

文章编号: 1674-8190(2025)01-018-08

# 分布式电推进短距起降飞机的总体参数优化

吕明浩, 余雄庆

(南京航空航天大学 航空学院, 南京 210016)

**摘要:** 基于分布式电动推进的短距起降飞机是一种新概念飞机, 需要研究其总体参数的设计方法。以常规的涡桨飞机加装分布式电动螺旋桨的概念方案为示例, 将这类飞机总体参数的设计问题提炼为一个优化设计问题; 应用基于代理模型的优化方法, 制定总体参数优化设计的流程。结果表明: 该示例飞机总体参数优化后, 能以最小的质量代价达到苛刻的短距起降要求(起飞滑跑距离小于 100 m, 着陆滑跑距离小于 70 m); 分布式螺旋桨安装在机翼下方且有一定的倾斜角, 螺旋桨转速和直径适中; 机翼面积有所增加, 涡桨发动机的功率需求明显减小。

**关键词:** 分布式推进; 短距起降; 飞机概念设计; 多学科分析优化

中图分类号: V272

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2025.01.03

## Optimization for overall parameters of STOL aircraft with distributed electric propulsion

LYU Minghao, YU Xiongqing

(College of Aeronautical Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** The short takeoff and landing (STOL) aircraft using distributed electric propulsion is a novel concept, for which the design method of its overall parameters needs to be explored. Taking the conventional turboprop aircraft retrofitted with distributed electric propellers as an illustrative aircraft, the design problem of the aircraft overall parameters is formulated as an optimization problem, and then the design optimization process for the overall aircraft parameters is presented using the optimization method with surrogate model. The results show that, after optimization for the overall parameters of the illustrative aircraft concept, the requirements for the ground roll distance during takeoff and landing can be met at the minimum weight penalty. The ground roll distance during takeoff is less than 100 m, the ground roll distance during landing is less than 70 m. The optimal results also indicate that the distributed propellers are installed beneath the wing at a certain angle of inclination with moderate rotation speed and diameter, the wing area is increased slightly and required power for the turboprop engine is reduced significantly.

**Key words:** distributed electric propulsion; short takeoff and landing; aircraft conceptual design; multidisciplinary analysis optimization

收稿日期: 2023-08-27; 修回日期: 2023-09-27

基金项目: 国家自然科学基金(12032011); 湖南创新型省份建设专项经费资助(2022GK1070)

通信作者: 余雄庆(1965-), 男, 博士, 教授、博导。E-mail: yxq@nuaa.edu.cn

引用格式: 吕明浩, 余雄庆. 分布式电推进短距起降飞机的总体参数优化[J]. 航空工程进展, 2025, 16(1): 18-25.

LYU Minghao, YU Xiongqing. Optimization for overall parameters of STOL aircraft with distributed electric propulsion[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2025, 16(1): 18-25. (in Chinese)

## 0 引言

近年来,为了减轻地面交通拥堵情况并为公众提供其他出行选择,城市空中交通(Urban Air Mobility, UAM)的概念被提出来<sup>[1]</sup>。与此同时,短距起降(Short Takeoff and Landing, STOL)飞机也引起了人们的关注<sup>[2]</sup>。相比于垂直起降的UAM飞机,STOL飞机的适航认证风险更低,更容易在现有机型上进行改型,动力系统更轻,且能实现更大的有效载荷或者更小的起飞质量<sup>[3-4]</sup>。

为了实现飞机短距起降的目标,研究者开始探索在飞机上安装分布式推进(Distributed Electric Propulsion, DEP)系统增加飞机升力的方法<sup>[5]</sup>。分布式推进系统是在机翼前缘布置多个螺旋桨,提升飞机低速状态下的升力以实现短距起降<sup>[6]</sup>。例如,在2021年的莫斯科航展上,一架安-2飞机通过加装8个可折叠电动螺旋桨,展示了其短距起降性能<sup>[5]</sup>;Electra公司正在研制一种短距起降通航飞机,在机翼上安装了8个电动螺旋桨,以实现300 ft (1 ft=0.304 8 m)以内的起降,可用于区域性通勤、中等距离的物流等场景<sup>[7]</sup>;Courtin等<sup>[8]</sup>制作了一个装有分布式推进系统的飞机的30%缩比模型,实现了超短距起降的飞行试验;Stoll等<sup>[9]</sup>以西锐SR22为参考机型,在机翼上加装分布式推进系统,改型后飞机的巡航效率大幅提高。

对于传统的通用航空飞机,总体参数(发动机功率、机翼面积等)的设计可以参考同类机型。而对于安装了分布式推进系统的飞机而言,分布式推进系统与机翼之间存在较强的耦合关系<sup>[10]</sup>,不能采用传统的方法(参考现有飞机统计数据)来确定其总体参数,需要研究适用于分布式电动推进飞机的总体参数设计方法<sup>[11]</sup>。

解决上述问题的一种有效方式是应用优化方法来确定合理的总体参数<sup>[12]</sup>。Moore<sup>[13]</sup>搭建了一个基于多学科设计的参数优化框架,对分布式推进系统中螺旋桨的各项参数进行了优化,得出了满足噪声限制和起降距离限制的飞机概念方案;Courtin等<sup>[14]</sup>搭建了一套飞机分析优化框架,对比了基于同一任务优化出的短距起降飞机和垂直起降飞机各项性能上的差异。上述研究表明,短距起降飞机的性能优势取决于需要多短的跑道。Gnadt等<sup>[4]</sup>提出了一种装有分布式推进系统的涡轮电动混合飞机,以飞机起飞质量最小为优化目标

进行了总体参数优化,但其主要针对分布式推进系统的各项参数,而对推进系统总体参数和机翼总体参数同时进行优化很少考虑。

本文以一种分布式电推进的短距起降飞机为研究对象,将推进系统总体参数和机翼总体参数的一体化设计问题提炼为一个优化问题;应用基于代理模型的优化方法,建立其总体参数优化设计的流程;针对分布式电推进飞机的特点,建立其概念方案的多学科分析模型,通过优化方法的应用,以期为此类短距起降飞机总体参数设计提供一种有效的方法。

## 1 概念方案与优化问题

本文研究的短距起降飞机的概念方案外形如图1所示,主要参数如表1所示。该概念方案的机身、机翼和尾翼外形参考了塞斯纳208飞机,在机翼前缘加装分布式电推进螺旋桨,用于提高起降阶段的升力以降低起降距离,巡航阶段分布式电推进螺旋桨关闭并折叠。主推进系统为一台涡桨发动机,在整个飞行过程中提供拉力。

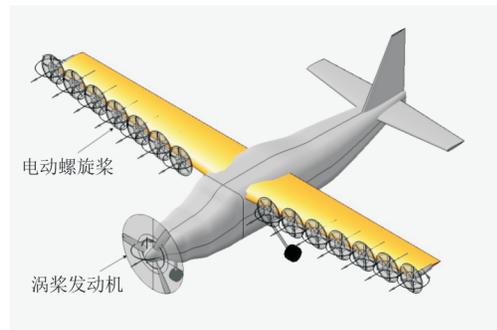


图1 分布式螺旋桨推进的短距起降概念方案  
Fig. 1 Aircraft concept for STOL using DEP

表1 概念方案主要参数的初始值  
Table 1 Initial values of main parameters of the conceptual design

参数	数值	参数	数值
机翼面积/m <sup>2</sup>	26	机翼展弦比	9.725
机翼梢根比	0.587	有效载荷/kg	1 000
分布式螺旋桨个数	14	分布式螺旋桨直径/m	0.9
巡航高度/m	3 000	航程/km	700

该方案的主要性能指标为:起飞滑跑距离和着陆滑跑距离小于100 m(作为对比,塞斯纳208飞机的起飞滑跑距离为354 m,着陆滑跑距离为218 m);巡航速度为300 km/h,巡航高度为

3 000 m; 航程 700 km。其任务剖面如图 2 所示, 分布式螺旋桨在起飞和初始爬升阶段打开, 爬升至 610 m 后, 进入平飞过渡段, 逐渐减小电机功率直至电机停止工作, 分布式螺旋桨折叠, 而后进入爬升段。在飞机下降至 152 m 时, 分布式螺旋桨打开<sup>[4]</sup>。

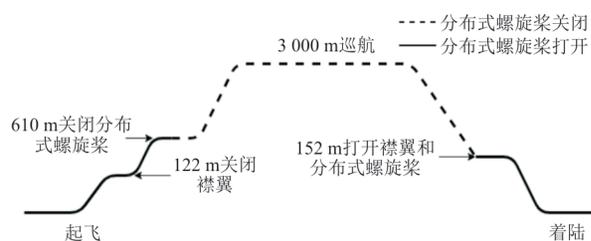


图 2 任务剖面  
Fig. 2 Mission profile

为了满足上述性能指标, 需要合理地确定该概念方案的总体参数, 使飞机的全机质量(最大起飞质量)最小。需要确定的总体参数包括: ①分布式螺旋桨的参数(桨叶个数和直径、转速); ②驱动分布式螺旋桨的电机功率; ③分布式螺旋桨的安装位置; ④涡桨发动机的功率; ⑤机翼面积、展弦比等。

上述总体参数确定问题可以提炼为一个优化问题。优化模型的三个要素是设计变量、约束条件和优化目标。

设计变量: 设计变量包括推进系统设计参数和机翼总体参数, 如表 2 所示。分布式电动螺旋桨(DEP)与机翼之间的相对位置参数定义如图 3 所示。

表 2 设计变量及其取值范围  
Table 2 Design variables and their value ranges

设计参数	取值范围
机翼面积/m <sup>2</sup>	20.8~31.2
展弦比	7.78~11.67
梢根比	0.47~0.704
涡桨发动机功率/kW	300~500
DEP 直径/m	0.55~0.9
DEP 距机翼 X 向距离/DEP 直径	0.2~1.8
DEP 距机翼 Z 向距离/DEP 直径	-1.0~0.5
DEP 转速/(r·min <sup>-1</sup> )	4 500~6 000
DEP 桨叶数	2~6
DEP 倾斜角/(°)	-5~1

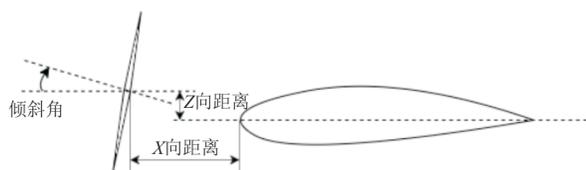


图 3 分布式电动螺旋桨位置参数定义  
Fig. 3 Definition of position parameters of distributed electric propeller

约束条件: 起飞滑跑距离小于 100 m, 着陆滑跑距离小于 70 m, 巡航距离不小于 700 km。

目标函数: 全机质量最小。

## 2 优化方法

针对分布式电推进短距起降飞机概念方案的总体参数优化问题, 制定优化计算流程。为了减少优化计算的时间, 采用基于代理模型的优化方法, 首先建立多学科分析模型的代理模型, 然后在优化计算中用该代理模型计算目标函数值和约束条件的值。优化计算流程如图 4 所示。

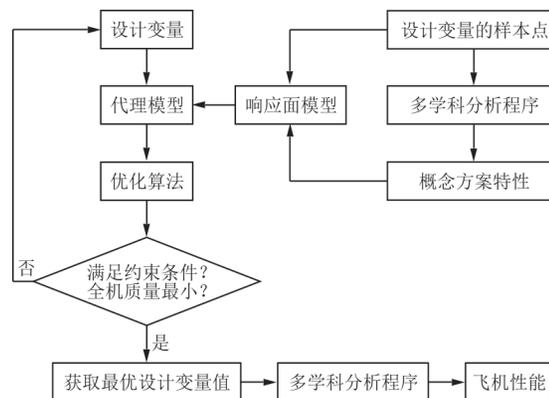


图 4 优化方法的流程  
Fig. 4 Flowchart of optimization method

根据表 2 中设计变量的取值范围, 采用拉丁超立方取样, 生成分析样本点数据; 将每个样本点数据作为输入数据, 应用多学科分析模型, 计算出样本点的特性(即多学科分析的输出数据); 采用二次多项式响应面模型, 对输入数据和输出数据进行拟合; 响应面模型拟合精度经验证后, 作为多学科分析的代理模型, 用于优化过程中目标函数和约束条件的计算。

本文中, 用于建立代理模型的有效样本点数量为 563, 另外, 额外生成 30 个样本点对代理模型进行精度检验。经过精度验证表明, 代理模型最大相对平均误差为 6%, 满足概念设计的精度

要求。

代理模型建立后,可以应用适当的优化算法进行迭代计算,求出最优设计变量的值。考虑到遗传算法有利于寻找全局最优解,因此本文采用 MATLAB 优化工具箱中的遗传算法程序求解最优总体参数。遗传算法的缺点是收敛速度慢,需要大量的多学科分析次数。由于本文采用基于代理模型优化的策略,代理模型的计算量很小,适于采用遗传算法。

优化计算收敛后,获得最优设计变量的值,即获得了最优总体参数设计方案。应用多学科分析

程序对该方案进行分析,计算出该方案的质量、航程、起降性能等数据。

### 3 多学科分析模型

多学科分析用于计算飞机概念方案的质量、航程、起降距离等参数。根据这些性能数据,评估优化过程中各项约束条件是否满足以及目标函数值的大小。多学科分析程序包括几何模块、推进系统模块、气动模块、质量模块和性能模块,各模块之间的数据传递关系可用扩展设计结构矩阵(XDSM)图来表示,如图 5 所示。

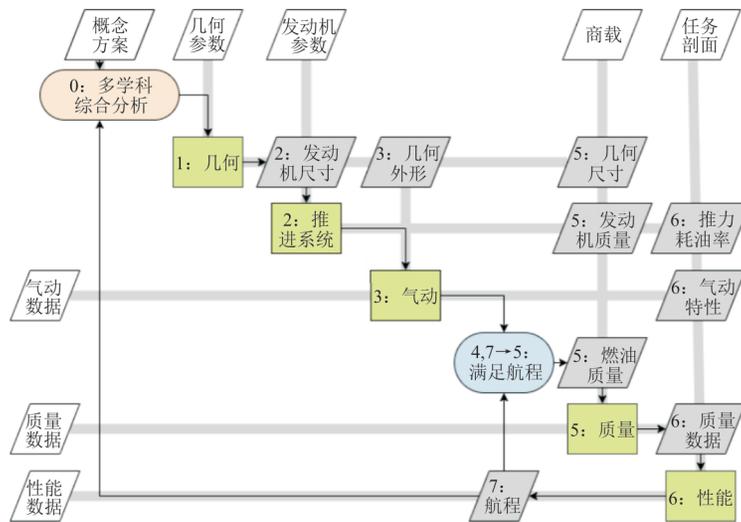


图 5 多学科分析的架构

Fig. 5 Architecture of multidisciplinary analysis

#### 3.1 几何模块

几何模块的功能是创建概念方案的三维模型,并输出飞机的参考面积、湿面积等几何特性数据,供后续模块使用。

采用开源的参数化几何建模软件 OpenVSP<sup>[15]</sup> 建立概念方案的三维模型。几何模块的输入为外形参数,将外形参数写入到 VSPScript 脚本文件中,调用 OpenVSP 软件,生成概念方案的三维外形,并输出参考面积、湿面积等。

#### 3.2 推进系统模块

推进系统模块的功能是计算推进系统在不同飞行状态下的推力特性、耗油率特性,供性能模块使用。由于本文研究对象为带有分布式推进系统的混合动力短距起降飞机,因此推进系统分为常

规涡桨推进系统和分布式电动推进系统两部分。

对于常规涡桨推进系统,采用文献[16]提供的工程估算方法计算推力特性和耗油率特性。

分布式电动推进系统的组成如图 6 所示,电池为电动机提供电能,电动机驱动螺旋桨工作,其中  $P_B$  表示电池的放电功率,  $P_C$  表示电机控制器的输出功率,  $P_E$  表示电动机的输出功率。

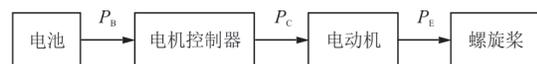


图 6 分布式电动推进系统的组成

Fig. 6 Elements of the distributed electric propulsion

由于分布式推进系统只用于起降阶段,其主要功用是,通过螺旋桨滑流增加流经机翼表面的空气流速,从而达到增加机翼升力的目的。虽然螺旋桨滑流也会对气动阻力造成不利影响,但在

起降阶段增加升力更为重要。本文采用的分布式螺旋桨桨叶的翼型为 MH114<sup>[17]</sup>,螺旋桨的弦长和扭转角分布如图 7 所示。

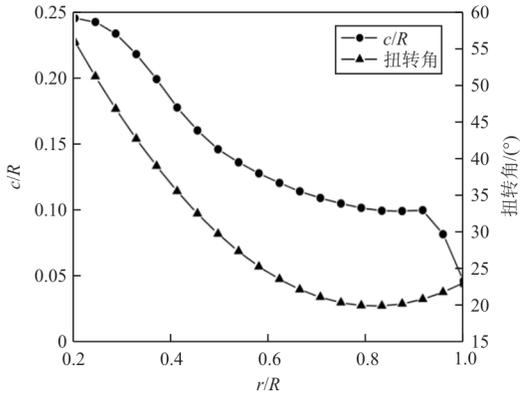


图 7 桨叶的弦长和扭转角分布  
Fig. 7 Chord and twist distribution of blade

分布式电推进系统分析模型的输入为分布式螺旋桨桨叶的几何参数、分布式螺旋桨转速等。

根据螺旋桨桨叶的截面数据,应用开源的 XROTOR 软件<sup>[18]</sup>计算得出分布式推进系统在不同飞行状态下的推力、功率、功率系数和拉力系数。该软件基于升力线理论和 Prandtl-Glauert 修正因子,通过数值计算方法,可以快速分析各种螺旋桨的气动特性,具有较好的通用性。

### 3.3 质量模块

质量模块用于估算飞机的结构质量、最大起飞质量和使用空重,这些质量数据将用于性能计算。

飞机的质量组成如图 8 所示,其中有效载荷由设计要求给定,机体结构、涡桨推进系统、系统设备、使用项目的质量采用文献[16]的方法进行估算。

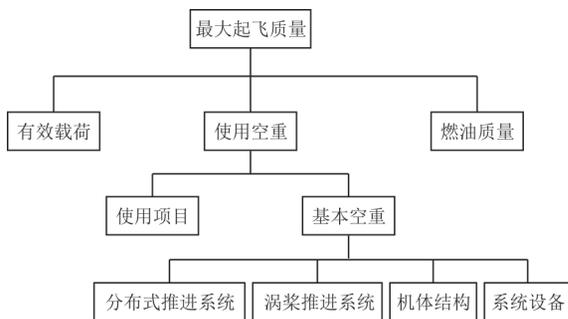


图 8 飞机质量组成  
Fig. 8 Aircraft weight composition

分布式推进系统质量分为电池质量、电机控制器质量、电动机质量、螺旋桨质量和其他次级部件质量,各部分质量计算方式<sup>[17]</sup>如下所示。

$P_{i,\max}$  ( $i=1,2$ )分别为电机控制器和电动机的最大功率,计算公式为

$$P_{i,\max} = \frac{P_i}{\eta_i} \quad (i=1,2) \quad (1)$$

式中: $P_i$ 分别为电机控制器和电动机的输出功率; $\eta_i$ 为电机控制器和电动机的效率。

电动机质量  $W_1$ 和电机控制器质量  $W_2$ 的计算公式为

$$W_i = \frac{P_{i,\max}}{\rho_i} \quad (i=1,2) \quad (2)$$

式中: $\rho_i$ 为电动机和电机控制器的功率密度。

电池质量  $W_B$ 由电池储存的电量  $Q_B$ 和电池能量密度  $e_B$ 计算得出,计算公式为

$$W_B = \frac{Q_B}{e_B} \quad (3)$$

所需的电量由需求的电池输出功率和放电时间确定,即:

$$Q_B = \frac{P_B}{\eta_B} \times t \quad (4)$$

式中: $P_B$ 为电池输出功率; $\eta_B$ 为电池的效率; $t$ 为电池的放电时间。

放电时间由飞机的起飞与着陆时间确定。在实际使用中,电池需要保留一定的余量,余量一般为 20%。

螺旋桨的质量为桨叶材料密度乘以桨叶体积。采用快速方法估算螺旋桨桨叶的体积,计算流程为:将一片桨叶按照弦长分布划分为多段,将每段体积求和再乘以 1.2,即为一片桨叶的体积。经验证,这种快速估算方法的计算误差在 2% 以内,满足概念设计阶段的要求。分布式推进螺旋桨桨叶的材料为碳纤维复合材料,其密度为  $1.6 \text{ g/cm}^3$ <sup>[17]</sup>。

为了计入轴承、电缆、联轴器等次级部件的质量,将计算出的分布式推进系统总质量放大 1.2 倍<sup>[17]</sup>。

### 3.4 气动模块

气动模块的功能是计算飞机起降构型、巡航构型的升力特性和阻力特性,建立气动数据库,供

性能分析模块使用。

气动特性分析分为两种情况:①在起降阶段和初始爬升阶段,分布式电推进系统工作;②在巡航阶段,分布式推进系统关闭。

对于第①种情况,采用 OpenVSP 软件中提供的 VSPAero 气动分析模块,对耦合螺旋桨效应的机翼气动特性进行分析。VSPAero 耦合了涡格法和螺旋桨动量盘计算方法(如图 9 所示),可快速分析螺旋桨对机翼的升力和诱导阻力的影响。Sheridan 等<sup>[19]</sup>针对含螺旋桨的机翼气动力分析问题,将 VSPAero 的计算结果与高阶精度软件 OverFlow 的计算结果进行了对比,结果表明 VSPAero 的计算精度满足概念设计阶段的精度要求。另外,考虑到本文飞机的几何模型由 OpenVSP 软件创建,该几何模型可与 VSPAero 模块实现无缝链接,因此采用 VSPAero 进行气动分析更为便捷。在应用 VSPAero 进行气动分析时,需要输入螺旋桨的拉力系数、功率系数,这些系数由推进系统模块计算获得。对于黏性阻力的计算,采用基于边界层理论的工程估算方法。

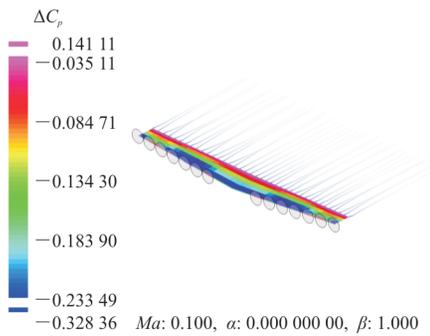


图 9 耦合分布式螺旋桨的机翼气动模型  
Fig. 9 Wing aerodynamic model coupled with DEP

对于第②种情况,分布式推进系统关闭,不用考虑分布式螺旋桨对机翼气动特性的影响,采用现有的工程估算方法<sup>[20]</sup>计算其气动特性。

### 3.5 性能模块

性能模块是依据上述各个模块的输出以及任务剖面的要求,计算飞机的航线性能和起降性能。

性能模块采用基于简化的动力学方程计算飞机的航线性能和起降性能,计算方法详见文献[21]。其中,地面滑跑距离  $S_G$  的计算公式为

$$S_G = \frac{1}{2B} \ln \left( \frac{A + BV_R^2}{A} \right) + V_R \times t_R \quad (5)$$

$$A = \frac{T}{m} - \mu g \quad (6)$$

$$B = \frac{-\rho S}{2m} (C_{D_{T0}} - \mu C_{L_{T0}}) \quad (7)$$

式中:  $V_R$  为抬前轮速度,大小是起飞失速速度的 1.1 倍;  $t_R$  为抬头滑行时间;  $T$  为推力,包括了涡桨发动机提供的推力和分布式推进系统提供的推力;  $m$  为最大起飞质量;  $\mu$  为飞机起飞时的地面滚动摩擦系数;  $C_{L_{T0}}$  和  $C_{D_{T0}}$  分别为安装了分布式推进系统后的起飞升力系数和阻力系数。

着陆滑跑距离  $S_{GR}$  的计算公式<sup>[21]</sup>为

$$S_{GR} = V_{TD} \times t_{TD} + \frac{V_{BR}^2 W_{LDG}}{2g [D_{LDG} + \mu(W_{LDG} - L) - T]} \quad (8)$$

式中:  $V_{TD}$  为接地速度,大小是着陆失速速度的 1.1 倍;  $t_{TD}$  为自由滑行时间;  $V_{BR}$  为刹车速度,大小是着陆失速速度的 1.1 倍;  $D_{LDG}$  为阻力;  $L$  为升力;  $W_{LDG}$  为着陆质量;  $\mu$  为飞机着陆时的地面滚动摩擦系数。

由于分布式螺旋桨工作时,飞机的最大升力系数随飞行速度变化而变化,因此对于失速速度的计算,采用迭代方法,即首先假定一个初始失速速度,由气动计算方法获得该速度下的升力系数,再根据公式(9)计算出一个失速速度。

$$V = \sqrt{\frac{2W}{\rho \times S \times C_{L,max}}} \quad (9)$$

式中:  $W$  为起飞或着陆时的质量;  $S$  为参考面积;  $C_{L,max}$  为分布式螺旋桨工作时起飞或着陆状态的最大升力系数。

比较假定的失速速度和由上式计算出的失速速度,如果两者之差小于 0.001,则将其视为实际的失速速度;否则将计算出的失速速度作为新的初始失速速度,重复上述过程,直至满足误差要求。分布式螺旋桨工作时,能大幅度提高飞机起降时的升力系数,降低飞机的失速速度,从而大幅度减少起飞和着陆的滑跑距离。

在计算航程时,通过改变质量模块中的设计燃油质量,在性能模块和质量模块中进行迭代计算,使飞机的设计航程与性能模块计算的航程一

致,参见图 4 所示的多学科分析架构。

## 4 优化结果和分析

应用第 2 节的优化方法,求解第 1 节中定义的总体参数优化问题。遗传算法的种群大小设为 100,经过 5 代共 77 100 个个体的迭代分析,优化计算结果收敛。优化后获得设计变量值、约束函数值和目标函数值,如表 3 所示,优化后的概念方案如图 10 所示。

表 3 总体参数优化结果  
Table 3 Parameters optimization results

项目	参数	数值
设计变量	机翼面积/m <sup>2</sup>	31.2
	展弦比	10.78
	梢根比	0.47
	涡桨发动机功率/kW	390
	DEP 直径/m	0.85
	DEP 距机翼 X 向距离/DEP 直径	0.2
	DEP 距机翼 Z 向距离/DEP 直径	-0.1
	DEP 转速/(r·min <sup>-1</sup> )	4 666
	DEP 桨叶数	4
	DEP 倾斜角/(°)	-5
约束函数	起飞滑跑距离/m	91.6
	着陆滑跑距离/m	63.4
	巡航距离/km	700
目标函数	最大起飞质量/kg	3 675.6

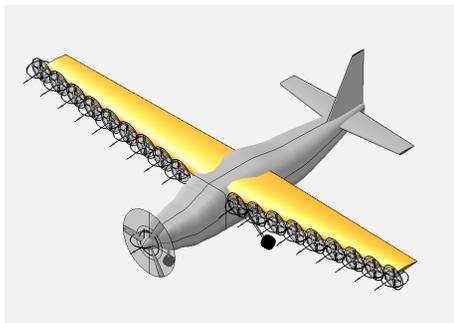


图 10 优化后的飞机外形

Fig. 10 Aircraft configuration after optimization

优化结果表明,优化后的方案满足起降滑跑距离和巡航距离的约束,且最大起飞质量与参考机型(塞斯纳 208)的最大起飞质量 3 629 kg 相当。优化后的机翼面积较大,这主要是为了满足严苛的起降滑跑距离约束,需要进一步减少翼载,导致机翼面积较大。展弦比会同时影响机翼气动特性、机翼结构质量以及分布式螺旋桨布置,优化后

的展弦比略有增加。

优化后所需要的涡桨发动机功率为 390 kW,相较于参考机型,涡桨发动机功率明显降低(塞斯纳 208 的发动机功率为 500 kW)。这主要是因为,在起降阶段和初始爬升阶段,分布式电推进系统提供了部分拉力,因而降低了对涡桨发动机的功率需求。该飞机的涡桨发动机功率主要用于满足巡航阶段的功率需求。但另一方面,在起降阶段,需要分布式电机总功率为 527.4 kW(单个电机的功率为 29.3 kW),用于驱动分布式螺旋桨。由于分布式电推进系统导致飞机空重增加,若要维持改型飞机的最大起飞质量与原型机基本一致,减少燃油质量,航程也会明显减少。

从优化结果中还可以看出,分布式螺旋桨的直径(即螺旋桨个数)和转速这两个设计变量的值在其上下限之间,这是权衡了分布式电动推进系统增升效果和质量代价的结果。虽然高转速和大直径的螺旋桨会提高增升效果,但同时螺旋桨质量会增加,需要功率更大的电机,导致分布式电动推进系统质量的增加。因此螺旋桨的直径和转速应取适中的值。

优化结果也表明,分布式螺旋桨应安装在机翼下方的适当位置并有一定的向下倾斜角,这样可起到增加机翼迎角的效果,有利于增加机翼的升力。本文优化结果与文献[10]的分析结果一致。对于优化后的方案,在典型的起飞状态(高度 0 m,速度 17 m/s,迎角 10°,襟翼偏转 15°)下,分布式推进系统打开时,升力系数为 4.09;而未采用分布式推进系统时,升力系数为 1.38,分布式推进系统对机翼的增升效果非常明显。

## 5 结 论

1) 基于代理模型的优化方法能够有效地应用于电推进短距起降飞机概念方案的推进系统总体参数和机翼总体参数的一体化设计。优化后,飞机起飞地面滑跑距离小于 100 m,着陆地面滑跑距离小于 65 m,这个距离不到同类飞机的 1/3。

2) 分布式推进系统的参数设计应权衡增升效果和质量代价。分布式螺旋桨的转速应适中,直径不宜过大。螺旋桨安装在机翼下方且有一定的向下倾斜角,有利于提高增升效果。

3) 实现短距起降的主要代价是,额外的分布

式推进系统导致空机质量增加。为了限制最大起飞质量,不得不减少燃油质量。因此,在最大起飞质量相当的情况下,基于分布式电推进系统的短距起降飞机的航程要明显小于常规飞机。另外,在机翼前缘安装分布式推进系统,会增加机翼结构设计的复杂度,气动阻力也会小量增加。

需要说明的是,在本文研究中,为了简化优化问题,限定分布式推进系统中每个螺旋桨的尺寸相同,并假设左、右机翼上螺旋桨转向关于飞机对称面对称。在以后的参数优化研究中,各螺旋桨的尺寸和转向均可作为独立的设计变量,从而进一步挖掘分布式电推技术的潜力。

### 参 考 文 献

- [1] ROBINSON J N, SOKOLLEK M D R, JUSTIN C Y, et al. Development of a methodology for parametric analysis of STOL airpark geo-density[C]// 2018 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference. US: AIAA, 2018: 3054-3063.
- [2] COURTIN C, HANSMAN R J. Model development for a comparison of VTOL and STOL electric aircraft using geometric programming [C] // 2019 AIAA Aviation Forum. US: AIAA, 2019: 3477-3485.
- [3] COURTIN C, BURTON M J, YU A, et al. Feasibility study of short takeoff and landing urban air mobility vehicles using geometric programming[C]// 2018 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference. US: AIAA, 2018: 4151-4163.
- [4] GNADT A, ISAACS S, PRICE R, et al. Hybrid turbo-electric STOL aircraft for urban air mobility [C] // 2019 AIAA Scitech Forum. US: AIAA, 2019: 531-542.
- [5] MCDONALD R A, GERMAN B J, TAKAHASHI T, et al. Future aircraft concepts and design methods[J]. The Aeronautical Journal, 2022, 126: 92-124.
- [6] 王科雷, 周洲, 马悦文, 等. 垂直起降固定翼无人机技术发展趋势分析[J]. 航空工程进展, 2022, 13(5): 1-13.  
WANG Kelei, ZHOU Zhou, MA Yuewen, et al. Development and trend analysis of vertical takeoff and landing fixed wing UAV[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2022, 13(5): 1-13. (in Chinese)
- [7] Electra. Airflow and EI Azufre sign letter of intent for sustainable and convenient transportation to andes mountain ski resort [EB/OL]. [2023-08-27]. <https://www.electra.aero/>.
- [8] COURTIN C, HANSMAN R J, DRELA M. Flight test results of a subscale super-STOL aircraft[C]// 2020 AIAA Scitech Forum. US: AIAA, 2020: 1-12.
- [9] STOLL A M, BEVIRT J B, MOORE M D, et al. Drag reduction through distributed electric propulsion[C]// 14th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference. US: AIAA, 2014: 2851-2859.
- [10] FEI X, GERMAN B, PATTERSON M D. Exploring the effects of installation geometry in high-lift propeller systems [C] // 2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting. US: AIAA, 2018: 277-287.
- [11] 马一元, 张炜, 张星雨, 等. 分布式电推进无人机总体参数设计方法研究[J]. 西北工业大学学报, 2021, 39(1): 27-36.  
MA Yiyuan, ZHANG Wei, ZHANG Xingyu, et al. Primary parameters design method for distributed electric propulsion unmanned aerial vehicle [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2021, 39(1): 27-36. (in Chinese)
- [12] 俞金海, 周琳, 李晨, 等. 喷气客机总体参数优化计算环境的开发[J]. 航空工程进展, 2011, 2(2): 163-168.  
YU Jinhai, ZHOU Lin, LI Chen, et al. A framework for optimization of civil jet conceptual design [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2011, 2(2): 163-168. (in Chinese)
- [13] MOORE K R. Distributed electric propulsion conceptual design applied to traditional aircraft take off distance through multidisciplinary design[D]. Brigham: Brigham Young University, 2018.
- [14] COURTIN C, MAHSEREDJIAN A, DEWALD A J, et al. A performance comparison of eSTOL and eVTOL aircraft [C] // 2021 AIAA Aviation Forum. US: AIAA, 2021: 3220-3227.
- [15] MCDONALD R A, GLOUDEMANS J R. Open vehicle sketch pad: an open source parametric geometry and analysis tool for conceptual aircraft design[C]// 2022 AIAA Scitech Forum. US: AIAA, 2022: 1-11.
- [16] HOWE D. Aircraft conceptual design synthesis[M]. London, UK: Professional Engineering Publishing, 2000.
- [17] 薛凯. 短距起降货运无人机概念方案设计与分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2023.  
XUE Kai. Conceptual design and analysis of stol unmanned cargo aircraft[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2023. (in Chinese)
- [18] XROTOR. User guide [EB/OL]. [2023-08-27]. <http://web.mit.edu/drela/Public/web/xrotor/>.
- [19] SHERIDAN C N, PHAM D D, WHITESIDE S. Evaluation of VSPAERO analysis capabilities for conceptual design of aircraft with propeller-blown wings [C] // 2021 AIAA Aviation Forum. US: AIAA, 2021: 2510-2518.
- [20] RAYMER D. Aircraft design: a conceptual approach[M]. US: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2012.
- [21] GUDMUNDSSON S. General aviation aircraft design: applied methods and procedures[M]. US: Butterworth-Heinemann, 2013.

(编辑:丛艳娟)