



# 针对六自由度高超音速飞行器模型的 $\mathcal{L}_1$ 自适应辅助控制系统设计

陈祺\*, 艾剑良

复旦大学航空航天系, 上海 200433

\* 通信作者. E-mail: qichen13@fudan.edu.cn

收稿日期: 2017-10-18; 接受日期: 2018-03-13; 网络出版日期: 2019-06-06

**摘要** 针对六自由度高超声速飞行器的飞行控制问题, 本文提出了基于非线性动态逆和线性反馈方法建立主控制系统, 应用  $\mathcal{L}_1$  自适应控制理论设计辅助控制系统以提升控制性能的设计方案. 首先, 对高超音速飞行器模型的速度和姿态角控制通道建立非线性动态逆系统. 在这一基础上, 采用线性二次型 (linear quadratic, LQ) 方法设计线性反馈控制器, 作为主控制系统完成指令信号的跟踪. 其次, 应用  $\mathcal{L}_1$  自适应控制方法设计辅助控制器, 以提升控制系统在不确定性存在情况下的性能. 仿真结果显示, 辅助控制系统能有效提升跟踪控制的精度, 提高系统的鲁棒性, 并且在输入扰动、气动参数不确定性、参数变化、控制功能部分失效等情况下可取得良好的指令跟踪效果.

**关键词** 高超音速飞行控制, 非线性动态逆,  $\mathcal{L}_1$  自适应控制, 扰动与不确定性, 跟踪控制

## 1 引言

对高超音速飞行的研究大致可以追溯到一个世纪之前<sup>[1]</sup>, 其最终目标是实现从地面向太空或全球范围内快速、可靠、高效的物资投送. 继 2004 年美国国家航空航天局的 X-43A 高超音速试验飞行器成功试飞后, 过去十余年间对高超音速飞行所涉及的科学和工程问题的研究成为了一个热点<sup>[1~3]</sup>.

作为高超音速飞行器的子系统之一, 飞行控制系统的设计面临以下挑战: 输入/输出耦合、不稳定及非最小相位动力学特性、不确定的弹性模态、推力与俯仰力矩的耦合, 以及执行机构饱和等<sup>[3]</sup>. 另一方面, 高超音速飞行对飞控系统的性能提出了更高的要求. 例如, 由于吸气式高超音速飞行器的下表面为推进系统的一部分, 而攻角、侧滑角对推进系统的工作状态均有显著影响, 因此对机体姿态的精确控制 (误差 0.1 deg 以内) 是必要的; 组合循环推进系统状态的稳定过渡以及气动热效应的控制, 则对速度的精确控制提出了要求<sup>[4]</sup>. 应对上述要求和挑战, 需要具备强鲁棒性、高控制精度的控制系统.

**引用格式:** 陈祺, 艾剑良. 针对六自由度高超音速飞行器模型的  $\mathcal{L}_1$  自适应辅助控制系统设计. 中国科学: 信息科学, 2019, 49: 760-774, doi: 10.1360/N112017-00202  
Chen Q, Ai J L.  $\mathcal{L}_1$  adaptive control augmentation for a six-degree-of-freedom hypersonic vehicle model (in Chinese). Sci Sin Inform, 2019, 49: 760-774, doi: 10.1360/N112017-00202

非线性动态逆 (nonlinear dynamic inversion, NDI) 为高超音速飞行器控制系统设计提供了一种有效的方法. 该方法首先由 Snell 等<sup>[5]</sup>于 1992 年提出, 用于高机动性飞机的控制系统设计. 区别于基于小扰动理论的传统线性化方法, 该方法利用状态反馈以获得实时、精确的模型线性化, 由此, 控制系统设计可以免去复杂的增益配置, 这对大包线的高超音速飞行器而言具有很好的适用性<sup>[6,7]</sup>. 目前, 已有不少研究者将此方法运用于高超音速飞行控制系统的设计之中<sup>[6,8~11]</sup>. 工程中, 非线性动态逆方法也已获得了应用, 如美国的 F-35 战机及 X-36 试验飞行器等<sup>[6]</sup>. 基于上述背景, 本文采用了非线性动态逆方法以构建内环控制系统.

自 20 世纪 50 年代以来, 自适应控制在飞行控制领域的应用不断得到研究和发展. 相比于传统的鲁棒控制方法, 自适应控制方法所需的模型信息更少, 同时该方法在系统存在不确定性以及参数变化的情况下能有效提升控制器的性能<sup>[12]</sup>, 因此, 这一方法在高超音速飞行控制系统的设计中具备一定的潜力. 但传统的自适应控制方法也存在弊端, 即难以在控制效果和鲁棒性之间找到合适的权衡<sup>[13,14]</sup>. Hovakimyan 与 Cao<sup>[14]</sup>提出, 可以通过将自适应估计环路与控制回路解耦来解决这一问题, 并由此发展了  $\mathcal{L}_1$  自适应控制方法. 该方法在取得预期的瞬态/稳态性能的同时, 还确保了快速自适应下控制系统的鲁棒性. 在高超音速飞行控制领域, 已有研究者采用  $\mathcal{L}_1$  自适应方法开展了控制器设计的工作: Lei 等<sup>[15]</sup>针对 Bolender 和 Doman 发展的高超音速飞行器模型设计了  $\mathcal{L}_1$  自适应控制器, 其中, 模型的弹性模态被视为未建模的动力学, 并通过控制器的自适应律予以应对. Prime 等<sup>[16]</sup>为乘波体构形的高超音速飞行器纵向动力学模型设计了  $\mathcal{L}_1$  自适应控制器. 仿真试验表明, 在控制部分失效、纵向稳定裕度减小以及时间延迟的情况下, 控制性能虽有所降低, 但系统的稳定性仍能得到保证. Banerjee 等<sup>[17]</sup>为滑翔式高超音速飞行器纵向剖面内的下降段发展了一种控制框架, 主控制器采用动态极点配置法设计, 进一步, 通过  $\mathcal{L}_1$  自适应方法设计辅助控制器, 以消除系统不确定性的影响.

当前, 高超音速飞行控制设计主要针对纵向模型, 而包含横航向控制的研究数量非常有限<sup>[7,18~22]</sup>. 本文探索了  $\mathcal{L}_1$  自适应方法在六自由度高超音速飞行控制中的应用. 控制系统设计思路如下: 首先, 采用非线性动态逆方法完成速度控制通道和姿态角控制通道的输入/输出线性化; 进一步, 在坐标转换的基础上分别采用 PI (proportional-integral) 和 PID (proportional-integral-derivative) 方法设计速度和姿态角通道的外环控制器; 最后, 利用  $\mathcal{L}_1$  自适应方法设计辅助控制器, 以提升系统在参数不确定性条件下的控制性能和鲁棒性. 仿真结果表明, 辅助控制器提升了系统的控制精度, 同时增强了控制系统的鲁棒性.

本文的创新点包括: (1) 提出了六自由度高超音速飞行控制的一种新框架, 设计基于非线性动态逆方法以简化控制系统结构, 并采用  $\mathcal{L}_1$  自适应方法以提升控制系统的整体性能和鲁棒性; (2) 仿真试验中综合考虑了输入扰动、气动参数的不确定性、模型参数变化、控制功能部分失效等情形, 以更接近实际的仿真环境考察控制系统的综合性能; (3) 利用性能指标分析、比较了传统的线性最优控制方法和增加  $\mathcal{L}_1$  自适应辅助控制系统后两种方案的控制性能, 对工程应用具有一定的参考意义.

本文的后续部分安排如下: 第 2 节介绍了控制系统设计针对的高超音速飞行器模型, 第 3 节阐述了基于非线性动态逆和线性反馈方法的主控制器设计, 第 4 节对采用  $\mathcal{L}_1$  自适应控制方法的辅助控制系统的设计作了说明, 仿真场景的设置及仿真结果的分析在第 5 节给出, 第 6 节为全文的总结部分.

## 2 高超音速飞行器模型

控制系统的设计针对 NASA 兰利研究中心公布的组合循环动力通用高超音速飞行器模型 (generic hypersonic vehicle, GHV) 展开. 该模型建立于刚性机体假设, 忽略惯性积, 其气动数据基于理论分析、

计算流体力学仿真与风洞试验 [23].

以下方程组刻画了飞行器模型六自由度动力学特性 [24]:

$$\begin{cases} \dot{V} = \frac{T \cos \alpha \cos \beta - D}{m} - \left( \frac{\mu}{r_c^2} - \frac{V^2}{r_c} \right) \sin \gamma, \\ \dot{\phi} = p + q \sin \phi \tan \theta + r \cos \phi \tan \theta, \\ \dot{\theta} = q \cos \phi - r \sin \phi, \\ \dot{\psi} = q \frac{\sin \phi}{\cos \theta} + r \frac{\cos \phi}{\cos \theta}, \\ \dot{p} = \frac{1}{I_{xx}} [(I_{yy} - I_{zz})qr + \bar{L}], \\ \dot{q} = \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} pr + \frac{\bar{M}}{I_{yy}}, \\ \dot{r} = \frac{1}{I_{zz}} [(I_{xx} - I_{yy})pq + \bar{N}]. \end{cases} \quad (1)$$

气动力及气动力矩由以下表达式计算得到:

$$\begin{aligned} L &= \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L, \quad D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D, \quad Y = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_Y, \\ \bar{L} &= \frac{1}{2} \rho V^2 S b C_{l_i}, \quad \bar{M} = \frac{1}{2} \rho V^2 S \bar{c} C_{m_i} - x_{cg} f_z, \quad \bar{N} = \frac{1}{2} \rho V^2 S b C_{n_i} - x_{cg} f_y. \end{aligned} \quad (2)$$

气动力参数由以下表达式拟合得到:

$$\begin{cases} C_L = C_{L,\alpha} + C_{L,\delta_a} + C_{L,\delta_e}, \\ C_D = C_{D,\alpha} + C_{D,\delta_a} + C_{D,\delta_e} + C_{D,\delta_r}, \\ C_Y = C_{Y,\beta} + C_{Y,\delta_a} + C_{Y,\delta_e} + C_{Y,\delta_r}, \\ C_{l_i} = C_{l_i,\beta} + C_{l_i,\delta_a} + C_{l_i,\delta_e} + C_{l_i,\delta_r} + \frac{rb}{2V} C_{l_i,r} + \frac{pb}{2V} C_{l_i,p}, \\ C_{m_i} = C_{m_i,\alpha} + C_{m_i,\delta_a} + C_{m_i,\delta_e} + C_{m_i,\delta_r} + \frac{q\bar{c}}{2V} C_{m_i,q}, \\ C_{n_i} = C_{n_i,\beta} + C_{n_i,\delta_a} + C_{n_i,\delta_e} + C_{n_i,\delta_r} + \frac{rb}{2V} C_{n_i,r} + \frac{pb}{2V} C_{n_i,p}, \end{cases} \quad (3)$$

以上各气动参数的右端项中包含了气动舵面的贡献量. 补充材料中表 S1 列出了模型主要参数的定义.

组合循环推进系统的工作模式依据飞行速度划分为以下 3 种: (1)  $0 < M \leq 2$ : 涡轮喷气式发动机; (2)  $2 < M \leq 6$ : 冲压/超燃冲压式发动机; (3)  $6 < M \leq 24$ : 火箭发动机. 气动参数及推进系统模型的详细表达式参见文献 [23].

系统状态量为  $x_{hv} = [V, \phi, \theta, \psi, p, q, r]^T$ , 控制输入为  $u_{hv} = [PLA, \delta_a, \delta_e, \delta_r]^T$ , 被控输出量为  $y_{hv} = [V, \phi, \theta, \psi]^T$ . 发动机推杆量与舵面偏角的变化受到幅值限制, 其中, 推杆量  $0 < PLA < 1$ , 各舵面偏角的变化范围为  $-20 \text{ deg} \leq \zeta \leq +20 \text{ deg}$ .

### 3 基于非线性动态逆及线性反馈法的主控制器设计

#### 3.1 非线性动态逆系统的建立

非线性动态逆方法利用系统的状态反馈, 可实时得到系统输入输出之间的线性关系 [8]. 对速度通

道, 式 (1) 已给出推力  $T$  与速度的一阶导数  $\dot{V}$  的关系, 对于给定的速度一阶导数信号, 可得所需推力:

$$T = \frac{m\dot{V} + D + m\left(\frac{\mu}{r_c^2} - \frac{V^2}{r_c}\right) \sin \gamma}{\cos \alpha \cos \beta}. \quad (4)$$

对姿态角通道, 计算  $\phi, \theta, \psi$  的两阶导数, 可得关系式:

$$\begin{pmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{pmatrix} = f_{\text{Euler}} + M_{\text{Euler}} \begin{pmatrix} \bar{L} \\ \bar{M} \\ \bar{N} \end{pmatrix}, \quad (5)$$

其中, 右端第 1 项

$$f_{\text{Euler}} = \begin{pmatrix} \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} qr - \sin \phi \tan \theta \left( \dot{\phi} - \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} p \right) r + \cos \phi \tan \theta \left( \dot{\phi} + \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} p \right) q + \frac{\dot{\theta} (q \sin \phi + r \cos \phi)}{\cos^2 \theta} \\ -(q \sin \phi + r \cos \phi) \dot{\phi} + \cos \phi \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} pr - \sin \phi \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} pq \\ \frac{\dot{\phi} \cos \phi \cos \theta + \dot{\theta} \sin \phi \sin \theta}{\cos^2 \theta} q - \frac{\dot{\phi} \sin \phi \cos \theta - \dot{\theta} \cos \phi \sin \theta}{\cos^2 \theta} r + \frac{\sin \phi}{\cos \theta} \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} pr + \frac{\cos \phi}{\cos \theta} \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} pq \end{pmatrix}. \quad (6)$$

输入矩阵

$$M_{\text{Euler}} = \begin{bmatrix} \frac{1}{I_{xx}} & \frac{\sin \phi \tan \theta}{I_{yy}} & \frac{1}{I_{zz}} \\ 0 & \frac{\cos \phi}{I_{yy}} & -\frac{\sin \phi}{I_{zz}} \\ 0 & \frac{1}{I_{yy}} \frac{\sin \phi}{\cos \theta} & \frac{1}{I_{zz}} \frac{\cos \phi}{\cos \theta} \end{bmatrix}, \quad (7)$$

对式 (5) 作代数运算, 可得如下控制量的表达式:

$$\begin{pmatrix} \bar{L} \\ \bar{M} \\ \bar{N} \end{pmatrix} = M_{\text{Euler}}^{-1} \left[ \begin{pmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{pmatrix} - f_{\text{Euler}} \right], \quad (8)$$

注意到矩阵  $M_{\text{Euler}}$  的行列式值  $\det(M_{\text{Euler}}) = \frac{\cos^{-1} \theta}{I_{xx} I_{yy} I_{zz}} \neq 0$ , 故满足可逆性条件.

根据非线性动态逆系统生成的  $T, \bar{L}, \bar{M}$  以及  $\bar{N}$ , 由第 2 节中的推进系统模型及气动力表达式可得油门推杆 PLA 及各舵面  $\delta_a, \delta_e, \delta_r$  的偏转角度值.

### 3.2 坐标变换及线性反馈控制器设计

3.1 小节建立的非线性动态逆系统作为内环控制器生成  $T, \bar{L}, \bar{M}$  与  $\bar{N}$  的值, 而其所需的  $\dot{V}, \ddot{\phi}, \ddot{\theta}$  和  $\ddot{\psi}$  的值由外环控制器确定. 外环控制器设计的第 1 步为坐标变换.

记速度跟踪误差  $e_V(t) = V(t) - V_r(t)$ , 其中  $V_r$  为速度指令信号, 再定义速度误差矢量:  $\xi_V(t) = [\int_{t_0}^{t_f} e_V(t) dt, e_V(t)]^T$ . 根据以上定义, 进一步可得如下误差动力系统方程:

$$\dot{\xi}_V(t) = A_V \xi_V(t) + b_V u_V(t), \quad (9)$$

其中,

$$A_V = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad b_V = \begin{pmatrix} 0 \\ 1 \end{pmatrix} \quad (10)$$

分别为系统矩阵和输入矩阵.

$$u_V(t) = \dot{V}(t) - \dot{V}_r(t) \quad (11)$$

为误差系统的控制输入.

进一步, 可得

$$\dot{V}(t) = u_V(t) + \dot{V}_r(t), \quad (12)$$

此即为速度通道的外环控制指令信号.

采用 LQ (linear quadratic) 方法求解反馈增益  $k_V$ , 可得如下主控制系统速度通道控制律:

$$u_{V,b}(t) = -k_V^T \xi_V(t). \quad (13)$$

对姿态角控制通道, 以滚转角为例, 类似地可定义  $e_\phi(t) = \phi(t) - \phi_r(t)$  为滚转角的跟踪误差, 并记  $\xi_\phi(t) = [\int_{t_0}^{t_f} e_\phi(t) dt, e_\phi(t), \dot{e}_\phi(t)]^T$  为相应的误差值向量, 则滚转角的误差动力系统也可推导得到. 进一步, 应用 LQ 方法得到反馈增益  $k_\phi$ , 则主控制系统滚转角通道的控制信号为

$$u_{\phi,b}(t) = -k_\phi^T \xi_\phi(t). \quad (14)$$

详细推导过程从略.

## 4 系统不确定性及 $\mathcal{L}_1$ 自适应辅助控制系统设计

第 3 节给出的控制器设计针对的是“理想模型”, 而工程应用中存在的系统不确定和扰动, 将使采用上述方法设计的控制器无法实现理想的控制效果. 本节将考虑不确定输入增益以及输入扰动的问题, 并采用  $\mathcal{L}_1$  自适应方法设计辅助控制器以消除系统不确定性的影响.

### 4.1 系统不确定性的引入

系统内部的不确定性与系统外界的干扰普遍存在, 并且通常会在一定程度上导致控制性能的降低<sup>[25]</sup>. 本小节主要考察以下两个因素. (1) 输入增益的不确定性. 它存在于控制器与系统之间, 表现为真实控制输入与控制器生成指令之间的偏差, 导致控制性能的退化<sup>[26]</sup>. (2) 输入扰动. 为外界对控制信号的干扰, 这一因素普遍存在于真实系统, 并造成控制性能的降低. 考虑到速度与姿态角误差动力学系统相近, 以下辅助控制系统设计的介绍将主要以速度通道为例展开.

考虑式 (9) 给出的系统, 注意到控制输入  $u_V(t)$  包括两部分:  $u_V(t) = u_{V,b}(t) + u_{V,a}(t)$ , 即主控制系统和辅助控制系统的控制输入. 代入 3.2 小节得到的主控制系统控制律, 同时引入输入增益的不确定性与输入扰动后, 可得如下误差动力学系统:

$$\dot{\xi}_V(t) = A_{m,V} \xi_V(t) + b_V [\omega_V u_{V,a}(t) + \theta_V^T(t) \xi_V(t) + \sigma_V(t)], \quad (15)$$

其中  $A_{m,V} = A_V - b_V k_V$ ,  $\omega_V \in \mathbb{R}$  为表征输入增益的未知实数;  $\theta_V^T(t) \in \mathbb{R}^2$  为时变参数矢量,  $\theta_V^T(t) \xi_V(t)$  表示与系统状态相关的输入扰动;  $\sigma_V(t) \in \mathbb{R}$  表示外源输入扰动.

## 4.2 $\mathcal{L}_1$ 自适应辅助控制系统设计

本小节将给出辅助控制系统设计中应用的  $\mathcal{L}_1$  自适应控制理论的简要介绍. 该控制器的框架由状态估测器、快速自适应律、带低通滤波器的控制律组成. 对于这一理论的详细介绍, 可参考文献 [14].

$\mathcal{L}_1$  自适应控制设计的目标是保证系统输出有效跟踪给定的指令信号. 设计基于以下 3 条假设<sup>[14]</sup>: (1) 未知参数  $\theta_V(t)$  和  $\sigma_V(t)$  一致有界; (2) 参数随时间的变化率一致有界; (3) 不确定输入增益的上下界已知. 需要指出的是, 作为对真实物理系统输入扰动的表述,  $\theta_V(t)$  与  $\sigma_V(t)$  以及相应时间变化率的有界性自然地得到保证; 对于输入增益, 尽管精确的上下界信息无法获得, 但可在设计中为其设定较大的界限以提高系统应对增益不确定性的能力.

对 4.1 小节提出的误差动力学系统, 考虑以下状态估测器:

$$\dot{\hat{\xi}}_V(t) = A_{m,V}\hat{\xi}_V(t) + b_V \left[ \hat{\omega}_V(t)u_{V,a}(t) + \hat{\theta}_V^T(t)\xi_V(t) + \hat{\sigma}_V(t) \right], \quad \hat{\xi}_V(0) = [0, 0]^T, \quad (16)$$

其中, 自适应估计  $\hat{\omega}_V(t)$ ,  $\hat{\theta}_V$  和  $\hat{\sigma}_V(t)$  由以下自适应律得到:

$$\begin{aligned} \dot{\hat{\theta}}_V(t) &= \Gamma_V \text{Proj} \left[ \hat{\theta}_V(t), -\tilde{\xi}_V^T(t)P_V b_V \xi_V(t) \right], \quad \hat{\theta}_V(0) = [0, 0, 0]^T, \\ \dot{\hat{\sigma}}_V(t) &= \Gamma_V \text{Proj} \left[ \hat{\sigma}_V(t), -\tilde{\xi}_V^T(t)P_V b_V \right], \quad \hat{\sigma}_V(0) = 0, \\ \dot{\hat{\omega}}_V(t) &= \Gamma_V \text{Proj} \left[ \hat{\omega}_V(t), -\tilde{\xi}_V^T(t)P_V b_V u_{V,a}(t) \right], \quad \hat{\omega}_V(0) = 1, \end{aligned} \quad (17)$$

其中  $\tilde{\xi}_V(t) \triangleq \hat{\xi}_V(t) - \xi_V(t)$  表示对系统状态的估计误差,  $\Gamma_V \in \mathbb{R}^+$  为自适应率,  $P_V$  为代数 Lyapunov 方程  $A_{m,V}^T P_V + P_V A_{m,V} = -Q_V$  的解 ( $Q_V$  为任意对称正定矩阵), Proj 为投影算符, 其具体定义可参考文献 [14] 的附录部分.

控制信号由以下控制律生成:

$$u_{V,a}(s) = -k_1 D_V(s) [\hat{\eta}_V(s) - k_{g_V} r_V(s)], \quad (18)$$

其中  $r_V(s)$  与  $\hat{\eta}_V(s)$  分别为  $\hat{\eta}_V(t) \triangleq \hat{\omega}_V(t)u_{V,a}(t) + \hat{\theta}_V^T(t)\xi_V(t) + \hat{\sigma}_V(t)$  以及参考信号  $r_V(t)$  的 Laplace 变换,  $k_{g_V} \triangleq -1/(c_V^T A_{m,V}^{-1} b_V)$ .  $k_1 \in \mathbb{R}^+$  为反馈增益,  $D_V(s)$  为严格真分的传递函数, 并可由此得到以下严格真分且稳定的传递函数:

$$C_V(s) = \frac{\omega_V k_1 D_V(s)}{1 + \omega_V k_1 D_V(s)}, \quad \forall \omega_V \in \Omega_{V_0}, \quad (19)$$

且有  $C_V(0) = 1$ . 考虑到本问题中控制系统的设计目标为对速度指令的跟踪, 因此取  $r_V(t) = 0$ , 且控制律可相应简化如下:

$$u_{V,a}(s) = -k_1 D_V(s) \hat{\eta}_V(s). \quad (20)$$

式 (16), (17), (20) 定义了本文所采用的  $\mathcal{L}_1$  自适应控制器. 图 1 所示为本文提出的控制系统设计方案的整体结构框图.

为保证闭环系统状态和输入的安全性, 文献 [14] 证明, 所设计的控制器应当满足以下  $\mathcal{L}_1$  范数条件:

$$\|G_V(s)\|_{\mathcal{L}_1} L_V < 1, \quad (21)$$

其中

$$L_V \triangleq \max\|\theta_V\|_1, \quad \theta_V \in \Theta_V; \quad H_V(s) \triangleq (sI - A_{m,V})^{-1} b_V; \quad G_V(s) \triangleq H_V(s)(1 - C_V(s)). \quad (22)$$

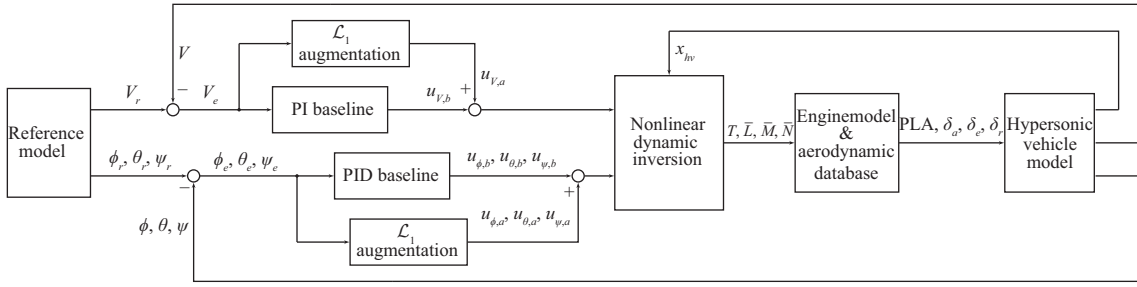


图 1 控制系统设计方案结构框图

Figure 1 Conceptual block diagram of the proposed control scheme

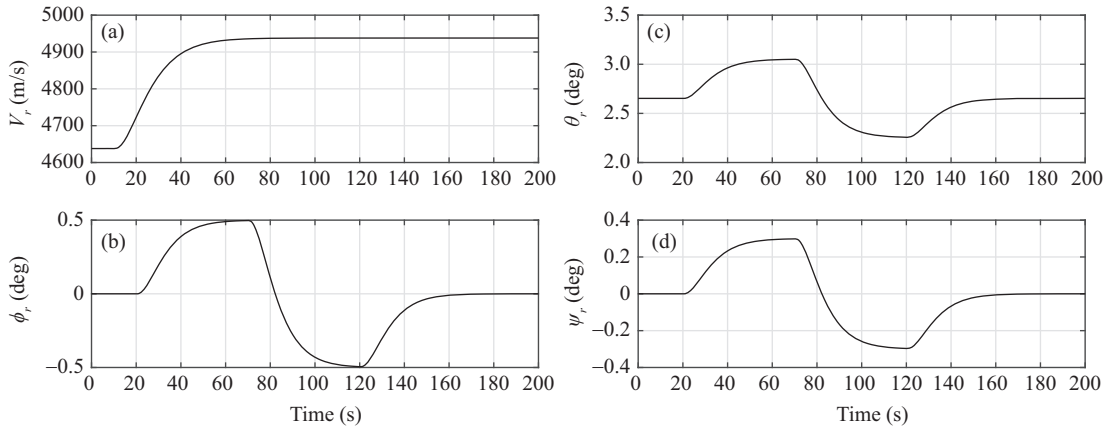


图 2 速度、姿态角指令信号

Figure 2 Reference trajectories. (a)  $V_r$ , (b)  $\phi_r$ , (c)  $\theta_r$ , and (d)  $\psi_r$

考虑到跟踪控制的性能, 同时在满足  $\mathcal{L}_1$  范数的约束条件下, 折衷选取  $D_V(s) = \frac{1}{s(s+1)}$ ,  $k_1 = 20$ . 对代数 Lyapunov 方程, 取  $Q_V = I_{3 \times 3}$ . 最后, 取  $\Gamma_V = 10000$  作为自适应增益.

## 5 仿真及结果分析

### 5.1 仿真场景设置

仿真的初始条件为配平巡航状态 ( $h = 33528$  m,  $V = 4637.9$  m/s), 随后, 高超音速飞行器模型执行速度与姿态角的指令跟踪. 指令跟踪信号如图 2 所示.

在  $t = 20$  s 时刻, 给出 +300 m/s 的速度阶跃指令; 与此同时, 在  $t = 20$  s,  $t = 70$  s, 以及  $t = 120$  s 时刻, 分别给出 +0.5 deg, -1 deg, 及 +0.5 deg 的航迹角阶跃指令; +0.4 deg, -0.8 deg, 及 +0.4 deg 的俯仰角阶跃指令; +0.3 deg, -0.6 deg, 及 +0.3 deg 的偏航角阶跃指令. 以上速度指令通过滤波器  $F_V(s)$ , 姿态角指令通过滤波器  $F_\sigma(s)$  后生成参考轨迹, 作为高超音速飞行器模型跟踪的目标. 用于生成参考轨迹的滤波器, 其形式给出如下:

$$F_V(s) = \frac{\omega_{v1}}{s + \omega_{v1}} \frac{\omega_{v2}^2}{s^2 + 2\epsilon_v \omega_{v2} s + \omega_{v2}^2}, \quad (23)$$

$$F_\sigma(s) = \frac{\omega_{s1}}{s + \omega_{s1}} \frac{\omega_{s2}^2}{s^2 + 2\epsilon_s \omega_{s2} s + \omega_{s2}^2},$$

表 1 仿真试验条件设置  
Table 1 Simulation scenarios

Test case	Scenario
I	Nominal condition
II	Input disturbances
III	Aerodynamic uncertainties
IV	Parametric variations
V	Reduced control functionality
VI	Combination of the uncertainties of Case II-V

表 2 气动参数比例系数的变化范围  
Table 2 Bounds of the uncertain aerodynamic coefficients

Element of error vector	Error bounds ( $3\sigma$ limits)
$\epsilon_{C_{L,\alpha}^\alpha}$	[0.8, 1.2]
$\epsilon_{C_{D,\alpha}^\alpha}$	[0.83, 1.17]
$\epsilon_{C_{Y,\beta}^M}$	[0.85, 1.15]
$\epsilon_{C_{l,p}^0}$	[0.6, 1.4]
$\epsilon_{C_{m,\alpha}^\alpha}$	[0.83, 1.075]
$\epsilon_{C_{m,q}^0}$	[0.6, 1.4]
$\epsilon_{C_{n,r}^0}$	[0.6, 1.4]

其中,  $\omega_{v1} = 0.8$ ,  $\omega_{v2} = 0.12$ ,  $\epsilon_v = 1$ ,  $\omega_{s1} = 1$ ,  $\omega_{s2} = 0.15$ ,  $\epsilon_s = 1$ .

为了便于仿真结果的分析与比较, 后续的仿真试验均采用上述参考轨迹. 为考察控制方案在不同条件下的性能, 设计了包含 6 种情况的试验组. 如表 1 所示为 6 种试验情况中的条件设置.

试验情形中加入的输入扰动通过基准值为 0 且符合连续正态分布的信号生成, 扰动直接迭加到控制器生成的控制输入信号. 迭加至油门推杆值与各气动舵面的扰动信号  $\sigma_{PLA}$  与  $\sigma_\zeta$  的  $3\sigma$  范围为  $\sigma_{PLA} = [-0.3, 0.3]$ ,  $\sigma_\zeta = [-1, 1]$  deg.

如表 2 所示, 不确定的时变气动参数包括升力系数、阻力系数、侧力系数、滚转角阻尼、纵向稳定性系数、俯仰角阻尼, 以及偏航角阻尼. 气动参数不确定性可组合表示为以下形式:

$$\tilde{e} = [\epsilon_{C_{L,\alpha}^\alpha}, \epsilon_{C_{D,\alpha}^\alpha}, \epsilon_{C_{Y,\beta}^M}, \epsilon_{C_{l,p}^0}, \epsilon_{C_{m,\alpha}^\alpha}, \epsilon_{C_{m,q}^0}, \epsilon_{C_{n,r}^0}]^T, \quad (24)$$

其中的每一元素作为相应气动参数的比例系数, 基准值为 1 并且符合正态分布, 各元素的  $3\sigma$  范围在表 2 中已给出. 在仿真试验中, 上述气动参数的基准值分别乘以相应的比例系数以模拟气动参数的不确定性<sup>[17]</sup>.

试验情形中引入的参数变化如表 3 所示. 考虑的参数包括模型质量  $m$ , 惯性矩  $I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}$ , 参考面积  $S$ , 平均气动弦长  $\bar{c}$ , 机翼翼展  $b$ . 其中模型质量随仿真时间增加而均匀减小, 惯性矩为质量的拟合函数<sup>[23]</sup>, 余下 3 个参数服从连续正态分布. 表 3 中,  $t$  为仿真进行的时间,  $T_{sim}$  为仿真试验的时间总长,  $\eta_{var} = 0.5$ , 即质量在仿真段结束时质量减小了一半.

执行机构的部分失效由真实控制输入与控制系统输出指令的比例值描述. 从仿真时间的  $t = 20$  s 开始, 油门控制部分失效, 仅能调节到指令值的 70%; 从  $t = 120$  s 开始, 各舵面仅能偏转到指令值的



表 3 参数变化描述

Table 3 Parametric variations

Parameter	Time-varying changes
$m$	$m(t) = (1 - \frac{t_{var}}{T_{sim}} t)m_0$
$I_{xx}$	$I_{xx}(t) = -7.8809 \times 10^{-5}m^2 + 25.8857m - 6.9683 \times 10^5$
$I_{yy}$	$I_{yy}(t) = -8.289 \times 10^{-4}m^2 + 266m - 7.3048 \times 10^6$
$I_{zz}$	$I_{zz}(t) = I_{yy}(t)$
$S$	$S(t) = \epsilon_S S_0, \epsilon_S \in [0.85, 1.15]$
$\bar{c}$	$\bar{c}(t) = \epsilon_{\bar{c}} \bar{c}_0, \epsilon_{\bar{c}} \in [0.85, 1.15]$
$b$	$b(t) = \epsilon_b b_0, \epsilon_b \in [0.85, 1.15]$

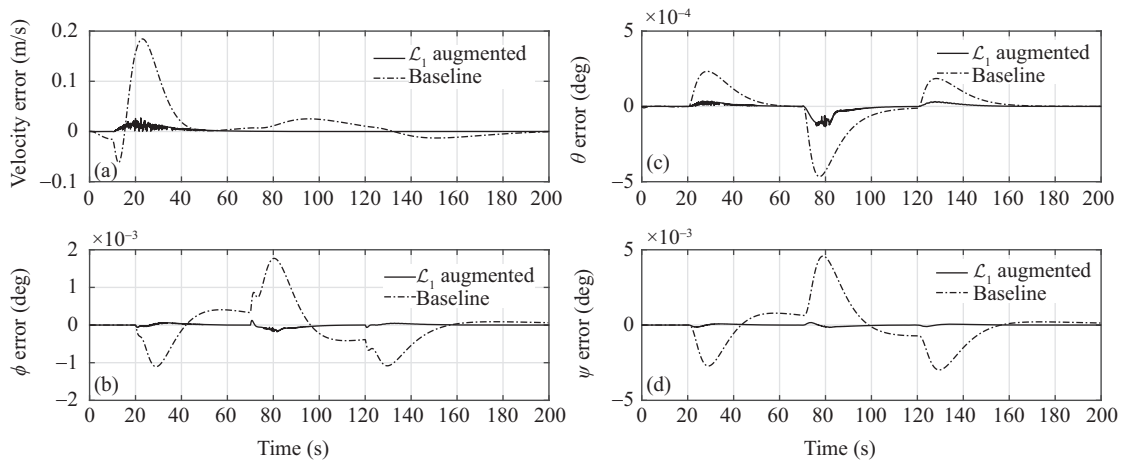


图 3 试验情形 I 中的跟踪误差

Figure 3 Tracking performance in test case I. (a)  $V$ , (b)  $\phi$ , (c)  $\theta$ , and (d)  $\psi$  tracking

20%.

### 5.2 仿真结果

图 3 所示为线性反馈控制方案和加入辅助控制系统后的控制方案在标准状况下的跟踪性能. 在速度指令跟踪中, 线性反馈控制方案的跟踪误差保持在 0.2 m/s 内; 加入辅助控制系统后, 跟踪效果得到了进一步提升, 最大跟踪误差减小到 0.03 m/s 以内. 在各姿态角指令跟踪中, 同样可以观察到辅助控制系统对跟踪精度的提升.

图 4 所示为控制输入随仿真时间的变化图像. 在整个仿真时间段内, 两种控制方案中各控制输入的变化均保持了稳定性且在饱和范围之内, 无振荡现象发生.

如图 5 和 6 所示为两个控制方案在试验情形 II 中的跟踪误差图线. 由图中的振荡可见, 各控制方案均受到了输入扰动的影响. 主控制器下速度跟踪误差达到了 5 m/s, 姿态角跟踪误差达到了  $1 \times 10^{-2}$  deg 量级. 基于  $\mathcal{L}_1$  自适应方法的辅助控制系统仍对系统的控制精度有较大的提升.

试验情形 II 中两个控制方案的控制输入如图 7 和 8 所示. 从油门推杆值信号的变化情况看, 主控制器信号最大振荡幅值超过 0.3, 加入  $\mathcal{L}_1$  自适应辅助控制系统后, 对输入扰动的有所抑制, 信号振荡幅值减小到 0.2 左右. 从各舵偏角的变化情况看, 辅助控制系统对两个升降副翼控制通道发挥了明

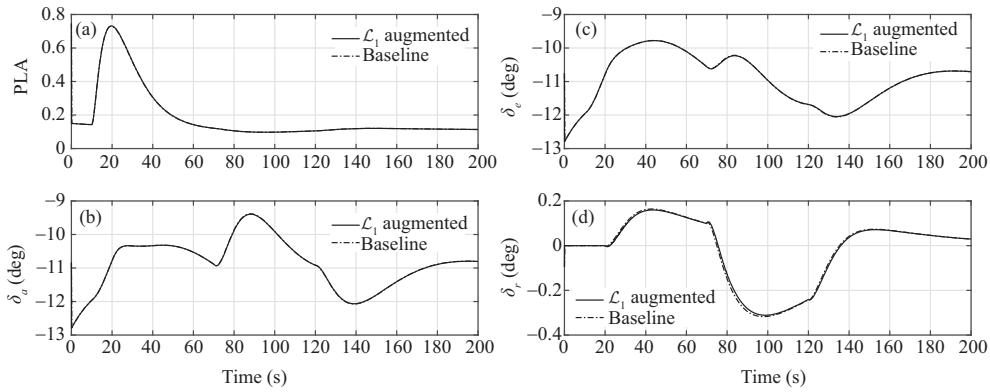


图 4 试验情形 I 中的控制输入

Figure 4 Control inputs in test case I. (a) PLA, (b)  $\delta_a$ , (c)  $\delta_e$ , and (d)  $\delta_r$

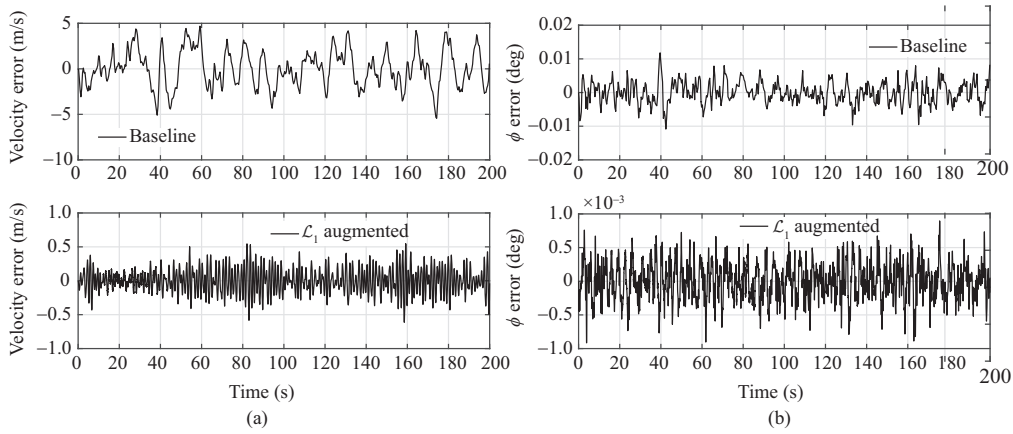


图 5 试验情形 II 中速度、滚转角跟踪误差

Figure 5 Tracking performance in test case II. (a)  $V$  and (b)  $\phi$  tracking

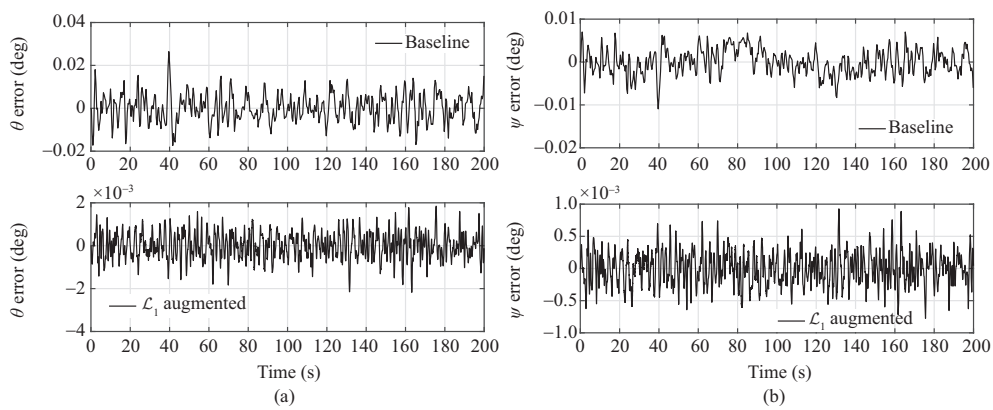


图 6 试验情形 II 中俯仰角、偏航角跟踪误差

Figure 6 Tracking performance in test case II. (a)  $\theta$  and (b)  $\psi$  tracking

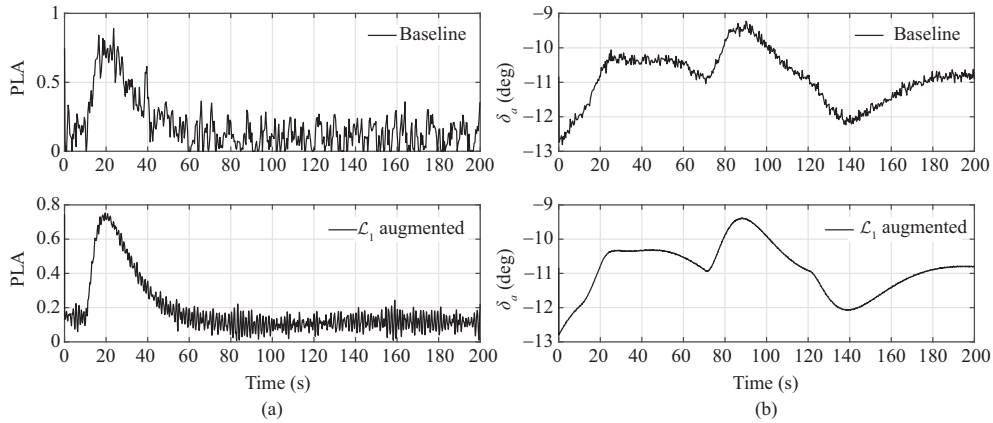


图 7 试验情形 II 中的控制输入  
 Figure 7 Control inputs in test case II. (a) PLA and (b)  $\delta_a$

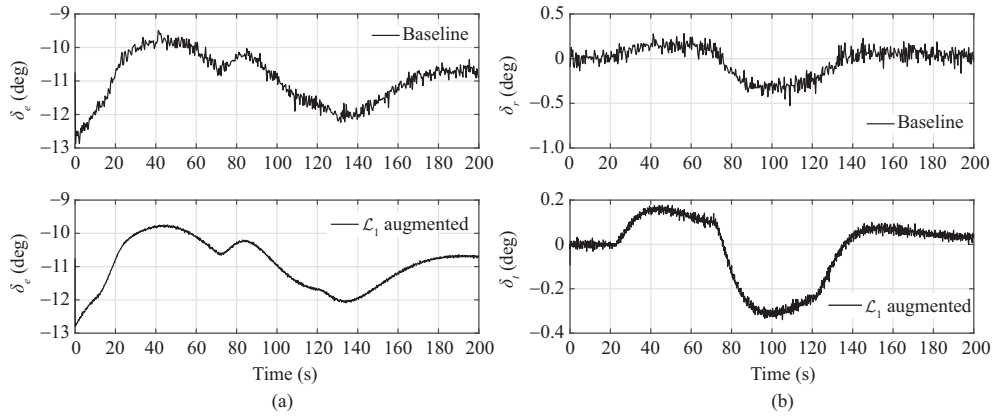


图 8 试验情形 II 中的控制输入  
 Figure 8 Control inputs in test case II. (a)  $\delta_e$  and (b)  $\delta_r$

显的扰动抑制作用.

图 9~12 所示为试验情形 IV 引入参数变化时的仿真结果. 主控制器在  $t = 155$  s 后的时间段内, 速度及姿态角跟踪误差均出现大幅振荡, 且随时间增大未能收敛至稳定值, 直至控制系统进入失稳状态, 仿真中止. 相比之下, 加入辅助控制器后, 各输出量的跟踪误差均能稳定收敛, 控制系统保持在稳定工作状态. 在控制输入变化曲线中, 也可观察到主控制系统各控制信号在  $t = 155$  s 均出现了在输入上下限之间振荡的现象. 在本试验中, 参数变化带来了控制系统与模型不匹配的现象 (model mismatch), 从而造成了跟踪精度的下降甚至系统的失稳, 对比仿真结果,  $\mathcal{L}_1$  自适应辅助控制器有效提高了控制系统应对参数变化的能力.

以上展示了具有代表性的 3 组试验结果, 情形 III, 情形 V 及情形 VI 中的跟踪误差曲线及控制输入图线, 以及各仿真试验中控制方案性能指标的比较见补充材料.

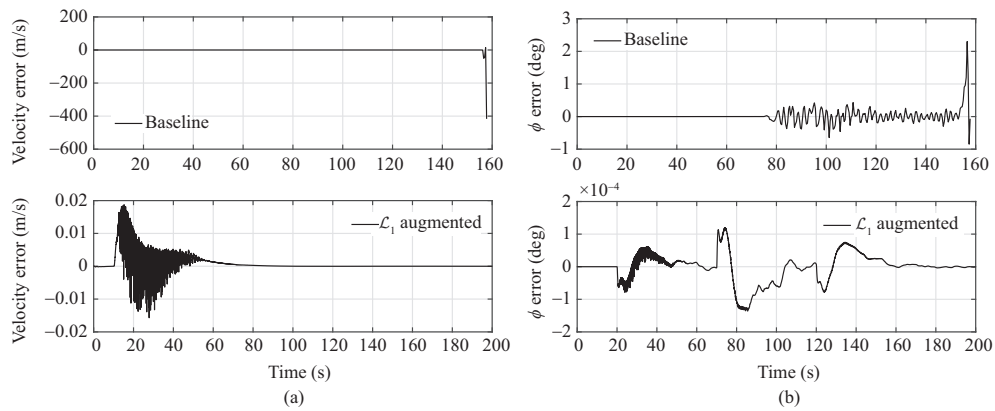


图 9 试验情形 IV 中速度、滚转角跟踪误差

Figure 9 Tracking performance in test case IV. (a)  $V$  and (b)  $\phi$  tracking

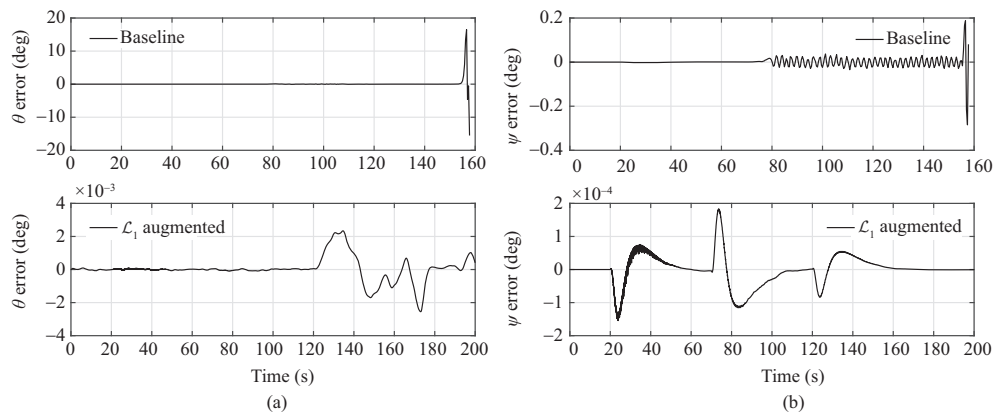


图 10 试验情形 IV 中俯仰角、偏航角跟踪误差

Figure 10 Tracking performance in test case IV. (a)  $\theta$  and (b)  $\psi$  tracking

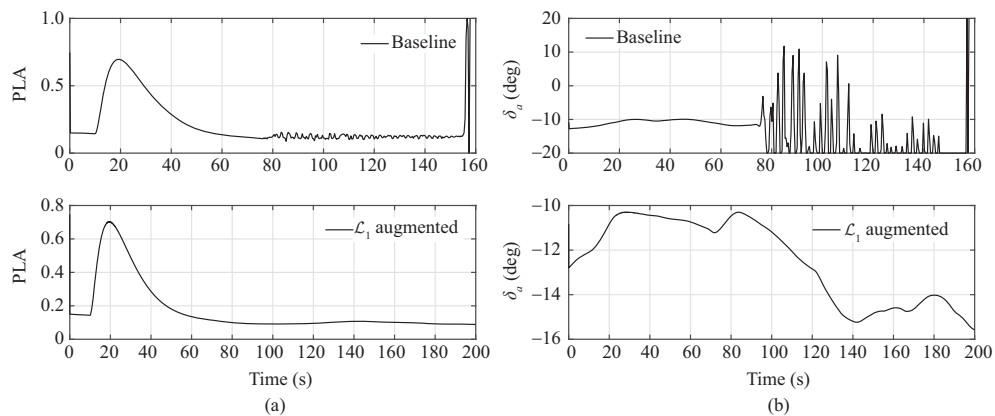


图 11 试验情形 IV 中的控制输入

Figure 11 Control inputs in test case IV. (a) PLA and (b)  $\delta_a$

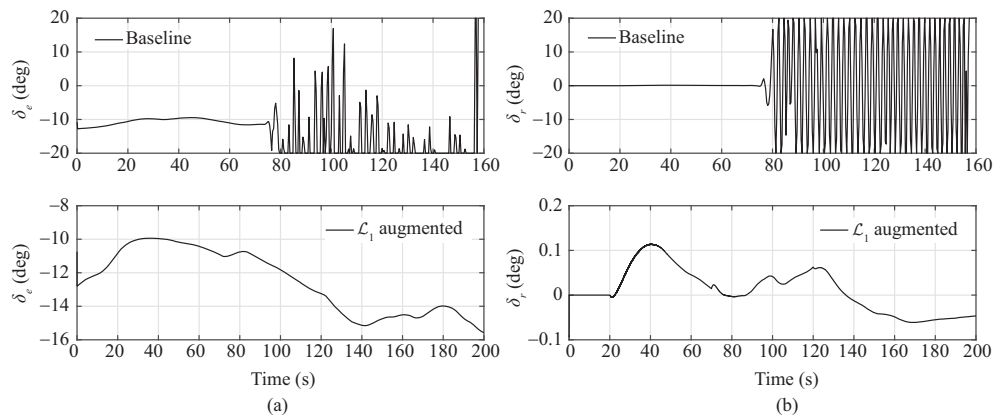


图 12 试验情形 IV 中的控制输入

Figure 12 Control inputs in test case IV. (a)  $\delta_e$  and (b)  $\delta_r$ 

## 6 总结

针对六自由度高超音速飞行器飞行控制问题, 本文提出了基于非线性动态逆的  $\mathcal{L}_1$  自适应控制系统设计. 控制方案设计的思路为: 首先在非线性动态逆的基础上采用 LQ 方法设计线性反馈主控制器, 随后设计  $\mathcal{L}_1$  自适应辅助控制器以应对系统不确定性和扰动对控制系统的影响. 该方案避免了复杂的增益配置, 从而使得设计过程得到简化, 另外, 外环控制系统设计所基于的误差动力系统与模型无关, 因此该方案易于移植到其他高超音速飞行器的控制系统设计中. 该方案的预期性能在仿真试验中得到了验证: 辅助控制系统在快速自适应下提升了主控制系统的跟踪控制性能, 并且系统的输入和输出稳定收敛. 进一步, 所提控制方案在考虑输入扰动、参数不确定性、控制功能部分失效等情形的试验组中展示了良好的鲁棒性. 综合各组仿真试验的结果, 可得出如下结论: 该控制方案对系统不确定性和输入扰动具有较好的抑制作用, 在参数不确定性的条件下能保持跟踪控制的精度和系统的鲁棒性.

**补充材料** 补充材料包括以下内容: (1) 高超音速飞行器动力学模型主要变量及参数表; (2) 仿真试验情形 III, V 及 VI 中的跟踪误差曲线及控制输入图线; (3) 试验情形 I 中高超音速飞行器的三维运动轨迹; (4) 各仿真试验中控制方案性能指标的比较. 本文的补充材料见网络版 [infocn.scichina.com](http://infocn.scichina.com). 补充材料为作者提供的原始数据, 作者对其学术质量和内容负责.

## 参考文献

- Hallion R. The history of hypersonics: or, 'back to the future: again and again'. In: Proceedings of the 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, 2005
- Tang M, Chase R. The quest for hypersonic flight with air-breathing propulsion. In: Proceedings of the 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Dayton, 2008
- Echols J A, Puttannaiah K, Mondal K, et al. Fundamental control system design issues for scramjet-powered hypersonic vehicles. In: Proceedings of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, Kissimmee, 2015
- National Research Council (U.S.). Committee on Hypersonic Technology for Military Application. Hypersonic Technology for Military Application. Washington: National Academy Press, 1989
- Snell S A, Nns D F, Arrard W L. Nonlinear inversion flight control for a supermaneuverable aircraft. J Guid Control Dyn, 1992, 15: 976-984
- Lee H, Reiman S, Dillon C, et al. Robust nonlinear dynamic inversion control for a hypersonic cruise vehicle. In:

- Proceedings of AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, Hilton Head, 2007
- 7 Wang P, Tang G J, Wu J. Sliding mode decoupling control of a generic hypersonic vehicle based on parametric commands. *Sci China Inf Sci*, 2015, 58: 052202
  - 8 Xu H J, Mirmirani M D, Ioannou P A. Adaptive sliding mode control design for a hypersonic flight vehicle. *J Guid Control Dyn*, 2004, 27: 829–838
  - 9 Pu Z Q, Yuan R Y, Tan X M, et al. Active robust control of uncertainty and flexibility suppression for air-breathing hypersonic vehicles. *Aerospace Sci Tech*, 2015, 42: 429–441
  - 10 Fiorentini L, Serrani A, Bolender M A, et al. Nonlinear robust adaptive control of flexible air-breathing hypersonic vehicles. *J Guid Control Dyn*, 2009, 32: 402–417
  - 11 Sun H B, Li S H, Sun C Y. Finite time integral sliding mode control of hypersonic vehicles. *Nonlinear Dyn*, 2013, 73: 229–244
  - 12 Poderico M, Morani G, Sollazzo A, et al. Fault-tolerant control laws against sensors failures for hypersonic flight. In: *Proceedings of the 18th AIAA/3AF International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, Tours, 2012
  - 13 Hellmundt F, Wildschek A, Maier R, et al. Comparison of  $\mathcal{L}_1$  adaptive augmentation strategies for a differential PI baseline controller on a longitudinal F16 aircraft model. In: *Advances in Aerospace Guidance, Navigation and Control*. Berlin: Springer, 2015. 99–118
  - 14 Hovakimyan N, Cao C Y.  $\mathcal{L}_1$  Adaptive Control Theory: Guaranteed Robustness with Fast Adaptation. Philadelphia: Society for Industrial and Applied Mathematics, 2010
  - 15 Lei Y, Cao C Y, Cliff E, et al. Design of an  $\mathcal{L}_1$  adaptive controller for air-breathing hypersonic vehicle model in the presence of unmodeled dynamics. In: *Proceedings of AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit*, Hilton Head, 2007
  - 16 Prime Z, Doolan C, Cazzolato B. Longitudinal  $\mathcal{L}_1$  adaptive control of a hypersonic re-entry experiment. In: *Proceedings of the 15th Australian International Aerospace Congress*, Melbourne, 2013. 717–726
  - 17 Banerjee S, Wang Z, Baur B, et al.  $\mathcal{L}_1$  adaptive control augmentation for the longitudinal dynamics of a hypersonic glider. *J Guid Control Dyn*, 2016, 39: 275–291
  - 18 Heller M, Holzapfel F, Sachs G. Robust lateral control of hypersonic vehicles. In: *Proceedings of the 18th Applied Aerodynamics Conference*, Denver, 2000
  - 19 Mooij E. Adaptive lateral flight control for a winged re-entry vehicle. In: *Proceedings of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, Austin, 2003
  - 20 Daniel P W, Anuradha M A, Jonathan A M, et al. Adaptive control of a generic hypersonic vehicle. In: *Proceedings of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, Boston, 2013
  - 21 Banerjee S, Boyce R, Wang Z J, et al.  $\mathcal{L}_1$  augmented controller for a lateral/directional maneuver of a hypersonic glider. *J Aircraft*, 2017, 54: 1257–1267
  - 22 Piao M N, Zhu K, Sun M W, et al. A unified angle control scheme for hypersonic vehicle based on disturbance rejection. In: *Proceedings of AIAA International Space Planes and Hypersonics Technologies Conference*, Xiamen, 2017
  - 23 Colgren R, Keshmiri S, Mirmirani M. Nonlinear ten-degree-of-freedom dynamics model of a generic hypersonic vehicle. *J Aircraft*, 2009, 46: 800–813
  - 24 Stevens B L, Lewis F L, Johnson E N. *Aircraft Control and Simulation: Dynamics, Controls Design, and Autonomous Systems*. Hoboken: John Wiley and Sons, 2016
  - 25 Mahmoud M S, Xia Y Q. *Applied Control Systems Design*. Berlin: Springer, 2012
  - 26 Skogestad S, Postlethwaite I. *Multivariable Feedback Control: Analysis and Design*. Hoboken: John Wiley and Sons, 2005

## $\mathcal{L}_1$ adaptive control augmentation for a six-degree-of-freedom hypersonic vehicle model

Qi CHEN\* & Jianliang AI

*Department of Aeronautics and Astronautics, Fudan University, Shanghai 200433, China*

\* Corresponding author. E-mail: qichen13@fudan.edu.cn

**Abstract** In this paper, we present the design of an  $\mathcal{L}_1$  adaptive control augmentation system for a six-degree-of-freedom generic hypersonic vehicle model. We focus on addressing system uncertainties, which lead to undesired performance if not properly addressed in the control design. The design begins with the development of a nonlinear dynamic inversion system as the inner-loop controller, which achieves linearization between system inputs and outputs. Linear feedback controllers are then designed as a baseline control system. In addition, the  $\mathcal{L}_1$  adaptive control architecture is used to develop augmentation setups to enhance the control performance of the baseline controllers in the presence of system uncertainties and disturbances. The simulation results demonstrate that the proposed augmentation scheme improves the overall control performance and enhances the robustness of the control system.

**Keywords** hypersonic flight control, nonlinear dynamic inversion,  $\mathcal{L}_1$  adaptive control, disturbance and uncertainty, tracking control



**Qi CHEN** was born in 1990. He is currently a doctoral student in the Department of Aeronautics and Astronautics at Fudan University. He received a B.S. degree from the same university in 2013. His current research interests include nonlinear control, robust adaptive control, and control of air-breathing hypersonic vehicles.



**Jianliang AI** was born in 1965. He is a professor and dean in the Department of Aeronautics and Astronautics at Fudan University, Shanghai, China. He received a Ph.D. degree from Northwestern Polytechnical University in 1997. His main research interests are flight dynamics and control, aircraft conceptual design, and parameter identification.