

doi: 10.7527/S1000-6893.2014.0192

## 基于 CFD 降阶模型的阵风减缓主动控制研究

聂雪媛\*, 杨国伟

中国科学院力学研究所 流固耦合系统力学重点实验室, 北京 100190

**摘要:** 飞行器飞行时会受到大气紊流的影响, 降低飞行品质。阵风减缓控制是改善飞行器飞行性能的关键技术。现有的阵风响应分析多以离散阵风为研究对象, 对更加真实描述大气紊流的连续型阵风时域分析关注较少。本文采用成形滤波器方法将频域形式给出的大气紊流信号转换为时域信号。在跨声速区域内, 利用系统辨识技术, 基于计算流体力学 (Computational Fluid Dynamics, CFD) 方法建立阵风激励下的气动载荷状态空间降阶模型。为方便控制器设计, 借助平衡模态法进行模型的进一步降阶。使用模型预测控制算法通过控制操纵面偏转实现阵风减缓主动控制。以 Agard445.6 标模作为仿真算例, 验证基于降阶模型设计的阵风减缓控制律的有效性。仿真结果表明, 在跨声速飞行状态下, 模型预测控制器能够在满足操纵面偏转范围的约束下, 对连续阵风激励下的翼根弯矩输出进行有效抑制。

**关键词:** 阵风减缓控制; 降阶模型; 气动弹性; 跨声速; 大气紊流; 模型预测控制

**中图分类号:** V211 **文献标识码:** A **文章编号:** 1000-6893 (2014) XX-XXXX-XX

飞行器在飞行中常常受到阵风的影响, 产生附加的气动力和气动力矩。随着飞行器向着轻质发展, 其柔性增大, 阵风载荷除引起飞行器的刚体运动外还会产生弹性振动, 严重影响飞行品质, 甚至使飞行失控<sup>[1]</sup>。美国联邦航空条例 (Federal Aviation Regulation, FAR) 明确指出: 飞行器结构必须承受阵风载荷的作用。阵风减缓主动控制技术的目的就是为了减轻结构疲劳, 减小机翼弯曲力矩, 降低结构重量, 提高飞行器整体性能。阵风减缓控制属于气动伺服弹性综合问

题, 主要包括以下几方面工作: 阵风模型的选取、气动力计算、阵风响应计算模型以及阵风减缓控制律设计。

目前工程上对阵风的描述主要有两类, 离散型阵风模型和连续型阵风模型。离散型阵风模型将阵风视作确定信号, 给出阵风速度随时间变化的函数, 典型的模型有锐边模型, 1-cos 模型等。连续型阵风模型视阵风速度为随机信号, 采用随机理论的方法, 给出阵风速度的功率谱密度函数, 典型的模型有 Dryden 模型和 Von Karman 模

收稿日期: 2014-08-01; 退修日期: 2014-08-12; 录用日期: 2014-08-18; 网络出版时间: 2014-09-12 16:33

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/doi/10.7527/S1000-6893.2014.0192.html>

\*通讯作者. Tel.: 010-82544007 E-mail: niexueyuan@imech.ac.cn

**引用格式:** Nie X Y, Yang G W. Gust alleviation active control based on CFD reduced-order models [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(x): xxx-xxx. 聂雪媛, 杨国伟. 基于 CFD 降阶模型的阵风减缓主动控制研究 [J]. 航空学报, 2014, 35(x): xxx-xxx.

型。由于离散阵风具有已知的时域函数形式,大多数的阵风响应问题的研究均基于离散阵风展开<sup>[2-4]</sup>。对于更加真实地模拟自然界大气紊流的连续型阵风模型,如何利用已知的功率谱密度函数频域信号来建立其时域信号,进行阵风响应分析的工作尚未得到更多关注。

利用飞机操纵面实现阵风减缓主动控制是当前广泛采用的方法<sup>[5-8]</sup>。这些研究大多数是在低速或亚声速区域,气动力模型主要基于线化理论计算得到。但在跨声速区域,流场呈现严重非线性,要获得准确的气动载荷必须采用非线性气动力计算方法<sup>[9,10]</sup>。

近十年来,为开展气动弹性分析和参数优化设计,基于CFD的非定常非线性气动力降阶模型(reduced-order models, ROM)得到了长足发展。ROM是由流场全阶CFD模型的近似投影获得的低阶数学模型。它能以相对较少的自由度(通常在几十阶或几百阶)来描述原系统的主要动力学特性,在保留全阶高精度CFD模型的可信度和高保真度的同时,计算量又不太大<sup>[11,12]</sup>。其方法主要有基于系统辨识技术的降阶模型,基于流场特征模态的降阶模型和基于谐波平衡技术的降阶模型。ROM方法已逐步被用于阵风响应计算分析中。

为控制气动弹性响应,提高飞行器性能,研究者们已经对阵风减缓主动控制律的设计展开了深入研究工作。线性二次型高斯控制器(linear-quadratic-Gaussian, LQG),  $H_2$ 和 $H_\infty$ 鲁棒控制,输出反馈控制等现代控制理论方法被应用到阵风减缓控制中,这些控制算法主要是通过控制操纵面偏转,最小化垂直加速度来实现减小阵风载荷的目的。对于大柔性飞行器,在发生较大变形时,其沿着展向的加速度差别较大,此时以加速度作为被控变量进行控制算法设计是不合适的,采用减小翼尖变形<sup>[13]</sup>作为控制目标是进行阵风减缓主动控制的另一种方法,已经取得了较好的控制效果。然而,实现上述控制目标的执行器—控制面的偏转是有限的,在实际应用中是有约束的,目前采用的这些控制算法对这些硬约束缺乏相应的处理方法。

本文通过对流场和结构时域耦合模拟,采用系统辨识技术,建立跨声速连续型阵风响应的降阶模型。通过结合模型预测控制方法,建立有效

的基于翼根弯矩为减缓目标的阵风减缓控制系统。

## 1 连续型阵风模型时域建模

工程上对连续型阵风的描述分两种: Dryden模型和Von Karman模型。它们建立的理论体系不同, Von Karman模型能更真实反映大气紊流实际情况。Dryden模型是对Von Karman模型的近似,由于其频谱形式为有理式,较为简单,可进行因式分解,加之自然界阵风通常都是低频阵风,故本文采用Dryden模型作为连续阵风模型。由于连续型阵风模型都是以功率谱的形式建立的,不能直接应用于时域数值仿真。本文以垂向紊流谱为例,将Dryden模型的阵风转换为时域随机信号,作为边界条件加入到CFD流场计算。垂向紊流的能量频谱函数为,

$$\Phi_{w_z}(\omega) = \sigma_z^2 \frac{L_z}{\pi V} \frac{1+12\left(L_z \frac{\omega}{V}\right)^2}{\left[1+4\left(L_z \frac{\omega}{V}\right)^2\right]^2} \quad (1)$$

式中:  $\sigma_z$ 为z方向的紊流强度,  $L_z$ 是z方向的紊流尺度,  $V$ 为飞行器飞行速度。

其相关函数为

$$R_{w_z}(\tau) = \sigma_z^2 \left(1 - \frac{v}{4L_z}|\tau|\right) \exp\left(-\frac{v}{2L_z}|\tau|\right) \quad (2)$$

随机过程生成的一般原理为,有一个环节,其传递函数为 $G(s)$ ,输入为白噪声信号 $r(t)$ ,输出为有色噪声随机过程 $x(t)$ ,称这个环节为成形滤波器。即有

$$\Phi_x(\omega) = \|G(j\omega)\|^2 \Phi_r(\omega) \quad (3)$$

式中:  $\Phi_x(\omega)$ ,  $\Phi_r(\omega)$ 分别为有色噪声和白噪声的功率谱密度函数。

由于白噪声信号的频谱为常数,在实际应用中,我们可以选取单位强度的白噪声信号,即可得输出有色噪声的频谱为

$$\Phi_x(\omega) = \|G(j\omega)\|^2 = G^*(j\omega)G(j\omega) = \Phi_{w_z}(\omega) \quad (4)$$

由此可知,只要把给定的频谱(1)式按照(4)式进行分解,即可得到成形滤波器的传递函数 $G(j\omega)$ 。根据文献<sup>[14]</sup>,可以得到经简化后的成形滤波器的传递函数为

$$G(s) = \frac{K_z}{T_z s + 1} \quad (5)$$

式中： $K_z = \sigma_z \sqrt{\frac{L_z}{\pi V}}$ ,  $T_z = 2L_z / \sqrt{3V}$ 。

采用修正的欧拉前差分格式，得到连续型阵风时域表达式为

$$w_{z_{i+1}} = K_R \square R w_{z_i} + K_S \square S r_{i+1} \quad (6)$$

式中： $i$  代表第  $i$  个采样时刻，

$R = e^{-\Delta t/T_z}$ ,  $S = \sigma_z \sqrt{1 - e^{-2\Delta t/T_z}}$   $\Delta t$  为采样周期， $S$  是与采样时刻相关的函数， $K_R, K_S$  为修正系数。

## 2 基于CFD/ROM的阵风减缓系统模型

### 2.1 阵风激励下气动载荷模型

应用CFD方法计算阵风激励和弹性变形引起的气动载荷，通过系统辨识技术建立基于模态坐标的气动力自回归滑动平均模型 (Auto-Regressive and Moving Average Model, ARMA) 降阶模型和阵风激励下的气动载荷ARMA模型。将无阵风时的定常流场作为初始流场，假设0时刻阵风处于翼型的前缘，采用流场速度法，网格保持不动，在每个CFD计算网格点加上对应时刻随时间变化的阵风速度的<sup>[15]</sup>，对于本文即是加上(6)式所示的阵风速度的  $w_{z_i}$ 。

在阵风激励下，基于模态坐标的气动弹性运动方程为：

$$\mathbf{M}\ddot{\xi} + \mathbf{K}\xi = \mathbf{q}(F_a + F_g) \quad (7)$$

其中  $\mathbf{M}$ ,  $\mathbf{K}$  分别为广义质量阵和广义刚度阵， $\xi$  为结构广义位移， $F_a, F_g$  分别为广义气动力和阵风广义气动力， $q$  为来流动压。式(7)物理含义如图1实线框所示。

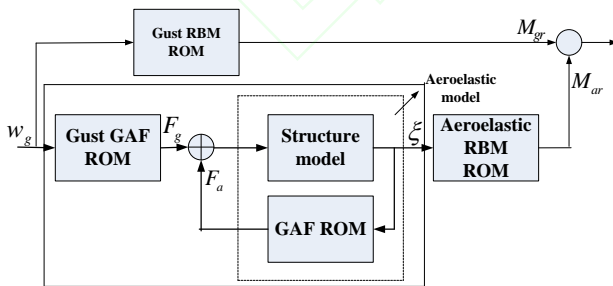


图1 阵风激励气动弹性模型

Fig.1 Aeroelastic model with gust excitation

引入状态向量  $\mathbf{x}_s = [\xi \dot{\xi}]^T$ ，并采用零阶保

持器对连续系统进行离散，得到(7)式离散状态空间方程为

$$\mathbf{x}_s(n+1) = \mathbf{A}_s \mathbf{x}_s(n) + \mathbf{q} \mathbf{B}_s F_a(n) + \mathbf{q} \mathbf{B}_s F_g(n) \quad (8)$$

$$\xi(n) = \mathbf{C}_s \mathbf{x}_s(n) + \mathbf{D}_s F_a(n) + \mathbf{D}_s F_g(n)$$

式中， $\mathbf{x}_s$  代表结构状态向量，

$$\mathbf{A}_s = \begin{bmatrix} \mathbf{0} & \mathbf{I} \\ -\mathbf{M}^{-1}\mathbf{K} & \mathbf{0} \end{bmatrix}, \mathbf{B}_s = \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ \mathbf{M}^{-1} \end{bmatrix}, \mathbf{C}_s = [\mathbf{I} \quad \mathbf{0}]$$

$$\mathbf{D}_s = [\mathbf{0}]$$

利用CFD计算的数据，文献[17]辨识得到广义气动力ARMA模型为

$$\begin{aligned} \mathbf{x}_a(n+1) &= \mathbf{A}_a \mathbf{x}_a(n) + \mathbf{B}_a \eta(n) \\ F_a(n) &= \mathbf{C}_a \mathbf{x}_a(n) + \mathbf{D}_a \eta(n) \end{aligned} \quad (9)$$

式中， $\mathbf{x}_a$  为气动力状态向量， $F_a$  为气动力向量， $\mathbf{A}_a, \mathbf{B}_a, \mathbf{C}_a$  和  $\mathbf{D}_a$  为系数矩阵。将方程(9)增广到方程(8)，即可得到图一虚线框所示的气动弹性模型状态空间表达式(10)，

$$\mathbf{x}_{sa}(n+1) = \mathbf{A}_{sa} \mathbf{x}_{sa}(n) + \mathbf{B}_{sa} F_g(n) \quad (10)$$

$$\xi(n) = \mathbf{C}_{sa} \mathbf{x}_{sa}(n)$$

式中：

$$\mathbf{x}_{sa}(n+1) = \begin{bmatrix} \mathbf{x}_s(n+1) \\ \mathbf{x}_a(n+1) \end{bmatrix}, \mathbf{A}_{sa} = \begin{bmatrix} \mathbf{A}_s + \mathbf{q} \mathbf{B}_s \mathbf{D}_a \mathbf{C}_s & \mathbf{q} \mathbf{B}_s \mathbf{C}_a \\ \mathbf{B}_a \mathbf{C}_s & \mathbf{A}_a \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{B}_{sa} = \begin{bmatrix} \mathbf{q} \mathbf{B}_s \\ \mathbf{0} \end{bmatrix}, \mathbf{C}_{sa} = [\mathbf{C}_s \quad \mathbf{0}]$$

由于阵风为外激励信号，其引起的阵风响应  $F_g$  与结构的变形无关，因此在建立阵风载荷模型时，可将结构视为刚体。本文采用 CFD 计算气动载荷，以白噪声信号作为阵风激励输入以产生辨识 ARMA 模型的数据，这是因为采用白噪声信号作为辨识模型的激励信号能够提供足够宽的频率带宽，无需在系统特征频率问题上花费过多的精力。其具体辨识过程见文献[16]。以阵风激励  $w_g$  为输入，阵风广义气动力为输出的状态空间模型为

$$\begin{aligned} \mathbf{x}_g(n+1) &= \mathbf{A}_g \mathbf{x}_g(n) + \mathbf{B}_g w_g(n) \\ F_g(n) &= \mathbf{C}_g \mathbf{x}_g(n) + \mathbf{D}_g w_g(n) \end{aligned} \quad (11)$$

式中  $\mathbf{x}_g$  为阵风气动力状态向量， $\mathbf{A}_g, \mathbf{B}_g, \mathbf{C}_g$  和  $\mathbf{D}_g$  为系数矩阵。

将式(11)增广到式(10)，即可得到阵风激励下，考虑结构弹性变形的气动弹性模型为，

$$\begin{aligned} \mathbf{x}_{sag}(n+1) &= \mathbf{A}_{sag} \mathbf{x}_{sag}(n) + \mathbf{B}_{sag} w_g(n) \\ \xi(n) &= \mathbf{C}_{sag} \mathbf{x}_{sag}(n) \end{aligned} \quad (12)$$

式中,  $\mathbf{x}_{sag}(n+1) = \begin{pmatrix} \mathbf{x}_{sa}(n+1) \\ \mathbf{x}_g(n+1) \end{pmatrix}$ ,

$$\mathbf{A}_{sag} = \begin{bmatrix} \mathbf{A}_{sa} & \mathbf{B}_{sa} \mathbf{C}_g \\ \mathbf{0} & \mathbf{A}_g \end{bmatrix}, \mathbf{B}_{sag} = \begin{bmatrix} \mathbf{B}_{sa} \mathbf{D}_g \\ \mathbf{B}_g \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{C}_{sag} = [\mathbf{C}_{sa} \ \mathbf{0}].$$

由于本文中以翼根弯矩作为被控对象, 所以还需建立阵风激励下的翼根弯矩降阶模型。与上述气动力建模相类似, 翼根弯矩根据产生机理的不同分为阵风激励下的阵风翼根弯矩模型式(13)和由于气动弹性效应产生的翼根弯矩模型式(14)。结构在阵风激励下的翼根弯矩其结构示意图如图1所示。

$$\mathbf{x}_{gr}(n+1) = \mathbf{A}_{gr} \mathbf{x}_{gr}(n) + \mathbf{B}_{gr} w_g(n) \quad (13)$$

$$\mathbf{M}_{gr}(n) = \mathbf{C}_{gr} \mathbf{x}_{gr}(n) + \mathbf{D}_{gr} w_g(n)$$

$$\mathbf{x}_{ar}(n+1) = \mathbf{A}_{ar} \mathbf{x}_{ar}(n) + \mathbf{B}_{ar} \xi(n) \quad (14)$$

$$\mathbf{M}_{ar}(n) = \mathbf{C}_{ar} \mathbf{x}_{ar}(n) + \mathbf{D}_{ar} \xi(n)$$

其中,  $\mathbf{x}_{gr}$  阵风翼根弯矩状态向量,  $\mathbf{x}_{ar}$  为气动翼根弯矩状态向量。

$\mathbf{A}_{gr}, \mathbf{B}_{gr}, \mathbf{C}_{gr}, \mathbf{D}_{gr}, \mathbf{A}_{ar}, \mathbf{B}_{ar}, \mathbf{C}_{ar}$  和  $\mathbf{D}_{ar}$  为状态空间方程的系数矩阵。

将式(13), (14)增广到式(12)可得到阵风激励下, 翼根弯矩输出的状态空间模型为,

$$\mathbf{x}_{sagr}(n+1) = \begin{bmatrix} \mathbf{A}_{sag} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{A}_{gr} & \mathbf{0} \\ \mathbf{B}_{ar} \mathbf{C}_{sag} & \mathbf{0} & \mathbf{A}_{ar} \end{bmatrix} \mathbf{x}_{sagr}(n) + \begin{bmatrix} \mathbf{B}_{sag} \\ \mathbf{B}_{gr} \\ \mathbf{0} \end{bmatrix} w_g(n) \quad (15)$$

$$\mathbf{M}(n) = [\mathbf{D}_{ar} \ \mathbf{C}_{gr} \ \mathbf{C}_{ar}] \mathbf{x}_{sagr}(n) + \mathbf{D}_{gr} w_g(n)$$

## 2.2 辨识用阵风激励信号

对于模型辨识而言, 最重要的是激励信号的选择, 它要求所使用的激励信号能够激起被辨识系统所关心的所有频段的信号。随机信号是包含频带范围最宽的信号, 理论上使用它作为激励信号能够得到系统所有频段范围内的响应。鉴于实际的气动弹性工程应用中, 我们仅对某些特定频率附近模态运动引起的气动力感兴趣, 可对随机信号进行带通滤波处理。以本文研究对象来说, 我们关心的是AGARD445.6机翼前四阶模态, 即9.60hz, 38.16hz, 48.35hz和91.54hz, 所引起的气

动载荷。因此, 可对输入信号进行滤波, 保证激励信号包含该频段即可。

输入信号的类型确定后, 数据采样频率和采样长度将决定辨识的精度。由于该激励信号是应用于CFD计算的, 所以其采样时间与CFD的计算时间步相同, 在本文中为无量纲时间0.05, 对应的有量纲频率  $f_s$  约为11523.6hz (在马赫数为0.9时), 其Nyquist频率约为5761hz。远高于感兴趣的最高频率91.54hz。在这里我们对白噪声激励信号采用带通方式滤波, 保留的频段范围为  $0.0001 f_s \sqcup 0.1 f_s$ 。

在采样长度上, 根据频率分辨率的定义可知, 需要在CFD上运行约2500个时间步, 即可辨识出系统的最低频率9.60hz, 因此可用于辨识得到精度较高的模型。虽然运行2500个时间步需要耗费一定的计算时间, 但模型一旦建立完成, 可输入任意形式的信号直接利用降阶模型计算输出, 无需再进行CFD计算, 计算效率地改善仍然是相当可观地。

## 3 阵风减缓主动控制律设计

### 3.1 阵风响应模型的平衡截断降阶

式(15)即为闭环控制中的被控对象模型, 该模型的阶次过高会导致设计的控制器过于复杂, 难以工程实现。因此在设计控制器之前, 需要对高阶的被控对象进行模型降阶。本文采用平衡截断法来实现, 该方法基于系统的可控性, 可观性Gramian矩阵, 根据矩阵奇异值来判断状态空间模型中各阶模态的重要程度, 有依据地截去次要模态, 从而得到降阶模型, 并保证该模型与原模型有相似的响应特性。具体实现为: 定义可控性和可观性Gramian矩阵  $\mathbf{P}$  和  $\mathbf{Q}$  分别为<sup>[17]</sup>,

$$\begin{aligned} \mathbf{P} &= \int_0^{\infty} e^{\mathbf{A}\tau} \mathbf{B} \mathbf{B}^T e^{\mathbf{A}^T \tau} d\tau \\ \mathbf{Q} &= \int_0^{\infty} e^{\mathbf{A}^T \tau} \mathbf{C}^T \mathbf{C} e^{\mathbf{A}\tau} d\tau \end{aligned} \quad (16)$$

式中:  $\mathbf{A}, \mathbf{B}, \mathbf{C}$  为模型的系数矩阵。  $\mathbf{P}, \mathbf{Q}$  可通过以下Lyapunov方程求解获得。

$$\begin{aligned} AP + PA^T + BB^T &= \mathbf{0} \\ A^T Q + QA + C^T C &= \mathbf{0} \end{aligned} \quad (17)$$

计算Hankle奇异值  $\sigma_i = \sqrt{\lambda_i(\mathbf{PQ})}$ ， $\lambda_i$ 为系统的特征值。 $\sigma_i$ 的大小反映了每个状态变量对系统响应的贡献，只保留奇异值较大的状态，系统实现了降阶。

### 3.2 模型预测控制器

模型预测控制(Model Predictive Control, MPC)或称后退时域控制(Receding Horizon Control, RHC)是一类特殊的控制。它的当前控制作用是在每一个采样瞬间通过求解一个有限时域开环最优控制问题获得。过程的当前状态作为最优控制问题的初始状态，解得的最优控制序列只实施第一个控制作用。设受控对象在 $k$ 时刻以后的时域长度 $p$ 内进行优化，确定从该时刻起的 $m$ 个控制作用  $\Delta \mathbf{u}(k), \Delta \mathbf{u}(k+1), \dots, \Delta \mathbf{u}(k+m-1)$ 下，使系统输出值 $\mathbf{y}(k+i|k)$ 尽可能的接近参考给定轨迹 $\mathbf{r}(k+i|k)$ ，同时为了使控制增量  $\Delta \mathbf{u}(k+i|k)$  符合生产实际并且不要出现很大变化，一般二次型优化目标函数给出为，

$$J(\Delta \mathbf{u}) = \min \left\{ \sum_{i=0}^{p-1} \left( \sum_{j=1}^{n_y} w_{i+1,j}^y (y_j(k+i+1|k) - r_j(k+i+1|k))^2 \right) + \sum_{j=1}^{n_u} w_{i,j}^{\Delta u} (\Delta u_j(k+i|k))^2 + \sum_{j=1}^{n_u} w_{i,j}^u (u_j(k+i|k) - u_{j,i}(k+i))^2 \right\} \quad (18)$$

$$\text{s.t. } u_{j,\min}(i) \leq u_j(k+i|k) \leq u_{j,\max}(i)$$

$$\Delta u_{j,\min}(i) \leq \Delta u_j(k+i|k) \leq \Delta u_{j,\max}(i)$$

$$y_{j,\min}(i) \leq y_j(k+i+1|k) \leq y_{j,\max}(i)$$

$$\Delta \mathbf{u}(k+h|k) = \mathbf{0}$$

式中： $p$ 为输出预测时域， $n_y, n_u$ 代表输出输入的个数， $\mathbf{r}(k)$ 代表给定值。 $(\ )_j$ 代表向量的第 $j$ 个分量， $(k+i|k)$ 代表对 $k+i$ 时刻的预测， $h=m, \dots, p-1$ ， $m$ 为输入预测时域， $w^y, w^{\Delta u}, w^u$ 为加权系数， $u_i$ 代表输出给定值，当模型输入个数大于输出个数时使用。

模型预测控制器的被控对象数学模型为

$$\begin{aligned} \mathbf{x}(n+1) &= \mathbf{A}\mathbf{x}(n) + \mathbf{B}\mathbf{u}(n) + \mathbf{B}_v\mathbf{v}(n) + \mathbf{B}_d\mathbf{d}(n) \\ \mathbf{y}(n) &= \mathbf{C}\mathbf{x}(n) + \mathbf{D}_v\mathbf{v}(n) + \mathbf{D}_d\mathbf{d}(n) \end{aligned} \quad (19)$$

式中， $\mathbf{v}$ 代表可测量的扰动， $\mathbf{d}$ 代表不可测扰动，由均值为0的高斯白噪声信号产生。

模型预测控制框图如图2所示。

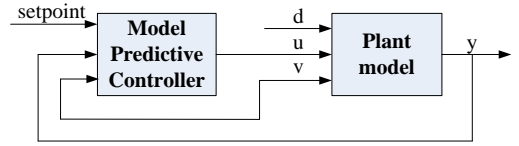


图2 模型预测控制框图

Fig.2 Model predictive control block diagram.

### 4 算例与分析

算例模型选用气动弹性标准模型AGARD 445.6机翼，详细参数见文献[18]。采用Navier-Stokes方程计算机翼作弹性运动时的非定常流场，空间采用基于结构网格技术的有限体积法，选用三阶迎风格式Harten-Lax-van Leer-Einfeldt(HLLE)格式进行空间离散，运用径向基函数实现网格的运动。采用双时间步进行时间离散，拟时间步为隐式格式的LU-SGS(Lower-Upper Symmetric Gauss-Seidel)方法。飞机飞行高度为6000m，飞行马赫数为0.9。根据美国军用规范MIL-F-8785C，可知 $z$ 方向的紊流强度和尺度分别为  $\sigma_z = 1.5m/s$ ， $L_z = 533m$ 。

利用本文中Dryden频谱函数转换为时域信号的方法，得到图3a所示的Dryden时域离散信号。为验证得到的大气紊流随机信号是否符合Dryden模型，将生成的时域信号相关函数与Dryden模型的理论相关函数进行比较，检验其吻合程度，理论与计算的自相关函数对比如图3b所示。

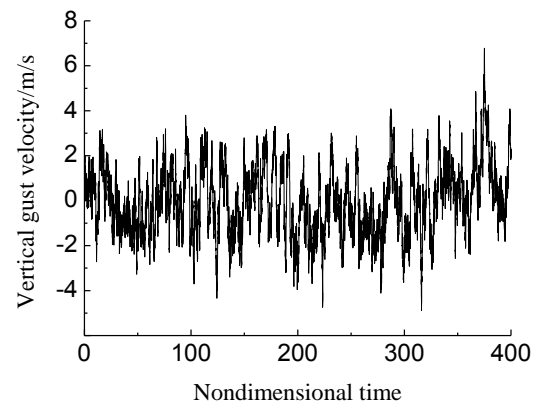


图3a Dryden时域信号

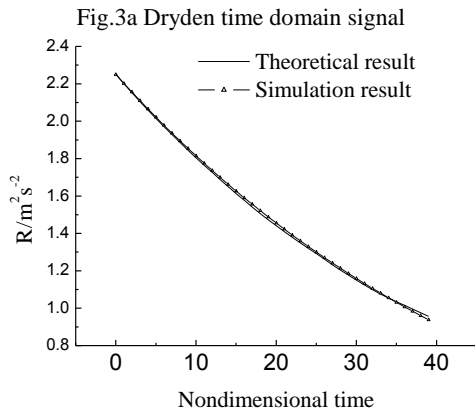


图3b Dryden自相关函数

Fig.3b Dryden autocorrelative function

分别以白噪声作为阵风激励信号和结构广义位移信号,利用系统辨识技术,建立了基于CFD的弹性运动引起的广义气动力和翼根弯矩、阵风广义气动力和翼根弯矩的降阶模型。有关气动弹性引起的气动力的辨识过程及结果在文献[16]中已详细阐述,本文只给出辨识得到的阵风激励下的广义气动力模型和翼根弯矩模型与直接CFD计算的结果(均为无量纲数据)比较。

图4为辨识得到的阵风气动力模型(11),在 $1-\cos$ 阵风激励下的第一阶广义气动力输出,与直接CFD计算的结果比较。

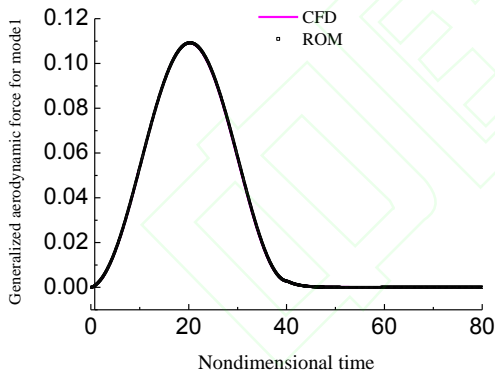
图4  $1-\cos$ 阵风激励一阶广义气动力Fig.4 the 1st GAF response to  $1-\cos$  gust excitation.

图5为辨识得到的阵风激励下的翼根弯矩模型(13)在3211阵风激励下的翼根弯矩输出与CFD直接计算得到的结果比较。

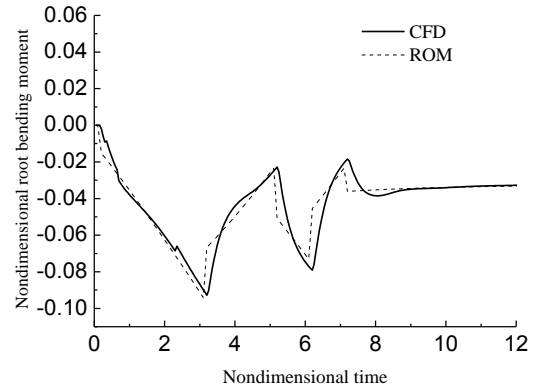


图5 3211阵风激励翼根弯矩输出

Fig.5 Root bending moment response to 3211 gust excitation.

由图4和图5可看出,辨识得到的阵风激励下的广义气动力模型(11)和翼根弯矩模型(13)能达到与直接CFD计算相同的计算精度,可以代替CFD进行气动载荷的计算。

在对辨识得到的模型依次进行准确度验证后,根据(15)式得到以阵风激励为输入信号,翼根弯矩为输出的模型。对该模型输入图3所示的Dryden阵风信号,计算得到的翼根弯矩与CFD直接计算的结果比较如图6所示。

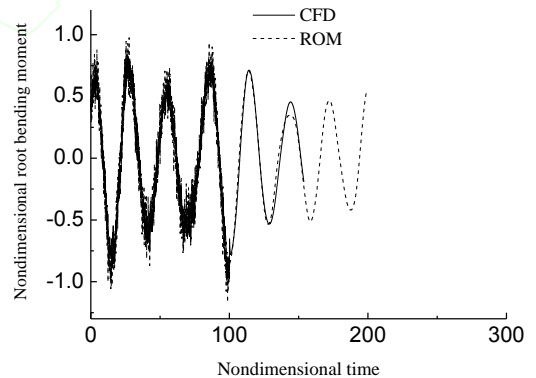


图6 Dryden阵风激励下翼根弯矩输出

Fig.6 root bending moment response to Dryden gust excitation.

由图6可知,模型(15)具有较高的数值精度。但该模型是一个具有156阶的高阶模型,为了使设计的控制器具有较低的阶次,需要对模型(15)进行模型降阶。图7为该模型的Hankle奇异值。

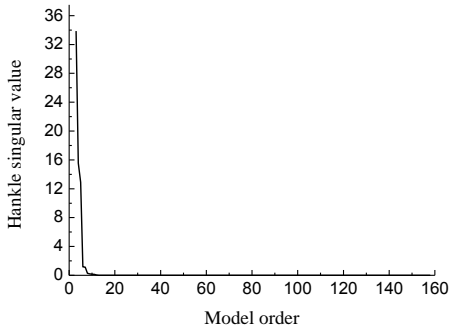


图7 模型hankle奇异值

Fig.7 Model Hankle singular value.

从图7可看出，16阶以后的奇异值可忽略，利用平衡模态法降阶后的模型阶次变为16阶。图8为阶次降低后的模型与原模型在输入1-cos阵风激励时，翼根弯矩输出的比较。

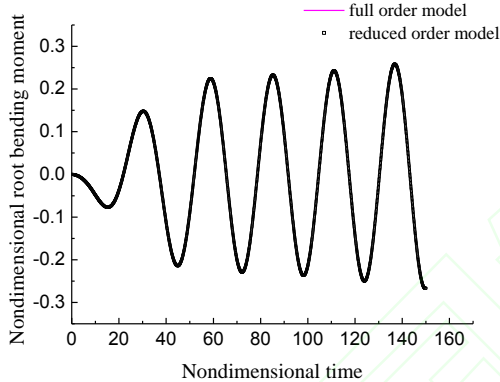


图8 1-cos阵风激励下降阶模型与原模型输出比较

Fig.8 Comparison of model response to 1-cos gust excitation between full order model and reduced order model.

从图8可以看出，降阶后的模型与原模型输出几乎完全吻合。

针对图6所示的Dryden阵风激励下的阵风响应模型，进行阵风减缓主动控制。将机翼后缘改为可偏转的控制面，偏转轴距离后缘20%弦长。通过模型预测控制算法来控制舵面偏转，以产生附加翼根弯矩减弱机翼所受力矩的影响。这里，将阵风信号视为可测量的扰动信号。控制器对阵风信号实现前馈补偿。舵面偏转气动载荷模型采用第2节相同的方法建立。控制框图如图9所示。

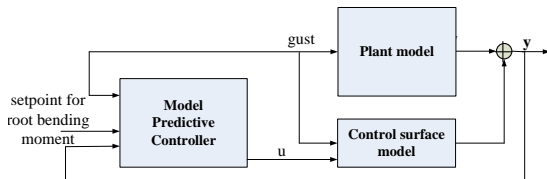


图9 控制系统框图

Fig.9 Control system block diagram.

在本文中，输出变量加权系数设为500，输

入变量由于受到实际偏转角度的限制，其加权系数设为20，控制面偏转约束为硬约束，在控制器进行优化时，必须满足该约束。图10为控制器加入后的机翼在Dryden阵风激励下翼根弯矩输出。图11为舵面偏转输出。

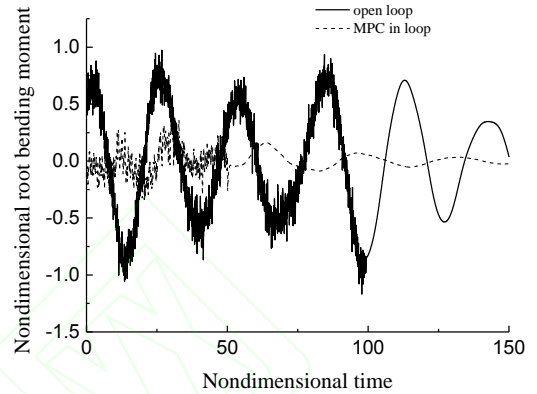


图10 Dryden阵风激励下翼根弯矩控制结果

Fig.10 Comparison of root bending moment to Dryden gust excitation.

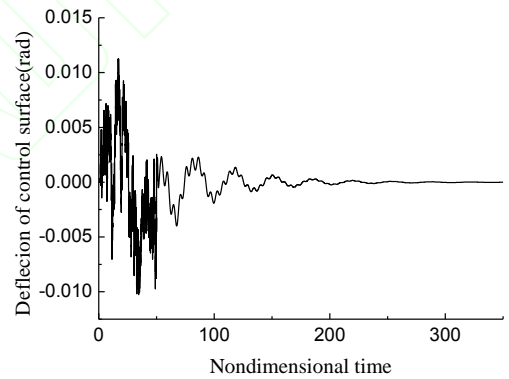


图11 Dryden阵风激励下舵面偏转

Fig.11 Deflection of control surface to Dryden gust excitation.

从图10可以看出，在控制器的作用下，系统翼根弯矩响应与开环时相比，幅值平均减小了约83%左右，说明在该控制器作用下，机翼在阵风激励下所承受的阵风载荷得到了较大地减缓。控制面偏转也在合理的范围内(0.01-0.02弧度)。

## 5 结论

(1) 采用成型滤波器设计出的连续阵风时域模型能准确模拟Dryden阵风，可用于对连续阵风响应问题的研究；

(2) 采用白噪声激励，通过CFD辨识方法得到的阵风激励下的气动载荷模型能达到和CFD直接计算相同的计算精度，实现气动力模型降阶；

(3) 模型预测控制算法能有效地减缓阵风载荷作用, 控制器对翼根弯矩响应抑制作用显著;

(4) 该阶段的工作会逐步扩展和完善。考虑存在时延的系统, 如大柔性的飞行器, 其操纵信号与被控信号存在时延, 此时系统不再是最小相位系统, 对此类结构的阵风减缓主动控制技术需进行进一步研究。

### 参 考 文 献

- [1] Chen L, Wu Z G, Yang C, et al. Active control and wind tunnel test verification of multi control surfaces wing for gust alleviation[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 30(12): 2250-2256. (in Chinese)  
陈磊, 吴志刚, 杨超等. 多控制面机翼阵风减缓主动控制与风洞试验验证[J]. *航空学报*, 30(12): 2250-2256.
- [2] Zhang W, Zhang W W, Quan J G, et al. Gust alleviation of transonic wing[J]. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2012, 6: 962-969. (in Chinese)  
张慰, 张伟伟, 全景阁等. 跨声速机翼阵风减缓研究[J]. *力学学报*, 2012, 6: 962-969.
- [3] Raveh D E. CFD-based models of aerodynamic gust response[C]. *AIAA 2006-2022*, 2006.
- [4] Chen G, Wang X, Li Y M. A reduced-order-model-based multiple-in multiple-out gust alleviation control law design method in transonic flow[J]. *Sci China-Phys Mech Astron*, 2012, 55(11): 102-107.
- [5] Moulin B, Karpel M. Gust loads alleviation using special control surfaces[J]. *Journal of Aircraft*, 2007, 44(1): 17-24.
- [6] Shao K, Wu Z G, Yang C, et al. Design of an adaptive gust response alleviation control system: simulations and experiments[J]. *Journal of aircraft*, 2010, 47(3): 1022-1029.
- [7] Ricci S, Scotti A. Gust response alleviation on flexible aircraft using multi-surface control[C]. *AIAA 2010-3117*, 2010.
- [8] Zeng J, Moulin B, Callafon R D. Adaptive feedforward control for gust load alleviation[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamic*, 2010, 33(3): 862-872.
- [9] Raveh D E. Gust-response analysis of free elastic aircraft in the transonic flight regime[J]. *Journal of Aircraft*, 2011, 48(4): 1204-1211.
- [10] Robert E B. Development, verification and use of gust modeling in the nasa computational fluid dynamics code fun3d[R]. *NASA/TM-2012-217771*, 2012.
- [11] Chen G, Li Y M. Advances and prospects of the reduced order model for unsteady flow and its application[J]. *Advances in Mechanics*, 2011, 41(6): 686-701. (in Chinese)  
陈刚, 李跃明. 非定常流场降阶模型及其应用研究进展与展望[J]. *力学进展*, 2011, 41(6): 686-701.
- [12] Liu X Y, Yang C, Wu Z G. Wavelet based reduced-order method for unsteady aerodynamics applicable to aeroelasticity[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2010, 31(6): 1149-1155. (in Chinese)  
适用于气动弹性的小波非定常气动力降阶方法[J]. 刘晓燕, 杨超, 吴志刚. *航空学报*, 2010, 31(6): 1149-1155.
- [13] Dillsaver M J, Cesnik C E, Kolmanovsky I V. Gust load alleviation control for very flexible aircraft[C]. *AIAA 2011-6368*, 2011.
- [14] Ma D L. An improvement of the digital simulation method for atmospheric turbulence[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 1990, 3: 57-63. (in Chinese)  
马东立. 大气紊流数字仿真的改进方法[J]. *北京航空航天大学学报*, 1990, 3: 57-63.
- [15] Yang G W, Wang J K. Gust response prediction with CFD-based reduced order modeling[J]. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2008, 40(2): 145-153. (in Chinese)  
杨国伟, 王济康. CFD结合降阶模型预测阵风响应[J]. *力学学报*, 2008, 40(2): 145-153.
- [16] Nie X Y, Yang G W. Identification of unsteady aerodynamic model CFD-Based for aeroelastic numerical computation[J]. *Journal of Vibration and Shock*, 2014, 10. (in Chinese)  
聂雪媛, 杨国伟. 基于CFD气动力辨识模型的气动弹性数值计算[J]. *振动与冲击*. 2014, 10.
- [17] Xiong G, Yang C. Application of balanced truncation method on aeroservoelastic model reduction[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2001, 22(3): 168-170. (in Chinese)  
熊纲, 杨超. 平衡截断方法在气动伺服弹性系统模型



降阶中的应用[J]. 航空学报, 2001, 22(3):168-170.

Tel:010-82544007

[18] Carson Y J E. Agard standard aeroelastic configurations for dynamic response I-Wing 445.6[R]. AGARD-R-756,1988.

E-mail: niexueyuan@imech.ac.cn

杨国伟 男, 博士, 研究员, 博士生导师。主要研究方向: 计算流体力学, 气动优化设计等。

#### 作者简介:

聂雪媛 女, 博士, 助研。主要研究方向: 气动弹性及主动控制技术。

## Gust Alleviation Active Control Based on CFD Reduced-Order Models

NIE Xueyuan\*, YANG Guowei

*Key Laboratory for Mechanics in Fluid Solid Coupling Systems of Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China*

**Abstract:** In flight, aircrafts suffer atmospheric turbulence and the flight quality degrades. Gust load alleviation is an important technique for improving the performance of aircrafts. Most of existing gust response analysis focuses on discrete gust while study on continuous gust attracts little attention. The continuous turbulence time domain signals can be obtained with the shaping filter. In transonic regime, CFD-based gust loads reduced order models(ROM) in the state-space form are built by the system identification method. Further, to design a feasible controller, the balanced truncation approach is used to reduce the model order. Model predictive control(MPC) algorithm is adopted to control the deflection of the control surface so that gust load alleviation is realized. The AGARD 445.6 wing configuration is used as a numerical example to demonstrate the present gust ROM methodology and alleviation effects. It has been shown that the gust ROM with MPC law can suppress the wing root bending moment effectively, meanwhile, the deflection of the control surface can satisfy the hard constrain.

**Key words:** gust alleviation control; reduced order models; aeroelasticity; transonic flight; atmospheric turbulence; model predictive control

\* Received: 2014-08-01; Revised: 2014-08-12; Accepted: 2014-08-18; Published online:  
URL:

\*Corresponding author. Tel.: 010-82544007 E-mail: niexueyuan@imech.ac.cn