

旋翼翼型定常-非定常特性综合优化设计新方法

招启军 王清 赵国庆

(南京航空航天大学直升机旋翼动力学国家级重点实验室,南京,210016)

摘要:旋翼翼型对直升机旋翼及全机气动特性有至关重要的影响。结合直升机飞行特性及旋翼工作气动环境,本文提出了一种新的旋翼翼型设计理念,即定常优化设计同非定常设计相结合的方法开展直升机旋翼专用翼型的优化设计。首先,建立旋翼翼型非定常气动特性的高精度 CFD 求解方法,以获得旋翼翼型在相应状态下的升力、阻力和力矩等气动参数。其次,针对旋翼翼型优化状态的特点,对于翼型静态优化及动态失速优化分别采用遗传算法和序列二次规划算法。在上述方法建立基础上,首先针对定常状态下的原始翼型(SC1095)进行优化设计,获得一个满足设计要求的静态优化翼型,进一步着重对该翼型在非定常状态下进行优化设计,成功地得到一种新翼型,并具有非常规外观。结果表明,在设计状态下,新翼型在保持良好定常气动特性的同时,明显减弱了动态失速状态下的分离涡,从而显著改善了翼型的动态失速特性。

关键词:旋翼;翼型;优化;动态失速;N-S 方程;气动特性

中图分类号:V211.52;V211.3

文献标志码:A

文章编号:1005-2615(2014)03-0355-09

New Optimization Design Method for Rotor Airfoil Considering Steady-Unsteady Characteristics

Zhao Qijun, Wang Qing, Zhao Guoqing

(National Key Laboratory of Rotorcraft Aeromechanics, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: The rotor airfoil has important influence on aerodynamic characteristics of helicopter and its rotor. Incorporating with the flight characters of helicopter and aerodynamic circumstance of helicopter rotor, a new design concept of rotor airfoil is proposed, which is the optimization design method considering both steady and unsteady states for helicopter rotor airfoil design. Firstly, the high accuracy CFD method is established to simulate the unsteady aerodynamic characteristics of rotor airfoil. Considering the characters of optimization condition for rotor airfoil, the genetic algorithm (GA) and the sequential quadratic programming (SQP) method are employed in steady optimization and unsteady optimization process respectively. In order to obtain an initial airfoil, the optimization design is firstly accomplished under steady condition. Then the optimization design under unsteady condition is implemented to form a new airfoil with unconventional configuration which is suitable as the rotor airfoil. The optimized airfoil has remarkable improvements on dynamic stall characteristics with obviously weakened separated vortex while it maintains considerable aerodynamic characteristics of steady condition.

Key words: rotor; airfoil; optimization; dynamic stall; N-S equations; aerodynamic characteristics

基金项目:国家自然科学基金(11272150)项目资助。

收稿日期:2014-01-08;修订日期:2014-04-20

作者简介:招启军,男,博士,教授,博士生导师,主要从事直升机 CFD、直升机气动、旋翼气动声学、流动主动控制、高性能旋翼气动设计以及直升机 RCS 研究工作。

通信作者:招启军, E-mail: zhaqijun@nuaa.edu.cn。

直升机的飞行性能好坏在很大程度上取决于旋翼的气动特性,而旋翼的气动特性又与旋翼翼型密切相关。因此旋翼翼型气动特性的优劣能够直接影响到直升机的各种特性,如悬停效率、航程、噪声水平、操纵品质等,关于旋翼翼型的设计和使用一直是直升机技术领域的研究热点。然而,直升机在垂直飞行、平飞以及机动飞行等每个飞行状态下旋翼会面临着不同的气动环境,因而旋翼翼型的气动特性要考虑满足大马赫数范围、大迎角范围以及大雷诺数范围的要求。此外,直升机旋翼翼型设计和使用的另一个显著难点是其处于非定常状态下,尤其是对于前飞状态。虽然翼型的定常气动特性在一定程度上能够反映出其非定常的气动特性,但翼型非定常动态失速特性仍然有很大的不确定性。因此,旋翼翼型的气动设计具有很高的难度和挑战性。

国外早在20世纪六七十年代就对直升机旋翼翼型进行了专门研究,一些航空发达国家已经建立了相应的直升机专用翼型库,著名的有美国波音公司的VR系列,法国的OA系列,俄罗斯的TsAGI系列等,并被现代直升机广泛使用,这些翼型对改善直升机性能,如提高旋翼升力、降低旋翼噪声水平、改善旋翼失速特性等方面起到了重要的作用。用于旋翼翼型气动设计的方法主要有反设计方法^[1]和优化设计方法^[2-4]。反设计方法虽然有计算效率高的优点,但由于翼型压强分布、表面速度分布等特征难以事先给定,其应用范围受到了一定的限制。优化设计方法则并不需要知道目标的气动特性参数,仅仅给出一个较合理的基础翼型即可,因此,优化设计方法在目前的翼型设计中得到了广泛的应用。优化方法有很多类型,常用的有以拟牛顿法,序列二次规划(SQP)为代表的梯度算法^[5],以Kriging模型为代表的代理模型^[6],以及以遗传算法、粒子群算法为代表的进化算法^[7]等。上述优化算法各有优缺点,结合优化设计不同条件可以分别选择不同的优化方法。

目前,旋翼翼型的优化设计主要是在定常状态下进行优化^[8-9],非定常状态下的优化设计不多见^[10],将两者结合起来优化的方法则基本上没有看到相关文献的发表。鉴于此,本文提出一种旋翼翼型新设计思路,即定常-非定常相结合的方法来开展旋翼翼型的优化设计。先对初始翼型在定常状态下采用遗传算法(全局收敛)进行优化设计,从而获得一个具有较好气动特性的基础翼型。在此之上,结合直升机旋翼非定常气动环境,在非定常动态失速状态下进行深度优化设计,从而获得一个

适合于多种飞行状态要求的直升机旋翼翼型。

精确的旋翼翼型流场模拟是进行翼型优化设计的前提和基础。本文对旋翼翼型流场模拟采用积分形式的RANS方程,空间离散采用格心形式的有限体积法,时间离散采用隐式LU-SGS法^[11],非定常流场模拟则在此基础上采用双时间推进法。为准确模拟翼型分离流及动态失速现象,本文采用能在一定程度上准确模拟分离流的SA模型。为减少优化设计的计算量及满足翼型表面光顺的条件,优化过程中采用高效拟合CST^[12-14]参数化方法表示翼型外形。

1 旋翼翼型流场求解方法

1.1 网格生成方法

本文采用求解椭圆方程的网格生成方法生成围绕旋翼翼型的网格。以计算平面的Poisson方程^[15]为控制方程

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

式中: $p(\xi, \eta)$, $q(\xi, \eta)$ 为源项,分别控制物理平面上的网格正交性和网格密度。图1给出了生成的围绕SC1095翼型的网格。

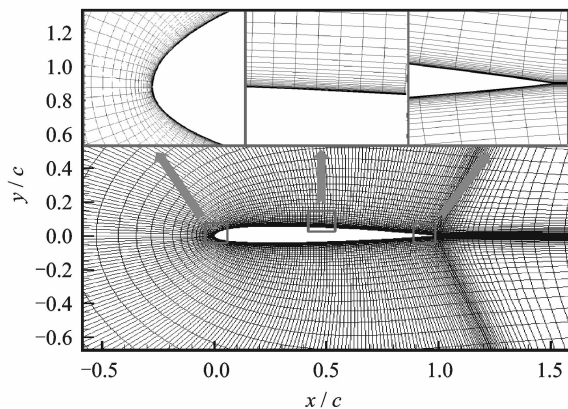


图1 围绕SC1095翼型的网格

Fig. 1 Grid around SC1095 airfoil

在旋翼翼型的非定常流场求解中,这里采用了运动嵌套网格方法。首先,分别生成随翼型运动的贴体网格和固定不动的笛卡尔背景网格;然后,采用Hole Map方法确定背景网格在翼型网格上的洞边界,在此基础上,利用最小距离法进行背景网格人工内边界的贡献单元搜索,从而生成翼型与背景网格的运动嵌套网格。

1.2 CFD方法

为捕捉旋翼流场中边界层流动特性,提高旋翼

翼型优化设计的流场模拟精度,本文的流场求解算法中采用积分形式的雷诺平均 N-S 方程作为旋翼翼型流场求解的主控方程

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\Omega} \mathbf{W} d\Omega + \iint_{\partial\Omega} (\mathbf{F} - \mathbf{F}_v) \cdot \mathbf{n} ds = 0 \quad (2)$$

式中: \mathbf{W} 为守恒变量; \mathbf{F} , \mathbf{F}_v 分别为无黏和黏性通量,表达式如下

$$\mathbf{W} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho E \end{bmatrix}, \mathbf{F} = \begin{bmatrix} \rho \mathbf{q} \\ \rho u \mathbf{q} + p \\ \rho v \mathbf{q} + p \\ \rho H \mathbf{q} + p \end{bmatrix}, \mathbf{F}_v = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ \tau_{xx} & \tau_{xy} & \tau_{xz} \\ \tau_{yx} & \tau_{yy} & \tau_{yz} \\ \Theta_x & \Theta_y & \Theta_z \end{bmatrix} \quad (3)$$

式中: $\mathbf{q} = (u, v)^T$ 为流场绝对速度; ρ , $\mathbf{n} = [n_x, n_y]$, E, p, H 分别为空气密度、单位法矢、总能、压强、总焓; τ_{ij} , Θ_i 为黏性相关项。

在求解流场过程中,空间离散方法采用格心形式的有限体积法对 N-S 方程组进行离散,时间上采用结合隐式 LU-SGS 算法的双时间方法,湍流模型选用 S-A 模型^[16]等。

2 优化设计方法

2.1 翼型参数化方法

本文采用的 CST 方法采用五阶伯恩斯坦多项式来拟合翼型上下表面,其中,翼型上下表面各布置 6 个设计变量,分别拟合处理,总共 12 个设计变量。翼型的上下表面函数可以分别表示为

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

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

式中: $\psi = y/c$ 为通过翼型弦长量纲一化后的纵坐标; $\zeta = x/c$ 为量纲一化后的横坐标; $\Delta z_u = y_{uTE}/c$ 为翼型上表面后缘厚度比; $\Delta z_l = y_{lTE}/c$ 为翼型下表面后缘厚度比; $C(\zeta)$ 称为类函数,形函数选择为伯恩斯坦多项式 $S_i(\zeta)$; A_u^i 及 A_l^i 为翼型上下表面形函数的系数,通过控制该系数,即可以确定翼型的几何外形。采用上述方法进行 SC1095 翼型拟合的结果如图 2 所示,从图中可以看出,CST 方法能够用相对较少的设计变量精确地拟合出翼型的外形,因此能够有效地减少优化设计变量的个数,从而减少了优化的总计算量。

2.2 遗传算法

遗传算法中种群空间的大小在一定程度上影响到遗传算法对于最优值的求解,理论上种群空间越大,优化结果得到全局最优解的概率也就越大,

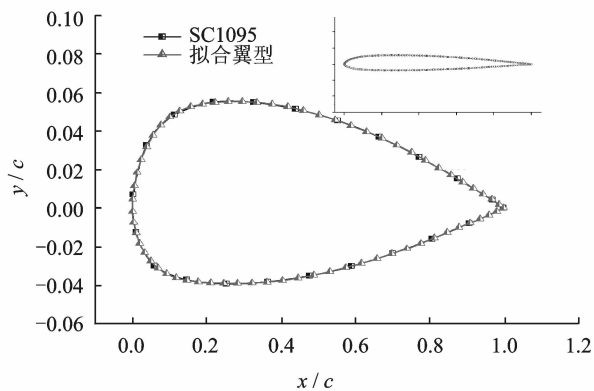


图 2 CST 拟合翼型同初始翼型的对比

Fig. 2 Comparison of CST fitted airfoil with original airfoil

但大的种群空间增加了计算量,从而影响优化的计算效率,综合本文的算例及实际情况,这里种群规模为 50。初始种群的生成采用拉丁超立方(LHS)方法。编码方式采用国际上流行的格雷码^[17]。

遗传算法在进化搜索过程中以种群中每个个体的适应度函数为评价标准进行搜索。通常,遗传算法直接将目标函数值作为适应度函数,本文的优化算例中包括了多个不等式约束条件,利用罚函数方法,将有约束问题归结为无约束问题,相应的将适应度函数修改为

$$\text{Fit}(x) = \prod_{i=1}^m \sigma \cdot \text{Fit}(x) \quad (6)$$

式中: σ 为罚因子; m 为约束条件个数。选择算子采用轮盘赌选择,每个个体被选择的概率被定义为

$$p_i = \frac{\text{Fit}(x)}{\sum_{i=1}^n \text{Fit}(x)} \quad (7)$$

式中 n 为设计变量的个数。另外本文中交叉算子采用单点随机交叉,变异算子采用单点随机变异,变异概率为 0.1,进化代数设置为 30。

2.3 序列二次规划算法

序列二次规划法是一种常用的梯度优化算法,可以方便地处理带相应约束条件的优化问题,在飞行器气动外形优化设计中得到了广泛的应用。本文中的优化问题可以总结为如下的非线性规划问题

$$\begin{cases} \min & f(\mathbf{x}_n^k) \\ \text{s. t.} & c_i(\mathbf{x}_n^k) \geq 0 \end{cases} \quad (8)$$

式中: 矢量 \mathbf{x}_n^k 表示当前气动外形的设计变量,由翼型 CST 参数化方法拟合得到;上标 k 表示设计变量的个数;下标 n 表示优化迭代的进度;下标 i 表示约束条件的个数。根据 Lagrange 函数的 K-T

条件,式(8)中的非线性规划问题可以转化为二次规划问题

$$\begin{cases} \min & \frac{1}{2} \mathbf{d}^T \mathbf{B}^k \mathbf{d} + \nabla f(\mathbf{x}_n^k)^T \mathbf{d} \\ \text{s. t.} & \nabla c(\mathbf{x}_n^k)^T \mathbf{d} + c(\mathbf{x}_n^k) \geq 0 \end{cases} \quad (9)$$

式中:矢量 \mathbf{d} 表示搜索方向,可以通过求解规划问题来获得; \mathbf{B}^k 为 Hessian 矩阵的近似,并且在优化过程中不断更新。新的设计变量可以由式(10)计算求出

$$\mathbf{x}_{n+1}^k = \mathbf{x}_n^k + t \cdot \mathbf{d}^k \quad (10)$$

式中: t 表示推进步长,由精确或非精确一维搜索方法计算得到。最后,通过新的设计变量即可得到优化后的翼型形状。

本文中旋翼翼型优化流程主要包括 3 部分,如图 3 所示,首先进行初始化部分,即定义各种优化参数,完成翼型参数化以确定设计变量等信息。第二部分主要为采用遗传算法的静态翼型优化。第三部分主要为采用序列二次规划的动态翼型优化设计。

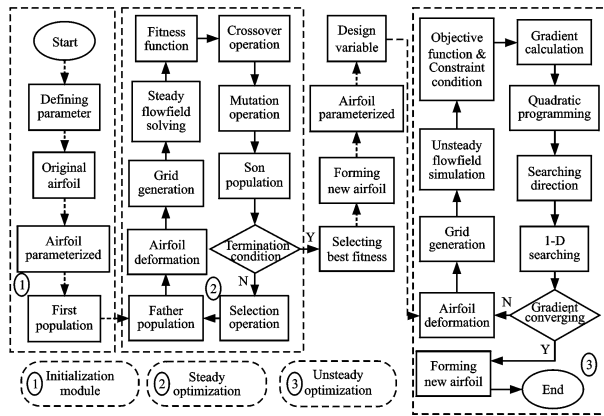


图 3 旋翼翼型优化设计流程图

Fig. 3 Flow chart of optimization for rotor airfoil

2.4 翼型优化目标函数及约束条件

本文的优化包括了定常状态下的翼型气动特性优化和非定常状态下的翼型气动特性优化。优化目标为翼型气动特性的函数,约束条件包括几何约束和翼型气动特性的约束

$$\begin{cases} \min & f(C_l, C_d, C_m) \\ \text{s. t.} & g_1(C_l, C_d, C_m) \geq 0 \\ & g_2(T^{\max}, A) \geq 0 \end{cases} \quad (11)$$

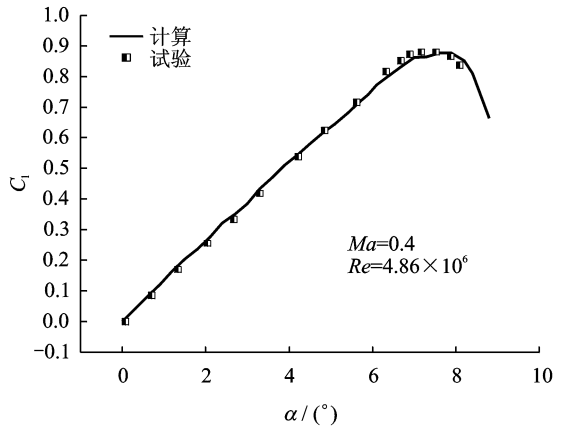
式中: C_l, C_d 以及 C_m 分别表示翼型的升力、阻力及力矩系数; T^{\max} 表示翼型的最大厚度; A 表示翼型的面积;目标函数 f 为 C_l, C_d 及 C_m 的函数;约束条件 g_1 也为 C_l, C_d 和 C_m 的函数;约束条件 g_2 为翼型

的几何约束条件,是最大厚度及翼型面积的函数。

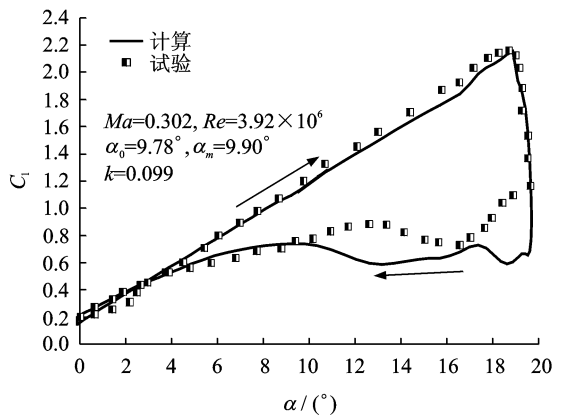
3 算例及分析

3.1 算例验证

由于本文旋翼翼型的流场是基于 CFD 方法求解的,因此一个准确的流场求解器是十分必要的。为了验证 CFD 方法的有效性和准确性,本文以经典的 SC1095 翼型为例来计算其流场特性。图 4(a)给出了 SC1095 翼型在 $Ma=0.4$ 下的静态升力系数曲线计算值与试验值的对比情况,图 4(b)给出了动态失速状态下的升力系数曲线计算值与试验值对比结果。从以上两个算例中可以看出,本文所建立的流场求解器具有很好的预估精度,为旋翼翼型在定常及非定常状态下的优化设计提供一个可靠的气动特性基础。



(a) 翼型静态升力系数曲线



(b) 翼型动态失速升力系数曲线

图 4 SC1095 翼型升力系数计算值与试验值对比

Fig. 4 Comparison of calculated lift coefficient of SC1095 airfoil with experimental data

3.2 定常状态下旋翼翼型的优化设计

3.2.1 定常优化设计状态

直升机旋翼对于翼型的要求相比于固定翼飞机来说更加苛刻,需要满足很宽的马赫数范围、迎

角范围状态下的气动特性需求,因此旋翼翼型设计需要综合考虑多个状态下的气动特性。而且不同类型直升机对旋翼气动特性的要求也各有不同。当前先进直升机旋翼桨叶的布局一般采用多种翼型配置的设计方法,因此桨叶不同展向的翼型气动特性也各有不同。翼型的力矩系数对于直升机的操纵性能有很大影响,阻力系数则对直升机的效率有很重要的影响。因此,静态优化设计的目标主要针对这两个气动特性参数来进行,并同时满足不降低翼型的升力特性。结合国外一些著名直升机研究机构的研究结果^[18],本文提出如表1所示的翼型设计目标函数及约束条件。

表1 设计状态、目标函数及约束条件

Tab. 1 Design status, objective function and constraint conditions

设计状态	目标函数	约束条件
状态1	$Ma=0.3$ $C_l=0.0$ $\alpha=-0.7^\circ$	$ C_m < C_{m0} $ $C_d < C_{d0}$ $ C_l > C_{l0} $
状态2	$Ma=0.4$ $dC_l/d\alpha=0$ $\alpha=11.5^\circ$	$C_d < C_{d0}$ $ C_m < C_{m0} $ $ C_l > C_{l0} $

这里约定下标0表示初始翼型的气动参数,上标1和2分别表示不同状态。因此,标函数和约束条件可以总结为

$$\begin{cases} \min & \lg(C_m^1) + \lg(C_d^2) \\ & C_{d0}^1 \geq C_d^1 \\ & C_l^1 \geq C_{l0}^1 \\ \text{s. t.} & C_{m0}^2 \geq C_m^2 \\ & C_l^2 \geq C_{l0}^2 \\ & 0.9 \cdot T_0^{\max} \leq T^{\max} \leq 1.1 \cdot T_0^{\max} \end{cases} \quad (12)$$

3.2.2 优化翼型定常状态下的气动特性分析

图5给出了优化后的翼型同SC1095翼型气动外形的对比。从图中可以看出,动态优化翼型在前缘附近具有较大的弯度,此几何外形特点有助于提高翼型的升力系数。同时,翼型的最大厚度从原SC1095翼型的0.0946减小了约0.9%至0.0937,从而能够有效地减小翼型的阻力。由于优化翼型最大弯度的位置前移,导致翼型的压力中心也同样前移,从而产生一个抬头力矩,故优化翼型的力矩系数与原SC1095翼型的力矩系数相比,更加接近于0,这有利于改善旋翼的操纵特性。在马赫数0.3和0.4时,优化翼型同原SC1095的气

动特性计算对比分别在图6,7中给出,表明优化后的翼型在升力、阻力和力矩特性方面均有不同程度的改进。

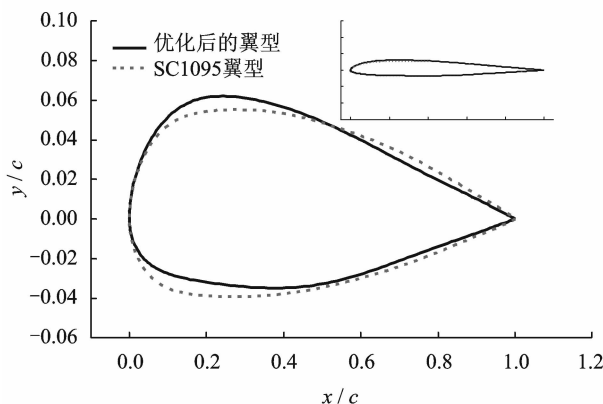


图5 静态优化翼型对比

Fig. 5 Comparison of steady optimized airfoil

3.2.3 优化翼型非定常状态下的气动特性分析

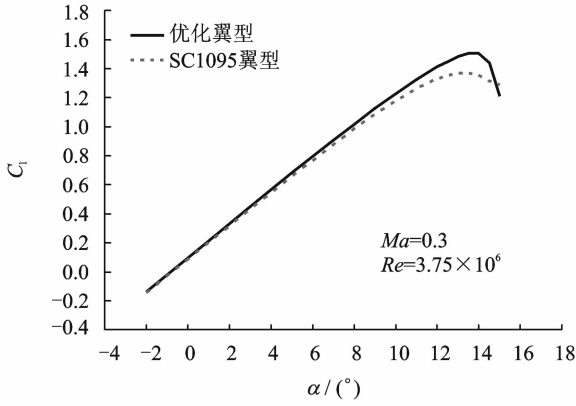
由于直升机在前飞过程中存在桨叶变距及挥舞运动,因此桨叶翼型经常处于非定常运动状态。因此,一个好的翼型不应只考虑静态的气动特性,更应该考虑在动态失速状态下的气动特性。图8给出了静态优化翼型同SC1095翼型在动态失速状态下的气动特性对比情况。从图中可以看出,静态优化翼型的气动力特性在非定常条件下的改善是很细微的,尽管在迎角上升过程中的阻力发散迎角增大了 0.5° 左右,但峰值却增大到0.61,而力矩系数和升力系数则没有明显的变化。

3.3 非定常状态下旋翼翼型优化设计

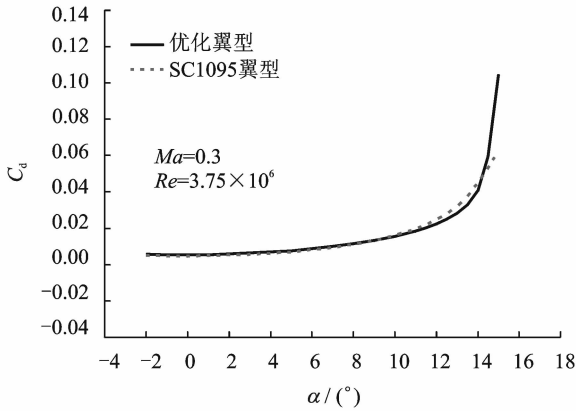
3.3.1 非定常优化设计状态

从上面的算例可以看出,静态优化的翼型在动态失速状态下不一定能够保持良好的动态失速特性,因此,在动态失速状态下的翼型优化则显得尤为重要。鉴于此,本文在静态优化翼型的基础之上创新性地对其展开动态失速状态下的旋翼翼型外形优化,以达到减少力矩系数及阻力系数峰值的目的。结合直升机的飞行状态及翼型所处的桨叶位置,优化设计目标的翼型工作状态为马赫数0.3,雷诺数为 3.75×10^6 ,基础迎角为 10° ,迎角幅值为 8° ,缩减频率为0.075。目标函数及约束条件为

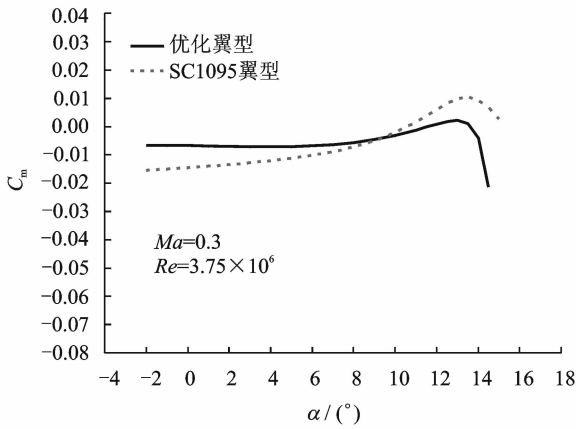
$$\begin{cases} \min & \lg\left(\sum_1^N |C_d|\right) + \lg\left(\sum_1^N |C_m|\right) \\ \text{s. t.} & \sum_1^N \left| \frac{2\pi \cdot \alpha}{\beta} - C_l \right| - \sum_1^N \left| \frac{2\pi \cdot \alpha}{\beta} - C_{l0} \right| \geq 0 \\ & 0.95 \cdot T_0^{\max} \leq T^{\max} \leq 1.05 \cdot T_0^{\max} \end{cases} \quad (13)$$



(a) 升力系数对比



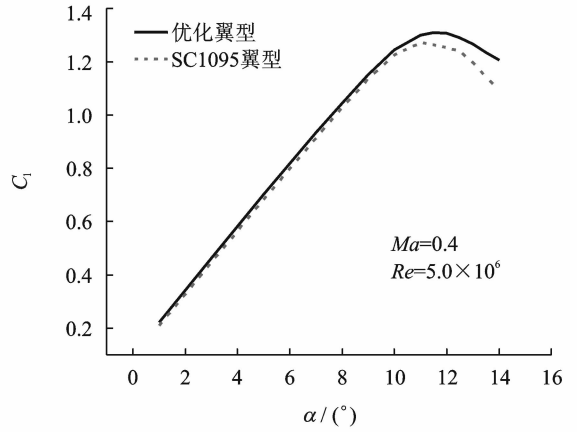
(b) 阻力系数对比



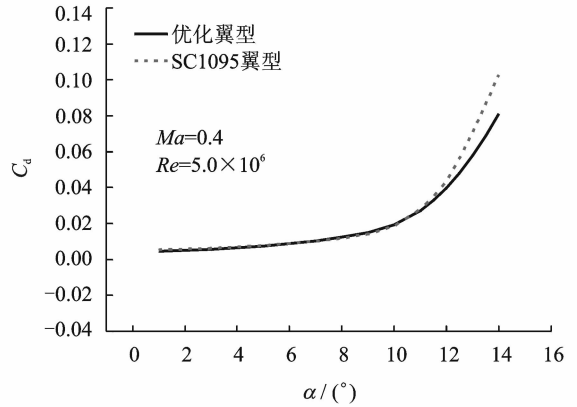
(c) 力矩系数对比

图6 静态优化翼型与原始翼型气动特性计算值对比

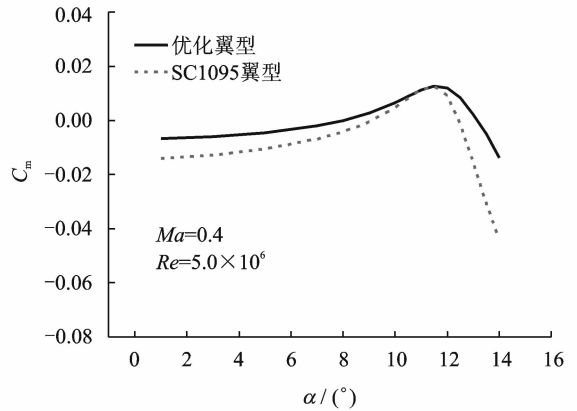
Fig. 6 Comparison of aerodynamic characteristics of steady optimized airfoil with original airfoil



(a) 升力系数对比



(b) 阻力系数对比



(c) 力矩系数对比

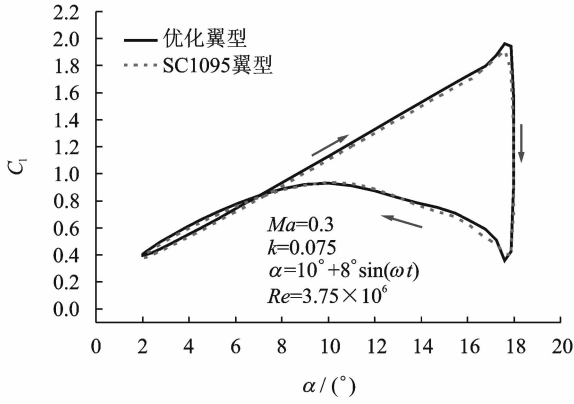
图7 静态优化翼型与原始翼型气动特性计算值对比

Fig. 7 Comparison of aerodynamic characteristics of steady optimized airfoil with original airfoil

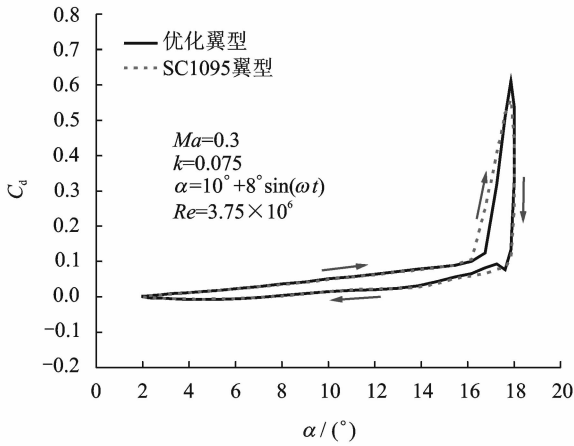
3.3.2 优化翼型非定常状态下的气动特性分析

图9给出了在静态/动态组合优化后的翼型与SC1095翼型的对比。从图中可以看出,动态优化的翼型的弯度更大,而且具有大的前缘半径。值得注意的是动态失速优化下的翼型下表面明显上凹。图10给出了动态失速状态下3种翼型气动特性的对比情况。可以看出,在经过动态失速优化后,翼

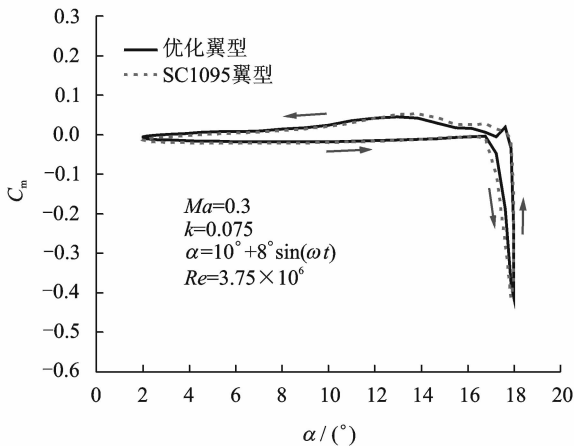
型的阻力和力矩特性得到很大程度的改善,基本上消除了在此状态下的阻力发散和力矩发散现象,与此同时,升力系数的迟滞回线包围面积显著减小,意味着动态效应明显减弱。组合优化翼型具有的这些特点将使直升机前飞状态的旋翼气动载荷分布更趋合理,并对旋翼的操纵十分有利,这显示了动态优化后的翼型在升力、阻力和力矩特性方面都



(a) 升力系数对比



(b) 阻力系数对比



(c) 力矩系数对比

图 8 动态失速状态下优化翼型与初始翼型的气动特性对比

Fig. 8 Comparison of aerodynamic characteristics of unsteady optimized airfoil with original airfoil

较原始翼型有实质性改变。

为进一步弄清动态优化翼型在改善气动特性方面的原理,分别对比给出了动态优化翼型与初始翼型的流场对比情况,如图 11 所示。图中左、右侧分别为动态优化翼型与 SC1095 翼型的流场马赫

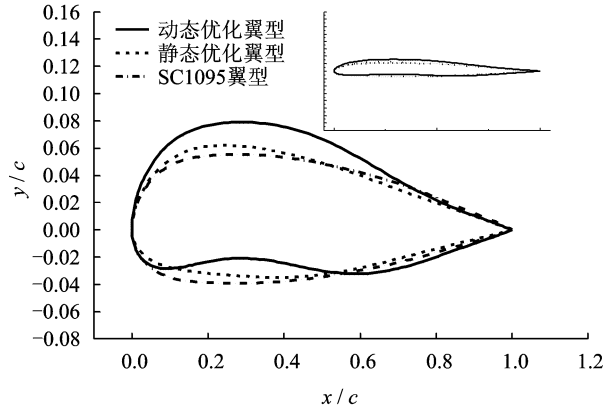


图 9 静态/动态组合优化翼型对比

Fig. 9 Comparison of airfoils by steady/unsteady optimization

数云图及流线图。从图中对比可以看出,翼型经过优化后的流场特性明显好于未优化的翼型流场,在整个俯仰运动周期内,翼型前缘涡基本上被消除,流线一直附着于翼型上表面,从而消除了由前缘涡引起的力矩及升力系数的剧烈变化。另一方面,由于动态优化翼型的流线基本上附着于翼型表面,从而有效地消除了分离区,使得翼型阻力系数也大为下降,这从细节上反映并解释了动态优化后的翼型在升力、阻力和力矩特性方面提高的原因。

图 12 给出了动态优化翼型、静态优化翼型与初始翼型的静态气动特性对比情况。从图 12(a)中升力系数对比可以看到,采用非定常优化获得的翼型由于具有大的弯度,因此具有更大的最大升力系数和失速迎角。从图 12(b)可以看到,非定常优化翼型的阻力发散迎角要明显大于定常优化翼型和 SC1095 翼型的阻力发散迎角。从图 12(c)的力矩系数对比图中可以看到,动态失速优化翼型的力矩系数非常接近于 0,而且在力矩发散后的低头力矩也明显小于定常优化翼型和原 SC1095 翼型的低头力矩系数,这说明了采用定常-非定常相结合优化获得的翼型不仅表现出优良的动态特性,同时也具有更好的静态气动特性。

通过上述旋翼翼型静态、动态优化结果的对比,初步表明了本文提出的旋翼翼型优化设计思想的新颖性和对旋翼翼型设计方法的革新。

4 结 论

(1) 本文将定常/非定常优化方法结合在一起开展直升机旋翼翼型的优化设计方法是成功的。基本途径是首先对初始翼型在定常状态下优化以获得一个良好的基础翼型,然后在此基础上采用非定常优化以获得更适合于直升机使用要求的旋翼

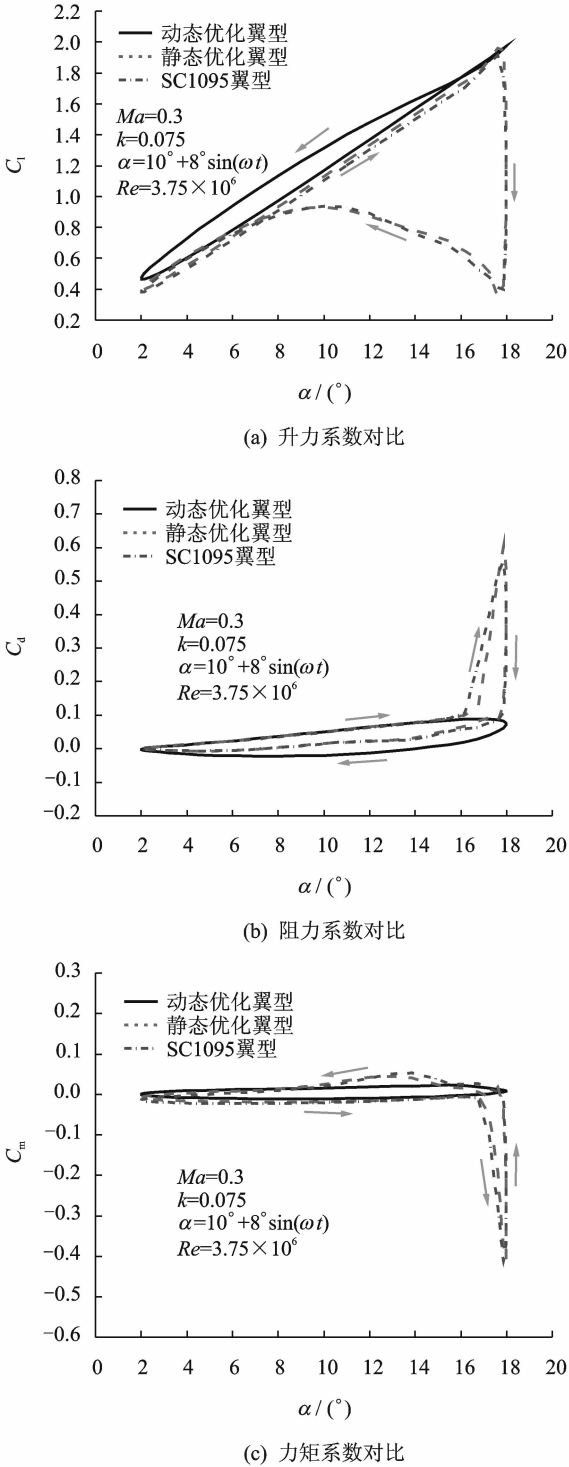


图10 静、动态优化翼型与初始翼型气动特性的对比
Fig. 10 Comparison of aerodynamic characteristics of steady/unsteady optimization with original airfoil

翼型。

(2) 经过定常-非定常组合优化后所得的旋翼翼型具有大的前缘半径和下表面内凹特点,此外形特点能够很好地削弱翼型在大迎角下前缘附近的逆压梯度,抑制前缘涡的生成,从而削弱了在动态

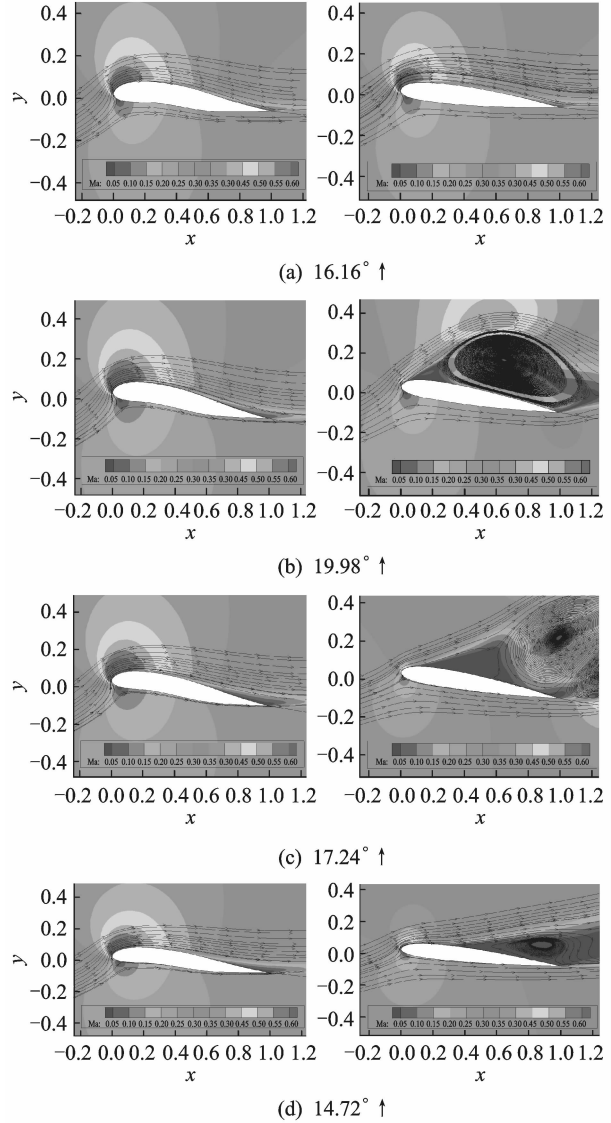
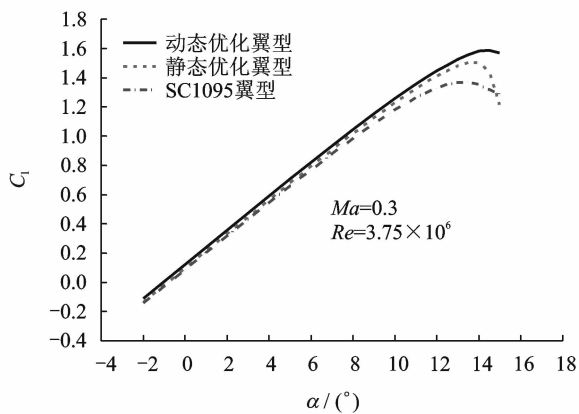


图11 动态优化翼型与初始翼型的流场对比
Fig. 11 Comparison of airfoil flowfield of unsteady optimized airfoil with original airfoil

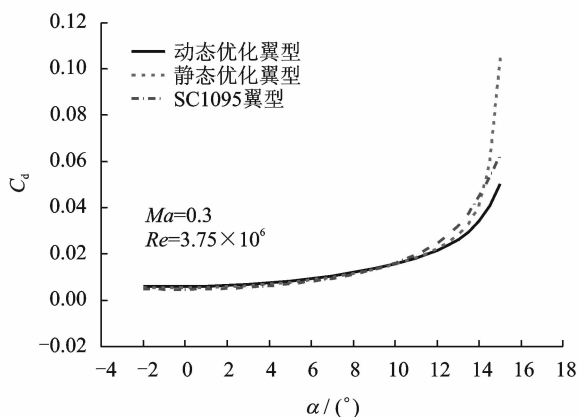
失速过程中前缘涡对翼型气动特性参数的影响,有效地缓解和消除了翼型在动态失速中力矩及阻力发散特性。

(3) 本文采用基于 Poisson 方程建立的网格生成方法能够满足俯仰运动时围绕翼型生成网格的需要。隐式 LU-SGS 时间推进的 N-S 方程能够有效地模拟旋翼翼型在定常及非定常状态下的气动特性。

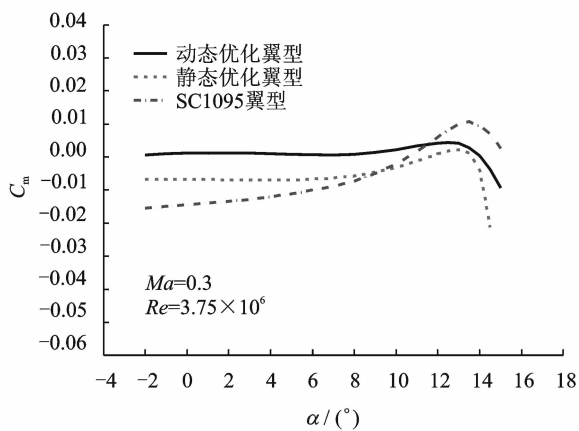
(4) 根据优化对象不同,本文的优化设计分别采用了不同的优化方法,即定常状态下由于计算量小而采用具有全局收敛性质的遗传优化算法。非定常状态下由于计算量大而采用迭代次数较小的序列二次规划算法。从计算结果可以看出,两种优化方法均取得了良好的效果。



(a) 升力系数对比



(b) 阻力系数对比



(c) 力矩系数对比

图12 静、动态优化翼型与初始翼型静态气动特性的对比

Fig. 12 Comparison of aerodynamic characteristics of steady/unsteady optimized airfoil with original airfoil

参考文献:

[1] Li W, KristSandCampbell R. Transonic airfoil shape optimization in preliminary design environment[R]. AIAA 2004-2533, 2004;1-22.
 [2] Elham A, van Tooren M J L. Weight indexing for airfoil multi-objective optimization[J]. J of Aircraft, 2013, 50(4):1046-1059.

[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.
 [4] Padula S L, Li W. Options for robust airfoil optimization under uncertainty [R]. AIAA Paper 2002-5602, 2002.
 [5] Boggs P T, Tolle J W. Sequential quadratic programming[J]. Acta Numerica, 1995, 4:1-51.
 [6] Mashiro K, Kentaro T, Sinkyu J, et al. Multi-objective aerodynamic optimization of elements setting for high-lift airfoil using kriging model[R]. AIAA-2006-1471, 2006.
 [7] Goldberg D E. Genetic algorithms in search, optimization and machine learning, reading, massachusetts [R]. Addison Wesley, Longma: [s. n.], 1989.
 [8] Toal D J J, Keane A J. Efficient multipoint aerodynamic design optimization via cokriging[J]. J of Aircraft, 2011, 48(5):1685-1695.
 [9] Buckley H P, Zhou B Y, Zingg D W. Airfoil optimization using practical aerodynamic design requirements[J]. J of Aircraft, 2010, 47(5):1707-1719.
 [10] Karthik M, Brian A L, Dimitri J M. Adjoint-based unsteady airfoil design optimization with application to dynamic stall [C]//American Helicopter Society 68th Annual Forum Proceedings. Worth, Texas: [s. n.], 2012.
 [11] Yoon S, Jameson A. A multigrid LU-SSOR scheme for approximate Newton-Iteration applied to the Euler equations[R]. NASA CR-17954, 1986.
 [12] Straathof M H, van Tooren M J L. Extension to the class-shape-transformation method based on b-splines [J]. AIAA Journal, 2011, 49(4):780-790.
 [13] Marco Ceze. A study of the CST parameterization characteristics[R]. AIAA 2009-3767, 2009.
 [14] Kulfan B M. A universal parametric geometry representation method-“CST”[R]. AIAA 2007-62, 2007.
 [15] Thompson J F. Grid generation techniques in computational fluid dynamics[J]. AIAA Journal, 1984, 22(11):1505-1523.
 [16] Spalart P R, Allmaras S R. One equation turbulence model for aerodynamic flows [R]. AIAA Paper, 1992:1992-0439.
 [17] 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.
 [18] Dadone L U. Design and analytical study of a rotor airfoil[R]. NASA CR-2988, 1978.