

万向铰式倾转旋翼整体模态分析与试验

侯 鹏¹ 董凌华¹ 黄文俊² 杨卫东¹

(1. 南京航空航天大学直升机旋翼动力学重点实验室, 南京, 210016;

2. 中国直升机设计研究所旋翼系统设计研究室, 景德镇, 333001)

摘要:针对带有复杂几何外形桨叶的万向铰式倾转旋翼,利用有限元法进行动力学建模,并对根部自由桨叶以及安装在台架上的旋翼进行模态分析。利用 LMS 系统通过局部坐标与整体坐标相结合的方式对模型桨叶及旋翼进行模态测量,并将实验的模态识别结果与理论分析结果进行对比,相互验证了实验方法与分析方法的有效性与合理性,结果表明所建立分析模型及方法实用性强,可以有效分析万向铰式倾转旋翼的固有特性。

关键词:直升机;旋翼;倾转旋翼;万向铰桨毂;模态分析

中图分类号:V216.2

文献标识码:A

文章编号:1005-2615(2011)03-0423-06

Analysis and Experimentation of Integrated Mode of Tiltrotor with Universal Joint Hub

Hou Peng¹, Dong Linghua¹, Huang Wenjun², Yang Weidong¹

(1. Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics Laboratory, Nanjing University of Aeronautics

& Astronautics, Nanjing, 210016, China;

2. Rotor System Design Office, China Helicopter Research and Development Institute,

Jingdezhen, 333001, China)

Abstract:Based on finite element method (FEM), dynamic model of tiltrotor with universal joint hub and advanced geometry blades is established. Modes of the free-free blades and the rotor are analyzed, and modes measurement of the blades and the rotor is accomplished with LMS system by combining local coordinates with global ones. Results of mode identification in experiment are compared with calculation results. Availability and rationality are verified between experimental procedure and analytical method. The comparison shows that the established model has a great practicability and a good ability to analyze natural characteristic of tiltrotor with universal joint hub.

Key words: helicopter; rotor; tiltrotor; universal joint hub; model analysis

倾转旋翼飞行器是一种新型的旋翼飞行器,可倾转的旋翼成对地安装在机翼的两端,兼具直升机垂直起降和飞机快速前飞优点。当倾转旋翼飞行器以直升机模式垂直飞行及小速度前飞时,由于飞行速度低,机翼上的操纵面操纵效率很低,飞行姿态的改变主要靠旋翼控制。若倾转旋翼飞行器以直升机模式前飞,需要机翼两端的旋翼桨盘前倾,桨盘拉力的水平分量拉动倾转旋翼飞行器前飞;当直升机模式工作的倾转旋翼桨盘一端向前倒,一端向后倒时,两端旋翼的气动力分量产生偏航所需的气动

力矩^[1]。因此,为了确保正常飞行,倾转旋翼飞行器的旋翼需要保留挥舞运动自由度。通过几十年的发展,现在的倾转旋翼飞行器通常采用万向铰式的旋翼结构。

旋翼系统是倾转旋翼机垂直起降与前飞的主要动力来源,也是振动的重要来源^[2]。在设计阶段必须对旋翼及桨叶的动力学固有特性进行分析,以避免旋翼/机翼耦合系统出现不必要的共振^[3]。万向铰式旋翼结构特殊,不同于常规直升机旋翼,桨叶挥舞自由度并不完全独立,各片桨叶刚体挥舞是

由桨毂的刚体运动决定,因而万向铰式倾转旋翼的固有特性分析需要具有针对性的建模。

倾转旋翼桨叶具有较大的负扭转,桨叶外形也远比直升机桨叶复杂。针对万向铰式的倾转旋翼结构,采用空间梁单元对桨叶进行有限元建模,利用多体动力学混合坐标的方式描述桨叶的空间运动变形^[4],模型考虑了万向铰的刚体运动同桨叶弹性变形之间的耦合,并且在有限元模型中充分考虑了复杂几何外形桨叶的预扭,上反下反和前掠后掠等几何参数及剖面质心和刚度等动力学参数变化的影响。

1 万向铰式倾转旋翼的动力学建模

如图1所示,万向铰桨毂在不旋转坐标系下有两个刚体转动自由度 β_{GC} 和 β_{GS} 。旋翼上第*i*片桨叶的刚体挥舞可以表示为

$$\beta_G^i = \beta_{GC} \cos(\psi_i) + \beta_{GS} \sin(\psi_i) \quad (1)$$

式中 ψ_i 为第*i*片桨叶的方位角。从式(1)中就可以看出,采用万向铰桨毂形式的旋翼,桨叶挥舞自由度并不完全独立,各片桨叶刚体挥舞是由桨毂的刚体运动决定。

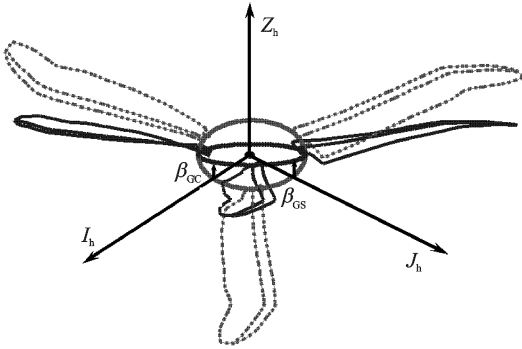


图1 万向铰旋翼在不旋转坐标系下刚体挥舞示意图

倾转旋翼桨叶为适合螺旋桨大入流状态的工作需要,通常具有 $40 \sim 50^\circ$ 的负扭转,为降低桨毂载荷,桨毂通常设计有一定的预锥角。为降低高速飞行时气动压缩性及动态失速的影响,降低旋翼噪声,具有先进几何外形的倾转旋翼桨叶通常还具有一定的下反角及比较大的后掠角。带有下反角及后掠角会导致远比常规直桨叶复杂的离心力及哥氏力,对桨叶产生明显的弯扭及拉扭耦合效应影响。在动力学分析时,具有先进几何外形的倾转旋翼桨叶几何非线性影响更加明显,对于桨叶剖面刚度,尤其是扭转刚度的分析精度要求比较高。

根据桨叶的几何构型,桨叶参照弹性轴离散为一系列的具有不同下反角及后掠角的直梁单元,各

梁单元的弹性轴为直线,相邻单元首尾相接,考虑剖面质心相对弹性轴的偏置。为了方便描述旋转桨叶的空间位置及运动变形,需要建立一系列的参考坐标系^[5-9]:不旋转的桨毂坐标系(下标h),旋转坐标系(下标r),桨叶变矩轴线坐标系(下标u),未变形桨叶坐标系(下标p),单元坐标系(下标k),未变形剖面坐标系(下标c),变形剖面坐标系(下标d)。

坐标系间的转换关系为

$$T_{rh} = \begin{bmatrix} \cos(\psi_i) & \sin(\psi_i) & 0 \\ -\sin(\psi_i) & \cos(\psi_i) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$T_{ur} = \begin{bmatrix} \cos(\beta_p + \beta_G^i) & 0 & \sin(\beta_p + \beta_G^i) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin(\beta_p + \beta_G^i) & 0 & \cos(\beta_p + \beta_G^i) \end{bmatrix} \quad (3)$$

式中 β_p 为预锥角。

$$T_{pu} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & \cos(\theta_{con} + K_\beta \beta_G^i + \theta_s) \\ 0 & -\sin(\theta_{con} + K_\beta \beta_G^i + \theta_s) \\ & 0 \\ & \sin(\theta_{con} + K_\beta \beta_G^i + \theta_s) \\ & \cos(\theta_{con} + K_\beta \beta_G^i + \theta_s) \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中: θ_{con} 为控制桨距输入, K_β 为挥舞变矩调节系数, θ_s 为变矩铰弹性变形。

$$T_{cpk} = \begin{bmatrix} \cos(\Lambda_{1k}) & \sin(\Lambda_{1k}) & 0 \\ -\sin(\Lambda_{1k}) & \cos(\Lambda_{1k}) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \cos(\Lambda_{2k}) & 0 & \sin(\Lambda_{2k}) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin(\Lambda_{2k}) & 0 & \cos(\Lambda_{2k}) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\Lambda_{3k}) & \sin(\Lambda_{3k}) \\ 0 & -\sin(\Lambda_{3k}) & \cos(\Lambda_{3k}) \end{bmatrix} \quad (5)$$

式中: Λ_{1k} 为后掠角, Λ_{2k} 为上反角, Λ_{3k} 为结构扭转角。

$T_{dc} =$

$$\begin{bmatrix} 1 - \frac{1}{2}v'^2 - \frac{1}{2}w'^2 & \cos(\theta_i + \phi)v' - \sin(\theta_i + \phi)w' \\ -v' & \cos(\theta_i + \phi)(1 - \frac{1}{2}v'^2) + \sin(\theta_i + \phi)v'w' \\ -w' & \sin(\theta_i + \phi)(-1 + \frac{1}{2}w'^2) \\ & \sin(\theta_i + \phi)v' + \cos(\theta_i + \phi)w' \\ \sin(\theta_i + \phi)(1 - \frac{1}{2}v'^2) - \cos(\theta_i + \phi)v'w' \\ & \cos(\theta_i + \phi)(1 - \frac{1}{2}w'^2) \end{bmatrix} \quad (6)$$

式中: θ_i 为结构扭转角, ϕ 为弹性扭转角。

第 i 片桨叶的第 k 个单元上某一剖面上的点 (s, η, ζ) 在惯性坐标下的位置矢量表示为

$$\begin{aligned} \mathbf{R}_{ik} = & (\mathbf{T}_{pu}\mathbf{T}_{ur}\mathbf{T}_{rh})^T \{X_{kio}, Y_{kio}, Z_{kio}\}^T + \\ & (\mathbf{T}_{cp}\mathbf{T}_{pu}\mathbf{T}_{ur}\mathbf{T}_{rh})^T \{s + u, v, w\}^T + \\ & (\mathbf{T}_{dc}\mathbf{T}_{cp}\mathbf{T}_{pu}\mathbf{T}_{ur}\mathbf{T}_{rh})^T \{0, \eta, \zeta\}^T \quad (7) \end{aligned}$$

式中: \mathbf{T} 表示转换矩阵, 下标表示转换的坐标系; $\{X_{kio}, Y_{kio}, Z_{kio}\}^T$ 分别为第 i 片桨叶的第 k 个单元弹性轴的首节点在未变形桨叶坐标系内位置坐标; s 为单元坐标系内的局部坐标; $\{u, v, w\}^T$ 为第 i 片桨叶的第 k 个单元 $(s, 0, 0)$ 处弹性轴的弹性位移。 \mathbf{R}_{ik} 的表达式体现了万向铰式倾转旋翼桨叶的万向铰自由度与桨叶弹性变形自由度之间的耦合关系。

桨叶的运动方程可由 Hamilton 原理导出, 由于桨叶被离散成若干个梁单元, 则 Hamilton 原理的离散形式可写成

$$\int_{t_1}^{t_2} \sum_{k=1}^N (\delta U_k - \delta T_k - \delta W_k) dt = 0 \quad (8)$$

式中: N 为单元总数; $\delta U_k, \delta T_k, \delta W_k$ 分别为第 k 个单元的虚应变能、动能变分和外力虚功。

桨叶第 k 个单元虚应变能^[9]为

$$\delta U_k = \int_0^{L_k} \iint_A (\sigma_{xx} \delta \epsilon_{xx} + \sigma_{xy} \delta \epsilon_{xy} + \sigma_{xz} \delta \epsilon_{xz}) d\eta d\zeta ds \quad (9)$$

式中应变表达式如下

$$\begin{aligned} \epsilon_{xx} = & u' + \frac{v'^2}{2} + \frac{w'^2}{2} + (\eta^2 + \zeta^2) \left(\theta_0 \phi' + \frac{\phi'^2}{2} \right) - \\ & \lambda_r \phi'' - v'' [\eta \cos(\theta_0 + \hat{\phi}) - \zeta \sin(\theta_0 + \hat{\phi})] - \\ & w'' [\eta \sin(\theta_0 + \hat{\phi}) + \zeta \cos(\theta_0 + \hat{\phi})] \quad (10) \end{aligned}$$

$$\epsilon_{xy} = -\zeta \phi' \quad (11)$$

$$\epsilon_{xz} = \eta \phi' \quad (12)$$

桨叶第 k 个单元动能变分为

$$\delta T_k = \int_0^{L_k} \iint_A \rho \dot{\mathbf{R}}_{ik} \cdot \delta \dot{\mathbf{R}}_{ik} d\eta d\zeta ds \quad (13)$$

通过对运动方程进行线性化, 可以得到用于模态分析的质量与刚度矩阵。

2 万向铰式倾转旋翼整体模态测量

试验所用的倾转旋翼模型由 3 片大扭转马刀形桨叶和万向铰桨毂组成。如图 2 所示, 单片桨叶模态测量时, 桨叶根部利用橡皮筋悬挂在试验台架上, 模拟自由-自由的边界条件, 旋翼整体模态测量时旋翼安装在倾转旋翼台架上进行试验, 如图 3 所示, 测量旋翼在零转速条件下旋翼整体模态。

模态测量使用固定加速度测量点, 通过跑力锤测量的方式^[10-11], 借助 LMS 测试系统采集和处理加速度传感器信号, 分析模型桨叶及旋翼整体模态。由于所用旋翼桨叶构造复杂, 为准确分析旋翼整体模态, 根据旋翼实际外形建立贴近真实的几何关系, 每片桨叶划分 19 个剖面, 并在每个剖面靠近前缘和后缘的位置分别布置一个测量点; 在桨毂挥舞平面上布置有 9 个测量点。所建立的 LMS 测量模型如图 4 所示。

在测量模型中, 整副旋翼有 58 个测量剖面, 共 123 个测量点, 每一个测量剖面都建立有相对惯性系的局部坐标系, 每一测量点在局部坐标系下定义方向, 所定义的测量模型可以分析出旋翼的空间振型。

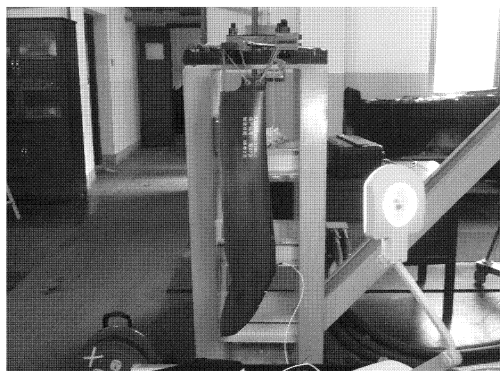


图2 自由-自由桨叶模态测量现场

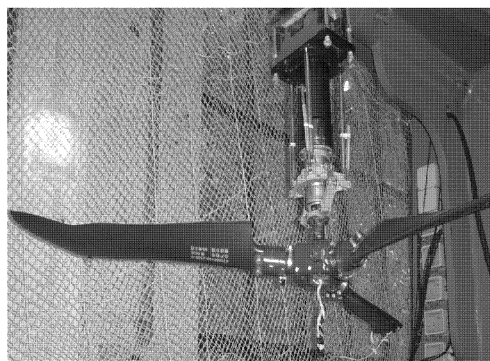


图3 万向铰式倾转旋翼整体模态测量现场

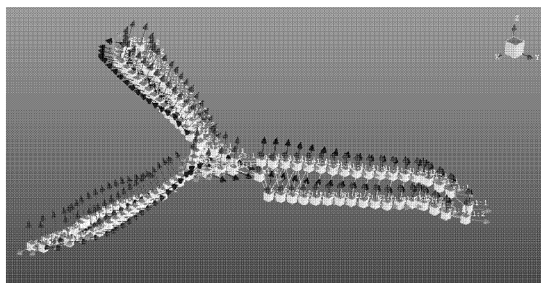


图4 LMS 测量模型几何建模

3 理论与测量结果对比与分析

为验证模型计算与试验结果对比的可能性,利用桨叶的桨叶剖面特性数据进行了根部自由桨叶模态的理论计算分析,根部自由桨叶频率实测值与计算值对比由表1给出。

根据实测模态分析及计算模态分析可知,测量的一阶模态为桨叶一阶挥舞模态,测量的二阶模态为桨叶二阶挥舞模态,测量的三阶模态为桨叶一阶扭转模态,测量的四阶模态为桨叶三阶挥舞模态。由表1对比结果可知,对自由-自由桨叶,挥舞模态的测量分析值与理论计算值吻合较好,桨叶扭转模态误差稍高一点。其误差可能主要来自以下两个方面:根据桨叶设计参数计算得到的剖面特性参数与实际桨叶有差别;虽然在建模中考虑了单元对接点处的连续性假设,但是对于单元对接点,主要是几何外形发生明显变化的对接点处的剖面特性参数

计算难度大,尤其对扭转刚度估算的准确性影响比较大。

旋翼整体模态测量试验的模态频率实测值与计算值对比由表2给出,模态振型图对比由图5~10给出。试验过程中,共进行了3次模态测量,每个测量点采用5次平均,由于万向铰式模型旋翼桨毂的边界条件比较复杂,力锤敲击法没有完全激励出所有模态,模态测试分析中没有识别出所有模态。由结果对比可知:旋翼的整体振型分析结果与实测结果一致,模态振型中体现了由于下反及后掠等所带来的弯扭及拉扭耦合效应;万向铰式旋翼以集合型模态振动时,万向铰旋翼类似于常规的无铰式旋翼,当万向铰式旋翼以周期型模态振动时,万向铰旋翼类似于中心铰接式的跷跷板旋翼,旋翼与桨毂存在明显的刚柔耦合;旋翼集合型模态频率的理论计算结果与实测结果接近,旋翼周期型模态频率的理论计算结果与实测结果误差稍大。其误差主

表1 自由-自由桨叶固有频率试验值与计算值对比

阶次	1号桨叶试验值/Hz		2号桨叶试验值/Hz		3号桨叶试验值/Hz		4号桨叶试验值/Hz		计算值/Hz	相对误差/%
	第1次测量	第2次测量	第1次测量	第2次测量	第1次测量	第2次测量	第1次测量	第2次测量		
一阶	111.231	111.159	112.696	112.749	112.420	112.420	113.576	113.575	112.670	0.17
二阶	262.917	263.494	261.042	261.607	261.288	261.918	262.669	263.332	267.802	2.10
三阶	339.133	340.562	340.185	341.824	343.162	344.865	344.719	346.334	317.393	7.35
四阶	454.161	453.160	444.904	443.881	445.650	444.827	451.912	450.870	459.839	2.49

表2 旋翼整体挥舞固有频率实测值与计算值对比

旋翼整体模态识别	模态识别频率/Hz			理论分析模态频率/Hz	相对误差/%
	第1次测量	第2次测量	第3次测量		
一阶集合型挥舞	28.899	28.891	未识别出	26.918	6.84
二阶周期型挥舞	86.150	83.172	84.010	86.866	2.87
三阶集合型挥舞	300.755	299.77	301.092	311.337	3.59

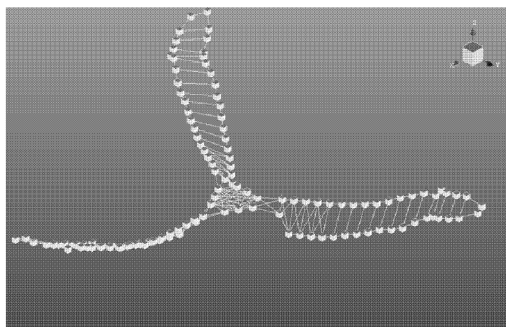


图5 旋翼一阶挥舞集合型实测振型

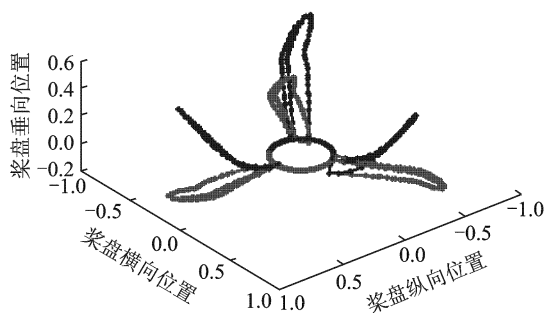


图6 旋翼一阶挥舞集合型理论计算振型

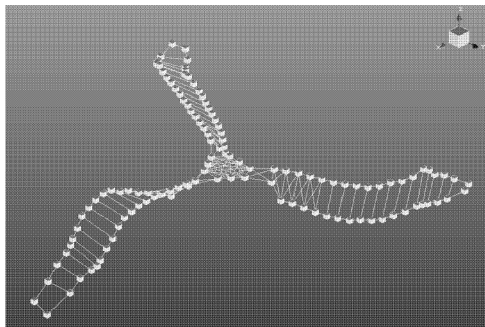


图 7 旋翼二阶挥舞周期型实测振型

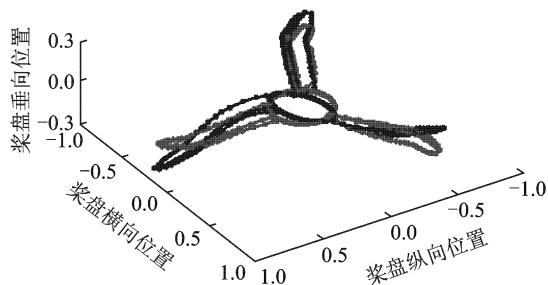


图 8 旋翼二阶挥舞周期型理论计算振型

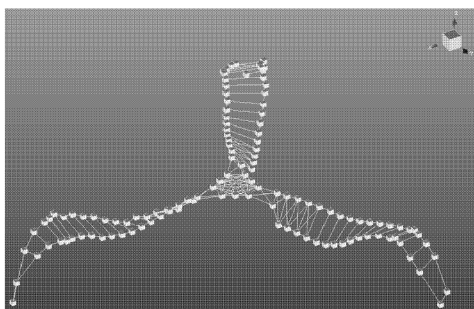


图 9 旋翼三阶挥舞集合理论计算振型

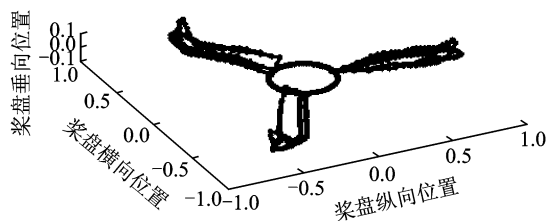


图 10 旋翼三阶挥舞集合理论计算振型

要是因为台架试验状态的边界条件比较复杂,计算模型对于支撑刚度、摩擦阻尼等边界条件的处理与实际情况有差别所致。

在旋翼不旋转情况下,LMS 系统未识别出万向铰桨毂的刚体模态,理论模型可以分析万向铰的刚体模态。模态振型图如图 11,12 所示,图中的刚体模态充分说明了万向铰桨毂的挥舞特性,各片桨叶的刚体挥舞由桨毂的两个挥舞自由度确定。

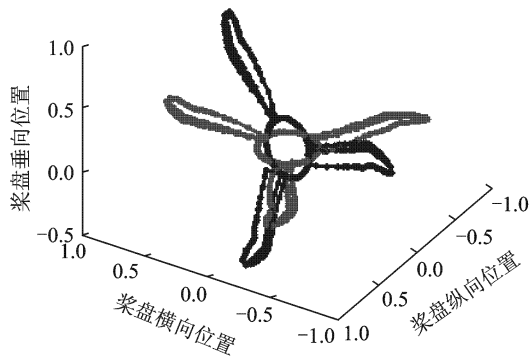


图 11 万向铰式旋翼 β_{GG} 刚体挥舞模态振型图

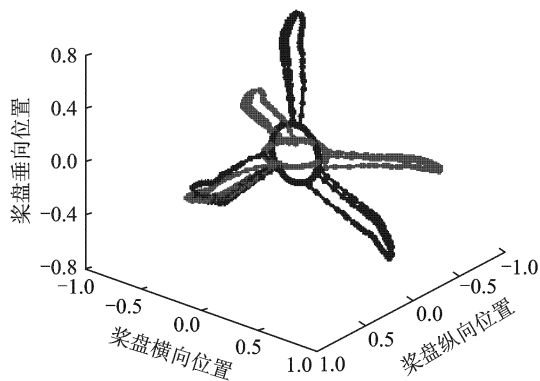


图 12 万向铰式旋翼 β_{GS} 刚体挥舞模态振型图

4 结束语

所建立的万向铰式倾转旋翼动力学分析模型可有效地对该构型旋翼进行固有特性的分析与研究。万向铰桨毂的旋翼整体模态测量验证了理论分析模型的有效性,尤其在计算安装有复杂几何构型桨叶的万向铰式倾转旋翼固有模态方面具有工程实用性,可为直升机设计部门在倾转旋翼系统的开发研制方面提供有效的分析手段。

倾转旋翼桨叶具有比较复杂的几何构型,桨叶为适合螺旋桨大入流状态的工作需要,通常具有较大的负扭转,为提高旋翼性能,桨叶通常还具有一定的上反角、下反角及比较大的后掠角。所建立的桨叶结构动力学模型除充分考虑了桨叶复杂的几何构型之外,还充分考虑了剖面质心和剖面刚度等动力学参数变化的影响。

在旋翼及桨叶的模态测试中,在测量几何点的布置上充分考虑了复杂桨叶的空间构型,利用局部坐标同总体坐标相结合的方式,可以更加真实地测量出复杂构型桨叶及旋翼的空间模态振型。通过实测结果与理论结果的对比,相互验证了试验方法与分析方法的有效性与合理性。

参考文献:

- [1] 高正,陈仁良. 直升机飞行动力学[M]. 北京:科学出版社,2003:10-23.
- [2] 张晓谷. 直升机动力学设计[M]. 北京:航空工业出版社,1995:4-45.
- [3] 薛立鹏,张呈林. 前飞状态倾转旋翼机气弹稳定性建模[J]. 航空动力学报,2009,24(2):255-261.
- [4] 黄文虎,邵成勋. 多柔体系统动力学[M]. 北京:科学出版社,1996:29-73.
- [5] Dong Linghua, Yang Weidong, Xia Pinqi. Multi-body aeroelastic stability analysis of tiltrotor aircraft in helicopter mode[J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2006,23(3): 161-167.
- [6] 董凌华,杨卫东,张呈林. 倾转旋翼/机翼耦合系统过渡状态气弹动力学试验研究[J]. 振动工程学报, 2008,21(5):465-470.
- [7] Larwood S M. Dynamic analysis tool development for advanced geometry wind turbine blades[D]. California: University of California, 2009:10-90.
- [8] Bir G S, Chopra I. Aeromechanical stability of rotorcraft with advanced geometry blades[J]. Mathematical and Computer Modelling, 1994, 19 (3/4): 159-191.
- [9] Venkat S, Inderjit C, Mark W N. Aeroelastic analysis of advanced geometry tiltrotor aircraft[C]//36th Structures, Structural Dynamics and Materials Conference and Adaptive Structures Forum. New Orleans, LA, United States:[s. n.], 1995:2611-2634.
- [10] 李其汉,陈志英,张大林. 螺旋桨桨叶试验模态分析[J]. 航空动力学报,1991,6(4):337-341.
- [11] 胡海岩,孙久厚,陈怀海. 机械振动与冲击[M]. 北京:航空工业出版社,2002:263-278.