

文章编号: 1674-8190(2025)01-026-11

# 基于正交试验的混合翼无人机旋翼位置优化

王晓璐, 刘威威, 陈昌宁, 张一帆  
(郑州航空工业管理学院 航空宇航学院, 郑州 450046)

**摘要:** 旋翼是混合翼无人机的重要部件, 探究旋翼位置对无人机气动特性的影响规律具有重要意义。采用数值方法分析典型混合翼无人机的气动特性, 以升阻比和纵向静稳定性为优化目标, 设计旋翼弦向、展向和垂向位置的三因素四水平正交试验; 采用直观分析和计算分析方法, 对旋翼位置三个因素的影响进行分析。结果表明: 与初始的设计参数组合相比, 正交试验设计得到的优化设计参数组合最大升阻比提升约2倍, 俯仰力矩系数曲线的斜率增加约15%; 就本文布局而言, 试验因素对混合翼无人机气动特性的综合影响程度从大到小依次为弦向、展向和垂向位置。

**关键词:** 混合翼无人机; 旋翼位置; 正交试验; 气动优化; 气动特性

中图分类号: V279

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2025.01.04

## Rotor position optimization of a hybrid configuration UAV based on orthogonal experiment

WANG Xiaolu, LIU Weiwei, CHEN Changning, ZHANG Yifan  
(School of Aerospace Engineering, Zhengzhou University of Aeronautics, Zhengzhou 450046, China)

**Abstract:** Rotor is an important part of hybrid configuration unmanned aerial vehicle (UAV). It is of great significance to investigate the influence criteria of rotor positions on aerodynamic characteristics of UAV. The aerodynamic characteristics of a typical hybrid configuration UAV is analyzed by numerical method. Taking the lift-to-drag ratio and longitudinal static stability as the optimization objectives, a three-factor four-level orthogonal experimental of the chord-wise, span-wise and vertical positions of the rotor is designed. The effects of three factors of rotor position are analyzed by means of intuitive analysis and computational analysis. The results show that the maximum lift-to-drag ratio of the optimized design parameter combination obtained by the orthogonal test design result is about 2 times larger than that of the initial design parameter combination, and the slope of the pitch moment coefficient curve is increased by about 15%. For present configuration, the effect factors on the lift-to-drag ratio and the slope of the pitch moment coefficient curve are in a descending order as follows: chord-wise, span-wise and vertical positions.

**Key words:** hybrid configuration UAV; rotor position; orthogonal experiment; aerodynamic optimization; aerodynamic characteristics

收稿日期: 2023-07-22; 修回日期: 2023-10-22

通信作者: 国家自然科学基金(52206059); 中国科协青年人才托举工程项目(YESS20220545); 河南省科技攻关计划项目(232102220029, 232102220035); 河南省通用航空技术重点实验室开放基金(ZHKF-230201, 240211)

通信作者: 王晓璐(1982-), 男, 博士, 教授。E-mail: wangxl@zua.edu.cn

引用格式: 王晓璐, 刘威威, 陈昌宁, 等. 基于正交试验的混合翼无人机旋翼位置优化[J]. 航空工程进展, 2025, 16(1): 26-36, 44.  
WANG Xiaolu, LIU Weiwei, CHEN Changning, et al. Rotor position optimization of a hybrid configuration UAV based on orthogonal experiment[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2025, 16(1): 26-36, 44. (in Chinese)

## 0 引言

混合翼布局兼具固定翼和旋翼的若干优势,是近年来垂直起降无人机使用的主要布局之一,其主流构型为倾转旋翼式和倾转涵道式<sup>[1]</sup>。对于倾转旋翼式构型,在近地面垂直起降时,可能会造成旋翼气流出现“喷泉”效应和涡环状态<sup>[2]</sup>;悬停状态,机翼受到的垂直方向载荷较大,旋翼效率下降<sup>[3]</sup>;前飞状态,易出现旋翼与机翼耦合的气弹稳定性问题以及旋翼回转颤振<sup>[4]</sup>;过渡状态,全机气动特性及稳定性呈非线性变化,控制难度大<sup>[5]</sup>。而对于倾转涵道式构型,气动特性分析较为困难,倾转涵道的直径达到一定程度后,前飞状态下产生的阻力会影响飞行器整体性能<sup>[6-7]</sup>。

为减少或消除上述的负面气动问题,机翼嵌入式推进系统已被广泛认为是多旋翼推进系统的潜在替代品,可以提供更高的巡航效率。Hickey等<sup>[8]</sup>研究了半跨翼的性能,采用嵌入式风扇,出口叶片可以在一个自由运动速度范围内为附着的系统产生净推进力,而升力仅略有降低;Culpepper等<sup>[9]</sup>说明了旋翼倾斜角和入口形状的关系,并引入导流叶栅,使气动性能和纵向稳定性进一步提高;王红波等<sup>[10]</sup>通过验证文献<sup>[11]</sup>得到的结论,分析了内埋式旋翼的喷流在机翼不同弦向位置上产生的特有“抽吸”和“堵塞”效应,对无人机的气动特性有较大的影响;Footohi等<sup>[12]</sup>发现了内埋式旋翼具有良好的地面效应和正相互作用,改善了悬停和垂直起降气动效率低的问题。上述混合翼无人机构型的设计中,内埋入机体的旋翼仅在悬停和垂直起降的状态下发挥作用,前飞则需要加入额外的动力系统,动力系统和操控系统变得更加复杂。

翼身融合布局无人机具有良好的空气动力学性能,有利于将推进系统安装在体内,从而减小浸润面积和干扰阻力,还能产生较为可观的升力<sup>[13-15]</sup>。借鉴上述设计思路,研究人员将旋翼内埋入翼身融合布局无人机的机体内,仅用一套动力系统实现倾转旋翼和固定翼结合的新构型方式<sup>[16]</sup>。新构型可以减少其他传动机械在飞机内部的空间占比,有效降低结构质量和复杂度,简化动力系统和操控系统,提升巡航飞行和垂直起降及悬停效率。

综合上述分析,旋翼在不同的位置,对混合翼无人机气动特性有较大的影响。对旋翼位置参数进行合理的优化,能够提升混合翼无人机的气动效率。目前,对混合翼无人机旋翼分布位置的研究相对较少。王红波等<sup>[10]</sup>使用经验方法分析了旋翼在机翼弦向位置的气动影响;Kasim等<sup>[17]</sup>在低速风洞实验中研究了螺旋桨在机翼上的前、中、后3个不同位置,采用稳平衡测量和表面压力测量验证了螺旋桨的位置对无人机的升力、阻力和俯仰力矩有显著影响;张飞等<sup>[18]</sup>在无人机平飞状态下,采用实验和流体仿真2种方法初步确定了旋翼的安装方式和安装距离,并分析了旋翼和机翼之间的气动干扰。上述研究加深了对旋翼和螺旋桨分布位置的认识,但目前鲜有关于旋翼垂向、展向和弦向位置对气动特性和静稳定性影响的综合分析。

正交试验设计是利用正交表研究与安排多因素试验,并进行试验结果分析的一种科学方法<sup>[19]</sup>。在航空航天领域飞行器的设计过程中,正交试验设计的应用也较为广泛。Kapsalis等<sup>[20]</sup>对鸭翼的后掠角、展弦比、锥度比、相对于主翼的垂直位置、迎角和上反角6种几何设计参数进行了正交试验设计,并结合CFD分析了几何设计参数对巡航状态下轻型飞翼无人机气动和稳定性性能的影响,得到了最佳设计参数优化方案;Kapsalis等<sup>[21]</sup>还基于正交试验权衡研究了BWB无人机的7个设计参数对无人机8个性能指标的影响,确定了不同性能指标下的设计参数水平最佳组合方案,对BWB布局无人机进行了优化;薛小锋等<sup>[22]</sup>基于正交试验对民航飞机的最小风险炸弹位置(LRBL)结构提出了参数敏感性分析方法,利用较少试验次数探究主要影响因素,并得到LRBL结构的最优水平组合;于雅楠<sup>[23]</sup>在微型旋翼飞行体设计阶段基于有限元法和正交试验设计,分析了飞行体结构参数、制造材料和环境条件对飞行性能的影响,优化了设计参数之间的组合方式。因此,在无人机气动特性优化方面,正交试验设计可以科学地安排CFD数值模拟,减少试验次数、简化数据统计,更容易综合分析得到较优气动特性的参数组合方案。

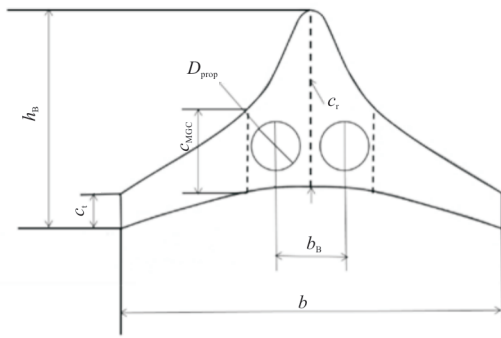
本文针对混合翼无人机的旋翼位置优化设计问题,采用无人机总体设计方法给出初步的无人

机尺寸和旋翼位置;采用正交试验设计准则确定试验因素、水平和组合方案,使用 ANSYS FLUENT 对试验方案的模型进行仿真计算,得到不同试验方案模型的升阻比和纵向静稳定性,并对试验指标数据进行直观分析和计算分析;以升阻比和纵向静稳定性为优化设计目标,对旋翼位置进行单目标和多目标优化,获得最优的参数组合方案,以期为混合翼无人机布局设计提供参考。

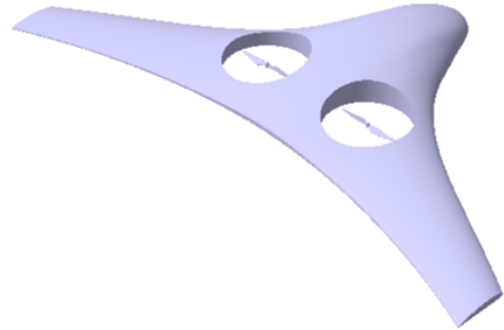
## 1 设计模型和数值模拟

### 1.1 几何模型和控制方程

基准混合翼无人机尺寸由无人机总体设计方法<sup>[24]</sup>确定,机体采用低速性能良好的 NACA4412 翼型,模型参数和平面示意如图 1 和表 1 所示。本文称不带旋翼的无人机为干净构型(旋翼位置封闭),初步设计的混合翼无人机的旋翼位置称为初始构型,优化后的旋翼位置构型称为优化构型。重心位置取 25% 平均气动弦长处,与机头的纵向距离为 0.59 m。



(a) 平面示意



(b) 三维 CAD 模型

图 1 混合翼无人机简化外形  
Fig. 1 Hybrid configuration UAV

表 1 主要尺寸参数  
Table 1 Main parameters

参数	数值
翼根弦长 $c_r/m$	1
翼梢弦长 $c_t/m$	0.2
平均几何弦长 $c_{MGC}/m$	0.6
机翼翼展 $b/m$	2.2
全机长 $h_B/m$	1.2
面积 $S_{ref}/m^2$	1.32
轴距 $b_B/m$	0.55
螺旋桨直径 $D_{prop}/m$	0.24

对于低速定常不可压黏性绕流场,在笛卡尔直角坐标下,连续性方程的微分形式为

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w)}{\partial z} = 0 \quad (1)$$

描述不可压缩流体动量守恒的 Navier-Stokes 方程的微分形式为

$$\begin{cases} \frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho u V) = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zx}}{\partial z} + \rho f_x \\ \frac{\partial(\rho v)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho v V) = -\frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zy}}{\partial z} + \rho f_y \\ \frac{\partial(\rho w)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho w V) = -\frac{\partial p}{\partial z} + \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zz}}{\partial z} + \rho f_z \end{cases} \quad (2)$$

本文使用 ANSYS FLUENT 商用软件求解定常不可压时均雷诺方程,考虑到旋翼的旋转和旋流的影响,数值模拟的湍流模型采用 RNG  $k-\epsilon$  模型,使用多参考坐标系(MRF)方法模拟旋翼的旋转<sup>[25]</sup>。边界条件选用速度入口和压力出口以及无滑移固体壁面。使用二阶迎风差分格式离散控

制方程,选取耦合方法作为压力修正方法。

### 1.2 算例验证

本文以同类型翼身融合布局的 Fore-BWB 模型进行数值模拟验证,与亚利桑那大学风洞实验数据<sup>[26]</sup>进行对比。Fore-BWB 模型的主要参数为:

参考面积  $1.63 \text{ m}^2$ , 平均气动弦长  $0.2 \text{ m}$ , 展长  $0.99 \text{ m}$ , 梢根比  $0.136$ , 展弦比  $4.74$ , 机体上配置的翼型为 NACA642-015A 和 Eppler 330<sup>[12]</sup>。风洞实验数据与数值仿真结果对比如图 2 所示, 可以看出: 数值仿真计算结果与实验结果的变化趋势基本一致, 升阻比平均误差为  $3.2\%$ 。因此本文所采用的数值模拟方法具有较高的可信度, 能够用于无人机相关的气动特性分析与对比<sup>[27]</sup>。

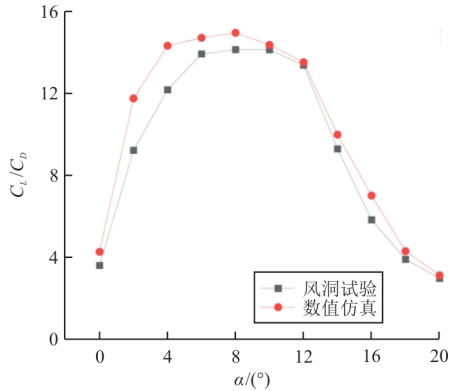


图 2 Fore-BWB 模型数值仿真与风洞实验数据对比  
Fig. 2 Comparison of CFD and experimental results of Fore-BWB

参考双叶 APC9060 螺旋桨地面条件下, 流速  $6.23 \text{ m/s}$  时, 对不同转速下的实验结果<sup>[28]</sup>进行数值方法验证对比。APC9060 螺旋桨主要参数: 直径  $228.6 \text{ mm}$ , 桨距  $152.4 \text{ mm}$ <sup>[29]</sup>。螺旋桨动态拉力数值仿真结果与实验数据<sup>[28]</sup>对比如图 3 所示, 可以看出: 旋翼的计算值与实验值的变化趋势一致, 平均误差为  $3.86\%$ , 选取  $5000 \text{ r/min}$  作为后续计算中旋翼的转速, 其误差是可以接受的。

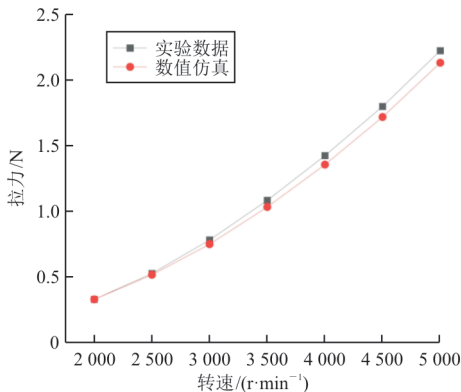


图 3 旋翼动态拉力数值仿真与实验数据对比  
Fig. 3 Comparison of rotor dynamic tension curves

### 1.3 网格划分及收敛性验证分析

设计非结构网格时充分考虑到计算域对远场

边界条件的适应性, 同时加密近壁面网格尺寸以准确获得气动力数据。巡航状态时, 侧滑角为  $0^\circ$ , 流场相对于飞机纵剖面对称, 仅计算对称面至远场区域, 具体设置信息详见文献<sup>[30]</sup>。使用非结构网格, 将带桨构型无人机的空间计算域划分成 2 部分, 包围旋翼的部分为旋转区域, 其余则为静止区域。网格对机翼前后缘、翼梢处加密, 机翼和旋翼边界层网格第一层网格分别采用  $0.10$  和  $0.03 \text{ mm}$ , 如图 4 所示。无人机巡航速度  $30 \text{ m/s}$ , 高度  $500 \text{ m}$ ,  $Re=2 \times 10^6$ 。

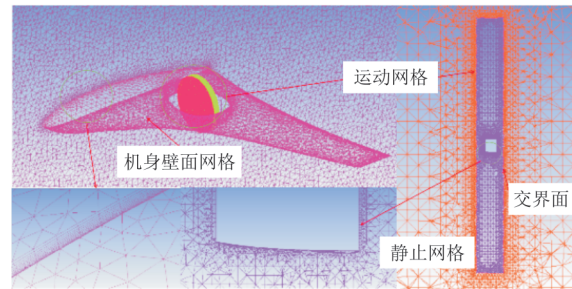


图 4 全机网格  
Fig. 4 Computational mesh of aircraft

以相同类型并采用一致的设置方法及划分流程, 网格划分时对飞机边线节点以  $\sqrt{2}$  倍的方式对应并加密, 得到 3 套独立网格。这些网格的边界层设置均相同, 计算得到的机翼和旋翼第一层网格对应的无量纲网格参数均满足  $y_1^+ \approx 30$ 。计算  $0^\circ$  迎角的气动力系数, 以验证网格数量对数值收敛性的影响, 结果如表 2 所示。网格数为 676 万与 1306 万时, 升力系数和阻力系数的相对误差分别小于  $0.84\%$  和  $1.70\%$ 。综合考虑, 选择 948 万网格数作为后续计算网格。

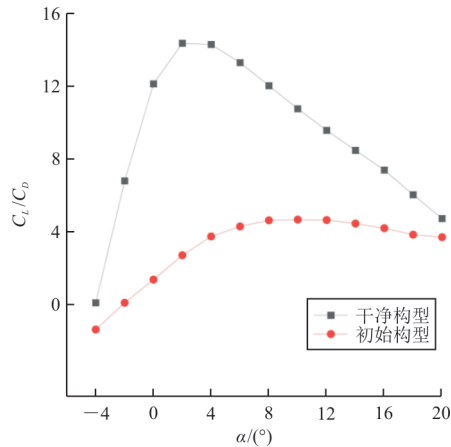
表 2 网格收敛性验证  
Table 2 Verification of grid sensitivity

网格数/万	升力系数	阻力系数
676	0.0718	0.0525
948	0.0722	0.0519
1306	0.0724	0.0516

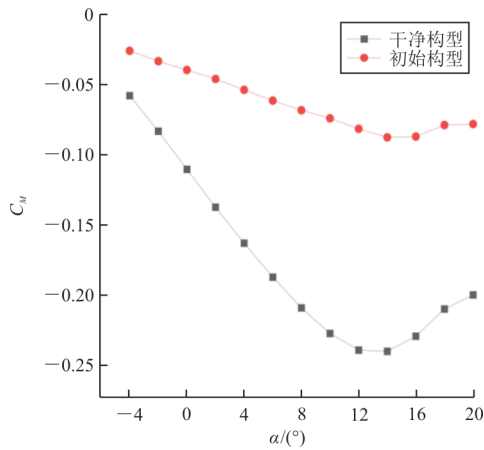
### 1.4 气动特性对比分析

前飞状态下初始构型与干净构型的气动力系数随迎角变化关系的对比如图 5 所示, 在  $2^\circ$  巡航迎

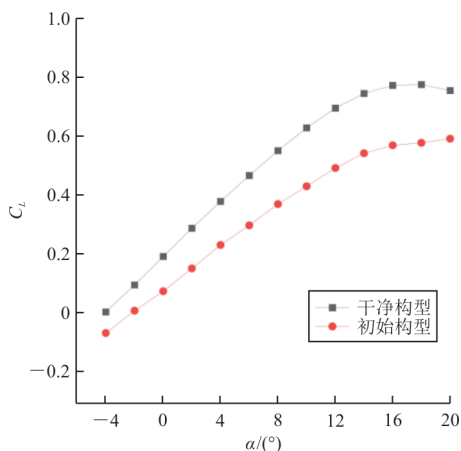
角时,最大升阻比为 14.38,对应的升力系数为 0.287,具有明显的通航飞机的特征<sup>[31-32]</sup>。由于此时飞机飞行性能最佳,后续主要针对该迎角进行分析。与干净构型相比,初始构型的升阻比、纵向静稳定性和升力明显减小,阻力明显增大。



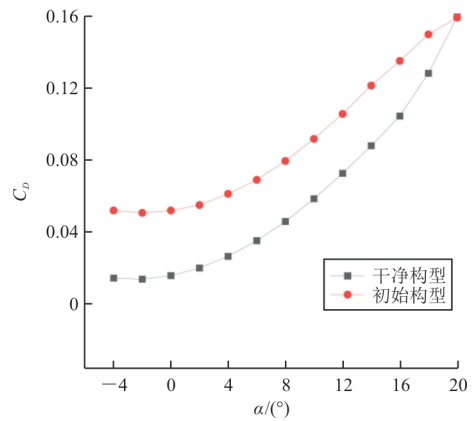
(a) 升阻比



(b) 俯仰力矩系数



(c) 升力系数

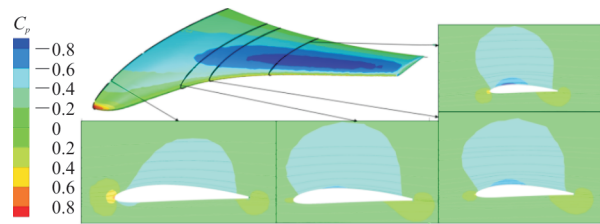


(d) 阻力系数

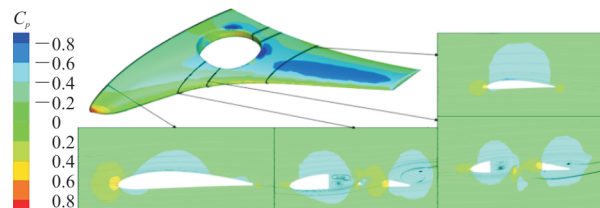
图 5 初始构型气动特性曲线

Fig. 5 Aerodynamic characteristic curves of initial configuration

初始构型和干净构型机体和机体截面处 ( $y/b$  分别为 0、0.227、0.300、0.500) 压力系数和流线分布如图 6 所示,可以看出:旋翼对机体的影响是全展向的,初始构型较同位置干净构型的机体,在旋翼的作用下气流流速加快,引起机体上表面低压区和下表面高压区面积明显减小,升力损失较大;由于旋翼对迎风面前机体的气流“抽吸”加速和迎风面后的机体对气流堵塞减速,造成旋翼迎风面前的区域高压区面积和背风面后的区域低压区面积明显增大,压力差变大,因此初始构型的阻力明显大于干净构型。



(a) 干净构型机体和机体截面



(b) 初始构型机体和机体截面

图 6 压力系数与速度流线分布对比

Fig. 6 Comparison of pressure coefficients and velocity streamlines

## 2 正交试验计算结果及分析

### 2.1 正交试验设计

在产品设计和优化过程中,使用正交试验设计方法,不仅可以提高参数识别和优化的效率,还可以给出各因素对目标指标的影响程度,并确定多目标指标所需的最优或较优参数组合<sup>[19]</sup>。正交试验设计主要环节是利用规格化的正交表,对选择的试验条件安排试验计划并进行试验。常用的正交表符号表示为 $L_n(m^k)$ , $L$ 为各种试验方案组合的正交表, $n$ 为试验次数(正交表行数), $m$ 为不同因素的水平值, $k$ 为试验中因素的数目(正交表列数,包含空列)。其中, $n$ 的求解如式(3)所示。

$$n = k(m - 1) + 1 \quad (3)$$

根据初始构型和干净构型的气动特性对比分析可知,旋翼直接影响了混合翼无人机的气动性能。旋翼位置的合理分布,有利于提高混合翼无人机的气动效率。在机体不变的情况下,正交试验设计准则选取旋翼弦向位置( $X$ )、展向位置( $Y$ )和垂向位置( $Z$ )3个主要变量,如图7所示。

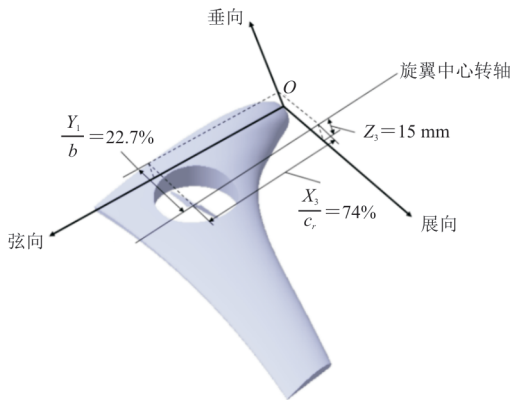


图7 混合翼无人机旋翼位置示意

Fig. 7 Rotor position indication of hybrid configuration UAV

将弦向位置、展向位置和垂向位置作为正交试验的3个主要影响因素,每个因素中选取4个具有代表性的水平值(每个因素具有代表性的旋翼位置),如表3所示。

表3 试验因素及水平  
Table 3 Test factors and levels

因素状态号	弦向位置/%	展向位置/%	垂向位移/mm
1	43	22.70	0
2	74	27.30	10
3	100	30.00	15
4	120	33.00	20

根据表3内容,本文设计3种正交表,如表4所示。对正交表 $L_{10}(4^3)$ 进行10次试验,无空列进行试验误差的验证;正交表 $L_{13}(4^4)$ 试验次数为13次,试验水平组合和计算分析较为繁琐;正交表 $L_{16}(4^5)$ 引入2列空列,试验次数为16次,进行试验误差验证,计算分析较为简便,试验次数相对较少。综合分析,本文选取正交表 $L_{16}(4^5)$ 分析旋翼位置对复合翼无人机气动特性的影响。在这项试验中,全因子试验包含64种不同的试验组合,正交试验只需要16次试验,比全因子试验次数减少75%。

表4 正交表设计对比

Table 4 Comparison of orthogonal table of experiment

正交表	空列	试验次数	试验误差验证
$L_{10}(4^3)$	0	10	无
$L_{13}(4^4)$	1	13	有
$L_{16}(4^5)$	2	16	有

### 2.2 结果直观分析

将3个因素的4种水平值设计成16种具有代表性的正交试验设计模型。以相同的边界条件和数值方法,对这些模型进行仿真计算和后处理分析,整理得到试验结果(本文的2列空列不在表中显示),如表5所示。

表5 正交试验方案及计算结果

Table 5 Scheme and results of orthogonal experiment

组号	弦向位置/%	展向位置/%	垂向位移/mm	升阻比 $C_L/C_D$	纵向静稳定性 $dC_M/d\alpha$
1	43	22.70	15	2.71	-0.0018
2	43	27.30	20	3.58	-0.0017
3	43	30.00	0	4.98	-0.0016
4	43	33.00	10	5.05	-0.0014
5	74	22.70	20	2.95	-0.0037
6	74	27.30	15	2.77	-0.0034
7	74	30.00	10	2.52	-0.0032
8	74	33.00	0	2.67	-0.0031
9	100	22.70	0	8.79	-0.0035
10	100	27.30	10	9.08	-0.0035
11	100	30.00	15	10.73	-0.0038
12	100	33.00	20	9.03	-0.0036
13	120	22.70	10	10.03	-0.0034
14	120	27.30	0	9.63	-0.0032
15	120	30.00	20	9.46	-0.0030
16	120	33.00	15	9.52	-0.0029

以最大升阻比和纵向静稳定性为优化目标,分析这 3 个因素和 4 个水平值对升阻比和纵向静稳定性的影响程度,确定较为合理的参数组合方案。

由正交试验设计结果对升阻比和纵向静稳定

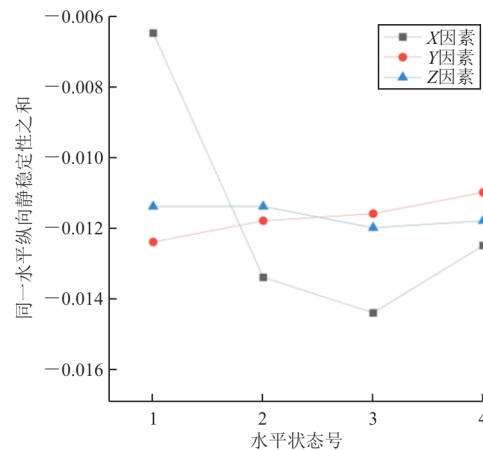
性进行极差分析,如表 6 所示,其中  $x_i$  和  $y_i$  分别表示同水平值的升阻比和纵向静稳定性之和。由  $x_i$  和  $y_i$  中最大值减去最小值得到升阻比和纵向静稳定性的极差<sup>[22]</sup>,分别为  $R_{x_i}$  和  $R_{y_i}$ 。

表 6 正交试验结果分析  
Table 6 Orthogonal experiment results

因素	$x_1$	$x_2$	$x_3$	$x_4$	$R_{x_i}$
X 因素	16.32	10.91	37.63	38.64	27.73
Y 因素	24.48	25.06	27.69	26.26	3.21
Z 因素	26.06	26.68	25.72	25.03	1.66
因素	$y_1$	$y_2$	$y_3$	$y_4$	$R_{y_i}$
X 因素	-0.006 5	-0.013 4	-0.014 4	-0.012 5	0.007 9
Y 因素	-0.012 4	-0.011 8	-0.011 6	-0.011 0	0.001 4
Z 因素	-0.011 4	-0.011 4	-0.012 0	-0.011 8	0.000 6

## 2.3 结果计算分析

旋翼位置的 3 个因素对混合翼无人机的升阻比和俯仰力矩系数曲线斜率的影响趋势,如图 8 所示,可以看出:随着弦向位置因素(X)从水平状态 1 到水平状态 4 的过程中,升阻比先减小后增加,俯仰力矩系数曲线斜率先减小后增加;而展向因素(Y)和垂向因素(Z)对升阻比和俯仰力矩系数曲线斜率变化趋势不明显。根据各试验因素对应的极差大小可以确定影响主次顺序,得到弦向因素对构型的升阻比和俯仰力矩系数曲线斜率影响最大,展向因素次之,垂向因素最小。



(b) 俯仰力矩系数曲线斜率

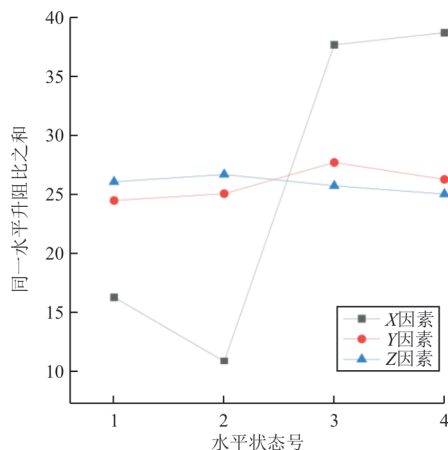
图 8 3 因素影响趋势

Fig. 8 Trends for three factors test

## 2.4 旋翼位置影响规律分析

旋翼的展向和垂向位置变化时,由于这 2 个因素对升阻比和俯仰力矩的影响不明显,不再具体分析。旋翼的弦向位置对升阻比和俯仰力矩的影响较明显,对其影响规律的原因分析如下。

1) 结合图 6 的压力系数与速度流线分布对比分析可知,旋翼背风面存在机体时,机体阻塞了旋翼吹出的气流,机体前的气流速度减小,压力差变大;旋翼迎风面前存在机体时,机体表面的气流被旋翼抽吸加速,机体后的低压区增大,压力差变大



(a) 升阻比

且弱于前者。弦向 74% 位置旋翼的迎风面和背风面均存在机体,出现了上述 2 种情况,因此其对升阻比的影响较弱;弦向 43% 位置旋翼背风面存在机体,其对升阻比的影响稍强于弦向 74% 位置;弦向 100% 和 120% 位置旋翼的迎风面存在机体,对升阻比的影响较大且两者相近。由图 6(b)可知,弦向 74% 位置的一部分机体产生的阻塞气流在机体表面与来流剪切形成速度较大的涡流,造成机体尾缘的升力增大,因此其对纵向静稳定性的影响与弦向 100% 和 120% 构型相近。

2) 结合图 7 和图 8 分析可知,机体面积变化会影响升力和力矩特性,从而导致无人机的升阻比和纵向稳定性产生变化。4 种弦向位置的机体和重心前的机体半模面积如表 7 所示,可以看出:机体面积变大的顺序依次为弦向 74%、43%、100% 和 120% 位置,对升阻比的影响与面积变大顺序一致。无人机的参考重心前、弦向 43% 位置的机体面积较小,因此弦向 43% 对纵向静稳定性的影响较弱;弦向 74%、100% 和 120% 位置的机体面积基本一致,因此三者对纵向静稳定的影响基本一致。

表 7 4 种弦向位置的机体半模面积  
Table 7 Airframe half-mode area of four chordwise positions

弦向位置/%	机体面积/m <sup>2</sup>	重心前机体面积/m <sup>2</sup>
43	0.629	0.110 0
74	0.615	0.139 0
100	0.637	0.140 0
120	0.660	0.140 0

### 3 旋翼位置正交优化分析

#### 3.1 单目标优化

以提高升阻比和纵向静稳定性为优化目标,分析旋翼位置的最优参数组合。根据正交试验的数据处理方法,由极差的大小可以判断  $x_i$  或  $y_i$  对升阻比和纵向静稳定性的影响程度<sup>[19]</sup>。比较 3 个因素的 4 个水平值对应的 2 个评价指标(升阻比和纵向静稳定),确定单目标最优水平组合。优化目标为升阻比时,弦向因素的排序依次为: $X_4$ 、 $X_3$ 、 $X_1$  和  $X_2$ ,因此  $X_4$  为升阻比的最优水平。对其他试验因素进行类似分析,此处不再展开论述,分别得到以升阻比和纵向静稳定性为单一优化目标的最优水

平组合,具体结果如表 8 所示。

表 8 单目标优化所得水平组合  
Table 8 The level combination obtained by single objective optimization

因素状态号	影响顺序	最优组合
升阻比	$X > Y > Z$	$X_4 Y_3 Z_2$
纵向静稳定性	$X > Y > Z$	$X_3 Y_1 Z_3$

#### 3.2 多目标优化

表 8 得出的优化参数组合为单目标优化,为确定混合翼无人机的升阻比和纵向静稳定性双目标的优化组合,逐步分析弦向、展向和垂向 3 个因素的影响,综合平衡分析得到混合翼无人机旋翼位置的最优组合参数。

弦向位置对混合翼无人机的升阻比和纵向静稳定性影响最大,为主要因素。根据单目标优化组合参数的结果,对  $X_3$  和  $X_4$  进行对比分析, $X_3$  相对于  $X_4$  的升阻比降低约 2.62%,而纵向静稳定性增加约 13.19%,综合平衡后得到  $X_3$  为  $X$  因素的最优水平。

展向位置对混合翼无人机的升阻比和纵向静稳定性影响次之,为次要因素。较好的升阻比和纵向静稳定性是本文的优化目标,由表 6 可知  $Y_1$  和  $Y_3$  为较优水平,本文只对  $Y_1$  和  $Y_3$  作对比分析。 $Y_3$  相较于  $Y_1$  的升阻比增加约 13.1%,而俯仰力矩系数减小约 6.45%,综合平衡后得到  $Y_3$  为  $Y$  因素的最优水平。

垂向位置对混合翼无人机的升阻比和纵向静稳定性的影响最小,试验因素取  $Z_2$  和  $Z_3$  对比, $Z_3$  相较于  $Z_2$  的升阻比降低约 3.62%,而俯仰力矩系数增加约 5.26%。综合平衡后得到  $Z_3$  为垂向位置  $Z$  因素的较优水平。

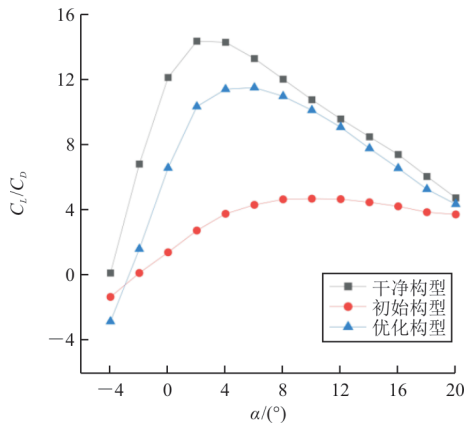
综上所述,通过对试验结果的计算分析和直观分析,以及单目标优化和多目标综合分析,旋翼位置对混合翼无人机的升阻比和纵向静稳定性 2 个优化目标的综合最优水平组合为  $X_3 Y_3 Z_3$ ,即优化构型的旋翼位置参数。

#### 3.3 优化后的气动特性对比分析

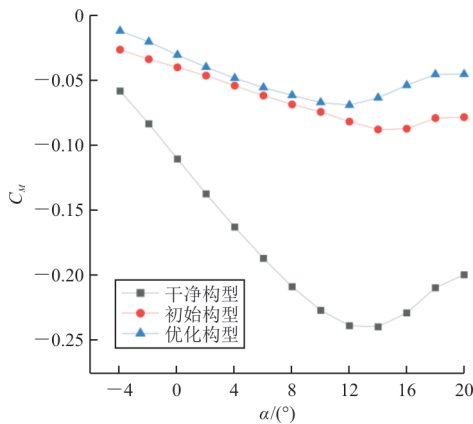
初始构型、优化构型和干净构型在前飞状态下的气动力随迎角变化关系的对比如图 9 所示,可



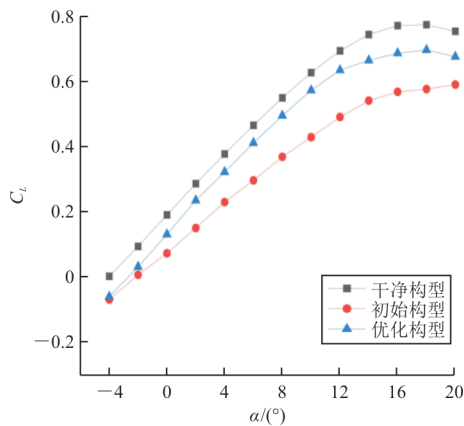
可以看出:巡航迎角下,优化构型较初始构型的升力系数增加约 0.6 倍,阻力系数减小约 0.6 倍,升阻比增加约 2.8 倍;优化构型较初始构型,其最大升阻比增加约 2 倍;  $-4^{\circ}\sim 10^{\circ}$  时,优化构型较初始构型俯仰力矩系数曲线的斜率增加约 15.15%,有效改善了纵向静稳定性。



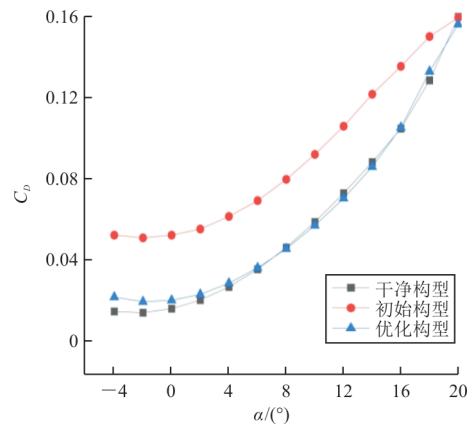
(a) 升阻比



(b) 俯仰力矩系数



(c) 升力系数



(d) 阻力系数

图 9 优化前后气动特性对比

Fig. 9 Comparison of aerodynamic characteristics Curves

优化构型机体的压力系数和流线分布如图 10 所示,与图 6 对比可以看出:优化构型的气流较好地附着在机体表面,机体上表面的低压区和下表面的高压区面积明显扩大,升力增加较为明显;在旋翼迎风面前高速涡流减弱较为明显,低压区面积明显变小,压力差减小,因此阻力减小。同时,与初始构型相比,优化构型的机体(机体剖面翼型完整性较好和面积较大)完整性较好,也是造成气动性能和纵向静稳定性提升的原因之一。

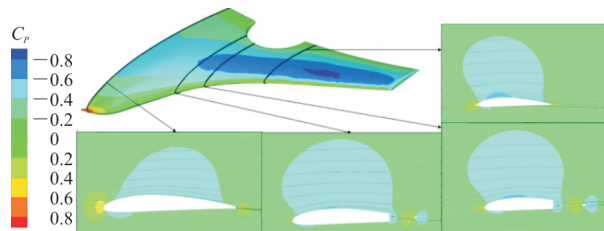


图 10 优化构型压力系数和流线分布

Fig. 10 Pressure and velocity streamlines

初始构型、优化构型和干净构型压力系数分布对比和展向位置示意如图 11 所示,其中 A~D 代表不同展向位置的机翼弦向的压力系数分布,可以看出:旋翼的旋转对机翼绕流流动的影响范围是全展向的,且主要影响机体的下表面;带桨构型的压力系数范围明显小于干净构型,气动性能下降;远离旋翼影响区域,剖面的升力系数范围接近干净构型;相较于初始构型,优化构型的机体表面的压力系数范围明显扩大。

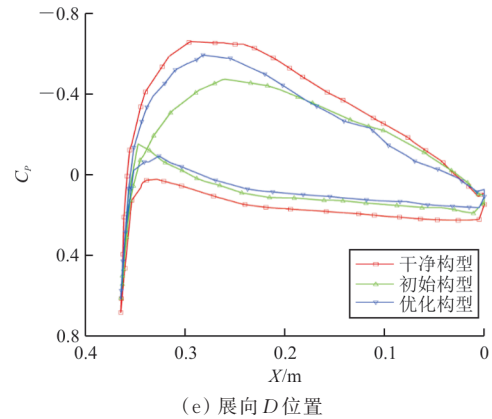
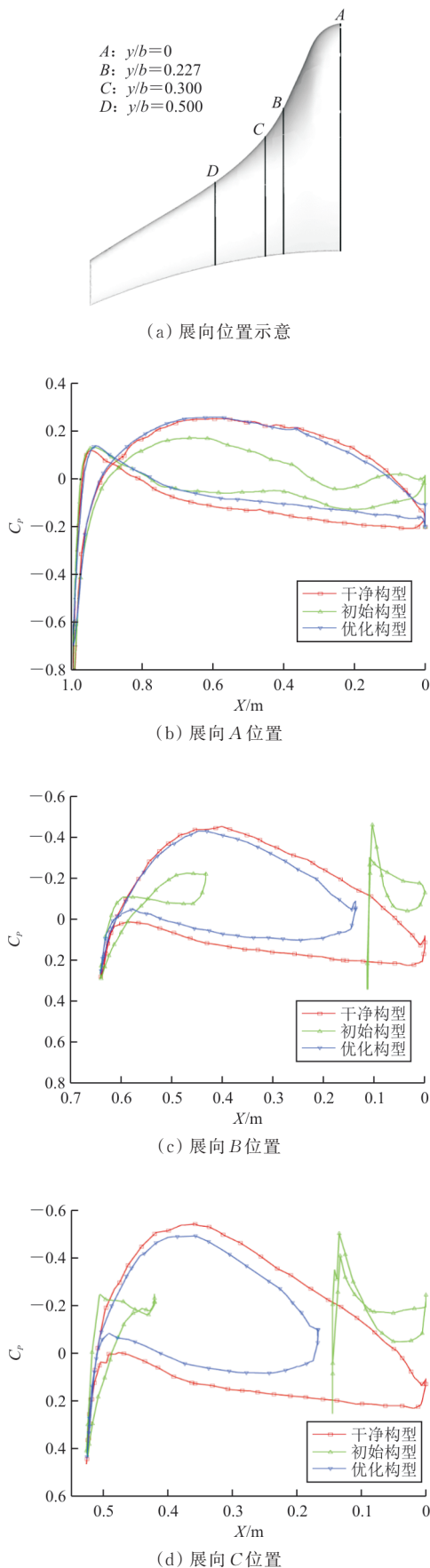


图 11 机翼典型展向位置压力系数对比  
 Fig. 11 Spanwise pressure coefficients distribution comparison of wings

### 4 结 论

1) 正交试验优化结果表明,对于本文布局,在旋翼位置的 3 个方向的参数中,弦向位置对混合翼无人机的升阻比和纵向静稳定性的影响最大,展向次之,垂向则最小。合理布置旋翼位置,能够保证较好的升阻力特性,同时也可以改善纵向静稳定性。

2) 通过对正交试验结果的计算分析和直观分析,对混合翼无人机的升阻比和纵向静稳定性的旋翼位置最优水平组合为  $X_3Y_3Z_3$ ,即弦向 74% 翼根弦长、展向 30% 展长和垂向 15 mm 的设计方案具有良好的气动性能。

3) 在模拟迎角范围内,进行正交试验优化后的混合翼无人机旋翼位置的气动参数明显优于初始构型,提升了气动效率和纵向静稳定性。

后续将综合考虑气动、操稳和结构性能,并使用多学科设计优化方法,提出更具有工程应用价值的改进方案。

### 参 考 文 献

[1] 王科雷,周洲,马悦文,等. 垂直起降固定翼无人机技术发展及趋势分析[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)

[2] HOLSTEN J, OSTERMANN T, MOORMANN D, et al. Design and wind tunnel tests of a tiltwing UAV[J]. CEAS Aeronautical Journal, 2011, 2: 69-79.

[3] STAHAL P, ROSSLER C, HORNUNG M. Benefit ana-

- lysis and system design considerations for drag reduction of inactive hover rotors on electric fixed-wing VTOL vehicles: AIAA-2018-4150[R]. US: AIAA, 2018.
- [4] DECKERT W H. The lift-fan aircraft: lessons learned[R]. California: NASA Ames Research Center, 1995.
- [5] 祝小平, 王睿, 周洲. 垂直起降固定翼飞翼布局无人机过渡飞行纵向稳定性研究[J]. 西北工业大学学报, 2011, 29(4): 548-553.  
ZHU Xiaoping, WANG Rui, ZHOU Zhou. Longitudinal stability of vertical-take-off-and-landing (VTOL) fixed wing flying wing UAV during transitional flight[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2011, 29(4): 548-553. (in Chinese)
- [6] ZHOU Y, HUANG G, XIA C. Analysis of fixed-wing VTOL aircraft with gas-driven fan propulsion system [J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 104(6): 105984.
- [7] 郑志成, 周洲, 昌敏, 等. 升力风扇垂直起降飞机阻力特性分析[J]. 西北工业大学学报, 2012, 30(1): 6-10.  
ZHENG Zhicheng, ZHOU Zhou, CHANG Min, et al. Analyzing drag characteristics to obtain effective guidelines for configuration design of lift-fan VTOL [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2012, 30(1): 6-10. (in Chinese)
- [8] HICKEY D H, ELLIS D R. Wind-tunnel tests of a semispan wing with a fan rotating in the plane of the wing[R]. Washington: NASA Ames Research Center, 1959.
- [9] CULPEPPER G G, CAI J, GUNASEKARAN S. Effect of forward propeller tilt and inlet shape in propeller-in-wing thrust vectoring: AIAA-2021-1359[R]. US: AIAA, 2021.
- [10] 王红波, 祝小平, 周洲, 等. 垂直起降飞机新型气动布局设计分析[J]. 西北工业大学学报, 2017, 35(2): 189-196.  
WANG Hongbo, ZHU Xiaoping, ZHOU Zhou, et al. New configuration design and analysis for a vertical take-off/hovering solar powered aircraft [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2017, 35(2): 189-196. (in Chinese)
- [11] THOUAULT N, GOLOGAN C, BREITSAMTER C, et al. Aeroacoustic investigations on a generic fan-in-wing configuration[C]// 26th International Congress of the Aeronautical Sciences. USA: AIAA, 2008: 1-9.
- [12] FOOTOHI P, BOUSKELA A, SHAKARAYEV S. Aerodynamic characteristics of the blended-wing-body VTOL UAV[J]. Journal of Aerospace Engineering and Mechanics, 2020, 4(1): 187-200.
- [13] WELLS D, OLSON E. Hybrid wing body planform design with vehicle sketch pad: AIAA-2011-360[R]. US: AIAA, 2011.
- [14] LIOU M F, GRONSTAL D, KIM H J, et al. Aerodynamic design of the hybrid wing body with nacelle: N3-X propulsion-airframe configuration: AIAA-2016-387 [R]. US: AIAA, 2016.
- [15] 张阳, 周洲, 王科雷, 等. 分布式动力系统参数对翼身融合布局无人机气动特性的影响[J]. 西北工业大学学报, 2021, 39(1): 17-26.  
ZHANG Yang, ZHOU Zhou, WANG Kelei, et al. Influences of distributed propulsion system parameters on aerodynamic characteristics of a BLI-BWB UAV[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2021, 39(1): 17-26. (in Chinese)
- [16] SAWAQED L S, BANI Y A H, ALDALAL A M I. Aerodynamics effect of holes in UAV wings modified for VTOL capability[J]. Drone Systems and Applications, 2022, 10: 330-342.
- [17] KASIM K A, MAT S, ISHAK I S, et al. Propeller locations study of a generic delta wing UAV model[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2020, 93(1): 127-138.
- [18] 张飞, 王云, 谭焜. 复合式垂直起降固定翼无人机旋翼和机翼的干扰分析[J]. 航空工程进展, 2019, 10(6): 810-816.  
ZHANG Fei, WANG Yun, TAN Kun. Interference analysis of rotor and wing of compound vertical takeoff and landing fixed wing UAV[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(6): 810-816. (in Chinese)
- [19] 方开泰, 马长兴. 正交与均匀试验设计[M]. 北京: 科学出版社, 2001.  
FANG Kaitai, MA Changxing. Orthogonal and homogeneous experimental design [M]. Beijing: Science Press, 2001. (in Chinese)
- [20] KAPSALIS P, BLIAMIS C, KAPAROS P, et al. Parametric investigation of canards on a flying wing UAV using the Taguchi method[J]. Aerospace, 2023, 10(3): 264.
- [21] KAPSALIS S, KANTOUROS P, PANAGIOTOU P, et al. A DOE-based method for the aerodynamic, stability and layout optimization of a tactical blended-wing-body UAV: AIAA-2022-0127[R]. US: AIAA, 2022.
- [22] 薛小锋, 欧靖, 林心怡, 等. 基于正交试验的民用飞机抗爆结构参数敏感性分析[J]. 航空工程进展, 2024, 15(2): 77-89.  
XUE Xiaofeng, OU Jing, LIN Xinyi, et al. Sensitivity analysis of anti-explosion structure parameters of civil aircraft based on orthogonal experiment[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2024, 15(2): 77-89. (in Chinese)
- [23] 于雅楠. 改善旋翼飞行体气动力参数的正交试验优化设计[J]. 系统仿真学报, 2016, 28(3): 668-675.  
YU Yanan. Orthogonal experimental optimization design for improving aerodynamic characteristics of hovering air vehicle [J]. Journal of System Simulation, 2016, 28(3): 668-675. (in Chinese)
- [24] 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.