

文章编号: 1000-8055(2009)02-0277-10

无铰旋翼变截面盒型梁桨叶气弹动力学 多目标优化

王红州, 刘 勇, 张呈林

(南京航空航天大学 直升机旋翼动力学国家重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 基于有限元法建立了无铰旋翼变截面盒型梁桨叶的挥舞/摆振气弹稳定性优化分析模型, 提出了多目标、多约束条件下的灵敏度分析方法, 采用遗传优化算法 (Non-dominated sorting genetic algorithm-NSGA-II), 实现了盒型梁桨叶气弹稳定性条件下多约束、多目标优化。最后完成了实例模型旋翼桨叶的优化与对比验证, 结果表明, 在气弹稳定性、自转惯量和振动固有频率等多约束条件下, 实现自转惯量提高到原来的 1.147 倍, 桨叶重量减少 5.74%~8.6%, 应力减少 29.6%~30.1% 的多目标优化, 优化性能良好。

关 键 词: 气弹稳定性; 无铰旋翼; 变截面盒型梁桨叶; 灵敏度分析; 多目标优化

中图分类号: V211.47; V214.1

文献标识码: A

Multiple objectives optimization of hingeless rotor tapered box-beam blades based on aeroelastic stability

WANG Hong-zhou, LIU Yong, ZHANG Cheng-lin

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

Abstract: The analysis model of tapered box-beam blade with the stability of flapping and lagging was built based on the finite element method (FEM). The sensitivity analysis method was provided under the condition of multiple constraints and objectives. The optimization was realized by using the non-dominated sorting genetic algorithm (NSGA-II). Finally, the optimization result was compared with the designed model. The results show that the optimum solution results in a 1.147 times increase of the autorotational inertia, a 5.74%~8.6% reduction of the total rotor blade mass and a reduction in the peak-to-peak blade stress of 29.6%~30.1%, under the constrained conditions of blade rotating frequencies, autorotational inertia and aeroelastic stability.

Key words: aeroelastic stability; hingeless rotor; tapered box-beam blade; sensitivity analysis; multiple objective optimization

直升机旋翼气动弹性稳定性及动力学优化是当前国内外直升机技术研究的热点之一。旋翼的动力学特性直接影响直升机多方面的性能和飞行安全, 旋翼动力学设计影响因素众多, 涉及到空气动力学与噪声、动力学与结构、振动与控制等各类

学科的知识 and 各学科间的耦合。传统的旋翼动力学设计是一个“人在回路”的、反复的串行迭代过程, 费时费力, 依赖设计师的经验, 往往导致重大的设计修改。上世纪 80 年代以来迅速发展的优化技术为直升机旋翼动力学设计指明了方向, 但是

收稿日期: 2008-01-30; 修订日期: 2008-11-19

作者简介: 王红州 (1977 -), 男, 河南驻马店人, 博士生, 主要从事直升机旋翼动力学优化设计。

因为直升机旋翼动力学优化有其特殊的复杂性,目前尚不成熟.近20年来,在直升机动力学优化方面,国内外开展了广泛和深入的研究.

1989年 Chattopadhyay 等人^[1]利用旋翼飞行器气动力学分析程序(Comprehensive analysis model of rotorcraft aerodynamics and dynamics, CAMRAD),结合 CONMIN (Method of feasible directions) 优化求解模块,以桨叶质量最轻和桨毂剪力最小为目标函数,进行了桨叶动力学调频和振动水平优化,减小质量7%,4Ω桨毂剪力减小85.6%.1996年 Ganguli 和 Chopra^[2]对盒型梁桨叶进行了气动弹性减振及动应力优化研究,利用有限元法进行气弹和灵敏度分析,优化器使用,可行方向法分别进行单目标和多目标优化研究,优化4Ω桨毂力减少15%~60%,挥舞、摆振方向的力矩分别减少11%和14%.1998年 Yuan 和 Friedmann^[3]对复合材料桨叶减振问题进行了优化研究,使用有限元模型程序进行了悬停和前飞两种飞行状态的桨毂振动载荷分析,使用基于修改的可行方向法(Dased on the modified method of feasible direction, DOT) 优化器进行优化,结果使桨毂垂直剪力减少30%~50%.2005年 Gandhi 等人^[4]开展了桨叶几何外形及性能优化研究,所参考桨叶使用 NACA0012 翼型,优化方法是基于梯度计算的序列线性规划法(SLP).结果表明,在改变桨叶尖部边缘尺寸6~8 mm时,可以使升力系数提高17%~22%.

国内在直升机旋翼动力学优化方面也开展了许多工作,1996年向锦武^[5]等人进行了桨叶减振优化研究.通过自己所研制的优化器 BODRHV,对所建模型进行优化.结果在满足多约束条件下,4片桨叶桨毂的4Ω垂直剪力减少20%左右.1999年向锦武、张晓谷^[6]开展了桨叶气动弹性优化的减振设计方法的研究.提出从振源着手通过设计参数的最优选择进行直升机旋翼桨叶设计,使传递到机身的交变载荷最小来达到降低振动水平的目的.通过对4桨叶的复合材料桨叶的研究,结果4次/转的桨毂振动载荷下降20%~70%.2004年郭俊贤、向锦武等^[7]进行了带气弹稳定性约束的复合材料旋翼桨叶减振优化研究.通过对所建模型的分析,优化结果使3片桨叶的3次/转的桨毂载荷降低24.9%~33%.

本文通过对无铰旋翼挥舞-摆振微分方程的分析,提出直升机悬停时气弹稳定性条件.结合所建立的变截面盒型梁桨叶动力学有限元模型,提

出多频率,自转惯量及动力学特性等约束条件下的多目标优化问题.通过对目标函数的灵敏度分析,使用 NSGA- II 的多目标遗传优化算法,实现算例的多目标优化.

1 数学模型

桨叶气弹稳定条件下的多目标优化问题应表述为:在满足气弹稳定性,自传惯量,动力学特性等约束条件下使旋翼桨叶质量及应力水平最小.数学模型表达为

$$x = (e, \beta, Q_{tw}, \lambda_h, W_{oi}, t_{ji})$$

$$\text{Min} [M(x), \sigma(x)]^T$$

$$\text{s.t. } 1 - AI/AI_0 \leq 0$$

$$\omega_{hL} \leq \omega_h \leq \omega_{hU}$$

$$\omega_{hL} \leq \omega_h \leq \omega_{hU}$$

$$a_l \leq 0, (l = 1, 2, 3, 4)$$

$$x_{kL} \leq x_k \leq x_{kU},$$

$$(k = 1, 2, 3, \dots, 42, 43, 44) \quad (1)$$

其中设计变量 x 指的是设计参数 $e, \beta, Q_{tw}, \lambda_h, W_{oi}, t_{ji}$, ($j = 1, 2, 3; i = 1, 2, 3, \dots, 8, 9, 10$). e 是等效铰外伸量; β 是悬停锥度角; Q_{tw} 是桨叶扭矩; λ_h 是盒型梁高度方向的斜率, W_{oi} 是桨叶展向非结构质量,包括桨叶前端配重质量,蒙皮和蜂窝等非结构质量; t_{ji} 是盒型梁剖面壁厚.约束函数中, AI 是转动惯量, AI_0 是空中停车后保证直升机能够安全降落的最小转动惯量; ω_h 是摆振无量纲固有频率, ω_{hL} 和 ω_{hU} 分别指挥舞一阶固有频率的上下限, ω_{hL} 和 ω_{hU} 分别指挥摆振一阶固有频率的上下限; a_l 是气弹稳定性判定系数; x_k 是第 k 个设计变量, x_{kL} 和 x_{kU} 是设计变量 x_k 的上下限范围. $M(x)$ 是桨叶总质量, $\sigma(x)$ 是桨叶所受离心力应力.

1.1 目标函数

直升机设计过程中,减小质量和减少疲劳破坏都是需要解决的问题.本文以桨叶质量和最大拉应力最小为设计目标,其表达式为

目标函数

$$\text{Min} [M(x), \sigma(x)]^T \quad (2)$$

其中

$$M = \sum_{i=1}^N W_{bi} + \sum_{i=1}^N W_{oi}$$

$$\sigma = \frac{F_i}{A_i}, (i = 1, 2, \cdots, N - 1, N),$$

$$F_i = W_i \Omega^2 r_i, W_i = W_{bi} + W_{oi},$$

$$W_{bi} = \rho A_i l_i,$$

$$A_i = 2 t_{1i} (b - t_{2i} - t_{3i}) + h (t_{2i} + t_{3i})$$

ρ 为盒型梁桨叶展向密度, A_i 是桨叶盒型梁展向剖面面积, r_i 是桨叶从桨根沿展向长度, l_i 是桨叶分段长度, Ω 是旋翼转速, F_i 是桨叶第 i 段旋转离心力, N 为沿桨叶展向的分段数. 桨叶剖面与分段及盒型梁剖面变化见图 1~图 4.

图 1 中 b_r 指桨叶根部盒型梁剖面外形宽度, h 指桨叶根部盒型梁剖面外形高度. R 指桨叶展向半径长度.

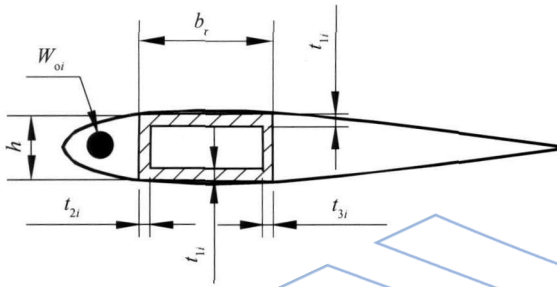


图 1 桨叶剖面图

Fig. 1 Rotor blade cross section

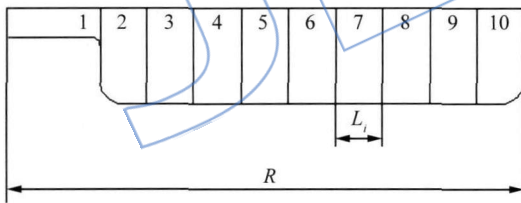


图 2 经过分段的桨

Fig. 2 Discretized rotor planform

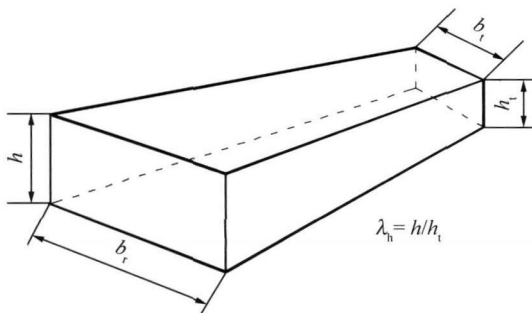


图 3 变截面盒型梁外形图

Fig. 3 Tapered box beam

图 3 和图 4 中 b_r 指盒型梁桨叶根部外形宽度, h_r 指盒型梁桨叶根部外形高度.

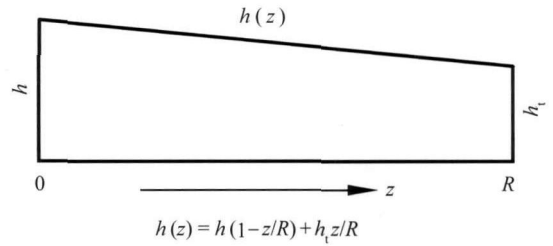


图 4 变截面盒型梁剖面图

Fig. 4 Rotor blade taper

1.2 约束函数

本文以气弹稳定性判定系数、自转惯量及挥舞-摆振固有频率作为优化设计的约束函数.

1.2.1 悬停稳定性约束判定

直升机悬停时,旋翼挥舞与摆振运动的微分方程为^[8]

$$\begin{bmatrix} I\ddot{\beta} & 0 \\ 0 & I\ddot{\xi} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \beta \\ \xi \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} -\gamma M \beta & -\gamma M \xi - 2I\ddot{\alpha}\beta_0 \\ -\gamma Q\beta + 2\beta & -\gamma Q\xi \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \beta \\ \xi \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} I\ddot{\beta}\omega_\beta^2 + \gamma M\theta K_{p\beta} & K_{p\xi}\gamma M\theta \\ \gamma Q\theta K_{p\beta} & I\ddot{\xi}\omega_\xi^2 + \gamma Q\theta K_{p\xi} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \beta \\ \xi \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \end{Bmatrix} \quad (3)$$

对于无铰旋翼直升机悬停时,假定不存在变距-挥舞或变距-摆振耦合($K_{p\beta} = K_{p\xi} = 0$),由方程(3)及 Laplace 变换可得特征方程

$$\begin{aligned} & \left(I\ddot{\beta} S^2 - \gamma M \beta S + I\ddot{\beta}\omega_\beta^2 \right) \cdot \\ & \left(I\ddot{\xi} S^2 + C_\xi S + I\ddot{\xi}\omega_\xi^2 \right) - \\ & \left(\gamma M \xi + 2I\ddot{\alpha}\beta_0 \right) \left(\gamma Q\beta - 2I\ddot{\alpha}\beta_0 \right) S^2 = 0 \end{aligned} \quad (4)$$

而对于大变距-摆振耦合(大 $K_{p\xi}$ 值)旋翼的情况,假设由 ξ 产生的挥舞力矩与 $K_{p\xi}$ 项相比可忽略,由方程(3)及 Laplace 变换可得特征方程

$$\begin{aligned} & \left(I\ddot{\beta} S^2 - \gamma M \beta S + I\ddot{\beta}\omega_\beta^2 \right) \cdot \\ & \left(I\ddot{\xi} S^2 - C_\xi S + I\ddot{\xi}\omega_\xi^2 \right) - K_{p\xi}\gamma M\theta \cdot \\ & \left(-\gamma Q\beta S + 2I\ddot{\alpha}\beta_0 S + \gamma K_{p\beta} Q\theta \right) = 0 \end{aligned} \quad (5)$$

式中

$$C_\xi = I\ddot{\xi} C_\xi^* - \gamma Q\zeta,$$

$$I_{\beta}^* \omega_{\beta}^2 = I_{\beta}^* \omega_{\beta}^2 + K_{\beta\gamma} \gamma \times M_{\theta},$$

$$I_{\xi}^* \omega_{\xi}^2 = I_{\xi}^* \omega_{\xi}^2 + K_{\beta\xi} \gamma Q_{\theta}$$

其中 $K_{\beta\gamma}$ 是变距—挥舞耦合系数, $K_{\beta\xi}$ 是变距—摆振耦合系数, γ 是洛克数, λ_{HP} 是稳态诱导速度, 惯性常数 I_{β}^* , I_{ξ}^* , $I_{\beta\xi}^*$ 及气动常数 M_{θ} , M_{β} , M_{ξ} , Q_{θ} , Q_{ξ} 定义见参考文献[9]. 解此特征方程分别得到两对复根. 一般说来, 系统参数平面上, 所有根具有负实部的区域其运动是稳定的, 而一个根或几个根有正实部的区域其运动是不稳定的. 虚部则决定振动的固有特性. 本优化应保证所有实部参数 $a_i \leq 0$.

1.2.2 固有频率约束范围

从避免共振的角度出发, 减少由于桨叶挥舞—摆振运动传到桨毂的振动载荷, 应保证基阶固有频率在一定范围内. 本文通过沿桨叶展向方向离散化, 建立了桨叶有限元动力学建模, 通过改变桨叶展向质量分布和剖面尺寸大小, 来改变桨叶的刚度、质量矩阵. 最后运用动力学方程求出桨叶固有频率, 要保证固有频率在一定约束范围内, 应使 $\omega_{\beta L} \leq \omega_{\beta} \leq \omega_{\beta U}$, $\omega_{\xi L} \leq \omega_{\xi} \leq \omega_{\xi U}$.

1.2.3 转动惯量约束

要保证直升机由于发动机失效而安全降落, 桨叶在一定转速下应能提供足够的转动惯量, 试验验证的对转动惯量约束应大于 AI_0 , 计算公式为

$$AI \geq AI_0$$

其中

$$AI = \sum_i^N W_i r_i^2$$

AI_0 是保证直升机能安全着陆的桨叶自转惯量.

1.2.4 设计变量的约束

设计参数约束为

$$e_L \leq e \leq e_U; Q_{twL} \leq Q_{tw} \leq Q_{twU};$$

$$\beta_{\beta L} \leq \beta \leq \beta_{\beta U}; K_{\beta\beta L} \leq K_{\beta\beta} \leq K_{\beta\beta U};$$

$$K_{\beta\xi L} \leq K_{\beta\xi} \leq K_{\beta\xi U}; \lambda_{\beta L} \leq \lambda_{\beta} \leq \lambda_{\beta U};$$

$$W_{oiL} \leq W_{oi} \leq W_{oiU}; t_{jiL} \leq t_{ji} \leq t_{jiU}.$$

不等式中下角标 L 和 U 分别指设计变量变化的上下限.

1.3 桨叶目标函数和约束函数的灵敏度分析

在优化过程中, 通常都需要进行灵敏度分析(导数计算). 灵敏度分析可以大大提高模型精度和计算效率. 目标函数及约束函数对设计变量灵敏度分析运用链式规则^[10]可得

$$\frac{dF}{dx_i} = \frac{dF}{dD_i} \frac{dD_i}{dx_i} = \left(\frac{\partial F}{\partial D_i} + \frac{\partial F}{\partial Y} \frac{\partial Y}{\partial D_i} \right) \frac{dD_i}{dx_i} \quad (6)$$

式中 F 为目标或约束函数, D_i 指桨叶各段中间函数, Y 为桨叶响应函数.

1.3.1 目标函数灵敏度分析

目标函数为桨叶质量, 盒型梁剖面应力函数时, 运用方程(6), 令

$$D_i = [W_{bi}, W_{oi}, A_i];$$

$$Y = \left[\sum_i^N W_{bi}, \sum_i^N W_{oi}, F_i \right]$$

则可代到灵敏度方程

$$\left[\frac{dM}{dx_i} \right] = \left[\frac{d\sigma}{dx_i} \right]$$

$$\left[\left(\frac{\partial M}{\partial W_{bi}} + \frac{\partial M}{\partial \left(\sum_i^N W_{bi} \right)} \frac{d \left(\sum_i^N W_{bi} \right)}{dW_{bi}} \right) \frac{dW_{bi}}{dx_i} + \left(\frac{\partial M}{\partial W_{oi}} + \frac{\partial M}{\partial \left(\sum_i^N W_{oi} \right)} \frac{d \left(\sum_i^N W_{oi} \right)}{dW_{oi}} \right) \frac{dW_{oi}}{dx_i} + \left(\frac{\partial \sigma}{\partial A_i} + \frac{\partial \sigma}{\partial F_i} \frac{\partial F_i}{\partial A_i} \right) \frac{dA_i}{dx_i} \right] \quad (7)$$

对于方程(7)各目标函数对变量的灵敏度, 在给定变量的变化区域及各约束条件下, 分别求出各设计变量对目标函数的灵敏度. 见图5和图6.

图中各段配重对桨叶总质量灵敏度起到关键作用, 而盒型梁壁厚、变截面斜率及配重对于桨叶

应力灵敏度影响起到关键作用.

1.3.2 约束函数的灵敏度分析

对于约束函数分别为气弹稳定性、固有频率和自转惯量, 由方程(6)可得

$$\begin{bmatrix} \frac{da_i}{dx_i} \\ \frac{d\omega_{\xi}}{dx_i} \\ \frac{d(Al)}{dx_i} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial a_i}{\partial f(C_{\xi}, K_{p\beta}, K_{p\xi})} \frac{\partial f(C_{\xi}, K_{p\beta}, K_{p\xi})}{\partial x_i} \\ \frac{\partial \tilde{\omega}_{\xi}}{\partial f(x_i)} \frac{\partial f(x_i)}{\partial x_i} \\ \sum^N \left(\frac{\partial (Al)}{\partial W_i} \frac{\partial W_i}{\partial x_i} r_i^2 + \frac{2\partial r_i}{\partial x_i} W_i \right) \end{bmatrix}$$

(8)

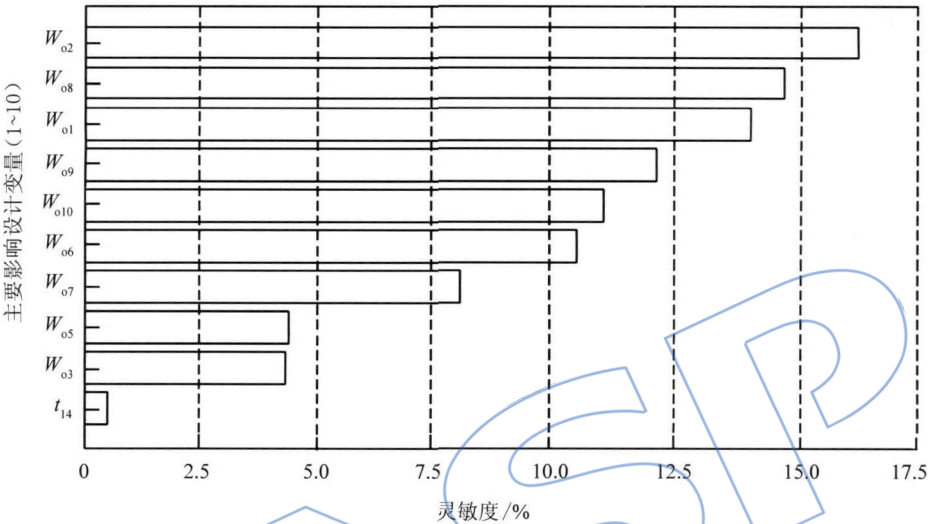


图 5 设计参数对桨叶总质量灵敏度

Fig. 5 Designing parameters effects on blade total mass

方程(8)中 $f(C_{\xi}, K_{p\beta}, K_{p\xi})$ 指的是关于变量 $C_{\xi}, K_{p\beta}, K_{p\xi}$ 气弹稳定性方程, $f(x_i)$ 是振动方程中频率关于变量的振动方程. 通过分析计算所得到的约束关于设计变量的灵敏度分析见图 7~图 13. 其中 L_f 是桨叶当量挥舞-摆振铰外伸量.

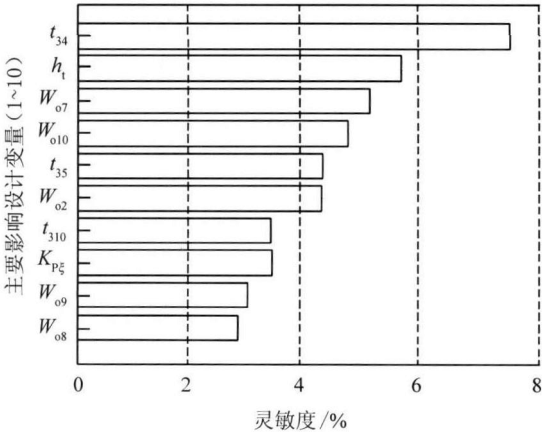


图 6 设计参数对桨叶应力的灵敏度

Fig. 6 Designing parameters effects on blade stress

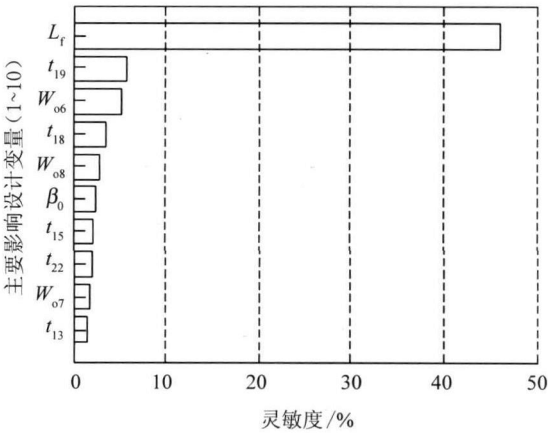


图 7 设计参数对稳定性系数 a_1 灵敏度

Fig. 7 Designing parameters effects on blade stability a_1

对于约束函数灵敏度的影响,气弹稳定性系数主要受当量挥舞-摆振铰外伸量,变距-摆振耦合系数的影响;固有频率主要是受当量铰外伸量,配重,盒型梁壁厚分布的影响;转动惯量受当量铰外伸量和配重等影响程度较大.

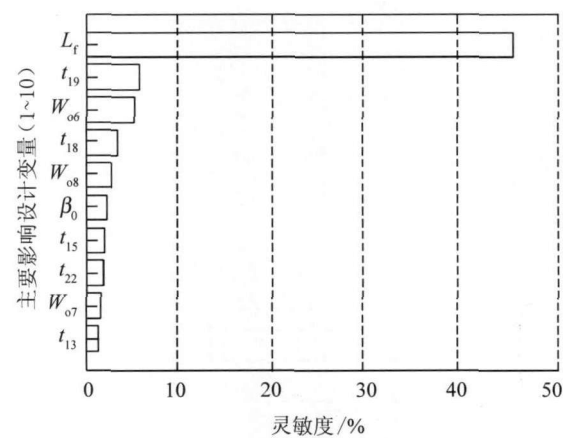


图 8 设计参数对稳定性系数 a_2 灵敏度

Fig. 8 Designing parameters effects on blade stability a_2

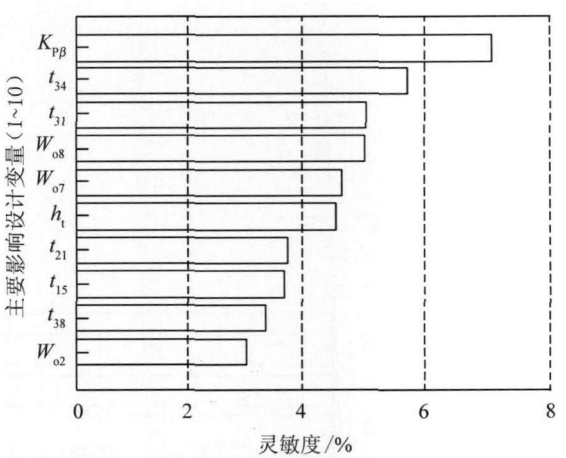


图 10 设计参数对稳定性系数 a_4 灵敏度

Fig. 10 Designing parameters effects on blade stability a_4

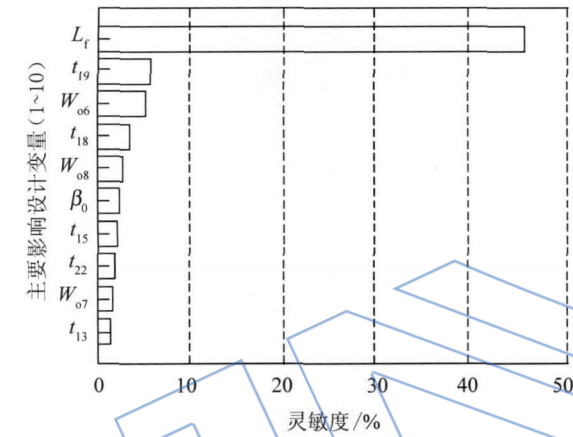


图 9 设计参数对稳定性系数 a_3 灵敏度

Fig. 9 Designing parameters effects on blade stability a_3

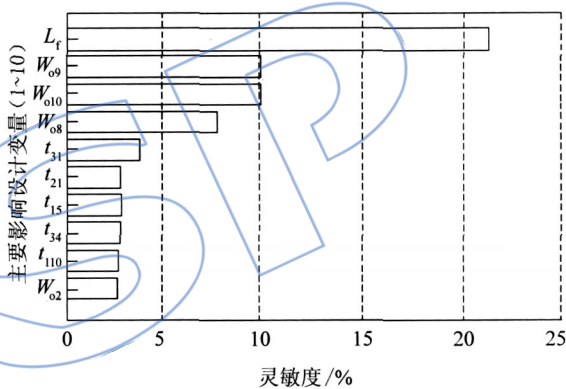


图 11 设计参数对自转惯量 AI 的灵敏度

Fig. 11 Designing parameters effects on blade AI

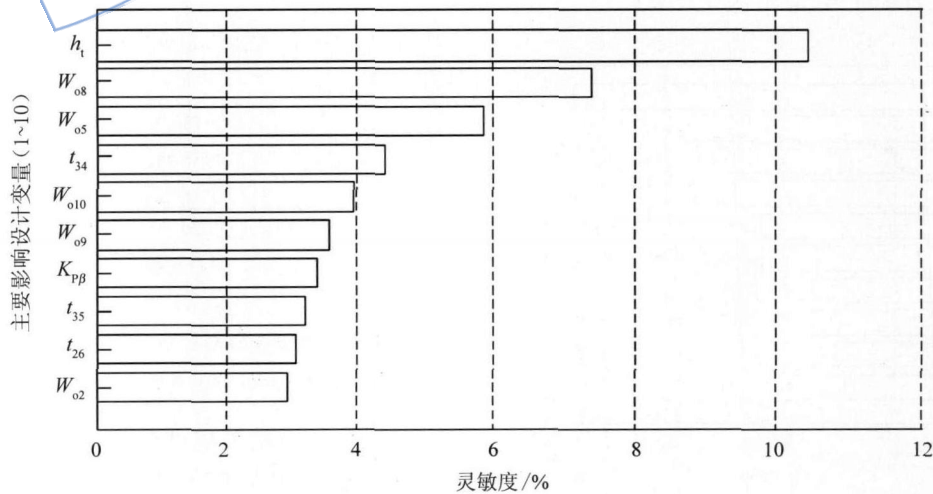


图 12 设计参数对固有频率 ω_n 的灵敏度

Fig. 12 Designing parameters effects on ω_n

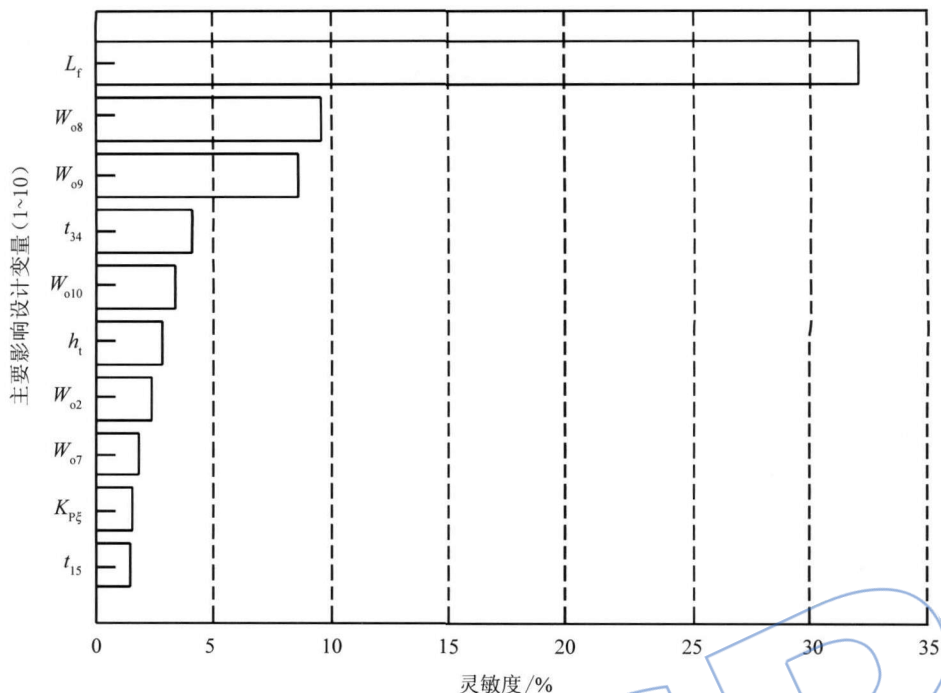


图 13 设计参数对固有频率 ω_n 的灵敏度
Fig. 13 Designing parameters effects on ω_n

2 优化算法及优化过程

直升机多目标优化主要有“归一化”和加权系数法.其策略是转化多目标为单目标函数后进行优化.本文使用改进的遗传算法 NSGA- II^[10],此算法有良好的交互平台,可对多目标进行直接优化,可以用于非连续性空间和并行计算,并且是一种交互式算法.通过内部函数协调,使多目标函

数同时达到最优,优化流程见图 14.

3 优化算例

本算例参考美国 80 年代一种变截面盒型梁试验模型^[11].旋翼为 4 片桨叶,半径 8.1 m,弦长 0.4 m.通过建模及优化对比,验证所建模型的有效性 & 多目标优化算法的可行性.

3.1 优化对比及结论

算例模型原始数据与优化结果对比见表 1 和图 15~图 18.

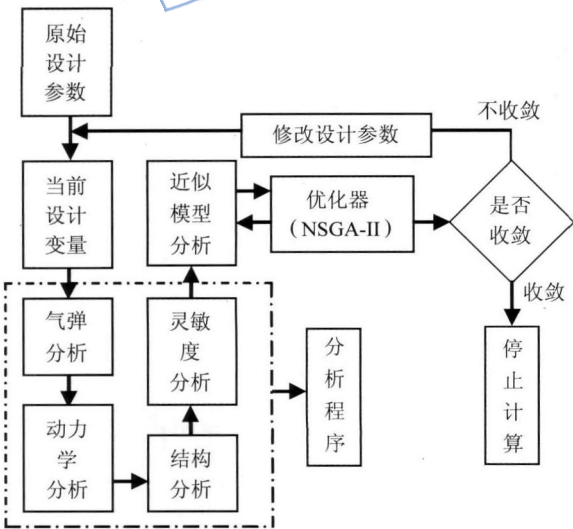


图 14 优化循环流程图
Fig. 14 Flow chart of optimization procedure

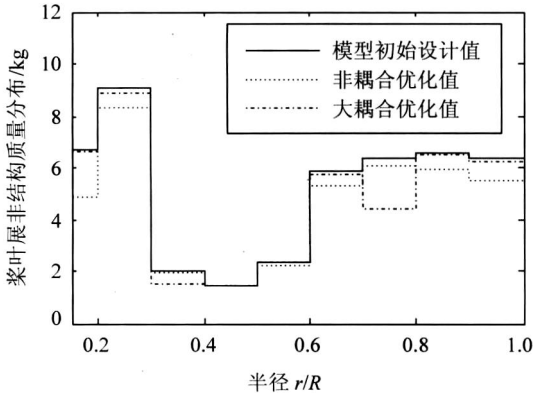


图 15 非结构沿桨叶展向分布
Fig. 15 Optimum versus reference blade nonstructural segment mass distribution along blade span

表 1 优化结果与原始数值对照表

Table 1 Optimization result versus reference data

参数名称	初始值	无耦合最优值	大耦合最优值
e	0.1400	0.2146	0.2150
Q_{tw} / rad	- 0.0700	- 0.0400	- 0.0434
$C_{\xi}^{\dot{}}$	- 0.1000	- 0.0016	- 0.0027
$K_{P\beta}$	0.600	0.000	0.9009
$K_{P\xi}$	0.300	0.000	0.7416
β / rad	- 0.070	- 0.0426	- 0.0460
λ_{ti}	1.0000	1.1143	1.1167
a_1	- 0.4367	- 0.4818	- 271.0472
a_2	- 0.4367	- 0.4818	- 0.5035
a_3	- 3.10×10^{-4}	- 4.7×10^{-4}	- 0.5035
a_4	- 3.10×10^{-4}	- 4.7×10^{-4}	- 0.0046
ϖ	0.5861	0.6098	0.6669
ϖ	1.0972	1.1349	1.1120
$A I / (\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	13077.7	15001.2	15001.6
$\sigma (\text{N} / \text{m}^2)$	1.12×10^8	7.89×10^8	7.83×10^8
M / kg	54.0091	49.3620	50.9090

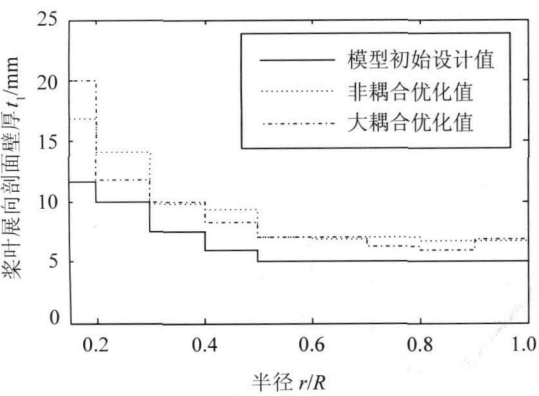


图 16 桨叶展向剖面壁厚 t_1 展向变化

Fig. 16 Optimum versus reference blade t_1 distribution along blade span

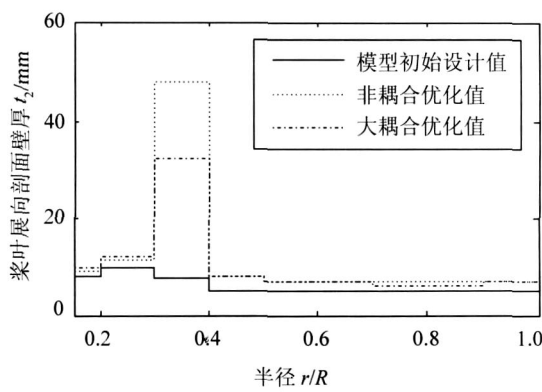


图 17 桨叶展向剖面壁厚 t_2 展向变化

Fig. 17 Optimum versus reference blade t_2 distribution along blade span

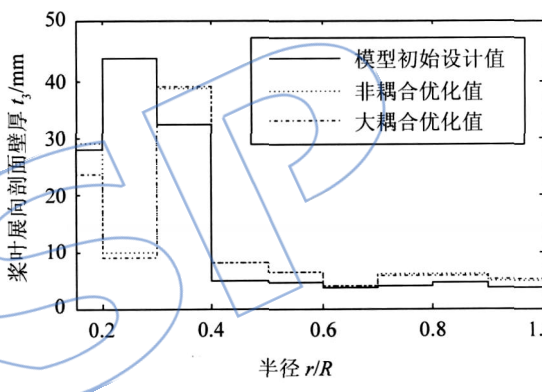


图 18 桨叶展向剖面壁厚 t_3 展向变化

Fig. 18 Optimum versus reference blade t_3 distribution along blade span

3.2 盒型梁剖面参数及配重沿展向分布曲线

优化结果显示,对于无铰旋翼两种不同的气弹耦合状态,桨叶质量与原设计相比分别减少 8.6 %和 5.74 %,桨叶最大应力分别减少 29.6 %和 30.1 %,自转惯量也提高到原来的 1.147 倍,各约束调整在要求范围内且满足桨叶气弹稳定性.说明在满足各约束条件下,优化性能良好,实现了多目标优化.优化的配重和设计壁厚变化曲线说明要满足自转惯量一定的要求,质量的总体分布是桨叶根部质量减小,桨尖质量分布有所增加.同时要满足桨叶目标函数拉应力和质量最小,盒型梁桨叶壁厚分布桨根处不能太小.

3.3 桨叶耦合系数对旋翼气弹稳定性的影响

桨叶耦合系数 $K_{P\beta}$ 和 $K_{P\xi}$,对于直升机悬停气弹稳定性的影响很大,变化曲线见图 19~图 22.

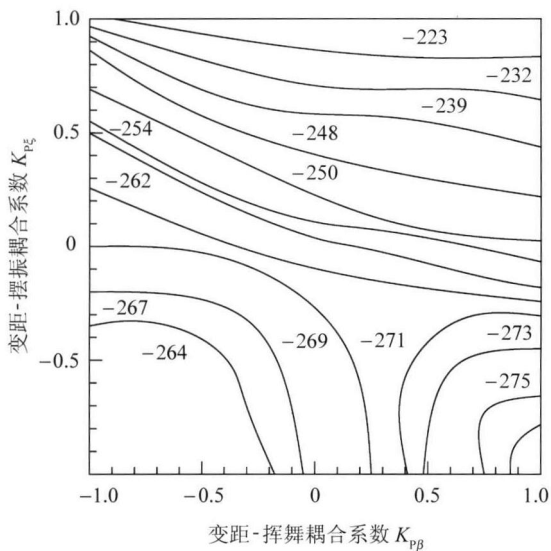


图 19 稳定性系数 α_1 的变化曲线

Fig. 19 Contour plot: variation of decay rate α_1

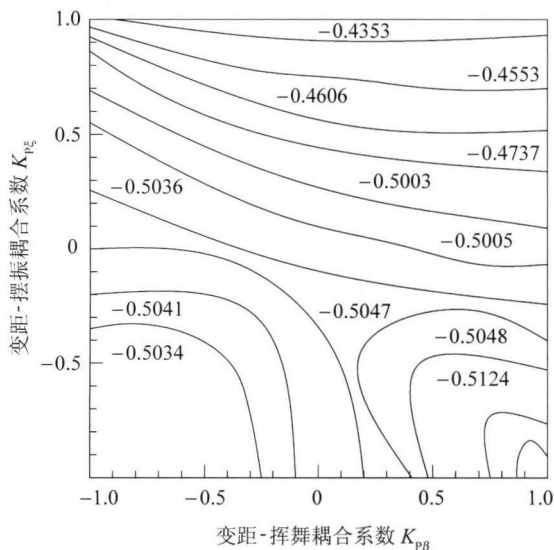


图 21 稳定性系数 α_3 的变化曲线

Fig. 21 Contour plot: variation of decay rate α_3

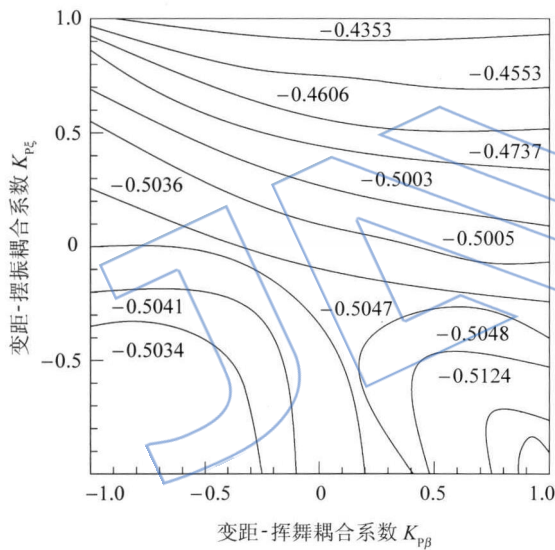


图 20 稳定性系数 α_2 的变化曲线

Fig. 20 Contour plot: variation of decay rate α_2

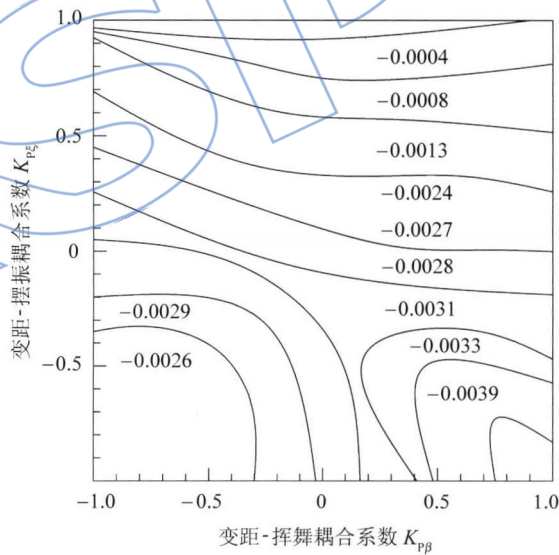


图 22 稳定性系数 α_4 的变化曲线

Fig. 22 Contour plot: variation of decay rate α_4

以上各图的扭转-摆振、扭转-挥舞耦合曲线是在优化过程中,对于不同的稳定性系数,拟合而成的等高线云图。在优化中发现,设计参数对稳定性影响程度大,由于质量、刚度分布及当量铰外伸量的不同,都会影响到桨叶固有频率的改变,进而影响桨叶运动的稳定性。同时,稳定性系数越小,桨叶越稳定。随着曲线向右下方向变化,摆振方向气弹越稳定,说明正的变矩-摆振耦合(后摆,桨矩减小)对无铰旋翼起着不稳定的作用。

4 总 结

本文建立了直升机旋翼悬停气弹动力学模型,给出了稳定性约束条件;使用链式规则对目标函数及约束进行灵敏度分析,使用有限元方法对变截面盒型梁桨叶进行动力学建模,采用多目标遗传优化算法 NSGA-II,实现了多目标优化且性能良好。本文建模方法和灵敏度分析及优化算法的应用具有一定工程使用价值,对研究直升机的其它飞行状况及其它结构的优化设计也具有一定的参考价值。

参考文献:

- [1] Chattopadhyay A, Walsh J L, Riley M F. Integrated aerodynamic/ dynamic optimization of helicopter rotor blades [R]. Washington, DC: National Aeronautics and Space Administration, 20546-0001, 1989.
- [2] Ganguli R, Chopra I. Aeroelastic optimization of a helicopter rotor to reduce vibration and dynamic stresses [J]. Journal of Aircraft, 1996, 12(4): 808-815.
- [3] Yuan K A, Friedmann P P. Structural optimization for vibratory loads reduction of composite helicopter rotor blades with advanced geometry tips [J]. Journal of the American Helicopter Society, 1998, 43(3): 246-256.
- [4] Gandhi F, Nissly A. Design optimization of a controllable camber rotor airfoil [C]// The American Helicopter Society 61st Annual Forum. Grapevine, Texas:[s. n.],2005.
- [5] 向锦武,张呈林,王适存.低振动旋翼桨叶的动力学优化设计[J].航空动力学报,1996,11(2):125-128.
XIANG Jinwu, ZHANG Chenglin, WANG Shicun. Low vibration rotor blade dynamic optimization designing [J]. Journal of Aerospace Power, 1996, 11(2): 125-128. (in Chinese)
- [6] 向锦武,张晓谷.直升机旋翼桨叶气弹优化减振设计方法[J].航空动力学报,1999,14(2):212-215.
XIANG Jinwu, ZHANG Xiaogu. Helicopter rotor blade aeroelastic optimization for vibration reduction [J]. Journal of Aerospace Power, 1999, 14(2): 212-215. (in Chinese)
- [7] Guo Junxian, Xiang Jinwu. Composite rotor blade design optimization for vibration reduction with aeroelastic constraints [J]. Journal of Aeronautics, 2004, 17(3): 152-158.
- [8] Johnson W. Helicopter theory [M]. Princeton: Princeton University Press, 1980.
- [9] Srinivas N, Deb K. Multiobjective optimization using non-dominated sorting in genetic algorithms [J]. Evolutionary Computation, 1994, 2(3): 221-248.
- [10] Sobieszczanski S J. On the sensitivity of complex internally coupled systems [R]. NASA TM 100537, 1988.
- [11] Chattopadhyay A. Minimum weight design of rotor blades with multiple frequency and stress constraints [R]. NASA Technical Memorandum 100569, 1988.