

# 复合翼eVTOL电池需求及对动力总成安全性的影响\*

丁水汀, 丁 硕, 孙 爽, 但 敏, 赵自庆

(中国民航大学 航空工程学院, 天津 300300)

**摘要:** 动力电池是电动化飞行得以实现的重要组成部分, 其技术层次和安全水准对电动垂直起降飞行器 (Electric Vertical Take off and Landing aircraft, eVTOL) 的商业化推广尤为重要。本文在典型飞行任务下, 研究电池性能对eVTOL飞行器的运营性能、适航性能和安全性能的影响。利用开源软件SUAVE (Stanford University Aerospace Vehicle Environment, SUAVE) 对复合翼eVTOL进行了整机与动力总成的建模, 利用故障树分析 (Fault Tree analysis, FTA) 方法对动力总成进行了安全性分析。通过仿真, 发现在现有电池技术水平下, 电池的放电倍率约束是决定电池性能需求的关键限制条件, 针对本文设计的eVTOL, 372 Wh/kg是满足所有安全约束的最低能量密度, 在使用过程中电池容量的衰退是设计者选择电池能量密度的重要参考指标。单独改善电池的可靠性对动力总成可靠性的提升是有限的, 但电池性能的衰退将使电池成为动力总成失效的主要因素。通过FTA发现本文搭建的典型动力总成失效率为 $1.524 \times 10^{-7}$ , 接近SC-VTOL-01中单座飞行器的基础级灾难性故障率要求。

**关键词:** 复合翼eVTOL; 电池; 全电动力总成; 故障树分析; 安全性

**中图分类号:** V237 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2024) 03-2311017-15

**DOI:** 10.13675/j.cnki. tjjs. 2311017

## 1 引言

随着城市化的加速和人们对出行效率要求的不断提高, 城市交通拥堵问题日益凸显, 以垂直起降飞行器 (VTOL) 作为主要运输工具的先进空中交通系统 (Advanced Air Mobility, AAM) 逐渐成为研究的热点。在2016年, 美国优步公司发布了一份城市空中交通系统 (Urban Air Mobility, UAM) 白皮书, 从多个角度对系统进行了详细的规划和阐述, 并将UAM的发展推向高潮<sup>[1]</sup>。与此同时, 地球环境的日益恶化让低碳减排成为交通运输行业重点关注的未来发展议题。2019年, 国际能源署统计的数据显示全球航空碳排放达到10亿吨, 近几十年来的增长速度超过了公路、铁路和航运<sup>[2]</sup>。因此, 国际航空运输协会 (IATA) 和国际民用航空组织 (ICAO) 等机构制定了一系列的路线来抑制碳排放的增长, 其中就包括采用可持续燃料、飞机及发动机改进、推进系统电动化等相关技术

措施, 以实现2050年净零碳排放的目标<sup>[3]</sup>。在此契机之下, 电动垂直起降飞行器 (eVTOL) 概念应运而生, 空中客车、波音、Joby航空、Lillium航空、亿航等都深度参与其中, 其中一些公司的整机产品已经完成适航取证的关键步骤。

与传统的飞行器相比, eVTOL具有质量轻、污染小、能耗低等优势, 然而, 动力电池的技术水平和参数选取一定程度上会影响eVTOL动力总成的性能。例如Silva等<sup>[4-6]</sup>对多种eVTOL构型进行了深入研究, 认为放电时留存15%~20%的电池荷电状态 (State of Capacity, SOC) 有利于延长电池的使用寿命, 并且电池的放电倍率必须限制在2C~3C。Brown等<sup>[7]</sup>也研究了多种构型eVTOL的性能, 并认为400 Wh/kg的电池能量密度是城市空中交通电动化的一个关键阈值。Finger等<sup>[8]</sup>在针对应用于eVTOL、通航飞机、支线客机和无人机四种机型的混动系统研究中发现, 电池的能量密度是决定混动系统性能的关键因素, 现有

\* 收稿日期: 2023-11-08; 修订日期: 2024-01-21。

基金项目: 民航局安全能力建设重点项目; 中国民航大学2021年度研究生科研创新项目 (2021YJS042)。

作者简介: 丁水汀, 博士, 教授, 研究领域为航空推进系统安全与适航。

通讯作者: 孙 爽, 博士, 副教授, 研究领域为航空电推进与混合动力推进。E-mail: okkimi@aliyun.com

引用格式: 丁水汀, 丁 硕, 孙 爽, 等. 复合翼eVTOL电池需求及对动力总成安全性的影响[J]. 推进技术, 2024, 45(3): 2311017. (DING S T, DING S, SUN S, et al. Compound wing eVTOL battery requirements and implications for powertrain safety[J]. Journal of Propulsion Technology, 2024, 45(3): 2311017.)

电池整包技术的最大能量密度处于 250 Wh/kg 水平,最大放电倍率不超过 4C,将电池最低 SOC 设置为 20% 是提高安全性和电池寿命的有效措施。Fredericks 等<sup>[9]</sup>在考虑留空时间的基础上研究了电池的性能表现,结果表明电池在飞行任务内的放电倍率在 5C 以下,决定电池设计和尺寸选择的是飞行降落阶段的性能需求。Thomas 等<sup>[10]</sup>分析了同一四旋翼飞行器不同动力组合中电池放电倍率与航程之间的关联,随着航程的增大,放电倍率呈现出指数级增长。Bertram<sup>[11]</sup>发现在电池能量密度为 250 Wh/kg 时,全电构型相较于混动构型和涡轮电构型在其研究的飞行器构型下整体效率最高,但大航程任务会让储能系统质量大幅增长并导致能耗强度激增,因此纯电飞行器可能更加适用于短途飞行。此外,也有学者对飞行器的性能评估方法提出了一些创新性的见解。Chakraborty 等<sup>[12-13]</sup>提出了一种基于广义能量的飞机尺寸和性能分析方法 PEACE,利用该方法对多种构型组合的 VTOL 进行了对比分析,验证了该方法的准确性和适用性。Hascaryo 等<sup>[14]</sup>针对 eVTOL 飞行器提出了一种独立于构型的尺寸预估方法,利用该方法对设计的飞行器进行了电池、航程、桨盘载荷等多方面的参数性能研究,发现最终得到的尺寸数据的趋势曲线与现有直升机的数据相似。Kadhiresan 等<sup>[15]</sup>基于质量的优化过程来评估多旋翼、倾转旋翼、倾转机翼、复合翼四种 eVTOL 以及直升机的性能表现,结果表明直升机和多旋翼适合执行低速低航程任务,倾转飞行器更适合高速高航程任务,而复合翼平衡了所有这些特点,适用介于两者之间的飞行任务。

相较于利用传统化石燃料的航空器,电动航空器的安全性一直缺乏有效的研究和广泛的数据支撑,这种不确定性在新构型的 eVTOL 上被进一步放大。Brelje 等<sup>[16]</sup>指出电动飞行器引入了不同学科之间的新耦合,对它的高保真多学科设计分析和优化,包括安全性分析是一个巨大的挑战。Kusmieriek 等<sup>[17]</sup>综述多种 VTOL 构型后,指出复合翼构型更容易满足高安全标准,但该结论缺乏有效研究支撑。Thomas 等<sup>[18]</sup>对纯电四旋翼 eVTOL 电力系统的冗余设计进行了探索,发现“3oo4”和“2oo3”是储能系统的最优冗余设计,“2oo4”是电机及电机控制系统的最优冗余设计,但在研究过程中对冷却系统等动力总成辅助组件进行了忽略处理。Xu 等<sup>[19]</sup>针对多电商用客机的机载供电系统提出了一种基于系统可靠性建模与评估的分层方法,并从热控制、冗余设计和维护措施等方面提出了一些建议来提升系统的可靠性,但整体研

究更多基于微电网层面展开。针对传统的安全评估方法在处理新的架构和技术时所面临的一些问题,Bendarkar 等<sup>[20]</sup>对 X-57 进行了连续动力退化情景下的组件级功能危害评估,结果表明电池发生故障是灾难性的,其次是巡航电机故障,但所研究动力总成架构与复合翼存在显著差异。综合而言,国内外对于 eVTOL 的动力总成安全性研究存在组件要素不全、研究角度片面和动力架构差异等诸多问题,基于初始适航角度的全要素复合翼 eVTOL 动力总成安全性研究显得十分有必要。

事实上,现有大部分对 eVTOL 的研究是通过改善设计参数来提升整机的性能表现,将一些实际运行规则和部件工作特性进行了简化甚至忽略,对于电池而言往往是改变电池能量密度来观察对飞行器的影响,缺乏基于安全运行限制下的电池性能需求研究。对 eVTOL 全电动力总成的可靠性研究更多关注于其中的子系统层级或者部件层级,部分研究将全电动力总成简化为供电系统,忽略了动力总成中的一些关键部件,缺乏从整机动力总成层级出发的全要素可靠性研究。为了弥补现有研究的不足,满足运营条件下 eVTOL 动力总成的电池可用性和系统可靠性,本文借助 SUAVE 与 OpenVSP 展开对 eVTOL 飞行器及其动力总成详细设计与建模,从多学科层面分析了飞行器及其动力总成的性能,得到了符合电池可用性和一般运营与飞行规则(CFR-91)的电池参数需求,确立了电池容量衰退对动力总成性能和安全运行的影响程度。同时,基于设计过程中提出的动力总成失效容限准则,利用故障树分析(FTA)方法对动力总成进行建模,计算动力总成失效率并对电池展开失效率敏感性分析,探究电池对动力总成可靠性的影响。

## 2 建模与仿真设置

### 2.1 建模方法

SUAVE<sup>[21-24]</sup>是由斯坦福大学航空航天设计实验室基于 Python 开发的一款用于多学科飞行器设计仿真与优化的开源软件。相比于其它的飞机概念设计软件工具依赖于固定的经验相关性和手册,SUAVE 通过基于物理的方法能够实现先进设计的高保真度分析预测,提供了一个可用于设计具有先进技术飞机的框架。

OpenVSP 是一款开源的航空航天工程设计软件,它主要用于创建和分析飞行器的外形和几何结构。该软件允许用户使用参数化建模方法创建飞行器,

通过调整参数来快速修改飞行器的几何形状。OpenVSP 主要用于飞行器和航天器的初步设计和概念验证阶段,协助设计师在飞行器设计的早期阶段进行快速的概念验证和形状优化。

## 2.2 eVTOL 建模

### 2.2.1 气动构型建模

常见的 eVTOL 构型主要有多转子、倾转旋翼、倾转机翼、复合翼四种,动力总成则是以纯电和混动两种类型为主。在本文中,以纯电的复合翼(Lift+Cruise)构型 eVTOL 作为主要研究对象,飞行器设计人员载荷为 6 人,本文假设不需要任何飞行人员,所有载荷均为乘客。飞行器设计参数主要参考 Chakraborty 等<sup>[13]</sup>对复合翼 eVTOL 的设计研究,结合 Smart 等<sup>[25]</sup>对 SUAVE 中基于 Vahana 项目的飞行器设计方法的参数置信区间结论,本文所使用的飞行器设计参数参照表 1。

表 1 飞行器设计参数

设计参数	参数值
设计过载/g	3.7
推重比	1.1
展弦比	8.9
机身长度/m	6.5
机身宽度/m	1.5
机身高度/m	2.0
机翼翼展/m	10.0
旋翼半径/m	1.0
机翼面积/m <sup>2</sup>	11.3
平尾面积/m <sup>2</sup>	1.8
垂尾面积/m <sup>2</sup>	1.1
有效载荷/kg	480
电机效率/%	95
电池充放电效率/%	95
电力变换部件效率/%	95

图 1 为 SUAVE 与 OpenVSP 的联合运行逻辑框架。红色虚线框内为基于 OpenVSP 的 eVTOL 气动外形建模,对所研究的 eVTOL 构型进行参数初始化。紫色虚线框内为基于 SUAVE 的 eVTOL 仿真过程,其中输入主要包括 eVTOL 参数、任务设定和分析设定三类,运行时参照飞行器参数建立代理模型,然后通过代理模型执行设定的飞行任务进行分析和迭代求解,所得到的收敛结果会进行可视化处理,从而完成飞行器整套设计仿真流程。针对不同的工况和保真度分析需求,用户只需变更相应的参数与设定即可。

图 2 为收敛后的飞行器可视化结果,主要包括机

身、主翼、“V”形尾翼、4 个电机吊舱、8 个旋翼和 1 个螺旋桨。其中 8 个升力旋翼均匀分布在机翼的前后两侧,升力电机位于每个电机吊舱前后两端,而推进螺旋桨位于机身尾部,推进电机内置于机尾。所有旋翼/螺旋桨与电机按照客机动力装置“从左往右,从前到后”的规则进行编号,并与后续动力总成架构中各组件编号相对应。

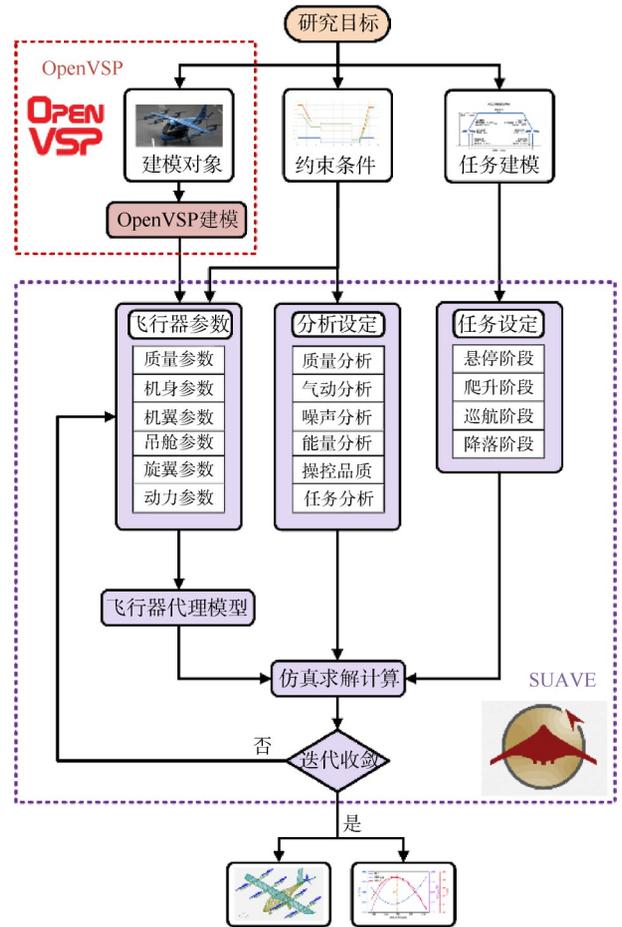


图 1 SUAVE 与 OpenVSP 联合运行逻辑框架

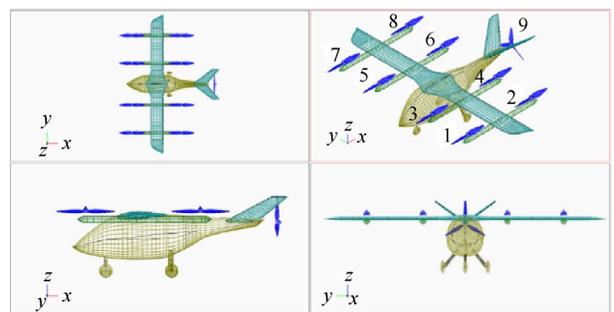


图 2 飞行器模型

### 2.2.2 动力构型建模

#### 2.2.2.1 架构设计

飞行器的动力总成主要由高压电池、低压电池、

飞行控制计算机(Flight Control Computer, FCC)、电子调速器(Electronic Speed Controller, ESC)、部件冷却系统、线缆、管路、电机和旋翼/螺旋桨组成,图3对其进行了详细的描绘。整个动力总成被分为两大类功能模块,5块高压电池和1块低压电池组成储能模块,承担能量存储功能;9个ESC和9个电机组成能量转化模块,负责将储能模块中的能量转化为机械能。本文将每组ESC、电机和旋翼/螺旋桨定义为一个旋翼/螺旋桨分支,动力总成中包含8个升力旋翼分支和1个推进螺旋桨分支。动力总成的1~4号高压电池为8个升力旋翼分支供电,且每块电池会优先为处于对角位置的两个升力旋翼供电,5号高压电池优先为推进螺旋桨供电。动力总成的母线电压为1kV,运行时每个动力分支对应的高压电池为ESC高压输入端口供电,低压电池为FCC和所有ESC低压输入端口供电,FCC为ESC提供控制信号,控制信号和低压供电会共同作用于ESC的驱动电路,通过调控ESC高压输出端口的频率来控制电机的转速。所有电机驱动旋翼/螺旋桨均采用直驱方式,无减速齿轮箱。动力总成模型中还含维持电池、电机和ESC正常工作的冷却系统,每个电机和每个ESC对应着一套独立工作的冷却系统,均采用气体冷却方式,所有高压电池共用一套液体冷却系统。

相较于其它架构和布局,上述布局的两部分动力组成意味着飞行器具备更好的冗余性和安全性,

结合应用场景和适航要求,该动力总成架构具有典型代表性。基于上述动力总成架构,本文对动力总成失效容限进行了如下假设:至多允许两个升力旋翼分支失效,且前提是它们必须处于对角位置,非对角位置的双升力旋翼分支失效将会是灾难性的,推进螺旋桨分支允许最大数量失效。

### 2.2.2.2 动力电池分析

在SUAVE中搭建飞行器动力总成时,对高压电池、ESC、电机、旋翼/螺旋桨进行了不同保真度的建模。高压电池采用的是以Li(NiMnCo)O<sub>2</sub>为正极材料的18650电池,这种电池具有高能量密度和高放电倍率的特性,与电动飞行器的储能需求十分契合。能量密度和放电倍率是评估电池性能的关键参数,前者是由设计方决定的电池固有特性,但后者更能反映出电池的动态特性。电池放电倍率的计算式如下

$$C_R = \frac{I}{C_{rated}} \quad (1)$$

式中C<sub>R</sub>为电池的放电倍率(C);I为电池放电电流,单位为A;C<sub>rated</sub>为电池的额定容量,单位为Ah。

通过对现有商用18650电池的产品调研,可以得到电池额定容量和允许最大放电电流参数,利用式(1)即可计算出不同型号电池允许的最大放电倍率。图4为调研锂电池产品最大连续放电倍率分布,在图4中随着电池能量密度的增大电池最大连续放电倍率显著降低。当能量密度大于250Wh/kg后放电

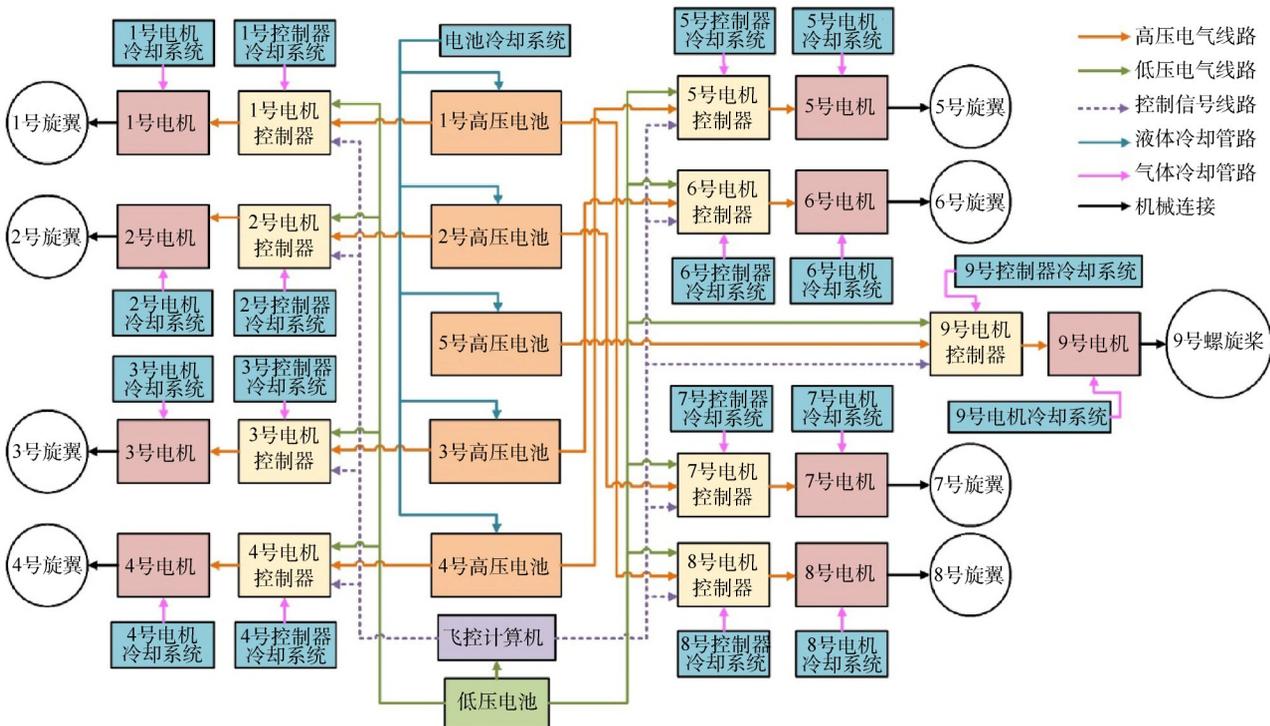


图3 动力总成架构

倍率将会下降到3C左右,对应图4中的红色参数区域。通过对高压电池采用高保真度建模来模拟电池电压、电流、容量等参数的动态变化过程,并引入退化因子来研究电池容量衰退对飞行器性能和安全性影响。仿真过程将高压电池进行了简化处理,假设所有高压电池的状态参数在飞行过程中是一致的。

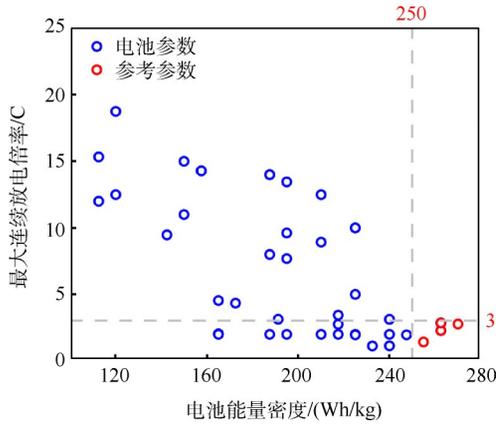


图4 电池产品参数

飞行器的空气动力学分析采用涡格法对气动参数进行计算,并结合设计参数来求解整机气动性能。对ESC采用低保真度建模方式,ESC会依据功率控制信号来调整高压端口输出的电压大小。旋翼/螺旋桨主要参考Adkins等<sup>[26]</sup>的工作并结合叶素动量理论(Blade Element Momentum Theory, BEMT)进行设计。动力总成选用先进的永磁同步电机(Permanent Magnet Synchronous Motor, PMSM)作为动力转化端,图5为对现有PMSM功率密度参数的市场调研,大部分电机的功率密度约为4~5 kW/kg,本文选择5 kW/kg作为电机技术水平的参考值。电机模型以空转转速电压特性值为核心,通过输入电压、旋翼功率系数以及无负载电流等参数来求解转子转速、扭矩和电流,并进一步反馈电机的功率需求。动力总成中的低压电池仅为ESC和FCC供电来保证它们能够正常输出和反馈控制信号,并不会直接影响整机的动力学性能,因此建模时对低压电池部件进行了省略,即假设FCC和ESC始终能够正常工作。文章后续所有对电池的讨论分析均基于动力总成中的高压电池。

### 2.3 飞行任务设置

整机飞行任务的规划需要考虑实际应用场景,本文参考Patterson等<sup>[27]</sup>对于UAM设置的标准飞行任务剖面,如图6所示。该任务段包含垂直爬升、悬停、爬升、巡航、进近、悬停和垂直降落七个阶段,巡航高

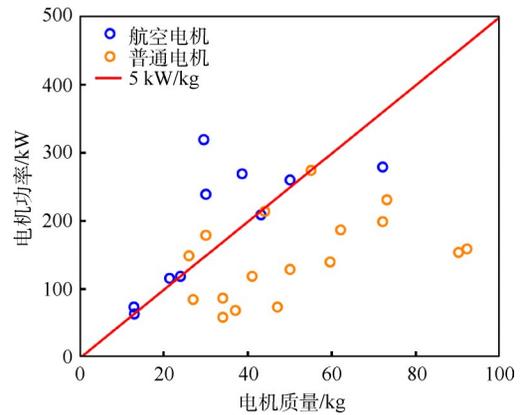


图5 电机产品参数

度为1 200 m,航程约为70 km。eVTOL在垂直起飞阶段和垂直降落阶段的爬升/下降速率均为0.5 m/s,垂直爬升/降落过程持续30 s。悬停点距离地面垂直高度为15 m,到达悬停点后eVTOL将会静态悬停10 s,保证飞行状态转换的稳定。飞行爬升阶段和飞行下降阶段的飞行速度为飞行器失速速度( $v_{stall}$ )的1.05倍,爬升速率和下降速率均为0.5 m/s。巡航阶段的速度 $v_{cr}$ 并没有具体给出,需要根据飞行器仿真得到的气动参数来决定最佳巡航速度,这一项工作将会在后面进行详细的分析与讨论。本文的飞行任务设置是连续执行两次标准任务,两次任务间不执行补充能源操作。

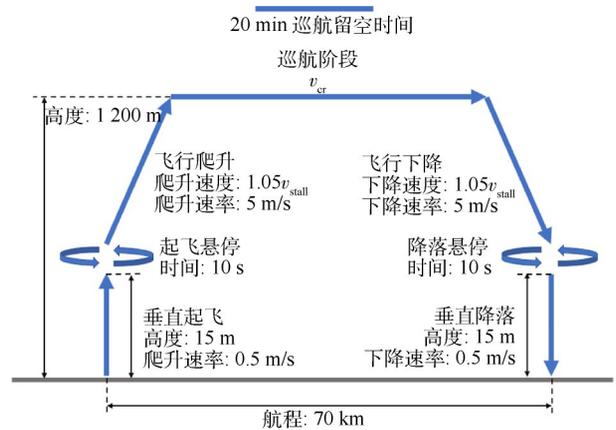


图6 标准任务剖面

除了应用场景之外,飞行任务的规划还一定程度上受到法规的约束和限制。图7为部分民用航空管理机构发布的飞行器一般运营与飞行规则中对留空时间的具体要求,不同飞行器在不同飞行条件下的时间要求存在差别,时间跨度在20~45 min不等。本文参考红色虚线方框内的规则标准,要求eVTOL在目视飞行条件(Visual Flight Rules, VFR)下完成任

务后仍能保证以巡航速度继续飞行 20 min。一方面保证 eVTOL 在发生紧急状况时能有较大的能量裕度,另一方面也能够保证储能电池的寿命最大化,避免过快的电池衰退带来安全隐患。第 3.2 节对能量安全性的研究也将会重点围绕以上内容,依据留空时间约束对储能部件性能的影响进行具体的分析。

### 3 结果分析

#### 3.1 飞行器性能分析

在携带能量密度为 400 Wh/kg 的电池,整机质量为 1 830 kg,连续执行两个标准飞行任务剖面,通过仿真得到了 eVTOL 在不同巡航速度下的气动特性,如图 8 所示。在图 8 中,蓝色的飞行阻力特性曲线与红色的升阻比特性曲线呈现出相反的变化趋势,在 278 km/h 的巡航速度下飞行阻力和升阻比分别达到最小值和最大值,这一趋势在 Borer 等<sup>[28]</sup>的研究中也被证实。紫色的任务截止电池 SOC 特性曲线与红色的升阻比特性曲线呈现出相同的变化趋势,当升阻比达到最大值时任务截止的电池 SOC 也达到最大能量留存状态。结合上述特性曲线,表明在携带相同能量的条件下,以最小阻力速度飞行可以实现最长飞行距离,减小巡航阶段阻力和增大升阻比可以增大旋翼飞行器航程和滑翔距离<sup>[29]</sup>,所以最大升阻比速度也常被称为远航速度。考虑到在 eVTOL 实际应用中飞行航程是重要性能参考,因此在后续仿真过程中选择最大升阻比对应的飞行速度作为任务巡航速度。

从电池寿命角度而言,随着锂电池放电深度 (Depth of Discharge, DOD) 的增大,电池容量衰退将会加剧,严重缩短电池的循环寿命<sup>[30-31]</sup>。从飞行器运营角度而言,电池容量衰退无法避免,但衰退的长期累积会直接威胁到飞行安全,有必要设置任务留存能量来保证能量冗余。因此,基于已有的研究和试

验,对电池的储存能量设置如下约束

$$\begin{cases} \alpha_{\text{start}} = 100\% \\ \alpha_{\text{end}} \geq 20\% \end{cases} \quad (2)$$

式中: $\alpha_{\text{start}}$  和  $\alpha_{\text{end}}$  分别为任务开始和结束时电池的 SOC 状态。

基于能量约束条件,分析了设计航程和电池能量密度两个参数对整机质量和能耗强度的影响。图 9 为基于电池能量密度与飞行航程的飞行器质量特性,图中左上角的灰色网格区域为飞行器设计的不可实现区域,通过对本文设计的复合翼 eVTOL 飞行器进行仿真,整机质量在达到一定阈值之后继续增大电池质量会导致飞行器航程降低,所以存在一条设计边界,在图 9 中使用紫线标记,在边界线附近的参数设置会使 eVTOL 的能耗强度较高,该问题将在随后进行分析。在电池能量密度一定的条件下,随着设计航程的增大,整机质量呈现逐渐提升的趋势,但这种趋势存在一定显著差异。在 250 Wh/kg 时设计航程从 120 km 增加至 150 km 设计边界,飞行器质量增加了 1 000 kg;在 350 Wh/kg 时增加同样距离的航程质量增幅小于 200 kg。选用高能量密度的电池,增加相同的航程带来的质量惩罚更小。在设计航程一定的条件下,随着电池能量密度的增大,整机质量呈现逐渐降低的趋势。在 150 km 设计航程时,能量密度从 250 Wh/kg 提升至 300 Wh/kg,整机质量可降低 1 000 kg,随着能量密度的持续提升,整机质量的下降幅度发生明显衰减。所以在设计边界附近,整机质量对设计航程和电池能量密度的变化表现出较大的敏感性。eVTOL 质量在 2 206~2 504 kg 时,代表 300 Wh/kg 和 500 Wh/kg 条件的橙色虚线在该区域内航程分别增长 24 km 和 44 km,表明在高能量密度条件下 eVTOL 增加单位质量能飞行更远的距离,飞行器具备更好的适应性。

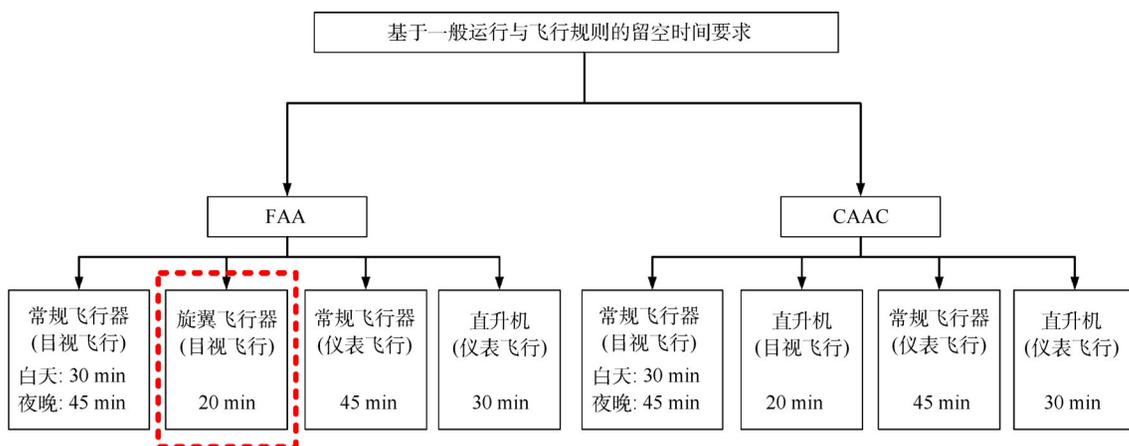


图 7 一般运行与飞行规则

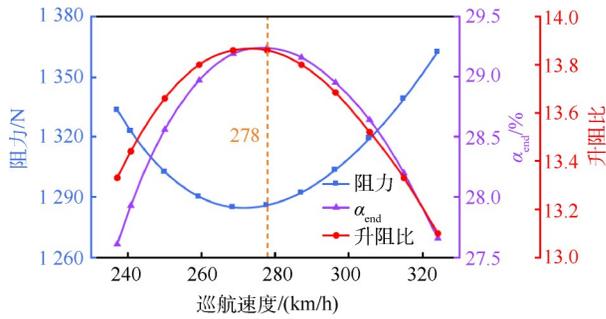


图 8 不同巡航速度下的飞行器气动性能

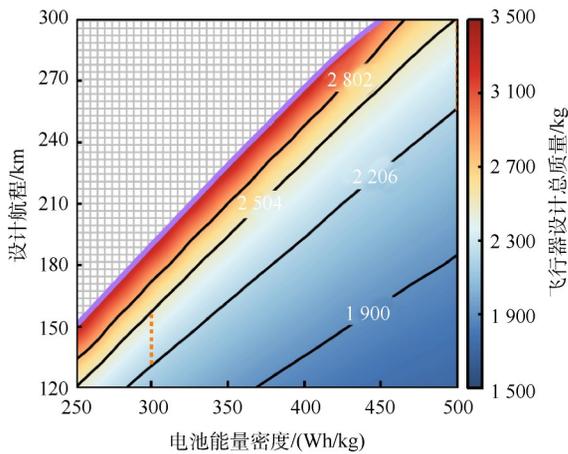


图 9 基于电池能量密度与飞行航程的飞行器质量特性

对于 eVTOL 而言,运营成本是商业推广的重要考量和核心竞争力,所以飞行器能耗强度也需要重点关注。本文对能耗强度的定义如下

$$E_D = \frac{E_T}{RN_p} \quad (3)$$

式中: $E_D$ 为飞行器能耗强度; $E_T$ 为飞行任务能耗总量,单位为 kWh; $R$ 为飞行任务航程,单位为 km; $N_p$ 为飞行器有效载荷人数,单位为 PAX,本文中飞行器有效载荷人数为 6 PAX。

图 10 为基于电池能量密度与飞行航程的飞行器能耗特性,与图 9 相似,图 10 中也存在一条紫色线边界,在边界附近的设计因为飞行器质量的急剧变化导致能耗强度大幅增长。电池能量密度为 350 Wh/kg 时,当设计航程从 120 km 增长至 200 km,能耗强度从 0.12 kWh/(km·PAX) 增长至 0.148 kWh/(km·PAX),增长幅度为 23.3%。若设计航程从 200 km 增长至 228 km,则能耗强度增长幅度达到 34.46%。所以能耗强度随着设计航程的增大而增大,在设计边界附近对设计航程的敏感性最大。相反,能耗强度随着电池能量密度的增大而减小,但仍在设计边界附近时对能量密度的敏感性最大。

无论能耗强度还是整机质量,它们随着的设计

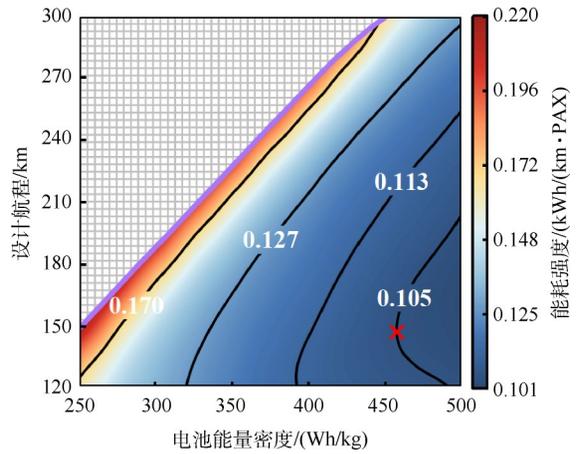


图 10 基于电池能量密度与飞行航程的飞行器能耗特性

航程和电池能量密度的变化趋势基本保持一致。但与图 9 中边界质量基本在 3 500 kg 不同的是,图 10 中设计边界附近的能耗强度随着设计航程与能量密度的增大在逐渐降低,在 250 Wh/kg 的电池能量密度与 150 km 的设计航程下,eVTOL 能耗强度达到 0.22 kWh/(km·PAX),但在 430 Wh/kg 和 290 km 的设计条件下能耗强度已经降至 0.18 kWh/(km·PAX)。此外,在能耗强度为 0.105 kWh/(km·PAX) 的附近区域,电池能量密度超过 400 Wh/kg 会表现出能耗强度随着设计航程的增大呈现先减小后增大的趋势。主要原因是该区域下整机质量远低于设计边界,同时又得益于电池的高能量密度,意味着只需增加很少质量的电池便可实现航程的大幅增加。当航程增幅大于消耗能量的增幅时,就会引发能耗强度的负增长。这种能耗强度与设计航程的非单调性关系,反映出在电池能量密度一定的条件下存在设计航程最优点。图 10 中红色叉号为电池能量密度选择 457 Wh/kg 时的最优点,eVTOL 最佳设计航程为 148 km,能耗强度为 0.105 kWh/(km·PAX),并且随着电池能量密度选取的增大,最佳设计航程点也将逐渐上移。从整体上来看,设计航程的增加导致能耗强度增加仍是主流趋势,但在 400~500 Wh/kg 能量密度区域内这种趋势被颠覆,说明在高能量密度下适当地增大或减小设计航程是降低 eVTOL 能耗强度的一种有效方法,设计航程越靠近最优点整体能耗强度越小。

### 3.2 安全约束下的性能分析

本文基于留空时间和电池放电倍率两个安全约束对整机的性能进行了分析。在第 2.3 节中已经详细说明了现有适航法规对旋翼飞行器在目视飞行状态下的留空时间要求,本文选择以 CFR-91.151 中提出的 20 min 留空时间作为安全约束条件。电池持续

在高放电倍率状态工作会加速容量衰退, 电池发生热失控风险大幅增加<sup>[31]</sup>。因此, 放电倍率的大小关乎电池的安全性, 有必要对电池的放电倍率提出一定的安全性约束。

在飞行任务为携带 480 kg 有效载荷执行两个标准任务段的前提条件下, 通过改变飞行器的电池能量密度和储能总量, 对飞行器结束任务时剩余能量所能支持以巡航速度继续飞行的时间进行了分析。图 11 为基于电池能量密度与储能能量的飞行器留空时间分布, 其中蓝色的虚线为任务结束时电池剩余 20% SOC 的能量约束线, 该虚线左下角的设计参数区域均不满足能量约束要求。绿线为 20 min 留空约束线, 黑线则代表不同的留空时间的设计约束线。其中 10 min 留空约束与能量约束十分贴近, 当保证电池  $\alpha_{\text{end}} = 20\%$  时可以保证 eVTOL 约 10.16~10.51 min 的续航。

在图 11 中, 当电池能量密度为 300 Wh/kg 时, 随 eVTOL 储能总量增长, 任务结束时剩余能量所能维持的留空时间也随之延长, 当增长至 235 kWh 时能够满足 20 min 留空约束。在低于 300 Wh/kg 的区域, 储能总量增长到一定阈值之后留空时间逐渐逼近一个上限, 超出该阈值之后并不会有效提升 eVTOL 留空时间。当储能总量一定时, 随着电池能量密度的增长, 留空时间会延长, 并不存在上限阈值, 如果 eVTOL 只携带 125 kWh 的电能, 需要选择能量密度超过 550 Wh/kg 的电池才能够满足留空约束。满足留空约束的最低电池能量密度为 289 Wh/kg, 但需要携带 275 kWh 的电能。考虑到工程实际中先进的锂电池技术水平为 300 Wh/kg 左右, 用现有的锂电池实现 20 min 的留空要求需要付出巨大的质量代价。在现阶段的 eVTOL 设计中, 单纯的增加能量总量并不是改善飞行器留空时间的一个有效措施。

在垂直起降和悬停阶段, eVTOL 飞行器电池的连续放电倍率会显著高于巡航阶段, 悬停着陆也是飞行中放电倍率最大的阶段。第 2.2.2.2 节中图 4 给出了现有电池产品的最大连续放电倍率分布, 在电池能量密度达到 250 Wh/kg 以上时电池的放电倍率均处于 3C 左右, 因此限制 eVTOL 动力电池最大连续放电倍率不得超过 3C。通过对动力总成仿真, 可以得到任务包线下的电池电流输出, 借助式(1)即可得到不同设计点下的电池最大连续放电倍率。图 12 为基于电池能量密度与储能能量的电池放电倍率特性图, 红线为放电倍率达到 3C 的约束线, 黑线为不同放电倍率下的设计约束线, 蓝色虚线则为能量约

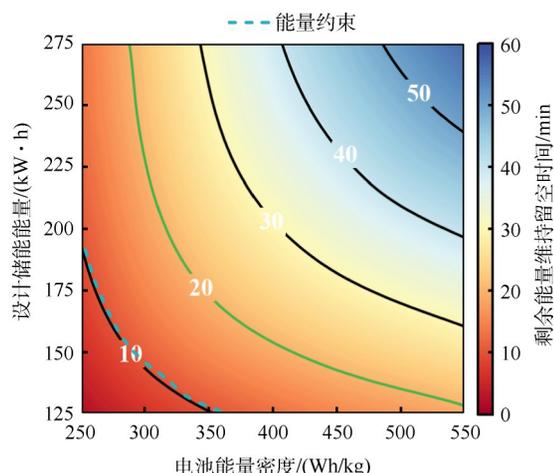


图 11 基于电池能量密度与电池能量的飞行器留空时间特性

束线。

在图 12 中, 随着电池能量密度和储能能量的增大, 放电倍率呈现出下降的趋势。当电池能量密度为 285 Wh/kg, 储能总量为 245 kWh 时, 放电倍率达到 4C, 后续随着能量的增加不再发生变化, 这一特征与留空时间类似, 且在低能量密度的区域十分显著。在 550 Wh/kg 条件下, 随着储能能量的增长, 放电倍率最大可下降 1.14C。当储能为 275 kWh 时, 电池能量密度从 250 Wh/kg 增长至 400 Wh/kg, 放电倍率下降 1.74C, 所以放电倍率对电池能量密度的敏感程度大于储能总量。位于能量约束线上的设计点的电池放电倍率在 4C~4.57C, 均符合 Fredericks 等<sup>[9]</sup>推荐的着陆期间小于 5C 的放电准则。

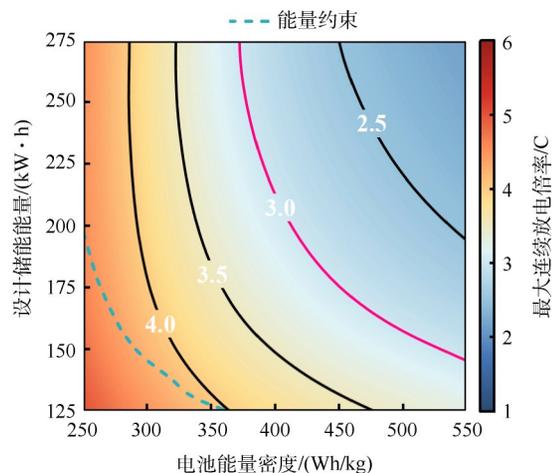


图 12 基于能量密度与储能能量的电池放电倍率特性

结合图 11 与图 12 分析发现, 保证电池寿命最大化的能量约束最容易满足, 250 Wh/kg 的电池携带 200 kWh 的能量就能够实现。如果依据 CFR-91.151 中的 20 min 留空时间要求, 电池能量密度至少需要

达到 289 Wh/kg 才能够满足留空约束,相较于能量约束对电池的性能需求要更高。如果参照通过电池的允许最大连续放电电流计算得到的 3C 放电倍率约束,电池的最低能量密度被提升至 372 Wh/kg,是所有约束中最为严苛的约束条件。选择 400 Wh/kg 以上能量密度的电池同时携带能量不小于 200 kWh 的设计,既可以满足所有约束条件,又能够保证设计方案的可行性,这一阈值与 Brown 等<sup>[7]</sup>的研究结论一致,尽管是从不同研究角度出发。

使用过程中电池会逐渐发生退化,电池的健康状态(State of Health, SOH)必然减小。本文定义电池的健康状态  $\beta_{SOH}$  为

$$\beta_{SOH} = \frac{C_{aged}}{C_{rated}} \quad (4)$$

式中  $C_{aged}$  为电池当前容量;  $C_{rated}$  为电池额定容量。

参照现有电动汽车电池寿命标准,容量衰退至初始容量的 80% 时被视为电池寿命结束,需要进行更换退役<sup>[32-34]</sup>。本文对 eVTOL 的电池也采取类似的

寿命准则,图 13 给出了电池  $\beta_{SOH}=90%$  和  $\beta_{SOH}=80%$  下不同设计点的留空时间和放电倍率。由于电池容量衰退 10%,图 13(a) 左下角出现了无法完成前述任务的灰色网格区域,绿色的留空时间约束线相较于未退化的绿色虚线沿箭头向右上移动。图 13(b) 中的红色放电倍率约束线和蓝色的能量约束线相较于未退化的虚线同样沿箭头向右上移动。当  $\beta_{SOH}=80%$  时,在图 13(c) 和图 13(d) 中各约束的偏移幅度增大,图 13(d) 中未退化条件下的能量约束与设计边界之间形成一条细长的区域,说明少部分满足初始能量约束的设计失去执行同一任务的能力。在图 13(c) 中电池  $\beta_{SOH}=80%$  的条件下,为了满足 20 min 留空约束,最低电池能量密度需要从 289 Wh/kg 提升至 377 Wh/kg,最低储能设计需要从 129 kWh 提升至 181 kWh。进一步要求满足图 13(d) 中的电池放电约束,两个参数分别被提升至 491 Wh/kg 与 223 kWh。在电池容量衰退条件下,所有约束的严苛程度仍为:放电约束>留空约束>能量约束,但相较于完全健康

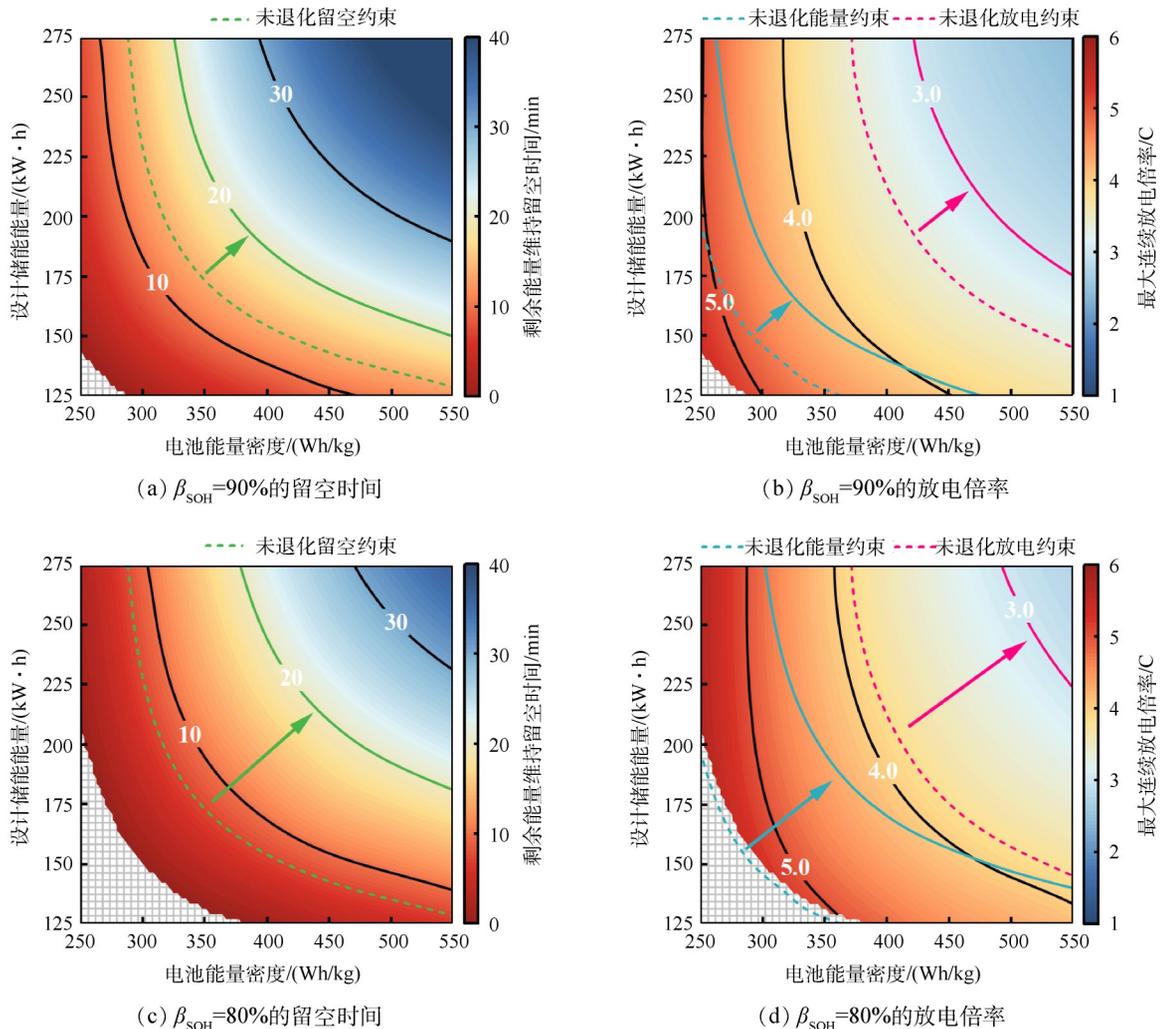


图 13 电池不同退化程度下的留空时间和放电倍率

的电池,容量衰退提升了性能需求的标准。如果要求 eVTOL 携带  $\beta_{SOH}=80\%$  的电池仍能够完成飞行任务,则能量约束标准需要从 20% 至少提升到 21%。进一步满足适航和安全约束,则能量约束需要提升至 53.5%~55.7% 不等,意味着电池包的实际可用能量下降 44.6%,初始运营阶段相当一部分的电池变成了应对持续退化的预备容量。

### 3.3 动力总成故障树分析

#### 3.3.1 故障树边界条件

在第 2.2.2.1 节对动力架构进行设计建模时,明确指出动力总成的失效容限和部件的安全设定,以此为基础,对 eVTOL 动力总成的故障树(Fault Tree, FT)建模设置如下边界条件:

(1)动力总成最大失效容限是对角位的双升力分支失效,非对角的双升力分支失效是不可接受的,三升力分支及以上数量的失效将是灾难性的。由于复合翼飞行器的特殊设计,本文不将推进器(螺旋桨)失效作为动力总成顶事件。

(2)对于 FCC 和低压电池,它们的失效会直接引发动力总成瘫痪,导致它们一般被视为不可能事件,但发生失效所带来后果十分严重,所以这种极小概率故障不能被忽略。参考 CFR-25 对 FCC 类似关键系统的失效要求是极其不可能发生( $<10^{-9}$ ),所以将它们的失效率均设为  $10^{-10}$ 。

(3)FT 中基本事件的失效率见表 2,主要参考电动汽车等工业失效参数,实际航空工业产品失效率会低于常规工业产品,所以最终得到的动力总成失效数据可能会略高。

#### 3.3.2 故障树建模

本文研究的动力总成 FT 被分为一层顶上事件、

表 2 基本事件失效率

基本事件	失效率	参考文献
电机失效	$4.59 \times 10^{-6}$	[35]
高压电池失效	$9.53 \times 10^{-6}$	[36]
ESC 失效	$5.46 \times 10^{-5}$	[37]
电机冷却失效	$5.17 \times 10^{-6}$	[38]
高压电池冷却失效	$1.03 \times 10^{-5}$	[38]
ESC 冷却失效	$9.24 \times 10^{-6}$	[38]

三层中间事件和若干底事件,这些事件通过或门、与门以及表决门与上层事件相连,如图 14 所示。顶事件被设定为动力总成失效,第一层中间事件被分为非对角位双分支失效和三分支及以上失效两类。非对角位双分支失效下的第二层中间事件是 8 个升力分支中非对角位的两两组合,事件数量共计 24 个( $C_8^2 - 4$ )。第三层中间事件均是由 8 个升力分支失效构成,三分支及以上失效下的第三层中间事件是按照顺序排列的 1~8 号升力分支失效,通过 3/8 的表决门与第一层中间事件进行连接,而非对角位双分支失效下的第三层中间事件则是失效组合的具体映射。

在图 14 中,双分支组合失效率达到  $10^{-5}$  层级,非对角位双分支失效的总失效率达到  $10^{-7}$  层级,三分支及以上失效的失效率达到  $10^{-11}$  层级。虽然三分支及以上失效的失效率已达到  $10^{-11}$  层级,但非对角位双分支失效的失效率要远高于前者,由此导致动力总成的失效率更多被非对角位双分支失效事件所主导。

因为每个升力分支的结构组成完全相同,导致分支失效的所有故障模式也并无差异。以图 14 中第三层中间事件的一号升力分支失效为例,在图 15 中对造成分支失效的故障形式做了详细的建模与展示。引起升力分支失效的相关部件包括 FCC、电机、

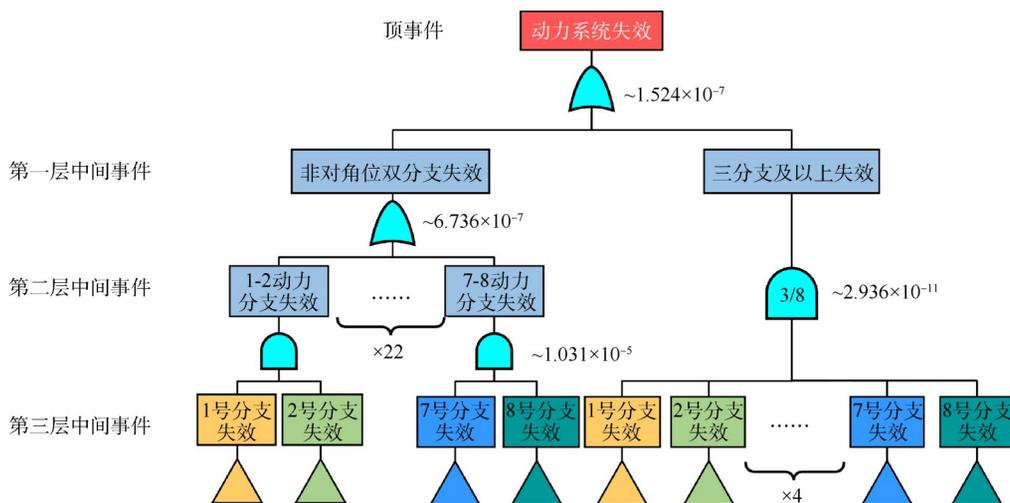


图 14 动力总成故障树

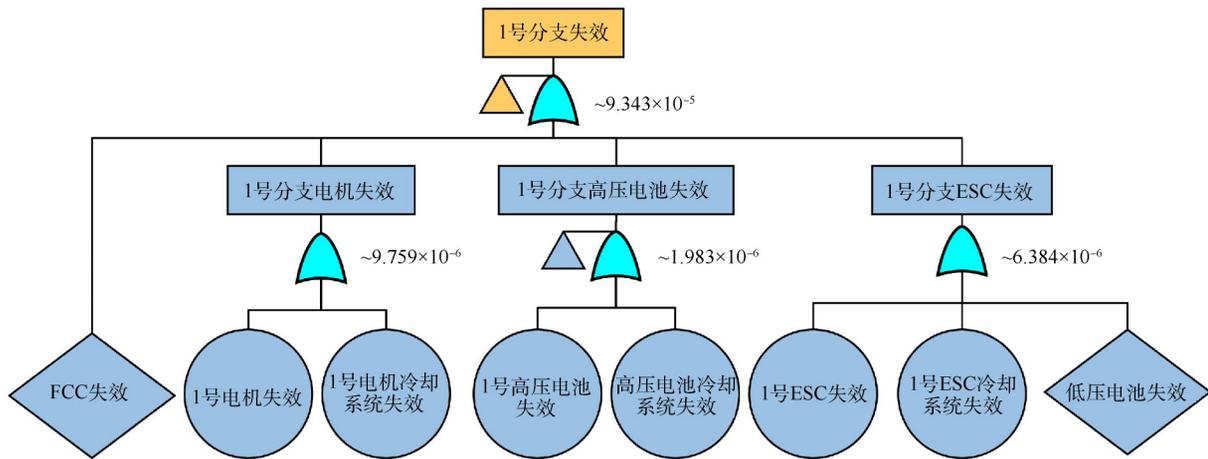


图15 升力分支故障树

电池和ESC四部分,除FCC之外,剩余三个部分均包括本体失效和冷却失效两种失效模式,并采用“或”门与上层事件相连。每一部分都有若干底事件构成,这些底事件的确立则来自于对动力总成架构的功能划分和失效模式的分析。此外,动力总成与飞行控制系统存在交互耦合,但控制系统的失效模式不是本文的关注重点,所以将FCC和低压电池的失效定义为未探明事件,忽略内部的失效机理。通过计算,得到图15中电机、高压电池和ESC的中间事件失效率均达到 $10^{-6}$ 层级,整个升力分支失效率达到 $10^{-5}$ 层级。

### 3.3.3 电池对动力总成失效重要度分析

不同类型的锂电池工作在不同放电倍率和放电深度下的循环寿命往往存在较大差异,一般在500~1750个循环不等<sup>[39-41]</sup>。相反,电机、ESC等电气化产品的寿命往往在几万个小时以上,在运营初期机械电气部件度过早期失效阶段进入随机失效阶段,电池可能就已经到达寿命末期。因此有必要利用FTA方法对高压电池失效进行敏感性分析,了解高压电池失效对顶事件和其它基本事件的影响。

在FTA中常用的敏感性分析方法是重要度分析,它描述了基本事件发生时对顶事件的贡献,是时间、基本事件可靠性参数以及系统结构的函数。基本事件的重要度越大,表示该基本事件所处的环节越薄弱。本文主要对FT的概率重要度和FV(Fussell-Vesely)重要度进行分析。

图16分析了不同高压电池失效率对动力总成失效率的影响,图中高压电池失效率选择为 $9.53 \times 10^{-8} \sim 9.53 \times 10^{-4}$ 变化,该区间选择的依据为0.01~100倍高压电池静态故障率。在图16中,随着高压电池失效率的逐渐增大,动力总成失效率呈现逐渐增大的趋势。

图16中红色五角星表示第3.3.2节中故障树分析点,在红色五角星之前,这种变化趋势并不明显,后面则呈现出数量级的增长。

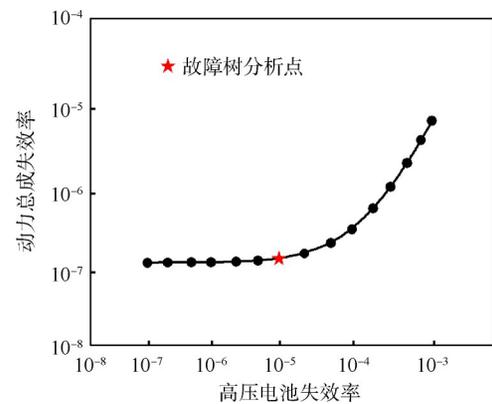


图16 高压电池失效率对动力总成失效率影响

图17为基于高压电池动态失效率的各基本事件概率重要度,分析了高压电池在0.01~100倍静态故障率区间的概率重要度。在图17中,随着高压电池失效率的提升,所有基本事件的概率重要度均呈现上升趋势,电池冷却系统的概率重要度最大,在同一电池失效率下不同事件的概率重要度差别并不明显,所有基本事件的概率重要度都在 $4.44 \times 10^{-4} \sim 8.32 \times 10^{-4}$ 变化。结合图16与图17表明基本事件概率重要度与动力总成失效率增长具有同趋势性,高压电池的恶化会影响到所有基本事件的概率重要度,所以改善高压电池的可靠性很有必要。

与概率重要度不同的是,图18中基于高压电池动态失效率的各基本事件FV重要度呈现出明显的差异性。随着高压电池失效率的提升,高压电池的FV重要度呈现出指数级增长的趋势,其余事件的FV重要度均下降。当高压电池失效率降低至 $9.53 \times 10^{-7}$

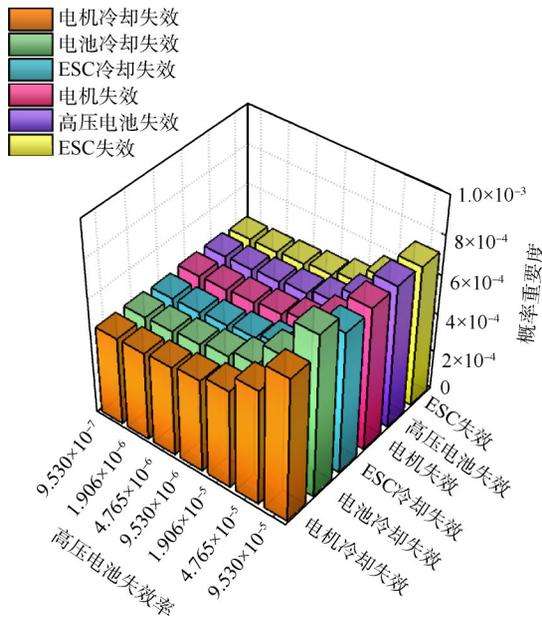


图 17 基于高压电池动态失效的各基本事件概率重要度

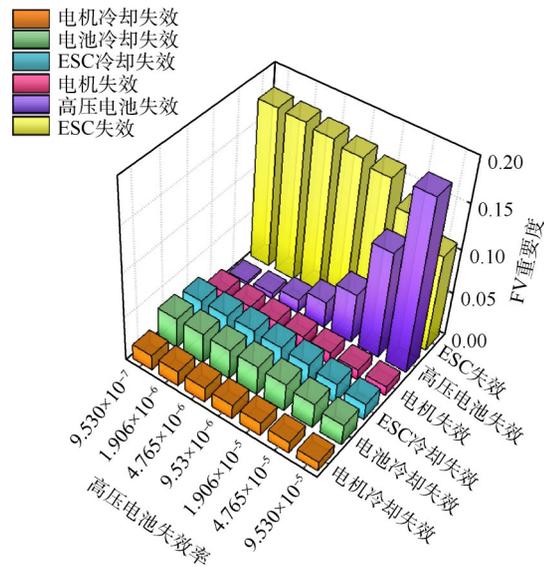


图 18 基于高压电池动态失效的各基本事件 FV 重要度

时,高压电池的 FV 重要度持续降低并在所有基本事件中位于最低位置。高压电池失效率大于  $5.4 \times 10^{-5}$  时,高压电池失效开始超过 ESC 失效成为 FV 重要度最大的事件。这解释了图 16 中高压电池故障率在大于  $9.53 \times 10^{-6}$  的时候动力总成的失效率表现出较高的敏感性,而在小于  $9.53 \times 10^{-6}$  的时候动力总成的失效率几乎没有改变。本文故障树中各部件的 FV 重要度与部件失效参数具有一定的关联性,部件失效率越高其 FV 重要度也越高。相对于电机、ESC 等在较长工作时间内失效特征变化较小的部件,类似高压电池失效特征变化剧烈的部件必定是导致系统可靠性降低的主要原因。因此,在设计之初需要尽可能保证部件失效率的相互匹配,避免过大的失效特征差异。

整机动力总成的失效率达到  $10^{-7}$  层级,依据 EASA 针对垂直起降飞行器发布的适航规章 SC-VTOL-01,动力总成失效率接近其中单座飞行器的基础级灾难性故障率要求 ( $\leq 10^{-7}$ ),与单座以上飞行器的基础级灾难性故障率要求 ( $\leq 10^{-8}$ ) 和增强级灾难性故障发生率要求 ( $\leq 10^{-9}$ ) 仍有较大差距。在设计之初,设计者应当根据设计所处的等级进行失效率评估,在考虑关键部件性能与匹配度的同时,还应当关注关键部件的失效率对动力总成失效率的影响。动力总成可靠性的提升不能仅通过降低关键部件的失效率来实现,需要结合各关键部件的敏感性分析,改进敏感性突出的关键部件对提高动力总成可靠性才是有效的。

### 4 结 论

本文对复合翼 eVTOL 动力电池参数需求及其对动力总成安全性的影响进行了研究,得到如下结论:

(1) 电池能量密度、放电倍率、能耗强度、储能总量、设计航程和飞行器质量存在耦合关系,电池性能参数的选择将影响飞行器设计点的选择,特定航程设计存在能耗强度最优设计点。

(2) 从部件运行安全角度出发,电池放电电流限制所引发的 3C 放电倍率约束对电池性能参数选取最为严苛;其次是以 CFR-91.151(一般运营与飞行规则)为基础考虑飞行运营安全的 20 min 留空约束;最后是基于电池寿命的系统安全性角度所提出的 20%SOC 能量约束。针对本文设计的 eVTOL, 372 Wh/kg 的电池是满足所有约束的最低能量密度。

(3) 在参考相应文献和工业产品失效率之后,分析得出本文搭建的典型复合翼 eVTOL 动力总成的失效率为  $1.524 \times 10^{-7}$ ,接近 SC-VTOL-01 规章中单座飞行器的基础级灾难性故障率要求。动力总成故障树中非对角位双分支失效事件的失效率要远高于三支及以上失效事件,由此导致动力总成的失效率更多被非对角位双分支失效事件所主导。

(4) 动力电池的性能衰退会对动力总成失效率和其它基础部件的重要度产生影响。当动力电池失效率增加时,顶事件的失效率也呈现出指数级的增长。电池失效率的提升会导致电池的 FV 重要度提升,而其余基本事件的 FV 重要度降低,这表明在运营中电池可能是导致总成故障的主要因素。单纯改善电池可靠性并不是在任何设计工况下提升动力总成

可靠性的有效办法,优化敏感性突出的部件才能够持续提升动力总成的安全性。此外,设计时需要尽量保证各部件失效特征的一致性,差异化过大的失效率反而会使动力总成安全性的改善变得困难。

**致谢:**感谢民航局安全能力建设重点项目和中国民航大学 2021 年度研究生科研创新项目的资助。

## 参考文献

- [ 1 ] ELEVATE U. Fast forwarding to the future of on-demand urban air transportation [R/OL]. [2016-10-28]. <https://evtol.news/news/uber-elevate-white-paper-oct-2016>.
- [ 2 ] IEA. CO<sub>2</sub> emissions in aviation in the net zero scenario [DB/OL]. [2023-08-22]. Paris: IEA.
- [ 3 ] IATA. Resolution on the industry's commitment to reach net zero carbon emission by 2050 [C]. Boston: 77th IATA Annual General Meeting, 2021.
- [ 4 ] SILVA C, JOHNSON W, SOLIS E. Concept vehicles for VTOL air taxi operations [C]. San Francisco: AHS Specialists' Conference on Aeromechanics Design for Transformative Vertical Flight, 2018.
- [ 5 ] SILVA C, JOHNSON W, SOLIS E, et al. VTOL urban air mobility concept vehicles for technology development [C]. Atlanta: 2018 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference, 2018.
- [ 6 ] JOHNSON W, SILVA C. NASA concept vehicles and the engineering of advanced air mobility aircraft [J]. *The Aeronautical Journal*, 2022, 126(1295): 59-91.
- [ 7 ] BROWN A, HARRIS W L. Vehicle design and optimization model for urban air mobility [J]. *Journal of Aircraft*, 2020, 57(6): 1003-1013.
- [ 8 ] FINGER D F, BRAUN C, BIL C. Comparative assessment of parallel-hybrid-electric propulsion systems for four different aircraft [J]. *Journal of Aircraft*, 2020, 57(5): 843-853.
- [ 9 ] FREDERICKS W L, SRIPAD S, BOWER G C, et al. Performance metrics required of next-generation batteries to electrify vertical takeoff and landing (VTOL) aircraft [J]. *ACS Energy Letters*, 2018, 3(12): 2989-2994.
- [ 10 ] THOMAS G L, CHAPMAN J W, AIENCAR J F, et al. Multidisciplinary systems analysis of a six passenger quadrotor urban air mobility vehicle powertrain [C]. New Orleans: 2020 AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium (EATS), 2020: 1-22.
- [ 11 ] BERTRAM O. UAM vehicle design with emphasis on electric powertrain architectures [C]. San Diego: AIAA SCITECH 2022 Forum, 2022.
- [ 12 ] CHAKRABORTY I, MISHRA A A. Generalized energy-based flight vehicle sizing and performance analysis methodology [J]. *Journal of Aircraft*, 2021, 58(4): 762-780.
- [ 13 ] CHAKRABORTY I, MISHRA A A. Sizing and analysis of a lift-plus-cruise VTOL aircraft with electrified propulsion systems [C]. San Diego: AIAA Aviation 2022 Forum, 2022.
- [ 14 ] HASCARYO R W, MERRET J M. Configuration-independent initial sizing method for UAM/eVTOL vehicles [C]. Virtual: AIAA aviation 2020 forum, 2020.
- [ 15 ] KADHIRESAN A R, DUFFY M J. Conceptual design and mission analysis for eVTOL urban air mobility flight vehicle configurations [C]. Dallas: AIAA Aviation 2019 Forum, 2019.
- [ 16 ] BRELJE B J, MARTINS J. Electric, hybrid, and turbo-electric fixed-wing aircraft: a review of concepts, models, and design approaches [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2019, 104: 1-19.
- [ 17 ] KUSMIEREK A, GALINSKI C, STALEWSKI W. Review of the hybrid gas-electric aircraft propulsion systems versus alternative systems [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2023, 141: 100925.
- [ 18 ] THOMAS G L, MALONE B. Power system redundancy design trends for all-electric eVTOL quadrotors [C]. National Harbor: Aiaa Scitech 2023 Forum, 2023.
- [ 19 ] XU Q W, XU Y, TU P F, et al. Systematic reliability modeling and evaluation for on-board power systems of more electric aircrafts [J]. *IEEE Transactions on Power Systems*, 2019, 34(4): 3264-3273.
- [ 20 ] BENDARKAR M V, SAROJINI D, HARRISON E, et al. Evaluation of off-nominal performance and reliability of a distributed electric propulsion aircraft during early design [C]. Virtual: AIAA Scitech 2021 Forum, 2021.
- [ 21 ] LUKACZYK T W, WENDORFF A D, COLONNO M, et al. SUAVE: an open-source environment for multi-fidelity conceptual vehicle design [C]. Dallas: 16th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, 2015.
- [ 22 ] BOTERO E M, WENDORFF A, MACDOMALD T, et al. SUAVE: an open-source environment for conceptual vehicle design and optimization [C]. San Diego: 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2016.
- [ 23 ] MACDOMALD T, BOTERO E, VEGH J M, et al. SUAVE: an open-source environment enabling unconventional vehicle designs through higher fidelity [C]. Grapevine: 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2017.
- [ 24 ] MACDOMALD T, CLARKE M, BOTERO E M, et al. SUAVE: an open-source environment enabling multi-fi-

- delity vehicle optimization[C]. Denver: 18th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, 2017.
- [25] SMART J T, ALONSO J J. Primary weight estimation for eVTOLs via explicit analysis and surrogate regression [C]. Dallas: AIAA Aviation 2019 Forum, 2019.
- [26] ADKINS C N, LIEBECK R H. Design of optimum propellers[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1994, 10(5): 676-682.
- [27] PATTERSON M D, ANTCLIFF K R, KOHLMAN L W. A proposed approach to studying urban air mobility missions including an initial exploration of mission requirements[C]. Phoenix: Annual Forum and Technology Display, 2018.
- [28] BORER N K, PATTERSON M D, GIBSON A R, et al. Design and performance of the NASA SCEPTOR distributed electric propulsion flight demonstrator [C]. Washington: 16th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations, Conference, 2016.
- [29] GUDMUNDSSON S. General aviation aircraft design: applied methods and procedures[M]. Oxford: Butterworth-Heinemann, 2013.
- [30] ECKER M, NIETO N, KABITZ S, et al. Calendar and cycle life study of Li(NiMnCo)O<sub>2</sub>-based 18650 lithium-ion batteries[J]. *Journal of Power Sources*, 2014, 248: 839-851.
- [31] KRAUSE F C, RUIZ J P, JONES S C, et al. Performance of commercial Li-ion cells for future NASA missions and aerospace applications[J]. *Journal of The Electrochemical Society*, 2021, 168(4): 040504.
- [32] OU S. Estimate long-term impact on battery degradation by considering electric vehicle real-world end-use factors [J]. *Journal of Power Sources*, 2023, 573: 233133.
- [33] FIORITI D, SCARPELLI C, PELLEGRINO L, et al. Battery lifetime of electric vehicles by novel rainflow-counting algorithm with temperature and C-rate dynamics: effects of fast charging, user habits, vehicle-to-grid and climate zones[J]. *Journal of Energy Storage*, 2023, 59: 106458.
- [34] ANSELMA P G, KOLLMAYER P, LEMPERS J, et al. Battery state-of-health sensitive energy management of hybrid electric vehicles: lifetime prediction and ageing experimental validation [J]. *Applied Energy*, 2021, 285: 116440.
- [35] INCORPORATED Q S. Nonelectronic parts reliability data [M]. New York: Quanterion Solutions Incorporated, 2016.
- [36] LIU Z T, TAN C M, LENG F. A reliability-based design concept for lithium-ion battery pack in electric vehicles [J]. *Reliability Engineering and System Safety*, 2015, 134: 169-177.
- [37] SONG Y T, WANG B S. Quantitative evaluation for reliability of hybrid electric vehicle powertrain [C]. Istanbul: 4th International Conference on Power Engineering, Energy and Electrical Drives, 2013: 1404-1409.
- [38] DARMSTADT P R, CATANESE R, BEIDERMAN A, et al. Hazards analysis and failure modes and effects criticality analysis (FMECA) of four concept vehicle propulsion systems[R]. NASA/CR-2019-220217.
- [39] BAUMHOFER T, BRUHL M, ROHTANG S, et al. Production caused variation in capacity aging trend and correlation to initial cell performance[J]. *Journal of Power Sources*, 2014, 247: 332-338.
- [40] XIONG W, XU G, LI Y M, et al. Early prediction of lithium-ion battery cycle life based on voltage-capacity discharge curves [J]. *Journal of Energy Storage*, 2023, 62: 106790.
- [41] HE H, LIU Y D, LIU Q, et al. Failure investigation of LiFePO<sub>4</sub> cells in over-discharge conditions [J]. *Journal of the Electrochemical Society*, 2013, 160(6).

(编辑:梅 瑛)

# Compound wing eVTOL battery requirements and implications for powertrain safety

DING Shuiting, DING Shuo, SUN Shuang, DAN Min, ZHAO Ziqing

(College of Aeronautical Engineering, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

**Abstract:** Power battery is an important component for the realization of electrified flight, its technology level and safety level are particularly important for the commercialization of electric vertical take-off and landing aircraft (eVTOL). In this paper, the impact of battery performance on the operational performance, airworthiness and safety of eVTOL aircraft was investigated under typical flight missions. The whole aircraft and powertrain of the compound wing eVTOL were modeled using software SUAVE (Stanford University Aerospace Vehicle Environment, SUAVE), and the safety analysis of the powertrain was conducted using the Fault Tree analysis (FTA) method. Through simulation, it is found that under the current battery technology level, the discharge C-rate constraint of the battery is the key limiting condition that determines the battery performance demand. For the eVTOL designed in this paper, 372 Wh/kg is the minimum energy density to satisfy all the safety constraints, and the degradation of the battery capacity during use is an important reference index for the designer to select the minimum energy density of the battery. Improving the reliability of the battery alone will have a limited effect on the powertrain reliability, but the decline of the battery performance will make the battery the main factor of the powertrain failure. The typical powertrain failure rate built in this paper is found to be  $1.524 \times 10^{-7}$  by FTA method, which is close to the base-level catastrophic failure rate requirement for single-seat vehicles in SC-VTOL-01.

**Key words:** Compound wing eVTOL; Battery; All electric powertrain; Fault tree analysis; Safety

**Received:** 2023-11-08; **Revised:** 2024-01-21.

**DOI:** 10.13675/j.cnki. tjjs. 2311017

**Foundation items:** Civil Aviation Administration of China Key Project on Safety Capacity Building; Civil Aviation University of China 2021 Graduate Student Research and Innovation Project(2021YJS042).

**Corresponding author:** SUN Shuang, E-mail: okkimi@aliyun.com