非最小相位高超声速飞行器自适应参数估计控制

王霞¹, 许斌^{1*}, 洪锐²

1. 西北工业大学自动化学院, 西安 710072;

2. 成都飞机设计研究所, 成都 610041

* E-mail: smileface.binxu@gmail.com

收稿日期: 2020-05-23; 接受日期: 2020-08-06; 网络版发表日期: 2020-12-31

国家自然科学基金(批准号: 61933010)、陕西省自然科学基金(编号: 2019JZ-08)、航空科学基金(编号: 20180753007, 201905053005)、霍英东教育基金(编号: 161058)和工业控制技术国家重点实验室开放课题(编号: ICT20037)资助项目

摘要 本文考虑非最小相位高超声速飞行器纵向动力学模型, 提出了一种基于输出重定义的自适应参数估计控制方法. 通过输出重定义将不稳定的内动态转换为渐近稳定的内动态, 对重定义后的内动态进行坐标变换, 推导出俯仰角指令作为输入输出子系统的参考指令. 针对重定义后的姿态子系统和速度子系统, 将未知气动函数转换为已知状态向量和未知气动参数向量相乘的线性参数化形式, 设计自适应更新律对未知气动参数向量进行估计, 进一步基于估计信息设计速度子系统动态逆控制和输入输出子系统反步法控制. 基于Lyapunov稳定性定理对系统稳定性进行分析, 仿真测试证明了所提方法的有效性.

关键词 高超声速飞行器, 非最小相位, 输出重定义, 参数估计, 反步法控制

1 引言

高超声速飞行器因特殊结构外形和复杂临近空间飞行环境的影响, 系统动力学表现出静不稳定、非最小相位、气动参数不确定、发动机工作约束和执行器非线性等特点, 高超声速飞行器控制问题依旧存在诸多难点^[1]. 针对高超声速飞行器动力学不确定的处理方法大致可分为三种. 第一种方法是利用小扰动线性化得到线性模型, 进行经典控制器设计. 文献[2]基于线性化模型, 设计了L1鲁棒自适应控制器. 文献[3]考虑高超声速飞行器线性动力学模型, 设计了扰动观测器实现不确定的有效估计. 第二种是利用输入输出线

性化得到等效线性系统, 设计鲁棒控制策略补偿不确定的影响. 文献[4]采用输入输出线性化方法推导了高度子系统和速度子系统, 提出了滑模控制策略. 第三种是反步法控制, 将状态变量作为虚拟控制递归设计控制器, 此时针对系统不确定有两种处理思路, 一种是将动力学模型转化为线性参数化形式, 设计自适应更新律对未知气动参数进行估计; 另一种是利用智能系统对整个动力学不确定进行逼近, 设计智能学习更新律. 文献[5,6]考虑系统不确定, 设计了基于反步法的智能自适应控制策略, 有效提升了系统非线性学习精度和控制性能. 除此之外, 文献[7]针对超燃冲压发动机引起的攻角约束问题, 设计了边界保护鲁棒控制方

引用格式: 王霞, 许斌, 洪锐. 非最小相位高超声速飞行器自适应参数估计控制. 中国科学: 技术科学, 2021, 51: 1066–1074

Wang X, Xu B, Hong R. Adaptive parameter estimation control of nonminimum phase hypersonic flight vehicle (in Chinese). Sci Sin Tech, 2021, 51: 1066–1074, doi: 10.1360/SST-2020-0211

法将攻角约束在合理范围内. 文献[8,9]考虑执行器非线性对控制性能的影响, 研究了执行器非线性补偿策略.

由于高超声速飞行器多采用尾控式布局, 传统建模无法忽略升降舵对升力的影响, 动力学模型表现为非最小相位特性. 当一般动态反演控制直接应用于非最小相位动力学时, 只能保证系统输出的跟踪性能, 不稳定的零动态仍然是不稳定的^[10]. 部分研究工作通过引入鸭翼作为附加控制输入, 补偿升降舵对升力的耦合项, 将非最小相位系统转换为最小相位系统. 文献[11,12]将鸭翼作为附加操纵机构, 通过零极点分析设计鸭翼偏转量以抵消不稳定的零点, 在此基础上给出了线性反馈控制器设计. 加入鸭翼有利于提升控制性能, 但会使系统面临严重的热防护问题, 对飞机结构材料和热防护技术提出了较大挑战^[13].

部分学者通过输出重定义将非最小相位系统转换为最小相位系统, 此时俯仰角作为系统输出, 内动态航迹角是渐近稳定的, 但此方法引入了输入不确定, 即俯仰角指令无法获得. 为此, 文献[14]通过引入一系列与参数关联的坐标变换, 基于变换后内动态渐近稳定的控制目标, 推导出俯仰角指令作为输入输出子系统的参考指令. 在此基础上, 设计动态反演控制实现系统指令的有效跟踪, 同时基于小增益定理证明了内外动态的稳定性. 文献[15]进一步考虑动力学不确定及智能系统学习性能, 引入评价系统设计了复合学习控制, 提高了不确定估计精度和系统跟踪性能.

另外一种思路是直接针对外部动态设计控制器, 同时利用增广法保证内动态的稳定, 依据是航迹角动力学在升降舵与航迹角传递函数中存在一个右半平面零点^[16]. 文献[17]提出了一种改进的线性动态逆控制器, 该控制器采用附加反馈回路实现极点配置, 从而获得稳定的内动态. 但极点配置方法基于完全已知的系统动力学模型, 由于高超声速飞行器飞行环境的复杂性及结构的特殊性, 系统总是表现出未知不确定性, 故此方法在实际应用中存在一定的局限性. 还有一种途径是将输出跟踪问题转换为状态跟踪问题, 基于非因果稳态逆、稳态系统中心和输出调节^[18]等方法求解理想内动态, 即内动态中包含的状态量的参考指令, 然后进行状态反馈控制器设计. 文献[19,20]考虑高超声速飞行器非最小相位纵向动力学模型, 基于非因果稳态逆方法求解理想内动态, 并设计状态反馈控制保

证内动态稳定.

综上所述, 非最小相位系统控制器设计不仅要保证外部动态的跟踪和稳定, 还要保证内动态的收敛与稳定, 这就给传统控制方法提出了挑战. 已有工作考虑非最小相位特性进行了控制器设计, 但未充分考虑实际飞行过程中未知气动参数的影响. 因此, 本文针对非最小相位高超声速飞行器不确定动力学模型, 提出了一种基于输出重定义的自适应参数估计控制方法. 通过输出重定义将姿态子系统转化为渐近稳定的内动态子系统和输入输出子系统. 设计自适应更新律对未知气动参数进行自适应估计和补偿, 并基于估计信息进行速度子系统动态逆控制和输入输出子系统反步法控制. 仿真测试表明所提方法能够实现速度和高度指令的有效跟踪, 以及内动态的稳定收敛.

2 非最小相位高超声速飞行器纵向动力学模型

考虑如下非最小相位高超声速飞行器纵向动力学模型:

$$\begin{cases} \dot{V} = \frac{T \cos \alpha - D}{m} - g \sin \gamma, \\ \dot{h} = V \sin \gamma, \\ \dot{\gamma} = \frac{L + T \sin \alpha}{mV} - \frac{g \cos \gamma}{V}, \\ \dot{\theta} = q, \\ \dot{q} = \frac{M_{yy}}{I_{yy}}. \end{cases} \quad (1)$$

该模型包括五个状态量 $\Psi = [V, h, \gamma, \theta, q]^T$ 和两个控制输入 $U = [\Phi, \delta_e]^T$, 其中 V , h , γ , θ 和 q 分别表示速度、高度、航迹角、俯仰角和俯仰角速度, Φ 表示油门开度, δ_e 表示升降舵偏转, m , I_{yy} 和 g 分别表示飞行器质量、俯仰轴的转动惯量和重力加速度. T , D , L 和 M_{yy} 分别表示推力、阻力、升力和俯仰力矩, 具体表达式为

$$\begin{aligned} T &= \bar{q} S C_{T\Phi}(\alpha) \Phi + \bar{q} S C_T(\alpha), \\ D &= \bar{q} S C_D(\alpha), \\ L &= \bar{q} S C_L(\alpha) + \bar{q} S C_L^{\delta_e} \delta_e, \\ M_{yy} &= z_T T + \bar{q} S \bar{c} C_M(\alpha) + \bar{q} S \bar{c} C_M^{\delta_e} \delta_e, \end{aligned}$$

其中,

$$\begin{aligned}
C_{T\Phi}(\alpha) &= C_T^{\Phi\alpha^3}\alpha^3 + C_T^{\Phi\alpha^2}\alpha^2 + C_T^{\Phi\alpha}\alpha + C_T^{\Phi}, \\
C_T(\alpha) &= C_T^3\alpha^3 + C_T^2\alpha^2 + C_T^1\alpha + C_T^0, \\
C_D(\alpha) &= C_D^{\alpha^2}\alpha^2 + C_D^{\alpha}\alpha + C_D^0, \\
C_L(\alpha) &= C_L^{\alpha}\alpha + C_L^0, \\
C_M(\alpha) &= C_M^{\alpha^2}\alpha^2 + C_M^{\alpha}\alpha + C_M^0,
\end{aligned}$$

$\bar{q} = (1/2)\rho V^2$ 表示动压, ρ 表示空气密度, S 表示气动参考面积, $\bar{c}$ 表示平均气动弦长, $C_T^{\Phi\alpha^3}$, $C_T^{\Phi\alpha^2}$, $C_T^{\Phi\alpha}$, C_T^{Φ} , C_T^3 , C_T^2 , C_T^1 , C_T^0 , $C_D^{\alpha^2}$, C_D^{α} , C_D^0 , C_L^{α} , C_L^0 , $C_M^{\alpha^2}$, C_M^{α} 和 C_M^0 均表示气动参数, 相关模型参数参考文献[10].

2.1 动力学模型变换

针对动力学模型(1), 考虑高度与航迹角之间的关系明确, 且高度微分方程中不包含升降舵偏转的影响, 为便于后续研究, 接下来用于控制器设计的动力学模型忽略高度方程.

定义速度跟踪误差 $\tilde{V} = V - V_{\text{ref}}$, 可得速度误差子系统:

$$\dot{\tilde{V}} = f_V + g_V\Phi - g\sin\gamma - \dot{V}_{\text{ref}}. \quad (2)$$

定义航迹角跟踪误差 $\tilde{\gamma} = \gamma - \gamma_{\text{ref}}$, 可得姿态误差子系统:

$$\dot{\tilde{\gamma}} = f_{\gamma} + g_{\gamma\Phi}\Phi + g_{\gamma\delta}\delta_e - \frac{g\cos\gamma}{V} - \dot{\gamma}_{\text{ref}}, \quad (3)$$

$$\begin{cases} \dot{\theta} = q, \\ \dot{q} = f_q + g_{q\Phi}\Phi + g_{q\delta}\delta_e, \end{cases} \quad (4)$$

其中,

$$\begin{aligned}
f_V &= \frac{\bar{q}S(C_T(\alpha)\cos\alpha - C_D(\alpha))}{m}, \\
g_V &= \frac{\bar{q}SC_{T\Phi}(\alpha)\cos\alpha}{m}, \\
f_{\gamma} &= \frac{\bar{q}S(C_L(\alpha) + C_T(\alpha)\sin\alpha)}{mV}, \\
f_q &= \frac{z_T\bar{q}SC_T(\alpha) + \bar{q}S\bar{c}C_M(\alpha)}{I_{yy}}, \\
g_{\gamma\Phi} &= \frac{\bar{q}SC_{T\Phi}(\alpha)\sin\alpha}{mV}, g_{\gamma\delta} = \frac{\bar{q}SC_{L_e}^{\delta_e}}{mV}, \\
g_{q\Phi} &= \frac{z_T\bar{q}SC_{T\Phi}(\alpha)}{I_{yy}}, g_{q\delta} = \frac{\bar{q}S\bar{c}C_M^{\delta_e}}{I_{yy}}.
\end{aligned}$$

2.2 输出重定义

针对姿态子系统(3)和(4)进行输出重定义, 选择俯仰角 θ 作为系统输出, 根据相对阶分析和内动态定义^[14], 可知重定义后的姿态子系统相对阶为2, 小于系统阶数3, 系统具有渐近稳定的一阶内动态 γ .

考虑包含控制输入的状态量, 式(2)-(4)可进一步写为

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}) + \mathbf{g}_1\mu_1 + \mathbf{g}_2\mu_2, \quad (5)$$

其中,

$$\begin{aligned}
\mathbf{x} &= [x_1, x_2, x_3]^T = [\tilde{V}, \tilde{\gamma}, q]^T, \mathbf{f}(\mathbf{x}) = [f_V, f_{\gamma}, f_q]^T, \\
\mathbf{g}_1 &= [g_V, g_{\gamma\Phi}, g_{q\Phi}]^T, \mathbf{g}_2 = [0, g_{\gamma\delta}, g_{q\delta}]^T, \\
u_1 &= \Phi, u_2 = \delta_e.
\end{aligned}$$

内动态子系统(3)包含控制输入, 需根据李导数定义和相对阶转换思想^[21]进行坐标变换, 使控制输入不直接作用于内动态. 选择坐标变换 $\tilde{\gamma} \rightarrow \eta_2$, η_2 需满足

$$\sum_{i=1}^3 L_{\mathbf{g}_1(i)}\eta_2 = 0, \sum_{i=1}^3 L_{\mathbf{g}_2(i)}\eta_2 = 0, \quad (6)$$

即

$$\begin{cases} L_{g_V}\eta_2 + L_{g_{\gamma\Phi}}\eta_2 + L_{g_{q\Phi}}\eta_2 = 0, \\ L_{g_{\gamma\delta}}\eta_2 + L_{g_{q\delta}}\eta_2 = 0. \end{cases} \quad (7)$$

根据 $\mathbf{g}_i$ 表达形式及作用位置, 选择 η_2 为

$$\eta_2 = \tilde{\gamma} + \mu_1 q + \mu_2 \tilde{V}. \quad (8)$$

由式(7)和(8), 可得

$$\begin{cases} \mu_2 g_V + g_{\gamma\Phi} + \mu_1 g_{q\Phi} = 0, \\ g_{\gamma\delta} + \mu_1 g_{q\delta} = 0. \end{cases} \quad (9)$$

求解式(9)并考虑理想状态, 可得

$$\begin{cases} \mu_1 = -\frac{I_{yy}C_L^{\delta_e}}{\bar{c}mC_M^{\delta_e}V_{\text{ref}}}, \\ \mu_2 = \frac{1}{V_{\text{ref}}}\left[\frac{z_TC_L^{\delta_e}}{\bar{c}C_M^{\delta_e}}\frac{1}{\cos\alpha_{\text{ref}}} - \tan\alpha_{\text{ref}}\right], \end{cases} \quad (10)$$

式中, α_{ref} 是依赖于状态和参考信号的变量^[11], 满足如下方程:

$$\dot{\alpha}_{\text{ref}} = \frac{\partial\alpha_{\text{ref}}}{\partial V_{\text{ref}}}\dot{V}_{\text{ref}} + \frac{\partial\alpha_{\text{ref}}}{\partial\gamma_{\text{ref}}}\dot{\gamma}_{\text{ref}} - \frac{\partial\alpha_{\text{ref}}}{\partial\rho}\frac{\rho}{h_s}V\sin\gamma. \quad (11)$$

定义航迹角跟踪误差的积分 $\dot{\eta}_1 = \tilde{\gamma}$, 可得

$$\dot{\eta}_1 = \eta_2 - \mu_1 q - \mu_2 \tilde{\gamma}. \quad (12)$$

进一步进行如下坐标变换:

$$\begin{cases} \chi_1 = k_\theta \eta_1 + \alpha_{\text{ref}}, \\ \chi_2 = \eta_2 + \chi_1, \end{cases} \quad (13)$$

式中, $k_\theta \in (0, 1]$ 为设计参数.

为使系统内动态沿参考轨迹稳定, 设计俯仰角参考指令为

$$\theta_{\text{cmd}} = -\chi_1 + \gamma_{\text{ref}} + \alpha_{\text{ref}} = -k_\theta \eta_1 + \gamma_{\text{ref}}. \quad (14)$$

2.3 控制目标

考虑速度子系统(2)和姿态子系统(3)和(4), 本文的控制目标是设计自适应参数估计控制策略, 实现速度和高度参考指令跟踪.

3 控制器设计

3.1 速度子系统控制器设计

将速度子系统(2)中的未知气动函数 f_V 和 g_V 写为线性参数化形式 $f_V = \mathbf{W}_{f_V}^T \boldsymbol{\vartheta}_{f_V}$ 和 $g_V = \mathbf{W}_{g_V}^T \boldsymbol{\vartheta}_{g_V}$, 其中

$$\begin{cases} \mathbf{W}_{f_V} = \bar{q} S [\alpha^3 \cos \alpha, \alpha^2 \cos \alpha, \alpha \cos \alpha, \cos \alpha, \\ -\alpha^2, -\alpha, -1]^T, \\ \boldsymbol{\vartheta}_{f_V} = \frac{1}{m} [C_T^3, C_T^2, C_T^1, C_T^0, C_D^2, C_D^1, C_D^0]^T, \end{cases} \quad (15)$$

$$\begin{cases} \mathbf{W}_{g_V} = \bar{q} S [\alpha^3 \cos \alpha, \alpha^2 \cos \alpha, \alpha \cos \alpha, \cos \alpha]^T, \\ \boldsymbol{\vartheta}_{g_V} = \frac{1}{m} [C_T^{\Phi \alpha^3}, C_T^{\Phi \alpha^2}, C_T^{\Phi \alpha}, C_T^{\Phi}]^T, \end{cases} \quad (16)$$

其中, $\mathbf{W}_{f_V} \in \mathbf{R}^{7 \times 1}$ 和 $\mathbf{W}_{g_V} \in \mathbf{R}^{4 \times 1}$ 为已知状态向量.

$\boldsymbol{\vartheta}_{f_V} \in \mathbf{R}^{7 \times 1}$ 和 $\boldsymbol{\vartheta}_{g_V} \in \mathbf{R}^{4 \times 1}$ 为未知气动参数向量.

设计油门阀开度 Φ 为

$$\hat{g}_V \Phi = -k_v \tilde{V} - \hat{f}_V + g \sin \gamma + \dot{V}_{\text{ref}}, \quad (17)$$

其中, $k_v > 0$ 为设计参数, $\hat{f}_V = \mathbf{W}_{f_V}^T \hat{\boldsymbol{\vartheta}}_{f_V}$ 和 $\hat{g}_V = \mathbf{W}_{g_V}^T \hat{\boldsymbol{\vartheta}}_{g_V}$ 分别为未知气动函数 f_V 和 g_V 的估计值, $\hat{\boldsymbol{\vartheta}}_{f_V}$ 和 $\hat{\boldsymbol{\vartheta}}_{g_V}$ 为未知气动参数向量 $\boldsymbol{\vartheta}_{f_V}$ 和 $\boldsymbol{\vartheta}_{g_V}$ 的估计值.

则速度跟踪误差 $\tilde{V}$ 的导数为

$$\dot{\tilde{V}} = -k_v \tilde{V} + \tilde{f}_V + \hat{g}_V \Phi, \quad (18)$$

其中,

$$\begin{aligned} \tilde{f}_V &= \mathbf{W}_{f_V}^T \tilde{\boldsymbol{\vartheta}}_{f_V}, \quad \tilde{\boldsymbol{\vartheta}}_{f_V} = \boldsymbol{\vartheta}_{f_V} - \hat{\boldsymbol{\vartheta}}_{f_V}, \\ \tilde{g}_V &= \mathbf{W}_{g_V}^T \tilde{\boldsymbol{\vartheta}}_{g_V}, \quad \tilde{\boldsymbol{\vartheta}}_{g_V} = \boldsymbol{\vartheta}_{g_V} - \hat{\boldsymbol{\vartheta}}_{g_V}. \end{aligned}$$

设计自适应参数更新律为

$$\begin{cases} \dot{\hat{\boldsymbol{\vartheta}}}_{f_V} = \gamma_{f_V} \tilde{V} \mathbf{W}_{f_V}, \\ \dot{\hat{\boldsymbol{\vartheta}}}_{g_V} = \gamma_{g_V} \Phi \tilde{V} \mathbf{W}_{g_V}, \end{cases} \quad (19)$$

其中, $\gamma_{f_V} > 0$ 和 $\gamma_{g_V} > 0$ 为设计参数.

3.2 输入输出子系统控制器设计

步骤1: 定义俯仰角跟踪误差 $\tilde{\theta} = \theta - \theta_{\text{cmd}}$, 则俯仰角的误差动力学方程为

$$\dot{\tilde{\theta}} = q - \dot{\theta}_{\text{cmd}}, \quad (20)$$

其中, $\dot{\theta}_{\text{cmd}} = -k_\theta \tilde{\gamma} + \dot{\gamma}_{\text{ref}}$.

设计俯仰角速度虚拟控制律为

$$q_{\text{cmd}} = -k_Q \tilde{\theta} + \dot{\theta}_{\text{cmd}}, \quad (21)$$

其中, $k_Q > 0$ 为设计参数.

定义俯仰角速度跟踪误差 $\tilde{q} = q - q_{\text{cmd}}$, 可得

$$\dot{\tilde{q}} = -k_Q \tilde{\theta} + \tilde{q}. \quad (22)$$

步骤2: 俯仰角速度的误差动力学方程为

$$\dot{\tilde{q}} = \dot{q} - \dot{q}_{\text{cmd}} = G_X \delta_e + F_X + \Upsilon, \quad (23)$$

其中,

$$\begin{cases} G_X = g_{q\delta} + k_\theta g_{\gamma\delta}, \\ F_X = f_\theta + g_{q\Phi} \Phi + k_\theta (f_\gamma + g_{\gamma\Phi} \Phi), \\ \Upsilon = -k_\theta \frac{g \cos \gamma}{V} - k_Q \tilde{\theta} + k_Q \tilde{q} - k_\theta \dot{\gamma}_{\text{ref}} - \ddot{\gamma}_{\text{ref}}. \end{cases} \quad (24)$$

将未知函数 G_X 和 F_X 写为线性参数化形式

$G_X = \mathbf{W}_{g_X}^T \boldsymbol{\vartheta}_{g_X}$ 和 $F_X = \mathbf{W}_{f_X}^T \boldsymbol{\vartheta}_{f_X}$, 其中

$$\begin{cases} \mathbf{W}_{g_X} = \bar{q} S \left[1, \frac{k_\theta}{V} \right]^T, \\ \boldsymbol{\vartheta}_{g_X} = \left[\frac{\tau C_M^{\delta_e}}{I_{yy}}, \frac{C_L^{\delta_e}}{m} \right]^T, \end{cases} \quad (25)$$

$$\begin{cases} \mathbf{W}_{f_x} = \bar{q}S[\alpha^3, \alpha^2, \alpha, 1, \alpha^2, \alpha, 1, \alpha^3, \alpha^2, \alpha, \Phi, \\ \frac{k_\theta}{V}(\alpha, 1, \alpha^3 \sin \alpha, \alpha^2 \sin \alpha, \alpha \sin \alpha, \sin \alpha, \\ \alpha^3 \Phi \sin \alpha, \alpha^2 \Phi \sin \alpha, \alpha \Phi \sin \alpha, \Phi \sin \alpha)]^T, \\ \mathbf{g}_{f_x} = \left[\frac{1}{I_{yy}}(z_T C_T^3, z_T C_T^2, z_T C_T^1, z_T C_T^0, \bar{c} C_M^{\alpha^2}, \bar{c} C_M^{\alpha}, \right. \\ \left. \bar{c} C_M^0, z_T C_T^{\Phi \alpha^3}, z_T C_T^{\Phi \alpha^2}, z_T C_T^{\Phi \alpha}, z_T C_T^{\Phi}, \frac{1}{m}(C_L^{\alpha}, \right. \\ \left. C_L^0, C_T^3, C_T^2, C_T^1, C_T^0, C_T^{\Phi \alpha^3}, C_T^{\Phi \alpha^2}, C_T^{\Phi \alpha}, C_T^{\Phi}) \right]^T, \end{cases} \quad (26)$$

其中, $\mathbf{W}_{f_x} \in \mathbf{R}^{21 \times 1}$ 和 $\mathbf{W}_{g_x} \in \mathbf{R}^{2 \times 1}$ 为已知状态向量, $\mathbf{g}_{f_x} \in \mathbf{R}^{21 \times 1}$ 和 $\mathbf{g}_{g_x} \in \mathbf{R}^{2 \times 1}$ 为未知气动参数向量。

设计升降舵偏转为

$$\hat{G}_X \delta_e = -(k_Q + k_{\delta_e}) \tilde{q} + (k_Q^2 - 1) \tilde{\theta} - \tilde{F}_X + M_1, \quad (27)$$

其中, $k_{\delta_e} > 0$ 为设计参数, $\tilde{F}_X = \mathbf{W}_{f_x}^T \hat{\mathbf{g}}_{f_x}$ 和 $\tilde{G}_X = \mathbf{W}_{g_x}^T \hat{\mathbf{g}}_{g_x}$ 分别为未知气动函数 F_X 和 G_X 的估计值, $\hat{\mathbf{g}}_{f_x}$ 和 $\hat{\mathbf{g}}_{g_x}$ 分别为未知气动参数向量 $\mathbf{g}_{f_x}$ 和 $\mathbf{g}_{g_x}$ 的估计值, $M_1 = k_Q g \cos \gamma / V + k_Q \dot{\gamma}_{\text{ref}} + \ddot{\gamma}_{\text{ref}}$ 。

则俯仰角速度的导数为

$$\dot{\tilde{q}} = -k_{\delta_e} \tilde{q} - \tilde{\theta} + \tilde{F}_X + \tilde{G}_X \delta_e, \quad (28)$$

其中,

$$\tilde{F}_X = \mathbf{W}_{f_x}^T \tilde{\mathbf{g}}_{f_x}, \quad \tilde{\mathbf{g}}_{f_x} = \mathbf{g}_{f_x} - \hat{\mathbf{g}}_{f_x},$$

$$\tilde{G}_X = \mathbf{W}_{g_x}^T \tilde{\mathbf{g}}_{g_x}, \quad \tilde{\mathbf{g}}_{g_x} = \mathbf{g}_{g_x} - \hat{\mathbf{g}}_{g_x}.$$

设计自适应参数更新律为

$$\begin{cases} \dot{\hat{\mathbf{g}}}_{f_x} = \gamma_{f_x} \tilde{q} \mathbf{W}_{f_x}, \\ \dot{\hat{\mathbf{g}}}_{g_x} = \gamma_{g_x} \tilde{\delta} \tilde{q} \mathbf{W}_{g_x}, \end{cases} \quad (29)$$

其中, $\gamma_{f_x} > 0$ 和 $\gamma_{g_x} > 0$ 为设计参数。

4 稳定性分析

4.1 速度子系统稳定性分析

定理1. 针对速度子系统(2), 设计油门阀开度(17)和参数自适应律(19), 则Lyapunov函数(30)中的速度跟踪误差 $\tilde{V}$, 气动参数向量估计误差 $\tilde{\mathbf{g}}_{f_v}$ 和 $\tilde{\mathbf{g}}_{g_v}$ 是有界的。

证明: 选择Lyapunov函数为

$$L_v = \frac{1}{2} \left(\tilde{V}^2 + \tilde{\mathbf{g}}_{f_v}^T \gamma_{f_v}^{-1} \tilde{\mathbf{g}}_{f_v} + \tilde{\mathbf{g}}_{g_v}^T \gamma_{g_v}^{-1} \tilde{\mathbf{g}}_{g_v} \right), \quad (30)$$

对 L_v 求导, 可得

$$\begin{aligned} \dot{L}_v &= \tilde{V} \dot{\tilde{V}} - \tilde{\mathbf{g}}_{f_v}^T \gamma_{f_v}^{-1} \dot{\tilde{\mathbf{g}}}_{f_v} - \tilde{\mathbf{g}}_{g_v}^T \gamma_{g_v}^{-1} \dot{\tilde{\mathbf{g}}}_{g_v} \\ &= -k_v \tilde{V}^2 + \tilde{V} \tilde{\gamma}_V + \tilde{V} \tilde{g}_V \Phi - \tilde{\mathbf{g}}_{f_v}^T \mathbf{W}_{f_v} \tilde{V} - \tilde{\mathbf{g}}_{g_v}^T \mathbf{W}_{g_v} \tilde{V} \Phi \\ &= -k_v \tilde{V}^2. \end{aligned} \quad (31)$$

根据公式(31)和Lyapunov稳定性定理可知, Lyapunov函数中的信号是渐近稳定的, 故速度跟踪误差 $\tilde{V}$, 气动参数向量估计误差 $\tilde{\mathbf{g}}_{f_v}$ 和 $\tilde{\mathbf{g}}_{g_v}$ 是有界的。

4.2 姿态子系统稳定性分析

定理2. 针对输入输出子系统(4), 设计升降舵偏转(27)和参数自适应律(29), 则Lyapunov函数(32)中的俯仰角跟踪误差 $\tilde{\theta}$, 俯仰角速度跟踪误差 $\tilde{q}$, 气动参数向量估计误差 $\tilde{\mathbf{g}}_{f_x}$ 和 $\tilde{\mathbf{g}}_{g_x}$ 是有界的。

证明: 选择Lyapunov函数为

$$L_x = \frac{1}{2} \left(\tilde{\theta}^2 + \tilde{q}^2 + \tilde{\mathbf{g}}_{f_x}^T \gamma_{f_x}^{-1} \tilde{\mathbf{g}}_{f_x} + \tilde{\mathbf{g}}_{g_x}^T \gamma_{g_x}^{-1} \tilde{\mathbf{g}}_{g_x} \right). \quad (32)$$

对 L_x 求导, 可得

$$\begin{aligned} \dot{L}_x &= \tilde{\theta} \dot{\tilde{\theta}} + \tilde{q} \dot{\tilde{q}} - \tilde{\mathbf{g}}_{f_x}^T \gamma_{f_x}^{-1} \dot{\tilde{\mathbf{g}}}_{f_x} - \tilde{\mathbf{g}}_{g_x}^T \gamma_{g_x}^{-1} \dot{\tilde{\mathbf{g}}}_{g_x} \\ &= -k_Q \tilde{\theta}^2 + \tilde{\theta} \tilde{q} - k_{\delta_e} \tilde{q}^2 - \tilde{\theta} \tilde{q} + \tilde{q} \tilde{F}_X + \tilde{q} \tilde{G}_X \delta_e \\ &\quad - \tilde{q} \tilde{\mathbf{g}}_{f_x}^T \mathbf{W}_{f_x} - \tilde{q} \tilde{\mathbf{g}}_{g_x}^T \mathbf{W}_{g_x} \delta_e \\ &= -k_Q \tilde{\theta}^2 - k_{\delta_e} \tilde{q}^2 \leq 0. \end{aligned} \quad (33)$$

根据式(33)和Lyapunov稳定性定理可知, Lyapunov函数中的信号是渐近稳定的, 故俯仰角跟踪误差 $\tilde{\theta}$, 俯仰角速度跟踪误差 $\tilde{q}$, 气动参数向量估计误差 $\tilde{\mathbf{g}}_{f_x}$ 和 $\tilde{\mathbf{g}}_{g_x}$ 是有界的。

注释1 基于文献[14]中的稳定性分析可知, 当误差信号 $\tilde{V}$, $\tilde{\theta}$ 和 $\tilde{q}$ 是有界的, 则重定义后的内动态 χ_1 , χ_2 是渐近稳定的。根据式(8), (12)和(13)可知, 航迹角跟踪误差 $\tilde{\gamma}$ 也是渐近稳定的。

5 仿真分析

系统初始状态量为 $h_0 = 89385 \text{ ft}$, $V_0 = 7850 \text{ ft s}^{-1}$,

$\theta_0=2.82^\circ$, $\gamma_0=0$, $q_0=-0.115^\circ \text{ s}^{-1}$. 参考指令由两种基本机动动作构成, 在前100 s, 飞行器处于平飞加速状态, 航迹角指令为 $\gamma_{\text{ref}}=0$, 速度阶跃增加 100 ft s^{-1} , 并通过以下二阶滤波器 $(\omega_{v1}\omega_{v2}^2/(s+\omega_{v1})(s^2+2\varepsilon_c\omega_{v2}s+\omega_{v2}^2))$, $\omega_{v1}=0.25$, $\omega_{v2}=0.2$, $\varepsilon_c=0.8$; 在之后300 s, 速度在保持动压不变的条件下爬升, 由 $\dot{h}=V\sin\gamma$ 可得航迹角参考指令为 $\gamma_{\text{ref}}=\arcsin(2h_s\dot{\gamma}_{\text{ref}}/V_{\text{ref}}^2)$, 速度阶跃增加 600 ft s^{-1} 并通过上述二阶滤波器, 其中 $\omega_{v1}=0.07$, $\omega_{v2}=0.04$. 高度指令通过 $\dot{h}_{\text{ref}}=V_{\text{ref}}\sin\gamma_{\text{ref}}$ 获得, 高度跟踪误差定义为 $\tilde{h}=h-h_{\text{ref}}$. 对于速度子系统, 控制器参数设置为 $k_v=5$, $\gamma_{f_v}=10^{-7}$ 和 $\gamma_{g_v}=10^{-6}$; 对于姿态子系统, 控制器参数设置为 $k_\theta=0.95$, $k_Q=4$, $k_{\delta_e}=8$, $\gamma_{f_x}=10^{-7}$ 和 $\gamma_{g_x}=10^{-6}$.

仿真结果如图1~7所示. 从图1~3系统跟踪性能曲线可知, 所提出的参数估计控制方法能实现速度指令、高度指令和航迹角指令的有效跟踪. 需要注意的是, 由于机动参考指令的改变, 速度和高度跟踪误差在100 s处发生了可接受误差范围内的突变, 但在所设计控制器的作用下, 能够快速收敛到零附近的小领域内. 系统状态量 θ 和 q 的响应曲线如图4所示, 由图可知, 俯仰角最终收敛到新的平衡点, 俯仰角速度最终收敛到零. 图5为系统控制输入, 油门阀开度 ϕ 和升降舵偏转 δ_e 在合理范围内变化并最终收敛. 图6和7为未知气

图1 (网络版彩图)速度. (a) 速度跟踪; (b) 跟踪误差
Figure 1 (Color online) Velocity. (a) Velocity tracking; (b) tracking error.

图3 (网络版彩图)航迹角. (a) 航迹角跟踪; (b) 跟踪误差
Figure 3 (Color online) Flight path angle (FPA). (a) FPA tracking; (b) tracking error.

图2 (网络版彩图)高度. (a) 高度跟踪; (b) 跟踪误差
Figure 2 (Color online) Altitude. (a) Altitude tracking; (b) tracking error.

动函数 f_v , g_v , f_x 和 g_x 的估计曲线, 基于所设计的自适应更新律, 未知气动函数根据系统状态量和气动参数估计进行自适应变化.

综上所述, 在气动参数未知的情形下, 所设计的基于参数估计的控制方法能够实现速度指令和高度指令的跟踪以及内动态的稳定收敛.

6 结论

本文针对非最小相位高超声速飞行器纵向动力学模型, 进行了基于输出重定义的自适应参数估计控制

图4 (网络版彩图)系统状态量. (a) 俯仰角; (b) 俯仰角速度
Figure 4 (Color online) System states. (a) Pitch angle; (b) pitch rate.

图5 (网络版彩图)控制输入. (a) 油门阀开度; (b) 升降舵偏转
Figure 5 (Color online) Control inputs. (a) Fuel equivalence ratio; (b) elevator deflection.

方法研究. 首先基于输出重定义得到渐近稳定的内动态子系统和输入输出子系统, 并基于坐标变化和内动态稳定性准则得到俯仰角指令作为输入输出子系统参考指令. 针对输入输出子系统, 将未知气动函数转换为线性参数化形式, 设计了自适应参数更新律对气动参数进行估计和补偿, 并基于估计信息设计了姿态反步

图6 (网络版彩图)速度子系统非线性估计. (a) $\hat{f}_v$; (b) $\hat{g}_v$
Figure 6 (Color online) Nonlinearity estimation of velocity subsystem. (a) $\hat{f}_v$; (b) $\hat{g}_v$.

图7 (网络版彩图)姿态子系统非线性估计. (a) $\hat{f}_x$; (b) $\hat{g}_x$
Figure 7 (Color online) Nonlinearity estimation of attitude subsystem. (a) $\hat{f}_x$; (b) $\hat{g}_x$.

法控制策略. 最后通过Lyapunov定理对系统稳定性进行了分析, 仿真测试证明了所提方法的有效性.

在未来的研究工作中可进一步考虑外界扰动对飞行器的影响, 探索能够有效处理未知外界扰动的控制策略^[22]. 除此之外, 将探究更有效的自适应参数估计律以提高气动参数辨识精度.

参考文献

- Xu B, Shi Z K. An overview on flight dynamics and control approaches for hypersonic vehicles. *Sci China Inf Sci*, 2015, 58: 1–19

- 2 Banerjee S, Wang Z, Baur B, et al. L1 adaptive control augmentation for the longitudinal dynamics of a hypersonic glider. *J Guid Control Dyn*, 2016, 39: 275–291
- 3 Yi Y, Xu L, Shen H, et al. Disturbance observer-based L1 robust tracking control for hypersonic vehicles with T-S disturbance modeling. *Int J Adv Robotic Syst*, 2016, 13: 1–10
- 4 Xu H, Mirmirani M D, Ioannou P A. Adaptive sliding mode control design for a hypersonic flight vehicle. *J Guid Control Dyn*, 2004, 27: 829–838
- 5 Xu B, Yang D, Shi Z, et al. Online recorded data-based composite neural control of strict-feedback systems with application to hypersonic flight dynamics. *IEEE Trans Neural Netw Learning Syst*, 2018, 29: 3839–3849
- 6 Gao D, Sun Z, Luo X, et al. Fuzzy adaptive control for hypersonic vehicle via Backstepping method (in Chinese). *Control Theory A*, 2008, 5: 3–8 [高道祥, 孙增圻, 罗熊, 等. 基于Backstepping的高超声速飞行器模糊自适应控制. *控制理论与应用*, 2008, 5: 3–8]
- 7 Xu B, Shi Z, Sun F, et al. Barrier lyapunov function based learning control of hypersonic flight vehicle with AOA constraint and actuator faults. *IEEE Trans Cybern*, 2019, 49: 1047–1057
- 8 Zong Q, Wang F, Tian B, et al. Robust adaptive dynamic surface control design for a flexible air-breathing hypersonic vehicle with input constraints and uncertainty. *Nonlinear Dyn*, 2014, 78: 289–315
- 9 Xu B, Sun F, Pan Y, et al. Disturbance observer based composite learning fuzzy control of nonlinear systems with unknown dead zone. *IEEE Trans Syst Man Cybern Syst*, 2017, 47: 1854–1862
- 10 Parker J T, Serrani A, Yurkovich S, et al. Control-oriented modeling of an air-breathing hypersonic vehicle. *J Guid Control Dyn*, 2007, 30: 856–869
- 11 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
- 12 Sun H, Yang Z, Zeng J. New tracking-control strategy for airbreathing hypersonic vehicles. *J Guid Control Dyn*, 2013, 36: 846–859
- 13 Ye L, Zong Q, Crassidis J L, et al. Output-redefinition-based dynamic inversion control for a nonminimum phase hypersonic vehicle. *IEEE Trans Ind Electron*, 2017, 65: 3447–3457
- 14 Fiorentini L, Serrani A. Adaptive restricted trajectory tracking for a non-minimum phase hypersonic vehicle model. *Automatica*, 2012, 48: 1248–1261
- 15 Xu B, Wang X, Shi Z. Robust adaptive neural control of nonminimum phase hypersonic vehicle model. *IEEE Trans Syst Man Cybern Syst*, 2019, 1–9
- 16 Schmidt D K. Integrated control of hypersonic vehicles: A necessity not just a possibility. In: *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference*. Monterey, 1993. 539–549
- 17 Oppenheimer M W, Doman D B. Control of an unstable, nonminimum phase hypersonic vehicle model. In: *2006 IEEE Aerospace Conference. Big Sky*, 2006. 7–13
- 18 Su S, Zhu B, Xiang J, et al. A survey on the control of nonlinear non-minimum phase systems (in Chinese). *Acta Automatica Sin*, 2015, 41: 9–21 [苏善伟, 朱波, 向锦武, 等. 非线性非最小相位系统的控制研究综述. *自动化学报*, 2015, 41: 9–21]
- 19 Hu X, Guo Y, Zhang L, et al. Fuzzy stable inversion-based output tracking for nonlinear non-minimum phase system and application to FAHVs. *J Franklin I*, 2015, 352: 5529–5550
- 20 Hu X, Xu B, Si X, et al. Nonlinear adaptive tracking control of non-minimum phase hypersonic flight vehicles with unknown input nonlinearity. *Nonlinear Dyn*, 2017, 90: 1151–1163
- 21 Isidori A. *Nonlinear Control Systems*. London UK: Springer, 2013
- 22 Xu B, Wang D, Zhang Y, et al. DOB-based neural control of flexible hypersonic flight vehicle considering wind effects. *IEEE Trans Ind Electron*, 2017, 64: 8676–8685

Adaptive parameter estimation control of nonminimum phase hypersonic flight vehicle

WANG Xia¹, XU Bin¹ & HONG Rui²

¹ School of Automation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

² Chengdu Aircraft Design and Research Institute, Chengdu 610041, China

In this study, considering the longitudinal dynamic model of a nonminimum phase hypersonic flight vehicle, output-redefinition-based adaptive parameter estimation control is proposed. Output redefinition is employed to transform unstable internal dynamics to asymptotically stable internal dynamics. Based on the coordinate transformation of the redefined internal dynamics, the pitch angle command is derived and used as the reference command of the input-output subsystem. For the redefined attitude subsystem and the velocity subsystem, the unknown aerodynamic functions are decomposed into the known state vector and the unknown aerodynamic parameter vector, that is the linear parametric form. The adaptive updating laws are constructed to estimate the aerodynamic parameter vectors, and then the dynamic inversion control is designed for the velocity subsystem and the backstepping control is designed for the input-output subsystem. The system stability is analyzed via the Lyapunov stability theorem while simulation studies are conducted to illustrate the effectiveness of the proposed method.

hypersonic flight vehicle, nonminimum phase, output redefinition, parameter estimation, backstepping control

doi: [10.1360/SST-2020-0211](https://doi.org/10.1360/SST-2020-0211)