



专用条件

编 号：SC-23-17

日 期：2023-07-24

局长授权颁发：

RX4E型飞机电推进系统（EPU）

本专用条件根据中国民用航空规章《民用航空产品和零部件合格审定规定》（CCAR-21）颁发。

1. 生效日期

自颁发之日起生效。

2. 背景

RX4E 型飞机是辽宁通用航空研究院研制的单发四座全复合材料电动飞机，采用昼间目视飞行规则，配置了综合式航空电子系统、电气系统和电推进系统。

RX4E 型飞机所使用的电推进系统（EPU）为该型号所具有的新颖独特的设计特点，根据《民航航空产品和零部件合格审定规定》第 21.16 条的规定及中国民用航空规章《正常类飞机适航规定》（CCAR-23-R4）第 23.2700 条中“安装在电动飞机上的电推进系统，应当按照局方接受的标准，随飞机型号合格证获得批准”的要求，为保证 RX4E 型飞机的安全运行，制定本专用条件，作为 RX4E 飞机型号合格审定基础的构成部分。

3. 适用范围

RX4E 型飞机。

4. 专用条件

1. 电推进系统额定值和使用限制

必须确定如下参数的额定值和使用限制：

- (a) 工作制和该工作制下的额定值。
- (b) 以下状态下的功率、扭矩、转速和对应时间的使用限制：
 - (1) 额定最大连续功率；
 - (2) 额定起飞功率。

2. 防火

电推进系统的设计和构造及所用的材料必须使着火和火焰蔓延的可能性减至最小。

高压电气线路互联系统必须具有电弧防护功能。必须分析任何未受保护的电气线路互联，以表明电弧故障不会导致电推进系统灾难性失效。

3. 耐久性

在规定的维护周期内, 电推进系统的设计和构造应尽量减少电推进系统不安全状况。

4. 电推进系统安装构件和结构

电推进系统安装构件和相关电推进系统结构应符合如下要求：

(a) 必须规定电推进系统安装构件和相关电推进系统结构的限制载荷和极限载荷。

(b) 该电推进系统安装构件和相关电推进系统结构必须能承受下列载荷：

- (1) 规定的限制载荷并且没有有害永久变形;
- (2) 规定的极限载荷并且没有破坏, 但可以出现永久变形;
- (3) 电机扭矩载荷需由平均扭矩乘以扭矩系数 1.33。

5. 电推进控制系统

(a) 适用性

本节的要求适用于所有用于控制、限制、监测或保护电推进系统运行的系统或装置。

(b) 电推进控制系统

电推进控制系统必须确保电推进系统不会超过任何使用限制。

(c) 验证

控制系统的所有功能必须通过试验、分析或其组合方法进行验证, 以表明电推进控制系统在整个规定的运行范围内实现预期功能。

(d) 环境限制

不能通过耐久性试验、分析或其组合充分验证的环境限制, 必须通过本专用条件第 18 节中的系统和部件试验进行验证。

(e) 电推进控制系统故障

电推进控制系统必须

- (1) 预期应用一致的失去功率控制 (LOPC) 事件的最高定额;
- (2) 必须确定在完整构型中允许发生针对 LOPC 事件的电气和电子失效引起的单一故障;
- (3) 不能有导致电推进系统灾难性失效的单一故障;
- (4) 在预期的应用中, 不能有导致电弧、火灾、过热或其他类似

事件的故障。

(f) 系统安全评估

该评估必须确定影响正常运行的故障或失效，以及预计发生的频率。

(g) 保护系统

电推进控制系统的设计和函数、相关仪表以及操作和维护说明，必须确保电推进系统在运行中不会超过使用限制。

(h) 电推进控制系统供电

电推进控制系统的设计必须确保控制系统单一电源的丧失、故障或中断不会导致电推进系统灾难性失效（如第 10（d）（2）节中的定义）。

6. 仪表连接

(a) 作为本专用条件第 5（f）节中控制系统安全评估的一部分，必须评估仪表、传感器或连接器错误装配的可能性和后果。如需要，必须在系统中采用防错设计。

(b) 除非在结构上能防止错接仪表，否则要求电推进系统仪表的每个连接件都必须作标记。

7. 关键件和限寿件

(a) 必须通过安全分析或被认可的方法，证明旋转或移动部件、轴承、轴、静态部件和非冗余安装部件为关键件或限寿件，并确保在其整个使用寿命期间作为关键件或限寿件进行分类、设计、制造和管理。

(1) 关键件是指其故障可能导致电推进系统灾难性失效的零件，如本专用条件第 10（d）（2）条之规定。

(2) 限寿件是指转子和主要结构静态零件，其故障可能由于低周疲劳（LCF）机制或任何 LCF 驱动机理加上蠕变而导致电推进系统灾难性失效。其寿命限制指零件可以承受的最大允许飞行循环次数。

(b) 必须提供计划维修文件，用于定义维护和修理关键件或限寿件的周期。

8. 功率响应

电推进系统的设计和构造必须能够

(a) 从最小功率设定到最高额定功率而不会损害电推进系统；

(b) 在确保飞行安全的时间间隔内从最小功率增加到最高额定功率。

9. 持续转动

在飞行中关闭电推进系统后，旋转系统的持续转动对电推进系统没有不利影响。

10. 安全性分析

(a) 必须使用本专用条件 10(d) 的失效定义，遵守如下 (1), (2) 和 (3) 条。

(1) 为了评估预期可能发生的所有失效的后果，必须对电推进系统及其控制系统进行分析。如适用，分析中必须考虑：

(i) 典型电推进装置安装的假设；

(ii) 电推进系统级影响的失效；

(iii) 本条 (c) 中的多重因素或在 (d)(2) 条中定义的电推进系统灾难性失效。

(2) 必须总结可能导致本条(d)中定义的电推进系统危险性或灾难性失效,并且估算这些失效发生的概率。在总结中必须确认可能导致电推进系统危险性或灾难性失效的任何电推进系统零件。

(3) 电推进系统危险性或灾难性失效发生的概率应满足可接受的安全性水平。

(b) 如果依靠安全系统以防止发生电推进系统灾难性失效,则必须分析安全系统与电推进系统本身共同失效的可能性。这样的安全系统包括安全装置、仪表、告警装置、维修检查和其他类似的设备或程序。

(c) 如果安全分析取决于下述一项或多项,则必须在分析中给予确认和适当的证明。

(1) 在规定时间内完成维修工作。为防止电推进系统灾难性失效的发生,维修措施和间隔期必须加以规定。另外,如果电推进系统的维修错误,包括电推进控制系统维修的错误,可能导致电推进系统灾难性失效,则必须给出适当的程序;

(2) 飞行前或其他规定时间,必须检测安全装置或其他装置能否正常工作,检测要求需在手册中进行规定;

(3) 飞行手册中规定的飞行机组人员的操作。

(d) 以下失效定义适用于电推进系统:

(1) 起飞阶段完全丧失动力调节控制是危险的;

(2) 起飞阶段完全丧失飞行动力是灾难性的。

11. 外物吸入

从可能来源(异物,鸟,冰,雨,冰雹)的外物吸入不得导致不可

接受的功率损失。

12. 液体系统

用于冷却电推进系统部件的液体系统必须被设计成在所有飞行姿态和大气条件下电推进系统能够正常运行。

13. 振动试验

(a) 电推进系统的设计和构造必须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，并且不会对飞机结构施加过大的振动力。

(b) 必须通过试验，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工作范围内，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。

14. 校准试验

在本专用条件下第 15 节指定的耐久性试验之前和之后，必须对每台电推进系统进行校准测试，以确定其功率特性。

15. 耐久性试验

必须完成经批准的耐久性验证试验：

(a) 该试验应模拟电推进系统的预期运行条件，包括典型的启停循环。

(b) 该试验应包括通过调节电推进系统的功率设置使得电推进系统运行在极限状态。

16. 温度限制

电推进系统必须证明其能够在设定的温度限制下安全运行的能力。必须量化和证明每种额定工况下的温度限制，并在所有规定的工作制和额定值下进行验证。

17. 运行试验

电推进系统必须在使用限制范围内显示出安全的运行特性，包括但不限于动力循环，加速和减速。电推进系统运行特性必须考虑安装载荷及其影响。

18. 系统和组件试验

必须通过试验证明系统、组件和零件在所有规定的环境和运行条件下完成预期的功能。

19. 拆解检查

(a) 拆解评估

(1) 在完成耐久性试验后，必须完全拆解电推进系统。每个电推进系统组件必须符合产品设计并且仍可在电推进系统上继续使用。

(2) 具有调节设置和功能特性的电推进系统设备，其设置值和功能特性必须保持在耐久性试验开始时确定并记录的限制范围内。

(b) 非拆解评估

如果未对所有电推进系统部件进行拆解，则只能根据耐久性试验结果确定这些部件的寿命限制。

20. 通用试验要求

(a) 在试验期间电推进系统可以开展必要的维护。

(b) 在以下情况下，必须对电推进系统或其零件进行维护和必要的补充试验：

- (1) 使用频率超过规定；
- (2) 由于电推进系统故障造成的停车次数过多；
- (3) 需要重大维修；
- (4) 在试验过程中或由于拆解检查发现有必要更换零件的情况。

(c) 在本专用条件下规定的所有验证和试验完成后，电推进系统及零部件必须可以继续使用并保证安全性。