

文章编号: 1000-8055(2007)02-0238-07

前飞状态直升机旋翼/机体耦合 空中共振机理研究

薛海峰¹, 向锦武², 张晓谷²

(1. 海军航空工程学院 青岛分院, 青岛 266041;

2. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 直升机在前飞状态下的稳定性研究比悬停时复杂得多. 主要针对直升机前飞状态下的空中共振的稳定性加以研究. 计算和分析了某些典型情况的特征值、特征向量和各自由度之间的相互作用. 对前飞时的相关参数对直升机空中共振稳定性的影响等方面进行了研究. 从分析各个自由度间的相互作用入手揭示直升机空中共振的机理.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 直升机; 旋翼/机体; 前飞; 空中共振

中图分类号: V212.4

文献标识码: A

Helicopter coupled rotor/fuselage air resonance dynamic stability in forward flight

XUE Haifeng¹, XIANG Jinwu², ZHANG Xiaoguo²

(1. Naval Aeronautical Engineering Academy Qingdao Branch,

Qingdao 266041, China;

2. School of Aeronautics 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. Air resonance dynamic stability in forward flight is examined in the paper. The eigenvalues, eigenvectors and mutual excitation of different degrees of freedom of representative instance are calculated and analyzed. The effect of parameters on air resonance dynamic stability was studied through the analysis of mutual excitation of different degrees of freedom.

Key words: aerospace propulsion system; helicopter; rotor/fuselage; forward flight; air resonance

直升机在悬停和前飞状态的气动机械稳定性问题^[1]涉及到非线性的气动力、惯性力和弹性力. 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^[2-4]. 直升机的设计水平日益提高要求对直升机在前飞状态下的空中共振稳定性问题作一

个系统的分析.

文献[5, 6]对悬停状态空中共振的各自由度相互作用做了分析研究. 文献[7]则侧重于前飞状态摆扭耦合的影响. 文献[8, 9]研究了相关参数对前飞状态直升机空中共振稳定性的影响, 但没

有从自由度相互作用的角度做深入分析.

前飞状态下直升机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旋翼的前飞状态下的直升机动稳定性分析模型. 推导和计算了各自由度之间的相互作用. 从直升机动不稳定性来自各自由度间相互作用激励出发, 揭示了影响直升机动稳定性的物理本质.

1 分析模型

本文计算所用的旋翼/机体耦合的动力学方程见文献[10]. 用于机理研究的物理模型的计算数据见表 1.

表 1 模型数据
Table 1 Model data

桨叶片数	3
洛克数	5
旋翼实度	0.082 18
剖面翼型的气动特性	升力系数= 0.0+ 6.28 α 阻力系数= 0.01
升力线斜率	6.28
无因次化的机体重心到旋翼结构平面距离	0.312
无因次化的机体绕重心的质量惯性矩	$\bar{I}_h = 6.147$ $\delta \bar{I}_h = -0.5 \bar{I}_h$

用复数变量描述挥舞运动、摆振运动和机体运动如下:

$$\beta = \beta_c + i \beta_s, \xi = \xi_c + i \xi_s, \\ \varphi = \varphi_c + i \varphi_s$$

对于对称情况 ($I_{tx} = I_{ty}$) 自由度的运动可以用单方向的回转运动描述.

$$\beta = \beta_0 e^{i\lambda x}, \xi = \xi_0 e^{i\lambda x}, \\ \varphi = \varphi_0 e^{i\lambda x}$$

这个解有明确的几何意义. 复矢量 φ 表示桨毂中心相对于初始位置的位移矢量. 解表示桨毂中心绕原点做单向回转运动. 复矢量 ξ 代表了各片桨叶的摆振所引起的旋翼合成重心偏移, 也是摆振产生的旋翼合力的大小和方向. 只是在方向上相差了 90° . 也是单向的回转运动. 特征向量 $\xi/\varphi = R_2 + iI_2$ 决定了摆振运动与桨毂中心位移之间的关系如图 1 所示.

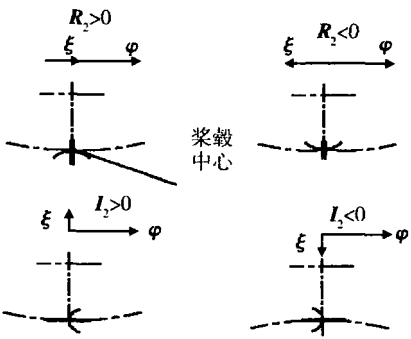


图 1 不同特征向量 $\xi/\varphi = R_2 + iI_2$ 的运动图象
Fig. 1 $\xi/\varphi = R_2 + iI_2$ plot

对于非对称情况 ($I_{fx} \neq I_{fy}$) 自由度的运动可以用 2 个反方向的回转运动合成来描述. 除了机体的正向以及反向运动自由度 φ_a 和 φ_b 以外, 挥舞和摆振自由度的向前的回转分量和向后的回转分量之间没有耦合关系. 对于反映机体运动几何特征的 $\varphi/\varphi_a = R_3 + iI_3$ 如图 2. 而在机体非对称情况下各个自由之间的相互作用的推导见文献各个自由度相互作用分析.

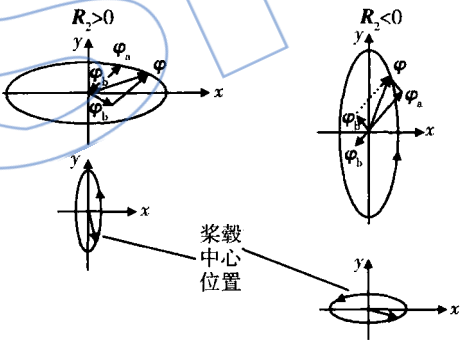


图 2 非对称情况特征向量 $\varphi/\varphi_a = R_3 + iI_3$ 的运动合成
Fig. 2 $\varphi/\varphi_a = R_3 + iI_3$ plot

对于摆振运动与机体运动之间的相互作用, 其简化表达式如下:

$$E_{\xi\varphi} \approx -\frac{3}{2} \bar{h} \omega^2 (\omega - 1) I_2 \tag{1}$$

$$E_{\xi\varphi} \approx \frac{3}{2} \bar{h} \omega^2 I_2 \tag{2}$$

从公式中可以看出摆振运动与机体运动之间的相互作用大小主要取决于 I_2 的变化情况, 另外加大旋翼离直升机重心的高度会加大相互激励, 从而加大动不稳定性. 而特征向量 I_2 则是反映了空中共振时桨毂中心运动与桨叶摆振运动之间的几何关系. 图 2 表明在机体的纵横向非对称的情况下, 旋翼和机体在不旋转坐标系中的运动是两个转向相反而速度相同的回转运动的合成. 此时

的回转运动大体相当于在单向回转运动上附加一个很小的反方向的回转运动. 如图 2, 由于反方向回转运动的分量很小系统的运动特征就主要取决于正向回转分量. 在空中共振中, 除了摆振运动与机体运动的相互作用外, 周期型的挥舞运动和机体运动之间也有相互作用, 其来源是特征向量 $\beta \varphi$ 的负实部. 而挥舞运动和摆振运动之间的相互作用则主要受特征向量 $\mathbf{R}_{12}$ 的影响, 其简化表达如下:

$$E_{\text{LR}} = - \left\{ \gamma \frac{F}{2} - 2\beta_0 \right\} (\omega - 1)^2 \mathbf{R}_{12} \quad (3)$$
$$E_{\text{LR}} = - \left\{ 2\beta_0 - \gamma \frac{t}{2} \right\} (\omega - 1)^2 \mathbf{R}_{12} \quad (4)$$

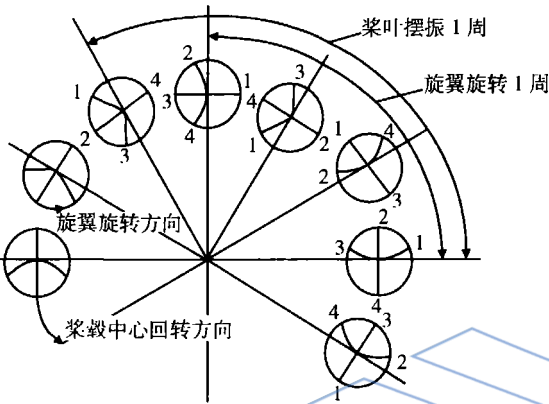


图 3 空中共振桨毂中心运动及桨叶摆振运动关系图

Fig. 3 Plot of hub center and blade lag movement

图 3 反映了 LR 模态在不稳定区中的运动图象. 这个图象综合了 3 个运动: 桨毂中心的正向回转运动, 旋翼本身的旋转运动及在旋转坐标系中的旋翼后退型摆振运动. 由图 3 可以看出各片桨叶摆振惯性力的合力与桨毂中心的切线速度同向, 而桨毂中心回转运动引起的作用于桨叶上的惯性力也正好与摆振速度同向, 两各运动相互作用正功. 由此可以看出空中共振的不稳定源也来自摆振运动与机体运动的相互激励.

2 计算结果

2.1 摆振模态阻尼和模态频率

在前进比 $\mu=0$, 总距 $\theta_0=0.3$, 无因次化桨叶基阶挥舞固有频率 $\bar{\omega}_\beta=1.15$, 洛克数 $\gamma=0$ 时, 非对称条件 $\delta \bar{I}_h = -0.5 \bar{I}_h$ 下各模态的特征值实部和虚部随旋翼转速变化计算结果如图 4~ 图 6. 而模态阻尼是该模态的特征值实部的负数. 图中 LR 是摆振后退型模态, LA 是摆振前进型模态.

GS 是机体滚转模态和俯仰模态, FR 是挥舞后退型模态, FA 是挥舞前进型模态. 从图 4 和图 5 中可以看出, LR 模态和 LA 模态分别在较低的摆振固有频率范围出现动不稳定性, 特别是 LR 模态在摆振柔软时更为明显. 因而摆振后退型模态和摆振前进型模态对于该直升机模型的空中共振稳定性起主要影响. 而 LR 模态的不稳定程度更高. 从频率图 6 可以看出, 不稳定的区域不一定出现在频率交会点处, 但是无论是 LR 模态还是 LA

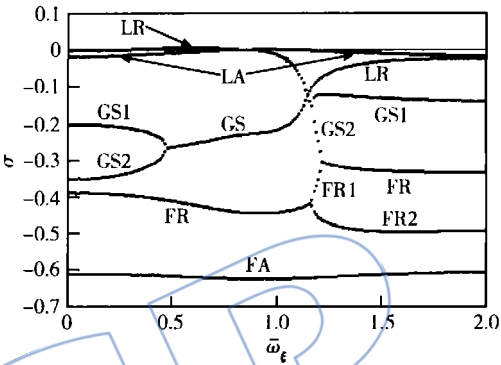


图 4 空中共振各模态 $\bar{\omega}_\xi \sim \sigma$ 关系图

Fig. 4 $\bar{\omega}_\xi \sim \sigma$ plot

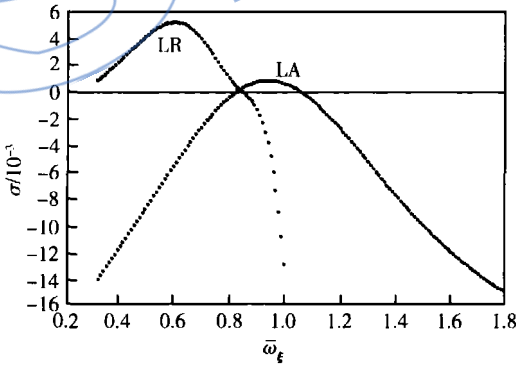


图 5 空中共振 LR, LA 模态 $\bar{\omega}_\xi \sim \sigma$ 关系局部放大图

Fig. 5 $\bar{\omega}_\xi \sim \sigma$ plot of LR, LA mode

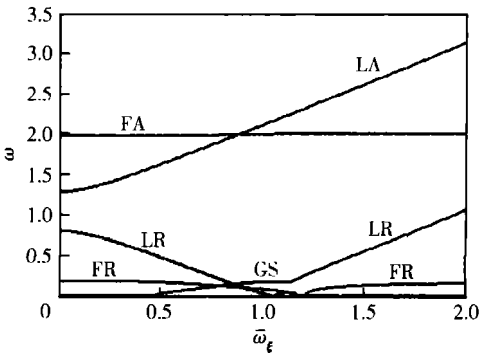


图 6 空中共振各模态 $\bar{\omega}_\xi \sim \omega$ 关系图

Fig. 6 $\bar{\omega}_\xi \sim \omega$ plot

模态其不稳定区域都是距频率交会点比较近. 此时, 摆振不仅与挥舞耦合而且也与机体耦合, 也就是挥舞/摆振/机体相互之间的耦合作用导致了摆振前进型模态和摆振后退型模态出现不稳定区域.

图 7 和图 8 计算了在 μ 改变, 在不同轴倾角 $0^\circ, 4^\circ, 8^\circ$, 总矩为 0.3 无因次化基阶摆振固有频率为 0.6 时, 摆振前进型模态和摆振后退型模态的特征值实部和前进比的关系.

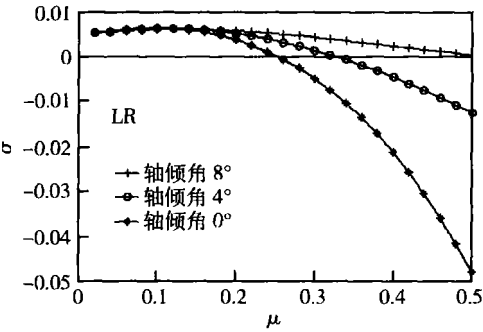


图 7 轴倾角 $0^\circ, 4^\circ, 8^\circ, \theta_0 = 0.3$ 时 LR 模态的 $\mu \sim \sigma$ 关系图

Fig. 7 $\mu \sim \sigma$ plot of LR mode at $\theta_0 = 0.3$

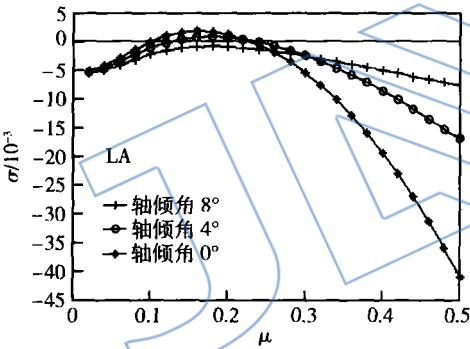


图 8 轴倾角 $0^\circ, 4^\circ, 8^\circ, \theta_0 = 0.3$ 时 LA 模态的 $\mu \sim \sigma$ 关系图

Fig. 8 $\mu \sim \sigma$ plot of LA mode at $\theta_0 = 0.3$

如图可以看出轴倾角和前进比都对摆振模态阻尼有较大的影响. 对于 LA 模态在小前进比 $\mu < 0.2$ 时, 前进比的增加会使 LA 模态的特征值实部增大, 因而摆振模态阻尼减小, 直升机动稳定性下降. 在大前进比 $\mu > 0.2$ 时, 随着前飞速度的进一步增加摆振前进型模态的阻尼增大, 因而增加直升机的动稳定性. 对于 LR 模态来说, 在小前进比时, 前进比增大时 LR 模态的特征值实部也增大, 直升机动稳定性下降. 在大前进比时, 前进比增大时 LR 模态的特征值实部也减小, 因而 LR 模态阻尼增大, 直升机的动稳定性增加.

2.2 模态特征向量

当 $\mu = 0$, 总矩 $\theta_0 = 0.3$ 时, 摆振后退型模态中各自由度的特征向量实部和虚部如图 9~ 图 11. 图中, R 为特征向量实部, I 为虚部.

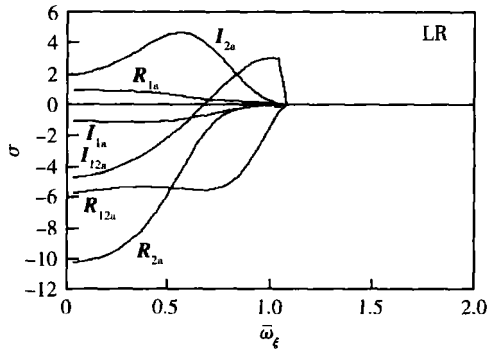


图 9 $\mu = 0, \theta_0 = 0.3$ 时 LR 模态正向回转特征向量随 ω_ξ 的变化图

Fig. 9 Eigenvectors versus ω_ξ plot of positive LR mode at $\mu = 0, \theta_0 = 0.3$

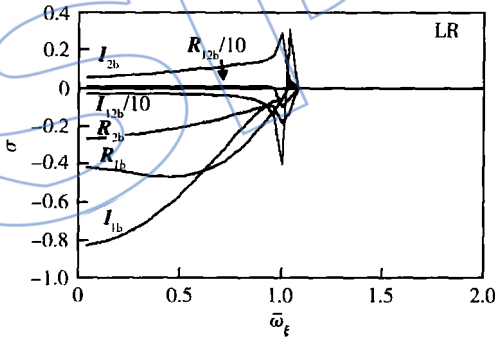


图 10 $\mu = 0, \theta_0 = 0.3$ 时 LR 模态反向回转特征向量随 ω_ξ 的变化图

Fig. 10 Eigenvectors versus ω_ξ plot of reverse LR mode at $\mu = 0, \theta_0 = 0.3$

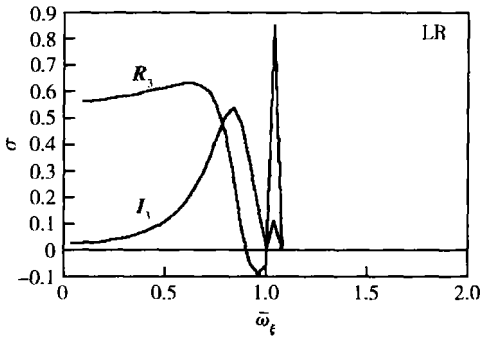


图 11 $\mu = 0, \theta_0 = 0.3$ 时 LR 模态 $R_3, I_3 \sim \omega_\xi$ 关系图

Fig. 11 $R_3, I_3 \sim \omega_\xi$ plot of LR mode at $\mu = 0, \theta_0 = 0.3$

从图 11 中可以看出,在摆振后退型模态不稳定区内, $|R_3| < 1$ 和 $I_3 < 1$ 也就是说反映桨毂运动关系的 $|\varphi_b/\varphi_a| < 1$ 是以正向回转运动为主的. 如图 9, 在不稳定区, 反映正向回转的摆振运动和桨毂中心运动关系的 $R_{2a} < 0, I_{2a} > 0$. 因而反映摆振运动和桨毂中心运动相位相差 90° 为正的 I_{2a} 是导致 LR 模态不稳定的主要原因.

2.3 各自由度相互作用

当 $\mu=0$ 时: 总矩 $\theta_0=0.3$ 时, LA 模态各自由度之间的相互作用功如图 12 和图 13.

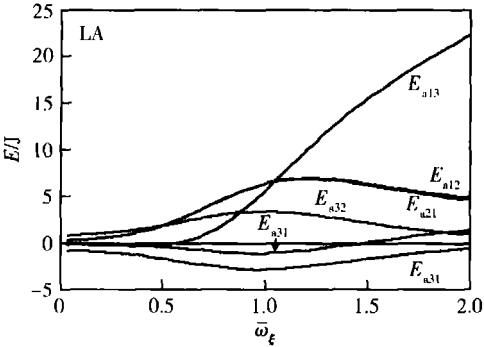


图 12 LA 模态正向回转各自由度相互作用功图
Fig. 12 Mutual excitation of different degrees of positive LA mode

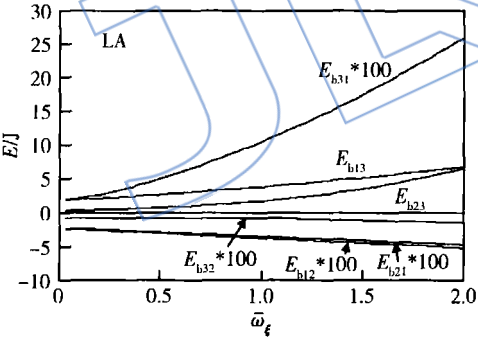


图 13 LA 模态反向回转各自由度相互作用功图
Fig. 13 Mutual excitation of different degrees of reverse LA mode

在前进比改变, 旋翼轴倾角为 8° , 无因此基阶摆振固有频率为 0.6 时, LA 模态各自由度之间的相互作用功如图 14 和图 15.

当 $\mu=0$, 总矩 $\theta_0=0.3$ 时, LR 模态各自由度之间的相互作用功如图 16 和图 17.

在前进比改变, 旋翼轴倾角为 8° , 无因此基阶摆振固有频率为 0.6 时, LR 模态各自由度之间的相互作用功如图 18 和图 19.

由以上各自由度相互作用图可以作出前飞状

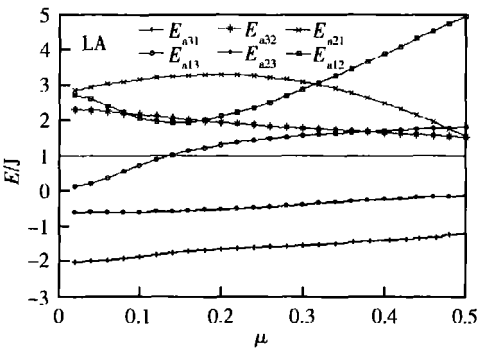


图 14 前进比变化时 LA 模态正向回转各自由度相互作用功图

Fig. 14 Mutual excitation of different degrees of positive LA mode

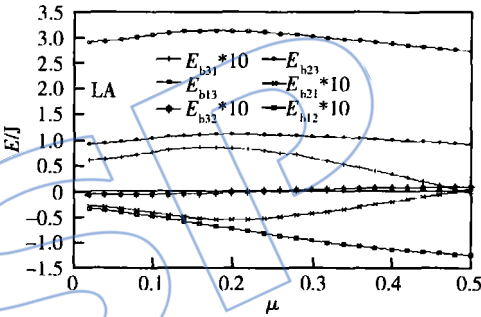


图 15 前进比变化时 LA 模态反向回转各自由度相互作用功图

Fig. 15 Mutual excitation of different degrees of reverse LA mode

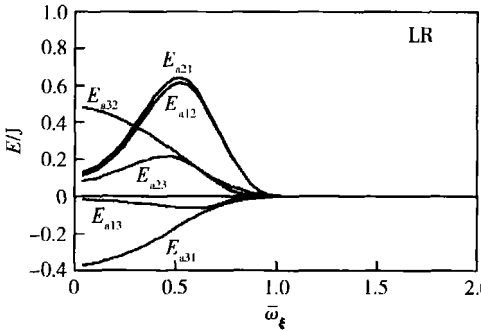


图 16 LR 模态正向回转各自由度相互作用功图
Fig. 16 Mutual excitation of different degrees of positive LR mode

态下 LA 模态和 LR 模态各自由度相互作用的方框图如图 20 和图 21.

从图中可以看出, 在前飞状态 LR 模态中正向回转的挥舞和摆振的相互作用功 E_{a12} 和 E_{a21} 都是正的. 同时正向回转的摆振和机体的相互作用功 E_{a23} 和 E_{a32} 都为正, 即摆振和机体也相互激励. 也就是挥舞和摆振, 摆振和机体相互激励是直升机

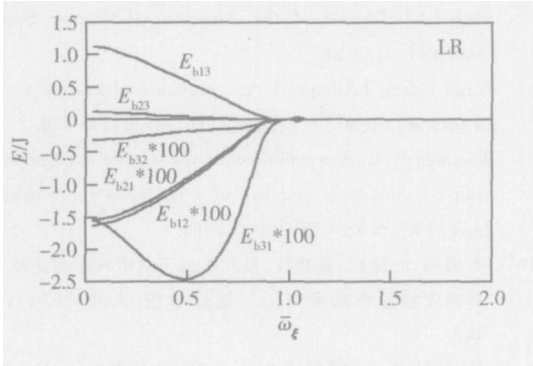


图 17 LR 模态反向回转各自由度相互作用图

Fig. 17 Mutual excitation of different degrees of reverse LR mode

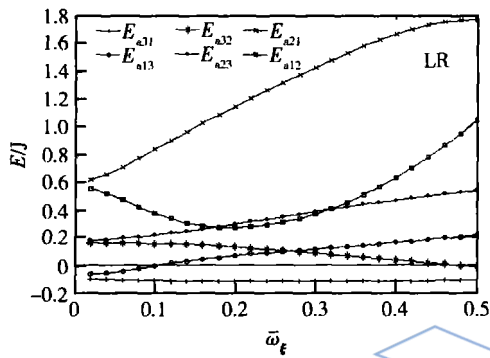


图 18 前进比变化时 LR 模态正向回转各自由度相互作用图

Fig. 18 Mutual excitation of different degrees of positive LR mode

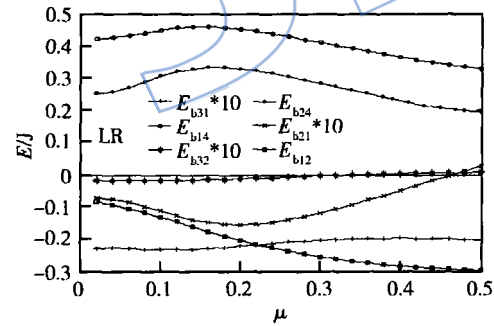


图 19 前进比变化时 LR 模态反向回转各自由度相互作用图

Fig. 19 Mutual excitation of different degrees of reverse LR mode

LR 模态动不稳定性的主要原因。而在 LA 模态中,正向回转的挥舞和摆振的相互作用功 E_{a12} 和 E_{a21} 都是正的。也就是挥舞和摆振,相互激励是直升机 LA 模态动不稳定性的主要原因。这也就解释了 LR 模态不稳定程度比 LA 模态大的原因。

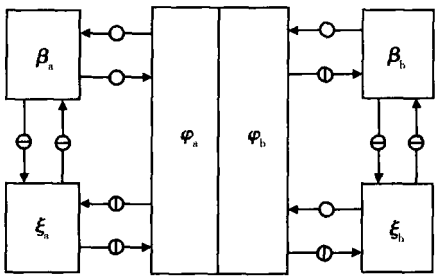


图 20 LR 模态各自由度相互作用方框图

Fig. 20 Plot of mutual excitation of different degrees of LR mode

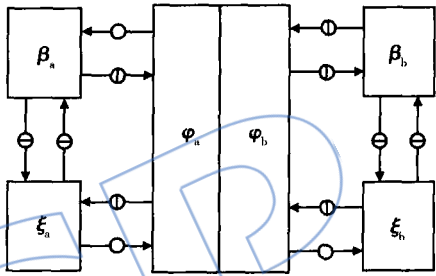


图 21 LA 模态各自由度相互作用方框图

Fig. 21 Plot of mutual excitation of different degrees of LA mode

3 结 论

- (1) 在 $\mu=0$ 时摆振后退型模态和摆振前进型模态都可能产生动不稳定性。其中 LR 模态不稳定程度要远大于 LA 模态。而且 LR 模态只在摆振柔软的情况下出现动不稳定性。而且出现不稳定性的区域总是靠近频率的交点。
- (2) 对于 LA 和 LR 模态在小前进比时,前进比的增加会使 LA 和 LR 模态动稳定性下降。在大前进比时,前进比的增加会使 LA 和 LR 模态动稳定性增大。在前飞状态下,不同的旋翼轴倾角也对直升机动稳定性有影响。
- (3) 不管是在前飞状态还是悬停状态。对于 LA 模态来说,它是一种挥摆动不稳定性。而对于 LR 模态来说,其动不稳定性是由于挥舞和摆振之间以及摆振和机体之间相互作用共同产生的。所以 LR 模态的动不稳定程度更高。

参考文献:

[1] Chopra I. Perspectives in aeromechanical stability of helicopter rotors[J]. Vertica, 1990, 14(4): 457-508.

[2] Ormiston R A. Rotor fuselage dynamic coupling characteristic of helicopter air and ground resonance[R]. Proceed

- ings 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: vi. 3. 1-vi. 3. 10.
- [4] 张晓谷. 直升机动力学设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 1995.
- [5] Zhang X G. Physical understanding of helicopter air and ground resonance[J]. Journal of the American Society, 1986, 31(4): 4-11.
- [6] 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.
- [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] Wang J, Jang J, Chopra I. Air resonance of hingeless rotors in forward flight[J]. Vertica, 1990, 14(2): 123-136.
- [9] Bousman W G. A comparison of theory and experiment for coupled rotor body stability of a hingeless rotor model in hover [R]. NASA CP 10007, 1988.
- [10] 薛海峰, 向锦武, 张晓谷. 直升机前飞空中共振稳定性和各自由度相互作用研究[J]. 航空学报, 2005, 26(4): 454-457.
- XUE Haifeng, XIANG Jinwu, ZHANG Xiaogu. Investigation of helicopter air resonance dynamic stability in forward flight and mutal excitation of different degrees of freedom[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2005, 26(4): 454-457.