

T/CWDPA

团 体 标 准

T/CWDPA XXXX—2025

电动垂直起降航空器（eVTOL）电动力系统 控制器

Electric power system controller of Electric vertical take-off and landing aircraft
(eVTOL)

2025 - XX - XX 发布

2025 - XX - XX 实施

中国西部开发促进会 发 布

目 次

前 言 II

1 范围 1

2 规范性引用文件 1

3 术语和定义 1

4 一般要求 2

5 技术要求 2

 5.1 电气性能 2

 5.2 环境适应性 3

 5.3 控制功能 3

 5.4 软件与硬件 3

 5.5 安全性与可靠性 3

 5.6 接口与通信 4

6 试验方法 4

 6.1 台架试验 4

 6.2 环境适应性试验 5

 6.3 控制功能 5

 6.4 软件与硬件验证试验 5

 6.5 安全性与可靠性试验 5

 6.6 电磁兼容（EMC）试验 6

 6.7 系统集成与适航验证试验 6

7 检验规则 6

 7.1 检验分类 6

 7.2 出厂检验 6

 7.3 型式检验 6

8 标志、包装、运输和贮存 6

 8.1 标志 6

 8.2 包装 6

 8.3 运输 6

 8.4 贮存 6

前 言

本文件按照GB/T 1.1—2020《标准化工作导则 第1部分：标准化文件的结构和起草规则》的规定起草。

请注意本文件的某些内容可能涉及专利。本文件的发布机构不承担识别专利的责任。

本文件由中国西部开发促进会提出。

本文件由中国西部开发促进会归口。

本文件起草单位：。

本文件主要起草人：。

本文件首次发布

电动垂直起降航空器（eVTOL）电动力系统控制器

1 范围

本文件规定了电动垂直起降航空器（eVTOL）电动力系统控制器的一般要求、技术要求、试验方法、检验规则，以及标志、包装、运输和贮存要求。

本文件适用于电动垂直起降航空器（eVTOL）电动力系统控制器。

2 规范性引用文件

下列文件中的内容通过文中的规范性引用而构成本文件必不可少的条款。其中，注日期的引用文件，仅该日期对应的版本适用于本文件；不注日期的引用文件，其最新版本（包括所有的修改单）适用于本文件。

GB/T 4208 外壳防护等级（IP 代码）

GB/T 5080.7 设备可靠性试验 恒定失效率假设下的失效率与平均无故障时间的验证试验方案

GB/T 18384.1 电动汽车安全要求 第1部分：车载可充电储能系统（REESS）

GB/T 24256 产品生态设计通则

GB/T 38909 民用轻小型无人机系统电磁兼容性要求与试验方法

GB/T 38924.1 民用轻小型无人机系统环境试验方法 第1部分：总则

GB/T 38931 民用轻小型无人机系统安全性通用要求

GB/T 38997 轻小型多旋翼无人机飞行控制与导航系统通用要求

GB/T 41300 民用无人机唯一产品识别码

ISO 26262 道路车辆功能安全

3 术语和定义

下列术语和定义适用于本文件。

3.1

电动垂直起降航空器 electric vertical take-off and landing aircraft

以电力作为飞行动力来源且具备垂直起降功能的飞行器。

3.2

电动力系统控制器 electric power system controller

eVTOL电动力系统控制器是按最高功能安全等级开发，集成了功率模块、控制与驱动电路、传感器的航空级电子装置。它在飞控指令下，实现直流/交流电能的高效变换与电机的精准伺服控制，同时提供多层次故障保护，是决定飞行安全与性能的关键设备。

3.3

功能安全 functional safety

不存在由系统功能故障导致的不合理风险的状态，通过安全机制将风险控制在可接受水平。

3.4

冗余设计 redundant design

为实现规定功能，设置多于一个的实现手段，单一手段失效时其余手段仍可完成规定功能的设计方式。

3.5

碳化硅功率器件 silicon carbide power device

以碳化硅半导体材料制备的功率半导体器件，具备高耐压、高频、低损耗、耐高温特性，是 eVTOL 电控提升功率密度的核心器件。

4 一般要求

4.1 设计总则

控制器设计应遵循航空产品安全性、可靠性、可维护性原则，匹配eVTOL整机适航基础要求，兼顾性能与轻量化平衡。

4.2 元器件选型

4.2.1 关键功率器件、传感元件与处理器应优先选用航空级或车规级高可靠性元器件，降额设计符合航空电子产品降额准则。

4.2.2 功率变换单元应采用碳化硅（SiC）宽禁带半导体器件，满足高功率密度、高效率与高频控制需求。

4.3 结构与轻量化

控制器结构设计应兼顾强度、刚度与轻量化要求，采用高比强度材料，满足 eVTOL 整机重量分配指标。

4.4 冷却系统

控制器应配置适配的冷却系统，优先采用液冷或强制风冷方案，确保全工况下功率器件结温处于安全阈值内。

5 技术要求

5.1 电气性能

5.1.1 输入电压范围

直流母线电压应支持 400V~800V 主流高压平台，中大功率机型可拓展至 1000V 以上等级，电压波动范围应覆盖 $\pm 20\%$ 额定电压。

5.1.2 额定/峰值输出功率

在规定冷却条件下，控制器可持续输出的功率（额定）和短时（如60 s）可输出的最大功率（峰值）。峰值功率持续时间应覆盖 eVTOL 起飞、爬升等最大工况时长，额定功率应满足巡航工况持续输出要求。

5.1.3 输出电流能力

额定输出电流及峰值输出电流（补充参数值）。

5.1.4 开关频率

功率器件的基波开关频率范围，及其对效率和纹波的影响。SiC 器件开关频率应不低于 20kHz，典型值为 50kHz~100kHz；开关纹波电压应不超过直流母线额定电压的 5%。

5.1.5 控制精度应满足：

- 转矩控制精度： $\leq \pm 1\%$ FS；
- 转速控制精度： $\leq \pm 0.1\%$ FS。

5.1.6 效率

在额定工作点及典型工作循环下的效率不应低于指定值。额定工况下系统最高效率应 $\geq 98.5\%$ ，全工况平均效率应 $\geq 96\%$ 。

5.1.7 功率密度

不低于指定值。质量功率密度应不低于 25kW/kg，体积功率密度应不低于 30kW/L。

5.1.8 过载能力

具备150%额定功率持续60 s，200%额定功率持续10 s的能力。

5.1.9 动态响应

从指令输入到转矩/转速响应的时间应小于指定值（例如： < 5 ms）。

5.1.10 绝缘性能

控制器高压回路与壳体之间的绝缘电阻应不小于 $100\text{M}\Omega$ (DC 500V 测试条件)；工频耐压应能承受 AC 2500V/min，无击穿、无闪络。

5.1.11 预充电功能

控制器应具备高压预充电功能，预充电过程中母线电压上升速率可控，避免冲击电流损坏器件；预充电完成时间应不超过3s。

5.2 环境适应性

5.2.1 工作/存储温度

工作温度范围 $-55^{\circ}\text{C}\sim+85^{\circ}\text{C}$ ，存储温度范围 $-65^{\circ}\text{C}\sim+125^{\circ}\text{C}$ ，应满足低温冷启动与高温满负荷运行要求。

5.2.2 海拔高度

最高工作海拔应不低于 4500m，海拔升高时应按空气密度衰减修正散热能力与功率输出。

5.2.3 湿度

应能在相对湿度 95% ($+40^{\circ}\text{C}$ ，无凝露) 环境下正常工作。

5.2.4 振动与冲击

振动试验应符合 DO-160G 第 8 章随机振动要求，冲击试验应符合 DO-160G 第 7 章冲击要求。

5.2.5 防水防尘

机身外露安装的控制器防护等级不低于IP67，舱内安装的控制器防护等级不低于IP54。

5.2.6 盐雾与霉菌

沿海场景应用的控制器应具备盐雾与霉菌耐受能力，符合 DO-160G 第 13 章霉菌、第 14 章盐雾试验要求。

5.3 控制功能

5.3.1 基本控制

应支持磁场定向控制 (FOC) 与模型预测控制 (MPC) 算法，实现转矩、转速多闭环控制，支持多电机协同调度。

5.3.2 保护功能

应具备过流、过压、欠压、过温、短路、缺相、电机堵转、高压互锁保护、绝缘监测保护、预充电失败保护等实时保护功能，保护阈值和延时可配置。所有保护功能应具备故障记录与自锁 / 自恢复可配置能力。

5.3.3 状态监控

实时监测并上报关键参数 (电压、电流、温度、开关状态、故障码)。监控参数应包含功率器件结温、母线纹波、驱动电路状态等底层参数，数据刷新周期不大于 10ms。

5.3.4 健康管理

支持基于模型的故障预测与健康管理，记录运行数据用于维护。应支持关键器件寿命预测、故障溯源与维护提醒，数据存储容量应不少于1000 (是否合适，是否需要增加时长) 小时。

5.3.5 功率分配与负载调度

支持多负载优先级功率分配，可根据整机飞行状态动态调整动力输出与辅助系统功率占比。

5.4 软件与硬件

5.4.1 软件

需遵循严格的软件生命周期流程，包括需求管理、设计、编码、测试、验证、配置管理和质量保证。航空级软件应符合 DO-178C 对应设计保证等级要求，支持软件在线升级与版本管理，升级过程具备断电保护与回滚机制。

5.4.2 硬件

优先选用航空级元器件，并考虑元器件的寿命和可获得性。硬件设计应符合 DO-254 对应设计保证等级要求，关键电路采用冗余设计，PCB 布局满足高压隔离与电磁兼容要求。

5.5 安全性与可靠性

5.5.1 应基于 ISO 26262 或类似标准,进行危害分析和风险评估,确定安全完整性等级,并实现相应的安全目标和安全机制(如过流、过压、过温、短路、缺相、通信丢失保护等)。安全完整性等级应不低于 ASIL D,或满足航空级 DAL B/DAL C 设计保证等级;应完成系统级与硬件级危害分析与风险评估。

5.5.2 应具备完善的在线故障诊断能力,并能根据故障等级采取相应措施(如报警、降级、安全关断)。故障诊断覆盖率应不低于 95%,故障响应时间应不大于 10ms;严重故障应触发安全关断并同步上报飞控系统。

5.5.3 关键控制回路、电源、处理器等应采用冗余设计,确保单点故障不会导致系统功能丧失。电源输入、主控单元、驱动电路、通信接口均采用双通道冗余设计,单通道失效时系统可无缝切换,功能不中断。

5.5.4 地面额定工况下平均故障间隔时间(MTBF)应不低于 100000 小时,飞行工况折算后不低于 50000 飞行小时。

5.5.5 在规定的冷却条件下,任何功率器件结温不应超过其最大允许值。应具备多级过温保护机制,包括降额运行、告警、强制关断三级阈值,阈值可配置。

5.6 接口与通信

5.6.1 通信接口

必须支持高完整性、低延迟的航空总线,如 AFDX、ARINC 825(CAN FD 航空版)或 TTEthernet。通信协议需具备错误检测和容错机制。应至少支持 2 路冗余航空总线接口,通信端到端延迟不大于 1ms;同时可预留 CAN FD、以太网等调试接口。

5.6.2 指令接口

应支持冗余指令输入。指令输入应支持模拟量、数字量、总线指令多模式,指令分辨率匹配控制精度要求。

5.6.3 数据记录

应能记录最后一次故障前后的关键运行参数,用于事故调查。故障数据记录应覆盖故障前 30s 至故障后 10s 的全量运行参数,数据不可篡改,支持离线读取与分析。

5.6.4 高压功率接口

高压功率接口应具备防误插、防拉弧设计,满足高压连接安全要求。

6 试验方法

6.1 台架试验

6.1.1 台架基础试验

6.1.1.1 输入电压范围试验

调节直流输入电压至上下限值,控制器带额定负载运行,检查工作状态与输出性能偏差。

6.1.1.2 功率与电流试验

在额定冷却条件下,分别测试额定功率、峰值功率持续输出能力,记录输出电流值与持续时间。

6.1.1.3 开关频率与纹波测试

使用高精度示波器测量功率器件开关频率与母线电压纹波幅值。

6.1.1.4 控制精度试验

分别设定转矩、转速指令,使用高精度转矩转速传感器测量实际值,计算控制精度偏差。

6.1.1.5 效率试验

在额定工作点与典型工况点,分别测量输入电功率与输出机械功率,计算系统效率。

6.1.1.6 功率密度测试

称量控制器整机重量、测量外形体积，结合额定功率计算质量功率密度与体积功率密度。

6.1.1.7 过载能力试验

分别施加 150%、200% 额定负载，记录可持续运行时间，检查保护动作逻辑。

6.1.1.8 动态响应试验

施加阶跃指令，使用高速采集设备记录指令输入到输出响应的时间差。

6.1.1.9 绝缘与耐压试验

按照 GB/T 18384.1 规定的方法测试绝缘电阻与工频耐压。

6.1.1.10 预充电试验

接入额定高压电源，测试预充电过程的电流、电压变化曲线与完成时间。

6.2 环境适应性试验

6.2.1 高低温试验

按照 GB/T 38924.1 与 DO-160G 规定的方法，开展低温工作、高温工作与温度循环试验，试验后检查功能性能。

6.2.2 海拔试验

在低气压试验箱中模拟对应海拔的气压条件，测试控制器工作状态与性能变化。

6.2.3 湿度试验

按照 GB/T 38924.1 规定的恒定湿热试验方法进行，试验后检查电气性能与绝缘性能。

6.2.4 振动与冲击试验

按照 DO-160G 规定的试验谱开展振动、冲击试验，试验后检查结构完整性与功能。

6.2.5 防护等级试验

按照 GB/T 4208 规定的方法验证 IP 防护等级。

6.2.6 盐雾与霉菌试验

按照 DO-160G 规定的方法开展盐雾、霉菌试验，试验后检查外观与性能。

6.3 控制功能

6.3.1 基本控制功能试验

在台架上验证转矩闭环、转速闭环控制功能，测试多电机协同调度的响应与稳定性。

6.3.2 保护功能试验

分别模拟过流、过压、欠压、过温、短路、高压互锁断开等故障工况，检查保护动作、阈值与延时是否符合要求。

6.3.3 状态监控与健康管理试验

检查监控参数的完整性、刷新周期，验证健康预测与数据存储功能。

6.3.4 功率调度试验

模拟多负载工况，验证功率分配逻辑与负载优先级调度功能。

6.4 软件与硬件验证试验

6.4.1 软件验证

按照软件生命周期流程，完成单元测试、集成测试、系统测试，验证软件功能与安全机制。

6.4.2 硬件验证

开展硬件失效模式分析、冗余切换测试，验证硬件设计可靠性。

6.5 安全性与可靠性试验

6.5.1 功能安全验证

依据危害分析结果，逐一验证安全机制的有效性与安全目标达成情况。

6.5.2 冗余切换试验

模拟单通道电源、主控、通信、驱动失效，验证系统切换时间与功能连续性。

6.5.3 加速寿命试验

采用加速应力试验方法，依据 GB/T 5080.7 推算 MTBF 指标。

6.5.4 HALT/HASS 试验

开展高加速寿命试验与高加速应力筛选，暴露设计缺陷与生产缺陷。

6.6 电磁兼容（EMC）试验

按照 DO-160G 与 GB/T 38909 规定的项目开展，包括传导发射、辐射发射、传导敏感度、辐射敏感度、雷击感应等。

6.7 系统集成与适航验证试验

6.7.1 系统集成测试

与电机、螺旋桨、飞控计算机联试，在真实或仿真环境中验证系统匹配性与整机工况下的性能。

6.7.2 适航符合性验证试验

根据适航当局批准的符合性方法进行。

7 检验规则

7.1 检验分类

产品检验分为出厂检验和型式检验。

7.2 出厂检验

每台产品出厂前应进行出厂检验，检验项目包括外观检查、基本功能、额定电气性能、绝缘性能、基础保护功能；检验合格并附合格证后方可出厂。

7.3 型式检验

有下列情况之一时，应进行型式检验：

- a) 新产品定型鉴定时；
- b) 产品设计、工艺、关键元器件发生重大变更，可能影响产品性能时；
- c) 正常生产每 3 年进行一次；
- d) 停产 1 年以上恢复生产时；
- e) 国家质量监督机构提出型式检验要求时。

型式检验项目为本文件第 5 章规定的全部技术要求项目。

8 标志、包装、运输和贮存

8.1 标志

产品外壳应设置永久性标志，内容包括：产品名称、型号、额定电压 / 功率、制造日期、出厂编号、制造单位、高压警示标识。

8.2 包装

产品包装应具备防潮、防震、防静电能力，包装内附带产品合格证、使用说明书、装箱清单。

8.3 运输

运输过程中应避免剧烈振动、冲击与暴晒雨淋，符合航空电子设备运输相关要求。

8.4 贮存

产品应贮存在干燥、通风、无腐蚀性气体的环境中，存储环境温度符合本文件规定的存储温度范围。
