

复杂三维外形对桨叶动特性影响分析研究



宋彬,程毅,周云

中国直升机设计研究所,江西 景德镇,333001

摘要:具有前突后掠、下反的复杂三维外形桨叶先进布局是未来直升机旋翼技术发展的重要方向,准确预测与分析前突后掠带下反桨叶动力学特性是桨叶结构设计和调频优化的基础。基于Hamilton原理建立了一套计及前突后掠、下反的桨叶结构动力学模型,利用UH-60风洞试验数据验证了计算方法的有效性,针对动特性影响因素如后掠角、前突后掠角、下反角和转速等方面进行了剖析,并揭示了桨叶结构耦合效应和影响机理。研究表明,后掠角会引起挥舞扭转负耦合效应,扭转频率随后掠角增加而减小;下反角会引起摆振扭转的正耦合效应,扭转频率随下反角增加而增加;与纯后掠桨叶相比,前突后掠桨叶随着前掠角的增加,扭转频率增加并减缓后掠角导致的负耦合作用,可为后续桨叶结构优化和气动设计奠定技术基础。

关键词:Hamilton原理;结构耦合;前突后掠;下反角;后掠角

中图分类号:V214.19

文献标识码:A

DOI:10.19452/j.issn1007-5453.2022.10.002

振动和噪声问题是目前常规构型直升机面临的最主要的问题,直升机振动和噪声水平会严重影响直升机装备的品质^[1]。桨叶是直升机最主要的振动源和噪声源,因此从源头桨叶出发,通过桨叶被动设计来解决直升机的振动噪声问题是最直接、最有效的技术途径。

经过几十年的持续设计和改进完善,常规结构布局型式桨叶的设计潜能已接近“瓶颈”,可挖掘的设计潜能也有限,难以同时满足下一代直升机对性能、振动和噪声的多目标要求^[2]。因此,下一代先进桨叶设计将普遍采用非常规构型布局形式,包括非线性扭转分布、大的前突后掠组合以及桨尖下反等桨叶结构^[3],这种先进几何构型桨叶的结构耦合作用尤为强烈,导致桨叶动力学相关问题较为突出^[4],因此开展桨叶动力学特性相关研究,并掌握其结构耦合效应和影响机理有着重大的意义。

国外前突后掠桨叶技术已经较为成熟,目前最具代表性的是英国阿古斯特-韦斯特兰公司研制的BERP桨叶和ONERA、DLR和空客合作研制的Blue Edge桨叶。BERP桨叶采用气弹裁剪和结构优化等技术对桨叶几何外形和内部结构进行优化,解决了后掠下反等带来的结构动力学问题,

实现了噪声、振动方面的改善,完成了现役的“灰背隼”Mk3A型直升机和AW101直升机的换装^[5-7]。Blue Edge桨叶经历了从7AD、ERATO和Blue Edge三个阶段,通过多轮结构和设计参数优化,解决了前突后掠桨叶气弹稳定性等动力学问题,目前已经成功应用于EC155和H160型直升机上,并完成了飞行验证^[8-11]。国内前突后掠桨叶构型技术仍处于实验室研究阶段,南京航空航天大学徐国华教授和招启军教授团队进行了持续研究,通过风洞试验及数值模拟对具有改进型CLOR桨尖的旋翼悬停和前飞状态气动特性开展研究,研究主要以气动性能和气动噪声为目标^[12]。中国直升机设计研究所林永峰研究员等在风洞中开展了抛物线后掠下反桨尖的桨叶气动特性试验,得出了桨叶后掠、下反角对气动性能的影响^[13],缺乏动力学问题方面的研究,因此需要对前突后掠构型桨叶的动力学问题进行进一步探索。

本文基于Hamilton原理建立前突后掠桨叶动力学分析模型,以一副已知常规桨叶为基础,将桨尖段设计成类似Blue Edge形状的前突后掠带下反构型,开展后掠、前突后掠、下反角、转速等多种因素对动特性的数值计算和分析,揭示不同因素对桨叶结构耦合的作用机理和影响强弱,为

收稿日期:2022-03-30;退修日期:2022-05-10;录用日期:2022-06-20

基金项目:重点实验室基金(61422200403)

引用格式: Song Bin, Cheng Yi, Zhou Yun. Analysis of Influence factors on vibration characteristics of blades with the complex 3D shape[J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(10): 16-23. 宋彬,程毅,周云. 复杂三维外形对桨叶动特性影响分析研究[J]. 航空科学技术, 2022, 33(10): 16-23.

前突后掠桨叶结构和气动优化设计提供理论支撑。

1 桨叶结构动力学模型

1.1 桨叶坐标系定义

相较于常规桨叶,前突后掠桨叶最为显著的特点是加入了后掠和下反角,将旋翼桨叶视为以恒定转速绕桨毂中心轴旋转的弹性梁。桨叶的运动用图1所示的坐标系来表示,其中包含5组坐标系:(1)桨毂不旋转坐标系: X_{NR}, Y_{NR}, Z_{NR} ,沿坐标轴的单位矢量 $\mathbf{I}_{NR}, \mathbf{J}_{NR}, \mathbf{K}_{NR}$;(2)旋转坐标系: X, Y, Z ,单位矢量 $\mathbf{I}, \mathbf{J}, \mathbf{K}$;(3)桨叶未变形坐标系: x, y, z ,单位矢量 $\mathbf{i}, \mathbf{j}, \mathbf{k}$;(4)桨叶的 k 段局部坐标系(后掠、下反坐标变换后): x_k, y_k, z_k ,单位矢量 $\mathbf{i}_k, \mathbf{j}_k, \mathbf{z}_k$;(5)桨叶变形后坐标系: η, ς, ξ ,当桨叶发生变形时, k 段未变形弹性轴上的任意一点 P 转换成变形弹性轴上,此时沿 k 段的单位矢量变为 $\xi_k, \eta_k, \varsigma_k$ 。

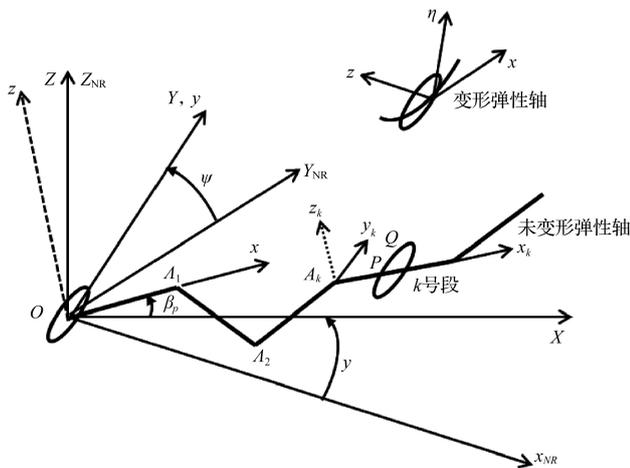


图1 弹性桨叶坐标系定义

Fig. 1 Elastic blade coordinate system

桨叶从未变形主桨叶坐标系到变形后 k 段局部坐标系,经历了后掠、下反和预扭的变换,如式(1)、式(2)所示

$$\begin{bmatrix} \mathbf{i}_k \\ \mathbf{j}_k \\ \mathbf{k}_k \end{bmatrix} = \mathbf{T}_\Lambda \cdot \begin{bmatrix} \mathbf{i} \\ \mathbf{j} \\ \mathbf{k} \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$\mathbf{T}_\Lambda = \begin{bmatrix} C_1 C_2 & S_1 C_2 & S_2 \\ -S_1 C_3 - C_1 S_2 S_3 & C_1 C_3 - S_1 S_2 S_3 & S_3 C_2 \\ S_1 S_3 - C_1 S_2 S_3 & -C_1 S_3 - S_1 S_2 C_3 & C_2 C_3 \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中: C_i 和 S_i 分别表示 $\cos A_i$ 和 $\sin A_i$, $i = 1, 2, 3$, A_1, A_2, A_3 分别为桨尖处后掠角、下反角和预扭角,后掠角以前掠为正,下反角以上反为正。

1.2 桨叶运动方程

基于Hamilton变分原理建立桨叶动力学方程如式(3)所示,其中 $\delta U, \delta T, \delta W$ 分别是动力学系统的应变能、动能和

外力虚功变分。分别为初始状态和最终状态下的时间

$$\int_{t_1}^{t_2} (\delta U - \delta T - \delta W) dt = 0 \quad (3)$$

1.2.1 桨叶应变能变分

桨叶应变能变分表达式如下

$$\delta U = \int_0^R \int_A (\sigma_{xx} \delta \epsilon_{xx} + \sigma_{xy} \delta \epsilon_{xy} + \sigma_{xz} \delta \epsilon_{xz}) d\eta d\zeta dx \quad (4)$$

式中, $\sigma_{xx}, \sigma_{xy}, \sigma_{xz}$ 为各个方向的应力; $\delta \epsilon_{xx}, \delta \epsilon_{xy}, \delta \epsilon_{xz}$ 为各方向应变的变分。

1.2.2 桨叶动能变分

桨叶动能的变分表达式如下

$$\delta T = \int_0^R \int_A \rho V_b \cdot \delta V_b d\eta d\zeta dx \quad (5)$$

式中, $V_b = V_1 \mathbf{i}_k + V_2 \mathbf{j}_k + V_3 \mathbf{k}_k$,为桨叶的运动速度, R 为桨叶半径, ρ 为桨叶密度。 V_1, V_2, V_3 分别为

$$\begin{cases} V_1 = \dot{x}_k + a_2 z_k - a_3 y_k \\ V_2 = \dot{y}_k + a_3 x_k - a_1 z_k \\ V_3 = \dot{z}_k + a_1 y_k - a_2 x_k \end{cases} \quad (6)$$

式中, a_1, a_2, a_3 只与桨叶后掠角、下反角、预扭角和变距操纵角有关, $x_k, y_k, z_k, \dot{x}_k, \dot{y}_k, \dot{z}_k$ 为 k 段任意一点的位移和速度分量。

代入速度的表达式并沿截面积分,动能表达式变为如下

$$\delta T = \int_0^R [T_u \delta u + T_v \delta v + T_w \delta w + T_u' \delta u' + T_v' \delta v' + T_w' \delta w' + T_\phi \delta \phi + T_F] dx \quad (7)$$

式中, $T_u, T_v, T_w, T_u', T_v', T_w', T_\phi$ 分别为动能的位移和转角分量, T_F 为动能的非线性项。

1.3 空间有限元离散

采用中等变形梁理论进行空间有限元离散,为了获得旋转桨叶的固有频率和振型,首先需求解线性无阻尼的结构动力学模型,对于存在尖端后掠和下反角的桨叶,其有限元运动方程如下

$$[\mathbf{A}]^T [\mathbf{M}_i] [\mathbf{A}] \{\ddot{\mathbf{q}}_i\} + [\mathbf{A}]^T [\mathbf{K}_i] [\mathbf{A}] \{\mathbf{q}_i\} = 0 \quad (8)$$

式中, $\mathbf{M}_i, \mathbf{K}_i$ 为单元的质量阵和刚度阵, \mathbf{A} 为尖端后掠、下反变形后坐标系与桨叶坐标系之间的坐标转换矩阵,该交会处需满足节间相容性条件,其平动和转动自由度满足式(9)

$$\begin{bmatrix} u_2 \\ v_2 \\ w_2 \end{bmatrix} = \mathbf{T}_\Lambda \begin{bmatrix} u_1 \\ v_1 \\ w_1 \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} \theta_2 \\ w_2' \\ v_2' \end{bmatrix} = (\mathbf{T}_\Lambda^* + \mathbf{T}^K) \cdot \begin{bmatrix} \theta_1 \\ w_1' \\ v_1' \end{bmatrix} \quad (9)$$

式中, $\mathbf{T}_\Lambda^* = (-1)^{i+j} \mathbf{T}_\Lambda, \mathbf{T}^K$ 为转动自由度的非线性变换。

2 模型验证

利用UH-60风洞试验数据^[14]对本文计算模型进行验证,模型数据见表1。表2给出了桨叶结构固有频率计算值与文献试验值^[13]的对比,最大误差为3.41%,在工程误差5%以内,可以看出计算结果与试验值吻合度较好,证明了本文计算方法有效。

表1 UH-60旋翼主要参数

Table 1 Main parameter of UH-60 rotor

参数	数值
桨叶片数/片	4
桨叶半径R/m	8.1778
桨叶额定转速/(r/min)	257
旋翼实度	0.0821
桨毂预锥角/(°)	0
桨尖后掠角/(°)	-20
旋翼类型	铰接式
总距/(°)	0
操纵线性刚度/(N/m)	1×10^9

表2 前6阶模态频率对比

Table 2 Comparison between the first six modes

频率/Hz	试验值	计算值	相对误差/%
一阶挥舞	4.455	4.427	-0.62
二阶挥舞	12.293	11.873	-3.41
三阶挥舞	22.359	22.17	-0.86
一阶摆振	1.156	1.176	1.67
二阶摆振	20.389	19.994	-1.91
一阶扭转	18.761	18.157	-3.24

3 动特性影响因素分析

计算分析了额定转速下,不同后掠角和下反角对固有频率的影响,结果见表3,前掠角设置在桨叶0.8~0.9R段,后掠角设置在桨叶0.9~1R段,常规桨叶前掠、后掠和下反角均为0°。通过表3可以看出,额定转速下,后掠、下反对一阶挥舞和摆振频率影响较为轻微,对二阶挥舞和摆振频率影

表3 后掠下反对桨叶固有频率的影响

Table 3 Effect of sweep and droop on frequency

频率/Hz	常规	后掠角/(°)		下反角/(°)	
		10	30	10	30
一阶摆振	1.174	1.169	1.161	1.169	1.174
二阶摆振	19.952	19.964	20.076	19.999	19.952
一阶挥舞	4.429	4.429	4.420	4.429	4.429
二阶挥舞	11.860	11.860	11.835	11.860	11.860
一阶扭转	17.780	17.887	18.452	17.836	17.880

响较为明显,后掠角的增加,引起二阶摆振频率增加、二阶挥舞频率降低;下反角的增加会增加二阶挥舞和摆振频率,两者均会显著提升扭转频率。

对于前突后掠桨叶,前掠或后掠会大大增加桨叶扭转惯量,Blue Edge桨叶扭转惯量大约是直桨叶状态的两倍^[9];前掠/后掠同样,同时也会增大桨叶“网球拍”效应,使桨叶离心力扭转刚度有一定幅度的增加,综合两个方面的因素,进一步对扭转频率的影响进行分析。

3.1 固有频率

表3中为额定转速与后掠、下反对固有频率的组合影响,根据表4中各个影响因素对桨叶进行动特性分析,转速为额定转速的倍数。

表4 影响因素分析

Table 4 Analysis of influencing factors

结构外形	转速/倍	后掠角/(°)	前掠角/(°)	下反角/(°)
纯后掠	0.1	10/20/30	0	0
前突后掠	0.1	30	5/10/15	0
纯下反	0.1	0	0	10/20/30
转速与纯后掠	0.1/0.2/0.4/0.6/0.8/1	10/20/30	0	0
转速与前突后掠	0.1/0.2/0.4/0.6/0.8/1	30	5/10/15	0
转速与纯下反	0.1/0.2/0.4/0.6/0.8/1	0	0	10/20/30

为了进行精确比较,引入固有频率增加率 $= (f_i - f) / f$,模态质量增加率 $= (k_i - k) / k$,模态刚度增加率 $= (m_i - m) / m$ 。其中 f 为基准情况下的固有频率,模态质量阵 $m = \Phi^T M \Phi$,模态刚度阵 $k = \Phi^T K \Phi$,模态转换矩阵 Φ 为一阶扭转振型。 f_i, k_i, m_i 为不同结构外形下的固有频率、模态刚度和质量, i 代表变动性数字。

3.1.1 后掠角的影响

低转速下,以常规桨叶为基准,后掠角对一阶扭转频率的影响如图2所示。

后掠角增加引起扭转频率的显著降低。基准状态下 $f = \sqrt{k/m}$,不同后掠角状态下,模态频率为 $f_1 = \sqrt{k_i/m_i}$,则有如下公式

$$\frac{f_1}{f} = \sqrt{\frac{1 + \frac{k_i - k}{k}}{1 + \frac{m_i - m}{m}}} \quad (10)$$

即频率受模态刚度增加率与模态质量增加率的比值影响。基于此进一步分析后掠角对扭转模态质量和刚度的影

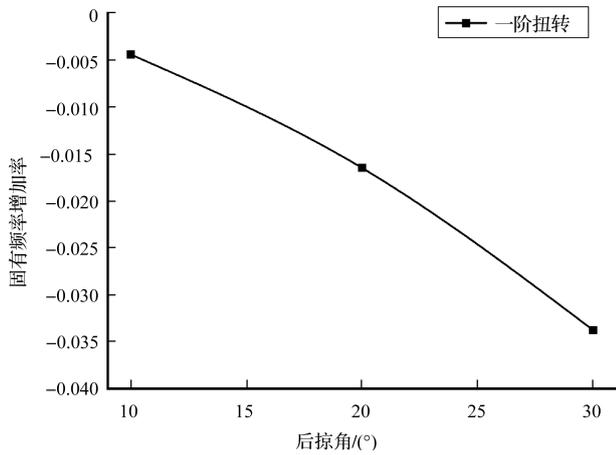


图2 后掠角对一阶扭转频率的影响

Fig. 2 Effect of sweep on torsional frequency

响,如图3所示。随着后掠角的增加,扭转模态质量和刚度同步增加,且模态质量的增加率大于刚度增加率,故扭转频率降低。

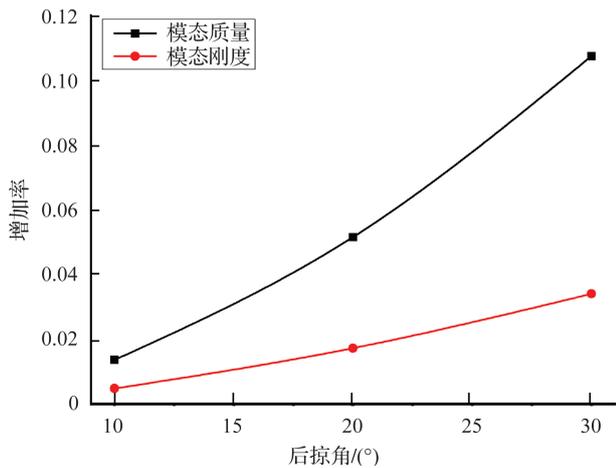


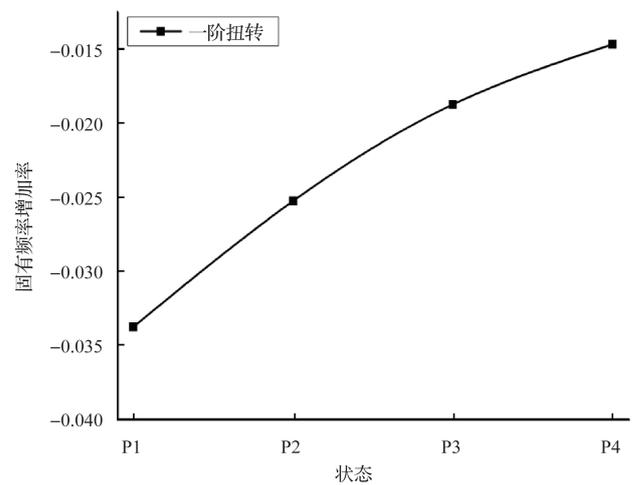
图3 后掠角对扭转模态质量和刚度的影响

Fig.3 Effect of sweep on torsional modal mass and stiffness

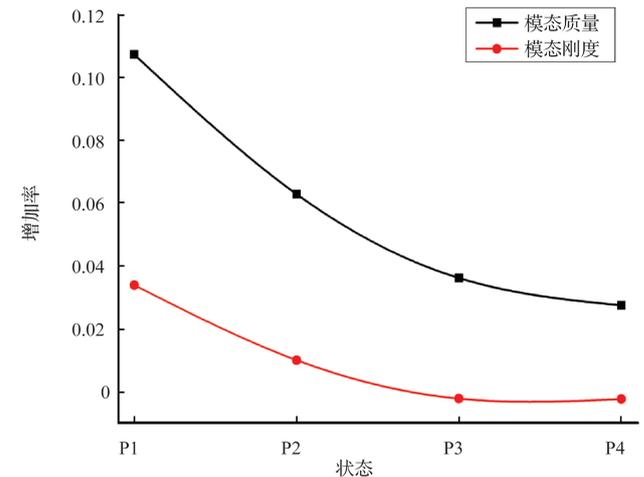
3.1.2 前突后掠的影响

本小节设置4组状态用于对比分析前掠角、后掠角对扭转频率的影响,具体如下:P1:后掠角30°;P2:前掠角5°+后掠角30°;P3:前掠角10°+后掠角30°;P4:前掠角15°+后掠角30°。以常规桨叶为基准,其对扭转频率的影响如图4所示。

与常规桨叶相比,前突后掠角增加会引起扭转模态质量和刚度增加,而质量增加率大于刚度增加率,从而导致扭转频率显著降低;与纯后掠相比,前掠角的引入使得模态质量和刚度都降低,而质量降低率大于刚度降低率,故扭转频率



(a) 前突后掠对一阶扭转频率的影响



(b) 前突后掠对扭转模态质量和刚度的影响

图4 前突后掠对扭转的影响

Fig. 4 Effect of forward and backward sweep on torsion

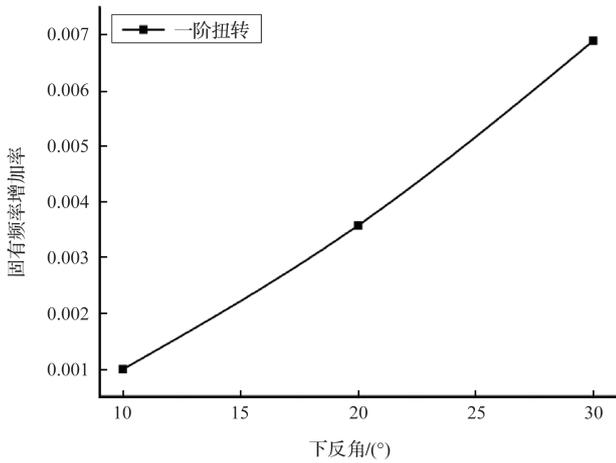
率开始增加。

3.1.3 下反角的影响

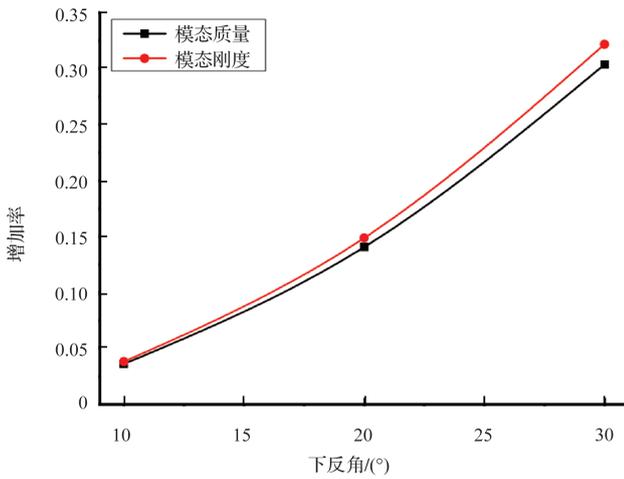
以常规桨叶为基准,下反角对扭转的影响如图5所示。下反角增加会引起扭转模态质量和刚度同步增加,扭转模态刚度的增加率略大于模态质量的增加率,故导致了扭转频率轻微增加。

3.1.4 转速与后掠角的组合影响

以常规桨叶为基准,后掠角和转速的组合对扭转的影响如图6所示。转速较低时,此时后掠角的影响占主要地位,随着后掠角的增加,扭转频率降低。当转速逐渐增加到0.7倍额定转速时,此时离心力的影响占主要地位,而转速增加只会增加扭转模态刚度,而对模态质量无影响,故模态刚度增加率大于质量增加率,随着后掠角的增加,扭转频率



(a)下反角对一阶扭转频率的影响



(b)下反角对模态质量和刚度的影响

图5 下反角对扭转的影响

Fig.5 Effect of dihedral on torsion

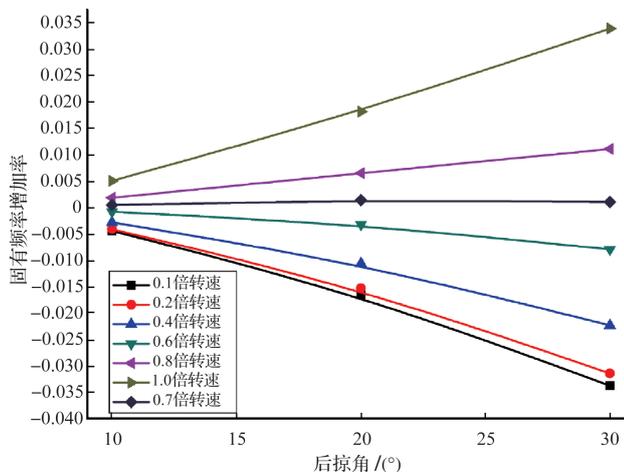


图6 后掠角与转速对扭转频率的影响

Fig.6 Effect of sweep and speed on torsional frequency

增加。

3.1.5 转速与下反角的组合影响

以常规桨叶为基准,下反角和转速对扭转频率的影响如图7所示。转速与下反角对扭转固有频率的影响一致,故随着转速与下反角的增加,扭转频率增加。

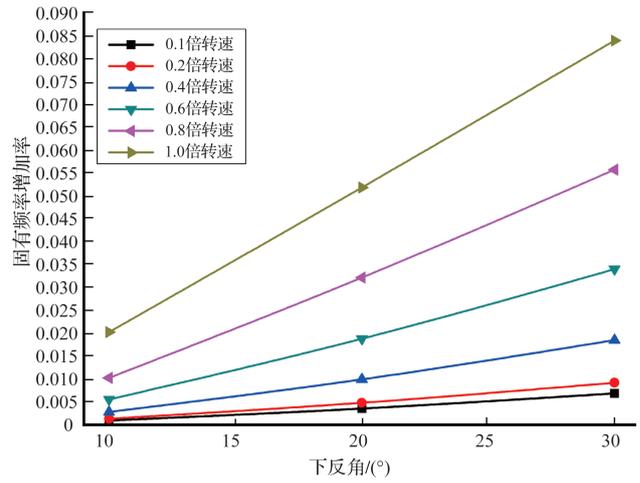


图7 下反角与转速对一阶扭转的影响

Fig.7 Effect of dihedral and speed on torsional frequency

3.1.6 转速与前突后掠角的组合影响

以常规桨叶为基准,前突后掠角和转速对扭转频率的影响如图8所示。相较于常规桨叶,转速较低时,前掠角的影响占主要地位,随着前掠角的增加,扭转频率降低,转速较高时,转速占主要地位,扭转频率增加;相较于纯后掠桨叶状态,前掠角的增加会增加扭转频率。

3.2 模态振型

根据表5中影响因素对桨叶进行模态振型分析,前后

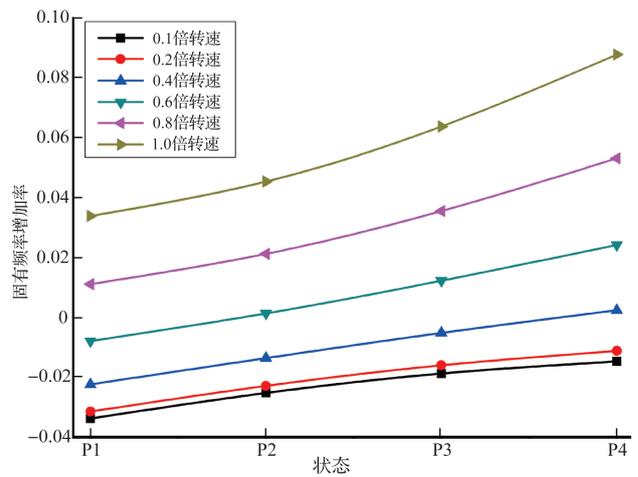


图8 前突后掠角与转速对一阶扭转的影响

Fig.8 Effect of protrusion, sweep and speed on torsional frequency

表5 影响因素分析

Table 5 Analysis of influencing factors

状态	后掠/(°)	前掠/(°)	下反/(°)
后掠角	-30~30	0	0
前突后掠	30	5/10/15	0
下反角	0	0	-30~30

掠、下反角位置与前文一致。

3.2.1 后掠角对结构耦合的影响

后掠角对一阶模态振型的影响如图9所示,由于后掠角对一阶摆振模态振型毫无影响,因此在此处没有画出。

后掠角引发挥舞和扭转耦合,随着后掠角的增加,其耦合效应越发明显。前掠角会引发抬头振型,产生正耦合,正、负后掠角对耦合运动会产生截然相反的影响,但对其本身的挥舞模态振型不产生影响。

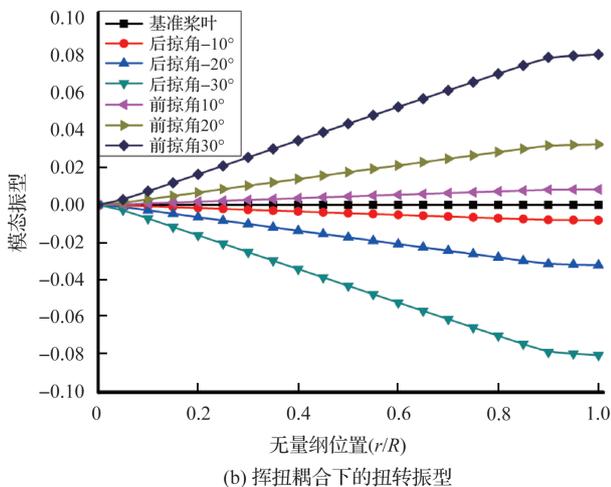
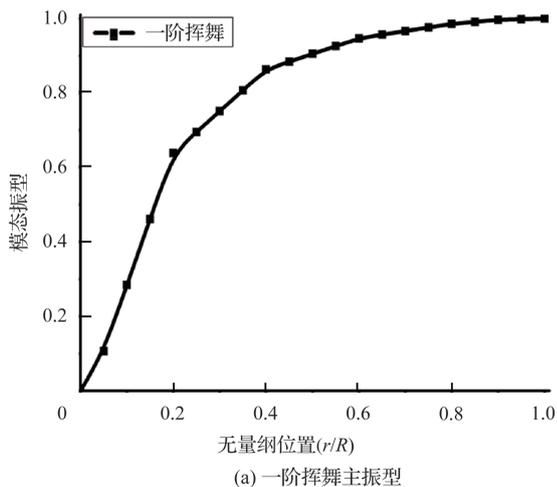


图9 后掠对挥舞扭转耦合的影响
Fig.9 Effect of sweep on mode shape

3.2.2 前突后掠对结构耦合的影响

本小节设置4组状态用于对比分析前掠角、后掠角对模态振型的影响,具体如下: P1:后掠角30°;P2:前掠角5°+后掠角30°;P3:前掠角10°+后掠角30°;P4:前掠角15°+后掠角30°。结果如图10所示,由于前突后掠角对摆振模态毫无影响,在此处没有画出。

前突后掠角下会引发桨叶挥舞和扭转耦合;前掠角的引入,极大地减缓后掠角导致的负耦合作用,随着其增至10°后,耦合效应开始由负耦合变为正耦合。

3.2.3 下反角对结构耦合的影响

下反角对模态振型的影响如图11所示,由于下反角对挥舞模态毫无影响,在此处没有画出。下反角会引发摆振和扭转耦合,并随着下反角的增加,增大其耦合程度。上反角会引发低头振型,产生负耦合,正、负下反角对耦合运动会产生截然相反的影响,但对其本身的摆振模态振型不产生影响。

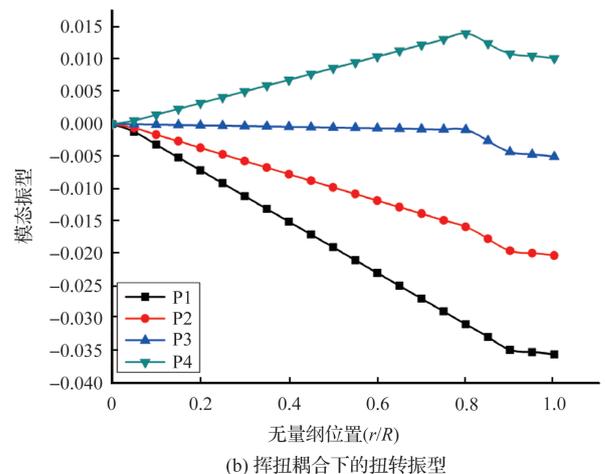
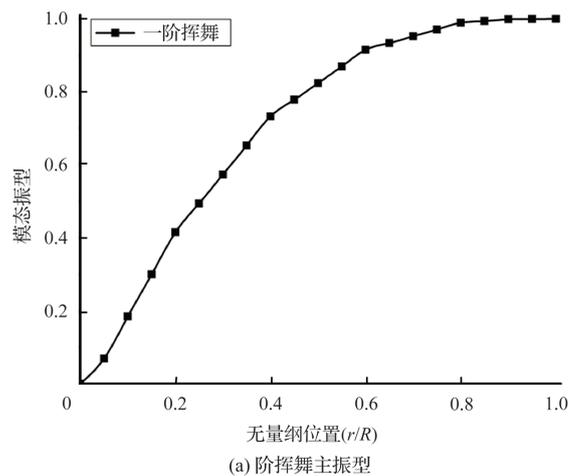


图10 前突后掠对挥舞扭转耦合的影响
Fig.10 Effect of forward and backward sweep on mode shape

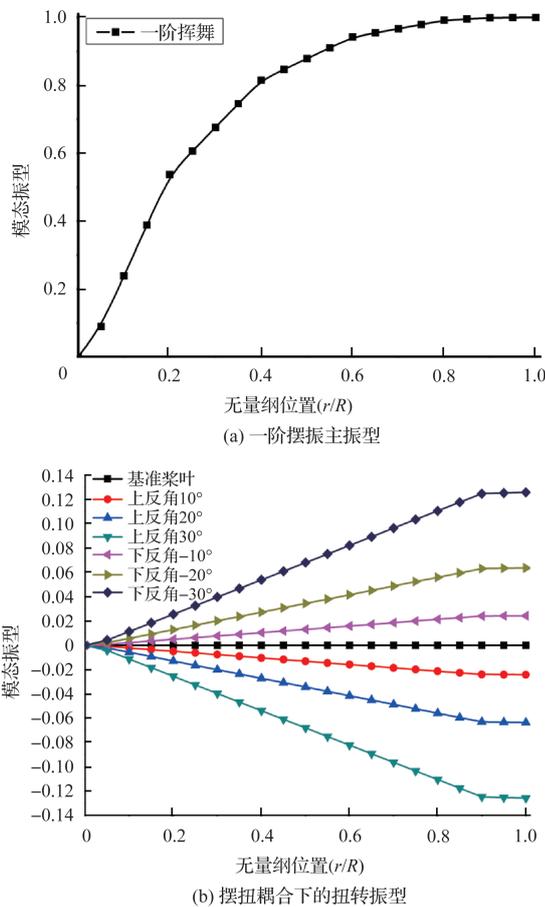


图 11 下反角对摆振扭转耦合的影响

Fig.11 Effect of dihedral on mode shape

4 结论

本文建立了能够用于具有复杂三维外形的新型桨叶动力学分析模型,采用建立的模型计算分析了后掠、下反、转速对结构动特性的影响,得到的主要结论如下:(1)后掠、前突后掠和下反角对桨叶挥舞摆振频率影响较小,对扭转频率影响较大;后掠角引起挥舞与扭转耦合,下反角引起摆振与扭转耦合,角度越大则耦合作用越大;(2)桨叶扭转频率随着后掠角的增加而降低,随着下反角的增加而增加;(3)与纯后掠旋翼相比,前突后掠桨叶随着前掠角的增加,扭转频率增加并减缓后掠角导致的负耦合作用。

AST

参考文献

[1] 邓景辉. 直升机技术与展望[J]. 航空科学技术,2021,32(1):10-16.
Deng Jinghui. Development and prospect of helicopter

technology[J]. Aeronautical Science & Technology,2021,32(1): 10-16.(in Chinese)

[2] 吴希明,张广林,牟晓伟. 中国直升机产业的现状及发展建议[J]. 航空科学技术,2021,32(1):3-9.
Wu Ximing, Zhang Guanglin, Mu Xiaowei. China helicopter industry status and development proposal[J]. Aeronautical Science & Technology, 2021,32(1):3-9.(in Chinese)

[3] Piccione E, Bernardini G. Structural aeroelastic finite element modeling for advanced-geometry rotor blades[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2012, 84(6): 367-375.

[4] 黄传跃. 绿色直升机:下一代民用直升机[N]. 中国航空报, 2013-01-16(3).
Huang Chuanyue. Green helicopter: the next generation of civil helicopter[N]. Airline News,2013-01-16(3).(in Chinese)

[5] Kumar M, Venkatesan C. Effects of blade configuration parameters on helicopter rotor structural dynamics and whirl tower loads[J]. The Aeronautical Journal Volume, 2016(2): 115-130.

[6] Kumar M, Lokeswara V. Aeroelastic analysis of double-swept rotor blade in hovering conditions[C]. International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics IFASD, 2017:25-28.

[7] Kumar M, Venkatesan C. Effects of rotor blade-tip geometry on helicopter trim and control response[C]. Royal Aeronautical Society, 2017:55-67.

[8] Rauch P, Gervais M, et al. Blue edgetm: the design, development and testing of a new blade concept[C]. American Helicopter Society 67th Annual Forum, USA,2011:147-160.

[9] David A, Paul C. The blue edge™ blade continuation[C]. Vertical Flight Society's 75th Annual Forum & Technology Display, Philadelphia, 2019:120-132.

[10] Yuan K, Venkatesan C. A new aeroelastic model for composite rotor blades with straight and swept tips[C]. 33rd AIAA Structural Dynamics and Materials Conference. USA, 1992: 18-30.

[11] Panda B. Technical note: assembly of moderate rotation finite elements used in helicopter rotor dynamics[C]. Helicopter Society, USA,1987, 32(4):63-69.

[12] 王博,招启军,樊枫. 改进型CLOR桨尖旋翼悬停状态气动噪声特性试验与预估分析[J]. 空气动力学学报,2013,31(4): 454-461.

Wang Bo, Zhao Qijun, Fan Feng. Investigations on acoustic characteristics of rotor with improved CLOR blade-tip in hover based on experimental and prediction method[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2013, 31(4):454-461.(in Chinese)

[13] 林永峰, 刘平安, 陈文轩. 三维桨尖旋翼桨叶表面压力测量试验[J]. 南京航空航天大学学报, 2011, 43(3):346-350.

Lin Yongfeng, Liu Ping'an, Chen Wenxuan. Measuring test of surface pressure of three dimensional tip rotor blade[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 43(3):346-350.(in Chinese)

[14] Davis S J. Predesign study for a modern 4-bladed rotor for the RSRA[R]. NASA CR-166155, 1981.

Analysis of Influence Factors on Vibration Characteristics of Blades with the Complex 3D Shape

Song Bin, Cheng Yi, Zhou Yun

China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen 333001, China

Abstract: The advanced layout of complex 3D shape blades with forward and backward sweep and dihedral is an important direction for the development of helicopter rotor technology in the future, accurately predicting and analyzing the dynamic characteristics of the blade with forward and backward sweep and dihedral is the basis for the blade structure design and frequency modulation optimization. Based on Hamilton principle, the complex structural dynamic model that consists of forward and backward sweep and dihedral is built, the validity of the calculation method is verified by using the UH-60 wind tunnel test data. The influencing factors of dynamic characteristics such as sweep, forward and backward sweep, dihedral and rotational speed are analyzed, and the coupling effect and influencing mechanism of blade structure are revealed. The results suggest that set of backward sweep causes negative coupling effect between flap and torsion. The torsion frequency decreases with the increase of sweep angle, the set of dihedral causes positive coupling effect between lag and torsion, the torsion frequency increases with the increase of dihedral angle. Compared with the pure swept blade, the torsional frequency of the blade with forward and backward sweep increases with the increase of the forward swept angle, and the negative coupling effect caused by the swept angle is slowed down, which can lay a technical foundation for the subsequent blade structure optimization and aerodynamic design.

Key Words: Hamilton principle; structural coupling; forward and backward sweep; inverted dihedral; sweep angle

Received: 2022-03-30; **Revised:** 2022-05-10; **Accepted:** 2022-06-20

Foundation item: Key Laboratory Foundation(61422200403)