**颁发专用条件征求意见稿**

主题：沃飞AE200-100型电动垂直起降航空器专用条件

编号：SC-21-006

反馈意见截止期：自通知颁发的15个工作日

**1．概述**

本征求意见稿介绍了四川沃飞长空科技发展有限公司（曾用名：成都沃飞天驭科技有限公司）AE200-100型电动垂直起降航空器的制定背景及适用范围，并提出详细的专用条件草案，用于征求公众对于沃飞AE200-100型电动垂直起降航空器的意见。

**2.背景**

四川沃飞长空科技发展有限公司于2022年11月22日，向中国民航局提交了型号为AE200，型别为AE200-100的电动垂直起降航空器（以下简称AE200项目）型号合格证（TC）申请书。经过调研、交流、评估，中国民航局受理了AE200项目的TC申请，签发了受理申请通知书，受理编号为NATC0148A。

AE200是一款采用纯电驱动的具备垂直起降和固定翼平飞能力的有人驾驶航空器，采用分布式电动升力/推力系统设计。该型航空器通过多旋翼模式实现垂直起飞和降落，具备以各类型直升机场和专用起降设施为代表的基础设施垂直起降的能力，能够以固定翼飞行模式实现长航时巡航。目前民航局尚未针对该混合翼类型（多旋翼+固定翼）航空器颁发适航规章，按照CCAR-21-R4《民用航空产品和零部件合格审定规定》第21.16条和第21.17（二）条款要求，应制定专用条件，确定适用其具体设计和预期用途且具有可接受安全水平的适航要求。

AE200-100型电动垂直起降航空器基本设计特征如下：

* 固定翼气动布局采用上单翼，“V”形尾翼布局；
* 多旋翼布局采用8轴8桨分布式动力系统；
* 具备VFR （目视飞行规则）飞行的能力；
* 航空器前、中机身舱段内部为乘员舱。最大乘员人数6人，其中包含1名飞行机组与5名乘客。

AE200-100型电动垂直起降航空器基本设计参数如下：

* 最大起飞重量：2500kg
* 任务巡航速度：248km/h
* 最大平飞速度：320km/h
* 最大飞行高度：1000m（AGL）；3000m(MSL)
* 最大航程：200km
* 最大乘员数：6人。
* 外形尺寸：9.1m（长）×14.5m（宽）×3.5m（高）

AE200-100型电动垂直起降航空器预期运行场景包括空中游览等，该型别的航空器不在已知的结冰条件下飞行，设计预期有能力可控紧急着陆并满足所有适用要求。

依据上述AE200-100型电动垂直起降航空器型号设计特征和预期用途，中国民航局基于风险的审定理念、原则和方法，结合工业实践，组织编写了该型号的专用条件。

**3.适用范围**

本专用条件适用于沃飞AE200-100型电动垂直起降航空器。

**4.专用条件草案**

专用条件草案内容详见附录。

附录：沃飞AE200-100型电动垂直起降航空器专用条件

**附录**

**沃飞AE200-100型电动垂直起降航空器**

**专用条件**

目录

[A章 总则 9](#_Toc149596923)

[VHS.2000适用范围及定义 9](#_Toc149596924)

[VHS.2005沃飞垂直起降航空器审定 10](#_Toc149596925)

[VHS.2010可接受的符合性方法 10](#_Toc149596926)

[B章 飞行 11](#_Toc149596927)

[B.1性能 11](#_Toc149596928)

[VHS.2100重量和重心 11](#_Toc149596929)

[VHS.2105性能数据 11](#_Toc149596930)

[VHS.2110飞行包线 11](#_Toc149596931)

[VHS.2115起飞性能 11](#_Toc149596932)

[VHS.2120爬升要求 12](#_Toc149596933)

[VHS.2125爬升/下降性能数据 12](#_Toc149596934)

[VHS.2130着陆 12](#_Toc149596935)

[B.2飞行特性 12](#_Toc149596936)

[VHS.2135操纵性和机动性 12](#_Toc149596937)

[VHS.2140操纵力 13](#_Toc149596938)

[VHS.2145飞行品质 13](#_Toc149596939)

[VHS.2150失速及失速响应 13](#_Toc149596940)

[VHS.2155振动 13](#_Toc149596941)

[C章 结构和强度 14](#_Toc149596942)

[C.1 一般规定 14](#_Toc149596943)

[VHS.2200结构设计包线 14](#_Toc149596944)

[VHS.2205系统和结构的交互作用 14](#_Toc149596945)

[C.2 结构载荷 14](#_Toc149596946)

[VHS.2210结构设计载荷 14](#_Toc149596947)

[VHS.2215飞行载荷情况 15](#_Toc149596948)

[VHS.2220地面载荷 15](#_Toc149596949)

[VHS.2225部件载荷情况 15](#_Toc149596950)

[VHS.2230限制载荷和极限载荷 16](#_Toc149596951)

[C.3 结构性能 16](#_Toc149596952)

[VHS.2235结构强度 16](#_Toc149596953)

[VHS.2240结构耐久性 16](#_Toc149596954)

[VHS.2245气动弹性 16](#_Toc149596955)

[C.4 设计 17](#_Toc149596956)

[VHS.2250设计和构造原理 17](#_Toc149596957)

[VHS.2255结构保护 17](#_Toc149596958)

[VHS.2260材料和工艺 17](#_Toc149596959)

[VHS.2265特殊安全系数 18](#_Toc149596960)

[C.5结构乘员保护 19](#_Toc149596961)

[VHS.2270应急情况 19](#_Toc149596962)

[D章 设计和构造 21](#_Toc149596963)

[VHS.2300飞行操纵系统 21](#_Toc149596964)

[VHS.2305起落架系统 21](#_Toc149596965)

[VHS.2310漂浮 22](#_Toc149596966)

[VHS.2315撤离设施和应急出口 22](#_Toc149596967)

[VHS.2320乘员物理环境 22](#_Toc149596968)

[VHS.2325防火 23](#_Toc149596969)

[VHS.2330指定火区的防火 23](#_Toc149596970)

[VHS.2335闪电与静电防护 24](#_Toc149596971)

[E章 电推进系统 25](#_Toc149596972)

[VHS.2400电推进系统安装 25](#_Toc149596973)

[VHS.2405功率或者升力/推力控制系统 25](#_Toc149596974)

[VHS.2410电推进系统危险性评估 26](#_Toc149596975)

[VHS.2415电推进系统工作特性 26](#_Toc149596976)

[VHS.2420电推进系统防火 26](#_Toc149596977)

[VHS.2425电池和配电系统 26](#_Toc149596978)

[F章 系统和设备 29](#_Toc149596979)

[VHS.2500系统和设备功能通用要求 29](#_Toc149596980)

[VHS.2505功能和安装 29](#_Toc149596981)

[VHS.2510系统、设备和安装 29](#_Toc149596982)

[VHS.2515电子和电气系统闪电防护 29](#_Toc149596983)

[VHS.2520高强辐射场（HIRF）防护 30](#_Toc149596984)

[VHS.2525机载系统电源和配电系统 30](#_Toc149596985)

[VHS.2530外部和驾驶舱照明 30](#_Toc149596986)

[VHS.2535安全设备 31](#_Toc149596987)

[VHS.2540含高能转子的设备 31](#_Toc149596988)

[VHS.2545飞行记录器 31](#_Toc149596989)

[VHS.2550自动飞行 32](#_Toc149596990)

[G章 飞行机组界面和其他资料 33](#_Toc149596991)

[VHS.2600飞行机组界面 33](#_Toc149596992)

[VHS.2605安装和使用信息 33](#_Toc149596993)

[VHS.2610标记和标牌 33](#_Toc149596994)

[VHS.2615飞行、导航和电推进系统仪表 33](#_Toc149596995)

[VHS.2620航空器飞行手册 34](#_Toc149596996)

[VHS.2625持续适航文件 34](#_Toc149596997)

[H章 电推进装置适航要求 35](#_Toc149596998)

[H.1 总则 35](#_Toc149596999)

[VHS.2700概述 35](#_Toc149597000)

[VHS.2701持续适航文件 35](#_Toc149597001)

[VHS.2702电推进装置安装和使用说明手册 35](#_Toc149597002)

[VHS.2703电推进装置额定功率和使用限制 36](#_Toc149597003)

[VHS.2704电推进装置功率和推力额定值的选定 36](#_Toc149597004)

[H.2 设计和构造 37](#_Toc149597005)

[VHS.2705材料 37](#_Toc149597006)

[VHS.2706防火 37](#_Toc149597007)

[VHS.2707耐用性 37](#_Toc149597008)

[VHS.2708电推进装置冷却 37](#_Toc149597009)

[VHS.2709电推进装置的安装附件和结构 38](#_Toc149597010)

[VHS.2712超速 38](#_Toc149597011)

[VHS.2715电推进装置控制系统 38](#_Toc149597012)

[VHS.2718仪表连接 40](#_Toc149597013)

[VHS.2721应力分析 41](#_Toc149597014)

[VHS.2724关键件与限寿件 41](#_Toc149597015)

[VHS.2727功率响应 41](#_Toc149597016)

[VHS.2730持续转动 42](#_Toc149597017)

[VHS.2733安全分析 42](#_Toc149597018)

[VHS.2736吸入 44](#_Toc149597019)

[VHS.2739冷却系统 44](#_Toc149597020)

[VHS.2740电推进装置的电气系统 45](#_Toc149597021)

[H.3试验 46](#_Toc149597022)

[VHS.2742振动演示 46](#_Toc149597023)

[VHS.2745超扭试验 47](#_Toc149597024)

[VHS.2748校准试验 47](#_Toc149597025)

[VHS.2751持久性演示 47](#_Toc149597026)

[VHS.2754温度限制 47](#_Toc149597027)

[VHS.2757运行演示 47](#_Toc149597028)

[VHS.2760耐久性演示 48](#_Toc149597029)

[VHS.2763系统和部件试验 48](#_Toc149597030)

[VHS.2766转子锁定演示 48](#_Toc149597031)

[VHS.2769分解检查 48](#_Toc149597032)

[VHS.2775电推进装置-变距螺旋桨系统运转 49](#_Toc149597033)

[VHS.2778台架试验的一般实施 49](#_Toc149597034)

[附录A 持续适航文件 50](#_Toc149597035)

[VHS.A.1总则 50](#_Toc149597036)

[VHS.A.2格式 50](#_Toc149597037)

[VHS.A.3航空器手册内容 50](#_Toc149597038)

[VHS.A.4适航限制章节 52](#_Toc149597039)

##  A章 总则

### VHS.2000适用范围及定义

（a）本专用条件规定了颁发沃飞电动垂直起降航空器型号合格证及其更改的适航标准，适用于重于空气的垂直起降有人驾驶航空器。此类航空器具有升力/推力装置，用于生成升力和进行操控，且在垂直起飞和垂直降落期间具有两个以上升力/推力装置提供升力。

（b）以下定义适用于本专用条件：

（1）“继续安全飞行和着陆”是指在可能使用应急程序、不需要特殊驾驶技巧和体力的情况下，航空器有能力可控地继续飞行和在垂直起降点着陆。

（2）“可控紧急着陆”是指在可能使用应急程序、不需要特殊驾驶技巧和体力的情况下，航空器有能力可控地进行着陆。着陆时，可能导致航空器部分损坏。

（3）“正常飞行包线”是指常规操作与/或规定情况下的飞行包线。

（4）“运行飞行包线”是指发出警告下的飞行包线。

（5）“限制飞行包线”是指航空器设计极限或保护极限下的飞行包线。

（6）“垂直起降点”是指用于或拟用于垂直起降航空器着陆和起飞的陆地、水域或建筑区域。

（7）“最小安全速度”是指正常运行中每个飞行阶段，遇到的每个飞行条件，可保持受控安全飞行的最小速度。最小安全速度的确定应当考虑到每个飞行构型的最不利条件。

（8）“失去动力或推力”是指航空器不能提供继续安全飞行和着陆所需的指令功率或推力。

（9）“设计最大重量”是指表明符合本专用条件每项适用的结构载荷情况的最重的重量。

（10）“电推进系统”包括推进所必需的、影响推进安全的每个部件。

（11）“电推进装置”由动力电机、动力电机控制器以及相关的线缆和传感器组成。

（c）本专用条件适用于非增压航空器。

（d）本专用条件适用于VNO或VMO≤250节校准空速(KCAS)（463公里/小时）或MMO≤0.6的航空器。其中：VNO为最大结构巡航速度，VMO和MMO分别为空速和马赫数表示的最大使用限制速度。

### VHS.2005沃飞垂直起降航空器审定

本专用条件适用于以下电动垂直起降航空器型号设计特征：

1. 最大起飞重量不超过3175kg；
2. 采用多旋翼垂直起飞和降落，固定翼平飞的飞行模式；
3. 纯电推进系统；
4. 有人驾驶，乘员（含飞行机组）最大座位数为6座及以下。

### VHS.2010可接受的符合性方法

（a）申请人应当采用局方可接受的符合性方法，表明对本专用条件的符合性。局方可接受的符合性方法包括公认标准和局方接受的其他标准。

（b）申请人应当按局方规定的格式和方式提交符合性方法。

##  B章 飞行

### B.1性能

### VHS.2100重量和重心

（a）申请人应当制定航空器可安全运行的重量和重心限制。

（b）申请人应当用重量和重心临界组合来符合本章各条要求，这些临界组合应在航空器配载状态内确定，并符合局方可接受的允差。

（c）用于确定空机重量和重心的航空器状态，应当明确界定且易于复现。

### VHS.2105性能数据

（a）除非另有规定，航空器应当按以下条件满足本条款的性能要求：

（1）对于所有航空器，按静止空气和标准大气条件；

（b）除非另有规定，申请人应当按以下条件制定本章要求的性能数据：

（1）起降场地高度从海平面到最大审定的起飞高度和着陆高度；和

（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，应当可由具有一般技能水平的飞行机组一贯地执行。

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

（e）如果临界推力丧失没有被证明为极不可能，则应当能够从飞行包线内的任何一点继续安全飞行和着陆。

### VHS.2110飞行包线

（a）申请人应当对使用的任一飞行构型定义正常、运行和限制的飞行包线。

（b）飞行包线的确定应当至少考虑到航空器每个飞行构型下的最不利条件。

（c）申请人应当为正常运行中使用的每个飞行构型确定最小安全速度，正常运行包括起飞、爬升、巡航、下降、着陆。

### VHS.2115起飞性能

（a）申请人应当定义起飞性能，确定时需考虑：

（1）运行飞行包线；

（2）障碍物安全裕度。

（b）申请人应当确定任何未被表明为极不可能的推力损失情况下的起飞性能。

### VHS.2120爬升要求

申请人应当定义无地效的最小爬升性能：

（a）在正常飞行包线范围内。

（b）申请人应当演示任何未被表明为极不可能的推力损失情况下的最低爬升性能。

### VHS.2125爬升/下降性能数据

（a）申请人应当确定爬升和/或下降性能：

（1）在正常飞行包线范围内。

（b）应当在运行飞行包线范围内确定垂直起降航空器的有地效和无地效的升限。

（c）申请人应当确定任何未被表明为极不可能的推力损失情况下的爬升性能。

（d）如果失去动力或推力未表明为极不可能，航空器应当能够在失去动力或推力后，通过滑翔或等效方式进行可控紧急着陆，以减轻失去动力或推力的风险。

### VHS.2130着陆

申请人应当针对运行限制范围内飞行参数的临界组合确定下述性能数据：

（a）着陆和停机所需要的区域，假设进近路径适用于该航空器；并且

（b）进近和着陆速度、构型和程序。一般技能水平的飞行机组使用该速度、构型和程序能够一贯地在指定的着陆性能范围内着陆，不会造成航空器损坏或人员伤害，并能够安全过渡到中断着陆情况。

### B.2飞行特性

### VHS.2135操纵性和机动性

（a）在以下情况，航空器在运行飞行包线内应当无需特殊的驾驶技巧、警觉和体力，具有可控的操纵性和机动性。航空器在限制飞行包线内应当可操控及机动：

（1）申请审定的所有配载情况；

（2）在地面或飞行的所有阶段；

（3）构型改变期间；

（4）在所有降级飞行控制系统操作模式下(未表明为极不可能)；并且

（5）应当证明风速从零至最大限制值条件下航空器的可操纵性。

（b）应当能从一种飞行状态平稳地过渡到另一种飞行状态，且没有超过限制飞行包线的危险。

### VHS.2140操纵力

（a）在航空器正常运行和可能的非正常或应急运行期间，剩余操纵力不得使飞行机组疲劳或分散精力。

### VHS.2145飞行品质

（a）在整个飞行包线范围内，航空器应当在所有轴向上具有适当的稳定性和操纵感。

（b）在整个飞行包线范围内，航空器不能出现需要特殊的驾驶技巧、警觉和体力或危及航空器及其乘员的任何稳定性发散特性。

### VHS.2150失速及失速响应

（a）如部分升力是由机翼产生的，航空器在直线飞行、转弯飞行和加快转弯飞行过程中应具有可控的失速特性，并有清晰可辨的失速警告，失速警告应提供足够的余量以防止进入无意失速。

（b）在失去临界推力后的不对称推力状态，不得有无意偏离可控飞行状态的趋势。

### VHS.2155振动

在限制飞行包线范围内，航空器的每一零部件不应发生过度的振动。

##  C章 结构和强度

**C.1 一般规定**

**VHS.2200结构设计包线**

申请人应当确定结构设计包线，该包线规定了航空器设计和运行参数的范围及限制，并被用于表明符合本章要求。申请人应当考虑可能影响结构载荷、强度、耐久性以及气动弹性的航空器所有设计和运行参数，包括：

（a）用以表明符合本章要求的结构设计空速、着陆下沉速度和任何其他空速限制。结构设计空速应当：

（1）充分大于航空器最小安全速度，防止航空器在湍流中失控；

（2）为制定实际使用限制空速提供足够的裕度。

（b）在服役中预期的飞行载荷情况；

（c）惯性属性，包括重量、重心以及质量惯性矩，考虑：

（1）从航空器空重到最大重量的每一临界重量；

（2）乘员、商载的重量和分布。

（d）由所有设计控制输入产生的载荷；以及

（e）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，则应当考虑载荷分布变化的影响。

**VHS.2205系统和结构的交互作用**

如果航空器安装了某个系统，该系统改变结构性能、缓解本章要求的影响或者提供满足本章要求的符合性方法，在表明对本章要求的符合性时，申请人应当考虑该系统的影响和失效。

**C.2 结构载荷**

**VHS.2210结构设计载荷**

（a）申请人应当在结构设计包线内和边界上，针对参数的所有临界组合，确定可能由内部或者外部施加的压力、力或者力矩引起的相关结构设计载荷。这些压力、力或力矩可能发生在空中、地面运行时，地面操纵时，以及航空器处于停放或系留时。

（b）载荷的大小和分布应当基于结构设计包线内建立的物理原则。

**VHS.2215飞行载荷情况**

（a）申请人应当确定对称和非对称载荷下的临界飞行载荷，包含在机动和突风包线内和边界上的所有飞行参数和载荷系数的组合情况：

（1）在使用限制内的每一高度，当压缩性影响显著时应予以考虑；

（2）从设计最小重量到设计最大重量的每一重量；

（3）对于每一要求的高度和重量，在使用限制内可调配载重的任何实际但保守的分布。

（b）振动和抖振不能造成结构损伤：

（1）直到俯冲速度；

（2）在限制飞行包线内。

（c）由航空器系统，部件或升力/推力装置可能的失效产生的飞行载荷。

**VHS.2220地面载荷**

申请人应当在航空器处于各种正常和不利的姿态和构型下，确定它在适用的表面上滑行（如适用）、起飞、着陆和操作情况下产生的结构设计载荷。

**VHS.2225部件载荷情况**

申请人应当确定作用于相关结构部件上的载荷：

（a）作用于每个升力/推力装置支架及其支承结构的结构设计载荷，使其能承受：

（1）升力/推力装置工作引起的载荷与飞行突风和机动载荷的组合；

（2）升力/推力装置突然停车引起的载荷。

（b）由下列因素引起的、作用于每个飞行操纵面及其相连系统和支承结构的结构设计载荷：

（1）每个操纵面以及所连接配重的惯性；

（2）飞行突风和机动；

（3）飞行机组或者自动系统的输入；

（4）系统引起的情况，包括卡阻和摩擦；

（5）在适用的表面上起飞和着陆，包括地面突风。

（c）升力/推力装置在任何转速下的限制扭矩输入。

**VHS.2230限制载荷和极限载荷**

（a）除非使用特殊或其他的安全系数来满足本章要求，否则申请人应当确定：

（1）限制载荷，等于结构设计载荷；

（2）极限载荷，除非另有规定，等于限制载荷乘以安全系数1.5。

（b）当强度规范仅对极限载荷有特殊要求时，有害的永久变形是可接受的。

**C.3 结构性能**

**VHS.2235结构强度**

结构应当承受：

（a）限制载荷，并且没有如下现象：

（1）妨碍航空器的安全运行；

（2）有害的永久变形。

（b）极限载荷。

**VHS.2240结构耐久性**

（a）申请人应当制定检查程序或其他程序，以防止由于可预见原因的强度降低引起的结构失效，这些结构失效可能导致严重或致命的伤害，或导致长时间的降低安全裕度的运行。按本条制定的程序应当纳入持续适航文件的适航限制章节中。

（b）非包容升力/推力装置或旋转机械失效产生高能碎片引起结构损伤时，航空器设计应当将此损伤对航空器的危害减至最小。

**VHS.2245气动弹性**

（a）在下列条件下，航空器不得发生颤振、操纵反效和发散：

（1）结构设计包线内和包线外足够范围内的所有速度；

（2）任何构型和运行情况；

（3）考虑临界自由度；

（4）考虑任何临界失效或故障。

（b）申请人应当对影响颤振的所有参数量值制定允差。

**C.4 设计**

**VHS.2250设计和构造原理**

（a）申请人应当按照航空器预期的运行条件，设计每个零件、部件和组件。

（b）设计数据应当充分定义零件、部件或组件构型，其设计特征，以及使用的所有材料和工艺。

（c）申请人应当确定对航空器运行安全有重要影响的每个设计细节和零件的适用性。

（d）当航空器承受预期的限制气动载荷时，操纵系统不得有卡滞、过度摩擦和过度变形。

（e）除非表明在飞行中打开不会造成危害，否则应当防止每一舱门和出口在飞行中被无意打开。

（f）航空器应当设计成在可能的鸟撞后仍有能力可控紧急着陆。

**VHS.2255结构保护**

（a）申请人应当保护航空器的每个零件，包括小零件，如紧固件，以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丧失。

（b）航空器的每个零件应当有足够的通风和排水措施。

（c）对需要维护、预防性维修或勤务的每个零件，申请人应当在航空器设计中采取适当的措施，以便完成这些工作。

**VHS.2260材料和工艺**

（a）对于其失效可能妨碍航空器可控紧急着陆的零件、部件和组件，申请人应当在考虑服役中预期可能环境条件影响的情况下，确定所用材料的适用性和耐久性。

（b）制造和装配所采用的方法或工艺应当能持续生产出完好的结构。如果某种制造工艺需要严格控制才能达到此目的，则申请人应当按照批准的工艺规范执行。

（c）除本条（f）和（g）的规定外，申请人应当选择设计值，该设计值应确保考虑了结构元件关键性的带概率的材料强度。设计值应当考虑因材料变异性引起的结构失效的概率。

（d）如果对材料强度性能有要求，这些性能的确定应当以足够的材料试验为依据（材料应符合规范），在试验统计的基础上制定设计值。

（e）对于在正常运行条件下环境影响显著的关键部件或结构，申请人应当确定这些影响。

（f）对于一般只能用保证最小值的情况，如果在使用前对每一单项取样进行试验，确认该特定项目的实际强度性能等于或大于设计使用值，则这样材料采用的设计值可以大于本条要求的最小值。

（g）经局方同意，申请人可以使用其他材料设计值。

**VHS.2265特殊安全系数**

（a）对于关键设计值不确定的每个零件、部件或组件，以及符合下述任一条件的每个零件、部件或组件，申请人应当为其每个关键设计值确定特殊安全系数：

（1）在正常更换前，其强度在服役中很可能降低；

（2）由于制造工艺或检查方法中的不确定因素，其强度容易有显著变化。

（b）申请人应当使用考虑了以下因素的质量控制和规范来确定特殊安全系数：

（1）应用的种类；

（2）检查方法；

（3）结构试验要求；

（4）取样百分比；

（5）工艺和材料控制。

（c）在设计每个结构零件时，申请人应当将每一限制载荷和极限载荷，乘以最高的相应特殊安全系数。如果没有对应的限制载荷，则仅考虑极限载荷，如应急情况下产生的载荷。

**C.5 结构乘员保护**

**VHS.2270应急情况**

（a）航空器即使在应急着陆时损坏，航空器也应当保护每位乘员在以下情况下免受导致无法撤离的伤害：

（1）正确使用设计中规定的安全设备和特性；

（2）乘员经受在应急着陆时可能产生的极限静惯性载荷；

（3）可能对乘员造成伤害的座舱内部或邻近的质量项目，包括升力/推力装置，经受在应急着陆时可能产生的极限静惯性载荷。

（b）本条（a）项规定的应急着陆情况，应当满足以下要求：

（1）包括在应急着陆时可能产生的动态情况；

（2）乘员经受的因约束或与机内物体接触产生的载荷，不得超过根据人体耐受能力而确定的人体伤害判据。

（c）在可能的飞行、地面和应急着陆情况下，航空器应当为所有乘员提供保护。

（d）每个乘员保护系统应当能够实现其预期功能，且不能产生对乘员造成二次伤害的危害。不使用时，乘员保护系统不得妨碍乘员撤离或干扰航空器运行。

（e）每个行李舱和货舱应当符合下列要求：

（1）根据其最大装载重量以及按本规定确定的飞行和地面载荷情况所对应的最大载荷系数下的临界载荷分布来设计；

（2）有措施防止舱内装载物移动致使乘员受到伤害或者对航空器造成危害；

（3）任何操纵装置、电线、管路、设备或附件，如破坏或损伤可能会影响航空器安全使用，则应当加以保护；并且

（4）根据火灾不会妨碍航空器可控紧急着陆来设计。

 D章 设计和构造

**VHS.2300飞行操纵系统**

（a）飞行操纵系统应当设计成：

（1）操作简便、平稳和确切，以完成其功能；

（2）防止可能的危害；

（3）能使飞行机组知道操纵限制。

（b）对于间接飞行控制系统：

（1）应当提供一种向飞行机组指示在正常和异常系统操作期间航空器的操纵或操作特性的任何重大变化或退化的方法；

（2）保护航空器免受失控、结构损坏或超过临界极限的特征应当设计为：

（i）在飞行阶段和机动过程，每个保护功能的启动特征应当是平稳的；

（ii）航空器对飞行控制输入、不稳定大气条件和其他可能条件（包括同时发生的限制事件）的反应没有不利的飞行特性；

（iii）在整个批准的飞行包线和预期的运行条件下，航空器能够继续安全飞行和着陆。

（c）如果安装配平系统，其设计应当：

（1）防止无意的、不正确的或者粗猛的配平操作；

（2）提供安全操作所需的信息。

**VHS.2305起落架系统**

（a）起落架系统应当设计成:

（1）在地面运行过程中，为航空器提供稳定的支撑和必要的控制；

（2）考虑可能的系统失效和可能的运行环境（包括预期的超出限制和应急程序）。

（b）航空器应当有可靠的使其停止的装置，该装置应当具有足够的吸收着陆动能的能力。要求验证中断起飞能力的航空器应当考虑此附加动能。

（c）如果起落架是作动系统的航空器，其设计：

（1）应当具有将起落架保持在着陆位置的可靠措施；

（2）当起落架处于未完全放下状态有危害时，应当具有能够将起落架放下到着陆位置的备用措施。

**VHS.2310漂浮**

（a）如果要求对应急漂浮进行审定，航空器应当：

（1）安装经批准的应急漂浮系统；

（2）应急漂浮系统具有的漂浮单元及其附件能够承受适用的水载荷；并且

（3）在申请人选定的海上条件下保持预期的漂浮姿态。

（b）如果要求对水上迫降进行审定，航空器应当：

（1）安装经批准的应急漂浮系统，且该系统不依赖手动启动；

（2）能够承受适用的水载荷；并且

（3）在申请人选定的海上条件下，表明能够安全入水并保持预期的漂浮姿态。

**VHS.2315撤离设施和应急出口**

（a）航空器应当设计成：

（1）在应急着陆后可能出现的情况下，便于乘员快速和安全地撤离，包括安装应急漂浮系统的航空器的水上迫降；

（2）配备撤离设施（开口、出口、或应急出口），从航空器内部和外部可以容易地定位和打开该设施。打开方式应当简单明了，并在航空器内部和外部进行标识。如果航空器包含应急漂浮系统，撤离设施应当位于预期漂浮姿态下的水面之上。另外，如果要求对水上迫降进行审定，撤离设施应当在所有稳定的漂浮姿态下可用；

（3）应急出口应易于接近。

**VHS.2320乘员物理环境**

（a）航空器应当设计成：

（1）飞行机组与乘客能清晰交流；

（2）保护乘员免受源于高能系统和设备的危害引起的严重伤害，包括在登机和离机期间；并且

（3）保护乘员免受风挡和窗户损坏引起的严重伤害。

（b）在正常运行和可能的失效期间，航空器应当给每位乘员提供压力适宜的空气，并且没有危险浓度的气体、蒸气和烟雾。

**VHS.2325防火**

（a）航空器设计应当尽量减小由以下原因引发火灾的风险：

（1）由于可能的运行环境下产生的热量、辐射的热能或系统故障而引起的火灾；

（2）点燃易燃液体、气体或蒸气；并且

（3）因其特性使火灾蔓延或成为起火源的系统；

（4）一次可生存的应急着陆。

（b）应当采取以下措施，将火灾蔓延的风险降至最低：

（1）在可行的情况下，应向飞行机组提供适当的火警或烟雾告警措施、火情包容措施或灭火措施；

（2）自熄、阻燃或防火材料的使用，应与其安装位置、运行环境和安全运行所需的防火要求相匹配；

（3）座舱内应当配备便于乘员定位、接近和使用的灭火设施。

**VHS.2330指定火区的防火**

（a）位于指定火区内或邻近区域的飞行关键系统、升力/推力装置支架和其它结构应当能经受住着火的影响。

（b）指定火区内发生的火灾或其它存储能量的释放不得妨碍航空器可控紧急着陆。

（c）指定火区内，应急程序期间使用的接线端、设备和电缆应当是耐火的。

**VHS.2335闪电与静电防护**

（a）航空器的设计应当保护航空器免受闪电造成的灾难性后果。

（b）航空器应当被设计成不会因受静电聚积而引起灾难性后果。

## E章 电推进系统

### VHS.2400电推进系统安装

（a）就本章而言，航空器电推进系统应当包括推进所必需的、影响推进安全的每个部件。

（b）安装在航空器上的电推进装置应当根据H章要求随航空器型号合格证获得批准；安装在航空器上的螺旋桨，应当具有型号合格证或者按照局方接受的标准随航空器型号合格证获得批准。

（c）电推进系统安装的构造和布置应当考虑：

（1）可能的运行条件，包括外来物威胁；

（2）运动部件与航空器其他部件及地面等周围环境具有足够的间隙；

（3）运行中可能出现的危害，包括对地面人员的危害；

（4）振动和疲劳。

（d）液体、蒸气或气体的危险积聚应当与航空器和人员舱隔离，并能被安全地包容住或排出。

（e）电推进系统部件应当符合其部件限制要求和安装说明，或者表明不会造成危害。

### VHS.2405功率或者升力/推力控制系统

功率或升力/推力控制系统，是指设定或调节功率或者升力/推力的系统。

（a）功率或者升力/推力控制系统应当设计成在系统正常运行时不得导致不安全状况。

（b）功率或者升力/推力控制系统的任何单一失效或者可能的失效组合不得妨碍航空器继续安全飞行和着陆。

（c）应当防止飞行机组对功率或者推力控制系统的误动，除非不会导致不安全状况。

（d）除非功率或者推力自动控制系统的失效概率为极少发生，否则系统应当：

（1）为飞行机组提供确认系统处于工作状态的措施；

（2）为飞行机组提供超控自动功能的措施，若系统带来的危害超过安全收益；

（3）防止被无意解除。

### VHS.2410电推进系统危险性评估

申请人应当对每个电推进系统进行单独评估及关联其他系统和安装进行评估，以表明电推进系统、部件或者附件任何可能的失效所导致的有害后果不会导致下列情况：

（a）妨碍航空器继续安全飞行和着陆，或者如果无法保证继续安全飞行和着陆，应当使危害减至最小；

（b）造成可以避免的严重伤害；

（c）要求飞行机组为了余下的任何电推进系统继续运行而立即采取行动。

### VHS.2415电推进系统工作特性

（a）在航空器和电推进系统运行限制范围内的正常和应急运行期间，电推进系统不得出现危险特性。

（b）应当使飞行机组能够在空中停止电推进系统，并在制定的工作包线内再起动电推进系统。

### VHS.2420电推进系统防火

对于电推进系统在运行中可能的着火或者过热情况，应当具备隔离和降低其对航空器危害的措施。

**VHS.****2425电池和配电系统**

（a）每个电池(包含动力电池与应急电池)和配电系统，应当满足下列要求：

（1）对于有多套电池及配电系统的，应当设计和布置成各系统之间具有独立性，使得一套系统内的任一部件失效不会导致其他系统电池或者配电功能的丧失；

（2）应当设计和布置成当可能暴露在闪电环境时，能够防止由于闪电的直接影响或者间接影响而导致的灾难性事件；

（3）为电推进系统提供有适当裕度的电能，以确保在所有允许的和可能的运行情况下，考虑可能的部件失效情况，能够安全工作；

（4）向飞行机组提供用于确定剩余可用电能总量的措施和必要的告警，并在系统正常工作时能不间断供电，此时应当考虑电源可能的波动情况；

（5）提供将系统内电池从航空器上安全移除或者隔离的措施；

（6）在任何可能运行情况下能够防止漏电，并将任何可生存应急着陆期间对机上人员的危害降至最低；

（7）在最大连续功率或者推力下提供航空器安全应急着陆最小工作时间的电能。

（b）每个电池系统的安装应当满足下列要求：

（1）电池系统的安装能够承受可能的运行条件下的载荷而不失效；

（2）与人员舱隔离并使人员免受其可能的危害；

（3）电池系统在任何可能妨碍继续安全飞行和着陆的情况下应当具有自动保护功能；

（4）电池系统放出的任何易燃、易爆或有害气体、烟雾或液体，在航空器内的积聚量不得达到危险程度；

（5）从系统中逸出的腐蚀性液体或气体不得损坏继续安全飞行和着陆所必需的周围结构、邻近设备或系统；

（6）电池系统或其单个部件在任何运行过程或在任何失效状态下所能产生的最大热量和压力，不得对继续安全飞行和着陆所必需的航空器结构、设备或系统造成任何危险影响；

（7）对于航空器继续安全飞行和着陆所需的电池系统装置必须具有监测功能，并有措施向飞行机组指示所有关键系统参数的状态。

（c）电池系统持续适航要求：

（1）更换电池时间间隔的维修要求；

（2）替换电池应为同一厂家同一型号的电池，或由局方批准的新电池；

（3）有程序确保电池在存储阶段荷电能力不降级或损坏；

（4）安装前有警告来防止违规替换电池，以避免短路或其它的潜在损坏。

##

## F章 系统和设备

### VHS.2500系统和设备功能通用要求

本条款为对航空器上安装的设备和系统的总体要求，除非本专用条件其他条款对特定设备或者系统另有要求。

（a）航空器按其申请审定的运行类型进行安全运行所要求的系统和设备的设计和安装应能满足下列要求：

（1）具备可接受的安全性水平；

（2）按照型号合格审定要求、空域要求或运行规则要求的系统和设备，其设计和安装应当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）本条(a)款中没有涵盖的系统和设备的设计和安装应当确保其运行不会对航空器及乘员造成不利影响。

### VHS.2505功能和安装

航空器上安装的每个设备，均应当按预期工作。

### VHS.2510系统、设备和安装

除本专用条件另有其他单独要求外，航空器每个系统、设备和安装应当满足下列要求：

（a）每个灾难性的失效状态发生的平均失效概率是极不可能的，且不能由单点失效引起；

（b）每个危险的失效状态发生的平均失效概率是极少发生的；

（c）每个主要的失效状态发生的平均失效概率是非常小的。

### VHS.2515电子和电气系统闪电防护

除非表明航空器不太可能遭遇闪电，否则航空器的设计应当满足以下要求：

（a）对于功能失效会妨碍航空器继续安全飞行和着陆的每一个电子和电气系统，其设计和安装应当符合下列规定：

（1）当航空器遭遇闪电期间及之后，飞机级功能不会受到不利影响；

（2）除非该功能恢复与此系统其他运行或功能要求相冲突，否则在航空器遭遇闪电后，系统应当及时地恢复该功能的正常运行。

（b）对于其功能失效会严重降低航空器或飞行机组应对不利运行条件能力的每一电子和电气系统，其设计和安装应当确保当航空器遭遇闪电后，系统及时地恢复该功能的正常运行。

### VHS.2520高强辐射场（HIRF）防护

（a）对于功能失效会妨碍航空器继续安全飞行和着陆的每一个电子和电气系统，其设计和安装应当符合下列规定：

（1）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；

（2）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，系统应当及时地恢复该功能的正常运行。

（b）对于功能失效会严重降低航空器或者飞行机组应对不利运行条件能力的每一电子和电气系统，其设计和安装应当确保当航空器脱离高强辐射场（HIRF） 环境后，系统及时地恢复该功能的正常运行。

### VHS.2525机载系统电源和配电系统

为所有机载系统供电的电源和配电系统的设计和安装，应当确保：

（a）在所有预期运行条件下，为所连接的负载提供运行需要的电能；

（b）机载系统的电源系统、配电系统或其他用电系统不会出现由于单点失效或故障导致系统不能为航空器继续安全飞行和着陆所需的重要负载供电的情况；

（c）如果主电源供电失效，应有足够的电能，在继续安全飞行和着陆所需时间内，为所有重要负载供电。

### VHS.2530外部和驾驶舱照明

（a）所有照明的设计和安装应当尽量降低对飞行机组履行职责能力的不利影响。

（b）运行规则要求的航行灯和防撞灯，其光强、闪光频率、颜色、覆盖范围和其他特性，应当能为另一架航空器提供足够的时间避免碰撞。

（c）航空器外部应具有一般运行和飞行规则要求的航行灯，其应当包括一个在航空器左侧的红灯和一个在航空器右侧的绿灯。在空间允许的情况下，这两个灯的横向间距应尽可能大，此外，还应包括一个在航空器尾部或翼尖上的后向白灯。

（d）起飞和着陆灯的设计和安装，应当能为夜间运行提供足够的照明。

（e）航空器内部和外部照明的设计和安装，应当保证飞行机组和乘员在以下情况必要的照明条件：

（1）执行飞行机组指令时；

（2）使用VHS.2535条中的安全设备时。

### VHS.2535安全设备

民用航空运行规章要求的安全和救生设备，应当可靠、易于接近和识别，并清晰地标识操作方法。

### VHS.2540含高能转子的设备

含高能转子的设备的设计和安装，应当保护乘员和航空器免受非包容性碎片的危害。

### VHS.2545飞行记录器

（a）航空器应具有可靠的记录和保存航空器运行重要数据的功能。

（b）航空器上安装的符合民用航空运行规则要求的飞行记录器应：

（1）记录器的安装应确保能准确记录航空器运行过程中的重要数据，并对数据进行适当的安全保护措施，以支持事故调查，这些安全保护措施应考虑碰撞、浸水或火灾的影响；

（2）由最可靠的电源供电，并尽可能保持长时间的供电，且不影响重要或应急负载的工作和航空器的应急操作；

（3）记录器外部的单一电气失效，不能使记录器停止工作；

（4）具备事故后定位数据储存介质的特征；

（5）记录器的外观应具有明显可识别的标记或标识；

（6）当航空器以自身动力移动时，记录器应能自动记录；

（7）以可接受的格式进行记录。

### VHS.2550自动飞行

（a）应确保自动飞行不会对航空器产生危险的载荷和航迹偏移。这一要求适用于航空器自动飞行功能处于无故障的运行情况，前提是假设飞行机组在一段合理时间内开始采取纠正措施。

（b）在使用自动飞行功能的情况下，应确保航空器不得超过正常飞行包线的速度范围内的一个可接受的裕度。如果航空器超出该裕度范围，应确保自动飞行不得导致不安全的速度。

（c）应考虑自动飞行功能的失效，任何自动飞行功能失效可能导致航空器面临危险的载荷或航迹偏移的情况，应有措施告知给飞行机组，确保飞行机组在合理时间内采取纠正措施。

（d）在航空器自动飞行功能使用的定位功能失效或发生精度降低时，应有措施告知飞行机组。

## G章 飞行机组界面和其他资料

### VHS.2600飞行机组界面

（a）驾驶舱及其设备的设计和布局，包括飞行机组视界的设计，应当使得飞行机组能够在航空器允许的任何飞行包线内执行任务，而无需过多的专注、技巧、警觉或过分的体力。

（b）申请人应当安装飞行、导航、监视及电推进系统装置的操纵器件和显示设备，以便飞行机组可以监控并执行规定的与系统和设备预期功能相关的任务。系统和设备的设计应当将可能导致额外危害的飞行机组差错减至最小。

### VHS.2605安装和使用信息

（a）应当标识适用的、与飞行机组界面有关的每一设备。包括名称、功能或使用限制，或这些要素的组合。

（b）应当以可识别的方式向飞行机组提供控制和监视航空器所要求的系统使用参数，包括警告、戒备及正常指示。

（c）涉及系统运行不安全状态的信息应当及时提供给飞行机组，以便采取纠正措施。这些信息应当足够清晰以避免可能的人为差错。

（d）与安全设备有关的信息应当易于识别，其操作方法应当有明确的标记。

### VHS.2610标记和标牌

（a）每架航空器应当醒目地显示运行所需的标牌和仪表标记。

（b）应当清晰地标明驾驶舱内除主操纵器件外的每一操纵器件的功能。

（c）飞行手册中应当包括仪表标记和标牌资料。

### VHS.2615飞行、导航和电推进系统仪表

（a）在每个飞行阶段，安装的系统应当为飞行机组提供所需信息，使其能够设置或监控飞行、导航和电推进系统的参数。这些信息应当满足以下要求：

（1）信息给出的方式应使得飞行机组能够监控航空器运行所需的参数并判定其变化趋势，以操纵航空器；并且

（2）包括限制信息，除非在所有预期运行中不会超过这些限制。

（b）集成了操纵航空器所需的飞行或运行规章所要求的飞行或者电推进系统参数的指示系统，应当满足下列要求：

（1）在任何正常工作模式下，都不得抑制包括飞行机组所需的飞行或电推进系统参数的主显示。

（2）与其他系统结合设计和安装,以便在出现任一单独失效或者可能的失效组合后,仍能及时向飞行机组提供继续安全飞行和着陆所需的关键信息。

### VHS.2620航空器飞行手册

（a）申请人应当提供航空器飞行手册，该手册应当随每架航空器交付，并包含以下信息:

（1）航空器使用限制和使用程序；

（2）性能资料；

（3）配载资料；

（4）仪表标记和标语牌资料；

（5）航空器安全运行所需的任何其他资料。

（b）本条(a)项规定的内容，应当由局方按规定的程序批准。

### VHS.2625持续适航文件

（a）申请人应当按本专用条件附录A，编制可被局方接受的持续适航文件。

（b）如果有计划保证在交付第一架航空器或颁发标准适航证之前，完成持续适航文件，则这些持续适航文件在颁发型号合格证时，可以是不完备的。

H章 电推进装置适航要求

**H.1 总则**

**VHS.2700概述**

申请人应当表明所选电推进装置符合本章节规定的要求。

**VHS.2701持续适航文件**

申请人应当根据本规定附录A编制局方可接受的持续适航文件。

**VHS.2702电推进装置安装和使用说明手册**

申请人应当提供电推进装置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）包含电推进装置安装附件的位置，将电推进装置安装到航空器的方法，以及安装附件和相连结构的最大允许载荷；

（2）电推进装置与附件、管件、导线和电缆、导管及螺旋桨整流罩连接的位置和说明；

（3）包括总体尺寸的电推进装置轮廓图；

（4）定义电推进装置与航空器和航空器设备，及螺旋桨的物理和功能界面；

（5）如果电推进装置所依靠的部件不是电推进装置的组成部分，则其界面条件和可靠性要求应当在电推进装置安装说明手册中直接规定；

（6）应当给出电推进装置控制所需的仪表清单，包括控制电推进装置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）对于有一个动力电机绕组不工作额定功率的航空器电推进装置，申请人应当提供电推进装置性能特性和变化的数据，以便能够建立航空器功率保证程序；

（5）电推进装置控制系统的主模式、所有可选模式和任何备份系统及其相关限制的描述，以及电推进装置控制系统及其与航空器的系统、螺旋桨之间的界面描述。

（c）安全分析假设。

针对VHS.2733（d）中描述的关于安全装置、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分析假设。

**VHS.2703电推进装置额定功率和使用限制**

（a）电推进装置额定功率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。

（b）根据下列因素确定电推进装置额定功率和使用限制：

（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；以及

（iii）额定最大瞬时功率及持续时间。

（2）工作周期及在该工作周期下的额定功率。

（3）冷却液等级或规格。

（4）供电要求。

（5）电推进装置安全运行所必需的任何其他功率或限制。

**VHS.2704电推进装置功率和推力额定值的选定**

（a）申请人应当选定所申请的电推进装置功率和推力额定值。

（b）选定的每种额定值应当是所有同型号电推进装置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。

**H.2 设计和构造**

**VHS.2705材料**

电推进装置所用材料的适用性和耐久性应当满足下列要求：

（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。

**VHS.2706防火**

（a）电推进装置的设计和构造及所用的材料应当使着火和火焰蔓延的可能性减至最小。此外，电推进装置的设计和构造应当使出现导致结构失效、过热或其他危险状态的内部着火的可能性减至最小。

（b）高压电缆交联系统应当能够防止电弧故障，对未保护的电缆应当进行分析表明电弧故障不会导致电推进装置危险的后果。

（c）电推进装置的设计应当保证在所有可能着火点上具备温度检测的能力，并能向飞行机组反馈。

**VHS.2707耐用性**

电推进装置的设计与构造应当使得电推进装置在翻修周期之间不安全状态的发展减至最小。

**VHS.2708电推进装置冷却**

（a）电推进装置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）如果冷却需要满足VHS.2733的要求，则应当在电推进装置安装说明手册中记录冷却系统的监控功能和操作。

**VHS.2709电推进装置的安装附件和结构**

（a）应当规定电推进装置安装附件和相连的电推进装置结构的最大允许的限制载荷和极限载荷。

（b）该电推进装置安装附件和相连的电推进装置结构应当能承受下列载荷：

（1）规定的限制载荷没有永久变形；

（2）规定的极限载荷没有失效，但可以出现永久变形。

**VHS.2712超速**

（a）根据VHS.2733（g）（2）的规定，转子超速不得导致电推进装置危险的后果中的转子爆裂、变形或损坏。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，适用的设定转速应当声明并证明合理。

（b）转子应当具有足够的强度裕度，在超过审定运行条件和转速条件下，不出现(a)所述的转子爆裂、变形或损坏。爆裂余量应当通过试验、有效的分析或两者结合的方法来证明。

（c）电推进装置转速不得超过可能影响转子结构完整性的运行速度限制。

**VHS.2715电推进装置控制系统**

（a）适用性。本条款适用于电推进装置设计中控制、限制，监控或保护电推进装置工作，及电推进装置持续适航所必需的系统或设备。

（b）电推进装置控制。电推进装置的控制系统应当确保电推进装置不会出现任何不可接受的工作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。

（c）设计保证。软件和复杂的电子硬件，包括可编程逻辑设备，应当：

（1）通过结构化和系统化的方法设计和研制，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；以及

（2）采用局方可接受的方法证明。

（d）确认。申请人应当通过试验、有效的分析或两者结合的方法证明电推进装置控制系统以下列方式实现预期的功能：

（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，使电推进装置工作在批准的使用限制之内；

（2）在声明的电推进装置使用条件范围内，电推进装置的功率或推力调节应具有足够的灵敏度；和

（3）不产生不可接受的功率或推力振荡。

（e）环境限制。不能通过持久性试验、有效的分析或两者结合的方法证明的环境极限应当通过VHS.2763系统和部件试验来证明。

（f）电推进装置控制系统失效。申请人应当将电推进装置控制系统设计和构造成：

（1）失去功率控制（LOPC）事件的发生率不大于预期应用的安全目标；

（2）在全勤构型中，经局方确定，对于LOPC事件相关的电子、电气和电气探测的失效，可以容忍单一故障；

（3）电推进装置控制系统部件的单点失效不会导致电推进装置危险的后果；

（4）在航空器预期应用中，不允许存在可能的失效或异常导致电推进装置控制系统失效。

（g）系统安全评估。申请人应当进行电推进装置控制系统的系统安全评估。该项评估应当确定影响电推进装置工作特性的故障或失效，以及这些故障或失效预期的发生频率。应当考虑航空器预期应用以确保对电推进装置控制系统安全性评估是有效的。

（h）保护系统。电推进的控制设备和系统的设计和功能，以及电推进装置的仪表、操作说明和维护说明，应当确保电推进装置的使用限制在服役中不会被超出。

（i）航空器提供的数据。单点失效引起的航空器提供的数据（除了来自航空器的推力或功率指令信号），或独立的电推进装置之间共享的数据丢失、中断或损坏，应当：

（1）航空器上的任何电推进装置不得导致VHS.2733（g）（2）中定义的电推进装置危险的后果；

（2）能被电推进装置控制系统探测和包容。

（j）电推进装置控制系统电源。

（1）电推进装置控制系统的设计应当确保电源失去、异常或中断时，不会导致VHS.2733（g）（2）中定义的电推进装置危险的后果，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电推进装置继续运行。电推进装置控制系统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）申请人应当识别并在电推进装置安装说明手册中声明：航空器提供给电推进装置控制系统用于起动和运转电推进装置所需电源的需求和特性，包括瞬态和稳态电压限制值，或电推进装置能量回馈的电源，以及电推进装置安全运行所需的其他任何特性。

**VHS.2718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装置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装置在其使用限制内工作的仪表的安装规定。按照提出的安全分析或任何其他的规范要求，如果所依赖的仪表在假定航空器的安装中不是强制的，则该仪表应当在电推进装置安装说明中指定，并在电推进装置批准文件中声明为强制性的。

（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）此外，作为VHS.2715（g）系统安全评估的一部分，申请人应当评估仪表，传感器或接头错误装配的可能性及后果，应当在系统中采用防错设计。

（e）申请人应当提供机组人员监测电推进装置冷却系统功能的仪表，除非有证据表明：

（1）其他现有仪表可以给出失效或即将失效的适当警报；或者

（2）在发现冷却系统失效之前不会导致电推进装置危险的后果；或者

（3）冷却系统失效的概率是极其微小的。

**VHS.2721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，以防止产生不可接受的工作特性和电推进装置危险的后果。

（b）电推进装置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不超过最低材料特性。

**VHS.2724关键件与限寿件**

（a）应当通过安全分析或以局方可接受的方式，表明转子或运动部件、轴承、轴、定子和非冗余的安装部件在其整个使用寿命内作为关键件或限寿件进行分类、设计、制造和管理。

（1）关键件指应当满足规定的完整性规范以避免其失效的主要部件，该部件失效可能导致VHS.2733（g）（2）中定义的电推进装置危险的后果；

（2）限寿件包括但不限于转子和定子组件，其由于机构低周疲劳（LCF）或驱动机构LCF与蠕变耦合失效，或其他失效模式，可能导致电推进装置危险的后果。寿命限制是一种操作限制，规定了部件在申请人应当将其从电推进装置上拆下之前，可承受的最大允许飞行循环数；

（3）关键件或限寿件应当在VHS.2701要求的持续适航文件中明确。

（b）在确定每个关键件或限寿件的完整性时，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。

**VHS.2727功率响应**

电推进装置的设计和构造应当满足下列要求：

（a）从最小功率增大到最大额定功率，不造成电推进装置不利影响。

（b）在飞行和地面状态，规定时间间隔内所获得的最小功率增大到最大额定功率，保证航空器安全运行。

（c）从最小扭矩增大到最大额定扭矩，不造成航空器或电推进装置不利影响，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。

**VHS.2730持续转动**

如果设计允许电推进装置在飞行过程中停车后电推进装置仍持续转动，任何持续的转动不得导致VHS.2733（g）（2）所定义的电推进装置危险的后果。

**VHS.2733安全分析**

（a）安全性分析考虑。

（1）为了评估预期可能发生的所有失效的后果，应当对电推进装置进行分析，分析中应当考虑：

（i）与典型电推进装置安装相关的飞机级装置和程序假设，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装置危险的后果的失效。

（2）申请人应当总结可能导致本条（g）中定义的电推进装置重大的后果或电推进装置危险后果的失效，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装置危险的后果的任何电推进装置零件。

（b）如果依靠安全系统以防止失效发展到导致电推进装置危险的后果的程度，则应当分析安全系统与电推进装置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、早期警告装置、维修检查和其他类似的设备或程序。应按VHS.2702要求确定，与这些项目可靠性有关的安全分析假设，且应当在安全分析和安装说明手册中明确。

（c）如果安全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，为防止电推进装置危险的后果的发生，维修措施和间隔期应当在VHS.2701要求的持续适航文件中公布。另外，如果电推进装置维修的错误，可能导致电推进装置危险的后果，则应当在相关航空器或电推进装置手册相关章节中包含适当的程序；

（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VHS.2702要求建立的使用说明手册应规定飞行机组人员的操作。

（d）应当使用本条（g）中的失效定义，遵守本条（a）（2）的要求。

（e）如果部件的失效可能导致电推进装置危险的后果，那么申请人可以通过满足VHS.2705，VHS.2712和VHS.2724（如适用）规定的完整性要求来表明本条款符合性，但应当在安全性分析中说明这些情况。

（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分析中已声明的情况之外，以下失效定义适用于电推进装置：

（1）不妨碍电推进装置以VHS.2715（d）款的方式符合型号设计要求和预期功能，符合VHS.2727、VHS.2757和VHS.2775可操作性要求，这种失效应认为是电推进装置轻微的后果。

（2）以下后果认为是电推进装置危险的后果：

（i）非包容的高能碎片；

（ii）与飞行机组命令的推力方向相反的较大的推力；

（iii）不可控火情；

（iv）电推进装置的安装失效，导致非故意的电推进装置脱开；

（v）电推进装置引起的螺旋桨脱开；

（vi）完全失去电推进装置停车能力；

（vii）飞行机组、乘客、操作人员、维护人员或其他人员触电；和

（viii）电推进装置在温度限制内运行所需的冷却系统堵塞。

（3）严重程度介于电推进装置轻微的后果和电推进装置危险的后果之间的后果是电推进装置重大后果。

（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。

**VHS.2736吸入**

（a）从可能来源（外来物、鸟类、雹）的吸入不得导致VHS.2733（g）（2）所定义的电推进装置危险的后果或不可接受的功率损失。

（b）在整个电推进装置工作范围内吸入雨水不得导致异常运行，如停车、功率损失、运行不稳定或功率振荡。

（c）如果电推进装置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装置危险的后果，则应当在电推进装置安装说明手册中记录这些特征、附件和系统。

（d）未经评估的吸入源应当在电推进装置安装说明手册中声明。

**VHS.2739冷却系统**

（a）用于冷却电推进装置部件的冷却系统的设计和构造，应当保证电推进装置在预期工作的飞行姿态、大气条件和维护周期下能正常地工作。

（b）申请人应当通过试验、有效的分析或两者结合的方法证明本条款（a）的冷却特性和功能。

（c）如果用于冷却电推进装置部件的冷却系统不是独立的，则其界面条件应当在电推进装置安装说明手册中规定。

（d）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止零件不会：

（1）在正常工作压力和最大工作压力作用时，出现超过使用限制的永久变形，或者发生可能导致电推进装置危险的后果的泄漏；

（2）当承受大于最大可能压力时，出现破裂或爆破。

（e）在满足本条（d）款要求时应当考虑：

（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；和

（4）型号设计允许的任何不利几何形状，如最小实体和最小半径；

（5）应当在电推进装置安装说明手册中列出批准的冷却液。

**VHS.2740电推进装置的电气系统**

（a）作为电推进装置型号设计的一部分，任何提供、使用、调节或分配电能的系统和设备，应当保证电推进装置持续适航性并保持电推进装置额定功率。

（b）电气系统应当确保安全地传输电能，负载的减少不会导致电推进装置任何不可接受的工作特性或超出使用限制。

（c）电源分配。

（1）电推进装置的配电系统应当设计成能够安全地传输电能，电能的失去、异常或中断不会导致VHS.2733（g）（2）所定义的电推进装置危险的后果；

（2）系统的设计和维护应当能够承受所有地面和飞行操作期间的正常和非正常状态；

（3）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推进装置，隔离措施应当有防止被误动的措施；

（4）在任何可能运行情况下能够防止漏电。

（d）保护系统。当功率条件超过设计限制时，电推进装置的电气系统或设备应当中断电能传输。

（e）环境限制。不能通过持久性试验、有效的分析或两者结合的方法证明的环境极限应当通过VHS.2763系统和部件试验来证明。

（f）电气系统失效。申请人应当将电推进装置的电气系统设计和构造成：

（1）失去功率控制（LOPC）事件的发生率不大于预期应用的安全目标；

（2）在全勤构型中，由局方确定，对于LOPC事件相关的电子、电气和电气探测的失效，可以容忍单一故障；

（3）电推进装置的电气系统部件的单点失效不会导致电推进装置危险后果；

（4）在航空器预期应用中，电气系统部件不允许存在可能的失效或异常导致电推进装置失效。

（g）系统安全评估。申请人应当进行系统安全评估。该项评估应当识别影响正常工作特性的故障或失效，以及这些故障或失效预期的发生频率。应当考虑航空器预期应用以确保对电推进装置的安全性评估是有效的。

（h）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。

（i）系统的设计和安装，包括布线、附件和连接器，应将高压系统中的漏电风险及人员触电风险降至最低，高压电缆应清晰可识别。

**H.3试验**

**VHS.2742振动演示**

（a）电推进装置的设计和构造应当使其在转子转速和输出功率的正常运行范围内（包括所定义的正常超限）工作，不会由于振动而引起电推进装置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）每型电推进装置应当进行振动评估，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。

**VHS.2745超扭试验**

如果申请获得瞬态最大电推进装置超扭批准，申请人应当通过试验、有效的分析或两者结合的方法证明电推进装置在最大超扭条件下运行后，无需采取维修措施仍能继续运行。在为证明符合本条款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，每个电推进装置部件或单个部件组应当满足VHS.2769要求。

**VHS.2748校准试验**

每型电推进装置应当进行校准试验，以确定VHS.2751和VHS.2760规定的持久性和耐久性演示前后电推进装置的功率特性和状态。

**VHS.2751持久性演示**

（a）申请人应当以局方接受的方法对电推进装置进行持久性演示，以证明电推进装置的极限能力。

（b）持久性演示应当包括电推进装置在额定性能水平、运行限制和验证电推进装置极限能力所需的任何条件范围内，不同持续时间下电推进装置功率增减与能量反馈大小的试验。

**VHS.2754温度限制**

电推进装置设计应当证明其具有在其温度限制之上一定温度裕度下运行的能力。申请人应当量化并向局方表明每个额定条件下的温度裕度。对所声明的工作循环、相关额定值以及可能影响温度限制的运行环境应当进行反复试验。

**VHS.2757运行演示**

电推进装置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。

**VHS.2760耐久性演示**

电推进装置应当进行耐久性演示，以证明电推进装置每个部件的设计与构造使得电推进装置在翻修周期之间不安全状态的发展减至最小。该试验应当模拟使用中所预期的电推进装置工作状态，包括典型的起动-停车循环。

**VHS.2763系统和部件试验**

（a）对不能按照VHS.2751进行持久试车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的那些部件的温度限制，以确保其良好的功能、可靠性和耐久性。

**VHS.2766转子锁定演示**

如果通过锁定转子的方法阻止电推进装置持续转动，则电推进装置应当证明：

（a）可靠的转子锁定性能；

（b）可靠的解锁性能；和

（c）不会导致VHS.2733（g）（2）所定义的电推进装置危险的后果。

**VHS.2769分解检查**

申请人应当遵守本条（a）或（b）款的规定：

（a）分解评估。

（1）持久性演示和耐久性演示后，每台电推进装置应当完全分解。按VHS.2701提交的资料，评审每个电推进装置零部件和冷却液应当符合服役限制并且应仍然可以安装在电推进装置上继续使用；

（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装置部件进行分解，则应当根据持久性演示和耐久性演示确定这些部件的寿命限制，并记录在VHS.2701要求的持续适航文件中。

**VHS.2775电推进装置-变距螺旋桨系统运转**

申请人应当使用有代表性的螺旋桨进行功能性试验，包括顺桨。该试验以局方接受的方法进行，作为持久性演示、耐久性演示和运行演示的一部分。

**VHS.2778台架试验的一般实施**

（a）在做台架试验时，每个申请人可用同一设计和结构的几台电推进装置分别进行振动演示、校准试验、持久演示和运行演示。如果用一台电推进装置单独进行持久演示，则该电推进装置在持久演示开始之间，应当进行校准检查。

（b）在台架试验过程中，按照VHS.2701持续性适航文件对电推进装置进行必要的维护。

（c）申请人根据符合VHS.2702 的要求提交维修和维护说明书，可以对在台架试验期间的电推进装置进行维修和维护。在下列情况，申请人应当对电推进装置或其零部件进行局方认为必要的维修和任何附加试验：

（1）非例行维护频次过高；

（2）由于电推进装置异常，停车次数过多；

（3）在台架试验期间或分解检查的结果认为有必要大修的；

（4）在台架试验期间或分解检查的结果认为有必要更换零件的。

（d）在完成适航标准中规定的所有演示和测试后，电推进装置或其零部件应当：

（1）在可用范围内；

（2）可继续安全运行；

（3）能够在限制范围内规定的额定值下运行。

附录A 持续适航文件

申请人应当满足以下要求编制审定方可接受的持续适航文件。如果有计划保证在交付第一架航空器之前或者在颁发标准适航证之前，完成这些文件，则这些文件在型号合格审定时可以是不完备的。

**VHS.A.1总则**

（a）本附录为持续适航文件编制要求。

（b）航空器的持续适航文件应当包含以下内容：

（1）适航性限制要求（包括适航限制项目和审定维修要求）、结构修理相关内容、电力线路互联系统持续适航内容以及载重平衡内容；

（2）其他由AEG负责审查的持续适航文件或内容；

（3）电推进装置和螺旋桨（以下统称“产品”）的持续适航文件；

（4）中国民用航空规章所要求的设备的持续适航文件，以及所需的有关这些设备和产品与航空器相互联接关系的资料。

（5）如果装机设备或产品的制造商未提供持续适航文件，则航空器持续适航文件应当包含上述对航空器持续适航必不可少的资料。

（c）应当向局方提交一份文件，说明如何分发由申请人或装机产品和设备的制造商对持续适航文件的更改资料。

**VHS.A.2格式**

（a）应当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）手册的编排格式应当实用。

**VHS.A.3航空器手册内容**

手册的内容应当用中文或局方接受的其他语言编写。持续适航文件应当包括下列手册或章节以及下列资料：

（a）航空器维修手册或章节

（1）概述性资料，包括在维修或预防性维修所需范围内对航空器特点和数据的说明；

（2）航空器及其系统和安装（包括电推进装置、螺旋桨和设备）的说明；

（3）说明航空器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和限制）；

（4）软件版本检查及升级程序;

（5）勤务工作资料。

（b）维修说明

（1）航空器及其电推进装置、螺旋桨、附件、仪表和设备的每个零件的定期维修资料，该资料提供上述各项应予清洗、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，需要专业化的维修技术、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商索取上述资料。荐用的翻修周期和与适航限制章节的相互参照也应当列入。此外，申请人应当提交一份包含航空器持续适航所需检查频次和范围的检查大纲。

（2）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。

（3）说明拆卸与更换产品和零件的顺序和方法以及应采取的必要防范措施的资料。

（4）其他通用程序说明，包括系统地面运转试验、对称检查、称重和确定重心、顶升和支撑以及存放限制程序。

（c）结构接近口盖图，无接近口盖时应提供接近检查所需的资料。

（d）如规定做特种检查（包括射线和超声波检验），提供如何进行特种检查的细节资料。

（e）检查后对结构进行防护处理所需的资料。

（f）关于结构紧固件的所有资料，如标识、报废建议和拧紧力矩。

（g）所需专用工具清单。

### VHS.A.4适航限制章节

持续适航文件应当包含标题为适航限制的章节，该章节应当单独编排并与文件的其他部分明显地区分开来。该章节应当规定型号合格审定所要求的强制性更换时间、结构检查时间间隔和有关的结构检查程序。如持续适航文件由多本文件组成，则本条要求的适航限制章节内容应当列入主要手册中。应当在该章节显著位置清晰声明：“本适航限制章节已经CAAC批准，规定了中国民用航空规章有关维修和运行的条款所要求的维修，如果局方已另行批准使用替代的大纲则除外。”