

共轴直升机旋翼翼型优化设计研究

罗兴 曹荣富 夏润泽

中国直升机设计研究所 天津 300000

【摘要】针对共轴直升机旋翼气动特性,基于遗传算法开展了旋翼翼型多目标优化研究。首先建立基于CFD方法的旋翼翼型气动特性计算模型,将翼型气动特性计算结果与试验结果比较,验证了计算方法的可靠性。综合考虑共轴直升机前飞、悬停状态的气动性能,开展了共轴直升机旋翼翼型多目标气动优化设计。优化结果表明,优化翼型相较于基准翼型在保持升阻比的前提下,有着更大的阻力发散马赫数和较低的力矩系数。基于优化翼型建立共轴旋翼,计算结果表明,优化翼型有效提升了共轴直升机旋翼的气动性能和操纵特性。

【关键词】共轴直升机;旋翼翼型;CFD方法;气动优化设计

Study on optimized design of coaxial helicopter

Luo Xing Cao Rongfu Xia Runze

China Helicopter Design and Research Institute, Tianjin 300000

【Abstract】 According to the aerodynamic characteristics of coaxial helicopter, the multi-target optimization study of rotor airfoil is carried out based on genetic algorithm. First, establish the calculation model of aerodynamic characteristics based on CFD method, compare the results with the reliability of the calculation method. Considering the aerodynamic performance of the coaxial helicopter in the forward flying and hovering state, the multi-target aerodynamic optimization design of the coaxial helicopter rotor wing is developed. The optimization results show that the optimized airfoil has a larger resistance divergent Mach number and a lower torque coefficient compared to the reference airfoil while maintaining the lift-resistance ratio. Based on the coaxial rotor based on the optimized airfoil, the calculation results show that the optimized airfoil effectively improves the aerodynamic performance and operation characteristics of the coaxial helicopter rotor.

【Key words】 Coaxial helicopter; rotor airfoil; CFD method and pneumatic optimization design

1 引言

旋翼是直升机主要的升力部件和操纵部件,从旋翼的研制流程分析,翼型选择是旋翼设计重中之重^[1]。只有得到可供使用的旋翼翼型,才能开展旋翼气动设计研究,评估旋翼的气动性能,进而开展旋翼的结构设计、动力学设计和强度分析等工作,所以翼型设计是旋翼设计的首要工作。过去几十年中,众多科学工作者致力于旋翼翼型设计研究,得到了一些不错的结果,并成功应用于当代直升机上,大大提高了直升机的性能,如美国的 SC、VR 系列翼型,法国的 OA 系列翼型,俄罗斯的 TsAGI 系列翼型,中国的 CRA (China Rotor Airfoil) 系列翼型^[2]。在旋翼翼型气动设计研究领域主要采用涡尾迹方法以及 CFD 方法。Jones 等^[3]基于遗传优化算法开展了翼型优化设计,获得了气动性能和噪声性能更优的系列翼型;王清等^[4]基于遗传算法在定常、非定常状态下对旋翼翼型进行气动优化设计,提升了翼型的气动性能;同时,还有诸多学者基于代理模型开展翼型优化设计,提高了优化效率和避免计算陷入局部最优解。Zhao 等^[5]提出了一种改进的多目标优化方法,将其应用于高速直升机旋翼翼型气动优化设计。目前针对共轴直升机旋翼翼型气动优化设计的研究还较少,且仍需对共轴直升机旋翼翼型开展气动优化设计研究。

2 共轴直升机旋翼翼型气动优化模型

2.1 旋翼桨叶剖面气动环境分析

共轴高速直升机采用共轴双旋翼带尾部推力桨的气动布局,大速度前飞时受前行侧翼型桨尖马赫数的限制需要进行旋翼降转速,旋翼转速的降低会同步降低前飞过程中发动机输出功率,对直升机的大速度前飞造成不利影响,此时就要求旋翼的翼型具有较高的阻力发散马赫数;同时由于共轴高速直升机大速度前飞时桨毂阻力会占机身阻力的 60%^[7],为降低桨毂阻力,在桨毂支臂减阻的同时,对于桨毂尺寸提出要求,为保证旋翼操纵特性,此时就要求旋翼的翼型具有较低的力矩特性。由上述分析可知,目前旋翼翼型布置受阻力发散马赫数限制,提升翼型的力矩特性可以有效减小旋翼变距拉杆载荷,提升翼型阻力发散马赫数,可以有效提升旋翼工作转速限制,提升前飞发动机输出功率,更有利于直升机的大速度前飞。

综上所述,本文共轴直升机旋翼翼型气动优化设计目标为保持旋翼升阻比的前提下,降低翼型力矩系数,提升翼型阻力发散特性。

表1 优化模型的设计点、优化目标及约束条件

设计编号	设计点	优化目标	约束条件
1	$Ma = 0.7$ $C_l = 0$	$\min C_d$	$ C_m \leq C_{m0} $ $K \geq K_0$
2	$Ma = 0.5$ $C_l = 0$	$\min C_{m0}$	$ C_d \leq C_{d0} $ $K \geq K_0$

2.2 旋翼翼型气动优化问题分析

旋翼翼型优化设计是多设计点、多目标、多约束问题。本文旋翼翼型优化设计主要指标有低力矩系数,大阻力发散马赫数等。因此本文给出如下表所示的翼型设计点、优化目标及约束条件。

3 翼型气动代理模型

3.1 翼型流场数值模拟方法

采用基于结构网格的数值模拟计算方法计算翼型流场特性,并最终得到翼型的静态气动特性。

流场计算控制方程为 Navier-Stokes 方程^[8],假设连续介质,忽略彻体力和热源,二维可压缩非定常 N-S 方程表达如下:

$$\frac{\partial W}{\partial t} + \frac{\partial F_i}{\partial x_i} = \frac{\partial F_{vi}}{\partial x_i} \quad (1)$$

式中

$$W = \begin{Bmatrix} \rho \\ \rho u_1 \\ \rho u_2 \\ \rho E \end{Bmatrix}, F_i = \begin{Bmatrix} \rho u_i \\ \rho u_i u_1 + p \delta_{i1} \\ \rho u_i u_2 + p \delta_{i2} \\ (\rho E + p) u_i \end{Bmatrix}, F_{vi} = \begin{Bmatrix} 0 \\ \tau_{ij} \delta_{j1} \\ \tau_{ij} \delta_{j2} \\ \beta_i \end{Bmatrix} \quad (2)$$

其中, ρ 为流体密度, u_i 为流体速度, p 为压力, E 为单位质量总能, τ_{ij} 为粘性应力张量, δ_{ij} 为克罗尼柯尔符号。使用雷诺平均模拟方法 (RANS 方法) 对 N-S 方程求解。RANS 方法应用湍流统计理论对 N-S 方程做时间平均得到雷诺平均方程,结合基于线性涡黏性假设的湍流模型封闭方程,从而计算得到时均的流场。湍流模型使用 $k-\omega$ SST 湍流模型。

3.2 代理模型算例验证

本文采用 NACA0012 作为翼型作为模型验证算例,分别计算 NACA0012 的升力系数、阻力系数、力矩系数并与试验值^[9]对比,对比结果如下图所示。从图中可以看出计算值与试验值吻合较好,说明了本文采用的翼型气动代理模型的可靠性。

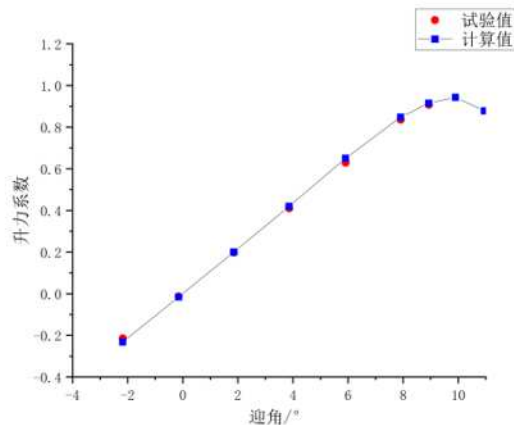


图 1 NACA0012 翼型 0.5Ma 状态的气动力系数计算值与试验值对比

4 翼型优化设计研究

4.1 翼型优化结果对比

本文种群样本数量为 300,优化过程中进化代数 200,种群内交叉概率为 0.9,变异概率为 0.1。对 NACA23012 翼型开展优化研究,经过优化计算后得到优化翼型外形。优化翼型与基准翼型相比在弯度曲线和厚度曲线有着较大差别,同时最大弯度位置和最大厚度位置也有所前移。

采用基于 RANS 方程的 CFD 方法计算基准翼型和优化翼型的气动特性进行对比,其翼型升阻比对比如下图所示。从图中可以看出,优化翼型相对于基准翼型,其翼型最大升阻比基本不变。这表明优化前后,翼型升阻比基本没有损失,且在大马赫数条件下翼型最大升阻比有一定增加。

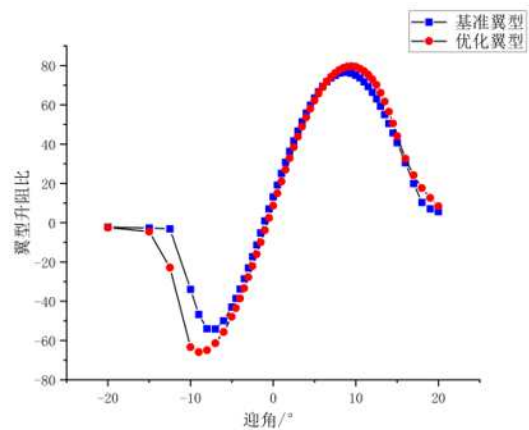


图 2 NACA23012 优化翼型对比

对比优化前后翼型的零升力矩系数随马赫数变化,如下图所示。从图中可以看出,优化翼型跟基准翼型相比,有着更低的零升力矩系数,而且优化翼型力矩发散点对应马赫数比基准翼型更大。由此说明,优化翼型有着更好的力矩特性。

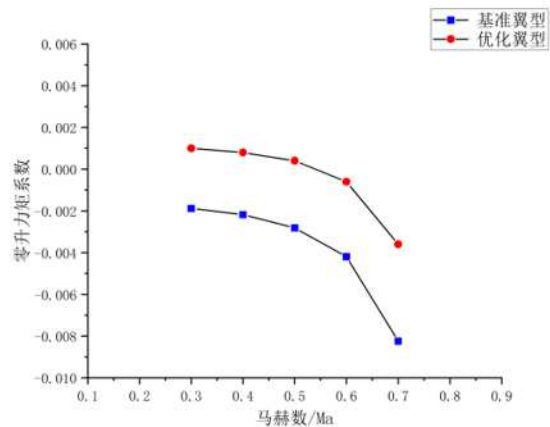


图 3 优化翼型与基准翼型力矩特性对比

对比优化前后翼型的零升阻力系数随马赫数变化,如下图所示。从图中可以看出,优化翼型相较于基准翼型,具有更低的零升阻力系数,有着更高的阻力发散马赫数。

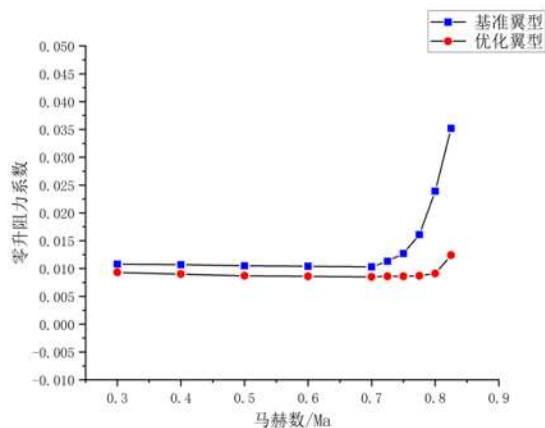


图4 优化翼型与基准翼型零升阻力系数对比

4.2 优化旋翼方案气动性能对比

将优化后的翼型应用于共轴直升机旋翼方案中,对比其旋翼性能以测试优化翼型对旋翼的效果。参考 S-97 直升机旋翼建立本文优化旋翼方案^[10],上下旋翼分别为 4 片桨叶,旋翼半径 $R=5\text{m}$,上下旋翼间距为 $0.15R$,桨叶弦长为 $0.06R$,桨叶负扭转为 -10° ,后掠角为 20° 。计算了悬停和前飞状态下的共轴刚性旋翼流场,对比基准旋翼和优化旋翼的气动性能,对比结果如下图所示。优化旋翼相较于基准旋翼悬停效率基本保持相当;而旋翼等效升阻比方面,优化旋翼相较于基准旋翼有提升,随着速度增加,提升效果越明显。基准旋翼最大升阻比为 9.65,优化旋翼最大升阻比为 10.01。

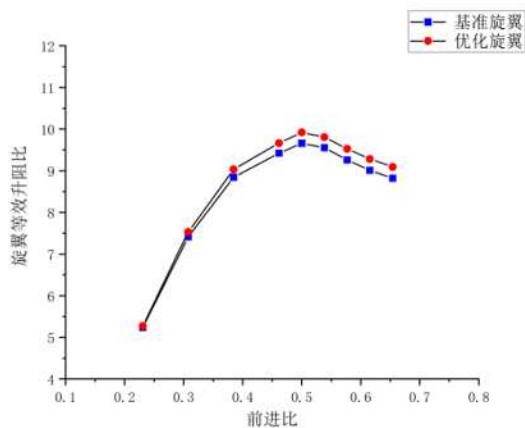


图5 旋翼气动性能对比

5 结论

1) 建立的基于多目标遗传算法的旋翼翼型气动优化模型具有较高的预测精度,能有效地应用于共轴直升机旋翼翼型气动优化设计研究;

2) 分别开展不同厚度的翼型气动优化设计研究,实现翼型升阻特性、力矩特性和阻力发散特性的综合提升;

3) 基于优化翼型建立的共轴刚性旋翼相较基准旋翼的旋翼悬停效率相当,旋翼等效升阻比增大,旋翼拉杆载荷减小,结果表明优化翼型有效提升了共轴直升机旋翼的气动性能和操纵特性。

参考文献

- [1]吴希明,牟晓伟.直升机关键技术及未来发展与设想[J].空气动力学学报,2021,39(3):1-10.
- [2]ALLEN L D, LIM J W, HAEHNEL R B, et al. Rotor blade design framework for airfoil shape optimization with performance considerations [C]// AIAA Scitech 2021 Forum. Reston: AIAA, 2021: 0068.
- [3]史勇杰.基于 CFD 方法的直升机旋翼桨一干扰气动和噪声特性研究.南京航空航天大学,2010.
- [4]张卫国,孙俊峰,招启军,等.旋翼翼型气动设计与验证方法[J].空气动力学学报,2021,39(6):136-148,155.
- [5]JONES B, CROSSLEY W, LYRINTZIS A. Aerodynamic and aeroacoustic optimization of airfoils via a parallel genetic algorithm [C]// 7th AIAA/USAF/NASA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization. Reston: AIAA, 1998: 4811.
- [6]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.
- [7]ZHAO K, GAO Z H, HUANG J T, et al. Aerodynamic optimization of rotor airfoil based on multi-layer hierarchical constraint method [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2016, 29(6): 1541-1552.
- [8]宋超,周铸,李伟斌,等.旋翼翼型高维多目标气动优化设计[J].北京航空航天大学学报,2022,48(1):95-105.
- [9]吴希明.高速直升机发展现状、趋势与对策[J].南京航空航天大学学报,2015,47(2):173-179.
- [10]杨慧,宋文萍,韩忠华,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.

作者简介:罗兴,出生年月:1997.9,男,籍贯具体到省市:湖南益阳,民族:汉,职称:助理工程师,学历:研究生,学位:硕士研究方向(与工作相关):旋翼空气动力学;

曹荣富,出生年月:1989.5,男,籍贯具体到省市:江苏盐城,民族:汉,职称:高级工程师,学历:研究生,学位:硕士,研究方向(与工作相关):旋翼空气动力学;

夏润泽,出生年月:1993.9,男,籍贯具体到省市:山东德州,民族:汉,职称:工程师,学历:研究生,学位:博士,研究方向(与工作相关):旋翼空气动力学。