

# T/CWDPA

团 体 标 准

T/CWDPA XXX—2026

## 混合电推进系统总体架构设计规范

Design specifications for the overall architecture of hybrid electric propulsion  
systems

（征求意见稿）

2026-XX-XX 发布

2026-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 设计原则 ..... 1

    4.1 一般要求 ..... 1

    4.2 安全性原则 ..... 2

    4.3 效率最优原则 ..... 2

    4.4 轻量化与模块化原则 ..... 2

5 系统架构组成 ..... 2

    5.1 总体构成 ..... 2

    5.2 热力动力单元 ..... 2

    5.3 发电单元 ..... 2

    5.4 储能单元 ..... 2

    5.5 电动推进单元 ..... 2

    5.6 功率分配单元 ..... 2

    5.7 能量管理单元 ..... 3

    5.8 辅助单元 ..... 3

6 架构设计要求 ..... 3

    6.1 一般规定 ..... 3

    6.2 串联式架构设计要求 ..... 3

    6.3 并联式架构设计要求 ..... 3

    6.4 串并联式架构设计要求 ..... 3

7 性能指标要求 ..... 3

    7.1 功率与效率指标 ..... 3

    7.2 电能质量指标 ..... 4

    7.3 排放指标 ..... 4

8 安全要求 ..... 4

    8.1 电气安全 ..... 4

    8.2 防火防爆 ..... 4

    8.3 故障隔离与冗余 ..... 4

## 前 言

本文件按照GB/T1.1—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。

本文件由清航空天（北京）科技有限公司提出。

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：。

# 混合电推进系统总体架构设计规范

## 1 范围

本文件规定了航空用混合电推进系统总体架构的设计原则、架构组成、设计要求、性能指标及验证方法。

本文件适用于额定功率 30kW~1000kW 级串联式、并联式及串并联式航空混合电推进系统的总体架构设计，涵盖固定翼无人机、垂直起降飞行器及通用航空飞行器等应用场景。其他功率等级的混合电推进系统可参照执行。

## 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 30203 飞机电气系统特性
- GB/T 35856 飞机电气设备绝缘电阻和耐电压试验方法
- GB/T 44822 航空发动机碳烟颗粒排放测量方法
- GB/T 44912 航空器 耐火电缆 尺寸、导线电阻和质量
- MH/T 6129 航空发动机排放测量和评估

## 3 术语和定义

下列术语和定义适用于本文件。

### 3.1

**混合电推进系统** hybrid electric propulsion system

由热力发动机、发电装置、储能装置、电动推进装置及能量管理系统组合构成，通过两种及以上能量路径向推进器输出动力的航空推进系统。

### 3.2

**混动度** hybridization degree

电动推进装置额定功率与系统总额定功率的比值，用于表征混合电推进系统的电气化程度。

### 3.3

**功率分配单元** power distribution unit

实现直流母线电能变换、分配与保护的集成化电气装置，包含整流、逆变、变压及故障保护等功能模块。

## 4 设计原则

### 4.1 一般要求

混合电推进系统总体架构设计应遵循安全可靠、高效节能、模块化集成及全生命周期经济性原则，满足航空器飞行包线内的全剖面动力需求，兼顾环境适应性与维护性。

系统设计应明确构型类别、功率等级、混动度及适用飞行平台，各子系统机械、电气及通信接口应统一规范，支持功能扩展与部件级升级替换，适配低空经济场景下的多任务应用需求。

## 4.2 安全性原则

系统架构应满足单故障安全准则，单一部件失效不应导致推进能力完全丧失。关键动力与控制模块应具备冗余设计，高压电气系统应具备多重绝缘保护与故障快速隔离能力。

热力发动机、储能装置及高压配电单元应分区布置，满足防火、防爆及热隔离要求。高压系统应设置主动放电回路，确保故障状态下可在规定时间内安全泄放残余电能。

## 4.3 效率最优原则

系统架构设计应使热力发动机稳定工作在最佳燃油消耗区，通过储能装置平抑功率波动，降低发动机工况频繁切换带来的损耗。能量管理策略应覆盖起飞、爬升、巡航、待机及降落全飞行剖面，实现燃油消耗与排放的综合优化。

## 4.4 轻量化与模块化原则

在满足强度、刚度与可靠性前提下，系统应采用集成化、模块化设计，通过机电一体化布局减少连接管路、线缆及结构件重量。功率密度应作为架构方案选型的核心评价要素，各功能单元应具备独立测试与快速更换能力。

# 5 系统架构组成

## 5.1 总体构成

混合电推进系统由热力动力单元、发电单元、储能单元、电动推进单元、功率分配单元、能量管理单元及辅助单元七部分组成。各单元通过机械接口、电气接口及通信接口实现物理连接与信息交互，构成完整的动力输出体系。

## 5.2 热力动力单元

5.2.1 热力动力单元为系统的一次能源转换装置，可采用活塞发动机、燃气轮机或其他热力循环发动机，选型应匹配系统功率等级与燃油类型，具备规定高度下的点火与稳定工作能力。

5.2.2 热力发动机应配置独立的启动、润滑、冷却及燃油供给子系统，输出端与发电机或机械耦合装置连接。发动机控制单元应支持标准通信协议，接收能量管理系统的功率指令并反馈运行状态。

## 5.3 发电单元

5.3.1 发电单元由发电机及整流模块组成，将热力发动机输出的机械能转换为直流电并接入高压母线。发电机宜采用高速永磁同步或开关磁阻型式，额定转速与发动机输出转速匹配，具备宽转速范围下的稳定发电能力。

5.3.2 整流模块应具备双向功率流动能力，支持制动能量回馈向储能装置回收。发电单元输出电压等级应与系统母线一致，电压纹波与谐波畸变率应满足航空电气设备规范要求。

## 5.4 储能单元

5.4.1 储能单元由储能模组及管理系统组成，用于峰值功率补充、制动能量回收及纯电模式动力供给。储能装置选型应综合考量能量密度、功率密度、循环寿命及工作温度范围，适配航空应用的振动与高度环境。

5.4.2 储能管理系统应具备单体电压采集、温度监测、荷电状态估算、均衡控制及故障诊断功能，支持过充、过放、过流及过热保护。储能单元高压回路应设置手动断开装置与分级保护熔断器。

## 5.5 电动推进单元

5.5.1 电动推进单元由电动机、减速器及推进器组成，将电能转换为推进推力。电动机应采用高功率密度型式，具备宽调速范围与快速转矩响应能力，适配推进器的气动负载特性。

5.5.2 推进器可采用螺旋桨、涵道风扇或其他气动型式，其气动特性应与电动机外特性匹配。电动推进单元数量与布置方式根据总体构型确定，支持分布式推进布局。

## 5.6 功率分配单元

5.6.1 功率分配单元为系统电能枢纽,实现高压母线电能的变换、分配与保护。单元应集成直流母线、主接触器、熔断器、DC/DC 变换器及辅助电源模块,具备过压、欠压、过流及短路保护功能。

5.6.2 高压母线额定电压宜采用 270V 直流或 540V 直流等级,特殊应用可根据需求定制。低压辅助电源应提供 28V 直流输出,为机载控制与监测设备供电。动力回路电缆选型与敷设应符合 GB/T 44912 的要求。

## 5.7 能量管理单元

能量管理单元为系统控制核心,依据飞行工况、动力指令及各子系统状态,实时优化功率分配与工作模式切换。单元应具备多运行模式切换能力,支持故障状态下的降级运行控制。

## 5.8 辅助单元

5.8.1 辅助单元包含冷却系统、防火系统及状态监测传感器等。冷却系统应采用液冷或气液混合冷却方案,覆盖热力发动机、发电机、电动机、功率电子器件及储能装置的散热需求。

5.8.2 防火系统应具备火焰探测与灭火剂释放功能,覆盖发动机舱及高压电气舱等高危区域。系统关键运行参数应具备实时监测与记录能力,故障数据存储时长应满足运维追溯要求。

# 6 架构设计要求

## 6.1 一般规定

系统架构设计应基于目标飞行器的任务剖面与动力需求,选定适配的构型与功率等级,明确混动度、电压等级及关键性能指标。各单元接口与协议应符合航空通用标准,确保系统集成的一致性与互换性。

## 6.2 串联式架构设计要求

6.2.1 串联式架构中,热力发动机与发电机刚性连接,输出电能经整流后汇入高压直流母线;储能单元并联于母线;电动机从母线取电并驱动推进器。发动机与推进器无机械连接,动力传递全程为电气路径。

6.2.2 串联式架构适用于对静音性、排放控制及分布式推进有较高要求的飞行平台。设计中应保证发电机额定功率覆盖巡航工况持续功率需求,储能装置提供峰值功率补充与能量回收缓冲,混动度可根据任务剖面在 30%~80%区间选取。

## 6.3 并联式架构设计要求

6.3.1 并联式架构中,热力发动机输出轴与电动机输出轴通过离合器、齿轮箱等机械耦合装置共同驱动推进器。电动机可工作于电动或发电状态,实现动力叠加或能量回收。

6.3.2 并联式架构适用于追求高功重比与机械传动效率的飞行平台。设计中应保证机械耦合装置的同步性与可靠性,功率分流比调节范围应覆盖全工况需求,混动度宜控制在 15%~50%区间。

## 6.4 串并联式架构设计要求

6.4.1 串并联式架构通过行星齿轮或功率分流装置实现机械路径与电气路径的能量耦合,发动机可同时向推进器输出机械功率并驱动发电机发电,电动机可根据工况参与驱动或发电。

6.4.2 串并联式架构适用于工况复杂、多任务剖面的飞行平台。设计中应优化功率分流机构的传动效率与控制精度,避免能量循环造成的额外功率损耗,系统综合效率应不低于同功率等级串联构型水平。

# 7 性能指标要求

## 7.1 功率与效率指标

7.1.1 系统额定输出功率应不低于设计标称值,短时峰值功率持续时间不少于 5min。

7.1.2 发电单元额定工况下机电转换效率不应低于 92%;电动推进单元额定工况下机电转换效率不应低于 90%。系统巡航综合效率应满足设计文件规定的指标要求。

## 7.2 电能质量指标

高压直流母线稳态电压偏差不应超过标称值的 $\pm 5\%$ ，瞬态电压偏差不应超过标称值的 $\pm 15\%$ 且恢复时间不大于200ms。电压纹波峰峰值不应大于标称值的2%。供电特性其余参数应符合GB/T 30203的相关规定。

## 7.3 排放指标

热力发动机排气污染物排放应符合MH/T 6129的相关规定。碳烟颗粒排放测量按照GB/T 44822执行。

# 8 安全要求

## 8.1 电气安全

高压电气系统冷态绝缘电阻不小于 $20\text{M}\Omega$ ，试验方法应符合GB/T 35856的规定。高压回路应具备分级保护，故障时可快速隔离故障区域。高压系统应设置明显的警示标识与可靠的互锁装置，防止误操作。

## 8.2 防火防爆

8.2.1 热力发动机舱、高压电气舱及储能舱应设置独立防火分区，采用阻燃材料与隔热结构。关键动力回路应采用耐火电缆，其尺寸、导线电阻与质量应符合 GB/T 44912 的要求。

8.2.2 储能单元应具备热失控防护与防爆设计，防止热扩散引发连锁故障。防火系统应与飞行控制系统联动，探测到火情后自动触发灭火程序并告警。

## 8.3 故障隔离与冗余

关键控制链路应具备冗余设计，单路控制信号失效不应导致系统失控。动力输出链路应满足单故障安全要求，单一部件故障后，系统降级模式下输出功率不应低于额定功率的 60%，保障航空器安全返航或迫降。