

引用格式:李云鑫,王玉惠,吴庆宪,等.基于改进预设性能的高超声速飞行器机翼减损控制研究[J].电光与控制,2019,26(8):28-32,53. LI Y X, WANG Y H, WU Q X, et al. Damage-mitigating control for wings of hypersonic flight vehicles based on modified prescribed performance algorithm[J]. Electronics Optics & Control, 2019, 26(8):28-32, 53.

基于改进预设性能的高超声速飞行器机翼减损控制研究

李云鑫, 王玉惠, 吴庆宪, 徐超
(南京航空航天大学自动化学院,南京 211106)

摘要:针对高超声速飞行器的机翼损伤问题,改进了预设性能算法并设计了姿态减损控制器,以保证在飞行过程中增强控制器减损效果并保障飞行性能。首先,通过分析飞行器机翼关键部件受力情况,给出可实时计算损伤量和损伤变化率的损伤模型;然后,基于预设性能理论,改进了性能函数指数和误差转换函数,并结合飞行器模型设计了基于改进预设性能的姿态减损控制器。通过仿真分析验证了所设计控制器的有效性。

关键词:高超声速飞行器;姿态控制;减损控制;改进预设性能

中图分类号:V249 文献标志码:A doi:10.3969/j.issn.1671-637X.2019.08.006

Damage-Mitigating Control for Wings of Hypersonic Flight Vehicles Based on Modified Prescribed Performance Algorithm

LI Yun-xin, WANG Yu-hui, WU Qing-xian, XU Chao

(College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China)

Abstract: Aiming at improving the damage-mitigation effect and guaranteeing the flight performance, a damage-mitigating controller based on the modified prescribed performance algorithm is designed for the wings of the Hypersonic Flight Vehicle (HFV) during hypersonic flight. Firstly, the stress condition of the critical component of the wing is analyzed, and the damage model is constructed to describe the real-time damage evolution. Secondly, based on the prescribed performance algorithm, the exponent term and the error transformation function are modified to satisfy the demand of the HFV's dynamics. Finally, a corresponding attitude damage-mitigating controller is designed by using the HFV model. The simulation results prove the validity of the designed controller.

Key words: hypersonic flight vehicle; attitude control; damage-mitigating control; modified prescribed performance

0 引言

在高超声速飞行器飞行过程中,机翼是产生升力的重要结构,气动耦合、高温效应和低密度效应等复杂的气动特性使得机翼表面的气动载荷分布极为复杂^[1],机翼与机身相连的翼梁根部由于受到机翼自重和气动载荷的双重作用,最易出现疲劳损伤,从而威胁飞行器的飞行安全,因此,必须采取可靠的控制方法减少翼梁

部件的损伤累积,延长飞行器寿命。近年来,基于精度逐渐提高的损伤模型,国内外对关于飞行器减损控制方面的相关研究取得了许多进展。WALKER等^[2]提出了“g-限制器”控制方法,通过限制翼梁受到的载荷峰值控制损伤的累积;MATSUZAKI等^[3]提出利用加速度反馈驱动特殊控制面以减小产生损伤额外载荷的控制方法;LORENZO等^[4]提出了一种可以获得飞行器损伤实时演变信息的连续模型,使得控制方法更有成效,减损效果更加显著。

然而,上述几种方法均存在严重的弊端,即在减少损伤的同时,伴随着性能的大量损失,无法满足飞行器在实际飞行控制中需要二者兼顾的要求。针对这一问题,BECHLIOLIS等^[5-6]提出了预设性能(Prescribed

收稿日期:2018-08-15

修回日期:2018-10-18

基金项目:国家自然科学基金(61374212,61773204);中央高校基本科研业务费项目(NJ20160022)

作者简介:李云鑫(1994—),男,江苏淮安人,硕士生,研究方向为高超声速飞行器减损控制。

Performance, PP)算法;LEE等^[7]与KOSTARIGKA等^[8]基于上述算法设计了预设性能控制器,使得系统具有良好的动态性能。因此,本文考虑借鉴预设性能原理,并充分分析疲劳损伤模型与飞行器模型的特点,设计基于预设性能的姿态减损控制器,以保证在飞行过程中减少损伤的同时保障飞行性能。但通过分析可知,文献[5-6]将控制器的性能函数指数设计成常值,这对于高超声速飞行器这类复杂的非线性系统来说,可能不能准确反映系统复杂的动态变化。

基于以上分析,为改善控制效果,本文将预设性能算法的性能函数指数设计成变参量形式,并重新设计误差转换函数。另外,为避免只将损伤量作为疲劳损伤模型输出反馈量的弊端,将损伤量和损伤变化率同时反馈至控制输入端,大大提升了控制器减损效果。仿真分析结果表明,所设计的基于改进预设性能的姿态减损控制器进一步放宽了性能函数限制,保证了飞行器在飞行过程中平稳收敛,极大地减少了损伤量累积,同时姿态角跟踪性能未出现显著降低,在减损的同时保障了飞行性能。

1 疲劳损伤模型

由于目前关于损伤模型的研究大多是基于循环的疲劳损伤计算模型^[9],但为了实时反馈损伤及损伤变化率信息并改善减损效果,需要在线计算损伤,而该领域中绝大部分皆是基于循环的疲劳损伤计算模型,因此,本文根据文献[10],改进并给出了一种基于时间的疲劳损伤计算模型,其中动态损伤包括弹性损伤和塑性损伤,具体算式表达如下。

弹性损伤变化率为

$$\frac{d\eta_e}{dt} = 2 \frac{d}{d\sigma} \left(\frac{1}{\varepsilon'_f} \left(\frac{\sigma - \sigma_r}{2K'} \right)^{\frac{1}{n'}} \left(1 - \frac{\sigma_m}{\sigma'_f} \right)^{-\frac{1}{n'}} \right)^{-\frac{1}{c}} \frac{d\sigma}{dt} = - \frac{\varepsilon'_f \frac{1}{n'cK'} \left(\frac{\sigma - \sigma_r}{2K'} \right)^{-\frac{1}{n'}-1} \left(1 - \frac{\sigma_m}{\sigma'_f} \right)^{\frac{1}{n'}}}{\frac{d\sigma}{dt}} \quad (1)$$

塑性损伤变化率为

$$\frac{d\eta_p}{dt} = 2 \frac{d}{d\sigma} \left(\frac{\sigma - \sigma_r}{2(\sigma'_f - \sigma_m)} \right)^{-\frac{1}{b}} \frac{d\sigma}{dt} = - \frac{1}{b(\sigma'_f - \sigma_m)} \left(\frac{\sigma - \sigma_r}{2(\sigma'_f - \sigma_m)} \right)^{-\frac{1}{b}-1} \frac{d\sigma}{dt} \quad (2)$$

式中: η_p 和 η_e 分别为高超声速飞行器机翼关键部件的塑性损伤和弹性损伤; σ_m 为机翼关键部件的平均应力; σ_r 为机翼关键部件的参考应力; σ 为机翼关键部件的当前应力; ε'_f 为疲劳延性系数; σ'_f 为疲劳强度系数; c 为疲劳延性指数; b 为疲劳强度指数; K' 为循环强度系数; n' 为循环应变硬化指数。

根据损伤通常发生在循环升程(加载)的物理现象,可以得到总损伤变化率为

$$\frac{d\eta_t}{dt} = \left(w \frac{d\eta_e}{dt} + (1-w) \frac{d\eta_p}{dt} \right) U \left(\frac{d\sigma}{dt} \right) \quad (3)$$

式中:权函数 w 和 $1-w$ 分别表示为

$$w = \frac{\varepsilon_e - \varepsilon_{re}}{\varepsilon - \varepsilon_r} \quad (4)$$

$$1-w = \frac{\varepsilon_p - \varepsilon_{rp}}{\varepsilon - \varepsilon_r} \quad (5)$$

式中: ε_e 为相应于当前应力的弹性应变; $\varepsilon_{re} = \sigma_r/E$ 是相应于参考应力 σ_r 的弹性应变; ε_p 为相应于当前应力的塑性应变; $\varepsilon_{rp} = \varepsilon_r - \varepsilon_{re}$ 是相应于参考应力 σ_r 的塑性应变; ε_r 为相应于参考应力 σ_r 的应变; ε 为相应于当前应力的总应变,为 ε_e 和 ε_p 之和。

$$\text{符号函数 } U(d\sigma/dt) \text{ 可表示为 } U \left(\frac{d\sigma}{dt} \right) = \begin{cases} 0 & \frac{d\sigma}{dt} < 0 \\ 1 & \frac{d\sigma}{dt} > 0 \end{cases}。$$

在同一升程的两个连续点之间的线性损伤增量可通过对 $d\eta$ 积分获得,假设在 t_k 和 t_{k+1} 之间没有参考点发生变化,则这个区间的线性损伤可表示为

$$\eta_t = \int_{t_k}^{t_{k+1}} \left(w \frac{d\eta_e}{dt} + (1-w) \frac{d\eta_p}{dt} \right) U \left(\frac{d\sigma}{dt} \right) dt \quad (6)$$

再根据BOLOTIN^[11]的方法进一步将式(6)计算得到的线性累积损伤模型改进为非线性损伤模型,表示为

$$\eta = \eta_t^{\gamma(\eta)} \quad (7)$$

式中: η 为非线性累积损伤(实际损伤); η_t 为线性累积损伤; $\gamma(\eta)$ 是关于 η 的函数。 $r(n)$ 估计的方法是通过选取不同应力幅度进行插值得到的^[12]。

通过分析,本文取

$$r(\eta) = \frac{2}{3} \eta^{-0.4} \quad (8)$$

以上计算的损伤量是一个介于0~1的数值,由Miner损伤理论可知^[13],当损伤达到上限值1时可认为结构被完全破坏。为此,基于本章内容即可实现在线计算机翼关键部件的实时损伤数值。

2 基于改进预设性能的减损控制器设计

预设性能控制器是同时考虑系统的瞬态性能和稳态性能的一种控制方法^[6],可保证跟踪误差收敛到预定义的任意小的残差集内,并且收敛速度和超调量必须满足预先设计的条件。设计预设性能控制器时,需要先设计合适的性能函数和误差转换函数。

2.1 改进的预设性能控制

根据文献[5-6]给出的定义,假设 $e(t)$ 是指令跟踪误差,连续光滑函数 $\rho(t)$ 是关于 $e(t)$ 的性能函数,则系

统的瞬态性能和稳态性能需满足一定的条件,等价于

$$\begin{cases} -\tau\rho(t) < e(t) < \rho(t) & e(0) \geq 0 \\ -\rho(t) < e(t) < \tau\rho(t) & e(0) < 0 \end{cases} \quad (9)$$

式中: $t \geq 0; 0 \leq \tau \leq 1$ 。

从式(9)可以看出,合理选择性能函数 $\rho(t)$ 和常数 τ 将很大程度决定系统的跟踪性能,且性能函数要求随着时间趋于收敛。

因此,不同于文献[5-8],为了在保证系统动态性能的同时提升减损控制效果,将性能函数改进为

$$\rho(t) = ae^{-bt} + \rho' \quad (10)$$

式中: a, ρ' 为预先设定的常数; b 是与损伤变化量成反比的变调节参量,具体设计为 $b_{1j} = b_{2j} = b_{3j} = \xi / (10^4 \eta)$, $j = 1, 2$, ξ 是 b_{1j}, b_{2j}, b_{3j} 的常系数。

值得注意之处如下。

1) 在文献[5-8]中通常将 b 设计成常值的形式,而这里将 b 设计成与损伤量成反比的变参量形式,相较于 b 为常值时, b 为变参量保证了飞行器在飞行过程中平稳收敛,有效地减少了损伤量累积,同时姿态角跟踪性能未出现显著降低,在减损的同时保障了飞行性能。

在实际控制系统的设计过程中,不等约束式(9)处理的难度极大,所以有必要将其转化为对应的等式约束,根据预设性能中关于误差转换函数的定义^[5-6],令

$$e = \rho(t)s(\varepsilon) \quad (11)$$

式中: ε 为转换误差; $s(\varepsilon)$ 为误差转换函数,是定义在 \mathbf{R} 上的值域为 $[-1, 1]$ 的单调递增函数。

进而,通过误差转换函数的性质,将误差转换函数进行逆变换可得

$$\varepsilon = s^{-1}(e(t)/\rho(t))。 \quad (12)$$

因此可知,如果 $\varepsilon \in L_\infty$,即跟踪误差始终被限制在某一区域,则预设性能的目标将可以满足。为此,通过分析,利用经典 Sigmoid 函数的优势,将预设性能的误差转换函数改进为

$$S(\varepsilon) = \frac{2}{1 + e^{-\varepsilon}} - 1。 \quad (13)$$

2) 在改进前,文献[5-8]中的误差转换函数采用反正切函数,在本文中,改进后的误差转换函数采用经典 Sigmoid 函数,相比于反正切函数, Sigmoid 函数在非饱和区收敛速度大于反正切函数,而在饱和区收敛速度小于反正切函数,这使得所设计的减损控制器在姿态角跟踪前期,具有对损伤量和损伤变化率微小变化反应更加灵敏、系统响应速度更快的优点,且在姿态角跟踪后期,也能减缓姿态角跟踪误差收敛速度,从而减少损伤量,减缓损伤变化率。

2.2 减损控制器设计

考虑高超声速飞行器六自由度的姿态模型^[14]为

$$\dot{\boldsymbol{\Omega}} = \mathbf{f}_\Omega + \mathbf{G}_{\Omega} \boldsymbol{\omega} \quad (14)$$

$$\dot{\boldsymbol{\omega}} = \mathbf{f}_\omega + \mathbf{G}_{\omega} \mathbf{M}_c \quad (15)$$

式中: $\boldsymbol{\Omega} = [\alpha, \beta, \mu]^T$ 为气流姿态角向量, α, β, μ 分别为迎角、侧滑角和航迹滚转角; $\boldsymbol{\omega} = [p, q, r]^T$ 为角速度向量, p, q, r 分别为滚转角速度、俯仰角速度和偏航角速度; $\mathbf{f}_\Omega = [f_\alpha, f_\beta, f_\mu]^T$; $\mathbf{f}_\omega = [f_p, f_q, f_r]^T$; \mathbf{G}_{Ω} 为姿态角回路控制输入矩阵; \mathbf{G}_{ω} 为角速率回路控制输入矩阵; $\mathbf{M}_c = [l_{ctrl}, m_{ctrl}, n_{ctrl}]^T$, $l_{ctrl}, m_{ctrl}, n_{ctrl}$ 分别为滚转力矩、俯仰力矩和偏航力矩,且 $\mathbf{M}_c = \mathbf{G}_{\omega, \delta} \boldsymbol{\delta}$, 其中, $\mathbf{G}_{\omega, \delta}$ 为舵面控制系数矩阵, $\boldsymbol{\delta} = [\delta_e, \delta_a, \delta_r]^T$ 为舵面控制量, $\delta_e, \delta_a, \delta_r$ 分别代表左升降副翼舵、右升降副翼舵和方向舵。限于篇幅,关于姿态模型的详细说明请参见文献[14-16]。

结合机翼受力分析模型和疲劳损伤模型,基于预设性能的姿态减损控制器设计方案如图1所示。

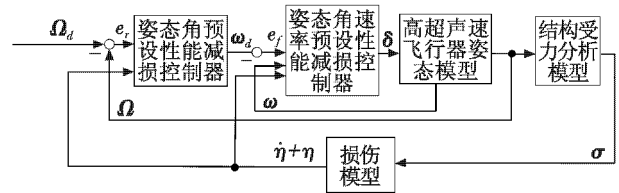


图1 基于预设性能的高超声速飞行器姿态减损控制框图

Fig. 1 The scheme of attitude damage-mitigating control of HFV based on prescribed performance

图1中: $\boldsymbol{\Omega}_d$ 和 $\boldsymbol{\omega}_d$ 分别是姿态角和姿态角速率指令信号; e_Ω 和 e_ω 分别是姿态角误差和姿态角速率误差; $\boldsymbol{\sigma}$ 是飞行器机翼关键部件受到的实时应力。从图1可知,利用受力分析模型和损伤模型可得到高超声速飞行器机翼关键部位实时损伤量 η 和损伤变化率 $\dot{\eta}$,进而将其加权反馈至控制输入端,设计预设性能减损控制器,其中,损伤模型输入为应力,输出为 η 和 $\dot{\eta}$; 受力模型输入为姿态角,输出为应力 $\boldsymbol{\sigma}$,其具体分析请参考文献[10]。

请注意: RAY^[17] 提出的减损控制方案,一般只将损伤量反馈至控制输入端,用于控制器设计。不同于文献[17],本文在设计基于改进预设性能控制器时,将损伤量和损伤变化率同时反馈至控制输入端,那是由于 η 只表征了损伤的大小,而 $\dot{\eta}$ 则表征了损伤演化的快慢,若同时反馈 η 和 $\dot{\eta}$,将使得控制器获得更多损伤的信息,从而改善减损控制效果。

则根据式(14),姿态角系统的各个子系统可以表示为

$$\dot{\boldsymbol{\Omega}}_i = \mathbf{f}_{\Omega_i} + \sum_{j=1}^3 \mathbf{G}_{\Omega_1(i,j)} \boldsymbol{\omega}_j \quad i = 1, 2, 3。 \quad (16)$$

姿态预设性能减损控制器的设计步骤^[16]如下所述。

1) 假定系统姿态角参考信号为 $\boldsymbol{\Omega}_{id}$, 将式(11)进行函数的逆变换可得 $\boldsymbol{\varepsilon}_\Omega = s_\Omega^{-1}(e_\Omega(t)/\rho_\Omega(t))$, 结合式

(13), 则 e_{i1} 和 ε_{i1} 的导数分别为

$$\dot{e}_{i1} = \dot{\boldsymbol{\Omega}}_i - \dot{\boldsymbol{\Omega}}_{id} = \mathbf{f}_{\Omega i} + \sum_{j=1}^3 \mathbf{G}_{\Omega 1(i,j)} \boldsymbol{\omega}_j - \dot{\boldsymbol{\Omega}}_{id} \quad (17)$$

$$\dot{\varepsilon}_{i1} = \varphi_{i1} \left(-\frac{\dot{\rho}_{i1}}{\rho_{i1}} e_{i1} + e_{i1} \right) \quad (18)$$

式中,

$$\varphi_{i1} = \frac{1}{\rho_{i1}} \frac{\partial s_{i1}^{-1}}{\partial (e_{i1}/\rho_{i1})} \quad (19)$$

将式(17)代入式(18)可得

$$\dot{\varepsilon}_{i1} = \varphi_{i1} \left(-\frac{\dot{\rho}_{i1}}{\rho_{i1}} e_{i1} + \mathbf{f}_{\Omega i} + \sum_{j=1}^3 \mathbf{G}_{\Omega 1(i,j)} \boldsymbol{\omega}_j - \dot{\boldsymbol{\Omega}}_{id} \right) \quad (20)$$

则期望的系统角速率 $\boldsymbol{\omega}_d$ 可设计为

$$\boldsymbol{\omega}_d = \mathbf{G}_{s1}^{-1} (\bar{\boldsymbol{\rho}}_1 e_1 - \mathbf{f}_{\Omega} + \dot{\boldsymbol{\Omega}}_d - \mathbf{K}_1 \boldsymbol{\varepsilon}_1 \varphi_1) \quad (21)$$

式中: $\boldsymbol{\omega}_d = [\omega_{1d}, \omega_{2d}, \omega_{3d}]^T$, $\omega_{1d}, \omega_{2d}, \omega_{3d}$ 分别为期望滚转角速率、期望俯仰角速率、期望偏航角速率; $\bar{\boldsymbol{\rho}}_1 = \left[\frac{\dot{\rho}_{11}}{\rho_{11}}, \frac{\dot{\rho}_{21}}{\rho_{21}}, \frac{\dot{\rho}_{31}}{\rho_{31}} \right]$; \mathbf{K}_1 是由反馈的损伤变化率调节的控制增益

向量, 具体设计将在步骤3)中给出。

2) 根据式(15), 姿态角速率模型可表示为

$$\dot{\boldsymbol{\omega}} = \mathbf{f}_{\omega} + \mathbf{G}_{\omega} \mathbf{G}_{\omega, \delta} \boldsymbol{\delta} \quad (22)$$

则姿态角速率系统的第 i 个子系统可表示为

$$\dot{\boldsymbol{\omega}}_i = \mathbf{f}_{\omega i} + \sum_{j=1}^3 \mathbf{G}_{\omega(i,j)} \sum_{j=1}^3 \mathbf{G}_{\omega, \delta(i,j)} \boldsymbol{\delta}_j \quad i = 1, 2, 3 \quad (23)$$

将式(11)进行函数的逆变换可得 $\varepsilon_{i2} = s_{i2}^{-1}(e_{i2}(t)/\rho_{i2}(t))$, 结合式(13), 则 e_{i2} 和 ε_{i2} 的导数分别为

$$\dot{e}_{i2} = \dot{\boldsymbol{\omega}}_i - \dot{\boldsymbol{\omega}}_{id} = \mathbf{f}_{\omega i} + \sum_{j=1}^3 \mathbf{G}_{\omega(i,j)} \sum_{j=1}^3 \mathbf{G}_{f\delta(i,j)} \boldsymbol{\delta}_j - \dot{\boldsymbol{\omega}}_{id} \quad (24)$$

$$\dot{\varepsilon}_{i2} = \varphi_{i2} \left(-\frac{\dot{\rho}_{i2}}{\rho_{i2}} e_{i2} + e_{i2} \right) \quad (25)$$

式中,

$$\varphi_{i2} = \frac{1}{\rho_{i2}} \frac{\partial s_{i2}^{-1}}{\partial (e_{i2}/\rho_{i2})} \quad (26)$$

将式(24)代入式(25)可得

$$\dot{\varepsilon}_{i2} = \varphi_{i2} \left(-\frac{\dot{\rho}_{i2}}{\rho_{i2}} e_{i2} + \mathbf{f}_{\omega i} + \sum_{j=1}^3 \mathbf{G}_{\omega(i,j)} \sum_{j=1}^3 \mathbf{G}_{\omega, \delta(i,j)} \boldsymbol{\delta}_j - \dot{\boldsymbol{\omega}}_{id} \right) \quad (27)$$

则可将姿态角速率控制器设计为

$$\boldsymbol{\delta}_d = (\mathbf{G}_f \mathbf{G}_{f\delta})^{-1} (\bar{\boldsymbol{\rho}}_2 e_2 - \mathbf{f}_{\omega} + \dot{\boldsymbol{\omega}}_d - \mathbf{K}_2 \boldsymbol{\varepsilon}_2 \varphi_2) \quad (28)$$

式中: $\boldsymbol{\delta}_d = [\delta_{1d}, \delta_{2d}, \delta_{3d}]$; $\bar{\boldsymbol{\rho}}_2 = \left[\frac{\dot{\rho}_{12}}{\rho_{12}}, \frac{\dot{\rho}_{22}}{\rho_{22}}, \frac{\dot{\rho}_{32}}{\rho_{32}} \right]$; \mathbf{K}_2 是由反馈的损伤变化率调节的控制增益向量, 具体设计将在步骤3)中给出。

3) 为了使改进的控制器在 η 和 $\dot{\eta}$ 增大时明显减少损伤, 可将控制增益 $\mathbf{K}_1, \mathbf{K}_2$ 设计成与 η 和 $\dot{\eta}$ 成反比

例的形式, 从而保证损伤变大时增益减小, 达到减少损伤的目的。

经分析, 将步骤1)中的控制增益向量 $\mathbf{K}_1 = [k_{11}, k_{21}, k_{31}]$ 设计为

$$k_{i1} = \frac{c_{i1}}{10^4 (3\dot{\eta} + \eta) + d_{i1}} \quad i = 1, 2, 3 \quad (29)$$

将步骤2)中的控制增益向量 $\mathbf{K}_2 = [k_{12}, k_{22}, k_{32}]^T$ 设计为

$$k_{i2} = \frac{c_{i2}}{10^4 (3\dot{\eta} + \eta) + d_{i2}} \quad i = 1, 2, 3 \quad (30)$$

式中, c_{i1}, c_{i2}, d_{i1} 和 d_{i2} 是正实数以确保控制增益为正。

同时, 为保证闭环系统稳定, 需保证跟踪误差信号 $e_{i1}(t)$ 和 $e_{i2}(t)$ 趋于渐近稳定, 即 $\lim_{t \rightarrow \infty} e_{i1}(t) = 0$ 和 $\lim_{t \rightarrow \infty} e_{i2}(t) = 0$, 由式(13)可知, 若 $\lim_{t \rightarrow \infty} \varepsilon_{i1}(t) = 0, \lim_{t \rightarrow \infty} \varepsilon_{i2}(t) = 0$, 则 $\lim_{t \rightarrow \infty} s_{i1}(\varepsilon) = 0, \lim_{t \rightarrow \infty} s_{i2}(\varepsilon) = 0$, 根据式(11)可得 $\lim_{t \rightarrow \infty} e(t) = \lim_{t \rightarrow \infty} \rho(t) s(\varepsilon)$, 易得: 若 $\lim_{t \rightarrow \infty} s_{i1}(\varepsilon) = 0, \lim_{t \rightarrow \infty} s_{i2}(\varepsilon) = 0$, 则 $\lim_{t \rightarrow \infty} e_{i1}(t) = 0, \lim_{t \rightarrow \infty} e_{i2}(t) = 0$ 。

基于上述分析可以得出, 若要保证 $\lim_{t \rightarrow \infty} e_{i1}(t) = 0, \lim_{t \rightarrow \infty} e_{i2}(t) = 0$, 首先需要证明 $\lim_{t \rightarrow \infty} \varepsilon_{i1}(t) = 0, \lim_{t \rightarrow \infty} \varepsilon_{i2}(t) = 0$ 。

为此, 选取如下形式的 Lyapunov 函数

$$V = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^3 (\varepsilon_{i1}^2 + \varepsilon_{i2}^2) \quad (31)$$

对时间 t 求导可得

$$\dot{V} = \sum_{i=1}^3 (\varepsilon_{i1} \dot{\varepsilon}_{i1} + \varepsilon_{i2} \dot{\varepsilon}_{i2}) \quad (32)$$

将式(21)代入式(20)可得

$$\dot{\varepsilon}_{i1} = \varphi_{i1} (-k_{i1} \varepsilon_{i1} \varphi_{i1}) = -k_{i1} \varepsilon_{i1} \varphi_{i1}^2 \quad (33)$$

同理, 将式(28)代入式(27)可得

$$\dot{\varepsilon}_{i2} = \varphi_{i2} (-k_{i2} \varepsilon_{i2} \varphi_{i2}) = -k_{i2} \varepsilon_{i2} \varphi_{i2}^2 \quad (34)$$

将式(33)和式(34)代入式(32)可得

$$\dot{\varepsilon}_{i2} = \varphi_{i2} (-k_{i2} \varepsilon_{i2} \varphi_{i2}) = -k_{i2} \varepsilon_{i2} \varphi_{i2}^2 \quad (35)$$

则可以得到

$$\dot{V} = \sum_{i=1}^3 (\varepsilon_{i1} (-k_{i1} \varepsilon_{i1} \varphi_{i1}^2) + \varepsilon_{i2} (-k_{i2} \varepsilon_{i2} \varphi_{i2}^2)) = \sum_{i=1}^3 (-k_{i1} \varepsilon_{i1}^2 \varphi_{i1}^2 - k_{i2} \varepsilon_{i2}^2 \varphi_{i2}^2) < 0 \quad (36)$$

从上述证明可知, 根据 Barbalat 引理可得, ε_{i1} 和 ε_{i2} 是渐近收敛的, 则 $e_{i1}(t)$ 和 $e_{i2}(t)$ 也是渐近收敛的, 从而证明出本文设计的控制器可以保证闭环系统稳定, 使系统具有良好的跟踪性能。

3 仿真结果分析

为了验证所提的预设性能减损控制器的有效性, 假设式(15)和式(16)描述的高超声速飞行器姿态系统数学模型的飞行参数为: $M = 136\,820 \text{ kg}$, $V = 3000 \text{ m/s}$, $Ma = 10$, $H = 30\,000 \text{ m}$ (高度 30 km 时声速约为 300 m/s), 推力 $T = 208\,410 \text{ lb}$ 。控制器参数选择为: $a_{11} = a_{21} =$

$a_{31} = 5, b_{11} = b_{21} = b_{31} = -1.8 / (10^4 \eta), \rho'_{11} = \rho'_{21} = \rho'_{31} = 0.08, a_{12} = a_{22} = a_{32} = 7, b_{12} = b_{22} = b_{32} = -2.2 / (10^4 \eta), \rho'_{12} = \rho'_{22} = \rho'_{32} = 0.08, k_{11} = k_{21} = k_{31} = 3.5 / (10^4 (\dot{\eta} + 3\eta) + 5), k_{12} = k_{22} = k_{32} = 5 / (10^4 (\dot{\eta} + 3\eta) + 1)$ 。初始条件设置为： $\alpha = 0^\circ, \beta = 3^\circ, \mu = 3^\circ; p = 0 (\text{ }^\circ) / \text{s}, q = 0 (\text{ }^\circ) / \text{s}, r = 0 (\text{ }^\circ) / \text{s}$ 。姿态角的指令信号设计为： $\alpha_c = 4^\circ, \beta_c = 0^\circ, \mu_c = 0^\circ$ ；初始损伤 $\eta_0 = 10^{-4}$ 。仿真分为不加减损且 b 为常量、加减损且 b 为常量、加减损且 b 为变量 3 组，其中不加减损效果时 K_{ij} 取 $\dot{\eta} + 3\eta = 0$ 时的常值，仿真结果如图 2 ~ 图 4 所示。

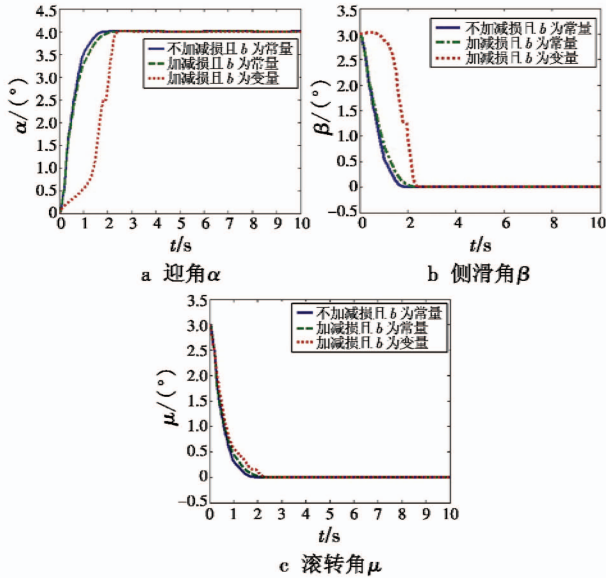


图 2 姿态角跟踪曲线

Fig. 2 The tracking curves of attitude

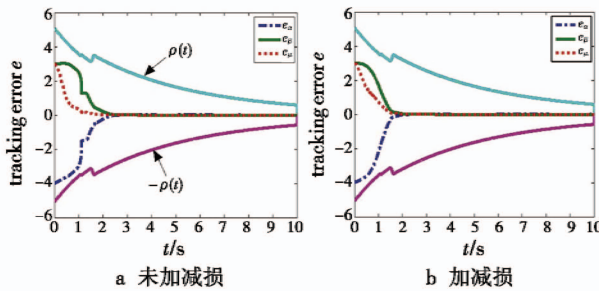


图 3 姿态角跟踪误差曲线

Fig. 3 The tracking error of attitude

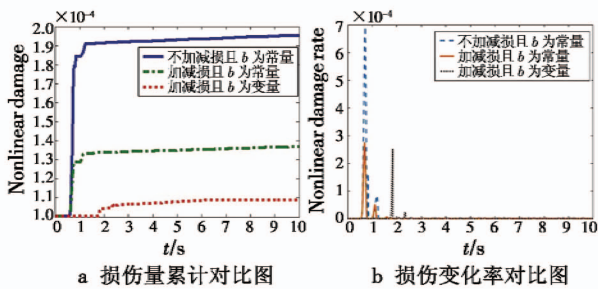


图 4 损伤量和损伤变化率变化趋势

Fig. 4 The evolution of damage accumulation and damage rate

由图 2、图 4 可知，在改进预设性能控制器下，减损前后，姿态角 α, β 和 μ 均能快速跟踪上指令信号，在加减损效果时，虽然姿态角调节时间较未加减损效果更长一些，但此时明显减少了损伤的累积，并减缓了损伤量变化速率。

由图 3 可知，将损伤变化量和损伤变化率同时反馈至控制输入端用于控制器设计，进一步优化了模型，提高了系统的准确性，减损前后，姿态角跟踪误差始终在性能函数限制范围内，满足预设性能控制器要求的姿态角跟踪误差收敛到预定义的任意小残差集内。

同时，根据图 2 和图 4 可知，相较于 b 为常值时，性能函数指数设计成与损伤量成反比的变调节参量，对姿态角跟踪性能影响微弱，却明显地减少了损伤量并减缓了损伤变化率。

4 结论

本文所设计的基于改进预设性能的姿态减损控制器，通过改进设计误差转换函数，将性能函数指数设计成与损伤量成反比的变参量形式，并将损伤量和损伤变化率同时反馈等一系列方式，相较于改进前，姿态角跟踪性能未发生显著降低，保证了性能函数平稳收敛，既保障了飞行器的飞行性能，又进一步降低了飞行器在飞行过程中的损伤累积，增强了减损效果。

因此，本文设计的基于改进的预设性能减损控制器，达到了进一步减少飞行器损伤累积并保障飞行性能的目的。

参考文献

- [1] JOYCE P, POMROY J, GRINDLE L. The hyper-X launch vehicle; challenges and design considerations for hypersonic flight testing [C] // AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference, 2005. doi:10.2514/6.2005-3333.
- [2] WALKER L A, STOUTD W F. Actuator for a g-limiter override: US 4717098 [P]. 1988-01-05.
- [3] MATSUZAKI Y, UEDA T, MIYAZAWA Y, et al. Gust load alleviation of a transport-type wing—Test and analysis [J]. Journal of Aircraft, 1989, 26(4):322-327.
- [4] LORENZO C F. Continuum fatigue damage modeling for critical design, control, and fault prognosis [J]. International Journal of Fatigue, 1997, 19(10):731.
- [5] BECHLIOLIS C P, ROVITHAKIS G A. Robust adaptive control of feedback linearizable MIMO nonlinear systems with prescribed performance [J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2008, 53(9):2090-2099.

- [5] BAY H, ESS A, TUYTELAARS T, et al. Speeded-up robust features (SURF)[J]. *International Journal on Computer Vision and Image Understanding*, 2008, 110(3): 346-359.
- [6] DALAL N, TRIGGS B. Histograms of oriented gradients for human detection[C]//*IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition*, 2005:886-893.
- [7] CEVIKALP H, TRIGGS B. Efficient object detection using cascades of nearest convex model classifiers[C]//*IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition*, 2012:3138-3145.
- [8] HARZALLAH H, JURIE F, SCHMID C. Combining efficient object localization and image classification[C]//*The 12th International Conference on Computer Vision*, 2009:237-244.
- [9] LAMPERT C H, BLASCHKO M B, HOFMANN T. Beyond sliding windows: object localization by efficient subwindow search[C]//*IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition*, 2008:1-8.
- [10] BOSCH A, ZISSERMAN A, MUNOZ X. Representing shape with a spatial pyramid kernel[C]//*Proceedings of the 6th ACM International Conference on Image and Video Retrieval*, 2007:401-408.
- [11] YE H M C, HSU C F, LU C J. Fast salient object detection through efficient subwindow search[J]. *Pattern Recognition Letters*, 2014, 46(3):60-66.
- [12] LI J, LEVINE M D, AN X J, et al. Visual saliency based on scale-space analysis in the frequency domain[J]. *IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence*, 2013, 35(4):996-1010.
- [13] 刘松涛, 黄金涛, 刘振兴. 基于显著图生成和显著密度最大化的高效子窗口搜索目标检测方法[J]. *光电与控制*, 2015, 22(12):9-14.
- [14] 黄侃, 张涌, 吕波. 基于超复数傅里叶变换的自适应显著性检测[J]. *计算机应用*, 2017, 37(s1):149-154.
- [15] EVERINGHAM M, GOOL L V, WILLIAMS C K I. The PASCAL visual object classes (VOC) challenge[J]. *International Journal of Computer Vision*, 2010, 88(2):303-338.
-
- (上接第32页)
- [6] BECHLIOLIS C P, ROVITHAKIS G A. Prescribed performance adaptive control for multi-input multi-output affine in the control nonlinear systems[J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2010, 55(5):1220-1226.
- [7] LEE J H, KO J S, CHUNG S K, et al. Continuous variable structure controller for BLDDSM position control with prescribed tracking performance[J]. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 1994, 41(5):483-491.
- [8] KOSTARIGKA A K, ROVITHAKIS G A. Adaptive dynamic output feedback neural network control of uncertain MIMO nonlinear systems with prescribed performance[J]. *IEEE Transactions on Neural Networks & Learning Systems*, 2012, 23(1):138-149.
- [9] DATTOMA V, GIANCANE S, NOBILE R, et al. Fatigue life prediction under variable loading based on a new nonlinear continuum damage mechanics model[J]. *International Journal of Fatigue*, 2006, 28(2):89-95.
- [10] 应竣械, 王玉惠, 吴庆宪, 等. 高超声速飞行器机翼关键部件损伤特性研究[J]. *吉林大学学报:信息科学版*, 2017, 35(3):296-303.
- [11] BOLOTIN V V. *Prediction of service life for machines and structures*[M]. New York: ASME Press, 1989.
- [12] RAY A, WU M K. *Damage-mitigating control of space propulsion systems for high performance and extended life*[R]. Washington: NASA Contractor Report 194470, 1994.
- [13] 姚卫星. *结构疲劳寿命分析*[M]. 北京:国防工业出版社, 2003.
- [14] 朱亮, 姜长生, 方炜. 空天飞行器六自由度数学建模研究[J]. *航天控制*, 2006, 24(4):39-44.
- [15] GUO Z Y, CHANG J, GUO J G, et al. Adaptive twisting sliding mode algorithm for hypersonic reentry vehicle attitude control based on finite-time observer[J]. *ISA Transactions*, 2018, 77:20-29.
- [16] 赵贺伟, 杨秀霞, 沈如松, 等. 弹性高超声速飞行器预设性能精细姿态控制[J]. *兵工学报*, 2017, 38(3):501-511.
- [17] RAY A, DAI X W, WU M K, et al. *Damage-mitigating control of a reusable rocket engine*[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1994, 10(2):225-234.