

文章编号: 1000-8055(2004) 05-0671-07

前飞状态旋翼动稳定性及自由度间 相互作用研究

薛海峰, 向锦武, 张晓谷

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘要: 为研究直升机在前飞状态下的稳定性, 建立了前飞状态下旋翼的结构模型、气动力模型和平衡方程组。对方程组的周期系数处理以及前飞时的相关参数对旋翼动稳定性的影响等进行了研究。在前飞动稳定性分析中引入动力入流自由度。从分析各个自由度间的相互作用入手揭示旋翼动不稳定性的物理本质及影响因素。

关键词: 航空、航天推进系统; 旋翼; 动稳定性; 自由度

中图分类号: V 212. 4

文献标识码: A

Investigation of Rotor Dynamic Stability and Mutual Excitation of Different Degrees of Freedoms in Forward Flight

XUE Hai-feng, XIANG Jin-wu, ZHANG Xiao-gu

(School of Aeronautic Science and Technology,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: It is more difficult to investigate the helicopter dynamic stability in forward flight than in hover. The rotor structure model, aerodynamic model and equations of motion were established. The treatment of equations with periodic coefficients and the influence of related parameters on rotor dynamic stability were investigated. The degree of freedom of the dynamic inflow was introduced into the dynamic stability analysis in forward flight. Starting with the analysis of mutual excitation of different degrees of freedom, the physical nature and influence factors on rotor dynamic instability are revealed.

Key words: aerospace propulsion system; rotor; dynamic stability; degrees of freedom

直升机在悬停和前飞状态的气动机械稳定性问题是很复杂的^[1]。它涉及到非线性的气动力, 惯性力和弹性力, 对于前飞还涉及到运动方程中有大量的周期系数。前飞时直升机的气动机械稳定性要比悬停时复杂得多, 因此很多的研究都集中在悬停的空中共振稳定性中如文献[2, 3]。在前飞

状态下目前大多数的研究只是分析其中的某一个方面。对于旋翼, 主要考虑悬停时的情况或者是前飞时的挥舞动力稳定性问题。因此前飞时旋翼的挥舞稳定性问题可以是看作旋翼悬停稳定性问题的进一步研究。与悬停相比, 在前飞状态下, 要涉及到旋翼桨盘的气动力流场非对称、产生反流区

和动失速等问题, 这样在建立耦合的扰动运动平衡方程组中就要包含很多的周期系数。由于直升机的设计水平日益提高, 对飞行速度和机动性的要求越来越高, 这就要求对直升机在前飞状态下的直升机稳定性问题作一个系统的分析。揭示直升机的设计参数对耦合系统动不稳定性的影响, 建立理论分析的结构模型和气动力模型, 并发展出更好的实验手段来校核和完善分析模型。

文献[4]对悬停状态的各自由度相互作用做了分析研究。从自由度相互作用的角度出发揭示了影响直升机在悬停状态动稳定性的机理。文献[5]对孤立旋翼前飞时的稳定性做了研究, 但是没有计入周期挥舞的影响。文献[6]研究了前飞时的挥舞稳定性, 但没有涉及当量铰外伸量、不同的旋翼轴倾角的影响。文献[7]则侧重于挥舞扭耦合的影响, 但是没有计入动力入流的影响, 没有从自由度相互作用的角度做深入分析。

本文把动力入流引入前飞状态下的孤立旋翼稳定性分析。对挥舞/摆振的气动机械耦合对前飞状态下旋翼动稳定性的影响做了研究。前飞状态下旋翼动不稳定性的主要来自模态阻尼最小的摆振模态, 包括摆振前进型模态(LA 模态)和摆振后退型模态(LR 模态)。建立了一套适用于铰接式、星型柔性式、无铰式以及无轴承式的前飞状态下的孤立旋翼动稳定性分析模型。推导和计算了各自由度之间的相互作用。挥舞和摆振自由度间相互激励是导致旋翼动不稳定性的主要原因。从旋翼动不稳定性来自各自由度间相互作用激励出发, 揭示了影响旋翼动稳定性的物理本质。

图中:

$$U_P = (v_s + \omega r + z) + \Omega R \mu \sin \beta \cos (\psi - \xi)$$

$$U_T = y' + \Omega R \mu \sin (\psi - \xi)$$

翼型的气动特性由下式表达:

$$C_y = a_0 + a\alpha, \quad C_x = c_{x0} + c_{x2}\alpha^2$$

$$dF_z = \frac{1}{2} \rho ab [(\theta + \bar{a}_0) U_T^2 - (1 + \bar{c}_{x0} + \bar{c}_{x2}\theta^2) U_P U_T + (2\theta - \bar{w}) U_P^2] dr$$

$$dF_y = -\frac{1}{2} \rho ab [(\bar{c}_{x0} + \bar{c}_{x2}\theta^2) U_T^2 + (\theta + \bar{a}_0) U_P U_T - (1 - \bar{c}_{x2}) U_P^2] dr$$

$$\beta = \beta_k + \bar{\beta} = \beta_k + \beta_0 + \beta \cos (\psi) + \beta \sin (\psi)$$

式中: θ 为桨距。 μ 为前进比。 v_s 为诱导速度。 ρ 是空气密度。 b 是桨叶弦长。 a 为升力线斜率。 $\bar{a}_0, \bar{a}_{x0}, \bar{a}_{x2}$ 为 a_0, a_{x0}, a_{x2} 对 a 的无因次化。 dF_z, dF_y 扰动气动力。 β_0 为锥度角。 θ_0 为总距角。 ξ_0 为后摆角。 β_c ,

1 运动方程的建立

孤立旋翼的桨叶被看做是有刚性挥舞和刚性摆振两个自由度, 加上有当量铰外伸量的弹性约束铰。推导运动方程的坐标系如图 1。

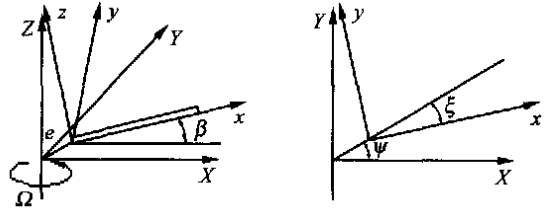


图 1 旋翼坐标系

Fig. 1 Rotor coordinate system

图中 (X, Y, Z) 为以桨毂为中心的固定坐标系。 (x, y, z) 为以当量铰为中心的旋转坐标系。图中 e 为桨叶的当量铰外伸量, Ω 为旋翼转速, β 和 ξ 为桨叶的挥舞角和摆振角, ψ 为桨叶运动的方位角。

1.1 空气动力模型

剖面气动力模型如图 2。

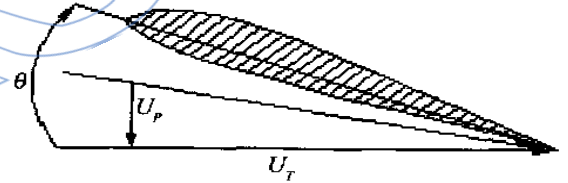


图 2 剖面气动力模型

Fig. 2 Aerodynamic model of blade section

β_k 为周期挥舞。 $\theta, \bar{\theta}$ 为周期变距。 β_k 为挥舞扰动运动。 ξ_k 为摆振扰动运动。 v_s 为扰动入流。

用一个附加的表达式来计算通过桨盘的均匀诱导速度。

$$2\eta \overline{\mu^2 + \nu^2} = \frac{\sigma a}{\pi b} \cos \beta \int_0^{2\pi 1} \overline{F_z} d\bar{r} d\psi$$

式中: η 为入流, σ 为旋翼实度, ν 为旋翼洛数。

1.2 挥舞平衡方程

作用在桨叶挥舞方向的力矩有: 气动力矩 M_{ya} , 惯性力矩 M_{ym} 。

$$M_{ya} + M_{ym} = 0 \quad , \quad M_{ya} = - R \int_0^\lambda \bar{r}_e dF_z$$

$$M_{ym} = R \int_0^\lambda m z \bar{r}_e d\bar{r}_e$$

式中: R 为旋翼半径。 $\lambda = 1 - \bar{e}$, $\bar{r}_e$ 为无因次化的桨叶位置坐标。 m 为桨叶的质量分布。

1.3 摆振平衡方程

作用在桨叶摆振方向的力矩有: 气动力矩 M_{za} , 惯性力矩 M_{zm} 。

$$M_{za} + M_{zm} = 0 \quad , \quad M_{za} = R \int_0^\lambda \bar{r}_e dF_y \quad , \quad M_{zm} = - R \int_0^\lambda m y \bar{r}_e d\bar{r}_e$$

进而利用下式加以平衡处理:

$$\begin{aligned} M_x &= - \sum M_{ya} \sin \Phi_k + \sum (F_z + P_z) e \cos \beta \sin \Psi_k - \\ &\quad \sum M_{za} \sin \beta \cos \Phi_k + \sum P_x e \sin \beta \sin \Psi_k \\ M_y &= \sum M_{ya} \cos \Phi_k - \sum (F_z + P_z) e \cos \beta \cos \Psi_k - \\ &\quad \sum M_{za} \sin \beta \sin \Phi_k - \sum P_x e \sin \beta \sin \Psi_k \end{aligned}$$

式中: M_x, M_y 为绕桨毂中心的两个方向的力矩。 F_z 为气动力, P_z, P_x 为惯性力。

动力入流的引入是把入流作为一个增加的自由度来考虑。把作用在桨根的气动力矩 M_{ya} 分解成旋翼滚转和俯仰力矩。代入入流微分方程组:

$$[M] \begin{Bmatrix} \dot{\nu} \\ \dot{\nu} \end{Bmatrix} + [L] \begin{Bmatrix} \nu \\ \nu \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} C_L \\ C_M \end{Bmatrix}$$

就建立了入流的复数坐标平衡方程。式中 $[M]$ 和 $[L]$ 矩阵见文献 [3], 而 C_L 和 C_M 分别为旋翼的滚转和俯仰力矩系数。其中气动力矩的分解如下:

$$\begin{aligned} M_{yh} &= \sum M_{ya} \cos \Phi_k - \\ &\quad \sum F_z e \cos \beta \cos \Psi_k \\ - M_{xh} &= \sum M_{ya} \sin \Phi_k - \\ &\quad \sum F_z e \cos \beta \sin \Psi_k \end{aligned}$$

式中: M_{xh} 和 M_{yh} 为滚转和俯仰气动力矩。

将扰动平衡方程进行坐标转换, 然后小扰动线性化, 可得旋翼各自由度纵向和横向的扰动平衡方程。再通过 $\beta = \beta + i\beta$, $\xi = \xi + i\xi$, $\nu = \nu + i\nu$ 的组合即可得到旋翼挥舞、摆振和动力入流的复数坐标平衡方程组如下:

$$[M] \{\ddot{X}\} + [C] \{\dot{X}\} + [K] \{X\} = 0$$

式中:

$$\{X\} = \{\beta, \xi, \nu\}^T$$

由于在前飞状态下旋翼的平衡方程组中有大

量的周期系数, 因此所有的状态方程中的特征矩阵也含有周期项。就要通过 Floquet 矩阵变换来求解原特征矩阵的特征值和特征向量。

2 各个自由度相互作用分析

由特征向量和特征值出发, 研究各自由度间的相互作用, 并以此来解释特征值的变化、不稳定性的出现、影响因素以及抑制不稳定区的有效途径。其特点是用复数坐标把旋转运动分解为径向和周向的合成, 其中特征值的实部 σ 表示了径向运动的特征, 而特征值的虚部 ω 则反映了周向运动的特征。从中也可以看出用复数坐标而不用纵横向坐标的重要性。基本方法: A 自由度对 B 自由度的作用来自于 B 平衡方程中有 A 的项(A 对 B 作用的广义力)点乘以。

用数字编号自由度: $\beta \rightarrow 1, \xi \rightarrow 2, \nu \rightarrow 3$ 对自由度间的相互作用推导。令特征向量表示如下:

$$R_1 = (\beta/\nu)_{Re} \quad , \quad R_2 = (\xi/\nu)_{Re}$$

$$R_{21} = (\xi/\beta)_{Re} \quad , \quad I_1 = (\beta/\nu)_{Im}$$

$$I_2 = (\xi/\nu)_{Im} \quad , \quad I_{21} = (\xi/\beta)_{Im}$$

式中, E_{pq} 表示 q 自由度对 p 自由度的能量输入 (+ 为输入, - 为阻滞) 可以表示为:

$$E_{pq} = - [m_{pq}, c_{pq}, k_{pq}] \begin{bmatrix} \lambda^2 \\ \lambda \\ \lambda^0 \end{bmatrix} \cdot q \cdot (p - ip)$$

令:

$$\begin{bmatrix} m_{pq} & c_{pq} & k_{pq} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \lambda^2 \\ \lambda \\ \lambda^0 \end{bmatrix} = A + Bi$$

则可以推出:

$$\begin{aligned} E_{12} &= - (A + Bi) \xi \cdot (\sigma + \omega i) \beta = - (A + Bi) (R_{21} + I_{21}i) \xi \cdot (\sigma + \omega i) \beta = \\ &= - (R_1^2 + I_1^2) |\xi|^2 [(A\sigma + B\omega)R_{21} + (A\omega - B\sigma)I_{21}] \\ E_{21} &= - (A + Bi) \beta \cdot (\sigma + \omega i) \xi = - (A + Bi) \beta \cdot (\sigma + \omega i) (R_{21} + I_{21}i) \beta = \\ &= - (R_1^2 + I_1^2) |\beta|^2 [(A\sigma + B\omega)R_{21} - (A\omega - B\sigma)I_{21}] \end{aligned}$$

式中:

$$\omega_R = \omega - 1$$

3 计算结果

在建立扰动运动方程的基础上可以计算分析旋翼的动稳定性及相关计算。本文计算所用原始数据来自文献[8]旋翼模型。该旋翼模型是一个带三片桨叶的无铰式旋翼,桨叶通过桨根柔性片与桨毂相联,由柔性片的变形来保证桨叶挥舞和摆振方向的运动。

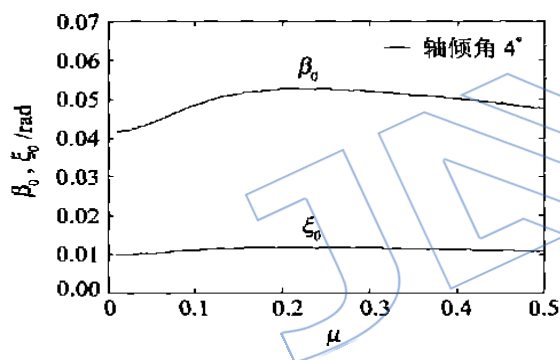


图 3 β_0 和 ξ_0 随前进比的变化图

Fig. 3 β_0 and ξ_0 versus μ plot

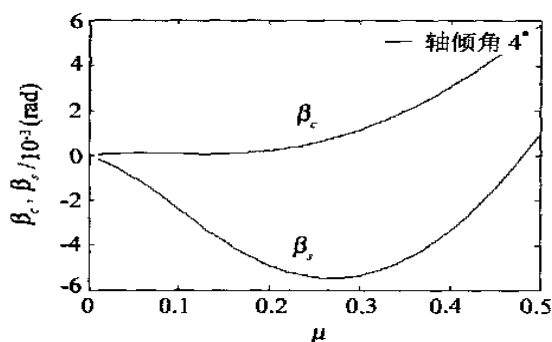


图 4 β_c 和 β_s 随前进比的变化图

Fig. 4 β_c and β_s versus μ plot

3.1 平衡解

在桨毂力矩为 0, 总距为 8 的平衡状态下, 挥

舞、摆振和变距的相关参数 $\beta_0, \xi_0, \beta_c, \beta_s, \theta_c, \theta_s$ 的计算结果如图 3~图 5。

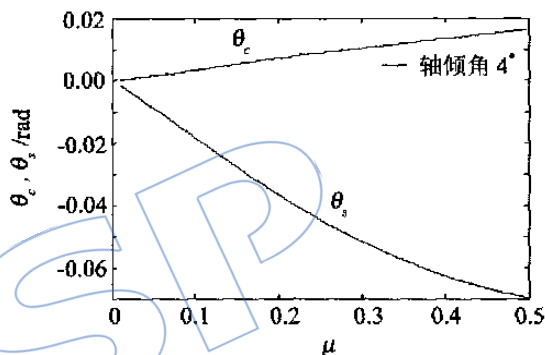


图 5 θ_c 和 θ_s 随前进比的变化图

Fig. 5 θ_c and θ_s versus μ plot

3.2 轴向入流

旋翼桨盘的轴向入流由诱导速度和由前飞引起的来流轴向分量两部分组成。在总距为 8 时旋翼桨盘无因次化轴向入流(η)和前进比关系计算如图 6。

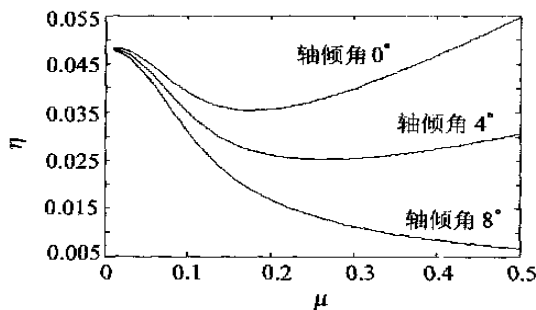


图 6 轴向入流随前进比的变化图

Fig. 6 η versus μ plot

从图中可以看出不同的桨轴倾角对轴向入流有较大的影响。

3.3 摆振模态阻尼

在 $\mu = 0$, 总距为 8 时的摆振模态特征值实部

随旋翼转速变化计算结果如图 7, 而模态、阻尼是该模态特征值实部的负数。图中 LR 是摆振后退

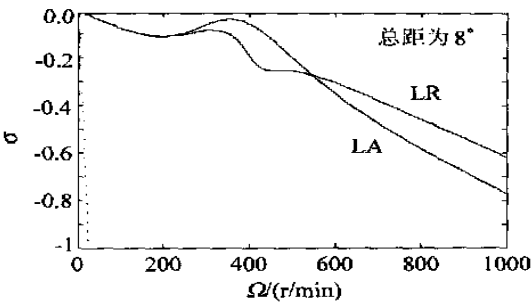


图 7 $\mu=0$ 时摆振模态阻尼随转速的变化图
Fig. 7 Lag damping versus rotor speed at $\mu=0$

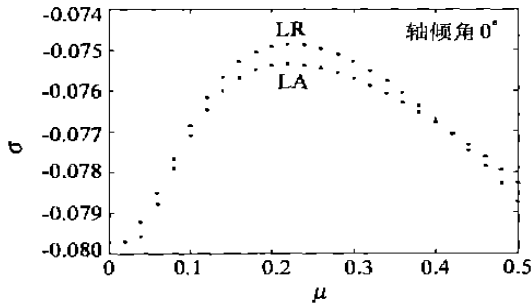


图 8 轴倾角 $0^\circ; \theta_0=0^\circ$ 时的 $\mu-\sigma$ 关系
Fig. 8 σ versus μ at $\kappa=4^\circ$ and $\theta_0=0^\circ$

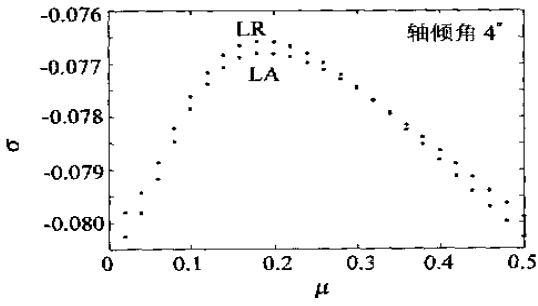


图 9 轴倾角 $4^\circ; \theta_0=0^\circ$ 时的 $\mu-\sigma$ 关系
Fig. 9 σ versus μ at $\kappa=4^\circ$ and $\theta_0=0^\circ$

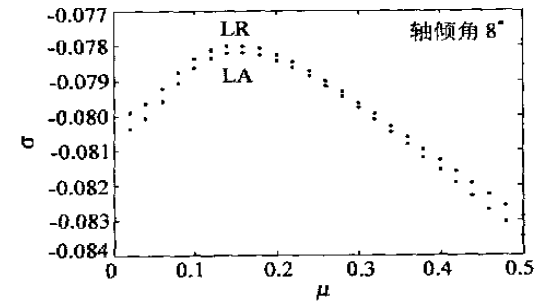


图 10 轴倾角 $8^\circ; \theta_0=0^\circ$ 时的 $\mu-\sigma$ 关系
Fig. 10 σ versus μ at $\kappa=8^\circ$ and $\theta_0=0^\circ$

型模态, LA 是摆振前进型模态。

图 8~图 10 计算了在 μ 改变, 总矩为 0 转速为 700 r/min 时的摆振模态特征值实部和前进比的关系。

从图中可以看出前进比对于摆振阻尼有较大的影响。在小前进比时, 随着前飞速度的增加旋翼的稳定性减小。而在大前进比则相反。

当 μ 改变时, 总矩为 8 吋转速为 700 r/min 分时的摆振模态特征值实部和前进比的关系如图 11~图 13。

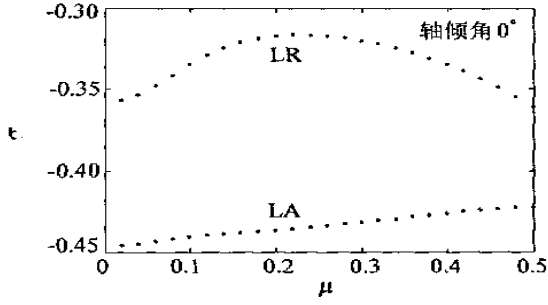


图 11 轴倾角 $0^\circ; \theta_0=8^\circ$ 时的 $\mu-\sigma$ 关系
Fig. 11 σ versus μ at $\kappa=8^\circ$ and $\theta_0=8^\circ$

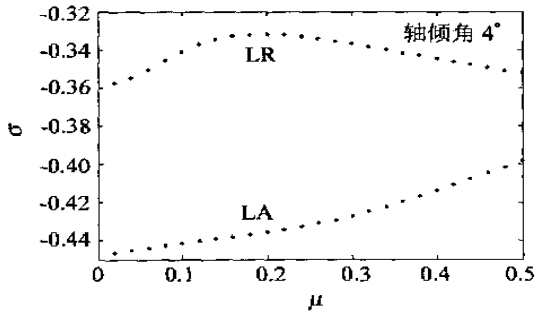


图 12 轴倾角 $4^\circ; \theta_0=8^\circ$ 时的 $\mu-\sigma$ 关系
Fig. 12 σ versus μ at $\kappa=4^\circ$ and $\theta_0=8^\circ$

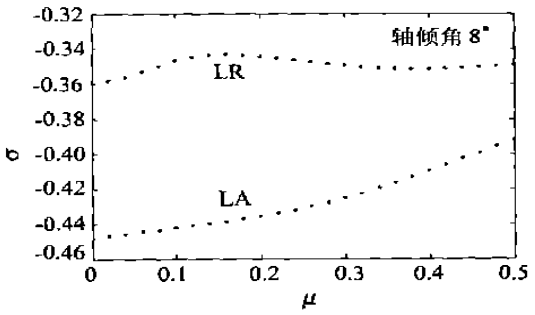


图 13 轴倾角 $8^\circ; \theta_0=8^\circ$ 时的 $\mu-\sigma$ 关系
Fig. 13 σ versus μ at $\kappa=8^\circ$ and $\theta_0=8^\circ$

如上图在 $\theta_0=8^\circ$ 时, 轴倾角和前进比都对摆振模态阻尼有较大的影响。而且前飞速度的增加会减小旋翼的动稳定性。

3.4 自由度相互作用

当 $\mu = 0$ 时: 总矩为 8 时, 摆振后退型模态中各自由度之间的相互作用功如图 14。

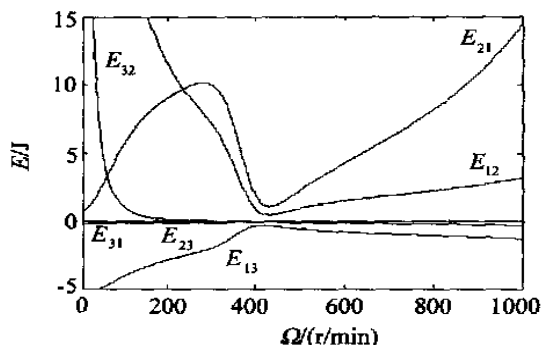


图 14 $\mu = 0$ 摆振后退型模态中各自由度相互作用功

Fig. 14 Mutual excitation of different degrees of freedom of lag regressive mode at $\mu = 0$

从图中可以看出在 $\mu = 0$ 时, 挥舞和摆振的相互作用功 E_{12} 和 E_{21} 都是正的。也就是挥舞和摆振相互降低稳定性。而入流对挥舞和摆振作的功 E_{13} 和 E_{23} 都是负的, 起到了稳定作用。

当 μ 改变时, 总矩分别为 0° 、 8° 和 15° 轴倾角为 4° 时, 摆振后退型模态中各自由度之间的相互作用功如图 15~图 17。

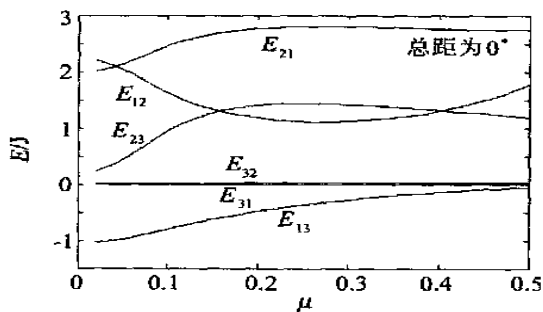


图 15 $\theta_0 = 0$ 摆振后退型模态各自由度相互作用功

Fig. 15 Mutual excitation of different degrees of freedom of lag regressive mode at $\theta_0 = 0^\circ$

从图中可以看出, 在不同总距下 E_{12} 和 E_{21} 为正。则说明挥舞和摆振两个自由度相互作正功是前飞状态下旋翼动不稳定的主要来源。这一点和悬停的情况相同。随着前进比的改变 E_{12} 和 E_{21} 都是正的, 也就是挥舞和摆振这两个自由度相互激励, 因而成为摆振模态的不稳定源。在总距增加时, E_{12} 和 E_{21} 也相应增加, 也就是说明总距增加会引起挥舞和摆振自由度相互做正功增加, 而增大

旋翼的动不稳定性。而 E_{13} 和 E_{23} 则有负有正, 也就

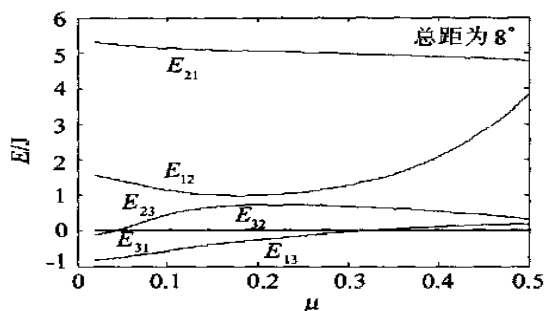


图 16 $\theta_0 = 8$ 摆振后退型模态各自由度相互作用功

Fig. 16 Mutual excitation of different degrees of freedom of lag regressive mode at $\theta_0 = 8^\circ$

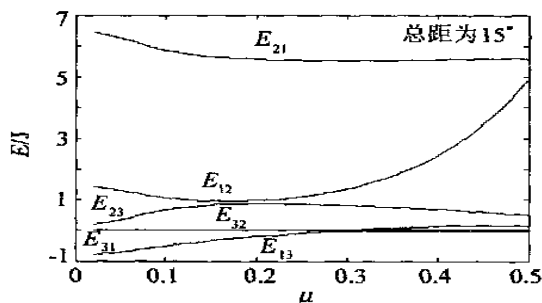


图 17 $\theta_0 = 15$ 摆振后退型模态各自由度相互作用功

Fig. 17 Mutual excitation of different degrees of freedom of lag regressive mode at $\theta_0 = 15^\circ$

是说明在前飞速度增加时, 入流对挥舞和摆振在全前进比范围内并不全是增加摆振阻尼的。

4 结 论

(1) 前进比的改变对旋翼平衡状态的周期型参数都有较大的影响。因此也影响到摆振阻尼。计算结果表明计入周期的挥舞和变距对前飞状态的孤立旋翼稳定性的分析是必要的。

(2) 旋翼轴倾角对于前飞状态的孤立旋翼稳定性在 $0 \leq \mu \leq 0.5$ 有较大的影响。

(3) 在 $\mu \leq 0.2$ 时, 各种情况的分析计算表明, 随着前进比的增大, 摆振阻尼减小, 旋翼的不稳定度增加。

(4) μ 变化时, 不同总距下 E_{12} 和 E_{21} 为正。则说明挥舞和摆振两个自由度相互作正功是前飞状态下旋翼动不稳定的主要来源。在 $\mu = 0$ 时, 入流对挥舞和摆振作的功 E_{13} 和 E_{23} 都是负的, 因此增加了摆振模态的阻尼。而 μ 变化时, 入流对挥舞和摆振作的功有负有正。

参考文献:

[1] Chopra I. Perspectives in Aeromechanical Stability of Helicopter Rotors[J]. *VERTICA*, 1990, 14(4): 457– 508.

[2] Robert A Ormiston. Rotor-Fuselage Dynamic Coupling Characteristic of Helicopter Air and Ground Resonance[R]. *Proceedings of the AHS/ Nanjing Aeronautical Institute Vertical Flight Technology Seminar, Nanjing: China*, 1985.

[3] Bao J S, Zhang X G. Investigation of Dynamic Inflow Influence on Isolated Rotor Flap/ Lag Stability And Coupled Rotor/ Body Stability[R]. *Twenty First Eutopean Rotorcraft Forum*, 1995: VI3. 1– VI3. 10.

[4] Zhang X G. Investigation of Helicopter Air Resonance in Hover by Complex Coordinates and Mutual Excitation Analysis [J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 1993, 38(2): 15– 23.

[5] Kaza K R V, Kvaternik R G. Examination of the Flap-Lag Stability of Rigid Articulated Rotor Blades[J]. *AIRCRAFT*, 1979, 16(12): 876– 884.

[6] Peters D A. Flap-Lag Stability of Helicopter Rotor Blades in Forward Flight[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 1975, 20(4): 2– 13.

[7] Panda B, Chopra I. Flap-Lag-Torsion Stability in Forward Flight[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 1985, 29(4): 30– 39.

[8] Bousman W G. A Comparison of Theory and Experiment for Coupled Rotor-Body Stability of a Hingless Rotor Model in Hover[R]. *NA SA CP– 10007*, 1988.