X3-F型航空器专用条件征求意见稿

编 号：

反馈意见截止期：自通知颁发的10个工作日

1. 概述

本文用于征求公众对广东汇天航空航天科技有限公司X3-F型航空器专用条件的意见。

2. 背景

2024年3月20日，广东汇天航空航天科技有限公司向民航中南局提交了X3-F型航空器型号合格证申请，申请类别为轻型运动航空器（LSA），3月21日获受理。X3-F是电动多旋翼航空器，具有新颖独特的设计特征，目前尚无适用的适航标准。按照《民用航空产品和零部件合格审定规定》（交通运输部令2024 年第5号，CCAR-21-R5）相关规定编制定专用条件，确定适用其具体型号设计和预期用途且具有可接受安全水平的适航要求。

X3-F型航空器具有以下设计特征：

(1)航空器基本参数如下：

外形尺寸（展开）：

6834毫米（长）×6340毫米（宽）×1923毫米（高）

外形尺寸（全折叠收纳）：

2934毫米（长）×1777毫米（宽）×1312毫米（高）

最大起飞重量：880公斤

最大飞行高度：120米（AGL）；2500米（MSL）

最大航程：20千米

最大航时：20分钟

不可超越速度：72千米/小时

(2)由六个电动发动机分别驱动六个定桨距螺旋桨为航空器飞行提供升力，并使用螺旋桨的差异转速提供航空器方向控制；

(3)使用锂电池提供飞行所需能源；

(4)具有先进的电传飞行控制系统，将驾驶员的操纵指令转化为电信号，通过计算机运算处理后向电动发动机发送转速指令，实现螺旋桨的转速控制；

(5)由1名驾驶员驾驶，可搭载最多1名乘客；

(6)航空器所有机臂、四点橇式起落架以及中机臂上的桨叶可在地面折叠，可被收纳并固定在专用配套车辆的收纳舱内，方便储运和充电。

X3-F型航空器限昼间目视条件飞行，主要用于私人娱乐飞行，也可开展飞行培训，不用于商业载客。

本征求意见稿附录的专用条件草案根据X3-F型航空器设计特征和预期用途制定。

3. 适用范围

X3-F型航空器。

4. 专用条件草案

专用条件草案内容见本征求意见稿附录。

5. 结论

建议颁发X3-F型航空器专用条件。

附：《专用条件/豁免反馈意见表》（表-21-145-2023）

**附录**

**X3-F型航空器**

**专用条件（草案）**

**目 录**

[A章 总则 1](#_Toc186719067)

[X3.1 适用范围及定义 1](#_Toc186719068)

[B章 飞行 1](#_Toc186719069)

[总则 1](#_Toc186719070)

[X3.21 证明符合性的若干规定 1](#_Toc186719071)

[X3.25 重量限制 2](#_Toc186719072)

[X3.27 重心限制 3](#_Toc186719073)

[X3.29 空机重量和相应的重心 3](#_Toc186719074)

[X3.31 可卸配重 3](#_Toc186719075)

[性能 3](#_Toc186719076)

[X3.45 性能数据 3](#_Toc186719077)

[X3.49 悬停 4](#_Toc186719078)

[X3.51 起飞 4](#_Toc186719079)

[X3.65 爬升 4](#_Toc186719080)

[X3.75 着陆 4](#_Toc186719081)

[飞行特性 5](#_Toc186719082)

[X3.141 总则 5](#_Toc186719083)

[X3.143 操纵性和机动性 5](#_Toc186719084)

[X3.151 飞行操纵 5](#_Toc186719085)

[X3.171 稳定性 6](#_Toc186719086)

[其他飞行要求 6](#_Toc186719087)

[X3.251 振动 6](#_Toc186719088)

[C章 强度要求 6](#_Toc186719089)

[总则 6](#_Toc186719090)

[X3.301 载荷 6](#_Toc186719091)

[X3.303 安全系数 6](#_Toc186719092)

[X3.305 强度和变形 6](#_Toc186719093)

[X3.309 设计限制 7](#_Toc186719094)

[飞行载荷 7](#_Toc186719095)

[X3.321 总则 7](#_Toc186719096)

[X3.337 限制机动载荷系数 7](#_Toc186719097)

[X3.339 合成限制机动载荷 8](#_Toc186719098)

[X3.341 突风载荷 8](#_Toc186719099)

[X3.351 偏航情况 8](#_Toc186719100)

[X3.361 电动发动机扭矩 8](#_Toc186719101)

[操纵系统载荷 9](#_Toc186719102)

[X3.391 总则 9](#_Toc186719103)

[X3.395 操纵系统 9](#_Toc186719104)

[X3.397 驾驶员限制作用力 9](#_Toc186719105)

[地面载荷 9](#_Toc186719106)

[X3.471 总则 9](#_Toc186719107)

[X3.473 地面受载情况和假定 10](#_Toc186719108)

[X3.501 地面受载情况：四点橇式起落架 10](#_Toc186719109)

[X3.513 车载情况 12](#_Toc186719110)

[应急着陆情况 12](#_Toc186719111)

[X3.561 总则 12](#_Toc186719112)

[疲劳强度 12](#_Toc186719113)

[X3.571 疲劳强度 12](#_Toc186719114)

[D章 设计与构造 13](#_Toc186719115)

[总则 13](#_Toc186719116)

[X3.601 设计 13](#_Toc186719117)

[X3.603 材料 13](#_Toc186719118)

[X3.605 制造方法 13](#_Toc186719119)

[X3.607 紧固件 13](#_Toc186719120)

[X3.609 结构保护 13](#_Toc186719121)

[X3.611 检查措施 13](#_Toc186719122)

[X3.612 桨叶、机臂的折叠和锁定机构 13](#_Toc186719123)

[X3.613 材料强度特性和设计值 14](#_Toc186719124)

[X3.619 特殊安全系数 14](#_Toc186719125)

[X3.621 铸件系数 14](#_Toc186719126)

[X3.623 支承系数 14](#_Toc186719127)

[X3.625 接头系数 15](#_Toc186719128)

[X3.629 颤振和结构刚度 15](#_Toc186719129)

[螺旋桨 15](#_Toc186719130)

[X3.659 质量平衡 15](#_Toc186719131)

[X3.661 桨叶布置 16](#_Toc186719132)

[操纵系统 16](#_Toc186719133)

[X3.671 总则 16](#_Toc186719134)

[X3.675 止动装置 16](#_Toc186719135)

[X3.679 转子锁 16](#_Toc186719136)

[X3.683 操作试验 16](#_Toc186719137)

[X3.685 操纵系统的细节设计 17](#_Toc186719138)

[X3.687 弹簧装置 17](#_Toc186719139)

[X3.693 接头 17](#_Toc186719140)

[起落架 18](#_Toc186719141)

[X3.723 减震试验 18](#_Toc186719142)

[X3.725 限制落震试验 18](#_Toc186719143)

[X3.727 储备能量吸收落震试验 18](#_Toc186719144)

[X3.729 起落架折叠及锁定机构 18](#_Toc186719145)

[载人设施 19](#_Toc186719146)

[X3.771 驾驶舱 19](#_Toc186719147)

[X3.775 风挡、窗户和门 19](#_Toc186719148)

[X3.777 驾驶舱操纵器件 19](#_Toc186719149)

[X3.785 座椅、安全带和肩带 19](#_Toc186719150)

[X3.807 应急出口 20](#_Toc186719151)

[X3.831 通风 20](#_Toc186719152)

[E章 动力装置 20](#_Toc186719153)

[总则 20](#_Toc186719154)

[X3.901 安装 20](#_Toc186719155)

[X3.903 电动发动机 21](#_Toc186719156)

[X3.905 螺旋桨 21](#_Toc186719157)

[动力电池和高压配电系统 21](#_Toc186719158)

[X3.951 总则 21](#_Toc186719159)

[X3.968 火灾和电击预防 22](#_Toc186719160)

[X3.974 充电系统 22](#_Toc186719161)

[X3.993 高压电缆 22](#_Toc186719162)

[冷却 23](#_Toc186719163)

[X3.1041 冷却 23](#_Toc186719164)

[F章 设备 23](#_Toc186719165)

[总则 23](#_Toc186719166)

[X3.1301 功能和安装 23](#_Toc186719167)

[X3.1303 飞行、导航和动力装置信息显示 23](#_Toc186719168)

[X3.1308 高强辐射场（HIRF）保护 23](#_Toc186719169)

[设备：安装 24](#_Toc186719170)

[X3.1321 飞行、导航和动力装置信息的布局和可见度 24](#_Toc186719171)

[X3.1329 自动驾驶系统 24](#_Toc186719172)

[X3.1331飞行控制系统 24](#_Toc186719173)

[电气系统和设备 25](#_Toc186719174)

[X3.1353 低压锂电池的设计和安装 25](#_Toc186719175)

[X3.1365 电缆和设备 26](#_Toc186719176)

[其它设备 26](#_Toc186719177)

[X3.1431 机载无线电和无线电导航设备 26](#_Toc186719178)

[X3.1433 电涵道 26](#_Toc186719179)

[X3.1435 液压系统 27](#_Toc186719180)

[G章 使用限制和资料 27](#_Toc186719181)

[X3.1501 总则 27](#_Toc186719182)

[使用限制 27](#_Toc186719183)

[X3.1503 空速限制 27](#_Toc186719184)

[X3.1505 不可超越速度 27](#_Toc186719185)

[X3.1519 重量和重心 27](#_Toc186719186)

[X3.1521 动力装置限制 28](#_Toc186719187)

[X3.1527 最大使用高度 28](#_Toc186719188)

[X3.1529 持续适航文件 28](#_Toc186719189)

[标记和标牌 28](#_Toc186719190)

[X3.1541 总则 28](#_Toc186719191)

[X3.1543 仪表标记：总则 28](#_Toc186719192)

[X3.1545 使用限制、标牌和仪表标记 28](#_Toc186719193)

[X3.1555 操纵器件标记 28](#_Toc186719194)

[X3.1557 其它标记和标牌 29](#_Toc186719195)

[X3.1559 限制标牌 29](#_Toc186719196)

[X3.1565 桨叶标记 29](#_Toc186719197)

[X3飞行手册 29](#_Toc186719198)

[X3.1581 飞行手册 29](#_Toc186719199)

[附件A 持续适航文件 30](#_Toc186719200)

[A.X3.1 概述 30](#_Toc186719201)

[A.X3.2 格式 30](#_Toc186719202)

[A.X3.3 内容 30](#_Toc186719203)

[A.X3.4 适航限制部分 31](#_Toc186719204)

[附件B 飞行手册 32](#_Toc186719205)

[B.X3.1 概述 32](#_Toc186719206)

[B.X3.2 使用限制 32](#_Toc186719207)

[B.X3.3 应急和非正常程序 32](#_Toc186719208)

[B.X3.4 正常程序 32](#_Toc186719209)

[B.X3.5 性能 33](#_Toc186719210)

[B.X3.6 重量和平衡信息 33](#_Toc186719211)

[B.X3.7 航空器和系统描述 33](#_Toc186719212)

[B.X3.8 航空器地勤服务 33](#_Toc186719213)

[B.X3.9 补充信息 34](#_Toc186719214)

[B.X3.10 所需标牌和标记 34](#_Toc186719215)

[附件C 电动发动机 35](#_Toc186719216)

[附件D 螺旋桨 41](#_Toc186719217)

[附件E 动力电池 42](#_Toc186719218)

**A章 总则**

**X3.1 适用范围及定义**

(a) 本专用条件适用于X3-F型航空器，其设计特征如下：

(1) 由六个电动发动机分别驱动六个定桨距螺旋桨为航空器飞行提供升力，并使用不同螺旋桨的差异转速提供航空器姿态控制；

(2) 使用锂电池提供飞行所需能源；

(3) 具有先进的电传飞行控制系统，将驾驶员的操纵指令转化为电信号，通过计算机运算处理后向电动发动机发送转速指令，实现螺旋桨的转速控制；

(4) 最大起飞重量不超过960公斤；

(5) 由1名驾驶员驾驶，可搭载最多1名乘客；

(6) 航空器所有机臂、四点橇式起落架以及中机臂上的桨叶可在地面折叠，可被收纳并固定在专用配套车辆的收纳舱内，方便储运和充电。

(b) X3-F型航空器仅限昼间目视条件飞行；主要用于私人娱乐飞行，也可开展飞行培训，不用于商业载客。

(c) 以下定义适用于本专用条件：

(1) 电动发动机：指可将电能转换为推进所需的机械能的装置，由电动机及其控制器、冷却部件、线缆、传感器及相关附件组成；

(2) 可控应急着陆：指航空器应设计成具备允许驾驶员选择着陆方向及区域的能力，并在着陆时保护乘员免受严重伤害。着陆时，航空器的部分损坏是可以接受的。

**B章 飞行**

**总则**

**X3.21 证明符合性的若干规定**

本章的每项要求，在申请合格审定的载重状态范围内，对重量和重心的每种相应组合，均必须得到满足，证实时必须按下列规定：

(a) 用申请合格审定的该型号航空器进行试验，或根据试验结果进行与试验同等准确的计算；

(b) 如果由所检查的各种组合不能合理地推断其符合性，则应对重量与重心的每种预期的组合进行系统的检查。

**X3.25 重量限制**

(a) **最大重量** 最大重量（表明符合本专用条件每项适用的要求的最重重量）必须这样制定：

(1) 不大于：

(i) 申请人选定的最重重量；

(ii) 设计最大重量（表明符合本专用条件每项适用的结构载荷情况的最重重量）；

(iii) 表明符合本专用条件每项适用的飞行要求的最重重量；

(iv) 用来演示第X3.143条 (c) 的最重重量，或其组合，如果无法满足这些条款所规定的重量和使用条件（高度和温度）；和

(2) 不小于下述各项之和：

(i) 按第X3.29条确定的空机重量；

(ii) 对各个座位，乘员重77公斤（170磅）或申请合格审定要求的任一较轻重量。

(b) **最小重量**　最小重量（表明符合本专用条件每项适用的要求的最轻重量）必须这样制定：

(1) 不大于下述各项之和：

(i) 按第X3.29条确定的空机重量；

(ii) 驾驶员的重量，假定驾驶员的重量不大于77公斤（170磅），或申请人选定的或包括在载重说明书中的任一较轻重量。

(2) 不小于：

(i) 申请人选定的最轻重量；

(ii) 设计最小重量（表明符合本专用条件每项适用的结构载荷情况的最轻重量）；

(iii) 表明符合本专用条件每项适用的飞行要求的最轻重量。

**X3.27 重心限制**

重心前限和重心后限，以及横向重心极限，必须按照第X3.25条中规定的每一重量来制定。其限制不得超过：

1. 申请人选定的极限；
2. 证明结构符合要求所使用的极限；
3. 表明符合每项适用的飞行要求的极限。

**X3.29 空机重量和相应的重心**

1. 空机重量与相应的重心必须根据无乘员和有效载重的航空器称重来确定，但应装有：

(1) 固定配重；

(2) 全部工作液体，包括：

(i) 液压油；

(ii) 航空器系统正常工作所需的其它液体。

(b) 在确定空机重量时航空器的状态必须是明确定义的，并易于再现，特别是关于冷却液和所装设备的重量。

**X3.31 可卸配重**

在表明符合本章的飞行要求时，可采用可卸配重。

**性能**

**X3.45 性能数据**

(a) 除非另有规定，在静止空气和海平面标准大气条件下，航空器应满足本章的性能要求。

(b) 除非另有规定，申请人应按下列条件制定本章要求的性能数据：

(1) 起降场地高度范围从海平面到申请人选定的最大起降高度；

(2) 使用限制范围内，标准温度之上和之下对性能有不利影响的温度。

(c) 用于确定起飞和着陆性能的程序，在服役中预期遇到的大气条件下，应可由具有中等技巧的驾驶员一贯地执行。

(d) 依据本条(b)款确定的性能数据，应考虑由于大气条件、冷却需求、安装损失、下洗和其他动力需求引起的损失。

**X3.49 悬停**

应确定航空器的无地效悬停性能，确定时需考虑：

1. 申请审定的重量、高度及外界温度；
2. 全部电动发动机正常工作；

(c) 临界电动发动机失效。

**X3.51 起飞**

(a) 应制定起飞程序，由具有中等技巧的驾驶员在遇到合理预期的使用中外界大气条件时，可一贯正常地执行。

(b) 在预期的起飞条件下，不得有不可控的倾向。

(c) 起飞方式必须确保如果临界电动发动机失效，在飞行航迹的任一点都能安全着陆。这必须演示到申请起飞和着陆合格审定的最大高度。

**X3.65 爬升**

应在下列条件下，确定无地效爬升性能：

(a) 从海平面直到申请合格审定的最大高度范围内；

(b) 申请合格审定的重量和温度；

1. 临界电动发动机失效。

**X3.75 着陆**

(a) 应在运行限制内各飞行参数的临界组合中确定以下内容：

(1) 着陆和停机所需的区域，假设进场路径适用于航空器；

(2) 应制定着陆程序，由具有中等技巧的驾驶员在遇到合理预期使用中外界大气条件时，可一贯正常地执行，能保证航空器在指定区域内着陆，不会造成航空器损坏或乘员伤害；

(3) 应制定临界电动发动机失效的着陆程序，使航空器在最大重量下且处于临界电动发动机失效着陆时，不危及乘员。

(b) 着陆时必须避免过大的垂直加速度，没有弹跳、前翻、地面打转或海豚运动的倾向。

**飞行特性**

**X3.141 总则**

(a) 除了在适用的条款中另有特殊的要求外，航空器必须在下述情况下满足本章飞行特性要求：

(1) 在使用中预期的高度和温度；

(2) 在申请合格审定的重量和重心范围内的任一临界载重状态；

(3) 在申请合格审定的任一速度。

(b) 在任何可能的使用情况下，包括临界电动发动机突然失效，不要求特殊的驾驶技巧、机敏和体力，并且没有超过限制载荷系数的危险，便能保持任何需要的飞行状态，以及从任一飞行状态平稳地过渡到任何其它飞行状态。

**X3.143 操纵性和机动性**

1. 在下列情况中，航空器必须能够安全地操纵和机动：

(1) 稳定飞行；

(2) 适用该型号的机动飞行。

(b) 必须具有足够的操纵余量，在临界重量重心情况下必须能够在直至VNE的所有预期运行速度时操纵航空器的姿态。

(c) 必须确定所有方位情况下从0到至少8.74米/秒（17节）的风速，在此风速下，航空器在从标准海平面条件到能达到的最大起飞和着陆高度，以临界重量和重心，能够在地面或近地面处进行与其型号相适应的任何机动飞行，而不丧失操纵。

**X3.151 飞行操纵**

(a) 纵向、横向和航向操纵不能出现过大的启动力、摩擦力、滞后和空行程。

(b) 操纵器件的各种力和活动间隙不能妨碍航空器对操纵系统输入的平稳和直接的响应。

(c) 操纵力梯度不得有任何不希望的不连续。

(d) 航空器各轴向的操纵力及位移敏感度必须是协调的，以保证在一个控制轴向的正常输入不会对另一个控制轴向产生明显的无意输入。

**X3.171 稳定性**

(a) 在预期的长时间的正常运行中，在任何正常的机动飞行期间，航空器的飞行不应使驾驶员采用特殊的驾驶技巧，产生过份的疲劳和紧张。

(b) 在整个飞行包线范围内，操纵杆位置、杆力与运动趋势的关系曲线斜率必须不能为负。

(c) 在整个飞行包线范围内，航空器在纵向、横向和航向都不得出现任何危及航空器及其乘员的稳定性发散特征。

**其他飞行要求**

**X3.251 振动**

在直到预期使用的最大速度下，航空器的每一个部件必须没有过度的振动。

**C章 强度要求**

**总则**

**X3.301 载荷**

(a) 强度的要求用限制载荷（使用中预期的最大载荷）和极限载荷（限制载荷乘以规定的安全系数）来规定。除非另有说明，所规定的载荷均为限制载荷。

(b) 除非另有说明，所规定的空中、地面载荷必须与计及航空器每一质量项目的惯性力相平衡，这些载荷的分布必须接近或偏保守地反映真实情况。

(c) 如果载荷作用下的变形会显著改变外部载荷或内部载荷的分布，则必须考虑载荷分布变化的影响。

**X3.303 安全系数**

除非另有规定，安全系数必须取1.5。

**X3.305 强度和变形**

(a) 结构和操纵系统必须能够承受限制载荷而不产生有害的或永久的变形。在直到限制载荷的任何载荷作用下，变形均不得影响安全运行。

(b) 结构必须能承受极限荷载至少3秒不破坏。

**X3.309 设计限制**

必须按以下所有可能的组合情况满足本章的结构要求：

(a) 设计最大重量；

(b) 直到VNE的最大速度；

(c) 最大侧飞速度；

(d) 重心极限；

(e) 正的和负的限制机动载荷系数。

**飞行载荷**

**X3.321 总则**

(a) 必须假定飞行载荷系数垂直航空器的纵轴，并且与作用在航空器重心上的惯性载荷系数大小相等、方向相反。

(b) 对以下情况必须表明满足本章的飞行载荷要求：

(1) 从设计最小重量到设计最大重量的每一重量；

(2) 在航空器飞行手册使用限制内，可调配载重的任何实际分布。

(c) 应确定由以下飞行情况引起的结构设计载荷：

(1) 对称和非对称机动；

(2) 临界电动发动机失效引起的非对称升力。

**X3.337 限制机动载荷系数**

航空器必须按下述规定之一设计：

(a) 从正限制机动载荷系数3.5到负限制机动载荷系数-1.0的范围；

(b) 任一正限制机动载荷系数不得小于2.0，负限制机动载荷系数不得大于0，但：

1. 需用分析或飞行试验表明超过所选取系数的可能性很小；
2. 所选用系数对在设计最大重量和设计最小重量之间的每一重量情况是适当的。

**X3.339 合成限制机动载荷**

假设由限制机动载荷系数得到的载荷作用在每个螺旋桨桨毂中心，并且载荷方向和在各螺旋桨的分配应能代表每一临界机动情况。

**X3.341 突风载荷**

航空器必须设计成能承受包括悬停在内的每个临界空速下由9.14米/秒（30英尺/秒）的垂直突风产生的载荷。

**X3.351 偏航情况**

(a) 航空器必须设计成能够承受在直到VNE的各种速度下最大可实现偏航速率下的偏航载荷。

(b) 电动发动机安装及其支承结构必须设计成能够承受直到VNE的各种速度下最大可实现偏航速率下的偏航载荷。

**X3.361 电动发动机扭矩**

电动发动机安装及其支承结构的设计必须考虑以下因素：

(a) 电动发动机限制扭矩必须与第X3.337条规定的限制机动载荷以合理方式组合。

(b) 对电动发动机，(a)款中的限制扭矩由电动发动机额定平均扭矩乘以下列因子之一得到：

(1) 1.25，对于扭矩振荡随时间的变化可以忽略不计的，比如与涡轮发动机相同范围的；

(2) x+0.25，对于扭矩振荡不能被忽略的电动发动机。x表示围绕平均值的扭矩振荡幅度。

(c) 由于故障或结构损坏（例如转子卡住）引起的电动发动机突然停车产生的限制扭矩载荷。对于载荷计算，可以假定电动发动机减速时间为0.3秒，除非证明该值不适合预期的应用。

**操纵系统载荷**

**X3.391 总则**

用于任何飞行控制的各操纵系统，必须满足第X3.395条和第X3.397条的要求。

**X3.395 操纵系统**

操纵系统及其支撑结构，必须按下列设计：

(a) 操纵系统必须承受在第X3.397条规定的驾驶员限制作用力作用下产生的载荷；

(b) 如果操纵系统使驾驶员不致于对该系统施加驾驶员限制作用力，则驾驶员作用力就是该系统允许驾驶员所施加的最大力，但此力不小于第X3.397条中规定的0.6倍。

**X3.397 驾驶员限制作用力**

驾驶员限制作用力按下述规定（R：半径，厘米（英寸））：

杆式操纵：前、后为445牛（100磅），侧向为298牛（67磅），旋转操纵为356R牛-厘米（80R英寸-磅）。

**地面载荷**

**X3.471 总则**

1. 载荷和平衡

对于限制地面载荷，采用下述规定：

(1) 在本章着陆情况下得到的限制地面载荷，必须看成是作用在假定为刚体的航空器结构上的外部载荷；

(2) 在规定的每一着陆情况中，外部载荷必须以合理的或偏保守的方式与平动和转动惯性载荷相平衡。

(b) 临界重心

必须在申请合格审定的重心范围内选择临界重心，使每一起落架元件获得最大设计载荷。

**X3.473 地面受载情况和假定**

(a) 对规定的着陆情况，必须采用设计最大重量。可以假定在整个着陆撞击期间螺旋桨升力的合力通过重心，且不得超过设计最大重量的三分之二。

(b) 除非另有说明，对于所规定的每一着陆情况，航空器必须按限制载荷系数设计。此系数不小于第X3.725条中所证实的限制惯性载荷系数。

**X3.501 地面受载情况：四点橇式起落架**

(a) 总则

装有四点橇式起落架的航空器必须按本条规定的受载情况设计。在表明满足本条要求时，采用下述规定：

(1) 必须按第X3.471条和第X3.473条确定设计最大重量、重心和载荷系数；

(2) 在限制载荷作用下，弹性构件的结构屈服是容许的；

(3) 弹性构件的设计极限载荷不必超过下述规定的起落架落震试验所得到的载荷：

(i) 落震高度为第X3.725条规定的1.5倍；

(ii) 所假定的螺旋桨升力不大于第X3.725条规定的限制落震试验中使用数值的1.5倍；

(4) 必须按下述规定表明满足本条(b)至(e)的要求：

(i) 对于所考虑的着陆情况，起落架处于它的最严重偏转位置；

(ii) 地面反作用力沿橇筒底部合理地分布。

(b) 水平着陆姿态的垂直反作用力

对在水平姿态下，以四个橇底部触地的航空器，必须按本条(a)的规定施加垂直反作用力。

(c) 水平着陆姿态的阻力载荷

对在水平姿态下，以四个橇底部触地的航空器，采用下述规定：

1. 垂直反作用力必须与水平阻力相组合，水平阻力等于垂直反作用力的50%；
2. 组合的地面载荷必须等于本条(b)规定的垂直载荷。

(d) 水平着陆姿态的侧向载荷

对在水平姿态下，以四个橇底部触地的航空器，采用下述规定：

(1) 垂直地面反作用力必须：

(i) 等于在本条(b)所规定的情况中得到的垂直载荷；

(ii) 在左右橇之间平均分配；

(2) 垂直地面反作用力必须与等于该力的25％的水平侧向载荷相组合；

(3) 总的侧向载荷必须以合理的方式在每侧前后两橇之间进行分配，并在单橇上沿橇长度均匀分布；

(4) 假定不平衡力矩由转动惯性力平衡；

(5) 对四点橇式起落架必须研究下述情况：

(i) 侧向载荷向内作用；

(ii) 侧向载荷向外作用。

(e) 在水平姿态下单侧橇着陆载荷

对在水平姿态下仅用单侧橇底部触地的航空器，采用下述规定：

(1) 触地一侧的垂直载荷必须与本条(b)规定的情况中得到的该侧载荷相同；

(2) 假定不平衡力矩由转动惯性力平衡。

(f) 特殊情况

除本条(b)和(c)规定的情况外，航空器必须按下述地面反作用力设计：

(1) 与航空器纵轴向上、向后成45°角作用的地面反作用载荷必须满足下述要求：

(i) 等于1.33倍的最大重量；

(ii) 在橇间对称分配；

(iii) 集中在橇筒直线部分的前端。

(2) 水平着陆姿态的航空器，垂直地面反作用载荷等于本条(b)确定的垂直载荷的一半，该载荷必须满足下述要求：

(i) 仅适用于橇筒和它与航空器的连接件；

(ii) 沿橇筒连接件之间33.3%的长度平均分布在橇筒连接件之间的中央区域。

(3) 其它预期可能出现的临界着陆情况，其着陆载荷必须以合理的方式确定。

**X3.513 车载情况**

使用专用车辆装载和运输航空器情况时，航空器及其设备必须能够承受分离、结合和运输过程中预期的载荷。

**应急着陆情况**

**X3.561 总则**

(a) 尽管航空器在地面应急着陆情况中可能损坏，但必须按本条规定设计，以在这些情况下保护乘员。

(b) 在下述情况下，结构必须设计成在应急着陆时，给每个乘员避免严重受伤的一切合理的机会：

(1) 正确使用座椅、安全带和其它的安全设施；

(2) 乘员经受下列相对于周围结构的极限惯性载荷系数：

(i) 向上4.0g；

(ii) 向前9.0g；

(iii) 侧向3.0g；

(iv) 向下4.5g；

(v) 向后1.5g。

(c) 支承结构必须设计成在直至本条(b)(2)规定的任一极限惯性载荷下，能约束住那些在应急着陆中脱落可能伤害乘员的任何物体。

**疲劳强度**

**X3.571 疲劳强度**

(a) 对航空器安全运行有重要影响的主要结构，必须尽可能地设计成避免在正常服役中很可能出现变幅应力超过疲劳极限的应力集中点。

(b) 所有主要结构应该是便于检查的。

**D章 设计与构造**

**总则**

**X3.601 设计**

对航空器运行的安全有重要影响的每个有疑问的设计细节和零件的适用性必须通过试验予以确定。

**X3.603 材料**

1. 材料应具有满足预期使用的适应性和耐久性；
2. 考虑服役中预期的环境条件，如温度和湿度的影响。

**X3.605 制造方法**

(a) 制造零件、组件和航空器的工艺必须是高标准的。

(b) 采用的制造方法必须能始终生产出完好的结构。

(c) 如果某种制造工艺需要严格控制才能达到此目的，应遵循工艺规范的要求进行生产。

**X3.607 紧固件**

必须为对航空器安全运行有重要影响的主要结构、操纵和其它机械系统中的所有连接单元提供适当的锁定方式。特别是使用过程中经受转动的任何螺栓都不得采用自锁螺母，除非在自锁装置外还采用非摩擦锁定装置。

**X3.609 结构保护**

应为结构提供对气候、腐蚀和磨损的保护，以及适当的通风和排水。

**X3.611 检查措施**

必须对每一个需要定期检查、维护、调节至正确的校准和功能、润滑或维修的部件（包括对主要的固定和旋转结构元件、以及操纵系统的检查），提供仔细检查、修理和更换的措施。

**X3.612 桨叶、机臂的折叠和锁定机构**

(a) 桨叶折叠及锁定机构应满足下列要求：

(1) 安全可靠地完成桨叶展开、折叠和锁定的动作，螺旋桨桨叶与航空器其他部件之间必须有足够的间隙，以防止在折叠与展开过程中发生碰撞；

(2) 应有措施提示桨叶位置及锁定状态，当桨叶未展开到位或未锁住时，在起飞前应向驾驶员提供告警；

(3) 必须具有可靠措施将桨叶保持在指定的展开位置。

(b) 机臂折叠及锁定机构应满足下列要求：

(1) 安全可靠地完成机臂展开、锁定与折叠、固定的动作，运动部件与航空器其他部件之间必须有足够的间隙，以防止在折叠与展开过程中发生碰撞；

(2) 应有措施提示机臂位置及锁定状态，当机臂未展开到位或未锁住时，在起飞前应向驾驶员提供告警；

(3) 必须防止锁定机构在飞行中失效。

**X3.613 材料强度特性和设计值**

1. 材料设计值（强度）的选择必须通过试验、分析、服役经验或制造工艺管控的方法证明，确保因材料分散性而引起结构失效的概率极小；
2. 材料必须在服役中预期的环境条件下达到设计强度值。

**X3.619 特殊安全系数**

第X3.303条中所述的安全系数必须提高到第X3.621条至第X3.625条中每个结构零件的特殊安全系数。

**X3.621 铸件系数**

至少完成一次静力试验并采取目视检验的方法证明铸件的强度，铸件系数必须采用3.0。当进行不少于三个铸件试样试验，且所有生产的铸件都经过批准的目视和射线探伤检验或其他经批准的同等非破坏性检验方法，铸件系数可以降低到1.875。

**X3.623 支承系数**

(a) 螺栓或销连接处的支承载荷必须乘以3.0的特殊安全系数，以考虑下列因素的影响：

(1) 运行中有相对运动；

(2) 带有间隙（自由配合）并承受撞击或振动的接头，或两者都有。

(b) 对于操纵系统接头，参考第X3.693条的系数。

**X3.625 接头系数**

对于每个接头（用于连接两个构件的零件或端头）采用下列规定：

(a) 未经限制载荷和极限载荷试验（试验时在接头和周围结构内模拟实际应力状态）证实其强度的每一接头，接头系数至少取1.8，这一系数必须用于下列各部分：

(1) 接头本体；

(2) 连接件；

(3) 被连接构件上的支承部位。

(b) 有全面的试验数据为依据的接合设计不必采用接头系数（如：用金属板做的连续接合，焊接和木质件中的嵌接）。

(c) 对于每个整体接头，一直到截面特性成为其构件典型截面为止的部分必须作为接头来处理。

(d) 安全带、肩带与航空器主结构在载荷传递路径上的局部连接区域，应通过分析、试验或二者的组合表明能够承受第X3.561条中所规定的系数乘以1.33所产生的惯性载荷。

**X3.629 颤振和结构刚度**

航空器的每个主要部件在直到最大速度 VNE 的所有速度和功率情况下都不能发生颤振和共振现象。

**螺旋桨**

**X3.659 质量平衡**

(a) 针对下列情况的需要，螺旋桨及桨叶必须进行质量平衡：

(1) 防止过大振动；

(2) 防止在直到VNE的任何速度下发生颤振。

(b) 必须验证质量平衡装置的结构完整性。

**X3.661 桨叶布置**

(a)桨叶与航空器其他结构之间，必须有足够的间隙，以防止桨叶在任何正常工作状态下碰撞结构的任何部分；

(b)乘员在正常乘坐航空器（含登机、离机）期间，有措施防止桨叶对乘员造成危害。

**操纵系统**

**X3.671 总则**

(a) 操纵系统必须操作简便、平稳、确切，以完成其功能。

(b) 操纵方式和控制模式的转换应平滑稳定，不会产生危险的瞬态，且当前的主要控制方法及模式应能够被驾驶员感知。

(c) 在批准的飞行包线内，发生操纵系统单一失效后，不需要特殊的驾驶技巧或体力，航空器仍能可控应急着陆。

**X3.675 止动装置**

(a) 每个操纵系统都必须有能确实限制驾驶员操纵机构运动范围的止动装置。

(b) 每个止动装置的位置，必须使磨损、松弛或松紧调节不会导致对航空器的操纵特性产生不利影响的输出行程范围的变化。

(c) 每个止动装置必须能够承受与该操纵设计条件相对应的任何载荷。

**X3.679 转子锁**

转子锁用于地面锁定电动发动机转子，其设计必须满足下列要求：

(a) 当锁定时，在起飞前应向驾驶员提供告警；

(b) 防止其在飞行中锁定。

**X3.683 操作试验**

必须通过操作试验表明，当使用限制载荷操作操纵杆时，操纵系统不会出现下列情况：

(a) 卡阻；

(b) 过度摩擦，以及；

(c) 过度变形。

**X3.685 操纵系统的细节设计**

(a) 各操纵系统的每个细节必须设计成能防止因货物、乘员、松散物或水汽凝冻引起的卡阻、摩擦和干扰。

(b) 驾驶舱内必须有措施在外来物可能卡住操纵系统的部位防止其进入。

(c) 必须有措施防止操纵系统导线、管或杆与其他部件发生碰撞或摩擦。

(d) 飞行操纵系统的每个元件必须具有一定的设计特征，或具有明显的永久性标志，使由于不正确装配而引起操纵系统出故障的可能性减到最小。

**X3.687 弹簧装置**

操纵系统中使用的任何弹簧装置的失效不得导致不安全的飞行特性，包括：

(a) 导致失控的突然姿态变化，以及；

(b) 干扰其他飞行或动力系统。

**X3.693 接头**

(a) 有角运动的操纵系统的接头，除了具有滚珠、滚柱和球面轴承的接头外，用作支承的最软材料的极限支承强度必须具有不低于3.33的安全系数。对滚珠、滚柱和球面轴承，不得超过经批准的载荷额定值。

(b) 在推拉杆杆端轴承滚珠连接处：

(1) 应优先使用双剪，穿过杆端轴承中滚珠的螺栓最好刚性地固定在轴承球的两侧，以免在螺栓上施加悬臂力；

(2) 如果使用单剪，则须证明螺栓和结构是足够坚固的，以防止结构或螺栓的弯曲或疲劳，或两者兼有，并且螺栓的螺纹部分安装在臂内部，从而使螺栓的螺纹部没有明显弯曲。

(c) 杆端轴承中的球形球体不能限制操纵装置的行程，也不会在杆端轴承上施加过大的弯曲力。使用两端均带有杆端轴承的推拉杆在所有操纵输入的极端情况下应有自由扭转的空间。

**起落架**

**X3.723 减震试验**

起落架的着陆惯性载荷系数及储备能量吸收能力，必须分别用第X3.725条和第X3.727条规定的试验来验证。这些试验必须用完整的航空器或用起落架元件按它们原有关系构成的组合件来进行。

**X3.725 限制落震试验**

限制落震试验必须按下列规定进行：

(a) 落震高度必须符合下列情况之一：

(1) 起落架最低点离地面330毫米（13英寸）；

(2) 任一不小于110毫米（4.3英寸）的较小高度，此高度为基于经验、试验或保守分析方法确定，能使下降接地速度等于在临界电动发动机失效着陆时可能出现的最大下沉速度。

(b) 如果考虑螺旋桨升力，则必须把第X3.473条(a)中规定的螺旋桨升力，通过适当的能量吸收装置或采用有效质量引入落震试验。

(c) 每个起落架必须模拟从其吸收能量的观点来看是最严重的着陆情况的姿态进行试验。

**X3.727 储备能量吸收落震试验**

储备能量吸收落震试验必须按下列规定进行：

(a) 落震高度必须是第X3.725条(a)规定值的1.5倍；

(b) 螺旋桨升力，其考虑方式类似于第X3.725条(b)的规定，不得超过该条允许升力的1.5倍；

(c) 起落架必须经得起此试验而不破坏。如果起落架的构件不能将航空器支撑在正常姿态，或者除起落架之外的航空器结构撞击地面，即视为起落架发生破坏。

**X3.729 起落架折叠及锁定机构**

起落架折叠及锁定机构，应满足下列要求：

(a) 起落架可以安全可靠地完成展开、折叠、锁定或固定的动作。折叠与展开过程中，运动部件不得与航空器其他部位有任何干涉；

(b) 在起飞前应有措施提示起落架位置及锁定状态；

(c) 在起飞和着陆过程中必须有可靠措施将起落架保持在指定的展开位置并锁定。

**载人设施**

**X3.771 驾驶舱**

驾驶舱设计必须满足下列要求：

(a) 驾驶舱及其设备必须能使驾驶员在执行其职责时不致过分专注或疲劳；

(b) 驾驶员的视界足够宽阔，清晰和不失真，以便能安全运行。

**X3.775 风挡、窗户和门**

(a) 风挡和窗户必须采用不会破裂成危险碎片或变得模糊的材料制成。

(b) 门、窗和检查口盖必须设计成确保在其闩锁机构发生故障时，不会因气流的作用而被打开。

(c) 门必须设计成防止在飞行中被无意打开。

**X3.777 驾驶舱操纵器件**

驾驶舱操纵器件必须满足下列要求：

(a) 布置得便于操作并能防止混淆和误动；

(b) 操纵器件的位置和布置必须确保驾驶员在安全带正确固定时，能够从座椅上完全、不受限制地操纵所有操纵器件（包括允许身着厚重冬衣时）；

(c) 飞行操纵器件的操作方向必须与在航空器上产生的运动趋势相一致；

(d) 航空器操纵器件设计应防止驾驶员无意中突然启动电动发动机，尤其是在航空器电源开启时。

**X3.785 座椅、安全带和肩带**

(a) 座椅周围刚性结构件或刚性设备安装项目必须进行必要的包裹，避免乘员在轻微碰撞情况下造成伤害。每个座椅及其支承结构必须至少按体重77公斤（170磅）的使用者设计，按相应的飞行和地面载荷情况（包括第X3.561条中规定的应急着陆情况）考虑最大载荷系数。

(b) 座椅（包括座垫）在飞行载荷下不得变形到驾驶员无法安全操作操纵器件或导致驾驶员可能操作错误的程度。

(c) 每个乘员的座椅必须设有带单点脱扣装置的组合式安全带－肩带，且其必须连接到机身上，确保在承受第X3.561条中规定的应急着陆加速度情况下的载荷时，能够约束乘员。

**X3.807 应急出口**

驾驶舱必须设计成在应急情况下为乘员提供无阻碍的快速逃生通道。驾驶舱的开启设计必须是简单、易于操作，必须能快速操作，并且设计成可以让约束在座位上的每个乘员操作，也可以从驾驶舱外操作。

**X3.831 通风**

驾驶舱必须设计成在正常飞行情况下提供合适的通风功能。

**E章 动力装置**

**总则**

**X3.901 安装**

(a) 就本章而言，航空器动力装置安装应包括升力/推力所必需的、影响升力/推力安全的每个部件。

(b) 动力装置的构造、布置和安装必须：

(1) 保证在正常检查或翻修的间隔期内能保持安全运转，和；

(2) 其安装必须是可达的，以便于进行必要的检查和维护。

(c) 动力装置的主要部件必须与航空器的其他部分电气搭接，以防止产生电位差。

(d) 动力装置高压电气设计应能减少在预期飞行最大高度下发生高压电弧或电晕效应的可能性。

(e) 动力装置与机体的连接属于结构的一部分，应承受适用的载荷。

(f) 必须有措施防止飞行过程中无意关闭动力装置。

(g) 动力装置安装必须通过试验和试飞表明在航空器运行包线内能够安全地运转，螺旋桨、电动发动机及其安装的组合不出现影响航空器安全运行的失效、故障、过度振动等不利于动力装置运转的情况。

**X3.903 电动发动机**

1. 安装的电动发动机应符合附件C要求。
2. 应在第X3.1529条规定的持续适航文件中确定电动发动机的持续适航要求。
3. 应在第X3.1581条规定的飞行手册中确定电动发动机非正常情况下的处置程序，以及所有适用的使用限制。

**X3.905 螺旋桨**

1. 安装的螺旋桨应符合ASTM F2506-22的适用要求及附件D对该标准所作的修改。
2. 应在第X3.1529条规定的持续适航文件中确定螺旋桨的持续适航要求。
3. 应在第X3.1581条规定的飞行手册中确定螺旋桨非正常情况下的处置程序，以及所有适用的使用限制。

**动力电池和高压配电系统**

**X3.951 总则**

(a) 动力电池和高压配电系统的构造和布置必须确保在各种正常运行条件下，包括申请审定的各种机动状态及电动发动机允许的运行条件下，均能稳定输出电动发动机正常工作所需的能量。

(b) 动力电池的设计与安装应符合附件E要求。

(c) 动力电池管理系统、高压配电系统应符合第X3.1301条要求。

(d) 动力电池管理系统及相关部件，其设计和安装不得由单点失效导致灾难性失效状态。

(e) 高压配电系统及相关部件，其设计和安装不得由单点失效导致灾难性失效状态。

(f) 动力电池管理系统应具有减缓措施避免导致灾难性失效状态的功能失效。

(g) 高压配电系统应具有减缓措施避免导致灾难性失效状态的功能失效。

(h) 应向驾驶员提供动力电池电量的提示与告警，并确保在告警的剩余电量内，航空器能够安全飞行和着陆。

**X3.968 火灾和电击预防**

动力电池和高压配电系统的设计和构造应尽量减少火灾和电击发生和蔓延的可能性。设计应采用电气隔离或绝缘材料，以保证在飞行中或地面上的应急情况下，保护人员免受电击危害。设计应至少考虑：

1. 具有可供驾驶员或维修人员在地面将动力电池和动力装置其余部分断开的措施，该措施不应依赖任何处理器或软件动作来实现动力电池的电气隔离；
2. 应确保动力电池和高压配电系统与机体的电气隔离，如果其不再与机体完全电气隔离，应有相应的检测及告警。
3. 在预期的运行条件下，应能防止漏电对乘员或地面人员造成危险。

**X3.974 充电系统**

充电系统的设计应能使地面人员安全地为动力电池充电。该系统至少应：

1. 设计成防止不正确（反极性）连接。应考虑如果地面人员长时间进行充电，也不会产生对人身、设施或动力电池的安全风险；
2. 为充电系统提供足够的接地故障保护；
3. 设计为使地面人员在断开充电系统与充电电源连接前确定动力电池的充电状态。

**X3.993 高压电缆**

(a) 必须有适当的支承，以防止过度的振动、磨损和擦伤，并能承受飞行时的惯性载荷。

(b) 输送电动发动机所需功率的电缆必须有支承，以消除电缆磨损、短路或与机体间有害接触的可能性。

(c) 连接在可能有相对运动的航空器部件之间的电缆，必须用柔性连接。

(d) 应清晰可识别。

(e) 电缆的安装方式应确保电磁场及其互感不会危及航空器的安全运行。

**冷却**

**X3.1041 冷却**

(a) 在所有预期的运行条件下，包括动力电池充电期间，动力装置的冷却措施必须能够使动力装置部件和所用的液体温度保持在可接受的范围内。

(b) 所有冷却液软管必须敷设并固定（必要时），以避免与其他动力装置部件或机身的其他部分的摩擦。

(c) 所有可能破裂并导致热流体或蒸汽击中乘员的冷却液软管必须适当包裹或屏蔽。

**F章 设备**

**总则**

**X3.1301 功能和安装**

(a) 本专用条件明确要求符合本条要求的系统和设备，以及航空器运行所要求的系统和设备，应在航空器审定批准的运行和环境限制下完成预期的功能。

(b) 航空器电子设备和系统，必须安装成在任一部件或系统工作时对（a）款要求的系统和设备的运行不得产生不利影响。

**X3.1303 飞行、导航和动力装置信息显示**

所需的飞行、导航和动力装置信息显示规定如下：

(a) 空速状态显示；

(b) 高度显示；

(c) 航向指示；

(d) 动力电池剩余电量及工作状态显示；

(e) 电动发动机转速、温度及工作状态显示。

**X3.1308 高强辐射场（HIRF）保护**

除非表明航空器不太可能遭遇高强辐射场，否则对于功能失效会妨碍航空器可控应急着陆的每一个电子和电气系统，其设计和安装应符合下列规定：

(a) 当航空器暴露于高强辐射场（HIRF）环境期间及之后，飞机级功能不会受到不利影响；

(b) 除非该功能恢复与此系统其他运行或功能要求相冲突，否则在航空器脱离高强辐射场（HIRF）环境后，系统应及时地恢复该功能的正常运行。

**设备：安装**

**X3.1321 飞行、导航和动力装置信息的布局和可见度**

供驾驶员使用的每个飞行、导航和动力装置信息显示必须便于驾驶员观察，布局清晰。

**X3.1329 自动驾驶系统**

(a) 自动驾驶系统的设计应满足下列要求：

(1) 由驾驶员足以超控；

(2) 驾驶员能迅速确实地断开，以防其干扰驾驶员操纵航空器。

(b) 自动驾驶系统的每个手动操纵器件必须是驾驶员易于接近的。

(c) 自动驾驶系统必须设计成，在适于使用自动驾驶的飞行条件下，不论正常工作或失灵（假设在合理的时间内开始进行纠正），包括自动驾驶模式切换过程，以及自动驾驶系统的进入或退出，均不会对航空器造成危险的载荷或使飞行航迹产生危险的偏离。

(d) 必须有措施向驾驶员指示自动驾驶系统当前的工作模式，将选择器开关的位置作为一种指示措施是不可接受的。

**X3.1331飞行控制系统**

(a) 飞行控制系统由操纵杆、传感器、计算机和其他用于控制航空器姿态、速度和飞行轨迹等相关部件组成，其设计和功能应符合X3.1301条要求。

(b) 飞行控制系统应具备保护功能包括：姿态角限制、偏航角变化率限制、法向过载限制、速度限制功能，应能在预期的条件下实现其功能并满足下述规定：

(1) 每一个保护功能的启动特性必须是平滑的，且与其飞行阶段和机动类型相适应；

(2) 保护功能的限制参数应与以下要求相兼容：

(i) 结构限制；

(ii) 航空器的安全和可控机动要求；

(iii) 防止出现灾难的故障；

(iv) 螺旋桨限制转速；

(3) 由于保护功能和任何其他飞行控制内部限制的组合，飞行控制系统的特性不能导致指令输出出现不可接受的残余振荡；

(4) 飞行控制系统提供的保护功能和优先权必须明确和全面地界定；

(5) 当同时有多个保护功能作用时，它们不得导致不利的耦合或不利的优先权；

(6) 在接近保护功能门限值和进入保护功能时，应向驾驶员提供必要的告警；

(7) 必要时应向驾驶员提供保护功能失效的告警。

(c) 飞行控制系统及相关部件，其设计和安装不得由单点失效导致灾难性失效状态。

(d) 飞行控制系统应具有减缓措施避免导致灾难性失效状态的功能失效，包括因飞控系统集成部件故障导致部件之间产生的交互影响。

(e) 飞控系统应有飞行前自检功能，以及在所有飞行阶段的监控功能。

**电气系统和设备**

**X3.1353 低压锂电池的设计和安装**

(a) 低压锂电池应具有下列系统之一：

(1) 自动控制低压锂电池充电速率的系统，以防止低压锂电池过热；

(2) 低压锂电池温度敏感和超温警告系统，该系统具有一旦出现超温情况即可将低压锂电池与其充电电源断开的措施；

(3) 低压锂电池失效敏感和警告系统，该系统具有一旦发生低压锂电池失效即可将低压锂电池与其充电电源断开的措施。

(b) 每个低压锂电池必须满足：

(1) 任何低压锂电池在正常工作时，或因充电系统、监控系统或低压锂电池安装可能出现故障而排放的爆炸性或有毒气体，不得在航空器内积聚达到危险数量；

(2) 从低压锂电池中逸出的腐蚀性液体或气体对周围结构或邻近的系统、设备或电气线路的影响，不会导致航空器丧失可控应急着陆的能力；

(3) 在所有可预见的运行条件下以及当电池充电或监控系统出现故障时，保持安全的电芯温度和压力，以防止起火和爆炸；

(4) 防止发生自保持的、不可控的温度或压力升高；

(5) 低压锂电池或其单个电芯的任何失效所产生的最大热量对结构或重要系统的影响，不会导致航空器丧失可控应急着陆的能力。

**X3.1365 电缆和设备**

(a) 每根电气连接电缆必须具有足够的载流能力，且正确地布线、固定、连接，以将磨损、短路和火灾的可能性降到最低。

(b) 各电路必须具有足够载流能力的过载保护。

**其它设备**

**X3.1431 机载无线电和无线电导航设备**

机载无线电设备的任何固定项目必须符合以下要求：

(a) 设备及其天线本身、其操作方式或对航空器及其设备的操作特性的影响都不会对安全运行构成危害；

(b) 设备及其控制和监视装置的布置必须便于控制。其安装必须有足够的通风措施，以防止过热。

**X3.1433 电涵道**

用于在电动发动机失效后为航空器提供偏航力矩的电涵道，必须满足以下要求：

1. 其设计与构造应确保：

(1) 电涵道叶片及其安装结构必须能够承受叶片在最大额定转速工作时所产生离心力的两倍离心载荷，试验时间为1小时。可通过旋转试验或静拉力试验来实现。每个叶片所需的拉力载荷必须至少加载在叶片展向内侧20%处；

(2) 避免乘员和地面人员受到电击危害；

(3) 避免在预期运行的最高海拔下发生高压电弧或电晕；

(4) 在转速和功率的正常工作范围内运行，而不能引起机体过度振动或应力。

(b) 在安装后应确保：

(1) 在所有预期的运行条件下，当任一电动发动机失效后，必须能提供航空器偏航控制所需的偏航力矩；

(2) 当其处于备用状态时，应具有向驾驶员提示故障或失效情况的措施。

**X3.1435 液压系统**

具有措施确保在飞行中尽可能少的释放有害或危险浓度的液压液体或蒸气进入到座舱和电池高压系统中。

**G章 使用限制和资料**

**X3.1501 总则**

(a) 必须制定第X3.1503条至第X3.1527条规定的每项使用限制，以及为安全运行所必需的其它限制和资料。

(b) 必须按第X3.1541条至第X3.1565条的规定向驾驶员提供使用限制和安全运行所需的其他资料。

**使用限制**

**X3.1503 空速限制**

1. 必须制定使用的空速范围。
2. 当空速限制是重量、重量分布、高度或其它因素的函数时，必须制定与这些因素的临界组合相对应的空速限制。

**X3.1505 不可超越速度**

必须基于第X3.141条至第X3.171条中操纵性、机动性和稳定性要求，确定不可超越速度（VNE）。

**X3.1519 重量和重心**

必须将按第X3.25条和第X3.27条分别确定的重量和重心限制制定为使用限制。

**X3.1521 动力装置限制**

必须制定动力装置限制，至少包括螺旋桨、电动发动机和动力电池的限制。

**X3.1527 最大使用高度**

必须制定受飞行、结构、动力装置、功能或设备特性限制所允许使用的最大高度。

**X3.1529 持续适航文件**

申请人必须根据附件A编制持续适航文件。

**标记和标牌**

**X3.1541 总则**

(a) 航空器必须具有：

(1) 第X3.1543条至第X3.1565条规定的标记和标牌；

(2) 航空器安全运行及维护所需的任何附加信息、仪表标记和标牌，如高压危险提示。

(b) 本条(a)款规定的每一标记和标牌必须符合下列要求：

(1) 示于醒目处；

(2) 不易擦去、走样或模糊。

**X3.1543 仪表标记：总则**

标记必须醒目地显示，使驾驶员清晰可见。

**X3.1545 使用限制、标牌和仪表标记**

对航空器安全运行至关重要的空速限制必须使驾驶员清晰可见。

**X3.1555 操纵器件标记**

(a) 除飞行主要操纵器件和功能显而易见的操纵器件外，必须清晰地标明驾驶舱内每一操纵器件的功能和操作方法。

(b) 每个应急装置的操纵器件必须为红色。

**X3.1557 其它标记和标牌**

(a) 应有载重限制标牌。

(b) 装载

对于使用可卸配重的，装载配重的位置必须有一个标牌，标牌上应注明在每种装载条件下需要的安装和固定可卸配重的说明。

**X3.1559 限制标牌**

必须有一个驾驶员能清晰可见的标牌，其上写明航空器经批准的运行类型：昼间目视飞行规则。

**X3.1565 桨叶标记**

桨叶必须有标记，以便在正常昼间地面条件下，可清晰地看到桨叶。

**X3飞行手册**

**X3.1581 飞行手册**

必须按照附件B为每架航空器提供航空器飞行手册。

**附件A 持续适航文件**

**A.X3.1 概述**

(a) 本附件规定第X3.1529条所需的持续适航文件的编制要求。

(b)持续适航文件必须包含：航空器（含电动发动机和螺旋桨）的持续适航文件，民用航空规章要求的设备的持续适航文件，以及所需的有关这些设备、电动发动机和螺旋桨与航空器相互联接关系的资料。如果装机设备、电动发动机或螺旋桨的制造厂商未提供持续适航文件，则航空器持续适航文件必须包含上述对航空器持续适航必不可少的资料。

**A.X3.2 格式**

(a) 持续适航文件必须以手册的形式呈现，具体的手册数量根据提供的数据数量决定。

(b) 手册的格式必须实用。

**A.X3.3 内容**

手册内容至少以中文编写。持续适航文件必须含有下列手册或条款（视适用而定）以及下列资料：

(a) 航空器维护手册或条款

(1) 介绍信息，包括航空器特性和维护所需数据的适用说明。

(2) 航空器及其系统和装机设备，包括电动发动机、螺旋桨和设备的说明。

(3) 航空器部件和系统是怎样控制及怎样工作的基本控制和操作信息，包括任何适用的特殊程序和限制。

(4) 关于检修测试点、适用的液体种类、各系统适用的压力、检修口盖的位置、润滑点的位置、适用的润滑脂、维修所需设备、牵引说明和限制、系留、顶托和校平信息的详细维修信息。

(b) 维护说明

(1) 航空器的任一部件及其电动发动机、螺旋桨组件、仪表及设备的定期维护资料，包括建议的清洗、检查、调节、测试和润滑周期，以及检查的程度，可适用的磨损公差以及在这期间建议的工作。但是如果该仪表或设备异常复杂，需要专门的维护技术、测试设备等，则允许将仪表或设备制造商作为信息来源。另外，还必须包括涵盖了航空器持续适航所必需的检查的频度和范围的检查计划。

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

(3) 移除和更换电动发动机、螺旋桨及零件的次序和方法信息，以及必要的预防措施。

(4) 其他一般的程序说明，包括地面机臂、桨叶及起落架折叠和展开程序，地面测试程序，对称性检查程序，称重和重心确定程序，顶起及支撑程序和储存限制。

(c) 结构检查口盖图解和没有设置检查口盖时怎样进行检查所需的信息。

(d) 特殊检查技术应用的详细说明，包括所需进行的射线及超声检验。

(e) 检查后结构防护处理所需信息。

(f) 结构紧固件所有相关数据，如标识、报废建议和拧紧力矩。

(g) 所需的专用工具清单。

**A.X3.4 适航限制部分**

持续适航文件必须包括题为适航限制的条款，该条款应与其他条款独立，可清楚区分。该条款需陈述每一强制更换时间、结构检查间隔和第X3.571条批准的相关结构检查程序。若持续适航文件包含多份文件，则该条款须包含在主手册中。该条款须包括突出位置的明确声明：“适航限制部分已被批准，其变更也需被批准”。

**附件B 飞行手册**

**B.X3.1 概述**

(a) 必须提供飞行手册，其中包含：系统描述、使用程序和限制、电动发动机和航空器性能、限制速度和高度、高度与速度包线、应急程序、飞行前检查以及对航空器安全运行至关重要的任何其他信息。飞行手册应至少包含第B.X3.2条至第B.X3.10条标题和适用于特定航空器型号和构型的相关信息，并应按以下条款顺序列出。所有的定制化和限制应根据本专用条件确定。

(b) 经批准的资料 在第B.X3.2条所列适用于飞行手册的每一部分的内容必须提供、证实和批准，并且必须单独编排，加以标识，将其同该手册中未经批准的部分清楚地分开。

**B.X3.2 使用限制**

(a) 第X3.143条中的风速限制。

(b) 第X3.1505条中的不可超越速度，VNE。

(c) 第X3.1521条中的动力装置限制。

(d) 第X3.1527条中的高度。

(e) 过载系数。

(f) 禁止的机动动作。

(g) 运行类型：昼间目视飞行。

**B.X3.3 应急和非正常程序**

应至少包含非正常、应急着陆时的使用程序。

**B.X3.4 正常程序**

应提供以下使用程序和处理信息：

(a) 机臂、桨叶展开；

(b) 飞行前检查；

(c) 电动发动机启动；

(d) 正常起飞；

(e) 巡航；

(f) 正常落地与离机；

(g) 机臂、桨叶折叠；

(h) 驾驶员所需的其他信息。

**B.X3.5 性能**

(a) 第X3.49条的悬停升限。

(b) 第X3.65条中的爬升性能。

(c) 下降率。

(d) 高度/速度包线。

(e) 动力电池不同电量下的巡航性能。

**B.X3.6 重量和平衡信息**

(a) 已安装设备清单。

(b) 第X3.25条中的最大重量、最小重量。

(c) 第X3.27条中的重心（CG）范围。

(d) 第X3.29条中的设计空重。

**B.X3.7 航空器和系统描述**

(a) 电动发动机。

(b) 动力电池容量、告警电量。

(c) 螺旋桨。

(d) 电气。

(e) 运行重量和装载（乘员）。

(f) 驾驶员所需的其他信息。

**B.X3.8 航空器地勤服务**

(a) 检修所需的油液。

(b) 拖曳和系泊说明。

**B.X3.9 补充信息**

(a) 飞行程序和技术熟悉性材料（如有）。

(b) 飞行指令信息和资料（如有）。

(c) 驾驶员操作建议（如有）。

**B.X3.10 所需标牌和标记**

驾驶员所需的标牌和标记信息。

**附件C 电动发动机**

电动发动机应满足本附件表1对ASTM F2840-14（2023）采用及修订的要求。在使用该标准时，ASTM F2840-14（2023）“EPU”替换为“电动发动机”。

表1 对ASTM F2840-14（2023）采用及修订

|  |  |
| --- | --- |
| ASTM F2840-14（2023）采用条款 | 条款的使用情况说明 |
| 6.1、6.10、6.11 | 直接使用 |
| 6.2 | 使用第6.2节。相关修订如下：  6.2 Fire and Electric Shock Prevention—The design and construction of the electric engine shall minimize the probability of the occurrence and spread of fire and electric shock. The design shall incorporate electrical isolation-insulation materials capable of shielding the occupants and ground personnel from electrical shock in the event of an in flight or ground based emergency. Wire insulation subject to arc tracking, such as KaptonTM, shall not be used.  6.2 火灾和电击预防——电动发动机的设计和构造应尽量减少火灾和电击发生和蔓延的可能性。设计应采用电气隔离或绝缘材料，以保证在飞行中或地面上的应急情况下，保护乘员和地面人员免受电击危害。不应使用容易遭受电弧危害的电线绝缘材料，如KaptonTM。 |
| 6.3 | 使用第6.3节。相关修订如下：  6.3 Electrical Arcing—The electric engine shall be designed to eliminate the possibility of high voltage electrical arcing (or corona effect) at altitudes up to those specified as the maximum in the flight manual.  6.3电弧——电动发动机设计应能消除在飞行手册中规定的最高海拔高度下发生高压电弧（或电晕效应）的可能性。 |
| 6.4 | 使用第6.4节。相关修订如下：  6.4 Cooling—The electric engine must include provisions for cooling components as required for safe operation when operated within the operational limitations. Provisions must consider cooling requirements for all phases of flight (as a minimum take-off, climb, cruise, hover and descent) at all power settings, and also ground operations at all power settings. As a minimum, the flight manual must specify electric engine temperature limits.  6.4 冷却——电动发动机的冷却应设计成能够使其在规定的使用限制范围内安全运行。应考虑在所有飞行阶段（至少包括起飞、爬升、巡航、悬停、下降）和地面运行阶段，所有的功率情况下的冷却要求。飞行手册应至少明确电动发动机的温度限制。 |
| 6.5 | 使用第6.5节。相关修订如下：  6.5 Electric Engine Mounting—The electric engine and electric engine attach load factor requirements shall comply with the flight and landing load factors. The maximum allowable limit and ultimate loads for the electric engine mounting attachments and related structure must be specified.  6.5 电动发动机安装——电动发动机及其安装点应能承受飞行和着陆的载荷。必须确定电动发动机安装连接点和相关结构的最大限制和极限载荷。 |
| 6.7 | 使用第6.7节。相关修订如下：  6.7 Processor Controlled Functions—The electric engine shall be designed such that it is tolerant of loss of non-essential functions without loss of power to the propeller. Electrical system components having the potential for instantaneous failure versus wear out mode shall be identified. A safety analysis of instantaneous failure modes on critical components shall be identified by a safety analysis. Design consideration of EMI, environmental, HIRF, and software influences on the performance of processor, shall be made.  6.7 处理器控制功能——电动发动机设计应能承受非必要功能的丧失，而不会使螺旋桨失去动力。应识别可能发生瞬时失效或老化失效的电气系统组件。通过安全分析确定关键部件瞬时失效模式。设计时应考虑电磁干扰、环境、HIRF和软件对控制器性能的影响。 |
| 7.1 | 使用第7.1节。相关修订如下：  7.1 Calibration Test—Each electric engine design shall be tested and the characteristics of the system rated shaft power, speeds and electric power consumption shall be determined.  7.1 校准试验——应通过电动发动机校准试验，确定电动发动机的额定轴功率、转速和功耗特性。 |
| 7.3 | 使用第7.3、7.3.1、7.3.1.1至7.3.1.9、7.3.2、7.3.2.1至7.3.2.6节。相关修订如下：   1. 7.3修改为下列要求:   7.3 Durability Test—Each electric engine shall be subjected to a system test that will verify durability by one of the following methods, or other methods accepted by authority:  7.3 耐久性试验—每个电动发动机应通过系统试验验证其耐久性，可通过以下方法之一，或其他局方接受的方法进行验证：   1. 7.3.1.9修改为下列要求:   7.3.1.9 After completing the accelerated overhaul test, each electric engine must be completely disassembled and each component must conform to new or overhaul limits established by the designer/manufacturer specified in Instructions for Continued Airworthiness.  7.3.1.9 加速翻修试验完成后，每个电动发动机必须完全拆解，每个部件必须符合持续适航文件中规定的新制造的或翻修的电动发动机限制。   1. 7.3.2.2修改为下列要求:   7.3.2.2 All maintenance of the electric engine must be documented and shall be as defined in the maintenance manual. If any major component is replaced, other than those specified in the maintenance manual as limited life components requiring replacement between overhaul intervals, the endurance test shall restart at 0 h.  7.3.2.2 应确保电动发动机的所有维护按维护手册规定进行并记录。除了维护手册中规定的需要在翻修间隔之间更换的限寿件外，如果更换了其他主要部件，应从0小时重新开始持久性试验。   1. 7.3.2.3修改为下列要求:   7.3.2.3 Periodic inspection must be performed. The flight test aircraft shall be flown and stored in humidity, temperature and density altitude conditions that the electric engine may operate under in the flight manual.  7.3.2.3 定期检查。试飞的航空器应在飞行手册中规定的电动发动机工作的湿度、温度和密度高度条件下进行飞行和储存。   1. 7.3.2.6修改为下列要求:   7.3.2.6 After completing the endurance test, each electric engine must be completely disassembled and each component must conform to new or overhaul limits established by the designer/manufacturer specified in Instructions for Continued Airworthiness.  7.3.2.6 持久性试验完成后，每个电动发动机必须完全拆解，每个部件必须符合持续适航文件中规定的新制造的或翻修的电动发动机限制。   1. NOTE 1修改为下列要求:   NOTE 1—For calculation, each hour of normal flight would have 5 minutes of full power, or other reduced full power duration proved by reasonable evidence or experience.  注1—为了计算，每正常飞行小时应有5分钟的全功率，或采用合理的证据或经验表明可以减少全功率的时长。 |
| 7.4 | 使用第7.4节。相关修订如下：  7.4 Electric engine Overhaul Interval—The electric engine overhaul interval shall be reported in the Instructions for Continued Airworthiness as either the overhaul time used to complete the accelerated overhaul test in 7.3.1 or 80 % of the time accumulated on the electric engine model fleet leader from 7.3.2.  7.4 电动发动机翻修间隔——电动发动机的翻修间隔应在持续适航文件中定义为7.3.1中用于完成加速翻修试验的翻修时间或7.3.2中领先机队的电动发动机型号累计时间的80%。 |
| 7.5 | 使用第7.5、7.5.1至7.5.2节及NOTE 2。相关修订如下：   1. 7.5修改为下列要求:   7.5 Reliability Test—The intent of the requirement is that the aircraft operator of the electrically powered LSA aircraft shall not experience total power failures of the electric engine at frequencies greater than that expected for the spark ignition internal combustion engine powered aircraft. Reduction or partial loss of power in a failure mode is acceptable provided operation in this mode is well documented in the flight manual and the powerplant information display instrumentation provides appropriate warnings. Compliance with the requirement shall be accomplished by one of the following methods:  7.5 可靠性试验——本要求的目的是为了确保电动轻型运动类航空器的运营人经历的电动发动机总功率丧失的频率不大于采用火花点火式内燃发动机为动力的航空器的相应频率。如果这种模式下的操作在飞行手册中有充分说明，且动力装置信息显示仪表提供了适当的告警，则可接受失效模式下的功率减少或部分丧失。可通过下列任一方法表明符合性：   1. 7.5.1修改为下列要求:   7.5.1 Reliability Testing by Demonstration—An acceptable means of testing the electric engine for reliability is as follows, or demonstrated by another method accepted by authority:  7.5.1 可靠性演示试验——可通过下列任一方法，或其他局方可接受的方法验证电动发动机的可靠性：   1. 7.5.1.1修改为下列要求:   7.5.1.1 The electric engine shall be installed in an LSA class aircraft and while being operated in a “Flight School” manner have a documented reliability of no total power failure for a minimum of 100 flight hours. The aircraft shall be flown and stored in humidity, temperature and altitude conditions that the electric engine may operate under in the flight manual. Maintenance of the electric engine during the demonstration shall be as defined in the maintenance manuals and if any major component is replaced, other than those specified in the maintenance manual as limited life components requiring replacement between overhaul intervals, the 100 flight hour demonstration shall restart at 0 h. The electric engine used for the demonstration shall be the same hardware and software of that being certified under this standard.  7.5.1.1 电动发动机安装在轻型运动类航空器上，并以“飞行学校”方式运行时，在至少100小时的飞行时间内，不应出现总功率的丧失的可靠性记录。航空器应在飞行手册中规定的电动发动机工作湿度、温度和高度条件下飞行和储存。演示期间电动发动机的维护应按照维护手册的规定进行，如果更换了除维护手册中规定的在翻修间隔内需要更换的限寿部件外的任何主要部件，则100飞行小时的演示从0小时重新开始。用于演示的电动发动机应与根据本标准审定的电动发动机具有相同的硬件和软件。   1. NOTE 2修改为下列要求:   NOTE 2—As a minimum, the electric engine should have a demonstrated reliability as that for existing spark ignition internal combustion engines used in the LSA aircraft.  注2—作为最低要求，电动发动机应具有与轻型运动航空器上使用的现有火花点火式内燃发动机相同的可靠性。 |

**附件D 螺旋桨**

在使用ASTM F2506-22时应做表2的适应性修改。

表2 对ASTM F2506-22的适应性修改

|  |  |
| --- | --- |
| 序号 | 修改内容 |
| (1) | Delete 1、1.1、1.2、1.3、1.4、1.5、2、2.1、3.1、3.1.1、3.1.2、3.1.3、3.1.4、3.1.5、3.1.6、3.1.7、3.1.8、4.1、4.2、4.3、4.3.1、4.3.2、4.3.3、4.3.4、4.3.5、4.3.6、4.3.7、4.4、4.4.1、4.4.2、4.4.3、4.4.3.1、4.4.3.2、4.4.3.4、4.4.3.5、4.4、5.4、9、10、APPENDIX X1  删除1、1.1、1.2、1.3、1.4、1.5、2、2.1、3.1、3.1.1、3.1.2、3.1.3、3.1.4、3.1.5、3.1.6、3.1.7、3.1.8、4.1、4.2、4.3、4.3.1、4.3.2、4.3.3、4.3.4、4.3.5、4.3.6、4.3.7、4.4、4.4.1、4.4.2、4.4.3、4.4.3.1、4.4.3.2、4.4.3.4、4.4.3.5、4.4、5.4、9、10、附录X1 |
| (2) | 修改第6.4.2.1节要求如下:  6.4.2.1 The endurance test shall be conducted according to the schedule, and in the order, shown in Fig. 1, or according to the test spectrum accepted by authority.  6.4.2.1 持久试验应按图1所示的时间表和顺序进行，或按局方可接受的试验谱进行。 |
| (3) | 修改第6.4.2.2节要求如下:  6.4.2.2 Compliance with 6.4.2.1 may be accomplished by providing documented service experience for the duration, power and speeds for the conditions shown in Fig. 1. The 10-h segment at maximum declared takeoff power and rpm shall be the final segment of testing after all other power and speed segments are completed，or complete the test by test spectrum accepted by authority.  6.4.2.2 可以通过提供满足图1所示条件下的持续时间、功率和转速的服役数据来表明对6.4.2.1的符合性。应在所有其他功率和转速段试验完成后，再按声明的最大起飞功率和转速完成最10小时的试验，或按局方可接受的试验谱进行。 |

**附件E 动力电池**

(a) 应考虑风车运转条件下，当电动机可能作为发电机工作时对动力电池产生的影响。

(b) 动力电池正常工作期间（充电或放电、地面或飞行操作）应维持其安全的温度和压力。

(c) 动力电池的设计和安装应防止在动力电池层级出现温度或压力的自保持、不受控制的升高。

(d) 应明确动力电池的特性，包括其失效模式（如热失控、膨胀、爆炸或有毒物质排放）。

(e) 动力电池的电芯及系统其他子部件的设计、构造和安装应尽量降低失效的影响。应考虑：

(1) 减轻热失控或火灾的影响，并确保可能产生的高温，以及可能逸出的腐蚀性液体或气体不会对周围的可控应急着陆所必需的结构或邻近设备产生不利影响；

(2) 动力电池的设计和安装应防止动力电池出现危险性过压。

(f) 动力电池必须具有能自动控制充电速率的系统，以防止动力电池过热或过充电，并且：

(1) 必须具有动力电池温度敏感和超温警告系统，该系统具有一旦动力电池出现超温情况即可自动将动力电池与其充电电源断开的措施；

(2) 必须具有动力电池失效敏感和警告系统，该系统具有一旦发生动力电池失效即可自动将动力电池与其充电电源断开的措施。

(g) 应提供防止动力电池过度充电和包含深度放电与不平衡放电在内的严重放电的措施。

(h) 必须确定动力电池可以输出的电量范围，若采用的设计不允许使用全部电量以避免损坏动力电池，则不允许使用的电量应宣布为不可用。

(i) 动力电池的设计和安装应确保不会对乘员造成伤害。特别是：

(1) 逸出的液体或蒸汽不会与乘员直接接触；

(2) 在可控应急着陆情况下乘员不会受到伤害。

(j) 动力电池及其安装的设计应避免动力电池支承结构或周围结构擦伤动力电池部件。

(k) 动力电池的设计和安装，包括布线、附件和连接器，应将高压系统中的电击风险降至最低，至少考虑：

(1) 在日常维护期间，航空器上任何可接近的位置不应有高压电裸露；

(2) 为动力电池设置不可复位的保险丝，保护其引线免受过热或过流情况的影响，并应向驾驶员发出警告。

(l) 动力电池的适用性和可靠性应根据经验或试验，或局方接受的验证计划来证明。应采用局方接受的方法对动力电池及电芯进行鉴定。

(m) 维护手册必须包含动力电池的备件存放和管理程序，以防止将因存放和管理不当而性能下降或损坏的动力电池装机。

(n) 鉴定试验

(1) 应通过校准试验确定动力电池容量。

(2) 动力电池充电试验

每个动力电池应通过充电试验证明，在利用指定的电源充电时，可以正常充电，而不会造成损坏。在规定的试验过程中，应认为电源处的电流是无限的，电压为电源规定的全范围。此外，应对动力电池进行验证，以确定其循环寿命。确定的循环寿命应记录第X3.1529条规定的持续适航文件中。

附件

专用条件/豁免反馈意见表

|  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
| 类别 | □专用条件□豁免(1) | | |
| 征求意见稿编号 | | | (2) |
| 航空产品型号 | | (3) | |
| 相关的适航规章和/或环保要求 | | | |
| (4) | | | |
| 意见或建议 | | | |
| (5) | | | |
| 姓名： （印刷体） （签名） 电话： 传真： 电子邮箱： 通信地址： 日期： | | | |

表-21-145-2023