

民航规〔2023〕36号

民航局关于修订印发《关于民用航空产品 合格审定的细化要求》的通知

民航各地区管理局，各航空设计制造单位，民航大学、民航干院、航科院、民航二所、适航审定中心：

为进一步规范民用航空产品合格审定工作，我局对《关于民用航空产品合格审定的细化要求》进行了修订。现将修订后的《关于民用航空产品合格审定的细化要求》印发你们，请认真组织学习，结合实际做好贯彻落实工作。

中国民用航空局

2023年12月4日

关于民用航空产品合格审定的细化要求

为规范民用航空产品适航审定管理工作，依据《民用航空产品和零部件合格审定规定》（CCAR-21）及国际民航公约附件 8《航空器适航性》，现对型号设计资料提交和存档、依据型号合格证生产的生产检验系统等工作制定本细化要求，具体如下。

一、型号合格证和型号认可证相关型号设计资料提交和存档要求

型号合格审定/型号认可审定过程中，申请人应提交所有图纸、规范、报告和其他文件证据来定义航空产品型号设计并表明对适用适航规章、环境保护要求和民航局规定的专用条件的符合性。取得型号合格证/型号认可证后，型号设计资料应包含在记录、报告、图纸和其他文件中，这些文件全面描述了型号设计获批时的具体构型。型号设计资料必须由局方、型号合格证/型号认可证持有人或双方一起保存维护。局方应当确定对于型号合格证/型号认可证需要保存维护的资料和类型。无论以上何种情况，只要航空器、发动机或螺旋桨仍然在役，其型号设计资料就应当永久保存且不得破坏。由型号合格证/型号认可证持有人保存的资料必须在局方执行生产检查、监督、设计更改审查、制定纠正/整改措施等例行公务时或局方认为的其他必要情况下提供给局方。资料保存要求如下：

1. 定义航空产品构型和设计特点所需的图纸和规范，以及用以证明符合航空产品适用要求的这些图纸和规范的清单；
2. 用以证明符合适用要求的分析和测试的报告；
3. 用于航空器、发动机或螺旋桨构造的信息、材料和工艺；
4. 获批的航空器飞行手册或其等效材料（与型号相关的文件），包括主最低设备清单和构型偏离清单（如适用）；
5. 获批的维修审查委员会报告、维修大纲或其等效文件，以及航空器维修手册。航空器维修手册应包含厂家建议并由局方认可的定期维修计划和程序指南详细信息；
6. 通过对比法来确定同一型号后续民用航空产品的适航性和噪声特性（如适用）所需的任何其他数据；
7. 设计国适航当局的声明，用以详细说明所允许的该国适航标准与用来批准该航空器、发动机或螺旋桨的适航标准之间的偏离或差异；
8. 由设计国适航当局颁发的航空器、发动机或螺旋桨的型号合格证/设计批准书或等效证书；
9. 所有适航指令或等效文件的清单和全套材料。

对于型号合格（认可）审定项目，型号合格证/型号认可证持有人应保存以上 1 到 6 项相关资料。对于型号认可项目，局方应保存以上 7 到 9 项相关资料。

二、补充型号合格证、改装设计批准书和补充型号认可证相关型号设计资料提交和存档要求

补充型号合格审定/改装设计批准/补充型号认可审定过程中，申请人应提交所有图纸、规范、报告和其他文件证据来定义航空产品型号设计更改并表明对适用适航规章、环境保护要求和民航局规定的专用条件的符合性。取得补充型号合格证/改装设计批准书/补充型号认可证后，构成设计更改的资料应包含在记录、报告、图纸和其他文件中，这些文件全面描述了批准时的设计更改的具体构型。设计更改资料必须由局方、补充型号合格证/改装设计批准书/补充型号认可证持有人或双方一起保存维护。局方应当确定补充型号合格证/改装设计批准书/补充型号认可证持有人需保存的资料和类型。无论以上何种情况，对设计更改的记录应永久保存且不会被破坏。由补充型号合格证/改装设计批准书/补充型号认可证持有人保存的资料必须在局方执行生产检查、监督、设计更改审查、制定纠正/整改措施等例行公务或局方认为的其他必要情况下提供给局方。资料保存要求如下：

1. 定义改装构型和设计特征所需的图纸和规范以及用以证明符合航空产品适用要求的那些图纸和规范的清单；
2. 用以证明符合适用要求的分析和测试的报告；
3. 用于航空器、发动机或螺旋桨改装构造的信息、材料和工艺；

4. 获批的航空器飞行手册补充或其等效材料（与型号相关的文件），包括主最低设备清单和构型偏离清单的修订（如适用）；

5. 获批的维修大纲或等效文件的修订或建议，以及航空器维修手册。航空器维修手册应包含厂家建议并由局方认可的定期维修计划和程序指南的详细修订信息；

6. 通过对比法来确定同一型号改装航空产品的适航性和噪声特性（如适用）所需的任何其他数据；

7. 设计国适航当局的声明，用以详细说明所允许的该国适航标准与用来批准该航空器、发动机或螺旋桨设计更改的适航标准之间的偏离或差异；

8. 由设计国适航当局颁发的航空器、发动机或螺旋桨的补充型号合格证或等效证书；

9. 所有适航指令或等效文件的清单和全套材料。

对于补充型号合格（认可）/改装设计批准审定项目，补充型号合格证/改装设计批准书/补充型号认可证持有人应保存以上 1 到 6 项相关资料。对于补充型号认可项目，局方应保存以上 7 到 9 项相关资料。

三、依据型号合格证生产的生产检验系统要求

依据型号合格证进行民用航空产品生产的制造人，应建立并保持生产检验系统，确保所制造的每件航空产品均符合型号设计并处于安全可用状态。应使用手册来规定该生产检

验系统，并且手册应提交局方评估确认。

四、正常类飞机材料适航审定的细化要求

申请按照《正常类飞机适航规定》（CCAR-23）进行型号合格审定的飞机，其损坏可能对安全性有不利影响的零件所用材料的适用性和耐久性必须满足下列要求：

1. 由经验或试验来确定；
2. 符合经批准的标准，保证这些材料具有设计资料中采用的强度和其他性能；
3. 考虑服役中预期的环境条件，如温度和湿度的影响。

五、关于航空产品适航审定基础的细化要求

1. 有关灭火剂的相关要求

对于航空器适航审定，按照 21.17 条确定审定基础时，应纳入如下要求：

（1）根据《正常类飞机适航规定》（CCAR-23）、《运输类飞机适航标准》（CCAR-25）、《正常类旋翼航空器适航规定》（CCAR-27）、《运输类旋翼航空器适航规定》（CCAR-29），在哈龙灭火剂替代品技术可行时，在 2014 年 12 月 31 日及以后取得型号合格证或型号认可证的航空器，其发动机和辅助动力装置的救火或灭火系统，必须使用未被列入 1987 年《关于消耗臭氧层物质的蒙特利尔议定书》中的灭火剂，详见《关于消耗臭氧层物质的蒙特利尔议定书手册》第八版附录 A 第 II 类。

注：有关灭火剂的资料载于联合国环境署哈龙技术选择委员会第 1 号技术说明：《新技术哈龙替代品》和美国联邦航空局 DOT/FAA/AR-99-63 号报告：《航空器灭火系统使用哈龙的选项》。

（2）在哈龙灭火剂替代品技术可行时，在 2021 年 3 月 7 日及以后按照《运输类飞机适航标准》（CCAR-25）取得型号合格证或型号认可证的航空器，航空器货舱的救火或灭火系统，必须使用未被列入 1987 年《关于消耗臭氧层物质的蒙特利尔议定书》中的灭火剂，详见《关于消耗臭氧层物质的蒙特利尔议定书手册》第十版附录 A 第 II 类。

注：有关可接受灭火剂的资料载于联合国环境署哈龙技术选择委员会报告第 1 号技术说明：《新技术哈龙替代品》和美国联邦航空局 DOT/FAA/AR 11/31 号报告：《航空器灭火系统使用哈龙的选项》。

2. 关于螺旋桨适航审定基础的细化要求

对于螺旋桨适航审定，按照 21.17 条确定审定基础时，应纳入如下要求：

（1）鸟撞

申请人必须通过试验、基于试验的分析或相似设计的经验表明典型安装的螺旋桨在关键飞行条件下的关键位置处遭受鸟的撞击而不会发生较大的或危害性的后果。对于预期装配于运输类飞机的螺旋桨，鸟的重量为 1.8 千克（4 磅）；

对于预期装配于正常类飞机的螺旋桨，鸟的重量需符合该螺旋桨预期安装的飞机的鸟撞规定。

(2) 雷击

申请人必须通过试验，基于试验的分析或者类似设计经验表明，螺旋桨能够经受雷击而不会产生较大的或危害性后果。螺旋桨已被鉴定合格的限制范围应记录在相应的手册中。本条不适用于传统设计的定距木质螺旋桨。

六、名词术语解释

见附件 1。

七、关于航空器适航标准中审定维修要求的细化要求

对于 23.2510、25.1309、27.1309 和 29.1309，细化审定维修要求如下：应相应制定审定维修要求（CMR），以防止发生 23.2510、25.1309（b）、27.1309（b）（c）或 29.1309（b）以及其他相关条款所定义的失效状态。对于 23.2625、25.1529、27.1529 和 29.1529 条，细化审定维修要求如下：审定维修要求（CMR）必须作为 23.2625、25.1529、27.1529 或 29.1529 持续适航文件适航限制章节的一部分。

八、关于局方从型号设计持证人获取相关文件的细化要求

型号合格证/型号认可证持有人应确保局方能够获取以下文件：飞行手册、维护手册、结构修理手册、服务通告、主最低设备清单、维修审查委员会报告和相关适航指令。

九、关于持续结构完整性大纲相关审查工作的细化要求

见附件 2。

十、关于航空器噪声合格审定证明文件的说明

航空器型号合格审定时，适用的噪声要求应纳入审定基础，只有表明符合审定基础要求，并且没有不安全的设计特征或特性的航空器，方可获得型号合格证。航空器飞行手册中，应包含相关噪声审定合格证明文件（含噪声水平）。

生产出来的每架航空器，只有符合批准的型号设计并处于安全可用状态，方可获得适航证。

受国际民航公约附件 16 约束的航空器，航空器运行时，应携带相关适航证和航空器飞行手册，该适航证和航空器飞行手册中的噪声合格证明文件，可用来表明对《航空器型号和适航合格审定噪声规定》（CCAR-36）和国际民航公约附件 16 第 1 卷的符合性。

十一、关于《涡轮发动机飞机燃油排泄和排气排出物规定》（CCAR-34）适航审定相关工作的细化要求

见附件 3。

附件 1：名词术语解释

序号	定义名称	定义内容	参考 ICAO 附件
1	飞艇	由动力驱动的轻于空气的航空器。	附件 7
2	气球	没有动力驱动的轻于空气的航空器。	附件 7
3	共用标志	国际民用航空组织分配给共用标志登记当局的标志，用以对国际经营机构的航空器不以国家形式进行登记。 注：属于某国际经营机构的全部航空器，凡不按国籍进行登记者都用一样的共用标志。	附件 7
4	共用标志登记当局	保持非国籍登记册或视情保持该登记册一部分、以对国际经营机构的航空器进行登记的当局。	附件 7
5	耐火材料	一种能够和钢一样或比钢更能抗热的材料（当两者的尺寸都适合于特定用途时）。	附件 7
6	滑翔机	一种非动力驱动的重于空气的航空器，其飞行升力主要由在给定飞行条件下保持固定不动的翼面上的空气动力反作用获得。	附件 7
7	自转旋翼机	一种重于空气的航空器，其飞行的支撑力由一个或多个在基本垂直的轴上自由转动的旋翼上的空气反作用获得。	附件 7
8	重于空气的航空器	任何在飞行中主要从空气动力获得升力的航空器。	附件 7
9	国际经营机构	国际民航公约第七十七条所设想的那种机构。	附件 7
10	轻于空气的航空器	任何主要由于浮力而支持在空中的航空器。	附件 7
11	扑翼机	一种重于空气的航空器，其飞行的支撑力主要由被赋予一种拍动动作的翼面的空气反作用获得。	附件 7
12	遥控驾驶航空器（RPA）	一架由遥控站操纵的无人驾驶航空器。	附件 7
13	旋翼机	一种动力驱动的重于空气的航空器，其飞行的支撑力由一个或多个旋翼上的空气反作用获得。	附件 7

序号	定义名称	定义内容	参考 ICAO 附件
14	飞机	由动力驱动的重于空气的航空器，其飞行中的升力主要由作用于翼面上的空气动力的反作用力获得，此翼面在给定的飞行条件下保持固定不变。	附件 7、附件 8、附件 16 卷 I、附件 16 卷 III、
15	航空器	能从空气的反作用，而不是从空气对地表的反作用，在大气中获得支撑的任何机器。	附件 7、附件 8、附件 16 卷 I
16	适航 (适用至 2026 年 11 月 25 日)	航空器、发动机、螺旋桨或零部件符合其批准的设计并出于安全运行状态的状况。	附件 8
17	适航 (自 2026 年 11 月 26 日起适用)	航空器、遥控驾驶站、发动机、螺旋桨或零部件符合其批准的设计并出于安全运行状态的状况。	附件 8
18	预期运行条件 (适用至 2026 年 11 月 25 日)	考虑到航空器所适宜的运行，从经验中获知或在航空器使用寿命期间可合理想象会发生的条件。所考虑的条件与大气的气象状况、地面形状、航空器工作情况、人员效率和影响飞行安全的所有因素相关。预期运行条件不包括： a) 可以由操作程序有效避免的极端条件； b) 极少发生的极端条件，以致要求在这种极端条件下符合标准，将使适航标准高于经验证实属于必要和实际可行的标准。	附件 8
19	预期运行条件 (自 2026 年 11 月 26 日起适用)	考虑到航空器或遥控驾驶站所适宜的运行，从经验中获知或在航空器和遥控驾驶站使用寿命期间可合理想象会发生的条件。所考虑的条件与大气的气象状况、地面形状、航空器和遥控驾驶站工作情况、人员效率和影响飞行安全的所有因素相关。预期运行条件不包括： a) 可以由操作程序有效避免的极端条件；和 b) 极少发生的极端条件，以致要求在这种极端条件下符合标准，将使适航标准高于经验证实属于必要和实际可行的标准。	附件 8

序号	定义名称	定义内容	参考 ICAO 附件
20	相应适航要求（适用至 2026 年 11 月 25 日）	局方为审议中的航空器、发动机或螺旋桨的等级所确定、通过或接受的全面而详细的适航规范。	附件 8
21	相应适航要求（自 2026 年 11 月 26 日起适用）	局方为审议中的航空器、遥控驾驶站、发动机或螺旋桨的等级所确定、通过或接受的全面而详细的适航规范。	附件 8
22	批准	经局方接受，认为适合于某一目的。	附件 8
23	C2 链路（自 2026 年 11 月 26 日起适用）	遥控驾驶航空器与遥控驾驶站之间用于飞行管理的数据链路。	附件 8
24	C2 链路中断（自 2026 年 11 月 26 日起适用）	C2 链路不可用、不连续、产生太多延迟或完整性不足的任何临时情况，但是不超过 C2 链路丢失判定时间。	附件 8
25	C2 链路规范（自 2026 年 11 月 26 日起适用）	C2 链路设备应达到的符合适航系统设计适用要求的最低性能。	附件 8
26	A 类	就直升机而言，指设计具有附件 8 第 IVB 部分对发动机和系统隔离特性作出规定，并能够使用按照为关键发动机失效概念编排的起飞和着陆数据飞行的多台发动机的直升机，此概念为继续安全飞行或安全中断起飞保障了经适当指定的场地和充分的性能能力。	附件 8
27	B 类	就直升机而言，指不符合 A 类标准的单台或多台发动机的直升机。假设发动机失效，B 类直升机不具备保障继续安全飞行的能力，预计需要迫降。	附件 8
28	形态（用于飞机时）	影响飞机空气动力特征的活动部件，如襟翼和起落架等部件位置的特殊组合。	附件 8
29	持续适航（适用至 2026 年 11 月 25 日）	使航空器、发动机、螺旋桨或零部件符合适用的适航要求并且在其整个使用寿命期间处于安全运行状态的一套过程。	附件 8

序号	定义名称	定义内容	参考 ICAO 附件
30	持续适航 (自 2026 年 11 月 26 日起适用)	使航空器、遥控驾驶站、发动机、螺旋桨或零部件符合适用的适航要求并且在其整个使用寿命期间处于安全运行状态的一套过程。	附件 8
31	关键发动机 (一台或多台)	相对于考虑的情况,其失效对航空器的特性造成最不利影响的任一发动机。 注:有些航空器可能装有多台同等重要的关键发动机。在这种情况下,“关键发动机”一词系指其中一台关键发动机。	附件 8
32	设计着陆质量	航空器的最大质量,为结构设计之目的,假定计划按此最大质量着陆。	附件 8
33	设计起飞质量	航空器的最大质量,为结构设计之目的,假定计划按此最大质量开始起飞滑跑。	附件 8
34	设计滑行质量	航空器的最大质量,在这个质量下,对航空器在地面开始起飞前使用时可能发生的载荷作了结构规定。	附件 8
35	发现和避让 (自 2026 年 11 月 26 日起适用)	看见、察觉或发现交通冲突或其他危险并采取适当行动的能力。	附件 8
36	损伤(离散源)	鸟的撞击、风扇叶片非包容性故障、发动机非包容性破坏、高能旋转机械非包容性破坏或类似原因可能对飞机造成的结构性损伤。	附件 8
37	发动机	用作或准备用作航空器推进的装置。发动机至少包括那些对工作和控制所必需的部件和设备,但不包括螺旋桨/旋翼(如适用)。	附件 8
38	安全系数	考虑到载荷可能大于假定值及设计和制造中的不确定性而采用的设计系数。	附件 8

序号	定义名称	定义内容	参考 ICAO 附件
39	最后进近和起飞区 (FATO)	一个划定的区域, 在其上空完成进近机动飞行的最后阶段至悬停或着陆, 以及在此处开始起飞机动飞行。如果 FATO 供 I 级性能直升机使用, 该划定区域还包括可用中断起飞区。	附件 8
40	防火	受火焰烧 15 分钟而不燃的能力。 注: 可承受火焰的特性见 ISO 2685。	附件 8
41	耐火	受火焰烧 5 分钟而不燃的能力。 注: 可承受火焰的特性见 ISO 2685。	附件 8
42	移交 (自 2026 年 11 月 26 日起适用)	将驾驶控制从一个遥控驾驶站转移到另一个遥控驾驶站的行为。	附件 8
43	直升机	一种重于空气的航空器, 飞行时主要凭借一个或多个在基本垂直轴上由动力驱动的旋翼, 依靠空气的反作用力获得支撑。 注: 有些国家使用“旋翼机”一词作为“直升机”的代用词。	附件 7、附件 8、附件 16 卷 I
44	人的因素原理	应用于航空设计、审定、训练、运行与维修的原理, 这些原理的目的是通过对人的行为能力的适当考虑来实现人和其他系统组件的安全配合。	附件 8
45	人的行为能力	影响航空运行安全与效率的人的能力与局限性。	附件 8、附件 16 卷 I
46	着陆面	在机场上, 经机场当局宣布为可供航空器按某一特定方向作正常地面或水面降落滑跑的那部分表面。	附件 8
47	限制载荷	预期运行条件下假设会发生的最大载荷。	附件 8
48	载荷系数	特定载荷与航空器的重量之比。前者以空气动力、惯力或地面反作用力表示。	附件 8

序号	定义名称	定义内容	参考 ICAO 附件
49	C2 链路丢失判定时间 (自 2026 年 11 月 26 日起适用)	在宣布 C2 链路丢失状态之前允许的最大时长,在此期间,C2 链路的性能不足以让遥控驾驶员以适合空域和运行条件的方式安全和及时地对飞行进行主动管理。	附件 8
50	C2 链路丢失状态 (自 2026 年 11 月 26 日起适用)	遥控驾驶航空器系统的一种状态,其中由于 C2 链路中断时长超过 C2 链路丢失判定时间,导致 C2 链路性能降低,以至于不足以让遥控驾驶员以安全和及时的方式对飞行进行主动管理。	附件 8
51	维修(适用至 2026 年 11 月 25 日)	确保航空器、发动机、螺旋桨或相关零部件持续适航所需针对航空器、发动机、螺旋桨或相关部件执行的任务,包括大修、检查、换件、纠正缺陷或其组合以及具体的改装或修理。	附件 8
52	维修(自 2026 年 11 月 26 日起适用)	确保航空器、遥控驾驶站、发动机、螺旋桨或相关零部件持续适航所需针对航空器、遥控驾驶站、发动机、螺旋桨或相关部件执行的任务,包括大修、检查、换件、纠正缺陷或其组合以及具体的改装或修理。	附件 8
53	维修机构的程序手册	经维修机构负责人核准的文件,其中详细载明了维修机构的结构和管理职责、工作范围、设施介绍、维修程序及质量保证制度或质量检查制度。	附件 8
54	维修记录	详细列出航空器、发动机、螺旋桨或有关零部件维修内容的记录。	附件 8
55	维修放行单	证明已按照相应适航要求令人满意地完成有关维修工作的文件。	附件 8
56	改装	对航空器、发动机或螺旋桨的型号设计做出的改动。 注:改装还可包括作为一项需获得维修放行的维修任务而进行的改装。关于航空器维修的进一步指导材料改装和修理载于《适航性手册》(Doc 9760 号文件)。	附件 8

序号	定义名称	定义内容	参考 ICAO 附件
57	标称 C2 链路状态（自 2026 年 11 月 26 日起适用）	遥控驾驶航空器系统的一种状态，其中 C2 链路性能足以让遥控驾驶员以适合空域和运行条件的方式安全和及时地对飞行进行主动管理。	附件 8
58	负责型号设计的机构（适用至 2026 年 11 月 25 日）	持有局方颁发的航空器、发动机或螺旋桨型号的型号合格证或同等文件的组织。	附件 8
59	负责型号设计的机构（自 2026 年 11 月 26 日起适用）	持有局方颁发的航空器、遥控驾驶站、发动机或螺旋桨型号的型号合格证或同等文件的组织。	附件 8
60	被遗弃的航空器型号	型号合格证被设计国吊销、根据附件 8 不再具有指定的设计国的航空器。这些航空器没有达到附件 8 的标准。	附件 8
61	1 级性能直升机	一种直升机，其性能表现为当发动机失效时能在中断起飞区着陆或继续安全飞行至一个适宜着陆的区域。	附件 8
62	2 级性能直升机	一种直升机，其性能表现为当发动机失效时能继续安全飞行，但是当失效发生在起飞之后的一个规定点之前或着陆之前的一个规定点之后则可能要迫降。	附件 8
63	3 级性能直升机	一种直升机，其性能表现为当发动机在飞行剖面任一点失效时都必须迫降。	附件 8
64	动力装置	包括安装在航空器上的所有发动机、传动系统部件（如适用）、螺旋桨（如已安装）、其附件、附属部件及燃油和滑油系统，但不包括直升机的旋翼。	附件 8
65	压力高度	一个用高度来表达的大气压力，该高度对应于标准大气中的压力。	附件 8
66	交付服务质量（QoS）（自 2026 年 11 月 26 日起适用）	表述 C2 链路通信服务提供者实现的或向遥控驾驶航空器系统运营人交付的服务质量。	附件 8

序号	定义名称	定义内容	参考 ICAO 附件
67	必备服务质量 (QoS) (自 2026 年 11 月 26 日起适用)	表述遥控驾驶航空器系统运营人对 C2 链路通信服务提供者的服务质量要求。 注：必备服务质量可以用按优先顺序列示的描述性术语(标准)表述，并为每个标准设定优选性能值。然后，C2 链路通信服务提供者将这些转换为与服务有关的参数和度量指标。	附件 8
68	遥控驾驶站 (RPS) (自 2026 年 11 月 26 日起适用)	遥控驾驶航空器系统的组成部分，包含用来驾驶遥控驾驶航空器的设备。	附件 8
69	遥控驾驶航空器 (RPA) (自 2026 年 11 月 26 日起适用)	从遥控驾驶站驾驶的无人航空器。	附件 8
70	遥控驾驶航空器系统 (RPAS) (自 2026 年 11 月 26 日起适用)	一架遥控驾驶航空器、相关的遥控驾驶站、所要求的 C2 链路以及型号设计中规定的任何其他部件。	附件 8
71	认可 (适航证)	局方为承认任何其他国家颁发的适航证替代等效于本国颁发的适航证所采取的行动。	附件 8
72	修理	在航空器、发动机、螺旋桨或相关零部件被损坏或磨损之后，按照有关适航要求的规定将其恢复至适航状态。	附件 8
73	满意的证据	局方接受作为能够充分证明符合适航要求的一套文件或活动。	附件 8
74	标准大气	按附件 8 所定义的大气主要参数 a) 空气是理想干燥的气体； b) 其物理常数 海平面平均摩尔质量，海平面大气压力，海平面温度，海平面大气密度，冰点温度，通用气体常数 c) 温度梯度	附件 8

序号	定义名称	定义内容	参考 ICAO 附件
75	设计国	对负责航空器型号设计的机构拥有管辖权的国家。	附件 8、附件 16 卷 I、附件 16 卷 II、附件 16 卷 III
76	改装设计国	对负责航空器、发动机或螺旋桨改装或修理设计的个人或组织拥有管辖权的国家。	附件 8
77	制造国（适用至 2026 年 11 月 25 日）	对负责航空器、发动机或螺旋桨最后组装的机构拥有管辖权的国家。	附件 8
78	制造国（自 2026 年 11 月 26 日起适用）	对负责航空器、遥控驾驶站、发动机或螺旋桨最后组装的机构拥有管辖权的国家。	附件 8
79	登记国	航空器在其登记簿上作了登记的国家。 注：由国际经营机构而不是由国家登记航空器时，组成该机构的国家根据《芝加哥公约》共同和单独地履行登记国的义务。此事参见 1967 年 12 月 14 日理事会关于国际经营机构登记航空器的决议，该决议载于《国际航空运输经济管理的政策和指导材料》（Doc 9587 号文件）。	附件 7、附件 8、附件 16 卷 I
80	切换（自 2026 年 11 月 26 日起适用）	将遥控驾驶站和遥控驾驶航空器之间的有源数据链路路径从构成 C2 链路的一个链路或网络转移到构成 C2 链路的另一个链路或网络的行为。	附件 8
81	起飞面	机场上，经机场当局宣布为可供航空器按某一特定方向作正常地面或水面起飞滑跑的那部分表面。	附件 8
82	型号合格证（适用至 2026 年 11 月 25 日）	局方为确定某一航空器、发动机或螺旋桨型号设计，并证明该设计满足该国相应适航要求所颁发的文件。	附件 8
83	型号合格证（自 2026 年 11 月 26 日起适用）	局方为确定某一航空器、遥控驾驶站、发动机或螺旋桨型号设计，并证明该设计满足该国相应适航要求所颁发的文件。	附件 8

序号	定义名称	定义内容	参考 ICAO 附件
84	型号设计 (适用至 2026 年 11 月 25 日)	规定航空器、发动机或螺旋桨型号所需的一套数据和资料, 以便确定适航性。	附件 8、附件 16 卷 III
85	型号设计 (自 2026 年 11 月 26 日起适 用)	规定航空器、遥控驾驶站、发动机或螺旋桨型号所需的一套数据和资料, 以便确定适航性。	附件 8
86	极限载荷	限制载荷乘以适当的安全系数。	附件 8
87	相关航空器 系统	在地面工作时, 从辅助动力装置中得到电气/气压动力的航空器系统。	附件 16 卷 I
88	辅助动力装 置 (APU)	航空器上自携的动力装置, 用以在地面工作时或飞行中独立于产生推动力的发动机为航空器的各系统提供电气/气压动力。	附件 16 卷 I
89	涵道比	在海平面国际标准大气压下, 停在地面的发动机处于最大推力时所计算的燃气涡轮发动机中通过外涵道的空气质量流量与通过燃烧室的空气质量流量之比。	附件 16 卷 I
90	衍生型直升 机	指与取得噪声审定合格证的原型机具有相似适航性, 但采纳了对其噪声特性可能有不利影响的设计更改的直升机。 注 1: 在适用附件 16 卷 I 各项标准时, 以现有原型机为基础, 但为适航目的被局方视为新型号设计的直升机, 若局方认为其具有与原型机相同的噪声源特性, 仍必须被视为衍生型。 注 2: “不利”是指根据附件 16 卷 I 获得合格证的直升机的任一审定噪声级大于 0.30 EPNdB 的增量以及根据附件 16 卷 1 获得合格证的直升机的审定噪声级大于 0.30 dB (A) 的增量。	附件 16 卷 I

序号	定义名称	定义内容	参考 ICAO 附件
91	衍生型飞机	指与取得噪声审定合格证的原型机具有相似适航性，但采纳了对其噪声特性可能有不利影响的设计更改的飞机。 注 1：当局方认为，在设计、构型、动力或质量上对飞机进行的拟议更改非常大，以致需要对其与适用的适航规章的符合性进行基本全新的审查时，该飞机应被认为是一种新的型号设计，而非衍生型。 注 2：“不利”是指任一审定噪声级大于 0.1 分贝的增量，除非型号设计更改的累积效应由经批准的程序跟踪，在此情况下，“不利”是指任一审定噪声级的累积噪声级增量大于 0.3 分贝或超过符合性限值（以较小者为准）。	附件 16 卷 I
92	外部设备 (直升机)	直升机外部附着或延伸出的，但不是用于或拟用于直升机飞行操作或控制的，且非机身或发动机组成部分的任何仪器、机构、零件、装置、附属物或配件。	附件 16 卷 I
93	动力升空器	一种重于空气的航空器，能够垂直起飞、垂直着陆和低速飞行，主要依靠以发动机驱动的升空装置或发动机推力在这些飞行状态期间升空，并且依靠非旋转翼型在水平飞行时升空。	附件 16 卷 I
94	重新审定	按照不同于最初审定所采用的标准，对经过或未经过审定噪声级修订的航空器进行的合格审定。	附件 16 卷 I
95	自给动力滑翔机	具有使其保持水平飞行的可用发动机动力但不能靠自身动力起飞的有动力飞机。	附件 16 卷 I
96	亚音速飞机	在超过飞行马赫数 1 的速度下不能维持平飞的飞机。	附件 16 卷 I、 附件 16 卷 III
97	倾斜旋翼航空器	一种动力升空器，能够垂直起飞、垂直着陆和持续低速飞行，主要依靠安装在可倾斜短舱上以发动机驱动的旋翼在这些飞行状态期间升空，并且依靠非旋转翼型在高速飞行时升空。	附件 16 卷 I
98	加力燃烧	一种采用燃烧后的空气供给燃烧系统（全部的或部分的）的发动机工作模式。	附件 16 卷 II
99	进近阶段	根据发动机以进近运行模式工作的时间确定的运行阶段。	附件 16 卷 II

序号	定义名称	定义内容	参考 ICAO 附件
100	爬升阶段	根据发动机以爬升运行模式工作的时间确定的运行阶段。	附件 16 卷 II
101	制造日期	证实某架航空器或某台发动机符合型号要求的发文日期或同等文件的发文日期。	附件 16 卷 II
102	衍生型	与原型号审定发动机为同一家族的航空器燃气涡轮发动机, 它保持了原型号的基本核心发动机及燃烧室设计特点, 并且经局方判定没有其他因素的变更。	附件 16 卷 II
103	等效程序	等效程序是指一种试验或分析程序。虽然按照局方的技术判断, 等效程序不同于附件 16 第 II 卷中规定的程序, 但实际上可得出与规定程序相同的噪声级。	附件 16 卷 II
104	排气喷口	在对喷气排放气流不是混合的(例如在某些涡扇发动机中)燃气涡轮发动机进行燃气排放物采样时, 所考虑的喷口是仅用于燃气发生器(核心)气流的喷口。然而, 如果喷气排放气流是混合的, 所考虑的燃气喷口则为总的出气口。	附件 16 卷 II
105	非挥发性颗粒物 (nvPM)	存在于燃气涡轮发动机排气管出口平面、当加热到 350℃ 时不挥发的排放微粒。	附件 16 卷 II
106	氮氧化物	气体样本中一氧化氮和二氧化氮含量的总和, 计算时将一氧化氮看做处于二氧化氮形式。	附件 16 卷 II
107	额定推力	对于对发动机排放, 指局方批准的, 以国际标准大气海平面静态为条件在不使用喷水的正常运行条件下可用于起飞的推力。推力用千牛顿表示。	附件 16 卷 II
108	基准增压比	当发动机在国际标准大气海平面静态条件下达到起飞推力额定功率时, 压气机最后一级压气机排气平面处的平均总压与压气机进气平面处的平均总压之比。 注: 在附件 16 卷 II 中给出了测量该基准增压比的方法。	附件 16 卷 II

序号	定义名称	定义内容	参考 ICAO 附件
109	烟	排气排放物中遮蔽光传输的含碳物质。	附件 16 卷 II
110	发烟指数	量化烟排放的无量纲数。	附件 16 卷 II
111	起飞阶段	根据发动机以额定推力工作的时间确定的运行阶段。	附件 16 卷 II
112	滑行/地面慢车	从推进式发动机最初启动到开始起飞滑跑之间以及从跑道转出到所有推进式发动机最终关车之间的滑行和慢车运行阶段。	附件 16 卷 II
113	未燃烧的碳氢化合物	气体样本中所含的各类和各分子量的碳氢化合物的总和，计算时将其看做处于以甲烷形式。	附件 16 卷 II
114	驾驶舱机组区	指定为飞行机组专用的那一部分机舱。	附件 16 卷 III
115	获得二氧化碳排放合格审定的飞机的衍生型	型号设计有所改变且这些改变导致其最大起飞质量增加或其二氧化碳排放评定度量值增加至超过下列标准的飞机： a) 最大起飞质量为 5 700 公斤时，1.35%，线性降至； b) 最大起飞质量为 60 000 公斤时，0.75%，线性降至； c) 最大起飞质量为 600 000 公斤时，0.70%；和 d) 最大起飞质量超过 600 000 公斤时，为常数 0.70%。 注：当局方认为，在设计、构型、动力或质量上对飞机进行的拟议更改非常大，以致需要对其与适用的适航规章的符合性进行基本全部的审查时，该飞机需要获得新的型号合格证。	附件 16 卷 III
116	未获得二氧化碳排放合格审定的飞机的衍生型	符合现有型号合格证，但未获得附件 16 第 III 卷合格审定的单机，在颁发飞机首次适航许可证之前型号设计有所改变，其二氧化碳排放评定度量值增加超过 1.5%或认为二氧化碳变化很大。	附件 16 卷 III

序号	定义名称	定义内容	参考 ICAO 附件
117	等效程序	一种试验或分析程序，虽然与附件 16 卷III规定的程序不同，但在局方的技术判断中，有效地得出了与规定程序相同的二氧化碳排放评定度量值。	附件 16 卷III
118	最大载客座位	飞机型号设计的最大审定乘客数量。	附件 16 卷III
119	最大起飞质量	型号设计所有起飞质量的最高值。	附件 16 卷III
120	性能模型	一种经修正后的试验飞行数据验证的分析工具或方法，可用于确定单位空中航程以便计算基准条件下的二氧化碳排放评估度量值。	附件 16 卷III
121	最适条件	在飞机飞行手册中界定的批准作业范围内高度和空速的综合情况，飞机飞行手册规定了每个基准飞机质量的最高单位空中航程。	附件 16 卷III
122	基准几何因子	以根据机身尺寸二维投影导出的飞机机身尺寸测量值为依据的调整因子。	附件 16 卷III
123	单位空中航程	飞机巡航飞行阶段每单位燃油消耗所行驶的里程。	附件 16 卷III
124	型号设计	为确定航空器、发动机或螺旋桨类型的适航性之目的而对其进行界定时所需的一组数据和信息。	附件 8、附件 16 卷III
125	安培 (A)	真空中相距 1 米，无限延伸，横截面忽略不计的两平行直线导体间每米长度所产生的相当于 2×10^{-7} 牛顿的力的恒定电流。	附件 5
126	贝克勒尔 (Bq)	每秒进行一次自生核跃迁的放射性核素的活度。	附件 5
127	新烛光 (cd)	面积为 $1/600\ 000$ 平方米的黑体表面在压强为 101 325 牛顿每平方米、温度为铂凝固点的条件下，在垂直方向上的发光强度。	附件 5
128	摄氏温度 ($t^{\circ}\text{C}$)	当 T_0 等于 273.15 开氏度时，两种热力温度 T 与 T_0 的差，即 $t^{\circ}\text{C} = T - T_0$ 。	附件 5
129	库仑 (C)	1 安培电流在 1 秒内所输送的电量。	附件 5

序号	定义名称	定义内容	参考 ICAO 附件
130	摄氏度(℃)	表示摄氏温度的单位开氏度的特殊名称。	附件 5
131	法拉 (F)	1 库仑电量在电容器两极产生 1 伏特电势的电容量。	附件 5
132	英尺 (ft)	精确地等于 0.3048 米的长度。	附件 5
133	格雷 (Gy)	向物质进行电离辐射所传递的相当于每千克 1 焦耳的能量。	附件 5
134	亨利 (H)	封闭电路中电流以 1 安培每秒的均匀速度变化而产生 1 伏特电动势的电感系数。	附件 5
135	赫兹 (Hz)	一个周期过程为 1 秒的频率。	附件 5
136	人的特性	影响航空运营的安全和效率的人的能力和局限性。	附件 5
137	焦耳 (J)	1 牛顿的力在用力方向位移 1 米所做的功。	附件 5
138	开尔文 (K)	相当于水的三态点热力学温度的 1/273.16 的热力学温度单位。	附件 5
139	千克 (kg)	相当于国际千克原器质量的质量单位。	附件 5
140	节 (kt)	每小时 1 海里的速度。	附件 5
141	升 (L)	仅用于测量液体和气体的容积单位, 相当于 1 立方分米。	附件 5
142	流明 (lm)	1 新烛光均匀光源以 1 球面度的立体角度发出的光通量。	附件 5
143	勒克司(lx)	1 流明光通量均匀分布在 1 平方米表面产生的照明度。	附件 5
144	米 (m)	光在真空中 1/299 792 458 秒所走的距离。	附件 5
145	摩尔 (mol)	是一系统中物质的量, 该系统中所包容的基本单元与 0.012 千克碳-12 的原子数目相等。 注: 使用摩尔这一单位时必须注明基本单元, 可以是原子、分子、离子、电子和其他粒子或这种粒子的具体群组。	附件 5

序号	定义名称	定义内容	参考 ICAO 附件
146	海里 (NM)	精确地等于 1852 米的距离。	附件 5
147	牛顿 (N)	作用于质量为 1 千克的物体使之产生每平方秒 1 米的加速度的力。	附件 5
148	欧姆 (Ω)	1 伏特恒定电势作用于非电力源导体上的两点, 使该导体产生 1 安培电流, 此两点间的电阻为 1 欧姆。	附件 5
149	帕斯卡(Pa)	每平方米 1 牛顿的压力或应力。	附件 5
150	弧度 (rad)	圆周被相当于半径长度的弧形切除的圆中两半径间的平面角。	附件 5
151	秒 (s)	铯-133 原子基态的两个超精细能级之间跃迁时所辐射的 9 192 631 770 个周期的持续时间。	附件 5
152	西门子 (S)	导体在 1 伏特电势产生 1 安培电流时的电导。	附件 5
153	西弗特(Sv)	相当于每千克 1 焦耳的辐射剂量单位。	附件 5
154	球面度(sr)	顶点在球心、将面积等于半径的平方的球面切除的立体角。	附件 5
155	特斯拉 (T)	每平方米 1 韦伯的磁通量所产生的磁通量密度。	附件 5
156	吨 (t)	相当于 1 000 千克的质量。	附件 5
157	伏特 (V)	电势与电动势单位, 在输送 1 安培恒定电流的导体上两点间消耗的功率为 1 瓦特时, 则两点间的电势差等于 1 伏特。	附件 5
158	瓦特 (W)	每秒产生 1 焦耳的能量的功率。	附件 5
159	韦伯 (Wb)	与一匝的线圈相接在 1 秒内匀速减少到零时产生 1 伏特的电动势的磁通量。	附件 5

附件 2：关于持续结构完整性大纲相关审查工作的细化要求

为规范民用航空产品适航审定管理工作，现对最大起飞重量超过 5700KG 飞机的持续结构完整性大纲相关审查工作制定本细化要求。

一、主要依据

《民用航空产品和零部件合格审定规定》（CCAR-21）

《正常类飞机适航规定》（CCAR-23）

《运输类飞机适航标准》（CCAR-25）

二、持续结构完整性大纲相关审查工作的细化要求

最大起飞重量超过 5700KG 飞机的型号合格证持有人（以下简称“持证人”）必须向局方提交一份持续结构完整性大纲相关的符合性计划，用于开展和更新结构完整性评估，并根据服役和试验经验表明需要修改维修程序或需补充检查以收集机队状态相关的必要信息时，发布持续结构完整性大纲并提交局方审查批准。持证人必须在型号全寿命期内开展持续评估，并按需不断完善持续结构完整性大纲，以确保全寿命期的型号结构安全。除非已向局方提交用于开展持续结构完整性大纲相关工作的符合性计划，持证人向局方提交该符合性计划的时间必须不晚于本文件发布后 1 年或型号合格证颁发后 2 年，以日期后者为准。

持续结构完整性大纲包括六个部分，相应的规章要求如下：

1) 补充检查

持证人必须依据 CCAR-25-R4 及后续版本第 25.571 条对结构开展补充检查的评估和持续评估。补充检查包括为持续安全运行所必须的结构零件、部件的检查程序和更换或更改。

注：对于最大起飞重量超过 5700KG 的 23 部飞机，本文件中描述的“CCAR-25-R4 及后续版本第 25.571 条”对应为“CCAR-23-R4 及后续版本第 23.2240 条”，本文件中描述的“CCAR-25-R4 及后续版本第 25.1529 条”对应为“CCAR-23-R4 及后续版本第 23.2625 条”，下同。

2) 广布疲劳损伤评定

持证人必须依据 CCAR-25-R4 及后续版本第 25.571 条对结构开展广布疲劳损伤评定的评估和持续评估。

3) 支持结构维修大纲的工程数据有效性限制

持证人必须制定一个用于支持结构维修大纲的工程数据有效性限制（以下简称“有效性限制”）。有效性限制可以用累积飞行循环数或者飞行小时数（或两者结合）来表示。持证人在制定有效性限制时可参考型号的设计服役目标。

持证人定义的有效性限制必须包括在 CCAR-25-R4 及后续版本第 25.1529 条规定的持续适航文件的适航限制章节中。持证人必须通过充分的全尺寸试验证据或服役经验表明飞机结构在有效性限制之内不会发生广布疲劳损伤。持证人

应在有效性限制获得批准后，确保有效性限制能被 CCAR-121 部和 CCAR-129 部的相关人获得。

有效性限制可以缩短或延长，但必须得到局方批准。

持证人在取得型号合格证后的初期阶段可以定义一个与有效性限制具有同等法律效力的较短的运行限制。

4) 结构更改及相关检查

持证人必须依据 CCAR-25-R4 及后续版本第 25.571 条对结构更改及相关检查开展评估和持续评估。

如结构更改对有效性限制有影响，持证人必须对结构更改开展有效性限制评估和持续评估。

5) 修理评估指南或结构修理相关检查

持证人必须依据 CCAR-25-R4 及后续版本第 25.571 条制定修理评估指南或对结构修理相关检查开展评估，并开展持续评估。

如修理对有效性限制有影响，持证人必须对修理开展有效性限制评估和持续评估。

6) 腐蚀预防与控制

持证人必须依据 CCAR-25-R4 及后续版本第 25.571 条对结构腐蚀预防与控制大纲开展评估和持续评估。

附件 3：关于《涡轮发动机飞机燃油排泄和排气排出物规定》 (CCAR-34) 适航审定相关工作的细化要求

第 I 部分 定义和符号

第 1 节 定义

加力燃烧 一种采用燃烧后的空气供给燃烧系统（全部的或部分的）的发动机工作模式。

进近阶段 根据发动机以进近运行模式工作的时间确定的运行阶段。

爬升阶段 根据发动机以爬升运行模式工作的时间确定的运行阶段。

制造日期 表明某架航空器或某台发动机符合型号要求的发证日期。

衍生型 与原型号审定发动机为同一家族的航空器燃气涡轮发动机，它保持了原型号的基本核心发动机及燃烧室设计特点，并且经局方判定没有其他因素的变更。

排气喷口 在对喷气排放气流不是混合的（例如在某些涡扇发动机中）燃气涡轮发动机进行燃气排放物采样时，所考虑的喷口是仅用于燃气发生器（核心）气流的喷口。然而，如果喷气排放气流是混合的，所考虑的燃气喷口则为总的出气口。

非挥发性微粒物质（nvPM） 存在于燃气涡轮发动机排气管出口平面、当加热到 350℃ 时不挥发的排放微粒。

氮氧化物 气体样本中一氧化氮和二氧化氮含量的总和，计

算时将一氧化氮看作处于二氧化氮形式。

额定推力 对于对发动机排放，指局方批准的，以国际标准大气海平面静态为条件在不使用喷水的正常运行条件下可用于起飞的¹最大推力。涡喷涡扇发动机推力用“千牛顿”表示，涡桨发动机用“千瓦”表示。

基准增压比 当发动机在国际标准大气海平面静态条件下达到起飞推力额定功率时，压气机最后一级压气机排气平面处的平均总压与压气机进气平面处的平均总压之比。

注：在国际民航公约附件16卷II附录1中给出了测量基准增压比的方法。

烟 排气排放物中遮蔽光传输的含碳物质。

发烟指数 量化烟排放的无量纲数（见国际民航公约附件16卷II附录2）。

起飞阶段 根据发动机以额定推力工作的时间确定的运行阶段。

滑行/地面慢车 从推进式发动机最初启动到开始起飞滑跑之间以及从跑道转出到所有推进式发动机最终关车之间的滑行和慢车运行阶段。

未燃烧的碳氢化合物 气体样本中所含的各类和各分子量的碳氢化合物的总和，计算时将其视为处于甲烷形式。

飞机 由动力驱动的重于空气的航空器，其在飞行中的升力主要来自给定飞行条件下保持固定的翼面上的空气动力反作用。

驾驶舱机组区 指定为飞行机组专用的那一部分机舱。

获得二氧化碳排放合格审定的飞机的衍生型 型号设计有所改变且这些改变导致其最大起飞质量增加或其二氧化碳排放评定度量值增加至超过下列标准的飞机：

- a) 最大起飞质量为5700千克时，1.35%，线性降至；
- b) 最大起飞质量为60000千克时，0.75%，线性降至；
- c) 最大起飞质量为600000千克时，0.70%；和
- d) 最大起飞质量超过600000千克时，为常数0.70%。

未获得二氧化碳排放合格审定的飞机的衍生型 符合现有型号合格证，但未获得二氧化碳合格审定的单机，在颁发飞机首次适航许可证之前型号设计有所改变，其二氧化碳排放评定度量值增加超过1.5%或认为二氧化碳变化很大。

等效程序 一种试验或分析程序，虽然与本细化要求规定的程序不同，但在局方的技术判断中，有效地得出了与规定程序相同的二氧化碳排放评定度量值。

最大载客座位 对于该飞机型号设计的最大审定乘客数量。

最大起飞质量 对于该型号设计构型的所有起飞质量的最大值。

性能模型 一种经修正后的试验飞行数据验证的分析工具或方法，可用于确定燃油里程以便计算基准条件下的二氧化碳排放评估度量值。

最适条件 在飞机飞行手册中规定的批准运行包线内的高度

和空速组合，用以提供每个基准飞机质量的燃油里程最高值。

基准几何因子 以根据机身尺寸二维投影导出的飞机机身尺寸测量值为依据的调整因子。

燃油里程 飞机巡航飞行阶段每单位燃油消耗所行驶的里程。

亚音速飞机 在超过马赫数1的速度下不能维持平飞的飞机。

型号设计 为确定航空器、发动机或螺旋桨类型的适航性之目的而对其进行界定时所需的一组数据和信息。

第 2 节 符号

CO 一氧化碳

Dp 在基准排放的着陆与起飞循环中排放出的任何气态污染物的质量

F_n 在国际标准大气（ISA）海平面条件下给定运行模式的推力

F_{oo} 额定推力（见定义）

F^{*}_{oo} 使用加力燃烧下的额定推力

HC 未燃烧的碳氢化合物（见定义）

NO 一氧化氮

NO₂ 二氧化氮

NO_x 氮氧化物（见定义）

n_vPM 非挥发性微粒物质（见定义）

SN 发烟指数（见定义）

π_{oo} 基准增压比（见定义）

AVG 平均值

CG 重心

CO₂ 二氧化碳

g_0 在海平面和大地纬度45.5度处的重力加速度标准值，

9.80665 (m/s²)

Hz 赫兹（每秒钟周期数）

MTOM 最大起飞质量（千克）

OML 外模线

RGF 基准几何因子

RSS 平方和根值

SAR 燃油里程（千米/千克）

TAS 真空速（千米/小时）

Wf 飞机总燃油流量（千克/小时）

第3节 参考文件

由附件16引用但并未全文阐述，而又在附件16中指出的每一出版物或者出版物的一部分，均属于附件16的一部分。引用文件更改版的使用由局方根据实际情况决定。

确认附件16所引用文件的完整标题或者说明如下：

3.1 附件16卷II，《国际民用航空公约附件16，环境保护，第II卷，航空器发动机的排放物》，2017年7月第四版，2021年1月1日第10次修订。

3.2 附件16卷III,《国际民用航空公约附件16,环境保护,第III卷,飞机二氧化碳排放》,2017年7月第一版,2021年1月1日第1次修订。

第II部分 外排的燃料

第1节 管理

1.1 本部分的规定应适用于2002年4月19日之后制造的所有以涡轮发动机为动力的航空器。

1.2 应以航空器或航空器发动机符合附件16卷II第II部分第2节的证明为基础,由局方对符合性进行判定。

第2节 防止有意的燃料排泄

航空器的设计和构造应能防止在正常飞行或地面运行之后发动机停车过程所造成的液态燃料从燃料喷射总管向大气的有意排泄。

第III部分 排放审定

第1节 管理

1.1 第1.2条至第1.5条的规定应适用于第2节、第3节和第4节中为进行排放物审定而确定的分类中所包括的全部发动机及其衍生型。

1.2 应以发动机符合至少等同于国际民航公约附件16第II卷各项规定之严格度要求的证明为基础,由局方对符合性进行判定。应使用国际民航公约附件16第II卷附录6所述的程序证明符

合第2节和第3节的排放水平。

1.3 每台发动机应确定下述适用于该发动机类型的信息：

- a) 制造商设定的类型与型号；
- b) 为符合适用的排放物审定要求所做的补充改装说明；
- c) 额定推力；
- d) 基准增压比；
- e) 表明符合发烟指数要求的说明；
- f) 表明符合气态污染物要求的说明；和
- g) 表明符合微粒物质要求的说明。

注：国际民航组织《环境技术手册》（Doc 9501）第II卷 — 《航空器发动机排放审定程序》中提供了关于发放豁免的可接受的过程和标准的指导。

1.4 除非另有规定，用以确定附件16各项标准适用范围的日期，应是提交型号合格证申请的日期，或是根据局方规定的等效申请程序提交申请的日期。

1.5 根据《环境技术手册》（Doc 9501 号文件）第 II 卷 — 《航空器发动机排放审定程序》的有关要求，以及局方关于批准豁免程序的要求，在符合条件情况下局方可接受另一设计国当局颁发的豁免。

1.6 除非另有规定，用以确定各项标准适用范围的日期，应是提交型号合格证申请的日期，或是根据规定的等效申请程序提交申请的日期。

1.7 某一类型或型号发动机型号合格证的申请在该类型或型号发动机适用的适航规章所规定的期限内有效，局方同意延长该期限的特殊情况除外。在超出有效期限且延期得到批准时，用以确定附件16各项标准适用范围的日期必须为颁发型号合格证的日期或根据规定的等效程序签发批准的日期，减去有效期。

第2节 仅用于亚音速推进的涡轮喷气和涡轮风扇发动机

2.1 概述

2.1.1 适用范围

2.1.1.1 本节规定应适用于在第2.2条和第2.3条中进一步规定的仅用于亚音速推进的所有涡轮喷气和涡轮风扇发动机，下述发动机除外：

a) 1965年1月1日前颁发了首台基本型型号合格证或办理了其他等效规定程序的特定发动机型号及此类发动机的衍生型；

b) 超出第2.2条和第2.3条中适用日期内规定要求的一定期限内有限数量的发动机

2.1.1.2 在此情况下，申请人可向局方申请豁免。豁免通过后，发动机铭牌上应标有“豁免”二字，发动机的永久记录上应标注豁免许可。应考虑将生产的豁免发动机的数量及其对环境的影响。应按照发动机序列号报告豁免，并通过正式公开登记册公布。

申请豁免时，应考虑对此类发动机的生产加以时间限制。

2.1.1.3 本节的规定也适用于设计用途原本可由涡轮喷气和涡轮风扇发动机实现、按照综合推进动力装置进行设计并且具有某一额定推力的发动机。

注：指导材料见国际民航公约附件16《环境技术手册》（Doc9501号文件）第II卷《航空发动机排放审定程序》。

2.1.2 涉及的排放物

对于航空器发动机审定应控制以下排放物：

- a) 烟；
- b) 气态排放物：
 - 1) 未燃烧的碳氢化合（HC）；
 - 2) 一氧化碳（CO）；和
 - 3) 氮氧化物（NO_x）。

2.1.3 计量单位

2.1.3.1 烟的排放应以发烟指数（SN）计量和报告。

2.1.3.2 第2.1.4.2条和第2.1.4.3条中界定的在基准排放着陆和起飞（LTO）循环中排放的气态污染物碳氢化合物、一氧化碳或氮氧化物的质量（ D_p ）应以克为单位计量和报告。

2.1.4 基准条件

2.1.4.1 大气条件

针对发动机性能的基准大气条件应为海平面国际标准大气，但基准绝对湿度应为0.00634kg水/kg干空气。

2.1.4.2 推力设定值

发动机应在足够的推力设定值上进行测试，以确定发动机的气态排放物和烟排放物，从而可使用下述经局方同意的特定百分比的额定推力来确定物质排放速率和发烟指数：

着陆和起飞运行模式	推力设定值
起飞	$100\%F_{oo}$
爬升	$85\%F_{oo}$
进近	$30\%F_{oo}$
滑行/地面慢车	$7\%F_{oo}$

2.1.4.3 基准排放着陆和起飞（LTO）循环

用于计算和报告气态排放物的基准排放着陆和起飞循环应用下列每一种运行模式的时间来代表。

着陆和起飞运行模式	运行模式时间, 分钟
起飞	0.7
爬升	2.2
进近	4.0
滑行/地面慢车	26.0

2.1.4.4 燃料规范

测试期间使用的燃料应符合国际民航公约附件16卷II附录4的规格。

2.1.5 测试条件

2.1.5.1 测试时应将发动机置于测试台上。

2.1.5.2 发动机应可以代表所审定的构型（见国际民航公约

附件16卷II附录6);不得模拟除发动机基本运行所需以外的引气和附件荷载。

2.1.5.3 当测试条件不同于第2.1.4.1条中的基准大气条件时,应根据国际民航公约附件16卷II附录3的程序将气态排放物测试结果修正到基准大气条件上。

2.2 烟

2.2.1 适用范围

本节 2.2.2 条的规定应适用于:

a) 制造日期为2002年4月19日或之后以及2023年1月1日之前的发动机; 和

b) 最大额定推力小于或等于26.7kN且其制造日期为2023年1月1日或之后的发动机。

2.2.2 规定发烟指数

四种着陆和起飞运行模式中任何一种模式的推力设定值下的发烟指数,当按照国际民航公约附件16卷II附录2的程序或局方同意的等效程序测量和计算并按照国际民航公约附件16卷II附录6中的程序转换成特征值时,不得超过用下列公式算出的值:

规定发烟指数 $=83.6(F_{oo})^{-0.274}$ 或50的值,取其中低者

注:等效程序的定义和使用的指导材料见国际民航公约附件16《环境技术手册》(Doc9501号文件)第II卷《航空发动机排放审定程序》。

2.3 气态排放物

2.3.1 适用范围

本节 2.3.2 条的规定应适用于额定推力大于 26.7kN 和制造日期为 2002 年 4 月 19 日或之后且符合对氮氧化物作出的进一步规定的发动机。

2.3.2 规定等级

气态排放物数值，当按照国际民航公约附件 16 卷 II 附录 3 中的程序测量和计算并按照国际民航公约附件 16 卷 II 附录 6 中的程序或局方同意的等效程序转换成特征值时，不得超过用下列公式算出的规定值：

碳氢化合物 (HC)： $D_p / F_{oo} = 19.6$

一氧化碳 (CO)： $D_p / F_{oo} = 118$

氮氧化物 (NO_x)：

2002 年 4 月 19 日到 2023 年 1 月 1 日制造的额定输出等于或大于 26.7 千牛（6000 磅）的每台新的发动机排出的气态排放物不得超过：氮氧化合物： $(32 + 1.6 \pi_{oo})$ 克/千牛额定输出。

对于其首台单独生产型号的制造日期在 2023 年 1 月 1 日或之后且在 2023 年 1 月 1 日之前提交型号合格证申请的某一类型或型号的发动机：

a) 对于增压比为 30 或以下的发动机：

- 对于最大额定推力大于 89.0kN 的发动机：

$$D_p / F_{oo} = 7.88 + 1.4080 \pi_{oo}$$

- 对于最大额定推力大于 26.7kN 但不大于 89.0kN 的发动机：

$$D_p/F_{oo}=40.052+1.5681 \pi_{oo}-0.3615 F_{oo}-0.0018 \pi_{oo} F_{oo}$$

b) 对于增压比大于30但小于104.7的发动机:

•对于最大额定推力大于89.0kN的发动机:

$$D_p/F_{oo}=-9.88+2.0 \pi_{oo}$$

•对于最大额定推力大于26.7kN但不大于89.0kN的发动机:

$$D_p/F_{oo}=41.9435+1.505 \pi_{oo}-0.5823 F_{oo}+0.005562 \pi_{oo} F_{oo}$$

c) 对于增压比为104.7或以上的发动机:

$$D_p/F_{oo}=32+1.6 \pi_{oo}$$

对于2023年1月1日或之后提交型号合格证申请的某一类型或型号的发动机:

a) 对于增压比为30或以下的发动机:

•对于最大额定推力大于89.0kN的发动机:

$$D_p/F_{oo}=7.88+1.4080 \pi_{oo}$$

•对于最大额定推力大于26.7kN但不大于89.0kN的发动机:

$$D_p/F_{oo}=40.052+1.5681 \pi_{oo}-0.3615 F_{oo}-0.0018 \pi_{oo} F_{oo}$$

b) 对于增压比大于30但小于104.7的发动机:

•对于最大额定推力大于89.0kN的发动机:

$$D_p/F_{oo}=-9.88+2.0 \pi_{oo}$$

•对于最大额定推力大于26.7kN但不大于89.0kN的发动机:

$$D_p/F_{oo}=41.9435+1.505 \pi_{oo}-0.5823 F_{oo}+0.005562 \pi_{oo} F_{oo}$$

c) 对于增压比为104.7或以上的发动机:

$$D_p/F_{oo}=32+1.6 \pi_{oo}$$

注：等效程序的定义和使用的指导材料见国际民航公约附件16《环境技术手册》（Doc9501号文件）第II卷《航空发动机排放审定程序》。

2.4 所需信息

注：所需的信息分为三组：1)用于识别发动机特性、所用燃料和数据分析方法的一般信息；2)发动机测试产生的数据；和3)由测试数据导出的结果。

2.4.1 一般信息

应为寻求排放审定的每一发动机类型提供下列信息：

- a) 发动机识别信息；
- b) 额定推力（千牛顿）；
- c) 基准增压比；
- d) 燃料规范基准；
- e) 燃料氢/碳比；
- f) 数据获取方法；
- g) 相对于外界条件做修正的方法；和
- h) 数据分析方法。

2.4.2 测试信息

对于每一台进行审定测试的发动机，应提供在2.1.4.2规定的每一推力设定值下的下列信息。适用时，应提供根据基准外界条件进行修正后的信息：

- a) 燃料流量 (千克/秒);
- b) 每一气态污染物的排放指数 (克/千克); 和
- c) 实测的发烟指数。

2.4.3 导出信息

2.4.3.1 对于每一台进行审定测试的发动机, 应提供下列导出信息:

- a) 每一气态污染物的排放率, 即排放指数 $\times$ 燃料流量 (克/秒);
- b) 着陆起飞循环中测得的每一气态污染物的排放总量 (克);
- c) 每一气态污染物的 D_p / F_{oo} 值 (克/千牛顿); 和
- d) 最大发烟指数。

2.4.3.2 对于寻求排放审定的每一类型发动机, 应提供特征发烟指数和气态污染物的排放值。

第 3 节 用于超音速推进的涡轮喷气和涡轮风扇发动机

3.1 概述

3.1.1 适用范围

本节规定应适用于制造日期为 2002 年 4 月 19 日或之后的用于超音速推进的全部涡轮喷气和涡轮风扇发动机。

3.1.2 涉及的排放物

对于航空器发动机审定，应控制下列排放物：

- a) 烟；
- b) 气态排放物：
 - 1) 未燃烧的碳氢化合物（HC）；
 - 2) 一氧化碳（CO）；和
 - 3) 氮氧化物（NO_x）。

3.1.3 计量单位

3.1.3.1 烟的排放应以发烟指数（SN）计量和报告。

3.1.3.2 第 3.1.5.2 条和第 3.1.5.3 条中界定的在基准排放着陆和起飞（LT0）循环中排放的气态污染物——碳氢化合物、一氧化碳或氮氧化物的质量（Dp）应以克为单位计量和报告。

3.1.4 符号

在整个本节中，对于不使用加力燃烧室的发动机，凡用到 F*_{oo} 之处，应由 F_{oo} 取代。对于滑行/地面慢车推力设定值，F_{oo} 应用于各种情况。

3.1.5 基准条件

3.1.5.1 大气条件

基准大气条件应为海平面国际标准大气，但绝对湿度应为 0.00634kg 水/kg 干空气。

3.1.5.2 推力设定值

发动机应在足够的推力设定值上进行测试，以确定发动机的气态排放物和烟排放物，从而可使用下述经局方同意的特定百分比的额定推力来确定按基准外界条件修正后的质量排放率和发烟指数。

运行模式	推力设定值
起飞	100% F_{oo}
爬升	65% F_{oo}
下降	15% F_{oo}
进近	34% F_{oo}
滑行/地面慢车	5.8% F_{oo}

3.1.5.3 基准排放着陆和起飞 (LTO) 循环

用于计算和报告气态排放物的基准排放着陆和起飞循环应用下列每一种运行模式的时间代表。

着陆和起飞运行模式	运行模式时间, 分钟
起飞	1.2
爬升	2.0
下降	1.2
进近	2.3

滑行/地面慢车	26.0
---------	------

3.1.5.4 燃料规范

测试期间使用的燃料应符合国际民航公约附件 16 卷 II 附录 4 的规格。不得出现为抑制烟雾而使用的添加剂（如有机金属化合物）。

3.1.6 测试条件

3.1.6.1 测试时应将发动机置于测试台上。

3.1.6.2 发动机应能代表被审定的构型（见国际民航公约附件 16 卷 II 附录 6）；不得模拟除发动机基本运行所需以外的引气和附件荷载。

3.1.6.3 在适用的情况下，为确定在第 3.1.5.2 条所规定的推力下的排放量而做的测量，应在加力燃烧室以通常使用的数值运行的情况下进行。

3.1.6.4 当测试条件不同于第 3.1.5 条中的基准条件时，应根据附录 5 的程序将测试结果修正到基准条件上。

3.2 烟

3.2.1 规定的发烟指数

任何推力设定值下的发烟指数，当按照国际民航公约附件 16 卷 II 附录 2 中的程序测量和计算并按照国际民航公约附件 16 卷 II 附录 6 中的程序转换成特征值时，不得超过用下列公式算出的规定值：

规定发烟指数 = $83.6 (F^*_{oo})^{-0.274}$ 或 50，取其中低者

注：作为一种选择，局方也可以接受使用加力燃烧室所得到的值，只要能充分证明这些数据的有效性。

3.3 气态排放物

3.3.1 规定数值

气态排放量当酌情按照国际民航公约附件 16 卷 II 附录 3 或国际民航公约附件 16 卷 II 附录 5 中的程序测量和计算并按照国际民航公约附件 16 卷 II 附录 6 中的程序转换成特征值时，不得超过用下列公式算出的规定值：

$$\text{碳氢化合物 (HC): } D_p / F^*_{oo} = 140 (0.92)^{\pi_{oo}}$$

$$\text{一氧化碳 (CO): } D_p / F^*_{oo} = 4\,550 (\pi_{oo})^{-1.03}$$

$$\text{氮氧化物 (NO}_x\text{): } D_p / F^*_{oo} = 36 + 2.42 \pi_{oo}$$

注：如国际民航公约附件 16 卷 II 附录 6 所示，发烟指数或气态污染物排放的特征值，是按照基准标准发动机和基准外界条件进行测量和修正的所有实测发动机的值除以实测发动机数量的对应系数得到的平均值。

3.4 所需信息

注：所需信息分为三组：1) 用于识别发动机特性、所用燃料和数据分析方法的一般信息；2) 发动机测试产生的数据；和 3) 由测试数据导出的结果。

3.4.1 一般信息

应为寻求排放审定的每一发动机类型提供下列信息：

a) 发动机识别信息；

- b) 额定推力 (千牛顿);
- c) 适用时, 使用加力燃烧时的额定推力 (千牛顿);
- d) 基准增压比;
- e) 燃料规范基准;
- f) 燃料氢/碳比;
- g) 数据获取方法;
- h) 相对于外界条件做修正方法; 和
- i) 数据分析方法。

3.4.2 测试信息

对于每一台进行审定测试的发动机, 应提供在第 3.1.5.2 条规定的每一推力设定值下的下列信息。适用时, 应提供根据基准外界条件进行修正后的信息:

- a) 燃料流量 (千克/秒);
- b) 每一气态污染物的排放指数 (克/千克);
- c) 归因于加力燃烧的推力百分数; 和
- d) 实测的发烟指数。

3.4.3 导出信息

3.4.3.1 对于每一进行审定测试的发动机, 应提供下列导出信息:

- a) 每一气态污染物的排放率, 即排放指数 $\times$ 燃料流量 (克/秒);
- b) 在着陆起飞循环中测得的每一气态污染物的排放总量

(克);

- c) 每一气态污染物的 D_p/F_{oo} 值 (克/千牛顿); 和
- d) 最大发烟指数。

3.4.3.2 对于寻求排放物审定的每一类型发动机, 应提供特征发烟指数和气态污染物的排放值。

注: 如国际民航公约附件 16 卷 II 附录 6 所示, 发烟指数或气态污染物排放的特征值, 是按照基准标准发动机和基准外界条件进行测量和修正的所有实测发动机的值除以实测发动机数量的对应系数得到的平均值。

第 4 节 微颗粒物排放

4.1 概述

4.1.1 适用范围

4.1.1.1 如 4.2 节中进一步规定的, 本节规定应适用于仅用于亚音速推进的所有航空器发动机。

4.1.1.2 针对相关发动机类别的具体规定应按照第 4.2 条所述的内容加以适用, 但以下情况例外: 在第 4.2 条中针对单个发动机的生产而规定的适用日期之后的特定时间内给予有限数量的发动机。

4.1.1.3 在此情况下, 申请人可申请豁免。豁免通过后, 发动机铭牌上应标有“豁免”, 发动机的永久记录上应标注豁免许可。应考虑到将被生产的、被豁免的发动机的数量以及它们对环境的影响。应按照发动机序列号豁免, 并予以正式公布。

针对此类豁免，应考虑对相关发动机的生产予以时间限制。

4.1.2 涉及的排放物

本节的目的是控制非挥发性微粒物质（nvPM）排放。

4.1.3 计量单位

4.1.3.1 非挥发性微粒物质质量浓度应以micrograms/m³为单位计量和报告。

4.1.3.2 第4.1.4.2条中界定的在基准排放着陆和起飞（LT0）循环中排放的非挥发性微粒物质质量（ $LT0_{mass}$ ）应以毫克为单位计量和报告。

4.1.3.3 第4.1.4.2条中界定的在基准排放着陆和起飞（LT0）循环中排放的非挥发性微粒物质数量（ $LT0_{num}$ ）应以微粒数量为单位计量和报告。

4.1.4 基准条件

4.1.4.1 大气条件

对于基准标准发动机，基准大气条件应为海平面国际标准大气，但基准湿度应为0.00634kg水/kg干空气。

4.1.4.2 基准排放着陆和起飞（LT0）循环

发动机应在足够的推力设定值上进行测试，以确定发动机的非挥发性微粒物质排放，从而可使用基准排放着陆和起飞循环推力设定值以及经局方同意的可产生最大nvPM质量浓度、最大 EI_{mass} 和最大 EI_{num} 的推力来确定非挥发性微粒物质质量排放指数（ EI_{mass} ）和非挥发性微粒物质数量排放指数（ EI_{num} ）。

为计算和报告nvPM排放，应使用以下推力设定值和以下每个运行模式的时间来表示基准排放着陆和起飞循环：

着陆和起飞 运行模式	推力设定值Foo 百分比	运行模式的时间 (分钟)
起飞	100	0.7
爬升	85	2.2
进近	30	4.0
滑行/地面慢车	7	26.0

4.1.4.3 燃料规范

测试期间使用的燃料应符合国际民航公约附件16卷II附录4的规范。

4.1.5 测试条件

4.1.5.1 测试时应将发动机置于测试台上。

4.1.5.2 发动机应能代表被审定的构型（见国际民航公约附件16卷II附录6）；不得模拟除发动机基本运行所需以外的引气和附件荷载。

4.1.5.3 当测试条件不同于第4.1.4.1条中的基准大气条件时，应根据国际民航公约附件16卷II附录7的程序，按基准大气条件下的发动机燃烧室进口温度对 EI_{mass} 和 EI_{num} 进行修正。

4.1.5.4 根据国际民航公约附件16卷II附录7的程序，针对采样系统收集部分中的稀释和热泳损失对最大nvPM质量浓度进行修正。根据国际民航公约附件16卷II附录7的程序，针对采样系统收

集部分中的热泳损失和燃料构成对 EI_{mass} 和 EI_{num} 进行修正。

4.2 非挥发性微粒物质排放

4.2.1 适用范围

4.2.1.1 第4.2.2条和第4.2.3条中进一步明确的规定应适用于某一类型或型号的额定推力大于26.7kN所有涡轮风扇和涡轮喷气发动机。

4.2.1.2 本节的规定也适用于设计用途原本可由涡轮喷气和涡轮风扇发动机实现的发动机，以及设计为综合推进式动力装置并经额定推力认证的发动机。

4.2.2 规定限值

4.2.2.1 非挥发性微粒物质质量最大浓度

对于单个的、生产日期为2023年1月1日或之后的发动机而言，以可以确定最大排放量的方式在足够的推力设定值下测量获得的、按照国际民航公约附件16卷II附录7中的程序加以计算的，并按照国际民航公约附件16卷II附录6中的程序或局方同意的等效程序转换成特征值的最大nvPM 质量浓度，不得超过根据下列公式确定的规定限值：

$$\text{nvPM质量浓度规定限值} = 10^{(3+2.9Foo^{-0.274})}$$

注：因为nvPM质量浓度与发烟指数相互关联，4.2.2.1中的规定限值源自发烟指数规定限值。进一步的信息见国际民航公约附件16《环境技术手册》(Doc9501号文件)第II卷《航空发动机排放审定程序》。

4.2.2.2 基准排放着陆和起飞循环中的nvPM质量与数量

当按照国际民航公约附件16卷II附录7中的程序测量和计算nvPM 质量和数量排放等级并按照国际民航公约附件16卷II附录6中的程序或局方同意的等效程序将它们换成特征值时，不得超过用下列公式算出的规定限值：

a) LTO_{mass} :

1) 单台发动机的制造日期为2023年1月1日或之后的某一类型或型号的发动机：

i) 最大额定推力大于200kN的发动机：

$$LTO_{mass}/F_{oo}=347.5$$

ii) 最大额定推力大于26.7kN但不超过200kN的发动机：

$$LTO_{mass}/F_{oo}=4646.9-21.497F_{oo}$$

2) 于2023年1月1日或之后提交型号合格证申请的某一类型或型号的发动机：

i) 最大额定推力大于150kN的发动机：

$$LTO_{mass}/F_{oo}=214.0$$

ii) 最大额定推力大于26.7kN但不超过150kN的发动机：

$$LTO_{mass}/F_{oo}=1251.1-6.914F_{oo}$$

b) LTO_{num} :

1) 单台发动机的制造日期为2023年1月1日或之后的某一

类型或型号的发动机:

i) 最大额定推力大于200kN的发动机:

$$LTO_{num}/F_{oo}=4.170 \times 10^{15}$$

ii) 最大额定推力大于26.7kN但不超过200kN的发动机:

$$LTO_{num}/F_{oo}=2.669 \times 10^{16}-1.126 \times 10^{14} F_{oo}$$

2) 于2023年1月1日或之后提交型号合格证申请的某一类型或型号的发动机:

i) 最大额定推力大于150kN的发动机:

$$LTO_{num}/F_{oo}=2.780 \times 10^{15}$$

ii) 最大额定推力大于26.7kN但不超过150kN的发动机:

$$LTO_{num}/F_{oo}=1.490 \times 10^{16}-8.080 \times 10^{13} F_{oo}$$

4.2.3 报告要求

制造商应报告按照国际民航公约附件16卷II附录7中的程序或局方同意的任何等效程序测量和计算出的下述几个非挥发性微粒物质排放值:

a) 最大 EI_{mass} (milligrams/kg燃料); 和

b) 最大 EI_{num} (微粒/kg燃料)。

4.3 所需信息

注: 所需的信息分为三组: 1) 用于识别发动机特性、所用燃料和数据分析方法的一般信息; 2) 发动机测试产生的数据; 和3) 导出

信息。

4.3.1 一般信息

应为寻求排放审定的每一发动机类型提供下列信息：

- a) 发动机识别信息；
- b) 额定推力（千牛顿）；
- c) 基准增压比；
- d) 燃料规范基准；
- e) 燃料氢/碳比；
- f) 数据获取方法；和
- g) 数据分析方法。

4.3.2 测试信息

4.3.2.1 对于每一进行审定测试的发动机，都应提供以下信息：

- a) 燃料净热值（MJ/kg）；
- b) 燃料中的氢含量（质量的%）；
- c) 燃料中的总芳烃含量（体积的%）；
- d) 燃料中的萘类含量（体积的%）；和
- e) 燃料中的硫含量（质量的百万分率）。

4.3.2.2 对于每一进行审定测试的发动机，都应提供按照国际民航公约附件16卷II附录7中的程序或局方同意的任何等效程序测量

和计算的以下信息:

- a) 着陆和起飞循环的每一推力设定值下的燃料流量 (kg/s);
- b) 着陆和起飞循环的每一推力设定值下的 EI_{mass} (milligram/kg燃料);
- c) 着陆和起飞循环的每一推力设定值下的 EI_{num} (微粒/kg燃料)。

4.3.3 导出信息

4.3.3.1 对于每一进行审定测试的发动机, 应提供下列导出信息:

- a) nvPM质量的排放率, 即 $EI_{mass} \times \text{燃料流量}$ (毫克/秒);
- b) nvPM数量的排放率, 即 $EI_{num} \times \text{燃料流量}$ (微粒/秒);
- c) 在着陆起飞循环中测得的nvPM质量的排放总量 (毫克);
- d) 在着陆起飞循环中测得的nvPM数量的排放总量 (微粒);
- e) LTO_{mass}/F_{oo} 值 (毫克/Kn);
- f) LTO_{num}/F_{oo} 值 (微粒/kN); 和
- g) nvPM最大质量浓度 (微克/ m^3)。

4.3.3.2 应为nvPM最大质量浓度提供特征值, 以及应为寻求排放审定的每一发动机类型提供 LTO_{mass}/F_{oo} 及 LTO_{num}/F_{oo} 。

第IV部分 为制定清单和模拟之目的进行非挥发性微粒物质评估

注 1: 本部分的目的是为如何计算除收集部分热泳损失之外的非挥发性微粒物质系统损失修正系数, 提供标准和建议措施。非挥

发性微粒物质采样和测量系统、收集部分以及热泳损失的计算在国际民用航空公约附件16卷II附录7中进行了阐述。

注 2：通过非挥发性微粒物质质量和数量系统损失修正系数，可以根据国际民用航空公约附件16卷II附录7的程序获得的非挥发性微粒物质质量和数量浓度，估算航空器发动机排气处的非挥发性微粒物质质量和数量。

对于第III部分第4节所述的、且其单台发动机的制造日期为2023年1月1日或之后的某一型号或型别发动机，应根据国际民用航空公约附件16卷II附录8中的程序或局方同意的等效程序，向局方报告nvPM质量和nvPM数量系统损失系数（ $k_{SL-mass}$ 和 k_{SL-num} ）以及修正系统损失后的 E_{Imass} 和 E_{Inum} 。

建议：为制定清单和模拟之目的，针对根据国际民用航空公约附件16卷II附录7的程序获得的非挥发性微粒物质质量和数量，应使用国际民用航空公约附件16卷II附录8所述的方法对系统损失进行修正。

第V部分 飞机二氧化碳排出物要求

第1节 管理

二氧化碳排出物要求的适用对象为飞机。本部分的目的是控制飞机二氧化碳排放，具体标准与要求见第3节。

1.1 本文件1.2至1.11的规定须适用于本部分第2节为二氧化碳排放合格审定目的界定的类别中包含的所有飞机执飞国际空中航行时的情况。

1.2 对于在中国国籍登记的飞机，民航局将在飞机飞行手册中给出二氧化碳排放合格证明，其依据是有充分证据表明飞机符合至少相当于本文件所规定适用标准的要求。

1.3 局方认可其他国家颁发的二氧化碳排放合格证明的有效性，条件是，颁发该合格证明所遵循的要求，至少相当于本文件规定的适用标准。

1.4 本文件要求的适用日期：型号合格证或型号设计更改申请日期；或局方规定的等效程序的申请日期。

1.5 除非另有规定，用以确定本文件各项标准适用范围的日期，须是提交型号合格证申请的日期，或是局方规定的等效申请程序提交申请的日期。

1.6 申请的有效期限必须与该机型适用的适航规章所规定的期限相等，局方准予延期的特殊情况除外。当该有效期限被延期时，用以确定本文件各项标准适用范围的日期必须为型号合格证颁发日期或型号设计更改批准日期或根据局方规定的等效程序签发批准书的日期，减去有效期。

1.7 对于未获得二氧化碳排放合格审定的衍生型飞机和获得二氧化碳排放合格审定的衍生型飞机，有关本文件各项标准适用范围的规定，是指提交“申请型号设计更改合格审定”的日期。用以确定本文件各项标准适用范围的日期，须是提交型号设计更改申请的日期。

1.8 本文件中单机首次颁发适航证的日期，是指该飞机首次

获得任何一个局方颁发的适航证的日期。

1.9 必须公布由局方许可或验证的经审定的二氧化碳排放评价度量值。

1.10 如使用等效程序替代本文件中规定的程序，须获得局方的批准。

注：使用等效程序的指导材料参见国际民航公约附件16《环境技术手册》（Doc 9501 号文件）第III卷—《飞机的二氧化碳排放合格审定程序》。

1.11 局方承认由设计国和制造国适航当局所发放的豁免有效，前提是使用了可接受的程序。

注：可接受程序及批准豁免标准的指导参见国际民航公约附件16《环境技术手册》（Doc 9501 号文件）第III卷 —《飞机二氧化碳排放合格审定程序》。

第2节 基于燃油消耗的飞机二氧化碳排放合格审定标准

2.1 适用范围

2.1.1 本节的标准须适用于下述飞机，水陆两栖飞机、根据专门运行需求进行初始设计或改装并加以使用的飞机、基准几何因子（RGF）设计为零的飞机和专门为消防设计或改装和使用的飞机除外：

a) 2020年1月1日或其后提交型号合格证申请的最大起飞质量超过5 700千克的亚音速喷气式飞机，包括其衍生型，但最大起飞质量不超过60000千克，且最大旅客座位数不超过19座（含）的那

些飞机除外；

b) 2023年1月1日或其后提交型号合格证申请的最大起飞质量超过5700千克但不超过60000千克，且最大旅客座位数不超过19座（含）的亚音速喷气式飞机，包括其衍生型；

c) 2020年1月1日或其后提交型号合格证申请的最大起飞质量超过8618千克的所有螺旋桨驱动的飞机，包括其衍生型；

d) 2023年1月1日或其后提交型号设计变化合格审定申请的最大审定起飞质量超过5700千克的未获得二氧化碳排放合格审定的亚音速喷气式飞机的衍生型，包括其后来的获得二氧化碳排放合格审定的衍生型；

e) 2023年1月1日或其后提交型号设计变化合格审定申请的最大审定起飞质量超过8618千克的未获得二氧化碳排放合格审定的螺旋桨驱动的飞机的衍生型，包括其后来的获得二氧化碳排放合格审定的衍生型；

f) 2028年1月1日或其后首次颁发单机适航证的最大审定起飞质量超过5700千克的未获得二氧化碳排放合格审定的亚音速喷气式飞机；和

g) 2028年1月1日或其后首次颁发单机适航证的最大审定起飞质量超过8618千克的未获得二氧化碳排放合格审定的螺旋桨驱动的飞机。

注：根据专门运行需求进行初始设计或改装并加以使用的飞机，指局方认为其型号设计相较于本文件所涵盖的典型民用飞机

型号，具有不同的设计特点以满足具体运行需求，且可能造成很大二氧化碳排放评价度量值差异的飞机。

2.1.2 尽管有第 2.1.1 条的规定，可以认可在自己国家登记的飞机不需要证明符合本文件各项标准中关于有时间限制的发动机更改的规定。这些型号设计更改须规定，该飞机运行不得超过 90 天，除非已经表明该型号设计更改符合本文件的规定。这仅适用于因进行所需的维修而做出的更改。

2.1.3 局方可给予关于第 2.1.1 条中规定的适用范围的豁免。在这些情况下，将颁发豁免文件。应在飞机永久记录中注明给予豁免。将考虑生产的豁免飞机数量及其对环境的影响。将使用飞机序列号报告豁免，并通过正式的公共登记册公布。

注：关于颁发豁免的进一步指导，参见国际民航公约附件 16《环境技术手册》（Doc 9501 号文件）第 II 卷《航空发动机排放审定程序》。

2.2 二氧化碳排放评定度量

度量必须按第 2.3 条中定义的三种基准质量的 1/SAR 值的平均数和国际民航公约附件 16 卷 III 附录 2 中定义的基准几何因子来确定。度量值必须按照下列公式来计算：

$$\text{二氧化碳排放评定度量值} = \frac{(1/SAR)_{\text{AVG}}}{(RGF)^{0.24}}$$

注 1：度量值以千克/公里为单位进行量化。

注 2：二氧化碳排放评定度量是基于燃油里程（SAR）的度量，并进行适当调整以考虑机身尺寸。

2.3 基准飞机质量

2.3.1 在根据这些标准进行试验时，应针对以下三种基准飞机质量的每一种，确定其 1/SAR 值：

- a) 高总质量：92%最大起飞质量（MTOM）
- b) 中等总质量：高总质量和低总质量的简单算术平均值
- c) 低总质量： $(0.45 \times \text{MTOM}) + (0.63 \times (\text{MTOM}^{0.924}))$

注：最大起飞质量以千克表示。

2.3.2 通过最大起飞质量的二氧化碳排放合格审定也表示对起飞质量低于最大起飞质量的二氧化碳排放进行合格审定。但是，除了对最大起飞质量的二氧化碳度量值进行强制性合格审定外，申请人也可以自愿申请对起飞质量低于最大起飞质量的二氧化碳度量值进行批准。

2.4 最高允许二氧化碳排放评定度量值

2.4.1 必须根据国际民航公约附件 16 卷 III 附录 1 所述的评定方法确定二氧化碳排放评定度量值。

2.4.2 二氧化碳排放评定度量值不应超过以下段落所确定的值：

a) 对于第 2.1.1 条 a)、b) 和 c) 款规定的最大审定起飞质量不超过或等于 60000 千克的飞机：

$$\text{最高允许值} = 10 \left(-2.73780 + (0.681310 \times \log_{10}(\text{MTOM})) + (-0.0277861 \times (\log_{10}(\text{MTOM}))^2) \right)$$

b) 对于第 2.1.1 条 a) 和 c) 款规定的最大审定起飞质量超过 60000 千克，但不超过 70395 千克的飞机：

最高允许值= 0.764

c) 对于第 2.1.1 条 a) 和 c) 款规定的最大审定起飞质量超过 70395 千克的飞机:

$$\text{最高允许值} = 10^{(-1.412742 + (-0.020517 * \log_{10}(\text{MTOM})) + (0.0593831 * (\log_{10}(\text{MTOM}))^2))}$$

d) 对于第 2.1.1 条 d)、e)、f) 和 g) 款规定的最大审定起飞质量不超过或等于 60000 千克的飞机:

$$\text{最高允许值} = 10^{(-2.57535 + (0.609766 * \log_{10}(\text{MTOM})) + (-0.0191302 * (\log_{10}(\text{MTOM}))^2))}$$

e) 对于第 2.1.1 条 d)、e)、f) 和 g) 款规定的最大审定起飞质量超过 60000 千克; 但不超过 70107 千克的飞机:

最高允许值=0.797

f) 对于第 2.1.1 条 d)、e)、f) 和 g) 款规定的最大审定起飞质量超过 70107 千克的飞机:

$$\text{最高允许值} = 10^{(-1.39353 + (-0.020517 * \log_{10}(\text{MTOM})) + (0.0593831 * (\log_{10}(\text{MTOM}))^2))}$$

2.5 确定飞机燃油里程的基准条件

2.5.1 基准条件须包含批准的飞机正常运行范围内的以下条件:

- a) 第2.3条规定的飞机总质量;
- b) 申请人选定的高度和空速组合条件;

注: 这些条件一般指产生燃油里程最大值的高度和空速组合, 通常是在最适高度上最大航程巡航马赫数。选择最适合条件以外的其他条件, 将对燃油里程值产生不利影响。

- c) 稳定 (无加速)、直线和水平飞行;

- d) 飞机纵向和横向配平;
- e) 国际民航组织标准日大气;
- f) 飞机在大地纬度45.5度和基准高度的静止空气中, 向真北方向飞行的重力加速度, 基于 g_0 ;
- g) 燃油低热值等于43.217MJ/kg (18580BTU/lb);
- h) 申请人选定的基准飞机重心(CG)位置, 代表与三种基准飞机质量的每一种的设计巡航性能有关的重心中点;

注: 对于加装了纵向重心调配系统的飞机, 可据此选定基准重心位置。

i) 申请人所选的用于依据飞机载荷能力和制造商的标准燃料管理做法进行的代表性运行的机翼结构载荷条件;

j) 根据制造商建议的程序, 申请人选定的关于设计巡航性能的电功率与机械功率提取和引气;

注: 因使用旅客娱乐系统等可选设备产生的功率提取和引气不必纳入其中。

k) 按照规定条件下发动机性能模型的标称设计而运行的发动机操纵/稳定(控制所需的)引气; 和

1) 申请人选定的发动机性能衰退程度, 代表初始衰退程度(最低15次起飞或50个发动机飞行小时)。

2.5.2 如果试验条件与基准条件不同, 则须按国际民航公约附件16卷III附录1所述, 适用对试验条件和基准条件之间差异的修正。

2.6 试验程序

2.6.1 燃油里程值构成二氧化碳排放评定度量值的基础，须直接根据飞行试验确定，或根据飞行试验所验证的性能模型确定。

2.6.2 试验飞机须代表申请合格审定的飞机型号设计。

2.6.3 试验和分析程序必须如国际民航公约附件 16 卷 III 附录 1 所述，以批准的方式进行，以产生二氧化碳排放评定度量值。这些程序须涉及整个飞行试验和数据分析程序，从飞行前的各项行动到飞行后的数据分析。

注：每次飞行试验所使用的燃油应该符合ASTM D1655-15，DEF STAN 91-91第7期修订3，GB 6537中规定的规范或等效规范。