

直升机旋翼桨叶气弹优化减振设计方法*

北京航空航天大学 向锦武** 张晓谷

【摘要】 从振源着手通过设计参数的最优选择设计直升机旋翼桨叶,使传递到机身的交变载荷最小达到降低振动水平的目的是旋翼桨叶设计思想的进步。本文在简单概述该方法的基础上,以某 4 桨摆振柔软的无铰复合材料桨叶为研究对象,将其大梁模拟为一单闭室复合材料盒形梁,研究了通过铺层角的优化选择,降低 4 次/转的桨毂交变力与力矩的情况。数值算例表明方法效果良好。

主题词: 旋翼桨叶 气动力弹性 优化 减振

分类号: V 215.21

1 前言

对直升机界来说,低振动旋翼系统的设计一直是颇具挑战性的问题。过高的振动水平会导致机身、部件疲劳寿命减少,维护成本增加,驾乘品质下降。这些问题对扩大现有飞机的飞行包线,设计高性能新机是一个极大的障碍。八十年代以来,人们在利用复合材料耦合特性减小振动,增加桨叶气弹稳定性和降低桨叶动应力等方面进行了许多研究。Taylor^[1]研究了各种设计参数对直升机振动水平的影响;Perters^[2]和 Friedmann^[3]利用优化方法对改善旋翼动响应进行了研究;Chopra 近年来在理论与试验方面也进行了系统性研究^[4,5]。但除文献[5]外,大都对影响气动力特性的一些设计参数不予考虑。国内这方面的研究起步晚,但也有了良好的开端^[6,7]。本文在对复合材料旋翼气弹优化减振设计方法的一些基本概念,如目标函数、设计变量、性能约束等进行简略概括的基础上,研究了某四桨摆振柔软无铰旋翼复合材料单闭室盒形梁的气弹优化减振设计,结果表明效果良好。

2 气弹优化减振设计方法

直升机旋翼桨叶气弹优化减振设计方法,主要指在性能、设计参数等约束条件下,通过对设计参数的最优选择,使设计的旋翼传递到机身上的动载荷最小,从而降低直升机振动水平。其数学模型可简单表为:

$$\begin{aligned} \text{Min } & J(\bar{D}) \\ \text{s t } & h_j(\bar{D}) = 0 \quad j = 1, 2, \dots, m \\ & g_{j1}(\bar{D}) \leq 0 \quad j = m+1, m+2, \dots, p \\ & D_i^L \leq D_i \leq D_i^U \quad i = 1, 2, \dots, m \end{aligned}$$

式中: $J(\bar{D})$ 为目标函数, $\bar{D}$ 为设计变量向量, $\bar{D} \in E^n$; $h_j(\bar{D})$ 为第 j 个等式约束; g_{j1} 为第

j 1 个不等式约束; D_i^U 和 D_i^L 为第 i 个设计变量的上、下限值。

2 1 目标函数

对 N 片桨叶的旋翼, N 次/转的谐波力与力矩是旋翼传到机身上的主要振源。从振源着手的目标函数基本上可分为两大类: 第一是基本气动/弹性强迫响应分析, 导出包括桨毂载荷、旋翼桨叶根部载荷等的目标函数; 第二类则基于桨叶的模式分析, 导出桨叶根部的模态力等作为目标函数。如对四片桨叶的旋翼每转 4 次的谐波载荷就是直升机机身振动的主要振源。无论哪一类目标函数, 与载荷有关的目标函数最后均归结为与 N 次/转谐波力有关。

2 2 设计变量

由于复合材料铺层的可设计性, 使得旋翼桨叶气弹优化更为方便, 但耦合关系也更加复杂。理论上与旋翼桨叶有关的设计参数均可成为设计变量, 包括结构特性参数与空气动力学有关的参数。目前对与结构特性有关的参数研究较多, 对与空气动力学有关的参数考虑不多或不考虑。但它们之间的相互影响是存在的, 因此必须引起重视。结构特性参数, 如桨叶梁的剖面尺寸很容易建立联系, 这样使优化设计结果能与具体的设计挂钩, 从而物理意义更为明确。

2 3 性能约束

气弹优化减振设计中, 旋翼桨叶的性能约束一般包括三方面: 旋翼桨叶的气弹稳定性、固有频率安置和自旋惯量。旋翼桨叶的气弹稳定性约束使得设计的旋翼桨叶在各种飞行条件下均能保持稳定, 它可表示为: $g_{j1}(D) = \alpha_k + \epsilon_k \leq 0$; $k = 1, 2, \dots, q_0$ 。式中: ϵ_k 是阻尼的最小许可值, 大于零表示稳定。频率安置约束是避免桨叶发生共振, k 阶模态的频率约束可表为: $g_{j1}^L(D) = 1 - \omega_k/\omega_k^L \leq 0$, $g_{j1}^U(D) = 1 - \omega_k/\omega_k^U \leq 0$ 。其中 ω_k 是旋翼桨叶的固有频率, ω_k^L 和 ω_k^U 表示频率的上、下限。自旋惯量约束保证桨叶有足够的惯量用于直升机安全自旋降落, 它可表为: $g_a(D) = R_a - I/I_b$, 其中 R_a 为桨叶惯性矩 I 与初始值之比的最小许可值。

3 设计算例

设计数值算例采用某四桨摆振柔软的无铰复合材料旋翼。设计时桨叶分为相等的 6 个单元。单元剖面刚度采用有限元法计算^[8]。稳定性分析采用 7 阶模态。桨叶大梁简化为一单闭室盒形梁, 材料为石墨/环氧 (A S4/3501-6)。梁剖面的宽、高分别为 12 cm 和 6 cm。盒形梁每一侧边有 30 个铺层, 单层厚度为 0.0127 cm。铺层的弹性特性为: $E_{11} = 142$ GPa, $E_{22} = E_{33} = 9.8$ GPa, $G_{23} = 4.83$ GPa, $G_{12} = G_{13} = 6.0$ GPa, $\nu_{23} = 0.5$, $\nu_{12} = \nu_{13} = 0.42$ 。初始设计剖面的铺层安置为 $[0_3/\pm 15/\pm 30_2/\pm 15/\pm 45_2]_s$, 本文气弹减振优化设计针对三种铺层安置的情况展开, 一种是盒形梁四边安置平衡铺层, $[0_3/\pm \theta^1/\pm \theta^2/\pm \theta^3/\pm 45_2]_s$, 构成一无耦合的剖面, 称为设计 1; 第二种是盒形梁上、下两边安置不平衡的铺层, $[0_3/\pm \theta^1/\pm \theta^2/\pm \theta^3/\pm 45_2]_s$, 此时大梁有变矩—挥舞耦合, 成为设计 2; 第三种是盒形梁左、右两边安置不平衡铺层 (同设计 2), 此时大梁有变矩—摆振耦合, 成为设计 3。耦合程度取决于设计变量 θ^1 , θ^2 和 θ^3 的具体数值。为简便起见, 这里仅介绍使 4 次/转的交变载荷最小的情况, 目标函数是:

$$J = \sqrt{(F_{xF}^{4P})^2 + (F_{yF}^{4P})^2 + (F_{zF}^{4P})^2} + \sqrt{(M_{xF}^{4P})^2 + (M_{yF}^{4P})^2 + (M_{zF}^{4P})^2}$$

设计变量铺层角允许在设计空间中自动取值。桨叶频率的上、下限分别为: $0.6/\text{转} \leq \omega_L \leq 0.80/\text{转}$, $1.08/\text{转} \leq \omega_F \leq 1.18/\text{转}$, $2.50/\text{转} \leq \omega_T \leq 6.50/\text{转}$, 此处 1_L , 1_F 和 1_T 分别表示第一阶挥、摆、扭模态。取 $\epsilon_k = 0$ 作为气弹稳定性约束, 且作用于第一阶挥、摆、扭模态上。

图 1 和图 2 是对应优化设计结果的桨毂力与力矩同初始设计的比较。从图中可见, 4 次/转的

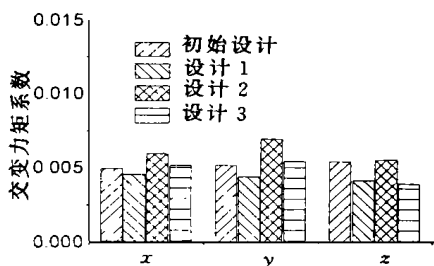


图 1 对应初始设计与优化的桨毂交变力系数

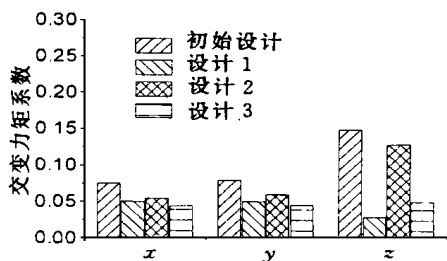


图 2 对应初始设计与优化的桨毂交变力矩系数

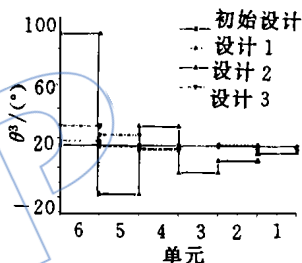
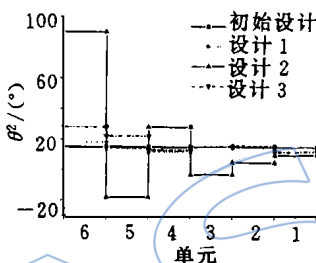
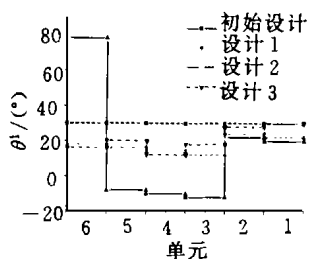


图 3 初始设计与优化设计变量沿展向的分布

交变力减少 20% 左右; 交变力矩甚至更高, 减少达 70% 左右。图 3 分别是设计变量 θ , θ' 和 θ'' 的初始值与优化结果沿展向变化情况。

结论 (1) 利用气弹优化方法进行减振设计可使传递到机身的影响最大的 4 次/转交变载荷下降 20~70%; 且有变矩—摆振耦合的设计优于其它设计。(2) 气弹优化减振设计在复合材料桨叶设计中是一个很有潜力的方法, 值得研究和推广。

参 考 文 献

- 1 Taylor R B. Helicopter Rotor Blade Design for Minimum Vibration. NASA CR-3825, 1981
- 2 Peter D A etc. Design of Helicopter Rotor Blades for Desired Placement of Natural Frequencies. AHS 39th Annual Forum, May, 1983
- 3 Friedmann P P etc. Aeroelastic Tailoring of Rotor Blades for Vibration Reduction in Forward Flight. 24th Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, May, 1983
- 4 Smith E C, etc. Aeroelastic Response, Load and Stability of a Composite Rotor in Forward Flight. AIAA J., 1993, 31(7): 265-274
- 5 Ganguli R, etc. Aeroelastic Optimization of an Advanced Geometry Helicopter Rotor. J. of AHS, 1996, 41(1): 18-28
- 6 刘守慎. 低振动旋翼桨叶优化设计方法研究的若干问题. 第八届全国直升机年会论文集, 1992
- 7 向锦武, 王适存. 低振动旋翼桨叶的动力学优化设计. 航空动力学报, 1996, 11(2): 125-128
- 8 向锦武, 张晓谷. 复合材料桨叶剖面刚度计算的有限元法. 航空动力学报, 1998, 13(2): 206-208

(责任编辑 王震华)

and from stagnation on the half- cylinder leading edge. The holes in each row were spaced three hole- diameters apart at angles to the surface spanwise and streamwise respectively. The length of hole is of four hole- diameters. Spanwise and streamwise distributions of film cooling effectiveness in the leading edge and on the flat side- wall were measured in the range of mainstream Reynolds number (based on leading edge diameter) from 42000 to 127000 and blowing ratio (average secondary to mainstream mass flux ratio) from 0.8 to 2.0. The results indicate that the film cooling effectiveness decreases with increasing blowing ratio but does not depend too much on the mainstream Reynolds number. The secondary flow locus is dependent on blowing ratio but also does not depend on mainstream Reynolds number too much.

Key Words Airfilm cooling blades Efficiency Experiments

HIGH- ORDER INTERPOLATION SCHEME OF CVFEM

Wang Xue and Yan Chuanjun

(7th Dept. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072)

ABSTRACT Even though all upwind schemes of Control- Volume Finite- Element Method (CVFEM) enhance the accuracy for simulation of advection- dominated fluid flows, but lead to severe false diffusion for flows oblique or skew to the axis direction. A high- order polynomial interpolation scheme is proposed, based on the locally skewed upwind scheme and an upwind neighbor element of the interpolated element. The numerical tests of lid- driven cavity flow in three different geometric fields for $Re = 1000$, and with 41×41 uniform grids, proved that the proposed high- order scheme can almost achieve the benchmark solutions that previous researchers obtained with much more refined grids.

Key Words Finite elements Interpolation method flow

AEROELASTIC OPTIMIZATION OF A HELICOPTER ROTOR WITH SINGLE- CELL COMPOSITE BLADES FOR VIBRATION REDUCTION

Xiang Jinwu and Zhang Xiaogu

(5th Dept. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

ABSTRACT An unsteady aerodynamic environment and highly flexible rotating blades lead to harmonic loadings on the rotor so as to cause high vibration in the helicopter. An optimization is carried out for a four- bladed, soft in- plane hingeless rotor consisting of a single- cell composite box- beam spar for helicopter vibration reduction. The design variables are the ply angles of the box- beam walls; the objective function is of the vibration hub loads. Constraints are imposed on blade rotating frequencies and aeroelastic stability. As compared to the initial design, the optimum solution results in a 20- 70% reduction of the 4/rev hub loads.

Key Words Rotor blades Aeroelasticity optimization Vibration reduction