

三维桨尖旋翼气弹响应特性影响分析

余智豪 程毅 李春华[†]

(中国直升机设计研究所 直升机动力学全国重点实验室,景德镇 333001)

摘要 针对带有前/后掠、上/下反的三维桨尖旋翼气弹动力学问题开展旋翼气弹响应参数影响分析. 基于中等变形梁理论,并针对三维桨叶梁单元连续协调问题引入节点转换矩阵以及建立变形相容原则,建立复杂三维外形旋翼气弹分析模型,并开展详细的气弹响应参数影响分析. 研究表明:桨尖前/后掠布局会造成挥舞和扭转方向的耦合效应,桨尖上/下反布局会造成摆振和扭转方向的耦合效应,尤其是在大速度状态下,桨叶弹性扭转受三维桨尖布局变化影响明显.

关键词 直升机, 旋翼, 气弹响应, 上反, 后掠

中图分类号: V241.3+3

文献标志码: A

Characteristic Analysis of Rotor Aeroelastic with Three-Dimensional Blade Tip

Yu Zhihao Cheng Yi Li Chunhua[†]

(National Key Laboratory of Helicopter Aeromechanics, CHRDI, Jingdezhen 333001, China)

Abstract A rotor dynamic analysis method for rotor aeroelasticity with three-dimensional blade tip was developed, and applied to analyze its aeroelastic characteristics. Based on the medium-size deformation beam theory and the free wake model, the joint transfer matrix employed in the blade kinematic and the deformation compatibility principle was utilized. The influence of the sweep angle and anhedral angle of the blade tip on the rotor aeroelastic characteristics was analyzed in detail. The results showed that the forward/aft swept configurations at the blade tips can result in the coupling effect in the flap and torsion directions, while the dihedral/anhedral configurations at the blade tips can lead to the coupling effect in the lag and torsion directions. Especially under high-speed conditions, the elastic torsion of the blades is significantly affected by the changes in the three-dimensional blade tip configurations.

Key words helicopter, rotor, aeroelastic response, anhedral, sweep

引言

旋翼系统是直升机的核心系统之一,也是直升机高振动、高噪声水平的主要来源之一^[1]. 而常规旋翼大速度状态下的前行侧激波、动态失速,后行侧反流等问题一直是先进旋翼设计的重难点之

一^[2]. 采用具有前突、后掠及下反等复杂三维布局的旋翼设计,是当前业内提升旋翼性能的有效手段之一^[3]. Agusta Westland 公司从 20 世纪开始持续进行 BERP^[4] 旋翼研发项目,最终刷新并保持了 20 多年常规直升机飞行速度记录. 欧直公司的 Blue Edge^[5] 旋翼研发项目从降低桨涡干扰噪声的设计角

度出发,采用了更夸张的大前突后掠布局设计,其降噪效果显著,最终成功应用在 H160^[6]上。

虽然复杂三维外形旋翼在旋翼性能和噪声控制方面有很大提升,但桨叶自身的结构耦合、气动/惯性耦合、几何耦合效应增强^[7],旋翼气弹动力学问题更突出。BERP 项目研制期间就出现了操纵载荷过大,气弹稳定性裕度低的问题,特别是大速度状态下^[8]桨尖扭转方向的弹性运动幅度过大。在后续旋翼迭代设计中采用了气弹剪裁方式降低挥舞一扭转耦合效应,并通过优化翼型和气动布局等措施有效抑制了操纵载荷^[4]。Blue Edge 方案在研制试验期间同样也在大速度状态下出现扭转弹性形变和扭矩激增的问题^[5],欧直公司则采用了桨叶多闭腔结构和增加桨尖后缘调整片的设计方案有效抑制了操纵载荷,并提升了旋翼气弹稳定性^[6]。

复杂三维外形桨叶会在弯折处受重心偏置影响出现应力集中问题^[7],且桨叶自身的拉弯耦合作用会造成桨叶轴向应力突增,对桨叶结构设计提出了新挑战。早期 Chopra 团队^[9]发展了面向复杂三维外形的旋翼动力学模型,并开展了详细的参数影响分析^[9],表明复杂三维外形旋翼气弹动力学问题集中在扭转动力学方向上,扭转稳定性降低、弹性扭转响应大幅增加,操纵载荷更为严酷。Martin^[10]在研究复杂三维外形桨叶的气弹动力学风洞试验中表明大速度状态下桨尖的弹性扭转以及扭矩会引起突出的失速问题。日本 JAXA 公司^[11]设计的一款复合式直升机的主旋翼桨叶采用了前突后掠的三维布局设计,试飞结果也表明挥舞一扭转的气弹耦合效应会导致桨叶攻角出现幅值明显的周期振荡问题,动载荷水平处于较高水平。

国内目前仍以常规布局桨叶为主,对于复杂的前突后掠带下反的三维桨叶设计研究还未走向型号应用,且主要集中在旋翼气动、噪声领域,而系统的旋翼气弹动力学分析研究较少。徐国华团队^[12]对后掠桨尖的性能开展研究,结果显示桨尖后掠设计降低了剖面有效马赫数,进而降低了桨尖涡强度并弱化了桨涡干扰效应。南京航空航天大学招启军^[13]设计 CLOR 系列三维外形桨叶经过试验验证表明三维桨尖能显著改善跨音速特性,有效抑制了噪声水平。在旋翼气弹动力学方面,早期杨卫东团队^[14]针对旋翼摆振稳定性问题,详细分析了桨尖后掠角和径向位置参数影响。张俊豪^[15]针对无轴

承旋翼直升机气动机械稳定性问题,进行了不同桨尖外形的影响分析。中国直升机设计研究所^[16]针对复杂三维外形的旋翼气弹稳定性问题,开展了详细的布局参数影响分析,但未关注气弹响应问题。相关研究表明合理设计桨尖前/后掠与上/下反,能有效降低旋翼振动载荷^[17]。

本文针对具有前/后掠、上/下反设计的旋翼气弹响应问题,基于中等变形梁理论,建立三维桨尖旋翼气弹分析模型,开展了桨尖前/后掠、上/下反对桨叶模态特性、气弹响应的影响分析,摸清三维桨尖旋翼气弹响应特性,为后续复杂三维外形旋翼研发提供重要理论支撑。

1 三维桨尖旋翼动力学建模

1.1 桨叶空间位移场描述

由于复杂三维外形桨叶存在前/后掠、上/下反等布局构型,使得桨叶弹性轴线不再是一维线性,在空间上也表现为三维特点,因此要建立能准确描述弹性体任意一点运动的位移关系的桨叶位移场,如图 1 所示,定义桨叶后掠角为正,上反角为正,桨叶扭转抬头为正。

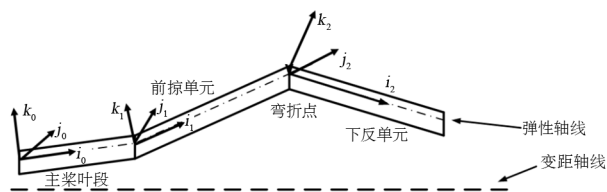


图 1 复杂三维外形桨叶单元示意图

Fig. 1 Complex three-dimensional rotor blade element sketch

采用结构有限元法,将桨叶离散成若干单元,为保持桨叶弯折处的相邻两个单元节点空间位置的连续性和一致性,引入转换矩阵 T 。假设桨叶前掠段相对于主桨叶段单元夹角为 Δ_1 ,下反段相对于主桨叶段单元夹角为 Δ_2 ,桨叶自身预扭相对于主桨叶段单元夹角为 Δ_3 ,则其坐标矩阵关系为

$$\begin{bmatrix} i_1 \\ j_1 \\ k_1 \end{bmatrix} = T_{\Delta_1} \begin{bmatrix} i_0 \\ j_0 \\ k_0 \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} i_2 \\ j_2 \\ k_2 \end{bmatrix} = T_{\Delta_2} \begin{bmatrix} i_0 \\ j_0 \\ k_0 \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} i_3 \\ j_3 \\ k_3 \end{bmatrix} = T_{\Delta_3} \begin{bmatrix} i_0 \\ j_0 \\ k_0 \end{bmatrix} \quad (1)$$

其中, $[i, j, k]$ 为图 1 中桨叶单元的连体坐标系,下标表示单元编号。

转换矩阵 T 为:

$$\begin{aligned}
T_{\Lambda_1} &= \begin{bmatrix} \cos\Lambda_1 & \sin\Lambda_1 & 0 \\ -\sin\Lambda_1 & \cos\Lambda_1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \\
T_{\Lambda_2} &= \begin{bmatrix} \cos\Lambda_2 & 0 & \sin\Lambda_2 \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\Lambda_2 & 0 & \cos\Lambda_2 \end{bmatrix} \\
T_{\Lambda_3} &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\Lambda_3 & \sin\Lambda_3 \\ 0 & -\sin\Lambda_3 & \cos\Lambda_3 \end{bmatrix}
\end{aligned} \quad (2)$$

对于某一段单元既有前掠、下反和预扭,则相
对于主桨叶段的转换矩阵 $\mathbf{T}$ 表达式为:

$$\begin{bmatrix} i_3 \\ j_3 \\ k_3 \end{bmatrix} = \mathbf{T}_{\Lambda_3} \mathbf{T}_{\Lambda_2} \mathbf{T}_{\Lambda_1} \begin{bmatrix} i_0 \\ j_0 \\ k_0 \end{bmatrix} \quad (3)$$

在未变形条件下桨叶单元间的转换关系的基础
上再考虑桨叶弹性变形的转换关系. 桨叶弹性运
动包括拉伸、挥舞、摆振线运动以及挥/摆/扭的角
运动,为保持桨叶弹性形变的连续性,必须建立桨
叶折点处相邻单元的变形相容原则以保持单元间
的变形协调,即描述三维桨叶变形与未变形的非
线性转换矩阵. 具体表达式为

$$\begin{aligned}
\mathbf{U}_2 &= \mathbf{T}_s \mathbf{U}_1 \\
\mathbf{D}_2 &= \mathbf{T}_s \mathbf{D}_1
\end{aligned} \quad (4)$$

其中, $\mathbf{U}$ 表示未变形坐标, $\mathbf{D}$ 表示变形坐标,下标表
示折点处相邻两个单元段编号, $\mathbf{T}_s$ 为节间转换
矩阵.

通过上述建立的三维桨叶单元转换矩阵以及弯
折点处相邻单元的变形相容原则,即可描述任意复杂
三维外形桨叶上任意一点空间位置(图 2),表达式为

$$\begin{aligned}
\mathbf{r} = \overrightarrow{OQ_1} &= \overrightarrow{OA_1} + \overrightarrow{A_1A_2} + \dots + \overrightarrow{A_{k-1}A_k} + \\
&\quad \overrightarrow{A_kP} + \overrightarrow{PP_1} + \overrightarrow{P_1Q_1}
\end{aligned} \quad (5)$$

其中, $A_1 \sim A_k$ 表示任意转折处的节点编号, P 和
 P_1 为桨叶变形前后的坐标系下桨叶弹性轴上的任
意一点, Q 和 Q_1 为桨叶变形前后的坐标系下桨叶
剖面上非弹性轴上的任意一点.

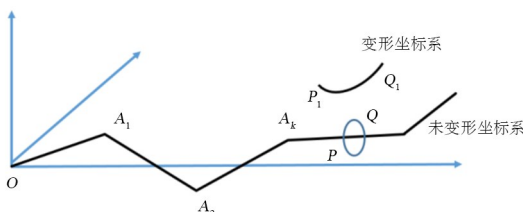


图 2 桨叶空间位置示意图

Fig. 2 The space position of arbitrary point on blade

1.2 动力学模型

本文基于各项同性细长梁假设的中等变形梁
理论,依据广义 Hamilton 原理建立旋翼非线性动
力学方程:

$$\int (\delta \mathbf{U} - \delta \mathbf{T} - \delta \mathbf{W}) = 0 \quad (6)$$

其中, $\delta \mathbf{U}$ 为系统应变能变分项 $\delta \mathbf{T}$ 为动能变分项,
 $\delta \mathbf{W}$ 为外载荷做功项.

应变能 $\delta \mathbf{U}$ 部分表达式为

$$\delta \mathbf{U} = \int_0^R \int_A (\sigma_{xx} \epsilon_{xx} + \sigma_{x\eta} \epsilon_{x\eta} + \sigma_{\eta\zeta} \epsilon_{\eta\zeta}) dA dx \quad (7)$$

其中, σ 表示应力, ϵ 表示应变, (x, η, ζ) 表示桨叶
上某一点在变形坐标系下的空间坐标, A 表示积分
剖面面积, R 表示桨叶半径.

动能 $\delta \mathbf{T}$ 部分表达式为

$$\delta \mathbf{T} = \int_0^R \int_A \rho \mathbf{V} \cdot \delta \mathbf{V} dA dx \quad (8)$$

其中, ρ 为桨叶线密度, $\mathbf{V}$ 为桨叶任意一点的速度矢
量,包含桨叶旋转运动以及挥舞、摆振、扭转运动.

外载荷做功 $\delta \mathbf{W}$ 部分表达式为

$$\delta \mathbf{W} = \int_0^R (L_u \delta u + L_v \delta v + L_w \delta w + M_\phi \delta \phi) dx \quad (9)$$

其中, L_u 、 L_v 、 L_w 分别表示在桨叶轴向 u 、摆振
 v 和挥舞 w 方向上的外载荷, M 为桨叶扭转 ϕ 方
向上的力矩. 外载荷主要由气动力贡献.

本文采用结构有限元分析方法将桨叶进行空
间单元离散,采用 Chopra^[18] 的 15 自由度梁单元模
型,每个单元包括了 12 个端点节点和 3 个内部节
点,如图 3 所示. 图中 u 、 v 、 w 、 ϕ 表示该单元节点处
拉伸、摆振、挥舞和扭转位移,下标为单元节点编
号. v' 、 w' 表示节点处的摆振和挥舞角度. 三维桨
尖旋翼与传统旋翼差别在桨叶布局上,桨毂构型种
类以及单元边界条件的有限元处理方式不变.

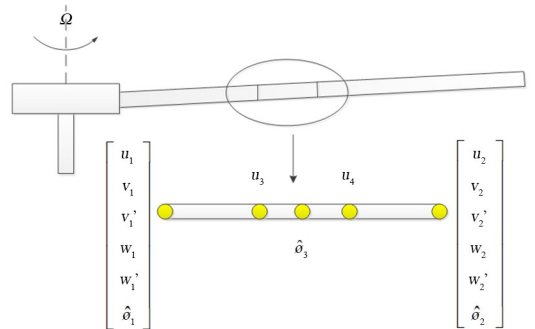


图 3 15 自由度桨叶单元示意图

Fig. 3 15 degree of blade element diagram

1.3 气动模型

外载荷做功 δW 部分主要由外部气动力贡献. 为了在旋翼气动模型中考虑桨叶三维特点, 本文采用旋翼气弹分析中成熟的尾迹模型^[19]. 桨叶气动部分采用 W-L 升力面模型, 将桨叶沿展向离散成若干段, 能在空间中体现桨叶前/后掠、上/下反特点. 各段桨叶的附着涡假设为常值, 并将控制点设置在 $3/4c$ 弦线与各段中线的交点处. 通过升力—环量定理建立桨叶升力和附着涡环量之间关系:

$$L = \rho U \Gamma$$

(10)

上式 L 为桨叶段气动升力, ρ 为空气密度, U 为来流速度, Γ 为附着涡环量. 气动力部分采用了成熟的 L-B 非定常气动力模型^[19], 能有效考虑桨叶三维布局下的非定常和动态失速特性.

自由尾迹模型中将旋翼流场分为近尾迹和远尾迹两部分, 近尾迹从桨叶后缘脱出, 是桨叶相邻两段的环量差. 近尾迹在一定方位角后卷起形成远尾迹. 根据 Biot-Savart 定理建立涡线对空间任意一点的诱导速度关系. 即可建立桨叶环量分布与空间速度关系, 其中速度项包括空气的来流速度、桨叶自身运动速度(包括挥/摆/扭运动)、桨叶表面的附着涡、近尾迹以及远尾迹对桨叶气动单元节点的诱导速度, 并采用时间推进算法求解尾迹控制方程, 其中 $\mathbf{r}(\psi, \zeta)$ 为尾迹节点的空间矢量, ψ 为方位角, ζ 为尾龄角, $\mathbf{V}_0$ 是尾迹的空间速度矢量.

$$\frac{d\mathbf{r}(\psi, \zeta)}{dt} = \mathbf{V}_0[\mathbf{r}(\psi, \zeta)]$$

(11)

根据上述建立的三维桨叶单元转换矩阵以及桨叶弯折处相邻单元的非线性变形相容原则, 基于 Hamilton 原理, 考虑桨叶根部边界条件, 通过有限元拼装与组集得到质量 $\mathbf{M}$ 、刚度 $\mathbf{K}$ 、阻尼 $\mathbf{C}$ 和外载荷 $\mathbf{F}$, 最终形成旋翼动力学微分方程. 旋翼气弹分析流程如图 4.

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{x}} + \mathbf{C}\dot{\mathbf{x}} + \mathbf{K}\mathbf{x} = \mathbf{F}$$

(12)

1.4 模型验证

为验证本文旋翼气弹分析方法, 选取中国直升机设计研究所在军事科学院空气动力试验基地开展的共轴双旋翼模型桨尖间距测量试验^[20], 进行旋翼桨尖形变对比验证. 共轴双旋翼是刚性桨叶、无铰式构型, 其桨叶为后掠布局, 试验模型如图 5, 模型旋翼的主要参数如表 1.

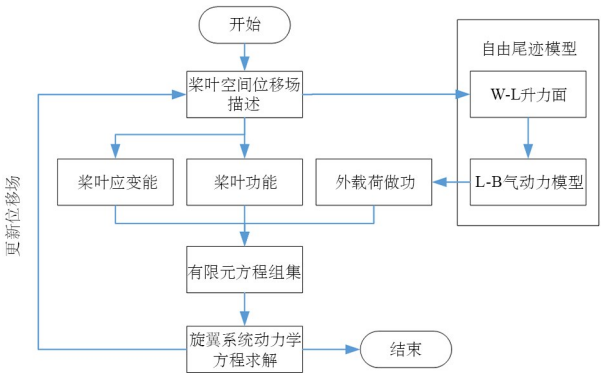


图 4 旋翼气弹分析流程图
Fig. 4 Rotor aeroelastic analysis flow chart



图 5 试验模型
Fig. 5 Test model

表 1 共轴模型旋翼主要参数
Table 1 The main parameter of coaxial model rotor

参数	数值
直径/m	4
桨毂半径/m	0.272
桨叶片数	4×2
预锥角/(°)	3
桨尖速度/(m/s)	163
双旋翼间距/m	0.3

本次试验测量了共轴刚性模型旋翼在不同前进比状态下的上下旋翼桨尖间距数据. 桨尖间距采用棋盘格法进行相机标定^[21], 通过相机拍照采集, 解算可分析得到桨尖实际位移结果, 拍照采集结果如图 6 所示.



图 6 桨尖位移
Fig. 6 Blade tip displacement

图 7 为上下旋翼在特定方位角下桨叶挥舞方向上形变的相对差值,即上下旋翼桨尖间距.图中显示计算值和试验值具有很好的吻合度,表明本文旋翼气弹方法在预估气弹响应方面具有较高的可信度.

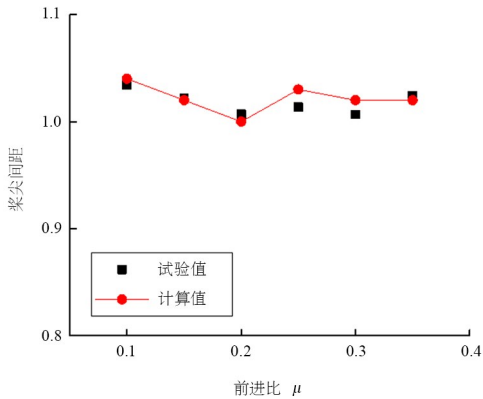


图 7 桨尖间距对比结果
Fig. 7 Blade tip clearance result

2 复杂三维外形旋翼耦合特性分析

为重点分析三维桨尖布局引起的旋翼气弹动力学问题,尽量排除桨叶其他外形设计和自身结构特性分布的影响,本文以 BO105 旋翼^[18]为基准,开展详细的参数影响分析(如图 8).该桨叶外形为平直矩形,结构为均质柔性特征,自身结构耦合程度低.

表 2 为桨叶前六阶模态频率的计算与试验对比结果.本文计算结果与试验结果几乎一致,最大误差小于 2%,再次表明本文方法的有效性.

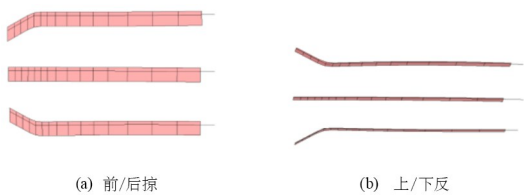


图 8 三维桨尖示意图
Fig. 8 Three-dimensional blade tip sketch

表 2 桨叶模态频率		
Table 2 Blade modal frequency		
模态	本文结果/rev ⁻¹	试验结果/rev ⁻¹
一阶挥舞	1.145	1.146
二阶挥舞	3.496	3.512
三阶挥舞	7.886	7.944
一阶摆振	0.738	0.744
二阶摆振	4.397	4.447
一阶扭转	4.639	4.551

首先,开展桨尖前/后掠和上/下反布局参数对桨叶模态特性影响分析.图 9 是桨尖 0.9r 处的不同后掠角 $([-30^{\circ}, 30^{\circ}]$,其中后掠为正)对桨叶模态特性的影响结果.图 9(a)能看出桨叶一阶扭转频率受其影响最大,一阶扭转频率呈现倒 U 型变化,即桨叶前/后掠弯折角度越大,频率越低(扭转方向变软).三阶挥舞则正好相反,但变化不明显,结果也表明桨尖前/后掠会引起较大的挥舞—扭转结构耦合作用.图 9(b)是一阶挥舞主模态中的扭转振型计算结果,反映桨叶挥舞对扭转的耦合程度.图中显示桨尖后掠引起了扭转方向抬头效应,后掠角度越大,耦合效应越强,是因为桨尖后掠使得桨尖重心后移产生附加的静矩和惯性矩,桨尖离心力偏离又产生拉直效应,加剧了扭转方向的“网球拍效应”,对扭转方向产生了负耦合作用.

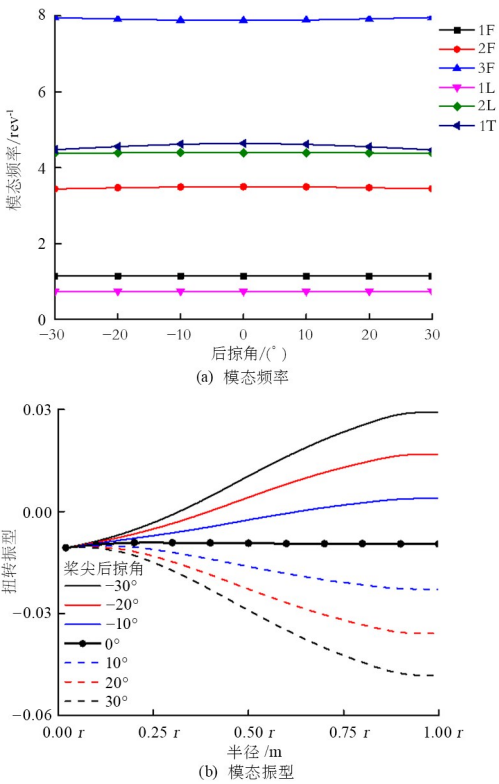


图 9 模态特性 vs 后掠角
Fig. 9 Modal characteristics versus sweep

图 10 是桨尖 0.9r 处的不同上反角 $([-30^{\circ}, 30^{\circ}]$,其中上反为正)对桨叶模态特性的影响结果.由图 10(a)能看出桨叶二阶摆振频率受其影响最大,二阶摆振频率呈现倒 U 型变化,即桨叶上/下反弯折角度越大,频率越低,说明桨尖上/下反会引起摆振—扭转结构耦合作用.图 10(b)是一阶摆振主模态中的扭转振型结果,反映桨叶摆振对扭转的

耦合程度. 图中显示桨尖上反引起了扭转方向抬头效应. 上反角度越大, 耦合效应越强, 是因为桨尖上反造成桨尖哥氏力相对于变距轴线出现偏置力矩作用, 引起了摆振—扭转方向结构耦合.

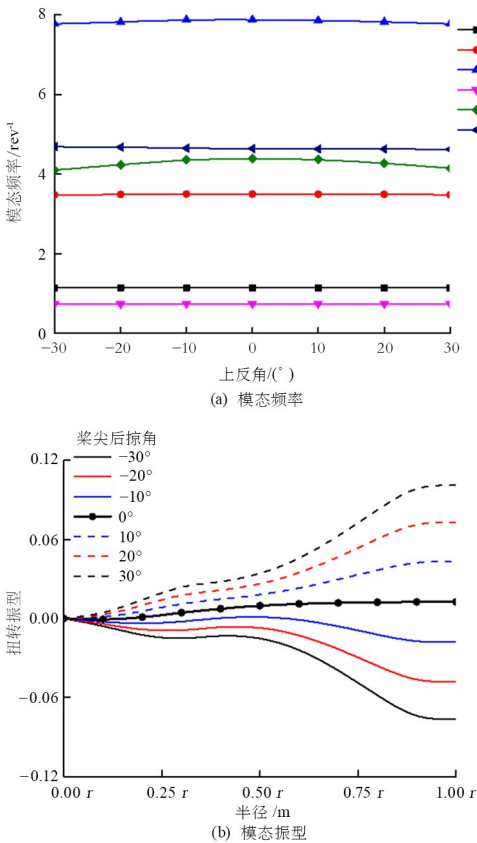


图 10 模态特性 vs 上反角

Fig. 10 Modal characteristics versus anhedral

3 复杂三维外形旋翼气弹响应分析

3.1 挥舞、摆振响应分析

针对桨尖后掠引起桨叶挥舞—扭转方向的气弹耦合问题, 选取了两种典型状态展开分析. 图 11 是两种前飞状态下的桨尖挥舞响应曲线, 在 50 km/h 前飞状态下[图 11(a)]桨尖挥舞运动曲线谐波特点变化不明显, 在桨叶 90°和 270°附近存在两个波峰, 是因为该速度下桨叶在 90°和 270°承担了主要的升力, 故挥舞响应会有所增加. 图中挥舞响应均值随前掠角增加而增加, 是因为桨尖前掠会使得桨尖有效马赫数增加, 桨尖处升力增加, 引起桨尖挥舞响应整体增加, 而 250 km/h 状态下[图 11(b)]桨尖挥舞运动以二阶谐波特征为主, 后掠角引起的变化主要体现在 270°附近, 桨尖挥舞响应随后掠角增大而减小. 是因为随着速度增加, 旋翼桨盘升力

分布呈二阶变化特点^[22], 受旋翼配平影响, 后行侧桨叶升力向桨尖集中, 桨尖前掠增加了桨尖处的有效马赫数, 使得桨尖外段升力增加, 进而使得后行侧桨叶挥舞响应增加. 从以上结果来看, 桨尖后掠角能降低挥舞运动, 且动态量也有所降低, 侧面说明其有利于降低挥舞动载荷水平. 但后掠角会影响旋翼气弹稳定性问题^[16], 需要综合考虑.

桨尖下反主要造成摆振—扭转的气弹耦合. 而桨叶摆振运动主要受哥氏力影响, 主要以一阶变化为主. 图 12 是两种前飞状态下的桨尖摆振响应变化曲线, 结果表明桨尖上反对摆振运动影响很大. 随着上反角度增加, 桨尖摆振响应在 0°和 360°附近

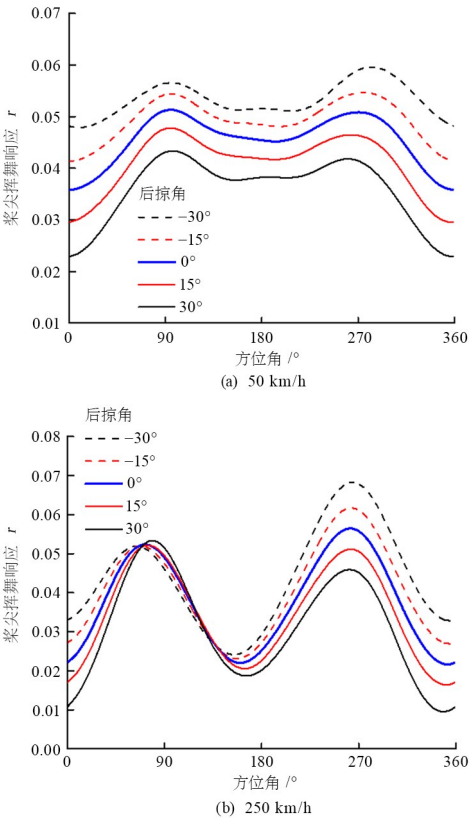
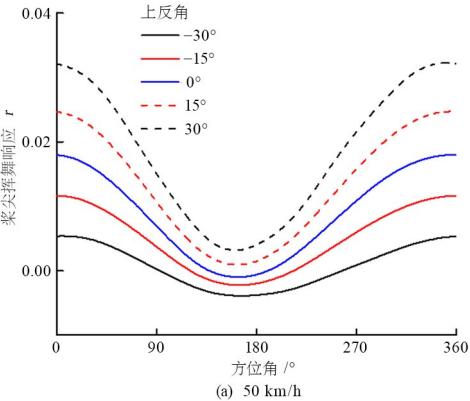


图 11 桨尖挥舞响应 vs 后掠角

Fig. 11 Tip flap response versus sweep



(a) 50 km/h

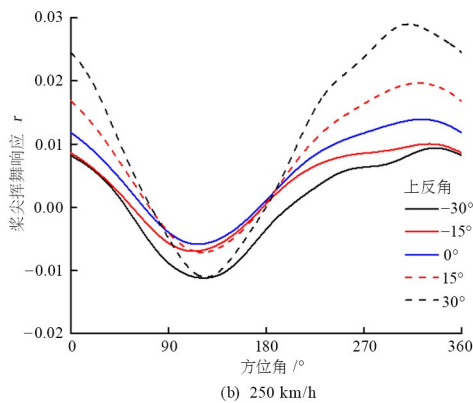


图 12 桨尖摆振响应 vs 上反角
Fig. 12 Tip lag response versus sweep

大大增加。两种状态下都显示桨尖摆振运动均值和峰峰值随着桨尖上反角度增加而增加,侧面说明桨叶下反有利于降低桨叶摆振运动,对摆振方向载荷是有利的。

3.2 扭转响应分析

由前文模态特性分析可知桨尖前/后掠和上/下反设计都会引起明显的扭转动力学问题。图 13 和图 14 是两种前飞状态下的桨尖弹性扭转响应结果,均显示桨尖前后掠会引起强烈的弹性扭转运动,且角度越大,弹性扭转幅度越大,弹性扭转运动的高频幅值越高。

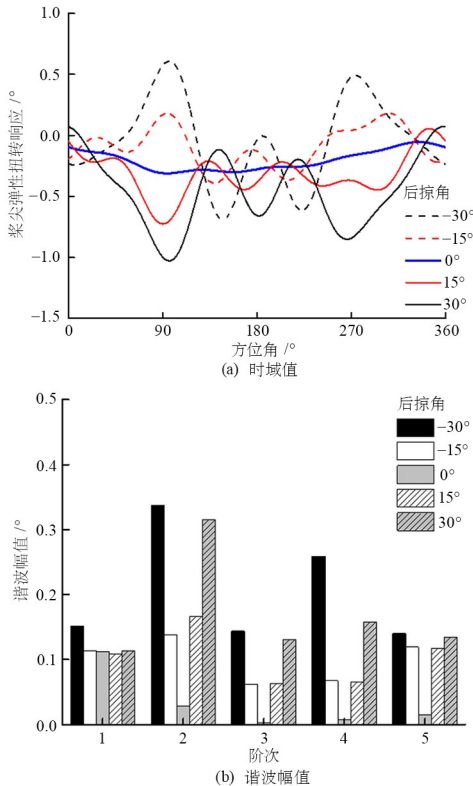


图 13 50 km/h 时桨尖弹性扭转响应 vs 后掠角
Fig. 13 Tip elastic torsion response versus sweep at 50 km/h

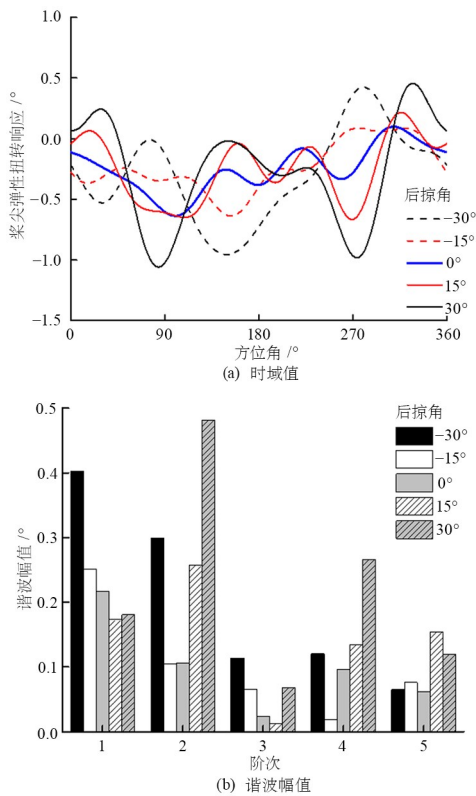


图 14 250 km/h 时桨尖弹性扭转响应 vs 后掠角
Fig. 14 Tip elastic torsion response versus sweep at 250 km/h

桨尖前/后掠偏离变距轴线方向相反,即桨尖升力偏置力矩方向相反,对弹性扭转产生相反的作用,故图 13(a)和图 14(a)显示出桨尖前/后掠引起的弹性扭转响应的峰值正好相反。50 km/h 状态下前五阶谐波幅值结果[图 13(b)]反映出桨尖前/后掠都会引起扭转的高频弹性运动,其中二阶和四阶幅值占比最大。二阶弹性扭转响应主要受到挥舞/扭转耦合影响,而桨叶前/后掠的升力相对于变距轴线的偏置量所引起的附加扭矩,进一步影响扭转弹性运动。在低速状态下桨尖前/后掠引起的弹性扭转响应大体相当,而在大速度时刻下桨尖后掠引起的高阶谐波幅值更大。对比相同前掠角,后掠引起的二阶弹性扭转响应最大是前掠状态的 1.67 倍,四阶弹性扭转响应最大是 2.9 倍,是因为高速状态下,桨尖后掠使得旋翼气弹稳定性降低,加剧了扭转的二阶和四阶运动。

图 15 和图 16 是两种前飞状态下的桨尖弹性扭转响应结果。结果显示低速状态下桨尖上/下反主要引起一阶弹性扭转运动,高速状态下会造成弹性扭转的高频运动。

桨尖上/下反引起桨叶摆振—扭转方向耦合,摆振方向的哥氏力和桨尖气动阻力会对变距轴线

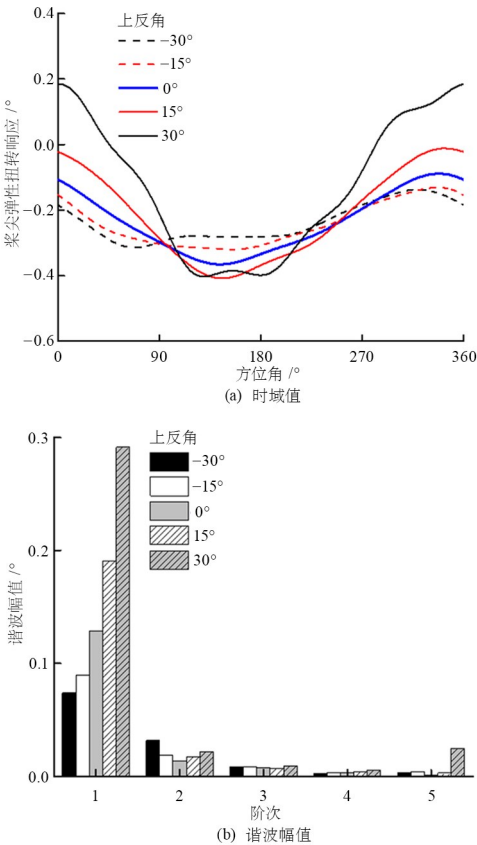


图 15 50 km/h 时桨尖弹性扭转响应 vs 上反角
Fig. 15 Tip elastic torsion response versus anhedral at 50 km/h

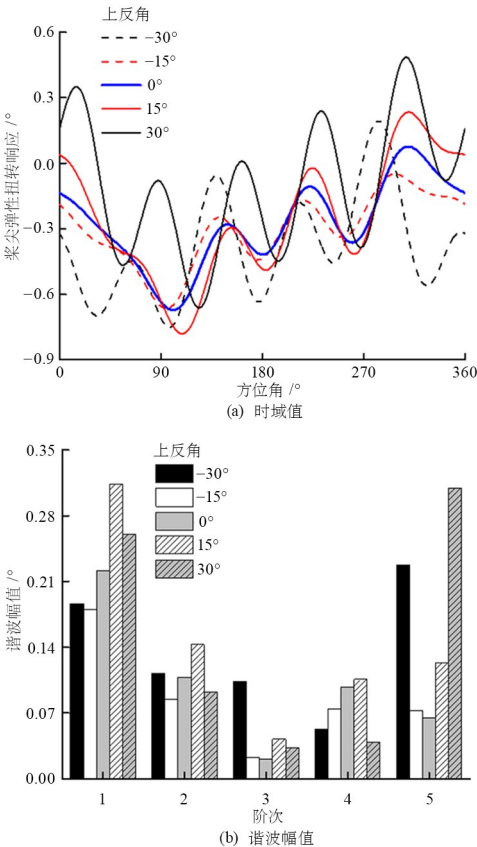


图 16 250 km/h 时桨尖弹性扭转响应 vs 上反角
Fig. 16 Tip elastic torsion response versus anhedral at 250 km/h

分别产生偏置力矩,影响桨叶扭转运动.低速状态下桨尖哥氏力和阻力都处于较低水平,所以图 15 (a)响应曲线以一阶频率为主,主要受桨叶操纵影响.图 15 (b)中桨尖下反会降低一阶弹性扭转幅值,而上反会增加一阶弹性扭转幅值,最大增幅达 3.75 倍.大速度状态下[图 16(a)]弹性扭转响应大大增加,是因为挥舞运动增加导致哥氏力增加,桨尖马赫数增加又导致气动阻力大幅增加,二者叠加,最终导致桨尖弹性扭转响应的各阶谐波幅值图[图 16(b)]都增加,其中以一阶和五阶弹性扭转为主.

4 结论

本文针对具有桨尖前/后掠、上/下反布局设计的旋翼气弹响应问题,基于中等变形梁理论,在桨叶空间位移场描述中引入节点转换矩阵和变形相容原则,发展并建立了面向复杂三维外形旋翼的气弹分析模型,开展了桨尖前/后掠、上/下反对桨叶模态特性和气弹响应的影响分析,并得到以下结论:

- (1)桨尖后掠引起挥舞—扭转结构耦合效应,弯折角度越大,一阶扭转频率越低;桨尖上反引起桨叶摆振—扭转结构耦合效应,弯折角度越大,二阶摆振频率越低.
- (2)三维桨尖的桨叶弹性扭转响应受桨叶外形影响明显.桨尖前/后掠布局会产生明显的升力偏置力矩,前/后掠角度增加都会造成挥舞/扭转耦合运动增加,桨叶扭转的二阶响应增加.
- (3)桨尖上/下反布局会影响摆振/扭转耦合运动,增加上反角会大大增加扭矩一阶响应,主要受摆振哥氏力和桨尖气动阻力影响.

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.
WU X M, MU X W. A perspective of the future development of key helicopter technologies [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2021, 39(3): 1—10. (in Chinese)

[2] 刘明治. 旋翼反流区翼型测压实验系统开发及动态失速实验研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2021: 30—45.

- LIU M Z. Development of airfoil pressure measurement system and research on dynamic stall in rotor reverse flow region [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2021: 30—45 (in Chinese).
- [3] THOMAS A F. Advanced rotor blade design based on high-fidelity [D]. Glasgow, UK: University of Glasgow, 2021: 10—23.
- [4] MOFFATT S, GRIFFITHS N. Structural optimization and aeroelastic tailoring of the BERP IV demonstrator blade [C]//65th American Helicopter Society Annual Forum. New York: Curran Associates, 2009: 1154—1173.
- [5] BEREND G, KESSLER C, DELRIEUX Y, et al. From ERATO basic research to the Blue Edge™ rotor blade [C]//72nd American Helicopter Society Annual Form. New York: Curran Associates, 2016: 3103—3121.
- [6] FRANCOIS J F, LANOUILLE C, HIRSCH J F. Lift off of H160 with Blue Edge™ blade [C]//77th Annual Vertical Flight Society Forum and Technology Display. New York: Curran Associates, 2021: 749—754.
- [7] CHI C, DATTA A, et al. Investigation of 3-D strains on highly-twisted swept tip composite rotor blades [C]//75th Annual Vertical Flight Society Forum and Technology Display. New York: Curran Associates, 2019: 3457—3472.
- [8] Catherine S. Johnson, George N. Barakos. A framework for the optimization of a BERP-like [C]//38th European Rotorcraft Form 2012. New York: Curran Associates, 2012: 315—339.
- [9] PICCIONE E, BERNARDINI G, GENNARETTI M. Structural-aeroelastic finite element modeling for advanced-geometry rotor blades [J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2012, 84(6): 367—375.
- [10] MÜLLER M, WEISS A, BRAUKMANN J, et al. Aeroelastic behavior of a rotating semi-elastic double-swept rotor blade under climb conditions at the rotor test facility g? ttingen [C]//79th Annual Vertical Flight Society Forum and Technology Display. New York: Curran Associates, 2023: 578—589.
- [11] JAXA, KIMURA K, SUGIURA M, et al. Flight testing of optimal blade for a high-speed helicopter [C]//79th Annual Vertical Flight Society Forum and Technology Display. New York: Curran Associates, 2023: 578—589.
- [12] 招启军, 徐国华. 桨尖后掠对旋翼流场和气动特性的影响[J]. 南京航空航天大学, 2012, 44(5): 706—711.
- ZHAO Q J, XU G H. Effects of swept blade tip on flowfield and aerodynamic characteristics of rotor [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 44(5): 706—711 (in Chinese).
- [13] 王博, 招启军, 樊枫, 等. 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 B, ZHAO Q J, FAN F, et al. 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)
- [14] 杨卫东, 邓景辉. 直升机后掠桨尖旋翼气弹稳定性研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2003, 35(3): 248—252.
- YANG W D, DENG J H. Aeroelastic stability analysis of helicopter rotor blade with swept tips [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2003, 35(3): 248—252. (in Chinese)
- [15] 张俊豪, 夏品奇. 含不同桨尖的无轴旋翼直升机气动机械稳定性[J]. 振动工程学报, 2019, 32(4): 609—618.
- ZHANG J H, XIA P Q. Aeromechanical stability of bearingless rotor helicopter with different blade tip shapes [J]. Journal of Vibration Engineering, 2019, 32(4): 609—618. (in Chinese)
- [16] 邓景辉, 余智豪, 周云, 等. 复杂三维外形旋翼气弹稳定性分析[J]. 西北工业大学学报, 2023, 41(1): 209—215.
- DENG J H, YU Z H, ZHOU Y, et al. Aeroelastic stability analysis of rotor blade with complex three-dimensional design [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2023, 41(1): 209—215. (in Chinese)
- [17] 邓旭东, 高乐, 邓景辉. 低振动旋翼桨尖代理优化设计[J]. 振动工程学报, 2021, 34(1): 108—115.
- DENG X D, GAO L, DENG J H. Rotor blade tip shape optimization for vibration reduction based on surrogate model [J]. Journal of Vibration Engineering, 2021, 34(1): 108—115. (in Chinese)
- [18] GUNGJIT B, INDERJIT C. University of Maryland

advanced rotorcraft code theory manual [M]. City of College Park, Maryland, USA: University of Maryland College Park, 1994: 585—593.

[19] XU G, SHI Y J, ZHAO Q J. New progress in helicopter rotor wake research [J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 36(1): 36—56.

[20] DENG J H, FAN F, LIU P A, et al. Aerodynamic characteristics of rigid coaxial rotor by wind tunnel test and numerical calculation [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2019, 32(3): 568—576.

[21] 曾小明. 基于机器视觉的共轴刚性双旋翼桨尖偏移量实时测量系统研究[D]. 南昌: 南昌航空大学, 2019.

ZENG X M. Research on real-time measurement system of tip offset of coaxial rigid twin-rotorblade based on machine vision [D]. Nanchang: Nanchang Hangkong University, 2019. (in Chinese)

[22] WANG X, TROLLINGER L, CHOPRA I. Refined performance results on a slowed Mach-scaled rotor at high advance ratios [J]. Journal of the American Helicopter Society, 2020, 65(1): 012003.