

文章编号:1000-8055(2012)05-1122-09

基于多体动力学的旋翼模型与气弹稳定性

虞志浩¹, 杨卫东¹, 邓景辉², 张呈林¹

- (1. 南京航空航天大学 航空宇航学院 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 直升机旋翼动力学重点实验室, 江西 景德镇 333001)

摘 要: 针对无轴承等先进旋翼结构特点,建立了基于柔性多体系统动力学方法的旋翼气弹分析模型.旋翼各构件建模相互独立,便于组成不同构型旋翼,适合于新构型旋翼气弹分析.分析模型集成了适合于旋翼气弹分析的隐式大变形梁叶模型,构件动力学方程增加了铰链动力学方程,统一约束方程形式,改进了角运动约束方程,避免连续旋转引起的奇点问题.应用分析模型计算无铰式旋翼和无轴承旋翼的气弹稳定性,分析结构参数对旋翼气弹稳定性的影响.分析结果表明模型能准确计算结构弹性变形的耦合及非线性,提高旋翼气弹稳定性分析精度.

关 键 词: 旋翼; 多体系统动力学; 气动弹性; 稳定性; 无轴承旋翼

中图分类号: V211.47

文献标志码: A

Model of rotor aeroelastic stability using dynamics of flexible multibody systems

YU Zhi-hao¹, YANG Wei-dong¹, DENG Jing-hui², ZHANG Cheng-lin¹

- (1. Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics Laboratory,
College of Aerospace Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics Laboratory,
China Helicopter Research and Development Institute,
Jingdezhen Jiangxi 333001, China)

Abstract: Aeroelastic model of rotor was developed using dynamics of flexible multibody systems. The modeling of components of rotor was independent, so different rotor configurations can be modeled and the model was appropriate for new configuration rotor aeroelastic analysis. A large deflection beam model, suitable for aeroelastic analysis of rotor, was incorporated. To simplify the form of constraint equations, dynamic equations of component including a joint were deduced. To avoid singularities for large rotations, the angular constraint equations, expressed by Rodriguez parameters, were modified by introduced a nominal motion. To verify the correctness of the developed method, the aeroelastic analysis of helicopter rotor and influence study of blade structure parameters were implemented. It demonstrates that the method is very useful for improving computation precision of aeroelastic stability.

Key words: rotor; dynamics of multibody systems; aeroelasticity; stability; bearingless rotor

收稿日期: 2011-09-16; **网络出版地址:** www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20120525.1516.201205.1122_023.html

基金项目: 国家重点基础研究发展计划

作者简介: 虞志浩(1981—),男,江苏南通人,博士生,主要从事旋翼气动弹性力学研究.

随着直升机技术水平的提高,为提高性能而研制与采用球柔旋翼、无铰式旋翼、无轴承旋翼等先进构型旋翼.先进构型旋翼桨叶弹性变形显著,结构耦合与几何非线性对旋翼气弹分析精度影响大,中等变形假设的桨叶模型精度不足^[1-2].为保证旋翼气弹稳定性裕度,减小振动载荷,设计时需要基于更准确的桨叶动力学模型进行气弹分析.

旋翼系统构件多,构件间连接关系复杂,传统的旋翼动力学建模方法^[3-4]建立的方程依赖于选取的自由度,建模时首先需确定合理的广义自由度,对桨叶与桨毂的连接、变距摇臂和拉杆对桨距的操纵等简化为边界条件,建立的模型不够精细,难以更准确地计算旋翼气弹特性.研究新的旋翼构型需引入新的自由度,自由度改变后方程需重新推导,不便于在新构型旋翼研究中应用.多体系统动力学方法各构件建模相互独立,便于组成各种结构而不必重推方程^[5-7],可应用于新构型旋翼动力学建模.旋翼是柔性多体系统,桨叶大范围刚体运动的同时有显著弹性运动,桨叶刚体运动和弹性运动与气动力的耦合作用较强,因此需要针对旋翼系统特点改进动力学模型以及与气动力的耦合求解^[8-10].

本文基于柔性多体系统动力学方法建立旋翼气弹分析模型,集成一种适合于先进构型旋翼气弹分析的大变形梁模型,建立带铰链的构件动力学方程,统一约束方程的形式,根据旋翼的特点改进角运动约束方程,消除连续旋转的奇点.采用瞬态响应法计算无铰式旋翼、无轴承旋翼气弹稳定性,分析了结构参数对气弹稳定性的影响,分析结果验证了本文方法的正确性和对气弹分析精度的提高.

1 桨叶气弹方程

旋翼有桨叶、桨毂、变距摇臂、变距拉杆、铰链等构件,采用多体系统动力学方法便于考虑各构件间的连接关系,建立更准确的旋翼动力学模型,图1为典型无铰式旋翼和无轴承旋翼的多体模型.旋翼系统的动力学方程由各构件的动力学方程联立约束方程得到,单个构件采用 Hamilton 原理建立动力学方程

$$\int_{t_1}^{t_2} (\delta T - \delta U + \delta W) dt = 0 \quad (1)$$

其中 δT , δU , δW 分别为动能、应变能和外力功的变分.桨叶是旋翼的主要构件,一般带有预扭,需建立带预扭的非线性梁模型.

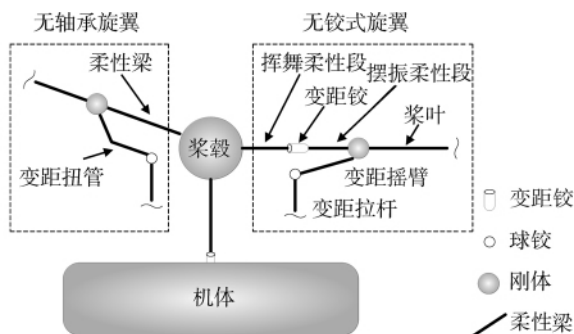


图1 旋翼系统

Fig. 1 Rotor system

带预扭角 θ_t 的一段长为 L 的桨叶,如图2所示,内端有连体坐标系 B .参考轴线 x 处,剖面坐标系为螺旋坐标系,矢量为 e . A 点在剖面坐标系中的坐标为 (x, η, ζ) ,该点处基矢量为 g .变形后剖面坐标系基矢量为 E , A 点在变形后剖面坐标系中的坐标为 (x, η, ζ) ,该点处基矢量 G .变形后桨

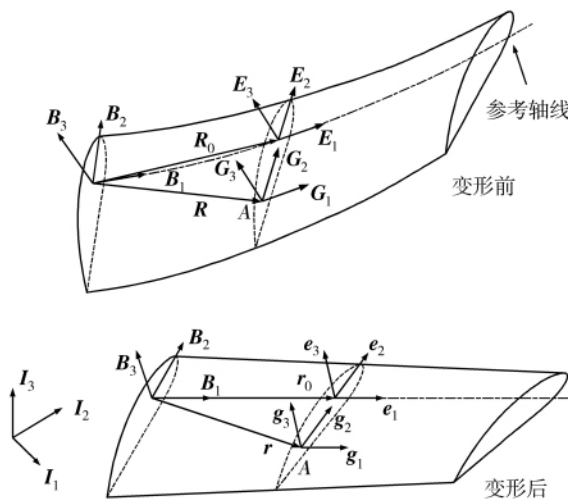


图2 旋翼桨叶的坐标

Fig. 2 Coordinate of rotor blade

叶剖面保持原有翼型, A 点应变为

$$\begin{aligned} \epsilon_{11} &= \frac{1}{2} (G_1 \cdot G_1 - g_1 \cdot g_1) + 2\theta'_t (\zeta \epsilon_{12} - \eta \epsilon_{13}) \\ \epsilon_{12} &= \frac{1}{2} (G_1 \cdot G_2 - g_1 \cdot g_2) \\ \epsilon_{13} &= \frac{1}{2} (G_1 \cdot G_3 - g_1 \cdot g_3) \end{aligned} \quad (2)$$

其中 θ'_t 表示对 x 的偏导.应用本构关系矩阵 Q , 桨叶应变能表示为

$$\delta U = \iint (\delta \epsilon^T Q \epsilon) dA dx \quad (3)$$

采用大变形梁模型应变表达形式,将式(3)中的应变用广义应变 γ 和 κ 表示为

$$\varepsilon = H_1 \begin{pmatrix} \gamma \\ \kappa \end{pmatrix} \quad (4)$$

其中 $\varepsilon = (\varepsilon_{11}, \varepsilon_{12}, \varepsilon_{13})^T$, H_1 为

$$H_1 = \begin{bmatrix} 1 & \theta'_t \zeta & -\theta'_t \eta & H_{14} & \zeta & -\eta \\ 0 & 1 & 0 & \lambda_\eta - \zeta & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & \lambda_\zeta + \eta & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (5)$$

其中 λ_η 和 λ_ζ 分别为翘曲函数 λ 对 η 和 ζ 的偏导数, H_{14} 为

$$H_{14} = \theta'_t (\zeta \lambda_\eta - \eta \lambda_\zeta) + \kappa' (1) (\eta^2 + \zeta^2) / 2 \quad (6)$$

桨叶上质点的运动由连体坐标系运动及相对连体坐标系运动两部分构成, A 点相对惯性系 I 的坐标列向量为

$$R_I^{AI} = R_I^{BI} + C^{IB} R_B^{AB} \quad (7)$$

其中 R 为线位移, 上标为终点和起点, 下标为向量相对的坐标系. C 为坐标系间转换矩阵, 上标为对应的坐标系. A 点在连体系 B 中的坐标为

$$R_B^{AB} = (x + u, v, w)^T + C^{BE} (0, \eta, \zeta)^T = L^{EB} \dot{\psi}^{EB} + C^{BE} R_E^{AE} \quad (8)$$

其中 u, v 和 w 为参考轴线 x 处的弹性位移. 式(7)和式(8)中 C^{IB} 和 C^{EB} 为 3-2-1 顺序 Euler 角 ψ^{BI} 和 ψ^{EB} 的函数. Euler 角与角速度、角加速度的关系以 ψ^{EB} 为例, $\psi^{EB} = (\theta, \beta, \xi)^T$ 为翼型剖面角位移, 角速度和角加速度为

$$\omega_E^{EB} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & \sin \beta \\ 0 & \cos \theta & \sin \theta \cos \beta \\ 0 & \sin \theta & \cos \theta \cos \beta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\beta} \\ \dot{\xi} \end{bmatrix} = L^{EB} \dot{\psi}^{EB} \quad (9)$$

其中 ω 的上下标含义与 R 的上下标含义一致. L 为 Euler 角和角速度的关系阵. 式(7)求导可得 A 点速度和加速度. 连体系刚体运动和相对连体系的弹性运动表示为

$$\begin{bmatrix} R_I^{BI} \\ \psi^{BI} \end{bmatrix} = q_B \quad \begin{bmatrix} (u, v, w)^T \\ \psi^{EB} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} H_{E1} \\ H_{E2} \end{bmatrix} q_E \quad (10)$$

其中 H_{E1}, H_{E2} 和 q_E 为插值函数^[9]和节点自由度. 以惯性力虚功形式将动能变分表示为

$$\delta T = - \iint (\delta R_I^{AI})^T \cdot \dot{R}_I^{AI} dm dx \quad (11)$$

式中 dm 表示 A 处微元质量. 将式(7)和式(8)代入式(11), 以式(10)中的 q_B, q_E 为自由度, 提取含时间 2 阶导数项为

$$\begin{aligned} \delta T_2 = & - \iint \begin{bmatrix} \delta q_B \\ \delta q_E \end{bmatrix}^T \cdot \\ & (C^{BI}, -\tilde{R}_B^{AB} L^{BI}, H_{E1}, -C^{BE} \tilde{R}_E^{AE} L^{EB} H_{E2})^T \cdot \\ & (C^{BI}, -\tilde{R}_B^{AB} L^{BI}, H_{E1}, -C^{BE} \tilde{R}_E^{AE} L^{EB} H_{E2}) \cdot \\ & \begin{pmatrix} \ddot{q}_B \\ \ddot{q}_E \end{pmatrix} dm dx = - \begin{pmatrix} \delta q_B \\ \delta q_E \end{pmatrix}^T M_b \begin{pmatrix} \ddot{q}_B \\ \ddot{q}_E \end{pmatrix} = \\ & - \delta q_b^T M_b \ddot{q}_b \end{aligned} \quad (12)$$

其中 M_b 为桨叶质量矩阵, q_b 为广义自由度, 反对称张量与向量的关系为

$$\tilde{R}_B^{AB} = \begin{bmatrix} 0 & -R_B^{AB}(3) & R_B^{AB}(2) \\ R_B^{AB}(3) & 0 & -R_B^{AB}(1) \\ -R_B^{AB}(2) & R_B^{AB}(1) & 0 \end{bmatrix} \quad (13)$$

将式(11)中不含 q_b 二阶导数的项合并, 动能表示为

$$\delta T = - \delta q_b^T (M_b \ddot{q}_b + F_M) \quad (14)$$

其中 F_M 为动能的非线性广义力.

桨叶所受外力主要为分布气动力 F_a 和力矩 M_a , 及桨叶与其它构件连接时连接点所受约束力 F_c 和力矩 M_c . 外力作用于参考轴线 x 处, 相对于 E 坐标系, 外力虚功表示为

$$\begin{aligned} \delta W = & \int_0^L [(\delta R_I^{EI})^T C^{IE} F_a + (\delta \psi_E^{EI})^T M_a] dx = \\ & \delta q_b^T \int_0^L \begin{bmatrix} G_b \begin{bmatrix} F_a \\ M_a \end{bmatrix} \end{bmatrix} dx = \delta q_b^T F_{air} \end{aligned} \quad (15)$$

其中 F_{air} 为气动力虚功引起的广义气动力, 广义力系数矩阵 G_b 为

$$G_b = \begin{bmatrix} C^{EI} & -C^{EB} \tilde{R}_B^{EB} L^{BI} & C^{EB} H_{E1} & 0 \\ 0 & C^{EB} L^{BI} & 0 & L^{EB} H_{E2} \end{bmatrix}^T \quad (16)$$

式(15)中的分布力替换为桨叶气动力和力矩, 得到气动力虚功. 采用 Leishman-Beddoes 非定常和动态失速模型^[3,11]计算桨叶剖面的气动力和力矩. 翼型的弦长为 c , 剖面坐标系 E 中 3/4 弦线处点 $A(\eta = -c/2, \zeta = 0)$, 采用多体动力学建模方法后气流速度表示为

$$U = -C^{EI} \dot{R}_I^{EI} - \omega_E^{EI} R_E^{AE} + C^{EI} V_i \quad (17)$$

其中 V_i 为旋翼诱导速度. 翼型的攻角 α 为

$$\alpha = \arctan[-U(2)/U(3)] \quad (18)$$

无量纲化的变距率 q 采用参考轴线的运动角速度表示为

$$q = c \omega_E^{EI} (1) / [U^2(2) + U^2(3)]^{1/2} \quad (19)$$

其中角速度由连体坐标系运动和相对连体坐标系运动两部分组成, 表示为

$$\omega_E^{EI} = \omega_E^{EB} + C^{EB} \omega_B^{BI} \quad (20)$$

攻角 α 和变距率 q 为非定常气动力模型所需输入参数. 诱导速度计算采用 Pitt-Peters 动力入流模型

$$M_{\lambda} \dot{\lambda} = C_{\lambda} - L_{\lambda}^{-1} \lambda \quad (21)$$

入流比 $\lambda = (\lambda_0, \lambda_{1s}, \lambda_{1c})^T$, 气动载荷的视在质量阵 M_{λ} 、入流系数 L_{λ} 见文献[3], 旋翼气动力和力矩系数 C_{λ} 由各片桨叶气动力积分得到, 式(21)右端项记为 Q_{λ} .

约束广义力记为 $f_c = (F_c^T, M_c^T)^T$, 由(15)式可得约束广义力方程

$$\delta W_c = \delta q_b^T G_b f_c \quad (22)$$

Hamilton 原理式(1)代入式(3)、式(14), 式(15)、式(22), 得含有约束广义力的桨叶气弹方程

$$M_b \ddot{q}_b - G_b f_c = F_{\text{air}} - F_U - F_M \quad (23)$$

其中 F_U 为应变能引起的广义力.

桨叶气弹方程(23)为带预扭非线性梁模型, 对自由度作不同程度的减缩可得到多种构件运动方程. 当构件相对连体系无运动自由度, 即式(10)中 $q_E = 0$, 由式(23)可得到刚体构件动力学方程. 各类构件的动力学方程均表示为式(23)提取质量阵和约束广义力系数阵的形式.

2 铰链动力学方程

构件间通过铰链连接可建立带铰链构件动力学方程, 简化约束方程形式. 铰链一端连接前一构件 C_1 , 连接处当地坐标系 E , 铰链另一端的连接点的当地坐标系 J , 连有下一构件 C_2 . C_2 对铰链的作用力和力矩为 F^J, M^J . 铰链动力学方程表示为

$$M_j \ddot{\psi}^{JE} - \left[\frac{\partial (C^{JE} \dot{R}_E^{JE})}{\partial \dot{\psi}^{JE}} \right]^T F^J - \left(\frac{\partial \omega_J^{JE}}{\partial \dot{\psi}^{JE}} \right)^T M^J = Q_j \quad (24)$$

其中 ψ^{JE} 为铰链自由度. M_j 和 Q_j 为铰链自由度的质量矩阵和非线性广义力向量, 当铰链自由度 ψ^{JE} 上有阻尼、弹簧等元件, 表达式由阻尼、弹簧的动力学模型得到.

铰链本身的质量和惯量作为集中质量和惯量并入构件的质量矩阵. 铰链对 C_1 的作用力和力矩为 F^E, M^E . J 系与 E 系中的力和力矩的关系为

$$F^E = C^{EJ} F^J$$

$$M^E = C^{EJ} [(C^{JE} R_E^{JE}) \times F^J + M^J] \quad (25)$$

将式(23)、式(24)联立并代入式(25)将 F^J, M^J 转换为 f_c , 得到与式(24)形式相同的带铰链构件动力学方程, 记为

$$M \ddot{q} + G f_c = Q \quad (26)$$

其中 q 为包含 q_b 和 ψ^{JE} 的自由度, M 和 Q 为对应

的质量阵和广义非线性力向量.

3 约束方程

由式(7)可得连接点处 E 坐标系相对惯性系 I 的线运动. I 系向量向 E 系转换的矩阵为

$$C^{EI} = C^{EB} C^{BI} \quad (27)$$

由 C^{EI} 可得对应的 Rodriguez 参数^[10] S^{EI} . E 相对 I 的角加速度为

$$\dot{\omega}_E^{EI} = \dot{\omega}_E^{EB} + C^{EB} (\dot{\omega}_B^{BI} + \omega_B^{BE} \times \omega_B^{BI}) \quad (28)$$

由线位移和角位移加速度表达式提取关于 q_b 2 阶导数系数矩阵, 加速度表示为

$$\begin{bmatrix} \ddot{R}_E^{EI} \\ \dot{\omega}_E^{EI} \end{bmatrix} = G_c \ddot{q}_b + Q_c \quad (29)$$

其中 Q_c 为加速度表达式非线性项, 系数矩阵 G_c 表示为

$$G_c = \begin{bmatrix} I & -C^{IB} \tilde{R}_B^{AB} L^{BI} & C^{IB} H_{E1} & 0 \\ 0 & C^{EB} L^{BI} & 0 & L^{EB} H_{E2} \end{bmatrix} \quad (30)$$

式中 I 表示单位矩阵.

约束方程由两构件连接点的线运动与角运动相等得到. 两个构件的连接点处局部坐标系分别为 E 和 C , 位移、速度和加速约束方程表示为

$$\begin{cases} R_I^{EI} - R_I^{CI} = 0 \\ C^{EI} - C^{CI} = 0 \\ \dot{R}_I^{EI} - \dot{R}_I^{CI} = 0 \\ \omega_E^{EI} - \omega_C^{CI} = 0 \\ \dot{R}_I^{EI} - \dot{R}_I^{CI} = 0 \\ \dot{\omega}_E^{EI} - \dot{\omega}_C^{CI} = 0 \end{cases} \quad (31)$$

其中角位移约束方程用坐标转换矩阵表示, 可采用 Rodriguez 参数 S^{EI} 和 S^{CI} 表示. 由于旋翼桨叶是连续旋转构件, 为避免约束出现奇点, 角位移约束方程可建立在桨毂旋转系 F 中, 即 $(C^{BI} - C^{CI}) C^{IF} = (C^{BF} - C^{CF}) = 0$, 对应 Rodriguez 参数分别为 S^{EF} 和 S^{CF} , 角位移约束方程为

$$S^{EF} - S^{CF} = 0 \quad (32)$$

该式为关于 Euler 角的非线性方程, 求解式(32)需采用关于 Euler 角的 Jacobi 矩阵

$$\begin{aligned} \frac{\partial S^{EF}}{\partial \psi^{BI}} &= \frac{1}{2} [I + \tilde{S}^{EF} + S^{EF} (S^{EF})^T] C^{EB} L^{BI} \\ \frac{\partial S^{EF}}{\partial \psi^{EB}} &= \frac{1}{2} [I + \tilde{S}^{EF} + S^{EF} (S^{EF})^T] L^{EB} \end{aligned} \quad (33)$$

当铰链或连体基的某个自由度是时间的函数, 如桨毂以额定转速旋转, 桨叶按一定规律变距操纵等, 则采用驱动约束^[12], 加速度约束方程系

数阵为单位阵.

4 旋翼多体动力学方程与响应求解

式(26)各构件及铰链动力学方程与式(29)加速度约束方程联立得到旋翼方程,旋翼方程与动力入流方程(21)联立,得到含约束力 f 的微分代数混合方程(DAE).采用广义坐标分离法^[11]将运动自由度分为非独立(q_d)和独立(q_i)两类,DAE方程表示为

$$\begin{bmatrix} M_{dd} & M_{di} & G_{fd} & 0 \\ M_{id} & M_{ii} & G_{fi} & 0 \\ G_{qd} & G_{qi} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & M_\lambda \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{q}_d \\ \ddot{q}_i \\ f \\ \dot{\lambda} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_d \\ Q_i \\ Q_f \\ Q_\lambda \end{bmatrix} \quad (34)$$

由旋翼方程由消去非独立自由度和约束力,缩并后方程表示为 1 阶微分方程

$$\begin{bmatrix} M & 0 & 0 \\ 0 & I & 0 \\ 0 & 0 & M_\lambda \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{q}_i \\ \dot{q}_i \\ \dot{\lambda} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q \\ \dot{q}_i \\ Q_\lambda \end{bmatrix} \quad (35)$$

其中质量阵和非线性力向量为

$$\begin{aligned} M &= M_{ii} - M_{id} G_{qd}^{-1} G_{qi} - \\ &G_{fi} G_{fd}^{-1} (M_{di} - M_{dd} G_{qd}^{-1} G_{qi}) \\ Q &= Q_i - M_{id} G_{qd}^{-1} Q_f - \\ &G_{fi} G_{fd}^{-1} (Q_d - M_{dd} G_{qd}^{-1} Q_f) \end{aligned} \quad (36)$$

式(35)采用隐式 Runge-Kutta 法直接数值积分得到响应,隐式积分中非线性方程求解采用拟牛顿法.计算流程如图 3 所示.

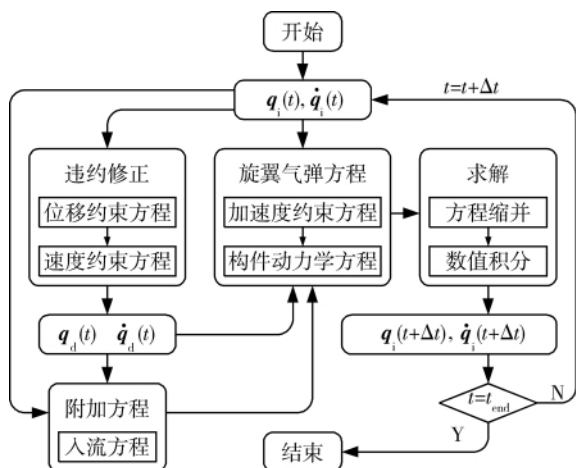


图 3 计算流程图

Fig. 3 Simulation flowchart

式(34)只采用了加速度约束方程,积分得到的位移和速度存在违约问题.为避免违约,求解得

到 t 时刻的 q_i 及其导数后,代入位移和速度约束方程更新 q_d 及其导数.

5 算例验证与分析

5.1 弹性桨叶模型验证

为验证桨叶模型的正确性,计算了有试验结果可对比的大变形梁频率试验^[13].该试验是检验弹性桨叶模型的标准算例之一.梁自由端加载集中质量产生显著变形,验证弹性桨叶模型.

本文计算端部附加 0.907 kg 集中质量,基阶频率随安装角的变化.基阶以挥舞运动为主,挥舞弹性位移最大接近梁长度的 30%,结构耦合和非线性显著.采用 1 个非线性梁构件,划分为 4 个有限元单元.计算结果如图 4 所示.

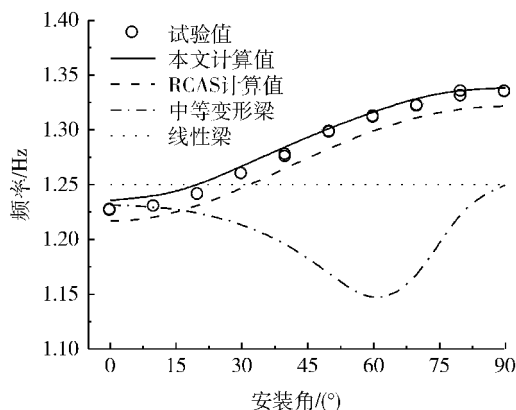


图 4 振动频率随安装角的变化

Fig. 4 Frequency vs. installation angle

由图 4 可知本文计算值与试验结果^[13]吻合度较好,与中等变形梁、线性梁模型计算值^[13]相比精度明显提高.旋翼多体气弹分析软件 RCAS^[2]采用 8 个弹性梁构件,弹性梁构件采用中等变形梁模型,再划分有限元单元,计算量较大,计算结果与本文精度相当.与中等变形梁和线性梁的结果对比显示,较强的弹性变形对结构的动特性有明显影响.采用本文的桨叶模型提高了模型精度.

5.2 无铰式旋翼气弹稳定性分析

为验证本文方法对旋翼气弹问题的计算能力,选取有试验结果可以对比的 Maier 无铰式模型旋翼^[14],计算气弹稳定性.该模型为美军 AFDD(aero flight dynamics directorate)研制用于检验气弹稳定性分析精度的标准模型旋翼之一,旋翼桨叶参数见表 1,其中 1,2 号和 3 号为柔性段,4 号为过渡段,5,6 号和 7 号为桨叶.

表 1 桨叶结构特性
Table 1 Structural parameters of blade

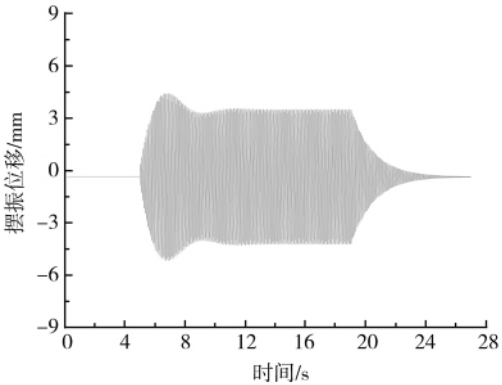
编号	长度/mm	挥舞刚度/(N·m ²)	摆振刚度/(N·m ²)	扭转刚度/(N·m ²)	质量/(g·m ⁻¹)	扭转惯性矩/(g·m)
1	85.34	18.80	110.9	9.163	275.3	0.116
2	85.34	18.80	110.9	9.163	275.3	0.116
3	85.34	18.80	110.9	9.163	275.3	0.116
4	205.7	26.68	1107	20.93	469.7	1.97
5	528.8	22.19	701.6	10.90	303.1	1.80
6	528.8	22.19	701.6	10.90	303.1	1.80
7	528.8	22.19	701.6	10.90	303.1	1.80

本文计算了悬停状态 0°预锥和 2°预锥下,旋翼桨叶摆振运动的阻尼.桨叶采用 1 个非线性梁构件,分为 7 个单元,靠近桨根的柔性段和外端桨叶各分 3 个单元,过渡段 1 个单元.桨毂为以额定转速旋转的刚体,连体基运动自由度上施加驱动约束实现定速旋转.桨毂与桨叶之间有变距铰,在铰链自由度上施加驱动约束给出桨距,桨叶刚体自由度为非独立自由度.

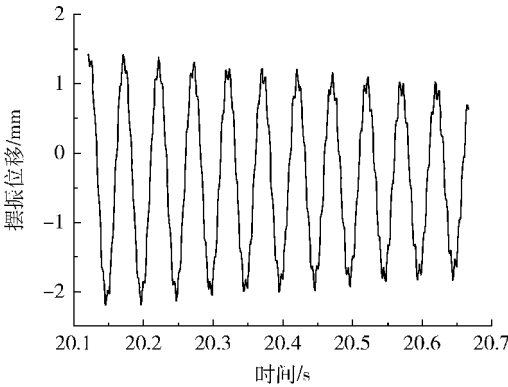
采用瞬态响应法^[1,9]分析气弹稳定性,给定桨距上附加频率为基阶摆振频率的正弦激振,响应进入稳态后撤除激振,计算整个过程的摆振信号.图 5(a)为桨叶无预锥、0°总距状态计算过程.图 5(b)为一段衰减信号,由信号衰减段识别阻尼.

图 6(a)为桨叶 0°预锥时摆振阻尼随总距角变化.图 6(b)为桨叶 2°预锥时摆振阻尼随总距角变化.桨叶有升力时正的预锥减弱了负的变距-摆振耦合,减小摆振阻尼,阻尼最小值向右偏移.由图可知计算值与试验值^[14]有较好的一致性.

旋翼气弹综合分析软件 CAMRAD JA 桨叶采用工程梁模型,计算中 2 阶模态为截取挥舞和摆振基阶模态,4 阶模态为截取挥、摆基阶及挥舞 2,3 阶.本文计算值优于 CAMRAD JA 计算值^[15],这是由于 CAMRAD JA 采用模态坐标变换,忽略了气弹方程非线性项的影响,此外采用模态截断进一步忽略了高频成分,并且未保留对气弹稳定性有重要影响的弹性扭转模态.而无铰式旋翼气弹方程非线性项与高频成分对气弹稳定性具有显著影响.本文采用更准确的旋翼多体动力学模型和更接近试验过程的瞬态响应阻尼分析法可改善气弹稳定性分析结果. CAMRAD II 计算值^[16]采用中等变形梁模型,计算中采用全有限元,保留了中等变形梁模型中的非线性项,相比 CAMARD



(a) 施加激振及激振撤出的摆振响应信号



(b) 激振撤除后的衰减信号

图 5 摆振响应信号

Fig. 5 Lag motion of blade

JA 计算值,提高了与试验值的吻合度.高总距时由于无铰式旋翼桨叶根部弹性变形显著,本文采用更为准确的大变形桨叶模型,相比 CAMRAD II 计算值,本文计算值和试验值吻合度更好.

5.3 无轴承旋翼气弹稳定性分析

为进一步验证本文旋翼多体气弹分析模型对复杂结构建模的能力及气弹分析精度的影响,选

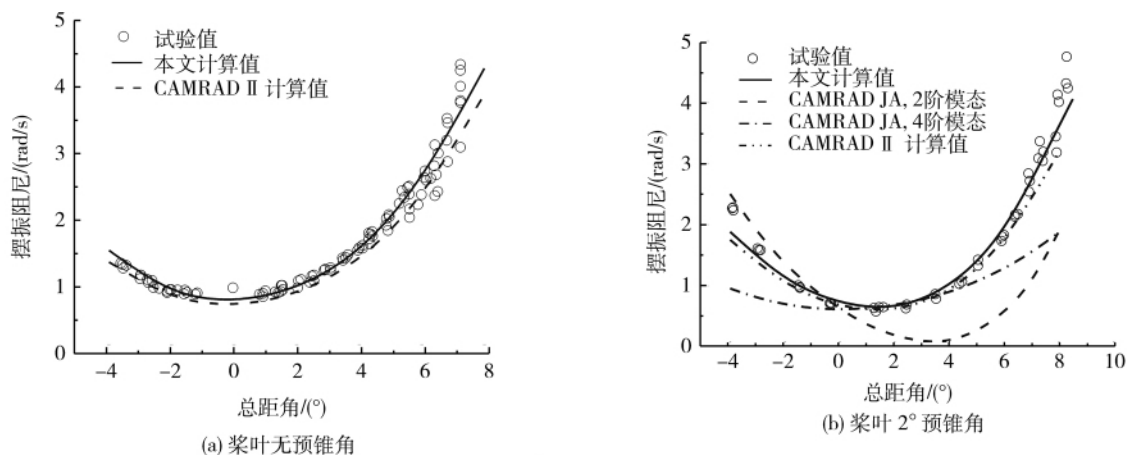


图 6 摆振阻尼随总距角的变化

Fig. 6 Lag motion damping vs. pitch angle

表 2 旋翼结构特性

Table 2 Structural parameter of rotor

编号	长度/mm	挥舞刚度/(N·m ²)	摆振刚度/(N·m ²)	扭转刚度/(N·m ²)	质量/(g·m ⁻¹)	扭转惯性矩/(g·m)
1	5.096	5 032.1	5 053.3	1 396.6	1 026.8	35.618
2	5.096	5 032.1	5 053.3	1 396.6	1 026.8	35.618
3	75.77	2 481.1	2 481.2	10 816	9 770.3	616.19
4	50.96	18.676	6.1467	0.24823	40.239	0.51646
5	50.96	18.676	6.1467	0.24823	40.239	0.51646
6	62.24	143.74	143.74	287.59	5 329.3	186.99
7	331.1	6.5014	177.43	3.4279	134.58	1.6206
8	331.1	6.5014	177.43	3.4279	134.58	1.6206

取 AFDD 的无轴承模型旋翼^[4], 计算了气弹稳定性, 与试验数据进行了对比, 旋翼结构参数见表 2, 其中 1 和 2 号为扭管, 3、4 和 5 号为柔性梁, 6、7 和 8 号为桨叶。

图 7 为无轴承旋翼多体模型示意图。桨叶和柔性梁采用 1 个非线性梁构件, 各分 3 个单元。变距扭管采用 1 个非线性梁构件, 分 2 个单元。变距拉杆采用将非线性梁构件弯曲和扭转弹性自由度置零后得到的弹性杆构件, 分 1 个单元。拉杆与桨毂间采用 1 个滑动铰和球铰组成的铰链, 球铰沿拉杆轴线转动的自由度用驱动约束消除运动, 滑动运动自由度施加驱动约束实现变距。各构件连体基自由度均为非独立自由度。桨毂、柔性梁、扭管和拉杆构成回路, 选取桨叶连接处节点 6 个弹性自由度为非独立自由度。

图 8 为不同操纵节点布置方式下摆振阻尼随总距角的变化, 与试验值^[4]对比可知, 出本文的计

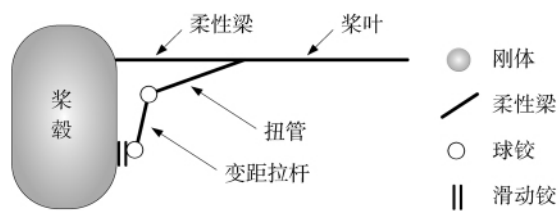


图 7 无轴承旋翼结构

Fig. 7 Structure of bearingless rotor

算值与试验值一致性较好。操纵节点位于扭管前缘, 总距增加阻尼增加最大, 位于后缘阻尼增加最小。这是由于节点径向位置靠近柔性梁根部, 位于虚拟挥舞铰以内, 形成挥舞-扭转耦合, 布置在前缘桨距增加, 后缘桨距减小, 从而影响摆振阻尼。前后缘双操纵节点基本消除了这种耦合。

Chopra 分析中桨叶模型采用中等变形梁, 截取前 6 阶模态, 变距拉杆处理为对扭管根部线运

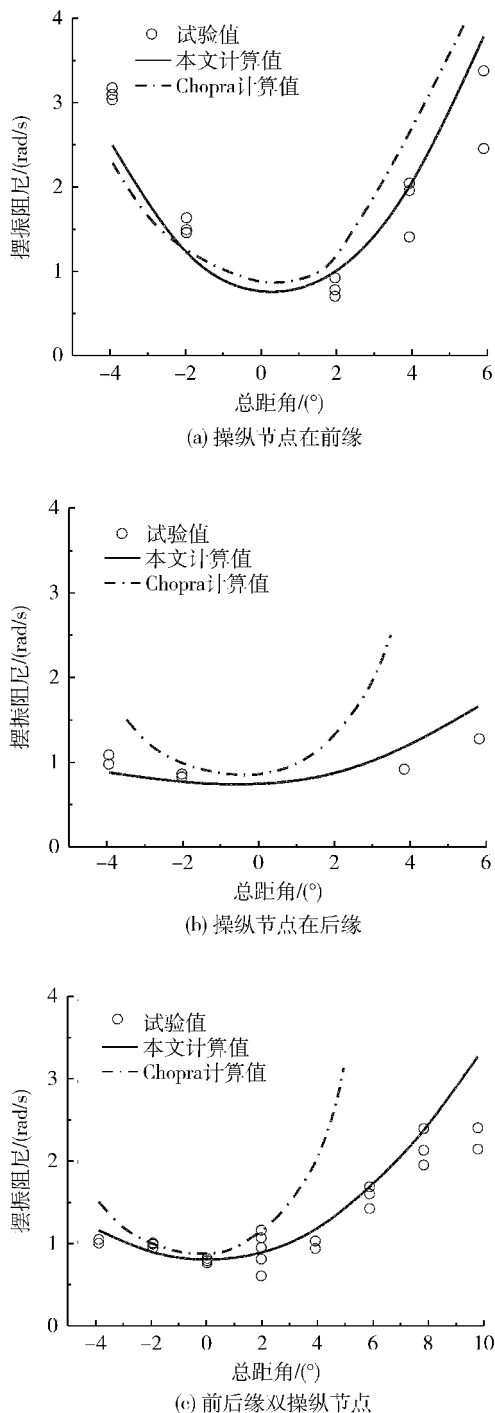


图8 摆振阻尼随总距角的变化

Fig. 8 Damping of lag motion vs. pitch angle

动与角运动的边界条件. 与图 6(b) 截取 2 阶和 4 阶模态的 CAMRAD JA 计算值相比, 包含更多高频成分后 Chopra 计算值^[4]有所改善. 本文采用多体方法建立了包含变距拉杆和摇臂的旋翼模型, 拉杆、摇臂、柔性梁间的耦合运动及变形的几何非线性都能准确考虑, 因此分析精度高于 Chopra 计算值.

选取图 8(c) 为基准状态, 进一步研究操纵拉

杆刚度、桨叶预锥角、柔性梁预锥角等旋翼结构参数对气弹稳定性的影响.

图 9 为不同旋翼结构参数对摆振阻尼的影响. 柔性梁预锥角相对桨毂, 向上为正, 此时桨叶相对柔性梁无预锥. 桨叶预锥角相对柔性梁, 向上为正, 此时柔性梁相对桨毂无预锥.

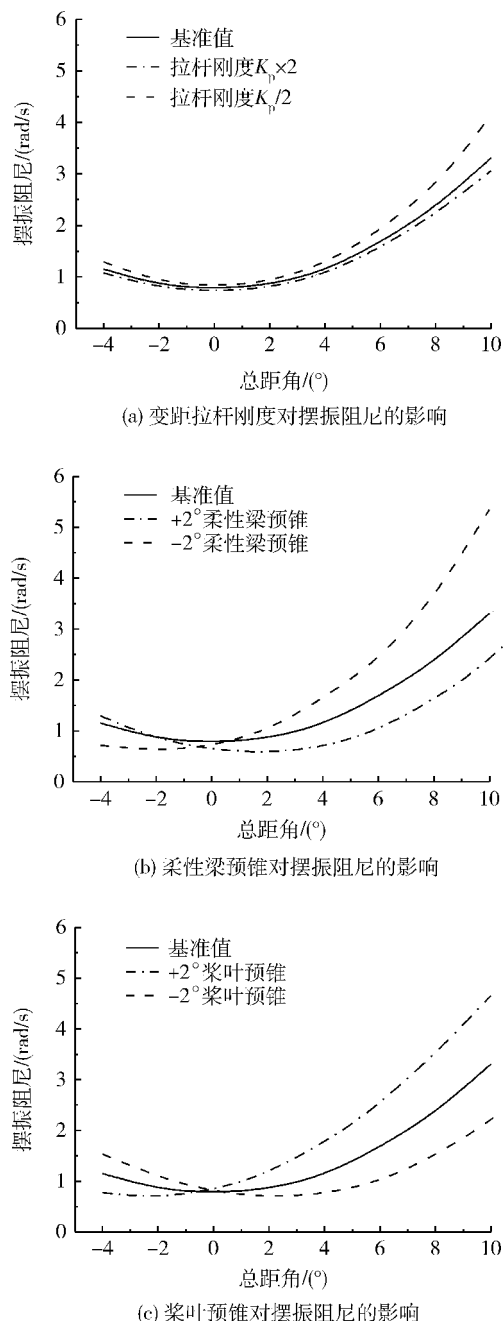


图9 旋翼结构参数对摆振阻尼的影响

Fig. 9 Lag damping with different structural parameters

由图 9(a) 可知变距拉杆刚度适当降低增加了摆振运动阻尼. 这是由于变距拉杆刚度降低, 变距-摆振耦合产生的桨叶变距加大, 耦合加强, 摆

振阻尼增加。

由图 9(b) 可知柔性梁正预锥在升力为正时减小了摆振阻尼。由于柔性梁正预锥减小了挥舞弯曲, 减小变距-摆振耦合, 从而降低了摆振阻尼。

由图 9(c) 可知桨叶正预锥在升力为正时增加了摆振阻尼。桨叶有相同升力时桨叶正预锥使桨叶相对柔性梁上挥角增大, 加大变距摆振耦合, 从而摆振阻尼增加。

6 结 论

本文基于柔性多体系统动力学方法建立旋翼气弹分析模型, 集成一种适合于气弹分析的大变形桨叶模型, 建立带铰链的构件动力学方程, 统一约束方程形式, 改进角运动约束方程, 消除旋翼连续旋转的奇点问题, 采用瞬态响应法计算了无铰式旋翼和无轴承旋翼的气弹稳定性, 分析了无轴承旋翼结构参数对气弹稳定性的影响。综合本文的计算结果和分析, 得到以下结论:

1) 本文建立的旋翼多体气弹分析模型计算结果与试验数据一致性较好, 验证了分析模型的正确性。

2) 气弹模型中含有变距摇臂、拉杆等构件, 采用大变形桨叶模型和瞬态响应法计算旋翼气弹稳定性, 包含气弹模型非线性与高频成分, 提高了计算精度。

3) 无轴承旋翼柔性梁弹性变形显著, 变距拉杆布置方式因变距-挥舞耦合对气弹稳定性有较大影响; 适当降低拉杆刚度可增强负的变距-摆振耦合, 提高桨叶摆振阻尼。

4) 无轴承旋翼减小柔性梁预锥和增加桨叶预锥可增强负的变距-摆振耦合, 提高摆振运动阻尼。

参考文献:

- [1] Lim I G, Lee I. Aeroelastic analysis of bearingless rotors using large deflection beam theory[J]. AIAA Journal, 2007, 45(3): 599-606.
- [2] Hopkins A S, Scientist R, Ormiston R A, et al. An examination of selected problems in rotor blade structural mechanics and dynamics[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2006, 51(1): 104-125.
- [3] Bir G, Chopra I. University of marland advanced rotorcraft code(UMARC) theory manual[R]. UM Aero Report, 92-02, 1992.
- [4] Chopra I. Dynamic stability of bearingless circulation control rotor blade in hover[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1985, 30(4): 40-47.
- [5] Saberi H, Khoshlahjeh M, Ormiston R A. Overview of RCAS and application to advanced rotorcraft problems [C]//Proceedings of AHS 4th Decennial Specialist's Conference on Aeromechanics. Washington DC: AHS International, 2004: 452-471.
- [6] Johnson W. Rotorcraft dynamics models for a comprehensive analysis[C]//Proceedings of AHS 54th Annual Forum. Washington DC: AHS International, 1998: 452-471.
- [7] 韩东, 高正, 王浩文, 等. 直升机桨叶刚柔耦合特性及计算方法分析[J]. 航空动力学报, 2006, 21(1): 36-40.
HAN Dong, GAO Zheng, WANG Haowen, et al. Analysis of the computational method and the helicopter blade characteristics with coupled rigid and elastic motions[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(1): 36-40. (in Chinese)
- [8] 邓景辉. 直升机先进旋翼气弹稳定性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.
DENG Jinghui. Helicopter advanced rotor aeroelasticity stability research [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)
- [9] 虞志浩, 董凌华, 邓景辉, 等. 旋翼异形桨叶大变形气弹动力学分析与试验研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2011, 43(3): 312-317.
YU Zhihao, DONG Linhua, DENG Jinghui, et al. Analysis and experimental study on aeroelasticity of rotor with special-shaped blade using large deflection theory[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2011, 43(3): 312-317. (in Chinese)
- [10] Shabana A A. Dynamics of multibody systems[M]. Cambridge: Cambridge University Press, 2005: 59-62.
- [11] Leishman J G. Principle of helicopter aerodynamics[M]. Cambridge: Cambridge University Press, 2006.
- [12] 陆佑方. 柔性多体系统动力学[M]. 北京: 高等教育出版社, 1996: 274-299.
- [13] Hodges D H. Nonlinear composite beam theory[M]. Virginia: AIAA, 2006: 262-269.
- [14] Maier T H. Aeroelastic stability for straight and swept-tip rotor blades in hover and forward flight [C]//Proceedings of AHS 55th Annual Forum. Washington DC: AHS International, 1999: 1031-1047.
- [15] Maier T H, Sharpe D L. Fundamental investigation of hingeless rotor aeroelastic stability [C]//Proceedings of AHS 51th Annual Forum. Washington DC: AHS International, 1995: 1176-1190.
- [16] Maier T H, Abrego A I. Analytical model sensitivity study for aeroelastic stability of straight and swept-tip rotor blades [C]//Proceeding of European Rotorcraft Forum, 26th. Netherlands: The Hague, 2000: 70(15 pages).