

# 团体标准

T/AOPA 0060—2024

## 电动航空器电推进系统通用要求

General requirements for electric propulsion systems of electric aircraft

2024-06-06 发布

2024-06-06 实施

## 目 次

前言	III
引言	IV
1 范围	1
2 规范性引用文件	1
3 术语和定义	1
4 工作制与电压等级	3
5 一般要求	3
5.1 型号设计文件	3
5.2 持续适航文件	3
5.3 电推进系统安装和使用说明	3
5.4 电推进系统额定值和使用限制	4
5.5 标识	4
6 设计与构造	5
6.1 材料和制造	5
6.2 防火	5
6.3 安装附件和结构	5
6.4 转子完整性和超速	5
6.5 应力分析	5
6.6 振动	6
6.7 持续转动	6
6.8 压力载荷	6
6.9 安全性分析	6
6.10 外物摄入	7
6.11 旋转部件包容性	7
7 系统与设备	8
7.1 冷却系统	8
7.2 润滑系统	8
7.3 电推进系统控制组件	8
7.4 仪表或传感器连接	10
7.5 关键件和限寿件	11
8 验证试验要求	11
8.1 一般要求	11
8.2 持久性试验	12
8.3 耐久性试验	12
8.4 振动试验	12
8.5 超扭试验	12
8.6 超温试验	12
8.7 校准试验	12
8.8 运行试验	12

8.9 响应特性 .....	13
8.10 转子锁定试验 .....	13
8.11 系统和部件试验 .....	13
8.12 分解检查 .....	13
8.13 固定螺距螺旋桨或涵道风扇的试验 .....	14
8.14 可变桨距螺旋桨运行 .....	14
8.15 环境适应性 .....	14
参考文献 .....	15

## 前 言

本文件按照GB/T 1.1—2020《标准化工作导则 第1部分：标准化文件的结构和起草规则》的规定起草。

本文件由中国航空器拥有者及驾驶员协会（中国AOPA）提出并归口。

本文件起草单位：中国民航大学、宁波诺云驱动科技有限公司、卧龙电气驱动集团股份有限公司、广东汇天航空航天科技有限公司、沃兰特航空技术有限责任公司、四川沃飞长空科技发展有限公司、天津内燃机研究所、中国商飞北京民用飞机技术研究中心、峰飞航空科技（昆山）有限公司、中国民用航空华东地区管理局、中国民用航空中南地区管理。

本文件主要起草人：徐萌、丁水汀、高洁、董慧芬、施博闻、米彦青、何文博、王大蕴、刘栋良、徐巍巍、邹海明、李清、范仁钰、陶娟、黄小良、薛松柏、陶静、张仁浩、韩郑弘、卢文轩、易礼杰、冯振宇。

## 引 言

电动航空器以电能作为推进系统的全部或部分能源，发挥绿色航空主力军、生力军作用、应对全球环境挑战，开启了航空领域新一轮创新与变革热潮。目前国内外各研究机构和企业共同关注，我国电动汽车、轨道交通等新能源装备领域积累了技术优势，为航空制造业绿色化发展提供了契机，有望带动我国多个相关产业的整体发展。电推进系统包括一台或多台电机及其适当控制和运行所需的部件，如相关控制器、断路器、传感器等。针对电动航空器电推进系统自身的设计特点，其动力系统与传统航空器燃油动力装置有显著差异。

通过对国内电动航空器主机厂及电推进系统制造商进行调研统计，有的制造商则可提供完整的电推进系统，有些制造商只聚焦单独的电机或者电机控制器，本文件旨在建立电动航空器电推进系统的最低性能要求，规范电推进系统的研发、生产和管理，涵盖一般要求、设计与构造、系统与设备、验证试验等方面，经过不断协调、反复修改和论证并充分征求行业专家和管理部门的意见后形成。

本文件适用于各行业应用的电动航空器电推进系统。

本文件为首次发布。

# 电动航空器电推进系统通用要求

## 1 范围

本文件规定了电动航空器电推进系统的工作制与电压等级、一般要求、设计与构造、系统与设备、验证试验要求。

本文件适用于在正常和紧急情况下，为电动航空器提供动力的电推进系统。

## 2 规范性引用文件

下列文件中的内容通过文中的规范性引用而构成本文件必不可少的条款。其中，注日期的引用文件，仅该日期对应的版本适用于本文件；不注日期的引用文件，其最新版本（包括所有的修改单）适用于本文件。

GB/T 755 旋转电机 定额和性能

GB/T 1971 旋转电机 线端标识与旋转方向

GB 2894 安全标识及其使用导则

GB/T 2900.25 电工术语 旋转电机

GB/T 2900.33 电工术语 电力电子技术

RTCA/DO-160G 机载设备环境条件和试验程序 (Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipment)

RTCA/DO-178C 机载系统和设备合格审定中的软件考虑 (Software Considerations in Airborne Systems and Equipment Certification)

RTCA/DO-254 机载电子设备硬件设计保证指南 (Design Assurance Guidance for Airborne Electronic Hardware)

## 3 术语和定义

GB/T 2900.25、GB/T 2900.33、GB/T 755 界定的以及下列术语和定义适用于本文件。

### 3.1

#### **电推进系统 Electric Propulsion System**

指为航空器提供推进力、由一台或多台动力电机、动力电机控制器、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。本文件规定的电推进系统不包括电池和配电系统。

### 3.2

#### **动力电机 Propulsion Motor**

将电能转化为机械能，为电动航空器提供动力，且角位移、速度、加速度或转矩等输出参数是可控的装置，可简称为电机。

### 3.3

#### **动力电机控制器 Propulsion Motor Controller**

控制动力电源与动力电机之间能量传输的装置，由控制信号接口电路、动力电机控制电路、逆变电路、壳体等组成，用于启动或关断电机、控制电机转向和转速、调节或限制扭矩以及防止过载和故障，根据控制指令完成动力电机运行状态的控制，可简称为电机控制器。

### 3.4

**额定功率 Rated Power**

标准海平面工况条件下，在本文件规定的使用限制内，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。

## 3.5

**额定起飞功率 Rated Takeoff Power**

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，在本文件规定的使用限制内，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。

## 3.6

**应急额定值 Temporary Rated Value**

在故障导致螺旋桨、变速器等电机驱动输出部件出现功率或推力损失时，要求电推进系统应急输出的用于补偿功率或者推力损失的额定功率或者转矩值。

## 3.7

**最大短时超速 Maximum Short-term Overspeed**

电推进系统转速在短时间内超过最高工作转速的最大值。在该转速下运行时应考虑可能出现的最恶劣的电压、电流、负载条件等。

## 3.8

**最大短时超扭 Maximum Short-term Overtorque**

电推进系统扭矩在短时间内超过最大扭矩的最大值。在该扭矩输出时应考虑可能出现的最恶劣的电压、电流、负载条件等。

## 3.9

**最高额定工作温度 Maximum Rated Temperature**

标准海平面工况条件下，在本文件规定的使用限制内，电推进系统允许使用的最高工作温度。

## 3.10

**最高、最低持续工作温度 Maximum and Minimum Continuous Temperature**

标准海平面工况条件下，在本文件规定的使用限制内，电推进系统持续工作而不损坏的最高和最低工作温度。

## 3.11

**最高、最低持续工作电压 Maximum and Minimum Continuous Voltage**

标准海平面工况条件下，在本文件规定的使用限制内，电推进系统持续工作而不损坏的最高和最低工作电压。

## 3.12

**电推进系统轻微后果 Minor Electric Propulsion System Effect**

如果电推进系统的一台电机失效，其唯一后果是该电机部分或全部功率丧失，这种失效定义为电推进系统轻微后果。

## 3.13

**电推进系统危害性后果 Hazardous Electric Propulsion System Effects**

以下后果被定义为电推进系统危害性后果：

- a) 高能碎片非包容（如电推进系统引起的螺旋桨脱开）；
- b) 与飞行员指令的功率方向相反的较大的制动功率；
- c) 不可控的火情；
- d) 电推进系统安装失效，导致非故意的电推进系统脱开；
- e) 推进器（包括但不限于螺旋桨、涵道风扇）或推进器的某些主要部分由于电推进系统引起松开，

如适用；

- f) 完全无法关停电机；
- g) 由于触电导致机组人员、乘客或地勤人员严重或致命伤害；
- h) 冷却系统堵塞导致电推进系统无法在温度限制范围内正常运行。

### 3.14

#### 电推进系统重大后果 Major Electric Propulsion System Effect

严重程度介于轻微后果和危害性后果之间的后果是电推进系统重大后果。

## 4 工作制与电压等级

工作制与电压等级应满足以下要求：

- a) 工作制应由制造商与用户按航空器飞行状态制定，应包括起飞、平飞以及降落姿态的电推进系统工作工况；
- b) 直流母线额定电压应由制造商制定；
- c) 电压等级应根据航空器飞行高度选择；
- d) 部件耐压值应基于选定的电压平台、航空器最大升限要求确定。

## 5 一般要求

### 5.1 型号设计文件

电推进系统型号设计应建立系统部件和设备清单，包括相关图纸和软硬件。

### 5.2 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，规定审定所需的在役维护和维修的强制性措施或限制。

### 5.3 电推进系统安装和使用说明

#### 5.3.1 安装说明

外形和安装尺寸应由制造商和用户协商确定，电推进系统设计没有确定安装程序时，以下内容应在安装说明中定义：

- a) 整体尺寸轮廓图；
- b) 电推进系统所有部件与航空器部件（包括设备、推进器）的机械接口和电气接口的定义，电推进系统连接附件、管件、线缆、冷却管道、整流罩和任何附加到电推进系统的其他设备位置和描述；
- c) 电推进系统型号设计构型之外所依赖的航空器部件或设备清单，以及这类部件或设备的机械接口和电气接口条件。例如：与电推进系统集成的螺旋桨、旋翼或者涵道风扇以及接口限制说明等；
- d) 应给出电推进系统控制仪表清单，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；  
注：“仪表”是指测量电推进系统参数并传递给相应决策中心所需的任何设备。
- e) 环境条件限制，包括电磁干扰、电源线传导发射、高强度辐射场和雷电的防护等级。

#### 5.3.2 使用说明

制造商应在使用说明中提供以下内容。

- a) 提供使用限制。
- b) 提供功率或推力的额定值及在非标准大气条件下的修正程序。
- c) 提供在正常和极端环境条件下，下列情况的荐用程序：
  - 1) 起动；
  - 2) 地面运转；
  - 3) 飞行中的运转。
- d) 对于单发失效或降级额定功率的航空器电推进系统，应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。
- e) 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与航空器相关系统、推进器（如适用）之间的界面描述。

## 5.4 电推进系统额定值和使用限制

### 5.4.1 功率和推力额定值

应选定电推进系统功率和推力额定值，选定的额定值应为同型号电推进系统确定该额定值条件下预计产生的最低功率或推力。

### 5.4.2 使用限制

根据下列因素确定电推进系统的额定值和使用限制。

- a) 轴功率、扭矩、转速和温度：
  - 1) 额定功率；
  - 2) 额定起飞功率；
  - 3) 最大短时超速和持续时间；
  - 4) 最大短时超扭、持续时间及其发生次数；
  - 5) 额定工作温度；
  - 6) 最高和最低持续工作温度、电流、电压；
  - 7) 应急工况的最大功率和持续时间，如适用。
- b) 工作制及其对应的额定值。每个选定的额定值应与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相对应，工作制应在型号合格证数据单中表明。
- c) 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。
- d) 供电要求。
- e) 电推进系统安全运行所必需的任何其他功率或限制。

## 5.5 标识

### 5.5.1 引出线和接线端

电机及其控制器各线缆或接线端应有明显的标识。电机各相线缆或接线端的标识应符合 GB/T 1971 规定：电机控制器输入接口的正、负两极，分别用“+”“-”标识，电机控制器与电机各相对应的线缆或接线端，应与电机各相线缆或接线端的标识一致。

### 5.5.2 危险警告

电机及其控制器应在醒目的位置按 GB 2894 规定设置“当心触电”的警告标识，并在“当心触电”的警告标识旁边注明必要的安全操作提示。

## 6 设计与构造

### 6.1 材料和制造

电推进系统的材料和制造应满足以下要求。

- a) 所用材料应满足：
  - 1) 电推进系统使用的材料，应当符合与预期设计条件相适应的工业规范或军用规范，或者满足通过试验或其它方法建立局方可接受的设计数据的要求，保证这些材料具有设计资料中要求的强度和其他性能；
  - 2) 考虑预期使用环境条件的影响，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任何可能原因引起性能降低或强度劣化，引起电推进系统危害性后果。
- b) 使用特定制造方法和工艺生产的电推进系统，在规定的使用条件下，在使用寿命期内能够保持其设计性能，其中考虑腐蚀、疲劳、绝缘老化等影响。

### 6.2 防火

电推进系统的设计和构造及所使用的材料应满足以下要求。

- a) 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) 应将可能导致结构失效或 3.13 定义的电推进系统危害性后果的内部火情发生的可能性降至最低，应有措施隔离和降低其对航空器的危害。高压电气线路互联系统应能够防止电弧引发的故障，对未保护的电线应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。

### 6.3 安装附件和结构

电推进系统的安装附件和结构应满足以下要求。

- a) 应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，结构没有破坏，但可以出现永久变形。

### 6.4 转子完整性和超速

电推进系统转子完整性和超速应满足以下要求。

- a) 转子超速不应导致转子爆裂、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，适用的设定转速应声明并阐述其合理性。
- b) 转子应具有足够的强度，并具有超过经认证的操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) 电推进系统不应超过可能影响转子结构完整性的转子速度使用限制。

### 6.5 应力分析

应对电推进系统进行应力分析，包括：

- a) 机械应力分析，以表明电推进系统的每个转子、定子和外壳的设计安全裕度；电推进系统中的最大应力应通过试验、有效的分析或两者结合的方法证明符合本条款的要求，并且应表明不超过材料的许用应力；
- b) 电气应力分析，表明每个电气部件的电气设计安全裕度高于 1.5 倍额定电压；
- c) 热应力分析。

## 6.6 振动

电推进系统的振动需满足以下要求。

- a) 电推进系统的设计和制造应在其转子转速和输出功率的正常工作范围内(包括所定义的正常超限)运行，不会由于振动而引起电推进系统任何零部件的过大应力，也不会将过大的振动力传递给航空器结构。
- b) 除了分析由机械、空气动力、声学激励等传统振动源引发的振动外，还应评估由于励磁作用引起的旋转部件共振。
- c) 应评估由电推进系统故障条件引起的激振力对振动特性的影响，并表明不会导致电推进系统危害性后果。

## 6.7 持续转动

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)不应导致任何电推进系统危害性后果。

## 6.8 压力载荷

电推进系统静态部件在承受较大气体或液体压力载荷时，可稳定保持 1 min，不应出现以下情况。

- a) 当承受以下较大的压力作用时，出现超过使用限制的永久变形，或者发生可能导致电推进系统危害性后果的泄漏：
  - 1) 1.1 倍的最大工作压力；
  - 2) 1.33 倍的正常工作压力；
  - 3) 大于正常工作压力 35 kPa (5 psi)。
- b) 当承受以下较大的压力作用时，发生破裂或爆破：
  - 1) 1.15 倍的最大可能压力；
  - 2) 1.5 倍的最大工作压力；
  - 3) 大于最大可能压力 35 kPa (5 psi)。
- c) 在满足本条要求时应考虑：
  - 1) 零件的工作温度；
  - 2) 除压力载荷外的任何其他重要静载荷；
  - 3) 代表零件材料和工艺的最低性能；
  - 4) 型号设计允许的任何不利的几何结构。

## 6.9 安全性分析

电推进系统控制组件的电源应满足以下要求。

- a) 电推进系统的安全性分析应考虑下列因素的影响：
  - 1) 与典型电推进系统安装相关的航空器级装置和程序假设，在分析中应说明这些假设；
  - 2) 随之发生的二次失效和潜在失效；
  - 3) 本节d)中提到的多重失效或导致 3.13 中定义的电推进系统危害性后果。

- b) 应总结可能导致 3.13 中定义的电推进系统重大或危害性后果的所有失效,并且估算电推进系统重大或危害性后果发生的概率。在总结中应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。
- c) 某些元件的失效无法合理估计。如果这些元件的失效可能导致电推进系统危害性后果,则应将这些元件标识为电推进系统的关键件。关键件应符合 7.5.1 规定的完整性规范。这些情况应在安全分析中说明。
- d) 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,应按本文件 5.3 要求确定,与这些项目可靠性有关的安全性分析假设,且应在安全性分析和安装说明手册中明确。
- e) 如果安全性分析取决于下述一项或多项,则应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在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。这种检测的细节应在适当的手册中公布;
  - 3) 使用无其他要求的专用仪表;
  - 4) 按本文件 5.3 要求建立的使用说明手册应规定飞行机组人员的操作。
- f) 除非在安全性分析中已有说明,3.13 失效定义适用于电推进系统。

## 6.10 外物摄入

对在预期运行环境中可能存在吸雨、吸雪、吸雹或吸鸟危害的电推进系统,其设计构造应考虑外物(如雨、雪、雹、鸟)摄入的危害。外物摄入的关注主要集中在冷却系统堵塞和结构损伤上,结构损伤不应造成任何电推进系统危害性后果或不可接受的功率损失。主要包括但不限于:

- a) 应通过结构设计避免鸟类撞击,雨、冰雹、或冰阻塞冷却通道入口导致冷却系统失效。在没有保护冷却入口的设计特征的情况下,应证明冷却失效不会导致电推进系统危害性后果,或者堵塞不会导致冷却系统失效;
- b) 应证明将物体吸入进气口/电机(不会阻塞冷却通道)不会造成可能导致电推进系统危害性后果的部件损坏,也不应导致可能的电推进系统危害性后果,例如:可能导致火花、火灾或电气故障或失效;
- c) 吸雨不应在整个运行范围内导致任何电推进系统危害性后果。应在电推进系统工作包线范围内验证吸雨后的工作能力,雨水的摄入不应导致异常运行,如不工作、功率损失、不稳定的运行、或在整个电推进系统的运行范围内的功率振荡;
- d) 对于预计在已知结冰条件下飞行的航空器上运行的电推进系统,需在结冰条件下进行测试,以证明其在定义的结冰条件下的正确操作,如适用。

## 6.11 旋转部件包容性

电推进系统应提供保护功能,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具有密封特性,则外壳应为失效旋转部件提供密封。申请人应通过试验、验证分析或其组合方式证明,并在电推进系统安装和使用说明书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)。

## 7 系统与设备

### 7.1 冷却系统

冷却系统应满足以下要求。

- a) 设计和构造应使电推进系统能在预计运行的所有飞行包线范围和大气条件下都提供足够的冷却。
- b) 电推进系统需要配备传感器或者仪表,使机组人员或飞行控制系统能够监控其冷却状态,除非可以表明:
  - 1) 冷却系统的失效在被发现之前不会导致 3.13 定义的电推进系统危害性后果;
  - 2) 其他现有的仪表对失效或即将发生的失效提供充分警告;
  - 3) 冷却系统发生失效的概率是可接受的。
- c) 如电推进系统包含冷却系统,则冷却系统应满足 6.8 压力负荷要求。
- d) 应在 5.3 安装和使用说明书中声明所依赖的安装条件或安装要求。
- e) 所有批准的冷却剂和添加剂应在 5.3 安装和使用说明书中声明。
- f) 如采用油冷,则需增加油滤和滑油箱等过滤装置,除非电推进系统设计和构造可以避免运行过程中产生的碎屑影响电推进系统的冷却系统运行。

### 7.2 润滑系统

润滑系统应满足以下要求。

- a) 设计和制造应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) 对于润滑系统中本身不耐受可能存在于润滑剂中或以其他方式引入润滑系统的污染物的所有部件,应进行适当防护,以防止污染物在规定的维护间隔内损坏电推进系统及其设备。
- c) 应在 5.3 安装和使用说明书中声明所依赖的安装条件或安装要求。
- d) 所有批准的润滑剂和添加剂应在 5.3 安装和使用说明书中声明。
- e) 润滑系统可能存在的高压、高温管路不应导致人员安全造成危害,润滑系统所用油液不应导致人员接触后中毒或受腐蚀危害。

### 7.3 电推进系统控制组件

#### 7.3.1 总则

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。

#### 7.3.2 设计保证

软件和复杂的电子硬件,包括可编程逻辑设备,应是:

- a) 采用结构化和系统化的方法进行设计和开发;
- b) 该方法应当确保编码器逻辑已经考虑到安装可编程逻辑设备的失效或异常风险。

#### 7.3.3 验证

所有功能应通过试验、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：

- a) 在声明的运行包线范围内和不断变化的大气条件下，能够保持相关控制参数的选定值，并使电推进系统保持在批准的运行范围内；
- b) 在所有可能的系统输入和允许的电推进系统功率要求下，符合运行和功率响应试验的可操作性要求；
- c) 允许在声明的电推进系统工况范围内以足够的灵敏度调节电机输出功率；
- d) 不会产生不可接受的功率/扭矩振荡；
- e) 在应急工况下，电机控制器输出的功率应满足航空器安全降落的要求，如适用。

#### 7.3.4 控制转换

电推进系统控制组件应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）。控制发生转换，应满足以下要求：

- a) 电推进系统不超过其任何使用限制；
- b) 电推进系统不会经历任何不可接受的运行特性或可能导致不安全运行条件的任何限制的瞬时过载；
- c) 电推进系统提供可以向航空器发出信号以采取措施或监控控制转换的方法，且该方法应在电推进系统安装说明手册中描述，并且要在电推进系统安装和使用说明中描述机组的操作；
- d) 任何功率变化的幅度和相关的过渡时间都应在安装和使用说明中进行识别和描述。

#### 7.3.5 控制组件失效

电推进系统控制组件设计和构造应满足以下要求：

- a) 确保其失去功率控制（LOPC/LOTTC）的最大概率，与航空器的预期应用相匹配；
- b) 在全勤构型中，对于LOPC/LOTTC事件相关的电子和电气的失效，系统能容忍单点失效；
- c) 没有任何导致电推进系统危害性后果的单点失效；
- d) 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。

#### 7.3.6 保护单元

电推进系统的保护单元应提供以下功能：

- a) 控制组件和仪表的设计和性能，以及运行和维护说明，应合理保证在电推进系统使用过程中，不会出现超过其电气系统使用限制，也不会影响旋转部件结构完整性；
- b) 当提供电子超速保护功能时，设计应包括系统的检测方法，并且至少每个电推进系统启动/停止一次循环，以确定保护功能的可用性。该方法应能够在最少的循环次数内完成系统的完整测试。如果测试不是全自动的，则应在电推进系统安装和使用说明中包含手动测试的规定；
- c) 当通过机械方式提供超速保护时，应通过测试或其他可接受的方式证明超速功能在检查和维护期间仍然可用。

#### 7.3.7 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：

- a) 不会导致任何电推进系统危害性后果；

- b) 可被检测且被调节。调节规律不应导致不可接受的电推进系统功率变化或运行、启动特性改变。应评估这些失效在审定飞行包线和运行环境中对电推进系统功率和运行、启动特性的影响，并在安装和使用说明中给出。

### 7.3.8 电推进系统控制组件的电源

电推进系统控制组件的电源应满足以下要求。

- a) 电推进系统的设计应使系统电源的损失、失效或中断不会导致以下任何情况：
  - 1) 电推进系统危害性后果；
  - 2) 不可接受的错误数据传输；
  - 3) 电推进系统在控制功能缺失时持续地运行。电推进系统应能够在航空器供电恢复到规定限值内时恢复正常工作。
- b) 如果从航空器向电推进系统提供任何电源以启动和运转电推进系统，则应在安装和使用说明中确定和声明该电源的需求和特性，包括瞬态和稳态电压限制。

### 7.3.9 停机装置

应提供快速关闭电推进系统的方法。

### 7.3.10 数据传输

电推进系统应能够与航空器相关系统进行数据传输，电机控制器应能够接受来自飞控系统的指令。传输的数据和指令应满足以下要求。

- a) 传输的数据不限于以下内容：
  - 1) 电机转速、电流、功率、效率；
  - 2) 电机控制器输入电压；
  - 3) 电机控制器运行状态（正常运行、待机、停机等）；
  - 4) 电机运行状态（正常运行、容错模式等）；
  - 5) 电机、电机控制器故障代码。
- b) 指令包括但不限于：
  - 1) 电流、转速指令；
  - 2) 运行、待机、停机指令；
  - 3) 重启或容错切换指令，如适用。

### 7.4 仪表或传感器连接

电推进系统所使用的仪表或传感器连接应满足以下要求。

- a) 应规定安装必要的仪表或传感器，以确保电推进系统在所有使用限制内运行。
- b) 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动力装置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其所有使用限制所必需的每个连接件，都应作标记，以标明与相应的仪表一致。
- c) 应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。
- d) 传感器及相关电缆和信号调节器应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。
- e) 作为系统安全性评估的一部分，应评估仪表、传感器或连接器不正确安装的可能性和后续影响，在可行的情况下，应采取设计预防措施，防止系统配置错误。
- f) 应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) 其他现有仪表提供故障或即将发生故障的充分警告；

- 2) 冷却系统的失效在被发现之前不会导致 3.13 定义的电推进系统危害性后果；
- 3) 冷却系统发生故障的可能性是可接受的。

## 7.5 关键件和限寿件

### 7.5.1 关键件

由安全性分析识别的每个关键件，通过以下方式确定其完整性：

- a) 有确定的工艺规程，确保单个关键件在整个使用寿命期间的完整性；
- b) 有规定的制造工艺，确保关键件生产的一致性；
- c) 有管理流程，确保关键件能够按照工艺规程满足持续适航要求。

注：“关键件”是指应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，该失效很可能导致电推进系统危害性后果。

### 7.5.2 限寿件

由安全性分析识别的每个限寿件，应确定其最大允许飞行循环数/运行小时数/起动—停车循环，从而建立使用限制。通过以下方式建立每个限寿件的完整性：

- a) 工程计划：通过执行该计划，根据经验证的分析、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，使每个限寿件达到批准的使用寿命时，在电推进系统危害性后果发生前拆下。还应通过执行该计划，始终保持符合上述要求。制造商应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。应在持续适航文件的适航限制条款中公布限寿件明细和批准寿命；
- b) 制造计划：该计划明确了应符合生产限寿件要求的具体制造过程，使限寿件具有工程计划要求的特性；
- c) 使用管理计划：该计划规定限寿件使用维护过程和修理限制，使限寿件保持工程计划要求的特性。这些过程和限制应包含在持续适航文件中。

注：“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。

## 8 验证试验要求

### 8.1 一般要求

验证试验应满足以下一般要求。

- a) 根据“持续适航文件”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) 应对电推进系统或其零件进行维护，并进行必要的额外试验，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试验后，电推进系统及其零部件应：
  - 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。

## 8.2 持久性试验

电推进系统应进行持久性试验，证实所有预期运行环境及使用限制范围内都可以安全运行。具体要求为：

- a) 试验的严格程度应考虑设计特性和预期用途，应根据循环和功率设置，具有充分持续时间；
- b) 当需要获得正常瞬时超限批准时，应验证电推进系统能够在受影响参数的最大瞬时条件下运行，而无需采取维护措施；
- c) 当需要获得意外瞬时超限批准时，应验证电推进系统能够在受影响参数的最大瞬时条件下运行，除了纠正导致超限的失效外，无需采取维护措施。

## 8.3 耐久性试验

电推进系统应进行耐久性试验，表明其设计和构造使得在大修周期或零部件更换间隔内，不安全状况发展减至最小。应模拟电推进系统预期使用条件，包括典型的启停周期和计划的定期维护操作，并且应具有足够的持续时间。

## 8.4 振动试验

电推进系统的设计和制造应能在其规定的转速和电推进系统输出功率的整个工作范围内（包括规定的超限）正常工作，而不会由于振动在电推进系统的任何零件上产生过大的应力，并且不会对航空器结构施加过大的振动力，应满足以下要求：

- a) 通过试验、经验证的分析或其组合来验证电推进系统在整个规定的飞行包线和电推进系统运行范围内，可能会引起振动的部件的振动特性是可接受的。对诱发振动的可能来源进行评估，包括机械的、空气动力学的、声学的或电磁的；
- b) 由失效条件（可包括但不限于旋转部件失衡、局部气流堵塞等）或电磁场引起的激励对振动特性的影响，应通过试验或分析进行评估，或参照以往经验进行评估，并应证明不会产生电推进系统危害性后果；
- c) 对于可能影响电机振动特性的每个特定安装配置，应证实是否符合本节规定。如果在电机认证期间无法充分研究这些振动效应，则应在 5.3.1 要求的安装和使用说明中证实和定义评估这些振动效应的方法。

## 8.5 超扭试验

针对电推进系统瞬时最大超扭进行审查时，申请人应通过试验、验证分析或二者组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试验或与超扭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满足 8.12 的要求。

## 8.6 超温试验

电推进系统设计应证明其可以承受一定范围的超过温度限制的能力。制造商应量化并证明每个额定条件下的裕量。此证明应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。

## 8.7 校准试验

电推进系统在经过 8.2 和 8.3 中规定的持久性和耐久性试验前后，都应经过校准试验，以确定其功率特性。

## 8.8 运行试验

为表明电推进系统在其声明的整个飞行包线和运行范围内具有合适的运行特性，声明的运行特性应考虑安装载荷及其影响。运行试验应包括：

- a) 通电、怠速、加速、超速、减速、停机；
- b) 符合 8.9 电推进系统功率响应要求；
- c) 电推进系统在其指定的工作范围内具有安全的工作特性。评估应包括热和电气性能，因为某些属性具有温度和海拔高度依赖性。

## 8.9 响应特性

应对电推进系统的响应特性进行测试，包括扭矩响应和功率响应。

- a) 扭矩响应试验应满足：
 

在不损害电推进系统或航空器的情况下，从最小扭矩到短时最大扭矩，确保航空器结构完整性或航空器空气动力学特性。
- b) 功率响应试验应满足：
  - 1) 从最小功率增大到额定起飞功率而不会损害电推进系统；
  - 2) 在确保飞行安全的时间间隔内从最小功率增加到额定起飞功率，电源响应应从稳定状态开始。

## 8.10 转子锁定试验

如果通过锁定转子的方式阻止转轴旋转，电推进系统应证明：

- a) 可靠的转子锁定性能；
- b) 可靠的解锁性能；
- c) 不会发生 3.13 定义的电推进系统危害性后果；
- d) 电推进系统应通过试验、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。

## 8.11 系统和部件试验

对不能按照 8.2 进行持久性试验予以充分验证的系统或部件，应进行附加试验，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；应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。

## 8.12 分解检查

电推进系统的分解检查分为分解评估和非分解评估两部分。

### 8.12.1 分解评估

8.12.1.1 持久性和耐久性试验完成后，应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在运行极限范围内，并且还可以持续运行。

8.12.1.2 独立安装在电推进装置上或其内部的每个部件，在完成持久性试验和耐久性试验后，确定每个调整位置和功能特性保持在持久性和耐久性试验开始时确定和记录的限制范围内。

8.12.1.3 如果电机的组装方式未经破坏性检查就无法拆卸，例如环氧树脂的电机，并且在拆卸后将无法工作，则可以提出替代检查，例如电气系统的无损检测等。但是，这些替代方法应能采集拟检查的关键信息，在拆卸时应参考构建时的预测量值。

### 8.12.2 非分解评估

如果未对所有电推进系统部件进行拆解，则这些部件和润滑油的寿命限制应根据持久试验和耐久性试验来确定，并记录在持续适航文件中。

### 8.13 固定螺距螺旋桨或涵道风扇的试验

当固定螺距螺旋桨或涵道风扇包含在电推进系统设计中时,应满足以下要求:

- a) 与电推进系统共同审定的固定螺距螺旋桨或涵道风扇应满足本文件的所有适用部分,并应在本文件的所有适用电推进系统试验期间安装;
- b) 固定螺距螺旋桨或涵道风扇的振动应力应证明在预期航空器安装的整个声明飞行包线中是可以接受的。

### 8.14 可变桨距螺旋桨运行

如果电推进系统设计为使用不属于电推进系统设计的螺旋桨、旋翼或涵道风扇,则应使用具有安装代表性的螺旋桨或风扇进行以下试验,作为耐久性、持久性和运行试验的一部分。

- a) 顺桨运行:应进行足够多次的顺桨试验,以确定电推进系统在螺旋桨顺桨动态运行的可靠性。
- b) 负扭矩和反向推力系统运行(如适用):应在额定最大连续功率或最严酷工况进行足够多次的负扭矩和推力系统试验,以确定电推进系统在负扭矩和推力系统动态运行的可靠性。应通过试验证明螺旋桨、旋翼或旋翼运行负扭矩对电推进系统的影响不会对轴承润滑系统产生不利的影响。
- c) 反向推力运行:应从最小功率位置到全反推力进行足够多次的试验,以确定电推进系统在反推动态运行的可靠性。应进行足够多次的在额定最大连续功率从全正推力到全反推力的试验,以确定反推系统的可靠性。在每个循环结束时,螺旋桨在反桨距运行规定的最大转速和功率下,在反桨距运行足够长的时间以确定反桨距机构的可靠性。

### 8.15 环境适应性

电推进系统采用适用于该设备的标准环境条件和试验程序,证明设备性能应满足要求。除另有规定外,电推进系统环境试验应按 RTCA/DO-160G 及后续版本的第 4、5、6、7、8、10、12、13、14、20、21、22、23、24 和 26 章的要求,包括温度-高度、温度变化、湿热、振动和冲击、防水性、沙尘、霉菌、盐雾、结冰、防火、电磁兼容试验。

## 参 考 文 献

- [1] GB/T 18488.1-2015 电动汽车用驱动电机系统 第1部分：技术条件
- [2] GB/T 18488.2-2015 电动汽车用驱动电机系统 第2部分：试验方法
- [3] ASTM F2840-14 轻型运动类飞机电推进装置设计和制造的标准实施规程 (Standard Practice for Design and Manufacture of Electric Propulsion Units for Light Sport Aircraft)
- [4] ASTM F3239-19 飞机电推进系统的标准实施规程 (Standard Practice for Aircraft Electric Propulsion Systems)
- [5] ASTM F3239-22a 飞机电推进系统 (Aircraft Electric Propulsion Systems)
- [6] ASTM F3338-21 通用航空飞机用电动发动机设计标准规范 (Standard Specification for Design of Electric Engines for General Aviation Aircraft)
- [7] EASA SC E-19 电动/混合动力推进系统 (Electric/Hybrid Propulsion System)
- [8] FAA-2020-0894: 专用条件: magni350和magni650型发动机适航标准 (Special Conditions: magni350 and magni650 Model Engines; Electric Engine Airworthiness Standards)
- [9] FAA-2021-0638: 适航标准: Joby航空公司JAS4-1型电动垂直起降飞机的专用条件适航标准 (Airworthiness Criteria: Special Class Airworthiness Criteria for the Joby Aero, Inc. Model JAS4-1 Powered-lift)
- [10] FAA-2022-1548: 适航标准: Archer航空公司M001型电动垂直起降飞机的专用条件适航标准 (Airworthiness Criteria: Special Class Airworthiness Criteria for the Archer Aviation Inc. Model M001 Powered-Lift)