

文章编号:1674-8190(2019)03-340-08

# 某型倾转旋翼机的旋翼桨叶气动优化设计

孙凯军,张练,付义伟,于悦洋

(中国航空气动力技术研究院 彩虹无人机科技有限公司,北京 100074)

**摘要:** 倾转旋翼机的旋翼气动外形设计需要对其直升机模式和固定翼模式下的不同要求进行综合考虑。通过基于 Kriging 模型的多目标遗传算法建立一套适用于倾转旋翼桨叶气动外形优化设计方法,采用拉丁超立方抽样试验设计方法得到样本点,并建立 Kriging 模型替代费时的流动数值模拟。以最大化旋翼地面悬停拉力和高空巡航效率为目标,以地面悬停功率不增和巡航拉力不减为约束条件,进行倾转旋翼桨叶平面形状优化设计,并经过非定常数值模拟和风洞试验验证。结果表明:数值模拟结果和风洞试验结果吻合良好,优化结果满足设计指标。

**关键词:** 倾转旋翼;嵌套网格;N-S 方程;非定常数值模拟;Kriging 模型;优化设计;风洞试验

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2019.03.006

## Aerodynamic Optimization Design of the Rotor Blade of a Tilt-rotor Aircraft

Sun Kaijun, Zhang Lian, Fu Yiwei, Yu Yueyang

(Caihong UAV Technology Limited Company, China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074, China)

**Abstract:** The aerodynamic design of tilt-rotor needs to synthetically consider the different requirements in helicopter mode and fixed-wing aircraft mode. The multi-objective genetic algorithm based on Kriging surrogate model is used to establish an optimization design methods for aerodynamic shape of tilt-rotor, the Latin hypercube sampling method is employed to generate the initial sample points, and the Kriging surrogate model is built to replace the numerical simulation of flow. The objective function of optimization is maximum hovering thrust and cruising efficiency, the plane shape optimization design of tilt-rotor rotor blade is performed with the constraints of non-increasing hovering power and non-decreasing cruising thrust, and verified with unsteady numerical simulation and wind tunnel test. The results show that the numerical simulation results are in accord with wind tunnel test results, and the optimization results can satisfy the design indicator.

**Key words:** tilt-rotor; embedded grid; N-S equation; unsteady CFD simulation; Kriging model; optimization design; wind tunnel test

## 0 引言

倾转旋翼机的概念早在 20 世纪 40 年代初由贝尔公司提出,自 20 世纪 50 年代开始,美国先后研制了 XV-3, XV-15 等<sup>[1]</sup>具有技术验证性质的倾

转旋翼机。XV-15 的飞行试验取得了较好效果,引起美国军方的关注。贝尔公司在 XV-15 的基础上,联合波音公司成功研制了 V-22 倾转旋翼机<sup>[2-3]</sup>。V-22 被美国军方大量采购,并投入实战,实现了倾转旋翼飞行器的实际应用。20 世纪 80

收稿日期:2018-09-29; 修回日期:2018-11-19

通信作者:张练,492091622@qq.com

引用格式:孙凯军,张练,付义伟,等. 某型倾转旋翼机的旋翼桨叶气动优化设计[J]. 航空工程进展, 2019, 10(3): 340-347.

Sun Kaijun, Zhang Lian, Fu Yiwei, et al. Aerodynamic optimization design of the rotor blade of a tilt-rotor aircraft[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(3): 340-347.

年代末,美国开始无人倾转旋翼的研制,贝尔公司在1988年研制了“瞄准手”无人倾转旋翼机并进行首飞,之后在其基础上研制了“鹰眼”无人倾转旋翼机。“鹰眼”在1998年3月正式试飞,并于2003年被美国海岸警卫队选用。

倾转旋翼飞行器通过转换旋翼功能实现高速飞行,即利用倾转机构实现其主要气动部件在旋翼与螺旋桨之间转换,实现垂直飞行时以直升机模式飞行,高速时以螺旋桨飞机模式前飞,从而兼顾低速与高速飞行性能。由此可见,倾转旋翼桨叶的气动设计要综合考虑直升机旋翼和固定翼的不同工作模式对其的不同要求,也就是直升机旋翼和固定翼螺旋桨两种气动外形的折中。

在常规旋翼气动特性分析和桨叶外形优化设计方面,早期的数值分析方法<sup>[4-5]</sup>主要采用动量叶素理论或涡尾迹方法。近期,H. Yeo等<sup>[6]</sup>基于均匀入流假设,采用升力线理论结合多学科优化方法开展倾转旋翼优化设计。C. W. Stahlhut等<sup>[7]</sup>在对倾转旋翼进行参数化分析及优化设计研究过程中,采用动量叶素理论分析了不同桨叶构型对倾转旋翼性能的影响。这些方法虽然可以高效地计算旋翼的气动性能,但是不能满足外形较复杂、精度要求较高的旋翼气动设计要求。

随着近些年计算机发展水平的不断提高,CFD方法已经引入到旋翼的气动外形设计之中。国外A. LePape等<sup>[8]</sup>通过耦合CFD方法和梯度方法的优化策略,开展悬停状态下旋翼平面外形优化设计。M. A. Potsdam等<sup>[9]</sup>基于嵌套网格和RANS方程,较好地预测了悬停状态下倾转旋翼的气动性能,但未能开展优化设计研究。李鹏等<sup>[10-11]</sup>采用CFD方法对倾转旋翼/机翼气动干扰进行数值模拟,但未进一步开展旋翼桨叶优化设计。

综合国内外研究现状发现,已经开展的工作主要针对常规直升机旋翼平面形状、翼型等展开分析研究,但是对倾转旋翼桨叶平面形状的优化设计相对较少,同时CFD和风洞试验在该方面的应用也相对较少。

本文采用基于Kriging模型的优化方法,结合动量理论<sup>[12]</sup>进行倾转旋翼机的旋翼桨叶多目标气动优化设计。对优化设计结果进行非定常数值模拟验证,并且开展缩比旋翼风洞试验,进一步验证

优化设计和数值模拟方法。

## 1 气动特性数值预测方法

### 1.1 控制方程和数值方法

积分形式的三维雷诺平均N-S方程可以写成如下守恒形式:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \mathbf{Q} dV + \oint_{\partial V} (\mathbf{F}_c - \mathbf{F}_v) \cdot \mathbf{n} ds = 0 \quad (1)$$

式中: $\mathbf{Q}=(\rho, \rho u, \rho v, \rho w, \rho e)^T$ 为守恒变量; $\partial V$ 为某一固定区域 $V$ 的边界; $\mathbf{n}$ 为边界的外法向矢量; $\mathbf{F}_c$ 为对流矢通量; $\mathbf{F}_v$ 为粘性矢通量。

采用有限体积法求解上述控制方程,时间推进采用LU-SGS隐式格式。采用全湍流假设,湍流模型采用S-A方程模型。物面边界条件采用无滑移绝热壁面条件。

### 1.2 嵌套网格技术

网格技术是计算流体力学的基础,本文对旋翼桨叶粘性绕流的数值模拟采用嵌套网格技术。嵌套网格自J. A. Benek等<sup>[13]</sup>于1985年提出以来,得到广泛应用并快速发展。它有效地解决了模拟复杂外形或复杂流动中单块结构化网格生成困难和质量差的问题。国内外研究人员将嵌套网格技术运用于二维翼型、三维带副翼、襟翼的机翼以及全机等复杂外形的流动数值模拟,极大地推动了嵌套网格技术的发展和运用。在处理具有相对运动的物体时,利用运动嵌套网格技术,使嵌套网格在模拟复杂非定常流动中具有更加明显的优势。例如二维翼型的震荡运动、三维导弹投放以及旋翼的数值模拟等。

## 2 基于Kriging的多目标遗传算法

近年来,基于代理模型的优化技术(简称代理优化技术)由于其高效、实用的特点受到了越来越多的关注。代理优化技术是一种能够通过采用相对较少计算量的数学模型来描述和代替复杂,计算花费较大的试验或数值模拟。它的最大优点是建立近似模型来降低调用流场分析程序的次数,从而减少优化设计过程的计算时间。目前比较常用的近似模型主要有响应面模型,Kriging模型,

径向基函数模型等,国内外科研人员在这些模型上均已开展了相应研究。Kriging 代理模型<sup>[14-16]</sup>对高度非线性、多峰值函数具有很强的拟合能力,而大多数气动优化问题本身具有高度非线性特性,因此 Kriging 模型成为很好的选择。在利用优化算法进行寻优时,利用 Kriging 模型代替比较耗时的流场分析,可极大减少优化设计过程的时间,提高优化效率。

遗传算法不仅具有全局性优化的特点,而且鲁棒性、可靠性和可移植性好,所以遗传算法在工程优化中得到广泛应用。因此,本文采用此算法优化求解 EI<sup>[17]</sup> 最大值和 Kriging 模型的最小值,其中试验样本点由拉丁超立方抽样试验<sup>[18]</sup>得到。基于 Kriging 代理模型的优化设计流程如图 1 所示。

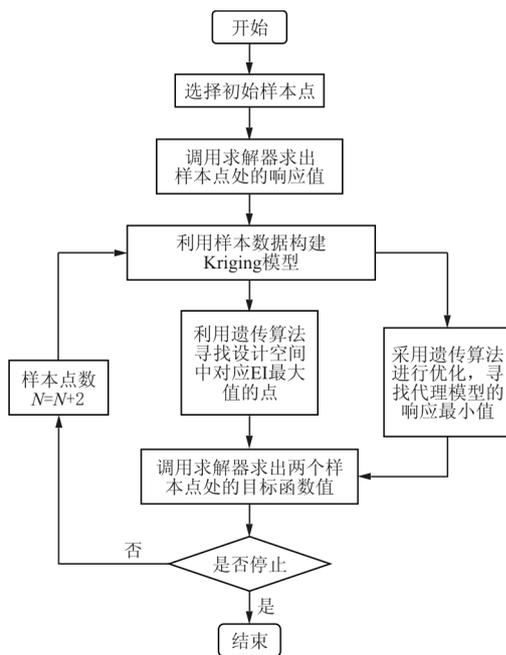


图 1 优化设计流程图

Fig. 1 Flowchart of optimization design

### 3 旋翼桨叶优化设计

#### 3.1 翼型选型

通过翼型选型对比以及优化设计,桨叶(沿径向  $0.2R \sim 1.0R$ ) 主要采用两个翼型: xx1 和 xx1-mod, 相对厚度分别为 9.4% 和 12%。桨根位置采用翼型 xx1-mod, 桨尖位置采用翼型 xx1, 桨叶中间位置进行适当过渡, 翼型如图 2 所示。

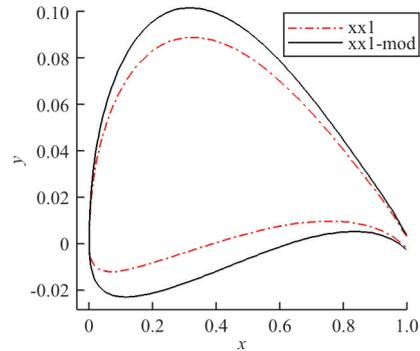


图 2 旋翼桨叶翼型

Fig. 2 Airfoil of rotor blade

#### 3.2 旋翼平面形状优化设计

倾转旋翼两个主要状态是垂直起降和巡航前飞,垂直起降状态旋翼拉力承担整个倾转旋翼机的重量,而巡航前飞旋翼拉力只需克服倾转旋翼机的阻力,所以垂直起降状态的拉力是巡航前飞旋翼拉力的十几倍,造成两个状态下的旋翼性能差距过大,进而设计过程中要兼顾两者性能问题。

本文旋翼设计指标:

(1) 桨叶直径: 3.2 m

(2) 桨叶数: 2

(3) 垂直起降阶段

飞行高度: 0 km

飞行速度: 0 m/s

拉力:  $\geq 2352$  N

功率:  $\leq 37.7$  kW

(4) 巡航前飞阶段

飞行高度: 2 km

飞行速度: 41.7 m/s

拉力:  $\geq 147$  N

效率:  $\geq 60.0\%$

兼顾翼型最优性能和桨尖马赫数,此次优化设计中限制垂直起降状态转速 1 000 rpm。本文采用 CST<sup>[19-21]</sup> 方法对旋翼桨叶的弦长  $C$  和扭角  $\beta$  进行参数化,同时将巡航前飞状态的转速  $N_c$  和总距角  $\theta$  作为设计变量引入到整个优化设计过程中。

本文采用基于 Kriging 的多目标遗传算法,结

合动量理论(评估桨叶性能)进行倾转旋翼气动外形设计。

本文的优化问题可以表述为:

(1) 优化目标

垂直起降状态:旋翼桨叶拉力最大;

巡航前飞状态:旋翼桨叶效率最高。

(2) 设计变量

通过 CST 参数化方法,得到表征旋翼桨叶弦长  $C$  和扭角  $\beta$  的变量各 7 个,加上巡航前飞状态的转速  $N_c$  和总距角  $\theta$ ,总共 16 个设计变量。

(3) 约束条件

垂直起降状态:旋翼桨叶功率 $\leq 37.7$  kW;

巡航前飞状态:旋翼桨叶拉力 $\geq 147$  N。

(4) 优化中止条件

遗传算法最大迭代次数 $\leq 500$ 。

经过重复迭代设计,旋翼设计结果如表 1~表 4 所示。表 1 为旋翼桨叶几何参数,表 2 为旋翼桨叶飞行状态参数,表 3 为旋翼桨叶  $0.2R \sim 1.0R$  弦长和扭角分布,表 4 为旋翼气动性能动量理论评估结果。旋翼三维外形示意图如图 3 所示。

从表 4 的动量理论估算结果可以看出,悬停状态功率 37.75 kW,拉力 2 589.2 N,效率 78.6%;巡航状态拉力 219.3 kg,效率 70.7%。设计结果满足要求,下一步需要进行 CFD 验证。

表 1 旋翼桨叶几何参数

Table 1 Geometric parameters of rotor

桨叶数	桨叶实度	半径/m	直径/m	根梢比	桨盘面面积/m <sup>2</sup>	根弦(0.2R)/m	梢弦(1.0R)/m
2	0.067	1.6	3.2	0.480	8.04	0.292 5	0.140 4

表 4 桨叶性能结果(动量理论)

Table 4 Aerodynamic performance of rotor(momentum theory)

状态	前进速度 $V/(m \cdot s^{-1})$	转速 $N_c/rpm$	总距角 $\theta/(^\circ)$	拉力 $T/N$	扭矩 $Q/(N \cdot m)$	效率/%	功率 $P/kW$
悬停	0.0	1 000	7.6	2 589.2	360.5	78.6	37.75
巡航	41.7	870	18.8	219.3	138.8	70.7	/

注:悬停效率  $FM = \sqrt{C_T/2.0} \times C_T/C_P$ ,巡航效率  $\eta = TV_0/P$ 。其中拉力系数  $C_T = T/(\rho\pi\omega^2 R^4)$ ,功率系数  $C_P = P/(\rho\pi\omega^3 R^5)$ , $\rho$  是密度, $\omega$  是角速度, $R$  是旋翼半径, $V_0$  是垂直与旋翼旋转平面的来流速度。

表 2 旋翼飞行状态参数

Table 2 Flight state parameters of rotor

飞行状态	转速/rpm	总距角/( $^\circ$ )
悬停	1 000	7.6
巡航	870	18.8

表 3 桨叶弦长扭角分布(悬停状态)

Table 3 Distribution of chord length and twist angle for propeller(hover state)

$r/R$	$C/mm$	$\beta/(^\circ)$
0.20	292.52	25.44
0.28	277.31	22.13
0.36	262.10	19.07
0.44	246.89	16.28
0.52	231.68	13.71
0.60	216.48	11.38
0.68	201.27	9.28
0.75	187.96	7.60
0.84	170.85	5.67
0.92	155.64	4.12
1.00	140.43	2.75

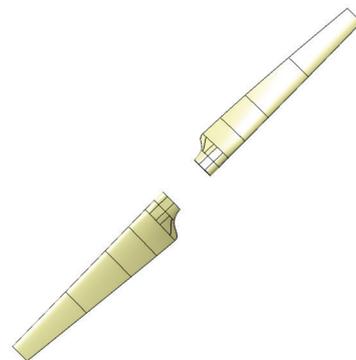


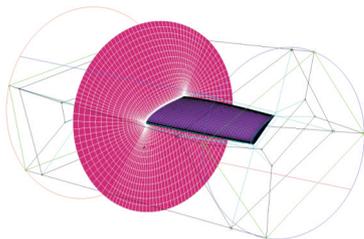
图 3 旋翼设计结果

Fig. 3 Result of rotor design

### 3.3 旋翼设计结果 CFD 验证

动量理论计算方法作为快速气动预测的手段,在旋翼气动设计过程中发挥重要作用。但是工程方法计算精度较低,不能满足外形复杂、精度要求较高的旋翼气动设计要求,所以需要对上述设计结果进行 CFD 校验。本文采用嵌套网格非定常方法对旋翼性能进行校核。

网格示意图如图 4 所示。



(a) 悬停状态

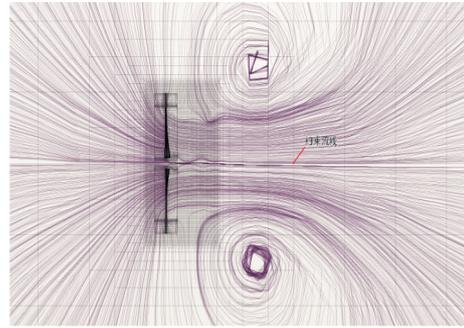


(b) 巡航状态

图 4 网格示意图(嵌套网格)

Fig. 4 Nested grid

CFD 流场图如图 5 所示,旋翼设计 CFD 校核结果如表 5 所示。



(a) 悬停状态流线图



(b) 巡航状态涡量图

图 5 CFD 流场图

Fig. 5 Flow field of CFD

表 5 旋翼设计 CFD 结果

Table 5 CFD results of rotor design

状态	前进速度 $V/$ ( $m \cdot s^{-1}$ )	转速 $N_c/rpm$	总距角 $\Theta/(\circ)$	拉力 $T/N$	扭矩 $Q/(N \cdot m)$	效率/ $\%$	功率 $P/kW$
悬停	0	1 000	7.6	2 413.04	359.02	71.0	37.6
巡航	41.7	870	18.8	233.23	169.16	63.1	/

从表 5 的数值模拟结果可以看出:悬停状态功率 37.6 kW,拉力 2 413.04 N,效率 71.0%;巡航状态拉力 233.23 N,效率 63.1%。非定常数值模拟结果和动量理论估算的结果基本一致,旋翼设计结果满足设计指标,下一步进行风洞试验验证。

## 4 风洞试验验证

为了验证本文优化设计方法以及数值模拟的

可靠性,进行缩比旋翼风洞试验。综合考虑试验环境和试验设备,本次试验模型为 1:2.5 缩比模型(如图 6 所示),吹风试验风洞采用串置开口回流风洞(如图 7 所示)。旋翼试验台(如图 7 所示)净高 3.1 m,可以俯仰偏转  $\pm 10^\circ$ ,内部装有 50 kW 的直流电机,可无级变频调速,测力天平安装于顶部。

全尺寸旋翼设计点桨尖马赫数为 0.5,雷诺数为  $1.8 \times 10^6$ 。马赫数大于 0.4,需要考虑压缩性影

响,在保证马赫数相似的条件下,缩比旋翼设计点转速为 2 500 rpm,雷诺数为  $0.72 \times 10^6$ ,还不到低雷诺数范围。本次试验主要目的是验证数值模拟方法的可靠性,因此 1 : 2.5 缩比模型可以满足本次风洞试验的需求。

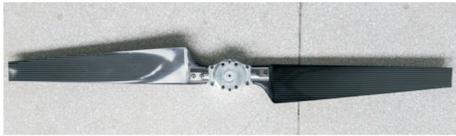


图 6 缩比旋翼  
Fig. 6 Scaled rotor



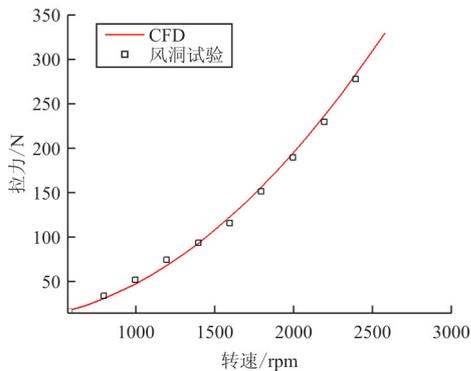
(a) 风洞模型



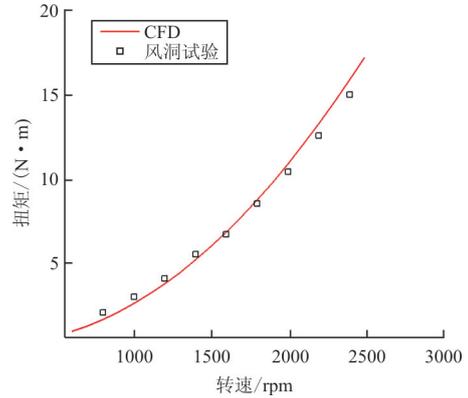
(b) 旋翼试验台

图 7 风洞试验  
Fig. 7 Wind tunnel test

总距角  $5.6^\circ$ , 风速  $0 \text{ m/s}$  悬停状态风洞试验与 CFD 结果对比如图 8 所示,总距角  $7.6^\circ$ , 风速  $0 \text{ m/s}$ 悬停状态风洞试验与 CFD 结果对比如图 9 所示。

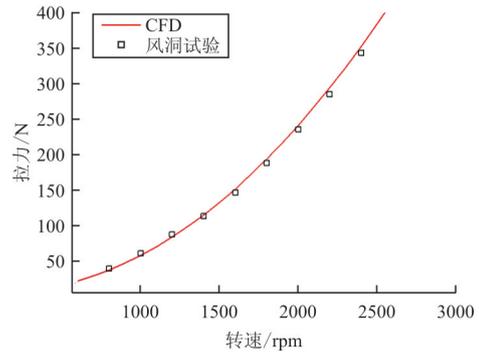


(a) 拉力随转速变化关系曲线

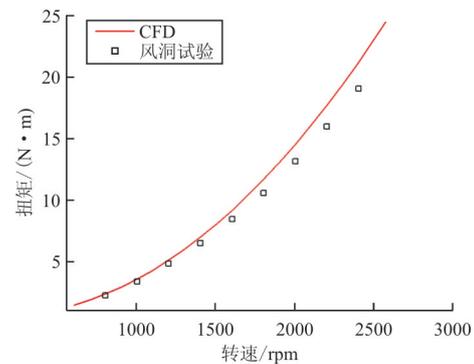


(b) 扭矩随转速变化关系曲线

图 8 总距角  $5.6^\circ$ , 风速  $0 \text{ m/s}$  试验与 CFD 对比  
Fig. 8 Comparison of numerical simulation and test at pitch angle  $5.6^\circ$  and wind velocity  $0 \text{ m/s}$



(a) 拉力随转速变化关系曲线

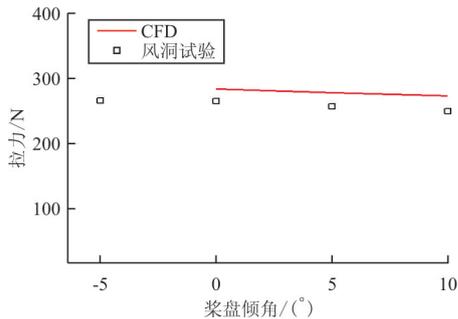


(b) 扭矩随转速变化关系曲线

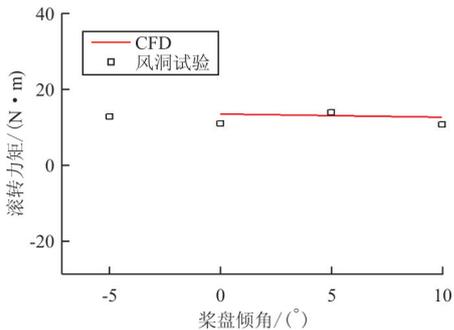
图 9 总距角  $7.6^\circ$ , 风速  $0 \text{ m/s}$  试验与 CFD 对比  
Fig. 9 Comparison of numerical simulation and test at pitch angle  $7.6^\circ$  and wind velocity  $0 \text{ m/s}$

从图 8~图 9 对比可以看出:两者的拉力结果吻合的非常好。CFD 扭矩结果略微偏大,这是因为 CFD 采用全湍计算,阻力预测偏保守,而旋翼翼型属于层流翼型,所以风洞试验中旋翼扭矩小于 CFD 结果。

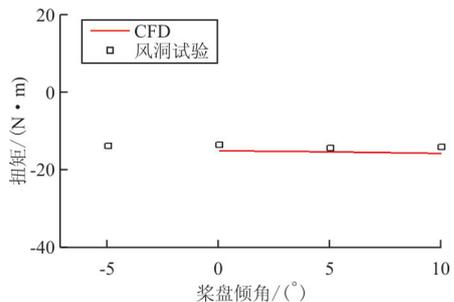
旋翼倾转前飞状态风洞试验与 CFD 对比如图 10 所示,旋翼总距角  $7.6^\circ$ ,风速  $9\text{ m/s}$ ,转速  $2\ 100\text{ rpm}$ 。



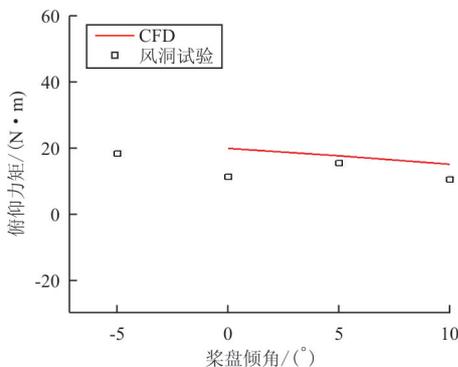
(a) 拉力随桨盘倾角变化关系曲线



(b) 滚转力矩随桨盘倾角变化关系曲线



(c) 扭矩随桨盘倾角变化关系曲线



(d) 俯仰力矩随桨盘倾角变化关系曲线

图 10 总距角  $7.6^\circ$ ,风速  $9\text{ m/s}$ ,转速  $2\ 100\text{ rpm}$  风洞试验与 CFD 对比

Fig. 10 Comparison of numerical simulation and test at pitch angle  $7.6^\circ$ , wind velocity  $9\text{ m/s}$  and  $2\ 100\text{ rpm}$

从图 10 对比结果可以看出:拉力、滚转力矩、扭矩、俯仰力矩和 CFD 结果偏差都在  $5\%$  以内,两者结果基本一致。

## 5 结 论

(1) 本文采用基于 Kriging 模型的多目标遗传算法,结合动量理论,开展倾转旋翼桨叶平面形状优化设计,非定常数值模拟结果和动量理论估算结果基本一致,旋翼设计结果满足设计要求。

(2) 倾转旋翼桨叶设计结果进行缩比旋翼试验,结果表明:拉力、滚转力矩、扭矩、俯仰力矩和 CFD 结果偏差都在  $5\%$  以内。

## 参考文献

- [1] Felker F F, Betzina M D, Signor D B. Performance and load data form a hover test of a full-scale XV-15 rotor[R]. NASA TM 86833, Washington, D. C. : NASA, 1985.
  - [2] Mc Veigh M A. The V-22 tilt-rotor large-scale rotor performance/wing download test and comparison with theory [C]//Proceedings of the 11th European Rotorcraft Forum. [S. l: s. n.], 1985: 18-25.
  - [3] Fort F F, David B S, Larry A Y, et al. Performance and loads data from a hover test of a 0.658-scale V-22 rotor and wing[R]. NASA TM 89419, Washington, D. C. : NASA, 1987.
  - [4] Roccheeto A, Poloni C. A hybrid numerical optimization technique based on genetic and feasible direction algorithms for multipoint helicopter rotor blade design[C]// The 21st European Rotorcraft Forum. St. Petersburg, Russia: [s. n], 1995: 1-20.
  - [5] Leishman J G, Ananthan S. Aerodynamic optimization of a coaxial proprotor[C]// The 62nd Annual Forum of AHS. Phoenix: AHS, 2006: 1-23.
  - [6] Yeo H, Johnson W. Aerodynamic analysis of a heavy lift slowed-rotor compound helicopter[J]. Journal of Aircraft, 2012, 44(2): 501-508.
  - [7] Stahlhut C W. Aerodynamic design optimization of proprotors for convertible-rotor concepts[D]. Maryland: University of Maryland, 2012.
  - [8] LePape A, Beaumier P. Numerical optimization of helicopter rotor aerodynamic performance in hover[J]. Aerospace Science and Technology, 2005, 9(3): 191-201.
  - [9] Potsdam M A, Strawn R C. CFD simulations of tiltrotor configurations in hover[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2005, 50(1): 82-94.
  - [10] 徐恺. 倾转旋翼飞行器旋翼/机翼/机身气动干扰计算[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2006.
- Xu Kai. Calculation of the aerodynamic interaction between rotor/wing/fuselage of tilt-rotor[D]. Nanjing: Nanjing U-

- niversity of Aeronautics and Astronautics, 2006. (in Chinese)
- [11] 李鹏, 召启军. 悬停状态倾转旋翼/机翼干扰流场及气动力的 CFD 计算[J]. 航空学报, 2014, 35(2): 361-371.  
Li Peng, Zhao Qijun. CFD calculations on the interaction flowfield and aerodynamic force of tiltrotor/wing in hover [J]. Acta Aerodynamic Sinica, 2014, 35(2): 361-371. (in Chinese)
- [12] 刘沛清. 空气螺旋桨理论及其应用[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006.  
Liu Peiqing. Theory and application of air propeller[M]. Beijing: Beihang University Publishing House, 2006. (in Chinese)
- [13] Benek J A, Steger J L. A 3D grid embedding technique [C]// 7th Computational Physics Conference. Cincinnati: AIAA, 1985: 322-331.
- [14] 许瑞飞, 宋文萍, 韩忠华. 改进 Kriging 模型在翼型气动优化设计中的应用研究[J]. 西北工业大学学报, 2010, 28(4): 503-510.  
Xu Ruifei, Song Wenping, Han Zhonghua. Application of improved Kriging-model-based optimization method in airfoil aerodynamic design[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2010, 28(4): 503-510. (in Chinese)
- [15] 许瑞飞, 宋文萍, 张坤. 转捩对风力机翼型优化设计结果的影响研究[J]. 太阳能学报, 2011, 32(12): 15-20.  
Xu Ruifei, Song Wenping, Zhang Kun. Investigation of effect of transition on wind turbine airfoil optimization design[J]. Acta Energetica Sinica, 2011, 32(12): 15-20. (in Chinese)
- [16] Liu Jun, Han Zhonghua, Song Wenping. Efficient Kriging-based aerodynamic design of transonic airfoils: some key issues[C]// 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Nashville: AIAA, 2012: 1546-1553.
- [17] Mashiro K, Kentaro T, Sinkyu J. Multi-objective aerodynamic optimization of elements' setting for high-lift airfoil using Kriging model[J]. Journal of Aircraft, 2007, 44(3): 858-862.
- [18] Giunta A A, Wojtkiewicz Jr S F, Eldred M S. Overview of modern design of experiments methods for computational simulations[C]// 41st AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno: AIAA, 2003: 649-658.
- [19] Kulfan M B, Bussoletti J E. "Fundamental" parametric geometry representations for aircraft component shapes [C]// 11th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference. Portsmouth: AIAA, 2006: 6948-6952.
- [20] Kulfan M B. A universal parametric geometry representation method[J]. Journal of Aircraft, 2008, 45(1): 142-158.
- [21] 许建华. 桨叶绕流高效高精度数值方法及气动设计研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2010.  
Xu Jianhua. Efficient and accurate flow simulation and aerodynamic design methods for blades[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2010. (in Chinese)

#### 作者简介:

孙凯军(1986—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞行器气动布局设计、螺旋桨设计。

张 练(1991—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞行器总体设计。

付义伟(1980—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:飞行器气动布局设计。

于悦洋(1992—),女,硕士,助理工程师。主要研究方向:飞行器气动布局设计。

(编辑:丛艳娟)