

文章编号: 1000-8055(2007)11-1863-05

倾转旋翼机前飞动力学稳定性分析

岳海龙, 夏品奇

(南京航空航天大学 直升机旋翼动力学国家级重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 倾转旋翼机的机翼端部装有一个可倾转的旋翼. 所建立的倾转旋翼机前飞动力学稳定性分析简化模型由一个机翼和一个螺旋桨旋翼组成. 机翼承受垂向弯曲、弦向弯曲和扭转变形, 螺旋桨旋翼的桨叶认为是刚性的并承受一阶挥舞和摆振. 机翼和螺旋桨旋翼的空气动力学载荷由准定常片条理论得到. 利用此模型在高入流状态下建立运动微分方程, 对倾转旋翼机在前飞状态下的动力学稳定性进行计算, 计算结果与 Bell 公司试验结果基本一致, 表明该模型可用于倾转旋翼机的前飞动力学稳定性分析.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 倾转旋翼机; 前飞状态; 稳定性

中图分类号: V211.44

文献标识码: A

Dynamic stability analysis of tiltrotor aircraft in forward flight

YU E Hai-long, XIA Pin-qi

(Laboratory of Rotorcraft Aeromechanics,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Tiltrotor aircraft has a tilting propotor at the tip of wing. The analytical model of dynamic stability for tiltrotor aircraft in forward flight in this paper consists of a cantilever wing and a rotor. The wing withstands vertical bending, chordwise bending and torsional deformations, and the rotor blade is considered to be capable of rigidly withstanding one order flap and lag motions. The aerodynamic loads are gained by quasi-steady flow and thin wing theory. Using the model, the differential equations of motion have been formulated under the condition of high inflow, making it possible to analyze the dynamic stability of tiltrotor aircraft in forward flight. The numerical results are basically consistent with the experimental results obtained by the Bell Helicopter Company, showing that the analytical model is suitable for analyzing the dynamic stability of tiltrotor aircraft in forward flight.

Key words: aerospace propulsion system; tiltrotor aircraft; forward flight; dynamic stability

倾转旋翼机在每个机翼的翼尖装有一个大的螺旋桨旋翼. 螺旋桨旋翼可以从垂直状态(悬停)倾转到水平状态(前飞). 在悬停状态, 螺旋桨旋翼的作用就像直升机的旋翼一样, 提供升力. 在达到一定飞行速度时螺旋桨旋翼可以倾转到前方, 像固定翼飞机的螺旋桨一样提供拉力. 倾转旋翼机

将直升机的低速性能和涡轮螺旋桨飞机的高速、高效性能结合在了一起^[1].

20 世纪中期, 美国开始对倾转旋翼技术进行研究, 开始于 XV-3, 成熟于 XV-15. 现在, 倾转旋翼机 V-22 和 BA-609 型已投入美军部队服役和商业运营. 在理论方面, 国外对倾转旋翼机动力学稳定性一直在研究, 如前飞时的回转颤振稳定

收稿日期: 2006-09-25; 修订日期: 2007-06-03

基金项目: 直升机旋翼动力学国家级重点实验室基金项目

作者简介: 岳海龙(1978-), 男, 山东聊城人, 博士生, 研究方向为旋翼飞行器动力学.

性及控制^[2-3]. 国内对倾转旋翼机研究尚处于跟踪、起步阶段,所做的研究有倾转旋翼机的飞行仿真与控制^[4]、倾转过渡状态的瞬态响应^[5]以及旋翼倾转的自由尾迹计算^[6]等.

倾转旋翼机虽然有较高的前飞速度,但是也存在着严重的前飞动力学稳定性问题. 在倾转旋翼机前飞运动模式中,当螺旋桨旋翼传给机翼的力与机翼的运动相耦合时会使机翼产生不稳定性. 而且由于倾转旋翼机两个大的发动机安装在翼端,这两个大的集中质量使机翼的频率大大降低,使螺旋桨旋翼的力与机翼的几阶低频模态相耦合,导致严重的振动. 由于这种耦合而产生的不稳定性大大限制了倾转旋翼机的最大飞行速度.

由此可见,要提高倾转旋翼机的飞行速度就必须先提高机翼的稳态速度. 一种方法是设计机翼,使螺旋桨旋翼传下的力不与机翼的低阶模态耦合,但实际上要做到这一点是很难的;另一种方法是对螺旋桨旋翼进行仔细的动力学设计以增加稳态速度. 更科学、合理的方法是将两者结合起来,建立旋翼与机翼耦合系统的动力学稳定性分析模型与方法.

本文在 Johnson 提出的九自由度模型^[1]基础上,考虑高速前飞时旋翼处于轴流的高入流状态,可以省略高入流条件下作用很小的参数,建立了倾转旋翼机前飞时动力学稳定性分析的简化模型. 该模型相对简单,但物理概念清晰. 通过对 Bell 公司试验模型的分析计算,本文得到了机翼弯曲和扭转模态阻尼随前飞速度的变化曲线,计算结果与 Bell 公司的试验结果较一致,表明本文的简化模型合理可行.

1 动力学模型

倾转旋翼机前飞动力学模型如图 1 所示,具有 9 个自由度:旋翼的面外挥舞和面内摆振(横、纵向周期变距 $\beta_s, \beta_c, \zeta_{1c}, \zeta_{1s}$, 总距 β_0, ζ_0) 以及机翼的

一阶垂向、弦向弯曲和扭转(垂向一阶弯曲 q_1 , 弦向一阶弯曲 q_2 , 一阶扭转 p). 其中 q_1, q_2, p 为机翼的模式坐标,其与机翼的物理坐标之间的关系为

$$\begin{aligned}x_w(y_w) &= q_1(t) \eta_w(y_w) \\z_w(y_w) &= q_2(t) \eta_w(y_w) \\\theta_w(y_w) &= p(t) \xi_w(y_w)\end{aligned}\tag{1}$$

式中 η_w 和 ξ_w 为机翼的弯曲和扭转振型函数. 图 1 中 T, H, Y 分别表示旋翼的拉力、后向力和侧向力, Ψ 为旋翼方位角, V 表示来流速度, h 表示短舱的长度, x, y, z 为桨毂坐标系, x_p, y_p, z_p 为短舱坐标系, $\alpha_x, \alpha_y, \alpha_z$ 表示短舱 3 个方向的转动, x_w, y_w, z_w 为机翼坐标系.

以上 9 个自由度可以比较完整地描述倾转旋翼机的机翼和旋翼的前飞状态. 旋翼和机翼的力和力矩的传递通过短舱和机翼翼端的连接点(即图 1 所示回转轴位置)实现.

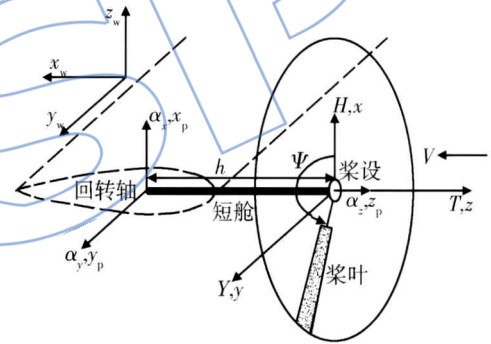


图 1 倾转旋翼机前飞动力学模型

Fig. 1 Dynamic model of tiltrotor aircraft in forward flight

2 运动微分方程

在此模型中,考虑旋翼的挥舞和摆振运动,根据牛顿运动定律即可得到运动微分方程,其中气动力由叶素理论^[7]计算得到.

2.1 旋翼的力和力矩平衡方程

旋翼的挥舞和摆振运动方程可推导为

$$\begin{bmatrix} I\beta & 0 & 0 & 0 \\ 0 & I\beta & 0 & 0 \\ 0 & 0 & I\zeta & 0 \\ 0 & 0 & 0 & I\zeta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\beta}_c \\ \dot{\beta}_s \\ \dot{\zeta}_{1c} \\ \dot{\zeta}_{1s} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -\gamma M\beta & 2I\beta & \gamma M\zeta & 0 \\ -2I\beta & -\gamma M\beta & 0 & \gamma M\zeta \\ -\gamma Q\beta & 0 & \gamma Q\zeta & 2I\zeta \\ 0 & -\gamma Q\beta & -2I\zeta & \gamma Q\zeta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta_c \\ \beta_s \\ \zeta_{1c} \\ \zeta_{1s} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} I\beta(\dot{\beta}_0^2 - 1) + K_p\gamma M_0 & -\gamma M\beta & 0 & \gamma M\zeta \\ -\gamma M\beta & I\beta(\dot{\beta}_0^2 - 1) + K_p\gamma M_0 & \gamma M\zeta & 0 \\ K_p\gamma Q\theta & -\gamma Q\beta & I\zeta(\dot{\zeta}_0^2 - 1) & \gamma Q\zeta \\ \gamma Q\beta & K_p\gamma Q\theta & -\gamma Q\zeta & I\zeta(\dot{\zeta}_0^2 - 1) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta_c \\ \beta_s \\ \zeta_{1c} \\ \zeta_{1s} \end{bmatrix} +$$

$$\begin{bmatrix} -I\beta\alpha & 0 \\ 0 & I\beta\alpha \\ 0 & S\zeta h \\ S\zeta h & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\alpha}_y \\ \ddot{\alpha}_x \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \gamma M\beta & 2I\beta\alpha + \gamma h M_\mu \\ 2I\beta\alpha + \gamma h M_\mu & -\gamma M\beta \\ \gamma Q\beta & \gamma h Q_\mu \\ \gamma h Q_\mu & -\gamma Q\beta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\alpha}_y \\ \dot{\alpha}_x \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & -\gamma(V+v)M_\mu \\ -\gamma(V+v)M_\mu & 0 \\ 0 & -\gamma(V+v)Q_\mu \\ -\gamma(V+v)Q_\mu & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha_y \\ \alpha_x \end{bmatrix} + \\
 \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ -S\zeta & 0 \\ 0 & S\zeta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{y}_p \\ \ddot{x}_p \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -\gamma M_\mu & 0 \\ 0 & \gamma M_\mu \\ -\gamma Q_\mu & 0 \\ 0 & \gamma Q_\mu \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{y}_p \\ \dot{x}_p \end{bmatrix} = 0 \quad (2)$$

由旋翼的挥舞和摆振运动可以推得桨毂力矩 C_{My} 和 C_{Mx} 以及桨毂的侧向力 C_Y 和垂向力 C_H 。

旋翼的总距运动方程可推导为

$$I_{\beta\beta}\ddot{\beta} - \gamma M\beta\dot{\beta} + (I_{\beta\beta}\dot{\beta}^2 + K_p\gamma M\theta)\beta + \gamma M\zeta\ddot{\zeta}_0 - \gamma M\zeta\ddot{\alpha}_z + S_{\beta\beta}\ddot{\zeta}_p - \gamma M\lambda\dot{\zeta}_p = \gamma M_0 \quad (3a)$$

$$I_{\beta\beta}\ddot{\zeta}_0 + \gamma Q\zeta\ddot{\zeta}_0 + I_{\beta\beta}\dot{\zeta}_0^2 - \gamma Q\lambda\dot{\beta} + K_p\gamma Q\theta\beta - I_{\beta\beta}\ddot{\alpha}_z - \gamma Q\lambda\ddot{\alpha}_z - \gamma Q\lambda\dot{\zeta}_p = \gamma Q_0 \quad (3b)$$

由旋翼的总距运动可以推得桨毂的拉力 C_T 和扭矩 C_Q 。式(2)和式(3a), (3b)中, I 表示旋翼桨叶

转动惯量, M 和 Q 分别表示旋翼挥舞和摆振方向的空气动力力矩系数, K_p 为机翼的扭转刚度, S 为桨叶静矩, v 为桨叶旋转固有频率, γ 为洛克数。

2.2 机翼的运动方程

考虑机翼 3 个方向的运动, 机翼的垂向弯曲 q_1 , 弦向弯曲 q_2 和扭转 p , 根据经典的动力学理论, 可得到机翼的运动微分方程, 其中的气动力由准定常片条理论得到。

$$\begin{bmatrix} I_{qw} + m_p & 0 \\ 0 & I_{qw} + I_{px}\eta_w^2 + m_p \\ S_w & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{q}_1 \\ \ddot{q}_2 \\ \ddot{p} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} C_{q1} & 0 & 0 \\ 0 & C_{q2} & 0 \\ 0 & 0 & C_{q3} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{p} \end{bmatrix} + \\
 \begin{bmatrix} K_{q1} & 0 & 0 \\ 0 & K_{q2} & 0 \\ 0 & 0 & K_p \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ p \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M_{q1aero} \\ M_{q2aero} \\ M_{paero} \end{bmatrix} + \gamma \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 1 & -\Omega\eta_w' \\ -1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -2C_{My}/\alpha \\ 2C_{Mx}/\alpha \end{bmatrix} + \\
 \gamma \begin{bmatrix} y_{Tw} & 0 \\ 0 & -\Omega\eta_w'h \\ h & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 2C_H/\alpha \\ -2C_Y/\alpha \end{bmatrix} + \gamma \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} C_Q/\alpha + \gamma \begin{bmatrix} 0 \\ -2y_{Tw} \\ 0 \end{bmatrix} C_T/\alpha \quad (4)$$

式(4)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_{q3} , C_{pq} 分别为机翼垂向、弦向和扭转的阻尼系数, K_{q1} , K_{q2} , K_p 分别为机翼垂向、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, α 为桨叶迎角, Ω 为旋翼旋转方向系数(顺时针方向为正), y_{Tw} 为机翼翼展。

2.3 短舱坐标和机翼模态坐标之间的转换

为了研究旋翼、短舱和机翼整个系统的稳定性, 需要将各部分的方程建立在统一的坐标下, 才能反应系统的整体性能。如上所述, 旋翼和机翼力和力矩的传递通过短舱和机翼翼端的连接点实现, 因此在回转轴处, 短舱坐标和机翼模态坐标之间的关系如下:

$$\begin{bmatrix} \alpha_x \\ \alpha_y \\ \alpha_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & -\Omega\eta_w' & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ -\Omega\eta_w' & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ p \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} x_p \\ y_p \\ z_p \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} y_{Tw} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & -y_{Tw} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ p \end{bmatrix} \quad (5)$$

式(5)中, Ω 为旋翼旋转方向系数。

由以上方程(1)~(5), 可以得到悬臂机翼和螺旋桨旋翼系统的整体运动方程。其结果是 9 个普通线性微分方程。但仍然比较繁琐, 还有化简的余地。忽略一些小角度, 并且 C_T 和 C_Q 只在旋翼处于低入流时作用比较显著, 旋翼在高入流下 C_T 和 C_Q 作用很小, 也可以忽略, 这样就可以得到简化的运动微分方程, 其形式如下:

$$A_2 \ddot{x} + A_1 \dot{x} + A_0 x = 0 \quad (6)$$

其中自由度向量是

$$x = \{\beta_c \quad \beta_s \quad \zeta_{lc} \quad \zeta_{ls} \quad \beta \quad \zeta_0 \quad q_1 \quad q_2 \quad p\}^T \quad (7)$$

A_2 , A_1 , A_0 为相应的系数矩阵, 可有方程(1)~(5)联合给出。

3 算例与分析

为了验证本文简化模型的合理性,本文对 Bell 公司的试验模型^[1]进行了计算,并将计算结果与试验结果进行了比较. Bell 公司的全尺寸试验模型如图 2 所示,由 3 片桨叶的旋翼和机翼组成,模型参数见附录.

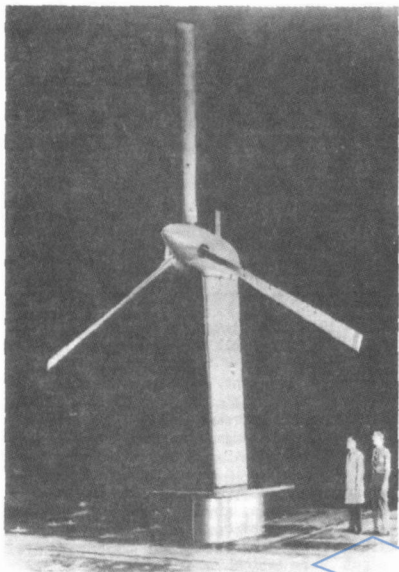


图 2 AMES 风洞内的全尺寸试验模型

Fig. 2 Full-scale model in the AMES wind tunnel

根据以上简化模型,利用 MATLAB 编程,计算动力学方程特征值,其虚部表示频率,实部表示阻尼,并与贝尔公司的实验数据相对比,以观察稳定性随前飞速度的变化. 图 3 为由机翼弯曲和扭转自由度的特征值实部和虚部组成的根轨迹图. 从图 3 可知,在机翼的 3 个运动模式中, q_1 曲线进入实部的正区域,表明机翼的垂向弯曲 q_1 先于其他两个模式(弦向弯曲 q_2 和扭转 p)失稳,所以在对倾转旋翼机稳定性的研究中,机翼的垂向弯曲模式是需要优先考虑的.

图 4 为机翼弯曲和扭转频率随前飞速度变化的曲线. 从图 4 可看出,机翼的频率随前飞速度的增加略有下降. 由于机翼频率的降低,使旋翼产生的力与机翼的低频运动产生耦合的可能性增大. 可见,随速度的增加,机翼的稳定性降低. 值得指出的是,图 4 曲线与 Bell 公司提供的试验曲线相比,变化趋势基本一致,量值误差也较小,表明简化模型是可以用于倾转旋翼机的前飞动力学稳定性的.

图 5 给出了机翼弯曲和扭转模式阻尼随前飞速度变化的曲线(失稳速度 1.55). 从图 5 可知,

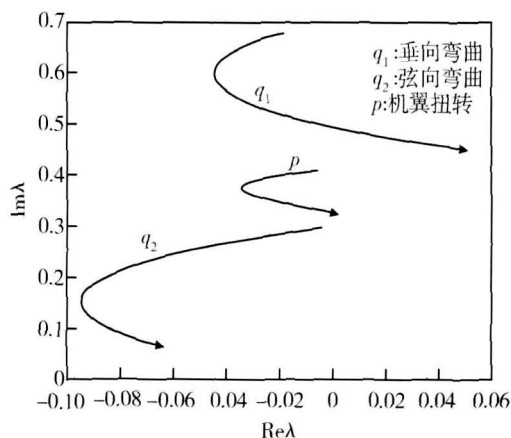


图 3 根轨迹的变化(箭头根轨迹前进方向)

Fig. 3 Root locus (Arrow denotes forward direction)

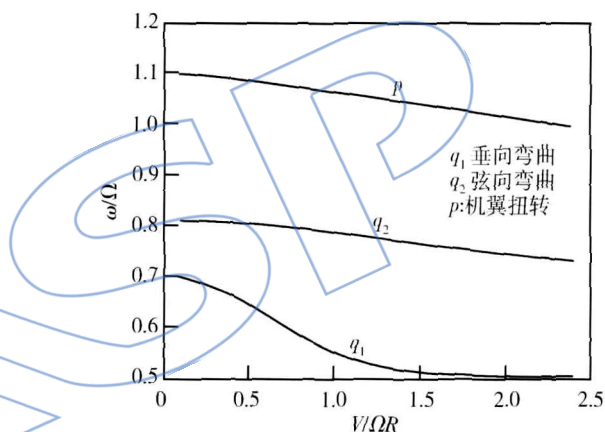


图 4 机翼频率随前飞速度的变化

Fig. 4 Wing's frequencies vs. forward speed

机翼垂向弯曲模式 q_1 的阻尼先是随速度的增大而增加,然后开始衰减. 在前飞速度 $V/\Omega R = 1.55$ 时,开始出现负阻尼,此时阻尼力不再消耗系统的能量,而是增加系统的能量,从而使机翼垂向弯曲振动迅速加剧,导致严重的失稳,甚至产生破坏,此时的速度称之为失稳速度. 值得指出的是,根据 Bell 公司的试验数据,同一模式的实验失稳速度 $V/\Omega R = 1.39$,本文的计算误差为 11.5%,对于这样复杂的问题,这样的误差是令人满意的,这再一次说明了本文简化模型的合理性. 从图 5 还可以看出, q_1 的失稳过程变化是比较平缓的,不是突然失稳,这可以给飞行员足够的反应时间来制止不稳定运动的出现. 机翼扭转模式 p 随前飞速度增加而增加到一个稳态值. 机翼弦向弯曲模式 q_2 的稳定裕度不大,但在机翼垂向弯曲 q_1 失稳前一直保持稳定,且随前飞速度的增加,稳定性略有增加. 这些机翼模式稳定性随前飞速度变化的趋势

基本上与 Bell 公司的试验结果相一致。

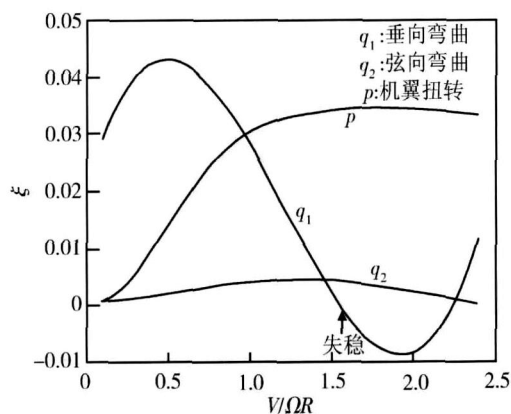


图 5 阻尼比随前飞速度的变化

Fig. 5 Damping ratio vs. forward speed

4 结 论

本文在 Johnson 模型的基础上,通过忽略高入流下作用很小的量,进一步建立了倾转旋翼机前飞动力学稳定性分析的简化理论模型。分析计算了机翼弯曲模态和扭转模态的频率和阻尼随前飞速度的变化规律和趋势,这些与 Bell 公司的试验结果基本一致,特别是机翼垂向弯曲模态的失稳速度的计算值与 Bell 公司的试验值之间的误差为 11.5%,这对如此复杂的问题还是令人满意的,表明本文所建立的简化理论模型是合理的,能用于分析倾转旋翼机的前飞动力学稳定性。

附 录

旋翼参数:

桨叶片数 $N = 3$; 旋转速度 $\Omega = 458 (\text{r/min})$; $R = 3.82 (\text{m})$; 洛克数 $\gamma = 3.83$; 实度 $\sigma = 0.089$; 升力线斜率 $a = 5.7$; 旋翼旋转方向系数 $\text{sgn } \Omega = +1$; 桨叶频率: $\psi_b = [1 + 0.0355 (600/\Omega R)^2]^{1/2}$; $\psi_b = 1.85$; $\psi_c \approx 1.3$; $\psi_\phi = \psi_c$; 桨叶惯量: $I_\beta = 1$; $I_\phi = 0.779$; $I_\zeta = 0.67$; $I_\phi = 0.67$; $I_0 = 1$; $I_\theta = 1$; $I_\phi a = 0.787$; $S_\zeta = 1.035$; $S_\beta = 1.212$; $M_b = 6.16$ 。

机翼及短舱参数:

翼展 $y_{Tw} = 1.333$; 弦长, $c_w = 0.413$; $h = 0.261$; 短舱质量 $m_p = 76.9$; $I_{px} = 1.086$; $I_{py} = 1.206$; $I_{qw} = 4.03$; $I_{pw} = 0.014$; $C_{pq} = 0.667$; $S_w = 2.88$; 模态振型 $\eta'_w(y_{Tw}) = 1.74$; 机翼刚度: $K_{q1} = 18.72$; $K_{q2} = 50.70$; $K_p = 3.595$; 机翼阻尼: $C_{q1} = 0.88$; $C_{q2} = 2.67$; $C_p = 0.093$

(注:上述参数若无单位,则表示无量纲化参数。)

参考文献:

- [1] Johnson W. Dynamics of tilting proprotor aircraft in cruise flight[R]. NASA TN D-7677, May 1974.
- [2] Mueller P J, Gourinat Y, Ferrer R, et al. A numerical study on active control for tiltrotor whirl flutter stability augmentation[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2006, 51(3): 244-254.
- [3] John G. Vorwald and inderjit chopra, stabilizing pylon whirl flutter on a tilt-rotor aircraft[C] //32nd AIAA-ASME-ASCE-AHS-ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Baltimore, MD: April 8-10, 1991: 2103-2114.
- [4] 杨喜立, 朱纪洪, 孙增圻. 倾转旋翼飞机直升机模态短舱倾转飞行控制[J]. 清华大学学报(自然科学版), 2006, 46(7): 1297-1300.
YANG Xili, ZHU Jihong, SUN Zengqi. Flight control of tiltrotor aircraft in helicopter mode with nacelle tilting[J]. Tsinghua Univ (Sci & Tech), 2006, 46(7): 1297-1300.
- [5] 董凌华, 杨卫东. 倾转旋翼/机翼耦合系统过渡飞行瞬态响应分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2006, 38(3): 361-366.
DONG Linghua, YANG Weidong. Transient response analysis of rotor/wing coupled during tiltrotor transition flight[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2006, 38(3): 361-366.
- [6] 李春华, 徐国华. 悬停和前飞状态倾转旋翼机的旋翼自由尾迹计算方法[J]. 空气动力学报, 2005, 23(2): 152-156.
LI Chunhua, XU Guohua. The rotor free-wake analytical method for tiltrotor aircraft in hover and forward flight[J]. 2005, 23(2): 152-156.
- [7] Johnson W. Helicopter theory[M]. New York: N Y: Dover Publications, 1980, inc. 1089.