混合动力飞行汽车建模与性能仿真 分析



强宣凯¹,朱海涛²,李炜烽¹,郑俊超¹,钱煜平¹ 1.清华大学,北京 100084 2.中国航空研究院,北京 100012

摘 要:飞行汽车作为未来立体交通的重要运载工具,具备垂直起降和巡航功率切换的能力,增程式混合动力飞行汽车结合 了动力电池和燃气轮机的优点,能更好地满足城际交通的能源需求。目前研究主要涉及飞行汽车气动特性分析、交通网规 划和推进系统建模等方面,但缺乏关于飞行任务参数对混合动力系统最优配置以及相应飞行任务经济性的定量描述的研 究。本文选用1000~3000kg量级的混合动力飞行汽车作为研究对象,分析对比了上述飞行汽车在不同功率等级燃气轮机发 电装置配置下,在60~360km航程下的任务经济性及有效载荷占比。结果表明,航程在120km以上的飞行任务飞行的平均 成本有极小值,此时的燃气轮机功率在巡航功率附近;同时,飞行汽车的有效载荷占比与燃气轮机功率等级呈正相关。对于 1000kg量级的飞行汽车,在航程为60km时,其任务平均成本与燃气轮机功率呈正相关。在航程大于120km时,其任务平均 成本极小值约为0.004元/(km/kg)。对于2000~3000kg量级的飞行汽车,在航程大于120km时,其任务平均 成本极小值约为0.004元/(km/kg)。对于2000~3000kg量级的飞行汽车,在航程大于120km时,其任务平均 混合动力飞行汽车分别适用的任务场景,从而为飞行汽车及部件生产商提供参考。

关键词:飞行汽车; 电动垂直起降; 混合动力; 燃气轮机发电; 锂离子电池

中图分类号:V37 文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2024.01.008

发展城市和城际间低空立体交通体系能够有效地缓解 城市拥堵,提高通勤效率,也可增强主城区辐射效应,促进 都市圈建设,契合乡村振兴战略发展需求。具备电动垂直 起降功能(eVTOL)的新型飞行器(通称飞行汽车)作为未来 立体交通的主要运载工具,受限于当前锂电池技术水平^[1], 纯电动系统仅能支持其执行短距、小载荷的飞行任务。

动力电池具有低污染、功率输出灵活的特点,能满足起 飞阶段的瞬时大功率需求;而燃气轮机具有高功率密度、响 应快的特点,能较好满足全工况的功率需求。

基于航空燃气轮机开发的增程混合动力系统可以很好 地结合动力电池和燃气轮机的优势,即燃气轮机提供稳定 功率输出,动力电池用于补充功率需求和储存冗余能量。 混合动力系统能减小飞行汽车对动力电池的装机需求,从 而进一步拓宽航程,实现城际间人员及货物运输。 研究人员主要关注新能源动力和分布式电力推进,其 中包括纯电动和混合动力的研究。何振亚等^[1]基于电池、 电机当前的技术水平和发展趋势,结合直升机性能估算方 法,对某轻型直升机进行了全电化改型方案设计与性能计 算,分析了改型前后续航能力和悬停升限等关键性能指标 的变化。结果表明,当前电动直升机的续航能力仅能达到 油动直升机的8%左右,但其悬停升限明显优于油动直升 机。J. Park等^[2]提出了一种燃料电池混合动力系统(FBHS) 配置估算方法,并研究了不同功率混合比下的最大航程。 D. F. Finger等^[3]提出了一种初始尺寸的方法,基于该方法研 究了并联式混合动力汽车的任务特性、起飞重量和任务主 要能量消耗。结果表明,如果推进系统的尺寸受到短时功 率的限制,应该考虑混合电动推进系统。同时,基于该方法

收稿日期: 2023-07-28; 退修日期: 2023-10-27; 录用日期: 2023-12-07

引用格式: Qiang Xuankai, Zhu Haitao, Li Weifeng, et al. Modeling and performance simulation analysis on hybrid power flying cars[J]. Aeronautical Science & Technology, 2024, 35(01):75-83. 强宣凯,朱海涛,李炜烽,等. 混合动力飞行汽车建模与性能仿真分析[J]. 航空科学技术, 2024, 35(01):75-83.

电动模式下对不同航程飞行任务的适用性49。结果表明, 未来的中程垂直起降(VTOL)飞机必须考虑混合一电动推 进系统,因为这种配置能满足航程需求,同时避免了混合动 力的复杂性。D. F. Finger 等^[5]同时提供了两种用于预测最 大起飞重量和能源效率的混合电动飞机的概念设计方法, 并提出了一种混合电动推进系统的过渡型VTOL飞机的功 率选择算法。进一步证明了未来的中程VTOL飞机必须考 虑使用混合电动推进系统,而短程飞行则倾向于使用全电 动推进系统。Li Shuangqi等问通过建立综合能源管理和参 数选择框架,研究了带有燃料电池混合推进系统的电动飞 机的动力分配策略,证明与纯燃料电池飞机相比,氢气消耗 可减少16.7%,燃料电池寿命损失可以减少66.4%以上。 Patil等^[7]研究了燃料电池混合飞行器,并搭建了简易的试验 平台。结果表明,对于120km巡航+5min悬停的飞行任务, 高功率电池和氢燃料电池组合的动力系统优于单一能量来 源的动力系统。

当前,针对飞行汽车动力推进系统的研究还处于起步 探索阶段,研究结论主要由飞行汽车构型、最大起飞重量、 电池系统能量密度等参数决定,缺乏体系性,即尚未系统分 析飞行汽车整机空气动力学、飞行任务规划与动力推进系 统三者的关联关系。

因此,本文针对倾转推进方式的飞行汽车,设计了包含 二次起降阶段的任务剖面,对增程式混合动力飞行汽车动力 系统装机配置、飞行任务参数以及任务经济性进行了参数化 耦合分析;明确了倾转推进飞行汽车对锂电池的装机性能要 求,定量说明了混合动力系统配置对飞行汽车城市内和城际 间交通的任务经济性和有效载荷的影响。研究结果有助于 飞行汽车生产商明确动力系统部件性能要求和运营边界,以 及政策制定者明确不同飞行任务应选择的动力系统构型。

1 飞行汽车动力学模型

1.1 推进系统选取

基于现有机型和相关文献调研,飞行汽车可按推进系 统构型分为4类:多旋翼类型、升力+巡航类型、倾转旋翼类 型和涵道矢量推进类型,如图1所示。

(1)多旋翼类型

除矢量推进系统外,无其他的动力部件(见图1中的多 旋翼飞机)。其优点为便于控制速度大小和方向,其缺点是 能耗较大。

(2)升力+巡航类型

仅在原有架构上增加了升力部件,前飞和垂直起降过





程的主要升力来源不同,总能耗大幅降低。其优点为可以 简化原有推进系统尺寸,并且可以将升力系统设计为工作 在单一的高功率工作点。其缺点为灵活度大幅降低,对起 降地的选取也有较高要求。

(3)倾转旋翼类型

具有升力部件,旋翼可在不同飞行阶段提供不同方向的推力。与升力+巡航类型相比,此类型具有较高的机动性。

(4)涵道矢量推进类型

与倾转旋翼类型相似,由涵道风扇提供矢量推力。带 固定翼的倾转矢量推进构型的气动特性使其在巡航阶段可 依靠固定翼提供大部分升力,所需巡航功率较小。与单一 升力源飞机相比,其更能适应大航程的城市及城际间交通。 同时,其搭载的倾转矢量推进系统与固定螺旋桨相比,能提 供多方向的推力,从而提高动力系统的推进效率。综合以 上两个方面,本文选用固定翼倾转矢量推进构型的飞行汽 车作为研究对象。

1.2 推进功率计算

飞行汽车在飞行过程中的受力情况如图2所示。巡航 状态下,螺旋桨平行于机身方向,提供水平推力;垂直起降 和爬升状态下,螺旋桨垂直于机身方向并提供推力,平衡空 气阻力和重力,机身姿态角与推力方向有关。飞行汽车的 参数见表1。



Fig.2 The force situation of flying cars

表1 飞行汽车基本参数

Table 1 Basic parameters of flying cars

最大升阻比	12
桨盘载荷/(kg/m ²)	50
推进效率/%	70
垂直起降速度/(m/s)	5
竖直加速度/(m/s ²)	1
水平加速度/(m/s ²)	5

1.3 任务剖面划分与运动参数设置

1.3.1 任务剖面划分

为满足城市内及城际间通勤需求,飞行汽车的通勤距 离为15~400km,本文选取了60km、120km和180km的通勤 距离,其中60km对应城市内通勤,120km和180km对应城 际间交通。本文选取了1000~3000kg量级的、对应载客量 为2~6人的飞行汽车。

基于现有适航法规及节能需求,设置垂直起降高度和 巡航高度分别为120m和1000m。同时,为使飞行汽车安全 降落,在垂直降落前增加一段5~10km的低空巡航阶段,用 于观察机场附近情况。此外,飞行汽车应具备二次垂直起 降功能。最终确定的飞行任务剖面如图3所示。





图3中,A和F为垂直起降阶段。在垂直起降阶段,为 减小起降阶段对地面资源的占用以及对生活区的影响,飞 行汽车需采用垂直起降的起降模式。起降高度由城市建筑 物高度及空域划分确定。其中,F包括二次垂直起降的飞 行任务。B为爬升阶段。在爬升阶段,以固定的水平速度 和爬升率进行爬升,达到巡航高度后转为水平飞行。C为 巡航阶段。在巡航阶段,以固定的水平速度巡航一段时间 后进入下降阶段。D为下降阶段。在下降阶段,以固定的 水平速度和下降率进行下降,之后达到过渡平飞阶段。E 为过渡阶段。在过渡阶段,飞行汽车在垂直起降对应的高 度进行一段时间的水平飞行,继而进行垂直起降。

1.3.2 运动参数设置

采用文献[8]和[9]中的公式,已知飞行汽车的基本参数 (见表1),以及当前时刻的速度和加速度,可以计算当前的 推进功率。 基于该任务剖面,确定使单位航程能耗最小的最优巡航速度。不同起飞重量的飞行汽车的单位航程能耗与巡航速度的关系如图4所示。结果表明,飞行汽车的最优巡航速度与最大起飞重量呈正相关。1000~5000kg量级飞行汽车对应的巡航功率见表2。



图4 不同起飞重量下飞行汽车单位航程能耗与巡航 速度关系

表2 飞行汽车巡航功率

Table 2 Cruise power of the flying cars

MTOM/kg	1000	2000	3000	4000	5000
推进功率P/kW	55	125	203	286	367

在给定的巡航速度下,确定与之匹配的最优爬升/下降速 度和加速度。在实际工程应用中,具体数值可根据需求调整。

基于已有飞行任务剖面与功率计算模型,可以得到最大 起飞重量(MTOM)为2000kg的飞行汽车全任务剖面的功率 一时间图像,如图5所示。图5中A~E对应前文中的飞行阶 段。可以从图5中看出,最大功率集中在垂直起降阶段。其 中,下降阶段D和巡航阶段C的功率无较大差别。



Fig.4 Relationship between unit range energy consumption and cruise speed of flying cars under different takeoff weights

2 混合动力系统建模

2.1 混合动力系统架构

混合动力模式的特点为:由动力电池和燃气轮机发电 模组共同提供推进功率,燃气轮机输出恒定功率,动力电池 基于当前功率需求放电或充电。

混合动力系统由5个模块组成:(1)燃气轮机与发电机:燃气轮机直驱发动机,发电机将轴功转化为电能输出到AC/DC逆变器,燃气轮机全程在设计点附近工作,输出恒定功率;(2)AC/DC逆变器:将发电机的交流电转化为直流电;(3)动力电池:根据充放电模式与功率转换器直接进行电能交换;(4)功率转换器:根据推进系统功率需求分配燃气轮机及电池功率。如图6所示。在该动力系统中,燃气轮机发电装置主要提供恒定电功率输出,动力电池起"削峰填谷"的作用,即补充不足功率和吸收多余功率。二者共同提供所需的电功率。



Fig.6 Hybrid power system

2.2 燃气轮机发电系统建模

基于静态工作点假设,燃气轮机在一次飞行任务中始 终以恒定功率工作。因此,可以根据其输出的最大轴功,同 时根据文献[10]中公式计算燃气轮机重量

 $M = 0.625 \cdot (P_{\rm M} + 200)^{0.8} \tag{1}$

式中,*M*为燃气轮机发电系统的净重;*P*_M为燃气轮机的最大轴功输出。

本文采用单转子燃气轮机发电装置,图7所示为单转子燃 气轮机构型。图7中编号对应的部件见表3。燃气轮机性能分 析流程如图8所示。具体流程主要有以下几个方面。



Fig.7 Single-spool gas-turbine

表3 编号对应部件

Table 3 Correspondence between parts and numbers

编号	部件	
0	大气环境	
1和2	进气道	
2和3	压气机	
3和4	燃烧室	
4和5	涡轮	
5和8	尾喷管	



图 8 燃气轮机性能分析流程 Fig.8 Gas-turbine performance analysis process

(1)输入给定的热力学参数,包括飞行高度、马赫数、进口空气流量 W_a、各部件绝热效率 η、各部件总压恢复 TPR 因数、压气机压比π_c、涡轮膨胀比π_i和涡轮前温度 T₄₀,见表4。

(2) 计算进气道出口处总温、总压

 $T_0 = T \cdot (1 + \frac{2}{3})$

$$\left(\frac{\gamma-1}{2}Ma^2\right) \tag{2}$$

表4 燃气轮机性能参数 Table 4 Parameters of gas-turbine

参数	数值	参数	数值
π_{c}	7	${m \eta}_{\scriptscriptstyle m}$	0.985
$oldsymbol{\eta}_{ m c}$	0.77	TPR ₁₋₂	0.97
T_{40}	1240	TPR ₃₋₄	0.97
${m \eta}_{ m b}$	0.99	TPR ₅₋₆	1.00
π_{t}	6.2	TPR ₆₋₈	0.97
$oldsymbol{\eta}_{ ext{t}}$	0.87	TPR ₈₋₀	1.03

$$P_{0} = P \cdot \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M a^{2}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$
(3)

(3)计算压气机功率(不考虑放气)

$$P_{\rm c} = W_{\rm a} \cdot \frac{\gamma}{\gamma - 1} \cdot RT_{20} \left(\pi_{\rm c}^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} - 1 \right) \cdot \frac{1}{\eta_{\rm c}} \tag{4}$$

(4)计算燃烧室燃油流量和涡轮总流量

$$W_{\rm f} = W_{\rm f} (\eta_{\rm b}, T_{30}, T_{40}, W_{\rm a})$$
⁽⁵⁾

(5)计算涡轮功率

$$P_{t} = W_{g} R_{1} T_{40} \frac{\gamma_{1}}{\gamma_{1} - 1} \left(1 - \pi_{t}^{-\frac{\gamma_{1} - 1}{\gamma_{1}}} \right)$$
(6)

(6)计算燃气轮机输出轴功率和对应的比耗油率

$$P_{\rm s} = P_{\rm t} - P_{\rm c} \tag{7}$$

$$SFC = \frac{W_{\rm f}}{P_{\rm s}} \tag{8}$$

式中,SFC表示燃气轮机耗油量与输出能量之比。

代入地面工作状况 H=0, Ma=0, 利用上述模型计算, 与 商用软件 Gasturb 对比, 结果见表5。

表5 本文模型与Gasturb软件对比

Table 5 Comparison between this model and Gasturb software

方法	本文模型	Gasturb
空气流量/(kg/s)	1	1
Ма	0	0
海拔/m	0	0
轴功率/kW	179.9	174.1
燃油流量/(kg/s)	0.02	0.0184
SFC/(kg/(kW•h))	0.396	0.3816

二者误差为3.6%,因此本模型具有较高的精度。逆变 器质量可用最大功率/功率密度(PD)的形式计算

$$M_{\rm converter} = \frac{P_{\rm max}}{\rm PD_{\rm converter}} \tag{9}$$

电动机和螺旋桨质量可用最大功率/功率密度的形式 计算

$$M_{\rm motor} = \frac{P_{\rm max}}{\rm PD_{\rm motor}} \tag{10}$$

2.3 动力电池建模

本试验选用L148N50A型动力电池作为参照,其相关 参数见表6。

动力电池的内阻由欧姆内阻和极化内阻构成,即

 $r = r_{\rm ohm} + r_{\rm polar} \tag{11}$

动力电池的内阻和电压主要由荷电状态(SOC)和当前 电池温度决定,由现有试验数据插值得到。

表6 动力电池性能参数

Table 6 Parameter of the power battery

参数	值
尺寸/mm	148×26.7×98
标称容量/Ah	50
比功率/(Wh/kg)	203.9
满电电压/V	4.2
标称电压/V	3.65
截止电压/V	3.3
正极材料	NCM
电解质	LiPF6
负极材料	Graphite
质量/g	895

2.4 动力系统功率流模型

为使能源经济性最大化,要求燃气轮机全程在设计点附近工作,即在整个飞行任务中向推进系统提供相对恒定的功率*P_M*。因此,某一时刻混合动力系统的功率输出由式(12)确定(放电模式下)

$$P = P_{\rm M} \cdot \eta_{\rm shafi} \eta_{\rm converter} \eta_{\rm motor} + P_{\rm B} \cdot \eta_{\rm motor}$$
(12)
充电模式下,式(12)改为

$$P_{\rm B} = -dP \tag{13}$$

式中,P为螺旋桨直接输出的推进功率; $P_{\rm M}$ 为燃气轮机输出的轴功率; $P_{\rm B}$ 为动力电池输出的电功率;dP为燃气轮机的 冗余功率。 $\eta_{\rm shaft}$, $\eta_{\rm converter}$, $\eta_{\rm motor}$ 分别为燃气轮机发电系统效 率、逆变器功率转换效率、电机效率。动力系统各部件功率 密度和效率见表7。

表7 动力系统各部件功率密度和效率 Table 7 Power density and efficiency of components

部件	轴	逆变器	电机
功率密度PD	_	8	4
部件效率η	0.98	0.95	0.94

不同模式下的功率分配情况如图9所示。当燃气轮机 发电模组输出的电功率小于当前推进系统的功率需求时, 系统处于共同工作模式,此时由燃气轮机和动力电池共同 提供推进所需的电功率。当燃气轮机发电模组输出的电功 率大于当前推进系统的功率需求时,系统处于充电模式,由 燃气轮机提供推进所需的电功率,剩余功率用于充电。

3 混合动力飞行汽车全任务剖面分析

由于燃气轮机功率已在动力系统优化模块确定,因此 全任务剖面分析的目标是寻找恰好能满足飞行任务需求的 电池单体数量,继而得到最优的混合动力系统设计参数,如 图10所示。



图9 混合动力系统功率流

Fig.9 Power-flow of the hybrid system





混合动力飞行汽车全任务剖面分析的流程为:(1)状态 参数初始化:初始化飞行汽车重量、电池单体数量和电池状 态参数;(2)根据任务进行时间计算当前推进功率,将功率分 配给电池和燃气轮机;(3)计算当前电池功率需求,对于功率 不足或电量不足(SOC低于下限)的情况,记录当前电池单体 数量 num₀,在此基础上增加电池单体数量,退出当前迭代; (4)对于其他情况,更新动力系统参数;(5)判断任务是否结 束,结束则退出迭代,否则更新至下一时间步;(6)若第一次 迭代满足要求,则减少电池单体数量,继续迭代;(7)若电池 单体数量满足要求,则退出循环,依据研究时的工业用电及 航空煤油价格计算任务平均成本*C*_a和有效载荷占比

$$C_{\rm a} = \frac{C_{\rm e}}{M_{\rm payload} \cdot \rm range} \tag{14}$$

$$C_{\rm e} = 1.8 \cdot E_{\rm e}(\rm kWh) + 6.2 \cdot M_{\rm fuel} \tag{15}$$

$$M_{\rm battery} = \rm{num} \cdot m_{\rm battery} \tag{16}$$

$$M_{\text{structure}} = 0.3 \cdot \text{MTOM}$$
 (17)

 $M_{\text{payload}} = \text{MTOM} - M_{\text{battery}} - M_{\text{generator}} - M_{\text{structure}} - M_{\text{fuel}}$ (18) 式中, C_a 为单位航程载荷的成本; C_e 为能源花费; M_{payload} 为 有效载荷; MTOM 为最大起飞重量; M_{battery} 为电池重量; $M_{\text{generator}}$ 为燃气涡轮发电装置重量; $M_{\text{structure}}$ 为维持整机结构 稳定性需要的必要重量, 约为起飞重量的 30%^[11]; M_{fuel} 为燃 油重量; E_e 为电能消耗。

采用上述分析方法,研究 60~360km 航程下,1000~3000kg量级的飞行汽车任务平均成本和有效载荷占比与燃 气轮机发电功率的关系。

4 结果分析

4.1 任务经济性分析

60~360km 航程下,1000~3000kg 量级飞行汽车单位航程 载荷成本与燃气轮机发电功率的关系如图11所示。

对于1000kg量级的飞行汽车,在航程为60km时,其任务平均成本与燃气轮机功率呈正相关。在航程大于120km时,其任务平均成本均在燃气轮机功率为50kW左右达到极小值。

对于 2000~3000kg 量级的飞行汽车,在航程为 60km 时,两者任务平均成本均与燃气轮机功率呈正相关,但增长 趋势较 1000kg 量级相对平缓。在航程为 180km 时,2000kg 量级的平均成本在 100kW 左右达到极小值,而 3000kg 量级 的平均成本呈递减趋势。在航程为 360km 时,二者平均成 本均呈递减趋势。

4.2 有效载荷占比分析

飞行汽车有效载荷占比与燃气轮机发电功率的关系如 图 12 所示。结果表明,1000~3000kg量级飞行汽车有效载 荷占比与燃气轮机功率呈正相关,且逐渐趋近于固定值。 增加航程会使有效载荷占比下降,而提高燃气轮机功率等 级能减缓这种趋势。

综合以上研究,混合动力飞行汽车对大航程、高载荷的 城际间运输需求有较高的适应性。在飞行任务中,可以根 据航程和载荷需求,寻找最优的燃气轮机功率,以达到最高 的任务经济性。

5 结论

本文选用1000~3000kg量级的混合动力飞行汽车作为 研究对象,分析对比了上述飞行汽车在不同功率等级涡轮 轴发电装置配置下,在60~360km航程下的任务经济性及有





效载荷占比。结果表明:

(1)航程在120km以上的飞行任务飞行的平均成本有极小值,此时的燃气轮机功率在巡航功率附近。同时,飞行汽车的有效载荷占比与燃气轮机功率等级呈正相关。

(2)对于1000kg量级的飞行汽车,在航程为60km时, 其任务平均成本与燃气轮机功率呈正相关。在航程大于 120km时,其任务平均成本极小值约为0.004元/(km/kg)。

(3)对于2000~3000kg量级的飞行汽车,在航程大于 120km时,其任务平均成本极小值稳定在0.004元/(km/kg) 左右。

因此,混合动力飞行汽车对于大载荷、长航程的城际间 飞行任务有较好的适用性,且为使任务具有较高的经济性, 应使燃气轮机功率在巡航功率附近。

本文未考虑燃气轮机在非设计点工作的情况,在后续研究中,会引入燃气轮机的非设计点性能仿真,使结果更能反映混合动力系统的动态性能。

参考文献

[1] 何振亚,唐兴中.电动直升机关键性能指标及影响因素研究[J]. 航空科学技术,2013,34(3): 16-24.

He Zhenya, Tang Xingzhong. Research on key performance indexes and influencing factors of electric helicopters[J]. Aeronautical Science & Technology, 2013, 34(3): 16-24. (in Chinese)

- [2] Park J, Lee D, Lim D, et al. A refined sizing method of fuel cell-battery hybrid system for eVTOL aircraft[J]. Applied Energy, 2022, 328: 120-160.
- [3] Finger D F, Bil C, Braun C. Initial sizing methodology for hybrid-electric general aviation aircraft[J]. Journal of Aircraft, 2020, 57(2): 245-255.
- [4] 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.



Fig.12 Payload proportion of the flying car

- [5] Finger D F, De Vries R, Vos R, et al. A comparison of hybridelectric aircraft sizing methods[C]. AIAA Scitech 2020 Forum, 2020.
- [6] Li Shuangqi, Gu Chenghong, Xu Minghao, et al. Optimal power system design and energy management for more electric aircrafts[J]. Journal of Power Sources, 2021, 512: 230473.
- [7] Wanyi N, Patil M, Datta A. Hydrogen fuel cell and battery hybrid architecture for range extension of electric VTOL (eVTOL) aircraft[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2021, 66(1): 1-13.
- [8] Sripad S, Viswanathan V. The promise of energy-efficient battery-powered urban aircraft[J]. Proceedings of the National

Academy of Sciences, 2021, 118(45): 2111164118.

- [9] Luo Yiwei, Qian Yuping, Zeng Zezhi, et al. Simulation and analysis of operating characteristics of power battery for flying car utilization[J]. e-Transportation, 2021, 8: 100111.
- [10] 葛宁. 涡轴发动机发展与技术趋势[J]. 南京航空航天大学学报,2018,50(2): 1005-2615.
 Ge Ning. Turboshaft engine development and technology trends[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 50(2): 1005-2615. (in Chinese)
- [11] Zhu Wensheng, Fan Zhouwei, Yu Xiongqing. Structural mass prediction in conceptual design of blended-wing-body aircraft
 [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2019, 32(11): 2455-2465.

Modeling and Performance Simulation Analysis on Hybrid Power Flying Cars

Qiang Xuankai¹, Zhu Haitao², Li Weifeng¹, Zheng Junchao¹, Qian Yuping¹

1. Tsinghua University, Beijing 100084, China

2. Chinese Aeronautical Establishment, Beijing 100012, China

Abstract: As a crucial mode of transport in the future three-dimensional traffic, flying cars possess the capability of vertical takeoff and landing as well as power switching between cruise and hover modes. Range-extended hybrid electric flying cars combine the advantages of power batteries and gas turbines, providing a better solution for the energy demands of intercity transportation. Current research primarily focuses on aerodynamic characteristics analysis, traffic network planning, and propulsion system modeling of flying cars. However, there is a lack of quantitative studies on the optimal configuration of hybrid power systems for different flight mission parameters and the corresponding economic feasibility. This paper selects hybrid electric flying cars in the weight range of 1000~ 3000kg as the research subject. It analyzes and compares the mission economics and payload ratio for these flying cars under different power levels of gas turbine generator units during flight ranges of 60~360km. The results indicate that flying missions with a range exceeding 120km exhibit a minimal average cost, and the gas turbine power is near the cruise power at this point. Simultaneously, the payload ratio of flying cars is positively correlated with the gas turbine power level. For a 1000kg flying car, the mission average cost is positively correlated with the gas turbine power when the range is 60km. When the range exceeds 120km, the minimal average cost of the mission is approximately 0.004CNY/(km/kg). For flying cars in the 2000~3000kg weight range, the minimal average cost stabilizes around 0.004CNY/(km/kg) for ranges exceeding 120km. This paper quantitatively analyzes the impact of range and payload on the mission economics of both all-electric and hybrid electric flying cars, elucidating the suitable mission scenarios for each. The findings provide valuable insights for flying car and component manufacturers.

Key Words: flying cars; eVTOL; hybrid power; gas turbine generator; lithium-ion battery