

基于遗传算法的旋翼翼型综合气动优化设计

王 清, 招启军

(南京航空航天大学 航空宇航学院 直升机旋翼动力学国家级重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 结合直升机飞行特性及旋翼工作气动环境,提出了适用于中型运输直升机旋翼翼型优化设计的目标函数及约束条件.在此基础上采用遗传算法,以“黑鹰”(UH-60A)直升机旋翼翼型 SC1095 为基础翼型,进行多目标、多状态以及多约束条件下的旋翼翼型优化设计.优化翼型同 SC1095 翼型相比弯度稍大,最大厚度略有增加.结果表明:优化翼型气动特性在满足约束条件的情况下,零升力矩系数减小了 57.2%,最大升力系数增加了 3.7%,阻力系数减小了 7.5%.同时,非定常动态失速状态下的气动特性也有一定的改善,阻力系数和力矩系数的发散范围均有明显的减小.此外,悬停状态计算结果表明:采用优化翼型构成的旋翼与 SC1095 旋翼相比,具有更高的悬停效率及更低的力矩系数.

关 键 词: 直升机; 旋翼; 翼型; 优化设计; 遗传算法; N-S 方程

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

Synthetical optimization design of rotor airfoil by genetic algorithm

WANG Qing, ZHAO Qi-jun

(National key Laboratory of Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics,

College of Aerospace Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: According to the flight characteristics of helicopter and working environments of rotor, a group of airfoil design states, objective functions and constraint conditions suitable to the medium utility helicopter were proposed. The airfoil optimization was accomplished at multi-objective, multi-state and multi-constrain based on the classical rotor airfoil SC1095 used in “black hawk” helicopter (UH-60A) by genetic algorithm. The optimized rotor airfoil had larger camber and maximum thickness compared with the SC1095 airfoil. Results demonstrate that the pitching moment coefficient decreases by 57.2%, maximum lift coefficient increases by 3.7% and drag coefficient decreases by 7.5%. Meanwhile, there are some improvements of optimized airfoil aerodynamic characteristics under unsteady conditions compared with SC1095 airfoil. The areas of drag divergence and moment divergence of optimized airfoil decrease. After that, a rotor blade is constructed by using the optimized airfoil, results indicate that the FM (figure of merit) is increased and blade pitching moment coefficient is decreased compared with the baseline blade composed by SC1095 airfoil.

Key words: helicopter; rotor; airfoil; optimization design; genetic algorithm; Navier-Stokes equations

收稿日期: 2014-09-22

基金项目: 国家高技术研究发展计划(2012AA112201)

作者简介: 王清(1986—),男,甘肃武威人,博士生,主要从事直升机空气动力学、直升机旋翼翼型优化设计以及旋翼翼型动态失速研究.

通讯作者: 招启军(1977—),男,江苏金湖人,教授、博士生导师,博士,主要从事直升机计算流体力学、直升机空气动力学、隐身设计及流动控制等方面的研究. E-mail: zhaqijun@nuaa.edu.cn

直升机旋翼气动性能的好坏能够在很大程度上决定直升机的飞行性能,而旋翼气动性能又与旋翼翼型的气动特性密切相关,因此,旋翼翼型的气动特性可以有效地影响到直升机各种性能,如噪声水平、操纵品质等.直升机在不同飞行状态下,如悬停、前飞及机动飞行等,旋翼将面临着多种不同的气动环境,由此可见,旋翼翼型的气动特性要在宽迎角、宽马赫数范围以及宽雷诺数范围内满足相应的要求.从20世纪六、七十年代开始,国外就对直升机旋翼翼型的特性进行了广泛的研究,一些航空工业发达的国家分别独立地建立起了直升机旋翼专用翼型库,著名的例如法国的OA系列翼型,美国波音公司的VR系列翼型,美国西科斯基公司的SC系列翼型,俄罗斯的TsA-GI系列翼型等,这些翼型对改善直升机的性能,例如提高旋翼载荷、改善操纵性能、降低噪声水平等方面起到了重大作用,因此开展先进旋翼翼型气动外形设计研究具有重要的实际应用价值.

目前,用于旋翼翼型气动外形设计的方法主要有反设计方法^[1-2]及优化设计方法^[3-4].翼型反设计方法虽然有高计算效率的优点,然而由于翼型表面速度分布、压强分布等特征难以事先给出,其应用范围受到了很大的限制.翼型优化设计方法则不需要给出目标翼型的表面压强分布等气动特性,仅需给出一个较为合理的基础翼型即可完成相应的设计工作,因此翼型优化设计方法得到了广泛的应用.优化方法种类繁多,常用于翼型优化设计的有以序列二次规划(SQP)为代表的梯度算法^[5-6],以Kriging模型为代表的代理模型方法^[7],以及以遗传算法(GA)为代表的进化算法^[8].其中,Jameson利用以梯度算法为基础的伴随方程方法对机翼翼型进行了优化设计,做出了很多具有理论价值的研究.北京航空航天大学的钱瑞战等^[9]利用SQP法对旋翼翼型OA212进行了多目标优化设计,得出了一些改进的结果.西北工业大学的杨慧等则利用Kriging代理模型对旋翼翼型OA209做了相应的优化设计研究^[10].但上述研究以及其他的一些旋翼翼型优化设计主要进行了定常状态下的气动特性分析,针对非定常和三维状态下的旋翼气动特性的分析则少有提及,而旋翼翼型的非定常特性及三维特性则是旋翼翼型的鲜明特征.因此,本文在优化设计的基础上将展开翼型非定常气动特性及三维旋翼气动特性的研究.

此外,由于直升机旋翼气动环境的特殊性,目

前先进直升机旋翼桨叶的设计通常采用多种旋翼翼型配置的方法来满足旋翼剧烈变化的气动环境.但在以往的翼型优化设计研究中,设计状态及目标函数的设定往往针对整个旋翼的工作环境进行设计,而没有细致区分翼型在桨叶不同展向位置处的气动特性要求,这通常会导致优化的针对性不强、约束条件过多而难以得到翼型全局最优解.因此,本文结合以往的研究工作重新提出了一组适合于中型运输直升机旋翼桨叶中段部分翼型的优化设计状态、目标函数和约束条件,以满足直升机旋翼实际工作状态的要求.

高精度的旋翼流场模拟是进行旋翼翼型气动外形优化设计的基础和前提.本文对旋翼流场的模拟采用Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS)方程,并在时间离散中采用隐式 lower-upper symmetric Gauss-Seidel (LU-SGS)法.为准确模拟翼型分离流及动态失速现象,本文采用能够较准确模拟分离流的Spalart-Allmaras (S-A)湍流模型.为有效地减少翼型优化设计的计算量,并满足翼型表面光顺的条件,在优化设计过程中采用class-shape-transformation (CST)参数化方法表示翼型外形.

1 旋翼流场求解方法

1.1 网格生成方法

围绕旋翼翼型的网格生成采用基于Poisson方程^[11]的网格生成方法,相应控制方程为

$$\begin{cases} \alpha x_{\xi\xi} - 2\beta x_{\xi\eta} + \gamma x_{\eta\eta} = -J^2(x_\xi p + x_\eta q) \\ \alpha y_{\xi\xi} - 2\beta y_{\xi\eta} + \gamma y_{\eta\eta} = -J^2(y_\xi p + y_\eta q) \end{cases} \quad (1)$$

其中 $p(\xi, \eta)$, $q(\xi, \eta)$ 为源项,分别控制网格在物理平面上的密度及正交性.图1给出了通过迭代求解方程式(1)生成的围绕SC1095翼型的计算网格.

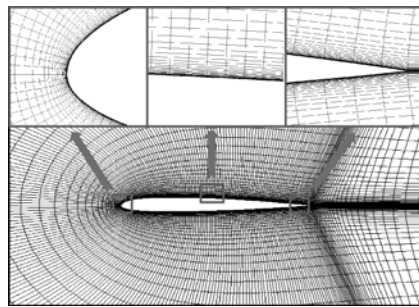


图1 围绕SC1095翼型的网格

Fig. 1 Mesh around SC1095 airfoil

为了验证优化翼型组成的旋翼的气动特性,本文采用嵌套网格方法计算了该旋翼悬停状态下的气动特性.桨叶的整体外形采用典型的矩形桨叶,展弦比为6,根切为0.16倍桨叶半径,无负扭转.桨叶网格采用C-O网格,大小为 $299 \times 30 \times 50$ (弦向 $\times$ 法向 $\times$ 展向),保证 $y^+ \approx 1$.背景网格采用圆柱网格,大小为 $121 \times 190 \times 135$ (周向 $\times$ 垂向 $\times$ 径向),如图2所示.

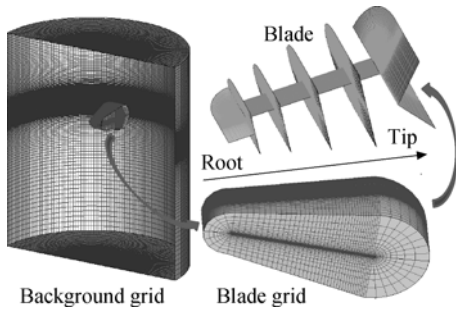


图2 旋翼桨叶网格及背景网格

Fig. 2 Blade mesh and background mesh around rotor

1.2 流场求解方法

为了模拟旋翼流场的特性,提高旋翼翼型的优化设计精度,本文在流场求解中采用了积分形式的RANS方程作为控制方程

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\Omega} \mathbf{W} d\Omega + \iint_{\partial\Omega} (\mathbf{F} - \mathbf{F}_v) dS = \iint_{\partial\Omega} \mathbf{Q} d\Omega \quad (2)$$

其中 $\mathbf{W}$ 为守恒变量; $\mathbf{F}$, $\mathbf{F}_v$ 分别为对流通量、黏性通量; $\mathbf{Q}$ 为源项.表达式如下:

$$\mathbf{W} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho E \end{bmatrix}, \quad \mathbf{F} = \begin{bmatrix} \rho \mathbf{V} \\ \rho u \mathbf{V} + n_x p \\ \rho v \mathbf{V} + n_y p \\ \rho w \mathbf{V} + n_z p \\ \rho H \mathbf{V} \end{bmatrix}, \quad (3)$$

$$\mathbf{F}_v = \begin{bmatrix} 0 \\ n_x \tau_{xx} + n_y \tau_{xy} + n_z \tau_{xz} \\ n_x \tau_{yx} + n_y \tau_{yy} + n_z \tau_{yz} \\ n_x \tau_{zx} + n_y \tau_{zy} + n_z \tau_{zz} \\ n_x \Theta_x + n_y \Theta_y + n_z \Theta_z \end{bmatrix}$$

其中 $\mathbf{V} = (u, v, w)^T$ 为流场绝对速度; ρ , E , p , $\mathbf{n} = (n_x, n_y, n_z)$ 以及 H 分别为空气密度、总能、压强、单位法矢和总焓; τ_{ij} , Θ_i 为黏性相关项^[12].

求解流场过程中,Navier-Stokes(N-S)方程的空间离散采用基于格心格式的Jameson方法.为提高流场计算效率,采用隐式LU-SGS^[13]时间离散方法进行时间推进.图3给出了隐式算法同

显式算法计算的残值 R 收敛对比图,图中 Ma , α , Re 分别表示马赫数、翼型迎角、雷诺数.从图中可以看出,隐式算法的迭代步数只有显式算法的一半左右,因此能够有效地节约中央处理器(CPU)时间.从图中的压强系数 C_p 对比可以看出,本文CFD计算结果同试验值吻合的很好,说明本文的流场求解方法能够很好地模拟翼型的流场特性.通过对围绕翼型二维流场的模拟,可以计算出翼型在相应设计状态下的气动特性.图4给出了旋翼翼型SC1095的非定常计算结果与试验值的对比图,图中 C_l 表示升力系数, k 为缩减频率,可以看出,本文CFD方法能够有效地模拟翼型在动态失速状态下的气动特性.

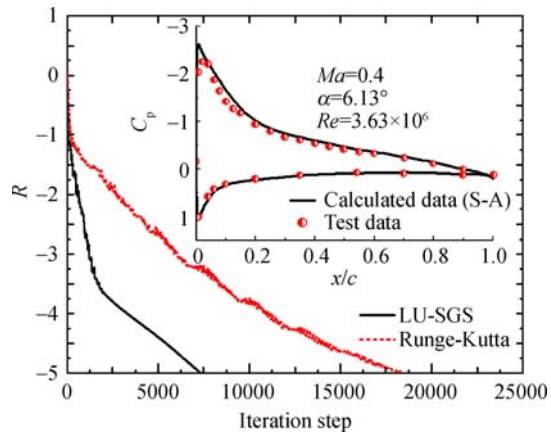


图3 残值收敛对比及 C_p 计算值与试验值对比

Fig. 3 Comparisons of residual convergence and C_p between the calculated data and test data

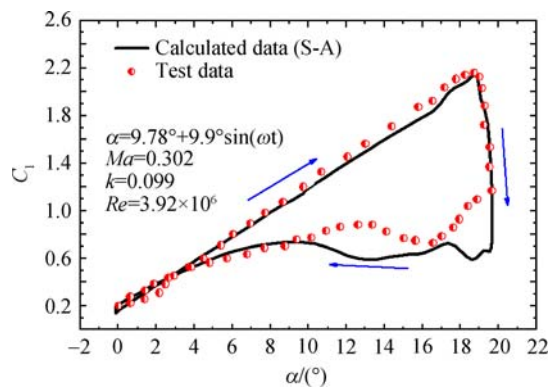


图4 非定常气动力计算值与试验值对比

Fig. 4 Comparison of calculated data of unsteady aerodynamic force with test data

2 优化方法

2.1 翼型参数化方法

为减小优化设计中设计变量的数量,翼型外

形优化通常需要将翼型离散数据点拟合为连续光滑的几何函数.为此,本文采用了国际上广泛应用的CST(class-shape-transformation)方法^[14-16]来拟合翼型的上下表面,拟合函数可以分别表示为

$$\psi_u(\zeta) = C(\zeta) \cdot \sum_{i=0}^n A_u^i \cdot S_i(\zeta) + \zeta \cdot \Delta z_u \quad (4)$$

$$\psi_l(\zeta) = C(\zeta) \cdot \sum_{i=0}^n A_l^i \cdot S_i(\zeta) + \zeta \cdot \Delta z_l \quad (5)$$

其中 $\phi = y/c$ 为无量纲化后翼型的纵坐标; $\zeta = x/c$ 则为无量纲化后翼型的横坐标. $\Delta z_u = y_{ue}/c$ 和 $\Delta z_l = y_{le}/c$ 分别为翼型上下表面后缘厚度比. $C(\zeta) = x^{N_1} \cdot (1-\zeta)^{N_2}$ 称为类函数(class function),对于圆头的翼型来说, $N_1 = 0.5$, $N_2 = 1$. 形函数(shape function)选择为伯恩斯坦多项式 $S_i(\zeta) = n! / [i! \cdot (n-i)!] \cdot \zeta^i \cdot (1-\zeta)^{n-i}$, 其中系数 n 为多项式的阶数. 实际检验表明对于翼型几何外形,多项式的阶数大于4即可以满足精度要求. A_u^i 及 A_l^i 分别为控制翼型上下表面形函数特征的系数,确定该系数即可以完全确定翼型的几何外形. 本文选择5阶伯恩斯坦多项式,翼型上下表面各设置6个设计变量,总共12个设计变量. 旋翼翼型SC1095的拟合效果如图5所示,可以看出,CST方法能够通过采用很少的设计变量来精确地拟合出旋翼翼型的几何外形,进而减少优化设计的总计算量.

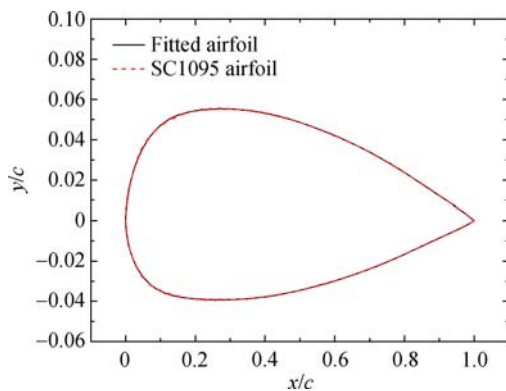


图5 CST拟合翼型同SC1095翼型对比图

Fig. 5 Comparison of fitted airfoil by CST method with SC1095 airfoil

2.2 遗传算法

种群空间规模的大小能够有效影响到遗传算法的寻优精度^[17],种群空间越大,目标函数优化结果得到全局最优解的概率也就越大,但大的种

群空间增加了计算量,从而影响到优化效率,因此需要根据实际情况来确定种群空间的大小. 本文初始种群通过拉丁超立方(LHS)方法生成;编码方式采用国际上广泛应用的格雷码. 设二进制编码为 $B = b_l \cdot b_{l-1} \cdot \dots \cdot b_2 \cdot b_1$, 对应的格雷码为 $G = g_l \cdot g_{l-1} \cdot \dots \cdot g_2 \cdot g_1$, 则二进制到格雷码的转换公式为^[18]

$$\begin{cases} g_l = b_l \\ g_i = b_{i+1} \oplus b_i \quad i = l-1, l-2, \dots, 1 \end{cases} \quad (6)$$

格雷码到二进制的转换公式为

$$\begin{cases} b_l = g_l \\ b_i = g_{i+1} \oplus g_i \quad i = l-1, l-2, \dots, 1 \end{cases} \quad (7)$$

上式中的“ $\oplus$ ”表示“异或”运算符号.

遗传算法在寻优过程中以种群个体的适应度函数为评价标准进行寻优判断. 通常情况下,遗传算法中可以直接将目标函数值作为个体适应度函数,由于本文优化算例中包含有多个不等式约束条件,需要利用罚函数法将有约束问题处理为无约束问题,因此可将个体适应度函数修改为

$$\text{Fit}(X) = \prod_{i=1}^m \sigma \cdot \text{Fit}(X) \quad (8)$$

其中 m 为约束条件个数, σ 为罚因子.

本文中以轮盘赌方案为选择算子,每个个体被选择的概率为

$$p_i = \frac{\text{Fit}(X)}{\sum_{i=1}^N \text{Fit}(X)} \quad (9)$$

其中 N 为设计变量个数. 此外,本文中以双点随机交叉为交叉算子,交叉概率为0.9. 变异算子的变异概率为0.1,优化过程的进化代数设置为30. 综上所述,基于遗传算法的旋翼翼型优化设计的流程如图6所示.

为了验证本文优化算法的可靠性,本文采用典型的非线性函数作为验证算例,如式(10)所示. 该函数的极大值为1.0,相应的坐标为(0,0). 由于目标函数计算量很小,因此种群空间设置为100,进化代数设置为50.

$$\begin{cases} \max[F(x_1, x_2)] = 0.5 - \frac{\sin^2(\sqrt{x_1^2 + x_2^2}) - 0.5}{[1 + 0.01(x_1^2 + x_2^2)]^2} \\ \text{s. t.} \quad \begin{cases} -4.0 \leq x_1 \leq 4.0 \\ -4.0 \leq x_2 \leq 4.0 \end{cases} \end{cases} \quad (10)$$

遗传算法的随机性较强,单次优化结果不能

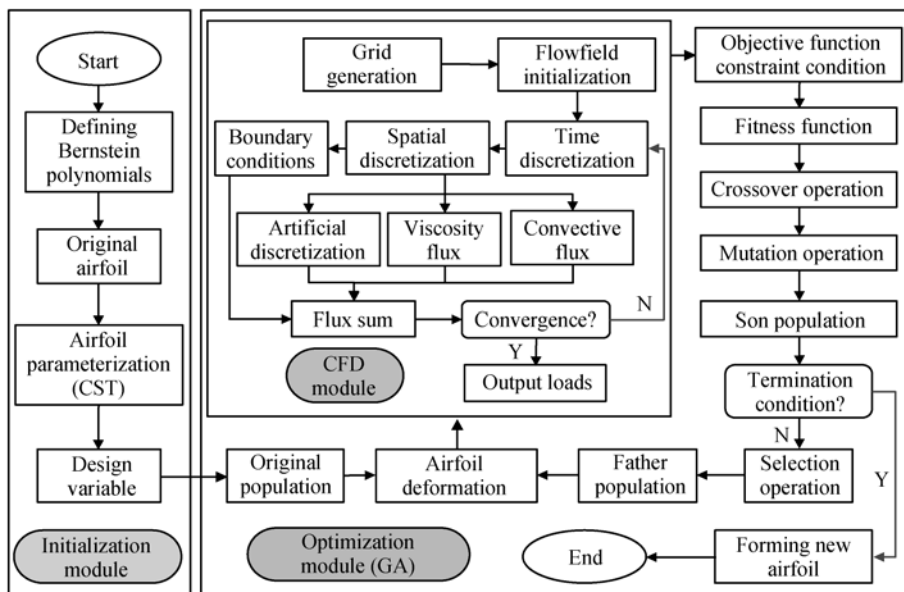


图 6 旋翼翼型优化流程图

Fig. 6 Flow chart of rotor airfoil optimization

说明优化的稳健性,因此本文给出 5 个连续计算的优化结果,如表 1 所示,可以看出,遗传算法虽然没有能够精确的计算出相应的极大值点,但已经十分接近,最大偏差 Δ 只有 0.016%。为更直观地显示优化结果,将表 1 中的 5 个计算结果同函数的几何曲面进行了对比,如图 7 所示,从图中可

表 1 遗传算法优化结果

Table 1 Results calculated by GA optimized method

编号	x_1	x_2	$F(x_1, x_2)$	$\Delta/\%$
1	0.00857	0.00146	0.99992	0.008
2	0.00712	0.01479	0.99992	0.008
3	0.00058	0.00152	1.00000	0.000
4	0.00275	0.00037	0.99991	0.009
5	0.00824	0.00939	0.99984	0.016

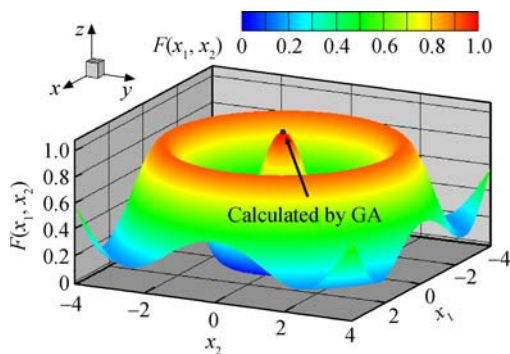


图 7 遗传算法优化寻优算例

Fig. 7 Instance of GA optimized method

以看出,5 个计算点几乎重合在一起,说明本文的遗传算法代码具有很高的精度和稳健性,适合于高度非线性问题的优化计算。

3 算例及分析

3.1 旋翼翼型设计点选择

直升机不同飞行状态对旋翼翼型的气动特性提出了不同的要求。直升机的飞行状态主要包括悬停状态、前飞状态以及机动飞行等,各个飞行状态所对应的翼型的气动特性要求如表 2 所示。可以看出,旋翼翼型的设计需综合考虑多个状态下的气动特性。

表 2 直升机飞行状态所要求的翼型气动特性

Table 2 Aerodynamic characteristics of airfoils required by the helicopter flight states

飞行状态	旋翼翼型气动特性要求
悬停	低阻力,高升阻比
前飞	大阻力发散马赫数
机动飞行	高最大升力

对于中型运输直升机来说,直升机总体性能要求有较大的运输(有效)载荷及良好的操纵性,相应的旋翼翼型的气动特性需要具有高升阻比及低力矩系数等特点,其中,中段部位桨叶的气动特性尤为重要,这部分桨叶提供了很大部分的升力,而且在很大程度上影响到桨叶的阻力及力矩。结

合国内外一些著名直升机研究机构的研究结果^[19],针对运输直升机旋翼桨叶中段翼型的气动特性,本文提出了如表 3 所示的翼型设计状态、目标函数及约束条件。

表 3 设计状态、目标函数及约束条件

Table 3 Design states, objective functions and constraint conditions

状态编号	设计点	目标函数	约束条件
1	$Ma=0.3$	$ C_m < C_{m_0} $	$C_d < C_{d_0}$ $C_l > C_{l_0}$
	$C_l=0$		
	$\alpha=-0.7^\circ$		
2	$Ma=0.4$	$C_{lmax} > C_{lmax_0}$	$C_d < C_{d_0}$ $ C_m < C_{m_0} $
	$dC_l/d\alpha=0$		
	$\alpha=11.5^\circ$		
3	$Ma=0.6$	$C_d < C_{d_0}$	$ C_m < C_{m_0} $ $C_l > C_{l_0}$
	$\alpha=4.0^\circ$		

其中,下标“0”表示初始翼型的气动参数;下标 max 表示取最大值; C_d , C_m 分别表示阻力系数和力矩系数。

3.2 多目标优化目标函数及约束条件

对于优化的多目标问题的处理,通常采用权重因子的办法来组合,然而因为力矩系数、阻力系数同升力系数的量值不在同一个数量级上,因此其变化程度相差较大,采用固定权重系数难以保证各个变量之间的变化程度相似或相近,因此,本文采用常用对数函数组合方法来反映多设计目标,通过采用对数函数,将变化量较大的目标函数削弱为较小的数值,从而保证各个目标函数之间处于相近数量级上,以便于在优化迭代过程中各个设计目标在目标函数中所占的权重比例均衡。由此,本文优化模型的目标函数可以描述为

$$\min F =$$

$$\lg \left(1 + \left| \frac{C_{m_0}^1}{C_m^1} \right| \right) + \lg \left(1 + \frac{C_l^2}{C_{l_0}^2} \right) + \lg \left(1 + \frac{C_{d_0}^3}{C_d^3} \right) \quad (11)$$

式中上标对应于不同设计状态。约束条件除了表 3 中的气动约束条件外,还应考虑结构及强度的要求,因此需要额外增加翼型厚度约束和面积约束,如下式所示:

$$\text{s. t. } \begin{cases} A \geq 0.95 A_0 \\ 0.95 T_0 \leq T \leq 1.1 T \end{cases} \quad (12)$$

其中 A 表示翼型的面积, T 表示翼型的最大厚度。

3.3 算例分析

3.3.1 翼型外形及设计点下的气动特性分析

结合 CFD 计算的实际情况,本文算例中种群规模设置为 50,进化代数设置为 30。收敛历程如图 8 所示,从图中可以看出适应度函数逐渐增大到 0.32,并且在进化代数为 14 以后趋于稳定。遗传算法开始时适应度函数值接近于零,是因为初始优化时不满足约束条件导致适应度函数计算中的多个罚因子被激活。

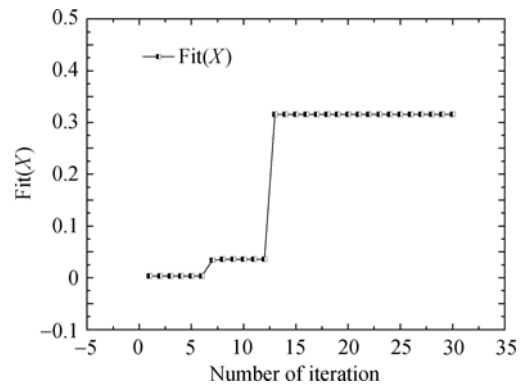


图 8 优化收敛历程图

Fig. 8 Convergence process of optimization

优化翼型与初始翼型 SC1095 的几何外形对比如图 9 所示。可以看出,优化翼型的弯度与 SC1095 翼型相比较,因此翼型将具有更大的升力系数特性。同时最大厚度也有所增大(0.095 增加到 0.098),而且最大厚度的位置也有所前移(从 0.26 倍弦长移动至 0.24 倍弦长)。优化翼型同 SC1095 翼型在设计点下的气动力特性对比在表 4 中给出,状态 1 下的零升力矩系数减小了 57.2%,状态 2 下的升力系数增加了 3.7%,状态 3 下的阻力系数减小了 7.5%。

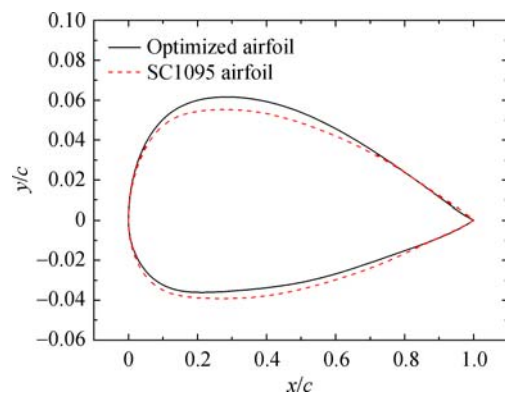


图 9 优化翼型与 SC1095 翼型的几何外形对比图

Fig. 9 Comparison of geometric profile between optimized airfoil and SC1095 airfoil

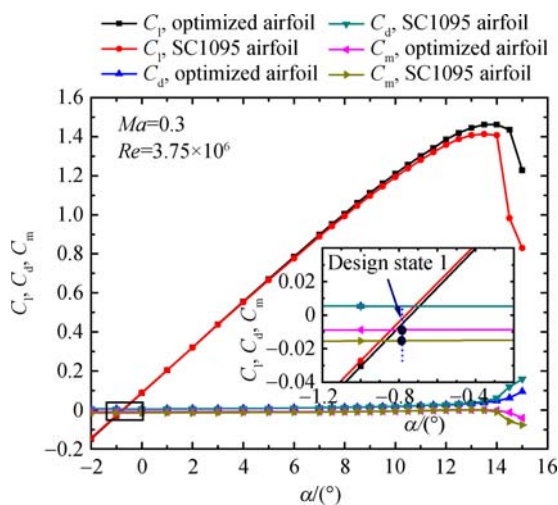
表4 优化翼型与 SC1095 翼型气动特性计算值

Table 4 Calculated data of aerodynamic characteristic of optimized airfoil and SC1095 airfoil

状态编号(参数)	SC1095 翼型	优化翼型	$\Delta/\%$
状态 1(C_m)	-0.0152	-0.0087	-57.2
状态 2(C_l)	1.276	1.325	+3.7
状态 3(C_d)	0.0093	0.0086	-7.5

3.3.2 $Ma=0.3$ 下优化翼型气动特性分析

图 10 给出了优化翼型同 SC1095 翼型在 $Ma=0.3$ 下的气动特性曲线对比图. 从图中可以看出, 在设计状态 1 下优化翼型的力矩系数更加接近于 0, 而且在很大一段迎角范围内都保持很小的力矩系数, 力矩系数的发散迎角与初始翼型 SC1095 的力矩系数的发散迎角相比增加约 1° 左右, 而且发散后的力矩系数同样小于初始翼型的力矩系数. 同时从升力系数及力矩系数可以看出, 在此状态下的优化结果满足约束条件, 而且最大升力系数明显大于原始的 SC1095 翼型, 阻力系数的发散迎角同样大于原始的 SC1095 翼型.

图 10 优化翼型与 SC1095 翼型气动特性对比 ($Ma=0.3$)Fig. 10 Comparison of aerodynamic characteristics between optimized airfoil and SC1095 airfoil ($Ma=0.3$)3.3.3 $Ma=0.4$ 下优化翼型气动特性分析

优化翼型与 SC1095 翼型在 $Ma=0.4$ 下的气动特性对比如图 11 所示. 从图中可以看出, 优化翼型在设计点处的升力系数得到了有效的提高, 而且失速后的升力系数同样大于 SC1095 翼型的升力系数. 从图 12 给出的设计点处的 C_p 对

比图中可以看出, 优化翼型的 C_p 峰值同 SC1095 翼型相比更小, 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 值向上移动, 因此能够有效地提高翼型的升力系数.

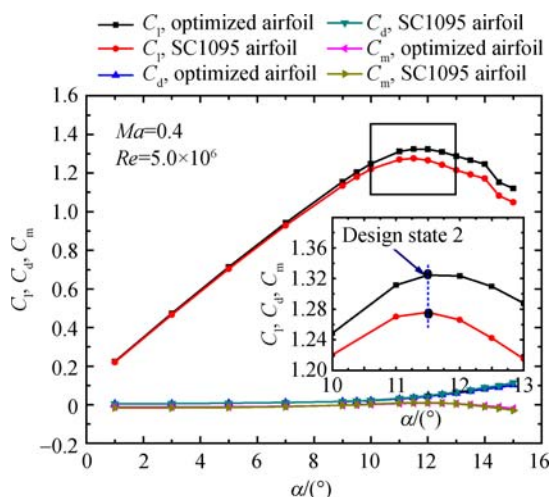
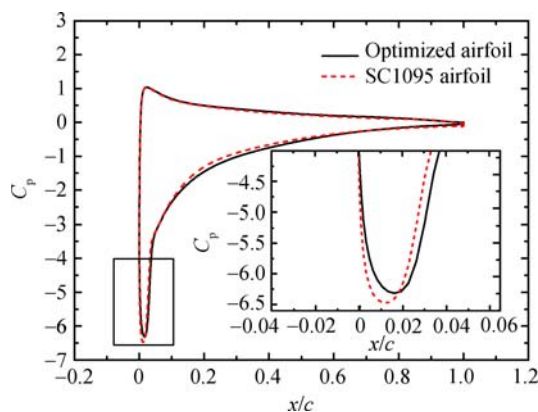
图 11 优化翼型与 SC1095 翼型气动特性对比 ($Ma=0.4$)Fig. 11 Comparison of aerodynamic characteristics between optimized airfoil and SC1095 airfoil ($Ma=0.4$)图 12 优化翼型与 SC1095 翼型 C_p 对比Fig. 12 Comparison of C_p between optimized airfoil and SC1095 airfoil3.3.4 $Ma=0.6$ 下优化翼型气动特性分析

图 13 给出了优化翼型同 SC1095 翼型在 $Ma=0.6$ 时的气动特性参数曲线对比图. 从图 13 (a) 中可以看出优化翼型在设计点处的阻力系数比 SC1095 翼型的阻力系数低了 7.5%. 同时优化翼型的其他气动特性参数同 SC1095 翼型相比均有所改善. 图 13(b) 给出了的两种翼型的极曲线

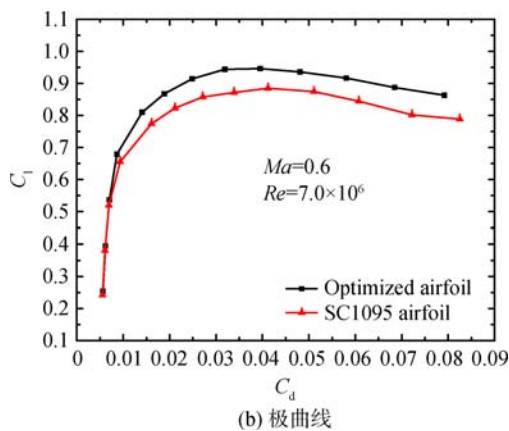
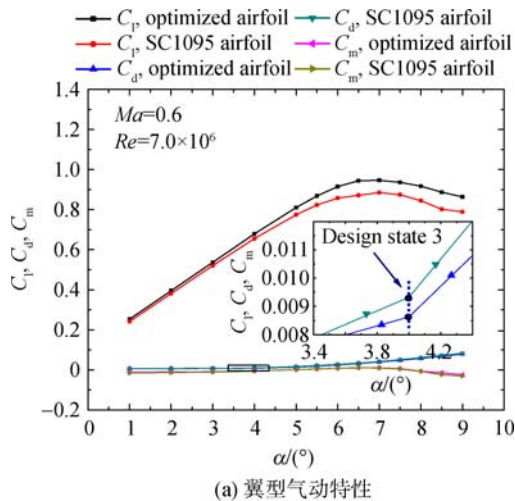


图13 优化翼型与SC1095翼型气动特性对比
($Ma=0.6$)

Fig. 13 Comparison of aerodynamic characteristics between optimized airfoil and SC1095 airfoil ($Ma=0.6$)

对比图,可以看出在相同阻力系数下,优化翼型的升力系数明显大于SC1095翼型的升力系数,升阻比提升了10%左右。

3.4 优化翼型非定常气动特性分析

直升机在前飞及机动飞行过程中,旋翼通常处于非定常状态。对于旋翼翼型而言,静态气动特性往往不能充分说明该翼型是否适合于直升机旋翼,因此考虑非定常状态下的翼型气动特性是很有必要的。

图14给出了 $Ma=0.3$,缩减频率为0.075,迎角变化为 $\alpha=10^\circ+8^\circ\sin(\omega t)$ 状态下的翼型动态失速气动特性对比算例。从图14(a)可以看出,两种翼型的升力系数曲线区别不大。从图14(b)及图14(c)给出的翼型阻力系数及力矩系数对比图中可以看出,优化翼型的阻力系数及力矩系数曲线同SC1095翼型相比,发散迎角增大了约 1°

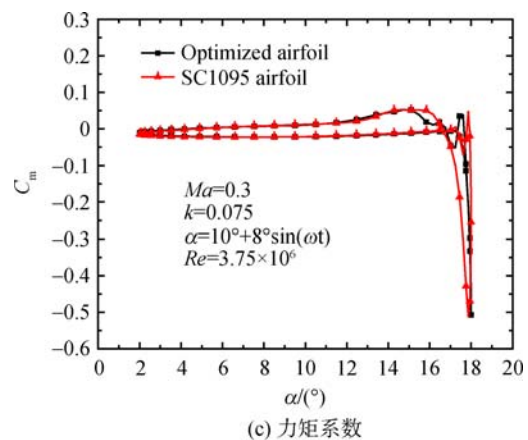
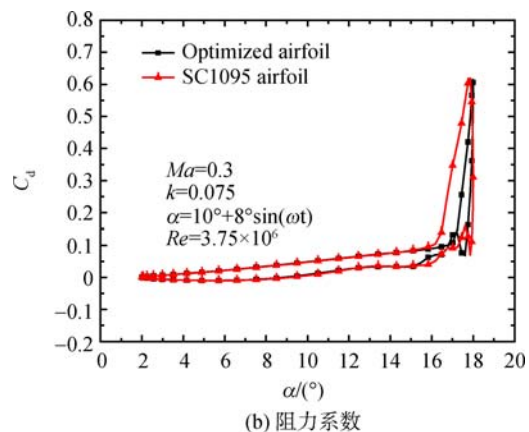
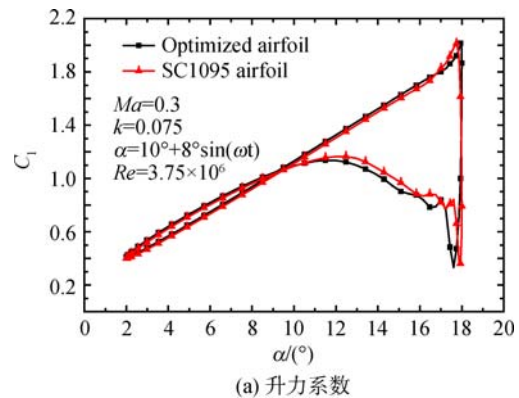


图14 优化翼型与SC1095翼型非定常气动特性对比
($Ma=0.3, k=0.075$)

Fig. 14 Comparison of unsteady aerodynamic characteristics between the optimized airfoil and the SC1095 airfoil
($Ma=0.3, k=0.075$)

左右,且峰值基本保持一致,表明该翼型能够有效地减小动态失速的范围。

3.5 旋翼气动性能对比分析

直升机旋翼气动性能的一个重要指标是其悬停效率,为此本文分别采用优化翼型及SC1095翼型设计出不同的桨叶来进行旋翼悬停效率的对比验证。本文分别计算了总距角在 $6^\circ\sim 12^\circ$ 范围内

的悬停效率(FM,量符号记为 F_m)及绕桨叶变距轴的力矩系数。从图 15 的悬停效率对比可以看出,优化翼型生成的桨叶在相同迎角下的拉力系数(C_L)要大于采用 SC1095 翼型生成的桨叶的拉力系数,同时悬停效率有所增加。从图 16 的力矩系数对比中可以看出,采用优化翼型设计的桨叶的力矩系数显著小于采用 SC1095 翼型设计的桨叶的力矩系数,减小 25% 左右,表明优化翼型桨叶具有更优良的操纵特性。

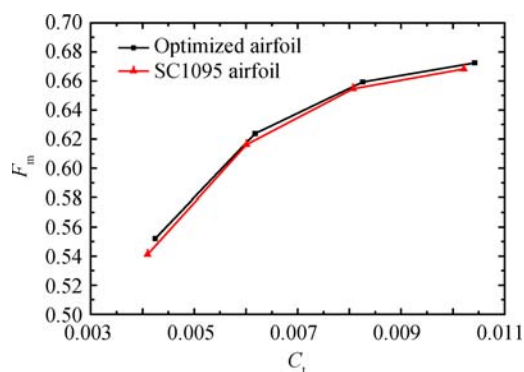


图 15 优化翼型与 SC1095 翼型悬停效率对比

Fig. 15 Comparison of FM between optimized airfoil and SC1095 airfoil

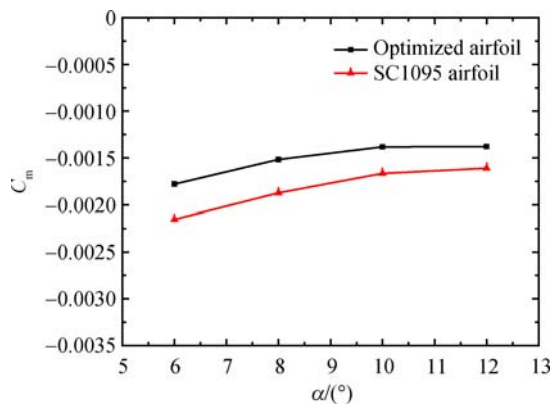


图 16 优化翼型与 SC1095 翼型桨叶力矩系数对比

Fig. 16 Comparison of blade pitching moment coefficient between optimized airfoil and SC1095 airfoil

4 结 论

1) 根据中型运输直升机的飞行特点及气动环境状态,本文提出了一组针对中型运输直升机旋翼桨叶中段部位翼型的设计状态、目标函数及约束条件。

2) 结合 CFD 方法,本文利用遗传算法构建

了一套具有全局收敛特性的直升机旋翼翼型优化设计方法,针对经典的 SC1095 翼型进行了气动特性优化,得到了改进型的旋翼翼型。

3) 计算结果表明,优化所得的翼型在满足约束条件的情况下, $Ma=0.3$ 设计状态下翼型零升力矩系数减小 57.2%,有利于直升机的飞行操纵控制。 $Ma=0.4$ 设计状态下失速迎角附近的翼型升力系数增加了 3.7%,从而能够更好的满足高机动要求。 $Ma=0.6$ 设计状态下翼型阻力系数减小了 7.5%,从而能够有效的减小阻力。同时在不同马赫数下的大迎角范围内的翼型升力系数、阻力系数及力矩系数均有不同程度的改善。

4) 优化翼型在动态失速状态下表现出了更好的气动特性。在 $Ma=0.3$ 时阻力系数的发散迎角及力矩系数的发散迎角相比于 SC1095 翼型增大了 1° 左右,从而有效地减小了翼型失速后阻力及力矩发散的范围。

5) 本文分别采用优化翼型和 SC1095 翼型生成几何外形相似的旋翼桨叶,通过计算三维状态下悬停效率及力矩系数发现,采用优化翼型的桨叶具有更高的悬停效率和更低的力矩系数。因此,本文优化设计的翼型更加适合于直升机旋翼,表明了本文旋翼翼型优化设计的有效性。

参考文献:

- [1] Li W, Krist S, Campbell R. Transonic airfoil shape optimization in preliminary design environment[R]. AIAA-2004-4629, 2004.
- [2] 尚克明, 招启军, 赵国庆, 等. 直升机旋翼翼型及桨叶气动外形反设计分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2010, 42(5): 550-556.
SHANG Keming, ZHAO Qijun, ZHAO Guoqing, et al. Inverse design analysis on helicopter rotor airfoils and aerodynamic shapes[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 42(5): 550-556. (in Chinese)
- [3] Elham A, van Tooren M J L. Weight indexing for airfoil multi-objective optimization[J]. Journal of Aircraft, 2013, 50(4): 1046-1059.
- [4] Padula S L, Li W. Options for robust airfoil optimization under uncertainty[R]. AIAA-2002-5602, 2002.
- [5] Sargent R W H, Ding M. A new SQP algorithm for large-scale nonlinear programming[J]. Society for Industrial and Applied Mathematics Journal on Optimization, 2001, 11(3): 716-747.
- [6] 左英桃, 高正红, 何俊. 基于 N-S 方程和离散共轭方法的气动外形设计[J]. 空气动力学学报, 2010, 28(5): 509-512.
ZUO Yingtao, GAO Zhenghong, HE Jun. Aerodynamic design method based on N-S equations and discrete adjoint

- approach[J]. *Acta Aerodynamic Sinica*, 2010, 28(5): 509-512. (in Chinese)
- [7] Kanazaki M, Tanaka K, Jeong S, Yamamoto K. Multi-objective aerodynamic optimization of elements setting for high-lift airfoil using Kriging model [R]. AIAA-2006-1471, 2006.
- [8] Goldberg D E. Genetic algorithms in search, optimization and machine learning[M]. Boston: Addison Wesley Publishing Company, 1989.
- [9] 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 Yinchun, et al. Rotor airfoil optimization design using Navier-Stokes equation [J]. *Flight Dynamics*, 2004, 22(1): 26-29. (in Chinese)
- [10] 杨慧, 宋文萍, 韩中华, 等. 旋翼翼型多目标多约束气动优化设计[J]. *航空学报*, 2012, 33(7): 1218-1226.
YANG Hui, SONG Wenping, HAN Zhonghua, et al. Multi-objective and multi-constrained optimization design for a helicopter rotor airfoil[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2012, 33(7): 1218-1226. (in Chinese)
- [11] Hsu K, Lee S L. A numerical technique for two-dimensional grid generation with grid control at all of the boundaries [J]. *Journal of Computational Physics*, 1991, 96(2): 451-469.
- [12] Spalart P R, Allmaras S R. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows[R]. AIAA 92-0439, 1992.
- [13] Yoon S, Jameson A. A multigrid LU-SSOR scheme for approximate Newton iteration applied to the Euler equations [R]. NASA CR-17954, 1986.
- [14] Bogue D, Crist N. CST transonic optimization using tranair++ [R]. AIAA-2008-321, 2008.
- [15] Ceze M, Hayashi M, Volpe E. A study of the CST parameterization characteristics[R]. AIAA-2009-3767, 2009.
- [16] Kulfan B M. A universal parametric geometry representation method: "CST" [R]. AIAA-2007-0062, 2007.
- [17] Holst T L. Genetic algorithms applied to multi-objective aerospace shape optimization[R]. AIAA-2004-6512, 2004.
- [18] 杨晓华, 陆桂华, 杨志峰, 等. 格雷码加速遗传算法及其理论研究[J]. *系统工程理论与实践*, 2003, 3(3): 100-106.
YANG Xiaohua, LU Guihua, YANG Zhifeng, et al. Gray coding based accelerating genetic algorithm and its theory [J]. *Systems Engineering-Theory and Practice*, 2003, 3(3): 100-106. (in Chinese)
- [19] Dadone L U. Design and analytical study of a rotor airfoil [R]. NASA CR-2988, 1978.

(编辑:王碧琚)