https://doi.org/10.1051/jnwpu/20234150831

基于奇异摄动分解的弹性飞机乘坐品质控制

李钊星[1], 王霞[1], 王敏文[2], 沈健[2], 许斌[1]

(1.西北工业大学 自动化学院, 陕西 西安 710072; 2.航空工业西安飞行自动控制研究所, 陕西 西安 710065)

摘 要:考虑弹性飞机在风干扰作用下乘客乘坐舒适性降低,提出一种基于奇异摄动分解的乘坐品质控制方法。针对弹性客机动力学模型,采用奇异摄动理论将模型解耦为刚性慢变子系统和弹性快变子系统。考虑刚性子系统的附加时变扰动和气动不确定影响,设计干扰观测器估计扰动项并采用神经网络处理模型不确定性,将复合估计信息作为前馈补偿并结合俯仰角速率和法向过载跟踪误差反馈给出自适应鲁棒控制策略。针对弹性子系统设计非奇异终端滑模控制,实现振动主动抑制。综合刚弹子系统控制器设计形成弹性客机乘坐品质控制律,实现附加法向过载和弹性模态的快速抑制收敛。基于李雅普诺夫稳定性分析证明了系统的一致终值有界。仿真结果表明,在离散突风和大气紊流作用下所提出的控制方法能够降低客机关键位置处的附加法向过载,有效提升弹性客机乘坐品质。

关 键 词:弹性飞机;奇异摄动分解;干扰观测器;非奇异终端滑模;乘坐品质控制

中图分类号:V249.1 **文献标志码:**A **文章编号:**1000-2758(2023)05-0831-11

为实现节省燃油的经济性目标,现代客机呈现轻结构、大柔性和低阻尼等特点,气动弹性问题日益明显[1]。客机飞行过程中不可避免遭遇不同类型、强度和方向的风场,造成机体弯曲振动、客机颠簸和晃动加剧,降低乘客乘坐舒适性,引发驾驶员操纵失误,对飞行安全构成较大隐患[2]。为降低风场扰动对客机飞行安全与机上乘员的乘坐舒适性影响,早期研究由于工程技术限制,通常只能采取添加机械弹簧、阻尼器和惯性装置等结构被动抵抗风干扰[3]。部分学者提出使用机械网络式减震器[3]、流体制动器[4]等部件实现客机乘坐品质改善。随着航空技术发展,借助前后缘襟翼、扰流板[5]等非常规控制面提升乘坐舒适性成为当前工程实际中较为常见的一种方式。上述操纵装置通常还承担增加升力或减缓飞行速度等作用,响应较慢且不能根据风场特性自适应偏转[6]。

针对已有研究的局限性,部分学者基于常规控制舵面改善客机乘坐品质。文献[7]借助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,通过控制副翼和升降舵抑制飞机颠簸。文献[8]基于状态空间涡格法建立飞行器阵风气动力模型,并通过鲁棒控制器设计副翼偏转,有效降低气动弹性系统对阵风扰动的敏感性。文献[9]针对翼身融合布局客机操纵性差、抗干扰能力弱等问题,设计自抗扰控制器控制升降舵,改善乘客乘坐舒适性。

考虑客机实际飞行过程风扰动的影响,部分研究基于传感器和观测器获得风扰动信息,并通过控制舵面自适应调节,提升乘坐品质。文献[10]利用多普勒激光雷达传感器测量机头处的风场轮廓,据此设计 H_∞ 最优控制提升飞机乘坐品质。文献[11]考虑风切变效应建立干扰动力学模型,基于法向过载反馈设计鲁棒控制器抑制风扰动。文献[12]利用观测器估计风扰动产生的弯矩,设计 H_∞ 控制器减缓风扰动产生的附加机翼载荷。文献[13]通过观测器估计阵风扰动信息并设计前馈控制器,与翼根载荷反馈控制器结合组成乘坐品质控制系统。部分学者考虑气动弹性[14-15]影响,开展柔性客机乘坐品质研究。文献[16]建立柔性机翼有限元模型并根据输出反馈和状态观测器进行控制器设计。文献[17]基于阵风扰动下的柔性飞机状态空间方程,设

收稿日期:2023-05-17 **基金项目:**国家自然科学基金(61933010)资助

作者简介:李钊星(1997—),西北工业大学博士研究生,主要从事飞行器控制研究。

通信作者:许斌(1982—),西北工业大学教授,主要从事智能控制、先进导航研究。e-mail:smileface.binxu@gmail.com

计预测控制律改善乘坐品质。文献[18]考虑飞行过程中参数摄动及阵风扰动对弹性机翼气动特性的影响,建立参数不确定性的线性分式变换模型,并设计鲁棒控制器抑制机翼颤振。

基于以上分析可知,已有研究忽略弹性模态在风扰动时带来的附加结构载荷,仅考虑刚体飞机进行乘坐品质控制器设计,部分研究考虑弹性振动影响建立刚弹一体化模型,仅依赖模型本身的稳定裕度使系统趋于稳定,未设计主动反馈控制抑制弹性模态。本文建立大型客机刚弹一体化模型,设计基于奇异摄动分解的乘坐品质控制方法[19],该方法将客机模型解耦为刚性慢变子系统和弹性快变子系统,并针对 2 个子系统分别设计控制器,通过二者共同作用改善弹性客机乘坐品质。针对刚性子系统,考虑风干扰引起的附加过载扰动和气动不确定,采用神经网络处理气动不确定性,设计扰动观测器估计风干扰,结合法向过载和俯仰角速率跟踪误差设计自适应鲁棒控制,针对弹性子系统设计非奇异终端滑模鲁棒控制抑制振动模态。仿真结果表明,在离散突风和大气紊流作用下所提方法能够降低飞机关键位置处的附加法向过载,实现振动主动抑制并有效提升弹性客机乘坐品质。

1 问题描述

1.1 大型弹性客机动力学模型

考虑如下大型弹性客机动力学模型

$$\begin{cases} \dot{u} = \dfrac{\bar{F}_x}{m} + rv - qw \\ \dot{v} = \dfrac{\bar{F}_y}{m} + pw - ru \\ \dot{w} = \dfrac{\bar{F}_z}{m} + qu - pv \\ \dot{p} = \dfrac{\bar{M}_x + I_{xz}\dot{r} - (I_{zz} - I_{yy})qr + I_{xz}pq}{I_{xx}} \\ \dot{q} = \dfrac{\bar{M}_y - (I_{xx} - I_{zz})pr - I_{xz}(p^2 - r^2)}{I_{yy}} \\ \dot{r} = \dfrac{\bar{M}_z + I_{xz}\dot{p} - (I_{yy} - I_{xx})pq - I_{xz}qr}{I_{zz}} \\ \ddot{\boldsymbol{\xi}} = -\boldsymbol{C}_{\xi\xi}\dot{\boldsymbol{\xi}} - \boldsymbol{K}_{\xi\xi}\boldsymbol{\xi} + \boldsymbol{Q}_e \end{cases} \tag{1}$$

该模型包含 14 阶弹性模态 $\boldsymbol{\xi} = [\xi_1, \xi_2, \cdots, \xi_{14}]^{\mathrm{T}}$,6 个状态 $\boldsymbol{X}_a = [u, v, w, p, q, r]^{\mathrm{T}}$ 和 3 个控制输入 $\boldsymbol{U} = [\delta_e, \delta_a, \delta_r]^{\mathrm{T}}$,$\boldsymbol{\xi}$ 表示弹性模态广义坐标,u,v 和 w 分别表示飞行速度在平均体轴系中三轴方向上的投影,p,q 和 r 分别表示飞机在平均体轴系下绕三轴转动的角速率,δ_e,δ_a 和 δ_r 分别表示飞机升降舵,副翼和方向舵,m 表示飞机质量,I_{xx},I_{yy},I_{zz} 和 I_{xz} 分别表示飞机在平均体轴系下绕三轴的转动惯量和交叉惯性积,$\boldsymbol{C}_{\xi\xi}$,$\boldsymbol{K}_{\xi\xi}$ 和 $\boldsymbol{Q}_e$ 分别表示广义阻尼矩阵、广义刚度矩阵和弹性模态广义力,$\bar{F}_i$ 和 $\bar{M}_i(i = x, y, z)$ 分别表示平均体轴系中三轴方向的合外力和力矩,具体表达式为

$$\boldsymbol{C}_{\xi\xi} = \mathrm{diag}(2\mu_1\omega_1, 2\mu_2\omega_2, \cdots, 2\mu_{14}\omega_{14})$$

$$\boldsymbol{K}_{\xi\xi} = \mathrm{diag}(\omega_1^2, \omega_2^2, \cdots, \omega_{14}^2)$$

$$\boldsymbol{Q}_e = \bar{q}S\begin{bmatrix} cC_{\xi_1}^{\alpha}\alpha + cC_{\xi_1}^{\delta_e}\delta_e \\ cC_{\xi_2}^{\alpha}\alpha + cC_{\xi_2}^{\delta_e}\delta_e \\ \vdots \\ cC_{\xi_{14}}^{\alpha}\alpha + cC_{\xi_{14}}^{\delta_e}\delta_e \end{bmatrix}$$

$$\begin{cases} \bar{F}_i = F_i + F_{\xi i} \\ \bar{M}_i = M_i + M_{\xi i} \end{cases},\ i = x, y, z$$

$$[F_{\xi x}, F_{\xi y}, F_{\xi z}, M_{\xi x}, M_{\xi y}, M_{\xi z}]^{\mathrm{T}} = \Delta\boldsymbol{f}_{\xi}$$

$$\begin{cases} \Delta\boldsymbol{f}_{\xi} = \bar{q}\left[\boldsymbol{A}_{\xi_0}\boldsymbol{\xi} + \dfrac{l}{V}\boldsymbol{A}_{\xi_1}\dot{\boldsymbol{\xi}} + \left(\dfrac{l}{V}\right)^2\boldsymbol{A}_{\xi_2}\ddot{\boldsymbol{\xi}} + \boldsymbol{D}_{\xi}\boldsymbol{x}_a\right] \\ \dot{\boldsymbol{x}}_a = \dfrac{V}{l}\boldsymbol{R}\boldsymbol{x}_a + \boldsymbol{E}_{\xi}\dot{\boldsymbol{\xi}} \end{cases}$$

式中:μ_i 和 $\omega_i(i = 1, 2, \cdots, 14)$ 分别表示弹性模态阻尼比和自然频率;α 为飞机迎角;$\bar{q} = (1/2)\rho V^2$ 为动压;ρ 为空气密度;V 为飞机飞行速度,l 为机翼展长;c 为平均气动弦长;S 为机翼面积;$\boldsymbol{A}_{\xi_0}$,$\boldsymbol{A}_{\xi_1}$ 和 $\boldsymbol{A}_{\xi_2}$ 均为弹性模态广义坐标对应的非定常气动力影响系数矩阵;$\boldsymbol{D}_{\xi}$ 为气动力滞后根的状态变量 $\boldsymbol{x}_a$ 对应的影响系数矩阵;$\boldsymbol{R}$ 为气动力滞后根对角阵;$\boldsymbol{E}_{\xi}$ 为弹性模态广义坐标导数系数矩阵;C_i^{α} 和 $C_i^{\delta_e}(i = \xi_1, \xi_2, \cdots, \xi_{14})$ 均表示气动参数;F_i 和 $M_i(i = x, y, z)$ 分别表示飞机平均体轴的气动力与力矩分量;F_{ξ_i} 和 $M_{\xi_i}(i = x, y, z)$ 分别表示飞机平均体轴的弹性模态广义力与力矩分量[20]。

1.2 动力学模型变换

考虑弹性客机的法向过载为

$$n_z = \frac{1}{g}(\dot{w} + vp - uq) \tag{2}$$

进一步可知

$$\dot{n}_z = \frac{1}{g}(\ddot{w} + \dot{v}p + v\dot{p} - \dot{u}q - u\dot{q}) \tag{3}$$

定义 $x_1 = n_z, x_2 = q$,并考虑弹性客机受到风场扰动后时变干扰 d_w 和 d_q,可知

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = A_{nz} + \boldsymbol{B}_{nz}[\boldsymbol{\xi}, \dot{\boldsymbol{\xi}}, \ddot{\boldsymbol{\xi}}, \boldsymbol{x}_a]^{\mathrm{T}} \\ \dot{x}_2 = A_q + \boldsymbol{B}_q[\boldsymbol{\xi}, \dot{\boldsymbol{\xi}}, \ddot{\boldsymbol{\xi}}, \boldsymbol{x}_a]^{\mathrm{T}} \\ \ddot{\boldsymbol{\xi}} = -\boldsymbol{C}_{\xi\xi}\dot{\boldsymbol{\xi}} - \boldsymbol{K}_{\xi\xi}\boldsymbol{\xi} + \boldsymbol{Q}_e \end{cases} \tag{4}$$

式中:$\boldsymbol{\xi} = [\xi_1, \xi_2, \cdots, \xi_{14}]^{\mathrm{T}}$,$\dot{\boldsymbol{\xi}} = [\dot{\xi}_1, \dot{\xi}_2, \cdots, \dot{\xi}_{14}]^{\mathrm{T}}$,$\ddot{\boldsymbol{\xi}} = [\ddot{\xi}_1, \ddot{\xi}_2, \cdots, \ddot{\xi}_{14}]^{\mathrm{T}}$,其余变量表达式为

$$A_{nz} = \frac{1}{g}\Bigg[\ddot{w} + \left(\frac{F_y}{m} + pw - ru\right)p - \left(\frac{F_x}{m} + rv - qw\right)q + v\left(\frac{M_x + I_{xz}\dot{r} - (I_{zz} - I_{yy})qr + I_{xz}pq}{I_{xx}}\right) - u\left(\frac{M_y - (I_{xx} - I_{zz})pr - I_{xz}(p^2 - r^2)}{I_{yy}}\right)\Bigg] + d_w$$

$$A_q = \frac{M_y + (I_{zz} - I_{xx})pr - I_{xz}(p^2 - r^2)}{I_{yy}} + d_q$$

$$\boldsymbol{B}_q = \frac{1}{I_{yy}}\bar{q}\,[\boldsymbol{A}^5_{\xi_0} \quad (l/V)\boldsymbol{A}^5_{\xi_1} \quad (l/V)^2\boldsymbol{A}^5_{\xi_2} \quad \boldsymbol{D}^5_{\xi}]$$

$$\boldsymbol{B}_{nz} = \frac{\bar{q}}{g}\begin{bmatrix} \frac{p}{m}\boldsymbol{A}^1_{\xi_0} - \frac{q}{m}\boldsymbol{A}^2_{\xi_0} + \frac{v}{I_{xx}}\boldsymbol{A}^4_{\xi_0} - \frac{u}{I_{yy}}\boldsymbol{A}^5_{\xi_0} \\ \frac{l}{V}\left(\frac{p}{m}\boldsymbol{A}^1_{\xi_1} - \frac{q}{m}\boldsymbol{A}^2_{\xi_1} + \frac{v}{I_{xx}}\boldsymbol{A}^4_{\xi_1} - \frac{u}{I_{yy}}\boldsymbol{A}^5_{\xi_1}\right) \\ \frac{l^2}{V^2}\left(\frac{p}{m}\boldsymbol{A}^1_{\xi_2} - \frac{q}{m}\boldsymbol{A}^2_{\xi_2} + \frac{v}{I_{xx}}\boldsymbol{A}^4_{\xi_2} - \frac{u}{I_{yy}}\boldsymbol{A}^5_{\xi_2}\right) \\ \frac{p}{m}\boldsymbol{D}^1_{\xi} - \frac{q}{m}\boldsymbol{D}^2_{\xi} + \frac{v}{I_{xx}}\boldsymbol{D}^4_{\xi} - \frac{u}{I_{yy}}\boldsymbol{D}^5_{\xi} \end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$$

式中,$\boldsymbol{A}^i_{\xi_0}, \boldsymbol{A}^i_{\xi_1}, \boldsymbol{A}^i_{\xi_2}$ 和 $\boldsymbol{D}^i_{\xi}, i = 1,2,4,5$ 分别表示 $\Delta\boldsymbol{f}_{\xi}$ 中 $F_{\xi x}, F_{\xi y}, M_{\xi x}$ 和 $M_{\xi y}$ 对应的弹性模态广义力与力矩系数。

1.3　奇异摄动分解弹性客机动力学模型

定义 $\eta = \lambda_m, \eta\boldsymbol{s} = \boldsymbol{\xi}$ 和 $\eta\boldsymbol{B}_q = \boldsymbol{\phi}_1$,其中 λ_m 是 $\boldsymbol{K}^{-1}_{\xi\xi}$ 的最小特征根。则(4) 式变换为

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = A_{nz} + \boldsymbol{B}_{nz}[\boldsymbol{\xi}, \dot{\boldsymbol{\xi}}, \ddot{\boldsymbol{\xi}}, \boldsymbol{x}_a]^{\mathrm{T}} = \\ \quad A_{nz} + \boldsymbol{B}_{nz}[\eta\boldsymbol{s}, \eta\dot{\boldsymbol{s}}, \eta\ddot{\boldsymbol{s}}, \boldsymbol{x}_a]^{\mathrm{T}} \\ \dot{x}_2 = A_q + \boldsymbol{B}_q[\boldsymbol{\xi}, \dot{\boldsymbol{\xi}}, \ddot{\boldsymbol{\xi}}, \boldsymbol{x}_a]^{\mathrm{T}} = A_q + \boldsymbol{\phi}_1[\boldsymbol{s}, \dot{\boldsymbol{s}}, \ddot{\boldsymbol{s}}, \boldsymbol{x}_a]^{\mathrm{T}} \\ \eta\ddot{\boldsymbol{s}} = -\boldsymbol{C}_{\xi\xi}\eta\dot{\boldsymbol{s}} - \boldsymbol{K}_{\xi\xi}\eta\boldsymbol{s} + \boldsymbol{Q}_e \\ \dot{\boldsymbol{x}}_a = \frac{V}{l}\boldsymbol{R}\boldsymbol{x}_a + \boldsymbol{E}_{\xi}\eta\dot{\boldsymbol{s}}, \boldsymbol{x}_a(0) = \mathrm{diag}(0, \cdots, 0) \end{cases} \tag{5}$$

令 $\eta = 0$,则气动力滞后根的状态变量 $\boldsymbol{x}_a$ 迭代后,其值保持为 0。忽略弹性模态对刚性慢变量的影响,则(5) 式可近似写为

$$\begin{cases} \dot{x}_{1s} = A_{nzs} \\ \dot{x}_{2s} = A_{qs} + \boldsymbol{\phi}_1\boldsymbol{s}_s \\ 0 = -\boldsymbol{K}_1\boldsymbol{s}_s + \boldsymbol{Q}_{\mathrm{es}} \end{cases} \tag{6}$$

式中,$\boldsymbol{K}_1 = \boldsymbol{K}_{\xi\xi}\eta, \boldsymbol{s}_s = \boldsymbol{K}_1^{-1}\boldsymbol{Q}_{\mathrm{es}}$。

则刚性慢变子系统变换为

$$\begin{cases} \dot{x}_{1s} = A_{nzs} \\ \dot{x}_{2s} = A_{qs} + \frac{\bar{q}^2 S}{I_{yy}}\sum_{i=1}^{14}\frac{\boldsymbol{A}^{5_i}_{\xi_0}}{\omega_i^2}(cC^{\alpha}_{\xi_i}\alpha + cC^{\delta_e}_{\xi_i}\delta_{\mathrm{es}}) \end{cases} \tag{7}$$

(7)式可近似写为

$$\begin{cases} \dot{x}_{1s} = x_{2s} + F_{nz} + d_w \\ \dot{x}_{2s} = F_q + G_q\delta_{\mathrm{es}} + d_q \end{cases} \tag{8}$$

式中

$$F_{nz} = \frac{1}{g}\Bigg[\left(\frac{F_{ys}}{m} + p_s w_s - r_s u_s\right)p_s - \left(\frac{F_{xs}}{m} + r_s v_s - q_s w_s\right)q_s + v_s\left(\frac{M_{xs} + I_{xz}\dot{r}_s - (I_{zz} - I_{yy})q_s r_s + I_{xz}p_s q_s}{I_{xx}}\right) + \ddot{w}_s - u_s\left(\frac{M_{ys} - (I_{xx} - I_{zz})p_s r_s - I_{xz}(p_s^2 - r_s^2)}{I_{yy}}\right)\Bigg] - q_s$$

$$F_q = \frac{M_{ys}}{I_{yy}} + \frac{(I_{zz} - I_{xx})p_s r_s}{I_{yy}} - \frac{I_{xz}(p_s^2 - r_s^2)}{I_{yy}} + \frac{\bar{q}^2 S}{I_{yy}}\sum_{i=1}^{14}\frac{\boldsymbol{A}^{5_i}_{\xi_0}}{\omega_i^2}cC^{\alpha}_{\xi_i}\alpha$$

$$G_q = \frac{C^{\delta_e}_{M_y}\bar{q}Sc}{I_{yy}} + \frac{\bar{q}^2 S}{I_{yy}}\sum_{i=1}^{14}\frac{\boldsymbol{A}^{5_i}_{\xi_0}}{\omega_i^2}cC^{\delta_e}_{\xi_i}$$

定义快变变量 $\boldsymbol{o}_1 = \boldsymbol{s} - \boldsymbol{s}_s$ 和 $\boldsymbol{o}_2 = \sqrt{\eta}\dot{\boldsymbol{s}}$,新的时间尺度 $T_f = T/\sqrt{\eta}$,快变子系统可写为

$$\begin{aligned} \frac{\mathrm{d}\boldsymbol{o}_1}{\mathrm{d}T_f} &= \boldsymbol{o}_2 \\ \frac{\mathrm{d}\boldsymbol{o}_2}{\mathrm{d}T_f} &= \bar{q}S\boldsymbol{N}_f\delta_{\mathrm{ef}} - \boldsymbol{C}_{\xi\xi}\sqrt{\eta}\boldsymbol{o}_2 - \boldsymbol{K}_1\boldsymbol{o}_1 \end{aligned} \tag{9}$$

式中

$$\boldsymbol{N}_f = \mathrm{diag}\left(\frac{\lambda_m^{-1}}{w_1^2}cC^{\delta_e}_{\xi_1}, \frac{\lambda_m^{-1}}{w_2^2}cC^{\delta_e}_{\xi_2}, \cdots, \frac{\lambda_m^{-1}}{w_{14}^2}cC^{\delta_e}_{\xi_{14}}\right)$$

1.4　控制目标

基于奇异摄动分解后的刚性子系统和弹性子系

统,本文控制目标是对刚性慢变子系统设计自适应鲁棒控制,对弹性快变子系统设计非奇异终端滑模控制,综合两者设计得到乘坐品质控制律,降低风扰动下机头、机身和机尾位置处的附加法向过载,提升弹性客机乘坐品质。

2 风扰动及乘坐品质评价准则

典型风场扰动包括离散突风和大气紊流。采用国军标[21]中的 1-cos 离散突风和大气紊流模型模拟风干扰影响。

1-cos 离散突风模型为

$$\begin{cases} V_{\text{wind}} = 0 & x < 0 \\ V_{\text{wind}} = \dfrac{V_{\text{m}}}{2}\left(1 - \cos\dfrac{\pi\tau}{d_{\text{m}}}\right) & 0 \leqslant x \leqslant 2d_{\text{m}} \\ V_{\text{wind}} = 0 & x > 2d_{\text{m}} \end{cases} \tag{10}$$

式中:V_{wind} 为风速;V_{m} 为风速的最大值;d_{m} 为离散突风的尺度;τ 为突风空间变量。

冯卡门大气紊流模型的谱密度函数为

$$\varphi_u(w) = \frac{2\sigma_u^2 L_u}{\pi V} \cdot \frac{1}{\left[1 + \left(1.339 L_u \dfrac{w}{V}\right)^2\right]^{5/6}} \tag{11}$$

$$\varphi_v(w) = \frac{2\sigma_v^2 L_v}{\pi V} \cdot \frac{1 + \dfrac{8}{3}\left(2.678 L_v \dfrac{w}{V}\right)^2}{\left[1 + \left(2.678 L_v \dfrac{w}{V}\right)^2\right]^{11/6}} \tag{12}$$

$$\varphi_w(w) = \frac{2\sigma_w^2 L_w}{\pi V} \cdot \frac{1 + \dfrac{8}{3}\left(2.678 L_w \dfrac{w}{V}\right)^2}{\left[1 + \left(2.678 L_v \dfrac{w}{V}\right)^2\right]^{11/6}} \tag{13}$$

式中:w 为角频率;L_u,L_v 和 L_w 为紊流尺度;σ_u,σ_v 和 σ_w 为紊流速度的均方值。

采用阵风减缓率、乘坐品质准则 C 指标[22]以及乘坐不舒适指标[23]作为乘坐品质评价准则。

阵风减缓率定义为

$$\eta = (n_1 - n_2)/n_1 \tag{14}$$

式中:n_1 为不加入乘坐品质控制输出的过载响应均方根值;n_2 为加入乘坐品质控制后输出的过载响应均方根值。

C 准则的表达式为

$$C = 2 + 7.6\bar{a}_z + 11.9\bar{a}_n \tag{15}$$

式中:C 为乘坐舒适性指数;$\bar{a}_z$ 和 $\bar{a}_n$ 为大气紊流引起的乘员所在位置处的法向过载均方根和侧向过载均方根。乘坐舒适性指数 C 的取值与乘坐品质的关系为:$2 \leqslant C < 3$,乘坐品质为舒适;$3 \leqslant C < 4$,乘坐品质为中等;$4 \leqslant C < 5$,乘坐品质为不舒适;$C \geqslant 5$,乘坐品质为非常不舒适。

国军标中乘坐不舒适性指标的表达式为

$$D_i = \left[\int_{0.1}^{f_t} |W(f)|^2 |T_{cs}(f)|^2 \Phi_u(f)\,\mathrm{d}f\right]^{1/2} \tag{16}$$

式中:D_i 为乘坐不舒适指标(法向或横向);$W(f)$ 为加速度加权函数(法向或横向);$T_{cs}(f)$ 为乘客位置处的传递特性;$\Phi_u(f)$ 为冯卡门阵风强度功率谱密度;f 为客机弹性模态频率;f_t 为截断频率,当 f 高于截断频率时,在紊流中气动弹性响应不明显。乘坐不舒适指标的评价准则如表 1 所示。

表 1 乘坐不舒适指标

乘坐不舒适指标		飞行阶段时间/h	均方根紊流强度超过概率
长航时要求	0.10	3.0 以上	0.2
	0.13	1.5~3.0	0.2
	0.20	0.5~1.5	0.2
短航时要求	0.28	0.5 以下	0.01

3 乘坐品质控制器设计

针对奇异摄动分解得到的刚性子系统和弹性子系统分别进行控制器设计,并将控制输入叠加,共同组成乘坐品质控制的舵面偏转。

3.1 刚性慢变子系统自适应鲁棒控制

步骤 1 定义法向过载跟踪误差 $e_1 = x_{1s} - x_{1d}$,x_{1d} 为期望法向过载,利用神经网络逼近 F_{nz},可得法向过载误差动力学为

$$\dot{e}_1 = x_{2s} + F_{nz} + d_w - \dot{x}_{1d} \tag{17}$$

设计俯仰角速率虚拟控制 x_{2c} 为

$$x_{2c} = -k_1 e_1 - \hat{F}_{nz} - \hat{d}_w + \dot{x}_{1d} \tag{18}$$

式中:$k_1 > 0$ 为设计参数;$\hat{F}_{nz} = \hat{\boldsymbol{W}}_1^{\mathrm{T}} \boldsymbol{\theta}_1(x_{1s})$ 为 F_{nz} 的估计值;$\hat{\boldsymbol{W}}_1$ 为最优权重向量 $\boldsymbol{W}_1$ 的估计值;$\hat{d}_w$ 为 d_w 的估计值。

令虚拟控制量 x_{2c} 通过一阶滤波器,可得

$$\kappa_2 \dot{x}_{2d} + x_{2d} = x_{2c} \tag{19}$$

式中:$x_{2d}(0) = x_{2c}(0)$,$\kappa_2 > 0$ 为设计参数。

定义俯仰角速率跟踪误差为 $e_2 = x_{2s} - x_{2d}$,法向过载跟踪误差 e_1 的导数为

$$\dot{e}_1 = -k_1 e_1 + \tilde{F}_{nz} + \tilde{d}_w + e_2 + x_{2d} - x_{2c} \tag{20}$$

式中:$\tilde{F}_{nz} = \tilde{\boldsymbol{W}}_1^{\mathrm{T}} \boldsymbol{\theta}_1(x_{1s})$,$\tilde{\boldsymbol{W}}_1 = \boldsymbol{W}_1 - \hat{\boldsymbol{W}}_1$,$\tilde{d}_w = d_w - \hat{d}_w$。

为消除 $x_{2d} - x_{2c}$ 的影响,设计补偿信号为

$$\dot{m}_1 = -k_1 m_1 + m_2 + x_{2d} - x_{2c} \tag{21}$$

式中:$m_1(0) = 0$,m_2 在步骤 2 给出。

定义补偿后的跟踪误差 $v_1 = e_1 - m_1$ 和 $v_2 = e_2 - m_2$,则 v_1 的导数为

$$\dot{v}_1 = -k_1 v_1 + \tilde{F}_{nz} + \tilde{d}_w + v_2 \tag{22}$$

设计预测误差 z_1 为

$$\begin{cases} z_1 = x_{1s} - \hat{x}_{1s} \\ \dot{\hat{x}}_{1s} = x_{2s} + \hat{F}_{nz} + \hat{d}_w + k_{z1} z_1 \end{cases} \tag{23}$$

式中,$k_{z1} > 0$ 为设计参数。

设计自适应更新律为

$$\dot{\hat{\boldsymbol{W}}}_1 = \gamma_1 [(v_1 + \gamma_{z1} z_1) \boldsymbol{\theta}_1(x_1) - \zeta_1 \hat{\boldsymbol{W}}_1] \tag{24}$$

式中,$\gamma_1 > 0$,$\gamma_{z1} > 0$ 和 $\zeta_1 > 0$ 为设计参数。

设计扰动观测器为

$$\begin{cases} \hat{d}_w = P_1(x_{1s} - \chi_1) \\ \dot{\chi}_1 = x_{2s} + \hat{F}_{nz} + \hat{d}_w - P_1^{-1}(v_1 + \gamma_{z1} z_1) \end{cases} \tag{25}$$

式中:$P_1 > 0$ 为设计参数。

步骤 2　利用神经网络逼近 F_q,俯仰角速率误差动力学为

$$\dot{e}_2 = F_q + G_q \delta_{\mathrm{es}} + d_q - \dot{x}_{2d} \tag{26}$$

设计刚体慢变子系统升降舵偏转 δ_{es} 为

$$G_q \delta_{\mathrm{es}} = -k_2 e_2 - \hat{F}_q - \hat{d}_q - e_1 + \dot{x}_{2d} \tag{27}$$

式中:$k_2 > 0$ 为设计参数;$\hat{F}_q = \hat{\boldsymbol{W}}_2^{\mathrm{T}} \boldsymbol{\theta}_2(x_{2s})$ 为 F_q 的估计值;$\hat{\boldsymbol{W}}_2$ 为最优权重向量 $\boldsymbol{W}_2$ 的估计值;$\hat{d}_q$ 为 d_q 的估计值。

俯仰角速率跟踪误差 e_2 的导数为

$$\dot{e}_2 = -k_2 e_2 + \tilde{F}_q + \tilde{d}_q - e_1 \tag{28}$$

式中:$\tilde{F}_q = F_q - \hat{F}_q$,$\tilde{\boldsymbol{W}}_2 = \boldsymbol{W}_2 - \hat{\boldsymbol{W}}_2$,$\tilde{d}_q = d_q - \hat{d}_q$。

设计补偿信号为

$$\dot{m}_2 = -k_2 m_2 - m_1 \tag{29}$$

式中,$m_2(0) = 0$。

补偿后的跟踪误差 v_2 的导数为

$$\dot{v}_2 = -k_2 v_2 + \tilde{F}_q + \tilde{d}_q - v_1 \tag{30}$$

设计预测误差 z_2 为

$$\begin{cases} z_2 = x_{2s} - \hat{x}_{2s} \\ \dot{\hat{x}}_{2s} = G_q \delta_{\mathrm{es}} + \hat{F}_q + \hat{d}_q + k_{z2} z_2 \end{cases} \tag{31}$$

式中:$k_{z2} > 0$ 为设计参数。

设计自适应更新律为

$$\dot{\hat{\boldsymbol{W}}}_2 = \gamma_2 [(v_2 + \gamma_{z2} z_2) \boldsymbol{\theta}_2(q) - \zeta_2 \hat{\boldsymbol{W}}_2] \tag{32}$$

式中,$\gamma_2 > 0$、$\gamma_{z2} > 0$ 和 $\zeta_2 > 0$ 为设计参数。

设计扰动观测器为

$$\begin{cases} \hat{d}_q = P_2(x_{2s} - \chi_2) \\ \dot{\chi}_2 = \hat{F}_q + G_q \delta_{\mathrm{es}} + \hat{d}_q - P_2^{-1}(v_2 + \gamma_{z2} z_2) \end{cases} \tag{33}$$

式中,$P_2 > 0$ 为设计参数。

3.2　弹性快变子系统非奇异终端滑模控制

针对弹性快变子系统(9)式,设计滑模面 $\boldsymbol{e}_s$[24] 为

$$\boldsymbol{e}_s = \boldsymbol{o}_1 + \frac{1}{c_2} \boldsymbol{o}_2^{p_c/q_c} \tag{34}$$

式中:$c_2 > 0$ 为设计参数;p_c 和 q_c 均为正奇数且满足 $1 < p_c/q_c < 2$。

滑模面误差动力学为

$$\dot{\boldsymbol{e}}_s = \dot{\boldsymbol{o}}_1 + \frac{1}{c_2} \dot{\boldsymbol{o}}_2^{p_c/q_c} = \frac{1}{\sqrt{\eta}} \Big[\boldsymbol{o}_2 + \frac{1}{c_2} \frac{p_c}{q_c} \boldsymbol{o}_2^{p_c/q_c - 1} \cdot (-\boldsymbol{C}_{\xi\xi} \sqrt{\eta} \boldsymbol{o}_2 - \boldsymbol{K}_1 \boldsymbol{o}_1 + \boldsymbol{g}_f \delta_{\mathrm{ef}}) \Big] \tag{35}$$

式中,$\boldsymbol{g}_f = \bar{q} S \boldsymbol{N}_f$。

设计弹性快变子系统舵面偏转 δ_{ef} 为

$$\delta_{\mathrm{ef}} = -\boldsymbol{g}_f^{-1}(-\boldsymbol{C}_{\xi\xi} \sqrt{\eta} \boldsymbol{o}_2 - \boldsymbol{K}_1 \boldsymbol{o}_1 + c_2(q_c/p_c) \boldsymbol{o}_2^{2 - p_c/q_c} + k_s \mathrm{sgn}(\boldsymbol{e}_s)) \tag{36}$$

式中:$k_s > 0$ 为设计参数。

基于刚性慢变子系统舵面偏转 δ_{es} 和弹性快变子系统舵面偏转 δ_{ef},得到乘坐品质改善控制系统的舵面偏转 $\delta_e = \delta_{\mathrm{es}} + \delta_{\mathrm{ef}}$。

4　稳定性分析

定理 1　考虑刚体慢变子系统(8)式,设计升降舵偏转(27)式,自适应更新律(24)及(32)式,扰动观测器(25)及(33)式,则李雅普诺夫函数(见(37))式中的信号 v_i,$\tilde{\boldsymbol{W}}_i$,z_i,k_{zi},$i = 1,2$ 是一致终值有界的。

证明　选择李雅普诺夫函数 V_L 为

$$V_L = V_1 + V_2 \tag{37}$$

式中

$$V_1 = \frac{1}{2}(v_1^2 + \gamma_1^{-1} \tilde{\boldsymbol{W}}_1^{\mathrm{T}} \tilde{\boldsymbol{W}}_1 + \gamma_{z1} z_1^2 + \tilde{d}_w^2)$$

$$V_2 = \frac{1}{2}(v_2^2 + \gamma_2^{-1} \tilde{\boldsymbol{W}}_2^{\mathrm{T}} \tilde{\boldsymbol{W}}_2 + \gamma_{z2} z_2^2 + \tilde{d}_p^2)$$

则 V_L 的导数为

$$\dot{V}_L = -k_1 v_1^2 - k_2 v_2^2 + \zeta_1 \tilde{\boldsymbol{W}}_1^{\mathrm{T}} \hat{\boldsymbol{W}}_1 + \zeta_2 \tilde{\boldsymbol{W}}_2^{\mathrm{T}} \hat{\boldsymbol{W}}_2 - k_{z1}\gamma_{z1} z_1^2 - k_{z2}\gamma_{z2} z_2^2 + \tilde{d}_w \dot{d}_w + \tilde{d}_q \dot{d}_q - P_1 \tilde{d}_w \tilde{F}_{nz} - P_2 \tilde{d}_q \tilde{F}_q - P_1 \tilde{d}_w^2 - P_2 \tilde{d}_q^2 \tag{38}$$

考虑以下不等式

$$\zeta_i \tilde{\boldsymbol{W}}_i^{\mathrm{T}} \hat{\boldsymbol{W}}_i \leqslant \frac{1}{2}\zeta_i \| \boldsymbol{W}_i \|^2 - \frac{1}{2}\zeta_i \tilde{\boldsymbol{W}}_i^{\mathrm{T}} \tilde{\boldsymbol{W}}_i,\ i = 1,2$$

$$\tilde{d}_j \dot{d}_j \leqslant \frac{1}{2}\tilde{d}_j^2 + \frac{1}{2} d_{mj}^2,\ j = w, q$$

$$-\tilde{d}_j \tilde{F}_j \leqslant \frac{\boldsymbol{v}_i}{2}\boldsymbol{\sigma}_i \tilde{d}_j^2 + \frac{1}{2\boldsymbol{v}_i}\tilde{\boldsymbol{W}}_i^{\mathrm{T}} \tilde{\boldsymbol{W}}_i$$

式中：$\boldsymbol{\sigma}_1 = \| \boldsymbol{\theta}_1(x_1) \|^2$；$\boldsymbol{\sigma}_2 = \| \boldsymbol{\theta}_2(x_2) \|^2$；$\boldsymbol{v}_i > 0$ 为常数；$|\dot{d}_j| \leqslant |d_{mj}|$；$d_{mj}$ 为常数。

则(38)式可进一步写为

$$\dot{V}_L \leqslant -\sum_{i=1,2} k_i v_i^2 + \mathscr{R} - \sum_{i=1,2} (\zeta_{Li} \tilde{\boldsymbol{W}}_i^{\mathrm{T}} \tilde{\boldsymbol{W}}_i + P_{Li} \tilde{d}_j^2 + k_{zi}\gamma_{zi} z_i^2) \tag{39}$$

式中

$$\mathscr{R} = \frac{1}{2}\sum_{i=1,2} (\zeta_i \| \boldsymbol{W}_i \|^2 + d_{mj}^2)$$

$$P_{Li} = P_i - \frac{1}{2} - \frac{1}{2} P_i \boldsymbol{v}_i \boldsymbol{\sigma}_i$$

$$\zeta_{Li} = \frac{1}{2}\zeta_i - \frac{1}{2} P_i \boldsymbol{v}_i^{-1}$$

选择控制参数使得 $P_{Li} > 0$ 和 $\zeta_{Li} > 0$，可得

$$\dot{V}_L \leqslant -\ell V_L + \mathscr{R} \tag{40}$$

式中，$\ell = \min\{2k_i, 2P_{Li}, 2\zeta_{Li}, 2k_{zi}\gamma_{zi}\}$。

进一步可得

$$0 \leqslant V_L \leqslant \frac{\mathscr{R}}{\ell} + \left[V_L(0) - \frac{\mathscr{R}}{\ell} \right] \mathrm{e}^{-\ell t} \tag{41}$$

由(41)式可知，李雅普诺夫函数(37)中的信号是一致终值有界的。

定理 2 考虑弹性快变子系统(9)式，设计升降舵偏转(36)式，则李雅普诺夫函数(见(42)式)中的信号 $\boldsymbol{e}_s$ 是渐进稳定的。

证明 选择李雅普诺夫函数 V_f 为

$$V_f = \frac{1}{2}\sqrt{\boldsymbol{\eta}}\, \boldsymbol{e}_s \boldsymbol{e}_s^{\mathrm{T}} \tag{42}$$

对 V_f 求导可得

$$\dot{V}_f = -(1/c_2)(p_c/q_c)\boldsymbol{o}_2^{p_c/q_c - 1} k_s \mathrm{sgn}(\boldsymbol{e}_s)\boldsymbol{e}_s \leqslant -(1/c_2)(p_c/q_c)\boldsymbol{o}_2^{p_c/q_c - 1} k_s \| \boldsymbol{e}_s \| \tag{43}$$

当 $\boldsymbol{o}_2 \neq 0$，由于 $1 < p_c/q_c < 2$，因此 $\boldsymbol{o}_2^{p_c/q_c - 1} > 0$，故 $\boldsymbol{e}_s$ 是渐近稳定的，故 $\boldsymbol{o}_1$ 和 $\boldsymbol{o}_2$ 有界，进一步可知弹性模态 $\boldsymbol{\xi}$ 有界。

5 仿真分析

算例飞机为某大型双发民用运输客机，其空载质量为 40 305.9 kg，绕质心俯仰转动惯量为 $I_{xx} = 1.047 \times 10^6\ \mathrm{kg \cdot m^2}$，$I_{yy} = 2.457 \times 10^6\ \mathrm{kg \cdot m^2}$ 和 $I_{zz} = 3.365 \times 10^6\ \mathrm{kg \cdot m^2}$。以机头为参考坐标系原点，位置特性的主要参数如表 2 所示；各阶弹性模态的阻尼比为 0.01，自然频率如表 3 所示。在进行仿真测试时，算例飞机的初始状态设置为：速度 250 m/s，高度为 1 500 m，配平攻角为 2.78°。舵机特性为 10/(s+10)，舵面偏转速率限制为 15°/s，位置限制为±30°。

表 2 算例飞机的位置特性主要参数 m

机头驾驶舱坐标	机身坐标	机翼翼根坐标	机尾坐标
$X = 5.432$	$X = 20.600$	$X = 20.600$	$X = 30.774$
$Y = 0.000$	$Y = 0.000$	$Y = 0.000$	$Y = 0.000$
$Z = -0.691$	$Z = -0.691$	$Z = -0.691$	$Z = -0.691$

表 3 算例飞机的 14 阶弹性模态自然频率

序号	频率/Hz	模态说明
1	2.673	机翼对称一弯
2	3.240	机翼反对称一弯
3	4.807	机身垂直一弯
4	5.015	机身侧向一弯
6	6.212	机翼对称二弯
7	6.899	机翼面内反对称一弯
8	7.233	机翼面内对称一弯
9	8.082	平尾反对称一弯
10	8.221	机翼面内对称二弯
11	9.983	平尾对称一弯
12	10.060	机翼面内反对称二弯
13	10.560	高阶模态
14	11.320	高阶模态

参考国军标[21]，设定 1-cos 离散阵风的阵风尺度为 50 m，阵风强度为 15 m/s；设定大气紊流沿机体轴三轴的风干扰强度参数分别选取轻扰动和中等

扰动,轻扰动的风干扰强度为 $\sigma_w = 1.5$ m/s,$\sigma_u = \sigma_v = 2.12$ m/s,紊流尺度为 $L_u = 2L_v = 2L_w = 530$ m;中等扰动风干扰强度为 $\sigma_w = \sigma_u = \sigma_v = 6.4$ m/s,紊流尺度为 $L_u = 2L_v = 2L_w = 530$ m。

仿真步长和仿真周期分别设置为 0.01 和 20 s。仿真过程中,飞机从初始时刻即遭遇风扰动。对于弹性快变子系统,控制器参数设置为 $c_2 = 1$,$k_s = 3$,$p_c = 5$和 $q_c = 3$。对于刚性慢变子系统,控制器参数设置为 $k_1 = 2$ 和 $k_2 = 4$,一阶滤波器参数设置为 $\kappa_2 = 0.02$,更新律参数设置为 $\gamma_i = 1$,$\gamma_{zi} = 1$,$\zeta_i = 0.001$ 和 $k_{zi} = 0.1$,$i = 1,2$,扰动观测器参数设置为 $P_1 = 2.3$ 和 $P_2 = 1.2$。

为验证所提方法的有效性,本文所提基于奇异摄动分解的乘坐品质控制方法记为“RID-FLE”,而传统只反馈刚体状态,不反馈弹性模态的乘坐品质控制方法记为“RID”,不加入乘坐品质控制记为“ORI”。客机处于阵风尺度为 50 m 的 1-cos 离散阵风下,飞机机头、机身、机翼翼根和机尾处的过载响应结果如图 1 所示。

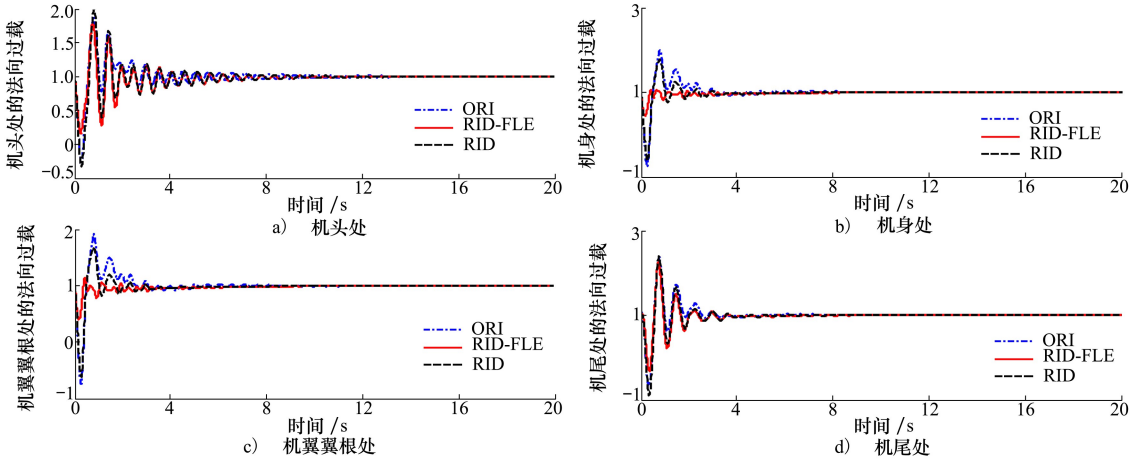

图 1　客机关键位置处的法向过载(1-cos 阵风)

由仿真结果可知,2 种乘坐品质控制策略均能够减缓风扰动时客机的过载,针对客机各个位置的法向过载峰值,“RID”方法的减缓效果分别为 9.23%,8.43%,9.55 %和 13.16%。“RID-FLE”方法的减缓效果为 36.2%、70.2%、66.29%和 31.58%,对阵风减缓效果更好。

客机处于轻扰动和中等扰动大气紊流干扰下,客机机头、机身、机翼翼根和机尾处的过载响应结如图 2 和图 3 所示。

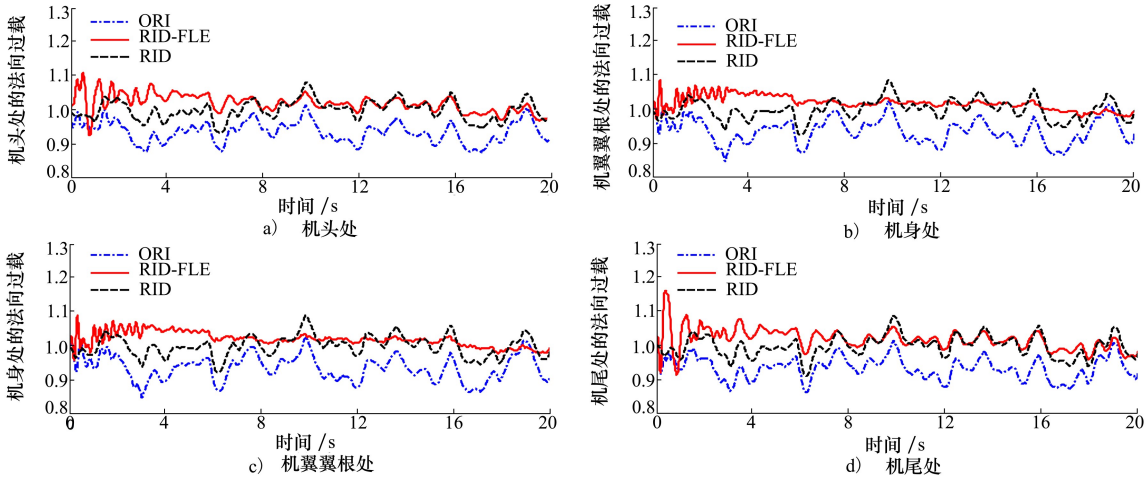

图 2　客机关键位置处的法向过载(轻扰动大气紊流)

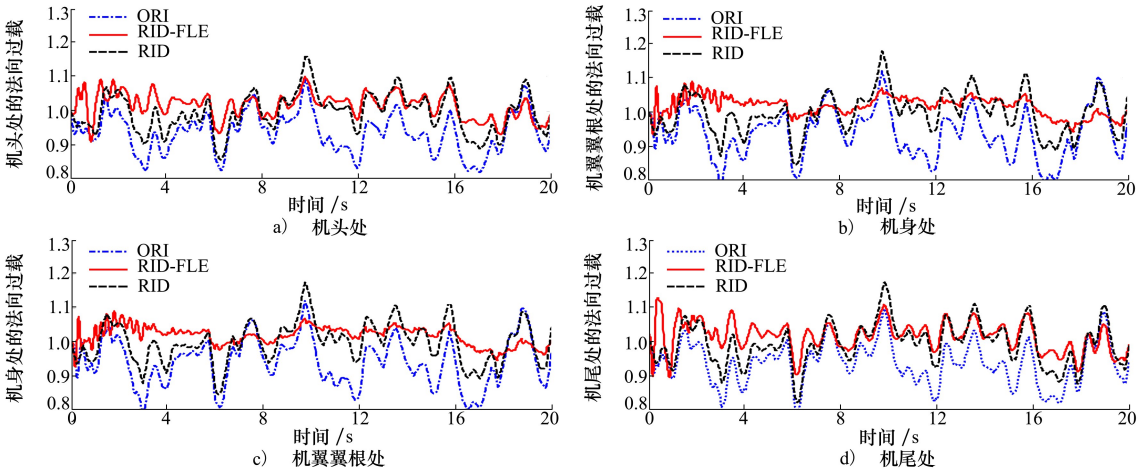

图 3　客机关键位置处的法向过载(中等扰动大气紊流)

由仿真结果可知,“RID-FLE”方法相较于“RID”方法能够使客机关键位置处的过载更加平稳。

轻扰动大气紊流引起的客机机头、机身、机翼翼根和机尾处的阵风减缓率如表 4 所示。由表 4 可知,当客机受到轻扰动大气紊流后,在客机机头、质心、机尾和机翼翼根处,采用“RID-FLE”方法的减缓率相较于“RID”方法均有所提升,在机尾位置处减缓效果提升最大,达到 11.2%。

表 4　大气紊流(轻扰动)减缓率　　%

控制器	机头过载	机身过载	机尾过载	机翼过载
RID	48.57	58.76	45.57	59.05
RID-FLE	59.39	60.75	56.77	60.90

中等扰动大气紊流引起的客机机头、机身、机翼翼根和机尾处的阵风减缓率如表 5 所示。由表 5 可知,当客机受到中等扰动大气紊流后,在客机机头、质心、机尾和机翼翼根处,采用“RID-FLE”方法的减缓率相较于“RID”方法均有所提升,在机身位置处减缓率提升最大,达到 31.67%。

表 5　大气紊流(中等扰动)减缓率　　%

控制器	机头过载	机身过载	机尾过载	机翼过载
RID	32.18	35.50	29.13	35.79
RID-FLE	52.96	67.17	45.20	67.26

为准确评价算例飞机的乘坐品质,分别列举无乘坐品质控制、传统“RID”方法以及本文提出的“RID-FLE”方法进行评估,处于中等大气紊流下客机关键位置处的乘坐品质 C 准则以及乘坐不舒适指标如表 6 和表 7 所示。

表 6　大气紊流(中等扰动) C 准则

控制器	机头	质心	机尾	机翼翼根
ORI	3.016 4	3.124 0	3.050 5	3.118 6
RID	2.689 4	2.725 0	2.744 5	2.718 2
RID-FLE	2.478 1	2.369 0	2.575 6	2.366 2

由表 6 可得,处于中等扰动大气紊流影响下,无乘坐品质控制时客机乘坐品质 C 准则为“中等”,采用乘坐品质控制的客机能够改善 C 准则数值,从“中等”改善为“舒适”,而本文所提的“RID-FLE”方法的 C 准则指标更小、改善效果更优。

表 7　大气紊流(中等扰动) 乘坐不舒适指标

控制器	机头	质心	机尾	机翼翼根
ORI	0.211 5	0.258 7	0.226 0	0.256 2
RID	0.097 3	0.107 6	0.113 5	0.028 1
RID-FLE	0.046 8	0.027 9	0.067 8	0.027 5

由表 7 可得,客机受到中等扰动大气紊流影响时,采用乘坐品质控制的客机能改善乘坐不舒适指标。且本文所提的“RID-FLE”方法相较于“RID”方法,能将客机关键位置处的乘坐不舒适性指标降低至小于 0.1,满足长航时等级一标准。

客机处于中等扰动大气紊流时,定义 $q_d = \hat{x}_{2s}$ 为俯仰角速率估计值,q 为真实值,$\Delta q = q_d - q$。定义 $n_{zd} = \hat{x}_{1s}$ 为法向过载估计值,n_z 为真实值,$\Delta n_z = n_{zd} - n_z$。

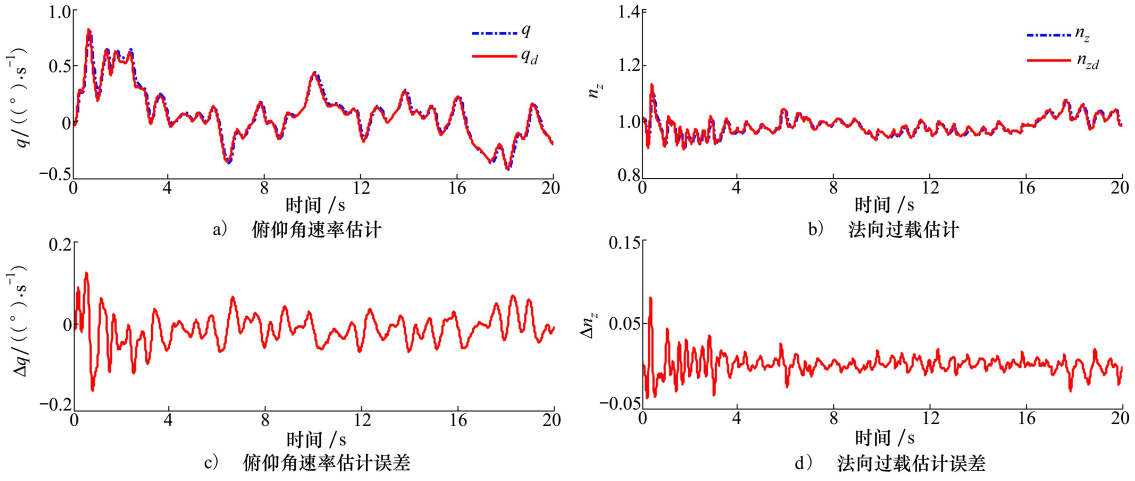

图 4　俯仰角速率、法向过载估计与估计误差

通过图 4 可知,在扰动观测器和神经网络作用下,自适应更新律实现了法向过载和俯仰角速率的准确估计。由图 5 可知,乘坐品质控制中升降舵偏转处于合理范围之内。图 6 为部分弹性模态示意图,在“RID-FLE”方法控制下相关弹性模态最终收敛到稳态值。

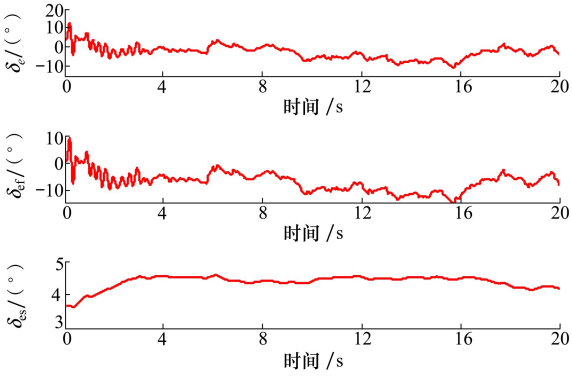

图 5　升降舵偏转

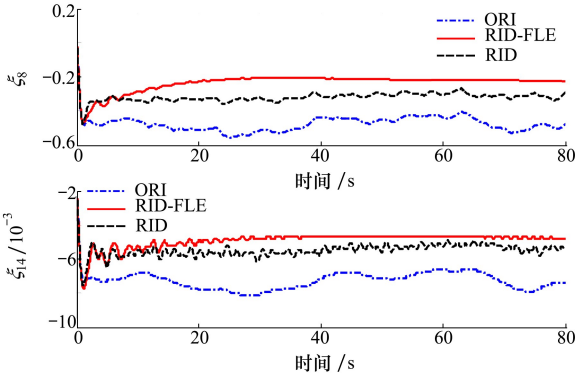

图 6　部分弹性模态

综上所述,所提出的基于奇异摄动分解的乘坐品质控制策略能够在风扰动下有效降低弹性客机过载波动,提升客机机头、机身、机尾和机翼翼根位置处乘客的乘坐品质。

6　结　论

本文针对大型弹性客机乘坐品质提升研究基于奇异摄动分解的自适应鲁棒控制方法。主要研究内容总结如下:

1) 采用奇异摄动方法对飞机进行刚弹模态解耦,忽略弹性模态广义速度和加速度的影响得到飞机刚性慢变子系统,引入新的时间尺度得到飞机弹性快变子系统。

2) 针对刚性慢变子系统,借助扰动观测器估计附加扰动并采用神经网络处理模型不确定性,结合法向过载和俯仰角速率跟踪误差设计自适应鲁棒控制器,针对弹性快变子系统设计终端滑模控制器,结合 2 个子系统的控制输入组成乘坐品质控制律。

3) 通过李雅普诺夫定理对系统稳定性进行了分析,仿真结果表明所提方法在客机受到 1-cos 阵风或中等扰动大气紊流影响下,对关键位置处的阵风减缓效果为 31.58%和 45.2%,弹性客机乘坐品质由“中等”改善为“舒适”,满足乘坐不舒适性指标中的长航时等级一标准。

参考文献:

[1] SCHMOLLGRUBER P, BARTOLI N, BEDOUET J. et al. Improvement of the aircraft design process for air traffic management evaluations[C]//2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting, Reston, 2018: 0283-0306

[2] 杨超, 邱祈生, 周宜涛, 等. 飞机阵风响应减缓技术综述[J]. 航空学报, 2022,43(10): 216-256
YANG Chao, QIU Qisheng, ZHOU Yitao, et al. Review of aircraft gust alleviation technology[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(10): 216-256 (in Chinese)

[3] STACHIW T, KHOULI F, LANGLOIS R G, et al. Landing gear mechanical network synthesis for improving comfort at landing considering aircraft flexibility[J]. Journal of Aircraft, 2021, 58(6): 1242-1253

[4] ASARO S, LÜER L, BAUKNECHT A. Experimental load modification on a dual-slot circulation control airfoil[J]. Experiments in Fluids, 2023, 64(1): 1-23

[5] ULLAH J, LUTZ T, KLUG L, et al. Approach for aerodynamic gust load alleviation by means of spanwise-segmented flaps[J]. Journal of Aircraft, 2023, 60(3): 835-856

[6] LI Y, QIN N. A review of flow control for gust load alleviation[J]. Applied Sciences, 2022, 12(20): 10537

[7] 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:技术科学,2011,41(3): 394-402
WU Zhigang, CHEN Lei, YANG Chao, et al. Gust response modeling and alleviation scheme design for an elastic aircraft[J]. Science China Technical Science, 2011, 41(3): 394-402 (in Chinese)

[8] 杨澜, 安朝, 谢长川, 等. 基于状态空间涡格法的阵风减缓分析[J]. 北京航空航天大学报, 2022,48(7):1200-1209
YANG Lan, AN Chao, XIE Changchuan, et al. Gust load alleviation analysis based on vortex lattice method in state-space form [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022,48(7): 1200-1209 (in Chinese)

[9] 骞恒浩, 石鹏飞, 王敏文, 等. 基于自抗扰的翼身融合客机控制器设计[J].兵工自动化,2022, 41(10): 26-31
QIAN Henghao, SHI Pengfei, WANG Minwen, et al. Controller design of blended wing body aircraft based on auto disturbance rejection[J]. Ordnance Industry Automation, 2022,41(10): 26-31 (in Chinese)

[10] KHALIL A, FEZANS N. Gust load alleviation for flexible aircraft using discrete-time preview control[J]. The Aeronautical Journal, 2021, 125(1284): 341-364

[11] ZHEN X G, JUN F. Robust LPV modeling and control of aircraft flying through wind disturbance[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2019, 32(7): 1588-1602

[12] DE SOUZA A R, VUILLEMIN P, POUSSOT-VASSAL C, et al. Gust load alleviation using reduced-order aeroelastic models and observer-based robust control[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2023, 46(5): 949-957

[13] ZHOU Y, WU Z, YANG C. Gust alleviation and wind tunnel test by using combined feedforward control and feedback control [J]. Aerospace, 2022, 9(4): 225

[14] 王培涵, 吴志刚, 杨超, 等. 一种适用于弹性飞机飞行仿真的补丁方法[J]. 航空学报, 2023,44(6): 80-96
WANG Peihan, WU Zhigang, YANG Chao, et al. Flight simulation of flexible aircrafts with a method of patch module[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2023,44(6): 80-96 (in Chinese)

[15] ISKANDAR M, VAN OMMEREN C, WU X, et al. Model predictive control applied to different time-scale dynamics of flexible joint robots[J]. IEEE Robotics and Automation Letters, 2022, 8(2): 672-679

[16] VERSIANI T S S, SILVESTRE F J, NETO A B G, et al. Gust load alleviation in a flexible smart idealized wing[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 86: 762-774

[17] 陈洋, 王正杰, 郭士钧. 多控制面柔性翼飞行器阵风减缓研究[J]. 北京理工大学学报, 2017, 37(12): 1229-1234
CHEN Yang, WANG Zhengjie, GUO Shijun. Gust alleviation of flexible wing aircraft with multiple control surfaces[J]. Transactions of Beijing Institute of Technology, 2017, 37(12): 1229-1234 (in Chinese)

[18] 刘祥, 孙秦. 一种弹性机翼的颤振主动抑制与阵风减缓方法[J].西北工业大学学报, 2015, 33(5): 804-810
LIU Xiang, SUN Qin. A robust active flutter suppression and gust alleviation method for flexible wing[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2015, 33(5): 804-810 (in Chinese)

[19] 许斌, 王霞. 基于时标分解的弹性高超声速飞行器智能控制[J]. 航空学报, 2020, 41(11): 31-40
XU Bin, WANG Xia. Time-scale decomposition based intelligent control of flexible hypersonic flight vehicle[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020,41(11): 31-40 (in Chinese)

[20] 王立波, 荆志伟, 唐矗. 波阵风中的弹性飞机动力学建模与仿真[J/OL].航空学报(2023-02-26)[2023-05-17]. http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20230206.1251.005.html
[21] 国防科学技术工业委员会. 有人驾驶飞机(固定翼)飞行品质[S]. GJB 185-86, 1986
[22] 孙权志. 某大型飞机在大气紊流作用下乘座品质响应计算[J].飞行力学, 1984(1): 61-82
SUN Quanzhi. Calculation of ride quality response of a large aircraft under atmospheric turbulence[J]. Flight Dynamics, 1984(1): 61-82 (in Chinese)
[23] 国防科学技术工业委员会. 有人驾驶飞机飞行控制系统通用规范[S]. GJB 2191-94, 1994
[24] 李玉忍, 张宏宇, 田梁波, 等. 无人机全电刹车系统级联快速终端滑模控制[J]. 西北工业大学学报,2023, 41(1): 11-17
LI Yuren, ZHANG Hongyu, TIAN Liangbo, et al. Cascaded fast terminal sliding mode control for UAV electric braking system[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2023, 41(1): 11-17 (in Chinese)

Singular perturbation decomposition-based ride quality control of elastic aircraft

LI Zhaoxing[1], WANG Xia[1], WANG Minwen[2], SHEN Jian[2], XU Bin[1]

(1.School of Automation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;
2.AVIC Xi'an Flight Automatic Control Research Institute, Xi'an 710065, China)

Abstract: Considering the reduction of ride comfort under wind disturbance, the ride quality control method based on singular perturbation decomposition is proposed. For the dynamic model of elastic aircraft, the singular perturbation theory is used to decouple the model into the rigid-slow subsystem and the flexible-fast subsystem. Considering the additional time-varying disturbance and aerodynamic uncertainty of the rigid subsystem, the disturbance observer is designed to estimate disturbance effect and the neural network is used to deal with model uncertainty. The adaptive robust control is constructed using the composite estimation information as feedforward compensation and the tracking error of pitch rate and normal overload as feedback design. For the flexible subsystem, a nonsingular terminal sliding mode controller is designed to achieve active vibration suppression. The ride quality control law of elastic aircraft is obtained by combining the control inputs of the rigid and flexible subsystems, and the additional normal overload and elastic mode can be quickly restrained and converged. Based on Lyapunov stability analysis, the uniformly ultimate boundedness of the system is proved. The simulation results show that the proposed method can reduce the additional normal overload at the key positions of the aircraft under discrete gust and atmospheric turbulence, and the riding quality of elastic aircraft is effectively improved.

Keywords: elastic aircraft; singular perturbation decomposition; disturbance observer; nonsingular terminal sliding mode; ride quality control

引用格式:*李钊星, 王霞, 王敏文, 等. 基于奇异摄动分解的弹性飞机乘坐品质控制[J]. 西北工业大学学报, 2023, 41(5): 831-841*
LI Zhaoxing, WANG Xia, WANG Minwen, et al. Singular perturbation decomposition-based ride quality control of elastic aircraft[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2023, 41(5): 831-841 (in Chinese)

© 2023 Journal of Northwestern Polytechnical University.

This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution License (http://creativecommons.org/licenses/by/4.0), which permits unrestricted use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.