

垂直飞行性能增强的油电混动复合翼无人机设计

甘元涛¹, 付尧明¹, 彭 旭², 叶宇翔¹, 安斯奇²

(1. 中国民用航空飞行学院 航空工程学院, 广汉 618307; 2. 中国民用航空飞行学院 航空电子电气学院, 广汉 618307)

Design of a Fuel-Electric Hybrid Composite Wing Unmanned Aerial Vehicle (UAV) with Enhanced Vertical Flight Performance

GAN Yuantao¹, FU Yaoming¹, PENG Xu², YE Yuxiang¹, AN Siqu²

(1. College of Aviation Engineering, Civil Aviation Flight University of China, Guanghan 618307, China; 2. Institute of Electronic and Electrical Engineering, Civil Aviation Flight University of China, Guanghan 618307, China)

Abstract: In order to improve the logistics transportation capabilities of composite wing unmanned aerial vehicle (UAV), a design methodology for the overall layout and power propulsion system of a hybrid wing UAV was proposed to enhance its vertical flight performance and extend hover duration. Furthermore, successful development of an engineering prototype and an adaptive ground platform was achieved. In accordance with the specific task requirements, the structure of a series direct drive hybrid power system was designed and the power output mode was formulated. Considering structural constraints such as wing load and thrust-to-weight ratio, an estimation method for take-off weight and wing size in fixed-wing mode was provided. The USA-35B airfoil suitable for low-speed flight was selected using the Profili software. Simultaneously, selection methods for rotors and variable pitch propellers were discussed, and the optimal cruise blade angle was determined through ground testing. The feasibility of the power system, electric transmission system, and mechanical structure was validated through simulation experiments and ground tests. Following prototype test flight verification, the designed composite wing UAV demonstrates a hover time of 24 min, exhibiting significantly improved vertical flight performance compared to industry standards.

摘要: 为提升复合翼物流运输无人机的垂直飞行性能并延长悬停续航时间,提出了一种混合动力复合翼无人机的整体布局和动力推进系统设计方法,并成功开发出工程样机及适配地面台架。根据具体任务需求,设计了串联直驱式混合动力系统结构,并制定了功率输出模式。在考虑机翼载荷和推重比等结构约束条件下,给出了固定翼模式起飞质量和机翼尺寸的估算方法,并利用 Profili 软件选择了适用于低速飞行的 USA-35B 翼型;同时探讨旋翼和变距推进桨的选型方法,并通过地面试验台获得最优巡航桨叶角。通过仿真试验与地面测试验证了动力系统、电气传动系统及机械结构的可行性。经过样机试飞验证,所设计的复合翼无人机实现 24 min 悬停,在垂直飞行性能方面较业界平均水平有显著提高。

关键词: 油电混动;无人机;复合翼无人机;活塞发动机;变距螺旋桨;地面试验台

第二十七届中国科协年会学术论文

收稿日期: 2025-01-08

修回日期: 2025-02-24

基金项目: 四川省自然科学基金项目(2021YJ0064);中国民用航空飞行学院科研基金项目(J2023-022, J2023-023)

Foundation Item: Sichuan Provincial Natural Science Foundation Project(2021YJ0064); Research Fund of China Civil Aviation Flight University of China(J2023-022, J2023-023)

作者简介: 甘元涛(2000—),男,硕士生,主要研究方向为航空混合动力系统, E-mail: gyt123@qq.com;

安斯奇(通信作者), E-mail: ansiqi@cafuc.edu.cn。

Key words: fuel-electric hybrid power; unmanned aerial vehicle(UAV); composite wing UAV; piston engine; variable pitch propeller; ground testbench

DOI: 10.13949/j.cnki.njgc.2025.03.011

中图分类号: V272

0 概述

具备垂直起降(vertical takeoff and landing, VTOL)能力的复合翼无人机(unmanned aerial vehicle, UAV)结合固定翼无人机和多旋翼无人机的气动构型^[1],具备高空长航时和垂直飞行性能^[2-4]。在物流领域中,复合翼垂直起降飞机如 SF Manta Ray 和 Amazon Prime Air 都采用全电动方式,然而其理想最大飞行距离仅 100 km。复合翼无人机进行垂直飞行所需功率消耗约为水平飞行的 5 倍以上,并且通过频繁的货物配送需要多次进行垂直起降^[5],飞行距离相较于固定翼无人机大大减少。一般来说,现役小尺寸(最大起飞质量 <25 kg)复合翼无人机通常采用全电动方式以获得更好的经济性和整備性^[6-7]。然而由于现阶段航空锂电池能量密度低,内燃机在综合续航上相对于电动驱动系统具有明显优势^[8-9],大尺寸(最大起飞质量 >150 kg)的复合翼无人机通常采用内燃机或者是燃料电池等混合推进系统,以期在固定翼模式下具有更远的巡航距离与更长的巡航时间。商业和军事场景中如城市物流和战场运输要求同时满足长航时垂直与水平巡航能力以提升货物运输的竞争力^[10-14],使用油电混合推进系统来提高整体系统性能已成为目前关注焦点。

串联式混合动力系统由发动机、发电机和锂电池组构成,锂电池仅作为辅助动力单元,以满足短时间内的峰值功率需求,同时在混合系统故障时提供应急电源^[15-16]。为了提高飞行器与油电混合动力系统的综合性能,学术界与产业界在总体设计、推进控制和能量管理等方面都进行了大量的研究和工程实践^[17-20]。有学者指出,锂电池组用于匹配发电机标定电压,并使其在负载变化时保持稳定,其串并联连接方式及电池组容量是影响不同飞行条件下能量利用效率的因素之一^[21-22]。为了有效减小油耗,增加动力系统效率,复杂控制方法和能量管理计划不断被提出^[23-24],而动力与推进系统的建模被认为是首要研究基础^[25]。混合动力系统的应用为复合翼无人机带来更佳的续航能力,但与此同时组成混合系统中动力元件的质量和能耗也给飞行器初始设计带来了挑战^[26]。受制于复合翼无人机的任务剖面 and 动力限制,复合翼无人机与传统固定翼或多旋翼无人机

在主要尺寸和性能方面存在显著差异,包括机翼、最大起飞质量、爬升率、升力旋翼及推进螺旋桨等^[27-29]。文献[30]中通过针对具体飞行任务计算电池和燃料质量,并进行反复迭代计算来确定最终的垂直起降推进系统参数,根据性能约束条件,在综合考虑巡航和悬停两种模式后,在初始设计阶段基于顶层设计需求给出了最大起飞质量的估算。文献[31]中通过评估不同供电策略对复合翼无人机混合系统产生影响,并经过优化得到必要参数如尺寸、质量及功率。

本研究中提出了一种搭载油电混合动力推进系统的、具备垂直飞行长航时和巡航飞行能力的复合翼无人机总体设计方案。首先基于任务特性与飞行剖面开发出适用于最大起降质量约为 25 kg 的复合翼物流无人机的高功率密度混合动力方案。其次在评估不同飞行模式下的功率水平后,确定了混动系统的最优功率参数、尺寸和起飞性能。最后通过特定测试平台和工程样机对所提设计方案进行试验验证,利用测试结果和悬停试验数据验证了该方案的可行性。本研究为混合动力复合翼无人机的总体设计与能量管理策略提供了一种创新性的方法,也为后续更复杂的混合动力系统优化和控制策略改进提供了工程实践的参考。

1 混合动力拓扑设计

复合翼无人机结合了多旋翼和固定翼两种飞行模式,其中起降和悬停使用多旋翼飞行模式,水平巡航飞行使用固定翼飞行模式。为了节省城市空域的起降空间,物流复合翼无人机在悬停过程中常利用绞车和缆索进行专用物流箱装卸,该类无人机对悬停续航提出了较高的要求。

混合动力物流 VTOL 复合翼无人机的结构如图 1 所示,采用常规布局大展弦比平直翼,在两侧机翼下方各加装了一个碳纤维旋翼臂,旋翼臂两端分别加装升力旋翼。在机头位置安装风冷二冲程活塞发动机及变距推进桨。与普通工业级复合翼相比,为最大程度地提高悬停效率和延长悬停续航时间,在选型上考虑了更大尺寸的电机和旋翼。图 2 为混动推进系统的结构和在不同飞行模式的功率流,该系统由内燃机(internal combustion engine, ICE)、交流发电机、整流器、一组锂聚合物电池、4 个电子速度

控制器(electronic speed controller, ESC)、4个升力旋翼和4个用于升力的直流无刷电机(brushless direct current motor, BLDC)、一个用于水平巡航飞行的变距推进桨、一个电池管理系统(battery management system, BMS)和一个用于控制整个混动系统的发动机电控单元(electronic control unit, ECU)组成。活塞发动机在曲轴的前端和后端各自驱动变距推进桨和交流发电机。变距桨、发动机和交流发电机转速一致。发电机产生的交流电经不控整流器转换成直流,整流器输出端与锂聚合物电池组串联。发电机、整流器和电池组共同构成了旋翼电子调速器和电机的电源,保证了电压的稳定性和电源的实时性。

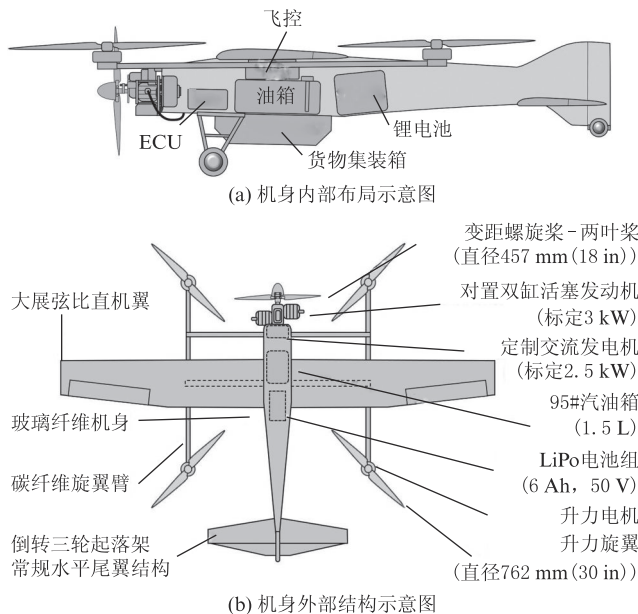


图1 混合动力物流 VTOL 复合翼无人机的结构

Figure 1 Structure of the hybrid powered composite wing VTOL UAV for logistic

为了使油电混动复合翼无人机兼具长悬停续航和长巡航航程的特点。如图 2(a)所示,油电混动系统在复合翼无人机悬停期间,旋翼电机消耗功率略高于发电功率,发电机与电池组一同为旋翼供电。如图 2(b)所示,在巡航飞行期间,推进功率远小于发动机的最大功率,因此发动机在驱动变距桨的同时驱动发电机为电池组充电。

根据典型飞行任务,得到如图 3 所示的复合翼无人机的飞行剖面。混动系统各子系统的状态如表 1 所示。当复合翼无人机准备以多旋翼模式进行垂直起飞时,起动发动机并保持怠速预热,调整变距桨桨距角为 0,使得水平方向的推力为 0。复合翼无人机起飞后,发动机的节气门会被调成最大,驱动发电机以最大功率发电,变距桨桨距角会调整到一个较

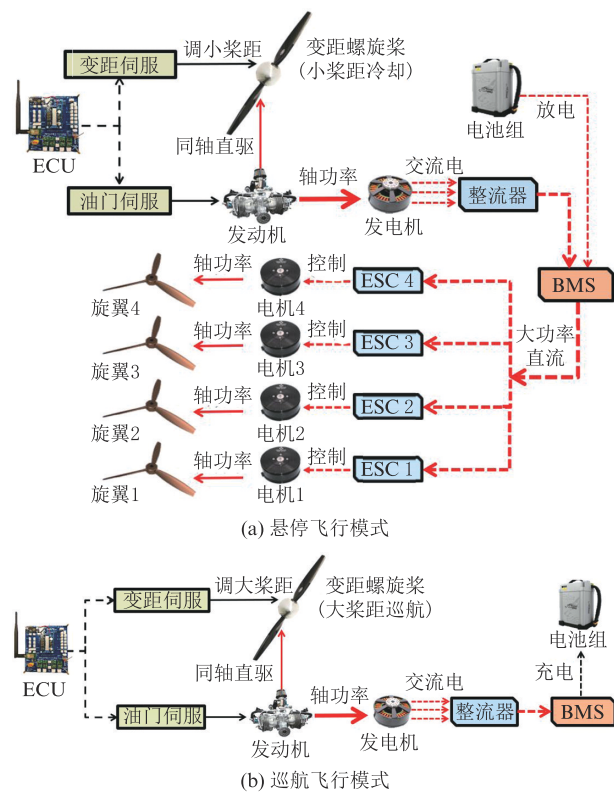


图2 不同模式下推进系统的结构和功率流

Figure 2 Structure and power stream of the propulsion system in different modes

小的数值,后洗气流用于冷却发动机气缸。当复合翼无人机由多旋翼模式转换成固定翼模式时,旋翼电机功率逐渐减速,变距桨桨距角逐渐增大并满足推力需求。

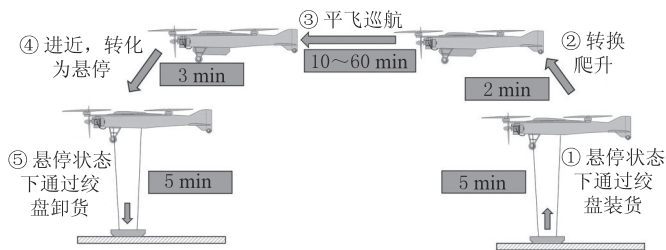


图3 物流 VTOL 复合翼无人机的飞行剖面

Figure 3 Flight profiles of composite wing VTOL UAV for logistic

2 复合翼的气动构造设计

悬停和水平巡航飞行这两种常见的飞行模式对混合动力复合翼无人机的总体设计有重要影响,同时变距桨的使用贯穿了全部飞行过程,因此应从固定翼构型和多旋翼构型两个方面探讨气动构造设计。

2.1 飞行边界条件

在固定翼构型设计中,使用约束优化方法能获得参数翼载荷和推力质量比(简称“推重比”)。

表 1 飞行过程中各分系统状态

Table 1 Statuses of all subsystems during flight

飞行剖面	发动机功率	电池组状态	旋翼电机状态	变距桨桨距	发电机功率
装货	高功率	放电	启动	小桨距	高功率
爬升	高功率	充电	减小	增大桨距	高功率
平飞巡航	中功率	充电	关闭	大桨距	减小
进近	低功率	—	增大	减小桨距	关闭
卸货	高功率	放电	开启	小桨距	高功率

在固定翼模式时,飞行器约束问题可以表示为式(1)所示的不等式组。

$$\begin{cases} \frac{W}{S} \leq \frac{1}{2} \rho_0 v_{\text{stall}}^2 C_{L\text{max}} & \left(\frac{T}{W} \geq \frac{C_{D\text{max}}}{C_{L\text{max}}} \right) \\ \frac{T}{W} \geq \frac{0.5}{v_{\text{adv}}} + \frac{q_s S}{W} C_{D0} + \frac{k}{q_s} \frac{W}{S} \\ \frac{T}{W} \geq \frac{q_m S}{W} C_{D0} + \frac{k}{q_s} \frac{W}{S} \\ \frac{T}{W} \geq \frac{R}{v_{\text{adv}} C} + \frac{q_r S}{W} C_{D0} + \frac{k}{q_r} \frac{W}{S} \end{cases} \quad (1)$$

$$q_s = \frac{1}{2} \rho_0 v_{\text{adv}}^2 \quad (2)$$

$$q_m = \frac{1}{2} \rho_0 v_{\text{max}}^2 \quad (3)$$

$$q_r = \frac{1}{2} \rho_0 v_{\text{adv}}^2 \quad (4)$$

$$v_{\text{adv}} = \sqrt{\frac{2W}{\rho_0 S}} \sqrt[4]{\frac{k}{C_{D0}}} \quad (5)$$

式中, W 为飞行器质量; S 为机翼面积; ρ_0 为空气密度; v_{stall} 为在失速空速; T 为飞行推力; 机翼载荷为 W/S ; 推力质量比为 T/W ; $C_{L\text{max}}$ 、 $C_{D\text{max}}$ 分别为失速时的升力系数与阻力系数; C_{D0} 为零升阻力系数; k 为回归系数; v_{adv} 为最小阻力优势空速; v_{max} 为最大空速; R 为爬升率; C 为与飞行器的爬升性能、能量转损效率相关的常数; q_s 、 q_m 、 q_r 为相应工况的阻力参数。

式(1)中的第 1 个不等式是基于失速条件建立的。第 2 个不等式反映了水平飞行的最大高度限制。第 3 个不等式限制了最大水平空速。第 4 个不等式限制了复合翼无人机进入水平飞行前的爬升空速。

图 4 展示了典型的复合翼无人机的设计约束条件,其中阴影区为设计可行域,在可行域中选择推重

比较低的黑色三角形作为设计点。

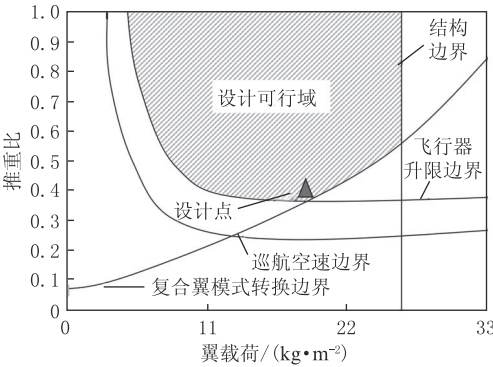


图 4 典型 VTOL 复合翼无人机的飞行约束条件
Figure 4 Flight constraint conditions of a typical composite wing VTOL UAV

2.2 固定翼模式的起飞质量估计

起飞质量 m_0 由有效载荷质量 m_{PL} 、燃油质量 m_{F} 及机身质量 m_{B} 构成,如式(6)所示。

$$m_0 = W = m_{\text{PL}} + m_{\text{F}} + m_{\text{B}} = m_{\text{PL}} + \left(\frac{m_{\text{F}}}{m_0} \right) m_0 + \left(\frac{m_{\text{B}}}{m_0} \right) m_0 \quad (6)$$

在多旋翼模式的旋翼动力选型时,通常考虑大于 2 的推重比,因此复合翼无人机的最大起飞质量一般取决于其固定翼模式。

对式(6)进行简单处理得到式(7), m_0 是燃油质量比 m_{F}/m_0 和机身质量比 m_{B}/m_0 的函数。

$$m_0 = \frac{m_{\text{PL}}}{1 - (m_{\text{F}}/m_0) - (m_{\text{B}}/m_0)} \quad (7)$$

式(7)的分子(m_{PL})一般取决于复合翼无人机的任务需求,如物流或者巡检任务所需携带的载荷。

在起飞质量估计的迭代过程中, m_0 变为 $\hat{m}_0(N)$, 式(7)转化为式(8),其中 N 表示迭代的步长。

$$\hat{m}_0(N) = \frac{m_{\text{PL}}}{1 - (m_{\text{F}}/\hat{m}_0(N)) - (m_{\text{B}}/\hat{m}_0(N))} \quad (8)$$

根据经典活塞螺旋桨飞机的设计手册,机身质量比 m_{B}/m_0 可按照式(9)计算。

$$f_1(m_0) = \frac{m_{\text{B}}}{m_0} = a + b \left(\frac{m_0}{0.44} \right)^{c_1} A^{c_2} \times \left(0.62 \frac{P_0}{m_0} \right)^{c_3} \left(0.20 \frac{m_0}{S} \right)^{c_4} (2.24 v_{\text{max}})^{c_5} \quad (9)$$

式中,系数 $c_i (i=1, 2, \dots, 5)$ 为经验数值; A 为展弦比; P_0 为起飞推进功(复合翼模式转换时的推进功); a 为总重回归系数; b 为空重回归系数。

活塞螺旋桨飞机的燃油质量比 m_{F}/m_0 由飞行任务决定,如式(10)所示。

$$\frac{m_F}{m_0} = 1.06 \left(1 - \frac{m_i}{m_0} \right) = f_m(m_i) \quad (10)$$

式中, m_i 为第 i 个任务结束时的飞机质量; f_m 表示燃油质量比与 m_i 的函数关系。

给出初始起飞质量 $m_0(0)$ 之后, 分别用式(9)和式(10)计算机身质量比和燃油质量比, 然后用式(8)得到初始估计起飞质量 $\hat{m}_0(0)$ 。经过 N 次迭代直到接近 $m_0(N)$, 最终确定设计起飞质量 $\hat{m}_0(k)$ 。

2.3 固定翼模式的机翼设计

混动复合翼无人机设计单螺旋桨推进, 因此机翼展弦比设计与单螺旋桨飞机相同, 可以使用飞机设计手册查找。机翼面积 S 是机翼弦长的函数, 如式(11)所示。

$$S = \frac{b_0^2}{A} \quad (11)$$

式中, b_0 为机翼弦长。

阻力系数 C_D 可表示为式(12)所示抛物线模型。

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi e A} \quad (12)$$

式中, C_L 为升力系数, 受翼型形状影响, 可由起飞质量 m_0 、最大平飞巡航空速 v_{\max} 和最大巡航高度计算, 如式(13)所示; e 为反映升力特性受升力畸变影响的翼展效率系数, 对于无后掠角的直机翼, e 可由 Raymer 经验公式(式(14))计算。

$$C_L = \frac{2m_0}{\rho_0 v_{\max}^2 S} \quad (13)$$

$$e = 1.78(1 - 0.045A^{0.68}) - 0.64 \quad (14)$$

此外, 根据 Glauert 规则定义的亚音速可压缩性的校正, 气体的可压缩性可以忽略不计。在机翼失速之前, 升力系数 C_L 基本满足式(15)所示线性关系。

$$C_L = C_{L\alpha}(\alpha - \alpha_0) \quad (15)$$

式中, $C_{L\alpha}$ 为升力系数随迎角的斜率; α 为迎角; α_0 为零升迎角, 对于正弯度翼型, α_0 通常为负数。

根据 Prandtl 升力线理论, 三维机翼升力曲线的梯度 $C_{L\alpha, w}$ 和翼型升力曲线的梯度 $C_{L\alpha, f}$ 之间满足式(16)关系。

$$C_{L\alpha, w} = \frac{C_{L\alpha, f}}{1 + C_{L\alpha, f}/(\pi A)} \quad (16)$$

根据薄翼型理论, $C_{L\alpha, f}$ 可由 2π 代替, 因此式(15)和式(16)可以整合为式(17), 由式(17)可在平飞中计算翼型升力系数。

$$C_{L\alpha, w} = C_L \left(1 + \frac{2}{A} \right) \quad (17)$$

为得到复合翼无人机在平飞工况下气动特性较为良好的机翼, 借助 Profili 软件, 得到如图 5 所示的几种候选翼型在相同雷诺数(Re)下的极曲线示例。在平飞工况下, 当升力系数与 $C_{L\alpha, f}$ 相等时, 最佳翼型应具有最小的阻力系数。同时, 最佳翼型应具有较高的失速攻角, 其最大厚度应远高于结构布局。

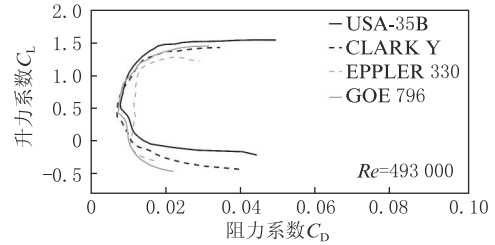


图5 几种典型翼型的极曲线

Figure 5 Polar curves of several typical airfoils

设定复合翼无人机在平飞工况下的迎角为 0。利用 Xfoil 的高阶面元法可以计算出所选翼型的失速迎角 α_s 和翼型升力曲线梯度 $C_{L\alpha, f}$ 。结合式(15)和式(16), 该复合翼无人机机翼的最大升力系数可由式(18)估计。通过计算得到候选翼型中 USA-35B 翼型最为合适。

$$C_{L\max} = \frac{C_{L\alpha, f} \alpha_s}{1 + \frac{C_{L\alpha, f}}{\pi A}} \quad (18)$$

2.4 旋翼与推进动力设计

如图 1 所示, 在多旋翼构型中, 旋翼和电机被视为悬停或垂直飞行的关键组成部分, 需要充分考虑其设计和配置。

复合翼无人机的起飞质量受到固定翼构型的限制, 最大悬停质量应不超过 $\hat{m}_0(N)$ 。一般来说, 复合翼无人机旋翼的全推力应超过起飞重力的两倍以上, 以确保具备足够的控制冗余来改变姿态和抵抗气流扰动, 每个旋翼的最大推力 $T_{V\max}$ 应满足式(19)。

$$T_{V\max} = \frac{2}{N_r} m_0 g \quad (19)$$

式中, N_r 为非重叠布置的旋翼数量; g 为重力常数。

将旋翼、电机和电子调速器作为一个子系统, 在特定的试验台上将输入功率 P_V 拟合为单个旋翼推力 T_V 的多项式函数, 如式(20)所示。

$$P_V = f_T(T_V) \quad (20)$$

式中, f_T 为 T_V 与 P_V 的函数关系。

为了最大限度地延长混动复合翼无人机的垂直飞行续航时间, 选择并安装了更大尺寸的旋翼和更大转矩的电机, 以提高推力效率。

在固定翼模式中,变距桨与交流发电机分别直接安装于活塞发动机曲轴的两端,变距桨通过恒转速、变桨叶角以满足水平飞行的推力需求。图6为所选活塞发动机不同转速下的轴功率及燃油消耗率,据此选择发动机运行的最高效率转速范围,并在该标定范围内输出最大功率。

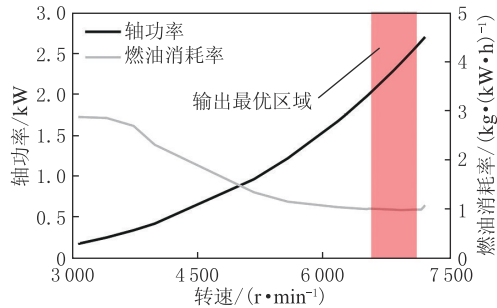


图6 所选发动机轴功率及燃油消耗率曲线

Figure 6 Shaft power and fuel consumption rate curves of the engine

曲轴上转矩方向决定了交流发电机可在两个象限内运行,转矩输入时,输出交流电供给整流器;转矩输出时作为起动机,在起飞前启动活塞发动机。此外,发动机处于标定转速时,发电整流后的直流电压应与电池电压相匹配。

参考螺旋桨飞机的飞行设计手册,复合翼无人机在垂直飞行向水平飞行变换时所需的推重比应大于0.3,并以此确定推力螺旋桨的尺寸,如式(21)所示。

$$T_c = q\varphi n_{\text{RPM}}^2 D_p^3 \quad (21)$$

式中, T_c 为推进桨的水平推力; q 为推进效率,代表螺旋桨气动性能; φ 为螺旋桨桨叶角; D_p 为桨叶直径; n_{RPM} 为螺旋桨的工程转速。

在复合翼无人机水平巡航和爬升过程中,推进桨桨叶角会随着空速变化,以实现最佳推进效率。不同转速和巡航速度下的最佳桨距角如表2所示,桨叶角范围根据飞行空速范围和螺旋桨转速范围进行设计。推力随输入功率和桨叶角的变化情况如图7所示。

表2 不同转速和巡航速度下的最佳桨距角

Table 2 The best pitch angles of the blades at different rotational speeds and cruise flight speeds

巡航速度/ ($\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$)	最佳桨叶角/(°)			
	转速 5 500 r/min	转速 6 000 r/min	转速 6 500 r/min	转速 7 000 r/min
20	16.1	15.2	14.4	13.7
25	18.8	17.7	16.7	15.9
30	21.4	20.1	18.9	18.0
35	23.9	22.5	21.1	20.1

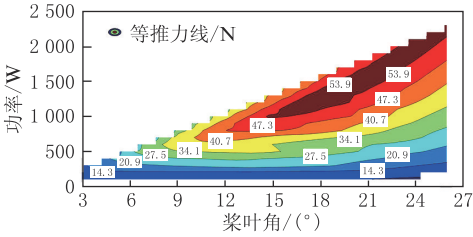


图7 输入功率、桨叶角和推力关系的二维等高线

Figure 7 2D contour of relationships among input power, pitch angle and thrust

在飞行过程中,由于螺旋桨的气流角随空速和活塞发动机转速的变化而变化,需要调整桨叶角和气流角之间的攻角到最佳范围,以实现最高推进效率。为了对复合翼的混合动力系统性能进行验证和定量分析,设计并开发了地面试验台,如图8所示,对变距桨、升力电机、发动机及发电机测试。

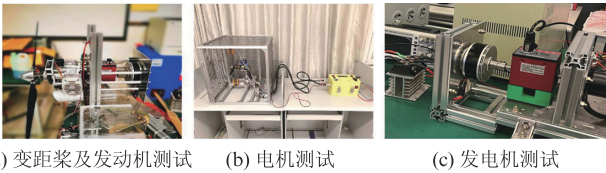


图8 地面试验台

Figure 8 Specific ground test benches

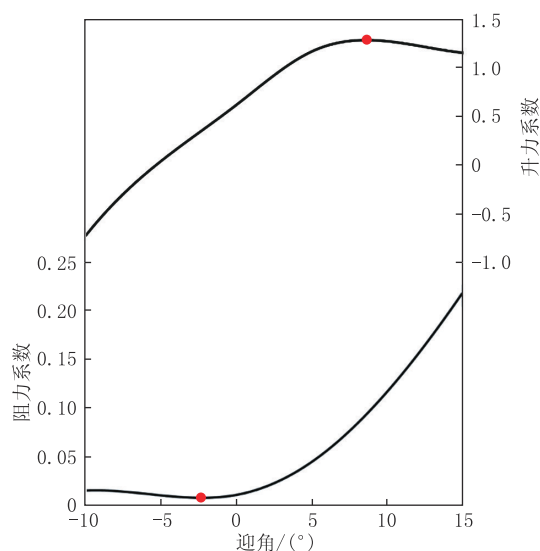
3 仿真与试飞验证

3.1 水平飞行仿真

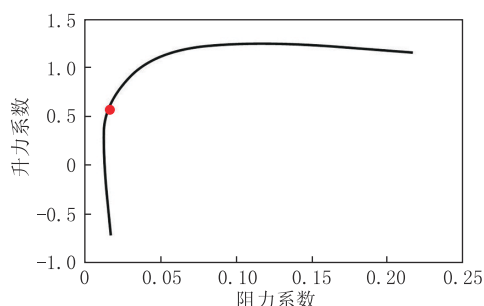
采用 Spalart-Allmaras 湍流模型,利用计算流体力学(computational fluid dynamics, CFD)软件中的压力耦合求解器对混合动力复合翼无人机的机翼性能进行计算。图9为机翼性能参数曲线。升力系数和阻力系数随机翼迎角的变化曲线如图9(a)所示。综合这两条曲线,得到如图9(b)所示的升阻特性极曲线,其中圆点代表理论上最佳的升阻比。在追求最优机翼气动性能时,应考虑图9(b)圆点附近对应的攻角作为实际入射角。

为了提升 ANSYS Fluent 的运算效率,在3D建模时,对活塞发动机和紧固件上的闭合角度和微小间隙进行平滑处理。如图10所示,该模型采用多面体-六面体混合非结构化网格进行网格划分。网格质量系数为0.8,符合外流场仿真的要求。此外,在变距桨的周围设置了滑动网格。

飞行器的气动仿真采用基于二阶上游格式的离散有限体积法进行,求解过程中应用了基于压力的耦合求解器。初始空速设定为25 m/s,飞行高度设定为1 000 m,空气参数遵循国际标准大气模型。活



(a) 升力系数和阻力系数与迎角的关系曲线



(b) 升降特性极曲线

图 9 机翼性能参数曲线

Figure 9 Wing performance parameter curves

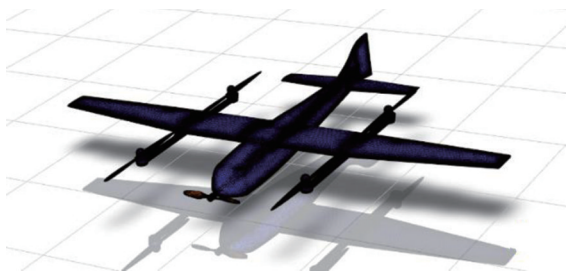


图 10 基于混动 VTOL 的多面体-六面体混合非结构化网格

Figure 10 The polyhedron-hexahedral hybrid unstructured meshes on the hybrid VTOL

塞发动机转速设置为 7 200 r/min,在巡航飞行条件下进行流场分析,得到如图 11 所示混动 VTOL 机身表面流体速度云图的 ANSYS 界面图。

经过 1 000 步迭代,升力收敛至 254 N,阻力收敛至 32 N。根据数值模拟结果的速度云图可知,各旋翼上的速度分布呈现由两侧向中间逐渐变化的趋势。流线通过每个叶片时,速度也相应发生改变。通过对混动复合翼无人机在水平飞行条件下进行瞬态分析可以得出,推进在螺旋桨旋转过程中,机身上的压力分布呈现周期性变化。机头部分高压区范围

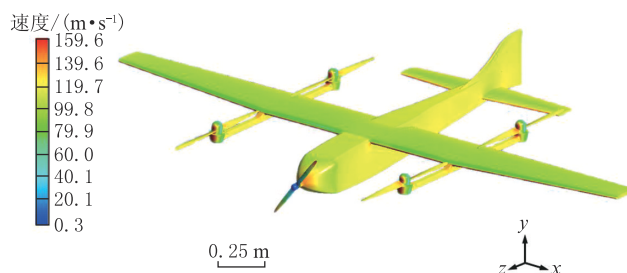


图 11 混动 VTOL 复合翼无人机在巡航飞行状态下的流场特性

Figure 11 The flow field on the hybrid composite wing VTOL UAV in cruise flight

较大,而机翼-机身连接处则有明显局部高压区域存在。此外,压力从机翼尾缘传输到尾支板,并进一步传输到尾翼上。可以看出仿真结果符合低速飞行器基本气动理论,验证了本设计方法的合理性。

图 12 中呈现了 VTOL 的阻力和升力随空速变化的曲线。据此可以计算,在 25 m/s 的空速下,水平巡航飞行的所需推进功率约为 800 W,考虑到约 5% 的传动效率和约 10% 的推进效率损失,活塞发动机此时轴功率约为 935 W。

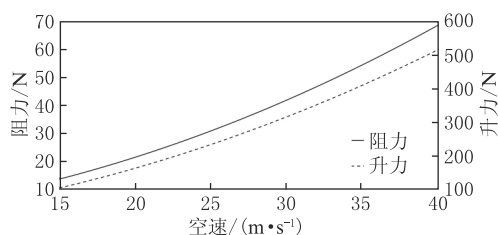


图 12 VTOL 的升力、阻力随空速变化的曲线

Figure 12 Lift force and drag force curves with airspeed on the proposed VTOL

3.2 样机悬停试飞

悬停是复合翼无人机输出最大功率的飞行工况,因此利用悬停对整机电气传动系统的最大工况进行验证。为了提高混动复合翼无人机在悬停时的升力效率,采用了转子外径 120 mm 的外转子无刷电机,旋翼直径为 813 mm (32 in)。整机动力系统通过了地面台架试验,图 13 为消耗的电功率随推力变化的趋势,图 14 展示出发电功率与电池电压之间的关系。

根据图 13 和图 14,确定了电池组“悬停亏电-平飞补电”的能量管理逻辑。发电机在电池组电压为 42~50 V 时的发电功率基本维持在 2 200 W 以上,飞行器在 25 kg 的起飞质量下悬停飞行的功率将超过 3 000 W,超出了最大发电功率及活塞发动机最大轴功率,而水平巡航飞行的活塞发动机轴功率为 935 W,远低于活塞发动机最大轴功率。因此在混动

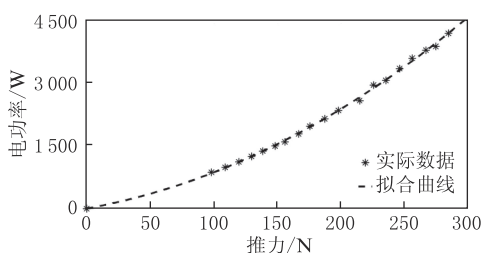


图 13 电功率随推力变化的曲线

Figure 13 Measured consumed power with thrust for a set of motor, ESC and rotor

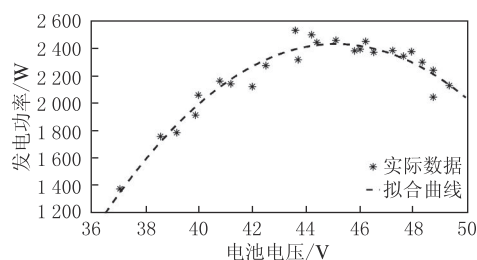


图 14 发电功率随电池电压变化的曲线

Figure 14 Measured generated power with present battery voltage

复合翼无人机水平巡航飞行时,可以通过恒定发动机转速,匹配发电电压,调节变距桨保证推进功率,在保证推进输出的同时发电为电池组充电。

悬停试验在室外温度为 33 ℃ 的夏季某天实施,如图 15 所示。为了增强内部冷却效果,在飞行器的后部额外安装了一个强制空气冷却风扇。在整个悬停过程中,将变距桨调至低桨距以冷却发动机,变距桨产生的轻微拉力通过飞行控制器以多旋翼正仰角模式进行克服。此外,飞行器大部分时间都保持在 3 m 以上的真高。



(a) 样机悬停试验 (b) 样机主视图 (c) 样机俯视图

图 15 室外悬停试验

Figure 15 Outdoor hovering test

试验结果显示,复合翼无人机悬停时间持续了 24 min。图 16 为悬停试验中的电压和高度实测数据。由于发电功率不足以覆盖全部悬停功率,电池持续耗电,电压逐渐下降,悬停时节气门开度随之增大。自第 22 min 开始活塞发动机耗尽燃料(初始燃油约 750 mL),但飞行器通过电池供电仍然保持悬停状态。随着电池能量的耗尽,2 min 后飞行器平稳着陆。基于 24 min 的悬停试验结果,动力系统构型的有

效性得到了验证,同时动力冗余性也得到了验证。

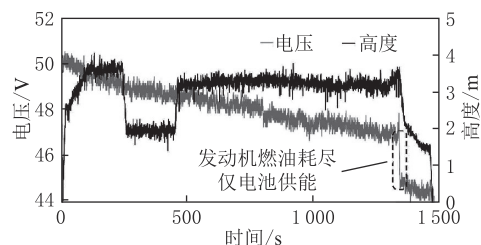


图 16 悬停试验中的电压和高度

Figure 16 Voltage and height sampling in hovering test

4 结论

(1) 根据典型运行工况设计了复合翼气动外形,并提出了混合动力构架,有效增强了垂直飞行的续航能力。采用大展弦比和低速翼型的固定翼构型,配合大尺寸电机和旋翼,提高了多旋翼模式下的悬停效率。同时,串联式油电混动结构保证了动力系统的连续供电。基于 Proflit 软件分析结果显示,选用的 USA-35B 翼型适宜低速飞行,并可进一步优化飞行性能。

(2) 经过地面试验台验证,在固定翼模式活塞发动机的直接驱动下,变距推进桨实现了推进桨桨叶角随空速变化,可以提高传动效率。基于 ANSYS 软件仿真结果显示,在典型巡航工况下,升力和阻力得到了合理收敛,复合翼气动外形和水平巡航飞行的可行性得到验证。

(3) 悬停试验验证了“悬停亏电-平飞补电”的能量管理逻辑。基于 25 kg 起飞质量的复合翼样机悬停试验表明,设计的混合动力系统方案有效地实现了超过 24 min 的悬停时间,相较于现有的复合翼无人机,在悬停续航能力上有显著提高。

参考文献:

- [1] 赵楠,张志强,孙巍伟. 基于 CFD 方法的垂直起降飞行器气动设计与分析[J]. 液压与气动,2023,47(4):132-140. ZHAO N, ZHANG Z Q, SUN W W. Aerodynamic design and analysis of VTOL UAV based on CFD method[J]. Chinese Hydraulics & Pneumatics, 2023,47(4):132-140.
- [2] ANUAR K, FATRA W, AKBAR M, et al. Design and aerodynamic analysis of fixed-wing vertical take-off landing (FW-VTOL) UAV[J]. Journal of Advanced Research in Fluid Mechanics and Thermal Sciences, 2023,106(1):136-146.
- [3] CZYBA R, LEMANOWICZ M, GOROL Z. Construction prototyping, flight dynamics modeling, and aerodynamic analysis of hybrid VTOL unmanned aircraft[J/OL]. Journal of Advanced Transportation, 2018, 2018: 7040531 (2018-10-01) [2024-10-20]. DOI: 10.1155/2018/7040531.
- [4] MA T L, YANG C G, GAN W B, et al. Analysis of technical characteristics of fixed-wing VTOL UAV[C]//2017 IEEE International Conference on Unmanned Systems (ICUS). New York: IEEE, 2017:293-297.

- [5] OZDEMIR U, AKTAS Y O, VURUSKAN A, et al. Design of a commercial hybrid VTOL UAV system [J]. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, 2014, 74: 371 - 393.
- [6] HU J, BOOKER J. Preliminary sizing of electric-propulsion powertrains for concept aircraft designs [J/OL]. *Designs*, 2022, 6(5): 94(2022-10-13)[2024-10-20]. DOI: 10.3390/designs6050094.
- [7] DÜNDAR Ö, BILICI M, ÜNLER T. Design and performance analyses of a fixed wing battery VTOL UAV [J]. *Engineering Science and Technology, an International Journal*, 2020, 23(5): 1182 - 1193.
- [8] 陈起旭,王群京,钱喆,等. 小型全电/混动飞机技术路线与动力系统综述[J]. *中国电机工程学报*, 2024, 44(12): 4966-4986.
CHEN Q X, WANG Q J, QIAN Z, et al. Overview of the technical roadmap and powertrain system for small all-electric or hybrid aircraft [J]. *Proceeding of the CSEE*, 2024, 44(12): 4966 - 4986.
- [9] ZONG J N, ZHU B J, HOU Z X, et al. Evaluation and comparison of hybrid wing VTOL UAV with four different electric propulsion systems [J/OL]. *Aerospace*, 2021, 8(9): 256(2021-09-09)[2024-10-20]. DOI: 10.3390/aerospace8090256.
- [10] 何程,童玉奇,夏兴禄,等. 面向货运任务的混电垂直起降无人机电能管理策略和任务路径综合优化[J]. *航空学报*, 2024, 45(14): 276 - 289.
HE C, TONG Y Q, XIA X L, et al. Integrated optimization of energy management strategy and mission path for hybrid-electric VTOL UAVs in cargo transportation [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2024, 45(14): 276 - 289.
- [11] MOSHREF-JAVADI M, WINKENBACH M. Applications and research avenues for drone-based models in logistics: a classification and review [J/OL]. *Expert Systems with Applications*, 2021, 177: 114854(2021-09-01)[2024-10-20]. DOI: 10.1016/j.eswa.2021.114854.
- [12] PERERA S, DAWANDE M, JANAKIRAMAN G, et al. Retail deliveries by drones: how will logistics networks change [J]. *Production and Operations Management*, 2020, 29(9): 2019 - 2034.
- [13] LEMARDELÉ C, ESTRADA M, PAGÈS L, et al. Potentialities of drones and ground autonomous delivery devices for last-mile logistics [J/OL]. *Transportation Research Part E: Logistics and Transportation Review*, 2021, 149: 102325(2021-05-01)[2024-10-20]. DOI: 10.1016/j.tre.2021.102325.
- [14] TADIĆ S, KOVAČ M, ČOKORILO O. The application of drones in city logistics concepts [J]. *Promet-Traffic & Transportation*, 2021, 33(3): 451 - 462.
- [15] 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): 212 - 226.
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): 212 - 226.
- [16] GEISS I, NOTTER S, STROHMAYER A, et al. Optimized operation strategies for serial hybrid-electric aircraft [C/OL]//2018 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference, June 25-29, 2018, Atlanta, Georgia. New York: AIAA, 2018: AIAA 2018-4230(2018-06-24)[2024-10-20]. DOI: 10.2514/6.2018-4230.
- [17] 车海威,张成成,赵树言. 无人机电力系统综合控制研究[J]. *现代电子技术*, 2023, 46(6): 111 - 117.
CHE H W, ZHANG C C, ZHAO S Y. Research on integrated control of UAV propulsion system [J]. *Modern Electronics Technique*, 2023, 46(6): 111 - 117.
- [18] 邓涛,谭溪,熊志豪,等. 垂直起降固定翼无人机混合电推进系统设计及仿真研究[J]. *重庆交通大学学报(自然科学版)*, 2023, 42(10): 156 - 162.
DENG T, TAN X, XIONG Z H, et al. Design and simulation of hybrid electric propulsion system for convertiplane [J]. *Journal of Chongqing Jiaotong University (Natural Science)*, 2023, 42(10): 156 - 162.
- [19] 宗建安,朱炳杰,侯中喜,等. 固定翼垂直起降混电飞行器推进系统设计[J]. *航空学报*, 2022, 43(5): 379 - 390.
ZONG J A, ZHU B J, HOU Z X, et al. Design of hybrid-electric fixed-wing VTOL aircraft propulsion system [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2022, 43(5): 379 - 390.
- [20] 陈伟,刘建宏,任毅,等. 基于模糊逻辑的增程式无人机电能管理策略研究[J]. *重庆交通大学学报(自然科学版)*, 2024, 43(1): 99 - 106, 124.
CHEN W, LIU J H, REN Y, et al. Energy management strategy of extended range UAV based on fuzzy logic [J]. *Journal of Chongqing Jiaotong University (Natural Science)*, 2024, 43(1): 99 - 106, 124.
- [21] FINGER D F, BRAUN C, BIL C. Comparative assessment of parallel-hybrid-electric propulsion systems for four different aircraft [J]. *Journal of Aircraft*, 2023, 107(1): 136 - 146.
- [22] ZALUDIN Z, CHIA C, ABDULLAH E. Non-linear analytical mathematical modelling of a hybrid fixed-wing unmanned aerial vehicle in pusher configuration [C]//2021 IEEE International Conference on Automatic Control & Intelligent Systems (I2CACIS). New York: IEEE, 2021: 1 - 6.
- [23] 胡春明,闫丁洋,刘娜,等. 油电混合动力无人机电能管理策略的对比仿真研究[J]. *内燃机工程*, 2022, 43(4): 74 - 83.
HU C M, YAN D Y, LIU N, et al. Comparison and simulation research on energy management strategies of oil-electric hybrid unmanned aerial vehicle [J]. *Chinese Internal Combustion Engine Engineering*, 2022, 43(4): 74 - 83.
- [24] 李世超,王富贵,汪善武,等. 基于改进型自抗扰控制的复合翼无人机电能管理系统设计与试验[J]. *农业机械学报*, 2024, 55(6): 68 - 79.
LI S C, WANG F G, WANG S W, et al. Design and experiment of rotor control system for composite wing unmanned aerial vehicle based on improved ADRC [J]. *Transactions of the Chinese Society for Agricultural Machinery*, 2024, 55(6): 68 - 79.
- [25] ONEN A S, CEVHER L, SENIPEK M, et al. Modeling and controller design of a VTOL UAV [C]//2015 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS). New York: IEEE, 2015: 329 - 337.
- [26] FINGER D F, BRAUN C, BIL C. Case studies in initial sizing for hybrid-electric general aviation aircraft [C]//2018 AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium (EATS). New York: IEEE, 2018: 1 - 22.
- [27] FINGER D F, BRAUN C, BIL C. An initial sizing methodology for hybrid-electric light aircraft [C/OL]//2018 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference, June 25-29, 2018, Atlanta, Georgia. New York: AIAA, 2018: AIAA 2018-4229(2018-06-24)[2024-10-20]. DOI: 10.2514/6.2018-4229.
- [28] RIBOLDI C E D, GUALDONI F. An integrated approach to the preliminary weight sizing of small electric aircraft [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2016, 58: 134 - 149.
- [29] RIBOLDI C E D. An optimal approach to the preliminary design of small hybrid-electric aircraft [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2018, 81: 14 - 31.
- [30] ZONG J N, ZHU B J, HOU Z X, et al. Sizing and mission profile analysis of the hybrid-electric propulsion system for retrofitting a fixed wing VTOL aircraft [J/OL]. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2022: 9384931(2018-06-24)[2024-10-20]. DOI: 10.1155/2022/9384931.
- [31] CHEN G, MA D L, JIA Y H, et al. Comprehensive sizing and optimization method for series-hybrid unmanned convertiplane [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2021, 34(4): 387 - 402.