文章编号:1000-8152(2009)10-1143-05

抑制机翼主动颤振的输出微分调节器

张子健¹,徐 敏¹,陈士橹¹,罗 翔²

(1. 西北工业大学 航天学院,陕西西安 710072; 2. 西北工业大学 365研究所,陕西西安 710072)

摘要:机翼的主动颤振抑制技术是现代弹性飞行器设计的重点,传统的基于输出量最小化设计的线性二次 最优调节器(LQRY)由于引入的信息量少,其抑制颤振的效果并不理想.本文提出了一种基于输出微分项推导 的最优调节器(ORW)设计方法.与LQRY方法相比,该方法引入了更多的系统信息,能够有效抑制无法直接测量 的输出微分项的振动,从而更快地抑制输出的振动.最后对典型的气动弹性主动控制系统(BACT)模型,分别采 用LQRY和ORW调节器对机翼颤振进行抑制,仿真结果表明,新方法能够更加快速有效地抑制机翼的颤振.

关键词: 颤振抑制; 最优控制; 输出微分

中图分类号: V215.3 文献标识码: A

Output-rate-weighted regulator for suppressing active flutter on flapping wing

ZHANG Zi-jian¹, XU Min¹, CHEN Shi-lu¹, LUO Xiang²

(1. College of Astronautics, Northwest Polytechnical University, Xi'an Shaanxi 710072, China;

2. NO.365 Research Insitute, Northwest Polytechnical University, Xi'an Shaanxi 710072, China)

Abstract: The suppression of active flutter on a flapping wing is a major topic in the design of modern flexible airplanes; but the traditional linear quadratic optimal regulator(LQRY) based on the minimization of the weighted output doesn't work well for this purpose. A new optimal regulator based on the minimization of the output rate weighted minimizing(ORW) is developed. Being different from the LQRY, this regulator makes use of more system information. It minimizes the time-rate of the output, which is not available for a direct measurement, thereby suppressing the flutter more quickly. Simulation is performed on a Benchmark Active Control Technology(BACT) system by using the ORW regulator and the LQRY regulator respectively. The results show that the ORW regulator provides a better performance.

Key words: flutter suppression; optimal control; output rate weighted

1 引言(Introduction)

最优线性二次型调节器(LQR)方法,是许多现 代控制方法设计的核心,例如线性二次高斯问题 (LQG),H₂/H_∞鲁棒控制问题等,大都以LQR理论作 为基础.而基于输出量最小化的LQR方法(LQRY)更 是在各控制领域得到了极为广泛的应用.在机翼的 主动颤振抑制方面,理想控制技术也被国内外学者 大量采用.Garrard.W.L.等人提出了一种LQG/LTR 方法进行机翼的主动颤振抑制^[1];Tewari.A.基于最 优控制理论推导了H₂/H_∞和 μ 分析鲁棒最优颤振抑 制方法^[2];徐敏等(3);Sungsoo Na等人采用LQG-SMO 方法设计了对阵风等噪声干扰具有鲁棒性的机翼 颤振抑制控制律^[4];于明礼等人利用LQR方法根 据可测量量推导了2维机翼颤振的准最优输出反 馈控制律^[5]. 然而在上面提到的最优控制方法中, 绝 大部分是以输出量的最小化或状态变量的最小化作 为性能指标约束进行控制律的推导, 虽然得到的控 制律最终能够抑制颤振的发生, 但其快速性很难得 到保证. 尤其是对于LQRY来说, 由于通常情况下其 能够引入的系统信息量较少, 因此其对状态变量的 控制效果并不十分令人满意. 针对这一情况, 本文提 出了利用抑制输出项的微分就能够快速抑制输出振 动的思想, 建立了一种输出微分(ORW)理想调节器.

2 气动伺服弹性系统模型(Aeroservoelastic model)

典型2维机翼气动弹性结构如图1所示,当没有舵 偏角输入时,其运动方程可以写成矩阵的形式:

收稿日期: 2008-05-05; 收修改稿日期: 2008-12-30.

基金项目:高等学校博士学科点专向科研基金资助项目(20070699054);国家自然科学基金重大研究计划资助项目(90405002).

$$\begin{bmatrix} m & S_{\alpha} \\ S_{\alpha} & I_{\alpha} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{h} \\ \ddot{\alpha} \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} K_{\rm h} \\ K_{\alpha} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} h \\ \alpha \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} -L \\ M_{\alpha} \end{Bmatrix} . (1)$$

舵偏角作为控制输入进行翼面颤振抑制时,考虑伺 服机构的动力学效应,控制面转角指令与控制面实 际转角之间的动力学关系式可表示为如下形式:

$$\ddot{\beta} + 2\omega_0 \zeta \dot{\beta} + \omega_0^2 \beta = k_0 \omega_0^2 \beta_c.$$
⁽²⁾

其中: β 为控制面偏转角, k_0 为比例系数, ω_0 为固有 频率, ζ 为阻尼比, β_c 为控制面偏转角命令.





将方程(1)(2)联立,即可得到2维翼段气动伺服弹 性系统模型的3自由度运动微分方程

$$\begin{bmatrix} m & S_{\alpha} & S_{\beta} \\ S_{\alpha} & I_{\alpha} & S_{\alpha\beta} \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{cases} \ddot{h} \\ \ddot{\alpha} \\ \ddot{\beta} \end{cases} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 2\omega_0 \zeta \end{bmatrix} \begin{cases} \dot{h} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{\beta} \end{cases} + \begin{bmatrix} K_{h} \\ K_{\alpha} \\ \omega_0^2 \end{bmatrix} \begin{cases} h \\ \alpha \\ \beta \end{cases} = \begin{cases} -L \\ M_{\alpha} \\ 0 \end{cases} + \begin{cases} 0 \\ 0 \\ k_0 \omega_0^2 \end{cases} \beta_{c}.$$
(3)

上式可以表示成如下形式:

$$M_s \ddot{q} + C_s \dot{q} + K_s q = Q + B_1 u. \tag{4}$$

其中: $q = \{h \alpha \beta\}^{\mathrm{T}}, u = \beta_{\mathrm{c}}.$

气动力和力矩可以采用气动导数法获得,具体表 达式为

$$\begin{cases} L = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_{\rm L} = \\ \frac{1}{2}\rho V^2 S [C_{\rm L0} + C_{\rm L}^{\alpha^*} \alpha^* + C_{\rm L}^{\beta} \beta + \\ \frac{b}{V} (C_{\rm L}^{\dot{\alpha}^*} \dot{\alpha}^* + C_{\rm L}^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + C_{\rm L}^{\beta} \dot{\beta})], \end{cases}$$

$$M_{\alpha} = \frac{1}{2}\rho V^2 S (2b) C_{\rm M} = \\ \rho V^2 S b [C_{\rm M0} + C_{\rm M}^{\alpha^*} \alpha^* + C_{\rm M}^{\beta} \beta + \\ \frac{b}{V} (C_{\rm M}^{\dot{\alpha}^*} \dot{\alpha}^* + C_{\rm M}^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + C_{\rm M}^{\beta} \dot{\beta})].$$
(5)

其中: *C*_{*}表示的是气动力系数, 下标**M**, L分别表 示力矩与力, 具体数值由试验或计算确定. *α**为局部 迎角, 其计算公式为

$$\alpha^*(x, y, t) = \alpha(t) + \frac{\dot{h}(t)}{V} + \frac{l(x)\dot{\alpha}(t)}{V} - \frac{w_{\rm g}(x, y, t)}{V}.$$
(6)

其中: l(x) = (1/2 - a)b为体轴坐标原点到迎角参考点的距离, w_g 为当地流场的扰动速度, V为远场气流速度.

将方程(5)(6)代入到方程(3)中,整理后就可得到 气动伺服弹性系统的状态空间方程

$$\dot{X} = AX + BU + EW. \tag{7}$$

其中: 状态向量 $X = \{\dot{h} \dot{\alpha} \dot{\beta} h \alpha \beta\}^{T}$, 控制 量 $U = \beta_{c}, W$ 为扰动输入(如阵风).

3 输出微分调节器推导(Output rate weighted regulator derivation)

考虑公式(7)所描述的线性系统,不考虑扰动干扰,则系统的状态空间方程变为

$$\dot{X} = AX + BU,\tag{8}$$

$$Y = CX + DU. (9)$$

颤振抑制最优调节器的设计实质上就是找到一个理想的反馈增益矩阵K,从而得到反馈控制律

$$U = -KX, \tag{10}$$

使得性能指标达到最小.对于最优控制中的输出调 节器(LQRY)来说,性能指标取为

$$J = \frac{1}{2} \int_0^\infty (Y^{\mathrm{T}} Q Y + U^{\mathrm{T}} R U) \mathrm{d}t, \qquad (11)$$

即要求用不大的控制能量以保持输出在零值附近. 但输出调节器得到的最优控制规律并不是输出 量Y的线性反馈, 而仍是状态X的线性反馈, 这一点 反映了一个本质问题, 即构成最优控制需要的是全 部的状态信息, 而输出量仅仅反映了状态各分量的 线性组合, 无法提供各个状态变量的全部信息, 因此 从原理上讲, LQRY没有充分利用全部系统信息, 不 能构成真正的最优控制. 为了在不增加量测量的基 础上获得比LQRY更优越的控制器, 下面推导了一种 基于输出微分的最优调节器设计方法.

首先采用输出微分项和控制能量构成性能指标, 表达式如下:

$$J = \frac{1}{2} \int_0^\infty \left[\left(\frac{\mathrm{d}Y}{\mathrm{d}t}\right)^\mathrm{T} Q\left(\frac{\mathrm{d}Y}{\mathrm{d}t}\right) + U^\mathrm{T} R U \right] \mathrm{d}t.$$
(12)

其物理意义是用不大的控制能量使系统输出微分 值保持在零附近,从而达到快速抑制输出振动并 使之稳定收敛的目的.将方程(8)、方程(9)代入到方 程(12)中,可得到性能指标的另一种形式为

$$J = \frac{1}{2} \int_0^\infty (\bar{X}^{\mathrm{T}} \bar{Q} \bar{X} + U^{\mathrm{T}} R U) \mathrm{d}t.$$
(13)

其中:

$$\begin{cases} \bar{X}^{\mathrm{T}} = [X^{\mathrm{T}} \ U^{\mathrm{T}} \ (\frac{\mathrm{d}U}{\mathrm{d}t})^{\mathrm{T}}], \\ \bar{Q} = \\ \begin{bmatrix} A^{\mathrm{T}}C^{\mathrm{T}}QCA & A^{\mathrm{T}}C^{\mathrm{T}}QCB & A^{\mathrm{T}}C^{\mathrm{T}}QD \\ B^{\mathrm{T}}C^{\mathrm{T}}QCA & B^{\mathrm{T}}C^{\mathrm{T}}QCB & B^{\mathrm{T}}C^{\mathrm{T}}QD \\ D^{\mathrm{T}}QCA & D^{\mathrm{T}}QCB & D^{\mathrm{T}}QD \end{bmatrix}. \end{cases}$$

$$(14)$$

与LQRY调节器中的 $C^{T}QC$ 矩阵相比,该方法中 \bar{Q} 矩阵包含的系统信息更丰富,可以看出, $C^{T}QC$ 矩阵是 \bar{Q} 矩阵的一个子矩阵,这说明LQRY是ORW的一个特例,ORW调节器引入了更多的系统信息,能够比LQRY调节器的性能更接近最优.

利用极小值原理,推导出ORW调节器的反馈增 益矩阵的表达式如下:

$$K = \bar{R}^{-1}B^{\mathrm{T}}(M + C^{\mathrm{T}}QCA), \qquad (15)$$

其中

$$\bar{R} = R + B^{\mathrm{T}} C^{\mathrm{T}} Q C B). \tag{16}$$

矩阵M可由下面的Riccati方程进行求解:

$$M\bar{A} + \bar{A}^{\mathrm{T}}M - MB\bar{R}^{-1}B^{\mathrm{T}}M + \tilde{Q} = 0.$$
 (17)

式中:

$$\bar{A} = A - B\bar{R}^{-1}B^{\mathrm{T}}C^{\mathrm{T}}QCA, \qquad (18)$$

$$\tilde{Q} = A^{\mathrm{T}} C^{\mathrm{T}} (Q - Q C B \bar{R}^{-1} B^{\mathrm{T}} C^{\mathrm{T}} Q) C A.$$
(19)

由方程(15)所表示的ORW调解器反馈增益矩阵的形式也可以看出,与传统的LQRY反馈增益矩阵相比其包含了更多的系统信息.

4 机翼主动颤振抑制仿真(Active flutter suppression of flapped wing)

4.1 仿真模型(Simulation model)

为了验证本文方法,下面选用标准的主动控制 机翼试验模型(benchmark active controls technology, BACT)作为计算模型.该机翼是由NASA Langley研 究中心设计的以NACA0012翼型生成的矩型机翼, 后缘安装了控制面用于颤振抑制试验.试验时将 机翼固定在一个俯仰-沉浮系统(pitch and plunge apparatus, PAPA)上, 如图2所示. 模型的结构参数见表1.



图 2 BACT机翼风洞试验模型 Fig. 2 The wind tunnel model of BACT wing

表1 PAPA系统结构参数

 $\begin{array}{ll} m = 88.7 \ {\rm kg} & l = -0.07112 \ {\rm m} \\ S_\alpha = 0.2253 \ {\rm kg} \cdot {\rm m} & S = 3.55 \ {\rm m}^2 \\ S_\beta = 0.0128 \ {\rm kg} \cdot {\rm m} & b = 0.2032 \ {\rm m} \\ I_\alpha = 3.7955 \ {\rm kg} \cdot {\rm m}^2 & K_{\rm h} = 39208 \ {\rm kg/s}^2 \\ I_\beta = 0.0021 \ {\rm kg} \cdot {\rm m}^2 & K_\alpha = 4068.4 \ {\rm kg/s}^2 \\ \omega_0 = 165.3 \ {\rm Hz} & \xi = 0.56 \\ k_0 = 1.02 \end{array}$

4.2 开环响应(Open-loop response)

首先, 对系统开环响应进行仿真. 图3给出了来 流马赫数0.8情况下开环系统的根轨迹曲线, 从图中 可以看出, 随着无量纲速度V的增大, 俯仰模态特征 值越来越靠近虚轴, 当V增大到0.609时, 系统发生 颤振. 图4给出了系统的临界颤振响应曲线, 颤振速 度V_f = 0.609, 与实验值0.595相比误差为2.3%, 这说 明本文所建立的气动伺服弹性系统模型是可靠的, 能够反映0.8 Ma情况下系统的颤振特性.









1146

在颤振抑制系统中,输出量一般为振动模态的位 移或翼面上某些点的加速度值,此时系统的稳态输 出不可能出现非零常数的情况,若输出为非零值则 说明系统仍处于振动中.因此,当采用ORW调节器 控制输出微分值收敛到零时,系统输出也必然收敛 到零.下面分别采用ORW调节器和LQRY调节器对 处于来流马赫数0.8时临界颤振情况下的BACT模型 进行主动颤振抑制仿真.假设{ $h \alpha \beta$ }是可测量的. 同时,为了方便比较,仿真时ORW调节器和LQRY 调节器的权矩阵分别取相同值,即 $Q = \text{diag}\{1,1,0\}, R = 1.$



图5给出了系统分别采用LQRY和ORW调节器时的闭环根轨迹图,从图中可以看出,ORW调节器的颤振抑制效果明显优于LQRY调节器.图6和图7分别给出了开环颤振点处闭环系统的输出微分项及

输出的响应曲线,从图中可以看出,在相同的加权 矩阵选取情况下,本文提出的ORW调节器比传统 的LQRY调节器在颤振的抑制速度上要快得多,从实 际作用原理上讲,由于ORW调节器设计的出发点是 针对输出微分项的抑制,因此便能够更快速有效地 抑制输出振动.



表2给出了LQR, ORW, LQRY调节器的状态反馈 系数, 其中ORW调节器与LQR调节器得到的反馈系 数基本相同, 而LQRY调节器得到的反馈系数与之 却相差甚远. 这是因为ORW调节器与LQRY调节器 相比引入了更多的系统信息, 又由于此算例的特 殊性, 因此其控制性能非常接近于最优LQR调节 器, 其控制效果自然优于LQRY调节器. 如果系统 输出为传感器测得的加速度值, 那么ORW调节器将 与LQR调节器的反馈系数将有一定差别,在本文中不再对其进行讨论.图8显示了3种调节器作用下系统的Naquist图,从中也可以看出ORW调节器基本达到了LQR调节器的性能,其作用下的系统鲁棒性远

高于LQRY作用下的系统,这说明当存在外干扰及 噪声情况下,ORW调节器有能力仍使系统保持稳定, 而LQRY调节器的性能却会下降很多甚至无法稳定 系统.

Control law of feed-back system compared Table 2 控制律 K1 K2 K3 K4 K5 K6 LQR -0.2604-0.17640 -0.21704.7524 0.0328 ORW -0.2600-0.17630 -0.21614.7520 0.0328 LORY -0.0023-0.00820 -0.05020.2660 0.0006

表 2 反馈系统控制律比较



Fig. 8 Naquist curves of system

5 总结(Conclusions)

本文提出了一种基于输出微分的最优二次型 调节器,用来对机翼颤振进行主动控制.这种新型 方法具有包含信息多,能够抑制输出微分的特点. 通过仿真证明,与传统的输出调节器(LQRY)相比, ORW能够更加快速有效的抑制机翼的颤振.另外, 这种ORW最优方法还可以用于多变量颤振抑制问 题的推导,也可用于线性二次高斯问题的求解.从 理论上讲,在机翼颤振抑制最优控制的大部分应 用中,ORW的控制性能总是优于相应的LQRY的.

参考文献(References):

- GARRARD, LIEBST. Active flutter suppression using eigenspace and linear quadratic design techniques[J]. *Guidance, Control and Dynamics*, 1985, 8(3): 304 – 311.
- TEWARI. Robust optimal controllers for active flutter-suppression[C] //AIAA Guidance, Navigation and Controls Conference. Boston: AIAA, 1998, 8: 399 – 407.
- [3] 徐敏,陈刚,陈士橹,等. 基于非定常气动力低阶模型的气动弹性 主动控制律设计[J]. 西北工业大学学报, 2004, 22(6): 748 – 752.
 (XU Min, CHEN Gang, CHEN Shilu, et al. Design method of active control law based on reduced order model of unsteady aerodynamics for aeroelasticity[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2004, 22(6): 748 – 752.)
- [4] SUNGSOO NA. Response of flapped wing systems using robust estimation methodology[C] //AIAA Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. California: AIAA, 2004, 4: 1 – 12.
- [5] 于明礼, 胡海岩. 基于超声电机作动器的翼段颤振主动抑制[J]. 振动工程学报, 2005, 18(4): 418 424.
 (YU Mingli, HU Haiyan. Active flutter suppression of an airfoil model using ultrasonic motor[J]. *Journal of Vibration Engineering*, 2005, 18(4): 418 424.)

作者简介:

张子健 (1981—), 男, 博士, 从事弹性飞行器动力学与控制研

究, E-mail: yuqiuyashi2006@sina.com;

徐 敏 (1956—), 女, 教授, 博士生导师, 从事弹性飞行器动力 学与控制、飞行力学、空气动力学研究;

陈士橹 (1920—), 男, 院士, 博士生导师, 从事飞行器气动弹性 技术研究;

罗 翔 (1982—), 男, 助理工程师, 从事网络通讯研究.