

低振动旋翼桨叶的动力学优化设计*

北京航空航天大学 向锦武**
南京航空航天大学 张呈林 王适存

【摘要】 从工程应用的角度,在桨叶气动外形参数和桨毂型式确定的情况下,探讨在设计阶段如何通过设计参数的选择设计桨叶使桨根切力最小,从而降低直升机相应的振动水平。研究了 3 种情况的桨叶设计: (1) 控制桨叶的固有频率; (2) 控制桨叶挥舞一阶振型节点位置; (3) 振动水平指数最小。在分析比较的基础上给出了既能降低桨根切力减小直升机相应振动水平又能改善桨叶疲劳状况的桨叶动力学优化设计方法。

主题词: 动力学分析 优选设计 振动 旋翼桨叶

分类号: V 231.92

1 引言

80 年代以来,人们在设计桨叶降低直升机相应振动水平方面作了许多研究^[1]。其中大部分是直接围绕如何设计旋翼桨叶减少桨毂交变切力与力矩进行的^[2,3]。研究表明适当的频率、振型安置能使桨根切力减少 20% - 40%,然而对于旋翼桨叶由于缺乏一个合适的能同时考虑其挥一摆一扭及耦合运动的结构动力学模型和一个较准确地模拟其复杂气动力环境的气动模型,因此研究结果离实际应用还有一段距离。另一部分工作集中于控制桨叶的固有频率^[4],避免发生共振,由于它不涉及气动力与桨叶振型,因此方法较成熟,是目前桨叶设计的重要准则之一。研究表明频率控制通常不能有效地抑制桨毂力的大小^[5]。鉴于问题的复杂性,本文从工程应用的角度探讨在设计阶段如何通过设计参数的适当选择设计桨叶,使桨根交变切力最小,从而降低直升机相应的振动水平。在分析比较的基础上,给出了能降低直升机振动水平,同时又能控制动应力大小改善疲劳情况的桨叶动力学优化设计方法。

2 抑制桨根切力的桨叶动力学设计措施

为清楚地了解桨叶各参数与桨叶气动弹性响应的关系,可将这一问题简化为一强迫振动问题来分析。桨叶第 i 阶模态的运动方程为: $\ddot{q}_i + 2\xi_i\dot{q}_i + \omega_i^2 q_i = F_i/M_i$ 。其中 ξ_i 是第 i 阶模态阻尼比, ω_i 是第 i 阶固有圆频率, $F_i = \int (df/dr) \varphi dr$ 是第 i 阶广义气动力, $M_i = \int \varphi^2 dm$ 是第 i 阶模态质量, φ 是桨叶的第 i 阶固有振型。 df/dr 是垂直于桨盘的气动载荷沿桨叶的展向分布,它由许多旋翼转速 Ω 的整倍数的谐波项组成。桨叶第 i 阶模态对 k 阶谐波气动力的稳态响应幅值和相位为 $q_{ik} = (F_{ik}/M_i) / \sqrt{(\omega_i^2 - k^2\Omega^2)^2 + (2\xi_i\omega_i k\Omega)^2}$, $\text{tg } \gamma_{ik} = 2\xi_i\omega_i k\Omega / (\omega_i^2 - k^2\Omega^2)$ 。

因此 k 阶谐波气动力引起的总的桨根切力为

$$S_k = \sum_{i=1}^n K_i q_{ik} = \sum_{i=1}^n \frac{E_{ik}}{M_i} \int \rho dm \frac{\sin(k\Omega t - \gamma_{ik})}{\sqrt{[1 - (k\Omega/\omega)^2]^2 + [2\xi_k k\Omega/\omega]^2}} \quad (1)$$

式中 $K_i = \omega^2 \int \rho dm$ 为桨叶第 i 阶广义刚度, n 为所用的模态阶数。式中涉及到广义气动力, 它除了与桨叶的振型有关外, 还与桨叶展向气动力的分布规律 df/dr 有关。如图 1 所示

$$df = (1/2) \rho u_T^2 \alpha c (\theta - \varphi) dr, \quad df_z \approx dL, \quad \varphi \approx u_P/u_T \quad (2)$$

其中 ρ 是空气密度, c 是桨叶弦长, α 是桨叶二元升力线的斜率。对于弹性桨叶, 垂直速度 u_P 为

$$u_P = \lambda + [r\beta_0 + \dot{y}(r)] + [\beta_0 + \dot{y}'(r)] V \cos \Omega t \quad (3)$$

式中 $y(r)$ 为桨叶弹性变形后的垂直位置, $(\cdot)$ 、 $(\prime)$ 分别表示对时间和空间的导数。上式中将桨叶弯曲振动用模态迭加法表示有

$$y(r) = \sum_{i=1}^n \varphi(r) [q_i^{kc} \cos(k\Omega t) + q_i^{ks} \sin(k\Omega t)] \quad (4)$$

将 (4) 式代入 (3) 式, 由 (2) 式可推导出桨叶上气动力沿展向的分布规律 df/dr 。在桨叶气动外形参数及桨毂型式确定后, ρ 、 α 、 c 及 k 均为常数, 对 $k\Omega$ 谐波分量的气动力, 第 i 阶广义气动力与模态参数的关系最简单的近似比例可表为^[5] $F_{ik} \sim \int \varphi dr$ 。将其代入 (1) 式可得桨叶在 $k\Omega$ 谐波气动力分量作用下引起的桨根切力分量的近似比例, 通常用振动水平指数来定义它

$$V_{\text{index}} = \sum_{i=1}^n V_{\text{index}}^i = \sum_{i=1}^n \left(\frac{\omega^2 \int \rho dm}{\omega^2 \int \rho dm} \right) \frac{\int \varphi dr}{[1 - (k\Omega/\omega)^2]^2 + [2\xi_k k\Omega/\omega]^2} \quad (5)$$

如果模态阻尼比 ξ_i 用文献 [6] 的公式表示为 $\xi_i = \frac{\rho \alpha c R^2}{4M_i(\omega/\Omega)} \int \varphi dr$, 则式 (5) 的振动水平指数将是全模态参数型的表达式。其大小仅取决于桨叶的模态参数, 具有普遍性意义。由此可见在设计桨叶降低直升机振动水平时, 除了调整桨叶所有低阶固有频率避免共振和改变模态阻尼比 ξ_i 以调整相位分布降低合成响应值外, 我们还可以通过调整桨叶的振型 φ 减小广义力 F_{ik} 。影响桨叶振型的参数有: 桨叶展向质量、刚度分布, 集中质量, 桨叶弯曲与扭转的耦合关系。

3 抑制桨毂力的桨叶动力学优化设计过程

抑制桨毂力降低直升机相应振动的桨叶动力学设计通常是一个再设计过程, 是在桨叶气动外形设计及静力学设计之后或在原准机桨叶的基础上再进行的动力学性能设计。它是一个典型的优化设计问题, 其数学模型可表示为

$$\begin{cases} \min J(\bar{D}) \\ h_j(\bar{D}) = 0 & j = 1, 2, \dots, m \\ g^{j'}(\bar{D}) \leq 0 & j' = m+1, m+2, \dots, p \\ D_i^L \leq D_i \leq D_i^U & i = 1, 2, \dots, n \end{cases}$$

式中 $J(\bar{D})$ 为目标函数, 可以是振动水平指数, 也可以是其它相关的量; $\bar{D}$ 为设计变量向量, $\bar{D} \in E^n$; $h_j(\bar{D})$ 为第 j 个等式设计约束; $g^{j'}(\bar{D})$ 为第 j' 个不等式设计约束。设计约束通常采

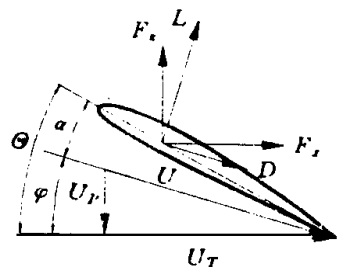


图 1 桨叶剖面的气动力

用的有固有频率约束、气弹稳定性约束；满足强度要求的设计变量上、下限要求等。

上述优化设计是通过研制的软件BODRVH 来完成的。程序由 3 部分组成：外部控制程序、约束优化程序及模态分析程序。外部控制程序主要用来连接约束优化程序和模态分析程序，同时能形成目标函数、约束条件和挑选设计变量与灵敏度分析。

4 设计实例与讨论

所算的桨叶是一铰接式复合材料旋翼桨叶，共有 4 片桨叶，直径 $D = 2\text{ m}$ ，水平铰外伸量 $l_{sp} = 0.0495\text{ m}$ ，无几何扭转，转速 $\Omega = 800\text{ r/m in}$ ，翼型为NACA 0015。为了揭示抑制桨毂力降低直升机相应振动水平的机理，在原始桨叶的基础上分 3 种情况设计桨叶：(1) 控制固有频率的桨叶设计；(2) 控制挥舞一阶振型节点位置的桨叶设计，目的是使节点尽量与激振力合力作用点重合，从而使该阶模态动应力最小、改善疲劳状况；(3) 最小垂直切力振动水平指数的桨叶设计，它又包含控制与不控制挥舞一阶振型节点位置两种情况。设计时所用的设计变量均为桨叶沿展向的质量、刚度分布，变化区间为初始值的 75% - 250%。另外桨叶的总质量不得超过原始桨叶的总质量，即 $W \leq W_0$ ，自旋惯量不得小于原始桨叶的 90%， $A I \geq 0.9 A I_0$ 。表 1 中列举了原始桨叶及满足各种设计要求时桨叶前四阶挥舞频率及相应的垂直切力的振动水平指数。

表 1 满足各设计的桨叶前四阶A、B 与原始桨叶比较
(A 表示频率 (ω/Ω) 、B 表示振动水平指数)

模态	原始桨叶		频率设计		控制挥舞一阶 振型节点位置		最小振动水平指数 (控制节点位置)		最小振动水平指数 (不控制节点位置)	
	A	B	A	B	A	B	A	B	A	B
1	1.06	7.00	1.06	6.73	1.05	5.97	1.05	5.86	1.05	5.86
2	2.23	3.55	2.50	3.41	2.60	3.05	2.61	2.70	2.59	2.75
3	4.89	2.51	5.48	2.96	5.47	2.89	5.39	2.48	5.27	2.49
4	10.53	0.84	11.40	1.23	10.87	1.03	10.44	0.91	10.22	0.88

值得注意的是，表 1 中尽管各设计，尤其是最小振动水平指数的桨叶设计能使振动水平指数比原始桨叶的相应值下降很多，但前几阶挥舞频率变化也很大。频率的变化会引起各阶模态桨根切力的相位变化，其合成值也有可能没有下降，反而增加了。这个问题如不能明确回答，那么本文最小桨毂力降低直升机相应振动水平的桨叶设计方法就没有什么实际意义。实验验证的工作留待以后进行。这里仿照文献 [1] 来验证本文的方法。桨叶各挥舞模态由单位 4Ω 谐波气动力引起的桨根力幅值为

$$S_{i4} = \left[\int \rho dm \cdot \int r^3 dr / \int \rho dm \right] / \sqrt{[1 - (4\Omega/\omega)^2]^2 + [2\xi_i(4\Omega/\omega)]^2}$$

图 2 列举了 (a) 初始桨叶；(b) 频率设计；(c) 控制挥舞一阶振型节点位置；(d) 控制节点位置时最小振动水平指数和 (e) 不控制节点位置时最小振动水平指数等几种状况桨叶的前四阶挥舞模态在单位 4Ω 谐波气动力作用下引起的 4Ω 桨根垂直切力的向量合成结果 [(d) 和 (e) 图略]。从中可以看到，最小振动水平指数设计的桨叶其 4Ω 垂直桨根切力幅值较初始

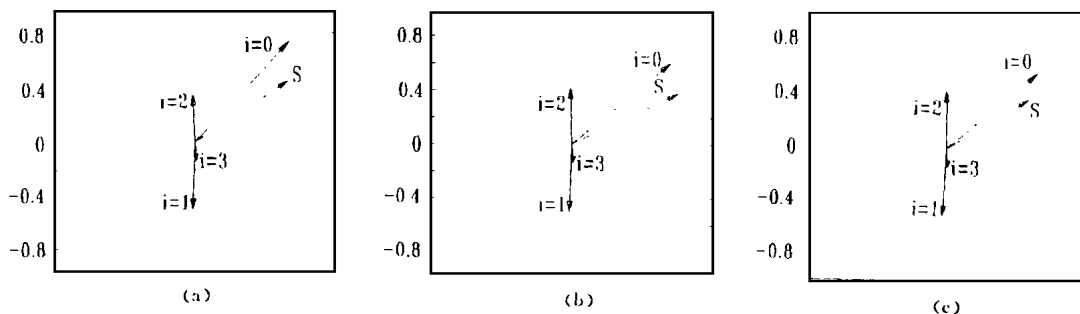


图 2 原始桨叶和几种满足设计要求的桨叶相应单位 4Ω 气动力的垂直切力

桨叶降低约 20% 左右; 而单纯的频率安置设计的桨叶与初始桨叶相比几乎没有降低, 反而略有增加。最小振动水平的桨叶设计中, 有振型节点位置要求比没有振型节点位置要求, 除了能降低挥舞一阶的模态切力, 改善桨叶的疲劳状况外, 其总体效果也要好些。

参 考 文 献

- 1 Taylor R B. Helicopter V ibration Reduction by Rotor Blade Modal Shaping. The 38th Annual Forum of the AHS, A uaeheim CA, 1982
- 2 Young D K. Structural Optim ization and Mach Scale Test Validation of a Low V ibration Rotor. The 47th Annual Forum of the AHS, Phoenix, A irzona, 1991
- 3 Aditi C, Chiu Y D. An Enhanced Integrated Aerodynamic Load/Dynamic Approach to Optimun Rotor Blade Design. The 46th Annual Forum of the AHS, 1990
- 4 Aditi C, Joanne L W. Minimum Weight Design of Helicopter Rotor Blade with Frequency Constraints. J. of AHS, 1989, 34 (4)
- 5 向锦武. 结构动力学建模、设计方法及应用研究. [学位论文] 南京航空航天大学, 1993
- 6 Miranely L. A Dynam ic Loads Scaling Methadology for Helicopter Rotors. J. of Aircraft 1978, 15 (2)

(责任编辑 魏星禄)