

# 智能桨叶的实时模型与复合自适应振动控制

马扣根

(南京航空航天大学直升机技术研究所, 南京, 210016)

Joerg Melcher

(德国宇航研究院结构力学研究所, 德国布伦瑞克, 38108)

## ON REAL-TIME MODEL AND HYBRID ADAPTIVE VIBRATION CONTROL OF SMART ROTOR BLADES

Ma Kougen

(Research Institute of Helicopter Technology,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing, 210016)

Joerg Melcher

(German Aerospace Research Establishment (DLR),

Institute of Structural Mechanics, Braunschweig, 38108, Germany)

**摘 要** 研究了智能桨叶的实时模型、控制方法与控制器的实时实现。首先,采用 MX 滤波器实现了对桨叶动态特性的实时在线模拟,给出了该滤波器的系数与所描述的受控结构模态参数之间的相互关系。接着,提出了一种新的复合自适应控制方法,它综合了自适应前馈控制和反馈控制的特点,实现了对桨叶阻尼和振动响应的控制。最后,在所建立的以高速信号处理器为中心的实时数字仿真系统上,实现了对单频、双频及变频、变幅值谐和激励下桨叶振动的控制,获得了良好的振动控制效果。

**关键词** 直升机 结构振动 自适应控制 自适应滤波

**中图分类号** V249.122, TN16, TP273

**Abstract** The paper deals with the on-line model, control strategy of smart rotor blades and controller realization. After the overview of the smart blade, a recursive MX filter is developed for simulating the dynamic features of smart blades, in which the coefficients have certain relationships with the rotor's natural frequencies and modal damping, etc. Then a new hybrid adaptive control strategy is presented. It combines an adaptive feedforward controller with a conventional feedback controller, and brings about the increase of the modal damping of the controlled blade and the cancellation of the disturbance response. Finally, two Motorola DSP56002EVM boards are used for constructing a real-time simulation system, one for simulating the rotor dynamics, and the other control law. The dramatical reductions are obtained for the vibrations induced by single frequency, dual frequency, varied frequency and varied amplitude excitations.

**Key words** helicopter, structural vibration, adaptive control, adaptive filtering

智能桨叶是 90 年代初随着智能材料与结构研究的兴起而出现的直升机工程中的一项高技术。至目前,研究主要集中在美国和德国。在研的智能桨叶模型有两类:嵌入智能材料

的扭曲可控桨叶模型<sup>[1,2]</sup>和带有由智能作动器驱动的后缘襟翼的桨叶模型<sup>[3-5]</sup>。前者通过智能材料(如压电材料)实现对桨叶扭曲的操纵,改变桨叶的气动特性,达到控制目的。研究单位有德国宇航研究院、美国马里兰大学等。后者采用附于桨叶后缘的襟翼,通过襟翼的操纵,从伺服空气动力直接获得附加的能量,实现对桨叶的控制。研究的单位有美国的 Kaman 宇航公司、麦道公司、贝尔公司、麻省理工学院、马里兰大学和加州大学洛杉矶分校等。作动器主要有双压电晶片梁和由带有液压放大器的压电或磁致伸缩作动器。

与对智能桨叶的结构型式的研究相比,对智能桨叶控制的研究相对较少,都处于计算机非实时仿真阶段。主要方法有频域自适应控制、LQR/LTR 和 H 控制<sup>[6]</sup>以及时域自适应前馈控制<sup>[7]</sup>。还没有一个实时的智能桨叶模型。现有的数学模型过于复杂,难以实时在线实现。

本文着重于智能桨叶的实时模型、控制方法与控制器的实时实现。采用 MX 滤波器实现对桨叶动态特性的实时在线模拟。综合了时域自适应前馈控制和反馈控制的特点而提出了复合自适应方法,实现了桨叶阻尼和振动响应的控制。在所建立的实时系统上,实现了对单频、双频及变频谐和激励下桨叶振动的控制。

## 1 智能桨叶的实时模型

模型桨叶是嵌入压电材料的扭曲可控桨叶,由纤维增强型复合材料制成。桨叶的基本参数以 BO-105 直升机桨叶为原型,按 2.455 缩比制作。在非旋转情况下,其前三阶挥舞模态频率分别为 2.9, 17.4, 47.4 Hz,而在名义转速 8 (17.5 Hz)下为 19.6, 50.3, 90.5 Hz。

为研究智能桨叶振动的实时控制,必须建立桨叶的在线实时模型。具有并行结构和明显的交差耦合特性、系数与受控结构的模态参数有着特定关系的 MX 滤波器是一种非常适用于在线模拟结构动态特性的模型。文献[8]给出了单输入/单输出 MX 滤波器的结构。在此,将其扩展到多输入/多输出情况。一个具有  $m_i$  个输入、 $m_o$  个输出和  $m$  级的 MX 滤波器的方程为

$$s_{o,i}(k) = c_{ij}(k-1)v_j(k-1) \quad (1)$$

$$s_{l,i}(k) = 2a_{1,ij}(k-1)v_j(k-1) + b_l(k-1)s_{l,i}(k-1) - b(k-1)s_{l,i}(k-1) \quad (2)$$

$$s_{l,i}(k) = 2a_{1,ij}(k-1)v_j(k-1) + b_l(k-1)s_{l,i}(k-1) + b(k-1)s_{l,i}(k-1) \quad (3)$$

$$y_i(k) = s_{o,i}(k) + \sum_{l=1}^m s_{l,i}(k) \quad (4)$$

$$i = 1, 2, \dots, m_o, j = 1, 2, \dots, m_i, l = 1, 2, \dots, m$$

式中:  $c_{ij}$ ,  $a_{1,ij}$ ,  $a_{l,ij}$  为滤波器的横向系数;  $b_l$ ,  $b$  为递归系数;  $s_{o,i}$ ,  $s_{l,i}$ ,  $s_{l,i}$  为滤波器的状态量;  $v_j$  和  $y_i$  分别为 MX 滤波器的输入与输出。当 MX 滤波器用于描述结构的动态特性时,具有  $m$  个模态的结构需用  $m$  级 MX 滤波器。加速度测量时结构模态参数与 MX 滤波器的系数的关系由式(5)~式(11)给出。

$$b(k) = e^{-N(k)X_1(k)T} \cos \left[ \frac{N(k)X_1(k)T}{1 - N^2(k)X_1(k)T} \right] \quad (5)$$

$$b_l(k) = e^{-N(k)X_1(k)T} \sin \left[ \frac{N(k)X_1(k)T}{1 - N^2(k)X_1(k)T} \right] \quad (6)$$

$$a_{l,ij}(k) = \frac{1}{2} \frac{f_{l,i}^o f_{l,i}^i}{\text{Jom}^d} \left[ 1 - b_l(k) + \frac{N(k)}{1 - N(k)} b(k) \right] \quad (7)$$

$$a_{l,ij}(k) = \frac{1}{2} \frac{f_{l,i}^o f_{l,j}^i}{m_l^d} \left[ b_l(k) + (b_l(k) - 1) \frac{N(k)}{1 - N^2(k)} \right] \quad (8)$$

$$c_{ij}(k) = \sum_{l=1}^m \frac{f_{l,i}^o f_{l,j}^i}{m_l^d} \quad (9)$$

式中:  $X_l(k)$  和  $N(k)$  为结构的第  $l$  阶模态频率与模态阻尼比;  $T$  为采样周期;  $f_{l,j}^i, f_{l,i}^o$  为结构第  $j$  个作动器位置与第  $i$  个传感器位置的第  $l$  阶振型值;  $m_l^d$  为结构的第  $l$  阶模态质量。

为了模拟带有 SISO 控制器的受控结构的动力响应, 必须采用两输入/ 单输出的 MX 滤波器。其中一个输入是外扰, 另一个控制。总的响应为外扰响应和控制响应的叠加。对于模型桨叶, 本文考虑其在旋转情况下的前 3 阶挥舞模态, 并取各阶模态阻尼比为 0.01。

## 2 复合自适应控制

研究中发现, 在外扰频率大于受控对象的最低模态频率, 而受控对象最低模态频率的模态阻尼又非常小的情况下, 基于时域自适应滤波技术的自适应前馈控制能不能提供令人满意的减振效果, 甚至会使系统失去稳定。针对这种情况, 本文提出一种复合自适应控制法, 如图 1。它是自适应前馈控制与反馈控制的结合。反馈控制器主要用于增加受控对象的模态阻尼, 而自适应前馈控制用于抵消外扰响应。

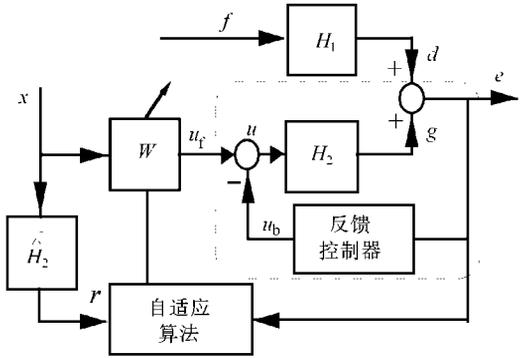


图 1 复合自适应控制

从图 1 可知

$$u(k) = u_r(k) - u_b(k) \quad (10)$$

式中:  $u_b$  为反馈控制器的控制信号;  $u_r$  为前馈控制信号;  $u$  为总的控制信号。

反馈控制器可以采用反馈控制论中的设计方法进行设计, 如 PID 控制法、极点配置法、最优控制法等, 在此, 采用了 PID 控制。其传递函数为

$$D(z) = \frac{U_b(z)}{E(z)} = K_P + \frac{K_I T}{2} \left( \frac{z+1}{z-1} \right) + \frac{K_D}{T} \left( \frac{z-1}{z} \right) \quad (11)$$

式中:  $U_b(z), E(z)$  分别为  $u_b(k)$  和  $e(k)$  的  $z$ -变换;  $K_P, K_I$  和  $K_D$  分别为比例增益、积分增益与微分增益。式 (11) 也可改写为式 (12), 以便于计算机在线计算。

$$D(z) = \frac{a_0 + a_1 z^{-1} + a_2 z^{-2}}{1 + b_1 z^{-1} + b_2 z^{-2}} \quad (12)$$

式中:

$$a_0 = K_P + \frac{K_I T}{2} + \frac{K_D}{T}, \quad a_1 = -K_P + \frac{K_I T}{2} - \frac{2K_D}{T}, \quad a_2 = \frac{K_D}{T}$$

$$b_1 = -1, \quad b_2 = 0$$

省去图 1 中的反馈控制器就可得到自适应前馈控制框图。  $x$  为参考信号;  $H_1, H_2$  分别为扰动通道与误差通道的脉冲传递函数;  $\hat{H}_2$  是  $H_2$  的估计;  $d(k)$  和  $g(k)$  分别为外扰  $f$  和  $u_r$  产生的响应, 并且  $d(k)$  被称为无控响应;  $e(k) = d(k) + g(k)$  称为有控响应或误差, 为控制器的权。

假定  $H_1, H_2$  和  $H_2^d$  可分别由  $M, L$  和  $P$  阶有限脉冲响应滤波器(FIR)描述, 则

$$e(k) = d(k) + g(k) = d(k) + \sum_{n=0}^P w_k(n)r_k(n) \quad (13)$$

$$r_k(n) = \sum_{j=0}^L h_2(j)x(k-j-n) \quad (14)$$

式中:  $r_k(n)$  称为滤波- $x$  信号。

控制器的权可由下式得到

$$w_{k+1}(n) = w_k(n) + 2Le(k)r_k(n) \quad (15)$$

式中:  $L$  为收敛因子。从而

$$u_f(k) = \sum_{n=0}^P w_k(n)x(n) \quad (16)$$

从式(14)及式(15)可以看出  $w_{k+1}$  与  $w_k, L, e(k)$  和  $r_k(n)$  有关。通常  $w_0(n) = 0$ ,  $H_2$  可以通过在线或离线辨识获得,  $e(k)$  可以测量, 因此如果确定了收敛因子  $L$  和参考信号  $x$ , 控制器的权可方便地算出。

### 3 实时仿真系统与仿真结果

图 2 为实时仿真系统的框图。它由 PC 机、数字信号处理装置、电源、信号发生器和示波器等组成, 其核心是两个单元以 Motorola 56002 数字信号处理器(DSP)为中心, 辅以存储器、滤波器、2 路 A/D、2 路 D/A 等器件而组成的, 具有高速运算、采样频率可编程特性和可脱机运行的数字信号处理装置。它们分别用于智能桨叶的实时模型计算和控制律计算。通过 RS-232 串行接口, 数字信号处理装置可与 PC 机进行通讯, 以实现程序加载、监控和数据传递。

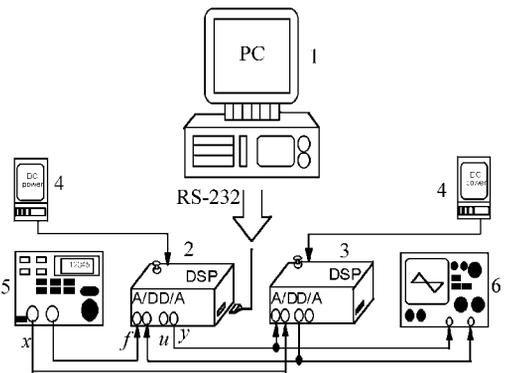


图 2 实时仿真系统

首先研究了智能桨叶在  $70\text{Hz}$  ( $48$ ) 扰动作用下, 采用常规的自适应前馈控制法的减振效果。研究发现  $70\text{Hz}$  的振动已得到抑制, 但由于桨叶的最低阶挥舞模态阻尼比较低 (阻尼比为  $0.01$ ), 最低阶模态被激起, 引起整个系统出现不稳定。而提出的复合自适应控制方法解决了上述问题, 它使智能桨叶的最低阶挥舞模态的阻尼比从无控时的  $0.01$  提高到  $0.035$ 。

图 3 显示了智能桨叶在不同激励作用下, 采用复合自适应控制后桨叶的挥舞加速度响应。图 3(a) 为在单一频率  $70\text{Hz}$ 、定频、定幅扰动激励下的控制结果, 从图中可以看到振动得到了很好地控制。

因为, 在飞行过程中直升机所受的扰动的频率和幅值是变化的。例如发动机转速的改变可引起旋翼转速的改变, 即扰动频率改变。飞行速度的改变可引起扰动幅值的变化。因此检验复合自适应控制对变化的扰动频率与幅值的适应性是非常重要的。图 3(b) 为扰动频率在  $[0.958 \sim 1.058]$  范围内变化、定幅激励下的控制结果, 从中可以看到尽管扰动的频率发生了变化, 复合自适应控制仍可提供良好的减振效果。图中桨叶响应的跳跃是由于扰动频率的改变而引起桨叶的瞬态响应。图 3(c) 为在单一频率  $70\text{Hz}$ 、定频、变幅扰动激励下的控制结

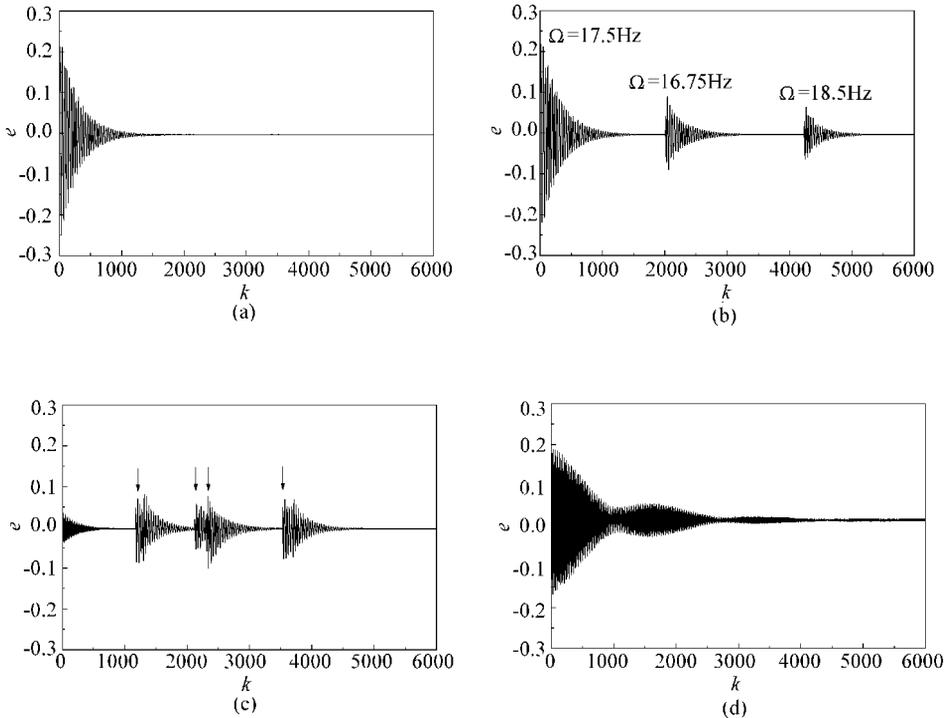


图 3 智能桨叶的挥舞响应(采样周期 0.001375s)

(a) 单一频率定频、定幅激励; (b) 单一频率变频、定幅激励;

(c) 单一频率定频、变幅激励; (d) 双频定频、定幅激励

果。它们表明, 复合自适应控制对变化的扰动频率与幅值均具有良好的适应性。

桨叶的空气动力包含所有的谐和频率成分:  $8, 28, 38, 48, \dots$ 。对一个具有  $N$  片桨叶的旋翼, 只有  $N8, 2N8, 3N8 \dots$  频率成分传递到机身垂直方向, 其它的频率成分在桨毂合成时相互抵消了, 并且谐波的阶次越高, 其幅值越小。因此,  $-8$  和  $2N8$  是机身垂直方向的主要振动频率成分。进一步地, 图 3(d) 给出了智能桨叶在双频(70Hz 和 140Hz, 即 48 和 88) 谐和激励、复合自适应控制下的响应, 控制的效果同样令人满意。

从上述结果可以看出: 复合自适应控制可以很好地控制智能桨叶的振动。

## 4 结 语

本文着重研究了智能桨叶的实时模型、控制方法与控制器的实时实现。

(1) 将单输入、单输出  $MX$  滤波器推广至多输入/多输出情形, 并用于智能桨叶动态特性的实时在线模拟, 给出了该滤波器的系数与所描述的受控结构模态参数之间的相互关系。

(2) 提出了一种新的复合自适应控制方法。它综合了自适应前馈控制和反馈控制的特点, 实现了对桨叶阻尼和振动响应的控制。

(3) 建立了以高速信号处理器为中心的实时数字仿真系统。实现了对单频(48)、双频(48 和 88)、变频(3.838 ~ 48 ~ 4.238) 及变幅值谐和激励下桨叶振动的控制。

(4) 研究表明, 复合自适应控制对外扰特性的变化具有良好的适应能力。

后续的研究有:进一步研究在线的桨叶气弹模型和控制系统的实现,模型桨叶的装机试验,以及将复合自适应控制方法应用于其它对象。

### 参 考 文 献

- 1 Nitzsche F, Breitbach E. Individual blade control of hinged blades using smart structures. 18th European Rotorcraft Forum. France: Avignon, 1992. E6. 1 ~ E6. 13.
- 2 Chen P C, Chopra I. Induced strain actuation of composite beams and rotor blades with embedded piezoceramic elements. Smart Material and Structure, 1996, 5(1) : 35 ~ 48.
- 3 Straub F K, Merkley D J. Design of a servo-flap rotor for reduced control loads. Smart Materials and Structures, 1996, 5(1): 68 ~ 75.
- 4 Ben-Zeev O, Chopra I. Advances in the development of an intelligent helicopter rotor employing smart trailing-edge flaps. Smart Materials and Structures, 1996, 5(1): 11 ~ 25.
- 5 Myrtle T F, Friedmann P P. Unsteady compressible aerodynamics of a flapped air foil with application to helicopter vibration reduction. Proc. of the AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC 38th Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Kissimmee, FL, 1997. 224 ~ 240.
- 6 Dinkler D, Doengi F. Robust vibration control of rotor blades in forward flight. Proc. of CEAS International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics. 1995. 18c-1 ~ 11.
- 7 Gu Z G. Study on control concept of adaptive rotor for vibration control. DLR IB131- 96/34, 1996.
- 8 Melcher J. MX filters: a new tool for performance tests of adaptive structural systems. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 1994, (5): 854 ~ 861.

## ‘21 世纪航空发展与展望 ——中俄学术会议’在北京举行

《21 世纪航空发展与展望——中俄学术会议》于 1998 年 4 月 24 ~ 27 日在京举行。

中俄双方与会专家层次高、阵容强。俄方参加会议的有以俄罗斯航空制造者协会会长巴特可夫博士为首的 17 名俄罗斯航空科技领域的著名专家和技术负责人,中方有中国科学院和中国工程院院士顾诵芬、中国工程院院士李明等航空企事业单位技术领导和学者专家近 80 人。

中俄双方专家为本次会议提交论文 27 篇(将出版会议文集),有 16 位专家作了大会发言,在分组座谈中进行了对口深入的讨论。会议研讨内容涉及军用飞机和民用飞机的设计、发动机、电子综合系统、飞行控制、飞行试验、导弹技术、制造技术和材料等各技术领域。专家们对各航空技术领域的发展各抒己见,分析探讨;对双方均感兴趣的课题商议合作的可能性;对今后中俄开展航空科技合作提出了建议。

双方相约,1999 年 8 月在莫斯科举办下一届中俄学术会议。

(李铁柏)