

飞机结构振动主动控制应用技术^{*}

姚起杭¹ 姚军²

(西北工业大学 西安 710072)¹ (北京航空航天大学 北京 100083)²

李岳锋³ 郝联盈⁴

(南京航空航天大学 南京 210016)³ (中国飞机强度研究所 西安 710065)⁴

摘 要

阐述了以压电材料作为感受器与作动器进行真实飞机结构振动主动控制的一些应用技术,利用这些技术进行了真实飞机座舱结构的主动振动控制地面试验研究,取得了很好的控制效果。

关键词:飞机结构;主动振动控制

1 概 述

进行现代高速飞机的操纵面颤振及抖振控制,特别是高性能军机的双垂尾抖振减缓控制,已是这类飞机设计研制中急需解决的重要问题;同时,现代高品质民用飞机也希望解决飞机座舱的主动减振降噪及操纵面的阵风减缓等问题。目前正在研究发展的压电主动振动控制技术正是解决这些问题的一项具有广阔应用前景的重要技术。

由于飞机结构特别是军机振源复杂、振动强烈,经常出现由振动引起的损坏及故障,甚至导致重大事故,如油管振裂发生空中燃烧,舵面或外挂件裂纹甚至振断脱落,结构部件因振动疲劳而使设计寿命降低,仪表特设因振动超限而失灵或误操作,这一切严重影响了飞行安全及飞机的使用可靠性与出勤率。

为了解决或改善飞机振动引起的上述问题,自上一世纪六十年代起人们就致力于发展各种振动控制技术,包括早期的被动式减振、隔振、阻振及动力吸振技术,到七十年代开始研究以伺服机构为基础的主动颤振抑制和阵风减缓技术;目前,在航空航天领域内,老式的被动控制技术已经发展为更加符合使用需求的多方向、长寿命、高阻尼的新型被动振动控制装置,而传统的主动振动控制研究自九十年代起已更多的转向研究以压电等机敏材料为基础的新型主动

^{*} 来稿日期: 2001-05-10

第一作者简介:姚起杭,男,1937年生,西北工业大学客座研究员,西安振动噪声学会理事长。

振动控制技术,以及它们与自适应控制方法相结合而形成的自适应振动控制研究,特别是西方正在利用这一技术进行现代高性能(第三代、第四代)飞机的操纵面颤振抑制(动稳定性控制)和双垂尾抖振减缓技术(动响应控制)研究,同时在八十年代为改善涡桨飞机和直升飞机的噪声条件而研究的以传声器—扬声器阵为基础的主动(有源)消声技术也大多转向发展以压电材料为基础研究安静蒙皮或安静装饰板为主的自适应减振降噪技术。

我们在“九五”预研中开展了基于压电材料作为感受器与作动器的主动振动控制技术研究,在我们的研究工作中,不局限于进行有关建模、布局或仿真研究,而主要致力于研究发展能解决实际结构振动控制问题的实用化技术。如:增进压电阻尼的局部应变电路补偿技术,减轻溢出的阻尼准独立模态控制技术以及进行宽频带振动控制的主被动混合型振动控制技术等;然后应用这些技术进行真实飞机座舱结构主动振动控制的地面试验研究,取得了很好的控制效果。

所谓机敏材料是指具有机-电、机-磁、机-热、机-光等耦合特性的材料,如压电材料、形状记忆材料、电流变材料、电致伸缩材料、磁致伸缩材料及光纤材料等。

压电材料具备的机-电耦合特性是指它所具有的正、逆压电效应,即对其施加机械作用时将会在其中诱导发生电场,并且反之亦反。压电材料的这一优良品质早已被广泛利用,但利用它作为感受器与作动器进行结构的主动振动控制研究还是近十多年随着电子技术、控制技术等方面的发展才开始兴起的,我们进行研究首先要解决的问题就是压电与结构相结合进行控制的建模问题,一般而言,对简单结构多采用分析方法建模,对较复杂结构则采用有限元方法建模,第三种方法就是试验建模,鉴于实际飞机结构的复杂性,如高频问题、模态密集问题、阻尼参数问题等难以通过有限元分析得出可用结果,所以只能主要采用试验建模方法。

我们先从梁、板等简单结构开始,开展了梁板结构的解析建模和梁板结构的主动阻振、消振实验研究,我们从弹性力学和压电材料的压电方程出发,在研究压电传感器、作动器的输入-输出特性及其与结构相互作用基础上建立起压电柔性结构的传递函数模型,据此提出了“压电模态”的概念,并导出此种模型与一般结构的类比关系,从而可以把普通结构应用的控制方法直接应用于压电结构,以化解压电结构的特殊性,使压电材料应用于结构的主动控制研究简单化,详见文献[1][2]。

2 基本原理

目前,利用压电材料进行结构主动振动控制研究的原理可以简单说明于下:

2.1 主动消振与主动阻振

设所研究结构可离散化为多自由度系统,并利用模态坐标 $\{q\}$ 写出其动力学方程:

$$[M]\{\ddot{q}\} + [C]\{\dot{q}\} + [K]\{q\} = [\Phi]^T\{\ddot{f}\} + \{\ddot{u}\} = \{\ddot{F}\} + \{\ddot{U}\} \quad (1)$$

上式中 $[M]$ 、 $[K]$ 、 $[C]$ 分别为广义质量、刚度、阻尼阵, $[\Phi]$ 为模态矩阵, $\{\ddot{F}\}$ 、 $\{\ddot{U}\}$ 分别为广义激励与广义控制力列阵。

显然,如果广义控制力 $\{\ddot{U}\}$ (可以对压电材料加电场导致)与广义激励力 $\{\ddot{F}\}$ 在整个结构、整个频带上都大小相等,向相反,则外部激励引起的振动就被控制力所抵消,故称之为主动消振;当然,也可使某一个或某几个模态的广义控制力与广义激励力在一定频段,一定区域内近似抵消,这就是我们实际可能争取实现的目标。

另外一种方法是将感受器测得的结构速度响应直接反馈给当地作动器,此时方程(1)中的广义控制力可以写成:

$$\{U\} = -[h] \dot{K}_q \quad (2)$$

式中 $[h]$ 为各感受器对于各当地作动器的反馈系数矩阵(受相连放大器制约),只要适当的确定 $[h]$ 阵,相当于对(1)式中施加了相应的广义阻尼力,亦即相当于对各结构模态附加了阻尼,若用众多的压电片使对某模态实现的 $[h]$ 阵近似仅能对某模态作用广义阻尼力,而对其它模态作用的广义力都很小,这就近似实现了在模态坐标下的控制力解耦,也就是我们研究发展的阻尼准独立模态控制方法。

2.2 通过主动减振进行降噪

以一块大的壁板为例,设其横向振动幅值为 W ,则它在空间某点 (x, y) 时刻 t 幅射的平面声波的声压可表示为:

$$p(x, y, t) = \frac{C\rho_0 W}{(1 - \frac{k'^2}{k^2})^{1/2}} e^{i\omega t} e^{-k'x} e^{-k_y(k^2 - k'^2)^{1/2}} \quad (3)$$

上式中 ρ_0 , C 分别为空气密度及空气中声速, k , k' 分别为空气中声波波数和板弯曲振动波数。

而板振动幅射的声功率 $[\dot{W}]$ 为:

$$[\dot{W}] = \sigma\rho_0 CS <\dot{W}^2> \quad (4)$$

式中 S 为板面积, σ 表示由板振动发生声的幅射比, \dot{W} 表示板的振动速度;“ $<>$ ”表时间平均;“ $-$ ”表空间平均。可见,板振动幅射的声压与振动幅值成比例,由于在板共振和板临界频率处($k = k'$ 时)振动幅度最大,故幅射声也最大,同时声功率与板振动速度平方的时间空间平均成比例,亦即与振动频率平方及幅值的时空均方值成比例,所以不但进行主动消振可以降噪,而且进行主动阻振,即增加各模态阻尼以降低振动响应幅值也同样可以降噪。另一方面,就壁板隔离空气声特性而言,壁板隔声性能最差的率范围在其各共振频率和吻合频率(一般较高)附近,而这些缺陷都完全可以通过增加阻尼来大大改进,所以采用主动阻振方法可以大大改善座舱壁板的隔声能力,从而使座舱降噪。

2.3 结构弹性波的主动抑制

弹性结构中可以传播两类波即膨胀波与畸变波,后者包括弯曲波、剪切波、扭转波、表面(瑞利)波及冲击波、塑性波等,其中只有弯曲波才能幅射噪声,当它形成驻波时即表现为通常的弯曲振动,所以进行弯曲波的主动抑制也是结构主动减振(抑制驻波)和降噪研究的一个重要方面,但由于其它的波行进中或透过界面时,按不同结构情况还会演变出新的弯曲波,所以,弹性波的抑制主要是抑制波的传播,主要方法是增大反射波减少透射波,其中被动方法是通过材料和形状设计来增大波传播路线上或接头处的阻抗失配,以增加波的反射,主动抑制方法也是应用压电材料来产生控制波以降低透射波。

3 主动振动控制应用技术简介

3.1 控制 法

传统的主动振动控制 法包含有时域法和频域法两大类,按其具体实现原理又可分为主

动阻振方法与主动消振方法两类,前者是将感受器测出的速度响应反馈于当地作动器,这相当于对结构施加了广义的阻尼力;所以,这一速度负反馈技术又称为电子阻尼技术;后者则要求作动器施加的广义控制力能够抵消结构受到的广义激振力;目前在主动消振方法研究中大多采用自适应滤波前馈控制方法。一般而言,主动阻振方法比较易于实现。也比较易于解决由控制频率截断所导致的溢出问题和控制的稳定性、鲁棒性问题等,所以我们主要开展了主动阻振方法及相关的实用化技术研究。

为了实现对实际复杂结构的主动阻振控制,特别是为了使所用压电作动器变形能力能够适应实际飞机结构控制的需求,采用我们基于独立模态控制概念而发展起来的阻尼准独立模态控制方法是一种行之有效的方法,即是利用散布的压电片在识别出结构主要各阶独立模态后,对其中的主要贡献模态施加按模态正交性而以离散分布代替连续分布的具有近似正交性的模态阻尼力,使各独立控制模态由于模态阻尼增大响应锐减,从而整体响应也锐减。这一方法实际上起到了四两拨千斤的作用,这也就是用许多较小的分布式压电片就可以抑制大结构严重振动的道理。

众所周知主动振动控制研究的主要困难之一,在于频率截断引起的溢出问题,解决溢出问题的有效办法也是采用独立模态控制方法;为此,许多人提出了各种不同的压电剪裁方法,但实行起来仍有许多问题,特别是要控制多个模态有人提出要粘贴多层压电层,这显然是难以实现的。为了解决这一问题,我们从实验研究中提出了“阻尼准独立模态控制”方法,力图应用简单的压电片分布优化粘贴和优化控制方法来逼近独立模态控制的效果,实验研究也证实了这一方法的有效性与可行性,详见文献[3]。

3.2 增进压电阻尼的局部电路补偿技术

前已指出在主动阻振方法研究中,“电子阻尼”方法已被广泛应用,即利用当地速度负反馈来增大阻尼并通过调节反馈增益以控制结构各模态阻尼比,但是在实践中有时会产生高频振荡,致使实际能够增大的阻尼非常有限;我们通过反复试验研究发现其主要原因是:感受器讯号中不仅包含有本地弯曲应变,而且有拉压应变,后者的反馈又产生了弯曲与拉压耦合破坏了预期的阻尼增大效果;另一方面,由于分布电容的存在,在高频区反馈信号已不再是理想的微分环节,故对高频噪声的增益较大以致产生高频自激。为了消除这一现象,我们首次提出并试验了用惯性环节代替微分环节的反馈方案即采用“补偿压电片”的方案,随后又将它改进为用等效电路代替压电补偿基片的方法;为此还进行了压电补偿支路的频响模型估计和参数识别、电路设计等研究,应当说,此项技术在国内外均属首创,它大大提高了压电材料主动阻振技术的控制能力。详见文献[4]。

3.3 主被动混合型振动控制技术

一般而言由于实际结构的可观性、可控性、鲁棒性及溢出等问题,主动振动控制技术主要适用于解决低频或中低频振动控制问题;对于高频振动控制及降噪而言,最有效的方法还是与被动振动控制技术特别是其中的阻尼材料技术相结合,飞机振动响应一般在 $10 \sim 2000\text{Hz}$ 范围内具有较大能量,飞机噪声往往在整个声频范围都有显著的能量分布;所以就实用意义而言,单纯利用主动控制法进行飞机结构的减振降噪是不够的,还必需考虑同时附加阻尼材料、吸声材料等被动技术,我们在进行壁板的主被动混合型控制技术的试验研究基础上也对实际运七飞机座舱进行了主被动混合型振动控制研究,详见文献[5]。

3.4 控制放大器硬件研制

利用准独立模态控制方法进行主动阻振控制研究和试验,还必需具有能对感受器输出的低电压信号进行电压放大的多通道放大器,在我们开展此项研究时,国内市场上尚无这种放大器硬件,课题组根据工作需要进行了自行研制,并通过预试验进行了设备改进,这一硬件研制已达预期目的,它保证了课题组“九五”预研任务的顺利完成。

4 实际飞机座舱主动振动控制地面试验

基于上面介绍的各项应用技术,我们在国内首次利用压电材料以一架真实的运七飞机座舱结构为试件,进行了主动振动控制的地面试验研究。

试验中以分布于一大块座舱壁板上的压电片偶作为感受器与作动器,采用了自行研制的多通道电压放大器系统,并应用微机进行数据采集和模态参数识别,按照阻尼准独立模态控制方法进行闭环控制调节,也应用了自行研制的振动测量分析仪进行测量分析。激励设备有三种:一种是利用电磁式振动激振器进行随机激振(用 SKD-4 控制);第二种是用压电片进行激励;第三种是用自行研制的电声喇叭装置进行噪声激励;对这三种激励都用分布的压电材料按照阻尼准独立模态控制方法进行闭环控制,控制效果非常好,减振效率可达 80% 左右(详见文献[6])。可以预期,只需要在硬件及方法上再作改进,完全可以应用本项技术进一步研究解决军机的双垂尾抖振控制和操纵面颤振抑制等问题。

参考文献

- 1 姚军,李岳锋,刘娟.压电薄板的动力学模型[J].应用力学学报,Vol. 17,SI,2000.5
- 2 姚军,李岳锋.用压电陶瓷进行梁的主动振动控制研究[J].应用力学学报,Vol. 14,SI,1997.10
- 3 姚军,李岳锋,刘娟.压电薄板的建模和阻尼的准独立模态控制[J].航空学报,Vol. 19, No. 4, 1998.7
- 4 姚军,李岳锋,朱德懋,姚起杭,刘娟.电子阻尼的增进—局部激励应变的补偿[J].航空学报,Vol. 19, No. 4, 1998.7
- 5 郝联盈,姚起杭.主/被动约束层阻尼结构的振动控制[J].六二三所内部资料,2000.12
- 6 姚军,郝联盈,李岳锋,姚起杭.利用压电智能材料进行运七飞机座舱侧壁的主动振动控制实验研究[J].六二三所内部资料,2000.11

The Applied Technique for Active Vibration Control of Airplane Structure

Yao Qihang¹ Yao Jun¹ Li YueFeng² Hao Lianyin²

Abstract

The applied technique for active vibration control test of an actual airplane cabin were presented here and the test result of this active vibration control is good.

Keywords : Airplane structure Active vibration control .