

电动复合四旋翼无人机总体多学科优化设计方法

张航¹, 黄盈卓²

(1. 长安大学工程机械学院, 710064, 西安; 2. 重庆凯瑞机器人技术有限公司, 400799, 重庆)

摘要: 为解决当前电动复合四旋翼无人机设计中存在的布局选择缺乏理论依据、缺少旋翼模式下的抗风性能的分析 and 评估方法、两套动力系统独立进行设计和总体设计过程多数采用传统序列设计方法而未充分考虑几何外形、气动、配平和稳定性、动力系统、质量、旋翼模式下的抗风性能和续航性能等学科之间参数相互传递带来的复杂耦合关系等问题, 根据所提基于代理模型的改进并行子空间优化算法, 通过建立几何外形参数化模型和气动网格划分模型、各个飞行模式下的气动性能和飞行性能分析模型、旋翼模式下抗风性能的评估和分析模型以及已经提出的电动力系统模型, 形成了电动复合四旋翼无人机的多学科优化设计(MDO)方法, 并将该方法应用于一架小型电动复合四旋翼无人机的总体设计当中, 基于优化设计结果制作了原理样机。原理样机的飞行实验结果显示飞行性能均满足设计要求, 并且在起飞总质量降低约为 2.8% 的情况下, 航时提升了约 14.1%, 最大可抗风速提升了约 3.5%, 表明了所提 MDO 方法的可行性和正确性, 可为电动复合四旋翼无人机产品的研发和应用提供一定的理论指导。

关键词: 复合四旋翼无人机; 总体设计; 抗风性能; 电动力系统; 多学科优化设计

中图分类号: TP221 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtuxb202308015 **文章编号:** 0253-987X(2023)08-0148-12

Multidisciplinary Design Optimization for an Electric Quadrotor Fixed-Wing Hybrid Unmanned Air Vehicle

ZHANG Hang¹, HUANG Yingzhuo²

(1. School of Construction Machinery, Chang'an University, Xi'an 710064, China;

2. National Robot Quality Inspection and Testing Center Chongqing, Chongqing 400799, China)

Abstract: This paper addresses issues in the current design of electric quadrotor fixed-wing hybrid unmanned air vehicles (EH-UAVs), including a lack of theoretical basis for the layout configuration selection, a lack of analysis and evaluation methods for the wind disturbance rejection capability in the quadrotor mode, the issue that design methods for the electric propulsion systems of most EH-UAVs are to design the quadrotor system and fixed-wing system independently, and the issue that design methods for the conceptual design are mainly the traditional sequence design methods without fully considering the complex coupling relationships caused by the mutual transfer of parameters between various disciplines such as geometric shape, aerodynamics, trimming and stability, propulsion system, weight, wind disturbance rejection capability in the quadrotor mode, and endurance performance. Based on the proposed improved surrogate model

收稿日期: 2022-12-22。 作者简介: 张航(1991—), 男, 讲师。 基金项目: 国家自然科学基金青年基金资助项目(52202435); 中央高校基本科研业务费资助项目(300102252102)。

网络出版时间: 2023-05-06

网络出版地址: <https://kns.cnki.net/kcms/detail/61.1069.T.20230506.1109.002.html>

based concurrent subspace optimization (CSSO) architecture, this paper establishes a multidisciplinary optimization (MDO) method for the conceptual design of EH-UAVs. This is accomplished by building geometric shape parameterization models and aerodynamic grid division models, aerodynamic and flight performance analysis models for different flight modes, evaluation and analysis models for wind disturbance rejection capability in the quadrotor mode, and the proposed electric propulsion system models. The proposed MDO method and the discipline analysis models are applied to the conceptual design process of a small EH-UAV. A prototype of the EH-UAV is fabricated based on the MDO results. The flight test results of the prototype show that the flight performance meets the design requirements, and with a 2.8% reduction in takeoff weight, the endurance time is improved by approximately 14.1%, and the maximum wind speed that the EH-UAV can resist is increased by approximately 3.5%. This verifies the feasibility and correctness of the MDO method proposed in this article, which can provide guidance for the research and application of EH-UAVs.

Keywords: electric quadrotor fixed-wing hybrid unmanned air vehicle; conceptual design; wind disturbance rejection capability; electric propulsion system; multidisciplinary design optimization

电动复合四旋翼无人机利用四旋翼动力系统进行垂直起降,固定翼动力系统进行水平飞行,转换过程中,四旋翼动力系统控制无人机姿态和飞行高度,固定翼动力系统控制平飞速度。由于融合了较为成熟的多旋翼技术和固定翼技术,使复合四旋翼无人机成为当前最实用的垂直起降固定翼方案,吸引了国内外学者和企业单位对其进行了大量的理论和应用研究。

在理论研究方面,Güclü等^[1]测量了自行设计改装的电动复合四旋翼无人机的电机和舵机等设备的性能参数以及无人机的机体参数和稳定性参数,分别基于自抗扰控制算法和PID算法设计了控制器并进行了仿真验证。Cakici等^[2]对自行设计改装的一架无人机进行了气动建模以及配平和稳定性分析,提出了该型无人机的控制算法框架并进行了实际飞行实验。Dewi等^[3]利用常规设计方法设计了一架无人机,并分析了旋翼桨叶在固定翼模式下对机体气动性能的影响。Tyan等^[4]提出了一种无人机的总体设计方法,分析过程采用了一系列经验公式来计算所需的飞机参数,并建立了飞行性能之间的函数关系,通过图示法和数值优化方法获得可行方案。Finger等^[5]分析了电机和电池等设备的技术进步以及设计航时、载荷质量、升阻比等性能参数对无人机设计质量的影响。赵长辉等^[6]总结了复合四旋翼无人机的优缺点及发展概况,并提出了该类无人机存在的问题和改进方向。张飞^[7]对比分析了无人机的巡航气动特性和不同飞行速度下旋翼系统对机体升力的影响,并进行了质量分布和续航性能分析。在实际应

用方面,国内外已有多家公司研发了多款复合四旋翼无人机产品。

通过文献调研可知,现有关于电动复合四旋翼无人机总体设计方法的研究主要基于常规序列设计方法,未充分评估两套系统之间的相互影响,现有布局形式下固定翼机体较大的迎风面积使电动复合四旋翼无人机在四旋翼模式下对风的干扰特别敏感,对其垂直起降阶段的安全飞行有很大威胁,但是目前尚无电动复合四旋翼无人机旋翼模式下抗风性能的分析方法。

为了充分挖掘电动复合四旋翼无人机的性能潜力,需要在其总体设计阶段综合考虑机体气动布局形式、系统之间的相互干扰、动力系统的设计和安装以及续航性能和旋翼模式下的抗风性能等飞行性能,要求在设计阶段必须建立准确高效的气动性能分析方法、动力系统的建模和匹配方法、续航性能分析方法以及旋翼模式下抗风性能的分析方法等涉及多个学科的理论设计和分析方法,并充分考虑各个学科之间的耦合关系。多学科优化设计(MDO)可以通过考虑学科之间的相互耦合来挖掘设计潜力,通过系统的综合分析来进行方案的选择和评估,通过系统的高度集成来实现飞行器的自动化设计,通过各学科的综合考虑来提高可靠性,通过门类齐全的多学科综合设计来降低研制费用^[8-9]。因此,本文针对电动复合四旋翼无人机总体MDO问题,提出了合理的MDO算法,进而建立无人机总体MDO流程,形成无人机总体MDO方法,可为电动复合四旋翼无人机产品的研发和应用提供一定的指导。

1 总体 MDO 方法

1.1 总体 MDO 问题

无人机的几何外形是其优化设计的基础,其作用是给各学科分析和优化提供一个统一的几何模型^[10]。在控制器能力一定的情况下,电动复合四旋翼无人机的稳定性、续航性能和抗风能力等飞行性能与气动学科、结构学科和动力能源学科直接相关。考虑到当前无人机的气动、结构耦合问题较小,结构学科分析过程中仅考虑结构质量。

无人机旋翼模式下的抗风性能是影响无人机能否安全应用的关键因素,参考优化问题的优化目标、设计变量和设计约束,本文将电动复合四旋翼无人机的总体参数设计问题定义为总体参数优化设计问题:优化目标是续航时间尽量长,旋翼模式下的抗风能力尽量强;设计变量是几何外形和动力系统参数;设计约束是几何外形、动力系统、飞行性能、稳定性、纵向配平和其他约束。

1.2 基于代理模型的 MDO 算法

由于复杂系统的 MDO 问题在设计过程中要考虑各学科之间的耦合,与单学科优化相比,具有计算复杂性、组织复杂性、模型复杂性和信息交换的复杂性,因此单学科优化设计的设计空间搜索算法无法与多学科分析直接耦合^[11]。代理模型通常是指在分析和优化设计过程中可替代那些比较复杂和费时的数值分析或仿真程序的近似数学模型^[12-13],作为学科分析工具和优化算法之间的接口,可以获得输入、输出变量之间的量化关系,减少耗时的数值计算方法的调用来提高优化效率,对响应函数进行平滑处理,降低“数值噪声”,有利于更快的收敛到全局最优点,从而得到了广泛的应用和发展。

MDO 问题由多个相互关联的学科子模块组成,各学科之间紧密耦合,如果不对各学科间的这种耦合进行处理,巨大的计算复杂性意味着难以进行有效的优化设计。MDO 算法就是研究 MDO 问题的表述形式,定义了多学科问题中学科分析模型和优化模型的组织形式,包括问题的分解、协调、设计信息的传递方式等,其目的是通过对特定问题建立合理的优化体系、选择恰当的搜索策略来减少优化时的计算和通信负担,从结构上减轻计算的复杂性和组织复杂性。依据优化层次上的分解方式,MDO 算法通常可分为单级优化和多级优化^[14]两大类算法,基于响应面的并行子空间优化(RS-CSSO)算法是最常见的

多级优化方法之一,其算法结构如图 1 所示。

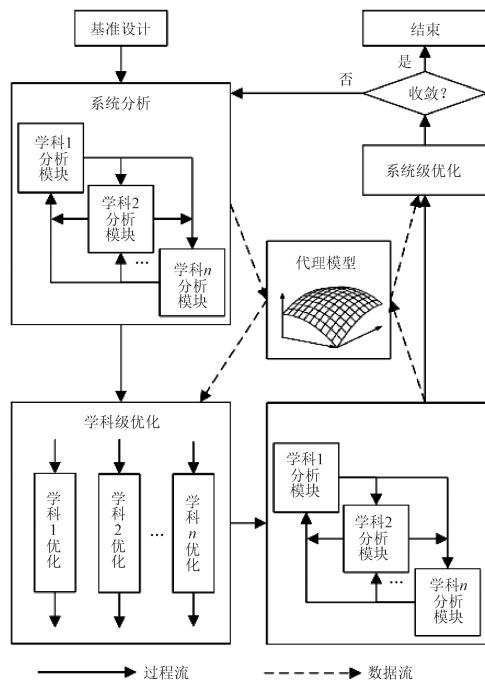


图 1 基于响应面的 CSSO 算法结构

Fig. 1 RS-CSSO architecture

观察 RS-CSSO 算法可以发现,在 RS-CSSO 算法框架中,在学科级优化的最优点处又分别进行了一次系统分析,并将各学科最优点和系统分析结果加入到设计对象的信息库中以重新构造响应面模型进行系统级优化设计。各学科级优化设计实际上仅提供了性能更加优良的实验点,而对系统级优化设计直接起作用的是经过学科级优化得到的最优点及其经过系统分析得到的状态变量更新后的响应面模型。因此,张科施等^[15-16]提出了可以在 RS-CSSO 算法中不经过学科级优化而直接找到一组性能比较优良的实验点,在实验点处经过系统分析,建立起系统信息数据库,进而建立代理模型,可以极大提高计算效率。如图 2 所示,基于此思想对 RS-CSSO 算法进行如下改进:对于部分计算代价高昂的学科分析,采用合理的实验设计方法给出初始样本点,学科级仅进行学科分析,优化设计由系统级完成;样本点给出后,对每一设计对象,对比选择精度高、计算量适中的代理模型类型构造代理模型;对于计算速度较快、成本较低的学科分析直接采用原有学科分析模型进行。改进后的算法可以极大提高计算效率,但其实际上已经不具有 CSSO 算法的多级优化结构,考虑到该算法是在 RS-CSSO 算法基础上改进的,因此本文仍称之为基于代理模型的改进 CSSO 算法。

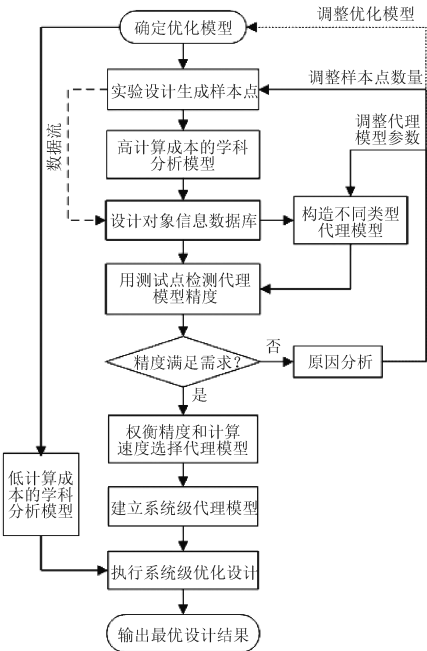


图 2 基于代理模型的改进 CSSO 算法框架
Fig. 2 Improved CSSO architecture

1.3 MDO 流程

基于代理模型的改进 CSSO 算法,并结合电动复合四旋翼无人机涉及的学科特点,本文制定了 MDO 流程,如图 3 所示。

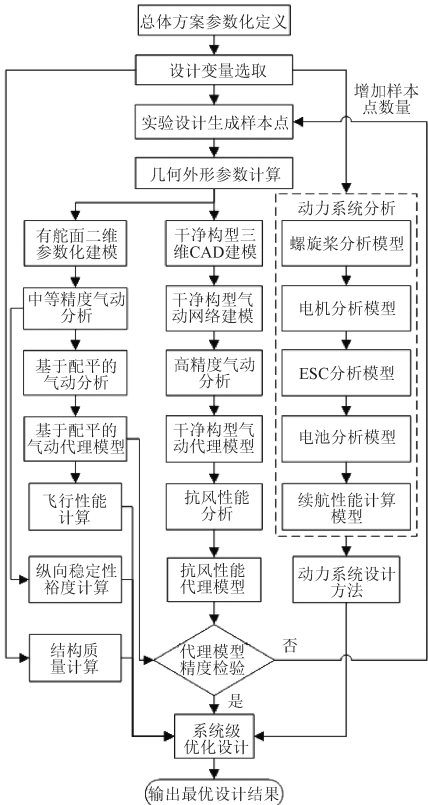


图 3 MDO 流程
Fig. 3 The MDO flow chart

2 多学科分析模型

2.1 几何外形参数定义

对于布局形式为 V 型尾翼、四旋翼系统加装在机身上的电动复合四旋翼无人机,其几何外形详细的参数如表 1 所示,各个外形部分剖面布置如图 4 所示。

表 1 几何外形参数定义

Table 1 FPGA input voltage and PGA control multiple			
参数	定义	参数	定义
L_{head}/m	机头装载区长度	A_{Rt}	尾翼展弦比
L_{wc}/m	机翼翼根前缘到焦点距离	λ_t	尾翼尖削比
L_{tc}/m	尾翼焦点到尾翼根后缘距离	L_{ta}/m	尾力臂长度
b_w/m	翼展	d_a/m	旋翼臂长度
A_{Rw}	机翼展弦比	σ_a/m	旋翼臂张开长度
λ_w	机翼尖削比	R_a/m	旋翼臂截面半径
$\Delta_w/(\text{^\circ})$	机翼前缘后掠角	d_r/m	旋翼桨叶直径
D_m/m	旋翼电机底面直径	W_{fi}/m	机身椭圆剖面长轴长度 $i=2, 3, 4$
H_m/m	旋翼电机高度	H_{fi}/m	机身椭圆剖面短轴长度 $i=2, 3, 4$
D_{fi}/m	机身圆形剖面直径 $i=1, 5, 6$	$\tau_{wr}/(\text{^\circ})$	机翼翼根翼型安装角
t_f/m	机身壁厚	$\tau_w/(\text{^\circ})$	机翼扭转角
$\tau_{ri}/(\text{^\circ})$	旋翼桨叶剖面翼型扭转角 $i=7, 8, 9$	c_{ri}/m	旋翼桨叶剖面翼型弦长 $i=7, 8, 9$

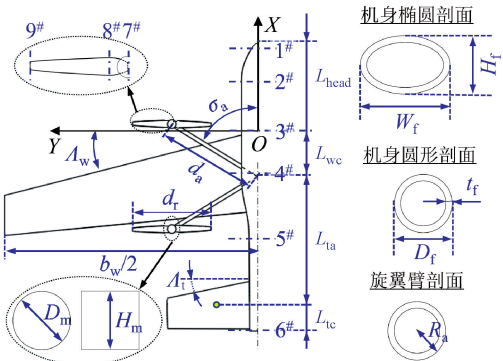


图 4 几何外形参数示意图
Fig. 4 Schematic diagram of geometric shape parameters

2.2 几何外形参数化建模和气动网格划分

2.2.1 几何外形参数化建模

CATIA 是航空领域得到广泛应用的三维建模软件,支持基于脚本程序自动生成三维几何模型^[17]。本文通过录制和修改 VBA 脚本格式的宏命令,利用 VB6.0 编程进行进程外访问 CATIA 的方式实现电动复合四旋翼无人机 CAD 模型的自动生成。

2.2.2 气动网格划分

气动网格分为结构网格和非结构网格两种。结构网格与计算域内流体的流动方向具有较好的一致性,可较好模拟壁面边界层流动,在保证一定的计算精度前提下,结构网格可有效减少网格量,从而减小数值计算的时间成本。非结构网格可更好地适应复杂的机体外形,具有较高的网格生成速度和使用便捷性^[18]。电动复合四旋翼无人机由于同时具有固定翼机体和四旋翼系统,机体外形较为复杂,综合利用结构、非结构混合网格可以有效提高网格质量和外形适应性,便于参数化网格划分程序的编写。Pointwise 软件可以直接读取 CATIA 软件生成的多种文件格式,支持 Glyph 脚本语言实现参数化网格划分,本文采用 Pointwise 脚本语言实现电动复合四旋翼无人机气动网格的划分。

2.3 气动性能分析模型

2.3.1 风洞实验

本次风洞实验在西北工业大学直流式低速风洞(NF-3)的三元实验段中进行。实验模型采用基于 Talon 固定翼无人机模型机体改装而成的电动复合四旋翼无人机(下文称为 Talon 无人机)。Talon 无人机的四旋翼动力系统采用 T-motor U5 电机和 0.41 m×0.137 m 碳纤维桨,固定翼动力系统采用 Sunnysky X3520-6 KV720 电机和 APC 0.41 m×0.165 m 螺旋桨,通过测量得到详细的模型参数如表 2 所示。

表 2 Talon 无人机的详细参数

Table 2 Detailed parameters of T-EH-UAV

部件	参数	数值	部件	参数	数值
机翼	翼面积/m ²	0.6	尾翼	展长/m	0.26
	展长/m	2		展弦比	2
	展弦比	7		上反角/(°)	30
	后掠角/(°)	0		尖削比	0.54
	安装角/(°)	3		后掠角/(°)	32
旋翼桨	翼型	NA2R1	推进桨	翼型	NACA0012
	直径/m	0.41		直径/m	0.33
	螺距/m	0.137		螺距/m	0.165
旋翼臂	长度/m	0.54	机身	长度/m	1.1
	夹角/(°)	45			

本次实验在室温、常压、风速为 11 m/s 的工况下进行,迎角取值为 −25°、−20°、−15°、−12°、−9°、−6°、−3°、−0°、3°、6°、9°、12°、15°、20°、25°,侧滑角取值为 0°、15°、30°、45°、52.5°、60°、67.5°、75°、82.5°、90°、97.5°、105°、112.5°、120°,实验状态点共计 210 个。在无舵面偏转情况下,完成四旋翼动力系统关闭时的全机气动力和气动力矩的测量实验。根据低速风洞的洞壁干扰及腹部支撑干扰的修正方法,对获得的风洞实验数据进行误差修正。

2.3.2 基于 CFD 的数值分析模型

有较大迎角和侧滑角的旋翼模式下的气动学科分析模型需要采用高精度 CFD 数值分析方法。利用上一节中的网格划分方法对 Talon 无人机生成网格模型,如图 5 所示。分析过程中采用基于 $k-\omega$ SST 湍流模型的 CFX 求解器,对迎角在 −30°~30°、侧滑角在 0°~120°范围内 425 个不同状态下的无人机气动系数进行计算,其中迎角、侧滑角间隔均为 5°。

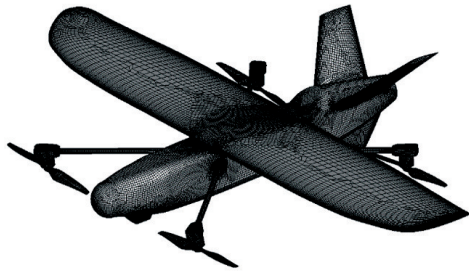


图 5 Talon 无人机网格模型
Fig. 5 Grid model of Talon UAV

2.3.3 基于 CFD 的数值分析模型

虽然风洞实验和 CFD 数值分析方法可以准确地进行电动复合四旋翼无人机的气动性能分析,但是实验、计算成本高。在固定翼模式下,电动复合四旋翼无人机的飞行状态与常规固定翼无人机相似,因此可参考各类固定翼无人机的气动分析方法建立气动学科分析模型。Tornado 软件是根据涡格法理论基于 Matlab 语言开发的气动估算程序^[19],适用于低速、失速前翼面气动性能参数的计算,本文使用 Tornado 软件建立电动复合四旋翼无人机在固定翼模式下的气动分析模型。

2.3.4 模型精度验证

通过风洞实验与基于 CFD 的数值分析模型得到的 Talon 无人机的气动性能参数的对比如图 6 所示,图中 C_L 、 C_D 分别为升力、阻力系数。由图 6 可以看出,基于 CFD 的数值分析模型对电动复合四旋翼无人机气动性能计算结果的趋势与风洞实验结果

一致,其误差在可接受范围内,可以采用基于 CFD 的数值分析模型来计算电动复合四旋翼无人机 MDO 中需要的有较大迎角和侧滑角状态下的机体气动性能参数。

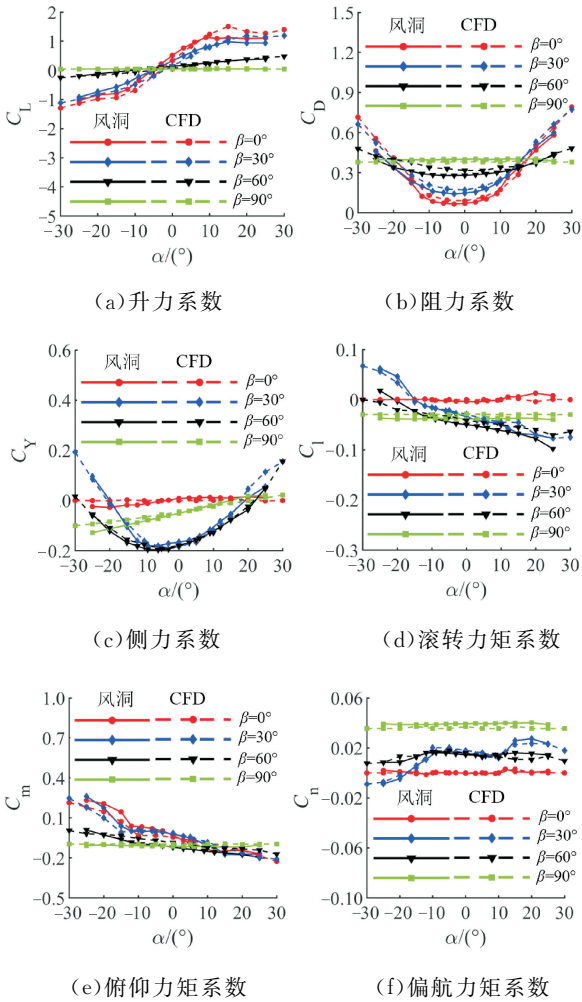
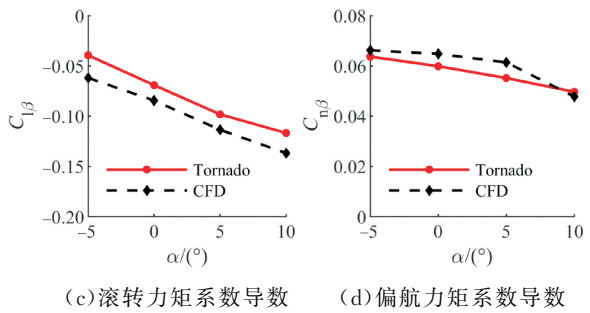
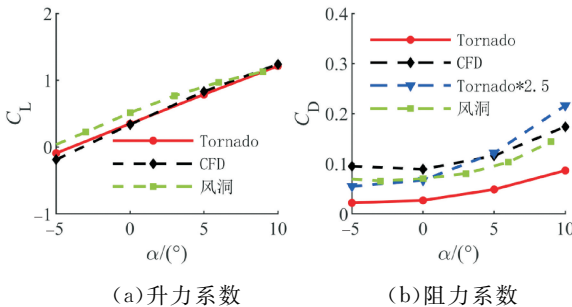


图 6 风洞实验与 CFD 计算结果对比图
Fig. 6 The comparison of the wind tunnel experiment and analysis model based on CFD

分别通过基于 Tornado 的数值分析模型和基于 CFD 的数值分析模型以及风洞实验数据对 Talon 无人机的升阻力系数和横航向稳定性导数进行计算,所得结果对比如图 7 所示。



(c) 滚转力矩系数导数 (d) 偏航力矩系数导数
图 7 Tornado 结果与 CFD 结果和风洞实验结果对比图
Fig. 7 The comparison of the analysis model based on Tornado analysis model based on CFD and wind tunnel experiment

由图 7 可知,利用基于 Tornado 的数值分析方法可以较为准确地计算电动复合四旋翼无人机的升力系数,而对其阻力系数的计算误差很大,这主要是 Tornado 软件对机体零升阻力系数的计算误差很大造成的,因此需要予以修正。由图 7(b)可知,将 Tornado 软件计算得到的阻力系数放大 2.5 倍,修正后的阻力系数与 CFD 计算结果、风洞实验结果之间的最大误差约为 20%,且总体变化趋势一致,因此采用该放大系数可以较为合理地修正 Tornado 软件的计算结果。由图 7(c)、(d)可知,基于 Tornado 的数值分析方法对于 C_{lp} 、 $C_{n\beta}$ 的计算结果误差较小,且变化趋势一致。因此,经过阻力系数修正的数值分析方法可以用来计算气动性能参数和静稳定性导数。

2.4 飞行性能分析模型

对于机翼翼型有弯度的无人机,其巡航阶段配平条件下的阻力极曲线可以近似为^[20]

$$C_D = C_{D0} + K(C_L - C_{L,min})^2 \quad (1)$$

$$K = \frac{1}{\pi AR_{We}} \quad (2)$$

式中: $C_{L,min}$ 为阻力最小时对应的升力系数; C_{D0} 为零升阻力系数; K 为诱导阻力因子; e 为奥斯瓦尔德效率因子。

平飞时的升力 L 、阻力 D 计算式为

$$\begin{cases} L = \frac{1}{2} \rho V^2 C_L S_{ref} \\ D = \frac{1}{2} \rho V^2 C_D S_{ref} \end{cases} \quad (3)$$

式中: V 为飞行速度; S_{ref} 为机翼参考面积; ρ 为空气密度。

2.4.1 巡航性能分析模型

无人机平飞所需功率为

$$P_c = D_c V_c = W \frac{C_{Dc}}{C_{Lc}} \sqrt{\frac{2W}{\rho S_{ref} C_{Lc}}} = \sqrt{\frac{2W^3}{\rho S_{ref}}} \frac{C_{Dc}}{C_{Lc}^{1.5}} \quad (4)$$

式中: D_c 为配平条件下的阻力; C_{Lc} 、 C_{Dc} 分别为配平条件下的升力、阻力系数; V_c 为巡航飞行速度; W 为无人机质量。

当最小功率飞行时, 存在 $dP_c/dC_{Lc}=0$, 则

$$\frac{dP_c}{dC_{Lc}} = \sqrt{\frac{2W^3}{\rho S_{\text{ref}}}} \left(-\frac{1.5KC_{L,\text{mind}}^2 - 1.5C_{D0}}{C_{Lc}^2} + \frac{KC_{L,\text{mind}}}{C_{Lc}} + 0.5K \right) \frac{1}{\sqrt{C_{Lc}}} = 0 \quad (5)$$

$$C_{Lc} = -C_{L,\text{mind}} + \sqrt{4C_{L,\text{mind}}^2 + \frac{3C_{D0}}{K}} \quad (6)$$

$$V_c = \sqrt{\frac{2W}{\rho S_{\text{ref}}(-C_{L,\text{mind}} + \sqrt{4C_{L,\text{mind}}^2 + 3C_{D0}/K})}} \quad (7)$$

式中: C_{D0} 为配平条件下存在升降舵偏角时的零升阻力系数。

2.4.2 爬升性能分析模型

设计电动复合四旋翼无人机以爬升率 V_{roc} 定常爬升, 爬升角为 γ_{cl} , 则无人机爬升速度为

$$V_{\text{cl}} = V_{\text{roc}} / \sin \gamma_{\text{cl}} \quad (8)$$

设无人机爬升时实际迎角为 α , 电机拉力线过重心位置, 则作用在飞机上的力如图 8 所示, 图中 T_{cl} 为需用推力, L_{cl} 、 D_{cl} 分别为爬升时配平后的升力、阻力, 均可表示为迎角 α 的函数。

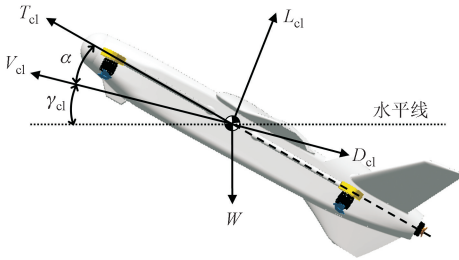


图 8 爬升阶段作用在无人机上的力

Fig. 8 The forces acting on EH-UAV during climbing

定常爬升时满足

$$\begin{cases} T_{\text{cl}} \sin \alpha + L_{\text{cl}}(\alpha) = W \cos \gamma_{\text{cl}} \\ T_{\text{cl}} \cos \alpha + D_{\text{cl}}(\alpha) = W \sin \gamma_{\text{cl}} \end{cases} \quad (9)$$

则可通过求解式(9)得到 T_{cl} 、 α 的值。

无人机爬升所需功率为

$$P_{\text{cl}} = T_{\text{cl}} V_{\text{cl}} \cos \alpha = (D_{\text{cl}} + W \sin \gamma_{\text{cl}}) V_{\text{cl}} = \left(\frac{1}{2} \rho V_{\text{cl}}^2 S_{\text{ref}} C_{D_{\text{cl}}} + W \sin \gamma_{\text{cl}} \right) V_{\text{cl}} \quad (10)$$

式中: $C_{D_{\text{cl}}}$ 为爬升时配平条件下的阻力系数。

2.4.3 盘旋性能分析模型

无人机盘旋倾斜角为 φ_{loi} , 则盘旋过载 n_{loi} 与倾斜角的关系式和所需功率为

$$n_{\text{loi}} = \frac{1}{\cos \varphi_{\text{loi}}} \quad (11)$$

$$P_{\text{loi}} = D_{\text{loi}} V_{\text{loi}} =$$

$$nW \frac{C_{D_{\text{loi}}}}{C_{L_{\text{loi}}}} \sqrt{\frac{2n_{\text{loi}}W}{\rho C_{L_{\text{loi}}} S_{\text{ref}}}} = \sqrt{\frac{2n_{\text{loi}}^3 W^3}{\rho S_{\text{ref}}}} \frac{C_{D_{\text{loi}}}}{C_{L_{\text{loi}}}^{1.5}} \quad (12)$$

式中: D_{loi} 为盘旋时配平条件下的升力和阻力; $C_{L_{\text{loi}}}$ 、 $C_{D_{\text{loi}}}$ 分别为对应的升力、阻力系数; V_{loi} 为盘旋速度。与巡航阶段最小功率对应的飞行速度计算方法类似, 可得到最小功率盘旋时的盘旋速度为

$$V_{\text{loi}} = \sqrt{\frac{2n_{\text{loi}}W}{\rho S_{\text{ref}}(-C_{L,\text{mind}} + \sqrt{4C_{L,\text{mind}}^2 + 3C_{D0}/K})}} \quad (13)$$

2.5 动力系统分析模型

2.5.1 动力系统部件模型

在电动力系统设计中, 通常从任务需求出发, 首先确定推进桨、旋翼的工作状态和参数, 然后根据部件之间的连接关系依次确定无刷直流电机、电调和电池的参数, 最后基于等效电路方法建立电动力系统中各个部件的分析建模。具体建模方法可参考文献[21]。

根据文献[21], 推进系统的螺旋桨的几何模型可以通过合理缩放某个设计良好的原型桨外形尺寸近似得到。螺旋桨相对弦长分布 $(c/d)_p(r_p)$ 、扭转角分布 $\theta_p(r_p)$ (单位: $^\circ$) 和相对厚度分布 $(t/c)_p(r_p)$ 的拟合公式为

$$\begin{cases} \left(\frac{c}{d} \right)_p(r_p) = \left[-0.16 \left(\frac{r_p}{R_p} \right)^2 + 0.135 \left(\frac{r_p}{R_p} \right) + 0.049 \right] T_{\text{pc}} \\ \theta_p(r_p) = \left[38.478 \left(\frac{r_p}{R_p} \right)^2 - 76.67 \left(\frac{r_p}{R_p} \right) + 46.447 \right] T_{\text{p}\theta} \\ \left(\frac{t}{c} \right)_p(r_p) = -0.89 \left(\frac{r_p}{R_p} \right) + 1.99 \left(\frac{r_p}{R_p} \right)^2 - 1.58 \left(\frac{r_p}{R_p} \right) + 0.59 \end{cases} \quad (14)$$

式中: $0.2 \leq r_p/R_p \leq 0.99$; T_{pc} 、 $T_{\text{p}\theta}$ 分别为桨叶相对弦长与扭转角、原型桨的相对弦长与扭转角的缩放比例系数。

四旋翼桨通常被设计具有最优扭转角和弦长分布, 在悬停或接近悬停的工况下达到性能最佳, 最优扭转角 $\theta_r(r)$ 、弦长分布 $c_r(r)$ 和相对厚度分布 $(t/c)_r(r)$ 可表示为

$$\begin{cases} c(r_r) = \frac{c_{\text{rtip}}}{r_r/R_r}; \theta(r_r) = \frac{\theta_{\text{rtip}}}{r_r/R_r} \\ \left(\frac{t}{c} \right)_r(r_r) = -0.47 \left(\frac{r_r}{R_r} \right)^3 + 1.1 \left(\frac{r_r}{R_r} \right)^2 - 0.84 \left(\frac{r_r}{R_r} \right) + 0.31 \end{cases} \quad (15)$$

式中: $0.2 \leq r_r/R_r \leq 0.99$; c_{rip} 、 θ_{rip} 分别为旋翼尖弦长和扭转角。

推进桨、旋翼的螺距 P_L 为

$$P_L = 2\pi r_{0.75} \tan \theta_{0.75} \quad (16)$$

式中: $r_{0.75}$ 、 $\theta_{0.75}$ 分别为推进桨、旋翼 75% 半径处的半径长度、截面扭转角。

现有无刷直流电机的主要参数包括峰值功率 P_p 、质量 M_m 、转速常数 K_V 、电机内阻 R_0 和空载电流 I_0 , 各参数之间的关系为^[21]

$$\begin{cases} P_p = B_{P-M} M_m \\ K_V = \frac{B_{KV-M}}{M_m^{0.8}} \\ R_0 = \frac{B_{R-KV}}{K_V} \\ I_0 = \frac{B_{I-R}}{R_0^{0.8}} \end{cases} \quad (17)$$

式中: B_{P-M} 为峰值功率-质量关系参数, W/g, 根据文献[21], 本文选取 $B_{P-M} = 5$ W/g; B_{KV-M} 为转速常数-质量关系参数, $\text{r} \cdot \text{min}^{-1} \cdot \text{g}^{0.8}/\text{V}$; B_{R-KV} 为内阻-转速常数关系参数, $\Omega \cdot \text{V}^{0.2}/(\text{r} \cdot \text{min}^{-1})^{0.2}$; B_{I-R} 为空载电流-内阻关系参数, $\text{A} \cdot \Omega^{0.2}$ 。

2.5.2 动力系统推重比计算模型

电动复合四旋翼无人机在固定翼模式下的推重比取决于巡航和盘旋阶段的动力需求。巡航阶段的动力系统的推重比等于其阻升比

$$\left(\frac{T}{W}\right)_c = \frac{1}{(L/D)_c} \quad (18)$$

盘旋半径较大时, 巡航迎角与盘旋迎角可近似相等, 则盘旋阶段动力系统的推重比为

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{\text{loi}} = \frac{n_{\text{loi}}}{(L/D)_c} \quad (19)$$

当电动复合四旋翼无人机以匀速 V_v 垂直起降时, 其四旋翼动力系统等于其重力和气动阻力之和

$$T_v = W + 0.5\rho V_v^2 S_{\text{tot}} C_{DV} \quad (20)$$

式中: S_{tot} 为电动复合四旋翼无人机在垂直起降方向上的投影面积。垂直起降过程的机体平板阻力系数 $C_{DV} = 2$ ^[4]。

旋翼动力系统的推重比为

$$\left(\frac{T}{W}\right)_v = \chi \left(1 + \frac{0.5\rho V_v^2 S_{\text{tot}} C_{DV}}{W}\right) \quad (21)$$

式中: $\chi > 1$ 为四旋翼动力系统的需用拉力系数, 剩余拉力用于电动复合四旋翼无人机旋翼模式下的机动和抗风。

2.6 旋翼模式下的抗风性能分析模型

电动复合四旋翼无人机同时具有垂直起降、转

换和固定翼 3 个典型飞行模式。固定翼模式下该类无人机在抗风干扰能力与普通固定翼无人机一致, 转换模式下固定翼机体的舵面和旋翼动力系统同时控制无人机的飞行状态, 使得无人机有更大的灵活性来抵抗外界干扰, 而在旋翼模式下仅靠四旋翼动力系统来抵抗外界干扰, 而固定翼机体较大且不对称的迎风面积使其在风场中容易产生较大的干扰力和力矩, 严重威胁该模式下的稳定飞行。文献[22-23]给出了旋翼模式下抗风性能的定义和分析方法。

电动复合四旋翼无人机在旋翼模式下, 当受到风向和风速变化幅度不大的来流干扰时, 仅能通过四旋翼动力来平衡机体各个方向上的干扰力和力矩, 如果最终机体保持平衡, 则表征了其在理想状况下具有抗风干扰的能力, 则用无人机能够保持稳定飞行时的最大风速来衡量抗风能力的强弱, 风速越大表示其抗风能力越强。因此, 不考虑风场环境的动态变化和飞控系统动态控制特性时, 可通过如下方法确定电动复合四旋翼无人机的抗风能力: 分析悬停时无人机在风干扰下的受力, 以各个方向的力和力矩平衡建立无人机的静力学平衡方程; 在四旋翼动力系统最大输出拉力和扭矩限制下, 求解能够使所建模型成立的风速数值解, 结果即为可抗风速。

根据文献[23], 电动复合四旋翼无人机在旋翼模式下, 机头来流工况下具有较强的抗风能力, 侧面来流工况下抗风能力较弱。因此, 本文在优化设计过程中仅考虑侧面来流工况下的抗风性能。

3 算例

以 Talon 无人机为原型, 利用本文所提电动复合四旋翼无人机的 MDO 方法和各学科分析模型进行优化设计, 对照文献[21]中 Talon 无人机的性能参数来验证本文方法的可行性和准确性。

3.1 任务剖面和设计需求

本文设定其任务剖面如下: 无人机垂直起飞后, 以设计垂直爬升率 $V_v = 2$ m/s 匀速爬升至转换高度 $H_t = 50$ m, 固定翼动力系统启动进入四旋翼-固定翼转换模式, 在保持高度不变的条件下将平飞速度加速至巡航速度 $V_c = 15$ m/s, 然后四旋翼动力系统关闭进入固定翼模式, 设计爬升率 $V_{\text{roc}} = 5$ m/s 爬升至巡航高度 $H_c = 150$ m 后以速度 V_c 定高巡航飞行。结束任务后无人机下滑至转换高度后四旋翼动力系统启动进入固定翼-旋翼转换模式, 当平飞速度降至 0 时进入旋翼模式, 最后以指定垂直降落速度 V_v 匀速降落至地面。垂直起降过程中的最大可

抗风速 $V_{w,\max} \geq 8 \text{ m/s}$ 。

3.2 优化模型

根据总体 MDO 问题的定义,可建立航时 E_t 最长且旋翼模式下的最大可抗风速 $V_{w,\max}$ 最大为优化设计目标的多目标优化问题

$$\begin{aligned} E_t &= f_1(x); V_{w,\max} = f_2(x) \\ \text{s. t. } g_i &\leq 0, h(x) = 0 \end{aligned}$$

根据几何外形参数定义和动力系统模型中的各个参数,选择设计变量共 23 个,如表 3 所示,取值范围参考 Talon 无人机的参数。

表 3 设计变量及其取值范围

Table 3 Design variables and their ranges					
设计变量	下界	上界	设计变量	下界	上界
b_w/m	1.5	2.5	d_p/m	0.25	0.46
A_{Rw}	6	10	T_{pc}	0.7	1.3
λ_w	0.4	0.7	$\theta_{\text{rtip}}/(^{\circ})$	4	10
$\tau_w/(^{\circ})$	-5	0	$c_{\text{rtip}}/\text{mm}$	6	14
$\Delta_w/(^{\circ})$	0	15	χ	1	2
A_{Rt}	1.5	3	B_{KV-M}^F	15 000	70 000
λ_t	0.4	0.65	B_{KV-M}^V	7 000	32 000
L_{ta}/m	0.4	0.65	B_{R-KV}^F	0.03	1.5
d_a/m	0.4	0.6	B_{R-KV}^V	0.03	1.5
$\sigma_a/(^{\circ})$	45	60	$B_{F-R}^F/(A \cdot \Omega^{0.2})$	0.04	0.35
d_r/m	0.28	0.46	$B_{F-R}^V/(A \cdot \Omega^{0.2})$	0.04	0.35
$T_{p\theta}$	0.7	1.3			

根据设计要求和对电动复合四旋翼无人机总体 MDO 问题约束的描述以及动力系统的约束,设置设计约束如表 4 所示。

表 4 设计约束

Table 4 Design constraints			
约束	参数	定义	数值
g_1	M_{tot}/kg	最大起飞质量	≤ 7
g_2	S_M	纵向静稳定裕度	10%~20%
g_3	$C_{l\beta}$	横向静稳定导数	< -0.005
g_4	$C_{n\beta}$	航向静稳定导数	> 0.005
g_5	$\delta_e/(^{\circ})$	最大配平升降舵偏转角	-25~25
g_6	$n_1/(\text{r} \cdot \text{min}^{-1})$	固定翼动力额定转速	5 500~7 500
g_7	$n_2/(\text{r} \cdot \text{min}^{-1})$	旋翼系统额定转速	4 500~6 500
g_8	τ^V	旋翼系统起降油门量	$\leq 60\%$
g_9	τ^F	固定翼巡航油门量	$\leq 60\%$
g_{10}	$T_{r,\min} \cdot T_{r,\max}^{-1}$	有风时四旋翼电机中最大拉力与最小拉力之比	≥ 0.25
g_{11}	P_{Lp}/m	推进桨螺距	$0.5d_p \sim 0.75d_p$
h	P_{Lr}/m	旋翼桨螺距	$0.3d_r$

3.3 代理模型构建

根据优化模型和各个学科分析模型的计算资源、时间,气动性能参数和旋翼模式下的最大可抗风速 $V_{w,\max}$ 以及对应的旋翼轴流速度 $v_{ik}(k=1, 2, 3, 4)$ 所需计算资源、时间成本较高,通过建立代理模型来降低其对计算资源、时间成本的需求。

根据旋翼模式下气动性能参数的需求,为了建立不同迎角、侧滑角下的气动代理模型,将气动学科设计变量 $X_{\text{sys}} = [b_w, A_{Rw}, \Delta_w, \lambda_w, \tau_w, A_{Rt}, \lambda_t, L_{ta}, d_a, \sigma_a, d_r]$ 、迎角 $\alpha \in [-30^{\circ}, 30^{\circ}]$ 和侧滑角 $\beta \in [-45^{\circ}, -90^{\circ}]$ 共 13 个变量作为设计变量,利用最优拉丁超立方 (Opt LHD) 方法^[26] 生成 400 个样本点,然后利用所建几何外形参数化和气动网格划分方法生成每个样本点对应的气动网格模型,利用基于 CFD 的高精度数值分析方法,计算得到各个样本点处的气动力和力矩系数,利用 Isight 软件模块中的四阶响应面模型 (RSM)、高斯 (Gauss) 型 Kriging 模型和 Matlab 中隐含层为 50 的 Neural Net Fitting (NNF) 神经网络模型^[27] 建立各个状态变量的代理模型,其中 RSM、Kriging 模型中选取其中 300 个样本点及对应的力和力矩系数建立代理模型,利用另外 100 个样本点对各个代理模型进行误差分析,NNF 神经网络模型的训练样本数量为总样本点数的 75%,验证样本、测试样本点量分别占总样本 15%。

根据固定翼模式下气动性能参数的需求,将全局设计变量 X_{sys} 和迎角 $\alpha \in [-6^{\circ}, 10^{\circ}]$ 共计 12 个变量作为设计变量,利用 Opt LHD 方法生成 400 个样本点。利用基于 Tornado 的数值分析模型可得各个样本点处配平条件下的气动力和力矩系数、配平升降舵偏角、纵向静稳定裕度以及横航向静稳定性导数等。选取其中 300 个样本点及对应的状态变量,利用 isight 软件模块中的四阶 RSM 模型、高斯型 Kriging 模型和 RBF 神经网络模型^[28] 建立各个状态变量的代理模型,利用另外 100 个样本点及对应的状态变量对各个代理模型进行误差分析。

本节采用决定系数 R^2 来判断代理模型精度,当各个代理模型对误差分析样本点的预测结果满足 $R^2 > 0.8$ 时符合精度满足要求。旋翼模式和旋翼模式下气动性能参数的建模精度如表 5 所示。本文最终选择 NNF 模型来建立旋翼模式下气动性能参数的代理模型,RSM 模型来建立固定翼模式下各个状态变量的代理模型。

表 5 代理模型精度对比

Table 5 The accuracy of the different surrogate model types

模式	模型	状态变量的预测误差	数值
旋翼 模式	RSM		0.652, 0.788, 0.832, 0.568, 0.681, 0.880
	Kriging	$C_L, C_D, C_Y, C_l, C_m, C_n$	0.703, 0.792, 0.881, 0.636, 0.720, 0.894
	NNF		0.823, 0.892, 0.906, 0.915, 0.831, 0.895
固定翼 模式	RSM		0.999, 0.994, 0.990, 0.998, 0.999, 0.999
	Kriging	$C_L, C_D, S_M, C_{l\beta}, C_{n\beta}, \delta_e$	0.940, 0.954, 0.903, 0.864, 0.912, 0.942
	RBF		0.999, 0.992, 0.990, 0.989, 0.998, 0.998
抗风 性能	RSM		0.655, 0.717, 0.792
	Kriging	$V_{w,max}, v_{t2} \cdot v_{t3}^{-1}, v_{t1} \cdot v_{t4}^{-1}$	0.896, 0.855, 0.807
	NNF		0.996, 0.924, 0.854

3.4 总体多学科优化设计

基于代理模型的改进 CSSO 算法建立的 MDO 流程,采用定点法使多学科分析收敛,即给定各耦合参数的初始猜测值,通过多学科分析得到新的耦合参数值,比较前后两次耦合参数值之间的差值,当差值小于给定误差允许值时则多学科分析收敛。采用 NSGA-II 算法^[29]对提出的算例电动复合四旋翼无人机的 MDO 问题进行求解,设定 NSGA-II 优化算法的初始种群为 60,种群进化代数为 300,交叉概率为 0.9。在具体求解优化问题过程中,采用罚函数的思路,对违反约束的优化目标值赋予远离最优区间的值,以保证最优解集均满足约束条件。

优化结果的 Perato 最优解集如图 9 所示。Perato 最优解集中的满足设计要求的解用菱形表示,并被标记为 P。该最优解的设计变量、设计约束和对应的性能参数如表 6 所示。

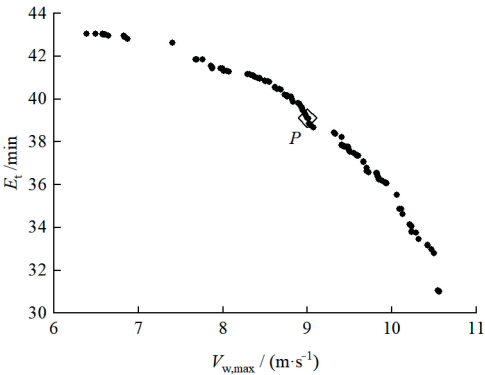


图 9 优化结果的 Perato 最优解集

Fig. 9 The Pareto optimal front of the optimization results

表 6 最优解 P 各项数值

Table 6 The optimization results marked as P

类型	参数	最优解	参数	最优解
设计 变量	b_w/m	2.276	d_a/m	0.527
	A_{Rw}	8.054	σ_a	51.94
	λ_w	0.503	d_r	0.33
	$\tau_w/(^\circ)$	-2.022	d_p	0.41
	$\Lambda_w/(^\circ)$	9.951	T_{pc}	0.733
	A_{Rt}	2.47	$T_{p\theta}$	0.731
	λ_t	0.473	$\theta_{rtip}/(^\circ)$	5.8
	L_{ta}/m	0.51	c_{rtip}/mm	11.2
	χ	1.392	B_{R-KV}^V	0.117
	B_{F-V-M}^E	21 955	$B_{F-R}^F/(A \cdot \Omega^{0.2})$	0.044
目标	B_{KV-M}^V	10 609	$B_{F-R}^V/(A \cdot \Omega^{0.2})$	0.041
	B_{R-KV}^F	0.206		
	E_t	39.1	$V_{w,max}$	9.0
	M_{tot}	4.996	$\delta_e/(^\circ)$	-4.4
	$S_M/\%$	19.8	$n_1/(r \cdot \min^{-1})$	6 287
	$C_{l\beta}$	-0.075	$n_2/(r \cdot \min^{-1})$	4 996
	$C_{n\beta}$	0.037	$\tau^V/\%$	59.8
	$\tau^F/\%$	50.7	P_{lp}/m	0.197
	$T_{r,min} \cdot T_{r,max}^{-1}$	0.256	P_{Lr}/m	0.135

3.5 原理样机制作与飞行实验

3.5.1 原理样机设计和制作

根据优化设计结果,利用 CATIA 生成设计模型,利用 EPS 泡沫和玻璃纤维/环氧树脂制造原理样机,表 6 所示的最优解对应 MDO 结果,在现有产品库中选择参数最接近 MDO 结果的动力系统部件

产品组成原理样机的动力系统。通过广泛调研对比现有动力系统产品参数,选择朗宇 X2820 KV 500 电机、朗宇 EOLO 0.33 m×0.18 m 旋翼桨和 Hobbywing Platinum 60 A 电调作为固定翼动力系统,选择朗宇 V4006 KV 380 电机、朗宇 EOLO 0.41 m×0.152 m 旋翼桨和 T-motor Air 40 A 电调作为旋翼动力系统,电池选择格氏 6S 10 000 mAh LIPO 电池。

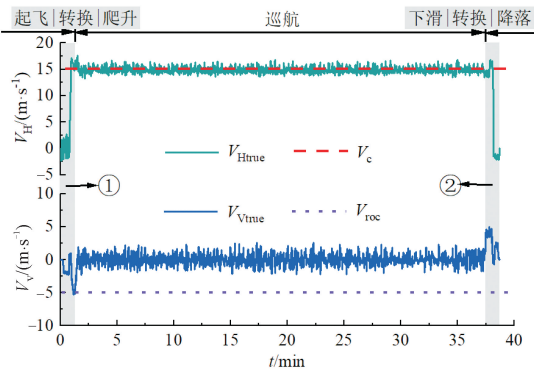
3.5.2 飞行实验

原理样机的飞行实验分为两部分:全任务剖面的飞行实验,原理样机的全任务剖面的飞行包括垂直起飞→旋翼/固定翼模式转换→固定翼模式爬升→固定翼模式巡航→固定翼模式下滑→固定翼/旋翼模式转换→垂直降落 7 个飞行阶段,用以验证 MDO 结果的合理性和可行性以及整个任务剖面内原理样机的性能与设计要求的符合程度;抗风性能的飞行验证,在无风环境下,当电动复合四旋翼无人机在旋翼模式下水平侧飞时,作用在机体上的力和力矩与其在侧面来流工况下稳定飞行时非常接近,因此采用无风环境下以旋翼模式侧飞时的飞行速度来衡量对应来流工况下的抗风性能^[22-23]。

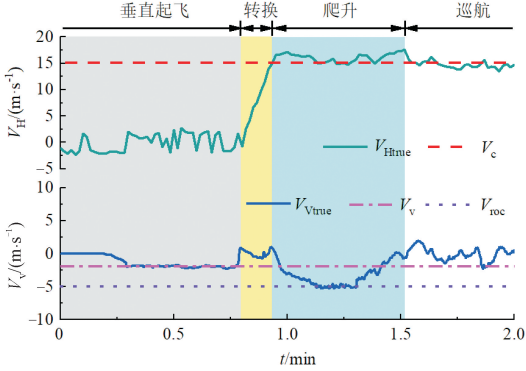
飞行日志记录的详细飞行数据如图 10 所示。其中图 10(a)中数据为全任务剖面飞行速度数据图,图 10(b)、(c)分别为图 10(a)中阴影区①和②的放大图,图中不同颜色区域用以表示不同的飞行阶段,图中 V_{Htrue} 为实际水平方向速度, V_c 为设计巡航速度, V_{Vtrue} 为实际垂直方向速度, V_{roc} 为固定模式下的设计爬升率,图 10(d) 中数据为侧飞实验数据图, V_{Strue} 为实际侧飞速度, $V_{w,max}$ 为设计最大可抗风速,欧拉角 $\Theta = [\varphi, \theta, \psi]$ 表示无人机的滚转、俯仰和偏航姿态角,飞控边界为飞控程序中设定的允许达到的最大姿态角。

图 10(a)~(c)中的飞行日志显示全任务剖面的飞行时间为 38.7 min,实际巡航速度约为 15 m/s,垂直起降速度约为 2 m/s,固定翼模式爬升率约为 5 m/s。图 10(d)所示的电动复合四旋翼无人机的最大侧飞速度约为 8.8 m/s,对应的最大滚转角为 31°。飞行实验结果、设计要求以及 MDO 结果的对比如图 11 所示,对比具体数据可知飞行实验与 MDO 结果的续航时间误差约为 1.02%,最大可抗风速与 MDO 结果的误差约为 2.2%,起飞总质量误差约为 0.5%,各阶段飞行速度与设计要求相吻合,可知原理样机的各项飞行性能参数均与设计要求、MDO 结果非常符合,续航性能、抗风性能的飞行测试结果与 MDO 结果非常吻合,说明了本算例无人机总

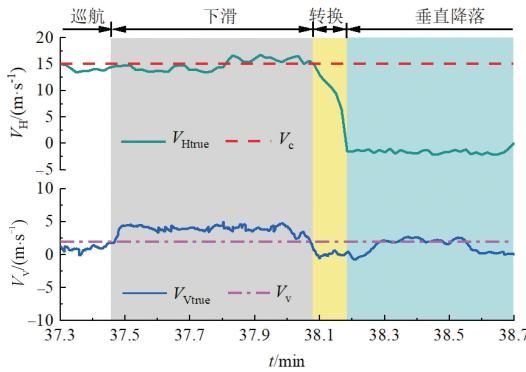
体 MDO 结果的正确性,表明了本文总体 MDO 方法的可行性和各学科分析模型建模方法的准确性。



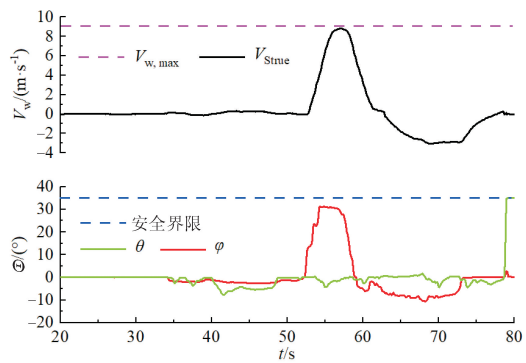
(a)全任务剖面飞行速度数据图



(b)图(a)中区域①的局部放大图



(c)图(a)中区域②的局部放大图



(d)旋翼模式侧飞速度和姿态角数据图

图 10 飞行日志数据

Fig. 10 Flight data

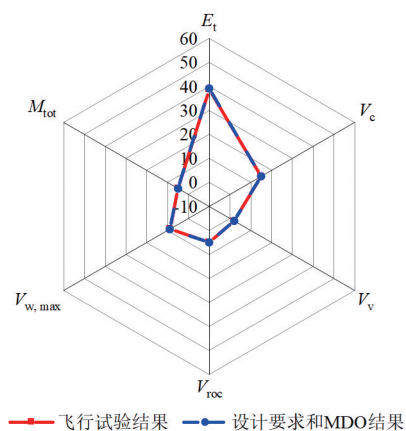


图 11 结果对比图

Fig. 11 Results comparison diagram

根据文献[21],原型机 Talon 无人机按截止电量为 20% 换算后的续航时间为 33.9 min,抗风速度为 8.5 m/s,起飞总质量为 5.14 kg。可知在算例电动复合四旋翼无人机的起飞总质量降低约为 2.8% 的情况下,使用同样的电池时,算例电动复合四旋翼无人机的航时提升了约 14.1%,最大可抗风速提升了约 3.5%,表明了无人机总体 MDO 方法和各学科分析模型建模方法的可行性、有效性。

4 结 论

本文针对电动复合四旋翼无人机总体 MDO 问题,提出了合理的 MDO 算法,进而建立无人机总体 MDO 流程。根据电动复合四旋翼无人机总体 MDO 过程中的学科组成,建立各学科的建模和分析方法,主要包括几何外形参数化建模和气动网格划分、各个飞行模式下的气动性能和飞行性能分析方法、旋翼模式下抗风性能的评估和分析方法以及电力系统的建模和设计方法。

利用所提 MDO 方法和多学科建模、分析方法对算例无人机进行优化设计,根据优化设计结果设计制作了原理样机,并对原理样机进行了飞行实验。实验结果显示算例无人机的飞行性能均满足设计要求,并且在起飞总重降低约为 2.8% 的情况下,使用同样电池时,算例无人机航时提升了约 14.1%,最大可抗风速提升了约 3.5%,表明了本文所提电动复合四旋翼无人机总体 MDO 方法和各学科分析模型建模方法的可行性、有效性。

参考文献:

[1] GÜÇLÜ A, ARIKAN K B, KURTULUŞ D F. Atti-

tude and altitude stabilization of fixed wing VTOL unmanned air vehicle [C]//AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference. Reston, VA, USA: AIAA, 2016: 2016-3378.

- [2] ÇAKICI F, LEBLEBICIO A, LU M K. Design and analysis of a mode-switching micro unmanned aerial vehicle [J]. International Journal of Micro Air Vehicles, 2016, 8(4): 221-229.
- [3] DEWI P T, HADI G S, RAMADHAN KUSNAEDI M, et al. Design of separate lift and thrust hybrid unmanned aerial vehicle [J]. The Journal of Instrumentation, Automation and Systems, 2015, 2(2): 45-51.
- [4] TYAN M, NGUYEN N V, KIM S, et al. Comprehensive preliminary sizing/resizing method for a fixed wing-VTOL electric UAV [J]. Aerospace Science and Technology, 2017, 71: 30-41.
- [5] FINGER D F, BRAUN C, BIL C. The impact of electric propulsion on the performance of VTOL UAVs [C]//Deutscher Luft-und Raumfahrtkongress (DGLR). Munich, Germany: [s. n.], 2017: 1-18.
- [6] 赵长辉, 杨五兵, 李波, 等. 固定翼四旋翼复合飞行器 [C]//2014(第五届)中国无人机大会论文集. 北京: 航空工业出版社, 2014: 50-55.
- [7] 张飞. 垂直起降固定翼无人机研究 [D]. 南昌: 南昌航空大学, 2019.
- [8] RAYMER D P. Enhancing aircraft conceptual design using multidisciplinary optimization [D]. Stockholm, Sweden: Royal Institute of Technology, 2002: 1-4.
- [9] PAPAGEORGIOU A, ÖLVANDER J. The role of multidisciplinary design optimization (MDO) in the development process of complex engineering products [C]//21st International Conference on Engineering Design (ICED 17). [S. l.]: [s. n.], 2017: 109-118.
- [10] 余雄庆. 飞机总体多学科设计优化的现状与发展方向 [J]. 南京航空航天大学学报, 2008, 40(4): 417-426.
- YU Xiongqing. Multidisciplinary design optimization for aircraft conceptual and preliminary design: status and directions [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2008, 40(4): 417-426.
- [11] SIMPSON T W, BOOKER A J, GHOSH D, et al. Approximation methods in multidisciplinary analysis and optimization: a panel discussion [J]. Structural and Multidisciplinary Optimization, 2004, 27(5): 302-313.
- [12] 韩忠华. Kriging 模型及代理优化算法研究进展 [J]. 航空学报, 2016, 37(11): 3197-3225.
- HAN Zhonghua. Kriging surrogate model and its ap-

- plication to design optimization: a review of recent progress [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2016, 37(11): 3197-3225.
- [13] 韩忠华, 许晨舟, 乔建领, 等. 基于代理模型的高效全局气动优化设计方法研究进展 [J]. *航空学报*, 2020, 41(5): 25-65.
- HAN Zhonghua, XU Chenzhou, QIAO Jianling, et al. Recent progress of efficient global aerodynamic shape optimization using surrogate-based approach [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2020, 41(5): 25-65.
- [14] MARTINS J R R A, LAMBE A B. Multidisciplinary design optimization: a survey of architectures [J]. *AIAA Journal*, 2013, 51(9): 2049-2075.
- [15] 张科施. 飞机设计的多学科优化方法研究 [D]. 西安: 西北工业大学, 2006.
- [16] 李响. 多学科设计优化方法及其在飞行器设计中的应用 [D]. 西安: 西北工业大学, 2004.
- [17] 胡添元. 飞翼布局飞机总体多学科设计优化研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.
- [18] 唐伟. X翼尾坐式小型飞行器关键设计问题研究 [D]. 西安: 西北工业大学, 2019.
- [19] MELIN T. A vortex lattice MATLAB implementation for linear aerodynamic wing applications [D]. Stockholm, Sweden: Royal Institute of Technology, 2000.
- [20] RAYMER D P. Aircraft design: a conceptual approach [M]. 6th ed. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2018.
- [21] ZHANG Hang, SONG Bifeng, LI Fan, et al. Multidisciplinary design optimization of an electric propulsion system of a hybrid UAV considering wind disturbance rejection capability in the quadrotor mode [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2021, 110: 106372.
- [22] ZHANG Hang, SONG Bifeng, WANG Haifeng, et al. A method for evaluating the wind disturbance rejection capability of a hybrid UAV in the quadrotor mode [J]. *International Journal of Micro Air Vehicles*, 2019, 11: 1756829319869647.
- [23] 张航, 宋笔锋, 王海峰, 等. 固旋翼无人机垂直起降阶段抗风特性及其影响因素 [J]. *系统工程与电子技术*, 2019, 41(7): 1525-1535.
- ZHANG Hang, SONG Bifeng, WANG Haifeng, et al. Wind resistance and influencing factors of quadrotor fixed-wing vertical take-off and landing hybrid unmanned aerial vehicle [J]. *Systems Engineering and Electronics*, 2019, 41(7): 1525-1535.
- [24] QUAN Quan. Introduction to multicopter design and control [M]. Singapore: Springer Singapore, 2017.
- [25] DAI Xunhua, QUAN Quan, REN Jinrui, et al. An analytical design-optimization method for electric propulsion systems of multicopter UAVs with desired hovering endurance [J]. *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, 2019, 24(1): 228-239.
- [26] VIANA F A C, VENTER G, BALABANOV V. An algorithm for fast optimal Latin hypercube design of experiments [J]. *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, 2010, 82(2): 135-156.
- [27] MathWorks. Neural net fitting [EB/OL]. [2022-10-10]. <https://www.mathworks.com/help/deeplearning/ref/neuralnetfitting-app.html>.
- [28] 赖宇阳, 姜欣, 方立桥, 等. Isight 参数优化理论与实例详解 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2012.
- [29] YUSOFF Y, NGADIMAN M S, ZAIN A M. Overview of NSGA-II for optimizing machining process parameters [J]. *Procedia Engineering*, 2011, 15: 3978-3983.

(编辑 赵炜)