



咨询通告

中国民用航空局航空器适航审定司

编号：AC-21-AA-2024-XX

下发日期：2024年XX月XX日

电推进系统专用条件编制指南 (征求意见稿)

电推进系统专用条件编制指南

1 总则

1.1 目的

对于电动航空器的电推进系统，现有适航标准尚未包括适当的或足够的安全要求，为更好支持电动航空器型号合格审定工作，在综合国内外已有电动航空器型号经验基础上，制订本咨询通告，用于指导电动航空器电推进系统专用条件的编制工作。

1.2 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。

1.3 废止

不适用。

1.4 相关文件

- (1) 《正常类飞机适航规定》（CCAR-23）；
- (2) 《航空发动机适航规定》（CCAR-33）；
- (3) 《民用无人驾驶航空器运行安全管理规则》（CCAR-92）；
- (4) 《Standard Specification for Design of Electric Engines for General Aviation Aircraft》（ASTM F3338-21）；
- (5) 《Standard Practice for Design and Manufacture of Electric Propulsion Units for Light Sport Aircraft》（ASTM F2840-14）；
- (6) 《机载设备环境条件和试验程序》（RTCA/DO-160G）；
- (7) 《民用飞机系统电搭接通用要求》（HB 8412-2014）；
- (8) 《民用航空器发动机驱动的直流发电机和起动发电机及发电机控制器最低性能要求》（HB 7284-1996）；
- (9) 《飞机电机基本技术要求》（HB6-73-1976）；
- (10) 《飞机电气设备绝缘电阻和耐电压试验方法》（GB/T 35856-2018）；
- (11) 《多旋翼无人机用无刷伺服电动机系统通用规范》（GB/T 39567-2020）；

(12)《电动汽车用驱动电机系统 第一部分：技术条件》(GB/T 18488.1-2015)；

(13)《电动汽车用驱动电机系统 第二部分：试验方法》(GB/T 18488.2-2015)。

1.5 适用范围

本咨询通告为电动航空器电推进系统的专用条件编制提供指导，具体审定项目的电推进系统专用条件编制需根据航空器及电推进系统设计特点和预期用途进行确定。

2 定义和缩略语

(1)电推进系统：

指为航空器提供推进力、由一台或多台电动机、电机控制器、断路器、线缆、监控仪表及其附件组成、可将电能转换成机械能的系统。本咨询通告所述的电推进系统不包括推进器（螺旋桨或涵道式风扇）及电池和配电系统。

(2)额定功率：

标准海平面工况条件下，本咨询通告规定的运行限制内，电推进系统输入额定电压时，能够长期稳定输出而不超过规定极限的最大输出功率，并且该功率无使用时间限制。

(3)额定起飞功率：

也称短时最大功率或峰值功率，指的是标准海平面工况条件下，本咨询通告规定的运行限制内，允许超出额定值的设计静态最大输出功率，并且该功率限制为起飞过程中使用且时间不超过 5 分钟或局方可接受的时间。

(4)额定电流：

标准海平面工况条件下，在规定工作条件下，能够连续输出而不超过规定极限的线电流。

(5)最大短时超速：

标准海平面工况条件下，本咨询通告规定的运行限制内，电推进系统短时间内输出超过额定值的最大转速。

(6)最大短时超扭：

标准海平面工况条件下，本咨询通告规定的运行限制内，电推进系

统短时间内输出超过额定值的最大扭矩。

(7)额定工作温度：

标准海平面工况条件下，本咨询通告规定的运行限制内，电推进系统额定功率下的工作温度。

(8)最高、最低持续工作温度：

标准海平面工况条件下，本咨询通告规定的运行限制内，电推进系统持续工作而不损坏的最高和最低工作温度。

(9)最高、最低持续工作电压：

标准海平面工况条件下，本咨询通告规定的运行限制内，电推进系统持续工作而不损坏的最高和最低工作电压。

3 电推进系统要求

电动航空器所安装的电推进系统应满足以下要求。

3.1 XX.2701 持续适航文件

电推进系统持续适航文件的维修手册、翻修手册应按照 AC-33-AA-2022-01 中持续适航部分建议的符合性方法或参照 CCAR-33-R2 附件 A 的要求编制，也可将持续适航文件在相关航空器手册中提供。持续适航文件中，应单独给出“适航限制”内容，规定审定的在役维护和维修的强制性措施或限制。

3.2 XX.2703 电推进系统安装和使用说明手册

申请人应当提供电推进系统安装和使用说明手册。该说明手册应当至少包括下列内容：

(a)安装说明

(1)电推进系统安装构件的位置，将电推进系统安装到航空器上的方法及安装附件和相关结构的最大允许载荷；

(2)电推进系统与附件、管件、导线和电缆、导管及螺旋桨整流罩（如适用）连接的位置和说明；

(3)包括总体尺寸的电推进系统轮廓图；

(4)定义电推进系统与航空器和航空器设备，包括螺旋桨（如适用）的物理和功能界面；

(5)如果电推进系统所关联的部件不是电推进系统设计的组成部分，而电推进系统合格审定又要基于这些部件，则其界面条件和可靠性要求应当在电推进系统安装手册中直接规定，或者规定参考适当的文件；

(6)应当给出电推进系统控制所需的仪表清单，包括控制电推进系统工作的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)局方规定的使用限制；
- (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)对于单发失效或降级额定功率的航空器电推进系统，申请人应当提供电推进系统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)电推进系统控制组件的主模式、所有可选模式和任何备份系统及其相关限制的描述，以及电推进系统控制组件及其与航空器的系统、螺旋桨（如适用）之间的界面描述。

(c)安全性分析假设。针对 XX.2739 (d)条中描述的不在电推进系统制造商控制之内关于安全装置、仪表、早期警告装置、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。

3.3 XX.2707 电推进系统额定值和运行限制

(a)电推进系统额定值和运行限制由局方规定，并包含在航空器型号合格证数据单中。

(b)根据下列因素确定电推进系统的额定功率和使用限制：

- (1)轴功率、扭矩、转速和温度：
 - (i)额定功率；
 - (ii)额定起飞功率；
 - (iii)最大短时超速和持续时间；
 - (iv)最大短时超扭、持续时间及其发生次数；
 - (v)额定工作温度；
 - (vi)最高和最低持续工作温度、电流、电压。
- (2)工作制及其对应的额定值。每个选定的额定值应当对应确定

该额定值的条件下，在大修期间或其他维护周期内，电推进系统所能够产生的最低功率。工作制应当在型号合格证数据单中表明。

(3)如采用液冷，应限定冷却液等级或规格：流量、流速及介质温度；如采用风冷，应规定流量、流速及空气温度；

(4)供电要求；

(5)电推进系统安全运行所必需的任何其他功率或限制。

3.4 XX.2709 电推进系统功率和推力额定值的选定

(a)应当由申请人选定所申请的电推进系统的功率和推力额定值。

(b)选定的每种额定值应当是所有同型号电推进系统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。

3.5 XX.2711 材料和制造

电推进系统所用材料的适用性和耐久性应当满足下列要求：

(a)电推进系统使用的材料和零部件应当符合与预期设计条件相适应的工业规范，或者通过试验或其它手段建立的局方可接受的设计数据。

(b)电推进系统使用的材料和零部件，应当考虑预期应用环境条件的影响，评估所用材料的适用性和耐久性，防止其在预期使用环境中由于可能原因引起性能降低或强度劣化，防止引起电推进系统危害性后果。

(c)使用特定制造方法和工艺生产的电推进系统，在合理的使用条件下能够保持其设计性能，其中考虑腐蚀、绝缘破损等退化影响。

3.6 XX.2713 防火

(a)电推进系统的设计和构造及所使用的材料应在正常运行及失效条件下使着火和火焰蔓延的可能性减至最小，并且应将此类火情的影响降至最低。

(b)电推进系统的设计和构造应当将可能导致结构失效或危害性后果的内部火情发生的可能性降至最低，应当有措施隔离和降低其对航空器的危害。高压电线互联系统应当能够防止电弧引发的故障，对未保护的电线应当进行分析表明电弧引发的故障不会导致电推进系统危害性后果。

(c)如果使用易燃液体，应当确保存留或者输送易燃液体的每一外部管路、接头或其他安装构件是耐火的或者防火的。应当在安装说明中阐述使用了易燃液体，以便在飞机级决定是否需要建立其它防火区。

3.7 XX.2717 耐用性

在定检、大修或局方要求的强制性措施之间，电推进系统的设计和

构造应当最大程度地减少电推进系统不安全状况的产生。

3.8 XX.2719 电推进系统冷却

(a)电推进系统的设计与构造应当在航空器预定工作条件下提供必要的冷却。

(b)如果电推进系统需要冷却以满足 XX.2739 中所述的安全要求，则冷却系统监控特征和使用情况应当记录在电推进系统安装手册中。

(c)电推进系统的冷却设计和构造应当使其能够在预计运行的所有飞行姿态和大气条件下都能提供足够的冷却。

(d)如果电推进系统的冷却方面要求安装人员确保满足温度限制，这些限制应当电推进系统安装和使用说明手册中规定。

3.9 XX.2721 安装附件和结构

(a)应当规定电推进系统安装附件和结构的限制载荷和极限载荷。

(b)电推进系统安装附件和结构应当能承受下列载荷：

(1)限制载荷，不会妨碍航空器的安全运行或者出现有害的永久变形；

(2)极限载荷。

3.10 XX.2723 超转

(a)如 XX.2739(g)(2)所定义，转子超速不得导致转子爆裂、变形或损坏，而造成电推进系统危害性后果。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。适用的设定转速应当声明并阐述其合理性。

(b)转子应当具有足够的强度，并具有超过经认证的运转条件和导致转子超速的失效条件下有足够的爆裂裕度。爆裂的裕量须通过试验、有效的分析或两者结合的方法来证明。

(c)电推进系统不得超过可能影响转子结构完整性的转子速度运行限制。

3.11 XX.2725 电推进系统控制组件

(a)适用性

本条款适用于电推进系统设计控制、限制、监控或保护电推进系统工作，及电推进系统持续适航所必需的系统或设备。

(b)电推进系统控制

电推进系统控制组件应当确保电推进系统不会经历任何不可接受的运行特性或超出使用限制，包括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切换（如适用）。

(c)设计保证

软件和复杂电子硬件，包括可编程逻辑设备，应当：

(1)使用结构化和系统化的方法进行设计和开发，该方法为逻辑提供与设备所在系统的失效或失效相关的危害相称的保证等级；

(2)采用局方可接受的方法表明符合性。

(d)验证

所有功能应当通过试验、有效的分析或两者结合的方法来证明，以表明电推进系统控制组件在其运行范围内能够执行预期功能：

(1)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，使电推进系统工作在批准的运行限制之内；

(2)在声明的电推进系统使用条件范围内，电推进系统的功率或推力调节应具有足够的灵敏度；

(3)不会产生不可接受的功率或推力振荡。

(e)环境限制

不能通过持久性演示、有效的分析或两者组合的方法来表明环境限制，应当通过 **XX.2759** 系统和部件试验来证明。

(f)电推进系统控制组件失效

电推进系统控制组件设计和构造应当：

(1)具有适用于预期航空器应用的失去功率控制（LOPC）；

(2)在全勤构型中，由局方确定，对于 LOPC 事件相关的电气和电子失效，系统能容忍单点失效；

(3)没有任何导致电推进系统危害性后果的单点失效；

(4)没有任何可能导致适用于预期航空器应用的局部事件的失效或故障。

(g)系统安全评估

申请人应当采用局方可接受的方法进行系统安全评估。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。适用于预期航空器应用应当考虑电推进系统控制组件的安全性评估是有效的。

(h) 保护单元

电推进系统控制组件及其系统的设计和性能，以及电推进系统的仪表、运行和维护说明，应当确保在使用中不会超过电推进系统运行极限。

(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），或独立的电推进系统之间共享的数据丢失、中断或损坏，应当：

(1) 对于安装在航空器上的任何电推进系统，不会导致 XX.2739(g)(2) 中定义的电推进系统危害性后果；

(2) 能够被控制组件检测和调节；

(3) 能够对外提供相应的故障或告警信息。

(j) 电推进系统控制组件的电源

(1) 电推进系统控制组件的设计应当使电源的失效、故障和中断不会导致 XX.2739(g)(2) 中定义的电推进系统危害性后果，或不会引起不可接受的错误数据传递，或不会在丧失控制功能的情况下的电推进系统继续运行。电推进系统控制组件应当能够在提供的电源恢复到规定范围以内时自动恢复运行。

(2) 应当识别并在电推进系统安装说明手册中声明：从航空器供应给电推进系统控制组件，用于起动和运转电推进系统所需电源的需求和特性，包括瞬态和稳态电压限制，或电推进系统能量回馈的电源，以及电推进系统安全运行所需的其他任何特性。

3.12 XX.2727 仪表连接

(a) 除非在结构上能防止错接仪表，否则，按航空器适航标准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推进系统工作符合任何使用限制所必需的每个连接件，都应当作标记，以标明与相应的仪表一致。

(b) 应当制定保证电推进系统在其使用限制内工作的仪表的安装规定。

(c) 传感器及相关电缆和信号调节器应当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。

(d) 作为 XX.2739(g) 系统安全评估的一部分，申请人应当评估仪表、

传感器或连接器错误安装的可能性和后续影响。在可行的情况下，申请人应当采取设计预防措施，以防止系统的错误配置。

(e) 申请人应当提供使机组人员能够监测电推进系统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；
- (2) 冷却系统的失效在被发现之前不会导致电推进系统危害性后果；
- (3) 冷却系统发生失效的概率是局方可接受的。

3.13 XX.2729 应力分析

(a) 应当进行机械应力、热应力和电磁应力分析，表明具有足够的设计安全裕度，以防止不可接受的工作特性和电推进系统危害性后果。

(b) 电推进系统中的最大应力应当通过试验、有效的分析或两者结合的方法证明符合本条款的要求，并且应当表明不超过材料的许用应力。

3.14 XX.2731 关键件和限寿件

(a) 申请人应当通过安全性分析或局方可接受的手段，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作为关键件还是限寿件进行分类、设计、制造和管理。

(1) 关键件是指应当满足规定的结构完整性规范以避免其主要功能失效的部件，该失效很可能会导致 XX.2739(g)(2) 中定义的电推进系统危害性后果。

(2) 限寿件可包括但不限于转子和主要结构静态部件，其失效亦可最终导致电推进系统危害性后果，主要是由于低周疲劳 (LCF)、蠕变或其他失效模式造成的。由安全性分析识别的每个限寿件，应当通过局方批准的程序确定其最大允许飞行循环数/运行小时数/起动-停车循环，从而建立运行限制。

(b) 为每个关键件和限寿件建立完整档案，申请人应当提供以下三个计划并获得局方批准：工程计划、制造计划和使用管理计划。

3.15 XX.2733 润滑系统

(a) 润滑系统的设计和制造应当使其在任何定检期间，其能够在预计运行的所有飞行姿态和大气条件下正常工作。

(b) 润滑系统的设计应当防止其污染电推进系统动力电机轴承和润滑系统部件。

(c) 申请人应当通过试验、有效的分析或两者结合的方法证明符合本

节第(a)和(b)中的独特润滑特性和功能。

3.16 XX.2735 功率响应

电推进系统的设计和构造应当满足下列要求：

(a)从最小功率到额定功率，都不会对电推进系统产生任何不利影响。

(b)在飞行和地面状态，规定时间间隔内所获得的最小功率到额定功率，能够确保航空器的运行安全。

(c)从最小扭矩到额定扭矩的调节，不会对电推进系统或航空器产生不利影响，以确保航空器结构完整性或不超过航空器空气动力学特性。

3.17 XX.2737 持续转动

如 XX.2739(g)(2)中所述，飞行中如果电推进系统停车后，主转动系统仍然维持转动的状态，这种转动（不限于反电势引起的）不得导致任何电推进系统危害性后果。

(a)电推进系统停止工作后的转子旋转不会对电机产生危害，反电势不会导致电机和相关系统引发航空器灾难性后果的失效。

(b)如果提供了在断电运行时将后级驱动与动力电机分离或防止反转驱动的装置，对这些装置的安全性进行分析和证明，以表明在故障或意外操作时不会引入额外的危害。

3.18 XX.2739 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的后果，申请人应当对电推进系统进行分析。如适用，分析中应当考虑：

(i)与典型电推进系统安装相关的航空器装置和程序假设，在分析中应当说明这些假设；

(ii)随之发生的二次失效和潜在的失效；

(iii)本条(b)中的多重失效或在(g)(2)条中定义的导致电推进系统危害性后果的失效。

(2)申请人应当总结可能导致本条(g)中定义的电推进系统重大的后果或危害性后果的失效，并且估算这些失效发生的概率。在总结中应当清楚确认其失效可导致电推进系统危害性后果的任何零件。

(b)如果依靠安全设计以防止失效发展到导致电推进系统危害性后果的程度，则应当分析安全系统与电推进系统本身共同失效的可能性。这

样的安全设计包括安全装置、仪表、早期警告装置、维修检查和其他类似的设备或程序。如果安全设计的某些部件在电推进系统制造商的控制之外，应按 **XX.2703** 条要求确定，与这些项目可靠性有关的安全性分析假设，且应当在安全性分析和安装说明手册中明确。

(c)如果安全性分析取决于下述一项或多项，则应当在分析中给予确认和适当的证明。

(1)在规定时间内完成的维修措施。包括验证可能引起潜在失效的维修措施的适用性。必要时，为防止电推进系统危害性后果的发生，维修措施和间隔期应当在 **XX.2701** 持续适航文件中公布。另外，如果电推进系统维修的错误，包括电推进系统控制组件维修的错误，可能导致电推进系统危害性后果，则应当在相关航空器或电推进系统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。这种检测的细节应当在适当的手册中公布。

(3)使用无其他要求的专用仪表。

(4)按 **XX.2703** 条要求建立的使用说明手册应规定飞行机组人员的操作。

(d)申请人应当符合本条(a)(2)的要求，并使用本条(g)中的失效定义。

(e)如此类元件的失效可能导致电推进系统危害性后果，则申请人须用规定的完整性要求证明其符合，例如 **XX.2711**、**XX.2723**、**XX.2731** 或其组合方式（如适用）。这些元件的失效和相关的规定完整性要求应当在安全性分析中予以说明。

(f)应当使用本条(g)中的失效定义，遵守本条(b)(c)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，以下失效定义适用于电推进系统：

(1)其后果不妨碍电推进系统符合型号设计需求和 **XX.2725(d)** 款所述的预期功能，并符合 **XX.2735**、**XX.2755** 和 **XX.2767** 可操作性要求，这种失效应认为是电推进系统轻微的后果。

(2)以下后果认为是电推进系统危害性后果：

(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)电推进系统安装失效，导致非故意的电推进系统脱开；
- (v)电推进系统引起的螺旋桨脱开；
- (vi)完全失去电推进系统停车能力；
- (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)冷却系统堵塞导致不能使电推进系统在温度限制范围内正常运行。

(3)严重程度介于电推进系统轻微的后果和危害性后果之间的后果都是重大的后果。

(h)应当考虑航空器预期应用以确保对电推进装置系统安全性评估是有效的。

3.19 XX.2741 外物吸入

(a)在预期的使用场景下，任何可能来源（异物、鸟、冰、冰雹）的外物撞击不得导致 XXX.2739(g)(2)定义的电推进系统危害性后果或不可接受的功率损失。

(b)在整个电推进系统运行范围内，雨水吸入不得导致电推进系统异常运行，如停机、功率损失、不稳定运行或功率振荡。

(c)若电推进系统的设计依赖于安装人员提供的功能特征、附件或系统，以防止潜在吸入后不可接受的功率损失或电推进系统危害性后果，则这些特征、附件或系统应当记录在电推进系统安装手册中。

(d)未评估的吸入源（异物）应当在电推进系统安装手册中声明。

3.20 XX.2743 冷却系统

(a)冷却系统设计和制造应当保证在电推进系统预期运行的所有飞行姿态和大气条件下都能正常工作。

(b)如果冷却系统不是独立的，则其接口应当在电推进系统安装手册中声明。

(c)申请人应当通过试验、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)在承受最大可能工作压力和额外限制情况下会产生危险情况，如出现超出使用极限的永久变形，或出现泄漏。

(2)在承受最大可能工作压力和额外限制情况下，出现断裂或爆裂。

(d)符合本条第(c)段应当考虑：

(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)零件使用的材料和制造工艺的最低性能；

(4)型号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)在电推进系统安装手册中应当列出经批准的冷却剂和润滑油。

3.21 XX.2745 振动演示

(a)电推进系统的设计和制造应当保证其在规定的转速和系统输出功率的整个工作范围内（包括规定的超限）正常运转，不会因为振动对电推进系统任何部件中产生过大的应力，也不会对航空器结构产生过大的振动力。

(b)每型电推进系统应当进行振动评估，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电推进装置工作状态范围内是可接受的。评估应当考虑的激振来源可能有机械、空气动力、声学或电磁，振动评估应当通过试验、有效的分析或两者结合的方法来表明。

3.22 XX.2747 超扭试验

针对电推进系统瞬时最大超扭进行审查时，申请人应当通过试验、有效的分析或两者结合来证明电推进系统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矩试验或与超扭矩试验结合进行的任何其他试验结束后，每个电推进系统零件或单个部件还应当满足 XX.2763 的要求。

3.23 XX.2749 校准试验

电推进系统在经过 XX.2751 和 XX.2757 中规定的持久性和耐久性演示前后，都应当经过校准试验，以确定其功率特性。

3.24 XX.2751 持久性演示

(a)申请人应当对电推进系统进行局方认可的持久性演示，以证明其极限能力。验证应当考虑设计特性和预期用途，应当根据循环和功率设置，具有充分持续时间。

(b)持久性演示应当包括电推进系统升高和降低功率设置、能量回馈，以及在功率设置或能量回馈下的持续时间，该持续时间为电推进系统在额定条件、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。

3.25 XX.2753 超温试验

电推进系统设计应当证明其可以承受一定范围的超过温度限制的能力。申请人应当量化并向局方证明每个额定条件下的裕度。此证明应当对所有标定的工作制、相关额定值、以及可能影响温度限值的工作环境重复进行试验。

3.26 XX.2755 运行演示

电推进系统设计应当验证在其规定的整个飞行包线和电推进装置运行范围内的安全工作特性，包括但不限于功率循环、起动、加速和超转。声明的工作特性应当考虑安装载荷条件和及其影响。

3.27 XX.2757 耐久性演示

电推进系统应当进行耐久性演示，表明其设计和构造在大修周期或零部件更换间隔期间（如果未定义大修），将系统的任何不安全状况降至最低。该试验应当模拟电推进系统预期运行的条件，包括典型的起动-停车循环。

3.28 XX.2759 系统和部件试验

(a)对不能按照 XX.2751 进行持久性演示予以充分验证的系统或部件，申请人应当进行附加试验，以证明这些系统或部件能够在所有声明的环境和运行条件下执行预期功能。

(b)应当确定在航空器安装中要求温度控制措施部件的温度限制，以确保其良好的功能、可靠性和耐久性。

3.29 XX.2761 转子锁定试验

如果通过锁定转子的方式阻止转轴旋转，电推进系统应当证明：

(a)可靠的转子锁定性能；

(b)解锁性能可靠；

(c)不会发生 XX.2739(g)(2)中规定的电推进系统危害性后果；

(d)电推进系统应当通过试验、有效的分析或两者结合的方法来充分确定转子锁定的可靠性能。

3.30 XX.2763 分解检查

申请人应当遵守本节的(a)或(b)段，如下所述：

(a)分解评估

(1)持久性和耐久性演示完成后，应当完全分解电推进系统。审查电推进系统每个部件和润滑剂应当在运行极限范围内，并且还可以持续运行。该持续运行条件为提交的符合 XX.2701 要求的信息。

(2)独立安装在电推进装置上或其内部的每个部件，在完成持久性演示和耐久性演示后，确定每个调整位置和功能特性保持在持久性演示和耐久性演示开始时确定和记录的限制范围内。

(b)非分解评估

如果未对所有电推进系统部件进行拆卸，则只能根据持久性和耐久性演示确定这些部件的寿命极限，并根据 XX.2701 记录在持续适航文件中。

3.31 XX.2765 包容性

电推进系统应当提供保护功能，防止旋转部件可能造成的危害，如下所述：

(a)旋转部件的外壳设计应当能够在发生失效时包容旋转部件，除非申请人证明转子爆裂的裕量排除了转子爆裂的可能性。

(b)如果转子爆裂的裕量表明外壳在发生失效时应当具有密封特性，则外壳应当为失效旋转部件提供密封。申请人应当通过试验、验证分析或其组合方式证明，并在电推进系统安装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）。

3.32 XX.2767 特定工作特性

(a)如果电推进系统设计为与螺旋桨或飞机旋翼一起，则所有适用的验证应当装上具有代表性的螺旋桨或飞机旋翼进行。

(b)审定所希望的其它特定工作特性，应当通过特定试验或对持久性、耐久性试验的补充试验来验证。

(c)对于每一声明的持续时间为两分钟或更短的额定值，应当验证电推进系统的组件可以在其温度限制加上适当的裕度保持运行。

3.33 XX.2769 试验的通用实施

(a)根据 XX.2703 提交的维修和维护说明，可在试验期间对电推进系统进行必要的维护。

(b)申请人应当对电推进系统或其零件进行维护，并进行局方认为必要的额外试验，如果：

(1)使用频率超过规定；

- (2)因电推进系统失效而造成的停车次数过多；
 - (3)需要大修；
 - (4)在测试过程中或由于分解检查发现有必要更换零件的情况。
- (c)在完成这些适航标准中规定的所有演示和试验后，电推进系统及其零部件应当：
- (1)在可使用的范围内；
 - (2)可持续运行安全；
 - (3)能够在限制范围内规定的额定值下运行。

4 附则

本咨询通告自 XXXXXX 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。