

复杂三维外形旋翼气弹稳定性分析

邓景辉, 余智豪, 周云, 宋彬

(中国直升机设计研究所 直升机旋翼动力学重点实验室, 江西 景德镇 333001)

摘 要:针对带有后掠、下反构型的复杂三维外形旋翼气弹稳定性问题进行分析。基于中等变形梁理论以及 Hamilton 原理,在桨叶运动学描述中引入节点转换矩阵在有限元总体阵组集中引入变形相容原则,建立面向复杂三维外形旋翼的结构动力学模型,并在算例验证的基础上针对复杂三维外形旋翼气弹稳定性问题展开参数影响分析。研究表明:桨尖后掠引起挥舞-扭转结构负耦合效应,造成一阶扭转模态频率和模态阻尼比降低,一阶扭转模态阻尼最大降低 90%;桨尖下反引起摆振-扭转结构正耦合效应,造成二阶摆振模态频率降低,一阶扭转模态阻尼比最大降低 62%,采用后掠带下反设计会大大降低扭转稳定性。

关 键 词:直升机;旋翼;气弹稳定性;后掠;下反

中图分类号:V241.3⁺3

文献标志码:A

文章编号:1000-2758(2023)01-0209-07

直升机高振动噪声水平影响直升机装备的品质、性能,一直是直升机发展中面临的重要挑战^[1-2]。当前国外采用非常规构型布局旋翼设计,有效提升了旋翼性能并降低气动噪声水平。韦斯特兰公司 20 世纪 70 年代发展出 BERP^[3] 旋翼,于 1986 年创造并保持了二十多年单旋翼直升机飞行速度记录。欧直公司研制的 Blue Edge^[4] 旋翼通过三维外形桨叶设计有效降低桨涡干扰噪声水平并成功应用在 H160 型号上。但采用复杂三维外形旋翼带来了动力学方面的代价,其气弹动力学问题更为突出。

采用前突后掠带下反布局的三维桨叶存在结构耦合、气动/惯性耦合、几何耦合等多种耦合,导致稳定性问题和振动载荷问题凸显。BERP 旋翼在高速状态暴露出严峻的操纵载荷和扭转稳定性问题^[3,5],研究人员采用桨尖前掠布局、重心调整以及更换翼型配置抵消桨尖力矩等多种设计手段成功地抑制载荷。Blue Edge^[4,6]在试验中桨叶存在较大的扭矩和扭转形变,研究人员采用增加桨尖后缘调整片方式使其得到改善。马里兰大学在针对后掠桨尖的桨叶结构耦合研究^[7]中表明桨尖后掠产生了拉弯耦合作用,使得桨叶轴向应力突增,且桨尖弯折处

受后掠重心偏置影响存在较大的应力集中现象。早期 Chopra 团队^[8]在中等变形梁理论上发展出面向复杂三维外形的旋翼动力学模型,并针对后掠、下反等参数影响进行分析^[9],研究表明桨尖后掠、下反都会引起桨叶扭转动力学问题,桨尖弹性扭转变形大幅增加,扭转稳定性降低,桨尖气弹响应更为复杂。

我国直升机旋翼设计普遍采用常规布局构型,针对复杂三维外形布局的旋翼设计技术研究目前处于实验室研究阶段。南京航空航天大学徐国华团队^[10]采用 CFD 方法对桨尖后掠的旋翼悬停和前飞性能开展研究,表明桨尖后掠可以有效推迟阻力发散马赫数,降低桨尖涡强度与桨涡干扰从而提升旋翼整体性能。王博等开展了后掠桨尖对旋翼噪声特性分析研究,研制了 CLOR 系列^[11]三维外形旋翼,试验表明新型旋翼能有效改善跨音速特性,提升旋翼性能,具有良好的噪声特性。中国直升机设计研究所也开展了相关三维桨尖的气动噪声研究^[12-13]以及不同桨尖外形的旋翼性能研究^[14]。但国内针对复杂三维外形旋翼动力学方面的研究较少,早期南京航空航天大学杨卫东等^[15]针对桨尖单一后掠对摆振稳定性进行了分析。夏品奇团队^[16]针对不

收稿日期:2022-07-17

作者简介:邓景辉(1965—),中国直升机设计研究所总设计师,主要从事直升机旋翼设计研究。e-mail:dengjh001@avic.com

同桨尖外形的无轴承直升机空中共振与地面共振问题开展稳定性分析,研究表明桨尖上/下反和前/后掠都能提升旋翼后退型摆振阻尼,提高空中共振和地面共振的稳定性。以桨毂减振为目标^[17]的桨尖外形优化设计研究表明利用桨尖前后掠与上下反外形优化能达到最大 25% 的减振效果。

本文针对带有前/后掠,上/下反的三维构型旋翼气弹稳定性问题,首先建立复杂三维外形旋翼动力学模型,并在模型验证基础上详细开展了桨叶后掠角、上反角以及组合参数对旋翼动特性、气弹稳定性的影响分析,并总结相应结论,为复杂三维外形桨叶动力学设计提供理论依据。

1 复杂三维外形旋翼气弹动力学建模

1.1 桨叶运动学描述

在建立弹性桨叶动力学方程前必须先清晰描述弹性体上任意一点运动的位移关系。复杂三维外形桨叶存在前/后掠,上/下反的外形特点,桨叶弹性轴线不再是单一直线,故要在桨叶位移场描述中反映这一特点(如图 1 所示),其中定义桨叶后掠角为正,上反角为正。

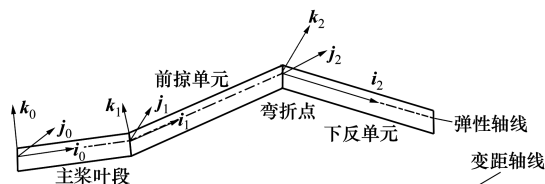


图 1 复杂三维外形桨叶单元示意图

建立桨叶三维折点处相邻 2 个单元间的坐标转换矩阵以便保持桨叶空间位置的连续性。假设桨叶前掠段相邻 2 个单元夹角为 Λ_1 , 下反相邻单元夹角为 Λ_2 , 其坐标矩阵关系为

$$\begin{bmatrix} i_0 \\ j_0 \\ k_0 \end{bmatrix} = \mathbf{T}_{\Lambda_1} \begin{bmatrix} i_1 \\ j_1 \\ k_1 \end{bmatrix}, \quad \begin{bmatrix} i_1 \\ j_1 \\ k_1 \end{bmatrix} = \mathbf{T}_{\Lambda_2} \begin{bmatrix} i_2 \\ j_2 \\ k_2 \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中

$$\mathbf{T}_{\Lambda_1} = \begin{bmatrix} \cos\Lambda_1 & \sin\Lambda_1 & 0 \\ -\sin\Lambda_1 & \cos\Lambda_1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{T}_{\Lambda_2} = \begin{bmatrix} \cos\Lambda_2 & 0 & \sin\Lambda_2 \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\Lambda_2 & 0 & \cos\Lambda_2 \end{bmatrix} \quad (2)$$

桨叶弹性变形包括拉伸、挥舞、摆振位移形变以及挥舞、摆振、扭转弯曲形变。为保持桨叶单元间变形协调,保证桨叶弹性形变的连续性,在动力学模型中需建立桨叶折点处相邻单元的变形相容原则,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

$$\begin{aligned} \mathbf{U}_2 &= \mathbf{T}_s \mathbf{U}_1 \\ \mathbf{D}_2 &= \mathbf{T}_s \mathbf{D}_1 \end{aligned} \quad (3)$$

式中: $\mathbf{U}$ 表示未变形坐标; $\mathbf{D}$ 表示变形坐标,下标表示折点处相邻单元段, $\mathbf{T}_s$ 为节间转换矩阵。

通过节点转换矩阵以及折点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。

1.2 动力学模型

基于 Hodges 中等变形梁理论并考虑任意的桨叶前/后掠,上/下反和非线性扭转分布,通过坐标转换矩阵,建立弹性变形桨叶上任意点的位置矢量及速度表达式,最后根据 Hamilton 原理建立旋翼动力学方程,表达式为

$$\int (\delta U - \delta T - \delta W) = 0 \quad (4)$$

式中: δU 为系统应变能变分项; δT 为动能变分项, δW 为外载荷做功项。动能项包括桨叶旋转产生的动能,外载荷主要由气动力贡献。旋翼气动力模型部分基于升力线理论,采用了非线性准定常气动力模型。

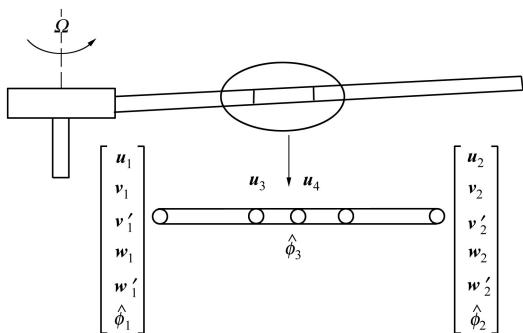


图 2 弹性桨叶 15 自由度梁单元模型示意图

采用 15 自由度梁单元模型进行有限元离散,图 2 中 u, v, w, ϕ 表示该单元节点处拉伸、摆振、挥舞和扭转弯曲,下标为单元节点编号。根据弹性桨叶变

形前后的非线性转换矩阵,以及桨叶折点相邻单元的变形相容原则,推导出桨叶局部有限元单元阵与有限元总体阵的非线性转换关系,并最终组集得到旋翼动力学方程。

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

(5)

1.3 模型验证

本文以 UH-60A 旋翼作为验证对象,与公开试验数据^[18-19]进行验证对比。UH60-A 旋翼为后掠桨尖外形,其主要参数如表 1 所示。

表 1 UH60A 旋翼主要参数

参数	数值
旋翼半径/m	8.1778
桨叶片数	4
额定转速/(r·min ⁻¹)	257
旋翼实度	0.0821
桨尖后掠角/(°)	-20
后掠半径位置	0.928 6
桨叶扭转/(°)	-16

图 3 是 UH60-A 旋翼前五阶模态频率对比结果(图中 L,F,T 分别表示摆振,挥舞和扭转模态),计算结果与试验值吻合度良好,二阶摆振与一阶扭转模态频率计算结果与试验值存在一定误差,但不超过 5%,表明本文建立的复杂三维外形旋翼动力学模型准确有效。

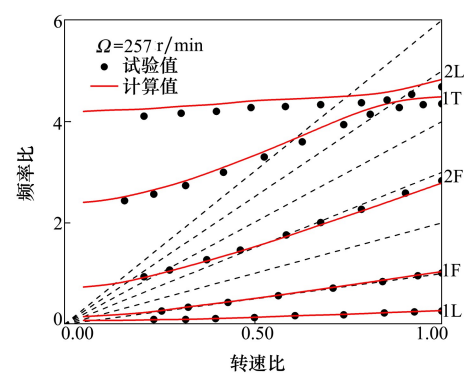


图 3 UH60-A 旋翼共振图

2 复杂三维外形旋翼气弹稳定性影响分析

为排除桨叶自身剖面结构特性变化影响,分析

复杂三维外形引起的结构耦合和气弹稳定性问题,以 BO105 旋翼^[20]为研究对象,其桨叶外形为平直矩形且无预扭,桨叶结构为均质柔性特征。本节针对后掠角,上反角以及组合参数影响开展旋翼气弹稳定性影响分析。

2.1 桨尖后掠

固定桨尖 0.9R,选取后掠角[-30°, 30°],计算桨叶前六阶模态频率并得到图 4,结果显示桨尖后掠对一阶扭转和三阶挥舞模态频率有影响。扭转模态频率随着桨尖弯折角度增大而减小,三阶挥舞模态频率变化不明显,表明桨尖后掠引起了桨叶挥舞-扭转结构耦合作用。

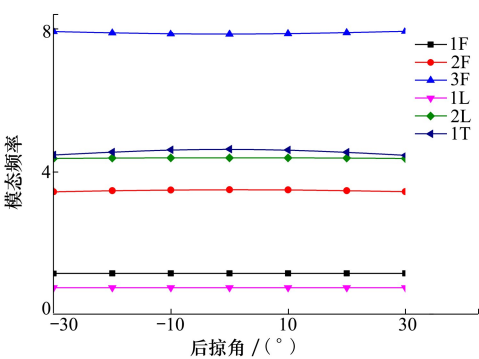


图 4 模态频率计算结果

提取桨叶一阶挥舞基频中的扭转振型成分得到图 5,结果显示桨尖后掠在扭转方向产生负耦合作用(抬头效应),这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,且桨尖离心力偏离产生拉直效应,加剧了扭转方向的“网球拍效应”,最终使得对扭转方向产生了负耦合作用。反之,前掠角对扭转产生正耦合作用,但这种耦合作用对于桨叶低阶固有频率几乎没有影响,主要体现在高阶固有频率上。

图 6 和图 7 为配平状态下扭转和挥舞稳定性计算结果。图 6 结果表明一阶扭转模态阻尼比随着桨尖后掠角度增大而减小,尤其是大后掠角度下扭转模态阻尼比急剧下降,最大降低 90%,继续加大后掠角会出现扭转发散问题。桨尖段后掠使桨尖重心向后缘方向移动,当重心位置在变距轴线之后,即存在“经典颤振”问题。挥舞阻尼主要受气动阻尼支配,本身具有很好的稳定性域度,且在一定范围内挥舞稳定性随着速度增加而增加,图中挥舞稳定性随着桨尖弯折角度增大而减小,也受到扭转不稳定影响以及离心力偏置影响。

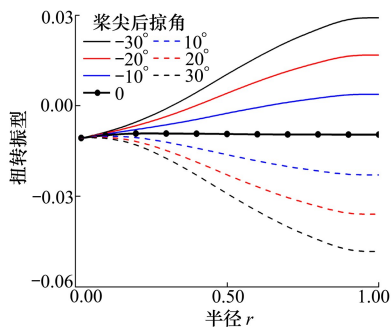


图 5 一阶挥舞模态下的扭转振型结果

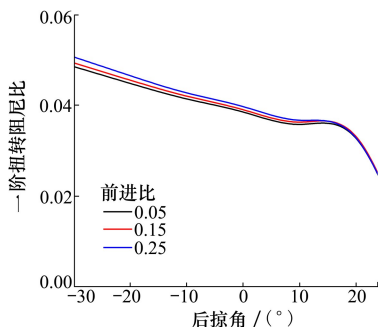


图 6 一阶扭转阻尼比计算结果

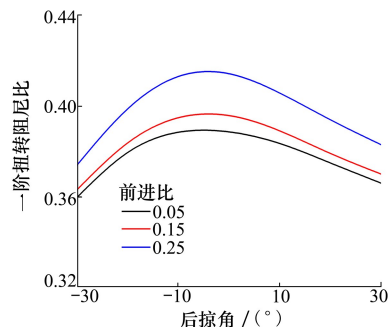


图 7 一阶挥舞阻尼比计算结果

2.2 桨尖上反

固定桨尖 $0.9R$, 选取上反角 $[-30^\circ, 30^\circ]$, 计算桨叶前六阶模态频率并得到图 8, 结果表明桨尖上/下反对二阶摆振模态频率有明显影响, 且随弯折角度增大而减小, 而对于一阶扭转模态频率影响微小, 表明桨尖上/下反会引起摆振-扭转方向耦合。与后掠结果类似, 桨尖上/下反对低阶模态频率几乎无影响。

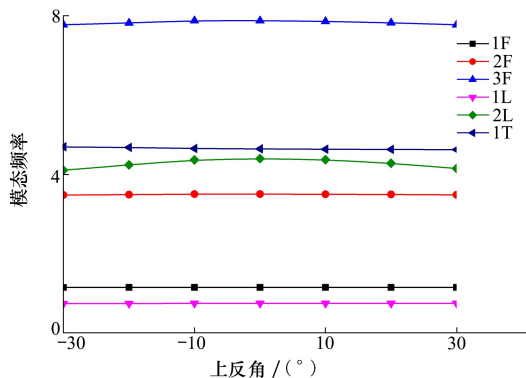


图 8 模态频率计算结果

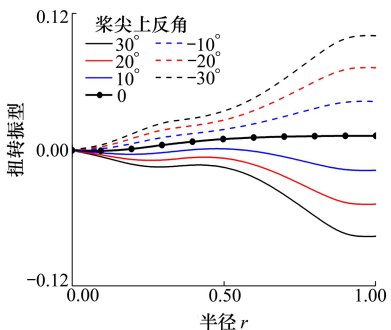


图 9 一阶摆振模态下的扭转振型结果

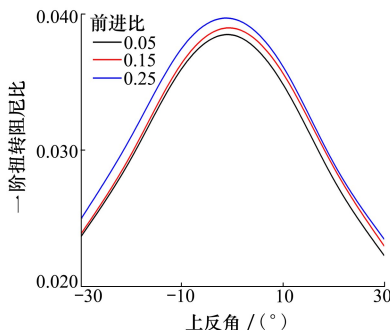


图 10 一阶扭转阻尼比计算结果

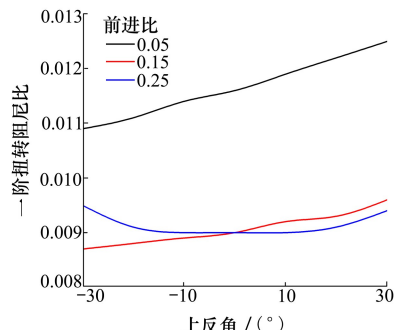


图 11 一阶摆振阻尼比计算结果

提取桨叶一阶摆振基频中的扭转振型成分得到图 9。结果表明桨尖上反对扭转产生负耦合作用（抬头效应），反之下反引起扭转正耦合作用。桨尖下反造成桨尖哥氏力相对于变距轴线产生偏置效应，在扭转方向产生低头效应，上反则产生抬头效应，同时桨尖离心力偏离变距轴线产生的“网球拍效应”也加剧了摆振-扭转方向的结构耦合。但这种耦合作用对于桨叶低阶固有频率几乎没有影响，主要体现在高阶固有频率上。

图 10 和图 11 为前飞状态下的扭转和摆振稳定性计算结果。BO105 旋翼为无铰式柔性桨叶设计，其桨叶摆振方向气动阻尼本身就非常小，通过在桨毂上增加减摆器以提高摆振阻尼。桨叶弯折角增大，一阶扭转模态阻尼比减小，最大降低 62%；摆振模态阻尼比随桨叶上反角增大而增大。因为哥氏力主要受桨叶挥舞运动影响，桨尖上反对哥氏力影响小，但桨尖重心距离变距轴线位置受上下反影响，且存在正负号变化，对扭转阻尼比影响大。

2.3 桨叶三维组合设计

先进旋翼设计多采用三维组合设计理念（见图

12），BERP 桨叶采用了后掠带下反设计，Blue Edge 桨叶采用了更为激进的前突后掠带下反设计，其旋

翼气弹稳定性更为复杂。本节针对后掠带下反以及前突后掠带下反 2 种组合设计的扭转稳定性开展计算分析。

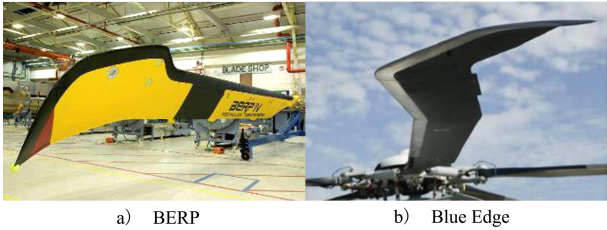


图 12 复杂三维外形桨叶^[3-4]

固定桨尖 $0.9R$, 选取后掠带下反组合弯折角 $[-30^{\circ}, 30^{\circ}]$, 计算其一阶扭转阻尼比并得到图 13,

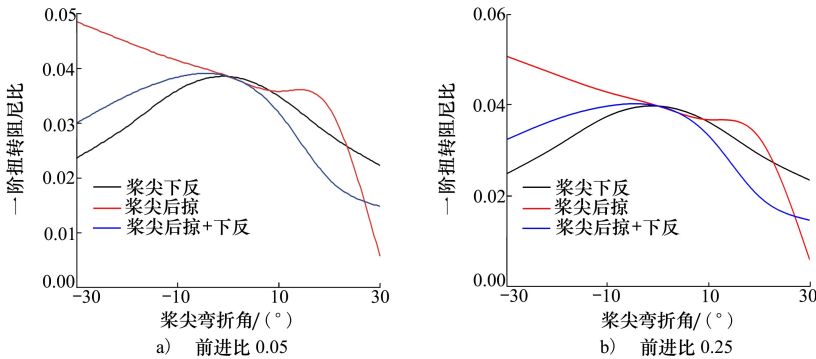


图 13 一阶扭转阻尼比计算结果

3 结 论

本文基于中等变形梁理论,在桨叶运动学描述中引入节点转换矩阵和有限元总体阵组集中引入变形相容原则,发展并建立了面向复杂三维外形旋翼的动力学模型,针对桨尖后掠角,上反角以及组合参数开展了旋翼气弹稳定性影响分析,并得到以下结论:

1) 桨尖后掠引起桨叶挥舞-扭转结构负耦合效应,弯折角度越大,一阶扭转模态频率越低;前掠角

结果表明 2 种前飞状态的一阶扭转模态阻尼比变化趋势几乎相同,桨尖后掠带下反的一阶扭转模态阻尼比随弯折角度增大而减小,是因为桨尖前掠能提高扭转稳定性,而上反降低稳定性,故在桨尖前掠+上反组合时呈现“中和”效果,而在桨尖后掠+下反组合式时稳定性又存在“叠加”效果,导致一阶扭转模态阻尼比更低。

在桨尖 $0.9R$ 后掠带下反角 30° 基础上,计算 $0.75R$ 处前掠 ($[0^{\circ}, 30^{\circ}]$ 范围) 的一阶扭转模态阻尼比得到图 14。结果显示增大前掠角能提高一阶扭转模态阻尼比,即说明在后掠下反基础上在桨叶中段设置前掠,能将桨叶外段重心整体向前缘方向偏移,提升了扭转稳定性,也表明复杂三维外形桨叶可适当通过前掠设置提高扭转稳定性。

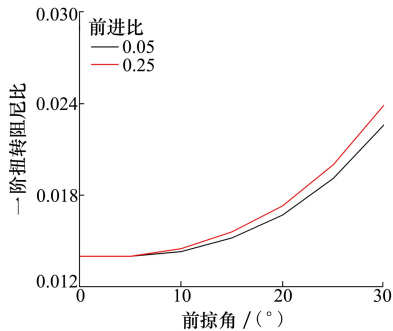


图 14 一阶扭转阻尼比计算结果

度增大能提升一阶扭转模态阻尼比,但后掠角度增大使扭转模态阻尼比降低,最大降低 90%,容易引发颤振问题。

2) 桨尖下反引起桨叶摆振-扭转结构正耦合效应,弯折角度越大,二阶摆振频率越低;且弯折角度越大,一阶扭转模态阻尼比越低,最大降低 62%。

3) 桨尖后掠带下反会使得扭转稳定性大大降低,适当设置桨尖前掠能有效提升扭转稳定性。

复杂三维外形桨叶的扭转稳定性问题,也必将引起桨叶载荷和操纵载荷问题,也是复杂三维外形旋翼设计时必然面临和考虑的问题之一。

参考文献:

[1] 徐国华,史勇杰,招启军,等. 直升机旋翼气动噪声的研究新进展[J]. 航空学报, 2017, 38(3): 18-33
XU Guohua, SHI Yongjie, ZHAO Qijun, et al. New research progress in helicopter rotor aerodynamic noise[J]. Acta Aeronautica & Astronautica Sinica, 2017, 38(3): 18-33 (in Chinese)

- [2] 刘孝辉, 徐新喜, 白松, 等. 军用直升机振动与噪声控制技术[J]. 直升机技术, 2013(1): 67-72
LIU Xiaohui, XU Xinxu, BAI Song, et al. Vibration and noise control technology on military helicopters[J]. Helicopter Technique, 2013(1): 67-72 (in Chinese)
- [3] STAUART Moffatt, NICHOLAS Griffiths. Structural optimization and aeroelastic tailoring of the BERP IV demonstrator blade [C]//The 65th American Helicopter Society Annual Forum, Grapevine, 2009: 770-789
- [4] JEAN Francois, CEDRIC Lanouette. Lift off of H160 with Blue Edge™ blade [C]//The 77th Annual Vertical Flight Society Forum and Technology Display, Fairfax, USA, 2021: 749-754
- [5] CATHERINE Johnson, GEORGE Barakos. A framework for the optimization of a BERP-like blade [C]//The 38th European Rotorcraft Form, Amsterdam, Netherlands, 2012: 315-339
- [6] BEREND G, CHRISTOPH Kessler, YVES Delrieux, et al. Form ERATO basic research to the Blue Edge™ rotor blade [C]//The 72nd American Helicopter Society Annual Forum, Florida, 2016: 3052-3070
- [7] CHENG Chi, ANUBHAV Datta, INDERJIT Chopra. Investigation of 3-D strains on highly-twisted swept tip composite rotor blades [C]//The 75th Annual Vertical Flight Society Forum and Technology Display, Philadelphia, USA, 2019: 3457-3472
- [8] KIM K C. Dynamic analysis of advanced tip rotors including three-dimensional aerodynamics [D]. Maryland: University of Maryland, 1990
- [9] EMANUELE Piccione, GIOVANNI Bernardini. Structural-aeroelastic finite element modeling for advanced-geometry rotor blades [J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2012, 84(6): 367-375
- [10] 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 Qijun, XU Guohua. 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)
- [11] 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 Aerodynamicica, 2013, 31(4): 454-461 (in Chinese)
- [12] 曹亚雄, 樊枫. 带下反桨尖旋翼气动噪声数值分析[J]. 直升机技术, 2018, 195(1): 7-19
CAO Yaxiong, FAN Feng. Numerical simulation of aeroacoustics of rotors with different anhedral blade tips [J]. Helicopter Technique, 2018, 195(1): 7-19 (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 Pingan, 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] 高乐, 胡和平, 周云. 基于无轴承模型旋翼性能试验的桨尖选型研究[J]. 航空科学技术, 2018, 29(1): 74-78
GAO Le, HU Heping, ZHOU Yun. Research on the blade tips selection based on a scale-model of bearingless rotor test [J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29(1): 74-78 (in Chinese)
- [15] 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 Weidong, DENG Jinghui. 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)
- [16] 张俊豪, 夏品奇. 含不同桨尖的无轴承旋翼直升机气动机机械稳定性[J]. 振动工程学报, 2019, 32(8): 609-618
ZHANG Junhao, XIA Pinqi. Aeromechanical stability of bearingless rotor helicopter with different blade tip shapes [J]. Journal of Vibration Engineering, 2019, 32(8): 609-618 (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 Xudong, GAO Le, DENG Jinghui. 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] DAVIS S J. Predesign study for a modern 4-bladed rotor for the RSRA [R]. NASA CR-166155, 1981
- [19] HAMADE K S, KUFELD R M. Modal analysis of UH-60A instrumented rotor blades [R]. NASA TM-4239, 1990
- [20] BIR G S, CHOPRA I. University of maryland advanced rotorcraft code (UMARC) theory manual [R]. UMAERO Report 92-02, 1992

Aeroelastic stability analysis of rotor blade with complex three-dimensional design

DENG Jinghui, YU Zhihao, ZHOU Yun, SONG Bin

(Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics Laboratory, CHRDI, Jingdezhen 333001, China)

Abstract: A rotor dynamic analysis method for the complex three-dimensional design blade was developed and applied to analyzing its aeroelastic stability. Based on the medium-size deformation beam theory and Hamilton principle, the joint transfer matrix was used in the blade kinematic and the deformation compatibility principle was used in the assembled finite element matrix to develop the complex three-dimensional rotor structural dynamics model. The BO105 rotor was used to validate this method and the aeroelastic characteristic of the complex three-dimensional rotor was analyzed in detail. The results showed that the negative structural coupling of flap-torsion was appeared with tip sweep, and the 1/rev torsion modal frequency was decreased, and the 1/rev torsion modal damping ratio was maximally decreased about 90%. The positive structural coupling of lag-torsion was appeared with tip droop, the 2/rev lag modal frequency was decreased, the 1/rev torsion modal damping ratio was maximally decreased about 62%. The torsion stability was sharply decreased with tip sweep and droop design.

Keywords: helicopter; rotor; aeroelastic stability; sweep; droop

引用格式: 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 Jinghui, YU Zhihao, ZHOU Yun, 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)