航空科学技术
Aeronautical Science & Technology
Sept. 25 2019 Vol. 30 No.09 19-24

旋翼翼型中高速综合气动优化设计方法研究

陈笑天*，吴裕平，田旭
中航工业直升机设计研究所，江西 景德镇 333001

摘　要：为了设计出更适用于直升机高速飞行的新旋翼翼型，建立了翼型气动特性快速评估方法，通过初始翼型的CST（Class Shape Transformation）参数化得到翼型曲线控制系数，使用均匀设计采样的Kriging代理模型，结合粒子群优化（Particle Swarm Optimization，PSO）算法和多目标优化思想开展了翼型优化设计方法研究。选取先进旋翼翼型SCCA09、SC2110作为初始翼型进行中高速性能优化，得到相应的优化结果SCCA09_UP和SC2110_UP。对比气动参数可知优化后翼型在Ma=0.4~0.7时最大升力系数$C_{L\max}$和最大升阻比$K_{\max}$均有提升，最高达到14%，另外不仅保持阻力发散马赫数Ma_{dd}基本不变，而且在零升力矩系数$|C_{m0}|\leqslant 0.02$的稳定操纵约束内可达到的速度略有增大，表明优化翼型的中高速气动性能有所改善且适用范围变广。设计过程中在保证翼型光顺的前提下选取了尽量少的参数化设计变量以减少计算时长，选取合适的优化设计点来缩短优化周期，大大提升了设计效率。综上，该方法能有效应用于旋翼翼型中高速综合气动优化设计。

关键词：高速飞行；中高速；CST参数化；Kriging代理模型；粒子群优化；气动优化

中图分类号：V223　　**文献标识码**：A　　DOI：10.19452/j.issn1007-5453.2019.09.003

翼型是旋翼气动布局设计的基础，其气动特性直接影响到旋翼性能的优劣。然而在实际翼型设计中，各性能参数很难同时达到最优，要综合考虑前飞、悬停、机动等多个飞行状态，具有多目标多约束的特点[1]。近年来，国内旋翼翼型的设计优化理论和方法也逐步丰富，尚克明等[2]基于Euler方程采用反设计的方法进行了旋翼翼型的设计研究，钱瑞战等[3]在N-S方程基础上采用目标加权的方法研究了旋翼翼型的多目标设计优化，招启军等[4]基于遗传算法（GA）对“黑鹰”（UH-60A）SC1095翼型进行优化设计。在国外，Charles[5]采用控制论的方法研究了NACA23013翼型的设计优化，许多研究者针对高速的波音VR系列翼型、英国RAE系列翼型、法国OA系列翼型等进行了大量的优化设计研究[6]。相比于国外的研究工作，国内旋翼翼型设计及风洞试验验证的工作开展得还不充分。

旋翼作为直升机的关键动部件，不仅需要提供各种飞行状态下所需拉力和操纵力，尤其是在大速度前飞时，旋翼的流动环境变得十分复杂，前行侧桨叶的能力直接限定了直升机可能达到的前飞速度和升力边界，决定直升机的飞行包线。针对直升机高速飞行性能需求，本文建立的旋翼翼型中高速综合气动优化设计方法可以快速对翼型气动特性进行评估，依靠CST参数化得到较少的翼型控制系数作为设计变量，并选取合适优化设计点实现了设计周期的大幅缩减。通过先进旋翼翼型SCCA09、SC2110的优化算例验证了该方法能有效应用于翼型优化设计，为直升机中高速飞行提供支持。

1 气动分析方法与验证

1.1 数值方法

为得到较为精确的数值解，采用考虑黏性以及黏性引起流动分离的N-S方程[7]作为流动控制方程，在控制体单元V上利用高斯定理进行空间积分得：

$$\frac{\partial}{\partial t}\iiint_V Q\mathrm{d}V + \iint_S f\bullet \boldsymbol{n}\mathrm{d}S = 0 \tag{1}$$

式中：Q为守恒量；f为通过单位法矢量为$\boldsymbol{n}$的面S的通量；V为S所包围的体积。

收稿日期：2019-08-12；退修日期：2019-08-23；录用日期：2019-08-30
*通信作者. Tel.：17354490812　　E-mail：Chenxt@mail.nwpu.edu.cn
引用格式：Chen Xiaotian，Wu Yuping，Tian Xu.Research on comprehensive aerodynamic optimum design method of rotor airfoil at medium and high speed[J].Aeronautical Science & Technology，2019，30(09)：19-24. 陈笑天，吴裕平，田旭. 旋翼翼型中高速综合气动优化设计方法研究[J]. 航空科学技术，2019，30(09)：19-24.

运用有限体积法半离散方程(1)，采用MUSCL格式求解单元交接面上的状态变量插值，时间推进上使用隐式近似因子分解法。为了更好地模拟流动分离，引入包含转捩和剪切模型的Menter $k-\omega$ SST两方程模型[8]；为了减少网格带来的数值误差，采用统一尺度的分块结构网格，近壁面尺度为1.0×10^{-5}，翼型表面布置601个网格点，总网格量为72000，局部网格如图1所示。

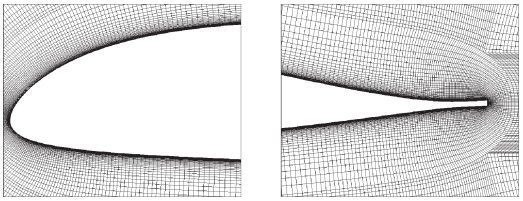

图1 翼型前后缘网格

Fig.1 Grids of airfoil at front and rear edges

对于黏性流动，物面处满足无滑移条件，即切向速度u与法向速度v满足$u=v=0$。由物面的法向压力梯度$\partial p/\partial n=0$，以及物面为绝热壁可得$\partial T/\partial n=0$，其中n为物面的外法线方向。根据近物面两层单元中心压力p_1、p_2外插得物面压力：

$$p_b = p_1 \cdot s_2/(s_2 - s_1) - p_2 \cdot s_1/(s_2 - s_1) \tag{2}$$

式中：s_1，s_2为两层单元到物面垂直距离。

1.2 方法验证

为验证当前数值方法的可靠性，对OA209翼型进行气动特性评估，计算条件取马赫数Ma=0.5，雷诺数$Re=4.0\times10^6$，迎角$\alpha=-2°\sim16°$。图2和图3给出了Spalart-Allmaras(SA)模型和SST加转捩模型的数值模拟结果与试验值的对比。

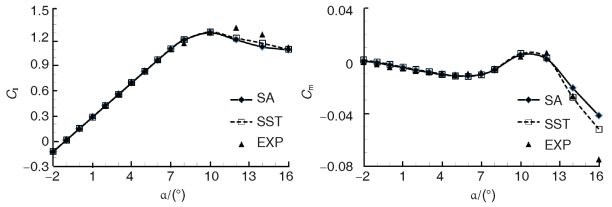

图2 升力系数C_L、力矩系数C_m对比

Fig.2 Comparison of C_L and C_m

由图2可见，三组结果在$-2°\sim8°$的小迎角时C_L、C_m基本吻合，在大于8°的大迎角时存在偏差。由图3可见，两种湍流模型模拟的升阻比较试验值均偏低，说明二维翼型结果不能完全等同于三维试验，特别是随着迎角增大流动开始分离时，所得升力系数偏低、阻力系数偏大，使得升阻比在中间角度偏差较大，另外还与选取的湍流模型、网格密度

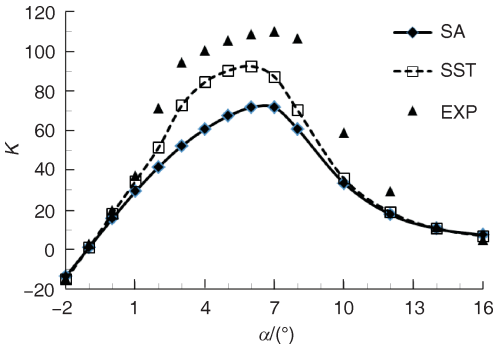

图3 升阻比K对比

Fig.3 Comparison of lift-drag ratio K

以及试验中的修正方法等有关。其中SST模型计算的阻力系数偏小，使得升阻比偏差较小。

基于当前统一的求解器进行翼型评估、优化，关注的是相对值和相对误差，求解器的精度不是关键，也不会造成定性的错误结论，故以该数值求解方法进行优化设计是具有参考价值的，并一致选择对阻力计算精度更高的SST转捩模型。

2 优化方法建立

2.1 翼型参数化

CST参数化方法具有适用范围广和使用灵活的特点，采用类函数和形函数相结合的方式描述几何外形[9]。其中形函数为线性加权的Bernstein多项式，用来对类函数的几何形状进行进一步调整，形式如下：

$$S(\psi) = \sum_{i=0}^{n} A_i \bullet S_i(\psi),\ 0 \leqslant \psi \leqslant 1 \tag{3}$$

式中：$S_i(\psi)$为形函数的基函数，即Bernstein多项式，定义为：

$$S_i(\psi) = B_{i,n}(\psi) = \frac{n!}{i!(n-i)!}(1-\psi)^{n-i}\psi^i,\ i=0,\cdots,n \tag{4}$$

可见Bernstein多项式为n+1个n次多项式的组合，更高阶的Bernstein多项式具有更强的几何描述能力。通过控制基函数系数A_i对n次多项式空间的一组基进行组合，可以实现对曲线几何外形的控制。选取3阶、5阶、7阶来试验其模拟NACA24013翼型的精度，对比参数化后翼型与初始几何外形差值如图4所示。可见3阶曲线的拟合精度较差，5阶与7阶相当，最大差值不超过0.0005，皆有较高拟合精度，满足参数化要求，故以5阶曲线描述几何外形。

2.2 粒子群算法

PSO算法的进化机制是通过群体中的个体相互协助和信息共享来搜索全局最优解，使群体中所有个体全部向着最优解进化[10]。图5给出粒子速度和位置在第t代和第t+1代的进化示意图。其中V_1表示粒子进化到第t代时全局最优

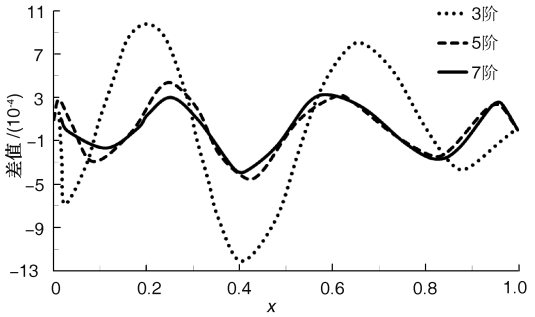

图4 NACA24013翼型拟合前后几何外形差值

Fig.4 Difference on geometric shape before and after airforl fitting of NACA24013

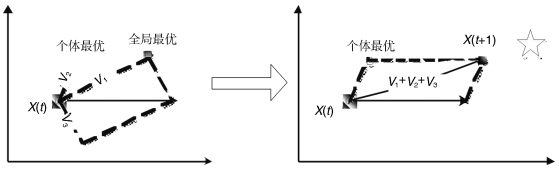

图5 粒子速度和位置进化

Fig.5 Evolution of particle velocity and position

速度，V_2表示个体最优速度，V_3表示粒子本身速度，这三个速度的合成速度即为粒子当前的进化速度。不断迭代直到到达最优位置☆。寻优过程需要大量的样本支持，这将耗费很多计算机资源和时间成本。为缩短优化周期，并保证一定分析精度，采用基于均匀采样试验设计方法的Kriging代理模型[11]进行优化过程中的目标特性分析，优化设计流程如图6所示。

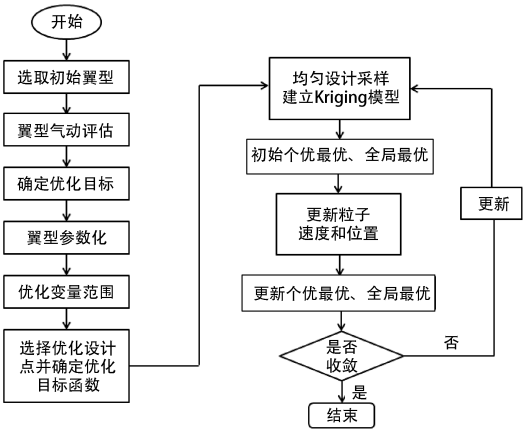

图6 翼型优化设计流程

Fig.6 Airfoil optimization design process

3 旋翼翼型中高速性能优化

为全面体现翼型的气动性能，以不同马赫数下的最大升力系数$C_{L\max}$和最大升阻比$K_{\max}$作为局部评价参数，将零升力矩系数$|C_{m0}|\leqslant 0.02$作为操纵稳定性评价标准，用两类发散马赫数表征其高速能力和适用范围，见表1。其中阻力发散马赫数Ma_{dd}最为常用，而考虑到旋翼的操纵性能，故引入力矩发散马赫数Ma_{md}，两者相较取最小。

表1 两类发散马赫数

Table 1 Two kinds of divergent Mach numbers

阻力发散马赫数Ma_{dd}	力矩发散马赫数Ma_{md}
$\mathrm{d}(Cd)/\mathrm{d}(Ma)=0.1$	$\left\lvert C_{m0}\cdot Ma^2\right\rvert=0.02$

SCCA09、SC2110翼型作为新型“黑鹰”UH-60M所使用翼型，其性能优异，主要用于布置在桨叶中段，也就是主升力段，适用速度范围广。其气动特性评估结果见表2。

表2 SCCA09、SC2110翼型气动特性参数

Table 2 Aerodynamic characteristic parameters of SCCA09 and SC2110

翼型	SCCA09		SC2110	
Ma	$C_{L\max}$	$K_{\max}$	$C_{L\max}$	$K_{\max}$
0.3	1.413	87.49	1.732	93.19
0.4	1.243	89.87	1.468	91.93
0.5	1.149	89.02	1.150	84.27
0.6	1.000	69.83	0.948	67.46
0.7	0.986	47.38	0.936	39.13

可见SCCA09与SC2110翼型中高速气动特性均较优，但也有各自的特点：SCCA09更侧重高速性能，Ma=0.5~0.7时$C_{L\max}$与$K_{\max}$较SC2110要大，而Ma=0.3~0.5时较SC2110要小。再对比两者的发散马赫数，SCCA09为0.815，对应的$|C_{m0}|$为0.0201，SC2110为0.805，对应的$|C_{m0}|$为0.031，再次说明SCCA09的高速气动特性和适用范围相比SC2110适用性更强。

为了进一步提高其高速性能，特别是保证较大阻力发散马赫数下零升力矩系数不能太大，同时对低速性能不产生较大的折损，设计点的选取至为重要。这里选择优化设计点策略如下：(1) 设计点1：Ma=0.4，Re=3.2 × 10^6，设计C_L=1.2，以提升中速性能，同时保障低速性能没有太大的损失；(2) 设计点2：Ma=0.6，Re=4.8 × 10^6，设计C_L=0.7，以提升中高速性能；(3) 设计点3：Ma=0.8，Re=6.4 × 10^6，设计C_L=0，以提升高速性能，同时避免零升力矩系数过大。

取三个设计点的阻力系数C_{D1}、C_{D2}、C_{D3}的加权和为目标函数，考虑到零升力矩系数不能过大的限制，故只有在$|C_{m3}|$大于0.02时才会计入目标函数中，即优化目标为：当$|C_{m0}|\leqslant 0.02$时，Obj=0.67×C_{D1}+0.4×C_{D2}+0.23×C_{D3}；当$|C_{m0}|>0.02$时，Obj=0.67×C_{D1}+0.4×C_{D2}+0.23×C_{D3}−0.3×C_{m3}。

约束SCCA09的厚度0.087≤t/c≤0.093，约束SC2110的厚度0.095≤t/c≤0.101。优化后翼型分别记作SCCA09_UP、SC2110_UP，优化前后目标函数值变化见表3。

表3 SCCA09和SC2110翼型优化前后目标值对比

Table 3 The target value comparison of SCCA09 and SC2110 after optimizing

翼型	C_{D1}	C_{D2}	C_{D3}	C_{m3}	Obj
SCCA09	0.019	0.010	0.009	−0.0167	0.0188
SCCA09_UP	0.018	0.009	0.007	−0.0181	0.0173
SC2110	0.015	0.012	0.011	−0.0269	0.0255
SC2110_UP	0.013	0.010	0.010	−0.0207	0.0212

由表3可见各项指标参数均有改善，其中对于SCCA09优化前后综合目标Obj降低8%，SC2110优化降低16%，效果明显。优化前后外形对比如图7和图8所示。

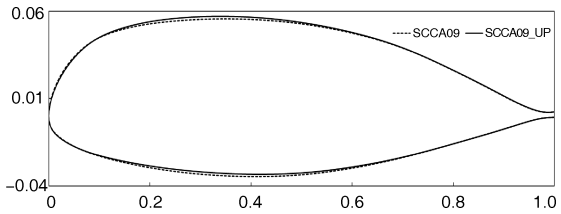

图7 SCCA09翼型优化后的外形对比

Fig.7 Shape comparison of SCCA09 after optimizing

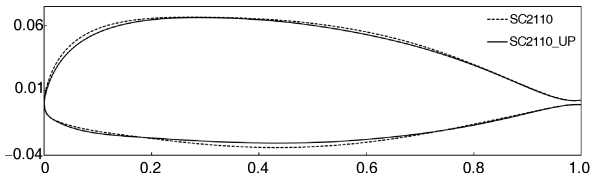

图8 SC2110翼型优化后的外形对比

Fig.8 Shape comparison of SC2110 after optimizing

相应优化后翼型几何参数见表4，并选取Ma=0.6、α=6°时翼型表面的压力系数分布进行对比，如图9和图10所示。

表4 SCCA09和SC2110翼型优化后几何参数

Table 4 Geometric parameter of SCCA09 and SC2110 after optimizing

翼型	最大厚度/%	厚度位置/%	最大弯度/%	弯度位置/%
SCCA09	9.01	37.6	1.16	16.9
SCCA09_UP	9.01	37.0	1.27	21.0
SC2110	9.95	37.5	1.95	17.1
SC2110_UP	9.59	34.8	1.91	22.3

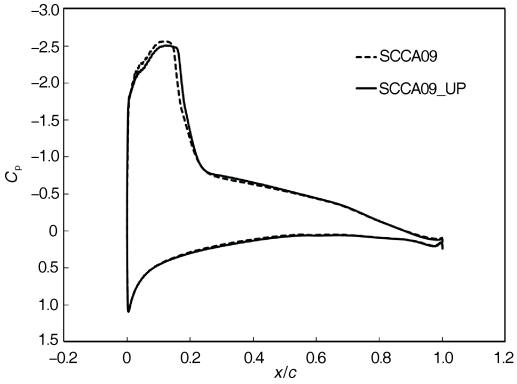

图9 SCCA09翼型优化后的压力系数对比

Fig.9 Surface pressure coefficient comparison of SCCA09 after optimizing

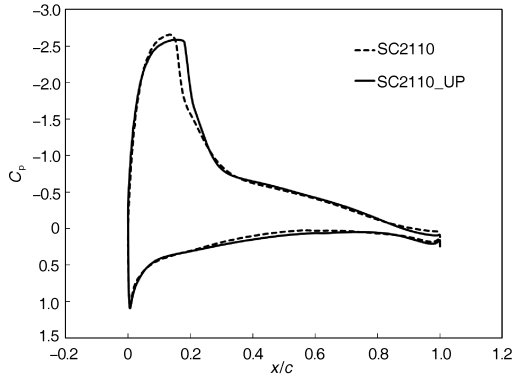

图10 SC2110翼型优化后的压力系数对比

Fig.10 Surface pressure coefficient comparison of SC2110 after optimizing

因此，优化后的翼型主要变化在最大弯度位置后移，能起到延缓气流分离的作用，有利于提升高速性能。进一步可通过翼型表面压力系数分布得以证实，优化翼型的C_p峰值同初始翼型比更小，逆压梯度更加平缓，有利于减缓气流分离，从而减小翼型的压差阻力，同时翼型上表面中间部分的C_p向上移动，能够有效地提高翼型的升力系数。优化翼型具体气动特性评估结果及增减比率见表5和表6。

表5 SCCA09_UP翼型气动特性参数及变化率

Table 5 Aerodynamic characteristic parameters and change rate of SCCA09_UP

Ma	$C_{L\max}$	$K_{\max}$
0.3	1.371(↓2.9%)	89.05(↑1.8%)
0.4	1.251(↑0.6%)	90.95(↑1.2%)
0.5	1.191(↑3.6%)	91.03(↑2.3%)
0.6	1.051(↑5.1%)	73.16(↑4.8%)
0.7	0.998(↑1.2%)	51.25(↑8.2%)

表6 SC2110_UP翼型气动特性参数及变化率

Table 6 Aerodynamic characteristic parameters and change rate of SC2110_UP

Ma	$C_{L\max}$	$K_{\max}$
0.3	1.53(↓12%)	92.69(↓0.6%)
0.4	1.56(↑5.9%)	93.86(↑2.1%)
0.5	1.19(↑3.4%)	89.40(↑6.1%)
0.6	1.02(↑7.2%)	71.08(↑5.4%)
0.7	0.94(↑0.8%)	44.84(↑14%)

因此，除了在Ma=0.3时$C_{L\max}$降低，Ma=0.4~0.7时$C_{L\max}$和$K_{\max}$均有增长，发散马赫数0.822下的$|C_{m0}|$=0.0288，说明伴随着升阻性能和适用范围的提升其操纵稳定性降低，不满足$|C_{m0}|\leqslant 0.02$。

同样SC2110_UP在Ma=0.4~0.7时，$C_{L\max}$和$K_{\max}$全面提升，发散马赫数0.81下的$|C_{m0}|$=0.029，说明伴随着升阻性能和适用范围的提升其操纵稳定性基本不变，也不满足$|C_{m0}|\leqslant 0.02$。

综上，两组翼型优化主要着重于减小阻力，这与之前设置的优化目标权重分配有密切关系。虽然表面上操作稳定性改善不明显甚至降低，但其阻力发散马赫下的C_D减小明显，尤其是$|C_{m0}|$=0.02时的马赫数被证实优化前后基本相当。说明当前优化设计点和优化目标的选取思路被证实是可行的，通过降低少许Ma=0.2~0.3时低速性能实现了中高速性能的提升，并在增大阻力发散马赫数同时避免$|C_{m0}|$增长过大。

4 结论

通过两个优化算例证实了基于本文的优化设计方法，当前优化设计点和优化目标的选取能够成功应用于中高速旋翼翼型优化设计。具体表现如下：

(1)SCCA09翼型高速气动特性在Ma=0.4~0.7时最大升力系数和最大升阻比最多提升8.2%。即使稳定操纵约束内可达的速度马赫数由0.814减小到0.804，但中高速时阻力系数减小，升阻性能提升，满足优化要求。

(2)SC2110翼型高速气动特性在Ma=0.4~0.7时最大升力系数和最大升阻比最多提升14%，且两类阻力发散马赫数下零升力矩系数都减小0.006(25%)左右。稳定操纵约束内可达的速度马赫数由0.767增长到0.795，可见高速性能有所改善且适用范围变广，满足优化要求。

以上结果和优化设计思想具有很好的指导意义，其中SC2110翼型优化效果更明显，首先这和初始翼型有关，其高速性能本身就没有SCCA09突出，提升空间更大，另外还与优化设计点、优化目标设置有关，不同的翼型还应该匹配独特的设置。为了使其更快走向工程应用，满足直升机高速飞行性能提升的需求，成为国内旋翼翼型自主设计的重要力量，还须进一步细致明确翼型设计指标并进行试验验证。

参考文献

[1] 孙俊峰, 刘刚, 江雄, 等. 基于Kriging模型的旋翼翼型优化设计研究[J]. 空气动力学报, 2013, 31(4): 437-441.
Sun Junfeng, Liu Gang, Jiang Xiong, et al. Research of rotor airfoil design optimization based on the Kriging model[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2013, 31(4): 437-441.(in Chinese)

[2] 尚克明, 招启军, 王海. 基于Euler方程的直升机旋翼翼型反设计方法[J]. 直升机技术, 2008(3): 92-97.
Shang Keming, Zhao Qijun, Wang Hai. An inverse design method for the helicopter rotor airfoil based on Euler equation [J]. Helicopter Technique, 2008(3): 92-97.(in Chinese)

[3] 钱瑞战, 乔志德, 陈迎春, 等. 基于N-S方程的旋翼翼型优化设计方法[J]. 飞行力学, 2004, 22(1): 26-29.
Qian Ruizhan, Qiao Zhide, Chen Yingchun, et al. Rotor airfoil optimization design using Navier-Stokes equations[J]. Flight Dynamics, 2004, 22(1): 26-29.(in Chinese)

[4] 王清, 招启军. 基于遗传算法的旋翼翼型综合气动优化设计[J]. 航空动力学报, 2016, 31(6): 1486-1495.
Wang Qing, Zhao Qijun. Synthetical optimization design of rotor airfoil by genetic algorithm[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(6): 1486-1495.(in Chinese)

[5] Charles A, Siva K. Optimum shape design of helicopter rotors in forward flight via control theory[R]. AIAA, 2007: 436-453.

[6] 李萍, 庄开莲, 李静. 国外直升机旋翼翼型研究综述[J]. 直升机技术, 2007(3): 103-109.
Li Ping, Zhuang Kailian, Li Jing. A review of research on helicopter rotor profile abroad[J]. Helicopter Technique, 2007 (3): 103-109.(in Chinese)

[7] 安德森. 计算流体力学入门[M]. 北京：清华大学出版社, 2002.
Anderson. Introduction to computational fluid mechanics[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2002.(in Chinese)

[8] 韩忠华, 乔志德, 熊俊涛, 等. Navier-Stokes方程预处理方法及其对翼型绕流数值模拟的应用[J]. 西北工业大学学报, 2006, 24(3): 275-280.
Han Zhonghua, Qiao Zhide, Xiong Juntao, et al. Development

of an efficient viscous preconditioning method and its application to numerical simulation of flows over airfoils[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2006, 24(3): 275-280.(in Chinese)

[9] Ceze M, Hayashi M, Volpe E. A study of CST parameterization characteristics[R]. AIAA 2009-3767, 2009.

[10] 许平, 姜长生. 基于粒子群算法的翼型优化设计[J]. 飞机设计, 2008, 28(5): 6-9.
Xu Ping, Jiang Changsheng. Aerodynamic optimization design of airfoil based on particle swarm optimization[J]. Aircraft Design, 2008, 28(5): 6-9.(in Chinese)

[11] 段焰辉, 蔡晋生, 刘秋洪. 基于代理模型方法的翼型优化设计[J]. 航空学报, 2011, 32(4): 617-627.
Duan Yanhui, Cai Jinsheng, Liu Qiuhong. Surrogate model based optimization for airfoil design[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(4): 617-627.(in Chinese)

(责任编辑 王为)

作者简介

陈笑天(1993—)男,硕士,工程师。主要研究方向:空气动力学、直升机旋翼翼型优化设计、CFD分析与载荷计算等。
Tel: 17354490812 E-mail: Chenxt@mail.nwpu.edu.cn

Research on Comprehensive Aerodynamic Optimum Design Method of Rotor Airfoil at Medium and High Speed

Chen Xiaotian*, Wu Yuping, Tian Xu

AVIC China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen 333001, China

Abstract: In order to design the more suitable rotor airfoil for helicopters' high-speed flight, a rapid evaluation method for airfoil aerodynamic characteristics was established, carried out Class Shape Transformation (CST) parameterization to obtain the control coefficients of the initial airfoil curve, adopted Kriging agent model with uniform design sampling, combined Particle Swarm Optimization (PSO) algorithm with the idea of multi-objective optimization for studying the airfoil optimization design method. Selected advanced rotor airfoils called SCCA09 and SC2110 as the initial airfoils for medium-high speed aerodynamic optimization, and obtained corresponding optimization results named SCCA09_UP and SC2110_UP. By comparing the aerodynamic parameters, it can be seen that maximum lift coefficient C_{Lmax} and maximum lift-drag ratio K_{max} of the optimized airfoil are improved at Ma=0.4~0.7, even with maximum up to 14%. Not only does drag divergence Mach number Ma_{dd} remain unchanged, but also the reachable velocity within the constraints of stable manipulation increases slightly, it shows that the aerodynamic performance of medium and high speed has been improved and the application scope has been widened. In addition, during the design process, on the premise of ensuring the smoothness of airfoil, choosing as few parametric design variables as possible can reduce the calculation time, and choosing appropriate optimization design points can shorten the optimization period and improve the design efficiency greatly. In conclusion, this method can be applied to the medium and high speed comprehensive aerodynamic optimization design of rotor airfoil.

Key Words: high-speed flight; medium and high speed; CST parameterization; Kriging agent model; PSO; aerodynamic optimization

Received:2019-08-12; **Revised:** 2019-08-23; **Accepted:** 2019-08-30

***Corresponding author.Tel. :** 17354490812 **E-mail:** Chenxt@mail.nwpu.edu.cn