

文章编号:1674-8190(2019)04-514-07

基于 Isight 的倾转旋翼飞行器前飞状态翼型优化

赵广,何国毅,王琦,罗云,王振
(南昌航空大学 飞行器工程学院,南昌 330063)

摘要: 倾转旋翼飞行器被认为是下一代旋翼类飞行器的主要发展方向,研究其机翼的气动优化设计,对于提高该类飞行器的飞行性能具有重要意义。以 NACA2412 为原始翼型,首先,采用 Hicks-Henne 方法进行翼型参数化,并确定设计变量;其次,采用 Isight 集成翼型生成、网格划分、流场求解等软件,建立翼型自动优化平台;然后,采用基于最优拉丁超立方设计(Opt LHD)和径向基函数(RBF)的代理模型,并用多岛遗传算法(MIGA)进行机翼优化;最后,将优化后的翼型生成三维机翼,进行气动特性计算。优化过程中,对比两种边界条件的优化结果,以证明所用优化方法的有效性;为了减少计算量,使用动量源方法用作用盘代替旋翼。结果表明:根据机翼展向来流速度分布进行翼型优化,在前飞状态下优化后的机翼的升阻比提高了 66.03%。

关键词: 倾转旋翼飞行器;翼型优化;Isight;代理模型;动量源方法

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2019.04.011

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Airfoil Optimization of Tiltrotor Aircraft Forward Flight Mode Based on Isight

Zhao Guang, He Guoyi, Wang Qi, Luo Yun, Wang Zhen
(School of Aircraft Engineering, Nanchang Hangkong University, Nanchang 330063, China)

Abstract: As one of the main development trends of the next generation rotor-crafts, it is of important significance to study the aerodynamic optimization design of its wings for improving the flight performance of tiltrotor aircraft. NACA2412 is employed as the benchmark airfoil. Firstly, the airfoil parameterization is carried out by Hicks-Henne method and the design variables is determined; Secondly, the softwares of Isight, mesh generation and flow field solver are used to build airfoil automatic optimization platform; Then, a surrogate model based on optimal Latin hypercube design(Opt LHD) and radial basis function(RBF) is adopted, and multi-island genetic algorithm(MIGA) is used to optimize the airfoil; Finally, the optimized airfoil is used to generate wing and the aerodynamic characteristics are calculated. In the optimization process, the optimization results of the two boundary conditions are compared to prove the effectiveness of the optimization method; the rotor is replaced by actuator disk by way of momentum source method to reduce the computational complexity. The results show that the lift-drag ratio of the optimized wing increases by 66.03% in the forward flight state when the airfoil is optimized according to the inflow velocity distribution along the wing span.

Key words: tiltrotor aircraft; airfoil optimization; Isight; surrogate model; momentum source method

收稿日期:2018-08-04; 修回日期:2018-12-07

基金项目:国家自然科学基金(11462015,11862017);江西省科技厅重点研发计划项目(20151BBE50026)

通信作者:何国毅,hegy509@163.com

引用格式:赵广,何国毅,王琦,等. 基于 Isight 的倾转旋翼飞行器前飞状态翼型优化[J]. 航空工程进展, 2019, 10(4): 514-520,535.

Zhao Guang, He Guoyi, Wang Qi, et al. Airfoil optimization of tiltrotor aircraft forward flight mode based on isight[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(4): 514-520,535. (in Chinese)

0 引言

倾转旋翼飞行器不仅具有直升机的垂直起降(VTOL)能力,同时拥有固定翼飞机的高速、长航程特点,被认为是下一代旋翼类飞行器的主要发展方向^[1]。机翼作为飞行器的核心部件,其设计很大程度上决定了飞行器的性能。开展对倾转旋翼飞行器机翼的气动优化设计,对于提高倾转旋翼飞行器飞行性能具有重要意义。

目前,国内外已在倾转旋翼飞行器的优化方面做了大量研究。国外,L. Vigevano 等^[2]总结了 NICETRIP 项目进行的倾转旋翼飞行器 ERICA 的气动特性分析和一些部件(例如机身/机翼整流罩、机翼等)的优化设计,在对机翼进行优化时,根据旋翼滑流的影响,将机翼分为固定段(层流翼型)和倾转段(湍流翼型),认为同时结合两种翼型的机翼可实现明显的减阻效果,但未指出具体的优化过程;M. K. Lee 等^[3]和 R. L. T. Bevan 等^[4]通过在机翼上安装一些附属装置提高飞行性能,例如在发动机短舱外再增加一小段机翼,虽然机身重量略微增加,但机翼升阻比却得以显著提高,或者在机翼上安装涡流发生器,与干净机翼相比,可在减阻的同时减少气流分离;M. Kim 等^[5]采用主动控制的方法,悬停模式在前缘和后缘同时使用射流,可减少机翼所受下洗载荷;倾转模式只需在前缘使用射流,可使阻力明显减小。

国内,针对倾转旋翼飞行器的机翼优化的研究主要有:徐家宽等^[6]、孙凯军等^[7]指出处在滑流影响下的机翼等部件与无滑流影响区域的流场特征不同,螺旋桨滑流会对机翼升阻特性产生显著影响。王科雷等^[8]认为机翼优化时不考虑滑流影响,实际工作状态与设计点存在偏离,导致气动特性得不到提升。朱秋娟等^[9]根据前飞状态下旋翼/机身/短舱对机翼影响沿展向的分布,将机翼分成三段,在每段取特征剖面采用代理模型进行优化,优化后全机升阻比增大了 36.78%,但优化细节未给出。

综上,目前对于倾转旋翼飞行器机翼优化方面涉及具体方法的研究仍较少。本文在前人研究的基础上,根据“由于旋翼存在,导致前飞时机翼展向位置气动环境不同”这一实际,将机翼分为内外两

段,在每段选取代表性截面,并选择截面上的速度表征两段机翼气动环境的不同,优化前飞状态两段机翼翼型;通过对比两种速度设定的优化效果,以期倾转旋翼飞行器的气动布局设计提供一些有参考意义的结论。

1 流场求解方法

在直角坐标系下求解带有动量源项的 RANS 方程:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \mathbf{W} d\Omega + \iint_{\partial\Omega} (\mathbf{F} - \mathbf{F}_V) \cdot \mathbf{n} ds = \iiint_{\Omega} \mathbf{J} \cdot \mathbf{n} d\Omega \quad (1)$$

其中,

$$\mathbf{W} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho E \end{bmatrix}, \mathbf{F} = \begin{bmatrix} \rho \mathbf{V}_r \\ \rho u \mathbf{V}_r + p \mathbf{n}_x \\ \rho v \mathbf{V}_r + p \mathbf{n}_y \\ \rho w \mathbf{V}_r + p \mathbf{n}_z \\ \rho H \mathbf{V}_r + p \mathbf{V}_i \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{F}_V = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \mathbf{n}_x + \tau_{xy} \mathbf{n}_y + \tau_{xz} \mathbf{n}_z \\ \tau_{yx} \mathbf{n}_x + \tau_{yy} \mathbf{n}_y + \tau_{yz} \mathbf{n}_z \\ \tau_{zx} \mathbf{n}_x + \tau_{zy} \mathbf{n}_y + \tau_{zz} \mathbf{n}_z \\ \Phi_x \mathbf{n}_x + \Phi_y \mathbf{n}_y + \Phi_z \mathbf{n}_z \end{bmatrix}, \mathbf{n} = \begin{bmatrix} n_x \\ n_y \\ n_z \end{bmatrix}^T, \mathbf{J} = \begin{bmatrix} 0 \\ f_x \\ f_y \\ f_z \\ 0 \end{bmatrix}。$$

式中: ρ 、 p 、 E 、 H 分别为气体的密度、压强、总能和总焓; $\mathbf{V} = [u, v, w]^T$ 为气体的绝对速度; \mathbf{J} 为动量源项。

2 动量源方法及验证

由于精确求解旋翼需要在桨叶几何上生成贴体网格,会导致网格数目过大,耗费大量的计算资源。采用动量源方法时,旋翼用作用盘代替,桨叶对气流的作用以动量源代替。可大幅降低网格数量,提高计算效率。

作用盘即在旋翼叶片扫过的区域由一些有限厚度的网格组成。动量源即在作用盘区域每个网格中引入表示叶片对周围气体的作用力。作用盘方向对应实际的旋翼桨盘方向。作用盘半径对应实际桨叶半径。动量源 \mathbf{S} 可表示为

$$\mathbf{S} = N_b \cdot \frac{-\mathbf{F}}{V_{\text{cell}}} \cdot \frac{\Delta \tau}{2\pi} \quad (2)$$

式中: N_b 为桨叶数量; F 为桨叶微段所受的气动力, 其计算基于叶素理论; $\Delta\tau$ 为桨叶扫过该网格单元时所转过的角度; V_{cell} 为网格单元的体积。

为了验证动量源的计算精度, 计算文献[10]的算例, 对比结果如图 1 所示, 图 1(a) 和图 1(b) 分别为桨盘下方不同位置处的动压对比。

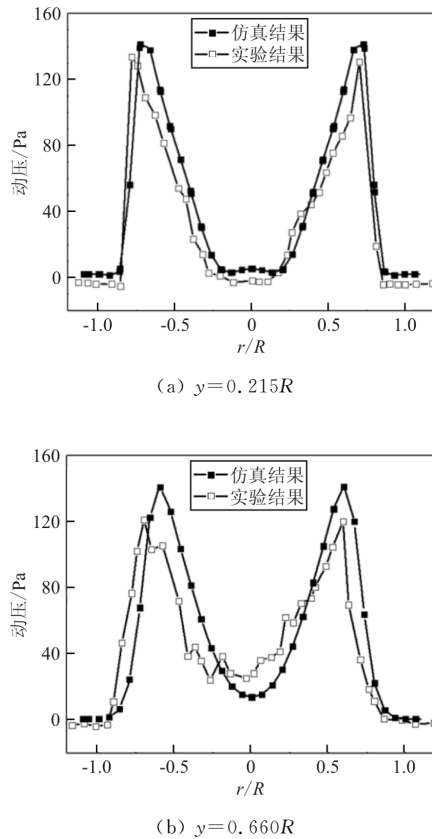


图 1 旋翼下方动压分布与实验的对比

Fig. 1 Comparison of the dynamic pressure distribution under rotor with experiment

从图 1 可以看出: 动量源结果与文献的实验值趋势一致, 且结果较为接近, 因为本文选取旋翼后方代表性截面的速度分布做优化, 此算例表明动量源方法可以较为准确地模拟旋翼下方的动压(速度)分布。

3 物理模型及准确性验证

3.1 物理模型

本文在倾转旋翼飞行器前飞状态下进行优化, 为了减小计算量, 采用半翼展模型, 如图 2 所示, 旋翼用作用盘(Actuator Disk)代替。

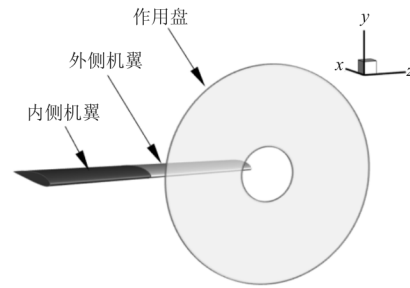


图 2 倾转旋翼飞行器半翼展模型

Fig. 2 Half wingspan model of tiltrotor aircraft

由于旋翼的影响, 机翼可分为内侧机翼 (Inner Wing) 自由来流区和外侧机翼 (Outer Wing) 旋翼尾流区^[11], 如图 3 所示。旋翼半径和两段机翼展长均为 R 。优化前两段机翼翼型均为 NACA2412。

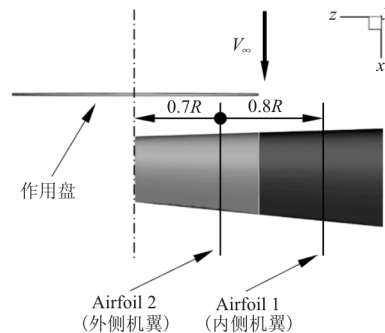


图 3 倾转旋翼飞行器机翼优化截面的选取

Fig. 3 Optimization section selection of the wing of tiltrotor aircraft

根据两段机翼所处来流速度的不同, 取每段机翼的代表性截面, 对二维翼型 NACA2412 进行优化, 分别得到翼型 Airfoil 1、Airfoil 2, 再将优化后的翼型各自拉伸成内侧机翼和外侧机翼。因为桨叶的 $0.7R$ 处特征剖面的空气动力学特性具有代表性^[12], 对于外侧机翼, 取桨叶上此特征剖面对应在机翼上的位置为代表性截面, 即图 3 所示的 $0.7R$ 。对于内侧机翼, 可视为处于自由来流中, 可取机翼中段为代表性截面, 即图 3 中的 $0.8R$ 。

本文在 $V_{\infty} = 15 \text{ m/s}$, 旋翼前进比 $\lambda = 0.1$ ($\lambda = V_{\infty} / (\Omega \times R)$, Ω 为旋翼角速度), 机翼攻角 $\alpha = 0^\circ$ 的工况下优化的, 以升阻比 K 最大为优化目标。优化前需先得出 Airfoil 1、Airfoil 2 的升力和阻力值。为了说明本文所用方法的有效性, 采用两种速度设定优化。设定一: 优化时不考虑旋翼的影响, 内侧机翼和外侧机翼翼型入口边界速度均为

15 m/s; 设定二: 优化时考虑旋翼的影响, 内侧机翼翼型入口边界速度为 15 m/s, 外侧机翼翼型入口边界速度根据桨盘后方实际气流速度, 采用大小随位置变化的非均匀来流, 如图 4 所示。计算域 y 方向大小根据径向 $0.7R$ 处所取截面在桨盘上对应的实际长度确定, 如图 5 所示。这两种设定的区别在于对外侧机翼翼型优化时边界条件的选择。

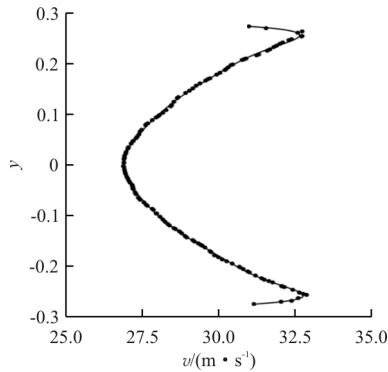


图 4 外侧机翼入口速度分布

Fig. 4 Outer wing inlet velocity distribution

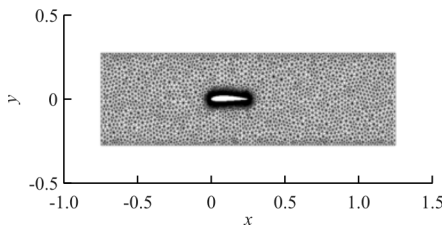


图 5 外侧机翼计算域网格

Fig. 5 Outer wing computational domain mesh

3.2 计算精度验证

对二维翼型优化前, 需计算翼型的升阻力系数。根据文献[13]提供的 NACA4418 翼型实验数据, 进行模拟计算。不同攻角下翼型升阻力系数与实验值的对比如图 6 所示, 可以看出: 计算值与实验值较为吻合。

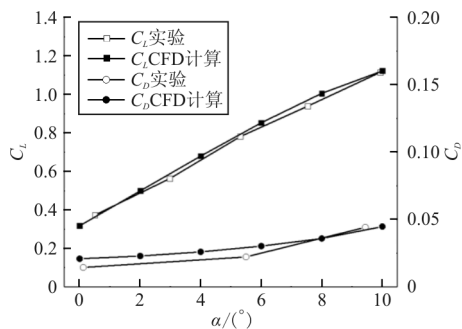


图 6 计算精度验证

Fig. 6 Verification of computational accuracy

3.3 网格无关性验证

为了排除网格对优化结果的影响, 计算四套网格, 网格数分别为 Mesh1 (110 万)、Mesh2 (142 万)、Mesh3 (175 万) 和 Mesh4 (202 万)。网格定义和分布如图 7 和表 1 所示, 其中 E_x 、 E_z 分别为机翼弦向和展向边上的节点数, Δs 为边界层第一层网格高度。

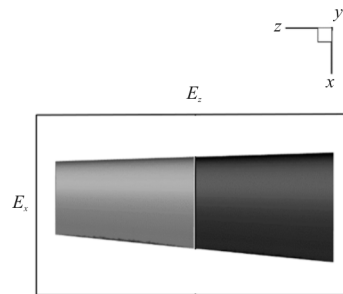


图 7 机翼几何网格节点定义

Fig. 7 Definition of wing geometric mesh node

表 1 四套网格的网格分布

Table 1 Distribution of four sets of meshes

网格	E_x	E_z	$\Delta s/m$
Mesh1	140	200	8×10^{-4}
Mesh2	190	240	5×10^{-4}
Mesh3	235	270	5×10^{-4}
Mesh4	250	300	3×10^{-4}

四套网格的计算结果如图 8 所示。

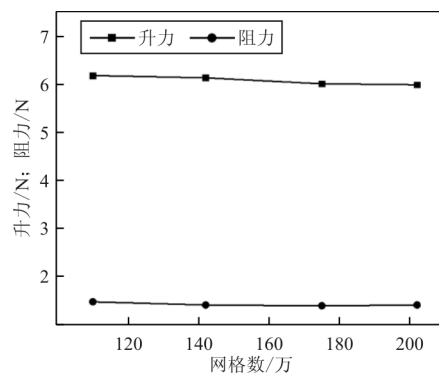


图 8 四套网格升力、阻力计算结果

Fig. 8 Four sets of grid lift and drag calculation

从图 8 可以看出: 当网格数增加到 175 万时, 升力和阻力的波动已经很小, 可认为计算结果几乎不随网格数目的变化而变化。为了兼顾计算精度

和计算代价,本文选取 Mesh3(175 万)网格计算。

4 翼型几何参数化

在对翼型进行优化设计时,直接改变的是控制翼型生成的参数,进而实现翼型形状更新。因此必须进行翼型参数化描述。

考虑到 Hicks-Henne 型函数方法应用广泛,具有描述翼型精确、曲线平滑的优点^[14],本文采用以 Hicks-Henne 为型函数的线性扰动法,即新翼型的几何形状由原始翼型和扰动的线性叠加来表示。

$$\begin{cases} y_{\text{up}} = y_{\text{up}0} + \sum_{h=1}^{h=6} a_h f_h(x) \\ y_{\text{low}} = y_{\text{low}0} + \sum_{h=1}^{h=6} a_{h+6} f_h(x) \end{cases} \quad (3)$$

式中: y_{up} 、 y_{low} 分别为新翼型的上下翼面函数; $y_{\text{up}0}$ 、 $y_{\text{low}0}$ 分别为原始翼型的上下翼面函数; h 为控制翼型生成的设计变量的个数。

理论上,设计变量 h 的个数越多,设计空间越大,但同时计算量也会极大增加,通常单个翼面 $h=4\sim 9$ 为宜^[14]。本文取 $h=6$,即翼型上下翼面各有 6 个设计变量用于改变翼型形状。以型函数 $f_h(x)$ 的系数 a_h 、 a_{h+6} (h 分别为 1, 2, 3, 4, 5, 6) 表示上下翼面控制翼型形状的设计变量。 a_h 的取值范围为 $[-0.01, 0.05]$, a_{h+6} 的取值范围为 $[-0.05, 0.01]$ 。

采用改进的 Hicks-Henne 型函数 $f_h(x)$ ^[15]。

$$f_h(x) = \begin{cases} x^{0.25}(1-x) \cdot e^{-20x} & (h=1) \\ \sin^3(\pi x^{e(h)}) & (2 \leq h \leq 5) \\ x^{0.75}(1-x)^{0.1} \cdot e^{-20x} & (h=6) \end{cases} \quad (4)$$

式中: $e(h) = \ln 0.5 / \ln x_h$ 。

取 x_h (h 分别为 1, 2, 3, 4, 5, 6) 分别为 0.15, 0.30, 0.45, 0.60, 0.75, 0.90。

Hicks-Henne 方法得到的翼型曲线如图 9 所示。 \mathbf{A}_1 、 \mathbf{A}_2 为设计变量 a_h 组成的向量。其中 $\mathbf{A}_1 = [0, 0, 0, 0.05, 0.05, 0.05, 0, 0, 0, -0.05, -0.05, -0.05]^T$, $\mathbf{A}_2 = [0.05, 0.05, 0.05, 0, 0, 0, -0.05, -0.05, -0.05, 0, 0, 0]^T$ 。

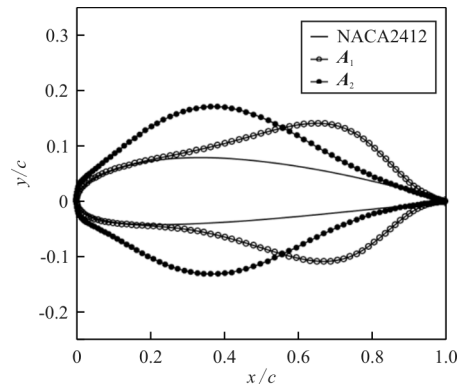


图 9 Hicks-Henne 方法得到的翼型曲线

Fig. 9 Airfoil curves generated by Hicks-Henne method

从图 9 可以看出:三组翼面曲线连续平滑,即使在翼型前缘和后缘均有较大的扰动量,表明采用改进的 Hicks-Henne 型函数能够满足对翼型参数化的要求。

5 基于 Isight 的优化设计流程

Isight 优化流程如图 10 所示,采用 Isight 优化平台集成翼型几何生成(MATLAB 程序)、网格划分(Pointwise)和流场求解(Fluent)等软件,实现翼型自动优化。

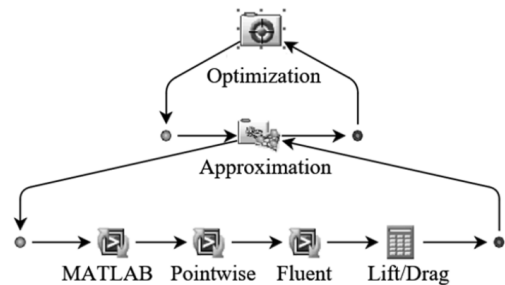


图 10 Isight 优化流程

Fig. 10 Isight optimization process

代理模型的创建主要包括样本数据采集和代理模型的选择。本文采用最优拉丁超立方设计(Opt LHD)方法生成 300 个样本点构造模型,另用 115 个样本点用于误差分析,对升阻比 K 建立代理模型。代理模型选 RBF 模型,该模型的优点是具有较强的拟合复杂非线性函数的能力。RBF 代理模型精度分析如表 2 所示。

表 2 RBF 代理模型精度分析

Table 2 RBF precision analysis of surrogate model

边界条件	气动参数	RSME	R ²
均匀来流	C _L /C _D	0.099	0.82
非均匀来流	C _L /C _D	0.095	0.84

代理模型生成后一定要查看可信度,一般要求均方根误差 RSME 小于 0.2,相关系数 R² 大于 0.9^[16]。从表 2 可以看出:RSME 小于 0.2,且 R² 值较为接近 0.9,因此认为建立的代理模型具有较高的可信度,可代替数值仿真实现优化。

优化组件采用多岛遗传算法(MIGA),子群规模为 10,岛(子群)个数为 10,总进化代数为 10。

6 翼型优化结果及分析

对于外侧机翼,由于优化时采用的边界条件不同,即使是同一目标函数,优化后得到的翼型气动外形也不同。优化后的外侧机翼如图 11 所示,可以看出:与原始翼型 NACA2412 对比,采用设定一得到的外侧机翼优化翼型明显变厚,翼型后半段下翼面上凸;设定二得到的外侧机翼优化翼型弯度明显增大,厚度与原始翼型相比略有减少。

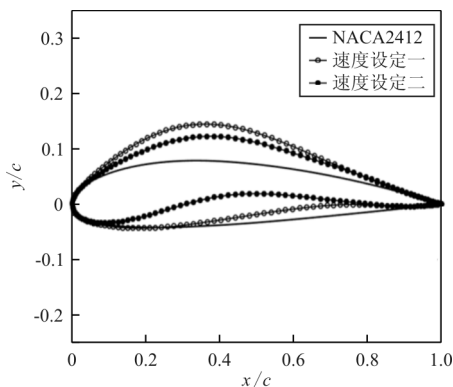
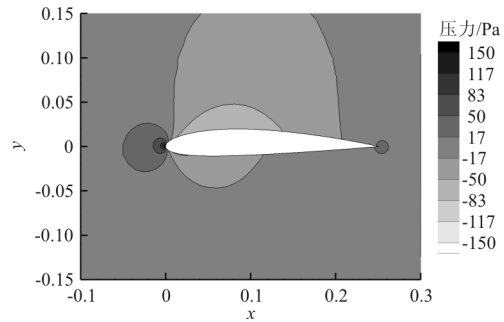


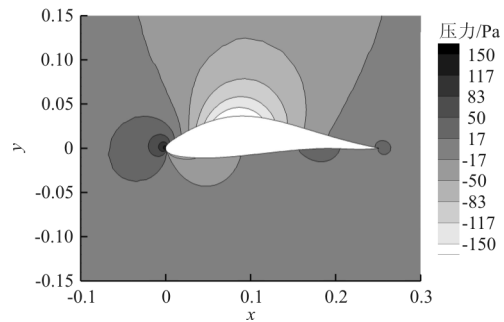
图 11 外侧机翼优化翼型与原始翼型的对比
Fig. 11 Comparison of optimized airfoil and original airfoil of outer wing

外侧机翼翼型压力云图如图 12 所示,可以看出:翼型上翼面上凸带来了更大的低压区;并且优

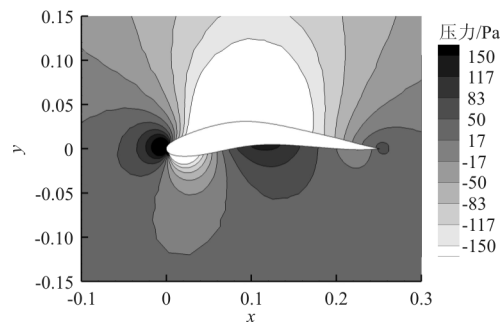
化后的翼型下翼面上凸部分出现高压区,有利于提高升力系数。采用两种速度设定优化的翼型弯度都比原始翼型更大,翼型弯度变大增大了翼型的有效攻角,增加了升力系数。



(a) 原始翼型



(b) 速度设定一



(c) 速度设定二

图 12 外侧机翼翼型的压力分布

Fig. 12 Pressure distribution of outer wing airfoil

将优化后的翼型应用到三维机翼上,优化前后气动性能对比如表 3 所示。

表 3 优化前后倾转旋翼飞行器气动性能对比

Table 3 Aerodynamic performance comparison of tiltrotor aircraft before and after optimization

机翼形式	C _L	C _D	C _L /C _D	ΔC _L /%	ΔC _D /%	Δ(C _L /C _D)/%
原始机翼	0.163 7	0.038 1	4.296 6	—	—	—
速度设定一	0.375 4	0.058 9	6.373 5	+129.32	+54.59	+48.34
速度设定二	0.373 1	0.052 3	7.133 8	+127.92	+37.27	+66.03

从表 3 可以看出:两种速度设定虽然优化后阻力系数增大,但升力系数增加幅度更大,都能提高机翼的升阻比;对比两种速度设定,设定二优化的翼型生成的三维机翼升力系数与设定一相当,但阻力系数更小。

上述优化结果是在攻角 α 为 0° 时得到的。倾转旋翼机前飞时有不同的飞行状态,因此本文计算攻角从 $0^\circ \sim 7^\circ$ 范围内优化前后机翼的升阻比,如图 13 所示。

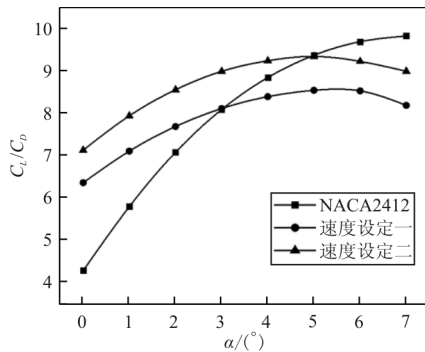


图 13 倾转旋翼飞行器机翼升阻比优化前后对比

Fig. 13 Comparison of lift drag ratio of wing before and after optimization of tiltrotor aircraft

从图 13 可以看出:在有限的攻角范围内,两种速度设定均能起到优化作用,对升阻比的提升率随攻角增大而减小,且设定二的优化效果好于设定一;对于速度设定二,当攻角小于 5° 时,对升阻比有提升作用;而对于速度设定一,当攻角大于 3° 时,已经不能提高机翼升阻比。

7 结 论

(1) 优化后的机翼升阻比提高,表明本文建立的基于 Isight 自动优化平台及代理模型的方法适用于倾转旋翼飞行器的翼型优化。

(2) 本文所用的动量源方法,将旋翼桨叶对空气的周期性扰动通过时间平均的方法转化为“准定常”流动,该方法能在较大程度上模拟旋翼下洗流场特性。

(3) 对比两种速度设定,设定一没有考虑旋翼的影响,设定二的边界条件是根据旋翼后方的实际气流速度确定的。设定二采用的边界条件更符合实际,在 0° 攻角时,比设定一优化的翼型生成的机翼升阻比更大,且能在较大的攻角范围内提高机翼

升阻比。

参考文献

- [1] Kang Y, Kim N, Kim B S, et al. Autonomous waypoint guidance for tilt-rotor unmanned aerial vehicle that has nacelle-fixed auxiliary wings[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2014, 228(14): 2695-2717.
- [2] Vigeveno L, Beaumier P, Decours J, et al. Tilt rotor aerodynamics activities during the nice trip project[C]. France: European Rotorcraft Forum, 2014.
- [3] Lee M K, Lee I. Performance enhancement of tilt-rotor unmanned aerial vehicle using Nacelle-fixed auxiliary wing[J]. Journal of Aircraft, 2013, 50(1): 319-324.
- [4] Bevan R L T, Poole D J, Allen C B, et al. Adaptive surrogate-based optimization of vortex generators for tiltrotor geometry[J]. Journal of Aircraft, 2017, 54(3): 1011-1024.
- [5] Kim M, Kim S, Kim W, et al. Flow control of tiltrotor unmanned-aerial-vehicle airfoils using synthetic jets[J]. Journal of Aircraft, 2011, 48(3): 1045-1057.
- [6] 徐家宽,白俊强,黄江涛,等.考虑螺旋桨滑流影响的机翼气动优化设计[J].航空学报,2014,35(11):2910-2920. Xu Jiakuan, Bai Junqiang, Huang Jiangtao, et al. Aerodynamic optimization design of wing under the interaction of propeller slipstream[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(11): 2910-2920. (in Chinese)
- [7] 孙凯军,包晓翔,付义伟.低雷诺数螺旋桨滑流对机翼气动特性的影响研究[J].航空工程进展,2018,9(4):131-138,176. Sun Kaijun, Bao Xiaoxiang, Fu Yiwei. Low Reynolds number propeller slipstream interference with wing aerodynamic characteristics[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2018, 9(4): 131-138, 176. (in Chinese)
- [8] 王科雷,周洲,祝小平.耦合多螺旋桨滑流影响的低雷诺数机翼设计[J].航空学报,2017(6):110-122. Wang Kelei, Zhou Zhou, Zhu Xiaoping. Aerodynamic design of low-Reynolds-number wing taking into account the multiple propellers induced effects[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017(6): 110-122. (in Chinese)
- [9] 朱秋娴,招启军,林永峰,等.倾转旋翼机多部件对机翼气动干扰的分析及优化[J].航空动力学报,2017,32(6):1505-1514. Zhu Qiuxian, Zhao Qijun, Lin Yongfeng, et al. Analysis and optimizations on aerodynamics interaction of tiltrotor aircraft multi-components on its wing[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(6): 1505-1514. (in Chinese)
- [10] 李鹏,招启军,汪正中,等.过渡状态倾转旋翼气动力模拟的高效 CFD 方法[J].南京航空航天大学学报,2015,47(2):189-197. Li Peng, Zhao Qijun, Wang Zhengzhong, et al. High-efficient CFD method for predicting aerodynamic force of tilt rotor in conversion mode[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2015, 47(2): 189-197. (in Chinese)

- nism of electromagnetic discontinuities regular distributed on aircraft[J]. *Systems Engineering and Electronics*, 2017, 39(11): 2428-2433. (in Chinese)
- [10] Liu Z H, Huang P L, Gao X, et al. Multi-frequency RCS reduction characteristics of shape stealth with MLFMA with improved MMN[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2010, 23(3): 327-333.
- [11] 张乐, 周洲, 许晓平. 飞翼布局无人机保形非对称 S 弯进气道设计及优化[J]. *航空动力学报*, 2016, 31(11): 2682-2690.
Zhang Le, Zhou Zhou, Xu Xiaoping. Conformal asymmetry S-shaped inlet design and optimization of flying wing unmanned aerial vehicle[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2016, 31(11): 2682-2690. (in Chinese)
- [12] 刘战合, 王菁, 王晓璐, 等. 铌掺杂 ITO 镀膜玻璃电磁散射特性试验[J]. *航空工程进展*, 2018, 9(1): 62-68.
Liu Zhanhe, Wang Jing, Wang Xiaolu, et al. Experiment on electromagnetic scattering characteristics of Nb-doped ITO coated glass[J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2018, 9(1): 62-68. (in Chinese)
- [13] Song J M, Chew W C. Spectral two-step preconditioning of multilevel fast multipole algorithm for the fast monostatic RCS calculation[J]. *IEEE Transaction on Antennas Propagation*, 2007, 55(8): 2268-2275.
- [14] Liu Z H, Huang P L, Wu Z, et al. Improvement and performance of parallel multilevel fast multipole algorithm[J]. *Journal of Systems Engineering and Electronics*, 2011, 22(1): 164-169.
- [15] Ji J Z, Huang P L. Series expansion feasibility of singular integral in method of moments[J]. *Journal of Systems Engineering and Electronics*, 2014, 25(3): 386-392.
- [16] 张乐, 周洲, 许晓平, 等. 飞翼无人机 3 种保形进气口进气道气动与隐身综合特性对比[J]. *航空动力学报*, 2015, 30(7): 1651-1660.
Zhang Le, Zhou Zhou, Xu Xiaoping, et al. Comparison on aerodynamic and stealthy performance of flying wing unmanned aerial vehicle with three conformal intake inlets[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2015, 30(7): 1651-1660. (in Chinese)

作者简介:

刘战合(1977—),男,博士,副教授。主要研究方向:飞行器隐身设计、薄膜沉积工艺。

王菁(1991—),女,硕士,助教。主要研究方向:飞行器设计、民航飞机设计。

王晓璐(1982—),男,博士,高级工程师。主要研究方向:飞机总体设计、空气动力学。

周鹏(1968—),男,硕士,教授。主要研究方向:模式识别与传感检测。

石金祥(1996—),男,本科生。主要研究方向:飞行器设计。

(编辑:沈惶)

(上接第 520 页)

- [11] Dynamic modeling and analysis of a single tilt-wing unmanned aerial vehicle[C]. USA: AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference, 2015.
- [12] 曹义华. 现代直升机旋翼空气动力学[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 2015: 12.
Cao Yihua. Modern helicopter rotor aerodynamics[M]. Beijing: Beihang University Press, 2015: 12. (in Chinese)
- [13] Timmer W A. Aerodynamic characteristics of wind turbine blade airfoils at high angles-of-attack [C]. Europe: 3rd EWEA Conference-Torque, 2010.
- [14] 刘丽娜, 吴国新. 基于 Hicks-Henne 型函数的翼型参数化设计以及收敛特性研究[J]. *科学技术与工程*, 2014, 14(30): 151-155.
Liu Lina, Wu Guoxin. Research on application of Hicks-Henne function in airfoil shape parameterization & convergence[J]. *Science Technology and Engineering*, 2014, 14(30): 151-155. (in Chinese)
- [15] 朱雄峰, 郭正, 侯中喜, 等. 基于动网格的翼型设计优化[J]. *国防科技大学学报*, 2013, 35(2): 1-6.
Zhu Xiong feng, Guo Zheng, Hou Zhongxi, et al. Dynamic mesh based airfoil design optimization[J]. *Journal of National University of Defense Teconology*, 2013, 35(2): 1-6. (in Chinese)
- [16] 周晨, 王志瑾, 支骄阳. 基于 Isight 的自适应翼型前缘气动优化设计[J]. *上海交通大学学报*, 2014, 48(8): 1122-1126.
Zhou Chen, Wang Zhijin, Zhi Jiaoyang. Aerodynamic optimization design of adaptive airfoil leading edge based on Isight[J]. *Journal of Shanghai Jiao Tong University*, 2014, 48(8): 1122-1126. (in Chinese)

作者简介:

赵广(1992—),男,硕士研究生。主要研究方向:倾转旋翼机空气动力学。

何国毅(1968—),男,博士,副教授。主要研究方向:扑翼飞行器设计及控制、飞行器气动设计。

王琦(1963—),男,博士,教授。主要研究方向:飞行器结构优化。

罗云(1993—),女,硕士研究生。主要研究方向:蜻蜓翅膀气动性能分析。

王振(1994—),男,硕士研究生。主要研究方向:水翼推进。

(编辑:马文静)