

文章编号: 1000-8055(2009)02-0255-07

前飞状态倾转旋翼机气弹稳定性建模

薛立鹏, 张呈林

(南京航空航天大学 直升机旋翼动力学国家重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 基于刚性桨叶、刚体短舱及弹性机翼的假设, 计入桨叶的变距/挥舞/摆振结构耦合及变距与万向铰的耦合, 分别在惯性系下采用牛顿法和有限元法建立了旋翼和机翼的动力学方程, 通过桨毂与短舱/机翼系统之间的共有自由度将动力学方程耦合起来, 得到了前飞状态下全铰接式倾转旋翼/短舱/机翼耦合系统气弹稳定性分析模型, 气动模型采用改进的叶素-动量理论, 计入了扰动引起的非定常气动力影响. 通过算例验证了建模的正确性.

关 键 词: 倾转旋翼机; 气弹稳定性; 惯性系; 动力学

中图分类号: V211.47

文献标识码: A

Modeling study on tilt-rotor's aeroelastic stability in cruise flight

XUE Li-peng, ZHANG Cheng-lin

(National Key Laboratory of Rotorcraft Aeromechanics,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: It's assumed that the rotor blade and nacelle were of a rigid body and the wing was represented by an elastic beam, the blade pitch/flap/lag structural coupling and pitch/gimbal coupling were considered, and then, tilt-rotor/wing dynamic equations were founded on the inertial coordinate frame according to Newton's Second law and finite element method. These two dynamic equations were coupled through the common degrees of freedom between the rotor hub and the nacelle/wing system, and then the tilt-rotor/nacelle/wing coupled system aeroelastic stability model of a full-hinged tilt-rotor during cruise flight was acquired. The rotor aerodynamic model was based on the improved element-momentum theory, with consideration of the velocity's unsteady aerodynamic influence of perturbation parts. The calculation shows that the model is correct.

Key words: tilt-rotor; aeroelastic stability; inertial coordinate; dynamics

倾转旋翼机兼具直升机垂直飞行和螺旋桨飞机高速前飞的能力, 但飞机模式下倾转旋翼机的旋翼/短舱/机翼耦合气弹不稳定性限制了其前飞时的最大飞行速度, 这种气弹不稳定性是由于旋翼的扰动气动力与弹性机翼的弹性变形的激励耦合不稳定造成的, 国外对此问题进行了大量的研究; Johnson 提出了倾转旋翼机前飞状态气弹不

稳定性工程简化的九自由度分析模型^[1], Nixon 等人建立的倾转旋翼多体动力学分析模型^[2-5]更为深入的研究了倾转旋翼的气弹动力学问题. 国外最新研究方法及方向主要是采用多体动力学方法, 考虑复杂桨叶的几何外形, 考虑复合材料桨叶的耦合和气弹剪裁效应; 研究包括机身、全翼展及两个旋翼在内的整个系统的动力学特性, 采用主

收稿日期: 2008-01-22; 修订日期: 2008-10-20

基金项目: 重点实验室基金(9140C4004030708)

作者简介: 薛立鹏(1980-), 男, 陕西洛南人, 博士生, 主要从事直升机旋翼综合设计的研究.

动控制的方法来改善前飞时的不稳定性^[6].

本文建立了一个全铰接式^[7-8]倾转旋翼机前飞时的气弹稳定性分析物理模型,引入了旋翼挥舞/摆振、变距/挥舞和变距/摆振结构耦^[9];在惯性系下以桨叶的挥舞、摆振运动以及万向铰的运动自由度作为广义坐标建立的旋翼动力学方程可以很方便的与机翼动力学方程进行耦合,考虑了桨毂运动与旋转桨叶产生的科氏力的影响;因为桨叶具有大负扭转,旋翼气动模型采用改进的叶素-动量理论^[10-11],能够更准确的计算桨叶剖面气动力;弹性机翼作为悬臂梁模拟,计入了机翼弯扭耦合变形的影响.最后以几种典型的倾转旋翼机为算例,表明本文所建立的模型是正确的.

1 倾转旋翼运动方程建立

1.1 桨叶运动方程

本文基于刚性桨叶、刚体短舱和弹性机翼的假设在惯性系下建立了全铰接式倾转旋翼机前飞时的动力学分析模型,旋翼通过短舱刚性连接于弹性机翼端部,模型见图 1;为了描述旋翼的运动引入桨毂固定坐标系 $e_H(\hat{i}, \hat{j}, \hat{k})$ 和桨毂旋转坐标系 $e_{Hr}(\hat{A}, \hat{J}, \hat{K})$,它们之间的转换关系为 $e_{Hr} = T_{rH} e_H$, T_{rH} 为两坐标系间的转换矩阵,每片桨叶具有如下 15 个自由度:

$$q^T = \{ \bar{x}, \bar{y}, \bar{z}, \alpha, \alpha_y, \alpha_z, \beta, \beta_c, \beta_s, \zeta_0, \zeta_{1c}, \zeta_{1s}, \phi_s, \beta_c, \beta_s \}$$

其中前 6 项为桨毂中心处的运动自由度,后面 7 项为桨叶运动自由度,分别描述了桨叶的刚性挥舞、摆振及桨叶在旋转坐标系中的角速度扰动项^[5],最后两项则是万向铰运动自由度,如图 1~图 3 所示.

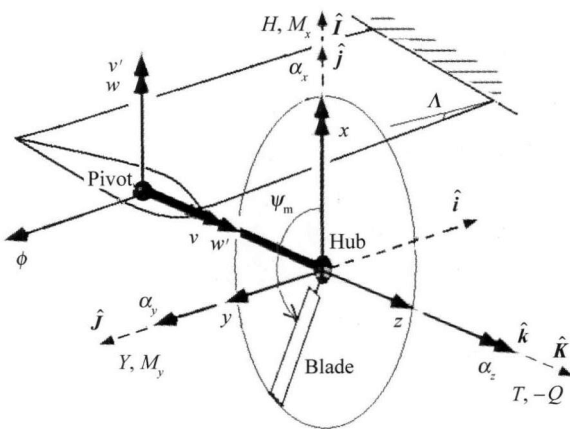


图 1 旋翼与机翼坐标系

Fig. 1 Coordinate of rotor and wing

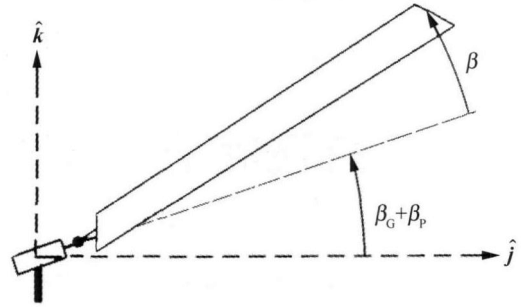


图 2 桨叶与万向铰桨毂挥舞面运动

Fig. 2 Movement of blade and gimbal in flap plane

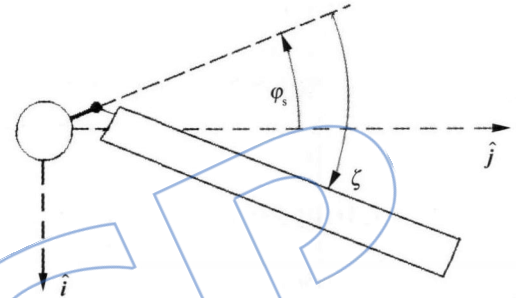


图 3 桨叶与万向铰桨毂摆振面运动

Fig. 3 Movement of blade and gimbal in lag plane

假定挥舞铰与摆振铰重合,在旋转坐标系中桨叶上任一点到旋转中心的矢径 r , r 对间的一阶及二阶导数可求得速度 $v_{b/h}$ 及加速度 $a_{b/h}$,可描述为

$$\begin{cases} r = [(r - e)\zeta - r\phi_s]\hat{A} + r\hat{J} + [(r - e)\beta + r(\beta_G + \beta_P)]\hat{K} \\ v_{b/h} = [(r - e)\dot{\zeta} - r\dot{\phi}_s - r\Omega]\hat{A} + [\Omega(r - e)\zeta - r\Omega\phi_s]\hat{J} + [(r - e)\dot{\beta} + r\dot{\beta}_G]\hat{K} \\ a_{b/h} = [(r - e)(\ddot{\zeta} - \Omega\dot{\zeta} - r(\ddot{\phi}_s - \Omega\dot{\phi}_s) + 2\Omega(r - e) + (\dot{\beta}_G + \dot{\beta}_P)\beta)\hat{A} + [2\Omega(r - e)\dot{\zeta} - 2\Omega r\dot{\phi}_s - r\Omega^2]\hat{J} + [(r - e)\ddot{\beta} + r\ddot{\beta}_G]\hat{K} \end{cases} \quad (1)$$

其中 β_G 为万向铰挥舞角, β_P 为预锥角, β 为配平后的锥度角;加速度项中包含了惯性项、离心力项及科氏加速度项^[11].旋翼转速为 $\omega = \Omega\hat{K}$,桨毂中心的加速度 a_h ,角速度 ω_h 及角加速度 α_h 在固定桨毂坐标系中描述为

$$\begin{cases} a_h = x\ddot{\hat{i}} + y\ddot{\hat{j}} + z\ddot{\hat{k}} \\ \omega_h = \dot{\alpha}_x\hat{A} + \dot{\alpha}_y\hat{J} + \dot{\alpha}_z\hat{K} \\ \alpha_h = \ddot{\alpha}_x\hat{A} + \ddot{\alpha}_y\hat{J} + \ddot{\alpha}_z\hat{K} \end{cases} \quad (2)$$

由此可求得惯性系下桨叶上任意点的总加速度为

$$a = a_h + a_{b/h} + 2\omega_h \times v_{b/h} + \omega_h \times (\omega_h \times r) + \alpha_h \times r \quad (3)$$

桨根惯性载荷为

$$\begin{cases} S_z^{\text{inert}} = \int_e^R -m(a \cdot k) dr \\ S_x^{\text{inert}} = \int_e^R -m(a \cdot i) dr \\ S_r^{\text{inert}} = \int_e^R -m(a \cdot j) dr \end{cases} \quad (4)$$

前飞时假定旋翼处于轴流状态,这对于旋翼在高速前飞时是合理的^[1]. 旋翼气动力计算采用改进的叶素-动量理论,考虑了桨盘平面气流旋转对来流的影响,并计入因桨毂中心运动引起的速度扰动项,考虑失速及压缩性的影响. 桨叶剖面受力如图 4.

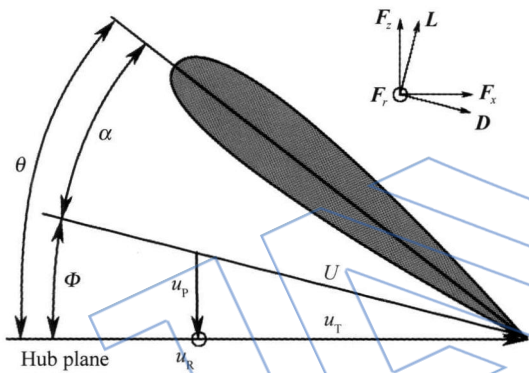


图 4 桨叶剖面来流及受力示意图

Fig. 4 Flow and force of blade section

$$\begin{cases} L = \frac{1}{2} \rho c (u_T^2 + u_R^2) c_l \\ D = \frac{1}{2} \rho c (u_T^2 + u_R^2) c_d \end{cases} \quad (5)$$

将其分解到桨盘平面坐标系内得到

$$\begin{cases} F_z = \rho a c (R\Omega)^2 \bar{U} \left[-\bar{u}_T \frac{c_l}{2a} - \bar{u}_R \frac{c_d}{2a} \right] \\ F_x = \rho a c (R\Omega)^2 \bar{U} \left[-\bar{u}_R \frac{c_l}{2a} + \bar{u}_T \frac{c_d}{2a} \right] \\ F_r = \rho a c (R\Omega)^2 \bar{U} \bar{u}_R \frac{c_d}{2a} - \beta F_z \end{cases} \quad (6)$$

这里的 $\bar{u}_T, \bar{u}_R$ 包含常速度和扰动速度两部分,由扰动引起的气动参数的变化见文献[1-2]. 考虑了挥舞摆振与变距耦合对总距变化的影响; $\delta\theta = \theta - K_{PG}\beta - K_{P\beta}\beta - K_{P\zeta}\zeta$, 其中 K_{PG} 为变距-万向铰耦合调节系数, $K_{P\beta}$ 和 $K_{P\zeta}$ 分别为变距-挥舞与变距-摆振耦合调节系数^[9]. 由(6)式便可得到最终的桨

叶气动力表达式.

桨叶气动力及力矩

$$\begin{cases} M_\beta^{\text{aero}} = \int_e^R F_z r dr \\ M_\zeta^{\text{aero}} = \int_e^R F_x r dr \\ T^{\text{aero}} = \int_e^R F_r r dr \end{cases} \quad (7)$$

由桨叶对挥舞铰的惯性、阻尼、弹性和气动力矩的平衡得到挥舞运动方程

$$\begin{aligned} & \int_e^R [m(a \cdot k)(r - e) - m(a \cdot j) \cdot \\ & (r - e)(\beta + \beta_b + \beta_c)] dr + \\ & M_\beta^{\text{damp}} + M_\beta^{\text{elas}} = M_\beta^{\text{aero}} \end{aligned} \quad (8)$$

由桨叶对摆振铰的惯性、阻尼、弹性和气动力矩的平衡得到摆振运动方程

$$\begin{aligned} & \int_e^R [m(a \cdot i)(r - e) - m(a \cdot j)(r - e) \cdot \\ & (\zeta - \phi)] dr + M_\zeta^{\text{damp}} + M_\zeta^{\text{elas}} = M_\zeta^{\text{aero}} \end{aligned} \quad (9)$$

其中

$$M_\beta^{\text{damp}} = I_b \Omega C_\beta \beta, \quad M_\beta^{\text{elas}} = K_{\beta\beta} \beta + K_{\beta\zeta} \zeta$$

$$M_\zeta^{\text{damp}} = I_b \Omega C_\zeta \zeta, \quad M_\zeta^{\text{elas}} = K_{\zeta\zeta} \zeta + K_{\zeta\beta} \beta$$

其中 $K_{\beta\beta}$ 为挥舞刚度, 其中 $K_{\zeta\zeta}$ 为摆振刚度, $K_{\beta\zeta}$ 为挥舞-摆振耦合刚度.

1.2 桨毂力及力矩

旋翼桨毂力及力矩包括惯性项和气动项两部分,多片桨叶求和并转化到固定坐标系下便得到桨毂力及力矩.

桨毂惯性力及力矩

$$\begin{cases} T^{\text{inert}} = \sum_k^{N_b} S_z^{\text{inert}(k)} \\ H^{\text{inert}} = \sum_k^{N_b} (S_r^{\text{inert}(k)} \cos \psi_m^{(k)} + S_x^{\text{inert}(k)} \sin \psi_m^{(k)}) \\ Y^{\text{inert}} = \sum_k^{N_b} (S_r^{\text{inert}(k)} \sin \psi_m^{(k)} + S_x^{\text{inert}(k)} \cos \psi_m^{(k)}) \\ Q^{\text{inert}} = \sum_k^{N_b} [M_\zeta^{\text{inert}} + \bar{e} S_x^{\text{inert}}]^{(k)} \\ M_x^{\text{inert}} = \sum_k^{N_b} [(M_\beta^{\text{inert}} + \bar{e} S_z^{\text{inert}}) \sin \psi_m^{(k)}]^{(k)} \\ M_y^{\text{inert}} = \sum_k^{N_b} [- (M_\beta^{\text{inert}} + \bar{e} S_z^{\text{inert}}) \cos \psi_m^{(k)}]^{(k)} \end{cases} \quad (10)$$

桨毂气动力及力矩

$$\left\{ \begin{aligned} T^{\text{aero}} &= \sum_k^{N_b} \int_0^b F_z dr \\ H^{\text{aero}} &= \sum_k^{N_b} \left[\cos \psi_m^{(k)} \int_0^b F_r dr + \sin \psi_m^{(k)} \int_0^b F_x dr \right] \\ Y^{\text{aero}} &= \sum_k^{N_b} \left[\sin \psi_m^{(k)} \int_0^b F_r dr + \cos \psi_m^{(k)} \int_0^b F_x dr \right] \\ Q^{\text{aero}} &= \sum_k^{N_b} F_x r dr \\ M_x^{\text{aero}} &= \sum_k^{N_b} \left[\sin \psi_m^{(k)} \int_0^b F_z r dr \right] \\ M_y^{\text{aero}} &= \sum_k^{N_b} \left[-\cos \psi_m^{(k)} \int_0^b F_z r dr \right] \end{aligned} \right. \quad (11)$$

桨毂力矩的平衡

$$\left\{ \begin{aligned} M_y^{\text{inert}} + M_y^{\text{aero}} &= K\beta_G \beta_{Gc} \\ M_x^{\text{inert}} + M_x^{\text{aero}} &= K\beta_G \beta_{Gs} \\ Q^{\text{inert}} + Q^{\text{aero}} &= Q^{\text{shaft}} \end{aligned} \right. \quad (12)$$

模拟自转状态时旋翼轴不提供扭矩。

进行无量纲化后,由各力与力矩对相应自由度的平衡关系,旋翼的运动方程可表示为

$$[M_R^S] \ddot{q} + [C_R^S - C_R^A] \dot{q} + [K_R^S - K_R^A] q = F_R \quad (13)$$

下标 R 表示旋翼,其中 M_R^S 为旋翼质量矩阵, C_R^S 和 C_R^A 分别为旋翼结构阻尼矩阵和气动阻尼矩阵, K_R^S 和 K_R^A 分别为旋翼结构刚度矩阵和气动刚度矩阵。

2 机翼运动方程建立

机翼方程也在惯性系下描述,见前面图 1 描述的机翼坐标系。弹性机翼作为悬臂梁来处理,这里采用 Bernoulli-Euler 梁^[21]来模拟,具有垂向弯曲 w 、弦向弯曲 v 及扭转 ϕ 变形自由度, $u = \{w, v, \phi\}^T$, 采用有限元建模,机翼分为 4 个梁单元,每个梁单元具有如下自由度 $q = \{w_1, v_1, \phi_1, w_1', w_2', w_2, v_2, \phi_2, v_2', w_2'\}^T$, 每个端节点有 5 个自由度,如图 1 所示, $u = [H]q_w$, 其中 $[H]$ 为 Hermit 形函数矩阵。

机翼梁单元方程由 Hamilton 原理导出

$$\int \delta(V - T - W) dt = 0 \quad (14)$$

梁单元的应变能为

$$V = \frac{1}{2} \int_0^l (u'')^T \begin{bmatrix} K_{q1} & 0 & K_{pq1} \\ 0 & K_{q2} & K_{pq2} \\ K_{pq1} & K_{pq2} & K_p \end{bmatrix} u'' dx \quad (15)$$

将 $u = [H]q$ 带入得

$$\delta V = \delta q^T \cdot \left(\int_0^l [H'']^T \begin{bmatrix} K_{q1} & 0 & K_{pq1} \\ 0 & K_{q2} & K_{pq2} \\ K_{pq1} & K_{pq2} & K_p \end{bmatrix} [H''] dx \right) \cdot q = \delta q^T [K_w^S] q \quad (16)$$

其中 $[K_w^S]$ 为梁单元结构刚度矩阵。

假设机翼剖面在弦向重心偏离弹性中心的距离为 y , 则翼剖面上任一点的速度可表示为

$$\dot{u} = \begin{bmatrix} \dot{u}_x \\ \dot{u}_y \\ \dot{u}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 1 & 0 & y \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{w} \\ \dot{v} \\ \dot{\phi} \end{bmatrix} \quad (17)$$

梁单元的动能为

$$T = \frac{1}{2} \int_0^l \rho \dot{u}^T \dot{u} dV = \frac{1}{2} \int_0^l \dot{u}^T \begin{bmatrix} m & 0 & Sa \\ 0 & m & 0 \\ Sa & 0 & I_\phi \end{bmatrix} \dot{u} dx \quad (18)$$

将 $u = [H]q$ 带入得

$$\delta T = \delta q^T \left(\int_0^l [H]^T \begin{bmatrix} m & 0 & Sa \\ 0 & m & 0 \\ Sa & 0 & I_\phi \end{bmatrix} [H] dx \right) \cdot \dot{q} = \delta q^T [M_w^S] \dot{q} \quad (19)$$

其中 $[M_w^S]$ 为梁单元结构质量矩阵。

机翼剖面的有效气动迎角

$$\alpha_{\text{eff}} = \alpha + \phi \cos \Lambda - w' \sin \Lambda - \frac{w}{V} + b \left(\frac{1}{2} - a \right) \left(\frac{\phi}{V} \cos \Lambda - \frac{w'}{V} \sin \Lambda \right) \quad (20)$$

式中 b 为机翼弦长的一半, a 为气动中心与扭转中心的距离,第四项计入了气动中心和弹性中心不重合引起的迎角变化, Λ 为机翼前掠角。

机翼变形后连续自由度 u^A 与单元离散自由度 q 之间的关系是

$$u^A = \{w, v, \phi, v', w'\}^T = [H^A] q \quad (21)$$

其中 $[H^A]$ 为二者之间的转换矩阵。

作用在翼剖面的气动力为

$$\begin{Bmatrix} L_w \\ L_v \\ M_\phi \\ M_v' \\ M_w \end{Bmatrix} = [A_0] \begin{Bmatrix} \alpha \\ 0 \\ \alpha \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix} + [A_1] \begin{Bmatrix} w \\ v \\ \phi \\ v' \\ w \end{Bmatrix} + [A_2] \begin{Bmatrix} \dot{w} \\ \dot{v} \\ \dot{\phi} \\ \dot{v}' \\ \dot{w} \end{Bmatrix} \quad (22)$$

机翼单元的气动虚功为

$$\delta W = \int \left\{ \delta w, \delta v, \delta \phi, \delta v', \delta w \right\} \begin{Bmatrix} L_w \\ L_v \\ M_\phi \\ M_v' \\ M_w \end{Bmatrix} dx = \delta q^T [K_w^A] q + [C_w^A] \dot{q} + F_w \quad (23)$$

其中 $[K_w^A]$ 和 $[C_w^A]$ 分别为单元气动刚度矩阵和气动阻尼矩阵. 准确估计机翼结构阻尼比较困难, 通常采用模态阻尼或者比例阻尼估计结构阻尼, 单元结构阻尼记为 C_w^S . 将式(16), (19)和(23)带入式(14)便求得机翼单元方程. 将得到的单元矩阵叠加形成总体矩阵, 则机翼方程可表示为

$$[M_w^S] \ddot{q}_w + [C_w^S - C_w^A] \dot{q}_w + [K_w^S - K_w^A] q_w = F_w \quad (24)$$

下标 w 表示机翼, 施加根部自由度约束后方程的维数为 $5N$, N 为机翼单元的个数.

3 旋翼/短舱/机翼耦合动力学方程

倾转短舱作为刚体来处理, 它通过倾转铰刚性连接于机翼端部, 仅对系统质量矩阵有贡献, 其质心相对于倾转铰有 $\{x_p, y_p, z_p\}$ 偏心, 短舱的质量 m_p 及惯性量 $\{I_{pitch}, I_{yaw}, I_{roll}\}$ 对于机翼质量矩阵的贡献是将如下矩阵叠加到机翼端部梁单元节点上.

$$M_{nacelle} = \begin{bmatrix} m_p & 0 & m_p y_p & 0 & m_p x_p \\ 0 & m_p & -m_p z_p & m_p x_p & 0 \\ m_p y_p & -m_p z_p & I_{pitch} & 0 & 0 \\ 0 & m_p x_p & 0 & I_{yaw} & 0 \\ m_p x_p & 0 & 0 & 0 & I_{roll} \end{bmatrix}$$

旋翼桨毂力通过短舱传递到机翼端部节点上, 旋翼与短舱/机翼通过旋翼桨毂与短舱连接处的 6 个自由度来耦合, 短舱与机翼端部连接处的自由度为机翼端节点的 5 个自由度, 它们之间的关系是

$$\{\bar{x}, \bar{y}, \bar{z}, \alpha, \alpha_y, \alpha_z\}^T =$$

$$\Phi \{w_{tip}, v_{tip}, \phi_{tip}, v'_{tip}, w'_{tip}\}^T$$

Φ 为转换矩阵^[12].

为了与机翼方程耦合, 需将旋翼方程转化到机翼坐标系下, 机翼质量矩阵写成如下形式并对相关部分做如下变换 (阻尼和刚度矩阵也写成类似形式并做相应变换, 力向量也作对应变换).

$$\begin{bmatrix} M_{5 \times 5}^{ww} & M_{5 \times 9}^{wr} \\ M_{9 \times 5}^{rw} & M_{9 \times 9}^{rr} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Phi_5^T M_{6 \times 6}^{hh} \Phi_6 & \Phi_5^T M_{6 \times 9}^{hr} \\ M_{9 \times 6}^{rh} \Phi_6 & M_{9 \times 9}^{rr} \end{bmatrix} \quad (25)$$

完成以上转换后旋翼矩阵就可以通过标准的有限元方法叠加到机翼矩阵上, 从而得到旋翼/短舱/机翼耦合动力学方程, 记为

$$M\ddot{Q} + C\dot{Q} + KQ = F \quad (26)$$

$$Q = \{q_w, \beta, \beta_c, \beta_s, \zeta, \zeta_c, \zeta_s, \phi, \beta_{cs}, \beta_{cs}\}^T$$

引入状态向量 $\{\delta\} = \begin{Bmatrix} Q \\ \dot{Q} \end{Bmatrix}$, 则(26)式可写成

$$\{\dot{\delta}\} = A\{\delta\} + B$$

其中

$$A = \begin{bmatrix} 0 & I \\ -M^{-1}K & -M^{-1}C \end{bmatrix}, B = \begin{bmatrix} 0 \\ M^{-1}F \end{bmatrix}$$

该方程可用于倾转旋翼机前飞状态下的气弹响应分析和稳定性分析. 对矩阵 A 做特征值分析便可判断系统的稳定性^[10].

4 模型的验证

本文以贝尔 XV-15 半展长全尺寸倾转旋翼机试验模型为算例, 模型详细参数见文献[1-2];

分析了旋翼转速 $\Omega=458\text{ r/min}$ 时不同前飞速度下倾转旋翼机的气弹稳定性. 图中 $\beta-1, \beta, \beta+1$ 分别代表低阶挥舞模态、挥舞锥度模态和高阶挥舞模态; $\zeta-1, \zeta+1$ 分别代表低阶摆振模态和高阶摆振模态; p, q_1, q_2 分别代表机翼扭转基阶模态、机翼梁弯曲基阶模态和机翼弦向弯曲基阶模态. 图 5 和图 6 分别给出了系统频率及阻尼随前飞速度的变化曲线, 可以看出, 前飞时倾转旋翼机的气弹不稳定性主要反映在机翼模态, 本文计算结果吻合很好.

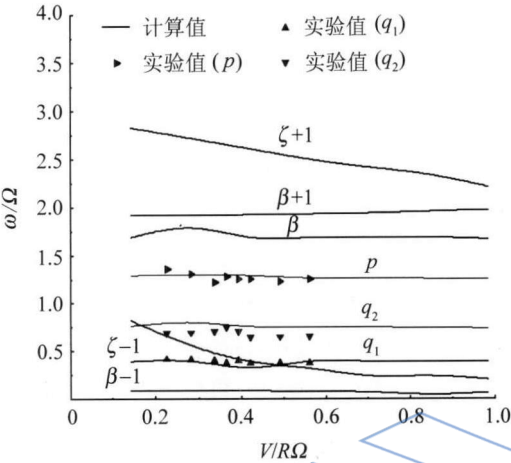


图 5 系统频率随前飞速度变化曲线

Fig. 5 System's frequencies vs. forward speed

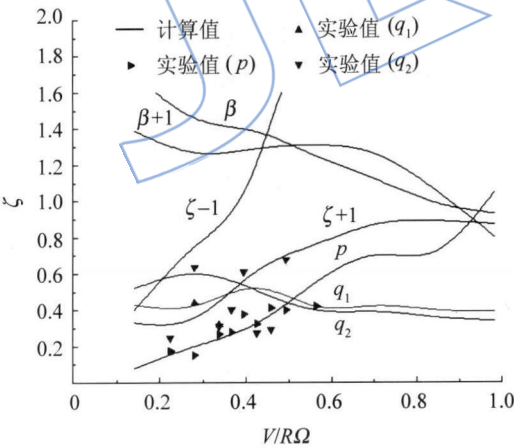


图 6 系统阻尼随前飞速度变化曲线

Fig. 6 System's damping vs. forward speed

分别对 Boeing mode 222 倾转旋翼模型^[11]和 V-22 的 1/5 缩比模型^[12]在不同前飞速度下的机翼模态阻尼进行分析, 以 Johnson 对 Boeing mode 222 的分析结果和 V-22 的 1/5 缩比模型的 DYN4 分析结果为参考值; 见图 7 和图 8, 计算值与参考值吻合, 表明了本文建模的可靠性和适

用性.

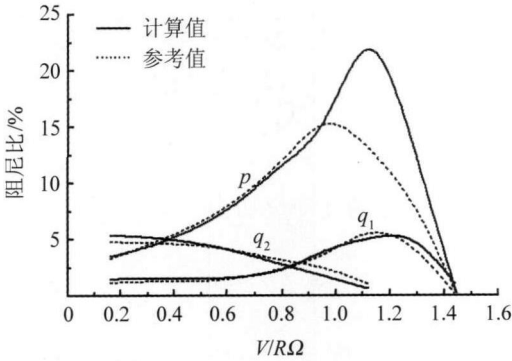


图 7 Boeing model 222 机翼模态阻尼随前飞速度变化曲线

Fig. 7 Boeing model 222 wing modal damping vs. forward speed

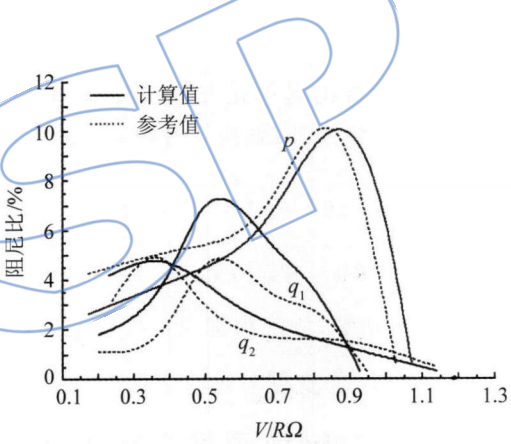


图 8 V-22-1/5 模型机翼模态阻尼随前飞速度变化曲线

Fig. 8 V-22-1/5 model wing modal damping vs. forward speed

5 结 论

本文基于刚性桨叶、刚体短舱及弹性机翼的假设在惯性系下建立的倾转旋翼/短舱/机翼耦合系统气弹稳定性分析模型具有明确的物理含义, 考虑了各种耦合, 计入了各动力学参数的影响, 能够很好的反映前飞时系统的复杂耦合动力学特性.

本文建立的模型经算例验证并与试验结果对比效果良好, 表明模型是正确的; 考虑桨叶大负扭转的特点及失速和压缩性影响, 采用的气动模型具有很好的精度, 计算得到的系统阻尼与试验值有一定偏差, 表明气动模型对系统特性具有明显的影响; 对不同的倾转旋翼机种进行了分析, 表明了建模的可靠性和适用性.

本文的分析模型可用于倾转旋翼机前飞状态的气动弹性响应及稳定性分析,也可用于动力学参数分析及优化.对旋翼模型稍作改动,还可用于不同桨毂构型的倾转旋翼机的气弹稳定性分析,具有很强的灵活性.

参考文献:

- [1] Johnson W. Dynamics of tilting proprotor aircraft in cruise flight[R]. NASA TN D-7677,1974.
- [2] Nixon M W. Aeroelastic response and stability of tilt-rotors with elastically-coupled composite rotor blades[D]. Maryland: University of Maryland,1993.
- [3] Srinivas V, Chopra I. Validation of a comprehensive aeroelastic analysis for tiltrotor aircraft[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1998, 43(4):333-341.
- [4] Ghiringhelli G L, Masarti P, Mantegazza P. Multi-body analysis of a tiltrotor configuration[J]. Nonlinear Dynamic, 1999, 19: 333-357.
- [5] Piatak D J, Kvaternik R G, Nixon M W, et al. A parametric investigation of whirl-flutter stability on the WRA TS tiltrotor model[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2002, 47(2):134-144.
- [6] Singh R, Gandhi F. Active tilt-rotor whirl-flutter stability augmentation using wing-flap/aileron and swashplate actuation [R]. 46th AIAA/ ASME/ ASCE/ AHS/ ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Confer, AIAA 2005-2074, 2005.
- [7] 杨卫东,董凌华.变转速倾转旋翼机多体系统气弹响应分析[J].哈尔滨工业大学学报,2006,38(2):282-324.
YANG Weidong, DONG Linghua. Multi-body aeroelastic analysis of tilt-rotor with varying rotor rotational speed [J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2006, 38(2):282-324. (in Chinese)
- [8] 胡国才.新型倾转旋翼机气动弹性稳定性分析模型[J].海军航空工程学院学报,2006,21(6):601-606.
HU Guocai. Mathematical model and formulations of a new tilt-rotor aircraft for aeroelastic stability analysis[J]. Journal of Naval Aeronautical Engineering Institute, 2006, 21(6):601-606. (in Chinese)
- [9] Hathaway E, Gandhi F. Design optimization for improved tiltrotor whirl flutter stability[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2007, 52(2):79-89.
- [10] McCarthy T R. A new higher-order composite theory for analysis and design of high speed tilt-rotor blades [R]. NASA Contractor Report 196703, 1996.
- [11] Johnson W. Helicopter theory [M]. New York: Dover Publications, Inc. 1980.
- [12] Popelka D, Sheffler M, Bilger J. Correlation of test and analysis for the 1/5-scale V-22 aeroelastic model[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1987, 32(2):21-33.