弹性导弹的连续与离散阵风响应

吴志刚 杨 超

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院，北京 100083)

摘 要：导弹在空中飞行时会受到阵风的干扰，过大幅值的阵风响应可能影响结构安全、飞行性能及攻击精度. 为此，基于导弹刚体/弹性耦合运动方程和准定常气动力，建立了导弹气动伺服弹性系统的连续与离散阵风响应分析方法. 对于连续阵风，通过频率响应函数来计算响应的功率谱密度；对于离散阵风，则在状态空间方程的基础上时间积分求得响应历程. 以某导弹为例，进行了气动伺服弹性稳定性分析、连续和离散阵风响应分析，并提出了飞行控制系统的改进设计. 数值结果表明，结构与控制之间的不利耦合可能使系统的稳定性和阵风响应特性恶化，在控制回路中增加合适的结构陷波器可有效减小弹性模态的不利影响.

关 键 词：阵风响应；气动伺服弹性；稳定性；导弹

中图分类号：V 211.3

文献标识码：A **文 章 编 号**：1001-5965(2007)02-0136-05

Continuous and discrete gust responses of elastic missiles

Wu Zhigang Yang Chao

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Elastic missiles in atmosphere may have intense response due to gust excitation, which has great influence on structural safety, flight performance, and attack precision. Approaches of the calculations of aeroservoelastic response to the continuous and discrete gust for missiles were presented. The equations of motion considered the interaction of rigid-body modes and elastic vibration modes, and the generalized aerodynamic forces were formulated in a way of quasi-steady aerodynamics. The approach of the continuous gust response was based on the calculation of the power spectral density(PSD) using frequency-domain transfer functions. The approach of the discrete gust response was a time-domain integral based on the state-space formulation of the aeroservoelastic system. An actual process of evaluating aeroservoelastic stability, calculating continuous and discrete gust response, and modifying flight control system for a cruise missile was demonstrated. Numerical results indicate that adverse coupling between structure and control system may deteriorate the stability and gust response of the system. An appropriate structural notch filter in the control loop can effectively alleviate the adverse effects of elastic modes.

Key words: gust response; aeroservoelasticity; stability; missile

弹性飞行器在空中飞行时不可避免地会受到大气扰动的影响. 大气中普遍存在着阵风，其风速剖面反映为在平均值上的偏离. 阵风的描述一般包括离散和连续 2 类. 前者表示确定性的风速变化；后者表示大气紊流，其风速剖面是一个波形与频率随时间连续变化的随机函数[1]. 阵风产生确定的或随机的附加气动力，引起飞行器的刚体运动和弹性振动. 过大幅值的阵风响应可能影响飞行器的结构安全、飞行性能及攻击精度.

导弹是一种作为自动控制对象的弹性飞行

收稿日期：2006-03-31

基金项目：国家自然科学基金重点资助项目(10432040)；新世纪优秀人才支持计划资助项目(NCET-04-0170)

作者简介：吴志刚(1977－)，男，江西萍乡人，讲师，wuzhigang@buaa.edu.cn.

器.安装在弹体上的传感器(陀螺与加速度计)不但感受导弹的刚体运动信号,同时也感受结构的弹性振动信号.飞行控制系统将这些信号反馈生成舵机控制指令,这使得弹性机体与飞控系统构成反馈闭环.这种结构、气动以及控制之间的耦合,改变了导弹在无控情况下的动力学特性,甚至可能导致气动伺服弹性失稳[2].有关的设计规范对受控导弹在飞行包线范围内的稳定性及阵风载荷均提出了要求.

国内外关于弹性飞机阵风响应的工程分析已较成熟[3-5],而由于导弹的基频相对飞机较高,目前有关导弹气动伺服弹性阵风响应的资料相对较少.文献[6-7]基于准定常气动力计算分别建立了细长飞行器的无控和有控情况下的离散阵风响应计算方法.本文的目的在于以导弹刚体/弹性耦合运动方程和准定常气动力为基础,建立导弹气动伺服弹性系统的连续与离散阵风响应的计算方法,并以某导弹为算例,具体分析结构弹性、飞控系统、阵风尺度,以及结构陷波器等因素对导弹阵风响应特性的影响.

1　弹性导弹运动方程

在小变形线弹性假设条件下,导弹的结构变形可以表示为若干模态的线性叠加形式

$$d=\sum_i \Phi_i \xi_i \tag{1}$$

其中,Φ_i 为结构自由振动正则弹性模态;ξ_i 为弹性模态坐标.在平均体轴上列出导弹的动能和势能,应用 Lagrange 方程,并考虑到导弹的轴对称性,得到弹性导弹的纵向运动方程[8]为

$$\left.\begin{aligned} &m(\dot{\omega}+V\dot{\theta})=F_z\\ &I_{yy}\ddot{\theta}=M_y\\ &\ddot{\xi}_i+2\mu_i\omega_i\dot{\xi}_i+\omega_i^2\xi_i=Q_i \end{aligned}\right\} \tag{2}$$

其中,V 为飞行速度;m 为质量;I_{yy} 为转动惯量;$\dot{\omega}$ 和 $\dot{\theta}$ 分别为导弹相对于惯性系的速度和角速度在平均体轴上的分量;F_z 和 M_y 为外力、外力矩在平均体轴上的分量;μ_i,ω_i 和 Q_i 分别为对应于第 i 阶模态的阻尼比、固有频率和广义力.

阵风响应分析基于线化小扰动方程.引入小扰动假设,由方程(2)得到水平直线飞行情况下的运动方程为

$$\boldsymbol{M}\ddot{\boldsymbol{q}}+\boldsymbol{G}\dot{\boldsymbol{q}}+\boldsymbol{K}\boldsymbol{q}=\boldsymbol{Q} \tag{3}$$

其中,$\boldsymbol{q}=[\omega \quad \theta \quad q_1 \quad \cdots \quad q_m]^{\mathrm{T}}$ 为广义坐标向量;$\boldsymbol{M}$,$\boldsymbol{C}$,$\boldsymbol{K}$ 分别为为广义质量,广义阻尼,广义刚度矩阵;$\boldsymbol{Q}$ 为广义气动力向量,在线性准定常假设下可表示为

$$\boldsymbol{Q}=\frac{1}{2}\rho V^2(\boldsymbol{A}_{\dot{q}}\dot{\boldsymbol{q}}+\boldsymbol{A}_q\boldsymbol{q}+\boldsymbol{A}_g\boldsymbol{v}+\boldsymbol{A}_\delta\delta) \tag{4}$$

其中,ρ 为气流密度;δ 为控制面偏角;$\boldsymbol{v}$ 为阵风下洗速度向量;$\boldsymbol{A}$ 为广义气动力影响系数矩阵.

2　准定常气动力计算

准定常气动导数法通常适用于带小展弦比升力面的细长体飞行器,它从定常流动的关系式出发,认为攻角等于合成速度向量与气动块弦线之间的瞬时倾角.将细长体导弹沿轴向分为 n 个气动块,则其受到的气动力为作用于这 n 个气动块压心(由等效攻角 α 产生)的法向力和作用于舵面压心(由控制面偏角 δ 产生)的法向控制力.

考虑阵风干扰的影响,作用于弹体第 j 个气动块的法向力可表示为

$$f_j=\frac{1}{2}\rho V^2 S C_{\mathrm{N}j}^{\alpha}\left(-\frac{\partial d_j}{\partial x}-\frac{\dot{d}_j}{V}+\frac{v_j}{V}\right) \tag{5}$$

其中,f_j 为由等效攻角产生的第 j 个气动块的法向力;S 为气动参考面积;$C_{\mathrm{N}j}^{\alpha}$ 为第 j 个气动块的法向力系数导数,它与攻角和马赫数有关;x 轴以头锥顶点为原点,沿体轴顺气流为正方向;v_j 为第 j 个气动块压心处的阵风干扰速度;d_j 为第 j 个气动块压心处的垂直位移,它包含刚体运动和弹性振动.

$$d_j=w+\theta(x_{\mathrm{cg}}-x_j)+\sum_i \Phi_i(x_j)\xi_i \tag{6}$$

其中,x_{cg} 为导弹质心处的 x 坐标;$\Phi_i(x_j)$ 为第 j 个气动块压心处的第 i 阶弹性模态.

同理,作用于舵面的法向控制力可表示为

$$f_\delta=\frac{1}{2}\rho V^2 S C_{\mathrm{N}}^{\delta}\delta \tag{7}$$

其中 C_{N}^{δ} 表示舵面法向控制力系数导数.

根据广义气动力的定义,其表达式写为

$$\boldsymbol{Q}=\boldsymbol{\Psi}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{f}+\boldsymbol{\Psi}_2^{\mathrm{T}}f_\delta \tag{8}$$

其中,$\boldsymbol{f}=[f_1 \quad \cdots \quad f_n]^{\mathrm{T}}$ 为作用于弹体的法向力向量;$\boldsymbol{\Psi}_1$ 和 $\boldsymbol{\Psi}_2$ 为模态矩阵,其具体形式为

$$\boldsymbol{\Psi}_1=\begin{bmatrix} 1 & x_{\mathrm{cg}}-x_1 & \Phi_1(x_1) & \cdots & \Phi_l(x_1)\\ \vdots & \vdots & \vdots & & \vdots\\ 1 & x_{\mathrm{cg}}-x_n & \Phi_1(x_n) & \cdots & \Phi_l(x_n) \end{bmatrix} \tag{9}$$

$$\boldsymbol{\Psi}_2=\begin{bmatrix} 1 & x_{\mathrm{cg}}-x_\delta & \Phi_1(x_\delta) & \cdots & \Phi_l(x_\delta) \end{bmatrix} \tag{10}$$

其中,x_δ 为舵面压心;l 为所取弹性模态的阶数.

将式(5)~式(7)代入式(8)中,经整理得到如式(4)所示的广义气动力形式,其中

$$\boldsymbol{A}_{\dot{q}}=-\frac{1}{V}\boldsymbol{\Psi}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{S}\boldsymbol{\Psi}_1$$

$$\boldsymbol{A}_q = -\boldsymbol{\Psi}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{S}\frac{\partial \boldsymbol{\Psi}_1}{\partial x}$$

$$\boldsymbol{A}_{\mathrm{g}} = \frac{1}{V}\boldsymbol{\Psi}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{S}$$

$$\boldsymbol{A}_\delta = SC_{\mathrm{N}}^{\delta}\boldsymbol{\Psi}_2^{\mathrm{T}}$$

其中 $\boldsymbol{S}=\mathrm{diag}(SC_{\mathrm{N}1}^{\alpha},\cdots,SC_{\mathrm{N}n}^{\alpha})$ 为对角阵.

3 阵风响应分析

3.1 气动伺服弹性系统

导弹结构、气动力以及飞行控制系统之间相互耦合,形成气动伺服弹性闭环反馈系统,如图1所示. 其中,$\boldsymbol{G}_\delta$ 和 $\boldsymbol{G}_{\mathrm{g}}$ 分别表示舵偏角和阵风干扰对导弹动力学的传递特性;$\boldsymbol{H}$ 表示传感器输出特性;$\boldsymbol{T}$ 表示控制增稳环节.

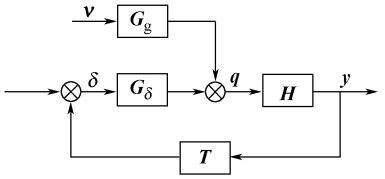

图1 导弹气动伺服弹性系统框图

当图1所示系统为单输入/单输出系统时,根据经典频域理论 Nqyuist 方法,可通过系统的开环频率响应函数 $\boldsymbol{THG}_\delta$ 来判断闭环系统的稳定性. 根据鲁棒分析理论,系统的鲁棒稳定性及抗阵风干扰不灵敏性可用系统回差矩阵的最小奇异值 $\underline{\sigma}(\boldsymbol{I}-\boldsymbol{HG}_\delta\boldsymbol{T})$ 来评价[9-10].

3.2 连续阵风响应

对于连续阵风响应问题,由于激励力是随机的,因而采用频域分析方法. 通常假设大气紊流是一个平稳的、高斯分布的随机过程,具有各向同性、均匀、各态历经的特性,在空间是时间冻结的.

计算连续阵风引起的气动力时,假设在某一冻结时刻,阵风速度沿展向不变,沿弹体轴线呈正弦式变化[9],则阵风广义气动力影响系数的谐振荡频域形式可表示为

$$\boldsymbol{A}_{\mathrm{g}} = \frac{1}{V}\boldsymbol{\Psi}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{S}\left[\begin{array}{ccc} \mathrm{e}^{-\mathrm{i}kx_1/b} & \cdots & \mathrm{e}^{-\mathrm{i}kx_n/b}\end{array}\right]^{\mathrm{T}} \tag{11}$$

其中,b 为参考长度;$k=\omega b/V$ 为减缩频率.

引入谐振荡条件,由弹性导弹运动方程可得

$$\boldsymbol{q} = \boldsymbol{G}_\delta\delta + \boldsymbol{G}_{\mathrm{g}}\boldsymbol{v} \tag{12}$$

其中

$$\boldsymbol{G}_\delta = \frac{1}{2}\rho V^2\boldsymbol{P}^{-1}\boldsymbol{A}_\delta$$

$$\boldsymbol{G}_{\mathrm{g}} = \frac{1}{2}\rho V^2\boldsymbol{P}^{-1}\boldsymbol{A}_{\mathrm{g}}$$

$$\boldsymbol{P} = -\omega^2\boldsymbol{M} + \mathrm{i}\omega\boldsymbol{C} + \boldsymbol{K} - \frac{1}{2}\rho V^2(\mathrm{i}\omega\boldsymbol{A}_{\dot{q}} + \boldsymbol{A}_q)$$

导弹弹体上加速度计和角速率陀螺处的运动信号输出为

$$\left.\begin{aligned} a_z &= \ddot{\omega} + V\dot{\theta} + (x_{\mathrm{cg}} - x_a)\ddot{\theta} + \sum_i \Phi_i(x_a)\ddot{\xi}_i \\ \omega_y &= \dot{\theta} - \sum_i \frac{\partial \Phi_i(x_\omega)}{\partial x}\dot{\xi}_i \end{aligned}\right\} \tag{13}$$

其中 x_a 和 x_ω 分别表示加速度计和陀螺计位置的 x 坐标. 式(13)可化为频域形式

$$\boldsymbol{y} = \begin{bmatrix} a_z \\ \omega_y \end{bmatrix} = \boldsymbol{Hq} \tag{14}$$

在导弹的飞行控制增稳系统中,控制面指令由飞行器运动信号反馈得到,则

$$\delta = \boldsymbol{T}\begin{bmatrix} a_z \\ \omega_y \end{bmatrix} = \boldsymbol{Ty} \tag{15}$$

其中 $\boldsymbol{T}$ 为控制系统传递函数矩阵.

根据图1,综合式(12)、式(14)和式(15),得到

$$\begin{bmatrix} a_z \\ \omega_y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} R_1 \\ R_2 \end{bmatrix}\boldsymbol{v} = (\boldsymbol{I} - \boldsymbol{HG}_\delta\boldsymbol{T})^{-1}\boldsymbol{HG}_{\mathrm{g}}\boldsymbol{v} \tag{16}$$

其中 R_1 和 R_2 表示连续阵风干扰下加速度与角速度的响应传递函数.

根据随机理论,加速度响应的功率谱密度和均方根值可利用式(17)和式(18)求得:

$$\Omega_a(\omega) = |R_1(\omega)|^2\Omega_{\mathrm{g}}(\omega) \tag{17}$$

$$\sigma_a = \left[\int_0^{\omega_c}\Omega_a(\omega)\mathrm{d}\omega\right]^{1/2} \tag{18}$$

其中,ω_c 为截至频率;$\Omega_{\mathrm{g}}(\omega)$ 为连续阵风功率谱密度,一般推荐采用 von Karman 大气紊流模型,其功率谱密度函数为

$$\Omega_{\mathrm{g}}(\omega) = \sigma_{\mathrm{g}}^2\frac{L}{\pi V}\frac{1+\frac{8}{3}(1.339\omega L/V)^2}{\left[1+(1.339\omega L/V)^2\right]^{\frac{11}{6}}} \tag{19}$$

其中,σ_{g} 为连续阵风均方根值;L 为阵风尺度.

3.3 离散阵风响应

对于离散阵风响应问题,采用时域分析方法,综合弹性导弹运动方程、准定常气动力、传感器输出特性、以及控制增稳环节,建立阵风干扰下的导弹气动伺服弹性系统的状态空间方程如下:

$$\left.\begin{aligned} \dot{\boldsymbol{x}} &= \boldsymbol{Ax} + \boldsymbol{Bv} \\ \boldsymbol{y} &= \boldsymbol{Cx} + \boldsymbol{Dv} \end{aligned}\right\} \tag{20}$$

本文考虑(1-cosine)型离散阵风模型[1],其风速剖面如图2所示. 图中,V_{g} 和 D 分别表示离散阵风的强度和尺度.

于是,阵风下洗速度向量为

$$\boldsymbol{v} = \left[\begin{array}{ccc} v_1 & \cdots & v_n \end{array}\right]^{\mathrm{T}} \tag{21}$$

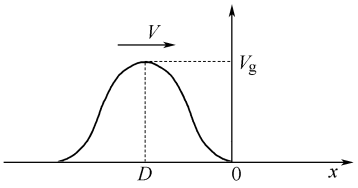

图 2　离散阵风模型

其中

$$s_j = x_j + 2D - Vt \qquad j = 1, \cdots, n$$

$$v_j = \begin{cases} 0 & s_j < 0 \text{ 或 } s_j > 2D \\ \dfrac{V_g}{2}\left(1 - \cos\dfrac{\pi s_j}{D}\right) & 0 \leqslant s_j \leqslant 2D \end{cases}$$

利用式(20)和式(21),在时域内数值积分,则可求得离散阵风干扰下的时间响应历程.

4　数值结果

本文以一个带有小展弦比翼面的飞航导弹为例进行了数值计算. 导弹结构动力特性采用有限元模型来模拟,在分析中弹性模态仅选取弹体一阶弯曲模态,其频率为 35.0 Hz. 下面对该导弹在海平面高度、$Ma=0.85$ 状态进行了气动伺服弹性稳定性分析、连续和离散阵风响应分析,并提出了飞行控制系统的改进设计.

4.1　稳定性分析

在所分析的状态下,计算系统的开环频率响应函数,根据 Nyquist 判据可知该系统是稳定的,其幅值裕度为 4.1 dB,相位裕度为 10.2°.

此外,计算得到系统回差矩阵的最小奇异值为 0.154,对应的频率为 33.6 Hz. 这表明该系统的鲁棒稳定性是比较差的,同时也反映出系统在高频段(弹性基频附近)对阵风干扰比较灵敏,阵风响应比较大.

4.2　连续阵风响应

在海平面高度,取连续阵风尺度 $L=150$ m,阵风均方根值 $\sigma_g = 1.0$ m/s,计算了导弹在无控和有控情况下的连续阵风响应. 2 种情况加速度响应均方根值分别为 0.737 m/s^2 和 0.788 m/s^2,加速度响应功率谱密度曲线如图 3 所示.

图 3 可见,导弹在刚体短周期运动频率和弹体一弯频率处均有响应峰值,无控情况下阵风响应以低频成分(导弹刚体运动)为主,而有控情况下以高频成分(弹体一阶弯曲振动)为主. 从响应均方根值来看,有控情况下的阵风响应更大一些. 这些结果均表明,飞控系统与弹性导弹结构的不利耦合,使得导弹的阵风响应特性比无控情况更加恶化.

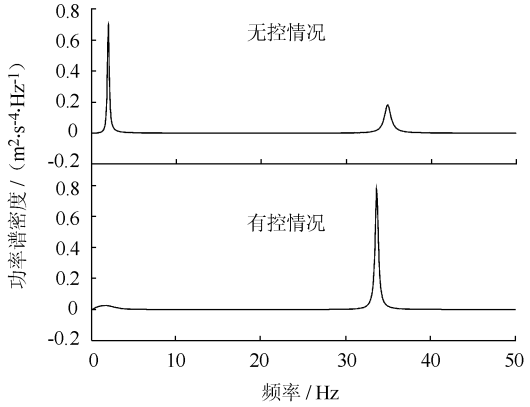

图 3　连续阵风干扰下的加速度响应功率谱

4.3　离散阵风响应

对于(1−cosine)型离散阵风,设 λ 为阵风尺度 D 与导弹长度之比,它反映了离散阵风的频率特性. 取离散阵风强度 $V_g=10$ m/s,计算了 λ 分别为 2 和 4 时的离散阵风响应. 图 4 显示了导弹仪器舱位置处的加速度时间响应历程.

图 4 可见,由于系统是稳定的,因此加速度响应是收敛并趋于 0 的. 导弹动力学系统包含刚体运动模态和弹体一阶弯曲模态,故响应曲线含有这 2 种模态的成分,图中曲线的高频波动正对应于弹体一弯频率 35 Hz. 当 λ 较大时,阵风能量集中在低频,因此激励的导弹响应信号以低频为主;而当 λ 变小时,阵风能量趋向于高频,高频振动就被激励出来.

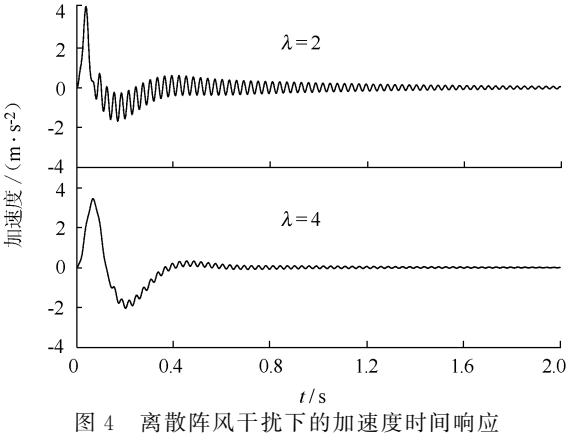

图 4　离散阵风干扰下的加速度时间响应

4.4　飞控系统的改进设计

基于以上的稳定性与阵风响应分析,认为该导弹的飞控系统设计存在着不足. 原飞控系统是针对导弹刚体飞行动力特性设计的,没有考虑到弹体结构的弹性振动影响. 已有的分析表明,导弹的弹性模态对系统的稳定性、阵风响应特性均有不利的影响. 这种气动弹性效应对导弹动态特性的修正可参见文献[11]. 这里对原飞控系统进行

改进设计,考虑在加速度反馈回路中串联一个结构陷波器环节 SNF,其值为

$$\frac{s^2+26.4s+220^2}{s^2+264s+220^2}$$

对改进后的导弹气动伺服弹性系统重新进行了稳定性和阵风响应分析. Nyquist 方法得到的系统幅值裕度为 13.5 dB,相位裕度为 57.0°,系统回差矩阵的最小奇异值为 0.674,这表明系统的鲁棒稳定性和抗阵风不灵敏性得到较大改善. 图 5 和图 6 分别显示了改进飞控系统后的导弹连续和离散阵风响应计算结果. 与改进前的结果相比,此时的高频振动响应得到较大的抑制.

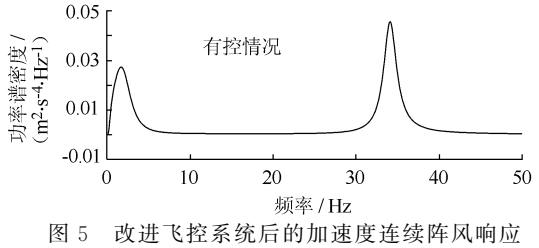

图 5 改进飞控系统后的加速度连续阵风响应

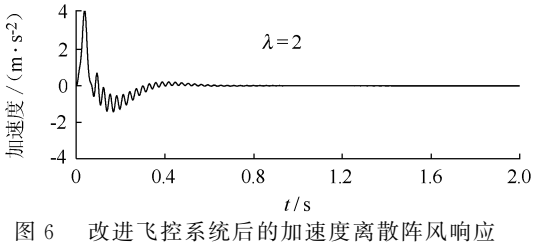

图 6 改进飞控系统后的加速度离散阵风响应

5 结 论

1) 弹性导弹在阵风干扰下的响应包含刚体运动信号和弹性振动信号,随着阵风频谱特性的不同,2 类信号的比重有所不同;

2) 弹性导弹是一个典型的气动伺服弹性系统,结构与控制之间的不利耦合可能使系统的稳定性和阵风响应特性恶化;

3) 为减小或消除弹性模态的不利影响,在控制回路中增加合适的结构陷波器是一种有效的工程设计方法.

参考文献 (References)

[1] 管德. 飞机气动弹性力学手册[M]. 北京:航空工业出版社, 1994
Guan De. Aeroelastic handbook of aircraft[M]. Beijing: Aeronautic Industry Press, 1994 (in Chinese)

[2] 杨超,吴志刚. 导弹气动伺服弹性稳定性分析[J]. 飞行力学, 2000,18(4):1-5
Yang Chao, Wu Zhigang. Aeroservoelastic stability of missile[J]. Flight Dynamics, 2000, 18(4): 1-5(in Chinese)

[3] Rodden W P, Johnson E H. MSC/NASTRAN aeroelastic analysis user's guide[M]. Los Angeles: The MacNeal-Schwendler Corporation Publication, 1994

[4] Fuller J R. Evolution of airplane gust loads design requirements[J]. Journal of Aircraft, 1995, 32(2): 235-245

[5] Karpel M, Moulin B. Aeroservoelastic gust response analysis for the design of transport aircrafts[R]. AIAA 2004-1592, 2004

[6] 王冬. 一种细长飞行器阵风响应计算方法[J]. 现代防御技术, 1998, 26(4): 30-36
Wang Dong. A computational method of gust response of slender air vehicles[J]. Modern Defence Technology, 1998, 26(4): 30-36(in Chinese)

[7] 王世忠,赵树山,黄文虎. 飞行器气动弹性响应与控制稳定性研究[J]. 哈尔滨工业大学学报, 1996, 28(4): 123-130
Wang Shizhong, Zhao Shushan, Huang Wenhu. Study of the aeroelastic response and control stability of aerocraft[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 1996, 28(4): 123-130(in Chinese)

[8] Wu Zhigang, Yang Chao. Flight loads and dynamics of flexible air vehicles[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2004, 17(1): 17-22

[9] Mukhopadhyay V, Newsom J R. A multiloop system stability margin study using matrix singular values[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1984, 7(5): 582-587

[10] 杨超,邹丛青. 多输入气动伺服弹性系统抗阵风不灵敏性研究[J]. 航空学报, 2000, 21(6): 496-499
Yang Chao, Zou Congqing. Analysis of insensitivity to gust for multi-input aeroservoelastic system[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2000, 21(6): 496-499(in Chinese)

[11] 吴志刚,杨超. 细长体弹箭的气动弹性问题与研究方法[C]//第九届全国空气弹性学术交流会. 成都:中国空气动力学会, 2005: 102-110
Wu Zhigang, Yang Chao. Aeroelastic problems and methodology of slender missiles[C]//The 9th National Aeroelasticity Conference. Chengdu: Chinese Aerodynamics Research Society, 2005: 102-110 (in Chinese)

(责任编辑:文丽芳)