倾转旋翼机回转颤振及桨毂中心运动图像

李治权, 夏品奇*

南京航空航天大学航空宇航学院, 南京 210016

* E-mail: xiapq@nuaa.edu.cn

收稿日期: 2013-12-03; 接受日期: 2014-01-07

国家自然科学基金(批准号: 10832001)资助项目

摘要 在铰接式旋翼、刚性短舱、弹性机翼、短舱与机翼之间刚性连接假设的 Johnson 九自由度模型基础上, 考虑短舱与机翼之间的弹性连接, 建立了倾转旋翼机前飞时分析旋翼/短舱回转颤振和机翼不稳定性十一自由度气弹动力学模型. 在建立旋翼/短舱/机翼耦合系统运动方程时, 考虑了短舱俯仰和摆动运动对旋翼惯性和哥氏力的影响、短舱运动和旋翼旋转产生的陀螺力矩的影响、短舱支撑刚度与阻尼的影响、短舱运动对旋翼入流变化的影响以及短舱运动对机翼运动的影响等. 根据试验模型参数, 计算了各模态随前飞速度变化的系统频率和阻尼比以确定系统失稳的临界速度. 通过改变短舱支撑刚度对失稳临界速度的影响, 区分倾转旋翼机前飞时的失稳形式, 即机翼的垂向颤振发散运动或旋翼/短舱系统的回转颤振. 通过绘制的旋翼桨毂中心运动轨迹, 揭示了倾转旋翼机回转颤振和机翼变形失稳下桨毂中心的运动图像, 直观描述了回转颤振问题发生时桨毂中心的运动形态.

关键词

倾转旋翼机
回转颤振
运动图像

1 引言

倾转旋翼机是一种兼具直升机和螺旋桨飞机飞行能力的飞行器, 利用安装在机翼端部可以倾转的旋翼来实现直升机和螺旋桨飞机两种飞行模式的转换. 倾转旋翼机虽然具有较高的前飞速度, 但是存在着严重的前飞动力学稳定性问题——回转颤振.

倾转旋翼机前飞下的稳定性问题主要包括机翼/旋翼系统的气弹耦合稳定性问题以及旋翼/短舱系统的回转颤振问题. 回转颤振是倾转旋翼机在飞机飞行模式下的一种自激振动不稳定现象, 当飞行到一定速度并发生回转颤振时, 旋翼桨毂中心偏离平衡点旋转并旋转发散, 产生强烈振动, 限制了倾转旋翼机前飞速度的提高.

对于倾转旋翼机前飞稳定性的研究, Johnson^[1]建

立了前飞下倾转旋翼机的简化九自由度分析模型, 假设模型为铰接式旋翼、刚性短舱、弹性机翼、短舱与机翼之间刚性连接. Nixon^[2]建立了倾转旋翼机多体动力学分析模型. 杨朝敏和夏品奇^[3]研究了旋翼/短舱/机翼耦合系统稳定性, Zhang 和 Smith^[4]考虑复合材料桨叶以及气弹的剪裁效应等分析并改善前飞时倾转旋翼机的稳定性问题, Corso^[5]考虑机翼的弯扭耦合特性和机翼不同构型对系统稳定性的影响. 上述研究所建立的模型均视短舱与机翼端部之间为刚性连接, 其失稳形式为机翼端部垂直方向的发散运动. 回转颤振问题最早出现在螺旋桨飞机中, 相关研究如 Reed^[6]对螺旋桨回转颤振问题形成机理的分析, Houbolt 和 Reed^[7]对螺旋桨系统回转颤振临界速度边界以及相关参数的分析, Kaza^[8]研究了桨叶挥舞

引用格式: 李治权, 夏品奇. 倾转旋翼机回转颤振及桨毂中心运动图像. 中国科学: 技术科学, 2014, 44: 286–294

Li Z Q, Xia P Q. Whirl flutter and rotor hub center's motion image of tiltrotor aircraft (in Chinese). Sci Sin Tech, 2014, 44: 286–294, doi: 10.1360/092013-1213

频率和阻尼比对回转颤振临界速度的影响, 这些研究所采用的模型为单独的旋翼-短舱的两自由度模型, 未考虑机翼变形对旋翼气动力和陀螺力矩的影响. Singh 和 Chopra^[9]分析了具有跷跷板式旋翼的倾转旋翼机前飞状态下的回转颤振问题, Kim 和 Shin^[10]通过使用 Theodorsen 非定常气动力模型建立系统动力学模型, 并在时域和频域中对系统稳定性进行分析.

本文在 Johnson 九自由度模型^[1]基础上, 考虑短舱与机翼端部之间为弹性连接, 加入短舱俯仰运动自由度和左右摆动自由度, 建立前飞下倾转旋翼机的十一自由度运动模型, 使其更符合倾转旋翼机短舱与机翼端部之间的连接情况. 短舱的俯仰运动和左右摆动给旋翼、机翼、来流的运动带来了一系列复杂的影响, 本文深入研究了倾转旋翼机前飞模式下的动不稳定性. 通过改变短舱支撑刚度对失稳临界速度的影响, 区分倾转旋翼机前飞时的失稳形式, 即机翼的垂向颤振发散运动或旋翼/短舱系统的回转颤振. 绘制旋翼桨毂中心随时间的旋转运动图像, 直观描述回转颤振发生时的旋翼桨毂中心运动形态.

2 倾转旋翼机回转颤振动力学建模

2.1 回转颤振结构模型

回转指旋翼桨毂中心偏离平衡点后旋转方向与旋翼旋转方向相反的转动, 回转颤振是旋翼桨毂中心偏离平衡点后的发散的旋转运动. 图 1 为倾转旋翼机回转颤振结构模型, 该模型包括了弹性机翼、刚性短舱和铰接式旋翼, 短舱与机翼端部之间为弹性连接. 图 1 中, 刚性短舱的一端连接旋翼系统, 另一端通过安装点 P 弹性支撑在弹性机翼上. 机翼的端部运动包括 6 个自由度, 分别为 3 个平动自由度 x_p, y_p, z_p 和 3 个转动自由度 $\alpha_x, \alpha_y, \alpha_z$. 短舱支点和桨毂间的距离为短舱长度 h . 短舱绕支点 P 做俯仰运动和左右摆动, 短舱在这两个方向的支撑刚度 K_θ 和 K_ψ , 支撑阻尼为 C_θ 和 C_ψ . 在固定坐标系中, 定义旋翼气动力与气动力矩, 方向如图 1 所示. 造成回转颤振问题的主要激励力来源有两个^[11], 分别是桨盘平面的气动力以及旋翼转动和短舱的耦合运动所产生的陀螺力矩. 如图 1 截取某方位角桨叶剖面进行分析, 旋翼产生向上气动力分力 H , 由于较大前飞速度导致更大的桨叶迎角 $\Delta\alpha$, 产生更大的气动分力 ΔH , 由于短舱长度 h , 使得该分力对机翼产生较大的力矩. 与此同时, 短舱

图 1 倾转旋翼机回转颤振力学模型

的俯仰和左右摆动与旋翼旋转产生如图 1 所示方向的陀螺力矩 M_{Gx} 和 M_{Gy} . 随着前飞速度的增加, 上述激励力和力矩也逐渐变大, 当超过临界速度时, 系统会出现不稳定现象并破坏系统.

本文所建立的十一自由度倾转旋翼机动力学模型包括旋翼运动的 6 个自由度、机翼运动的 3 个自由度和短舱运动的二个自由度. 其中, 旋翼运动自由度包括旋翼的整体挥舞和摆振运动, 桨叶视为铰接, 只考虑其一阶挥舞模态 ($\beta_0, \beta_{1c}, \beta_{1s}$) 和一阶摆振模态 ($\zeta_0, \zeta_{1c}, \zeta_{1s}$). 机翼视为在端部有集中质量的悬臂梁, 由于机翼刚度较大, 质量相对短舱较轻, 故只考虑机翼的一阶弹性振动模态, 包括垂向、弦向弹性弯曲和绕弹性轴的弹性扭转 3 个模态 (q_1, q_2, p). 短舱与机翼端部之间视为弹性连接, 短舱包括俯仰运动自由度 θ 和摆动自由度 ψ , 旋翼、机翼和短舱通过结构耦合和运动耦合组成耦合动力学系统.

2.2 旋翼桨叶运动方程

旋翼模型在 Johnson 九自由度旋翼模型^[1]的基础上, 考虑短舱运动产生的惯性力和哥氏力的影响. 在旋转坐标系下, 旋翼桨叶运动方程为

$$I_\beta^* (\ddot{\beta} + v_\beta^2 \beta) + I_{\beta\alpha}^* [-(\ddot{\alpha}_y + \ddot{\theta} - 2\dot{\alpha}_x + 2\dot{\psi}) \cos \psi_m + (\ddot{\alpha}_x - \ddot{\psi} + 2\dot{\alpha}_y + 2\dot{\theta}) \sin \psi_m] + S_\beta^* \ddot{z}_p = \gamma \frac{M_F}{ac}, \quad (1)$$

$$I_\zeta^* (\ddot{\zeta} + v_\zeta^2 \zeta) + S_\zeta^* [(\ddot{x}_p + h\ddot{\alpha}_y + h\ddot{\theta}) \sin \psi_m - (\ddot{y}_p - h\ddot{\alpha}_x + h\ddot{\psi}) \cos \psi_m] - I_{\zeta\alpha}^* \ddot{\alpha}_z = \gamma \frac{M_L}{ac}, \quad (2)$$

其中 γ , α , c 分别是桨叶的 Lock 数、桨叶升力线系数、桨叶弦长, v_β , v_ζ 分别是桨叶的挥舞和摆振频率, 上述方程用桨叶挥舞惯性矩 I_β 进行无因次化(如 $I_\beta^* = I_\beta/I_b$), M_F , M_L 分别表示挥舞和摆振方向的气动力矩, ψ_m 为桨叶方位角, 对方程(1)和(2)进行傅里叶变换, 可将上述方程转换到固定坐标系下的旋翼运动方程^[12].

2.3 短舱运动方程

短舱的俯仰和摆动运动示意图如图 1 所示, 考虑短舱运动与旋翼转动所产生的陀螺力矩, 对短舱根部在机翼安装点 P 取力矩平衡得到短舱运动方程:

$$I_n \ddot{\theta} + C_\theta \dot{\theta} + K_\theta \theta + I_x \Omega (\dot{\psi} - \dot{\alpha}_x) = M_y + hH, \quad (3)$$

$$I_n \ddot{\psi} + C_\psi \dot{\psi} + K_\psi \psi - I_x \Omega (\dot{\theta} + \dot{\alpha}_y) = -M_x + hY, \quad (4)$$

其中 I_n 为短舱和旋翼系统绕 P 点的惯性矩, C_θ 和 C_ψ , K_θ 和 K_ψ 分别为短舱俯仰和摆动方向的支撑阻尼与刚度系数, I_x 为整个桨盘绕旋翼轴的转动惯量, 即 $I_x = N_b I_b$, M_x , M_y 表示作用在短舱端部的旋翼桨毂力矩, 对方程进行无因次化, 得到短舱运动方程, 其中 M_x , M_y 的无因次化表达式为

$$\begin{pmatrix} \frac{-2C_{My}}{\sigma a} \\ \frac{2C_{Mx}}{\sigma a} \end{pmatrix} = \frac{I_\beta^* (v_\beta^2 - 1)}{\gamma} \begin{pmatrix} \beta_{lc} \\ \beta_{ls} \end{pmatrix}. \quad (5)$$

2.4 旋翼气动力模型

倾转旋翼机前飞时, 流经旋翼的来流可看成轴流, 在计算旋翼气动力时采用叶素理论进行建模, 考虑因机翼弹性变形以及短舱运动而导致桨毂运动对来流的变化, 并加入失速与压缩性的影响, 桨叶剖面受力如图 2 所示.

桨叶剖面的升力和阻力定义如下:

图 2 桨叶剖面的速度分量及力分量

$$L = \frac{1}{2} \rho c (u_T^2 + u_p^2) C_L, \quad (6)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho c (u_T^2 + u_p^2) C_D, \quad (7)$$

其中 ρ 是空气密度, C_L , C_D 分别是桨叶剖面的升力系数和阻力系数.

将升力和阻力沿桨毂平面方向和垂直于桨毂平面方向进行分解, 无量纲化后得到桨叶的剖面力分量为

$$\frac{F_z}{ac} = U \left(u_T \frac{C_L}{2a} - u_p \frac{C_D}{2a} \right), \quad (8)$$

$$\frac{F_x}{ac} = U \left(u_p \frac{C_L}{2a} + u_T \frac{C_D}{2a} \right), \quad (9)$$

$$\frac{F_R}{ac} = U u_R \frac{C_D}{2a} - \beta \frac{F_z}{ac}. \quad (10)$$

在(6)~(10)式中, 各速度分量包含稳定值和扰动值, 其中稳态值分别为

$$u_T = \Omega r, \quad u_p = V + \lambda_i, \quad u_R = 0,$$

其中 r 表示桨叶径向位置, V 表示前飞速度, λ_i 表示诱导入流, 在大速度前飞时, 诱导入流相对前飞速度 V 可以近似忽略, 各速度分量的扰动值可参考文献[1]. 为考虑失速与压缩性的影响, 选取不同状态时的翼型升、阻力系数, 即当桨叶迎角小于 12° 时, 升力系数 $C_L = a\alpha(1 - M^2)^{-1/2}$, 阻力系数 $C_d = 0.0065 - 0.021\alpha + 0.4\alpha^2$, 其中 α 为桨叶迎角, 单位为弧度, a 与翼型相关, 本文取 $a=5.7$, M 为桨叶当地马赫数; 当桨叶迎角大于 12° 并小于失速迎角时, 升力系数 $C_L = \text{sgn}(\alpha)$, 阻力系数为 $C_L = 2(\sin\alpha)^2$; 当桨叶进入失速状态时, 此时升力系数为 0, 阻力系数与迎角大于 12° 并小于失速迎角的阻力系数相同. 将所得到的桨叶剖面力沿径向积分, 进行无因次化得到方程(1)和(2)的气动力矩项:

$$\frac{M_F}{ac} = \int_0^1 r \frac{F_z}{ac} dr, \quad (11)$$

$$\frac{M_L}{ac} = \int_0^1 r \frac{F_x}{ac} dr. \quad (12)$$

2.5 机翼运动方程

由于机翼端部有集中且远大于机翼本身的大质量短舱系统, 并且刚度较大, 故只考虑机翼最低频模态. 考虑机翼端部 3 个变形的动力学方程为

$$\begin{aligned}
& \begin{bmatrix} I_{qw}^* + m_p^* & 0 & S_w^* \\ 0 & I_{qw}^* + I_{px}^* \eta_w'^2 + m_p^* & 0 \\ S_w^* & 0 & I_{pw}^* + I_{py}^* \end{bmatrix} \begin{pmatrix} q_1 \\ q_2 \\ p \end{pmatrix}'' \\
& + \begin{bmatrix} C_{q1}^* & 0 & 0 \\ 0 & C_{q2}^* & 0 \\ 0 & 0 & C_p^* \end{bmatrix} \begin{pmatrix} q_1 \\ q_2 \\ p \end{pmatrix} \\
& + \begin{bmatrix} K_{q1}^* & 0 & 0 \\ 0 & K_{q2}^* & 0 \\ C_{pq}^* y_{Tw} (\gamma 2C_T / \sigma a) & 0 & K_p^* \end{bmatrix} \begin{pmatrix} q_1 \\ q_2 \\ p \end{pmatrix} \\
& = \begin{pmatrix} M_{q1acro}^* \\ M_{q2acro}^* \\ M_{pacro}^* \end{pmatrix} + \gamma \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & -\Omega \eta_w' \\ -1 & 0 \end{bmatrix} \begin{pmatrix} -2C_{My} / \sigma a \\ 2C_{Mx} / \sigma a \end{pmatrix} \\
& + \gamma \begin{bmatrix} y_{Tw} & 0 \\ 0 & -\Omega \eta_w' h \\ h_{EA} & 0 \end{bmatrix} \begin{pmatrix} 2C_H / \sigma a \\ -2C_Y / \sigma a \end{pmatrix} \\
& + \gamma \begin{bmatrix} 2\Omega \eta_w' \\ -2\Omega \eta_w' \\ 0 \end{bmatrix} C_Q / \sigma a + \gamma \begin{bmatrix} 0 \\ -2y_{Tw} \\ 0 \end{bmatrix} C_T / \sigma a, \quad (13)
\end{aligned}$$

其中 I_{qw}^* , I_{pw}^* 分别为机翼弯曲和扭转广义质量, I_{px}^* , I_{py}^* 分别为短舱横向和纵向惯性矩, m_p^* 为短舱质量, S_w^* 为机翼弯扭耦合惯量, C_{q1}^* , C_{q2}^* , C_p^* 分别表示机翼垂向、弦向和扭转的阻尼系数, K_{q1}^* , K_{q2}^* , K_p^* 分别表示机翼垂向、弦向和扭转的刚度系数, C_T 为旋翼拉力系数, σ 为旋翼实度, 旋翼左旋时, Ω 为 -1, 旋翼右旋时, Ω 为 1, y_{Tw} 为机翼翼展长度, η_w' 为机翼弯曲模态, M_{q1acro}^* , M_{q2acro}^* , M_{pacro}^* 为根据准定常气动力理论推导的机翼垂向、弦向和扭转方向的气动力和气动力矩。

2.6 旋翼、短舱和机翼耦合运动方程

机翼与旋翼之间的力和力矩, 运动和变形是通过短舱进行传递, 在短舱安装处, 机翼与旋翼的坐标转换关系如下:

$$\begin{pmatrix} \alpha_x \\ \alpha_y \\ \alpha_z \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & -\Omega \eta_w' & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ -\Omega \eta_w' & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{pmatrix} q_1 \\ q_2 \\ p \end{pmatrix}, \quad (14)$$

$$\begin{pmatrix} x_p \\ y_p \\ z_p \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} y_{Tw} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & -y_{Tw} & 0 \end{bmatrix} \begin{pmatrix} q_1 \\ q_2 \\ p \end{pmatrix}. \quad (15)$$

通过上述坐标系变换, 可以得到倾转旋翼机十一自由度运动微分方程:

$$A_2 \ddot{q} + A_1 \dot{q} + A_0 q = F, \quad (16)$$

其中 A_2 , A_1 , A_0 分别是系统的质量、阻尼、刚度矩阵, q 是系统各模态组成的列向量:

$$q = \{\beta_0, \beta_{1c}, \beta_{1s}, \zeta_0, \zeta_{1c}, \zeta_{1s}, \theta, \psi, q_1, q_2, p\}.$$

3 回转颤振分析

3.1 稳定性分析

将方程(16)转换为由状态向量描述的一阶线性微分方程组, 引入状态变量^[13] $\delta = \{q\dot{q}\}$, 方程(16)可以写成:

$$A\dot{\delta} + B\delta = 0,$$

$$\text{其中 } A = \begin{bmatrix} A_1 & A_2 \\ A_2 & 0 \end{bmatrix}, B = \begin{bmatrix} A_0 & 0 \\ 0 & -A_2 \end{bmatrix}.$$

该方程用于计算前飞时气弹稳定性问题, 在得到方程的特征值 λ 后, 系统模态频率 ω 和模态阻尼 ξ 由下式求出:

$$\omega = \text{Im}(\lambda),$$

$$\xi = -\text{Re}(\lambda) / \lambda.$$

若系统某一模态阻尼比小于 0, 即表示该模态进入不稳定状态, 系统发散. 当系统首次出现某一模态阻尼比等于 0 时所对应的前飞速度定义为倾转旋翼机的失稳临界速度.

对于结构参数、动力学参数以及气动力参数已经确定的倾转旋翼系统, 方程中的各矩阵中的元素仅与前飞速度 V 有关, 分别取不同前飞速度计算相应的特征值, 可以得到系统各模态的阻尼比随前飞速度 V 的变化曲线并确定倾转旋翼机的临界失稳速度. 对于倾转旋翼机的气弹耦合系统而言, 如果首先发散的是机翼模态, 则系统失稳形式为机翼的发散运动; 如果首先发散的是短舱模态, 则系统失稳形式为短舱的发散运动, 即回转颤振.

3.2 算例分析

本文算例数据采用 Bell 倾转旋翼试验模型的参数^[1], 主要参数见表 1.

表 1 中, 短舱俯仰和摆动方向的支撑刚度相等、支撑阻尼相等, 表明短舱为对称支撑. 为了验证所建

表 1 Bell 倾转旋翼机试验模型主要参数

旋翼参数	数值
桨叶片数 N_b	3
旋翼半径 R (m)	3.82
洛克数 γ	3.83
旋翼实度 σ	0.089
旋翼转速 Ω (rad s ⁻²)	48
挥舞调节系数 K_p	-0.268
升力线系数 a (rad s ⁻²)	5.7
桨叶挥舞惯性矩 I_b (kg m ²)	142
桨叶静矩 S_c (kg m ²)	146.97
机翼参数	数值
机翼展长 y_{Tw} (m)	5.09
机翼结构刚度	
K_{q1} (kg m ² s ⁻²)	9.2×10^6
K_{q2} (kg m ² s ⁻²)	2.5×10^7
K_p (kg m ² s ⁻²)	1.8×10^6
机翼结构阻尼	
C_{q1} (kg m ² s ⁻²)	9030
C_{q2} (kg m ² s ⁻²)	27300
C_p (kg m ² s ⁻²)	955
短舱参数	数值
短舱长度 h (m)	1.31
短舱绕弹性轴惯量 m_p (kg m ²)	16380
短舱支撑刚度	
K_θ (kg m ² s ⁻²)	1.35×10^7
K_ψ (kg m ² s ⁻²)	1.35×10^7
短舱支撑阻尼	
C_θ (kg m ² s ⁻²)	13650
C_ψ (kg m ² s ⁻²)	13650

立模型的正确性, 本文将十一自由度模型计算结果与 Johnson 九自由度倾转旋翼机前飞模型数据进行对比. 系统各模态的频率和阻尼比随前飞速度的变化曲线如图 3 和 4 所示. 图 3 和 4 中, β_s, β_c 分别表示旋转变面外旋翼整体横向挥舞模态和旋翼整体纵向挥舞模态; ζ_s, ζ_c 分别表示旋转变面内旋翼整体纵向摆振模态和旋翼整体横向摆振模态; p, q_1, q_2 分别表示机翼扭转、垂向弯曲和弦向弯曲基阶模态.

由图 3 和 4 可知, 与 Johnson 九自由度模型相比, 考虑机翼与短舱之间的弹性连接后, 旋翼各模态频率变化较小, 而各模态阻尼有一定的变化. 由于短舱的弹性运动, 对来流各速度分量产生新的扰动值, 改变了气动阻尼. 短舱与机翼之间弹性连接对机翼各模态的影响主要体现在高速飞行阶段, 因为机翼弦向刚度远大于垂向刚度和扭转刚度, 所以短舱的俯仰运动对机翼扭转产生的影响更为明显. 由于短舱/旋翼系统集中质量使得机翼垂向自由度和扭转自由

图 3 系统各模态频率随前飞速度变化图

图 4 系统各模态阻尼比随前飞速度变化图

度的耦合, 同时短舱与机翼的弹性连接, 相当于等效地加剧了机翼的垂向运动, 因此考虑机翼与短舱之间的弹性连接降低了气弹稳定的临界速度.

通过图 3 和 4 可知, 对系统稳定性影响较大的旋翼模态是 ζ_s, β_s , 模态 ζ_s 的频率随着前飞速度的增加, 受摆振整体频率影响而逐渐下降. 由于旋翼的变距-挥舞调节系数 K_p 存在, 在大速度情况下, β_s 频率最终会变得较大. 旋翼模态的影响主要体现在当其频率曲线与机翼频率曲线相交时, 旋翼各模态对机翼各模态阻尼比的影响. ζ_s 模态频率与机翼的 q_1 和 q_2 模态频率相交时, q_1 和 q_2 阻尼比出现拐点. 随着前飞速度的增加, 短舱的两个模态频率变化不大, θ 模态的阻尼比随前飞速度首先增大至其模态频率与 ζ_s 模态频率相近时达到峰值, 之后逐渐减小. 随着前飞速度的增加, 短舱左右摆动方向来流速度变化不大, 因此该模态阻尼比随前飞速度增加基本保持定值. 当倾转

旋翼机前进比达到约 1.32 时, 机翼的垂向运动模态 q_1 的阻尼比进入负值, 出现了失稳现象, 此时系统的失稳形式为机翼垂直方向的颤振发散运动。

本文通过改变短舱与机翼之间的支撑刚度系数, 调节短舱的振动频率, 研究系统发生失稳的形式. 如图 5 所示, 短舱支撑刚度系数的变化范围为 $0.1K_{q2} \sim 0.9K_{q2}$, 得到对应的失稳临界速度以及最先失稳模态. 从图 5 可以看出, 系统首先是以 θ 模态失稳即回转颤振的形式失稳, 并且回转颤振临界速度逐渐变大. 随着短舱支撑刚度系数增加到短舱系统的俯仰频率逐渐大于机翼垂向模态的频率, 系统的失稳方式变为机翼垂向模态 q_1 的颤振发散运动, 并且气弹稳定临界速度先减小然后增大, 在 $0.4K_{q2}$ 处达到稳定值, 即此时随着短舱支撑刚度增大, 对系统的失稳临界速度和失稳形式影响不大. 因此可以看出, 短舱的支撑刚度对倾转旋翼机前飞时的失稳形式有直接影响, 支撑刚度较小时, 失稳形式表现为旋翼/短舱系统的回转颤振; 支撑刚度较大时, 失稳形式表现为机翼的垂向颤振发散运动。

4 桨毂中心运动图像

根据本文所建立的倾转旋翼机十一自由度模型, 以及表 1 的参数, 计算机翼端部的变形响应和短舱的运动响应, 结合坐标关系表达(14)和(15)式, 可以得到旋翼桨毂中心的位置坐标如下:

$$\begin{pmatrix} x_H \\ y_H \\ z_H \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} x_p \\ y_p \\ z_p \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \alpha_x \\ \alpha_y \\ \alpha_z \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ h \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} -\psi \\ \theta \\ 0 \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ h \end{pmatrix} \\ = \begin{pmatrix} y_{Tw} & 0 & h \\ 0 & h\eta'_{Tw} & 0 \\ 0 & -y_{Tw} & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} q_1 \\ q_2 \\ p \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} h\theta \\ h\psi \\ 0 \end{pmatrix}, \quad (17)$$

其中“ $\times$ ”表示矢量的叉乘. 如果去掉方程中机翼的 3 个自由度, 即 p, q_1, q_2 取 0, 此时机翼为刚性, 系统可看成是类似于螺旋桨飞机上的机翼-旋翼系统, 此时该系统的失稳形式为回转颤振。

图 6 和 7 分别为发生回转颤振之前(前进比为 0.7), 桨毂中心第 1 s 和第 9~10 s 内的运动轨迹. 从图 6 和 7 可以看出, 由于本文算例中短舱系统俯仰和摆动方向的支撑刚度系数和阻尼系数相同, 因此系统在初始扰动作用下, 桨毂中心作幅度越来越小、与旋翼旋

图 5 短舱支撑刚度对失稳临界速度影响

图 6 机翼刚性时桨毂中心第 1 s 内收敛的运动轨迹 (前进比 0.7)

图 7 机翼刚性时桨毂中心第 9~10 s 内收敛的运动轨迹 (前进比 0.7)

转方向相反、向起点靠近(收敛)的顺时针方向的圆形旋转运动。

图 8 和 9 分别是当发生回转颤振时(前进比 1.5), 桨毂中心在第 1 s 内和第 9~10 s 内的运动轨迹, 从图 8 和 9 可以看出, 桨毂中心将作幅度越来越大、与旋翼旋转方向相反、离开起点(发散)的顺时针方向的圆形旋转运动。

在上述两种不同前进比的情况下, 如果短舱在俯仰和摆动方向的支撑刚度、阻尼系数不同, 则桨毂中心最终的运动轨迹为椭圆形。在下面考虑机翼弹性时可清楚看到椭圆形的轨迹, 机翼的弹性运动造成了短舱俯仰和摆动方向的刚度、阻尼不同。

图 8 机翼刚性时桨毂中心第 1 s 内发散的的运动轨迹 (前进比 1.5)

图 9 机翼刚性时桨毂中心第 9~10 s 内发散的的运动轨迹 (前进比 1.5)

考虑机翼的弹性, 系统所对应的失稳为机翼垂直方向的发散运动。图 10 和 11 分别为处在稳定状态飞行(前进比 0.7)时桨毂中心在第 1 s 和第 9~10 s 内的运动轨迹, 在机翼运动和短舱运动的共同作用下, 桨毂中心最初以“8”字形曲线运动, 先沿逆时针方向, 再沿顺时针方向进行运动, 并且每个周期内后者的运动幅度略小于前者。随着时间增长, 桨毂中心做幅度越来越小的靠近起点(收敛)的椭圆形回转运动。

当系统进入不稳定区域时, 桨毂中心在第 1 s 内和第 9~10 s 内运动轨迹分别如图 12 和 13 所示。桨毂中心最初以“8”字形曲线进行运动, 在一个“8”字形内, 运动方向由逆时针转向顺时针, 在失稳情况下桨毂中心沿顺时针方向的运动幅度略大于其沿逆时针方向的运动幅度, 最终由“8”字形的运动转向作与旋

图 10 机翼弹性时桨毂中心第 1 s 内收敛的的运动轨迹 (前进比 0.7)

图 11 机翼弹性时桨毂中心第 9~10 s 内收敛的的运动轨迹 (前进比 0.7)

图 12 机翼弹性时桨毂中心第 1 s 内发散的轨迹
(前进比 1.5)

图 13 机翼弹性时桨毂中心第 9~10 s 内发散的轨迹
(前进比 1.5)

翼旋转方向相反, 离开起点的椭圆形旋转运动, 且椭圆形运动的幅值不断加大, 形成发散的轨迹. 因为系统失稳形式为机翼垂直方向的运动发散, 所以桨毂运动轨迹垂直方向的位移量远大于水平方向的位移量.

5 结论

本文建立的倾转旋翼机考虑机翼与短舱之间弹性连接的 11 自由度前飞气弹动力学模型能有效地分析倾转旋翼机的两种失稳形式——旋翼/桨毂回转颤振和机翼垂向颤振发散运动. 采用 Bell 倾转旋翼试验模型的参数, 对所建模型进行了算例验证, 并得到了各模态的频率和阻尼比以及系统失稳的临界速度. 计算表明, 机翼和短舱之间的弹性连接降低了系统气弹稳定的临界速度, 当短舱支撑刚度较小时, 系统失稳形式首先为回转颤振, 随着短舱支撑刚度的增大, 系统失稳形式表现为机翼垂向模态的颤振发散运动. 机翼刚性并短舱对称支撑时, 旋翼桨毂中心的运动轨迹表明, 桨毂中心的运动图像在发生回转颤振前是向起点靠近的圆形回转运动, 在发生回转颤振时是离开起点的回转运动. 在考虑机翼弹性与短舱运动时, 不论短舱是否对称支撑, 桨毂中心开始以“8”字形曲线运动, 在稳定情况下作接近起点的椭圆形回转运动, 在失稳情况下作离开起点的椭圆形回转运动.

参考文献

- 1 Johnson W. Dynamics of tilting proprotor aircraft in cruise flight. NASA TN D-7677, 1994
- 2 Nixon M W. Aeroelastic Response and stability of tiltrotors with elastically-coupled composite rotor blades. Dissertation for Doctoral Degree. Maryland: University of Maryland, 1993
- 3 杨朝敏, 夏品奇. 倾转旋翼机前飞时机翼/短舱/旋翼耦合系统气弹稳定性分析. 中国科学: 技术科学, 2011, 41: 1322-1328
- 4 Zhang J, Smith E C. Influence of aeroelastically tailored wing extensions and winglets on whirl flutter stability. In: 2nd Asian Rotorcraft Forum. Tianjin, 2013. 188-200
- 5 Corso L M. Design, analysis and test of a composite tailored tiltrotor wing. J Am Helicopter Soc, 2000, 45: 207-215
- 6 Reed W H. Review of propeller-rotor whirl flutter. NASA TR R-264, 1967: 531-544
- 7 Houbolt J C, Reed W H. Propeller-nacelle whirl flutter. J Aeronaut Sci, 1962, 29: 333-346
- 8 Kaza K R V. Effect of steady state coning angle and damping on whirl flutter stability. J Aircraft, 1973, 10: 664-669
- 9 Singh B, Chopra I. Whirl flutter stability of two-bladed proprotor/pylon systems in high speed flight. AIAA, 2002-1660, 2002
- 10 Kim T, Shin S J. Time and frequency domain analysis of whirl flutter stability in tiltrotor aircraft. AIAA, 2006-1965, 2006
- 11 Bielawa R L. Rotary Wing Structural Dynamics and Aeroelasticity. Washington DC: American Institute of Aeronautics & Astronautics Inc., 2006

- 12 Johnson W. Helicopter Theory. New York: Dover Publication, 1980
- 13 Sinha A. Vibration of Mechanical Systems. New York: Cambridge University Press, 2010

Whirl flutter and rotor hub center's motion image of tiltrotor aircraft

LI ZhiQuan & XIA PinQi

College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China

Based on the Johnson's model of tiltrotor aircraft with nine degrees of freedom containing the assumptions of articulated rotor, rigid nacelle, elastic wing and clamped connections between the nacelle and wing, and considering the elastic connections between the nacelle and wing, the aeroelastic model of tiltrotor aircraft with eleven degrees of freedom for analysis of the whirl flutter of rotor/nacelle and instability of wing in forward flight has been established in this paper. The influences of the nacelle pitching and swing on the rotor inertial force and Coriolis force, the gyroscopic moment produced by the nacelle motion and rotor rotation, the supporting stiffness and damping of nacelle, the influence of nacelle motion on change in inflow of rotor and the influence of nacelle motion on wing motion have been considered in establishing the equations of motion of the rotor/nacelle/wing coupled system. By using the system parameters of experimental model, the modal frequencies and damping ratios changing with the flight speed were calculated to determine the critical instability speed of the system. By influence of change in the supporting stiffness of nacelle on the critical instability speed, the dynamic instability form of tiltrotor aircraft in forward flight such as the vertical divergence motion of wing flutter or the whirl flutter of rotor/nacelle can be determined. According to the drawn motion trajectories of rotor hub center, the motion images of rotor hub center in the conditions of whirl flutter and wing instability of tiltrotor aircraft can be revealed, intuitively describing the motion patterns of rotor hub center in occurrence of the whirl flutter.

tiltrotor aircraft, whirl flutter, motion image

doi: 10.1360/092013-1213