

文章编号:1000-8055(2011)06-1237-07

无轴承式旋翼桨叶固有振动特性分析

李学常, 李 书

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 利用传递矩阵法,研究了无轴承式旋翼桨叶的固有振动特性,计算出了套管根部固支约束和弹簧约束时旋翼振动的固有频率,并给出了套管根部变距/摆振耦合对固有频率的影响,同时也研究了不同的模型参数对固有频率的影响,最后给出了根部弹簧约束时的部分模态振型. 结果表明,套管根部变距/摆振耦合对固有频率影响不大,总距角对各阶模态频率影响比较复杂,桨叶质心线到弹性轴线的距离只对高阶模态的频率略有影响.

关 键 词: 无轴承式旋翼; 传递矩阵法; 固有振动; 固有频率; 模态振型

中图分类号: V214.3⁺3; V214.3⁺4

文献标志码: A

Natural vibration analysis of bearingless rotor blades

LI Xue-chang, LI Shu

(School of Aeronautics Science and Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Natural vibration characteristics of bearingless rotor blades design were investigated by transfer matrix method, and the natural frequencies of blade vibration were calculated with a fixed or spring restrained torque tube end. Coupling of pitch/lead-lag was also considered. Parametric studies were performed to examine the effects of several model parameters on vibration natural frequencies. Some flapwise and chordwise bending mode shapes were revealed. The results indicate that pitch/lead-lag coupling of the torque tube end has little influence on natural frequencies, the pitch angle of blade has complex influence on natural frequencies, and the distance of mass center from elastic axis has slight influence on high natural frequencies.

Key words: bearingless rotor; transfer matrix method; natural vibration;
natural frequency; mode shape

符号表

A	横截面面积	y_i, z_i	根部第 i 个传力路径的坐标值, $i = 1, 2, 3$
d	表征变形的列向量		
e	质心线到弹性轴线的距离, 质心线在前时为正	I_y	挥舞方向惯性矩
E	弹性模量	I_z	摆振方向惯性矩
f	表征力的列向量	J	扭转惯性矩
G	剪切模量	k_m	横截面质量回转半径
		k_{m1}, k_{m2}	横截面常数

收稿日期:2010-05-11; 修订日期:2010-09-21

基金项目:国家自然科学基金(10772013)

作者简介:李学常(1985—),男,山东聊城人,硕士生,研究方向为无轴承式旋翼直升机动稳定性. E-mail:lx0715@126.com

l	柔性梁和套管的长度	T_x	桨叶 $x(l < x \leq R)$ 处的传递矩阵
m	单位长度的质量	T_x^i	根部第 i 个传力路径 $x(0 < x < l)$ 处的传递矩阵
M_x	x 方向上的扭矩	u, v, w	x, y, z 方向上的振动位移
M_y, M_z	y, z 方向上的力矩	V_x, V_y, V_z	x, y, z 方向上的力
N	离心力	x, y, z	三维正交坐标系, x 方向沿变形前的弹性轴线, y 方向指向桨叶前缘
q	状态向量	θ	总距角
q_1^i	柔性梁和套管根部状态向量	ϵ	v 在 x 方向上的斜率
q_2^i	连接体左侧状态向量	ξ	w 在 x 方向上的斜率
q_2^r	连接体右侧状态向量	ϕ	关于 x 轴的扭转变形
q_3	桨尖处状态向量	ω	旋翼振动固有频率
R	旋翼半径	Ω	旋翼旋转角速度
T	桨叶传递矩阵		
T^i	根部第 i 个传力路径的传递矩阵		

直升机旋翼动力学特性主要指其模态特性:固有频率及振型等,这些特性对于直升机动力学问题往往起重要的作用,而旋翼动力学特性在一定程度上又取决于其构造形式^[1].于20世纪七八十年代发展起来的无轴承式旋翼主要特点是去掉无铰式旋翼中的变距轴承,而完全以柔性梁(flexbeam)来连接桨叶和桨毂,通过套在柔性梁外面、连接桨叶和变距连杆的套管(torque tube)来实现变距操纵,这样使得机械结构进一步简化,降低了维护要求.无轴承式旋翼系统具有简单的结构形式和优异的飞行性能.西科斯基将无轴承旋翼技术成功地应用在UH-60“黑鹰”(Blackhawk)和S-76“精神”(Spirit)直升机的尾桨^[2].1978年,波音公司成功地制造出第一个无轴承结构的主旋翼系统,并成功地进行了飞行测试^[3].复合材料技术的迅速发展也使得无轴承式旋翼的研制取得了突破性进展,文献[4]即是一种先进的用复合材料完成的无轴承式旋翼柔性梁的设计形式.在最近的十几年内,已有多个型号的无轴承式旋翼直升机开始了生产制造,典型的有MD-900、欧直EC135等^[5].

传递矩阵(频率响应矩阵的一种形式)法是处理由线性方程控制的链条式结构的理想方法. Holzer最早利用传递矩阵法分析了杆的扭转运动. Murthy等利用一种与Holzer方法相似的方法分析了梁的弯曲-扭转振动^[6].传递矩阵法处理频域问题时具有矩阵规模固定的优点,在处理具有更多自由度的旋翼系统问题时,传递矩阵法具有比其他方法更高的效率^[7].

传递矩阵法在很早就已经被应用在直升机旋翼的振动特性分析上了,早期的应用主要是分析根部只有单一传力路径的传统形式的旋翼结构.

1986年, Murthy和Joshi提出了一种可以用于根部多传力路径的桨叶固有频率及模态计算的传递矩阵法,但是只给出了柔性梁和套管根部均固支时的情况^[8]. Murthy和Shultz对Murthy和Joshi的方法进行了推广,将其用于根部多传力路径无轴承式旋翼的非线性自主边值问题中^[6].对于变距/摆振耦合作用,薛海峰等曾研究过其对铰接式旋翼直升机空中共振稳定性的影响^[9].

本文根据无轴承式旋翼的实际结构将套管根部约束等效为弹簧约束,并且将柔性梁和套管分别作为研究对象计算其对应的传递矩阵.将套管根部约束分为固支约束和等效弹簧约束,当为弹簧约束时还考虑到变距/摆振耦合对旋翼固有振动特性的影响,计算出了套管两种不同的根部约束时的固有频率结果和部分模态振型.

1 传递矩阵法理论

将同时具有挥舞弯曲振动、摆振弯曲振动和扭转振动的桨叶结构简化成一弹性梁,则表征该弹性梁结构固有振动特性的微分方程^[10]为

$$\begin{aligned} (EAu')' + (\omega^2 + \Omega^2)mu &= 0 \quad (1) \\ -(Nv')' + [(EI_z \cos^2 \theta + EI_y \sin^2 \theta)v'' + \\ & (EI_z - EI_y) \cos \theta \sin(\theta w'')]'' - \\ m\Omega^2[v - e \sin(\theta \phi)] + [me\Omega^2 x \sin(\theta \phi)]' &= 0 \quad (2) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} -(Nw')' + [(EI_z - EI_y) \cos \theta \sin(\theta v'') + \\ (EI_z \sin^2 \theta + EI_y \cos^2 \theta)w'']'' - \omega^2 mw - \\ \omega^2 me \cos(\theta \phi) - [me\Omega^2 x \cos(\theta \phi)]' &= 0 \quad (3) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} -(GJ\phi')' + \Omega^2 m(k_{m2}^2 - k_{m1}^2) \cos(2\theta \phi) - \\ \omega^2 mk_{m1}^2 \phi + me\Omega^2 x[\cos(\theta w') - \sin(\theta v')] + \\ me(\omega^2 + \Omega^2) \sin(\theta v) - \omega^2 me \cos(\theta w) &= 0 \quad (4) \end{aligned}$$

取表征梁结构变形的向量为

$$\mathbf{d} = [u \quad w \quad v \quad \xi \quad \varepsilon \quad \phi]^T \quad (5)$$

表征梁结构内力的向量为

$$\mathbf{f} = [M_x \quad M_y \quad M_z \quad V_y \quad V_z \quad V_x]^T \quad (6)$$

则梁结构状态向量可表示为

$$\mathbf{q} = [u \quad w \quad v \quad \xi \quad \varepsilon \quad \phi \quad M_x \quad M_y \quad M_z \quad V_y \quad V_z \quad V_x]^T = \begin{Bmatrix} \mathbf{d} \\ \mathbf{f} \end{Bmatrix} \quad (7)$$

其中 $\xi = w', \varepsilon = v'$.

由此,可将由高阶微分方程(1)~(4)组成的方程组化为一阶微分方程组,写成矩阵形式为

$$\mathbf{q}'(x) = \mathbf{A}(x)_{12 \times 12} \mathbf{q}(x) \quad (8)$$

传递矩阵 $\mathbf{T}(x)$ 的定义式为

$$\mathbf{q}(x) = \mathbf{T}(x) \mathbf{q}(0) \quad (9)$$

其中 $\mathbf{q}(x)$ 为 x 位置的状态向量.

传递矩阵 $\mathbf{T}(x)$ 可由下式求解:

$$\mathbf{T}'(x) = \mathbf{A}(x) \mathbf{T}(x), \quad \mathbf{T}(0) = \mathbf{I} \quad (10)$$

其中系数矩阵 $\mathbf{A}(x)$ 由式(8)定义, $\mathbf{A}(x)$ 的表达式可参考文献[8].

传递矩阵 $\mathbf{T}(x)$ 只能用数值方法求解,利用具有较高计算精度的四级4阶龙格-库塔法求得 $\mathbf{T}(x)$ 在不同的 x 处的数值解.

为简化计算,特取柔性梁、套管和桨叶具有相同的材料常数且是均质的,对于非均质旋翼桨叶,柔性梁、套管和桨叶的弯曲刚度和扭转刚度等参数要表示成 x 的函数,这一点主要改变式(8)的系数矩阵 $\mathbf{A}(x)$,本文介绍的方法可以很容易地推广到非均质旋翼桨叶.

假设柔性梁、套管和桨叶的轴向拉压刚度的值相等,则桨叶上的离心力通过连接体以后在柔性梁(和套管)上近似等分配,根据套管根部的连接不同分为两种情况,各部分的离心力可按以下各式计算.

套管根部固支时柔性梁和套管部分离心力

$$N(x) = \Omega^2 \int_x^l m x dx + \frac{1}{3} \Omega^2 \int_l^R m x dx, \quad (0 \leq x < l) \quad (11)$$

套管根部弹簧约束时,套管部分离心力要向外通过连接体传递给柔性梁,因此柔性梁离心力为

$$N(x) = \Omega^2 \int_x^l m x dx + \frac{1}{2} \Omega^2 \int_0^R m x dx, \quad (0 \leq x < l) \quad (12)$$

套管离心力为

$$N(x) = \Omega^2 \int_x^l m x dx, \quad (0 \leq x < l) \quad (13)$$

两种情况下桨叶部分离心力为

$$N(x) = \Omega^2 \int_x^R m x dx, \quad (l \leq x \leq R) \quad (14)$$

2 旋翼固有振动特性

图1所示为一典型的无轴承式旋翼结构简图^[11].其主要特点为在套管根部有一销结构连接到桨毂,这一结构的存在使得套管根部存在变距/摆振结构耦合.图中将总距连杆结构等效成弹簧约束.

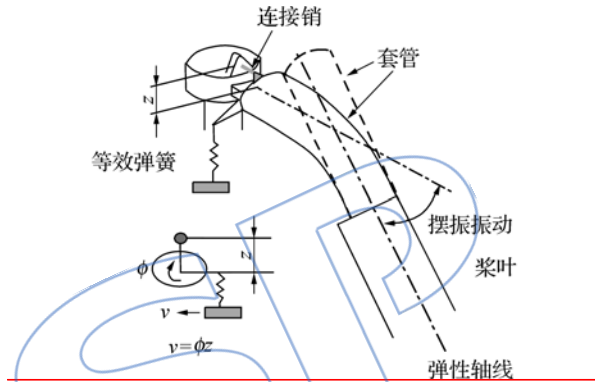


图1 无轴承式旋翼结构简图

Fig. 1 Structure diagram of bearingless rotor

本文所用无轴承式旋翼结构分析模型^[12]如图2所示,根部与桨毂连接处定义为三传力路径(两个代表柔性梁,一个代表套管).其中,柔性梁、套管和桨叶三个部分均作为弹性梁进行分析,连接体(clevis)作为刚体处理.

从连接体到桨尖的状态传递方程(对应桨叶部分)为

$$\mathbf{q}_3 = \begin{bmatrix} \mathbf{d}_3 \\ \mathbf{f}_3 \end{bmatrix} = \mathbf{T} \mathbf{q}_2 = \begin{bmatrix} \mathbf{T}_{11} & \mathbf{T}_{12} \\ \mathbf{T}_{21} & \mathbf{T}_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{d}_2 \\ \mathbf{f}_2 \end{bmatrix} \quad (15)$$

所以有

$$\mathbf{f}_3 = \mathbf{T}_{21} \mathbf{d}_2 + \mathbf{T}_{22} \mathbf{f}_2 \quad (16)$$

从根部到连接体的状态传递方程(对应柔性梁和套管部分)为

$$\mathbf{q}_2^i = \begin{bmatrix} \mathbf{d}_2^i \\ \mathbf{f}_2^i \end{bmatrix} = \mathbf{T}^i \mathbf{q}_1^i = \begin{bmatrix} \mathbf{T}_{11}^i & \mathbf{T}_{12}^i \\ \mathbf{T}_{21}^i & \mathbf{T}_{22}^i \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{d}_1^i \\ \mathbf{f}_1^i \end{bmatrix} \quad (17)$$

所以有

$$\mathbf{d}_2^i = \mathbf{T}_{11}^i \mathbf{d}_1^i + \mathbf{T}_{12}^i \mathbf{f}_1^i \quad (18)$$

$$\mathbf{f}_2^i = \mathbf{T}_{21}^i \mathbf{d}_1^i + \mathbf{T}_{22}^i \mathbf{f}_1^i \quad (19)$$

通过连接体的状态传递方程为

$$\mathbf{q}_2 = \begin{bmatrix} \mathbf{d}_2 \\ \mathbf{f}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{C}_i \mathbf{d}_2^i \\ \sum_{i=1}^3 \mathbf{D}_i \mathbf{f}_2^i \end{bmatrix} \quad (20)$$

其中

$$C_i = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & z_i & y_i & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & -y_i \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & z_i \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$D_i = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & -z_i & y_i & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & -y_i \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & z_i \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

以上各式中 $i = 1, 2, 3$.

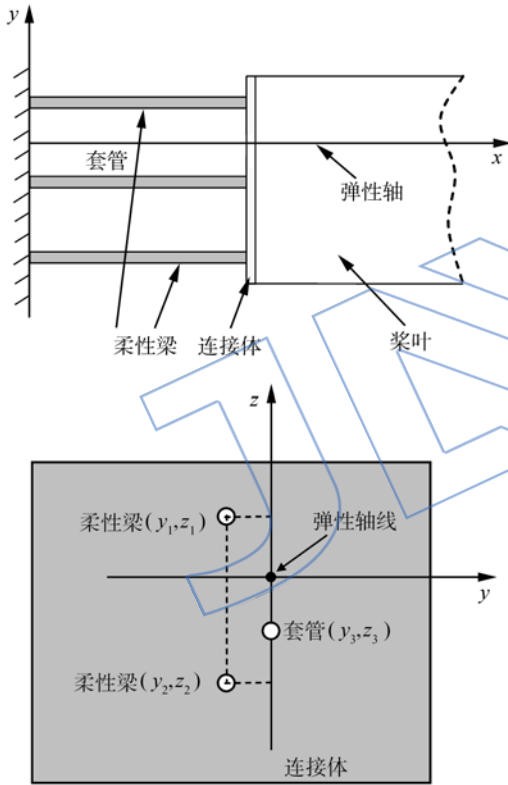


图2 根部三传力路径无轴承式旋翼结构模型

Fig. 2 Bearingless rotor model with a three-load-path end

2.1 套管和柔性梁建模

套管主要承受扭转变形,本文所取模型中,套管位置(图2中坐标 (y_3, z_3))在 z 轴上,但并不与弹性轴线重合,而是靠近桨叶后缘,具体数值为 $y_3=0, z_3=-1$.

柔性梁主要承受弯曲变形,两个柔性梁模型的坐标(图2中 (y_1, z_1) 和 (y_2, z_2))可以是任意

的.本文研究了两种不同的情况:

1) $y_1=1, z_1=0, y_2=-3, z_2=0$ 两个柔性梁均在 y 轴上,但是并不是关于弹性轴线对称分布,而是两个梁的中心点靠近桨叶后缘;

2) $y_1=0, z_1=2, y_2=0, z_2=-2$ 两个柔性梁均在 z 轴上,且关于弹性轴线对称分布.

不同的情况将会通过改变连接体的状态传递矩阵(C_i 和 D_i)来影响系统的弯曲刚度,进而影响系统固有振动的固有频率.

2.2 固有频率

当柔性梁和套管全部假设为根部固支时,则表征柔性梁和套管根部变形向量为 $d_1^i = 0$.

由式(18)可得

$$f_1^i = [T_{12}^i]^{-1} d_2^i \quad (21)$$

将式(21)代入式(19)可得

$$f_2^i = T_{22}^i [T_{12}^i]^{-1} d_2^i \quad (22)$$

由式(20)可得

$$d_2^i = [C_i]^{-1} d_2^i \quad (23)$$

$$f_2 = \sum_{i=1}^3 D_i f_2^i = \sum_{i=1}^3 D_i T_{22}^i [T_{12}^i]^{-1} d_2^i \quad (24)$$

将式(23)代入式(24)可得

$$f_2 = \sum_{i=1}^3 D_i T_{22}^i [T_{12}^i]^{-1} [C_i]^{-1} d_2^i \quad (25)$$

将式(25)代入式(16)可得

$$f_3 = \left\{ T_{21} + T_{22} \left[\sum_{i=1}^3 D_i T_{22}^i [T_{12}^i]^{-1} [C_i]^{-1} \right] \right\} d_2 \quad (26)$$

根据边界条件,桨尖处的力向量为 $f_3 = 0$,为使式(26)有非零解,则有

$$\det \left\{ T_{21} + T_{22} \left[\sum_{i=1}^3 D_i T_{22}^i [T_{12}^i]^{-1} [C_i]^{-1} \right] \right\} = 0 \quad (27)$$

式(27)即是无轴承结构旋翼振动的固有频率方程.

当套管为根部弹簧约束时,则套管根部的状态向量满足关系

$$d_1^3 = K f_1^3 \quad (28)$$

其中,套管根部若不存在变距/摆振耦合,则

$$K = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1/k_\phi & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

套管根部若存在变距/摆振耦合,则

$$\mathbf{K} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ z/k_\phi & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1/k_\phi & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

z 为变距/摆振耦合系数(前摆抬头时为正), k_ϕ 为套管根部约束的等效弹簧刚度.

此时,固有频率方程变为

$$\det\left\{\mathbf{T}_{21} + \mathbf{T}_{22}\left[\left(\sum_{i=1}^2 \mathbf{D}_i \mathbf{T}_{22}^i [\mathbf{T}_{12}^i]^{-1} [\mathbf{C}_i]^{-1}\right) + [\mathbf{D}_3 (\mathbf{T}_{21}^3 \mathbf{K} + \mathbf{T}_{22}^3) \mathbf{T}_{11}^3 \mathbf{K} + [\mathbf{T}_{12}^3]^{-1} [\mathbf{C}_3]^{-1}]\right\} = 0 \quad (29)$$

2.3 模态振型

由式(13)和式(26)可得

$$\mathbf{f}_3 = \mathbf{E} \mathbf{d}_3 = 0 \quad (30)$$

其中,对于套管根部固支约束时

$$\mathbf{E} = \left\{ \mathbf{T}_{21} + \mathbf{T}_{22} \left[\sum_{i=1}^3 \mathbf{D}_i \mathbf{T}_{22}^i [\mathbf{T}_{12}^i]^{-1} [\mathbf{C}_i]^{-1} \right] \right\} \mathbf{F}$$

对于套管根部弹簧约束时

$$\mathbf{E} = \left\{ \mathbf{T}_{21} + \mathbf{T}_{22} \left[\left(\sum_{i=1}^2 \mathbf{D}_i \mathbf{T}_{22}^i [\mathbf{T}_{12}^i]^{-1} [\mathbf{C}_i]^{-1} \right) + [\mathbf{D}_3 (\mathbf{T}_{21}^3 \mathbf{K} + \mathbf{T}_{22}^3) \mathbf{T}_{11}^3 \mathbf{K} + [\mathbf{T}_{12}^3]^{-1} [\mathbf{C}_3]^{-1}] \right] \right\} \mathbf{F}$$

其中 $\mathbf{F} = (\mathbf{T}_{11} - \mathbf{T}_{12} [\mathbf{T}_{22}]^{-1} \mathbf{T}_{21})^{-1}$.

方程(30)为一线性齐次方程,可用一般的数学方法计算出该方程的基本解. 本文将 ω_3 取为 1, 所得 $\mathbf{d}_3$ 即为桨尖处的模态振型.

由式(13)可得连接体右侧的模态振型

$$\mathbf{d}_2 = \mathbf{F} \mathbf{d}_3 \quad (31)$$

连接体右侧的力向量

$$\mathbf{f}_2 = (\mathbf{T}_{12} - \mathbf{T}_{11} [\mathbf{T}_{21}]^{-1} [\mathbf{T}_{22}])^{-1} \mathbf{d}_3 \quad (32)$$

由 $\mathbf{d}_2$ 和 $\mathbf{f}_2$ 即可得到各部分各位置处的模态振型.

桨叶部分

$$\mathbf{d}_x = \mathbf{T}_{11} \mathbf{d}_2 + \mathbf{T}_{12} \mathbf{f}_2 \quad (33)$$

柔性梁部分

$$\mathbf{d}_x^i = [\mathbf{T}_{12}^i]_x (\mathbf{T}_{12}^i)^{-1} [\mathbf{C}_i]^{-1} \mathbf{d}_2, \quad i = 1, 2 \quad (34)$$

套管部分

$$\mathbf{d}_x^3 =$$

$$([\mathbf{T}_{11}^3]_x \mathbf{K} + [\mathbf{T}_{12}^3]_x) (\mathbf{T}_{11}^3 \mathbf{K} + \mathbf{T}_{12}^3)^{-1} [\mathbf{C}_3]^{-1} \mathbf{d}_2 \quad (35)$$

3 数值计算结果

基于以上理论分析,用 Matlab 软件编写了计算无轴承旋翼固有振动固有频率和对应模态振型的程序. 利用该程序计算出了套管根部固支约束和弹簧约束时旋翼振动的固有频率,并给出了套管根部变距/摆振结构耦合对固有频率的影响. 同时也研究了不同的模型参数(总距角 θ 和质心线到弹性轴线的距离 e) 对系统固有振动固有频率的影响. 最后给出了套管根部弹簧约束时系统的模态振型(前 3 阶挥舞模态振型和前 2 阶摆振模态振型).

本文所用桨叶模型主要参数数据如表 1 所示,表中数据主要来自文献[8]的模型,变摆耦合系数参考文献[11]结合本文所采用模型计算得出.

表 1 桨叶参数

Table 1 Blade parameters

参数	数值	参数	数值
R/cm	660.4	z /cm	8
l /cm	165.1	$EI_y/10^7$ (kg/cm ²)	0.209
$\theta/(\circ)$	15	$EI_z/10^8$ (kg/cm ²)	0.703
e /cm	-1.5	$GJ/10^7$ (kg/cm ²)	0.141
k_{m1} /cm	1.9625	$EA/10^{10}$ (kg/cm ²)	0.703
k_{m2} /cm	13.1165	$m/10^{-3}$ (kg · s ² /cm ²)	0.1055

为验证 Matlab 程序,特取文献[8]中的参数数据计算出了前 5 阶固有频率随转速的变化,并与文献中的结果进行了对比,数据吻合非常好,如图 3 所示.

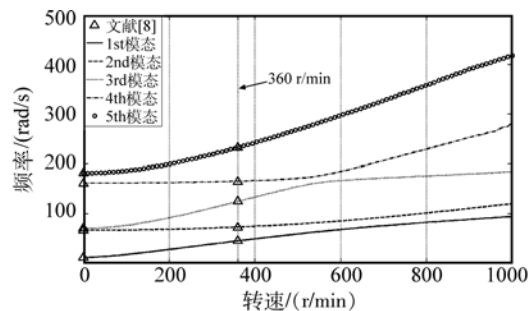


图 3 与参考文献数据的对比

Fig. 3 Data coincidence with reference documentation

采用两种不同的建模方式(即图2中的坐标取不同的数值)时,两个柔性梁的建模沿弦向(y 方向)分布时的旋翼固有频率比沿纵向(z 方向)分布时略偏小,如图4所示。(第一种建模方式: $y_1=1, z_1=0, y_2=-3, z_2=0, y_3=-1, z_3=0$. 第二种建模方式: $y_1=0, z_1=2, y_2=0, z_2=-2, y_3=-1, z_3=0$.)

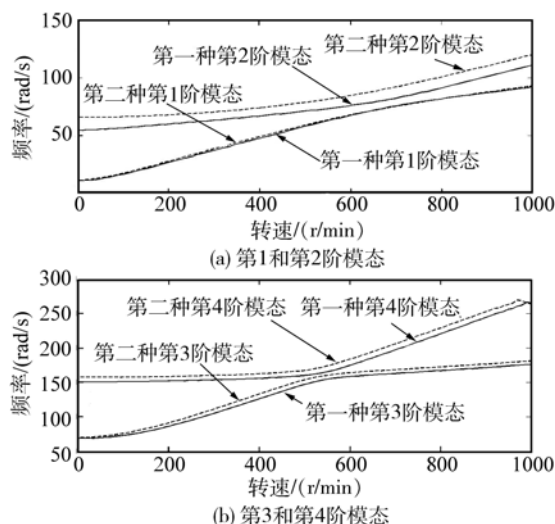


图4 柔性梁不同的建模位置对固有频率的影响

Fig. 4 Influence of different positions of torque tube to natural frequencies

由图5可知所采用模型中的套管根部变摆耦合系数对系统的固有频率影响很小,其中变摆耦合系数 α 分别取8, 0, -8 cm.

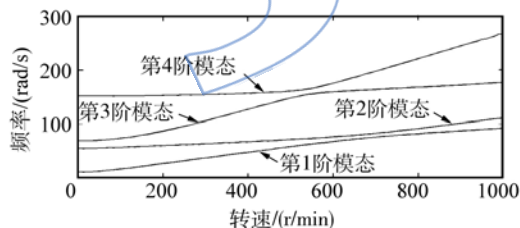


图5 变距/摆振耦合系数对固有频率的影响

Fig. 5 Influence of pitch/lead-lag to natural frequencies

由图6可知,总距角对各阶模态固有频率的影响比较复杂:对1阶模态低速区的频率影响不大,高速区总距角越大频率越低;2阶模态低速区总距角越大频率越低,高速区相反;3阶模态与2阶模态基本相反;4阶模态总距角越大,频率越高,但是在中速区的影响不大.

图7所示为 e 值(质心线到弹性轴线的距离)对前4阶模态固有频率的影响.可以看出不同的 e 值($e=1.5$ cm, $e=0$ cm 和 $e=-1.5$ cm)对低阶

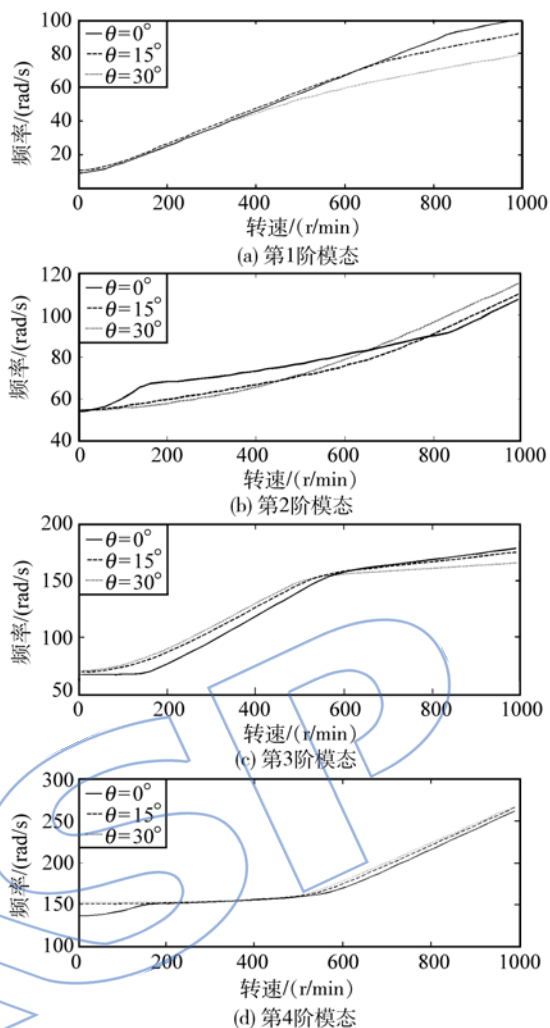


图6 不同的总距角 θ 对前4阶模态固有频率的影响

Fig. 6 Influence of different pitch angles to first four natural frequencies

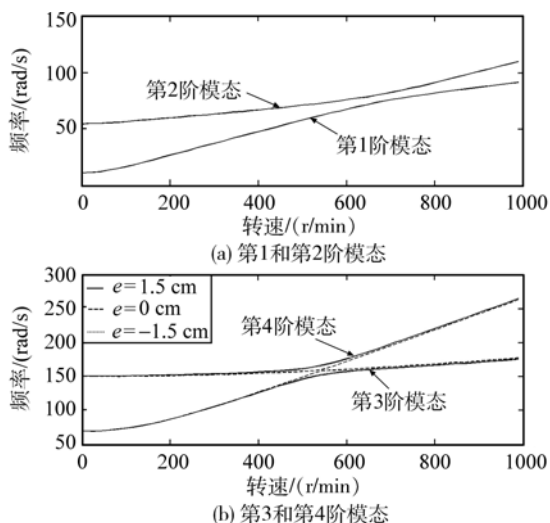


图7 不同的 e 对前4阶模态固有频率的影响

Fig. 7 Influence of different e to frequencies of first four modes

模态固有频率影响不大,对高阶模态固有频率有影响,但是不是很明显。

图8所示为某一特定转速(600 r/min)下,并且计入正的变距/摆振耦合(变摆耦合系数 ≈ 8 cm)时的模态振型。(图中只显示挥舞方向前3阶和摆振方向前2阶振型)

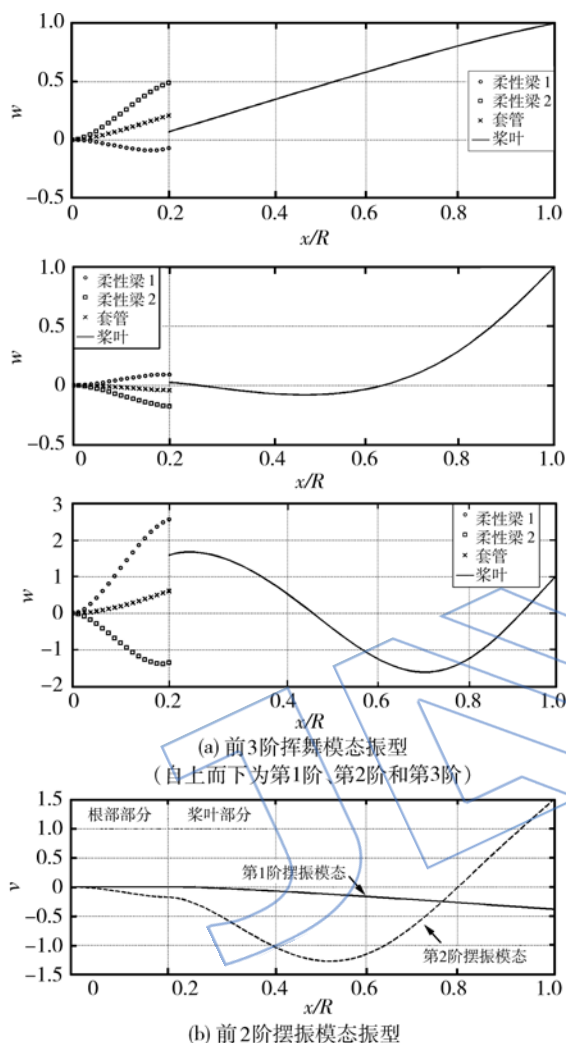


图8 模态振型

Fig. 8 Mode shapes

4 结论

本文利用传递矩阵方法分析了典型的无轴承式旋翼的固有振动特性,考虑了柔性梁两种不同的建模情况,并将套管根部的约束条件分为固支和等效弹簧约束,当为等效弹簧约束时还计入变距/摆振耦合的影响,最后给出了某一转速下的部

分模态振型. 计算结果表明,传递矩阵法可以用于计算无轴承式旋翼桨叶的固有振动特性,且具有很高的计算效率. 传递矩阵法也能够应用到具有其他根部约束条件的旋翼结构模型上,而且还可以很容易将根部挥舞/摆振耦合以及挥舞/摆振/变距耦合考虑在内。

参考文献:

- [1] 张晓谷. 直升机动力学设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 1995.
- [2] Fenaughty R R, Noehren W L. Composite bearingless tail rotor for UTTAS[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1977, 22(3): 19-26.
- [3] Dixon P G C, Bishop H E. The bearingless main rotor[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1980, 25(3): 15-21.
- [4] Byrnes F E, Krauss A T. Composite flexbeam for a bearingless helicopter rotor: US, 5096380[P]. 1992-03-17.
- [5] Friedmann P P. Rotary-wing aeroelastic: current status and future trends[J]. AIAA Journal, 2004, 42(10): 1953-1972.
- [6] Murthy V R, Shultz L A. Linear and nonlinear dynamic analysis of redundant load path bearingless rotor systems[R]. NASA CR-197220, 1994.
- [7] Lee A, Yuan K, Liu S L. A modified transfer matrix method for linear rotor-bearing systems[J]. Journal of Applied Mechanics, 1991, 58(3): 776-783.
- [8] Murthy V R, Joshi A M. Free vibration characteristics of multiple load path by the transfer matrix method[J]. Journal of American Helicopter Society, 1986, 31(4): 43-50.
- [9] 薛海峰, 向锦武, 张晓谷, 等. 变距/摆振耦合对直升机空中共振稳定性的影响[J]. 中国工程科学, 2007, 9(9): 58-62. XUE Haifeng, XIANG Jinwu, ZHANG Xiaogu, et al. Investigation of the influence of pitch/lag on helicopter air resonance stability[J]. Chinese Engineering Science, 2007, 9(9): 58-62. (in Chinese)
- [10] Houbolt J C, Brooks G W. Differential equations of motion for combined flapwise bending, chordwise bending, and torsion of twisted non-uniform rotor blades[R]. NACA TN-3905, 1957.
- [11] Jang J, Chopra I. Ground and air resonance of bearingless rotors in hover[R]. Monterey, CA: Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, 28th, and AIAA Dynamics Specialists Conference, Technical Papers, Part 2B, 1987: 1068-1084.
- [12] Sivaneri N T, Chopra I. Finite element analysis for bearingless rotor blade aeroelasticity[J]. Journal of American Helicopter Society, 1984, 29(2): 42-51.