直升机旋翼试验台动力学分析及建模

薛亮儒 王少萍

(北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100191)

摘 要: 直升机旋翼动平衡试验台是一种主要的直升机旋翼测试设备之一,对试验台进行动力学分析和建模可以提高试验台的控制精度和试验的效果.在分析试验台结构和功能的基础上,简化了桨叶变距拉杆的载荷,通过对自动倾斜器的受力分析,得出了旋翼系统的动态模型.通过对液压系统和旋翼系统的联合仿真,分析了系统在旋翼姿态变化时的动态响应和交互耦合影响,初步了解了系统在各种不同负载特性下的响应,为试验台的姿态调节、激振的精度提高和进行理论研究提供基础,并为地面旋翼试验台系统的设计和控制提供依据.

关 键 词: 旋翼; 建模; 液压伺服机构; 仿真

中图分类号: TP 271^{+}.4

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2009)03-0296-04

Dynamics analysis and modeling of helicopter rotor test-bed

Xue Liangru Wang Shaoping

(School of Automation Science and Electrical Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The helicopter rotor test-bed is one of the main equipments to test the helicopter rotors. The testing effect and control accuracy can be improved by making kinetics analysis and building the model of the helicopter rotor test-bed. The helicopter rotor test-bed structure and functions were introduced, and the pitch link loads was simplified. The dynamic model of the helicopter rotor test-bed was built by making the force analysis of the swash plate. According to the simulation of the hydraulic model and test-bed model, the dynamic response and interactive coupling influence were studied in the different gestures of the rotor system. The system responses were made in different load characteristics. The modeling and analysis of the test-bed can give a theoretical support on the control of rotor gesture and improvement of the excitation accuracy, and be helpful for the design of the test-bed and control system.

Key words: rotors; model buildings; hydraulic servomechanisms; simulation

1 试验台结构及功能

直升机旋翼动平衡试验台是目前国内外广泛使用的一种直升机旋翼测试设备.直升机旋翼动平衡试验台主要用于对旋翼的气动、动力学问题、飞行力学等进行试验研究,并通过试验测试保证旋翼组的动态平衡,为旋翼的安全可靠提供保障,为旋翼的理论研究提供试验验证手段.

共轴双旋翼试验台是为某系列型号共轴双旋翼桨叶试验而研制,如图1所示.从俯视角度,上旋翼和上自动倾斜器是顺时针转,下旋翼和下自动倾斜器是逆时针转,上下自动倾斜器通过其中的旋转环上的4根均匀分布的连杆相连,以同步改变旋翼姿态.该旋翼系统的姿态调节要靠下自动倾斜器的不动环和与之连接的3个作动器调节.其中液压伺服控制系统通过对3个通道的位置控制,协调操纵3个液压作动器完成共轴双悬翼桨叶的总距、俯仰、滚转操纵和舵机激振.

收稿日期: 2008-03-10

基金项目: 985Ⅱ期资助项目; 新世纪优秀人才计划资助项目

作者简介: 薛亮儒(1980-), 男, 山东日照人, 博士生, xlr999@163.com.

1) 总距操纵:操纵作动器 1、作动器 2 和作动器 3 同步运动,通过下自动倾斜器的升降改变桨叶总距,实现桨叶的总距控制;

2) 俯仰操纵:通过操纵作动器 3 改变下自动倾斜器的俯仰角来改变桨叶的俯仰角,实现桨叶的俯仰操纵;

3) 滚转操纵:通过协调操纵作动器 1 和作动器 2 的反向运动改变下自动倾斜器的滚转角改变桨叶的滚转角,实现滚转操纵;

4) 系统激振:通过协调 3 个作动器的同步运动来实现对旋翼的激振.

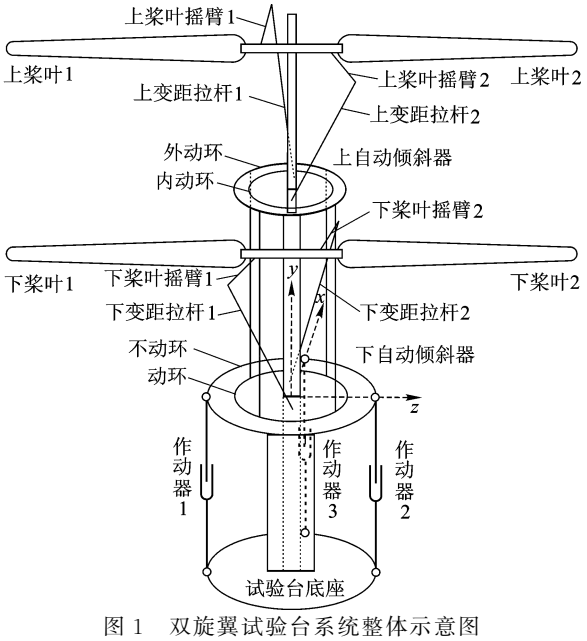


图 1　双旋翼试验台系统整体示意图

在分析系统结构和受力情况下对液压伺服控制系统进行动力学建模.

2　系统力学模型

操纵系统的外载荷来自桨叶的铰链力矩和对倾斜器的操纵力矩,桨叶铰链力矩通过变距拉杆力作用于自动倾斜器,形成液压位置伺服系统的负载力[1-2].通过空气动力学原理对桨叶铰链力矩和由其产生的变距拉杆力进行计算,通过对自动倾斜器进行受力分析,将作用于液压作动器的操纵负载力和由桨叶铰链力矩产生的变矩拉杆力联系起来,从而得到系统的力学模型.

2.1　桨叶的铰链力矩

作用在桨叶上的铰链力矩包括气动力矩、惯性力矩等.一般在系统设计时忽略铰链力矩的高次谐波分量,仅考虑一次谐波,可写成[3]

$$M_j = M(\theta_0) + M(\theta_c)\sin\psi + M(\theta_s)\cos\psi \tag{1}$$

式中,M_j 为桨叶铰链力矩,N·m;$M(\theta_0)$为总距操纵形成的力矩,θ_0 为旋翼总距角;$M(\theta_c)$为横向操纵形成的力矩,θ_c 为旋翼滚转角;$M(\theta_s)$为纵向操纵形成的力矩,θ_s 为旋翼俯仰角;ψ 为方位角.

2.2　铰链力矩产生的变距拉杆载荷

桨叶铰链力矩产生的拉杆载荷为

$$P = M_j / l_Y \tag{2}$$

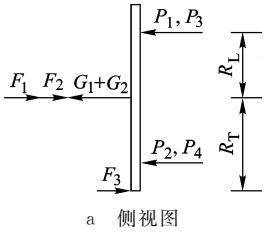
式中,l_Y 为拉杆轴线至轴向铰中心线距离.

代入式(1)有

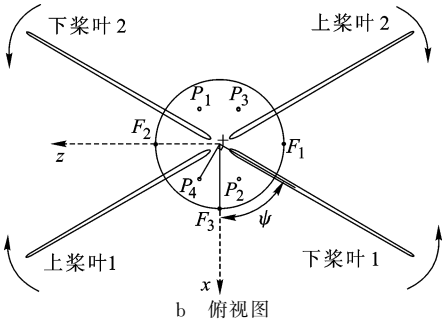
$$P = \frac{M(\theta_0)}{l_Y} + \frac{M(\theta_c)}{l_Y}\sin\psi + \frac{M(\theta_s)}{l_Y}\cos\psi = P(\theta_0) + P(\theta_c)\sin\psi + P(\theta_s)\cos\psi \tag{3}$$

式中,$P(\theta_0)$为总距操纵形成的变距拉杆载荷;$P(\theta_c)$为横向操纵形成的变距拉杆载荷;$P(\theta_s)$为纵向操纵形成的变距拉杆载荷.

图 2 为操纵系统受力示意图.由于共轴双旋翼上、下旋翼的转动方向相反,在进行周期变距操纵时,桨盘周期挥舞的最大值比周期变距操纵的最大值在相位上滞后 90°.根据这一特点,分别计算 4 个变距拉杆的载荷[4],桨叶所在位置为 ψ.



a　侧视图



b　俯视图

图 2　操纵系统受力示意图

图 2 中,从上面俯视,上倾斜器顺时针为正,下倾斜器逆时针为正;$P_1 \sim P_4$ 分别为上旋翼的两片桨叶和下旋翼的两片桨叶的变距拉杆对上下倾斜器的作用力,以下为正;$F_1 \sim F_3$ 分别为作动器 1、作动器 2、作动器 3 对倾斜器的作用力,以上为正;G_1,G_2 分别为上下倾斜器的重力;R_T 为作动器在倾斜器的作用点到倾斜器圆心的距离;R_L 为变距拉杆在倾斜器的作用点到倾斜器圆心的距离.

当下旋翼的第 1 片桨叶的方位角为 ψ 时,则

下旋翼的第2片桨叶的方位角为$\psi+\pi$，上旋翼的第1片桨叶的方位角为$-\psi$，上旋翼的第2片桨叶的方位角为$-\psi+\pi$，P_1，P_2，P_3，P_4的方位角分别为$-\psi-\pi/2$，$-\psi+\pi/2$，$\psi+\pi/2$，$\psi-\pi/2$，下面是其方位角及受力情况[5].

$$\left.\begin{aligned}
P_1 &= P(\theta_0)+P(\theta_c)\sin\left(-\psi-\frac{\pi}{2}\right)+\\
&\quad P(\theta_s)\cos\left(-\psi-\frac{\pi}{2}\right)=\\
&P(\theta_0)-P(\theta_c)\cos\psi-P(\theta_s)\sin\psi\\
P_2 &= P(\theta_0)+P(\theta_c)\sin\left(-\psi+\frac{\pi}{2}\right)+\\
&\quad P(\theta_s)\cos\left(-\psi+\frac{\pi}{2}\right)=\\
&P(\theta_0)+P(\theta_c)\cos\psi+P(\theta_s)\sin\psi\\
P_3 &= P(\theta_0)+P(\theta_c)\sin\left(\psi+\frac{\pi}{2}\right)+\\
&\quad P(\theta_s)\cos\left(\psi+\frac{\pi}{2}\right)=\\
&P(\theta_0)+P(\theta_c)\cos\psi-P(\theta_s)\sin\psi\\
P_4 &= P(\theta_0)+P(\theta_c)\sin\left(\psi-\frac{\pi}{2}\right)+\\
&\quad P(\theta_s)\cos\left(\psi-\frac{\pi}{2}\right)=\\
&P(\theta_0)-P(\theta_c)\cos\psi+P(\theta_s)\sin\psi
\end{aligned}\right\}\quad(4)$$

2.3 变距拉杆载荷与操纵角关系

桨叶铰链力矩$M(\theta_0)$、$M(\theta_c)$、$M(\theta_s)$应包括气动力部分和桨叶惯性部分.

气动铰链力矩是空气动力作用于桨叶，在桨叶轴向铰上形成的力矩. 旋翼在转动过程中其压力中心在轴向铰轴线附近，系统中粗略估计为弦长的3%，载荷参数初步取3.5，旋翼产生的最大总拉力为$F(\theta_0)=1\,500$ kg，4片桨叶均分，$\theta_0=15^\circ=0.262$ rad，$F(\theta_0)$与θ_0成正比，可得

$$F(\theta_0)=4k_F\theta_0$$

式中，k_F为单桨叶的气动力系数. 从而可得单桨叶气动铰链力矩：

$$M_Q(\theta_0)=k_Yk_F\theta_0$$

式中，k_Y为单桨叶的气动力矩系数. 则变距拉杆力为

$$\left.\begin{aligned}
P(\theta_0)&=\frac{M_Q(\theta_0)+M_J(\theta_0)}{l_Y}=\frac{k_Yk_F\theta_0+J_B\ddot{\theta}_0}{l_Y}\\
P(\theta_c)&=\frac{M_Q(\theta_c)+M_J(\theta_c)}{l_Y}=\frac{k_Yk_F\theta_c+J_B\ddot{\theta}_c}{l_Y}\\
P(\theta_s)&=\frac{M_Q(\theta_s)+M_J(\theta_s)}{l_Y}=\frac{k_Yk_F\theta_s+J_B\ddot{\theta}_s}{l_Y}
\end{aligned}\right\}\quad(5)$$

式中，$M_Q(\theta_i)(i=0,c,s)$为桨叶气动铰链力矩交变项；$M_J(\theta_i)(i=0,c,s)$为桨叶惯性产生的铰链力矩；J_B为桨叶转动惯量.

2.4 自动倾斜器受力分析

为得出操纵力与其所产生的铰链力矩的关系，需对自动倾斜器进行受力分析.

如图2所示，对上下倾斜器看作整体进行受力分析，x轴过倾斜器纵向操纵节点3号作动器，z轴过倾斜器纵向操纵节点2号作动器.

3个液压作动器的的操纵力为F_1，F_2，F_3，作用点到倾斜器圆心的距离为R_T.

4个变距拉杆的垂向分力为P_1，P_2，P_3，P_4，作用点到倾斜器圆心的距离为R_L.

力取各轴正向为正，力矩方向按右手定则确定.

自动倾斜器有3个自由度，列方程有

$$\left.\begin{aligned}
&\sum M_x=F_1R_T-F_2R_T+(P_1-P_2-\\
&\quad P_3+P_4)R_L\cos\psi\cos\alpha_s=J_Q\ddot{\alpha}_s\\
&\sum M_z=F_3R_T+(P_1-P_2+P_3-P_4)\cdot\\
&\quad R_L\sin\psi\cos\alpha_c=J_Q\ddot{\alpha}_c\\
&\sum M_y=F_1+F_2+F_3-P_1-\\
&\quad P_2-P_3-P_4-mg=m\ddot{h}\\
&mg=G_1+G_2
\end{aligned}\right\}\quad(6)$$

式中，α_s为倾斜器纵向倾角；α_c为倾斜器横向倾角；J_Q为倾斜器转动惯量；m为两倾斜器的质量；h为倾斜器的上下位移.

将式(4)、式(5)代入式(6)并化简，有

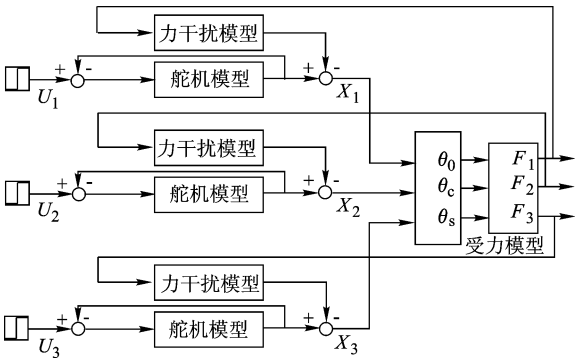
$$\left.\begin{aligned}
&\sum M_x=F_1R_T-F_2R_T-2\left(\frac{k_Yk_F\theta_c+J_B\ddot{\theta}_c}{l_Y}\right)\cdot\\
&\quad R_L(1+\cos 2\psi)\cos(k_\theta\theta_c)=J_Qk_\theta\ddot{\theta}_c\\
&\sum M_z=F_3R_T-2\left(\frac{k_Yk_F\theta_s+J_B\ddot{\theta}_s}{l_Y}\right)\cdot\\
&\quad R_L(1+\cos 2\psi)\cos(k_\theta\theta_s)=J_Qk_\theta\ddot{\theta}_s\\
&\sum M_y=F_1+F_2+F_3-\\
&\quad 4\left(\frac{k_Yk_F\theta_0+J_B\ddot{\theta}_0}{l_Y}\right)-mg=mk_h\ddot{\theta}_0
\end{aligned}\right\}\quad(7)$$

式中，k_h为桨叶迎角与倾斜器上下位移的比例系数，$k_h=h/\theta_0$；k_θ为由桨叶迎角与倾斜器倾角的比例系数，$k_\theta=\alpha_c/\theta_c=\alpha_s/\theta_s$.

模型结构如图3所示.

3 系统模型动态响应仿真

下面分别是对该模型总距、俯仰和滚转进行



U_1～U_3—3 作动器指令输入;X_1～X_3—3 作动器位移输出.

图 3　系统模型结构图

仿真分析.图 4 为系统在 θ_s 和 θ_c 为零的情况下,对 θ_0 施加以 15°的阶跃时系统 3 个作动器的受力和旋翼姿态的变化情况.由图 4 显示,θ_0 产生的主要是横向作动器受力 F_1,F_2,θ_0 阶跃时纵向作动器 F_3 受到力扰动,最终随着姿态的稳定而趋于零;θ_0 阶跃时 θ_c 受到较小的扰动,主要是 θ_s 受到的扰动比较大.

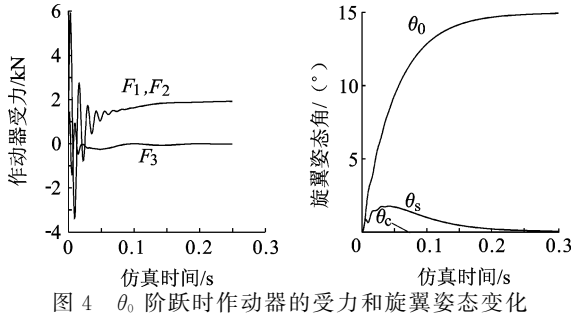


图 4　θ_0 阶跃时作动器的受力和旋翼姿态变化

图 5 为系统在 θ_0 和 θ_c 为零的情况下,对 θ_s 施加以 15°的阶跃时系统 3 个作动器的受力和旋翼姿态的变化情况.由图 5 显示,由于存在 θ_s,3 个作动器都会产生一个周期交变受力 F_1,F_2,F_3;θ_s 阶跃时 θ_0 和 θ_c 受到较小的扰动.

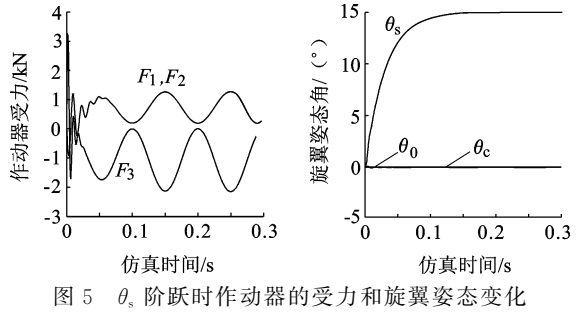


图 5　θ_s 阶跃时作动器的受力和旋翼姿态变化

图 6 为系统在 θ_0 和 θ_s 为零的情况下,对 θ_c 施加以 10°的阶跃时系统 3 个作动器的受力和旋翼姿态的变化情况.由图 6 显示,由于存在 θ_c,3 个作动器都会产生一个周期交变受力 F_1,F_2,F_3;θ_c 阶跃时 θ_0 和 θ_s 受到较小的扰动.

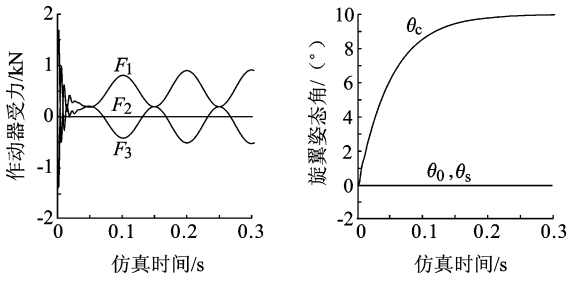


图 6　θ_c 阶跃时作动器的受力和旋翼姿态变化

4　结 束 语

通过对液压系统和力系统的联合建模及仿真分析,发现试验台系统在姿态变化时,对各作动器都会产生力干扰,导致位移扰动,特别是纵向作动器的扰动特别的明显,严重影响旋翼的控制精度.姿态调整的精度影响着试验的效果.特别是在姿态连续变化或在进行激振试验时,如果力扰动过大,控制精度不够,就会使系统失控.在系统建模的基础上,通过对系统仿真研究初步了解了系统在各种不同负载特性下的响应.为后面对姿态调节和激振的精度提高和进行理论研究提供基础.

参考文献(References)

[1] Chen R T N. A survey of nonuniform inflow models for rotorcraft flight dynamics and control applications[J]. Vertica, 1990, 14(2): 147－184

[2] 石庆华,向锦武.桨根柔性无铰旋翼桨叶气弹稳定性建模分析[J].北京航空航天大学学报,2007,33(7):793－797
Shi Qinghua, Xiang Jinwu. Analytical model of aeroelastic stability of hingeless rotor blade with composite flexures[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 33(7): 793－797 (in Chinese)

[3] Mettler B, Tischler M B, Kanada T. System identification of small-size unmanned rotorcraft for control design[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2002, 47(1): 50－63

[4] 黄明其,邢霞,孙正荣.模型旋翼风洞试验中变距拉杆载荷的测量[J].流体力学实验与测量,1999,13(4):45－49
Huang Mingqi, Xing Xia, Sun Zhengrong. The measurement of pitch link loads in model rotor wind tunnel test[J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanic, 1999, 13(4): 45－49 (in Chinese)

[5] 薛海峰,向锦武,张晓谷.直升机旋翼/动力/传动系统模型及耦合影响[J].北京航空航天大学学报,2004,30(5):438－443
Xue Haifeng, Xiang Jinwu, Zhang Xiaogu. Coupled helicopter rotor/propulsion/transmission system torsional vibration analytical model and coupled influence investigation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2004, 30(5): 438－443 (in Chinese)

(责任编辑:刘登敏)