



弹性飞机阵风响应建模与减缓方案设计

吴志刚^①, 陈磊^{①*}, 杨超^①, 唐长红^②

① 北京航空航天大学航空科学与工程学院, 北京 100191;

② 中国航空工业集团公司第一飞机设计研究院, 西安 710089

* E-mail: cl_1982614@ase.buaa.edu.cn

收稿日期: 2010-07-16; 接受日期: 2010-08-18

国家自然科学基金(批准号: 90716006, 10902006)资助项目

摘要 基于非定常气动力有理函数拟和方法建立时域连续阵风响应方程, 基于非定常气动力有理函数拟合和傅立叶变换的混合建模方法建立时域离散阵风响应方程. 在时域连续和离散阵风响应方程的基础上, 设计 3 种不同的阵风减缓控制方案并进行对比分析. 方案 1 采用俯仰角速率、翼梢加速度和质心加速度作为反馈信号, 副翼和升降舵作为控制面; 方案 2 采用迎角传感器采集的信号替换方案 1 中的俯仰角速率信号; 方案 3 采用扰流片替换方案 1 中的副翼. 相关计算结果表明: 弹性飞机质心处过载和翼根弯矩主要受刚体模态的影响, 弹性飞机翼尖处过载主要受飞机弹性模态的影响. 控制方案 1, 2, 3 均能达到阵风减缓的目的, 但采用扰流片作为控制面的控制方案 3 的减缓效果不如控制方案 1 和 2 的减缓效果.

关键词

气动弹性
气动伺服弹性
阵风响应
阵风减缓
控制方案设计

飞机穿越阵风区域时, 阵风产生确定的或随机的附加气动力, 引起飞机的刚体运动和弹性振动. 阵风激励干扰驾驶员的正常操纵, 降低乘坐品质, 增加翼根弯矩, 缩短结构的疲劳寿命^[1]. 随着航空科学技术的发展, 飞机的结构柔性增大, 飞机的弹性频率与刚体频率非常接近. 弹性模态与刚体模态的耦合使飞机阵风响应和减缓更加复杂. 因此, 有必要针对该类飞机进行阵风响应建模以及减缓方案设计.

可采用频域方法和时域方法进行连续阵风响应和离散阵风响应建模. 频域方法的关键^[2~4]为与阵风相关的广义非定常气动力矩阵的计算与插值; 时域方法的关键是气动力影响系数矩阵的有理函数拟合. 可采用混合建模方法^[3]进行离散阵风响应建模, 混合建模方法的优点^[5]在于不需要对阵风项进行有

理函数拟合即可求得响应的状态空间时域结果.

在阵风响应建模的基础上, 国外设计了阵风减缓控制方案并通过大量的风洞试验和飞行试验验证了阵风减缓控制方案的可行性^[6~8]. 阵风减缓系统已应用在 B-52, DC-10 以及 A320 等机型上, 成功地减少了大气扰动下的机翼载荷, 提高乘坐品质.

由于大型飞机在多个位置采用多种传感器, 除使用 3 个常规的主操纵面外, 还使用一些辅助操纵面, 如鸭翼、扰流片等^[1]. 因此, 需要采用不同的传感器和操纵面设计不同的阵风减缓控制方案并比较各控制方案的优劣, 为飞机总体设计提供参考.

本文完整地建立了时域连续和离散阵风响应状态空间方程, 在连续和离散阵风响应建模的基础上, 提出阵风减缓控制系统方案, 通过具体算例评估各阵风减缓控制方案的效果.

1 数学建模

1.1 气动弹性运动方程

基于广义坐标的气动弹性运动方程可写为^[9]

$$\begin{aligned} & \begin{bmatrix} \mathbf{M}_{\xi\xi} & \mathbf{M}_{\xi\delta} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{\xi} \\ \ddot{\delta} \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{C}_{\xi\xi} & \boldsymbol{\theta} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \dot{\xi} \\ \dot{\delta} \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{K}_{\xi\xi} & \boldsymbol{\theta} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \xi \\ \delta \end{Bmatrix} \\ &= \frac{1}{2} \rho V^2 \begin{bmatrix} \mathbf{Q}_{\xi\xi} & \mathbf{Q}_{\xi\delta} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \xi \\ \delta \end{Bmatrix} + \frac{1}{2} \rho V^2 \mathbf{Q}_g \mathbf{w}_g, \end{aligned} \quad (1)$$

其中 ξ 为飞机刚体模态和弹性模态对应的广义坐标, δ 为控制面偏转模态坐标, $\mathbf{w}_g$ 为垂直阵风速度, ρ 为大气密度, V 为飞行速度, $\mathbf{M}_{\xi\xi}$ 和 $\mathbf{M}_{\xi\delta}$ 为广义质量矩阵, $\mathbf{C}_{\xi\xi}$ 为广义阻尼矩阵, $\mathbf{K}_{\xi\xi}$ 为广义刚度矩阵, $\mathbf{Q}_{\xi\xi}$, $\mathbf{Q}_{\xi\delta}$ 和 $\mathbf{Q}_g$ 分别为对应于模态、控制面和阵风的广义非定常气动力系数矩阵.

1.2 弹性飞机连续阵风响应计算

采用最小状态(MS)法进行非定常气动力有理函数拟合. MS 法有理函数拟合公式为^[10]

$$\mathbf{Q}(s) = \mathbf{Q}_0 + \mathbf{Q}_1 s + \mathbf{Q}_2 s^2 + \sum_{j=1}^N \frac{\mathbf{D}_j \mathbf{E}_j^T}{s + r_j}, \quad (2)$$

其中 $\mathbf{Q}_0$, $\mathbf{Q}_1$ 和 $\mathbf{Q}_2$ 为实系数矩阵, $\mathbf{D}_j$ 和 $\mathbf{E}_j$ 为实列向量, r_j 为实常数.

将控制面偏转和阵风激励的气动弹性运动方程(1)变换到拉氏域, 并以(2)式中的 $\mathbf{Q}(s)$ 代替(1)式中的 $\mathbf{Q}_{qq}$, $\mathbf{Q}_{q\delta}$ 和 $\mathbf{Q}_g$, 可得弹性飞机的气动弹性运动方程

$$\begin{aligned} & \mathbf{M}_{\xi\xi} \ddot{\xi} + \mathbf{M}_{\xi\delta} \ddot{\delta} + \mathbf{C}_{\xi\xi} \dot{\xi} + \mathbf{K}_{\xi\xi} \xi \\ &= \frac{1}{2} \rho V^2 \left(\mathbf{Q}_{\xi\xi 0} \xi + \frac{b}{V} \mathbf{Q}_{\xi\xi 1} \dot{\xi} + \left(\frac{b}{V} \right)^2 \mathbf{Q}_{\xi\xi 2} \ddot{\xi} \right) \\ &+ \frac{1}{2} \rho V^2 \left(\mathbf{Q}_{\xi\delta 0} \delta + \frac{b}{V} \mathbf{Q}_{\xi\delta 1} \dot{\delta} + \left(\frac{b}{V} \right)^2 \mathbf{Q}_{\xi\delta 2} \ddot{\delta} \right) \\ &+ \frac{1}{2} \rho V^2 \left(\mathbf{Q}_{g0} \frac{\mathbf{w}_g}{V} + \frac{b}{V} \mathbf{Q}_{g1} \frac{\dot{\mathbf{w}}_g}{V} + \left(\frac{b}{V} \right)^2 \mathbf{Q}_{g2} \frac{\ddot{\mathbf{w}}_g}{V} \right) \\ &+ \frac{1}{2} \rho V^2 \mathbf{D} \mathbf{x}_a, \end{aligned} \quad (3)$$

其中

$$\dot{\mathbf{x}}_a = \frac{V}{b} \mathbf{R} \mathbf{x}_a + \mathbf{E}_\xi \dot{\xi} + \mathbf{E}_\delta \dot{\delta} + \mathbf{E}_g \frac{\dot{\mathbf{w}}_g}{V}, \quad (4)$$

$\mathbf{x}_a$ 为气动力滞后根. 为了消除阵风速度的二阶导数项, 进行阵风引起的非定常气动力有理函数拟合时, 可

令 $\mathbf{Q}_{g2}=0$.

于是, 基于阵风激励的弹性机体状态空间方程可写为

$$\begin{aligned} \begin{Bmatrix} \dot{\xi} \\ \dot{\delta} \\ \dot{\mathbf{x}}_a \end{Bmatrix} &= \begin{bmatrix} \boldsymbol{\theta} & \mathbf{I} & \boldsymbol{\theta} \\ \bar{\mathbf{M}}_\xi^{-1} \bar{\mathbf{K}}_\xi & \bar{\mathbf{M}}_\xi^{-1} \bar{\mathbf{C}}_\xi & \frac{1}{2} \rho V^2 \bar{\mathbf{M}}_\xi^{-1} \mathbf{D} \\ \boldsymbol{\theta} & \mathbf{E}_\xi & \frac{V}{b} \mathbf{R} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \xi \\ \delta \\ \mathbf{x}_a \end{Bmatrix} \\ &+ \begin{bmatrix} \boldsymbol{\theta} & \boldsymbol{\theta} & \boldsymbol{\theta} \\ \frac{1}{2} \rho V^2 \bar{\mathbf{M}}_\xi^{-1} \mathbf{Q}_{\xi\delta 0} & \frac{1}{2} \rho V b \bar{\mathbf{M}}_\xi^{-1} \mathbf{Q}_{\xi\delta 1} & \frac{1}{2} \rho b^2 \bar{\mathbf{M}}_\xi^{-1} \mathbf{Q}_{\xi\delta 2} \\ \boldsymbol{\theta} & \mathbf{E}_\delta & \boldsymbol{\theta} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \delta \\ \delta \\ \delta \end{Bmatrix} \\ &+ \begin{bmatrix} \boldsymbol{\theta} & \boldsymbol{\theta} \\ \frac{1}{2} \rho V \bar{\mathbf{M}}_\xi^{-1} \mathbf{Q}_{g0} & \frac{1}{2} \rho b \bar{\mathbf{M}}_\xi^{-1} \mathbf{Q}_{g1} \\ \boldsymbol{\theta} & \frac{\mathbf{E}_g}{V} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \mathbf{w}_g \\ \dot{\mathbf{w}}_g \end{Bmatrix}, \end{aligned} \quad (5)$$

可简写为

$$\dot{\mathbf{x}}_{ae} = \mathbf{A}_{ae} \mathbf{x}_{ae} + \mathbf{B}_{ae} \delta_{ae} + \mathbf{E}_{ae} \mathbf{w}_{ae}, \quad (6)$$

其中,

$$\begin{aligned} \mathbf{x}_{ae} &= \begin{Bmatrix} \xi^T & \delta^T & \mathbf{x}_a^T \end{Bmatrix}^T, \quad \delta_{ae} = \begin{Bmatrix} \delta^T & \delta^T & \delta^T \end{Bmatrix}^T, \\ \mathbf{w}_{ae} &= \begin{Bmatrix} \mathbf{w}_g^T & \dot{\mathbf{w}}_g^T \end{Bmatrix}^T, \end{aligned}$$

并且

$$\begin{aligned} \bar{\mathbf{M}}_\xi &= \mathbf{M}_{\xi\xi} - \frac{1}{2} \rho V^2 \left(\frac{b}{V} \right)^2 \mathbf{Q}_{\xi\xi 2}, \quad \bar{\mathbf{C}}_\xi = \frac{1}{2} \rho V b \mathbf{Q}_{\xi\xi 1} - \mathbf{C}_{\xi\xi}, \\ \bar{\mathbf{K}}_\xi &= \frac{1}{2} \rho V^2 \mathbf{Q}_{\xi\xi 0} - \mathbf{K}_{\xi\xi}, \quad \bar{\mathbf{M}}_\delta = \frac{1}{2} \rho b^2 \mathbf{Q}_{\xi\delta 2} - \mathbf{M}_{\xi\delta}. \end{aligned}$$

基于阵风激励的输出方程可写为

$$\begin{aligned} \mathbf{y}_{ae} &= \begin{bmatrix} \boldsymbol{\Phi} \bar{\mathbf{M}}_\xi^{-1} \bar{\mathbf{K}}_\xi & \boldsymbol{\Phi} \bar{\mathbf{M}}_\xi^{-1} \bar{\mathbf{C}}_\xi & \frac{1}{2} \rho V^2 \boldsymbol{\Phi} \bar{\mathbf{M}}_\xi^{-1} \mathbf{D} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \mathbf{q} \\ \dot{\mathbf{q}} \\ \mathbf{x}_a \end{Bmatrix} \\ &+ \begin{bmatrix} \frac{1}{2} \rho V^2 \boldsymbol{\Phi} \bar{\mathbf{M}}_\xi^{-1} \mathbf{Q}_{\xi\delta 0} & \frac{1}{2} \rho V b \boldsymbol{\Phi} \bar{\mathbf{M}}_\xi^{-1} \mathbf{Q}_{\xi\delta 1} & \frac{1}{2} \rho b^2 \boldsymbol{\Phi} \bar{\mathbf{M}}_\xi^{-1} \mathbf{Q}_{\xi\delta 2} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \delta \\ \delta \\ \delta \end{Bmatrix} \\ &+ \begin{bmatrix} \frac{1}{2} \rho V \boldsymbol{\Phi} \bar{\mathbf{M}}_\xi^{-1} \mathbf{Q}_{g0} & \frac{1}{2} \rho b \boldsymbol{\Phi} \bar{\mathbf{M}}_\xi^{-1} \mathbf{Q}_{g1} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \mathbf{w}_g \\ \dot{\mathbf{w}}_g \end{Bmatrix}, \end{aligned} \quad (7)$$

可简写为

$$\mathbf{y}_{ae} = \mathbf{C}_{ae} \mathbf{x}_{ae} + \mathbf{D}_{ae} \delta_{ae} + \mathbf{F}_{ae} \mathbf{w}_{ae}, \quad (8)$$

其中 $\boldsymbol{\Phi}$ 表示结构结点的模态矩阵.

结构设计中需考虑阵风激励引起的载荷. 对于结构有限元模型, 载荷与模态位移可表示为^[11]

$$\mathbf{F} = \mathbf{K}\mathbf{x}, \quad (9)$$

其中 $\mathbf{F}$ 表示诸如弯矩、剪力和扭矩的载荷向量; $\mathbf{x}$ 表示结构结点的模态位移; $\mathbf{K}$ 表示单元刚度矩阵.

模态位移向量可表示为

$$\mathbf{x} = \Phi_1 \xi, \quad (10)$$

其中 Φ_1 表示模态位移矩阵.

将(10)式代入(9)式, 可得截面载荷

$$\mathbf{F} = \mathbf{K}\Phi_1 \xi. \quad (11)$$

于是, 弹性飞行器的状态空间方程可表示为

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}_{ae} = \mathbf{A}_{ae} \mathbf{x}_{ae} + \mathbf{B}_{ae} \delta_{ae} + \mathbf{E}_{ae} \mathbf{w}_{ae}, \\ \mathbf{y}_{ae} = \mathbf{C}_{ae} \mathbf{x}_{ae} + \mathbf{D}_{ae} \delta_{ae} + \mathbf{F}_{ae} \mathbf{w}_{ae}, \\ \mathbf{y}_l = \mathbf{C}_{ael} \mathbf{x}_{ae}, \end{cases} \quad (12)$$

其中

$$\begin{aligned} \mathbf{x}_{ae} &= [\xi^T \quad \dot{\xi}^T \quad \mathbf{x}_a^T]^T, \\ \mathbf{q} &= [T_z \quad R_y \quad q_1 \quad \cdots \quad q_n \quad \mathbf{x}_a^T]^T, \\ \mathbf{C}_{ael} &= [\mathbf{K}\Phi_1 \quad \theta \quad \theta]. \end{aligned}$$

T_z 表示与沉浮刚体模态对应的广义坐标; R_y 表示与俯仰刚体模态对应的广义坐标; q_i 表示与弹性模态对应的广义坐标; n 表示弹性模态的个数; $\mathbf{A}_{ae}$, $\mathbf{B}_{ae}$, $\mathbf{E}_{ae}$, $\mathbf{C}_{ae}$, $\mathbf{C}_{ael}$, $\mathbf{D}_{ae}$ 和 $\mathbf{F}_{ae}$ 表示状态空间方程的相关矩阵; δ 表示控制面偏转角; $\mathbf{w}_g$ 表示阵风输入项; $\mathbf{y}_r$ 表示感兴趣位置的加速度; $\mathbf{y}_l$ 表示结构结点的载荷.

刚体模态对应的广义坐标 T_z , R_y 与飞行高度 H , 攻角 α , 俯仰角 θ 和俯仰角速度 q 存在一转换矩阵, 该转换矩阵为^[12]

$$\begin{Bmatrix} T_z \\ R_y \\ \dot{T}_z \\ \dot{R}_y \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & -V & V & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} H \\ \alpha \\ \theta \\ q \end{Bmatrix} = \mathbf{T} \begin{Bmatrix} H \\ \alpha \\ \theta \\ q \end{Bmatrix}, \quad (13)$$

其中 V 表示飞行器的来流速度; $\mathbf{T}$ 表示简写的转换矩阵. 根据(13)式可得弹性飞行器的攻角和俯仰角速度响应参数.

舵机的传递函数可表示为^[13]

$$\frac{\delta}{u_c} = \frac{b_0}{s^3 + a_2 s^2 + a_1 s + a_0}, \quad (14)$$

其中 δ 表示控制面偏转角; u_c 表示舵机的输入电压.

舵机的传递函数可写为状态空间方程形式

$$\begin{cases} \begin{Bmatrix} \dot{\delta} \\ \ddot{\delta} \\ \ddot{\delta} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ -a_0 & -a_1 & -a_2 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \delta \\ \dot{\delta} \\ \ddot{\delta} \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ b_0 \end{bmatrix} u_c, \\ \begin{Bmatrix} \delta \\ \dot{\delta} \\ \ddot{\delta} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \delta \\ \dot{\delta} \\ \ddot{\delta} \end{Bmatrix}, \end{cases} \quad (15)$$

可简写为

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}_{ac} = \mathbf{A}_{ac} \mathbf{x}_{ac} + \mathbf{B}_{ac} u_c, \\ u_{ac} = \mathbf{C}_{ac} \mathbf{x}_{ac}, \end{cases} \quad (16)$$

其中 $\mathbf{x}_{ac} = \{\delta^T \quad \dot{\delta}^T \quad \ddot{\delta}^T\}^T$, $\mathbf{A}_{ac}$ 表示系统矩阵; $\mathbf{B}_{ac}$ 表示输入矩阵; $\mathbf{C}_{ac}$ 表示输出矩阵.

图 1 描述飞行器以速度 V 穿越连续阵风区域^[14]. 假设阵风为高斯, 静态和随机过程. 为了便于采用现代数学工具计算连续阵风响应, 需将阵风环节写为由单位白噪声激励的状态空间方程形式. 形成 Dryden 阵风的成型滤波器可写为

$$T_g(s) = \frac{w_g(s)}{\eta(s)} = \sigma_{wG} \frac{\sqrt{3} \tau_g^{-1/2} s + \tau_g^{-3/2}}{(s + \tau_g^{-1})^2}, \quad (17)$$

其中 η 为白噪声, w_g 为阵风输出, σ_{wG} 表示阵风强度, $\tau_g = L_g/V$ 表示阵风尺度.

$T_g(s)$ 的状态空间方程形式为

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}_g = \mathbf{A}_g \mathbf{x}_g + \mathbf{B}_g \eta, \\ \mathbf{w}_{ae} = \mathbf{C}_g \mathbf{x}_g + \mathbf{D}_g \eta, \end{cases} \quad (18)$$

其中 $\mathbf{A}_g$ 为系统矩阵, $\mathbf{B}_g$ 为输入矩阵, $\mathbf{C}_g$ 为输出矩阵, $\mathbf{D}_g$ 为直接转换矩阵.

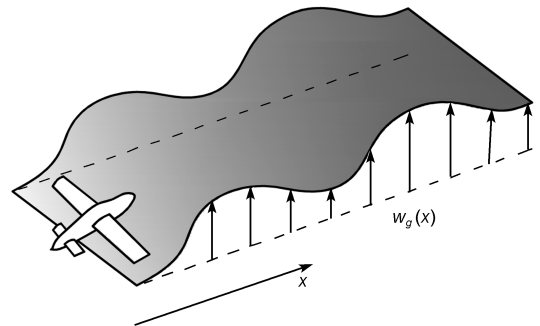


图 1 飞机穿越连续阵风区域

引入舵机环节和阵风环节^[8], 可得弹性飞机开环状态空间方程

$$\begin{cases} \begin{bmatrix} \dot{x}_{ae} \\ \dot{x}_{ac} \\ \dot{x}_g \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{ae} & B_{ae}C_{ac} & E_{ae}C_g \\ \theta & A_{ac} & \theta \\ \theta & \theta & A_g \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_{ae} \\ x_{ac} \\ x_g \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \theta \\ B_{ac} \\ \theta \end{bmatrix} u_c + \begin{bmatrix} E_{ae}D_g \\ \theta \\ B_g \end{bmatrix} \eta, \\ y_{ae} = [C_{ae} \quad D_{ae}C_{ac} \quad F_{ae}C_g] \begin{bmatrix} x_{ae} \\ x_{ac} \\ x_g \end{bmatrix} + [F_{ae}D_g] \eta, \\ y_l = [C_{ael} \quad \theta \quad \theta] \begin{bmatrix} x_{ae} \\ x_{ac} \\ x_g \end{bmatrix}. \end{cases} \quad (19)$$

可简写为

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu + E\eta, \\ y_r = Cx + F\eta, \\ y_l = C_l x, \end{cases} \quad (20)$$

其中 A, B, E, C, C_l, D 和 F 分别表示开环系统的相关矩阵; y_r 表示弹性飞机某点的垂直过载; y_l 表示弹性飞机某剖面的载荷.

阵风减缓控制系统的状态空间方程可表示为

$$\begin{cases} \dot{x}_c = A_c x_c + B_c y_r, \\ u = C_c x_c + D_c y_r, \end{cases} \quad (21)$$

其中, 控制系统的输入为诸如加速度、角速率等阵风响应参数, 控制系统的输出为舵机的输入电压.

包含舵机、阵风以及控制系统的闭环方程可写为

$$\begin{cases} \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{x}_c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A + BD_cC & BC_c \\ B_cC & A_c \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ x_c \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} BD_cF + E \\ B_cF \end{bmatrix} \eta, \\ y_r = [C \quad \theta] \begin{bmatrix} x \\ x_c \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} F \\ D_cF \end{bmatrix} \eta, \\ y_l = [C_l \quad \theta] \begin{bmatrix} x \\ x_c \end{bmatrix}. \end{cases} \quad (22)$$

弹性飞机阵风减缓控制框图如图 2 所示.

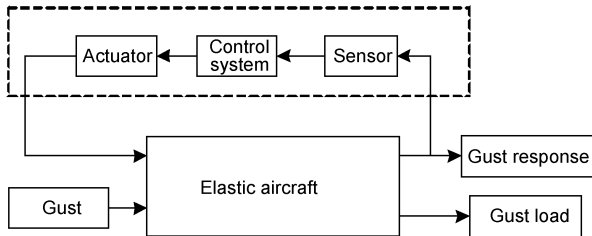


图 2 弹性飞机阵风减缓控制框图

1.3 弹性飞机离散阵风响应计算

离散阵风通常采用所谓的“1-cos”阵风表示, 该阵风通常垂直于飞行轨迹, 如图 3 所示^[14].

“1-cos”阵风剖面可表示为

$$w_g(x_g) = \frac{w_{g0}}{2} \left(1 - \cos \frac{2\pi x_g}{L_g} \right), \quad 0 \leq x_g \leq L_g, \quad (23)$$

其中 w_{g0} 表示阵风速度; x_g 表示飞行器的位置; L_g 表示阵风尺度.

采用混合建模方法进行弹性飞机离散阵风响应计算. 混合建模将傅立叶变换方法和时域建模方法结合起来, 并且不需要对阵风引起的气动力进行有理函数拟合. 混合建模方法包括两部分: 1) 将弹性机体环节和舵机环节进行时域状态空间方程建模; 2) 采用傅里叶变换和反傅里叶变换求解时域阵风激励力.

第二部分的具体过程如下:

① 通过傅立叶变换将时域离散阵风输入向量化为频域离散阵风输入向量

$$F(i\omega) = \int_{-\infty}^{\infty} f(t) e^{-i\omega t} dt = \mathfrak{T}(f(t)); \quad (24)$$

② 将频域离散阵风输入向量与阵风引起的频域非定常气动力相乘得到广义阵风激励频域向量

$$F'(i\omega) = Q_g(i\omega)F(i\omega); \quad (25)$$

③ 通过反傅立叶变换得到时域广义离散阵风激励向量

$$f(t) = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} F'(i\omega) e^{+i\omega t} d\omega = \mathfrak{T}^{-1}(F(i\omega)). \quad (26)$$

基于上述广义阵风激励力的计算, 可将(12)式中的阵风项 $E_{ae}w_{ae}$ 表达式化为

$$E_{ae}w_{ae} = \begin{bmatrix} \theta \\ \frac{q_{\infty}}{V} [M_{hh}]^{-1} \\ \theta \end{bmatrix} \mathfrak{T}^{-1} \left(\left\{ Q_{hg} \left(\frac{i\omega L}{V} \right) \right\} \mathfrak{T}(w_g(t)) \right), \quad (27)$$

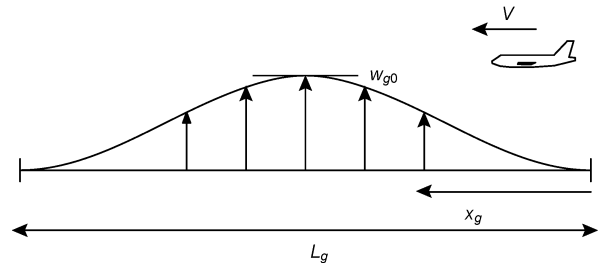


图 3 离散“1-cos”阵风

其中 q_∞ 表示动压。

混合建模的优点在于不需要对阵风项进行有理函数拟合即可求出时域阵风激励力。

1.4 扰流片气动力建模

扰流片通常位于机翼上表面靠近后缘处, 其通过偏转扰动造成气流分流从而改变飞行器的升力和阻力^[14]。扰流片的传统布局如图 4 所示。

针对扰流片气动力研究的相关试验和理论计算表明^[15], 扰流片具有快速改变升力和力矩的优点, 该优点具备用于飞行器主动控制的潜能。扰流片的显著特点为扰流片偏转角 δ_{sp} 只能单向偏转。

扰流片的气动力特性有以下两点^[15]: 1) 一般情况下, 对于靠近机翼后缘的扰流片, 当攻角 α 以及扰流片在一个较小范围内变化时, 可得到线性的升力系数 $C_{lsp}(\delta_{sp})$ 和力矩系数 $C_{msp}(\delta_{sp})$ 。相关风洞试验已明确得出扰流片效率与其偏转高度 ($\delta_{sp} = \sin(\delta_{sp})$) 之间的线性关系; 2) 攻角 α 增大时, 扰流片效率受攻角 α 的影响增大, 这是由于攻角增大导致机翼表面出现失速区域。

基于上述结论, 扰流片气动力的非线性气动力模型可写为如下形式:

$$\begin{aligned} C_{lsp} &= 0.7\lambda_l(\alpha)\delta_{sp}, \\ C_{msp} &= -0.1\lambda_m(\alpha)\delta_{sp}, \end{aligned} \quad (28)$$

其中, 函数 $\lambda_l(\alpha)$ 和 $\lambda_m(\alpha)$ 可写为^[16]

$$\lambda_l(\alpha) = \begin{cases} 1, & -10^\circ \leq \alpha \leq 10^\circ, \\ 2 - \alpha/10, & 10^\circ \leq \alpha \leq 20^\circ, \end{cases} \quad (29)$$

$$\lambda_m(\alpha) = 1 - \alpha/30, \quad -15^\circ \leq \alpha \leq 20^\circ.$$

注意到当攻角 α 较小时, $\lambda_l(\alpha) = 1$ 并且 $\lambda_m(\alpha) \approx 1$ 。

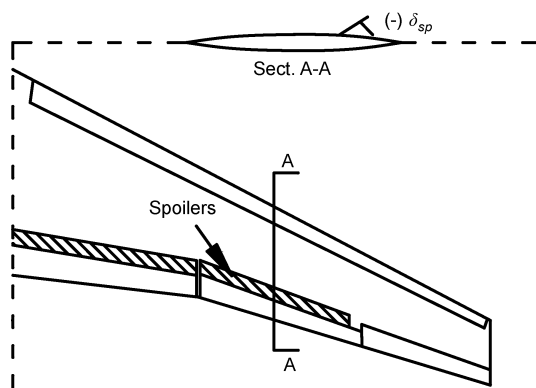


图 4 传统扰流片布局

因此, C_{lsp} 和 C_{msp} 与扰流片偏转角均成线性关系。相关风洞试验^[17]也证明这些系数是定常的, 并且与扰流片的静偏转角 δ_{sp} 无关。基于上述假设, 扰流片的定常和非定常气动力可采用偶极子格网法计算。

2 阵风减缓控制系统方案设计

2.1 阵风减缓系统方案概述

阵风减缓控制系统方案设计包括: 1) 阵风减缓控制系统的功能; 2) 阵风减缓控制系统的设计指标; 3) 阵风减缓控制系统的基本构成。

阵风减缓控制系统的功能为提高乘坐品质。阵风减缓控制系统主要由传感器布置、控制面选取和控制律设计组成。阵风减缓控制系统中常用的传感器有: 加速度传感器、角速率陀螺、迎角传感器等。控制面可选副翼、升降舵、扰流片和鸭翼等。

阵风减缓系统的控制结构主要分为三类^[18]: 1) 开环控制; 2) 闭环控制; 3) 开环控制与闭环控制相结合。开环控制的优点是能够使飞机的操纵品质不发生改变, 缺点是需要获得足够的飞行器气动参数信息与精确的风场信息, 控制器的设计需要受到重力测量系统的约束。闭环控制的优点是不需要对阵风进行精确的测量但操纵品质可能会受到影响。闭环控制适用于减少阵风对机翼结构模态的激励。开环与闭环相结合的控制方案存在一个开环控制系统和闭环控制系统协调的问题。

2.2 阵风减缓系统方案设计

本文仅讨论垂直阵风减缓系统。系统功能为: 1) 减小质心处的法向过载; 2) 减小翼尖处的法向过载; 3) 减小翼根弯矩。

针对连续阵风和离散阵风, 要求加装阵风减缓控制系统后, 1) 质心处过载减小 10%~20%; 2) 翼尖处过载减小 5%~15%; 3) 机翼翼根弯矩减小 20%~30%。

阵风减缓系统采用闭环控制的控制结构。设计三个阵风减缓系统方案:

方案 1: 选取俯仰角速度, 翼梢加速度和质心加速度作为反馈信号。选取副翼和升降舵作为阵风减缓系统的控制面。将俯仰角速率陀螺采集的俯仰角速率信号通过控制增益传送给升降舵; 将翼梢加速度与质心加速度之差作为反馈信号, 通过控制增益传送给副翼。方案 1 的控制系统框图如图 5 所示。

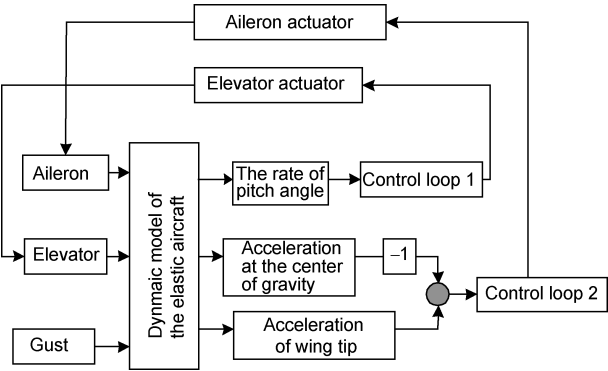


图 5 大型飞机阵风减缓控制方案

方案 2: 选取迎角, 翼梢加速度和质心加速度作为反馈信号. 选取副翼和升降舵作为阵风减缓系统的控制面, 将迎角传感器采集的迎角信号通过控制增益传送给升降舵. 将翼梢加速度与质心加速度之差作为反馈信号, 通过控制增益传送给副翼. 方案 2 的控制系统框图与方案 1 类似.

方案 3: 选取俯仰角速度, 翼梢加速度和质心加速度作为反馈信号. 选取内侧扰流片和升降舵作为阵风减缓系统的控制面, 将俯仰角速率陀螺采集的俯仰角速率信号通过控制增益传送给升降舵. 将翼梢加速度与质心加速度之差作为反馈信号, 通过控制增益传送给扰流片. 方案 3 的控制系统框图与方案 1 类似.

阵风减缓系统的效果评估可写为

$$\eta = \frac{a_1 - a_0}{a_0} \times 100\%, \tag{30}$$

其中 a_0 表示开环最大输出响应; a_1 表示闭环最大输出响应.

3 弹性飞机计算结果分析与讨论

以某弹性飞机为例, 计算垂直连续阵风引起的飞行器动响应. 计算不同阵风尺度的垂直离散阵风引起的飞行器动响应. 根据阵风减缓控制方案, 基于 Matlab/Simulink 仿真平台进行飞行器阵风减缓控制系统设计, 通过对比开闭环下的时域阵风响应评估阵风减缓控制方案的效果. 该飞行器的俯视图如图 6 所示.

采用 MSC/NASTRAN 软件进行结构动力学特性分析. 选取其中的 11 阶模态(包含沉浮和俯仰刚体模态)进行阵风响应分析. 结构模型的主要模态如表 1 所示.

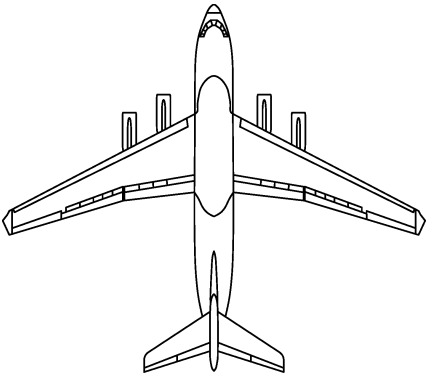


图 6 飞行器外形图

表 1 飞行器结构动力学分析

	<i>F</i> (Hz)	Modal discription
1	0.0	plunge mode
2	0.0	pitch mode
3	1.92	symmetrical first bending mode of the wing
4	3.67	vertical first bending of the fuselage
5	4.69	symmetrical mode of the engine
6	5.6	symmetrical second bending mode of the wing
7	6.6	symmetrical first bending mode of the horizontal
8	10.9	symmetrical third bending mode of the wing
9	14.3	the first torsion of the wing
10	17.4	vertical second bending of the fuselage
11	22.8	deflection mode of aileron

在进行阵风响应分析时, 选取大气密度为 1.225 kg/m³, 飞行速度为 200 m/s.

副翼和升降舵对应舵机的传递函数均为

$$G_{ac}(s) = \frac{3.302 \times 10^5}{s^3 + 127.2s^2 + 8789s + 3.302 \times 10^5}. \tag{31}$$

选取 Dryden 连续阵风模型. 阵风强度为 1 m/s, 阵风尺度为 760 m. 选取(1-cos)型离散阵风模型. 阵风强度为 1 m/s, 阵风尺度为 50, 100 和 500 m.

3.1 阵风减缓控制方案设计

基于副翼、升降舵和扰流片进行阵风减缓控制方案设计. 通过将弹性机体气动弹性模型与控制面舵机模型联合得到系统状态空间方程. 设计三个阵风减缓控制方案, 用于减小由于连续阵风和离散阵风引起的飞机质心处过载、翼尖处过载以及翼根弯矩. 各控制面偏转角不超过 10°. 阵风减缓控制系统仿真框图如图 7 所示.

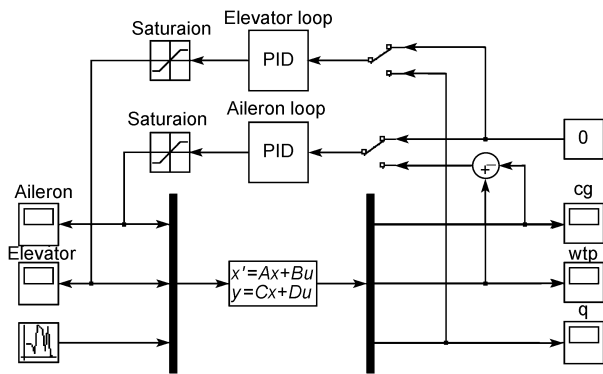


图7 阵风减缓控制系统仿真框图

3.2 控制方案对连续阵风的减缓效果

连续阵风频域响应分析结果如图8至图10所示。由图可知,质心处过载和翼根弯矩主要受飞机短周期模态影响,翼尖处过载主要受飞机短周期模态和弹性模态影响。

由图8至图10可知:采用设计的阵风减缓控制方案可使飞机质心处过载、翼尖处过载以及翼根弯矩减小。由刚体模态引起的响应可通过升降舵回路抑制,该回路采用俯仰角速率或者攻角作为反馈信号。由图9可知:由弹性模态引起的响应可通过副翼回路,该回路采用翼尖加速度与质心加速度之差作为反馈信号。

各阵风减缓控制方案对连续阵风的减缓效果如表2所示。由表可知,采用控制方案1、2和3均可使飞机质心处过载、翼尖处过载以及翼根弯矩减小。与采用扰流片作为阵风减缓控制面,采用副翼能够更有效减小连续阵风引起的翼尖加速度。采用控制

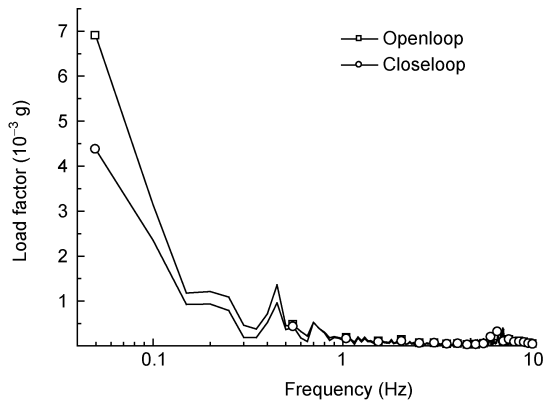


图8 连续阵风引起的飞机质心处过载

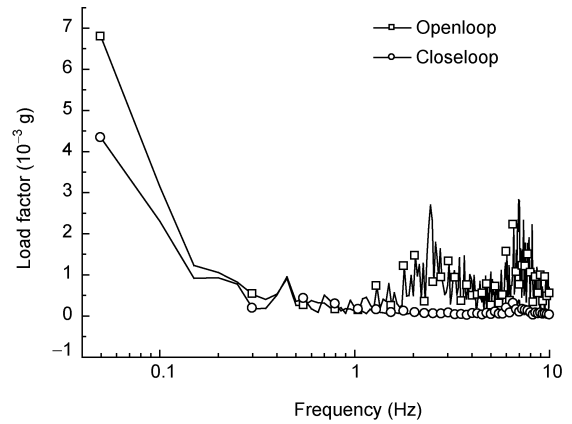


图9 连续阵风引起的翼尖处过载

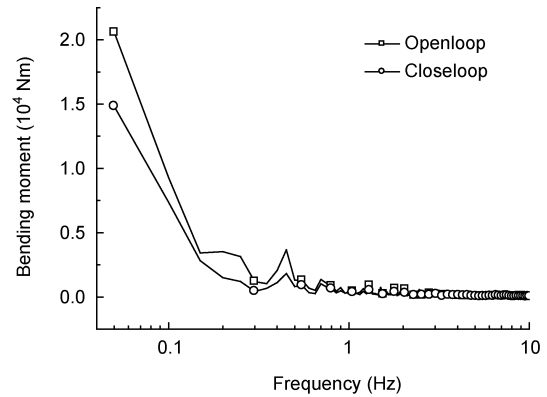


图10 连续阵风引起的翼根弯矩

表2 各控制方案对连续阵风的减缓效果

	OL	S1	S2	S3	E1	E2	E3
A	6.0	3.7	3.0	4.5	38%	50%	25%
B	20.0	4.0	3.0	16.0	80%	85%	20%
C	1500.	850.	300.	1100	43%	80%	27%

A, 飞机质心处过载; OL, 开环。

B, 飞机翼尖处过载; Si, 控制方案 i。

C, 翼根弯矩; Ei, 控制方案 i 的减缓效果。

方案3,即采用内侧扰流片作为阵风减缓控制面,也能达到阵风减缓的目的,但其对连续阵风的减缓效果不如控制方案1和2。

3.3 控制方案对离散阵风的减缓效果

阵风尺度为100 m的离散阵风引起的飞机质心处过载、翼尖处过载和翼根弯矩的时域响应如图11至图13所示。由图可知:阵风尺度为100 m时,质心处过载和翼根弯矩主要受飞机刚体模态的影响;翼尖处过载主要受飞机弹性模态的影响。

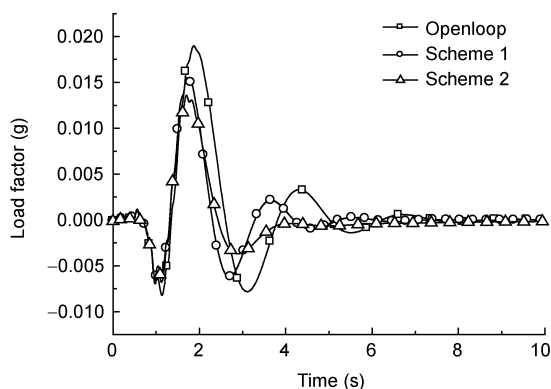


图 11 质心处离散阵风响应

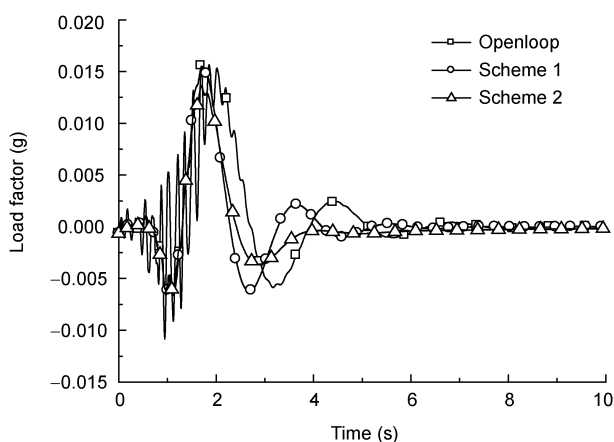


图 12 翼尖处离散阵风响应

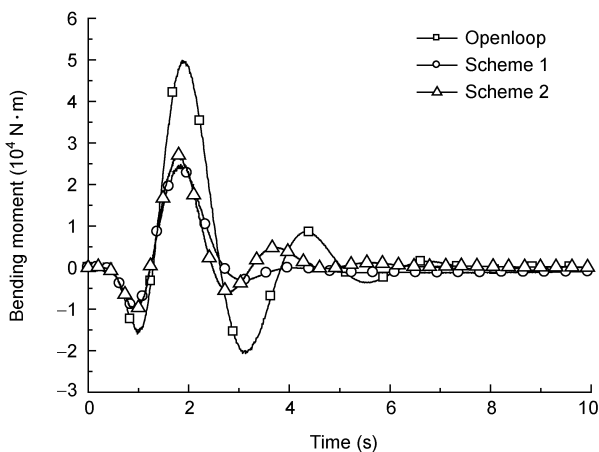


图 13 离散阵风引起的翼根弯矩

阵风尺度为 50 和 500 m 的离散阵风响应与图 11 至图 13 所示类似。需要说明的是, 当离散阵风尺度较小时, 质心处过载和翼尖处过载主要受飞机弹性模态的影响, 翼尖处过载尤为明显; 但离散阵风尺度

较大时, 质心处过载和翼尖处过载主要受飞机刚体模态的影响。不管阵风尺度如何, 机翼翼根弯矩响应均无高频分量。

由图可知: 控制方案 1 和 2 对离散阵风引起的质心处过载、翼尖处过载和翼根弯矩的抑制效果明显。与对连续阵风响应的抑制效果类似, 控制方案 1 和 2 的升降舵回路主要抑制低频响应, 副翼回路主要抑制高频响应。

各控制方案对离散阵风引起的质心处过载、翼尖处过载和翼根弯矩的减缓效果如表 3 所示。表 3 中的数值为无量纲值。由相关图表可知: 1) 当离散阵风尺度为 50~500 m 时, 控制方案 1, 2 和 3 使质心处过载减小 15%~40%; 2) 控制方案 1 和 2 使阵风尺度为 50 和 500 m 的离散阵风引起的翼尖处过载减小 6%~60%; 3) 当离散阵风尺度为 50~500 m 时, 控制方案 1 和 2 均使翼根弯矩减小 30%~40%; 4) 控制方案 1 和 2 的减缓效果优于控制方案 3。

4 结论

基于非定常气动力有理函数拟合方法建立时域连续阵风响应方程, 采用混合建模方法建立时域离散阵风响应方程。在此基础上, 针对弹性飞机设计三种阵风减缓控制方案, 通过对比分析可得:

1) 弹性飞机质心处过载和翼根弯矩主要受飞机短周期模态影响, 翼尖处过载主要受飞机弹性模态的影响;

2) 采用控制方案 1, 2 和 3 均可减小阵风响应。低频响应可通过升降舵回路减小, 该回路采用俯仰

表 3 各控制方案对离散阵风的减缓效果

	L	OL	S1	S2	S3	E1	E2	E3
A	50	0.1	0.08	0.085	0.08	20%	15%	20%
	100	0.2	0.13	0.15	0.14	35%	25%	30%
	500	0.18	0.11	0.10	0.11	39%	44%	39%
B	50	0.27	0.08	0.085	0.24	70%	69%	12%
	100	0.16	0.15	0.13	0.15	6%	18%	6%
	500	0.17	0.11	0.10	0.10	35%	41%	41%
C	50	2.6	1.3	1.5	1.7	50%	42%	35%
	100	5.0	2.5	2.7	3.1	50%	46%	38%
	500	5.6	3.2	3.0	3.1	43%	46%	45%

a, 飞机质心处过载; OL, 开环。

b, 飞机翼尖处过载; Si, 控制方案 i。

c, 飞机翼根弯矩; Ei, 控制方案 i 的减缓效果。

角速率或者攻角作为反馈信号。高频信号可采用副翼回路减小, 该回路采用飞机质心处过载与翼尖处过载之差作为反馈信号;

3) 控制方案 3, 即采用扰流片作为控制面可减小阵风响应参数, 但其控制效果不如控制方案 1 和 2 的控制效果。

参考文献

- 1 文传源. 现代飞行控制. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2004. 181–192
- 2 Karpel M, Moulin B, Chen P C. Dynamic response of aeroservoelastic systems to gust excitation. *J Aircraft*, 2005, 42: 1264–1272
- 3 吴志刚, 杨超. 主动气动弹性机翼的颤振主动抑制与阵风减缓研究. *机械强度*, 2003, 25: 32–35
- 4 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. *航空学报*, 2009, 30: 2250–2256
- 5 ZAERO. Software package. ZONA Technology Inc., Scottsdale, 2008
- 6 Burris P M, Dempster J B. Flight testing structural performance of the LAMS flight control system. *AIAA* 68-244, 1968
- 7 Disney T E. C-5A active load alleviation system. *J Spacecraft*, 1977, 14: 81–86
- 8 Karpel M, Moulin B. Active alleviation of gust loads using special control surfaces. *AIAA* 2006-1833, 2006
- 9 Karpel M, Moulin B, Presente E, et al. Dynamic gust loads analysis for transport aircraft with nonlinear control effects. *AIAA* 2008-1994, 2008
- 10 Azoulay D, Karpel M. Characterization of method for computation of aeroservoelastic response to gust excitation. *AIAA* 2006-1938, 2006
- 11 Kattan P I. Finite Element Analysis and Application in Matlab. Beijing: Tsinghua University Press, 2004. 159–182
- 12 Dario H, Baldelli P C. Unified rational function approximation formulation for aeroelastic and flight dynamics analysis. *AIAA* 2006- 2025, 2006
- 13 Mukhopadhyay V. Flutter suppression control law design and testing for the active flexible wing. *J Aircraft*, 1995, 32: 45–51
- 14 Jan R W, Jonathan E C. Introduction to Aircraft Aeroelasticity and Loads. Antony Rowe Ltd, Chippenham, Wiltshire, 2007
- 15 Mack M D, Seetharam H C, Kuhn W G, et al. Aerodynamics of spoiler control devices. *AIAA* 79-1873, 1979
- 16 Sun X D, Woodgate K G, Allwright J C. Nonlinear inverse dynamic control of aircraft using spoilers. *AIAA* 94-3592-CP, 1994
- 17 Destuynder R. Multi-control system in unsteady aerodynamics using spoilers. *AIAA* 87-0855, 1987
- 18 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. 北京: 中国航空学会, 2007