咨 询 通 告

中国民用航空局航空器适航审定司

编　　号：AC-21-AA-2026-45

下发日期：2026 年 2 月 12 日

动力提升航空器适航标准

动力提升航空器适航标准

1 目的

本咨询通告提供了动力提升航空器型号合格审定的指导材料，适用于有人驾驶的，纯电供能分布式电推进系统的，最大起飞重量不超过 5700 公斤，最大乘客数不超过 9 座，非增压座舱的，最大使用限制速度或最大结构巡航速度（二者取大者）不超过 463 公里/小时的动力提升航空器。

动力提升航空器是一种重于空气的航空器，能够垂直起飞、垂直着陆和低速飞行，主要依靠以发动机驱动的升力装置或发动机推力在这些飞行状态期间提供升力，并且依靠非旋转翼面在水平飞行时提供升力。

本咨询通告给出的动力提升航空器适航标准，用于符合中国民用航空规章 CCAR-21 部 21.17 条第（二）款规定的特殊类别航空器中适用动力提升航空器型号设计及其更改所需满足的适航要求。

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。

3 废止

不适用。

4 相关文件

（1）《民用航空产品和零部件合格审定规定》（CCAR-21）；

（2）《正常类飞机适航规定》（CCAR-23）；

（3）《正常类旋翼航空器适航规定》（CCAR-27）；

（4）《航空发动机适航规定》（CCAR-33）；

（5）《螺旋桨适航规定》（CCAR-35）；

（6）《电推进系统专用条件编制指南》（AC-21-AA-2024-20）。

本咨询通告中引用的文件都为现行有效版本，除非特别说明。

5 **动力提升航空器审定要求**

申请人可以使用附件 1 中的适航性标准作为满足适用的动力提升航空器的合格审定基础。如果没有新颖独特设计，局方在型号合格审定时不要求再单独制定专用条件，可使用本适航标准作为合格审定基础。如果申请人采用了新颖独特设计，本适航标准不能完全覆盖或不适用时，局方将根据《颁发专用条件、批准豁免和做出等效安全水平结论的程序》（AP-21-AA-2023-17）制定相应的专用条件。

对于适用于本咨询通告的动力提升航空器所安装的电动发动机和螺旋桨，可作为电动航空器的一部分按照附件 1 中 H 章和 I 章要求，随动力提升航空器型号合格证获得批准；也可按局方可接受的适航标准单独进行型号合格审定。

6 **附则**

本咨询通告自 2026 年 2 月 12 日生效。

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。

附件 1

动力提升航空器适航标准

目　　录

A章 总则 …… 1
CPL.2000条 适用范围及定义 …… 1
CPL.2005条 动力提升航空器的审定 …… 2
CPL.2010条 可接受的符合性方法 …… 2
B章 飞行 …… 3
第一节 性能 …… 3
CPL.2100条 重量和重心 …… 3
CPL.2105条 性能数据 …… 3
CPL.2110条 最小安全速度 …… 4
CPL.2115条 起飞性能 …… 4
CPL.2120条 爬升要求 …… 5
CPL.2125条 爬升性能数据 …… 5
CPL.2130条 着陆 …… 5
第二节 飞行特性 …… 6
CPL.2135条 操纵性和机动性 …… 6
CPL.2140条 操纵力和配平 …… 7
CPL.2145条 稳定性 …… 7
CPL.2150条 最小安全速度飞行特性及警告 …… 8
CPL.2155条 地面和水上操纵特性 …… 8
CPL.2160条 振动、抖振和高速特性 …… 8

CPL.2165条 在结冰条件下飞行所要求的性能和飞行特性 …… 9
C 章 结构 ……10
第一节 一般规定 ……10
CPL.2200 条 结构设计包线 ……10
CPL.2205 条 系统和结构的相互影响 ……11
第二节 结构载荷 ……11
CPL.2210 条 结构设计载荷 ……11
CPL.2215 条 飞行载荷情况 ……11
CPL.2220 条 地面载荷和水载荷情况 ……12
CPL.2225 条 部件载荷情况 ……12
CPL.2230 条 限制和极限载荷 ……13
第三节 结构性能 ……13
CPL.2235 条 结构强度 ……13
CPL.2240 条 结构耐久性 ……13
CPL.2241 条 气动机械稳定性 ……14
CPL.2245 条 气动弹性 ……14
第四节 设计 ……14
CPL.2250 条 设计和构造原理 ……14
CPL.2255 条 结构保护 ……15
CPL.2260 条 材料和工艺 ……15
CPL.2265 条 特殊安全系数 ……16
第五节 结构乘员保护 ……17

CPL.2270 条 应急情况 ……17
D 章 设计和构造 ……19
第一节 一般规定 ……19
CPL.2300 条 飞行操纵系统 ……19
CPL.2305 条 起落架系统 ……19
CPL.2310 条 漂浮 ……20
CPL.2311 条 鸟撞 ……21
第二节 乘员系统设计保护 ……21
CPL.2315 条 撤离设施和应急出口 ……21
CPL.2320 条 乘员物理环境 ……21
第三节 防火和高能保护 ……22
CPL.2325 条 防火 ……22
CPL.2330 条 火区和邻近区域的防火 ……23
CPL.2335 条 闪电和静电防护 ……23
E 章 动力装置 ……24
CPL.2400 条 动力装置安装 ……24
CPL.2405 条 功率或者升力/推力控制系统 ……24
CPL.2410 条 动力装置安装危害性评估 ……25
CPL.2415 条 动力装置防冰 ……25
CPL.2425 条 动力装置工作特性 ……25
CPL.2430 条 动力电池和配电系统 ……26
CPL.2440 条 动力装置防火 ……27

F 章 系统和设备……28
CPL.2500 条 飞机级系统要求 ……28
CPL.2505 条 功能和安装 ……28
CPL.2510 条 系统、设备和安装 ……28
CPL.2515 条 电子和电气系统闪电防护 ……28
CPL.2517 条 电气线路互联系统 ……29
CPL.2520 条 高强辐射场防护 ……29
CPL.2525 条 电源和配电系统 ……30
CPL.2530 条 外部和驾驶舱照明 ……30
CPL.2535 条 安全设备 ……31
CPL.2540 条 在结冰条件下飞行 ……31
CPL.2550 条 含高能转子的设备 ……31
CPL.2555 条 飞行记录器的安装 ……31
G 章 飞行机组界面和其他信息 ……33
CPL.2600 条 飞行机组界面 ……33
CPL.2605 条 安装和使用 ……33
CPL.2610 条 仪表标记、操纵器件标记及标牌 ……33
CPL.2615 条 飞行、导航和动力装置仪表 ……34
CPL.2620 条 航空器飞行手册 ……34
CPL.2625 条 持续适航文件 ……35
H 章 电动发动机 ……36
第一节 一般规定 ……36

CPL.3300 条 概述 ……36
CPL.3304 条 持续适航文件 ……36
CPL.3305 条 电动发动机安装和使用说明手册 ……36
CPL.3307 条 电动发动机额定功率和使用限制 ……38
CPL.3308 条 电动发动机功率和扭矩额定值的选定 ……38
第二节 设计和构造 ……39
CPL.3315 条 材料 ……39
CPL.3317 条 防火 ……39
CPL.3319 条 耐久性 ……40
CPL.3321 条 电动发动机冷却 ……41
CPL.3323 条 安装构件和结构 ……41
CPL.3325 条 附件连接装置 ……41
CPL.3326 条 电动发动机电气系统 ……42
CPL.3327 条 超速 ……44
CPL.3328 条 电动发动机控制系统 ……44
CPL.3329 条 仪表连接 ……47
CPL.3362 条 应力分析 ……48
CPL.3363 条 振动 ……48
CPL.3364 条 液体和气体系统 ……48
CPL.3370 条 关键件和限寿件 ……49
CPL.3371 条 润滑系统 ……51
CPL.3373 条 功率响应 ……51

CPL.3374 条 持续转动 ……51
CPL.3375 条 安全性分析 ……52
CPL.3377 条 外物吸入 ……55
第三节 演示和试验 ……55
CPL.3383 条 振动演示 ……55
CPL.3384 条 超扭试验 ……56
CPL.3385 条 校准试验 ……56
CPL.3387 条 持久演示 ……56
CPL.3388 条 超温试验 ……56
CPL.3389 条 工作演示 ……57
CPL.3390 条 耐久演示 ……57
CPL.3391 条 系统和部件试验 ……57
CPL.3392 条 转子锁定演示 ……57
CPL.3393 条 分解检查 ……58
CPL.3394 条 包容性 ……58
CPL.3395 条 电动发动机—螺旋桨系统试验 ……59
CPL.3399 条 台架试验的一般实施 ……59
I 章 螺旋桨 ……60
第一节 一般规定 ……60
CPL.3501 条 概述 ……60
CPL.3503 条 螺旋桨安装和使用说明手册 ……60
CPL.3504 条 持续适航文件 ……61

CPL.3505 条 螺旋桨的额定值和使用限制 ……61
CPL.3507 条 特征和特性 ……61
第二节 设计和构造 ……62
CPL.3515 条 安全性分析 ……62
CPL.3516 条 螺旋桨关键件 ……64
CPL.3517 条 材料和制造方法 ……64
CPL.3519 条 耐久性 ……65
CPL.3521 条 可变距和可反桨螺旋桨 ……65
CPL.3522 条 可顺桨螺旋桨 ……65
CPL.3523 条 螺旋桨控制系统 ……66
CPL.3524 条 强度 ……67
第三节 试验和检查 ……67
CPL.3533 条 总则 ……67
CPL.3534 条 检查、调整和修理 ……68
CPL.3535 条 离心载荷试验 ……68
CPL.3536 条 鸟撞 ……69
CPL.3537 条 疲劳极限和评估 ……69
CPL.3538 条 闪电 ……70
CPL.3539 条 持久试验 ……70
CPL.3540 条 功能试验 ……72
CPL.3541 条 超转和超扭 ……72
CPL.3542 条 螺旋桨控制系统部件 ……73

附录 A　持续适航文件编制要求……74
CPL. A1 一般规定 ……74
CPL. A2 格式 ……74
CPL. A3 内容 ……74
CPL. A4 适航限制章节 ……77

A 章 总则

CPL.2000 条 适用范围及定义

（a）本标准规定了颁发动力提升航空器型号合格证及其更改的适航要求。

（b）以下定义适用于本标准：

（1）临界动力变化是指对飞行性能或操纵品质产生最不利影响的飞行控制系统或动力装置的单个或组合失效，并且这些失效未被证明为极不可能发生。

（2）电动发动机是指将电能转换为机械能，为螺旋桨提供转速和扭矩的设备，由动力电机、动力电机控制器及其附件组成。

（3）电推进系统是指将电能转换为机械能，为动力提升航空器提供升力或推力的系统，由电动发动机、螺旋桨及其附件组成。

（4）动力装置是指为动力提升航空器提供动力的装置，由电推进系统、动力电池及其配电系统等构成。

（5）航空器飞行形态包括多旋翼形态、固定翼形态和过渡形态。多旋翼形态是指航空器主要由发动机驱动的升力装置或发动机推力产生的升力支撑的飞行形态。固定翼形态是指航空器主要由固定翼面产生的气动升力支撑的飞行形态。过渡形态是指以上两种形式的升力共同支撑航空器的飞行形态。

（6）飞行阶段是指动力提升航空器在飞行过程中经历的各个阶段，包括地面运行、起飞、爬升、巡航、下降、进近、悬停和

着陆。

（7）局部事件是指除电动发动机和螺旋桨控制系统外，可能影响电动发动机和螺旋桨控制系统安装环境的系统和部件的失效。

CPL.2005 条 动力提升航空器的审定

本标准适用于符合以下设计特征的动力提升航空器型号：

（a）最大起飞重量不超过 5700 公斤；

（b）分布式电推进系统，可垂直起飞和降落，固定翼巡航飞行；

（c）有人驾驶；

（d）乘客最大座位数为 9 座及以下；

（e）非增压座舱；

（f）V_{NO} 和 V_{MO}≤250 节校准空速（KCAS）（463 公里/小时）的航空器。其中：V_{NO} 为最大结构巡航速度，V_{MO} 为最大使用限制速度。

CPL.2010 条 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，表明对本标准的符合性。局方可接受的符合性方法，包括局方接受的公认标准和其他标准。

（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

第一节 性能

CPL.2100 条 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，这些临界组合应当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。

CPL.2105 条 性能数据

（a）除非另有规定，航空器应当在静止空气和标准大气条件下满足本章的性能要求。

（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）从海平面到最大审定高度；

（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，应当可由具有一般技能水平的驾驶员一贯地执行。

（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、下洗和其他功率需求引起的损失。

（e）在临界动力变化情况下，应当能够从批准的飞行包线内

的任何点沿无障碍物的飞行航迹爬升到安全高度，并有能力保持水平飞行至计划目的地或备用起降点着陆。

（f）在无法提供继续安全飞行和着陆所需的功率或动力的情况下，航空器必须能够通过滑翔、自转或等效方式进行可控紧急着陆，以减缓功率或推力损失的风险。航空器设计应允许驾驶员选择接地方向和区域，以合理地保护乘员免受严重伤害。着陆时，航空器的某些损坏是可以接受的。

（g）应当在申请合格审定所要求的重量、高度和温度范围内确定航空器悬停性能，并考虑临界动力变化情况。

CPL.2110 条 最小安全速度

申请人应当确定正常运行中遇到的每种飞行状态下的航空器最小安全速度，包括适用的飞行形态和飞行阶段，以保持安全受控飞行。最小安全速度的确定应当考虑到每个飞行形态的最不利条件。

CPL.2115 条 起飞性能

（a）申请人应当确定航空器起飞性能，确定时应当考虑：

（1）最小安全速度安全裕度；

（2）高度损失；

（3）最小操纵速度；

（4）爬升要求。

（b）应当确定航空器的起飞航迹，包括起飞决断点，该决断点可以是速度、高度，或由申请人选取的其他关键飞行参数。在

发生临界动力变化后，航空器起飞性能应：

（1）在起飞决断点前，能够实现中断起飞并安全着陆。

（2）在起飞决断点后，能够继续起飞并爬升到一定高度，达到 CPL.2120 规定的航空器飞行形态和空速要求。

CPL.2120 条 爬升要求

（a）申请人应当在运行限制内的每一重量、高度和外界大气温度下确定航空器的最低爬升性能。

（b）申请人应当确定临界动力变化情况下的最低爬升性能。

（1）起飞和中断进近的爬升：在申请人选定的速度下，在无地效条件下，在起飞和中断进近复飞航迹上的任意一点，航空器应具有合适的爬升梯度，以保证航空器可以安全越过障碍物。

（2）航路爬升：应当确定航空器在审定飞行包线内的每一重量、高度、温度条件下的稳定爬升梯度。

CPL.2125 条 爬升性能数据

（a）申请人应当依据飞行手册规定的程序，确定航空器在运行限制范围内的每一重量、高度及外界温度下的爬升性能；

（b）申请人应当确定临界动力变化情况下的爬升性能。

CPL.2130 条 着陆

在航空器运行限制范围内的重量、高度和温度临界组合情况下，应当确定以下着陆性能：

（a）着陆航迹，以及从着陆直至完全停下所需要的区域。

（b）进近、着陆速度、飞行形态和程序。一般技能水平的驾

驶员使用该速度、形态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。

（c）在发生临界动力变化情况下的着陆性能：

（1）在着陆决断点前，该决断点可以是速度、高度或申请人选取的其他关键飞行参数，航空器能够：

（i）安全着陆并停止在计划目的地或备用起降点；或

（ii）中断着陆，符合 CPL.2120 中规定的爬升性能。

（2）在着陆决断点后，航空器能够安全着陆并停止在计划目的地。

第二节 飞行特性

CPL.2135 条 操纵性和机动性

（a）下述情况下，航空器应当是可以操纵和机动的，且无需特殊的驾驶技能、警觉或者体力：

（1）申请审定的所有配载情况；

（2）适用航空器飞行形态的所有飞行阶段；

（3）可能的飞行控制或动力系统失效；

（4）航空器飞行形态改变期间；

（5）在所有飞行控制系统降级工作模式下（未表明为极不可能）；

（6）在多旋翼形态下，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；

（7）考虑最陡下降或进近梯度。

（b）申请人应当确定临界控制参数，并在操作限制中考虑这些参数。

（c）航空器应当能从一种飞行状态平稳地过渡到另一种飞行状态，且没有超过批准的飞行包线的危险。

CPL.2140 条 操纵力和配平

（a）在使用适用的航空器飞行形态正常运行时，在驾驶员或者飞行操纵系统无需对主操纵系统或者相应配平操纵进一步施加力或者位移情况下，航空器应当保持横向和航向配平。

（b）下列状态中，在驾驶员或者飞行操纵系统无需对主操纵系统或者相应配平操纵进一步施加力或者位移的情况下，航空器应当保持纵向配平：

（1）爬升；

（2）平飞；

（3）下降；

（4）进近。

（c）在航空器正常运行和可能的非正常或应急运行期间，剩余操纵力不得使驾驶员疲劳或分散精力。

CPL.2145 条 稳定性

（a）对于适用的飞行形态，航空器应当具有合适的静稳定性，考虑可能的失效情况。

（b）航空器应当具有合适的短周期模态动稳定性，考虑可能

的失效情况。

（c）在固定翼和其他适用的航空器飞行形态运行时：

（1）不得出现导致驾驶员工作负荷增加或者危及航空器及其乘员的发散的纵向稳定性特性；

（2）具有横航向动稳定性，考虑可能的失效情况。

（d）在多旋翼形态运行时，航空器不得出现导致驾驶员工作负荷增加或者危及航空器及其乘员的发散的稳定性特性。

CPL.2150 条 最小安全速度飞行特性及警告

（a）对于适用的飞行形态，航空器应当在直线飞行、转弯飞行和加速转弯飞行过程中具有可控的最小安全速度飞行特性，并提供清晰、明显的低速警告，应有足够的速度余量防止无意偏离可控安全飞行。

（b）对于所有飞行形态，航空器在动力突变后不得有无意偏离可控安全飞行状态的趋势。

CPL.2155 条 地面和水上操纵特性

对于预期在陆上或者水上滑行的航空器，在滑行期间应当具有可控的纵向和航向操纵特性。

CPL.2160 条 振动、抖振和高速特性

（a）在每一速度和功率合适组合条件下，航空器的每一部件不应发生过度的振动。在达到俯冲速度 VD 前，振动和抖振不得影响航空器的操纵或者引起飞行机组过度疲劳，满足此要求的低速警告抖振是允许的。

（b）对于无意超出最大批准速度的情况，航空器应当能够安全恢复到批准的飞行包线，而不需要特殊的驾驶技能、警觉或者体力，这种恢复不得导致结构损伤或失控。

CPL.2165 条 在结冰条件下飞行所要求的性能和飞行特性

（a）如果申请结冰条件下飞行的审定，则申请人应当：

（1）表明航空器在申请的结冰条件下可以安全运行；

（2）提供探测超出申请审定结冰条件的措施，并表明航空器具有避开或者脱离该结冰条件的能力。

（b）应当制定运行限制，禁止有意进入未经审定的结冰条件下飞行，包括起飞和着陆。

C 章 结构

第一节 一般规定

CPL.2200 条 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) 设计机动载荷系数，该系数不得小于结构设计包线内预期可能出现的机动载荷系数。

(c) 惯性属性，包括但不限于重量、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、储能系统和航空器飞行形态变化的重量和分布。

(d) 航空器操纵系统的特性，包括操纵面、增升装置或者其他可动面的运动范围和允差。

(e) 直到最大高度的每一临界高度。

（f）电动发动机驱动的升力装置的转速范围，以及最大后向和侧向飞行速度。

（g）航空器飞行形态以及相应的飞行载荷包线。

CPL.2205 条 系统和结构的相互影响

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。

第二节 结构载荷

CPL.2210 条 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强、力或者力矩引起的相关结构设计载荷。这些压强、力或者力矩可能发生在空中、地面和水上运行中，航空器在地面和水上操纵时及处于停放或者系留时；

（b）本条要求的相关结构设计载荷的大小和分布，应当基于物理原理。

CPL.2215 条 飞行载荷情况

（a）申请人应当确定由下列飞行情况产生的结构设计载荷：

（1）大气突风，其大小和梯度基于测量的突风统计数据；

（2）对称和非对称机动；

（3）可能的动力单元失效引起的非对称升力/推力。

（b）在任何航空器飞行形态和功率设置下，在结构设计包线

内的任何速度（最高至俯冲速度）下，都不得出现足以导致结构损伤的严重振动或抖振。

CPL.2220 条 地面载荷和水载荷情况

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

CPL.2225 条 部件载荷情况

申请人应当确定：

(a) 作用于每个电动发动机支架及其支承结构的结构设计载荷，使其能承受：

(1) 动力装置工作引起的载荷与飞行突风和机动载荷的组合；

(2) 动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和增升面及其相连系统和支承结构的结构设计载荷：

(1) 每个操纵面和增升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) 在适用的表面上滑行、起飞和着陆，包括顺风滑行和地面突风。

(c) 作用于电动发动机驱动的升力装置的结构设计载荷，使

其能承受飞行和地面载荷情况，以及在全部转速范围下的限制扭矩输入。

CPL.2230 条 限制和极限载荷

申请人应当确定：

（a）限制载荷，除非本标准其他条款另有规定，限制载荷等于结构设计载荷；

（b）极限载荷，除非本标准其他条款另有规定，极限载荷等于限制载荷乘以安全系数 1.5。

第三节 结构性能

CPL.2235 条 结构强度

结构应当能够承受：

（a）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；

（b）极限载荷。

CPL.2240 条 结构耐久性

（a）申请人应当制定检查程序或者其他程序，以防止由于可预见原因的强度降低而导致的结构失效，这些结构失效可能导致严重或者致命的伤害，或者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本标准第 CPL.2625 条要求的持续适航文件的适航限制章节中；

（b）如果使用通过设计来保证安全的方法（破损一安全）符合本条（a）款，则还应当结合损伤容限方法，以便在损伤可能

导致结构失效之前被可靠的检出；

（c）非包容电动发动机或者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。

CPL.2241 条 气动机械稳定性

在地面和飞行中的任何构型和运行情况下，航空器不得发生危险振动和气动机械不稳定。

CPL.2245 条 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）任何航空器构型和运行情况；

（3）考虑临界自由度，包括关键结构模态；

（4）考虑任何临界失效或者故障。

（b）申请人应当对影响气动弹性稳定性的所有参数量值制定允差。

（c）在每个适用的速度和功率设置下，航空器的每个部件和旋转气动面不能发生气动弹性不稳定。

第四节 设计

CPL.2250 条 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、部件或者组件构型，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、座舱盖和出口在飞行中被无意打开。

CPL.2255 条 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者强度丧失。

（b）航空器在应当保护的部位有通风和排水措施。

（c）对需要维修、预防性维修或者勤务的每个零件，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。

CPL.2260 条 材料和工艺

（a）对于其失效可能妨碍继续安全飞行和着陆的零件、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者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）款和（g）款的规定外，申请人应当选择设计值，该设计值应当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（材料应当符合规范），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热影响显著的关键部件或者结构，申请人应当确定温度对设计许用应力的影响。

（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者大于设计使用值，则该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。

CPL.2265 条 特殊安全系数

（a）对于关键设计值不确定的每个零件、部件或者组件，以及符合下述任一条件的每个零件、部件或者组件，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）由于制造工艺或者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下列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。

第五节 结构乘员保护

CPL.2270 条 应急情况

（a）即使在应急着陆时损坏，航空器也应当保护每位乘员在下列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者邻近的质量项目，包括电动发动机等，经受在应急着陆时可能产生的极限静惯性载荷。

（b）本条（a）款（1）项和（a）款（2）项规定的应急着陆情况，应当满足下列要求：

（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者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者干扰航空器运行。

（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标准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、导线、管路、设备或者附件，如果破坏或者损伤可能会影响安全运行的，则应当加以保护。

D 章 设计和构造

第一节 一般规定

CPL.2300 条 飞行操纵系统

（a）飞行操纵系统设计应当：

（1）操纵简便、平稳和确切，以完成其功能；

（2）防止可能的危害；

（3）确保在主飞行操纵接近控制权限的极限时，能够被机组适当地感知。

（b）如果安装配平系统或者配平功能，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。

（c）保护航空器避免失去控制或者超过临界极限的特征，应当设计为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）的响应不会产生不利的飞行特性。

CPL.2305 条 起落架系统

（a）起落架设计应当：

（1）在地面运行期间，为航空器提供稳定的支撑和控制；

（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）所有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）具备起落架作动系统的航空器，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。

CPL.2310 条 漂浮

（a）如果申请对水上运行进行审定，航空器应当：

（1）提供比在淡水中承托该航空器最大重量所需浮力大 80％的浮力；

（2）具有足够的裕度，当浮筒或者船体可能浸水时，航空器能浮在平静的水面上而不倾覆。

（b）如果申请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）在申请人选定的海况下保持预期的漂浮姿态。

（c）如果申请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）在申请人选定的海况下，表明能够安全入水并保持预期的漂浮姿态。

CPL.2311 条 鸟撞

航空器应当在经受 1.0 公斤（2.2 磅）鸟撞后仍有能力继续安全飞行和着陆。

第二节 乘员系统设计保护

CPL.2315 条 撤离设施和应急出口

对于起飞或者着陆情况下允许有乘员的座舱，其航空器设计应当满足下列要求：

（a）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；

（b）配备从航空器内部和外部可以容易地定位和打开的撤离设施（如开口、出口或者应急出口等）。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。

（c）应急出口应当易于接近。

CPL.2320 条 乘员物理环境

（a）航空器设计应当符合下列要求：

（1）飞行机组与乘客能够清晰交流；

（2）保护驾驶员和飞行操纵系统免受螺旋桨伤害和损伤；

（3）保护乘员免受风挡、窗户和舱盖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。

（c）如果航空器上安装了氧气系统，该氧气系统应当具备下

列能力：

（1）有效地为每个使用者提供氧气，避免缺氧；

（2）氧气系统的本身、使用方法以及对其他部件的影响均无危害。

第三节 防火和高能保护

CPL.2325 条 防火

（a）下列材料，应当是自熄的：

（1）导线和电缆的绝缘层；

（2）飞行中不可接近的行李舱和货舱内的材料。

（b）下列材料，应当是阻燃的：

（1）飞行中可接近的每个隔舱内的材料；

（2）与电缆安装有关且电路过载或者故障时可能过热的任何设备。

（c）机身上安装的隔热和隔音材料，不得有火焰蔓延的危害。

（d）每个行李舱和货舱内能够引燃邻近物品的热源，应当予以屏蔽和隔绝，以防止引燃。

（e）每个行李舱和货舱应当符合下列要求：

（1）行李舱和货舱应当布置在驾驶员能看见着火的位置，否则应当安装火警探测系统和警告系统；

（2）可以接近进行人工灭火，或者有内置灭火系统，或者其构造和密封能将任何火情包容在该舱内。

（f）应当有扑灭座舱内任何火情的设施，该设施应当确保驾驶员坐在座位上能方便地取用灭火设施。

（g）凡可能因液体系统渗漏而逸出可燃液体或者蒸气的区域，应当符合下列要求：

（1）确定其部位和范围；

（2）应当有措施尽量减少液体和蒸气被点燃的概率以及被点燃后的危害。

CPL.2330 条 火区和邻近区域的防火

（a）位于火区内或者邻近区域的飞行关键系统、电动发动机支架和其它飞行结构应当能经受住着火或过热的影响。

（b）出现火情或者过热时，航空器有能力继续可控飞行并能够在合适的场地安全着陆。

（c）在火区内，应急程序期间使用的接线端、设备和电缆应当是耐火的。

CPL.2335 条 闪电和静电防护

（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）航空器的设计应当保护航空器免受静电积聚造成的危险的后果。

E 章 动力装置

CPL.2400 条 动力装置安装

（a）就本章而言，航空器动力装置安装应当包括产生升力/推力和影响升力/推力安全所必需的每个部件。

（b）安装在航空器上的电动发动机应当按照本标准 H 章要求随航空器型号合格审定获得批准或者具有局方颁发的适航证件；安装在航空器上的螺旋桨应当按照本标准 I 章要求随航空器型号合格审定获得批准或者具有局方颁发的适航证件。

（c）动力装置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）动力装置部件应当符合其部件限制要求和安装说明，或表明不会造成危害。

CPL.2405 条 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点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升力/推力控制系统的误动，除非不会导致不安全状况。

CPL.2410 条 动力装置安装危害性评估

申请人应当对每个动力装置系统进行单独评估及关联其他系统和安装进行评估，以表明动力装置系统、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动力装置系统继续运行而立即采取行动。

CPL.2415 条 动力装置防冰

（a）航空器的设计，应当防止出现对动力装置运行有不利影响的可预见的积冰或者积雪。

（b）动力装置安装的设计，应当防止在申请审定的结冰条件下出现对动力装置运行有不利影响的任何积冰或者积雪。

CPL.2425 条 动力装置工作特性

（a）在航空器和动力装置运行限制范围内的正常和应急运行期间，动力装置不得出现危险特性。

（b）如果安全受益超过危害，航空器应当能够在空中关停电动发动机，并在制定的工作包线内再起动电动发动机。

CPL.2430 条 动力电池和配电系统

（a）每个动力电池和配电系统应当满足以下要求：

（1）对于有多套电池及配电系统情况，应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）为电动发动机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隔离的措施；

（6）在任何可能的运行情况下能够防止能量非正常释放，并在应急着陆或其他可生存的撞击后对乘员和救援人员的危害降至最低。

（b）每个动力电池系统应当满足以下要求：

（1）电池包/电池系统符合局方可接受的标准和要求；

（2）考虑安装情况，能够承受可能的运行条件下的载荷而不

失效；

（3）与人员舱隔离并使人员免受其可能的危害。

（c）每个充电系统的设计，应当满足下列要求：

（1）防止不当充电；

（2）防止在充电期间对航空器或者人员造成危害。

CPL.2440 条 动力装置防火

对于动力装置系统运行中可能的着火或过热情况，应当具备隔离和降低其对航空器危害的措施。

F 章 系统和设备

CPL.2500 条 飞机级系统要求

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

（a）航空器按其申请型号合格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当满足以下要求：

（1）满足相应的安全性水平；

（2）在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。

CPL.2505 条 功能和安装

航空器上安装的每个设备，均应当按预期工作。

CPL.2510 条 系统、设备和安装

除本标准另有要求外，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概率是极不可能的；

（b）每个危险的失效状态发生概率是极小可能的；

（c）每个较大的失效状态的概率是微小可能的。

CPL.2515 条 电子和电气系统闪电防护

除非表明不太可能遭遇闪电，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者功能要求相冲突，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）对于按照仪表飞行规则（IFR）批准运行的航空器，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。

CPL.2517 条 电气线路互联系统

（a）电气线路互联系统（EWIS）是指任何导线、线路装置或其组合，包括端点装置，安装于航空器的任何部位用于两个或多个端点之间传输电能（包括数据和信号）。

（b）电气线路互联系统（EWIS）应当视为系统的一个组成部分，并且应当表明对系统所有适用要求的符合性。

CPL.2520 条 高强辐射场防护

（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。

CPL.2525 条 电源和配电系统

为所有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）电源系统、配电系统或者其他用电系统不会出现由于单点失效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）主电源失效时，应当有足够的电能，在继续安全飞行和着陆所需时间内，为所有重要负载供电。

CPL.2530 条 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）对于安装航行灯和防撞灯，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）如安装航行灯，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当尽可能大。此外，还应当包括一个在航空器尾部或者翼尖上的后向白灯。

（d）滑行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）对于水上航空器或者水陆两用航空器，停泊灯应当在洁净大气条件下提供可见白光。

CPL.2535 条 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。

CPL.2540 条 在结冰条件下飞行

申请在结冰条件下飞行进行审定时，应当在申请审定的结冰条件下表明：

（a）结冰防护系统能够使得航空器安全运行；

（b）自动驾驶仪工作时，航空器设计应当提供保护，防止速度低于最小安全速度。

CPL.2550 条 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。

CPL.2555 条 飞行记录器的安装

民用航空规章运行规则所要求的飞行记录器必须经过批准，

且飞行记录器：

（a）安装后，满足运行规则准确记录时长的要求，并对数据进行适当的安全保护措施，以支持事故调查；

（b）其供电应当来自对飞行数据记录器的工作最为可靠的汇流条，且不危及对重要负载或者应急负载的供电；尽可能长时间地保持其供电，且不危及航空器的应急操作；

（c）外表面大部分面积为亮橙色，且尺寸足以在事故现场目视定位；

（d）记录器应能在航空器上电后依靠自身动力移动之前自动记录，并在航空器飞行结束，断电后自动停止记录；并且

（e）除经局方批准的远程传输和记录的某些数据外，应以可接受的数字数据、音频或图像格式，并参照时间刻度对以下信息进行记录：

（1）充分明确的飞行路线和速度的信息；

（2）与空中交通服务的通信信息；

（3）用于支持多机组成员和紧急医疗服务运行的驾驶舱语音；

（4）向机组人员提供的航空器安全运行所需的信息。

（f）如果记录器具有抹除装置或功能，则记录器的设计必须能最大限度地减少在撞击过程中抹除装置或功能的无意操作和启动的可能性。

G 章 飞行机组界面和其他信息

CPL.2600 条 飞行机组界面

（a）驾驶舱及其设备和布局（包括驾驶员视界的设计）应当使得每个驾驶员都能够履行其职责，包括所有飞行阶段及飞行形态，以及在航空器运行包线内进行任何机动，而无过多的专注、技能、警觉或者疲劳。

（b）申请人应当安装飞行、导航、监视及电动发动机的操纵器件和显示设备，以便具备资格的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。

（c）驾驶舱应为每个驾驶员防护风雨，使得在中雨情况下，正常飞行和着陆时，驾驶员对飞行路线的视界不致受到过分的削弱。

CPL.2605 条 安装和使用

（a）与飞行机组界面相关的每个已安装设备，都应当进行标识，说明其名称、功能或者使用限制，或者这些要素的组合。

（b）应当以可识别的方式向负有责任的机组提供操纵航空器所要求的系统工作参数，包括警告、戒备及正常指示。

（c）应当及时向负责采取纠正措施的机组提供涉及系统不安全运行状态的信息。这些信息应当足够清晰以避免可能的机组差错。

CPL.2610 条 仪表标记、操纵器件标记及标牌

（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）应当清晰地标明除主操纵器件外驾驶舱内每个操纵器件的功能。

（c）航空器飞行手册中应当含有仪表标记和标牌信息的内容。

CPL.2615 条 飞行、导航和动力装置仪表

（a）安装的系统应当在每个飞行阶段为负责设置或者监控飞行、导航和动力装置参数的飞行机组提供所需的信息，使其能够设置或者监控飞行、导航和动力装置参数：

（1）信息给出的方式应当使得机组能够监控参数并判定其变化趋势（如果需要），以操纵航空器；

（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或者运行规则所要求的飞行或者动力装置参数的指示系统，应当满足下列要求：

（1）在任何正常工作模式下，都不得抑制包括有任何飞行机组所必需的飞行或者动力装置参数的主显示；

（2）与其他系统结合设计和安装，以便在出现任一单点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。

CPL.2620 条 航空器飞行手册

（a）航空器飞行手册，应当包含下列内容：

（1）航空器使用限制；

（2）航空器使用程序；

（3）性能资料；

（4）配载资料；

（5）航空器安全运行所需的其他资料。

（b）航空器飞行手册中的下列内容，应当由局方按规定的程序批准：飞行手册中包含的本条（a）款（1）项至（a）款（4）项规定内容的部分。

CPL.2625 条 持续适航文件

（a）申请人应当按本标准附录 A，编制局方可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者颁发标准适航证之前，完成持续适航文件的编制，则持续适航文件在颁发型号合格证时，可以是不完备的。

H 章 电动发动机

第一节 一般规定

CPL. 3300 条 概述

申请人应当表明所选电动发动机符合本章规定的要求。

CPL. 3304 条 持续适航文件

申请人应当根据本标准附录 A 编制局方可接受的持续适航文件。当电动发动机作为航空器的一部分随航空器型号合格证申请获得批准时，应按照对航空器的持续适航文件要求完成该电动发动机持续适航文件。

CPL. 3305 条 电动发动机安装和使用说明手册

每一个申请人应当备有在型号合格证颁发之前可供局方应用，在电动发动机交付时可供用户使用的经批准的电动发动机安装和使用说明手册。该手册应当至少包括下列内容：

(a) 安装说明：

(1) 电动发动机安装构件的位置，将电动发动机安装到航空器上的方法，以及安装构件和相关结构的最大允许载荷；

(2) 电动发动机与附件、管件、导线和电缆、钢索、导管及整流罩连接的位置和说明；

(3) 包括总体尺寸的电动发动机轮廓图；

(4) 定义电动发动机与航空器及其相关设备，包括螺旋桨的物理和功能界面；

(5) 当电动发动机系统依赖于不属于电动发动机设计的部件

时，应当在电动发动机安装说明中直接规定，或通过引用适当的文件来规定电动发动机批准所依据的部件的界面条件和可靠性要求；

（6）应当给出电动发动机所需连接的仪表清单，包括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）功率或扭矩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）对于单发失效或功率降低的航空器电动发动机，申请人应当提供电动发动机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）电动发动机控制系统的主模式、所有可选模式和任何备份系统及其相关限制的描述，以及电动发动机控制系统与航空器相关系统、螺旋桨之间的界面描述。

（c）安全性分析假设：

针对 CPL.3375 条（d）款中描述的不在电动发动机制造商

控制之内关于安全装置、仪表、早期告警装置、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。

CPL.3307 条 电动发动机额定功率和使用限制

（a）电动发动机额定值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，其中包括按本条规定的使用条件和资料确定的额定值和限制，以及为电动发动机安全使用所必需的任何其他资料。

（b）根据下列因素确定电动发动机的额定值和使用限制：

（1）轴功率、扭矩、转速、温度及持续时间：

（i）额定起飞功率；

（ii）额定最大连续功率；

（iii）额定最大临时功率和持续时间；

（2）应当在航空器型号合格证数据单中给出电动发动机的工作制及其对应的额定值；

（3）如采用液冷，应限定冷却液等级或规格；

（4）供电要求；

（5）电动发动机安全运行所必需的任何其他额定值或限制。

（c）在确定电动发动机性能和使用限制时，应当考虑电动发动机控制系统和 CPL.3305 条（a）款（6）项中定义的所需仪表的所有精度限制要求。

CPL.3308 条 电动发动机功率和扭矩额定值的选定

（a）应当由申请人选定所申请的电动发动机的功率或扭矩额

定值。

（b）选定的每种额定值，应当是所有同型号电动发动机在用来确定此额定值的条件下，预计能产生的最低功率或扭矩。

第二节 设计和构造

CPL.3315 条 材料

电动发动机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。

CPL.3317 条 防火

（a）电动发动机的设计和构造及所使用的材料，应当使着火和火焰蔓延的可能性减至最小，并且应当尽量减少火灾的影响。

（b）除（c）款规定外，在电动发动机正常工作期间存留或输送易燃液体的每一外部管路、接头和其他部件，应当是耐火的或是防火的。上述部件应当有防护或正确安装以防止点燃泄漏的易燃液体。

（c）属于电动发动机并与其相连的易燃液体箱和支架应当是防火的或用防火罩防护，任一非防火的零部件被火烧坏后不会引起易燃液体泄漏或溅出则除外。对于容量小于 23.7 升（25 夸脱）的整体湿油池，既不必是防火的，也不需用防火罩防护。

（d）用于防火墙的电动发动机零件，其设计、构造和安装应当是：

（1）防火的；

（2）构造上不会使任何危险量的空气、液体或火焰绕过或穿过防火墙；

（3）防腐蚀的。

（e）除（a）和（b）款要求外，位于火区内的电动发动机控制系统部件应当由局方确定是防火的或者耐火的。

（f）应当通过排放和通风的方法防止电动发动机内易燃液体非故意的积聚达到危险量。

（g）任何容易或者具有潜在产生静电放电或电气故障电流的部件、单元或设备应当设计和构造成与电动发动机基准点等电位接地，以使可能出现易燃液体或蒸汽的外部区域点燃的风险减至最小。

（h）高压电气线路互联系统应当能够防止电弧引发的故障，对未保护的导线应当进行分析，表明电弧引发的故障不会导致CPL.3375条（g）款（2）项所定义的危险的电动发动机后果。

CPL.3319条 耐久性

（a）在CPL.3304条持续适航文件所述的维护间隔、翻修或局方要求的强制性措施之间，电动发动机的设计和构造应当最大程度地减少不安全状况的产生。

（b）属于电推进系统型号设计部分的螺旋桨桨距调节系统的每一个部件应当满足本标准I章第CPL.3521条、CPL.3523条和CPL.3542条的要求。

CPL.3321 条 电动发动机冷却

电动发动机的设计与构造应当在航空器预期工作条件下提供必要的冷却。如果需要冷却以满足 CPL.3375 条中所述的安全性分析，则应当在电动发动机安装和使用说明手册中记录冷却系统监测功能和使用情况。

CPL.3323 条 安装构件和结构

（a）应当规定电动发动机安装构件和相关的电动发动机结构的最大允许的限制载荷和极限载荷。

（b）该电动发动机安装构件和相关的电动发动机结构应当能承受下列载荷：

（1）规定的限制载荷并且没有永久变形；

（2）规定的极限载荷并且没有破坏，但可以出现永久变形。

（c）电动发动机电气安装接口应该满足电气安全要求，并在电动发动机安装和使用说明手册中规定。

CPL.3325 条 附件连接装置

电动发动机在附件传动装置和安装构件受载的情况下，应当能正常地运转。每一个电动发动机附件传动装置和安装构件应当具有密封措施以防止电动发动机内部的污染或来自电动发动机内部的不可接受的泄漏。要求用电动发动机滑油润滑外部传动花键或联轴节的传动装置和安装构件，应当采用密封措施以防止不可接受的滑油流失和防止来自封闭传动连接件腔室外的污染。电动发动机的设计应当能对电动发动机运转所需的每个附件进行检

查、调整或更换。

CPL.3326 条 电动发动机电气系统

（a）适用性。作为电动发动机设计的一部分，任何提供、使用、调节或分配电能的系统或设备，应当保证电动发动机持续适航性并保持电动发动机额定值。

（b）电气系统。电气系统应当确保电能安全传输，具有电气载荷调节能力，以及保证电动发动机不会产生任何不可接受的工作特性或超出使用限制。

（c）电源分配。

（1）配电系统应当能够安全传输电能，电能的丢失、异常或中断等故障不会导致 CPL.3375 条（g）款（2）项中的规定危险的电动发动机后果。

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

（3）配电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动发动机，或在预期的航空器应用中的有害影响。

（d）保护系统。电气系统的设计应当确保功率损失、故障、电源中断或超过设计极限的功率使用工况不会导致 CPL.3375 条（g）款（2）项所定义的危险的电动发动机后果。

（e）电源工作特性。申请人应当在安装和使用说明手册中识别并声明：

（1）航空器运行对于电动发动机的电气系统的特性要求，如电动发动机起动特性和工作特性，包括瞬态和稳态电压限制条件下的要求；

（2）电动发动机到航空器的能量回馈特性，以及电动发动机安全运行所需的其他必要特性要求。

（f）环境限制。不能通过持久演示、有效的分析或两者结合的方法证明的环境限制应当通过 CPL.3391 条系统和部件试验来证明。

（g）电气系统失效。申请人应当将电气系统设计和构造成：

（1）失去功率控制（LOPC）事件的发生率与预期应用的安全目标一致；

（2）在全勤构型中，经局方确定，对于与 LOPC 事件相关的电子、电气和电气探测的失效，系统能容忍“单点故障”；

（3）没有任何导致 CPL.3375 条（g）款（2）项所定义的危险的电动发动机后果的单点失效；

（4）考虑预期装机的航空器应用，导致局部事件的失效不会造成 CPL.3375 条（g）款（2）项所定义的危险的电动发动机后果。

（h）系统安全评估。申请人应当采用局方可接受的方法进行安全评估。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。应当考虑预期安装的航空器应用，以确保电气系统的安全评估是有效的。

CPL.3327 条 超速

（a）如 CPL.3375 条（g）款（2）项所定义，转子超速不得导致转子爆裂、变形或损坏，而造成危险的电动发动机后果。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。超速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，并在超过经认证的工作条件和导致转子超速的失效条件下有足够的爆裂裕度。爆裂的裕度应当通过试验、有效的分析或两者结合的方法来证明。

（c）电动发动机不得超过可能影响转子结构完整性的转速限制。

CPL.3328 条 电动发动机控制系统

（a）适用性

本条款适用于电动发动机设计中控制、限制、监控或保护电动发动机工作及电动发动机持续适航所必需的系统或设备。

（b）电动发动机控制

当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转换时，电动发动机控制系统应当确保电动发动机不会出现任何不可接受的工作特性或超出使用限制。

（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，该方法提供与可编程逻辑设备所在系统的失效状态相称的逻辑保证水平；

（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，来证明电动发动机控制系统在其使用限制内能够执行预期功能。

（e）环境限制

对于不能通过持久演示、有效的分析或两者组合的方法来证明的环境限制，应当通过 CPL.3391 条系统和部件试验来证明。

（f）电动发动机控制系统失效

电动发动机控制系统的设计和构造应当：

（1）失去功率控制（LOPC）事件的发生率与预期应用的安全目标一致；

（2）在全勤构型中，经局方确定，对于与 LOPC 事件相关的电子、电气和电气探测的失效，系统能容忍“单点故障”；

（3）没有任何导致 CPL.3375 条（g）款（2）项所定义的危险的电动发动机后果的单点失效；

（4）考虑预期装机的航空器应用，导致局部事件的失效不会造成 CPL.3375 条（g）款（2）项所定义的危险的电动发动机后果。

（g）安全评估

申请人应当采用局方可接受的方法进行安全评估。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。应当考虑预期安装的航空器应用，以确保电动发动机

控制系统的安全评估是有效的。

(h) 保护单元

电动发动机控制系统的设计和功能，以及电动发动机仪表连接、使用和维护说明，应当确保电动发动机在工作中不会超出使用限制。

(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（来自航空器的扭矩或功率指令信号除外），或电动发动机控制系统之间共享的数据丢失、中断或损坏，应当：

(1) 确保安装在航空器上的每个电动发动机，不会导致CPL.3375条（g）款（2）项所定义的危险的电动发动机后果；

(2) 能够被电动发动机控制系统检测和适应。

(j) 电动发动机控制系统的电源

(1) 电动发动机控制系统的设计应当使电源的失去、故障和中断不会导致CPL.3375条（g）款（2）项所定义的危险的电动发动机后果，或不会引起不可接受的错误数据传输，或不会使电动发动机在丧失控制功能的情况下继续运行，电动发动机控制系统应当具备在提供的电源恢复到规定范围以内时恢复正常运行的能力；

(2) 应当识别并在电动发动机安装和使用说明手册中声明，从航空器给电动发动机控制系统供电电源的需求和特性：包括瞬态和稳态电压限制，以及系统安全运行所需的其他任何特性。

CPL.3329 条 仪表连接

（a）除非在结构上能防止接错仪表，否则，按航空器适航标准要求的电动发动机仪表所设置的每个连接件或者为保证电动发动机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）作为 CPL.3326 条（h）款和 CPL.3328 条（g）款系统安全评估的一部分，申请人应当评估仪表、传感器或连接件错误装配的可能性及后果。如需要，申请人应当在系统中采用防错设计。

（c）为了保证电动发动机在其使用限制内工作，申请人应当制定相应仪表的安装规定。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设航空器的安装中不是强制的，则申请人应当在电动发动机安装和使用说明中列明该仪表，并在批准文件中声明其为强制性仪表。

（d）申请人应当提供使机组能够监测电动发动机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，或者

（2）冷却系统的失效在被检测之前不会导致 CPL.3375 条（g）款（2）项所定义的危险的电动发动机后果，或者

（3）冷却系统发生失效的概率是极小可能的。

（e）传感器及相关电缆和信号调理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。

CPL.3362 条 应力分析

（a）应当进行机械应力、热应力和电磁应力分析，表明电动发动机具有足够的设计安全裕度，以防止不可接受的工作特性和 CPL.3375 条（g）款（2）项所定义的危险的电动发动机后果。

（b）电动发动机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。

CPL.3363 条 振动

电动发动机的设计和构造应当保证其在规定的转速和输出功率的整个工作范围内（包括规定的超限）正常运转，不会因为振动导致电动发动机任何零部件应力过大，也不会导致将过大的振动力传给航空器结构。

CPL.3364 条 液体和气体系统

（a）用于电动发动机部件润滑或冷却的每个系统的设计和构造应当能够在电动发动机预期运行的所有飞行姿态和大气条件下正常工作。

（b）如果电动发动机部件润滑或冷却的系统不是独立的，则应当在电动发动机安装和使用说明手册中定义该接口。

（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）在承受正常工作压力和最大工作压力时发生危险情况，如出现超出允许的永久变形，或出现泄漏；

（2）在承受最大可能压力中的较大值时，出现断裂或爆裂。

（d）符合本条（c）款应当考虑：

（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）代表零件使用的材料和工艺的最低性能；

（4）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）电动发动机安装和使用说明手册中应当列出经批准的冷却液和润滑剂。

CPL.3370 条 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方法，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，确定是否作为关键件或是限寿件来进行分类、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原发失效的部件，该失效很可能会导致 CPL.3375 条（g）款（2）项所定义的危险的电动发动机后果；

（2）限寿件包括但不限于转子和主要结构静态部件，其失效主要是由于低周疲劳（LCF）、蠕变或其他失效模式造成的，并最终导致 CPL.3375 条（g）款（2）项所定义的危险的电动发动

机后果。应当通过局方批准的程序，指定使用限制中电动发动机每个限寿件的最大允许飞行循环数/运行小时数/起动—停车循环。

(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：

(1) 工程计划。

通过执行该计划，根据已经过验证的分析、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，使每个电动发动机关键件和限寿件，达到批准的使用寿命时，在危险的电动发动机后果发生前，从使用中拆下。还应通过执行该计划，始终保持符合上述要求。申请人应当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。应当按 CPL.3304 条的要求在持续适航文件的适航限制条款中公布电动发动机限寿件明细和批准寿命。

(2) 制造计划。

该计划明确了应当符合生产电动发动机限寿件要求的具体制造过程，使电动发动机关键件和限寿件具有工程计划要求的特性。

(3) 使用管理计划。

该计划规定电动发动机关键件和限寿件使用维护过程和修理限制，使电动发动机关键件和限寿件保持工程计划要求的特性。

这些过程和限制应当包含在持续适航文件中。

CPL.3371 条 润滑系统

（a）润滑系统的设计和构造应当确保在所有飞行姿态和电动发动机预期工作的大气条件下，在预期的维护间隔之间正常工作。

（b）润滑系统的设计应当防止电动发动机轴承和润滑部件被污染。

（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条第（a）款和（b）款中所述的独特润滑特性和功能。

CPL.3373 条 功率响应

（a）电动发动机的设计和构造，包括其控制系统，应当满足下列要求：

（1）从最小功率增大到额定功率的最大值，不会对电动发动机产生任何不利影响；

（2）在飞行和地面状态下，均能确保在航空器运行安全所需的时间间隔内，从最小功率增大到额定功率的最大值；

（3）从最小扭矩到额定扭矩最大值的调节，不会对电动发动机或航空器产生不利影响。

（b）本条第（a）款（1）至（3）项的结果应当包括在电动发动机安装和使用说明手册中。

CPL.3374 条 持续转动

如果设计允许飞行中电动发动机停车后其任何主旋转系统仍

然持续转动，这种转动不得导致如 CPL.3375 条（g）款（2）项所定义的危险的电动发动机后果。

CPL.3375 条 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后果，申请人应当对电动发动机进行分析，分析中应当考虑：

（i）与典型电动发动机安装相关的航空器级别的装置和程序假设，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（d）款中的多重失效或在本条（g）款（2）项中定义的导致危险的电动发动机后果的失效；

（2）申请人应当总结可能导致本条（g）款中定义的较大的电动发动机后果或危险的电动发动机后果的失效，并且估算这些失效发生的概率。在总结中应当明确说明其失效可导致危险的电动发动机后果的任何电动发动机零部件。

（b）申请人应当使用本条（g）款中的失效定义来符合本条（a）款（1）项和（a）款（2）项的要求。

（c）某些单个元件的原发失效不能用数字合理地估计。如果该元件的失效可能导致危险的电动发动机后果，那么可以通过满足第 CPL.3315 条、第 CPL.3327 条和第 CPL.3370 条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。

（d）如果依靠安全系统以防止失效发展到导致本条（g）款中定义的危险的电动发动机后果的程度，则应当分析安全系统失效与电动发动机本身失效共同发生的可能性。这样的安全系统包括安全装置、仪表、早期告警装置、维修检查和其他类似的设备或程序。如果安全系统的某些部件不在电动发动机制造商的控制范畴，与这些零部件的可靠性相关的安全分析的假设应当在分析中明确说明，并在 CPL.3305 条规定的安装说明手册中明确。

（e）如果安全性分析取决于下述一个或多个项目，则应当在分析中明确这些项目并进行适当的证明。

（1）在规定时间间隔内完成的维修措施。包括验证可能引起潜在失效的维修措施的适用性。必要时，为防止危险的电动发动机后果的发生，维修措施和间隔期应当在 CPL.3304 条要求的持续适航文件中公布。另外，如果电动发动机维修的错误，包括电动发动机控制系统维修的错误，可能导致危险的电动发动机后果，则应当在相关电动发动机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，检测的细节应当在适当的手册中说明；

（3）使用无其他要求的专用仪表；

（4）按 CPL.3305 条要求的安装和使用说明手册中规定的飞行机组人员的操作。

（f）申请人应当使用本条（g）款中的失效定义来符合本条（d）款和（e）款的要求。

（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，表明符合性时，以下定义适用于电动发动机：

（1）较小的电动发动机后果，并不妨碍电动发动机以符合本条（g）款（1）项（i）目至（g）款（1）项（iii）目的方式执行预期功能，电动发动机符合 CPL.3373 条和 CPL.3389 条的可操作性要求。

（i）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，使电动发动机工作在批准的使用限制之内；

（ii）在声明的电动发动机使用限制范围内，电动发动机的功率或扭矩/转速调节应具有足够的灵敏度；

（iii）不会产生不可接受的功率或扭矩/转速振荡。

（2）以下后果认为是危险的电动发动机后果：

（i）非包容的高能碎片；

（ii）与飞行机组命令的扭矩/转速方向相反的较大的扭矩/转速；

（iii）不可控火情；

（iv）电动发动机安装系统失效，导致非故意的电动发动机脱开；

（v）电动发动机引起的螺旋桨脱开；

（vi）完全失去电动发动机停车能力；

（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，可能导致本条第（g）款（2）项（i）

目至（g）款（2）项（vii）目所述的危险的电动发动机后果；

（3）严重程度介于本条（g）款（1）项和（g）款（2）项之间的后果是较大的电动发动机后果。

（h）电动发动机的安全性评估应当考虑航空器的预期应用环境。

（i）安全性分析的结果和安全性分析中使用的航空器应用假设应当记录在电动发动机安装和使用说明手册中。

CPL.3377 条 外物吸入

（a）在工作范围内，雨水、冰、冰雹吸入不得导致电动发动机异常运行，如停机、功率损失、不稳定运行或功率振荡。

（b）在预期应用环境下，其他可能吸入源（鸟类、进气系统结冰、雹、异物—冰块）的外物撞击不得导致 CPL.3375 条（g）款（2）项所定义的危险的电动发动机后果或不可接受的功率损失。

（c）若电动发动机的设计依赖于安装所提供的功能、附件或系统，可防止潜在吸入后不可接受的功率损失或 CPL.3375 条（g）款（2）项所定义的危险的电动发动机后果，则电动发动机安装和使用说明手册中应当记录这些功能、附件或系统。

（d）本条（b）款中所描述的吸入源，未经评估的应当在电动发动机安装和使用说明手册中声明。

第三节 演示和试验

CPL.3383 条 振动演示

每型电动发动机应当进行振动演示，以确定受激振部件的振动特性在具体的安装构型下、在整个声明的飞行包线和运行范围内是可接受的。演示应当考虑的激振来源可能有机械、空气动力、声学或电磁。振动演示应当通过试验、有效的分析或两者结合的方法来表明。

CPL.3384 条 超扭试验

申请人应当通过试验、有效的分析或两者结合来证明电动发动机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其他任何试验结束后，电动发动机每个零件或单个部件还应当满足 CPL.3393 条的要求。

CPL.3385 条 校准试验

电动发动机在经过 CPL.3387 条和 CPL.3390 条中规定的持久和耐久演示前后，都应当经过校准试验，以确定其功率特性。

CPL.3387 条 持久演示

(a) 申请人应当对电动发动机进行局方认可的持久演示，以证明其极限能力。

(b) 持久演示应当包括电动发动机功率的增减设置、能量回馈，以及在设置的功率或能量回馈下的持续时间，该持续时间为电动发动机在额定条件、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。

CPL.3388 条 超温试验

申请人应当证明电动发动机设计可以在超出温度限制的一定

温度范围持续运转，应量化并向局方证明每个额定条件下的裕度。此证明应当包括在所有标定的工作制、相关额定值、以及可能影响温度限值的工作环境下的重复试验。

CPL.3389 条 工作演示

申请人应当验证电动发动机在规定的整个飞行包线和运行范围内的安全工作特性，包括但不限于功率循环、起动、加速和超速。声明的工作特性应当考虑安装载荷条件及其影响。

CPL.3390 条 耐久演示

申请人应当进行局方认可的耐久演示，表明电动发动机的设计和构造可保证在翻修周期或零部件更换间隔期间（如果未定义翻修），将系统的任何不安全状况降至最低。该测试应当模拟电动发动机使用过程中预期运行工况，包括典型的起动—停车循环，以确定何时需要进行初始维护。

CPL.3391 条 系统和部件试验

对不能按照 CPL.3387 条进行持久演示或其他演示予以充分验证的系统和部件，申请人应当进行附加试验，以证明这些系统和部件能够在所有声明的环境和运行工况下执行预期功能。

CPL.3392 条 转子锁定演示

如果通过锁定转子的方式阻止转轴旋转，电动发动机应当确保：

(a) 可靠的转子锁定性能；

(b) 可靠的解锁性能；

（c）不会发生 CPL.3375 条（g）款（2）项所定义的危险的电动发动机后果。

CPL.3393 条 分解检查

（a）分解评估

（1）持久和耐久演示完成后，应当完全分解电动发动机，确保电动发动机每个部件和润滑剂应当在运行极限范围内并且还可以按照 CPL.3304 条的要求继续运行；

（2）独立安装在电动发动机上或其内部的每个部件，在完成持久演示和耐久演示后，调整位置和功能特性应保持在演示开始时确定和记录的限制范围内。

（b）非分解评估

如果不能以无损的方式对电动发动机所有部件进行拆卸，则应当根据持久和耐久演示确定这些部件和润滑剂的检查或更换间隔，并根据 CPL.3304 条记录在持续适航文件中。

CPL.3394 条 包容性

电动发动机应当具有包容性设计，防止旋转部件可能造成的危害。

（a）除非申请人证明转子强度的裕度排除了转子爆裂的可能性，否则旋转部件的外壳设计应当在发生失效时包容旋转部件。

（b）如果转子强度的裕度表明，在发生失效时要求外壳具有包容性，则外壳应当为失效旋转部件提供包容性。申请人应当通过试验、验证分析或其组合方式证明，并在电动发动机安装和使

用说明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）。

CPL.3395 条 电动发动机—螺旋桨系统试验

申请人应当使用具有代表性的螺旋桨进行功能演示，包括顺桨、负扭矩、负推力和反向推力运行。这些演示作为持久、耐久和工作演示的一部分以局方接受的方式进行。

CPL.3399 条 台架试验的一般实施

（a）根据 CPL.3304 条提交的维修和维护说明，可在试验期间对电动发动机进行必要的维护。

（b）如果存在本款（1）至（4）项的情况，申请人应当对电动发动机或其零部件进行维护，并进行局方认为必要的附加试验：

（1）电动发动机检修频率过高；

（2）因电动发动机故障而造成的停车次数过多；

（3）电动发动机需要大修；

（4）在台架试验期间或分解检查的结果认为有必要更换电动发动机零部件。

（c）在完成规定的所有演示和试验后，电动发动机及其零部件应当：

（1）满足使用限制；

（2）继续安全工作；

（3）能够在使用限制范围内规定的额定值下运行。

I 章 螺旋桨

第一节 一般规定

CPL.3501 条 概述

(a) 申请人应当表明所选螺旋桨符合本章节规定的要求。

(b) 在本章节中，螺旋桨由列入螺旋桨型号设计的部件构成；螺旋桨系统由螺旋桨和保证螺旋桨正常工作所必需的部件构成，但保证螺旋桨正常工作所必需的部件并不必须包含在螺旋桨型号设计中。

CPL.3503 条 螺旋桨安装和使用说明手册

申请人应当提供经局方审核批准的手册，这些手册应当包含以下内容：

(a) 螺旋桨安装说明

(1) 包含螺旋桨控制系统工作模式和控制系统与航空器、电动发动机系统功能接口的描述；

(2) 详细说明螺旋桨与航空器、机载设备和电动发动机的物理和功能接口；

(3) 定义本条 (a) 款 (2) 项要求中接口上的限制条件；

(4) 列出 CPL.3505 条中建立的限制条件；

(5) 声明所制定的为符合本标准要求的假设。

(b) 螺旋桨使用说明

详细说明螺旋桨在型号设计限制范围之内运行时所有必需的规程。

CPL.3504 条 持续适航文件

申请人应当根据本标准附录 A 编制局方可接受的持续适航文件。当螺旋桨作为航空器的一部分随航空器型号合格证申请获得批准时，应按照对航空器的持续适航文件要求完成该螺旋桨持续适航文件。

CPL.3505 条 螺旋桨的额定值和使用限制

（a）螺旋桨的额定值和使用限制应当：

（1）由申请人制定，并经局方批准。

（2）要建立在本标准要求的试验所展示出的使用条件和局方出于螺旋桨安全操作的考虑所提出的其它要求的基础上。

（b）根据适用性，应为以下制定螺旋桨的额定值和使用限制：

（1）功率和转速：

（i）对于起飞状态；

（ii）对于最大连续状态；

（iii）如果申请人做出申请，可以制定其它的额定值。

（2）超转和超扭限制。

CPL.3507 条 特征和特性

（a）螺旋桨不得具有被任何试验或分析反映出的、或申请人已知的、使得其对于所申请审定的使用存在不安全的特征或特性。

（b）如果审定试验过程中出现失效，申请人应当确定原因并

评估对螺旋桨适航性的影响。申请人应当对设计进行更改，并进行局方认为必要的额外试验，以确定螺旋桨的适航性。

第二节 设计和构造

CPL.3515 条 安全性分析

（a）申请人应当：

（1）对螺旋桨系统进行分析以评估合理预计会发生的所有失效的可能后果，此分析将考虑：

（i）典型安装的螺旋桨系统。当分析依赖于有代表性的部件、假设的接口或假设的安装条件时，这些假设应当在分析中声明；

（ii）由其导致的二次失效和潜在失效；

（iii）本条（d）款中的多重失效，或导致本条（g）款中定义的危险的螺旋桨后果的失效。

（2）申请人应当总结可能导致本条（g）款中定义的较大的螺旋桨后果或危险的螺旋桨后果的失效，并估计这些失效发生的概率。

（b）如果对失效或可能的失效组合的影响存有重大疑问，局方可以要求对分析中所用假设进行试验验证。

（c）单个螺旋桨部件（如桨叶）发生原发失效的概率无法用数值方式准确估计得到。如果这些部件的失效可能导致危险的螺旋桨后果，则这些部件应当被定义为螺旋桨关键件。对于螺旋桨关键件，申请人应当满足 CPL.3516 条规定的完整性规范。这些情况应当在安全性分析中说明。

（d）当依靠安全系统来防止失效发展为危险的螺旋桨后果时，安全系统失效和螺旋桨本体一起失效的概率应当被包含在分析当中，这个安全系统可以包含安全装置，测量感应装置，早期预警装置，维修检查以及其他类似的设备和程序。当安全系统的项目不在螺旋桨制造商的控制范围内时，关于这些零部件的可靠性分析假设应当在安全性分析中明确说明，并在 CPL.3503 条要求的螺旋桨安装和使用手册中标明。

（e）如果安全性分析依赖于下述一个或多个项目，则这些项目应当在分析中明确，并给以适当的证实。

（1）在给定的时间间隔内完成的维修措施。包括验证可能以潜在方式失效的项目工作正常。必要时，为防止危险的螺旋桨后果发生，这些维修措施和时间间隔应当在 CPL.3504 条要求的持续适航文件中公布。另外，如果螺旋桨系统维修的错误，可能导致危险的螺旋桨后果，则应当在相关螺旋桨手册中包含适当的维修程序。

（2）飞行前或其它规定时间，验证安全装置或其它装置能否正常工作。应当在相关手册中公布功能正常的详细信息。

（3）使用并未强制要求的特定仪表。该仪表应当在合适的文件中公布。

（4）疲劳评估。

（f）安全性分析包括但不仅限于对指示设备、手动/自动控制、调速器和螺旋桨控制系统、同步定相器、同步装置的评估。

（g）除非另被局方批准并在安全性分析中说明，为符合本标准要求，以下失效定义适用：

（1）以下被认为是危险的螺旋桨后果：

（i）螺旋桨产生过度的阻力；

（ii）与飞行机组指令方向相反的较大推力（或拉力）；

（iii）螺旋桨或其任何主体部分的脱落；

（iv）导致螺旋桨过度不平衡的失效。

（2）对于变距螺旋桨，以下被认为是较大的螺旋桨后果：

（i）可顺桨螺旋桨不能顺桨；

（ii）不能按指令进行变距；

（iii）较大的非指令变距；

（iv）重大不可控的扭矩或转速波动。

CPL.3516 条 螺旋桨关键件

应当通过以下方法来确保通过 CPL.3515 条要求的安全性分析所确定的每个螺旋桨关键件的完整性：

（a）规定的工程计划，用于确保螺旋桨关键件在整个使用寿命期内的完整性。

（b）规定的制造计划，其按照工程计划要求，给出持续生产螺旋桨关键件的要求，以及

（c）规定的使用管理计划，其按照工程计划的要求，给出螺旋桨关键件的持续适航要求。

CPL.3517 条 材料和制造方法

（a）螺旋桨所用材料的适用性和耐久性应当：

（1）建立在经验，试验或者两者皆有的基础上；

（2）考虑服役中预期的环境条件。

（b）所有的材料和制造方法应当符合局方认可的规范。

（c）材料特性的设计值应当满足材料规范中针对使用中预期的适用条件所规定的最不利特性。

CPL.3519 条 耐久性

螺旋桨的每个零部件的设计和构造应当尽量减少螺旋桨在翻修期之间发生任何不安全状态的情况。

CPL.3521 条 可变距和可反桨螺旋桨

（a）螺旋桨系统中单个失效不得导致螺旋桨桨叶意外移动到低于空中最小桨距角的位置。对于任何低于空中最小桨距角的行程范围，申请人应当在相应的手册中予以记录。如果依据CPL.3515 条，表明结构件失效的发生概率是极小可能，则无需考虑该结构件失效。

（b）对于选择低于空中最小桨距角的桨叶桨距的螺旋桨，应当采取措施感知并向飞行机组指示螺旋桨桨叶已比空中最小桨距角低出安装手册中规定的量。这种感知并指示螺旋桨桨叶桨距位置办法的失效不得影响对螺旋桨的控制。

CPL.3522 条 可顺桨螺旋桨

（a）可顺桨螺旋桨在所有飞行条件下都应能顺桨，并需考虑预期的磨损。对顺桨操作和回桨操作的任何限制都应当在适当的

手册中给出。

（b）如使用电动发动机滑油来进行顺桨操作的螺旋桨桨距控制系统，则应当能够在电动发动机滑油系统失效时保证螺旋桨顺桨。

（c）可顺桨螺旋桨应当设计成在螺旋桨系统稳定到公布的最低外部大气温度后能够回桨。

CPL.3523 条 螺旋桨控制系统

本条要求适用于控制、限制或监控螺旋桨功能的任何系统与部件。

（a）螺旋桨控制系统的设计、构造和验证应表明：

（1）在正常工作模式和备用模式，以及在各种工作模式间转换时，螺旋桨控制系统在公布的运行条件和经批准的飞行包线内都能完成申请人规定的功能。

（2）螺旋桨控制系统的功能不会受到公布的环境条件的不利影响，包括温度、电磁干扰（EMI）、高强辐射场（HIRF）和闪电。系统已经验证通过的环境限制应当在螺旋桨手册中记录。

（3）如果需要飞行机组动作，则应提供用来指示已发生工作模式更改的方法。这种情况下，应当在适当手册中规定操作说明。

（b）除符合 CPL.3515 条外，螺旋桨控制系统的设计和构造还应使得：

（1）控制系统中电气或电子部件的单个失效不得导致危险的

螺旋桨后果。

（2）直接影响典型航空器上螺旋桨控制系统的局部事件，不会导致危险的螺旋桨后果。

（3）在预期的运行环境下，正常螺旋桨桨距控制的丧失不会导致危险的螺旋桨后果。

（4）螺旋桨之间共享的数据或信号的失效或退化不会导致危险的螺旋桨后果。

（c）螺旋桨电子控制系统的内置软件应当按局方批准方法设计和实施，该方法与所执行功能的关键性相一致，并尽量减少软件错误的存在。

（d）螺旋桨控制系统的设计和构造应当使得航空器提供数据的失效或退化不会导致危险的螺旋桨后果。

（e）螺旋桨控制系统的设计和构造应当使得航空器供应的电源的丧失、中断或异常特性不会导致危险的螺旋桨后果。电源质量要求应当在相关手册中说明。

CPL.3524 条 强度

考虑构造的特定形式和最严酷运行条件下，螺旋桨产生最大应力不得超过局方可接受的值。

第三节 试验和检查

CPL.3533 条 总则

（a）申请人应当提供试验件和合适的试验设施，包括设备和合格人员，并且按照中国民用航空规章第 21 部的要求进行规定

的试验。

（b）所有自动控制和安全系统应当处于工作状态，除非局方同意由于该试验的性质而不可能或不被要求。如果需要用于验证，在保证试验严酷度的情况下申请人可以用不同的螺旋桨构型进行试验。

（c）申请人无法充分证明符合本标准的任何系统或部件，都需要进行附加试验或分析，以表明该系统或部件在所有公布的环境和运行条件下都能够执行其预期功能。

CPL.3534 条 检查、调整和修理

（a）在进行本标准所规定的试验之前和之后，试验件应当经过检查，并且应当对所有相关参数、校准和设置进行记录。

（b）在所有试验过程中，只允许进行维护和小修。如果需要大修或更换零件，在实施之前该修理或零件更换应得到局方批准，并且局方可能要求进行附加试验。应当记录和报告对试验件的任何非计划修理或操作。

CPL.3535 条 离心载荷试验

申请人应当表明螺旋桨符合本条（a）、（b）和（c）款的要求而不会出现可能导致较大的或危险的螺旋桨后果的失效、故障或永久变形。当螺旋桨在使用中可能对环境退化敏感时，应当对此考虑。

（a）桨毂、桨叶固定系统和离心配重应当在相当于螺旋桨在最大额定转速下工作时所承受的最大离心力载荷两倍的载荷下进

行一小时的试验。

（b）对和固定系统的连接相关的桨叶特性（例如连接到金属固定件的复合材料桨叶）应当在本条（a）款的试验期间试验，或者进行单独的部件试验，试验时间为 1 小时，载荷相当于螺旋桨在最大额定转速运行时承受的最大离心载荷的两倍。

（c）与螺旋桨一起使用或连接到螺旋桨上的部件或者螺旋桨上的附件（如，桨帽，除冰装置和桨叶防护鞘），应当承受相当于该部件在最大额定转速工作时所承受的最大离心载荷 1.59 倍的载荷。这应当用以下方式之一进行：

（1）在规定载荷下试验 30 分钟，或者

（2）基于试验的分析。

CPL.3536 条 鸟撞

申请人应当通过试验、基于试验的分析或相似设计的经验，证明典型安装的螺旋桨在关键飞行条件下的关键位置处在经受 1.0 公斤（2.2 磅）鸟撞后不会产生较大的或危险的螺旋桨后果。

CPL.3537 条 疲劳极限和评估

（a）应当通过试验或者基于试验的分析为以下螺旋桨部件建立疲劳极限：

（1）桨毂；

（2）桨叶；

（3）桨叶固定装置；

（4）受疲劳载荷影响，且根据 CPL.3515 条发现具有导致危

险的螺旋桨后果的疲劳失效模式的部件。

（b）疲劳极限应当考虑：

（1）服役中预期的所有已知和可合理预见的振动和循环载荷模式；

（2）预期的服役中性能退化、材料特性的变化、制造变化和环境影响。

（c）应当通过螺旋桨疲劳评估，表明因疲劳导致的危险的螺旋桨后果在符合 CPL.2400（c）要求的预期安装的航空器预定运行寿命内是可以避免的。

CPL.3538 条 闪电

申请人应当通过试验，基于试验的分析或者类似设计经验表明，螺旋桨能够经受闪电而不会产生较大的或危险的螺旋桨后果。螺旋桨已被鉴定合格的限制范围应记录在相应的手册中。

CPL.3539 条 持久试验

螺旋桨系统的持久试验应在有代表性的电动发动机上根据适用性按照本条（a）款或（b）款进行，不得有失效的情况。

（a）定距螺旋桨和地面调距螺旋桨应当进行下列试验中的一项：

（1）进行 50 小时的平飞或爬升的飞行试验。在该项飞行试验中，螺旋桨在起飞功率和额定转速下至少运转 5 小时，并在该 50 小时的其余时间以不低于额定转速 90%的转速运转；

（2）在起飞功率和额定转速下进行 50 小时的地面测试。

（b）变距螺旋桨应当进行下列试验中的一项：

（1）110 小时的持久试验，应当包含以下条件：

（i）在起飞功率和对应转速下运行 5 小时，并且完成 30 个 10 分钟的相同循环。每个循环由下列过程构成：

（A）从慢车开始加速；

（B）在起飞功率和对应转速下运行 5 分钟；

（C）减速；

（D）5 分钟慢车；

（ii）在最大连续功率和对应转速下运行 50 小时；

（iii）完成 50 小时运转，由 10 个 5 小时循环构成，包括：

（A）5 次慢车和起飞功率和转速之间的加速和减速；

（B）从慢车到最大连续功率和转速（不含）之间，在近似均匀增加的转速条件下运行四个半小时；

（C）慢车 30 分钟；

（2）按照本标准 H 章开展的配装螺旋桨的电动发动机持久演示。

（c）对于有比起飞功率和额定转速更高的额定值或转速的螺旋桨，应当在本条（a）款或（b）款要求的试验中使用这些额定值和转速。

（d）如果螺旋桨可在垂直和水平状态之间实现倾转变换，则应当在本条（a）款或（b）款要求的试验中进行这种倾转变换。

（e）可采用基于对相似设计的螺旋桨的试验的分析来代替本

条（a）款和（b）款的试验。

CPL.3540 条 功能试验

变距螺旋桨系统应当进行本条适用的功能试验。此功能试验应使用 CPL.3539 条持久试验所用的同一套螺旋桨系统，并且应在试验车台或航空器上由有代表性的电动发动机驱动。该螺旋桨应完成这些试验而无失效现象。本试验可与持久试验结合进行，以累积循环。

（a）自动变距螺旋桨。应在整个桨距和转速变化范围内进行 1500 次完整的变距循环。

（b）可顺桨的螺旋桨。应进行 50 次顺桨和回桨操作循环。

（c）可反桨的螺旋桨。应进行 200 次从最小正常桨距到最大反桨桨距的完整变距循环。每次循环过程中，螺旋桨还应当在申请人选择的用以得到最大反桨桨距的最大功率和转速运转 30 秒。

（d）可采用基于对相似设计的螺旋桨的试验的分析来代替本条的试验。

CPL.3541 条 超转和超扭

（a）当申请瞬态最大螺旋桨超转批准时，申请人应当表明，螺旋桨在出现最大超转状态后，不进行维修也可以继续工作。这可以通过以下途径实现：

（1）在最大超转状态下运转 20 次，每次运转持续 30 秒；或者

（2）基于试验的分析或使用经验。

（b）当申请瞬态最大螺旋桨超扭批准时，申请人应当表明螺旋桨在出现最大超扭状态后，不进行维修也可以继续工作。这可以通过以下途径实现：

（1）在最大超扭状态下运转 20 次，每次运转持续 30 秒；或者

（2）基于试验的分析或使用经验。

CPL.3542 条 螺旋桨控制系统部件

申请人应当通过试验、基于试验的分析或相似部件的使用经验表明，包括调速器、变距机构、桨距闭锁装置、机械止动器、顺桨系统部件在内的每个螺旋桨桨距控制系统部件，能承受模拟该部件在初始声明的翻修周期或最少 1000 小时典型运行期间的正常载荷和桨距变化行程的周期性工作。

附录 A

持续适航文件编制要求

CPL. A1 一般规定

（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必须包含：航空器、电动发动机和螺旋桨的持续适航文件，涉及民航管理的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。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）申请人应当向局方提交一份文件，对如何分发申请人或者装机产品和设备的制造商提供的持续适航文件更改资料，进行说明。

CPL. A2 格式

（a）申请人应当根据所提供资料的数量，将持续适航文件编成一本或者多本手册。

（b）手册的编排格式必须实用。

CPL. A3 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（包括电动发动机、螺旋桨和机载设备）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）航空器及其电动发动机、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，无接近口盖时应当提供接近检查所需的资料。

（d）如果规定做特种检查（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。

（h）电动发动机和螺旋桨翻修手册或条款：

（1）分解资料，其中包括为翻修进行分解的顺序和方法。

（2）清洗和检查说明，其中包括翻修时所用的材料和器具，以及所采用的方法和注意事项，同时还必须包括翻修的检查方法。

（3）与翻修有关的所有公差与配合的细节资料。

（4）有关磨损的或者不符合标准的零部件的修理方法的细节，同时必须附有用来确定何时应更换零部件的必要资料。

（5）翻修时装配的顺序和方法。

（6）翻修后有关试验的说明。

（7）储存处理包括任何储存限制的说明。

（8）翻修需要的工具和设备清单及其使用方法的说明。

CPL. A4 适航限制章节

持续适航文件必须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。该章节必须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。如果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。申请人应当在该章节显著位置清晰声明："本适航限制章节已经中国民用航空局批准，规定了涉及民航管理的规章有关维修和运行的条款所要求的维修内容，如果局方已另行批准使用替代的大纲则除外。"

《动力提升航空器适航标准》编制说明

一、编制思路

为适应全球动力提升航空器（Powered-Lift）技术快速发展与适航管理趋势，推动我国在该领域的规章标准与国际协调，适航司遵循“聚焦风险、立足实践、接轨国际”的原则，以“适航审定专家指导，组织企业编制适航技术标准”的理念开展《动力提升航空器适航标准》编制工作。一是充分利用国内工业方力量，适航司组织国内四家头部企业（沃飞、峰飞、沃兰特、时的），选派专家参加标准编写工作，创新机制鼓励公司参与标准编制的积极性，具体专业组由某个公司牵头，其他三个公司加入，既保证各公司根据自身特点发挥技术优势，又保证各公司全程参与标准编写，反映各公司不同特点。二是充分调动审定系统资源，保证标准编制进度，适航司选取民航大学作为标准编写的办公室，具体承担组织标准编写工作，民航大学老师按专业参与各专业组讨论，按照项目管理的方法，既按工作计划跟踪进度，又对讨论中的难点问题拉条挂账，及时组织回头看，保证讨论充分。三是充分借鉴审定系统项目经验，适航司协调组织民航华东、中南和西南地区管理局具有丰富经验的专家全程参与指导，充分利用适航审定系统在 RX1E 电动飞机和亿航 216/峰飞 V2000CG 无人机等项目实践经验。

二、适用对象

本咨询通告中动力提升航空器参考美国 FAA powered-lift 的定义，是指能够垂直起飞、垂直着陆和低速飞行的比空气重的航空器，主要依靠以发动机驱动的升力装置或发动机推力在这些飞行状态期间提供升力，以及非旋转翼面在水平飞行期间的升力。动力提升航空器不同于传统飞机和旋翼航空器，属于 CCAR－21 部 21.17 条第（二）款、21.21 条和 21.171 条规定的特殊类别航空器，需要开展型号合格审定获得设计批准，并在投入运行前获得标准适航证。

本咨询通告提供了动力提升航空器型号合格审定的指导材料，适用于有人驾驶的，纯电供能分布式电推进系统的，最大起飞重量不超过 5700 公斤，最大乘客数不超过 9 座，非增压座舱的，最大使用限制速度或最大结构巡航速度（二者取大者）不超过 463 公里/小时的动力提升航空器。

三、内容框架

本标准借鉴《正常类飞机适航规定》基于性能的编制思路，参考 FAA、EASA 等局方最新政策文件，聚焦动力提升航空器的设计特征与安全风险特点，提出安全性要求，而非具体设计指标或符合性方法，从而为新技术应用预留空间、提供便利。

本标准共包括 9 章及 1 个附录。A 章为总则，明确标准的适用范围及定义。B 章主要是性能和飞行特性要求。C 章主要是结构载荷要求。D 章主要是设计和构造要求，包括飞行操纵系统、起落架等。E 章主要是动力装置要求，包括动力装置安装、功率

或者升力/推力控制系统等。F 章主要是系统和设备要求。G 章是飞行机组界面和其他信息，包括飞行手册、持续适航文件等。H 章是电动发动机要求，包括了一般规定、设计和构造、演示和试验。I 章是螺旋桨要求，包括了一般规定、设计和构造、试验和检查。附录 A 为持续适航文件编制要求。

四、编制过程

2024 年 11 月 28 日，适航司基于前期动力提升航空器型号审定实践与研究，组织审定系统专家及研制企业代表召开动力提升航空器适航标准建设研讨会，明确编制思路，组建《动力提升航空器适航标准（草案）》编写组，正式启动编制工作。

2024 年 12 月 5 日-12 日期间，编写组共召开 8 次线上会议，在学习、消化、吸收国外适航标准的基础上，以批判性思维考虑本标准的制定；尤其是 B 章性能要求，以国内企业的产品路线和研制经验为主；工业方按专业组织线上研讨会，形成各章草稿；民航大学负责综合统稿，形成标准讨论稿，梳理待讨论的问题清单。

2024 年 12 月 19 日，民航大学组织召开初稿研讨会议，此次会议主要是针对问题清单逐项研讨，局方 10 余位专家都上线指导。

2024 年 12 月 26-27 日，编写组前往北京，向适航司汇报并讨论关闭存在问题。2024 年 12 月 31 日，民航大学完成《动力提升航空器适航标准（草案）》建议稿和编制说明，形成报送稿，

按计划节点要求提交适航司。

2025 年 1 月 10 日，适航司组织审定系统专家、研制企业代表，召开了动力提升航空器适航标准研讨会，民航大学介绍了适航标准的编制过程、内容概述和遗留问题，并与参会专家就具体问题进行了讨论交流，进一步明确了标准的适用范围。

2025 年 1 月 16 日，适航司在前期编制基础上，就《动力提升航空器适航标准（草案）》向低空经济适航审定工作专班各单位、头部研制企业定向征求意见。共计收到 18 家航空器制造企业和审定机构的专家意见 69 条，编写组和与会专家现场进行了充分的讨论，接受和部分接受意见共 14 条，不予采纳意见共计 55 条。

2025 年 2 月 14 日，适航司在前期反复讨论、多次修改基础上，形成了《动力提升航空器适航标准（征求意见稿）》。

2025 年 9 月，适航司向发改委低空司报送了关于《动力提升航空器适航标准（征求意见稿）》的宏观政策取向一致性自评估报告。2025 年 11 月，通过了发改委低空司该项评估。

2025 年 12 月 15 日，民航局就《动力提升航空器适航标准（征求意见稿）》向社会公开征求意见，截止期内共收集意见 243 条。2025 年 12 月 29 日至 2026 年 1 月 27 日期间，共召开 15 次线上会议，经编写组一致评估，接受 42 条，不接受 160 条，部分接受 24 条，非修订意见 17 条。未采纳及非修订意见主要包括属于符合性方法、关联特定设计方案等非适航职责内容。编写组

根据评估结果形成《动力提升航空器适航标准（报批稿）》。

2026 年 1 月 28 日，适航司听取编写组关于公开征求意见评估情况及标准报批稿的汇报。编写组根据汇报意见进一步完善标准报批稿。