doi:10.16018/j.cnki.cn32-1650/n.201601009

大展弦比机翼的阵风响应减缓控制与仿真

杜丽婷,韩景龙
(南京航空航天大学 机械结构力学及控制国家重点实验室,江苏 南京 210016)

摘要:在考虑机翼几何非线性的基础上,先在机翼平衡位置求出振动模态,然后构建机翼的广义受控对象式,设计出模型预测控制器,进行阵风响应减缓控制仿真,并与阵风响应进行对比。结果表明,模型预测控制器能有效地抑制阵风响应。

关键词:几何非线性 阵风响应 模型预测控制 大展弦比机翼
中图分类号:V215.3 **文献标识码**:A **文章编号**:1671-5322(2016)01-0044-05

近来,具有广泛应用前景的高空长航时飞机引起了各国航空科研人员的高度重视。为了满足轻质量、高性能的要求,高空长航无人机的机翼有着大柔度、大展弦比的特点[1]。大展弦比机翼存在着显著的几何非线性特征,飞机长时间巡航时,经常受到阵风的影响,在气动载荷的作用下,机翼会产生较大的变形,传统的线性气弹分析方法已不再适用。

飞机长航时,经常会受到阵风的影响。阵风减缓是利用主动控制技术减少阵风干扰可能引起的影响,达到提高乘客乘坐舒适性、减轻机翼弯曲力矩和增加结构抗疲劳的目的[2-3]。20 世纪 70 年代至今,阵风减缓技术在很多飞机上得到了成功的应用,如大型商用飞机(A-320,B-787)、轰炸机等多种型号。当前,经典 PID 控制、传统鲁棒控制(H~)和线性二次高斯控制等都在阵风响应减缓控制方面取得了较好的效果[4],但实际系统运行中存在着舵偏速率和舵偏角等约束,传统控制方法已难以处理此种情况。

模型预测控制(MPC)是一种基于模型的控制算法的总称。它通过滚动求解二次规划(QP)问题,产生一个最优控制输入,其特点是:滚动优化,滚动实施。经过 30 多年的发展,MPC 已经成为过程工业解决具有约束多变量控制问题的工业标准[5]。

本文针对带有一个控制面的双梁式大展弦比机翼,采用几何非线性分析方法建立状态空间模型,使用模型预测控制器进行阵风响应减缓,使机翼在满足控制面偏转角度约束和偏转速率约束条件下,达到最优的阵风减缓性能指标。

1 几何非线性分析

大展弦比机翼在飞行载荷的作用下会产生很大的变形,所以应该在机翼变形后的平衡位置处建立振动方程。

假设机翼在其变形平衡位置处作微幅自由振动,则结构广义的运动方程如下:

$$\boldsymbol{M}\ddot{\boldsymbol{\beta}} + \boldsymbol{K}_T\boldsymbol{\beta} = 0 \tag{1}$$

其中,$\boldsymbol{\beta}$ 是机翼节点相对于其平衡位置的位移列阵;$\boldsymbol{M}$ 是质量矩阵;$\boldsymbol{K}_T$ 为切线刚度矩阵。代入谐振动 $\boldsymbol{\beta}=\boldsymbol{\xi}e^{i\omega t}$,有:

$$\boldsymbol{K}_T\boldsymbol{\xi} = \omega^2\boldsymbol{M}\boldsymbol{\xi} \tag{2}$$

式中 ω^2,ζ 分别为质量矩阵 M、刚度矩阵 K_T 的特征值与特征向量,从而得到结构变形后的振型和频率,即结构在配平状态下的线化模态 $\boldsymbol{\Phi}_\zeta$。此种方法称之为动力学线化的“准模态”法。

2 气动伺服弹性建模

2.1 气动弹性一般运动方程

考虑阵风气动力和舵面偏转的气动弹性一般运动方程如下[6]:

$$\boldsymbol{M}_{\zeta\zeta}\ddot{\boldsymbol{\zeta}}(t) + \boldsymbol{K}_{\zeta\zeta}\dot{\boldsymbol{\zeta}}(t) = q_\infty\boldsymbol{Q}_{\zeta\zeta}\boldsymbol{\zeta}(t) +$$

收稿日期:2015-12-16
作者简介:杜丽婷(1991—),女,四川南充人,硕士生,主要研究方向为气动弹性分析与控制。

$$q_\infty \boldsymbol{Q}_{\zeta c}\triangle(\boldsymbol{t}) + \frac{q_\infty}{V}\boldsymbol{Q}_g \boldsymbol{w}_g(\boldsymbol{t}) \tag{3}$$

式中,$\boldsymbol{M}_{\zeta\zeta}$ 和 $\boldsymbol{K}_{\zeta\zeta}$ 分别为模态质量矩阵和刚度矩阵;$\boldsymbol{\zeta}$ 为弹性结构广义坐标;q_∞ 为动压,V 为飞行速度;$\triangle(\boldsymbol{t})$ 为控制面偏转;$\boldsymbol{w}_g(\boldsymbol{t})$ 为结构阵风参考点处的垂直阵风速度;$\boldsymbol{Q}_{\zeta\zeta}$、$\boldsymbol{Q}_{\zeta c}$ 和 $\boldsymbol{Q}_g$ 分别为对应的非定常气动力系数矩阵,具体计算公式如下:

$$\boldsymbol{Q}_{\zeta\zeta} = \boldsymbol{\Phi}_\zeta^T \boldsymbol{G}_{ka}^T \boldsymbol{Q}_{kk} \boldsymbol{G}_{ka} \boldsymbol{\Phi}_\zeta$$
$$\boldsymbol{Q}_{\zeta c} = \boldsymbol{\Phi}_\zeta^T \boldsymbol{G}_{ka}^T \boldsymbol{Q}_{kk} \boldsymbol{G}_{ka} \boldsymbol{\Phi}_c$$
$$\boldsymbol{Q}_g = \boldsymbol{\Phi}_\zeta^T \boldsymbol{G}_{ka}^T \boldsymbol{S}_{kj} \boldsymbol{A}_{jj}^{-1} \boldsymbol{\Phi}_g$$

式中突风模态 $\boldsymbol{\Phi}_g$ 以及控制面偏转模态 $\boldsymbol{\Phi}_c$,详见参考文献[7]。

以上基于偶极子网格法得到的复值气动力系数矩阵为频域形式,为了建立气动弹性系统的时域模型,需将气动力从频域转化到时域,本文采用 Roger 有理函数拟合,气动力影响系数矩阵拟合公式如下:

$$\boldsymbol{Q}_{kk} = \boldsymbol{Q}_1 + \boldsymbol{Q}_2\bar{s} + \boldsymbol{Q}_3\bar{s}^2 + \boldsymbol{E}_1\frac{\bar{s}}{\bar{s}+r_1} + \boldsymbol{E}_2\frac{\bar{s}}{\bar{s}+r_2} + \boldsymbol{E}_3\frac{\bar{s}}{\bar{s}+r_3} + \boldsymbol{E}_4\frac{\bar{s}}{\bar{s}+r_4} \tag{4}$$

其中 $\boldsymbol{Q}_1,\boldsymbol{Q}_2,\boldsymbol{Q}_3,\boldsymbol{E}_1,\boldsymbol{E}_2,\boldsymbol{E}_3$ 以及 $\boldsymbol{E}_4$ 为待定系数,由最小二乘法计算得出;r_1,r_2,r_3,r_4 为滞后根,分别取 0.2,0.4,0.6,0.8。相应的拟合系数矩阵表达式如下;

$$\boldsymbol{Q}_{\zeta 0} = \boldsymbol{\Phi}_\zeta^T \boldsymbol{G}_{ka}^T \boldsymbol{Q}_0 G_{ka} \boldsymbol{\Phi}_\zeta$$
$$\boldsymbol{Q}_{\zeta 1} = \boldsymbol{\Phi}_\zeta^T \boldsymbol{G}_{ka}^T \boldsymbol{Q}_1 \boldsymbol{G}_{ka} \boldsymbol{\Phi}_\zeta$$
$$\boldsymbol{Q}_{\zeta 2} = \boldsymbol{\Phi}_\zeta^T \boldsymbol{G}_{ka}^T \boldsymbol{Q}_2 \boldsymbol{G}_{ka} \boldsymbol{\Phi}_\zeta$$
$$\boldsymbol{E}_{\zeta m} = \boldsymbol{\Phi}_\zeta^T \boldsymbol{G}_{ka}^T \boldsymbol{E}_m \boldsymbol{G}_{ka} \boldsymbol{\Phi}_\zeta \tag{5}$$

其它拟合系数矩阵的计算与上式相似,这里不再赘述。

由于前文选取了 4 个空气动力极点,所以在此需要引入 4 个气动力状态变量。根据式(4)可得如下形式:

$$\boldsymbol{X}_{ai} = \frac{p}{p+r_i}\boldsymbol{E}_{\zeta i}\zeta(t) + \frac{p}{p+r_i}\boldsymbol{E}_{\triangle t}\triangle t + \frac{p}{p+r_i}\boldsymbol{E}_{gi}w_g(t) \tag{6}$$

式中 i 取 1 ~4。取模型某点处的加速度过载作为系统输出,得系统的状态空间方程如下:

$$\dot{\boldsymbol{X}}_s = \boldsymbol{A}_s X_s + \boldsymbol{B}_s \boldsymbol{u}_s + \boldsymbol{E}_s \widetilde{\boldsymbol{w}}_g$$
$$\boldsymbol{y}_s = \boldsymbol{C}_s \boldsymbol{X}_s \tag{7}$$

其中

$$\boldsymbol{X}_s = \{\boldsymbol{\zeta}\quad \dot{\boldsymbol{\zeta}}\quad \boldsymbol{X}_{a1}\quad \boldsymbol{X}_{a2}\quad \boldsymbol{X}_{a3}\quad \boldsymbol{X}_{a4}\}^T,$$

$$\boldsymbol{u}_s = \{\triangle\quad \dot{\triangle}\quad \ddot{\triangle}\},$$

$$\widetilde{\boldsymbol{w}}_g = \{\boldsymbol{w}_g\quad \dot{\boldsymbol{w}}_g\}$$

$$\boldsymbol{A}_s = \begin{bmatrix} 0 & \boldsymbol{I} & 0 & \cdots & 0 \\ \boldsymbol{M}_s^{-1}\boldsymbol{K}_s & \boldsymbol{M}_s^{-1}\overline{\boldsymbol{C}}_s & \boldsymbol{M}_s^{-1}q_\infty & \cdots & \boldsymbol{M}_s^{-1}q_\infty \\ 0 & \boldsymbol{E}_{\xi 1} & -Vb^{-1}r_1\boldsymbol{I} & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & & \vdots \\ 0 & \boldsymbol{E}_{\xi 4} & 0 & \cdots & -Vb^{-1}r_4\boldsymbol{I} \end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{B}_s = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ \boldsymbol{M}_s^{-1}\boldsymbol{K}_c & \boldsymbol{M}_s^{-1}\boldsymbol{C}_c & \boldsymbol{M}_s^{-1}\boldsymbol{M}_c \\ 0 & \boldsymbol{E}_{\triangle 1} & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ 0 & \boldsymbol{E}_{\triangle 4} & 0 \end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{E}_s = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ \boldsymbol{M}_s^{-1}\boldsymbol{K}_g & \boldsymbol{M}_s^{-1}\boldsymbol{C}_g \\ 0 & \boldsymbol{E}_{g1} \\ \vdots & \vdots \\ 0 & \boldsymbol{E}_{g4} \end{bmatrix},$$

$$\boldsymbol{C}_s = \boldsymbol{\Phi}_s[\boldsymbol{M}_s^{-1}\boldsymbol{K}_s\quad \boldsymbol{M}_s^{-1}\overline{\boldsymbol{C}}_s\quad \boldsymbol{M}_s^{-1}q_\infty\quad \cdots\quad \boldsymbol{M}_s^{-1}q_\infty]$$

$$\boldsymbol{M}_s = \boldsymbol{M}_{\zeta\zeta} - \frac{\rho b^2}{2}\boldsymbol{Q}_{\zeta 2},$$

$$\boldsymbol{K}_s = q_\infty \boldsymbol{Q}_{\zeta 0} - \boldsymbol{K}_{\zeta\zeta}, \boldsymbol{K}_c = q_\infty \boldsymbol{Q}_{\triangle 0}$$

$$\overline{\boldsymbol{C}}_s = \boldsymbol{C}_{\zeta\zeta} - \frac{\rho Vb}{2}\boldsymbol{Q}_{\zeta 1}, \boldsymbol{C}_c = \frac{\rho Vb}{2}\boldsymbol{Q}_{\triangle 1}, \boldsymbol{K}_g = q_\infty Q_{g0}$$

$$\boldsymbol{M}_c = \frac{\rho b^2}{2}\boldsymbol{Q}_{\triangle 2} - \boldsymbol{M}_{\zeta\triangle}, \boldsymbol{C}_g = \frac{\rho Vb}{2}\boldsymbol{Q}_{g1}, \boldsymbol{M}_g = \frac{\rho b^2}{2}\boldsymbol{Q}_{g2}$$

$\boldsymbol{\Phi}_s$ 为加速度传感器所在位置处的固有模态。

2.2　舵机及阵风环节

舵机是气动伺服弹性系统中的执行机构,驱动舵面的偏转。忽略非线性影响,舵机传递函数可经变换得到以 u_c 为控制输入,u_s 为输出的状态空间方程,如下所示:

$$\dot{\boldsymbol{X}}_c = \boldsymbol{A}_c \boldsymbol{X}_c + \boldsymbol{B}_c \boldsymbol{u}_c$$
$$\boldsymbol{y}_c = \boldsymbol{u}_s = \boldsymbol{C}_c \boldsymbol{X}_c \tag{8}$$

由于篇幅所限,上式具体矩阵形式详见参考文献[7]。本文采用经典离散(1 - cos)型阵风模型,该模型经过转换可化为状态空间模型。考虑阵风场的空间尺度,该模型表达式为:

$$\omega(t) = \frac{\omega_m}{2}(1 - \cos\frac{2\pi s}{x_g}), 0 \leqslant s \leqslant x_g \tag{9}$$

式中,$s = x_g - Vt$,ω_m 为阵风速度幅值,x_g 为阵风尺度[7]。

2.3　状态空间模型

综合弹性结构、气动力、舵机以及阵风环节,

得到广义受控对象的状态空间方程如下：

$$\begin{aligned}\ddot{\boldsymbol{X}}_a &= \boldsymbol{A}_a\boldsymbol{X}_a + \boldsymbol{B}_a\boldsymbol{u}_c + \boldsymbol{E}_a w \\ \boldsymbol{y}_a &= \boldsymbol{C}_a\boldsymbol{X}_a\end{aligned} \tag{10}$$

其中，$\begin{cases}\boldsymbol{X}_a = \{\boldsymbol{X}_s \quad \boldsymbol{X}_c \quad \boldsymbol{X}_g\}^T \\ \boldsymbol{C}_a = [\boldsymbol{C}_s \quad \boldsymbol{D}_s\boldsymbol{C}_c \quad 0]\end{cases}$

$$\boldsymbol{A}_a = \begin{bmatrix}\boldsymbol{A}_s & \boldsymbol{B}_s\boldsymbol{C}_c & \boldsymbol{E}_s\boldsymbol{C}_g \\ 0 & \boldsymbol{A}_c & 0 \\ 0 & 0 & \boldsymbol{A}_g\end{bmatrix}, \boldsymbol{B}_a = \begin{bmatrix}0 \\ \boldsymbol{B}_c \\ 0\end{bmatrix}, \boldsymbol{E}_a = \begin{bmatrix}0 \\ 0 \\ \boldsymbol{B}_g\end{bmatrix}。$$

3　模型预测控制(MPC)

模型预测控制是一种基于模型的开环最优控制算法。用 MPC 进行阵风响应减缓，即选取一个二次性能函数作为优化目标，每一个采样时刻优化求解得出一个控制输入序列，其中仅第一个分量被执行，其余分量均舍弃；然后下一个采样时刻再重写优化求解。这就是滚动优化，是区分其它最优控制的主要区别。

3.1　预测模型

MPC 是离散控制算法，应使用离散状态空间方程。将式(10)进行时间离散化变为如下形式：

$$\begin{aligned}\boldsymbol{x}_{k+1} &= \boldsymbol{A}_d\boldsymbol{x}_k + \boldsymbol{B}_d\boldsymbol{u}_k \\ \boldsymbol{y}_k &= \boldsymbol{C}\boldsymbol{x}_k\end{aligned} \tag{11}$$

式中 $\boldsymbol{A}_d$ 和 $\boldsymbol{B}_d$ 均是由 $\boldsymbol{A}_a$ 和 $\boldsymbol{B}_a$ 时间离散化而来。通过迭代模型式(11)实现过程的未来预测。假设整个状态向量是可测的，也就是 $\hat{x}(k|k) = x(k)$，得到模型预测方程如下：

$$\boldsymbol{X} = \boldsymbol{H}\boldsymbol{U} + \boldsymbol{G}\boldsymbol{x}_k \tag{12}$$

其中，

$$\boldsymbol{H} = \begin{bmatrix}\boldsymbol{A}_d & & & \\ \boldsymbol{A}_d\boldsymbol{B}_d & \boldsymbol{B}_d & & \\ \vdots & & \ddots & \\ \boldsymbol{A}_d^{N_u-1}\boldsymbol{B}_d & \boldsymbol{A}_d^{N_u-2}\boldsymbol{B}_d & \cdots & \boldsymbol{B}_d \\ \boldsymbol{A}_d^{N_u}\boldsymbol{B}_d & \boldsymbol{A}_d^{N_u-1}\boldsymbol{B}_d & \cdots & \boldsymbol{A}_d\boldsymbol{B}_d \\ \vdots & & \ddots & \vdots \\ \boldsymbol{A}_d^{N_p-1}\boldsymbol{B}_d & \boldsymbol{A}_d^{N_p-2}\boldsymbol{B}_d & \cdots & \sum_{i=0}^{N_p-N_u}\boldsymbol{A}_d^i\boldsymbol{B}_d\end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{G} = \begin{bmatrix}\boldsymbol{A}_d \\ \boldsymbol{A}_d^2 \\ \vdots \\ \boldsymbol{A}_d^{N_p}\end{bmatrix} \quad \boldsymbol{X} = \begin{bmatrix}\boldsymbol{x}_k \\ \boldsymbol{x}_{k+1} \\ \vdots \\ \boldsymbol{x}_{k+N_u-1} \\ \boldsymbol{x}_{k+N_u} \\ \vdots \\ \boldsymbol{x}_{k+N_p-1}\end{bmatrix} \quad \boldsymbol{U} = \begin{bmatrix}\boldsymbol{u}_k \\ \boldsymbol{u}_{k+1} \\ \vdots \\ \boldsymbol{u}_{k+N_u-1}\end{bmatrix}$$

3.2　性能指标函数及约束

由于 MPC 控制器是一种离散控制方法，故应采用模型的离散状态空间方程。其预期性能通过最小化如下二次性能指标函数得到：

$$\begin{aligned}&V(x_k, U, N_u, N_p) = \\ &\sum_{i=1}^{N_p-1}((x_{k+i} - x_{ref,k+i})^T Q(x_{k+i} - x_{ref,k+i})) + \\ &\sum_{i=0}^{N_u-1}(\boldsymbol{u}_{k+i}^T \boldsymbol{R}_{U_{k+i}}) + \\ &(\boldsymbol{x}_{k+N_p} - \boldsymbol{x}_{ref,k+N_p})^T \boldsymbol{Q}_f(\boldsymbol{x}_{k+N_p} - \boldsymbol{x}_{ref,k+N_p})\end{aligned} \tag{13}$$

式中：N_u 为控制时域，N_p 为预测时域，本文假设 $N_p = N_u = 20$；x_{ref} 为参考轨迹；$\boldsymbol{Q}$ 和 $\boldsymbol{R}$ 为加权矩阵，$\boldsymbol{Q}_f$ 为终端加权矩阵。为了保证模型预测控制算法的稳定性，要求 $\boldsymbol{Q}, \boldsymbol{Q}_f \geqslant 0, \boldsymbol{R} > 0$，然后通过性能优化进行选择[8]。

模型预测控制的本质就是在约束条件下极小化一定的性能指标函数。相关约束为：

$$\begin{aligned}\boldsymbol{u}_{\min} \leqslant \boldsymbol{u}_i \leqslant \boldsymbol{u}_{\max} \\ \triangle\boldsymbol{u}_{\min} \leqslant \triangle\boldsymbol{u}_i \leqslant \triangle\boldsymbol{u}_{\max}\end{aligned} \tag{14}$$

引入模型预测方程，上述约束优化问题可以写为如下形式：

$$\min V(\hat{x}, U, N_u, N_p)$$
s. t. 式(14)。

其中最优方程具体如下：

$$\min V = \boldsymbol{U}^T(\boldsymbol{H}^T\hat{\boldsymbol{Q}}\boldsymbol{H} + \hat{\boldsymbol{R}})\boldsymbol{U} + 2(\hat{\boldsymbol{x}}_k\boldsymbol{G}^T - \boldsymbol{x}_{ref}^T)\hat{\boldsymbol{Q}}\boldsymbol{H}\boldsymbol{U}$$

$$\hat{\boldsymbol{Q}} = \mathrm{diag}[\boldsymbol{Q} \quad \boldsymbol{Q} \quad \cdots \quad \boldsymbol{Q}_f]$$

$$\hat{\boldsymbol{R}} = \mathrm{diag}[\boldsymbol{R} \quad \boldsymbol{R} \quad \cdots \quad \boldsymbol{R}]$$

MPC 本质上就是求解约束优化问题得到最优解 U。滚动优化要求在每个控制周期仅仅将优化解的第一列施加给控制系统(控制时域中的第一步)。

4　算例

本文采用带有一个主动控制面的双梁式机翼结构，在 patran 中采取板单元以及弹簧单元建立其有限元模型，对整个机翼进行有限元网格划分。有限元模型及气动网格模型如图 1 ~ 图 2 所示。

该机翼的参考半展长为 7.5 m，参考弦长为 0.86 m，飞行速度为 70 m/s，大气密度为 1.226 kg/m^2。机翼的状态方程离散化所用时间间隔为 0.02 s，同时选取的控制面偏转角度约束为 ±10°，控制面偏转速率的最大值为 60°/s。运用模型预测控制器对其进行离散阵风响应控制，实

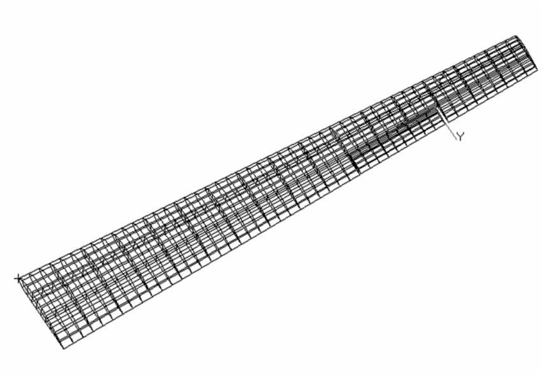

图 1　机翼有限元模型

Fig. 1　Finite element model of the wing

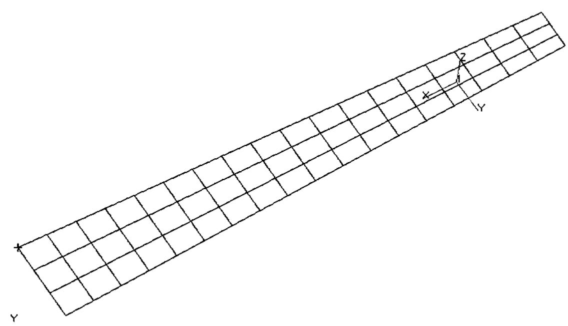

图 2　气动网格划分

Fig. 2　Aerodynamic grid meshing

现阵风减缓。仿真结果见图 3 ~ 图 5。

从图 3 ~ 图 5 可以看出,仿真时间从 0 时刻起,当大展弦比机翼在遭遇离散突风的时候,它的翼尖位移量减少了45.6%,法向过载减少了33.3%。由此可见本文建立的基于状态空间方程的模型预测控制算法能有效抑制突风响应,达到减缓突风载荷、减少结构的疲劳载荷,提高飞行安全和乘坐品质的目的。

5　结束语

本文针对大展弦比机翼,在满足控制面偏转角度约束和偏转速率约束条件下,运用 MPC 控制器进行离散阵风载荷减缓控制。仿真结果表明,文中所提出的模型预测控制能够很好地进行阵风载荷减缓,对于未来阵风减缓控制有着深远的意义。

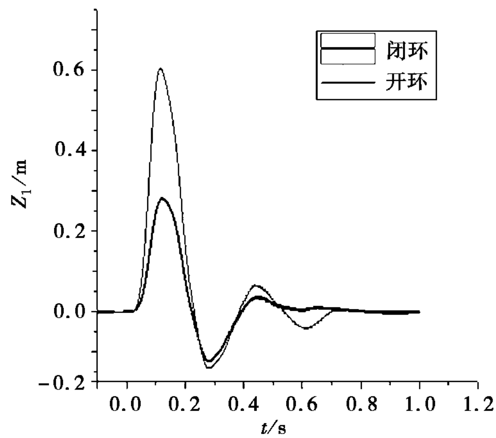

图 3　离散阵风下响应翼尖位移变化图

Fig. 3　The wing tip defelection curve under the discrete disgust

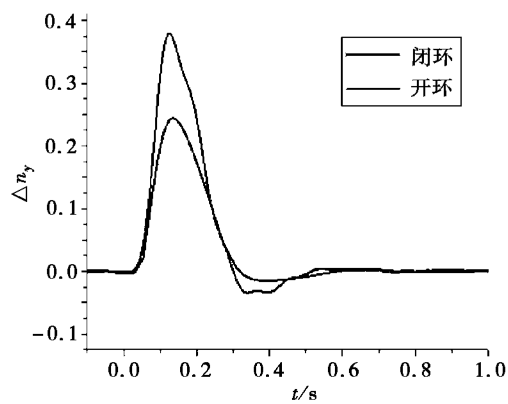

图 4　离散阵风下法向过载变化曲线

Fig. 4　The normal overload curve under the discrete gust

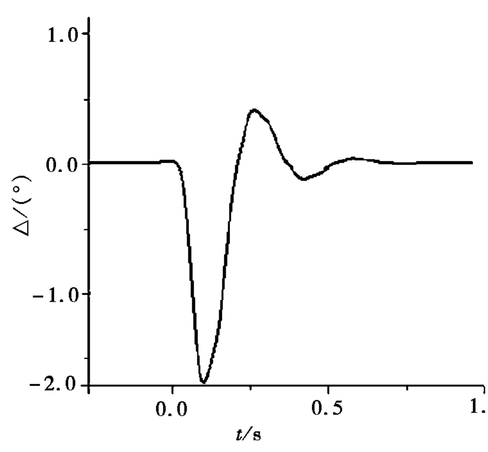

图 5　离散阵风下舵面偏转位移曲线

Fig. 5　Control surface deflection angle curve under the discrete gust

参考文献:

[1] HAGHIGHAT S. LIU H H T, MARTINS J R R A. Martins. Application of model predictive control to gust loads alleviation systems[C]//In AIAA Atmospheric Flight Mechanics conference, 2009,Chicago:llinois.
[2] 文传源.现代飞行控制系统[M].北京:北京航空航天大学出版社,2004.
[3] 高金源,张登峰.民用飞机阵风载荷减缓控制系统结构方案研究[C]//大型飞机关键技术论坛暨中国航空学会2007年学术年会论文集,2007.
[4] 梁苏南,王立新,张曙光.飞机风载荷减缓控制技术及其发展[J].飞行力学,2003,21(1):1-4.
[5] 邹涛,丁宝苍,张端.模型预测控制工程应用导论[M].北京:化学工业出版社,2010.6.
[6] 赵永辉.气动弹性力学与控制[M].北京: 科学出版社,2007.
[7] 吴志刚,万志强,陈桂彬.飞行器气动弹性原理[M].北京:北京航空航天大学出版社,2011:29.
[8] 吴志刚,陈磊,杨超,等.弹性飞机阵风响应建模与减缓方案设计[J].中国科学,2011,41(3):394-402.

Gust Load Alleviation Control and Simulation for a High Aspect Ratio Wing

DU Liting, HAN Jinglong

(State Key Laboratory of Mechanics and Control of Mechanical Structures,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing Jiangsu 210016, China)

Abstract: Current, flutter suppression and gust load active control technology had been the hot topics in the study of aeroservoelasticity. In this paper, a new aeroelasticity method based on the MDO platform ISIGHT integrated Matlab and Nastran is developed for a high aspect ratio wing. First, normal models are computed at the static aeroelasticity balance position of the wing. Then a aeroservoelasticity closed-loop system of the wing is deceloped for the model-predictive gust load alleviation controller. Further, the gust alleviation performance is evaluated for the discrete gust.

Keywords: geometrical nonlinear; gust response; model predictive controller; high aspect ratio wing

(责任编辑:李华云)