

# 跨声速机翼阵风减缓研究<sup>1)</sup>

张 慰 张伟伟 全景阁 叶正寅<sup>2)</sup>

(西北工业大学翼型叶栅空气动力学国家重点实验室, 西安 710072)

**摘要** 阵风响应分析是大型民用飞机设计必不可少的工作. 利用操纵面的主动偏转实现机翼阵风减缓是未来民用飞行器的一个关键技术. 基于 CFD/CSD 耦合的气动弹性仿真方法, 将阵风视为输入, 翼根弯矩作为输出, 通过系统辨识方法建立跨音速阵风响应的状态空间分析模型. 而后将副翼作动位移视为系统输入, 建立副翼作动对应的机翼响应分析模型. 耦合上述 2 个模型, 通过最优控制方法设计副翼偏转的控制律, 实现跨音速机翼的阵风响应减缓. 通过设计状态观测器得到最优控制反馈所需的状态量. 通过数值算例验证了所设计的阵风减缓控制律的有效性, 能将翼根弯矩减少 60%~80%.

**关键词** 阵风减缓, CFD, 系统辨识, 跨音速, 最优控制

中图分类号: V211 文献标识码: A 文章编号: 0459-1879(2012)06-0962-08

## 引 言

飞机在大气中飞行时, 不可避免地要遇到阵风的影响, 有可能严重影响飞机性能及乘员的安全和舒适, 飞机还可能因承受不了过高的载荷而造成飞机失事. 在航空史上不乏由于阵风载荷过大而造成的航空事故, 所以各国的飞机强度和刚度规范中均规定必须进行阵风载荷计算, 检验飞机是否具有足够的强度和刚度, 以保证飞机的安全性. 对于飞机设计, 尤其是大型客机的设计来说, 阵风的主动减缓是个亟待解决的技术课题. 目前来看, 利用飞机现有的操纵面是实现阵风主动减缓的主要方法. 在 1973 年, 美国兰利研究中心对一个安装有主动升力分布控制系统 (active lift distribution control system, ALDCS) 的 1:22 缩比 C-5A 运输机模型在 TDT 跨音速风洞内进行了试验, 试验结果显示 ALDCS 在减少机翼动力弯曲载荷、扭转载荷方面非常有效. 在机翼主要弯曲模式的频率下, 弯曲力矩在整个翼展上减少了 50% 以上. 其后, 试飞再次验证了风洞模型得到的结果, 从而确认了主动控制技术在减少飞机气动弹性响应方面的潜力<sup>[1]</sup>. 但目前国内尚不具备大型飞机高马赫状态下阵风响应和主动减缓方面的风洞实验条件, 理论计算分析仍然是研究阵风响应和阵风主动减缓的最主要方式.

工程中广泛运用于阵风响应分析的气动力模型

主要还是基于线化理论的各种升力线/面方法, 但经典的线化理论对处在跨音速下阵风主动减缓效果不显著. 随着计算机性能的提高, 计算流体力学 (computational fluid dynamics, CFD) 技术<sup>[2-7]</sup> 在跨音速大型飞行器的气动弹性分析中得到了迅速发展.

然而, 基于 CFD 技术的气动弹性直接数值模拟方法的计算量较大, 难以在实际工程中得到使用. 而近年来新发展出了一种基于 CFD 技术的 ROM (reduced order model) 方法, 该方法不但可以克服传统线化方法的理论缺陷, 还保留了 CFD 技术的优点, 使得其分析效率远远高于 CFD/CSD 直接耦合技术. Raveh 等<sup>[8-9]</sup> 已将 ROM 方法应用于机翼阵风响应的计算研究中. 张伟伟等<sup>[10-13]</sup> 和杨国伟等<sup>[14]</sup> 对 ROM 方法做了进一步深入的研究, 其中张伟伟等已经将该方法应用于跨音速颤振的计算分析, 并推广到跨音速伺服气动弹性分析、跨音速颤振的主动抑制研究和阵风响应分析.

在阵风减缓研究方面, 国外有 Vartio 等<sup>[15]</sup>、Silva 等<sup>[16]</sup>、Zeng 等<sup>[17]</sup> 在阵风减缓的数值计算和理论分析方面做了初步研究; 而国内有关阵风减缓研究相对较少, 其中高洁等<sup>[18]</sup>、Shao 等<sup>[19]</sup>、章宗锋等<sup>[20]</sup> 在这方面做了主要工作. 然而, 这些研究大多采用线化势流理论针对亚音速状态进行研究, 而未涉及大型运输类飞行器通常面临的跨音速或高亚音速飞行状态; 大多针对刚性飞机, 较少涉及柔性

2012-03-30 收到第 1 稿, 2012-08-15 收到修改稿.

1) 航空科学基金 (20121353014), 国家自然科学基金 (11172237) 和西北工业大学基础研究基金资助项目.

2) E-mail: aeroelastic@nwpu.edu.cn

飞机阵风减缓研究. 一般涉及对阵风导致的载荷增量和俯仰力矩的增量的主动抑制, 力图提高飞机的飞行品质, 提高乘客的舒适度. 然而, 阵风不仅会使飞机的飞行品质变坏和载荷的增加, 而且会增加机翼翼根弯矩、使柔性机翼产生弹性运动, 形成疲劳损坏, 给飞机的飞行安全带来严重挑战. 因此, 针对于柔性机翼, 在借鉴上述等人的研究基础上, 将 ROM 方法应用于跨音速阵风减缓的主动控制研究中, 基于 CFD 技术, 采用系统辨识方法, 在状态空间内建立降阶的非定常气动力模型, 耦合外激阵风气动力模型和操纵面偏转气动力模型, 建立跨声速阵风响应分析模型, 通过结合具有二次型性能指标的最优控制方法, 建立起有效的基于翼根弯矩为减缓目标的阵风减缓控制系统.

### 1 基于流固耦合思路的阵风响应计算方法

目前国内外研究者阵风边界条件的施加通常有 3 种, 第 1 种就是在远场边界处给出动态的阵风边界条件; 第 2 种是在物面边界条件附加阵风下洗速度的方法 (如文献 [10]); 第 3 种是以机翼本身的运动来模拟阵风的相对运动. 本文作者曾通过数值研究, 对这 3 种阵风边界的施加进行细致比较, 第 3 种方法本质将机翼视为质点, 只能计算大尺度阵风, 前两种方法能够考虑到小尺度的阵风, 差别不大, 但飞机在大气中遇到的阵风大多是第 1 种阵风边界条件, 即阵风形成于飞机的前方, 因此, 选用第 1 种阵风计算形式.

基于非定常 Euler 方程, 利用有限体积法进行空间离散, 运用线性弹簧方法, 通过每一时刻网格的位移来实现网格的运动, 采用全隐式双时间推进方法进行时间离散, 采用四阶精度的四阶杂交的预估-校正方法来求解机翼的结构运动方程. 该程序通过了较多算例的考核和验证, 可参考文献 [21].

应用拉格朗日方程, 翼面的结构运动方程可以写为

$$M \cdot \ddot{\xi} + G \cdot \dot{\xi} + K \cdot \xi = q \cdot f \quad (1)$$

式中,  $M$  为质量矩阵,  $G$  为结构阻尼矩阵,  $K$  为刚度矩阵,  $\xi$  为广义位移矩阵,  $q$  为来流动压,  $f$  为广义气动力系数矩阵.

结构运动方程的物理含义可以描述为, 在流场中因机翼的结构运动而形成的气动力响应. 当引入阵风时, 该物理模型实际上就变成了阵风响应分析模型, 即在拥有阵风的非定常流场中耦合结构运动

产生的气动力响应, 此时的非定常气动力是由阵风和结构运动两种效应共同作用的结果. 对于弹性机翼, 气动力的改变会导致结构的弹性运动 (主要有结构变形和弹性振动), 这种运动会产生附加的气动力, 这个附加的气动力反过来又会影响结构运动, 这就形成了一种反馈现象, 如框图 1 所示; 同样, 当引入副翼偏转时, 该物理模型的气动力是由副翼刚性偏转和结构弹性运动两种效应共同作用的结果, 称之为操纵面偏转响应分析模型, 如框图 2 所示.

针对翼根弯矩响应, 可得

$$M_{RB} = \iint p x ds \quad (2)$$

其中,  $M_{RB}$  为翼根弯矩,  $p$  为压强,  $x$  为翼面坐标点距翼根处的距离,  $ds$  表示单元面积, 图 1 和图 2 中的气动载荷 (aerodynamics) 可理解为翼根弯矩.

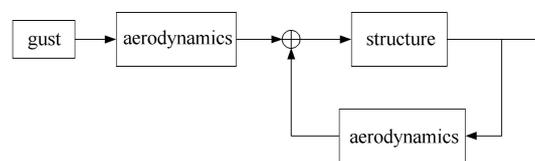


图 1 阵风响应分析模型

Fig. 1 Gust response analysis model

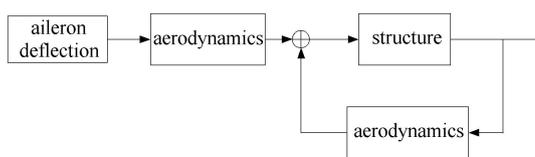


图 2 副翼偏转响应分析模型

Fig. 2 Aileron deflection response analysis model

### 2 基于系统辨识方法的降阶模型

在阵风响应分析模型中, 将耦合结构运动的外激阵风看作系统的输入, 翼根弯矩视作系统的输出, 基于带输入的 ARX 模型, 运用 CFD 求解器训练信号, 运用最小二乘法进行参数辨识, 再将该离散差分模型转化为连续的时间域内的状态方程, 得到翼根弯矩模型, 即

$$\left. \begin{aligned} \dot{X}_g(t) &= A_g \cdot X_g(t) + B_g \cdot W(t) \\ M_{RBg}(t) &= C_g \cdot X_g(t) + D_g \cdot W(t) \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

其中,  $W$  表示阵风速,  $M_{RBg}$  表示翼根弯矩响应,  $X_g$  表示状态变量,  $A_g, B_g, C_g, D_g$  均为系数矩阵.

针对操纵面偏转的响应分析模型, 将耦合结构运动的副翼作动位移看作系统的输入, 翼根弯矩视

作系统的输出, 得到状态空间内的副翼偏转翼根弯矩模型, 即

$$\left. \begin{aligned} \dot{\mathbf{X}}_c(t) &= \mathbf{A}_c \cdot \mathbf{X}_c(t) + \mathbf{B}_c \cdot \boldsymbol{\beta}(t) \\ M_{RBc}(t) &= \mathbf{C}_c \cdot \mathbf{X}_c(t) + \mathbf{D}_c \cdot \boldsymbol{\beta}(t) \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

其中,  $\boldsymbol{\beta}$  表示副翼偏转位移,  $M_{RBc}$  表示翼根弯矩响应,  $\mathbf{X}_c$  表示状态变量,  $\mathbf{A}_c, \mathbf{B}_c, \mathbf{C}_c, \mathbf{D}_c$  均为系数矩阵; 上述两个模型的构建过程可详见文献 [11-12].

### 3 阵风响应闭环控制模型及控制律设计

翼根的总气动弯矩为

$$M_{RB} = M_{RBc} + M_{RBg} \quad (5)$$

令  $\mathbf{X} = [\mathbf{X}_c, \mathbf{X}_g]^T$ , 联接方程 (3)~(5) 得

$$\left. \begin{aligned} \dot{\mathbf{X}}(t) &= \mathbf{A} \cdot \mathbf{X}(t) + \mathbf{B} \cdot [\boldsymbol{\beta}(t), \mathbf{W}(t)]^T \\ M_{RB}(t) &= \mathbf{C} \cdot \mathbf{X}(t) + \mathbf{D} \cdot [\boldsymbol{\beta}(t), \mathbf{W}(t)]^T \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

其中

$$\begin{aligned} \mathbf{A} &= \begin{bmatrix} \mathbf{A}_c & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{A}_g \end{bmatrix}, & \mathbf{B} &= \begin{bmatrix} \mathbf{B}_c & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{B}_g \end{bmatrix} \\ \mathbf{C} &= [\mathbf{C}_c, \mathbf{C}_g], & \mathbf{D} &= [\mathbf{D}_c, \mathbf{D}_g] \end{aligned}$$

这样, 在连续的状态空间内建立了基于模态坐标表达的开环阵风响应分析模型, 其中阵风和副翼偏转作为系统的输入, 翼根弯矩作为系统的输出.

为实现阵风响应的闭环控制、联结总气动弯矩同副翼偏转之间的反馈关系, 以达到如框图 3 所示的闭环控制模型的目标 (框图中  $M_{RBc}$  和  $M_{RBg}$  分别表示副翼偏转和阵风产生的翼根弯矩), 接下来将设计相应的控制律.

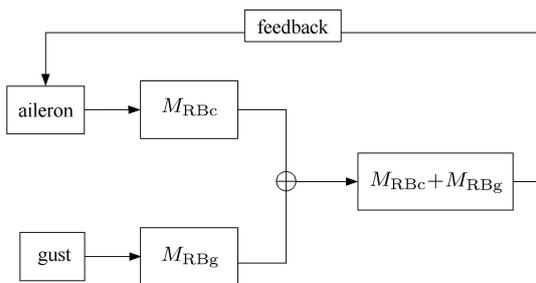


图 3 阵风响应闭环控制系统

Fig. 3 Gust response analysis closed loop control system

控制律的设计是阵风减缓技术的核心问题, 基于状态空间的时域设计方法已经成为控制律设计的主流方法. 由于系统输出量是单一的翼根弯矩, 若

将输出量作为反馈信号, 闭环控制的效果会很差. 因此, 采用基于状态反馈、具有二次型性能指标的最优控制方法. 设计最优控制  $\boldsymbol{\beta}(t) = -\mathbf{K} \cdot \mathbf{X}(t)$ , 使式 (7) 的目标函数  $J$  达到极小值

$$J = \frac{1}{2} \int_0^\infty [\mathbf{X}^T(t) \cdot \mathbf{Q} \cdot \mathbf{X}(t) + \boldsymbol{\beta}^T(t) \cdot \mathbf{R} \cdot \boldsymbol{\beta}(t)] \cdot dt \quad (7)$$

其中  $\mathbf{Q}$  和  $\mathbf{R}$  为相应维数的权矩阵.

将  $\boldsymbol{\beta}(t) = -\mathbf{K} \cdot \mathbf{X}(t)$  代入式 (6) 得

$$\left. \begin{aligned} \dot{\mathbf{X}}(t) &= (\mathbf{A} - \mathbf{B}_1 \cdot \mathbf{K}) \cdot \mathbf{X}(t) + \mathbf{B}_2 \cdot \mathbf{W}(t) \\ M_{RB}(t) &= (\mathbf{C} - \mathbf{D}_c \cdot \mathbf{K}) \cdot \mathbf{X}(t) + \mathbf{D}_g \cdot \mathbf{W}(t) \end{aligned} \right\} \quad (8)$$

式中,  $\mathbf{B}_1 = [\mathbf{B}_c, \mathbf{0}]^T, \mathbf{B}_2 = [\mathbf{0}, \mathbf{B}_g]^T$ .

图 4 以结构图的形式直观详细地表述了状态方程 (8) 的具体分析流程. 通过调试状态反馈矩阵的数值, 直到加入控制器后的该闭环系统满足要求, 并使翼根弯矩减缓效果达到最佳.

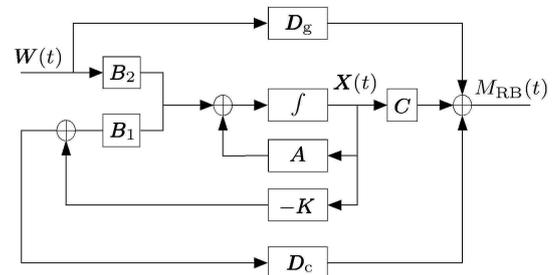


图 4 状态反馈结构图

Fig. 4 Block diagram of state feedback

### 4 状态观测器

#### 4.1 观测器原理

从上述的闭环控制可知, 为了获得副翼偏转角, 不但要知道状态反馈控制律, 还要知道这些状态变量值, 虽然系统中的状态变量是不可测的, 却是可观的, 因此, 需要设计一个与控制系统相匹配的状态观测器来观测系统的状态变量.

观测器又称估计器或重构器, 利用系统的输入与输出来获得所需的估计值, 如图 5 所示, 观测器应满足如下方程

$$\left. \begin{aligned} \dot{\mathbf{X}}_0(t) &= \mathbf{A}_0 \cdot \mathbf{X}_0(t) + \mathbf{B}_2 \cdot \mathbf{W}(t) - \mathbf{L}(M_{RB0} - M_{RB}) \\ M_{RB0}(t) &= \mathbf{C}_0 \cdot \mathbf{X}_0(t) + \mathbf{D}_g \cdot \mathbf{W}(t) \end{aligned} \right\} \quad (9)$$

式中,  $\mathbf{W}$  和  $M_{RB}$  分别表示阵风速度和原始翼根弯矩, 均为该观测系统的输入量;  $\mathbf{X}_0$  表示观测到的状态变量, 为系统的输出量. 其中  $\mathbf{A}_0 = \mathbf{A} - \mathbf{B}_1 \cdot \mathbf{K}$ ,

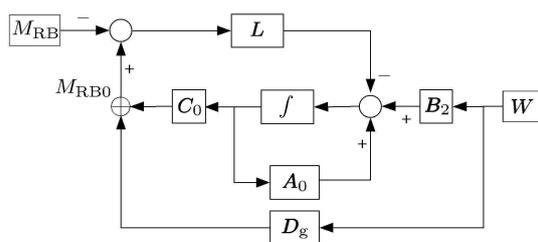


图 5 状态观测器结构图

Fig. 5 Block diagram of state observation device

$C_0 = C - D_c \cdot K$ , 均为已知的系数矩阵,  $L$  为待求矩阵,  $M_{RB0}$  表示观测得的翼根弯矩.

### 4.2 误差估计

对于无外扰的时不变系统, 由式 (8) 和式 (9) 得

$$\dot{X}_0 - \dot{X} = (A + L \cdot C) \cdot (X_0 - X) \quad (10)$$

计误差为  $e = X_0 - X$ , 式 (10) 可写成

$$e(t) = e^{(A+L \cdot C)t} \cdot e(0) \quad (11)$$

当  $(A + L \cdot C)$  为稳定矩阵时, 状态误差将会随时间增长而趋于 0, 估计值趋于真实值, 更详细原理及过程请参考文献 [22].

## 5 算例与分析

研究算例选择 BAH 机翼, 该机翼是 MSC. NASTRAN 气动弹性手册中的阵风响应计算模型 [23]. 几何参数是: 半展长 12.7m, 展弦比 2.22, 梢根比 0.44, 前缘后掠角  $5^\circ$ , 剖面翼型是 NACA0004. 机翼计算状态是: 来流马赫数  $Ma = 0.8$ , 来流密度  $0.102 \text{ kg/m}^3$ , 飞行速度为  $274.02 \text{ m/s}$ . 取前 4 阶结构模态, 第 1 阶模态为弯曲模态, 第 2 阶模态为扭转模态.

阵风模型分为离散阵风和连续阵风: 常用的离散阵风模型有锐边阵风模型和 1-cos 离散阵风模型; 连续阵风是利用随机理论, 通过给出的阵风速度的功率谱密度函数, 运用统计方法求得响应的功率谱密度函数以及统计特征. 选用的阵风模型包括一个随机阵风和多个不同频率的 1-cos 阵风.

通过系统辨识方法建立基于 CFD 技术的非定常气动力降阶模型, 在状态空间内实现离散阵风响应分析和副翼偏转响应分析. 针对阵风激励的信号训练如图 6 所示, 针对副翼偏转的信号训练如图 7 所示.

从图 6 和图 7 看出, 无论是针对阵风的激励还是副翼强迫运动的激励, 降阶模型给出的翼根弯矩

结果与 CFD/CSD 直接仿真结果吻合. 相对而言, 针对副翼偏转运动的模型给出的响应在  $t > 2 \text{ s}$  之后与 CFD/CSD 直接求解的结果有一定差别. 主要是因为为了涵盖到高阶模态的响应抑制效果, 设计的操纵面训练信号涵盖了较高的频率, 频谱较宽. 本文所选择的模型阶数相对较小, 不足以精确涵盖全部频率信息. 提高模型阶数可以提高模型的逼近精度, 但通常会使得阵风减缓闭环控制模型的阶数很高, 增加了控制律设计的难度. 从下文对于 1-cos 波形的翼根弯矩响应反演结果来看, 降阶模型给出的结果精度还是满足要求的.

首先选择频率为 0.5 Hz、幅值为飞机飞行速度

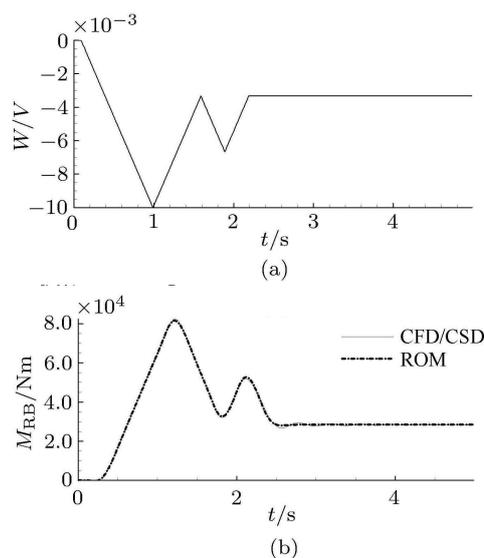


图 6 阵风激励信号

Fig. 6 Excitation of gust

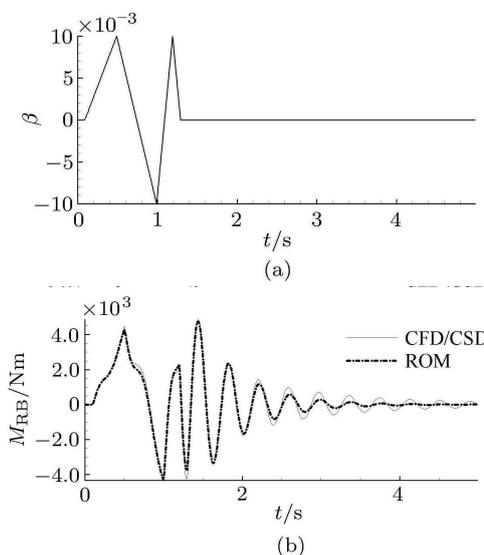


图 7 副翼偏转激励信号

Fig. 7 Excitation of deflection of aileron

的 2% 的 1-cos 的离散阵风模型来进行数值计算分析, 阵风持续时间 2s, 如图 8(a) 所示.

算例分别运用基于 CFD/CSD 的非定常直接数值模拟方法和基于 CFD 的 ROM 方法计算了开环系统在上述 1-cos 阵风激励下的翼根弯矩响应, 显示两种方法计算结果吻合, 证明了非定常气动力降阶 (ROM) 方法是正确的, 具有较高的数值精度, 如图 8(b) 所示.

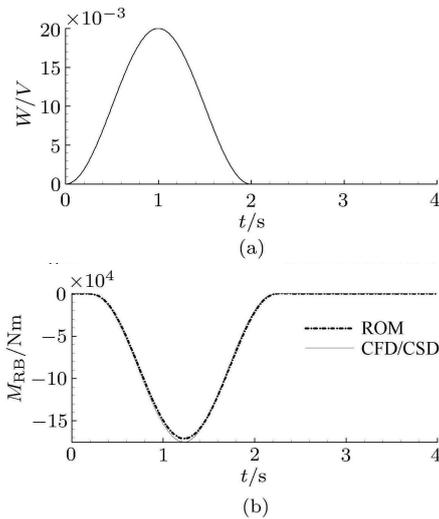


图 8 频率为 0.5Hz 的 1-cos 阵风激励下开环机翼翼根弯矩响应对比结果

Fig.8 Compared responses of wing root bending moment to a 1-cos gust with 0.5 Hz

然后, 针对图 6 和图 7 训练信号, 构建的阵风减缓控制系统的最优控制律为:  $K = 10^{-4} \times [-0.0517, -0.0697, -0.0799, -0.0512, 0.4514, 0.5028, 0.5755, 0.6507]$ . 运用 ROM 方法计算了闭环系统在该阵风激励下的翼根弯矩响应, 如图 9(a) 所示, 带有反馈控制的闭环系统翼根弯矩响应为  $2.16 \times 10^4$  Nm, 相比开环系统 ( $4.06 \times 10^4$  Nm) 减少了约 87%, 说明该闭环控制系统使机翼在该阵风激励下的翼根弯矩响应获得了较大的减缓. 如图 9 (b) 是图 9(a) 的局部放大图, 直接采用仿真系统中的状态量反馈得到的闭环翼根弯矩响应和通过观测器观测得的闭环翼根弯矩响应基本一致, 证明了所设计的状态观测器是正确有效的.

最后, 为进一步验证阵风减缓控制律设计方案的适用性, 选择一系列阵风, 包括 1 个随机阵风 (如图 10(a) 所示) 和另外 5 个不同频率相同幅值 (均为飞机飞行速度的 2%) 的 1-cos 阵风, 其中 1-cos 阵风

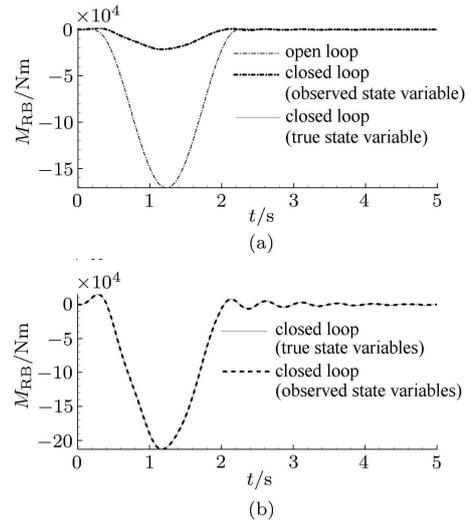


图 9 频率为 0.5 Hz 的 1-cos 阵风激励下机翼开环和闭环时翼根弯矩的响应对比

Fig.9 Compared responses of wing root bending moment to a 1-cos gust with 0.5 Hz

的频率分别 0.3 Hz, 0.75 Hz, 1.0 Hz, 1.5 Hz 和 5 Hz. 运用基于 ROM 方法计算闭环控制系统在上述阵风激励下的翼根弯矩减缓效果, 计算结果如图 10(b), 和图 11(a) ~ 图 11(e) 所示. 翼根弯矩峰值的对比和翼根弯矩均方根值减缓效果如表 1 所示. 值得注意的是, 当阵风频率达到 1.5 Hz 时, 开环系统的翼根弯矩响应在阵风结束后快速趋于零, 而闭环系统翼根弯矩响应出现了较明显的振荡衰减过程, 当频率达到 5 Hz 时, 这种现象变得明显. 这说明针对图 6 和图 7 训练信号设计的模型和控制律在阵风频率增

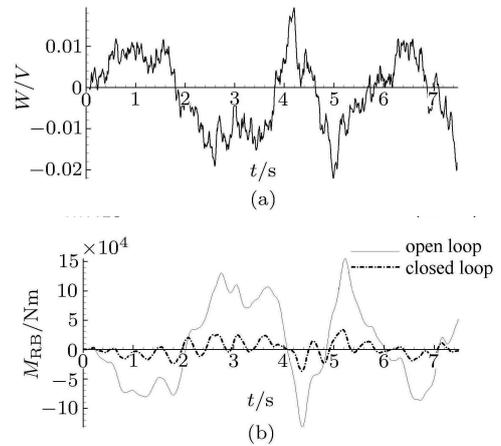


图 10 随机阵风激励下翼根弯矩响应对比结果

Fig.10 Compared responses of wing root bending moment to a random gust

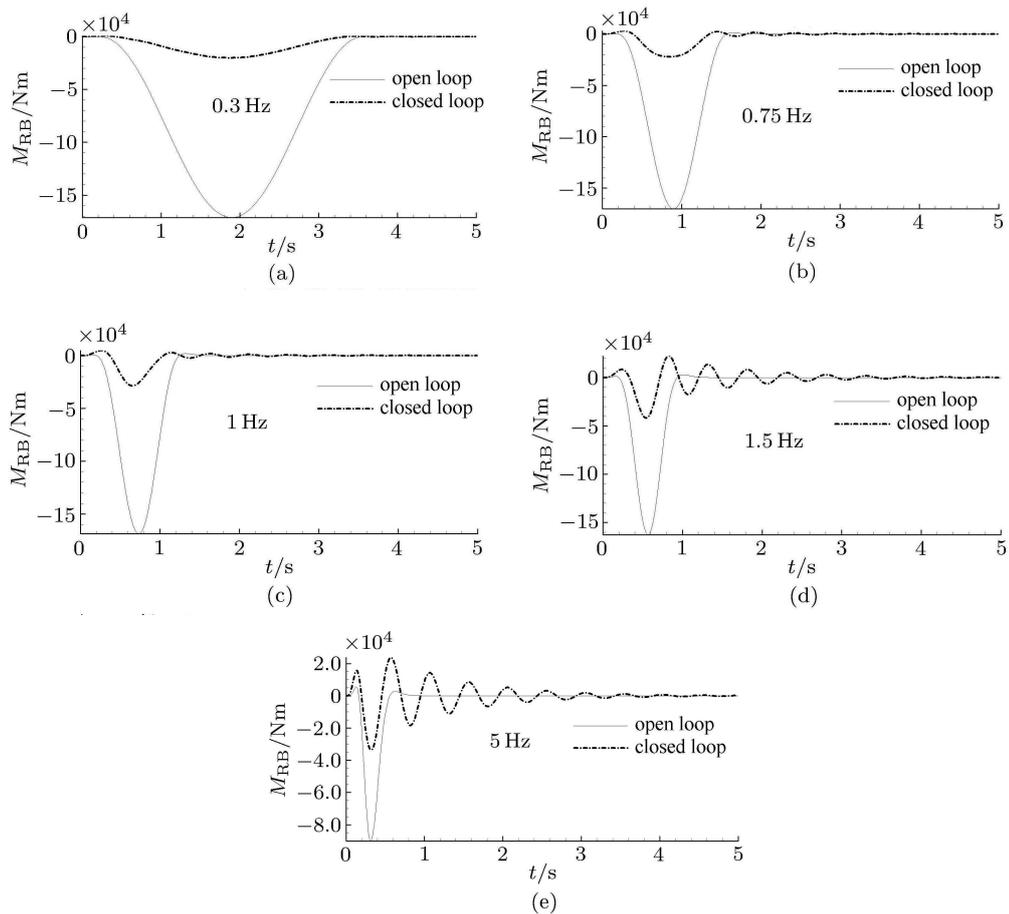


图 11 不同频率的 1-cos 阵风激励下翼根弯矩响应对比结果

Fig.11 Compared responses of wing root bending moment to a 1-cos gusts of different frequency

表 1 不同频率阵风激励下翼根弯矩减缓效率对比

Table 1 Compared efficiency of alleviation of root bending moment to gusts of different frequency

Frequency /Hz	Open loop system	Closed loop system	Peak value	Squariance
	peak value/(kNm)	peak value/(kNm)	decrease/%	root decrease/%
0.30	171	20.1	88.2	95.71
0.50	169	21.6	87.2	94.41
0.75	169	22.1	86.9	92.41
1.00	169	28.7	83.1	85.17
1.50	162	41.6	74.4	73.77
5.00	922	30.6	66.8	46.78
random gust	-9.41 ~ 15.1	-3.77 ~ 3.39	≈ 70.7	81.32

加到 1.5 Hz 左右, 其主动减缓效果开始下降, 因为该控制律虽然降低了翼根弯矩的幅值, 但响应时间延长, 会增加结构的疲劳. 这主要是因为基于训练模型设计的最优控制律的频率范围主要涵盖了低频段, 对高频段设计的权重较小. 从图 10 也可看出这一结论, 对于随机阵风激励下的翼根弯矩, 主动减缓系统对低频部分抑制较好, 对高频部分的作用效果不明

显.

## 6 结束语

论文针对跨声速状态下的弹性机翼阵风响应问题, 基于 CFD/CSD 耦合仿真方法, 采用系统辨识技术, 建立阵风激励和舵面激励的翼根弯矩响应模型. 在此基础上, 耦合上述两个模型, 运用最优控制

理论, 实现了跨声速机翼阵风减缓控制律的设计. 通过数值算例验证了所设计控制律的有效性, 针对不同性质的阵风, 能将翼根弯矩幅值减少 60%~80%, 该控制律的减缓效率随阵风频率增大而减小.

### 参 考 文 献

- 1 Wen J. Applied research of Aeroelastic Research Center (part three). International Aviation, 2007
- 2 Yang GW, Obayashi S. Numerical analyses of discrete gust response for an aircraft. *Journal of Aircraft*, 2004, 41(6): 1353-1359
- 3 Patil MJ, Taylor DJ. Gust response of highly flexible aircraft. AIAA 2006-1638, 2006
- 4 Kareem A, Zhou Y. Gust loading factor-past, present and future. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 2003, 91: 1301-1328
- 5 Singh R, Baeder JD. Generalized moving gust response using CFD with application to airfoil-vortex interaction. AIAA 25-35, 1997
- 6 Karpe M, Moulin B. Aeroservoelastic gust response analysis for the design of transport aircrafts. AIAA 2004-1592, 2004
- 7 Mor M, Livne E. Sensitivities and approximations for aeroservoelastic shape optimization with gust response constraints. AIAA 2005-2077, 2005
- 8 Raveh DE. CFD-based models of aerodynamic gust response. AIAA 2006-2022, 2006
- 9 Zaide A, Raveh D. Numerical simulation and reduced-order modeling of airfoil gust response. AIAA 2005-5128, 2005
- 10 张伟伟, 叶正寅, 杨青等. 基于 ROM 技术的阵风响应分析方法. *力学学报*, 2008, 40(5): 593-598 (Zhang Weiwei, Ye Zhengyin, Yang Qing, et al. Gust response analysis using CFD-based reduced order models. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2008, 40 (5): 593-598 (in Chinese))
- 11 叶正寅, 张伟伟, 史爱明等. 流固耦合力学基础及其应用. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学出版社, 2010 (Ye Zhengyin, Zhang Weiwei, Shi Aiming, et al. Fundamentals of fluid-structure coupling and its application. Harbin: Harbin Institute of Technology Press, 2010 (in Chinese))
- 12 张伟伟, 叶正寅. 跨音速颤振的主动抑制研究. *振动工程学报*, 2007, 20(3): 224-231 (Zhang Weiwei, Ye Zhengyin. Transonic flutter suppression by active control surface. *Journal of Vibration Engineering*, 2007, 20(3): 224-231 (in Chinese))
- 13 张伟伟, 王博斌, 叶正寅. 跨音速极限环型颤振的高效数值分析. *力学学报*, 2010, 42(6): 1023-1033 (Zhang Weiwei, Wang Bobin, Ye Zhengyin. High efficient numerical method for LCO analysis in transonic flow. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2010, 42(6): 1023-1033 (in Chinese))
- 14 杨国伟, 王济康. CFD 结合降阶模型预测阵风响应. *力学学报*, 2008, 40(2): 145-153 (Yang Guowei, Wang Jikang. Gust response prediction with CFD-based reduced order modeling. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2008, 40(2): 145-153 (in Chinese))
- 15 Vartio E, Shimko A. Structural modal control and gust load alleviation for a sensorcraft concept. AIAA 2005-1946, 2005
- 16 Silva WA, Vartio E, Shimko A, et al. Development of aeroservoelastic analytical models and gust load alleviation control laws of a sensor craft wind-tunnel model using measured data. AIAA 2006-1935, 2006
- 17 Zeng J, Moulin B, de Callafon R, et al. Adaptive feedforward control for gust load alleviation. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2010, 33(3): 862-872
- 18 高洁, 王立新. 大展弦比飞翼构型飞机阵风载荷减缓控制. 北京航空航天大学学报, 2008, 34(9): 1076-1084 (Gao Jie, Wang Lixin. Gust load alleviation control of airfoil with largera-tio flying wing configuration. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2008, 34(9): 1076-1084 (in Chinese))
- 19 Shao K, Wu ZG, Yang C, et al. Design of an adaptive gust response alleviation control system: simulations and experiments. *Journal of Airfoil*, 2010, 47(3): 1022-1029
- 20 章宗锋, 章卫国, 李广文. 一种近似解耦方法在飞机侧风减缓中的应用, *计算机仿真*, 2008, 25(7): 73-76 (Zhang Zongfeng, Zhang Weiguo, Li Guangwen. Improveing gust load alleviation control for the lateral motion of aircraft with an approximate decoupling method. *Computer Simulation*, 2008, 25(7): 73-76 (in Chinese))
- 21 王刚. 复杂流动的网格技术及高效、高精度算法研究. [博士论文]. 西安: 西北工业大学, 2005 (Wang Gang. New type of grid generation technique together with the high efficiency and high accuracy scheme researches for complex flow simulation. [PhD Thesis]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2005 (in Chinese))
- 22 故仲全, 马扣根, 陈卫东. 振动主动控制. 北京: 国防工业出版社, 1997 (Gu Zhongquan, Ma Kougen, Chen Weidong. Vibration Active Control. Beijing: National Defence Industrial Press, 1997 (in Chinese))
- 23 MSC.software Corporation. MSC. Nastran Aerolastic Analysis User's Guide. USA, 2002

DOI: 10.6052/0459-1879-12-087

(责任编辑: 刘希国)

## GUST ALLEVIATION OF TRANSONIC WING<sup>1)</sup>

Zhang Wei Zhang Weiwei Quan Jingge Ye Zhengyin<sup>2)</sup>

(National Key Laboratory of Aerodynamic Design and Research, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

**Abstract** Gust response analysis plays an important role in large commercial plane structural design. Gust alleviation by active deflecting control surfaces is a pivotal technique for future aircraft design. Based on CFD/CSD time simulation method, considering gust as the input of the system and the root bending moment as the output, we build a gust response analysis model in state-space by using system identification in transonic flow. Similarly, considering aileron deflexion as the input and the root bending moment as the output, we build an aileron deflexion response analysis model. By coupling the two models, a gust alleviation analysis model is constructed in state-space. Then the optimal control method based on state feedback is used to design the active control law, and an observation device is designed to attain the state variable. Finally, the effectiveness of the designed control law is validated through a numerical simulation. The wing root bending moment can be decreased up to 60%–80%.

**Key words** gust alleviation, CFD, system identification, transonic, optimal control

---

Received 30 March 2012, Revised 15 August 2012

1) The project was supported by the Aeronautical Science Foundation of China(20121353014), the National Natural Foundation Science of China (11172237) and the Basic Research Foundation of Northwestern Polytechnical University.

2) E-mail: aeroelastic@nwpu.edu.cn