

T/SZDKXH

深圳市低空经济产业协会 团体标准

T/SZDKXH XXXX—XXXX

电动垂直起降(eVTOL)航空器非机载传导 式充电设备技术规范

Technical specification for non-airborne conductive charging equipment
for electric vertical take-off and landing (eVTOL) aircraft

(征求意见稿)

(本草案完成时间:)

在提交反馈意见时, 请将您知道的相关专利连同支持性文件一并附上。

XXXX-XX-XX 发布

XXXX-XX-XX 实施

深圳市低空经济产业协会 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 缩略语 2

5 通用要求 2

6 充电接口 4

7 通信协议 5

8 安全标准与测试要求 6

9 能效与互操作性 8

参考文献 10

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。

本文件由××××提出。

本文件由××××归口。

本文件起草单位：××××、××××。

本文件主要起草人：×××、×××。

电动垂直起降(eVTOL)航空器非机载传导式充电设备技术规范

1 范围

本文件规定了电动垂直起降（eVTOL）航空器非机载传导式直流充电设备的通用要求、充电接口、通信协议、安全与试验、能效及互操作性要求。

本文件适用于实现eVTOL航空器动力锂电池系统与电网之间充电能量传输的非机载传导式直流充电设备。

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 4208-2017 外壳防护等级（IP代码）

GB 4706.1 家用和类似用途电器的安全 第1部分:通用要求

GB/T 11918.1 工业用插头、固定式或移动式插座和器具输入插座 第1部分：通用要求

GB/T 16935.1 低压供电系统内设备的绝缘配合 第1部分：原理、要求和试验

GB/T 18487.1 电动汽车传导充电系统 第1部分：通用要求

GB/T 20234.1 电动汽车传导充电用连接装置 第1部分：通用要求

GB/T 27930 非车载传导式充电机与电动汽车之间的数字通信协议

GB 39752 电动汽车供电设备安全要求

GB/T 40428 电动汽车传导充电电磁兼容性要求和试验方法

RTCA DO-160G, Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipment（机载设备环境条件和试验程序）

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

采用电机驱动的具备垂直起降能力的飞行器，无需跑道即可实现起降,也称“eVTOL航空器”。

3.2

充电 charging

将交流或直流供电网(电源)调整为适当的电压/电流，为eVTOL航空器（3.1）可充电储能系统提供电能。

3.3

传导充电 conductive charge

利用电传导给蓄电池进行充电的方式。

3.4

额定输出电压 rated output voltage

制造商规定的直流充电设备在正常工作条件下所设计的电压值。

3.5

充电模式 charging modes

通过将eVTOL航空器（3.1）连接至供电电网（电源），向其提供电能的方法。

3.6

连接方式 type of connection

使用电缆和连接器将eVTOL航空器（3.1）接入供电网，以实现充电或放电的能量传输的方法。

3.7

绝缘 insulation

表征一个绝缘体实现其功能的能力的各种性质。

3.8

直接接触 direct contact

人员或动物与带电部分的电接触。

3.9

间接接触 indirect contact

设备上能触及到的可导电部分，它在正常情况下不带电，但在基本绝缘损坏时会带电。

3.10

外露可导电部分 exposed conductive part

人员或动物与在故障状况下带电的外露可导电部分的电接触。

3.11

保护连接导体 protective bonding conductor

用于保护等电位连接的保护导体。

3.12

电池管理系统 battery management system

管理和监控动力电池的中枢，管理、维护、监控电池各个模块，防止电池过充、过放电，延长电池使用寿命，保障电池正常运行。

4 缩略语

下列缩略语适用于本文件。

BMS 电池管理系统 (Battery Management System)

CAN 控制器局域网总线 (Controller Area Network)

eVTOL 电动垂直起降航空器 (Electric Vertical Take-Off and Landing Aircraft)

IDS 入侵检测系统 (Intrusion Detection System)

IPS 入侵预防系统 (Intrusion Prevention System)

SOC 荷电状态 (State Of Charge)

SOH 电池健康状态 (State of Health)

5 通用要求

5.1 总则

充电设备应满足eVTOL航空器动力电池高电压、高功率的直流充电及散热需求，且可适应垂直起降场中eVTOL航空器充电的特殊应用场景需求。

5.2 直流充电设备的设计与制造

5.2.1 总体设计要求

直流充电设备应具有良好的电气绝缘性能和机械强度，具备与eVTO 航空器动力电池系统的适配能力，并能在规定的条件下稳定运行。其设计符合下列要求：

- 具备电击防护功能，符合 GB/T 18487.1 对直接接触和间接接触的防护要求；
- 采取必要措施保证热稳定性，避免高温运行导致的器件损坏或系统失效；
- 具备过载、短路、绝缘失效等故障情况下的自检和响应能力，确保系统在异常工况下的快速断电与告警；
- 具有通信与监控接口，实现与 eVTOL 航空器 BMS 系统的数据交互与协同控制；

- e) 系统支持远程监控、故障记录与维护管理功能，满足垂直起降场运维保障需求。

5.2.2 分类方法

5.2.2.1 直流充电设备可按额定输出电压等级分为以下三类：

- a) 大于 500 V 且不超过 750 V；
- b) 大于 750 V 且不超过 1000 V；
- c) 大于 1000 V 且不超过 1500 V。

5.2.2.2 充电设备应支持模块化并联扩展方式，适应不同航空器对充电能力的需求。

5.2.3 结构设计

直流充电设备的结构应符合下列要求：

- a) 防止操作人员接触带电部件。安装在室外的设备外壳防护等级不低于 IP54，安装在室内的设备外壳防护等级不低于 IP32，其防护等级符合 GB/T 4208 的规定；
- b) 电气间隙和爬电距离根据最大工作电压和污染等级进行设计，符合 GB/T 16935.1 的有关规定，防止发生电弧击穿或爬电失效；
- c) 外壳采用防腐蚀、抗冲击材料，机械结构能承受不小于 500 N 的垂直冲击力，不出现明显变形或功能异常；
- d) 设备布局 and 结构设计便于安装、接线与日常维护，并满足垂直起降场中 eVTOL 航空器充电场景的使用需求。

5.3 充电设备的电气参数

5.3.1 额定电压

充电设备的额定输出电压应与eVTOL航空器动力电池系统的额定电压范围相匹配。额定输出电压应控制在其标称值的 $\pm 5\%$ 范围内，并在整个充电过程中保持稳定。

注：当标称值为 750 V 时，额定输出电压控制范围为 712.5 V ~ 787.5 V。

5.3.2 额定电流

充电设备应根据额定功率和额定电压合理设定输出电流，并具备输出电流自动调节功能。输出电流在规定范围内连续可调，以适应动力电池在不同SOC阶段的充电需求，并具有过流限制、软起动控制等功能。

5.3.3 输出功率范围

设备应支持输出功率线性调节，具备在规定功率范围内稳定输出的能力，以满足eVTOL航空器多工况运行模式的需求。在整个功率范围内，输出电压和输出电流的波动应控制在规定的限值以内。

5.4 充电模式

5.4.1 充电模式

eVTOL航空器充电系统应采用将动力电池系统直接连接至直流充电设备的方式实现充电，动力电池和直流充电设备的连接宜采用可拆卸电缆组件连接，或采用与充电设备永久连接在一起的电缆组件。

5.4.2 功能描述

充电设备可为固定式或移动式，并具备下列功能：

- a) 应具备导引控制功能，实现连接确认、充电授权、启动/停止等过程控制；
- b) 应具备充电过程监控功能，实时采集并记录电压、电流、温度、SOC 等关键数据；
- c) 应支持与 eVTO 航空器的 BMS 之间的通信，通信协议应符合 GB/T 27930 的有关规定；
- d) 可根据电池状态动态调整充电电压、电流等参数，支持恒流—恒压 (CC-CV) 充电策略。

5.5 安全保护机制

5.5.1 过压保护

当输出电压超过设定上限值时，设备应自动中断输出，防止电池系统过充或损坏。设定上限值一般为额定电压的 110%，过压保护动作时间不应超过 10 ms。

5.5.2 过流保护

当输出电流超过额定值120%时，应立即启动过流保护机制，自动断电，防止电流冲击对充电设备及电池系统造成损伤。

5.5.3 漏电保护

设备应设有漏电保护功能，确保当检测到漏电电流超过限定值时，系统能迅速断电。应防止电击危险，并保障操作人员人身安全。

5.5.4 急停功能

设备应设置紧急停止按钮，用于在发生紧急情况（如系统故障、电气火灾等）时中断供电，确保充电过程中的人员及设备安全。

6 充电接口

6.1 功能性要求与总体设计原则

分布式eVTOL航空器多组动力电池的充电功能应符合下列要求：

- a) 充电设备同时满足多组动力电池的充电需求，充电接口具有多路独立直流输出通道，实现多个电池组并联同时充电，以缩短充电时间、提高充电效率；
- b) 充电设备根据各电池组的容量和状态进行动态功率分配，保证各电池组均能获得适宜的充电功率，避免因充电不均导致过充或充电不足；
- c) 充电设备与 BMS 紧密配合，对各电池组的充电状态（如 SOC、温度等）进行实时监测，并根据监测结果独立控制各通道的充电策略，确保充电过程安全可靠。

6.2 结构要求

插座结构、插头和连接器的结构、触头表面，应按照GB/T 11918.1要求进行设计。

6.3 型式与尺寸

接口尺寸应保障插头与插座连接顺畅，符合触头接触力与接触顺序规范，并确保锁止装置可靠启闭。

6.4 锁止装置

6.4.1 锁止功能

充电接口应具有锁止功能，以防止带电拔插、意外脱开及未完全插合时误启电能传输。

6.4.2 磨损要求

锁止装置应符合下列要求：

- a) 锁止装置在使用寿命期内，其磨损不得影响其正常工作性能；
- b) 机械锁止装置与电子锁止装置应按照 GB/T 20234.1的有关规定进行设计。

6.5 插拔力

直流充电接口在插拔过程中，供电与eVTOL航空器插头插入或拔出插座所需的力应不超过140 N。若接口配置有助力装置，其操作时所施加的力应控制在140 N以下。

6.6 防触电保护

6.6.1 充电接口应在按规定接线和正常使用条件下，确保所有带电部件不可被直接接触。当插头或器具输入插座与插座或连接器部分或完全插合时，仍应满足防触电要求。

6.6.2 插拔过程中的触头连接顺序应符合下列要求：

- a) 插入时，接地触头应最先接触，控制导引触头晚于 DC 触头接触；

- b) 拔出时，接地触头应最后断开，控制导引触头先于 DC 触头断开。

6.7 温升

充电接口的温升与冷却设计可按如下要求进行规定：

- a) 充电接口在正常使用时的温升不应超过规定值；
- b) 对直流充电接口，宜在产品技术数据表中给出接口电流—温度—时间特性的详细信息；
- c) 为满足高功率密度充电工况下的温升控制需求，可采用充电回路液冷、电池液冷等多种方式进行冷却，具体方案由各制造厂根据其设计确定。

6.8 使用寿命

充电接口在正常使用条件下应能耐受机械、电气、热应力及污染，不应出现过度磨损或其他损害。供电插头、eVTOL航空器插头及相应插座应能承受不少于10000 次插拔循环试验。

7 通信协议

7.1 总体充电流程

7.1.1 概述

总体充电流程一般包括六个阶段：物理连接完成、低压辅助上电、充电握手、充电参数配置、充电执行和充电结束。

7.1.2 物理连接完成

供电插头与eVTOL航空器插座相互连接并锁止。

7.1.3 低压辅助上电

当eVTOL航空器充电接口物理连接完成且充电设备成功闭合电子锁后，低压辅助供电回路实现导通。

7.1.4 充电握手阶段

充电握手阶段分为握手启动与握手辨识。当物理连接完成并上电后，开启低压辅助电源，进入握手启动阶段，发送握手报文，进行绝缘监测。绝缘监测结束后，进入握手辨识阶段，双方发送报文，确认必要辨识信息。

7.1.5 充电参数配置阶段

充电握手阶段完成后，进入充电参数配置阶段。充电设备向BMS发送充电设备最大输出能力报文，BMS判断是否能够进行充电。

7.1.6 充电阶段

7.1.6.1 充电参数配置阶段完成后进入充电阶段。BMS 向充电设备实时发送充电需求，充电设备根据充电需求调整充电电压和充电电流，保证充电过程正常进行。

7.1.6.2 充电过程中，充电设备与 BMS 相互发送充电状态关键信息。BMS 端发送的信息包括 SOC、SOH、电池温度、电压、电流、目标充电量、最大允许充电功率、紧急告警等，宜包括 eVTOL 航空器高功率充电场景的特殊充电安全信息；充电设备端发送的信息包括但不限于当前可用充电功率、分布式充电策略、预计充电时长等。

7.1.6.3 BMS 根据信息判断是否结束充电，判断条件包括：充电过程是否正常、电池状态是否达到预设的充电结束条件以及是否收到充电设备终止充电报文。充电设备根据充电过程是否正常、是否收到 BMS 终止充电指令、是否达到预设的充电参数以及是否收到 BMS 终止充电报文判断是否结束充电。

7.1.7 充电结束阶段

当充电设备和BMS停止充电后，进入充电结束阶段。BMS向充电设备发送充电过程统计数据，包括但不限于各分布式电池组的初始和终止SOC、充电电压区间、充电功率区间、电池温度区间等。充电设备接收统计数据后，向BMS返回电池SOH状态、累计输出电量、累计充电时间等信息。信息交互完成后，停止低压辅助电源输出，充电设备和机载电池BMS根据交互信息评估eVTOL航空器的起飞安全状态。

7.1.8 故障处理与超时机制

7.1.8.1 在各充电阶段内，若充电设备或BMS在规定时间内未收到对方报文，或收到的报文格式不符合规定，则判定为超时。

7.1.8.2 故障处理过程中，应根据故障类别采取相应处理措施。在充电结束阶段出现故障时，应直接终止充电流程；在其他充电阶段，当BMS或充电设备检测到故障时，应发送错误报文并调整充电策略，以保障充电安全。

7.2 数据加密

7.2.1 关键数据传输

充电设备与BMS之间传输的数据，包括但不限于充电状态信息、分布式均衡策略信息、电池状态信息、动态控制指令等应加密保护，确保数据传输不被窃取、篡改或伪造。

7.2.2 加密算法

密钥交换和数据加密应符合国家密码管理局的有关规定。加密过程应覆盖数据的整个传输链路，包括CAN总线通信、网络通信（如有）等环节，确保数据在物理层、数据链路层和应用层的安全性。

7.3 身份认证

7.3.1 双向身份认证

充电设备与BMS在建立通信连接时，应进行双向身份认证，确保双方均为合法实体。认证过程通常采用数字证书、动态密钥等方式实现。

7.3.2 数字证书

数字证书应符合GM/T 0024 要求，由负责发放和管理数字证书的权威机构（CA, Certificate Authority）颁发，包含设备的唯一标识、公钥等信息。动态密钥通过安全的密钥交换协议（如Diffie - Hellman算法）生成，确保通信密钥唯一性。

7.3.3 认证过程

身份认证过程应在充电握手阶段完成。认证失败时，充电设备与BMS应拒绝建立通信连接，并记录认证失败日志，日志包含但不限于时间、设备标识、失败原因等信息。

7.4 防止网络攻击

7.4.1 网络攻击防御手段

充电设备与BMS应具备抵御网络攻击的能力，可通过设置防火墙、设立低空专用充电通信网络、零信任架构、防重放攻击、防篡改设计等安全机制实现。

7.4.2 阻断及报警机制

IDS/IPS应实时监测通信过程中的异常行为和攻击迹象，部署入侵检测系统，识别异常流量。

7.4.3 软件更新

充电设备与BMS软件系统应定期开展安全漏洞扫描与补丁更新，签名验证固件更新包，防止恶意代码植入。

8 安全标准与测试要求

8.1 电气安全

8.1.1 绝缘电阻

8.1.1.1 为确保充电设备的电气安全性能，各独立回路对地（外壳）以及回路之间的绝缘电阻值不应低于 10 MΩ，以保证设备具备良好的电气隔离特性，从而有效预防触电事故的发生。

8.1.1.2 绝缘电阻测试应按照 GB/T 18487.1 规定进行。

8.1.2 耐压测试

耐压试验应符合 GB 4706.1 的有关规定，并按下列要求进行：

- 试验时施加频率为 50 Hz 或 60 Hz、近似正弦波形的交流电压，采用渐进式升压方式，试验持续时间为 60 s，泄漏电流始终不超过 10 mA；在试验过程中，一旦出现绝缘介质击穿或闪络现象，即判定为不合格；
- 试验结束后，应使用绝缘电阻测试仪确认绝缘电阻值不小于 10 MΩ，并检查设备各项功能是否正常；
- 若试验过程中出现闪络但未击穿的情况，应采用 2250 V 的试验电压重新进行 60 s 的耐压试验，以最终确认绝缘性能是否符合要求。

8.1.3 接地连续性

对于额定保护电流大于 16 A 的直流充电设备，其接地连续性试验应按 GB 4706.1 的规定进行，并满足下列要求：

- 试验电流及持续时间按 GB 4706.1 的要求确定，试验过程中保护连接导体两端的电压降不大于 2.5 V，试验后导体应保持结构完整、无损伤；
- 试验时在被测导体两端分别连接可调电流源和数字电压表，保证接触电阻可忽略，按制造商规定施加电流并持续规定时间，实时监测并记录导体两端电压降；
- 试验结束后测量导体电阻，确认其稳定性，并通过目视检查或放大检查确认导体无物理损伤。

8.2 环境适应性

传导充电系统应在适用的标准环境条件下，按规定的试验程序进行试验，以证明其性能满足要求。除另有规定外，系统宜满足 GB 39752 的环境试验要求。

8.3 电磁兼容

传导充电系统应在适用的电磁环境条件下，按规定的试验程序进行试验，以证明系统性能满足要求。除满足 GB/T 40428 的电磁兼容性要求外，系统宜满足下列电磁兼容试验要求按照 RTCA DO-160G 及后续版本第 15 章至第 22 章和第 25 章的规定进行相关试验，电磁试验项目的适用性见表 1。

表 1 RTCA/DO—160G 电磁测试章节适用性表

章节	要求
第 15 章 磁影响	适用
第 16 章 电源输入	不适用
第 17 章 电压尖峰	推荐
第 18 章 音频传导敏感度	推荐
第 19 章 感应信号敏感度	推荐
第 20 章 射频敏感度 (辐射和传导)	土建
第 21 章 射频能量发射	适用
第 22 章 雷电感应瞬态敏感度	推荐
第 25 章 静电放电 (ESD)	推荐

8.4 输出电能质量

传导充电系统输出电能质量应达到航空直流电源级水平，宜采用航空电源标准或同等技术水平测试方案进行相关试验。

9 能效与互操作性

9.1 能效标准

9.1.1 一体化直流充电设备

充电效率应符合下列要求：

- a) 1 级不低于 95.5 %；
- b) 2 级不低于 95.0 %；
- c) 3 级不低于 94.0 %；
- d) 各等级待机功耗不大于 30 W。

9.1.2 分体式直流充电主机

9.1.2.1 当额定最大输出功率不小于 600 kW 时，充电效率和待机功耗应符合下列要求：

- a) 1 级充电效率不低于 96.0 %；
- b) 2 级充电效率不低于 95.0 %；
- c) 3 级充电效率不低于 94.0 %；
- d) 各等级待机功耗不大于 45 W。

9.1.2.2 当额定最大输出功率小于 600 kW 时：

- a) 1 级充电效率为 95.5 %；
- b) 其余等级效率依次递减 0.5 %；
- c) 待机功耗要求不变。

9.2 互操作性

9.2.1 兼容性认证体系

建立 eVTOL 航空器充电设备自愿性认证的互操作性测试体系，增加下列测试项目：

- a) 充电接口兼容性：按照第 6 章的有关要求，验证直流充电接口的物理尺寸、电气特性（包括插拔力、温升限值、插拔寿命不小于 10 000 次）及防误插、防触电设计，确保充电设备与不同型号 eVTOL 航空器的插头、插座连接可靠；
- b) 通信协议一致性：按照第 7 章的有关要求，测试充电参数协商（电压、电流、功率限值）、实时状态监测（电池状态、充电进度、设备故障）和故障报警机制（过压、过流、漏电保护响应）的交互流程，确保充电设备与 eVTOL 航空器电池管理系统（BMS）之间通信正确、可靠。

9.2.2 通信协议要求

采用第 7 章中规定的通信架构，定义充电设备与 BMS 之间的报文格式、数据帧结构及交互时序，实现充电过程的全流程控制。同时增加数据加密、身份认证、网络攻击防护等功能，保障充电系统在联网状态下的信息安全。

9.2.3 测试与认证流程

9.2.3.1 通用测试

按照 9.1 与 9.2 中相关要求，在模拟环境中验证设备的能效指标、接口兼容性（插拔测试、温升测试）、通信协议正确性（报文解析、故障响应时间）。

9.2.3.2 安全测试

按照第 8 章中相关要求，在实际 eVTOL 航空器充电场景中或模拟实际 eVTOL 航空器充电场景进行试运行，测试设备在复杂环境（如高低温、电磁干扰）下的稳定性和互操作性。

9.2.3.3 认证标识

通过认证的设备授予专用标识，便于用户识别和选择，推动行业产品标准化、通用化，降低用户使用成本和技术风险。

参 考 文 献

- [1] GB 4943.1—2022 音视频、信息技术和通信技术设备 第1部分：安全要求
 - [2] GB/T 18384—2020 电动汽车安全要求
 - [3] GB/T 18487.2—2017 电动汽车传导充电系统 第2部分：非车载传导供电设备电磁兼容要求
 - [4] GB/T 18487.3—2001 电动汽车传导充电系统 电动汽车交流直流充电机（站）
 - [5] GB/T 20234.4—2023 电动汽车传导充电用连接装置 第4部分：大功率直流充电接口
 - [6] GB/T 33587—2017 充电电气系统与设备安全导则
 - [7] GB/T 34658—2017 电动汽车非车载传导式充电机与电池管理系统之间的通信协议一致性测试
 - [8] GB/T 41578—2022 电动汽车充电系统信息安全技术要求及试验方法
 - [9] ASTM F3239—22a Aircraft Electric Propulsion Systems（飞机电推进系统）
 - [10] ASTM F3316—19 Electrical Systems for Aircraft with Electric or Hybrid-Electric Propulsion（电动或混合动力推进飞机的电气系统）
 - [11] RTCA DO-178C Software Considerations in Airborne Systems and Equipment Certification（机载系统和设备合格审定中的软件考虑）
 - [12] RTCA DO-254 Design Assurance Guidance for Airborne Electronic Hardware（机载电子设备硬件设计保证指南）
 - [13] SAE AIR7502 Aircraft Electrical Voltage Level Definitions（飞机电压等级定义）
 - [14] EASA SC-VTOL-01 Special Condition: Vertical Take-Off and Landing (VTOL) Aircraft（专用条件：垂直起降航空器）
 - [15] EASA SC E-19 Electric/Hybrid Propulsion System（电动/混合动力推进系统）
-