

# 考虑进气道不起动的高超声速飞行器 鲁棒自适应控制研究

王凡<sup>1</sup>, 李宏君<sup>2</sup>, 许红羊<sup>1</sup>, 闫杰<sup>1</sup>, 张进<sup>3</sup>

(1.西北工业大学 航天学院, 陕西 西安 710072; 2.西安航天动力研究所, 陕西 西安 710072; )  
3.上海机电工程研究所, 上海 201109)

**摘要:**针对吸气式高超声速飞行器进气道不起动引起飞行器气动特性大范围变化,从而导致响应出现大幅振荡甚至控制系统失稳的问题,提出了一种考虑进气道不起动影响的模型参考自适应控制方法。该方法首先针对进气道起动机时的模型,设计了基于LQR-PI方法的姿态控制系统,并以此作为进气道不起动时的参考模型;当进气道不起动时,在LQR-PI基准控制器的基础上增加模型参考自适应控制项,通过跟踪参考模型以提高系统对进气道不起动引起模型偏差的鲁棒性,在进气道出现不起动的情况下能快速稳定姿态,为进气道再起提供条件。最后对所提方法进行了数字仿真,结果表明,系统在进气道出现不起动时能够快速跟踪控制指令,且稳态误差趋于零,验证了所提方法的有效性。

**关键词:**高超声速飞行器;进气道不起动;模型参考自适应控制

**中图分类号:**V448.2      **文献标志码:**A      **文章编号:**1000-2758(2020)01-0170-06

当前吸气式高超声速飞行器技术研究大都关注在机体/推力一体化设计方面<sup>[1]</sup>,重点解决了飞行器总体气动与推力系统的匹配问题,随着高超声速飞行器工程化的不断发展,推力和控制的耦合问题愈来愈突出。高超声速飞行器的飞行速度和空域越来越大,而且还需根据制导指令做爬升、转弯、下压攻击等机动动作,姿态和马赫数的变化会造成进气道的不起动,导致气动特性发生剧烈变化引起飞行器失稳。超燃冲压发动机进气道的不起动现象已经引起国内外学者的广泛关注<sup>[2]</sup>。李留刚等<sup>[3]</sup>对进气道不起动状态的信号特征及预警进行了研究。王晨曦等<sup>[4]</sup>对二元高超声速进气道的低马赫数不起动/再起现象进行了试验研究。郭帅涛等<sup>[5]</sup>研究了攻角和马赫数对进气道起动机影响的可比拟性。Kelley等<sup>[6]</sup>通过对压力信号进行处理来预测进气道不起动的发生,并用系统辨识的方法建立了进气道不起动的发动机内部的瞬态模型。Pettinari等<sup>[7]</sup>通过飞控系统可以获得的的状态量作为判断进气道不起动的依据。Mohammad等<sup>[8]</sup>通过“Blow down”改变

压力来防止进气道不起动的发生。Michael等<sup>[9]</sup>计算了进气道起动机和不起动时的气动数据,分析了起动机和不起动时系统的开环零极点分布,发现两者有较大变化。综上所述,目前对进气道不起动问题的研究多集中在对不起动状态的特性分析、识别、预测和建模上,而针对进气道不起动时的控制问题研究较少。

本文针对进气道出现不起动时高超声速飞行器气动特性发生剧烈变化导致控制系统响应出现振荡甚至控制系统失稳的问题,提出了一种考虑进气道不起动影响的高超声速飞行器LQR-PI控制器的模型参考自适应控制方法。当进气道处于起动机状态时,基于LQR-PI方法设计了姿态控制系统,并以此作为进气道不起动时的参考模型;当进气道出现不起动状态时,在LQR-PI控制器的基础上进行增广,即增加随被控对象参数变化而改变的自适应单元,使得飞行器在存在进气道不起动等不确定性的情况下系统响应仍能跟踪参考模型的输出响应,从而保证良好的控制效果。将上述方法应用于高超声速飞

行器进气道不起动的控制,通过数字仿真验证了所提方法的有效性。

## 1 高超声速飞行器纵向模型

高超声速飞行器纵向短周期小扰动线性化状态方程为

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu \\ y = Cx \end{cases} \quad (1)$$

式中:状态向量  $x = [\alpha \ \omega_z]^T$ ;控制向量  $u = \delta_z$ ;输出向量  $y = \alpha$ ;系统的系数矩阵分别为

$$A = \begin{bmatrix} -a_4 & 1 \\ -a_2 & -a_1 \end{bmatrix} \\ B = \begin{bmatrix} -a_5 \\ -a_3 \end{bmatrix} \quad C = [1 \ 0]$$

当进气道不起动时,飞行器的气动特性发生变化,状态方程变为

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + B\Lambda(u + f(x)) \\ y = Cx \end{cases} \quad (2)$$

式中: $f(x) = \Theta^T \Phi(x)$  表示进气道不起动带来的不确定性; $\Theta = [\theta_1 \ \theta_2]^T$  表示未知的参数矩阵; $\Phi(x)$  为和状态相关的矢量; $\Lambda$  表示舵效的变化。

## 2 LQR-PI 的模型参考自适应控制增广设计

### 2.1 参考模型的建立

首先对系统进行增广,定义

$$e_y = y - y_{cmd} \quad (3)$$

式中: $e_y$  表示系统输出跟踪误差; $y_{cmd}$  表示需要跟踪的指令。定义输出误差的积分为

$$e_{y1} = \int_0^t e_y(\tau) d\tau \quad (4)$$

那么得到

$$\dot{e}_{y1} = e_y = y - y_{cmd} = Cx - y_{cmd} \quad (5)$$

将其和(2)式合并得到

$$\begin{cases} \dot{x}_{au} = A_{au}x_{au} + B_{au}\Lambda(u + f(x)) + B_{ref}y_{cmd} \\ y = C_{au}x_{au} \end{cases} \quad (6)$$

式中, $x_{au} = (e_{y1}^T \ x^T)^T$  是增广后的状态向量。增广后系统的状态矩阵为

$$A_{au} = \begin{bmatrix} \mathbf{0} & C \\ \mathbf{0} & A \end{bmatrix} \quad B_{au} = \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ B \end{bmatrix}$$

$$C_{au} = [\mathbf{0} \ C] \quad B_{ref} = \begin{bmatrix} -I \\ \mathbf{0} \end{bmatrix}$$

令  $A = I, f(x) = \mathbf{0}$  得到基准增广系统

$$\begin{cases} \dot{x}_{au} = A_{au}x_{au} + B_{au}u + B_{ref}y_{cmd} \\ y = C_{au}x_{au} \end{cases} \quad (7)$$

再设计基准控制器对基准增广系统进行控制,对(7)式的第一式进行微分得到

$$\dot{x}_{au} = A_{au}\dot{x}_{au} + B_{au}\dot{u} \quad (8)$$

令

$$z = \dot{x}_{au} = \begin{pmatrix} \dot{e}_{y1} \\ \dot{x} \end{pmatrix}, \quad v = \dot{u} \quad (9)$$

得到

$$\dot{z} = A_{au}z + B_{au}v \quad (10)$$

选取二次性能指标为

$$J = \int_0^\infty z^T Q z + v^T R v dt \quad (11)$$

式中, $Q$  和  $R$  是选择的合适的正定对称阵,那么最优 LQR 解为

$$v = \dot{u} = -R^{-1}B^T P z = -(K_1 \ K_p) \begin{pmatrix} \dot{e}_{y1} \\ \dot{x} \end{pmatrix} \quad (12)$$

式中, $P$  是黎卡提代数方程的唯一对称正定解,即

$$A_{au}^T P + P A_{au} + Q - P B_{au} R^{-1} B_{au}^T P = 0 \quad (13)$$

对(12)式积分得基准 LQR-PI 控制器为

$$u_{bl} = -K_{x_{au}}^T x_{au} = -K_1 e_{y1} - K_p x \quad (14)$$

相应的基准 LQR 控制框图如图 1 所示。

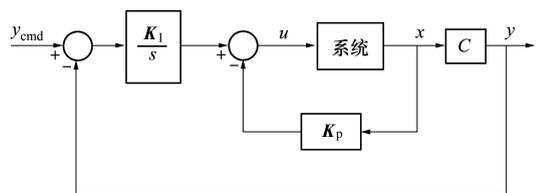


图 1 基准 LQR-PI 控制框图

将(14)式代入(7)式得到参考闭环动态模型为

$$\begin{cases} \dot{x}_{ref} = A_{ref}x_{ref} + B_{ref}y_{cmd} \\ y_{ref} = C_{ref}x_{ref} \end{cases} \quad (15)$$

式中

$$A_{ref} = A_{au} - B_{au}K_{x_{au}}^T \quad C_{ref} = C \quad (16)$$

此即为设计的参考模型。

### 2.2 模型参考自适应控制设计

当  $\Lambda \neq I, f(x) \neq \mathbf{0}$  时,会导致基准控制器的输出响应振荡甚至控制系统失稳,此时设计自适应单元对基准控制器进行增广,即总控制输入为基准控

制  $u_{bl}$  和自适应增广分量  $u_{ad}$  的和<sup>[10]</sup>

$$u = -K_{x_{au}}^T x_{au} + u_{ad} = u_{bl} + u_{ad} \quad (17)$$

将上式代入原系统(6)式,并利用(16)式,得

$$\begin{cases} \dot{x}_{au} = A_{ref} x_{au} + B_{au} \Lambda (u_{ad} + (I - \Lambda^{-1}) u_{bl} + \\ \Theta^T \Phi(x)) + B_{ref} y_{cmd} \\ y = C_{ref} x_{au} \end{cases} \quad (18)$$

令

$$K_u^T = I - \Lambda^{-1} \quad (19)$$

重新定义矢量

$$\bar{\Phi}(u_{bl}, x) = (u_{bl}^T \quad \Phi^T(x))^T \quad (20)$$

未知参数的增广矩阵为

$$\bar{\Theta} = (K_u^T \quad \Theta^T)^T \quad (21)$$

则(18)式可写为

$$\begin{cases} \dot{x}_{au} = A_{ref} x_{au} + B_{au} \Lambda (u_{ad} + \bar{\Theta}^T \bar{\Phi}(u_{bl}, x)) + B_{ref} y_{cmd} \\ y = C_{ref} x_{au} \end{cases} \quad (22)$$

选择  $u_{ad}$  用于抵消不确定性  $\bar{\Theta}^T \bar{\Phi}(u_{bl}, x)$ , 即

$$u_{ad} = -\hat{\Theta}^T \bar{\Phi}(u_{bl}, x) \quad (23)$$

式中,  $\hat{\Theta}$  是自适应参数的矩阵。

状态跟踪误差

$$e = x_{au} - x_{ref} \quad (24)$$

自适应律选为

$$\dot{\hat{\Theta}} = \Gamma_{\bar{\Theta}} \bar{\Phi}(u_{bl}, x) e^T P_{ref} B_{au} \quad (25)$$

式中:  $\Gamma_{\bar{\Theta}} = \Gamma_{\Theta}^T > 0$  表示自适应速率;  $P_{ref}$  是代数李雅普诺夫方程

$$A_{ref}^T P_{ref} + P_{ref} A_{ref} = -Q_{ref} \quad (26)$$

的唯一对称正定解。式中  $Q_{ref}$  是所选择的合适的对称正定矩阵。

矩阵分块

$$\Gamma_{\bar{\Theta}} = \begin{pmatrix} \Gamma_u & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \Gamma_{\Theta} \end{pmatrix} \quad (27)$$

式中,  $(\Gamma_u, \Gamma_{\Theta})$  表示对不确定性的自适应速率, 它们分别对应于  $x_{au}$  和  $\Phi(x)$ , 则(25)式变为

$$\begin{aligned} \dot{\hat{K}}_u &= \Gamma_u u_{bl} e^T P_{ref} B_{au} \\ \dot{\hat{\Theta}} &= \Gamma_{\Theta} \Phi(x) e^T P_{ref} B_{au} \end{aligned} \quad (28)$$

总控制输入

$$u = u_{bl} + u_{ad} = -K_{x_{au}}^T x_{au} - \hat{K}_u^T u_{bl} - \hat{\Theta}^T \Phi(x) \quad (29)$$

基准 PI 控制的自适应增广框图如图 2 所示。

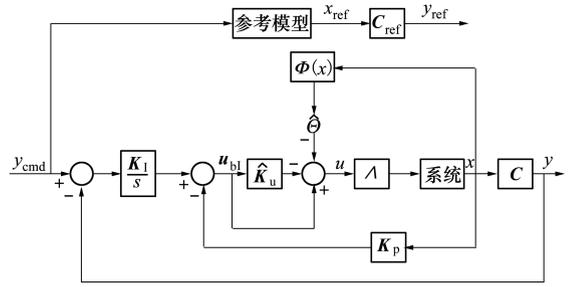


图 2 基准 PI 控制的自适应增广框图

其中,  $\hat{K}_u$  和  $\hat{\Theta}$  是自适应增益, 其动态由状态跟踪误差  $e = x_{au} - x_{ref}$  驱动。基准 PI 控制的自适应增广控制器将在存在进气道不起动带来的不确定性  $f(x) = \Theta^T \Phi(x)$  和未知舵效变化  $\Lambda$  的情况下迫使系统输出  $y$  渐进跟踪参考模型输出  $y_{ref}$ 。

### 2.3 模型参考自适应控制稳定性证明

将(23)式代入(22)式得

$$\begin{cases} \dot{x}_{au} = A_{ref} x_{au} - B_{au} \Lambda (\hat{\Theta} - \bar{\Theta})^T \bar{\Phi} + B_{ref} y_{cmd} \\ y = C_{ref} x_{au} \end{cases} \quad (30)$$

令参数估计误差的矩阵为

$$\Delta \bar{\Theta} = \hat{\Theta} - \bar{\Theta} \quad (31)$$

跟踪误差动态由增广开环系统(30)式减去参考系统(15)式得到, 即

$$\dot{e} = A_{ref} e - B_{au} \Lambda \Delta \bar{\Theta}^T \bar{\Phi} \quad (32)$$

选择二次李雅普诺夫候选函数为

$$V(e, \Delta \bar{\Theta}) = e^T P_{ref} e + \text{tr}(\Delta \bar{\Theta}^T \Gamma_{\bar{\Theta}}^{-1} \Delta \bar{\Theta} \Lambda) \quad (33)$$

对上式求时间的微分得

$$\begin{aligned} \dot{V}(e, \Delta \bar{\Theta}) &= -e^T Q_{ref} e - 2e^T P_{ref} B_{au} \Lambda \Delta \bar{\Theta}^T \bar{\Phi} + \\ &2\text{tr}(\Delta \bar{\Theta}^T \Gamma_{\bar{\Theta}}^{-1} \dot{\Delta \bar{\Theta}} \Lambda) \end{aligned} \quad (34)$$

对(34)式应用恒等式

$$a^T b = \text{tr}(ba^T) \quad (35)$$

得到

$$\begin{aligned} \dot{V}(e, \Delta \bar{\Theta}) &= -e^T Q_{ref} e + \\ &2\text{tr}(\Delta \bar{\Theta}^T \{ \Gamma_{\bar{\Theta}}^{-1} \dot{\Delta \bar{\Theta}} - \bar{\Phi} e^T P_{ref} B_{au} \} \Lambda) \end{aligned} \quad (36)$$

因为

$$\dot{\Delta \bar{\Theta}} = \Gamma_{\bar{\Theta}} \bar{\Phi}(u_{bl}, x) e^T P_{ref} B_{au} \quad (37)$$

则

$$\dot{V}(e, \Delta \bar{\Theta}) = -e^T Q_{ref} e \leq 0 \quad (38)$$

这证明了  $(e, \Delta\Theta)$  的一致最终有界性。

### 3 仿真与分析

为了验证上述考虑进气道不起动的 LQR-PI 控制器的模型参考自适应控制增广方法的有效性,将其应用于某一吸气式高超声速飞行器,并进行仿真验证。

仿真条件设置为:高度 26 km,马赫数 6,攻角初值  $0^\circ$ ,角速度初值  $0^\circ/\text{s}$ 。仿真时不起动模型的不确定参数设置为  $\Theta = [\theta_1 \quad \theta_2]^\text{T} = [0.1a_2 - 0.1a_1]^\text{T}$ ,  $\Phi(x) = [\alpha \quad \omega_z]^\text{T}$ ,  $\Lambda = 0.5$ ,即动力学系数  $a_2$  的绝对值增大 100%,  $a_3, a_5$  减小 50%,  $a_4$  减小 13%,  $a_1$  减小 97%。起动和不起动情况下动力学系数的具体数值

见表 1。攻角指令为幅值  $1^\circ$  的阶跃信号。

表 1 动力学系数

进气道 状态	动力学系数				
	$a_1$	$a_2$	$a_3$	$a_4$	$a_5$
起动状态	0.116	-17.839	19.464	0.073	0.011
不起动 状态	0.004	-35.678	9.732	0.064	0.006

为证明所提方法的有效性,将其和 LQR-PI 控制做以对比。在 0~5 s 时间段内,进气道处于起动状态,控制器为 LQR-PI 基准控制;5 s 后进气道变为不起动状态,仿真模型中加入摄动,控制器仍采用 LQR-PI 基准控制的仿真结果如图 3 至 5 所示,控制器采用 LQR-PI 基准控制加模型参考自适应控制的仿真结果如图 6 至 11 所示。

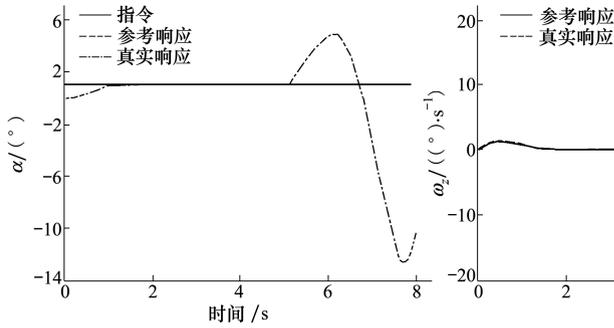


图 3 攻角曲线

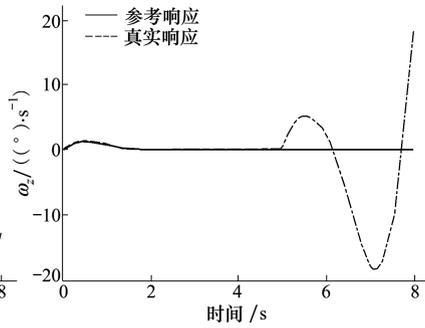


图 4 角速度曲线

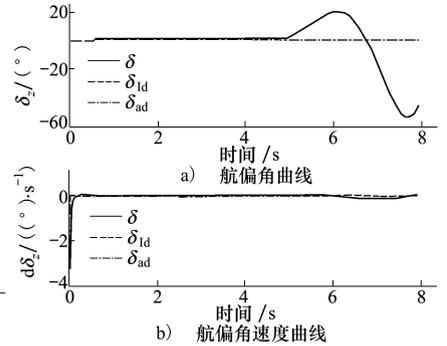


图 5 舵偏和舵偏角速度曲线

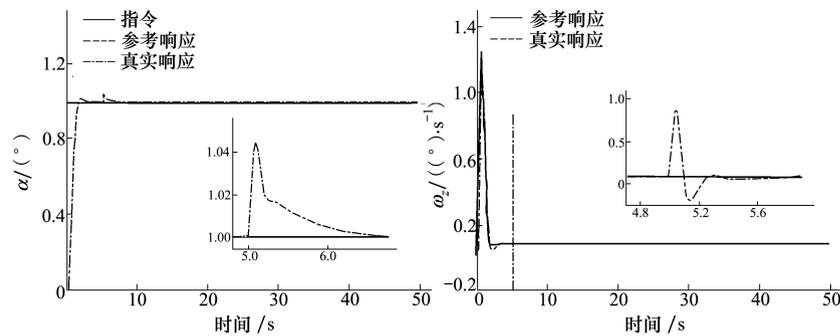


图 6 攻角曲线

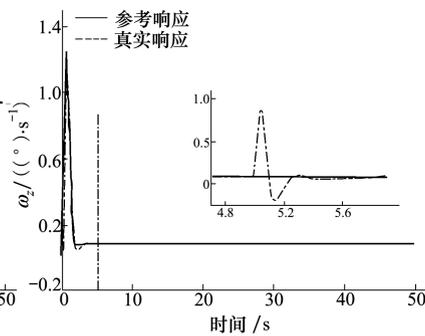


图 7 角速度曲线

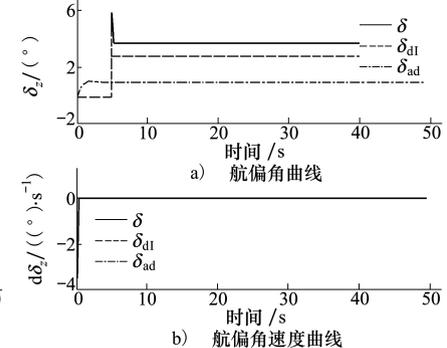


图 8 舵偏和舵偏角速度曲线

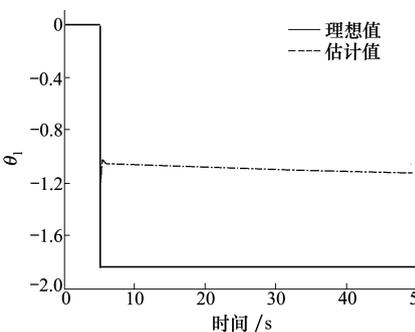


图 9 估计参数  $\theta_1$  曲线

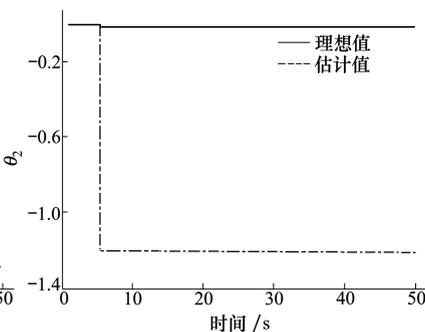


图 10 估计参数  $\theta_2$  曲线

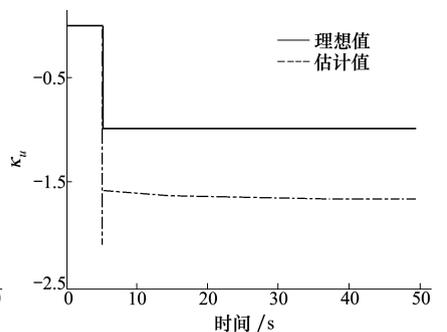


图 11 估计参数  $K_u$  曲线

从图3至5可以看出,在0~5 s进气道处于起动状态时,基准LQR-PI控制能很好地跟踪指令曲线,攻角的上升时间0.8 s;第5秒进气道变为不起动状态后,在基准LQR-PI控制下攻角、角速度和舵偏角出现发散趋势。

从图6至8可以看出,第5秒进气道变为不起动状态时,攻角产生了 $0.045^\circ$ 的变化,角速度产生了 $0.9^\circ/\text{s}$ 的变化,在基准LQR-PI加自适应控制器的作用下攻角和角速度能快速收敛到稳态值,基准的LQR-PI控制的舵偏只产生了很小的波动,而自适应控制的舵偏从 $0^\circ$ 变为 $4.5^\circ$ 且很快稳定在 $2.7^\circ$ ,总控制舵偏从 $0.92^\circ$ 变为 $5.66^\circ$ 且很快稳定在 $3.66^\circ$ ,基准LQR-PI控制的舵偏角速度只有 $0.04^\circ/\text{s}$ 的波动,自适应控制和总控制的舵偏角速度只有不到 $0.25^\circ/\text{s}$ 的波动。参数 $\theta_1, \theta_2$ 和 $K_u$ 的估计值收敛,如图9至

11所示。从仿真结果可以看出LQR-PI控制器的模型参考自适应控制增广方法相比于LQR-PI控制具有较强的鲁棒性,对参数不确定性具有很好的控制效果。

## 4 结 论

本文提出的考虑进气道不起动的LQR-PI控制器的模型参考自适应控制增广方法对吸气式高超声速飞行器进气道不起动引起的模型参数摄动有很好的控制性能,系统在进气道出现不起动时能够快速跟踪控制指令,且稳态误差趋于零,可以使得闭环系统在进气道不起动的情况下快速稳定姿态,为进气道再起提供条件。

## 参考文献:

- [1] 罗金玲. 高超声速飞行器机体/推进一体化设计的启示[J]. 航空学报. 2015, 36(1): 39-48  
LUO Jinling. Inspiration of Hypersonic Vehicle with Airframe/Propulsion Integrated Design [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(1): 39-48 (in Chinese)
- [2] 谭慧俊, 卜焕先, 张起帆, 等. 高超声速进气道不起动问题的研究进展[J]. 南京航空航天大学学报, 2014, 46(4): 501-508  
TAN Huijun, BU Huanxian, ZHANG Qifan, et al. Review of Hypersonic Inlet Unstart Phenomenon [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics&Astronautics, 2014, 46(4): 501-508 (in Chinese)
- [3] 李留刚, 谭慧俊, 孙姝, 等. 二元高超声速进气道不起动状态的信号特征及预警[J]. 航空学报, 2010, 31(12): 2324-2331  
LI Liugang, TAN Huijun, SUN Shu, et al. Signal Characteristics and Prediction of Unstarting Process for Two-Dimensional Hypersonic Inlet [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(12): 2324-2331 (in Chinese)
- [4] 王晨曦, 谭慧俊, 张启帆, 等. 高超声速进气道低马赫数不起动和再起试验[J]. 航空学报, 2017, 38(11): 1211-1216  
WANG Chenxi, TAN Huijun, ZHANG Qifan, et al. Test of Low Mach Number Unstart and Restart Process of Hypersonic Inlet [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(11): 1211-1216 (in Chinese)
- [5] 郭帅涛, 李祝飞, 高文智, 等. 攻角与马赫数对进气道起动特性的可比拟性[J]. 推进技术, 2017, 38(5): 983-991  
GUO Shuaitao, LI Zhufei, GAO Wenzhi, et al. Analogy between Effects of Attack Angle and Mach Number on Inlet Starting [J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(5): 983-991 (in Chinese)
- [6] HUTCHINS E, AKELLA R, CLEMENS T. Detection and Transient Dynamics Modeling of Experimental Hypersonic Inlet Unstart [C]//AIAA Flow Control Conference, 2012
- [7] PETTINARI S, CORRADINI M L, SERRANI A. Detection of Scramjet Unstart in a Hypersonic Vehicle Model [C]//American Control Conference, 2012
- [8] SHADAB M A, BAIG M F. Investigation and Control of Unstart Phenomenon in Scramjets [C]//AIAA International Space Planes and Hypersonic System and Technologies Conference, 2017
- [9] BOLENDER M A, WILKIN H, JACOBSEN L, et al. Flight Dynamics of a Hypersonic Vehicle during Inlet Un-Start [C]//AIAA International Space Planes and Hypersonic System and Technologies Conference, 2009
- [10] LAVRETSKY E, WISE K A. Robust and Adaptive Control with Aerospace Applications [M]. London: Springer, 2013

# Robust Adaptive Control of Hypersonic Vehicle Considering Inlet Unstart

WANG Fan<sup>1</sup>, LI Hongjun<sup>2</sup>, XU Hongyang<sup>1</sup>, YAN Jie<sup>1</sup>, ZHANG Jin<sup>3</sup>

(1.School of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;  
2.Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710072, China;  
3.Shanghai Electro-Mechanical Engineering Institute, Shanghai 201109, China)

**Abstract:** A large-scale change in the aerodynamic characteristics of the aircraft caused by the inlet unstart of the air-breathing hypersonic vehicle causes a large oscillation of the response or even a control system instability. A model reference adaptive control method considering the influence of inlet unstart is proposed. Firstly, the attitude control system is designed based on LQR-PI method for the model of inlet start, which is used as the reference model. When the inlet unstart, the model reference adaptive control is added on the basis of LQR-PI controller to improve the robustness of the system to the uncertainties caused by the inlet unstart. The method can quickly stabilize the attitude when the inlet unstart, and provides conditions for the inlet restart. Finally, the present method is verified by the simulation results. The simulation results show that when the inlet unstart, the system can re-track quickly the control command, and the steady-state error tends to zero, which verifies the effectiveness of the present method.

**Keywords:** air-breathing hypersonic vehicle(AHV); inlet unstart; model reference adaptive control