

结构响应主动控制系统设计与试验验证

Design and Test Validation of the Active Control of Structural Response System

李明强 凌爱民 虞汉文 黄斌根 孙东红 / 中航工业直升机所

摘要: 振动控制是直升机设计的关键技术之一。本文首先介绍了如何进行结构响应主动控制 (ACSR) 系统的设计, 然后详细说明了为此开发的ACSR系统的框架和软硬件基本组成, 最后通过ACSR系统装直11进行地面试验和飞行试验, 验证了该系统的可行性和抑制振动的有效性。

关键词: 振动控制; 结构响应主动控制; 直11; 试验验证

Keywords: vibration control; ACSR; Z11; test validation

0 引言

采用主动振动控制技术 (AVC) 降低直升机振动水平由来已久。AVC系统主要由振动传感器、作动单元和控制单元三个基本要素组成, 其中作动单元是不同控制方式最大的区别。早期的AVC通过高频的桨叶变距激振的方法改变振动环境, 包括高阶波控制 (HHC)、独立桨叶控制 (IBC) 等, 但由于高能耗、经济性不佳以及重量代价大等因素限制了其在直升机上的应用^[1]。与此同时, 采用结构响应主动控制技术 (ACSR) 成功进行了试验, ACSR的基本原理是“以振动抵消振动”。

上世纪80年代, 韦斯特兰公司采用ACSR系统分别在EH101和W-30上实现了有效减振^[2,3]。截至目前已有大量机型成功运用了ACSR系统, 并进行了大量的飞行试验, 效果十分理想。目前, 定型后的EH101、EC225/EC725、CH-47D、S-76、S-92A、UH-60M和X2等机型均将ACSR系统作为其基本配置^[4-10]。

国内也在不断地进行直升机振动

主动控制方面的研究, 相继开展了多通道自适应控制律研究、作动器原理样件研制、控制系统模型试验研究等工作。

直11直升机上有两种振动控制装置, 包括1个桨毂吸振器和2个座舱动力吸振器。装国产化旋翼后, 巡航速度范围内直11驾驶员座椅处振动水平 (角速度为19.3Hz) 在0.15g以下, 乘员处振动水平在0.20g以下。

本文以直11直升机为试验平台, 明确了ACSR系统的基本要求和设计方法, 并基于全机动力学分析, 进行了ACSR系统方案的选择, 完成了系统软硬件开发, 并在文中详细给出了系统框架、控制算法和软硬件基本情况; 将ACSR系统改装在直11后, 先开展了系统装机地面试验, 验证了系统设计的正确性, 检验了控制算法的有效性。在此基础上, 完成了国内首次ACSR系统装机飞行试验, 进一步在线调整了控制律, 验证了控制系统的可行性和对真实飞行振

动环境的适应性。

1 ACSR系统的设计

直11直升机上ACSR系统需要满足三个要求:

- 总重小于30kg;
- ACSR工作情况下, 座舱振动水平低于0.1g;
- 不影响载机安全。

针对直11进行ACSR系统设计的基本方法是, 通过在直11机体结构有限元模型 (如图1所示) 上优选安装受控的作动器, 根据响应控制点的响应, 由主动控制算法计算得到作动器需要的输出控制力, 进而使得作动器输出力引起的振动响应能够抵消旋翼等激振力产生的振动响应。

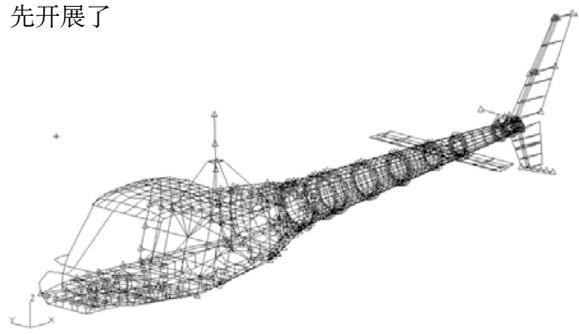


图1 直11机体结构有限元模型

有限元模型首先用于计算直11机体的动力学特性,定性分析机体结构各阶模态对主激励频率(角速度为19.3Hz)的响应贡献大小,以初步确定作动器的安装位置。

根据结构动力学理论和ACSR基本原理可知,在主激励频率附近的机体整体模态或局部振动模态将对机体振动响应贡献最大,作动器应安装在这些模态位移较大的位置。

综合对各阶模态振型计算结果和飞行振动测试结果进行分析,初步确定在直11前机身两侧垂向安装作动器能够有效抵消角速度为19.3Hz下的机体振动响应。

采用质量、弹簧、阻尼模拟作动器,建立机体结构与作动器耦合分析模型,计算在旋翼激振力作用下机体关心部位的频率响应,并预测安装作动器后相应位置的振动响应,对比分析减振效果。表1中分别列出了安装1个、2个和3个作动器情况下的减振效率。综合考量,以2个作动器为最优,

表1 减振效率

安装数量(个)	减振效率
1	48.3%
2	61.6%
3	64.5%

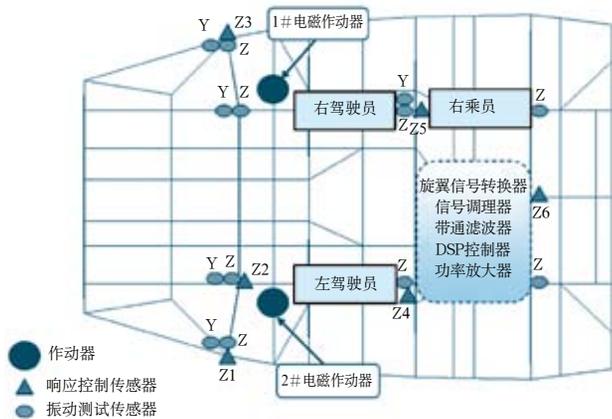


图2 作动器、传感器布置示意图

分别位于左驾驶员座椅地板和右驾驶员座椅地板。

一般而言,较多的响应控制传感器数目较易控制全局,但也会增加振动控制的实施难度,而且还会使系统控制功耗增加,不适当的传感器位置还会影响参数识别的精度,影响控制系统的性能。

通过基于实测频率响应传递函数进行的优选,基本确定了4响应控制传感器位置最优、次优组合。最终确定的作动器和传感器的个数、安装位置如图2所示。其中,作动器有2个;响应控制加速度传感器均只测量垂向响应,分两种位置组合,其中组合a为最优组合,对应图中的Z1、Z2、Z3和Z6;组合b为次优组合,对应Z1、Z3、Z4和Z5;振动测试加速度传感器分布在8个位置。

2 ACSR系统的组成

ACSR系统框架(见图3)主要包括控制系统、作动器和加速度传感器,同时控制系统需跟踪旋翼转速信号,作为系统的输入。

控制系统采用基于误差通道在线识别的时域自适应控制算法,可归纳为式(1)。

$$\begin{cases} y(n) = w(n) * x(n) \\ \hat{u}(n) = \hat{s}(n) * v(n) \\ \hat{y}'(n) = \hat{s}(n) * y(n) \\ x'(n) = \hat{s}(n) * x(n) \\ \hat{d}(n) = h(n) * x(n) \\ e_w(n) = e(n) - \hat{u}(n) \\ e_{sh}(n) = e(n) - \hat{u}(n) - \hat{d}(n) + \hat{y}'(n) \\ w(n+1) = w(n) + \mu_w x'(n)e_w(n) \\ \hat{s}(n+1) = \hat{s}(n) + \mu_s v(n)e_{sh}(n) \\ h(n+1) = h(n) + \mu_h x(n)e_{sh}(n) \end{cases} \quad (1)$$

式(1)中: $w(n)$ 、 $v(n)$ 、 $h(n)$ 、 $h(n)$ 、 $\hat{s}(n)$ 和 $\hat{s}(n)$ 分别是控制滤波器、并行环节滤波器和误差通道滤波器的权向量和脉冲响应函数。

ACSR硬件系统以数字信号处理器(DSP)为中心,包括电磁式惯性型作动器、机载PC等,如图4所示。

针对该控制系统,为提高计算效率,控制算法采用汇编语言编写,并编制了上位机软件。整个控制软件分三部分组成,核心部分是四输入两输出控制算法,其他两部分分别是A/D与D/A测试程序和随机噪声发生程序。

根据直11型直升机的实际情况,并参考CH-47D直升机主动振动抑制(AVS)系统中采用的作动器结构形式,确定了如图5所示的电磁式惯性型作动器。

单个作动器基本参数为:

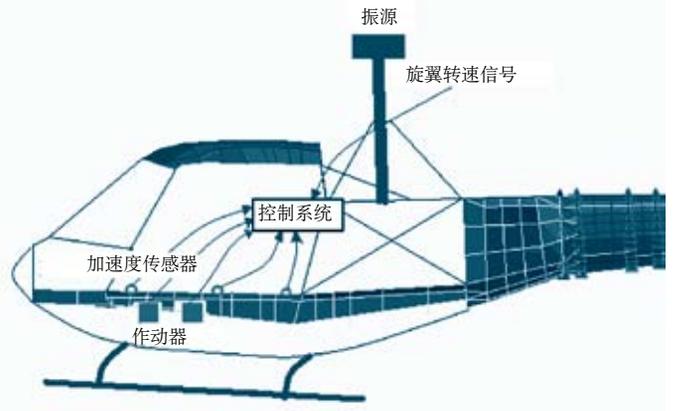


图3 ACSR系统装直11型机组成框架示意图

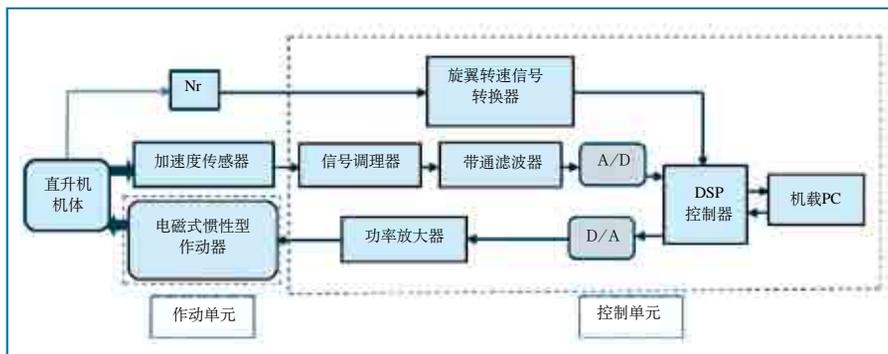


图4 ACSR系统装直11组成框图

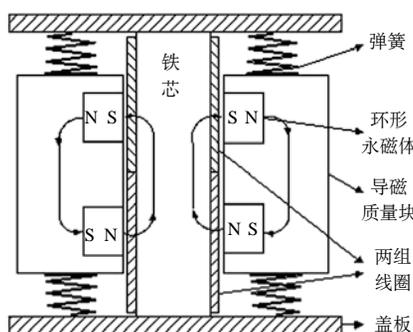


图5 作动器原理图



图6 ACSR系统装直11地面试验示意图

● 总质量：8.1kg（有效质量5.0kg，另含0.54kg质量调整块）

● 固有频率：19.3Hz ± 0.4Hz

● 最大输出力幅值：760N

最终装机进行试验的ACSR系统总质量（含结构改装件）为24.7kg，满足小于30kg的指标要求。

3 ACSR系统装直11地面试验

开展ACSR系统装机地面试验，旨在验证系统设计的正确性，检验控

制系统是否有效。试验中（如图6所示），采用橡皮绳将试验机吊起，采用液压激振器在桨毂中心施加振动载荷作为外部激励，以模拟其在飞行时的主要振动载荷 F_x 、 F_y 、 F_z ，试验过程中加载输出力幅在40~60kg之间波动。

首先由HP3566A产生一路24Ω（幅值6V）的正弦信号，该信号进入旋翼转速信号转换器后产生3Ω（幅值2.4V）的正弦信号作为激振器的驱动信号，同时也作为参考信号输入DSP。DSP控制器通过控制算法计算产生输出控制电压 U 驱动作动器功放，功放产生的电压 U_p 驱动电磁式惯性型作动器产生抵消振动的作动力作用于机体结构，与此同时 U 和 U_p 均被USB6221多功能卡采集记录。加速度传感器测得四个测点的误差信号 e 先后通过信号调理器和带通滤波器传送

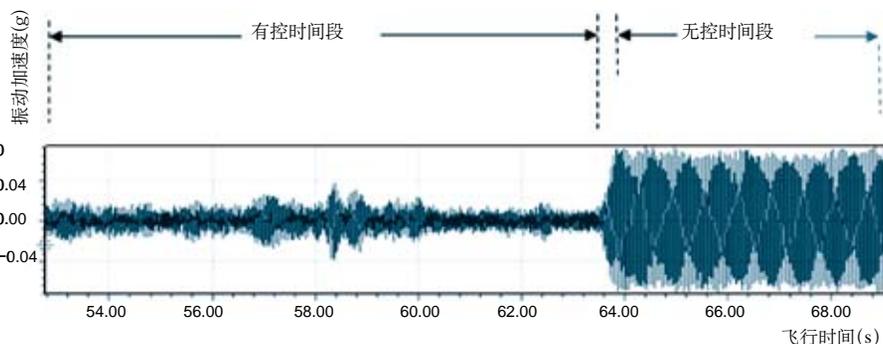


图7 地面试验有控、无控情况下响应曲线对比

至DSP供控制算法使用，同时该信号进入USB6221多功能卡被采集记录。DSP通过上位机软件实现与笔记本电脑实时通信。地面试验现场如图6所示。

试验中，典型位置在有控、无控情况下的响应曲线（时域）见图7。结果表明，ACSR系统在响应控制传感器组合a下的减振效果明显优于组合b，这与分析结果是一致的。下述测试结果均为在组合a下产生的。

地面试验表明，在ACSR系统工作情况下：

1) 直11机体所有测点振动水平均有所减小，在基础振动水平很高的起落架处，振动幅度明显降低。

2) 所有测点的综合减振效率为62%。

地面试验中，也暴露出控制系统部分结构设计不理想、作动器难以安装等问题。

4 ACSR系统装直11飞行试验

在完成ACSR系统装机地面试验的基础上，开展飞行试验研究，以进一步在线调整控制律，验证控制系统对真实飞行振动环境的适应性。

飞行试验中，为加速控制收敛过程，先进行离线识别，以离线识别的控制通道滤波器系数作为起始值进行

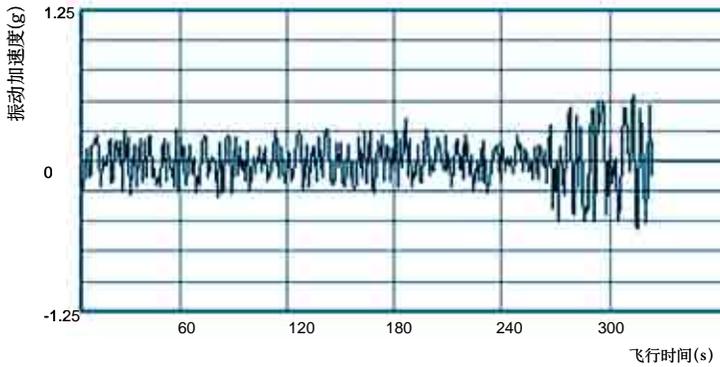


图8 飞行试验有控、无控情况下响应曲线对比

控制试验。由于飞行现场无相应试验条件，故只能在直11地面停放状态进行离线识别——以 3Ω 正弦作为激振信号，分别驱动作动器工作，以确定各控制通道滤波器系数初始值。

ACSR系统装直11飞行试验中，采用与地面试验相同的作动器、传感器部署位置，取定常飞行状态，通过研究和调整ACSR系统控制参数，使主动控制系统能达到最优减振目标。

图8~图10分别表示ACSR系统工作和不工作情况下的座舱振动水平对比情况。

飞行试验结果同样表明，ACSR系统在组合a下的减振效果明显优于组合b，充分表明了分析结果的正确性。下述测试结果均为在组合a下产生的。

飞行试验结果如下。

1) ACSR系统对各测点垂向振动均有减振效果，综合减振效率40%~60%；ACSR工作情况下，直11座舱整体振动水平基本维持在0.1g以下。

2) ACSR系统在有效降低各测点垂向振动的同时，对各测点的侧向振动也有较好的减振效果，综合减振效率30%~60%。

3) ACSR系统软硬件工作可靠，不影响载机安全。

通过飞行试验，暴露的问题主要有两方面。

1) ACSR系统稳定性不佳，在定常飞行状态下，系统在达到较好的减振效果后无法长时间保持，且易出现发散情况。

2) 在不同时刻的同一飞行状态下，控制系统的减振效果差异大；不同飞行状态下，效果差异也大；不同测点的减振效果差异同样大。

针对飞行试验中出现的上述问题，其原因基本分为两种：一是控制算法在线识别能力不佳、鲁棒性不够高，在真实飞行环境中，振动信号波动很大，系统无法稳定且准确识别控制通道传递特性；二是试验前进行的传递特性识别结果

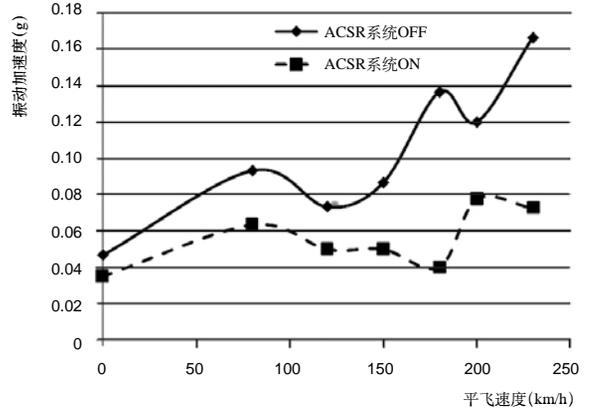
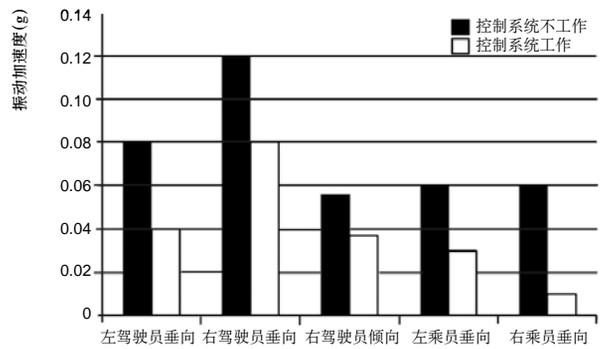
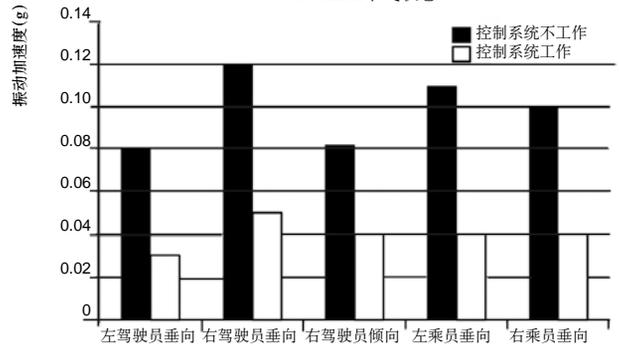


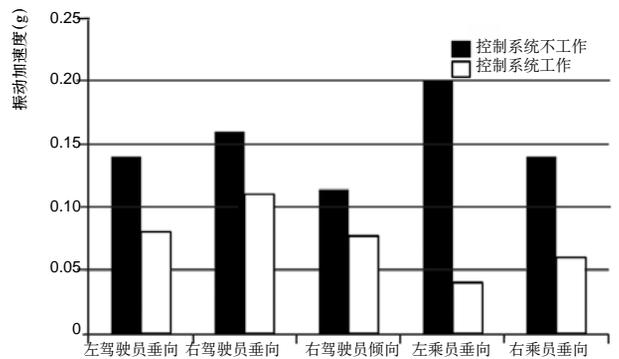
图9 无控、有控状态座舱整体振动水平对比



a. 150km/h平飞状态



b. 180km/h平飞状态



c. Vmax平飞状态

图10 典型飞行状态ACSR系统减振效果对比

与真实状态差异较大,限于试验条件与时间进度,未能在飞行试验前,对真实状态传递特性进行测试。

5 结束语

以直11为平台,在国内首次进行了ACSR系统装机地面试验和飞行试验的初步尝试,试飞结果表明,ACSR系统设计基本合理、减振效果明显,驾驶员和乘员位置处的振动水平基本控制在0.1g以下。

ACSR系统首次装机飞行试验,为今后ACSR技术的发展积累了宝贵的经验。通过对试验中暴露出的问题的分析与思考,今后需重点从以下几个方面开展ACSR的研究工作。

1) 研制具有更高鲁棒性和收敛速度的ACSR时域/频域控制算法

目前,ACSR系统采用的是基于X-LMS算法的时域自适应控制方法,理论上说其更新速度快,但需识别参数多,对信号波动较敏感。针对飞行试验暴露出的问题,需采用新方法对现有控制算法进行改进,以大幅度提高算法的鲁棒性和收敛速度。

相比时域法,频率法控制间隔大、更新速度慢,但识别参数少、稳定性好,国外已应用的主动控制系统,采用的均是频域法。因此在改善时域法的同时,也需进一步对频域法进行研究。

2) 研制更高性能、更高集成度的控制系统硬件

目前ACSR系统包含5个独立硬件,作动器的控制力/重量比为9.6;而国外的ACSR系统只有1个集成硬件,作动器的控制力/重量比为25.5。为了有效提高控制系统的质量利用率,需开展更高性能、更高集成度的控制系统硬件研制。

3) 选择合适的试验平台,进行更充分的ACSR系统装机试验研究和验证

AST

参考文献

[1] Miao W, Kottapalli S B R, Frye H M. Flight demonstration of higher harmonic control(HHC) on S-76[C]. Proceedings of the 42nd Annual Forum of the American Helicopter Society, Washington, D.C., 1986-6.

[2] Staple A E, Wells D M. Development and testing of an active control of structural response system for the EH101 helicopter [C]. Proceedings of the 16th European Rotorcraft Forum, 1990-9.

[3] Vignal B, Kryszinski T. Development and qualification of active vibration control system for the Eurocopter EC225/725[C]. Presented at the American Helicopter Society 62st Annual Forum, 2005-6.

[4] Teal R, Mecorvey D L, Malloy D. Active vibration suppression for the CH-47D[C]. Presented at the 53rd Annual Forum of the American Helicopter Society, 1997-5.

[5] Welsh W A, Von Hardenberg P C, Von Hardenberg P W. Test and evaluation of fuselage vibration utilizing active control of structure response (ACSR) optimized to ADS-27[C]. Proceedings of the 46nd Annual Forum of the American Helicopter Society, 1990.

[6] Goodman R K, Dr. Millott T A. Design, development, and flight testing of the active vibration control system for the Sikorsky S-92[C]. Presented at the 56rd Annual Forum of the American

Helicopter Society, 2000-5.

[7] Welsh W, Fredrickson C, Rauch C. Flight test of an active vibration control system on the UH-60 black hawk helicopter[C]. Presented at the 51rd Annual Forum of the American Helicopter Society, 1995-5.

[8] Dr. Millott T A. Risk reduction flight test of a pre-production active vibration control system for the UH-60M [C]. Presented at the 59rd Annual Forum of the American Helicopter Society, 2003-5.

[9] Wong Jonathan K. Risk reduction flight test of a pre-production active vibration control system for the MH-60S [C]. Presented at the 62rd Annual Forum of the American Helicopter Society, 2006-1.

[10] Dynamics design characteristics of the Sikorsky X2 technology demonstrator aircraft [Z].

作者简介

李明强, 硕士, 工程师, 主要从事直升机结构动力学研究工作。