

文章编号: 1000-8055(2006) 03-0606-04

多滤波器并联方式解决直升机动力 传动链扭振耦合

李胜泉^{1,2}, 杨征山², 孙健国¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016;

2. 中国一航 动力控制系统研究所, 江苏 无锡 214063)

摘要: 为了解决直升机动力传动链扭振系统与动力控制系统的耦合不稳定性问题, 提出了一种采用多个陷波滤波器并联组合、根据发动机不同的工作模态选择不同滤波器实现扭振滤波的方法。对陷波滤波器进行了改进, 使得引入控制系统通频带的附加相移减小, 降低了对系统控制性能的影响。通过直升机联合试验, 验证了该方法是有效的。

关键词: 航空、航天推进系统; 直升机; 涡轴发动机; 控制; 扭振; 滤波器

中图分类号: V 233. 7

文献标识码: A

Elimination of Coupling Instability Using Few Parallel Connection Notch Filters for Helicopter Rotor/ Power Train

LI Sheng-quan^{1,2}, YANG Zheng-shan², SUN Jian-guo¹

(1. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Aviation Motor Control System Institute, Wuxi 214063, China)

Abstract: A solution was proposed which eliminated the coupling instability between helicopter power transmitting train torsional vibration system and power control system. A combination of notch filters in parallel and filters selected according to engine working modes have been used to achieve torsional vibration filtration. The modification of the notch filter made the extra phase-shifting introduced to the control system passband reduced and so the control performance was improved. The method was demonstrated successfully on a helicopter integrated test-bed.

Key words: aerospace propulsion system; helicopter; turboshaft engine; control system; torsional vibration; notch filter

直升机涡轮轴发动机通过由减速器及传动轴等组成的传动系统驱动旋翼和尾桨, 这些部分联系在一起形成了一个机械扭振系统^[1]。随着涡轮轴发动机的功率越来越大, 其固有扭振频率越来

越低, 与此同时, 为了达到更高的控制性能, 现代直升机普遍采用响应快速的全权限数字式发动机控制(FADEC)系统作为其动力装置控制系统, 这就使得直升机传动链扭振频率落入控制系统响应

收稿日期: 2005- 05- 30; 修订日期: 2005- 10- 08

作者简介: 李胜泉(1967-), 男, 山东莱州人, 南京航空航天大学能源与动力学院博士生, 中国一航动力控制系统研究所研究员, 主要从事航空宇航推进理论与工程的研究。

带宽内,与保持动力涡轮转速恒定的控制回路相互耦合产生稳定性问题,并有可能形成不稳定的自激振动,造成灾难性后果。国内正在研制的某武装直升机采用国外发动机控制系统进行调试时,已经碰到这个问题。

直升机动力数控系统中利用扭振滤波器衰减动力涡轮转速信号中的扭振分量,可以削弱数控系统和传动链扭振的相互作用。扭振滤波器主要有低通滤波器、陷波滤波器及其组合,这些常规的扭振滤波器都不可避免地会在通频带(即低频段)引入附加相移。附加相移的存在将降低数控系统的性能。为确保扭振稳定性并兼顾数控系统性能,需要对常规的扭振滤波器进行改进。

本文对常规的陷波滤波器进行了改进,设计了一种高频衰减能力强、通频带附加相移小的陷波滤波器,并通过了直升机联合试验验证。

1 利用扭振滤波器滤除转速中扭振分量

国内已有不少文献和资料对直升机传动链扭振产生机理进行了分析和研究^[2~6],但由于国内对直升机动力全权限数控系统研制工作起步晚,介绍数控系统解决耦合传动链扭振的文献并不多见。在文献[1]中介绍了在数控系统中设计陷波滤波器消除动力传动链扭振耦合影响的方法。

如果只考虑机械扭振系统一阶频率,直升机负载模型可以简化为:

$$G(s) = \frac{K(S^2 + 2\xi_1\omega_1S + \omega_1^2)}{(S + a)(S^2 + 2\xi_2\omega_2S + \omega_2^2)} \quad (1)$$

其中:

$$\text{二阶振荡环节} \quad \frac{1}{\frac{1}{\omega_2^2}S^2 + \frac{2\xi_2}{\omega_2}S + 1}$$

是引起一阶扭振的主要环节。当主要考虑消除一阶扭振频率的影响时,设计扭振滤波器的作用就是抵消该振荡环节过小阻尼的振荡影响,因此滤波器的传递函数可以设计成如下形式:

$$G(s) = \frac{\frac{1}{\omega_2^2}S^2 + \frac{2\xi_2}{\omega_2}S + 1}{\frac{1}{\omega_2^2}S^2 + \frac{2\xi_3}{\omega_2}S + 1} \quad (2)$$

直升机负载通道中串入陷波滤波器后,系统阻尼由 ξ_2 变成了 ξ_3 , ξ_3 大于 ξ_2 。陷波滤波器实际上是通过增加系统对一阶扭振的阻尼,从而改善或消除一阶扭振干扰信号对发动机控制系统的干扰。为取得较快的响应速度、较短的调节时间和较

低的超调量,一般取 $\xi_3 = 0.4 \sim 0.8$ 。公式(2)是典型的陷波滤波器的传递函数,其波特图如图1所示。

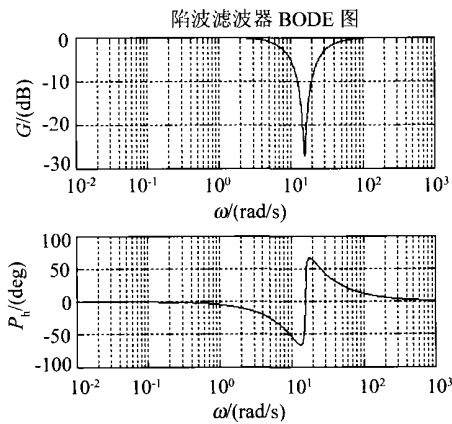


图1 陷波滤波器频率特性

Fig. 1 BODE plot of the notch filter

这种陷波滤波器能对设计点的扭振频率进行有效滤除,但其高频衰减能力对扭振固有频率 ω_2 的蠕动比较敏感,而实测数据表明在不同的转速下直升机传动链扭振频率的蠕动恰恰是存在的;同时实际的机械扭振系统是一个高阶系统,陷波滤波器只能滤除一阶扭振频率,对高阶扭振频率则无能为力,因此常规的陷波滤波器需要和低通滤波器组合形成有效的扭振滤波器。

对低通滤波器来说,为获得足够的高频衰减能力以保证扭振稳定性,希望采用低转折频率和高阶次的滤波器,但滤波器转折频率越低、阶次越高则附加相移越高。因此常规扭振滤波器不可避免的给数控系统带来较大的低频附加相移,影响系统控制性能。

对应发动机不同工作状态,扭振系统的一阶扭振频率是不同的。因此需要针对不同的一阶扭振频率设计不同扭振滤波器共同工作,才能确保在全飞行包线不会出现扭振耦合失稳现象。

在文献[1]中采用了3个陷波滤波器串联使用,3个陷波滤波器的滤波带宽覆盖了4个不同的扭振系统一阶扭振频率。采用串联组合方式的特点是不管发动机处于何种工作模式,转速中的扭振分量都将得到有效的滤波,因此实现起来简单,其缺点是过多的扭振滤波器串联势必加大数控系统低频段的附加相移,影响系统控制性能。

2 扭振滤波器的改进

数控系统需要低频附加相移小,能够适应扭

振频率蠕动的扭振滤波器,因此可以对常规陷波滤波器(2)进行如下修改:

$$G(s) = \frac{\frac{1}{\omega_2^2} S^2 + \frac{2\xi_2}{\omega_2} S + 1}{\left[\frac{1}{\omega_2^2} S^2 + \frac{2\xi_3}{\omega_2} S + 1 \right]^N} \quad (3)$$

式中:系数 N 一般取1~2之间的值。

修正后的陷波滤波器频率特性图如图2所示。

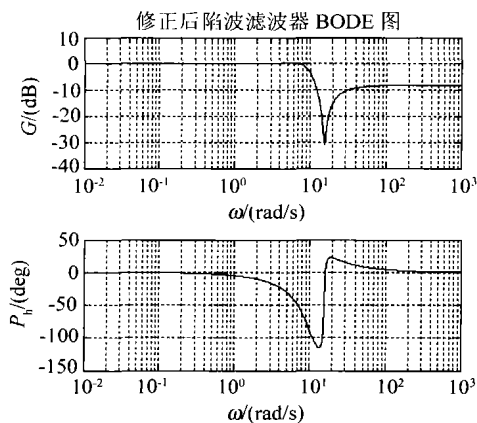


图2 修正陷波滤波器频率特性

Fig. 2 BODE plot of modified notch filter

对比分析图2和图1可以看出,修正后的陷波滤波器对数控系统通频带的影响更小。修正后的陷波滤波器对高频的衰减能力可以取代低通滤波器对高频的衰减作用,同时对系统通频带的附加相移更小。

鉴于多个扭振滤波器串联使用将加大数控系统低频段的附加相移,影响系统控制性能。在某型号直升机动力装置数控系统研制中采用了多个扭振滤波器并联组合工作的方式,并联组合方式根据不同的发动机工作模式选择不同的扭振滤波器。由于并联组合方式在任何时候都只有一个扭振滤波器串入动力涡轮转速反馈回路,因此数控系统的低频附加相移小,对系统的控制性能影响不大。

3 试验验证

扭振滤波器频率的设定值必须与扭振系统的一阶固有频率相重合,才能达到最佳的滤波效果。因计算模型与真实系统总有差异,故传动链扭振一阶固有频率计算值与实际值难免存在偏差,其真实值必须通过试验测定。

直升机动力传动链包括旋翼、尾桨、传动轴、

减速器和发动机动力涡轮,因此测量动力传动链扭振一阶频率试验必需在直升机联合试验台(铁鸟台)上,采用真实的动力传动机械系统进行。

在联合试验台上测量扭振一阶频率的一般方法是,在手动操作模式下,使发动机在单发地慢、空慢和双发地慢、空慢4种基本模式下稳定工作,然后采用瞬态三角波对旋翼系统进行总距激励,激励幅值从0.5开始,以0.5的增量逐步增大激励幅值,直至观察到旋翼轴扭矩出现明显变化为止,激励速度一般采用 $10^\circ/\text{s}$ 。

从操作员发出总距激励开始到运行状态稳定的一次激励全过程实时采集数据,获取旋翼轴上扭矩信号和旋翼系统相应载荷信号数据,做频谱分析并画出幅频响应曲线,可以得到传动链一阶扭振频率。单发地慢、双发地慢、单发空慢和双发空慢4种主要发动机模式下的一阶扭振频率分别为:2.56、2.0、2.96和2.7 Hz。

从试验结果可以看出直升机动力传动链扭振频率并非定值,双发扭振频率比单发扭振频率低,这是由于扭振系统质量的增加使系统固有频率有所降低;空慢状态扭振频率比地慢状态扭振频率高,这种固有扭振频率随着转速增加而增加的现象称之为“动频”。这种动频现象只有像带旋翼的这类传动系统才会出现^[6]。

通过试验测得一阶扭振频率之后,将数控系统中的扭振滤波器设计参数根据实测频率进行调整,为安全起见,将数控系统的增益降至正常状态的70%进行扭振耦合稳定性检查。数控系统自动控制发动机在四种模式下工作,在每种模式下均采用与该模式扭振频率相同的三角波总距频率进行激励,激出传动链扭振,监控旋翼轴扭矩和发动机动力轴扭矩。如果这些参数的值随时间的变化收敛,则说明传动链扭振与数控系统耦合是稳定的,反之是不稳定的。

检查试验结果说明扭振耦合是稳定的,将数控系统控制增益恢复到正常水平,再次在各种状态和模式下施加总距周期激励,观察数控系统的稳定性。在地慢状态(旋翼转速为75%)下进行2次总距激励;在空慢状态(旋翼转速为100%)下进行两次总距激励。

文献[5]中介绍了某型号首次开车试验时没有设置扭振滤波器,当转速达到50%左右,传动链一阶扭振模态被激起,出现了燃油控制系统和动力传动链扭振耦合共振。由于数控系统与扭振耦合后产生自激振动危险性非常大,在直升机联合

试验台上没有进行不加扭振滤波器的扭振耦合试验。从图3 和图4 可以看出, 数控系统中设置了

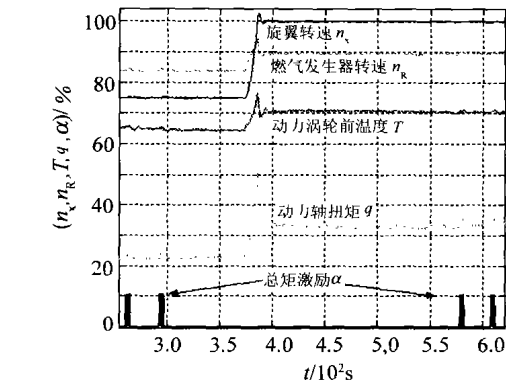


图3 单发模式下采用扭振滤波器后的试验曲线
Fig.3 Test plot with notch filter of single engine mode

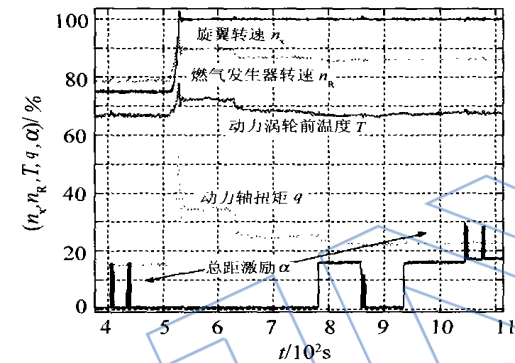


图4 双发模式下采用扭振滤波器后的试验曲线
Fig.4 Test plot with notch filter of Double engine mode

扭振滤波器后, 在各种状态下进行总距激励, 数控系统都能对发动机进行稳定的控制。

4 结 论

(1) 采用数控系统作为动力控制系统的现代直升机, 其动力传动链扭振频率和控制系统带宽相互趋近甚至重叠, 数控系统和扭振系统相互动

用, 产生扭振耦合稳定性问题。

(2) 针对不同的扭振频率, 在动力涡轮转速反馈通道中串入不同的扭振滤波器, 是解决数控系统扭振耦合稳定性问题的一种简单而实用的方法。通过对常规陷波滤波器的修正, 可以减小滤波器对数控系统性能的影响, 同时对扭振系统的“动频”特性具有更好的适应性。

通过试验方法准确地测得各模式下的扭振频率后, 将数控系统中的扭振滤波器设计参数根据实测频率进行调整, 在各种状态下对扭振耦合稳定性进行检查, 试验结果表明改进后的扭振滤波器能够有效的解决扭振耦合稳定性问题。

参考文献:

[1] 王辉, 陈华, 刘志文. 直升机发动机控制系统与旋翼/ 动力传动扭振系统耦合稳定性分析[J]. 直升机技术, 2004, (4): 19 ~23.
Wang Hui, Chen Hua, Liu Zhiwen. The Stability Analysis of The Coupled System Consists of Helicopter Engine Control System, Rotor and Drive Train[J]. *Helicopter Technology*, 2002, (4): 19~23.

[2] Watson W, Coultres M E. Static Exciter Stabilizing Signal on Large Generators—Mechanical Problems[J]. *IEEE Trans. on PAS*, 1973, *PAS*— 92(1) 204~211.

[3] Lawson R A, Swann D A, Wright G F. Minimization of Power System Stabilizer Torisional Interaction[J]. *IEEE Trans. on PAS*, 1978, *PAS*— 97(2): 183~190.

[4] Lee D C, Beaulieu R E. Effects of Governor Characteristic on Turbo generator Shaft Torsionals[J]. *IEEE Trans. on PAS*, 1985, *PAS*— 104(4): 1255~1261.

[5] 凌爱民, 孙东红. 直升机旋翼/ 动力传动链扭振分析与试验[J]. 直升机技术, 2003(2): 7~11.
Ling Aimin, Sun Donghong. Anlysis and Test of Torsional Vibration for Helicopter Rotor/ Power Train[J]. *Helicopter Technology*, 2003, 2: 7~11.

[6] 邵忍平, 沈允文, 刘更. 直升机旋翼传动系统固有振动特性的研究[J]. 机械科学与技术, 1997, 16(3): 523~525.
Shao Renping, Shen Yunwen, Liu Geng. Study on Dynamic Characteristic of Transmission System for Helicopter Rotary Wings[J]. *Mechanical Science Technology*, 1997, 16, (3): 523~525.