

文章编号:1000-8055(2013)05-0999-07

舰载直升机旋翼/机体非线性耦合稳定性分析

刘 洋, 向锦武

(北京航空航天大学 航空工程与科学学院, 北京 100191)

摘 要: 基于多体动力学方法建立了舰载直升机旋翼/机体耦合系统的动力学模型, 其中机体起落架模型由非线性的液压作动器和橡胶轮胎两部分组成, 而舰船的横摇和纵摇以简谐激励的形式通过起落架传递给旋翼/机体系统。针对不同的舰船激励频率, 研究舰载直升机起动过程中旋翼/机体系统的时间响应历程和动力学稳定性。结果表明: 舰载直升机的机体和桨叶摆振自由度在舰船激励下均会出现极限环振动现象, 并且当舰船激励频率与旋翼旋转频率相等时会激发出旋翼的摆振后退型模态的极限环振动, 使旋翼重心偏离桨毂中心, 进而可能导致“舰面共振”事故发生。

关 键 词: 直升机; 稳定性; 非线性; 极限环振动; 旋翼

中图分类号: V212.5; V214.4⁺2; TP301.6

文献标志码: A

Nonlinear dynamics of coupled rotor/fuselage system for shipboard helicopter

LIU Yang, XIANG Jin-wu

(School of Aeronautic Science and Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The coupled rotor/fuselage system was developed using multibody dynamics approach. The undercarriage of helicopter comprised the oleo and tyre as a nonlinear system. The ship had the roll and pitch motion in the form of harmonic oscillation. Under different rotor speeds and excited frequencies, the response and dynamic stability of the rotor/fuselage system had been investigated. The result shows that the fuselage and the rotor oscillations may generate limit cycle oscillations under the excitement of ship. When the rotor oscillation is equal to the excited frequency of ship, the response of regressing lag will bring about limit cycle oscillations, and the center of gravity of rotor will shift from the hub, leading to ship resonance.

Key words: helicopter; stability; nonlinear; limit cycle oscillation; rotor

直升机以其特有的垂直起降、低空低速飞行的特点越来越多地应用于舰船上, 主要用于执行反潜战、搜索救援、早期预警等任务。由于舰船甲板上气流紊乱再加上舰船在海面振幅较大, 舰载直升机在舰面起降条件非常恶劣。复杂的工作环境使舰载直升机动力学特性与陆机直升机相比有

较大不同。直升机在甲板上起降时, 系统受到外部扰动会导致桨叶弯曲变形较大, 打到机体上发生“tunnel strike”事故^[1-3]。如果设计或使用不当, 舰载直升机还可能发生“舰面共振”事故^[4]。因此响应及稳定性分析在舰载直升机设计中显得更为重要。

收稿日期: 2012-11-09

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130508.0949.201305.999_006.html

作者简介: 刘洋(1985—), 男, 河北阜平人, 博士生, 主要从事直升机旋翼动力学研究。

直升机旋翼/机体系统是多体系统^[5],具有很强的几何非线性^[6],并且直升机起落架刚度和阻尼也具有非线性特点.尤其对于舰载直升机,随着舰船的振动起落架在甲板受到非对称载荷,系统的结构参数会发生变化.以往在直升机的旋翼/机体耦合系统非线性建模时都以陆机直升机为主,并没有考虑舰船的影响^[7-10].

舰载直升机动力学建模不同于陆机直升机,需要考虑舰船运动对系统的影响. William 等^[11]考虑舰船滚转运动和海面阵风的影响建立舰载直升机的动力学模型. Han 等^[12]用有限元方法模拟旋翼桨叶并且计入舰船 6 个运动自由度建立了直升机和舰船耦合的动力学模型. 胡国才等^[13]考虑直升机在甲板上的不同位置及舰面流场等因素,建立了舰船甲板上直升机旋翼/机体耦合动力学分析模型. Darren 等^[14]建立了较详细的起落架模型分析机体在甲板上的操纵动力学问题. 徐敏^[15]用复刚度的方法得到在非对称载荷和非对称变形情况下研究轮式起落架“舰面共振”的方法. 这些研究虽然在舰载直升机动力学建模时考虑了舰船运动,但是对舰船振动引起的非线性旋翼/机体动力学稳定性及响应问题缺乏分析. 本文结合舰船运动自由度,针对起落架和旋翼非线性特性,用多体动力学方法建立了舰载直升机旋翼/机体/舰船系统非线性动力学模型,并通过计算系统的响应相轨迹图分析了舰载直升机在舰面的旋翼/机体耦合非线性特性.

1 建模分析

1.1 旋翼/机体/舰船模型

舰载直升机在舰面起降时,舰船在海面的振动会通过起落架传递给机体,同时机体和旋翼系统在起落架上也会发生振动. 由于舰船的质量远远大于直升机质量,可以忽略舰载直升机对舰船的作用,但舰船的振动对直升机的影响不可忽略. 在模型分析中,认为舰船是刚性的,具有 2 个刚体转动自由度(横摇、纵摇). 舰船和直升机的坐标系如图 1 所示.

对于旋翼/机体耦合系统,其稳定性主要与铰接式旋翼的桨叶摆振刚体模态或无铰式旋翼的桨叶摆振 1 阶模态有关. 本文采用铰接式旋翼的舰载直升机,桨叶模型可以假设为刚性桨叶,不考虑桨叶的气动力,并且假设旋翼 b 片桨叶只有摆振自由度,摆振铰偏置量为 e . 直升机机体假设为刚

体,具有滚转和俯仰方向自由度. 旋翼的减摆器为黏弹减摆器,假设具有线性刚度和阻尼. 在桨叶和机体系统的动力学建模中考虑了桨叶和机体的几何非线性和起落架的非线性模型.

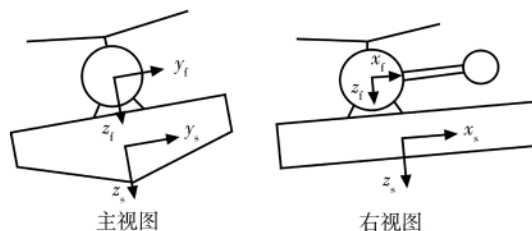


图 1 舰载直升机分析模型

Fig. 1 Model of helicopter and ship

舰船具有横摇和纵摇运动形态,并通过起落架传递给旋翼/机体系统,进而改变舰载直升机系统的动力学特性. 假设舰船的横摇、纵摇运动为简谐振动,形式如下:

$$\begin{aligned} F_x &= f_x \sin(\omega_1 t) \\ F_y &= f_y \sin(\omega_2 t) \end{aligned} \quad (1)$$

式中 $\omega_1, \omega_2, f_x, f_y$ 分别为舰船横摇和纵摇的振幅和频率.

对于旋翼/机体/舰船系统这样复杂的系统,推导其解析动力学方程非常复杂,而且不能准确模拟各构件之间的关系. 直升机系统是典型的多体系统,本文采用多体动力学方法建模可准确模拟各构件之间的运动关系,还能精细分析起落架非线性特征.

系统模型采用多刚体系统动力学的拉格朗日数学模型及算法^[16],以多刚体系统中各铰的相对坐标为描述系统的位形坐标,系统的拓扑构型见图 2. 舰船在海面具有横摇和纵摇自由度,因此可将旋翼/机体/舰船系统视为无根树系统. 对于三点式轮式起落架直升机有 2 个回路,由于起落架系统的质量可以忽略,并且假设起落架始终处于刹车状态也没有相对甲板的滑动,可以将起落架的载荷作为一组约束力元作用于舰船和机体之间.

非树系统的动力学方程的变分形式为

$$\Delta \dot{q}^T (-Z \ddot{q} + z) = 0 \quad (2)$$

其中

$$\begin{aligned} z &= \alpha^T \cdot (F^o - mw) + \beta^T \cdot (M^o - J \cdot \sigma - \varepsilon) + \\ &F^{eq} + F^{rq} + F^{cq} \end{aligned} \quad (3)$$

式中 Z 为广义质量矩阵, q 为系统的广义坐标, α 和 β 为根据系统拓扑构型得出的张量矩阵, m 为

刚体的对角质量矩阵, J 为中心惯量张量, F^{eq} 为非约束力元的广义力阵, F^{eq} 为约束力元的广义力阵, F^{eq} 为切断铰的非理想约束力的广义力阵, w, σ, ε 为描述系统动力学运动的中间变量, 见参考文献[16].

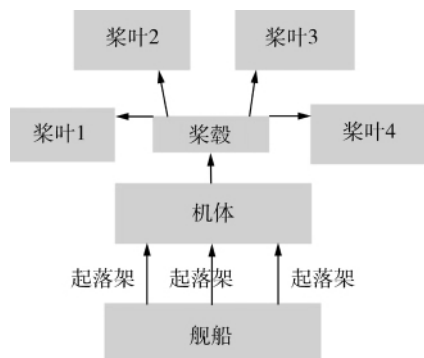


图2 系统的拓扑构型

Fig. 2 Topological configuration of system

1.2 起落架模型

不同于陆机直升机, 舰载直升机起降时机体不能始终保持水平. 舰船运动作用于机体的惯性载荷与机体倾斜引起的机体重力分力使得起落架产生非对称载荷和非对称变形. 舰载直升机轮式起落架由液压作动器(缓冲支柱)和橡胶轮胎构成^[17](如图3).

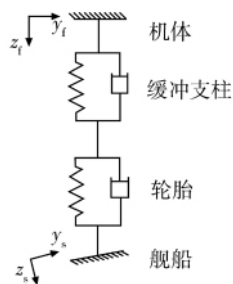


图3 起落架模型

Fig. 3 Model of undercarriage

起落架上受到载荷与机身轴 z_f 平行, 发生变形后缓冲支柱受到载荷为

$$F_{\text{oleo}} = \begin{cases} K_1 d^2 + G_1 \dot{d} & d < d_0 \\ K_1 d_0^2 + K_2 (d - d_0)^2 + G_2 \dot{d} & d \geq d_0 \end{cases} \quad (4)$$

其中 d 为缓冲支柱变形量, d_0 为缓冲支柱结构参数. 可看出液压作动器具有 2 阶分段非线性, 随载荷增加, 起落架的刚度和阻尼会发生变化(如图4).

橡胶轮胎模型考虑在 z_f 方向具有线性的刚度

和阻尼. 轮胎的垂向载荷为

$$F_{\text{tyre}} = K_z d^* + C_z \dot{d}^* \quad (5)$$

其中 d^* 为轮胎的垂向变形量. 由于忽略了液压作动器和轮胎的质量, 轮胎受到的垂向载荷等于缓冲支柱的垂向载荷, 即

$$F_{\text{tyre}} = F_{\text{oleo}} \quad (6)$$

起落架轮胎受压后(如图5), 在 $x_s O y_s$ 平面内产生平行于甲板平面的静摩擦力.

此时轮胎模型简化为三维的弹簧阻尼系统, 如图6.

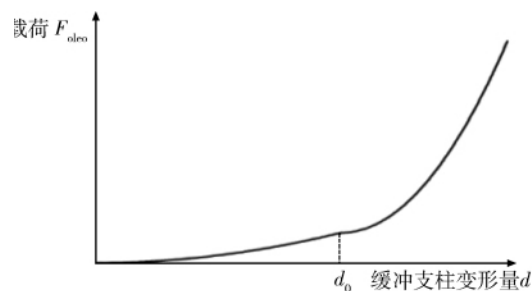


图4 起落架载荷随位移的变化

Fig. 4 Load-displacement curve of undercarriage

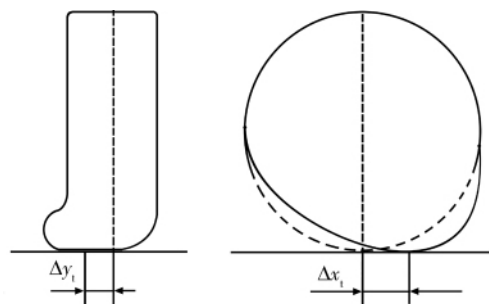


图5 轮胎在甲板平面内的变形

Fig. 5 Deformation of tyre on deck plane

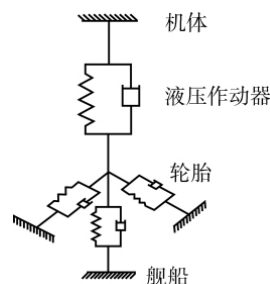


图6 起落架系统模型

Fig. 6 Model of undercarriage system

此时轮胎在甲板平面($x_s O y_s$ 平面)内的弹性系数为

$$C_x \approx C_1 \sqrt[3]{d^*}$$

$$C_y \approx C_2 - C_3 d^* \quad (7)$$

其中 C_1, C_2, C_3 由轮胎的结构参数确定. 轮胎在甲板平面内的弹性恢复力为

$$\begin{aligned} F_x &= C_x \Delta x_t \\ F_y &= C_y \Delta y_t \end{aligned} \quad (8)$$

Δx_t 和 Δy_t 为轮胎在甲板平面的变形量.

2 机体响应分析

针对多体系统模型, 在桨叶摆振后退自由度做一个初始扰动作为系统初始值, 并且根据式(1)给定舰船的运动, 然后采用4阶 Runge-Kutta 积分方法对系统做数值积分即可得到系统的响应曲线和相轨迹. 舰载直升机参数如表1.

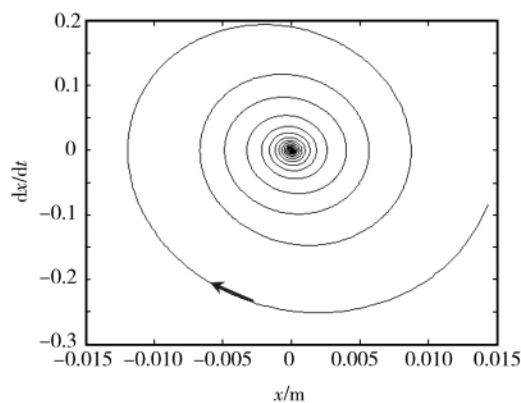
表1 直升机参数

Table 1 Helicopter parameters

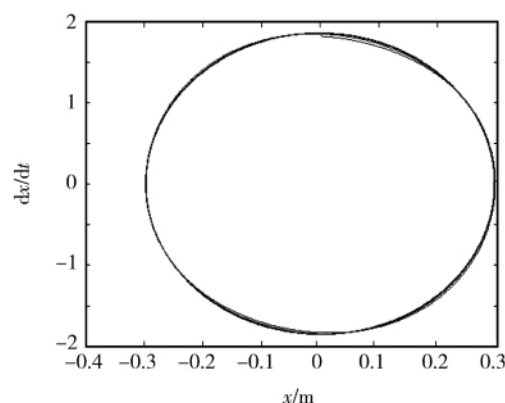
参数	数值
桨叶片数 n	4
桨叶质量 m_b/kg	94.9
旋翼半径 R/m	5.639
额定转速 $\Omega/(\text{r/min})$	31.42
机体质量 M/kg	3285
桨叶质量矩 $S_b/(\text{kg} \cdot \text{m})$	289.3
桨叶惯性矩 $I_b/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	1085.1
摆振铰偏置量 e/m	0.3048
减摆器阻尼 $c/(\text{N} \cdot \text{s/rad})$	7639
减摆器刚度 $k/(\text{N/rad})$	15590
起落架刚度 $K_1/(\text{N/m})$	3.6×10^5
起落架刚度 $K_2/(\text{N/m})$	5×10^6
起落架阻尼 $G_1/(\text{N} \cdot \text{s/m})$	2.2×10^5
起落架阻尼 $G_2/(\text{N} \cdot \text{s/m})$	4×10^5

在旋翼/机体耦合系统稳定的旋翼转速区域对系统做积分计算得到系统的相轨迹图(如图7), 图7(a)为舰船固定时机体振动相轨迹图, 可以看到由于系统处在稳定转速区域内并且没有外力对其做功, 在初始受到扰动后系统的振幅逐渐减小, 该相轨迹具有稳定焦点. 图7(b)为舰船做简谐振动时舰载直升机机体振动相轨迹图, 由于舰船运动为旋翼/机体系统输入能量, 机体出现极限环振动. 此时机体振动相轨迹的奇点从稳定的

焦点变为极限环的中心.



(a) 舰船固定时机体x方向相轨迹图



(b) 舰船激励下机体x方向相轨迹图

图7 机体x运动相轨迹图($\Omega=90 \text{ r/min}$)

Fig. 7 Phase plane for x motion of fuselage ($\Omega=90 \text{ r/min}$)

3 摆振响应分析

舰载直升机旋翼在起动或停车过程中, 当旋翼旋转频率 Ω 与舰船振动圆频率 ω 具有一定关系时, 桨叶摆振或旋翼整体模态会出现极限环振动现象.

3.1 旋翼旋转频率与舰船振动圆频率相等

当旋翼旋转频率与舰船振动圆频率相等时, 即 $\Omega = \omega_1$ 时, 第1片和第3片桨叶摆振振动中心向反方向偏移, 第2片和第4片桨叶振动中心没有发生偏移(如图8), 即激发出旋翼的摆振后退型模态的极限环振动. 旋翼的整体振型可由多桨叶坐标变换得到

$$\begin{aligned} \eta &= \sum_{k=1}^b \xi_k \sin \psi_k \\ \zeta &= \sum_{k=1}^b \xi_k \cos \psi_k \end{aligned} \quad (9)$$

其中 ξ_k 为第 k 片桨叶的摆振响应, ψ_k 为第 k 片桨叶的方位角。

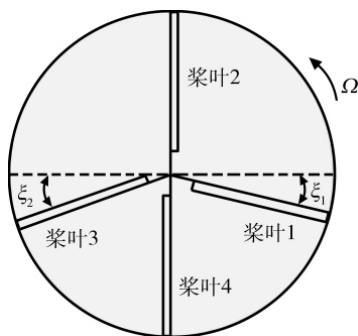
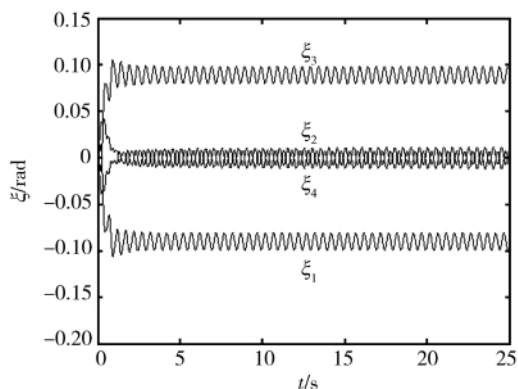


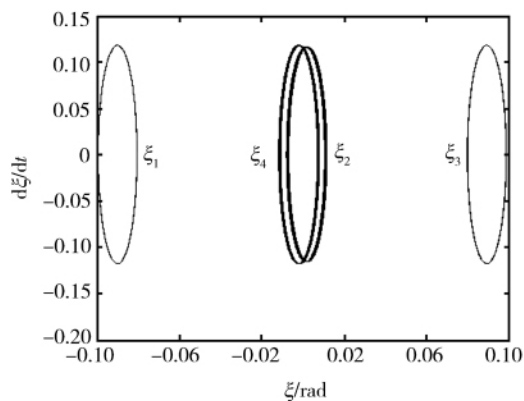
图8 $\Omega = \omega_1$ 时桨叶摆振角示意图

Fig. 8 Lag displacement of blades for $\Omega = \omega_1$

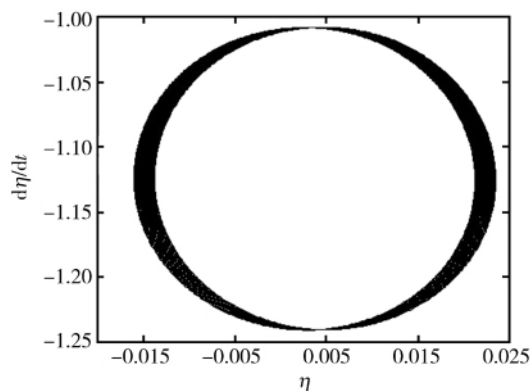
图9(a)为每片桨叶的摆振响应随时间变化的曲线,图9(b)为4片桨叶的摆振自由度相轨迹图,图9(c)为周期振型 η 的相轨迹图。从系统的响应曲线和相轨迹能看出舰船的振动圆频率与桨叶旋转频率相等时,旋翼摆振后退型自由度发生极限环振动,旋翼重心始终偏离桨毂中心转动,此时有可能导致舰载直升机发生“舰面共振”事故。



(a) 桨叶的响应历程



(b) 桨叶运动相轨迹图



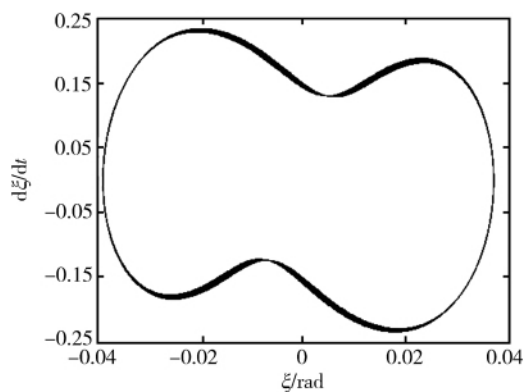
(c) 周期振型 η 相轨迹图

图9 $\Omega = \omega_1$ 时桨叶摆振响应及相轨迹图

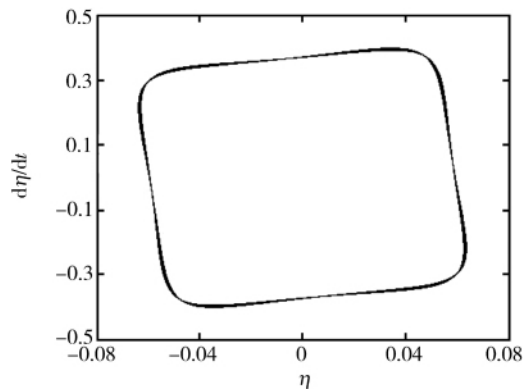
Fig. 9 Phase plane and response of lag motion for $\Omega = \omega_1$

3.2 旋翼旋转频率为2倍舰船振动圆频率

舰载直升机旋翼在起动或停车过程中,旋翼旋转频率 Ω 发生变化,通过对系统的仿真计算发现:如果旋翼旋转频率 Ω 为舰船振动圆频率 ω 的2倍时,桨叶摆振运动和旋翼摆振周期振型运动都会发生极限环振动(如图10)。



(a) 桨叶摆振运动相轨迹图



(b) 整体振型 η 自由度相轨迹图

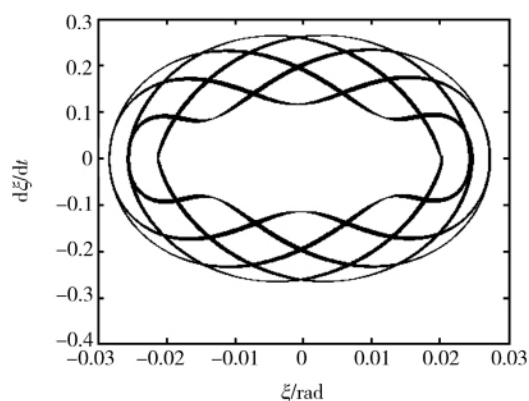
图10 $\Omega = 2\omega_1$ 时桨叶摆振相轨迹图

Fig. 10 Phase plane of lag motion for $\Omega = 2\omega_1$

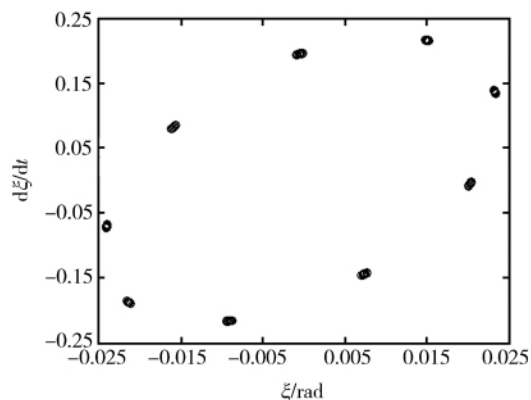
图10(a)为当 $\Omega = 2\omega_1$ 时摆振运动的相轨迹图,图10(b)为 $\Omega = 2\omega_1$ 时旋翼摆振周期振型运动的相轨迹图.此时2个自由度都呈现极限环振动,旋翼的振动水平也会增加.

3.3 旋翼旋转频率与舰船振动圆频率无特定关系

当旋翼旋转频率 Ω 和舰船振动圆频率 ω 之间没有整数倍数关系时,从系统的相轨迹图和庞加莱映射能看出桨叶的摆振运动呈现准周期运动(如图11).图11(a)为摆振相轨迹图,此时摆振运动为在一定区间内没有规则的振动,图11(b)为摆振运动的庞加莱映射,此时系统的庞加莱映射表现为准周期环面上的一系列点.



(a) 桨叶摆振相轨迹图



(b) 桨叶摆振庞加莱映射

图11 桨叶摆振相轨迹图和庞加莱映射
($\Omega = 135 \text{ r/min}$)

Fig. 11 Phase plane of lag motion and Poincaré map ($\Omega = 135 \text{ r/min}$)

4 结 论

采用多体动力学方法建立了舰载直升机旋翼/机体系统的动力学模型,考虑了舰船运动对直

升机系统的影响和直升机起落架的非线性特性.分析计算了不同旋翼旋转频率下旋翼/机体耦合非线性响应特性.

当旋翼/机体耦合系统处于稳定转速区间时,机体相轨迹呈螺线形式.系统的奇点为稳定的焦点.但是在舰船运动的影响下机体出现极限环振动,系统相轨迹的奇点由稳定的焦点变为极限环的中心.

当旋翼旋转频率与舰船振动圆频率相等时,舰船振动会激发出旋翼的摆振后退型模态的极限环振动,使得旋翼的重心围绕桨毂中心旋转.旋翼旋转频率 Ω 为舰船振动圆频率 ω 的2倍时,桨叶摆振运动和旋翼的整体振型都呈现极限环振动.当 Ω 和 ω 没有整数倍数关系时,桨叶的摆振运动呈现出准周期运动.

参考文献:

- [1] Newman S J. The phenomenon of helicopter rotor blade sailing[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, 1999, 213(G): 347-363.
- [2] Wall A S, Langlois R G, Afagh F F, et al. Modeling helicopter blade sailing: dynamic formulation in the planar case[J]. Journal of Applied Mechanics, 2007, 74(6): 1104-1113.
- [3] 康浩, 高正. 舰面直升机旋翼瞬态气弹响应分析[J]. 航空动力学报, 2000, 15(1): 67-70.
KANG Hao, GAO Zheng. Aeroelastic response analysis of helicopter rotor during shipboard operation[J]. Journal of Aerospace Power, 2000, 15(1): 67-70. (in Chinese)
- [4] 马强, 朱旭程. 舰载直升机起飞着舰事故模式影响及危害性分析[J]. 海军航空工程学院学报, 2012, 27(2): 209-214.
MA Qiang, ZHU Xucheng. Failure mode effect and criticality analysis of shipboard helicopter during launch and recovery[J]. Journal of Naval Aeronautical Engineering Institute, 2012, 27(2): 209-214. (in Chinese)
- [5] 虞志浩, 杨卫东, 邓景辉, 等. 基于多体动力学的旋翼模型与气弹稳定性[J]. 航空动力学报, 2012, 27(5): 1122-1130.
YU Zhihao, YANG Weidong, DENG Jinghui, et al. Model of rotor aeroelastic stability using dynamics of flexible multibody systems[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(5): 1122-1130. (in Chinese)
- [6] Kunz D L. Nonlinear analysis of helicopter ground resonance[J]. Nonlinear Analysis: Real World Applications, 2002, 3(3): 383-395.
- [7] Tang D M, Dowell E H. Influence of nonlinear blade damping on helicopter ground resonance instability. Journal of Aircraft, 1986, 23(2): 104-110.
- [8] Tongue B H. Limit cycle oscillations of a nonlinear rotor-

- craft model[J]. AIAA Journal, 1984, 22(7): 967-974.
- [9] Kowaleczko G, Dzygadlo Z. Effect of free play in rotor blades hinges on the nonlinear ground resonance of a helicopter[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2002, 74(6): 508-516.
- [10] 薛海峰, 向锦武, 张晓谷. 前飞状态直升机旋翼/机体耦合空中共振机理研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(2): 238-244.
XUE Haifeng, XIANG Jinwu, ZHANG Xiaogu. Helicopter coupled rotor/fuselage air resonance dynamic stability in forward flight [J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(2): 238-244. (in Chinese)
- [11] William P, Geyer J. Aeroelastic analysis of transient blade dynamics during shipboard engage/disengage operations [J]. Journal of Aircraft, 1998, 35(3): 445-453.
- [12] HAN Dong, WANG Haowen, GAO Zheng. Aeroelastic analysis of a shipboard helicopter rotor with ship motions during engagement and disengagement operations[J]. Aerospace Science and Technology, 2012, 16(1): 1-9.
- [13] 胡国才, 孙建国, 刘湘一. 直升机舰面动力学分析模型[J]. 海军航空工程学院学报, 2008, 23(5): 481-485.
HU Guocai, SUN Jianguo, LIU Xiangyi. Analytical model of helicopter on-deck dynamic interface[J]. Journal of Naval Aeronautical Engineering Institute, 2008, 23(5): 481-485. (in Chinese)
- [14] Darren R L, Robert G L. Development and experimental validation of a shipboard helicopter on-deck maneuvering simulation[J]. Journal of Aircraft, 2006, 43(4): 895-906.
- [15] 徐敏. 一种分析轮式起落架直升机“舰面共振”的方法[J]. 航空学报, 2007, 28(4): 886-890.
XU Min. Analytical method of ship resonance for helicopter with wheel landing gears[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(4): 886-890. (in Chinese)
- [16] 洪嘉振. 计算多体系统动力学[M]. 北京: 高等教育出版社, 1999.
- [17] Blackwell J, Feik R A. A mathematical model of the on-deck helicopter/ship dynamic interface[R]. Aeronautical Research Laboratory ARL Aero TM405, 1988.