



咨 询 通 告

中国民用航空局航空器适航审定司

文 号：民航适函〔2024〕56号

编 号：AC-21-AA-2024-20

下发日期：2024年8月13日

电推进系统专用条件编制指南

电推进系统专用条件编制指南

1 目的

本咨询通告提供了电动垂直起降航空器（eVTOL）型号合格审定的指导材料，用于指导所装电推进系统审定要求的编制工作。指导材料主要针对 eVTOL 中倾转旋翼航空器，也可作为其他电动航空器审定要求编制的参考。此外，指导材料还可用于电推进系统中电动发动机或螺旋桨单独型号合格审定时审定要求编制工作。具体项目的审定要求，需根据电推进系统及拟安装的航空器的设计特点和预期用途进行确定。

本咨询通告提供一种可接受的符合性方法，但并不是唯一的符合性方法。

2 依据

本咨询通告依据《民用航空产品和零部件合格审定规定》（CCAR-21）制定。

3 废止

不适用。

4 相关文件

- (1) 《航空发动机适航规定》（CCAR-33）；
- (2) 《螺旋桨适航标准》（CCAR-35）；
- (3) 《航空发动机审定》（AC-33-AA-2024-01R1）；

(4) 《Standard Specification for Design of Electric Engines for General Aviation Aircraft》(ASTM F3338);

(5) 《Standard Specification for Aircraft Electric Propulsion Systems》(ASTM F3239)。

本咨询通告中引用的文件都为现行有效版本，除非特别说明。

5 电推进系统审定要求

电动航空器所安装的电动发动机和螺旋桨可作为电动航空器的一部分随电动航空器型号合格证获得批准，此时可参考附件 1 和附件 2 制定专用条件。电动发动机或螺旋桨也可按 CCAR—33 或 CCAR—35 单独进行型号合格审定，当 CCAR—33 或 CCAR—35 没有包括适当的或者足够的安全要求时，可参考附件 1 或附件 2 中内容制定专用条件。

6 附则

本咨询通告自 2024 年 8 月 13 日生效。

本咨询通告由中国民用航空局航空器适航审定司负责解释。

附件 1

电动发动机审定要求

XX. 3304 持续适航文件

申请人必须根据本咨询通告附录 A 编制局方可接受的持续适航文件。当电动发动机作为航空器的一部分随航空器型号合格证申请获得批准时，应按照对航空器的持续适航文件要求完成该电动发动机持续适航文件。

XX. 3305 电动发动机安装和使用说明手册

每一个申请人必须备有在型号合格证颁发之前可供局方应用，在电动发动机交付时可供用户使用的经批准的电动发动机安装和使用说明手册。该手册必须至少包括下列内容：

(a) 安装说明：

(1) 电动发动机安装构件的位置，将电动发动机安装到航空器上的方法，以及安装构件和相关结构的最大允许载荷；

(2) 电动发动机与附件、管件、导线和电缆、钢索、导管及整流罩连接的位置和说明；

(3) 包括总体尺寸的电动发动机轮廓图；

(4) 定义电动发动机与航空器及其相关设备，包括螺旋桨（如适用）的物理和功能界面；

(5) 当电动发动机系统依赖于不属于电动发动机设计的部件时，必须在电动发动机安装说明中直接规定，或通过引用适当的

文件来规定电动发动机批准所依据的部件的界面条件和可靠性要求；

(6) 必须给出电动发动机所需连接的仪表清单，包括仪表精度和瞬态响应的所有限制值，以评估在装机条件下该仪表的适用性。

(b) 使用说明：

(1) 局方认定的使用限制；

(2) 功率或推力的额定值及在非标准大气条件下的修正程序；

(3) 在一般和极端环境条件下，对下列情况的荐用程序：

(i) 起动；

(ii) 地面运转；

(iii) 飞行中的运转；

(4) 对于单发失效或功率降级的航空器电动发动机，申请人必须提供电动发动机性能特性和变化的数据，以使航空器制造商能够建立航空器功率保证程序；

(5) 电动发动机控制系统的主模式、所有可选模式和任何备份系统及其相关限制的描述，以及电动发动机控制系统与航空器相关系统、螺旋桨（如适用）之间的界面描述。

(c) 安全性分析假设：

针对 XX.3375 条 (d) 款中描述的不在电动发动机制造商控制之内关于安全装置、仪表、早期告警装置、维修检查和类似设

备或程序的可靠性做出安全性分析假设。

XX. 3307 电动发动机额定值和使用限制

(a) 电动发动机额定值和使用限制由局方认定，并包含在航空器型号合格证数据单中，其中包括按本条规定的使用条件和资料确定的额定值和限制（如适用），以及为电动发动机安全使用所必需的任何其他资料。

(b) 根据下列因素确定电动发动机的额定值和使用限制：

(1) 轴功率、扭矩、转速和温度：

(i) 额定起飞功率；

(ii) 额定最大连续功率；

(iii) 额定最大临时功率和持续时间；

(2) 必须在航空器型号合格证数据单中给出电动发动机的工作制及其对应的额定值；

(3) 如采用液冷，应限定冷却液等级或规格；

(4) 供电要求；

(5) 电动发动机安全运行所必需的任何其他额定值或限制。

(c) 在确定电动发动机性能和使用限制时，必须考虑电动发动机控制系统和 XX. 3305 条 (a) (6) 项中定义的所需仪表的所有精度限制要求。

XX. 3308 电动发动机功率或推力额定值的选定

(a) 必须由申请人选定所申请的电动发动机的功率或推力额定值。

(b) 选定的每种额定值，必须是所有同型号电动发动机在用来确定此额定值的条件下，预计能产生的最低功率或推力。

XX. 3315 材料

电动发动机所用材料的适用性和耐久性必须满足下列要求：

(a) 建立在经验或试验的基础上；

(b) 符合经批准的规范（如工业或军用规范），保证这些材料具有设计资料中采用的强度和其他性能。

XX. 3317 防火

(a) 电动发动机的设计和构造及所使用的材料，应必须使着火和火焰蔓延的可能性减至最小，并且必须尽量减少火灾的影响。

(b) 除 (c) 款规定外，在电动发动机正常工作期间存留或输送易燃液体的每一外部管路、接头和其他部件，必须由局方确认是耐火的或是防火的。上述部件必须有防护或正确安装以防止点燃泄漏的易燃液体。

(c) 属于电动发动机并与其相连的易燃液体箱和支架必须是防火的或用防火罩防护，任一非防火的零部件被火烧坏后不会引起易燃液体泄漏或溅出则除外。对于容量小于 23.7 升（25 夸脱）的整体湿油池，既不必是防火的，也不需用防火罩防护。

(d) 用于防火墙的电动发动机零件，其设计、构造和安装必须是：

(1) 防火的；

(2) 构造上不会使任何危险量的空气、液体或火焰绕过或穿过防火墙；

(3) 防腐蚀的。

(e) 除 (a) 和 (b) 款要求外，位于指定火区内的电动发动机控制系统部件必须由局方确定是防火的或者耐火的。

(f) 必须通过排放和通风的方法防止电动发动机内易燃液体非故意的积聚达到危险量。

(g) 任何容易或者具有潜在产生静电放电或电气故障电流的部件、单元或设备必须设计和构造成与电动发动机基准点等电位接地，以使可能出现易燃液体或蒸汽的外部区域点燃的风险减至最小。

(h) 高压电线互联系统必须能够防止电弧引发的故障，对未保护的电线必须进行分析，表明电弧引发的故障不会导致 XX. 3375 条 (g) (2) 项所定义的危害性电动发动机后果。

XX. 3319 耐久性

(a) 在 XX. 3304 条持续适航文件所述的维护间隔、翻修或局方要求的强制性措施之间，电动发动机的设计和构造必须最大程度地减少不安全状况的产生。

(b) 属于电推进系统型号设计部分的螺旋桨桨距调节系统的每一个部件必须满足本咨询通告附件 2 第 XX. 3521 条、XX. 3523 条、XX. 3542 条和 XX. 3543 条的要求。

XX. 3321 电动发动机冷却

电动发动机的设计与构造必须在航空器预期工作条件下提供必要的冷却。如果需要冷却以满足 XX.3375 条中所述的安全性分析，则必须在电动发动机安装和使用说明手册中记录冷却系统监测功能和使用情况。

XX.3323 安装构件和结构

(a) 必须规定电动发动机安装构件和相关的电动发动机结构的最大允许的限制载荷和极限载荷。

(b) 该电动发动机安装构件和相关的电动发动机结构必须能承受下列载荷：

- (1) 规定的限制载荷并且没有永久变形；
- (2) 规定的极限载荷并且没有破坏，但可以出现永久变形。

(c) 电动发动机电气安装接口应该满足电气安全要求，并在电动发动机安装和使用说明手册中规定。

XX.3325 附件连接装置

电动发动机在附件传动装置和安装构件受载的情况下，必须能正常地运转。每一个电动发动机附件传动装置和安装构件必须具有密封措施以防止电动发动机内部的污染或来自电动发动机内部的不可接受的泄漏。要求用电动发动机滑油润滑外部传动花键或联轴节的传动装置和安装构件，必须采用密封措施以防止不可接受的滑油流失和防止来自封闭传动连接件腔室外的污染。电动发动机的设计必须能对电动发动机运转所需的每个附件进行检查、调整或更换。

XX. 3326 电气系统

(a) 适用性。作为电动发动机设计的一部分，任何提供、使用、调节或分配电能的系统或设备，应当保证电动发动机持续适航性并保持电动发动机额定值。

(b) 电气系统。电气系统应当确保电能安全传输，具有减载能力，以及保证电动发动机不会产生任何不可接受的工作特性或超出使用限制。

(c) 电源分配。

(1) 配电系统应当能够通过电网安全传输电能。配电系统应当能够安全提供电能，使得功率损失、误动作以及电源中断等故障不会导致 XX. 3375 条 (g) (2) 项中的规定危害性电动发动机后果。

(2) 配电系统的设计和维修应当能够满足所有地面和飞行操作期间的正常和非正常状态；

(3) 配电系统应当提供机械或自动快速隔离电源故障的措施，避免影响电能安全传输至电动发动机，或在预期的航空器应用中的有害影响。

(d) 保护系统。电气系统的设计应当确保功率损失、故障、电源中断或超过设计极限的功率使用工况不会导致 XX. 3375 条 (g) (2) 项所定义的危害性电动发动机后果。

(e) 电源工作特性。申请人应当在安装和使用说明手册中识别并声明：

(1) 航空器运行对于电动发动机的电气系统的特性要求，如电动发动机起动特性和工作特性，包括瞬态和稳态电压限制条件下的要求；

(2) 电动发动机到航空器的能量回馈特性，以及电动发动机安全运行所需的其他必要特性要求。

(f) 环境限制。不能通过持久演示、有效的分析或两者结合的方法证明的环境极限应当通过 XX.3391 条系统和部件试验来证明。

(g) 电气系统失效。申请人应当将电气系统设计和构造成：

(1) 失去功率控制 (LOPC) 事件的发生率与预期应用的安全目标一致；

(2) 在全勤构型中，经局方确定，对于与 LOPC 事件相关的电子、电气和电气探测的失效，系统能容忍“单点故障”；

(3) 没有任何导致 XX.3375 条 (g) (2) 项所定义的危害性电动发动机后果的单点失效；

(4) 考虑预期装机的航空器应用，导致局部事件的失效或故障不会造成 XX.3375 条 (g) (2) 项所定义的危害性电动发动机后果。

(h) 系统安全评估。申请人应当采用局方可接受的方法进行安全评估。该评估应当识别影响正常运行的故障或失效，以及这些故障或失效预期的发生频率。应当考虑预期安装的航空器应用，以确保电气系统的安全评估是有效的。

XX. 3327 超速

(a) 如 XX. 3375 条 (g) (2) 项所定义，转子超速不得导致转子爆裂、变形或损坏，而造成危害性电动发动机后果。通过试验、有效的分析或两者结合的方法证明符合本条款的要求。超速适用的设定转速必须声明并阐述其合理性。

(b) 转子必须具有足够的强度，并在超过经认证的工作条件和导致转子超速的失效条件下有足够的爆裂裕度。爆裂的裕度必须通过试验、有效的分析或两者结合的方法来证明。

(c) 电动发动机不得超过可能影响转子结构完整性的转速限制。

XX. 3328 电动发动机控制系统

(a) 适用性

本条款适用于电动发动机设计中控制、限制、监控或保护电动发动机工作及电动发动机持续适航所必需的系统或设备。

(b) 电动发动机控制

当故障或失效导致控制模式、通道或者从主系统到备用系统的转换（如适用）时，电动发动机控制系统必须确保电动发动机不会出现任何不可接受的工作特性或超出使用限制。

(c) 设计保证

软件和复杂电子硬件，包括可编程逻辑设备，必须：

(1) 使用结构化和系统化的方法进行设计和开发，该方法提供与可编程逻辑设备所在系统的失效或故障后果相称的逻辑保证

水平；

(2) 采用局方可接受的方法表明符合性。

(d) 验证

所有功能必须通过试验、有效的分析或两者结合的方法，来证明电动发动机控制系统在其使用限制内能够执行预期功能。

(e) 环境限制

对于不能通过持久演示、有效的分析或两者组合的方法来证明的环境限制，必须通过 XX.3391 条系统和部件试验来证明。

(f) 电动发动机控制系统失效

电动发动机控制系统的设计和构造必须：

(1) 失去功率控制（LOPC）事件的发生率与预期应用的安全目标一致；

(2) 在全勤构型中，经局方确定，对于与 LOPC 事件相关的电子、电气和电气探测的失效，系统能容忍“单点故障”；

(3) 没有任何导致 XX.3375 条 (g) (2) 项所定义的危害性电动发动机后果的单点失效；

(4) 考虑预期装机的航空器应用，导致局部事件的失效或故障不会造成 XX.3375 条 (g) (2) 项所定义的危害性电动发动机后果。

(g) 安全评估

申请人必须采用局方可接受的方法进行安全评估。该评估必须识别影响正常运行的故障或失效，以及这些故障或失效预期的

发生频率。必须考虑预期安装的航空器应用，以确保电动发动机控制系统的安全评估是有效的。

(h) 保护单元

电动发动机控制系统的设计和性能，以及电动发动机仪表连接、使用和维护说明，必须确保电动发动机在工作中不会超出使用限制。

(i) 航空器提供的数据

任何单点失效导致航空器提供的数据（来自航空器的推力或功率指令信号除外），或电动发动机控制系统之间共享的数据丢失、中断或损坏，必须：

(1) 确保安装在航空器上的每个电动发动机，不会导致 XX.3375 条 (g) (2) 项所定义的危害性电动发动机后果；

(2) 能够被电动发动机控制系统检测和适应。

(j) 电动发动机控制系统的电源

(1) 电动发动机控制系统的设计必须使电源的失效、故障和中断不会导致 XX.3375 条 (g) (2) 项所定义的危害性电动发动机后果，或不会引起不可接受的错误数据传输，或不会使电动发动机在丧失控制功能的情况下继续运行，电动发动机控制系统必须具备在提供的电源恢复到规定范围以内时恢复正常运行的能力；

(2) 必须识别并在电动发动机安装和使用说明手册中声明，从航空器给电动发动机控制系统供电电源的需求和特性：包括瞬

态和稳态电压限制，以及系统安全运行所需的其他任何特性。

XX. 3329 仪表连接

(a) 除非在结构上能防止接错仪表，否则，按航空器适航标准要求要求的电推进系统仪表所设置的每个连接件或者为保证电动发动机工作符合任何使用限制所必需的每个连接件，都必须作标记，以标明与相应的仪表一致。

(b) 作为 XX. 3326 条 (h) 款和 XX. 3328 条 (g) 款系统安全评估的一部分，申请人必须评估仪表、传感器或连接件错误装配的可能性及后果。如需要，申请人必须在系统中采用防错设计。

(c) 为了保证电动发动机在其使用限制内工作，申请人必须制定相应仪表的安装规定。按照提出的安全分析或任何其他规范要求，如果所依赖的仪表在假设航空器的安装中不是强制的，则申请人必须在电动发动机安装和使用说明中列明该仪表，并在批准文件中声明其为强制性仪表。

(d) 申请人必须提供使机组人员能够监测电动发动机冷却系统功能的仪表，除非有证据表明：

(1) 其他现有的仪表对失效或即将发生的失效提供充分警告，或者

(2) 冷却系统的失效在被检测之前不会导致 XX. 3375 条 (g) (2) 项所定义的危害性电动发动机后果，或者

(3) 冷却系统发生失效的概率是极小可能的。

(e) 传感器及相关电缆和信号调理必须在物理上和电气上进行隔离，以确保从仪表的监测功能向控制功能传递故障的概率与该故障的影响一致，反之亦然。

XX. 3362 应力分析

(a) 必须进行机械应力、热应力和电磁应力分析，表明电动机具有足够的设计安全裕度，以防止不可接受的工作特性和 XX. 3375 条 (g) (2) 项所定义的危害性电动发动机后果。

(b) 电动发动机中的最大应力必须通过试验、有效的分析或两者结合的方法证明符合本条款的要求，并且必须表明不超过材料的许用应力。

XX. 3363 振动

电动发动机的设计和构造必须保证其在规定的转速和输出功率的整个工作范围内（包括规定的超限）正常运转，不会因为振动导致电动发动机任何零部件应力过大，也不会导致将过大的振动力传给航空器结构。

XX. 3364 液体和气体系统

(a) 用于电动发动机部件润滑或冷却的每个系统的设计和构造必须能够在电动发动机预期运行的所有飞行姿态和大气条件下正常工作。

(b) 如果电动发动机部件润滑或冷却的系统不是独立的，则必须在电动发动机安装和使用说明手册中定义该接口。

(c) 申请人必须通过试验、有效的分析或两者结合的方法确

定承受较大气体或液体压力载荷的所有静态零件，不应：

(1) 在承受正常工作压力和最大工作压力时发生危险情况，如出现超出允许的永久变形，或出现泄漏；

(2) 在承受最大可能压力中的较大值时，出现断裂或爆裂。

(d) 符合本条 (c) 款应当必须考虑：

(1) 零件的工作温度；

(2) 除压力载荷之外的任何其他重要静载荷；

(3) 代表零件使用的材料和工艺的最低性能；

(4) 设计允许的任何不利的几何形状，如最少材料和最小半径。

(e) 电动发动机安装和使用说明手册中必须列出经批准的冷却液和润滑剂。

XX. 3370 关键件和限寿件

(a) 申请人必须通过安全性分析或局方可接受的方法，对旋转或运动部件、轴承、轴、静态部件和非冗余安装部件，在其整个使用寿命内，确定是否作为关键件或是限寿件来进行分类、设计、制造和管理。

(1) 关键件是指必须满足规定的结构完整性规范以避免其原发失效的部件，该失效很可能会导致 XX. 3375 条 (g) (2) 项所定义的危害性电动发动机后果；

(2) 限寿件包括但不限于转子和主要结构静态部件，其失效主要是由于低周疲劳 (LCF)、蠕变或其他失效模式造成的，并

最终导致 XX.3375 条 (g) (2) 项所定义的危害性电动发动机后果。必须通过局方批准的程序，指定使用限制中电动发动机每个限寿件的最大允许飞行循环数/运行小时数/起动—停车循环。

(b) 在确定每个关键件或限寿件的完整性时，申请人必须提供以下三个计划并获得局方批准：

(1) 工程计划。

通过执行该计划，根据已经过验证的分析、试验或使用经验，充分了解或预测载荷、材料性能、环境影响和工作条件的组合，包括对这些参数有影响的零件的作用，使每个电动发动机关键件和限寿件，达到批准的使用寿命时，在危害性电动发动机后果发生前，从使用中拆下。还应通过执行该计划，始终保持符合上述要求。申请人必须进行适当的损伤容限评估，以确定在零件的批准寿命期内，由于材料、制造和使用引起的缺陷导致的潜在失效。必须按 XX.3304 条的要求在持续适航文件的适航限制条款中公布电动发动机限寿件明细和批准寿命。

(2) 制造计划。

该计划明确了必须符合生产电动发动机限寿件要求的具体制造过程，使电动发动机关键件和限寿件具有工程计划要求的特性。

(3) 使用管理计划。

该计划规定电动发动机关键件和限寿件使用维护过程和修理限制，使电动发动机关键件和限寿件保持工程计划要求的特性。

这些过程和限制必须包含在持续适航文件中。

XX. 3371 润滑系统

(a) 润滑系统的设计和构造必须确保在所有飞行姿态和电动发动机预期工作的大气条件下，在预期的维护间隔之间正常工作。

(b) 润滑系统的设计必须防止电动发动机轴承和润滑部件被污染。

(c) 申请人必须通过试验、有效的分析或两者结合的方法证明符合本条第 (a) 款和 (b) 款中所述的独特润滑特性和功能。

XX. 3373 功率响应

(a) 电动发动机的设计和构造，包括其控制系统，必须满足下列要求：

(1) 从最小功率增大到额定功率的最大值，不会对电动发动机产生任何不利影响；

(2) 在飞行和地面状态下，均能确保在航空器运行安全所需的时间间隔内，从最小功率增大到额定功率的最大值；

(3) 从最小扭矩到额定扭矩最大值的调节，不会对电动发动机或航空器产生不利影响。

(b) 本条第 (a) (1)、(a) (2)、(a) (3) 项的结果必须包括在电动发动机安装和使用说明手册中。

XX. 3374 持续转动

如果设计允许飞行中电动发动机停车后其任何主旋转系统仍

然持续转动，这种转动不得导致如 XX.3375 条 (g) (2) 项所定义的危害性电动发动机后果。

XX.3375 安全性分析

(a) 安全性分析应考虑下列因素的影响：

(1) 为了评估预期可能发生的所有失效后果，申请人必须对电动发动机及其电气系统、控制系统进行分析。如适用，分析中必须考虑：

(i) 与典型电动发动机安装相关的航空器级别的装置和程序假设，在分析中必须说明这些假设；

(ii) 随之发生的二次失效和潜在的失效；

(iii) 本条 (d) 款中的多重失效或在本条 (g) (2) 项中定义的导致危害性电动发动机后果的失效；

(2) 申请人必须总结可能导致本条 (g) 款中定义的重大的电动发动机后果或危害性电动发动机后果的失效，并且估算这些失效发生的概率。在总结中必须明确说明其失效可导致危害性电动发动机后果的任何电动发动机零部件。

(b) 申请人必须使用本条 (g) 款中的失效定义来符合本条 (a) (1) 和 (a) (2) 项的要求。

(c) 某些单个元件的原发失效不能用数字合理地估计。如果该元件的失效可能导致危害性电动发动机后果，那么可以通过满足第 XX.3315 条、第 XX.3327 条和第 XX.3370 条（如适用）规定的完整性要求来表明本条款符合性，但必须在安全性分析中

说明这些情况。

(d) 如果依靠安全系统以防止失效发展到导致本条 (g) 款中定义的危害性电动发动机后果的程度，则必须分析安全系统失效与电动发动机本身失效共同发生的可能性。这样的安全系统包括安全装置、仪表、早期告警装置、维修检查和其他类似的设备或程序。如果安全系统的某些部件不在电动发动机制造商的控制范畴，与这些零部件的可靠性相关的安全分析的假设必须在分析中明确说明，并在 XX.3305 条规定的安装说明手册中明确。

(e) 如果安全性分析取决于下述一个或多个项目，则必须在分析中明确这些项目并进行适当的证明。

(1) 在规定时间间隔内完成的维修措施。包括验证可能引起潜在失效的维修措施的适用性。必要时，为防止危害性电动发动机后果的发生，维修措施和间隔期必须在 XX.3304 条要求的持续适航文件中公布。另外，如果电动发动机维修的错误，包括电动发动机控制系统维修的错误，可能导致危害性电动发动机后果，则必须在相关电动发动机手册中包含适当的程序。

(2) 飞行前或其他规定时间，检测安全装置或其他装置能否正常工作，检测的细节必须在适当的手册中说明；

(3) 使用无其他要求的专用仪表；

(4) 按 XX.3305 条要求的安装和使用说明手册中规定的飞行机组人员的操作。

(f) 申请人必须使用本条 (g) 款中的失效定义来符合本条

(d) 款和 (e) 款的要求。

(g) 除了另有局方批准并在安全性分析中已声明的情况之外，表明符合性时，以下定义适用于电动发动机：

(1) 较小的电动发动机后果并不妨碍电动发动机以符合本条 (g) (1) (i) 至 (g) (1) (iii) 项的方式执行预期功能，电动发动机符合 XX.3373 条和 XX.3389 条的可操作性要求（如适用）。

(i) 在声明的飞行包线内变化的大气条件下，保持有关控制参数的选定值，使电动发动机工作在批准的使用限制之内；

(ii) 在声明的电动发动机使用限制范围内，电动发动机的功率或推力调节应具有足够的灵敏度；

(iii) 不会产生不可接受的功率或推力振荡。

(2) 以下后果认为是危害性电动发动机后果：

(i) 非包容的高能碎片；

(ii) 与驾驶员命令的推力方向相反的较大的推力；

(iii) 不可控火情；

(iv) 电动发动机安装系统失效，导致非故意的电动发动机脱开；

(v) 电动发动机引起的螺旋桨脱开，如适用；

(vi) 完全无法关闭电动发动机；

(vii) 机组人员、乘客、地勤人员、维护人员或其他人员触电身亡；

(viii) 冷却系统堵塞，可能导致本条第 (g) (2) (i) 至 (g)

(2) (vii) 项所述的危害性电动发动机后果；

(3) 严重程度介于本条 (g) (1) 和 (g) (2) 项之间的后果是较大的电动发动机后果。

(h) 电动发动机的安全性评估必须考虑航空器的预期应用环境。

(i) 安全性分析的结果和安全性分析中使用的航空器应用假设必须记录在电动发动机安装和使用说明手册中。

XX. 3377 外物吸入

(a) 在工作范围内，雨水、冰、冰雹吸入不得导致电动发动机异常运行，如停机、功率损失、不稳定运行或功率振荡。

(b) 在预期应用环境下，其他可能吸入源（鸟类、进气系统结冰、雹、异物—冰块）的外物撞击不得导致 XX. 3375 条 (g) (2) 项所定义的危害性电动发动机后果或不可接受的功率损失。

(c) 若电动发动机的设计依赖于安装所提供的功能、附件或系统，可防止潜在吸入后不可接受的功率损失或 XX. 3375 条 (g) (2) 项所定义的危害性电动发动机后果，则电动发动机安装和使用说明手册中必须记录这些功能、附件或系统。

(d) 本条 (b) 款中所描述的吸入源，未经评估的必须在电动发动机安装和使用说明手册中声明。

XX. 3383 振动演示

每型电动发动机必须进行振动演示，以确定受激振部件的振动特性在具体的安装配置下、在整个声明的飞行包线和运行范围

内是可接受的。演示必须考虑的激振来源可能有机械、空气动力、声学或电磁。振动演示必须通过试验、有效的分析或两者结合的方法来表明。

XX. 3384 超扭

申请人必须通过试验、有效的分析或两者结合来证明电动发动机在最大超扭条件下运行后，无需维护即可继续运行。为证明符合本条要求而进行的超扭或与超扭结合进行的其他任何试验结束后，电动发动机每个零件或单个部件还必须满足 XX. 3393 条的要求。

XX. 3385 校准试验

电动发动机在经过 XX. 3387 条和 XX. 3390 条中规定的持久和耐久演示前后，都必须经过校准试验，以确定其功率特性。

XX. 3387 持久演示

(a) 申请人必须对电动发动机进行局方认可的持久演示，以证明其极限能力。

(b) 持久演示必须包括电动发动机功率的增减设置、能量回馈，以及在设置的功率或能量回馈下的持续时间，该持续时间为电动发动机在额定条件、运行极限及验证系统极限能力所需的任何其他条件或功率设置下产生物理极限工况的时长。

XX. 3388 超温

申请人必须证明电动发动机设计可以在超出温度限制的一定温度范围持续运转，应量化并向局方证明每个额定条件下的裕

度。此证明必须包括在所有标定的工作制、相关额定值、以及可能影响温度限值的工作环境下的重复试验。

XX. 3389 工作演示

申请人必须验证电动发动机在规定的整个飞行包线和运行范围内的安全工作特性，包括但不限于功率循环、起动、加速和超速。声明的工作特性必须考虑安装载荷条件及其影响。

XX. 3390 耐久演示

申请人必须进行局方认可的耐久演示，表明电动发动机的设计和构造可保证在翻修周期或零部件更换间隔期间（如果未定义翻修），将系统的任何不安全状况降至最低。该测试必须模拟电动发动机使用过程中预期运行工况，包括典型的起动—停车循环，以确定何时需要进行初始维护。

XX. 3391 系统和部件试验

对不能按照 XX. 3387 条进行持久演示或其他演示予以充分验证的系统和部件，申请人必须进行附加试验，以证明这些系统和部件能够在所有声明的环境和运行工况下执行预期功能。

XX. 3392 转子锁定演示

如果通过锁定转子的方式阻止转轴旋转，电动发动机必须确保：

- (a) 可靠的转子锁定性能；
- (b) 可靠的解锁性能；
- (c) 不会发生 XX. 3375 条 (g) (2) 项所定义的危害性电动

发动机后果。

XX. 3393 分解检查

(a) 分解评估

(1) 持久和耐久演示完成后，必须完全分解电动发动机，确保电动发动机每个部件和润滑剂必须在运行极限范围内，并且还可以按照 XX. 3304 条的要求继续运行；

(2) 独立安装在电动发动机上或其内部的每个部件，在完成持久演示和耐久演示后，调整位置和功能特性应保持在演示开始时确定和记录的限制范围内。

(b) 非分解评估

如果不能以无损的方式对电动发动机所有部件进行拆卸，则必须根据持久和耐久演示确定这些部件和润滑剂的检查或更换间隔，并根据 XX. 3304 条记录在持续适航文件中。

XX. 3394 包容性

电动发动机必须具有包容性设计，防止旋转部件可能造成的危害。

(a) 除非申请人证明转子强度的裕度排除了转子爆裂的可能性，否则旋转部件的外壳设计必须在发生失效时包容旋转部件。

(b) 如果转子强度的裕度表明，在发生失效时要求外壳具有包容性，则外壳必须为失效旋转部件提供包容性。申请人必须通过试验、验证分析或其组合方式证明，并在电动发动机安装和使用说明手册中记录由转子失效引起的损坏释放的碎片能量水平、

轨迹、碎片尺寸和方向（壳体前方或后方）。

XX. 3395 带可变距螺旋桨的工作

申请人必须使用具有代表性的螺旋桨进行功能演示，包括顺桨、负扭矩、负推力和反向推力运行（如适用）。这些演示作为持久、耐久和工作演示的一部分，以局方接受的方式进行。

XX. 3399 台架试验的一般实施

(a) 根据 XX. 3304 条提交的维修和维护说明，可在试验期间对电动发动机进行必要的维护。

(b) 如果存在本条（1）—（4）项的情况，申请人必须对电动发动机或其零部件进行维护，并进行局方认为必要的附加试验：

(1) 电动发动机检修频率过高；

(2) 因电动发动机故障而造成的停车次数过多；

(3) 电动发动机需要大修；

(4) 在台架试验期间或分解检查的结果认为有必要更换电动发动机零部件。

(c) 在完成规定的所有演示和试验后，电动发动机及其零部件必须：

(1) 满足使用限制；

(2) 继续安全工作；

(3) 能够在使用限制范围内规定的额定值下运行。

附件 2

螺旋桨审定要求

XX. 3503 螺旋桨安装和使用说明手册

申请人必须提供经局方审核批准的手册，这些手册必须包含以下内容：

(a) 螺旋桨安装说明

(1) 包含螺旋桨控制系统工作模式和控制系统与航空器、电动发动机系统功能接口的描述；

(2) 详细说明螺旋桨与航空器、机载设备和电动发动机的物理和功能接口；

(3) 定义本条 (a) (2) 项要求中接口上的限制条件；

(4) 列出 XX. 3505 条中建立的限制条件；

(5) 定义经批准使用的螺旋桨液压油（滑油或其他液体），包括质量等级、规格说明、相关的工作压力和过滤等级；

(6) 声明所制定的为符合本规定要求的假设。

(b) 螺旋桨使用说明

详细说明螺旋桨在型号设计限制范围之内运行时所有必需的规程。

XX. 3504 持续适航文件

申请人必须根据本咨询通告附录 B 编制局方可接受的持续适航文件。当螺旋桨作为航空器的一部分随航空器型号合格证申请

获得批准时，应按照对航空器的持续适航文件要求完成该螺旋桨持续适航文件。

XX. 3505 螺旋桨的额定值和使用限制

(a) 螺旋桨的额定值和使用限制必须：

(1) 由申请人制定，并经局方批准；

(2) 要建立在本规定要求的试验所展示出的使用条件和局方出于螺旋桨安全操作的考虑所提出的其它要求的基础上。

(b) 根据适用性，应制定螺旋桨的额定值和使用限制：

(1) 功率和转速：

(i) 对于起飞状态；

(ii) 对于最大连续状态；

(iii) 如果申请人做出申请，可以制定其它的额定值；

(2) 超转和超扭限制。

XX. 3507 特征和特性

(a) 螺旋桨不得具有被任何试验或分析反映出的、或申请人已知的、使得其对于所申请审定的使用存在不安全的特征或特性。

(b) 如果审定试验过程中出现失效，申请人必须确定原因并评估对螺旋桨适航性的影响。申请人必须对设计进行更改，并进行局方认为必要的额外试验，以确定螺旋桨的适航性。

XX. 3515 安全性分析

(a) 申请人必须：

(1) 对螺旋桨系统进行分析以评估合理预计会发生的所有失效的可能后果。如适用，此分析将考虑：

(i) 典型安装的螺旋桨系统。当分析依赖于有代表性的部件、假设的接口或假设的安装条件时，这些假设必须在分析中声明。

(ii) 由其导致的二次失效和潜在失效。

(iii) 本条 (d) 款中的多重失效，或导致本条 (g) 款中定义的危害性螺旋桨后果的失效。

(2) 申请人必须总结可能导致本条 (g) 款中定义的较大的螺旋桨后果或危害性螺旋桨后果的失效，并估计这些失效发生的概率。

(b) 如果对失效或可能的失效组合的影响存有重大疑问，局方可以要求对分析中所用假设进行试验验证。

(c) 单个螺旋桨部件（如桨叶）发生原发失效的概率无法用数值方式准确估计得到。如果这些部件的失效可能导致危害性螺旋桨后果，则这些部件必须被定义为螺旋桨关键件。对于螺旋桨关键件，申请人必须满足 XX.3516 条规定的完整性规范。这些情况必须在安全性分析中说明。

(d) 当依靠安全系统来防止失效发展为危害性螺旋桨后果时，安全系统失效和螺旋桨本体一起失效的概率必须被包含在分析当中。这个安全系统可以包含安全装置，测量感应装置，早期预警装置，维修检查以及其他类似的设备和程序。当安全系统的项目不在螺旋桨制造商的控制范围内时，关于这些零部件的可靠

性分析假设必须在安全性分析中明确说明，并在 XX.3503 条要求的螺旋桨安装和使用手册中标明。

(e) 如果安全性分析依赖于下述一个或多个项目，则这些项目必须在分析明确，并给以适当的证实。

(1) 在给定的时间间隔内完成的维修措施。包括验证可能以潜在方式失效的项目工作正常。必要时，为防止危害性螺旋桨后果发生，这些维修措施和时间间隔必须在 XX.3504 条要求的持续适航文件中公布。另外，如果螺旋桨系统维修的错误，可能导致危害性螺旋桨后果，则必须在相关螺旋桨手册中包含适当的维修程序。

(2) 飞行前或其它规定时间，验证安全装置或其它装置能否正常工作。必须在相关手册中公布功能正常的详细信息。

(3) 使用并未强制要求的特定仪表。该仪表必须在合适的文件中公布。

(4) 疲劳评估。

(f) 如适用，安全性分析包括但不限于对指示设备、手动/自动控制、调速器和螺旋桨控制系统、同步定相器、同步装置和螺旋桨反推系统的评估。

(g) 除非另被局方批准并在安全性分析中说明，为符合本规章要求，以下失效定义适用：

(1) 以下被认为是危害性螺旋桨后果：

(i) 螺旋桨产生过度的阻力；

(ii) 与驾驶员指令方向相反的较大推力（或拉力）；

(iii) 螺旋桨或其任何主体部分的脱落；

(iv) 导致螺旋桨过度不平衡的失效。

(2) 对于变距螺旋桨，以下被认为是较大的螺旋桨后果：

(i) 可顺桨螺旋桨不能顺桨；

(ii) 不能按指令进行变距；

(iii) 较大的非指令变距；

(iv) 重大不可控的扭矩或转速波动。

XX. 3516 螺旋桨关键件

必须通过以下方法来确保通过 XX. 3515 条要求的安全性分析所确定的每个螺旋桨关键件的完整性：

(a) 规定的工程计划，用于确保螺旋桨关键件在整个使用寿命期内的完整性。

(b) 规定的制造计划，其按照工程计划要求，给出持续生产螺旋桨关键件的要求，以及

(c) 规定的使用管理计划，其按照工程计划的要求，给出螺旋桨关键件的持续适航要求。

XX. 3517 材料和制造方法

(a) 螺旋桨所用材料的适用性和耐久性必须：

(1) 建立在经验，试验或者两者皆有的基础上；

(2) 考虑服役中预期的环境条件。

(b) 所有的材料和制造方法必须符合局方认可的规范。

(c) 材料特性的设计值必须满足材料规范中针对使用中预期的适用条件所规定的最不利特性。

XX. 3519 耐久性

螺旋桨的每个零部件的设计和构造必须尽量减少螺旋桨在翻修期之间发生任何不安全状态的情况。

XX. 3521 可变距和可反桨螺旋桨

(a) 螺旋桨系统中单个失效或故障不得导致螺旋桨桨叶意外移动到低于空中最小桨距角的位置。对于任何低于空中最小桨距角的行程范围，申请人必须在相应的手册中予以记录。如果依据 XX. 3515 条，表明结构件失效的发生概率是极小可能，则无需考虑该结构件失效。

(b) 对于选择低于空中最小桨距角的桨叶桨距的螺旋桨，必须采取措施感知并向飞行机组指示螺旋桨桨叶已比空中最小桨距角低出安装手册中规定的量。这种感知并指示螺旋桨桨叶桨距位置办法的失效不得影响对螺旋桨的控制。

XX. 3522 可顺桨螺旋桨

(a) 可顺桨螺旋桨在所有飞行条件下都应能顺桨，并需考虑预期的磨损和泄漏。对顺桨操作和回桨操作的任何限制都必须在适当的手册中给出。

(b) 使用电动发动机滑油来进行顺桨操作的螺旋桨桨距控制系统，必须能够在电动发动机滑油系统失效时保证螺旋桨顺桨。

(c) 可顺桨螺旋桨必须设计成在螺旋桨系统稳定到公布的最

低外部大气温度后能够回桨。

XX. 3523 螺旋桨控制系统

本条要求适用于控制、限制或监控螺旋桨功能的任何系统与部件。

(a) 螺旋桨控制系统的设计、构造和验证应表明：

(1) 在正常工作模式和备用模式，以及在各种工作模式间转换时，螺旋桨控制系统在公布的运行条件和经批准的飞行包线内都能完成申请人规定的功能。

(2) 螺旋桨控制系统的功能不会受到公布的环境条件的不利影响，包括温度、电磁干扰（EMI）、高强度辐射场（HIRF）和闪电。系统已经验证通过的环境限制必须在螺旋桨手册中记录。

(3) 如果需要飞行机组操作，则应提供用来指示已发生工作模式更改的方法。这种情况下，必须在适当手册中规定操作说明。

(b) 除符合 XX. 3515 条外，螺旋桨控制系统的设计和构造还应使得：

(1) 控制系统中电气或电子部件的单个失效或故障不得导致危害性螺旋桨后果。

(2) 直接影响典型航空器上螺旋桨控制系统的失效或故障，如控制系统连接的结构失效、着火或过热，不会导致危害性螺旋桨后果。

(3) 在预期的运行环境下，正常螺旋桨桨距控制的丧失不会

导致危害性螺旋桨后果。

(4) 螺旋桨之间共享的数据或信号的失效或退化不会导致危害性螺旋桨后果。

(c) 螺旋桨电子控制系统的内置软件必须按局方批准方法设计和实施，该方法与所执行功能的关键性相一致，并尽量减少软件错误的存在。

(d) 螺旋桨控制系统的设计和构造必须使得航空器提供数据的失效或退化不会导致危害性螺旋桨后果。

(e) 螺旋桨控制系统的设计和构造必须使得航空器供应的电源的丧失、中断或异常特性不会导致危害性螺旋桨后果。电源质量要求必须在相关手册中说明。

XX. 3524 强度

考虑构造的特定形式和最严酷运行条件下，螺旋桨产生最大应力不得超过局方可接受的值。

XX. 3533 试验和检查：总则

(a) 申请人必须提供试验件和合适的试验设施，包括设备和合格人员，并且按照中国民用航空规章第 21 部的要求进行规定的试验。

(b) 所有自动控制和安全系统必须处于工作状态，除非局方同意由于该试验的性质而不可能或不被要求。如果需要用于验证，在保证试验严酷度的情况下申请人可以用不同的螺旋桨构型进行试验。

(c) 申请人无法充分证明符合本规定的任何系统或部件，都需要进行附加试验或分析，以表明该系统或部件在所有公布的环境和运行条件下都能够执行其预期功能。

XX. 3534 检查、调整和修理

(a) 在进行本规定所规定的试验之前和之后，试验件必须经过检查，并且必须对所有相关参数、校准和设置进行记录。

(b) 在所有试验过程中，只允许进行勤务和小修。如果需要大修或更换零件，在实施之前该修理或零件更换应得到局方批准，并且局方可能要求进行附加试验。必须记录和报告对试验件的任何非计划修理或操作。

XX. 3535 离心载荷试验

申请人必须表明螺旋桨符合本条 (a)、(b) 和 (c) 款的要求而不会出现可能导致较大的或危害性螺旋桨后果的失效、故障或永久变形。当螺旋桨在使用中可能对环境退化敏感时，必须对此考虑。本条不适用于传统设计的定距木质螺旋桨或定距金属螺旋桨。

(a) 桨毂、桨叶固定系统和离心配重必须在相当于螺旋桨在最大额定转速下工作时所承受的最大离心力载荷两倍的载荷下进行一小时的试验。

(b) 对和固定系统的连接相关的桨叶特性（例如连接到金属固定件的复合材料桨叶）必须在本条 (a) 款的试验期间试验，或者进行单独的部件试验，试验时间为 1 小时，载荷相当于螺旋

桨在最大额定转速运行时承受的最大离心载荷的两倍。

(c) 与螺旋桨一起使用或连接到螺旋桨上的部件或者螺旋桨上的附件（如，桨帽，除冰装置和桨叶防护鞘），必须承受相当于该部件在最大额定转速工作时所承受的最大离心载荷 1.59 倍的载荷。这必须用以下方式之一进行：

- (1) 在规定载荷下试验 30 分钟，或者
- (2) 基于试验的分析。

XX. 3536 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证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螺旋桨后果。鸟的重量应符合该螺旋桨预期安装的航空器的鸟撞规定，但不大于 1.8 千克（4 磅）。

XX. 3537 疲劳极限和评估

本条不适用于传统设计的定距木质螺旋桨。

(a) 必须通过试验或者基于试验的分析为以下螺旋桨部件建立疲劳极限：

- (1) 桨毂；
- (2) 桨叶；
- (3) 桨叶固定装置；

(4) 受疲劳载荷影响，且根据 XX. 3515 条发现具有导致危害性螺旋桨后果的疲劳失效模式的部件。

(b) 疲劳极限必须考虑：

(1) 服役中预期的所有已知和可合理预见的振动和循环载荷模式；

(2) 预期的服役中性能退化、材料特性的变化、制造变化和环境的影响；

(c) 应在以下航空器之一上进行螺旋桨的疲劳评估，以表明疲劳所导致的危害性螺旋桨后果将在螺旋桨整个预期运行寿命内是可以避免的：

(1) 计划安装的航空器，通过符合第 23.2400 条 (c) 款；

(2) 代表性的航空器。

XX. 3538 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螺旋桨后果。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。

XX. 3539 持久试验

螺旋桨系统的持久试验应在有代表性的电动发动机上根据适用性按照本条 (a) 款或 (b) 款进行，不得有失效或故障的情况。

(a) 定距螺旋桨和地面调距螺旋桨必须进行下列试验中的一项：

(1) 进行 50 小时的平飞或爬升的飞行试验。在该项飞行试

验中，螺旋桨在起飞功率和额定转速下至少运转 5 小时，并在该 50 小时的其余时间以不低于额定转速 90% 的转速运转；

(2) 在起飞功率和额定转速下进行 50 小时的地面测试。

(b) 变距螺旋桨必须进行下列试验中的一项：

(1) 110 小时的持久试验，必须包含以下条件：

(i) 在起飞功率和对应转速下，运行 5 小时，并且完成 30 个 10 分钟的相同循环。每个循环由下列过程构成：

(A) 从慢车开始加速；

(B) 在起飞功率和对应转速下运行 5 分钟；

(C) 减速；

(D) 5 分钟慢车；

(ii) 在最大连续功率和对应转速下运行 50 小时；

(iii) 完成 50 小时运转，由 10 个 5 小时循环构成，包括：

(A) 5 次慢车和起飞功率和转速之间的加速和减速；

(B) 从慢车到最大连续功率和转速（不含）之间，在近似均匀增加的转速条件下运行四个半小时；

(C) 慢车 30 分钟；

(2) 按照本咨询通告附件 1 开展的配装螺旋桨的电动发动机持久演示。

(c) 对于有比起飞功率和额定转速更高的额定值或转速的螺旋桨，必须在本节 (a) 或 (b) 要求的试验中使用这些额定值和转速。

(d) 如果螺旋桨可在垂直和水平状态之间实现倾转变换，则必须在本节 (a) 或 (b) 要求的试验中进行这种倾转变换。

(e) 可采用基于对相似设计的螺旋桨的试验的分析来代替本条 (a) 和 (b) 款的试验。

XX. 3540 功能试验

变距螺旋桨系统必须进行本条适用的功能试验。此功能试验应使用 XX. 3539 条持久试验所用的同一套螺旋桨系统，并且应在试验车台或航空器上由有代表性的电动发动机驱动。该螺旋桨应完成这些试验而无失效或故障现象。本试验可与持久试验结合进行，以累积循环。

(a) 人工变距螺旋桨。应在整个桨距和转速变化范围内进行 500 次有代表性的飞行循环。

(b) 自动变距螺旋桨。应在整个桨距和转速变化范围内进行 1500 次完整的变距循环。

(c) 可顺桨的螺旋桨。应进行 50 次顺桨和回桨操作循环。

(d) 可反桨的螺旋桨。应进行 200 次从最小正常桨距到最大反桨桨距的完整变距循环。每次循环过程中，螺旋桨还必须在申请人选择的用以得到最大反桨桨距的最大功率和转速运转 30 秒。

(e) 可采用基于对相似设计的螺旋桨的试验的分析来代替本条的试验。

XX. 3541 超转和超扭

(a) 当申请瞬态最大螺旋桨超转批准时，申请人必须表明，

螺旋桨在出现最大超转状态后，不进行维修也可以继续工作。这可以通过以下途径实现：

(1) 在最大超转状态下运转 20 次，每次运转持续 30 秒；
或者

(2) 基于试验的分析或使用经验。

(b) 当申请瞬态最大螺旋桨超扭批准时，申请人必须表明螺旋桨在出现最大超扭状态后，不进行维修也可以继续工作。这可以通过以下途径实现：

(1) 在最大超扭状态下运转 20 次，每次运转持续 30 秒；
或者

(2) 基于试验的分析或使用经验。

XX. 3542 螺旋桨控制系统部件

申请人必须通过试验、基于试验的分析或相似部件的使用经验表明，包括调速器、变距机构、桨距闭锁装置、机械止动器、顺桨系统部件在内的每个螺旋桨桨距控制系统部件，能承受模拟该部件在初始声明的翻修周期或最少 1000 小时典型运行期间的正常载荷和桨距变化行程的周期性工作。

XX. 3543 螺旋桨液压部件

申请人必须通过试验、经验证的分析、或两者的组合表明，含有液压压力并且其结构失效或由结构失效引起的泄露可能导致危害性螺旋桨后果的螺旋桨部件，应按照以下要求表明其结构完整性：

(a) 以 1.5 倍最大工作压力进行 1 分钟的验证压力试验，不得出现结构的永久变形和可能导致无法完成预期功能的泄漏。

(b) 以 2 倍最大工作压力进行 1 分钟的破坏压力试验，不得失效。破坏压力试验中允许发生泄漏且在试验中可不包括封严件。

附录 A

持续适航文件（电动发动机）

XX. A3301 总则

(a) 本附录规定第 XX. 3304 条所需要的持续适航文件的编制要求。

(b) 电动发动机的持续适航文件必须包括所有电动发动机部件的持续适航文件。如果电动发动机部件制造者未提供电动发动机零部件的持续适航文件，则电动发动机的持续适航文件必须包含对于电动发动机持续适航性必不可少的资料。

(c) 申请人必须向中国民用航空局提交一份文件，说明如何分发由申请人或电动发动机零部件制造者对持续适航文件的更改资料。

XX. A3302 格式

(a) 必须根据所提供资料的数量，将持续适航文件编成一本或多本手册。

(b) 手册的编排格式必须实用。

XX. A3303 内容

手册的内容必须用中文编写。持续适航文件必须含有下列手册或条款以及下列资料：

(a) 电动发动机维护手册或条款

(1) 概述性资料，包括在维护或预防性维护所必需的对电动

发动机特点和数据的说明；

(2) 电动发动机及其部件、系统和安装的详细说明；

(3) 安装说明，包括拆包、启封、验收、起吊和安装附件的正确程序及任何必要的检查；

(4) 说明电动发动机部件、系统和装置如何使用的基本控制和使用资料，及说明电动发动机及其零部件起动、运转、试验和停车方法的资料，包括采用的特殊程序和限制；

(5) 关于下列细节内容的维护资料：维护点、油箱和流体容器的容量、所用流体的类型、各系统所采用的压力、润滑点位置、所用的润滑剂和维护所需的设备；

(6) 电动发动机每一零部件的定期维护资料，它给出电动发动机每一零部件的清洗、检查、调整、试验和润滑的荐用周期，并提供检查的程度、适用的磨损允差和在这些周期内推荐的工作内容。但是如果申请人表明某项附件、仪表或设备非常复杂，需要专业化的维护技术、测试设备或专家才能处理，则申请人可以指明向该件的制造厂商索取上述资料。荐用的翻修周期和与本文件适航性限制条款必要的互相参照也必须列入。此外，申请人必须提交一份包含电动发动机持续适航性所需检查频数和范围的检查大纲；

(7) 说明可能发生的故障、如何判别这些故障以及对这些故障采取补救措施的检查排故资料；

(8) 说明拆卸电动发动机及其零部件和更换零部件的顺序和

方法及应采取的必要防护措施的资料。还必须包括正确的有关地面保管、装箱和运输的说明；

(9) 维护所必需的工具和设备清单及其使用方法的说明。

(b) 电动发动机翻修手册或条款

(1) 分解资料，包括翻修分解顺序和方法；

(2) 清洗与检查说明，包括翻修期间使用的材料和仪器、采用的方法和防护措施。还必须包括翻修检查的方法；

(3) 有关翻修的所有公差与配合的明细表；

(4) 磨损的或其他低于标准零部件详细的修理方法及其确定何时必须更换的必要资料；

(5) 翻修时装配的顺序和方法；

(6) 翻修后的试验说明；

(7) 储存处理包括任何储存限制的说明；

(8) 翻修需要的工具清单。

XX. A3304 适航限制条款

持续适航文件必须包含题为适航性限制的条款，该条应单独编排并与文件的其它部分明显的区分开。

对于所有电动发动机：

(a) 适航限制条款必须规定强制性的更换时间、检查时间间隔和型号合格审定要求的有关程序。如持续适航文件由多本文件组成，则本节要求的条款必须编在主要手册中。

(b) 必须在该条显著位置清晰说明：“本适航限制条款已经

局方批准，规定了中国民用航空规章有关维护和营运的条款所要求的维护，如果局方已另行批准使用替代的大纲则除外”。

附录 B

持续适航文件（螺旋桨）

XX. B3501 总则

(a) 本附录规定了第 XX. 3504 条所需的持续适航文件的编制要求。

(b) 螺旋桨的持续适航文件必须包含螺旋桨全部零部件的持续适航文件。如果螺旋桨零部件制造者未提供某个零部件的持续适航文件，则该螺旋桨的持续适航文件必须包含上述零部件对该螺旋桨持续适航必不可少的资料。

(c) 申请人必须向中国民用航空局提交一份文件，说明如何分发由申请人或由螺旋桨零部件的制造者编制的持续适航文件的更改资料。

XX. B3502 格式

(a) 必须根据所提供资料的数量，将持续适航文件编成一本或多本手册。

(b) 手册的编排格式必须实用。

XX. B3503 内容

手册的内容必须用中文或者局方接受的其他语言编写。持续适航文件必须含有下列章节和资料：

(a) 螺旋桨维护手册或条款

(1) 概述性资料，包括为进行维护和预防性维护所需要的对

螺旋桨特点和数据的说明。

(2) 螺旋桨及其各系统和安装的详细说明。

(3) 说明螺旋桨各部件和系统如何操作及工作的基本操作和使用资料（包括适用的特殊程序）。

(4) 螺旋桨开箱启封、验收检查、起吊和安装的说明。

(5) 螺旋桨使用检查的说明。

(6) 螺旋桨每个零部件的定期维护资料。该资料提供应予清洗、调整和试验所用的荐用周期，适用的磨损允差以及在这些周期内建议的工作内容。但是，如果申请人表明某项目非常复杂，需要专业化的维护技术、试验设备或专业知识，则申请人可以指明向该附件、仪表或设备的制造厂商索取上述资料。荐用的翻修周期和与本手册适航性限制条款必要的交叉索引也必须列入。此外，申请人必须提交一份包含螺旋桨持续适航所需检查频数和范围的检查大纲。

(7) 说明可能发生的故障，如何判别这些故障以及对这些故障采取补救措施的检查排故资料。

(8) 说明拆卸和更换螺旋桨零部件的顺序与方法以及应采取的必要防范措施的资料。

(9) 翻修之外的维护所需的专用工具清单。

(b) 螺旋桨翻修手册或条款

(1) 分解资料，其中包括为翻修进行分解的顺序和方法。

(2) 清洗和检查说明，其中包括翻修时所用的材料和器具，

以及所采用的方法和注意事项，同时还必须包括翻修的检查方法。

(3) 与翻修有关的所有配合和间隙的细节资料。

(4) 有关磨损的或者不符合标准的零部件的修理方法的细节，同时必须附有用来确定何时应更换零部件的必要资料。

(5) 翻修时装配的顺序和方法。

(6) 翻修后有关试验的说明。

(7) 包括任何贮存限制的贮存准备说明。

(8) 翻修工具清单。

XX. B3504 适航限制条款

持续适航文件必须包含题为适航限制的条款，该条应单独编排并与文件的其它部分明显地区别开来。该条款必须规定强制性的更换时间、检查时间间隔、以及型号合格审定所要求检查的有关程序。必须在该条显著位置清晰说明：“本适航限制条款已经局方批准，规定了中国民用航空规章有关维护和营运的条款所要求的维护，如果局方已另行批准使用替代的大纲则除外”。