



## 专用条件

编 号：SC-21-004

日 期：2023年11月12日

局长授权颁发：

V2000CG型无人驾驶航空器系统专用条件

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

### 1. 生效日期

自颁发之日起生效。

### 2. 背景

上海峰飞航空科技有限公司于2022年9月27日向民航华东地区管理局提交了V2000CG型号合格证申请，民航华东地区管理局于2022年9月29日发出了V2000CG型号合格证受理申请通知书，受理编号NATC0145A。V2000CG型号是用于载货的无人驾驶航空器系统，目前中国民用航空局尚未针对该类型航空器系统颁布专门的适航规章。按照《民用航空产品和零部件合格审定规定》(CCAR-21-R4)第21.16条和第21.17条(二)款的规定，需要制定专用条件，确定适用于该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，亦即型号合格审定基础。

V2000CG型号是峰飞航空设计的一款全电动垂直起降无人驾驶航空器系统，包括：无人驾驶航空器、地面控制站和数据链路。航空器采用全复合材料一体成型机体结构形式复合翼翼面布局。机载系统由电气系统、升力/推力系统、电池系统和航电系统组成。航空器的基本参数如下：

- 最大起飞重量：2000kg

- 最大有效载荷：400kg
- 外形尺寸：11.6m(机长)\*15.0m(翼展)\*3.3m(高度)

V2000CG型号可按照预定的飞行计划全程自动飞行，机上没有驾驶员和航空器操纵装置，航空器的姿态、速度和飞行轨迹等可完全由飞行控制系统闭环控制。远程机组可在地面控制站通过数据链路对航空器运行状态进行实时监视，并根据需要按照飞行操作程序对航空器进行控制飞行。数据链路采用1.4G图数一体链路及4G链路互为备份，实现地面站与飞机端的数据传输。

V2000CG型号在低空隔离空域飞行，主要用于商业载货运行。V2000CG的预期运行场景是非人口密集区，航线规划时避开人口稠密区域。

V2000CG型号合格审查组根据V2000CG型无人驾驶航空器系统的设计特征和预期用途及运行场景，以基于风险和审定目标的原则，结合工业实践，编制了该型号的专用条件。

### 3. 适用范围

本专用条件适用于V2000CG无人驾驶航空器系统的型号合格审定。

### 4. 专用条件

专用条件内容详见附件。

附录

# **V2000CG型无人驾驶航空器系统 专用条件**

# 目 录

A章 总则 .....	5
AEC.2000 适用范围和定义 .....	5
AEC.2005 无人驾驶航空器 .....	5
AEC.2010 可接受的符合性方法 .....	5
B章 飞行及性能 .....	7
B1 性能 .....	7
AEC.2100 重量和重心 .....	7
AEC.2105 性能数据 .....	7
AEC.2110 最小安全速度 .....	7
AEC.2115 起飞 .....	7
AEC.2120 爬升 .....	8
AEC.2125 悬停 .....	8
AEC.2130 转换飞行 .....	8
AEC.2135 着陆 .....	8
B2 飞行特性 .....	8
AEC.2140 可控性 .....	8
AEC.2145 稳定性 .....	9
AEC.2150 低速飞行特性和低速告警 .....	9
AEC.2155 飞行信息与使用限制 .....	9
C章 结构 .....	10
C1 结构强度 .....	10
AEC.2200 结构设计包线 .....	10
AEC.2205 系统和结构的相互影响 .....	10
C2 结构载荷 .....	10
AEC.2210 结构设计载荷 .....	10
AEC.2215 飞行载荷情况 .....	10
AEC.2220 地面载荷情况 .....	11
AEC.2225 部件载荷情况 .....	11
AEC.2230 限制和极限载荷 .....	11
C3 结构性能 .....	11
AEC.2235 应急着陆情况 .....	11
AEC.2240 结构强度 .....	11
AEC.2245 结构耐久性 .....	12
AEC.2250 振动 .....	12
D章 设计和构造 .....	13

D1 总则 .....	13
AEC.2300 设计与构造原理 .....	13
AEC.2305 材料和工艺 .....	13
AEC.2310 制造方法 .....	13
AEC.2315 结构保护 .....	13
AEC.2320 检查措施 .....	14
AEC.2325 特殊安全系数 .....	14
D2 系统设计 .....	14
AEC.2330 飞行操纵系统 .....	14
AEC.2335 起落架 .....	15
D3 防火和高能保护 .....	15
AEC.2340 货舱和有效载荷舱防火 .....	15
AEC.2345 飞行关键系统和其他飞行结构的防火 .....	15
AEC.2350 闪电和静电防护 .....	15
D4 设计与构造信息 .....	15
AEC.2355 设计与构造信息 .....	15
E章 动力装置 .....	17
E1 动力装置总则 .....	17
AEC.2400 动力装置及其安装 .....	17
AEC.2405 动力控制系统 .....	17
AEC.2410 动力装置工作特性 .....	17
AEC.2415 电池和配电系统 .....	18
E2 防火与安装信息 .....	18
AEC.2420 动力装置防火 .....	18
AEC.2425 动力装置安装信息 .....	18
F章 系统和设备 .....	20
AEC.2500 系统和设备功能通用要求 .....	20
AEC.2505 设备安装 .....	20
AEC.2510 设备、系统及安装 .....	20
AEC.2515 电源和配电系统 .....	20
AEC.2520 灯光和照明 .....	20
AEC.2525 飞行控制系统 .....	21
G章 使用限制和资料 .....	22
AEC.2600 使用限制总则 .....	22
AEC.2605 重量和重心 .....	22
AEC.2610 标记标牌 .....	22
AEC.2615 其他使用限制 .....	22
AEC.2620 飞行手册 .....	22
AEC.2625 持续适航文件 .....	22

H章 数据链路 .....	24
AEC.2700 数据链路总则 .....	24
AEC.2705 数据链路性能 .....	24
AEC.2710 电磁抗干扰和电磁兼容性 .....	24
AEC.2715 链路状态 .....	24
AEC.2720 链路冗余备份 .....	24
AEC.2725 数据链路延迟 .....	25
AEC.2730 数据链路丢失 .....	25
AEC.2735 数据链路异常 .....	25
AEC.2740 数据链路频道切换 .....	25
AEC.2745 数据链路安保 .....	25
I章 地面控制站 .....	26
I1 总则 .....	26
AEC.2800 地面控制站总则 .....	26
AEC.2805 地面控制站运行物理环境 .....	26
I2 地面控制站的控制 .....	26
AEC.2810 飞行计划选择与执行 .....	26
AEC.2815 地面控制飞行 .....	26
AEC.2820 航空器在地面控制站间切换 .....	27
AEC.2825 其他功能 .....	27
I3 显示、告警与记录 .....	27
AEC.2830 地面控制站显示 .....	27
AEC.2835 地面控制站告警信息 .....	27
AEC.2840 地面控制站数据记录和存储 .....	28
附录A 持续适航文件编制要求 .....	29
A.1 总则 .....	29
A.2 格式 .....	29
A.3 内容 .....	29
A.4 适航限制章节 .....	30

## A 章 总则

### AEC.2000 适用范围和定义

- (a) 本专用条件适用民用无人驾驶航空器系统，其所包含的无人驾驶航空器具有 AEC.2005 的特征；
- (b) 以下定义适用于本专用条件：
  - (1) 无人驾驶航空器系统是指无人驾驶航空器以及与其有关的遥控台（站）和数据链路等组成的系统。本专用条件中也简称为“航空器系统”；
  - (2) 远程机组是指控制无人驾驶航空器的远程操控员以及直接参与无人驾驶航空器运行的任何人员；
  - (3) 继续安全飞行和着陆是指在可能使用应急程序、不需要远程机组特殊操控技能和体力的情况下，航空器能够继续可控飞行和在垂直起降场地着陆；
  - (4) 应急着陆是指在可能使用应急程序、不需要远程机组特殊操控技能和体力的情况下，航空器能够实现受控着陆，在着陆时航空器可能会发生一些损坏。
- (c) 本专用条件 B、C、D、E、F 章的要求，除特别说明外，仅适用于无人驾驶航空器。

### AEC.2005 无人驾驶航空器

本专用条件中的无人驾驶航空器具有以下型号设计特征：

- (d) 全电动升力/推力系统；
- (e) 载货运行，不载人；
- (f) 旋翼垂直起降；
- (g) 固定翼巡航飞行。

### AEC.2010 可接受的符合性方法

- (a) 申请人应采用局方可接受的符合性方法表明对审定基础的符合性。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) 申请人应按局方规定的格式和方式提交符合性方法。

## B 章 飞行及性能

### B1 性能

#### AEC.2100 重量和重心

- (a) 应当制定航空器可安全运行的重量和重心限制；
- (b) 应当考虑重量和重心临界组合情况来符合本章各条要求，这些临界组合应在航空器装载状态范围内确定，并采用局方可接受的允差；
- (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。

#### AEC.2105 性能数据

- (a) 除非另有规定，所有性能要求按静止空气和海平面标准大气条件给出；
- (b) 除非另有规定，应当按照以下条件满足本章的性能要求：
  - (1) 起降场地高度从海平面到最大审定的起飞和着陆高度；
  - (2) 在运行限制范围内，标准温度之上和之下对性能可能有不利影响的温度范围。
- (c) 依据本条(b)款确定的性能数据，应当考虑由于大气条件、冷却需求和其他动力需求引起的损失。
- (d) 在旋翼飞行起飞、悬停和着陆阶段，航空器在临界单个升力系统失效的情况下应能够应急着陆；
- (e) 在固定翼飞行阶段，航空器在临界单个推力系统失效的情况下应能安全可控，并继续安全飞行和着陆。

#### AEC.2110 最小安全速度

应当确定航空器在固定翼飞行过程中的最小安全速度，在该速度下航空器能安全可控飞行。在确定该速度时，应考虑诸如临界单推力系统失效情况的最不利条件。

#### AEC.2115 起飞

应当确定航空器采用正常起飞程序下的起飞性能，确定时需考虑：

- (a) 申请审定的高度、温度和重量范围；

- (b) 障碍物安全裕度。

### **AEC.2120 爬升**

应当确定航空器在固定翼飞行下的爬升性能，并满足无地效下的最小爬升性能，确定时需考虑：

- (a) 正常运行情况；
- (b) 申请审定的高度、温度和重量范围。

### **AEC.2125 悬停**

应当确定航空器的无地效悬停性能，确定时需考虑：

- (a) 起飞功率；
- (b) 申请审定的高度、温度和重量范围；
- (c) 临界单升力系统失效。

### **AEC.2130 转换飞行**

垂直起降与平飞之间的转换飞行过程应：

- (a) 能够自动控制，不出现非预期的高度变化；
- (b) 不出现非预期的不可控操纵，且无需特殊操纵即可保证飞行安全。

### **AEC.2135 着陆**

- (a) 应当在航空器运行限制范围内的重量、温度和高度组合情况下，确定航空器的反向转换和垂直下降速度、构型和程序，该速度、构型和程序能保证航空器在指定区域内着陆，而不会造成航空器损坏，且能中断着陆。

- (b) 航空器在着陆接地过程中不应出现翻转、地面打转等不稳定趋势。

## **B2 飞行特性**

### **AEC.2140 可控性**

- (a) 在以下情况，航空器应当能够安全可控和机动，且无需远程机组特殊的驾驶技能、警觉：

- (1) 申请审定的所有装载情况；
- (2) 所有飞行阶段；

- (3) 单个升力/推力系统失效情况；
  - (4) 在 AEC.2525 定义的所有飞行控制模式下；
  - (5) 风速从零至最大限制值条件下航空器的可控性；
- (b) 航空器应当能够从一种飞行状态平稳过渡到另一种飞行状态，并且不会有超出飞行限制的风险。

#### **AEC.2145 稳定性**

航空器在申请审定的高度和重量范围内：

- (a) 在正常运行时，航空器具有合适的稳定性；
- (b) 在正常运行时，航空器的瞬态响应必须是平稳、收敛的。

#### **AEC.2150 低速飞行特性和低速告警**

航空器在固定翼直线飞行和转弯飞行过程中应当具有可控的低速飞行特性，并提供清晰、明显的低速告警，及低速保护能力，应有足够的速度余量防止意外低于最小安全速度。

#### **AEC.2155 飞行信息与使用限制**

应当确定以下飞行信息与使用限制：

- (a) 航空器安全运行所必须的使用限制、程序和说明；
- (b) 航空器运行速度范围，应至少包括最小安全速度  $V_{MS}$  和不可超越速度  $V_{NE}$ ；
- (c) 航空器性能信息，当性能信息与重量、高度和温度有关时，提供的性能信息应考虑这些因素的影响。

## C 章 结构

### C1 结构强度

#### AEC.2200 结构设计包线

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、耐久性以及考虑结构过度变形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、着陆下沉速度和其他空速限制。结构设计空速应当为制定实际使用限制空速提供足够的裕度；
- (b) 运行过程中预期的飞行载荷情况；
- (c) 适用的重量和重心包线范围内的质量变化和分布；
- (d) 载荷对所有设计操纵输入的响应。

#### AEC.2205 系统和结构的相互影响

如果航空器安装了某个系统，该系统直接或者在失效和故障情况下会影响结构性能，则表明对本章要求的符合性时应当考虑该系统的失效和故障影响。

### C2 结构载荷

#### AEC.2210 结构设计载荷

- (a) 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，确定可能由内部或外部施加的压力、力或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，以及航空器处于停放或系留时；
- (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。

#### AEC.2215 飞行载荷情况

- (a) 在机动性和突风包线范围内，应当根据所有飞行参数和载荷系数的组合情况确定对称和非对称加载的临界飞行载荷；
  - (1) 从设计最小重量到设计最大重量的每一重量；和
  - (2) 运行限制内的每个高度和重量；
- (b) 必须确定由航空器系统、部件或升力/推力系统可能失效引起的飞行载荷。

### **AEC.2220 地面载荷情况**

应当在航空器处于各种正常和不利的姿态和构型下，确定它在适用的地面上牵引、起飞、着陆、停放和操作情况下产生的结构设计载荷。

### **AEC.2225 部件载荷情况**

应当确定作用于相关结构部件上的结构设计载荷，也包括旋翼组件，使其能承受：

- (a) AEC.2210、AEC.2215、AEC.2220 中的载荷情况；
- (b) 系统与结构的相互作用；
- (c) 升力/推力系统部件在任何转速下的限制扭矩输入。

### **AEC.2230 限制和极限载荷**

应当确定：

- (a) 限制载荷（服役中预期的最大载荷），除非本专用条件其他条款另有规定，限制载荷等于结构设计载荷；
- (b) 极限载荷，极限载荷等于限制载荷乘以安全系数 1.5，如果有足够的使用经验或试验证明，可以使用其他安全系数，且必须经过批准；
- (c) 当永久有害变形可接受时，某些强度规范可仅根据极限载荷来规定。

## **C3 结构性能**

### **AEC.2235 应急着陆情况**

每个货舱和有效载荷舱应当符合下列要求：

- (a) 根据其最大装载重量以及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，在应急着陆情况下结构可能损坏，但不应显著降低结构完整性；
- (b) 有措施防止因舱内装载物移动妨碍航空器的应急着陆；
- (c) 每个货舱和有效载荷舱内的关键系统和设备，如果其破坏或者损伤可能会影响应急着陆，则应当加以保护；
- (d) 可能发生的起火不应影响应急着陆。

### **AEC.2240 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出现有害的永久变形;
- (b) 极限载荷。

#### **AEC.2245 结构耐久性**

- (a) 应当制定检查程序或其他程序, 这些程序的实施能够防止由于可预见原因的强度降低而导致结构失效, 这些失效可能导致航空器长时间在降低的安全裕度下运行。按本条制定的程序应当纳入 AEC.2625 要求的持续适航文件的适航限制章节中;
- (b) 升力/推力系统部件的耐久性应当被充分表明, 以将旋转部件失效可能引起的结构损伤对航空器的危害减至最小。

#### **AEC.2250 振动**

应通过飞行试验表明在从最小安全速度到不可超越速度的每一速度下, 航空器不得存在严重的振动导致航空器结构损伤, 也不得发生颤振。

## D 章 设计和构造

### D1 总则

#### AEC.2300 设计与构造原理

- (a) 应当按照航空器预期的运行条件，设计每个零部件；
- (b) 设计数据应当充分定义零部件构型，其设计特征，以及使用的所有材料和工艺；
- (c) 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) 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在飞行中被无意打开。

#### AEC.2305 材料和工艺

- (a) 其损坏可能对安全性有不利影响的零件所用材料的适用性和耐久性必须满足下列要求：
  - (1) 由经验或试验来确定；
  - (2) 符合经批准的标准，保证这些材料具有设计资料中采用的强度和其他性能；
  - (3) 考虑服役中预期的环境条件，如温度和湿度的影响。
- (b) 工艺质量必须是高标准的。

#### AEC.2310 制造方法

采用的制造方法必须能始终生产出完好的结构，如果某种制造工艺需要严格控制才能达到此目的，则该工艺必须按照规定的工艺规范执行。

#### AEC.2315 结构保护

- (a) 应当保护航空器的每个结构零件，包括紧固件，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) 对需要维修、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。

## **AEC.2320 检查措施**

对每个具有下列要求之一的部件，必须有进行检查的措施。

- (a) 周期性检查；
- (b) 按预期的基准及功能要求进行调整；
- (c) 润滑；
- (d) 装配及拆卸。

## **AEC.2325 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。

## **D2 系统设计**

### **AEC.2330 飞行操纵系统**

- (a) 飞行操纵系统应设计成：
  - (1) 操纵简便、平稳和确切，以完成其功能；
  - (2) 能够防止可能的危害；
  - (3) 能够向远程机组提供安全操纵所需要的指示信息。
- (b) 当操纵面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。

## **AEC.2335 起落架**

起落架的设计应当:

- (a) 考虑航空器设计最大重量、临界重心和 AEC.2220 地面载荷情况;
- (b) 在地面期间, 为航空器提供稳定的支撑;
- (c) 有可靠的方法来停下航空器并能够吸收航空器正常起飞和着陆过程中的动能;
- (d) 考虑批准的运行环境, 包括预期的超出限制和应急程序。

## **D3 防火和高能保护**

### **AEC.2340 货舱和有效载荷舱防火**

- (a) 应当对每个货舱和有效载荷舱内能引燃舱内物品的热源进行屏蔽和隔绝, 防止引燃货物和相应有效载荷;
- (b) 货舱和有效载荷舱内布置的隔热材料应当是阻燃的;
- (c) 应当考虑对每个货舱和有效载荷舱内的关键结构和系统的防护。

### **AEC.2345 飞行关键系统和其他飞行结构的防火**

- (a) 位于很可能发生着火危害区域的飞行关键系统和其他关键飞行结构, 必须用耐火材料制造或屏蔽, 使之能经受住着火影响;
- (b) 出现的火灾或者其他储存能量的释放, 不能妨碍航空器应急着陆, 或者有措施将危害减至最小;
- (c) 应急程序期间使用的关键设备、电缆和接线端应当是耐火的。

### **AEC.2350 闪电和静电防护**

- (a) 预期的运行条件不包括进入已知的闪电环境, 应当制定措施以减缓意外遭遇闪电影响的危害;
- (b) 航空器应当有措施减缓静电积聚影响的危害。

## **D4 设计与构造信息**

### **AEC.2355 设计与构造信息**

航空器应当标明以下设计与构造信息:

- (a) 航空器安全运行所需要的操作限制 (包括最大载重限制等)、操作程序和说

明；

- (b) 必要的仪表标记或标牌；
- (c) 航空器安全运行所需要的任何附加信息；
- (d) 航空器安全运行所需要的检查和维修信息。

## E 章 动力装置

### E1 动力装置总则

#### AEC.2400 动力装置及其安装

- (a) 就本章而言，动力装置是指产生升力/推力相关的每个部件，由升力/推力系统以及电池和配电系统构成；
- (b) 安装在航空器上的升力/推力系统，包括电机及控制系统、螺旋桨，应当按照局方可接受的标准（ASTM 标准等），随航空器型号合格审定获得批准。该标准包含的适航准则，应当适用于该升力/推力系统的特定设计和预期用途，并达到局方可接受的安全水平；
- (c) 动力装置的设计构造和安装布置应当考虑：
  - (1) 预期的运行条件，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) 气体或蒸汽的危险积聚应与货舱隔离，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安装要求以防止安装错误，并符合部件限制要求或表明不会造成危害。

#### AEC.2405 动力控制系统

动力控制系统是指设定或调节电机转速或位置的系统：

- (a) 动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) 动力控制系统的任何单一失效或可能的失效组合不得妨碍航空器继续安全飞行和着陆，或者有措施将失效的危害减至最小；
- (c) 应当防止远程机组对动力控制系统的错误输入，除非不会导致不安全状况；
- (d) 动力控制系统应当为远程机组提供确认系统处于工作状态的措施。

#### AEC.2410 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) 应当为远程机组提供关闭升力系统的措施，以减轻应急运行期间航空器对地面人员或财产可能造成的危害。

### **AEC.2415 电池和配电系统**

- (a) 电池和配电系统应当满足以下要求：
- (1) 对于多套电池和配电系统，应设计和布置成各系统之间具有独立性，且其构造和布置应当使航空器在任何预期的运行条件下，能够安全地确保电机及控制系统正常运行所需能量的输出；
  - (2) 为动力装置提供适当裕度的电能，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；
  - (3) 向远程机组提供用于确定剩余可用电量总量的信息，并在系统正常工作时能不间断供电，此时需考虑电源可能的波动情况；
  - (4) 提供系统内电池与航空器飞行关键系统和结构间的隔离，以防止可能发生的过热或着火危害，或有措施将危害减至最小；
  - (5) 在任何可能的运行情况下能够防止漏电。
- (b) 电池安装必须设计成能够承受可能的运行条件下的载荷而不失效；
- (c) 每个充电系统的设计应当满足以下要求：
- (1) 防止不当充电；
  - (2) 防止在可能的工作期间损害电池。
- (d) 航空器地面操作期间（包括充电期间）可能发生的错误不应对人员造成危害。

## **E2 防火与安装信息**

### **AEC.2420 动力装置防火**

对于动力装置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。

### **AEC.2425 动力装置安装信息**

应当明确动力装置相关的以下信息：

- (a) 动力额定值以及确保航空器安全运行所必需的运行限制、程序以及说明等信息；

- (b) 航空器安全运行所需的其他必要信息；
- (c) 持续安全运行所需的检查和维护要求；
- (d) 动力装置构型相关信息；
- (e) 动力装置启动和关停的方法和相关限制信息；
- (f) 用于电源能量管理的电量信息，包含系统内可能的部件失效情况。

## F 章 系统和设备

### AEC.2500 系统和设备功能通用要求

- (a) AEC.2500、AEC.2505 和 AEC.2510 是适用于航空器中系统和设备的通用要求，除非有其他条款对特定系统或者设备另有要求；
- (b) 航空器按其申请型号审定及运行规则所要求的，或者其功能不正常会造成危害的系统和设备，其设计和安装应满足以下要求：
  - (1) 其种类和设计适用于航空器系统的功能要求；
  - (2) 在审定批准的运行和环境限制下完成预期的功能。

### AEC.2505 设备安装

航空器上安装的每项设备，应按照其规定的要求进行安装。

### AEC.2510 设备、系统及安装

航空器上的设备、系统及安装，必须设计成在发生故障或失效时，将其对航空器、地面控制站和数据链路的危害减至最小。

### AEC.2515 电源和配电系统

- (a) 在所有预期运行条件下，电源和配电系统应当为所连接的负载提供运行需要的电能，并符合其预定用途；
- (b) 应当在所有电路中安装保护装置，例如熔断器或断路器，但对于不装保护装置不会有危险的电路除外。除此之外，对于飞行安全所必不可少的电路保护装置，不得用于保护其他电路；
- (c) 电气传输电缆及其安装应满足以下要求：
  - (1) 每根电气连接电缆必须具有足够的载流能力，且正确的布线、连接，以将短路和火灾的可能性降到最低；
  - (2) 一旦发生电路过载或故障，可能过热的每根电缆及其附件必须至少是阻燃的。

### AEC.2520 灯光和照明

- (a) 如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；
- (b) 如安装航行灯，其应当包括一个在飞机左侧的红灯和一个在飞机右侧的绿灯。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，还应当包括一个在飞机尾部或者翼尖上的后向白灯；
- (c) 如果航空器具备夜航能力，着陆灯的设计和安装应当能为夜航提供足够的照明。

### **AEC.2525 飞行控制系统**

飞行控制系统由传感器、作动器、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，应当满足以下要求：

- (a) 确保航空器能按照预定的飞行计划完成航线飞行；
- (b) 确保航空器在所有飞行阶段，都应限制在飞行包线内运行；
- (c) 飞行控制系统在数据链路异常情况下应能按照 AEC.2735 定义的相关程序确保航空器继续安全飞行和着陆；
- (d) 航空器飞行控制系统中的控制模式包含以下类型或组合：
  - (1) 自动控制模式：在该控制模式中，航空器的姿态、速度和飞行轨迹完全由飞行控制系统控制，除了加载或修改要求的飞行规划外，不需要从航空器控制站进行输入操作；
  - (2) 半自动控制模式：在该控制模式中，远程机组通过遥控器发出姿态、速度等指令，由飞控系统控制航空器追踪该指令。通常在自动控制模式失效或者其他需要地面控制介入的情况下，半自动控制模式提供对航空器的飞行控制。
- (e) 飞行控制系统的重要信息，包括飞行控制模式的切换信息、控制系统的切换信息和导航信息应能被有效监视，并在系统发生可能影响飞行安全的失效时及时向远程机组提供告警。

## G 章 使用限制和资料

### AEC.2600 使用限制总则

必须制定第 AEC.2155 条、第 AEC.2355 条、第 AEC.2425 条、第 AEC.2605 条至第 AEC.2615 条所规定的每项使用限制以及为安全运行所必需的其他限制和资料，并可供航空器机组使用。

### AEC.2605 重量和重心

应当按照 AEC.2100 确定的重量和重心限制制定为使用限制。

### AEC.2610 标记标牌

- (a) 航空器系统应当醒目地显示运行所需的标牌和仪表标记；
- (b) 应当清晰地标明与地面站安全操作相关的标记和标牌；
- (c) 飞行手册中应当包括标记和标牌相关资料。

### AEC.2615 其他使用限制

- (a) 应提供航空器最大起降场地高度、最大飞行高度等高度限制信息；
- (b) 应提供航空器系统使用的风速、温度等环境条件限制信息。

### AEC.2620 飞行手册

- (a) 必须提供航空器系统的飞行手册，该手册将随每架机交付用户；
- (b) 无人驾驶航空器系统飞行手册必须包含以下内容：
  - (1) 性能资料；
  - (2) 航空器系统使用限制；
  - (3) 航空器系统运行程序；
  - (4) 重量平衡与装载资料；
  - (5) 标记和标牌资料；
  - (6) 地面站操作说明；
  - (7) 航空器系统安全运行所需的其他资料。

### AEC.2625 持续适航文件

应提供航空器系统检查、维护所用的维护资料。

- (a) 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系统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 数据链路

### AEC.2700 数据链路总则

航空器系统应当包括用于指挥、控制和监视航空器的数据链路，且满足以下要求：

- (a) 从地面控制站向航空器（上行链路）传送指挥和控制数据；
- (b) 从航空器向地面控制站（下行链路）传送监视数据；
- (c) 涉及飞行安全的数据传输链路应当确保没有可能危及航空器或重要系统的单点失效；
- (d) 数据链路的工作频段应使用合法的无线电频率；
- (e) 应在飞行手册中规定保证数据链路功能的运行限制要求。

### AEC.2705 数据链路性能

- (a) 航空器的预期运行范围应处于数据链路作用距离内，且数据链路应具备充足的链路和带宽冗余；
- (b) 数据传输速率应当满足指挥、控制和监视数据的传输要求。

### AEC.2710 电磁干扰和电磁兼容性

- (a) 应当通过设计措施来避免电磁干扰对数据链路产生不利的影响；
- (b) 数据链路受到电磁干扰时不应影响指挥、控制和除图像以外的监视数据的传输。

### AEC.2715 链路状态

- (a) 航空器系统应对数据链路的工作状态进行监视，并将状态信息在地面控制站上显示；
- (b) 数据链路发生影响飞行安全的性能降级时，应在地面控制站有效提示。

### AEC.2720 链路冗余备份

- (a) 指挥、控制和除图像以外的监视数据应具备充足的冗余备份；
- (b) 当使用商用移动网络提供链路服务时，应通过不同的服务商网络来提供冗余备份。

### **AEC.2725 数据链路延迟**

- (a) 根据所有相关条件，航空器系统飞行手册或批准的其他手册中应规定数据链路中的时间延迟；
- (b) 数据链路延迟不应影响控制站实现对无人机指挥、控制和监视的要求。

### **AEC.2730 数据链路丢失**

- (a) 航空器系统在数据链路丢失时应自动启动数据链路重连过程，且该过程不应影响航空器飞行产生不利影响；
- (b) 航空器应具备链路丢失情况下自动飞行的能力，并能根据航空器的状态合理处置。

### **AEC.2735 数据链路异常**

航空器系统应当建立数据链路异常处置程序，并按要求纳入飞行手册中。

### **AEC.2740 数据链路频道切换**

- (a) 在相同的地面控制站内，将航空器的指令与控制从一个数据链路频道转移到另外一个频道的操作被称为“频道切换”；
- (b) 数据链路的频道切换不应导致不安全的情况；
- (c) 链路的频道切换不应影响地面控制站对航空器重要飞行参数的发送和接收。

### **AEC.2745 数据链路安保**

- (a) 地面控制站和航空器之间应该保证链路安全，防止航空器系统受到未经授权的接入和控制；
- (b) 数据链路应当是安全的，确保数据链路不因恶意攻击影响飞行安全；
- (c) 安全风险和漏洞应在起飞前或飞行中能被识别、评估和缓解。

## I 章 地面控制站

### I1 总则

#### AEC.2800 地面控制站总则

航空器系统的地面控制站是指在地面指挥、控制和监视航空器的系统或设备。其设计应当满足以下要求：

- (a) 配置、性能及可靠性能够保证航空器远程机组在地面站预期的使用环境中完成对航空器系统的指挥、控制和监视；
- (b) 航空器地面控制站内的系统和设备应当能执行其预定的功能；
- (c) 当地面控制站发生影响其监视和控制功能的故障时，每个地面控制站的设计应具备有效的处置措施，且不对航空器飞行安全产生不利影响；
- (d) 必须在航空器系统飞行手册中对可能影响飞行安全的地面站重要物理参数予以说明。

#### AEC.2805 地面控制站运行物理环境

应通过设计或运行程序保证，地面控制站运行的物理环境满足以下要求：

- (a) 能保证地面控制站设备或运行平台正常运行，并向远程机组提供良好的操作环境；
- (b) 地面控制站设备或软件运行平台具备可靠的电源供应。

### I2 地面控制站的控制

#### AEC.2810 飞行计划选择与执行

航空器按照飞行计划自动飞行。地面控制站作为飞行计划的选择和执行工具，其设计应保证：

- (a) 应具有确定航空器飞行范围的功能；
- (b) 航线的选择是容易辨识、操作且不易发生错误的。

#### AEC.2815 地面控制飞行

远程机组在对航空器进行直接的指令和控制飞行时，应保证：

- (a) 易于使用；

- (b) 不易误操作；
- (c) 地面控制飞行时，输入的指令和控制信息应限定在航空器飞行包线内；
- (d) 针对不同的地面控制，应明确定义优先层级，且不产生指令冲突或危险情况。

#### **AEC.2820 航空器在地面控制站间切换**

当航空器可以在不同地面控制站间切换连接和控制时，切换过程应满足：

- (a) 切换时不应对航空器飞行安全产生不利影响；
- (b) 切换过程和完成切换后对航空器的监视、控制和记录应当是完整的和连续的。

#### **AEC.2825 其他功能**

地面控制站除飞行执行、监视和控制外的其他功能，不应对航空器飞行安全产生不利影响。

### **I3 显示、告警与记录**

#### **AEC.2830 地面控制站显示**

- (a) 地面控制站应当显示重要的航空器系统信息，例如飞行、导航数据、动力系统重要数据等；
- (b) 用于显示的信息应当按照要求或远程机组可选择的方式进行清晰布局并良好可见，信息的精度应当满足任务要求；
- (c) 部分非全时显示的数据，其显示不应对地面控制站正常功能或远程机组产生不利影响；
- (d) 地面控制站数据显示的刷新频率和数据延迟应当满足安全运行要求。

#### **AEC.2835 地面控制站告警信息**

- (a) 涉及航空器系统运行不安全状态的信息应当及时提供给远程机组，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；
- (b) 应能通过地面控制站对航空器系统的重要工作参数进行监视，并对异常参数产生告警，告警信息应进行分级显示；
- (c) 对于重要故障和告警信息的指示，在界面上应明显易辨识，且应提供听觉警告；

(d) 当航空器系统不能完成飞行计划时，应当在地面控制站上显示并产生告警。

#### **AEC.2840 地面控制站数据记录和存储**

- (a) 地面控制站应当对航空器系统运行的重要信息进行记录；
- (b) 记录数据使用的时间基准应当与航空器系统的时间基准同步；
- (c) 应提供能够读取数据记录的功能；
- (d) 数据记录器的存储能力必须与审定的航空器最长续航时间兼容。

## 附录 A 持续适航文件编制要求

### A.1 总则

(a) 本附录为持续适航文件编制要求；

(b) 航空器系统的持续适航文件应当包含：航空器、地面控制站和升力/推力系统的持续适航文件，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。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，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。

### 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。

### A.3 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设计特点和数据的说明；

(2) 航空器及其系统和安装（包括地面控制站、升力/推力系统和机载设备）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) 航空器及其地面控制站的定期维修资料，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

(2) 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、测试设备或者专家才能处理，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；

(3) 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查资料；

(4) 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；

(5) 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。

#### 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。”