

DOI:10.16356/j.1005-2615.2021.02.017

边界约束对直升机尾操纵拉杆安装频率影响分析

沈安澜¹, 侯宝红², 陈静¹, 曾曼成¹, 江安¹

(1. 中国直升机设计研究所, 景德镇 333001; 2. 解放军 66350 部队, 保定 071000)

摘要: 针对某型直升机在飞行过程中出现脚蹬高频振动问题, 通过飞行振动数据分析, 确定了故障原因为尾操纵拉杆动特性不佳导致尾操纵拉杆局部共振, 从而引起脚蹬高频振动。为了满足装配要求, 尾操纵拉杆与安装支座之间为间隙配合, 导致尾操纵拉杆边界约束存在不确定性, 因此有必要进行边界约束敏感性分析。本文采用弹簧刚度表征尾操纵拉杆边界约束, 并基于 Ritz 法建立尾操纵拉杆理论模型, 分析讨论了边界约束对尾斜拉杆安装频率的影响, 同时根据计算分析结果提出了相应的解决方案。经地面动特性试验和飞行试验验证, 该解决方案可以有效改善该型机脚蹬高频振动问题, 同时对后续操纵拉杆设计和分析具有一定的参考意义。

关键词: 直升机; 尾操纵拉杆; 高频振动; 安装频率; 敏感性分析

中图分类号: V227; TB123 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2021)02-0291-08

Analysis of Boundary Constraints Influence on Mounting Frequency of Helicopter Tail Control Stick

SHEN Anlan¹, HOU Baohong², CHEN Jing¹, ZENG Mancheng¹, JIANG An¹

(1. China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen 333001, China;
2. Unit No. 66350 of PLA, Baoding 071000, China)

Abstract: Aiming at the high frequency vibration problem of the helicopter pedal, it is determined that the case of the vibration problem is the tail control stick local resonance caused by poor dynamic characteristics of the tail control stick through the flight vibration data analysis. In order to meet the requirements of installation, there is a small gap between the tail control stick and stick support, and this gap leads to the uncertainty of the restraining strength of the tail control stick, so it is necessary to carry out the sensitivity analysis of boundary constraints of the tail control stick. In this paper, the spring stiffness is used to characterize the effect of the small gap between tail control stick and stick support. The influence of boundary constraints on mounting frequency of the tail control stick is analyzed by tail control stick dynamic theoretical model based on Ritz method. Furthermore, the solution method is putted forward. Ground test and flight test show that the solution method can effectively improve the tail control stick high frequency vibration problem, and has a certain reference significance for the subsequent design and analysis of the control stick.

Key words: helicopter; tail control stick; high frequency vibration; mounting frequency; sensitivity analysis

某型直升机在飞行过程中出现脚蹬高频振动问题, 此种情况下长时间飞行容易造成飞行员疲劳, 并极大地影响飞行员操纵。同时, 操纵系统长时间处于高频振动环境下也容易造成结构失效和

损伤, 从而影响飞行安全。因此需要针对该型机脚蹬高频振动问题开展分析, 提出解决方案, 改善脚蹬高频振动, 保证直升机飞行安全。

直升机飞行由飞行员通过操纵系统进行操控,

收稿日期: 2020-10-22; **修订日期:** 2020-12-11

通信作者: 沈安澜, 男, 高级工程师, E-mail: 605203591@qq.com。

引用格式: 沈安澜, 侯宝红, 陈静, 等. 边界约束对直升机尾操纵拉杆安装频率影响分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2021, 53(2): 291-298. SHEN Anlan, HOU Baohong, CHEN Jing, et al. Analysis of Boundary Constraints Influence on Mounting Frequency of Helicopter Tail Control Stick[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2021, 53(2): 291-298.

而脚蹬作为直升机尾操纵系统的重要部分,其振动将直接影响飞行员的操纵。目前中国国内直升机尾桨操纵系统大多为机械连接的硬式操纵系统,主要包括驾驶舱操纵机构(脚蹬)、航向并联舵机、操纵拉杆(以下简称“拉杆”)、拉杆支座、摇臂、阻尼器以及尾助力器等,是一个沿操纵方向可进行轴向振动的动力学系统^[1]。

直升机振源多同时激励频率分布广,而尾操纵拉杆贯穿整个直升机尾部,操纵杆多而且固有频率也较为丰富,导致影响尾操纵系统振动的因素多,从而当脚蹬出现振动问题时,尾操纵系统排故会存在较大困难。在常规尾拉杆设计中,为了满足装配要求,拉杆、支座和摇臂之间均为间隙配合,由于加工制造误差,装配后的间隙在公差要求范围内是随机的,因此拉杆边界约束存在一定的不确定性。目前在拉杆设计过程中主要考虑拉杆的刚度、强度、固有频率及安装频率^[2-3],将拉杆边界约束简化为理想边界下的固支梁或简支梁,忽略装配间隙等边界约束对其安装频率影响^[4-8],这容易造成个别拉杆在装机后出现动特性不佳,从而出现拉杆局部共振,拉杆振动水平偏高,进一步引起脚蹬振动水平偏高,影响飞行员操纵。而长时间高振动环境也容易造成尾操纵拉杆、安装摇臂和安装支座等相应尾操纵拉杆连接结构出现损伤,影响飞行安全。

为了解决直升机脚蹬高频振动问题,本文通过飞行振动数据分析,确定问题原因,基于Ritz法建立了尾操纵拉杆参数化理论模型,并进一步借鉴螺栓连接结构以及安装部件之间的间隙等不确定边界约束对系统安装频率的影响进行研究^[5-10]。利用理论模型开展边界约束对直升机尾操纵拉杆安装频率的敏感性分析,并根据计算分析结果提出了相应的解决方案,经地面动特性试验和实际飞行试验验证,该解决方案可以有效地改善该型机脚蹬高频振动问题。

1 脚蹬高频振动原因分析

某型直升机脚蹬飞行振动数据如图1~2所示,脚蹬振动以航向振动为主(根据机体坐标系,航

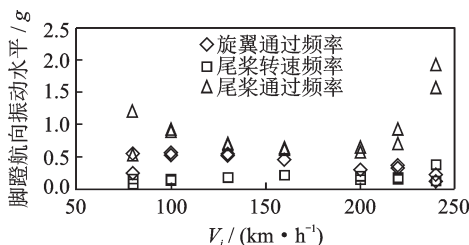


图1 脚蹬航向振动水平随飞行速度变化趋势图

Fig.1 Variation trend of pedal course vibration level with flight speed

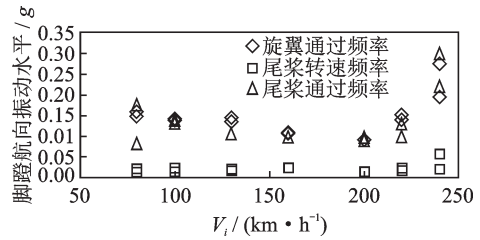


图2 脚蹬垂向振动水平随飞行速度变化趋势图

Fig.2 Variation trend of pedal vertical vibration level with flight speed

向表示沿着机体纵向由机尾指向机头,侧向表示垂直航向指向机体侧边,垂向表示垂直于航向和侧向沿着机体上下方向)。在大速度飞行状态下,脚蹬航向在尾桨通过频率下的振动水平较其他频率下的振动水平高,结合飞行员反馈的脚蹬振动情况,确定脚蹬高频振动主要是尾桨通过频率下振动水平偏高导致。检查尾桨及尾桨助力器等,并完成尾操纵拉杆动特性试验,其中尾操纵斜拉杆(以下简称“尾斜拉杆”)侧向安装频率为53 Hz,垂向安装频率为55.81 Hz,如图3所示。表1给出了图3中尾斜拉杆侧向安装频率53 Hz,垂向安装频率55.81 Hz时所对应的相位角及振幅。多架机尾斜拉杆的安装频率测试结果如表2所示,表中数据表明,该型机尾斜拉杆垂向频率较稳定,保持在56 Hz附近,而尾斜拉杆侧向安装频率存在较大的

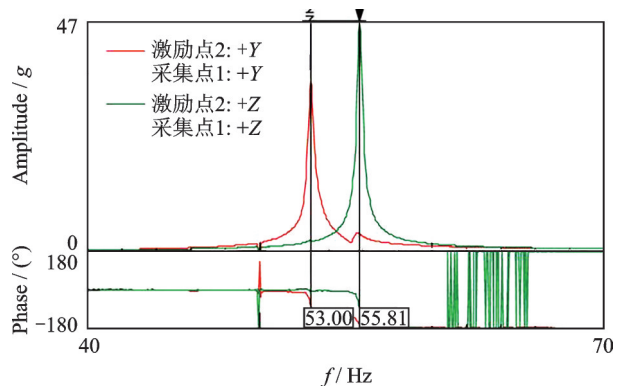


图3 尾斜拉杆安装频率测试结果

Fig.3 Test results of installation frequency of tail control stick

表1 尾斜拉杆侧向安装频率53 Hz,垂向安装频率55.81 Hz时对应的相位角及振幅

Table 1 Phase angle and amplitude corresponding to lateral installation frequency of 53 Hz and vertical installation frequency of 55.81 Hz

激励点及 采集点方向	f / Hz	53.00	55.81
激励点 2: +Y	Phase / (°)	84.71	-161.19
采集点 1: +Y	Amplitude / g	34.40	3.61
激励点 2: +Z	Phase / (°)	-6.79	-86.24
采集点 1: +Z	Amplitude / g	2.18	46.63

表 2 多架机尾斜拉杆安装频率测试结果

Table 2 Test results of installation frequency of multiple tail control sticks

序号	尾斜拉杆安装频率/Hz	
	垂向	侧向
1	55.81	53.00
2	55.30	47.00
3	55.84	49.20
4	56.35	46.68
5	55.90	48.55
6	55.90	52.82
7	55.80	52.98
8	56.22	53.51

分散性,在 46.68~53.51 Hz 区间范围内变化,而且当尾斜拉杆侧向安装频率靠近尾桨通过频率时(53.6 Hz),脚蹬存在不同程度的高频振动现象。综合尾桨、尾桨助力器等检查结果、动特性试验结果以及飞行员反馈的振动情况,初步判断该架机由于尾斜拉杆侧向动特性不佳从而形成尾斜拉杆局部共振,导致脚蹬高频振动。

2 尾斜操纵拉杆建模

为了解决该机脚蹬高频振动问题,分析确定该型机尾斜拉杆侧向安装频率分散性大的原因,同时基于外场的实际条件,结合外场计算分析的实际需要并缩短排故周期,进一步考虑参数敏感性分析的便捷性以及后续操纵拉杆参数优化的需要,本文建立参数化理论模型分析讨论边界约束对直升机尾操纵动特性的影响,并分析了边界约束对操纵拉杆安装频率参数敏感性,从而确定解决方案。

尾斜拉杆结构形式如图 4 所示,其垂向可以等效为变截面简支梁,侧向可以简化为变截面固支梁,并且将装配间隙和螺栓拧紧力矩等不确定边界约束条件等效为弹性刚度^[5-10],最终,带间隙的尾斜拉杆等效为带弹性支撑的变截面梁^[11-13],如图 5 所示。边界约束对尾斜拉杆安装频率的影响转化为

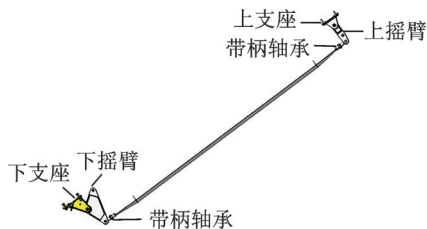


Fig.4 Structural of tail control stick



图 5 尾斜拉杆等效模型示意图

Fig.5 Schematic diagram of equivalent model of tail control stick

弹性支撑对变截面梁的安装频率的影响, k_1 和 k_2 分别表示弹性刚度, g_1 和 g_2 分别表示扭转刚度。基于 Ritz 法^[14]建立尾斜拉杆参数化理论模型,并利用理论模型分析讨论弹性支撑对变截面梁的安装频率的影响。

根据振型叠加法,弹性支撑梁的挠度方程可以表示为^[12]

$$w(x, t) = \sum \phi_i(x) q_i(t) \quad (1)$$

式中: ϕ_i 为弹性支撑梁的第*i*阶振型, q_i 为振型坐标的第*i*分量。

基于 Ritz 法使用假设模态^[14],对弹性支撑梁进行自由度缩减,求出低阶模态的近似值。

将尾斜拉杆等效为两端带弹性约束的自由梁,根据泰勒级数并略去高阶项,弹性梁的振型函数可表示为

$$\phi_i(x) = a_{i1} + a_{i2} \left(\frac{x}{l}\right) + a_{i3} \left(\frac{x}{l}\right)^2 + a_{i4} \left(\frac{x}{l}\right)^3 + a_{i5} \left(\frac{x}{l}\right)^4 + a_{i6} \left(\frac{x}{l}\right)^5 + a_{i7} \left(\frac{x}{l}\right)^6 \quad (2)$$

式中: $a_{i1} \sim a_{i7}$ 为权系数, l 为弹性梁长度。

从而得到系统势能 V 为

$$V = \frac{1}{2} \int_0^l EI(x) \left[\frac{\partial^2 w(x, t)}{\partial x^2} \right] dx + \frac{1}{2} k_1 w^2(0) + \frac{1}{2} g_1 [w'(0)]^2 + \frac{1}{2} k_2 w^2(l) + \frac{1}{2} g_2 [w'(l)]^2 \quad (3)$$

式中: E 为弹性模量, I 为惯性矩。

将式(1~2)代入式(3),得到

$$V = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n \left[\int_0^l EI(x) \phi_i''(x) \phi_j''(x) dx + k_1 \phi_i(0) \phi_j(0) + \frac{1}{2} g_1 \phi_i'(x) \phi_j'(x) + k_2 \phi_i(l) \phi_j(l) + g_2 \phi_i'(l) \phi_j'(l) \right] q_i(t) q_j(t) \quad (4)$$

从而系统势能 V 可以表示为

$$V = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n K_{ij} q_i(t) q_j(t) \quad (5)$$

系统动能 T 同样可以表示为

$$T = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n \int_0^l \rho A(x) \phi_i(x) \phi_j(x) dx \dot{q}_i(t) \dot{q}_j(t) = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n M_{ij} \dot{q}_i(t) \dot{q}_j(t) \quad (6)$$

写成以下矩阵形式

$$T = \frac{1}{2} \dot{q}^T M \dot{q}, V = \frac{1}{2} q^T K q \quad (7)$$

考虑拉杆阻尼较小,因此为了简化计算忽略阻尼项,根据拉格朗日方程,得到系统的动力学方程为

$$M \ddot{q} + K q = 0 \quad (8)$$

当尾斜拉杆为自由梁时,边界条件为

$$k_1 = k_2 = g_1 = g_2 = 0 \quad (9)$$

当尾斜拉杆为简支梁时,边界条件为

$$k_1 \neq 0, k_2 \neq 0; g_1 = g_2 = 0 \quad (10)$$

当尾斜拉杆为固支梁时,边界条件为

$$k_1 \neq 0, k_2 \neq 0; g_1 \neq 0, g_2 \neq 0 \quad (11)$$

将式(4~7)代入式(8),同时结合式(9~11)可以计算得到不同边界约束下尾斜拉杆安装频率 $\omega_i(x)$ 以及对应频率的振型 $\phi_i(x)$ 。

该型机尾斜拉杆为变截面设计,其中两端带轴承材料为钢,安装柄直径为12 mm,长度为53.7 mm,拉杆材料为铝合金。带柄轴承安装段拉杆为变截面中空杆设计,直径为16~40 mm,厚度为2 mm,长度为114 mm;中间段为等截面中空杆设计,材料为铝合金,直径为40 mm,长度为1 029 mm,厚度为1.5 mm。将尾斜拉杆参数代入式(4~10),分别计算自由和理想边界条件下前3阶尾斜拉杆的固有频率和振型(除自由状态前两阶零频模态外),固有频率计算结果如表3所示,振型如图6~8所示。理想边界条件下,尾斜拉杆不考虑间隙以及螺栓拧紧力矩的影响,则尾斜拉杆可等效为由上下安装摇臂提供弹性支撑的变截面固支梁,上下摇臂侧向和垂向弹性刚度分别由静力学计算得到,如表4所示。

由表2~3可知,在理想边界条件下尾斜拉杆安装频率基本避开尾桨通过频率(6.9%),同时尾斜拉杆垂向安装频率(第1阶)与实测结果基

表3 尾斜拉杆不同边界下固有频率计算结果

Table 3 Calculation results of natural frequency of tail control stick under different boundary

约束边界	固有频率/Hz		
	自由边界	理想边界	
		侧向	垂向
第1阶	101.6	58.0	56.9
第2阶	302.2	159.1	209.0
第3阶	607.9	231.8	368.0

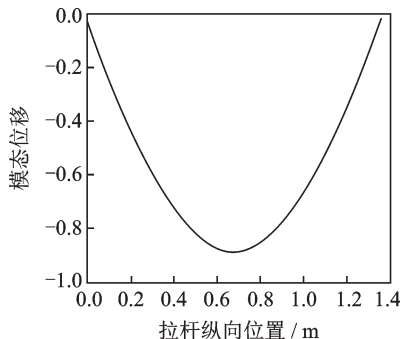


图6 尾斜拉杆第一阶振型

Fig.6 First mode shape of tail control stick

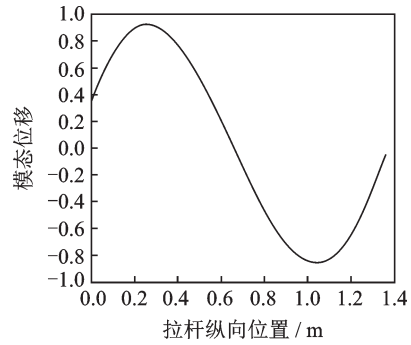


图7 尾斜拉杆第二阶振型

Fig.7 Second mode shape of tail control stick

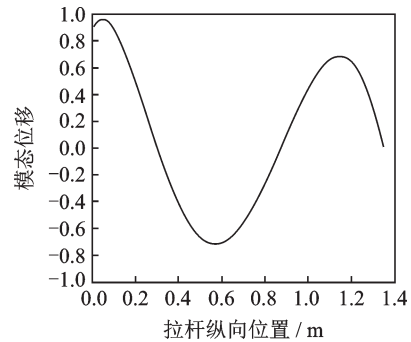


图8 尾斜拉杆第三阶振型

Fig.8 Third mode shape of tail control stick

表4 上下摇臂支撑刚度

Table 4 Support rigidity of upper and lower rocker arms

约束边界	侧向刚度/ $10^5(\text{N}\cdot\text{m}^{-1})$	垂向刚度/ $10^5(\text{N}\cdot\text{m}^{-1})$
k_1	2.3	7.9
k_2	3.4	100.0
约束边界	侧向刚度/ $10^2(\text{N}\cdot\text{m}\cdot\text{rad}^{-1})$	垂向刚度/ $10^3(\text{N}\cdot\text{m}\cdot\text{rad}^{-1})$
g_1	8.6	0
g_2	1.3	0

本一致,但尾斜拉杆侧向安装频率(第1阶)与实测结果差距较大。进一步分析可知:装配间隙会造成尾斜拉杆支撑刚度降低,不同的装配间隙会造成尾斜拉杆侧向安装刚度不同程度的降低;装配间隙对尾斜拉杆侧向安装刚度和频率影响较大。

3 边界约束敏感性分析

基于以上计算结果,利用理论分析模型,定量计算分析边界支撑刚度对于尾斜拉杆侧向和垂向安装频率的影响。考虑实际安装要求,并提高计算效率,刚度变化范围设置为原刚度的0.1~3倍,结果如图9~17所示。

图9~17显示,尾斜拉杆安装频率对于支撑刚度较为敏感,随着支撑刚度逐渐增大,安装频率并不会无限增大,而是逐渐趋近于某一值。当弹性支

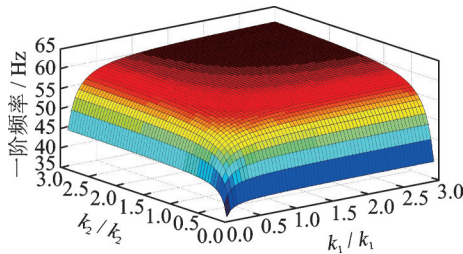


图9 侧向1阶频率随弹性支撑刚度变化

Fig.9 Variation of lateral first-order frequency with elastic support stiffness

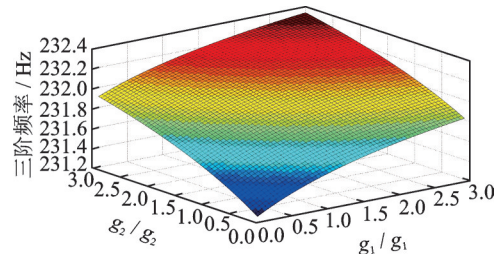


图14 侧向3阶频率随扭转支撑刚度变化

Fig.14 Variation of lateral third-order frequency with torsional support stiffness

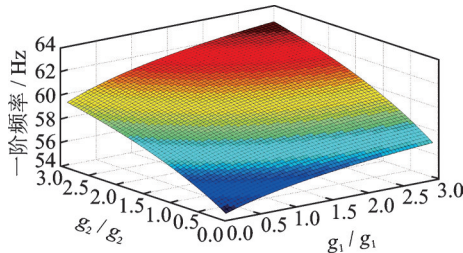


图10 侧向1阶频率随扭转支撑刚度变化

Fig.10 Variation of lateral first-order frequency with torsional support stiffness

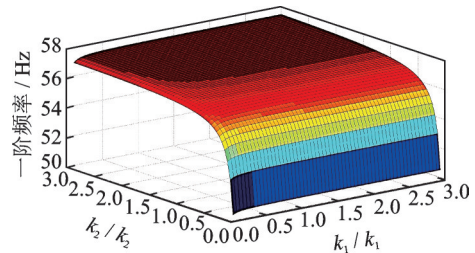


图15 垂向1阶频率随支撑刚度变化

Fig.15 Variation of vertical third-order frequency with support stiffness

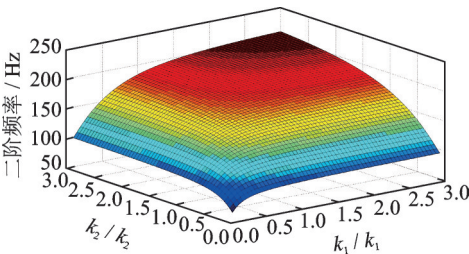


图11 侧向2阶频率随弹性支撑刚度变化

Fig.11 Variation of lateral second-order frequency with elastic support stiffness

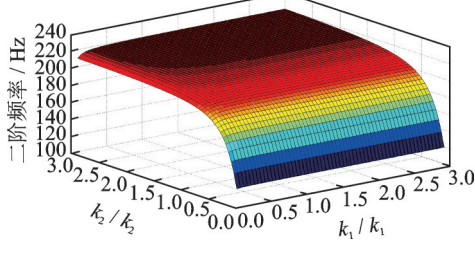


图16 垂向2阶频率随支撑刚度变化

Fig.16 Variation of vertical second-order frequency with support stiffness

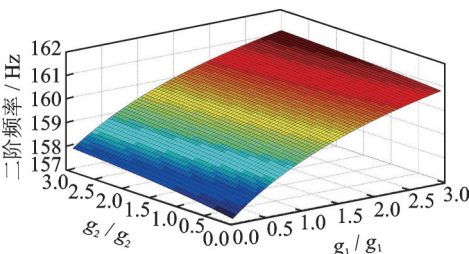


图12 侧向2阶频率随扭转支撑刚度变化

Fig.12 Variation of lateral second-order frequency with torsional support stiffness

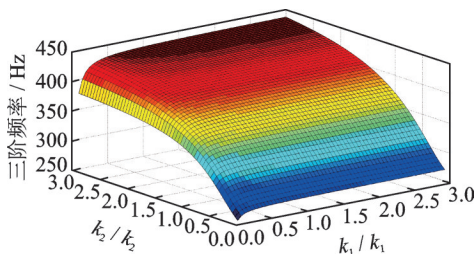


图17 垂向3阶频率随支撑刚度变化

Fig.17 Variation of vertical third-order frequency with support stiffness

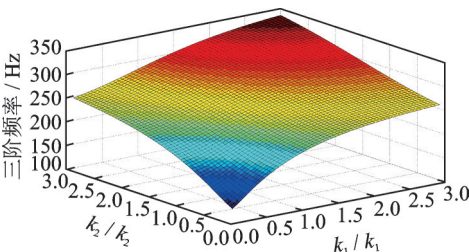


图13 侧向3阶频率随弹性支撑刚度变化

Fig.13 Variation of lateral third-order frequency with elastic support stiffness

撑刚度较小时,尾斜拉杆安装频率对支撑刚度的变化变得非常敏感,只有当支撑刚度较大时,尾斜拉杆安装频率才会随着支撑刚度的增大敏感度逐渐降低。边界支撑刚度对操纵拉杆安装频率的影响随着模态阶数的增大而增大。

图9~14显示,尾斜拉杆安装频率受弹性刚度影响较大,受扭转刚度影响较小。图15~17显示,当两端刚度相差较大时,操纵拉杆安装频率主要受到弹性刚度较大一端的支撑刚度影响。

4 解决方法

该机脚蹬高频振动是由尾斜拉杆侧向一阶安装频率靠近尾桨通过频率,导致尾斜拉杆局部产生共振引起。

为了改善该问题,需要对尾斜拉杆进行调频,同时为了保证在不同的边界约束下,尾斜拉杆安装频率均可以避开尾桨1阶通过频率以及其他的激励频率,考虑进行尾斜拉杆的截面尺寸更改。

根据尾斜拉杆动特性试验实测的安装频率以及理想边界条件下安装频率计算结果,假设尾斜拉杆两端支撑刚度损失相等,利用理论模型计算得到尾斜拉杆侧向支撑刚度损失为50%~78%,垂向支撑刚度损失为60%。

对尾斜拉杆的截面尺寸进行更改需要保证尾斜拉杆强度满足要求,即更改后尾斜拉杆截面面积大于等于原拉杆截面面积,假设尾斜拉杆截面面积和边界支撑刚度不变,利用理论模型对尾斜拉杆结构尺寸参数进行优化,并计算得到尾斜拉杆外径对其前3阶安装频率的影响曲线,如图18~19所示。

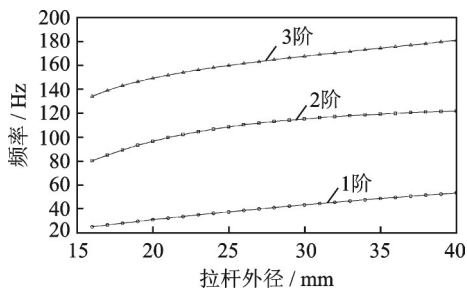


图18 尾斜拉杆侧向前三阶频率随拉杆外径变化曲线图
Fig.18 Variation curves of the first three order lateral installation frequency with outer diameter of tail control stick

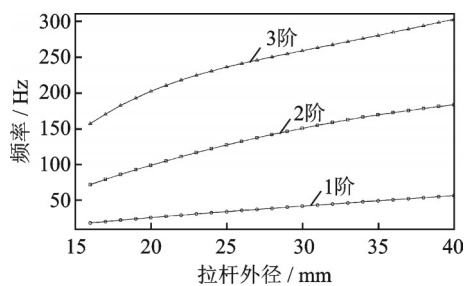


图19 尾斜拉杆垂向前三阶频率随拉杆外径变化曲线图
Fig.19 Variation curves of the first three order vertical installation frequency with outer diameter of tail control stick

由图可知,考虑尾斜拉杆实际刚度损失,并在不改变边界约束条件下,尾斜拉杆外径至少需要降低至 $\Phi 35$ mm以下。综合考虑加工、装配等因素,确定更改尾斜拉杆截面尺寸如下:直径由 $\Phi 40$ mm

更改为 $\Phi 32$ mm,管壁厚由1.5 mm增加至2 mm。根据故障机尾斜拉杆的尺寸和安装情况,考虑该机尾斜拉杆的实际刚度损失(侧向50%,垂向60%),计算得到截面尺寸改进后尾斜拉杆安装频率,并与改进前的安装频率进行对比(表5)。

表5 改进前后的尾斜拉杆安装频率计算结果

Table 5 Calculation results of installation frequency of tail control stick before and after improvement

阶数	尾斜拉杆安装频率/Hz			
	更改后		更改前	
	侧向	垂向	侧向	垂向
第1阶	45.3	44.3	58.0	56.9
第2阶	116.8	157.9	159.1	209.0
第3阶	170.1	266.5	231.8	368.0

根据表5所示,尾斜拉杆改进后,尾斜拉杆侧向和垂向安装频率均有明显下降,其中侧向1阶安装频率降低至45.3 Hz,垂向1阶安装频率降低至44.3 Hz,其余各阶安装频率均在100 Hz以上,改进后尾斜拉杆的各阶安装频率均避开了机体的主要激励频率,达到了预期的目标。

5 试验结果验证

为了验证改进后的尾斜拉杆是否可以有效改善和解决脚蹬高频振动问题,开展改进后尾斜拉杆装机动特性试验和飞行试验。

基于试验的实际条件,尾斜拉杆安装动特性试验采用单点激励多点拾振的测试方案,沿尾斜拉杆轴线均匀布置3个测点,试验在地面正常停机状态下,采用锤击法进行激励,分别沿着3个测点进行侧向和垂向激励,同时采集3个测点的振动水平,利用LMS模态测试软件分析得到尾斜拉杆垂向和侧向的安装频率。为了进一步验证解决方案的有效性,在脚蹬上安装1个三向加速度传感器并开展飞行振动测试,实测飞行中脚蹬的实际振动水平。

尾斜拉杆改进后安装频率测试结果如表6所示,其脚蹬飞行振动测试结果如图20所示。根据改进后尾斜拉杆装机动特性和飞行试验结果。改

表6 改进前后尾斜拉杆安装频率实测结果与计算结果对比

Table 6 Comparison between theoretical results and test results of installation frequency of tail control stick before and after improvement

结果	尾斜拉杆安装频率/Hz			
	更改后		更改前	
	侧向	垂向	侧向	垂向
计算结果	45.3	44.3	58.0	56.9
实测结果	44.84	43.92	53.00	55.81

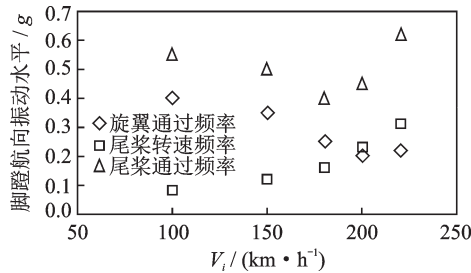


图20 尾斜拉杆改进后脚蹬航向振动水平

Fig.20 Pedal course vibration level of tail control stick after improvement

进后的尾斜拉杆频率避开尾桨1阶通过频率,脚蹬航向53.6 Hz振动水平从之前1.9g降低至0.6g左右,同时飞行员反馈脚蹬高频振动有明显改善。这不仅验证了该解决措施的有效性,也从另一方面证明了脚蹬高频振动问题是由于尾斜拉杆安装动特性不佳导致尾斜拉杆局部共振引起。

6 结 论

本文针对某型机脚蹬高频振动问题,分析确定了高频振动问题产生的原因,针对边界约束对尾斜拉杆安装频率的影响建立理论模型进行分析,并基于计算分析结果提出解决方案,经尾斜拉杆安装动特性试验和飞行试验验证,得出如下结论:

(1) 脚蹬高频振动问题是由于尾斜拉杆侧向安装频率靠近尾桨一阶通过频率导致尾斜拉杆局部共振引起。

(2) 边界约束对于操纵拉杆的安装频率有较大影响,相比理想边界状态,考虑边界约束影响时,操纵拉杆垂向简支状态下支撑刚度损失约60%;侧向固定状态下支撑刚度损失约50%~78%,因此在进行操纵拉杆设计时应充分考虑边界约束对操纵拉杆安装频率的影响。

(3) 边界约束中弹性刚度对于操纵拉杆安装频率影响较大,而扭转刚度对其影响稍小。当弹性刚度较小时,操纵拉杆安装频率对弹性刚度变化非常敏感,随着弹性刚度增大,安装频率对弹性刚度变化敏感度才会逐渐降低。另外边界约束对操纵拉杆安装频率的影响随着模态阶数增大而增大,而且当两端支撑刚度相差较大时,操纵拉杆安装频率主要受到支撑刚度较大一端的影响。

(4) 本文基于Rriz法建立的参数化理论模型经验证计算结果与试验结果均有较好的一致性,分析精度满足工程研制的实际需求,同时理论模型分析可以有效评估边界约束对尾斜拉杆安装频率的影响,适合外场分析使用,为后续操纵拉杆研制优化以及外场类似振动问题分析提供了思路和可行的分析方法。

参考文献:

- [1] 航空航天工业部科学技术研究院. 直升机动力学手册[M]. 北京:航空工业出版社,1991.
- [2] 王放,陈铭,徐冠峰. 直升机操纵杆振动特性测量与分析[J]. 航空动力学报,2013,28(10): 2209-2215.
WANG Fang, CHEN Ming, XU Guanfeng. Measurement and analysis of helicopter control stick vibration characteristics[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(10): 2209-2215.
- [3] 康民. 直升机硬式操纵系统刚度设计方法[J]. 直升机技术,2004(1): 1-5.
KANG Min. The rigidity-based design technique of helicopter rigid control system[J]. Helicopter Technique, 2004(1): 1-5.
- [4] 胡海岩. 基于含间隙吸振器的半主动振动控制[J]. 南京航空航天大学学报,1996, 13(2): 135-141.
HU Haiyan. Semi-active vibration control based on a vibration absorber with adjustable clearance[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 1996, 13(2): 135-141.
- [5] 赵猛,张以都,马良文,等. 装配结构模态仿真与试验对比研究[J]. 振动与冲击,2005,24(1): 28-29.
ZHAO Meng, ZHANG Yidu, MA Liangwen, et al. Research on modal analysis of assembly structures based on MSC/Nastran[J]. Journal of Vibration and Shock, 2005, 24(1): 28-29.
- [6] 侯百勇,陆秋海,王波,等. 利用固有频率异常值分析法检测螺栓拧紧力[J]. 振动与冲击,2015, 34(23): 77-83.
GOU Baiyong, LU Qiuhai, WANG Bo, et al. Bolt tightening force detection using outlier analysis of structural natural frequencies[J]. Journal of Vibration and Shock, 2015, 34(23): 77-83.
- [7] 罗文峰,余岭. 基于特征参数的栓接结合部螺栓预紧力评估[J]. 振动与冲击,2019,38(4): 121-128.
LUO Wenfeng, YU Ling. Evaluation of bolted joints tightening force based on characteristic parameters[J]. Journal of Vibration and Shock, 2019, 38(4): 121-128.
- [8] 谭蔚,姜淞元,熊光明,等. 防振条间隙对蒸发器U型管安装频率影响敏感性分析[J]. 核动力工程,2019, 40(2): 53-57.
TAN Wei, JIANG Songyuan, XIONG Guangming, et al. Sensitivity analysis of effect of antivibration bar gap on mounting frequency of U tube in steam generators[J]. Nuclear Power Engineering, 2019, 40(2): 53-57.
- [9] NOWLAN I, ROSS A, PETTIGREW M J. Dynamic interaction between a straight tube and an anti-

- bration bar[C]//ASME 2009. Prague, Czech: [s.n.], 2009: 437-445.
- [10] LALONDE V, ROSS A P, ETTIGREW M J, et al. Experiment study of dynamic interaction between a steamgenerator tube and an anti-vibration bar[C]//ASME 2010 3rd Joint US-European Fluids Engineering Summer Meeting Collocated with 8th International Conference on Nanochannels, Microchannels, and Minichannels. Montreal, Canada: [s.n.], 2010.
- [11] 杨海天, 杨博, 李哈汀. 带有弹性边界支撑梁的多宗量反问题数值求解[J]. 大连理工大学学报, 2011, 51(4): 469-472.
YANG Haitian, YANG Bo, LI Hating. Numerical solution of multi-variables inverse problem for a beam with elastic boundary supports[J]. Journal of Dalian University of Technology, 2011, 51(4): 469-472.
- [12] 钱长照, 李寅磊, 刘扬. 弹性支撑梁在移动载荷作用下的响应分析[J]. 动力学与控制学报, 2011, 9(2): 162-166.
QIAN Changzhao, LI Yinlei, LIU Yang. Response of bridge with elastic bearing under moving load[J]. Journal of Dynamics and Control, 2011, 9(2): 162-166.
- [13] 张瑞阳, 杨军, 王蓉晖, 等. 弹/箭舱段壳体动力学等效建模及模态分析[J]. 固体火箭技术, 2020, 43(5): 602-608.
ZHANG Ruiyang, YANG Jun, WANG Ronghui, et al. Dynamic equivalent modeling and modal analysis of rocket cabin shell[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2020, 43(5): 602-608.
- [14] 孙丽萍, 李力波. 工程结构特征值问题的加速解法[J]. 船舶工程, 2002(3): 30-32.
SUN Liping, LI Libo. An accelerated solution for eigenvalue problem of engineering structure[J]. Journal of Ship Engineering, 2002(3): 30-32.

(编辑: 孙静)