门的安装应最大限度地保护电路，并使线缆与其它阀门组件分开;

(13) 燃油油量指示器应选择、设计和安装在燃油箱内部或上面，使在可生存的坠撞中对燃油箱的刺破或撕裂危险最小

(14) 燃油箱和油囊外壳应有平滑、规则的形状，避免有锐边和尖角。应拟定遵守最小凹、凸半径设计准则。在燃油箱内不应使用镁材料，其它任何镀镉零部件也不应该裸露在燃油中。

(15) 任何用于保护电路不被擦伤、切割和过度拉伸的防护层，都必须是绝缘的;

(16) 应审查所有不含有脱落式接头的燃油管路的安装，以保证其在可生存的坠撞中不会过度拉伸。应适度的组合并在最小可能损坏区伸出燃油箱、防火墙和舱壁，以及使它们的数量和长度安全地减至最小;

(17) 其它基本部件的抗坠撞设计指南包含在相关的 AC 章节中，例如 AC 29.963（第 29.963 条油囊和衬里）、AC 29.973（第 29.973 条燃油箱加油口盖连接装置）、AC 29.975（第 29.975 条燃油箱通气口）。

2.7 第 29.952 条(g)款的符合性方法

(1) 刚性燃油箱或油囊可以像平板受弯一样承受液体压力载荷。半刚性燃油箱则部分像平板受弯和部分像薄膜承受张力一样承受液体压力载荷。因为无支撑的柔性衬里像薄膜那样仅承受纯拉伸载荷(即可以忽略弯曲强度)，可以不考虑第 29.952 条(g)款的要求。第 29.967 条(a)款(3)项要求的包围柔性衬里（薄膜）的刚性壳体结构，承受坠撞产生的撞击和撕裂载荷; 但是，如果在撞击过程中，壳体结构被尖锐物体刺穿，那么柔性衬里主要只能承受拉伸载荷。

(2) 对于金属燃油箱、刚性或半刚性复合材料燃油箱（树脂基体）、半刚性油囊结构（橡胶基体），金属-复合材料混合结构及所有其它燃油箱结构，都应通过分析和试验来表明它们的耐撞击和耐撕裂性。

(3)美国军用规范 MIL-T-27422B《耐坠撞航空器燃油箱》的 2.6.5.1（恒速撕裂）、2.6.5.2（撞击刺穿）、2.6.5.3（撞击撕裂）、2.6.5.4（板的强度标定）和 2.6.5.5（接头强度）中规定了一组耐坠落试验，它们是验证第 29.952 条(g)款要求的一种可接受的方法，第 29.952 条(g)款适用于所有燃油箱设计而与其所用材料无关。这些试验要求或等效措施应在合格审定初期提出申请和予以讨论。考虑军用作战要求和民用环境条件之间的巨大差别，如果选择 MIL-T-27422B 规定的试验，则应按下述规定降低 MIL-T-27422B 的要求:

(a)恒速撕裂: 完全分离的最小能量为 27.7 公斤•米（200 磅•英尺）（参见 2.6.5.1）。

(b)撞击刺穿: 2.27 公斤（5 磅）凿子坠落高度应降为 2.44 米（8.0 英尺）（参见 2.6.5.2）。

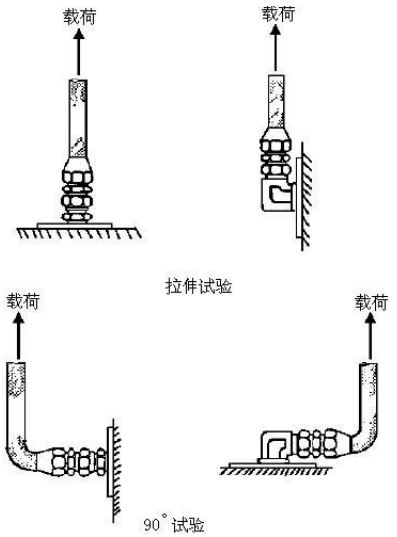
(c)撞击撕裂: 2.27 公斤（5 磅）凿子坠落高度应降为 2.44 米（8.0 英尺），而且平均撕裂准则应不超过 0.3 米（1.0 英寸）（参见 2.6.5.3）。

(4)第 29.952 条(g)款还要求所有的燃油箱设计（不考虑所采用的材料和是否使用哪一种类型的柔性衬里），均应按照 2.7(3)中的准则或等效要求，对每一个燃油箱或最关键的燃油箱进行分析和试验。

(5)用于任一类型燃油箱结构（整体、硬壳等）的任何类型柔性衬里或油囊，都必须满足第 29.963 条(b)款中的强度要求和耐刺穿要求。第 29.963 条(b)款包含了柔性衬里和其它衬里材料合格审定新的耐刺穿要求。无衬里、无油囊的燃油箱，也应满足这一要求。大多数无衬里、刚性燃油箱设计，覆盖了最重要的设计要求和材料特性，例如刚性和延伸性，很容易满足 168 公斤（370 磅）最小刺穿力要求。

第 29.963 条(g)款中已经把刺穿力增加至大于或等于 168 公斤（370 磅），这仅适用于燃油箱油囊或衬里材料。滑油箱材料刺穿力的要求没有改变。

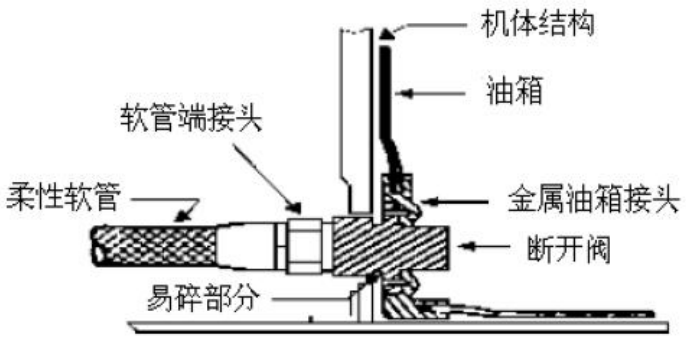
下列各图给出了耐坠撞燃油系统零部件如脱落式燃油接头、软管、软管端接头以及软管组件的加载模式试验装置的典型实例。



图AC 29.952-2 软管组件试验

表 AC 29.952-1 软管和软管端接头组件的最小平均载荷和最小单一载荷

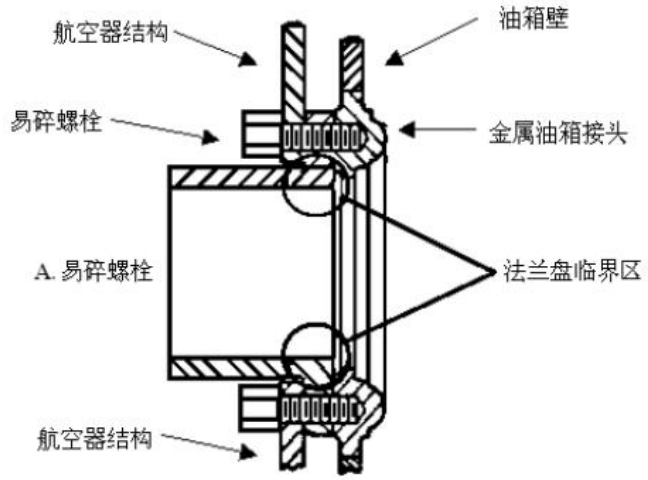
软管端接头类型	接头尺寸	拉伸载荷（磅）		弯曲载荷（磅）	
		最小平均载荷*	最小单一载荷	最小平均载荷*	最小单一载荷
直 头 拉力= 弯曲=	-4	600	475	425	400
	-6	700	575	425	400
	-8	900	650	650	600
	-10	1 450	1 175	675	625
	-12	1 775	1 475	950	850
	-16	2 125	1 825	1 425	1 300
	-20	2 375	2 075	1 550	1 425
90° 弯头 拉力=	-4	600	475	425	400
	-6	700	575	425	400
	-8	900	650	450	400



项目	最小破坏载荷（磅）*		破坏模式
柔性软管	3 000		拉伸破坏
柔性软管	1 500		从端接头拉脱
油箱接头	7 500		从油箱上拉脱
软管端接头	1 650		断裂（弯曲）
断开阀	2 500		从油箱接头拉脱
断开阀	不大于 1 500/2=750	不小于 1 500/4=375	在易碎段破坏
* 载荷可以是典型载荷也可以不是典型载荷；所示数值仅作说明使用。			

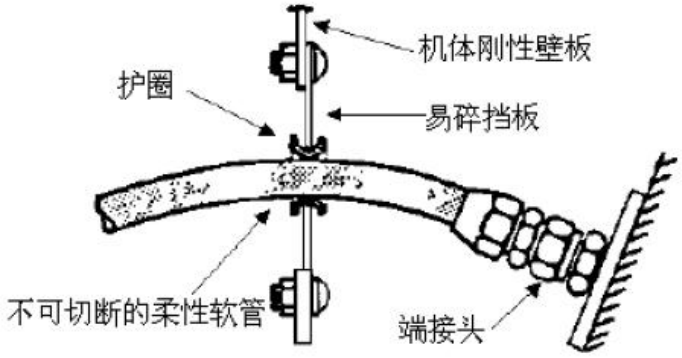
图 AC 29.952-3 脱落式燃油导管接头载荷计算的典型方法

(燃油箱安装仅作示例用，基本技术适用于其它构型)



项目	最小破坏载荷（磅）*	破坏模式
航空器结构 油箱接头 法兰盘 易碎螺栓	4 000 3 000 5 000 不大于 3 000/2=1 500　　不小于 3 000/4=750	剪切 从油箱上拉脱 剪切 断裂 （拉伸-剪切）
* 所示数值仅作说明使用。		

图AC 29.952-4 易碎或易变形连接件载荷计算的典型方法（例1 易碎螺栓）



项目	最小破坏载荷（磅）*	破坏模式
刚性壁板 柔性软管 柔性软管 端接头 易碎挡板	4 000 3 000 1 500 1 750 不大于 1 500/2=750　　不小于 1 500/4=375	起支承作用 拉伸破坏 从端接头拉脱 弯曲 起支承作用
* 所示数值仅作说明使用。		

图 AC 29.952-5 易碎或易变形连接件载荷计算的典型方法（例 2 易碎挡板）

AC 29.953 燃油系统的独立性

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款的目的是确保每台发动机有独立的燃油供给系统。对A类旋翼航空器要求用独立的燃油箱，而对B类多发旋翼航空器没有这种要求。

1.1 第29.953条(a)款

A类旋翼航空器的每台发动机应有独立的供油系统，除非采用其它的措施来满足第29.903条(b)款的发动机隔离要求。

1.2 第29.953条(b)款

B类旋翼航空器的每台发动机应有独立的供油系统，但不要求有独立的油箱。

2. 可接受的符合性方法

满足第29.953条要求的可接受的符合性方法为设计评审。

(1)为确保第29.903条(b)款的符合性所进行的发动机隔离的评估，应该考虑零部件的失效、故障和损坏。对于B类多发旋翼航空器，第29.953条(b)款明确指出不要求用独立燃油箱，因此燃油容器的泄漏不在考虑范围之中。

(2)对于A类旋翼航空器，按第29.903条(b)款所要求的发动机隔离评估应考虑燃油箱泄漏，这要求燃油系统采用独立的油箱。但第29.953条(a)款(2)项规定“除非采用其它的措施……”，允许其它方式保证发动机隔离要求，而避免过于约束燃油系统的设计。A类旋翼航空器需要独立油箱，多发B类旋翼航空器燃油系统除了不要求独立的油箱，表明独立性的证明材料与A类旋翼航空器是一致的。

(3)燃油系统的独立性要求实际上来自于发动机的独立性要求，A类旋翼航空器要求每台发动机供油都有独立的供油系统，一般情况下A类旋翼航空器不允许有共用的油箱存在。但是当每台发动机都有单独的贮存油箱，且贮存油箱的容积能维持发动机在OEI功率下工作20分钟时，则可以使用共用的供油油箱。

(4)燃油系统独立性允许单点供油设计：对于A类旋翼航空器，评估应从油箱开始直到发动机燃油进口；对于多发B类旋翼航空器，应从油箱燃油供给抽取点开始评估，直到发动机燃油进口。

(5)如果供油管路包含交叉供油构型，要确保交叉供油工作不会危及一台以上发动机的连续安全工作。如果交输阀由一台发动机供油管路的低压信号自动操作，则应该考虑油路的漏油造成交输阀打开并危及两台

发动机连续安全工作的可能性。同样，在发动机或系统故障以后，带有虹吸系统的交输阀打开，应不允许空气进入其余发动机的供油管路。

(6) 为使燃油系统正常工作，对每台发动机要求有独立的供油系统。应注意飞行手册程序中不应允许出现正常使用会违反发动机隔离原则的燃油构型。比如，如果故障会危及一台以上发动机连续安全工作，常规燃油平衡中不应允许使用共用供油管路。

(7) 如果在燃油系统部件出现预期的故障（如 1 台增压泵故障）时，共用燃油管路可使所有发动机连续安全工作，则不应禁止进行这种燃油系统设计。

(8) 对要求完成飞行功能的辅助动力装置，应提供符合发动机燃油系统相应条款的独立燃油系统。其它辅助动力装置（指不要求完成飞行功能的）的供油可通过三通管连接到主发动机供油装置。辅助动力装置的燃油切断阀应尽可能设置在靠近辅助动力装置系统与主发动机燃油系统连接点的位置。并且，辅助动力装置燃油系统中应包括一个单向阀，防止主发动机燃油系统存在瞬时负压力时产生燃油倒流。辅助动力装置需要的最大燃油量不得影响 29.955 中的燃油流量要求。

AC 29.955 燃油流量

1. 条款要求解析/规章安全意图

1.1 第 29.955 条(a)款

本款旨在确保在旋翼航空器所有运行条件和机动飞行中，包括预期的不利运行条件的临界组合状态下，发动机在最大功率状态中有足够的燃油流量。在确保足够的燃油流量时，对虹吸系统，冷和热燃油通常都应评定；但是对增压系统，冷燃油一般更为临界。

在表明燃油流量是否足够时，条款规定:

(1) 应在适当的发动机燃油压力范围内供给燃油;

(2) 试验应以符合试验安全的最小燃油量进行;

(3) 对于油泵系统，在机上油泵不能工作的临界情况下，燃油流量要求应得到满足;

(4) 如果装有燃油流量计，必须使其停止工作，并且燃油流经该流量计或其旁路;

(5)如果装有燃油滤，该燃油滤必须堵塞，以至于按照第29.1305条(a)款(18)项要求的油滤指示器发出堵塞告警。

1.2 第29.955条(b)款

本款对具有转输能力的燃油系统提出了要求，要求转输功能能够自动进行，并且受油箱内的燃油不会超过本油箱的限定范围。

1.3 第29.955条(c)款

本款要求在正常运行过程中，如果一台发动机可由一个以上的油箱供油，当一个油箱的油面变低并选用另一油箱供油时，燃油系统必须能迅速供油，而无需飞行机组予以关注。瞬时燃油流量间断可能导致发动机故障甚至停车，因此该项要求尤为重要。

2. 可接受的符合性方法

满足第29.955条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、分析/计算、试验室试验、地面试验和飞行试验。

2.1 第29.955条(a)款的符合性方法

(1)一般通过试验(包括台架试验)来表明条款的符合性，用分析技术来修正各种燃油油量状态下的系统试验结果或对系统进行小改。纯粹的分析方法一般是不可接受的。用于修正不同燃油特点和流量的试验数据的方法，也应通过规定的试验来验证。如果采用虹吸系统并涉及热油验证（参见第29.961条），合适的方法是进行试验验证。

在符合性试验验证期间应满足下列所有条件，除非能表明这些条件的组合是不可能的。具体如下：

(a)经过加速度（载荷系数）校正后的发动机燃油进口压力必须在发动机型号合格证数据单规定的限制范围内。

(b)在试验期间使用的油箱内燃油量，不得超过第29.959条确定的该油箱不可用燃油量加上进行试验所要求的最少燃油量。

(c)在符合性试验期间，旋翼航空器应作机动飞行（考虑申请合格审定的各种机动状态），以便在燃油箱出口和发动机燃油进口产生最小燃油压力。

(d)对增压泵供油系统，应确定临界燃油泵（对供油泵系统而言）在其失效后（通过实际或模拟的失效）产生部件损坏时预期的燃油流量临界限制。临界燃油泵即关键泵，在其失效后能对燃油流量产生最临界限制。

(e)发动机功率需求、可用电功率和引射泵的引射流量要求的各种组合，对燃油流量和发动机燃油进口的可用压力有影响。在这些参数最临界组合情况下，发动机应有足够的燃油压力。

(f)应使用申请合格审定的最不利于燃油流量和（或）燃油压力的燃油牌号。在热燃油试验期间，应使用产生最高气液比的燃油。在冷燃油试验期间，应使用最大允许粘度的燃油。

(g)燃油滤应进行部分堵塞，以模拟最大许可污染。燃油滤的堵塞应足以启动第29.1305条(a)款(18)项所要求的应急旁路指示器。

(2)特殊状态

验证第29.955条(a)款“……在预定运行条件中，要求100％的燃油流量……”，应考虑旋翼航空器飞行包线内的特殊飞行状态。在下述状态中（以及由申请人确定的其它状态），如果存在发动机燃油流量的临界状态，应对它们进行评定和试验（如适用）。

(a)加速燃油流量要求可能会超过稳态工作的流量要求。例如，如果在冷天气下发动机扭矩是限制参数，则当发动机加速到那个功率时，可能超过对应于该扭矩所要求的稳态燃油流量。

(b)对单发旋翼航空器和全发工作的多发旋翼航空器，为考虑可能意外超扭矩运行应留有一定余量。

(c)对于多发旋翼航空器，应保证一台发动机不工作状态下，有足够的燃油流量。

(i)对于A类系统，第29.903条(b)款的评定应确保一台发动机出现故障之后，燃油流量不足将不会危及其余发动机安全工作。如果要求功率较高，以及由于按第29.903条(b)款要求驾驶员不能立刻采取动作，调节器控制的发动机将自动加速到某一限制,结合第29.955条的符合性，应包括在预期的冷天气一台发动机不工作最大扭矩状态下有足够的燃油流量（参见第29.927条(b)款(2)项）。

(ii)要求B类多发旋翼航空器在第29.927条(b)款(2)项一台发动机不工作超扭矩状态下有足够的燃油流量。

(iii)在一台发动机发生故障后，其余发动机可能会加速到燃气发生器转速最高限制时的燃油流量，而不是稳态OEI状态功率值时的燃油流

量。对于在高空热燃油状态下可能处于临界状态的虹吸系统，这种考虑是最重要的。

(3)应评定临界燃油系统构型。

(a)对泵供给（增压）系统，应在机体供油泵不能工作的临界状态下满足燃油流量要求。

(b)如果多发旋翼航空器存在多个燃油系统构型（例如，交输供油模式），则通过共用部件向多台发动机供油，可能比一台发动机不工作（OEI）状态更临界。

(c)不利的瞬态和稳定状态的机动载荷往往会使发动机燃油进口压力下降到允许的限制值以下，应予以考虑并进行试验。

(d)燃油应该输送到发动机进口，并且在发动机型号合格证规定的限制范围内。规定燃油进口压力要求的方法，随发动机型号而变化，这些方法包括:

(i)对于虹吸燃油系统，规定表压是高度的函数。可以在发动机文件中规定为验证所需的特定的燃油和燃油温度。如果用规定燃油能够进行成功的演示验证，则认为其它经批准的燃油、燃油温度和增压泵也能满足要求。

(ii)规定热燃油最大允许的汽液比，以及冷燃油最小绝对压力高度函数。

(iii)规定与燃油真实蒸汽压力相关的燃油进口压力，并结合最大允许汽液比。

(iv)对增压系统和虹吸系统的工作，规定各自的压力限制值。

(v)对应急使用或应急燃油进行专门的限制。

(4)对规定了最小气液比（V/L）的系统，可采用 ARP 492 提供的方法进行验证。

(5)应评定每个主油泵和应急泵，但如能确定泵和流路是临界的，则只需对这种结构进行试验即可。同样地，对虹吸燃油系统，应评定临界流路和流量要求。如果要求泵供给必需的燃油，则按第 29.1305 条要求应装有燃油压力指示器，按第 29.1549 条要求应在任何燃油或燃油使用状态，在最低安全工作的燃油压力处用红色径向射线作标记。应该用这种压力限制来确定在所有工作条件下第 29.955 条(a)款(1)项的符合性。

(6)条款规定在表明符合燃油流量要求时，如果装有流量计，应使其“卡住”，而模拟流量计部件的故障或失灵常常比“卡住”更合适用来验证。

(a)在评估符合性时，如果流量计会完全被卡住，则应采用旁路系统，而在卡住后“流径流量计”不能作为有效的备用措施。本条的目的并不是要排除没有安装旁路系统的流量计。

(b)第29.1337条(c)款阐明如果测量部件的故障严重限制燃油流量，则要求有旁路装置。需考虑的失灵例子是旋转元件设计中的转子被锁住。

(c)燃油流量传感器部件故障比现在条例规定的使传感器卡住更适合保证合适的燃油量。

(7)如果使用辅助燃油泵(增压泵)向发动机供油，并且使用引射泵进行交输供油或其它内部油箱燃油分配，则应在辅助泵最大燃油消耗要求下进行试验。

(8)在某些多发旋翼航空器上，一旦辅助泵故障，要求单泵对所有发动机提供燃油流量，应以一个模拟(或真实)故障的辅助泵进行试验。如果辅助泵要为交输供油系统提供引射流量，则应以燃油流量要求的最临界状态进行试验。

(9)发动机进口燃油压力要求有时与燃油温度和高度有关。因此，必须确定包线内的极端值以确保其符合性，而不是单独选择某个临界状态。例如，在低温时燃油粘度的增加会增加系统的压降，发动机所要求的燃油流量会稍微降低作为补偿。在这种情况下，发动机最大燃油流量可能不是临界燃油进口压力状态下所要求的燃油流量。

(10)保守的试验验证应考虑最大燃油流量组合下使用最大许可燃油粘度进行试验。另外，还可以参照图AC 29.955-1选取试验点进行验证。

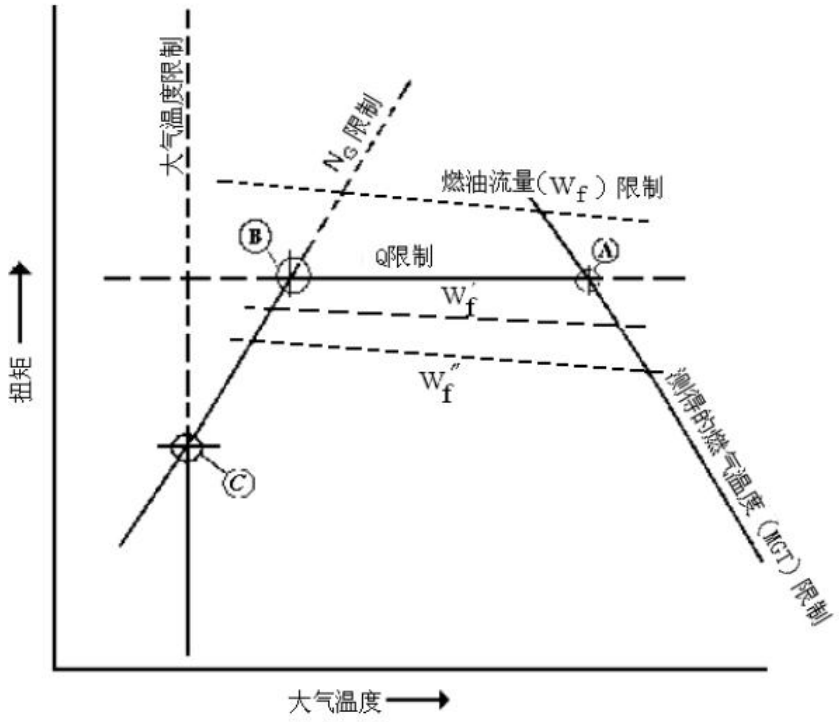


图 AC 29.955-1 燃油流量

注：

(a) A 点是在航空器限制内的燃油流量最高点，因为燃油的动粘度低，系统压降并不是预期的最大值。

(b) B 点是低温时的燃油流量最高点，但是随着燃油温度进一步降低，燃油粘度迅速增加。

(c) C 点代表燃油最大粘度，与 B 点相比，燃油流量稍微下降。考虑到燃油粘度与要求的燃油流量的特定关系，系统最大压降和最小燃油进口压力可能出现在 B 点和 C 点之间。

2.2 第 29.955 条(b)款的符合性方法

(1) 如果燃油系统正常运行时要求燃油能输到另一油箱，则必须通过一个系统来自动进行，不需要飞行员额外的关注；

(2) 如果接收输油箱的油量达到转输规定的量，应自动停止转输；

(3) 应设置适当的告警装置，保证在转输系统故障的情况下，机组人员能够有足够的时间中止燃油转输，以免超出接收油箱的限制；

(4) 必须符合第 29.957 条和第 29.1309 条的规定。

2.3 第 29.955 条(c)款的符合性方法

必须通过试验证明转换燃油箱供油时，燃油系统必须能迅速供油，不能造成发动机供油中断。试验条件参考 2.1 所述临界状态。同时:

(1)应设置适当的告警装置，保证在转输系统故障的情况下，机组人员能够有足够的时间中止燃油转输，以免超出接收油箱的限制;

(2)必须符合第 29.957 条和第 29.1309 条的规定。

AC 29.957 连通油箱之间的燃油流动

1. 条款要求解析/规章安全意图

1.1 第 29.957 条(a)款

本条款提出了连通油箱设计要求，防止重力或飞行加速度作用使燃油在油箱之间流动时导致燃油通过油箱通气口溢出。

1.2 第 29.957 条(b)款

对允许燃油从一个油箱输送到另一个油箱的燃油系统布置，需要采取设计预防措施，防止输油过量对接收油箱结构造成损坏，并且在通气口发生溢流前要向机组人员发出告警。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.957 条要求的可接受的符合性方法包括: 设计评审、地面试验和飞行试验。

2.1 第 29.957 条(a)款的符合性方法

接收油箱的通气孔应充分升高，以防止在重力或飞行加速度条件下燃油从通气口溢出。需要用飞行试验来确定这种布置是有效的。出于可靠性考虑，通气口系统中不应安装防止溢流的单向阀。

2.2 第 29.957 条(b)款的符合性方法

接收油箱应采用大的通气管，或采用回流导管将燃油输送回原油箱，以防止接收油箱注油过量。或者可以使用浮子开关切断转输泵工作，使系统故障不会对安全造成不利影响。浮子开关还可以用于警告机组人员即将出现的接收油箱溢流情况。如果使用浮子开关，则应根据第 29.901 条(c)款的要求审查系统的可靠性。

AC 29.959 不可用燃油量

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款要求申请人确定每个燃油箱的不可用燃油量值。不可用燃油量可以由申请人选择，但必须等于或大于实际不可用燃油量，并符合第29.1337条(b)款(1)项的要求。其中，实际不可用燃油量是指在临界飞行状态下，系统或发动机出现不正常工作迹象时的油量值。对输送油箱来说，当流进接收油箱的燃油发生间断时的油量值为实际不可用燃油量。

本条款的目的在于保障发动机正常运行及旋翼航空器安全飞行。

2. 可接受的符合性方法

满足第29.959条要求的可接受的符合性方法包括：分析/计算、试验室试验和飞行试验。

(1)每个燃油箱不可用燃油量可以由飞行试验确定。试验应包括临界姿态或机动飞行，直到出现不正常工作指示。对增压系统，不正常工作初始迹象可能是波动压力低于燃油最小告警压力、发动机功率波动或增压泵故障告警显示。对于虹吸系统，告警显示可能是一个燃油低压告警灯。在某些情况下，特别是对于虹吸系统，燃油压力的测量需要专门的测试仪器。并且，要获得燃油箱中剩余燃油量的精确测量值，需要能够切断燃油箱出口燃油流动。对于输送油箱或只限于巡航飞行中使用的燃油箱，会产生最大不可用燃油量的飞行状态通常是在临界重心条件下的悬停或者水平飞行状态。对于通用油箱，飞行姿态应包括使用预期的稳定俯仰状态进行的起飞和降落，以及悬停和水平飞行状态。还应考虑可能出现的极端横向重心的不利影响。

(2)通常，按设计规定进行上述试验，试验时所有设备(包括增压泵、引射泵等）都工作。但是，如果泵出现故障时不可用燃油量会出现显著差异，也应通过试验确定并列入飞行手册。

(3)当采纳本节飞行验证程序时，必须考虑在临界飞行试验状态下燃油耗尽的情况。在许多情况下，为了把这种飞行试验中可能发生的危险减至最小，申请人可利用分析和（或）地面试验确定不可用燃油量，这包括根据一般可用的航空器各种姿态下的飞行试验数据、油箱构形研究、临界飞行状态研究。对于任何存疑的地方，也应通过真实飞行试验来解决或在研究中采用保守的方法来处理，对于新型号设计尤其如此。

AC 29.961 燃油系统在热气候条件下的工作

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款规定虹吸式燃油系统或其它易形成油气的燃油系统，应在临界工作状态下进行热油试验，以确保系统在燃油温度为 43℃(110℉)时，发动机燃油入口的状态满足发动机的要求，不产生汽塞现象。（汽塞现象是指燃油供给系统中形成油气和空气混合物导致发动机正常工作改变的现象）如果适用，临界工作状态应包括第 29.927 条(b)款(1)项和第 29.927 条(b)款(2)项所定义的发动机工作状态。

增压式的燃油系统通常不要进行热油试验，除非:

(1)在燃油系统中，存在一个允许油气积聚的高点位置;

(2)由于增压泵压力低或燃油系统压力损失大等原因，导致发动机燃油进口压力相对于燃油箱压力是负值(但仍在燃油压力限制以内);

(3)机体增压泵没有真正浸入燃油中，导致燃油系统部分地变成虹吸式。如果增压供油系统的燃油流量小于增压泵的流量，极少发生汽塞现象，但是至少在以下两种情况下仍会发生:

(1)如果燃油泵是带内旁路的正排量式油泵，而且泵容量大大超过系统需求，燃油在泵内过度循环可能导致燃油温度显著提高，从而引起泵气蚀;

(2)对于并联泵系统，如果一个泵提供大部分燃油量，另一个泵成为空载泵，仅提供可能被忽视的小部分燃油；那么同上述(1)中的情况，空载泵可能会由于过度循环而形成气塞和气蚀。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.961 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、试验室试验或飞行试验。

对于虹吸式燃油系统或其它易形成油气的燃油系统，应进行热油试验进行验证。对于增压式燃油系统，应评估其设计是否易形成油气以确定是否需要进行热油试验。

(1)试验所使用的燃油，应在 43℃(110℉)温度条件下具有最高 TVP。

(2)应尽可能迅速加热燃油，因为加热时间越长燃油蒸发越多，从而导致试验结果不保守。同样地，将燃油加热到目标温度再冷却下来，会极大地降低燃油特性，导致燃油的雷德蒸汽压下降，使试验结果不保守。

(3)如果试验在低温环境下进行，燃油管路、燃油箱等必须保温，以确保燃油进口温度基本达到热气候条件下的进口温度。应通过测量发动机进口燃油温度予以证实。

(4)为了达到最临界的工作状态，试验中燃油油面应该是确保飞行安全的最低油面。

(5)发动机工作状态，应包括第29.927条(b)款(1)项、(b)款(2)项定义的超扭状态。

(6)应进行使用升限的飞行试验，包括以最大功率爬升到某一选择的中等飞行高度，并在这一高度进行下述各种机动飞行:

(a)低功率下降并迅速过渡到起飞功率;

(b)采用相当于飞行应变测量的载荷系数进行转弯和变距拉起;

(c)对具有30分钟和(或)2.5分钟OEI额定功率的多发旋翼航空器，单台发动机从低功率快速加速到发动机最大功率，接着以30分钟OEI功率进行巡航飞行。

(7)应在使用升限上重复进行机动飞行试验。

(8)除瞬态或下降状态外，可用功率应相当于昼间海平面37.8℃(100℉)以及对应压力高度每上升1000米温度下降6.5℃(1000英尺温度下降3.6℉)条件下的可用功率。

(9)整个试验期间，发动机应该正常工作，即无喘振、失速、熄火等，并且发动机燃油输入应在要求范围内。

(10)可在合适的试验台上进行替代试验，但必须保证正确的模拟高度、环境温度、燃油温度、燃油流量和载荷系数。

AC 29.963 燃油箱：总则

1. 条款要求解析/规章安全意图

1.1 第29.963条(a)款

第29.963条(a)款对燃油箱提出了结构方面的一般要求，规定燃油箱必须能承受运行中可能遇到的振动、惯性、油液及结构的载荷而不损坏。

1.2 第29.963条(b)款

软燃油箱油囊或衬里应经过批准，或者证明其满足特定的安装要求。此外，软燃油箱油囊或衬里应按照CTSO-C80附录1《柔性油箱材料最低

性能标准(MPS)》第16节要求证明是耐刺穿的，其中抗刺穿力至少为168公斤(370磅)。

1.3 第29.963条(c)款

整体油箱必须有进行内部检查和修理的措施。

1.4 第29.963条(d)款

在正常或故障状态下，燃油箱内的任何暴露表面不会成为点火源，以确保不会发生燃油箱爆炸。

1.5 第29.963条(e)款

第29.963条(e)款规定了安装在乘员舱内的燃油箱及其防护罩的要求，以保证不会对乘员或航空器造成危险。安装在乘员舱内的燃油箱，应采用防气罩和防油罩加以隔离，并能够将油气排放到旋翼航空器外。另外,防护罩必须能为油箱提供必要的保护,以确保燃油箱满足第29.952条耐坠撞燃油系统要求，并且必须能够承受乘员舱内的预期载荷和磨损。

2. 可接受的符合性方法

满足第29.963条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、分析/计算、安全性评估、试验室试验、飞行试验和设备鉴定。

2.1 第29.963条(a)款符合性方法

可采用第29.965条中的试验，并结合第21.35条的功能可靠性试验或其它模拟试验，证明第29.963条(a)款的符合性。

2.2 第29.963条(b)款符合性方法

对于已经批准过的软油箱，如果安装在不同航空器上，仍需要满足新项目的要求。对于新的软油箱，应进行必要的试验或分析以确保符合性。

此外，软油箱必须符合第29.952条(g)款的要求。针对第29.952条的咨询通告给出了第29.952条(g)款的详细的符合性方法和程序，其中包括第29.963条(b)款规定的软油箱耐刺穿符合性程序。

2.3 第29.963条(c)款符合性方法

可采用审查设计资料和(或)对原型机进行目视检查的方法，评估整体油箱的可检查性和可维修性，以确定第29.963条(c)款的符合性。检查孔和维护盖板等类似的设计措施，是符合条款要求的典型方法。

2.4 第29.963条(d)款符合性方法

在正常或故障状态下，燃油箱内任何暴露表面的温度应比燃油或燃油蒸汽的最低自燃温度低至少 27.8℃(50℉)。

为验证第 29.963 条(d)款的符合性，应进行飞行试验或试验室试验以确定燃油箱内零部件表面温度。试验应在最临界状态下进行，并采用灵敏的温度和压力测试设备。最临界的状态应考虑临界的运行状态和油箱内设备可能的故障状态。测试设备应安装在油箱内和通气空间中。

2.5 第 29.963 条(e)款符合性方法

应对乘员舱内的燃油箱及其防护罩进行全面设计审查，以确定第 29.963 条(e)款的符合性。此外，还应审查所有燃油排泄口和通风口，以确保符合第 29.952 条中适用的要求。

可采用基本静载荷分析以及应力分析的方法，确定燃油箱防护罩能够在可生存坠撞情况下有效保护燃油箱并能提供人员生存所必需的抗坠撞水平。应采用合适的应急载荷系数进行防护罩的设计，其中第 29.952 条包含了燃油箱及其连接件相应的应急载荷系数。这些应急载荷系数一般能够满足防护罩在运行中遇到的所有负载情况。

通常，防护罩应设计成与燃油箱具有相当的抗坠撞性（能够承受的坠撞速率应近似相同），并应使刺穿燃油箱的危险减至最小(由于撞击形成的或增强的尖锐凸出物，可能刺穿燃油箱)。关于燃油系统抗坠撞的详细指导材料可以参见第 29.952 条的咨询通告。

对防护罩的设计审查，还应关注防护罩的整体耐久性，以及其承受乘员们合理的异常使用的能力，这些行为可能会对防护罩、燃油箱及其通气、排放等的完整性造成危害。

AC 29.965 燃油箱试验

1. 条款要求解析/规章安全意图

(1)适航要求解析

(a)第 29.965 条(a)款

本条(a)款规定了总的试验要求，要求燃油箱必须能承受压力试验而不损坏和渗漏。

(b)第 29.965 条(b)款

本款规定了普通金属油箱、整体油箱以及箱壁不支承在旋翼航空器结构上的非金属油箱的压力试验。

(c)第 29.965 条(c)款

本款规定了箱壁支承在旋翼航空器结构上的非金属油箱的压力试验。

(d)第 29.965 条(d)款

本款规定了具有大的无支承或无加强平面面积的油箱摇晃和振动试验。

(2)燃油箱晃振试验要求的修订历史

(a)不同规章对振动试验的要求

在 1965 年至今，针对振动试验，国际主流适航规章都或多或少进行了修订。

1967 年，在运输类固定翼飞机适航规章修订中，将“(i)如果在发动机正常运转转速范围内，由转速引起的振动频率中没有临界频率，则振动试验频率必须是通过将发动机最大连续转速乘以 0.9 得到的数值。”改为“(i)如果在发动机正常运转转速范围内，由转速引起的振动频率中没有临界频率，则振动试验频率必须为每分钟 2000 周。”

这次修订改变了振动试验的核心数据—振动频率。做出此修订的原因是：与发动机转速相关的 0.9 表明测试的目的是验证特定的燃油箱-发动机组合的情况，而 25.965 这项条款只是为了验证燃油箱本身的完整性。而且，由于涡轮发动机最大连续转速的数值太大，因此当其与所需的振动试验振幅(1/32 英寸)相结合时，系数 0.9 对燃油箱的影响远远超出实际情况。所以，改为了固定频率 2000 周/分。通过大量运行数据统计，已经证明，2000 周/分的测试频率足以测试燃油箱本身的完整性。

1977 年，在运输类旋翼航空器适航规章修订中，将“(i)在发动机或旋翼系统正常工作转速范围内，如果没有任何转速引起的振动频率是临界的，则振动试验频率(以每分钟振动循环次数计算)必须为通过将发动机最大连续转速(r.p.m.)乘以 0.9 得到的数字。”改为“(i)在发动机或旋翼系统正常工作转速范围内，如果没有任何转速引起的振动频率是临界的，则振动试验频率(以每分钟振动循环次数计算)对于活塞发动机的旋翼航空器必须为有动力时发动机最大和最小转速(转/分)的平均值；对于涡轮发动机的旋翼航空器必须为 2000 周/分。但采用一个根据更合理计算得出的频率值除外。”

做出此修订的原因是：发动机最大连续转速的系数 0.9 是不合适的，因为对于许多直升机而言，这会导致试验时的转速与实际运行时的转速范围不符。修改后所提及的平均过程将确保试验中使用更有实际意义的频率值，针对涡轮发动机，应用了试验频率—2000 周/分。

1977 年，在正常类旋翼航空器适航规章修订中，依据运输类旋翼机适航规章 29.965 燃油箱试验，规定了 29.965 相关内容。

做出此修订的原因是：这些关于燃油箱振动的要求适用于所有旋翼航空器。

1993 年，在 23 部飞机适航规章修订中，将“(ⅰ)如果在发动机正常运转转速范围内，由转速引起的振动频率中没有临界频率，则每分钟振动周期的试验频率必须是通过将发动机最大连续转速(r.p.m.)乘以 0.9 得到的数值；(ⅱ)如果在发动机正常工作转速范围内，由转速引起的振动频率中只有一个临界频率，则必须以此频率作为试验频率；(ⅲ)如果在发动机正常工作转速范围内，由转速引起的振动频率中有多个临界频率，则必须以其中最严重的作为试验频率”改为“(ⅰ)如果在发动机正常工作转速范围或螺旋桨转速范围内，由转速引起的振动频率中没有临界频率，则每分钟振动周期的测试频率是通过将螺旋桨驱动的飞机的螺旋桨最大连续转速(r.p.m.)乘以 0.9 得到的。对于非螺旋桨驱动的飞机，振动试验频率为 2000 周/分。(ⅱ)如果在发动机正常工作转速范围或螺旋桨转速范围内，由转速引起的振动频率中只有一个临界频率，则必须以此频率作为试验频率；(ⅲ)如果在发动机正常工作转速范围或螺旋桨转速范围内，由转速引起的振动频率中有多个临界频率，则必须以其中最严酷的作为试验频率。”

做出此修订的原因是：对于涡轮发动机而言，试验频率是发动机最大连续转速的 0.9 是不合适的，并非为了验证特定的燃油箱-发动机组合的情况，而是为了验证燃油箱自身的完整性。由于涡轮喷气发动机和涡轮螺旋桨推进装置的不同，澄清了不同类型推进装置的区别。选择非螺旋桨驱动飞机的固定测试频率是因为该频率已成功用于按第 25 部取证的运输类飞机。对于螺旋桨驱动的飞机，使用螺旋桨最大连续转速而不是螺旋桨驱动飞机的发动机速度，是因为螺旋桨最大连续转速更能代表飞机实际飞行时的激励状态。

表 AC 29.965-1 不同规章晃、振动频率汇总

适用规章	振动频率				晃动频率
	有临界频率时		无临界频率时		
23	有一个	临界频率	螺旋桨驱动	螺旋桨最大连续转速(转/分)乘以 0.9 得到的数值	16～20周/分
	有多个	取最严重	非螺旋桨驱动	2000周/分	
25	临界频率		2000周/分		
27	临界频率		活塞发动机	有动力时发动机最大和最小转速(转／分)的平均值	
			涡轮发动机	2000 周／分	
			其他	计算得出的更合理频率值	
29	临界频率		活塞发动机	有动力时发动机最大和最小转速(转／分)的平均值	
			涡轮发动机	2000 周／分	
			其他	计算得出的更合理频率值	

(b) 不同规章对晃动试验的要求

比较 23 部、25 部、27 部和 29 部发现，自制定以来，未对其进行修改，其内容相同，均为：必须以每分钟 16～20 个整循环的速率绕最临界的轴摇晃油箱，摇晃角度为水平面上下各 15°（共 30°），历时 25 小时。如果分别绕不同轴的运动都是临界的，则油箱必须绕每个临界轴摇晃 12.5 小时。

2. 可接受的符合性方法

(1) 第 29.965 条 (a) 款规定了总的试验要求，要求燃油箱必须能承受压力试验而不损坏和渗漏。

(2) 第 29.965 条 (b) 款规定了每个普通金属油箱、整体油箱、箱壁不支承在旋翼航空器结构上的非金属油箱，应该承受至少 24.2 千帕 (3.5 磅/英寸^2) 的压力 (表压)。

(a) 如果满油油箱在最大极限加速度或应急负加速度条件下产生的压力超过 24.2 千帕 (3.5 磅/英寸^2) 时，应当尽可能采用相当于实际加速度载荷的液体静压试验 (或等效试验)。

(b) 不承受加速度载荷的油箱表面，压力不必超过 24.2 千帕 (3.5 磅/英寸^2)。

(c) 第 29.337 条给出了最大极限加速度值。

(3) 第 29.965 条 (c) 款 (1) 项不要求油箱能单独承受 13.7 千帕 (2.0 磅/英寸^2) 的压力。相反，油箱可以安装在支承结构上，经受第 29.965 条 (c) 款 (2) 项的试验。

(4) 第 29.965 条 (d) 款

(a)本款对试验要求非常具体，无需过多解读。

(b)“大的无支承或无加强平面”中的“大”没有明确数值定义。然而，一般认为，容积少于37.9升（10加仑），由简单、宽阔、平坦的几何形状构成并使用1.2毫米(0.05英寸)厚或更厚一点金属(在金属油箱中)制成的任何燃油箱，不要求按第29.965条(d)款作试验。基于这个认知，一个35×35×35厘米^3(14×14×14英寸^3)的立方体结构的油箱，不要求做振动和摇晃试验。当满足上述条件，但在压力测试期间，在挡板或其附件中观察到任何永久性的形变，也要进行晃动试验。

(c)如果油箱结构由金属构成或应用整体设计，并能表明其类似于以前批准的且具有可接受使用经验的油箱，可以不要求做振动和摇晃试验。需要对结构技术进行相似性分析，例如，相似的隔板尺寸、相似的密封方法、相似的外壳和角材厚度、相似的载荷等。

(d)对位于突出机身侧面的油箱或短翼燃油箱，整个机身侧面突出部分或机翼应进行振动和摇晃试验，除非能够确定油箱的某一部分是临界的。在这种情况下，应设计一套夹具装置使被试油箱部分绕支点摇动，该支点应确保被试油箱的部分具有与整个机身侧面突出部分或短翼试验相同的运动振幅。进行试验时，不要求施加结构载荷。

(e)本款规定的振动振幅是倍幅(峰-峰值)，对于安装在航空器上的油箱试验，应采用仪器验证振动振幅小于0.8毫米(1/32英寸)。

(f)美军标MIL-T-6396列出的振动和摇晃程序，用来表明符合29.965(d)是可接受的。

(g)所有试验完成之后，用试验液体进行油箱漏油检查，试验液体应符合联邦规范TT-S-735Ⅲ类或等效类别的物质要求。

(5)压力试验

(a)压力试验是通过密封通气孔、液体进出口，对油箱提供缓慢可控的、可测量的空气源来实现的。达到规定数值后，应将空气压力源封住，维持油箱中的现有压力。

(b)在压力试验过程中及试验后，应仔细检查油箱和周围结构，以确保它们不受损伤。

(c)如果在最大极限加速度加载期间，由于油箱类型导致在某些表面上压力将会超过规定压力数值24.2千帕(3.5磅/英寸^2)或13.7千帕(2.0磅/英寸^2)，可进行液体静压试验。对于较低表面，用高密度液体施加加

速度载荷，并在液体表面上补充空气压力，以提供一个较为合适的上表面压力。

(6) 对于需要进行振动试验的油箱，必须同时进行晃动试验(除本段中仅仅对制造、密封工艺进行考核)。第 29.965 条要求对大的无支承或加强平面的油箱进行振动试验，通常，对于大的无支承或加强平面的油箱仅做振动考核是不够的，按照规章要求，必须在振动试验时叠加晃动试验。振动试验激励频率的选取原则在条款要求中已经清楚地给出，振动试验的激励时间根据油箱系统是否在发动机或旋翼转速激励频率内存在临界频率及其个数确定，对于无临界频率，则振动激励时间为 25 小时，如果存在临界频率，则总激励时间应做相应调整，调整的原则就是保持与无临界频率时振动试验具有相同的振动循环数。对于叠加的晃动试验，其晃动参数已经在规章中明确。在晃振试验中，由于振动试验激励频率不同使得总振动试验时间不同，所以晃动和振动可能不是完全叠加的，有一段时间是纯振动或纯晃动。

如果仅仅需要考核整体燃油箱的制造或密封工艺是否具有可靠的安全性，可以对其进行单独的振动试验，无需叠加晃动试验，振动试验按规章条款中的要求进行。

(7) 振动频率的确定。一般通过计算分析和试验方法确定燃油箱的临界频率，确定该频率是否与发动机或旋翼的正常工作转速或其它振源激振频率的倍频相同，如果有，则以该频率作为振动的激励频率，如果有多个临界频率，选取最临界的一个进行激振。

(8) 振幅监控点的选取。用于控制振幅的测量点应位于油箱系统安装的固有刚性点处，包括振动台台面，取几个固有刚性点进行试测，选取其中最小值点作为控制测量点，并将该点振幅控制在不小于全幅 0.8 毫米。

(9) 试验通过准则

仅仅观察试验过程和其后没有试验液泄漏和渗漏还不足以作为试验通过的依据，应对燃油箱或燃油系统部件做仔细检查，对任何失效或损伤都需做出分析，扩大分析范围，分析其是否会成为未来实质失效的源头。因此，接受的依据应是：试验过程和其后一段时间内(一般 15 分钟)不能有试验液泄漏和渗漏，燃油箱和燃油系统部件不能有任何失效或损

伤及潜在的泄漏损伤。

AC 29.967 燃油箱安装

1. 条款要求解析/规章安全意图

第 29.967 条(a)款对燃油箱的安装提出了一系列具体的要求，以确保燃油箱不会发生泄漏或故障。这些要求主要与燃油箱的支撑和防擦伤保护有关。

第 29.967 条(b)款要求为贴近燃油箱的空间提供通风和排泄措施，以避免由于燃油箱轻微漏泄而形成危险的燃油或油气聚积，从而使这些空间发生着火和爆炸的可能性减至最小。然而，对于本要求存在一个例外情况：对于安装在封闭的油箱舱内的软油箱，如果能维持软油箱和油箱舱空间之间的适当压力关系，那么可使用油箱舱的排泄孔进行通气。

第 29.967 条(c)款要求提供燃油箱防火保护措施，以防止火区内着火对油箱产生不利影响。

第 29.967 条(d)款规定靠近发动机舱主要通风口的旋翼航空器蒙皮不得作为整体油箱的箱壁，以防止在发动机舱着火时整体油箱受到火焰冲击或燃烧产物的危害影响。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.967 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审和工程符合性检查。

2.1 第 29.967 条(a)款符合性方法

对于金属油箱安装，在油箱支撑装置(通常称为“支架”)与油箱之间接触区使用较宽的法兰面或缘条，以分散油箱载荷。为防止擦伤，油箱与支撑结构之间应使用非金属隔垫，该隔垫不能吸收燃油或经处理后不会吸收燃油。研究表明，采用经虫胶密封处理后的软木条并将其粘合在支撑结构上作为隔垫是可行的。应在所有铆钉头上及每个角落涂上油箱密封材料。

对于软油箱安装，应确保软油箱能够精确地适合于油箱舱空间，以避免软油箱本身承受油液载荷。此外，油箱舱内表面应光滑，不能有凸起结构，以防止损伤软油箱。

2.2 第 29.967 条(b)款符合性方法

应假定燃油箱会出现泄漏，因此在油箱舱内任一较低点必须设有排泄管，并将燃油引导排出旋翼航空器。为防止堵塞，排泄管的直径应不小于 9.5 毫米(3/8 英寸)。同所有在飞行中使用的排泄措施一样，应验证排泄管不会由于其两端压差而发生倒流。

第 29.967 条(b)款中要求的通风需要油箱舱或相关舱室提供开口，这些开口会使飞行气流或(和)旋翼下洗气流迅速、连续地清除油舱内的油气。开口的设置不得使油气或燃油再次进入旋翼航空器(包括进入旋翼航空器其它部位)。

对于安装在封闭的油箱舱内的软油箱，可以采用排泄孔进行通气以保证油箱具有合适的内外气压，而不需要专门的通风口。需要注意的是，由于油箱的泄漏可能导致油箱舱空间形成燃油聚积，且油气是易燃的；因此，安装在软燃油箱舱内的各个部件，不论在正常和故障条件下都不应当产生着火危险。此外，软油箱内的通气系统必须足以保证油箱内部压力不低于油箱舱内的任何其它空间压力，以防止油箱被压扁。

软油箱的油箱舱排放应满足本节上述准则。可在软油箱及其舱壁之间悬挂一个轻型的网（或用细绳编织成网状），以作为渗漏通道，便于燃油泄漏到油箱舱最低点的排泄孔中。

2.3 第 29.967 条(c)款符合性方法

符合第 29.1191 条(e)款的防火墙，能有效地燃油箱与发动机隔离开。

为尽可能减小发动机着火时防火墙对燃油箱的热传递所带来的危险，应确保燃油箱和防火墙之间至少有 13 毫米(1/2 英寸)的净空间。

2.4 第 29.967 条(d)款符合性方法

审查设计资料，确认发动机舱与整体油箱的相对位置，以评估发动机舱着火时的火焰或热量流动路线。在这项评估中，对单发旋翼航空器要考虑自转飞行，而对多发旋翼航空器则要考虑低功率下降飞行。如果对符合性有疑问，可通过在飞行中从发动机舱开口喷射染色剂，以清晰准确地标记出气流冲击区域。

AC 29.969 燃油箱的膨胀空间

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款要求每个燃油箱系统，必须提供由于燃油温度上升而允许燃油膨胀的空间，该燃油膨胀空间必须有不小于油箱总容积的 2%。

燃油箱及其加油系统的设计，应防止旋翼航空器在水平地面上处于正常地面姿态加油时由于疏忽而使所加燃油占用膨胀空间。

2. 可接受的符合性方法

满足本条款要求的可接受的符合性方法包括：设计评审和试验室试验。

应通过燃油系统设计说明文件及试验的方法，验证燃油系统的膨胀空间满足油箱总容积 2%的要求，并且在地面加油过程中不可能被误占用。

燃油箱膨胀空间的符合性应注意以下方面：

(a) 对于通气系统互相连通的一组燃油箱，如果提供了一个满足该组油箱总容积 2%的膨胀空间，或采用其他等效方式满足该组油箱总容积 2%的膨胀空间要求，那么不需要为每个油箱单独提供膨胀空间；

(b) 燃油加油口应设置在燃油膨胀空间高度的下部，以确保膨胀空间不会因疏忽而充满燃油。对于压力加油系统，可采用为符合第 29.979 条(b)款要求的措施以表明符合本条款要求；

(c) 每个燃油箱膨胀空间，必须符合第 29.975 条的燃油箱通气要求；

(d) 对于多发旋翼航空器，如果采用共用一个或一组燃油箱供油并且仅提供单一的燃油箱膨胀空间，那么为了满足发动机隔离要求，必须考虑这个共用油箱的任何气孔堵塞或失效的影响。

AC 29.971 燃油箱沉淀槽

1. 条款要求解析/规章安全意图

为了能排放系统中可能的有害积聚水，每个燃油箱应提供可排放的沉淀槽。当旋翼航空器处于地面姿态时，沉淀槽应位于油箱最低点。

在任何允许的地面姿态下，所要求的最小沉淀槽容积（油箱容积的 0.10％或 0.24 升（1/16 美加仑），两者中取大者）应是有效的。

对于内部连通的一组油箱，如果沉淀槽设置成能够有效地收集和排放该组油箱内全部的积聚水，那么该组油箱可看作一个独立油箱，并仅使用一个沉淀槽。

沉淀槽的设计不能使槽内的沉淀物从油箱出油口排出，其目的是防止燃油中沉淀的水或其它杂质进入燃油供油系统。

燃油箱的设计和安装应确保在旋翼航空器处于使用中预期的任何地面姿态时，能把有害数量的水排到沉淀槽内。

沉淀槽不仅能收集可能的有害聚集物，而且能在旋翼航空器处于预期的任何地面姿态时将其排出。

应在旋翼航空器倾斜着陆限制以及正常地面姿态下，考虑沉淀槽和排放口的有效性。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.971 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、分析/计算和地面试验。

根据燃油系统设计的复杂程度，可采用分析、试验或者两者结合来验证最小沉淀槽容积的要求。如果采用试验的方法验证最小沉淀槽容积，可参考下述试验程序：

(1) 给旋翼航空器加油，以确保燃油填满所有沉淀槽、浸没任何一个燃油泵，并保证油面超过油箱中的供油抽取点。

(2) 使用正常的燃油供油措施从系统中放出燃油。可以断开发动机与机体连接处的燃油入口管路，以使燃油排出机外。如果采用发动机的虹吸泵作为正常的供油装置，那么可采用一个相当能力的虹吸泵替代发动机虹吸泵，以避免发动机工作。

(3) 考虑到不平坦的地形、倾斜着陆限制等影响，应确定服役中预期的最临界地面姿态。当油箱处于这种临界姿态时，旋翼航空器的供油系统应仍能从油箱中吸取最大燃油量。

(4) 使用一架燃油系统满足最终设计构型的旋翼航空器，使用千斤顶或具有预定坡度的实际地形等方法调整旋翼航空器姿态，使试验油箱处于临界姿态。

(5) 通过旋翼航空器的供油系统从试验油箱中抽油直到供油系统不再吸油。在发动机不运转情况下抽油工作一般也能完成，除非采用发动机驱动泵作为供油系统的主要部件。如果使用发动机驱动泵进行抽油，当发动机运转至燃油快用尽时，应当有警告，因为在泵气蚀点发动机喘振可能会导致旋翼传动系统会承受比较大的扭矩载荷，容易引起损伤。

(6)当旋翼航空器供油系统不能从油箱抽取更多燃油时，旋翼航空器应调回正常地面姿态。把试验油箱中沉淀槽的燃油全部排入一个容器，并测量每个沉淀槽的容积，测量的容积应满足本条款的最小容积要求。

如果用已知燃油量加入最初的空油箱，并且记录排出的燃油总量(包括用泵排出机外的量和排放的量)，那么这个数据也可用来表明第29.971条(a)款和第29.999条(a)款的符合性。

AC 29.973 燃油箱加油口接头

1. 条款要求解析/规章安全意图

1.1 第29.973条(a)款

燃油箱加油口接头的设计，必须保证在加油期间燃油（包括加油口加注的燃油和溢出的燃油）不会流到油箱外的旋翼航空器的任何部分。

按照第29.952条(f)款以及相关咨询通告材料，所有的燃油箱加油口应是耐坠撞的。

每个加油口必须按照第29.1557条(c)款(1)项作标记。

每个可能积存明显数量燃油的凹形加油口接头应设置放油嘴，其放油应避开旋翼航空器各个部分，以保持旋翼航空器的清洁。

每个加油口口盖应在预定的正常使用压力下和可生存撞击引起的燃油压力作用下仍然不漏油。

参考第23部和25部相应条款要求，加油接头（除压力加油接头外）的加油点处必须设置电气搭接措施，以连接航空器与地面加油设备。虽然第29.973条没有明确规定，但与飞机类似，燃油加注枪口与航空器之间存在产生电火花的潜在风险。

此外，根据第29.954条燃油系统的闪电防护，闪电点燃加油口盖附近的燃油蒸气是一个需要关注的重要问题。

1.2 第29.973条(b)款

加油口接头应具有加油口盖罩或加油口盖，该装置在加油口接头尚未完全锁定或固定时可发出警告，以防止由于加油口盖未拧紧而溢出燃油或在可生存坠撞事故后起火。

2. 可接受的符合性方法

满足第29.973条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、试验室试验和工程符合性检查。

2.1 第 29.973 条(a)款

(1)对于第 29.973 条(a)款中加油接头抗坠撞要求，应按第 29.952 条(f)款符合性验证程序进行验证。

(2)对于第 29.973 条(a)款(1)项和(a)款(2)项，通常采用设计评估和工程符合性检查的方法确认符合性，一般不要求做试验。

(3)对于第 29.973 条(a)款(3)项的符合性方法如下:

(a)必须表明在由正常运行和可生存撞击引起的最坏情况的燃油压力（静压和油液在油箱内晃动引起的动压组合）下，燃油箱加油口接头无泄漏。

(b)必须确定这两种情况中最坏情况的载荷。在大多数情况下，由可生存撞击产生的载荷为主要载荷。对于可生存撞击，通常最坏情况的组合压力载荷出现在导致加油接头管颈（在加油口盖接头附近）处于垂直或接近垂直姿态时的机身坠撞。

(c)通过分析、试验或二者结合的方法确定临界载荷情况后，进行加油口接头密封能力试验（可采用经批准的模型进行试验）。试验以水或其它液体施加临界载荷，并使管子处于临界姿态（口盖倒置），试验时间至少 5 分钟。

(d)如无明显泄漏，则符合要求。明显泄漏是指在 5 分钟试验中或试验后的任何时候，泄漏量超过每分钟 10 滴。

2.2 第 29.973 条(b)款

(1)必须提供目视措施（例如标牌及对准标记）和机械措施（例如定位销和锁槽）。

(2)应同时提供清晰准确的目视和机械指示，以表明加油口盖或加油口盖罩在每次拆卸和更换后安装正确且不漏油。

(3)对表明其安装正确的目视指示（例如校准标记），应确保任何人在例行检查或核查时在 1.5 米（5 英尺）距离处易于判读。

AC 29.975 燃油箱的通气和汽化器蒸气的排放

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款提出了关于燃油虹吸、压力差、水分积聚、载人舱内油气和汽化器蒸气排放等的设计要求。

其中，第 29.975 条(a)款(7)项规定燃油箱通气系统必须设计成在旋翼航空器着陆、地面运行或可生存撞击期间，万一发生机身姿态完全或部分翻转，使燃油经通气口向火源溢出的可能性减至最小。许多案例表明，撞击时旋翼的动作或其它撞击动力学的影响可能会导致旋翼航空器翻转或其它异常的坠撞后姿态。当旋翼航空器出现上述翻转或坠撞后姿态时，由于重力作用和（或）坠撞后燃油晃动而导致燃油从正常打开的通气口泄漏。满足第 29.975 条(a)款(7)项要求后，将使燃油由通气口泄漏并流向火源的可能性减至最小，从而显著降低坠撞后起火的危险。

2. 可接受的符合性方法

满足本条款要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、试验室试验、地面试验和飞行试验。

应按照本条款要求开展燃油通气系统设计，排除与本条款有关的问题。根据系统设计情况，可采用分析或飞行试验或两者结合的方法来表明条款符合性。

如果需要开展飞行试验以验证通气系统正常工作，可按照以下试验程序开展。

(1)试验所用的旋翼航空器其燃油箱及燃油通气系统应符合最终批准的设计构型，并安装气压差测量仪用于测量燃油箱膨胀空间与油箱舱或油箱外周围环境之间的气压差。

(2)进行地面和飞行试验，记录油箱内外气压差，应评定下列条件：

(a)加油和抽油（如果适用）；

(b)水平飞行到 V_{NE}；

(c)最大爬升率与最大下降率。

(3)将测得的压差值与评定燃油箱设计所允许的最大值比较。对于易变形的囊式软油箱，箱内压力不应明显低于周围环境压力，以避免有可能压扁软油箱。

对于第 29.975 条(a)款(7)项，燃油通气系统必须进行必要的设计措施，以防止着陆或可生存坠撞后的翻转等姿态下发生燃油泄漏，例如在通气管路中安装重力触发的往复活门。该活门在通常情况下是打开的，但在某些可预见的坠撞后情况下机身翻转或部分翻转时能够自动关闭。为表明符合性，应按照以下方法进行试验室试验，以证明其功能是有效的，并且不会产生明显的泄漏。

(1) 对设计构型进行全尺寸或台架试验，试验载荷应采用相当于100%、50%和5%燃油量在最坏情况的可生存撞击中的总压力，如果能准确地确定临界油面，则仅需采用此油面的燃油量及其相应的临界总压力进行试验。

(2) 应确定其它可生存撞击中形成的总压力，并模拟其载荷的大小和速率(重力和晃动的组合导致的)施加压力，这种其它可生存撞击包括45°（或最小泄漏滚转角）、90°（旋翼航空器侧倒）和180°（旋翼航空器完全翻转）的滚转姿态。在某些设计中，45°姿态可能不是确切的初始滚转角，在此滚转角由于通气口在机身上的位置，燃油经由通气口开始出现泄漏。对于这些情况，应分析确定最小角度。

(3) 为了模拟在最坏情况的可生存撞击中通气管路或系统中发生的实际结构变形，试验中试验装置应带有全部必要的结构变形。所施加的结构变形可用合理的分析、试验或其组合的方法确定。

(4) 明显的泄漏被定义为所有试验完成后每分钟漏10滴或更少。该标准相当于《运输类旋翼航空器适航规定第29.952条燃油系统的抗坠撞符合性验证指南》中规定的自密封脱落接头的泄漏准则，即每个接头一边每分钟5滴或更少（即一对完整的脱落接头，每分钟10滴或更少）。

AC 29.977 燃油箱出油口

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款分别对装有活塞式发动机和涡轮发动机的旋翼航空器提出了燃油滤网的要求，其目的是防止燃油箱中较大的游离杂质进入燃油系统从而影响燃油系统正常工作。

对于虹吸式燃油系统，燃油滤网应安装在燃油箱出油口处；对于增压式燃油系统，燃油滤网应安装在增压泵吸油口处。

此外，第29.977条规定了燃油滤的要求，用于防止燃油系统受服役中可能出现的较小的污染物的影响。

2. 可接受的符合性方法

满足本条款要求的可接受的符合性方法包括：设计评审和工程符合性检查。

(1)对于采用活塞式发动机的旋翼航空器，应采用每厘米 3～6 目（每英寸 8～16 目）的燃油滤网；对于采用涡轮发动机的旋翼航空器，燃油滤网应能阻止可能造成燃油限流或损坏燃油系统任何部件的杂物通过。

(2)除了第 29.977 条(a)款的要求外，滤网的流通面积必须至少是出油口管路截面积的 5 倍。此外，滤网直径必须至少等于燃油箱出口管路直径。

(3)每个指状滤网应是易于检查和清洗的。

(4)一般可通过检查来确认第 29.977 条的符合性，不要求做试验。

(5)第 29.951 条(c)款的防冰要求适用于位于燃油出口处的滤网，并应要求进行试验以表明符合性，具体符合性方法见《运输类旋翼航空器适航规定第 29.951 条燃油系统总则适航符合性验证指南》。

AC 29.979 低于油面的压力加油和加油设备

1. 条款要求解析/规章安全意图

(1)每个加油接头低于油箱油面的燃油系统，必须能防止燃油进口阀故障造成的燃油损失。

(2)对于压力加油系统，应具有一套主限油装置和一套备用限油装置，以确保所加燃油在油箱容量限制范围内。

(3)压力加油和抽油系统的部件必须能承受极限载荷，该载荷是加油或抽油期间最可能出现的最大压力（正的或负的）的 2 倍。此要求规定了压力加油和抽油系统部件在系统出现故障（此故障将引起燃油系统超压）情况下的结构完整性水平。本条款要求不包括燃油箱和通气口。

2. 可接受的符合性方法

满足本条款要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、安全性分析、试验室试验和地面试验。

(1) 低于油面的压力加油和加油设备的设计，必须证明燃油进口阀故障不会造成危险量的燃油泄漏。通常认为，燃油泄漏量超过 237 毫升（8 盎司）是危险的。可能与着火源接触的任何量的燃油，都是危险的和不可接受的。其符合性应由试验证明并以失效模式和影响分析作为支撑。

(2) 对于压力加油系统，最危险的失效模式之一是未检测出燃油箱超压，这种超压会导致许多潜在的燃油系统故障。压力加油系统必须装有能够确保燃油量不超过燃油箱容量的装置。此装置可以是通过压差原

理来工作，也可以是通过检测燃油液面位置以实现其功能。必须安装备用限油装置，以防止主限油装置万一出现失效。必须通过试验验证其符合性。此外，还应开展失效模式和影响分析，以证实主限油装置或备用限油装置失效不会引起其它限制装置失效。

(3) 旋翼航空器压力加油和抽油系统必须设计成能承受极限内部压力载荷，此压力载荷是在加油或抽油期间可能出现的最大压力的两倍。该最大压力应包含由加油源和（或）任一单独的燃油箱阀门或其多个燃油箱阀门组合有意或无意地关闭所产生的波动压力。可以通过分析或试验进行系统符合性验证。此验证应包含压力加油和抽油系统的所有零部件，但不包括燃油箱和燃油箱通气。此外，还必须对旋翼航空器抽油系统负压的使用进行验证。如果进行试验，则应在加油接头进行两种压力（正压和负压）测量试验，试验装置构型应与装机的系统一致。

AC 29.991 燃油泵

1. 条款要求解析/规章安全意图

(1) 第 29.991 条 (a) 款阐明了燃油泵的余度要求。燃油泵失效的余度应考虑燃油泵及泵的启动装置。

(a) 第 29.991 条 (a) 款 (1) 项要求单个燃油泵失效应不会危及燃油系统为满足第 29.955 条要求所必需的供油能力。此规定不包括已批准作为型号合格审定发动机一部分的任何燃油泵。

(b) 第 29.991 条 (a) 款 (2) 项扩展了第 29.991 条 (a) 款 (1) 项的规定，把驱动燃油泵所需的任何部件（如电动马达或用于电动泵的发电机）都包含在余度考虑之内。对于发动机驱动的泵，其失效应不影响除由该泵供油的发动机外的其它发动机。

(2) 第 29.991 条 (b) 款阐明了燃油泵的安装要求。

(a) 第 29.991 条 (b) 款 (1) 项主要针对增压式活塞发动机的安装，其燃油压力相对于汽化器盖板压力必须是可调节的。

(b) 第 29.991 条 (b) 款 (2) 项和 (3) 项要求有安全排放的密封排放装置。

2. 可接受的符合性方法

满足本条款要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、安全性分析和地面试验。

(1)采用正排量泵作为航空器的主油泵必须有燃油旁路设施，但是某些活塞式发动机上的燃油注油泵和通常用在涡轮发动机上的正排量的、高压燃油泵除外。燃油旁路可以由内部弹簧单向阀和燃油通路构成，或由外部管路和一个单向阀构成。如果带有内部泄压和再循环通道的高容量正排量泵可能会在或接近100%再循环时持续运行，则应检查它们是否有过热情况。

(2)在任何一个主油泵失效后，应急泵能提供必需的燃油（注油泵和用于涡轮发动机的高压泵除外）。应急泵必须能连续工作或自动启动，以保证发动机连续正常运转。一些多发旋翼航空器，可能将另一台发动机的主油泵用作所要求的应急泵；在此情况下，该泵必须能在临界压力和（或）流量条件下向两台发动机同时供油，以实现该泵的双重作用。备用泵的供油流量必须是自动获得的，并且应在飞行前检查程序中确认这种功能。对于A类旋翼航空器，燃油系统必须进行全面的故障分析，以确保符合第29.903条(b)款。

(3)第29.991条(b)款(1)项主要通过汽化器入口（在增压器之后）和燃油泵（一个或几个）卸压接头之间的连通空气导管来实现。由汽化器入口到燃油压力表放气端需要有相同的连接，以便获得正确的燃油压力读数。这些系统应要求有节流孔和（或）缓冲腔，以便正确工作。

(4)第29.991条(b)款(2)项和(3)项一般应进行排放冲击试验以验证安全排放能力，试验中可利用染色液体模拟排放口的燃油排放或在航空器表面涂上一层液体敏感涂层（Bon Ami），以便于进行排放冲击的安全影响评估。燃油泵密封排放装置的要求不适用于油箱的浸入泵。

AC 29.993 燃油系统导管和接头

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款规定了燃油系统导管的设计要求。

2. 可接受的符合性方法

满足本条款要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、试验室试验和工程符合性检查。

(1) 应在整个研制和合格审定试验期间对设计实施的监督，进行符合性验证。燃油系统管路布线和紧固方法，通常应符合以下要求:

(a) 接头的配合

所有接头应与其配套部件相配。虽然各种类型的接头似乎是可互换的，但在大多情况下，它们具有不同的螺纹间距或微小的设计差异，这将影响其配合，并可能导致接头泄漏或失效。

(b) 管路布线

确保管路不会与操纵线缆、机身结构等发生摩擦，也不会与电缆或其管道接触。如果无法将燃油管路与电线或管道物理分离，应将燃油管路置于电缆下方，并将其牢固地卡在机身结构上。在任何情况下，电缆都不应由燃油管路支撑。

(c) 对准

应通过准确地设置弯曲，使管路与所有支撑卡箍和端部接头对准，确保不会被它们拉扯或挤压。严禁在两个刚性安装接头之间安装长直的管路，应至少在这些接头之间布置一段弯曲，以吸收振动和温度变化引起的应变。

(d) 搭接

应在金属管路的每个固定至结构上的固定点进行搭接，整体的搭接和加衬垫管路固定卡箍是首选的搭接和固定方式。

(e) 管路支撑点

为了防止可能发生的故障，所有重到足以导致管路下垂的接头都应该有独立的支撑，而不能由管路支撑。

(f) 支撑卡箍

(i) 应按照下表要求为金属管路安装卡箍或支架。

表 AC 29.993-1 支撑卡箍安装要求

管路外径（cm）	支撑点的大约间隔距离（cm）
0.32~0.48	23
0.64~0.79	30
0.95~1.3	41
1.59~1.91	56
2.54~3.18	76

3.81~5.08	102

(ii)将夹具或支架放置在尽可能靠近弯曲处，以减少悬垂。

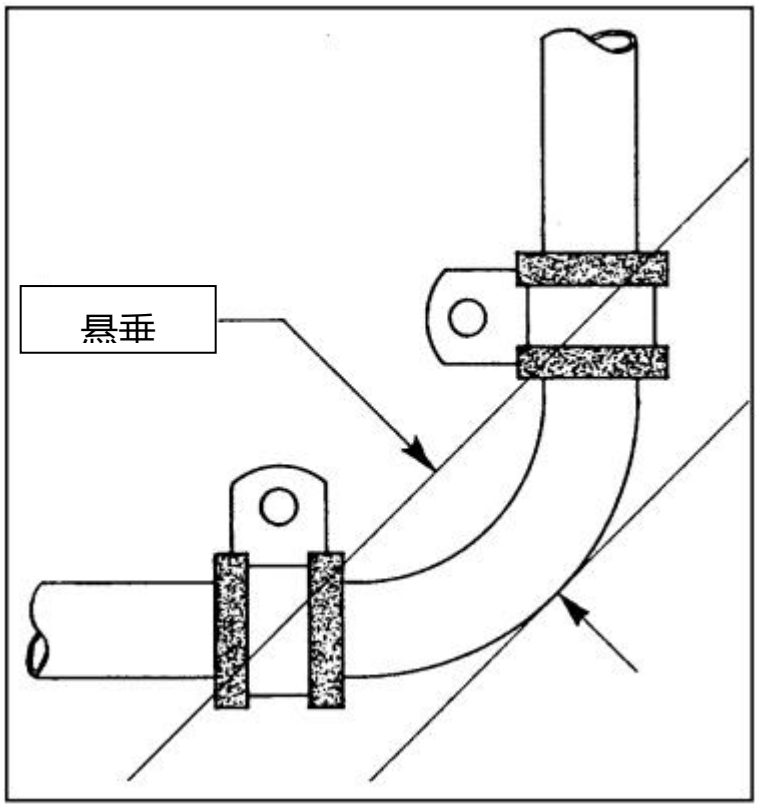


图 AC 29.993-1 管路弯曲部分的卡箍安装

(2)使用已按 CTSO-C140 批准的、适用于正常或高温区的软管，符合本条款中“软管必须经过批准”的要求。

(3)应确认燃油导管与处于操纵行程极限位置的旋翼航空器操纵器件之间存在足够的间隙，包括操纵系统变形，以及对柔性操纵线系（软管）来说可能的布线位置变动。

(4)应对燃油箱或滑油箱内的柔性导管进行专门的评估，以确保这些软管外表面与相应的油液相容，并且油液的晃动不会导致软管损坏。油箱内导管的布置应避免与燃油或者滑油加油嘴发生碰撞。

(5)所有易燃液体导管的布置，应使导管在坠撞或发动机涡轮盘故障时出现断裂的可能性最小。

AC 29.995 燃油阀

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款对燃油阀的安装和支撑提出了要求，以防止在正常工作或加速度飞行状态时，燃油阀的载荷传递到与燃油阀相连的导管上。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.995 条要求的可接受的符合性方法为设计评审。

通过燃油阀的安装设计来表明对条款的符合性，燃油阀的安装应确保其支撑在主要或次要的机体结构上。

AC 29.997 燃油滤网或燃油滤

1. 条款要求解析/规章安全意图

(1)本条款要求在燃油系统中安装燃油滤，以收集对燃油系统和发动机零部件有不利影响的所有燃油杂质。

(2)在燃油箱出油口与易受燃油污染的第一个燃油系统部件的进口之间设置满足要求的燃油滤。易受燃油污染的部件包括但不限于用于控制流量的燃油计量装置、燃油加热器和正排量泵。

(3)燃油滤应具有沉淀槽和放油嘴(或该槽易于拆卸便于进行放油)，以便于从燃油中分离出固态和液态污染物。

2. 可接受的符合性方法

满足本条款要求的可接受的符合性方法包括: 设计评审、分析/计算、试验室试验、工程符合性检查和设备鉴定。

(1)燃油滤应安装在燃油导管的水平段，以便沉淀槽正常工作。如果油滤的位置高于燃油箱，有必要开启燃油增压泵以实现燃油滤沉淀槽的正排放。如果没有泵压力，空气就会在油滤排放运行期间进入燃油系统，从而会造成涡轮发动机在随后的运转期间瞬时功率波动或发动机失效。推荐在飞行手册中注明，在油滤排放时，增压泵应处于“开”位置上。

(2)燃油滤应易于排放和清洗，它应包含一个滤网或其它易于拆卸的元件。燃油滤的安装应确保不由燃油滤本身的入口或出口接头来承受其重量，除非接头和导管具有足够的强度裕度。

(3)燃油滤应具有一个沉淀物收集器和放油嘴(除非此收集器易于拆卸进行放油)。在第 29.971 条(a)款中规定了沉淀物收集器的体积容量，不小于油箱容量的 0.10%和 0.24 升(1/16 加仑)。

(4)燃油滤的网目应满足经 CAAC 和(或)适航当局批准的发动机安装手册中规定的滤通能力。

(5)燃油滤应能排出危及第29.955条所要求的燃油流量的任何燃油污染。此外，燃油滤应具有一个带有应急旁路指示器（参见第29.1305条(a)款(18)项）的旁路系统。当燃油滤被污染物部分堵塞至燃油流量不满足第29.955条的要求时，应触发应急旁路指示器。此时，燃油滤仍不应旁通未过滤的燃油。应进行试验来验证其符合性，但燃油滤制造厂商给出的数据通常是可以接受的。要注意当达到过滤器容量时，含污染物燃油的连续流通可能导致发动机失效。在飞行手册中有关于预防程序的说明是合理的。

(6)第33.67条(b)款对于发动机燃油系统的燃油滤有同样的要求，但这并不是要求有两个燃油滤。

AC 29.999 燃油系统放油嘴

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款要求燃油系统必须有放油嘴，并且规定了燃油系统放油嘴的要求。

燃油系统放油嘴在旋翼航空器处于任何地面姿态下都是有效的，包括不平坦的地面情况。燃油系统放油嘴须有措施确保当其处于“关”位置时能确实地关闭。

2. 可接受的符合性方法

满足本条款要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、试验室试验、地面试验和工程符合性检查。

(1)燃油系统放油嘴的布置及功能是燃油系统设计的组成部分。根据燃油系统的设计，可能需要多个放油嘴。其中，所有的燃油箱沉淀槽和某些类型的燃油滤，要求有放油措施（参见第29.971条和第29.997条）。

(2)在设计阶段，对放油嘴排油的位置和方向的选择十分重要，要保证放出的燃油不影响旋翼航空器的任何部分。当旋翼航空器停在不平坦的地面上时，其放油嘴的位置和方向也应保证能有效地排出燃油。应根据申请人是否有相似的经批准的设计经验，或是否采用了全新设计，确定是否要求进行试验以表明条款符合性。

(3)放油嘴阀位置的选择，应满足可达性、易操作和受保护的要求。

(4)可以采用满足要求的弹簧-加载式锁定装置的放油嘴，以表明符合“确定地锁定在关闭位置”的要求。满足MIL-V-25023B、CTSO-C76或

其它等效标准的弹簧-加载式燃油放油嘴，如果在任何预期的工作状态下不会意外打开，并且其安装能使操作人员在使用该放油嘴时，可通过目视确认是关闭的，就可以被批准为“确实锁定”的放油嘴。

(5) 对于装有可收放起落架航空器，可通过将燃油放油嘴凹进航空器的外表面内，以符合本条款要求。

AC 29.1001 应急放油

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款对燃油应急放油系统提出了合格审定要求。

2. 可接受的符合性方法

满足本条款要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、安全评估、飞行试验和工程符合性检查。

(1) 应验证应急放油系统在所有正常飞行区域内都能安全放油。如果飞行手册规定了适当的限制，则起飞、悬停和有地效机动飞行可以不予考虑。

(2) 应表明应急放油系统及其工作无着火危险。如果可能的话，燃油排放应远离旋翼航空器任何部件。应表明任何烟气或燃油以精细的薄雾形式撞击旋翼航空器时，不会形成小液滴沿着外部结构流进旋翼航空器任何部件（机轮舱、货舱区、尾梁等）内。应表明排放的燃油不会被发动机或辅助动力装置吸入。可以通过排放一种以乙二醇基的、被染料染色的液体，并根据航空器外部染料敏感涂层的反应确定燃油排放所影响的区域，从而验证此项要求的符合性。验证应在系统工作允许的所有飞行状态下进行，并且还应考虑飞行中最有可能导致燃油撞击机身的最大下降率和各种空速条件。此外，还应演示在整个应急放油操作过程中，旋翼航空器应保持良好的操纵性能。

(3) 应急放油系统应能防止燃油全部被放完，并确保有足够的燃油以实现连续有效安全飞行和着陆。

(4) 应急放油系统操纵机构的设计，应确保最小飞行机组能够完成放油操作，并且能够随时停止或重新开始应急放油程序。这项要求可以使飞行机组有能力并且灵活地去管理机上的资源。

(5)应结合第 29.901 条(c)款要求，保证应急放油系统的单一失效或故障或其可能的失效组合，不会危及旋翼航空器的安全运行。

(6)如果旋翼航空器有辅助燃油箱，只要应急放油系统是分开并独立操纵的，并满足本条款所有要求，则可以安装辅助应急放油系统以排放附加的燃油。

AC 29.1011 发动机：总则

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条规定了发动机滑油系统的总体要求。

应为每台发动机提供独立于其它发动机的滑油系统。每台发动机的滑油系统应提供该发动机所需的所有润滑，并且发动机润滑所需滑油的温度应在发动机合格审定确定的工作温度限制范围内。

每个滑油系统可用的滑油量，应确保在临界运行条件及发动机最大滑油消耗限制下，能够向发动机供给滑油。滑油系统应满足滑油所有的循环要求和工作温度限制。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.1011 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、分析/计算、飞行试验和设备鉴定。

(1)每台发动机独立的滑油系统在其它发动机或者其它发动机的滑油系统失效后，应能保证对该发动机进行连续和足够的润滑。本条款没有规定发动机滑油系统独立于其它部件，例如不排除发动机滑油系统同时对旋翼传动系统部件进行润滑。常用发动机滑油供给和冷却系统原理有 3 种：独立的系统（与发动机一起合格审定的完整系统）、包含发动机和机体部件的系统、全部由机体部件保证的系统。其中的任何一种都可以用来满足每台发动机应具有独立滑油系统的要求。

(2)滑油箱容量主要由发动机的滑油消耗率来确定。确定滑油供给系统时应考虑的其它因素是：在临界飞行条件下旋翼航空器的续航时间，维持正常冷却所需的系统中滑油循环量。每个发动机滑油系统的可用滑油量应不少于旋翼航空器在临界飞行条件下最大续航时间与同样条件下发动机最大滑油消耗率的乘积，并加上保证系统足够循环和冷却的适当余量。发动机滑油供给系统的充分性，可通过以发动机滑油消耗和冷却系统数据为支持的分析加以表明。对于活塞式发动机，可以使用 40：1

的燃油/滑油比来代替理论分析。然而，如果通过发动机滑油消耗量数据能证实，则可以使用比本条(b)款中规定低的燃油/滑油比。

(3)发动机滑油冷却要求在第29.1041条至第29.1049条中规定。发动机滑油冷却系统的设计受到热气候条件、由发动机制造商提供的发动机热抑制比和其它的滑油系统工作数据的影响。滑油散热器尺寸的确定，取决于发动机数据以及滑油散热器是否还要用于主传动装置滑油冷却。由于滑油散热器对旋翼航空器结构有影响，其尺寸应尽可能的小。但在所有情况下，冷却的充分性均应在旋翼航空器的整个飞行包线内进行演示。

AC 29.1013 滑油箱

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款规定了滑油箱的设计和安装要求，还规定了滑油箱的安装应符合第29.967条燃油箱安装相关要求，包括油箱的支撑及防擦伤或凸出物的保护、油箱的防火、油箱膨胀空间、油箱通气、油箱舱的通气、加油接头、出油口以及软油箱等。

2. 可接受的符合性方法

满足第29.1013条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、分析/计算和设备鉴定。

(1)滑油箱通常由铝、铝合金或不锈钢制成，并且在航空器中通常允许安装在发动机附近。滑油箱材料的选择一般由滑油箱所选择的位置来确定。滑油箱的外壳或外形一般由其在旋翼航空器结构内的位置来确定。

(2)滑油箱的设计应满足本条款中膨胀空间要求，特别是对于一些特定的安装形式。当旋翼航空器处于正常地面姿态时，不可能由于疏忽而使所加滑油占用膨胀空间，这一般是通过加油口盖位置的设计来保证的。

(3)滑油箱应能充分地通气，并且在本条款中规定了通气的要求。

(4)可以根据发动机来确定滑油箱位置，以便在旋翼航空器处于其正常地面姿态时向滑油泵入口提供正压力。这是在设计实践中有效的方法，也可以采用其他可行的方法。

(5)对于申请A类合格审定，应满足本条款中特别的要求。

(6)应注意滑油箱出口位置和第29.1557条(c)款(2)项中规定的标记等要求。

(7)可以使用软滑油箱衬里，但它们必须经过批准或表明适合于特定安装。

(8)外滑油系统指发动机以外，并且不作为发动机合格审定的一部分的那些滑油系统部件、导管等。这些系统部件在火区内要求耐火，而在火区以外不要求耐火。

AC 29.1015 滑油箱试验

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款规定必须进行滑油箱试验，以表明旋翼航空器的符合性。

1.1 第29.1015条(a)款

本款要求滑油箱的设计和安装能承受运行中可能遇到的各种振动、惯性和液体载荷而不损坏。

1.2 第29.1015条(b)款

本款要求滑油箱应按第29.965条的要求进行滑油箱试验，但其中29.965条(b)款压力值按如下规定:

(1)对于涡轮发动机的增压滑油箱，试验压力不能小于32.5千帕加上油箱最大工作压力。

(2)对于其他滑油箱，试验压力不小于32.5千帕。

2. 可接受的符合性方法

满足第29.1015条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、试验室试验和设备鉴定。

压力试验要求是32.5千帕加上工作压力，最小是32.5千帕。为完成这些试验，应将各滑油箱开口进行密封，并制造一个连接接头，通过该接头向滑油箱输入可调节的增压空气。空气压力用经校准的空气压力表来测量。检查滑油箱是否渗漏的方法有很多，以下给出了一些可行的方法作为参考:

(1)如果滑油箱相对较小，可用水来检查滑油箱的渗漏情况;

(2)将肥皂水浇在接头和接缝上来检查渗漏情况;

(3)使用美国联邦规范TT-S-735中第III类试验液体或等效的试验液进行渗漏检查。

AC 29.1017 滑油导管和接头

1. 条款要求解析/规章安全意图

1.1 第 29.1017 条(a)款

本款要求滑油导管和接头必须满足第 29.993 条的要求。

1.2 第 29.1017 条(b)款

本款要求通气管应合理布置，防止冷凝水积聚于低处而冻结或堵塞通气管路；通气口的布置和设计应能防止通气口排放物造成着火危险，或排出的滑油喷溅到驾驶员风挡上，以及不会使排放物进入发动机进气系统。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.1017 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、分析/计算、试验室试验和设备鉴定。

2.1 第 29.1017 条(a)款的符合性方法

本条款要求滑油系统导管和接头满足第 29.993 条的要求，因此，第 29.993 条相关的适航符合性验证指南，可以作为滑油系统的设计和符合性验证的指南。

应在整个研制和合格审定试验期间进行评定，以发现滑油系统导管和接头的任何干涉和（或）振动的问题。滑油系统使用的软管必须经过验证。如果这些柔性软管已按照 CTSO-C140 完成了取证，则不必进行重复验证即可使用。

2.2 第 29.1017 条(b)款的符合性方法

应仔细评定通气管的位置和通气口排放设计，以确定是否符合本条款的要求。通气管的布置应避免管路向下弯曲或凹陷，这些可能导致管路中形成不易排出的积液，进而导致通气管堵塞。

AC 29.1019 滑油滤网或滑油滤

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款规定了发动机滑油系统滤网或滑油滤的要求。条款要求滑油系统必须具有足够的滤通能力以保证发动机滑油系统功能不受损害，同时要求采用旁通或告警的方式，以保证滑油滤或滤网的堵塞不会影响滑

油流动。

如果发动机已具有满足本条要求的滑油系统滤网或滑油滤，并已作为发动机的一部分完成了型号合格审定，那么航空器机体上就不需要另外的滑油滤。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.1019 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审和设备鉴定。

2.1 第 29.1019 条(a)款的符合性方法

本款要求每台涡轮发动机装置的滑油滤网或滑油滤，能过滤全部滑油。滑油滤网或滑油滤的尺寸应确保滑油流量和压力满足发动机规范要求及限制，这需要考虑航空器型号合格审定所申请的最低温度对滑油的影响。

(1)第 29.1019 条(a)款(1)项要求每个滑油滤网或滑油滤都有旁路，旁路的大小应允许滑油系统在其过滤装置完全堵塞情况下，滑油能以正常流速通过。

(2)第 29.1019 条(a)款(2)项要求所安装的每个滑油滤网或滑油滤，其滤通能力必须使得滑油流量和压力满足发动机规范要求及限制，并且应根据发动机规范中规定的过滤微粒大小和密度来确定网目的具体要求。

(3)第 29.1019 条(a)款(3)项要求滑油滤网或滑油滤(除非滑油滤位于滑油箱出口处)应有指示措施，在过滤系统的污染程度达到第 29.1019 条(a)款(2)项规定时作出指示。指示器应在滑油滤达到旁路工作状态前作出指示，并且在此污染程度下，在巡航状态的满油飞行时间内油滤不会进入旁路工作状态。指示器可以是一弹跳按钮或其它维修提示，每次飞行前检查时都应对其进行检查。

(4)应对滑油滤网或滑油滤的旁路的结构和位置进行评估，以确认油滤的安装应能阻止油滤聚积的污物进入旁路。

(5)对于不具有旁路的滑油滤网或滑油滤，那么必须具有将滑油滤网或滑油滤与第 29.1305 条(a)款(19)项中要求的告警系统相连的措施。告警系统应能在滑油污染达到影响第 29.1019 条(a)款(2)项所规定的滤通能力之前给驾驶员发出污染告警。

2.2 第 29.1019 条(b)款的符合性方法

本款适用于采用活塞式发动机的旋翼航空器。

对于采用活塞式发动机的旋翼航空器，在油滤完全堵塞情况下，滑油系统应有正常的滑油流量。

AC 29.1021 滑油系统放油嘴

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款要求为整个滑油系统提供安全排放措施。此外，为确保排放措施不会发生意外的滑油流出，本条款提出了具体的要求。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.1021 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审和工程符合性检查。

滑油系统的设计，必须为整个滑油系统提供安全的排放措施。这就要求滑油系统应具有一个或多个放油嘴。液体导管的布置应避免采用不能排放液体的弯管和凹陷。

如果用阀门来实现这个功能，那么必须提供一个有效措施，以确保阀门能够确实地锁定在关闭位置，防止未锁定而导致意外的滑油排放。实现锁定的方法可以是手动的或自动的。

AC 29.1023 滑油散热器

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条规定了滑油系统散热器的安装要求，包括散热器的安装应能承受运行中的振动、惯性及滑油压力载荷等，以及散热器空气导管的安装应能防止着火时将热空气直接吹到散热器上。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.1023 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、试验室试验和（或）设备鉴定。

(1) 对于滑油散热器，应主要关注其尺寸是否能确保其具有足够的散热能力以及在规定的压力限制内能提供足够的液体流量。

(2) 散热器的结构设计必须考虑该系统的滑油压力要求以及预定用途。散热器应安装在具有有效支承的位置，以便能承受振动和惯性载荷。

(3)如果系统设计中包括有引导气流的空气导管，那么必须考虑本条规定的着火影响。

AC 29.1025 滑油阀

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款规定了滑油阀及其安装的合格审定要求，包括:

(1)除下列情况外，必须设置滑油阀以切断滑油:

(a)与发动机组成一体的导管、接头和组件;

(b)对于涡轮发动机安装的滑油系统，如果所有的系统组件都是防火的或位于不易受发动机着火影响的区域;

(c)对于采用活塞发动机的B类旋翼航空器，如发动机气缸容量小于8.2升（500立方英寸）;

(2)滑油切断阀的关闭不妨碍旋翼航空器的自转;

(3)应确保滑油阀能够确实地处于“打开”或“关闭”位置;

(4)滑油阀的安装应能承受其工作或加速度飞行时所产生的载荷，而避免将载荷传给与阀门相连的导管;

(5)同时，滑油阀应符合29.1189条的有关的防火和防误动等要求。

2. 可接受的符合性方法

满足29.1025条要求的可接受的符合性方法为设计评审。

滑油切断装置的关闭不得妨碍安全自转。最好在设计阶段来完成同此要求的符合性验证。应通过滑油系统设计表明该要求的符合性，这可通过适当的阀门定位和（或）系统管路布置来实现，或采用为自转状态提供足够的滑油余量的方式实现。滑油切断阀的设计必须考虑本条款中的止动或标志要求。滑油阀的安装必须确保其能够承受条款中规定的载荷。

AC 29.1027 传动装置和减速器：总则

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款对旋翼航空器传动装置和减速器的润滑系统提出了要求。

对于需要持续润滑的旋翼传动部件，本条款要求其必须具有独立的润滑系统，以保证在任一台发动机不工作时，传动系统的滑油系统还能正常工作，并且在直升机自转时安全可靠。

此外，本条款还引述了发动机润滑系统的相关要求，并要求旋翼传动部件的润滑系统满足本条款所引述的发动机润滑系统相关要求。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.1027 条要求的可接受的符合性方法为设计评审。

(1) 旋翼航空器传动装置和减速器压力润滑系统应符合与第 29.1013（除其中 (b) (1) 外）、29.1015、29.1017、29.1021 和 29.1337 条 (d) 款中所规定的发动机润滑系统相同的要求。这些条款对滑油箱、滑油箱试验、滑油导管和接头以及滑油系统放油嘴提出了相应的要求。

(2) 旋翼航空器传动装置和减速器的每个压力润滑系统，应装有滑油滤网或滑油滤。该滑油滤网或滑油滤应满足下列要求:

(a) 能从滑油中除去任何可能损坏传动装置、减速器或其它传动系统部件以及对滑油流通具有危险程度的影响的污染物。

(b) 应设置旁路系统，在滑油滤网或滑油滤完全堵塞时，允许滑油能以正常的流速流动。此外，旁路系统应设计成当系统处于旁路模式时，聚积在滑油滤上的污染物不会进入旁路系统。

(c) 应配备滑油滤网或滑油滤的污染程度指示装置，在滑油滤网或滑油滤的污染物的积聚程度达到打开旁路系统的程度时或打开前提供指示。

(3) 第 29.1027 条 (b) 款 (2) 项要求为旋翼航空器传动装置和部件提供润滑的每个滑油箱或机油箱的出口处应设置滤网，以防止任何经该滤网流过的物体能够阻碍滑油由出油口流向第 29.1027 条 (b) 款 (1) 项要求的滑油滤网或滑油滤。第 29.1027 条 (b) 款 (1) 项的要求不适用于滑油箱出油口的滤网。

(4) 旋翼传动系统减速器的溅油型润滑系统应符合第 29.1021 条和第 29.1337 条 (d) 款的要求。

AC 29.1041 冷却总则

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款是对冷却试验的总体要求性质的条款，规定了旋翼航空器的设计应有冷却设施，以确保在申请合格审定的所有条件下，包括地面、水面、空中及发动机或辅助动力装置正常停车后，动力装置、辅助动力

装置和旋翼传动装置的各部件及各种液体的温度，保持在其限制范围内。

除只用于地面上的辅助动力装置以外，要求必须通过飞行试验验证冷却设施具有充分的冷却能力。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.1041 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、地面试验和飞行试验。

首先，应说明动力装置、辅助动力装置、旋翼传动装置的温度限制要求，及旋翼航空器上采取的冷却设施的设计。其次，对于仅用于地面上的辅助动力装置，可通过地面试验验证其冷却能力是否充分；对于其它的动力装置、辅助动力装置和旋翼传动装置，应按照以下要求进行冷却飞行试验，来表明满足本条款的要求。

(1)应按照第 29.1045 条至第 29.1049 条给出的详细程序进行爬升、起飞以及悬停状态冷却的试验。除以上条款规定的试验外，还应进行其它必要的冷却试验，以验证旋翼航空器在水面、地面、飞行和停车等状态下，冷却系统具有充分的冷却能力。应在试验大纲中明确规定冷却试验的所有试验点和试验程序，并且在合格审定试验之前，试验大纲应获得局方批准。

(2)除第 29.1045 条至第 29.1049 条所要求的试验状态外，其它试验状态一般包括：在不同空速和高度下的巡航、长时间悬停后的停车以及吊挂负载状态（如果适用）。对于旋翼传动装置，必须特别关注在传动装置机械功率限制状态和对应的最高环境温度下的冷却能力，也就是图 AC 29.1041-1 上的试验点“A”。选择试验点时，应基于相似航空器的试验结果（如果能够获得这些数据的话），并根据工程经验来调整。

(3)在表明符合冷却要求时，不应要求申请人超出旋翼航空器的限制（总重、传动系统扭矩、燃气温度测量值、航空器需用功率或可用功率等）。然而，申请人为了尽可能减少试验点，或考虑到将来的发展（如增加总重等），可以偏保守地选择超过这些限制进行试验。

(4)冷却试验大纲是验证成功的关键，在合格审定试验前，试验大纲应尽可能地考虑各方面因素。冷却试验的试验点的选择往往受到很多方面的影响，比如：较大的发动机安装损失、需用功率与可用功率的关系、引气装置的使用（旋翼航空器需用功率保持不变，这将增加燃气温度测量值）、辅助冷却措施以及随发动机性能衰减而提高的发动机温度，都

是影响选择冷却演示试验点的因素。第 29.1043 条～第 29.1049 条的适航符合性验证指南节将提供一些具体的一般性的指南。

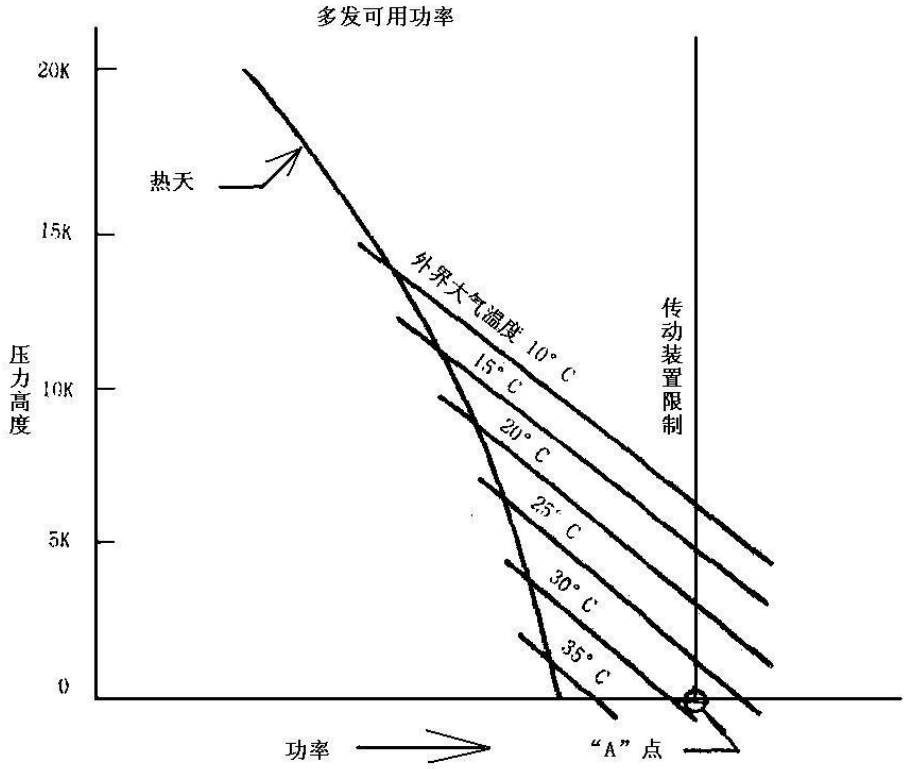


图 AC 29.1041-1 附加冷却试验点

AC 29.1043 冷却试验

1. 条款要求解析/规章安全意图

根据第 29.1041 条的要求，为表明动力装置、辅助动力装置及旋翼传动装置的冷却设施具有充分的冷却能力，应按照本条款规定的试验要求及第 29.1045 条-第 29.1049 条规定的试验程序进行冷却飞行试验。

本条款规定了冷却飞行试验的总体要求，具体如下:

(1)试验程序，需按照第 29.1045 条至第 29.1049 条的规定进行，但并不限于这些条款规定的试验条件，第 29.1041 条(a)款和(b)款还要求进行必要的试验以验证其它运行和停车状态;

(2)试验应在规定的最高外界大气温度下完成，如果试验没有在最高外界大气温度下完成，则应采用一定的环境温度修正系数进行修正，修正应按照以下方法进行。其中，最高外界大气温度是指航空器申请使用的最高环境温度，但必须不低于以下温度:

(a)海平面时，为 37.8℃（100° F）;

(b)在海平面以上，高度每增加1000米，温度下降6.5℃（1000英尺，温度下降1.6° F），

(c)在海拔12.5千米（47.1千英尺）及以上高度时，为-56.5℃（-69.7° F）对于冬季使用的装置，申请人可以选用低于海平面37.8℃（100° F）对应的最高外界大气温度。

(3)试验所用燃油的品级应为批准用于发动机的最低品级燃油，燃油混合比是正常工作状态的调定值。

(4)试验所测量的温度数据应为温度稳定时的数据，其中温度稳定是指温度变化率低于每分钟1.1℃（2° F）。

(5)试验所测量的温度经修正后，不得超过各部件和液体规定的温度限制。

2. 可接受的符合性方法

满足第29.1043条要求的可接受的符合性方法为：飞行试验。

(1)实际工作中，试验很少在要求的最高外界大气温度下完成，因此部件和液体温度必须进行修正，以达到与最高环境温度下进行试验相当的温度。在冷却合格审定中，申请人可以选取一个更高的最高外界大气温度，即高于海平面37.8℃（100° F）。对于仅限冬天运行、不在高温天气下使用的设备，可以选择低于37.8℃（100° F）的环境温度进行试验。

(2)如果配置了高温天气条件下才使用的冷却装置，包括冷却气流或液体管路，如为高温天气条件配置的恒温控制滑油冷却器的管路，那么冷却试验中，即使冷却试验的环境温度比选择的或规定的高温天气条件低，申请人也可以使用该冷却装置。

(3)当试验环境与高温天气条件不相符时，对部件和液体温度所用的修正系数通常称为“度-度修正”。对于规定了温度限制的发动机所用的液体和动力装置部件（气缸筒除外），“度-度修正”的修正方法为：

$$T_{修正}=T_{测量}+〔T_{最高外界大气温度}-0.0065\times(压力高度)-T_{外界环境温度}〕$$

对于气缸筒的“大气温度修正”方法为：

$$T_{修正}=T_{测量}+〔T_{最高外界大气温度}-0.0065\times(压力高度)-T_{外界环境温度}〕\times 70\%$$

式中：温度单位为℃，压力高度为m。

允许采用更合理的、偏不保守的修正系数进行修正，该修正系数应以工程试验数据为依据。

(4)修正后的温度不得超过规定的限制。为确保温度保持在规定的限制内，申请人可以选择限制设备的使用性能，使其低于最大能力。例如在试验室条件下，起动器和（或）发电机可以200安培连续负载，当安装在航空器上时，由于冷却的考虑，可能要将其限制到一个较低的值，如限制到150安培。限制后的连续负载必须等于或大于航空器仪表上标明的容许连续负载。

(5)热限制修正

(a)虽然适航规章中未明确提及热限制修正系数，但它仍然非常重要，在表明第29.1041条要求符合性时经常需要使用该系数。如果在试验时发动机燃气温度测量值与高温天气条件下最低规格发动机规定的值不相符，则需要采用此系数。

(b)修正系数不适用于在恒定功率下不受燃气温度测量值（MGT）变化影响的那些部件。在恒定功率下，受MGT变化影响的典型项目包括发动机滑油温度、热电偶电缆或靠近发动机热端或排气段的其它液体、部件或周围大气的温度等。远离发动机热端的其它项目，如起动器-发电机或燃油控制装置，预计不受MGT变化的影响。然而，受影响的项目和使用的修正系数大小应由试验确定。

(c)在研发试验期间，有几种可接受的方法可用于确定合适的热限制修正系数。基本思路是保持一个稳定运行状态，并在功率和外界大气温度基本保持不变的条件下，改变MGT。典型运行姿态包括地面试车或有地效悬停。MGT的改变可以通过使用发动机防冰引气、设备引气或把比环境空气温度高的空气（可以是外部气源或者是发动机放气）引入发动机进气口来实现。在吸入比环境空气温度高的空气时，应谨慎，要保证热空气的扩散均匀，以免引起发动机喘振。

(i)如果用这些方法不能使MGT获得适当的变化量，那么可通过在稳定运行状态和外界大气温度条件下同时改变功率和MGT来获得一个可接受但更为保守的热限制修正系数。

(ii)绘制部件温度与MGT之间的关系曲线，并根据任一试验日任一运行姿态的热限制修正系数对高温天气下最低规格发动机的MGT进行修正，得到最终部件温度。

(d)在少数情况，可能不要求对发动机完全热限制能力使用修正系

数。以海平面热天有地效悬停冷却试验为例，如下:

表 AC 29.1043-1 海平面热天有地效悬停试验实例

	功率（轴马力）	相应的 MGT
传动系统限制	900	—
2 台发动机热天可用功率	1050	750℃（1382℉）
最大总重热天需用功率	850	650℃（1202℉）
发动机最大许用的 MGT（仪表标出的）	—	765℃（1409℉）
试验时参数（外界空气温度 32.2℃（90℉））	850	600℃（1112℉）

注:

(i)发动机性能大纲中给出的热天可用功率时的 MGT，比 MGT 限制低 15℃（27℉，即 750℃（1382℉）与 765℃（1409℉）相比），因此，发动机有 15℃（27℉）“外场余度”，它允许发动机在其使用寿命内为维持给定的功率，温度可逐渐升高 15℃（27℉）。其次，最大总重时热天需用功率对应的 MGT,比与传动系统限制对应的或与双发发动机热天可用功率对应的 MGT 都低。因此，可用热限制修正系数把试验日的 MGT(600℃（1112℉）)修正到需用功率的 MGT 加外场余度，即 650℃（1202℉）加 15℃(27℉),而不是把此修正系数用在发动机总的热能力上(765℃(1409℉））。

(ii)在使用这种调整方法时，应当谨慎，因为随悬停高度变化，最大总重和需用功率（以及有关的 MGT）都将变化。温度数据必须至少修正到最低规格的发动机所能遇到的最大 MGT。

AC 29.1045 爬升冷却试验程序

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条规定了爬升冷却试验的程序，目的是在规定的条件下，检查 A 类和 B 类旋翼航空器冷却措施是否充分。这些条件为：在临界高度，当部件温度稳定时，从多发巡航开始，进行一台发动机不工作（OEI）爬升或下降。本条款中规定了具体的飞行条件和功率。

本条对 A 类旋翼航空器和具有 A 类动力装置隔离和防火或隔离结构、

控制装置等的B类旋翼航空器，规定了OEI时的爬升或下降冷却要求，这些要求对控制飞行和着陆是必不可少的。对B类旋翼航空器，试验应在第29.67条(b)款制定的稳定爬升率或下降率条件下完成，也就是以OEI的最佳爬升（或下降）率和剩余发动机在最大连续功率状态或30分钟功率状态下完成（取适用的功率状态）。

本条款提出的爬升冷却试验可与第29.1047条的起飞冷却试验结合进行，这种可能的试验组合仅适用于第29.1047条(a)款，因为第29.1047条(b)款是多发爬升，而与第29.1045条的OEI爬升程序无关。

2. 可接受的符合性方法

满足第29.1045条要求的可接受的符合性方法为：飞行试验。

(1)OEI爬升冷却试验点从多发巡航开始，这时，液体和部件温度应稳定，高度应比多发工作临界高度或在以47.5米/分（150英尺/分）的爬升率爬升的最大高度（取两者的最低高度）低305米（1000英尺）。如果计算出来的这个最低高度低于海平面，则爬升应在最低的使用高度上，以稳定的液体和部件温度，从多发巡航开始。

(a)多发工作临界高度，是指在预定的环境条件下，所有发动机工作时能保持规定的传动装置功率的最大高度。例如，对于多发运行，传动装置最大连续扭矩在热天能维持到最大高度3048米（10000英尺），超过这个高度，传动装置功率就不得不因燃气温度或其它限制而降低，因此，3048米就是所有发动机工作的临界高度。图AC 29.1045-1中的“A”即为所有发动机工作的临界高度点。

(b)47.5米/分（150英尺/分）爬升率准则应以热天条件下最大总重时的最大连续可用功率的多发运行为基础。

(c)当温度变化率低于1.1℃/分（2℉/分）时，认为液体和部件的温度是稳定的。

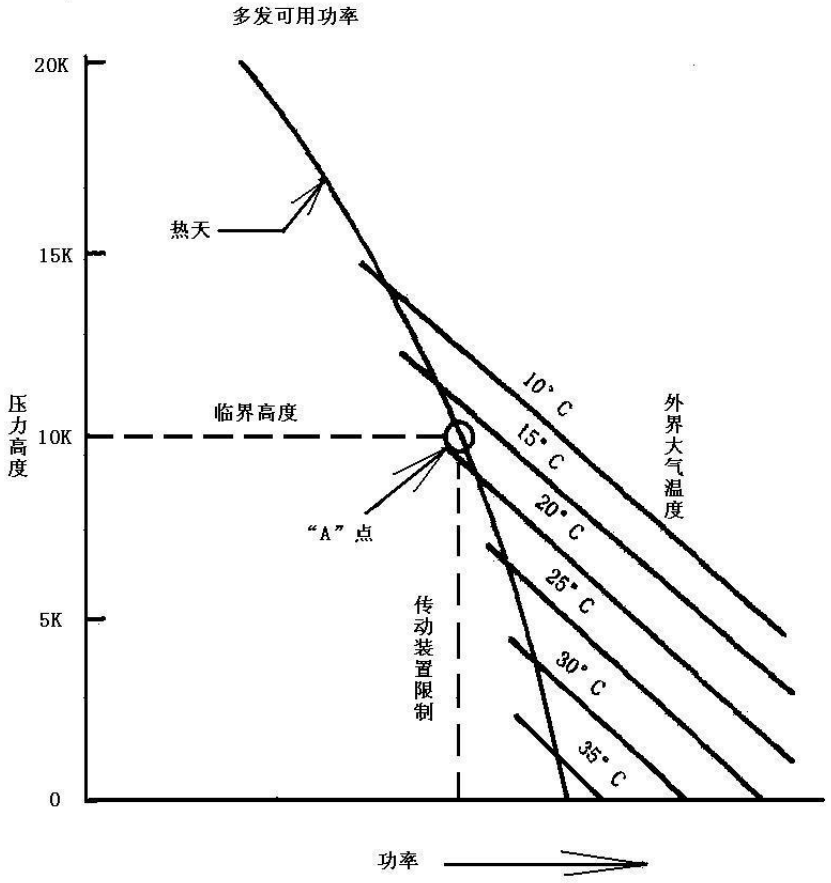


图 AC 29.1045-1 多发工作临界高度附加冷却试验点

(2) OEI 爬升阶段应按照以下程序及功率要求进行:

(a) 如果航空器同时申请了 30 分钟 OEI 功率状态和连续 OEI 功率状态，那么应在 OEI 状态下，剩余发动机采用热天条件下的 30 分钟 OEI 功率进行 30 分钟爬升，然后再采用热天条件下的 OEI 最大连续功率进行爬升;

(b) 如果航空器仅申请了 30 分钟 OEI 功率状态，那么应在 OEI 状态下，剩余发动机采用热天条件下的 30 分钟 OEI 功率进行 30 分钟爬升，然后再采用经批准的热天条件下的最大连续功率继续爬升;

(c) 如果航空器仅申请了连续 OEI 功率状态，那么应在 OEI 状态下，剩余发动机采用热天条件下的 OEI 连续功率完成整个爬升阶段;

(d) 如果航空器未申请 30 分钟 OEI 功率状态或连续 OEI 功率状态，那么应在 OEI 状态下，剩余发动机采用经批准的热天条件下的最大连续功率完成整个爬升阶段。

(3) 为了获得具有代表性的试验结果，旋翼航空器应尽可能真实地模拟热天条件下可获得的爬升率和空速值。为了达到已发布的或预期的爬

升性能中所要求的爬升率，可根据需要调整旋翼航空器的总重量。在选择试验航空器的重心时，应考虑机身爬升姿态对冷却空气导管进口的可能的不利影响。

(4)记录到的最高温度出现后，OEI 爬升应至少持续 5 分钟，或直至达到申请合格审定的最大高度。通常，预计温度在爬升开始后很短时间就达到最高点，因为在进入爬升阶段之前，部件和液体温度均是稳定的。

(5)对于没有正 OEI 爬升率的 B 类旋翼航空器，应按照以下要求进行试验:

(a)下降应从热天条件下的最大连续功率多发巡航开始，在所有发动机临界高度上，具有稳定的液体和部件温度。

(b)应在 OEI 时能维持水平飞行的最大高度或在最小实用高度(两者取较高者)上结束下降。

(c)在下降期间所使用的 OEI 功率，应和上述规定的 OEI 爬升冷却功率相同。OEI 运行应持续到部件和液体温度稳定。

(6)在爬升和下降中使用的空速应是典型的正常空速，但是如果冷却措施对旋翼航空器的空速是敏感的，那么应使用冷却的最临界空速。但是，所选择的空速也不必超过按第 29.67 条(a)款(2)项和第 29.67 条(b)款制定的速度。

AC 29.1047 起飞冷却试验程序

1. 条款要求解析/规章安全意图

为验证第 29.1041 条冷却要求的符合性，本条规定了起飞冷却试验程序。

(1)第 29.1047 条(a)款规定了 A 类旋翼航空器的起飞冷却试验程序。对 A 类旋翼航空器，本条的目的是检验航空器在长时间的悬停之后，根据第 29.59 条(c)款和第 29.67 条(a)款性能要求进行 A 类起飞时，其起飞及随后的 OEI 爬升的冷却能力是否满足要求。

(2)第 29.1047 条(b)款规定了 B 类旋翼航空器的起飞冷却试验程序。对 B 类旋翼航空器，本条的目的是检验航空器在长时间的悬停之后，根据第 29.63 条和第 29.65 条(a)款性能要求进行 B 类起飞时，其起飞及随后的爬升的冷却能力是否满足要求。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.1047 条要求的可接受的符合性方法为：飞行试验。

2.1 第 29.1047 条(a)款的符合性方法

对于 A 类旋翼航空器，应按照本款进行起飞冷却试验验证。

(1)旋翼航空器在热天最大起飞总重下，以试验当天悬停所需的功率进行有地效悬停。

如果试验当天外界大气温度过高，在燃气温度测量值（MGT）没有进入起飞范围时，航空器也许不能以规定的最大总重进行有地效悬停。因为在起飞范围内的运行仅允许 5 分钟，而一般的稳定时间为 20 至 35 分钟；所以允许减少航空器的初始总重，以使初始 MGT 至少达到最大连续功率（MCP）限制，但在起飞状态时间不超过 5 分钟。

此外，在预期的 20 至 35 分钟稳定期间，燃油的消耗可能导致航空器不能保持规定的有地效悬停状态，除非减少功率或通过燃油输送或其它方法增加附加重量。试验中，允许减少功率以维持此阶段的有地效悬停，而不必使用专门的重量控制程序。

(2)温度稳定后，OEI 爬升从最低实际可行的高度开始。

(a)在 OEI 飞行冷却试验开始之前，从稳定有地效悬停至临界决断点的过程中，可以使用多发功率。

(b)如果申请人能表明，剩下的发动机、各种液体和部件的冷却不受处于慢车功率状态的“失效”发动机运转的影响，则可以不必真的将模拟失效的发动机关车。

(c)在 OEI 爬升初期所使用的功率，要和第 29.59 条规定的确定起飞爬升航迹使用的功率相同，一般是热天条件下的 2.5 分钟 OEI 功率。

(3)在建立起飞爬升航迹所用功率的时间结束后，将 OEI 功率改变到满足稳定爬升率所使用的功率（爬升率为 47.5 米/分（150 英尺/分钟），在第 29.67 条(a)款(2)项的起飞地面以上 305 米（1000 英尺）处）。

(a)如果批准了 30 分钟 OEI 功率状态，此阶段所用的功率是热天条件下 30 分钟 OEI 功率。

(b)如果没有批准 30 分钟 OEI 功率状态，在 OEI 条件下应使用经批准的连续使用的热天最高可用功率。

(4)在以第 29.67 条(a)款(2)项要求的 OEI 功率爬升时，至少：

(a)持续 30 分钟，如果使用 OEI 30 分钟功率状态；

(b)在最高记录温度出现后持续5分钟，如果不使用OEI 30分钟功率状态。

(5)不同于第29.1045条，在第29.1047条中对A类旋翼航空器规定的程序没有特别要求在30分钟OEI功率运行30分钟之后还要在OEI条件下继续爬升。

2.2 第 29.1047 条(b)款的符合性方法

对于B类旋翼航空器（包括应满足本规章动力装置分部（E章）相关条款A类要求的B类旋翼航空器），应按照本款进行起飞冷却试验验证。

(1)旋翼航空器应以热天条件下B类最大起飞总重，以试验当天悬停需用功率进行有地效悬停直至温度稳定。

如果试验当天外界大气温度过高，在燃气温度测量值（MGT）没有进入起飞范围时，航空器也许不能以规定的最大总重进行有地效悬停。因为在起飞范围内的运行仅允许5分钟，而一般的稳定时间为20至35分钟；所以允许减少航空器的初始总重，以使初始MGT至少达到最大连续功率（MCP）限制，但在起飞状态时间不超过5分钟。

此外，在预期的20至35分钟稳定期间，燃油的消耗可能导致航空器不能保持规定的有地效悬停状态，除非减少功率或通过燃油输送或其它方法增加附加重量。试验中，允许减少功率以维持此阶段的有地效悬停，而不必使用专门的重量控制程序。

(2)在有地效悬停中温度稳定后，以热天条件下起飞功率，从最低的切实可行的高度开始多发爬升。第29.1047条(b)款(3)项仅要求起飞功率保持和第29.63条确定起飞航迹所使用的时间间隔相同。这段时间可能少于批准的5分钟起飞功率时间。试验应使用完整的5分钟起飞功率以保证验证到最临界的状态，除非申请人能表明在第29.63条中所用的时间间隔可提供更保守的结果，或者进行补充试验。

(3)当适当的起飞功率的时间间隔结束后，功率应减少到热天条件的多发最大连续功率，并且继续爬升，直到在最高记录温度出现后至少5分钟。

(4)在爬升中使用的空速应是典型的正常空速，但是如果冷却措施对旋翼航空器的空速是敏感的，那么应使用冷却的最临界空速。但是，所选择的空速不必超过最大连续可用功率下最佳爬升率时的空速。

AC 29.1049 悬停冷却试验程序

1. 条款要求解析/规章安全意图

为验证第 29.1041 条冷却要求的符合性，本条规定了悬停冷却试验程序。本条款的目的是检验在热天条件下在海平面和悬停升限上的有地效悬停冷却能力是否满足要求。

本条款要求在海平面静止空气中和最大连续功率的悬停升限上进行有地效悬停冷却试验。静止空气是指风速为 2.6 米/秒（5 节）或更小。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.1049 条要求的可接受的符合性方法为：飞行试验。

(1) 首先应在海平面高度，航空器应以合格审定的最大悬停重量，或以与热天条件下最大连续功率相应的有地效悬停重量（取较小者）进行有地效悬停。

(a) 使用的功率通常是热天条件下的最大连续功率，并在试验当天为实现有地效悬停而选取合适的初始总重。

(b) 悬停开始后，可以逐渐地减小功率来保持有地效悬停状态，不必执行专门的重量控制程序。

(2) 在最高记录温度出现后，悬停试验还要至少持续 5 分钟。

(3) 还应以最大连续可用功率在零爬升率的高度上进行有地效悬停。

(a) 通常可以采用外推方法进行零爬升率高度的符合性验证，即根据海平面试验结果和所选择的其它高度的试验结果，外推得到零爬升率高度的部件冷却余度。

(b) 如采用上述的外推方法，必须运用大量的工程判断。一般来说，如果所选的最大高度位置与悬停升限的距离超过 610 米（2000 英尺），并且外推得到的部件温度余量少于 3℃（5℉），则应补充高度验证。

AC 29.1091 进气

1. 条款要求解析/规章安全意图

(1) 在型号合格审定批准的各种运行情况下，发动机和辅助动力装置的进气系统必须能够提供发动机或辅助动力装置所需的空气量。对于活塞式发动机或辅助动力装置，无论进气系统阀门处于任何位置，进气系统都能够提供适合于正常燃油调节和混合比分配所需的空气量。

(2)进气系统应设计成使发动机回火火焰在发动机附件舱内或在动力装置舱的其它区域内不构成着火危险。

(3)每台活塞式发动机必须有一个备用进气口，备用进气口位置必须能防止雨水、冰块或其它外来物进入。

(4)对于用涡轮发动机作动力的旋翼航空器和装有辅助动力装置的旋翼航空器，必须有措施防止泄漏出危险量的可燃液体进入发动机或辅助动力装置进气系统。

(5)进气道的位置或防护设计，必须使进气道在起飞、着陆和滑行过程中吸入外来物的程度减至最小。

2. 可接受的符合性方法

满足第29.1091条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审和飞行试验。

(1)对涡轮发动机的安装，进气系统向发动机或辅助动力装置所提供空气量应满足发动机制造厂商的安装要求，而且在旋翼航空器整个运行包线内都应满足这些安装要求。此外，进气系统的设计和布置应防止雨水或冰雹集聚，或从内部或外部进入进气系统，从而对发动机运行造成不利影响。

(2)进气道设计应考虑防止危险的液体流进发动机。某些进气系统采用了进气管以避开任何液体导管，但是，另一些进气系统设计使进气通过具有可燃液体管路的舱室。对于后者，应进行试验以演示运行时最临界的泄漏情况，来验证动力装置的安装（液体泄漏不会对发动机运行造成不利的影响）。

(3)进气系统设计还应考虑在起飞、着陆和滑行过程中外来物吸入的可能性，并使其减至最小。

(4)对活塞式发动机装置，进气系统应向发动机燃烧系统供给合格的和适量的空气。汽化器进口端的空气状况极为重要。为使发动机正常运行，在发动机预期的整个功率范围内必须使气流通畅、均匀、干净，并且不受限制。

AC 29.1093 进气系统的防冰

1. 条款要求解析/规章安全意图

1.1 第 29.1093 条(a)款

即使在清洁的空气中，外界大气温度（OAT）在 0℃以上时，大气中的水分也能在进气系统中造成冰聚积，这种冰聚积达到一定程度时，易于造成发动机失效。

(1)气流急剧滞止结冰

此类结冰是极冷的水滴随气流急剧滞止在发动机进气系统部件上形成的。必须预计到特别严重的冰聚积，它们发生在进气系统的弯曲处或转弯处，在这些地方强迫改变了气流方向，由于离心作用，使气流中的水滴落到进气系统部件上而结冰。气流急剧滞止结冰的另一种严重状态是冰聚积在汽化器的燃油调节元件、备用（预热）阀以及系统中的任何网上。

(2)油门结冰

此类结冰（最高-1℃（30℉））发生在油门处于部分关闭位置或其附近，它是由于限流区空气动能增加（增加了气流速度）造成冷却效果而形成的。

(3)制冷结冰

此类结冰是在燃油引进空气流之后，因燃油气化的冷却效果而形成的。对于某些浮子式汽化器，在 OAT 达到 34℃（93℉）和相对湿度为 30%的情况下，关闭油门的滑移过程中，可能偶尔有严重的冰聚积。以低巡航功率飞行，在 OAT 为 17℃（62℉）和相对湿度为 60%情况下亦会结冰。汽化燃油需要的大量热量是由空气温度下降提供的。燃油气化结冰会阻塞歧管升流口的喉部，从而影响空气流量；燃油气化结冰会妨碍燃油流动，从而影响燃油-空气比；还会干扰燃油流量分布，从而影响燃气混合分布或流入各个气缸的混合燃气量；或者干扰燃油喷嘴处的燃油流量分布或歧管升流口喉部的气流分布，从而影响流入各个气缸的混合燃气量。

1.2 第 29.1093 条(b)款

1.2.1 第 29.1093 条(b)款(1)项(i)目

(1)本条款要求涡轮发动机及其进气口在 29 部附录 C 规定的大气结冰条件下能满意地执行任务。在等效安全基础上，如果旋翼航空器所有飞行高度限制不超过压力高度 3000 米（10000 英尺），则在本咨询通报 AC 29.1419 节中规定的结冰限制包线可以用于表明符合本条的意图。如果飞行高度允许超过 3000 米（10000 英尺），则从 3000 米（10000 英尺）

到使用升限或 6700 米（22000 英尺）必须使用 29 部附录 C 的包线，这些可能的等效安全方法在本咨询通报中不作讨论。尽管飞行手册有限制或禁止进入大气结冰区飞行的规定，但仍要求符合进气系统防冰要求。

(2) 在表明符合第 29.1093 条(b)款(1)项(i)目时，需考虑与逃逸偶然遭遇结冰有关的有限暴露概念。

(a) 如果申请整架航空器防冰合格审定，即使飞行手册中有禁止进入结冰区飞行的限制，也要评定发动机的进气系统。在这种情况下，假定旋翼航空器直接飞行通过结冰环境，也就是，直接连续地穿过和直线飞离连续最大结冰云层与间断最大结冰云层。因此，通过了解航空器飞行速度和云层的水平宽度，就能计算出在结冰环境中暴露的持续时间。应评定发动机功率和旋翼航空器空速范围，以确定旋翼航空器的运行包线。

(b) 当使用这种有限暴露概念时，则航空器型号合格证数据单应明确地规定：如果申请按一般防冰条款第 29.1419 条进行合格审定，必须重新评定发动机进气系统。这种直接穿过和飞离的方法不适用于申请完全除冰的航空器（参见第 29.1419 条）。

(3) 对于申请完全除冰的航空器，其发动机进气系统必须有持续防冰措施（参见第 29.1419 条(d)款）。为了缩小全机可能发生的结冰方案中的工作范围，并提高旋翼航空器在自然结冰试验时的安全水平，在所有方案中，大多采用这种方法。当一些旋翼航空器已通过适航当局合格审定，能在结冰条件下飞行，申请人可以在此基础上申请完全防冰，并证明发动机进气系统能在连续结冰环境中正常工作。

(4) 注意，在 AC 29.1419 中要求作某些自然结冰试验，以表明符合旋翼航空器的全部防冰要求。如果通过风洞试验、分析或其它方法有充分的证据表明能保证在持久连续的结冰环境中满意地飞行，则不要求发动机进气系统作为自然结冰试验的一部分来评定。然而，如果后来的旋翼航空器自然结冰试验表明，存在有预先未考虑到的发动机进气道不利影响，则应重新考核进气道的结冰防护。

(5) 本条款规定了慢车飞行条件下的考核。这个要求通常与最小前飞空速下的低功率下降有关。或者，在 OAT 低于 5℃（40℉）的可见水汽条件下运行，对飞行手册中规定的最小功率和最小空速组合的评估也会达到慢车要求的目的。

(6)表明符合性的一个可接受的方法是：用试验支持和证实的、覆盖适用结冰飞行包线范围（基本型旋翼航空器的最大飞行高度、最低环境温度等）的防冰系统性能综合分析。理论上，这些试验应在自然大气结冰条件下带着测量水滴大小和液态水含量的专用设备完成。然而，实际上，自然结冰试验可能带来某些不可接受的严重问题，因为旋翼航空器可能不具备适合找到结冰云层的航程和速度，并且可能还没有配置保证试验安全所必需的机体和旋翼防冰装置。

(7)如果发动机进气道采用的隔栅、导流叶片、侧向或向上开口以及边缘或唇口结构，与当前技术文献所述的大多数分析程序中假设的翼型不同，那么，使用分析方法就会出现问题。申请人应认识到，如果富有意义的分析方法无效，则可能要求进行十分保守的广泛试验，或可能要作设计更改。特别是进气口隔栅，如果没有充分加热，就属于这类情况，并且只能用非常保守的结冰试验表明它不会严重地阻碍气流进入发动机时才能被接受。

1.2.2 第29.1093条(b)款(1)项(ⅱ)目

(1)本款规定涡轮发动机及其进气系统在降雪和扬雪两种情况下，在所制定的旋翼航空器限制内能满意地工作。条款没有提出降雪和扬雪定义。

(2)因为本条款规定“在所制定的旋翼航空器限制内”进行合格审定，所以适航当局能接受飞行手册限制章节中对雪中飞行的限制代替完全降雪和扬雪条件的符合性演示。

(a)如果申请人选择不演示对完全降雪和扬雪条件的符合性（即，使用雪中飞行的限制），则可以（以下任选）：

(i)证明航空器涡轮发动机及其进气系统将在偶遇的降雪和扬雪条件下满意的工作。这种方法不要求飞行手册中包含最低飞行温度限制；或

(ii)飞行手册中限制最低运行温度为5℃（41℉）。

(b)如果没有在飞行手册中对雪中飞行给　出限制，则航空器驾驶员可以根据意愿在雪中飞行。

1.2.3 第29.1093条(b)款(2)项

这一要求主要评估长时间地面运行使旋翼航空器及其发动机进气口暴露在结冰（地面雾气）条件下的情况。这种情况可能有不同的液滴撞击模式，并且涉及的防冰措施会有不同或较差的效果。

1.3 第 29.1093 条(c)款

如果温升是在适当的高度和运行条件下自动获得的，则本条款要求设计人员充分利用发动机进气口增压器下游由增压产生的热量来满足第 29.1093 条(a)款(3)项或(a)款(4)项对进气系统的温升要求。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.1093 条要求的可接受的符合性方法包括：分析/计算、试验室试验、地面试验和飞行试验。

2.1 第 29.1093 条(a)款符合性方法

通常要求安装汽化器空气温度表进行飞行试验来表明条款符合性。除非有其它证据，否则要在下述条件下完成所有试验：在最大总重、正常重心下进行水平飞行；考虑到发动机转速会影响冷却风扇（如果有）效果，还应选择合适的发动机转速，在这个转速下，用于给汽化器空气提供热量的汽化器外筒或发动机部件区产生的热量最小。最佳试验条件是测得的 OAT 为-1℃(30℉)和能够维持 75%最大连续功率的高度上飞行。

除了满足第 29.1093 条(a)款(1)项、(a)款(3)项和(a)款(4)项的预热要求外，设计应考虑暴露在气流中的发动机进气口部件的气流急剧滞止结冰(零度以下的过冷水滴)的可能性。然而，一般的做法是提供机组可选择的、掩蔽的、备用的发动机进气布局，通过检查能确定这种布局是否有冰积聚。一般来说，如果开口位于整流罩内自由气流出口处，那么这种掩蔽的备用进气源是可接受的。当然，应采取预防措施，确保预期的回火火焰不会形成着火或爆炸危险。

2.2 第 29.1093 条(b)款符合性方法

2.2.1 第 29.1093 条(b)款(1)项(ⅰ)目符合性方法

(1)AC 29.1419 对防冰系统的评定提供了许多说明和方法，然而，正如上面所指出的，这些资料一般适用于小水滴，轨迹接近直线，并撞击到常规的翼型形状的进气口上。因此，这些资料对旋翼航空器发动机进气道的适用性是有限的，并且为了适应不同入流轨迹和旋翼航空器部件形状，可能需要大范围修正。

(2) 应制定适合加热或不加热撞击表面的分析方法。为使其可以接受，该分析方法应表明进气口有充分的热保护，如果是不加热的，则要表明预计结冰的进气口在整个旋翼航空器飞行包线内能向发动机提供足够的气流。

(a) 对于加热表面，对预计在低空速和发动机高气流量时出现的发动机进气口水滴轨迹的分析可能是无效的。可能需要做真实的结冰试验来获得这些状态下的撞击模式。

(i) 如果预计的回流和再结冰不造成附加气流分离或损坏发动机，则加热进气道的可接受性判据，通常要求有足够的热量在“连续最大”结冰云层中蒸发预期的水，并且在“间断最大”结冰云层飞行期间则防止进气道结冰。用已安装好并已运行的发动机进行全尺寸进气口结冰试验来检验分析结果。试验中应包括服役中可预计的发动机功率变化。如果自然结冰试验不能进行，那么装有结冰试验设备的风洞是完成这些试验的最有效的手段。旋翼下洗影响应在可能的范围内用调节风洞内的气流角予以考虑。

(ii) 因加热要求造成的功率损失（如引气、发电机负载等）将影响旋翼航空器的性能。通常，这可以通过规定从飞行手册性能数据中扣除总重增量来考虑进入 OAT 低于 5℃（41℉）可见水汽的飞行。

(iii) 当驾驶员延迟一分钟后才意识到旋翼航空器已经遇到结冰并起动防冰系统时，要考虑可以预料到的冰的吸入，加热系统应对冰的吸入损坏发动机的可能性进行专门评定。如果向机组人员提供足够清晰的信号，警告他们旋翼航空器已遇到结冰，则可减少该延迟时间。

(b) 对于不加热的进气口，表明符合性的可接受的方法包括广泛详细的分析（该分析表明在进气口上和进气口内的积冰不会妨碍足够的气流进入发动机）和证明这种分析有效的各种试验（如需要的话）。由于冰在不加热进气口上堆积，在结冰暴露期间将逐渐改变其形状，所以积冰分析是很不可靠的。

(i) 采用装有仪表的旋翼航空器在自然结冰条件下进行飞行试验来检验分析结果是合适的；但是，也可采用上面讨论过的风洞试验。因为不加热进气口一般随暴露在结冰条件下的时间增加而不断积冰，因此，分析和试验两者都应合乎现实地考虑服役中预期暴露的实际时间。对不按结冰条件取证的旋翼航空器，暴露时间应不少于穿过连续最大结冰云

层的时间加上随后立即暴露在间断最大结冰云层的时间。试验中应考虑服役中可预期的发动机功率的变化，同时，对某些选择的试验点还应表明结冰暴露结束的温升周期，以评定冰块破碎和冰块吸入的可能性。

（ii）对按不结冰条件取证的旋翼航空器，而对进气口合格审定采用有限暴露结冰概念时，应偏保守地考虑可能出现进气口结冰而机体没有结冰的现实，以及没有规定从这种未经批准的运行状态中逃逸出来的程序。在连续最大结冰云层中飞行 30 分钟的演示是可接受的。另一方面，如果能向机组人员提供进气口可能结冰的明确信号（可以是经仔细设置的结冰探测器），则时间增量可减少到确认结冰时间加 15 分钟（确认后的 15 分钟逃逸时间与 AC 29.1419 中对航空器防冰系统确认单个防冰系统失效和逃逸的指导是一致的）。不应假定机体结冰总是能作为进气口可能结冰的一个信号。例如，主旋翼在 OAT-4℃（25℉）以上可能没有结冰迹象，而一些进气口在 OAT 接近 0℃（32℉）的环境就可能产生临界结冰。要减少可接受的 30 分钟暴露时间，不应根据对凸出部件冰增加的观察，因为这些凸出部件可能被更改。例如，在有限暴露的进气口结冰试验大纲中，根据机组人员对风挡雨刷结冰的确认来减少进气口结冰暴露时间，但当以后新型的风挡取消雨刷后，它就无效了。

(3) 对于未经结冰合格审定的旋翼航空器，一般不考虑有地效（IGE）悬停时进气口结冰条件的性能，但是，适航当局发现在机组人员视界内无机体结冰迹象情况下，OAT 接近 0℃（32℉）、零空速时，某些进气口也可能结冰。对于这种虽然在飞行手册限制内工作，但进气系统仍处于危险之中的特殊情况，可以用几种方法来处理。如果进气系统防冰方案能否实现正常功能与空速无关，这个问题可以通过风洞试验来解决，试验中进气口气流接近悬停时的气流，不必特别注意风洞的风速。对于空速敏感的防冰方案（如外部网罩构型方案），在等于或接近零速度的风洞条件下进行实际悬停演示是适合的。在悬停中为指示进气系统结冰而安装的结冰指示器，可在悬停防冰演示中选用。对于外部网罩构型，在临界环境温度（即在此温度下，机体不结冰但进气口可能结冰），液态水含量为 0.6 克/米^{3}和直径为 40 微米的液滴的条件下，进行令人满意的 30 分钟有地效悬停演示，是适航当局可以接受的方法。

(4) 对申请全机结冰批准的航空器，或者对于选择采用连续结冰保护的进气系统的那些航空器，前飞结冰暴露时间，不应少于在连续最大结冰云层后，接着是间断最大结冰云层的重复暴露循环中观察到的任何冰的增加直到稳定所需的时间。一般来说，由这些重复循环产生的任何冰的增加预计少于 30 分钟就会稳定。因此，不需要专门的试验，通过对这种重复循环选择适当的试验点，就能确保在连续最大结冰环境中飞行 30 分钟的能力。

(5) 申请全机结冰批准的旋翼航空器，还应具有结冰环境中的悬停能力。接近水平地面不可能存在间断最大结冰条件，因此，满意的演示可以包括能在连续最大结冰环境中长时间进行悬停。另一方面，如果系统不能长时间暴露，在飞行手册限制章中用谨慎的措辞对悬停时间进行限制是可接受的。如果进气口防冰系统对旋翼航空器空速不敏感，则悬停能力的检验可不包括零空速演示。

(6) 发动机（一台或几台）必须安装成或者加以防护，使之能避免因吸入进气口内或旋翼航空器其它部件（包括旋翼）上的积冰而损坏发动机，这些积冰可能破碎后进入进气口。如果为这些目的而提供网罩或旁路设备，则它们应包括在结冰试验中，并通过试验或合理的分析来表明它们能有效地保护发动机。

(7) 对于不加热进气口，在进气口上预计的大量积冰可能严重地影响发动机停车边界、加速特性、进气道面积损失等。可以在干燥空气中，通过在进气口粘贴结冰的形状模型进行飞行试验来完成这方面的评定。这些结冰模型应与由试验或分析确定的实际冰形相一致。

2.2.2 第 29.1093 条(b)款(1)项(ⅱ)目符合性方法

(1) 完全降雪和扬雪条件

如果演示证明在下列条件下发动机进气系统能正常工作，则可以批准发动机进气系统在降雪和扬雪中工作:

能见度: 0.4 千米（1/4 英里）或更少（按雪天限制）;

OAT: -4℃（25℉）至 1℃（34℉），最好能在-2℃（28℉）至 1℃（34℉）范围内，除非认为其它温度是临界的;

运行:

地面运行—20 分钟;

有地效悬停—5 分钟;

水平飞行—1 小时;

下降和着陆。

(2)偶遇的降雪和扬雪条件

在飞行手册限制中禁止在降雪和扬雪条件下飞行，并采用以下偶然降雪和扬雪条件的演示，是可接受的。这种方法将不要求飞行手册中规定不得在低于 5℃（41℉）下运行的最低运行温度的限制。

能见度：1.6 千米（1 英里）或更少（按雪天限制）;

OAT：-4℃（25℉）至 1℃（34℉），最好能在-2℃（28℉）至 1℃（34℉）范围内，除非认为其它温度是临界的;

运行:

地面运行—5 分钟;

有地效悬停—1 分钟;

水平飞行—10 分钟;

下降和着陆。

(3)飞行手册中对降雪和扬雪飞行的能见度限制是不适当的。

(4)时间限制是不适当的，但地面和悬停运行可除外。

(5)人工降雪不应作为表明符合性的唯一方法。

(6)规定的试验条件的依据

(a)能见度

规定的试验能见度（0.4 千米（1/4 英里）（完全降雪和扬雪条件）或按雪天限制的更短距离）代表暴风雪和服役中最大可能遇到的能见度。已按 0.4 千米（1/4 英里）能见度试验准则合格审定的旋翼航空器，没有出现过显示发动机进气口有雪而造成使用困难。重要的是要注意规定的能见度是一个试验参数，而不是在试验完成后对旋翼航空器的运行限制。

(b)温度

(i)规定的环境温度有助于产生湿雪条件。湿雪容易积聚在遭受撞击的不加热表面上。

(ii)更有助于形成干雪条件的较冷环境，可能对某些进气系统是危险的。雪晶体可能绕过较冷的外部表面，并且可部分地粘附在加热的内部表面上，这种表面可能出现部分雪溶化和再结冰。

(iii)制造公司的研制试验或非常相似型号的进气系统经验，足可用来确定合格审定试验的临界环境条件。

(c)运行

(i)地面试车、滑行以及有地效悬停运行，一般都是最临界的，因为这时旋翼航空器可能在重复循环的雪中运行。在这些极端条件下运行25分钟，从驾驶员的工作强度和在坏天气中起飞前预计的最长滑行时间来看，这是一个合理的最长时间。

(ii)在0.4千米(1/4英里)的能见度雪天条件下，水平飞行1小时应为开始出现危险的雪积聚提供充分的机会。

(iii)下降和着陆会引起发动机功率、进气系统气流以及进气系统入口附近的外部气流流场发生变化。下降和着陆最后拉平也会产生传给进气系统的附加机体振动。这些功率、气流和振动变化都会对任何水平飞行积雪被吸入发动机造成机会。在任何试验期间或试验之后产生危险量的积雪都是不可接受的。

(d)在暴风雪中能见度会迅速变化，也受雾或冰晶体的影响，这不能由机组人员控制和测量，进行估计也很困难。因此，以雪天为基准确定能见度运行限制是不合适的。

(e)因为在雪天条件下巡航时，航空器可能要在严重降雪区中进出，所以由机组人员估计在雪中水平飞行状态所花的时间是不实际的。因此，在飞行手册中对雪天水平飞行规定时间限制是不合适的。

(f)可以考虑在重复循环的雪中的实际地面运行和有地效悬停时间限制不超过25分钟。在此规定时间结束后预定的工作是停车，并检查进气系统，或转换到一个安全的飞行状态，在这个状态下，演示表明水汽的积聚不会加剧或散发，也不会引起发动机工作问题。

(g)人工降雪是一种极好的验证方法，并且已被成功地用来指示进气系统中的潜在问题区，这些设备通常限于悬停和地面评定使用，并且由这些设备制造的雪片与自然雪花并不十分相似，因此，需要给出充足的理由证明使用人造雪作为合格审定的唯一依据是合适的。

(7)试验条件的满意演示，要求发动机、进气系统和附近的整流罩表面没有过量的雪、冰和水积聚。过量的积聚定义为它可能引起发动机不稳定、损坏或发动机功率严重丧失。如果对进气口中积聚的雪或水汽量

有疑问，则申请人可选用这个量的雪或水和冰（根据适用性）进行演示，让其由发动机吸入而不造成发动机喘振、熄火或损坏。

(8)规定的试验条件假定是在自然雪中进行实际飞行演示。地面运行和有地效悬停试验条件假定是在重复循环雪中运行。如果旋翼航空器在刚下的雪上空缓慢地持续飞行，则因旋翼气流重复循环造成的扬雪，预计可能比自然扬雪更严重。因此，扬雪飞行能力，通常采用在重复雪中滑行和悬停来飞行演示。

(9)对于按目视飞行规则飞行的旋翼航空器，水平飞行试验状态的空速，应包括符合能见度条件的最大空速。对于仪表飞行规则的运行，空速应是最大巡航速度或飞行手册限制中对雪天飞行规定的最大速度，除非其它的空速被认为更临界。人们认识到最初按目视飞行规则合格审定的许多旋翼航空器，后来按仪表飞行规则进行合格审定，导致雪天飞行的空速有可能增加。如果预计将来采用仪表飞行规则进行合格审定，那么空速应考虑这个因素。

(10)规定的能见度假定为在没有雾或重复循环雪的下雪天气中，由一位观察者站在试验旋翼航空器的影响区之外的试验地点作目视测量。这种测量的能见度与雪密度之间可接受的关系式是 $V=374.9／C^{0.7734}$，式中 C 为雪密度（克/米^3），V 为能见度（米）。

(a)这个关系式可适用于各种类型的雪花。

(b)也可使用其它的关系式，如果表明它们能够精确计算试验大纲中具体类型的雪花的能见度。

(11)与规定的能见度（0.4 千米（1/4 英里）或更近）相对应的雪密度在自然界中设置极为困难。根据加拿大渥太华的研究资料表明，在那里遇到的只有不足 4%的暴风雪能满足与 1/4 英里能见度相应的 0.91 克/米^{3}雪密度要求，而且，在试验期间出现所希望的雪密度的可能性更是极小。鉴于这种试验的现实性，很可能不能达到试验条件的严格指标。因此在合格审定中，对这种情况是否采用替代方法，必须进行准确的判断。

(12)对于某些发动机进气系统，通过检查水分的积聚，可能发现以下的明显情况，即在重复循环的雪中地面运行和有地效悬停时的水分积聚比水平飞行试验时严重得多。在这种情况下，采取在重复循环的雪中延长有地效悬停时间，和在 0.4 千米（1/4 英里）或少于 0.4 千米（1/4

英里）的能见度下少于1小时水平飞行都是合理的。应尽最大努力保证至少某些水平飞行时间在0.4千米（1/4英里）或少于0.4千米（1/4英里）能见度的条件下完成，以便保证覆盖全部范围。

(13)应当确定所制定的试验视野能见度是受雪条件限制的，而不是受雾或微弱光线（如黄昏、黎明薄雾）条件的限制。

(14)在严重的重复循环雪中，靠近进气口的雪密度大大超过在自然降雪中遇到的密度值。这种重复循环必须由试验飞行人员作出定性判断。在重复循环期间进气口的积雪密度因旋翼航空器型号的不同而不同，并取决于旋翼的特性、功率设定值以及进气口位置。从试验目的来看，重复循环的雪密度应是机动飞行中可获得的最大雪密度，或者是与最低能见度相对应的雪密度，在此能见度下（由驾驶员判断），旋翼航空器在有地效状态下还是可以操纵的。如果在地面运行和有地效悬停试验阶段期间连续地遇到新下的、松软的雪，则在重复循环影响区外的0.4千米（1/4英里）或少于0.4千米（1/4英里）的能见度规定就变得无意义了。然而，因为试验的目的是为了依次地完成各个试验阶段，以保证过渡到起飞状态和其它过渡状态都能得到验证，所以起飞、水平飞行以及下降和着陆的条件应接近0.4千米（1/4英里）能见度准则。

2.2.3 第29.1093条(b)款(2)项符合性方法

因为假设对该情况使用零空速，所以风洞试验可能不适用，除非能确定低速风洞试验数据保守的外推值是有效的。对于特有功能主要取决于空速的防冰方案（如外部网罩构型方案），可能需要通过特别低速风洞试验或使用外部设备（如加拿大渥太华的加拿大国家研究委员会的喷射试验台）来检查是否有足够的地面运行防冰能力。对加热系统或内部旁路方案，风洞速度可能不是重要的，如果对内部进气口气流和可用热量做了很好考虑，则可以在较高的风洞速度下完成充分的演示。试验应在接近条款规定的试验条件下进行，同时在滑行运行期间使用正常可接受的发动机功率和控制操作将试验持续30分钟，紧接着加速到起飞功率。如果除冰和（或）防冰措施很充分或确定冰的增长很稳定，则可缩短试验时间。试验结束时进气系统应处于安全飞行状态。

2.3 第29.1093条(c)款符合性方法

因为已经设计有各种各样的增压器和增压器操纵器件（放气口操纵器件），所以要对确定符合性给出太具体的指导是不实际的。然而，合

格审定工程师能适当地通过分析系统热的变化趋势（有效温升）并进行测量以验证这些趋势和确定有效温升的实际值，来评定增压器及其操纵的布置。但要考虑如下某些因素:

(1)对于旋翼航空器来说，机械式驱动的增压器通常在非常狭窄的速度范围内工作，这种压力形成的热量（Δ温度）可以在飞行高度范围上保持恒定。相反，涡轮增压器压力控制通常随高度增加而逐渐增加（通过调节放气口活门位置），因此，临界Δ温度（或最低Δ温度）在很低的高度上才是有效的。

(2)其它的放气口操纵器件能够感受汽化器壁面压力，并在涡轮装置能力范围内通过调节放气口来维持恒定的汽化器壁面压力。压力产生的热量将按复杂的方式随高度和发动机功率而变化，以致为了确定符合性要求要在较宽的工作状态范围内，通过试验设备进行温度测量。

(3)涡轮增压器不是通过调节放气活门来控制的，但对限流孔板控制的排气有响应，通常在恒定的功率下，在任何高度上它将产生比海平面更大的温升。然而，发动机和涡轮装置之间的尺寸配合将影响这一特性。所以应采用仪表飞行试验作为最后的符合性验证方法。

AC 29.1101 汽化器空气预热器的设计

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款要求每个汽化器空气预热器的设计和构造必须:

(1)当发动机在冷空气中工作时，要保证预热器的通风;

(2)允许检查预热器所包围的排气歧管;

(3)允许检查预热器本身的临界零件。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.1101 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、地面试验、飞行试验和工程符合性检查。

某些设计的汽化器和注油装置易于结冰，常见的补救办法是对供给汽化器的空气进行预热。这种方法要增加足够的热量以补充因燃油气化而造成的热量损耗，并使汽化器混合室的温度不会降到水的结冰点。空气预热器实质上是根导管或套管，从一个或多个汽缸排出的热气通过它，使流过加热表面的空气温度升高到所要求的温度，然后进入汽化器。调

节预热器阀的控制器件安装在驾驶舱内，因此，仅当实际需要防止结冰时才可以使用预热器加热。

AC 29.1103 进气系统管道和空气导管系统

1. 条款要求解析/规章安全意图

1.1 第 29.1103 条(a)款

第 29.1103 条(a)款目的是要求所设计的发动机和辅助动力装置进气系统管道，包括放油嘴和放水嘴在地面姿态时是有效的，并且不会把燃油排放到能引起着火危险的地方。

1.2 第 29.1103 条(b)款

第 29. 1103 条(b)款适用于活塞式发动机，且其目的是要求进气系统能承受由发动机预期的猛烈回火产生的应力。

1.3 第 29.1103 条(c)款

第 29. 1103 条(c)款，进气管道尤其是活塞式发动机进气管道将涉及与其它管道及与结构的连接问题。因此要求采用柔性连接，以防止相对运动（如膨胀、结构变形等）而使管道承受预应力。

1.4 第 29.1103 条(d)款

第 29. 1103 条(d)款，灭火系统的有效性，部分地根据在预计有气流的火区中进行灭火剂浓度试验而定。在发动机舱着火时，可以预料任何管道的损坏（烧毁），都会引进空气而冲淡灭火剂的浓度，或者，如果管道穿过防火墙，则管道烧毁会导致防火墙出现开口。按本规则规定，必须用防火管道，以确保防火墙的完整性和灭火系统的有效性。如果管道全部位于着火区，则应使用耐火导管。

1.5 第 29.1103 条(e)款

第 29. 1103 条(e)款要求辅助动力装置（APU）的进气管道有额外的防火能力，以确保来自辅助动力装置的热燃气回流能得到安全地排出或包容，以免进入旋翼航空器的任何其它隔舱而引起危险。在某些设计中，如果要符合第 29.1191 条(b)款，则本规则要求辅助动力装置进气管道的防火结构，要延伸到超过防火墙边界的上游。防火区的延伸是主观上的，如果辅助动力装置制造厂商没有提供适用的资料，还可能要求做故障试验。对防火区上游的管道所选择的材料不需要做着火影响鉴定，但是必须表明它们适用于预计的最大正常受热状态。

1.6 第29.1103条(f)款

第29. 1103条(f)款，承受热燃气回流作用的辅助动力装置进气管道，应采用不吸收燃油或其它可燃液体的材料制造，以避免由辅助动力装置的回火或回流吸入进气道入口而引起着火。

2. 可接受的符合性方法

满足第29.1103条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、试验室试验和工程符合性检查。

2.1 第29.1103条(a)款符合性方法

对于第29.1103条(a)款需确定所提供的每个进气管道至少有一个足够大的放油嘴，以使阻塞减至最小，并且当旋翼航空器处于地面姿态时，放油嘴应位于导管最低点。放油嘴的排放物不应对旋翼航空器造成危险。

2.2 第29.1103条(b)款符合性方法

对于第29.1103条(b)款，所考虑的回火大小有点主观性，然而，一般能通过诱发发动机的实际回火试验来满足本规则要求。通常，这种试验能在进气阀打开时，通过汽缸间的十字点火导线引起点火来完成。试验应包括发动机起动和有动力工作两种状态。

2.3 第29.1103条(c)款符合性方法

对于第29.1103条(c)款需审查发动机和结构支撑之间，以及导管系统中其它连接或支撑之间的导管长度设计是否满足要求。一段短的波纹管连接在管道上，通常能提供必要的柔性。

2.4 第29.1103条(d)款符合性方法

对于第29.1103条(d)款，在火区内的管道通常是发动机进气管道、空气旁路管道或冷却空气管道。对穿过防火墙或其它防火结构（如防火整流罩）的管道，要证明它们是防火的。对其它管道可以只要求耐火。用已认可的材料（如防火墙材料）制成的管道将认为是防火的，无需再进行试验（除非管道承受大的结构载荷，在此情况下，也许有必要对管道施加该载荷进行着火试验）。“防火”和“耐火”鉴定试验仅在于在火中暴露的时间不同，即“防火”试验为15分钟，而“耐火”试验为5分钟。如果非金属材料用于“防火”的管道结构中，并且其试样的完整性在接近15分钟着火试验结束时恶化，如果发动机着火时间超过15分

钟，则需要对可能的危险进行评估。管道的烧毁不应导致火焰逸出火区并造成危险情况。

2.5 第 29.1103 条(e)款符合性方法

对于第 29.1103 条(e)款，辅助动力装置上游的防火管道距旋翼航空器外形有一段距离，其符合性一般都是可接受的。但是，如果这段距离少于 91.4 厘米（36 英寸），则热燃气影响旋翼航空器外蒙皮的可能性应当予以考虑。如果热燃气影响区的蒙皮是非金属结构，或是油箱的一部分，或靠近燃油箱，则应考虑外蒙皮防火或重新布置管道。在影响区内的其它系统的进气口还应评估在辅助动力装置回流情况下吸入热燃气而可能造成的危险。

2.6 第 29.1103 条(f)款符合性方法

对于第 29.1103 条(f)款，应通过试验或由之前的合格审定来表明非金属管道材料是密封的，或者是不易吸收易燃液体的。如果需要，试验应依据技术标准规定（CTSO）进行。

AC 29.1105 进气系统的空气滤

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条与活塞式发动机安装有关，如果采用了进气系统空气滤，则要采用下列规定:

(1)每个空气滤都必须位于汽化器上游。

(2)除非空气滤能用热空气除冰，否则不得将其安装在作为空气进入发动机的唯一通道的进气系统的任何部位。

(3)空气滤不得单独用酒精除冰，并且必须使燃油不可能冲击到任何空气滤上。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.1105 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、飞行试验和工程符合性检查。

发动机进气系统的进气口空气滤，一般用来防止外来物进入发动机。进气系统设计要包含条款中所关注的特征。某些设计还包含一个备用的空气门，该空气门设计时应进行适当考虑，以满足本条款的要求。备用空气源应提供所需的空气，以保持航空器以适当的空速和总重飞行，并降落到一个合适的着陆场地上。

AC 29.1107 中间冷却器和后冷却器

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款要求每个中间冷却器和后冷却器必须能承受运行中会遇到的振动、惯性和空气压力载荷。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.1107 条要求的可接受的符合性方法包括：分析/计算、试验室试验、地面试验和飞行试验。

在表明本条款符合性时，应区别各种振动、惯性以及气动载荷，可以通过合适的分析或试验来进行验证。

AC 29.1109 汽化器空气冷却

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款要求每个采用二级增压器的装置的旋翼航空器，必须按第 29.1043 条的要求表明具有使汽化器进口空气温度等于或小于最大确定值的措施。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.1109 条要求的可接受的符合性方法包括：地面试验和飞行试验。

当汽化器入口使用增压装置时，则应当用试验证明汽化器进口空气温度不超过最大确定值。

AC 29.1121 排气系统总则

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款规定了排气系统部件的布置与防护，以防止由安装的动力装置和辅助动力装置排出的热气造成的各种危险状态。其目的是确保安全地排出热气，没有着火的危险，或不会伤害任何乘员的身体。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.1121 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、试验室试验、地面试验、飞行试验和工程符合性检查。

(1) 在合格审定过程期间，应监测载人舱内一氧化碳含量，证实这种

气体的含量完全在可接受的范围内。应在代表旋翼航空器正常运行限制的状态下进行测量。本条不适用于以燃气涡轮发动机作动力的旋翼航空器。

(2)排气系统表面温度足以点燃可燃液体或蒸汽时，必须满足本条的隔离和屏蔽要求，以及第29.1183条和第29.1185条的要求。良好的实践证明，在第29.561条规定的应急着陆情况下，所采用的隔离和屏蔽措施仍然继续有效。

(3)通过验证的材料或部件能承受1093℃±28℃（2000℉±50℉）的火焰达15分钟，而仍能实现其设计目标，来达到符合第29.1121条(c)款的防火要求。该试验应精确地模拟（接近实际的）材料或部件的工作环境。除了满足防火要求外，还必须满足第29.1191条的要求。

(4)通过设置通气口或放油嘴的位置，使烟和液体不能和排出的废热气相接触，能够达到符合第29.1121条(d)款的要求。放油嘴应能快速地排放，并且最小直径为6.35毫米（0.25英寸）。放油嘴不得把排放物排放到可能引起着火危险的地方，这可以通过在飞行中和地面排放染色液体来演示。染色液体不应滴落到任何着火源上。

(5)应演示排出的废气在夜间不会严重影响驾驶员视力，造成失真或眩光。符合性验证的一种方法是在临界方位角和不同风况条件下的夜间飞行评定，以检验是否会降低驾驶员视力。

(6)应使用偏导装置和（或）提供充分的通风来消除排气系统部件上出现的高温点。排气管罩要有通风或者隔热措施，以保持其温度低到足以在正常运行下或在第29.561条中规定的应急着陆条件下不会点燃可燃蒸汽或液体。

(7)同第29.1121条(d)款的符合性，可通过确保放油嘴不会把排放物排放到可能引起着火危险的地方来实现。这可以通过在飞行中和地面排放染色液体来演示。染色液体不应滴落到任何着火源上。

AC 29.1123 排气管

1. 条款要求解析/规章安全意图

第29.1123条(a)款要求排气管道是耐热和防腐蚀的，以便在其使用寿命（或旋翼航空器的寿命或规定的限制寿命）期间，排气管能够完成其预定功能而不产生显著的金属锈蚀、金属腐蚀或灾难性的热斑。排气

管道系统包括安装设计或组合设计，在其使用寿命期间允许完成其功能而不会产生可引起结构破坏的热膨胀（热应变），如由工作温度波动和超压引起结构断裂。

第29.1123条(b)款要求排气管道的支撑必须能够经受在使用中所遇到的振动和载荷环境（包括惯性载荷）。

第29.1123条(c)款要求使用中有相对运动的部件之间连接的排气管道，必须具备必要的柔性和结构完整性，以经受相对运动而又不超过其限制载荷（在最高工作温度条件下），或不会在与排气管道相连的部件上产生预想不到的载荷（或载荷传递路线）。

2. 可接受的符合性方法

满足第29.1123条要求的可接受的符合性方法包括：分析/计算、地面试验和飞行试验。

(1)为了符合第29.1123条(a)款要求，考虑到排气管道在热排气环境中工作的耐久性，通常用不锈钢或合金钢板来制造它们，结构上要合理并且根据受热性能得出壁厚。由于航空器排出的热气体具有很强的腐蚀性，因此，应选择合适的材料以及进行防腐设计，并在合格审定期间予以证实。应进行排气系统分析和（或）验证试验。保证热物体和结构的完整性，保证热膨胀不会引起结构超载或破坏，并保证排气管不接触（或紧密靠近）具有环境温度的物体（例如结构或系统部件），这项工作是必需的。热排气管与具有环境温度的物体相接触（或紧密靠近）既可能产生火灾，也可能引起强度意外降低。为保证正确地进行热膨胀分析和试验，应合理地规定最高使用温度范围，最高温度范围应根据排气管道和排出气体的最高温度来确定，它既受排气管外罩隔热特性的影响，也受热天最不利环境条件的影响。分析所用的最不利温度环境可以用温度测试进行验证。如果在较冷天气条件下开车，利用与发动机冷却试验（参见AC29.1043冷却试验）相同的方法，可以对最不利的热天环境进行修正。排气管道应设计成能够允许自由膨胀的，以使作用在排气管及其约束系统上的热膨胀（热应变）载荷减至最小。如果热膨胀引起的载荷（与变形产生的载荷和排气流载荷一起，在本节(4)中讨论）相对于载荷传递路线中任何元件的限制载荷是主要载荷，则应对临界设计点进行疲劳检查。该疲劳检查应为该系统中每个关键部件规定安全寿命或经批

准的限制寿命。由于使用中存在锈蚀、腐蚀等，故对排气管的精确疲劳分析检查可能难以进行，因此，应当考虑阶段性检查，以保证排气管的持续适航性。

(2)为了符合第29.1123条(b)款要求，排气管应当正确支撑，以便合适地分配和承受使用中预期的最大载荷并使热膨胀产生的载荷减至最小。一般而言，最不利情况的静态设计载荷或者是应急着陆撞击（参见第29.561条）时的惯性载荷或者是由热膨胀、飞行中变形和内部排气流产生的组合载荷（见本节(4)）。应注意研究这些载荷的几种组合，以确定临界组合情况。排气管道的支撑和约束应避开其临界频率，并使产生的振动环境影响减至最小。在某些情况下，为正确地确定或确认临界模式、环境和它们对排气管路设计的影响，可能需要进行飞行试验振动测量。如地面慢车、空中慢车、40%和80%最大连续功率、最大连续功率、单发失效功率状态和其它功率状态等工作模式都应进行研究，以确定它们对排气管道系统的振动影响。在设计和结构验证中，应适当考虑在工作温度（以及最不利的工作温度下）下排气管道材料的强度降低。MIL-HDBK-5D《航空航天飞行器结构金属材料和元件手册》包含了各种金属工程材料许用性能随温度变化的数据。

(3)为了符合第29.1123条(c)款要求，排气管道及其约束系统设计原则是使由该系统与其固定部件之间的相对运动（在使用中的变形）在排气道上引起的载荷减至最小。应考虑采用柔性接头或其它等效装置或设计措施来避免明显的变形所引起的载荷（如果需要，以分析和应变测试为依据）。任何用来减小变形载荷的机上装置都应当是防火的，并在完成其预定功能时无泄漏。

(4)为了确定临界载荷情况，应当把热膨胀引起的载荷和机械相对运动引起的载荷以及内部燃气流载荷加在一起，以提供用于结构静强度和疲劳强度验证的总临界载荷。组合的临界静载荷应当与第29.561条(b)款(2)项的应急着陆撞击载荷进行比较，以确定静强度验证用的临界设计载荷情况。

(5)应当注意：合格审定所要求的大多数排气管验证试验，可以在第29.923条旋翼传动系统系留试验期间完成。

AC 29.1125 排气热交换器

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条仅适用于以活塞式发动机为动力或装有活塞式辅助动力装置（APU）的旋翼航空器。本条阐述了排气热交换器（EHE）的合格审定要求，概述如下:

(1)第 29.1125 条(a)款要求每个排气热交换器的构造和安装，能够承受振动、惯性和其它工作载荷。第 29.1125 条(a)款(1)项要求每个 EHE 能够在预期最高的使用温度条件下连续工作，要求每个 EHE 能够耐排气腐蚀和其它腐蚀源的腐蚀。第 29.1125 条(a)款(2)项要求每个 EHE 具有检查其临界零件和部位的措施。第 29.1125 条(a)款(3)项要求每个 EHE 受热排气影响的部位具有冷却措施。第 29.1125 条(a)款(4)项要求每个 EHE 套管的设计能够消除任何有助于点燃泄漏的可燃液体的止滞区或积存油液的部位。

(2)第 29.1125 条(b)款要求用于加热乘员座舱通风空气的每个排气热交换器，符合下列规定:

(a)在主排气热交换器和通风系统之间应具有一个次级热交换器; 或

(b)具有其它等效措施以防止通风空气受到有害污染。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.1125 条要求的可接受的符合性方法包括: 分析/计算、地面试验和飞行试验。

(1)考虑到排气热交换器在热排气温度环境中工作的耐久性，通常用不锈钢或合金钢板来制造它们，结构上要合理并且根据受热性能得出壁厚。排气热交换器及其系统应设计成能够自由膨胀的，以使作用在排气热交换器及其约束系统上的热膨胀产生的载荷（热应变）减至最小。如果热膨胀产生的载荷（与变形产生的载荷和排气流载荷一起）相对于排气热交换器或其连接件的限制载荷是主要载荷，则应对临界设计点进行疲劳检查，该疲劳检查应为排气热交换器系统中的每个临界零部件规定安全寿命或批准的限制寿命。

(2)排气热交换器应正确地支撑，以便合适地分配和承受使用中预期的最大载荷，并使热膨胀引起的载荷减至最小。通常，最不利情况的静态设计载荷状态是单独作用的应急着陆撞击载荷（参见第 29.561 条），或者是由热膨胀、飞行中变形和内部排出的气流所产生载荷的临界组合。

应对这些载荷的几种组合进行研究，以确定其临界的组合情况。排气热交换器的支撑和约束应避开其临界频率，并使产生的振动减至最小。在某些情况下，为确定或确认其振动环境和排气热交换的临界模式以及它们对排气热交换设计的影响，可能需要开展飞行试验或台架试验（如旋翼系统耐久性试验期间所进行的振动测量）。如地面慢车、空中慢车、40%和 80%最大连续功率、最大连续功率、单发失效功率状态和其它功率状态等工作模式均应予以研究，以确定它们对排气热交换器的振动影响。在排气热交换器设计和结构验证过程中，应适当地考虑排气热交换器材料在工作温度和临界温度条件下的强度降低（MIL-HDBK-5D《航空航天飞行器结构金属材料和元件手册》）包含了各种金属工程材料许用性能随温度的变化数据）。排气热交换器及其约束系统设计原则是使由该系统与其固定部件之间的相对运动（在使用中的变形）在排气热交换器上引起的载荷减至最小。应考虑采用柔性接头、其它等效柔性装置或设计来避免明显的变形引起的载荷（如需要，以分析和应变测量为依据）。任何用来减小变形载荷的机上装置应满足适用的合格审定要求并且无任何遗漏。

(3) 应进行排气热交换器的热膨胀分析和验证试验，以保证其热性能变形（和结构的）完整性，并保证热膨胀不会引起排气热交换器与具有环境温度的航空器材料、结构或系统部件接触（或紧密靠近），还要保证不会引起火灾或使强度意外降低。为了保证热膨胀分析及其试验正确地进行，应适当地确定使用中的最大温度值，这一最大温度值应根据排气热交换器及排气的最高温度来确定，它既受排气热交换器外罩隔热特性的影响，也受最不利热天环境条件的影响。分析所涉及的最不利温度环境可以用温度测量来验证，在较冷的天气开车时，可以采用与发动机冷却试验（参见 AC 29.1043，冷却试验）相同的方法对最不利的热天环境进行修正。

(4) 由于航空器排出的热气体具有很强的腐蚀性，因此，应选择适当的材料和防腐设计，并在合格审定期间予以证实。使用中的腐蚀环境应尽可能详尽地通过化学分析、试验和使用经验进行鉴别和说明，一经确定，则应选择合适的设计技术和材料，可能需要合格审定试验来保证验证是正确的，并且应当考虑阶段性检查以及可达性（参见(5)）。

(5)应审查排气热交换器设计的可达性，以保证排气热交换器超过预定寿命时仍能够保持结构和热性能的完整性。同样，如果设计审查不能对可达性下结论的话，则应进行拆卸检查。

(6)对每一个排气热交换器的设计应进行审查、分析和试验，以保证受排出的热气体影响的排气热交换器表面有充分的冷却措施。为防止产生可能引起着火和污染乘员舱环境的灾难性热斑或烧穿，这项工作是必需的。

(7)对每一个排气热交换器的设计应进行审查、分析和试验，以保证不存在止滞区和积存液体的部位，这可以采用台架流体试验进行检查。如果由于可燃液体漏泄而变得潮湿，这些止滞区和积存液体的部位可能会变成火源。应对泄漏可燃液体的潜在危害进行审查，并采取如设置排放口和液滴导流栅之类的适当预防措施，以保证可燃液体按规定路线从排气热交换器排出。

(8)对用于加热乘员舱通风空气的每个排气热交换器，应进行设计审查，以保证排气热交换器是一个双壁系统（即只有两个排气热交换器表面都损坏才会使排出的有毒气体与驾驶舱通风空气混合）。由于单个不可检内壁损坏会使外壁承受主要的热载荷，因此还应提供可达性措施或鉴别方法，以保证使用中能检测出内壁损坏。对于双壁排气热交换器来说，所使用的任何等效方法必须明确地给出一个等效的安全水平。

AC 29.1141 动力装置的操纵机构：总则

1. 条款要求解析/规章安全意图

1.1 第 29.1141 条(a)款

第 29.1141 条(a)款引用了第 29.777 条和第 29.1555 条的规定。在这两条中可以找到动力装置操纵机构布局和标记的详细符合性程序。

1.2 第 29.1141 条(b)款

第 29.1141 条(b)款要求操纵器件的设置和（或）保护，不会因驾驶舱人员的正常活动，而造成操纵器件误动。

1.3 第 29.1141 条(c)款

第 29.1141 条(c)款要求每个柔性操纵机构（如推-拉钢索）必须经过批准。

1.4 第 29.1141 条(d)款

第 29.1141 条(d)款要求每个操纵器件能保持在给定的位置上，不会由于诸如振动或操纵系统载荷这类非故意原因的影响而移动，还要求不需要飞行机组人员经常注意它们。

1.5 第 29.1141 条(e)款

第 29.1141 条(e)款要求每个操纵器件能承受各种工作载荷而没有过度的变形。过度变形指的是那种造成操纵器件不规则的移动、反应不灵或提前失效的变形。

1.6 第 29.1141 条(f)款

第 29.1141 条(f)款对手动阀门规定了可接受的打开和（或）关闭位置，以防止因错误改变阀门位置而造成动力失效。动力作动阀门应有措施，向飞行机组人员指示阀门全开或全关位置，或者在两者之间移动。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.1141 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、分析/计算、飞行试验、工程符合性检查和设备鉴定。

2.1 第 29.1141 条(a)款符合性方法

第 29.1141 条(a)款的符合性方法应参照第 29.1555 条符合性验证指南的程序。在实施正式飞行试验大纲期间，由试飞驾驶员作出判定是适用的。

2.2 第 29.1141 条(b)款符合性方法

通常在实施飞行试验期间判定第 29.1141 条(b)款的符合性，并在飞行试验报告中作出说明。

2.3 第 29.1141 条(c)款符合性方法

可以按 MIL-C-7958《柔性和刚性推-拉式操纵器件》或其他经批准的标准，或以往批准的具有类似功能、安装或布置的设计来鉴定操纵器件，以表明满足第 29.1141 条(c)款的符合性。

2.4 第 29.1141 条(d)款符合性方法

可以在飞行试验期间通过监视防止操纵器件蠕变的装置来表明符合第 29.1141 条(d)款。该装置或设施在没有机组注意的情况下应是有效的，并且不受过大的操纵位移载荷的影响，或者不干扰操纵器件精确的调整位置。

2.5 第 29.1141 条(e)款符合性方法

可以通过适当的结构分析和（或）采用第 29.397 条规定系数的静载荷验证试验来表明第 29.1141 条(e)款的符合性，除非能表明这个系数取较低值是适用的。还应考虑第 29.683 条和第 29.685 条中规定的操作试验和设计细节。

2.6 第 29.1141 条(f)款符合性方法

通过在全开和全关位置上安装具有可靠止动器的手动阀门，来达到第 29.1141 条(f)款(1)项的要求。然而，如果燃油阀门装有适合的转换指示，则其布置要便于不同燃油箱的切换。可通过安装一个能向飞行机组显示阀门全开和全关两个不同指示的装置来满足第 29.1141 条(f)款(2)项要求。另一种方法是，当阀门从全开位置移向全关位置时发出指示，而当阀门位置在选择开关位置（开或关）时停止指示。指示灯就可作为这种指示的一个例子，当阀门在全开或全关位置时灯熄，而阀门移动时灯亮。

AC 29.1142 辅助动力装置的操纵机构

1. 条款要求解析/规章安全意图

第 29.1142 条规定了安装在旋翼航空器上的任何辅助动力装置的操纵要求，即辅助动力装置在飞行中的起动、停车和应急切断的要求，主要是在该装置万一出现影响航空器安全的异常工作或故障时，能控制辅助动力装置的工作。

1. 可接受的符合性方法

满足第 29.1142 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、地面试验和飞行试验。

(1)本条的要求适用于旋翼航空器的所有辅助动力装置安装，而不考虑辅助动力装置是否仅在地面上工作，还是在飞行和地面工作。

(2)辅助动力装置安装必须给飞行机组提供有效的操纵器件，以使机组人员能够在正常和应急情况下控制辅助动力装置的工作。

(3)通过演示和故障分析两个方面能够表明其符合性。

AC 29.1143 发动机的操纵机构

1. 条款要求解析/规章安全意图

第29.1143条规定了适用于发动机操纵器件布置和操作的安全标准。

1.1 第29.1143条(a)款

第29.1143条(a)款要求每台发动机有一个单独的功率操纵器件。

1.2 第29.1143条(b)款

第29.1143条(b)款要求功率操纵器件的布置按下列情况来实现对所有发动机的操纵:

(1)单独操纵每台发动机;

(2)同时操纵所有的发动机。

1.3 第29.1143条(c)款

第29.1143条(c)款要求在给驾驶舱内各台发动机功率操纵器件任一输入量后，发动机能够及时做出相应的反应动作。

1.4 第29.1143条(d)款

第29.1143条(d)款要求除燃油系统操纵机构外，每个液体喷射系统操纵机构(如水-酒精)必须位于相应的功率操纵机构内，但不排除喷射系统泵有一个位于油门外的单独的操纵器件。

1.5 第29.1143条(e)款

第29.1143条(e)款要求对于具有切断燃油功能的功率操纵机构，应有措施防止其误动到断油位置。该措施必须满足下列要求:

(1)在慢车位置有确实的锁或止动器;

(2)要用另外明显的动作才能将操纵机构移到断油位置。

1.6 第29.1143条(f)款

第29.1143条(f)款要求对于申请使用30秒钟一台发动机不工作(OEI)功率额定值的多发旋翼航空器，提出了30秒钟OEI限制的自动控制要求。在一台发动机预防性关车之后，要求自动控制30秒钟OEI限制以防止超出剩余功率段。30秒钟OEI功率的使用必须仅限于一台发动机失效或基于预防考虑的关车应急飞行状态。在此临界飞行阶段，飞行机组的注意力不应集中在动力装置仪表上，来避免超出功率限制值。

2. 可接受的符合性方法

满足第29.1143条要求的可接受的符合性方法包括:设计评审、飞行试验和工程符合性检查。

(1)应审查申请人提交的合格审定资料，以保证具有第29.1143条中所述的所有设计特性。

(2)应把发动机操纵器件的正常功能(检查第29.1143条的设计特性)作为型号检查核准书(TIA)的一部分来检查。

(3)可以使用慢车制动器(机械式或机电式，如螺线管)，表明第29.1143条(e)款(1)项的符合性。

(4)过去曾用开关或按钮代替慢车止动器，或在油门从慢车止动状态移到断油位置的过程中的明显偏移，来表明第29.1143条(e)款(2)项的符合性。

(5)用于防止超出30秒钟OEI限制的自动操纵器件，可以安装在机体或发动机上。申请人应演示不可能超过会影响传动系统或发动机连续安全运行的30秒钟OEI限制，如燃气发生器转速、燃气测量温度、扭矩等。还应表明这些装置不会限制完全达到30秒钟OEI限制的能力。这些限制装置的使用可以在旋翼航空器上演示，如有可能，也可通过台架试验来表明。

AC 29.1145 点火开关

1. 条款要求解析/规章安全意图

第29.1145条规定了有连续点火开关要求的活塞式发动机或涡轮发动机的点火开关的布置和保护要求，其目的是要求有快速切断所有点火电路的措施(如果需要)，而同时又要提供防止误动点火开关的措施。第29.1145条(b)款没有特别说明不要求连续点火的涡轮发动机不在本规则之内，但是，对于这些发动机而言，具有切断所有点火电路的能力并未为其带来好处。

2. 可接受的符合性方法

满足第29.1145条要求的可接受的符合性方法为设计评审。

2.1 第29.1145条(a)款符合性方法

在系统设计说明文件中应当说明选用发动机类型，如果是要求连续点火的活塞式发动机或涡轮轴发动机，则应继续说明：发动机点火开关如何布置，如何控制每台发动机的每个点火电路。

2.2 第29.1145条(b)款符合性方法

第29.1145条(b)款明确规定采用开关组或一个总点火开关控制器，作为快速切断所有点火电路的措施。“T”型布置或分离式摇臂开关是可

能采用的构形。如果旋翼航空器性能是在发动机隔离的条件下给出的，则需要对总点火开关控制器（如果采用）进行仔细评定。

2.3 第 29.1145 条(c)款符合性方法

第 29.1145 条(c)款要求每个点火开关组和总点火开关控制器，应有防止误操作的措施。通常，表明符合此要求的措施是使用“有保护”的开关。

AC 29.1147 混合比操纵机构

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条规定了活塞式发动机燃油混合比操纵器件（如果安装）的布置。通常不允许采用手动调节燃油混合比来优化性能，因为如果燃油混合比出现严重失调，可能引起发动机故障或爆震。如果希望获得燃油混合比的“最佳功率”，则通常做法是使用带有混合比自动操纵器件的发动机，在此情况下，驾驶舱内的操纵杆恢复到只是发动机的一个关车装置。在任何情况下，除有意关车外，若没有措施确定所得到的燃油-空气混合比在发动机安全工作范围内，就不应规定手动调节混合比。如果有适当的止动器或自动设备，防止因混合比变动造成发动机意外熄火，或因飞行状态改变造成发动机故障，则为了使发动机工作更有效，采用某种手动方法调节混合比是可以接受的。

(1)本条(a)款要求（如果有混合比操纵器件）混合比操纵器件按如下规定布置:

(a)单独操纵每台发动机;

(b)同时操纵所有发动机。

(2)本条(b)款要求混合比操纵器件对应于正常工作调定值的每一中间位置，应能靠手感和视觉分辨。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.1147 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审和工程符合性检查。

(1)应审查申请人提交的合格审定资料，以保证第 29.1147 条中所述的设计特征存在。

(2)混合比操纵器件的正常功能（检查第 29.1147 条的设计特征）应作为合格审定计划中的型号检查核准书的一部分来检查。

(3)如果混合比操纵器件是并列布置，与其它操纵器件是兼容的，考虑到机组人员会关注主要飞行操纵器件，可能是时刻不离手地操作，那么，一般采用这种布置可以表明符合性。

AC 29.1151 旋翼刹车操纵机构

1. 条款要求解析/规章安全意图

(1)第 29.1151 条(a)款要求在所有实际状况下，即使在合理预期的机组人员出错或忙乱情况下，设计特征能防止飞行中意外使用刹车。

(2)第 29.1151 条(b)款要求有警告装置，如果刹车器件没有完全松开时能向机组人员提供警告。

旋翼刹车器件的误动或无意识的使用会引起旋翼刹车区域内过热和着火。旋翼刹车部件通常和旋翼传动系统部件设置成一个整体或者非常靠近，并且在许多情况下，接近关键的主旋翼液压操纵系统部件。因此，在这些区域内着火是极端危险的。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.1151 条要求的可接受的符合性方法为设计评审。

(1)对于第 29.1151 条(a)款，用对主旋翼较高转速范围或其它飞行参数敏感的锁定装置或由飞行重量调节器控制的液压旁路或锁定装置等，都能很好地满足条款要求。第 29.921 条要求的保护装置本身没有提供同该要求的符合性。对于某些设计，如果仔细评定了整个操纵器件(包括安装位置、保护机构、操纵器件操作要求、可达性等）有高度的把握保证不会出现误操作，则可以认为符合要求。如果使用了刹车，也出现告警，且没有立即危及飞行运行，也可认为符合要求。

(2)为满足本条要求设置的警告装置，应在旋翼刹车啮合(包括部分啮合）的任何时刻，提供警告信号。一般来说，当制动圆盘从收起位置向外伸出时，微动开关就接通驾驶舱警告灯（红色）的电路，并且假如设计人员全面考虑了结构的振动、温度、湿度和其它环境条件作，那么这种微动开关是符合本条要求的。如果有锁定装置能防止在旋翼刹车操纵没有完全松开时能起动发动机，也是符合本条要求的。其它方法如系统压力开关，刹车手柄位置指示器等可能不符合本条的警告要求。

AC 29.1157 汽化器空气温度控制装置

1. 条款要求解析/规章安全意图

(1)本条规定了装于活塞式发动机上的汽化器空气温度控制装置的要求。

(2)对于装有多台活塞发动机的旋翼航空器，必须为每台发动机提供一个独立的汽化器空气温度控制装置。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.1157 条要求的可接受的符合性方法为设计评审。

(1)发动机进气系统应具有这样的措施，即在空气进入汽化器之前，通过预热空气来防止和消除冰聚积。

(2)以往常用手动推-拉操纵系统来操纵进气系统内部的片状活动阀，若每台发动机都装有这样的装置，则是符合本条要求的一种方法。

AC 29.1159 增压器操纵机构

1. 条款要求解析/规章安全意图

(1)本条规定了驾驶舱中增压器操纵器件的可达性要求（如果安装的话）。

(2)这些操纵器件必须位于驾驶员容易接近的地方，或者，如果由于旋翼航空器构型原因不能由驾驶员操纵这些操纵器件，而是由一名飞行工程师来操作，则这些操纵器件应位于飞行工程师容易接近的地方。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.1159 条要求的可接受的符合性方法为工程符合性检查。

(1)操纵器件的位置和形状应是易于接近的，并且是独特的，足以防止误操作。

(2)一般用驾驶舱评定来表明其符合性。

AC 29.1163 动力装置附件

1. 条款要求解析/规章安全意图

(1)本条对安装在发动机或旋翼传动系统部件上的动力装置附件提出了界面要求。

(2)涉及的范围包括施加在发动机机匣上的结构载荷，以及附件和发动机滑油系统之间的隔离，电气设备与可燃液体或蒸汽的隔离，以及附

件失效对发动机和传动系统部件连续工作的影响。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.1163 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、分析/计算、安全评估和试验室试验。

(1) 由发动机制造厂商做过鉴定和安装过的附件可以装在发动机上，勿需其它理由。

(2) 安装在发动机上的任何附件若没有随发动机一起进行合格审定，且不满足发动机安装设计手册要求，应进行结构分析，表明该附件在发动机上的安装不会引起作用于发动机机匣上的载荷高于原设计载荷。

(3) 当附件安装在发动机上且工作时，应不能对发动机或附件的滑油系统造成污染。此污染可能呈现的形式有：失效后产生的碎屑、机上的灰尘或水或任何可能削弱发动机或附件正常工作的物质。可以通过试验和分析的两者组合完成这些要求的符合性验证。其设计交界面的要求应是：当设备正在工作时，引起流体在两个部件之间传输不允许存在高-低压力差，以免导致一个部件处于低液面，而另一个部件处于过满状态。在存在这种可能的地方，应通过分析和（或）试验来验证符合性。

(4) 安装在发动机上易产生电弧和电火花的那些附件，必须与所有可燃液体或蒸汽隔离，以使着火的概率减至最小。可以把电子设备与可燃烟雾或蒸汽隔离，或把可燃烟雾或蒸汽与潜在的点火源隔离来实现。符合性可以通过分析来表明。

(5) 应提供故障模式和影响分析报告，表明任何安装在发动机上和由发动机驱动的附件的失效将不影响发动机的连续工作。如果由于发动机驱动的附件在失效或故障后的继续运转而造成某种危害，则必须提供停止其转动或消除其危害的措施。这种装置的有效性应通过试验来验证。

(6) 应防止主传动装置和旋翼传动系统承受由附件传动机构施加的超扭矩载荷和对其造成的损伤。已经使用过的一种方法是扭矩限制装置（即与主旋翼传动轴脱开）。任何防护装置的有效性都应由试验来验证。

AC 29.1165 发动机点火系统

1. 条款要求解析/规章安全意图

(1) 本条规定了安装在以活塞式发动机或涡轮发动机为动力的旋翼

航空器上的蓄电池、发电机和磁电机点火系统的设计要求。

(2)这些要求规定了在设计过程中必须考虑的蓄电池、发电机和安装电路的常规故障模式，并要求向机组提供故障警告。

2. 可接受的符合性方法

满足第29.1165条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、分析/计算、安全评估和地面试验。

(1)在蓄电池点火系统中，如果蓄电池失效，发电机应能有效地给发动机点火系统供给电能。发电机电能应能自动地转换为备用电源，同时给机组一个合适的警告。自动转换可以由低压传感器来完成，该低压传感器触发继电器，继电器同时启动座舱中的警告灯。

(2)应进行电气负载分析，以保证蓄电池和发电机容量足以满足系统中最不利情况的要求。如果安装有其它的电气系统部件从相同的电源中获取电能，则应由分析表明，蓄电池或发电机的电源容量足以使所有部件同时工作。

(3)第29.1165条(c)款(1)～(3)项的要求应通过试验来演示。在进行试验之前，应就试验有关要求与适航当局进行沟通协调。

(4)可以通过故障模式和影响分析来表明符合第29.1165条(d)款的要求。

(5)第29.1165条(e)款和(f)款的要求已很清楚，无需再作解释。

AC 29.1181 指定火区：包括范围

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款给出了指定火区的范围。在指定火区，由于点火源和可燃液体同时存在，极有可能由于可燃液体渗漏这样的单点故障就导致失火，因此要求必须按照第29.1183条～第29.1203条要求，对指定火区内的每个新的或已改型的装置提供适当的保护。

2. 可接受的符合性方法

满足第29.1181条要求的可接受的符合性方法为设计评审。

应在合格审定期间尽早进行设计审查，以确认所有指定的火区，并确定用于满足第29.1183条～第29.1203条要求的详细符合性验证方法。如果做了重大设计更改，则应对此更改和其符合性方法进行重新审查，以保证满足合格审定要求。

典型的指定火区包括:

(1) 对于活塞发动机:

(a) 动力部分;

(b) 附件部分;

(c) 如果在动力部分和附件部分之间没有隔离，则为整个动力装置舱;

(2) 任何辅助动力装置

(3) 第 29.859 条中所述的任何燃油燃烧加温器或其它燃烧设备及其安装部分。

(4) 对于涡轮发动机:

(a) 压缩机部分;

(b) 附件部分;

(c) 燃烧室涡轮和尾喷管，除非它们: 不含有输送可燃液体或气体的管路和部件，和通过满足第 29.1191 条要求的防火墙与指定火区隔离开;

(5) 任何其它可能泄漏可燃液体或气体并产生严重火灾的必需或非必需的装置或系统（如使用的可燃液体喷雾器）。

AC 29.1183 导管、接头和组件

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款规定了旋翼航空器输送或者容纳可燃液体和（或）气体的导管、接头和其它组件的防火或者耐火要求。本条款涵盖的对象，不包括作为发动机一部分并随发动机型号合格审定批准的导管、接头和组件，以及破损后不会引起或增加着火危险的通风和排放管及其接头。

在易受发动机火况影响区域，输送或者容纳液体或者燃气的可燃液体系统、燃油系统或者可燃气体系统中的任何导管、接头和组件，都必须是耐火的。可燃液体箱体和属于发动机一部分并固定在发动机上或处于指定火区的支架，必须是防火的或者用防火罩防护，除非着火对任何非防火零件（例如次要管路或阀门支座）造成的损坏不会引起可燃气体、液体渗漏，或者不会妨碍旋翼航空器连续安全飞行或着陆。所有这些组件必须加以屏蔽、定位、另加保护或者组合，以防止点燃泄漏的可燃液体或气体。活塞式发动机上容量小于 21.7 升（25 夸脱）的整体滑油池不

必是防火的或者采用屏蔽封闭，但它们应当是耐火的。如为下述情况，可以不用按上述程序表明符合性:

(1)作为发动机本身一部分、已按 CCAR-33 部批准的导管、接头和组件。

(2)破损后不会引起或增加工作时着火危险的通风管和排气管（以及它们的接头）。可燃液体的排放管和通气管出口必须避开进气系统的进气口和其它明显的着火危险区。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.1183 条要求的可接受的符合性方法包括: 设计评审、试验室试验或设备鉴定。

应当对设计进行详细的评审，以鉴别和确认输送可燃液体和（或）气体且处于易受发动机火况影响区域（例如发动机舱和其它火区）内的所有导管、接头和其它组件。一旦这些项目被确认，则应选择防火设计措施; 必要时，在合格审定期间进一步检查其有效性。对于那些不能采用类比或已知材料标准来判断其是否防火或者耐火的材料和设备，应当用全尺寸试样或有代表性样件进行烈火条件下的试验，以确定它们的防火或者耐火能力。对于规章中提到的例外情况，应在合格审定期间逐一评审并根据具体情况确定批准或不批准。在合格审定期间，应当鉴别并消除由排气管、通风管和其它类似的火源在工作中可能造成的起火危险。

AC 29.1185 可燃液体

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款的目的是防止在正常或应急使用中指定火区的烈火对装有燃油、可燃液体和蒸汽的油箱、容器或集油器产生危险的热传递，要求装有燃油、可燃液体或蒸汽的油箱、容器或其它收集装置与指定火区充分隔离。

此外，本条款还要求在可能渗漏的可燃液体系统组件附近，应避免采用吸收性材料。如有，则必须加以包覆或处理，以防吸收危险量的液体。

其中，本条款相关术语解释如下:

(1)可燃液体或蒸汽油箱

指任何装有燃油、可燃液体或蒸汽的容器、储油罐或收集器。

(2) 集油器

指能够容纳较大数量可燃液体、燃油或蒸汽（比如说能容纳相当于283.5克（10盎司）或更多液体）的装置，如大的阀门、收集器或泵。

(3) 充分隔离

指把油箱、储油罐或收集器中的燃油、可燃液体或蒸汽隔离、排除、另加保护或几种方式组合，使其在正常或应急使用中最不利的温度(在最不利情况下所测量或计算的容器表面温度)总是比燃油、可燃液体或蒸汽的最小自燃温度低28℃(50℉)或更低。

(4) 最小自燃温度

指在给定蒸汽压力下，液态燃油或燃油蒸汽能自行燃烧的最低温度。在确定正常或应急工作中可能要发生的最小自燃温度设计值时，首先应确定使用中蒸气压力和燃油温度的临界组合。

(5) 危险的热传递

指从发动机舱或其它指定火区的偶发性总热流量(传导、对流和辐射的组合，若适用时)，该热流量将使可燃液体或燃油及它们的蒸气或它们容器的表面温度提高到距离运行中最低自燃温度在28℃(50℉)之内或更低。一般说来，要考虑的最临界热传递情况发生在应急情况中，此时，假定在每个发动机舱和每个指定火区根据具体情况逐一出现烈火。

2. 可接受的符合性方法

满足第29.1185条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、试验室试验和工程符合性检查。

燃油、可燃液体和蒸气系统的设计应在合格审定过程的初期进行评审，以保证正确鉴别所有的燃油或可燃液体和蒸气容器以及它们在正常工作和一些应急工作情况下，比如飞行中发生发动机舱或其它火区着火，能与发动机舱和其它指定火区隔开。在某些情况下，燃油或可燃液体组件必须布置在发动机舱内或其它指定火区内。在这种情况下，等效安全研究（考虑发动机舱或其它指定火区内的设计、结构、材料、可燃液体系统导管、接头和在系统或者系统部分使用的操纵器件）应当作为正常合格审定过程的一部分。如果所提供的安全水平与把系统或者系统部分移出发动机舱或指定火区所达到的安全水平相当，那么该设计是可接受的。只是对燃油箱，按条款要求需要采用防火墙或采用防护罩进行隔离。

如果采用防护罩，该防护罩应该是防火的，并应是可排放的（否则应是可检测的），以保证燃油箱在使用中不泄漏。对于其它可燃液体或者蒸汽箱，条款允许采用与上述燃油箱相同的处理方法（即采用防火墙或防护罩），或采用等效安全评估。等效安全评估应以系统设计、材料、支撑结构和可燃液体系统接头、导管和操纵器件为基础和对象，评估确认在任何正常或应急工作时，可燃液体、燃油和蒸汽都应充分地与有害热流隔开，以防止自燃。

此外，除非采用等效安全措施（例如防火隔层）来防止从发动机舱或者其它火区向可燃液体或蒸汽（它的容器表面）传导达到液体或者蒸汽最小自燃温度的危险热量，否则每个可燃液体或蒸汽箱与用于隔开指定火区的每一防火墙或防火罩之间的间隙不小于13毫米（1/2英寸）。如果结构中结构变形较大，则在证实13毫米（1/2英寸）最小间隙时必须考虑结构变形的影响。例如，如果结构设计能保证在地面时有13毫米（1/2英寸）的间隙，但在某些正常或者应急飞行状态（例如自转状态）的临界点（飞行中发动机着火），这13毫米（1/2英寸）减小到6.5毫米（1/4英寸），那么该设计构型静态时应至少有19.5毫米(3/4英寸)的静态间隙，以保证满足条款的要求。也可以采用防火隔层或加强筋的方法来保证满足条款的要求（即在所有时间里保持13毫米（1/2英寸）的热等效间隙）。

贴在或紧靠可燃液体或蒸汽箱上用作隔层的任何材料应当经过证实，表明这些材料与可燃液体或蒸汽在化学上相容，不会吸收泄漏的燃油或蒸汽；或者经处理后与可燃液体或蒸汽在化学上相容，不会吸收泄漏的燃油或蒸汽。否则，不予接受。

AC 29.1187 火区的排油和通风

1. 条款要求解析/规章安全意图

在发生导致燃油、可燃液体或蒸汽泄漏的任何部件故障后，为保证将这些泄漏物安全地排放掉或由通风管排出机外，并确保在正常或应急使用中不发生火灾，旋翼航空器动力装置安装的每一个部位以及存在可燃液体或蒸汽传输部件的任何其它指定火区，都应具备完善、迅速的排放和通风能力。排放路径、排放和通风系统的设计应至少满足下述各项要求:

(1)在正常或应急运行状态下都必须是有效的;

(2)设计和布置应使系统在正常或应急运行状态下，所排出的液体或蒸汽不会产生着火危险;

(3)应防止在任何发动机舱或其它指定火区存在危险的液体或蒸汽聚积。

2. 可接受的符合性方法

满足第29.1187条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、分析/计算、安全评估、地面试验和飞行试验。

应在合格审定的早期阶段，对流经发动机舱和其它指定火区的可燃液体和气体系统的设计进行详尽的危险性分析。由于设计更改的影响，分析也应定期更新。危险性分析应识别和量化正常或应急工作中可能引起燃油、可燃液体和蒸汽泄漏的所有故障。在识别和量化这些潜在的危害后，必须采取合适的设计措施以使危险减至最小或消除这种危险，如采用放油管、滴栅（一种阻止液体在燃油箱之类的容器下表面流动的物理阻挡物，允许漏出的任何液体从该表面滴下，离开危险位置，到达外部安全排泄管）和通风管等。应对这些措施进行分析，必要时还应进行试验，以确保它们的尺寸、流量和其它设计参数足以在正常和应急飞行状态下把危险液体和蒸汽迅速安全地排放出旋翼航空器。

一般说来，通风或排放系统应设计成满足以下裕度要求：即具有相对于系统发生最严重泄漏情况下的泄漏量的3倍流通能力。设计中还应考虑诸如堵塞、表面张力引起流量减少之类的不利影响因素。

为确保充分的验证，可能需用惰性液体或蒸汽进行试验，包括飞行试验。在某些情况下，在航空器停放时进行通风和排放试验是可以接受的。

AC 29.1189 切断措施

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款要求控制危险量的可燃液体流入、处在或通过指定火区。

当操作任何切断阀时，应不影响任何为保持连续飞行必不可少的设备，包括一台发动机失效后需要继续工作的其它发动机。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.1189 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、试验室试验、飞行试验和工程符合性检查。

(1)进入、处在或穿过防火墙到达指定火区的可燃液体供应管路必须装有切断阀。本要求不适用于随发动机一起审定并作为发动机一部分的导管、接头和组件。这些要求也不适用于 B 类旋翼航空器气缸容量小于 8.2 升（500 立方英寸）的活塞发动机的滑油系统，或者满足防火要求或位于不受发动机着火影响的区域的其它所有部件（包括滑油箱）的安装。

(2)通常认为 237 毫升（8 盎司）或更少量的可燃液体不会造成危险。因此，在切断阀关闭后，允许存在不超过这一数量的可燃液体。

(3)发动机燃油或滑油管安装切断阀后，发动机隔离仍然需要保持有效。当一台发动机关车或失效并且启动燃油和滑油的切断阀时，其它正常工作的发动机应不受任何影响，并且旋翼航空器能够继续安全飞行直到着陆。系统设计应充分确保满足此要求，并应通过试验进行验证。

(4)应通过试验进行验证：安装在火区内的每个切断阀是防火的，而安装在火区外的切断阀至少是耐火的或加以保护以使其在火区出现最不利火况下能正常工作。

(5)除仅在地面使用的辅助动力装置外，所有动力装置的可燃液体切断装置都应有措施防止被误操作。对于电切断装置，开关应加以保护或需要两个操纵动作。对于机械式的切断装置，其把手的设计和操纵杆的布置必须保证其不会被误动。应通过试验验证在飞行中能够重新打开已关闭的切断阀。

AC 29.1191 防火墙

1 适航要求解析/规章安全意图

1.1 要求解析

1.1.1 29.1191(a)

本款要求每台发动机(包括涡轮发动机的燃烧室、涡轮和尾喷管段)均须用防火墙、防火罩或其它等效设施与乘员舱、机体结构、操纵机构、旋翼机构、操纵飞行和着陆必不可少的部件以及没有按 29.861 条要求保护的关键件隔离开，以防止上述火区的火焰向外蔓延，导致热伤害及热伤亡，或损伤可控着陆必不可少的关键件。本款规定了必须为发动机提供防火保护设施，将存在着火危险的部位隔离。

1.1.2 29.1191(b)

本款要求设计时，需要考虑每台辅助动力装置(APU)、每个燃烧加温器、每个燃烧设备组或每个高温装置(或高温源)，对于这些装置均必须用防火墙、防火罩或等效设施与旋翼航空器其它部分隔离。本款规定了对除发动机外的其它高温源需要进行隔离设计。尤其需要注意，虽然条款中提出了“飞行中需要使用的其它燃烧设备”，但对于飞行中不使用的设备，由于它们有余热、燃油、烟雾和潜在点火源，设计时也应使用防火罩进行保护隔离。

1.1.3 29.1191(c)

本款要求设计防火墙或防火罩，需要考虑空气、烟雾、液体或火焰的传递路线，使得防火墙或防火罩能够防止危险量的空气、烟雾、液体或火焰进入旋翼航空器的其它部位。本款是对防火墙或防火罩的结构要求。

1.1.4 29.1191(d)

本款要求防火墙的设计，要特别注意燃油和滑油管路、整流罩和引气管及防火墙的其它贯穿点，对载有可燃液体的管路和接头需要特别考虑。防火墙间隔板的对接密封、发动机舱门、舱门密封及排液，或通气管与舱门的连接界面也是需要特别注意的。防火保护设施的每一开孔都必须用紧配合的封严设施(例如防火套圈、封套、防火墙配件、旋转式封严装置或其它等效物等)进行封严，这些封严设施应至少与防火保护设施本身同样有效，以保证保护措施不会发生局部破坏，防止点燃从火区泄漏的危险烟雾或液体。同时，也应考虑防火保护设施由于硬的可控制着陆而处于其变形状态时的持续的密封能力。

1.1.5 29.1191(e)

本款要求设计防火墙和防火罩，要选用经批准的防火设计和材料，并且材料本身具有防腐蚀性能，或者用防腐蚀处理措施进行过处理。

(1)防火保护设施应使被保护零部件、子系统和系统在烈火持续期间能完成其预定的功能。

(2)设计防火墙和防火罩，要选用耐腐蚀的材料，或经过防腐蚀处理，可以结合 29.609 的要求进行考虑。

1.1.6 29.1191(f)

本款要求防火墙和防火罩的设计，必须考虑旋翼航空器在正常飞行和自转时火焰受到气流的影响可能经过的途径。正常飞行和自转飞行这两种飞行状态占旋翼航空器飞行谱的绝大多数飞行状态，对在这两种状态下，考虑火的可能蔓延路线(受正常飞行及自转飞行时的内部和外部气流、重力、火焰传播路径或其它条件的影响)，保证将防火保护设施安置在正确的位置上，在乘员受到伤害之前切断、阻止或包容烈火，避免实施可控制着陆。

1.2 安全意图

本条款的目的是确保任何火区内的着火不会对航空器构成危害。防火墙是防火安全的重要措施，其主要功能是当发动机着火时，把着火限制在发动机短舱内，防止火焰穿入临近的机身结构，从而减少着火造成的危险。此外，还能阻止废气和热气穿过防火墙进入到机组和乘客座舱里去。

2 可接受的符合性方法

本条款可接受的符合性方法包括：设计评审、安全评估、试验室试验和工程符合性检查。

2.1 29.1191(a)

根据旋翼航空器的动力装置构型，动力舱的设计构型等，通过安全评估，进行全面的危险性分析，对旋翼航空器可能存在的火区或高温危险源及其对机上其它结构、设备的影响程度进行安全性分析，按严重次序(即最高温度、热暴露范围等)鉴别、确定设计中要求防火保护的所有高温危险的区域。

2.2 29.1191(b)

对通过危险性分析鉴别出的所有需要设置防火保护设施的区域，采取相应的防火措施。通过设计评审，详细阐述防火墙和防火罩的设置，采用的防火设计和材料，明确说明防火墙和防火罩的设置包括了每台发动机、每台 APU、每个燃烧加热器、每个燃烧设备组或每个高温装置(或高温源)，确保上述装置与乘员舱以及没有按 29.861 保护的关键件进行了隔离，说明防火保护设施的合理有效性。进行工程符合性检查，通过检查确认每个防火墙和防火罩的设置是合理有效的，能够防止火焰等进入旋翼航空器其它部位。

2.3 29.1191(c)

对通过危险性分析鉴别出所有需要设置防火保护设施的区域，采取相应的防火措施。通过设计评审，详细阐述防火墙和防火罩的设置，采用的防火设计和材料，明确说明防火墙和防火罩的设置包括了所有可能存在的火区或高温危险源及其对机上其它结构、设备，验证防火墙和防火罩及其开孔的密封能够防止限量的空气、液体或火焰从任何发动机舱进入旋翼航空器的其它部分。

2.4 29.1191(d)

通过设计评审详细说明防火墙或防火罩上开孔的密封设计情况，说明密封结构和材料的防火性能，进行工程符合性检查，通过检查确认每一开孔均使用紧密配合的防火圈、封套或防火墙接头、旋转式封严装置或其它等效物等进行封严，这些封严设施应至少与防火保护设施本身同样有效。在合格审定过程中，应考虑防火保护设施由于硬的可控制着陆而处于其变形状态时的持续密封能力(例如使用可塑性材料)。

2.5 29.1191(e)

通过设计评审，详细阐述防火墙和防火罩的设置，采用的防火材料，说明采用的材料和结构是否已经过防火验证和防腐蚀验证。防火保护设施应使被保护零部件、子系统和系统在烈火持续期间能完成其预定的功能。目前已经验证并经公认的特定厚度尺寸的防火材料，如表 AC 29.1191-1 所示。

表 AC 29.1191-1 具有平直表面几何形状的防火保护设施的材料和可接受的规格表(注 1)

材料(注 2)	最小厚度(英寸)(注 3)
钛合金板	0.016
不锈钢板	0.015
中碳钢板	0.018
铅锡合金板	0.018
锰合金板	0.018
防火墙配件(钢或铜基)	0.018(注 4)

注 1：主要指平直的垂直或水平表面，并承受均布热气流。为了如实得到适当的规格厚度，应对
注 2：几何形状或热气流分布的任何明显变化，进行详细检查。
如果材料本身不具有防腐蚀性能，则必须有防腐蚀措施。
注 3：所列最小厚度仅对热容量而言，考虑结构完整性时可能要求增加材料厚度。MIL-HDBK-5D 包含常用金属材料许用性能随温度变化的数据。
注 4：这是在零件的最小尺寸(例如螺纹根部或其它位置)处测得的最小壁厚。

薄板材的变形以及搭接处或铆接之间产生的间隙是很难预计的，因此，必须进行模拟安装试验，来证明设计的完整性。但是，对于不传递载荷的 0.51 毫米(0.02 英寸)厚的钛合金防火墙或是 0.46 毫米(0.018 英寸)厚的钢质防火墙，铆钉间距不大于 50.8 毫米(2 英寸)，则可以认为是符合要求的，不需进一步进行试验。

如果所采用的防火墙不满足表 AC 29.1191-1 的要求，而是涉及其它材料、几何形状有明显的改变或受到很不均匀的热气流的作用，则需要对防火保护设施进行分析，在某些情况下，还需要进行防火试验，来保证结构的防火性能。

分析时，需要考虑的几个方面:

(1)材料的形状带来的影响: 一个保护曲面可能不均匀地吸收某一偶发的均布热气流,并产生一个超过 1176 摄氏度(2150 华氏度)的局部炽热点，它会在 15 分钟内使曲面烧穿; 但是，一块等厚度的平面材料可能就不会超过 1176 摄氏度(2150 华氏度)，也不会在 15 分钟内烧穿。

(2)复合材料一般不能用作防火保护设施，因为他们不能承受高温(即超过玻璃相变温度); 但是，某些特别配制的复合材料已经通过审查，被批准用作发动机的整流罩。

(3)钛是防火保护设施的一种可接受材料，但是，钛的使用应仔细考虑和审查，因为在超过 566 摄氏度(1050 华氏度)后，钛可能会丧失所有结构性能并剧烈燃烧(自燃)，在某些热动力学环境下，它不但不能提供预期的防火功能，反而会有助于着火。

(4)设计防火墙和防火罩，要选用耐腐蚀的材料，或经过防腐蚀处理，可以结合 29.609 的要求进行考虑。应当规定腐蚀环境并提供相应的防护。必要时应当规定阶段性检查，以保证持续的抗腐蚀完整性。应当采用平板样件对防腐蚀的充分性进行合格审定试验，或者根据要求采取其它等效的方法。如果防火墙和防火罩的材料和结构未经过防腐蚀验证，则需要进行试验室试验—防腐蚀试验，或采取防腐蚀措施，验证材料及结构的防腐蚀性能。

2.6 29.1191(f)

在进行本条款相应分析时，应当考虑火的可能蔓延路线(它受正常飞行及自转飞行时的内部和外部气流、重力、火焰传播路径或其它条件的影响)。必要时，结合 29.1187 条款的排放试验，采用模拟的空气流、旋

翼航空器姿态以及染色惰性液体或蒸汽进行试验等方法来帮助确定其路线。

AC 29.1193 整流罩和发动机舱蒙皮

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款规定了旋翼航空器整流罩和发动机舱蒙皮设计和防火要求。

第 29.1193 条(a)款要求旋翼航空器整流罩和发动机舱蒙皮能够承受飞行中的结构载荷。

第 29.1193 条(b)款要求整流罩和发动机舱蒙皮应按照 29.1187 条的规定具备相应的通风能力，以及能够把可燃液体彻底地从整流罩和发动机舱内排放掉，以防止可燃液体聚集。

第 29.1193 条(c)、(d)、(e)款对整流罩和发动机舱蒙皮提出防火要求，该要求与 29.1191 防火墙要求是相辅相成的。

第 29.1193 条(f)款要求为每个可打开或易于拆卸的盖板、整流罩、发动机或旋翼传动系统舱盖或外罩等提供备份固定措施。根据旋翼航空器检查维护的需要，这些装置的常规紧固件需经受维护人员的经常拆卸和安装；因此，有可能因磨损或振动而导致性能下降或在飞行前检查后处于不安全状态。松动的盖板、整流罩或舱盖可能接触或撞击到旋翼或关键操纵器件，从而造成危险的后果。

2. 可接受的符合性方法

本条款可接受的符合性方法包括：设计评审、分析/计算、安全性分析、试验室试验和地面试验/飞行试验。

2.1 第 29.1193 条(a)款的符合性方法

通过对整流罩和发动机舱蒙皮的分析，确定在地面和飞行中可能遇到的最大载荷工况作用下，整流罩和发动机舱蒙皮的结构不会出现破坏，以表明第 29.1193 条(a)款的符合性。

2.2 第 29.1193 条(b)款的符合性方法

排放管没有凹陷区，保证能够有效排放，且直径不小于 6 毫米（0.25 英寸），可表明第 29.1193 条(b)款的符合性。应确保排放物不会排放到会引起着火危险的区域。可进行飞行试验，用染色液体流经排放系统来演示验证。在任何经批准的飞行范围内，染色液体不应碰到任何点火源。

2.3 第 29.1193 条(c)、(d)、(e)款的符合性方法

进行防火试验，验证整流罩和发动机舱蒙皮材料能够承受 1093±83℃（2000±150℉）的火焰持续至少 15 分钟，且仍能达到其设计目的，以表明第 29.1193 条(c)、(d)、(e)款的符合性。防火试验应尽量准确地模拟实际可能的着火环境，以证明当材料和部件在使用中遇到火情时能够有效包容火情。除满足防火要求外，还必须满足第 29.1191 条的相关要求，其目的是:

(1)包容和隔离火情，并防止其它来源的燃油和（或）氧气流向已出现着火的区域;

(2)保证发动机操纵系统部件能有效地工作，以便允许安全着陆或关闭发动机。

2.4 第 29.1193 条(f)款的符合性方法

应通过进行一个或多个锁定装置模拟失效或真实失效演示，或进行结构分析来表明第 29.1193 条(f)款的符合性。如果一个固定装置的单一失效会导致多个失效，则应考虑多个失效。应表明整流罩或舱盖不会打开、撞击旋翼或其它关键部件或被旋翼或其它关键部件撞击。

应注意锁销未完全锁定可能导致整流罩在飞行中打开，因此，应使锁销未完全锁定的可能性减至最小。一个锁定装置失效不应引起另一个锁定装置失效。应考虑忘记锁定整流罩而造成的后果。应考虑使用保险带，以使锁定装置失效的影响减至最小。

AC 29.1194 其它表面

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款对其它表面提出了耐火要求。本条款中，其它表面是指发动机舱、指定火区或其它热源后面及其附近的机体、系统或动力装置部件的所有表面，但不承受来自指定火区或发动机舱喷射出的高温气体、火焰或火花的尾段表面除外。

2. 可接受的符合性方法

本条款可接受的符合性方法包括：设计评审、安全评估、试验室试验和飞行试验。

(1)在合格审定过程中，应采用设计评审和保守的、全面的危险性分析来识别所有“其它表面”。危险性分析，应基于每个发动机舱和指定

火区逐个单独着火的假设，针对单个烈火点和由此产生的“其它表面”的温度，分析评估总热流量（例如，传导、对流、辐射及其组合）。识别出“其它表面”并确定它们受烈火影响而引起的最高温度后，再逐一评审其构型及材料选择，确定其是否是耐火的，或者被制成耐火的（在可行的限制范围内），或不耐火的。如果能够很容易地使不耐火的其它表面变成耐火表面，则要求其尽可能制成耐火表面。如果不可能使它们耐火，则应采取重新布置、隔离或两者结合的措施，以减少表面的偶发热流量，从而降低其表面温度，这样他们就不必再是耐火的。如果采用耐火的隔离措施（如隔离罩）罩住承受较高温度的表面，则隔离罩本身必须耐火。

(2)根据已确定的发动机舱或其它指定火区热环境，在飞行中使用热电偶或热敏粘着物测量其它表面的温度分布和温度范围，可以部分验证使用烈火定义的热流量分析模型。

AC 29.1195 灭火系统

1. 条款要求解析/规章安全意图

第 29.1195 条规定了必须安装灭火系统的旋翼航空器类型，以及相应的旋翼航空器的灭火系统的灭火剂喷射能力要求，以确保能够有效扑灭指定火区的着火，以提升旋翼航空器的安全性。

第 29.1195 条(a)款规定了需要对指定火区设置灭火系统的旋翼航空器类型，即包括装有涡轮发动机的旋翼航空器、安装使用活塞发动机的 A 类旋翼航空器和装有气缸容量大于 24.6 升的活塞发动机的 B 类旋翼航空器。条款还要求动力装置灭火系统必须能同时防护需要提供防护的动力装置舱的所有区域，即 29.1181 条规定的所有区域。

第 29.1195 条(b)款和(c)款分别对多发和单发旋翼航空器的灭火系统设计作了规定，要求灭火系统的设计、灭火剂量、喷射速率等必须足够、有效，并规定了灭火系统的有效喷射次数的要求：对于多发旋翼航空器，必须保证对辅助动力装置和燃烧设备至少 1 次喷射，对其它指定火区必须提供 2 次喷射；对于单发旋翼航空器，必须至少应对发动机舱提供 1 次喷射。

第 29.1195 条(d)款要求通过真实的或模拟的飞行试验表明，灭火系统在飞行中临界气流条件下对指定火区的灭火是有效的，灭火剂的喷射速率、浓度应能够熄灭该区域的着火，并确保发生复燃的概率减至最小。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.1195 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、分析/计算、安全评估、试验室试验和飞行试验。

(1)灭火系统应采用高效惰性剂对舱内或进入舱内的空气进行稀释，此惰性剂不可助燃，可连续喷射，足以驱散蒸汽、熄灭火焰，或消除火源。常规的系统使用多孔管或喷射嘴，以便在约 2 秒钟内排放出所规定的灭火剂量。高速率喷射（HRD）系统使用敞开式端管能在 1.35 秒钟内释放出给定量的 CO_2 灭火剂。建议在具有高速气流的舱内使用 HRD 系统而不使用多孔管系统，因为高速率喷射系统可以更有效地提供所需的喷射速率。试验表明，只要排放口正确设置，通过敞开式端管口分配系统的无限制释放，可以完全达到充分的分配。虽然上面给定的喷射时间是符合要求的，但减少喷射时间（低于规定时间）会提高系统的效率。但是，还应当考虑到排出积存的可燃物、驱散可燃物蒸气、冷却及消除火源所需的时间，以确保维持最低的灭火剂浓度足够长的时间，以防止可燃物再次点燃。

(2)对每一旋翼航空器，应对能实现灭火功能的各种可能的贮存器和管道构型进行检查，以获得最佳灭火效果。灭火系统通常分为两种布置形式：

(a)中心系统

灭火瓶处于中心位置，能够集中供应灭火剂，并将灭火剂通过阀门和灭火管路单独地向各个被保护区喷射灭火剂。

(b)独立系统

能够向每个保护区单独提供灭火剂。

(3)应在充分识别出需要覆盖的危险区情况下选择分配系统。分配器系统（即由中心歧管管路单独供给灭火剂的喷射嘴）是最有效的。然而，就重量、制造复杂性以及所保护的危险区类型而言，该系统不及回路或环形系统（即在一个分配管路上钻小孔，回路由一端供给灭火剂，而环形系统则由连续循环回路上一点供给灭火剂）使用方便。对于高速率喷射系统，建议使用敞开式供给管路。在高速空气流动区域，排放口应尽

可能位于气流上游，直接穿过空气流喷射并稍微向下形成螺旋形的喷雾形式。在低速气流或可以忽略空气流动的区域，排放口的位置并不重要，但建议设置在该区域的中心顶部，使灭火剂直接向下喷射。

(4)在常规CO_2系统中，方向阀的上游所有管路应具有27600帕(4000磅/英寸^2)的爆破压力，对于敞开式管路，应具有13800千帕(2000磅/英寸^2)的爆破压力。应注意保证分配管中的所有阀和(或)设备有一个合适的流速。应对接头、T形连接件的膨胀等进行检查，以保证管路下游不存在超过150%的入流面积，130%的入流面积被认为是最安全的目标值；如果存在过度膨胀，将可能出现积雪并堵塞管路。由于贮存压力较高，常规CO_2系统的小孔面积的变化像用系统流动损失控制流动一样，所起的作用较小。由此，15.24米(50英尺)或小于15.24米的分配系统可以由下列系数进行计算：

(a)灭火剂供给管道最小截面积=142.2毫米^2/(CO_2)千克/秒(0.10英寸^2/(CO_2)磅/秒)；

(b)孔口面积(多孔管面积之和)=102.4毫米^2/(CO_2)千克/秒(0.072英寸^2/(CO_2)磅/秒)(等效管道面积的72%)；

(c)最小孔口(多孔管的单一小孔)直径尺寸=1.6毫米(1/16英寸)。

(5)与装纯CO_2的系统相比，低压系统(例如“CB”和CH_3Br)中，管道和接头损失对喷射速率和分配方面有更大的影响。关于配对管道尺寸的内径(I.D)，应考虑采用小内径的AN管接头设计，可以采用超压下降容限、加大这些接头或制造特殊接头来实现。但是在合理的管道长度内，应以相对合适的精度来使用面积系数(按照这些系数设计的系统，尤其是复杂的设计，应详细地进行喷射和分配时间试验或分析)。这些面积如下：

(a)灭火剂供给管道最小截面积=99.6毫米^2/(灭火剂)千克/秒(0.07英寸^2/(灭火剂)磅/秒)；

(b)孔口面积(多孔管面积之和)=71.1毫米^2/(灭火剂)千克/秒(0.05英寸^2/(灭火剂)磅/秒)(等效管道面积的72%)；

(c)最小孔口(多孔管的单个小孔)直径尺寸=0.8毫米(1/32英寸)。

(6)对于各种类型的高速率喷射系统，其灭火剂供给管的横截面积取决于所预期的速率和系统容积。供给管的最小直径由所需要的速率确定，

供给管的最大直径则由需要保持的系统最小容积来确定。特别在系统中推进气体压缩到 2760 千帕（400 磅/英寸^2）情况下，容积效率应至少是 0.5，即系统中推进气体的初始容积应至少是整个系统容积（包括灭火剂容器的体积在内）的 1/2。对于高速率喷射系统，建议采用敞开式供给管路，不需要喷嘴或一系列钻孔。只要排放口设置正确，易挥发的液态灭火剂以及 CO_2 就可以通过无限制释放达到充分的分配。任何这样的系统都应仔细地进行喷射时间、分配时间和最小浓度试验。

(7) 根据基本定义，如果灭火剂的分配是灭火剂同时填满舱的各个部位并稀释进入的空气，则系统应是有效的。应注意在空气入口处，典型高速气流舱比常规的低速气流区需要喷射更大比例的总灭火剂量。灭火系统对任何一个动力装置的一次喷射，应在各个部位同时释放。高速率喷射系统原理是通过快速喷射灭火剂来更快地达到灭火所需的浓度，相应地，进入空气对灭火剂的消散或稀释时间也更短。灭火所需的这种临界浓度的持续时间，与常规系统相同。

(8) 对于高速率喷射系统，建议灭火剂供给管路要尽可能短，要求储存灭火剂的容器切实靠近被保护的危险区。灭火剂供给管路应是直通的，接头和转弯越少越好。膨胀和约束对喷射速率有不利影响，可能出现的情况是：在上升管长或上下变化多或方向改变的供给管道中，大量的推进气体可能使液态灭火剂超压，这样会减小喷射速率并使喷射不连续和无效。在无法避免采用这样的接头、方向变化和垂直上升太长时，可能需要用增加灭火剂的形式进行补偿。对于常规的系统，没有详细的系统构型建议，但是上述对高速率喷射系统构型的建议可能适用于所有灭火系统。

(9) 对加热器灭火系统应配置一个固定的“一次喷射的”灭火器系统，以便能在燃烧室里灭火。如果在加热器和燃烧室周围区域包含有潜在燃烧物泄漏的部件，则对该区域同样必须加以保护。在座舱空气通道内不需要灭火系统。

AC 29.1197 灭火剂

1. 条款要求解析/规章安全意图

1.1 第 29.1197 条(a)款

第29.1197条(a)款要求在旋翼航空器灭火系统中使用的灭火剂必须能够扑灭系统安装区域内的任何火灾。灭火剂必须在安装的环境条件下能够长期储存，并保持其有效性。

1.2 第29.1197条(b)款

第29.1197条(b)款要求如果使用有毒灭火剂，必须确定液体蒸发的有害浓度水平，并且必须表明这种浓度水平的蒸汽不可能进入任何乘员舱。

2. 可接受的符合性方法

满足第29.1197条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、试验室试验和飞行试验。

(1)灭火系统应采用充足的惰性灭火剂来稀释舱内或进入舱内的所有空气，以使其不能助燃。灭火过程持续时间必须足以熄灭任何存在的火焰。当舱内充满灭火剂，并且有新鲜空气进入舱内时，应在灭火剂释放前将进入的空气切断或者把灭火剂排入空气中使其变成惰性气体（最好是前者）或者应增加灭火剂的剂量来抵消进入的气流。

(2)有许多种在已有航空器上使用过的灭火剂，表AC 29.1197-1给出了一些灭火剂及其它们的优缺点。

(3)灭火剂不得受其贮存舱内极端温度的影响。

(4)必须通过试验表明，在旋翼航空器飞行或地面正常运行期间，系统泄漏或启动引起的有毒液体或蒸汽不会进入乘员舱。试验应将整个灭火系统或其模型安装在航空器上，包括分配管和排放口。试验应在真实或模拟的巡航飞行条件下进行。应进行系统喷射，并通过合适的方法测量灭火剂的浓度来表明其符合性。如果通过指定火区灭火试验证明灭火剂的浓度和持续时间对人体是安全的，也是可以接受的方法。

表AC 29.1197-1 灭火剂性能比较

灭火剂	优点	缺点
二氧化碳 CO_2	从毒性和腐蚀危害来看，此种灭火剂的使用是最安全的。	大量的CO_2气体喷入乘员舱，可导致乘员思维模糊或窒息；CO_2气体压力随着温度的变化产生极大的变化，这就要求使用比溴甲烷所需容器更坚固的容器（更重）

溴甲烷 CH_3Br	与同等质量的CO_2相比，灭火效用更高，要达到同等效果，此灭火剂只需约 80% CO_2的重量。 与CO_2相比，蒸汽压力变化小。对于低压情况，只需较轻的容器。 在潜在的火区之外，在溴甲烷系统中使用经处理的镁合金是可以接受的。	比CO_2毒性更大，对人体有影响，不应用作有害时间浓度物质可能进入人员舱区域的灭火剂。 由于溴甲烷存在严重腐蚀和自燃着火的可能性，不应在系统中使用铝合金材料。溴甲烷会迅速地腐蚀铝、镁和锌。 对管路系统应及时通风，并在每次喷射后排空管中的残余溴甲烷。 必须在灭火器制造厂或贮存库由经过专门训练的人员对容器重新进行填充。
氯溴甲烷 （“CB”） CH_2BrCl	低蒸汽压化合物——在21.1℃（70℉）下，压力为20.7kPa（3磅/英寸^2），是较为有效的灭火剂之一。	燃烧时有毒。
二溴氟甲烷 CF_2Br_2	低蒸汽压化合物——在21.1℃（70℉）下，压力为96.5kPa （14 磅/英寸^2），是较为有效的灭火剂之一。 不腐蚀铝、钢和黄铜（铜锌合金）。	燃烧时毒性很大。
溴代氟甲烷 CF_3Br	较为有效的灭火剂之一。 在自然状态下和燃烧时毒性较低。 不会腐蚀铝、钢和黄铜。	高蒸汽压化合物——在 21.1℃（70℉）下，压力为 1517kPa（220 磅/英寸^2）。 除CO_2 外，是燃烧状态下毒性最低的灭火剂之一。
氮气 N_2	如果提供使用N_2的燃油箱惰性气体系统，可以考虑采用N_2作为灭火剂。N_2的冷却效果不如CF_3Br。	是所要求的常规灭火剂的剂量和喷射速率的 3～4 倍。

注：以上所列各种灭火剂的相对效率主要受使用系统的类型、高速率喷射或常规速率喷射的影响；还受分配方法、敞开式端部出口、喷嘴或喷射环以及空气流动条件的影响。

AC 29.1199 灭火瓶

1. 条款要求解析/规章安全意图

第 29.1199 条给出了对灭火瓶的要求。灭火瓶既受排放灭火剂时高的内压作用，同时还受外部环境温度变化范围大的影响。因此灭火瓶必须适当地加以保护，以防止这些外部因素对系统工作产生任何不利的影响。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.1199 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、飞行试验和设备鉴定。

(1)每个灭火瓶必须装有释压阀，该阀门将在压力低于灭火瓶的爆破压力时打开。释压阀的管路必须予以设置和加以防护，使其不可能被灰尘、冰或其它污染物堵塞。应通过试验证实灭火瓶爆破压力和释压阀开启压力的限制值。满足 MIL-C-22284《CF_3Br 甲烷飞机灭火系统容器》要求的灭火瓶是可接受的。

(2)灭火瓶的设置应使压力监控装置易于观察，以确定灭火瓶是否已喷射或其充填压力是否低于最小工作压力。灭火瓶的数量和尺寸，应当根据预定舱室灭火时所需的灭火剂浓度和持续时间的要求确定。灭火剂供给瓶和流速控制阀尽量不要设置在火区内。

(3)安装灭火瓶和固定喷射管的支架，应设计成能够承受由于喷射或施加任何其它载荷系数时可能经受的所有反作用载荷。

(4)灭火瓶应加以保护，以使其不受对灭火系统工作起不利作用的极端温差的影响。灭火剂容器应经“过冬处理”以便在极端温度条件使用，或者安放在免受极端温度影响的旋翼航空器内。未经“过冬处理”的二氧化碳瓶的安全温度限制大约是-18℃（0℉）到 60℃（140℉）。“CB”和 CH_3Br 瓶的安全温度限制大约是-54℃（-65℉）到 93℃（200℉）。子弹形起爆管具有不同的寿命和温度限制，应与制造厂商联系获取安装和

储存温度方面的最新适用资料。灭火瓶在航空器内的位置应考虑这些温度限制。

AC 29.1201 灭火系统材料

1. 条款要求解析/规章安全意图

1.1 第 29.1201 条(a)款

第 29.1201 条(a)款要求选择灭火系统材料时应考虑其与灭火剂之间是否存在化学反应。如果存在任何不相容性，则由此不相容性产生的挥发物或有毒蒸汽或烟雾不能引发助长火势或使乘客、机组人员或其他人员受到伤害的危险。

1.2 第 29.1201 条(b)款

第 29.1201 条(b)款要求动力舱内的每个灭火部件必须是防火的，以保证灭火系统能在舱内着火情况下正常工作。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.1201 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、分析/计算和试验室试验。

2.1 第 29.1201 条(a)款符合性方法

为了符合第 29.1201 条(a)款要求，可以通过分析、试验或两者组合进行验证。由申请方提供的合格审定数据单应包含灭火剂和灭火系统中其它材料的化学成分清单。这些数据还应表明，当其组合使用时，这些材料的化学反应（如果有的话）不会产生危险。当存在化合物且两个不同的化合物组合使用，其化学反应无法预料时，可能需要真实的试验来确定潜在的危险。

2.2 第 29.1201 条(b)款符合性方法

为了符合第 29.1201 条(b)款要求，可以通过分析、试验或其两者的组合，来验证位于发动机舱内的所有灭火部件符合防火要求。

AC 29.1203 火警探测系统

1. 条款要求解析/规章安全意图

第 29.1203 条要求在以涡轮发动机为动力的旋翼航空器和以活塞式发动机为动力的 A 类旋翼航空器以及以气缸容量大于 14.8 升（900 立方英寸）的活塞式发动机为动力的 B 类旋翼航空器上，必须装有火警探测

系统，还规定了火警探测器的材料、安装和工作要求，以保证迅速探测到火区和其它指定区域的火警。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.1203 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、试验室试验、飞行试验、工程符合性检查和设备鉴定。

(1) 火警探测器系统应设计成在探测火警方面具有最高的可靠度，而不发出假警报。它最好仅对火警作出响应且不可能发生具有较小危险的误报。发动机超温、无害排气漏泄以及引气漏泄，都不应当由火警探测系统指示。火警探测器应当专供要求立即采取措施的情况使用，例如发动机停车或灭火等。普遍使用的火警探测程序系统一般有三种类型：

(a) 手动系统。这种系统利用警告灯向驾驶员告警，然后驾驶员按照预先规定的驾驶舱程序采取防范措施。对于时间相差几秒钟无关紧要的危险，手动系统是合适的。

(b) 半自动系统。当旋翼航空器比较复杂，以至于应急操作程序超出驾驶员的合理想象。在此情况下，应当把心理因素与事件的复杂性进行比较，并且应设置“紧急开关”来综合多个程序功能，以便降低对驾驶员的思维要求。对于那些需要告警的危险，可以通过这种设计赢得采取措施的时间。

(c) 自动系统。这种系统的探测器自动采取适当的防范措施，并同时向驾驶员告警。对这样的系统应当进行仔细的评定，以保证系统的优点确实胜过其缺点和潜在故障。

(2) 火警或危险火况可以借助于多种不同的现有技术探测出来，现将部分可用的探测器列举如下：

(a) 辐射敏感探测器。

(b) 温升比探测器。

(c) 过热探测器。

(d) 烟雾探测器。

(e) 一氧化碳探测器。

(f) 燃烧混合物探测器。

(g) 纤维视觉探测器。

(h) 紫外线探测器。

(i) 机组或旅客的观测监视。

(3) 在旋翼航空器上，最好有一个包括几种不同类型探测器的探测系统。在着火后不久现场材料就发生明火燃烧的区域（例如在动力装置附属段），辐射敏感探测器最为有效。温升比探测器比较适合于那些环境温度较低且温升比也较小的舱，这些地方发生火灾后将会产生较高的温差且温度迅速升高。应当注意，在某些情况下，在相当长的时间间隔内温度升高比较缓慢时，采用温升比探测器可能探测不到发生的火灾。在温度超过预先设定值就指示发生危险的地方，应当采用过热探测器。烟雾探测器适用于空气流动较小的区域，这些地方的材料可能燃烧得缓慢，或燃烧冒烟。纤维视觉探测器可以用于目视观察火焰或烟雾的存在。用于快速探测火警的三种主要探测器是辐射敏感探测器、温升比探测器和过热探测器。辐射敏感探测器基本上是“容积”式的，它可在一个目视空间内感受火焰。过热探测器有“连续式”或“单元式”两种类型。

(4) 探测器系统应当:

(a) 在着火后 15 秒钟内作出指示，并表明着火位置在哪个发动机舱。

(b) 在整个着火期间保持工作状态。

(c) 火焰熄灭时给出指示。

(d) 复燃时给出指示。

(e) 它本身不助长或增加任何其它潜在危险。

(f) 在任何飞行或地面运行条件下不产生虚假告警。

火警探测器的虚假指示可能明显地增加机组人员的工作负荷，降低机组人员的工作效率或降低安全裕度，因此将其归类为重大故障状态。因此，应根据火警探测器系统的概率估算和使用经验，表明火警探测器这样虚假的指示是不可能的。如果不能表明火警探测系统出现虚假指示的概率是不可能的，则应提供确定火警指示有效性的辅助措施。

(5) 火警探测系统的附加特性如下:

(a) 应有措施使机组人员在驾驶舱能检查该系统的工作。

(b) 探测器组件应在结构上牢固，能够经受维修装卸，能够在燃油、滑油、灰尘、水、清洁剂、极端温度、振动、含盐空气、霉菌以及高空等工作环境下工作。同时，它们应当重量轻、体积小、结构紧凑、易于适应所预期的安装位置。

(c) 火警探测系统应使用旋翼航空器上电气系统的电源进行工作，无需转换器。除指示着火或使用监控系统外，其电路电流应要求最小的电流。

(d) 固定温度式火警探测器最好应把触发温度设置成高于最大安全环境温度以上 33.7℃（100℉）至 65.6℃（150℉），在通常会出现极端高温升比的舱室中，还可以把温度调得更高一些。

(e) 安装在火区内部的火警探测器系统部件应是耐火的。

(f) 每套火警探测器系统应能打开着火位置指示灯。如果使用火警告警灯，则它们必须处于驾驶员的正常视野之内。

(g) 两台或两台以上的发动机不应依赖于某一套探测器的电路。共有的区域探测设备的安装使探测系统无法区分发动机系统，可能迫使关闭一台以上发动机。

(6) 火警探测系统的探测部分不应延伸到视界区之外而进入另一火区。除辐射敏感探测器外，探测器应当安置在通风空气离开舱室的位置。如果采用回流式冷却系统，则探测器应当安装在空中和地面工作条件下的出口位置。应当避开空气不流动的空间，通风空气的出口数量应保持最少。还必须考虑第 29.1187 条(e)款的通风要求。遵循这些建议可以获得最少数量探测器的有效位置，同时又保证迅速探测到在这些区域内所发生的火灾。辐射敏感探测器应当安装在舱室内能立即感受火焰的位置。

(7) 在指定火区、燃烧室、涡轮以及涡轮系统的尾喷管段，必须安装火警探测器。

(a) 发动机动力部分（燃烧室、涡轮和尾喷管）：该区的特点在于危险部位可以预测，容易正确确定探测器的位置。建议可达范围包括任何通风空气出口以及预计存在燃料泄漏的中间检查点。

(b) 压气机舱：该区通常空气流速较低，是着火可能性很大的区域。当没有采用辐射敏感探测器时，在空气出口探测会提供最佳的保护；只有在预料到会发生特定危险时，探测器放在中间位置才是有价值的。

(c) 前端附件舱：此舱设备很多，有可能作为一个火区，它狭窄的范围允许在出口有一个或多个探测器的充分覆盖。

(d)加热器探测器的位置：在加热器的热空气管道下游应当安装过热探测器。如果加热器燃油系统或排气系统的构型有可能造成火灾危险，则加热器周围的舱室也应当作为可能的火区进行审查。

(e)辅助动力装置探测器的位置：燃烧驱动的辅助动力装置的使用会产生另一组典型的发动机舱，这些舱可按上述定义和处理。有些辅助动力装置用防火材料罩住，使这些舱仅处在防火罩的范围之内。然而，它们仍然属于火区，并必须有一套火警探测系统。

AC 29.1301 功能和安装

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款是CCAR-29部F分部总则性条款，原则上适用于每一项机载设备，包括选装设备和必装设备。但是需要强调的是，对于特定设备如果有条款规定了其明确的功能、性能要求，那么该专用条款要求将优先于本总则性条款，即使本总则性条款也是适用的，也应使用专用条款来评定相关机载设备的符合性，而不是使用本总则性条款。此外，对本总则性条款的解释不可用来降低或提高专用条款的要求。

1.1 第29.1301条(a)款

第29.1301条(a)款要求，拟装机设备的种类、功能、性能应与预期功能相适应，对于预期功能的定义应是准确、可靠、现实和可接受的。

拟装机设备的种类和设计应能满足旋翼航空器在预期运行条件下的功能、性能需求。首先，应当确定旋翼航空器所有的预期运行条件（例如VFR、IFR、预期结冰条件下飞行、高原、高寒等），然后根据运行条件确定适用适航规章和运行规章所要求的设备，此类设备的预期功能是明确的，依照规章要求进行设备的功能确认和验证。对于安全运行不重要或为提升安全运行水平而加装的设备，如果适航规章和运行规章中没有给出明确的功能要求，申请人应当向审查代表详细说明设备的预期功能性能要求。

根据本条款内容，对本条款的验证要求包括：设备实现的功能、性能符合航空器对设备功能的需求；设备的功能在航空器定义的所有预期使用环境下均可实现；设备的设计应当匹配航空器对设备安全性、可靠性的要求。

1.2 第29.1301条(b)款

第 29.1301 条(b)款要求每项机载设备都应当具有适当的标牌，通常包括下述要素或这些要素的适用组合:

(1)准确反映其功能的设备名称;

(2)与设计图纸一致的设备型号/件号;

(3)适用的环境条件类别（使用限制）;

(4)设备制造商相关信息;

(5)设备合格审定依据，如 CTSO 编号等;

(6)设备制造序列号;

(7)其它。

设备标牌除了应包含足够的内容要素以能够支撑有效判别机上设备外，设备标牌的安装还应符合下列要求:

(1)标牌信息应清晰可辨，且不易擦去、走样和模糊;

(2)标牌在设备上的固定是可靠的、不易掉落，或者标牌信息直接标记在设备壳体上也是可接受的。

1.3 第 29.1301 条(c)款

每项机载设备应当按照对其规定的限制要求进行安装。对于设备安装限制要求，一般来自设备制造厂商的设备安装和使用手册。另外，部分咨询通告（例如 AC 29 MG 1）中包含了评定特定系统/设备正常功能的准则。因此，应按照设备制造厂商提供的设备安装和使用手册或相关咨询通告的要求进行设备安装设计，且设备安装的结果不可超过对其规定的安装限制要求。

通常对设备在机上的安装限制基于下述因素考虑产生:

(1)设备的预期运行环境要求;

(2)设备与机上其他设备或机体结构间交联的接口设计要求;

(3)基于设备工作原理或设计要求确定的安装限制;

(4)其它。

1.4 第 29.1301 条(d)款

每项机载设备在机上安装后应功能正常。

设备装机后功能正常与否，除了与设备本身有关外，通常还跟航空器上与其交联的其他设备或结构件有关，因此需要综合考虑验证，包括设备在交联设备正常工作情况下、非正常工作情况下的功能验证，以及

各种故障状态的模拟验证。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.1301 条要求可接受的符合性方法包括：设计评审、试验室试验、地面试验、飞行试验、工程符合性检查和设备鉴定等验证方法。

2.1 第 29.1301 条(a)款的符合性方法

(1)设计评审

通过说明文件阐述旋翼航空器类型、运行规则和预期运行环境，以及说明对应确定的航空器各系统构型、设备组成、设备预期实现的功能、技术参数等，列出相关设计图纸清单，说明机载设备的种类、组成、功能与规章条款要求和申请人申明的预期功能相适应，可以满足航空器对设备功能的需求。

(2)试验室试验

通过试验室试验，例如设备接口验证试验、功能/性能试验、功能逻辑验证试验等，表明设备符合预期功能。

(3)设备鉴定

通过设备合格证明文件表明设备已完成合格鉴定，表明设备功能、性能在航空器所有预期使用环境下均能满足预期要求。设备合格证明文件可包括但不限于设备鉴定报告、设备设计和性能声明、设备试验室试验大纲与报告、设备环境鉴定试验大纲与报告、设备软件符合性验证资料、设备复杂电子硬件符合性验证资料。

对于设备在所有使用环境下均可实现其功能的验证，首先按照航空器定义的预期使用环境和设备在航空器内安装的区域确定设备的预期使用环境，然后按照《机载设备环境条件和试验程序》（RTCA DO-160）或局方可接受的其他符合性方法完成设备环境鉴定试验。

对于已经完成环境鉴定试验的设备，如果试验条件不能覆盖设备的预期使用环境要求，则需要补充进行相关的环境鉴定试验。

对于采用软件实现其功能的设备，应按照《机载系统和设备合格审定中的软件考虑》（RTCA DO-178）或局方可接受的其他符合性方法完成设备软件的开发和验证。

对于包含有复杂电子硬件的设备，应按照《机载电子硬件设计保证指南》（RTCA DO-254）或局方可接受的其他符合性方法完成设备复杂电子硬件的开发和验证。

2.2 第 29.1301 条(b)款的符合性方法

(1)设计评审

通过说明文件表明每项机载设备均具有标牌，且标牌的设置满足:

(a)设备标牌包含的要素信息是适宜的，足以对设备进行有效判别，或了解其用途、使用限制等必要信息;

(b)设备标牌的固定方式是可靠、不易掉落的;

(c)设备标牌标记方式可以使标牌信息清晰可辨、不易擦去、走样或模糊。

(2)工程符合性检查

通过工程符合性检查，验证:

(a)设备设置了标牌，且标牌内容与设计相符;

(b)设备标牌信息清晰可辨、不易擦去、走样或模糊;

(c)设备标牌固定方式可靠。

2.3 第 29.1301 条(c)款的符合性方法

(1)设计评审

通过说明文件说明设备的安装限制要求，以及设备的安装符合安装限制要求的方法，例如设备安装技术条件。

(2)工程符合性检查

通过工程符合性检查，确认设备的安装结果符合安装限制要求。

2.4 第 29.1301 条(d)款的符合性方法

(1)地面试验

设备装机后，通过地面试验，例如系统/设备地面通电检查试验、全机地面电磁兼容试验、液压系统试验、音响系统地面交联试验、系统故障模拟验证试验等，以验证设备装机后功能正常，且不影响其他装机系统/设备的正常工作。

(2)飞行试验

通过飞行试验，验证设备装机后在航空器所有运行状态或模式下均功能正常，且不影响其他装机系统/设备正常工作。

AC 29.1303 飞行和导航仪表

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款列出了运输类旋翼航空器按 VFR 合格审定所要求的最小数量飞行和导航仪表。飞行和导航仪表必须能在航空器所有运行范围内提供可靠的飞行和导航参考数据供驾驶员使用，确保驾驶员可以作出正确的判断并及时做出响应，以达到安全操控旋翼航空器的目的。

(1)本条款所列仪表可分为飞行仪表和导航仪表，其中飞行仪表包含：空速表、敏感型高度表、大气温度表、不倾倒陀螺倾斜/俯仰指示器、带有侧滑指示器（转弯倾斜仪）的陀螺转弯仪、升降速度表（垂直速度），其余仪表均为导航仪表。

(2)对飞行和导航仪表的安装要求，除了满足本条款要求外，还应参考的其他条款要求有：第 29.1321 条“布局和可见度”、第 29.1331 条“使用能源的仪表”、第 29.1333 条“仪表系统”。

(3)旋翼航空器在 IMC 下飞行，主要飞行参数（姿态、高度和空速）的丧失或错误指示被认为是一种灾难性故障。对于按 IFR 合格审定的旋翼航空器还应满足 CCAR-29 部附件 B 的Ⅷ(a)和Ⅷ(b)规定的飞行和导航仪表要求和其他要求。

(4)各仪表的其他符合性要求，例如为保证飞行安全所需的最低性能标准和质量标准，可参考对应适用的 CTSO 标准。但符合 CTSO 标准的要求，并不表明即完全符合 CCAR-29 部规章的装机要求，还应考虑其他相关条款的装机要求，例如第 29.1323、29.1325、29.1327、29.1335、29.1381、29.1543、29.1545、29.1547 条和 CCAR-29 部附件 B 的Ⅷ(a)和Ⅷ(b)。

(5)第 29.1303 条(g)款(1)项规定了旋翼航空器第三套姿态仪表系统的最低使用要求：姿态仪表系统应能在航空器机头上仰/下俯 80° 和左/右横滚 120° 范围内快速、精确地向驾驶员给出有效姿态角指示，以使驾驶员能随时确定航空器当前飞行姿态。

上述要求也适用于安装在航空器上的其他所有姿态仪表系统，比如第 29.1303 条(f)款规定的不倾倒陀螺倾斜俯仰指示器。不能满足最低使用要求的姿态系统会向飞行员提供误导性信息。

姿态仪表系统满足相关 CTSO 标准要求并不能确保满足本条款规定的最低使用要求。如果姿态仪表系统在进行设备鉴定验证时未覆盖本条款规定的最低使用要求，则需要补充进行试验室试验验证在上仰/下俯 80° 和左/右横滚 120° 范围内均能快速、精确地给出有效姿态角指示。

对于第三套仪表系统还应考虑满足第 29.1303 条(g)款供电、安装、独立性和可视性等要求。对于运输类旋翼航空器，在装有满足上述条件的第三姿态仪表系统时可不安装陀螺转弯仪，仅安装侧滑指示器也是可接受的。

(6)为提升 A 类旋翼航空器的安全水平，减少驾驶员无意中超速飞行概率，第 29.1303 条(a)款和(j)款对 A 类旋翼航空器提出了空速表指示最大允许空速和速度告警装置的要求，并给出了明确的超速告警判断条件和有效性的要求。

如果最大允许空速随航空器重量、飞行高度、大气温度和旋翼转速等因素变化而变化，同时为减轻驾驶员计算 V_{NE} 的负担，降低驾驶员错误计算 V_{NE} 概率，提升安全水平，条款要求空速表最大允许空速指示和速度告警装置必须能表明这种变化，同时在旋翼航空器飞行手册中应以表格、图形、告示或其他方式给出这种变化关系的说明。

为保证超速告警的有效性，超速告警触发时必须向驾驶员发出有效的听觉告警，并且应明显区别于其他用途的听觉告警。同时，为避免产生过多的扰人超速告警，应考虑设置适宜的超速告警下限速度值。

速度告警装置应在航空器被批准的高度和温度全范围内均工作正常。

B 类旋翼航空器和在超速状态下具有明确的、不会引起驾驶员误解的超速告警提示（例如航空器异常振动）的 A 类旋翼航空器，可不适用该要求。

(7)在第 91.403、91.405、91.407、135.167 条等运行规章条款中给出了不同运行规则条件下的仪表设备要求。因此，在进行符合性验证确认时，应基于航空器运行类型适当考虑相关运行规章条款的符合性，确保航空器仪表构型、仪表的功能和性能满足运行要求。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.1303 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、分析/计算、试验室试验、地面试验和飞行试验。

2.1 第 29.1303 条(a)、(j)款的符合性方法

(1)设计评审

通过说明文件阐述旋翼航空器类型，确定第 29.1303 条(a)、(j)款

要求的适用性，并说明空速表和速度告警装置的装机情况。

(a)对于B类旋翼航空器和在超速状态下具有明确的、不会引起驾驶员误解的超速告警提示的A类旋翼航空器，仅需要安装空速表，最大允许空速指示和速度告警装置安装要求可以不适用。

(b)对于在超速状态下不能给出明确的、不会引起驾驶员误解的超速告警提示的A类旋翼航空器，通过说明文件表明:

(i)航空器上装有可以指示最大允许空速的空速表。如果最大允许空速随航空器重量、飞行高度、大气温度和旋翼转速等要素变化而变化，则空速表应可以表征该关系曲线，并且旋翼航空器飞行手册中应通过表格、图形或者其他方法说明该变化关系曲线。

(ii)航空器上装有速度告警装置，并且说明速度告警装置的告警方式和触发逻辑符合条款要求。

(2)试验室试验

如果航空器对应于本AC的第2.1节(1)(b)条所述类型，通过试验室试验验证:

(a)空速表可以正确指示最大允许空速；如果最大允许空速随航空器重量、飞行高度、大气温度和旋翼转速等变化，空速表指示最大允许空速可以表征该关系曲线；空速表最大允许空速标记指示正确。

(b)速度告警装置超速触发逻辑（超速告警触发条件和解除条件）符合条款要求和设计需求，当速度超过V_{NE}+5.56千米/小时（3节）时，告警即触发，并发出有效的超速听觉告警；当速度小于告警下限速度值时，告警即解除。

(3)地面试验

如果空速表和速度告警装置功能在试验室条件下验证困难，可通过机上地面试验验证:

(a)空速表可以正确指示最大允许空速;

(b)速度告警装置超速触发逻辑（超速告警触发条件和解除条件）符合条款要求和设计需求，当速度超过V_{NE}+5.56千米/小时（3节）时，告警即触发，并发出有效的超速听觉告警；当速度小于告警下限速度值时，告警即解除。

(4)飞行试验

进行飞行试验，通过驾驶员评述表明:

(a)空速表工作正常，最大允许空速指示有效;

(b)如果最大允许空速随航空器重量、飞行高度、大气温度和旋翼转速变化而变化，空速表可以表征该变化;

(c)速度告警装置工作正常，在速度达到告警触发条件时即可触发告警，发出有效的超速听觉告警，且与其他听觉告警能够明显区分，不易混淆;

(d)超速告警触发逻辑有效，超速告警触发、解除的速度门限阀值设置合理，不会产生过多扰人告警。

2.2 第29.1303条(b)、(c)、(d)、(e)、(h)、(i)款的符合性方法

(1)设计评审

通过说明文件表明航空器上安装有本条款规定的高度表、磁航向指示器、带秒针时钟或显示时、分、秒的数字式时钟、大气温度表、陀螺航向指示器。

2.3 第29.1303条(f)款的符合性方法

(1)设计评审

通过说明文件表明机上安装有符合本条款要求的姿态指示器。

(2)试验室试验

如果第29.1303条(f)款规定的姿态指示器在进行设备鉴定验证时未覆盖本条款规定的最低使用要求，则需要补充进行试验室试验验证姿态指示器在上仰80°/下俯80°和左/右横滚120°范围内均能快速、精确地给出有效姿态角指示。

2.4 第29.1303条(g)款的符合性方法

如果第29.1303条(g)款要求适用，通过设计评审、分析/计算、试验室试验、地面试验和飞行试验表明对该款要求的符合性。

(1)设计评审

(a)阐述第三套姿态仪表系统的设计原理和电气接口，表明第三套姿态仪表系统与其他姿态指示系统之间是相互独立的，由独立于机上主发电系统之外的电源供电，在主发电系统全部失效后，无需驾驶员进行选择操作即可继续正常工作。

(b)阐述第三套姿态仪表系统在机上的安装和布局，表明可以满足任一驾驶员在其工作位置上即可具有对第三套姿态仪表良好的可视性和参

数可读性。

(2)分析/计算

通过电气负载分析，表明从设计上可以满足在机上发电系统全部失效后，第三套姿态仪表系统仍能连续可靠工作至少 30 分钟的要求。

(3)试验室试验

第三套姿态仪表系统满足相关 CTSO 标准要求并不能确保满足第 29.1303 条(g)款(1)项要求。如果第三套姿态仪表系统在进行设备鉴定验证时未覆盖本条款要求的姿态系统最低使用要求，需要补充进行试验室试验验证第三套姿态仪表系统在上仰/下俯 80° 和左/右横滚 120° 范围内都能快速、精确地给出有效姿态角指示。

(4)地面试验

通过地面试验验证:

(a)模拟机上发电系统全部失效后，第三套姿态仪表无需任何选择操作即可正常工作，且正常工作时间不少于 30 分钟。

(b)关闭机上其它姿态指示系统电源或模拟其失效，第三套姿态仪表系统仍可正常给出有效指示。

(5)飞行试验

进行飞行试验，通过驾驶员评述表明在旋翼航空器所有预期照明条件下，第三套姿态仪表显示对任一驾驶员在其工作位均是清晰可见的，且不会增加驾驶员工作负担。

AC 29.1305 动力装置仪表

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款的安全意图是向机组提供飞行安全所必须动力装置仪表参数、状态指示以及故障告警提示，以支撑其安全操控旋翼航空器。

1.1 第 29.1305 条(a)款

本款规定了运输类旋翼航空器为保证飞行安全所需要的动力装置仪表。

(1)第 29.1305 条(a)款(1)项、(2)项、((5)项、(13)项适用于活塞发动机，要求安装以下仪表或提供等效指示:

(a)每台活塞发动机一个汽化器空气温度表。

(b)每台气冷式活塞发动机一个汽缸头温度表，或每台液冷式活塞发

动机一个冷却液温度表。

(c)每台高空活塞发动机一个进气压力表。

(d)每台活塞发动机一个转速表。

(2)第29.1305条(a)款(11)项、(12)项、(13)项、(15)项、(16)项、(17)项和(19)项适用于涡轮发动机，要求安装以下仪表或提供等效指示:

(a)每台涡轮发动机一个燃气温度表。

(b)每台涡轮发动机一个燃气涡轮转速表。

(c)每台涡轮发动机一个转速表。

(d)每台涡轮发动机一个自由涡轮转速表。

(e)每台涡轮发动机一个发动机功率指示器。

(f)每台涡轮发动机一个动力装置防冰系统功能指示器。

(3)本款第29.1305条(a)款(25)项、(26)项适用于要求有30秒和2分钟一台发动机不工作（OEI）功率状态的旋翼航空器，要求安装以下仪表或提供等效指示:

(a)必须有措施向驾驶员发出发动机处于OEI功率状态告警。

(b)必须提供一个OEI使用情况地面检查装置。

(4)本款第29.1305条(a)款(24)项适用于辅助动力装置（APU），要求如果APU燃气温度、滑油压力、涡轮转子转速超出限制范围会造成危险，则当超出该范围时，应有独立的指示器或告警提示驾驶员。

(5)本款第29.1305条(a)款(3)项、(4)项、(18)项、(20)项、(21)项、(22)项规定了燃油系统要求安装以下仪表或提供等效指示:

(a)每个燃油箱或者每组燃油箱一个燃油油量表。

(b)凡是用来向发动机供油的每个燃油箱都应有一个低燃油油量告警装置。

(c)燃油滤网或燃油滤脏污告警。

(d)防止燃油系统部件被冰堵塞的任何可选择或可控加温器功能状态指示器或告警。

(e)每台发动机一个独立的燃油压力表，除非向该发动机供油的燃油系统不使用任何在发生故障或失效情况下可能会对发动机燃油压力造成不利影响的燃油泵、燃油滤或其他部件。

(f)燃油泵失效告警（如已表明只有在发动机起动时才会用到燃油

泵，则燃油泵失效告警不是必须的）。

(6) 第 29.1305 条(a)款(6)项、(7)项、(8)项、(9)项、(10)项规定了滑油系统要求安装以下仪表或提供等效指示:

(a) 每个压力润滑减速器一个滑油压力表。

(b) 每个压力润滑减速器一个滑油压力告警装置，当滑油压力降到安全值以下时发出告警。

(c) 每个滑油箱和每个减速器均有滑油油量表（自主式润滑）。

(d) 每台发动机一个滑油温度表。

(e) 滑油温度警告装置，当每个具有滑油系统的主减速器（包括旋翼调相所必须的减速器）的滑油温度超出安全值时，发出告警提示，且主减滑油系统与发动机滑油系统的滑油温度警告信号相互独立。

(f) 每台涡轮发动机应有一个滑油滤网或滑油滤脏污指示器（如果滑油滤网或滑油滤没有旁路）。

(7) 第 29.1305 条(a)款(14)项规定了要求安装主旋翼转速仪表或提供等效指示。

(8) 第 29.1305 条(a)款(23)项适用于使用铁磁材料的旋翼传动系统和减速器，规定必须安装金属屑磁性探测器告警装置或提供等效指示。

(9) 本条款部分款项要求需要作进一步阐述说明，具体如下:

(a) 第 29.1305 条(a)款(4)项、(7)项、(10)项要求安装的燃油低燃油油量、减速器或传动装置滑油压力和滑油温度告警装置，采用一个仪表或等效指示器同时用作参数指示和告警功能是不可接受的，因为这类仪表或等效指示器不是主要仪表，驾驶员不会对其实时主动监控。

(b) 第 29.1305 条(a)款(4)项应该理解为对于向发动机供油的每个燃油箱或者每组燃油箱都应有一个低燃油油量告警，并且明确要求应在油箱中剩余 10 分钟可用燃油时即向飞行机组发出告警。10 分钟可用燃油不包括按第 29.959 条确定的不可用燃油。同时，燃油油量低告警装置应独立于正常的燃油油量指示系统。

(c) 第 29.1305 条(a)款(13)项要求如果发动机转速表与第 29.1305 条(a)款(14)项要求的旋翼转速表组合，则要求发动机转速表能够在航空器自转时能够指示旋翼转速。

(d) 第 29.1305 条(a)款(25)项要求对于有 30 秒和 2 分钟 OEI 功率状态的旋翼航空器，当进入 OEI 功率状态时必须有措施向驾驶员发出告警。

29.1143 条款规定了对于申请审定 30 秒 OEI 功率值的旋翼航空器，必须具有自动启动和操纵 30 秒 OEI 功率并防止任一发动机超过审定批准的 30 秒 OEI 功率值有关的发动机安装限制（比如扭矩、燃气温度、燃气发生器速度）的措施。在发动机限制范围内，进入 OEI 功率状态持续时间长短取决于机组。

增加 OEI 时间间隔告警和自动控制 30 秒 OEI 限制的目的是当一台发动机失效导致临界飞行状态时，机组可以不用主动实时监控发动机仪表。

(e) 第 29.1305 条 (a) 款 (26) 项要求对于有 30 秒和 2 分钟 OEI 功率状态的每台涡轮发动机，必须提供一个装置或者系统供地面维修人员使用，以确定是否应该进行维修或者检查。该装置或者系统必须能够自动记录并保存每次进入 30 秒和 2 分钟 OEI 功率状态的使用情况和持续时间，可以检索过往飞行进入 OEI 功率状态的历史数据，并且在飞行中不能复位，仅能由地面维护人员复位。在每次飞行前，能够检查装置或系统工作是否正常，检索确定过往飞行期间是否进入过 OEI 功率状态。

(10) 本款要求的仪表装置可以通过独立仪表的方式实现，也可以通过先进的综合显示系统来实现，如发动机戒备告警系统（ECAS）或综合仪表显示系统（IIDS）等。相对于传统设计动力装置仪表是相互独立的分立仪表或系统，综合显示系统将动力装置仪表、燃油油量指示器、告警系统都综合到一个单显示系统中，消除了彼此之间的独立性。

(a) 这种综合和由此引起的独立性降低会导致增加共因故障的可能性，应考虑是否存在多个甚至所有显示信息丧失或错误显示的故障模式，以确定最坏情况的严酷度。在确定其严酷度的同时，可以对设计进行评定，看是否满足有关设计保证的最低水平要求。

另外，有些综合显示系统由于显示空间限制，很难同时显示所有需要显示的信息，因此需要采用“翻页”显示的设计特征。此种设计特征必须考虑人为因素相关问题，并且表明在必要时能显示所需要的信息。

(b) 动力装置综合仪表显示系统必须在正常和应急两种情况下进行审查，以确认在两种情况下都是可接受的，必须能在预期的工作条件下完成其预定的功能，并且必须设计成在万一发生可能的故障或失效时能将危险减到最小。

(c) 必须表明动力装置综合仪表显示系统有适当的余度，以对其独立

性损失提供足够的补偿。但仅有余度也许还不能满足完整性要求。设计完整性要求应与系统失效或故障严酷度等级相匹配，包含硬件质量要求（含可靠性）和软件等级要求。对下列具体问题必须加以说明，以保证符合最低安全标准:

(i)必须确定最严重的危险等级。

(ii)必须表明针对确定的严酷度等级所采取的等效可靠性和软件设计保证。

(iii)告警系统必须具有自检测功能，以防止相关故障真实发生后却不能响应告警。

(iv)人为因素（参见第 29.1321 条和第 29.1322 条）。

(11)不论是安装独立的仪表，还是安装综合显示系统，都需要保证能够显示所需的动力装置系统相关参数信息，同时还需要考虑满足第 29.1321 条布局和可见度、第 29.1337 条动力装置仪表、第 29.1381 条仪表灯、第 29.1543 条仪表标记：总则、第 29.1549 条动力装置仪表、第 29.1551 条滑油油量指示器、第 29.1553 条燃油油量表的要求。

1.2 第 29.1305 条(b)款

本款是对 A 类旋翼航空器的动力装置仪表的要求。具体型号的动力装置仪表是否需满足 A 类的要求，应根据第 29.1 条来确定。

如果需要满足 A 类运输类旋翼航空器的要求，还应满足下列要求:

(1)每台发动机配备一个独立的滑油压力表和一个独立的滑油压力告警装置或所有发动机一个总告警装置，并有将单独告警电路与总告警装置分离的措施，以使驾驶员能够区分具体是哪一台发动机出现告警。

(2)每台发动机配备一个独立的燃油压力表和一个独立的燃油压力告警装置或所有发动机一个总告警装置，并有将单独告警电路与总告警装置分离的措施，以使驾驶员能够区分具体是哪一台发动机出现告警。

(3)配备火警指示器。

1.3 第 29.1305 条(c)款

本款是对 B 类旋翼航空器的动力装置仪表的要求，B 类旋翼航空器应满足下列要求:

(1)每台发动机一个独立的滑油压力表。

(2)每台发动机一个独立的燃油压力表。

(3)火警指示器（需要探测火警时）。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.1305 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、安全评估、试验室试验、地面试验和飞行试验。

2.1 第 29.1305 条(a)款符合性方法

(1)通过说明文件，表明：

(a)动力装置仪表构型与航空器类型和使用的发动机类型、数量相匹配，符合航空器需求和条款要求。

(b)动力装置仪表显示系统在预期工作条件下能完成其预定功能，设计完整性与系统最严酷失效或故障等级相匹配，并且正常和应急两种情况下都是可接受的。

(c)如果动力装置综合仪表显示系统采用“翻页”显示设计特征，必要时能显示所需要的信息，并从人为因素角度评估其可接受性。

(d)动力装置仪表告警系统或装置具有自检测能力。

(2)对于采用动力装置综合仪表显示系统，应进行安全性分析，充分考虑运行类别和不同飞行状态，尤其是独立性降低可能导致的多个甚至全部动力装置仪表参数指示丧失或错误指示的故障影响，确定动力装置综合仪表显示系统的严酷度和设计完整性要求。

对动力装置综合仪表显示系统进行安全性分析，应采取两步程序来确定是否具有足够的安全水平。第一步应确定综合仪表显示系统丧失所有显示信息或错误指示故障的严酷度等级。这一步通过功能危险分析（FHA）就能完成。严酷度评估必须是基于对这些参数指示丧失或错误指示影响最大的飞行状态的评估。第二步则应确定该系统的设计完整性要求至少与第一步评定的严酷度等级相当。

需要注意的是，在评价严酷度等级时应考虑运行类别为 A 类、B 类和仪表飞行规则（IFR）。对关键动力装置参数指示的需求会随运行类别的不同而变化，例如 A 类旋翼航空器单发运行时总是要求 OEI 参数信息。FHA 不仅应分析单个参数丧失和错误指示的影响，还应分析多个成组（包括全部）动力装置仪表参数丧失和错误指示的影响。可以通过一些措施或方法可以减轻失效和故障的影响，例如对认为是关键的参数提供备用显示等，以满足完整性要求。

(3)通过试验室试验，验证所有动力装置仪表参数指示和告警装置的有效性，试验验证项目包括但不限于如下:

(a)动力装置各仪表在全测量范围内可以正常工作，且指示正确。

(b)各告警装置功能正常且告警响应符合预期告警触发条件需求。

(4)通过地面试验,验证各动力装置仪表和告警装置在装机后功能正常，试验验证项目包括但不限于如下:

(a)动力装置仪表参数和状态指示工作正常。

(b)当发出低油面告警时，燃油箱剩余燃油量减去不可用燃油量不少于保证 10 分钟飞行的可用燃油量。

(c)对于使用 OEI 功率的发动机，验证能够在地面检索和读取 30 秒或 2 分钟 OEI 功率的时间和使用信息，并验证模拟轮载信号在空中状态不能复位 OEI 数据，而只有通过地面维护人员才能复位。

(5)通过飞行试验，验证各动力装置仪表和告警装置功能正常，以及是飞行员对动力装置仪表人为因素方面的评估，验证项目包括但不限于如下:

(a)动力装置仪表参数和状态指示以及告警装置功能正常，尤其是对于动力装置综合仪表显示系统，应由驾驶员评估综合显示系统显示的动力装置仪表字符、图形、翻页、参数动态显示等方面是否存在人为因素的不确定性。

(b)在每次飞行前通过适当的操作，能检查确认过往飞行期间是否使用过 30 秒钟或 2 分钟 OEI 功率水平。

(c)验证当机组使用 30 秒钟或 2 分钟 OEI 功率时,OEI 时间间隔告警能有效被机组识别。

2.2 第 29.1305 条(b)款符合性方法

通过说明文件，表明 A 类旋翼航空器符合:

(1)每台发动机滑油压力表或等效指示和滑油压力告警装置的独立性。

(2)每台发动机燃油压力表和燃油压力告警装置的独立性。

(3)装有发动机火警指示装置。

2.3 第 29.1305 条(c)款符合性方法

通过说明文件，说明 B 类旋翼航空器符合:

(1)每台发动机装有一个滑油压力表，且各滑油压力表具有相互独立性。

(2)每台发动机装有一个燃油油压力表，且各燃油压力表具有相互独立性。

(3)装有发动机火警指示装置（需要探测火警时）。

AC 29.1307 其它设备

1. 条款要求解析/规章安全意图

第 29.1307 条规定了运输类旋翼航空器几项必要的其它设备。本条款要求布置一个总开关的目的，是为了在应急情况下能迅速切断汇流条所有负载的电源。无线电通讯要求参见第 29.1431 条要求及对应咨询通告文件。

2. 可接受的符合性方法

本条款可接受的符合性方法包括：设计评审、工程符合性检查和模拟器试验或飞行试验。

2.1 第 29.1307 条(a)、(c)、(d)、(e)款符合性方法

编写符合性说明文件，阐明驾驶舱及客舱（如果载客运行）的总体布局，明确驾驶员配置构型（如单/双驾驶）及乘员数量，确定需要配置的座椅和灭火器的类型和数量，表明为每个乘员都配装了符合要求且经批准的座椅，表明按照第 29.853 条(e)、(f)款要求配置相应数量的手提式灭火器，且手提式灭火器满足第 29.851 条(a)款的装机要求，同时满足可达性要求。

编写符合性说明文件，明确风挡雨刷或等效设备的布置，表明每个驾驶员正前方的风挡玻璃处有风挡雨刷或等效设备。说明航空器无线电通讯系统功能和基本工作原理，表明具备条款要求的双向通讯功能。

2.2 第 29.1307 条(b)款符合性方法

(1)编写符合性说明文件，表明航空器设计构型包括一个除点火以外的电气线路总开关，可控制发电机及蓄电池等电源与汇流条的连接，对总开关的要求可参考第 29.1351 条(b)款(5)项，表明总开关在设计时考虑了以下要求：

(a)系统隔离，由于各个电气系统的布线彼此都可能靠得很近，因此应格外注意保持一定的间距，例如应避免共用接头、共用地线和共用线路。

(b)总开关安装，应避免使用单个开关，因为这有可能由于单个故障而使整个电气系统断电。普遍采取的解决办法是配置一套相邻安装的开关组，开关组安装应使驾驶员能顺利接近所有开关，并只用一个动作就能将它们全部断开，这种方法需要对驾驶舱进行评定，以确保开关组安装无论手臂长或短、手掌大或小都合适。另一种解决办法是使用一个联动杆，只要一个动作就能切断所有电源。以上方法在过往型号实践中已表明是可接受的。也可以采用其它方案，但需要评估确定其有效性。其它的解决方案应该根据其自身的优点进行评估，主要评估重点应该是保持最小的系统间隔，并由试飞人员对驾驶舱进行评定。

(2)通过工程符合性检查验证总开关保持了最小系统间隔。

(3)通过模拟器试验或飞行试验，由试飞人员对驾驶舱进行评定，验证总开关的可达性，并且用一次动作就能将总开关全部断开。

AC 29.1309 设备、系统及安装

1. 条款要求解析/规章安全意图

1.1 适用性

除下列情况外，作为专用设备需求的补充，第 29.1309 条是适用于任一要安装的设备或系统的通用需求。

(1)概述

如果对于某一特殊类型的设备、系统或安装，CCAR 29 中已经有了系统安全方面的要求(如冗余水平或严酷度)，则优先考虑这种专门的要求，但这种优先并不排斥进行必要的系统安全性评估。第 29.695 条中定义了对冗余水平和隐含的系统可靠性要求，但可能还是要通过系统安全评估来表明满足了隐含的系统可靠性要求以及对于失效模式的评估。

(2)B、C、D 分部

第 29.1309 条不适用于 B、C、D 涉及到性能、飞行特性、结构载荷和结构强度的需求部分的内容，但对基于 B、C、D 分部需要的任一设备/系统的符合性仍适用(如用于维护的健康使用监控系统和增稳系统)。

(3)E 分部

(a)第 29.1309 条不适用于未安装的经型号合格审定后的发动机。但是，对于发动机安装到旋翼航空器所相关的设备/系统还是适用的(例如发电机、发动机显示器、转换器等，参见第 29.901 条)。

(b)第 29.1309 条不适用于旋翼传动系统(参见第 29.917 条(b)款)。

(4)F 分部

(a)第 29.1309 条不适用于装载的安全设备如救生筏、救生用品以及应急漂浮设备，它同样也不适用于安全带、旋翼航空器座椅和手持灭火器。但当此类设备和(或)系统作为型号设计的一部分被批准时，由于此类设备和(或)系统的安装和(或)存在而可能导致的对于旋翼航空器及其上的乘员和飞行机组的危害(例如电磁干扰、火灾、应急漂浮设备的误展开)，第 29.1309 条是适用的。

(b)第 29.1309 条不适用用于完成与航空器安全无关的功能设备，如娱乐系统、绞车、前视红外系统(FLIR)或如心脏除颤器这样的应急医疗设备等。但当此类设备和(或)系统作为型号设计的一部分被批准时，由于此类设备和(或)系统的安装和(或)存在而可能导致的对于旋翼航空器及其上的乘员或飞行机组的危害(如对电磁兼容的考虑、火灾，电气系统故障保护方案的失效等)，第 29.1309 条是适用的。

(c)第 29.1309 条不适用于航行灯、防撞灯和停泊灯的照明特性(如光强度、颜色、覆盖范围)，但当此类设备和(或)系统作为型号设计的一部分被批准时，由于此类设备和(或)系统的安装和(或)存在而可能导致的对于旋翼航空器及其上的乘员或飞行机组的危害(如对电磁兼容的考虑、火灾，由于眩光而导致的飞行员能见度的降低等)，29.1309 是适用的。

1.2 安全目标

(1)第 29.1309 条的目的是确保安装在旋翼航空器上的设备和系统达到可接受的安全水平，在每飞行小时平均故障率和失效状态影响的严重程度之间存在如图 AC 29.1309-1 所示的反比关系:

(a)无影响的失效状态的发生的频率可以高于“有可能的”;

(b)次要的失效状态的发生频率可以是“有可能的”;

(c)主要的失效状态的发生频率不得高于“微小的”;

(d)危险/严重的失效状态的发生频率不得高于“极其微小的”;

(e)灾难性的失效状态的发生频率必须是“极不可能的”。

(2)与失效状态相关的安全目标描述如图 AC 29.1309-1 及表 AC 29.1309-1 所示。

(3)与灾难性的失效状态相关的安全目标必须满足如下要求:

(a)不会因单点故障而导致一个灾难性的失效状态;

(b)每个灾难性的失效状态都应是极不可能的。

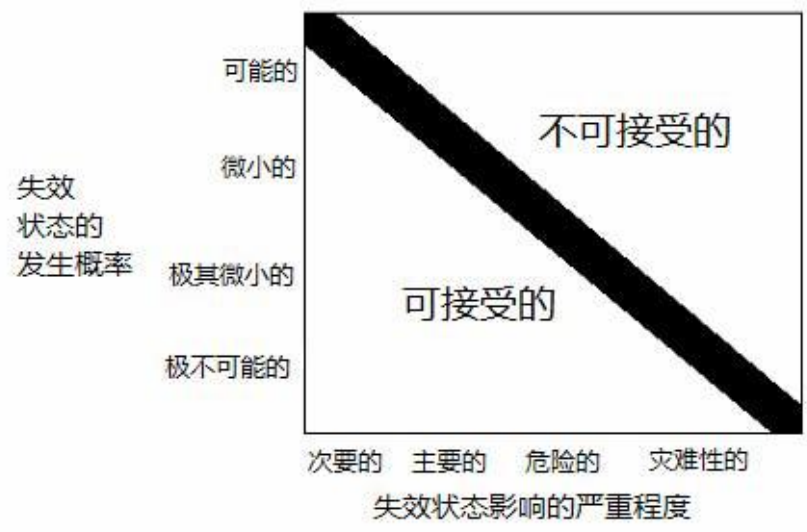


图 AC 29.1309-1 失效状态影响的严酷度和概率间的关系

(4)可以按照失效状态对旋翼航空器、乘员及飞行机组的影响进行分类，如表 AC 29.1309-1 所示。

表 AC 29.1309-1 失效状态分类和概率定义表

失效状态分类和概率定义表					
对旋翼航空器的影响	对操作能力和安全性没有影响	轻微的降低了功能能力或安全裕度	显著降低了功能能力或安全裕度	极大的降低了功能能力或安全裕度（注 4）	旋翼航空器损失
对乘员的影响	造成不便	感到了身体上的不舒适	身体上的痛苦，可能受伤	个别乘客或客舱乘务员的严重的或致命的伤害（注 2）	多人死亡
对飞行机组的影响	没有影响	在力所能及的范围内工作负荷的轻度增加，如飞行航路的改变	身体上的不舒适或工作负荷的显著增加或有条件的影响机组成员的效率	身体上的伤害或超负荷工作，影响到执行任务的精度和完整性	致命的伤害或能力的丧失
DO-178 软件等级（注 3）	E	D	C	B	A
失效状态分类	无影响	次要的	主要的	危险的/严重的	灾难性的
定性概率	频繁的	经常的	微小的	极其微小的	极不可能的
定量概率	无概率要求	$\leqslant 10^{-3}$（注 1）	$\leqslant 10^{-5}$	$\leqslant 10^{-7}$	$\leqslant 10^{-9}$

注 1：这里的数值概率只是作为参考。申请人不需要进行定量的分析或对定量分析的验证，来表明次要的失效状态满足这个数值准则。
注 2：如果能表明给定的失效状态可以控制，使得仅有一名乘客可能受到致命伤害，则可以。
注 3：这里并不表明识别出的软件级别与特定的概率值相关，只是要表明其与失效状态间的关系。
注 4：灾难性的/严重的失效状态包括那些飞行员通过适当的程序可以控制，但如果没有正确操作或及时操作，就有可能导致灾难性事件的失效状态。

(5)表 AC 29.1309-2 是当前规章中定义的三类失效状态与表 AC 29.1309-1 中定义的五类失效状态之间的对应关系。

表 AC 29.1309-2 失效状态的转换

目前规章中失效概率的定性分类	经常的		不可能的		极不可能的
失效概率的定量分类	$>10^{-5}$		$\leqslant 10^{-5}$		$\leqslant 10^{-9}$
目前规章中失效状态分类	非必要的		必要的		关键的
当前应用的失效状态分类	无影响	次要的	主要的	危险的/严重的	灾难性的

条款中一些术语定义如下：

(1)概率类别的定义

(a) 频繁的(处于 10^{-5} 范围下半段或高于之前使用过的术语“可能的”)。“频繁的”事件是指在每架旋翼航空器的使用寿命期间经常发生的事件，其发生概率大约在 10^{-3} 或更高。

(b)有可能的(处于 10^{-5} 上半段或高于之前使用的术语“可能的”)。“有可能的”事件是指在每架旋翼航空器的使用寿命期间可能会发生好几次的事件，其发生概率大约在 10^{-3} 到 10^{-5} 之间。

(c)微小的(这里“微小的”不是结构上的术语)。(处于 10^{-9} 到 10^{-5} 的下半段，对应于之前使用的术语“不太可能的”)“微小的”事件是指对于特定型号的旋翼航空器，随机的一架机整个使用寿命期间，可能会发生几次，但在一批该型航空器的整个使用寿命期间可能会发生好几次的事件，其发生概率大约在 10^{-5} 到 10^{-7} 之间。

(d)极其微小的(这里，“极其微小的”不是结构上的术语)。(处于 10^{-9} 到 10^{-5} 的上半段，对应于之前使用的术语“不可能的”)。“及其微小的”事件是指对于特定型号的旋翼航空器，随机的一架机整个使用寿命期间，是不会发生的事件，但在全部该型航空器的整个使用寿命期

间可能会发生几次，其发生概率大约在 10^{-7} 到 10^{-9} 之间。

(e)极不可能的(在按三种类型划分和按五种类型划分的情况下，表达的意思是相同的)。“极不可能的”事件是指非常不可能发生，以至于除非根据工程经验的判断，否则不需要考虑其发生情况的那些事件，此类事件的发生概率大约在 10^{-9} 或更低。

注：定义的五种概率术语的目的，是用于描述一个相关的失效状态，该失效状态可能是由于不正确的操作或功能及功能组的丧失而引起或造成的。这些术语并不是对具体部件或系统的可靠性的定义。

(2)失效状态的分类

按照其影响的严重程度，可将失效状态划分为以下类型(参见图 AC 29.1309-1)

(a)无影响的。

对安全性没有影响的失效状态。例如：不会对旋翼航空器的运行能力造成影响或增加飞行机组的工作负荷，但会对除飞行机组以外的乘员造成不便的那些失效状态。

(b)次要的。

不会显著降低旋翼航空器安全性，同时可能会对在飞行机组能力范围内造成一定的影响的失效状态。次要的失效状态包括如对安全裕度或功能能力的轻微的降低，轻微的增加机组工作负荷(如改变飞行计划)，或使乘员有某些身体上的不舒适等。

(c)主要的。

可能降低旋翼航空器的性能或降低机组成员应对不利条件的能力的失效状态。如显著降低安全裕度或功能能力，显著增加机组的工作负荷或降低机组的效率，对乘员造成生理困扰(可能导致乘员受伤)，使机组有某些身体上的不舒适等。

(d)危险的/严重的。

可能对旋翼航空器能力或机组成员应对不利条件能力造成如下影响的失效条件：

(i)大幅降低安全裕度或功能能力；

(ii)身体受伤或过重的工作负荷，以至于机组成员不能可靠、准确、全面地完成其任务；

(iii)可能对除飞行机组外的一个乘客或机舱乘务人员造成严重或

致命的伤害;

注：危险的/严重的失效状态包括机组成员使用正确的程序可以管理，但如果没有正确完成或及时处理而导致灾难性事件发生的那些事件。

2. 可接受的符合性方法

2.1 安全评估过程概述

(1) 当表明第 29.1309 条符合性时，必须通过系统的、有条理的方法来实现本咨询通告中提到的各个方面的内容，以确保其过程和结果是可见的和易于理解的。本章(安全评估过程概述)是为了给那些不熟悉这些工业界中通常使用的安全评估程序和方法的申请人介绍一些主要内容。这里的指导内容和图 AC 29.1309-2 和图 AC 29.1309-3 并不是用于型号审定中的检查单，它们并没有包括本咨询通告中的全部信息，这些指导性内容提供的只是一种可供选择的表明符合性的方法，且绝非是唯一的方法。安全性评估过程是用来表明符合性的一种普遍适用的结构化方法。其它方法也可以用于表明符合性，但安全性评估过程是唯一一种被定义的结构化过程，且这些定义的目标逻辑上适用于其它任何用于表明符合性的方法。更详细的指导内容可以参见 SAE 文件 ARP 4761，如何执行一个安全性评估过程。而 SAE 文档 ARP 4754A 则包括了安全性评估过程与系统开发过程如何关联的附加信息。

(2) 安全性评估过程包括了多个不同的部分，可以根据系统的关键程度和(或)复杂性来考虑是全部采用还是选择部分；同样，评估/分析的严酷程度也取决于系统的关键程度和(或)复杂性。在某种极端情况下，某些系统简单到通过观察就可以完成其整个的安全性评估过程，仅需要声明就可以表明其符合性，而复杂和(或)非常关键的系统则可能需要使用全部的安全性元素来表明符合性，而处于极端情况之间的不同复杂度的系统可能不会使用全部的安全分析过程，但需要比简单声明更多的方式来表明符合性。

(3) 安全分析过程的元素如下:

(a) 功能危险性评估 (FHA)

(b) 初步系统安全性评估 (PSSA)

(i) 故障树分析 (FTA)

(c) 系统安全性评估 (SSA)

(i)失效模式及其影响域分析(FMEA)

(d)共因分析(CCA)

(i)区域安全性分析(ZSA)

(ii)特定风险分析(PRA)

(iii)共模分析(CMA)

(a)定义系统及其接口并识别出系统要执行的功能。确定该系统是否是复杂的，有没有类似的在其他型号上的应用以及是否是常规的。如果有多个系统和功能要进行评估，则应考虑多个安全性评估之间的联系。

(b)识别失效状态并对其分类。这个过程将涉及到申请人所有相关的工程组织，如系统、结构、推力以及试飞等。这个识别和分类的过程将通过一个自顶向下的评估-功能危险性评估(FHA)来完成。FHA 从旋翼航空器的运营级开始，识别出可能对旋翼航空器及其乘员和飞行机组造成的危害。即对功能进行分类，分类时要考虑如功能丧失、功能错误/误指示或功能的降级所可能导致的危害，并按照图 AC 29.1309-1 中定义的 5 级失效状态对危害进行分类。识别出的失效状态必须按其计划的运行规则和该直升机审定中所找到的运行规则的组合(如 VFR、IFR、CAT A，IFR 加 CAT A 等)进行评估。这个 FHA 的过程可以识别出功能源以及确定每个系统功能的失效/故障状态分类。低层次的 FHA 则关注于系统级的危害分析，这将展示出经过评估的，提供某个功能的系统的特定部件更加详细的信息。按照增强集成性和(或)用于附加分析的考虑，这些细节信息将逐步按系统部件展开，但是必须保证这些相关过程的层次数是有限的，太多的层次将导致评估过程变成设计依赖的，而不再是原来设计驱动的 FHA。

(c)FHA 通常基于以下方法之一:

(i)如果系统不是复杂系统，同时其相关的属性与用于其它航空器上的系统的那些属性类似，则识别和分类可以从设计、安装和经评估可以用来表明充分的相似性的使用经验中推导得到。

(ii)如果系统是复杂的，则需要系统地假设任何可能的失效对航空器安全及其乘员的影响，这时需要考虑单独的情况以及和其他失效或事件组合的情况。

注：如果在没有分析方法帮助的情况下，一个系统的运行、失效模式或失效影响很难理解，则这个系统就是复杂的。

(d)选择第 29.1309 条的符合性方法，分析的深度和范围依赖于系统要完成的功能的类型、相关失效状态的严重程度以及是否是复杂系统(见图 AC 29.1309-3)。一旦该失效状态被确定是主要的，则通过工程经验的判断、设计和安装评估、与先前安装的系统的相似性说明这些方法都是可以接受的，这些方法自身或结合定性分析或选择性的进行定量分析就很充分了。而对于灾难性的和危险的/严重的失效状态，则需要进行完整彻底的评估，申请人应尽早与适航当局就可接受的符合性方法达成一致意见。

(e)对于为可接受的符合性方法而采用的分析，一般情况下，应包括下面这些信息:

(i)关于系统功能、边界、接口的陈述。

(ii)系统部件组成列表。包括其性能规范或设计标准以及研制保证等级(如果适用的话)，这个列表可以引用其他文档如 CTSO、生产商或军方的规范等。

(iii)结论。包括对于失效状态及其分类和概率(适用的定量或定性的方式)的陈述，表明其符合第 29.1309 条的需求。

(iv)关于引导出结果的工作过程，其正确性和完整性的描述。该描述应包括每个失效状态的分类依据(如分析、地面试验、试飞、模拟器试验等)，预防共因失效的措施以及其他的数据，如部件失效率及其数据源和可接受性，对任何假定模式的支持，识别出的需要飞行机组或地勤人员采取的活动，型号合格审定检查要求(CCR)所引用的候选审定维修要求(CCMR)等。CMR 不能作为表明对规章的符合性的首选方法，因此他们必须得到局方的审核批准。

(f)审定维修要求(CMR)可以用来帮助表明对第 29.1309 条重大的潜在失效的符合性，通常用合理的方法，包含定量分析或相关的使用经验数据，来确定 CMR 间隔，这些间隔应包含合理的容限以确保其能够和其他不是设计用来表明对第 29.1309 条符合性的那些维护、检查或检测过程同时执行。这种容限可以被接受的原因是由于本段中讨论的内容已经涉及到了如后文的注释中所描述的不确定性的内容。如果使用 CMR，它们和它们的间隔以及容限，以及所有审定后的更改和(或)在型号设计中提供的为旋翼航空器拥有人或运营人进行这种更改的程序都应得到局方的

批准。

注：众所周知，由于多种因素的影响，部件的失效率数据并不是非常精确，无法用来准确的估计失效状态的发生概率，这样就导致了一定程度的不确定性，这种不确定性用“大约”这种定量概率来表述，因此当针对每个失效状态进行失效概率的计算时，必须考虑这种不确定性以避免危及安全性。

(g) 对多个安全性评估的分析和结论进行评估，确认所有旋翼航空器级失效状态符合要求。

(h) 准备符合性声明、维护需求、飞行手册需求。

(i) 在评估使用定量分析的失效状态是否是可接受时，给出的数据范围通常应视作是基于此类旋翼航空器的平均飞行时间下的每飞行小时内所能承受的风险。但在针对特定的飞行阶段所使用的功能进行评估时，应使用特定的时间来计算和表述失效状态的失效概率，如表述为飞行状态、起飞、着陆的风险等，这些系统是指当其不在使用状态时，其失效是无法检测的那些系统，而对这些系统的失效概率的计算所使用的数值，应进行时间的扩展，这个扩展时间不仅包含实时运行时间，而且包含潜在故障的暴露时间。

注：在旋翼航空器型号审定中，如果安装了仅在特定运行条件下使用的设备/系统，则在使用定量分析来表明其对规章的符合性时，根据运行环境并不是一直存在这个事实，通常不允许使用应用经验。如果申请人确实需要通过使用经验来表明符合性，则必须得到适航当局的批准。

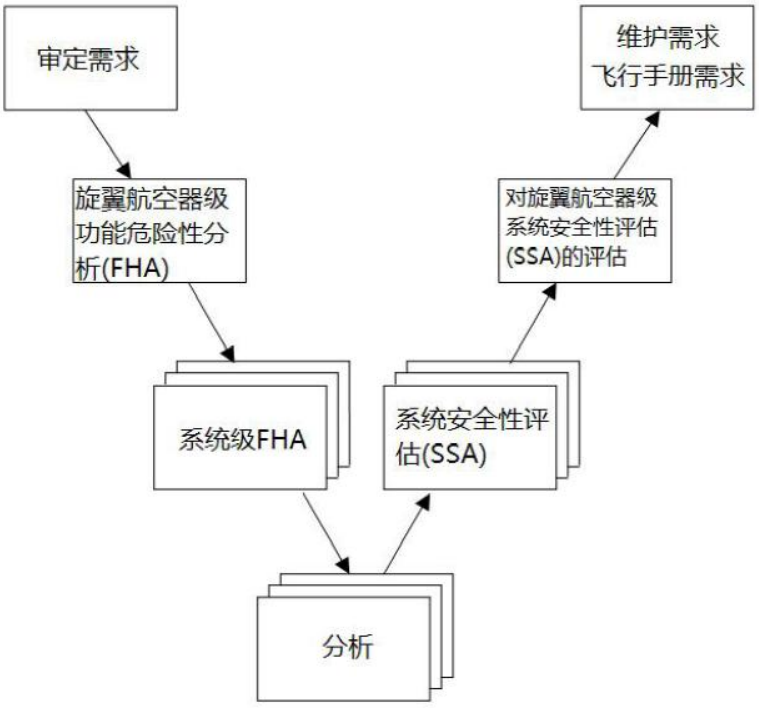


图 AC 29.1309-2 安全性评估过程概述

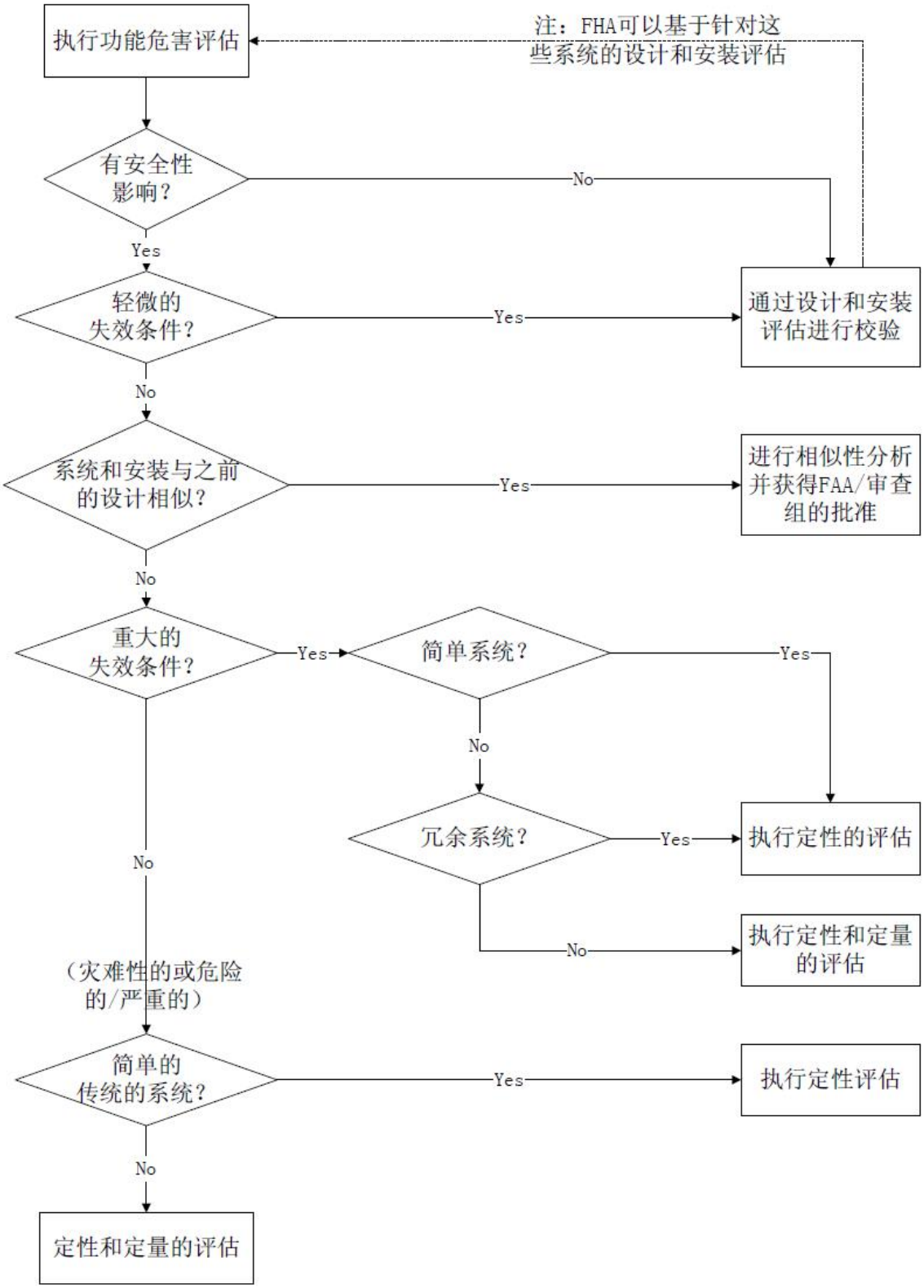


图 AC 29.1309-3 分析深度流程图

2.2 评估方法

有多种方法对失效状态的起因、严重程度和发生概率进行评估，来

为工程判断提供支持，这其中还包括一些结构化的方法，总的来说，这些分析类型要么基于归纳法，要么基于演绎法，对于发生概率的评估也可以是定性的或定量的，下面这些类型的分析方法来自 ARP 4761。

(1)设计评估

基于系统设计的完整性和安全性的一种定性评估的方法。

(2)安装评估

对于安装的完整性和安全性的定性的评估。任何偏离了正常的、工业界普遍接受的安装实践的内容，如间隙或容差等，都应被评估，尤其在对服役后的更改进行评估时。由于系统的安装而引入的危害也应被评估。

(3)失效模式及其影响分析(FMEA)

这是一种结构化的、归纳的、自底向上的分析方法，通常用于评估各种可能的元件或部件故障对系统和旋翼航空器的影响。通过适当的形式，可以帮助识别出潜在的失效和每个失效模式的可能的诱因。ARP 4761 中有对这种分析的方法学的说明和用于完成这类分析的详细的指导。一个 FMEA 可以是零部件的 FMEA 或功能的 FMEA。对于现代基于微电路的 LRU 和系统来说，详尽的零部件的 FMEA 在实际的应用中几乎是不可能的，在这种情况下，FMEA 更多是基于功能的而不是面对零部件的。一个面向功能的 FMEA 可能会在定性或定量的方面具有一定的不确定性，但这些不确定性可以通过下面这些更保守的评估进行补偿：

-- 假设所有失效模式涵盖了所关注的各故障状态

-- 仔细的选择系统架构

-- 考虑其他类似技术上获得的经验教训

第 29.1309 条中并没有给出具体的可靠性指标，可靠性要求等级是所考虑系统的关键性的函数，要求的部件失效率可接受的来源包括：(1)运行或维修服务记录，如设计上非常相似的部件的航线记录；(2)实验室寿命试验。

(4)故障树或依赖图分析

结构化的、推导的、自顶向下的分析方法，通常用于识别状态、失效以及可能导致每一失效状态的事件。这种方法通过图形化的手段识别出每个特定的失效状态以及主要元件或部件失效、其它事件或可能导致该失效状态的组合原因间的逻辑关系。失效模式及其影响分析可以作为

这些主要失效或其它事件的输入文件。

(5)马尔可夫分析

一种马尔可夫模型(链)，用于反映各个系统状态以及它们之间的关系，这些状态可以在运转，也可以不在运转，从一个状态向另一个状态的转换是一个失效和修复率的函数。马尔可夫分析可用来代替故障树/依赖图分析，但这种方法往往会产生更加复杂的表示形式，尤其当一个系统存在多个状态时，因此我们建议在不易使用故障树或依赖图，即考虑很难用典型的故障树或依赖图分析来表现和处理的系统的复杂转换状态时使用此方法。

(6)共因分析(CCA)

对于失效状态可接受的故障率的确定通常来自对于多个系统的评估，而这些评估是基于故障的独立性这个假设得到的，因此需要了解，这种独立性实际上可能是不存在的，需要进行专门的分析以确定要么这种独立性是有保证的，要么这种独立性被认为是可以接受的。CCA 用来识别导致失效/故障的公用因素，一旦识别出这样的公用因素，则可以从设计上避免该共因源，共因或系统设计中能够承受相关的失效/故障；或者失效/故障状态的分类表明共因或系统设计的组合是可以接受的。当一个设计中提供的多个功能都依赖于共同的软硬件时，就会存在由于共因而产生的潜在的失效或故障，对于提供相关联的功能且共享公用的安装区域的系统来说也是如此，安装区域可能会受到如电磁干扰(EMI)、机械损伤以及环境影响等多种情况的影响。共因分析可以细化到下面三个方面进行研究:

(a)区域安全性分析(ZSA)

这种分析的目标是为了确保安装在旋翼航空器每个区域内的设备满足安装标准、系统间的干扰以及维护错误方面的适当的安全性标准。ZSA 检查的是所考虑的系统安装在旋翼航空器的物理空间，确保周边的设备/装置的安装不会损害系统的独立性需求。可能产生碎片而损害所评估系统的机械故障，就是一个在区域性分析中要考虑的典型事件。

(b)特定风险分析

特定风险是指那些在系统关注之外的事件或影响，如失火、液体泄漏、鸟撞、轮胎爆裂、高能辐射场、闪电、高能转子包容失效等。每一

种风险都应作为专题来研究，检查和记录可能违背独立性的同时或顺次产生的效应和影响。

(c)共模分析(CMA)

这个分析是用来确认事件的独立性假设的，这些事件被认为是组合起来会导致一个给定的失效状态。除了那些已经在特定风险分析中考虑的因素以及系统部件失效之外的规范、设计、实现、安装、维护以及制造方面的错误，环境因素的影响都要在这里考虑。CMA 考虑到了设计的多个方面，其中之一就是硬件和软件的非相似性设计，对于没有非相似性的冗余设计，存在一个系统所有冗余部件的硬件或软件在同一架次飞行中出现失效/故障的可能，而这个系统中就可能包含有灾难性的或危险的/及其严重的失效状态。CMA 的另一个主要贡献就是用来确定输入到故障树分析(FTA)中的那个失效/故障组合对于灾难性的或危险的/及其严重的事件来说，必须是独立的。这个分析实质上是一个迭代过程，在设计早期用来识别可能的共模失效/故障，在设计完成后用来确认 FTA 的目标是否得到了满足。

2.3 文档的编制

所有的试验室试验、地面试验和飞行试验以及故障分析都必须用文件的形式记录下来，其详细程度应能满足表明对第 29.1309 条的符合性的需要，这些文档应包含在型号设计文件中。如果申请人选择使用数值可靠性/概率分析，也应形成详细的文档。

2.4 软件

RTCA DO-178C“机载系统和设备合格审定中的软件考虑”是 2011 年 12 月 13 日颁布的最新的标准，并被推荐用于机载软件的鉴定和后续审批。

2.5 机载电子硬件

对于在安全评估中评为 A、B 或 C 级的机载复杂定制微型编码电子元器件，RTCA DO-254“机载电子硬件设计保证指南”于 2000 年 4 月 19 日发布，为这些部件的认证和的后续审批提供了审定指南。根据 DO-254，部件将需要被识别出“简单”或“复杂”，并标记为五种失效状态之一。基于这些标识符，DO-254 提供 29.1309 符合性的指南。虽然 RTCA DO-254 特别适用于复杂的定制微编码部件，但鼓励申请人在其它硬件上应用 DO-254，直到 LRU 和系统级。

2.6 环境鉴定

(1)实验室试验

(a)环境标准

为确保所考虑的部件和(或)系统在暴露于恶劣环境时能正常工作，它们都应在实验室模拟的恶劣环境中进行试验。如果有CTSO标准，并且它的环境范围和性能适合于设备的安装，则该设备最好按CTSO批准。如果没有适合的CTSO，或现有的CTSO未规定足够恶劣的环境，则航空无线电技术委员会(RTCA)的文件DO-160的最新版本可作为航空器设备实验室鉴定可接受的环境标准。

(b)恶劣环境变量

对各类必要的和关键的设备，其恶劣的环境变量包括(但不必限于)温度、湿度、振动、冲击、高度、过压和动力源瞬变。

(c)电气和(或)电子设备

电气和(或)电子设备的恶劣环境变量包括上文(b)的全部加上电压超压和欠压。电子设备还应进行电磁干扰(EMI)试验，这些试验应包括传导和辐射的EMI发射及敏感度评估。

(d)爆炸试验

凡是设置在易受可燃液体和气体影响区域的电气和(或)电子设备的零部件，因其任何可能的单个失效或故障(包括接头或管路故障)都可能带来严重后果，故都应作为火源进行试验。这些试验包括设备在实际含有爆炸物的大气中正常工作。DO-160最新版本中的爆炸试验程序能满足这一要求。如果所采用的其它标准至少与DO-160 的最新版本一样，则也可以承认它能满足这一要求。

(2)安装环境试验

在制定部件和(或)系统的环境额定值之后，应保证安装时不会超过这些额定值。通常，无需对所安装的设备进行测试和在飞行中试验，也不必对安装设备的仪表舱或支架进行测试和试验。应通过选择合适的实验室试验环境类别来保证环境与设备之间满意的一致性。其环境类别可根据航空器类型(活塞式与涡轮式)和飞行包线(高度与温度)来确定。正常安装的例外情况是：在辐射和传导的热量几乎总是不确定、而且冷却空气的温度和流速也不确定时，其交流和(或)直流发电机的冷却；飞行

试验时仪表板发生剧烈振动。在这种情况下，仪表板应用仪器测试，必要时应进行设计改进；任何其它情况，即凭着正确的工程判断和应用合理的工程原理，表明设备的安装环境很可能比设备能够工作的环境范围更严酷。

(a)温度试验

(i)温度试验可通过采用记录仪测量安装设备的环境来完成，该记录仪能给出时间、高度和温度的永久性记录。当旋翼航空器在其整个高度范围运行、包括在地面运行时，都应记录其相应的温度。所记录的最高与最低温度应按度加以修正，以确保当旋翼航空器在其整个已批准的环境温度包线运行时，所测试的设备能保持在其温度额定值以内。第29.1043条(b)款要求动力装置安装的附件(如起动发电机、真空泵等)批准使用的最高外界大气温度(OAT)至少为37.8℃(100℉)。由于37.8℃(100℉)热天温度限制的不可行性，所以装在动力装置上的旋翼航空器系统通常都在至少46.1℃(115℉)热天海平面条件下进行评估，并以6.5℃/1000米(3.6℉/1000英尺)进行相应的修正。旋翼航空器飞行手册必须规定热天海平面的最高OAT。第29.1043条(b)款规定的垂直温度梯度6.5℃/1000米(3.6℉/1000英尺)是本条例的基础。无论申请人怎样选择热天海平面温度来审定运行，都应采用这一梯度。

(ii)第29.1043条(b)款最高大气温度的规定不应与密封区域的工作温度相混淆。通常，正确选择最新版的DO-160的高度温度类别就能确保符合性。

(iii)在某些情况下，设备制造厂商给出了设备内部的关键零部件(如直流发电机的电刷、轴承或激磁绕组)的温度限制。在这种情况下，记录关键零部件的温度反而比记录设备温度或设备的环境温度更好。

(iv)下面将介绍一种可接受的高温评估方法：

$T_{OAT\ MAX}$ = 进行温度试验的最高外界大气温度(OAT)；

T_{MAX} = 实验室试验过的所装设备可达到的最高温度；

$T_{TEST\ MAX}$ = 试验期间记录到的所装设备最高温度；

T_{ORH} = 高温基准OAT；它从批准旋翼航空器运行的最高海平面温度开始，随高度而变化，并以6.5℃/1000米(3.6℉/1000英尺)的垂直温度梯度递减；它不得低于37.8℃(100℉)，但可以与申请人要求的温度一样高；

T_{HMAR} = 温度裕度；它指实验室验证过的设备最高温度与旋翼航空器

在最高可用 OAT 下运行时所装设备的最高温度(应近似地修正到所考虑的高度)之差；如果其裕度为零或为正，则设备试验通过；如果裕度为负，则设备试验失败。

$T_{H\ MAR}=T_{MAX}-[T_{TEST\ MAX}+(T_{ORH}-T_{OAT\ MAX})]$

(v)在大多数情况下，设备实验室试验的最低温度应与旋翼航空器在最低日气温下最大合格审定高度的温度一样低。因此，除非设备的最低温度受到制冷条件或其它降温环境影响，否则都不必进行实际的、加装仪器的最低温度试验。如果必须对所装设备进行低温评估，那么下列方法是可接受的:

$T_{OAT\ MIN}$ = 进行温度试验的最低外界大气温度(OAT)；

T_{MIN} = 实验室试验过的所装设备可达到的最低温度；

$T_{TEST\ MIN}$ = 试验期间记录到的所装设备最低温度；

T_{ORL} = 低温基准 OAT；它从批准旋翼航空器运行的最低海平面温度开始，随高度而变化，并以 6.5℃/1000 米(3.6℉/1000 英尺)的垂直温度梯度递减。

$T_{1\ MAR}$ = 温度裕度；它指实验室验证过的设备最低温度与所装设备的最低温度之差；如果其裕度为零或为正，则设备试验通过；如果裕度为负，则设备试验失败。

$T_{1\ MAR}=-(T_{MIN}-(T_{TEST\ MIN}+(T_{ORL}-T_{OAT\ MIN})))$

(b)振动试验

通常，对已按 RTCA 文件 DO-160 最新版本进行过鉴定的设备，无需进行安装振动试验。RTCA 文件根据设备在旋翼航空器上的安装位置(如机身、发动机舱、仪表板、设备支架等)对振动试验进行了分类。然而，当出现设备的位置环境有可能超出实验室试验的设备振动限制时，也许必须进行所装设备的振动试验。

(c)高度试验

如果设备经实验室试验达到了旋翼航空器合格审定的最大高度，则无需进行安装高度试验。为了达到旋翼航空器合格审定的最大高度，所装设备必须要么进行实验室试验，要么在旋翼航空器上进行试验。

(3)全权限数字式发动机控制(FADEC)的闪电冲击防护

(a)说明

(i)以下论点是专为全权限数字式发动机控制(FADEC)编写的，这种FADEC已作为一种替代技术的备用燃油控制器件安装在具有A类发动机隔离的旋翼航空器上。更多地采用航空电子技术来完成各种功能，使得有必要更多地考虑遭遇闪电冲击对航空电子设备和系统的影响，因为这类失效或故障有可能导致旋翼航空器发生危险。大规模集成电路(LSI)、超大规模集成电路(VLSI)和互补金属氧化物半导体(CMOS)技术的应用，提高了现代高技术航空电子系统的灵敏度，但却大大降低了其对大幅度、低能量电瞬变的容限(与常规的双极技术相比)，并且，由于采用技术先进的复合材料机体，又降低了对机载航空电子系统的物理保护和电磁屏蔽。另外，以微处理器为主的系统，还具有数字干扰的故障现象。当系统因电瞬变干扰而中止按其嵌入软件正常工作时，就发生了数字干扰，但这不会使部件或装置遭受明显破坏。

(ii)由于发动机的电气和(或)电子分系统的元器件通常遍布旋翼航空器的大部分地方，因而由闪电引起的瞬变就会耦合到分系统的接口电缆上，从而有可能损坏系统或引起干扰。必须设计有效的闪电防护装置，并把它装入这些系统。依靠余度作为对闪电影响的防护方法通常是不合适的，因为闪电引起的电磁场及结构内阻(IR)压降通常(在某种程度上)会与旋翼航空器上的所有电气布线发生相互作用。

(iii)本节讨论所介绍的试验和分析都是一些方法；用这些方法，适航当局就可保证在旋翼航空器经受最坏情况闪电冲击的“可预见运行条件”时，其电子控制的发动机仍会继续“执行其预定的功能”，从而符合29.1309的要求(就安装而言)。

(iv)关于全权限发动机控制的组成定义目前还没有明确的规定。然而业已承认，在过去的合格审定中，凡是功能上要依赖电子器件的任何控制，无论是按民机合格审定还是按军机鉴定(如旋翼转速调节)，不管它是否只作为备用控制方式，都是全权限的控制。如果发动机未装电子控制时就能完成合格审定或鉴定，而后来加上电子控制是为了改善航空器的工作效能，则这种控制只是一种“监护器”。然而，如果这种控制被用到多发旋翼航空器上，那么因闪电冲击引起的一般失效就会导致同时发生多个失效，进而使得功率下降超过一台发动机失效；这种情况也可以看作是“全权限”。

注：如果要批准OEI额定值，就应限制所有发动机的累积功率损失，

以便根据 OEI 额定值来考虑飞行手册中的性能。

(b)程序

虽然不是条例要求，但仍建议用一份正式的书面合格审定计划，以确保条例的符合性。用这一计划对申请人和适航当局双方都有利，因为它提前确定和规定了解决合格审定过程中重大问题的可接受方法。在利用合格审定计划时，通常应遵循的步骤如下:

(i)制定合格审定计划，以阐明用于演示其保护有效性的分析程序和(或)鉴定试验。试验计划应说明其旋翼航空器和所使用的 FADEC 系统、必要的试验图样、模拟产品安装的安装方法、闪电作用的区域、闪电模拟方法、所用的试验电压或电流波形、诊断方法、相应的试验进度以及建议的试验场地。

(ii)合格审定计划是合适的，并应获得适航当局的同意。

(iii)各试验件细节部分的符合性和试验装置适用部分的安装符合性，要获得适航当局的认可。

(iv)编制适航当局目击试验的进度计划。

(v)提交阐述全部试验结果的最终报告并获得适航当局对报告的批准。

(c)环境定义

1978 年 6 月 20 日发布的 SAE AE4L 委员会的报告是定义旋翼航空器在服役中可能遇到的最坏情况闪电冲击的可接受准则。关于闪电环境的附加说明可查阅 DOT/FAA/CT-89/22 “Aircraft Lightning Protection Handbook”。该手册在保护航空器防止闪电冲击的直接和间接影响方面，会有助于航空器的设计、制造以及合格审定的组织安排; 它介绍了一种综合试验准则，为的是给各型固定翼、旋转翼和靠动力产生升力的航空器(包括常规、复合材料和混合结构)及其电气、燃油系统提供飞行中闪电防护的必要信息。手册包括的章节有: 自然闪电现象，航空器与带电大气层之间的相互作用，闪电冲击的机理，对机体、导线与燃油系统的影响; 接下去的章节还有: 最佳防护设计细节，闪电冲击所产生的电压、电流和电磁场的物理性质，屏蔽技术与损伤分析; 手册结尾是确定一个给定防护方案是否适当的试验与分析技术的讨论。1990 年 3 月 5 日，FAA 发布了咨询通告 AC 20-136 “Aircraft Electrical and Electronic

System Lightning Protection”。这个文件的附录3包括最新量化的几种自然闪电环境。

(d)合格审定计划

下列标题不打算列出合格审定计划中应包含的全部项目，而只是应予以考虑的某些重要方面。合格审定计划应阐明能让FADEC在旋翼航空器遭遇最坏情况的闪电冲击时可继续正常运行所要求的整个保护措施。

(i)确定闪电冲击切入点

应确定旋翼航空器有可能发生闪电冲击切入的位置及可能有切入电流穿过的机体部位。主旋翼和尾旋翼虽已认为是最可能的切入点，然而，对所有可能的切入点仍应予以考虑。由于实际上旋翼航空器在空中可以只用极小空速甚至零空速飞行，因此，也许在所有的闪电冲击遭遇中都不存在扫掠冲击现象。

(ii)制定闪电环境

应制定必须考虑的整个闪电事件要素，这就是环境定义中说到过的各种电压和电流。

(iii)全尺寸的整机试验

根据适航当局的一贯政策，需在一架完整的型号设计旋翼航空器上充分演示所装FADEC当遭受最坏情况闪电冲击时仍会继续正常运行，以证明符合第29.1309条(a)款。但由于用这种方法存在一定困难，故一般不采用。

(iv)分析过程

应在合格审定计划中阐明其分析过程和(或)必须采取的合格审定试验，以演示其防护的有效性。通常，合格审定计划会包括分析和试验的组合(分析方法经常用来预计布线中因闪电引起的瞬变电平)。在大多数情况下，成功的分析取决于正确定义几何参数或电气参数，如结构尺寸和材料电阻率。当结构材料的电气特性尚未确定时，常常要利用研制试验来取得这些数据，以便在以后的分析中采用。在很复杂的结构、电气和(或)电子系统的安装中，有时很难、甚至不可能根据所能进行的分析来决定问题。在这种情况下，常常要依赖研制试验或验证试验。合格审定计划的目的，就是要表明如何使研制试验、分析及验证试验结合起来，以证明其防护设计的正确性。在某些情况下，还可以结合过去已验证的设计并参考以前的验证情况来证明其正确性。这些参考意见也应列入合

格审定计划。

1)验证试验应在尽可能接近其安装构形的模拟系统上进行，应模拟的实际硬件要尽可能少。

2)使用各种分析程序常常要求制定系统部件的容限。SAE AE4L 委员会的报告 No AE4L-81-2 是推荐用于完成试验以确定部件容限的参照标准。为确定控制计算机的容限电平所进行的试验，应考虑发生不可复现的数字干扰。提供这一考虑的办法之一，就是在进行试验时，必须有自供电单元和在软件控制下(通常，这应是严格的、申请批准的软件)正常运行的处理器。如果采用闪电冲击试验，则应进行数次闪击，为的是产生足够的数据以提供合理的置信度。对发动机制造厂商的一种可接受程序，是在他取得型号合格证时完成这种台架试验，以确定 FADEC 系统的元器件对遭遇闪电间接影响的容限电平。这种方法的优点，是当发动机安装在不同的机体上时，不必要求重做台架试验。这一建议并不意味着要增加对发动机制造厂商的要求，而是推荐一种更有效的合格审定方法。如果发动机制造厂商没有确定这一容限，则只能期望将 FADEC 装到旋翼航空器上的申请人来提供这个数据。

3)对于整个机体的验证试验，建议电流最小峰值至少为 1 千安，电流对时间的变化率为 2 千安/微秒。在低电平时，由于信噪比差，常常难以获得有效的结果。当整机试验是用某一低电平或通过某一可替代的试验技术(如低电平扫掠的连续波试验)进行时，应考虑非线性的机体结构响应、散射影响以及因电弧和击穿引起的电流通路改变。

4)不管采用何种分析方法，都应慎重地留有安全裕度，以便考虑分析和试验过程中的不确定性。对于用降低电平的、全尺寸的机体试验来证实的分析，推荐用 6 分贝的电平。这一安全裕度是指机体安装系统的响应与系统元器件容限之差，而不是对大气环境量值的调整(机体系统对最坏情况的闪电事件的响应，至少应比 FADEC 系统的计算机和元器件的容限电平低 6 分贝。分贝数定义为 20 log10(V1/V2)和 20 log10(I1/I2)，式中 V1 和 I1 是确定的系统元器件容限电平，V2 和 I2 是外推的机体响应电平)。

5)当分析没有相关的全尺寸机体试验为其验证时，其分析就应非常严格。另外，应预料在这种情况下，其分析表明有很大的防护裕度。在

确定怎样才有可接受的大裕度时，必须考虑很多因素。要求增加的特殊裕度应以给定分析的固有不确定性评价为基础。在对已知其响应特性的机体进行适当严格的分析时，大约增加25分贝的保护已认为是可接受的。

(v) 通过和失败准则

合格审定计划应对将要进行的试验和分析阐明通过和失败准则。应满足下列各项要求，以确保系统性能是可接受的:

1) 不必要求机组立即采取措施。

2) 发动机的自动控制不能有任何明显的长时段失效。决不允许发动机在最不利的飞行条件下，在会导致危险的时段内失去控制。显然，任何快速的、不可控的发散状态都是不可接受的。

3) 应无需机组动作就能使系统复位。这并不意味着系统就不能设计成由人工复位; 但人工复位不能用来表明可从数字干扰中恢复的符合性。

4) 发动机控制受到干扰后，必须能合理地复位到干扰前所处的范围之内。

5) 不能丧失关键数据。

6) 系统恢复后，如果系统性能已降级到非临界的程度，以至于会降低旋翼航空器性能或降低驾驶员对付不利运行条件的能力，则必须能使机组警觉到其系统的降级。

(e) 系统安装的考虑 在大多数情况下，系统元器件的安装是闪电防护的组成部分，在使用屏蔽技术时尤其如此。如果这些安装特征是适当的闪电防护所必要的，就应予以考虑，以保证其有效性在服役中不会下降。应给维护和使用旋翼航空器的人员提供可用的信息，以使他们能采取必要的措施来保证系统闪电防护的持续有效性。

(4) 闪电防护

(a) 背景

在早期设计、开发旋翼航空器及编制有关这类航空器条例的时候，几乎不大注意对闪电这一气象现象的防护。其部分原因在于早期的航空器多半都是由金属材料构成的，并且几乎不依赖任何先进技术系统。现在设计的运输类旋翼航空器正在使用与运输类航空器相同的先进技术系统和材料。鉴于这种事实，29.1309新增加的(h)款规定：要求考虑可预见的、旋翼航空器遭遇闪电冲击的运行条件。

(b) 程序

(i)第 29.1309 条(h)款要求:当要表明符合第 29.1309 条(a)款和(b)款时，应考虑闪电冲击对旋翼航空器的影响。

1)符合性演示的第一步是要进行故障和(或)失效分析(F/FA)，以识别其功能丧失或失常可能导致旋翼航空器灾难后果的那些功能。对那些不能正常工作会妨碍旋翼航空器继续安全飞行和着陆的每个系统，都应进行 F/FA。这些系统应设计和安装成能确保它们在遇到闪电期间和闪电过后都能完成其预定的功能。

2)此外，对每个系统都必须进行评估，以识别那些不能正常工作，会降低旋翼航空器性能或降低飞行机组应付不利运行条件能力的系统。这些系统应设计和安装成能确保它们在遇到闪电后

3)系统验证采用的闪电冲击模式，应按 1989 年 1 月 SAE AE4L 委员会发布的 AE4L-87-3 的 B 版(或最新版)所阐述的方法。推荐进行这类分析的参照标准为 SAE ARP926A。

(ii)详细的符合方法应取得适航当局的认可，以便考虑对旋翼航空器的影响，并至少应考虑以下几点:

1)分析与试验的任何组合都应取得适航当局认可。

2)在进行全尺寸低电平脉冲试验时，对系数超过 200 外推的凶兆电流参数不推荐作为试验结果，因为信噪比差，很难获得有效结果。

3)对于业经证明的分析技术，安全系数必须至少取 2。

(iii)飞行控制器件和发动机控制器件是“关键”功能的例证，对其规定的所有关键功能，都应进行分析和(或)试验，以表明符合第 29.1309 条(a)款; 也就是说，凡是需要完成所识别功能的设备、系统及安装，都应设计和安装成: 保证在考虑旋翼航空器遭遇最坏情况闪电冲击时，仍能继续完成其预定的功能。第 29.610 条包含的一些方法可用于不太复杂的机械系统; 但试图利用这些准则来演示一个很复杂的航空电子系统是否符合第 29.1309 条(a)款，就会遇到很大困难。因此一般认为，这些航空电子系统只要求能防护闪电的间接影响。在断定既然如此的情况下，建议采用上文“FADEC 的闪电冲击防护”中介绍的方法。这种方法也许很适合执行关键功能的其它航空电子系统，而且，这还视同为一种可接受的预期机载环境鉴定。下一步包括开展 F/FA，以确定与其它系统交联的几个“必备”系统的故障是否会导致 B 类旋翼航空器发生危险或妨碍 A

类旋翼航空器继续安全飞行和着陆。如果对成组的功能都这样识别，就应提供充分的闪电防护，以避免B类旋翼航空器出现危险故障情况或保证A 类旋翼航空器发生妨碍继续安全飞行和着陆的情况是极不可能的。在进行这部分分析时，应注意以下情况：即多项必需设备、系统和安装有可能跟其它必需设备、系统和安装同时发生故障，从而引起旋翼航空器性能降低，但还不会导致灾难。关于必需设备的实例(就所有必需设备同时发生故障即是灾难而言)就是按IFR审定的旋翼航空器在仪表飞行气象条件下运行时发生了会导致其姿态显示全部失效的故障。请注意：如果要用分析来证明这类故障是极不可能的，就应将遇到最坏情况的闪电冲击作为既定事件，即概率为1；此外，不应将A类旋翼航空器的自转视为继续安全飞行和着陆。

(iv)如果审定基础包括了第29.1309条(h)款，申请人应采用本AC中以前的章节以表明对闪电影响防护的符合性。如果审定基础包括了第29.1316条，通过参阅AC中适用的章节(第29.1316条，电气和电子系统的闪电防护)，申请人应表明对闪电影响防护的符合性。应当配合局方尽早进行讨论，以便使展示电子和电气系统闪电防护符合性的途径对于申请人和局方都是清晰的。

AC 29.1316 电气和电子系统的闪电防护

1. 条款要求解析/规章安全意图

为了保证运输类旋翼航空器的飞行安全，CAAC于2017年在其发布的CCAR-29-R2中增加了第29.1316条，分别对旋翼航空器具有灾难性的、危险的或主要的失效状态功能的电子电气系统提出了相应的闪电防护的专门要求，其中各款解析如下：

(a)款针对的旋翼航空器电子和电气系统是指经系统安全评估确认为A级的系统；本条(a)款要求申请人表明，A级系统在旋翼航空器暴露于闪电环境期间和之后，其功能一直都不会受到不利影响；并且在暴露之后，受影响的系统应及时地自动恢复其功能的正常运行。

(b)款针对的旋翼航空器电子和电气系统是指经系统安全性评估确认为B级和C级的系统；本条(b)款要求申请人表明，B级和C级系统在旋翼航空器暴露于闪电环境之后，其受影响的功能能及时地恢复正常运行。

条款中一些术语定义如下:

(1) 部件损坏

是指瞬态永久地改变某个电路电气特性的一种状态; 出于此种原因, 受损伤的部件不能再执行其性能规范;

(2) 不利影响

是指导致系统失效、故障或误导信息达到系统闪电保护规章中提出的特定航空器功能或系统不可接受程度的闪电影响;

(3) 多回击

是指在一次单独的闪电期间所发生的两次或多次闪电回击;

(4) 多脉冲

是指一个随机的、以均匀间隔排列的脉冲序列, 它包含短持续时间、低幅值的电流脉冲, 每一个脉冲采用快速变化的电流来表征。这些脉冲可导致闪电先导蔓延和分叉, 并与云对云和云内闪光有关。当初始先导附着在航空器上时, 多脉冲表现得最强烈。

(5) 功能

是指某个系统或设备的特定行为, 以及自身提供一个完全可认知的操作能力的机上飞行机组表现。例如, “为驾驶员显示航空器航向”就是一项功能。一个或多个系统可以执行一项特定功能, 或者一个系统可以执行多项功能;

(6) 附着点

是指闪电与航空器接触的点;

(7) 及时地

“及时地”的含义取决于被评估系统所执行的功能、特定的系统设计、该系统与其他系统之间的交互, 以及系统与机组人员之间的交互。必须为每个特定的系统及其所执行的特定功能确定“及时地”的定义。应在审定计划中包括适用的定义, 以供适航当局审查和批准;

(8) 间接影响

是指闪电在航空器电子或电气电路中感应的电气瞬态;

(9) 孔径

是指任何电磁可穿透的开口;

(10) 雷击

是指闪电对航空器的附着;

(11)内部环境

是指外部环境所产生于航空器内部的电势场和结构电压;

(12)闪电

是指总的闪电事件。它可能发生在云中、云间或云地之间。它可能包括一次或多次回击，加上中间电流或持续的电流;

(13)闪电分区

是指易受闪电附着、驻留时间和电流传导影响的航空器表面区域和结构;

(14)闪电回击

是指当闪电先导(初始电流电荷)与地面或其它电荷中心接触时所发生的闪电电流浪涌。电荷中心是具有相反电荷的高电势区域;

(15)设备瞬态设计电平(ETDL)

是指能证明设备合格的的瞬态峰值振幅;

(16)实际瞬态电平(ATL)

是指由于外部环境的原因，在设备接口电路上出现的瞬态电压或电流电平。此电平可能小于或等于瞬态控制电平，但不应大于瞬态控制电平;

(17)设备

是指具有互联电导线的电子和电气系统部件;

(18)瞬态控制电平(TCL)

是指由于所定义的外部环境，在设备接口电路上出现的最大允许的瞬态电平;

(19)外部环境

是指航空器外部的自然闪电环境，用于设计和认证的目的;

(20)系统

一个系统可以包括设备、部件、零件、线束、软件和固件。电子和电气系统由通过电导线相连的设备组成，要求所有这些设备执行一项或多项功能;

(21)裕度

是指设备瞬态设计电平(ETDL)与实际瞬态电平(ATL)之间的差值;

(22)直接影响

是指对航空器或其电子电气系统的物理损伤。闪电对系统硬件或部件的直接附着引起的损伤。直接影响的例子包括戳穿、变形、燃烧、汽化、或航空器表面或结构的爆破，以及对航空器电子电气系统的损伤。

2. 可接受的符合性方法

2.1 符合性验证程序

旋翼航空器电子和电气系统对第29.1316条的符合性验证程序如下:

(1)识别待评估的系统;

(2)确定航空器闪电分区;

(3)为每个分区建立闪电环境;

(4)确定与系统相关的闪电瞬态环境;

(5)建立设备瞬态设计电平(ETDLs)和航空器实际瞬态电平(ATLs);

(6)验证对要求的符合性;

(7)在必要时采取纠正措施。

应通过采取上述步骤，以解决电子和电气系统线缆和设备中感应的闪电瞬态，以及闪电对连接到电子和电气系统的航空器外部设备和传感器(如无线电天线和大气数据探头)造成的损坏。

2.1.1 识别待评估的系统

(1)概述 应识别出需要进行闪电评估的航空器电子和电气系统，确认任何与闪电相关的系统功能的失效，这些失效可能导致或促成对航空器的不利影响，因此需要对其影响进行评估，确认其对航空器和/或其系统安全造成影响的程度。评估应该涵盖如下方面:

(a)所有正常的航空器运行模式，飞行阶段和运行条件;

(b)所有与闪电有关的失效状态及其对航空器运行和飞行机组的后续影响。

(2)安全性评估

应对旋翼航空器电子和电气系统进行与闪电影响相关的安全性评估，来建立系统失效状态并进行分类；根据安全性评估建立的失效状态分类，为系统分配适当的闪电审定等级，如表AC 29.1316-1所示。第29.1316条款所要求的闪电影响相关的特殊安全性评估要优先于通用的安全性评估过程。

表AC 29.1316-1 闪电失效状态和审定等级

失效影响程度	失效状态分类	闪电审定等级
功能的失效会妨碍旋翼航空器继续安全飞行和着陆	灾难的	A
功能的失效会降低旋翼航空器的性能或飞行机组应对不利运行条件的能力	危险的	B
	主要的	C

(a)A 级系统 系统安全评估应考虑与闪电有关的失效或故障对具有较低失效分类系统的影响，这可能会影响到 A 级系统的功能。申请人应表明，当航空器暴露在闪电下时，任何与 A 级系统通过线缆连接的系统都不会对 A 级系统执行的具有灾难性失效状态的功能产生不利影响。仅靠冗余并不能保护航空器免受闪电的影响，因为闪电在航空器中产生的电磁场、传导电流和感应电流可以在航空器上的所有电导线中同时感应出瞬态。

(b)B 级或 C 级系统 对于航空器上分开安装的冗余的 B 级或 C 级系统，通常不考虑由于暴露在闪电环境中导致的同时发生和共因的失效。这是由于航空器传递函数试验和服役经验已表明这些分开安装的冗余系统不会同时暴露于最大的闪电感应瞬态下。例如，冗余的外部传感器可减缓闪电直接附着损坏，如果传感器之间存在可接受的分离以阻止对多个传感器的损坏，那么此功能便可维持。因此，不需考虑所有这些冗余并且在空间上分开安装的 B 级或 C 级系统由于暴露于闪电环境而导致的同时丧失。但是，如果在航空器上的同一位置设计和安装了多个 B 级或 C 级系统，或共用一个导线连接，则需要评估暴露于闪电环境导致的组合失效以确定这些组合失效是否是灾难性的。如果是，这些系统则应被划分为 A 级系统。

(c)失效状态 安全评估可能表明某些系统在不同的飞行阶段具有不同的失效状态。因此，对于不同的飞行阶段，系统可能适用不同的闪电防护要求。例如，自动飞行控制系统在自动着陆时的失效状态可能是灾难性的，而在巡航时的同样的失效状态可能是危险性的。

2.1.2 确定航空器闪电分区

闪电分区目的是确定航空器的哪些区域可能附着闪电，哪些结构可能在闪电附着点之间传导闪电电流。应根据航空器构型确定闪电附着分区，因为闪电分区依赖于航空器的几何形状、材料和运行参数，闪电附

着分区通常因航空器机型不同而不同。可根据 SAE ARP5414 的指导来确定闪电附着区域。

2.1.3 为每个分区建立闪电环境

1 区和 2 区代表闪电可能附着的区域,进而可确定流过航空器闪电电流的流入点和流出点，应该确定适用于这些区域的闪电电压波形和电流分量。根据定义，3 区在初始附着点(或扫略回击附着点)之间传导闪电电流，传导的电流可能包括所有电流分量的贡献因素。适航当局接受通过分析来估算源自于外部环境的 3 区电流等级。外部闪电环境是:

(1)由闪电与航空器外部结构交互作用产生。

(2)由航空器表面闪电电流分量的组合波形来表示。

SAE ARP5412 中提供了闪电波形选择的指导。

2.1.4 确定与系统相关的闪电瞬态环境

从电子和电气系统端看，闪电环境是由流经机身的闪电电流所产生的电压和电流组成。出现在系统线束接口处的电压和电流，是由孔径耦合、结构电压或由直接附着到设备和传感器的闪电产生的传导电流产生。

确定经 2.1.1 评出的每个系统的电子和电气的设备接口电路处可能出现的闪电电压和电流的瞬态波形和幅度。申请人可根据线束电流，或出现在系统线路和接口电路处的开路电压和短路电流来确定闪电瞬态。电压和电流的瞬态波形和幅度取决于系统及其互联线路的回路阻抗。

2.1.5 建立设备瞬态设计电平(ETDLs)和航空器实际瞬态电平(ATLs)

第 29.1316 条根据航空器电子和电气系统执行的功能影响提出了不同的要求。从设计的角度来看，系统闪电防护由航空器结构及导线中的防护和设备中的防护二者共同承担。因此，满足闪电防护要求的电气/电子系统配置可以基于 ETDLs 和 ATLs 的概念。

(1) 应为经 2.1.1 评出的每个系统的电子和电气设备确定和明确 ETDLs。该 ETDLs 为系统和设备设定了鉴定试验的等级。它们定义了在不产生任何不良影响情况下，系统和设备必须承受的电压和电流的幅度和波形。特定系统的 ETDLs 取决于航空器上预期的系统安装位置和线缆的分布，导线束及结构预期的屏蔽性能和系统危险程度。

(2) ATLs 是当航空器暴露于闪电时，在航空器线缆上实际产生的电

压和电流的幅值和波形，通过整机试验，分析或相似性来确定。ETDL 和 ATL 之间的差值即为裕度。图 AC 29.1316-1 表明了 ATL 和 ETDL 之间的关系。申请人应评估航空器、互联的线缆、设备防护，以确定提供可接受的裕度的最有效的 ATLs 和 ETDLs 的组合。正如本 AC 的 2.3.9 所讨论的，可能需要合适裕度以说明验证技术的不确定性。

(3) 一般情况下，申请人应通过整机闪电试验或分析以确定 ATLs 之前明确指定 ETDLs。因此预期的航空器瞬态，必须基于现有航空器整机的闪电试验结果，工程分析或经验估计。这些预期的航空器闪电瞬态电平被称为瞬态控制电平(TCL)。根据航空器特定区域线缆上产生的预期的闪电瞬态来设定 TCLs 电压和电流的幅度和波形。TCLs 应等于或大于航空器的最大预期 ATLs。对于特定导线束的 TCLs 取决于航空器构型，线束及其安装。航空器的闪电防护设计应满足特定的 TCLs。

2.1.6 验证对要求的符合性

(1)应表明系统符合 CCAR29.1316 条款的适用要求。

(2)应表明 ETDLs 超出 ATLs，且它们之间差值满足审定计划中建立的裕度。

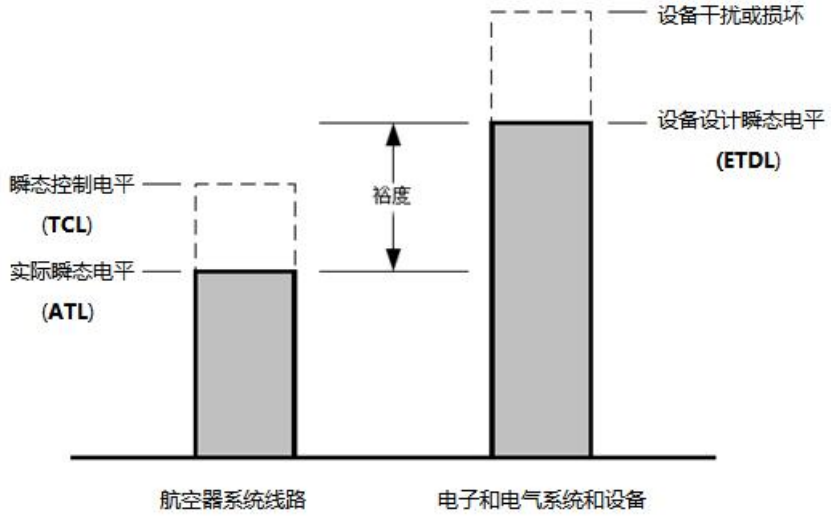


图 AC 29.1316-1 瞬态电平之间关系

(3)验证可通过试验、分析或表明与之前已通过审定的航空器和系统的相似性的方法来实现，本 AC 的 2.3 和 2.4 描述了适航当局可接受的方法。

(4)在项目的早期就应向适航当局提交审定计划以供评审。经验表明，尤其是针对采用了新技术或具有复杂系统的航空器，在审定计划上

尽早达成一致对申请人和局方均有益处。审定计划应定义审定过程中解决关键问题的可接受方法。审定过程中的分析和试验结果可为设计或验证方法中的更改提供依据。当有必要进行重大的变更时，应相应地更新审定计划。审定计划中可能包括表 AC 29.1316-2 中列出了的项目。

表 AC 29.1316-2 建议用于闪电审定计划的项目

项目	讨论
系统描述	描述系统的安装，包括不寻常的或独特的功能；系统失效状态分类；运行方面；闪电附着区；闪电环境；ETDL 和 TCL 的初步估计；ETDLs 和 ATLs 之间的可接受裕度。
符合性方法描述	描述如何进行符合性验证;验证方法通常包括相似性、分析程序和试验;如果使用分析程序，应表明如何去验证。(参见本 AC 的 2.3.4)
验收标准	通过分析系统的安全性来确定每个系统的通过/失败标准;在此安全分析期间，对在各种运行状态的航空器进行评估；说明由闪电影响引起的失效和中断模式。
试验计划	作为审定过程中的一部分，应为每个试验制定计划;作为申请人,应明确试验计划是些独立的文件还是符合性计划的一部分;试验计划中应给出试验顺序。

2.1.7 在必要时采取纠正措施

如果试验和分析表明，该系统不符合通过标准，则应检查航空器，安装或系统设计，改进闪电防护措施。

2.2 瞬态的影响

闪电产生的电压和电流瞬态会出现在设备的电路上。设备电路阻抗和配置将决定闪电瞬态主要是电压或电流。这些瞬态电压和电流可以使系统性能发生永久性或暂时性地降级，降级两种主要类型是部件损坏和系统功能干扰。

(1) 部件损坏

这是瞬态改变电路电气特性的永久性状态。易受部件损坏影响的设备包括:

(a) 有源电子器件，尤其是高频晶体管，集成电路，微波二极管和电源部件;

(b)无源电子和电气部件，特别是那些具有较低的额定功率或额定电压的部件;

(c)电爆装置，如火花塞和引爆器;

(d)机电设备，如指示器，致动器，继电器和电动机;

(e)可以点燃或熔化的绝缘材料(例如印刷电路板和连接器中的绝缘材料)和电连接器。

(2)系统功能干扰

(a)功能干扰主要是一个由电瞬态引起的系统问题。它可能永久地或暂时性地干扰信号、电路或系统部件，这种对系统性能的不利影响足以危及飞行安全。功能干扰是数字或模拟状态的变化，可能需要或可能不需要手动复位。在一般情况下，功能干扰取决于电路设计和工作电压，信号特性和时序，以及系统和软件配置。

(b)可能易受功能干扰的系统或设备包括计算机和数据/信号处理系统；电子发动机和飞行控制器及发电和配电系统。

2.3 A级系统闪电符合性验证

A级系统的闪电防护符合性流程如图AC 29.1316-2所示:

2.3.1 识别A级系统

根据2.1.1所述识别出A级系统，定义详细的系统性能通过/失败标准。申请人在开始A级系统试验或分析之前，应获得适航当局对此标准的认可。申请人应识别出与每个A级系统相关的特定设备、部件、传感器、电源系统以及线路，以便按照2.3.7和2.3.8进行ETDL验证。

2.3.2 建立系统ETDLs

对于特定航空器的系统安装，结构及线缆构型，通过估计其预期闪电瞬态的幅度和波形，从而建立航空器系统的ETDLs。建立系统ETDL时，需要在ETDLs和ATLs之间预留可接受的裕度。通常，在复杂系统中，与系统其他设备交联的所有线束中，设备的ETDLs是不相同的。可以采用现有相似航空器上的闪电试验结果，工程分析或经验评估等手段建立合适的的系统ETDLs。虽然特定的航空器构型和系统安装可能会导致ETDLs的振幅和波形与RTCA/DO-160第22节定义的不同，而ETDLs通常是按照RTCA/DO-160第22节信息指定。ETDLs必须超过ATLs，且之间有可接受的裕度。

2.3.3 采用整机试验确定ATLs

参考 SAE ARP5415 和 SAE ARP5416 的指导进行整机试验来确定 ATLs。

2.3.4 通过分析确定 ATLs

参考 SAE ARP5415 的指导来分析如何确定 ATLs。选择的分析方法的可接受程度取决于该方法的精确性。应利用试验数据来确保分析方法的精确性，并且获得适航当局对所选的分析方法的认可。

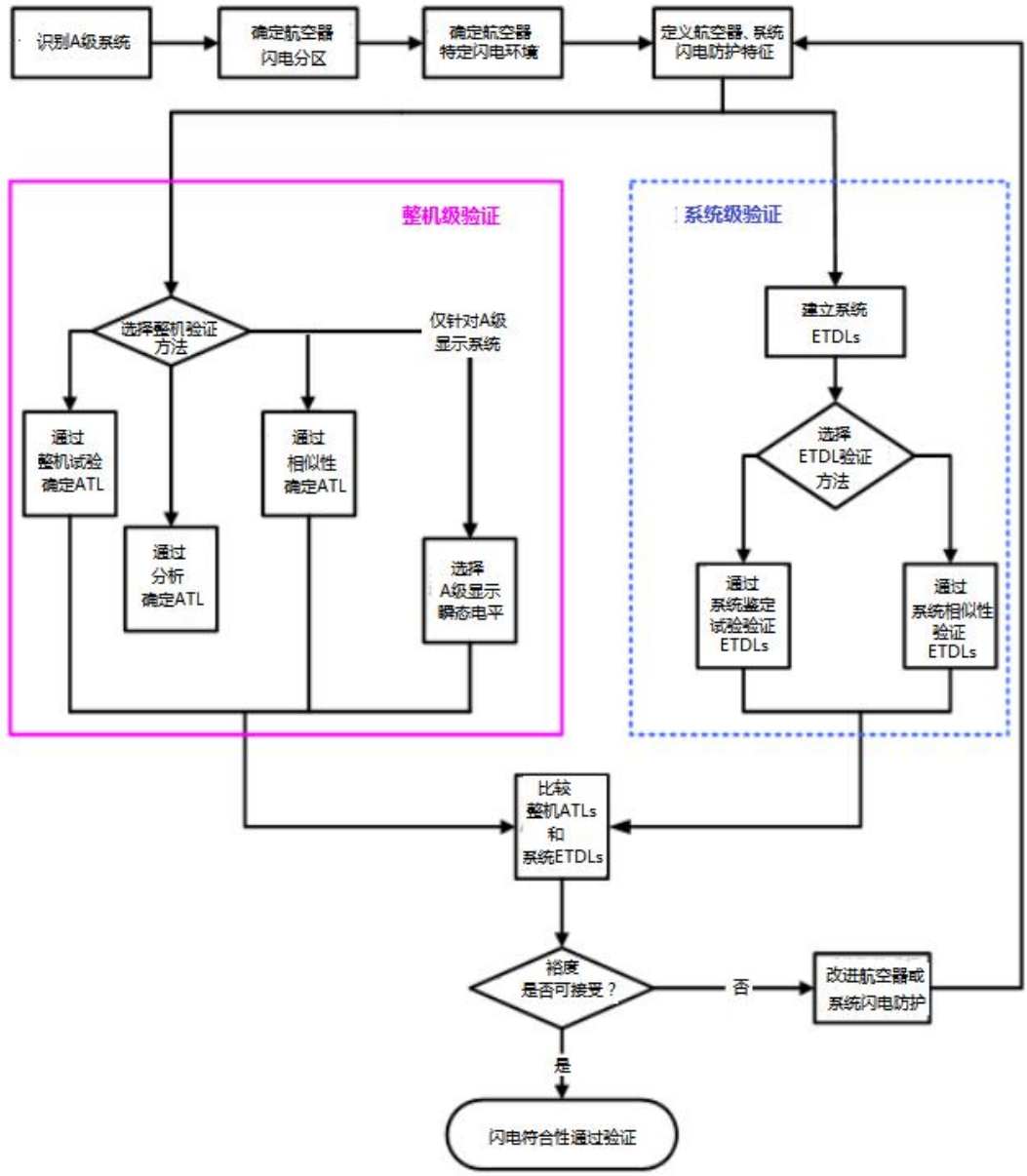


图 AC 29.1316-2 A 级系统闪电防护符合性流程

2.3.5 采用相似性确定 ATLs

(1) 在以下情形时采用相似性来确定 ATL:

(a) 仅当先前已通过审定的航空器和系统安装，与待审定航空器和系统安装之间只有微小的差异;

(b)已通过审定航空器在服务历史中没有未解决的与雷击相关的问题。

(2)如果发现将会影响航空器 ATLs 的重大差异，则应进行更多的试验和分析，以解决这些开口问题。

(3)为采用相似性，申请人应评估可能会对系统敏感性产生不利影响的那些航空器，线路和系统安装方面的差异。在对新的安装进行评估时，需要考虑影响航空器内部闪电环境的差异及其对系统的影响。此评估应涵盖如下:

(a)航空器型号、设备位置、机身结构、结构材料和可能影响外部闪电环境衰减的孔径;

(b)系统导线的尺寸，长度和敷设路线；线型(无论是平行导线还是双绞线)，连接器，导线屏蔽和屏蔽终端;

(c)防雷保护装置，如瞬态抑制器和避雷器;

(d)接地和电搭接。

(4)对于一个安装有新系统的新的航空器设计，不能采用相似性方法。

2.3.6 采用 RTCA/DO-160 第 22 节指南确定瞬态电平(仅针对 A 级显示系统)

(1)可采用本节指南为 A 级显示系统选择 ETDLs 而无需特定的整机试验或分析。A 级显示器包括驾驶员参与驾驶员/系统信息交互的功能。A 级显示系统通常包括显示器，信号发生器，数据集中器，传感器(如姿态，大气数据和航向传感器)，互联线路，以及相关的控制面板。

(2)其他 A 级系统不应采用这种方法，例如控制系统，因为这些系统的失效和故障会比显示系统更直接和更突然地导致灾难性事故。因此，其他 A 类系统需要更严格的闪电瞬态符合性验证程序。

(3)应采用表 AC 29.1316-3 中的信息来评估航空器和系统安装的特性以便为系统选择合适的 ETDLs。表 AC 29.1316-3 基于 RTCA/DO-160 第 22 节的表 22-2 和 22-3 定义了 ETDLs 的试验等级。申请人应向适航当局提供航空器和显示系统安装特性的描述，并将其与表 AC 29.1316-3 中信息进行比较，以证实为航空器和 A 级显示系统安装选择的 ETDL。当采用表 AC 29.1316-3 提供的指南选择 ETDLs 时，显示系统安装的预期 ATLs 之间可接受的裕度已包括在所选的 ETDLs 中。

表 AC 29.1316-3 ETDL—A 级显示器

RTCA/DO-160 第 22 节中的等级	显示系统安装位置
5 级	当待评估的设备，其相关的线束或通过导线与设备连接的其它部件暴露于非常严酷的闪电瞬态的航空器区域时，应采用此等级。这些区域是: ·屏蔽效果不是十分有效的复合材料的所在区域; ·结构搭接没有保证的区域; ·其他几乎没有屏蔽的开口区域。 也可以采用此等级来覆盖大范围的安装。 当混合传导结构(如翼尖，发动机舱尾翼等等)上存在高电流密度区域时，可能需要更高的 ETDLs，因为系统的导线可能分流部分闪电电流。如果你是系统设计人员，应采取措施，减少对较高 ETDLs 的需求。
4 级	当待评估的设备，其相关的线束或通过导线与设备连接的其它部件暴露于严酷的闪电瞬态的航空器区域时，应采用此等级。定义这些区域为机身外部(如机翼，整流罩，起落架，外挂架，操纵面等)。
3 级	当待评估的设备，其相关的线束或与与设备连接的其它部件全部处于中等的闪电瞬态的航空器区域时，应采用此等级。定义这些区域为内部金属航空器结构或其屏蔽在没有改善的情况下的效果等同金属航空器结构的复合航空器结构。例如未被舱壁封闭的电子舱、座舱区域、有大孔径的部位(即即未装有无电磁干扰(EMI)衬垫的门，窗户，访问面板等)。 这些区域的载流导体(如液压管路，控制电缆，线束，金属线托盘等等)不必非要在舱壁上电接地。当有个别导线穿出此区域，可对这些导线采用更高等级(即 4 级或 5 级)，或为其提供更多的防护。
2 级	当待评估的设备，其相关的线束或通过导线与设备连接的其它部件全部处于局部受保护的区域，应采用此等级。如果申请人采取措施来减弱耦合到导线的闪电，则可以将这些区域定义为

RTCA/DO-160 第 22 节中的等级	显示系统安装位置
	金属航空器结构或与金属航空器结构具有同等屏蔽效果的复合材料航空器结构内部。 在这些区域的线束穿过舱壁，并在舱壁连接器终端具有屏蔽。当有一部分导线穿出此区域，可对这些导线采用更高等级(即 3 级或 4 级)，或为其提供更多的防护。使线束靠近接地平面安装，以利用来自金属结构的其它内在屏蔽。载流导体(如液压管路，控制电缆，金属线托盘等等)要在所有舱壁处电接地。
1 级	当待评估的设备，其相关的线束或通过导线与设备连接的其它部件全部处于航空器防护良好的区域时，应采用此等级。定义这些区域为电磁封闭区。

2.3.7 通过系统鉴定试验验证系统 ETDLs

(1)应该识别与进行 ETDL 验证试验的 A 级系统相关的设备、部件、传感器、电源系统和导线，特别是要考虑其失效会带来灾难性的后果的系统的功能。对于复杂的 A 级系统，系统配置可能包括冗余设备，多个电源，多个传感器和激励器，以及复杂的线束。应定义将用于 ETDL 验证试验的系统配置。该系统配置，应该获得适航当局的批准。

(2)应通过在系统线束上进行单回击、多回击和多脉冲试验来验证 ETDLs。为定义的 ETDL 选择波形设置和试验级别。表明在这些试验期间，系统工作在所定义的通过标准范围内。在采用定义的 ETDLs 进行系统试验或单回击的针脚注入试验期间，不应发生设备损坏。RTCA/DO-160 第 22 节提供了可接受的试验程序和波形设置定义。此外，SAE ARP5416 为复杂的综合系统提供了可接受的试验方法。

(3)应该评估在系统鉴定试验期间所观察到的任何系统影响，以确保它们不会对系统的持续性能产生不利影响。应对其功能失效或故障会妨碍航空器继续安全飞行和着陆的 A 级系统的性能进行评估。评估应该获得适航当局的批准。

2.3.8 采用现有系统的数据验证系统 ETDLs(相似性)

(1)可以根据与之前已通过审定的系统的相似性来进行 ETDL 验证，而不用进行更多的试验。下列情况下可采用此种方法:

(a)待审定的系统和安装，与之前已通过审定的系统和安装之间仅有微小差异;

(b)之前已通过审定的系统在服役中没有未解决的与雷击相关的系统问题;

(c)之前已通过审定的系统的 ETDLs 已通过了鉴定试验的验证。

(2)为采用已通过审定的系统的相似性分析，应该评估已通过审定的系统和安装与待审定的系统和安装之间可能对系统敏感性产生不利影响的差异。评估应涵盖:

(a)系统接口电路;

(b)导线尺寸，敷设路线，排列(平行或双绞线)，连接器类型，导线屏蔽和屏蔽终端;

(c)防雷装置，如瞬态抑制器和避雷器;

(d)接地和电搭接;

(e)系统软件，固件和硬件。

(3)如果不能确定差异将如何影响系统和安装，应该实施更多的试验和分析，来解决这些开口问题。

(4)应该评估每一个系统，即使它采用了之前已获认证批准的设备和安装技术。

(5)对于一个安装有新系统的新航空器设计不应该采用相似性方法。

2.3.9 验证对要求的符合性

应对所验证系统 ETDLs 与航空器 ATLs 进行比较，确定 ETDLs 和 ATLs 之间是否存在一个可接受的裕度。裕度代表验证方法的不确定性。当验证方法可信度增加时，裕度即可随之降低。对于 A 级系统，如果裕度是通过航空器整机试验或整机试验所支持的分析所验证的，ETDL 超过 ATL 的两倍是可接受的裕度。对于 A 级显示系统，其 ETDLs 是通过表 AC 29.1316-3 中的指南来确定的，选定的 ETDLs 中已包含一个可接受的裕度。对于其他验证方法，裕度应获得适航当局的同意。

2.3.10 采取纠正措施

(1)当系统不能满足审定要求，应采取纠正措施。对航空器、系统安装或设备的更改或改装，可能需要更多的试验和分析。

(2)为了满足审定要求，可能需要重复系统鉴定试验，或航空器整机

试验和分析(全部或部分)。还可能需要对系统或安装进行改装以通过审定。申请人应该同适航当局共同对这些更改或改装进行评审，以确定它们是否为重大的更改或改装。如果这些更动或改装属于重大的更改或改装，则需要相应地更新闪电合格审定计划。更新后的合格审定计划应重新提交给适航当局审批。

2.4 B 级和 C 类级系统闪电符合性验证

B 级和 C 级系统闪电防护符合性流程如图 AC 29.1316-3 所示。

2.4.1 识别 B 级和 C 级系统

(1)根据 2.1.1 所述识别出航空器 B 级或 C 级系统。

(2)定义详细的系统性能通过/失败标准。在开始试验或分析 B 级和 C 级系统之前，应该得到适航当局对此标准的认可。

2.4.2 建立 ETDLs

(1)可以采用在对 A 级系统所进行的整机试验或分析期间确定的 ATLs，来为 B 级和 C 级系统建立合适的 ETDLs。

(2) 另外，可以采用 RTCA/DO-160 第 22 节的定义为 B 级和 C 级系统选择合适的 ETDLs。选择合适的 ETDLs 等级时，应考虑到以下方面:

(a)对大多数 B 级系统，采用 RTCA/DO-160 第 22 节中的等级 3。

(b)对于安装在具有较严酷的闪电瞬态的航空器区域的 B 级系统及其相关的线路，视情采用 RTCA/DO-160 第 22 节等级 4 或 5。具有较严酷的闪电瞬态的航空器区域的例子有: 机身外部的区域，屏蔽效果差的复合结构区域，以及其他开口区域。

(c)对大多数 C 级系统，可采用 RTCA/DO-160 第 22 节中的等级 2。

(d)对于安装在具有较严酷的闪电瞬态的航空器区域的 C 级系统，采用 RTCA/DO-160 第 22 节等级 3。具有较严酷的闪电瞬态的航空器区域的例子有: 机身外部的区域，屏蔽效果差的复合结构区域，以及其他开口区域。

(e)应向适航当局提供航空器和系统安装特性的说明，来证实为系统选择的 RTCA/DO-160 第 22 节的试验等级。

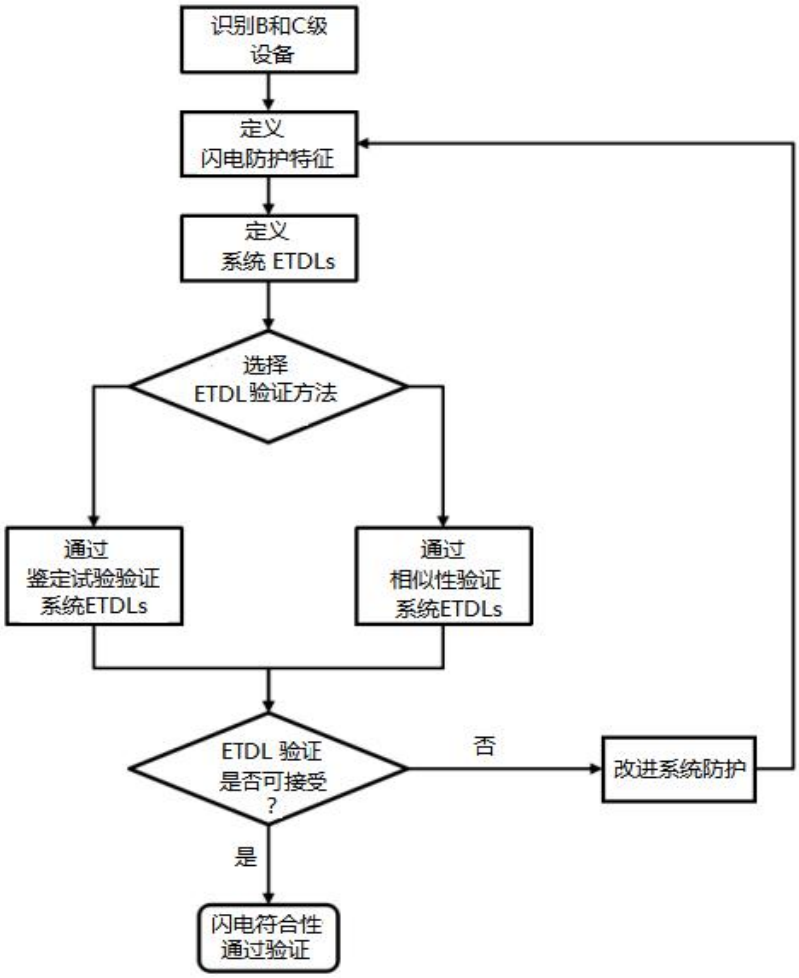


图 AC 29.1316-3 B 级和 C 级系统闪电防护符合性流程

2.4.3 采用设备鉴定试验验证系统 ETDLs

(1)应采用所选定的试验等级和单回击、多回击和多脉冲波形设置来进行设备鉴定试验。表明在试验期间，设备工作在所定义的通过标准范围内。在采用所定义的 ETDLs 进行设备鉴定试验期间或的单回击的针脚注入试验期间，不应发生设备损坏。RTCA/DO-160 第 22 节提供了可接受的试验程序和波形设置定义。

(2)应该评估在鉴定试验过程中所观察到的任何设备影响，以确保其不会对系统的持续性能产生不利影响。此评估应该获得适航当局的批准。

(3)如果分析表明：该设备不易受干扰的影响，或该设备可能易受干扰的影响但有复位能力，系统可及时恢复，则不需要多回击和多脉冲试验。

2.4.4 采用现有的设备数据验证系统 ETDLs(相似性)

(1)可以根据与之前已通过审定的系统的相似性来验证 ETDLs，而无

需进行更多的试验。下列情况下可采用这种方法:

(a)待审定的系统和安装，与之前已通过审定的系统和安装之间仅有微小差异;

(b)之前已通过审定的系统在服役历史中没有未解决的与雷击有关的系统问题;

(c)之前已通过审定的系统的 ETDLs 已通过了鉴定试验的验证。

(2)评估应涵盖:

(a)设备接口电路;

(b)导线尺寸，敷设路线，排列(平行或双绞线)，连接器类型，导线屏蔽和屏蔽终端;

(c)防雷装置，如瞬态抑制器和避雷器;

(d)接地和电搭接;

(e)设备软件，固件和硬件。

(3)如果发现有影响系统和安装的重大差异，则应该实施更多的试验和分析，来解决这些开口问题。

2.4.5 验证对要求的符合性

在所选定的系统 ETDLs 的鉴定试验过程中，应该证明 B 级和 C 级系统满足其定义的验收标准。

2.4.6 采取纠正措施

当系统不能满足审定要求时，申请人应该采取纠正措施。如果对系统或安装进行了更改或改装，则可能需要重复设备鉴定试验。申请人应该同适航当局共同对这些更改或改装进行评审，以确定它们是否为重大更改或改装。如果属于重大更改或改装，则应相应地更新闪电认证合格审定计划。更新后的合格审定计划应重新提交给适航当局评审。

2.5 维护和监控

(1)在持续适航文件中，应确定航空器电子和电气系统闪电防护所要求的最低维护。应定义闪电防护装置或功能的定期和有条件的维护和监控要求，以确保航空器在服役期内的可接受的防护性能。应避免使用那些可能由于腐蚀、轻微磨损、挠曲周期或其他原因而随时间退化的装置或功能。此外，还应确定何时检查或更换这些装置。

(2)为确保航空器和系统的闪电防护装置在服役期内保持有效，应定义所需的检查技术和检查时间间隔。另外，还应确定自检测设备，电阻

测量值，定期并有条件地对整个系统进行连续性检查，或采取其他手段以确定系统的完好性。

(3)有关航空器闪电防护装置维护和监测的更多信息，可参阅 SAE ARP5415。

AC 29.1317 高强度辐射场(HIRF)保护

1. 条款要求解析/规章安全意图

由于机体和电子系统设计的技术不断进步以及航空器环境中射频(RF)功率等级的不断提高，增加了航空器执行关键和重要功能的电子和电气系统对高强辐射场(HIRF)环境的脆弱性，其运行极易受到 HIRF 环境的有害影响。为了保证运输类旋翼航空器的飞行安全，CCAC 于 2017 年在其发布的 CCAR-29-R2 中增加了第 29.1317 条，分别对旋翼航空器具有灾难性的、危险的或主要的失效状态功能的电子电气系统提出了相应的 HIRF 防护的专门要求，其中各款解析如下:

本条(a)款针对的旋翼航空器电子和电气系统是指经系统安全评估确认为 A 级的系统，其对 A 级系统在三种 HIRF 环境(即 HIRF I、HIRF II、HIRF III)下提出了以下不同的 HIRF 防护要求:

本条(a)款(1)项和(2)项要求申请人表明，A 级系统在旋翼航空器暴露于 HIRF 环境 I 期间和之后，其功能一直都不会受到不利影响；在暴露之后，受影响的系统应及时地自动恢复其功能的正常运行，如果系统这种功能恢复与系统的其他运行或功能要求相冲突时，则不要求其恢复；

本条(a)款(3)项要求申请人表明，在暴露于 HIRF 环境 II 期间和之后，其系统一直都不会受到不利影响；

本条(a)款(4)项要求申请人表明，在暴露于 HIRF 环境 III 期间和之后，其在 VFR 下的功能一直都不会受到不利影响。

其中 HIRF I、HIRF II、HIRF III 及设备 HIRF 试验电平 1、2、3 具体的要求详见 CCAR29 部附件 E。

本条(b)款针对的旋翼航空器电子和电气系统是指经系统安全性评估确认为 B 级的系统,本条(b)款要求申请人表明，当 B 级系统暴露于设备 HIRF 试验电平 1 或 2 时，其系统一直都不会受到不利影响。

本条(c)款针对的电子和电气系统是指经系统安全性评估确认为 C 级

的系统,本条(c)款要求申请人表明，当C级系统暴露于设备HIRF试验电平3时，其系统一直都不会受到不利影响。

条款中一些术语定义如下：

(1)HIRF环境

是指由高功率射频能量向自由空间发射而产生的电磁环境;

(2)HIRF脆弱性

是指系统的敏感特性，这种特性会导致系统在执行其预期功能时，由于遭遇HIRF环境而受到不利的影响;

(3)不利影响

对于第29.1317条中规定的特定航空器功能或系统，HIRF的影响会导致系统失效、故障或误导性信息达到无法接受的程度。在确定系统或功能是否受到不利影响时，应考虑HIRF对整个航空器及其运行的影响;

(4)场强

是指在自由空间中传播的电磁能量的大小，用伏/米(V/m)表示;

(5)电流束注入

是指电磁干扰(EMI)试验方法，通过电流注入探头将电流注入到导线束中;

(6)电流注入探头

一种感应装置，当卡在导线束上时，可直接将射频信号注入到导线束中去;

(7)电路接口

是指将设备的电气输入和输出与航空器上的其他设备或装置连接起来的电气或电子装置;

(8)传递函数

是指系统的电气输出与系统的电气输入之比，用频域表示。对于HIRF，一个典型的传递函数是线束上的电流与外部HIRF场强的比值，是频率的函数;

(9)反射面

是指反射射频信号的导电平板;

(10)干扰

是指系统运行永久性或暂时性的障碍。例如，可能需要或也可能不需要手动复位的数字或模拟状态的变化;

(11) 连续波

是指仅由基频组成的射频信号，无振幅、频率或相位调制;

(12) 免疫力

是指在射频场存在的情况下，系统或设备以可接受的方式继续执行其预期功能的能力;

(13) 敏感性（敏感度）

是指一种设备的特性，其描述了当遭遇有害电磁能量时，设备无法正常工作的特性;

(14) 内部 HIRF 环境

是指机身内部、设备外壳处或各舱室内部的 RF 环境。内部射频环境用内部射频场强或线束电流来描述;

(15) 耦合

是指通过射频源产生的辐射将电磁能量感应进入系统的过程;

(16) 衰减

用于表示在从一点到另一点传输过程中电磁场强度的降低。衰减可以用一个输入量与输出量的标量比率表示，或分贝 (dB) 表示;

(17) 设备

是指带有电气互连导线的电气或电子系统的组件;

(18) 射频 (RF)

是指对无线电传输有用的频率。目前射频传输的实际限制约为 10 千赫兹 (kHz) 到 100 千兆赫 (GHz)。在这个频率范围内，电磁能量可作为电流在载波频率上被探测到并被放大;

(19) 调制

是指波（通常称为载波）的某些特性依照施加的函数而变化的过程;

(20) 外部 HIRF 环境

是指航空器外部的电磁射频场;

(21) 系统

是指单个设备通过电气导线与另一设备相连，这两个设备组成一个系统功能。一个系统可能包含多个设备、部件、零件和导线束;

(22) 相似性

是指使用现有系统或航空器的 HIRF 符合性文档和数据来演示具有等

效设计、构架和安装的几乎相同的系统或航空器的 HIRF 符合性的过程;

(23)裕度

是指设备敏感性或鉴定电平与航空器内部 HIRF 环境之间的差异。为了解释设计、分析或试验中的不确定性可以规定裕度要求;

(24)正常运行

是指系统执行其预期功能的状态。在第 29.1317 条(a)款(2)项中,正常运行是指执行持续安全飞行和着陆所必需的功能的能力,但不要求执行全部功能。

(25)直接激励试验

是指将信号源直接与被测设备电连接的电磁干扰试验;

(26)自动恢复

是指无需飞行员的动作即可恢复正常运行。

2. 可接受的符合性方法

2.1 符合性验证程序

旋翼航空器电子和电气系统对第 29.1317 条的符合性验证程序如下:

(1) 识别待评估的系统;

(2) 建立适用的航空器外部 HIRF 环境;

(3) 为所安装系统建立试验环境;

(4) 选择合适的 HIRF 符合性验证方法;

(5) 验证 HIRF 防护效果。

2.1.1 识别待评估的系统

(1)概述　必须识别出需要进行 HIRF 评估的航空器电子和电气系统。应明确系统中完成一项功能的各个部件,同时考虑系统中的冗余或备份设备,确认任何与 HIRF 相关的系统功能的失效,这些失效可能引起或促成对航空器飞行安全的不利影响,因此必须对其影响进行评估,以确认航空器及其系统安全可能受到其影响的程度。系统运行应进行单独、组合或与其它系统的关联评估。评估应该涵盖如下方面:

(a)所有正常的航空器运行模式,飞行的阶段和运行条件;

(b)所有与 HIRF 有关的失效状态及其对航空器运行和飞行机组的后续影响;

(c)所需采取的任何纠正措施。

(2)安全性评估

应对旋翼航空器电子和电气系统进行与 HIRF 相关的安全性评估，来建立设备或系统功能失效状态并对其进行分类。根据安全性评估建立的失效状态分类，为系统分配适当的 HIRF 审定等级，如表 AC 29.1317-1 所示。只有那些被确定为执行或参与功能的系统，其失效将导致灾难性的、危险的或较大的失效状态，才受第 29.1317 条的约束。安全性评估应考虑 HIRF 的共因影响，特别是对于高度集成系统和装有冗余元件的系统。

表 AC 29.1317-1 HIRF 失效状态分类和 HIRF 审定等级

失效影响程度	失效状态分类	HIRF 审定等级
功能的失效会妨碍航空器继续安全飞行和着陆	灾难的	A
功能的失效会严重降低航空器的性能或飞行机组应对不利运行条件的能力	危险的	B
功能的失效会降低航空器的性能或飞行机组应对不利运行条件的能力	较大的	C

(3) 失效状态

安全性评估必须考虑由于系统失效、故障或误导性的信息引起的所有潜在不利影响。安全性评估可能表明某些系统在不同的飞行阶段有不同失效状态。因此，对于不同飞行阶段，系统可能适用不同的 HIRF 要求。例如，自动飞行控制系统在自动着陆阶段可能会出现灾难性失效状态，而在巡航阶段时同样的失效可能仅判定为危险的失效状态。

2.1.2 建立适用的外部 HIRF 环境

用于第 29.1317 条的外部 HIRF 环境包含合格审定环境 HIRF 环境 I，标准 HIRF 环境 II 和严酷环境 HIRF 环境 III，分别如表 AC 29.1317-2、表 AC 29.1317-3 所示。HIRF 环境和设备 HIRF 试验电平的场强值都是用测量到的调制周期内峰值的均方根表示。

表 29.1317-2 HIRF 环境 I

频段	场强(伏/米)	
	峰值	平均值

10kHz-2MHz	50	50
2MHz-30MHz	100	100
30MHz-100MHz	50	50
100MHz-400MHz	100	100
400MHz-700MHz	700	50
700MHz-1.0GHz	700	100
1.0GHz-2.0GHz	2000	200
2.0GHz-6.0GHz	3000	200
6.0GHz-8.0GHz	1000	200
8.0GHz-12.0GHz	3000	300
12.0GHz-18.0GHz	2000	200
18.0GHz-40.0GHz	600	200
表中，较高的场强适用于频段边沿。		

表 AC 29.1317-3　HIRF 环境 II

频段	场强(伏/米)	
	峰值	平均值
10kHz-500kHz	20	20
500kHz-2MHz	30	30
2MHz-30MHz	100	100
30MHz-100MHz	10	10
100MHz-200MHz	30	10
200MHz-400MHz	10	10
400MHz-1.0GHz	700	40
1.0GHz-2.0GHz	1300	160
2.0GHz-4.0GHz	3000	120
4.0GHz-6.0GHz	3000	160
6.0GHz-8.0GHz	400	170
8.0GHz-12.0GHz	1230	230
12.0GHz-18.0GHz	730	190

频段	场强(伏/米)	
	峰值	平均值
18.0GHz-40.0GHz	600	150
表中，较高的场强适用于频段边沿。		

表 29.1317-4 HIRF 环境 III

频段	场强(伏/米)	
	峰值	平均值
10kHz-100kHz	150	150
100kHz-400MHz	200	200
400kHz-700MHz	730	200
700MH-1.0GHz	1400	240
1.0GHz-2.0GHz	5000	250
2.0GHz-4.0GHz	6000	490
4.0GHz-6.0GHz	7200	400
6.0GHz-8.0GHz	1100	170
8.0GHz-12.0GHz	5000	330
12.0GHz-18.0GHz	2000	330
18.0GHz-40.0GHz	1000	420
表中，较高的场强适用于频段边沿。		

2.1.3 为所安装系统建立试验环境

外部 HIRF 环境会穿透航空器机体，在机体内部形成射频环境，所安装的电子和电气系统就暴露在在其中。由此产生的内部射频环境是多种因素综合而成的，比如航空器的接缝和开口，来自航空器内部结构和导线的再辐射，以及航空器特有的电共振等。

A 级系统的内部 HIRF 环境是由航空器对外部 HIRF 环境 I、II、III 环境的衰减决定的，衰减是航空器和区域特有的，应通过整机试验、分析或相似性来建立。

B 级系统的内部 HIRF 环境为设备 HIRF 试验电平 1 或 2。

C 级系统的内部 HIRF 环境为设备 HIRF 试验电平 3。

设备 HIRF 试验电平 1、2、3 可参见 CCAR 29 部规章附录 E。

2.1.4 选择合适的 HIRF 符合性验证方法

(1) 第 29.1317 条(a)款、(b)款和(c)款中的旋翼航空器性能要求与 HIRF 环境和试验电平之间的关系如表 AC 29.1317-5 所示。

表 AC 29.1317-5 HIRF 合格审定要求概要

HIRF 失效状态	性能要求	环境或试验电平适用的项目	HIRF 环境或试验电平
其功能失效会妨碍旋翼航空器继续安全飞行和着陆	在…期间和之后其功能不会受到不利影响。	旋翼航空器	暴露于 HIRF 环境 I
	在…之后系统能及时地自动恢复其功能的正常运行，除非系统的这种功能恢复与该系统其他运行或功能要求相冲突。	旋翼航空器	暴露于 HIRF 环境 I
	在…期间和之后，系统不会受到不利影响。	旋翼航空器	暴露于 HIRF 环境 II
	在…期间和之后，目视飞行规则下飞行所需的每一功能不会受到不利影响。	旋翼航空器	暴露于 HIRF 环境 III
其功能失效后会严重降低旋翼航空器性能或飞行机组对不利运行条件的反应能力	当…时，系统不会受到不利影响。	提供这些功能的设备	暴露于设备 HIRF 试验电平 1 或 2
其功能失效后会降低旋翼航空器性能或飞行机组对不利运行条件的反应能力	当…时，系统不会受到不利影响。	提供这些功能的设备	暴露于设备 HIRF 试验电平 3

(2)通过/失败标准　为每个系统建立与表 AC 29.1317-5 适用的性能要求相关的特定的 HIRF 符合性通过/失败标准,这些通过/失败标准应提交适航当局以获批准.申请人还应建立监控与这些标准相关的系统性能的方法并经适航当局批准。用来定义通过/失败标准的所有影响应基于对系统单独的或彼此依赖的运行特性的可识别的、可追踪的分析。分析应该评估可能对系统性能产生不利影响的失效(单个或组合)，这应该包括可能使任何系统冗余无效的或影响执行同一功能的多个系统的失效。

(3)验证 HIRF 符合性有多种方法可行，本 AC 的 2.3 和 2.4 描述了适航当局可接受的方法。其他 HIRF 符合性验证技术也可用来验证系统在 HIRF 环境中的性能，但是需要获得适航当局的批准。

2.1.5 验证 HIRF 防护效果

申请人应表明由 HIRF 环境产生的，系统和设备线束上的实际射频电流及系统的实际射频场应低于相应的设备或系统 HIRF 鉴定试验电平。

2.2 裕度

通过整机试验或系统试验验证HIRF防护符合性的,不要求考虑裕度。通过数据分析和相似性来验证 HIRF 防护符合性的，并且过程验证是可靠的，且数据得到充分的证实，那么也不要求考虑裕度。当数据未得到充分的证实，可根据可用的证据来要求裕度，并在 HIRF 符合性计划中用证据对所选择的裕度进行分析。

2.3 A 级系统 HIRF 符合性验证

A 级系统 HIRF 符合性流程如图 AC 29.1317-1 和图 AC 29.1317-2 所示。

2.3.1 步骤 1 – 系统安全性评估

按照 2.1.1 所述对航空器上安装的电子和电气系统进行安全性评估，确定系统功能失效状态分类。对于分类为灾难性的失效状态的系统(A 级系统)，按照下列步骤 2 至 15(参照图 AC 29.1317-1 和图 AC 29.1317-2)的流程，根据具体情况，选择适用的步骤进行符合性验证。

2.3.2 步骤 2 – 定义 HIRF 防护方案

根据适用于航空器及其 A 级系统的 HIRF 环境，定义 HIRF 防护方案，并将其纳入到航空器和系统的设计中。设备、系统和航空器 HIRF 防护设

计方案可在实施整机级 HIRF 试验并确定实际的内部 HIRF 环境之前进行。因此，设备、系统和航空器 HIRF 防护设计应基于对预期的内部 HIRF 环境的估计。在制定 HIRF 防护方案时要考虑所有可能影响 HIRF 防护的航空器构型，如打开的起落架舱门。

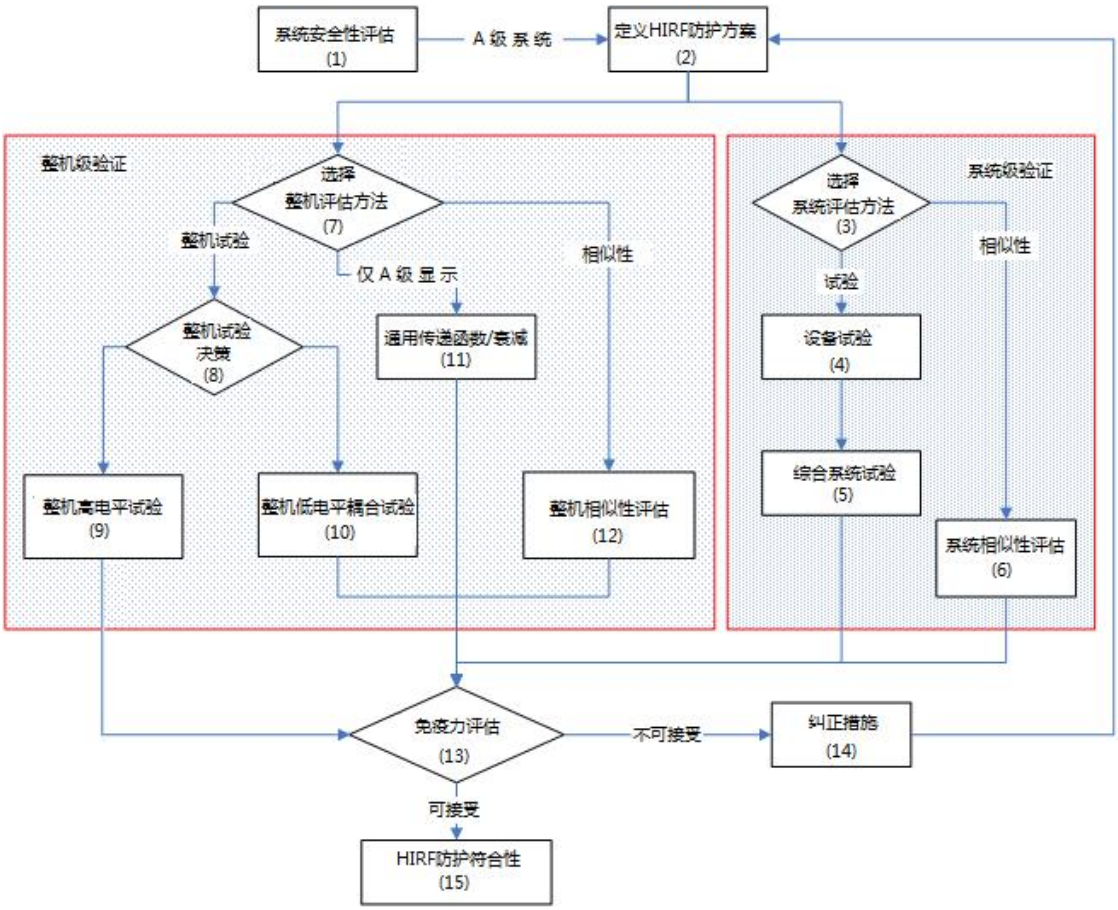


图 AC 29.1317-1 A 级系统 HIRF 符合性流程

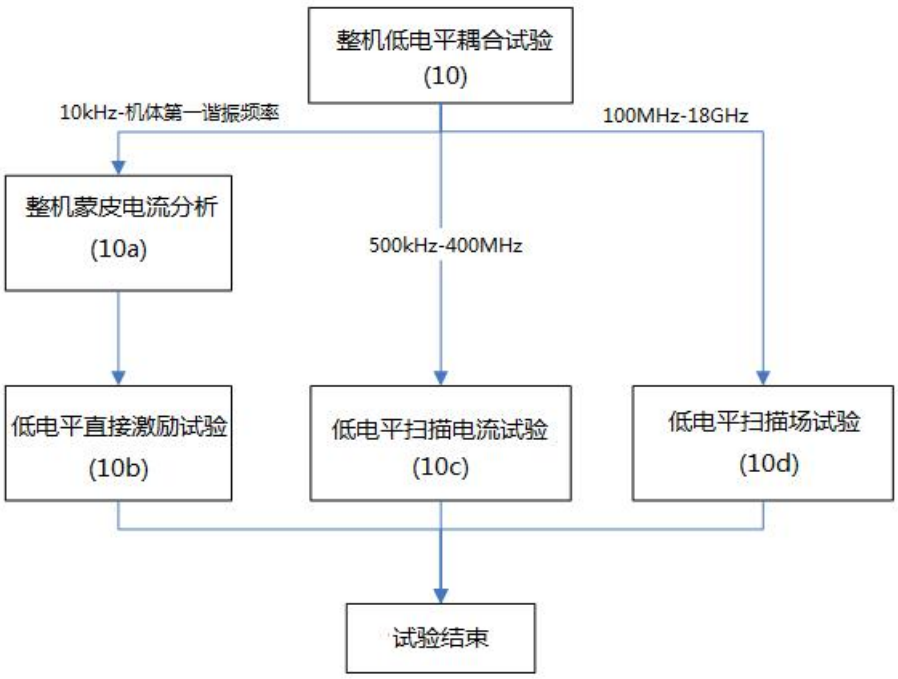


图 AC 29.1317-2 A 级系统整机低电平耦合试验

2.3.3 步骤 3 – 系统评估决策

确定对 A 级系统是实施综合系统 HIRF 试验还是基于相似系统先前已完成的综合系统 HIRF 试验的系统验证。如果试验数据和设计分析表明在 12GHz 到 18GHz 间，综合系统试验结果满足通过标准，并且系统没有电路工作在 18GHz 到 40GHz 频率范围内，则整机和系统试验和评估不需要验证 18GHz 以上的 HIRF 环境。

2.3.4 步骤 4 – 设备试验

(1) 在进行综合系统实验室试验 (步骤 5) 之前，需要进行 RTCA/DO-160 第 20 节中的辐射和传导射频敏感性试验来建立对设备 HIRF 免疫力的信心。申请人应按照 DO-160 第 20 节的试验电平 (导线束电流和射频场强) 或使用适用的外部 HIRF 环境估算航空器内设备安装位置处的 HIRF 环境而确定的电平对设备进行试验。

(2) 在适当的情况下，设备 HIRF 试验可用来增强综合系统 HIRF 试验。对于综合系统级 HIRF 试验 (步骤 5) 中将评估 HIRF 免疫力的设备，其单独的设备 HIRF 试验是可选的。

2.3.5 步骤 5 – 综合系统试验

(1) 对于 A 级系统，应在实验室进行综合系统的传导和辐射敏感度试验。试验中 HIRF 场强和线束电流的选择应基于整机评估确定的已衰减的外部 HIRF 环境 (见步骤 10、11 或 12)。一般情况下，综合系统试验在整

机评估之前就完成了。在这种情况下，综合系统试验场强和电流应当基于预期的衰减或传递函数进行选择。

(2)实验室综合系统试验的设备安装应该与机上设备安装的状态相似。例如，系统的电搭接和接地，导线尺寸，导线敷设路径、导线布置(无论是平行线还是双绞线)、连接器类型、导线的屏蔽和屏蔽接地方式，以及实验室中各设备之间及与地平面的相对位置，应该与待取证机上的系统安装保持一致。因此，在进行试验之前，实验室综合系统试验平台应通过适航当局的制造符合性检查。

(3)综合系统应在系统运行时进行试验，试验设备应包括交联的显示器，传感器，激励器和其他设备。为确保综合系统试验是在系统以最大灵敏度工作时进行的，系统应置于各种工作模式。如果连接的设备与灾难性失效的功能无关，则可以用与该设备阻抗特性一致的试验装置来模拟这些设备进行试验。连接的设备应满足其失效状态分类所要求的适用HIRF要求。

(4)试验电平的选择应基于预期的内部HIRF环境，它是利用适用的外部HIRF环境，通过整机试验(见步骤10)、通用的传递函数(仅用于A级显示系统)和衰减(见步骤11)、或通过相似性评估(见步骤12)来确定的。综合系统试验程序详见SAE ARP 5583A。

(5)用于电缆束电流注入试验的频率为10KHz到400MHz。射频电流是通过电流互感器注入到综合系统线路中的。系统中的每个线束都应注入射频电流并测量线束感应电流。如果系统线束分支，那么也应测量每个线束的分支的感应电流。冗余或多通道构型系统试验可能需要同时在多束电缆注入电流。

(6)高电平辐射敏感度试验频率应该大于100MHz。辐射天线应该足够远，以确保试验中的所有设备及至少半个波长的导线同时被均匀照射。

(7)根据系统安全评估和适用的HIRF条款性能要求，为系统定义适当的通过/失败标准。任何系统的敏感性，包括系统故障，如显示危险的误导性信息、干扰或损坏，都应根据先前所定义的通过/失败标准进行记录和评估。

(8)仅采用被评估系统最敏感的调制模式可能会使试验时间最短。SAE ARP 5583A提供了调制模式选择、推荐的默认调制模式和驻留时间的指导。

(9)通常情况下，在步骤 4 中，采用 RTCA/DO-160 第 20 节的技术所进行的设备试验对于综合系统试验(步骤 5)的 HIRF 符合性验证是不充分的。但是，如果满足步骤 5 的(2)和(3)，那么这些标准的 RTCA/DO-160 第 20 节的试验可能就足够了。

2.3.6 步骤 6 – 系统相似性评估

(1)在其它机型上已通过审定的系统的综合系统 HIRF 试验可以用于相似系统的系统验证。在相似性分析中每个系统都需要单独的评估，即使它可能使用了以前已通过审定的航空器的设备和安装技术。

(2)用作相似性基础的系统必须成功完成综合系统 HIRF 试验。相似性评估需要比较可能对 HIRF 免疫力产生不利影响的设备及其安装差异。评估应考虑之前已通过 HIRF 审定的系统和组成新系统的设备电路接口，接线，接地，电搭接，连接器和导线屏蔽接法之间的差异。

(3)如果评估确定之前已通过审定的系统和待审定的新系统差异很小，并且能够证明之前已通过审定的系统在运行中没有未解决的 HIRF 问题，则可以使用相似性作为系统级验证的基础，而不需要额外的综合系统试验。如果两者差异的影响存在不确定性，应该进行必要和适当的额外试验和分析来解决其不确定性。额外试验的数量应与已确定的新系统和之前已通过审定的系统之间的差异程度相当。如果发现有重大的差异，相似性不应作为系统级验证的基础。

2.3.7 步骤 7 – 整机评估决策

(1)A 级系统需要进行整机评估。整机评估应该确定航空器上安装的 A 级系统实际的内部 HIRF 环境。在整机评估中应选择确定内部 HIRF 环境的方法，包括整机试验，用相似机型的耦合/衰减数据（相似性），或用仅适用于 A 级显示系统的通用传递函数和衰减。另外，整机评估也可以采用如下试验：在适当的情况下，将载有处于运行中的 A 级系统的整个航空器暴露在外部 HIRF 环境 I、II、III 中，以验证 A 级系统的性能是否可接受。

(2)综合显示系统包括显示器、控制板和向显示器提供信息的传感器。部分系统的传感器还提供信息给没有显示的 A 级系统。例如，如果传感器还提供信息给 A 级飞行控制系统，在表明这些传感器和飞行控制系统的符合性时必须使用实际的传递函数和衰减。

(3) 整机 HIRF 评估的其他方法，例如分析，可能是可接受的方法。对耦合到机体结构内的射频场强进行综合建模和分析还是一种新兴技术，因此，仅仅通过分析来表明 A 级系统 HIRF 符合性目前是不充分的，还需要增加适当的试验验证。

(4) 如果用分析方法来确定衰减和传递函数特性，应提供试验数据来支持这种分析。分析结果应考虑到分析的质量和精度。重要的试验，包括整机级试验，可以用来支持分析。

(5) 如果试验数据和设计分析表明在 12GHz 到 18GHz 间，A 级综合系统试验结果满足通过标准，并且系统没有电路工作在 18GHz 到 40GHz 频率范围内,则整机和系统试验和评估不需要验证 18GHz 以上的 HIRF 环境。

2.3.8 步骤 8 – 整机试验决策

(1) 有多种整机试验程序可以用于整机 HIRF 符合性验证数据的收集。其中两种主要方法是整机高电平试验 (见步骤 9) 和整机低电平耦合试验 (见步骤 10)。高电平辐射场试验是用与 HIRF 条款中适用的外部 HIRF 环境相等的试验电平辐射整机。低电平耦合试验是测量机体衰减和传递函数，用于计算机体内部 HIRF 电场和电流，以便与综合系统试验电平进行比较。

(2) 因为航空器的尺寸和用适当的外部 HIRF 环境照射整个航空器的可行性，一些试验程序可能比其他的更合适，对于大型航空器，低电平耦合试验方法比高电平辐射场试验更合适，因为后者要求用外部 HIRF 环境照射到整个航空器，不好实现。

2.3.9 步骤 9 – 整机高电平试验

(1) 高电平辐射场试验要求在航空器外部产生与适用外部 HIRF 环境同等的 RF 场。

(2) 在低于 400 MHz 的频率，航空器和发射天线之间的距离应足够远，以确保整个航空器受到外部 HIRF 环境的均匀照射。发射天线应放置在航空器周围至少四个位置，一般照射前部，尾部，以及左右两侧。在频率范围内扫描时，应确保航空器各部分被每个位置的天线照射到。分别用水平极化天线和垂直极化天线在各频率段对航空器机身进行扫描照射。在航空器放置于试验场前，应通过测量试验场地中心位置的射频场强来对射频场进行校准。

(3) 在高于 400MHz 的频率，射频辐射应局限于被测系统，射频场均

匀地照射系统的每个部分和至少1个波长长度的交联线缆(或如果线缆总长小于1个波长取总长度)。试验中可能需要反射平面对航空器底部和顶部的相关开口进行照射。

(4)试验时为确保被测试系统在最大灵敏状态下运行，A级系统应满负荷运行，并且航空器应置于各种模拟运行模式。

(5)为使测试时间最短，可以仅采用被评估系统最敏感的调制模式。如果按此实施,选择最敏感调制模式的原因需要在HIRF试验大纲中说明。SAE ARP 5583A提供了调制模式选择、推荐的默认调制模式和驻留时间的指导。

(6)作为频率低于机体第一谐振试验的一种替代方法，可以采用高电平直接激励试验方法将高电平电流直接注入到机身中。航空器蒙皮电流分析应按SAE ARP 5583A所述执行，或采用低电平扫描电流测量方法确定不同射频极化方式和射频照射角度的蒙皮电流分布，以便在试验过程中能准确模拟电流分布。虽然飞机高电平直接激励试验只适用于频率范围从10KHz到机体第一谐振频率，但它具有可以同时对所有系统进行试验的优点。

2.3.10 步骤10 – 整机低电平耦合试验

(1)概述

(a)整机低电平耦合试验试验频率为10KHz至18GHz，包括低电平直接激励试验、低电平扫描电流和低电平扫描场试验三个试验，在SAE ARP 5583A有详细描述。申请人也可采用其它试验方法，但在使用之前必须与适航当局审查组沟通并得到批准。

(b)低电平直接激励试验(见图AC 29.1317-2中的步骤10b)和低电平扫描电流试验(见步骤10c)用于400MHz及以下频率。低电平扫描场强试验(见步骤10d)用于100MHz及以上频率。低电平扫描电流试验和低电平扫描场试验的试验频率在100MHz到400MHz有一个重叠。在400 MHz划分点不是绝对的,而是取决于何时HIRF穿透设备壳体作为一个重要因素。

(2)步骤10a和10b – 整机蒙皮电流分析和低电平直接激励试验

低电平直接激励试验和蒙皮电流分析用来确定蒙皮电流和单个设备电缆束电流之间的传递函数。低电平直接激励试验用于频率范围从10KHz到第一机体谐振频率。为成功应用低电平直接激励试验，应利用整机蒙

皮电流分析推导出航空器的三维模型。这个三维模型可以用于推导出适用的外部 HIRF 环境的整机蒙皮电流分布图。可以通过整机蒙皮电流分析或者低电平扫描电流试验获得所有照射角度和极化方式下的外部 HIRF 环境和蒙皮电流之间的关系，这样蒙皮电流就可以通过直接注入机身结构来设置。用电流探头测量系统导线束感应电流，并归一化到 1V/m 电场强度，可以按比例调整到适当的外部 HIRF 场强。在 10kKHz 到第一个机体谐振频率，这种试验方法的灵敏度高于低电平扫描电流试验，对于小型航空器和机体结构屏蔽较好的航空器可能是必要的。

(3) 步骤 10c – 低电平扫描电流试验

(a) 低电平扫描电流试验是用低电平外部 HIRF 场照射航空器，测量外部 HIRF 场与航空器及设备电缆束电流间的传递函数。试验的频率范围为 500KHz 至 400MHz。传递函数本质上是共振的，并且依赖于航空器结构和系统安装。因为传递函数将线束电流与外部场关联，所以感应线束电流注入试验电平也可与外部 HIRF 环境关联起来。

(b) 发射天线应放置在航空器周围至少四个位置，一般布置在机头、机尾和左右两侧，航空器和发射天线之间的距离应足够远以确保航空器受到均匀的照射。在扫描 500KHz 至 400MHz 范围内的频率时，应确保航空器各部分被每个位置的天线照射到。分别用水平极化和垂直极化天线在各频率段对航空器机身进行扫描照射。测量航空器上线束感应电流。

(c) 计算出线束感应电流和照射天线场强之间的比率，并且将其归一化到 1V/m 时的数值，这种计算提供了以单位外部场强对应的感应电流所表示的的传递函数。这样适用外部 HIRF 环境感应的电流可以通过传递函数乘以外部 HIRF 场强计算。对每条航空器线束在所有发射天线位置计算得到的 HIRF 电流进行评估，确定每条线束最坏情况下的感应电流。这些最坏情况下的感应电流可以与步骤 5 中综合系统试验应用的电流比较。

(4) 步骤 10d – 低电平扫描场试验

本试验的适用频率范围是 100MHz 到 18GHz。低电平扫描场试验的试验程序与低电平扫描电流试验程序类似，区别在于在低电平扫描场试验中测量的是设备附近的内部射频场，低电平扫描电流试验测量的是线束感应电流。为确保能够测到设备附近的最大内部场，可以使用多种技术。根据航空器的大小，航空器客舱、驾驶舱和设备舱的大小，采用多点测量方法或搅拌模式来最大化设备附近的内部场强。详细的低电平扫描场

试验程序见 SAE ARP 5583A。

2.3.11 步骤 11 – 通用传递函数和衰减(仅 A 级显示系统)

(1)A 级显示器的功能是为驾驶员直接显示系统信息。对于 A 级显示系统，可利用通用传递函数和衰减数据确定航空器的衰减数据。这种方法不能用于其它 A 级系统，如控制系统，因为这些系统的失效和故障可能比显示系统失效和故障更直接，更突然地引起灾难性失效事故。因此，其它 A 级系统的 HIRF 符合性验证程序要求更严格。

(2)步骤 5 中的综合系统试验电平可以从不同类型航空器的通用传递函数和衰减得到。旋翼航空器通用传递函数和衰减见附录 A。通用传递函数显示的是在场强为 1V/m 外部 HIRF 环境下，预计各类型航空器可能会感应的电流的包络线。综合系统试验电平为通用传递函数电流电平与 HIRF 环境场强(HIRF 环境 I，II 或 III)的乘积。

(3)内部 HIRF 电场电平是用外部 HIRF 环境除以适当的衰减(以线性单位表示)计算的，如 20dB 或 10:1 衰减，表示试验电平是降低 10 倍的适用的外部 HIRF 环境电场强度。

(4)A 级显示系统的内部 HIRF 环境也可以利用航空器上实际系统安装的整机低电平耦合试验(见步骤 10)获得。试验程序应提供更准确的信息，并且试验电平可能低于通用传递函数和衰减，通用传递函数和衰减是对最坏情况的估计。

2.3.12 步骤 12 – 整机相似性评估

(1)为已取证航空器进行的衰减和传递函数试验可用于支持相似机型的整机级验证。作为相似性基础的航空器必须预先采用整机试验确定的 HIRF 衰减和传递函数通过了 HIRF 符合性认证。

(2)新航空器的相似性评估应考虑航空器差异可能会对影响 A 级系统和相关线缆的内部 HIRF 环境产生影响。对比分析时应考虑设备和线缆位置，机体材料和结构，以及可能影响外部 HIRF 环境衰减的开口。

(3)如果评估发现以前已取证的航空器和待取证的新航空器差异很小，且已取证航空器运行中没有未解决的 HIRF 问题，那么相似性可以用来确定待取证航空器的衰减和传递函数，而不需要额外的整机级试验，如果差异的影响存在不确定性，则应进行必要和适当的额外试验和分析，以解决不确定性。根据差异程度确定额外试验的数量。如果发现有重大

差异，则相似性不应作为整机级验证的基础。

2.3.13 步骤 13 – 免疫力评估

(1) 审查综合系统试验的结果，确定是否满足通过标准，如果系统的 HIRF 敏感性不可接受，则需要采取纠正措施 (见步骤 14)。

(2) 对满足通过标准的综合系统试验 (步骤 5) 的试验电平与由整机低电平耦合试验 (见步骤 10)、通用传递函数和衰减 (见步骤 11) 或整机相似性评估 (见步骤 12) 确定的内部射频电流和射频场进行比较。实际的航空器内部射频电流和射频场应低于综合系统试验的试验电平。所采用的比较方法应该包含在 HIRF 符合性计划中。该方法应该能够对系统试验电平和航空器内部设备或系统安装位置的 HIRF 环境进行直接比较。适用的电流频率范围是 10KHz 到 400MHz，电场强度频率范围是 100MHz 至 18GHz。

(3) 如果用于综合系统试验 (见步骤 5) 传导射频敏感度试验电平远低于在步骤 10b、10c、11 或 12 中确定的航空器感应电流，则需要采取纠正措施 (见步骤 14)。如果适用于综合系统试验 (见步骤 5) 的辐射射频敏感度试验电平远低于步骤 10d、11 或 12 确定的航空器内部场，也需要采取纠正措施 (见步骤 14)。

(4) 当在低电平扫描电流试验 (步骤 10c) 期间测得的电流与在综合系统试验 (见步骤 5) 期间采用的电流比较时，可能会有差异。这些差异是由于实际航空器安装和综合系统实验室安装的不同引起的，如线束长度、屏蔽和电搭接以及线束构成。在诸如 50KHz 至 500KHz，500KHz 至 30MHz，30MHz 到 100MHz 等不连续频率范围内，特定线束最坏情况的电流信号应与特定试验电平或设备故障的感应电流对比。因为综合系统试验和整机试验的共振频率可能不同，这种比较应分成不连续的频率范围。

(5) 如果采用整机高电平试验 (见步骤 9) 用于航空器 HIRF 验证，应该确定是否有任何 A 级系统存在敏感性。任何 A 级系统敏感性应按照在试验大纲中制定的通过/失败标准进行评估。如果该 HIRF 敏感性是不可接受的，那么需要采取纠正措施 (见步骤 14)。

(6) 在整机高电平试验或综合系统实验室试验中可能会观测到未预期的或在试验大纲通过/失败标准中未定义的 HIRF 敏感性。如果该 HIRF 敏感性既没有引起也没有导致对 HIRF 条款中的航空器功能或系统产生不利影响的失效，则可以修改通过/失败标准。对通过/失败标准的任何修改需向适航当局审查组提供一个评估和支持理由并获得批准。如果该

HIRF 敏感性是不可接受的，那么需要采取纠正措施(见步骤 14)。

(7) 如果 A 级系统在用源自适用 HIRF 环境 I 或 III 的试验电平进行的试验中，没有显示出不良影响，那么也证明了该系统对 HIRF 环境 II 的符合性。

(8) 如果综合系统试验(见步骤 5)结果在 12GHz 到 18GHz 满足通过标准，并且设计分析表明系统没有电路工作在 18GHz 到 40GHz 频率范围内，通过分析证明系统暴露在 18GHz 以上的 HIRF 环境时不会受到不利影响。如果满足这些条件，则整机和系统试验和评估不需要验证 18GHz 以上的 HIRF 环境。

(9) 检查航空器上实际系统安装和用于综合系统试验的系统配置(见步骤 5)。如果发现有重大的配置差异，就需要采取纠正措施(参见步骤 14)。

(10) 某些连接天线的射频接收机在暴露于 HIRF 环境时，不可能不受影响，特别是在射频接收机的工作频带。因为不利影响的定义和对特定频谱的射频响应取决于射频接收机的系统功能，可参考单独的射频接收机的最低性能标准以获得额外的指导。然而，由于许多射频接收机的最低性能标准是在 HIRF 要求实施之前制定的，因此射频接收机通过/失败标准应当与适航部门审查组相协调。

(11) 应向适航当局审查组提供相似性评估和支持证据，以获得批准。

2.3.14 步骤 14 – 纠正措施

如果系统无法满足 HIRF 免疫性评估（步骤 13），应采取纠正措施。如果需要更改或修改航空器、设备、系统或系统安装，那么就必须增加补充试验，以验证更改的有效性。可能需要重复进行部分或完整的 RTCA/DO-160 的第 20 节设备试验、综合系统试验及整机试验以表明 HIRF 符合性。

2.3.15 步骤 15 – HIRF 防护符合性

将试验结果和符合性报告作为整个航空器型号合格审定或补充型号合格审定过程的一部分提交给适航当局审查组以获批准。

2.4 B 级和 C 级系统 HIRF 符合性验证

B 级和 C 级系统 HIRF 符合性流程如图 AC 29.1317-3 所示。

2.4.1 步骤 1 – 系统安全评估

按照 2.1.1 所述对航空器上安装的电子和电气系统进行安全性评估，确定系统功能失效状态分类。对于分类为危险性或较大的失效状态的系统(B 级和 C 级系统)，按照下列步骤 2 至 8(参照图 AC 29.1317-3) 的流程，根据具体情况，选择适用的步骤进行符合性验证。

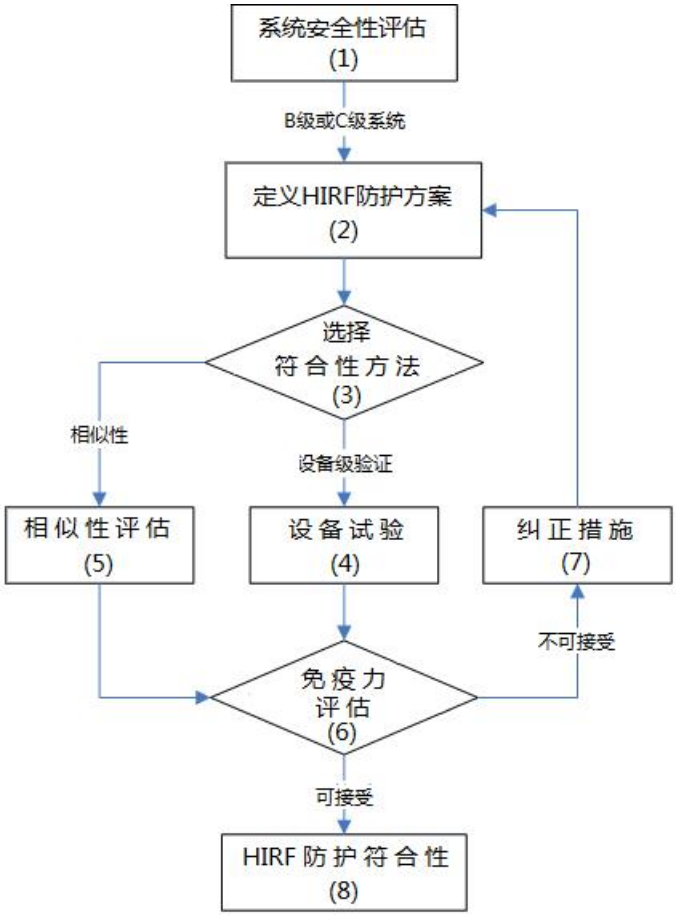


图 AC 29.1317-3 B 级和 C 级系统 HIRF 符合性流程

2.4.2 步骤 2 – 定义 HIRF 防护方案

根据适用于航空器及其 B 级系统和 C 级系统的 HIRF 试验电平，定义 HIRF 防护方案，并将其纳入到航空器和系统的设计中。设备、系统和航空器 HIRF 防护设计可以在实施整机级试验并确定实际的内部 HIRF 环境前进行。因此，设备、系统和航空器 HIRF 防护设计应基于对预期的内部 HIRF 环境的估计。

2.4.3 步骤 3 – 选择符合性方法

为表明系统的符合性，确定对 B 级和 C 级系统是选择实施设备 HIRF 试验的方法还是选择基于相似系统先前已完成的设备试验的符合性方法。

2.4.4 步骤 4 – 设备试验

(1)B 级或 C 级系统不需要进行与 A 级系统同样程度的 HIRF 符合性试验，所以不需要进行整机级试验。B 级和 C 级系统应按照 RTCA/DO-160 的第 20 节的试验程序进行试验。采用的试验电平取决于系统被归类为 B 级还是 C 级系统。设备 HIRF 试验电平 1 或 2 适用于 B 级系统。RTCA/DO-160 的第 20 节，RR 类(辐射敏感度采用交替的调制)满足设备 HIRF 试验电平 1 的要求。设备 HIRF 试验电平 2 是由 HIRF 环境 II 经过可接受的航空器传递函数和衰减曲线降低后的结果。可以采用 2.3.11 中的方法去帮助确定 B 级系统可接受的航空器传递函数和衰减曲线。设备 HIRF 试验电平 3 仅用于 C 级系统。RTCA/DO-160 的第 20 节，TT 类别满足设备 HIRF 试验电平 3 的要求。当应用调制信号时，试验电平是以试验信号的峰值给出的，这个峰值是由均方根(rms)指示的频谱分析仪的峰值检波器测量得到的。有关调制的更多细节，参见 SAE ARP 5583A。

(2)根据系统安全评估和适用的 HIRF 条款要求，为系统定义适当的通过/失败标准。在设备试验期间注意到的任何敏感性，包括设备故障、干扰、或者损坏都应按照根据所定义的通过/失败标准进行记录和评估。

2.4.5 步骤 5 – 相似性评估

(1)可以用以前在另一个型号的航空器上已通过审定的系统的设备 HIRF 试验来证明相似系统的符合性。即使使用的设备和安装技术相同，也应对每一考虑采用相似性方法验证的系统进行单独评估。

(2)作为相似性审定基础的系统必须在另一个型号航空器上成功完成设备 HIRF 试验，并且通过了 HIRF 符合性认证。相似性评估需要比较可能对 HIRF 免疫性有不利影响的设备和安装差异。对一个新系统的评估应该考虑设备电路接口、布线、接地、电搭接、连接器和导线屏蔽方式的差异。

(3)如果评估发现之前已通过审定的系统和待审定的新系统只有很小差异，并且之前已通过审定的系统运行中没有未解决的 HIRF 问题，则相似性可以用于 HIRF 符合性，不需要额外的设备 HIRF 试验，如果差异的影响存在不确定性，应按需在适当的时候，增加补充试验和分析，以解决不确定性。补充的试验数量应与新系统和之前已通过审定的系统之间的差异程度相匹配。如果发现有重大的差异，相似性不应作为 HIRF 符

合性验证的基础。

2.4.6 步骤 6 – HIRF 免疫力评估

(1) 审查设备试验的结果，确定是否满足通过标准。在设备 HIRF 试验期间，可能会观察到未预期的或在试验大纲通过/失败标准中未定义的 HIRF 敏感性。如果该敏感性既没有引起也没有导致对 HIRF 条款中的航空器功能或系统产生不利影响的失效，则可以修改通过/失败标准。对通过/失败标准的任何修改，都应向适航当局审查组提供一个评估和支持理由并获得批准。如果 HIRF 敏感性不可接受，则需要采取纠正措施(见步骤 7)。

(2) 对比航空器上实际系统安装和用于设备试验(见步骤 4)的配置。如果在接地，屏蔽，连接器，或布线方面存在重大的差异，需要采取纠正措施(见步骤 7)。

(3) 某些连接天线的射频接收机暴露在 HIRF 环境时，不可能不受影响，特别是在射频接收机的工作频带。因为不利影响的定义和对特定频谱的射频响应取决于射频接收机的功能，可参考单独的射频接收机最低性能标准作为额外的指导。由于许多射频接收机最低性能标准是在 HIRF 要求实施前制定的，所以射频接收机通过/失败标准应当与适航当局审查组协调。将来对射频接收机最低性能标准的修改应反映 HIRF 防护要求。

2.4.7 步骤 7 – 纠正措施

如果系统无法满足步骤 6 的 HIRF 免疫力评估，需要采取纠正措施。如果要求更改或修改设备、系统或系统安装，那么就可能需要增加额外的试验验证更改的有效性。可能需要重复进行部分或完整的 RTCA/DO-160 的第 20 节设备试验以表明 HIRF 符合性。

2.4.8 步骤 8 – HIRF 防护符合性

将试验结果和符合性报告作为整机型号合格审定或补充型号合格审定程序的一部分提交给适航当局审查组以获批准。

2.5 维护、防护保证和修改

(1) 在持续适航文件中应确定支持 HIRF 合格审定所需的最低维护要求，具体规定见 29.1529。可能需要专用设备或特定功能来为设备或系统安装提供 HIRF 防护。应该为这些设备和功能定义适当的维护程序，以确保服役期内防护的完整性。为了验证维护程序是否足够，可能需要一个 HIRF 防护保证大纲。SAE ARP 5583A 提供了关于这些问题的更多信息。

(2)维护程序应考虑可能降低这些 HIRF 防护设备性能的腐蚀、轻微磨损、挠曲周期或其他原因的影响。在适当的情况下，应确定这些设备和功能的具体更换时间。

(3)应对航空器或系统修改进行评估以确定任何改进可能对 HIRF 防护产生的影响。这种评估应该基于分析和/或测量。

3.需要说明的其它问题

为了帮助申请人更好地理解咨询通告，局方根据以往的审查经验，对 A 级系统符合性验证技术关键点进行以下进一步说明，供参考。

(1)对于 VFR 下运行的旋翼航空器，其 A 级控制系统，如全权限数字发动机控制器(FADEC),电传系统(FBW)等，应采用 HIRF 环境 III,并且必须选择整机试验的方法进行整机评估决策。

(2)在整机试验决策时，如果选择整机高电平试验，那么系统级试验可以不做；如果选择整机低电平耦合试验，那么还需要做系统级试验。

(3)一般情况下，系统级试验要先于整机级试验，系统试验采用的传递函数和衰减曲线可以是源自飞机厂家以往相似型号给出的经验数据，对于 A 级显示系统也可以按照本 AC 附录 A 所述的通用传输函数和通用衰减曲线进行试验；系统级试验合格后，应将整机级试验得到的实际传递函数和衰减与系统级试验采用的传递函数和衰减进行比较，以实际传递函数低于系统级试验采用的传递函数，且实际衰减高于系统级试验采用的衰减为合格，否则按下述几种方法处理:

(a)在合适的频率（传导或辐射）下，以不小于整机试验得到的实际传递函数和衰减重做系统/设备试验，以确保系统试验满足或超过旋翼航空器的实际内部 HIRF 环境要求。对于大型综合系统试验，这样可能要花几个月的时间来改正;

(b)对航空器或线缆进行重新的 HIRF 防护设计和改进，以减轻航空器内部的 HIRF 环境，如果再通过重新进行的整机级试验表明旋翼航空器内部环境低于做过的系统试验环境，就可以断定重新的 HIRF 防护设计和改进已找到了问题的根源，这种方法是最好的。在某些情况下，用分析而不用试验的方法去验证重新设计也是可能的;

(c)采用分析来证实旋翼航空器内部 HIRF 环境超过系统试验 HIRF 环境的区域不影响系统工作。这种方法不适用所有的情况，但在某些特殊

情况下可以采用。

附录 A 通用传递函数和衰减

1.通用的传递函数

(1)用于计算旋翼航空器 A 级显示系统(见 2.3.11)的大电流注入试验电平的合适的传递函数如图 A1 至 A2 所示。这是从大量的航空器的试验结果中获得的经过推导的通用传递函数。试验结果经过了处理以建立 95%的置信度。

(2)传递函数是归一化为 1V/m 的 HIRF 环境，并与外部 HIRF 环境线性相乘，以建立从 10KHz 到 400MHz 频率范围内的大电流注入试验电平要求。例如，如果 HIRF 环境在 5MHz 时为 100V/m，那么采用图 A1，将 1.5mA/V/m 乘以 100V/m，建立一个 150mA 的试验电平。

(3) 关于通用传递函数使用方面的详细内容，请参阅 SAE ARP 5583A。

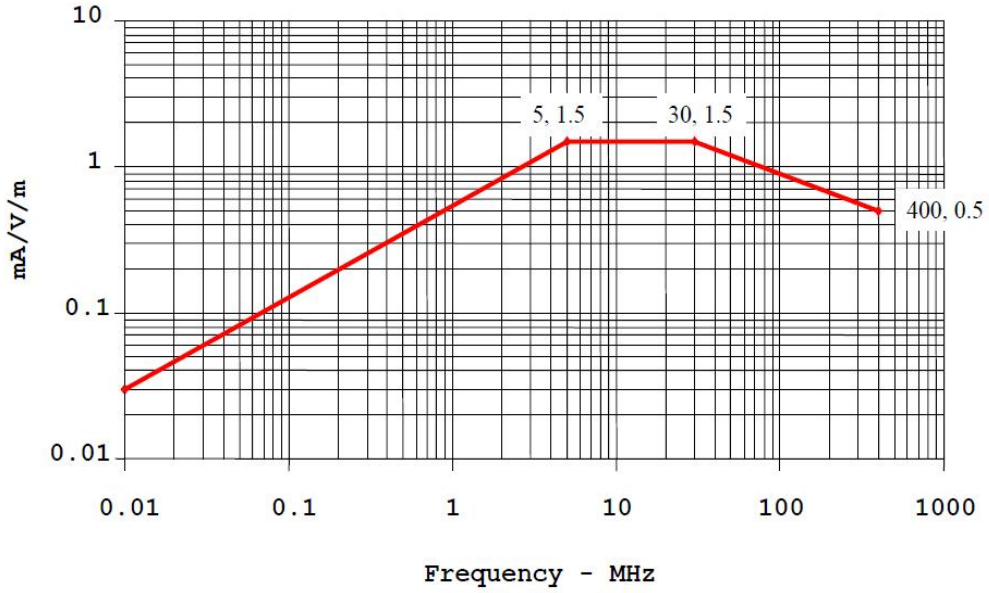
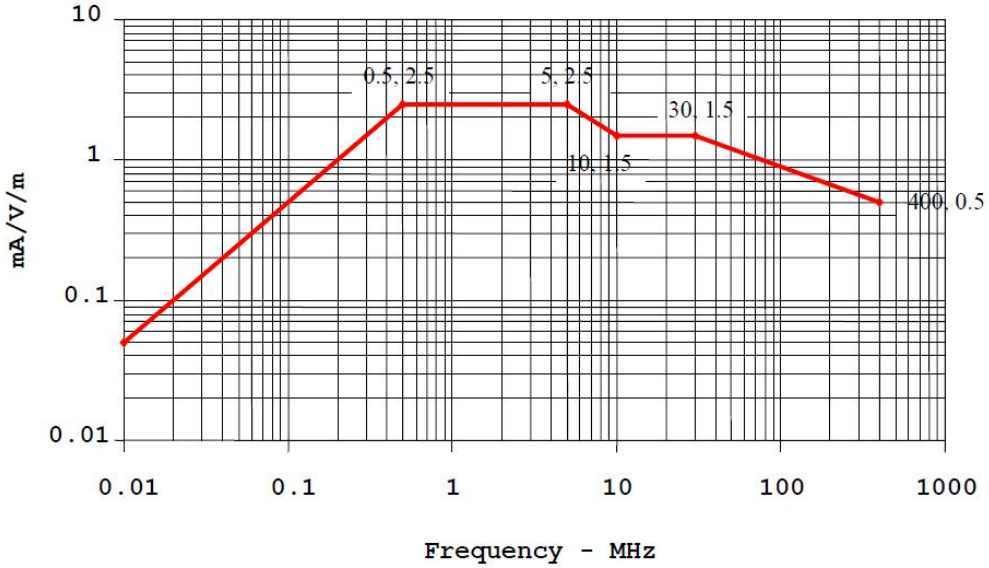


图 A1 通用传递函数-旋翼航空器

注：归一化到1V/m通用传递函数用于旋翼航空器



图A2 通用传递函数-所有航空器

注：归一化到 1V/m 通用传递函数用于所有航空器

2. 通用的衰减

(1) 图 A3 给出了频率范围从 100MHz 到 18GHz 的通用衰减，可用于确定安装的 A 级显示系统的设备和相关线缆的内部 HIRF 环境(见 2.3.11)。该内部 HIRF 环境为综合系统辐射敏感度实验室试验提供了试验电平。外部 HIRF 环境应除以适当的的衰减(以线性单位表示)，以确定内部 HIRF 环境。例如，12dB 或 4:1 的衰减，表示试验电平是降低 4 倍的适用的外部 HIRF 环境电场强度。

(2) 通用衰减的使用指南如下:

(a) 没有衰减　当 A 级显示设备和相关线缆位于航空器无 HIRF 屏蔽的区域时，例如无保护的非导电复合结构区域、没有结构电搭接保证的区域或其他没有提供屏蔽的开放区域，则不能使用衰减系数。对于在大范围的航空器区域可能安装的设备，可以选择使用无衰减。

(b) 6dB 衰减　这类衰减适用于位于航空器最低 HIRF 屏蔽的区域的 A 级显示设备和相关线缆，例如在提供最低附加屏蔽的非导电复合机身中的驾驶舱，或机翼前缘或后缘区域，或起落架舱。

(c) 12dB 衰减　这类衰减适用于完全位于在具有金属机身或具有等效于金属屏蔽效果的复合材料机身的航空器内的某些 HIRF 屏蔽区域的 A 级显示设备和相关的线缆，这些区域的例子包括没被舱壁封闭的航空电

子设备舱，驾驶舱以及靠近窗户、检查口和没有电磁干扰密封圈的舱门区域。在这一区域内的载流导体，如液压管路、控制电缆、线缆束和金属线槽，并不全都与它们所穿过的舱壁进行电搭接。

(d) 20dB 衰减 这类衰减适用于完全位于在具有金属机身或具有等效于金属屏蔽效果的复合机身的航空器内的中等 HIRF 屏蔽区域的 A 级显示设备和相关线缆，此外，穿过这些区域舱壁的线缆束通过在舱壁进行电搭接而获得了屏蔽。线缆束靠近金属结构安装，利用金属结构提供的额外的固有屏蔽特性。载流导体，例如液压管路、电缆和金属线槽都在它们穿过的舱壁上进行电搭接。

(e) 32dB 衰减　这类衰减适用于完全位于航空器内部非常有效 HIRF 屏蔽并形成电磁密封区域的 A 级显示设备和所有进出设备的相关线缆;

(f) 旋翼航空器的通用衰减　除非在舱壁、防眩光罩、仪表板和舱门上提供特殊的屏蔽，否则安装在其上的显示单元通常具有最低的衰减。

(3) 不同的衰减值可适用于不同的频率范围　例如,0dB 衰减可用于 100MHz 到 400MHz 的频率范围,6dB 衰减可用于 400MHz 到 1GHz 的频率范围,12dB 衰减可用于 1GHz 到 18GHz 的频率范围。如果打算针对不同的频率范围使用不同的衰减值，则应该提供支持证据。

(4) 关于通用衰减使用方面的详细内容，请参阅 SAE ARP 5583A。

3. 实测的传递函数或衰减

可以根据对特定机型航空器的实际测量结果，推算得出该机型航空器实际的通用传递函数和衰减(见 2.3.11)用于 A 级显示系统。这些通过实测得到的传递函数和衰减随后可在提交给适航当局的 HIRF 符合性报告中使用，以替代其中的通用传递函数和衰减(本附录中指定的)。适航当局鼓励这种做法，因为其更准确地反映了该机型航空器真实的内部 HIRF 环境。然而，如果打算提出实际的通用传递函数和衰减，则此方法也应该在提交给适航当局批准的 HIRF 符合性计划中提出。

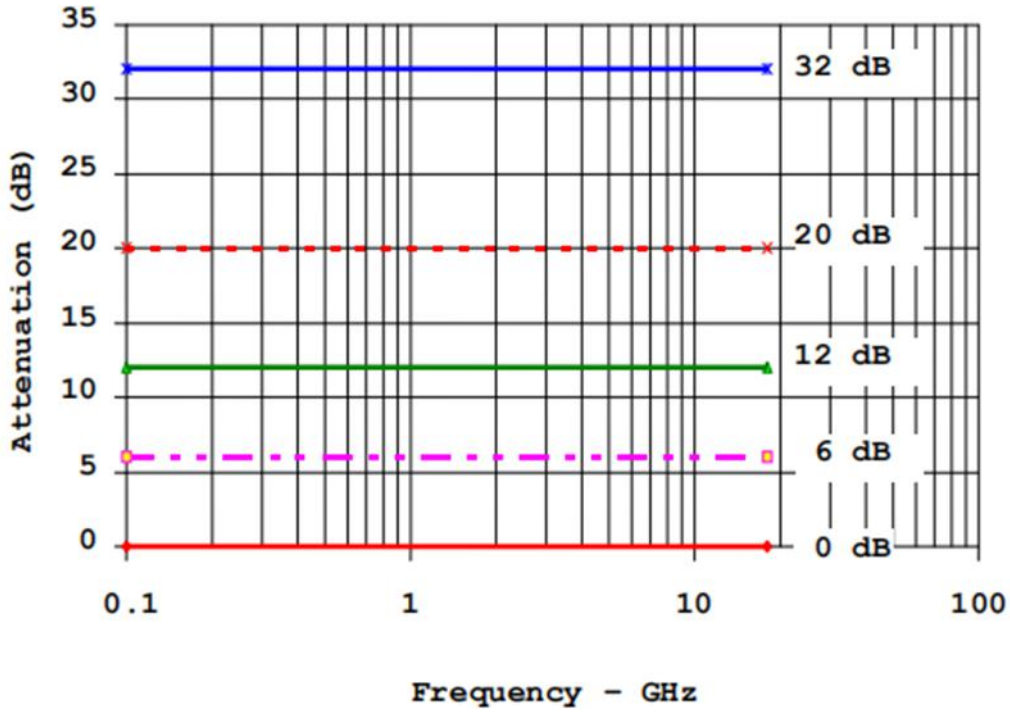


图 A3 通用衰减值-所有航空器

AC 29.1321 布局和可见度

1. 条款要求解析/规章安全意图

第 29.1321 条是针对运输类旋翼航空器驾驶舱仪表布局和可见度的要求，其安全意图是旨在确保任一驾驶员在其工作位置沿飞行航迹向前观察时，尽可能少偏离正常姿势和视线，不用过于分心，即可快速准确地查看供其使用的每个飞行、导航和动力装置仪表显示，保证旋翼航空器的运行安全。

1.1 第 29.1321 条(a)款

本款是对驾驶舱内飞行、导航、动力装置仪表布局和可见度的要求。条款规定无论是按 VFR 还是按 IFR 合格审定的旋翼航空器，对飞行、导航、动力装置等仪表的布局和安装，都应使任一飞行机组在其正常坐姿状态下，沿飞行航迹向前观察，尽可能少地移动头部且不用过于分心，就能快速、准确地查看供其使用的每个仪表参数。

1.2 第 29.1321 条(b)款

对安全运行所需的每个仪表，包括空速表、航向指示器、姿态指示器、侧滑指示器、高度表、升降速度表、主警告和主戒备告警指示（如安装）、旋翼转速表和最能反映发动机功率的指示器，必须按组列布局，

并尽可能安装在驾驶员正前方主视界（PFOV）范围内。主视界范围指的是从设计参考眼位（旋翼航空器处于巡航状态，驾驶员处于正常坐姿时的单点眼睛位置）通过眼睛旋转所能达到的最优垂直和水平视线范围，即水平视线左/右 15° 的范围和正常视线上/下 15° 的范围，如图AC 29.1321-1 所示。其中，水平视线是指通过设计参考眼位，与机身纵向基准线平行的一条直线，如图AC 29.1321-1 中 “Horiz” 方向所示。正常视线是指当驾驶员头部和两眼处于松弛状态时的视线，在水平视线下 15° ，如图AC 29.1321-1 中 “NOM” 方向所示。

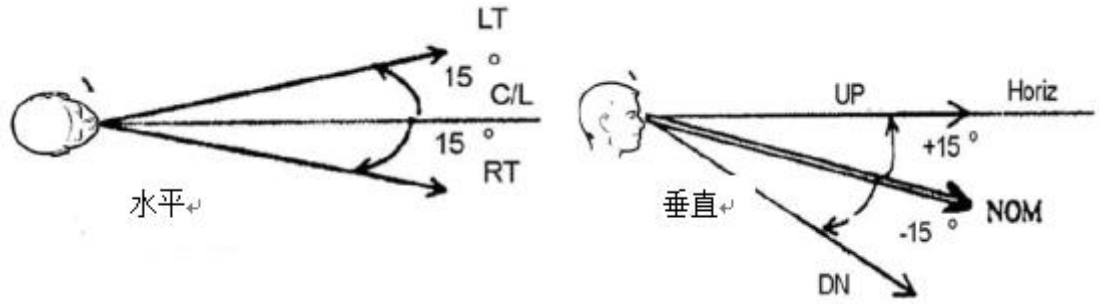


图 AC 29.1321-1 主视界

一般情况下，离主视界越远，在没有提示的情况下，没有被驾驶员注意到的可能性越大。同时，离主视界越远，驾驶员扫描查看的负担越重。因此，需要飞行员通过扫描查看来监控旋翼航空器状态及其性能的信号或参数应布局在二级视界范围内，即水平视线左/右 30° 的范围和正常视线上 40° /下 20° 的范围，如图 AC 29.1321-2 所示，且这些仪表在二级视界范围内的布局应与其优先级对应相关，优先级越高，越靠近主视界。

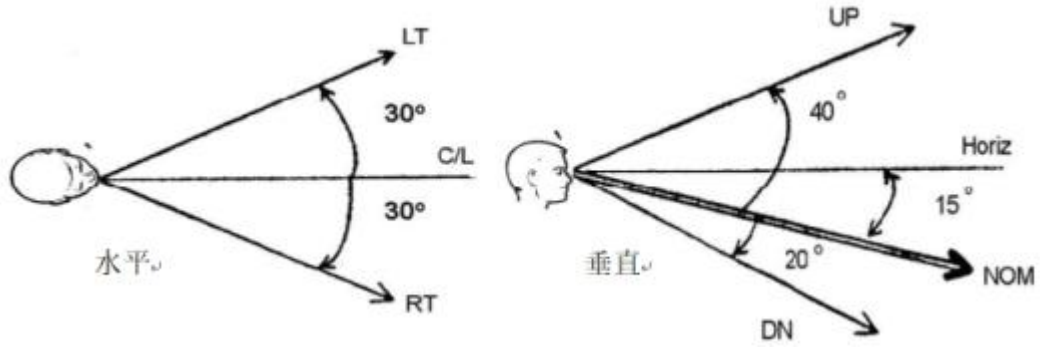


图 AC 29.1321-2 二级视界

另外，对于按仪表飞行规则（IFR）合格审定的旋翼航空器，空速表、高度表、姿态指示器、航向指示器应该以“T”字构形紧邻排列布置在驾驶员面前。姿态指示器布置在仪表板上部中心位置，空速表布置在姿态指示器的左侧，高度表应布置在姿态指示器的右侧，航向指示器应布置在姿态指示器的下方，如图 AC 29.1321-3 所示。

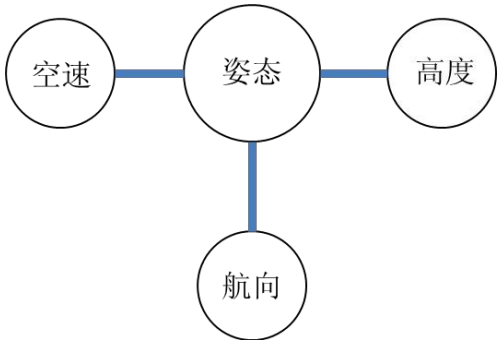


图 AC 29.1321-3 “T”字构形布局

对于仪表“T”字构型布置，之所以要求将姿态指示器安装在最容易被驾驶员查看的中心位置上，是因为它是驾驶员查看频率最高的仪表，是低能见度条件下观察真实天地线的替代物，能迅速直观地为驾驶员提供旋翼航空器当前时刻俯仰和坡度信息。

无论是传统分立式仪表还是综合数字仪表显示系统，都应满足“T”字构形布局。

标准的“T”字构形发生适当变形是可以被接受的，比如在高度表上方布置有升降速度表，但应根据面板尺寸、易于浏览以及整个显示画面中各个参数的易读性等准则来评估每种偏离标准“T”字构形的安装是否合适。

1.3 第 29.1321 条(c)、(d)、(e)款

除本 AC 第 1.2 节所述最能反映发动机功率的指示器外的其他动力装置仪表的布局应紧凑构成组列，且必须能被相关机组成员看清。

对于多发旋翼航空器，动力装置仪表的排列布局与机上发动机的安装位置应具有较强的对应逻辑关系，应使飞行机组混淆动力装置仪表指示发动机的可能性降至最低。

对于单发旋翼航空器，本款要求不适用。

1.4 第 29.1321 条(f)款

本款是对驾驶舱仪表板振动特性的要求，要求在旋翼航空器任何工作状态下，仪表板的振动都不能影响驾驶员对任何仪表的判读或降低任

何仪表的精度。为满足本条款要求，通常在部分仪表安装时加装“减振装置”，或者仪表板安装增加隔振措施。

1.5 第 29.1321 条(g)款

如果安装了指示仪表失灵的目视指示器（比如警告旗或故障指示器等），则该指示器在航空器所有预期照明条件下都应容易被飞行机组看见、识别。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.1321 条要求可接受的符合性方法包括：设计评审、地面试验和飞行试验。

2.1 设计评审

为表明对本条款的符合性，说明文件应考虑验证的内容包括：

(1)依据旋翼航空器的预期使用功能，说明飞行机组成员、座位布置、驾驶舱仪表配置构型和仪表布局情况。

(2)根据驾驶舱视界分析结果，说明各仪表的布局安装从设计上符合条款要求：

(a)空速表、高度表、航向指示器、姿态指示器、升降速度表、旋翼转速表、最能反映发动机功率指示器、主警告和主戒备告警（如安装）等安全运行所必需的仪表安装在飞行员正前方主视界范围内。

(b)驾驶员通过扫描查看以监控旋翼航空器状态及其性能的信号或参数仪表安装在二级视界范围内，且这些仪表偏离主视界的距离与其优先级对应一致。

建议布置在二级视界范围内的典型参数信息包括但不限于：

(i)辅助导航信息（移动地图、天气显示等）；

(ii)辅助的动力装置信息，比如发动机滑油压力和滑油温度信息等；

(iii)戒备、提示和警告系统（CAWS）面板信息（除非主戒备或警告指示器没有布置在驾驶员的主视界内，在这种情况下，CAWS 面板应该尽量靠近驾驶员的主视界）；

(iv)自动驾驶仪控制装置；

(v)导航控制装置。

(c)二级视界范围内的仪表布局是横向设计的，这样可以最大限度地降低飞行员转头去查看信息的需要。

(3)对于按 IFR 合格审定的旋翼航空器，说明其姿态、航向、空速、

高度指示仪表的布局满足“T”字构型布置要求：姿态指示器布置在仪表板上部中心位置，空速表布置在姿态指示器的左侧，高度表应布置在姿态指示器的右侧，航向指示器应布置在姿态指示器的下方。

如果未严格按“T”字构型布置，则应具体说明变形的安装布局情况，并给出基于仪表板尺寸、易于浏览、整个显示画面中各仪表参数的易读性等准则的安装评估结果，确定这种安装是否合适。

(4)说明旋翼航空器发动机装机台数和在机上的安装位置情况，动力装置仪表的布局是否紧凑的构成组列。

对于多发旋翼航空器，还应说明动力装置仪表的排列布局与发动机安装位置间具有逻辑对应关系，不易引起驾驶员混淆误判。通常将动力装置仪表竖向排列布置在仪表板的中间，不同发动机的相同参数仪表彼此靠近布置，且按发动机的安装位置顺序，从左到右对应水平排列对齐，可以避免引起驾驶员混淆误判，甚至进而做出错误的响应动作。

(5)说明仪表板或各仪表设计和安装采用的减振或隔振措施，通过将仪表板预期振动水平与仪表设备完成环境鉴定试验时的振动水平进行比较，评估确定航空器仪表板预期振动水平不会超过各仪表的振动容限。

2.2 地面试验

在发动机开车状态进行地面试验，验证仪表板振动不影响各仪表的可读性。

2.3 飞行试验

通过飞行试验验证的内容包括:

(1)模拟旋翼航空器所有预期照明条件（可结合地面照明试验），选取典型不同身高、性别的驾驶员在其驾驶位，调整座椅位置使其可正常操纵供其使用的操纵器件，沿飞行航迹向前观察，评估不偏离正常姿势和视线情况下能否看清供其使用的每个飞行、导航和动力装置仪表。如果需要的话，也可以伸手操作带操纵器件的所有仪表设备，评估该操作是否会增加工作负荷。

仪表布局可见度评估选取驾驶员应覆盖158至183cm（5.2至6.0英尺）之间的驾驶员，或可使用统计学覆盖从5%到95%的中国男性和女性驾驶员。

(2)对于多发旋翼航空器，评估其动力装置仪表的布局排列是否合

理，是否能够快速辨别出每一个发动机所对应的动力装置仪表，不会引起混淆误判。

(3)评估旋翼航空器所有预期飞行状态下，仪表板的振动是否会影响仪表的可读性。

(4)模拟航空器所有预期照明条件（可结合地面照明试验），评估各仪表失灵目视指示器指示状态的可读性。

(5)对于 IFR 合格审定的旋翼航空器，还需评估姿态、航向、空速、高度指示器之间的排列布置是否符合“T”字构型布置要求，如果稍有变形，则评估其是否易于查看，容易辨识。

AC 29.1322 警告灯、戒备灯和提示灯

1. 条款要求解析/规章安全意图

第 29.1322 条规定了运输类旋翼航空器驾驶舱内告警指示灯安装的最低标准要求，对告警指示灯的颜色、紧急程度作了规定，旨在保证飞行机组能及时、清晰、准确地识别航空器或系统非正常工作状态或失效事件的告警提示，并做出正确的决策或采取恰当的响应。

(1)红色警告灯：指示危险情况，需要飞行机组立即知晓并立即采取响应或纠正动作。

(2)琥珀色戒备灯：指示危险情况，需飞行机组立即知晓，但响应紧迫程度比红色警告低，飞行机组可以随后采取纠正动作。

(3)绿色安全工作灯：指示航空器或系统正常工作状态。

(4)其它适宜的颜色指示灯：用以指示本节(1)、(2)、(3)未定义的其它需要飞行机组知晓的情况。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.1322 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、安全评估、试验室试验、地面试验、飞行试验和模拟器试验。

2.1 设计评审

根据旋翼航空器及其各系统对告警功能的需求确定告警系统的预期功能。

通过说明文件表明告警系统设计对条款要求的符合性，包括说明告警呈现原则、采用的颜色标准、告警优先级和分类是如何确定的、告警采用的呈现要素或组合、告警管理逻辑、人为因素相关考虑、以及飞行

手册中是否定义恰当的故障响应操作程序等方面，综合评估告警系统告警设置的合理性、有效性。

(1)告警呈现原则

为确保告警能被有效识别，使飞行机组可能做出错误响应的概率降到最低，说明旋翼航空器告警功能/系统设计是否采用统一的告警理念，包括告警状态、紧急程度和优先级以及呈现要素等，并制定统一的告警呈现原则，比如所有视觉告警的指示都应使用统一的用词、颜色和其他共有属性（例如：形状、尺寸、位置等图像编码方式）。

(a)只有需要引起飞行机组注意或知晓的旋翼航空器或系统工作状态或故障才能接入告警系统，以支持飞行机组决策或采取恰当的响应。不需要引起飞行机组注意的状态不应生成告警。

(b)告警系统/功能呈现要素及其组合通常包括:

(i)主视觉告警，易于吸引飞行机组注意，通过飞行机组听觉器官感知，可以给出特定相同等级告警的总的听觉指示，起着辅助主视觉告警作用。

(ii)视觉告警，飞行机组通过视觉器官感知到的告警信息，统称为视觉告警。一般采用灯光、光/电显示器、机械式（比如仪表刻度标记、告警旗）等形式。

(iii)主听觉告警，易于吸引飞行机组注意，飞行机组通过听觉器官感知，可以给出特定相同等级告警的总的听觉指示，起着辅助主视觉告警作用。

(iv)听觉告警，飞行机组通过听觉器官感知到的告警信息，统称听觉告警，一般采用话音告警、音调告警两种形式。

1)话音告警，使用语音将告警信息直接通报给飞行机组的告警。

2)音调告警，选用不同频率、不同间断速率的各种音调代表不同告警信息通报给飞行机组的告警。

(v)触觉告警，飞行机组通过触觉感知到的告警信息，统称触觉告警，一般采用振动驾驶杆或脚蹬形式。

(c)向飞行机组提供的所有告警（例如告警指示灯、听觉告警、触觉告警、电/光显示器告警信息显示等）对应的旋翼航空器非正常运行或系统非正常状态必须定义清楚，并能被飞行机组清晰、准确地识别，以支

持其做出正确的决策或采取恰当的响应。通常，恰当的纠正措施在航空操作程序（例如检查单）或飞行手册中应有定义，是飞行机组训练课程的一部分。

(d) 应尽量少使用带闪烁特征告警灯。这种带闪烁告警指示灯应允许飞行机组通过动作完成对告警的确认和抑制，以免持续的闪烁告警导致飞行机组视觉模糊。按压开关灯是一种通用且可接受的抑制主听觉告警、闪烁的主警告灯或主戒备灯告警的方法。同时，这种闪烁告警指示灯应设计成当闪烁装置故障或功能失效时，告警触发后指示灯常亮。但需要注意的是，主警告、主戒备或主听觉告警的抑制或复位必须不中断单独的告警信号。

(2) 告警管理

(a) 告警优先级区分

对告警的优先等级进行区分，以使最紧急的告警优先呈现给飞行机组。所有的驾驶舱告警必须按飞行机组知晓和响应的紧急程度进行优先等级划分，一般包括警告级、戒备级、提示级和消息级告警。

需要说明的是，对于“告警”的定义，有的规章和指导性材料对“告警”的定义是狭义上的告警，仅包括非正常状态（警告、戒备和提示级告警）；有的规章和指导性材料对“告警”的定义是广义上的告警，除了警告、戒备和提示级告警外，还包括正常状态指示，例如工作模式或运行状态提示，即消息级告警。本符合性验证指南中“告警”适用广义的定义。

(i) 警告级告警：警告级告警指示危险情况，要求飞行机组立即知晓并立即响应的告警，通常包括主视觉告警、视觉告警、主听觉告警、话音告警、音调告警、触觉告警等或几种告警呈现要素的组合，具体呈现形式取决于告警的紧急程度和优先级。若某个警告级告警呈现是两个或更多呈现要素的组合，则要求告警不同呈现要素的告警信号源应为一致。

(ii) 戒备级告警：指示旋翼航空器或机载系统的危险状态，要求飞行机组立即知晓但比警告级告警响应紧迫程度低，可随后响应的告警，通常也包括主视觉告警、视觉告警、主听觉告警、话音告警、音调告警、触觉告警或几种告警呈现要素的组合，具体呈现形式取决于告警优先级和响应紧迫程度。戒备级告警必须与警告级告警能够明显区分。若某个戒备级告警是两个或更多呈现要素的组合，则要求告警不同呈现要素的

告警信号源应为一致

(iii)提示级告警：指示旋翼航空器或机载系统非正常工作状态，需要飞行机组知晓，并可能要求随后采取响应措施的告警。一般情况，提示级告警不需要采用两种或更多呈现要素的组合进行告警，也不会采用听觉告警。

(iv)消息级告警：向飞行机组指示旋翼航空器或机载系统正常工作状态，需要飞行机组知晓，但不需要飞行机组采取响应措施的告警。消息级告警必须与运行相关，并且消息级告警数量必须加以限制，以尽量减轻飞行机组工作负担的影响。

通常时间紧迫警告级告警优先于非时间紧迫警告级告警，警告级告警优先于戒备级告警，戒备级告警优先于提示级告警，提示级告警优先于消息级告警。

在区分告警优先等级时，还应考虑告警优先等级是否因旋翼航空器状态、飞行阶段、系统构型不同而变化。如有变化，应在告警呈现原则中说明。

(b)多视觉告警

(i)因为两个或多个视觉告警可能在同一时间发生，申请人必须表明每一告警及其相关的优先等级可被飞行机组快速发现并理解。

(ii)如果在特定的类别范围内存在多个告警（例如，多个警告级告警或多个戒备级告警），必须向飞行机组提供确定最新触发的或最紧急的告警信息。例如，最新触发的或具有最高优先级的告警应出现在其所属类别的最顶处。

(c)多听觉告警

(i)应对听觉告警进行优先等级划分，以使在同一时刻只有一个听觉告警出现。如果规划有多个听觉告警，则应表明对于飞行机组说，每一听觉告警必须是清晰可辨且易区分的。

(ii)当有听觉告警时，激发的听觉告警应在其他听觉告警开始前结束。但如果对更高优先级告警的延迟通告会影响飞行机组的及时响应，那么激发的听觉告警必须被更高优先级的听觉告警中断。如果被中断的听觉告警的激发条件依然存在，那么一旦更高优先级的听觉告警通告结束，被中断的听觉告警可重新激发。如果要求飞行机组立即知晓多个听

觉告警，且听觉告警被中断可能会影响了航空器的安全运行，那么必须向飞行机组提供有效呈现告警的可替代方法。

(iii)如果听觉告警可代表多种含义，那么应提供相应的视觉告警或触觉告警，以解决与听觉告警有关的任何潜在的不确定性，并清楚地识别特定告警状态。

(d)告警抑制

(i)告警抑制功能的设计必须能阻止对某一特定运行阶段来说不恰当或不必要的告警的呈现。告警抑制还可用于管理多个告警状态的优先等级。抑制告警并不是对已经呈现的告警进行清除或终止。

(ii)应在下列情况下使用告警抑制功能:

1)当告警可能会分散飞行机组注意力或容易使飞行机组做出错误响应，从而导致危险时。

2)当告警提供不必要的航空器/系统状态信息或提示时。

3)当许多随后发生的告警可能与更高优先级告警同时激发时。

(iii)告警可被告警系统自动抑制，也可被飞行机组人为手动操作抑制。

(iv)假如告警系统不能识别某运行状态或构型状态，应向飞行机组提供一种手段来抑制作为特定运行状态或特定构型而出现的潜在告警。只要该抑制存在，就应有清晰且无误的指示来表明飞行机组人工抑制了该告警。

(e)告警隔离和自检测

告警系统/功能设计应具有相互隔离措施或自检测功能，以避免出现单一故障会导致多个故障告警同时非预期触发，特别是警告级告警。若同时出现多个假警，飞行机组便不能得到有效的信息以应对采取恰当响应。针对这种故障模式，如果每个告警故障在驾驶舱都有可辅助参考的显示信息，可在飞行手册中明确假警排除确认的操作程序（这不是推荐的方法）；否则，告警系统/功能应设计有效的隔离措施或自检测功能。

(3)视觉告警颜色标准

告警颜色标准化的目的是使飞行机组能迅速地区分告警优先级，以维持视觉告警的有效性。

(a)所有视觉告警指示必须符合第 29.1322 条规定的颜色标准和本 AC 中说明的颜色惯例:

(i)红色-用于警告灯或警告级告警指示。针对需要飞行机组立即识别并立即采取措施的失效或故障状态，必须设计为红色警告级。

对于不需要立即采取措施的告警，必须避免使用红色警告。过分使用红色警告，反而容易降低红色警告的效用，增加飞行机组心理负担。在评定驾驶舱告警灯可接受性时，应确保凡是要求立即采取措施的所有告警应是红色，并且不需要立即采取措施的告警不能用红色。

“立即采取措施”需要的最慢响应时间与所涉及的系统、飞行状态及旋翼航空器的情况关联，评定这一要求时，其典型值是 15 秒钟，但这绝不是指飞行机组可以在 15 秒钟内不予理睬任何红色告警灯，不及时采取应急处置措施。对于红色警告，都要求飞行机组在发现告警后立即响应。

(ii)琥珀色/黄色-用于戒备灯或戒备级告警指示。针对需要飞行机组立即识别，并可随后采取措施的失效和故障状态，必须设计为琥珀色/黄色戒备级。

CTSO-C113a《机载多功能电子显示器》附录 1 规定在综合显示系统戒备级告警提示可以采用黄色显示。但需要注意的是，为满足驾驶舱告警颜色标准统一原则，不应同时采用黄色或琥珀色，比如不应出现采用琥珀色告警灯，而综显告警采用黄色显示这种情况。

(iii)绿色--用于指示航空器或机载系统正常工作状态，不需要飞行机组采取响应措施的告警。

注：绿色通常用于指示“正常”状态；因此，它不适用于提示级告警。提示级告警用于指示“非正常”状态。

(iv)其它颜色--除红色、琥珀色/黄色、绿色以外的其他颜色，比如白色，用于提示级告警指示。针对需要飞行机组知道，可能需要随后采取措施的旋翼航空器或机载系统非正常工作状态，设计为提示级。

其它颜色必须与红色、琥珀色/黄色和绿色有效区分，考虑到粉色和红色类似，蓝色在阳光直射下很难被识别，所以应避免使用粉色和蓝色。其它颜色指示灯的使用应经过充分论证，从理论分析和其他型号使用经验出发以表明设计所采用的颜色能够与本条款规定的红色、琥珀色和绿色有明显区分，不会对飞行机组产生混淆和误解，必要时进行相关试验。

(b)警告级主视觉告警所采用的颜色必须与相关的警告级视觉告警

相同，戒备级主视觉告警所采用的颜色必须与相关的戒备级视觉告警相同。

(c)红色、琥珀色/黄色的使用必须保持统一原则。包括在驾驶舱飞行、导航、动力装置及其他显示画面或指示使用的告警颜色应符合整机告警原则。

(d)对于不能符合颜色惯例的单色显示器，应使用显示编码技术（例如：形状、尺寸和位置等要素）使飞行机组能清楚区分警告、戒备和提示级告警，这一要求与采用颜色编码方式的目标是一致的。通常不鼓励在驾驶舱内广泛地使用具有告警功能的单色显示器，除非表明能提升安全性，例如将 HUD 作为主飞行显示。

(e)应限制将红色、琥珀色/黄色用于向飞行机组指示非正常状态告警以外的其他功能。如果需要使用，则应表明不会增加飞行机组混淆或差错的可能性，不会影响飞行机组对非正常状态告警的识别，并且还应证明这些非告警功能的使用有运行需求，提供与安全相关的感知信息。目前局方可接受的使用红色、琥珀色或黄色指示非正常状态告警以外其他功能的例子包括：气象雷达显示应避开的、恶劣/危险的气象条件的区域、HTAWS 显示与当前高度相关的地形提示。

(f)为减轻飞行机组工作负荷，驾驶舱告警应避免过多使用红色、琥珀色/黄色告警灯。

(4)人为因素

(a)视觉告警亮度调节

为确保在所有预期的环境照明条件下，视觉告警都能清晰被飞行机组识别，包括阳光直射时的可识别性。

若旋翼航空器预期运行模式为昼/夜运行，则所有视觉告警应具有亮度调节功能。业已发现在夜间运行时，不可调光的信号灯是不可接受的，因为过高的亮度会妨碍驾驶舱的视觉。

当切断电源后，亮度调节电路应能自动恢复到高亮度位置；或者使用光电元件实现自动调光也是可接受的符合性方法，但亮度调节功能的可靠性应经过充分验证。

(b)告警灯盒的布置

告警灯盒在仪表板或操纵台上的布局应保证飞行机组在预期的运行环境下均能看清，且告警灯盒上信号灯的布置应遵循一定的逻辑方式，

以减少飞行机组定位故障所需要的时间，尽可能降低飞行机组对告警信号做出不当操作的可能性。例如对于多发旋翼航空器，发动机告警信号在告警灯盒上的位置应与发动机实际的安装位置（左或右）一致，以便飞行机组在获取到发动机失效告警时，能够快速定位到发动机故障位置，不会因飞行机组的慌乱操作导致意外关停正常运转的发动机。

(c)考虑到频繁的假警和扰人告警会分散飞行机组的注意力，增加飞行机组的心理负担，同时也可能增加飞行机组做出误操作的可能性，告警功能/系统的设计应尽可能地避免产生假警和扰人告警。旋翼航空器告警功能或系统的设计必须满足:

(i)防止不恰当或不必要的告警出现。

(ii)在告警系统故障或失效情况下，对会持续吸引飞行机组注意力、干扰飞行机组安全操作的告警，应有方法或措施可以抑制这一部分告警。但是，该方法或措施不应易于被飞行机组所获得，以防止飞行机组无意识中或由于习惯性的、反射性的动作而抑制告警功能。

(iii)拉拔断路器或断开告警电源不是一种可接受的抑制假警的主要方法。

2.2 安全评估

无论是单独考虑告警系统，还是与其他系统综合考虑，均应满足第29.1309条的安全性要求。对具有相关告警的特定系统或功能进行安全性分析时，应对系统或功能的失效进行评估的同时，也应对相关告警的失效进行评估。

(1)对旋翼航空器、系统及其告警功能进行功能危险分析和安全性分析时，应对航空器、系统或功能的失效以及其相关告警的失效都进行评估。这应包括对可能引起系统功能失效和任何相关告警功能失效的单点（共有或级联模式）故障影响的评估。一个失效定义为：“影响部件、组件或元件的运行，导致其无法执行预期功能的事件，包括功能丧失和功能异常。”因此，在进行安全性分析时，功能丧失和功能异常均应考虑。

上述安全性分析工作完成后，即可确定各告警的优先级和类别（还应评估告警优先等级是否因旋翼航空器状态、飞行阶段、系统构型不同而变化）。

(2)通过评估告警系统故障或失效造成的安全性裕度降低，来评估告警系统功能失效或故障的影响，应考虑:

(a)整个或部分告警功能丧失或故障。

(b)单一指示其他系统状态的告警功能丧失或故障。

(c)单一告警功能丧失或故障与该告警对应系统状态的组合。

(3)对告警系统进行安全性评估，还应考虑告警系统的完整性、可靠性，因为告警系统的完整性、可靠性会影响飞行机组对其的信任度和响应。某个特定系统或功能的假警或扰人告警可能会导致一个特定的后果，但是经常性的假警或扰人告警会增加飞行机组工作负荷，降低飞行机组对告警系统的信心，并在真正发生告警的时候影响飞行机组及时做出正确的响应。应特别注意避免告警可能会被误解进而增加错误操作的危险，例如不应有可预期的情况会将一个发动机告警误解为另一个发动机故障或异常状态。

2.3 试验室试验

通过试验室试验验证告警系统/功能对条款的符合性，验证内容包括:

(1)对告警系统的功能进行测试验证。

(2)告警呈现要素、视觉告警颜色、告警管理逻辑是否与预期功能/设计构型一致(包括特定飞行阶段及特定航空器/系统构型的告警抑制)。

(3)告警呈现方式是否有效，比如多个听觉告警同时触发情况下告警信息能否容易区分、告警抑制逻辑是否正常有效等。

(4)对告警系统故障模式及影响分析得出的故障进行模拟，验证系统故障容错能力。

2.4 地面试验

为表明符合本条款要求，地面试验内容应考虑验证的内容包括:

(1)验证告警系统自检测功能（如有）的有效性。

(2)验证告警抑制或确认操纵器件可达性。

(3)尽可能全面地模拟各告警的触发条件，验证告警系统与其他系统，比如显示器或控制器件的兼容性，包括多个告警能否做出正确响应。

(4)结合电磁兼容试验验证告警系统工作不会影响其他系统正常工作。

2.5 飞行试验

告警系统的特定要素需要在飞行试验进行验证。飞行试验对告警有效性的评估应由具有不同背景和专业技能的有代表性数量的飞行机组进行。

(1)机上照明试验（可以允许结合），验证在所有预期照明环境下所有视觉告警的可识别性，飞行机组给出评估意见。

(2)验证所有预期环境噪声条件下，所有听觉告警的有效性，飞行机组给出评估意见。

(3)验证告警系统相关控制器件在正常或应急情况下的抑制/终止逻辑，及其可达性。

(4)飞行机组从告警系统告警呈现方式、优先级、管理逻辑等方面评估对其工作负荷的影响，包括潜在飞行机组差错或混淆的可能。

(5)评估各告警响应操作程序是否恰当。

(6)评估特定飞行阶段（例如，起飞和着陆）及特定航空器构型的告警抑制逻辑。

2.6 模拟器试验

座舱模拟器能够对真实的驾驶舱环境进行还原，并模拟不同场景下的灯光，且具有所有的视觉、听觉、触觉告警模拟能力。

如果模拟器已由局方进行鉴定，可以代表驾驶舱构型，其级别和仿真度与所寻求的合格审定置信度相当，那么告警功能/系统作为一个整体在驾驶舱模拟器中，来完成某些人为因素和工作负荷的评估也是可接受的。

AC 29.1323 空速指示系统

1. 条款要求解析/规章安全意图

由于空气密度随高度变化而变化，因此空速读数只有在标准海平面条件下才正确。然而在实际安装中，即使在标准的海平面条件下，空速读数也可能不同于校准空速，这是因为静压系统感受不到真实的静压。这种静压测量误差称为位置误差。它是由飞行中的旋翼航空器周围形成的压力场引起的，该压力场强度会随动压变化而变化。基于压力场强度与动压的变化关系，就可以得到位置误差与校准空速的关系函数。因为空速信息是以“指示空速”提供给机组的，因此需要确定旋翼航空器空

速指示系统的位置误差，以保证飞行安全。并且，所有与旋翼航空器速度相关的飞行试验数据的精度均取决于空速指示系统的校准，所以要尽早确定空速系统的位置误差。

2. 可接受的符合性方法

满足第29.1323条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、试验室试验、飞行试验、工程符合性检查和设备鉴定。

2.1 第29.1323条(a)款的符合性方法

(1)设计评审

通过系统设计报告和设计图纸等说明文件，说明空速指示系统的组成、原理及所采用仪表校准的要求和方法。

(2)试验室试验

通过试验室试验，对空速指示仪表或其他可以给出空速指示的设备（例如大气数据计算机系统）进行校准，施加相应的总压和静压，验证仪表校准误差满足条款要求和适用CTSO标准要求。

(3)设备鉴定

如果空速指示仪表或敏感大气压力的大气数据计算机等已按适用CTSO标准的规定进行合格鉴定,则认为是经过批准的,如果未按适用CTSO标准进行合格鉴定，则应参考适用CTSO标准制定空速指示仪表或大气数据计算设备的合格审定依据，并通过设备合格鉴定试验表明其在旋翼航空器所有预期运行环境条件下均能正常工作。

对于空速指示仪表,适用的CTSO标准为CTSO-C2d(或最新版本)《空速表》，对于大气数据计算机，适用的CTSO标准为CTSO-C106（或最新版本）《大气数据计算机》。

2.2 第29.1323条(b)、(c)、(d)款的符合性方法

(1)飞行试验

确定位置误差有多种不同的方法，例如拖曳弹、空速航线、悬吊系统等。每一种方法都有各自的优缺点，但如果方法正确，都会获得满意的结果。空速系统应在旋翼航空器预期运行的整个空速范围并覆盖包括巡航、爬升、标准的自转等各种飞行状态下进行校准。另外，还应考查航空器总重量和重心的影响。位置误差校准结果不得超过第29.1323条(c)、(d)款要求。

如果旋翼航空器外形改变可能会影响空速管或静压源附近的气流，

则需要评估确定是否需要对空速指示系统重新校准。

空速位置误差校准应在大于或等于 37.04 千米/小时（20 节）的平飞速度，以及爬升、自转、起飞等飞行状态相应速度全范围内进行测定。就飞行手册中规定的机场长度而言，其起飞校准应是可重复的。

在 AC 29.附件 B 中也包括关于位置误差的其他符合性说明，对于按仪表飞行规则（IFR）批准的航空器，还应考虑满足。

2.3 第 29.1323 条(e)款的符合性方法

(1)设计评审

通过系统设计报告和设计图纸等说明文件，说明空速指示系统的组成、原理和安装，表明空速指示系统能有效防止由于湿气、尘埃或其他杂物浸入导致系统失效或产生严重误差，比如在空速管探头下侧设计和安装有排水孔等措施。

关于静压系统安装符合性验证指南可参见 AC 29.1325。

2.4 第 29.1323 条(f)款的符合性方法

(1)设计评审

通过系统设计报告和设计图纸等说明文件，说明空速指示系统组件包括可加温的空速管或除防冰等效措施，并且说明其加温原理与过程。

(2)设备鉴定

CTSO-C16（或最新版本）《空速管（加热）》给出了空速管的最低性能标准，按此 CTSO 标准鉴定的空速管通常考虑了航空器的安装要求。

AC 29.1325 静压和气压高度表系统

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款连同第 29.1323 条一起，对静压系统提出了最低性能标准，以确保旋翼航空器大气相关仪表参数指示准确，保证旋翼航空器的运行安全。

在考虑结冰环境条件时，本指南留有一些余地，即允许使用备用静压孔方式。

静压系统环境条件适航要求可参考第 29.1309 条(a)款。

静压系统故障状态应符合第 29.1309 条(b)款要求。

对于拟按 IFR 合格审定的旋翼航空器，还应考虑 AC 29.附件 B 中讨

论的关于CCAR-29部附件B的VII(b)(5)要求。

2. 可接受的符合性方法

满足第29.1325条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、试验室试验、地面试验、飞行试验、工程符合性检查和设备鉴定。

2.1 第29.1325条(a)款的符合性方法

(1)设计评审

通过静压系统设计报告和设计图纸等说明文件，描述说明静压系统的组成与工作原理，表明静压系统管路设计和敷设满足条款要求，具体说明包括:

(a)静压系统设计有可靠的排水措施，在静压系统排水孔应设置在静压系统的最低点，可以确保使进入静压管路中的全部水分都能经排水孔排出。

(b)与静压孔相连的那段静压管路是先向上敷设的，可以确保使旋翼航空器在雨中飞行或在地面冲洗时进入静压管路的水分尽可能少。

(c)如果机上装有相互独立的两个或多个静压系统，每个系统部件在机上的布置保持了最大可能地隔离，比如一套系统布置于旋翼航空器的一侧，另一套系统应尽可能布置于航空器的另一侧。

(2)工程符合性检查

通过工程符合性检查确认静压系统在机上安装符合上述设计要求。

2.2 第29.1325条(b)款的符合性方法

(1)设计评审

通过系统设计报告、设计图纸和经验数据等说明文件，表明静压孔的设计和位置可以使静压系统受航空器速度变化、气流变化、舱门或窗口开闭、潮气或其他外来物影响最小，还尽量避开了航空器上油液排放、空调废水排放等其他类似情况的影响，不会严重影响静压相关仪表参数指示精度。

(2)飞行试验

通过飞行试验，确认旋翼航空器气压高度参数指示是否连续、平滑，表明静压孔的设计和位置使静压系统受航空器速度变化、气流变化、舱门或窗口开闭、潮气或其他外来物影响最小。

2.3 第29.1325条(c)款的符合性方法

(1)设计评审

通过系统设计报告、设计图纸等说明文件，说明静压系统采用了必要措施使旋翼航空器在遇到结冰条件时，静压系统中的空气压力和真实的外界大气静压之间的相互关系不变。一般采用防冰装置，或者采用备用静压源方式。

(a) 对于采用备用静压源方式，说明备用静压源的设计和安装可以使备用静压源不受结冰气象条件的影响。

(b) 对于采用防冰装置方式，说明其组成、安装、加温原理、加热功率、告警方式等，表明防冰装置从设计和安装上可以使静压系统在结冰气象条件下仍能正常敏感外界大气压力。

(c) 对于既没有采用备用静压源方式，又没有采用静压孔加热方式，则需要进行全面分析说明，表明所选静压孔位置不易结冰。

(2) 试验室试验

对于既没有采用备用静压源也没有采用静压孔加热方式，如果仅通过分析说明不足以表明所选静压孔位置不易结冰时，需要补充进行相关试验，例如风洞吹风试验，以证实其分析结果正确性，表明所选静压孔位置不易结冰。

(3) 飞行试验

(a) 对于采用备用静压源方式，通过飞行试验验证接通备用静压系统时的气压高度表读数和接通主静压系统时的气压高度表读数的差值是否过大。如果差值大于 15 米（50 英尺），则必须为备用静压系统提供修正卡片，并在飞行手册中给出修正说明。

(b) 对于采用防冰装置方式，通过飞行试验表明在遇到结冰条件时，静压系统防冰装置工作正常，气压高度指示连续、平滑、没有反转。

(c) 对于既没有采用备用静压源也没有采用静压孔加热方式，通过飞行试验表明在遇到结冰条件时，静压系统工作正常，气压高度指示连续、平滑、没有反转。

(4) 设备鉴定

对于采用防冰装置方式，通过静压孔加热器合格鉴定试验，表明可以满足系统预期功能要求，并在旋翼航空器所有预期运行环境条件下均能正常工作，且不会影响机上其他设备、系统正常工作。静压孔加热器鉴定试验大纲建议以 CTSO-C16a（或最新版本）《电加热型皮托管和全静

压管》的要求为基础，由局方与申请人共同讨论确定。

2.4 第 29.1325 条(d)款的符合性方法

(1)地面试验

通过地面试验，确认机上静压系统气密性，以表明旋翼航空器除连同大气的静压孔外，每个静压系统都是气密的。

2.5 第 29.1325 条(e)款的符合性方法

(1)设备鉴定

如果气压高度表或大气数据计算机等已按适用 CTSO 标准的规定进行合格鉴定，则认为是经过批准的，如果未按适用 CTSO 标准进行合格鉴定，则应参考适用 CTSO 标准制定气压高度表或大气数据计算设备的合格审定依据，并通过设备合格鉴定试验表明其在旋翼航空器所有预期运行环境条件下均能正常工作。

对于气压高度表，适用的 CTSO 标准为 CTSO-C10b（或最新版本）《气压高度表（敏感型）》，对于大气数据计算机，适用的 CTSO 标准为 CTSO-C106（或最新版本）《大气数据计算机》。

(2)地面试验

通过地面试验，对气压高度表或大气数据计算机进行校准，采用经标定的更高精度静压校准源，施加相应的静压，表明其仪表校准误差满足条款要求和适用 CTSO 标准要求。

2.6 第 29.1325 条(f)款的符合性方法

(1)飞行试验

通过飞行试验，进行静压系统气压高度误差（不包括仪表校准误差）校准，表明在海平面标准大气下，气压高度指示每 185.2 千米/小时（100 节）误差不超过±10 米（30 英尺），速度小于 185.2 千米/小时（100 节），气压高度指示误差也允许为±10 米（30 英尺）。

2.7 第 29.1325 条(g)款的符合性方法

(1)设计评审

如果静压系统包括有主静压源和备用静压源，首先通过系统设计报告和设计图纸等说明文件，说明静压源选择装置的设计和工作原理，表明可以确保两个静压源不会同时接通（除第 29.1325 条(h)款规定的情况外），以免相互影响；可以确保两个静压源也不会同时断开，以避免静压系统失效。

(2)地面试验

通过地面试验，验证静压源选择装置可以保证任何状态有且只有一个静压源接通有效。

2.8 第29.1325条(h)款的符合性方法

对于非增压旋翼航空器，如果静压系统设计构型可以保证主静压源和备用静压源不能同时接通，则第29.1325条(h)款可不适用。如果能通过演示表明在选用任一静压源时，静压系统的校准不会因另一静压源的通断而变化，则第29.1325条(g)款(1)项的规定不适用

(1)飞行试验

通过飞行试验表明，在选用任一静压源时，静压系统的校准不会因为另一静压源的通断而变化。

AC 29.1327 磁航向指示器

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款是对旋翼航空器磁航向指示器的功能和安装提出的适航要求，以确保飞行机组能够获取有效的磁航向信息。

本条款中的磁航向指示器指的是第29.1303条(c)款和附件B Ⅷ(a)(1)中要求的设备或系统，这两种指示器均能为飞行机组提供以地磁场为基准的航空器航向。

第29.1303条(c)款所要求的磁航向指示器应满足CTSO-C7d《非稳定型磁航向仪（磁罗盘）》要求。

附件B Ⅷ(a)(1)中所要求的陀螺稳定磁航向指示器应满足CTSO-C6e《陀螺稳定型磁航向仪》要求。

2. 可接受的符合性方法

满足第29.1327条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、试验室试验/设备鉴定、地面试验和飞行试验。

2.1 第29.1327条(a)款符合性方法

(1)通过说明文件，说明磁航向指示器安装在受旋翼航空器振动影响小的位置，并且尽量远离机上铁磁物质和电气线路。

(2)按旋翼航空器要求的试验标准，例如RTCA DO-160G，通过试验室试验或设备鉴定证明，表明磁航向指示器符合第29.1327条(a)款要求。

一般来说，如果磁航向指示器能够按照 CTSO 标准的规定正常工作，则不再进行振动敏感性评定。

(3)进行机上地面试验和飞行试验，验证机上磁场和振动不会对磁航向指示器的正常工作产生严重影响。试验过程中，机上所有用电设备应正常上电并工作，特别是风挡加温系统（如装机）和短波通信等大功率设备。

2.2 第 29.1327 条(b)款符合性方法

(1)磁航向指示器装机后，应首先通过地面试验对罗差进行校准，校准结果可用于制作第 29.1547 条所要求的标牌，供飞行机组使用。

通常，应选择一个不受周围建筑物以及其他航空器影响的罗盘场进行罗差校准，罗差校准时，航空器所处的姿态不应影响校准结果，且发动机处于开车状态，但是，如果旋翼航空器装有能提供全部电力的辅助动力装置，则可用来代替驱动发电机的发动机。在此期间，所有电子设备和系统均应正常工作，如果风挡玻璃配有风挡加温功能，还应特别考查风挡加温工作对磁航向指示器的影响。

校准后，按不大于 45° 的航向变化增量转动旋翼航空器，总共转 360° ，在每一个 45° 的增量上，其指示器均不应有超过 10° 的误差。

(2) 进行飞行试验，在旋翼航空器平飞状态下，机上所有用电设备均正常工作，按不大于 45° 航向变化增量连续旋转不小于 360° ，验证经校准后的磁航向指示器任何航向偏差都不大于 10° 。

AC 29.1329 自动驾驶仪系统

1 条款要求解析/规章安全意图

从条款符合性角度而言，大多数现代旋翼航空器装机使用的自动飞行控制系统功能主要包含两个方面：一是帮助驾驶员保持姿态、高度和空速或执行无线电导航任务；二是实现旋翼航空器增稳功能。本条款针对第一种自动驾驶仪功能给出了规定，同时本咨询通告（AC）只讨论作为驾驶员助手而安装的自动驾驶仪系统或部件的符合性验证方法。第二种增稳功能未列入本条款要求，但在 29.672 条款和 CCAR-29 附录 B 第 VII 节中做出了规定。同时，在 AC 29 MG 17 中讨论了 II 类进近时自动驾驶仪系统的使用。

1.1 设计考虑

(1)一般自动驾驶仪系统至少包括姿态保持、航向保持、高度保持和速度保持等基础功能模态，可以有效减轻驾驶员的操作负担。同时，申请人基于运行需求也可能需要自动驾驶仪实现更为复杂的功能模态，比如自动区域导航、自动进近、复飞、悬停保持等功能，以进一步减轻驾驶员工作负担或执行特定任务。

同时，《自动飞行导引与控制系统（AFGCS）设备》（CTSO-C198或更新版本）中给出了自动驾驶仪系统设计最低性能标准，自动驾驶仪应满足CTSO-C198标准中自动驾驶仪相关要求。

注释：对于已取得适用CTSO-C9c标准的CTSOA设备，上述要求不适用，重点关注对装机要求的符合性。

(2)29.1329(a)条款是对自动驾驶仪系统可超控性设计要求，要求安装有自动驾驶仪系统的旋翼航空器由一个驾驶员即足以超控，且任一驾驶员均能迅速、有效的断开系统。

(3)29.1329(b)条款是对自动驾驶仪系统作动装置协调性要求，要求自动驾驶仪系统必须装有自动同步装置或可以向驾驶员及时指示作动装置与受其驱动的操纵系统是否协调的措施。

(4)29.1329(c)条款是对自动驾驶仪操纵器件的布置和安装要求，要求系统的每个手动操纵器件对于使用其的驾驶员都是易于接近的。

(5)29.1329(e)条款是对自动驾驶仪联锁保护的要求。由于自动驾驶仪系统能够输出控制指令驱动旋翼航空器操纵机构，那么为确保不会因系统自身或由于其它外部交联系统、部件提供无效信息而运行异常，甚至使自动驾驶仪系统引起可能会导致危险运行的航空器机动，自动驾驶仪系统功能接通必须设置相应的安全联锁保护逻辑。

(6)29.1329(f)条款是对自动驾驶仪工作状态指示的要求。要求系统必须有措施向驾驶员指示当前的工作模式，且明确将选择器开关的位置作为指示措施是不可接受的。

1.2 故障评定

29.1329(d)条款要求自动驾驶仪系统的设计和调整必须做到在适用于使用自动驾驶仪的任何飞行条件下，无论系统正常工作还是系统故障或失效，在合理的时间内驾驶员开始采取纠正措施，均不会对旋翼航空器危险的载荷或使飞行航迹产生危险的偏离。

“合理的时间”为从自动驾驶仪系统发生故障，到驾驶员发现、识别故障并采取纠正动作这一过程所需的响应时间。驾驶员响应时间取决于驾驶员的注意力、当前所处飞行阶段和其相关的职责。驾驶员识别时间随着驾驶员参与程度的降低而增加。可接受的驾驶员响应时间可参考AC 29 附录 B 指南。

对自动驾驶仪系统的故障评定应至少包括:

(1) 高度损失评估分析

(2) 限制载荷分析

(3) 震荡故障影响分析

同时，对自动驾驶仪系统的故障评定时还应考虑因驾驶员的无意行为而引起的任何危险情况。

1.3 自动驾驶仪表进近批准

对自动驾驶仪表进近适航批准的评定应至少包括:

(1) 在整个进近过程期间，模拟自动驾驶仪系统的单个故障、组合故障或失效的叠加影响，航空器都不应有危险的航迹偏离或任何程度的操纵失控。

(2) 在实施仪表着陆系统(ILS)自动进近期间，一台发动机故障不应导致航空器飞行轨迹横向偏离速率大于 3 度/秒，或产生危险的姿态。

(3) 如果要求批准在单发失效情况下实施 ILS 进近，则自动驾驶仪也应有能力实现这种引导进近。

(4) 在耦合 ILS 进近期间，自动驾驶仪故障对航空器姿态的影响，不应妨碍继续进行符合要求的复飞或着陆。

1.4 飞行手册数据资料

飞行手册数据资料中自动驾驶仪相关考虑应包括:

(1) 在“使用限制”章节明确自动驾驶仪相关的使用限制要求。

(2) 在“操作程序”章节中应说明自动驾驶仪相关正常操作程序。

(3) 在“应急操作程序”章节中应说明自动驾驶仪相关应急操作程序。

1.5 伺服机构的权限

自动驾驶仪系统的安装和调整，应使其在正常工作时能保持合格审定试验期间所确定的系统容差。这一点可通过进行容差极限飞行试验来保证。为验证确认自动驾驶仪系统能足以控制航空器的试验应在其系统容差下限进行；为验证确认自动驾驶仪不会产生危险载荷或危险航迹偏

离的试验应在其上限进行。为了产生临界的结果，应使用合适的航空器负载。

2. 可接受的符合性方法

满足本条款要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、分析/计算、安全评估、试验室试验、地面试验、飞行试验和模拟器试验。

2.1 设计评审

通过系统设计报告和设计图纸等说明文件，说明自动驾驶仪系统的组成、功能、原理、交联接口及使用限制、应急操作程序等，表明对本条款的符合性，应考虑验证的主要内容包括：

(1) 预期功能实现

说明自动驾驶仪所有预期功能、性能，表明满足旋翼航空器对系统的需求，并满足《自动飞行导引与控制系统（AFGCS）设备》（CTSO-C198或更新版本）标准中对自动驾驶仪的最低性能要求。

(2) 可超控性

说明自动驾驶仪实现可超控性的措施或方法，表明满足下列可超控性要求：

(a) 由一个驾驶员足以轻松超控旋翼航空器，并且工作负荷经评估是在合理范围内。

(b) 任一驾驶员均能迅速、有效地断开系统，以防止自动驾驶仪干扰驾驶员操纵旋翼航空器。

一般建议将自动驾驶仪断开按钮安装在周期变距杆上，且按钮颜色应为红色，并配有能表明其功能的明显标记，比如“自驾断开”。

(3) 作动装置同步性

说明自动驾驶仪系统作动装置同步性措施是安装自动同步装置还是具有可以向驾驶员及时指示作动装置与受其驱动的操纵系统是否协调的措施，并说明自动同步装置或指示措施的工作原理，表明作动装置同步性满足条款要求。

通常，在很短的时间内就达到了伺服作动装置满偏（即“过控”）是自动驾驶仪最严酷的故障。“过控”故障对旋翼航空器飞行航迹和乘员所产生的影响以及可能产生的不利结构影响是需要主要关注的问题之一。

条款中明确作动装置同步性要求的目的是提供一种方法以防止驾驶员不能及时发现系统进入“过控”故障状态。实现此目标的方法之一是采用伺服检流计。伺服检流计可以监控进入伺服电机的电流，还可以向驾驶员指示在系统功能接通前是否有信号传送到伺服机构。

大多数经批准的自动驾驶仪会使用增稳系统中常用的串联作动装置或伺服阀。但是，这不妨碍对使用外回路并联执行机构的自动驾驶仪的批准。这种构型的自动驾驶仪对按目视飞行规则(VFR)运行的航空器特别有用。

(4)操纵器件

说明自动驾驶仪系统包含哪些操纵器件及其布置和安装，表明至少满足下列要求:

(a)在每个自动驾驶仪操纵器件上或旁边有正确标明其操作的标记或标牌。

(b)每个自动驾驶仪操纵器件的布置，对于使用该操纵器件的驾驶员是易于接近的，且在所有预期的驾驶舱照明条件下自动驾驶仪操纵器件、标记标牌对于使用该操纵器件的驾驶员都是易读和易识别的。

(c)自动驾驶仪操纵器件的动作和效果应符合29.779条款要求。

(d)自动驾驶仪断开按钮的布置，应确保使驾驶员正常手位即可达到并操作而无需移动手位，且容易定位而无需首先目视寻找其位置。

注释：仅使用断路器作为自动驾驶仪断开方法是不可接受的。

(e)自动驾驶仪操纵器件的布置和安装必须能够防止或避免误操作。

(5)联锁保护

说明自动驾驶仪系统功能接通优先级顺序和功能联锁逻辑，确认联锁逻辑有效，可以确保不会因系统自身或由于其它外部交联系统、部件提供无效信息而运行异常，甚至使自动驾驶仪系统引起可能会导致危险运行的航空器机动。自动驾驶仪系统联锁保护功能应至少满足下列要求:

(a)自动驾驶仪接口的联锁保护。如果接收到某系统或部件信号无效信息，则自动驾驶仪系统相关功能模态应被锁住或断开。

(b)自动驾驶仪输入和反馈信号故障的联锁保护。自动驾驶仪输入和反馈信号不协调，可能会导致持续不受控的控制指令输出。

(c)自动驾驶仪功能模态接通条件的联锁保护。自动驾驶仪功能非预期接通可能会产生的明显瞬态。

安全联锁保护逻辑的原则是只有达到全部接通条件，相应功能才能够接通；只要有一条退出条件满足，则相应功能就自动断开。

(d) 自动驾驶仪系统飞行前测试的联锁保护。很多自动驾驶仪系统已经采用了飞行前测试来确保系统足够的可靠性。那么是否应将飞行前测试与系统功能接通联锁成“如果未执行飞行前测试，自动驾驶仪就接不通？”，针对该问题的一般原则是：如果飞行前测试足够简单、快捷，以至于有理由认为驾驶员在飞行前会完成该项测试，则可以不要求联锁；如果飞行前测试复杂、耗时，而且驾驶员很可能迫于进度而跳过该测试，则飞行前测试就应与系统功能接通进行联锁。

(6) 系统状态指示

说明自动驾驶仪系统工作状态指示和故障告警指示的显示方式和显示位置，表明至少符合下列要求：

(a) 自动驾驶仪系统工作模式信息指示包括系统工作模式接通、改变和断开等状态。

考虑到模式选择开关可能会发生错位、接触不良等情况，且不易被驾驶员觉察到，所以将模式选择开关的位置或状态作为指示自动驾驶仪模式信息的唯一手段是不可接受的。模式和模式变化信息应以能被飞行机组人员注意或识别到的方式呈现。

(b) 自动驾驶仪工作模式信息指示方式必须简单、明确且有效地表明系统当前什么功能已接通（现位模式）、系统什么功能处于待接通（预位模式）和目标信息（如预选速度、预选航向和预选高度等），以使飞行机组成员能快速、明确地识别，并不需要过多的注意力或者记忆力。

现位模式是指该功能模式已被选中且功能已接通。预位模式是指该功能模式已被选中，但由于接通条件未全部满足而处于待接通状态，当所有接通条件都达到即可自动接通该功能模态。对于预位模式，要求应提供附加的吸引驾驶员注意力的手段以便其知晓，例如在模式信息指示内容上加线框或符号闪烁一段合适的时间。现位模式和预位模式状态还可通过其他差异化显示方式，例如颜色、字型、字体大小、位置、闪烁等强调突出方式，以便两者之间更好的被区别。

(c) 自动驾驶仪无论何时、因何原因断开均应有措施及时给予驾驶员指示。

(d)自动驾驶仪工作状态指示置于驾驶员视界前方，例如主飞行显示器上。自动驾驶仪系统工作模式和告警信息呈现方式应与驾驶舱其它系统指示信息呈现方式保持一致特性。自动驾驶仪系统告警指示应符合29.1322条款要求（参见AC 29.1322指南）。

(7)飞行手册数据

下列信息编入了旋翼航空器飞行手册:

(a)在“使用限制”章节明确了自动驾驶仪相关的使用限制要求，比如空速限制、对于每个飞行阶段自动驾驶仪故障恢复的最大高度损失、最低使用高度和使用自动驾驶仪适用的其它运行限制。

(b)在“操作程序”章节中说明了自动驾驶仪相关正常操作程序。

(c)在“应急操作程序”章节中说明了应急情况下自动驾驶仪处置程序和偏离剖面，包括:

(i)按本AC第2.6节(7)(d)(iii)款和(7)(d)(iv)款方法，以巡航、爬升和下降构型以及机动飞行构型进行验证飞行试验，如果下降飞行航迹偏离超过30米（100英尺），则需要给出偏离说明。

(ii)按本AC第2.6节(7)(d)(iv)款和图AC 29.1329-2)方法进行临界飞行试验，实际进近剖面向下偏离于进近坡度或预定拉平航迹；以及参见本AC第2.6节(7)(d)(v)款方法，指示可以使用自动驾驶仪的最低高度点的偏离剖面（如果适用），如果这一偏离超过30米(100英尺)或者在ILS自动进近过程中偏离过大，则需要给出偏离说明。

2.2 分析/计算

(1)高度损失分析计算

(a)根据拟申请合格审定类型，确定故障恢复应模拟仪表飞行条件还是目视飞行条件。驾驶员对故障能否有效识别，应有充分的提示，比如听觉警告或视觉警告、过度偏离警戒或发生伺服作动装置“过控”故障时驾驶员所能感受的例如加速度提示等物理特性。由驾驶员对飞行姿态仪表参数的持续密切监控不能作为监测姿态低速率偏离（通常小于3度/秒）和判定自动驾驶仪“欠控”故障（导致旋翼航空器的姿态、航迹持续缓慢偏离）识别点的一种可靠方法。因此，应采用分析的方法来建立特定直升机和飞行阶段的“欠控”故障识别标准和故障恢复的可接受性。

对于每个飞行状态制定所有故障测试中的最大损失高度记录。申请人应确保生成足够的数据，以验证在适当情况下，运营人可以使用高度

损失图来确定最低运营高度。

(i)对于巡航飞行阶段，基于可接受的驾驶员响应时间延时，高度损失定义为发生故障时航空器高度和完成恢复后的最低高度的差值。

(ii)对于下降飞行阶段,高度损失按图 AC 29.1329-1 中的说明确定。评估时应考虑经批准的按 IFR 运行自动驾驶仪接通时的最大下降速率。

(iii)对于不使用垂直导航的进近，也按图 AC 29.1329-1 中的说明确定高度损失，但是需要考虑临界进近角度和标称进近速度。

(iv)对于使用垂直导航的进近，按本 AC 第 2.6 节(7)条方法确定高度损失。

(v)对于本 AC 第 2.6 节第(5)条所述机动飞行，测量高度损失。

(b)应把下列更关键信号引入到自动驾驶仪系统:

(i)等效于多个单一失效的叠加影响的任意轴故障信号，包括自动配平故障（如果自动驾驶仪包括自动配平功能）

(ii)如果某一部件故障会引起多轴失效，所有受影响轴的综合后集成故障信号应引入自动自动驾驶仪。

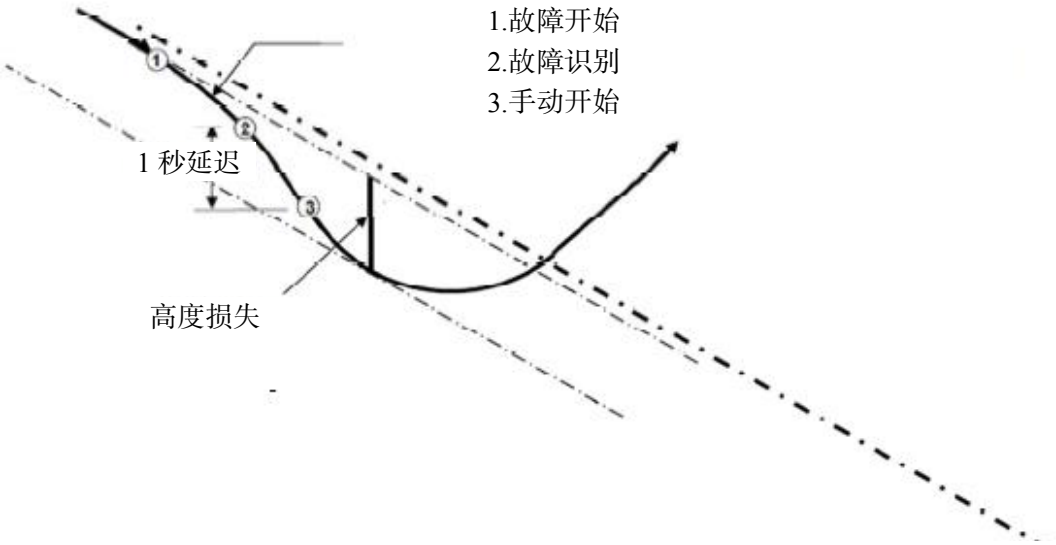


图 AC 29.1329-1 高度损失评估分析方法

(2)限制载荷分析

29.1329(d)款中“危险的载荷”即“限制载荷”。

模拟自动驾驶仪故障或自动驾驶仪极限输出，分析计算所模拟的故障及随后采取的纠正措施（包括飞行操纵的恢复）所引起的最大载荷，确定该最大载荷是否会超过结构限制的载荷、引起危险的动力学状态或

危险的航迹偏离。其它有关确定驾驶员的识别时间及因模拟故障引起合理航迹偏离的符合性方法指南，可参考 AC 29 附录 B。

产生的飞行载荷超出包线 0~2g 是可以接受的，但需进行充分的分析和试飞测量，以确定产生的航空器载荷不超过结构限制载荷，试飞过程中还应考虑对结构加载系数变化影响较大的关键参数，如重心、载荷分布、操纵系统变化、机动程度等的评价。如果能够确定航空器飞行状态下的气动系数，且不存在明显的非线性气动载荷，也可以仅采用分析的方法来确定航空器载荷处于线性加载范围，不会超出限制载荷。若存在明显的非线性气动载荷，则必须要进行飞行载荷测量，以确定飞行载荷不会超过限制载荷。

(3)震荡故障影响分析

(a)应通过分析研究，确定振幅足够大、使伺服放大器（可驱动操纵器件）每个通道输出饱和的震荡信号的影响。对震荡试验的验证应覆盖由于自动驾驶仪系统故障以及在功能上与自动驾驶仪交联系统的故障(包括闭环链路断开变成开环链路)所引起的全部频率范围。

(b)分析研究结果应表明，施加了震荡信号而作用到航空器部件上的峰值载荷仍在这些部件的限制载荷范围内。

(c)该项分析研究既可以主要通过分析来完成，再辅以足够多的飞行数据来验证分析研究结果的正确性；也可以主要通过飞行试验来完成，再辅以分析研究，将飞行数据拓宽到对各部件施加最大百分比限制载荷的那些状态。

2.3 安全评估

通过系统安全性分析评估，表明在适用于使用自动驾驶仪的任何飞行条件下，不存在由于自动驾驶仪的故障或失效会危及旋翼航空器飞行安全或者可以表明这类故障发生概率极低。

自动驾驶仪系统安全评估应重点考虑验证的内容包括:

(1)高度损失影响评估

根据本 AC 第 2.2 节(1)条分析结算结果，评估确定在所有接通自动驾驶仪的飞行状态不论是故障还是正常运行所产生的高度损失都不会危机飞行安全。

(2)载荷限制评估

根据本 AC 第 2.2 节(2)条分析计算结果，评估确定使用自动驾驶仪

的所有故障及随后采取的纠正措施（包括飞行操纵的恢复）都不会产生超过结构限制的载荷、引起危险的动力学抓过你太或危险的航迹偏离。

(3)震荡故障影响评估

根据本 AC 第 2.2 节(3)条分析计算结果，确定自动驾驶仪最严酷震荡状态都不会产生草果结构限制的载荷、引起危险的动力学抓过你太或危险的航迹偏离。

2.4 试验室试验

通过试验室试验对自动驾驶仪功能实现和故障模拟进行验证，初步表明系统功能完整性和安全性，并对自动驾驶仪系统联锁保护逻辑进行验证，以表明对条款的符合性。

自动驾驶仪系统试验室试验应重点考虑验证的内容包括:

(1)进行自动驾驶仪系统功能试验，验证系统预期的所有控制旋翼航空器飞行的功能都可以实现，并满足《自动飞行导引与控制系统(AFGCS)设备》(CTSO-C198 或更新版本)标准中关于自动驾驶仪的最低性能要求。

(2)进行自动驾驶仪故障模拟和故障恢复试验，初步验证不会因自动驾驶仪故障引起危险的航迹偏离和危险的姿态。

(3)验证自动驾驶仪系统联锁保护逻辑符合设计需求并满足 CTSO-C198 标准中自动驾驶仪相关要求。

注意: 进行自动驾驶仪系统试验室试验前，应重点关注旋翼航空器数学模型的建立方法并评估其准确度可接受性，因为旋翼航空器数学模型的准确度越高，试验室试验验证结果可接受度越高。

2.5 地面试验

通过试验室试验验证自动驾驶仪系统状态和告警指示以及操纵器件操纵效果。

(1)验证自动驾驶仪各操纵器件操纵效果符合 29.779 条款要求。

(2)验证自动驾驶仪系统状态和告警指示符合设计需求，并初步判断对条款的符合性。

2.6 飞行试验

通过飞行试验对自动驾驶仪功能、人为因素和故障影响等进一步验证，表明对条款的符合性。

(1)功能验证飞行试验

通过飞行试验，验证自动驾驶仪能否完成预期的所有控制旋翼航空器飞行的功能，并满足《自动飞行导引与控制系统（AFGCS）设备》（CTSO-C198 或更新版本）标准中关于自动驾驶仪的最低性能要求。

验证试验结束后，由驾驶员给出下列几方面的评估结论。

(a) 自动驾驶仪操纵器件可达性，且在所有预期的驾驶舱照明条件下自动驾驶仪操纵器件、标记标牌对于使用该操纵器件的驾驶员是否都是易读和易识别的。

(b) 飞行手册“使用限制”章节中自动驾驶仪相关使用限制是否合理。

(c) 飞行手册“操作程序”章节中自动驾驶仪相关正常操作程序是否合理。

(d) 飞行手册“应急操作程序”章节中自动驾驶仪相关应急操作程序是否合理。

(e) 自动驾驶仪工作状态和告警指示信息能否被快速、明确的识别。

(2) 容差极限飞行试验

通过容差极限飞行试验，验证自动驾驶仪系统容差下限足以使系统完成预期控制航空器功能，系统容差上限不会导致产生危险载荷或危险航迹的偏离。

(3) 飞行操纵的恢复飞行试验

模拟自动驾驶仪失效或故障产生后，验证由一个驾驶员的体力即可轻松超控并可断开自动驾驶仪，以助于旋翼航空器飞行操纵的恢复，同时自动驾驶仪保持断开状态直至驾驶员重新接通自动驾驶仪。

试验结束后，由驾驶员给出自动驾驶仪可超控性和“自驾断开”按钮可达性的评估结论。

(4) 限制载荷飞行试验

参考本 AC 中第 2.2 节第(2)条方法，进行限制载荷飞行试验，验证不会超过旋翼航空器限制载荷。

(5) 机动飞行试验

在系统正常运行限制的最大转弯角转弯时或使用自动驾驶仪可能遇到的临界构型和飞行阶段时，模拟引入自动驾驶仪故障，从故障中恢复的纠正措施所产生的载荷和速度不应超过本 AC 第 3.2 节第(2)条所规定的限制值。

机动飞行试验应包括:

(a) 带着引入的故障以系统正常运行限制的最大滚转角转弯。

(b) 使用自动驾驶仪可能遇到的临界构型和飞行阶段。

(6) 震荡故障飞行试验

结合安全评估分析确定震荡故障飞行试验比例和试验计划。

进行震荡故障飞行试验时，其信号频率应在某一频率范围内连续扫描，频率的变化率应放慢，慢到足可以确定当以试验范围内的任何临界频率稳频震荡时其任何部件的响应幅值。

(7) 自动驾驶仪表进近飞行试验

进行自动驾驶仪表进近飞行试验，表明在不同状态下自动进近的过程期间，自动驾驶仪系统的故障都不会导致旋翼航空器危险的航迹偏离或任何程度的操纵失控。

(a) 以申请人规定的自动进近构型和进近速度，沿着仪表着陆系统(ILS)自动进近。进近过程中应在沿 ILS 下滑道所有临界点模拟引入自动驾驶仪故障，同时考虑自动驾驶仪在灵敏度和权限方面所有可能的变化，自动驾驶仪各通道都应模拟引入故障，验证确认不会导致发生危险的航迹偏离或任何程度的操纵失控。

尽管驾驶员可能知道飞行试验目的，但除了通过航空器动作、操纵器件运动或其他可接受的警告装置外，不应告诉驾驶员何时引入故障或已经引入了故障。

(b) 执行 ILS 自动进近过程中模拟单台发动机故障，验证确认不会导致旋翼航空器飞行轨迹的横向偏离速率大于 3 度/秒或产生危险姿态。

(c) 如果要求批准在单发失效情况下实施 ILS 进场，验证模拟单发失效情况下自动驾驶仪自动进近能力，自动进近工程正常完成。

(d) 相对于 ILS 飞行轨迹的偏离应按下列办法进行评定:

(i) 旋翼航空器应配置有记录下列信息的设备:

1) 旋翼航空器的轨迹(相对正常下滑轨迹);

2) 沿着下滑轨迹引入模拟故障时的点;

3) 驾驶员识别出故障时的点;

4) 沿着旋翼航空器轨迹开始恢复动作时的点。

(ii) 根据驾驶员识别出故障的点到旋翼航空器重新与下滑轨迹交会或进入平飞时的点之间所获得的数据就能确定航迹偏离剖面。通过改变

航空器进场期间的自动驾驶仪构型(改变构型即改变偏离剖面)来获得补充数据，以确定各种适用的偏离剖面。偏离剖面的示例见图 AC 29.1329-2。

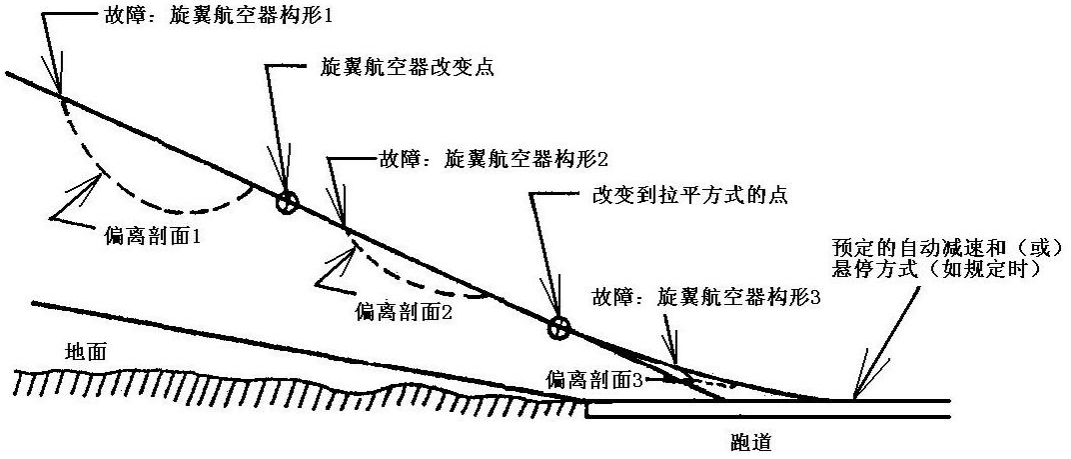


图 AC 29.1329-2 偏离剖面

(iii)在申请人申请批准的最低决断高度 80%以下的所有高度上的故障恢复飞行试验应按仪表飞行条件进行，并且从驾驶员识别故障到开始纠正动作之间应考虑有适当滞后时间。

(iv)在申请人申请批准的最低决断高度的 80%到使用自动驾驶仪的最低高度之间所有高度上的故障恢复飞行试验可以按目视飞行条件进行，并且从驾驶员识别故障到开始纠正动作之间无需考虑滞后时间。

(v)使用自动驾驶仪最低高度，应确定为临界的偏离剖面与最低飞行容许线相切的那个高度，其实例可参见图 AC 29.1329-3。坡度为 29：1 的最低飞行容许线的坡度安全系数比坡度为 50：1 的越障飞行高度线的要高出 1%。通过从跑道起点上方 5 米（15 英尺）点处的水平线来测量这一 29：1 的斜线，可提供附加的安全系数。自动驾驶仪系统的最低使用高度会随下滑角而变化，因此还应获取和提供与这些变化相关的数据。

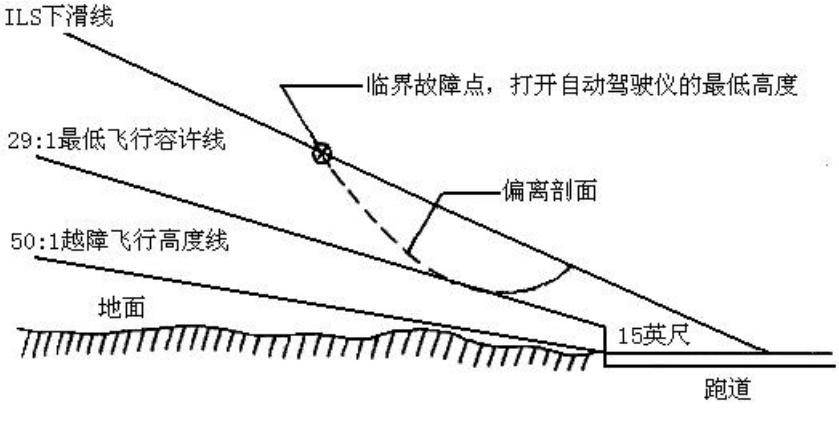


图 AC 29.1329-3 使用限制

(vi)验证 ILS 自动进近过程中自动驾驶仪的故障对航空器姿态的影响，不妨碍继续进行符合要求的复飞或着陆。

2.7 模拟器试验

如果模拟器已由局方进行鉴定并得到批准，旋翼航空器数学模型建立方法和准确度得到审查组认可，通过模拟器完成部分飞行试验的验证也是可接受的。

AC 29.1331 使用能源的仪表

1. 条款要求解析/规章安全意图

第 29.1331 条是为了保证对安装在 A 类旋翼航空器上各种使用能源的飞行仪表的正常供能，使驾驶员在预期的运行环境都能获得有效的飞行信息，从而保证飞行安全。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.1331 条要求的可接受的符合性方法包括:

(1)设计评审

通过符合性说明文件，表明本条款规定的飞行仪表均具有两个独立电源供电；两个独立电源能够通过断路器等合适的装置进行选择；系统独立电源之间通过隔离二极管等进行隔离保护;

(2)安全评估

通过安全性分析，表明飞行仪表、能源系统或能源分配系统均不存在单点故障或组合故障会导致整个供能系统失效的情况，不会对其他能源正常供能产生影响。

(3)地面试验

进行设备装机后的地面试验，通过地面试验报告表明设备在装机后功能正常；表明本条款规定的飞行仪表具有两个独立电源供电，两个独立电源能够通过合适的装置进行选择等内容。

AC 29.1333 仪表系统

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款的目的是要防止正驾驶员或唯一的驾驶员（对经批准的单驾驶旋翼航空器而言）仪表系统的性能降级，同时要求附加的仪表、系统或设备不得影响副驾驶仪表系统正常工作，以保证当发生任何单个故障或故障组合后（如未表明其概率极不可能），无需增加机组成员的动作，仍能保留一组飞行安全必不可少的仪表参数指示（包括姿态、航向、空速和高度）供驾驶员使用。

在 CCAR-29 部附件 B“直升机仪表飞行适航准则”的 VIII(b)(5)(i)到 VIII.(b)(5)(iii)中也包含了类似的条款要求。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.1333 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审和安全评估。

(1)设计评审

通过旋翼航空器仪表系统设计报告、图纸和构型文件等说明文件，说明装机仪表系统的构型、功能、原理和安装等，表明对本条款的符合性，重要关注点包括:

(a)正驾驶员或唯一的驾驶员仪表系统独立于其他仪表系统，不允许外围系统同它交联，即正驾驶员仪表系统在电气、功能和信息上必须都是独立的，不能与副驾驶仪表系统或备用仪表系统共用静压源、全压源、导航源或电源等。

(b)不得将附加的仪表、系统或设备连接到副驾驶所需仪表系统上，除非有措施保证附加的仪表、系统或设备发生故障或失效后不影响所需要的飞行仪表继续正常工作，或者可以表明其故障或失效的概率是极不可能的。

(2)安全评估

通过安全性分析，确认系统、设备的设计和安装能够确保当发生任何单个故障或故障组合后（如未表明其概率是极不可能），无需增加机组成员的动作，仍能保留一组飞行安全必不可少的仪表指示信息（包括姿态、航向、空速和高度）供驾驶员使用。

随着航空电子系统对微处理器技术应用的增加，现代航空器越来越多地采用计算机生成的图像来替代传统的机电仪表，这些显示器可以替代单个仪表，也可以将多个飞行安全所需的关键参数（例如空速、航向、

姿态和高度信息）全部集成在一起显示。为了显示冗余信息，允许驾驶员与副驾驶员仪表系统之间或者与辅助支持系统之间通过数据交联，以实现故障检测、告警和关键飞行参数对比监控。通过系统的综合集成，确保一个系统的失效不会对另一个系统产生有害影响，可能达到与第29.1333条等效的安全水平。

AC 29.1335 飞行指引系统

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款规定了旋翼航空器飞行指引系统显示器评价准则，要求系统设计必须能够清晰、准确地向驾驶员指示飞行指引仪的工作状态和飞行指引指令，以确保驾驶员能够获取正确、有效的操作指令，不会误导驾驶员的操作。

飞行指引系统，也称飞行指引仪，是通过目视方式向驾驶员指示按照预选飞行计划如何正确操纵航空器飞行的一种机载设备。

2. 可接受的符合性方法

满足第29.1335条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、地面试验和飞行试验。

(1)设计评审

如果旋翼航空器装有飞行指引系统，应通过系统设计报告、图纸、构型文件等说明文件，说明飞行指引系统的构型、功能、工作原理、安装等。

旋翼航空器的三提示飞行指引仪包括常规的俯仰、横滚引导指令提示以及第三指令（升力引导）提示。俯仰、横滚指令提示一般是在姿态引导指示器（ADI）中显示，第三指令提示是独立显示，并布置在ADI的左侧。

飞行指引仪表既可以两轴显示模式，也可以三轴显示模式。但无论何种模式，其横向指令提示都是对应控制横滚姿态，垂向指令提示都是对应控制俯仰姿态，根据指令提示操纵控制周期变距杆以改变旋翼航空器姿态。如果航空器装有第三指令提示显示器，当空速保持、俯仰姿态保持、高度通道功能模式（如高度保持、下滑等功能）接通，其指令提示对应控制总距位置。

通常情况下，飞行指引仪设计是一条指令杆指示一个“飞向”指令。飞行指引仪指令杆的运动是提示控制操纵系统运动的相应方向。飞行指引仪俯仰和横滚指令提示应符合这一设计逻辑，其他指令提示（例如总距位置）也应符合这一设计逻辑。如果俯仰指令提示标（如指令杆）在中心（代表航空器）的上方，表示此时航空器符号上升、机头拉起了，该指令即提示驾驶员应操纵周期变距杆向着指令标向前推杆，使航空器机头下俯，同时俯仰指令标向下（向着中心）运动；如果横滚指令提示标在中心的左侧，表示此时航空器符号右偏移、航空器右滚转了，该指令即提示驾驶员应操纵周期变距杆向着指令标向左压杆，使航空器左滚转，同时横滚指令标向右运动；如果总距指令提示标在总距符号之上（备注：总距符号作为固定指示标），表示总距位置相对基准偏下了，该指令即提示驾驶员操纵总距杆向着指令标上提，总距指令提示标向下（向着总距符号）运动。

对于总距指令或第三指令提示，需要考虑是否采用不同指令提示逻辑。比如，如果选择用总距符号来作为固定指示标，则当操纵改变总距时，其指令提示方向应与总距操纵方向相反。这样的设计构型就是常规的“飞向”型飞行指引指示器。如果选择用总距符号作为可动指示标，则总距符号的运动方向应与总距操纵方向相同。在这种情况下，运动的总距符号就不符合“飞向”的逻辑惯例。对于采用这种不符合“飞向”逻辑惯例的设计构型，需要通过飞行试验评估确定其指引提示方式，例如采用特殊符号、特殊背景效果或特定的色标等，是否易于被飞行员理解，不会导致飞行员做出反向错误操作。

建议三提示飞行指引仪的显示采用标准俯仰和横滚指令符号，无论是俯仰和横滚指令杆指示，还是“V”型指令杆指示都是可接受的。第三指令提示或总距符号显示应布置在 ADI 显示器的左侧。飞行指引仪运动的提示标形状以及背景显示应明显区别于其他仪表显示，以免与下滑显示和迎角指示混淆。有一种显示器采用形如小手柄的第三指令提示标，这就有助于识别它是总距符号。

俯仰和横滚指令指示器、航空器符号、第三指令提示的背景标志以及第三指令提示标本身的颜色应相互调和。最佳的颜色方案是航空器符号和总距符号采用相同的颜色，通常为火橙色；而各种指令提示标，包括总距指令提示标或第三指令提示标在内，也应使用同样的颜色，通常

为黄色。采用不同的颜色的理由是航空器符号和总距符号都向着对应的指令提示标运动。

如果 ADI 为单色显示，则总距提示标及其背景标志必须有明显区别，以减少与下滑指示器相混淆的可能性。这一点可通过使用不同形状的提示标和背景标志来实现，例如圆形提示标加“V”字形背景标志。

考虑到选择器转换开关可能会发生错位、接触不良等不正常的工作情况，因此选择器转换开关的位置不可作为指示飞行指引系统工作状态的手段。

(2)地面试验

通过地面试验，验证飞行指引系统各通道指令指示极性正确性。

(3)飞行试验

通过飞行试验，评估飞行指引指令提示对驾驶员的友好性，能被驾驶员快速、准确识别，不会与其他指示标志相混淆，不会误导驾驶员作出错误操作。

AC 29.1337 动力装置仪表

1. 条款要求解析/规章安全意图

1.1 第 29.1337 条(a)款

本款是对使用可燃液体的动力装置和辅助动力装置仪表及仪表管路的安装要求，目的是防止逸出过多的可燃液体或确保逸出可燃液体不会造成危险。

1.2 第 29.1337 条(b)款

本款是对燃油油量表的要求，涉及“零”位校准、最少油量表和外露式目视燃油油量计防护等要求。目的是要求在某种程度上，有措施向飞行机组正确指示飞行中每一个油箱内的可用燃油油量。

1.3 第 29.1337 条(c)款

本款是对装有燃油流量指示系统的要求，规定在燃油流量指示系统测量部件发生故障而严重限制燃油流动时，其必须具有旁路装置以保证系统仍能正常供油。

1.4 第 29.1337 条(d)款

本款是对滑油油量指示器的要求，规定每个滑油箱和减速器必须有油尺或等效装置，以指示其滑油油量。

1.5 第 29.1337 条(e)款

本款是对使用铁磁材料的旋翼传动系统和减速器中金属屑磁性探测器的相关要求。目的是通过对金属屑的探测，以指示传动系统和减速器内存在损坏或过渡磨损造成的铁磁颗粒，提升安全性水平。同时，要求金属屑磁性探测器必须具有措施可以让飞行员在飞行中检测每个探测器电路和信号传递功能正常与否。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.1337 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、安全评估、试验室试验、地面试验、飞行试验和工程符合性检查。

2.1 第 29.1337 条(a)款符合性方法

(1)编写符合性说明文件，说明使用可燃液体的动力装置和辅助动力装置仪表的组成、功能、工作原理等，并详细说明：

(a)每根管路都满足第 29.993 条和第 29.1183 条的要求。

(b)每根装有充压可燃液体的管路的安装和布置具有防止管路破损时逸出过多液体的安全措施，或能使可燃液体的逸出不会造成危险。

(c)每个动力装置和辅助动力装置仪表，其安装和布置能使液体的逸出不会造成危险。

(2)通过安全性分析，评估确认对于使用可燃液体的动力装置和辅助动力装置仪表及管路的安装和布置能使可燃液体的逸出不会造成危险。

2.2 第 29.1337 条(b)款符合性方法

(1)编写符合性说明文件，阐明燃油箱的连通情况及油箱数量，说明燃油量的指示单位与指示原理、燃油油量表数量，以及外露式目视油量计的保护措施。

(2)通过地面试验，对燃油油量表进行校准。

(a)由于旋翼航空器的飞行姿态变化会影响燃油油量的指示，而飞行姿态会很明显地随着航空器重心和空速变化而变化，因此在多种姿态下进行燃油油量校准是必要的。由此申请人应评估并确认旋翼航空器预期运行包线（关于姿态的），并至少选择三种姿态进行燃油油量校准，所选择的燃油油量校准姿态应有助于证明航空器在预期运行状态下燃油油量表精度满足本咨询通告规定的精度要求。

(i)校准燃油油量表标准姿态

首先应在旋翼航空器中间总重和空速为 $0.9V_{NE}$或 $0.9V_{H}$（取较小者）的条件下分别确定前重心和后重心的俯仰姿态，然后取这两个极端姿态的平均俯仰姿态，按横向重心的影响进一步调整后（必要时），就可确定旋翼航空器燃油油量表校准的标准姿态。

建立了标准姿态后，就能实现第 29.1337 条(b)款的要求。在地面调整使旋翼航空器处于标准姿态，先加燃油，直到加油口有油溢出的程度，再让航空器按与油量表刻度对应的刻度数放油,或至少按10个刻度放油，直至油量表指零为止。在这一过程中应注意保证油量传感器能敏感到油面信号，而不是简单地反映系统量程内物理上的“停止”或终点。低于“零”刻度时油箱内的剩余燃油不得少于按第 29.959 条要求进行飞行试验所确定的油量，否则，必须向上调“零”点。当任一油量表的读数都满足总可用燃油量的±2%加上剩余可用燃油量的±4%的容差要求时，其测量系统的精度就是可接受的，但要求油箱内的不可用燃油油量与按第 29.959 条要求确定的不可用燃油油量一致时油量表必须指零。在燃油油量表零刻度能准确反映不可用燃油油量的情况下,对于 400 升(105 加仑)的油箱，允许满油时有±24 升（6.3 加仑）的误差，200 升（53 加仑）左右时为±16 升（4.2 加仑）的误差，低油面时则缩小到±8 升（2.1 加仑）的误差。

(ii)地面姿态油量表校准检查

航空器在地面姿态时的油量表读数常被机组用来计算航程、重量重心、实际总重量等。航空器在地面姿态时的油量表读数不论是多了还是少了，如果出现显著误差，都可能会导致航空器运行出现危险。如果航空器在地面姿态时燃油油量表读数相对于实际油量值不保守误差超过6%，那就应将校正数据贴在油量表附近，或在飞行手册中给出可供机组使用的数据。

(iii)最大迎风悬停姿态油量表校准检查

当旋翼航空器在最大迎风中悬停飞行时，有可能引起很大的油量表读数偏差。应在地面模拟这种姿态下进行油量表校准的检查，以保证油量表要么能准确读数，要么至少不偏高读数。

(b)对燃油测量系统的某些其它方面也必须予以注意，以使燃油耗尽

的事件减到最小。

(i)如果旋翼航空器批准构型包括外挂载重运行，则还应考虑这种运行类型时姿态对燃油油量表指示的影响。

(ii)由于燃油转输泵或者翻板阀故障可能会导致部分燃油被阻断在其中一个或多个燃油箱中，因此，要求通过流量控制装置实现相互连接的两个或两个以上油箱必须装有独立的燃油油量指示，这与第第29.1337条(b)款(2)项要求也是一致的。这一要求同样也适用于辅助燃油箱。对于辅助燃油箱，采用飞行机组在飞行中清晰可见的目视油量表也是可接受的。

(c)燃油油量测量系统传感器，是精密的容量测量装置（浮子作动式的可变电阻器），如果在燃油温度为0℃（32℉）时进行校准，那么在燃油温度为-55℃（-67℉）或+55℃（131℉）时，油量表引入的读数误差约为5%。若在旋翼航空器所有预期环境温度的中位值即15℃（59℉）进行燃油油量校准，则其误差可减至最小。申请人应在其持续适航文件中包括这方面的程序和要求。

(d)电容式传感器已成大多数现代燃油系统的标准传感器。这类传感器一般都不需要温度补偿，因为燃油的体积和介电常数的变化与温度的变化成反比。这种基本型电容式传感器不能补偿不同牌号的介电常数差值。若外加一个始终都浸在燃油中的电容，就能对各种牌号燃油自动补偿。

(3)通过工程符合性检查，表明每个外露式目视燃油油量计防护措施有效。

2.3 第29.1337条(c)款符合性方法

(1)编写符合性说明文件，说明燃油流量指示系统（含旁路装置，如适用）组成、功能、工作原理。

(2)通过安全性分析，说明燃油流量指示系统测量部件所有故障模式影响，评估判断是否存在会严重限制燃油流量的可能。

(3)根据安全性分析结果，如果测量部件故障可能会导致严重限制燃油流量，则通过地面试验，验证燃油流量指示系统测量部件发生故障而严重限制燃油流动时，旁路装置能够正常工作且满足发动机供油需求。如果测量部件所有故障发生均不会导致严重限制燃油流量，通试验室试

验或过地面试验验证在所有故障模式下，燃油流量指示系统工作正常且能满足发动机正常供油需求。

2.4 第 29.1337 条(d)款符合性方法

编写符合性说明文件，说明每个滑油箱与每个减速器都有油尺或等效装置，以指示其滑油油量。

2.5 第 29.1337 条(e)款符合性方法

(1)编写符合性说明文件，说明金属屑探测器的安装位置、安装数量与探测原理，表明能够向第 29.1305 条(a)款(22)项要求的指示器提供信号，并说明金属探测器满足下列要求:

(a)指示在传动轴或减速器内是否存在铁磁颗粒;

(b)是易拆卸的，以便检查磁性螺塞上是否有金属屑;

(c)具有防止在金属屑探测器可卸部分的保险装置故障时泄露滑油的措施;

(d)提供一测试系统或方法，以允许机组在飞行中检查每个探测器和线路的功能。测试电路应至少能测试尽可能多的系统电路。对通过外部针脚实现测试功能的探测器，应能检查除探测器以外的全部电路。某些金属屑探测器还有一个细喷嘴，能用来消除无关导电物质（因滑油污染和极小的磨损微粒所致）的多余物指示。

(2)通过试验室试验，验证金属屑磁性探测器功能正常，满足设计规范要求。

(3)通过飞行试验，验证机组可以在飞行中检查每个探测器和线路的功能。

AC 29.1351 电气系统和设备：总则

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条是电气系统和设备的总则性条款，它对电气系统容量、发电系统、外部电源和无正常电源时运行的总体适航要求做出了具体详细的规定:

第 29.1351 条(a)款是对电气设计的要求，应根据旋翼航空器预期使用的电气负载的种类、负载大小、工作特性和工作时间、负载失效对电路的影响等分析结果，选择电源容量、数量和种类,同时电气系统容量必

须满足第 29.1309 条的要求。

第 29.1351 条(b)款对发电系统设计提出要求，阐述了发电系统的组成，以及发电系统正常工作和故障状态下的设计要求，包括单独工作和并网工作、故障隔离、可达性和参数指示等。

第 29.1351 条(c)款对外部电源控制保护提出要求，防止反极性(直流)或逆相序(交流)的外部电源连接机上其它用电设备，以免造成电气系统和设备的损坏。要求旋翼航空器外部电源要有防差错设计措施，保证反极性或逆相序的外部电源无法与机上用电设备相连。

第 29.1351 条(d)款是对无正常电源条件下的运行提出要求，其中本条(d)款(1)项要求所有旋翼航空器在正常电源系统不工作时仍能按 VFR 连续安全运行至少 5 分钟，为此应提供从机械和电气上与断开的正常电源隔离的应急电源，并且要求包括电缆束或接线盒起火在内的任何单一的故障，都不会导致丧失正常电源和应急电源。本条(d)款(2)项要求应为 A 类旋翼航空器的持续安全飞行和着陆所需的系统提供独立于正常发电系统的应急电源系统，并且要求包括接线盒、控制板或电缆束着火在内的这类单一失效根本不可能发生，即使发生也不会导致丧失正常发电与应急电源系统；除此之外，还要求在丧失正常发电系统的情况下，与安全性直接相关的系统必须无需飞行机组的动作即能持续工作。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.1351 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、分析/计算、安全评估、试验室试验、地面试验、飞行试验和设备鉴定。

2.1 设计评审

验证条款：第 29.1351 条(b)款(1)项、(b)款(2)项、(b)款(5)项、(b)款(6)项、(c)款、(d)款(1)项、(d)款(2)项

(1)通过说明文件如电源系统的设计方案，首先对电源系统的组成进行阐述，以表明电源系统除包括正常的发电系统外，还包括独立于正常发电系统的应急电源系统，而发电系统一般应包括单或双(多)台发电机、各发电机汇流条、传输电缆以及有关的控制、调节和保护装置；其次对发电系统和应急电源供电原理进行说明，以表明：

(a)单发和多发并联供电功能正常；

(b)任一发电机发生故障时，剩余运行的发电机能够继续向重要负载供电；在正常发电系统即所有发电机失效后，可由独立于正常发电系统的应急电源继续向重要负载供电。

(2)也可通过说明文件如设计图纸表明:

(a)应急电源系统的所有部件和布线在电气上和机械上均应独立于正常的发电系统，并且包括导线束、接线盒失火等在内的任何单一故障都不会导致丧失正常的发电系统和应急电源系统，对于A类旋翼航空器，应有措施(包括导线均具有自熄性，应急电源有关的保护装置)保证包括导线束或接线盒失火在内的单一失效根本不可能发生;

(b)对于A类旋翼航空器，在丧失正常发电系统的情况下，系统应自动切换由应急电源系统向航空器重要负载供电，而无需飞行机组的人员进行相应的操作;

(c)电源控制开关安装于驾驶员伸手可达的位置，机组成员在其正常就座位置通过操作各电源控制开关就能将各电源与主汇流条单独断开或一起断开;

(d)驾驶舱的仪表板上安装了能提供电源重要参数及系统故障信息的显示器或指示灯，机组成员可通过该显示器或指示灯对发电系统安全运行所必要的包括电流、电压在内的参量进行监控;

(e)外部电源通过专用电气连接器(其中的插座安装于机体)与机载外部电源控制电路相连，其中机载外部电源控制电路与发动机起动无关，所采用的电气连接器具有防差错的设计，且在机载外部电源控制电路中配备有二极管，这些措施保证反极性或逆相序的外部电源无法与机上用电设备相连。

2.2 分析/计算

验证条款: 第29.1351条(a)款(1)项、(a)款(2)项、(b)款(1)项、(b)款(2)项、(d)款(1)项、(d)款(2)项(i)目

(1)通过电气负载分析的方法对所选择的电源系统的容量是否满足整机负载的用电需求进行验证。在负载分析时，应计算出航空器全机用电设备在各个不同飞行状态及可能的工作时间下的用电量，并与计算出的电源系统容量进行比较，以表明:

(a)发电系统的容量应能分别在双(多)发供电、单发供电满足各飞行状态的全机负载的用电需求;

(b)应急电源的容量应能满足在VFR下的旋翼航空器至少5分钟的用电需求，对于A类旋翼航空器，应能满足全机重要负载至少30分钟的用电需求。

(c)任一电源的失效或故障不会造成危险或损害其余的电源向重要负载供电的能力,同时也符合第29.1309条(e)款的要求。

(2)在电气负载分析时，应充分考虑以下两点:

(a)对于发电系统容量计算，应根据旋翼航空器预期的用途，留有足够的余量，以便后续客户化改装。作为应急电源的蓄电池，其容量的计算应考虑日常放电折损及充电不足的影响，在正常环境条件下，按其额定容量 72%计算。

(b)对于 A 类旋翼航空器，应急供电的负载可能由于旋翼航空器型号和任务不同而有所差异，其应得到局方认可。它们通常包括:

(i)姿态信息;

(ii)无线通信和飞行机组相互联络;

(iii)导航;

(iv)驾驶员座舱和仪表灯;

(v)航向，空速和高度信息，包括合适的空速管加温和静压孔加温;

注意: 批准用于 IFR 运行的航空器，在应急电源工作时应在整个运行期间(至少 30 分钟)给(v)特指的空速管和静压孔提供加温(关系到在应急构型下工作时需要从大气数据中提取空速信息); 给继续安全飞行和着陆所必需的着陆灯工作提供最小 5 分钟“着陆”时间。

(vi)足够的飞行控制装置;

(vii)足够的发动机仪表和控制装置;

(viii)诸如继续安全飞行和着陆所必需的警告，戒备和指示;

(ix)诸如继续安全飞行和着陆所需的任何其他装置; 如灭火装置，应急漂浮装置，着陆灯等。

2.3 安全评估

验证条款: 第 29.1351 条(a)款(2)项、(d)款(2)项(ii)目

对于所选择的发电容量、电源数量、种类可以通过电源系统安全性分析来验证其对第第 29.1309 条符合性。

系统安全分析首先应对电源系统的功能、原理、主要组成部件及其在机上的安装布置进行概述、在此基础上再进行系统功能危险性分析、各组成部件的故障模式和影响分析、故障树分析、区域安全性分析、最终的分析结论应表明对第 29.1309 条的符合性。其中在功能危险性分析中，应分析在各个飞行阶段，根据电源系统可能的功能失效模式对航空器和乘员的影响，评估出系统失效危险性等级; 在故障树分析中，根据所建的故障树，进行定性和定量的分析，分别计算出电源各失效模式发生的概率，对于 A 类旋翼航空器，分析的结果应表明，电源全部丧失即电源灾难性故障模式发生的概率应小于 1×10^{-9}，即极不可能发生; 电源危险性故障模式发生的概率应小于 1×10^{-7}，即不可能发生，以符合第第

29.1309 条(b)款、(d)款的要求。

2.4 试验室试验、地面试验

验证条款：第 29.1351 条(a)款(1)项、(b)款(1)项、(b)款(2)项、(b)款(3)项、(b)款(4)项、(c)款、(d)款(1)项、(d)款(2)项(i)目、(d)款(2)项(iii)目

对于电源系统供电特性、故障保护功能，可选择在试验室的电源系统台架试验进行、也可以选择在电源系统机上地面试验进行。当采用试验室试验时，电源系统在台架上的布置应能代表其在旋翼航空器上的实际安装，各部件(型号、规格)及其布线(型号、规格和长度)都与机上实际安装一致，所配备的可调模拟负载应能代表全机用电设备的变化。

(1)在不同的负载、不同的发电机转速下，实施发电机单发和双发稳态特性试验，验证发电机单发工作和并网工作时负载设备端电压应符合设计要求，以保证其向负载正常供电；

(2)模拟系统的各种瞬变如在不同转速下的单发及双发(多发)突加突卸负载，双发(多发)不同转速下的发电机的退网、投网，发电机的过载，实施发电机瞬态特性试验，通过该试验表明：

(a)在全部发电机正常工作状态下，切除有故障的发电机而不影响其余发电机的向全机负载供电，在切除全部发电机后，可由应急电源向重要负载供电，对于 A 类航空器，则要求在切除全部发电机后，系统应能够自动切换由应急电源向重要负载供电，而无需飞行机组成员进行相应操作；

(b)各种瞬变前后负载设备端的电压变化没有超出设计要求的范围，对于机上地面试验，应目测到重要负载应能一直保持正常工作，无冒烟或着火的险情发生。

(3)除了上述的(1)和(2)试验已表明发电机的稳态和瞬态状态下的负载设备端电压符合设计要求外，如有必要，还应验证在其他可能的试验运行条件下，负载设备端的电压均能稳定在设计范围内。

(4)在按照要求对应急电源检查(其中应急电源如果是应急电池，则应在对其进行充、放电至其容量为额定容量的 72%)后，将其接入电源系统，然后在双发(多发)正常供电的状态下，断开各发电机控制开关，开始进行应急电源供电地面试验，此时系统应自动卸载航空器一般用电设备，由应急电源向包括发动机重新起动的控制电路在内的影响航空器持续安全飞行和降落的重要负载供电，测出从试验开始至应急电源电压降至负载可接受的最低电压时的时间，即应急电源的工作时间。出于发动

机熄火和再启动尝试的考虑，在 VFR 下的旋翼航空器应急电源的工作时间至少 5 分钟，而对于 A 类旋翼航空器，由于其持续安全飞行和降落至少需要 30 分钟的飞行时间，其应急电池的工作时间应大于 30 分钟。

(5) 断开发电机和应急电源，接通外部电源控制开关，验证负载应得到供电；将外部电源的极性或相序调换，然后再接通外部电源开关，验证负载未得到供电。

2.5 飞行试验

验证条款：第 29.1351 条 (a) 款 (1) 项、(a) 款 (2) 项、(b) 款 (1) 项、(b) 款 (2) 项、(b) 款 (5) 项、(b) 款 (6) 项、(d) 款 (2) 项 (i) 目、(d) 款 (2) 项 (iii) 目

(1) 操作各发电机控制开关，进行电源系统供电功能试飞试验，实测双发 (多发) 并联供电和单发供电状态下的各发电机输出电压、电流以及应急供电状态下的应急电源输出电压、电流，其值应符合设计要求，以表明：

(a) 在全部发电机正常工作状态下，切除任一发电机均不影响其余发电机的向全机负载供电，在切除全部发电机后，可由应急电源向重要负载供电，对于 A 类航空器，则在切除全部发电机后，系统应能够自动切换由应急电源向重要负载供电，而无需飞行机组成员进行相应操作；

(b) 航空器飞行　状态下单发和双发 (多发) 并网供电功能正常，应急电源供电功能正常；

(2) 通过电气负载测量试飞，实测在航空器飞行状态下的双发 (多发) 并联供电和单发供电以及应急供电时的各发电机的负载电流，并将其与发电机容量或应急电源容量进行比较，以表明发电机和应急电源容量能满足航空器负载用电需求；

(3) 通过发电机冷却试验，实测在各种飞行状态下的发电机温度以及输出端电流，并对实测的发电机的温度值进行修正，试飞结果应表明发电机的温度不会超出规定的限制，发电机供电功能正常，可满足全机用电设备的需求；

(4) 通过 (1) 和 (2) 也表明了电源系统符合第 29.1309 条 (a) 款的要求；

(5) 通过试飞机组的评定表明：

(a) 机组可通过仪表板指示灯、特定显示器电源及其告警界面对相应的参数的指示，实现对包括发电机的输出电压、电流在内的发电系统必要的参量的监控；

(b) 各电源控制开关布置在驾驶员容易接近的位置，在应急情况下，

驾驶员在驾驶座位上就能正常操作各电源控制开关，将各电源与主汇流条单独断开或一起断开。

2.6 设备鉴定

验证条款：第 29.1351 条(b)款

利用供应商提供发电机资料，包括图样、工艺目录以及试验室试验大纲和报告等，表明发电机满足技术规范的要求。发动机驱动的直流发电机/起动发电机有 CTSO-C56b 的要求，在选择起动发电机时可优先选择具有 CTSOA 证书的。

AC 29.1353 电气设备及安装

1. 条款要求解析/规章安全意图

(1)第 29.1353 条(a)款规定了电磁兼容的相关要求：

(a)电气系统应考虑如下干扰源，设计中不允许系统功能受到邻近电缆的电磁干扰影响，可能受到电磁干扰影响的敏感电路线路应远离可能产生干扰的线路敷设，或提供足够的屏蔽措施避免发生系统故障：

(i)电缆间或电缆与天线馈线间的耦合；

(ii)用电装置的故障；

(iii)发电系统和其他系统的频率差异；

(iv)来自连接在汇流条上的设备的电气噪声所引起的传导干扰和敷设干扰；

(v)电气分配和接地系统的寄生电流和电压，包括闪电电流和静电释放的影响。

(b)根据整机电磁兼容性技术要求编制电气设备的技术规范，对电气设备的供应商提出电磁兼容要求以及抗电磁干扰方面的考虑，从设计上保证电气设备的设计自身产生的电磁辐射不会产生危害，且具有一定的抗电磁干扰能力。

(2)第 29.1353 条(b)款规定了电缆组合、敷设等相关要求，电缆的组合、敷设和相互间隔应考虑电缆发生故障时对重要电路的影响，此外需额外注意的是：

(a)旋翼航空器发电机的控制电缆和发电机的电力电缆分开敷设，从发电机端开始隔离，直到电压调节器；

(b)交、直流主馈线与其他线束分开一定距离敷设等。

(3)第 29.1353 条(c)款规定了蓄电池设计、安装的相关要求:

(a)蓄电池容量在各种环境条件下都应是足够的，另外对于蓄电池起动的旋翼航空器，蓄电池必须有足够的容量提供发动机地面起动，并有能力为需要的空中起动功能提供电源，除此容量之外应至少按目视飞行规则下应急供电 5 分钟，对于申请仪表飞行规则的航空器，或者 A 类旋翼航空器，采用蓄电池作为应急电源，至少提供 30 分钟应急供电。

(b)蓄电池压力、温度控制。蓄电池本身对于压力和温度的控制措施主要有采用卸压装置和温度监控装置的方式，以保证在任何可能的充电、放电过程中，温度和压力都能保持在安全范围内。

(c)蓄电池使用经验。如果类似的蓄电池和安装方法已有使用经验，用蓄电池以往的服役经历能证明使单体蓄电池保持安全的温度和压力不存在问题，则无需再进行第 29.1353 条(c)款(2)项的试验验证。

(d)蓄电池爆炸危险。蓄电池的设计应考虑蓄电池自然产生的气体带来的爆炸危险，可以考虑使用防爆壳体或容器或良好的通风措施。

(e)蓄电池内阻抗匹配。低内阻通常表示蓄电池有高放电速率的能力，起动和故障清除要求蓄电池有低内阻，蓄电池应急供电需要高内阻，可以低速率长时间间隔放电。如果机上起动/故障清除和应急电源要求都用一块蓄电池来提供，那么必须完成一个可行的内阻匹配。

(f)蓄电池充电类型。

选择蓄电池应知道旋翼航空器给它充电的类型，充电的类型是决定蓄电池内单体数量的主要因素。如果蓄电池没有足够地充电，当需要的时候容量对于满足应急电源的要求可能不够。蓄电池从旋翼航空器汇流条电压充电是用来给蓄电池充电的普遍方法。以 20 个镍镉蓄电池单元为例，用旋翼航空器汇流条电压作为蓄电池充电源会带来电池容量的限制。一个镍镉电池单元的额定电压是 1.5 伏,20 单体需要 30 伏额定电压匹配，而旋翼航空器汇流条典型的电压是 28.5 伏，满足额定蓄电池电压还差 1.5 伏。针对以上情况可采取以下解决措施:

(i)经常对蓄电池进行维修;

(ii)选择 19 个单元的蓄电池;

(iii)加大蓄电池容量，确认蓄电池在小于额定容量的条件下满足使用要求；并在旋翼航空器经审定批准的维修手册中作为一个限制。使用一个专门的蓄电池充电器表明其符合性，该充电器能通过充电状态描述

充电过程。

(g)蓄电池的安装考虑

蓄电池在机上安装应考虑:

(i)蓄电池机上安装位置的选取，应尽可能远离重要设备，防止蓄电池逸出的腐蚀性液体损坏重要设备;

(ii)对于通风的考虑，如设置排气管，防止蓄电池产生的有害气体在旋翼航空器内聚集;

(iii)审查蓄电池的安装以确保蓄电池的排液，防止蓄电池逸出的腐蚀性液体对旋翼航空器结构造成损坏。如果对其排液能否有效地除去腐蚀性液体有所怀疑，可在型号检查核准书（TIA）规定试验验证。通常的做法是采取在不同的飞行阶段经排放系统排出染色溶液，来保证旋翼航空器能将液体排除干净。也可设置托盘、凹槽等措施隔除腐蚀性液体。

(iv)为蓄电池提供功能的必要的连接组件，须表明在安装环境和运行中执行了其特定的功能。应鉴定这些部件，以便确认它们安装能够满足最严酷环境要求并能在所有规定的限制下正确操作。

(h)蓄电池替换

用任何其它蓄电池替换已安装的且已被接受的作为初始型号设计一部分的蓄电池，必须考虑蓄电池设计和安装的几个方面，以确保不对型号设计产生负面的影响。

(i)替换的蓄电池进行电流负载分析，表明可提供满足要求的最小可用容量。最小可用容量要求在整个环境条件范围内是有效的。不同类型的蓄电池有不同的固有特征。如果替换的蓄电池有相似的放电率，并且容量在初始电池的环境范围内是相似的，那么无需进一步的试验;

(ii)替换的蓄电池必须与旋翼航空器的型号设计要求是相容的;

(iii)更换蓄电池必须表明CCAR-29要求的符合性。

2. 可接受的符合性方法

本条款可接受的符合性方法包括: 设计评审、分析/计算、试验室试验、地面试验、飞行试验和设备鉴定。

2.1 第29.1353条(a)款的符合性方法

对于本条(a)款电磁兼容的验证，首先进行设备级的验证，要求按照DO-160“机载设备环境条件和试验程序”中的方法进行射频敏感度、射

频能量发射、静电放电等试验表明设备的符合性。然后结合旋翼航空器整机级的电磁兼容地面检查试验来验证，给机载设备电磁干扰检查矩阵表中的敏感设备加电工作，其次依次给各干扰设备加电，有发射能力的设备处于发射状态，利用机上仪表、显示器、耳机等视听设备，判断是否存在不兼容现象，为下一步的空中电磁兼容检查试验提供保证。最后在空中进行电磁兼容检查，确保在飞行中系统之间没有不兼容的电磁干扰。

2.2 第 29.1353 条(b)款的符合性方法

对于本条(b)款的验证可通过审查电缆敷设图、数模和电气系统布线技术条件等，表明对于电缆的组合、敷设和相互间隔做出了明确的规定，电缆位置进行控制，确保机上电缆的敷设的规范性、一致性，特别是对于交、直流主馈线与其他线束分开一定距离敷设，确保大电流的电缆发生故障，对重要电路的损害能减至最低限度。

2.3 第 29.1353 条(c)款的符合性方法

对于本条(c)款要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、分析/计算、地面试验、飞行试验、工程符合性检查和设备鉴定。

2.3.1 设计评审

提供适航条款符合性的说明文件，描述蓄电池设计和安装信息，包括数量、组成和工作原理，供电逻辑，电路控制逻辑以及安装位置等。

关注蓄电池温度和压力控制措施，蓄电池的逸气和防漏液设计等。

用于起动发动机或辅助动力装置的镉镍蓄电池，关注是否具有下列系统之一：

(1)自动控制蓄电池充电速率的系统；

(2)蓄电池温度敏感和超温告警系统；

(3)蓄电池失效敏感和告警系统。

对于镍镉蓄电池的温度监控系统，温度传感器应放在最能精确反应蓄电池内部温度的位置，所选取的位置一般靠近蓄电池中心，且应保证不会对传感器造成有害的影响。

2.3.2 分析/计算

蓄电池的容量必须足以提供所需的电流，电压满足用蓄电池供电的设备或功能的工作需求，应采取电气负载分析对其说明符合性。按仪表飞行规则运行批准的旋翼航空器要求对所要求的最低数量的设备运行提

供足够长的蓄电池供电时间，以便找到一个合适地方并实现安全着陆。仪表飞行规则下供电时间至少 30 分钟。另外，对于使用电源起动的旋翼航空器，蓄电池必须有足够的容量提供发动机地面起动，并有能力为需要的空中起动功能提供电源。如果蓄电池用于应急供电，计算其应急供电时间应考虑空中再起动的能源消耗。

2.3.3 地面试验、飞行试验

应进行地面起动试验和飞行试验验证蓄电池的能力，试验重点验证:

(1)蓄电池是否有足够的容量提供发动机地面起动，并有能力在需要空中启动时提供电能。

(2)用于应急供电的蓄电池，在断开正常电源系统后，蓄电池的容量必须足以提供所需的电流，电压满足应急情况下用蓄电池供电的设备或功能的工作需求，供电时间满意满足设计要求;

(3)蓄电池相关告警信号的可识别性。

(4)通过飞行试验验证排液措施有效性（如需要）。

2.3.4 工程符合性检查

在蓄电池装机后，开展工程符合性检查，验证蓄电池的区域安全性:蓄电池的安装是否有足够的排放和通风措施，或则封闭隔离措施，以使腐蚀性液体或气体不致损坏周围的结构或重要设备。

2.3.5 设备鉴定

如果蓄电池已按适用 CTSO 标准的规定进行合格鉴定，则认为是经过批准的，如果未按适用 CTSO 标准进行合格鉴定，则应参考适用 CTSO 标准制定蓄电池的合格审定依据，并通过设备合格鉴定试验表明其在旋翼航空器所有预期运行环境条件下均能正常工作。

对于蓄电池，适用的 CTSO 标准为 CTSO-C173a（或最新版本）《镉镍、镍氢、铅酸蓄电池组》。

AC 29.1355 配电系统

1. 条款要求解析/规章安全意图

第 29.1355 条规定了运输类旋翼航空器配电系统最低性能标准，条款阐述了配电系统定义以及对两个独立电源中的一个发生故障后剩余电源的可用性提出了要求。对于重要的设备或系统，为了保证供电的可靠

性，通常采用两路电源为其供电，一路作为正常电源，一路作为应急电源。这两路电源应该分别来自不同的而且是相互独立的配电系统。供电正常的情况下使用正常电源，当正常电源因故断电时，应急电源应在极短的时间内自动或手动切换接入，从而保证供电的连续性。

1.1 第 29.1355 条(a)款

第 29.1355 条(a)款主要对配电系统的组成进行概念性描述。

1.2 第 29.1355 条(b)款

第 29.1355 条(b)款中民用航空规章是指运输类旋翼航空器相关的审定规章和运行规则，包括 CCAR 29、91、135 部，除民用航空规章特别要求两个独立电源供电的负载电路，也适用于如第 29.1309 条通用规则所要求的电路。独立的电源不仅包括供电装置如发电机，还包括诸如电压调节器或将电源输送到配电汇流条所必需的反流割断器等其它设备，当要求两个独立的电源时，这些必要部件都不应该被共用。

本条要求两个独立的电源，一个电源一旦失效后，另一电源必须能自动或手动接通，此时需要有自动或手动选择装置，以维持设备或系统的工作。这种情况下最重要的一点是，其转接动作不得引起接替的电源失效，电路设计应保证不会导致此情况发生。设计过程中应当确定供电电路可能发生的故障或开路时，此时仍要给必备的电路供电，应考虑断路器和熔断器的影响。

可以使用多种方法来确保电源满足条款要求，如采取双套电气设备、转换开关、多个通路或独立敷设的环路等。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.1355 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、安全评估、试验室试验和地面试验。

2.1 设计评审

在说明文件中对配电系统的设计方案进行说明，阐述旋翼航空器配电系统的组成，一般包括汇流条、电路保护装置（断路器、熔断器）、控制装置（配电控制盒等）、馈电线等，不同构型会有所差异。

对配电系统原理进行说明，对于多发旋翼航空器，应说明正常状态下、单台发电机失效、多台发电机失效、应急状态下的工作模式，哪些负载采用双电源供电，一个电源失效后转接到另一个电源的设计。

2.2 安全评估

进行安全评估，包括对配电系统的分析，表明各种故障模式下的电

源独立性和配电系统独立性。

2.3 试验室试验、地面试验

开展配电系统试验验证电源切换的正确性，可选择在台架上进行，也可以在地面试验时安装在机上进行，当采用台架时，应能代表旋翼航空器上的实际安装，达到部件和布线（型号、规格和长度）都与实际安装一样的程度。在多发配置的情况下，验证切除有故障的交流发电机或直流发电机而不影响其余交流发电机或直流发电机的工作。

AC 29.1357 电路保护装置

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条对电路保护装置的选择、设计、复位、更换、熔断器备件提出了明确的要求，其目的是防止因过载或电路故障造成危险的后果。电路保护装置要求可复位或可更换，以便飞行中发生意外跳闸或电路意外情况并能予以纠正时，允许机组恢复电路。

1.1 第 29.1357 条(a)款

电气系统是能够影响飞行安全的关键系统，其遍布了整个机体，为所有的用电设备提供能源动力。正是由于具备这样的特性，使得电气系统也成为危险系数极高的部分。线路故障或所连接的设备发生严重失灵都有可能导致电气系统的崩溃，因此每个设备或系统的输电线路都应采用电路保护装置，电路保护装置的参数选择应能达到这样的目的：当线路发生了故障或是所连接的设备发生严重失灵时，该电路保护装置应提供保护，把故障源与电气系统隔离，使故障的危害限制在最小程度，不影响其他电气系统或其他设备的正常工作。

1.2 第 29.1357 条(b)款

发电系统负责为全机的用电设备提供能源。用电设备都需要有稳定的能源来支持，发电系统出现故障会导致电压不稳对用电设备造成损害，尤其是对影响飞行安全的关键设备，可能会对旋翼航空器造成危害。发电系统的电路保护和控制装置的设计，应能迅速断电，防止出现危险的过压或其他故障，造成设备损坏。

1.3 第 29.1357 条(c)款

自动复位的断路器不得用来作为电路保护装置。如果某一电路的异

常情况不能在飞行中予以纠正，则是否决定恢复对该电路的供电就取决于飞行机组的仔细分析，而不能由自动复位的断路器来完成。为保证机组监督整个复位操作，电路保护装置应设计成在跳闸后必须人工操作才能恢复使用；断路器必需设计成不能通过操作器件来操控跳闸机构；这些都统称为“跳-断”式的断路器。

同时，注意开关与断路器的差别。开关是一种常用于断开和闭合电路的装置；断路器是一种在预定过流状态下能自动断开的电路保护装置。在电气系统设计时，正常运行条件下切除或复位电源的主要方法是开关，这种情况下不应使用断路器，因为断路器并没有被用于其预期功能。但如果可以表明断路器断开接通循环次数足够覆盖系统生命周期，则这种断路器可用于开关功能。

1.4 第 29.1357 条(d)款

本节要求安全飞行必备的电路保护装置，应便于驾驶舱中的机组可达，而且通常都是用于符合安全飞行所要求的系统，这包括基本的电气系统、配电系统和所要求的用电系统。如果能充分保证连续安全地飞抵目的地，则某些重要电路也曾将此可达性要求排除在外。至于某些用电系统，即使 CCAR 29 部没有专门要求，也可能需要作为特殊设计进行合格审定，这些系统的电路保护装置均应是可达的。

关于“易复位”的要求，以下的几种被认为是可以接受的:

(1)对于双驾驶机组，如果有一名机组成员移动其座椅和松开其肩带就能正确识别电路保护装置并进行复位或更换，就满足要求；如果需要一名机组成员离开其座位才能进行电路保护装置复位，就不满足要求；

(2)对于单驾驶情况，在座椅安全带和肩带能正常调节的情况下，其电路保护装置的位置，应允许正在驾驶旋翼航空器的驾驶员能识别跳开的电路保护器并使之复位。

1.5 第 29.1357 条(e)款

每一必备的负载都应有各自的电路保护，一般理解为凡是有电消耗的装置都得有单独的保护。但也有例外情况，如单套照明系统中有多个灯的简单系统，它在大多数情况下或许只需要一个电路保护装置。决定是要一个还是多个电路保护装置，主要依据的是每个负载应如何独立于其他负载，以及如果一个负载发生故障并使其他负载丧失功能造成后果的严重情况。

1.6 第 29.1357 条(f)款

如果电路中采用了熔断器，无论是什么规格的，都必须在飞行过程中要配备相应规格的备用熔断器。每种规格备用的熔断器数量至少要达到在整个电路中所用到的该种规格熔断器数量的 50%。

备用保险丝的要求仅适用于保护那些必须表明符合条款的系统所用的保险丝；对于不重要的便携式的安装，鼓励提供备件，但不作要求。备用保险丝应存放在便于机组可达的位置；对于机组不能直接看到的保险丝，应提供位置标识。一种可接受的位置，是放在保险丝板上的一个无接线端子的盒子内。备用保险丝应标明“备用”及其额定值。

1.7 第 29.1357 条(g)款

自动复位断路器作为设备自身的保护装置时，一般设置在设备内部，作为设备的一部分，不能替代电路保护。如果已装有对设备供电电缆的线路保护，则可采用自动复位的断路器作为电气设备的整体保护器。

2. 可接受的符合性方法

本条款可接受的符合性方法包括：设计评审、试验室试验、地面试验和飞行试验。关于整个电气系统电路保护的专门试验，见 AC 29 MG 2。

2.1 设计评审

提供配电系统原理图、接线图及断路器、熔断器安装清单等详细描述每个系统或设备的输电线路采用了熔断器或断路器等电路保护装置，特别是重要负载都有独立的保护措施，不存在共用保护装置的描述。

2.2 试验室试验

通过电气系统试验室试验，验证对发电系统具有过压等故障的保护能力。在试验室试验中准确完整的列出发电系统故障试验项目，对旋翼航空器可能出现的过压、低压、过频、欠频和短路故障进行故障模拟试验，对这些故障均应进行保护。

开展电气系统试验室试验，模拟设备电路短路故障，验证可复位型电路保护装置是否具有对该短路电流的分断能力，是否能可靠的分断电路。

2.3 地面试验

开展电气系统地面试验，模拟各种故障，包括发电机相关的故障，验证每一电路保护装置，当电路发生过载或电路故障时，均能断开电路。

2.4 飞行试验

开展飞行试验进行试飞机组评估，考核需要具备可复位的断路器或者可更换的熔断器是否容易在飞行中被复位或者更换，主要判断以下内容:

(1)保护装置的标示是否清楚、无歧义;

(2)保护装置的布置是否可达，便于复位操作或更换;

(3)如果采用了熔断器，是否有足够的备用件。

AC 29.1359 电气系统防火和防烟

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款要求电气系统的所有部件应满足第 29.831 条和第 29.863 条适用的防火和防烟条款要求，而且进一步要求设置在指定火区的某些设备必须至少是耐火的。

1.1 第 29.1359 条(a)款

本条款要求所有的电气系统部件必须满足第 29.831 条和第 29.863 条中有关的防火和防烟要求。在可能的失效或故障后，电气系统部件不会造成有害或危险气体、蒸汽的聚集超过第 29.831 条(b)、(c)款的要求。并且当电气系统出现故障、设备过热和防护装置失效时能够满足第 29.863 条对可燃液体的防火要求。

1.2 第 29.1359 条(b)款

本条款要求位于指定火区之内用于应急程序使用的电缆、接线端以及设备至少是耐火的，能够保持其电路的完整性，其中在评定电连接器时，还应注意针对整个电连接器（包括触点、插针和壳体等）来检查，目的在于确保发生火警事件时应急程序的可用性。

1.2 第 29.1359 条(c)款

本条款要求航空器上安装的导线和电缆的绝缘材料在按照 CCAR 25 部附录 F 第 I 部分的适用条款开展试验时必须可自熄。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.1359 条款要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、安全评估、试验室试验和设备鉴定。

2.1 设计评审

在说明文件中说明在航空器上指定火区内所使用的供应急程序使用

的电气设备种类以及他们各自的安装位置。

2.2 安全评估

通过供应商提供电线燃烧产生烟尘和微粒的构成和量，评估烟尘和微粒对航空器客舱里的人造成的影响，并结合第 29.831 条通风测量试验的结果综合分析，用于验证第 29.831 条对于电气系统部件在出现任何合理而可能故障时，不会造成有害或危险气体的聚集。

进行区域安全性分析，考虑可燃液体周围的环境、系统可能出现的故障情况等，分析可燃液体或蒸汽可能逸出的途径、区域，从而确定可能的引燃火源，如电气系统的电缆、电气设备、电子设备等；以及是否会因为电气设备故障、过热等原因而被点燃。如果是，则应指明采取的措施；如果保护措施不够充分，还应进一步分析一旦着火后的危害，确定补充的措施是否能够控制危害的范围和影响程度，最终使点燃的概率和点燃后的危险减至最小。

2.3 试验室试验

电气系统的部件进行防火及耐火试验，验证在指定火区内的电缆、接线端和设备的耐火性能，以及机上所安装导线和电缆的防火性能。

2.4 设备鉴定

由供应商提供指定火区内电缆、接线端以及设备的耐火合格证明文件，以及机上其他电缆和导线的自熄合格证明文件用于验证耐火性和自熄。

AC 29.1363 电气系统试验

1. 条款要求解析/规章安全意图

为保证试验取得的最终数据或结果与机上实际相符，本条款对电气系统试验提出如下要求:

第 29.1363 条(a)款要求电气系统相关试验室试验的受试系统的构型应与机上实际安装相符，即必须使用与机上相同的发电设备，模拟设备必须模拟出实际机上配电线路和所接负载的电气特性，发电机驱动装置也应模拟出机上实际的发电机驱动装置对发电机的反应;

第 29.1363 条(b)款要求试验室试验或机上地面试验不能适当模拟的每种飞行状态时，必须进行飞行试验。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.1363 条要求的可接受的符合性方法包括：试验室试验、地面试验和飞行试验。推荐的试验程序参见 AC 29 MG 2。

2.1 试验室试验

验证条款：第 29.1363 条(a)款

(1)应按照经适航部门批准的电气系统试验室试验大纲进行电气系统相关的功能和特性试验，并完成相应的试验报告，其中试验所涉及的受试设备以及连接线缆应满足以下要求：

(a)试验发电机应与旋翼航空器实际安装的发电机相同；

(b)试验中的负载应尽可能的采用和旋翼航空器相同的布置，如果用负载箱替代的话，负载箱的特性应尽可能的与被替代设备性能相同；

(c)试验的配电线路，包括导线的规格、型号及长度应和旋翼航空器上一致，电缆捆扎和接地方式也应尽可能地一致；

(d)发电机的驱动方式应和旋翼航空器一致；

(2)通过对试验室发电机驱动装置特性如转速范围、硬度、最大加速度进行试验，测出相应的数据。

2.2 地面试验

验证条款：第 29.1363 条(a)款

通过机上地面试验，对机上发电机实际的驱动装置特性如转速范围、硬度、最大加速度进行试验，得到的试验数据与试验室发电机驱动装置相应试验数据进行比较，其差值应在适航当局可接受的飞机电气系统试验标准规定的允许范围内，以验证试验室发电机传动装置已充分模拟了旋翼航空器发电机实际的驱动装置对发电机加载的反应。

2.3 飞行试验

验证条款：第 29.1363 条(b)款

对于必须在飞行状态下验证的电气系统试验项目如电源系统供电功能试飞试验，发电机冷却试飞试验等，应按照经适航部门批准的飞行试验大纲进行飞行试验来验证，并完成飞行试验报告，以表明在飞行状态下，电气系统相关功能正常，其具体要求参见对电源系统供电功能试飞试验和发电机冷却试飞试验的如下要求：

(1)通过电源系统供电功能试飞试验，实测单发和双发(多发)并联供电状态下的各发电机输出电压、电流以及应急供电状态下的应急电源输

出电压、电流，其值应符合设计要求，以表明：航空器在飞行状态下电源系统供电功能正常，能满足全机用电需求；

(2)通过发电机冷却试验，实测在各种飞行状态下的发电机温度以及输出端电流，试飞结果应表明在各种飞行状态下，发电机的温度不会超出规定的限制，发电机供电功能正常。

AC 29.1381 仪表灯

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款是仪表照明系统的最低性能标准。规定了仪表灯的光性能及安装要求：所照明的仪表、开关或其它装置应易于判读，无光线直射驾驶员眼睛，无妨碍驾驶员观察的反光，为驾驶员创造一个良好舒适的视觉环境。

1.1 第 29.1381 条(a)款

第 29.1381 条(a)款提出了仪表灯的设计要求，要使机组人员能在各种飞行条件下容易地辨认仪表刻度、指针和字符。

1.2 第 29.1381 条(b)款

第 29.1381 条(b)款对仪表灯的安装提出了要求，要求仪表灯的安装应该做到“遮蔽直射驾驶员眼睛的光线”和“使驾驶员看不到有害的反光”，即仪表灯的安装应避免直射眩光和间接眩光。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.1381 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、安全性分析和飞行试验。

2.1 第 29.1381 条(a)款的符合性方法

首先，在说明文件（如系统设计说明、系统安装图等）中描述系统的设计方案，包括：

(1)仪表灯的设计特性

仪表灯的设计应考虑下列各种因素：

(a)发光体的亮度或被照明区域的照度；

(b)颜色，包括被观察目标的颜色、照明的光色和两者间的色度对比。对于灯光的颜色，本指南并没有明确的规定，通常采用的是白色；

(c)对比，即被观察目标的亮度与背景亮度的对比以及照明的整体均

匀性;

(d)大小，即被观察目标的几何形状和尺寸，以及与观察者眼睛之间的距离及视角;

(e)时间，即被观察目标运动的速度和注目观察的持续时间。

(2)仪表照明系统的隔离措施、辅助照明的设计方案

为了满足仪表、开关以及其它装置的照明需求，应考虑照明系统故障情况。整个仪表照明系统应设计和安装成发生单个故障不会引起任何仪表或驾驶舱区域的主照明和辅助照明都失效。可以考虑将照明系统分开，即驾驶员仪表板上的操纵器件与副驾驶员仪表板隔开，而这两块仪表板都与中央仪表板隔开，以此措施来将单个故障的影响减至最小。此外，应配备辅助的仪表照明，某种情况下可以用眉灯来实现。但应注意，采用驾驶舱后部的光源来提供驾驶舱泛光照明的系统设计方式是不可接受的，这是因为驾驶员的正常坐姿以及操作动作会遮挡这种灯光。

其次，进行安全性分析，证明发生单个故障时不会引起任何仪表或驾驶舱区域的主照明和辅助照明都失效。

最后，应由试飞驾驶员进行评定。驾驶员应假设各种操纵器件、电气汇流条等故障，以考虑所有相应故障对仪表、开关或其它装置判读的影响。在最初审定航空器时，应进行真实的夜间飞行。业已证明，在某些情况下，振动特性及飞行引起的其它因素会严重影响驾驶员在夜间座舱环境的视力。修改后的评定可以在地面采取遮暗驾驶舱的办法来进行。

另外，在某些情况下，曾有过制造厂商选装高亮度的仪表照明系统以匹配 IFR 批准相关的要求。如果选装的话，就应在仪表照明系统的整个评定中包括这一性能的评定。

2.2 第 29.1381 条(b)款的符合性方法

首先，在说明文件（如系统设计说明、系统安装图等）中描述仪表灯的安装位置。仪表灯的安装应注意采用消除眩光的措施，除了在安装上采用遮光罩等手段遮蔽直射驾驶员眼睛的光线外，还应注意发光体与驾驶员眼睛的距离，发光面的形状、大小和亮度，环境的发射率，以及整个驾驶舱照明环境的均匀性等均要适当。

其次，最终安装好的系统应由试飞驾驶员进行评定。在最初审定航空器时，应进行真实的夜间飞行。应审查能否遮住直射光，使之避开驾驶员的眼睛，并且不存在有害的反光。

另外，在某些情况下，制造厂商可以提供高亮度的仪表照明系统，作为与 IFR 批准有关的选装方案。如果提供了的话，就应在仪表照明系统的整个评定中包括这一性能的评定。

AC 29.1383 着陆灯

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条规定了着陆灯的安装和正常使用的最低性能标准。本条规定了着陆灯的光性能要求及着陆灯的安装位置要求：应满足驾驶员夜间操作要求，为夜间着陆提供足够的夜间照明，并保证驾驶员不受眩光及晕影的影响。

1.1 第 29.1383 条(a)款

着陆灯(或悬停灯)设备必须按照本条款要求进行合格审定，符合要求并经过批准。

1.2 第 29.1383 条(b)款

对着陆灯的安装以及灯光效应提出要求：包括防止眩光、晕影，为夜间操作提供足够的光强。

(1)防止有害的眩光

眩光是指视野中由于不适宜亮度分布，或在空间或时间上存在极端的亮度对比，以致引起视觉不舒适感和降低物体可见度的视觉条件。当一定强度的光线照射到驾驶员眼睛，会引起驾驶员视觉感受性降低或者降低驾驶员观察目标的可见性，因此着陆灯应安装在合适的位置，避免其产生影响到驾驶员操作的有害眩光。

(2)防止晕影的不利影响

晕影主要是指在光学中，出现图像周围的亮度或饱和度比中心区域低的现象。晕影严重时会导致图像失真、模糊，影响驾驶员的视觉判断，并加速视觉疲劳。如果着陆灯安装不当，工作时会产生严重的晕影现象，因此着陆灯的安装必须做到使驾驶员不受晕影的不利影响。

(3)为夜间运行提供足够的光线

着陆灯或悬停灯是旋翼航空器夜间运行必须安装的灯光照明设备之一，在起飞和着陆阶段以及能见度不高的条件下照亮跑道或着陆场地，包括在悬停状态下，供驾驶员观察。因此，着陆灯（或悬停灯）工作时

必须提供足够的光线，通常的做法是选择大功率、高光强的着陆灯（或悬停灯）。

(4)运营要求

CCAR-29 部没有规定着陆灯的数量，运行规章第 91.407 条在夜间和云上运行的仪表和设备要求在夜间（日落到日出期间）和云上运行的所有航空器应当安装两个着陆灯（仅装有一个着陆灯但有两个单独供电的灯丝,可认为符合规定）。

1.3 第 29.1383 条(c)款

要求安装在同一处的几个着陆灯可以共用一个控制开关，而不同处的着陆灯应各自设有控制开关。为了在一个开关或其线路故障时不影响其他着陆灯的正常工作。着陆灯功率通常较大，使用时产热很高。因此，在着陆灯及其线路发生故障时，能及时切断供电，保护机上电路和其它着陆灯的正常工作。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.1383 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、安全评估、飞行试验和设备鉴定。

2.1 设计评审

以系统设计方案作为支持文件，描述其原理、组成，工作和操作方式以及故障提示，安装位置，包括电气布线、保护措施以及开关控制等，是否满足条款及相关运营要求。

2.2 安全性分析

进行安全性分析，根据第 29.1309 条(b)款的规定评估分析着陆灯故障失效的情况及影响。如果旋翼航空器安装了可收放式着陆灯，则应对其收放机构或安装位置进行分析，对是否远离燃油雾气等区域以及周围结构能承受因着陆灯故障产生的热量而不产生危险进行分析及描述。

2.3 飞行试验

着陆灯的性能要求通常由试飞驾驶员来评定，并且常列入型号检查核准书，以作为进行夜间评定的一部分，主要评定着陆灯的安装效果，包括驾驶员看不到有害的眩光，驾驶员不受晕影的不利影响，提供的光强有足够的亮度，可以照亮着陆区域的情况。

2.4 设备鉴定

供应商应提供着陆灯（或悬停灯）相关合格证明材料，证明对于着

陆灯（或悬停灯）的技术指标的符合性，关注其测试光强、功率、环境试验项目数据，是否满足相关要求。

如果旋翼航空器安装了可收放式着陆灯，还应考虑它接触燃油雾气的可能性，通常要求着陆灯组件完成爆破试验验证其合格性。

AC 29.1385 航行灯系统的安装

1. 条款要求解析/规章安全意图

航行灯的主要作用是用来标识航空器外廓的大小、所在位置和运动方向，以便其他航空器的驾驶员能及时发现并采取避让措施，防止发生航空器间碰撞事故。

本条款是旋翼航空器航行灯系统总则性条款，规定了航行灯系统的安装、颜色和航向灯的最低性能标准等要求，同时明确航行灯系统应满足第 29.1387 条至第 29.1397 条中相关要求。

1.1 第 29.1385 条(a)款

第 29.1385 条(a)款是航行灯的总则性条款，规定航行灯系统除必须满足第 29.1385 条(b)款至第 29.1385 条(e)款要求外，还应满足第 29.1387 条至第 29.1397 条中关于航行灯二面角、灯光分布、水平平面内光强、任一垂直平面内光强、掺入光强及颜色规格等要求。

1.2 第 29.1385 条(b)、(c)款

第 29.1385 条(b)款和第 29.1385 条(c)款分别对前航行灯和后航行灯提出了要求。前航行灯应由红灯和绿灯组成，后航行灯必须是白灯，且每个航行灯都必须经过批准。

前航向灯的安装应保证红灯和绿灯间的横向间距尽可能大，以展示航空器的最大横向尺寸。沿前飞航向看，红色航行灯安装在航空器上尽可能左的位置，绿色航行灯安装在航空器上尽可能右的位置，一般是朝前安装在旋翼航空器机身两侧或两侧短翼、起落架上。

后航行灯应安装在航空器尾部尽可能靠后的位置。

在确定航行灯安装位置时，还应对每个特殊情况的安装进行评估，比如如果航行灯间隔更远或安装在更远的尾部，由于振动或其他环境条件的增强，导致航行灯功能异常概率是否会显著增加，维修可达性是否会显著降低。

1.3 第 29.1385 条(d)款

航行灯是旋翼航空器夜间运行的重要设备，应设计成单独的电路。

1.4 第 29.1385 条(e)款

航行灯有一定的光强要求，长时间工作会产生一定热量，因此第 29.1385 条(e)款规定每个航行灯的灯罩和滤色镜都必须至少是阻燃的，且在正常使用中不会变色或变形，也不会有任何明显的灯光透射损失。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.1385 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、工程符合性检查和设备鉴定等。

2.1 第 29.1385 条(a)款的符合性方法

通过航行灯系统设计报告和本条其他款、第 29.1387 条至第 29.1397 条的符合性验证文件表明对本款要求的符合性。

2.2 第 29.1385 条(b)、(c)款的符合性方法

通过航行灯系统构型文件、设计报告和设计图纸等说明文件阐述旋翼航空器上航行灯系统的组成、安装和颜色，说明前航行灯安装的具体位置，确认前航向灯是朝前安装，给出前航行灯的横向间距，确认此间距是否足够大，以展示航空器的最大横向尺寸；说明后航行灯安装的具体位置，确认是否是航空器尾部尽可能靠后的位置。

通过机上工程符合性检查，确认航行灯点亮后，其颜色符合沿前飞航向看左红、右绿、后白原则。

如果航行灯设备已按适用 CTSO 标准的规定进行合格鉴定，则认为是经过批准的，如果未按适用 CTSO 标准进行合格鉴定，则应参考适用 CTSO 标准制定航行灯设备的合格审定依据，并通过设备合格鉴定试验表明其在旋翼航空器所有预期运行环境条件下均能正常工作。

对于航行灯设备，适用的 CTSO 标准为 CTSO-C30c（或最新版本）《航空器航行灯》。

2.3 第 29.1385 条(d)款的符合性方法

通过航行灯系统设计报告和设计图纸等说明文件，阐述前、后航行灯供电电路，表明航行灯系统构成独立的电路，与机上其他系统电路是相互隔离的。

2.3 第 29.1385 条(e)款的符合性方法

通过设备鉴定证明文件，表明符合本条款要求，每个航向灯的灯罩

和滤色镜材料至少是阻燃的，且在正常使用中不会变色或变形，也不会有任何明显的灯光透射损失。

AC 29.1387 航行灯系统二面角

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款给出了旋翼航空器航行灯系统二面角适航规定，并要求在规定的各航行灯的二面角内，所显示的灯光必须是连续无间断的。

在旋翼航空器上划分二面角实质上是将航空器周围 360° 空间分为三个区域，其目的是为了便于准确控制、检查及度量航行灯系统的灯光分布及光强。

以水平放置旋翼航空器的重心为原点，过旋翼航空器对称中心线顺航向的垂面为 0° ，0° 垂面与向其左、右两侧各偏转 110° 的垂面构成航空器左、右两侧各 110° 的两个空间，左侧就是第 29.1387 条(b)款规定的左二面角（L），右侧为第 29.1387 条(c)款规定的右二面角（R），而向后的 140° 空间为第 29.1387 条(d)款规定的后二面角（A），如图 AC 29.1387-1 所示。

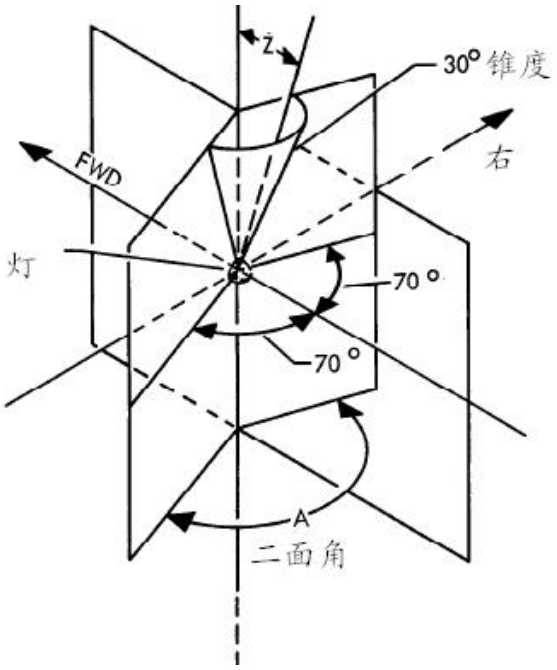


图 AC 29.1387-1 航行灯二面角划分图

分别以左、右前航行灯以及后航行灯为中点或起点，按上述方式分割空间，就构成了具体度量时各航行灯的二面角。

在规定的各航行灯二面角内，要求所显示的灯光必须是连续的，即光源自身中间没有暗区且灯光没有被航空器机身结构所遮挡。但是，鉴于后航行灯安装位置的航空器结构比较复杂；又由于前航行灯是给前侧面迎面飞来的航空器看的，而后航行灯是给后面同向飞行的航空器看的，同向飞行航空器间的相对速度较相向飞行航空器间的相对速度低得多；此外同向飞行的航空器机动性也大；基于这些原因分析，可以判断同向飞行航空器发生碰撞的可能性小得多，所以允许后航行灯灯光可以有部分被遮挡，在后二面角内允许有一个或几个被遮蔽的立体角，但要求被遮蔽的立体角必须在以后航行灯为顶点，母线与通过后航行灯的垂直线成 30° 夹角的圆锥体内，且被遮蔽立体角的叠加或总和不得超过 0.04 球面度。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.1387 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、分析/计算和地面试验等。

2.1 设计评审

通过系统设计报告、设计图纸等说明文件，阐述航行灯系统安装位置、角度和形式，说明左、右前航行灯和后航行灯的光照角度、安装端面。

2.2 分析/计算

(1)前、后航行灯二面角分析计算

根据左、右前航行灯和后航行灯的光照角度及安装端面，分析计算各航行灯安装后光照无障碍范围，是否覆盖第 29.1387 条(b)款至第 29.1387 条(d)款规定的各航行灯二面角范围。

(2)后航行灯遮挡分析计算

如果后航行灯灯光在后二面角（A）内存在部分被遮挡，需分析该二面角内被遮蔽的立体角（如果存在多个遮蔽点，则每个点都需要进行分析），表明被遮蔽的立体角都在以后航行灯为顶点，母线与通过后航行灯的垂直线成 30° 夹角的圆锥体内，且被遮蔽立体角的总和或叠加不超过 0.04 球面度。

2.3 地面试验

通过机上地面试验，采用空间角度定位系统确定左、右前航行灯和后航行灯的二面角范围，并判断在规定的各航行灯的二面角内所显示灯

光的连续性。

AC 29.1389 航行灯灯光分布和光强

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款是对航行灯灯光的分布和光强提出总体要求的综合性条款，其中各个光强的具体指标值又在第 29.1391、29.1393 和 29.1395 条中进行了具体规定。

1.1 第 29.1389 条(a)款

第 29.1389 条(a)款规定了有效测量航行灯光强的条件:

(1)要求航行灯系统构型状态必须与取证状态（实际使用中的状态）完全一致，必须用装好了灯罩和滤色镜的新灯。

(2)航行灯电源电压应等同于旋翼航空器正常工作时的电压值。

(3)航行灯通电后达到发光稳定，无明显波动状态。

1.2 第 29.1389 条(b)款

第 29.1389 条(b)款规定了航行灯在水平平面、任一垂直平面内的最小光强和航行灯的最大掺入光强。

第 29.1389 条(b)款(1)项实际上指引出第 29.1391 条对前、后航行灯水平平面内的最小光强的具体规定。

第 29.1389 条(b)款(2)项实际上指引出第 29.1393 条对前、后航行灯任一垂直平面内的最小光强的具体规定。

第 29.1389 条(b)款(3)项实际上指引出第 29.1395 条对前、后航行灯的最大掺入光强的具体规定，前、后航行灯的最大掺入光强必须小于第 29.1395 条中的规定值。同时，第 29.1389 条(b)款(3)项也给出了唯一例外情况: 当主光束光强远大于第 29.1391 条和第 29.1393 条中规定的最小值时，如果与主光束光强相比，掺入光强对主光源清晰度无不利影响，则可允许有更大的掺入光强。当前航行灯主光束光强峰值大于 100 坎德拉时，A 区和 B 区的掺入光强最大值可超过第 29.1395 条中的规定值，但 A 区内的掺入光强应不大于航行灯光强峰值的 10%，B 区内的掺入光强应不大于航行灯光强峰值的 2.5%，最终目的是确保掺入光强对主光束清晰度无不利影响。需注意这里的计算应采用光强峰值。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.1389 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、机上地面试验和设备鉴定等。

2.1 设计评审

通过航行灯系统设计报告、航行灯产品技术资料等说明文件，阐述航行灯系统的组成和安装，说明航行灯水平平面、垂直平面内不同角度的最小光强。

2.2 地面试验

通过机上地面试验，主要对各航行灯水平平面、垂直平面内不同角度的最小光强及最大掺入光强进行测量，以表明对第 29.1391、29.1393 和 29.1395 条的符合性。

为确保地面试验的有效性，应确认试验条件满足 AC 29.1389 第 1.1 节要求。

2.3 设备鉴定

通过航行灯设备合格证明文件表明航行灯经过批准，支持相关适航条款的符合性。

AC 29.1391 前、后航行灯水平平面内的最小光强

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款对航行灯的左二面角、右二面角和后二面角在水平平面（包含航空器纵轴并垂直于航空器对称平面的平面）各范围内的最小光强进行了规定。其中，左、右前航行灯的灯光颜色不同，但最小光强值要求是相同的。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.1391 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、地面试验和设备鉴定。

2.1 设计评审

通过航行灯系统设计报告、航行灯产品技术资料等说明文件，阐述航行灯系统的组成和安装，说明各航行灯水平平面内不同角度的最小光强。

2.2 地面试验

通过机上地面试验，对各航行灯水平平面内不同角度的照度进行测量，并转换为光强，确认是否满足本条款要求。

测量左前、右前航行灯在水平平面内，角度分别在 0° -10° 、10° -20° 及 20° -110° 范围内的照度，并换算成光强。测量后航行灯在水平面内，角度在 110° -180° 范围内照度，并换算成光强。

为确保地面试验的有效性，应确认试验条件满足 AC 29.1389 第 1.1 节要求。

2.3 设备鉴定

通过航行灯设备合格证明文件表明航行灯经过批准，支持本条款的符合性。

AC 29.1393 前、后航行灯任一垂直平面内的最小光强

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款对航行灯的左二面角、右二面角和后二面角在垂直平面（垂直于水平平面的平面）各范围内的最小光强进行了规定。其中，条款要求中表中第二列 I 为第 29.1391 条中规定的该水平平面内相应的最小光强。

需要指出的是，对前航行灯在水平平面内的最小光强值要求分三个角度范围（0° ～10° ，10° ～20° ，20° ～110° ），故在垂直平面内光强值要求也按照以上三个范围划分，相应地不低于其规定的最小光强值。对于前航行灯第 29.1391 条规定了 3 个水平角度范围（0° ～10° ，10° ～20° ，20° ～110° ）的最小光强值，所以对应的前航行灯垂直平面内的最小光强也应按照这 3 个水平角度范围进行划分，每个水平角度范围分别对应 8 个垂直角度范围(水平平面向上或向下)(0° ，0° ～5° ，5° ～10° ，10° ～15° ，15° ～20° ，20° ～30° ，30° ～40° ，40° ～90° ）的最小光强值；对于后航行灯第 29.1391 条规定只有 1 个水平角度范围（110° ～180° ），所以 1 个水平平面范围对应 8 个垂直角度范围（水平平面向上或向下）的最小光强值。各航行灯水平平面不同角度范围对应的任一垂直平面内的最小光强要求见表 AC 29.1393-1 所示。

表 AC 29.1393-1 垂直平面内的最小光强要求

二面角（相应灯光）	水平平面（自正前方向左或向右偏离纵轴的角度）	垂直平面（自水平平面向上或向下的角度）	最小光强（坎德拉）

二面角（相应灯光）	水平平面（自正前方向左或向右偏离纵轴的角度）	垂直平面（自水平平面向上或向下的角度）	最小光强（坎德拉）
左或右(前红光或绿光)	0° ~10°	0°	40
		0° ~5°	36
		5° ~10°	32
		10° ~15°	28
		15° ~20°	20
		20° ~30°	12
		30° ~40°	4
		40° ~90°	2
	10° ~20°	0°	30
		0° ~5°	27
		5° ~10°	24
		10° ~15°	21
		15° ~20°	15
		20° ~30°	9
		30° ~40°	3
		40° ~90°	1.5
	20° ~110°	0°	5
		0° ~5°	2.5
		5° ~10°	4
		10° ~15°	1.5
		15° ~20°	2.5
		20° ~30°	1.5
		30° ~40°	0.5
		40° ~90°	0.25
后（后白光）	20° ~110°	0°	20
		0° ~5°	18
		5° ~10°	16
		10° ~15°	14
		15° ~20°	10
		20° ~30°	6

二面角（相应灯光）	水平平面（自正前方向左或向右偏离纵轴的角度）	垂直平面（自水平平面向上或向下的角度）	最小光强（坎德拉）
		30° ~40°	2
		40° ~90°	1

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.1393 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、地面试验和设备鉴定。

2.1 设计评审

通过航行灯系统设计报告、航行灯产品技术资料等说明文件，阐述航行灯系统的组成和安装，说明各航行灯任一垂直平面内不同角度的最小光强。

2.2 地面试验

通过机上地面试验，对各航行灯任一垂直平面内不同角度的照度进行测量，并转换为光强，确认是否满足本条款要求。

测量左前、右前航行灯在水平平面内角度分别在 0° ~10° 、10° ~20° 及 20° ~110° 范围任一垂直平面内的照度，并换算成光强。测量后航行灯在水平面内角度在 110° ~180° 范围任一垂直平面内的照度，并换算成光强。

为确保地面试验的有效性，应确认试验条件满足 AC 29.1389 第 1.1 节要求。

2.3 设备鉴定

通过航行灯设备合格证明文件表明航行灯经过批准，支持本条款的符合性。

AC 29.1395 前、后航行灯的最大掺入光强

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款对前、后航行灯的最大掺入光强进行了规定。

A 区、B 区内掺入光强不得超过条款表中的规定值。当主光束的光强远大于第 29.1391 条和第 29.1393 条中规定的最小值时，如果与主光束光强相比，掺入光强对主光束清晰度无不利影响，则可允许有更大的掺

入光强（见第 29.1389 条(b)款(3)项）。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.1395 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、地面试验和设备鉴定。

2.1 设计评审

通过航行灯系统设计报告、航行灯产品技术资料等说明文件，阐述航行灯系统的组成和安装，说明各航行灯不同角度的掺入光强。

2.2 地面试验

通过机上地面试验，对各航行灯不同角度内的掺入光强进行测量，确认是否满足本条款要求。

为确保地面试验的有效性，应确认试验条件满足 AC 29.1389 第 1.1 节要求。

2.3 设备鉴定

通过航行灯设备合格证明文件表明航行灯经过批准，支持本条款的符合性。

AC 29.1397 航行灯颜色规格

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条对航行灯的红、绿、白三色的标准给出了定量的规定，其标准采用的是国际照明委员会（CIE）规定的色度坐标值。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.1397 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审和设备鉴定。

2.1 设计评审

通过航行灯系统设计报告、航行灯产品技术资料等说明文件，说明各航行灯颜色坐标数值满足本条款要求。

2.2 设备鉴定

通过航行灯设备合格证明文件表明航行灯经过批准，支持本条款的符合性。

AC 29.1399 停泊灯

1. 条款要求解析/规章安全意图

停泊灯是一项两栖使用要求设备。这种灯的作用是为了在旋翼航空器降落在水面时使其它船只在夜间能看到它。对于申请水上作业的旋翼航空器，本条款提出了停泊灯的安装、作用范围、特性、颜色等方面的要求。

1.1 第 29.1399 条(a)款

(1)大气洁净

大气洁净是指能见度不受限制，即能见度不受雾、降雪、暴风雨、暴风沙或其他类似因素所限制。

(2)灯光颜色

停泊灯应选用白光灯，色度要在国际照明委员会(CIE)为每种颜色规定的图区界限内，白色区界限由下文指出的直角坐标值给定:

X 0.525 0.525 0.452 0.310 0.310 0.443

Y 0.382 0.440 0.440 0.348 0.283 0.382

(3)光强要求

安装的停泊灯应能在绕旋翼航空器 360º的水平面内展现最亮的连续光。即: 停泊灯安装时应注意避免光线被机身、部件或周围物体遮挡。即使有可能被遮挡，这种灯的阴影扇区也不应超过 6º。按条款要求停泊灯的最小能见距离应保证在晴天的夜间为 2 海里(n mile)。灯光的最小亮度由下始确定:

$I = 3.43 \times 10^{6} \times T \times D^{2} \times K^{-D}$

式中: I——停泊灯的最低发光强度，坎[德拉](cd);

D——停泊灯的能见距离，海里(n mile);

K——大气透射率，对规定的灯光，其 K 值应为 0.8，相当于气象能见度 13 海里;

T——门槛系数，取 2.0×10^{-7} 勒。

故而，应在大气洁净的夜间至少在 2n mile 处显示白光，停泊灯灯光照明强度应至少为 4.3cd。

(4)安全性要求

停泊灯的安装还应满足第 29.1309 条(b)款的故障要求，即停泊灯发生故障或失效时不会对旋翼航空器造成危害。

1.2 第 29.1399 条(b)款

本款规定在选装时允许外部吊灯作为停泊灯使用。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.1399 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、计算/分析、安全评估、地面试验和设备鉴定。

2.1 设计评审

旋翼航空器停泊灯的构型确定后，应通过停泊灯的设计以及安装图纸和方案等说明文件来说明，停泊灯类型是否使用外部吊灯，灯光颜色，光照强度以及照亮区域,停泊灯的安装位置是否能在绕旋翼航空器 360°的水平面内展现最亮的连续光。

2.2 分析/计算

如停泊灯存在可能的遮蔽角，需对遮蔽角进行分析，如遮蔽角分析报告，表明即使有可能被遮挡,这种灯的阴影扇区也不超过 6°。

2.3 安全评估

进行安全性分析，评估分析机上安装的停泊灯发生故障或失效时是否会对旋翼航空器造成危害。

2.4 地面试验

由地面试验来做功能验证，验证机上安装的停泊灯满足第 29.1399 条(a)款的要求。

2.5 设备鉴定

由供应商提供设备鉴定证明材料，表明满足颜色和光强要求。

AC 29.1401 防撞灯系统

1. 条款要求解析/规章安全意图

对于申请夜间航行的旋翼航空器，本条款提出了防撞灯系统的安装、作用范围、闪光特性、颜色、有效光强分布等方面的要求。

1.1 第 29.1401 条(a)款

本款是对防撞灯系统的总则性条款，要求包括:

(1)批准要求

防撞灯的批准有两种方式，第一种可采用 CTSOA 的方式获得设计批准，在旋翼航空器上安装验证获得安装批准。第二种可采用随旋翼航空器型号合格审定一起批准的方式获得批准,但防撞灯性能满足 CTSO-C96a 的要求。

(2) 数量

应根据旋翼航空器的几何尺寸、外形结构和飞行特性，选择一个或几个防撞灯组成防撞灯系统，其灯光强度应能照射旋翼航空器周围所必需覆盖的有效区域。

(3) 安装位置要求

选择防撞灯的安装位置，应防止防撞灯射出的光线影响驾驶员的视线和影响航行灯的明显性，安装位置通常是尽量靠后或采取适当的遮蔽措施。

(4) 其他要求

作用范围、闪光特性、颜色、有效光强分布等要求应符合第 29.1401 条(b)款至第 29.1401 条(f)款的规定。

1.2 第 29.1401 条(b)款

本款是防撞灯系统作用范围要求。防撞灯系统应考虑旋翼航空器的几何尺寸、外形结构、飞行特性和安装位置，选择合适数量的防撞灯，以保证灯光能照射到旋翼航空器周围所要求的覆盖区域。防撞灯灯光的最小作用范围如下:

(1) 旋翼航空器水平平面上下各 30° 范围内的所有方向;

(2) 允许有被遮蔽的立体角，其总和不超过 0.5 球面度。

1.3 第 29.1401 条(c)款

本款是防撞灯系统的闪光特性要求。闪光特性主要由有效闪光频率来表征。有效闪光频率指在适当的距离内观察到的旋翼航空器整个防撞灯系统明显闪光的频率。如果系统有多个防撞灯，则有效闪光频率不是指单独一个防撞灯的发光频率。

灯光闪烁的目的是为了醒目，警告其他旋翼航空器及时采取措施躲避。经研究表明，有效闪光频率的最佳值为 90 次/分，这样能在一定的亮度下，在一定的距离内醒目的观察到其闪烁的效果。若有效闪光频率太低，则会降低其醒目程度，若太高，以致超出闪烁临界值，则会由于视觉暂留效应而失去闪烁的效果。此外

(1) 对于单个防撞灯，应将有效闪光频率控制在 40-100 次/分;

(2) 对于有多个防撞灯，选择防撞灯的闪光频率是，应注意重叠区域闪光频率不大于 180 次/分。

1.4 第 29.1401 条(d)款

本款是防撞灯的颜色要求。防撞灯的颜色应为航空红色,以减轻驾驶舱的反射光和旋翼叶片的频闪光的有害影响。导航规则曾允许使用白光,但白光灯在夜间和离云层很近时会导致不希望的驾驶舱反光。由于这些原因,就不能认为白光灯在所有运行条件下都是满意的,因此将其更改为使用红色防撞灯。至于白光灯在旋翼航空器上的安装,在除了必要的红灯外还装有它们时,也还可以批准,但要对白光灯提供独立的控制,以便驾驶员能消除任何不利的驾驶舱反光。

按照国际照明委员会的规定,航空红色的色度坐标值如下:

"Y"不大于 0.335;

"Z"不大于 0.002。

1.5 第 29.1401 条(e)款

本款是防撞灯系统的光强的测量要求。

采用随旋翼航空器型号合格审定一起批准的方式获得批准防撞灯,测量光强时,应采用下列公式定义来计算光强:

$$I_e = \frac{\int_{t_1}^{t_2} I(t)dt}{0.2 + (t_2 \quad t_1)}$$

式中: I_e 为有效光强(坎德拉);

$I(t)$ 为时间的函数的瞬时光强;

$t_2 - t_1$ 为闪光持续时间(秒)。

1.6 第 29.1401 条(f)款

本款规定了防撞灯的最小有效光强,要求在按照第 29.1401 条(e)款计算所得的有效光强 I_e不小于该款中给出的最小有效光强。

为了防止旋翼航空器在空中飞行近距离交会和地面滑行时相互碰撞,防撞灯系统应发出的足够亮度的闪烁灯光信号,以便被其他航空器在安全间隔距离外及时发现,并有足够时间采取避撞措施。另外,因旋翼航空器空中交会时容易发生碰撞的区域主要是旋翼航空器水平面上下一定的范围,所以对防撞灯光强的分布要求是以旋翼航空器水平面为基准向上、向下的角度来规定的。

防撞灯在水平面向上向下 30°内(0~5°,5~10°。10~20°,20~30°)有效光强分别不小于 150、90、30、15 坎德拉。

2. 可接受的符合性方法

满足第29.1401条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、分析/计算、试验室试验、飞行试验和设备鉴定。

2.1 设计评审

旋翼航空器防撞灯系统的构型确定后，应通过照明系统的设计图纸和方案来说明和规定防撞灯系统在旋翼航空器上的安装位置、数量、颜色要求、闪光频率、照亮区域以及电路设计等主要技术参数。

2.2 分析/计算

针对防撞灯系统的安装，分析/计算的主要内容包括：

(1)如果防撞灯的安装存在遮蔽的情况，则需要进一步分析遮蔽角的范围。通常可采用比例图、电子样机或真实的航空器进行阴影区域的测量，验证遮蔽角总和不超过0.5球面度。

(2)当安装有多个防撞灯时，需要分析重叠区的闪光频率，由于条款要求不大于180次/秒，选择防撞灯就需要考虑单个防撞灯的频率，避免超出条款要求。

(3)根据供应商提供的防撞灯光强数据，结合防撞灯系统在旋翼航空器上安装位置，分析水平平面向上和向下30°内(0～5°，5～10°。10～20°，20～30°）有效光强，确保满足条款的最小有效光强要求。

2.3 试验室试验

如选择防撞灯随旋翼航空器合格审定一起批准，则在防撞灯的验证过程中，对所选择安装的防撞灯进行试验室验证，测试光强、闪光特性、颜色、功率及其他环境试验项目，证明所选择安装的防撞灯的灯罩或滤色镜具备阻燃特性，且在正常使用中不会有灯光透射损失。

2.4 飞行试验

由试飞驾驶员对防撞灯的安装进行评定：

(1)在夜间飞行时，防撞灯的光线不影响机组视觉；

(2)防撞灯不影响航行灯的明显性。

2.5 设备鉴定

通过设备鉴定证明文件，表明防撞灯经过批准。批准方式既可以是取得CTSOA或VDA批准。不论采用何种批准方式，都应表明符合CTSO-C96a（或最新版本）《防撞灯系统》标准的要求。

AC 29.1411 安全设备：总则

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款的实质要求是对驾驶舱和客舱内应急使用的安全设备的总则性要求，安全意图是保证在发生事故时，安全设备能及时有效的发挥作用。

条款要求的详细解读如下:

(1) 第 29.1411 条(a)款

机组包括飞行机组和客舱机组。应急使用的安全设备，通常包括机组使用的自动充气救生筏投放装置、应急撤离辅助设施、救生衣、手电筒、应急斧、灭火器、氧气瓶、便携式氧气设备等。上述安全设备都安置在机组人员就座的座椅附近，力求做到伸手可及，或要求上述设备在存放设施处可直接取用，而无任何干扰物。如果有，也必须是轻易可以移开的。

(2) 第 29.1411 条(b)款

对于在舱内配备的全部应急设备，不管是机组人员使用的，还是旅客使用的，都必须有相应的存放设施。对于存放在舱内的应急设备，应在使用时能迅速被发现，又能快速直接取用，对于那些存放隐蔽的应急设备，其存放应有醒目的标记加以指导。

存放设施应对安全设备提供保护。除了在承受 29.561 条规定的应急着陆载荷后仍然可以使用，还应保证免受无意中的损坏，不应有可能损坏应急设备的突出物存在，人员不应能在无意中损坏该安全设备。如舱门上的滑梯存放设施，由于可能有人员坐在其上损坏滑梯，在存放设施上应设置标牌说明禁止坐在上面。

(3) 第 29.1411 条(c)款

旋翼航空器的出口门槛距地面高度大于 183 厘米时，应急出口必须有一个经过批准的逃生系统或离机设备。

航空器飞行中发生紧急情况时，乘员用以离开航空器并安全救生的保障系统，又称逃生系统或应急离机设备。通常应急出口离机设备包括滑梯以及绳索或等效装置。应急出口离机设备的存放设施必须设置在规定的应急出口处。

(4) 第 29.1411 条(d)款

旋翼航空器上的救生筏以容纳申请水上迫降合格审定的最大成员数目。并且尽可能在所有适于投出救生筏的出口附近存放救生筏，在此，“出口附近”是指尽可能靠近该出口，其存放位置应能使其在出口处易于接近，并可由乘客和机组经过水上迫降应急出口时将它展开，既不费力，也无须训练。做到展开救生筏时无损坏(即刺破、撕裂等)。

用第 29.1415 条规定的固定绳将救生筏连接在飞机上，在遭受水上迫降入水载荷时，机身上的固定绳索系留接头应不被损坏。机身上的固定绳索系留接头在结构上应足以系住水上迫降合格审定所要求的最大客容量的满载救生筏。遥控或自动展开的救生筏，展开后必须用必要的固定绳系在旋翼航空器上而无需机组和乘客再采取动作。

(5) 第 29.1411 条(e)款

远距离信号发射装置的存放设施必须设在靠近意外水上迫降时可以取用的出口处，不能在驾驶舱内。本款所指的远距离信号发射装置就是第 29.1415 条(d)款所说“其中一只救生筏上备有一台满足民航总局认可的技术标准规则的营救型应急定位发射机”。应急定位发射机(简称 ELT)，是飞机上的应急通信设备，具有自动向卫星发送地点信号的功能，可用于飞机发生事故后的应急定位，有助搜救。

(6) 第 29.1411 条(f)款

救生防护用品包括救生衣、救生绳等，要求救生防护用品需放置在易于收取使用的位置，最好是伸手可及的部位。

2. 可接受的符合性方法

本条款是通过说明文件、分析/计算、机上地面试验或工程符合性检查来验证条款的符合性，验证时应需满足第 29.561 条(b)款(3)项的载荷要求以及第 29.809 条对离机设备的存放要求。另外也需满足第 29.1415 条对固定绳的规定。

(1) 第 29.1411 条(a)款符合性方法

应对驾驶舱进行评定，以证明机组所使用的所有必要的应急安全设备在任何可能的应急情况下都能快速可达。这方面的评定应包括：如应急漂浮设备的作动装置、救生筏遥控释放机构，手提式灭火器以及保护性呼吸设备。

应在符合性说明文件中说明安全设备均就近布置在需使用的机组人

员附近，易于接近和取用。应在地面实验中对安全设备进行机上地面机组评估并形成报告。应在工程符合性检查中对应急使用的安全设备进行机上检查，确保这些安全设备和存放设施，位置明显易见、易于取用和快速可达并形成报告。

(2)第 29.1411 条(b)款符合性方法

应配置能表明与合格审定所提出的航空器构形相符的安全设备存放设施，并确认:

(a)不管使用构形如何，设备均能快速可达;

(b)所存放的设备不会因乘客和使用操作而意外损坏;

(c)对所存放的设备应加以充分约束，以经受第 29.561 条(b)款(3)项所规定的惯性力而未损坏。

应在符合性说明文件中说明符合上述规定并通过工程符合性检查确认，应通过分析计算报告说明安全设备的存放设施的强度能够承受第第 29.561 条(b)款所述的惯性载荷不损坏。

(3)第 29.1411 条(c)款符合性方法

对于按第 29.809 条(f)款要求具有应急落地滑梯或绳索的旋翼航空器，这些器具的存放设施必须设在预定会用到它们的出口处。

应在符合性说明文件中说明符合上述规定并通过工程符合性检查确认。

(4)第 29.1411 条(d)款符合性方法

救生筏的存放设施，应足以容纳申请水上迫降合格审定的最大数量乘员用的救生筏。

(a)存放在旋翼航空器内侧的救生筏应放在水上迫降的应急出口附近，以便:

(i)救生筏能迅速可达，并可由乘客和机组经过水上迫降应急出口时将它展开，既不费力，也无需训练。

(ii)能做到展开救生筏时无损坏(即刺破、撕裂等)。

(b)存放在旋翼航空器外侧的救生筏应具有:

(i)一个快速可达的展开装置; 和

(ii)靠近存放处的第二种展开方法。

(c)旋翼航空器机身上必须提供第 29.1415 条(b)款(2)项要求的救生筏固定绳索系留接头。

(i)在旋翼航空器经受第 29.801 条规定的最大应急水上迫降入水载荷时，机身上的固定绳索系留接头应不被损坏(见 AC29.801(b)(1))。

(ii)机身上的固定绳索系留接头在结构上应足以系住水上迫降合格审定所要求的最大客容量的满载救生筏。

(iii)遥控或自动展开的救生筏，展开后必须用必要的固定绳索系在旋翼航空器上而无需机组或乘客再采取动作。

应在符合性说明文件中说明符合上述规定并通过工程符合性检查确认。

(5)第 29.1411 条(e)款符合性方法

第 29.1415 条所要求的应急定位发射机(ELT)的存放设施必须位于指定的水上迫降应急出口的附近。CTSO-C70a(大多数救生筏都按它批准)和营运条例(如第 135.167 条(b)款)要求将 ELT 实际固定在经批准的救生筏上。凡提供一部 ELT 作为批准的救生筏组件构型的一部分，都已按满足第 29.1411 条(e)款的意图而予以认可。

应在符合性说明文件中说明符合上述规定并通过工程符合性检查确认。

(6)第 29.1411 条(f)款符合性方法

(a)如果救生衣的存放设施包括在内设构形中，那么每件救生衣在存放时都必须放在每位坐着的乘员伸手就能拿到的范围内。

(b)服役经历表明救生筏在水中临近直升机展开时很容易受到直升机外面的凸出物如天线，机外通风口，排水沟等的损害。应该改进或适当地保护很可能导致放出的救生筏损害的凸出物，使其对放出救生筏造成损害最小。对于装备救生筏的旋翼航空器的这类保护装置的维护程序中也应该提供相关的维护信息。

应在符合性说明文件中说明符合上述规定并通过工程符合性检查确认。

AC 29.1413 安全带：乘客告警设施

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款是对安全带和乘客告警设施的要求。要求安全带的乘客告警设施便于驾驶员操作，安全带应装有金属对金属的锁扣。此前航空器上

使用的安全带都采用金属对纤维的锁扣，它依靠带齿轮的凸轮进行锁紧，在过去的服役经验中，常常会出现凸轮对安全带的磨损并引起进一步恶化甚至滑落的状况，导致安全带不能有效地锁定。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.1413 条要求可接受的符合性方法包括：设计评审、工程符合性检查和设备鉴定。

2.1 第 29.1413 条(a)款的符合性方法

(1)设计评审

通过图纸和设计说明报告文件等说明文件明确机上是否装有提醒乘客何时应系牢安全带的乘客告警设施。如果有，则需明确其安装位置及其可达性和可操作性；如果没有，则需说明如何实现提醒乘客系牢安全带的设计措施，比如醒目的标记标识。可以使用能让每位坐在座舱中的乘客看清的、注明“系紧安全带”字样的标牌（适用时，也包括肩带），这点类似于“禁止吸烟”标牌的标准。如果使用“系紧安全带”的发光字符或符号，则应使得每一位坐着的乘客都能看清，且必须从任一驾驶员座位都可控制。

(2)工程符合性检查

如果旋翼航空器上装提醒乘客何时应系牢安全带的乘客告警设施，通过工程符合性检查，确认乘客告警设施安装位置的可达性，以保证任何一个驾驶员在座位处都能对该设施进行操作。

如果旋翼航空器上没有安装提醒乘客何时应系牢安全带的乘客告警设施，则应检查其他提醒措施是否能够达到有效提醒乘客的目的。

2.2 第 29.1413 条(b)款的符合性方法

安全带作为机载设备，通过设备鉴定相关的图样或说明文件、计算/分析等表明对安全带装有金属对金属的锁扣装置的符合性。应使用按 CTSO-C114 批准的躯干约束系统或组合式安全带和肩带，且不应超过其额定载荷。在进行符合性检查时，应检查安全带是否有适当的标牌、额定值，以及金属对金属的锁扣。其它特征均按第 29.785 条(c)款和(g)款要求。

AC 29.1415 水上迫降设备

1. 条款要求解析/规章安全意图

第 29.1415 条的安全意图是要求用于大型直升机上水上迫降的救生筏、救生衣和生存设备应当可靠、易于接近和识别，并清晰地标识操作方法。

条款要求的详细解读如下:

(1)第 29.1415 条(a)款

本款规定了为符合营运规则而提供的应急设备必须满足本条款的要求。

(2)第 29.1415 条(b)款

本款规定了救生筏和救生衣的规格及技术指标，要符合迫降时旅客安全逃生使用要求，且必须经过批准。另外还要考虑，包括最大容量的任何一个救生筏万一损失时，旅客可以搭乘其他救生筏，并能安全使用，因此每个救生筏乘坐的人数要有足够大的余量，并且至少备有两个救生筏。

救生筏应备有固定绳使其能系紧在旋翼航空器上，该固定绳应能在旋翼航空器完全沉没时与航空器脱开(具体措施有: 具有机械释放联动机构或用刀割断)。

救生筏应满足 CTSO-C70a 或等效适航要求;

救生衣应满足 CTSO-C13f 或等效适航要求。

拖拽绳和固定绳的相关要求可参见 CTSO-C69c 和 70a 中的适用章节或等效适航要求。

(3)第 29.1415 条(c)款

本款要求每只救生筏上必须有经批准的营救设备。

应急定位灯应满足 CTSO-C85b 或等效适航要求。

(4)第 29.1415 条(d)款

本款从幸存者的观点看，最重要的任务是等到获得有效的救援，为此必须采取所有可能的步骤以帮助确定他们的位置及获得救援。本条款要求必须在其中一只救生筏上备有一台营救型应急定位发射机，并满足局方认可的标准。406MHz 的应急定位发射机(ELT)应满足 CTSO-C126b 或等效适航要求。

其它应急定位发射机设备应满足 TSO-C91a 或等效适航要求。

2. 可接受的符合性方法

第 29.1415 条采用设计评审、工程符合性检查、设备鉴定的符合性验证方法。

(1)第 29.1415 条(a)款符合性方法

要表明所使用的救生筏和救生衣与水上迫降要求相符，就必须是经批准的型号。符合 CTSO-C70a 和 CTSO-C69c 要求的救生筏及符合 CTSO-C13f 要求的救生衣，都得满足批准该设备的条例要求。

(a)救生衣应符合相应营运规则(CCAR91 部、135 部、121 部等)要求。对于在广阔水域上空的作业，还要求每一件救生衣都必须有一个按营运规则批准的幸存者定位灯。

(b)救生衣的保护套应符合批准基本救生衣所遵照的 CTSO 的要求。应在符合性说明文件中说明为符合相关营运规则，旋翼航空器配套了水上迫降设备:

应在符合性说明文件中说明为符合相关营运规则，旋翼航空器配套了水上迫降设备。用设备鉴定报告表明应急定位灯满足了 CTSO-C85b 或等效适航要求。

(2)第 29.1415 条(b)款符合性方法

(a)在救生筏批准期间应按正常状态所能承载的人数和超载状态所能容纳的人数来计算其定员。只可使用与旋翼航空器飞行时所允许的乘员数有关的正常额定人数。提交水上迫降合格审定的救生筏构型(即救生筏的数量和每个救生筏的载客数)必须能在其中一个额定载客数最大的救生筏失效后，利用其余救生筏的超载额定能力可足以容纳旋翼航空器上的所有乘员。因此，对于任何扩大到水面上空作业的运输类旋翼航空器，至少需要两个救生筏。

应在符合性说明文件中说明救生筏的主要技术参数和安装数量，已符合容纳旋翼航空器上全部乘员的要求。用设计图纸表明航空器配备了不少于两只救生筏。用设备鉴定报告表明救生筏满足了 CTSO-C70a 或等效适航要求。

(b)每个救生筏都必须配置两条绳索，一条拖曳绳，一条固定绳，以用于保证救生筏紧靠旋翼航空器的乘员出口。固定绳应有足够的强度，以便在任何有理由预料是可能的海情条件下系住救生筏，但必须设计成当旋翼航空器下沉时，在系留的空救生筏沉没前使之脱开。

应在符合性说明文件中说明救生筏带有拖曳绳和固定绳，固定绳可

将救生筏系留在旋翼航空器附近，且在航空器沉没时可脱开。用设计图纸表明固定绳能把救生筏系留在旋翼航空器附近。用设备鉴定报告表明拖曳绳和固定绳满足了 CTSO-C69c 和 70a 中的适用章节或等效适航要求。

(3)第 29.1415 条(c)款符合性方法

当任何营运规则要求时，每个救生筏都必须附带经批准的生存设备；附带和存放相应生存设备的设施，应在基本水上迫降合格审定期间的迫降设备审查阶段做出解释。

应在符合性说明文件中说明每只救生筏上配备了经过批准的营救设备。

(4)第 29.1415 条(d)款符合性方法

必须在一个救生筏上配置一个满足 CTSO-C126b 的 406MHz 的应急定位发射机(ELT)以备使用。为此，所配置的 ELT 应由其中一个救生筏附带，或包括在其中一个救生筏附带的生存设备中。如果 ELT 不由救生筏附带，就必须放在靠近应急水上迫降的出口处，以符合第 29.1411 条(e)款

应在符合性说明文件中说明至少在一只救生筏上配备了经过民航批准的应急定位发射机。用设备鉴定报告表明 406MHz 的应急定位发射机(ELT)满足了 CTSO-C126b 或等效适航要求。

AC 29.1419 防冰

1. 条款要求解析/规章安全意图

(1)适航要求解析

对于第 29.1419 条(a)款，为获得进入结冰条件下飞行的合格审定，必须满足第 29.1419 条适航条款要求。

对于第 29.1419 条(b)款，是对旋翼航空器在其高度包线内试验演示方案的规定。在旋翼航空器飞行高度限制范围内，或高度限制的结冰范围内，必须根据 CCAR-29 附件 C 确定的连续和间断的最大结冰状态下，满足对旋翼航空器的安全运行的要求。

对于第 29.1419 条(c)款，旋翼航空器防冰系统还必须通过防(除)冰试验来确认所有需要防(除)冰的部件，通过冰风洞试验、自然结冰飞行试验、干燥空气飞行试验、喷洒塔试验模拟结冰环境下飞行试验的中一种或几种来表明防冰系统和它的部件的有效性。

第 29.1419 条(d)款，本条的防冰规定的使用范围为机体防冰，机头、平尾、垂尾、进气道唇口、风挡玻璃、桨叶、空速管等部位。

第 29.1419 条(e)款，旋翼航空器必须提供监视旋翼航空器表面及旋翼表面结冰情况的监测装置，且昼夜有效。旋翼航空器表面的结冰，会影响旋翼航空器的性能、操纵性、机动性和稳定性等。因此，飞行机组需时刻了解旋翼航空器表面的结冰情况。此外，旋翼航空器飞行手册或其他经批准的手册资料中，必须说明确定结冰情况的方法，并给出在结冰条件下旋翼航空器安全运行所需的信息，指导飞行机组采取相应措施。

(2)安全意图

本条是关于旋翼航空器防冰的通用性叙述条款。旋翼航空器结冰是指旋翼航空器机身表面某些部位聚集冰层的现象。它是由于云中过冷水滴或降水中的过冷水滴碰到机身后冻结而形成的，也可由水汽直接在机体表面直接凝华而成。结冰是发生飞行事故的重要原因之一，当旋翼航空器在适合结冰的空域中飞行时，会在旋翼航空器的机翼(或旋翼)、机头、平尾、垂尾、进气道唇口、风挡玻璃、桨叶、空速管等部位产生结冰，结冰后会破坏旋翼航空器飞行中的空气动力性能，使升力减少，阻力增大，并可能破坏旋翼航空器的安定性，致使旋翼航空器进入不稳定状态，危害极大。

2. 可接受的符合性方法

第 29.1419 条“防冰”一般采用设计评审、试验室试验、地面试验、飞行试验等验证方法。

(1)编写防冰系统技术规范、技术报告，阐述防冰系统的组成、技术参数、功能、工作原理、安装位置。

(2)进行演示试验，在 CCAR-29 附件 C 中确定的连续最大和间断最大结冰条件演示该航空器能够在其整个高度包线内安全运行，并考虑在结冰条件飞行后，旋转部件冰脱落对地面服务人员和设备伤害的影响。

(3)进行自然结冰飞行试验，在结冰条件下验证该航空器的防冰系统和它的部件是有效的，如果自然结冰试验不足以充分表明防冰系统和它的部件是有效的，还需要用冰风洞试验、干燥空气飞行试验、模拟结冰条件下飞行试验的中一种或几种验证防冰系统能力的有效性。

(4)本条款的结冰环境是指超冷云、冰晶云、混合条件、冻雨、雨夹雪、冰雹，防冰规定的防护部位主要指机体防冰，通过图纸表明旋翼航

空器关键部件上的结冰情况的鉴别措施或装置,并且说明此措施和装置昼夜有效。

(5)编制符合性说明文件，结合图纸和试验结果对防冰系统的防护能力进行说明，证明防冰系统满足条款要求。

AC 29.1431 电子设备

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款是对旋翼航空器无线电通信和导航设备的专用要求，要求在任何临界环境条件下（设备装机后可能遇到最恶劣的气候、机械和电磁等环境条件），无线电通讯和导航设备的安装必须既不会对它们自身，也不会对装在旋翼航空器上的其他系统或设备造成危险的影响，并且无线电通讯和导航设备工作时不得干扰民用航空规章所要求的其他任何航空电子设备的工作。此外，还应确定其它系统也不会干扰 HF 系统，关于航空电子设备和安装的其它试验指南详见 AC 29 MG 1。

2. 可接受的符合性方法

本条款可接受的符合性方法包括：设计评审、计算/分析（如适用）、安全性评估、地面试验、飞行试验和设备鉴定。

(1)设计评审

通过系统符合性报告，阐述全机电磁兼容设计顶层要求和无线电通讯和导航设备环境适应性和电磁兼容性设计要求。顶层文件规定内容应反映在相应的设计图纸和文件中。

电磁兼容性设计要求应包括：无线电通讯和导航设备/部件电磁防护设计要求、电缆分类及敷设设计要求、电搭接设计要求、静电防护设计要求和天线布局设计要求等。

(2)分析/计算（如适用）

若已通过地面定量试验对电磁兼容仿真计算结果的准确性进行了验证，则可通过采用电磁兼容仿真计算，适当减少电磁兼容地面试验和飞行试验试验范围。

(3)安全评估

进行安全性评估，表明在任何临界环境条件下，任一无线电通讯和导航设备的安装和使用均不会对旋翼航空器造成危险，并且对旋翼航空

器的其它部件的影响不至于引发危险状态。

由于在临界环境条件下，发生共模失效的概率会增大，而对于集成了通信和导航功能的复杂设备，共模失效可能导致通信和导航功能同时失效，通信和导航功能不可恢复的全部丧失对于按 IFR 合格审定航空器是灾难性的失效状态。因此，应额外考虑以下要求:

(a)确保不存在单点失效能导致多个通道、多系统、多个电路等的同时失效。如通讯和导航设备共用一个电源，该电源的失效将导致通讯和导航功能的同时丧失。

(b)每个潜在的共因失效情况都采取了相应的缓解或防范措施。可采取的缓解的措施包括对每个航线可更换单元（LRU）进行定量加速寿命测试、非相似设计或构型上的考虑（如增加一个简单备份系统），详见 AC 29 MG 7。

(4)地面试验

通过全机地面电磁兼容试验，验证无线电通讯和导航设备的安装和使用不会对民航规章要求的任何电子设备或系统的正常工作造成干扰，同时无线电通讯和导航设备的正常工作不会被任何装机设备/系统干扰。

全机地面电磁兼容试验应包括基于系统/设备工作特性的相互干扰检查、无线电接收机前门耦合干扰试验、无线电系统潜在干扰试验等。

(5)飞行试验

根据全机地面电磁兼容试验结果，按需开展电磁兼容飞行试验，若存在以下情况，则应进行电磁兼容飞行试验，反之，则可结合其他科目飞行试验对电磁兼容性进行验证。

(a)所考察的系统在全机地面电磁兼容试验时不能完全有效地运行。例如飞行控制系统需要一些传感器的输入，但这些传感器仅在飞行中工作，且无法在全机地面电磁兼容试验被有效地模拟。

(b)所考察的系统非常复杂，并与航空器其他系统交联关系复杂，只有在飞行状态下，才能对其完整的工作模式进行验证;

(c)所考察的系统在全机地面电磁兼容试验中安全裕度较小，考虑到飞行状态更能体现实际的电磁兼容特性，可通过电磁兼容性飞行试验对地面试验结果进行进一步的验证和确认。

(6)设备鉴定

提供无线电通讯和导航设备合格鉴定证据，表明设备满足其安装位

置的临界环境要求。

AC 29.1433 真空系统

1. 条款要求解析/规章安全意图

某些旋翼航空器曾使用真空系统作为飞行仪表的能源，比如说陀螺仪、航向指示仪、姿态指示仪等仪表可由抽真空提供动力，典型的真空系统由真空泵、减压阀、空气过滤器、压力表和管路等组成。

本条款对真空系统的设计和安装提出要求，考虑真空系统安装所特有的潜在危险，尤其是真空系统存在的可能的着火的危险。

1.1 第 29.1433 条(a)款

由于真空泵活塞在气缸内不断往复运动，导致泵体温度升高，输出的温度也会升高。当排气管堵塞或不通畅，且温度升高到一定的程度，可能会导致气体无法及时排放，积聚到一定程度，就会强力外泄，发生爆鸣，甚至爆炸。因此，条款要求，除了正常的释压以外，还要有其他的措施，在输出空气温度变为不安全时（即压力过高或气温过热），自动地释放真空泵排气管路中的压力，保证机上使用抽真空作为动力的陀螺仪表的正常使用。在真空系统设计时，在真空泵的高压出口处应有一种装置，在压力过高或气温过热时自动释压。

1.2 第 29.1433 条(b)款

在泵出口一侧的可能含有燃烧气体或液体的每一真空系统导管和接头应满足第 29.1183 条的要求。这是由于真空泵吸取空气的过程中，可能会吸入少量的可燃烧气体或液体。如果排出这些可燃烧气体或液体的导管和接头处于泵出口一侧，即排气口处，那么这些可燃烧气体或液体的温度就比较高，加之这些导管和接头如果还处在火区，为了防止在火区发生发动机着火事故时被烧坏，以及防止这些可燃烧气体或液体引起更加严重的火灾事，这些导管和接头必须满足第 29.1183 条的要求，主要是耐火。

1.3 第 29.1433 条(c)款

除了本条(b)款规定的导管和接头，安装在已指定为火区内的其他真空系统部件应是耐火的，包括发动机或传动装置驱动的真空系统泵，因

为一旦发生发动机着火事故时，如果材料不耐火，会很快损害真空系统，导致使用真空系统的仪表能源失效，进而会影响到航空器的安全。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.1433 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审和试验室试验。

2.1 第 29.1433 条(a)款符合性方法

首先通过相关文件说明真空系统的组成、工作原理、压力指示装置等，特别是应详细说明压力保护，在真空泵高压出口处应有一种装置能在压力过高或气温过热时自动泄压。其次进行试验室试验，加压使气体过热和过压，验证自动泄压装置是否可以泄压。

2.2 第 29.1433 条(b)、(c)款符合性方法

通过真空系统的说明文件阐述真空系统的机上布置，说明在火区的真空系统管路、接头的耐火措施以及真空系统其他部件的耐火措施。对于不能通过类比或已知材料标准来判断是否耐火的材料和设备，应当进行全尺寸试样或有代表性样件进行试验室耐火试验，验证在指定火区内真空系统的管路、接头和设备的耐火性能。

AC 29.1435 液压系统

1. 条款要求解析/规章安全意图

1.1 第 29.1435 条(a)款

(a)款是设计方面的考虑：

(1)要求管路和部件在经受与最大液压工作载荷同时产生的任何结构载荷况下，不发生有害的永久的变形或运行故障；

(2)管路和部件至少在 1.5 倍最大工作压力下不会破裂；

(3)各主液压系统中应有压力指示装置，能使机组觉察到压力变化的趋向；与该款相关联的条款有“第 29.1322 条警告灯、戒备灯盒提示灯”，该条对告示器的颜色进行了规定，必要时应用来作为本款的补充要求；

(4)应有措施保证系统的任何部分的压力不超出最大工作压力的安全极限，以及由于在管路中任何油液体积变化而引起过大的压力，并考虑到有害的瞬间(波动)压力；

(5)液压管路、接头盒附件的安装和支承，必须能够防止过度振动和承受惯性载荷，各元件必须能够防止被磨损、腐蚀和机械损伤；

(6)在有相对运动或处在不同振动状态的液压管路连接点之间，必须用柔性连接;

上述条款还涉及到“第29.695条动力助力和带动力操作的操纵系统”和“第29.1309条设备、系统及安装”相关要求，为满足上述两条要求，应采用双套独立的液压系统(如果本条(b)的开头假设“应假定液压系统是要用来操作旋翼航空器的主操纵系统的，并且没有液压系统，旋翼航空器就不能安全运行”不适用，并且驾驶员在液压系统失效后仍能操纵旋翼航空器而无过度疲劳，则单套液压系统也是可接受的)，包括油箱、液压泵、调节器、连接导管以及通到各作动筒的软管在内；凡含有液体的部件均不得共用；一个系统中有一处损坏不应导致其余系统的液压丧失。两台液压泵应尽可能隔离的远一些，硬管和软管也应在结构上尽可能隔离敷设；双腔作动筒必须设计成能确保任何单个故障都不会引起整个液压系统的功能丧失；应格外小心的是，必须保证与作动筒的伺服控制阀机械连接的操纵输入力不得超过其预定值并应考虑零件制造和操纵系统装配带来的最大不利容差。验证数据应包括失效分析，其中应考虑每一种可能的系统部件故障，如(但不限于)导管破裂、泵故障、调节器故障、密封件损坏、油滤堵塞、伺服控制阀连接件断裂等，且验证文件必须包括分析或分析与试验组合的数据，以表明符合本条(a)款(1)项、(2)项和(4)项的规定；验证数据应表明，液压零部件在其遭受最不利的持续和短暂环境条件时都能可靠地完成其预定的功能；这些环境变量包括(但不限于)温度、湿度、振动、高度和冲击，AC29.1309(b)(2)(i)介绍了一种温度修正方法，可覆盖进行合格审定的整个工作温度包线。系统部件的强度必须足以使其材料的疲劳寿命超过液压泵的脉动压力所作用的循环次数。

1.2 第29.1435条(b)款

本条(b)款要求必须进行相关试验，且系统任何部分不应产生损坏、失灵及有害变形，试验中部件必须试验到正常工作中承受的最大工作压力的1.5倍。为满足上述要求，进行的试验应包括:

(1)应通过销售商或主制造厂商的试验室试验报告对各部件核实，这些试验应确定性能额定值，如压力、流速、环境适应能力等，以供批准;

(2)整个系统安装后应进行地面试验，以保证预定的系统性能，并保

证每一部件都能在其设计额定值内正常工作;

(3) 如果整个系统的设计允许每一组合的独立动力源和作动筒都能通过切断阀、发动机停车等来切断，那么就应能切断其中任一组合、而余下的组合则证明可完成必需的操纵功能。这项试验应反复进行，即让正在工作的组合切断和让已切断的组合工作；而且这些试验应先在地面进行，然后在飞行中重做;

(4) 系统临界点的温度和压力应采用仪器来测试，以满足上述(2)中的规定。对热天条件下的温度测试结果应进行修正。

(5) 在执行上述(2)中规定时，所有操纵器件应在其整个行程范围内循环。

(6) 应在液压泵的驱动源(旋翼、发动机等)各自在其整个经批准的工作范围内变化时验证液压系统具有满意的性能。

(7) 飞行试验应在所有高度、各种机动，以及系统按上述(2)和(4)中测试的整个操纵范围内进行，以确定没有超出其部件额定值。

1.3 第 29.1435 条(c)款

(c)款是对液压系统防火的相关要求，可通过下列安装预防措施和防火措施满足:

(1) 所有通过火区的部件和所敷设的导管可设计成符合第 29.1183、29.1185 条和第 29.1189 条的防火要求。作为一种备选方案，可以在应加保护的部件周围使用防火罩，对部件的保护应足以确保不会发生液体漏泄和燃油漏入火区;

(2) 所有的液压导管均应与发动机、放气管、环境控制组件、滑油冷却器或其它热源充分隔离，以确保预期的导管寿命;

(3) 如果液压系统采用可燃液体，则所有液压部件都应与火源隔离，以保证任何液压部件故障都不会引起着火或爆炸。在电点火源靠近液压部件的情况下，电气设备应加以密封，否则，就应作为一个非点火源来验证;

(4) 应彻底审查安装细节，包括管路卡箍是否合适、锐边是否清除等;在液压导管与电缆之间应在结构上尽可能隔离;

(5) 应在操纵系统从一止动器到另一止动器移动时进行观察，以确定软管挠曲和硬管弯曲是否极小。

2. 可接受的符合性方法

2.1 第 29.1435 条(a)款符合性方法

(1)系统设计

应假定液压系统是要用来操作旋翼航空器的主操纵系统的，并且没有液压系统，旋翼航空器就不能安全运行。

(a)第 29.1309 条(a)款和(b)款规定在任何可预见的工作条件下都应可靠地工作，并能防止发生任何失灵或故障后引起危险。

(b)验证数据应包括故障分析，其中应考虑每一种可能的系统部件故障，如(但不限于)导管破裂、泵故障、调节器故障、密封件损坏、油滤堵塞、伺服控制阀连接件断裂等。

(c)为满足第 29.1309 条(a)款和(b)款的要求，应采用双套独立的液压系统，包括油箱、液压泵、调节器、连接导管以及通到各作动筒的软管在内；凡含有液体的部件均不得共用；一个系统中有一处损坏不应导致其余系统的液体丧失。

(d)两台液压泵应尽可能隔得远一些；就是说，要装在旋翼主传动装置相对的两侧，或装在隔离的发动机上，或一台泵装在发动机上，另一台装在旋翼主传动装置上。硬管和软管也应在结构上尽可能隔离敷设。隔离的目的，是为了防止万一出现如着火或旋翼爆炸(其中射出的碎片可能使双套系统都失灵)一类故障时液压系统全部失效。

(e)双腔作动筒必须设计成能确保任何单个故障(如筒壳破裂、互连的输入或输出拉杆损坏)都不会引起整个液压系统的功能丧失。

(f)如果本条(b)款的开头假定不适用，并且驾驶员在液压系统失效后仍能操纵旋翼航空器而无过度的疲劳，则单套液压系统也是可接受的。

(g)对于第 29.1435 条(a)款(3)项所要求的压力指示系统，无论采用转盘式、垂直刻度式或数字式的指示器，均可以满足要求。但指示器应能使机组觉察到压力变化的趋向。AC29.1322 论及了第 29.1322 条关于告示器的正确颜色，必要时应用来作为指示系统的补充要求。

(h)验证数据文件必须包括分析或分析与试验组合的数据，以表明符合第 29.1435 条(a)款(1)项、(2)项和(4)项的规定。

(i)应格外小心的是，必须保证与作动筒的伺服控制阀机械连接的操纵输入力不得超过其预定值并应考虑零件制造和操纵系统装配带来的最大不利容差。

(j)验证数据应表明，液压零部件在其遭受最不利的持续和短暂环境条件时都能可靠地完成其预定的功能；这些环境变量包括(但不限于)温度、湿度、振动、高度和冲击。AC29.1309(b)(9)(ii)(A)介绍了一种覆盖了合格审定的整个工作温度包线的温度修正方法。

(k)系统部件的强度必须足以使其材料的疲劳寿命超过液压泵的脉动压力所作用的循环次数。

(2)符合性方法流

本条款说明文件包括液压系统设计说明、技术规范、设计图样等，应阐明如下内容:

(a)设计评审

(i)系统组成、工作原理、各系统部件和管路的工作参数(包括工作压力、流量、油箱容量)、用途等要求;

(ii)系统的独立性。对于双套系统，每套液压系统所有成部件和管路相互独立，没有共用件。一套液压系统一处损坏，液压油丧失不会导致另一套系统的液压油丧失。如果有备份液压系统，还应说明其与主液压系统的关系以及独立性。

(iii)液压系统的压力指示装置，采用转盘式、垂直刻度式或数字式的指示器均可以满足要求，并通过颜色来表明液压系统压力变化趋势，颜色还必须满足第 29.1322 条的规定。当液压系统出现故障时，将向告警系统发出信号，点亮警告信号，提醒驾驶员采取措施。

(iv)防止系统任何部位压力超过最大工作压力的安全极限措施，例如，在主液压系统和辅助系统中都设计有安全阀，当系统压力超过安全阀设定压力时，系统油液经安全阀直接流回油箱。考虑到可能出现有害的瞬间(波动)压力，液压泵的吸油管路和供压管路采用软管连接形式，同时也起吸收压力脉动作用。

(v)防止过度的振动、磨损、腐蚀和机械损伤的措施，例如液压导管采用管夹、卡箍等形式进行固定支承，液压导管固定支承点之间距离设置按照标准要求，使导管的固有频率远离实际结构处的激振频带，而处于防振的有利状态；系统在有相对运动或在不同振动状态的连接点采用氟塑料软管进行柔性连接。

(b)分析/计算

可以通过计算分析的方法，表明液压系统中的元件可以承受液压系

统工作时所产生的最大极限液压载荷，比如液压作动器，蓄压器，液压油箱和管路元件等等。

(c)安全评估

在整机功能危险分析(FHA)分析结果基础上，开展系统级的安全性分析工作，包括FHA、失效模式及影响分析(FMEA)、故障树分析(FTA)，以及系统安全性分析(SSA)，表明系统故障不会危及飞机安全。在安全性分析工程中，

注意考虑:

(i)每一种可能的系统部件故障，如(但不限于)导管破裂、泵故障、调节器故障、密封件损坏、油滤堵塞、伺服控制阀连接件断裂等;

(ii)双腔作动筒的任何单个故障(如筒壳破裂、互连的输入或输出拉杆损坏)都不会引起整个液压系统的功能丧失;

(d)试验室试验

试验室试验包括但不限于:

(i)系统密封性和功能试验;

(ii)1.5倍额定压力试验;

(iii)环境试验。

(e)飞行试验

编制飞行试验大纲，模拟液压系统故障，进行飞行试验，提供飞行试验报告及分析报告和驾驶员评估报告，表明在预期的故障状态下，有措施提醒驾驶员液压系统故障，便于驾驶员采取措施，不会危及旋翼航空器的安全性。

(f)工程符合性检查

包括系统密封性、功能和安装等，具体如下:

(i)在最大液压工作载荷同时产生的任何结构载荷下，液压系统元器件无有害的永久变形;

(ii)安装细节符合要求，包括管路卡箍是否合适、锐边是否清除等;

(iii)隔离符合要求，例如，两台液压泵装在旋翼主传动装置相对的两侧，或装在隔离的发动机上，或一台泵装在发动机上，另一台装在旋翼主传动装置上。硬管和软管也应在结构上尽可能隔离敷设；液压导管与电缆之间应在结构上尽可能隔离;

(iv)在预期的使用过程中，不存在过度的振动，各元件没有磨损、腐蚀和机械损伤。

(v)在有相对运动或处在不同振动状态的液压管路连接点之间，已经用柔性连接。

(vi)安装有液压压力指示装置，且颜色指示符合29.1322的规定。

(g)设备鉴定

由供应商提供元器件的合格证明材料，包括:

(i)系统部件的强度足以使其材料的疲劳寿命超过液压泵的脉动压力所作用的循环次数;

2.2 第29.1435条(b)款符合性方法

(1)试验

(a)应通过销售商或主制造厂商的实验室试验报告对各部件核实，这些试验应确定性能额定值，如压力、流速、环境适应能力等，以供批准。

(b)整个系统安装后应进行地面试验，以保证预定的系统性能，并保证每一部件都能在其设计额定值内正常工作。

(c)如果整个系统的设计允许每一组合的独立动力源和作动筒都能通过切断阀、发动机停车等来切断，那么就应能切断其中任一组合、而余下的组合则证明可完成必需的操纵功能。这项试验应反复进行，即让正在工作的组合切断和让已切断的组合工作；而且这些试验应先在地面进行，然后在飞行中重做。

(d)必须提供对系统临界点的温度和压力应的测试仪器，以满足上文3(2)的规定。对热天条件下的温度测试结果应进行修正(段落AC29.1309(b)(9)(ii)(A)给出了推荐程序)。

(e)在执行上文3(2)规定时,所有操纵器件应在其整个行程范围内循环。

(f)应在液压泵的驱动源(旋翼、发动机等)各自在其整个经批准的工作范围内变化时验证液压系统具有满意的性能。

(g)飞行试验应在所有高度、各种机动，以及系统按上文3(2)和3(4)测试的整个操纵范围内进行，以确定没有超出其部件额定值。

(2)符合性方法流

(a)试验室试验

1.5倍额定压力试验;

(b)地面试验

压力测量试验

(c)飞行试验

编制飞行试验大纲，模拟液压系统故障，进行飞行试验，提供飞行试验报告及分析报告和驾驶员评估报告，表明在预期的故障状态下，有措施提醒驾驶员液压系统故障，便于驾驶员采取措施，不会危及旋翼航空器的安全性。

(d)设备鉴定

由供应商提供元器件的合格证明材料，包括:

(i)系统部件进行了环境和功能试验，部件环境变量包括但不限于振动、冲击、磨损和腐蚀以及大于1.5倍最大工作压力;

2.3 第29.1435条(c)款符合性方法

(1)安装预防措施和防火

(a)所有通过火区的部件和所敷设的导管可设计成符合第29.1183、29.1185条和第29.1189条的防火要求。作为一种备选方案，可以在应加保护的部件周围使用防火罩；对部件的保护应足以确保不会发生液体漏泄和燃油漏入火区。

(b)所有的液压导管均应与发动机、放气管、环境控制组件、滑油冷却器或其它热源充分隔离，以确保预期的导管寿命。

(c)如果液压系统采用可燃液体，则所有液压部件都应与点火源隔离，以保证任何液压部件故障都不会引起着火或爆炸。对于电点火源靠近液压部件的情况，电气设备应加以密封，否则就应证明不会成为点火源。

(d)应彻底审查安装细节，包括管路卡箍是否合适、锐边是否清除等;在液压导管与电缆之间应在结构上尽可能隔离。

(e)应在操纵系统从一止动器到另一止动器移动时进行观察，以确定软管挠曲和硬管弯曲是否极小。

(2)符合性方法流

(a)设备鉴定

由供应商提供元器件的合格证明材料，包括:

(i)安装在火区的零部件的耐火证明。

AC 29.1439 防护性呼吸设备

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条规定有关眼睛和呼吸保护的最低要求，为的是在空中遇上应急情况时能避开有毒的环境(当有一个或多个货舱或行李舱在空中可达时)。所提供的设备应确保在遇上缺氧、毒气或严重刺激环境时(如浓烟)对机组进行保护。

条款要求的详细解读如下:

(1)第 29.1439 条(a)款

当旋翼航空器有一个或多个货舱、行李舱在空中可达时，为了在空中遇到应急情况时能及时避开有毒的环境，第 29.1439 条(a)款规定必须配有防护性呼吸设备，以确保在遇上缺氧、毒气或严重刺激环境时(如浓烟)对机组进行保护。防护性呼吸设备应包括对眼、鼻、嘴和呼吸系统的保护。

(2)第 29.1439 条(b)

第 29.1439 条(b)款是对第 29.1439 条(a)款中的防护性呼吸设备的具体要求。防护性设备必须含有能够同时盖住眼、鼻和嘴的面罩，或者是单独盖住眼、鼻的面罩，另外增加保护眼睛的附属设备。

配置的设备应适合预期的使用者范围，适合戴矫正眼镜的机组成员，不影响其正常戴眼镜的位置，并且设备不应引起失真或过于不舒适。配套设备的接口应简单可靠。

在 2400 米(8000 英尺)压力高度下、每分钟 30 升(BTPD，即体内温 37℃、周围压力、干燥空气)呼吸量时(依据正压力与气体消耗量的关系)，该设备必须能向每名机组成员持续供给防护性用氧 10 分钟。

2. 可接受的符合性方法

第 29.1439 条“防护性呼吸设备”一般采用设计评审、飞行试验和设备鉴定等验证方法。

(1)第 29.1439 条(a)款符合性方法

(a)配置的设备应适合预期的使用者范围。

(b)制造厂商应提供佩戴程序，经评定的最终程序应纳入旋翼航空器飞行手册。

应提供防护性呼吸设备设计报告说明旋翼航空器的运行和使用环

境、防护性呼吸设备的组成、原理及机上安装。应在飞行手册中给出防护性呼吸设备的佩戴程序、正压力与气体消耗量的关系曲线、最低持续时间。

(2)第 29.1439 条(b)款符合性方法

(a)这种设备应能适应戴矫正眼镜的机组成员，不应影响其正常戴眼镜的位置；设备不应引起失真或过于不舒适。

(b)迫于紧急情况所佩戴的设备应按脸部和头顶来取向，并应有与配套设备协调的接口，必要时可采取一些浅显的、不复杂的方法；应以不影响机组执行所要求作业能力的办法来提供呼吸和眼睛的保护。

(c)任何与现有部件有接口的系统，都应在这些部件工作时演示是否有满意的性能。

(d)当系统需要正压力以求提供满意保护时，应提供一正压力与气体消耗量的关系曲线(按系统或部件的适当配比，随系统及说明书一起提供)，以确保满足标准的最低持续时间要求。

(e)CTSO-C99a 和 CTSO-C116a 是有关“保护性呼吸设备”的标准。如果考虑设备未按其中任一 CTSO 鉴定，则建议重温一下这些标准并用作所考虑设备鉴定大纲的基础。CTSO-C99a 提供了应急设备的最低性能要求，该设备可为飞行平台和座舱的机组成员提供眼睛和呼吸保护，使其在应急情况时能避开有毒空气。CTSO-C116a 则提出了保护性呼吸设备，使得任何机组成员都能查明航空器客舱或任何其它可达座舱的着火位置并将火扑灭。

(f)关于供氧系统的其它资料可查阅 AC 29 MG 4。

应在飞行试验中，通过试飞机组对防护性呼吸设备佩戴进行评定，是否便于使用。

应开展设备合格鉴定，提供防护性呼吸设备供应商证明材料，包括设备的功能和环境试验大纲、报告，或者设备的 CTSOA。

AC 29.1457 驾驶舱录音机

1. 条款要求解析/规章安全意图

驾驶舱录音机(CVR)的功能旨在保留旋翼航空器事故坠撞前的机组通话记录。CVR 对确定事故的可能原因是极有价值的，因此 CAAC 要求大

多数从事客运的旋翼航空器都使用 CVR。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.1457 条要求的可接受的符合性方法包括:

(1)设计评审

通过符合性说明文件表明驾驶舱录音机能记录第 29.1457 条(a)款规定的信息，表明驾驶舱录音机的容器颜色、系统组成、技术参数、工作原理、安装位置、供电设计、自检功能、抹音功能等符合规章要求。

驾驶舱录音机或其包含录音带的部件应置于在结构上能提高录音带耐坠撞概率的位置。通常，该位置应该在旋翼航空器较低部位尽可能靠后处。

任何连续录音的话筒或正、副驾驶员两处的热线话筒均能满足驾驶舱区域话筒的要求；但由于旋翼航空器内的环境噪声等级的缘故，使用热线话筒会导致驾驶员头盔受话器不断有令人厌烦的“嘶嘶”声；因此不建议在旋翼航空器上使用热线话筒。

(2)分析/计算

通过电气负载分析表明：驾驶舱录音机应由可靠的电源供电，且不得危急关键或应急负载。对于 A 类旋翼航空器，驾驶舱录音机并非是第 29.1309 条(e)款所规定的关键负载。运行规则要求某些运行需有驾驶舱录音机功能，因此应使它优先于其它非关键负载。

(3)安全性评估

通过安全性评估表明:

(a)任何可能的故障都不会导致录制媒介的删除操作;

(b)电气系统单一故障不会导致驾驶舱录音机和飞行记录器同时停止工作。

(4)试验室试验

试验模拟各种坠撞条件，确保坠撞时的撞击力不会激活批量删除功能，同时验证自动装置能否使驾驶舱录音机在 10 分钟内停止工作并停止抹音。

(5)地面试验

对于通过地面试验可以验证的功能，通过驾驶舱录音机设备地面试验大纲和报告应表明:

(a)驾驶舱录音机各通道的录音功能正常、抹音功能逻辑正确;

(b)机上供电电源满足要求，独立电源能够满足机上电源断电后 10±1 分钟的电源;

(c)驾驶舱录音机有自检装置，具有音响或目视提示设备故障信息。

(6)飞行试验

对于用地面试验不能完全验证的或规章有明确要求飞行试验的功能，通过驾驶舱录音机飞行试验大纲和报告表明:

(a)设备安装后，航空器在飞行条件下，在正常工作条件下、非正常工作条件下的功能正常。

(b)进行驾驶舱录音机录音功能试验，录音后进行录音回放，以验证各通道录音清晰可辨。

(c)进行一次驾驶舱最大背景噪声下的飞行试验，保证所有机组成员的正常语音都记录在相应的通道上；然后在回放时，最好由不同的人来听，他们都应该能辨别不同的机组成员、机组所说的单词和短语以及地面与机组的无线电通话。使用特殊滤波器以及多次回放以提高清晰度是可以接受的。

(7)设备鉴定

提供设备资料，表明驾驶舱录音机(包括控制板)满足《座舱音频记录器系统》(CTSO-C123c)及《记录器独立电源(RIPS)》(CTSO-C155b)的要求。

AC 29.1459 飞行记录器

1. 条款要求解析/规章安全意图

飞行记录器(FDR)，其功能是在旋翼航空器运行期间提供各种航空器和大气数据参数的记录。事故调查人员利用这些数据来帮助确定事故的可能原因。随着 EFIS、EICAS 和 IDS 等先进仪表系统的使用，在未配置飞行记录器的航空器上获取这些数据的问题变得更加复杂。由于这些系统的操作性质，无法对发生事故后的数据进行推测，而机械和机电仪表、报警器和开关则是可能的。因此 CAAC 要求凡属客运的多数旋翼航空器都应按 91 部和 135 部配置飞行记录器。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.1459 条要求的可接受的符合性方法包括:

(1)设计评审

通过符合性说明文件表明飞行记录器的系统组成、技术参数、工作原理、安装位置、供电设计、自检功能、数据删除功能、水下定位等符合规章要求。

不可弹射的飞行记录器或其含有记录数据的部件应置于在结构上能提高记录器耐坠撞概率的位置。通常，该位置应该在旋翼航空器较低部位尽可能靠后之处；然而，旋翼航空器的其它位置或许也可满足“必须使因坠撞导致黑匣子破裂和随后因着火损坏其记录的可能性减至极小”的要求。一般的加速度计应在旋翼航空器限制重心的最大范围以内，而所要求的水下定位装置则常固定在飞行记录器的容器内。

(2)分析/计算

通过电气负载分析表明：飞行记录器应由可靠的电源供电，且不得危急关键或应急负载。对于A类旋翼航空器，飞行记录器并非是第29.1309条(e)款所规定的关键负载。运行规则要求某些运行需有飞行记录器功能，因此应使它优先于其它非关键负载。

(3)安全性评估

通过安全性评估表明：

(a)任何可能的故障都不会导致记录媒介的删除操作；

(b)电气系统单一故障不会导致驾驶舱录音机和飞行记录器同时停止工作。

(4)试验室试验

试验模拟各种坠撞条件及组合，过程中水下定位装置不能与飞行记录器容器分离。

除仅由发动机驱动的发电机系统供电的飞行记录器外，如具有数据删除功能，应确保坠撞时的撞击力不会激活删除操作，并且在坠撞10分钟内，飞行记录器应停止工作，同时停止数据删除功能。

(5)地面试验

飞行记录器系统地面试验大纲和报告应表明：

(a)飞行记录器应具有自检功能，能在飞行前进行测试，以确认记录器及其记录媒介均功能正常；

(b)供电逻辑正确，单独电源可以正常工作，双路供电可以正常工作；

(c)以正驾驶获得空速、高度和航向等读数为参考，通过地面试验验证飞行记录器记录参数的精度(可以经过“参数校准曲线”校准)，试验应覆盖航空器所运行的空速范围、高度范围以及360°航向范围。所记录的参数及其精度应符合下列最低要求。

(i)空速

A类旋翼航空器所安装的飞行记录器应记录的空速精度如下：平飞时，速度从V_{TOSS}的80%到V_{NE}之间，为3%或5节(取较大者)；爬升时，速度从比V_{TOSS}小10节到比V_Y大10节之间，为10节。

(ii)气压高度

飞行记录器能记录的旋翼航空器气压高度范围，应从-1000英尺到最大合格审定高度；在海平面的记录误差，除仪表校准误差外，不应超过±30英尺或对每100节的空速按±30英尺估计(取较大者)。

(iii)航向

飞行记录器能记录的旋翼航空器磁航向精度为：对于任何航向，都应至少在10度以内。

(iv)垂直加速度

飞行记录器应能记录旋翼航空器重心范围内的正常加速度。其记录范围建议为-3～+6g 的包线，精度至少为±0.2g。

(v)时间关系

飞行记录器应提供一种时间比例关系，即将所记录的数据和正驾驶经其所需要的飞行仪表获得该数据的时间关联起来。这种关系通常应在飞行前建立，且其精度比率应为8小时内的偏离不超过4分4秒。

另外，上述要求规定了如何符合第29.1459条关于获得数据及其精度的专用条款，但按这些最低标准合格审定的飞行记录器并不满足91部及135部的要求。如果飞行记录器是为符合这些运行规则而必须使用的，则建议在申请合格审定之前查阅一下这两部的相应附录，然后可对已批准的构形进行审定，以满足其相应附录的要求。

(6)飞行试验

(a)条款要求记录的参数中无法地面模拟的，需通过飞行试验给出校正结论；

(b)试飞机组评定：系统稳定工作情况、是否影响其它系统工作或指示。

(7)设备鉴定

提供设备资料，表明飞行记录器满足《飞行数据记录器》(CTSO-C124c)及《自供电水下声学定位装置》(CTSO-C121b)的要求。

AC 29.1461 含高能转子的设备

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款的安全意图是规定了含高能转子的设备引起的损伤，不会危及机上人员和飞行安全。实质要求是含高能转子的设备必须满足本条(b)、(c)款和(d)款中任意一款的规定。本条(b)款要求考虑故障、振动、异常转速和异常温度的影响，并且需要证明机匣的包容性和控制装置功能要求。本条(c)款要求通过试验证明，控制装置不起作用的情况下，对含高能转子的设备机厘包容性的要求。本条(d)款要求高能转子破坏时不能影响乘员安全和飞行安全。

条款要求的详细解读如下：

第29.1461条(a)款要求含高能转子的设备，必须符合本条(b)、(c)款或(d)款的规定任一款要求。高能转子是指具有充足动能的任何旋转体，当它发生故障时会使周围的结构、导线和设备损坏。民用运输类旋翼航空器含高能转子的设备通常为：空调系统的空气循环机、再循环风扇、电子设备冷却风扇，电源系统的组合驱动发动机、辅助发电机，液压系统的电动液压泵，本条所述的高能转子不包括涡轮轴发动机及辅助动力装置的转子。

第29.1461条(b)款提出了三个方面的要求来保证设备的安全性，不但规定了转子机匣对“叶片”的包容性要求，还提出了对“转子”承受故障、振动、异常速度和异常温度的能力的要求，以及设备控制装置、系统和仪表设备在服役中不会超过高能转子完整性的使用限制。这是因为第27.1461条(b)款(1)项仅仅规定了对“叶片”破坏的包容性要求，而转子机匣对“叶片”的包容能力显然还不足以保证在对“转子”破坏的包容能力。为了防止“转子”破坏，设备控制装置、系统和仪表设备必须保证设备的使用限制不会被超过，确保设备中的高能转子能承受因故障、振动、异常速度和异常温度引起的损伤。

第 29.1461 条(c)款对转子机匣的包容性提出了比第 29.1461 条(b)款更高的要求，但不需要对防止“转子”破坏进行更多的考虑。由于转子机匣有很好的包容性，即使“转子”破坏，也不会影响其它的系统或设备。

第 29.1461 条(d)款规定了高能转子非包容性的设计考虑。因为虽然通常情况下制造商会采取一定的预防措施，使设备转子机匣能包容住高能转子或叶片破坏所引起的损伤，但在有些情况下，由于考虑到重量、尺寸、经济性等各方面条件的限制，不宜使用这种包容性的设计思想。此时，可对受影响的相关系统和设备采取必要的分离、冗余和保护等措施，确保非包容性高能转子设备的转子和叶片的碎片对安全造成的影响最小。要求含高能转子的设备，必须安装在当转子破坏时，即不会危及乘员安全也不会对继续安全飞行产生不利影响的部位。

2. 可接受的符合性方法

本条款是通过设计评审、分析/计算、安全性分析或设备鉴定检查来验证条款的符合性，验证时含高能转子的设备的功能与安装应满足第 29.1301 条与第 29.1309 条的规定。。

(1)可以通过分析和试验的组合来表明符合第 29.1461 条(b)款。采用 FMEA 和应力分析再加上动力试验，即可验证转子是否经受得住由环境影响所致的损伤，其转子的外壳能否包容得住可能从转轴上脱离的任何零部件。分析和试验应包括对控制装置能力的演示，以防止超出限制。

(2)如已选定要符合第 29.1461 条(c)款，则必需进行试验，以演示在所有速度控制装置均不工作的情况下，在转子以可达到的最高速度运转时，能包容得住高能转子因任何型式故障所甩出的所有零部件。其包容性不得损坏属继续安全飞行必备的任何部件、系统或周围结构。

(3)如已选定要符合第 29.1461 条(d)款，则高能转子的位置必须选择这样的区域：其中未包容住的破损零部件不会损坏属继续安全飞行必备的其它部件、系统或周围结构；还必须表明不存在未包容住的破损零部件进入客舱区域和危及任何乘员的可能性。

AC 29.1501 使用限制和资料总则

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款明确需制定旋翼航空器使用限制和安全运行所必需的资料，还要求按照 G 分部各条款要求所确定的相关资料应方便飞行机组使用。

第 29.1501 条(a)款规定了旋翼航空器必须制定的使用限制和资料，这些使用限制的具体要求在第 29.1503 条至第 29.1527 条中提出，包括空速限制、旋翼限制、高度-速度包线、重量限制、重心限制、动力装置限制、辅助动力装置限制、最小飞行机组、运行类型，以及旋翼航空器安全运行所必需的其它限制和资料。

第 29.1501 条(b)款规定了这些使用限制和资料一般通过标记、标牌和飞行手册等方式提供飞行机组使用，第 29.1541-29.1565 条规定了旋翼航空器必须具有的标记和标牌并符合相关制定要求，第 29.1581-29.1589 条规定了飞行手册必须包含的内容和格式。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.1501 条要求的可接受的符合性方法为设计评审。

(1)根据旋翼航空器各系统设计说明和试验报告等文件，制定安全运行所必需的使用限制和资料，包括第 29.1503-29.1527 条所规定的使用限制，即空速限制、旋翼限制、高度-速度包线、重量限制、重心限制、动力装置限制、辅助动力装置限制、最小飞行机组、运行类型，以及旋翼航空器安全运行所必需的其它限制和资料，通过标记、标牌和飞行手册等方式将制定的使用限制和资料提供飞行机组使用。

(2)提供设计图纸或编制设计说明，说明在旋翼航空器上设置的所有标记和标牌，应包含第 29.1541-29.1565 条规定的标记和标牌，并符合相关制定要求。

(3)根据旋翼航空器各系统设计说明和试验报告等文件，编制飞行手册，其内容应包含第 29.1583-29.1589 条要求的使用限制、使用程序、性能资料和装载资料，以及使飞行机组能在规定的限制包线内安全操作旋翼航空器所必需的其它资料。

AC 29.1503 空速限制：总则

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款要求所有旋翼航空器都要制定安全运行的空速限制。如果安全运行的空速限制随使用条件（旋翼转速、功率等）、环境条件（高度和温度）、旋翼航空器构型（总重、重心和外部设备）或运行类型（有

地效、仪表飞行规则（IFR）等）变化，则必须制定与这些因素临界组合相对应的空速限制。

2. 可接受的符合性方法

满足第29.1503条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、分析/计算、地面试验和飞行试验。

(1)空速限制

通过试验或分析制定各因素临界组合的空速限制，并通过飞行试验进行验证。旋翼航空器典型的空速限制如下：

(a)V_{NE}(有动力)

参见AC 29.1505中的规定。

(b)V_{NE}(一台发动机不工作（OEI））

参见AC 29.1505中的规定。

(c)V_{NE}(无动力)

参见AC 29.1505中的规定。

(d)V_{LO}

应演示旋翼航空器在V_{LO}时对结构、起落架的操纵特性和旋翼航空器操纵性等要求的符合性。

(e)V_{LE}

如果V_{LE}不同于V_{LO}，则应演示旋翼航空器在V_{LE}时对结构、起落架的操纵特性和旋翼航空器操纵性等要求的符合性。

(f)最小空速限制

最小空速限制可以制定为重量、空速和温度的函数。

(g)V_{MINI}

应演示符合IFR操纵品质要求的最小速度，并将其制定为IFR使用限制。

(h)最大侧飞和后飞空速

在旋翼航空器飞行手册中，应给出经演示的最大侧飞空速或悬停最大允许侧风风速和最大后飞空速或悬停大允许顺风风速。如果最大侧飞和后飞空速受操纵余量限制，则应把它们列在旋翼航空器飞行手册的限制章节中；如果在旋翼航空器构型和环境条件的临界组合下还有足够的操纵余量，则最大侧飞和后飞空速既可以列在性能章节中，也可以列在限制章节中。

(i)特殊构型或特种设备的最大空速

特殊更改或外部改型，通常需要给出附加空速限制，例如:

(i)门打开或拆下;

(ii)外部绞车、货物吊挂（收藏式）;

(iii)固定的或应急漂浮起落架;

(iv)外部航空电子设备（大的天线、电缆等）;

(v)外部燃油箱;

(vi)滑橇缓冲器（垫）或基于标准滑橇式起落架的改型雪橇装置。

(j)必装设备故障后的最大空速

必装设备是旋翼航空器在整个经批准的使用包线内符合适航要求所必需的辅助设备，如增稳系统，需要制定这些设备部分或全部故障后的空速限制，以满足故障后的安全运行要求。通常需要制定故障后最大空速限制的辅助设备包括:

(i)增稳系统（SAS）;

(ii)自动飞行控制系统（AFCS）;

(iii)电传操纵升降舵系统（FBW）;

(iv)大气数据计算机系统（ADC）。

(2)地速限制

装有轮式起落架的旋翼航空器应制定地速限制，以满足地面操纵特性、结构强度和地面载荷的符合性要求。在旋翼航空器飞行手册中，地速限制通常列在空速限制小节内。由于驾驶员根据指示空速和风速、风向等信息来估计地速可能存在误差，因此在制定地速限制时必须留有足够的安全余量。旋翼航空器典型的地速限制如下:

(a)最大起飞或着陆地速

装有轮式起落架的旋翼航空器在起飞和着陆时，能安全使用的最大地速，应根据起落架限制或地面操纵性限制来确定，该速度应不小于经批准正常起飞和着陆最大密度高度上的着陆接地速度。

(b)使用刹车的最大地速

装有轮式起落架的旋翼航空器，应制定允许使用机轮刹车（不超过最大刹车能量）的最大地速，并在旋翼航空器经批准的起飞和着陆包线内通过试验进行验证。可以通过分析来确定总重和密度高度的临界组合，以减小试验工作量。该速度应满足在批准的最大密度高度上着陆时使用

刹车的需求。

(c)其它地速限制

装有滑橇式起落架的旋翼航空器，应制定最大着陆接地速度，以满足结构符合性要求。选装设备，如漂浮设备、雪橇等，安装在常规滑橇式起落架上时，可能需要制定附加的最大着陆接地速度，该速度小于基本型的最大着陆接地速度。

AC 29.1505 不可超越速度

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款作为使用限制条款，要求制定有动力和无动力飞行的不可超越速度 V_{NE}，并规定了如何制定这些限制。

(1)有动力的限制

(a)所有发动机工作（AEO）

(i)所有发动机工作状态下的 V_{NE} 由设计制定，并通过飞行试验进行证实。V_{NE} 限制是经演示满足结构要求（第 29.309 条）、机动性和操纵性要求（第 29.143 条）、稳定性要求（第 29.173、29.175 条）和振动要求（第 29.251 条）的最保守值。有动力 V_{NE} 一般随密度高度或重量的增加而减小。旋翼转速的变化也可能带来 V_{NE} 的变化。本条款限定用于确定任一给定时刻 V_{NE} 的变量数目为两个，以便于单驾驶能容易地确定当前飞行状态下正确的 V_{NE}。申请人通常以压力高度和温度为变量确定 V_{NE}。该信息包含在飞行手册中并被制作成标牌。对于改型后重量增加的情况，局方接受按重量范围分类或包含在重量范围内的高度、温度、V_{NE} 限制。按本条要求计算出起飞重量，再制定用于整个飞行的合适速度限制图表或标牌。但基于纵向重心制定的 V_{NE} 图表或标牌是不可接受的，因为同一个图表可能不适用于全部飞行，这会导致驾驶员需要两个以上的变量来确定 V_{NE}。作为选择，如果采用装有大气数据计算机或类似设备的旋翼航空器，可以根据需要使用多个变量但最终以不多于两个参数来定义 V_{NE} 并清晰指示给驾驶员，那么这些旋翼航空器还必须制定一种一旦飞行中大气数据计算机系统发生故障、仍能满足本条对 V_{NE} 要求的方法。由于可变参数数量的限制，这种方法通常比自动系统更保守。

(ii)为满足结构要求（第 29.309 条）、振动要求（第 29.251 条）

和颤振要求（第 29.629 条），应限制所有发动机工作状态下的 V_{NE}，以使得在批准的任何高度和环境温度组合下、在 $1.11V_{NE}$ 时主旋翼翼尖马赫数不会超过经验证的最大值。以往旋翼航空器寒冷天气试验表明：前行桨叶桨尖的高马赫数压缩性效应，可能导致旋翼系统出现一些不希望的危险特性。在桨尖附近上表面形成的激波，使前行旋翼叶片压力中心后移，旋翼系统载荷增大，从而出现诸如旋翼摇晃这样的气动失稳，导致旋翼航空器的振动显著地增加，损害其静稳定性或动稳定性。这些在旋翼桨尖高马赫数时呈现出来的有害特性，一些是由特定旋翼系统的设计决定的。局方经验表明，过去审定的所有旋翼系统（铰接的、半刚性连接的、刚性连接的等）及以高前行旋翼桨叶桨尖马赫数评定的各种旋翼桨叶设计都存在某些不利特性。因此局方在制定本规章时，要求 V_{NE} 不大于经批准的高度、有动力旋翼转速和环境温度条件临界组合下，所证实的前行旋翼叶片桨尖马赫数效应最大速度的 0.9 倍。无动力下，获得的高于正常主旋翼转速的主旋翼桨尖马赫数不能用来制定最大有动力桨尖马赫数的 V_{NE} 限制。此外，由于与高桨尖马赫数有关的不利状态，会在小的或无告警状况下出现并迅速扩大，因此不允许将最大主旋翼桨尖马赫数的 V_{NE} 限制进行外推。

(iii)应制定使用超过最大连续功率（MCP）的最大速度，除非已在经批准的最大 V_{NE} 空速下使用起飞功率（TOP）验证了结构要求。TOP 通常是在相当低的空速下用于不大于 5 分钟的起飞和爬升，然而，局方经验表明，驾驶员会在比最佳爬升率速度高得多的空速下使用 TOP，除非在 RFM 中有禁止在特定空速以上使用 TOP 的专门限制。结构和疲劳的验证中一般不考虑在 V_{NE} 下使用 TOP 有关的载荷，因此应根据结构验证数据制定使用 TOP 的空速限制，以防止在高空速时故意使用 TOP 而出现累加的旋翼系统损伤和操纵机构载荷。

(b)一台发动机不工作（OEI）OEI 状态下的 V_{NE} 通常接近该旋翼航空器 OEI 状态下的 V_H，一般通过飞行试验来制定。必须演示剩余发动机失效时的最高速度。对于多于两台发动机的旋翼航空器，应制定“一台发动机工作状态下”的 V_{NE} 和最后剩下的一台发动机失效后仍具有满意操纵品质的速度。装有多于两台发动机的旋翼航空器可能有不同的 V_{NE} 值，取决于仍在工作的发动机数目。建议 OEI 状态下的 V_{NE} 不要明显低于 OEI 状态下的远航速度。对于最后一台发动机失效的情况，如果操纵品质不能

令人满意，比如旋翼转速降低到无动力瞬态限制以下或者在低于所有发动机工作状态下 V_{NE} 的速度时发现有任何其它不能接受的特性，那么对多发旋翼航空器可以制定一个 OEI 的 V_{NE}。

(2) 无动力限制

(a) 无动力 V_{NE} 可通过设计或飞行试验来制定，并应通过飞行试验证实。如果高速下自转时的操纵品质或稳定性是不可接受的，通常要求无动力 V_{NE} 小于最大有动力 V_{NE}。如果旋翼航空器出现不希望的或不允许的飞行品质，如在高速自转速度下有大的横向振动，也可采用无动力 V_{NE} 限制。无动力 V_{NE} 必须满足与有动力 V_{NE} 相同的操纵余量准则。本条要求无动力 V_{NE} 不得小于有动力 V_{NE} 和满足旋翼航空器爬升率要求速度两者的平均值。如果所选的无动力 V_{NE} 等于或大于无动力的远航速度，低于本条规定的速度，通过等效安全也是可以接受的。在任何情况下，无动力 V_{NE} 必须是一个足够高的实用速度。对 B 类旋翼航空器，要求进行从有动力 V_{NE} 到无动力 V_{NE} 的减速演示，或对具有 A 类发动机隔离的运输类旋翼航空器，要求进行从 OEI 的 V_{NE} 到无动力 V_{NE} 的减速演示，这种过渡必须在正常驾驶员的反应和驾驶技术条件下以可控制的方式进行。

(b) 除了对无动力 V_{NE} 的最低速度要求外，本规则还限制了无动力 V_{NE} 制定方法。无动力 V_{NE} 可能是一个恒定低于经批准的所有环境条件和总重组合下的有动力 V_{NE} 空速，也可能是随高度、温度或总重变化的一组空速，它们总是小于相同的环境条件和总重组合下有动力 V_{NE} 的常量，或在部分批准高度范围内某一恒定空速及其余批准高度范围内小于有动力 V_{NE} 某一恒定值的组合。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.1505 条要求的可接受符合性方法包括：设计评审、分析/计算和飞行试验。

(1) 设计评审

本条款说明文件主要为飞行手册，将制定并经过验证的不可超越速度写入飞行手册中供驾驶员使用。

(2) 分析/计算

为不可超越速度的分析/计算报告，计算包括有动力限制和无动力限制，其中有动力限制还包括所有发动机工作和一台发动机不工作的状态。

(3) 飞行试验

飞行试验用于验证在设计阶段所制定的相关不可超越速度的合理性，通过飞行试验以证实各类限制范围。通常在飞行特性飞行试验期间进行验证不同 V_{NE} 速度的试验。

本条涉及制定限制的飞行试验程序，其中操纵性试验程序见 AC 29.143，静稳定性试验程序见 AC 29.175，振动试验程序见 AC 29.251。

AC 29.1509 旋翼转速

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款作为使用限制条款，要求制定最小和最大无动力旋翼转速，还规定这些限制的上、下余量须经结构和飞行试验证实。除阐明无动力限制外，本条还要求制定最小有动力旋翼转速作为使用限制，并规定了最小有动力转速的适用条件。

(1) 无动力限制

无动力或自转转速限制由设计制定，通过结构试验验证，并在飞行试验证实。关键件必须至少按高于经批准最大转速 5％和低于经批准最小转速 5％的转速进行设计。这 5％的保守转速要求也应作为其它结构的安全系数纳入设计要求。确定的低于最小飞行转速（无动力）的瞬态限制应覆盖整个无动力着陆阶段。最大重量通常是该试验的临界重量。低转速时，大锥度角能导致高的旋翼叶片弯曲应力，还可能产生大的挥舞角或操纵性问题。高转速时，旋翼叶片上的离心力会达到其最大值，旋转零部件（如叶片连接件等）的应力水平可能最为临界。如果某型号的最小和最大重量相差悬殊，申请人可以根据重量选定两个无动力转速范围。这需要保证在总距完全放下时有合适的无动力旋翼转速，而不需要在最大重量时有非常低的无动力旋翼转速，因为这种情况不适合服役旋翼航空器的运行。如果需要，也可以批准发动机失效状态下的瞬态无动力转速范围，但必须经过结构和试飞验证。

(2) 有动力限制

制定的最小有动力旋翼转速应不小于满足结构要求的最小旋翼转速。最小有动力转速也不能小于旋翼航空器试飞期间任何临界机动所达到的值。不同于无动力的，有动力旋翼转速限制不要求验证值与限制值之间有 5％的余量。制定最小有动力限制值时，还要考虑第 29.33 条(a)

款(1)项和(c)款(1)项要求：其中(a)款(1)项保证最小有动力转速值应足够低，以适应预期机动和功率改变而出现的转速值；(c)款(1)项的最小有动力转速不得低于最小无动力转速值，对单发旋翼航空器，这是保证当发动机失效时有一定的能力过渡到无动力飞行状态。对多发旋翼航空器，应允许从有动力状态过渡到无动力，如从巡航状态过渡到无动力下降状态。尽管本条未特别提到最大有动力限制值，但根据第29.309条，它必须作为一个限制来制定。基于有动力飞行平稳过渡到无动力飞行的考虑（见第29.141条(b)款），类似于上述最小有动力的情况，可以推断最大有动力转速的限制不大于最大无动力转速限制。

(3)瞬态限制

瞬态限制必须以类似的方法验证和批准。瞬态限制可能在稳定状态的“红线”限制以外。

2. 可接受的符合性方法

满足第29.1509条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、分析/计算和飞行试验。

(1)设计评审

本条款说明文件主要为飞行手册，将制定并经过验证的旋翼转速限制写入飞行手册中供驾驶员使用。

(2)分析/计算

本条款分析/计算文件主要为相关旋翼转速限制的分析/计算报告，包括无动力限制、有动力限制和瞬态限制三种情况。

(3)飞行试验

飞行试验用于验证在设计阶段所制定的相关旋翼转速限制的合理性，通过飞行试验以证实各类限制范围。

低于5%和高于5%自转状态的应力和振动验证试验，通常作为飞行应变测量的一部分进行。为获得本条款符合性证据，建议至少要请局方目击试验大纲中适用的部分和监视遥测装置或飞行记录数据，以证明符合要求。试验重量一般选取最大重量和合适的小重量。试验应在105%最大转速和95%最小转速下速度达到V_{NE}（无动力），以及最大和最小无动力转速下速度达到$1.11V_{NE}$（无动力）状态下进行。为了在高速状态下获得高的转速，正常的低距止动器可能需要下移，这需要在飞行应变测量

前与制造厂商协调，以确保达到必要的状态。在大重量、高总距、低旋翼转速和高前飞速度的组合情况下，在后行桨叶失速以前获得最小无动力转速可能是困难的。这种情况下，可以按第 29.1505 条(c)款减少 V_{NE}（无动力），也可以在高速状态的发动机失效试验期间，用瞬态方法来评估低转速的范围。当然，对桨叶失速的任何状态应仔细研究，建议用逐步递进方法。无动力着陆的瞬态低转速限制，只能通过实际的无动力着陆试飞获得，这种情况下，不要求有 5%的余量。

适当的最小和最大有动力转速值试验，可以在特定的局方飞行试验中进行。发动机和调速器响应必须能完成所有相应的飞行机动，而不会超过最小或最大有动力旋翼限制。与无动力情况类似，在严格验证后可以批准相应瞬态范围和限制。瞬态范围应采用上述类似的方法和技术进行测定。有动力转速的确定不仅要考虑旋翼系统，而且还要考虑发动机和传动系统特性，特别是保证其范围在 CCAR-33 部发动机批准的范围内；无动力范围必须包括适当的余量以避免潜在的、危险的传动系统现象，如传动轴的进动模态。

AC 29.1517 极限高度—速度包线

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款要求按第 29.87 条的要求制定极限高度-速度（H-V）包线作为 A 类旋翼航空器的一种使用限制。同时对于 B 类旋翼航空器，允许将 H-V 包线作为性能资料来提供。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.1517 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、分析/计算和飞行试验。

按照第 29.87 条要求制定的极限高度-速度包线应作为使用限制，或按照第 29.1583 条(f)款和第 29.1587(b)款(6)项要求作为性能资料包含在 RFM 中，参见 AC 29.87、AC 29.1583 和 AC 29.1587。

AC 29.1519 重量和重心

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款要求必须把满足结构限制并在飞行试验（按照第 29.25 条和第 29.27 条要求）中验证的重量和重心组合制定为使用限制。第 29.1583

条(c)款进一步要求把重量和重心限制编入旋翼航空器飞行手册的“限制”章中，包括最大重量限制、最小重量限制以及各重量对应的纵向重心限制和横向重心限制。

2. 可接受的符合性方法

满足第29.1519条要求的可接受的符合性方法为设计评审。

(1)应评估重心随燃油消耗的变化。在经批准的装载包线内起飞，随着燃油消耗，如果出现重量重心明显超出经批准重量和重心包线的现象，应在飞行手册中的装载和使用程序中说明，以避免出现这种情况。

(2)典型的装载状态不应超出经批准的重量-重心限制。应至少评估与旋翼航空器构型相适应的最大和最小重量的临界组合（包括燃油、乘客和机组成员）。如果有装载超出经批准的重量-重心限制，则应在旋翼航空器飞行手册适当章节中，进行专门的提示或告警说明。

AC 29.1521 动力装置限制

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款要求评估旋翼航空器的动力装置不同使用状态下的相关参数和使用条件，并制定其使用限制。CCAR-29部E分部相关条款及其验证指南阐述了动力装置限制的制定和验证的相关程序要求。

本条款要求以下几种类别的运行状态及其功率值作为动力装置限制，即起飞功率、连续功率、2.5分钟OEI功率、30分钟OEI功率、连续OEI功率、30秒OEI功率以及2分钟OEI功率，同时还应考虑到发动机和传动系统冷却以及所要求的最低燃油等级等附加的限制。其中，涉及到OEI功率状态的限制，一般称作OEI限制，是对多发旋翼航空器在一台发动机失效后的使用要求和限制。但条款中使用“除非另有规定”一词，则是允许申请人使用OEI功率开展OEI训练活动，前提是申请人必须完成必要的鉴定试验或采取了其它充分的安全措施。其中，30秒OEI功率和2分钟OEI功率的限制，还要求能够检测由于使用两种OEI功率所产生的任何损伤，并要求在发动机或直升机持续适航文件中提供检查这种损伤的程序。

2. 可接受的符合性方法

满足第29.1521条要求的可接受的符合性方法为设计评审。

(1)按照 CCAR-29 部 E 分部动力装置的要求，针对每种所要求的功率值，确定限制参数（详细程序可参加相关条款的咨询通报）。

(2)应通过第 29.1541 条规定的标牌、第 29.1549 条规定的仪表标记，以及第 29.1583 条(b)款规定的旋翼航空器飞行手册限制章节，向旋翼航空器机组提供按本条款制定的各种限制。

(3)对于 2.5 分钟 OEI 功率、30 分钟 OEI 功率以及连续 OEI 功率三种状态，由于第 29.923 条包含了旋翼传动系统在此三种 OEI 限制功率条件下的鉴定要求，以及第 29.1501 条(a)款要求将安全运行所需的资料制定为使用限制；因此，即使在第 29.1521 条中未作特别说明，仍要求制定 OEI 状态的动力装置限制。

(4)对于 30 秒 OEI 功率和 2 分钟 OEI 功率两种状态，这两个额定功率状态只能在同时申请时才能获得批准，即具有 30 秒 OEI 功率状态的旋翼航空器必须还要同时具有 2 分钟 OEI 功率，反之亦然。30 秒 OEI 功率和 2 分钟 OEI 功率状态，仅限于在一台发动机失效或预防性停车后，剩余发动机继续运转使用。在使用 30 秒 OEI 功率和 2 分钟 OEI 功率状态工作后，应对直升机或发动机进行损伤检查。损伤检查的程序应由直升机和发动机制造商制定，并且按照该程序应能够有效检查出由于使用该两种功率状态而造成的所有损伤。如上述第(3)节所述，即使在第 29.1521 条中未作特别说明，仍要求制定此两种 OEI 状态的动力装置限制。

(5)应特别注意，需要区分旋翼航空器动力装置限制与 CCAR-33 中制定的发动机限制。对于有些参数，这两种限制可能是一致的，但是发动机本身的能力往往会超过其安装在旋翼航空器上验证的最大限制。按照本条款所制定的限制，一般不超过根据 CCAR-33 部所制定的发动机限制，但如果申请人有要求，可以低于根据 CCAR-33 部所制定的发动机限制。

AC 29.1522 辅助动力装置限制

1. 条款要求解析/规章安全意图

1.1 第 29.1522 条

（1）安装在旋翼航空器上的任一种辅助动力装置（APU），应具有由设计和试验制定的使用限制。这些辅助动力装置的使用限制乃是组成旋翼航空器使用限制的一部分。

（2）CTSO-C77 规定了燃气涡轮辅助动力装置应满足的最低性能标准和限制，以便以 CTSO 标签来鉴定。

2. 可接受的符合性方法

（1）有关 APU 满足 CTSO-C77 要求的限制，应列在 APU 型号技术规格书中以及一本或多本手册中，手册应包含该 APU 安装、操作、使用、维护、修理和大修的说明。CTSO 所要求的这些手册的数据，应编在旋翼航空器飞行手册和维护手册中（如适用的话）。

（2）不满足 CTSO-C77 要求的 APU，应规定其设计和使用限制，并将这些限制编入适用的旋翼航空器手册的使用限制章中。CTSO-C77 可以用作确认和制定编入旋翼航空器飞行手册和维修手册中的详细数据指南。

AC 29.1523 最小飞行机组

1. 条款要求解析/规章安全意图

(1) 为保证旋翼航空器安全运行，本条款要求制定最小飞行机组作为使用限制。

(2) 最小飞行机组主要依据飞行机组对旋翼航空器安全运行的主观评估来确定。规章中的某些条款，如附件 B 直升机仪表飞行适航准则，单驾驶和双驾驶飞行机组的要求有明确的差异。然而，最小飞行机组的确定更主要的是以操纵器件位置、完成所要求任务的驾驶员工作量、运行类型以及旋翼航空器设计的总体复杂程度等方面的主观因素为基础。

(3) 旋翼航空器设计的最小飞行机组要求可能会随运行类型的变更而变化，例如许多旋翼航空器被批准为按 VFR 运行时仅要求单驾驶飞行机组，而按 IFR 运行时则要求双驾驶飞行机组。其他为满足型号合格审定要求但需要多于一个飞行机组成员的运行类型包括：夜间运行、进入已知结冰条件的运行、在降雪和扬雪中运行、延伸跨水运行以及外挂载重运行。

(4) 区别符合 CCAR-29 部型号合格审定的最小机组要求和符合其他规章（CCAR-61、CCAR-91、CCAR-135 部等）的最小机组要求是很重要的。一种旋翼航空器可能以单驾驶飞行机组通过型号合格审定，但对某些运行类型，按运行规章或因为工作环境增加了工作载荷的情况下，可能需要两个或更多的飞行机组成员。因此，申请人在设计早期阶段，应当仔

细考虑旋翼航空器各种可能的使用用途，在熟悉型号合格审定要求的同时，也要熟悉可能适用的运行规章要求。

(5)尽管旋翼航空器机长位置一般在右座，但如果驾驶员除操作旋翼航空器飞行所需的操纵器件外，必须在左座才能完成某些工作，如操纵油门关闭所有的发动机，对空速指示、高度指示、旋翼和发动机转速以及发动机扭矩和排气温度进行监控等，也可以采用左座为机长位置。审查组也应对这种机长位置的变化进行审定。

(6)局方鼓励申请人在设计阶段尽早与局方沟通，以便可进行某些定性评估工作，比如，驾驶舱布置图、仪表板实体模型、全尺寸驾驶舱实体模型等可用来确定操作器件的可达性，并用于某些操作方式下驾驶员工作量的评估。

2. 可接受的符合性方法

满足第29.1523条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审和飞行试验。

(1)总则

(a)对于新设计的旋翼航空器或设计更改，应制定系统的评定和试验计划。必须采用可接受的分析、模拟和飞行试验技术等方法来表明符合性。研究飞行机组组成的流程是，先进行驾驶舱设计工作量估算、测量，再进行飞行试验演示。确定的最小飞行机组应按第29.1583条(d)款的规定编入飞行手册的限制章节中。

(b)申请人应在设计初期进行相关分析，综合考虑驾驶舱设计的有效性、灵活性、可靠性、适用性以及与参考机型对比的有效性，来选择合适的分析方法。

(2)分析方法

(a)时间线分析法是一种用于工作量分析的方法，该方法将工作量定义为用于执行任务的时间百分比。该方法可用于各种飞行阶段，并能够获得其在操作上重要的时间数据，该方法还适用于评定与驾驶员工作(如飞行操纵和数据输入）有关的驾驶舱更改。采用该方法通常的做法是仔细地选择典型运行程序下（包括正常的和非正常程序）的飞行场景和时间段，当任务有严格的操作时间限制时，采用时间线性分析法可获得非常有用的数据。该方法的适用性在很大程度上依赖于对其时间数据的准确评判。虽然没有绝对的标准来对所获得的时间数据进行评分，但这些

记录可以识别出工作量有增加的情况，以便后续可在模拟器或飞行中进行进一步测试，并且可以与已证实过航空器上公开的工作量进行比较。驾驶舱变化对驾驶员计划和决策的影响，是很难用这种方法来确定。

(b) 判定一个新设计是否可以接受，最常用的方法是将新设计与已在运营使用中经过验证的设计进行对比。采用可接受的人为因素工程评定技术，将新设计与已知的基准设计进行比较，可以有把握地确定新设计所涉及的更改是否能够达到预期的结果。在设计新驾驶舱时，可能涉及以下变化：某些设备替换传统设备、驾驶舱一定程度上的重新布置，新的航电系统安装到现有的仪表板上，新的自动化系统替代当前的显示器和控制器件等。由于驾驶舱设计过程具有继承性特点，通常有一个可供参考的设计，该参考设计一般经过运营使用所验证。如果驾驶舱新设计体现出对于该参考设计的发展、改进或其他相对差异，则可以与该参考设计进行直接的对比。应对参考设计的运营使用经验进行研究，以识别出现有问题并予以消除。

(c) 如果审查组经初步分析识别出了存在潜在问题的方面，则这些方面应进行全面的评定并收集充分的数据，以验证第 29.1523 条的符合性。申请人在向局方提交验证计划时，应充分地说明上述局方关切问题。

(d) 如果新设计在自动化水平或驾驶员职责方面出现显著的更改，则与参考设计的对比分析可能没有实际价值。如果缺乏完成正常程序和应急程序所需的准确时间数据，则需要进行更完整、真实的模拟试验和飞行试验。

(3) 试验

(a) 最小飞行机组的确定，应由有经验的、经过训练的、仍在该类航空器上服役的试飞员驾驶该旋翼航空器进行飞行试验，以给出最终结论。从飞行试验中得到的结论要比从前期模拟器试验或其它综合的或计算模型程序中得到的结论更可靠。

(b) 试验大纲中应说明下列的工作职能和工作量因素。例如，有关通信工作量的评定应包括在要批准环境条件下正常地操作航空器所需的基本工作量中。其目的是在真实的、有代表性的空中交通和天气条件下，来评定建议飞行机组成员的工作量。

(i) 基本工作职能

应考虑下列基本工作职能:

1) 飞行航迹控制;

2) 防撞;

3) 导航;

4) 通信;

5) 飞机发动机和系统的操作和监控;

6) 指挥决策。

(ii) 工作量因素

为确定最小飞行机组而进行分析和验证工作量时，主要考虑下列工作量因素:

1) 对所有必需的飞行、动力装置和设备操纵器件（包括燃油应急切断阀、电气控制器件、电子控制器件、增压系统操纵器件和发动机操纵器件）进行操作的可达性和简便程度;

2) 所有必需的仪表和故障警告装置（例如火警、电气系统故障和其它故障的指示器或告戒指示器）的可达性和醒目程度，并考虑这些仪表或装置引导进行适当纠正处置的程度;

3) 操作程序的数量、紧迫性和复杂性。特别要考虑由于重心、结构或其它适航性的原因而强制采用的专用燃油管理程序，以及发动机自始至终依靠单一油箱或油源（其它油箱如果贮有燃油，则自动向该油箱或油源输油）供油而运转的能力;

4) 在正常操作以及判断、应对故障和应急情况时消耗精力和体力的大小和持续时间;

5) 在航路飞行中，需对燃油、液压、电气、电子、除冰和其它系统进行监控的程度;

6) 需要机组成员离开原定工作位置才能完成的动作，包括: 查看飞机的系统、应急操作操纵器件和处理任何隔舱的应急情况;

7) 飞机系统的自动化程度，自动化是指系统在发生故障或失效后，能自动切断、自动隔离由此引起的障碍，从而减少飞行机组为防止丧失能源（飞行操纵系统或其它主要系统的液压源、电源）所需的动作;

8) 通讯和导航的工作量;

9) 由于任一应急情况可导致其它应急情况而增加工作量的可能性。

AC 29.1525 运行类型

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款要求制定旋翼航空器的运行类型（例如 VFR、IFR、昼间、夜间、结冰条件等）作为使用限制。旋翼航空器的运行类型必须按照适用的合格审定要求进行符合性演示（主要是飞行演示），所装设备应满足运行规章对相应运行类型的设备要求。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.1525 条要求的可接受的符合性方法为设计评审。

根据旋翼航空器的设计特征和预期用途，确定申请的运行类型及相应的配装设备，对适用的合格审定要求进行符合性演示（主要是飞行演示），这些符合性演示在表明相应条款符合性时完成。

CCAR-29 部的基本飞行特性要求是按昼间 VFR 运行制定的；夜间 VFR 运行的要求在第 29.141 条(c)款和运行规章中规定；IFR 运行的要求在第 29.141 条(c)款和附件 B 中规定，IFR 运行的设备要求在运行规章中规定；外挂载重运行的要求在第 29.25 条(c)款和第 29.865 条(c)款中以及运行规章 CCAR-91 部中规定。

第 29.1583 条(d)款进一步要求经批准的运行类型必须在旋翼航空器飞行手册的限制章节中列出。昼间 VFR 运行类型之外所必需的设备，应在旋翼航空器飞行手册的限制章中列出。

AC 29.1527 最大使用高度

1. 条款要求解析/规章安全意图

(1)本条款要求制定旋翼航空器安全运行所允许使用的最大使用高度作为使用限制，目的是确定航线飞行的限制高度。最大起飞和着陆高度要求在第 29.51、29.53、29.59、29.63、29.75 和 29.143 条等条中规定（参见《运输类旋翼航空器适航规定第 29.45 条性能总则适航符合性验证指南》）。最大使用高度在表明符合 CCAR-29 部各分部关于飞行、结构、动力装置、设备或相关功能的要求时确定。通常先由申请人规定最大使用高度，然后在整个审定计划实施中通过各专业予以证实。

(2)最大使用高度应以压力高度表示，除非给驾驶员提供了监视相应高度限制的手段（例如，若以密度高度表示规定的最大高度，则采用密

度高度指示器）。

(3)按第 29.1583 条的有关要求，最大使用高度应在飞行手册限制章节中列出，并明确和说明各限制因素。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.1527 条要求的可接受的符合性方法为设计评审。

局方各专业审查时都应确保数据和试验能足够正确地验证并确认所有关键航空器设备的最大使用高度。设计或经验证的最大高度，应在型号检查核准书中列出。

飞行试验大纲必须至少包括一项批准最大高度的飞行试验，并且这次飞行必须包括对所有关键航空器设备的功能测试。依据第 29.21 条(b)款的相关规定，这项试验结果不允许外推。

AC 29.1529 持续适航文件

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条是对运输类旋翼航空器持续适航文件的要求，规定申请人必须根据 CCAR-29 部附件 A 编制适航当局可接受的持续适航文件，来保证航空器按照制造厂家指定准确详尽、便于使用的持续适航文件来使用和维修。

持续适航文件包括维护手册、维护说明书、维修可接近性说明、特种检查资料、结构防护处理资料、结构紧固件资料、专用工具清单、适航限制部分等手册及资料。对航空器持续适航文件的批准和认可是适航审定部门和飞行标准司航空器评审部门共同的职责。由适航审定部门负责审查的持续适航文件必须在颁发型号合格证前获得批准。其余持续适航文件可以不在颁发型号合格证之前完成，但申请人应提交相应的完成计划，确保持续适航文件在交付第一架航空器之前或者在颁发标准适航证之前完成并得到批准或认可。

与飞机设计相比，旋翼航空器型号设计具有一定独特性：传动系统、旋翼系统以及飞行操纵系统的某些元件包含许多关键部件，可能会受到使用条件和服役时间的不利影响。如果这些零部件在型号合格审定过程中确定了有限寿命，并且适航当局认定这些零部件的强制性检查和（或）更换对于保持旋翼航空器适航性是必须的，那么适航当局批准的适航限制部分应当包括诸如齿轮组件、轴承等这类旋翼航空器型号设计项目。

例如，一个传动齿条、齿轮或轴承在完成地面耐久性试验或审定飞行试验后能够表明是可服役的。但是，针对该部件的强制性检查或更换对于旋翼航空器型号设计的适航性十分重要，而且对于型号合格审定也是必须的。部件的大修间隔时间（TBO）不属于适航限制。如果需要对一个组件中的零件进行检查或更换，那么检查间隔或更换时间以及零部件编号应当包含在适航限制中。其检查间隔或更换时间可能与组件的建议大修间隔相同，也可能不同。

相关部件必须用零件号（或等效的）和序列号（或等效的）来进行标识。由于第 29.571 条或其他条款而要求检查或更换的零件/部件的零件号，必须在手册的适航限制部分中列出或者在手册其他独立、分开的章节中列出。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.1529 条要求的可接受的符合性方法主要是设计评审。一般符合性验证流程如下:

(1) 计划

结合旋翼航空器的设计特点和数据，根据第 29.1529 条和附件 A 的要求制定旋翼航空器持续适航文件编制方案和计划，规划需要编制的持续适航文件的种类和要求。

(2) 编制

根据第 29.1529 条和附件 A 的要求，按照局方认可的持续适航文件编制方案和计划，编制适用于合格审定型号项目的持续适航文件。

(3) 提交

申请人向局方提交持续适航文件及其他授权的技术出版物，例如，发动机和零部件的持续适航文件。

(4) 评估

局方评估申请人的持续适航文件，确定其是否满足第 29.1529 条和附件 A 的要求。

(5) 认可/批准

局方在持续适航文件有效页清单上通过带日期的签署对持续适航文件进行认可或批准。

适航限制部分包含的信息主要但并非完全来自于按照第 29.571 条批

准的数据。除了更换时间和检查，疲劳评定中制定的一些基本使用假设，其能被运营人可靠地评估（如地-空-地循环数），也应当识别在适航限制部分中。这些应在适航限制中注明，以便用户采取相应措施（相关内容参见 AC 29 MG 16）。手册中适航限制部分必须在型号合格审定之前完成批准。

对于有限疲劳寿命零部件必须使用零件号和序列号进行标识。由于电弧局部高温可能导致内部电弧、表面点蚀和物理或化学特性变化，因此，不应使用电弧标记方法。可以使用振动铅笔、铭牌或永久墨水。但是，为获得更永久的标记号码，应在每个零件上注明序列号以使得零件上的材料被镦粗或替换。当材料被镦粗或替换时，不得损害部件的完整性和疲劳容限，例如，应选用最小临界应力区或最小应力区。对于一些小零件，允许采用与零件号和系列号等效的方式进行标记。

AC 29.1541 标记和标牌：总则

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款是关于旋翼航空器上标记和标牌的总则性要求。

(1)第 29.1541 条(a)款要求旋翼航空器必须装有第 29.1545 条至第 29.1565 条规定的标记和标牌,和为保证旋翼航空器上各个系统和仪表存在的特殊设计、使用或操纵特性安全运行所必需附加的信息、标记和标牌。

(a)第 29.1541 条(a)款(1)项要求的第 29.1545 条至第 29.1565 条规定的标记和标牌包括:

(i)空速表必须在相应指示空速处作标记。见 CCAR-29 部第 29.1545 条。

(ii)磁航向指示器上或其近旁必须装有标牌。见 CCAR-29 部第 29.1547 条。

(iii)动力装置仪表的相应标示内容。见 CCAR-29 部第 29.1549 条。

(iv)滑油油量指示器的油量指示标记。见 CCAR-29 部第 29.1551 条。

(v)燃油油量表的校准标示。见 CCAR-29 部第 29.1553 条。

(vi)操纵器件标记。见 CCAR-29 部第 29.1555 条。

(vii)每个行李舱和货舱以及每一配重位置必须装有限制标牌。见 CCAR-29 部第 29.1557 条(a)款。

(viii)座椅承受的最大容许重量低于77公斤时，必须在座椅结构上安装标注该较低重量的标牌。见CCAR-29部第29.1557条(b)款。

(ix)燃滑油加注口标记。见CCAR-29部第29.1557条(c)款。

(x)应急出口指示位置和使用方法的标牌。见CCAR-29部第29.1557条(d)款。

(xi)使用限制标牌。见CCAR-29部第29.1559条。

(xii)应急情况下由机组操作的安全设备操纵器件的操作方法标牌。见CCAR-29部第29.1561条(a)款。

(xiii)装有灭火瓶、信号装置或其它救生设备的锁柜或隔间等必须有位置标记。见CCAR-29部第29.1561(b)款。

(xiv)尾桨标记。见CCAR-29部第29.1565款。

(b)第29.1541条(a)款(2)项要求的是为保证旋翼航空器上存在的特殊设计和使用或操纵特性安全运行所必需附加的信息、标记和标牌。

根据各个机型的具体设计，旋翼航空器上如果存在具有特殊设计和使用或操纵特性的系统或设备，为保证这些系统和设备能够安全运行，必须附加所需的信息、仪表标记和标牌。

(2)第29.1541条(b)款要求第29.1541条(b)款要求第29.1541条(a)款要求安装的标记和标牌应该满足如下要求:

第29.1541条(b)款(1)项要求标记和标牌安装的位置、环境及文字和图案设计必须醒目，保证其易于被旋翼航空器上的乘员看到。

第29.1541条(b)款(2)项要求标记和标牌的材料和工艺能够保证其不容易被移除，其上信息不容易被旋翼航空器上的日常清洁工作擦除，或者导致走样或模糊。

2. 可接受的符合性方法

采用旋翼航空器标记和标牌设计图纸、飞行手册、符合性文件等设计资料，说明旋翼航空器上装有表明旋翼航空器上的使用限制的标记和标牌、表明旋翼航空器上存在的特殊设计、使用或操纵特性的标记和标牌、保证旋翼航空器安全运行所必需的标记和标牌、装有为保证系统和仪表安全运行所必须的标记和标牌。

对标记标牌的安装位置和周边环境进行描述，表明其醒目，易于被旋翼航空器上的乘员看到。

对标记标牌的材料、喷涂工艺进行描述，表明这些标记和标牌都不易擦去、走样或模糊。

AC 29.1543 仪表标记：总则

1. 条款要求解析/规章安全意图

在旋翼航空器上，仪表标记的标准化至关重要。如果仪表标记未标准化，会引起驾驶舱环境的严重混乱，大大增加驾驶员的工作负荷，甚至不同旋翼航空器上的类似仪表标记的指示意义完全相反，这在飞行员驾驶不同型别旋翼航空器的情况下，可能会导致灾难性的后果。

第 29.1543、29.1545 条和第 29.1549 条规定了旋翼航空器安全运行所需的基本仪表标记要求。但随着旋翼航空器采用了更多的发动机数量、OEI 状态、更精密仪表等，仪表标记变得越来越复杂，亟需更具体的仪表标记标准。

编制本符合性验证指南的目的是为了使旋翼航空器仪表标记全面标准化。本符合性验证指南可能不适用于仪表显示技术的发展过程中产生的新技术，例如阴极射线管（CRT）、液晶（LCD）、发光二极管（LED）等，但最重要的是理解指南所包含的原理方法和验证逻辑。仪表标记的目的是为了有助于快速、精确的判读仪表，好的仪表标记应使机组人员对旋翼航空器当前运行状态一目了然，最好的仪表标记往往是最简单的标记。

2. 可接受的符合性方法

满足本条款要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、工程符合性检查和飞行试验。

2.1 设计评审

通过图纸、设计报告、飞行手册等设计资料表明仪表标记符合第 29.1543、29.1545 和 29.1549 条条款要求。

(1) 限制

所有经验证并被批准的安全运行最大允许限制必须用红线标记，对于圆形表盘，用一条红色径向线标记其最大允许限制。如果对于安全运行还有一个最小允许限制，那么这个值也应当用一条红色（径向）线作标记。仪表标记的限制不得超过（但不必等于）型号合格证数据单上注明的限制。

通常情况下，为了防止混淆和避免机组人员出错，所有仪表最多在最大值和最小值上各标一条红色（径向）线，但是，如果采用局方可接受、对机组是易于判读的方式，也可以使用多条红色（径向）线。例如，在电子显示中，通过一次只显示一条红色径向线但能够自动切换的方式使用多条红色径向线标记。又例如，通过采用实线和虚线的区分方式，或者采用不同长度的区分方式，使多条红色径向线具有显著的区分特征。

(2) 正常运行范围

绿色一般用于指示旋翼航空器在地面和飞行中的正常工作状态。为了持续安全运行，仪表用绿色弧线或绿色直线标记每一个正常运行范围，但绿色弧线或绿色直线指示范围不得超出其最大和最小安全使用限制值。某些特定情况，在绿色弧线中加上空白或其他颜色也是可接受的。

如果申请人采用电子显示仪表，并决定不使用绿色来标识正常运行范围，则需要一个等效的安全性结论。

(3) 警告范围

时间限制范围、预警范围或对应要求执行特殊操作程序的范围，均应采用一黄色弧线或黄色直线作标记。例如，动力装置仪表用黄色弧线或黄色直线标记起飞和预警范围。

如果黄色范围是用来指示执行特殊操作程序的，那么在旋翼航空器飞行手册中应当包括这种特殊操作程序的说明。

(4) 红色弧线或范围

经验证明，当采用红色弧线标记最大使用限制值或最小使用限制值时，红线就失去了它的意义，所以应尽量不使用红色范围或红色弧线标记限制值。

一般使用红色来标记业已验证的航空器或部件的限制（最大限制值或最小限制值）。某个参数的限制“范围”不能简单理解为从“最小限制值”到“最大限制值”这段区间范围。此外，采用红色弧线来作标记往往意味着限制值不止一个，弧线刻度表示工作在某一个数值段范围内，红色范围的极值才是绝对限制值。因此，凡是可以规定单一限制值并用单一红色（径向）线对其作标记的情况，都必须避免采用红色范围或弧线这类模糊不清的标记。

如果发动机、旋翼、减速器、传动装置、风扇、转子等或这些动部

件组合的转速范围或往复运动速度范围会引起航空器过度振动或其他应力，则必须加以限制，并用红色弧线标记来表示，例如第 29.1549 条(d)款规定用红色弧线或红色直线标记由于瞬态振动应力过大而需要加以限制的发动机或旋翼转速范围。但是，如果这个限制范围是警告范围而不是禁止进入的范围，则建议用黄色弧线来标记。第 29.1553 条所规定的燃油油量表标记，可看作是红色弧线的一种特殊应用。

(5)综合仪表

当仪表参数的范围或限制值随其它参数变化而变化时，可以使用宽度上不连续的标记线，比如动力装置仪表可以用宽绿色弧线和窄绿色弧线分别表示全发正常范围和发动机停车范围。若使用综合仪表，就可以同时读取参数和其他参数对其范围或限制值的影响，如将范围标记连接到一个单独的驱动机构，这样范围标记就能够移动到根据影响因素确定的适用限制区域。虽然还没有适用的规章条款规定综合仪表的标记要求，但综合仪表可以显示要素更多、要素的配置方式也更灵活，更适用于仪表参数的范围或限制值随其它参数变化而变化的情况。因此，鼓励适用综合仪表，以减少范围标记或其它复杂标记的使用。

(6)OEI 标记

OEI 工作状态只在飞行时间的极小段时间内使用，因此，OEI 状态的标记不应占据显示的核心位置或遮盖影响其它标记。OEI 工作状态的标记应明显区别于所有发动机正常运行状态下的标记，并且不应破坏动力装置仪表标记的简单性和清晰性，一般情况下位于起飞限制红色径向线以外。一种可接受的 OEI 限制标记方法是用一条偏置（外侧或内侧）的黄色弧线标记从正常红色径向线到最大 OEI 额定功率限制，在 30 分钟额定限制值处划一条黄色径向虚线并在最大（2.5 分钟）OEI 额定功率限制值处划一条红色径向虚线。2.5 分钟和 30 分钟 OEI 功率状态标记，可以叠加在发动机功率仪表的起飞功率红线上。各仪表之间的 OEI 标记应当一致，如风扇转速（N_1）表或扭矩表上的 30 分钟标记，应当与发动机温度表上的 30 分钟标记相似。

30 秒钟 OEI 额定功率的使用，限于在一台发动机故障或预警关闭后临界运行阶段。在这临界运行阶段，不应要求机组监控发动机仪表以防超过额定值。第 29.1143 条(e)款要求对 30 秒钟 OEI 限制进行自动操纵，因此，对 30 秒钟 OEI 限制值不要求作标记。

(7)仪表标记的尺寸与位置

为满足仪表标记清晰可见的要求，采用下列尺寸作为标记的最小尺寸，足以在通常的 0.7112 米（28 英寸）视距，低光照条件下，识别反射性标记:

(a)红色径向线: 1.27 毫米（0.05 英寸）宽，7.62 毫米（0.30 英寸）长。

(b)红色、黄色或绿色弧线: 2.54 毫米（0.10 英寸）宽，长度匹配刻度范围要求。

(c)划绿色条纹的弧线: 该弧线与上述所代替的绿色弧线长、宽相等，而白色条纹为 1.27 毫米（0.05 英寸）宽。

对于机械式或机电式仪表，通常标记是直接标在仪表刻度上，也有将标记位于仪表盘玻璃罩上的情况。如果标记妨碍机组成员从正常驾驶位判读仪表，则应考虑将标记调整到刻度之上或之下的位置。如果标记位于仪表玻璃罩上，则应有措施使玻璃罩与刻度盘盘面保持正确定位的措施，且保持标记不模糊。

(8)电子显示器

电子显示器包括包括阴极射线管（CRT）、液晶（LCD）、发光二极管（LED）、电致发光（EL）或发光薄片（LEF）等显示器。电子显示器在航空器上的应用使仪表指示和仪表标记的设计有了较大的灵活性。电子显示器可以综合集成多个仪表显示，同时在显示方式上既可以实现外观与机电式或机械式仪表类似的刻度显示，又可以实现精准显示的纯数字显示，也还可以实现更丰富的仪表标记形式。例如，不必识别发动机正常工作状态，而仅用彩色标记指明非正常状态。如果所有非正常状态均可由仪表标记特殊设计特征充分表示，则不必有绿色标记。在被监视参数达到戒备或警告值前，可以采用淡黄色和淡红色进行标记，达到戒备或警告值时，相应的黄色或红色标记变亮以警告飞行机组。

电子显示器的各种颜色通常受到诸如亮度和频率响应等其他显示特性因素的制约，而且在不同光强和色温的环境照明下，其照射出的色彩不可避免地与反射色彩出现不同。尽管如此，在所有光强和环境照明的条件下，显示器的颜色必须是易于判别的。必须注意，黄（琥珀）色必须易于与红色和白色分辨，而绿色必须易于与蓝色分辨。如果电子显示

器中使用了其它任何颜色，则必须尽可能易于与条款规定的基本显示标记颜色区分开。

(9) 数字仪表

为了便于阐述说明，本指南讨论两种类型数字仪表：一种是由一列发光的线段组成，通过各发光线段序贯地发亮显示变化的数值，另一种是由形态为“8”的水平和垂直发光线段组成，可以显示数字值。

(a) 这两种数字仪表可适用于发动机滑油压力或温度等一般不需要显示趋势信息的参数，但如果用于指示发动机排气温度、扭矩或转速等瞬变参数时，则很难迅速得出参数的变化趋势。因为发光条图式仪表检测趋势信息的能力为单一发光线段提供分辨率的函数（例如：若每一转速百分比有两个发光线段，则其检测趋势信息的能力优于只有一个发光线段），而参数瞬变会使显示数值的仪表显示模糊，体现不了趋势信息。因此，当参数的变化趋势和变化速率对飞行安全有重要影响时，不宜使用单独的数字式仪表替代模拟仪表。

尽管可以通过补充规定弥补数字仪表的缺陷，仍须谨慎地处理只用数字仪表显示动力装置参数的情况，应基于具体情况进行逐项评估，并特别注意确保指示主要功率和转速参数的数字仪表可以提供足够的趋势信息。

(b) 对于发光条图式数字仪表和移动刻度带型仪表，要关注其靠近限制时的可识别性。必须在其刻度带表面或者数字显示处添加限制标记，或者提供其它方法提醒驾驶员，使其能预先防止靠近限制值，此外，还应标记出正常范围和警告范围的始末端。通常使用不同色码对这些范围和限制进行标记，如果移动刻度带或数字仪表的发光线段可以呈现出标记所需的不同颜色，则无需在移动刻度带或者数值显示处标色码。

(c) 直读式数字仪表不适合使用常规仪表标记，若要求其有某些对比限制值和工作范围的信息，可以采用将数字显示与模拟图像结合的方法，实现兼具精准定量显示和定性趋势指示特性；也可以采用由临界值传感器或逻辑系统激发的辅助显示（例如戒备或警告灯等）与数字仪表结合的方式引起飞行机组注意。若采用灯光辅助显示，则灯光应使用适当的颜色指示相应的使用范围，并且通常这种灯光不应闪烁。对于适航标准要求的仪表，通常不宜在仅有数字显示的仪表附近设置含有工作范围和限制信息的标牌。当标牌与辅助显示同时使用时，建议用相应的颜色进

行标记（即最大或最小限制用红色，限制运行时间的范围用黄色等）

(d) 在系统分析期间，应当评定数字仪表影响判读精度的故障模式，包括数字显示部分，并确保这些故障易于检测。系统应有相应的检测机制确保所有数字线段都正常工作。

(10) 辅助标记

为使仪表标记既标准化又不复杂，仪表标记应只包括局方批准的范围和使用限制。

对于特殊的情况，可能需要附加标记来表示附加信息，但应确保这些附加标记与条款要求不矛盾，并且是易于判读的，不会损害仪表和其他标记的识别和判读。例如，部分动力装置仪表参数仅能在动态条件下观测到，而且持续时间很短，不同于持续时间长的“稳态限制”，这种短时限制称作“瞬态限制”。为了表示这些“瞬态限制”对运行安全有影响，若该限制值在正常最大值的红色径向线以上，则可以用一红色三角、菱形或圆点来标记该“瞬态限制”。若该限制值在正常最大值的红色径向线以下，则可以用比红色径向线尺寸小的红/白相间的“理发店标志”来标记。同时应确保红色径向线始终是最显著的标记。对于电子显示器，当“瞬态限制”工作状态消失时，“瞬态限制”标记不适用于当前工作状态，标记应不显示。应在旋翼航空器飞行手册中明确每一瞬态标记的定义。

(11) 空速指示器

本符合性验证指南前述内容基本都适用于空速指示器，但还应注意以下特殊要求:

(a) 如果无动力的 V_{NE} 值小于有动力的 V_{NE}，则应在无动力 V_{NE} 处设置一红色的有交叉阴影径向线。

(b) 许多旋翼航空器在低速时常有空速指示不稳定、不可靠或不可重现的情况，当在这一速度范围运行时，应予以注意，可以在仪表上用一黄色弧线标记并在飞行手册中作适当说明。

(c) 空速指示器的各种标记的对象都应是指示空速值。

(d) 对于重要的起飞、着陆或限制速度，可以采用空速“蜂鸣器”这种听觉告警形式提醒机组人员。但为了不引起混淆，“蜂鸣器”的数量一般最多为两个。当然，“蜂鸣器”还可以用于除空速指示器外的其它

各类仪表中。

2.2 工程符合性检查

通过工程符合性检查，确认标记完整、清晰、易于理解且不易擦除。对于标记位于其玻璃罩上的仪表，应检查玻璃罩与刻度盘盘面能否保持正确定位。

2.3 飞行试验

所有仪表（显示器）的标记构型都应通过飞行试验评定，并正确评估振动及各种背景照明条件对仪表标记可读性的影响。对仪表标记的评定，最终的判据必须是：标记是否足以被飞行机组正确理解。

除非遮光罩能对仪表提供充分有效的遮挡，否则应结合驾驶舱和窗户的几何形状，表明在各种阳光照射的状态下，能够清晰识别仪表标记的信息，尤其是对于采用数字式发光线段的显示器，例如数字式雷达高度表或采用发光线段的垂直刻度仪表。

在评定时，要求机组人员无需身体上部移动或头部的大幅移动，所需仪表及仪表标记就应是清晰可见和易于判读的。任何由于视差而导致刻度标记或范围标记被遮蔽的现象是不可接受的。

如果航空器申请了夜间运行，则必须在夜间的照明条件下对每一必要的指示器进行评定，要求仪表和仪表标记在夜间具有同样可视性。在夜间照明条件下评定时，应特别注意可能使彩色仪表标记变化或模糊不清的照明特征。

AC 29.1545 空速表

参见 AC 29.1543。

AC 29.1547 磁航向指示器

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款是对旋翼航空器磁航向指示器标牌的适航要求，以确保飞行机组能够获得正确的磁航向角。需要注意的是，对于伺服罗盘系统（陀螺稳定磁航向指示器），一般不需要校准标牌。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.1547 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审和工程符合性检查。

(1)通过说明文件，表明磁航向指示器标牌符合本条款要求，说明内容包括:

(a)机上每个磁航向指示器上或其附近都装有标牌;

(b)标牌内容包括:

(i)进行罗差校准时的角度增量;

(ii)在发动机工作的平飞状态下，各角度的校准结果;

(iii)罗差校准时无线电接收机等设备或系统是否工作;

(iv)若某一用电设备工作或某些用电设备组合工作时，使磁罗盘发生了明显的偏差（不超过10°），应在标牌上标明这些用电设备，并在每个校准航向处，标明这些用电设备工作时的罗差。

(2)通过工程符合性检查，验证:

(a)标牌安装在磁航向指示器上或其附近;

(b)标牌上标明的内容要素齐全、状态明确。

AC 29.1549 动力装置仪表

参见AC 29.1543。

AC 29.1551 滑油油量指示器

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款的安全性目标是规定旋翼航空器每个滑油箱或减速器的滑油油量指示器有足够密的刻度标记，可以使机组成员能够准确判读滑油油量，确定是否在润滑对象（例如发动机或传动系统）正常工作所要求的范围内。

2. 可接受的符合性方法

满足第29.1551条要求的可接受的符合性方法包括:设计评审、地面试验和工程符合性检查。

(1)通过说明文件，说明滑油油量指示器的指示方法、刻度标记和单位符合润滑对象对滑油油量的需求。

滑油油量指示方法不是固定的,工业上目前应用较为常见的几种滑油油量指示方法包括:

(a)滑油油量指示器（一般在要求有大量储油时使用）;

(b)滑油油量杆（测量发动机滑油油量最常见的方法）;

(c)滑油油量目视指示器(多用于测量传动装置或减速器滑油油量)。

无论使用什么滑油油量指示方法,指示器都应有清晰且足够密的刻度标记,并采用适宜的计量单位,以使机组成员能准确判读滑油油量。例如,对大容量滑油油量指示器,其刻度单位常用 5L/10L(或美加仑)表示。对滑油油量杆这样只有最大和最低两个刻度的指示器,其刻度单位用 L(或美夸脱)表示。只有最大和最小两个刻度的目视指示器并不能指示精确的滑油油量值,但不影响对滑油油量的判断。

上述这些方法都已被证明是符合第 29.1551 条要求的可接受的方法。

(2)通过地面试验,验证滑油油量指示器指示油量与真实油量误差在规定范围内。

(3)通过工程符合性检查,滑油油量指示器刻度标记清晰可见,能够准确判读滑油油量。

AC 29.1553 燃油油量表

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款是对燃油油量表从零读数到最小读数的仪表标记要求。

由于燃油箱与燃油箱出口相关的设计构型(例如集油箱、非常规仰角或受航空器外形限制的特定燃油箱等)差异,不同燃油箱的不可用燃油油量可能会所有不同。本条款规定如果任一油箱的不可用燃油量超过 3.8 升(1 美加仑)且大于该油箱容量的 5%,则本条款要求适用,否则本条款要求不适用。

如果本条款要求适用,则应按本条款要求在燃油油量表上校准的零读数和平飞时能读得的最小读数间用红色弧线标记。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.1553 条要求的可接受的符合性方法包括:设计评审、地面试验和工程符合性检查。

(1)设计评审

通过燃油系统符合性报告说明每个燃油箱的构造、机上安装位置及容量,说明燃油箱配置油量表的情况,说明按第 29.959 条要求通过计算、测量或试验确定的每个油箱不可用燃油量。如果任一油箱的不可用燃油超过 3.8 升(1 美加仑)且大于其容量的 5%的情况,则本条款要求适用。

通过燃油系统符合性报告说明燃油油量表零读数和最小读数间是用

红色弧线标记的。其中，按第 29.959 条要求验证确定的燃油箱不可用燃油量值对应标记为燃油油量表的零读数；参考第 29.959 条不可用燃油确定符合性方法，通过计算、测量或试验得到的平飞状态下的不可用燃油量值对应标记为燃油油量表最小读数。

应在旋翼航空器飞行手册中对燃油油量表红色弧线标记进行说明，以使飞行机组明确其含义。

(2)机上地面试验

通过机上燃油排放试验（可结合表明对其它条款符合性的验证试验）对燃油油量表的最小读数进行校准。试验中，调整航空器姿态模拟使航空器处于平飞姿态的俯仰角，进行燃油排放试验，当燃油油量表指示值达到最小读数时记录并计算剩余不可用燃油量值与确定的平飞时不可用燃油量值是否匹配。

(3)工程符合性检查

通过工程符合性检查确认燃油油量表零读数与最小读数之间是用红色弧线标记的。

AC 29.1555 操纵器件标记

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条对操纵器件的标记提出了详细的要求，对动力装置燃油操纵器件、可用燃油量、附件、辅助设备和应急装置的操纵器件和起落架操纵器件给出了具体标记要求，并要求应急操纵器件必须标上红色。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.1555 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、飞行试验和工程符合性检查。

(1)除飞行主要操纵器件和功能显而易见的操纵器件外，座舱内的每一个操纵器件都必须作适当标记。飞行主要操纵器件包括周期变距杆、总距杆和脚蹬。只有那些传统的、普遍使用的操纵器件才能判定为功能显而易见的操纵器件，例如导航和通讯的控制钮、用于频率选择的缩尺同心旋钮等。然而，由于更先进的数字电子操纵器件的使用，调谐旋钮不能判定为功能显而易见的操纵器件，必须标明其功能和使用方法。

对于需要标记的操纵器件，应清晰明显地标示出其操纵功能和操作

方法。

(2)通过设计图纸或编制设计说明和工程符合性检查，确认动力装置燃油操纵器件的标记清晰，且不易擦除，以满足:

(a)燃油箱转换开关作出标记，以清晰地表明每个油箱和每种交输供油状态所对应的位置;

(b)如果要求按特定顺序使用油箱，对应油箱的转换开关上或其附近作出标记，以清晰地表明使用顺序;

(c)对于多发旋翼航空器，每个操纵阀门作出标记，以清晰地标明每台发动机所对应的位置。

(3)通过设计图纸或编制设计说明和工程符合性检查，确认按如下要求对可用燃油量进行了标记:

(a)对于无转换开关的燃油系统，应在燃油油量表上标明燃油系统的可用燃油量（具体要求参见AC 29.1553）;

(b)对于有转换开关的燃油系统，应在转换开关附近作出标记，以清晰地表明每个转换开关位置对应的可用燃油量。

(4)通过设计图纸或编制设计说明、工程符合性检查和飞行试验，确认附件、辅助设备和应急装置的操纵器件的标记满足以下要求:

(a)主要目视位置指示器，如指示旋翼桨距或起落架位置的指示器，其标记应在驾驶员视野范围内清晰可见、易于判读，以便在任何时候，驾驶员都能确定与指示器有关的操纵器件位置。

(b)起落架位置标记通常包括放下、中间/不安全、收起。可接受符号包括用箭头标示收起和放下、用叉线标示中间/不安全状态、彩色指示灯的各种组合以及上述所有的组合等。详细要求参见AC 29.729。

(c)应急装置操纵器件必须标上红色。应标上红色的应急操纵器件包括: 防火墙或应急燃油关闭、起落架放气或应急释放、灭火器、浮筒快速充气、货物挂钩释放和燃油排放等操纵器件。应在应急装置操纵器件上或其附近清楚地标明使用方法，如果是开关和按钮，其使用方法非常明显，则无需专门标记。

(5)通过设计图纸或编制设计说明、工程符合性检查和飞行试验，确认可收放式起落架的标记满足以下要求:

对于可收放式起落架，应在驾驶员视野范围内清晰地标明收放起落架时的最大飞行速度，通常在起落架操纵器件附近设置标牌或在空速表

内作适当标记。

AC 29.1557 其它标记和标牌

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条规定了行李舱、货舱和配重位置标牌、座椅标牌、燃油和滑油加油口标记以及应急出口标牌的具体要求。这些标记和标牌必须醒目且耐用，所包含的数据必须与经批准的旋翼航空器型号设计一致。

(1)行李、货物舱限制标牌应清晰地说明适用于该舱的所有限制，以避免机舱和地板以及配重安装超载。这些限制包括所装载的物品、尺寸、准确位置，以及所允许的最大重量和地板载重分布（如有）。对于配重，标牌应说明允许的配重种类（铅板、铅粒袋等）、准确位置以及最大许可重量。如果还有其他适用的限制，也应清晰地说明。标牌应放置在清晰可见的位置，并且不受开关舱门的遮挡。

(2)旋翼航空器的座椅设计应能够承受一定的垂直下降载荷，确保在发生硬着陆或坠毁时，保证乘员具有一定的生存能力。为满足这些载荷要求，应将 77 公斤制定为最小乘员设计重量。如果座椅是按小于 77 公斤的乘员设计和合格审定时，应在座椅醒目处设置标牌，标明设计许可重量为座椅乘员的重量限制。该标牌与旋翼航空器使用重量或装载限制无关。

(3)燃油箱和滑油油箱加油口必须按规定做上标记，以便为相应液体提供基本资料，如果装有压力加油/放油系统，还必须提供压力限制数据。对装涡轮发动机的旋翼航空器，若许用燃油牌号较多，在加油口附近进行标记比较困难，允许这一内容包括在飞行手册中，加油口附件标注参照飞行手册。

(4)应急出口标牌必须是醒目的、清晰的，确保不太熟悉或根本不熟悉航空器逃离程序的人员在极端紧张情况下能容易地识别和理解。

(5)按第 29.1541 条(b)款要求，标记和标牌必须醒目和耐用。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.1557 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审和工程符合性检查。

(1)通过设计图纸或编制设计说明和工程符合性检查，其他标记和标

牌的符合性。通常在颁发型号检查核准书（TIA）之前，进行工程符合性检查，以确保标记和标牌符合本条要求。在开展功能可靠性试飞之前，应按“批生产”型完成完整的标记和标牌。作为验证本条符合性的一部分，在进行功能可靠性试飞期间，检查标记和标牌的符合性。应通过检查颜色对比度，来确认所有喷漆方案的符合性。

(2) 允许的最大重量和地板载重分布以及可能的行李系留和防护说明，一般包括在货舱标记中。醒目且耐用的标牌、模板印刷或等效物，可以置于舱门、舱壁等地方。

(3) 燃油箱和滑油油箱加油口标记，应检查文字和衬底之间的颜色对比度，标记的可见度不应受喷漆图案或颜色改变的影响。燃油箱和滑油油箱加油口标记不能采用模板印刷标记。

(4) 应急出口的标记要求包含在 AC 29.807 中。应急出口标记（内部）应能从座舱中最远的座位处清晰识别，操作手柄或装置的标示和使用说明可在 76 厘米（30 英寸）距离处清晰识别。应急出口的外部标记，应满足第 29.811 条颜色对比度的要求，深色的反射率和浅色的反射率必须至少相差 30％。

(5) 燃油箱加油口标记，可以采用彩色编码标识的形式，但应满足下列要求:

(a) 彩色编码标识应包含燃油箱加油口标记所要求的信息，且所含其他信息与航空器的审定基础所要求的信息不冲突。

(b) 对于装有活塞发动机的旋翼航空器，表明燃油箱加油口标记要求的符合性时可以采用彩色编码标识，彩色编码标识应包含规章要求加油口标记所要求的全部信息。旋翼航空器的审定基础，所要求的附加信息，如“可用燃油量”等，也应包含在彩色编码标识中。用于补充彩色编码标识的信息，必须以可接受的方式标在加油口盖上或附近位置。标识上的术语“航空汽油”与规章中的术语“燃油”意思相同。

(c) 对于装有涡轮发动机的旋翼航空器，表明燃油箱加油口标记要求的符合性时可以采用彩色编码标识作为补充。燃油牌号、燃油添加剂和压力限制数据等信息必须以可接受的方式标在加油盖上或附近位置。

AC 29.1559 限制标牌

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条规定了限制标牌的内容和位置要求，限制标牌应标明旋翼航空器经批准的运行类型，并位于驾驶员视野范围内，以确保驾驶员能够清晰地获取旋翼航空器获得批准的运行类型等相关信息。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.1559 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审和工程符合性检查。

(1)设计评审

限制标牌内容应包括旋翼航空器所具备的并经批准的运行类型，如 VFR、IFR、昼间、夜间或结冰条件等。

(2)工程符合性检查

通过机上检查确认限制标牌是否位于驾驶员视野范围内，并且清晰可见、易于判读。如果采用双驾驶布局，单个标牌也可能满足条款要求，但必须由试飞机组评定。

AC 29.1561 安全设备

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款要求每项安全设备必须有识别或位置标记，以及机组使用操纵器件的操作方法资料。按照第 29.1541 条要求，标记和标牌必须是明显且耐用的，乘客和机组人员都应能容易地识别并正确使用安全设备。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.1561 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审和工程符合性检查。

(1)设计评审

通过图纸和设计说明文件明确：每项安全设备有识别或位置标记，以及机组使用操纵器件的操作资料；装有灭火瓶、信号装置和其他救生设备的锁柜、隔间或织带，都做上标记，以识别里面的设备。

(2)工程符合性检查

通过工程符合性检查，确认安全设备的标记标牌符合条款要求。

(a)安全设备的操纵器件，如救生筏或其它安全设备的控制杆或锁柄等，应清晰地标记，并标明使用方法。可以使用模板印刷、永久性的贴花、标牌或其它永久性的标签或说明等方式。

(b)用来存放救生衣等安全设备的储物柜、舱或袋，应做上标记，以

识别里面的设备。如果存放这些设备的位置不明显，还要标出取用或操作设备的方法或措施。

(c)安全设备应进行标记，并提供使用和操作说明。按第 29.1555 条(d)款(2)项要求，应急操纵标记应使用红底白字（或相反）。

(d)根据第 29.811 条(b)款和(e)款(1)项规定，安全设备的位置标示应在白天应可以从客舱内最远处的座位或从距离等于客舱宽度的地方，清晰识别。操作说明应可以从相距 760 毫米（30 英寸）处看清，建议汉字字高至少为 40 毫米、英文字高为 25 毫米（1 英寸）。

(e)每只救生筏及其安装设备都必须有易识别并且不易擦去、走样和模糊的使用说明，并且在低能见度下可读。

(f)位于乘客视野内，容易识别且容易接近的安全设备，可以不要求有位置标记，但是需要有使用说明。例如在所有乘客视野内的客舱灭火器，不要求有位置标记。

AC 29.1565 尾桨

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条要求尾桨应进行标记，以使桨叶旋转时出现一个明显的桨盘，在正常昼间地面条件下，能清晰看到。

加装了完整的防护罩的尾桨或有防护的桨叶，如果能够对地面人员提供等效的安全保护，则可以不进行标记。简单的管状防护罩不能满足本条款的等效要求。

2. 可接受的符合性方法

满足第 29.1565 条要求的可接受的符合性方法包括：设计评审、地面试验/飞行试验。

(1)设计评审

(a)每片尾旋翼叶片都应用对比色进行标记。

(b)选择合适的对比色彩组合以使得桨盘更醒目，旋翼叶片段颜色间 3:1 的反射比是可以接受的。建议批准几种颜色组合，以供用户选择使用。

(c)一种黑白不对称条带方案比红色、白色和黑色“更醒目”。

(2)地面试验/飞行试验

通过地面试验或飞行试验，对尾旋翼是否在白天有明显的桨盘做出定性判定。

AC 29.1581 旋翼航空器飞行手册:总则

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款对旋翼航空器飞行手册提供的资料、资料的批准和手册格式提出了总体要求。飞行手册需通过局方的批准来确保信息来源的权威性，从而保证旋翼航空器运行安全。飞行手册的语言和表达方式应基于机组人员及其他与安全运行相关人员的需求及方便。为了使飞行手册达到预期使用目的，需对设计所制定的合格审定结果做出使用限制，并明确使用程序、性能资料及装载资料等信息。

第29.1581条(a)款规定了必须为每架旋翼航空器提供旋翼航空器飞行手册，并且手册内应包括使用限制、使用程序、性能资料和装载资料。除此之外还应包括由于旋翼航空器设计、使用或操作特性而为安全运行所必需的其他材料。包括:

(1)型号合格审定结果对设计确定的型号审定限制内容;

(2)使飞行机组能在所规定限制包线内安全使用所必需的程序和其他资料;

(3)按照适用的运行规章制定的使用限制所必需的性能资料。

第29.1581条(b)款规定，旋翼航空器飞行手册中第29.1583条至第29.1589条所列适用的使用限制、使用程序、性能资料和装载资料等内容应单独为一个章节、标识明确，并提供相关内容的证实材料，必须经局方批准。经批准的旋翼航空器飞行手册材料必须与未经批准的部分清楚的分离，并加以标识。未经批准的部分应表明其仅供指导并放置在与批准的材料不同的章节。

第29.1581条(d)款规定，根据旋翼航空器飞行手册的复杂程度，可以在其中加入目录表，以提高在使用飞行手册查找所需信息时的效率。

2. 可接受的符合性方法

一般申请人应提供一份关于飞行手册编写、管理和分发的办法文件。

编制旋翼航空器飞行手册，为每架旋翼航空器配备《飞行手册》。

手册的篇幅尺寸应考虑与CCAR91.11的使用上相一致。手册内容包括作为型号合格审定结果而对设计所制定的合格审定限制内容，按照适用运行条例制定的使用限制所必须的资料，以及飞行机组能在所规定限

制包线内安全使用旋翼航空器所必需的程序和其他资料，并按照第29.1581条到第29.1589条中规定的资料和数据要求进行编写。

只有CCAR29部所要求的材料或执行运行规章所必需的材料，才应纳入CAAC批准的手册部分。为满足航空器的安全运行需求，应保证手册编写所需资料的完整性、明确性，由于飞行手册是旋翼航空器按照合格审定限制运行所必需的文件，因此它需要进行公开发行。

旋翼航空器飞行手册的篇幅尺寸需要制造厂商确定。首先应该有封面，并用“CAAC批准的旋翼航空器飞行手册”标明内容的性质，标出该飞行手册的适用声明。经民航局批准的部分每一页应有“经CAAC和(或)适航当局批准”的标志。未批准的部分，应用发行日期代替CAAC和(或)适航当局批准日期。手册材料应按半永久的方式进行修订，使手册各页得到保护，并保持适当的顺序。在选择装订形式时，应该考虑修订的需求和便利性。

手册的修正可以采取修订或增补的形式。

(1)应由相应的型号合格证持有人对飞行手册或补充部分进行修订，如果补充部分是补充型号合格证(STC)的一部分时，应由STC持有人进行修订。

(2)补充页是对飞行手册的一种扩充。如果TC持有人增加选装设备或特殊运行，不论是对基本手册的增补还是修改，TC持有人都需负责准备必要的飞行手册材料。若TC持有人以外的人申请STC，对旋翼航空器进行设备安装或改装，需要飞行手册补充页时，由STC申请人对补充页负责。

“修订”可以通过插入生效的含有修订内容的新页替换原有页。使用时，在正文外缘空白处印上垂直修订栏，以表明正文哪些部分作过更改。每一修改页都必须用与基本手册页相同的方式进行标识，同时，也必须有批准顺序的标识。

针对增补资料，可以插入适用的含有与具体更改相关的资料页。增补页应标明旋翼航空器的型号、型别、发行者名称及适航当局批准日期。在飞行手册补充页首页应有如下类似声明：“对于批准按照旋翼航空器飞行手册增补规定运行的旋翼航空器，本资料包含了基本飞行手册的增补资料，对于未包含在增补资料内的限制、程序和性能数据，仍按基本型飞行手册中规定执行”。

增补资料应包含在型号设计中适合于特殊更改的内容，包括标题页和内容索引。可以采用完整、独立的章节，以便插入飞行手册的 CAAC 和(或)适航当局批准部分。

飞行手册应满足 29 部的要求，可以适用于特定的型号资料，建议各章和章内项目的顺序按照如下推荐格式编写。

飞行手册的序言中应该放入:

(1)标题页 本页应包括与型号合格审定数据单相一致的制造厂商的名称、地址以及旋翼航空器型号。如果有要求，可在引号内给出商业名称或商业型号、旋翼航空器的系列号和登记号，基本文件的批准日期、以及 CAAC 和(或)适航当局审批人员的职位及签名。

(2)目录表 索引应放在每章的前面或手册的前面;

(3)修订记录表 该表应该按规定以表格的形式记录每次修订、识别号、标题或说明，所涉及的页码、公布的日期、CAAC 和(或)适航当局审批人员，以及批准日期。

(4)对发布的每个修订，应提供独立的修订记录表，即修订记录表、补充页记录表等。基本型号合格证书持有者以外的人公布的各种修订，应包括独立的修订记录表，除公布日期外，还应标明公布人和 STC 编号或有关改型的其它批准根据。

(5)现用页表 对于手册中的每一批准页，表中应列出发布日期，以及证明手册是完整性和有效性所必需的合适标志。

飞行手册的格式及各章顺序可以按下列形式为模板:

飞行手册格式

绪言

第 I 篇 CAAC 和(或)适航当局批准部分

第 1 章限制

第 2 章正常程序

第 3 章应急程序和/或非正常程序

第 4 章性能数据

第 5 章选装设备增补资料

第 II 篇制造厂商的数据

第 6 章重量和平衡

第 7 章系统说明

第 8 章操作、使用和维修

第 9 章增补的性能资料

各章节编写内容的说明:

绪言

本章应包括署名页、批准页目录、修订记录表，以及所要求的任何附加说明资料。对于每一章，建议采用下面的主标题，并在每个标题下列出推荐的资料。每章都应有可适用于该章的目录表和图表。

第 1 章限制

a. 运行类型

本节应给出机组要求、VFR 和(或) IFR 飞行批准，以及各种运行限制。

b. 飞行限制

本节应包括与空速、高度、环境温度、风、侧倾角、禁止的机动有关的限制和与特定旋翼航空器有关的其它一些飞行限制(第 29 部 A 类旋翼航空器的高度-速度限制)。

c. 重量限制

本节应包括所有的总重和重心(纵向和横向)限制，以及旋翼航空器所特有的任何其它重量限制(第 29 部的旋翼航空器的机组、乘员和(或)商载、高度和温度限制等)。

d. 动力装置限制

本节应包括与动力装置工作有关的温度和压力限制，即扭矩、转速(RPM)、涡轮出口温度(TOT)等。本节还应包括批准的燃油和滑油，以及它们的温度和压力限制。与动力装置相连的任何附件(即起动装置、发电机等)，对它们在起动或工作中适用的限制，也应在这里列出。

e. 旋翼限制

本节应包括有动力和无动力转速限制，高度对这些参数的影响，以及与旋翼系统有关的其它一些限制。

f. 传动系统限制

本节应包括与传动系统(即主传动装置、任何转换减速器、尾旋翼减速器，以及其它任何可用于特定旋翼航空器的传动系统部件)有关的所有限制。

g. 系统限制

本节应包括旋翼航空器所特有的一些特殊系统限制(即电瓶限制、液压系统限制，以及与各类增稳装置和(或)自动飞行控制系统有关的一些限制)。

h. 仪表标记所有仪表标记都应在本节列出，本节应说明每种限制和色码的含义。

i. 标牌

与飞行机组功能或商载有关的所有标牌的正确用语和一般位置，都应在本节给出。

第 2 章正常程序

a. 飞行前检查

本节应包括起动发动机前，各种外部、内部及各系统的检查。

b. 发动机起动

本节应包括与发动机起动有关的一些程序。

c. 系统检查

本节应包括起飞前，应完成的如液压、增稳装置、电气、飞行操纵等各系统检查程序。

d. 起飞

本节应包括与起飞有关的一些程序，以及起飞剖面特有的或适用的各种程序。

e. 巡航和(或)平飞

本节应包括适用于巡航和(或)平飞的各种程序。

f. 进场和着陆

本节应包括旋翼航空器进场和着陆期间所要求或推荐的各种程序。

g. 发动机和(或)旋翼停车

本节应包括可适用于发动机和(或)旋翼停车的各种程序，以及可用于完成旋翼航空器运行的程序。

h. 其它程序

本节应包括适用于其它系统或条件程序，如引气加热装置、防冰系统、寒冷气候运行等。

第 3 章应急程序和/或非正常程序

a．前言

本节应包括一些引言类型的资料(即所用术语的定义和制造厂商认为适用的一些其它资料)。

b．动力装置故障

本节应包括有关发动机、燃油控制，或其它动力装置应急和故障有关资料。

c．传动系统故障

本节应包括与任一传动系统失效和(或)故障有关的建议和程序。

d．系统故障

本节应包括与各系统(即电气、液压以及增稳飞行操纵系统)失效和(或)故障有关的程序和建议。

e．着火

本节应包括探测到发动机舱、座舱、行李舱一旦着火或出现烟雾后应采用的程序。

f．应急离机

本节应包括飞行机组和乘员应急离机程序。

第 4 章性能数据

a．功率保证

本节应包括功率保证检查有关所有资料。

b．悬停资料

本节应包括有关悬停性能(即单发和(或)多发工作的有地效和无地效悬停升限)的所有资料。其它与风影响有关资料也应包括在内。

c．起飞、着陆和爬升性能

本节应包括有关起飞和着陆剖面的资料(即高度-速度曲线、正常爬升、自转速度，越过 15 米障碍的起飞和着陆距离，以及适用于特定旋翼航空器的任何其它数据)。

d．空速校准

本节应包括对特定旋翼航空器的空速校准要求。

第 5 章选装设备增补资料

本章应包括所有选装设备的补充页。这些补充页可能需要修改对基本旋翼航空器的限制、程序(正常的和应急的)和性能特性。

第 6 章重量和平衡

本章应包括所有增补的重量和平衡资料，如机组表、乘员表、燃油和滑油表、货物表，以及适用于特定旋翼航空器的一些其它装载表。

第 7 章系统说明

本章应包括制造厂商认为适用于特定旋翼航空器的各系统的所有资料。

第 8 章操作、维护与维修

本章应包括制造厂商应当给出的有关操作、维护和维修的所有资料。本章还应包括各种尺寸(即行李舱面积、门，以及适用于旋翼航空器的各种内部和外部资料)。

第 9 章增补的性能资料

本章应包括希望制造厂商提供的任何附加性能资料。本章还应包含与 IFR 运行有关的巡航航程资料。

AC 29.1583 使用限制

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款目的是给出适用于旋翼航空器型号和型别的各种限制，这些限制需在型号合格审定过程中确定。与 CCAR-29 部中规定限制不同的，需作出解释。为达到最大实用度，应以包括飞行手册、标记、标牌、仪表指示等实用的使用形式给出这些限制。由于运行规章要求按这些限制使用的旋翼航空器，应在飞行手册限制章节开头说明: “民航规章要求，应在符合本章给出的限制范围内运行”。

第 29.1583 条(a)款规定了在飞行手册的限制章节中提供空速和旋翼限制的资料，并解释每一限制和颜色标记的含义。第 29.1545 条给出了空速表的标记要求，旋翼限制在第 29.33 条相符合的证明中确定，标记方法见第 29.1549 条中规定。

第 29.1583 条(b)款要求提供第 29.1521 条要求的动力装置限制，以及按第 29.1549 条到第 29.1553 条要求的仪表标记资料。

第 29.1583 条(c)要求提供第 29.25 条和第 29.27 条要求的重量和重心限制，在使用限制章中，应有经合格审定的最大和最小起飞及着陆重量的说明。对于那些随高度、温度以及其他变量而变化的重量限制，重量变化可以在手册的“性能数据”章中以图表的形式给出，而在“限制”

章中作为限制时，可给出具体参照的相应图表或页码。重心限制可用同样方式给出，如果起落架的收放位置对重心有可测量的影响，则重量限制资料应在提供起落架收放而引起的力矩变化数据时一同给出。

第 29.1583 条(d)款规定最小飞行机组按第 29.1523 条确定，它取决于核准的运行类型。必须按最小飞行机组的人员位置给出规定的人员数量和身份。

第 29.1583 条(e)款规定运行类型按第 29.1525 条确定飞行手册的本章应包括如下序言：本旋翼航空器按运输 A 和/或 B 类合格审定，当适航规章和运行规章所要求的相应仪表和设备已装机，并经批准，并在可使用的状态时，可按下列运行类型运行。

下列中任意及其他可适用的运行类型均应列出：

(1)昼夜目视飞行规则；

(2)批准在已知结冰条件下运行；

(3)仪表飞行规则；

(4)从水平地面或高架直升机机场起降的 A 类垂直运行；

(5)延伸的水上运行(水上迫降)；

(6)外挂载重运行。

每个运行限制必须清晰明确，并符合适用的限制或规章要求。

第 29.1583 条(f)款规定限制的高度和速度按第 29.79 条确定，并按第 29.1517 条制定为使用限制。

(1)对于运输 A 类旋翼航空器，第 29.1583 条(f)款要求在飞行手册的限制章节中给出足够的资料，以便能符合第 29.1517 条的要求。许多按 A 类批准的旋翼航空器不要求在飞行手册中给出 A 类运行的实际 H-V 图，但应制定 A 类起飞和着陆剖面，以便在剖面的任一点临界发动机失效后仍能完成继续起飞、复飞或安全着陆。A 类剖面的确定，非常类似于 H-V 试验，其所得到的起飞和着陆剖面应与精确确定的程序和重量、高度、温度限制联系起来，在这些限制条件下也已表明起飞和着陆剖面能有效地构成符合第 29.1517 条要求的使用包线。在 A 类飞行试验评定期间，进行偏离试验以证实使用中合理预期发生的变化不会导致无法完成安全着陆的危险状态出现。因此，如果 A 类起飞和着陆剖面、程序和 WAT 限制在飞行手册中作了适当和明确规定，则没有实际的 H-V 图就能认为这些资料对符合第 29.1583 条(f)款的要求已经足够了。A 类程序和剖面的

定义，可放在飞行手册的正常程序或性能章节中，除非给出了 A 类运行的有效 H-V 图，否则应在限制章节中作为强制性的要求提出。

(2) 对于 B 类运输型旋翼航空器，按 29.79 得出的 H-V 资料，应按第 29.1587 条(b)款(6)项要求在飞行手册的性能章节中给出。

第 29.1583 条(g)款规定对 A 类旋翼航空器制定近地面飞行的最大许可风速限制按第 29.143 条(c)款制定的近地面安全运行风速包线必须编入限制章中，这类使用可包括：IGE 悬停、起飞、着陆、带坡度起飞和着陆以及滑行。

第 29.1583 条(h)款是对第 29.1527 条制定的高度和限制因素的说明。

第 29.1583 条(i)款提供最高和最低环境温度的限制。

第 29.959 条对不可用燃油试验作出要求。当不可用燃油量确定时，制造厂商应校准它的燃油指示系统，以便油箱中的油量降到不可用量时读表数为 0，在飞行手册中也可以提供附件资料，告知驾驶员在各种飞行条件下不同的不可用燃油量。

在限制章节中还可包括其它一些限制，这些限制在规章中未特别提到，但却是安全运行所必需的，例如：

(1) 高度限制。

(2) 环境温度限制。

(3) 使用旋翼刹车的条件。

(4) 为防止有害烟雾积聚在驾驶舱和客舱内，禁止在侧风和顺风中长时间悬停。

(5) 禁止特技机动飞行。

(6) 所需标牌，包括内容和位置。

(7) 特殊的适航设备装置，如发动机熄火或低旋翼转速警告系统。

2. 可接受的符合性方法

申请人将旋翼航空器按上述要求验证确认的所有使用限制应编入飞行手册相关章节(一般为使用限制章节)。

该条款主要的符合性验证工作包括：编写符合性说明，证明对条款的符合性，编写型号相关的准则性或规范性文件，按照规章要求进行飞行手册的编写。

AC 29.1585 使用程序

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款对旋翼航空器手册的安全使用程序提出要求。手册的程序章节应包含特定型号或型别专用的必要资料，通过对这些资料的了解，提升经批准的型号或型别各类型运行下的安全性，与适航没有直接关系或不在机组控制之下的资料、程序及被认为是基本飞行技术的程序不应列入手册。

第 29.1585 条(a)款是对使用程序的通用要求，规定旋翼航空器飞行手册中必须提供有关正常程序和应急程序的资料，以及其他安全运行所需的材料。

注、注意和警告可用于强调特殊的说明或资料，一般按下述原则使用。

(1)与安全无直接关系，但特别重要的情况，应当使用“注”；

(2)与安全有关，但是第二位的，不会立即出现危急的情况，应当使用“注意”；

(3)与安全有关，并且是第一位的，会立即出现危急的情况，应当使用“警告”。

使用程序是已经特别考虑旋翼航空器的设计特征和使用特征，并经 CAAC 和(或)适航当局批准，可以用于指导安全运行的程序。但并不是强制性的，CAAC 和(或)适航当局批准这样的程序，并不是要禁止或妨碍基于旋翼航空器的使用经验而发展以改进或等效的替代程序。当使用替代程序时，符合适用适航安全标准的全部责任由使用者承担。

程序资料按下列类别给出:

正常程序：指与旋翼航空器的设计及日常运行中所使用的特征有关的程序，包括其他程序章节中未考虑的故障情况(如不降低安全性的故障)。符合上述情况的资料应按飞行阶段给出，从飞行前准备到发动机关车，还应包括但不限于系统使用、中断进场等。

故障或非正常程序(选用)：是指在许多飞行手册中出现以提供正确的机组操作程序，其不像应急程序那样紧急。这些程序关注的是那些可预见的情况，通常是某种故障状态，故障时可通过使用特定系统或常规系统的备用系统，来维持可接受的安全水平。应采用非正常程序的典型

例子是发动机故障和/或要求一台发动机关车的情况(飞行中，失效不是关键的)、飞行中发动机停车再启动、通过备用措施放下起落架或襟翼、有发动机不工作的多发航空器进场等。

应急程序：应急程序主要是可预见的但是异常的情况，在这样的情况下，机组人员应按推荐程序做出迅速准确的反应，以大大减小事故风险。应急程序的典型例子是着火、水上迫降、尾旋翼推力丧失或失去控制等。在尾桨失效应急程序，应通过分析、模拟或相应的使用经验来验证，分析或模拟尾桨操作失效应急程序可以通过限制飞行试验来验证。

水上迫降程序：是指当需要批准水上迫降时，手册中应包含适用的程序和资料。许多旋翼航空器设计都要求有应急浮筒，在触水之前或触水之后可立即充气，提供符合要求所需的浮力和稳定性。水上迫降模拟实验得到的自旋高度和速度以及触水资料，如果适用，局方应加以证实并纳入手册。如果很可能超过不严重海况，与海况、海浪高长比有关的资料，经研究适用，可能纳入手册。对某些设计需要提供使用救生筏的说明，例如如果救生筏置于舱外，就需要特别说明。

配置担架的旋翼航空器撤离程序：应考虑适用的程序及最小机组要求，如果必要的话，应纳入手册或手册增补材料内，以确保及时撤离。

鼓励使用图表来表明操纵器件、仪表、各系统说明等。

第 29.1585 条(b)款规定，对于多发旋翼航空器，该款要求必须提供燃油系统独立供油的每种运行状态的资料，并且要满足第 29.953 条的要求。

燃油系统的独立性要求实际上来自于发动机的独立性要求，A 类旋翼航空器要求每台发动机供油都有独立的供油系统。B 类旋翼航空器的每台发动机应有独立的供油系统，但不要求有独立的油箱。具体燃油系统的验证工作在第 29.953 条等条款中进行，本条款要求将相关资料写入飞行手册。

第 29.1585 条(c)款规定如果旋翼航空器制定了 V_{NE}(无动力)，在手册中提供解释 V_{NE}(无动力)的资料，以及全部发动机失效以后空速减小到不大于 V_{NE}(无动力)的程序。将验证的有关程序资料写入飞行手册。

第 29.1585 条(d)款规定如果旋翼航空器蓄电池具备在出现超温或失效时能与充电电源断开的能力，在飞行手册程序章节中提供将蓄电池与

充电电源断开的程序。第 29.1353 条对蓄电池的设计和安装提出了明确的要求，与之相对应，本条款对蓄电池的断开程序提出要求。

第 29.1585 条(e)款规定在平飞时当油量指示器器读数为零时，在飞行程序章节中指明不能在飞行中安全使用该油箱的任何数量的余油。关于不可用燃油量在第 29.959 条中进行了规定，本条款主要目的在于，当不可用燃油量大于油箱容积的 5%或 3.8 升时，进一步在飞行手册中明确余油的资料。

第 29.1585 条(f)款规定提供每个燃油箱可用燃油总量的资料。每个燃油箱的可用燃油在燃油系统相关条款中进行验证，本条款的目的是在飞行手册中提供每个燃油箱燃油量的资料和信息。

第 29.1585 条(g)款规定对于 B 类旋翼航空器，必须提供最小下降率和最佳下滑角所对应的空速和旋翼转速。相应的空速和旋翼转速等在第 29.71 条等中进行验证，本条款的目的是在飞行手册中提供相关资料和信息。

2. 可接受的符合性方法

旋翼航空器安全使用程序应首先编入飞行手册，按上述要求在飞行手册中说明正常程序和应急程序，包括全部发动机失效后减小空速至不大于 V_{NE}(无动力)的程序、将蓄电池与充电电源断开的程序，同时在限制和性能章节中提供燃油系统配置、不可用燃油、总油量等信息，以及最小下降率和最佳下滑角所对应的空速和旋翼转速。

然后对飞行手册中的使用程序进行验证。验证分为地面验证和飞行验证两部分。该部分工作的目的是确认飞行手册中的正常及应急程序等是否可用及实用。并根据验证结果修订飞行手册。

对于正常程序，可以结合日常试飞工作开展程序验证。对于应急程序，应当采用地面验证与飞行验证相结合的方式，对于试飞验证存在安全风险的，应当采取分析及地面模拟验证的方式。

AC 29.1587 性能资料

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款对旋翼航空器手册的性能资料提出要求。该条款包含旋翼航空器运行所必需的性能资料，满足 29 部适用的性能要求和适用的专用条件，并执行有关营运要求不可缺少的补充资料和数据。

性能资料和数据可按重量、高度、温度及规定作为使用性能限制的其它变量的变化范围给出。超出任何使用限制的性能资料，为使表述清楚，应仅按要求给出。如果给出的数据超过使用限制，则这些限制必须清楚地作出标记，并将限制之外的数据与限制之内的数据清楚区分开。

飞行手册中未经批准性能资料和制造商给出数据的性能资料，不应超过使用限制规定的范围，除非将可能被超过的特定的使用限制与限制内的类似性能数据清楚地区分开。例如，如果起飞和着陆的重量-高度-温度限制是以 5 英寸滑翔离地高度的有地效悬停能力为基准，则制造厂商数据中不能给出增加悬停重量的 3 英寸滑翔离地高度悬停性能，除非已清楚地标明是作为超过正常运行的使用限制。建议按下述各小节要求真实地给出性能资料和数据。如果适用，还应包括所涉及的相应合格审定要求或营运条例。

(1) 总则　总则包括区别性能数据适用的构型和状态所必需的所有叙述性资料。这样的资料可包括旋翼航空器和发动机的型号全称，安装后的旋翼航空器特征的定义，以及会影响性能和工作状态的设备。本小节还应包括“性能章节”中所用的定义或术语(例如指示空速、校准空速、国际标注大气、构型、临界决断点、起飞安全速度、A 类、B 类、着陆决断点(LDP)等)，以及空速、高度表、环境气温的校准数据和其他一般特性资料。

(2) 性能程序　性能程序包括与获得飞行手册性能有关的程序、技术，以及其它条件。程序可作为一个性能小节给出，也可与特定性能图表连在一起给出。如果与特定性能有关的条件综合图表足够完整的话，可以将其作为“程序”使用。性能图表是根据最低安装技术规格发动机做出的，除非正常衰退的发动机性能被批准。

(3) 风的影响　在确定起飞和着陆场地长度时，可以利用风的有利影响来完成起飞。这种有利影响可以与起飞方向相反的起飞或着陆航迹最小风速分量的 100％。在旋翼航空器飞行手册中给出的风的有利影响数据应标注“未乘任何系数”(如果取 100%有利影响数据时)，并用下列注释来说明：“除非营运条例另有规定，不允许驾驶员采用由真实逆风风速分量产生的性能增量大于 50%，以及把由真实顺风风速分量产生的性能降低减小 150%”。在有些旋翼航空器中，零到 10 节的风对起飞性能的有利

影响，可能需要打折扣。比如航空器在主旋翼涡系中飞行，零到 10 节的风导致起飞性能有明显的降低，则对风的有利影响就应当打折扣，通过在 10 节或更小的速度，参照同步航空器，确定飞行所需的功率，可以确定性能的降低。

(4) 下列清单是为运输“A”类和“B”类旋翼航空器提供资料的例子:

(a) 从压力高度换算到密度高度的密度高度表。

(b) 温度换算表(由单位℃换算到℉，由℉换算到℃)。

(c) 在平飞、爬升、自转和所推荐的进场下降率情况下，驾驶员和副驾驶员系统的空速校准(校准空速与指示空速的关系)。

(d) 对驾驶员和副驾驶员仪表中的高度表修正，表明修正因子与在海平面和各高度上的指示空速的关系。

(e) 有地效和无地效(OGE)悬停性能曲线及它们的使用说明。

(f) 各重量的爬升性能图表表明爬升率与各温度范围的压力高度的关系，以及最佳爬升速率随压力高度的变化。在每条曲线上应标出条件(即: 功率、重量、单发或多发等)。在 30 分钟功率和最大连续功率或在 OEI 连续功率的 OEI 爬升性能曲线，应提供直至最小爬升率－150 米(500 英尺)/分的爬升率。必须提供发动机引气装置、粒子分离或其它装置对爬升率和(或)下降率的影响。

(g) 用高度随相应距离(从悬停机轮离地高度到达到 V_{TOSS} 的点和不少于 10.5 米(35 英尺)高度处)和放弃起飞的距离变化关系表示的 A 类起飞航迹曲线。该曲线应标明临界决断点和 V_{TOSS}。

(h) 可计算在一台发动机不工作而其余发动机在经批准的运行限制内工作，从达到 V_{TOSS} 和不低于 10.5 米(35 英尺)的点(或高架直升机机场起飞剖面的最低点)以 V_{TOSS} 爬升到 60 米(200 英尺)距离的图表。若保守的话，允许提供计算从 V_{TOSS} 10.5 米(35 英尺)点处到速度为 V_Y 和高度为 60 米(200 英尺)那点的总距离的图表。

(i) 可以计算在一台发动机不工作而其余发动机在经批准的运行限制范围工作下，要求从 V_{TOSS} 加速到最佳爬升率空速那点的任何附加距离的图表。若保守的话，允许提供计算从达到 V_{TOSS} 和 10.5 米(35 英尺)点到速度为 V_Y、高度为 60 米(200 英尺)那点的总距离的图表。

(j) 可以计算在一台发动机不工作而其余发动机处于 30 分钟 OEI 或最大连续 OEI 功率状态，从 60 米(200 英尺)以 V_Y 爬升到起飞场地上空 300

米(1000 英尺)(或高架直升机机场起飞剖面的最低点)点距离的图表。若保守的话，允许提供计算从 V_{TOSS} 和 10.5 米(35 英尺)点到速度为 V_Y、高度为 300 米(1000 英尺)那点的总距离的图表。

(k) A 类的着陆距离曲线表明一台发动机不工作时，在整个合格审定温度范围内，从 15 米(50 英尺)高度(高架直升机机场垂直起飞和着陆为 7.5 米(25 英尺))到航空器停止的着陆距离与压力高度的关系。该曲线应标出中断着陆决断点，以便驾驶员知道如何获得此性能。

(l) 在每个高度、温度条件下，各方向的风速不小于 17 节时，旋翼航空器能够安全无地效悬停的最大重量的数据，需在飞行手册悬停图表中给出。

(m) 对于 B 类，在整个合格审定温度范围内，各种重量状态的一系列图表，它表示从悬停到 15 米(50 英尺)高度的起飞距离随压力高度的变化关系。

(n) 对于 B 类着陆曲线，它与 A 类一台发动机不工作从 15 米(50 英尺)高度到旋翼航空器停止时的曲线相类似。

(o) 对于各类涡轮发动机旋翼航空器，功率保证检查曲线。

(p) 对于 B 类，作为近地面使用安全性而进行了演示的最大侧风和顺风分量的说明，除非该资料未作为使用限制。

(q) 对于 B 类，高度-速度(H-V)包线，那些必须把 H-V 图作为使用限制的旋翼航空器除外。

(r) 对于 B 类，如果§29.71 有要求，则应有作为高度函数的自转下滑距离。

(s) 对于 B 类，在给出数据对应环境条件下演示的最大安全风速，在每个高度、温度条件下，各方向的风速不小于 17 节时，旋翼航空器能够安全无地效悬停的最大重量的数据，需在飞行手册悬停图表中给出。

(5) 其它性能数据 上述未包括的任何性能资料和数据，但认为对提高安全性或为使营运条例能够应用所必需的资料都应包括在内。

2. 可接受的符合性方法

旋翼航空器性能资料应首先编入飞行手册，按规章要求在飞行手册中将经过验证的性能数据写入飞行手册的性能章节，该章节应包含基本性能数据和附加性能数据等信息，并由局方审查批准。

首先对飞行手册中的性能资料进行分析和计算，作为初始输入。然后根据旋翼航空器的申请的适航类别，分别针对 A 类和 B 类编制飞行试验大纲，进行飞行性能和飞行特性相关科目的试飞；对提出的性能数据资料进行验证，并最终编入飞行手册。

AC 29.1589 装载资料

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款对旋翼航空器手册的装载资料提出要求。旋翼航空器的重量和平衡的控制是一项使用方的工作，运行条例要求旋翼航空器的装载能处于规定的重量重心限制内。申请人按照要求制定重量和平衡数据，并且编写装载说明，在旋翼航空器飞行手册中给出，可以放在批准部分，也可以放在非批准部分，以满足合格审定和运行的需要。

针对飞行手册的用途，29 部合格审定所要求的装载说明和运行所要求的重量和平衡数据有差异，前者介绍的资料可用于旋翼航空器型号，经 CAAC 或适航当局批准作为飞行手册的材料。

为满足所述要求，申请人需按要求制定重量和平衡数据，并编写装载说明，以满足合格审定和运行的需要。为了使文件内的旋翼航空器装载资料紧凑，建议在制定重量和平衡数据时应包括适当的装载说明，并将它们作为未批准的一章(标题为“重量和平衡”)写入旋翼航空器飞行手册。并进行说明：“按照 CAAC 或适航当局程序，本章中的详细重量和平衡数据未经 CAAC 或适航当局批准。但本章中的装载说明，由于满足旋翼航空器在批准的重量和重心限制内的所有装载说明要求和满足保持这种装载在这些限制内的所有说明，经 CCAC 或适航当局批准。”

在手册的初步提交中，应包括真机或试验机的重量和平衡资料。每种特定的旋翼航空器的重量和平衡数据，不必作为飞行手册材料提交。

下述重量和平衡材料，对采用常规装载和使用燃油技术的旋翼航空器是适用的。对于需要重新分配燃油(与正常消耗不同)以保持载重位于所规定的限制内的旋翼航空器，需要对下述材料进行扩充：

(1)重量限制　包含在飞行手册的“限制”章中。

(2)重心限制　包含在飞行手册的“限制”章中。

(3)尺寸和基准线位置　与旋翼航空器重量和装载有关的部件的尺寸和相对位置应进行说明和图示。

(4)设备清单　应充分说明旋翼航空器以使运营人分辨有无选用系统、选用装置或不易搞清楚的设备。此外，计入空重内的所有其它固定的和可拆卸的设备项目也应列出。

(5)燃油和其它液体　包括计入空机重量内的乘员使用的液体，以及与特定条件易于重现所必需的材料一起列出并加以区别。

(6)重量计算　应包括空机重量及其重心位置的计算。

(7)空机重量及其重心位置　应有这些数据的说明。

(8)装载表　如果适用，应包括装载表。

(9)装载说明　应包括与装载程序有关的完整说明或使用装载表的完整说明。

(10)特殊考虑　当装有诸如侧向安装的吊车等成套设备时，必须对横向重心装载说明做出规定。

2. 可接受的符合性方法

按要求制定旋翼航空器重量和平衡数据，并在飞行手册中给出装载说明。在飞行手册“重量和平衡”章节中明确尺寸和基准线位置、设备清单、燃油和其它液体、重量计算、空机重量及其重心位置、装载说明等相关内容。

AC 29.附件 B 直升机仪表飞行适航准则

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款是针对直升机仪表飞行的适航要求，提出了运输类直升机仪表飞行合格审定准则。

(1)总则

(a)从重量、重心、速度、高度、爬升率、下降率方面考虑，批准的仪表飞行包线有可能比 VFR 包线限制得更加严格。经批准的包线在机组操作程序上应是切实可行的，不能强加难以执行的限制。

(b)在 $0.9V_{MINI}$ 至 $1.1V_{NEI}$ 的空速范围内必须满足所有操纵性要求。如有特殊规定时还必须满足稳定性要求。必须保证增稳系统失效后，航空器仍能安全飞行。负责评定的驾驶员应评估确定为 IFR 所安装的所有设备和装置以及这些设备和装置合理的故障，都不会影响该旋翼航空器获得 VFR 的批准。例如当增稳系统出现急偏故障时，会导致自动倾斜器或

尾桨操纵行程的减少，如果断开增稳系统后，舵机仍保持在急偏位置，则操纵性能可能受到影响。高速和极限后飞状态下的周期变距操纵性试验，或高高度侧飞时的尾桨操纵性试验，都可能暴露出操纵能力较差，导致限制包线更严格。另外，操纵性试验应在操纵装置调整到对试验最不利的制造公差状态下完成，例如高速试验时使自动倾斜器前倾最小。

(2)配平

可以通过装机使用带回中按钮电磁制动器和由“比普”配平按钮驱动的电配平系统，或其他装置，来满足 IFR 配平要求，但要求该系统不得导致操纵力梯度不连续，或者导致飞行特性变差。配平释放装置应避免不利的杆跳跃。电配平系统应有一个平稳的操纵力梯度变化，并与旋翼航空器正常机动操纵相匹配。周期变距配平操纵必须具有良好的自回中特性，但不要求总距和航向操纵也具有良好的自回中特性。配平操纵器件的运动必须与控制装置所产生的旋翼航空器运动保持一致。必须通过对操纵系统任意操纵和施力来评估证明操纵输入（力和方向）与航空器的响应（俯仰、横滚、偏航和升降（垂直运动））之间有密切和直接的关联，并可以少量且精确的改变飞行路径。如果 SAS 中含有配平操纵，则配平操纵的设计和安装应该能保证它的任何故障都不会导致危险状态。假如可能出现意外的不配平状态，那么应该研究其对旋翼航空器的影响。应按本 AC 第 1 节第(7)条“增稳系统”中提及的要点对这些故障和失效加以评估。配平操纵器件在机上的安装应使其操纵方向与航空器运动方向保持逻辑上的一致性。每个配平装置都应有操纵方向的简明标记，一般标在操纵器件上或其紧邻位置。

(3)纵向静稳定性

(a)良好的纵向静稳定性是仪表飞行规则的一项关键要求，它能确保自动修正空速响应，并使驾驶员能意识到速度发生任意的明显变化。一般认为，CCAR-29 部附件 B 第Ⅳ段所使用的表述“速度有显著变化”是指偏离配平空速至少 18.5 公里/小时（10 节）。必须使驾驶员能清晰地感觉到该空速变化相应的杆力变化（即可识别、可量化的力梯度）。操纵系统较小的延迟和摩擦力对应较小的力梯度。操纵系统较大的摩擦力和延迟，则要求有较大的力梯度。纵向杆力梯度可用两种方法中的任意一种来确定。最常用的方法（仅适用于力不可逆操纵系统）是旋翼航空器在地面且旋翼停转的情况下（视情可开启液压和电源装置）测量周期变

距操纵力。测量施加到周期变距杆上的力及其位移，并绘制一份杆力与纵向操纵位移的关系曲线。在地面试验完成后，应按 AC 29.175 所述，在空中进行纵向静稳定性试验。然后再根据地面机械特性试验，为飞行试验中收集的周期变距杆位移的所有测量结果赋予杆力值，并在坐标标出杆力与对应空速的关系，以绘制周期变距力与空速的关系曲线。在飞行试验期间应使配平系统工作，航空器应在配平速度下达到配平状态。在到达任意的最终状态之后，周期变距杆能缓慢地返回到配平位置。当所有力从周期变距杆上卸掉且空速已经稳定时，记录下空速。确定纵向杆力稳定性的另一种方法，是使用手握测力计或其他测力仪器来测量飞行中周期变距杆上的力，飞行测量方法与第一种方法相同。试验应至少在两个高度上进行：一个高度应足够低，以保证达到限制功率；另一个高度应是或接近最大批准高度。允许合理的插值；如果确实没有边界区，可适当考虑在 3000 米（10000 英尺）高度范围以外进行插值。

(b)进近时的纵向静稳定性试验，应包括申请批准的最大进近坡度。静稳定性试验可通过预先制定一个假定无风条件下最大进近坡度下降的配平速率来模拟。应以批准的最大坡度进行真实的进近试验，以评定跟随性和操纵性能，其中包括在较小的（18.5 公里/小时（10 节））顺风条件下进近时向下修正到下滑航迹的能力。

(4)横－航向静稳定性

(a)航向稳定性试验通常要求有测量横向周期变距杆位置、脚蹬位置和侧滑角的仪器。驾驶员应确定明显的纵向配平变化以及仅在侧滑状态才可能出现的短周期运动模态。在稳定航向侧滑期间，侧向力特性由倾斜角随侧滑的变化来表示。侧滑球偏转的刻度值也为驾驶员提供可以利用的侧向力提示。在侧滑仪拆除之后的后续试验期间，在给定使用速度的情况下，可以得出侧滑角和滑动的球刻度之间的关系。偏航也可以用类似的方法进行校准。TIA 应规定在实施飞行试验大纲期间不应超过的最大侧滑角；这些角度不得大于经证实的侧滑包线，而且不要求使用全行程航向脚蹬位移来取得最大侧滑角。当接近侧滑极限时，伴随着侧滑应有足够大的侧向力信号提示使机组警觉。这样要求是为了保证在使用中不会无意地超出侧滑极限。尽管在该要求中没有说明，但演示纵向静稳定性的飞行状态也适用于演示横－航向静稳定性。

(b) 对于因常规的、杆舵交叉控制侧滑且不满足位置和力梯度要求的那些旋翼航空器，可以根据二选一的试验来确定可接受的特性。如果在稳定侧滑时利用航向脚蹬，则总的横滚趋势为:

(i) 由于侧滑趋势（反角效应）而引起的航空器横滚;

(ii) 由于航向操纵输入而引起的航空器横滚，两者之和。

如果旋翼航空器装有相对于其垂直重心过高或过低的尾旋翼，那么在尾旋翼拉力的作用下将产生相当大的横滚力矩。横向稳定性试验的主要目的是确定旋翼航空器除对航向操纵输入以外的侧滑响应。通常，如果考虑尾桨构型，且尾旋翼位于旋翼航空器的垂直重心之上，则在常规操纵产生侧滑期间，脚蹬输入对反角效应的影响是不稳定的。

(c) 对于小侧滑角来说，有两种供选择的方法能显示旋翼航空器基本的横向稳定性。两种方法都是保持航向操纵，并用其他方法人为的产生侧滑。

(d) 第一种方法仅适用于具有单主旋翼系统的旋翼航空器。使用这种方法必须使旋翼航空器稳定在一个给定的飞行状态，并在每个方向施加一小的总距（扭矩）变化（例如，±5%和±10%），同时保持脚蹬固定。可以测量出侧滑角、横向操纵位置和横向操纵力，并绘制出从配平状态起的小扭矩变化曲线。这种方法不适用于总距与脚蹬或总距与横向操纵耦合的航空器。

(e) 第二种方法，使旋翼航空器以小侧滑角（5 度~10 度）稳定在配平的飞行状态，然后保持脚蹬固定，使旋翼航空器在相反方向横滚到近似相等的侧滑角。侧倾方向的改变将引起侧滑角微小的变化，并可以再次得到侧滑角与横向操纵位置和（或）横向操纵力的关系曲线。这项试验应在两个方向进行，并对其结果取平均值。这个方法可以对小的扰动得出比较准确的结果。

其他因素对这两种方法的结果都会产生影响。为了保证在航向非配平状态下其横向操纵力适合且方向正确，以及保证驾驶员能得到充分的侧滑提示，评价由于脚蹬产生的侧滑趋势而引起的横滚始终是很重要的。

(f) 反角设计允许在临界载荷情况下存在轻微的负横向稳定性。这通常是在经批准的受载包线的大部分范围内为正横向稳定性。最大允许的负反角效应试验应考虑在所要求的飞行状态下的稳定性，包括从配平状态直至±10 度侧滑，然后评价横向周期变距的摩擦力或空行程，确定当

操纵系统保留着摩擦力或空行程时横滚是否受到限制，以便可以松杆飞行而不会导致航空器在相反方向横滚。在这个状态下试验时，将横向周期变距的摩擦力调整到最小值。

(g) 反角设计的目的是允许小量的控制系统摩擦和死区来掩盖小量的负斜度值。当负反角与侧倾的斜率超过这些小值时，负反角效应就会被掩盖。负反角相对于侧滑的斜率超过这些小值，负反角必须不被批准。对于类似的侧滑状态，当载荷和飞行状态改变时，不能使驾驶员得到相反的周期变距感觉。通常，操纵系统不得有大的摩擦力和空行程。为了满足反角要求而在操纵系统中增加摩擦力或空行程是不可接受的。

(h) 在批准小的负反角时，驾驶员应保证侧滑时能够出现其他明确的飞行信号（例如适当的侧向力）。这将有助于驾驶员确定侧滑方向，从而避免侧滑情况下出现反向感应或混淆。

(5) 动稳定性

(a) 动态特性要用定量的术语来定义，但是还需特殊考虑下述解释和技术:

(i) 与输入大小对阻尼比无影响的固定翼航空器不同，旋翼航空器对用于激发每一动模态的输入形式和大小可能都是敏感的。例如，长周期型动态振荡时，阻尼比与输入大小成反比。因此，为了测试中等湍流突风时的旋翼航空器响应，评估动态激励的大小就显得尤为重要；而且还应该非常精确地模拟典型航空器突风响应时操纵装置的动态输入。可以使用脉冲和偶极子来模拟突风的扰动。为了帮助操纵装置返回配平位置，可以使用手握操纵器件。需要采用姿态和速率测量仪器进行数据采集。总距激励或总距与周期变距一同激励可以非常真实地模拟突风。

(ii) 第二个问题主要涉及动态响应的评定，是让旋翼航空器只有一个方向的激励响应，还是有两个或多个方向的激励响应。若能保证安全的前提下，应使旋翼航空器在各轴向都有动态响应。换句话说，假如俯仰振荡进入到滚转，那么驾驶员应尽量观察和记录航空器在俯仰和横滚两个方向总的动态响应。

(iii) 第三个问题是要严格符合动态要求的精确定义。比如，周期为 19 秒的固有阻尼振荡是不可接受的；然而，周期为 21 秒的、振幅加倍的，甚至发散振荡倒是可接受的。19 秒的振荡远没有 21 秒的振荡严重，然而

从条款字面上，却是不可接受的。图 AC 29.附件 B-1 是该动态要求的图示说明。19 秒和 21 秒的振荡分别如图 AC 29.附件 B-1 中的点①和点②所示。点①很靠近图中可接受的部分，然而从条款字面上也是不可接受的。动态要求的目的是要尽量接近虚线/曲线。虚线右侧区域可认为是等效安全区。

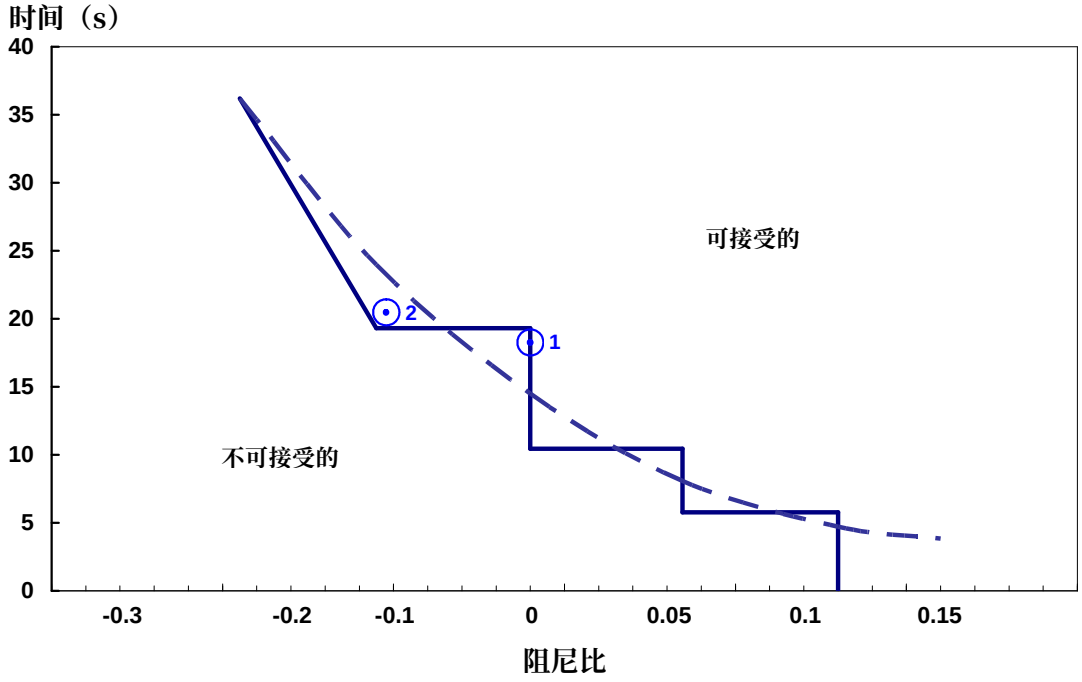


图 AC 29.附件 B-1 直升机仪表飞行准则动稳定性要求

(iv)第四个问题是非周期要求，这个问题在试验时需要特别的注意。最常见的非周期运动是当航空器姿态发生横滚时会导致螺旋特性。测试这一要求时，优先选用的方法是在直线飞行中精确地稳定在配平状态，然后使旋翼航空器侧倾 10 度，保持暂时稳定，按照直线飞行时的位置调整操纵器件并松开，然后记录时间和侧滑角。当侧滑角或滚转速率变得过大时，开始恢复。特别要注意的是侧滑角通过 20 度的这段时间不应该太短，这会导致在仪表飞行规则环境中航空器飞行特性太差。双倍振幅（20 度）的时间周期至少应达到 9 秒。尤其重要的是准确的定位操纵器件（特别是横向周期变距），以保持直线飞行状态。如果没有安装一个高灵敏度力配平系统，则可以使用另一种方法。在这第二种方法中，按照上述要求将旋翼航空器配平在直线飞行，并松开操纵器件。可以简单地使滚转姿态随时间自然地变化，也可以用脚蹬施加一小的脉冲输入。重要的是操纵器件要准确处于直线飞行状态的配平位置，并得到侧滑角随时间变化的曲线。然后将该曲线与 9 秒倍幅发散滚转姿态的曲线进行

对比。特别注意的是通过20度侧滑角时的速率。如果空速随航空器滚转或滚转与俯仰耦合而改变，允许这种改变，但是这种改变必须能自然地恢复。由于这一试验的灵敏特性，气流必须平稳。但重复性可能是个问题。对于每个方向、每个配平状态，至少应得到两个试验点。如果能显示出较合理的可重复性，则对结果进行平均。对非周期俯仰响应，可以利用同样的程序，但应使用离配平位置5度的偏移量，而且特别重要的是通过10度时的俯仰角速率。同样，对每一配平状态，在每一方向至少应得到两个试验点。尽管条款中没有说明，但演示纵向静稳定性的飞行状态也适合于演示动稳定性。申请最小机组为2人的旋翼航空器，要求证明巡航及进近状态时的纵向静稳定性。按照动稳定性要求，也应该验证这些状态，并且在其他飞行状态快速的、过多的发散中可以正常操纵。试验的要求只要能说明旋翼航空器稳定性符合要求即可。对于具有良好气动稳定性或者使用不同功能等级的增稳系统的那些构型，会大大缩小演示大纲的范围。

(b)还应评定操纵系统的动特性，这可通过在飞行中轻微扰动每个操纵器件并观察其自由响应来实现。产生的任何操纵运动必须迅速衰减，而且不应由于航空器或操纵系统的相互作用而使此运动加剧。这样就能保证万一无意中扰动操纵杆或从非配平状态松杆时，能保证安全飞行。

(6)AFCS

(a)从条款符合性角度看，在大部分现代旋翼航空器上使用的AFCS通常执行两种不同功能，分别是:

(i)通过使用SAS自动控制功能来提高航空器固有的基本稳定性，以符合适用的飞行特性要求。

(ii)通过使用简单的ATT或AP功能模态，例如姿态保持、空速保持、高度保持、无线电导航和精确进近等，来控制旋翼航空器飞行航迹。

(b)AFCS故障

(i)AFCS故障评估

如果不能表明AFCS失效状态发生概率是极不可能的，则必须开展飞行试验验证AFCS失效状态的影响。

对AFCS失效状态的评估应至少考虑以下几个方面:

1)失效状态模拟注入;

2)驾驶员对失效状态的识别;

3)驾驶员的反应时间（从驾驶员已识别到失效状态至开始进行恢复操纵的时间间隔）;

4)驾驶员的恢复操纵。

(ii)失效状态模拟注入

1)应模拟 AFCS 失效状态，以确定失效的整体响应能够代表该失效状态对航空器及其系统的实际影响。

2)AFCS 失效状态注入时航空器载荷和飞行状态（包括重量、重心、高度、速度和功率等）应是最严酷的。如果 AFCS 包含总距轴控制，则应分别在耦合总距轴和不耦合总距轴两种情况下分别进行试验验证。

(iii)驾驶员识别和响应时间

1)驾驶员识别和响应时间取决于驾驶员的飞行参与度，可分为:“主动”飞行、“参与”飞行和“被动”飞行。驾驶员的飞行参与度主要取决于 AFCS 功能模态可以使旋翼航空器达到的稳定性水平以及旋翼航空器所处的飞行阶段。

a)主动飞行

需要驾驶员手动控制主飞行操纵系统来保证旋翼航空器持续安全飞行的任何飞行阶段，包括起飞、悬停和着陆等飞行阶段。

b)参与飞行

需要驾驶员持续不断（短时间间隔）关注的任何飞行阶段。参与飞行可以进一步分为握杆参与飞行和松杆参与飞行。

握杆参与飞行是由 AFCS 自动控制旋翼航空器飞行轨迹，但需要驾驶员密切关注的飞行阶段，例如耦合总距轴的自动悬停保持和自动进近等飞行阶段。

松杆参与飞行是可以允许驾驶员较长时间松杆飞行，但需要其持续监控航空器和系统状态的飞行阶段，例如爬升、巡航、保持和降落飞行阶段时接通 AFCS 的 ATT 功能模态,但需要驾驶员持续监控串联舵机权限，并在必要时进行纠正操作; 或者接通 AP 功能模态，但如果 AFCS 发生故障并发出戒备告警提示时，应急或非正常操作程序需要驾驶员参与飞行。

c)被动飞行

长时间飞行只需要驾驶员最低程度关注的飞行阶段，包括在爬升、巡航、保持和降落等飞行阶段，接通 AFCS 的 AP 功能模态。被动飞行也

适用于系统稳定特性较好，可以允许不需要对系统状态持续密切监控的ATT模态。

注：如果握杆参与飞行不能达到AFCS工作模态下的稳定性和飞行航迹控制水平，那么根据RFM中要求驾驶员握杆飞行的使用限制，使用缩短的驾驶员响应时间是不可接受的。

2)驾驶员对AFCS故障的识别

驾驶员可以通过航空器飞行航迹偏离的趋势和驾驶舱飞行仪表或告警提示来识别判断AFCS失效。AFCS特定故障的识别提示可能会因特定失效类别、飞行状态、飞行阶段和机组任务的变化而变化。当进行松杆参与飞行和被动飞行操作方式下的AFCS故障评估时，应假定飞行机组注意力会从飞行仪表上转移到执行的驾驶舱任务上。

a)急偏故障

急偏故障的识别点应是在非目视飞行条件下飞行，驾驶员意识到需要采取响应动作的时间点。对急偏故障的识别可以通过旋翼航空器的状态或相关告警来实现，不能仅通过飞行操纵量来识别是否存在急偏故障。下列情况下驾驶员对急偏故障的识别将是最快的：

i)旋翼航空器任意轴向角速度达到3度/秒（主动飞行和参与飞行）；旋翼航空器任意轴向角速度达到5度/秒（被动飞行）；

ii)旋翼航空器任意轴向加速度达到0.2g（主动飞行和参与飞行）；旋翼航空器任意轴向加速度达到0.5g（被动飞行）；

iii)功能相关的告警。

b)缓偏故障

这类失效状态主要通过主飞行仪表上指示的飞行航迹的偏离来识别。对于缓偏故障识别，重要的是与局方商定缓偏故障的识别标准。下面给出了各飞行阶段缓偏故障识别标准的示例：

i)航路巡航：一般认为，通过高度告警系统识别垂直航迹偏离是可接受的缓偏故障识别标准之一。除非安装了告警系统并且缓偏故障导致的航迹或姿态偏离超过了告警触发条件，否则驾驶员可能在相当长的一段时间内会无法注意到旋翼航空器横向运动的偏离。

ii)爬升和降落：一般认为，通过垂直速度、俯仰角、横滚角或航向角的增加或减少趋势来识别缓偏故障是可接受的缓偏故障识别标准之

一。

iii)具有垂直路径导引的进近：应选择和确定一个用于故障识别的偏离阈值，以验证该阈值适合于要评估的显示和失效状态。

iv)没有垂直路径导引的进近：与上述第 ii)条爬升和降落状态的缓偏故障识别标准相似。

注：需要注意的是，如果存在过度的偏离告警或过度给驾驶员提示其他清晰明确的告警（如果有），则需要将偏离告警纳入告警系统进行置信度评估。

c)振荡故障

具有不利结构影响的振荡失效必须在CCAR-29部C分部和第29.1309条要求下解决。飞行机组应可以断开产生不利振荡效应的 AFCS 自动控制功能或组件，并且飞行机组不得受到不利振荡的影响。如果 AFCS 存在振荡故障，且驾驶员无法断开振荡故障相关的 AFCS 功能或组件，则应评估持续振荡故障对机组人员的工作负担和对乘员的影响。

3)驾驶员响应时间

驾驶员响应时间等于驾驶员识别时间加驾驶员反应时间。一般认为驾驶员响应时间主要取决于驾驶员飞行参与度、飞行所处阶段和相关机组任务。驾驶员反应时间是从驾驶员已识别到失效状态至开始控制操纵杆进行恢复机动的时间间隔。可以假定驾驶员识别时间随着驾驶员飞行参与度的降低而增加。因为在松杆飞行时，驾驶员再次握杆操纵前需要先定位操纵杆位置，所以松杆参与飞行的驾驶员反应时间长于握杆参与飞行。表 AC 29.附件 B-1 中定义的驾驶员响应时间被认为是可接受的。

表 AC 29.附件 B-1 可接受驾驶员响应时间

飞行参与度	识别时间	反应时间	响应时间
主动飞行	—	0.5 秒	0.5 秒
握杆参与飞行	1.0 秒	0.5 秒	1.5 秒
松杆参与飞行	1.0 秒	1.0 秒	2.0 秒
被动飞行	2.0 秒	1.0 秒	3.0 秒

(iv)驾驶员恢复操纵

1)驾驶员恢复操纵

恢复操纵是在驾驶员识别到故障并意识到需要进行纠正操作之后才

开始执行的。基于此延时，要求无需驾驶员过多操纵技巧，也不需要过大操纵力量，仅通过手动操纵方式即可以将旋翼航空器恢复到正常飞行姿态。在恢复操纵过程中，驾驶员既可以超控 AFCS，也可以断开 AFCS。

2) AFCS 高度损失验证

为了确定不同飞行阶段各种 AFCS 功能模态故障或失效的最大高度损失，应选择匹配旋翼航空器类型和飞行状态的典型驾驶员恢复机动来进行试验验证。这种恢复正常航迹的机动操纵不应导致不安全的速度或姿态偏离。对于这种类型的机动，0.5g 左右的加速度通常被认为是最大值。

(7) 增稳系统（SAS）

(a) 如果增稳系统装机可以使旋翼航空器获得较好的稳定性，能让驾驶员“无障碍飞行”且感知到航空器的稳定性和良好性能，且经评定可以满足 CCAR-29 部附件 B 第 III 至 VII 款所有操纵品质要求，则该增稳系统是合格的。

如果传统自动驾驶仪可以提供驾驶员“无障碍飞行”能力，或者可以让驾驶员通过对主飞行操纵杆的操纵和其反馈来感知旋翼航空器的稳定性和良好性能，则该自动驾驶仪装置可以大大减轻驾驶员工作负荷，使驾驶员从主动飞行（飞行中需要驾驶员持续介入操纵和调整）中解脱出来。

(b) 如果安装了增稳系统，在进行配平和稳定性操纵品质验证飞行试验时，应接通增稳系统并保持正常工作，以评定增稳系统接通时的操纵品质。同时，必须表明增稳系统满足第 29.1309 条安全可靠性要求，对增稳系统所有可能故障以及故障对操纵品质的影响进行评估，以确保在增稳系统故障引起功能降级情况下:

(i) 操纵品质没有降低到 CCAR-29 部 B 分部规定的 VFR 水平以下;

(ii) 旋翼航空器没有任何快速偏离稳定飞行状态的趋势;

(iii) 对于最小飞行机组而言，不需要其特殊的操纵技巧和过大的操纵力，即可以保证旋翼航空器在其整个续航能力范围内进行 IFR 飞行。

加装增稳系统的预期是符合 IFR 操纵品质的大部分要求。应当清晰说明增稳系统功能降级特性。在驾驶员可控的前提条件下，可以考虑修正增稳系统故障条件下的飞行包线（例如高度、空速等）。如果增稳系统失效仅需要驾驶员对飞行状态进行小幅调整，那么在旋翼航空器生命

周期内允许增稳系统失效是可接受的；如果增稳系统失效会妨碍旋翼航空器继续安全飞行和着陆，则增稳系统的可靠性必须足够高，以保证在旋翼航空器整个生命周期内预期不会发生增稳系统失效。在评估一个系统的可靠性时，需要综合考虑整个系统的各个方面，包括输入、输出、环境、隔离特征等，其装机设计作为系统设计的一部分也应考虑。

(c)增稳系统可靠性评估由系统和设备设计人员完成。如果需要对增稳系统可靠性进行评估，但申请人又没有考虑故障、急偏和振荡状态（仅限于在自动驾驶仪失效分析时所确定的临界频率），则需要对系统进行彻底的评定。因为急偏故障或其他故障状态不一定要求在飞行试验中进行验证，是否要求在飞行试验中进行验证，需要根据系统设计、故障分析结果和故障发生概率来作出决断，所以无论何时对复杂设计或复杂系统进行可靠性评定时，飞行试验人员都应与系统和设备设计人员密切沟通协调。

对于多控制回路增稳系统，在决定是否需要进行二次或连续急偏故障或其他故障模拟试验时必须经过仔细考虑和评估，一般需要考虑的因素包括如下:

(i)增稳系统多控制回路之间软、硬件架构非相似性。

(ii)累积概率。例如，对于一个四控制回路增稳系统，每个控制回路发生故障的概率是 1×10^{-4}，取决于系统架构、软件研制保证等级，三个控制回路都失效、剩余一个控制回路不受监控的概率是 1×10^{-12}。这种情况下，可以不需要进行第三和第四控制回路失效的故障模拟试验。

(iii)多个失效组合的影响，可以参考第 29.1309 条要求。增稳系统多个故障或失效的组合，不能导致 B 类旋翼航空器产生危险的后果，或不能妨碍 A 类旋翼航空器持续安全飞行和着陆。

(iv)失效后运行限制。如果故障或失效发生后，高级功能模态可以重构并且可以继续没有限制地飞行，则应考虑不同飞行阶段再发生故障时飞行员的响应时间。如果拟申请批准的增稳系统有飞行限制的要求，则应验证评估给定的限制要求是否恰当，并在 RFM 操作程序章节中向飞行员说明与限制相关的重要信息；如果没有使用限制，则应表明在旋翼航空器起飞、爬升、巡航、降落、机动和悬停等所有飞行阶段，即使增稳系统发生故障，旋翼航空器性能也可以是令人满意的。

(d)进行增稳系统急偏故障飞行试验的程序和要求可参考 AC

29.1329。包括增稳系统快速断开操纵器件在内的所有驾驶舱应急控制器件必须是红色。在进行飞行恢复操纵的同时，飞行机组可以同时断开增稳系统快速断开操纵器件。其他操纵器件只有在旋翼航空器完全恢复后，才能进行操作。因此，增稳系统快速断开操纵器件应安装在飞行机组进行恢复操纵控制时，手指快速可达的位置。

增稳系统故障和故障恢复，都不得造成超出旋翼航空器限制的影响。如果监控装置可以自动断开增稳系统，则应在断开增稳系统的同时向飞行机组给出清晰明确的告警提示。关于可接受的飞行机组响应滞后时间可参见本 AC 表 AC 29.附件 B-1。

(e)对于某些旋翼航空器，串联舵机急偏故障会大大减小操纵余量。增稳系统串联舵机在不利方向的急偏故障，与临界载荷、功率设定、旋翼转速和飞行高度等多个因素相叠加，可能导致飞行包线所需操纵行程被限制或减小。因此，需要通过飞行试验来确定适当缩小的飞行包线。

(f)必须考虑不同故障连续发生和不相关故障同时发生的可能，包括增稳系统组合失效。对 CCAR-29 部附件 B 第 VIII 款的分析应提供飞行试验所必需的 SAS 失效的各种组合。在故障分析中应包括针对故障发生后的快速处理和响应措施程序的最低要求。概率分析的结果和最终的失效构型主要在本 AC 第 1 节第(13)和(14)条中介绍。

(g)任何预期可能的失效都不应导致比急偏故障更严酷的影响或后果。例如，如果采用了电磁制动配平系统，电磁制动电路故障可能导致周期变距杆倾倒，从而导致产生比增稳系统急偏故障更危险的飞行状态。对整个 AFCS 的评定必须考虑所有可能的故障，以排除所有危险的失效状态。其他方面审查还应包括比普配平失效和自动配平失效等。本 AC 表 AC 29.附件 B-1 中飞行员响应滞后时间适用于所有这样的故障。系统故障还包括会导致舵机振荡输出的部件故障。这些故障发生，旋翼航空器保持可继续飞行（非不可控发散）的时间不得短于增稳系统急偏故障飞行员响应滞后时间，其后驾驶员手动操纵也必须是可控的，同时也必须是允许断开故障系统或组件。

(h)发动机失效条款的要求与本 AC 表 AC 29.附件 B-1 中所述 SAS 故障的响应滞后时间不完全一致。发动机故障响应滞后时间仍应按第 29.143 条(d)款的规定，而且它小于相应的 SAS 故障的响应滞后时间。在

模拟仪表飞行（主要参考飞行仪表）期间，应重新验证临界发动机失效。通过临界大功率工况的即时提示以及对发动机故障告警系统的相关要求，来降低发动机故障响应滞后时间要求是可接受的。对于临界发动机失效，许多旋翼航空器设计上根本无法保持到 3 秒滞后时间。然而，发动机失效、进入自转以及自转着陆（对于单发旋翼航空器和没有 A 类发动机隔离的多发旋翼航空器），都必须在模拟 IFR 条件下给予评定，而且这些飞行特性必须是可接受的。

(8) 可操纵性

(a) 必须具备操纵的协调性，不应存在有害的周期变距与总距或横滚－偏航－俯仰轴间的交叉耦合。

(b) 在实际 IFR 飞行中，可能就没办法提前着陆，所以在操纵系统出现故障（如液压助力故障）之后的操纵力应足够小，以便完成预定的飞行。

(c) 不应有驾驶员诱导振荡的趋势，不应存在由于驾驶员用力操纵旋翼航空器而引起持续的或不可控制的振荡。

(d) 操纵系统必须具有足够的稳定性，以便驾驶员进行精确的仪表飞行机动。某些启动力过大而操纵力梯度过小的操纵系统，不会得到令人满意的仪表飞行能力。

(9) 驾驶舱布置

(a) 呈“T”字形布局的主飞行仪表（姿态、航向、空速和高度指示仪表等）应直接安装在驾驶员正前方主视界范围内。旋翼航空器稳定飞行所必需的所有仪表指示对于驾驶员都应是易于可见的。标准的“T”字形布局发生适当变形是可接受的，比如高度表上方布置有升降速度表，但应根据仪表板尺寸以及整个显示画面中各个参数的易读性等准则来评估每种偏离标准“T”字形的仪表布置安装是否可接受。

辅助飞行仪表或导航仪表，例如雷达高度表、辅助无线电航向信息、测距设备等，应排列安装在“T”字形布局的周围。其次优先布置的是主动力装置仪表，如扭矩和旋翼转速。除主动力装置仪表以外的其他动力装置仪表和备份姿态仪表应布置在仪表板的其他区域。

备份姿态仪表的布置，要求从主驾驶员位置和任何其他驾驶员位置上看，其必须是可用的和宜于飞行的。从型号研制和审定经验表明，不建议备份姿态仪表太靠近“T”字形主飞行仪表。如果备份姿态仪表靠近

驾驶员正常飞行仪表扫视区，那么他可能会不断比对其正常仪表扫视区内的两个姿态仪表（主飞行姿态仪表和备份姿态仪表）。驾驶员来回扫视比对不同仪表，会分散其注意力，加重其工作负担。驾驶员飞行操作，应该要么参考使用主飞行仪表，要么参考使用备份仪表，将主飞行仪表和备份仪表布置在不同视区有利于实现这一目的。如果备份仪表布置在驾驶员正常扫视区之外，在主仪表失效情况下，驾驶员则需要转头到其他仪表扫视区来查看备份仪表的姿态参数，而且不大可能再不断回头来查看主飞行仪表姿态参数。主飞行仪表和备份仪表之间在物理上有一定的隔离，能有助于驾驶员从主仪表飞行过渡到备份仪表飞行。

(b) 正常操作程序和应急操作程序所需的所有驾驶舱操纵器件都应合理布置，以便驾驶员上身不动就可操作。驾驶员头部和身体适度的移动是可接受的，但必须评定这些头部和身体的移动是否会引起驾驶员眩晕或其他不适。IFR 操纵器件不得布置在从左向右（横向）通过驾驶员身体的垂直平面的后面。

(c) 如果批准构型包括副驾驶员，那么副驾驶员也必须有一套完整的飞行操纵器件和主飞行仪表供其使用。副驾驶员必须从其座位上就能独立地飞行和导航旋翼航空器。副驾驶员必须能控制至少一个主导航源，以便在正常情况下，不依赖正驾驶员执行必要的驾驶舱功能，就能独立操纵旋翼航空器。基于仪表板布局安排需要，有些仪表也可以是由两个驾驶员共用。以前审定实践有过一些不同驾驶员共用仪表的实例，比如备用姿态仪表、旋翼转速表（假如航空器有自动旋翼转速调节装置，并能向机组提供转速超限的视觉和/或听觉告警装置，则可以接受不同驾驶员共用旋翼转速表）以及诸如 N_G、滑油压力和滑油温度等辅助动力装置仪表。

(d) 清晰合理的驾驶舱显示对安全运行是必不可少的。SAS 和 AP 工作模态都必须有清晰合理的指示，并且其状态指示颜色应满足第 29.1322 条要求。给机组提供的导航信息源也必须是明确可知的。若可以在各个显示器之间、驾驶员之间切换导航，则正驾驶员必须拥有对其自己使用的显示器的超控权。

(e) 由于仪表集成度、复杂度的不断增加，那么应考虑旋翼航空器经常暴露在极端运行环境内的可能。CCAR-29 部附件 B 第 VIII 款(b)项(5)

目的实质要求是，通过禁止外围系统连接到正驾驶员仪表系统或连接到单驾驶旋翼航空器唯一驾驶员仪表系统，来防止仪表显示系统功能降级。此外，附加仪表设备也不得连接到副驾驶员仪表系统中，除非该可以表明该附加设备失效影响到副驾驶仪表系统的概率是极不可能的。

(f)随着航空电子系统微处理器技术应用的增加，现代航空器越来越多地采用计算机生成图像来替代传统机械式、机电式仪表。这种显示器既可以替代单个仪表，也可以将多个飞行安全所需的关键参数（例如空速、航向、姿态和高度等信息）全部集成在一起显示。为了显示冗余信息，允许驾驶员与副驾驶员仪表系统之间或者与辅助支持系统之间通过数据交联，以实现故障监测、告警和关键飞行参数对比监控。系统的综合集成达到CCAR-29部附件B第VIII款(b)项(5)目等效的安全水平是可能的，前提是能确保一个系统的失效不会对另一个系统产生有害影响。对于使用了集成技术的那些装机设计，必须通过充分的系统测试和所有必要的分析，来确保一个系统的失效不会对其他系统造成不利的影响，这样才能表明其满足CCAR-29部附件B第VIII款(b)项(5)目要求的最低安全水平。

(10)IMC评定

(a)作为飞行试验大纲的一部分,进行IFR合格审定的新旋翼航空器，应在白天和夜间仪表气象条件下，在管制空域进行飞行试验验证。

进行IMC评定时，需要考虑的内容包括:

(i)旋翼航空器在管制空域中安全运行的能力，包括机组处理各种可能故障的能力。

过去IMC评定飞行试验在大纲中施加的故障实例如下:

1)液压故障;

2)通信、导航或机内通话等单个系统失效;

3)发动机失效;

4)任何动力输入丧失;

5)增稳系统失效;

6)配平功能或组件失效;

7)单个垂直或航向陀螺失效;

(ii)雨中低高度进近能见度;

(iii)夜间云中飞行的眩光和反射光;

(iv)本节上述第(i)小节中模拟故障或失效情况下的最小飞行机组工作负荷;

(v)在整个批准的 IFR 飞行包线（包括典型 IFR 机动飞行）内，湍流中飞行的操纵品质:

1)预期可能的增稳系统故障;

2)预期可能的操纵系统故障（液压助力故障、力配平失效、基本操纵线系失效等）;

3)与在高密度交通区运行有关的典型工作负荷情况;

4)其他合理可能的故障。

(vi)影响驾驶员工作效率、飞行安全或旋翼航空器适航性的驾驶舱水渗漏。

(b)旋翼航空器证后设计更改或衍生型别，如果在机身和风挡玻璃构型、航空器照明系统以及除雨系统等方面没有重大更改的话，则不需要再进行云中飞行验证试验。如果经飞行试验人员的判断，对其构型相似性存疑，则需要进行云中飞行试验评定。但是，对于已批准旋翼航空器型号，换装不同 SAS 后进行的 IFR 验证飞行试验，不应仅仅为了确定飞行机组工作负荷或者是否可以在云中飞行，而要求进行一系列 IFR 飞行。

(11)静态位置误差

应重新评定静态位置误差，以确定在仪表进近时的高度表误差。这项工作对于超过 3 度的大角度进近批准尤其重要。通常，3 度进近飞行时的静态位置误差与水平飞行的静态位置误差基本相近。第 29.1325 条(f)款规定了水平飞行静态位置误差要求。

误差的极性或方向也是重要的。如果高度指示值低于真实值，则该误差处在偏保守方向，可以不要求做进一步的审查。应确定大坡度进近时的静态位置误差方向和大小，必要时应在 RFM 中给出补充说明。应验证检查旋翼航空器在复飞过渡期间静态位置误差情况。

(12)交叉耦合

应通过降低旋翼航空器轴与轴之间的耦合程度来提高 IFR 操纵品质。在飞行评定期间，驾驶员应警惕偏航轴和俯仰轴、总距轴和俯仰轴、总距轴和滚转轴，或滚转轴和俯仰轴之间的强耦合趋势。这些轴通道间的任何强耦合效应，都可能在 IFR 飞行时产生不可接受的操纵品质。旋翼

航空器必须能从任一飞行状态平稳地过渡到其他飞行状态。举一个例子，在 IFR 进近失败的情况下，大滚转或俯仰力矩叠加总距操纵，可能会激起不良的操纵特性。

(13)电气、航空电子设备及仪表

因为 IFR 合格审定准则已多次修订换版，所以一些已取得型号合格审定批准的旋翼航空器装机设备可能与本 AC 所建议的设备清单有所差异。下述给出了最新 IFR 合格审定要求:

(a)附加航电子设备/仪表

除满足 VFR 合格审定要求的航空电子设备/仪表外，按 IFR 合格审定要求的航空电子设备和仪表还应满足如下要求:

(i)姿态指示器工作和照明电源必须独立于旋翼航空器的发电系统或起动系统之外，同时其仪表标记必须满足第 29.1303 条(g)款(1)项规定的最低可用性要求。AC 29.1303 关于姿态指示器仪表标记要求给出了补充指南说明。姿态指示器必须在旋翼航空器发电系统全部失效的情况下还能保持正常工作 30 分钟。对于双驾驶构型，可能指定其中一个驾驶员所用主飞行仪表通过安装备用电池实现这一功能目标。

(ii)对于单驾驶构型，必须装机一套备份静压源以及静压源切换装置。

(iii)必须装机用于照亮覆盖基本飞行仪表的仪表板区域的雷暴灯。

(iv)用陀螺稳定磁航向指示器取代第 29.1303 条(h)款要求的陀螺航向指示器。

(v)必须装机满足适用运行规则要求的导航系统。

(vi)必须装机满足适用运行规则要求的通信系统。

(vii)必须装机满足适用运行规则要求的其他电子/电气设备。

(b)航空电子设备和仪表系统电源可用性

在电源失效后，IFR 运行相关的最低航空电子设备和仪表系统应仍能持续正常工作。本小节下述段落中列出了在发电系统单余度失效以及除应急电源外的所有电源都失效的情况下，要求应还能正常的最低航空电子设备和仪表系统清单。该清单未涉及非 IFR 运行所需的基本设备。清单所列的这些基本设备的要求在本咨询通告相应章节中都有阐述。对于为表明第 29.1351 条(d)款(2)项要求符合性而装机有使用时限电源的旋翼航空器，在确定该电源的续用时限时，应假定主发电系统全部失效后，

按仪表飞行规则仍能持续飞行时间不少于 30 分钟。

(i) 对申请 IFR 批准的旋翼航空器，发电系统发生单一故障或失效后，航空电子和仪表系统应仍能使用。旋翼航空器必须能继续安全 IFR 飞行至目的地，或者连续飞行至备降地，并能实现安全的仪表进近和着陆。

建议的最低航空电子和仪表系统如下:

1) 飞行仪表: 除了本 AC 第 1 节第 (13) 条第 (a) (i) 至 (a) (iv) 段所规定的飞行仪表外，其余跟第 29.1303 条要求相同;

2) 通信: 1 部甚高频电台;

3) 导航系统: 1 套导航系统（包括必要的传感器输入，如航向陀螺）;

4) 应答机;

5) 机内通话系统（申请双驾驶批准时适用）;

6) 仪表灯（或等效装置）。

（ii）对于申请 IFR 合格审定批准的旋翼航空器，在整个发电系统全部失效后，相关航空电子和仪表系统应仍能使用，以保证旋翼航空器必须还能至少飞行 30 分钟。

建议的最低设备如下:

1) 磁罗盘;

2) 空速－高度－姿态显示;

3) 1 套甚高频通信系统;

4) 仪表灯（或等效装置）;

5) 机内通话系统（申请双驾驶批准时适用）。

(iii) A 类旋翼航空器附加要求。如果为满足第 29.1351 条 (d) 款 (2) 项要求，装机了有时间限制的电源，在确定电源续航时间时，应假定正常发电系统失效后，按 IFR 飞行还能持续飞行时间不低于 30 分钟。

(c) 因为仪表飞行时导航必须精确，故规定必须要有陀螺稳定磁航向指示器。在旋翼航空器上，非稳定磁航向指示器误差太大，特别是在湍流中飞行时。所以，将非稳定磁航向指示器作为主航向信息源是不合适的，但作为应急信息源是可以的。因为漂移特性需要定期校准，所以非伺服航向陀螺也不宜作为主航向信息源。

(i) 作为单驾驶 IFR 的最低要求，需要安装一个非稳定磁航向指示器（例如“威士忌罗盘”）和一个陀螺稳定磁航向指示器系统（伺服的）。

(ii)双驾驶合格审定的最低要求，包括单驾驶所要求的所有仪表，以及增加的一套独立陀螺稳定航向指示器系统（伺服的或非伺服的）。

(14)仪表飞行规则电气系统

(a)总则

(i)整个电气系统，包括交流和直流部分，都必须按 IFR 运行进行审查。这项审查是必需的，因为目前合格审定的大多数旋翼航空器，都没有把 IFR 运行作为其合格审定的一部分。正常运行的很多方面和故障状态影响，对 VFR 运行来说是完全可接受的，但对于 IFR 运行就是不可接受的。

(ii)应规定在电气系统发生单一故障时，能够继续飞往目的地或备降地。电气系统失效状态评定不仅应考虑故障本身，还应考虑建议的故障响应操作程序。

(iii)电气系统故障分析和验证该分析的系统试验结果，可作为电气系统审查的一个良好开端。因为设备和组件失效可能性最大，所以应首先考虑每台发电机、每个蓄电池和每个组件（如开关和继电器）的失效。

(iv)系统故障如断路器跳闸、保险丝烧断、汇流条失效、馈线漏电、接地端子失效以及电气断开插头失灵均应予以考虑。

(v)应审查从配电系统每个电源引出的所有布线。在所有情况下，馈电线与低电压控制信号线应分开敷设。此外，每一电源系统导线敷设应尽可能与其他电源系统导线分开。

(vi)单个电气断开插头不应包含多个发电系统的接线。很多系统集成有自动馈线故障保护，可切断馈线短路电源，并且在某些情况下，为馈线提供了相关保护。

(vii)可能还有其他与特定设计特征所特有的故障也应考虑。假如有的话，还应对这些故障做出相应的说明。

(b)条款审查

电气系统相关的适航规章条款，包括 CCAR-29 部 F 分部第 29.1301 条开始直到第 29.1401 条，其他条款也可能涉及电气系统，但作为初始 VFR 批准的一部分，应保证符合这些条款。

(c)特别强调的方面

在以前的一些设备安装中，在下述所列方面需进行更改，应仔细检查和确认预期安装设备的这些方面以及其他表明需要注意的事项:

(i)受结冰影响的系统

结冰引起高度表和空速表指示严重不准确，可能会导致 IFR 飞行灾难性后果。对于没有安装经批准的备用静压源的旋翼航空器，应认真评定静压孔的安装或设计，要么静压孔是带加热功能，要么提交一份已被飞行试验数据所证实的静压孔即使不加热也不会结冰的分析说明报告。应仔细评定静压管路低点排水布置情况。而且，如果静压孔安装在旋翼航空器的侧面，则与静压孔后端直接相连的静压管路应先朝上敷设，然后再向下敷设到排水口。管路起始是向上敷设，当旋翼航空器雨区飞行或地面清洗时，可以尽可能防止静压管路进水。

(ii)过压保护

如果旋翼航空器按 CCAR-29 部 A 类进行合格审定，则要求有过压保护。其他旋翼航空器可能有过压保护，但很多旋翼航空器是没有过压保护的。由于 IFR 运行明确要求过压保护，所以应非常仔细地审查旋翼航空器电气系统过压保护功能。

(iii)能源充足性指示

大多数使用能源的飞行仪表都有一个与该仪表构成一体的目视指示装置，在供能不足以维持仪表正常性能时发出指示。对于没有集成目视指示装置的所需飞行仪表，必须考虑下述要求:

1)装机目视指示装置至少必须靠近该仪表;

2)目视指示装置必须有适当的标牌;

3)必须在进入仪表处或其附近测量能源;

4)对于电气仪表，当电压处在批准的范围内时，即认为电源是满足要求的。目视指示装置的电源必须与仪表本身的电源是相互独立的。这种独立性是指采用独立的电路保护装置和独立的配电系统汇流条。

(iv)多余度系统隔离

在某些情况下，因为单个系统可能出现故障，所以需要多个系统执行相同的功能。将这些系统进行隔离，能有效防止因单一故障引起多余度系统同时失效。下列因素应予以考虑:

1)如有可能，多余度系统间线缆敷设应确保最大程度的物理隔离，例如，一个系统在旋翼航空器的一侧，另一个系统在另一侧。有些区域，如座舱内操纵台、接线盒以及设备安装机架等，在这些区域要实现物理

上的隔离是很难的;

2)要求互为备份的两个系统其线缆敷设不应穿过同一个电气断开插座;

3)应评定系统的接地，以保证两个所需系统的接线未在同一接线端子上接地。如果一个接线端子条上有多余度系统的接地，则应从两个单独的接线端子在两个地方接地连接到旋翼航空器机壳。

(v)电路保护装置

IFR 运行所需的所有系统都认为 IFR 安全运行所必需的,并且这些系统的电路保护装置通常应易于被驾驶舱机组人员可达和使用，以便在飞行中随时重置或更换。如果某特定功能是最低合格审定要求范围之外的，则实现该特定功能的设备可达性不用过多关注。然而，还需要评估的是该附加设备在 IFR 运行时是否可能被用到。

发电机激磁保护装置的安装位置在某些旋翼航空器上已成为一个问题。凡是可能导致所需电源系统失效的电路保护装置，都应能在飞行中驾驶员在驾驶舱内即可进行重置或完成更换。旋翼航空器电路保护装置可能发生意外断开也对电路保护装置的安装位置进一步提出了要求。

(vi)机内通话系统

整个旋翼航空器的所有音频信号都汇集到机内通话系统。应对其进行评定，以保证没有单一故障会引起旋翼航空器所有音频信号丧失。应检查共用地线、共用连接器等。

(15)旋翼航空器飞行手册资料

(a)除了其他必要的资料外，旋翼航空器飞行手册（RFM）或其增补章中的限制节，必须包括批准的 IFR 飞行包线、最小机组 IFR 要求、运行条例未包括的进入 IFR 状态所需的最低设备，以及已批准的最大进近梯度。如果在合格审定分析或试验期间，在任何飞行阶段或机动中经受过一次严重的高度损失，那么其应急使用程序就应包括有关这次高度损失的说明以及任何其他相应的资料。

(b)RFM 限制章不应包括禁止外挂货物运行的限制。CCAR-91 和 CCAR-135 两部运行规章都涉及这类运行，按照这两部规章进行的所有外挂载重运行，均必须经运行批准。

(16)旋翼航空器低于仪表飞行最小速度飞行

(a)在进近程序中使用具有精密 GPS 垂直制导的定位器性能（LPV），

其飞行空速必须以低于大多数旋翼航空器按 CCAR-29 附件 B. II (c)制定的仪表飞行最小速度（V_{MINI}）。

(b)此外，现代的自动飞控系统在之前定义的 V_{MINI} 以下进行全耦合飞行已被批准，从而在进行某些操作的同时又能提高操作的安全性，例如搜索救援，大角度进近以及特殊试验台进近。

(c)在过去定义的 V_{MINI} 以下进行飞行的认证需要申请在 CCAR-29 部附件 B 重新定义一个更低空速的 V_{MINI}，或详细说明 AFCS 的可靠性和功能性要求，将其批准为特殊条件。

(i)如果 V_{MINI} 需要重新定义，那必须遵守 CCAR-29 部附件 B 对于 V_{MINI} 的适航要求。以下是常常被忽略的两条:

1)CCAR-29 部附件 B 的静稳定性和动稳定性要求必须和所有被批准的下降角度相一致。

2)飞行员在更低的那个目标 V_{MINI} 下的工作负荷需要被评估。传统的 AFCS 可能无法应对更大的下滑角，从而将飞行员的工作量增加到不可接受的水平。

(ii)允许旋翼航空器在 CCAR-29 部附件 B 稳定性要求不能证明的空速以下进行飞行可作为专用条件。专用条件基于 AFCS 拥有允许从 VMINI 到最小空速耦合飞行的特殊功能模态（或申请人规定的地速），以最小空速（或地速）稳定飞行，从最小空速返回到 VMINI。假如申请人选择利用 AFCS 允许耦合飞行低于先前建立的 VMINI，需考虑以下内容，均为一般考虑，无法包含所有。实质要求在独立的项目专用条件中规定，依赖于设计提供的详细的功能。

1)旋翼航空器必须通过 IFR 飞行认证，并满足 CCAR-29 部 A 类发动机隔离要求。

2)对于低于 V_{MINI} 的操作的功能故障模式的系统安全计算，需要使用不短于全部飞行航程的时间。

3)AFCS 应提供耦合飞行模态，允许在所有空速（横向位置和速度、纵向位置和速度以及高度和垂直速度）下，从先前的 V_{MINI} 到悬停（在最大演示风包线内），在三个方向上进行安全和可控的飞行。AFCS 还应提供到直升机仪表飞行（CCAR-29 部附件 B）包线的自动转换，作为正常程序的一部分。其他注意事项包括:

a)飞行员可选择“复飞”模态，以安全中断任何其他耦合模态，并自动转换到直升机仪表飞行（CCAR-29部附件B）包线。

b)防止意外飞行低于最小安全高度的方法。

4)AFCS系统架构应支持以下功能

a)在任何自动驾驶功能模态接通时，一个用于限制AFCS所需发动机功率的系统，以确保发动机功率（例如扭矩、温度）不会超限。

b)如适用，一个提供航空器离地高度和驾驶员预选高度的系统，安装在仪表板上局方可接受的位置，使任何驾驶员从其驾驶位都能清楚直观看到且可操作使用。

c)一个提供航空器航向和驾驶员预选航向的系统，安装在仪表板上局方可接受的位置，使任何驾驶员从其驾驶位都能清楚直观看到且可操作使用。

d)如适用，在飞行包线内当空速指示不可靠或不可用时，一个提供纵向、横向地速和驾驶员预选纵、横向地速的系统，必须安装在仪表板上局方可接受的位置，使任何驾驶员从其驾驶位都能清楚直观看到且可操作使用。

e)当自动驾驶功能模态接通或者从一个功能模态切换到另一个功能模态时，一个提供风速和风向的系统。

f)一个具有告警功能的监控飞行导引偏离和失效的系统，以保证飞行机组可以采取适当的纠正措施。

g)一个告警系统，当飞行高度达到或低于内置或驾驶员设定的最小安保高度（如适用）时；当AFCS失效发生时；当AFCS自动切换功能模态时，向飞行机组提供视觉或听觉告警（或者两种告警形式的组合）。

注：对于从一个AFCS功能模态切换到另一个AFCS功能模态的正常模态切换，单个视觉或听觉告警可能就足够了。对于AFCS功能模态故障或具有时间紧迫因素的模态，飞行机组告警系统必须尽早激活，以使机组人员能够及时采取适当的行动。为尽可能减少由于机组人员错误可能导致的额外危险，告警系统必须设计成能有效提示飞行机组。

5)针对AFCS的可靠性要求必须与其失效影响相匹配。任何可能导致妨碍继续安全飞行或着陆的失效发生概率必须是极不可能的。对于任意AFCS失效，如果不能表明是极不可能发生的，直升机也必须是安全可控的，无需驾驶员特别的驾驶技巧、机敏性或力量，也可以持续安全飞行。

影响控制系统的其他不相关的可能发生的失效也必须评估。此外，AFCS必须设计成，不论是系统正常运行，还是系统故障或失效，假定驾驶员能在合理的时间内能够采取纠正措施的前提下，AFCS都不会导致危险的飞行航迹偏离或产生危险的载荷。如果安装了多余度系统，除非已经表明发生概率是不可能的，否则必须按顺序评定连续发生故障状态。必须根据AC 29.1309要求完成AFCS功能危险性评估和系统安全性评估，说明与AFCS功能模态相关的失效状态。安全性评估必须考虑所有AFCS功能模态正常工作所需的所有系统，包括AFCS、所有相关传感器（比如无线电高度表等）以及主飞行仪表（或显示器）。会导致灾难性失效状态的电气系统和航空电子系统(例如AFCS)必须符合第29.1317条(a)款(4)项高强度辐射场要求。

6)AFCS功能模态必须在飞行包线内验证。

7)对于AFCS任何单一失效或失效组合，如果不能表明是极不可能发生的，故障恢复不能导致超过最小使用高度的一半的高度损失。

8)对于低于之前V_{MINI}的耦合飞行，在最大验证风速下，直升机必须可以保持任何要求的飞行条件并实现从任意飞行状态到任何其他飞行状态的平稳转换，而不需要额外的技巧、机敏或力量。

9)对于在之前V_{MINI}以下的耦合飞行，以下CCAR-29部附件B的要求必须被满足并且将扩展到基本航空器IFR合格审定包线:

a)静态纵向稳定性：CCAR-29部附件B.IV款的要求不适用。

b)静态侧向稳定性：CCAR-29部附件B.V款的要求不适用。

c)动态稳定性：CCAR-29部附件B.VI款的要求中，以下适用:

i)任何振荡必须是有阻尼的，任何非周期性响应的幅度不得在不到10秒的时间内翻倍。AFCS高级模态降级后也必须满足此要求。

ii)在任何外界干扰之后，例如阵风，AFCS必须在10秒或更短的时间内能使旋翼航空器回到干扰前的指令状态。

10)在接通任意AFCS高级功能模态条件下，要求无需驾驶员具有特殊的操纵技巧、机敏性和操纵力量，即能够手动恢复旋翼航空器并过渡到CCAR-29部附件B规定的正常IFR飞行剖面包线内。

2. 可接受的符合性方法

满足CCAR-29部附件B条款要求可接受的符合性方法包括：设计评

审、分析/计算、安全性评估、试验室试验、地面试验、飞行试验和工程符合性检查。

(1)设计评审

通过符合性说明报告或图纸文件，表明驾驶舱仪表配置、驾驶舱布置、仪表系统独立性、电气系统设计和安装、附加航空电子设备和仪表设计和安装等方面满足条款关于 IFR 合格审定的补充要求。

(2)分析/计算

(a)如果静压孔不是带加热功能，通过历史飞行数据或冰风洞试验数据的分析说明报告表明静压孔即使不加热也不会结冰。

(b)进行电气负载分析，确认在主发电系统全部失效后，电源系统仍能保证 IFR 运行相关的最低航空电子设备和仪表系统持续供电不少于 30 分钟。

(3)安全性评估

通过系统安全性评估，表明:

(a)在适用于使用 AFCS 的任何飞行条件下，不论是 AFCS 任意单一故障或失效，还是多个故障同时发生或相继发生，都不会导致 B 类旋翼航空器产生危险的后果或妨碍 A 类旋翼航空器继续安全飞行和着陆; 或者，如果 AFCS 失效会妨碍旋翼航空器持续安全飞行和着陆，则表明 AFCS 可靠性足够高，可以保证在旋翼航空器整个生命周期内预期不会发生 AFCS 失效。

(b)如果 AFCS 中含有配平操纵，则配平操纵的设计和安装应该能保证其在发生任何故障时都不会导致危险状态。

(c)仪表系统任意单一故障或故障组合，无需增加驾驶员额外的动作，仍能保留一组可供驾驶员使用的飞行安全必不可少的飞行仪表显示（包括姿态、航向、空速和高度）; 或者，表明会影响驾驶员飞行安全必不可少飞行仪表显示的仪表系统故障或故障组合发生概率是极不可能的。

(d)发电系统发生任意单一故障或失效后，旋翼航空器能继续安全 IFR 飞行并能实现安全仪表进近和着陆的最低航空电子和仪表系统应仍能正常供电和使用。

(e)没有任何单一故障会导致旋翼航空器所有音频信号丧失。

(f)合理的设备故障不会影响对旋翼航空器的 VFR 批准。

(4)地面试验

通过地面试验，验证确定操纵系统杆力和操纵量关系曲线，确定不存在操纵杆力梯度不连续情况；验证周期变距配平操纵具有良好的回中特性；验证配平操纵器件运动方向与航空器运动方向一致。

(5)飞行试验

通过飞行试验验证旋翼航空器对 IFR 合格审定相关要求的符合性。通过飞行试验验证，表明:

(a)经批准的 IFR 包线在机组操作程序上是切实可行的。

(b)旋翼航空器在所有经批准的包线内，周期变距、总距和航向操纵力可以配平到零。

(c)在条款规定的在各飞行阶段和临界组合条件下，旋翼航空器具有确实的纵向静稳定性和杆力稳定性。

通过试飞机组评定，确定不存在不可接受的杆力梯度不连续性。

(d)翼航空器在整个经批准的空速、功率和垂直速度等参数范围内，航向静稳定性是正向的。

通过试飞机组评定，确定在整个经批准的空速、功率和垂直速度范围内，离配平状态±10 度范围的侧滑中，横向操纵动作不会让驾驶员感觉到负的上反稳定性，纵向周期杆随侧滑角的变化移动不过分。

(e)旋翼航空器对激励的周期性和阻尼特性等响应特性满足条款要求。

(f)AFCS 接通时，旋翼航空器操纵品质符合条款要求。

除了验证 AFCS 接通时航空器操纵品质外，还应进行 AFCS 故模拟飞行试验。

如果不能表明增稳系统失效状态发生概率是极不可能的，则通过飞行试验验证 AFCS 所有可能故障导致的功能降级和对飞行品质的影响，表明:

(i)操纵品质没有降到 CCAR-29 部 B 分部规定的 VFR 水平以下;

(ii)旋翼航空器没有任何快速偏离稳定飞行状态的趋势;

(iii)对于最小飞行机组而言，不需要其特殊的操纵技巧和过大操纵力，即可以保证旋翼航空器在其整个续航能力范围内进行 IFR 飞行;

(iv)AFCS 故障（包括多个故障同时发生或相继发生的故障组合）和

驾驶员在适当时间内采取纠正动作的恢复操纵，都不会造成超出旋翼航空器限制的影响，不会导致危险的飞行航迹偏离或产生危险的载荷;

(v)AFCS 故障或失效导致的高度损失是可接受的(试验程序和要求参考 AC 29.1329)；

(vi)AFCS 过控故障引起的飞行包线缩小（如适用）与飞行手册中定义相匹配。

需要说明的是，AFCS 故障或失效状态注入应选择最严酷的航空器载荷和飞行状态（包括重心、重量、高度、速度和功率等）进行。

另外，飞行试验结束后，需要由驾驶员给出关于 AFCS 的评估结论:

(i)AFCS 工作状态和告警指示信息能被快速、明确地识别;

(ii)AFCS 是具备可超控性的;

(iii)AFCS 操纵器件具有良好的可达性，尤其是 AFCS 快速断开操纵器件的可达性可以保证驾驶员在进行故障恢复操纵的同时进行系统快速断开操作;

(iv)AFCS 振荡故障对机组人员的工作负担和对乘员的长期影响（如果 AFCS 存在振荡故障的情况下又无法断开增稳系统时适用，否则不适用）;

(v)RFM 中操作程序章节中关于 AFCS 故障响应措施程序(如适用)是合理可执行的。

(g)设备、系统和安装

(i)由驾驶员给出驾驶舱布置相关的评估结论:

1)对于每个驾驶员，供其使用的航空器稳定飞行所必需的所有仪表指示（包括备份姿态仪表、辅助仪表等），从其驾驶位都是易于可见的;

2)备份姿态仪表的布置不会影响驾驶员从主仪表飞行到备份仪表飞行的过渡;

3)驾驶员上身不动，或只需要小幅度头部和身体移动（经评估不会引起眩晕或其他不适），就可操作驾驶舱内所有正常操作程序和应急操作程序所需的操纵器件;

4)所有可能导致所需电源系统失效的保护装置，都能在飞行过程中由驾驶员在其驾驶位即能完成重置或更换。

(ii)通过飞行试验，验证确定大坡度进近和复飞过渡期间的静态位置误差方向和大小，如果误差方向和大小偏于不保守，那么应在 RFM 中

予以说明误差方向和大小。

(iii)通过飞行试验，验证在真实的白天和夜间仪表气象条件下旋翼航空器安全运行等能力。

(6)工程符合性检查

通过工程符合性检查，检查确认驾驶舱操纵器件安装和标记、标牌满足条款要求；AFCS 快速断开操纵器件是采用红色标记的。

AC 29 MG 1 航空电子设备合格审定程序

1. 说明

航空电子设备的安装符合性验证工作分为安装前、地面和飞行三个阶段。每一阶段所需的验证工作根据上一阶段验证情况而变化。比如，若航空电子设备已获得中国民用航空技术标准规定批准书（CTSOA），那么其安装前的性能基本已被证实，可减少地面试验和飞行试验中关于这些性能的验证工作，但是，获得 CTSOA 并不代表该设备满足 29 部条款的安装要求。此外，如果进行了充分的地面试验，也可减少飞行试验的验证工作。当运行或适航规章要求某系统完成其预定的功能时，推荐使用 CTSO 设备，或提交可证实设备性能的数据。

本咨询通告涉及第 29.1301 条、第 29.1309 条、第 29.1329 条、第 29.1331 条、第 29.1333 条、第 29.1355 条、第 29.1431 条、第 29.1457 条款。

2. 可接受的符合性方法

2.1 试验前要求

(1)系统设计

对于未按 CTSO 或其他批准的方法鉴定的系统或设备，在申请装机批准时，应提供充分数据证明其设计的可接受性:

(a)操纵器件的操作

预期在飞行期间要使用的操纵器件的操作，在所有可能的位置组合及操作顺序下，都不应对系统的持续安全运行造成有害的影响。

(b)电击

系统的设计应最大限度地降低危险电击的风险。

(c)着火危险

系统的设计应使所有部件都满足第29.853条和第29.863条中适用的防火和防烟要求。安装在已指明为火区并在应急程序中使用的电缆和设备至少应是耐火的。

(d)插头与电缆

插接件中用于敏感信号电路的插针不得靠近用于交流电源电路的插针。如果为了符合类似第29.1331条、第29.1333条或第29.1355条款而使用冗余布线时，导线应使用单独的插头，或以尽可能大的间距来敷设电缆。插头应具有防差错设计，应采用电缆接地和屏蔽技术以尽量减小电磁干扰。

(2)系统性能

当运行规章或适航规章要求某系统完成其预定的功能，但其设备未按CTSO或其它批准的方法鉴定时，向局方提供其性能数据能够减少部分装机后的性能试验，可采用相应的CTSO标准作为参考。

(a)环境鉴定

环境鉴定试验方法参照RTCA DO-160标准（当前有效版本）执行。环境鉴定试验类别应满足旋翼航空器对设备所在安装位置的环境要求，并提交试验报告。

(b)失效分析

按第29.1309条(b)款要求考虑系统的故障或失效。

(3)安装设计

(a)机械安装

电子设备的安装应符合适航规章和设备制造厂商的建议。设计人员在确定材料牌号、厚度、紧固件类型、边距和与设备支架的固定等方面，应遵守相关工程规范。通过分析或静力试验，表明所安装的设备能够承受第29.561条(b)款(3)项和第29.337条规定的惯性载荷。

(b)布局和可见度

所有仪表、开关、位置标牌及操纵器件的安装位置，应使它们对于驾驶员在其正常面向仪表板坐姿和所有可能出现的驾驶舱照明条件下都清晰可见。获得CTSO批准不能保证仪表在驾驶舱的安装以及在各种照明条件下都是可接受的。仪表、开关及标牌必须没有反光，故障提示装置应醒目，能使驾驶员能看得清楚（见第29.1321条、第29.771条、第29.1381条及第29.1555条(a)款）。

(c) 负载分析

(i) 电源

应确定电源容量是否满足在所有可预见的工作条件下（包括在多发旋翼航空器上发动机失效时）的系统安装需求。如果必要的话，应减少系统负载或增加电源容量来保证负载和电源之间的匹配。如果需要双套系统，那么它们应由不同的汇流条供电，在某些情况下，如果适航规章要求，则应由独立的电源供电（第 29.1309 条、第 29.1331 条、第 29.1333 条、第 29.1351 条或第 29.1355 条）。

(ii) 航向偏差电路负载

应确定航向偏差电路的源阻抗同其负载相匹配，并且未超过其源容量。当系统能够转接时，还应考虑转接负载（第 29.1301 条）。

(iii) 故障指示器电路的负载

应确定故障指示器的源阻抗同其负载相匹配，并且未超过其源容量。当系统能够转接时，还应考虑转接负载（第 29.1301 条）。

(iv) 同步信号的加载

当把并联负载加到同步器时，应审查制造厂商的技术说明书，以保证外加的负载不会使同步器过载。

(d) 接口

在很多情况下，系统的配套部件是由不同的制造厂商设计的。例如，采用 X 厂家的陀螺同 X 厂家的飞行指引仪配用，后面又修改为采用一个 X 厂家的陀螺同 Y 厂家的自动驾驶仪配用，导航接收机、区域导航装置、航向指示器、全方位选择器、转速表、发射机以及许多其它设备也可能存在该情况。在这种情况下，申请人应提供一份摘要，说明用于保证系统的兼容性与可靠性的特性数据（如阻抗、电压等），以及接口数据源（第 29.1301 条）。

(e) 飞行试验

在型号合格审定期间，以及改变了原有使用限制、飞行特性或旋翼航空器及所需系统性能、操作程序的设计更改，都需要进行局方验证飞行试验。如有必要评估设计更改带来的操作方面的影响，驾驶舱新设备安装或者影响驾驶舱现有设备的设计更改都应由相应的飞行试验人员进行评定。若驾驶舱窗户可以遮挡，驾驶舱布局、标牌、标记、仪表可见

度、反光程度的评定应在具备条件的地面进行。对电磁兼容性检查、风挡玻璃眩光和驾驶员工作负荷的评定，可由局方试飞员视情进行。

(f)无线电设备总开关

有些旋翼航空器设计使用无线电设备总开关，用于控制航空电子系统的专用汇流条。假如提供了这一能力，则应对其进行评估，以保证不存在使过多甚至所有必要的航空电子设备全都失效的故障模式。该评估应包含对连接在无线电设备总开关上的系统的丧失，以及对持续安全飞行的影响评估。对于按仪表飞行规则（IFR）的旋翼航空器，只用一个开关来控制所有必需的航空电子设备的电源是不可接受的。

2.2 试验方法

当适航规章或运行规章要求某系统完成其预定的功能，且不会对其它必要的系统造成危害时，应进行充分的试验，以确保其性能满足要求。当地面试验不足以充分地评定该系统的性能时，则应进行飞行试验。如果旋翼航空器是按 IFR 运行批准的，则其应满足 CCAR-29 附件 B 的要求。

(1)甚高频（VHF）系统

(a)总则

在距地面台 185.2 千米（100 海里）以内的整个空域，从无线电视距高度到旋翼航空器合格审定的最大高度，旋翼航空器与地面台之间通讯应清晰可辨。当旋翼航空器在视距高度及以上，横滚角±10° 内（含 10°），其所有航向上均应可以正常通讯。

(b)EMC

在飞行中，让所有系统都工作，通过观察各系统的电磁兼容性来完成甚高频无线电导航和通信设备运行的定性评估。

(c)天线测试

若能提供充分的天线测试数据，则第 5(1)(c)节中可减少到只在预计性能最坏的方位附近进行左右转弯。若天线位置是对称的，可以只在一个转弯方向进行试验。

(i)远距离收讯

从距地面电台天线至少 185.2 千米（100 海里）远处开始，在视距高度处，以至少 10° 的横滚角作一次右向和（或）左向 360° 转弯。转弯时，每隔 10° 与地面电台进行一次通讯，以测试在地面电台和旋翼航空器之间通讯的清晰度。对于 185.2 千米（100 海里）的距离，其最小视距

高度约为 2133.6 米（7000 英尺）。

(ii)进近构型

在起落架放下、旋翼航空器处于进近构型(在离地面台 18.5 千米(10 海里）远处，以慢车功率朝台站降落）的情况下，验证旋翼航空器与地面台之间的通讯清晰度。

(2)高频（HF）系统

(a)通信功能试飞

应在至少 185.2 千米（100 海里）远处跟一地面电台联络，以验证其通讯是可接受的。若采用单边带设备，应验证其调幅模式下通讯的可接受性。

(b)沉积静电影响评估

应使旋翼航空器以巡航速度飞行（在高放电区域，可行的话，在包含云和雨的气象条件下进行），并安装最少数量的放电刷，以验证沉积静电不会过于严重。

(3)甚高频全向信标（VOR）系统

(a)如果已对天线的方向图作了充分测试，并且这些测试表明其方向性图没有明显的盲区（按旋翼航空器在飞行中使用的构型，如起落架在巡航时收起而进近时放下），则第 5(3)节中飞行试验可以减少。

应特别注意旋翼调制对 VOR 性能的影响。应在进近和巡航两种运行状态下，在旋翼转速的整个正常范围内改变转速，以检查旋翼调制对 VOR 性能的影响。

(b)在距 VOR 设施 185.2 千米（100 海里）以内的整个空域，当在无线电视距高度以上到旋翼航空器合格审定的最大高度的 90%～100%范围内飞行时，在旋翼航空器（平飞）的所有航向上，机上的 VOR 系统都应正常工作，并且不出现故障指示。

(c)试验应在至少两个已知地面点的上空进行，以便在每一象限都获得数据。试验结果与地面基准的绝对误差不应超过±6°。航向偏差指示的摆动值在 2°以内。

(i)在航线上接收

从 VOR 台起，沿一径向航线飞出 185.2 千米（100 海里）远，不应出现 VOR 故障指示，也不应出现 VOR 台识别信号变坏的情况。航线宽度应

为 20±5°（在所选径向航线两侧各 10°）。如可行的话，应利用一个多普勒-伏尔（Doppler VOR）台站飞一航段，以验证机载设备之间的兼容性。当存在不兼容时，就会出现大的误差。

(ii)远距离接收

做一次 360° 右转弯和一次 360° 左转弯，其横滚角至少 10°，高度刚好在无线电视距之上，离 VOR 台的距离至少 185.2 千米（100 海里）。此时不应出现因信号丢失导致的故障指示。在相对于 VOR 台的同一航向上，信号丢失现象若随横滚角的减小而好转，就是可以接受的。在左右转弯期间，VOR 台的识别也应是令人满意的。

(iii)巡航过台

应验证当旋翼航空器通过 VOR 台顶空的锥形盲区时，能正确改变其“向－背”指示。

(4)航向信标

(a)充分的天线方向图测试可以减少部分飞行试验，参见本文 5(3)(a)。

(b)当旋翼航空器处于进近构形并距信标台至少 18.5 千米(10 海里)时，由天线提供给接收机的信号输入应有足够的强度，以保持不出现故障指示。这一信号在旋翼航空器 360° 各航向、±10° 内的所有横滚角、所有正常的俯仰姿态以及在大约 609.6 米（2000 英尺）的高度上，都应收到。

(c)当旋翼航空器左右偏离航线时，偏航指示器应能正确指引航空器返回航线。

(d)信标台的识别信号应有足够的强度，并且不受干扰，能正确识别台站。在所有用电设备都工作和脉冲设备都发射时，音频信号应清晰。

(e)应在进近时，在旋翼转速的整个正常范围内改变其转速，以检查旋翼调制对航向信标性能的影响。

(i)航向信标截获

以进近构形，从距航向信标台至少 18.5 千米（10 海里）远处飞向航向信标台，归航角至少 50°。应从航向信标波束的左右两侧完成这一机动。在偏航指示器从全偏离位置移向航线期间，不应出现故障指示。如果地面检查或相应的飞行评定不能表明其天线方向性图符合要求，那就应做追加截获试验。应确定截获功能的下限。

(ⅱ)航向信标跟踪

朝航向信标台作归航飞行时，在距远指点信标台 8 千米（5 英里）之处改变旋翼航空器的航向，使指针完全偏离。然后驾驶旋翼航空器由航向信标引导到航线上运行。航向信标机的偏航指示器应能指引旋翼航空器沿航线飞往航向信标台。应在指针左偏和右偏两种情况下完成这一机动，并连续跟踪航向信标直到发射台的上空。应在 60.96 米（200 英尺）高度或略低于此门槛值的高度上至少进行三次可接受的面向航线飞行，以及背朝航线飞行（如适用）。

(5) 下滑信标

(a) 总则

输入接收机的信号应有足够的强度，以保持在距台站 18.5 千米（10 海里）以内各处不出现故障指示。这一性能应在航向信标航线左 30° 到右 30° 之间的所有航向上进行验证。当航空器处在下滑航迹上方或下方时，偏差指示器应能正确引导航空器回到下滑航迹上。在旋翼航空器的所有设备都工作、所有脉冲设备都发射时，不应发生对导航操作的干扰，也不应由于下滑信标机工作而干扰其它设备。

(b) 下滑信标截获

当沿航向信标的航线作归航平飞时，在离台站至少 18.5 千米（10 海里）远处应能截获到下滑信标轨迹下方的下滑信号。当航空器穿过下滑航迹时，应注意观察下滑偏差指示器能否正确过渡。指针从满刻度“上飞”位置直至满刻度“下飞”位置期间，不应出现故障指示。

(c) 下滑信标跟踪

当跟踪下滑信号时，应使航空器作正常俯仰和横滚姿态的机动。下滑偏差指示器应工作正常且不出现故障指示。应在 60.96 米（200 英尺）高或稍高该高度上至少进行三次可接受的进近。

(d) 干扰

应在旋翼航空器所有用电设备都工作和所有脉冲设备都发射时考察下滑信标机没有受到干扰（由 VHF 引起的某些干扰也许是可接受的），并且下滑信标系统也不应干扰其它设备。

(e) 旋翼调制影响

应在进近期间，在旋翼转速的整个正常范围内改变其转速，以检查

旋翼调制对下滑信标机性能的影响。

(6)指点信标系统

(a)当旋翼航空器在304.8米(1000英尺)高度上飞过指点信标台上空时，其指点信标提示灯应点亮一段时间(见表AC 29 MG 1-1)，以表示飞过了609.6米~914.4米(2000英尺~3000英尺)的距离。

表 AC 29 MG 1-1 地速与亮灯时间关系

离地高度=304.8米(1000英尺)		
地速	**亮灯时间(秒)**	
千米/小时 (海里/小时)	**飞行609.6米 (2000英尺)**	**飞行914.4米 (3000英尺)**
166.7(90)	13	20
203.7(110)	11	16
240.8(130)	9	14
277.8(150)	8	12

(b)音频信号应有足够的强度，且不受干扰，以便提供正确的识别。

(c)试验方法

在304.8米(1000英尺)的离地高度上，以合理的地速平飞飞近指点信标。在航向信标的偏航指示器对准中心的情况下通过远指点信标和中指点信标上空时，信标提示灯应亮一段时间。应检查白天和夜间的信标指示灯亮度都是可接受的。对于低速旋翼航空器，其时间间隔应按比例延长。

注:通常情况下,旋翼航空器飞越中指点信标的高度约为45.72米~60.96米(150英尺~200英尺)，但对于不同机场，其相对跑道的下滑角和中指点信标的位置存在差异，因此下滑航迹上的指点信标宽度差异比较大，导致亮灯时间差异也比较大。所以，为了定量地测试中指点信标的功能，应采用304.8米(1000英尺)的高度飞跃中指点信标。

(7)自动测向(ADF)设备

(a)距离和精度

旋翼航空器所装的ADF系统工作误差应不超过5°，对于下述任何一种情况，其音频信号均应清晰可读:

(i)距远台92.6千米(50海里)(发射机功率50到2000瓦);

(ii)距近台 46.3 千米（25 海里）（发射机功率小于 50 瓦）；

(iii)距无方向信标 27.8 千米（15 海里）（发射机功率小于 25 瓦）。

(b)指针反转

当旋翼航空器飞过地面台上空时，ADF 指示器的指针应只有一次 180° 反转。这一试验应在起落架放下和收起两种情况下进行。

(c)指示器响应

当转接到相对方位约差 175° 的台站时，指示器应在 10 秒钟内指出新的方位，且误差在 ± 5° 以内。

(d)天线耦合干扰

对于双套 ADF 的安装，其天线之间不应有过强的耦合。

(e)试验方法

(i)距离和精度

在上述地面台（见 2.2(7)(a)）的最大作用距离附近，对 200KHz～415KHz 整个范围内的地面台进行调谐，其识别信号均应清晰，且 ADF 应指示电台的大致方向。在离无方向信标至少 27.8 千米（15 海里）远处开始，以进近构形，在航向信标前方的航线上飞归航，做一次正常的 ILS（仪表着陆系统）进近，以评定音频识别信号的强度和清晰度以及接收机在 ADF 方式时的 ADF 固有性能。应使机上所有的用电设备都工作，所有的脉冲设备都应处于发射状态。在一地面检查点的上空飞行，与上述地面台的相对方位分别取 0°、45°、90°、135°、180°、225°、270° 和 315°，所指出的对台方位的误差应在 5° 以内。

(ii)指针反转

在离地 304.8 米～609.6 米（1000 英尺～2000 英尺）的高度上，驾驶旋翼航空器飞越一地面台的上空，ADF 指示器的指针应只有一次 180° 反转。

(iii)指示器响应

在 ADF 指向正前方的地面台时，将其转接到相对方位约 175° 的另一地面台，其指示器应不超过 10 秒钟就指到该方位的 ± 5° 之内。

(iv)天线耦合干扰

若正在试验的 ADF 装置是双套的，则用下述程序检查其天线之间的耦合:

1)将 1#ADF 接收机调谐到靠近 ADF 频段低端的一个台，让 2#接收机在全频段的整个频率范围慢慢扫描，以测定是否对 1 # ADF 指示器有不利影响。

2)将 1#ADF 接收机调谐到 ADF 频段高端附近的一个台，重复 1)。

(8)测距设备（DME）

(a)DME 应保证:

(i)当旋翼航空器在距伏尔-塔康(VORTAC)台 185.2 千米(100 海里)以内的整个空域里，从无线电视距高度到旋翼航空器合格审定的最大高度作机动飞行时，测距设备应能连续跟踪而不丢失信号。在旋翼航空器以巡航构型、横滚角直至 10°、按正常最大爬升和下降姿态进行爬升和下降以及绕一 DME 台站盘旋时，测距设备均应能连续跟踪而不丢失信号。

(ii)提供清晰可辨的 DME 台站识别信号。

(iii)DME 的工作不应干扰旋翼航空器上的其它系统(对应答机的某些干扰是可接受的)，DME 的工作也不应受到其它设备的不利影响。

(iv)DME 保持

当启动“DME 保持”和转换其通道开关时，DME 应连续工作并跟踪。

(v)DME 超控

当设有超控开关时，应对其正常的操作进行演示。

(b)试验方法

(i)爬升和最大作用距离

应评定在 DME 系统与旋翼航空器上其它设备之间没有相互干扰。驾驶旋翼航空器沿着将会通过台站上空的航向,从距台站至少 18.5 千米(10 海里）远处，在离台站 609.6 米（2000 英尺）高度上飞过台站 9.3 千米（5 海里）到 18.5 千米（10 海里），然后操纵旋翼航空器按其正常的最大爬升姿态升到 2133.6 米(7000 英尺)的高度，并使航空器保持在台站的径向航线上(在 5° 以内)。DME 应连续跟踪到 185.2 千米(100 海里)远而不丢失信号。应记录最大飞行高度。

(ii)远距离收讯

在离 DME 台站至少 185.2 千米(100 海里)远处进行两次 360° 转弯，一次向右，一次向左，横滚角为 8～10° 。如果天线的安装是对称的，那么做一次转弯就够了。在沿径向航线飞行任一 8 千米(5 英里)内，信号中断不得多于一次，且不应超过一个搜索周期（最多 35 秒）。

(iii)突防

从2133.6米(7000英尺)以上的高度(离地高度)按正常的最大下降率直接向地面台下滑,在离台站还9.3千米(5海里)至18.5千米(10海里)时到达台站上空1524米(5000英尺)高处。在此机动期间,DME应连续跟踪而不丢失信号。

(iv)进近

在装有DME台站的机场上做一次正常的进近和着陆。DME应能跟踪而不丢失信号(过台除外)。

(v)DME保持

在DME跟踪时,启动DME保持功能,将通道选择开关转换到某一航向信标的频率上,DME应连续跟踪原来的台站。

(9)应答机设备

(a)性能判据

当旋翼航空器在距雷达站185.2千米(100海里)以内的整个空域,从无线电视距高度到旋翼航空器合格审定最大高度的90%~100%高度上沿直线平飞时,空中交通管制(ATC)应答机系统应能给询问雷达站提供强而稳定的回答信号。机载系统应是可控的,不会持续出现有害的环状干扰、辐状干扰及杂波干扰。应答机系统不应干扰旋翼航空器上的其它系统,而其它设备也不应干扰应答机系统的工作(因DME工作引起的一些干扰是可接受的)。当旋翼航空器在上述空域内作下列机动飞行时,其丢失信号的时间不应超过20秒钟:

(i)横滚角直至10° 的转弯;

(ii)以正常最大爬升和下降姿态进行爬升和下降;

(iii)绕一雷达站盘旋。

(b)试验方法

(i)爬升和作用距离

在距雷达站至少18.5千米(10海里)远处开始,在雷达站上空609.6米~914.4米(2000英尺~3000英尺)的某一高度上,使用空中交通管制中心(ARTCC)指定的应答机编码,使旋翼航空器沿着能飞越雷达站顶空的航向飞行。在飞过雷达站9.3千米(5海里)到18.5千米(10海里)处,操纵旋翼航空器保持在无线电视距高度以上的某一高度,并使航空

器保持在与雷达站的夹角为 5° 以内的航向上，一直飞到距雷达站 185.2 千米（100 海里）远处。

(ii)当应答机丢失信号时，应与地面雷达站的工作人员联络。在飞行期间，应检查 ATC 应答机的“识别”模式，以保证应答机完成其预定的功能。应答机系统不干扰旋翼航空器上的其它系统（DME 可除外），而其它设备（DME 可除外）也不应干扰应答机系统的工作。试验中不应有信号丢失，即在经两次或多次扫描时不应没有回答。应在台站上空距 46.3 千米（25 海里）和 185.2 千米（100 海里）远处验证 ATC 应答机的工作。

(iii)远距离收讯

在距雷达站至少 185.2 千米（100 海里）远处做两次 360° 转弯，一次向右转，一次向左转，横滚角按飞行的典型姿态取 8～10° 。在此转弯期间，应监视雷达显示器，并且不应出现信号丢失（两次或多次扫描）。

(10)气象雷达设备

(a)方位精度

在航空器纵轴左右各 40° 的扇形区内，显示器所显示的目标方位与其实际磁方位之差应在 5° 以内。若超出左 40° 或右 40° 区域，则方位精度应为 ±10° 。

(b)作用距离

雷达应能在显示器的整个距离和角度量程内显示突出的目标。

(c)天线稳定

当设有天线稳定功能时，在所设计的俯仰和横滚范围内，应能消除显示器上的模糊影像。

(d)波束俯仰

雷达天线的安装应使其波束可在天线转动平面的上10° 和下10° 之间调整到任一位置。

(e)试验方法

(i)方位精度

在允许目视识别像岛屿、河流或湖泊这类目标条件下飞行，且目标在雷达最大作用距离的 10%以内。当飞向目标时，应选择一条可飞越某一参考点的航线，而且从该参考点到目标的方位是已知的。在沿此航线从参考点向目标飞行时，要在各个量程位置测定所显示目标方位的误差。继之以 10° 的增量改变航向，并测定所显示目标方位的误差。

(ii)等值线显示（等回波）

如果预报在离试验基地的适当距离内有很厚的云层或暴雨，则应选择等值线显示模式。雷达应能区分出是大降水还是小降水。在不具备上述气象条件时，应通过由正常到等值线显示模式的转换，在显示器上观察正改变着辉度的大目标，以此测定其等值线显示功能的有效性。当从正常模式转换到等值线模式时，最亮的目标应变为最暗。

(iii)稳定性

当在雷达显示器上观察一个目标的回波时断开稳定功能，并使航空器作俯仰和横滚运动，观察显示器上影像变模糊的情形；随后再接通稳定机构并重复作横滚和俯仰运动，评定其稳定功能在保持清晰显示方面的有效性。

(iv)地形测绘

应飞越含有如河流、城市、岛屿、海岸线等这类大的、容易辨别的明显目标区域，将显示器上的这些目标的形状与从驾驶舱目视看到的真实形状作比较。

(v)相互干扰

应测定在雷达工作时其显示器上不会出现来自任何电气或无线电和（或）导航设备的有害干扰，且雷达的安装不干扰旋翼航空器上任何无线电和（或）导航系统的工作。

(11)区域导航

区域导航系统的基本要求及其符合性方法参见其他专用咨询通告。

(12)惯性导航

惯性导航系统的基本要求及其符合性方法参见其他专用咨询通告。

(13)多普勒导航

多普勒导航系统安装后的性能按照 RTCA/DO-158《机载多普勒雷达导航设备最低性能要求》（当前有效版本）进行评定。

(14)无线电高度表

无线电高度表系统安装后的性能应按照 RTCA/DO-155《低空无线电高度表最低性能要求》（当前有效版本）进行评定。

(15)应急定位发射机(ELT)

ELT 的性能应按 CTSO-C126b《406MHz 应急定位发射器（ELT）》进行

评定。由于发生过多起 ELT 与其它 VHF 设备相互干扰的事例，局方将重点关注 ELT 天线的安装过于靠近其它 VHF 设备天线的设计，在 ELT 安装后，应测量原先安装的 VHF 天线的方向性图。安装 ELT 可能引起以下问题:

(a)损耗 VHF 通讯的辐射功率;

(b)VHF 发射能量的再辐射，导致导航十字指针受到影响;

(c)在 VHF 通讯中收到电平较高的调频广播;

(d)VHF 发射的能量无意中启动了 ELT。

(16)机内通话系统

所有音响设备，包括话筒、扬声器、头盔及机内通话放大器，均应演示其通讯是可接受的。应在旋翼航空器所有工作模式下测试，包括在应急情况下（如迫降和戴氧气面罩）以及旋翼航空器的所有发动机都运转、所有脉冲设备都发射、所有用电设备都开机时的工作情况。

(17)电池供电的便携式扩音器

电池供电的便携式扩音器的基本要求及其符合性方法参见其他专用咨询通告。

(18)全球定位系统(GPS)/星基增强系统(SBAS)广域增强系统(WAAS)

旋翼航空器的 GPS 配合不同的机载设备使用，可能会导致旋翼航空器操作能力的重大变化。没有与其他旋翼航空器系统集成的独立式 GPS 导航仪的安装是简单的。如果涉及 WAAS（SBAS）的空间点进近，可以参考 DO-229（当前有效版本）。

(a)若 GPS 与机上的主要飞行和导航设备集成，用来为飞行员提供飞行指导，那么需要更多的测试和评估，以确保集成系统执行其预期的功能。若 GPS 与 AFCS 集成，也需要更多的测试和评估。若安装 GPS-WAAS 需要评估 GPS、自动驾驶仪和飞行指引仪之间的集成（如果已安装）。

(b)若安装 GPS-WAAS，以允许大下滑角或低速进近，应经过评估并通过 STC 审查完成。

(c)显示集成

(i)布局和可见度

1)参见 AC 29.1321 中关于旋翼航空器视线和视野的定义。

2)所需信息的显示

与其他导航系统一样，显示飞行员使用该系统实现其预期功能所需

的信息。如果与自动驾驶仪和飞行指引仪集成，则在飞行员的主视场中显示耦合的或选定的飞行指引模式。特别地，在飞行员的主视野中还应显示以下信息:

a)GPS 服务水平（垂直制导航向性能（LPV）、水平导航/垂直导航（LNAV/VNAV）、LNAV 等）。

ⅰ)通告不限于接近决断高度的其他模式（如垂直导引建议模式）。

ⅱ)通告由于 GPS 功能降级而导致的模式变化。

b)GPS 航路点信息

ⅰ)航路点名称或标识符。

ⅱ)到/离开航路点的距离。

c)GPS 告警和消息（例如，“SUSPEND”、“MSG”），以及任何故障或功能降级。

3)对于提供垂直导引建议的 GPS 系统，垂直导引提示和符号应足够清晰，以区分 LPV 或 ILS 垂直导引。评估自动驾驶仪与建议下滑角的耦合情况。

(ⅱ)颜色。

1)色彩理念应与主飞行显示器和其他电子显示器上使用的色彩理念相匹配。

2)对于模拟显示器，在远程指示面板中使用的颜色应与 GPS 供应商使用的颜色相匹配。

(d)飞行试验

(i)根据需要，对 GPS、自动驾驶仪和飞行指引系统的功能一起进行飞行评估，以确保正确地集成。此外，如果 GPS 用于大下滑角空间点程序（PINS）或其他专门用途，需要进行飞行评估，以确保这些集成与旋翼航空器的操控特性的结合不会导致飞行员需要过度集中精力或造成过度工作负荷。

(ⅱ)采用 IFR 的旋翼航空器，应评估适当下滑角低速(<70kts KIAS)进近能力。

1)评估:

a)临界 CG 处，速度为 Vmini 时，不同耦合模式下的旋翼航空器操纵。

b)每个耦合模式下要求的最大下滑角度。

c)对于三轴自动驾驶仪，评估大下滑角进近下的所有耦合模式的飞行员工作量和自动驾驶能力。

d)对于四轴自动驾驶仪，评估所有耦合模式下的飞行员的工作量和自动驾驶能力。

e)在飞行员手动飞行条件下，评估飞行员的工作量:

ⅰ)IFR 飞行所需的最低设备。

ⅱ)飞行指引仪模式，如果已安装。

f)在复飞点，评估飞行员工作量和飞行员系统接口。

g)偏离试验应包括:

ⅰ)在中间和最终进近航段上偏离下滑道和航向指引。

①偏离应至少取横向一个点，垂直一个点。

②在到达中间进近航段的最终进近点（FAF）和最终进近航段的复飞点（MAP）之前，进近航段的航向路径和下滑路径应被重新捕获并稳定。

③下降时的垂直速度应小于 5.08 米/秒（1,000 英尺/分）。

④扭矩值应足够高，以防止进入自转。

⑤飞行员应有足够的时间过渡到目视航段。

ⅱ)保持空速在或低于进近最大空速的能力。

ⅲ)最大允许尾风（许多大下滑角进近只有一个进站航线）。

ⅳ)在 FAF 点前后从 LPV 降级到 LNAV 的影响，这可能需要继续进近或执行一个复飞。

h)在自动驾驶仪接通条件下，评估使用航路点改航和直接飞向最终进近点时飞行员的工作负荷。

ⅰ)采用申请批准的最大下滑角度和进近空速。

ⅱ)评估与自动驾驶仪耦合操纵性能。如果采用了一个四轴自动驾驶仪，那么评估每个轴的损失对进近程序和旋翼航空器操纵特性的影响。

ⅲ)评估在决策高度（DA）上从仪表飞行到目视飞行的过渡。

①在目视模式下完成继续进近，以评估旋翼航空器降低到着陆速度所需的工作量。

②对于 A 类旋翼航空器，确保可以从决断高度上减速到适当速度至着陆决断点。

i)如果不评估 IFR 旋翼航空器的大下滑角进近，那么在旋翼航空器飞行手册或旋翼航空器飞行手册补充文档中应明确一个限制，将 IFR 采

用 RNAV 进近的最大下滑角限制为一个合适的角度，最小进近空速满足飞行手册限制。这点是必要的，除非评估确定自动驾驶仪与 GPS 的集成支持大下滑角、低速操作。

2)故障模式评估:

a)评估所有飞行阶段中，丧失 SBAS 和所有飞行指引仪/垂直导引显示的影响。

i)应向飞行员清晰地指示 SBAS 故障或垂直导引失效。

ii)飞行员应该能够在没有过度集中注意力或采用特殊技能的情况下过渡到降级进近程序。

b)评估具有误导性的导引信息。评估 LNAV 进近的垂直导引建议的性能。

(19)旋翼航空器状态监控系统的安装

(a)总则

旋翼航空器安装的某些航空电子设备和系统，是为了收集用于评估发动机和（或）旋翼航空器性能及维修频次的数据。其所监控的一些项目有: 发动机超转、热启动、动力保证及循环计数。

本节所涉及的监控系统是那些用于为维护目的收集数据的监控系统，而不是那些用于自动驾驶仪、飞行控制或发动机控制系统的监控系统。目前，对大多数不完成任何必要功能的这类系统，都要求进行选装批准。但是，大多数申请人预先请求批准这些系统，是为了用在将来能完成某些必要的功能，或者为了根据系统的使用情况进行必要的维修。如果系统是以软件为基础的，那么这一考虑就变得特别重要。关于系统软件的深入讨论详见 2.2(19)(C)(ii)。关于这些系统的认证指导，请参考旋翼航空器健康状态和使用监视系统（HUMS）的适航批准。

(b)系统的安装

应表明在正常工作与可能出现故障两种情况下系统的安装均没有危险。对于由软件错误引起的故障将在 2.2(19)(C)(ii)中讨论。监控装置和（或）监控系统应有足够的精度和响应，以便让操作和维修人员将获得的数据同必要的维修活动联系起来。由该系统截获的超转（发动机限制）信息，正在或将要用来取代以前从使用航空器基本仪表的工作人员的外场报告中获得的信息。在这种情况下，自动化系统一般会产生比航

空器的基本仪表更精确的结果。但在目前形势下，要求监控系统必须比以前已批准用于提供必要超转数据的方法更精确，却是不合适的。如果系统收集的数据在使用前需要筛选，那么无论是在截获数据的时候（机上的功能）、还是在旋翼航空器维修时分析并使用数据的时候（基地的功能）来完成这一筛选，都同样是可接受的。

(c)系统部件

(i)硬件

系统的硬件在嵌入软件的控制下工作时，应表明符合第 29.1301 条。另外，在表明符合第 29.1309 条(a)款时，还应完成符合 RTCA 文件 DO-160（当前有效版本）相应部分的试验室试验。

(ii)软件

如果监控系统由嵌入式软件决定其全部或部分功能的话，那么 RTCA 文件 DO-178（当前有效版本）就是用于批准系统软件的推荐标准。关于使用该文件的深入讨论详见第 29.1309 条咨询通告。应仔细考虑软件等级的选择，因为首次申请适航批准时，该系统可能是个选装系统。如已进一步表明无需依赖于系统软件来避免危险的故障模式，那么软件的等级较低也是可接受的。但是，一旦其软件已事先进行过合格审定，则要给予软件以更高的“质量”等级就很困难。因此，对于计划内的系统批准，建议其软件的选择要使其等级符合最终使用要求。如果系统仅作为非必需的选装设备批准，那么选择等级低一些的软件鉴定也许是合适的。但当系统在使用中已取得较多服役经验，并且最终计划还是要请求批准，以便完成必要的功能，那么当初就应采取适当高一些的软件等级。

注：充分的服役经验可以看作是关键性等级的根据，而不执行 RTCA DO-178（当前有效版本）的程序。

(20)旋翼航空器健康和使用监控系统（HUMS）

(a)总则

可将 HUMS 分为两大类：健康监控系统和使用监控系统。第 29.1301 条要求系统应完成其预定的功能。第 29.1309 条的(a)款和(b)款用来确认环境条件和故障的影响。到目前为止，尚未批准以 HUMS 取代使用寿命或其它特殊的物理限制，但有几个系统现正在申请批准的过程中。健康监控系统被认为是这一技术的重大应用，而且在建立必要的数据库之前，大概还需要一些时间才能完全相信这一技术是可行的。已经有许多使用

监控系统作为选装设备得到了批准，2.2(19)中所述的状态监控系统是这项技术的一个范例。

(b)健康监控系统

(i)这种系统开始作为“选装”系统是为了要建造一个数据库，以支持这类批准的推广，使其在延长维修间隔期等方面取得置信度。有些这类应用的可能要求系统余度，有些则可能要求使用满足DO-178（当前有效版本）A级软件或等效安全水平软件。

(ii)有些在审的系统将采用离机数据处理。如果是这样的话，就应假设机上的数据会在处理中心丢失或出错，因此航空器系统的设计应考虑到这一可能性。采用一些机上数据存储器则是解决这种丢失数据的一种方法。处理中心的软件完整性应同航空器软件的完整性相当。此外，作为批准数据的一部分，还应规定每次飞行处理数据的时间间隔。

(iii)由于在这些系统审定方面经验有限，提议利用问题纪要的处理方法记录批准的进展情况，并为咨询通报以后的修改提供资料。

AC 29 MG 2 直流电源系统试验的标准试验程序

1. 说明

运输类旋翼航空器直流电源系统试验应对下列功能和特性进行验证：系统正常运行、并联负载的分配、励磁、稳定性、系统故障、环境鉴定、电磁兼容性、冷却能力和浪涌特性、脉动电压及电压尖峰。

对于试验过程中所用测试仪器，所有的仪器的校准记录单都应表明仪器是正常可用状态。电压和电流等数据对应时间的关系应采用固定的形式记录下来。还应记录那些较为特殊的电流与电压数据，以便可以复现以上任一系统试验所引发的各种事件情况的时间顺序。

适航当局和（或）其适航委任代表一般要目击以上这些试验，申请人在开展试验前应尽可能提前的通知他们，以减少试验安排上的相关问题。在开展任何试验前，必须确定试验装置的符合性。

2. 可接受的符合性方法

2.1 地面和台架试验

上述各类试验的大多数都能在台架试验装置上进行。就系统故障试验来说，尤其建议用台架试验装置。申请人演示设备性能，既可选择在

台架上进行，也可选择在地面试验时安装在机上进行。当采用台架装置时，应能代表航空器上的实际安装，达到部件和布线（型号、规格及长度）都与实际完全一样的程度，参见第 29.1363 条电气系统试验(a)款电气系统试验室试验要求。有些试验可能还必须在航空器上重做，以验证台架试验的结果。

试验中应注意在断开蓄电池及卸载或加载大负载之前，要么将航空电子系统隔离，要么保证引起的瞬变在航空电子设备的限制范围内。

2.1.1 台架试验程序

(1)系统正常运行

注：在每次试验前，设备应至少预热工作 10 分钟。

(a)并联的最小电气负载和最小发动机转速。

(b)改变所有发动机的转速，由低速到高速，再回到低速。

(c)在最大电气负载和最大电气负载的 50%的情况下重复(1)(ii)。

(2)并联负载的分配（如有并联系统时）

(a)并联的最小电气负载和最小发动机转速。

(b)最大电气负载的 50%和最小发动机转速。

(c)最大电气负载和最小发动机转速。

(d)并联的最小电气负载，改变一号发动机的转速，由低速到高速再回到低速，但应保持其余发动机的转速为最小（最低）。

(e)对旋翼航空器上其它的每一台发动机重复(2)(iv)。

(f)在最大电气负载的 50%的情况下重复(2)(iv)和(2)(v)程序。

(g)在最大电气负载的情况下重复(2)(iv)和(2)(v)程序。

(3)励磁

注：所有这些试验都应在蓄电池“断开”的情况下进行，因为这些试验的目的是要确定机上的蓄电池对交流发电机和（或）直流发电机的励磁是否是必需的。

(a)预期的最小电气负载，低的发动机转速，交流发电机和（或）直流发电机“断开”。演示一台交流发电机或一台直流发电机“接通”时能并网发电。对系统中任何其它交流发电机和（或）直流发电机重复演示。

(b)最大电气负载，低的发动机转速，交流发电机和（或）直流发电机“断开”。演示每一台交流发电机或直流发电机都能分别并网发电。

(c) 预期的最小电气负载，高的发动机转速，交流发电机和（或）直流发电机“断开”。演示每一台交流发电机或直流发电机都能分别并网发电。

(4) 稳定

注：所有这些试验都应在机上蓄电池“断开”的情况下进行，因为这些试验的目的是确定机上的蓄电池对于交流发电机和（或）直流电机的稳定是否是必需的。在每种情况下，如果机上蓄电池对于稳定不是必需的，那么交流发电机和（或）直流发电机就应并网发电并保持满足要求的电压值。

(a) 预期的最小电气负载，低的发动机转速，交流发电机和（或）直流发电机“接通”。接通航空器预期要装的最大电气负载。

(b) 在最大电气负载和低的发动机转速时重复(4)(ⅰ)。

(c) 在预期的最小电气负载和发动机高转速的情况下重复(4)(ⅰ)。

(d) 在最大电气负载和发动机高转速的情况下重复(4)(ⅰ)。

(5) 系统故障

(a) 必要时，应对汇流条及馈线设置过流故障（机体接地故障，接地电阻小于 50 微欧），以演示系统的过流电路保护装置能正确地进行调整，并能提供足够的保护和（或）故障隔离。

(b) 在每一台交流发电机和(或)直流发电机上都模拟一种过压状态，以演示过压敏感电路可以继续正常工作。在多发构型状态情况下，应能切除有故障的交流发电机和（或）直流发电机而不影响系统其余部分的正常工作。

(c) 应对指示故障（例如过压、发电机跳闸、过流、馈线断开、连接断路器断开等）的提示电路进行验证检查。

2.1.2 机上地面试验

如果上述试验(参见 2.1.1(1)～(4)所述)是在台架装置上进行的，则还应在航空器上重做足够的试验，以确认台架试验结果。下列试验应在航空器上进行:

(1) 正常的蓄电池起动　按照飞行手册规定的正常程序，起动航空器上所有的发动机，记录起动器的电压、电流、时间以及认为必要的任何其它参数。

(2)地面电源车起动　如航空器备有地面电源车插头，则使用飞行手册所述的程序起动所有发动机，记录起动器的电压、电流、时间以及认为必要的任何其它参数。

(3)应急蓄电池的工作（假如有的话）　应进行应急蓄电池工作方式试验，以保证至少有正常的转换、提示及蓄电池容量。在某些情况下，分析一下蓄电池容量也许是可取的。

(4)其它试验　必要时还应进行其它试验，以演示正在评定的特殊设计能正常工作。

(5)配电系统试验　在各系统单独运行时，断开和闭合馈线电路断路器及系统电路断路器，并应保证各重要系统的电源隔离。例如，通过断开一条馈线以从一个汇流条上撤去电源，不应导致“导航 1”和“导航 2”或“通信 1”和“通信 2”或两部姿态陀螺双双同时断电；又如，断开“导航 1”的电路断路器，不应影响“导航 2”等等。如果馈线保护断开已在台架试验装置上功能正常地演示过，那么就不必在实际的航空器上重复演示，但丧失电源的影响还应在航空器上演示。

2.1.3 环境鉴定试验

系统的每一部件，如继电器、开关、交流发电机、直流发电机、传感器、调节器、二极管等，都应在临界的环境条件下加以鉴定。在已批准的航空器运行包线内预期的温度、高度、湿度及振动等环境要求，均应符合申请人为所有电气系统部件确定的限制范围。

2.1.4 电磁兼容试验

如果在电磁兼容性试验过程中，从未出现过对航空器的电台、导航、驾驶舱仪表、自动驾驶仪或机内通话系统产生有害的干扰，应当认为是符合要求的。

注：以上 2.1.3 与 2.1.4 所采用的定量的测试试验超出了本咨询通告的说明范围。RTCA 文件 DO-160 的最新版本是可接受的标准。

2.1.5 瞬态试验

应进行直流系统的试验，并表明所出现的浪涌、脉动及尖峰电压均在 RTCA 文件 DO-160 最新版本的限制内。

(1)航空电子设备的浪涌和脉动电压容限按 RTCA 文件 DO-160 最新版本确定。其 Z 类已认为可用于旋翼航空器的直流系统。

(2)航空电子设备的电压尖峰容限按 RTCA 文件 DO-160 最新版本确

定。

2.1.6 地面和台架试验报告

在地面和台架试验结束后，应编制并提交一份至少包含下列内容的报告:

(1) 系统简图（包括测试仪器的接入）;

(2) 仪器清单（包括校准记录卡）;

(3) 试验结果记录表;

(4) 详细程序和获得的结果;

(5) 符合性检查记录卡;

(6) 描述试验装置的其它数据、照片等;

(7) 试验结果总结; 该总结应表明已试验过的每一汇流条、交流发电机和（或）直流发电机的最大负载;

(8) 试验结果分析; 该分析应说明怎样符合已指出的条例，应包括对关键故障模式的研究。有关故障分析的详细内容参考 AC29.1309。

2.2 飞行试验

2.2.1 飞行试验程序

(1)应按 AC29.1351 进行交流发电机和(或)直流发电机的冷却试验。

(2)应采用制造厂商推荐的程序在多发旋翼航空器上进行单发空中起动。应分别对每台发动机进行这一试验。

(3)应对驾驶舱内的电气系统进行评价，以便评定:

(a)开关、电路断路器和提示器的可识别性;

(b)在阳光直射和夜间飞行条件下，其标牌、开关等器件的可视性;

(c)工作状态或故障告警提示颜色;

(d)负载表的可读性;

(e)重要开关、电路断路器等器件的可达性;

(f)电磁干扰;

(g)电气系统与旋翼航空器飞行手册的符合性以及在旋翼航空器飞行手册中附加程序的必要性;

(h)功能的明确性，例如断开馈线断路器、连接断路器、有关提示以及在万一发生故障时必需采取的纠正动作等;

(i)没有与开关组合相关的不希望有的功能。

AC 29 MG 3 农林喷洒设备的安装

1. 说明

从旋翼航空器的发展历史来看，旋翼航空器研制早期的主要用途之一就是农林喷洒作业飞行。当前的适航规定中包括的适航要求主要是为航空器安全运输乘客或货物而制定的，而对于在乡村和人员稀少区仅进行农林喷洒作业飞行的旋翼航空器而言，现有的旋翼航空器适航规定则显然增加了研发制造人和运营人的成本，使用要求也会受到过度限制。为此，针对运输类旋翼航空器农林喷洒设备的安装，无论是按照 CCAR-21 要求申请农林喷洒设备安装的 STC 或申请人满足 CCAR 21.15 条规定的用于农林喷洒专门作业的限用类航空器，本部分都给出了进行合格审定的指南。

(1) 表 AC 29 MG 3-1 给出的适航标准适用于运输类旋翼航空器上大多数农林喷洒设备的安装，旨在解决这些安装涉及的关键适航符合性验证问题。但对于那些具有新颖的或独特的设计特征的农林喷洒设备及其安装设计，下述内容未必全面，需要重新进行评估并考虑补充相应的审定基础考虑。

表 AC 29 MG 3-1 运输类旋翼航空器农林喷洒设备的安装适用的适航条款

CCAR-29 条款号	条款名称	备注
29.27	重心限制	如需扩展包线
29.51	起飞数据：总则	
29.75	着陆：总则	
29.143	操纵性与机动性	
29.173	纵向静稳定性	
29.177	航向静稳定性	
29.235	滑行条件	
29.251	振动	
29.337	限制机动载荷系数	
29.561	应急着陆情况：总则	
29.571	金属结构的疲劳容限评定	
CCAR-29，D 章	设计与构造	如材料强度性能、材料在环境

		条件下的防护、航空级硬件的使用等
29.771 至 29.779	驾驶舱区域	如驾驶舱视界、驾驶舱操纵器件等
29.865	外挂物	
29.1309	设备、系统及安装	
29.1351	电气系统和设备：总则	
29.1357	电路保护装置	
29.1503	空速限制：总则	
29.1529	持续适航文件*	
29.1581	旋翼航空器飞行手册：总则	
29.1583	使用限制	
29.1585	使用程序	

*需获得飞行标准管理部门的认可

注意：某些旋翼航空器制造商具有在其航空器下部指定位置安装外部设备的资质，通常制造商会规定在这些位置安装外部设备的重量和尺寸限制。建议运输类旋翼航空器安装农林喷洒设备的项目申请人应与航空器制造商联系，确认是否能够获得这些信息，以便减少申请人的验证工作。

(2) 农林喷洒设备的安装验证中所用的临界结构载荷，可以利用表 AC 29 MG 3-2 给出的相关乘员保护载荷系数进行推导。对载荷系数进行这样规定，主要目的是防止喷洒设备在应急着陆时造成人员受伤。为了确保这一点，在喷洒设备和喷洒设备安装结构设计考虑中应使用足够的安全裕度。

表 AC 29 MG 3-2 农林喷洒设备设计可接受的极限载荷系数

	向上	向下	侧向	向前	向后
箱体和设备安装在机身内部或靠近机身	1.5g	4.0g	2.0g	4.0g 注 1	——
喷射架	1.5g	2.5g	——	注 1	2.5g 注 2
注 1：对于安装在机身外侧或机身下部的箱体以及朝前安装的喷射架，如其在轻度坠					

撞着陆中产生的破坏不会对乘员造成危险或不会妨碍乘员从旋翼航空器撤离，则采用2g 的极限载荷系数是可接受的。

注 2：喷射架的向后载荷可由申请人基于合格审定要求的 1.11V_{NE}推导确定，或按表 AC 29 MG 3-2 中的载荷系数，两者取较大者。

(3) 申请人可以采用静力试验或动态试验、或通过分析、或它们的任意组合来验证其产品。

(4) 如通过制造商的数据、合理的分析、旋翼航空器的实际飞行数据和地面载荷演示，或它们的任意组合能够证明合理性时，则可以使用较低的载荷系数。

(5) 出于安全起见，建议针对农林喷洒设备进行箱体压力试验，但不作为强制要求。在第 5 节“可接受的符合性方法”处给出了可接受的程序。

(6) 如果农林喷洒设备的安装连接点是旋翼航空器的组成部分，且这些连接点已按适用的适航标准进行审定，则不需要再对其做进一步验证。但需提供载荷分析文件来表明，喷洒系统在连接点处产生的载荷不会超出旋翼航空器合格审定过程中所批准的载荷。

(7) 对装有滑撬式起落架的新生产的旋翼航空器安装农林喷洒设备（如装在机腹的供料箱/给料斗、或安装在机身两侧的供料箱/给料斗）时，通常会采用 12.7 厘米（5 英寸）的离地间隙。此时，旋翼航空器在机身底部应设计有横向管梁或其它滑撬式起落架的加强结构，且横向管梁在服役中不会产生永久弹性变形。对于装有轮式和（或）起落架缓冲支柱的旋翼航空器，在确定可接受的静态离地间隙为 12.7 厘米（5 英寸）时，应考虑最大的系统偏移量。已经发现 7.6 厘米（3 英寸）的离地间隙也是可以接受的，并可以批准用于装有滑撬式起落架的旋翼航空器，以考虑了滑撬构建在服役中可能产生的永久弹性变形（即根据维护手册中横向管梁的许可偏移）。对于钢索支持的喷洒系统（比如货物挂钩安装）或使用柔性输料管的喷洒系统（如通水气管），即使系统的部分在正常着陆过程中可能会触地，但这类系统也获得了批准，但应确保这些系统不会干扰旋翼航空器的安全着陆。

(8) 部分获得外挂物运行批准的旋翼航空器允许其最大总重超出批准的重量限制（非外挂物运行）。这种差异通常是因起落架的许用重量

限制约束所致（该起落架未获准用于更大的重量）。针对那些在飞行中装在重量超出起落架许用限制的喷洒设备，应采取可靠的方法，以便能够尽快地将整个航空器的总重减至起落架允许的限制内。多数情况下，这将包括抛放这些易处理的负载。应通过演示来证明这种运行的时间间隔，并且在平飞状态不应超过建议的 3 秒钟。

(9) 通常要求进行农林喷洒设备安装的飞行检查或演示。飞行检查应定性的确定旋翼航空器或喷洒系统没有产生危险的变形或共振。为获得飞行运行批准，该飞行检查必须根据第 136.105 条的要求进行。

(10) 近期的服役经历已经表明，在前飞过程中会产生高拖拉载荷的外部设备和外部固定装置的改装可能会影响主旋翼轴的弯曲载荷。如果不进行主旋翼轴的弯曲测量，就需要在相同的重量、重心（CG）、功率和密度高度下进行改装前和改装后的飞行试验，以便对比改装前后航空器在 V_{NE} 空速下的关键操纵位置参数（通常是纵向周期变距手柄位置）。

(a) 如果要求，应减小改装后的 V_{NE}，以便改装后的纵向周期变距手柄的位置相较改装前的位置稍微靠后或稍小于改装前。这种替代方法假定改装没有改变直升机的静态纵向稳定性。对具有中性静态稳定性的直升机，可能要求更加全面的研究。

(b) 在某些情况下，可能是纵向手柄位置以外的其它操纵位置参数是比较关键的。例如，会使得侧向重心接近于极限的安装在直升机侧面的较重外部装置，并且对于非对称偏航部件，将要求在更改前后测量横向周期变距手柄位置和踏板位置。可能需要制定除 V_{NE} 外的其他使用限制，或者减小 V_{NE}，以确保不会超过改装前的主轴弯曲程度。

(11) 对于按两种类别进行审定的旋翼航空器，当从限用类转为运输类时，必须遵守 CCAR-21 第 21.175 条、第 21.176 条等要求。

专题中一些术语定义如下:

(1) 农林喷洒作业飞行

是指航空器进行下述飞行活动:

(a)喷洒农药;

(b)喷洒用于作物养料、土壤处理、作物生命繁殖或者虫害控制的任何其他物质;

(c)从事直接影响农业、园艺或者森林保护的喷洒任务，但不包括播撒活的昆虫。

2. 可接受的符合性方法

(1)分析法

针对其结构类型，如果已经有经验表明用分析方法的可靠性，则可以采用结构（静力）分析。对于贮存液体材料的箱体结构，可以采取压力试验的方法进行验证。对于存放干材料（如粉状材料或化肥）的箱体或料斗，可采用静力载荷试验来验证结构的完整性。适用时，箱体/料斗、安装构件以及支承结构，所有这些都应按表 AC 29 MG 3-2 规定的载荷工况进行验证，并应考虑内部液体使用压力的影响。

(2)静力试验

箱体/料斗、安装构件以及支承结构在每一临界载荷情况下的静力试验可采用常规技术（如固定重物加载、杠杆系统、液压作动筒等）来完成。如果采用模拟旋翼航空器的试验夹具来进行箱体和安装构件的试验，则可以通过试验或分析或二者相结合的方法对旋翼航空器支承结构进行验证。静力试验的载荷应与相关的内部液体压力载荷一起施加。应能在按表 AC 29 MG 3-2 规定的极限载荷下至少保持三秒钟而无破坏。

(3)动态试验

(a)如果申请人选择按表 AC 29 MG 3-2 所述的载荷工况进行试验，则应考虑机动和突风载荷，以充分进行验证。对于每种载荷工况，应采用液体的临界体积和密度。

(b)箱体及其安装构件应能承受各自对应的极限载荷而无有害的永久变形或破坏。旋翼航空器的支承结构既可以在动态试验中进行试验，也可以按表 AC 29 MG 3-2 规定的每种载荷工况通过静力试验、分析或二者相结合的方式进行单独验证。

(4)压力试验

可以采用水柱技术施加内部压力载荷。针对喷射箱的每种临界静力试验载荷，应精确计算水柱中的水位。喷射箱的压力试验并非是绝对必要的，但为了安全起见，还是建议进行。这项试验除了要确定结构设计上的任何薄弱环节外，还将确定接头和连接是否牢固以及是否无泄漏。当喷射液体挥发性很强且系可燃液体时，或在箱体设有回流管路的情况下（例如发动机的滑油箱就可通过泵将油液吸回油箱），建议对其箱体

采用 34.5 千帕（5 磅/英寸^2）的压力进行试验。对于其它液体和没有液体回流管路的情况，则按 24.2 千帕（3.5 磅/英寸^2）的压力做试验就可满足要求。有许多开展箱体压力试验的方法，但可以相信，最简单和最容易的方法是使箱体灌满水，再用一根盛满水的立管。可将一根直径 2.86 厘米（1.125 英寸）的管子接到通气管或连在加注口上，在两种情况下的管子高度应是相同的。对于 24.2 千帕（3.5 磅/英寸^2）的箱体试验，管内水的高度只需 243.84 厘米（8 英尺）；而对于 34.5 千帕（5 磅/英寸^2）的试验，水的高度则需 350.52 厘米（11.5 英尺）。（见下图 AC 29 MG 3-1）

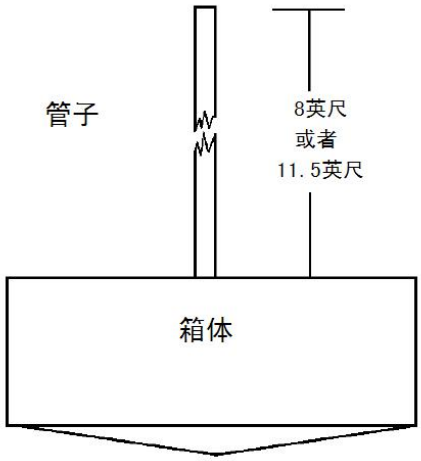


图 AC 29 MG 3-1 箱体压力试验简图

AC 29 MG 4 运输类旋翼航空器安装应急医疗服务系统的适航符合性验证指南

1. 说明

随着社会经济的发展，医疗救援的需求正在持续增长并越来越多元化，直升机从事医疗救援是其中之一。直升机从事医疗救援通常会安装相关的 EMS 系统设备，以满足实施医疗救援的任务需要。通常情况下，运营人实施直升机医疗救援通常都处于应急状态下，且救援点场地并非都在机场或临近区域，更多的处于条件相对苛刻的野外区域，且需要实施救援时的环境条件（如夜间或恶劣气象条件）多变，这就给直升机实施医疗救援带来了很多安全风险。为此，直升机安装 EMS 系统实施应急医疗救援，除了安装在机上实施医疗救援相关设备外，还会配备安装其他用于增强直升机野外飞行安全保障能力的系统和设备，这就导致实施医疗救援的直升机构型多样化。

现有的旋翼航空器适航规定主要对旋翼航空器及保证航空器飞行安全配装的设备明确了适航要求，而对 EMS 系统的安装和其他安全保障设备的安装没有专门的适航要求，故本部分在现有旋翼航空器适航规定咨询通告基础上，给出了旋翼航空器安装 EMS 系统需补充考虑的合格审定指南。

(1)表 AC 29 MG 4-1 给出了运输类旋翼航空器安装 EMS 系统适用的主要适航标准，旨在解决这些安装涉及的关键适航符合性验证问题。由于运营人会根据实施航空应急医疗救援的任务场景来定义航空器构型，故下表 AC 29 MG 4-1 所列适航要求对于有新颖的或独特设计特征的 EMS 系统及其在旋翼航空器上的安装设计未必全面，需要重新进行评估并考虑补充相应的审定基础考虑。

表 AC 29 MG 4-1 运输类旋翼航空器安装 EMS 系统适用的主要适航条款

CCAR-29 条款号	条款名称
29.337	限制机动载荷系数
29.471	地面载荷：总则
29.561	应急着陆情况：总则
29.773	驾驶舱视界
29.783	舱门
29.785	座椅、卧铺、担架、安全带和肩带
29.803	应急撤离
29.805	飞行机组应急出口
29.809	应急出口的布置
29.811	应急出口的标记
29.813	应急出口通路
29.815	主过道宽度
29.831	通风
29.853	座舱内部设施
29.1301	功能和安装
29.1309	设备、系统及安装
29.1353	电气设备及安装
29.1357	电路保护装置

29.1411	安全设备：总则
29.1431	电子设备
29.1557(d)	其它标记和标牌
29.1583(d)	使用限制
29.1585	使用程序
29.1589	装载资料

(2)CAAC 暂未在适航规章或运行规章中明确运输类旋翼航空器实施应急医疗救援必须安装的设备，但在 CAAC 发布的《直升机医疗救援服务》（AC-135-FS-2018-068）第 6 节例举了部分直升机从事医疗救援运行所建议的设备，并说明运营人可以根据运行需要配置。通常情况下，这些建议的设备及其安装应满足适用的适航规章要求，而为实施应急医疗救援在旋翼航空器上配装的其它设备或系统则重点评估其安装和使用（包括设备或系统可能的失效状态）是否会对飞行安全带来不利影响。

(3)运输类旋翼航空器安装 EMS 系统的设计和构型多样。例如，仅配备一副担架运送一名伤员的旋翼航空器或配备多副担架和专用医疗设备，并机组安排有医疗护理人员的旋翼航空器，都可以视为不同的型号设计提交审查，相应的适航审定基础则根据具体的设计和构型确定。此外，无论安装 EMS 系统的旋翼航空器设计和构型多样情况，但通常旋翼航空器原有的内部布置、舱门、应急出口以及对座舱内乘员保护的措施都会因 EMS 系统的安装发生变化，通常审查考虑的范围包括但不限于内部应急照明、舱门和应急出口的标记和标牌，应急出口尺寸、数量和位置，应急出口通路，安全带或其他乘员约束保护措施（如担架等）等。

(4)运输类旋翼航空器安装 EMS 系统实施应急医疗救援通常建议配备如下设备或系统（非必须，可根据预期的运行需要配备）：

(a)服务或医疗护理人员的座椅（可选择可旋转座椅）；

(b)单副或多副担架（可选择可折叠担架）；

(c)医疗设备储存舱；

(d)用于维持生命和其它复杂的专用医疗设备；

(e)育婴箱（婴儿保育箱）；

(f)飞行机组舱的幕帘或其它内部灯罩；

(g)专用探照灯和（或）外部扬声器；

(h)专用的内部（内部通话系统）和与地面救援人员联络的专用外部通讯设备;

(i)撞线防护装置;

(j)烟火信号设备;

(k)夜视成像系统（如夜间飞行）

(l)卫星通讯系统;

(m)航空器位置跟踪设备;

(n)仪表飞行规则相关导航设备（如按仪表飞行规则实施旋翼航空器应急医疗救援服务）;

(o)飞行数据监测系统;

(p)无线电高度表;

(q)卫星导航定位设备;

(r)直升机地形提示和警告系统（HTAWS），符合性验证指南可参考AC 29 MG14;

(s)雷达高度表;

(t)自动驾驶或增稳系统。

上述(a)到(e)所建议的设备可以视为专用医疗设备，这一类设备本身可以不被看做旋翼航空器安装EMS系统的设计（或设计更改）部分。但当安装的EMS系统包含了这些设备，则审查重点从这类设备作为载荷物在旋翼航空器座舱内的安装、布置、电气负载（如使用机上供电）、电磁兼容、载重平衡、以及舱内燃烧防护和对应急撤离影响等方面进行安全评估，进而开展符合性验证和（或）确定必要的使用限制。

(5)旋翼航空器实施应急医疗救援通常处于应急状态，应尽可能确保安装EMS系统的旋翼航空器构型与批准的设计一致，任何偏离应及时与适航当局联系。实施旋翼航空器应急医疗救援运行的运营人应符合CCAR-91和CCAR-135的相关要求。

2. 可接受的符合性方法

考虑到第3节已经阐明了运输类旋翼航空器安装EMS系统的设计和构型多样，且第3节(1)列出了旋翼航空器安装EMS系统适用的主要适航条款，故涉及表AC 29 MG 4-1中的适航条款的符合性验证参考对应条款的AC即可。结合第3节(3)和(4)有关安装EMS系统后需在审查中补充或重点考虑的内容，下面针对这些补充或重点考虑的内容方面分别给出可

接受的符合性方法。

(1)座舱布置和应急撤离影响

(a)通过说明文件阐明旋翼航空器安装EMS系统后座舱的内部布置构型情况，对于不同的构型布置应分别说明。由于安装的EMS系统可能会涉及在座舱内布置多个设备，故从驾驶舱和（或）乘客舱的任一位置通向应急出口和（或）舱门的通道，通向和使用出口和（或）舱门的开启工具或释放装置的通道、以及应急出口处的无障碍区，都可能会受到舱内布置EMS系统影响而存在影响应急撤离的潜在问题，例如座舱内布置的多副担架会明显对应急撤离产生不利影响，这在国际上也有很多典型的旋翼航空器型号案例。所以针对此类情况，应在早期设计阶段进行评估。

此外，由于EMS构型通常会在座舱内配备服务或医疗护理人员的座椅、担架和育婴箱，故在说明文件中还需说明针对这些设备或装置使用设计了哪些标记和标牌（除非操作简单明显且不需要特别费力，则可不单独增加标记和标牌说明），尤其是对于采用可旋转座椅的锁定操作和可拆卸担架（或可折叠担架）的操作。考虑到标记和标牌的信息是确保机组或乘员能够正确和安全的进行机上日常使用和应急撤离所需，故建议对这类座椅、担架、育婴箱等设备的操作增加标记或标牌，但应该注意不要影响机上原有的标记和标牌信息和指示效果。对于座椅、担架等有乘员约束的设备或装置，建议在紧急迫降情况下，约束装置的松脱操作应简单、明显，并且不用特别费力，建议这类操作的设计尽量使用单次动作即能实现松脱，但如果能够说明即便多个动作也不影响乘员快速撤离，则也可以接受。

(b)通过应急撤离演示试验来验证安装EMS系统后应急撤离通路和应急出口的功能仍然能够满足机上乘员的撤离需求。通常情况下，安装了EMS的旋翼航空器座舱内部应急出口的可用性、撤离通路、过道宽度等都会改变，故需要对应急撤离相关条款重新进行符合性评估（验证）。一般建议尽量不要在安装有EMS系统的旋翼航空器驾驶舱和乘客舱设置隔板。且应急撤离演示应考虑旋翼航空器执行应急医疗服务任务的最不利场景，比如座舱内担架均有伤病人员情况下，考虑紧急迫降后的人员应急撤离。在进行应急撤离演示时，可以根据旋翼航空器实际执行应急医

疗服务的场景进行模拟演示。比如部分情况是在应急撤离时要求受过应急撤离训练的服务人员或飞行机组人员搬动担架和病人一同撤离，也有部分情况是可以仅协助病人撤离。无论哪种情况，病人在演示时都是不能随意在舱内走动的。此外，也应考虑夜晚黑暗条件和昼间的撤离，撤离时只用一侧（最危险的一侧）出口，模拟一侧火灾或航空器倾覆导致一侧出口堵塞的情况。特别的，对于舱内 EMS 构型布置简单，比如仅包含一副担架的情况，可以不要求配备专门的应急撤离程序和服务人员。

实际上，国际上已经有多个案例是安装有 EMS 系统的旋翼航空器不能直接满足应急撤离相关的条款要求，而是通过申请等效安全水平结论的方式演示其舱内布置和设计能够仍然保证机上乘员能够在紧急迫降后实现快速撤离。

(c)对于安装了 EMS 系统的旋翼航空器，应在旋翼航空器飞行手册（RFM）的应急程序或增补章节（单独申请设计更改适用）中明确具体的应急撤离程序，并与航空器上增设的标记、标牌信息匹配。如果要求配备了应急医疗服务人员，则服务人员应按这些程序进行训练，并应作为必要的机组成员编入 RFM 的限制章或其增补章节中。如果服务人员对于旋翼航空器的安全运行或迅速撤离不是必需的，那么该服务人员就不作为所需要的机组成员。

(2)乘员和 EMS 系统的约束

(a)通过说明文件阐明 EMS 系统安装设计，包括服务或医疗护理人员的座椅、担架、育婴箱等设备的安装或固定设计，乘员（含服务或医疗护理人员、伤病人员）使用 EMS 相关设备的约束设计和保护措施等。无论采用什么设计措施，均应该考虑 CCAR 29.561 和 CCAR29.785 条的相关要求。

对于采用可旋转座椅和可折叠担架（或可斜置担架）的，应详细说明乘员的约束措施设计以及相应的操作使用标记和标牌设计和布置。对于担架上躺卧乘员，应说明具体的用于保护乘员头部免受严重伤害的措施，以表明对 CCAR 29.785 条的符合性。建议此类担架约束尽量使用背带或束带约束乘员，如果担架还设置了软垫包覆的头部挡板和侧挡板，这些背带、束带、挡板设计均应满足 CCAR 29.561 和 CCAR 29.785 的相关强度要求。

对于育婴箱，部分安装有 EMS 系统的旋翼航空器会将育婴箱作为构

型设计的一部分申请批准，部分则仅保留育婴箱的安装固定接口设计，允许运营人使用便携式的育婴箱（不作为设计构型的组成）。前者则需要考虑育婴箱的设计以及固定约束设计，育婴箱内部应设计有软垫或保护婴儿的措施，也应该满足 CCAR 29.561 和 CCAR 29.785 条中有关乘员的保护要求；后者则重点关注航空器上预留的便携式育婴箱的安装固定接口设计是否满足 CCAR 29.561 和 CCAR 29.785 条中强度要求。但如果使用便携式育婴箱设计，则应明确限定相应的育婴箱不能在装机后影响飞行安全，并在育婴箱安装位置附近设置标牌明确约束固定育婴箱的操作要求。

(b)通过分析/计算对 EMS 系统的约束设计和安装强度进行校核。对于座椅和担架上用于约束乘员的设计措施，应通过分析/计算确保满足 CCAR 29.561 条（b）的要求和 CCAR 29.785 要求。对于座椅、担架、育婴箱及其他医疗设备和医疗用品存放固定装置的设计也应通过分析/计算进行强度校核，确保满足 CCAR 29.561 条（b）的要求和 CCAR 29.785 要求。对于存放医疗设备或医疗用品的舱室或箱体，应通过分析/计算校核固定存放物的插销等措施的强度、位移和是否仍能够继续保持存放物的固定功能，并通过标牌明确存放物的重量限制要求等。

(c)必要时，对于上述（b）中进行强度分析/计算的设计可进一步进行强度试验验证，确保结构保持完整性，约束设计（如插销、束带等）不会在临界状态（如紧急迫降）脱开或丧失约束作用。

(3)舱内材料的燃烧性防护

旋翼航空器安装 EMS 系统的所有构型配置，其舱内材料均应该满足 CCAR 29.853 条相应的燃烧防护要求。

(a)通过说明文件阐述旋翼航空器安装 EMS 系统后座舱内部新增材料及其燃烧性防护能力，然后根据材料的不同部位和功能选择对应的试验标准开展燃烧性试验验证，表明这些材料能够满足相对应的可燃性要求。如果选择的材料在以往经过合格审定的航空器上使用过，且可以提供证明材料来表明材料满足本款相应的燃烧性防护要求，则不需要进行重新验证。对于育婴箱，通常使用透明材料和布料内衬等，应当满足 CCAR 29.853 条(a)(2)要求。

(b)针对座舱内新增材料进行燃烧防护试验验证，以表明设计符合

CCAR 29.853 条相应要求。

(4)标记和标识

由于旋翼航空器安装 EMS 系统的构型多样，且安装 EMS 系统后座舱内部布置与原航空器差异较大，为此相应的座舱内应急出口相关的标记和其他标牌信息（如上述第 4 节(1)和(2)中所述标记和标牌）均为重新设计或设计更改。这些新设计或更改后的标记和标牌应通过说明文件予以明确，并说明是否在设计时充分考虑适航规章中有关标记标牌的要求，必要时应对相关的标记、标牌图纸进行审查或进行工程符合性检查确认。涉及限制和操作程序的相应标记和标牌信息应包含在 RFM 中。

(5)内部照明或医用照明

安装 EMS 系统的旋翼航空器座舱内照明可能发生设计更改(通常 EMS 构型的旋翼航空器座内部照明会比普通构型的座舱内部照明亮度更高)，如新增医疗用照明、使用了幕帘或灯罩等。所有的照明状态应进行机组评估，确保飞行机组的视线不会受到强光和反射光的干扰。对于使用了夜视成像系统的，还应评估夜间飞行状态的驾驶舱视界情况。无论哪种设计，均应该保证驾驶舱视界满足 CCAR 29.773 条要求。

(6)伤病人员干扰

当乘客或病人的位置过于靠近驾驶员和旋翼航空器的主飞行操纵器件时，应加装挡板或防护罩（挡板或防护罩可以是旋翼航空器内部布置的一部分，但应该保证其设计不会影响应急撤离），或对病人有所约束，以防止偶然的或可能的动作而干扰旋翼航空器的安全运行。应通过说明文件阐明设计措施的情况，必要时再进行工程符合性检查确认防止伤病人员干扰正常飞行安全的措施有效。

(7)外部设备

如旋翼航空器安装 EMS 系统的构型包含了安装在机身外部的设备，则应该补充以下符合性验证考虑:

(a)如旋翼航空器机身下部安装有专用探照灯、外部扬声器、行李吊舱等，则应补充考虑对设备安装强度进行分析/计算和（或）强度试验验证，确保结构完整性；其次应进行飞行试验验证航空器的性能和飞行特性影响以及驾驶舱视界是否会受到灯光或放射光源的干扰或不利影响。

(b)装在旋翼航空器机身下部的设备或吊舱，在“限制着陆载荷”下起落架变形后，不应接触着陆面，确保起落架的变形不会导致这些设备

或吊舱损伤。例如，如果起落架在限制着陆载荷变形 200 毫米，则这些设备或吊舱安装应至少与着陆面预留 200 毫米间距，或者采取其他等效的设计措施。此外，上述设备和吊舱的安装还应防止在紧急迫降时设备或吊舱结构刺穿机身关键区域。例如设备或吊舱安装位置会导致某种着陆条件下切断穿燃油管路、刺穿燃油箱，甚至直接伤害到乘员。这些需要通过分析/计算和（或）强度试验进行验证。

(c)对于在旋翼航空器机身外部安装了相关设备或装置，应进行分析/计算或飞行试验评估外部设备的安装不会影响旋翼航空器的飞行性能和特性，不会对驾驶舱视界带来不利影响。此外，机身外部设备或装置的安装可能会影响旋翼轴的载荷，应进行分析/计算和（或）飞行试验评估相应的影响。如在机身外部单侧安装有重量较大的外部装置，还应评估对直升机重量中心的影响以及飞行性能、特性的影响，必要时应更新相应的限制并在 RFM 中明确。

(8)氧气

EMS 供氧包括液态氧或气态氧供给设计，下面将分别阐述相关考虑。

(a)液态氧

(i)系统概述　本节涉及液态氧系统的要求。如图 AC 29 MG 4-1 和图 AC 29 MG 4-2 所示，旋翼航空器的液态氧系统由液态氧转换器、导管、接头、计量表、热交换器以及相应的压力和流量控制器件组成。该系统的安装可以通过使用快速可拆卸式转换器的方式补给液态氧，或者在固定安装转换器的情况下，通过连接到便捷服务拖车的外部接口的方式补给液态氧。本节讨论其它更复杂的系统，例如装有多个转换器的系统，因为目前在旋翼航空器上安装此类复杂系统不多见。

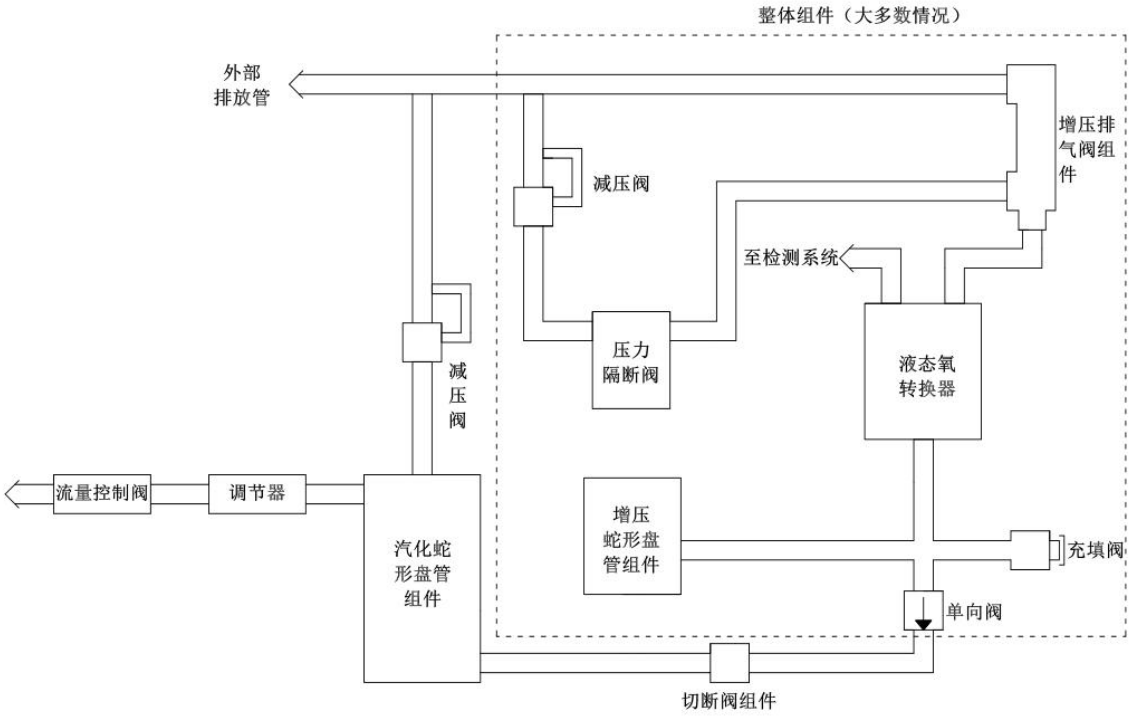


图 AC 29 MG 4-1 典型液态氧系统

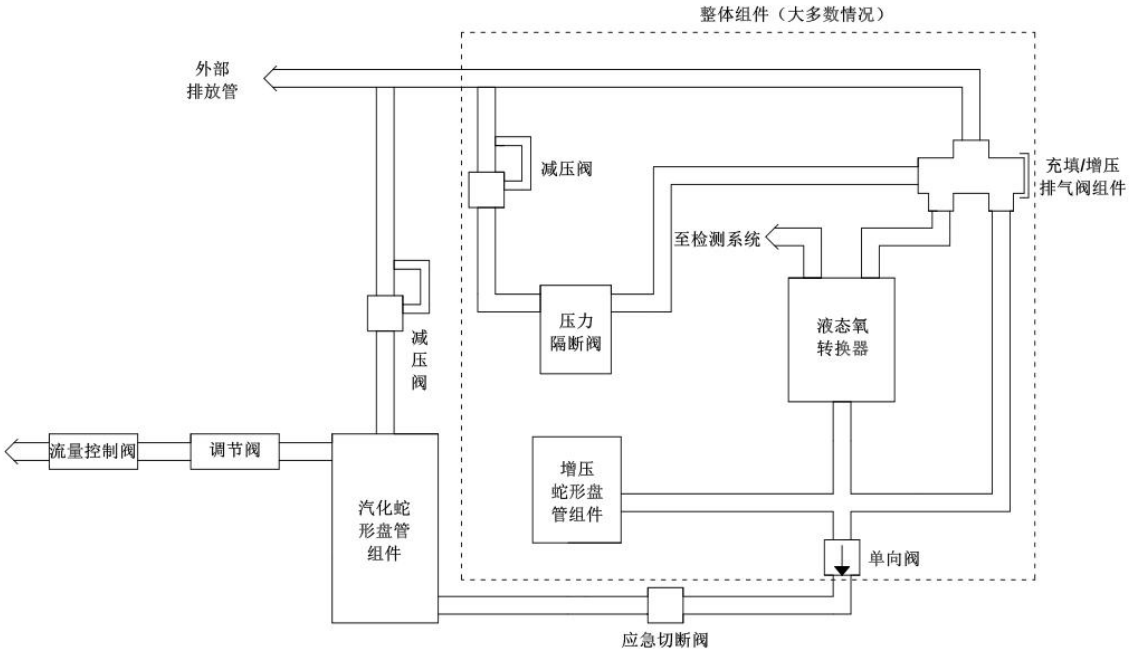


图 AC 29 MG 4-2 使用组合阀的典型液态氧系统

(ii)系统部件　所有部件都应通过航空器设备鉴定，适合安装在申请 EMS 构型的旋翼航空器。

1)液态氧转换器　液态氧转换器组件是一个能贮备液态氧和需要时将其转换成气态氧的自驱动系统。转换器组件的一个主要部件是真空隔热容器。应设置卸压阀，以便在供氧管内氧气不消耗时，使产生的氧气逸出。根据容器的规格、安装环境等因素，转换器组件的氧气损失为每 24 小时从 5%到 20%不等。适合于旋翼航空器 EMS 使用的、随航空器设备鉴定和批准的转换器，容量为 5 升或 50 升是合适的。规格的选择应根据其流速和持续时间要求来确定。从其制造厂商处可获得不同规格转换器的性能特性。

2)切断阀组件　切断阀对于飞行机组成员应是可达的，且应安装在供氧管上或尽可能靠近转换器出口。该阀应保证在万一出现紧急情况时，能限制液态氧继续供给转换器。因为系统压力低，所以使用电动切断阀能够实现这一功能。在一些装置中，如汽化蛇形盘管紧靠转换器，则使用流量保护器来完成这一功能。使用流量保护器必须通过系统故障分析和试验表明最大正常流量决不会引起断流，但在故障状态引起过大流量时却能可靠地断流。

3)充填阀　如图 AC 29 MG 4-2 所示，有些设计将充填阀和增压排气阀组件整合为一体设计。

4 增压排气阀组件　当系统充填氧气时，该阀处在“排气”位置；其它时间则处在“增压”位置。如图 AC 29 MG 4-2 所示，有些设计将充填阀和增压排气阀组件整合为一体设计。

5)增压蛇形盘管组件和压力隔断阀　当增压排气阀处在“增压”位置时，允许所产生的气体对液体氧加压，以提供足够的流量经单向阀输送到汽化蛇形盘管组件，还应保证与卸压阀连通。

6)汽化蛇形盘管组件　设置该组件是为了把液态氧转换成气体状态。汽化蛇形盘管组件应有足够的容积，以便能在座舱环境温度为＋10℉至－20℉范围内保持其设计流量的氧输送到分配调节器。可参考查阅 MIL-D-19326G 了解该组件安装考虑的相关内容。

7)排放管　气态氧通过该管道逸出；在加注液态氧的操作即将结束时，液态氧会以稳定的气流从排放管流出机外，表明容器内已灌满了液

态氧。排放管应安装在旋翼航空器机身底部，以便于向机外排液。从机外排放管排出的流体应加以导向，以免对人员造成伤害，并且不允许液态氧溅落到旋翼航空器上。若排放管在设备上方通过，那么排放管的水滴将会对这些设备带来危害，因此，应隔离排放管，以防止结霜和附着水珠；或者在导管下安装积水盘。在靠近排放管出口的前方或上方，应没有碳氢化合物弥漫或流出。

8)调节器　调节器应安装在热交换器后的供气管上。调节器应能使液态氧转换器的工作压力减小到表压 344 kPa（50 psi）的供气压力，该压力与医疗氧气设备的正常工作压力一致。

9)流量控制阀　该阀的标定氧气流量是根据 344 ± 34 kPa（50 ± 5 psi）的工作供氧压力给出的。防护压力为 551 kPa（80 psi），且额定爆破压力为 2413 kPa（350 psi）的控制阀是可接受的。

10)单向阀　该阀防止供气系统中的气态氧回流到容器中的液态氧里，以免受气体影响而使液态氧的汽化率增加。通常，单向阀是液态氧转换器组件的一个组成部分。

11)计量指示器　计量指示器应安装在旋翼航空器机组人员座位处的适当位置，以便能监控液态氧的供应。安装在旋翼航空器上的指示器应能指示转换器内的液态氧含量。指示器的连接管应留有适当的空隙，以便使用人员能迅速断开。断开时，应对旋翼航空器连接到液态氧转换器的余氧采取预防措施。可接受的液态氧含量指示设备有三种类型：电容测量、机电传感器指示和压差指示型。

12)减压阀　配置减压阀，以便由外部排放系统将系统内产生的任何超压力气体排出机外。

13)导管　导管应为硬管或软管。可接受的硬管例子有：符合 AMS 4071 的铝合金管，或者符合 MIL-T-8506 的耐腐蚀退火钢（304）管。对旋翼航空器系统与可拆卸式转换器的连接和其它可能发生相对位移的地方，应使用软管。软管是用金属丝编织物包覆的波纹管或金属丝编织物包覆的聚四氟乙烯管。符合 MS 90457 或 MS 24548 的软管是可接受的。对于承受连续压力的导管，或无法直接目视到的导管（指安装在衬板之后或机身内壁上的导管），不得使用塑料、尼龙或橡胶类的合成导管。

14)连接端接头　如果连接不同的金属，则对于电化腐蚀应有适当防护。导管连接端都应采用“B”型螺帽或自制的类似的连接。在加压系统中，应避免用通用接头或摩擦式螺纹接头来连接软管接头。

15)排放阀　装有固定式容器的系统应配置一个排放阀，以便把容器内的液态氧完全排放掉。建议使用符合 AN929-5 并且带永久连接链的盖子作为排放阀出口端盖。

16)低压、低液面警告系统

建议系统中包括这些装置，以便在供氧液面达到某一低液面时，能够向机组人员提供警告。建议当余氧小于整个容器容积的 10%时，触发低液面告警。如果还要监控系统的低压，那么所选的低压活门应是这样的:即由于病人吸氧而导致供氧管压力的任何降低，均不应触发其低压告警功能。

(iii)部件安装　下面给出了氧气系统设计时考虑的典型安装注意事项。

1)布置　氧气设备、导管和接头的布置应尽量远离可燃液体源、高热元件和电气元件、燃油、滑油、液压油、蓄电瓶、排气管、岐管等。输氧管不应和传输可燃液体的管道组合在一起。如有可能，转换器也不应与涡轮旋转面在一直线上。系统部件的安装环境不应超过其温度限制，并且系统的任一部分都不应安装在超过 350℉(176℃)的区域内。为使由于热所造成的损失减至最少，液态氧转换器不应安装在会散发大量热量的设备附近。

2)转换器安装　液态氧容器对于使用人员来说应是易于接近的。如果在使用中该容器是不可拆卸的，那么注入口应伸出机外，并且有充分的防污染措施。在转换器和到汽化蛇形盘管组件的管道系统的安装措施中，还应包括一个用于机外排放的排液盘。

3)柔性软管　软管应具有足够的长度，以保证连接件不受力，并且应有保护措施以防软管金属丝包覆层的表面损坏或其它物体擦伤软管。在安装、拆卸或更换软管时，软管弯曲半径应不小于软管技术条件所规定的最小值。

4)润滑剂　在液态氧导管的接头处不应使用润滑剂，需要时，插入式管接头可以使用 MIL-T-27730 聚四氟乙烯带。在扩口管接头、直螺纹

及联接套筒上，或在导管扩口的外侧，不应使用聚四氟乙烯带。不允许这类带子进入接头内部。

5) 导管走向和安装　在氧气系统与旋翼航空器的柔性可动零部件之间至少应有 50 毫米的间隙。在氧气系统与旋翼航空器的固定零部件之间至少应有 12.5 毫米的间隙。氧气系统的导管、接头和设备同旋翼航空器上的所有电线、热导管和热辐射设备之间，至少应相隔 150 毫米。在邻近热导管、导线管或设备处应采取隔热措施，以防止氧气系统受热。在布置导管走向时，总的原则应是保持总长最短。要考虑到膨胀、收缩、振动和零部件的更换。所有的导管都应予以固定，以防止振动和摩擦。这一点应通过合理地使用橡胶垫或减震的卡箍来解决，卡箍的安装间距应取 600 毫米（铜管）或 900 毫米（铝管），并且应尽可能靠近拐弯处。对通过或支承于旋翼航空器结构的管道应使用柔性胶圈或卡箍加以充分的保护，以避免摩擦。在旋翼航空器正常使用期间遇到振动和冲击时，任何管道都不应撞击旋翼航空器的结构。

6) 系统标记　旋翼航空器上应设有永久性的和清楚易读的标记，适用时，应按下述要求在规定的位置上标记（建议其文字的最小高度为 6.35 毫米）：

a) 靠近机体外部排放口处：

注意液态氧排放口

b) 在注入口盖板外表面：

液态氧（呼吸用）注入口

c) 在注入口盖板内表面：

注意保持清洁、干燥和无滑油

d) 当注入口打开时，在明显处，最好在液态氧排放阀的附近：

连接好排放软管和排放箱前不得打开排放阀

e) 其它标牌或许也适用，例如转换器上设置一块提醒有液态氧的标牌。

(iv) 预防措施　应注意液态氧设备和参与使用的航空器在其服役期间必须电气接地，以防静电积累和放电。特别要强调以下注意事项：

1) 系统清洁度　完整的安装应是在系统引入氧气之前，系统内外没有滑油、油脂、燃油、水、灰尘、污物、有害气体或任何其它外来物。

2) 封闭　由于转换器装在旋翼航空器内部，在旋翼航空器维修检查或翻修期间，当拆开该系统时，凡要求断开的导管，都应加上堵帽，以防止与氧气不相容的物质进入系统。不应采用不防潮的堵帽和会留下粘性沉积物的带子。导管和接头的所有断开处应保持牢靠地封闭，直到装置接通。

3) 去油污　氧气系统的所有零部件应清洗，使供氧达到“纯氧”状态。清洗规程未明确包括的氧气系统零部件（例如管道）都应采用汽相的三氯乙烷脱脂剂除去油污。对于零部件的清洗处理，可采用超声波结合汽相脱脂的方法。

4) 净化　在下述过程之后，应按照制造厂商的建议，用热的、干燥的、99.5%纯度的氧气使系统净化:

a) 在氧气系统的初次装配之后；和

b) 在系统封闭之后，当氧气系统的压力下降至零，或系统在大气条件中敞开一段时间，或由于维修而打开系统。

5) 维修和更换　氧气系统所有零部件的安装应允许不使用专门工具就能快速拆卸和更换。所有的管道连接和接头都应是快速可达的，以便能利用一种泄漏试验混合剂（专为氧气系统泄漏试验配制的）来进行泄漏试验，并且无需拆卸周围零部件就能拧紧接头。

(b) 气态氧

(i) 系统部件

1) 高压气瓶　有许多装置采用了医院型的氧气瓶，而不用航空型的氧气瓶。与医用氧气瓶有关的问题是通常用于这种氧气瓶上的叉耳和硬塑料净化器。合适地连接这些叉耳是非常困难的，因为旋翼航空器有高水平的振动环境，对氧气瓶又不能提供可靠的锁定措施。对这种构形，泄漏问题会不断出现。对于这类氧气瓶，配置可靠的锁才可以采用叉耳。改进的净化器也是可用的，但要配置一个好的弹性密封圈和能防止压坏净化器的金属环。在今后的安装中，如要采用医用型氧气瓶，只有修改叉耳和改进密封圈，才能用于今后的供气装置。最好采用带有切断阀和调节器的航空型氧气瓶。所有氧气瓶应经适航当局批准。

2) 导管

a) 总则　经过潜在火区的任何导管都应是不锈钢的。

b) 高压　由于采用了远离氧气瓶的压力调节器，就可能有必要采用高压导管。这就是说调节器应尽可能靠近氧气瓶，并且要尽量少用管接头。鼓励使用 150 毫米长的导管，在特殊情况下，最长可用 450 毫米，并建议使用不锈钢制成的导管。

c) 低压　当导管装在机内装饰层的背后、或在正常工作期间不能百分之百可见时，即使它们仅承受低压，也应采用金属硬导管或不锈钢编织软管的高压软导管。其它氧气管道只能用于正常工作期间能百分之百可见的区域。这就将它们限定于航空器座舱内装饰层与舱隔板之间可拆开的区域中使用。不推荐塑料、尼龙或橡胶一类的合成导管用于会受到连续压力的地方（即不是仅在需要时加压），这些材料可能发生冷变形。

3) 接头

a) 高压　氧气瓶内各连接件是由不锈钢管标准扩口或无扩口接头来制成的。通常接头和导管的材料相同。不鼓励用软钢或铝合金接头与不锈钢导管相连。不能使用钛合金接头，因为它可能发生化学反应和引起着火。

b) 低压　用于金属低压导管的接头应是扩口的或无扩口的，类似于高压导管。导管组件应用类似于“B”型螺帽的形式制成端部连接。在增压的氧气系统中，用通用接头或摩擦式接头来连接软管接头是不可接受的。

4) 切断阀　每个系统都应有一个切断阀，该阀要尽可能的靠近高压氧气瓶放置，并且使飞行机组成员易于接近。高压氧气瓶应采用能缓慢打开或关闭系统的切断阀。在调节器作为氧气瓶的一部分、且控制了低压氧的情况下，慢动阀的重要性就不这么显著了，并且有可能采用流量保护器。使用流量保护器必须通过系统故障分析和试验表明最大正常流量决不会导致断流，但在故障状态引起过大流量时却能可靠地断流。

5) 调节器　调节器应安装在尽可能靠近氧气瓶处。如果要考虑非航空鉴定的调节器，则应审查其使用经历，并应对制造厂商的环境鉴定予以仔细研究。DO-160 是可接受的试验标准，应考虑高度、温度和振动条件下的功能。

6) 标牌　在已安装的系统中应设有相应的标牌，其重点应放在充氧等期间相应的预防措施方面。

7)充氧接口　当设置充氧接口时，建议将其装在机身蒙皮外侧，或以某种方式隔离，以防止泄漏的氧气进入旋翼航空器。对附近的任一燃油、滑油或液压油等液体源，应在正常和故障情况下进行仔细评定。每一充氧接口都应设有标牌。另外，任何与高压相连的阀门（无论在航空器上，或在地面服务设备上）应是缓慢开闭的。

(9)通讯设备

通讯设备主要包括专用的内部（内部通话系统）和与地面救援人员（医疗救护人员）联络的专用外部通讯设备，既包括语音通讯设备，也包括用于传送图表数据的遥测技术设备。应进行机上地面试验验证设备功能，试验时测定的范围应进行记录，包括回转 360°（顺时针和逆时针），以保证不存在明显的信号盲区。此外还应验证该设备工作不会干扰任何为旋翼航空器安全运行所要求设备的正常工作。

(10)飞行数据监测系统（FDMS）

FDMS 不同于符合 CCAR 29.1459 条要求的飞行记录器（FDR），FDMS 由记录航空器飞行性能和操作数据的一个系统或多个系统组成。按照 CCAR 29.1459 审定通过的 FDR 可以满足本部分的要求，但 FDMS 并不能直接满足 CCAR 29.1459 条要求。

FDMS 应该能够捕捉数字或模拟的原始数据、图像、舱音或环境音频记录，或它们的任何组合，根据广泛定义的参数集，包括有关飞机的状态、条件和系统性能有关的信息。这些数据可在万一发生事件或事故后用于进行飞行后分析，并能够向调查人员提供关键信息，改进运行安全。FDMS 数据应记录并存储在数字媒体上，在选择安装用于存储数据的硬件设备的位置时，应考虑到在发生坠撞事故或事件后的生存可能性。系统应该从直升机的总线供电，并提供最大的可靠性而不危及基本或应急供电负载，以及从电源提供飞机供电到断电期间连续运行的能力。

(a)安全

在非正常或故障条件下，FDMS 设备不应影响与其连接的系统或其它航空器系统的适航性。该设备应该根据其适用的适航要求进行安装。依据 RTCA DO-160 对设备进行试验验证。附加的防撞性测试可以参考 EUROCAE（European Organization of Civil Aviation Equipment）规范 ED-155“轻型飞行记录系统的最低运行性能规范”进行。设备验证应

根据其最适用航空器型号类别，安装位置来选择进行。设备制造商通常在每个环境类别中定义试验类别。这种试验的目的是确保设备不会对航空器造成危害，并在其服役寿命期内的各种环境条件下可以运行。具体试验需要证明设备已遵守在全环境下操作，且能够执行其预期功能。试验应考虑在一个事件或事故中可能发生的极端情况。如果能够表明分析能够产生与试验相同的符合性证据，则可以使用分析代替试验。该系统应能记录长达 2 小时的图像或声音数据，或者 6 小时的航空器参数数据。申请人确定并维护数据流的格式和参数的说明文档，包括记录哪种参数、多长时间记录一次参数，每个参数的位分辨率，每个参数的操作范围，以及从十进制单位向工程单位的转换算法。操作规程所要求的 FDMS 研制保证等级是 DAL “D”。RTCA DO-178 提供了可接受的软件开发标准，针对该情况则适用 DAL “D”软件。RTCA DO-254 提供了可接受的机载电子硬件（AEH）开发标准，针对该情况则适用于 DAL “D”机载电子硬件。

(b)记录仪

FDMS 应能捕获和记录以下参数的任何组合，以监测航空器的状态、所处条件和系统性能:

(i)定位系统时间

(ii)定位系统纬度

(iii)定位系统经度

(iv)定位系统高度

(v)定位系统误差

(vi)海拔高度

(vii)前进方向

(viii)俯仰姿态

(ix)俯仰率

(x)滚转姿态

(xi)滚转率

(xii)偏航率

(xiii)空速

(xiv)地速（相对速度）

(xv)环境声学数据

(xvi)发动机参数

(xvii)旋翼每分钟转速

(xviii)音频传输环境

(xix)运营人认为需要的其它参数

注：参数可以是 FDMS 系统直接记录的，也可以是依据 FDMS 系统记录数据推导获得。在事件或事故调查中，可以通过使用麦克风的单个驾驶员音频频道记录信息来获取可用数据。

(c)维修

确保 FDMS 的可用性和持续适航性的维修维护要求通常由设备制造商和安装人员确定。这些维修维护说明应包括在适用航空器持续适航相关说明文件中。

(11)无线电高度表

CTSO-C87a 给出了无线电高度表的最低性能标准。

(12)其它 EMS 设备

执行 EMS 任务安装的设备属于选装设备，应确保这些设备功能正常。这方面的验证工作建议由精通此类设备的人员来进行，因为这些设备的正确操作对于有效确认设备是否对旋翼航空器运行安全产生不利影响是至关重要的，包括用于护理病人的可移动便携医疗设备。评估这类设备的主要目的是强调 EMS 设备的工作和航空器安全运行所要求安装的系统之间出现任何有害干扰的可能性、安装是否考虑充分，并确保各种故障模式都不会导致旋翼航空器出现危险。

(13)其它考虑

下述各方面要求并不是安装 EMS 所特有考虑的，但由于安装 EMS 的复杂性，所以单独强调以下内容。

(a)兼容性　由于 EMS 构型配置多样，甚至有些运营人会通过多个申请批准不同的 EMS 构型，那么应该注意考虑对于航空器而言，要考虑所有可能的 EMS 构型（或组合叠加）都能够保证航空器安全运行。如果 EMS 构型包括专用探照灯，则应该特别关注，因为使用该设备很难去避免其不影响驾驶员的视界。

(b)电气负载

应进行电气负载分析/计算，并可利用 AC 29 MG 1 中的指南。如分析表明发电机可能过载，则应进行相应测试，以查清问题的原因。在某些情景下（如旋翼航空器批准的目视飞行规则（VFR）），用标牌来规定

某些操作限制就可以满足要求;在另一些情景下(如旋翼航空器批准的仪表飞行规则（IFR）)，电气互锁装置或许是必要的。一般说来，如果过载量较小且旋翼航空器不在仪表飞行规则状态，用标牌可以满足要求;反之，如果可能的过载量值很大，则多半需要采用互锁电路。

(c)航空器接地

应在旋翼航空器飞行手册、维修资料等的适当部分明确：当 EMS 在地面工作或使用（以氧气为例）时，旋翼航空器本身应进行接地。

(d)电气插座

座舱中设置的所有电气插座均应为三孔接地型。当不使用时，对这些插座应给予适当保护，以防止液体进入。

(e)标牌

所有的医用接口均应有标牌（空气、氧气、真空等）。电源插座的标牌应标明电压和电流容许值。还应包括申明当使用氧气时禁止吸烟的标牌。其它标牌则要包含类似于氧气系统特殊操作等的相关信息。

(f)货舱和行李舱中的设备

当设备布置在货舱和行李舱时，由于货物会频繁搬动，应有预防措施来保护设备。此外，在安装氧气部件时，舱内应设置禁止存放滑油或碳氢化合物的标牌。如果把氧气瓶安装在封闭的、不可达舱内，则建议在该舱设置烟雾探测器。而且还应注意按需更改舱内的重量限制标牌。此部分考虑可以参考 AC 29.787 相关内容。

(g)安全评估

当安装任何新设备或对现有设备进行更改时，必须进行安全评估，以确保这些变更引起的所有可能故障条件已经得到充分考虑，以表明设备或更改仍然符合适航要求。

(14)设备替换

如果申请对 EMS 更改进行批准，则应参照对应设备的要求进行评估。如果要申请使用其它设备（新型号产品、新制造厂商等）来替换的话，则应重新进行评估，以确保替换的设备也满足上述要求。评估一般会考虑替换前后设备的连接方式、设计特点、故障模式、技术要求以及操作要求等。评估的目的是为了确保替换设备的安装和使用不会对航空器带来不利影响，并保持与之前的一致适航性。

AC 29 MG 5 结构状态指示器

1. 说明

1.1 关联条款

与结构状态指示器相关联的条款包括:

第 29.301 条—载荷;

第 29.305 条—强度和变形;

第 29.571 条—飞行结构的疲劳评定;

第 29.1301 条—功能和安装;

第 29.1309 条—设备、系统和安装;

第 29.1321 条—布局和可见度;

第 29.1322 条—警告灯、戒备灯和提示灯;

第 29.1355 条—配电系统;

第 29.1503 条—空速限制: 总则;

第 29.1529 条—持续适航文件。

1.2 背景

(1)结构状态指示器已在旋翼航空器上使用了多年,主要用于两个方面: 作为基本型号设计的一部分和作为适航指令(AD)措施的一部分。当作为基本型号设计一部分批准时,对结构状态指示器安装仅给予有限的“信用”。例如,对于装有结构状态指示系统的部件,考虑到结构状态指示器系统不工作的情况,要求按第 29.571 条的“安全-寿命”准则设计。从而保证所谓的“无危险”批准。当用来作为 AD 强制措施的一部分时,结构状态指示器就有了一定程度的“信用”,主要是认可指示器系统提供的“失效-安全”特性。

(2)因为结构状态指示器已被用于原始型号设计以及 AD 发布过程,并且在旋翼航空器的设计中有增加损伤容限的趋势,所以应当制定关于状态指示器使用的政策。

(3)目前,在新型号设计中仅使用结构状态指示器,不认为是为部件提供必需安全寿命的一种可接受的替代措施。但为了获取失效-安全信用,在批准这些指示器时可以考虑这些方面,后续各节将予以阐述。

2.可接受的符合性方法

2.1 结构状态指示器指示什么、怎样指示、何时指示、在何处指示以及由谁判读

(1)指示什么？

(a)早先的结构状态指示器主要用于裂纹检测。目前有几种型式的穿透裂纹检测系统正在使用。其中有两种型式都能检测因气体穿过开裂壁板而导致的测试腔压力变化，分别为叶片检查法（BIM）系统和整体大梁检查系统（ISIS）。这两种系统只能检测出大到足以使测试腔失去（或得到）压力的深度裂纹。这就出现了局限性，因为深度裂纹在被检测到之前很可能迅速扩展。另外一种穿透裂纹检测方法是加压的染色液体或油系统，它利用专门设计的螺栓（NASA 专利）、轴、销钉或其它封闭腔体的机械设备来探测穿透裂纹。

(b)采用诸如固定在表面上的裂纹探测线这类系统能够发现表面裂纹。这类系统与穿透裂纹检测系统相比，允许有较长的安全裂纹扩展时间，以保证在检测到裂纹后还能安全着陆。但在实际运行中已几乎不再使用，因为限制太严：例如安装的复杂性、耐久性问题、有限的覆盖区域以及应变水平限制等。

(c)有些航空器已经装有主轴力矩指示器或其它的载荷指示器，以有助于防止驾驶员无意中给系统加上一个大载荷，或有助于驾驶员减小由操纵运动引起的载荷。这些载荷指示器只能间接给出结构状态指示，因此，使用这种指示器只允许有限的“信用”。其“信用”限于：第 29.571 条的疲劳寿命验证应在为载荷指示器确定的较高载荷范围内考虑合理的偏差，并且任何与高载荷范围偏差有关的强度降低都应提供一份专门检查、重新加工或更换的说明。

(2)怎样指示？

(a)目前 BIM 系统使用两种型式的指示器。目视叶片检查法（VBIM）使用一个装在叶片上的测量表，它必须在停机时由维修人员目读。驾驶舱叶片检查法（CBIM）则使用装在驾驶舱内的指示灯，可以由机组监控。其它一些充压腔使用了染色剂或油，以提高目视检查的有效性。主轴力矩指示器和其它的载荷指示器则使用有量程和指针的仪表。

(b)局方对载荷指示器的具体型式不作要求，但应当评定所使用型式的精度、易读性及总体有效性。本指南第 6 节和第 7 节较详细地阐述了结构状态指示器的使用。

(3)何时指示？结构状态指示器在飞行前、飞行中和正常维修检查时都可使用。本指南第 6 节和第 7 节包含了针对装在驾驶舱中并且在飞行

中监控的仪表的指南。在正常维修检查时所用的指示器是最佳型式，因为它们可以合理计划，由拥有完备的维修设施和可用零部件的合适维修人员最有效地使用。

(4)在何处指示？部件的指示由VBIM系统以及利用染色剂或有色油渗漏的系统提供。装在驾驶舱的指示灯和测量表可用于某些关键的、需要进行频繁但简单检查的结构。维修面板位置（座舱、设备架等）则是日常维修过程中使用时最好的位置。

(5)指示器由谁判读？飞行机组需要监控装在驾驶舱中并且在飞行中使用的指示器。带有数值量程以显示主轴弯矩或其它结构载荷的仪表也必定由飞行机组进行监控，以便减少或防止操纵动作施加过大的载荷，或避免过多高载荷的应用。维修人员通常负责判读装在部件上的指示器和监控装在维修面板上的指示器。飞行前检查可以由维修人员进行，在某些情况下也可以由飞行机组进行(例如对装在驾驶舱中的测量表或“按压测试”的检查）。

2.2 指示器所要求的工作

(1)地面指示

在地面发现指示后，应随即按其设计规定对指示系统进行一次功能检查。如果在系统检查完并确定功能正常以后指示仍然存在，应对受影响的部件进行深入检查以完成损伤评估。经过详细检查所发现的任何损伤都应进行适当的修复或更换。

(2)飞行中指示

(a)用于飞行中监控的指示在过去曾经使用过，主要有两个用途：一是提供结构载荷显示（如主轴弯矩），二是帮助解决使用问题（对于一些盲区，已经使用CBIM系统作为常规检查手段的补充措施）。

(b)使用结构载荷显示系统不能代替纠正有缺陷的设计。结构载荷显示系统适合于用在定点操纵位置，例如在诸如下滑着陆和侧风中悬停等瞬时情况下的周期控制杆。但结构载荷显示系统不适合用在诸如离场爬升和巡航那样的常规运行，这些阶段需要飞行机组持续地注意。如果载荷指示器给驾驶员在限定的运行类型上提供了需要的工具，并且不会显著地增加驾驶员的工作负担，那么则可以考虑它的使用。

(c)过去，通过增加如CBIM系统等空中指示器解决了某些使用问题。

当翻新有受损的结构已不可能或不实际，且常规的检查技术又表明不充分时，CBIM或类似的系统可能是唯一可行的解决办法，尽管这可能会增加驾驶员的工作负担并潜藏着因驾驶员对结构的故障指示反应过度所引起的问题。当用于克服使用中的困难时，结构状态指示器系统应附上清楚明了的机组使用说明，以防止可能的灾难性的反应过度。如有必要，应明确规定像旋翼转速变化、空速降低、高度改变等载荷减少量的大小。从指示出现开始的裂缝扩展时间应足以允许继续安全飞行到一个安全的着陆地点。对于新的设计，则认为这种给驾驶员增加负担的CBIM或类似系统是不合适的。正确的重新设计，以提供必需的安全寿命、失效-安全及可检查性，才认为是合适的作法。

2.3 关于结构状态指示器使用的补充考虑

(1)通常，批准结构状态指示器采用两种基本方案。对主轴力矩指示器和类似系统，采用基本的型号合格审定程序；而对CBIM系统，则采用AD的程序（对于合适的型号设计更改），因为CBIM系统在发现结构故障指示时需要驾驶员注意和采取纠正动作。

(2)第27.571条和第29.571条所要求的疲劳验证，对于结构状态指示器（如主轴力矩指示器）所监控的高载荷范围应考虑一个保守的偏差量。静强度不应当因在指示器所监控的高载荷范围中加入一个单一偏差而受到不利影响。

(3)补偿设计措施应当与结构状态指示器系统一起使用。必要时，应提供冗余的载荷路径和检查系统以及指示系统失效分析，以满足第29.1309条的要求。应计算（并加上试验验证）指示器系统检测出结构损伤后的剩余寿命，并应提供相匹配的检查和（或）大修方案。

(4)局方对结构状态指示器系统的批准需要由机体的、系统和设备的、以及飞行试验的专家来评定。机体专家负责审查结构状态指示器系统在航空器的载荷、强度和变形、结构疲劳评定方面的影响以及持续适航文件。系统与设备专家负责评估系统的系统的功能和安装以及第29.1309条的可靠性要求。飞行试验专家负责评估仪表布局与可见度、对机组工作负担的影响以及对旋翼航空器飞行手册的可能更改等。应注意保证不把责任加给飞行机组，采取重新设计或由维修人员承担是更合适的处理。所有专家之间应当尽早协作，以防止到最后再进行设计更改。

AC 29 MG 6 运输类旋翼航空器应急漂浮系统适航符合性验证指南

1. 说明

CCAR-29-R2 对申请水上迫降的运输类旋翼航空器进行了规定，提出了要求，对于不申请水上迫降的运输类旋翼航空器未提出要求。CCAR-135R3 中 135.61 条对上水使用的直升机，提出装有浮筒装置的要求。本咨询通告适用于未申请水上迫降合格审定，却要为执行水面上空作业的运输类旋翼航空器提供浮力的 EFS。本指导材料涉及到 CCAR-29-R2 中的 29.521,29.563(b)，29.751，29.753(a)，29.801(b)、(d) 和 29.807(d)。

2. 可接受的符合性方法

对于不申请水上迫降合格审定的运输类旋翼航空器的 EFS，目前未规定最低标准，但是对于提交评定的设备，必须完成其预期功能，并且不会对航空器或乘员造成危险的验证。评定 EFS 的安全目标是安全飞行和在应急情况下撤离航空器。适当的 EFS 有助于旋翼航空器保持完全垂直和适当配平姿态，以便机上人员在应急水上降落时能安全和有序地撤离。

2.1 漂浮系统

(1) 正常充气

对于打算只供应急使用的漂浮系统，就以下方面进行评定:

(a) 承受下列载荷时的结构完整性:

(i) 在经批准的带漂浮装置飞行的整个飞行包线内的气动载荷;

(ii) 入水时的水载荷; 和

(iii) 可能会经历水面冲击的各种速度下的入水后的水载荷(在水冲击后可能经受的速度下)。

(b) 在经批准的带漂浮装置飞行的整个飞行包线内航空器的操纵品质。

(2) 正常放气

对于通常以放气状态收藏，并在飞行中或水上降落期间触水后充气的 EFS，应就以下方面进行评定:

(a) 充气

(i) 适当的充气

充气系统的设计应使漂浮装置不适当充气或不对称充气的可能性减

至最小，这可以通过使用单个充气介质容器或内部相连的多个容器系统来实现。通常还需要有备用充气启动系统。如果主启动系统是电动式的，则机械式备用启动系统通常要求提供必要的可靠性。如果有资料证明，电动系统具有充分的独立性和足够的可靠性，则备用电动启动系统也是可以接受的。

(ii)启动

漂浮系统的启动方式可以是完全自动的或在每次飞行之前检查主启动系统的手动的。如果采用手动充气，漂浮装置启动开关应布置在一个主（飞行）操纵台的适当位置上。不论采用哪种启动方式，都需要采取安全保护措施，应防止在任何飞行状态中出现自行启动或误启动。

(iii)误启动

应防止充气系统在任何飞行状态中出现自行启动或误启动。除非已表明充气保护系统一定可靠，否则应证明浮筒装置在经批准的使用包线内的任何飞行状态下充气都不会引起危险后果。可以建立对经批准使用包线的某些限制，来保证即使在新包线上被误启动，也不会导致危险后果。

(iv)飞行限制

除非航空器飞行手册禁止在飞行中启动漂浮系统，否则应确定漂浮系统在飞行中有意启动和带充满气的漂浮装置飞行时的最大空速，并作为限制写入飞行手册。

(v)充气时间

对于在触水时自动充气的漂浮系统，则从启动到中等浮力所需的充气时间应足够短，以防航空器出口被堵住。

(vi)压力检查

应提供在每次飞行前检查贮气瓶压力的措施，还应提供一张列有气瓶许用压力随周围环境温度和高度（若适用时）而变化的表或图。

(vii)过量充气

应提供一种装置，能使气囊在任何合理可能的启动条件下，过量充气的可能性减至最小。

(viii)气密性

应验证漂浮装置在受到真实水压作用时具有充气不漏的能力。全尺寸航空器在静水池中的浸水演示，是一种可以接受的验证方法。根据漂

浮系统的特定设计，其它验证方法也是可以接受的。

(ix) 漂浮气囊的外形控制

应对漂浮系统的安装进行评定，评定航空器处在最临界的重量和重心状态，浮筒气囊充气达到其最大充气压力或对应急出口最不利的充气压力情况下，其应急出口都不会被已充气的漂浮系统堵住。

(b) 结构完整性

漂浮气囊应按下列情况产生的载荷进行评定:

(i) 对于要求充气期间和在最临界飞行条件下充满气时的气动载荷，以及漂浮装置充满气（在入水前展开漂浮装置的航空器）触水时的水载荷；或

(ii) 在入水后充气期间的水载荷。

(c) 操纵品质

应在经批准的整个飞行包线内，通过试验或分析的方法验证下列各种状态下航空器的操纵品质:

(i) 放气收藏状态;

(ii) 飞行中充气状态;

(iii) 充满气状态;

(iv) 充了一部分气的状态（最关键的漂浮装置隔舱不充气）。

2.2 漂浮系统的连接件

无论是在漂浮系统放气收藏还是充气展开时（除非禁止飞行中充气），漂浮系统的连接件应能承受临界气动载荷和入水期间的水载荷。应说明由入水状态测得的（或按飞行手册的程序所限制的）相应垂直载荷和阻力载荷。分析时，可以分别考虑垂直载荷和阻力载荷的影响。

2.3 漂浮与配平

漂浮和配平性能应从零级海况到申请人选定的最高海况范围内进行验证。对于不同类航空器波高与波长之比有差别，对于 A 类旋翼航空器为 1:12.5；对于具有 A 类发动机隔离的 B 类旋翼航空器为 1:10；对于 B 类旋翼航空器为 1:8。

(a) 应至少在 4 级海况下演示漂浮和配平性能。

(b) 应在航空器的最临界的受载条件下进行漂浮试验。

(c) 应通过模拟最关键的漂浮舱破裂漏气情况来对漂浮时间和配平

要求进行评定。应在至少 2 级海况条件下演示这种退化模式下的漂浮特性。

(d) 证明满足漂浮与配平要求时，应考虑航空器门和窗可能的打开或关闭构型，以及机体和（或）船体可能产生的损伤（即门、窗、蒙皮、口盖等的损伤）。

2.4 漂浮系统的可靠性

在基本系统设计中应考虑可靠性，以保证漂浮装置充气大致均衡，从而避免在空中或水中出现过大的偏航、滚转或俯仰。

(a) 维修程序不应使漂浮系统性能变低（如带进可能会影响正常工作的污物等）。

(b) 漂浮系统的设计应能避免由于人员正常通行而引起意外损伤和过度磨损及扯破。应对保护层的功能和可靠性进行评定。

2.5 EFS 的浮力

对于 EFS 的浮力，应至少有 25%的浮力裕度，即完全浸没的漂浮装置或漂浮系统所排开的淡水的重量，应至少比航空器合格审定的最大内部总重量大 25%。

对于浮力的验证，可以采用分析的方法。

2.6 正稳定性

在任何单独主漂浮舱被淹没或放气情况下，所有完全水密的舱应能提供可接受的正稳定性裕度。漂浮装置位置、最关键舱、航空器重量、重心和惯性矩等都是稳定性要考虑的重要要素。

对于最关键舱被浸没或放气时的正稳定性裕度，可以采用分析、试验或其组合的方法。

2.7 压力差

可充气的气囊式漂浮装置应按照在最大高度上产生的最大压力差来设计。

可以采用分析计算的方法，确定航空器运行高度与起飞机场海拔高度之间产生的压力差。所确定的这个压力差可以作为一项使用限制。

2.8 漂浮装置的着陆载荷

垂直载荷分布在气囊投影面积的 75%以上的区域，气囊式漂浮装置不受侧向载荷的影响。刚性漂浮装置则应按垂直、水平和侧向载荷沿漂浮装置的长度分布设计。

对于漂浮装置的着陆载荷，可以通过漂浮装置的落震试验确定，也可以从起落架落震试验中导出，或通过模型或全尺寸的着水试验来确定。

2.9 气囊式漂浮装置的前段

气囊式漂浮装置前段的设计和（或）支撑应在最大设计速度下进行评定，以防止气囊在飞行中损坏或明显变形。

2.10 乘员出口和救生

设计上应采取切实可行的措施，来使应急着水后航空器的特性对乘员造成的直接伤害或妨碍乘员从机上应急撤离的可能性降至最低。如应急出口设计位于水线之上，并且不会被充满气或只充了一部分气的漂浮装置堵住的位置。航空器的漂浮时间及配平应足以让乘员撤离出航空器。对于由于因漂浮装置而对应急撤离有影响的关键构型，可以进行撤离演示。当要求进行演示试验时，可在实际浸入静水池中的全尺寸航空器上进行，也可以用任何其他表明是有代表性的台架/地面设施上进行。

2.11 飞行手册

航空器飞行手册应包含与 EFS 相关的内容，这些内容应包括:

(1)适用于 EFS 的有关限制资料和 EFS 的使用。

(2)漂浮装置充气的程序和限制。

(3)应急漂浮设备的使用程序。

(4)应急着水时的乘员撤离程序。

2.12 其他

设计时要考虑对粘接处和（或）有磨损处的防刺穿能力和耐磨性。束带或连接件的设计载荷应足以承受所施加的最大设计载荷。

AC 29 MG 7 运输类旋翼航空器系统合格审定需要考虑的问题

1.支持系统的审定考虑

1.1 目的

支持其他系统实现所需功能的系统被称作为支持系统。相对应地，需要支持系统支持的系统被定义为关联系统。本 AC 的目的是针对运输类旋翼航空器支持系统表明对 CCAR-29 部的符合性提供指南。新技术的应用是出现越来越多关联/支持系统关系的一个主要原因，使得越来越多的系统依赖于诸如电源、液压源及其他能源系统，或信号输入等支持系统。

对于依赖于支持系统来实现所需功能的系统的审定，必须考虑二者之间的依赖关系。

1.2 概述

新技术的应用使得系统依赖于一个或多个支持系统的输入，例如能源或者各类的信号源。这种关系可能造成由于支持具有高严酷度等级的系统实现相关功能，导致支持系统也具有更高的严酷度等级（参见 AC 29.1309 中有关严酷度五个等级的定义）。以提供发动机指示的液晶显示器（LCD）为例，其功能受到支持系统-电源系统完整性的影响。这表示电源系统的完整性必须与关联系统的完整性等级保持一致，在这个例子中，电源系统的完整性等级应当与发动机指示应用中最高的严酷的等级一致。并且应当考虑到电源系统是一个可能导致所有发动机指示，以及其他由电源系统供电设备同时丧失的共模失效点。上述考虑使得相对于之前 VFR 直升机上的电源系统，这个例子中的电源系统将会有更高的完整性需求。此前，电源系统不支持更高严酷度等级的系统功能，使得允许电源系统采用简单的设计，具有较低的完整性，以及可能成为单点故障。由于关联系统采用新技术后，使得支持系统必须满足更高的完整性以及单点故障的要求。

1.3 解析

支持系统的完整性必须足够支撑其关联系统所需的完整性。支持系统与其关联系统的关系类似于一条连接在一起的链条，其中最薄弱的连接处必须能够支持严酷度类别评估所确定的完整性。这并不是一个新原则，只不过对于之前已接受为低完整性等级的系统，如果作为支持系统可能将不可接受。应重点关注之前的设计通过应用新技术或更改系统架构作为支持系统的可接受性。这点对于衍生设计或者通过补充型号合格证（STC）或其他方式批准的设计更改特别重要，在这种情况下，新技术系统应用，或者系统架构发生更改，由此创建了一个关联/支持系统关系。主要关注的是诸如电子显示这类由非升级的系统（如单一来源、低可靠性发电和配电系统）支持的系统。但是，对支持系统的关注内容不限于关联系统的显示装置，控制系统也可能受到影响。当关联系统所提供的功能被评估为严重的、危险的/非常严重的，或灾难性的严酷度等级时，必须考虑与其相关的支持系统的故障处理和完整性。完整性和故障考虑不应当仅针对特定的管关联系统，还应当考虑相同支持系统异常可能影

响的其他系统的累积效应。进而可能影响到整机级的功能危险评估（FHA），因为支持系统可能成为一个共模点导致多个系统同时失效。另外，当所支持的关联系统功能被评估为灾难性的严酷度时，支持系统的设计应当消除单点失效/故障，当所支持的关联系统功能被评估为灾难性的严酷度。

1.4 审定方法

支持系统的关注内容主要包含三个部分，即完整性确定过程中有关支持系统的内容，与多系统相关的支持系统设计考虑，以及支持系统自身的单点故障。

(1)应通过两个步骤确定支持系统具有足够的完整性水平。第一步是确定由同一支持系统支持的所有关联系统功能组合丧失/异常所对应的严酷度等级。这一步可通过使用 FHA 以及相关联的 FTA 来完成。由这项评估确定的严酷度类别等级必须是考虑了所有涉及到的关联/支持系统组合的失效/异常概率，以及关联系统功能最恶劣运行场景下的结果。

第二步是确定支持系统的设计完整性是否足以支撑经确定的严酷度类别。设计完整性应考虑关联系统的失效/异常结果，多个关联系统同时遭受影响而导致的所有失效/异常组合，以及支持系统自身的单点失效。

(2)对于支持一个或多个关联系统功能的系统，如果这些关联系统功能的丧失/异常被评估为危险的或灾难性的，则可使用分析方法来满足上述第二步要求。应完成诸如故障树分析，以及通过共因分析确认有关故障独立性假设的有效性，来表明符合性。如果系统是复杂的，可能需要试验来对分析进行确认。

注：表明一个单线程系统的高可靠性不足以满足灾难性失效状态类别的要求，因此可靠性不能用于替代单点失效/故障的消除。

1.5 总结

在表明符合设计完整性要求时，支持系统应被看作是提供所需功能的关联系统的一个完整部分。

专题中一些术语定义如下:

（1）支持系统

指支持其他系统实现所需功能的系统。

（2）关联系统

指需要支持系统支持的系统。

（3）复杂集成系统

指由单一电子器件或多个内部相关联的电子器件/部件提供多重功能的系统。

2.复杂集成系统的审定考虑

2.1 说明

本段阐述的复杂集成系统是指由单一电子器件或多个内部相关联的电子器件/部件提供多重功能的系统，内部关系是基于提供功能的共性。与只存在被视为孤立的失效/故障的简单系统相反，集成系统的复杂性是一种设计状态，该设计状态展示可能同时发生的失效/故障组合的特征。集成会导致一个设计源提供多重功能，本质上增加了复杂性，因此，两个术语“复杂的”和“集成的”并非相互独立。随着技术进步，计算机已经变得更加强大。同样，相关传感器和伺服机构已大大改进，这就造就了复杂集成系统的大量使用。集成系统具有重量减轻、成本降低和系统增强的效果。但是，获得优势的同时也产生了表明系统独立性要求符合性的问题，因此必须考虑一些需要关注的内容。

2.2 程序

(1)集成系统通常会损失一部分失效/功能异常独立性以及系统/功能的隔离。按这一假定，对于有独立性要求的系统，表明符合性的方法是提高系统完整性以弥补独立性的损失。

(2)通常，提高的完整性包括高软件等级和高系统可靠性，可解决由功能危险评估（FHA）确定的失效状态类别。这种方法能够保证虽然不存在失效独立性和功能隔离，但是功能丧失或异常的发生概率很小，而且软件等级将与 FHA 识别的危害等级相一致。但是，系统隔离要求并不那么容易满足，由于它们大多涉及来自外部源的共模失效。一些共模考虑包括温度、火、水、EMI 和物理机械危害。

(3)构成单个集成系统的各系统/功能组合十分重要。如果构成复杂集成系统的任何系统或者系统组合经评估具有高严酷度等级，则复杂集成系统的设计完整性应与所评估的最高等级相一致。在少数情形下，隔离和独特的硬件/软件架构有可能是这一定论的例外。在 FHA 已经确定所有系统/功能组合具有低严酷度的情况下，许多复杂集成方面所关注的内容有可能缩减到最少。

(a)对于复杂集成系统的失效和功能异常，主要考虑以下内容:

(i)必须完成 FHA，考虑单个功能以及功能组合的丧失和异常。

(ii)在确定所有功能和功能组合的严酷度之后，能够通过可靠性和软件等级定义设计完整性。可靠性必须达到或者超过 FHA 和相关 FTA 结果所产生的要求。

(iii)对于所有软件，如果使用一个单独的计算机，且没有实施软件或者结构配置来提供隔离/保护，通常软件完整性性等级必须达到或超过 FHA 和相关 FTA 结果所产生的要求。

(iv)如果要求余度来满足可靠性要求，则必须提供足够的余度失效管理。要求余度失效/异常管理，以消除潜在失效或未探测的异常。余度管理必须考虑潜在失效，没有对潜在和未通告的失效和异常的检测和管理，各子系统部件的备份可能不具有可信的余度。如果首次失效能够导致系统的各功能上备份部件其中之一的未知丧失，则必须将第二次失效与首次失效一起视为一个单一失效，且余度没有任何的设计可信度。

(v)余度设计必须考虑各冗余系统部件之间软件的相似性。

(vi)针对电子器件（ED），诸如中央处理单元（CPU）、可编程逻辑器件（PLD）、专用集成电路（ASIC）或其它类型数据存储或计算装置，尤其是控制系统，必须考虑潜在的共模失效。对于这一关注内容可通过多种方式来处理。一种方式是在各冗余执行之间使用非相似 ED; 其它一些方法包含具有监控器的架构，且该监视器与提供冗余功能性系统是非相似的。必须考虑其它硬件潜在的共模失效，如电源、信号源和公共输入/输出（I/O）芯片。

(b)系统隔离要求的目的是使由于内部系统失效或者外部影响而导致的整个系统失效/异常的可能性最小。系统隔离主要针对的是通过非相似手段提供相似信息的系统。燃油油量指示系统和低燃油指示之间的独立性要求就是这种类型系统隔离的一个实例。这种情况，根据独立性丧失的范围和相关失效状态类别，用提高完整性替代集成系统各个部件全部的独立性是能够被接受的。针对系统隔离要求，应当关注以下内容:

(i)内部的关注包括可能导致系统功能不可接受的丧失的共模失效/异常。其中一些失效/异常源包括共用电源、共用传感器源、公共接地平板过滤、共用处理和来自电磁干扰（EMI）源的共同危害。

(ii)必须从系统隔离的方面考虑来自内部源（电磁兼容性（EMC））和外部源（高强度辐射场（HIRF））的 EMI。对于提供灾难性失效功能的系统，除非其设计上能表明整个系统具有 EMI 抗干扰性，否则系统设计应消除来自 EMI 事件的影响。当使用余度来满足严酷度要求时，对此要特别关注。由于系统中所有或者部分冗余部件之间在物理空间上紧密相邻，设计上应考虑 EMI 影响所需功能的可能性。最需要关注的设计包括:系统冗余部件处于同一个密闭空间内，且各冗余部件具有共同的穿孔用于布线连接器穿插。另外，对于冗余系统部件，如果各个冗余部件所使用的电缆之间仅有很小的物理间隔，也要特别关注。在这种情况下，这些冗余部件间采用不同长度的电缆会减少辐射的 EMI 在相同频率下，同时影响系统部件的可能性。

(iii)其它隔离关注的内容是有关于外部的物理安装方面。这些物理方面的考虑包括对火、水、过度的热变化、过度的振动损坏，以及有可能损害集成系统功能并导致不可接受的安全性降低的任何其它系统/部件机械失效的防护。

AC 29 MG 8 蒸发空调系统安装合格审定程序

1. 可接受的符合性方法

1.1 系统安全危险等级

蒸发循环空调系统通常被认为是“非关键的”，即它的功能对于安全飞行并不是必需的，局方从考察其正常工作/故障或失效情况下对航空器潜在危害的角度开展审查，CCAR-29-R2 第 29.1309 条就成为了本系统的主要规定。但是如果空调系统是用于用电设备的冷却，那么功能危险性评估可能会给出安全危险等级高于“非关键的”级别。

1.2 制冷剂环保要求

旋翼航空器生产商应使用不破坏臭氧分子的制冷剂，比如 HFC-134a 或 R-134a 制冷剂。

1.3 建议的符合性检查单

表 AC 29 MG 8-1 建议的符合性检查单（R=报告，D=图样，T=试验）

条款号	条款名称	符合性验证方法
29.301	载荷	R
29.303	安全系数	R

29.305	强度和变形	R
29.307	结构验证	R
29.561	应急着陆情况 总则	R
29.603	材料	D
29.605	制造方法	D
29.607	紧固件	D
29.609	结构保护	R
29.613	材料的强度性能和设计值	R
29.685(a)、(c)	操纵系统的细节设计	D
29.831	通风	R
29.853(a)	座舱内部设施	T
29.855(a)、(b)	货舱和行李舱	D
29.863	可燃液体的防火	D
29.1301	功能和安装	T
29.1307(b)	其他设备	D
29.1309	设备、系统和安装	R
29.1435	液压系统	T
29.1461	含高能转子的设备	D，R
29.1541	标牌和标记 总则	D

1.4 电气系统

(1)必须提供能够表明电气部件相互连接的布线图。布线图应该表明有适当的电路保护装置（断路器），还应该表明所使用的导线具有合适的截面积和长度，以承受系统可能通过的最大电流。空调的电气系统应该连接到能够提供足够电功率的电源上，并且不会对关键电气负载造成干扰，同时应该提供与机体充分的电气搭接。

(2)必须提供电气负载分析，以证明在所有飞行和系统运行阶段，直升机电源可以为空调系统提供充足电流。本系统也应由能够提供足够电功率的直升机电源供电，并且不会对关键电气负载造成干扰。

(3)空调系统应该具有成功完成功能可靠性试验和电磁兼容试验的能力。必须表明空调设备不会对关键设备造成干扰。请参见第29.1351条(a)款和(b)款，第29.1357条、第29.1365条和第29.1367条条款的相关内容。

1.5 结构

(1)应该对整个航空器结构因空调系统安装引起增重进行论证，每个空调部件、支撑结构以及安装在航空器结构上的附件应该按CCAR-29-R2适航规章C分部的强度要求和D分部的设计要求进行论证。载荷系数应

该根据限制机动载荷系数（第 29.337 条）、突风载荷系数（第 29.341 条）或应急着陆情况（第 29.561 条）（如果可用）中最严重情况来选择。载荷路径必须进行静/动载荷论证。根据安装情况，可能还需要进行疲劳验证（第 29.571 条）。

(2) 源于空调设备安装的结构设计不应对航空器整个结构的完整性造成任何不利影响。应对航空器结构上用于布排制冷剂/电气管路的出入孔及蒙皮/缘条上的进出口等进行彻底的结构完整性影响论证。

(3) 应对用于空调安装的所有附件进行论证，证明其满足增加的结构要求。

1.6 系统和设备

(1) 将蒸发循环系统当作气态系统进行考虑是适当的。当然，在循环的某些部分，制冷剂呈现出液态或液/气态。但是，制冷剂在标准大气条件下呈气态，因此适当的系统试验应该是对气体（充气的）系统的压力试验。

(2) CCAR-29-R2 规章没有提供具体的试验方法，但可以根据第 29.1309 条分析压力气体系统潜在危害性来替代。1.5 倍系统最大正常运行压力的验证压力（耐压压力）试验对于满足第 29.1309 条要求是合适的。

(3) 运行期间，制冷剂的压力在整个系统循环过程中是变化的，但是，可以认为膨胀阀高压侧上游（包含高压侧）部件的最大正常运行压力是过压保护的控制值，其中冷凝器和储液器由于其体积相对较大，其压力爆破故障可能会导致航空器结构或主要机械部件损坏而应给予特别关注。

(4) 制冷系统低压部分（膨胀阀下游至压缩机吸气侧）的最高压力是在系统关闭时的压力（平衡压力），因此，该压力可以作为系统本部分验证压力（耐压压力）和破坏压力（爆破压力）试验的“最大正常运行压力”。

(5) 破坏压力（爆破压力）试验可以通过部件进行，也可以在整个系统上进行，验证压力（耐压压力）试验最好在整个系统上进行，以便观察弯曲软管和其它部件在压力下的任何运动，这些运动可能会对直升机重要部件造成干涉。

(6) 从安全角度，系统的容量或效率不会影响对系统的评审；然而，

第 29.1301 条(a)款要求“所安装的每项设备必须符合其种类和设计与预定的功能相适应”。建议用公制热量单位（kW）计算冷却座舱的热负荷及空调系统的冷却能力。注意应保证维持第 29.831 条条款要求的新鲜空气通风率。蒸发循环制冷系统是一个封闭的系统（现有空气的再循环），不具有补充新鲜空气的能力。

1.7 动力装置（机械驱动空调压缩机）

(1)传动系统及传动系统支撑结构部件应该足以能够承受与空调驱动机构相关的任何静态和疲劳载荷。正常运行和失效状况（压缩机锁住）都要考虑。例如，针对压缩机卡滞及压缩机启动条件下，尾传动轴驱动的皮带传动系统应该结合最大瞬态尾桨传动扭矩的相关载荷，论证所有部件都能承受最大扭矩、剪切和由皮带驱动可能产生的弯矩。

(2)压缩机驱动不能影响传动系统的正常功能。减速器或皮带轮上的附加载荷不应该导致减速器温度上升至加速器温度极限(第 29.1041 条)。超过减速器温度极限将导致螺桩松动。

(3)支架（对于压缩机）或传动装置上机匣上支撑滚筒的安装不应该影响传动装置的结构完整性或腐蚀保护。如果压缩机/风机安装在齿轮箱上，悬垂力矩（由压缩机的重量及其重心距离产生的）不应超过安装极限。选择利用几个现有上机匣和主机匣安装的双头螺栓来安装支架，必须采取一定的防水措施，防止可能的水进入并腐蚀螺桩附近机匣。在某些情况下，双头螺栓可能不足以承受额外载荷，这是因为每个双头螺栓处的上机匣厚度通常是单独控制，会导致支架向安装方向翘曲。这种翘曲会导致不均匀轴向压紧双头螺栓，将进一步加大双头螺栓的载荷，并且也可能导致严重的上机匣磨损。此外，安装支架之后，原来双头螺栓的长度可能不足以使自身穿过螺母后，保持合适的螺纹伸出长度。

(4)如果发生压缩机卡滞，应该证明其不会对主要传动系统或航空器结构造成损坏。对于皮带传动安装，不应由于起火或皮带老化对主要传动系统造成损伤。对于轴驱动压缩机/风机安装，轴的剪切段应该在超过变速箱扭矩限制之前剪断。剪切段剪断时，轴应该被包容，否则应该防止其干涉传动系统或飞行操纵。同样，压缩机或传动皮带的失效也不应损伤传动系统或干涉航空器飞行操纵机构。

(5)在任何运行条件下（第 29.907 条(b)款），机械驱动的压缩机都

不应该对传动系统的动态特性（振动）产生不利影响。最大允许振动水平应该在发动机/传动系统安装数据(第29.901条(b)款和第29.927条(a)款）中给出。

1.8 飞行分析/飞行

更新旋翼航空器飞行手册附录以表明对性能影响。如果安装干扰了发动机入口气流，则应确定性能损失，评估入口畸变，验证涡轮发动机的运行特性（参照第29.45条和第29.939条）。TIA应该包含诸如预期功能及异常/紧急操作等运行试验。进行EMI试验，并评估飞行手册附录（参照第29.1581条、第29.1583条、第29.1585条及第29.1587条）。

1.9 安全装置/失效模式影响分析

(1)安全装置:

(a)自动卸载。

(b)电流限流器。

(c)压缩机温度限制器。

(d)压缩机电机温度限制器。

(e)压缩机排气压力限制器。

(f)油分离器/注入器。

(g)包容罩。

(h)皮带护罩。

(i)压力管路通道盖板。

(j)点火源保护（制冷剂为火焰抑制剂）。

(2)故障模式影响分析：故障模式影响分析对于系统安全性评估是关键的。应该考虑如下区域:

(a)过压安全系统应确保有方法在临界压力产生之前关闭系统（过压开关、易熔塞、冗余断路器等）。

(b)电气负载分析应该表明空调系统的失效不会危害飞行必需和关键机载系统的安全运行。

(c)对于发动机/减速器/传动轴，应开展动力装置评估以确定可用功率、振动特性等。

(d)联轴器/传动皮带失效及其对毗邻部件的影响。

(e)在冷凝器及储液器（及其它高压部件）周围区域，确定附近是否有关键部件会受到管路破裂而损坏。

(f)确保冷凝风机的风扇或叶轮失效时，其碎片不会损坏其它部件或直升机结构（第 29.1461 条）。

(g)设计应确保泄漏的制冷剂不会被吸入发动机（第 29.1309 条）。制冷剂是极佳的火焰抑制剂。确保在座舱内没有泄压阀或易熔塞（安装在储液器上）。一旦发生制冷剂泄漏，应该尽可能阻止大量制冷剂进入座舱。制冷剂由液态迅速膨胀到气态时，会使临近飞行机组人员感到不安（座舱被烟雾笼罩）。如果身体接触到液态制冷剂，可能导致冻伤。如果液态制冷剂飞溅到眼睛，可能会致盲。

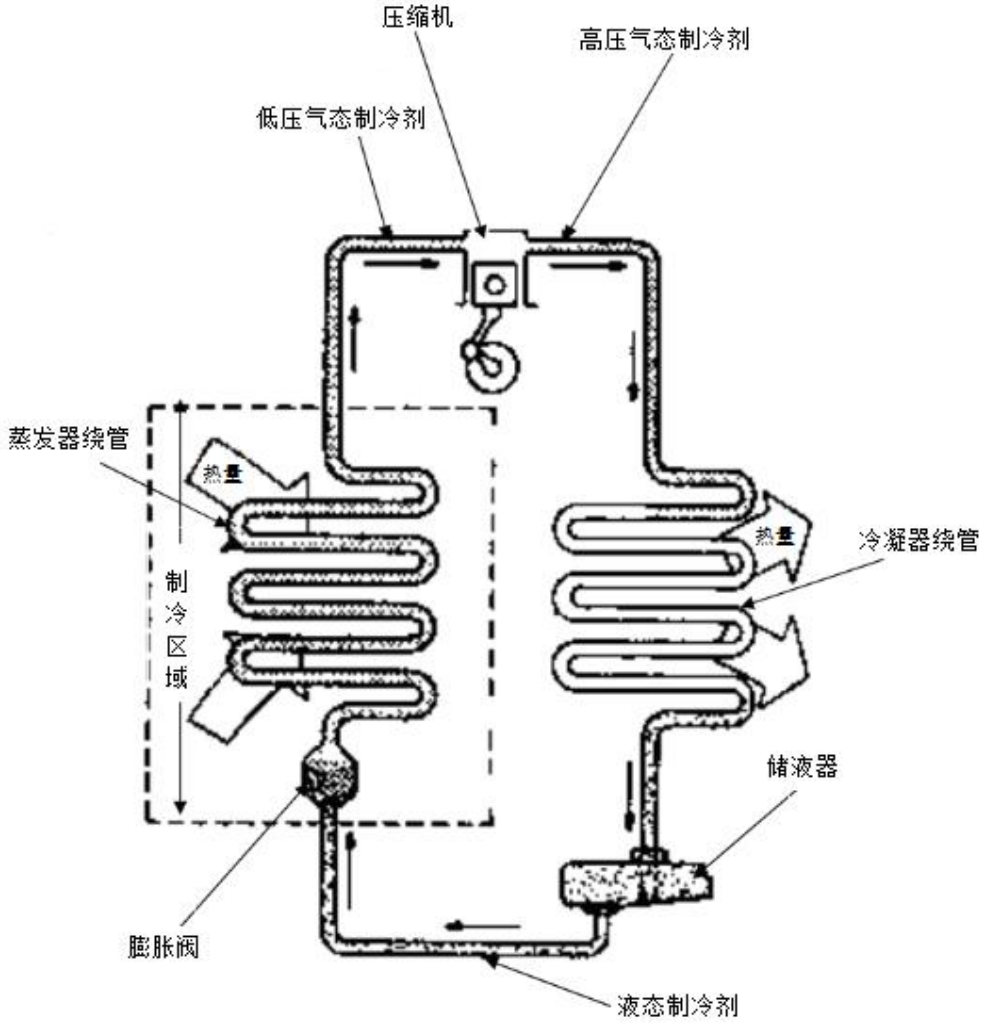


图 AC 29 MG 8-1 蒸发循环制冷系统示意图

AC 29 MG 9 旋翼航空器健康和使用监测系统（HUMS）的适航批准

1.说明

典型的 HUMS 由多种机载传感器及数据采集系统组成。采集的数据可

以在机上，或地面站上处理（也或者是两者的结合），通过一定的方法测量出不符合准则的情况，并为维护人员以及飞机机组的干预行为提供指导。现在已经研制出多种类型的 HUMS，并且会在未来使用得越来越多。最初，安装这些系统是为了表明收集有意义数据的可能性，这些数据用于对必要的维修和/或运行行为做出更改。这类安装所要求的资质等级要求相对较低。但是，随着安装 HUMS 的审定申请的增加且 HUMS 数据越来越多的被用于干预旋翼航空器的维修和/或运行，这类安装就需要有更高资质等级要求，且要与其所干预的行为对旋翼航空器所造成的最严重影响的危险程度相匹配。

专题中一些术语定义如下:

(1)端到端(end to end)

本文中所使用的术语“端到端”是用来阐述 HUMS 应用的边界及其对旋翼航空器的影响。所谓的边界是指从获取机载数据开始一直到产生有意义的结果且无需进一步处理。为了获得可信度，结果必须来自于受控的 HUMS 过程，并且包含下列三个合格审定的基本需求:

(a)设备安装/合格鉴定（机载和地面）

(b)信用确认活动

(c)持续适航文件（ICA）活动

(2)健康和使用监测系统（HUMS）

可以用来确定某些早期失效或降级和（或）某些服役历史数据的设备、技术以及程序。

(a)健康监测系统

可以用来确定某些早期失效或降级的设备、技术以及程序。

(b)使用监测系统

可以用来确定某些服役历史数据的设备、技术以及程序。

(3)信用（Credit）

给予 HUMS 应用对工业可接受维修规范或飞行操作进行增加、替换或干预的批准。

(4)应用

为某个（些）特定目的所实施的 HUMS 过程。

(5)重要度（Criticality）

该术语描述 HUMS 应用失效/功能异常所导致最终结果的严酷程度。

通过评估 HUMS 应用对于航空器的安全性影响可以确定其重要度。有如下五个重要度类别:

(6)完整性（Integrity）

可以信赖某一系统或组件功能的属性，功能的重要度可通过 FHA 确定。

(7)减缓措施

一种自动的且持续的补偿因素，可能会影响到 HUMS 应用合格鉴定的等级。该措施将成为合格审定需求的一部分，只要没有被之后的再次审定所更改，该需求将一直执行。减缓措施的例子包括驾驶员将机载 HUMS 数据与航空器仪表数据进行比较。

(8)商用货架产品（COTS）

指没有按照航空器标准进行过合格鉴定的设备硬件和软件。COTS 设备硬件和软件的例子包括个人电脑(PC)及其运行软件。

(9)独立验证方法

对于地面站中使用了 COTS 的 HUMS 应用，验证其功能性是否正确的一种独立过程。独立验证的目的是为了对 COTS 的运行可靠性获得一定的置信度。（注: 当 HUMS 应用已获得足够的信任，该过程将可以停止。）

(10)合成（Synthesis）

评估服役历史及其他所有相关数据的过程，其目标是完成确认，必要时改进已获批准信用的性能。

2.可接受的符合性方法

HUMS 系统的合格审定主要有三个方面基本内容: 系统安装、信用确认以及持续适航。每个 HUMS 系统的审定都必须涵盖这三方面的内容。这三个方面并不是完全独立的，相互之间存在诸多交联。系统安装是针对 HUMS 数据获取、存储、处理以及显示整个端到端应用所需的全部设备，包括机载和地面设备。信用确认包括了针对开发算法、可接受限制、趋势设定数据、试验等内容的有效性证据，以及所采用的演示证明方法。持续适航是指针对随着时间或使用可能发生变化的零部件，应当制定计划并明确方法来保证其持续适航。

审定过程中，申请人首先应当声明应用的预期用途，并确定与之对应的重要度。声明的预期用途应当明确该应用是否计划获得信用，即能

够对维修规范或飞行操作进行增加、替换或干预。若声明的用途期望获得信用，则应当确定该应用的端到端重要度，作为建立完整性准则的输入。若声明的用途不期望获得信用，只要能够表明设备的安装不会对航空器产生危害即可完成合格审定。

以通过开展 FHA 评估确定端到端重要度。完整性水平要求与所确定的端到端重要度相当。必须证明 FHA 所确定重要度等级的符合性，可以通过应用鉴定加上适当的减缓措施来实现。

通过对重要度的评估，有些应用起初会按照较低的完整性水平进行合格鉴定，后续为了满足未来的使用可能会需要转换到一个更高的合格鉴定等级，从一个完整性等级转换到另一个等级需要重新开展评估。

注：应当制定审定计划，针对每一个应用，至少应当说明对于本 AC 中每个适用段落的建议的符合性方法。推荐尽早向审定局方提交该计划。

2.1 系统安装审定

用于获取、存储、处理以及显示 HUMS 数据的系统和设备及其在机体上的安装，或针对特定应用的任何一项功能都必须获得批准。本 AC 主要针对较为复杂且应用广泛的 HUMS 系统；对于复杂程度较低的系统可能仅需要满足本 AC 相关的部分内容。不同的系统表现出不同的功能性和构型，并且，机载和地面设备之间可能会有不同的功能分配。HUMS 设备要求包括通用要求加上机载和地面设备的特定要求。

2.1.1 通用要求

通用要求是指同时适用于机载、地面和安装设备的要求。通用要求主要包括：

(1) 重要度确定

(a) 重要度是决定 HUMS 系统审定深度的一个重要决策点。HUMS 系统的预期应用范围很广，可以从获取数据仅用于概念验证，到获取和处理数据以确定是否应当更换限寿件。不同的应用给予系统一个相应的重要度，从无安全影响到危险的(Hazardous)。重要度为灾难性的(Catastrophic)系统不在本 AC 的论述范围中。

(b) 如果要获取相关信用，则重要度等级一般将为“次要的”，“主要的”或“危险的”，与端到端重要度评估的影响后果相一致。

(c) 可归类为灾难性的应用的典型例子如下：

(i) 提供驾驶舱告警的应用，并且该告警是告知飞行员按照飞行手册

立即着陆的唯一监测方式。

(ii)那些持续性误导信息可能导致灾难性状态的系统应用，必须被设计成能够监测到这些错误（如BIT测试、系统冗余等）或者能够包容这些错误（如程序处置等）。

(d)功能危害性评估（FHA）是一种自顶向下的分析（分析过程应由飞行员、飞行分析师以及工程师共同参与），首先分析对旋翼航空器的危害，然后将这些危害追溯到那些受HUMS影响的系统、子系统和组件。该分析首先要确定在维护或操作中使用HUMS会直接或间接地产生的不期望影响。与该影响相关的严重程度将决定为应用分配的重要度等级。

(e)最终的设备鉴定等级不仅仅是技术考虑的结果，还应当考虑其他各种类型的缓解措施。其中诸多措施可以降低设备的鉴定等级。

(2)缓解措施

(a)缓解措施是一种自动的且持续的补偿因素，可能会改变与HUMS应用审定相关的鉴定等级。这些措施通常是持续适航考虑的一部分，也是审定不可或缺的一部分。因此，在适当情况下，审定限制必须包含在持续适航说明文件（ICA）中。缓解措施本质上是主观的，并且是针对完整性的预减缓水平，有意选择的一种（或几种）方法。

(b)对于使用了COTS软件因而无法完全采用RTCA DO-178C/ED-12C方法进行合格鉴定的应用，使用第4.3节中描述的可替代的合格鉴定方法也是可以接受的。因此，后续在使用那些本身具有主观性质的缓解措施时应当谨慎对待。缓解措施必须基于通过FHA评估所得到的完整性等级。

(c)如果缓解措施是一种运行方面的考虑，则同样应当关注缓解措施的持续性。这类缓解措施应记录在审定限制以及批准的飞行手册中。

(3)性能

必须制定与应用的预期用途相一致的最低端到端性能标准。性能标准至少应考虑准确性，时序/采样，分辨率，事件识别性和一致性。HUMS信号源必须与确定的合格鉴定等级相兼容。应当通过试验来证明符合相关标准。

2.1.2 机载设备安装

机载设备以及相关的安装鉴定程序与其他机载设备相同。尽管安装

鉴定和设备鉴定之间存在明显的联系，但通常还是视为两个独立的活动。无论实现方法如何，应当保证信号的独立性，从而使得 HUMS 信号的获取不会因信号共享而损害其他设备所提供功能的安全性或可靠性水平。

(1)设备安装

未经其他方法批准的设备，必须作为安装的一部分进行批准，并且必须考虑整个系统的需求。

(a)作为安装的一部分鉴定的设备。指全部或部分作为安装的一部分进行鉴定的设备，包括次要部件和主要部件。次要部件例如：连接器，通用继电器，二极管等。主要部件例如：非合格鉴定的设备（指未经 CTSO 认证的设备或在 CTSO 下未达到安装批准要求等级的设备），包括重要的系统组件，以及带有接口的传感器。设备鉴定必须考虑环境鉴定（RTCA DO-160/ED-14），包括高强度辐射场（HIRF）和闪电。

(b)软件。软件开发标准应采用 RTCA DO-178C/ED-12C（针对不包含 COTS 软件的典型机载应用过程如图 AC 29 MG 9-1 所示）。当将 HUMS 集成到具有其他功能的系统中时，应参考 RTCA DO-178C/ED-12C 和 RTCA DO-278A/ED-109A 考虑软件分区问题。

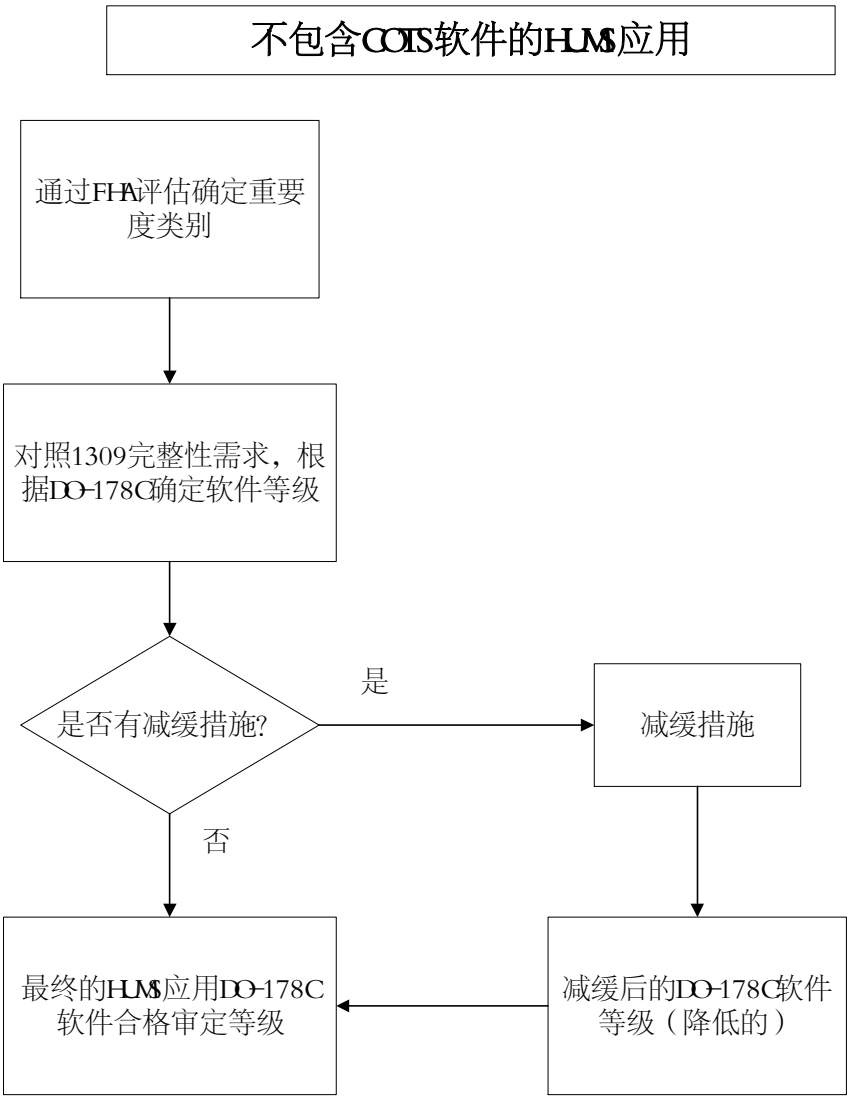


图 AC 29 MG 9-1 用于降低软件级别使用缓解措施的流程图

(2) 安装特定考虑

总体的安装考虑应当至少包括电源供应、环境条件、系统间无干扰以及影响操作的人为因素。

(a) 电源供应。必须为 HUMS 提供足够的电源。电源的可靠性必须与所需的设备鉴定等级相匹配。不应当由于 HUMS 获取电源而导致其他设备的安全性或可靠性水平出现不可接受的降低。

(b) 电磁兼容性。必须考虑电磁兼容性（EMC）。对于复杂的系统，可能需要制定一个包含干扰者与被干扰者矩阵的 EMC 试验计划。最终结果应当能够确保 HUMS 不会干扰其他的安装设备，也不会受到其他安装设备的影响。

2.1.3 地面设备安装

(1)地面设备通常用于处理和显示机载设备所收集到的数据。处理后的数据最终将用于做出与干预措施有关的决策，或为其他处理方法提供数据以确定干预措施。由于地面设备可能是确定干预措施过程中的一个重要部分，因此其完整性和准确性要求必须与 HUMS 过程的任何其他部分相同。

(2)大部分地面设备是商用的，而且可能不是专门为 HUMS 应用设计的，因此很难确定他们对于完整性要求的符合性。对 COTS 完整性需求的符合性判定是基于一种主观的等效性。仅提供 COTS 服役历史不足以满足此处的要求。任何由商用硬件和软件组成的地面处理设备必须具有令人满意的服役历史以及一种能够验证其处理结果的独立方法。当大量经过处理的数据与验证方法结果始终保持一致后，经局方同意修改原始的 HUMS 批准后，可停止这种独立验证方法。

注：对于可能包含 COTS 硬件和软件的地面系统，本 AC 建议的接受流程仅限于 HUMS 应用相关的地面设备。对于不含 COTS 的地面系统，其完整性确定的方法与机载系统相同。

(a)独立验证方法。所需的独立验证方法可以包括多种方法中的任何一种。独立验证方法可以仅与地面系统处理并行，也可以与包括 COTS 设备处理在内的整个或部分过程并行。一些可接受的方法如下:

(i)物理检查。

(ii)通过采用与主处理器不同 COTS 的另一台非相似 PC 机进行冗余处理。

(iii)物理检查与独立非相似处理的结合。

(iv)将程序处理后所指导的行动与实际检查所确定的维修进行对比。这种方法需要在实际信用应用之前，收集系统的数据。数据收集的数量和持续时间，应在项目开始时按照一事一议的原则（case-by-case basis）由申请人和审定局方共同商定。

(v)其他的独立手段，这些方法通过与 HUMS 处理过的数据的指导行动进行比较，来验证设备（包括软件）的准确性/完整性。

(b)完整性等级的考虑。对于不同的完整性等级的需求，由于与 COTS 硬件/软件相关，因此所采用的方法是相同，但是符合性需求会有所不同。对于危险的和主要的重要度类别，应当采用第 2.1.3 节中描述的过程来满足他们的初始完整性需求。对于次要的重要度类别，也需要按照此过

程进行鉴定，不过可以在合格审定之后再开展独立验证，前提是为该活动提交了一份经批准的计划。其他未使用 COTS 的 HUMS 应用将使用标准工程实践来满足完整性等级的考虑。修改已批准的系统。对设备（包括软件）的更改，应当根据其对系统完整性和功能性的影响，开展相应的合格鉴定。如果在原始构型上已成功验证过的缓解措施，必须表明它也能够为更改后的构型提供相同的完整性等级。

(c)地面设备硬件。该硬件可能由数据处理、显示组成，也可能含有打印设备或其他附件。硬件必须与预期的应用和软件兼容。由于使用了 COTS 硬件，因此需要开展独立验证的活动。

(d)软件。大多数系统将使用两种类型的软件。一种是操作软件，另一种是 HUMS 专用软件，其中操作软件可能是 COTS 软件。（有关 HUMS 专用软件使用 COTS 作为操作软件的典型地面应用过程，参见图 AC 29 MG 9-2。）

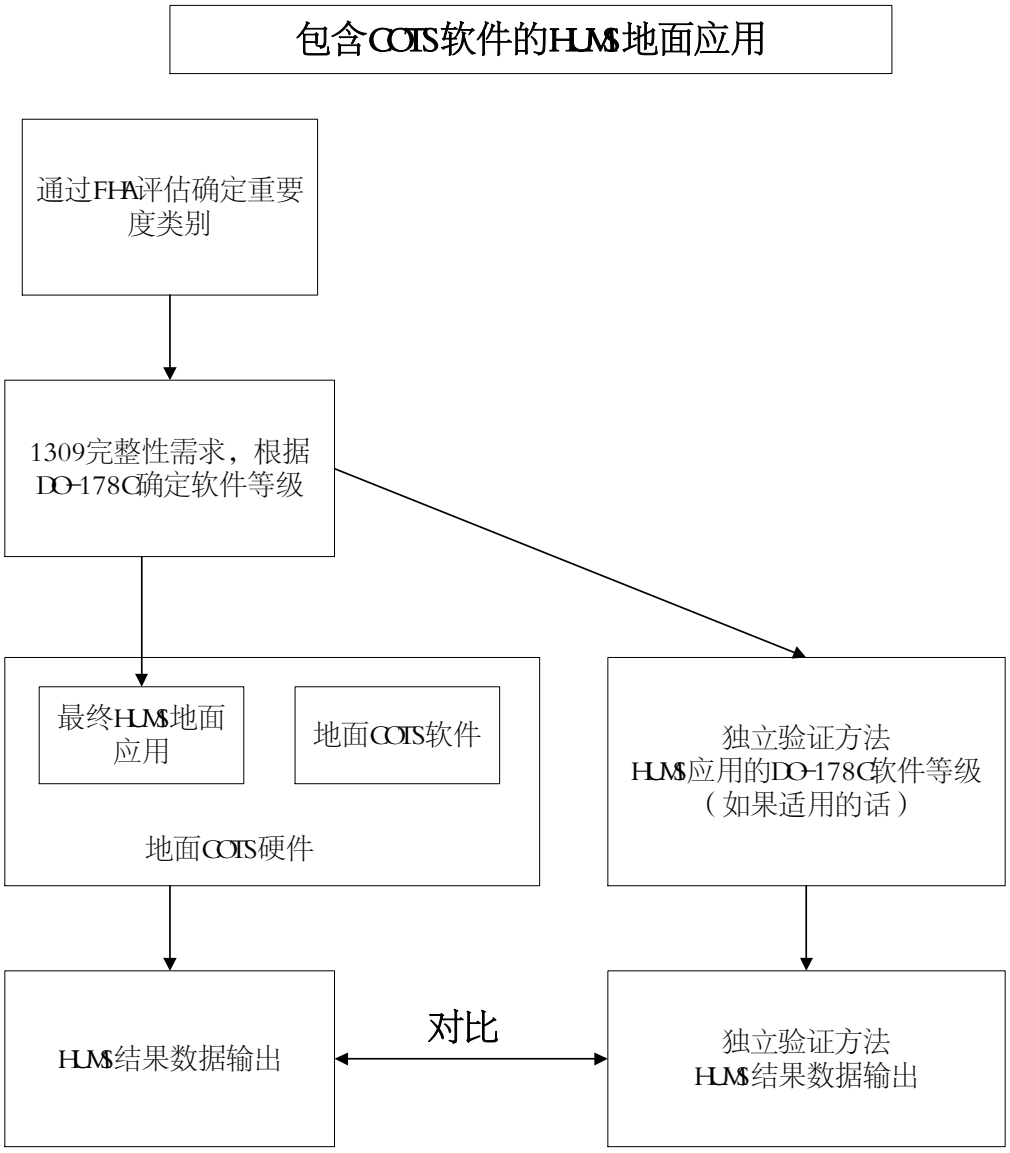


图 AC 29 MG 9-2 HUMS 专用软件使用 COTS 作为操作软件的地面应用流程图

(i) COTS。此类软件只能通过主观考虑来接受，例如服役历史，独立验证方法以及限制访问操作 COTS 软件对其更改的系统设计。由于使用了 COTS 软件，因此需要开展独立验证的活动。

(ii) HUMS 专用软件。这类软件应以 RTCA/DO-178C 为标准，按照系统重要度评估所要求的完整性等级进行开发。系统确定的等级应该是端到端重要度评估的结果，一般来说，应当与机载软件的等级相同。对于减缓措施的使用取决于第 2.1.1 节(2)段所规定的限制。

(e) 数据处理。数据处理设备和软件应具有处理所需数据量的能力。它不应当引入错误，或提供超出规范精度的参数。处理的速度不应当被硬件或软件限制到一个不可接受的速率。速度的可接受性取决于要处理的数据量以及规定的 HUMS 数据处理性能。对于特定的 HUMS 应用，在合

理的时间内完成数据处理的速度应当是合理的。对于包含 COTS 且重要度为危险的或主要的应用，应当为专用系统的一部分，或者证明对于在同一个设备中处理的其他更高等级的过程能够提供足够的保护。通过与所需的独立验证方法的合理对比，重要度为次要的应用不必是专用系统的一部分。

(f) 显示器和外围设备。大多数情况下，显示器是处理设备的一部分，或与其紧密连接。它必须与系统的其他部分兼容，并提供清晰可用的显示。

(g) 数据通信。网络应用、调制解调器接口以及其他系统共享和传输特性可以用于与主要的（Major）和次要的（Minor）重要度类别相关联的完整性等级，前提是独立验证方法涵盖了这些特性的使用。除了所需的独立验证方法外，只有表明能够提供足够的保护，使得在所有相关应用的任何可预见的失效/故障或错误下都能保持其完整性等级，与危险的（Hazardous）重要度类别相关的完整性等级也可使用这些特征。

2.2 信用确认

欲获得信用的 HUMS 应用必须经过确认。对于每个应用，必须提供相应的证据以表明其中涉及的物理学原理是清晰易懂的，并且据此选择的监测技术/算法/参数、拒绝准则以及相关的干预措施是合适的。待监测的组件/设备的设计者是做出该决定最合乎逻辑的选择。但是在某些情况下，只要满足本文中的确认标准，任何组织都可以成为信息的来源。如果对已批准的系统提出更改，则需要重新评估，以确保现有的信用不会失效。工作量将有所不同，取决于应用的类型、欲获得的信用以及失效或任何其他故障的后果。确认过程通常需要包括以下内容:

(1) 应用及其相关信用描述

(2) 对所涉及物理学的解释

(3) 确认方法

(4) 投入使用

(5) 持续适航（综合）

注意: 建议尽早告知审定局方有关信用的类型和建议的确认方法。

2.2.1 应用及其相关信用描述

(1) 存在多种不同重要程度的 HUMS 信用类型。一些可能引入新的维

修规范来取代已建立的维修规范，另外一些则可能在保留所有标准规范的情况下，提供更多的安全性提保障。

(2)对建议的信用以及当应用失效或故障时对旋翼航空器的最恶劣影响进行完整地评估和描述是非常重要的。需要通过该评估来确定系统的重要度、系统安装的完整性需求，以及信用确认工作的深度和范围。

2.2.2 对所涉及物理学的解释

(1)应当理解与所请求的信用相关联的失效或降级机理。这包括失效发生的方式和降级发展的速度，以及必须采取干预措施的决断点。对于一些复杂的应用，可能还包括来自已确认过的分析工具（如有限元分析和断裂力学等）的支持信息。

(2)上述解释将用于确定 HUMS 应用的四个重要特性。

(a)使用的技术。

(b)适当的警报限制，包括适当的趋势分析。

(c)适当的干预措施。

(d)监测频度，确定使干预措施有效的最佳时机。

(3)应当认识到失效/退化的不同特性，并确定趋势或阶跃函数何时最合适。

2.2.3 确认方法

基于适当代表性的物理数据，所有 HUMS 应用都应当具有自己的确认过程。此过程可以使用直接或间接证据，或两者结合，具体取决于信用的类别以及任何 HUMS 失效或故障对飞机的重要度。

(1)直接证据

(a)当 HUMS 应用被分类为危险的时，必须收集直接证据。最合适采用这种方法的情况包括维护任务（如对高能旋转设备的不平衡/不重合进行振动检查）、疲劳寿命计算，或对飞行关键组件进行持续的“状态监控”。

(b)需要直接证据来表明 HUMS 应用对于损伤类型是敏感的并且服从预期响应规则，同时给出与之相一致的警报。可以从以下来源收集证据:

(i)装备 HUMS 的飞机的实际服役经验

(ii)“种子试验”（允许引入磨损，缺陷或退化，允许扩展，并且技术响应得到过验证）。

(iii)机上测试，调查因果关系（例如，引入不平衡度并校准技术响

应）。

(c)试验应能代表欲获得信用的航空器，同时试验条件能够代表正常收集数据最适合的飞行状态（例如巡航）。应当表明从机上地面测试或台架种子试验中收集到的证据在飞行中是有效的。

(2)间接证据。

(a)当 HUMS 应用程序被分类为“主要的”或更低等级时，可以收集间接证据。采用该方法的准则包括确定重要度为“重大的”或更低等级，应用于“视情”维修动作，或降低不可检测失效的概率。监测大量潜在失效模式可以共同确定不可检测失效的发生概率。在这种情况下，针对每个失效生成直接证据可能是不可行。

(b)经验证的分析方法结合上全面的工程判断，可以提供计算/推导的准则。可以通过试验来确认这些准则。采用基于模型的分析方法来预测损伤进展(例如，有限元分析和断裂力学)，可以通过与其他航空器类型或设备产生的“直接”证据进行类比来完成确认。然而，为了更充分地验证这一相似数据集，仍然需要对被监测的实际设备提供一定程度的直接证据，以证明应用的相似性。这可以通过开展适当数量的种子缺陷试验来实现，实际上就是针对所包含的各种失效类别进行采样。

注意：对于直接和间接的证据，都必须对整个系统进行端到端的确认。

2.2.4 受控的投入使用

(1)对于一些信用的应用，能够在研制期间完成全部的确认和实施。但是，对于很多 HUMS 技术而言，可能需要制定一个针对受控的投入使用的计划，使得该信用完成全部的确认。

(2)合格审定中必须对未来的持续适航工作有明确的规定，以确保符合上述计划

(3)在实施本计划的过程中，数据由实际运行的飞机收集，并且根据这些数据，可以对原始标准进行完善和调整。当需要通过背对背比较的方式获得额外的服役中确认，那么这个过程中也可以允许建议的信用和可替代或标准程序同步开展，

(4)计划应包括该受控时期的程序和规定，并应包括明确的目标，使得该阶段的每一步进展直到最后终止都是可测量的。该计划可能包含多

信用的 HUMS，这将要求分阶段引入信用。

2.2.5 持续适航和信用综合

与其他所有的持续适航事项一样，HUMS 也将建立规范化的程序。应当制定相关规划，从而对已获批准的信用在其服役使用期间的性能进行确认。应当制定相关规定，从而能将服务经验与来自被拒组件、研发试验、种子测试等的工程证据相综合。针对 HUMS 应用或被监测组件/设备的任何必要的或期望的更改都必须重新评估。

2.3 持续适航文件（ICA）以及 HUMS 的其他要求。

2.3.1 持续适航文件

HUMS 的申请人必须按照 CCAR 29 部及其附录 A 的要求编制的 ICA。本节针对 HUMS 特有的相关内容给出了补充指导。申请人可以是机身制造商,HUMS 设备制造商或运营人。ICA 应该考虑 HUMS 与航空器的集成。本节既考虑了机载也考虑了地面的系统和设备。

(1)HUMS ICA 项目。除 CCAR 29 部之外，申请人还必须说明以下问题。除非另有说明，这些问题对于对机载和地面的系统和设备均适用。

(a)必须为 HUMS 的每个元素提供控制和操作说明，这些元素一般包括数据采集、传输处理、显示、构型管理以及产生的动作。

(b)必须定义接受和拒绝标准以及相应的动作。

(c)针对系统由于数据丢失而无法运行的情况，需要制定相应的程序。

(d)当飞机远离主 HUMS 数据处理基地时，如果需要，必须有收集和传输 HUMS 数据的程序。

(e)如果适用，提供独立验证的程序。

(f)当采取缓解措施时，提供实施缓解措施的程序。

(g)如果适用，提供一个实施受控的投入使用的程序。

(h)提供有关 HUMS 机载和地面系统与设备的培训项目。

(i)如果需要，必须修订适航限制章节以涵盖如下内容:

(i)独立验证及相关程序的需求;

(ii)缓解措施及相关程序的需求;

(iii)受控的投入使用及相关程序的需求。

(2)地面系统和设备。必须定义一个程序以确保地面系统和设备的安全以及 HUMS 数据的完整性。

2.3.2 所有人/运营人的 HUMS 程序

(1)概述。对于在航空器上安装和使用 HUMS 设备并希望获取维修信用的所有人/运营人，需要一个程序。该程序及其对现有维修或检查程序的修订必须提交局方批准。这是由于维修信用可能会改变现有的维修检查，大修要求或使用寿命限制。

(2)HUMS 程序项目。无论健康和使用情况监测设备的大小和复杂性如何，HUMS 程序都必须包含以下内容:

(a)必须提供一个系统来追踪 HUMS 所监测的组件/系统，包括组件/系统的标识，记录要求，追踪程序以及其他相关活动。

(b)确保维修信用得以维持的系统。当这些零组件在航空器之间转移时，HUMS 历史数据必须可追溯。

(c)针对新的或已大修的 HUMS 监测组件的程序

(d)根据第 2.3.1(1)(c)节处理停止运行的 HUMS 的程序。

(e)实施第 2.3.1(2)节规定的程序的手段。

(f)调整维修信用的程序。

(g)按照明确定义的职责开展 HUMS 数据收集、分析并采取相应动作的组织。

(h)实施第 2.3.1(1)(h)节规定的培训项目的程序。

(i)在适当情况下，实施受控的投入使用计划的程序。

(3)地面系统和设备

(a)对 HUMS 进行排故和测试的程序。

(b)针对 HUMS 修改和使用运营人最低设备清单（MEL）的程序。

(4)主最低设备清单（MMEL）/最低设备清单（MEL）。

(a)可能需要修订主最低设备清单（MMEL）以包含 HUMS 设备。一旦 MMEL 中包含 HUMS 设备，运营人就可以修改他们的最低设备清单（MEL）以包含 HUMS，并将 MEL 提局方进行批准。

(b)局方应与工程部门协调，以评估修订后的最低设备清单。

AC 29 MG 10 夜视系统（NVIS）照明设备合格审定程序

[备用]

AC 29 MG 11 先进飞行控制系统合格审定程序

1. 说明

1.1 背景

本 MG 为旋翼航空器上先进飞行控制系统提供审定指南。先进飞行控制系统是指从飞行员到操纵面或自动倾斜器没有直接的机械连接，利用或采用电子部件替代传统机械部件的飞行控制系统。典型的系统包括电传和光传。对于本 MG 来说，认为传统的有权限或全权限增稳系统不属于先进飞行控制系统的范畴。

1.2 潜在适用的规章条款

表 AC 29 MG 11-1 适用的规章条款

条款号	条款名称
29.141	总则
29.143	操纵性与机动性
29.151	飞行操纵
29.161	配平操纵
29.171	稳定性：总则
29.173	纵向静稳定性
29.175	纵向静稳定性的演示
29.177	航向静稳定性
29.241	地面共振
29.391	操纵面和操纵系统载荷：总则
29.395	操纵系统
29.397	限制飞行员作用力和扭矩
29.399	双操纵系统
29.602	关键零部件
29.663	防止“地面共振”的措施
29.671	操纵系统：总则
29.672	增稳系统、自动和带动力的操纵系统
29.674	交连操纵装置
29.675	止动器
29.681	限制载荷静力试验
29.683	操作试验
29.685	操纵系统的细节设计
29.687	弹簧装置
29.771	驾驶舱
29.773	驾驶舱视界
29.777	驾驶舱操纵器件
29.779	驾驶舱操纵器件的动作和效果
29.1301	功能和安装

条款号	条款名称
29.1309	设备、系统及安装
29.1317	高强辐射场(HIRF)保护
29.1321	布局和可见度
29.1322	警告灯、戒备灯和提示灯
29.1329	自动驾驶仪系统
29.1335	飞行指引系统
29.1351	电气系统和设备:总则
29.1555	操纵器件标记
29.1581	旋翼航空器飞行手册: 总则
29.1585	使用程序
附录 B	直升机仪表飞行适航准则

1.3 其他

CCAR-29 部规章不能完全满足先进飞行控制系统新的和新颖的特征，因此可能需要通过专用条件、等效的符合性方法和符合性方法问题纪要来建立以下方面的安全标准。

1.3.1 系统与结构的相互作用

旋翼航空器先进飞行控制系统可能包含影响旋翼航空器结构完整性的控制功能，因此应当增加额外的安全性考虑，来解决先进飞行控制系统直接造成的或由于失效导致的对结构完整性的影响。

1.3.2 飞行员和副驾驶的双操作

目前的规章只涉及机械连接控制，因此需要对正、副驾驶员双套、非线性操纵方面潜在的混淆增加额外的安全性考虑。例如，一种无响应的操纵输入可能影响第 29.779 条的符合性。

1.3.3 横航向和纵向稳定性

先进飞行控制系统为新颖的飞行操纵预留了许多研发控制律的潜力。最简单的形式，先进飞行控制系统可以取代飞行操纵装置和自动倾斜器之间直接连接的功能。目前编写的常规系统要求，专注于旋翼航空器的操纵性能。更有可能的情况是使用先进飞行控制系统来修正控制输入和旋翼航空器响应之间的关系。

1.3.4 操纵余量感知

第 29.143 条的要求不能完全适用于先进飞行控制系统，因此当使用先进飞行控制系统时，需要增加额外的安全性考虑来处理飞行员的感知。

1.3.5 通过操纵品质分级方法（HQRM）表明飞行特性符合性

需要增加额外的安全性考虑来处理第 29.1309 条的符合性方法，通过采用操纵品质分级方法（HQRM）来表明在飞行品质降级模式下操纵品质等级仍是“满意”的。

1.3.6 机组告警

需要增加额外的安全性考虑，以解决先进飞行控制系统的独特告警信号特性。目前的规章对可能的降级模式显示的处理是不充分的，不满足这种模式下飞行员需要知道主飞行操纵的状态的需求。

1.3.7 指令信号的完整性

需要增加额外的安全性考虑，以确保先进飞行控制系统的主信号不会被无意的更改，每一操纵轴的能力足够保证变化的信号特性保持稳定的增益和相位裕度，并且非指令信号是极不可能的。

1.3.8 飞行包线保护（FEP）

需要增加额外的安全性考虑，以确保飞行包线保护（FEP）系统能够防止飞行员或自动驾驶仪的控制命令迫使航空器超过其结构或气动操作限制。

2. 可接受的符合性方法

与传统的飞行控制系统一样，应该对先进飞行控制系统的性能进行评定，验证在所有失效状态下都符合安全性的要求。在每一种情况下，所使用的软件和硬件必须在构型控制之下，以符合规章要求。可以使用以下的符合性方法，当然，可能还有其它可接受的方法:

(1)计算机仿真分析;

(2)人在回路的模拟器试验;

(3)试验室试验;

(4)地面试验;

(5)飞行试验。

2.1 失效状态类别与符合性方法之间的关系

失效状态类别与建议的符合性验证方法之间的对应关系见表 AC 29 MG 11-2。

表 AC 29 MG 11-2 失效状态类别与符合性验证方法之间关系

失效状态类别	建议的符合性验证方法	可能附加的方法
次要的	分析/计算	飞行试验*(3)
主要的	分析/计算 地面试验	模拟器试验 飞行试验

危险的	分析/计算 试验室试验/地面试验 限定的飞行试验*(1)，*(2)	模拟器试验
灾难性的	分析/计算 模拟器试验 试验室试验/地面试验	限定的飞行试验*(1)，*(2)

*注:

(1) 应该根据不同的情况来确定。

(2) 提供完整性和失效状态类别的组合。考虑到试验的安全性，因此尽量减少飞行试验作为符合性验证方法。但是，如果按照 CAAC 的 AP-21-AA-2014-31R1《航空器型号合格审定试飞安全计划》正确地进行飞行试验风险识别、评估和风险缓解，适当的飞行试验在某些方面是可行的。

(3) 对于评价为次要的失效状态，如果失效影响不明显或仅能通过闭环飞行来评估，则飞行试验是一种可选项。

2.2 具体要求

由于先进飞行控制系统特有的复杂性，应该对上述失效进行全面评估，通常会使用大量单个或组合失效的测试用例来验证在所有失效状态下的安全性。

(1)非实时计算机仿真分析。在研发过程的早期，当还没有可用的系统部件硬件时，非实时计算机仿真分析是一种支持初步系统安全性评估的有效工具。在研发的早期阶段，允许进行飞行控制系统失效模式关键性的影响和评估的预测。

(2)人在回路的模拟器试验。对于在飞行中具有高风险和不安全性的先进飞行控制系统失效状态，采用飞行模拟器（FS）对其进行定性的试验评估，可能是一种现实可行的方法。这些评估可能是用于表明特定规章条款安全性评估（SA）符合性的一部分。例如，使用 FS 收集失效导致的航空器瞬态数据、飞行员认为的异常事件、瞬态失效后的可恢复性以及恢复之后继续安全飞行和着陆的能力。使用 FS 可以完成这些关键特定状态的评估，也不会导致飞行员的安全风险。

(a)试验环境

人在回路的模拟器试验的试验环境包括:

(i)驾驶舱安装有先进飞行控制系统相关的显示和控制装置;

(ii)计算机生成图像(CGI);

(iii)模拟的先进飞行控制系统;

(iv)模拟的旋翼航空器视景和动作。

(b)模拟器工具的评定。

(i)在利用 FS 对失效模式影响进行最终评估之前，应就试验大纲中确定的具体试验状态对 FS 开展评定。评定可以是定量的、定性的或两者组合，并且方法必须获得局方的认可。

(ii)FS 构型应得到控制，包括硬件和软件，以确保在审定期间经确认的功能性能没有退化。应该评估 FS 以识别和防止误导模拟器结果的因素，这种误导的结果可能影响审定过程和先进飞行控制系统的最终设计。

(c)试验程序

人在回路的模拟器试验程序应包括模拟失效性能的实时仿真:

(i)在不同飞行条件下，失效发生时，飞行员介入时间的评估（识别和反应时间）;

(ii)恢复机动期间操纵品质的评估;

(iii)人机接口的评估（控制和显示，警告、注意和提示）;

(iv)旋翼航空器瞬态的评估。

(3)试验室试验。先进飞行控制系统应包括构型控制下的真实硬件和相应的软件版本。为了实现可重复性，应为所有完成的试验编制报告，并在构型管理下对其进行保存。

(a)试验环境

试验室试验的环境包括:

(i)先进飞行控制系统应该是真实的，包括但不限于: 机械设备、布线、冷却、电气和液压动力供应、座舱操纵和显示、配平系统、舵机系统和舵机负载;

(ii)如果使用仿真，其模型则必须获得使用局方可接受方法的认可。

(b)试验程序

试验室试验的试验程序应包括模拟失效的开环和闭环试验:

(i)失效逻辑、失效管理和相应降级模式的验证;

(ii)失效发生期间和之后的瞬态评估。

注: 与模拟器试验失效管理的符合性验证相比，在信号精度和分辨率、相位延迟以及对相关的其他软硬件影响方面，硬件在回路的仿真可

以给出更加真实的结果。

(4)旋翼航空器试验

(a)地面试验

先进飞行控制系统某些功能性方面的验证，可以在机上地面上进行，比如判定操纵机构或舵机的卡阻或阻塞。应进行地面试验以检查安装在航空器上设备的安全功能。操作试验应验证飞行控制系统没有卡阻。限制载荷静力试验应验证符合限制载荷要求。

(b)飞行试验

飞行试验的目的是为了表明对适用规章和安全性要求的符合性，验证那些在地面试验过程中不能验证的目标假设。某些影响只能在飞行试验中评估，如航空器的稳定性和操纵性、飞行员人为因素和人机工效、飞行员诱发振荡、空中共振、结构耦合。应评估旋翼航空器在正常和故障两种工作状态下的性能和操纵品质。如有必要，试验条件应提供故障复位能力，以随时恢复到无故障的系统构型。应在试验风险评估和风险减缓的基础上，开展各种飞行状态的有、无模拟故障的飞行试验。

(c)型号检查核准书（TIA）的要求

除了 AP-21-AA-2023-11R1《型号合格审定程序》和 TIA 飞行前的要求外，申请人还应向局方提供以下文件:

(i)失效状态分析，最好是已批准的 FHA，并已解决所有的分歧;

(ii)软件完成 SOI#3（验证阶段评审）阶段的证据，包括所有 SOI#3 问题和记录，以及它们的处理意见;

(iii)所有开口问题都已关闭。

AC 29 MG 12 直升机地形提示和告警系统（HTAWS）

1. 说明

1.1 背景

CCAR-91-R4 部第 91.207 条(f)款和 CCAR-135-R3 部第 135.57 条(e)款规定运输类或者最大审定旅客座位数 9 座或以上的涡轮喷气动力飞机，应当安装地形提示和告警系统(TAWS)，CCAR-135-R3 部第 135.257 条(e)款规定按照 CCAR-135 部运行的商业载客或载货运输类飞机应当安装 TAWS。虽然，CCAR 适航规章和运行规章都没有关于旋翼航空器必须安装

HTAWS 的强制要求，但是随着 TAWS 在运输类飞机的应用越来越成熟，并且安装 HTAWS 能切实提高旋翼航空器运行安全水平，因此越来越多旋翼航空器开始装机使用 HTAWS。

CAAC 已经发布了《直升机地形意识及告警系统（HTAWS)》（CTSO-C194），该标准考虑了旋翼航空器对 HTAWS 的特定使用要求，并引用参考 RTCA/DO-309《Minimum Operational Performance Standards for Helicopter Terrain Awareness and Warning System(HTAWS) Airborne Equipment》，规定了 HTAWS 设备为获得 CTSO 适航批准所必须满足的最低性能标准。

需要注意的是，CTSO-194 不包括对 HTAWS 的装机批准，因此还需要为在旋翼航空器上安装 HTAWS 所要求的设计和试验制定指导性材料。本咨询通告即针对 HTAWS 的设计和安装给出了所需的适航性考虑。

1.2 功能性能要求

HTAWS 是基于计算机的系统，由早期支持特定直升机使用需求的旋翼航空器告警系统演变而来。HTAWS 主要预期功能是实时接收旋翼航空器当前水平位置和垂直位置等参数，并结合地形数据库和障碍物数据库获得增强型地形和障碍物感知，然后在预定的飞行/告警包线内，在旋翼航空器即将撞地或危险接近障碍物前，向飞行机组发出听觉和视觉告警提示，以尽可能防止旋翼航空器可控飞行撞地事故发生。HTAWS 的具体要求和性能参数可参见《直升机地形意识及告警系统（HTAWS)》（CTSO-C194）标准。

HTAWS 应符合 CTSO-194 标准的要求，并按照本咨询通告或其他局方可接受的符合性方法进行装机适航认证。

典型的 HTAWS 功能架构如图 AC 29 MG 12-1 所示，通常至少提供以下几项重要功能:

(1)提供描述地形、旋翼航空器相对地形位置和地形回避告警提示等视觉信息;

(2)提供描述障碍物、旋翼航空器相对障碍物位置和回避障碍物告警提示等视觉信息;

(3)提供回避地形和障碍物的听觉告警。

对于不符合 CTSO-C194 标准，也没有按照本咨询通告或其他局方可接受的符合性方法进行适航认证的设备，可作为非必需设备装机，但不

应定义为 HTAWS，这种情况应在旋翼航空器飞行手册（RFM）或补充旋翼航空器飞行手册（RFMS）和其他相关持续适航文件中必须说明安装的系统不符合 CTSO 标准和运行规章对 HTAWS 的要求，如有必要还应在设备上用标牌标识说明。

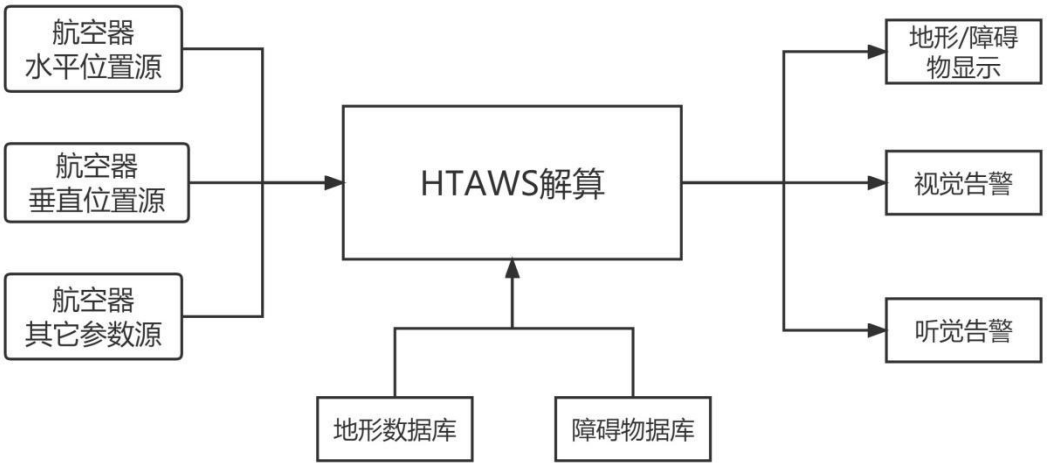


图 AC 29 MG 12-1 典型 HTAWS 功能架构图

1.3 工作模式考虑

尽管 CTSO-C194 和 RTCA/DO-309 标准都没有规定 HTAWS 必须提供一种简化保护功能模式，但是申请人在进行 HTAWS 设计时应考虑提供一种在机场外运行时使用的简化保护模式，既保证为驾驶员提供必不可少的危险接近地形和障碍物的预警，又尽可能减少扰人告警。如果没有提供简化保护模式或类似功能模式，在远离机场或未改进着陆区运行时，HTAWS 经常会触发扰人告警，而扰人告警增多可能会导致飞行员在不恰当的时间忽略或抑制 HTAWS 告警。

HTAWS 简化保护模式的地形和障碍物告警包线与正常模式不同，通常会缩小旋翼航空器相对于地形和障碍物的垂直和水平告警包线，进而也会减少碰撞预警时间。

2. 可接受的符合性方法

2.1 总则

对于初始批准，申请人应向局方提供详细的 HTAWS 系统描述和设计特征说明，用于合格审定工程师和试飞员的验证输入。飞行试验应重点关注接口、系统基本功能、显示布局和可见度、视觉和听觉告警可识别性、昼/夜照明条件下可辨识性、操作便利性、地形和障碍物显示是否易

于理解，以及对其他已装机系统/设备的潜在干扰等要素。一般来说，HTAWS 每种工作模式都应通过飞行试验进行验证评估。

地形和障碍物提示和告警功能需要确保为旋翼航空器预留了足够的空间和时间来发出告警（预警时间应充分考虑飞行员对告警的识别和反应时间），以防止飞行员来不及进行规避机动。

需要注意的是，障碍物经常被看作是一个单点物体，但现实的障碍物（特别是高大或细长障碍物）也有可能是很长或很宽的线缆或拉索。

2.2 系统安全评估

申请人应进行 HTAWS 系统功能危险性评估和系统安全性评估以确定拟装机 HTAWS 的严酷度和危害性。系统可靠性水平必须与安全评估确定的严酷度相匹配，并且在合格审定期间必须表明符合其严酷度。

系统安全性评估应至少考虑以下几类可能的失效模式:

(1)无通告失效;

(2)由于未检测到或潜在故障导致的错误告警;

(3)由于未检测到或潜在故障导致的系统无法提供所需告警功能;

(4)HTAWS 故障对航空器其他系统的影响;

(5)扰人告警，等等。

有通告的 HTAWS 所有功能丧失的危害性被定义为“较小的”。CTSO-C194 标准将无通告的 HTAWS 不能提供精确地形和障碍物听觉和视觉告警的功能失效定义为“较大的”失效类别。HTAWS 装机必须满足以下要求:

(1)可能导致上述第 1.2 节所述 HTAWS 功能全部有通告的丧失的概率必须小于或等于每飞行小时 10^{-3}。

(2)由于不可检测的或潜在的失效而导致系统向 HTAWS 显示器提供危险误导信息（HMI）的概率必须小于或等于每飞行小时 10^{-5}。

(a)这可能是由于不可检测的或潜在的失效而产生的虚警(戒备级告警，或警告级告警，或两者都出现）。

(b)也可能是由于不可检测的或潜在的失效而导致系统无法提供所需告警功能的无通告失效。

(3)HTAWS 故障不得导致旋翼航空器上其他任何与 HTAWS 有交联的重要或关键系统的完整性的降级。

(4)装机 HTAWS 设备必须满足 CTSO-C194 要求。

2.3 软件和复杂电子硬件鉴定

申请人或设备供应商应依照《机载系统和设备合格审定中的软件考虑》（RTCA/DO-178C 或其最新版）来开发 HTAWS 软件，应依照《机载电子硬件设计保证指南》（RTCA/DO-254 或其最新版）来开发 HTAWS 电子硬件。申请人也可以采用其他局方可接受的等效标准，例如采用 EUROCAE ED-12 标准来开发 HTAWS 软件，采用 EUROCAE ED-80 标准来开发 HTAWS 电子硬件。

安装在旋翼航空器上的 HTAWS 软件和电子硬件设计保证等级（DAL）应与以下特定失效状态分类相对应:

(1)系统软件和电子硬件故障会导致上述第 3.2 节所述 HTAWS 所有功能有通告的丧失，其 DAL 必须至少是 D 级。

(2)由于系统软件和电子硬件不可检测的或潜在的失效导致系统向 HTAWS 显示器发送 HMI，其 DAL 必须至少是 C 级。

2.4 环境合格鉴定

因为 CTSO 标准不包括装机批准，HTAWS 装机应表明其能够在所有预期机载环境中正常运行。CTSO-C194 规定应按《机载设备环境条件和测试程序》（RTCA/DO-160G 或其最新版）标准对 HTAWS 设备进行试验。

RTCA/DO-160 标准是一种表明设备环境合格鉴定的方法,提供了一整套设备环境合格鉴定试验程序，从中可选择适用于预期装机环境的试验项和试验条件，例如振动试验应与旋翼航空器环境和预期安装位置（例如驾驶舱或电子设备舱）相匹配，其他试验项也同样应考虑旋翼航空器环境和预期安装位置,例如温度试验和电磁干扰敏感性试验等。如果 CTSO 标准规定环境试验条件不能覆盖实际装机环境，则必须考虑和评估其差异，并采取措施纠正缺陷。

2.5 系统性能验证

申请人应表明 HTAWS 的性能足以预防可控飞行撞地发生。导航源完整性对于 HTAWS 系统性能的可接受性有重大的影响。申请人应表明在拟申请批准的每个飞行阶段（例如航路飞行、着陆、进近和低空飞行等模式），HTAWS 的性能都满足要求。

通常需要进行飞行评估，以评定简化保护模式、机场附近的运行、进出未改进着陆区的运行以及机场外的运行（例如直升机停机坪或其他

未编入 HTAWS 数据库的机场或直升机停机坪目的地）。

HTAWS 工作状态和工作模式应易于被飞行员看到。HTAWS 模式选择（例如 HTAWS 告警抑制、简化保护等）应不需要飞行员过度专注即可很容易完成操作。HTAWS 的所有视觉指示应在所有预期照明条件下都是易读的。更多相关要求可参考 RTCA/DO-309 标准第 1.4 节“设备安装性能的试验程序”。

2.6 装机要求

(1) 采用多功能显示器显示地形和障碍物，应提供选择或取消地形和障碍物显示的方法或措施。不论显示地形和障碍物与否，都不应自动抑制或改变 HTAWS 地形和障碍物危险接近的听觉告警。

如果选择多功能显示器显示地形和障碍时应谨慎评估，以确保共享显示方式适合于 HTAWS 显示。同时，HTAWS 显示不应使与 HTAWS 共享显示的所需功能的可用性降低到不可接受的程度。由于 HTAWS 显示不用于导航提示，因此 HTAWS 显示不能损害飞行员执行所需导航功能的能力，例如在两者可以同时和连续有效使用的情况下，强迫飞行员在 HTAWS 显示和所需导航信息显示之间进行选择的装置（例如在危险地形和障碍物附近的仪表进近）。

如果 HTAWS 显示和其他显示功能之间采用分时显示方式，经评估认为是可接受的，那么设计应简化不同显示功能之间的切换操作，以最小的时间延迟，以便在现实的飞行场景中充分使用所有功能。

(2) HTAWS 视觉告警应布置在飞行员主视界范围内。HTAWS 工作状态和工作模式（例如 HTAWS 告警抑制、简化保护模式或其他飞行员可选择工作模式）的指示应尽可能接近飞行员主视界范围以使其能够快速评估 HTAWS 状态和构型。HTAWS 显示器应安装在为飞行员提供监控的位置，以便飞行员识别潜在的飞行路径冲突。HTAWS 显示器应安装在与诸如电子地图、气象雷达等其他多功能显示器等附近。

(3) 应确保和验证在所有预期的噪音条件下 HTAWS 听觉告警都是清晰可识别的。

(4) 审定计划应包括试验和分析，以确保 HTAWS 视觉和听觉告警与旋翼航空器整机告警原则保持一致。这对于改装或设计更改尤其重要，因为改装或设计更改可能会使用先前安装的告警提示。

该审定计划应考虑 HTAWS 视觉告警必须：

(a)布置在飞行员主视界范围内;

(b)与 HTAWS 听觉告警触发逻辑保持一致。

2.7 地面试验

(1)应对每个 HTAWS 安装进行地面试验验证。所需地面试验量级将取决于 HTAWS 安装的影响范围(即 HTAWS 初始安装,或对先前已安装 HTAWS 的设计更改安装)。

地面试验应考虑的内容应至少包括:

(a)HTAWS 控制器、显示器和告警提示的布局是否可接受;

(b)所有预期照明条件下,HTAWS 控制器、显示信息和告警提示的可读性;

(c)已识别失效模式的评估;

(d)HTAWS 所有接口关系的评估;

(e)HTAWS 设备照明与先前已安装夜视成像系统(NVIS)和夜视镜(NVG)兼容性的评估,确保旋翼航空器 NVIS 和 NVG 设计更改批准数据已更新,可以反映与 HTAWS 相关的任何指示器或显示器的安装情况;

(f)电磁干扰和电磁兼容检查试验,以及带有内置或外部 GPS 接收器的 HTAWS 甚高频(VHF)谐波试验。

(2)在地面上评估飞行时用到的且可以在地面上进行评估的所有显示特性和接口。

(3)确定无法在地面上完成并且必须在飞行中完成的试验项。

2.8 飞行试验

(1)对于特定 HTAWS 的装机验证所需要的飞行试验的范围将取决于旋翼航空器型别、系统功能构型,以及对先前审定的 HTAWS 装机、仿真和地面试验的置信度。对于每一项 HTAWS 装机,其飞行试验要求都需要评估。HTAWS 首次装机或安装新的敏感传感器都需要进行飞行试验。会带来驾驶舱仪表构型变化的 STC 加改装也需要进行飞行试验。对新型传感器或者旋翼航空器新型别的评定也需要飞行试验,除非可以通过灵敏度分析表明新型传感器动态特性以及旋翼航空器型别与原有传感器参数兼容,并且不会影响 HTAWS 的性能。

(2)应进行飞行试验以验证可以正常显示地形和障碍物信息,同时验证所有其他必需 HTAWS 功能。地形数据库对显著地物的分辨率、质量和

处理方面差异很大，例如森林的标高显示与基础地形有很大差异。有必要评估 HTAWS 在各种拓扑条件下的运行情况，以确保能有效提供保护。

(3) 以下特定关注点应在飞行试验时进行评估:

(a) 远离机场运行的功能性能;

(b) 所有飞行条件和照明条件下视觉告警和听觉告警的可识别性;

(c) 简化保护模式的性能;

(d) 地形比例尺:

(i) 应在 HTAWS 系统初始适航审定期间进行评估;

(ii) 不会因所选 HTAWS 运行模式不同而改变;

(iii) 如果驾驶员选择，应能显示出地形比例尺信息。

注意: 远离机场运行应尽可能减少扰人告警。障碍物告警应提供足够的预警时间，以便飞行员进行扫描、识别、决策和行动。此外，飞行试验实践经验表明，缩小障碍物周围的空间包线和由此产生的预警时间变短，可能会导致飞行中不必要地接近障碍物。

(4) 申请人应按执行持续的标准速率转弯、爬升和下降来评估:

(a) 符号稳定性;

(b) 闪烁;

(c) 信号颤动;

(d) 显示刷新率;

(e) 色彩内聚性;

(f) 可读性;

(g) 描述相对高程数据使用的颜色;

(h) 戒备和警告告警区域描述:

(i) 正常模式;

(ii) 简化保护模式（如安装）。

(i) 地图标记;

(j) 显示总体匹配度。

(5) 在地面试验期间不能进行的 HTAWS 设备照明与先前已安装夜视成像系统（NVIS）照明设计更改和夜视镜（NVG）的兼容性评估试验项，可通过飞行试验执行。

(6) 地面试验期间不能进行的电磁干扰和电磁兼容检查试验，以及带有内置或外部 GPS 接收器的 HTAWS 的甚高频（VHF）谐波试验，可通过飞

行试验执行。

2.9 旋翼航空器飞行手册和补充飞行手册

申请人应评估确定 HTAWS 是否有任何使用限制，如果有，还应评估确定对旋翼航空器运行有哪些影响。任何影响旋翼航空器运行的使用限制都应在旋翼航空器飞行手册（RFM）或旋翼航空器补充飞行手册（RFMS）中说明。作为最低要求，申请人应在 RFM 或 RFMS 限制章节给出系统使用限制的说明，可能包括以下情况（视情况而定）：

(1)使用限制

下列说明应包括在 RFM 或 RFMS 限制章节中:

(a)不得使用 HTAWS 信息来进行导航;

注: 地形和障碍物显示的目的仅用作地形和障碍物感知和提示工具。HTAWS 显示和数据库的精度和保真度无法满足为避开地形和障碍物的导航决策和航线规划的要求。

(b)障碍物数据库是否已纳电力线的状态必须声明;

(c)在仪表气象条件（IMC）运行时，不得选择简化保护模式，除非在执行海上平台 IFR 进近程序或其他特殊 IFR 程序时需要。

(2)正常程序和非正常程序运行考虑

除了 HTAWS 操作程序之外，还应考虑:

(a)地形和障碍物戒备级告警，当这类告警触发，核查飞行路线并根据需要进行纠正;

(b)地形和障碍物警告级告警，当这类告警触发，立即进行机动操作，尽可能最大化旋翼航空器相对于地形和障碍物之间的间隙，直到告警消除;

(c)告警抑制,如果设计上可以允许全部或部分抑制 HTAWS 听觉告警，RFM 或 RFMS 应解决以下问题:

(i)何时应使用听觉告警抑制功能;

(ii)哪些听觉告警可以被抑制;

(iii)听觉告警将被抑制多长时间;

(iv)如何取消听觉告警抑制。

2.10 持续适航文件

应根据 CCAR-29 部 29.1529 条和附件 A 要求提供适用的持续适航文

件。申请人应说明何时以及如何更新地形和障碍物数据库。

AC 29 MG 13 电子显示系统合格审定指南

1. 说明

随着微处理器技术在航电系统的广泛应用，由计算机生成的图表取代了第 29.1303 条所要求的传统机电仪表来为飞行员提供所需信息。有些系统直接采用电子显示器取代机电式水平位置指示器（HSI）和姿态指引仪（ADI），有些系统将 HSI 和 ADI 集成到一个显示器上。这些电子显示系统（EDS）一般包含一个主飞行显示器（PFD）来显示主要的飞行信息（姿态、空速、高度、升降速度、航向偏差指示（CDI）和垂直偏差指示（VDI））。EDS 还可以包含多功能显示器和发动机指示与机组警告系统（EICAS）。此外，一些 EDS 还包含飞行管理系统逻辑，这就提高了系统的集成复杂度。

申请批准的 EDS 必须满足相关中国民用航空技术标准规定（CTSO）。关于 EDS 的飞行指引功能指南参见 AC 29.1335。关于显示器的布局指南参见 AC 29.1321。关于 EDS 的其他指南还可参见 CCAR-23 部、CCAR-25 部相关咨询通告。

本咨询通告涉及以下条款:

表 AC 29 MG 13-1 适用的规章条款

条款号	条款名称
29.771	驾驶舱
29.773	驾驶舱视界
29.777	驾驶舱操纵器件
29.1301	功能和安装
29.1303	飞行和导航仪表
29.1305	动力装置仪表
29.1309	设备、系统及安装
29.1317	高强辐射场（HIRF）保护
29.1321	布局和可见度
29.1322	警告灯、戒备灯和指示灯
29.1323	空速指示系统

29.1329	自动驾驶仪系统
29.1331	使用能源的仪表
29.1335	飞行指引系统
29.1337	动力装置仪表
29.1351	（电气系统与设备）总则
29.1353	电气设备及安装
29.1357	电路保护装置
29.1359	电气系统防火和防烟
29.1381	仪表灯
29.1431	电子设备
29.1501	（使用限制和资料）总则
29.1523	最小飞行机组
29.1525	运行类型
29.1529	持续适航文件
29.1541	（标记和标牌）总则
29.1543	仪器标记：总则
29.1545	空速表
29.1549	动力装置仪表
29.1551	滑油油量指示器
29.1553	燃油油量表
29.1555	操纵器件标记
29.1559	限制标牌
29.1581	（旋翼航空器飞行手册）总则
29.1583	使用限制
29.1585	使用程序

专题中一些术语定义如下:

(1)精度

估计值或测量值与真实值之间的符合程度。

(2)部件

任何能够完成系统所需某一功能的独立零件、零件组合、分组件或单元。

(3)失效

影响部件、零件等工作，使其不能再发挥预期功能（包括丧失功能和故障）的某种情况。

注：差错可能引起失效，但不视其为失效。

(4)失效状态

对飞机和/或其乘员有直接或后续影响的某种情况，可以由一个或多个失效或差错引起或促成，要考虑到飞行阶段以及有关的不利运行或环境条件或者外部事件。

(5)功能

功能是系统、设备或机组人员的特定行为的最底层定义，它代表一种完整可识别的运行能力（例如，提供飞行航向显示就是一个功能）。一个或几个系统可能组合完成一个特定功能，同样，一个系统也可能包含多个功能。

(6)飞行计划

由期望路线串联的一系列定位点。简单的飞行计划可以仅包含飞机当前位置，下一航路点以及两点间的期望路径，复杂的飞行计划可以包含起飞机场、目的机场以及许多中间定位点。

(7)合成视景系统

一种向飞行机组显示外部环境合成图像的系统。图像完全或部分地来自航空器携带的内部数据库。

(8)危险

危及飞机总体安全或显著降低飞行机组应付不利运行条件能力的任何情况。

(9)仪表

由一个单元，或者由多个物理上分离的单元或组件相连而成的用于测量和显示的装置。（例如远读式陀螺航向指示仪由一个磁力敏感元件、一个陀螺单元、一个放大器和一个指示器连接而成）。

(10)多功能显示器（MFD）

除主飞行显示器（PFD）外可以显示多种信息且可重构输出的显示单元。

(11)导航

规划、记录和控制航空器从一个地方到另一个地方的过程。

(12)导航信息

帮助机组成员测定航空器在给定环境中的位置的信息（例如：飞行计划、VOR、NDB、机场设施如跑道和引导标识等）。

(13)主显示

指设置在仪表板上使飞行员在需要观察某个参数时，会首先查看的显示。

(14)主飞行显示器（PFD）

按第 29.1321 条要求布置于飞行员正前方用以显示高度、空速、航向和姿态信息的独立物理单元。PFD 还可以在导航信息区域显示主导航信息，例如 HSI、导航源、航路点数据、风速等，还可以显示飞行控制和指引相关信息，例如飞行指引模式。

(15)主飞行信息（PFI）

适航规章和运行规章所要求的功能或参数，例如空速、高度、姿态和航向。

(16)显示重构

在主显示器失效后，将最初显示在 PFD 或 MFD 上的信息转换到一个替代显示器上。

(17)反相显示（反转显示）

与正常显示相反的视觉告警和状态显示。例如，视觉告警是黑底黄字，反向显示的展现形式可能会是黄底黑字。

(18)备用仪表

一种专用于备份显示主飞行信息，且始终可用的的仪表。

(19)系统

用以完成一项或多项功能，由相互之间存在关联关系的组件、部件和元件形成的组合。

注：其他关于安全性评估的定义参见 AC 29.1309 等指南。

2 可接受的符合性方法

2.1 显示的内容及其布局

(1)总则

(a)从独立的 ADI 和 HSI 到完全集成的显示系统都属于 EDS 的范畴。EDS 使得信息的显示设计更灵活。EDS 还包含其他用于显示补充信息的显

示器。

(b) EDS 的显示形式可以是“圆盘”或条柱状显示，也可以两者混合显示。无论采用何种显示形式，都应能让飞行员轻易读取和理解信息。

(c) 在安装有模拟仪表的驾驶舱加装 EDS，容易与已安装的航空电子设备和自动驾驶系统产生接口方面的问题。所以必须对 EDS 的安装进行评估，以保证加装 EDS 后人机界面不会明显增加或者显著地影响飞行员的工作负荷。

(d) EDS 可以将飞行信息、导航信息和动力装置参数显示在一个显示器上，但集成的代价就是丧失先前单个仪表的独立性。因此，必须考虑是否存在会导致飞行、导航和动力装置参数全部丧失的单点失效。

(2) 基本的飞行和导航信息

(a) 第 29.1303 条和附件 B 规定了要求的飞行和导航仪表。

(b) 飞行仪表

目视飞行规则（VFR）和仪表飞行规则（IFR）对旋翼航空器的仪表有不同的要求。附加飞行仪表要求参见 CCAR 运行规章。第 29.1303 条要求之外的，但是为了满足运行要求或者为了提升旋翼航空器运行安全而安装的仪表，应该尽可能地靠近飞行员的视线中心。例如，飞行员查看空速和高度时应能扫视到无线电高度表。将雷达高度表或其他飞行仪表安装在飞行员二级视界的边缘会使得该仪表难以被扫视到，并且会增加飞行员的工作负担。二级视界如图 AC 29 MG 13-1 所示。

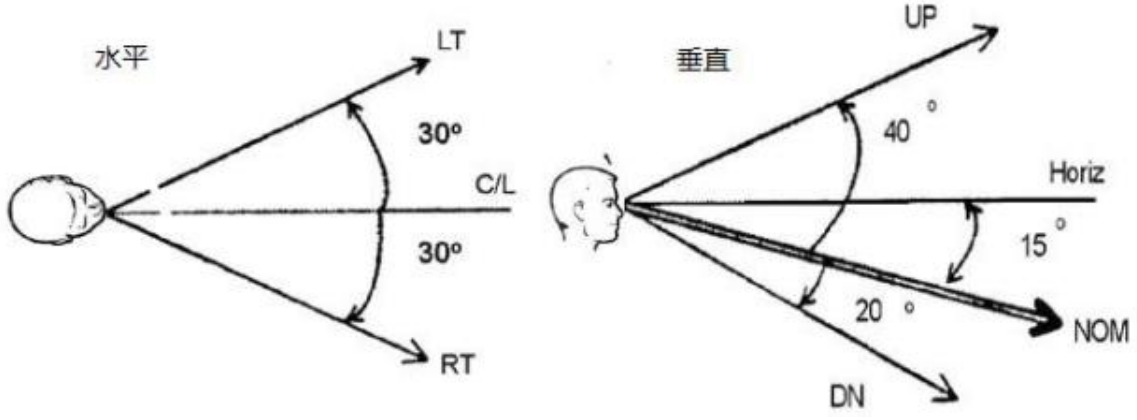


图 AC 29 MG 13-1 二级视界

(c) 导航信息

(i) 导航信息可以显示在 PFD 上或电子水平位置指示器（EHSI）上。附加导航信息，例如移动地图，可以显示在 MFD 上。此外，EHSI 或 PFD

应当为飞行员提供航线和航向指引，以及旋翼航空器与从点和到点的相对位置信息。

(ii)在运行规章中也有关于导航设备的要求。导航信息的显示要求取决于旋翼航空器上安装的导航系统的类型。对于按 CCAR-91 部和 CCAR-135 部运行的旋翼航空器，安装电子显示设备可能会影响运行规章所要求的仪表和设备。这些仪表和设备包括：基于陀螺原理的横滚、俯仰、航向、转弯速率和侧滑仪表，以及其他通信和导航设备。

(d)主飞行信息和导航信息的布局和可见度

将主飞行信息和导航信息安排在飞行员的主视界内，主视界如图 AC 29 MG 13-2 所示。有些旋翼航空器仪表板的设计会使得部分信息的显示位置低于-15°，这时就需要通过飞行评估确认飞行员是否容易获取这些信息而不需要大量的眼部运动。

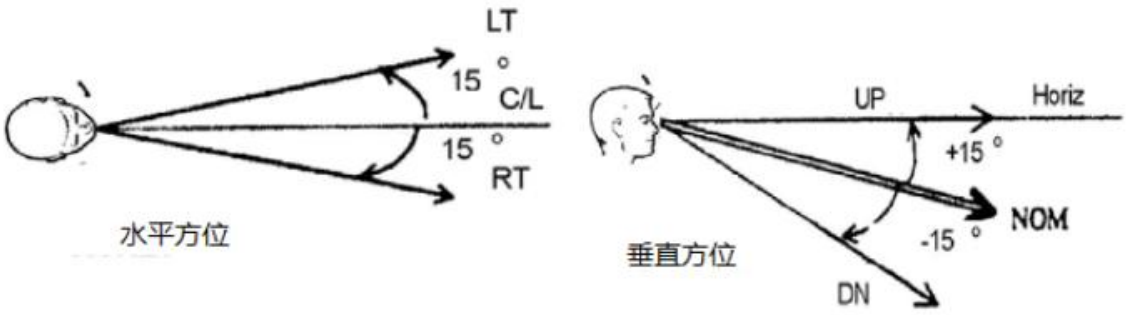


图 AC 29 MG 13-2 主视界

(3)动力装置参数

(a)第 29.1305 条规定了需要常显的动力装置参数及相关的仪表信息。

(b)用于设置和监控功率的动力装置参数必须显示在飞行员主视界中。

(c)用于指示发动机健康状态和功率输出能力的信息（例如滑油温度和滑油压力等）可以放在飞行员会经常扫视且较为容易读取和辨识信息的二级视界区域。如果驾驶舱和仪表板的宽度过宽，跨舱安装可能无法被接受。

(4)系统信息

(a)如果主警告或警戒灯在飞行员的主视界中，那么第 29.1351 条要求的电气系统信息，以及其他系统信息，例如 EICAS 显示的警告和警戒信息，也可以放置在二级视界中。

(b)EDS 可以在一个显示器上分页显示系统信息。EDS 的系统架构应禁止取消 PFD，因此应禁止从 PFD 访问系统页面。

(c)EDS 的设计应该禁止在飞行中访问配置和维护页面，但是必须确保飞行员能够获得执行正常和任何非正常程序所需要的所有信息。

(d)EDS 的设计应禁止在飞行中手动启动机内测试。

2.2 显示的方式

(1)格式

(a)信息的显示格式可参见 SAE ARP 4102-7 中示例。如果采用新颖的显示格式，需要在项目早期与局方达成一致，可能需要制定问题纪要及等效安全结论。

(b)信息的显示格式应能让飞行员不需要过分专注即可快速读取和识别显示的信息，并且不会让飞行员产生困惑。信息的显示格式受信息的类型影响。

(i)对于包含变化率信息或者本身是动态变化的参数需要采用图形显示。参数的图形显示可以提供参数相对其极限和特征值的位置信息。与记住某一数值然后用当前数据和它对比的方法不同，参数的图形显示可以让飞行员直观地查看数据的变化趋势。

(ii)对于不会发生变化的静态信息或飞行员选中的离散参数可以采用数字显示方式。此外，如果不需要传达有关变化率或者相对某一极限的相对位置信息时，那么这些信息也可以采用数字显示方式。

(c)代表信息丧失的失效指示应该是清楚的、不具误导性的。例如，失效指示可以使用红色的“X”，或者将已失效的参数标为灰色。直接将失效参数指示移除且没有其他符号会引起混淆。无论使用哪种方法来表示失效的参数，都应该让飞行员可以直观地看出信息是不可用的，不能误导飞行员。

(d)应当向飞行员提供飞行引导、姿态、空速和高度信息的来源。对于有冗余数据来源且会监测和比较不同来源间数据的系统，应在不同来源间数据不匹配时提醒飞行员，并指示是否切换为其他数据来源。不得仅用开关位置来指示选择的数据源。

(2)颜色

(a)应尽早制定色彩使用原则并一以贯之。相关指南参见 SAE ARP 4102-7。

(b)考虑到飞行员可能存在颜色视觉缺陷，颜色不应当作为唯一的信息编码方式，建议使用诸如形状、轮廓、闪烁、反相显示、听觉等冗余信息编码方式。但是，对闪烁的使用应适当限制。并且，如果采用了闪烁作为信息编码的方式，其使用原则应保持一致，例如不应出现一个参数闪烁代表警戒，而另一个参数闪烁代表警告。

(c)告警的颜色必须满足第 29.1322 条要求。

(i)需要飞行员立刻知道并做出反应的告警，以及代表限制的仪表标记要求使用红色。另外，红色不得用于在应急情况下警示飞行员某个系统正在正常地运作。

1)红色不应当作为仪表的外轮廓线使用，同样也不应用于定义显示器的区域或“窗口”。

2)动力装置参数的图形显示不应该用红色色带或弧线。动力装置参数限制标识需要满足第 29.1549 条的要求。

(ii)为减少飞行员疑惑和避免提供错误信息，在移动地图、导航和地形显示中色彩使用原则应是同样的。

(d)建议使用表 AC 29 MG 13-2、AC 29 MG 13-3 中的配色方案

表 AC 29 MG 13-2 特定功能的建议颜色

特征	颜色
警告信息	红色
飞行包线和系统限制，超限	红色、黄色/琥珀色
警戒信息，非正常来源	黄色/琥珀色
刻度尺、刻度盘、刻度带及其相关信息元素	白色
地表	棕色
天空	蓝色/青色
当前工作模式/正常状态	绿色
下滑道和航向偏差指示	洋红/绿色
飞行指引或“飞向”指示	洋红
分割线，非激活的软按键或单元	浅灰色

表 AC 29 MG 13-3 特定显示特征的建议颜色

显示特征	颜色设置 1	颜色设置 2
固定的参考标志	白色	白色*

当前数据，当前值	白色	绿色
预位模式	白色	蓝绿色
给定目标数据，给定目标值	绿色	蓝绿色
预选航向	洋红色*	蓝绿色
当前有效飞行计划	洋红色	白色

*此功能可以使用其他颜色，但不能使用需要飞行员做出反应的告警颜色或指示异常情况的颜色。

(3)符号体系

(a)采用符号的好处之一是信息的编码更紧凑，从而减少了混乱。符号的使用应遵循相关行业标准。SAE ARP 4102-7 和 SAE ARP 5289 为 PFD 和 MFD 的导航显示提供了可接受的符号和符号集的示例。

(i)信息的符号编码应该足够简单，以便飞行员学习和记忆。为了减少混淆或误解，符号应该很容易区分。符号在驾驶舱中的使用应保持一致，并且飞行员学习符号所需的训练最少。

(ii)符号的形状、颜色和其他属性不应有歧义或与相似符号混淆。

(iii)为了便于飞行员理解，符号的功能应定义清晰并合理分类。代表相同功能的符号在不同的显示器上应该保持一致。

(b)直升机地形感知警告系统（HTAWS）、广播式自动相关监视（ADS-B）、交通警报和防碰撞系统（TCAS）等系统都有自己定义的符号集。如果安装了这些设备，并且需通过 EDS 来显示信息，那么 EDS 应该采用这些设备定义的符号集，并评估这些符号集以确保它们没有不同含义的相似符号。

(4)杂乱

(a)EDS 可以显示大量信息，可能涉及多种格式的使用。然而，在有限的显示尺寸上显示过多的信息会导致杂乱，进而降低飞行员感知能力。

(i)显示器上的信息密度应该考虑飞行员识别必要信息的能力，并尽量减少误解。飞行员可能希望通过移除在特定飞行阶段使用的符号显示来减少混乱。

(ii)应该建立一个信息优先级，以确保必要信息的清晰呈现。

(iii)如果预见到可能会产生杂乱，就应该设计一种手动清理的方法。在特定飞行阶段或在某些告警期间，也可以考虑使用自动清理。

(b)在重构模式中，需要重点考虑杂乱问题。当一个显示器失效而必须将显示信息整合显示在另一个显示器上时，显示格式不应该令飞行员产生困惑，信息应仍可用，包括显示异常姿态的能力。

(c)PFD 异常姿态和防拥

(i)PFD 应当具有立即识别飞行姿态的能力，以提供一种安全有效的异常姿态恢复能力。显示器应提供充足的线索使飞行员能始终保持对飞行姿态的意识并减少空间定向障碍的潜在风险。

1)显示器应在 1 秒内对异常姿态的改出做出响应，正确反应率至少为 95%。

2)PFD 上显示的附加信息不应降低机组保持飞行姿态和从异常姿态改出的能力，以及不应干扰主飞行信息的显示。建议删除异常姿态改出过程中不需要的信息。

(ii)通告

1)总则

通告包括信号开关、消息、提示语、告警旗、状态和模式指示，它们通常在显示器中显示或控制显示器的显示。特殊的通告参见第 29.1322 条要求。

a)通告应该是与操作相关的，以尽量减少对机组工作负荷的不利影响。

b)通告应当是清楚的，无歧义的，并与驾驶舱的设计理念保持一致。当提供系统状态或模式的通告时，通告需要指示系统实际状况而不仅仅是开关的选择或位置。通告仅在情况存在的时候显示。

2)位置

通告应在电子显示器特定位置常显。需要机组人员立刻看到的通告必须位于机组主视界的正前方。如果主警告或警戒灯在飞行员的主视界中，那么机组告警系统（CAS）信息也可以放置在二级视界中。

3)引起注意的方式

仅文本信息变化的通告方式不足以有效通告自动或非指令的模式改变。

a)使用音调或语音信息

不同音调的数量应保持在最少，以减少混淆的可能性。当同时使用

音调或语音信息和视觉提示时，告警就会更加引人注意。

b)闪烁或闪光

文字或指针的闪烁是种有效的通告方法。然而，必须限制闪烁的使用，因为它会分散飞行员注意力，过度使用闪烁反而会降低飞行员对闪烁的注意力。建议权衡显示技术、紧急程度与干扰程度，选择 0.8 到 4 赫兹之间的某一闪烁频率。如果某一信息的闪烁会持续 10 秒以上，需要提供取消闪烁的方法。

(5)PFD 上的飞行和导航信息显示。

(a)飞行信息

PFD 飞行页面至少应该显示以下内容：姿态、空速、高度和航向。多数 EDS 飞行显示还包括航向偏差，有的还显示垂直下滑道偏差、升降速度、雷达高度和飞行指引模式等。如果使用了合成视觉（SV）信息，它应当以飞行员的“窗外视界”形式在 PFD 飞行页面上显示，且应当具有与其他导航源同等级的精度和有效性。如果 SV 信息在 PFD 上显示，即使 SV 预期功能仅用于态势感知或属于非必要的，也不能因此降低设计保证等级。

(i)信息

1)PFI 是指适航规章和运行规章所要求的功能或参数，如空速、高度、姿态和航向（方位）。CCAR-29 部规定了姿态、空速、高度和航向（方位）为 PFI。大多数 EDS 按第 29.1321 条中定义的基本“T”形布局来显示姿态、高度、空速和航向。这些参数的显示要求参见相应 CTSO。

注意：获得 CTSO 的批准不能代表获得该产品在旋翼航空器上的安装批准。系统或设备的安装必须符合旋翼航空器的审定要求。

2)当功能危险分析和系统安全评估（FHA/SSA）表明需要冗余设计时，基于 VFR 的 CCAR-29 部旋翼航空器才可能需要两套 PFI 数据源。大多数情况下，都需要有第二套姿态、高度和空速指示器。

3)IFR 旋翼航空器的 PFI

a)对于 IFR 旋翼航空器，CCAR-29 部附件 B(viii)规定了 PFI 要求。如果采用集成电子显示器作为辅助信息源或者备用仪表，需要在电子显示器上的“T”型区布置 PFI。而且考虑到对安全操作的必要性，PFI 需要满足适用的 CTSO 或者达到同等安全水平，且需满足第 29.1309 条和 CCAR-29 部附件 B 的要求（如果适用）。应当对备用仪表进行分类排布，

以使飞行员在使用他们时不需过分集中注意力。

b)无论是否被作为备用 ADI，陀螺式 ADI 的显示都需要满足第 29.1303 条(g)款(1)项的要求，详见 AC 29.1303。

(ii)布局

1)第 29.1321 条规定了信息布局与飞行员视界的关系。

2)多数 EDS 显示器按照第 29.1303 条和 CCAR-29 附件 B 规定的“T”型方式布置信息。与该布局的偏差需要及早与局方协商。

3)附加信息，例如动力装置仪表或 CAS 信息，通常位于 EICAS 或其他 MFD 上。在这种情况下，应在台架试验和模拟器（如果可用）或者飞行评价中进行杂乱、信息密度、格式和非飞行信息功能的人为因素评估。

(iii)格式和功能

1)姿态显示

a)多数 EDS 以传统的方式显示姿态。选用其他显示格式则需要提前和局方协调。倾斜、转弯、地平线以及航空器标志应当能让飞行员能在任何运行条件下快速且清楚地获取航空器的姿态。无论是否有附加的指引或导航线索，姿态显示系统应始终使飞行员能够准确评估航空器姿态。

b)对于 IFR 飞行，以及某些夜间 VFR 飞行，运行规章要求航空器安装有姿态指示器。姿态信息的全部丧失或者产生误导性的姿态信息会导致灾难性后果。因此，PFD 的设计保证等级应当与 FHA 中姿态信息全部丧失和错误指示的失效状态相当。另外，与日间 VFR 相比，进行夜间 VFR 飞行，特别是没有增稳系统，会导致一个更高的失效分类。

c)此外，如果运行规章的某些运行要求 VFR 旋翼航空器安装 ADI，则 ADI 及其安装需要符合第 29.1303 条要求。

d)附加考虑事项

显示器的人工地平线应该在天空和地面（背景）之间提供一条有辨识度的界限。在垂直和水平飞行中，PFD 上的地平线长度应该至少有 8.26 厘米（3.25 英寸）。

2)高度显示

a)航空器显示的高度一般是气压高度。高度显示的方式应该清晰，使飞行员容易理解。如果 EDS 允许选择不同的高度显示模式，比如可以在英寸和米之间选择，那么显示器应清楚地向飞行员显示当前模式，以

避免混淆。

b)全球卫星导航系统（GNSS）高度显示

不建议同时显示卫星高度和气压高度。如果可以显示卫星高度，为避免数据源混淆，卫星高度的显示应该明显与气压高度显示不同。此外，卫星高度应该有清晰的标示，如“GSL”。

c)无线电高度（RALT）显示

某些运行需要使用无线电高度。仅有RALT数值读数可能不能满足运行需求，而仅有RALT的图形显示可能会使飞行员困惑。例如，如果没有补充信息的话，同时显示RALT和气压高度可能会导致混乱。

d)采用移动式带状和传统圆形表盘显示高度的效果是一样的。带状高度显示应该设计有152.4米（500英尺）和304.8米（1000英尺）增量，并且应该使当前高度一目了然。刻度带的长度和标记应能为水平飞行中手动进行高度跟踪提供足够的分辨率，以增强飞行员的高度感知。刻度带长度要有足够的前置空间来充分预测和完成平飞。建议在采用与旋翼航空器性能匹配的高度标记的基础上，显示高度参考值。

i)除非升降速度指示（VSI）位于高度指示附近，否则应显示高度变化趋势。比较具有代表性的是显示6秒的高度趋势，这个值可根据旋翼航空器的性能和高度刻度比例尺来具体确定。

ii)一些运行要求显示瞬时VSI,这就需要确保VSI装置能正常工作，并能为飞行员提供有用的信息。某些瞬时VSI装置可能由于抖动而无法使用。

(b)导航信息

PFD导航显示（ND）页面和MFD都可以显示导航信息。本节重点介绍在ND显示的导航信息。相关指导还可参见SAE ARP 4102-7。ND应显示导航源（GPS、VOR1、LOC等）、航路点名称和与航路点的距离，特别是在预期使用RNAV进近时。ND还可以显示主要的动力装置参数，要么是独立显示（扭矩（TQ）、涡轮温度（TOT）或涡轮转速（Ng，N1%RPM）），要么显示集成的首个超限指示或功率指示。另外，主旋翼转速（N_R）和自由涡轮转速（Np，N_F，N_2%RPM）也可以显示在ND中。

(i)布局

1)通常情况下，HSI或罗盘刻度盘在ND的中间，而其他的信息则围绕在它周围。

2)为了尽量减少飞行员在PFD和ND之间的扫视，当前导航信息（航路点名等）应尽可能靠近ND显示的顶部。

(ii)格式。

1)HSI或罗盘刻度盘应该有完整的360°显示。如果采用弧形刻度，那么应该至少显示120度的航向。在弧线模式下，如果不显示航向值，则应该有一种方法来指示飞行员航向设置。

2)其余显示信息格式应便于飞行员进行简单的评估和理解。

3)在主导航任务中，TCAS、HTAWS或气象信息的覆盖不应干扰ND使用。如果安装了这些系统，应该定义信息弹窗的优先级。

(6)动力装置参数和系统信息

(a)动力装置参数

有的EDS显示第29.1305条要求的动力装置参数、第29.1351条要求的电气系统信息和第29.1435条要求的液压系统信息。与在独立的仪表中显示信息相比，在单个显示器上显示动力装置信息降低了信息的独立性。因此，动力装置参数的显示设计应该足够成熟，使信息的可用性和有效性与评估的FHA故障条件分类相匹配。

(i)布局

1)第29.1321条和CCAR-29部附件B(VIII)规定了动力装置参数的布局与飞行员视界的关系。

2)扭矩、动力涡轮温度、动力涡轮转速、主旋翼转速、自由涡轮转速等应在飞行员主视界内常显。

3)滑油温度、滑油压力和主减滑油温度（滑油压力，如适用）应常显。如果这些参数位于飞行员的二级视界中，也应该尽可能接近飞行员的主视界。

(ii)格式

EDS可以显示多种格式的动力装置参数。由于EDS替代的是模拟仪表，主要动力装置参数（T_Q、N_1、TGT）的格式应该能让飞行员很容易地从模拟仪表过渡到数字显示。

1)布局和标识应该便于理解

a)如果使用“圆盘”格式，则刻度和标记应与所替换的模拟仪表相似。这是为了让飞行员很容易地从机电仪表过渡到数字指示。尽管如此，

还是可以在现有的仪表上进行一些改进。例如，双转速表可以提供关于主旋翼转速状态的信息，也可以为飞行员提供总距输入信息（以修正旋翼转速的偏差）。

b) 如果使用如条带状等其他格式，应能让飞行员快速和容易地评估信息。在使用的舒适性上应该不低于被替代的显示格式。

c) 指针等指示物应指向目标值，不能交叉或指向模糊目标值。如果在显示器上使用多个指针或指示物，则它们所指示的参数应该是清晰的，并且可以很容易地与显示器上的其他参数区分开来。

d) 标记必须满足第 29.1543 条到第 29.1555 条的规定。

2) 参数的图形和数字显示应遵循本节的指导。同时具有数值和图形显示的参数，不仅可以让飞行员了解该参数的具体值，还可以让飞行员了解该值在量程的何种位置。

a) 应图形显示动力装置压力和温度、燃油油量和燃油压力、转速。

b) 如果飞行员需要监测某参数相对极值的变化，应图形显示该参数。

3) 信息的常显和分时显示。

a) 第 29.1305 条规定的动力装置参数应该常显(即持续显示)。然而，受空间限制，EDS 可以允许取消显示第 29.1305 条规定的次要动力装置参数（例如：发动机滑油温度和压力、变速器滑油温度、电气和液压系统信息）。主动力装置参数应该持续显示。

i) 如果允许取消显示这些参数或分时显示，申请人需要设计补偿措施以便在参数达到警告或警戒值前提醒飞行员选择和监控第 29.1305 条规定的动力装置参数。

①可以通过软件对参数进行监控，并在其可能出现异常时提醒飞行员。这样，在出现异常情况之前，飞行员可以查看、监控该参数，并根据需要采取处置措施。

②监测功能应提供与该动力装置参数常显同等的监测水平。

ii) 为表明对第 29.1305 条的符合性，申请人需要证明分时显示能够达到等效安全。监测参数功能应经过动力装置供应商及相关专家评估，并尽早与局方协调，因为需要制定等效安全结论。

(b) 系统显示

除了动力装置参数外的系统信息（例如液压系统信息，电气系统信息）可以综合显示在 EICAS 或 IIDS 上，也可以显示在独立的显示器上。

(i)机组告警系统（CAS）

EDS 可能包括 CAS 信息窗口或在单独的显示器上显示 CAS 信息。CAS 信息必须在所有照明条件下清晰可见。信息或标签必须易于理解，并使用标准化的首字母缩写或标签。除非在飞行员的主视界中有主警告或主警告指示灯，CAS 信息的显示应尽可能靠近飞行员视线的中线。

1)管理消息和提示

以下指南适用于所有信息及提示:

i)如果在信息队列里面还有信息没有显示，应该有相应指示。

ii)消息应该根据信息的紧急程度有逻辑地显示。

iii)如果消息、提示或响应选项的信息过长，无法完全显示在一个页面上，那么就应该有提示表明存在额外的信息。

2)CAS 应能生成最坏的情况下所有可能的告警信息

显示器应提供足够的显示空间，以便同时在屏幕上显示所有可能的告警。为了减少警告的数量，可以使用算法来抑制级联告警。例如，发动机功能丧失可能导致某些由于发动机功能丧失引起的级联告警。除非飞行员必须执行单独的程序以纠正从处理发动机功能丧失的级联告警，否则不需要把它们呈现给飞行员。

3)CAS 信息优先级

i)CAS 消息在 EDS 中应按优先级显示。通常情况下，警告消息的显示应该优先于警戒级和提示级信息。可以根据重要性、时间次序或其他优先次序来对新告警进行优先排序

ii)飞行员的信息优先级对飞行员来说应该是明确且容易理解的。可以设计滚动和分页来读取溢出告警信息。滚动的功能和控制必须易于识别和使用，不需要过分精神集中。

(7)任务或者辅助显示

(a)驾驶舱中给任务机组人员而不是飞行员使用的显示，比如前视红外（FLIR）显示，应该尽可能地置于在飞行员的二级视界之外，这样就不会分散飞行员驾驶旋翼航空器的注意力。

(b)那些不在 EDS 上显示的，非必需的，但要被飞行员使用的信息也应该满足 EDS 显示特征。这些信息可以置于飞行员的二级视界中，但不能置于主视界内，也不应该取代必要信息的显示。

(i)非必需信息的显示应当被评估，以确保它不会向飞行员提供误导或意义相反的信息。例如，增强视景显示不应该提供与 EDS 相反的危险地带相对位置或导航航路点信息。

(ii)非必需信息的预期功能应该是具体定义的。例如，“提高飞行员的态势感知”并不是一个可接受的预期功能描述。更好描述是“增强飞行员对旋翼航空器危险位置感知”。

(8)重构模式

(a)总则

由于 EDS 可以将飞行参数、动力装置参数和系统信息集成到单个显示中，因此更可能因为错误导致多个参数的显示丧失。为了缓解这种情况，可以使用重构模式确保必要参数的持续显示。

(b)方法

(i)根据 CCAR-29 部附件 B 要求，基于 IFR 的旋翼航空器的设备、系统和安装必须设计成，当发生任何单个故障或故障组合后（如未表明其概率极小），无需增加机组成员的动作，仍能保留一组可供飞行员使用的、由仪表提供的、对飞行安全必不可少的信息显示（包括姿态、航向、空速和高度）。基于 IFR 的旋翼航空器的设计中，单个显示故障应当不会影响飞行员继续安全地飞行到预定目的地。

1)与正常类旋翼航空器不同，双驾驶运输类旋翼航空器不应依赖副驾驶的仪表作为飞行员主要信息的备用来源。如果有需要飞行员跨舱查看的其他 EDS 信息，至少需要明确以下事项:

a)飞行员应该很容易地以正常坐姿看到和理解显示内容，并且头部动作最少。

ⅰ)副驾驶系统应该在飞行员的二级视界内。

ⅱ)显示器在所有照明条件下都支持以一定角度斜向观看。

b)如果需要的话，飞行员应该能够以正常坐姿轻松实现单手跨舱操作显示器。飞行员对飞行信息的访问和控制必须符合第 29.777 条的要求。

2)自动重构是第 29.1333 条(b)款符合性方法之一。下面提供了自动重构的格式和布局指南:

a)在检测到显示器故障或显示器无法提供信息的 1 秒钟内，自动重构应该提供所需的信息。

b)如果由于背光故障或显示屏损坏而无法检测到显示内容的丧失，

那么可以由飞行员按按压按钮进行重构。飞行员应该能够在 1 秒钟内恢复丢失的信息显示。然而，显示器的设计应该使这些故障是极其不可能的。

(c) 布局

在重构模式下的信息的布局必须满足第 29.1321 条的要求。

(i) 主飞行信息的显示应保持相同。

(ii) 导航信息的显示应该尽可能地保持相同位置。

(iii) 动力装置参数和所需要的系统信息应当以一种便于访问和读取的方式进行排列。

(iv) CAS 信息应当在没有溢出的前提下尽可能地显示所有可能的告警。

(d) 显示格式

(i) 主飞行信息的显示格式应该不变。

(ii) 重构模式的 HSI 显示应当提供与非重构模式相同的可用性和功能。导航信息仍然可用且尽可能格式相同。

(iii) 飞行员用于设置和监视动力的主要动力装置参数的显示应该是突出的和图形化的。

(iv) 允许恢复飞行员用来评估动力装置健康状态和功率输出能力的动力装置参数为数值显示。但在这些参数超过警戒值或限制值的情况下，应为飞行员提供辅助信息。例如，数字值应该提供关于其状态的视觉提示（见第 29.1322 条）。

2.3 系统的验证考虑

(1) EDS 显示的所有参数都要按照相关的 CTSO 设计。获得 CTSOA 并不意味着该功能或硬件满足了旋翼航空器的装机审定要求。

(2) 应提供安全性评估作为第 29.1309 条的符合性验证证据的一部分。

(3) 确定失效状态分类时的特殊注意事项

应该考虑系统要支持的航空器运行类型。例如: IFR 的失效状态等级通常比 VFR 高。在大多数情况下，PFD 显示的信息比 MFD 显示的信息更重要。

(a) VFR

(i)对于 VFR 旋翼航空器，误导信息通常比该信息的丧失更危险。由于可能会在地面特征可见性差的区域进行夜间 VFR 飞行，航空器（特别是运输类旋翼航空器）应从设计上尽可能地减轻两者的影响。

(ii)PFD

任何非必需的信息，例如合成视景，都不应该显示误导信息。丧失非必需的信息不应导致混淆，或影响飞行员获取必要飞行信息的能力。

(iii)动力装置参数的显示

第 29.1305 条规定了需要显示的动力装置参数。应注意以下参数的丧失（如有）：低油量告警、每个变速箱的滑油压力告警、转速表和 OEI 功率等级。

(b)IFR

关于 IFR 旋翼航空器的要求见 29 部附件 B。

(c)现场可加载软件（FLS）是 TC 和 STC 安装的一部分。FLS 指可以使系统或设备不必离开安装位置就能被加载的软件。FLS 可以是可执行目标码或参数数据项。FLS 还包括在维修站加载进航线可更换单元（LRU）或硬件部件上的软件。

(d)导航数据库鉴定

对于区域导航设备，导航数据库是设备执行其预定功能能力的一个重要组成部分。有关导航数据库的指南参见 RTCA/DO-200B。

(4)环境鉴定

EDS 显示器应该满足 RTCA/DO-160G 中旋翼航空器环境鉴定要求。旋翼航空器的环境要求比固定翼的环境要求更苛刻。应特别注意温度和振动鉴定试验项。更多指南参见 AC 29.1309。

(a)冷却

(i)对已安装部件进行冷却评估。

与所有航空电子设备一样，参考以下几个方面来判断 EDS 部件是否需要进行冷却飞行试验。

1)制造商要求进行外部冷却（由航空器提供）的设备通常需要进行冷却飞行试验。

2)不需要进行外部冷却的设备通常可以通过试验室试验证实其临界热环境。

(ii)进行冷却飞行试验，以验证 EDS 部件被适当地冷却。

考虑到旋翼航空器在爬升时的热浸现象，EDS 组件的温度试验应该包含一个约 30 分钟的短时温度试验，考虑到“温室效应”，最大修正温度应增加-3.9℃（25° F）。温度耐受试验应该在不同高度和不同临界飞行速度（低和高）下完成。在温度耐受试验中，所有的航空电子设备都应该上电工作，驾驶舱仪表灯应该在最大功率下运行。在短时和耐受温度试验中不能使用环控系统。但是，在长时温度试验中可以利用航空器 TC 构型中包含的窗户或通风口对飞行员位置进行通风。试验应在认证的旋翼航空器最高外界大气温度下完成，如果试验没有在最高外界大气温度下完成，则应采用一定的环境温度修正系数（即：6.5℃/1000 米（3.6° F/1000 英尺））对短时和长时温度试验进行修正，详见 AC 29.1309。若使用机身冷却系统来保持 EDS 部件处于可接受的温度范围内，那么在该冷却系统故障时必须提醒飞行员。可以采用视觉通告，以便在飞行前检查该冷却系统是否正常。

(b) HIRF

按第 29.1317 条要求执行 HIRF 测试。

(5) 夜视成像系统（NVIS）照明

如果在夜视兼容设计更改（使用夜视镜）的驾驶舱中采用了 EDS，可以参考夜视成像系统相关咨询通告和工业标准。由于大多数 EDS 是彩色的，为了保持 EDS 颜色与驾驶舱的颜色协调一致，NVIS 照明系统应该修改为与 B 类夜视镜兼容。与 A 类夜视镜兼容的照明可能不能提供恰当的颜色（例如，红色看起来往往是橙色或琥珀色，黄色在白天往往带有绿色色调等）。

AC 29 MG 14 人为因素适航符合性验证指南

1. 说明

本项指南的目的是为申请人提供关于 CCAR 29 中有关人为因素（HF）或人为操纵的各章节条款规定的总则性指南。

(1) 技术的不断发展和先进航空电子设备的更新为旋翼航空器安装复杂的系统提供了条件。因此，驾驶员与驾驶舱和航空电子系统之间的交互水平和特征正在发生变化，特别是对于那些不能按照仪表飞行规则（IFR）运行的旋翼航空器。另外，星基增强系统（SBAS）或广域增强系

统（WAAS）等新技术的集成增加了旋翼航空器航空电子系统的能力，从而能够执行原先不能执行的功能和操作。这些新功能产生了与驾驶员工作负荷相关的HF问题，应该与集成系统一起进行评估。设计较差的集成系统通常需要依靠驾驶员操作来弥补设计问题。这种情况下，加上复杂的驾驶员操纵界面，可能会导致驾驶员失误，并可能影响驾驶员在没有过度集中或疲劳的情况下从错误中恢复的能力。本文给出了对HF影响的部分规章条款清单（特别是与驾驶员工作负荷有关的规章条款）。

(2)CCAR 29部A章至G章的要求适用于目视飞行规则（VFR）和仪表飞行规则（IFR）旋翼航空器的型号合格审定。获准按照IFR运行的旋翼航空器还必须满足第29部附录B（直升机仪表飞行的适航标准）的附加要求。此外，第25部附录D包含了关于在IFR条件下运行的飞机的最小飞行机组确定准则的信息，这些信息可能对旋翼航空器的确定有帮助。

(3)作为型号合格审定项目的一个组成部分，申请人和局方制定一份关于合格审定基础、符合性方法和合格审定项目完成进度的正式书面合格审定计划。双方应确保该计划中涵盖规章的HF方面。如果申请人愿意，也可以提交一份单独的人为因素合格审定计划。

(4)HF评估通常由飞行试验团队进行。HF工程师和试飞员应尽早参与驾驶舱设计及人机接口评估。在方案设计中确定并开发驾驶员-系统接口及交互，以减少在系统设计冻结和成熟后发现接口问题的风险。

2. 可接受的符合性方法

2.1 相关规章和文件

(1)HF相关规章。并非所有列出的条款都要求特定的HF符合性方法。其中一些条款要求很简单，而另外一些则是在飞行试验给出，并作为正常测试和评估过程的一部分。但是，每项条款都应在合格审定计划中说明。

(2)表AC 29 MG 14-1是CCAR 29中与人为因素和表现相关的部分规章条款清单。

表AC 29 MG 14-1 CCAR 29相关条款清单

条款号	条款名称
29.2	特别追溯要求
29.33(b)(3),(c)(2),(e)	主旋翼速度和桨距限制

29.45(a),(f)	总则
29.51(a)、(c)	起飞
29.75(a),(b)	着陆
29.141(b)	总则
29.143(a),(e),(f)	操纵性和机动性
29.151(a),(b)	飞行操纵
29.161(b)	配平操纵
29.171	稳定性：总则
29.177	航向静稳定性
29.239	喷溅特性
29.251	振动
29.561(a),(b)	总则
29.611	检查措施
29.672(a),(b),(c)(1)(2)(3)	增稳系统、自动和带动力的操纵系统
29.679(a),(b)	操纵系统锁
29.685(d)(10)	操纵系统的细节设计
29.771	驾驶舱
29.773(a),(b)	驾驶舱视界
29.777 (a),(b)	驾驶舱操纵器件
29.779	驾驶舱操纵器件的动作和效果
29.783(b)	舱门
29.785	座椅、卧铺、担架、安全带和肩带
29.801(a),(b),(d)	水上迫降
29.805(b)	飞行机组应急出口
29.807(a),(b),(d)	旅客应急出口
29.859(e)(3)	燃烧加温器的防火
29.863(c)	可燃液体的防火
29.865(b)(1)(2),(c)(3)(5)	外挂物
29.901(b)(2)(5)	动力装置
29.921	旋翼刹车
29.955(c)	燃油流量

29.999(b)(2)(3)(i)	燃油系统放油嘴
29.1141(a),(b),(d),(f)(2)	动力装置的操纵机构：总则
29.1143(b),(c),(e)	发动机的操纵机构
29.1145 (a)(b),(c)	点火开关
29.1147	混合比操纵机构
29.1151	旋翼刹车操纵机构
29.1189(e),(f)	切断措施
29.1301(a),(b)	功能和安装
29.1303	飞行和导航仪表
29.1305	动力装置仪表
29.1309(a),(b),(c),(d)	设备、系统及安装
29.1321	布局和可见度
29.1322	警告灯、戒备灯和提示灯
29.1329	自动驾驶仪系统
29.1333(b)	仪表系统
29.1335	飞行指引系统
29.1337(b),(e)(2)	动力装置仪表
29.1351(b)(5),(6)	总则
29.1357(d)	电路保护装置
29.1381(a),(b)	仪表灯
29.1383(b),(c)	着陆灯
29.1401(a)(1)	防撞灯系统
29.1411(a),(b)(1)	总则
29.1415(b),(d)	水上迫降设备
29.1501(b)	总则
29.1523	最小飞行机组
29.1525	运行类型
29.1541(b)(1)	总则
29.1543(b)	仪表标记：总则
29.1545	空速表
29.1549	动力装置仪表

29.1555	操纵器件标记
29.1559	限制标牌
29.1561	安全设备
29.1583	使用限制
29 附录 B，IV	纵向静稳定性
29 附录 B，VI	动稳定性
29 附录 B，VII	增稳系统（SAS）
29 附录 B，VIII	设备、系统和安装

2.2 系统描述

(1) 总则。给出足够详细的系统描述，以提供对系统的设计、功能和操作的说明。其中详细说明驾驶员将使用的任何新的或新颖特征、接口、控制器或与其他驾驶员-系统接口。

(2) 预定功能（29.1301）。

(a) 描述主要驾驶员-系统接口的预期功能。为了评估安装系统所造成的潜在危险，可通过给出系统如何支持特定功能的详细描述，使得驾驶员准确了解系统所提供的功能和所声明的预期功能。例如，一个功能或部件无论是条款如何规定，该功能或部件（如显示器）描述为“仅用于驾驶员态势感知”或“仅用于态势感知”是明显不够的。无条款要求的功能其中一个很明显的例子就是“增加地形感知”。着重于影响机组接口或驾驶员与旋翼航空器系统之间任务分配的新的或独特特征，包含以下方面:

(i) 从驾驶员角度来看的系统预定功能（驾驶员和系统之间的耦合）。

(ii) 驾驶员相对系统的作用。

(iii) 与驾驶舱内其他设备的集成程度或独立程度。

(iv) 系统的新颖性或特征。

(v) 系统和告警机制的重要程度。

(vi) 在与系统交互时如何减少/减轻机组失误的发生和后果。

(vii) 除了通常认为飞行所需的功能外，驾驶员还可以使用该系统。例如，驾驶员是否可以在飞行和地面上进行现场可加载软件、维护和配置功能，或者是否只能由维护人员使用。

(b) 使用以下资料来评估预定功能和相关任务是否足够详细和具体:

(i)每个功能是否包含预期功能的说明以及与该功能相关联的任务的描述。

(ii)是否有驾驶员要求的、针对这些预定功能进行的评估、决策或操作。

(iii)其他信息是否与这些预定功能共同使用(例如驾驶舱内其他系统)或与系统配合使用。

(iv)是否充分描述了使用这些预定功能的运行环境(例如VFR、IFR、飞行阶段)。

(3)驾驶舱布局(29.771、29.773、29.777、29.1303、29.1305、29.1321、29.1329和29部附录B)。

(a)给出系统部件位置的驾驶舱布局图纸,即使是初步图纸也有利于了解预定的驾驶舱总体布局(控制器、显示器、显示屏样品、座位、储存箱等),包括显示器的尺寸和规格、显示器及操纵台相对于驾驶员视线中心或设计眼位的位置。当系统设计发生更改时,持续向审查组更新信息,使其能够及时了解内容的更改。请特别注意以下内容,尤其当它们是新颖或独特时:

(i)操纵台、显示器或其他驾驶舱特征或设备的布局。

(ii)操纵台,如光标控制装置、触摸屏显示器或现有控制技术的新应用程序。

(iii)系统软件在显示器上生成的驾驶员接口的内容、格式和功能。

(iv)显示硬件技术。

(v)屏幕使用、告警机制和模式通告。

(b)特定系统或上面列出项目的机组界面设计图将有助于及早了解可能面临型号合格审定问题的特征。

(4)自动化逻辑的基本原理(29.1309、29.1329和29部附录B)。在设计过程中尽早定义系统的自动化功能设计。自动化特征应遵循在系统行为、运行模式、以及驾驶员与操纵台、显示器和告警器的接口方面支持预定功能的设计原理。对于涉及重大自动化的设计,自动化执行操作以及与驾驶员沟通该操作的方式会对机组接口产生重大影响。系统描述应包括但不限于:

(a)驾驶员接通或断开、启动或停用各模式和特征的行动。

(b)转换模式的基本原理。

(c)告警模式方案。

(d)自动化接通或断开原理。

(e)自动化程度。

(f)逻辑图和逻辑复杂性（若适用）。

(g)故障模式如何展现给驾驶员，以及驾驶员与系统和旋翼航空器的交互处置。

(5)运行考虑因素（29.1523 最小飞行机组；29.1525 运行类型）。

(a)驾驶员能力（29.1523）。考虑参与评估的“特定驾驶员”所拥有的型号合格审定、技能和知识水平，以便评估驾驶员与系统和旋翼航空器交互时的工作负荷。

(b)按设计要求确定系统的操作。IFR 条件下运行的设备比 VFR 条件下运行的要复杂，但驾驶员从 HF 的角度上来看，两者需按同等严格的标准进行评估。例如，复杂的系统或系统需要驾驶员花费相当长的时间与系统功能接口以及与其他旋翼航空器系统的交联，这需要驾驶员在驾驶旋翼航空器时考虑注意力的分配。随着驾驶员将注意力集中于驾驶旋翼航空器能力的变化导致其工作负荷会增加。以下是一些考虑因素:

(i)对于仅在 VFR 条件下运行的旋翼航空器，考虑昼夜间运行的情况下，对应系统所需要的操作。例如，为了安装与外部 GPS 导航仪集成的电子显示系统（EDS）显示器，应考虑:

1)驾驶员-系统接口对驾驶员注意力分配和工作负荷的影响。

2)驾驶员-系统接口是如何影响驾驶员外部视野以及“看见和遮挡”的任务（是否需要很长的低头时间）。

(ii)对于在 IFR 条件下运行的旋翼航空器，对应系统所需要的操作。示例，对于安装新 EDS 显示和与现有自动驾驶仪接口的 WAAS GPS 系统时，并且在大角度低速进近时的操作，应考虑系统将如何支持或改变驾驶员工作负荷。

(c)系统操作程序。因为设计的系统与使用程序是相互关联的，所以针对驾驶员的正常和应急程序进行评估。此外，制定的程序和限制也会影响驾驶员工作负荷，尤其是在应急情况下。确定并评估任何预期的驾驶员记忆或“粗体字”内容（驾驶员在参考检查单或飞行手册之前必须根据记忆执行的程序）。除了飞行手册或飞行手册增补章节外，系统操

作程序可能还包括:

(i)伴随飞行手册的快速参考手册;

(ii)伴随飞行手册的缩写检查单。

2.3 CCAR 29 中与人为因素相关的规章说明

(1)以下条款根据 HF 给出相关的要求。

(a)由于条款中许多 HF 方面存在主观性，可通过具体说明的方法验证其符合每项条款的要求。对于对驾驶员工作负荷、系统感知、任务分配或表现影响不大的简单而直接的运行程序，可通过相似性和最小化测试来验证符合性。

(b)对于更复杂的综合设计，可能需要在进行分析和系统级台架试验后，在实际预期的飞行条件下进行驾驶员评估。在这些试验中，关键是试飞员要对他们使用系统和控制器进行客观评价。如果由不是试飞员的驾驶员进行试验，则应注意，驾驶员的表现及其与系统的配合与驾驶员评定之间可能存在差异。试验计划应包括充分的模拟和飞行试验，以确保:

(i)合理的培训时间和学习历程。

(ii)可接受的说明和操作误差率等于或低于原先合格审定的类似系统。

(iii)系统的预定用户（驾驶员）不需要任何特殊的技能、体力或警觉性来操作系统。

(iv)与其他控制器、显示器以及驾驶舱内其他设备适合的集成和兼容性。

(c)旋翼航空器系统按其设计应至少能够在故障或失效时防止对旋翼航空器造成危害。如果系统出现失效情况，驾驶员应能够继续安全地操纵旋翼航空器。要特别注意在故障发生时向驾驶员提供误导性信息的危险性。建议在新系统设计过程中进行初期分析和评估，以便及时确定和解决 HF 相关的合格审定问题。

(2)以下是 HF 相关条款的部分清单，以及在考虑到符合性验证的情况下对每项规章的相关讨论。

(a)29.672。

(i)29.672(a)。提供可与驾驶舱内其他警告区分开的警告信号。如果使用音频信号，则驾驶员必须能够将其与驾驶舱内所有其他警告区分

开。

1) 在不同背景噪声水平的地面和飞行操作中，对旋翼航空器进行评估。

2) 若适用，在多个警告场景中评估视觉和听觉警告的可判别性。

3) 使用语音技术的运行程序应同样满足这些标准。

4) 进行分析、模拟或飞行试验，以表明当旋翼航空器进行正常飞行操作时，系统不会产生干扰警告。

(ii) 29.672(b)。对驾驶员特殊技巧或体力的判定是主观的。当评估“驾驶员特殊技巧”时，评估人员应当从性能要求（准确度或精度水平）、步骤数、记忆负荷、检查单使用、执行时间以及培训要求（若需要）等方面来考虑任务的复杂性。这些评估通常由参与计划的试飞员进行。对于“驾驶员特殊体力”，作为驾驶员最小体力能力的评估，其中代表百分之五的女性驾驶员作为力量范围的下限。

1) 29.143 中体力作为考虑的因素，但是在设计新型或改装型驾驶舱时，总是会出现一些特殊情况。

2) 出现新颖或特殊情况时，应尽早进行评估，以确保启动控制器所需的体力不超出所有驾驶员的限制。

(b) 29.679。驾驶员试图使用操纵锁或备用替代装置的情况下起飞，发生了多起事故。以下几个问题都会导致该情况。其中一个问题是，“向驾驶员发出的无误解的警告”是否真的不易误解。另一个问题是，使用了未经批准的装置来锁定控制系统。所以设计了各种方法和装置来清楚表明控制器已锁定。在评估操纵锁系统时，应考虑各个因素以确定是否符合规定。

(i) 锁定装置及其警告（如果与锁定装置分开）在昼夜运行时应均易于识别。考虑装置的颜色、位置、形状和可达性，是否容易由坐着的驾驶员解除，以及任何标牌的易读性等。

(ii) 系统操作应显而易见。只有在正确展示警告牌的情况下才可以安装锁定装置。

(iii) 接通后，锁定装置的设计应限制旋翼航空器的操作，以便驾驶员在起飞前通过有效方法在驾驶舱中收到不易误解的警告，例如:

1) 防止产生足够的发动机功率来进行起飞，

2)防止或改变一种抓住或握住主控制器（如周期变距操纵杆或总距操纵杆）的方法。

3)使用无法断开的音响警告装置。

(iv)对于具有单独的总距操纵杆和周期变距操纵杆锁定装置的旋翼航空器，如果其中一个锁定装置接触独立于其他锁定装置，则每个锁定装置应独立满足这些标准。

(c)29.771。该条款与大多数其他 HF 相关规定有关，特别是在驾驶员可能在操纵旋翼航空器飞行中将注意力分配给特定系统或任务的情况下。应确定驾驶员-旋翼航空器接口的哪些方面可能需要显著或持续的注意力集中或体力、导致分心和疲劳。但很多因素都会影响注意力集中和疲劳，比如噪声、振动、座椅舒适性、过多控制力、以及设计不佳的显示器、控制器或驾驶员-系统接口。符合性方法应侧重于检查那些潜在集中注意力要求和导致飞行机组疲劳来源的评估程序。其中一些能够导致不合理的注意力集中或疲劳的问题有:

(i)驾驶员-系统接口。接口设计能够导致很大的注意力集中误区。在没有增稳系统的旋翼航空器上，产生大量低头时间会导致旋翼航空器偏离驾驶员的预定飞行航迹。该系统在输入、交叉检查、误差识别和恢复方面为驾驶员提供支持的能力有助于驾驶员使用注意力资源，从而使注意力集中。在试验台或模拟器上对系统接口进行准确描述的评估有助于识别潜在问题。飞行评估还将提供有关设计和驾驶员使用该设计能力的重要信息。

(ii)显示器设计。许多与显示器设计相关的因素最终都会影响注意力集中和疲劳。显示器信息读取困难，包含内容不全的信息，或缺乏必要的信息都将导致对驾驶员的注意力和集中度要求更高。在具有典型操作的场景下进行评估，以评估显示器的有效性和可用性。

(iii)驾驶舱和系统控制的设计和功能。驾驶舱控制器的易识别性、可访问性和实用性会影响驾驶员的注意力集中程度。针对驾驶舱内的所有控制器在飞行中都应根据需要对识别、访问和操作进行评估。新控制界面（如触控板或语音命令）应该在尽可能多的操作环境中进行评估，以评估驾驶员使用这些接口的任务能力。

(iv)驾驶员座椅。设计不好的座椅可能会造成疲劳。对座椅进行评估，以确定它们是否会造成明显的疲劳。利用从试验参与者的收集主观

数据来进行评估。根据典型飞行中，驾驶员留在座位上的预期平均飞行时间进行评估。应该征求试验参与者关于肌肉紧张、“关注点”（身体接触较重的区域）和身体疼痛或不适的主观意见。座椅底板中的横向支撑和座椅靠背中的腰部支撑可用于提高座椅舒适性。

(v)驾驶舱环境控制。考虑足够的制热和制冷能力以及足够的风挡除霜或除雾能力。

(d)29.773(a)(1)。必须有足够的外部视野，以使驾驶员能够安全地驾驶和操作旋翼航空器。该设计通过具有足够的外部视野来观察和避免环境中的交通和其他障碍要求来保证一定程度的安全性。因为外部视野的影响，需考虑风挡或遮光板的任何光学畸变，尤其是主视野区域中的光学畸变。更多信息请参见AC29.773。

(i)提供足够的外部环境视野能力对于安全操作是至关重要。申请人应考虑在设计中定义眼位，该眼位将考虑到预期的驾驶员身体尺寸范围。对代表一系列不同人员身体尺寸的个人进行评估。考虑座椅适应一系列预期的驾驶员身体尺寸时的调整能力。特别注意旋翼航空器结构的大小和位置，这些结构可能会遮挡外部视野。AC29.773包含驾驶舱视界图，该图示出了适用于驾驶员能见度的水平和垂直障碍物限制。

(ii)反射。驾驶舱外的视野应不会受到内部或外部光源反射的影响。评估仪表和面板照明的反射对驾驶员外部视野的影响。对于驾驶舱视野中无障碍物的区域，请参见AC29.773。此区域中出现的反射应被遮挡或以其他方式减少，确保反射不会影响在驾驶舱外视野。若可能，使用全尺寸样机来评估夜间照明反射，尽早识别潜在的问题区域来降低设计风险。评估座舱照明对驾驶员视野范围内反射的影响，考虑使用窗帘或其他装置来消除来自后座舱的反射。

(iii)仪表、显示器及驾驶舱内其他结构反射的阳光会对驾驶员操纵产生影响。设计中可能需要包括遮挡或遮蔽特征。此外，通过检查来确保仪表、指示器和显示器在所有照明条件下都是可读的。

(iv)仪表照明的眩光会影响驾驶员操纵问题。光平衡和仪表照明设计应能够满足照亮所有仪表和面板，但无眩光问题。如果外部照明设备的光线通过旋翼航空器的窗户和风挡进入驾驶舱并散射，则会产生眩光。所以评估所有潜在照明条件下的驾驶舱，包括黎明或黄昏条件下的太阳，

地平线附近的太阳，较高的太阳角度（旋翼航空器的前部、后部和正上方），以及夜间条件下（黑夜和月光条件下）。此外，评估各种内部照明选取和亮级对旋翼航空器设备和系统的可读性和可用性以及驾驶舱外视野的影响。

(e) 29.777。

(i) 29.777(a)。本条款规定从位置和识别的角度处理控制器的可用性问题。控制器的位置会显著影响驾驶员轻松识别控制器的能力、控制器操作的难易性和便利性、对控制器操作的干扰以及该控制器的误操作。可以采用一些技术来帮助识别和使用控制器。通过尺寸、形状、颜色、配置和操作方法来区分并帮助识别控制器。评估控制器的识别和使用时，应相对于控制器的位置考虑这些其他的设计相关特性。除非控制器的功能和操作方法很明显，否则必须根据 29.1555 进行标记。所述建议用于证明与 29.671 符合性的分析和评价程序也适用于本条款。

(ii) 29.777(b)。本条款规定涉及考虑到服装和驾驶舱结构潜在干扰的情况下，在全行程范围内操作控制器的能力。如果驾驶员佩戴腰带和肩带固定在座椅上，那么本评估可以与 29.785(c) 的评估同时完成，参见本 AC29.777(b)。重要的是进行评价的人员要代表一系列潜在用户身体尺寸和穿着不同服装（如长袖衬衫、夹克和手套）的用户。申请人可以使用分析法，例如驾驶舱和驾驶员的计算机建模，以便及早识别问题并降低风险。无论使用何种分析模型，都要在能够精确代表实际旋翼航空器的高保真度样机或实际的旋翼航空器中证明符合性。尽管条款要求在一定驾驶员身高范围内的符合性，但也要考虑使用具有第 5 百分位女性和第 95 百分位男性身材的个人。考虑使用选定的人群中具有一定手臂伸展范围和坐姿高度的个人。

(f) 29.785。本条款与 29.777(b) 相关。29.785(c) 要求约束系统允许机组成员在受安全带和肩带约束的情况下执行“飞行操作所需的功能”。AC29.777(b) 的讨论和建议的评价程序适用并且应当用于确定与本条款的符合性，但评估必须在机组成员系好安全带和肩带的情况下进行。此外，评估人员应仅评估执行飞行操作所需功能的能力。合格审定计划应包括在正常和异常情况下飞行操作所需的驾驶舱功能列表。如上文 29.777(b) 所述，考虑使用具有第 5 百分位女性和第 95 百分位男性身材的个人来评估符合性。

(g) 29.1301。本条款具有广泛的含义，并涉及各种各样的设计和操作考虑因素。其中一个重要的方面是对系统的“预期功能”的解释，它对符合性评估和研究产生重大影响。系统的预期功能通常是通过评估系统的设计、功能特性和操作用途来确定的。申请人一般会提供此类信息以满足合格审定目的。申请人应与审查组合作，以使系统的“预期功能”准确、可靠、实际且可接受。因此，重点评估系统的设计、功能和使用，并与预期功能的描述进行对比。

(i) 29.1301(a)。应使用基于功能的标准来确定系统的性质和设计是否适合其预期功能。申请人在确定测试要求时应考虑系统的复杂性。对于与驾驶员-航空器接口有关的问题，评估调查驾驶员充分执行相关任务的能力。可以收集诸如执行时间、输入数量、准确性、理解力、对系统状态和性能的感知以及感知工作量之类的性能测量，以评估符合性。应采用具有操作代表性的情景进行评估。可以通过模拟来验证经过适当培训的驾驶员是否可以使用该系统充分执行所有任务。最后，飞行试验可用于测试特定的正常和异常操作情景。

(ii) 29.1301(b)。该条款涉及用于名称、功能和使用限制目的而对驾驶舱设备进行适当标牌的部分，通常通过在设备外部放置标牌或标签来实现。任何相关控件的标签必须符合 29.1555 的规定。

(h) 29.1321。

(i) 29.1321(a)。本条款规定未规定按照 VFR 进行合格审定运输类旋翼航空器的制定飞行、导航和动力装置仪表在仪表盘中的位置。但是要求在尽可能接近驾驶员前视视线中心的地方，按照合理的顺序放置仪表。该规则与 29.771(a)相关，因为放置驾驶员驾驶旋翼航空器时使用的仪器和仪表会直接影响驾驶员的专注度，在特定情况下还会引起疲劳。在设计运输类旋翼航空器的 VFR 仪表板时，需考虑旋翼航空器的运行环境。例如在夜间要求，由于黑暗而能见度受到限制。虽然存在 VMC 的气象学定义，但驾驶员可能看到也可能没有看到明显的地平线，并且由于缺乏视觉提示，可能更容易发生空间定向障碍。若要添加不是条款要求但会被驾驶员操作航空器的仪表，确保它们处于主视野内或尽可能接近驾驶员的主视野。如果驾驶员在查找过程中必须花费更多的时间来寻找信息，那么他们花在外部观察视觉提示上的时间就会相应减少。

1)29.1321(b)规定了 IFR 合格审定的旋翼航空器仪表和信息的位置和顺序设计要求。为了尽量减少头部运动，最好将仪表放置在尽可能靠近驾驶员视线中心的位置。这降低了驾驶员由于前庭刺激导致出现空间定向障碍或者由于未将仪表聚集在一起而导致仪表扫视速度的风险。建议的操作方法和驾驶舱布局可以提供与驾驶员轻松查看仪器和仪表能力相关的初始信息。为了确定显示器在扫视中的可视性，可能需要分析显示器与驾驶员视觉中心线之间的角度偏移。目前，可以利用集成显示技术在驾驶员面前显示主要的飞行信息，同时不会丢失关键的飞行显示参数。此外，显示器所限的视角可用于确定显示器的可读性（显示器尺寸）。仪器能见度符合性的最终评估将需要在几何正确的实体模型或实际旋翼航空器上进行。

2)图 AC 29 MG 14-1 和 AC 29 MG 14-2 给出了旋翼航空器中的水平和垂直情况下的主要和次要视野。

a)主视野。主视野用于驾驶员操作旋翼航空器时需要看到的高优先级信息。驾驶员必须能够在几乎不移动头部的情况下扫视和访问主视野中的信息。通常置于主视野中的信息示例包括:

i)主飞行仪表（PFI）。

ii)主警告或警戒（如果未提供主警告或警戒信号，则按警告和警戒信息高优先级）。

iii)自动驾驶仪和飞行制导系统模式。

iv)有关航向及垂直制导和偏差的导航信息。

v)主要的动力装置信息（NR/N2、TQ、N1、TOT）。

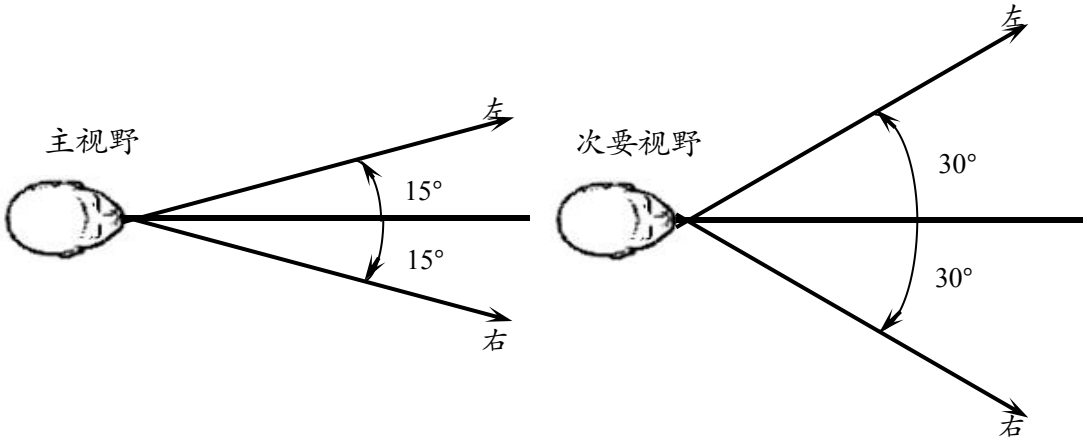


图 AC 29 MG 14-1 主要和次要水平视野

b)次要视野。次要视野用于驾驶员需要但是优先级不及主要飞行信息的信息。驾驶员应该能够在头部移动很小的情况下看到次要视野中的信息。但离主视野越远，驾驶员就越需要转动头部才能看到仪表。在次要视野内放置仪器和仪表时，需要考虑驾驶员寻找信息的重要性。通常置于次要视野中的信息示例包括:

i)机组告警提示系统（CAWS）面板（如果安装了主警告警戒信号牌并且位于驾驶员的主视野内）。

ii)次要的动力装置信息。

iii)自动驾驶仪或飞行指引仪控制功能。

iv)备用仪表。

v)导航控制和选择。

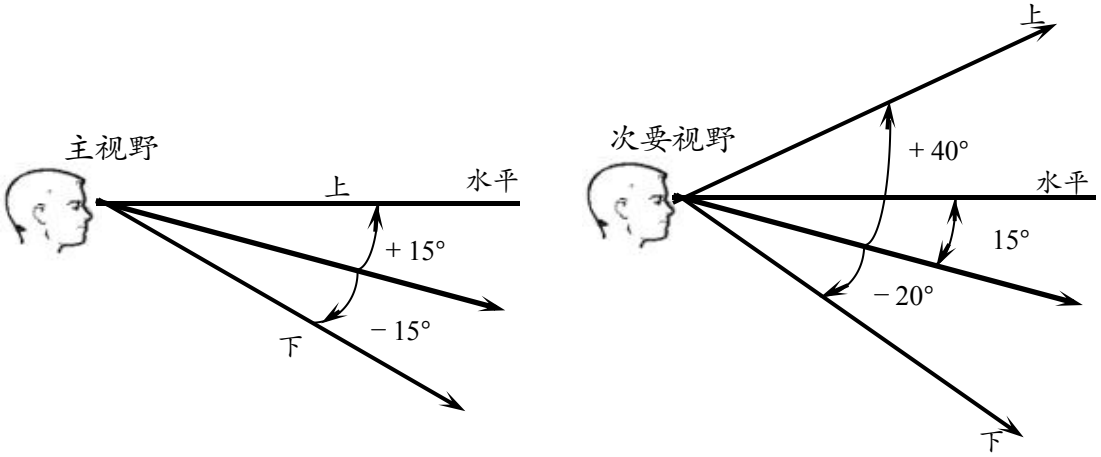


图 AC 29 MG 14-2 主要和次要垂直视野

(ii)29.1321(d)。本条款规定也与 29.771(a)和 29.1322（如果有故障指示灯或故障旗）密切相关。这些条款中讨论的评估考虑因素这里同样适用。各种照明条件下（例如，黑暗、明亮的前向视野、轴向光线）使用验证设备进行符合性验证和试验。由于旋翼航空器其他电气系统对单个系统的影响，应在旋翼航空器中进行符合性测试，同时可能需要提交来自实验室测试的支持数据作为旋翼航空器进行的测试补充。

(i)29.1322。本条款特别针对灯光要求。这一部分还讨论了音响告警，因为它与视觉警报同时使用，以向驾驶员传递信息:

(i)随着集成电子多功能显示器（MFD）系统的出现，在 MFD 上提供警告、戒备和提示，而不再使用单独的通知面板。因此，本条款常规地适用于这些集成电子显示器。

1)将红色和琥珀色用于警告和戒备事项以外的编码目的可能会在这些显示器上造成混淆。

2)只有在应急操作条件下需要机组人员立即识别并采取行动时，才能使用红色作为警告通告。

3)琥珀色仅用于戒备性告警以及需要立即引起机组注意并且可能需要采取后续行动时。将白色或其他独特的颜色用于需要机组人员注意但可能无需采取任何行动的运行状态的警戒通告。

4)绿色仅用于表示安全运行状态。

(ii)申请人应描述每个警告、戒备和提示灯，包括预期的驾驶员响应。考虑在整个驾驶舱内建立一个定义明确的颜色编码原则。明确定义且一致的颜色原则可以大大降低混淆和判读错误的可能性。

(iii)在旋翼航空器中应使用真实设备进行评估。测试时应考虑各种照明条件。重点是所选颜色在所有潜在的视角和所有预期的照明水平下都保持完整性（例如，红色看起来是红色，琥珀色看起来是琥珀色）和可判别性（即颜色可以可靠地彼此区分）。

(iv)在所有照明条件下，CAS 面板都应易于看到，同时标牌和信息都应易于辨认。面板的照明应与驾驶舱的其余部分一致。对 CAS 面板的改装，如考虑 NVIS 照明的滤波，应在所有照明条件和驾驶员视角下进行评估，以确保 CAS 图像清晰可见。

(v)音响警报、戒备和警告:

1)音响警告使用需要很慎重。将音响警告的数量控制在提供需求的最小值。如果警告过多，可能令驾驶员感到困惑、烦躁，增加他们的工作负荷，从而影响驾驶员的主要飞行工作。

2)语音警告比其他形式的音响警告更有优势，因为它们可以传达具体的信息，驾驶员无需解读或调整到页面显示来确定具体的故障。

3)无论选择哪种方法呈现音响警告，都要对其进行评估，以确定它们在所有环境噪声条件下都易于察觉，易于听到，并且能够被快速正确地读取。

a)确保警告音频或语音信息具有足够的响度，使其在所有正常背景噪声中都能够明显被识别出。

b)在一个警告音响过大且分散注意力的情况下，应可以适当调整和控制音频量级（例如，音频警告从驾驶舱扬声器转移到耳机，可能需要

调整警报音量，以补偿耳机的环境噪声与驾驶舱中的环境噪声相比较低的环境噪声）。

(j) 29.1357(d)。申请人可以选择使用与 29.777 类似的方法来明驾驶员在对飞行安全关键时刻时识别和接触特定断路器或保险丝的能力。申请人应描述如何评价驾驶员快速识别设备，以及判断该设备是安装在断路器板上还是使用电子设备控制（例如可以显示断路器状态且可控的屏幕）的能力。因为断路器或熔断器不打算作为开关使用，所以使用断路器或熔断器作为设备的通电或断电开关是一种不可接受的设计要求。

(k) 29.1381。

(i) 本条款与 29.773 有关联。驾驶舱照明的主要目的是让机组人员在低和高环境照明条件下快速查看、准确定位、识别显示器或控制器，并在适当的情况下与显示器或控制器进行交互。其中特别重要的是能够轻松地读取在显示器上出现的警告、警戒或提示信息。所有被照明信息必须在所有的照明环境（阳光直射到完全黑暗条件）下，都易于被驾驶员识别、读取和控制。驾驶舱照明评价应确保:

1) 有足够的照明，使得所有相关的任务都易于迅速准确地完成。

2) 驾驶员能够快速识别和看到任何危险情况或潜在危险。

3) 有视觉舒适感。

4) 照明不会引起眩光、反射或闪烁。

5) 驾驶员能够通过照明系统调节所有仪表和被照明设备的照明水平。

(ii) 应评估每个照明组件无论是单独照明还是与所有其他照明仪器一起照明的照明效果和调节能力。这包括其他显示器、控制器、报警系统和辅助照明系统，所有这些都应该彼此兼容。应检查调光控制装置，确保从全亮到熄灭的操作一致性。在整个操作照明环境中调光范围应有足够的可视性。同时需要考虑驾驶舱中调光控制装置的数量。驾驶员必须操作的调光控制装置越多，工作量就越大，混淆和误操作的可能性也越大。因此调光控制装置的数量应保持在所需的最小值。

(iii) 评价所有的控制器标记，以确保它们在夜间和白天操作中都可见且具有相同的照明。显示器的字体大小变化（即字符大小、宽度和高度）会影响可读性和感知亮度。字体大小的变化可能会造成驾驶舱内感

知到的照明不一致性。一个控制器的照明不应干扰相邻控制器的查看和识别。此外，评估警告灯在昼夜间的操作均获得足够的关注度。

(iv)检查驾驶舱的眩光和反射应是评估程序的一部分。评估应确保眩光和反射不会引起视觉不适、影响窗外的视界或干扰其他视觉作业。照明测试可以在驾驶舱模型或模拟器中进行（如果可用）。旋翼航空器的地面和飞行试验要考虑昼夜间运行。

(v)确保所有必要的仪表和面板在所有日光条件下都易于辨认。这对CAWS面板和显示灯尤为重要。在评估29.773时，应评估旋翼航空器上被照明的指示器或面板的易读性。

(l)29.1523。本条款规定了通过评估驾驶员的工作负荷来确定最小机组的标准。驾驶员的工作负荷由正在执行的飞行类型来决定的。因此，在证明符合性时，应考虑在29.1525中要求的飞行类型。驾驶员的工作负荷应考虑已安装的系统对以下方面的影响:

(i)飞行航迹的控制，

(ii)防撞，

(iii)导航，

(iv)通信，

(v)所有重要旋翼航空器系统的操作和监控，

(vi)指令决策，以及

(vii)承担如下职责的机组人员操作必要控制器时的可达性和易操作性:

1)进行飞行或在工作岗位的机组人员，

2)处于正常、非正常和应急状态下。

(m)29.1525。本条款不区分旋翼航空器经批准的不同操作类型必须考虑的运行类型和区域。CCAR25的附录D以及根据29.1525要求的操作类型会对工作负荷区域提供帮助。许多情况下，根据旋翼航空器的性能特征和驾驶舱配置来明确最小机组的要求，后期按设计的最小机组在评估驾驶员的工作负荷。

(i)确定最小机组的评估过程和水平将取决于已审定的型号和构型与正在审定的型号或构型之间的差异。与后续机型或对驾驶舱小改的机型相比，新机型需要进行更彻底的评估。无论差异或改装的程度如何，都要评估所有新的或改装过的系统或新程序对建议的最小机组和驾驶员

或系统接口的影响。对于已确定最小机组的旋翼航空器，本测试的目的是通过验证来证实申请人提交的机组预计工作负荷来证明符合 29.1523。测试还包括在现实的操作环境中对单个机组成员的工作负荷进行独立和全面的评估。系统中发现的任何问题都很可能通过设计或程序更改来解决。

(ii)航电系统的补充型号合格证或修订型号合格证修改可以显著改变驾驶员的工作负荷，特别是在通过改装在旧的、主要是“圆形表盘”或模拟驾驶舱中增加了新的数字或电子显示和飞行制导技术时。航电设备的现代化改装通常会改变驾驶员与旋翼航空器的交互作用。现代化系统与已有系统的集成，可能会产生意想不到的工作负荷变化，从而导致驾驶员驾驶旋翼航空器的主要功能出现问题。例如，老式的自动驾驶仪性能可能会妨碍旋翼航空器上安装的更现代 GPS 的新功能。不建议依靠驾驶员弥补集成的不充分性能来实现新功能，这样做可能引发与最初确定最小机组有关的问题。

(iii)评估新老技术结合效果的关键是评估驾驶员的工作负荷。驾驶员的净工作负荷可能不会增加或减少，但可能会从简单的飞行转变为系统管理。应评估工作负荷变化的类型，以评估系统的集成性。为解决新系统与现有系统之间的不兼容问题而采用特殊设计可能会引发验证问题。这些设计可能会给试图利用系统新功能的营运人带来问题，因为他们可能无法满足 CCAR91 或 CCAR135 要求。任何时候，设计要求驾驶员通过补偿或改变在驾驶舱中的操作方式，以解决集成问题，都应受到质疑和纠正。

(iv)通过分析、测定和验证的逻辑过程来评估工作负荷。这种可接受的分析方法是按照可用于执行任务的时间百分比来评估工作负荷（时间线分析）。采用从受试的驾驶员那里收集客观和主观数据的评估。制定了一份合格审定报告，用于协助评价驾驶员的工作负荷。

(v)根据所需的集成程度，使用累积法可能会有所帮助。使用集成的台架试验、地面模型以及可能的安装了系统的地面试验，有助于及早发现问题。视频和音频记录可以帮助分析驾驶员在包括飞行测试在内的所有测试阶段与系统的交互。测试飞行期间应评估所有预期环境下以及 29.1525、CCAR91 和 CCAR135 要求的所有操作的工作负荷。

(vi)当验证的系统和推荐的系统有显著不同时，通常会组建审查组，包括申请人试飞员和审定机构的试飞员，如果审查组认为可行，还可以包括经常驾驶类似旋翼航空器的“一线驾驶员”。测试应考虑代表旋翼航空器运行类型的场景进行，包括各种运行的航路、导航设备、环境条件和交通密度。特别注意涉及应急和非正常程序的规划和执行的任务。在正常的情况下，还要考虑根据“主最低设备清单”进行调配，同时考虑可能大幅增加驾驶员和机组人员工作负荷的其他故障。由于显示格式和通讯也会影响工作负荷，因此显示的数量、大小、位置、类型和显示格式也应成为整体评估的组成部分。

(vii)在型号研发早期，审查组和申请人之间关于最小机组和相关机组人员工作负荷进行讨论。这些讨论应侧重于确定可能影响机组工作负荷的设计特征。需要对这些设计特点进行评估，以确保它们不会对任何机组人员提出过多的工作负荷要求。申请人应提交一份详细说明评价方法的试验计划，相关信息可参见25.1523的要求。

(n)29.1555(a)。本条款规定的目的是确保驾驶员能够快速、明确地识别驾驶舱内每个控制器的功能，并了解相应的操作方法。在常规设计中，控制器的标记或标牌需准确描述该控制器功能。随着MFD和集成系统的出现，逐步将控制功能集成到这些显示器中。许多的传统系统（例如，燃油、动力、电气、警告和警戒）连同与其相关的控制功能和相应的标记都被集成到单个显示器中。这些系统的操作是通过与MFD控制器（边框开关、触摸屏等）和显示屏上显示的软件控制标签或图标进行交互来完成的。仔细评估这些标签的设计及其相关含义，来确定它们已经完全表达并完全定义了控制功能和系统操作。通常，单个文本消息或首字母缩略词可能不足以完全描述控制器的功能和操作。

(i)在其中一些显示器上使用图标逐步替代文字。驾驶员在经过培训后才能记住使用的符号对应的含义。符号过多的使用可能导致驾驶员在手册进行查找。因此，确保驾驶员能够尽快精准无误的识别控制功能。如果使用图标与使用文本标记相比，通过解读控制功能的时间以及操纵的准确性，来保证驾驶员的操作水平不应降低。

(ii)旋翼航空器越来越多地使用多功能控制器（软键）也成为一种趋势。驾驶员必须能够快速可靠地识别这些软件标记所控制的功能。驾驶员应能够以与使用常规控制器相同的标准操作来完成与控制器相关的

任务，除非可以通过设计来实现操纵功效提升或设计简化来简化操纵。

(iii)评价控制器标记，以确保在整个驾驶舱内应用合理一致的标记规定。评估应考虑电子系统控制标记，特别是应用于所有显示页面。最重要的是，预期的驾驶员群体必须能快速准确理解为该控制功能的术语。评估应核实所选术语符合航空的标准惯例。

(iv)功能标记一致的重要性。无论功能出现在哪个显示页面上，都应具有相同的名称。当界面发生更改时，通过评估以确定标记在显示器的同一按键上的相同位置。评估人员应该确保在多个显示器或界面上可用的所有相同功能尽可能到同一控制器进行控制。如果软键位置未能固定在相同位置，相应增加搜索和查找给定功能所需的时间，同时增加输入错误的可能性。还必须评估常用的功能是否易于操纵。在大多数情况下，经常使用的功能都将需要专门的控制器来提供足够的可达性。

(v)在项目过程中尽早地进行完整的评估。此外，这些评估应该考虑不熟悉该系统的试飞员样本。这可以帮助确定标记的直观性和误解的可能性。

2.4 HF 符合性样例。

表 AC 29 MG 14-2 显示了一个部分样例，但不包括所有。实际的符合性样例主要具体取决于项目的类型，内容可能也会更复杂、更多。

表 AC 29 MG 14-2：HF 符合性样例

条例性要求	设计评审	模型分析	试验台试验	模拟	地面试验	飞行试验
29.771 驾驶舱 对于驾驶舱必须满足下列要求: (a)驾驶舱及其设备必须能使每个驾驶员在执行其职责时不致过分专注或疲劳。			✓			✓
29.777 驾驶舱操纵器件 驾驶舱操纵器件必须满足下列要求: (b)相对于驾驶员座椅的位置和布局,使身高从 158 厘米(5 英尺 2 英寸)至 183 厘米(6 英尺)的驾驶员就座时,每个操纵器件可无阻挡地作全行程运动,而不受驾驶舱结构或驾驶员衣着的干扰。			✓		✓	
29.1321 布局和可见度			✓		✓	✓

(g)如果装有指出仪表失灵的目视指示器,则该指示器必须在驾驶舱所有可能的照明条件下都有效。						
29.1381 仪表灯 仪表灯必须满足下列要求: (a)所照明的每个仪表、开关或其它装置易于判读;					✓	✓
29.1381 仪表灯 仪表灯必须满足下列要求: (b)灯的安装应做到: (1)遮蔽直射驾驶员眼睛的光线; (2)使驾驶员看不到有害的反光。					✓	✓
29.1555 操纵器件标记 (a)除飞行主操纵器件和功能显而易见的操纵器件外,必须清晰地标明驾驶舱内每一操纵器件的功能和操作方法。			✓	✓		✓

AC 29 MG 15 一台发动机不工作训练模式

1. 说明

本指南提供了一种在旋翼航空器上安装 OEI 训练模式的适航符合性方法。该系统主要设计用于允许在不使用 OEI 功率状态的情况下进行 A 类训练，从而免于对发动机和传动系统进行额外维护。本指南未更改规章要求，也不允许对规章要求的更改或偏离。本指南适用于 A 类旋翼航空器，如果申请人想为 B 类旋翼航空器研制此类系统，局方可能会提出其它要求。

2. 可接受的符合性方法

(1)系统目的

合格审定工作开始于申请人对其 OEI 训练模式目的的声明。过去的经验表明，这类系统通常设计成允许运营人，在 A 类程序不通过发动机控制切断一台发动机至慢车位，来训练飞行机组；也有扩展到模拟在其他条件下的一台发动机故障（如巡航过程中的故障）。无论如何，申请人必须清楚的定义需模拟的动作，包括其起点和终点，以便准备合格审定计划。

(2)功能危险分析

(a)该系统的目的是风险评估作为输入，识别出所有潜在的风险，并

根据飞行的最关键阶段进行分类，采用系统工程法确定每个功能所需的安全性要求。OEI 训练模式目的是在在传统训练程序上提高安全性，因此该系统的设计应确保相关系统出现的故障要比故意减速至慢车的发动机切断引起的故障更低。虽然在训练模式下的操作是一种有意的降级状态，但某些故障的后果可能比正常操作中预期的更严重。

(b)功能风险分析必须考虑到与 OEI 训练模式交联的其他系统（通常是发动机控制系统和座舱显示器）和训练模式的工作过程中可能发生的所有潜在故障。需要考虑到在系统运行过程中可能发生的发动机故障和功能异常的影响。功能性危害分析也应包括在系统中引入的安全设备相关联的故障。

(3)发动机失效

必须解决在 OEI 训练模式下真实的发动机故障问题。因为在训练模式下出现的一个真实故障可能比一个在正常运行时的故障更严重，应提供足够的安全设备，来减少在训练模式下的实际发动机故障的后果。

(4)动力装置仪表显示

在 OEI 训练模式运行期间可能发动机数据有不同的显示方式。过去的经验表明，一些申请人开发了模拟系统，发动机限制和相关的注意和警告被重新编制，以便向机组提供与实际发动机故障时相同的场景。由于 CCAR-29 部要求（包括§29.1305）不允许显示参数偏离，申请人应该在§29.1305 和§29.1549 显示上具有等效安全水平。特别是，在训练模式时，应向接受训练的驾驶员提供一组与训练演习有关的信息，而不要被其他数据混淆；安全驾驶员或教员应了解任何异常情况。如果在训练飞行过程发生旋翼转速下降，即使有两台发动机在工作时，NR 显示 OEI 相关的限制是允许的。

(5)发动机功率控制

(a)必须仔细考虑申请人实施的模拟发动机故障的方法。截至目前，已经使用了两种不同的方法:

(i)将一台发动机减至飞行慢车，并使用其他发动机到达申请人设定的发动机限制;

(ii)将两台发动机都降低到中间功率，并使用总的可用功率来模拟 OEI 功率。

(b)第二种方法在训练模式使用期间，一台发动机发生故障的情况下可能提供更好的加速特性。如果申请人采用第一种方法，则必须提供发动机加速特性是可接受的证据。在这两种情况下，发动机 OEI 训练加速特性都必须在申请人申请系统批准的包线内进行证明。

(6)人机界面方面

在审定计划中，系统的人机界面必须仔细考虑和妥善处理。在系统正常操纵和紧急情况下，着重关注向机组人员提供的信息，以评估其有效性并避免可能导致机组人员错误的系统状态误导性信息。在评估过程中，应考虑以下几点:

(a)颜色代码。

(b)训练模式使用的控制器（例如开关、按钮等）的标记。

(c)清晰和明确的系统状态标识; 在修改的模式中提供给飞行机组人员的所有参数必须是清楚的标识并容易辨认。

(d)正常的发动机控制和 OEI 训练控制必须进行隔离。

(e)飞行机组人员告警。如果OEI训练模式对飞行机组人员进行告警，应该考虑以下几点:

(i)关于在实际故障情况下产生的 OEI 训练告警的优先次序。OEI 训练告警不应改变用于直升机系统告警的优先级，也不应在发出告警时产生延迟。

(ii)飞行机组人员具有区分由直升机其他系统产生的 OEI 训练告警的能力。机组人员通过可辨别的告警来防止混淆旋翼航空器的真实状态。

(iii)实际情况的 OEI 训练警告设计。OEI 训练告警状态的不完整是可以接受的，但需记录在旋翼航空器飞行手册（RFM）中。

(7)机动状态说明

虽然训练模式的使用是有主管运行的局方最终决定的，但申请人和局方应确保系统设计能完全模拟出实际的飞行动作。因此审定时应该:

(a)确保训练模式的发动机故障动态特性能够模拟实际发动机故障状态。这可以在实际发动机故障和训练模式发动机故障期间，通过 Ng/扭矩随时间历程变化来比较完成。

(b)对训练飞行和用于合格审定飞行所需的驾驶技术进行定性评估，确保驾驶技术足够相似以提供足够的训练。

(c)如果训练模式不能完全模拟出 OEI 状态，包括飞行路径的真实再

现，那么这些区域应该在 RFM 中标识（例如，“OEI 训练模式并不能准确模拟第二阶段爬升性能。”）

(8) 限制和性能图表

(a) 对于系统使用所需的 RFM 数据通常包括:

(i) 训练的重量限制。

(ii) 与系统操作关联的性能（例如，爬升率、起飞和着陆距离）。

(b) 该数据应该是经过实际试验或经过试验验证的分析或两者的结合给出，以确保与其它 RFM 数据具有同等准确度。

(9) RFM

RFM 应该包含下列资料:

(a) 系统及其功能说明。

(b) 关于训练模式范围和系统有效性程度的说明。

(c) 仅限于基本机组人员。

(d) 在正常和紧急情况下，系统安全特性及其使用的详细说明。

(e) 训练的重量限制，应采用与 A 类的重量环境温度图相同的格式给出。

(f) 正常和紧急程序，应包括那些必要的紧急情况下退出训练模式的程序。

(g) 性能信息(如爬升率，起飞和着陆距离，如果与非训练模式不同)，无需提供训练模式下真实发动机故障的性能资料。

AC 29 MG 16 金属结构的缺陷容限评定

1. 说明

在 19 世纪 50 年代，安全寿命方法首次应用于运输类旋翼航空器动部件的疲劳验证。自那时起，通过技术水平的发展和工业实践，产生了许多先进的设计和分析方法。复合材料的引入使得制造厂家/审查当局需考虑由于老化、温度、湿度及冲击损伤对特定的静强度和疲劳强度降低产生的影响和复合材料性能被接受的最低质量标准。与此同时，金属结构的裂纹扩展方法已经成功使用于解决旋翼航空器的疲劳适航性问题，并且作为民用和军用运输类飞机应用的审定基础。目前安全寿命方法被认为成功地提供了较高的可靠性水平，但是对可能在制造、维护和使用

中出现造成强度降低的损伤，如腐蚀、意外损伤或制造/维护缺陷等纳入考虑，安全寿命方法可以得到改进。这也使得结构疲劳评定引入了对缺陷容限的验证要求，即使用缺陷容限安全寿命评定或破损-安全评定。本咨询资料提供了金属结构缺陷容限要求的指导性材料。

2. 可接受的符合性方法

本条款是针对金属结构的缺陷容限评定提出的要求，目的是在旋翼航空器整个寿命周期内，通过考虑带缺陷结构的疲劳特性，确定寿命或制定检查或更换方案防止结构发生灾难性故障。为方便对本咨询资料的理解，对相关专业词语进行规定如下。

疲劳容限：结构在制造或受损伤情况下，在给定时间内承受指定的使用载荷而不产生裂纹；或者若出现裂纹，结构能够承受规定的剩余强度载荷作用下的裂纹扩展，不致失效。

安全寿命：通过试验或基于试验的分析所表明的制造状态结构的能力，不允许在旋翼航空器使用寿命期间或在制定的更换时间之前产生疲劳裂纹。

缺陷容限：根据存在的缺陷和可能发生在制造和使用过程中损伤，旋翼航空器结构获得的疲劳容限能力。缺陷容限可以通过缺陷容限安全寿命或破损安全设计得到。

缺陷容限安全寿命：通过试验或基于试验的分析，表明在旋翼航空器的使用寿命或制定的更换时间期间，有预期缺陷制造状态结构不产生疲劳裂纹的能力。

破损-安全：在一个检查期内，局部失效的结构保持承受设计限制载荷而不发生灾难性失效的能力。

止裂特性：结构没有提供完全独立且明显不同的承载路径，但提供了如改变粘接和(或)铆接板条、几何尺寸，或专门的加工技术(如滚压、精压)之类的设计措施来延缓或阻止缺陷增长。

减缓裂纹增长特性：通过材料选择、材料加工、应力水平限制、几何设计特征或其它方法来减缓结构(单个元件或多个元件)裂纹增长。

缺陷：在制造或使用过程中预期的固有不完整性，例如杂质、锻造皱、孔隙和离散损伤(如凿痕、划伤、刻痕、侵蚀、腐蚀、磨损或冲击)。

设计限制载荷：按第 29.301(a)所定义，使用中预期的最大载荷。

成品结构：指通过适用的质量控制程序，确认符合经批准的设计并

在允许公差范围内的结构。

剩余强度：在疲劳、侵蚀和意外或离散的损伤原因导致失效或局部失效后，在使用一段时期内不经维修所保持的强度。

主要结构元件：在飞行或地面传递主要载荷的结构元件，它的疲劳失效能导致旋翼航空器的灾难性事故。

2.1 旋翼航空器的缺陷容限考虑

(1) 旋翼航空器的缺陷容限

旋翼航空器缺陷容限要求采用破损-安全缺陷增长或缺陷容限安全寿命方法验证疲劳设计，除非该方法使设计必需复杂化以至在几何形状、可检性或良好设计实践的限制内不能获得有效的缺陷容限结构，其中良好的设计实践包括考虑零件的复杂性、零件的重量、制造方法和零件寿命周期的成本，在此类情况下，应采用符合安全寿命准则要求的设计。通常不适合采用缺陷容限设计的典型结构有旋翼桨毂零部件(即一些组件、螺栓等)、起落架以及包含轴承的减速器内部零件。此外，在对良好设计实践的判定时还应考虑需要采用检查技术、特殊设备以及必须具备高级技能水平人员的必要性(因为对于小型运营商，由于经济或其它原因或在远距离区域作业时，无相关资源可用)。

(2) 试验背景

疲劳评定方法的应用经验表明：为达到设计目标，应具有通过相关试验的使用情况。为了满足设计要求，在工业部门通常是进行缺陷容限试验验证；如果有缺陷部位数据以及基于试验结果和类似零件服役经历的缺陷增长数据，也应在制定建议检查大纲中予以考虑。

(3) 制造和维护的考虑

为确保结构疲劳强度的充分性，对结构的制造、翻修和修理、日常维护，应满足下列要求，即设计要求和规范、维护程序、翻修和修理说明、监测符合性的质量控制，并建立生产工艺流程，包含工艺计划的冻结。为确定潜在的(疲劳)敏感性，疲劳容限的验证应该包含对每个元件特定工艺过程的详细资料的评估。

(4) 疲劳缺陷容限考虑

疲劳缺陷容限评定中应考虑下述项目：

(a) 确认在各项评定中应考虑的结构(应使用失效模式和影响分析或

类似的方法)。

(b) 预期使用中的各种典型稳定和机动飞行状态有关的应力和应变(稳定状态和扰动状态)。

(c) 各种飞行状态及对应载荷和应力谱的发生频率。

(d) 结构和所用材料的疲劳强度、疲劳裂纹扩展特性以及损伤结构的剩余强度。

(e) 检测能力、检查方法以及可检缺陷尺寸。

(f) 测量应力的可变性、实际飞行状态的出现次数以及材料疲劳强度特性。

2.2 飞行载荷测试大纲

(1) 总则。

设计分析得出航空器载荷和与之对应的应力后，需通过详细的飞行载荷测试大纲验证应力水平和/或载荷。飞行载荷测试大纲将验证整个飞行包线内最大和最小载荷，将收集本条款要求的用于疲劳评定时的稳态载荷和循环载荷/应变数据。测量参数主要有载荷标定的应变、加速度和必要的挠度。

(2) 测试设备。

(a) 飞行参数测量大纲中使用的测试设备系统应在试验条件下精确的测量和记录关键参数，对于临界机动工况，测试设备应能够记录稳态和交变的多个相关通道的数据序列结果；应变片的位置和分布应基于对关键应力区域的合理评估。应采用合理的分析方法，例如有限元模型(FEM)和采用其它技术作为补充，包括应变敏感涂层，光弹方法和热敏成像法。如果可能，测试大纲应规定每个部件上应变片的位置，以便所有测试和其他经验都可以与相同的测量参数集相关。应变片的灵敏度、频率响应、位置、分布和数量必须能够保证旋翼航空器安全运行的每个部件应变/载荷谱和应变/载荷分布。

(b) 应同时记录飞行和地面运行时的相关参数(空速、旋翼转速、重心处的加速度等)，如果适用时，也可记录这些参数随时间的变化历程。在旋翼航空器机动和运行时记录相关的载荷和应力是必要的；如果要求测量的参数的数量超出了测量系统的能力，当需要进行多次飞行时，应有足够的数据通道来测量特殊工况的所有合理的数据。

(c) 测量系统应进行标定，在应变测量期间应经常检查，一般在飞行

的开始和结束时进行，当需要时应对应变片进行温度补偿。

(d) 当标定结构时，应对标定装置程序进行合理的评估，用来表明在飞行机动和工作参数的范围内所遇到的应变-载荷响应是典型的。标定的精度应考虑计算分析时部件危险失效模式对应的载荷分布，标定载荷应尽量达到预期的最大飞行载荷的较高百分比值，应注意确定和适当考虑任何非线性行为。

(3) 飞行测量的部位。

应对旋翼系统、传动系统、操纵系统以及旋翼、发动机、APU 的支撑结构和其它动部件测量足够的参数，确定和验证这些部件的载荷。对于旋翼航空器的非常规或独特设计或运行或采用非常规的设备，应特别考虑其独特的特点及其对现有系统和结构可能产生的影响。

(4) 需测量的飞行状态和运行条件

(a) 表 AC 29 MG 16-1 给出了传统载客/通用用途旋翼航空器需测量的典型飞行和地面状态，表 AC 29 MG 16-2 给出了货物吊运时的附加条件。对于集中的吊运任务，应测量吊运时的内部和外部载荷，适用时包括着陆时有负载和无负载情况。图 AC 29 MG 16-1 和图 AC 29 MG 16-1 给出对于所有直升机应测量的有动力和无动力运行时的飞行状态。上述表中包括了定义状态的参数，也包括了如总重和重心等其它参数。应测量温度、运行高度或高度循环的影响。如图 AC 29 MG 16-1 中注释，应证明有动力运行时完全覆盖 $1.11V_{NE}$；然而，如果在图 AC 29 MG 16-2 中所示最大和最小设计旋翼转速 V_{NE} 和最大和最小指示旋翼转速 $1.11V_{NE}$ 获得这些点，不需要得到无动力运行时完全覆盖 $1.11V_{NE}$；也应测试如噪声降低和近地面运行引起的特殊要求。

表 AC 29 MG 16-1 各状态下的飞行载荷测试项目

1.地面状态		
a. 正常启动		
b. 在地面快速增大主旋翼转速（RPM）至最大输出功率		
c. 在最大许用全周期变距控操纵的滑行		

d. 着陆滑跑（如果需要）		
e. 刹车（如果需要）		
f. 正常关车		
g. 特殊地面检查（如果需要）		
2.有地效悬停和无地效悬停	（1）最大转速（RPM）限制内的稳定性. （2）最小转速（RPM）限制内的稳定性. （3）向右转 90 度 （4）向左转 90 度 （5）操纵反效 （6）侧飞 （7）后飞	 ⅰ）纵向 ⅱ）侧向 ⅲ）脚蹬操纵 ⅰ）左 ⅱ）右
3.有地效的机动	（1）垂直起飞 （2）正常起飞（*）并加速到爬升空速 （3）正常着陆（*） （4）全自转着陆	 ⅰ）多发 ⅱ）单发失效
4.有动力前飞 a.平飞（**）	（1）40%V_H	 ⅰ）主旋翼最小转速（RPM-）限制 ⅱ）主旋翼最大转速

		（RPM+）限制
	（2）60%V_H	ⅰ）（RPM+） ⅱ）（RPM-）
	（3）80%V_H	ⅰ）（RPM+） ⅱ）（RPM-）
	（4）V_H	ⅰ）（RPM+） ⅱ）（RPM-）
	（5）V_{NE}	ⅰ）（RPM+） ⅱ）（RPM-）
b.机动	（1）全功率爬升（**）	ⅰ）所有发动机工作 ⅱ）单发停车
	（2）循环拉起	ⅰ） 60%V_H
	（3）从爬升空速到 90% V_H 的法向加速度	ⅱ） 90%V_H
	（4）超过转弯倾角范围的的左右转弯，加速到 V_H 或 V_{NE} 的较小者并包括：	
	（5）90%V_H 时的操纵反效	ⅰ）60%V_H 和 90%V_H 时右转 ⅱ）60%V_H 和 90%V_H 时左转
	（6）从 90%V_H 减速至下滑空速	ⅰ）纵向 ⅱ）侧向

		iii）脚蹬操纵
	（1）部分功率下降（*） （2）正常进近 （3）大角度进近（着陆）或拉平	ⅰ）所有发动机工作 ii）单发失效
5.功率转变 a.所有发动机工作到单发失效	（1）全功率爬升中 （2）在 90%V_H 时	
b.在有动力下滑中，从单发失效到所有发动机正常工作		
c.所有发动机正常运转到自转	（1）在 60%V_H 时 （2）在最大向前转变速度时	
d. 在正常自转空速下，稳定自转到所有发动机正常工作		
6.自转		
a.稳定	（1）70%V_{NE} 时 （2）V_{NE} 时	
b.在 70%V_{NE} 和 100%V_{NE} 时转弯	（1）右 （2）左	
c.循环拉起		
d.操纵反效	（1）纵向 （2）侧向 （3）脚蹬操纵	

(**)应考虑侧滑状态

(*)应考虑最大倾角和飞机的航向

表 AC 29 MG 16-2 正常状态之外的直升机载荷测试

状态	额定载荷 %	V_{NE} %
旋翼启动		
垂直上升	100	
	87	
悬停包括定点转向、侧飞、后飞和操纵反效	100	
	87	
负载巡航	100	100
	87	100
	100	90
	87	90
空载巡航		100
		90
最大爬升率		
最大减速率		
地面空转关闭		

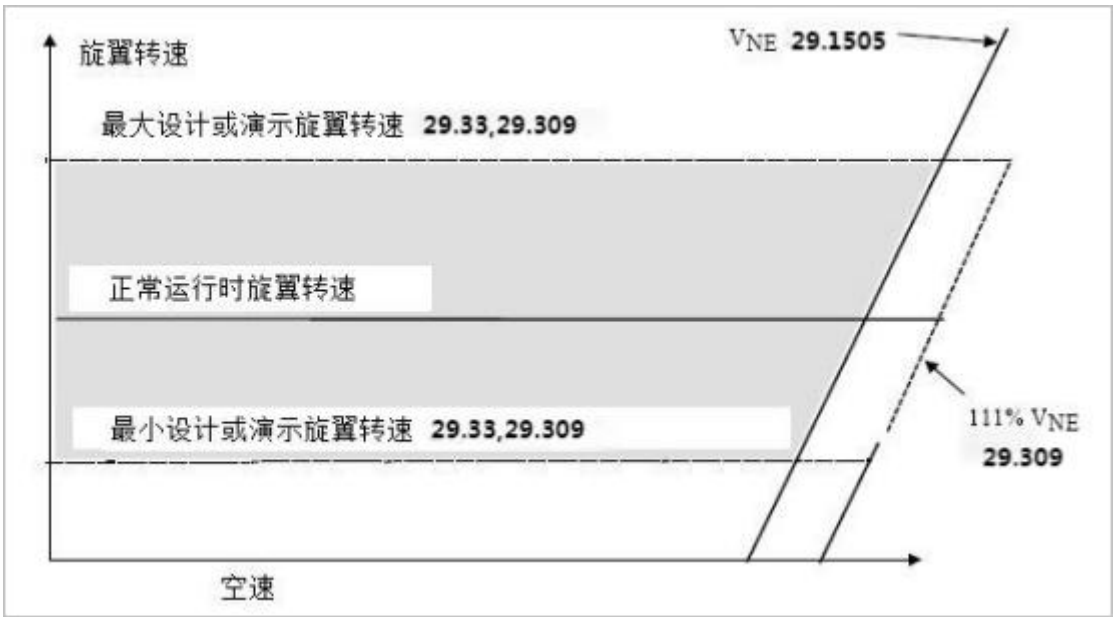
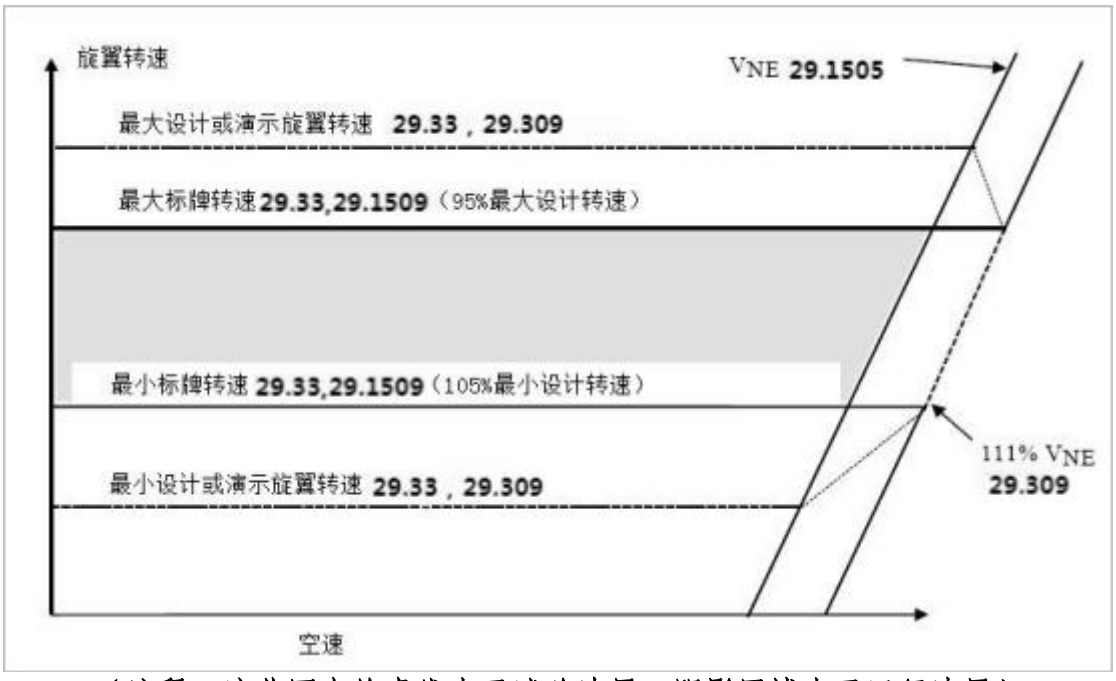


图 AC 29 MG 16-1 有动力运行时需测量的飞行包线



（注释：这些图中的虚线表示试验边界，阴影区域表示运行边界）

图 AC 29 MG 16-2 无动力运行时需测量的飞行包线

(b) 飞行应变测量大纲中确定的需测量的飞行状态应基于旋翼航空器使用中预期的情况；若适用，相似设计和/或相似的运行情况的信息是可以接受的。认为适合设计和应用的飞行状态必须代表旋翼航空器飞行手册实际运行情况。对于多发旋翼航空器，除完全无动力情况外，应考虑部分发动机失效的飞行情况。对于重型吊装和外吊装直升机，应测量有、无外载时的情况，还包括其它重要的参数；当被评估的任务包含长

的飞行航线时，飞行应变测量也应包括该飞行航线，从而确保在悬停和低速机动时能飞出一致的旋翼和操纵载荷，因为对于动载荷来说，重心偏移、阻力和外载的惯性作用是相关影响因素。一般当进行外挂货物运行时，由于安全和其它原因，V_{NE}会减小。另外考虑这些用途时，由于会频繁地超出旋翼航空器既定的使用限制，因此应合理地考虑对于这些用途和无意超出该类限制的情况以及使用限制的变化。评估的范围一般从使用经验中借鉴，但也需考虑设备的误差和运行的环境，特别是飞行员的水平和工作负荷。如果有必要，也应测量结构重要维修的影响，特别是在可能出现异常大的载荷放大的结果，并且根据经验显示或相信发生这种情况的可能性很大的情况下。运行限制和维护说明可以根据这些验证进行调整。对于所有的旋翼航空器，应测量地面运行的影响，测量的地面和飞行情况应作为飞行评定大纲的一部分提交。

(c) 飞行应变测量期间测量的严重机动工况应比实际使用中更严重。在此评估中，需在载荷测试期间同一状态重复飞行测量，以达到规定的目标飞行试验情况下正常和预期的变化。

(d) 针对空气动力学构型的一些极端情况，包括舱门关闭或打开以及同时设备使用的场景。此外，当旋翼航空器安装其它设备时，如救生外吊挂、探照灯、照相机和红外传感器等，有必要评估该类情况下的载荷。类似设备会增加外形气动阻力从而要求增加动力；另外这些设备产生的气流会作用在尾梁、平尾或尾桨。当旋翼航空器按 STC 进行改装，安装这些设备时，STC 持有人应测量由于安装该类设备产生的影响，包括单独装一项或几项设备的组合。

对于特殊设计考虑进行的所有飞行情况的测量，应覆盖整个旋翼转速、空速、纵向和横向重心、高度和重量范围(从最小任务重量到最大任务重量)，确定每个飞行情况对应的临界载荷/应力。对于主旋翼组件和旋翼支撑结构的典型损伤飞行情况包括但不限于：高速飞行、转弯、拉起、侧飞、近进、自转、滑行、和在斜坡上起降。对于尾桨组件，需评估的典型飞行情况包括但不限于：悬停回转、侧飞或带侧滑的平飞。为说明数据分散性和确定载荷/应力水平，在每个飞行情况下应获得充足的数据点。在某些情况下，各种机动情况下的临界重量、重心和高度可基于合理的飞行载荷分析或相似设计的经验。在疲劳评定时，应包括产生

最临界载荷/应力水平飞行参数的组合。另外应注意在整个审定范围内温度的影响，特别是低温环境(典型的是低于-30℃)，比如旋翼系统中弹性部件的性能对温度的变化是特别敏感的；此类影响可以通过寒冷气候下的飞行或基于弹性元件的特性分析评估，如在低温环境箱里测量刚度和阻尼的表换。

2.3 任务谱的频率

(1)总则

任务谱定义了旋翼航空器在各种运行情况下飞行状态的时间比例或发生的数量。旋翼航空器尺寸和速度的差异与载客/载货能力相辅相成，这就要求对每种旋翼航空器的各种可能任务方案进行全面的评估。最常用的类型包括运输、近海支援、交通报导、应急医疗(EMS)、执法、搜索和营救、农业播种和外吊挂货物运输；每种运行对机动、重量/重心、高度都有专门要求，但每种直升机在其整个使用寿命期间可能会完成一种或多种任务，更换时间应考虑每个部件最严酷的情况，除非局方批准了其他方法可通过分解时间或记录事件，允许考虑多重运行类型。

(2)编谱

所有在实际使用过程中可能产生的损伤应包括功率循环和地-空-地循环产生的低周损伤，该部分信息可源自对相同或相似旋翼航空器的运行数据测量。符合第 27.309 条和第 29.309 条的设计限制，并旋翼航空器飞行手册中规定的任何建议的运行条件和限制应反映在谱中。对于不同的旋翼航空器，其任务谱根据其使用情况也不相同；如表 AC 29 MG 16-3 所示，通过比较三种不同类型旋翼航空器平飞状态下时间百分比说明任务谱的差异:

表 AC 29 MG 16-3 不同类型直升机平飞状态的时间百分数

活塞实用型		涡轴商用型		双发涡轴运输型	
$0.8V_{NE}$	25 %	$0.8V_H$	16 %	$0.8V_H$	15 %
$1.0V_H$	15 %	$0.9V_H$	21 %	$0.9V_H$	20 %
$1.0V_{NE}$	3 %	$1.0V_H$	24 %	$1.0V_H$	38 %
总计	43 %	总计	61 %	总计	73 %

不同类型的直升机不仅总计时间百分数不同，而且时间分布也不一样。这是在确定疲劳寿命的一个重要因素，不管是否在平飞状态存在损

伤载荷，取决于其它机动状态时间是如何分配的。应采用一种保守的编谱的方法，建议对平飞状态中决定各部件寿命的不同假设时间比进行敏感性研究；同样的方法也可用于确定其它遭受典型疲劳损伤元件的载荷谱，该部分研究的结果可用于影响载荷谱或部件的更换时间。

(3) 外挂货物运行

旋翼航空器悬停的独特能力使得其在移动外挂货物时非常有用，外挂货物运行要求旋翼航空器的最大升力和发动机能力的等级较高。例如，伐木运营可使用每飞行小时 50 次的最大功率，把原木从切割位置移到拖运区域；当吊起重物和旋翼航空器加速时，发动机功率达到了最大限制；在下降时，发动机功率达到最小限制；如果旋翼航空器减速和悬停释放外挂货物时，发动机功率又将重新回到峰值。旋翼航空器具有类似播撒肥料、吊挂水桶和给移动钻井平台补给等其它外挂货物的运行类型。这种短途运行状态的发动机功率对于旋翼航空器动力传动系统部件是非常关键的，应评估外挂货物运行的影响，以确定相关部件的更换时间是否会受到影响。

应评估外挂货物运行对标准构型限制的影响，以确定是否影响零部件的使用寿命、检查等。该评估可通过计算每一关键零部件的“外挂货物构型”使用寿命来实现。从标准构型飞行载荷数据和载荷谱，或从外挂货物构型的飞行载荷数据和载荷谱，或从频繁的地-空-地循环得到的最低使用寿命，通常是批准的使用寿命或更换时间。这种程序避免了两种运行类型之间按运行时间分配的问题。维修手册的适航限制章节应包括从本标准的符合性验证中获得的所需信息。如果按标准批准“等效飞行小时”的“使用循环”，则该部分内容要包括在手册的相应部分。如果合适的话，申请方应计划实施标准构型和外挂货物构型的飞行载荷测量大纲，地-空-地循环是这两种状态中所固有的，此方式将避免由于设备重新安装和校准带来的时间滞后。

(4) 对更换时间的管理

(a) 一般利用从全部的飞行载荷数据和载荷谱(包括外挂货物运行)得到的最低计算寿命确定部件的更换时间。维修规定和运行规则不要求记录不同运营情况下的使用时间,然而可能通过运行情况计数或考虑某些运行类型的分解飞行小时来调整更换时间。该部分程序要求适航当局

批准或修订相应的适航性限制章节，也应考虑到涉及运行的方面。例如，一个部件在地-空-地循环或功率循环中发生严重的损伤，以起飞的次数或飞行小时数确定寿命更合适。通过机组成员或批准的监视器(如起飞或升降)，可以容易地识别和记录合理的定义循环次数和确定相关的事件。用于包含每飞行小时多次循环的外挂货物运行任务时，对于部件的更换时间会更短；相反，运营人进行比运行标准低的任务时，因为有效损伤的循环累积更少可以使部件的使用寿命更长。

(b)如果合适的话，为了使运营人能可靠的评估(如地-空-地循环的次数)，一些疲劳评定时使用的基本假设应在维修手册的适航限制章节中注释，从而让运营人知晓该部分规定，并采用合理的措施。

(c)如果在旋翼航空器的后续使用中出现了原先结构上没有考虑到的运行情况，则应考虑到这种新运行的影响，并为了安全考虑需重新进行评估。其后，如更换时间需要修订，则新时间可限于参与新的运行情况的旋翼航空器，但要注意:

(i)确定需重新验证的部件;

(ii)旋翼航空器飞行手册限制的补充部分需批准;

(iii)对适航性限制的补充部分需批准;

(iv)以上的组合。

2.4 疲劳缺陷容限评定

(1)总则

应采用保守的安全寿命方法或缺陷容限方法，确保第29.571(a)中规定的主要结构元件的疲劳满足适航要求。尽管安全寿命方法在第29.571条中所规定的某些环境下是可接受的，但应采用缺陷容限安全寿命和破损-安全(裂纹/缺陷增长后的剩余强度)的方法，除非按第29.571条规定表明按实际情况是不可行的。结构缺陷容限评定旨在确保：当预期的缺陷出现时，在缺陷零件被更换或缺陷(包括因此而产生的疲劳裂纹)被检测到且采取适当措施之前，结构能够承受使用载荷而不破坏。缺陷容限评定可以通过缺陷容限安全寿命，破损安全(在裂纹/缺陷增长后的剩余强度)，或两者结合的方法实现。缺陷容限安全寿命方法包括与安全寿命验证有关的试验和/或分析，加上考虑缺陷而制定的更换时间，或安全寿命大于旋翼航空器的服役期。裂纹扩展方法包括试验和/或分析，它与编制检查计划的损伤容限评估(Damage Tolerance Assessment -DTA)有关。

在考虑疲劳容限时，结构应采用下述设计特征:

(a)使用多路传力结构和止裂措施，以限制裂纹增长和提供足够的剩余强度。

(b)材料和应力水平的选择应能防止由于缺陷造成初始裂纹或裂纹增长，或在裂纹开始后能提供一个可控的缓慢裂纹扩展率与高剩余强度的组合。要求采用试验验证裂纹扩展率。

(c)对所有关键结构元件在裂纹扩展并变得危险或导致相应的强度损失之前，设计允许裂纹和其它缺陷的检测(包含使用裂纹检测系统)，并且允许更换或修复。

(d)可允许采用多元件结构，以便发生在构件中的一个元件的损伤或破坏能被限制在该元件中，并且剩余结构仍能保持足够的承载能力，直到损伤元件被检查发现。

(e)应提供限制同时发生多个损伤可能性的措施，特别是在长期使用之后。此类措施应保证多路传力结构的每种破坏模式的充分独立。在这种疲劳评定中，建议采用全尺寸的疲劳试验件。

(f)主要结构件的确认，该类结构的典型示例如下:

(i)旋翼: 桨叶，桨毂，铰链，附件，阻尼器以及支撑结构;

(ii)旋翼传动系统: 齿轮，轴，减速器，联轴器;

(iii)操纵系统:承受重复加载的操纵杆,伺服结构以及自动倾斜器;

(iv)机身: 旋翼系统支撑结构，起落架附件;

(v)固定和可动操纵面: 安定面;

(vi)发动机，变速器或设备安装: APU，辅助变速箱;

(vii)起落架: 固定或可收放的主起落架和机身连接结构;

(viii)折叠系统: 主叶片，尾梁。

(g)确定主要结构件内部需要评定的位置

对于损伤容限评定，结构损伤的位置可通过分析或完整结构或子部件的疲劳试验确定。应考虑下述要求:

(i)未损伤结构的应变测量数据，可用于确定高应力集中点以及应力集中大小;

(ii)分析表明为高应力或低安全裕度的位置;

(iii)在静力试验中产生永久变形的位置;

(iv) 通过疲劳分析确定为潜在疲劳损伤的位置;

(v) 当该位置的一个元件发生破坏时，邻近元件内的应力将处于最大值的位置;

(vi) 元件内的局部断裂位置，在剩余结构中该位置将出现高应力集中;

(vii) 检测困难的位置;

(viii) 类似设计零部件的使用经验表明为易于产生疲劳或其它损伤的设计细节;

(ix) 由潜在的低断裂韧性或高缺陷增长率材料制造的零部件;

另外，由于某些原因(如严重腐蚀和/或微振磨损环境、磨蚀或擦伤环境和/或高频次维修环境)引起的可能损伤区域，应根据对设计和过去使用经验的研究确定。

(h) 缺陷程度

对每个新颖独特设计都应进行评定，以制定与可检性和缺陷扩展特性有关的、适当的损伤准则。在任何缺陷的确定中，根据所采用检查技术的检测能力、相关的单个元件破坏或初始可检缺陷尺寸、结构的剩余强度能力，考虑在使用中预期重复载荷作用下预期应力重新分布后可能的缺陷扩展率(在单个元件破坏或局部破坏后)和预期的检查次数，即可以确定对应的缺陷程度。

(i) 检查措施

应努力确保所有结构部件充分的可检测性，以证明它们在破损安全裂纹扩展条件下是合格的。在存在盲区或不可检表面情况下，应提供适当的设计特征以允许采用检查技术(根据需要，目视或无损检测)来保证获得足够的剩余强度，除非由于几何限制和良好的设计实践表明这些设计特征是不切实际的。此外，如果表明检查技术太复杂且不切实际，则对疲劳容限(评定)可采用安全寿命方法。

(j) 主要结构件的试验

当基于分析的预测不可靠时，则试验是必须的，例如对于复杂组件。如果采用非全尺寸结构进行试验，注意应确保内部载荷和边界条件的有效性。作为设计有效性的基准和验证符合要求，推荐在全尺寸结构上开展试验。在全尺寸结构或主要结构的部分上开展试验的性质和程度将依据于:

(i)可适用的以往设计、构造、试验;

(ii)类似结构有关的使用经验;

(iii)结构分析的有效性和深度(有限元模型，设计手册，应力或应变的测量);

(iv)保守性和安全裕度的确认，包括在受载情况的假设。

(2)缺陷容限安全寿命的验证

(a)只有采用必要的日常检查，缺陷容限安全寿命验证才能为预期缺陷结构提供一个安全服役时间。

(b)设计、工艺、材料和排除存在缺陷的应力水平、或对从缺陷开始的裂纹提供容限，可以用来获得缺陷容限安全寿命结构。

(c)缺陷容限安全寿命采用类似于安全寿命的分析和/或试验，只是进行试验的是“有预期缺陷”的结构件，而不是“制造状态”的结构件。当基于分析的预测不可靠时，试验是必须的，例如对复杂组件。

(d)缺陷类型和尺寸的评估(威胁评估)。

(i)基于在设计、生产、维护、翻修和使用经验的工艺过程和实践，对每一区域的构件，应该进行系统地评估缺陷的类型和尺寸。

(ii)缺陷的类型：缺陷的类型被认为应该包括内在/离散的缺陷、冲击、划伤、侵蚀、磨蚀和磨损。还需要增加考虑减少分散系数和从名义结构的偏离，例如“工艺冻结”、飞行关键部件程序、为减少内部缺陷(杂质和瑕疵)的材料选取和减少制造偏差的程序。如果专业制造检查工艺能显示出高可靠性、良好的控制和记录、系统的要求，进行专业制造过程检查能正确地排除一些考虑到的缺陷。当确定缺陷可能的位置和类型时，应该考虑相关位置是否采用表面处理、镀层保护或屏蔽。

(iii)缺陷的尺寸：缺陷尺寸的考虑应该代表在结构的服役寿命期内有可能遇到的，由制造、维护和使用环境产生的情形。在进行分析时，往往会考虑缺陷尺寸综合分布、关键位置和方向及在相当长的一段时间内保持原状的可能性。

(e)退役时间的确定。

(i)缺陷的特征：应该采用 S-N 曲线的形状和分散系数来确定对缺陷容限安全寿命结构专用材料的选取，该曲线可以通过一定数量试片级试验或参考选用材料的已有特性获得。另外，应该确定在 2.1(2)(d)中定义

的缺陷影响、S-N 曲线的形状和所选取材料的基本疲劳强度；可以通过一定数量的具有典型缺陷的样本试验，或参考相同材料和缺陷的现有特性来获得。综合典型制造过程和相关设计特征的样本计划也可以适用于定义“等效”缺陷，此类缺陷与典型缺陷产生同样的强度减弱效果，但是该类情形更容易实施和控制。

(ii)带缺陷的全尺寸样件：为得到带缺陷的疲劳强度平均值，应该进行一定数量带缺陷的全尺寸试件的试验。在可能出现缺陷的结构每个关键位置，应该制作典型缺陷，如果它们有相同或更严重的强度减弱效果，如样本试验确定的或具有相似的使用经验，可以使用等效的缺陷。

(iii)强度平均值确定：传统的应力-循环次数(S-N 曲线)或安全寿命疲劳试验谱可以采用在缺陷全尺寸样件确定疲劳强度平均值。带缺陷结构的强度可以由没有缺陷结构的试验结果附加按照上述章节 4.4(2)(e)(i)确定的减少强度来得出，或从相似结构的经验得出。

(iv)工作 S-N 曲线：在获取工作 S-N 曲线时应对平均曲线使用缩减系数，该系数应包括考虑所试验的样件数目、疲劳结果的可变性(分散性)以及同样材料或类似零部件以前的试验数据和使用经验。为避免事倍功半，可通过适当的设计特征，如多承力路径、明晰缺陷指示或提供对损伤模式有益类型的材料特性，如果被证明是有效的，则可以采用 2 倍平均标准差而不是 3 倍(传统安全寿命)进行缩减。评定新材料或新设计情况时，在补充试验数据证明系数更改是有效之前，建议采用较大的缩减系数。

(v)更换时间：通过累积损伤分析方法证实对缺陷结构的更换时间，需要采用 S-N 曲线和 2.3 章节中的载荷谱。建立的更换时间，应包含在按第 29.1529 条制定的持续适航文件中适航限制章节。

(3)破损安全验证

(a)安全裂纹扩展。安全裂纹扩展(断裂力学)验证应该反映在预期使用(在开始可检测到损伤的时间至损伤程度达到评估的剩余强度值时的时间段)的重复载荷下的损伤增长率，为编制检查计划提供实践依据。

(b)检查方法。设计人员应确保所有结构有足够的可检查性，且满足破损安全缺陷扩展要求。对安全裂纹扩展设计适用的检查如下：

(i)日常检查：有支持日常检查的计划，实际检查中应避免检查盲区。

(ii)特殊检查：该类检查一般根据试验结果和设计的几何形状获得，

需注意在某些部位应使用专用的检查技术。对于采用超出了小型运营商能力的检查技术和资源或相对旋翼航空器传统上作业范围的不可用的远距离作业，不应该列入现场检验清单内。应采用保守尺寸的可检查裂纹或其它缺陷，在裂纹从可检测尺寸增长到剩余强度低于设计限制强度的尺寸之前，应该提供足够的检查间隔来检测裂纹。

(iii)增压检查：该类设计特征可用来检测裂纹，因为裂纹会导致受压舱失去压力(正压或负压)。可以使用测量仪指示出压力的损失，或若表明颜料指示是可靠的，也可使用该方法。

(iv)振动检查：振动检查从两个方面考虑，一方面是振动显示了失效迹象，另一方面是由振动引起的增强疲劳载荷。

(v)噪声检查：如果初期失效将产生一个足够连续大的且清晰无误噪声，此特征可以不用增加特殊的检查获得缺陷容限。

(vi)裂纹检查金属线、箔片等等：在详细定义说明金属线可以正确使用的地方，可以应用检查金属线。此类技术适用于其它方法很难检查的地方。

(c)多元件。采用多元件结构,可以在结构组件中的一个元件发生损坏或失效时，使失效被限制在该失效元件内，并且剩余结构将仍具有足够的承载能力,直到失效元件被检查发现。应设计为多路径结构的每个失效模式提供足够独立性，推荐采用全尺寸疲劳试验件进行评估。避免同时发生多元件损坏的情况列举如下:

(i)工作在相同应力水平下分离的多路元件同时失效或部分失效。

(ii)由于载荷重新分布，一个元件失效后，邻近地区的元件失效或部分失效。

(d)部分失效情况。下面是部分失效类型的典型例子,可考虑缺陷扩展破损安全评估。

(i)旋翼后缘部分的可检蒙皮裂纹。

(ii)连接带组件中单个连接带的可检失效。

(iii)起源于结构开口或裁剪边缘上的可检蒙皮裂纹。

(iv)在机身或尾梁的结构上可检环状或纵向蒙皮裂纹。

(v)除了在相邻蒙皮处的可检裂纹，内部框元件或加强件完整分离处可检裂纹。

(vi) 至少在大梁腹板或类似的元件的拉伸区域出现的可检疲劳失效。

(vii) 主要附件的可检失效,包括桨叶附件配件和操纵面的铰链及相关配件。

(viii) 使用中预期的磨蚀、腐蚀、耐磨损的条件。

(e) 初始检查时间。最初的裂纹尺寸可用于首次检查时间的评估，应该是制造质量控制的缺陷尺寸和零件寿命期内不可检测的损伤尺寸。

(f) 检查间隔评估。对多载荷路径,在最初可检测损伤到由于裂纹扩展导致剩余强度降低至设计限制载荷之间，推荐至少 3 个检查间隔。对单个元件结构,推荐至少 4 个检查间隔。应规定重复载荷的载荷、温度和湿度使用谱，加载条件应该考虑重要地方结构的柔韧性效果和载荷加载速率。

为获得裂纹扩展数据，在产生裂纹以后应该选择 2 个或 2 个以上的样件,结合扩展理论和数据，采用真实载荷谱或加速载荷(谱载荷或单一载荷)进行试验。如可行,裂纹扩展试验应考虑试验中自然产生的疲劳裂纹。在其他情况下,利用合适的方法制作初始裂纹点,参考章节 2.4(3)(h)。除非采用更合理的方法达到等效的安全水平,应使用以下设置检测间隔的方法，在所有情况下,检测方法和间隔应该充分考虑某些变量，如检查能力、检测种类、裂纹生长的行为以及其它定期维修考虑。

(i) 对单个元件(载荷路线)结构,绘制的数据和设定检查曲线如图 AC 29 MG 16-3。

1) 在 $L_1/3$ 时，设定初始检查。

2) 在 $L_2/4$ 时，设定重复检查间隔。

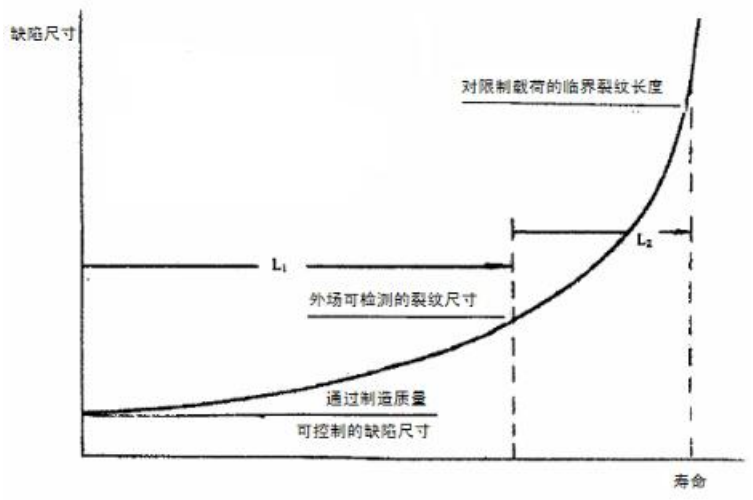


图 AC 29 MG 16-3 单个元件结构的裂纹增长

(ii) 对于经试验证实的多元件载荷路径结构

1) 通过裂纹产生和扩展或者人为使其失效，获得关键载荷路径的完全失效。

2) 在载荷路径失效之前，建立 Lr 时应考虑结构累积的损伤(如从名义缺陷或初始裂纹开始的裂纹扩展)。

3) 当剩余元件的剩余强度由于裂纹扩展减小至限制载荷时，如果可行应提供载荷裕度。

4) 如图 AC 29 MG 16-4,在 Lr/3 时设定重复检查间隔。

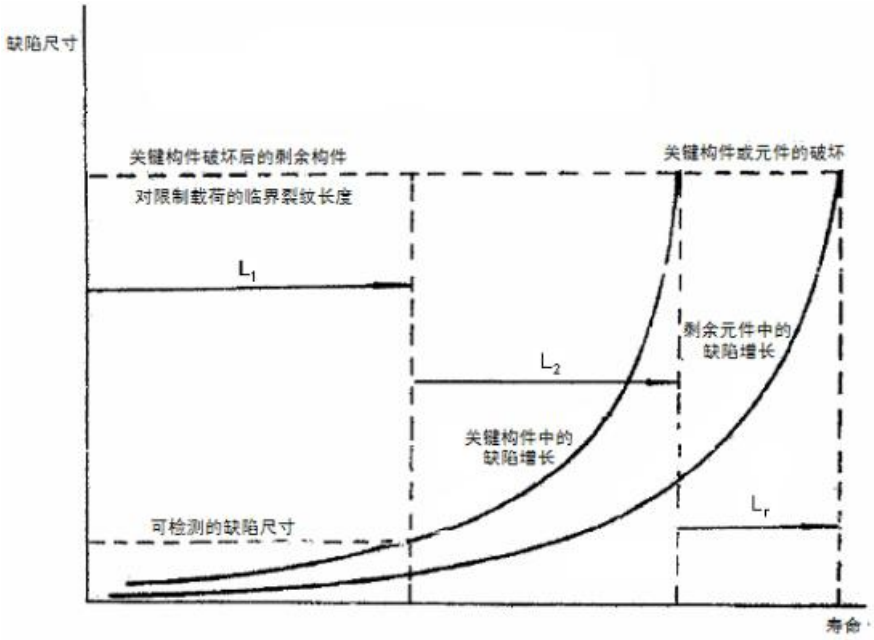


图 AC 29 MG 16-4 多元件结构中剩余元件的裂纹扩展

(g) 无裂纹扩展/良好的裂纹扩展

(i) 这种方法依靠更换而不是检查来确保 PSE 的持续适航性。更换时

间是建立在考虑裂纹扩展特性基础上。

(ii)要求通过分析、试验或两者结合来证实结构处于无裂纹/良好裂纹扩展情况。在结构被替换之前，危险裂纹(a_R)在使用载荷和环境下不扩展或不会扩展到临界裂纹尺寸(a_{CRIT})。危险裂纹(a_R)是与制造、维修和使用环境一致的严重裂纹。通过最大应力强度因子来定义其范围，在包括地-空-地循环的预期使用加载范围内，应假定裂纹在关键位置。

(iii)为确定更换时间，应假定危险裂纹在关键位置，在预期载荷/环境谱下确定裂纹扩展特征。根据裂纹扩展评估和确定的更换时间，有三种不同的情形，如图 AC 29 MG 16-5、AC 29 MG 16-6 和 AC MG 16-7。

(iv)图 AC 29 MG 16-5 描述了无裂纹扩展的情形。由图可知,危险缺陷不增长或增长不明显。在这种情况下,更换时间不应超过设计寿命(L_{DES})。

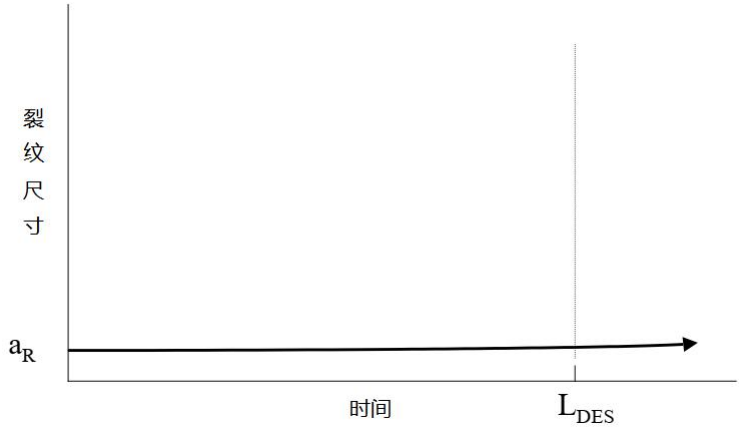


图 AC 29 MG 16-5 裂纹尺寸与时间关系(无裂纹扩展)

(v)图 AC 29 MG 16-6 描述了危险裂纹扩展相对较慢,但成为临界裂纹要先于变成可检裂纹(a_{DET})的情形。在这种情况下,更换时间应设置等于总裂纹扩展时间(L_T)除以因数 N。

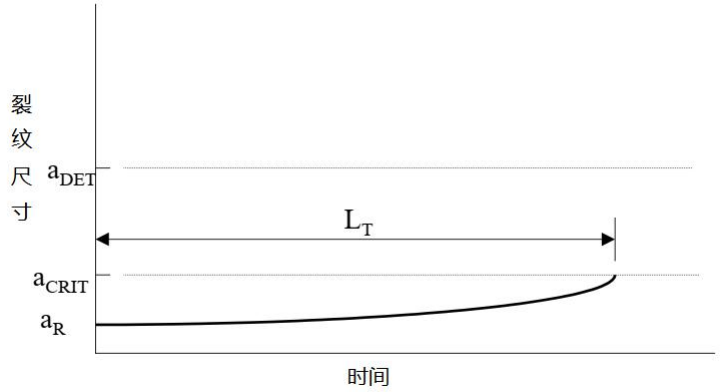


图 AC 29 MG 16-6 裂纹尺寸与时间关系(能被检测到之前成为临界裂纹)

(vi)图 AC 29 MG 16-7 描述了在成为临界裂纹(在 L_1+L_2)之前，危险裂纹扩展到可检测尺寸(在 L_1)的情形。在这种情况下,更换时间应设置等于总裂纹扩展时间(L_1+L_2)除以因数 N。

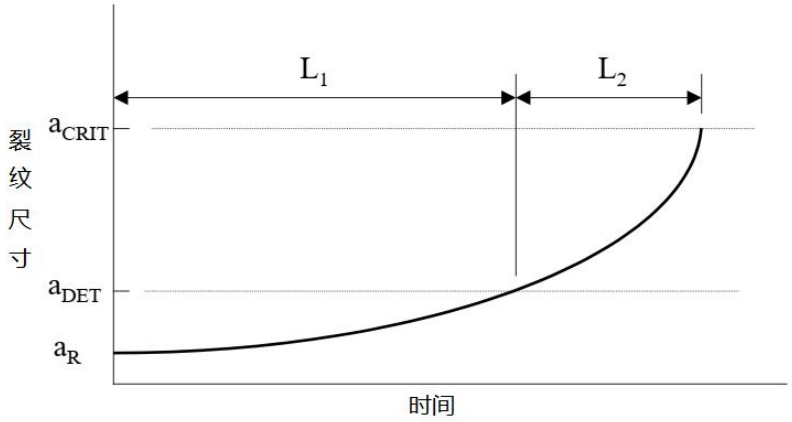


图 AC 29 MG 16-7 裂纹尺寸与时间关系(能被检测到之后成为临界裂纹)

(vii)在确定决定更换时间的因数 N 时,应该考虑裂纹的扩展数据(例如,分散数据与平均数据的对比、产生数据的样本数量等)。

(viii)建议最小 N 值应该是：①N=2，在裂纹扩展分析中采用保守发散的裂纹扩展数据情况；②N=4，在裂纹扩展分析中采用平均的裂纹扩展数据，或在从一个样件的裂纹扩展试验得到裂纹扩展寿命(对两个或两个以上的全尺寸试件，最短的裂纹扩展的寿命可以使用 N=3)。

(iv)在无裂纹扩展/良好裂纹扩展的分类方面,由于没有对元件进行检查确保持续适航性，裂纹扩展门槛值(ΔK_{ITH})的有效性尤其重要。与此相同,可能需要额外注意用来分析的裂纹扩展门槛值的有效性。需考虑以下影响：用来产生数值标准的测试程序、微观结构、热处理、裂纹尺寸、加载条件、环境、颗粒大小和方向等。通常，样本测试程序可能需要确定一个恒定的 ΔK_{ITH} 数据基准；对参考文献数据的使用可能要求更保守。

(h)主要结构件（PSE）的试验

(i)在完整结构或部分主要结构进行试验的性质和内容，主要取决于相关类似结构以前设计、构造、试验及使用经验。对破损安全试验考虑裂纹扩展，模拟裂纹应该尽可能地代表实际的疲劳损伤。在不容易产生实际疲劳裂纹的地方，可以用细锯、锋利刀片、铡刀、电火花机或其他合适的方法来模拟缺陷。锯切口等的有效性,应通过与相同材料裂纹样件的试验样本比较来验证。某些情况下螺栓失效,或等效的地方,是用来模拟部件的连接或装配缺陷构型，可以拆除螺栓获取该部件的模拟状态;

(ii) 如果表明相当或可能更好的保证不会发生灾难性的疲劳失效，可以使用其他测试和检查程序。

(i) 分析评估：破损安全特性也可以采用可靠和保守的方法分析表明，说明重复载荷和限制载荷应力不超过以前验证过的类似构型、材料和可检测性的破损安全设计。需对分析模型进行验证，以确保：

(i) 应力分析足够精确。可以通过类似于全尺寸应变测量、温度记录、或其他合适的测试方法获得；

(ii) 恰当地应用断裂力学；

(iii) 针对特定的加载过程，验证了载荷相互作用模型；

(iv) 使用一致的材料数据库。

(j) 检查计划：在缺陷变成临界裂纹前的缺陷检测，是确保结构缺陷容限特性的最终控制方法。因此，申请人应提供足够的指导信息，以帮助使用人员确定关键结构的检查频率、范围和方法，根据第 29.571 条中的相关要求，此类信息应包含在第 29.1529 条要求的维护手册中。由于许多影响缺陷容限的参数(如操作实践、环境影响、缺陷增长的载荷顺序以及检查方法的变化)内在的、复杂的相互作用，所以在制定检查程序时应考虑相关的使用经验。必要时，可采用对比分析来指导根据过去成功实践所作的更改。

(4) 安全寿命验证

(a) 由于考虑受限于可检性、几何尺寸或好的设计实践，当破损安全和缺陷容限安全寿命两种方法都不适用时，采用安全寿命方法。

(b) 与缺陷容限方法的机理和使用条件相比，安全寿命方法可以不用考虑缺陷和不完整性。因此，在使用安全寿命法进行验证时，通常使用保守系数来调整载荷和强度的变化。

(5) 综合方法

(a) 结构部件的疲劳评定可以由基于缺陷容限安全寿命方法确定的退役时间管理，见 2.4(2)；或使用基于破损安全方法确定的检查大纲管理，见 2.4(3)；或者，如果被允许，使用基于传统安全寿命的退役时间管理，见 2.4(4)。在某些情况下，基于上述方法中最少时间建立报废时间是合适的；在某些情况下，对给定结构既建立退役时间又制定检查大纲也是可行的。

(b) 退役时间。由成品结构件和传统工作曲线确定的常规安全寿命退

役时间可能比由缺陷容限安全寿命评定确定的时间要小。在这种情况下，应该使用两个退役时间中较小者。此外，如果可行的话，由破损安全评定得到的检查间隔可以用作退役时间，这就消除了进行特定检查的需要。在这种情况下,如果传统安全寿命的退役时间短，应该使用该时间。

AC 29 MG 17 旋翼航空器和系统Ⅱ类运行的合格审定

1. 说明

(1) II 类仪表进近和着陆最短距离与地面设施、环境、机载设备、机组训练、机组熟练程度以及维修大纲直接相关。对驾驶员来说，进近和着陆最短距离取决于跑道能见度，跑道能见度可能而且常常与云底高度有关，例如，理论上如果跑道能见度有 1200 米（4000 英尺），云底高度一般至少有 90 米（300 英尺）。因此， I 类进近最低气象条件为云底高度不低于 60 米（200 英尺），且能见度不低于 800 米（0.5 英里）或跑道视程（RVR）不小于 750 米（2400 英尺）； II 类进近最低气象条件为决断高度小于 60 米（200 英尺）但不小于 30 米（100 英尺），且跑道视程小于 750 米（2400 英尺）但不小于 375 米（1200 英尺）； III类进近最低气象条件要求要比 II 类进近更低，此处不予讨论。

(2) II 类进近和着陆所需要的地面设施包括位于跑道中线延长线且距跑道入口不少于 900 米（3000 英尺）的进近灯光系统，这样就使任何现有直升机机场都无法被批准用于 II 类运行。因此，下面关于旋翼航空器的 II 类进近的批准程序均假设以大于或等于 V_{MINI} 的空速向跑道进近。

(3) 对仪表飞行规则（IFR） II 类进近批准的规章和咨询资料已包含在《一般运行和飞行规则》（CCAR-91-R4）和《航空器运营人全天候运行要求》（AC-91-FS-2020-16-R1）中。

(4) 任何提交 II 类合格审定的旋翼航空器都必须首先满足旋翼航空器仪表飞行的要求（见第 29 部附录 B 和 AC 29.1543）。

(5) 除了上述地面设施与环境外，要取得 II 类批准，还有其它三个通用要求，包括航空器和系统的合格审定、机组的资格与复训、航空器和 II 类运行所需系统持续维修手册。完整的 II 类批准需要一本包括所有这些方面的 II 类运行手册。批准该手册通常是营运人和适航审查员的职责，适航审查员可以授权营运人对具体某个 II 类运行项目的批准。

(6) II 类批准所必需的附加设备包括飞行控制导引系统。该系统既可以是飞行指引系统，也可以是自动进近耦合器。飞行指引系统只需给仪表着陆系统（ILS）航向信标提供计算的转向数据，并且在显示航向信标转向指令的显示器上至少还应显示下滑信标数据。如果与 ILS 航向信标耦合交联，也可以使用单轴自动驾驶仪。然而，实际上，现代旋翼航空器的飞行指引仪和自动驾驶仪系统都至少采用两轴指令导引或耦合，有些可以提供定位信标、下滑信标和空速的三轴耦合或导引。对于决断点高度为 45 米（150 英尺）或更低的运行，还需要指点信标系统或无线电高度表。一般在旋翼航空器飞行手册（RFM）补充手册中定义 II 类运行的构型限制和使用程序。

2. 可接受的符合性方法

(1) 要求测试仪器在每次进近的全过程都能提供下列参数的时间历程:

(a) 定位信标偏差;

(b) 下滑信标偏差;

(c) 雷达高度（如适用）。

这些参数可以在每次进近时从驾驶舱显示器上获取。定位信标和下滑信标的偏差通常采用与中心线的微安偏差值记录在一连续的记录带上，而雷达高度则以离地高度连续地记录在同一记录装置中。任何型式的记录仪，只要在整个进近过程中能得到这些参数的时间历程，就是可以令人满意的。但仍建议采用在每次进近过程期间可以读取或进近结束后即可以读取数据的记录仪，因为这就可以在每次进近完成后立即确定进近期间轨迹跟随的可接受性。

除上述数据外，其它的驾驶舱数据应手写记录在一份类似于图 AC 29 MG 17-1 和图 AC 29 MG 17-2 所示的格式纸上。

机长 _____ 副机长 _____ 日期 _____

登记号 _____ 机场 _____ 跑道 _____ 天气 _____ 风 _____

局方审查员 _____

在打算利用机上少量的进场系统进场时，无论是放弃进场还是成功进场，都应填完本表格。

进场评定

1. 进场成功吗？ 是 ☐ 否 ☐
2. 使用的飞行控制导航系统
   a. 自动耦合器 ☐
   b. 飞行指引仪 ☐
   c. 如已配备和使用，同意 a 和 b 吗？是 ☐ 否 ☐
      副机长的意见？ 是 ☐ 否 ☐
      局方审查员的意见？ 是 ☐ 否 ☐
3. 相对于规定速度的空速偏差
   在中指点标 ±_____，在 30 米（100 英尺）决断点高度 ±_____。
4. 如果不能开始 ☐ 或不能完成 ☐ 进场（指出哪项），理由是：
   a. 机载设备 ☐ 判断并说明缺陷性质 _____
   b. 地面设备 ☐ 判断并说明缺陷性质 _____
   c. 进场管制或塔台要求 ☐
   d. 其它原因 ☐ 陈述理由 _____
5. 飞机在 30 米（100 英尺）决断点高度时宜于继续拉平和着陆吗？

是 ☐ 否 ☐

6. 如放弃进场和着陆，请注明离跑道的高度：_____米

（陈述理由）_____

_____

7. 总的性能品质：好 ☐ 可接受 ☐ 不可接受 ☐

_____

机长签字

图 AC 29 MG 17-1 II 类进场的评定（样本）

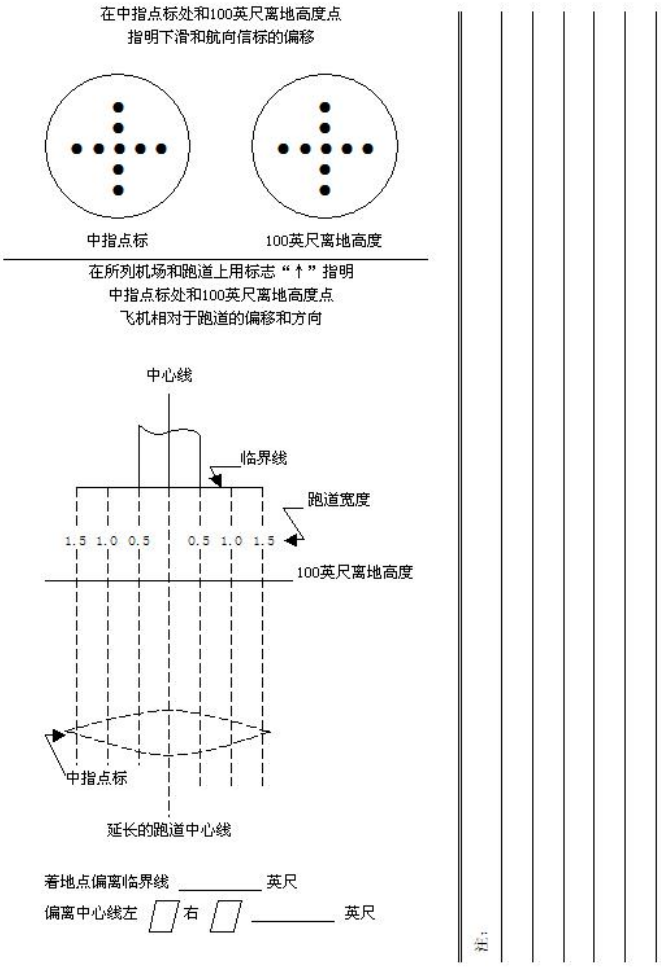


图 AC 29 MG 17-2 II类进场的评定

(2)系统评定

(a) II类批准的主要内容是对飞行导引系统的评定。要对某特定型号旋翼航空器飞行导引系统进行合格审定，必须完成至少 50 次 ILS 进近演示，并具有至少 90%的成功率。如果飞行导引系统以前未在其他旋翼航空器上获得合格审定，那么在II类评定开始前应先完成该系统的合格审定大纲。在进行 50 次 ILS 进近之前，应确定飞行导引系统确实符合所有合格审定要求。这一点尤其适用于必须考虑急偏故障的自动驾驶仪系统。

(b)为满足II类运行所需要安装的设备必须满足《航空器运营人全天候运行要求》（AC-91-FS-2020-16-R1）附件四附录 2 规定的性能准则。这一资料详细叙述了机载设备及其安装应满足II类性能的批准准则。该附录包含旋翼航空器飞行手册、系统地面试验、机上安装要求和试验。运输类旋翼航空器应满足与运输类飞机相同的系统性能要求。

(c) II类系统的批准所要求的飞行演示和对跟踪设备的精度要求已在任何提交II类合格审定的旋翼航空器都必须首先满足旋翼航空器仪表

飞行的要求（见第 CCAR-29-R2 附录 B 和 AC 29.1543）中作了说明。测定跟踪精度的常用方法是测量定位信标和下滑信标偏差微安值，并把它们打印在一连续的记录带上。还应将驾驶舱可观察数据手写记录在类似于图 AC 29 MG 17-1 和图 AC 29 MG 17-2 所示的格式纸上。在评定期间完成的每次进近都应有一套完整的数据。

(d)应仔细评估需要驾驶员手动配平以使自动飞行控制系统（AFCS）的执行机构回中的耦合器系统，特别是在湍流状态或有横向突风时。如果驾驶员不持续关注和介入操纵，那么这些系统可能不满足 30 米（100 英尺）决断点高度上的配平要求，也可能提供不了足够的轨迹跟踪精度。

(e)应评估耦合器所有轴通道急偏故障的影响，以此来确定最低决断高度。应确定在决断高度上由于机头向下急偏所产生的高度损失。应在旋翼航空器飞行手册中说明这一高度损失，并对接通耦合器时的最小离地高度加以合理的限制。

(f)建议对 II 类 ILS 设施做进场演示。许多 I 类 ILS 装置在较低高度上也不能为 II 类运行精确跟踪提供足够好的信号。许多时候，这是由于受跑道进场端头附近的地形或建筑物的影响所致。尽管如此，如果能达到满意的精度，所有 II 类批准所要求的进近可以在 I 类设施上进行。在飞行试验期间，特别是在好天气时模拟使用 IFR 状态时，应当告知正在使用的进场管制站和指挥塔台：“现正进行 II 类运行。”为获得满意的 ILS 信号，必须保持 II 类 ILS 有效区域畅通无阻。空管机构应确保在数据采集进近期间，滑行中的飞机、机场维护车辆以及其他机场交通工具均远离关键区域。空管机构还能监控 ILS 设施是否按 II 类标准正常运行，并且当运行出现异常时能够通知试验机。

(3)旋翼航空器飞行手册

旋翼航空器飞行手册在圆满完成工程审查和试验大纲的基础上，局方批准的旋翼航空器飞行手册或补充手册应反映下列内容:

(a)使用限制（如果有）;

(b)对性能章节的修订（如适用）;

(c)关于 II 类批准的说明，其大意是：“机载仪表和设备均满足 II 类进近的性能标准”及体现下面的注解的相关说明。

注： 符合上文所引用的性能标准并不构成进行 II 类运行的批准。

AC 29 MG 18 运输类旋翼航空器全权限数字式控制系统（FADEC）适航符合性验证指南

1. 说明

1.1 关联条款

与 FADEC 相关的条款主要包含第 29.901 条、第 29.903 条、第 29.927 条、第 29.939 条、第 29.1143 条、第 29.1309 条、第 29.1581 条。

1.2 背景

随着“微处理器技术”的出现，越来越多的旋翼航空器发动机控制采用数字控制方法，而非采用传统的方法。这些数字式的、基于微处理器的全权限发动机控制带来了许多采用传统技术（气压或液压机械操纵器件）所不可能达到的性能优点（如同步调节）。由于引入了这种先进技术，所以必须对发动机的安装做一些附加考虑，以保证条款的符合性。

另外，配置单通道 FADEC 系统的单发旋翼航空器也应当符合 CCAR-27 部和 CCAR-29 部 B 类条款的相关规定。在单发旋翼航空器上应用单通道 FADEC，与双通道 FADEC 系统或多发安装相比，可能存在较高概率的、与 FADEC 相关的故障，并可能导致在整个飞行包线内不能完成可操纵的有动力着陆或不能安全运行，因此需要一些特殊考虑。故障的严酷度等级应由发动机系统安全分析、最终的完整性要求、检测并向机组提供故障和（或）失效数据的能力，以及机组处理任何故障和（或）失效的能力来决定，这应由申请人来解释。

如果要延长航空器的任务续航时间，就需要重新评定 FADEC 操纵系统的可靠性。在航空器最初的型号合格审定期间，通常对各系统进行分析，以确定它们的严酷度类别（如灾难的、危险的、严重的等等）和可靠性要求。要确定一个系统的可靠性，可通过做某些假设来确定“暴露时间”。在大多数情况下，暴露时间就是以航空器要使用的各种飞行剖面为基础的平均续航时间。如果采用外加燃油容量的方法来增加航空器预期的任务续航时间，则应考虑在新增加的任务续航时间情况下，对系统的可靠性进行重新分析。

最后，旋翼航空器的使用是各不相同的，而且采用的设备种类也很广泛。虽然其中有些设备经鉴定已达到航空器标准、特别是环境标准的要求，但另一些未鉴定达标的设备或许就是有害的电磁干扰源。早期的

旋翼航空器一般没有安装像发动机控制和飞行控制这类执行关键功能的电子控制系统，因此对要求设备按航空器标准进行鉴定就不甚关心。通常，这类设备只需要进行 EMC 的交替相互作用检查。这些试验包括操作有关的设备和目视检查是否有干扰现象；设备往往是非关键的设备，主要关心的是它有可能会发出干扰。许多新近的旋翼航空器的设计采用了电子式发动机控制，并且先进飞行控制系统将可能逐渐普及，因此，要特别关注未鉴定的设备及其对关键航空器系统上的影响。此外，由于大多数旋翼航空器尺寸较小，所安装的设备必然与提供关键功能的电子控制器件距离非常近，因此，会比大尺寸的固定翼航空器更加有可能产生干扰。

专题中一些术语定义如下:

(1)故障或失效

影响零部件或元器件使用以至于不能继续完成预定功能（包括功能丧失和失常）的事件。

(2)完整性

包括与系统的严酷度相当的硬件可靠性要求及软件等级要求。

(3)单通道 FADEC

单通道 FADEC 系统是一种能从低于地面慢车功率到 100%功率的范围对发动机提供全权限操纵的装置，从发动机起动的某些方面来说，它类似于较为复杂的双通道余度的 FADEC 系统,但没有提供双余度系统的完整能力的第二通道。通常，这种单通道 FADEC 的备用模式由一功能较为单一的通道（要么通过液压机械，要么采取电子控制）提供: 但这只是为了返航目的，而绝非任务能力。

2. 可接受的符合性方法

FADEC 相关审定要求的可接受的符合性方法包括: 设计评审、试验室试验和飞行试验。FADEC 在实际的审定和符合性验证中，可以分为以下 4 种情况。

(1) 满足 A 类发动机隔离安装要求的全权限数字式控制系统

(a) 以下是为满足 CCAR-29 部 A 类 FADEC 发动机安装要求特别需要关注的方面。AC 29.1309 包含了“全权限”控制的一般定义。

(i) 软件鉴定

1) 在 RTCA/DO-178C 中，按照 FADEC 故障条件的危害类别，FADEC 相关软件一般可接受 A 级或者 B 级软件。针对 A 级软件，旋翼航空器审查方将开展发动机 FADEC 软件的确认工作，然而，如果申请人基于安全性分析的相关结果，建议使用一个 B 级软件，则需要发动机审查方和旋翼航空器审查方对该提案进行审查和批准。

2) 如果申请人以前按 DO-178A/B 研制和批准的 FADEC，并申请对其 FADEC 软件进行更改，则需要发动机审查方和旋翼航空器审查方对该提案进行审查和批准。

（ii）闪电冲击保护。AC 29.1309 包含了一个可接受方法的完整论述，用于验证已安装的 FADEC 被充分保护，免于闪电的灾难性影响。

（iii）电源系统考虑

1) 正常运行系统应在所有电源都运行正常时进行评定。如果所提供的附加电源容量高于合格审定要求的最小值，那么某些部分的评定就应在以最小值运行时进行。最小的电源配置应考虑第 29.903 条(b)款的要求。

2) 故障状态应从合格审定所要求的最小配置开始，引入电力系统故障，再确定对 FADEC 继续运行的影响。

3) FADEC 的电路保护装置应设置在驾驶舱，以便在飞行中能更容易重新启动或复位。应认识到 FADEC 的运行对飞行安全是必不可少的，参见第 29.1357 条(d)款。

4) 在多发应用中，每一系统都应与其他系统尽最大可能地隔离；导线应分开敷设；电源应取自独立的汇流条并单独接地；系统各部件也应彼此独立。

5) 当定期检查作为合适的符合性方法时，应制定合理的时间间隔。这些检查通常包括对某些更受关注项目的飞行前检查，以及对其他项目的正常维护。如果规定了需要机组人员进行检查，则应进行评估用于确保该检查是合理的。例如，如果要检查的项目位于被内饰覆盖的区域，则机组人员检查是不合理的，可能需要进一步的设计考虑。

（iv）动力装置安装考虑

1) 第 29.901 条(c)款的符合性演示一般应包括对所装动力装置各系统的故障模式和影响分析。当采用了 FADEC 时，其分析应考虑控制的故障模式、所装发动机的反应、对航空器的影响以及机组对该情况的响应。

应考虑未探测到的故障组合。应分析由于FADEC对初期故障的响应可能使发动机故障的严酷度逐步升级的情况。凡有潜在危险的故障都应在飞行试验期间进行评定。在确定故障的可接受性时，应按第29.903条(b)款(2)项和第29.1309条(b)款(2)项(i)目的要求进行审查。

2) 第29.903条(b)款(2)项“A类发动机隔离”，目的是保证任一故障都不会妨碍其余发动机继续安全运行，或不需要机组立即采取措施来确保继续安全运行。各台发动机的FADEC均应是独立的。在需要FADEC之间相互交联的情况下（例如扭矩的分配），应注意确保可能发生的故障不会导致功率损失，总可用功率小于OEI条件下的可用功率。在满足第29.903条(b)款要求的情况下，无需机组成员立即采取动作进行手动选择或操作备用系统。这些不是规章要求的备份系统可以提供多发能力的优势，而不是强制进行OEI工作，应在无危险的情况上进行评估。

3) 第29.939条“涡轮发动机工作特性”，要求在飞行中进行检查，以确保在允许的飞行包线内，正常和紧急运行期间发动机不存在危险程度的不利工作特性。这一评定应包括对FADEC系统合格审定的最低配置状态的评价（即申请人提出的满足CCAR-29部要求的最低配置状态）。对于无需满足CCAR-29部要求的FADEC降级运行模式或备用系统，如果某些性能下降（例如对正常的总距操纵限制、有限的航空器机动等）已经飞行评定确认是合理的和无危险的，则这些性能的降级是可以接受的。这些限制应在飞行手册中予以规定。

4) 当然，装有FADEC发动机的旋翼航空器必须满足CCAR-29部的全部要求，而本节所叙述的只是应当特别注意的方面。

(2) 单发旋翼航空器应用的单通道全权限数字式控制系统

(a) 符合第29.901条(b)款(2)项要求所安装的每一个部件的构造、布置与安装应保证在正常检查或翻修间隔期内能持续保持安全运转。第29.901条(c)款要求动力装置操纵系统的单一失效或故障不得危及旋翼航空器的安全运行。在一台发动机配置一个单通道FADEC的情况下，必须有某种形式的余度，以保证万一出现偶然的完全失效时，旋翼航空器仍能继续安全运行。该余度系统必须是可达的，并使驾驶员能够完成一次可操纵的有动力着陆。此外，第29.939条(a)款还要求在飞行中检查

涡轮发动机的工作特性。要求飞行试验按下述方法进行，以演示符合规章的要求。以下各节提供了满足这些通用设计要求的指南。

(i) 余度。由于电气和（或）电子元器件故障的随机性，不能保证电子系统在制定的检查间隔期内都会安全工作，所以应对 FADEC 系统的电气和（或）电子元器件运用某种余度技术，以减小其丧失安全着陆或继续安全飞行能力的概率。通常，这种余度由某种形式的备用系统或替代的发动机操纵方法来提供。对备用系统的要求可以通过许多途径达到，包括简单的机械系统和（或）液压机械系统、简单的电气和（或）电子系统（不是完整的余度通道）或完整的余度系统。

(ii) 有效性。必须通过系统设计或通过操作程序来提供措施，以保证主系统和备用或替代系统在功能上可用于完成预定的任务。制造厂商要求的备用或替代系统检测时间间隔应以系统故障分析确定的预计故障率为基础。但是，驾驶员应有能力根据其判断测试备用系统。此外，主系统故障不得影响备用或替代系统的安全工作。

(iii) 备用系统的能力。第 29.1143 条要求每个功率操纵机构必须能提供措施，对其操纵的发动机进行确实的和及时反应的操纵。此外，第 29.903 条要求与发动机操纵系统关联的动力装置系统应设计成能合理保证在使用中不会超出发动机的使用限制。即使备用操纵机构有可能降级，系统也应能操纵发动机并使航空器保持在其使用限制内。应演示主操纵机构发生故障时，航空器仍能继续安全运行和完成一次可操纵的有动力着陆，并且不会加重驾驶员的工作负担；这个演示包括在过渡到备用模式时和使用备用操纵机构的过程中都能使旋翼转速保持在可接受的限制内的演示。

(iv) 机组切换到备用模式的能力。如果需要机组做动作才能切换到备用模式，则必须在所有飞行阶段、从任一座位（可以是机长的座位，也可以是副驾驶员的座位）来演示这种能力。驾驶员切换备用模式使用的程序，应按第 29.1581 条的要求在旋翼航空器飞行手册中清楚地加以说明。

(v) 转换到备用模式。从主操纵模式或中间模式（固定位置）到备用模式的转换，必须在既没有太久的滞后时间又没有太大的功率变化的情况下进行。应在飞行试验中评定转换期间所经历的滞后时间和功率变化的可接受性。当已转换到备用模式，应有措施提醒驾驶员。

(vi) 提示。应设置适当的提示，以便将故障和（或）失效以及（或）发动机操纵的转换信息告知机组。这些提示有视觉型和听觉型，必须按用途加以区别，特别是在发生任何故障和（或）失效的情况下不应产生误解。要求在最后做出认可结论之前能完成对这些提示的飞行评定。

(vii) 自动转换。如果系统设计成能在各种操纵模式之间实现自动转换，则应在无太大功率变化的情况下进行转换，并且应有措施提醒驾驶员注意已转换到备用模式。在各种操纵模式之间的多次自动转换有可能使航空器出现不稳定性。应提供一种方法，使得在主操纵一有故障就将它锁住，并自动转换到备用模式。如果允许驾驶员复位，则应在旋翼航空器飞行手册中注明其程序。

(viii) 计算出的故障率（存在未知的故障）。在试图进行故障率计算之前，应先明确故障定义。利用故障定义来确定故障率，有可能是故障模式影响分析与利用单个器件的可靠性数值进行可靠性分析相结合的结果。可靠性数值应取自某个业已认可的数据库。故障率计算应考虑最坏情况下的使用限制，如飞行操作、环境考虑以及工作时间。所谓最坏情况下的飞行操作，包括在各种任务中预期航空器要使用的、彼此关联又相互独立的所有飞行阶段（如起飞、巡航、悬停、着陆等）。另一方面，确定故障率应利用使用经验，但使用经验只有在 FADEC 及其所安装的程序有着高度的相似性时才适用。计算的故障率是 FMEA 的直接结果，它应满足功能危害评估所确定的完整性等级要求。

(b) 合格审定方法

(i) 功能危害评估。单发应用的单通道 FADEC 对第 29.1141 条和第 29.1309 条要求的符合性，应以所考虑系统使用的严酷度为基础。其使用的严酷度可通过进行航空器级的危害评估来确定，即从可能发生的故障模式开始，以这些故障的后果结束。故障后果可按严酷度等级进行分类，要求的完整性等级可以通过将其与严酷度等级对照而获得。主要重点应放在确定严酷度较高的等级（严重的及其以上的）及其原因上。这一过程应包括在操作层面看到的故障和这些故障同机体、机组以及系统本身的相互影响的考虑。以下是评估的几个方面:

1) 假设。需要机体/机组接口的假设，以便进行航空器级的危害评估。这些假设是进行航空器级危害评估的先决条件，必须列入危害评估

表中，并且当机体适用时必须通过机体试验予以验证。如不能验证这些假设，则必须以实际的机体试验数据取代未验证的假设（即假设的先决条件），而且危害评估也应以支持先决条件的新数据重新予以评定。这一新的评估结果也许是对FADEC安装设计予以认可的决定因素，或对设计更改提供必要的证据。

2）标准。在单发旋翼航空器上认可配备单通道FADEC系统的发动机，要求FADEC系统的完整性等级符合由航空器整机FHA确定的严酷度等级。此外，系统在航空器层面的最终认可以其完整性等级为基础，此完整性等级要同危害评估所确定的严酷度等级对应，而危害评估应采用在航空器飞行试验大纲实施期间业已验证的数据。这些假设和（或）先决条件应包括与所有可能的FADEC故障有关的工作情况，它至少包括下列各方面：

a）机组对故障的反应和（或）气动响应；

b）发生故障时的最不利的飞行操作（如着陆、仪表飞行规则等）；

c）飞行运行时间（暴露时间）；

d）与其他系统和（或）备用系统之间的共享输入和（或）输出的系统交互；

e）充分的故障提示。

（ii）验证准则

1）总则

a）由发动机制造厂商利用航空器级的FHA要求，在开展系统安全分析时完成的假设和（或）先决条件，必须在该系统的合格审定期间通过飞行试验来证实。如存在其假设不能在飞行试验期间验证的可能性，则可能要求重新设计发动机和（或）FADEC。

b）应说明与工作特性有关的故障处理方法。应确定FADEC和（或）发动机的制造厂商所预想的故障处理方法是可行的，且符合工作要求。所以，对下列有关FADEC的基本信息应加以识别：

i）可检测的故障；

ii）不可检测的故障；

iii）当检测到故障时FADEC所采取的措施；

iv）能给驾驶员以提示的故障及提示方法；

v）检测到故障后所要求的预期操作措施；

ⅵ）不可检测的故障可能导致的使用后果;

ⅶ）验证所假设最不利情况下的飞行操作是最不利情况。

2）手动备份。要求对手动备份系统进行附加的航空器操作试验，以专门评定手动备份系统符合规章的要求。手动备份系统的可接受性基本上取决于它的安装及其与机体的接口。在认可手动备份系统之前，以下各项必须按第 29.927 条和第 29.939 条要求进行演示，或对每一种功用都进行验证:

a）应通过飞行试验来演示在发动机主操纵发生故障的情况下，航空器仍能飞行，并且在不加重驾驶员负担的情况下能完成可控的有动力和安全着陆。

b）应通过飞行试验来演示在航空器使用包线内的任一运行阶段，各操纵模式之间的转换不会造成不安全状态。

c）在主操纵发生故障后要求驾驶员采取的、作为 FHA 和 FMEA 假设的措施，应在飞行试验期间加以验证，并且列入飞行手册的应急程序中。

(3) 由于延长旋翼航空器的续航时间引起的全权限数字式控制系统可靠性审查

(a) 要求

(i) 如果申请人可以获取用于型号合格审定的最初分析，则进行新的可靠性分析的一种方法就是将最初可靠性分析中所用的暴露时间，乘以加大航程的最大续航时间与原先的最大续航时间之比。这就是说，如果航空器的续航时间因外加油量而增加 50%,那么假设的暴露时间也应增加 50%。申请人则应利用这一新的暴露时间重做分析。

(ii) 如果申请人不能获得其最初分析，那么，他们就有责任提供用来确定新的暴露时间的理由，并且要对已定为关键的系统进行一次全面分析。适航当局的工程师则应将这一次新的分析同原来的分析加以对比。

(4) 当旋翼航空器安装了提供关键功能的电子控制器时，未鉴定的设备和已知具有严重干扰可能性的设备符合电磁兼容性试验要求的审定指南

(a) 要求

(i) 旋翼航空器的合格审定基础提供了要确保必要功能不受干扰的条款。虽然各航空器之间的合格审定基础可能不同，但评估电磁干扰的

要求却很相似，由此产生了相同的符合性方法。大多数 EMC 所考虑的内容都可通过交替作用干扰检查来解决。但是，当有一项关键控制功能系由电子设备提供时，则除了上述的 EMC 试验以外，还应阐明专门的 EMI 试验。有时，要求确定更严格的试验，想起来简单，但做起来复杂。要求更严格的试验，是为了使设备安装与关键控制（如: FADEC、电传等）或关键控制器件的故障处理有关干扰方面的考虑能有满意的结果。这类设备是指“已知很有可能产生干扰的设备”，其可能获得了航空器标准的鉴定，或者还没有，如高频（HF）电台、大功率雷达、绞车、位于控制系统附近的发射天线等。对这类设备所关注的是可能对关键电子控制器件产生干扰。

(ii) 除下述本章第(4)(a)(iii)节中“关键控制器件的 EMI 安装试验”和“安装试验条件”提及的专门试验外，在所有需要考虑的设备工作的情况下，进行安装后的 EMC 交替相互作用检查，并确定干扰危害是否发生。

1) 设备类别—已知很有可能产生干扰的设备: 这类设备应按本章第(4)(a)(ii)节所述的“关键控制器件的 EMI 安装试验/安装试验条件”进行试验。因为对这类设备所关注的是它“很有可能产生干扰”，其 EMI 试验室鉴定并不能排除 EMI 安装试验。满足下述准则之一的设备被认为是“已知很有可能产生干扰的设备”:

a) 需要 25 安培或以上才能工作的设备;

b) 发射功率 30 瓦特或以上的设备;

c) 具有发射天线位于距 FADEC 小于或等于 0.5 米的设备，或

d) 任何功率的高频（HF）发射机。

这类设备包括高频电台、大功率雷达、绞车、高功率电台、位置极靠近控制器件的电台发射天线，以及需要大电流才能工作或者会辐射强电磁场的设备。这类设备如某些应急医疗服务设备、夜航日光灯、某些空气调节器、需要大电流（25 安培及以上）才能工作的声像系统、前视红外系统（FLIRS）、某些前视雷达、某些气象雷达、某些发射功率达 30 瓦特或更多的通讯系统、某些数据链传输系统等。

注: 不满足该准则的设备被认为是“已知不大可能产生干扰的设备”。

2) 设备类别—已知不大可能产生干扰的设备: 按照本章第(4)(a)(ii)1)节规定的准则，一旦确定建议安装的设备不属于“已知很

有可能产生干扰的设备”，则不要求进行本章第(4)(a)(iii)节“关键控制器件安装的 EMI 试验/试验条件”所述的 EMI 试验。但是，仍要求进行本章第(4)(a)(ii)节所述的 EMC 交替相互作用检查。

(iii) 关键控制器件的 EMI 安装试验

1) 对不大可能产生干扰的未鉴定设备不再要求进行 EMI 安装试验。然而，EMI 安装试验却是表明“已知很有可能产生干扰的设备”干扰考虑的符合性的唯一试验方法。确定是否是“已知很有可能产生干扰的设备”的准则在本章第(4)(a)(ii)1)节中已规定。

2) 安装后的 EMI 试验必须有一份适航当局批准的试验计划，该计划要求很有可能引起干扰的设备应以所有合理的工作方式工作，以便确定是否有电磁干扰进入该电子控制系统。安装后的 EMI 试验包括对该关键电子控制系统进行查询（假如具有这一功能的话），以确定其是否受到不利影响（应识别试验期间发生的记录故障）。此外，还应对控制器件的输入/输出参数进行实时监控。通过或失败的判据是:“没有发现干扰”即为通过; 反之，如果发现了进入操纵系统的任何干扰，则为失败。如果发现了干扰，就应查找干扰源，以确定所发现的干扰是否为最不利情况。在某些情况下，发现了干扰，有可能需要进行必要的飞行试验，目的是要确定在飞行中其干扰是否也是最不利的。在确定了最不利的干扰情况之后，必须从根源上消除干扰，或者对干扰加以评定，以保证关键电子控制器件、其功能及相关指示均不会导致不安全状态。此外，还要求对发动机制造厂商研制的 FADEC 专用试验设备进行审查，并监控其控制器件的输入/输出参数。其他类型的关键控制器件或许也需要专门的试验设备用以开展这类试验。

3) 安装试验条件。有关“已知很有可能产生干扰的设备”的担心主要是辐射干扰和感应干扰，因而通常地面试验和飞行试验都要进行。所以，当被要求进行本章第(4)(a)(iii)节所述的 EMI 安装试验时，通常需要进行地面和飞行试验。仅进行地面试验往往不能满足要求，因为某些设备在地面操作可能引起安全问题，而另外一些设备不能满意地在地面工作，或者设备在地面操作将提供令人误解的结果。举例来说，某些设备是禁止在地面操作的，如绞车。

4) 如果拟安装的设备与另一相同安装的关键电子控制系统已经做过关联试验，那么本章第(4)(a)(iii)节所述的安装后 EMI 试验要求可以豁免。如果数据表明设备及其安装和已通过试验的数据具有相同性，允许代替在同类型的旋翼航空器上做进一步试验。

(b) 总结。对于提供关键功能的电子控制器件的潜在干扰的担心，可以用本文件所述的办法解决。为评估“已知很有可能产生干扰的设备”的干扰情况，该设备必须在地面和飞行试验期间按照本章第(4)(a)(iii)节所述作为安装的一部分进行试验。