

文章编号:1000-8055(2013)10-2209-07

直升机操纵杆振动特性测量与分析

王 放¹, 陈 铭¹, 徐冠峰²

- (1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191;
2. 中国人民解放军 总参谋部 陆航研究所, 北京 101121)

摘 要: 基于直升机铰链力矩的研究成果,建立了倾斜器操纵杆载荷的计算模型.在参考常规飞机测试元件的基础上,研制了具有足够强度和灵敏度的测力元件,通过地面试验解决了测量精度与飞行安全之间的矛盾,成功地进行了飞行试验,并获得操纵杆载荷这一重要参数.本文计算结果与试验数据基本一致,激振力的频率与主旋翼的 1 倍和 2 倍频率接近.可以满足工程计算要求,为直升机操纵系统的设计和检验提供依据.

关 键 词: 操纵系统; 振动分析; 载荷测量; 飞行试验; 铰链力矩

中图分类号: V21

文献标志码: A

Measurement and analysis of helicopter control stick vibration characteristics

WANG Fang¹, CHEN Ming¹, XU Guan-feng²

- (1. School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
2. Army Aviation Institute, Headquarters of the General Staff, Chinese People's Liberation Army, Beijing 101123, China)

Abstract: A calculation model of the control stick vibration characteristics was set up. Based on the research of helicopter hinge moment, a calculation model of the swashplate control stick load was established. With reference to conventional airplane measurement cells, the measurement cell with enough strength and sensitivity was developed, solving the contradiction between measurement accuracy and flight safety by ground tests. The flight test was successfully conducted, and the important parameter of swashplate control stick load was obtained. The calculation results are basically consistent with experimental data, and the excitation force frequency is close to 1 and 2 times of the main rotor speed. Engineering computation requirement can be achieved, providing a reference for the design and test of helicopter control system.

Key words: control system; vibration analysis; load measurement; flight test; hinge moment

倾斜器操纵杆是直升机的关键部件,它受到的载荷主要来自桨叶铰链力矩.铰链力矩通过变距摇臂、变距拉杆和倾斜器传递给操纵杆,形成复杂的交变载荷.操纵杆一般由铝合金管制成,为细

长薄壁管结构,固有频率比较低,其承受的交变载荷容易引发共振,以致影响操纵精度甚至造成结构的破坏.因此对操纵杆的载荷和振动特性的分析非常重要.文献[1]通过试验台模拟直升机操纵

收稿日期:2012-10-16

网络出版地址:

作者简介:王放(1985—),男,黑龙江哈尔滨人,博士生,主要从事直升机总体设计研究.

系统受力情况,并获得操纵系统在各种不同负载特性下的响应.文献[2]通过风洞试验测量了操纵杆所承载荷,为其固有频率的预估和计算做了必要的准备.文献[3]从理论和试验两方面对直升机操纵系统进行了深入的研究,得到了操纵系统的动力学模型.本文在此基础上,以某直升机为例,对该机操纵杆载荷进行建模和计算,在飞行试验中测量操纵杆的载荷并进行分析对比,为预估直升机的振动水平、校核操纵系统强度和刚度提供必要的依据.

1 操纵杆载荷的建模与计算

操纵杆载荷主要来自桨叶的铰链力矩.它是作用在桨叶上的气动力对变距轴线构成的交变力矩,通过变距摇臂和变距拉杆传递给倾斜器,进而使操纵杆受到交变载荷.

铰链力矩的准确估算是操纵系统强度设计、全机振动水平预估的基础.虽然铰链力矩的计算模型很早已提出,但是受限于桨叶气动模型和结构模型的精确程度^[4-6],准确的计算结果依然很难得到.作为产生铰链力矩的主体,桨叶在旋转一周过程中气动环境时刻发生变化,因此必须建立相应的非定常气动模型以及能够反映桨叶在诸多载荷作用下变形的结构动力学模型^[7-9].

采用文献[10]中关于铰链力矩的计算方法.建模时规定使桨叶抬头的铰链力矩为正,铰链力矩主要由以下几项组成^[11-14]:

$$M_1 = \int_{L_{bz}}^R \left\{ [dq + \Omega^2(r - L_{bz})\xi m(r)dr - 2\Omega\beta\dot{r}m(r)dr - \ddot{\xi}(r - L_{bz})m(r)dr - y\ddot{\phi}m(r)dr]y \right\} dr \quad (1)$$

$$M_2 = \int_{L_{bz}}^R \left[\frac{1}{2}\rho(\Omega R)^2 R^2 \bar{b}^2 C_m (\bar{r} + \mu \sin\psi)^2 + \xi \bar{b} R \frac{dT}{dr} \right] dr \quad (2)$$

$$M_3 = \int_{L_{bz}}^R \left[\frac{1}{2}\rho(\Omega R) R^3 \bar{b}^3 C_n (\bar{r} + \mu \sin\psi) \dot{\varphi} \right] dr \quad (3)$$

$$M_4 = \int_{L_{bz}}^R (\ddot{\beta}r + \ddot{y} + g)\xi(r - L_{bz})m(r)dr \quad (4)$$

$$M_5 = \int_{L_{bz}}^R [-\Omega^2 I_{xy} + \Omega^2 r m(r)\beta\xi(r - L_{bz})]dr \quad (5)$$

$$M_6 = - \int_{L_{bz}}^R \ddot{\varphi} I dr \quad (6)$$

式中 β 为挥舞角; M_1 是由旋转面内的力及挥舞变形引起的力矩; ξ 为摆振角; L_{bz} 为垂直铰径向位置; φ 为变距角; $m(r)$ 为桨叶单位长度的质量分布,根据桨叶的设计情况,它是微段位置 r 的函数; y 为桨叶挥舞向的变形量. M_2 是桨叶剖面气动力及升力线偏离变距轴线引起的力矩. $\bar{b}$ 为无量纲桨叶弦长, C_m 为翼型的力矩系数, dT/dr 为桨叶单位展长的气动升力. M_3 是桨叶剖面气动阻尼力矩, C_n 为翼剖面气动阻力系数. M_4 是由挥舞惯性力和重力引起的力矩. M_5 是离心力产生的力矩. M_6 是由变距产生的惯性力矩.其中 I 为桨叶剖面对变距轴的质量惯性矩.铰链力矩基本上由以上6项组成,这样总的铰链力矩可表示为

$$M_{hm} = \sum_{i=1}^6 M_i \quad (7)$$

本文研究的试验直升机的主要参数如表1所示.计算流程如图1所示(C 为升力系数).得到桨叶在各方位角的诱导速度及挥舞角后,就可以代入铰链力矩的模型进行计算.

表 1 试验直升机的主要参数
Table 1 Main parameters of test helicopter

参数	数值或说明
旋翼直径/m	7.68
桨叶长度/m	3.4
桨叶弦长/mm	230
桨叶片数	2
桨叶形状	矩形
翼型	NACA0012
桨叶负扭角/(°)	-8
总质量/kg	620
旋翼转速/(r/min)	500

本文以 10° 方位角为步长,计算了前进比 $\mu=0.15$ 时单片桨叶旋转一周过程中的变距拉杆载荷.计算结果如图2所示.

对计算结果的曲线进行拟合,变距拉杆的载荷接近正弦函数,将两片桨叶的变距拉杆载荷按照下面的表达式近似:

$$F_1 = 20 - 5\sin(\psi + 15^\circ) \quad (8)$$

$$F_2 = 20 - 5\sin(\psi + 15^\circ - 180^\circ) \quad (9)$$

其中 ψ 为方位角.

有了变距拉杆的载荷,就可以通过操纵线系

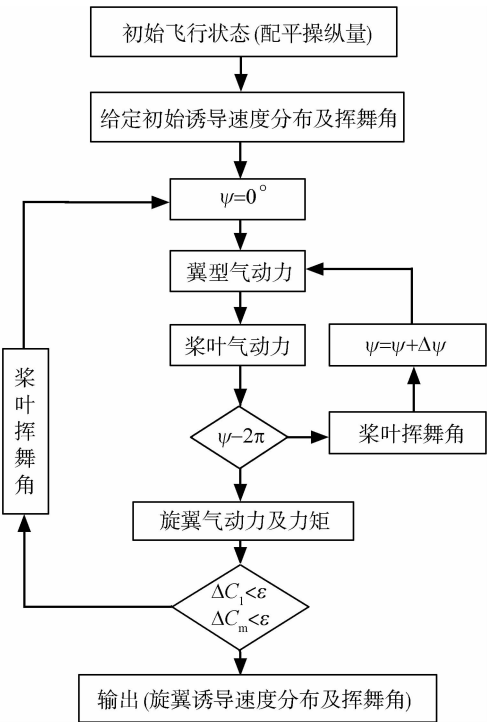


图 1 计算流程图
Fig.1 Calculation flow chart

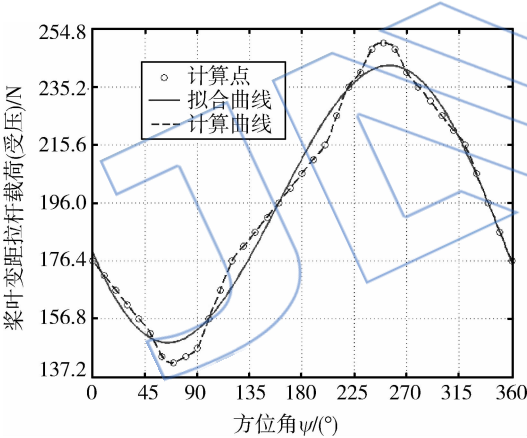


图 2 桨叶变距拉杆载荷随方位角的变化
Fig.2 Load of blade pitch stick changing with azimuth angle

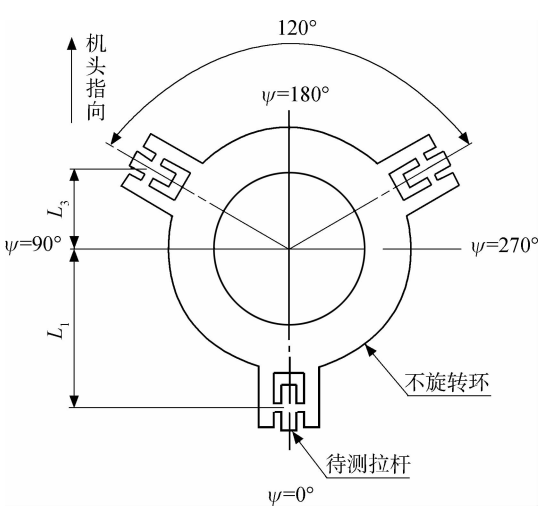


图 3 倾斜器不旋转环俯视图
Fig.3 Top view of swashplate non-rotate ring

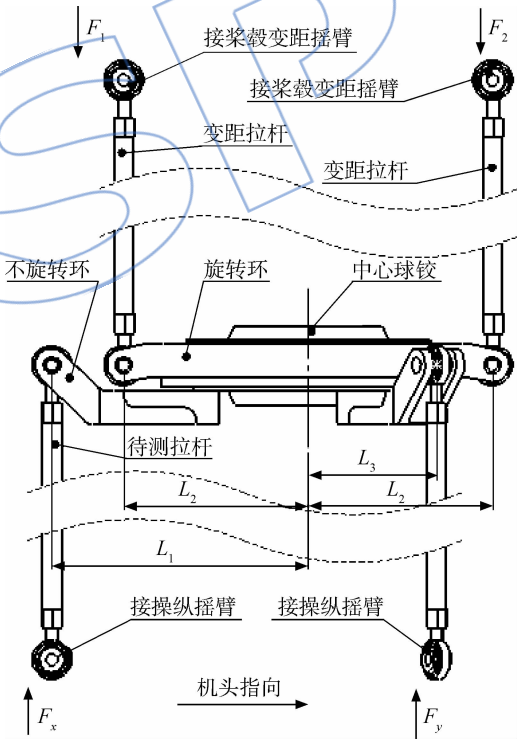


图 4 倾斜器侧视图
Fig.4 Side view of swashplate

的尺寸关系进一步求出操纵杆的载荷. 本文所研究的直升机,倾斜器为 120°布置,其俯视图如图 3 所示.

倾斜器侧视图如图 4 所示,变距拉杆的载荷通过倾斜器按照一定比例传递给操纵杆. 倾斜器上各个载荷产生的力矩对倾斜器中心球铰的合力矩为 0,再根据受力平衡关系,可以得到式(10)和式(11)

$$F_1 + F_2 = F_x + 2F_y \tag{10}$$

$$F_1 L_2 \cos \psi + F_2 L_2 \cos (\psi + 180^\circ) = F_x L_1 - 2F_y L_2 \tag{11}$$

根据几何关系,有

$$L_2 = L_1 \sin 60^\circ \tag{12}$$

由式(10)~式(12)可得

$$F_x = \frac{2L_2}{(2 + \sqrt{3})L_1} \left\{ \left(\frac{\sqrt{3}}{2} + \cos \psi \right) F_1 + \left[\frac{\sqrt{3}}{2} + \cos (\psi + 180^\circ) \right] F_2 \right\} \tag{13}$$

将式(8)、式(9)代入式(13)可得

$$F_x = \frac{2L_2}{(2 + \sqrt{3})L_1} \left\{ \left(\frac{\sqrt{3}}{2} + \cos\psi \right) [20 - 5\sin(\psi + 15^\circ)] + [20 - 5\sin(\psi + 15^\circ - 180^\circ)] \cdot \left[\frac{\sqrt{3}}{2} + \cos(\psi + 180^\circ) \right] \right\} \quad (14)$$

将表 2 所示的倾斜器主要参数代入式(14)可计算出旋翼旋转一周操纵杆的载荷,如图 5 所示.由以上分析可以看出,操纵杆载荷按正弦规律变化,频率为旋翼旋转频率的 2 倍,最大值和最小值分别为 215.6 N 和 127.4 N.

表 2 倾斜器的主要参数

Table 2 Main parameters of swashplate

L_1/mm	L_2/mm	L_3/mm
107	77	93

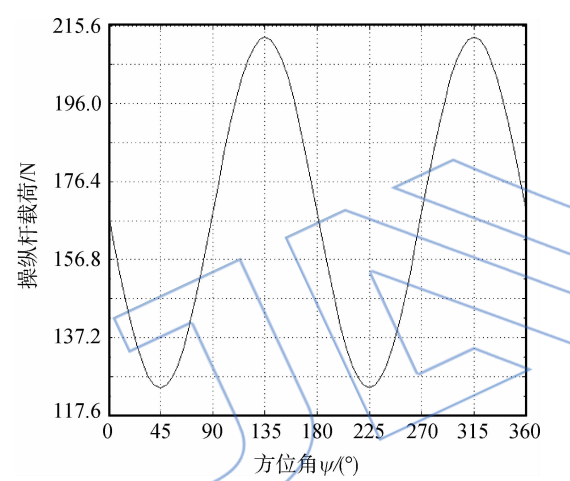


图 5 操纵杆载荷
Fig. 5 Load of control stick

2 操纵杆振动特性建模与计算

操纵杆的动力学模型可以简化成两端简支等截面杆振动动力学模型.操纵杆的边界条件为两端简支,根据文献[15]的计算方法可得,操纵杆的振动固有频率及主振型函数为

$$\omega_n = \frac{n^2 \pi^2}{l^2} \sqrt{\frac{EJ}{\rho A}} \quad n = 1, 2, 3, \dots \quad (15)$$

$$f_n = \frac{\omega_n}{2\pi} = \frac{n^2 \pi}{2l^2} \sqrt{\frac{EJ}{\rho A}} \quad n = 1, 2, 3, \dots \quad (16)$$

$$\varphi^n(x) = C \sin\left(\frac{n\pi}{l}x\right) \quad n = 1, 2, 3, \dots \quad (17)$$

式中 E 为弹性模量(N/m^2); ρ 为操纵杆材料的密度(kg/m^3); J 为操纵杆截面惯性矩(m^4); A 为操纵杆截面面积(m^2), l 为操纵杆的长度(m).

本文中操纵杆的材料属性如表 3 所示.

表 3 操纵杆材料属性

Table 3 Control stick material properties

项目	数值/说明
材料	铝合金
弹性模量/GPa	70
密度/(kg/m^3)	2700
泊松比	0.3

对于圆截面操纵杆,截面惯性矩对于各个轴均相同.

$$J = \frac{\pi D^4}{64} (1 - \alpha^4) \quad (18)$$

操纵杆的特征几何参数为:外径 $D=26\text{ mm}$, 内径 $d=22\text{ mm}$, 长度 $l=700\text{ mm}$, $\alpha=d/D$ 如果按照压杆失稳条件校核,该尺寸完全满足要求.下面按照动力学条件对其进行校核.将其代入式(1)和式(2)可得操纵杆的固有频率为

$$\omega_n = 872.92n^2 \text{ rad/s} \quad (19)$$

$$f_n = \frac{\omega_n}{2\pi} = 139.01n^2 \text{ Hz} \quad (20)$$

该操纵杆的前 4 阶振动固有频率如表 4 所示.

表 4 操纵杆的固有频率

Table 4 Natural frequency of control stick

阶数	1	2	3	4
固有频率/Hz	139.0	555.9	1250.8	2223.7

3 操纵杆载荷的测量与分析

为验证理论分析的可靠性,对本文研究的操纵杆载荷进行试验测量.设计并加工了与原操纵杆尺寸相同的测力杆加以替换,如图 6 所示.图 7 为测力杆及其安装在试验直升机上的照片.测力杆上安装有圆环拉力传感器,可以将测力杆所受载荷转化为电压信号传递给测量设备进行记录和分析.根据前文计算可知,待测操纵杆的承载状态以受压为主,最大值为 215.6 N,故圆环拉力传感器的最大设计量程为 392 N,为保证试验安全,传感器加工组装完成后,除必要的校准调试,还进行了传感器的极限载荷测试,传感器的极限受压载荷为 882 N.

圆环拉力传感器两侧贴有应变片,当测量杆受到拉、压载荷时,圆环产生形变,应变片的电阻随之变化.阻值的变化经测量电桥转换为电压信

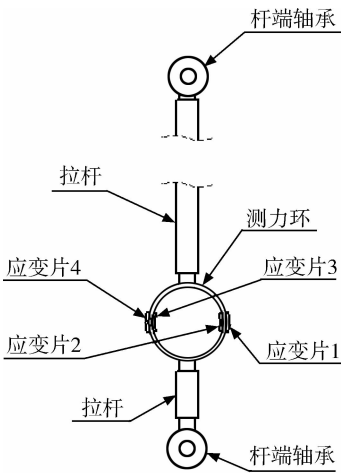


图 6 测力杆示意图

Fig. 6 Sketch of force measurement rod

表 5 信号调理器的主要参数
Table 5 Main parameters of signal conditioner

参数	数值或说明
精度/%	0.10
输入量程/mV	±10
量程增益/倍	5 000
输出量程/V	±10
隔离电压/V	2 000
带宽/kHz	0~20
供电电压/V	9(内置电池)
工作温度/℃	0~85
工作湿度/%	10~90

为保证测量精度,测力环受载需要有一定的变形量,刚度不能过大,这样会导致测力杆强度较弱,给测量飞行带来风险.因此换装测力杆后,先进行了地面试车和小高度悬停试验,测量结果如图 8 所示.测力杆承受的拉力不超过 58.8 N,压力不超过 49 N.

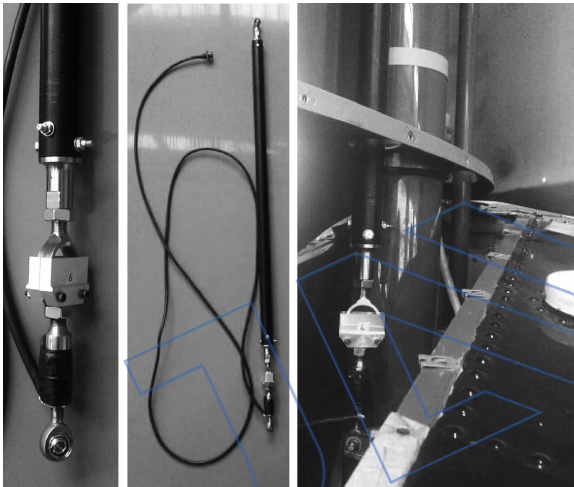


图 7 安装在直升机上的测力杆

Fig. 7 Force measurement rod on helicopter

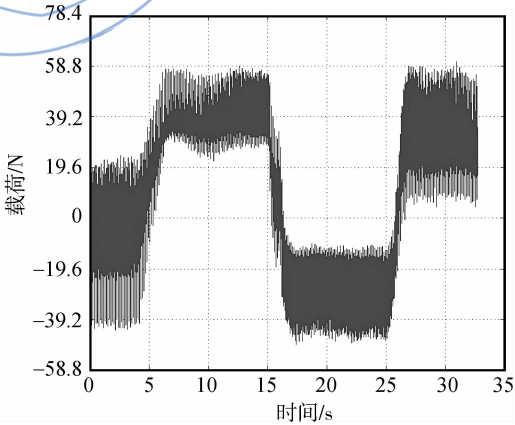


图 8 地面试验中的操纵杆载荷

Fig. 8 Control stick load in ground test

号,再通过调理器滤波放大后传递给信号转换器.信号转换器将获得的电压信号调制编码后经串口输入计算机.

本次试验选用了高精度隔离型信号调理器,信号首先进入过载保护及信号调理单元,防止浪涌、瞬间过载电压对系统造成破坏.信号调理单元对小信号进行精密放大,对大信号进行衰减.然后进入滤波单元,对带宽外信号进行滤波.隔离耦合单元对信号进行线性隔离传递.后端信号处理模块对信号进一步处理,输出±10 V的标准信号.外部电源处理单元对直流电源进行滤波,然后送给前、后端电源隔离模块,进行电源间的隔离.前后端电源模块再对电源进行相应的处理,满足前后供电需求.信号调理器的各项主要参数如表 5 所示.

掌握受载的基本情况后,进行预定试验.直升机依次完成如下科目:地面怠速、小高度悬停,爬升,转入前飞,稳定前飞,减速前飞,垂直下降,着陆.测量设备均为有线通讯,所以需要在直升机内跟随记录和监控.由于测力杆强度较弱,为保证飞行安全,规定当载荷超过 343 N 时即终止任务,转入减速下降.

飞行试验测得的结果如图 9 所示,操纵杆所受拉力的极限载荷为 49 N,压力的极限载荷为 245 N.对飞行试验中测得的载荷进行频谱分析,

如图 10 所示,由测量结果可知:飞行状态下,操纵杆所受激振力的频率与主旋翼的 1 倍和 2 倍频率接近.

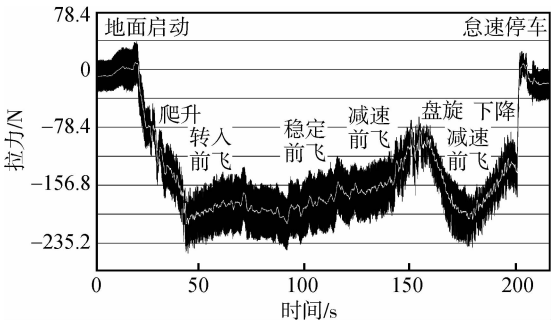


图 9 飞行试验中的操纵杆载荷

Fig. 9 Control stick load in flight test

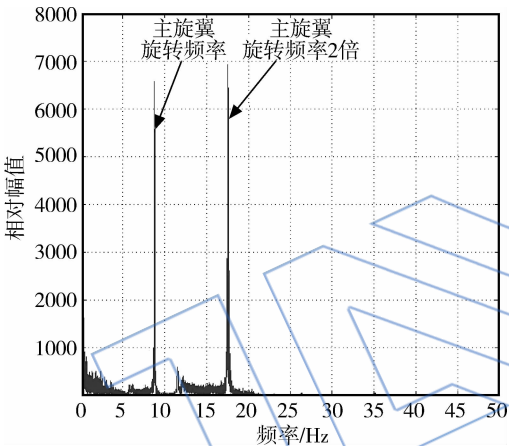


图 10 操纵杆载荷频谱分析

Fig. 10 Control stick load spectrum analysis

根据飞机器设计的要求^[11-12],操纵杆自振频率与其所受激振力的频率要相差 300 Hz 以上.由表 4 可以看出,操纵杆的 1 阶固有频率为 139.0 Hz,与其所受载荷的主要频率 18 Hz 相差 111 Hz,低于设计要求,因此需要采取措施提高操纵杆的固有频率.

增加操纵杆的界面惯性矩和缩短操纵杆的长度都可以增加固有频率,但是考虑到质量和空间限制,这里采用在操纵杆的中部加入滑轮支撑的方法来提高操纵杆的固有频率,如图 11 所示.

加入支撑后,操纵杆固有频率明显提高,如表 6 所示,操纵杆的 1 阶固有频率提高至 556 Hz,与其所受载荷的主要频率 18 Hz 相差 538 Hz,满足设计规范的要求.

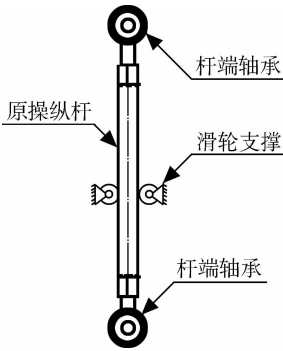


图 11 操纵杆示意图

Fig. 11 Sketch of control stick

表 6 操纵杆的固有频率

Table 6 Natural frequency of control stick

阶数	1	2	3	4
固有频率/Hz	556	2224	5003	8895

4 结 论

1) 基于铰链力矩的研究成果,建立了倾斜器操纵杆载荷的计算模型,并对操纵杆的固有特性进行了分析.以某直升机为例计算载荷.计算结果与实测数据基本一致,计算模型可以满足工程设计需求.

2) 测力杆的设计与地面试验解决了测量精度与安全测量的矛盾.飞行试验的数据真实反映了操纵杆在工作状态下的受载状况.

3) 直升机的振动主要来自于旋翼的 1 倍和 2 倍转速的谐波量,在相关零部件、综合系统的设计、制造和试验过程中,必须控制相关谐波量的振动水平.

4) 如果按照压杆失稳的强度条件设计直升机操纵杆,得到的设计结果并不能满足动力学要求,容易引发共振,因此必须采取措施,使操纵杆的固有频率远离其所受交变载荷的频率.

参考文献:

[1] 薛亮儒,王少萍. 直升机旋翼试验台动力学分析及建模[J]. 北京航空航天大学学报,2009,35(3):296-299.
XUE Liangru, WANG Shaoping. Dynamics analysis and modeling of helicopter rotor test bed[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 35(3): 296-299. (in Chinese)
[2] 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,1999,35(4):46-49.
HUANG Mingqi, XING Xia, SUN Zhengrong. Measure-

ment of pitch link loads in model rotor wind tunnel test[J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 1999, 35(4):46-49. (in Chinese)

[3] 冯亚昌,李胜军. 共轴式小型直升机操纵系统动态特性分析研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2003, 29(5): 410-414.

FENG Yachang, LI Shengjun. Dynamic analysis of the control system on coaxial helicopter[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2003, 29(5): 410-414. (in Chinese)

[4] Rabbott J P. Static-thrust measurements of the aerodynamic loading on a helicopter rotor blade[R]. NACA-TN-3688, 1956.

[5] Valkov T. Aerodynamic loads computation on coaxial hingeless helicopter rotor[R]. Reno, US: 28th Aerospace Sciences Meeting, 1990.

[6] Andrew M J. Co-axial rotor aerodynamics in hover[J]. Vertica, 1981, 5(1):163-173.

[7] 林永峰,陈文轩,邓建军. 旋翼非定常气动载荷实验研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2003, 35(3):304-307.

LIN Yongfeng, CHEN Wenxuan, DENG Jianjun. Experimental study of rotor unsteady aerodynamic loads[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2003, 35(3):304-307. (in Chinese)

[8] 陈文轩. 旋翼翼型对铰链力矩的影响[J]. 直升机技术, 1998, 115(3):1-5.

CHEN Wenxuan. The effect of rotor blade airfoil on hinge moment[J]. Helicopter Technique, 1998, 115(3): 1-5. (in Chinese)

[9] 兰波,武杰,黄明其. 旋翼模型桨叶表面压力测量试验[J]. 直升机技术, 2008, 155(3):125-128.

LAN Bo, WU Jie, HUANG Mingqi. The blade surface pressure measurement test of rotor model[J]. Helicopter Technique, 2008, 155(3):125-128. (in Chinese)

[10] 徐冠峰. 基于非定常气动模型的共轴式直升机特殊操纵响应研究[D]. 北京:北京航空航天大学, 2011.

XU Guanfeng. Investigation of the special control response of the coaxial helicopter based on the unsteady aerodynamic model[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011. (in Chinese)

[11] 航空航天工业部科学技术研究院. 直升机载荷手册[M]. 北京:航空工业出版社, 1991:294-296.

[12] 蒋新桐. 直升机设计/飞机设计手册[M]. 北京:航空工业出版社, 2005:116-118.

[13] 王适存. 直升机空气动力学[M]. 南京:南京航空学院出版社, 1976:59-101.

[14] 高正. 直升机空气动力学的新成果[M]. 北京:航空工业出版社, 1999:97-98.

[15] 孙之钊,萧秋庭,徐桂祺. 直升机强度[M]. 北京:航空工业出版社, 1990.