

# 带预设性能的火箭垂直着陆段姿态 自适应控制设计

李璟澜, 杨秦敏

(浙江大学控制科学与工程学院, 杭州 310027)

**摘要:** 可重复使用运载火箭是典型的复杂非线性、强不确定性系统, 其着陆飞行过程中存在的未知环境干扰和未建模动态将严重影响火箭姿态系统的稳定性。针对此情况, 设计了火箭垂直着陆段飞行的姿态自适应控制系统, 以解决上述不确定性所带来的不利影响; 同时, 引入误差转换技术, 使得控制器能同时保证系统预设的瞬态性能和稳态性能。仿真结果表明, 设计的控制算法能满足飞行姿态控制性能要求, 且对外部干扰和模型不确定性具有较强的鲁棒性。

**关键词:** 可重复使用火箭; 姿态控制; 自适应控制; 预设性能

中图分类号: V448.1

文献标识码: A

文章编号: 2096-4080 (2020) 05-0001-07

## Adaptive Attitude Control in the Landing Phase of Rocket Vertical Recovery with Prescribed Performance

LI Jinglan, YANG Qinmin

(College of Control Science and Engineering, Zhejiang University, Hangzhou 310027, China)

**Abstract:** The reusable launch vehicle (RLV) is a typical class of systems with strong nonlinearity and uncertainty, where unknown environmental perturbations and unmodeled dynamics can severely affect flight stability in the landing phase. To deal with this situation, this paper proposed an adaptive attitude control strategy for the vertical recovery of the RLV, which can eliminate the influence induced from the aforementioned uncertainties. Also, we introduce a new error transformation technique, to guarantee both the prescribed transient and steady control performance. Additionally, simulation studies have been conducted to verify the feasibility and strong robustness of the proposed algorithm, in the presence of external disturbances and model uncertainties.

**Key words:** RLV; Attitude control; Adaptive control; Prescribed performance

### 0 引言

研制低成本、高可靠、高效率的运载器一直是航天界追求的目标<sup>[1]</sup>。实现运载火箭各子级的无损回收, 从而通过重复使用来分摊运载火箭的

发射成本, 是可行的技术途径之一<sup>[2]</sup>。目前, SpaceX公司Falcon 9系列火箭的多次成功回收, 也再次证明了垂直起降重复使用模式的可行性<sup>[3-4]</sup>。

垂直着陆段的姿态控制是可重复使用火箭的关键技术。考虑火箭子级返回过程中, 其姿态角

收稿日期: 2019-09-24; 修订日期: 2020-08-05

基金项目: 自然科学基金项目 (61673347, U1609214, 61751205); 广东省重点研发计划项目 (2018B010107002)

作者简介: 李璟澜 (1993-), 男, 博士, 主要研究方向为无人系统的建模与控制。E-mail: jl\_li@zju.edu.cn

和角速度呈现复杂的非线性耦合特性,且存在气动参数偏差、严重环境干扰以及火箭自身燃料变化引起的重心和转动惯量变化等,经典控制方法往往难以保证控制系统的精度和稳定性。因此,需要设计更为先进的控制系统以满足火箭垂直返回段姿态跟踪的性能需求。

周军等<sup>[5]</sup>考虑弹性振动和液体晃动为外界干扰,采用鲁棒观测器设计了运载火箭的姿态控制系统。薛宇等<sup>[6]</sup>考虑参数不确定性和外部干扰,采用鲁棒控制理论设计火箭姿控系统,仿真结果表明,对参数不确定性具有良好的鲁棒性。赵党军等<sup>[7]</sup>将自抗扰控制思想与微分代数结合,提出了一种新的自抗扰姿态控制器方法,提高了运载火箭姿态控制系统的可靠性,但其使用的算法模型依然为标称轨迹下的小偏差线性化模型。此外,动态逆控制<sup>[8]</sup>、滑模控制<sup>[9]</sup>、神经网络控制<sup>[10]</sup>和鲁棒增益调度控制<sup>[11]</sup>等方法也被用于解决运载火箭姿态系统的稳定控制问题,但这些工作大多针对运载火箭发射、大推力入轨和在轨飞行阶段进行研究,较少分析运载火箭垂直着陆段的模型特性和性能需求。钱默抒等<sup>[12]</sup>针对运载火箭一子级垂直着陆前的姿态调整阶段,提出了一种基于滑模动态面控制技术的垂直回收控制策略,可实现姿态角的非线性跟踪控制。

本文将针对火箭一子级垂直着陆段姿态控制问题展开研究,提出一种带预设性能的姿态自适应控制策略,能够有效地解决外界环境干扰、参数不确定性以及系统未知动态对系统的影响。该控制策略中,引入了误差转换技术,在对姿态角跟踪误差进行系统变换后设计自适应控制律,可满足用户预设的瞬态和稳态性能需求,进一步提高了运载火箭姿态控制系统的可靠性和控制精度。

本文内容安排如下:第一节建立了垂直着陆段火箭的姿态动力学模型;第二节引入了误差转换技术,基于神经网络和自适应方法设计了带预设性能的姿态自适应控制系统,并通过 Lyapunov 理论完成了对闭环系统的稳定性分析;第三节通过开展数值仿真实验,充分验证了本文提出的控制方法的有效性和强鲁棒性。

## 1 火箭姿态动力学模型

定义箭体坐标系为  $Oxyz$ , 坐标原点  $O$  为火

箭质心,  $z$  轴为箭体外壳对称轴,方向沿箭体轴指向火箭头部,与  $x, y$  轴构成右手直角坐标系。考虑运载火箭为刚性箭体,其姿态动力学方程可表示为

$$\begin{aligned} \dot{\boldsymbol{\eta}} &= \boldsymbol{Q}_\eta \boldsymbol{\omega} \\ \bar{\boldsymbol{J}} \dot{\boldsymbol{\omega}} &= -\boldsymbol{\omega} \times \bar{\boldsymbol{J}} \boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{\tau} + \boldsymbol{M}(T, \delta_x, \delta_y) + \boldsymbol{M}_{\Delta J} + \boldsymbol{M}_{ext} \end{aligned} \quad (1)$$

式中,  $\boldsymbol{\eta} = [\phi, \theta, \psi]^T \in \mathbf{R}^3$  为欧拉角向量;  $\phi, \theta$  和  $\psi$  分别为滚转角、俯仰角和偏航角;  $\boldsymbol{\omega} = [\omega_x, \omega_y, \omega_z]^T \in \mathbf{R}^3$  为箭体角速度;  $\bar{\boldsymbol{J}} \in \mathbf{R}^{3 \times 3}$  为标称惯性矩阵;  $\boldsymbol{Q}_\eta \in \mathbf{R}^{3 \times 3}$  为姿态矩阵,可表示为

$$\boldsymbol{Q}_\eta = \begin{bmatrix} 1 & s_\phi t_\theta & c_\phi t_\theta \\ 0 & c_\phi & -s_\phi \\ 0 & s_\phi / c_\theta & c_\phi / c_\theta \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中,  $s_\eta \triangleq \sin \eta$ ,  $c_\eta \triangleq \cos \eta$ ,  $t_\eta \triangleq \tan \eta$ 。  $\boldsymbol{\tau} \in \mathbf{R}^3$  为火箭栅格舵产生的控制力矩;  $\boldsymbol{M}(T, \delta_x, \delta_y)$  为尾部发动机推力矢量作用下产生的箭体偏转力矩,在本文中假设偏转力矩与发动机推力大小  $T$ 、发动机摆角  $\delta_x$  和  $\delta_y$  成函数关系;同时,火箭飞行过程中燃料消耗和贮箱液体晃动等因素将引起火箭箭体转动惯量的变化,记为  $\Delta J$ ,其对应的摄动力矩可表示为  $\boldsymbol{M}_{\Delta J}$ ;  $\boldsymbol{M}_{ext}$  为气流速度引起的气动力矩,考虑飞行环境中普遍存在不可测的风速干扰,该气动力矩视作未知环境干扰。为方便表示,可定义  $\boldsymbol{d} \triangleq \boldsymbol{M}_{\Delta J} + \boldsymbol{M}_{ext}$  为总未知干扰力矩。

**假设 1** 未知干扰力矩  $\boldsymbol{d}$  有界,且  $\|\boldsymbol{d}\| \leq d_M$ , 其中  $d_M$  为正实数,  $\|\cdot\|$  为  $L_2$ -范数。

## 2 火箭姿态控制系统设计

### 2.1 控制目标描述

本文的目的在于设计一种带预设性能的自适应控制算法,在未知环境干扰和未建模系统动态同时存在的情况下,实现对火箭垂直着陆段飞行过程中期望姿态角  $\boldsymbol{\eta}_d = [\phi_d, \theta_d, \psi_d]^T$  的高精度跟踪;同时,为保证飞行安全,火箭姿态角将始终被限制在预设的运行范围内,表示为

$$\underline{\phi} < \phi < \bar{\phi}, \underline{\theta} < \theta < \bar{\theta}, \underline{\psi} < \psi < \bar{\psi} \quad (3)$$

式中,  $\bar{\phi}, \bar{\theta}, \bar{\psi}$  和  $\underline{\phi}, \underline{\theta}, \underline{\psi}$  分别为  $\phi, \theta, \psi$  预设的上界和下界。这样,通过选择合适的姿态角上、下界约束函数,控制器可实现预设的稳态和瞬态性能。

**假设 2** 期望姿态角轨迹  $\boldsymbol{\eta}_d = [\phi_d, \theta_d, \psi_d]^T$  和预设的姿态角上下界已知, 均为关于时间连续可导的光滑函数。

## 2.2 误差转换

定义姿态角跟踪误差为

$$\mathbf{e}_\eta \triangleq [e_\phi, e_\theta, e_\psi]^T = \boldsymbol{\eta} - \boldsymbol{\eta}_d \quad (4)$$

结合式 (3) 可得到

$$\underline{e}_\phi < e_\phi < \bar{e}_\phi, \underline{e}_\theta < e_\theta < \bar{e}_\theta, \underline{e}_\psi < e_\psi < \bar{e}_\psi \quad (5)$$

式中, 对于  $i = \phi, \theta, \psi$ ,  $\underline{e}_i \triangleq \underline{i} - i_d$ ,  $\bar{e}_i \triangleq \bar{i} - i_d$  为跟踪误差的上下界。可以发现,  $\bar{e}_i > 0$ ,  $\underline{e}_i < 0$ 。

为实现预设的控制性能, 本文引入误差转换技术将上述原始的受约束跟踪误差信号 (约束误差信号需保持在预设的误差上下界内) 转换为一个新的不受约束的误差信号。误差转换函数可表示为

$$s_i = Z_i(e_i, \bar{e}_i, \underline{e}_i) \quad (6)$$

式中,  $s_i \in \mathbf{R}$  为转换后误差,  $Z_i(\cdot): \mathbf{R} \times \mathbf{R} \times \mathbf{R} \rightarrow \mathbf{R}$  为用户自定义的随  $e_i$  严格递增的光滑函数, 即  $\partial s_i / \partial e_i > 0$ 。同时, 该函数满足

$$\begin{cases} \lim_{e_i \rightarrow \bar{e}_i} s_i(e_i, \bar{e}_i, \underline{e}_i) = +\infty \\ \lim_{e_i \rightarrow \underline{e}_i} s_i(e_i, \bar{e}_i, \underline{e}_i) = -\infty \end{cases} \quad (7)$$

可以判断, 若转化后的误差  $s_i$  有界, 则原始误差  $e_i$  有界, 且始终维持在预设的误差域内。因此, 上述控制目标转化为寻找合适的控制律, 以保证误差信号  $s_i$  是有界的。

本文中, 选取如下误差转换函数

$$\begin{aligned} s_i &= Z_i(e_i, \bar{e}_i, \underline{e}_i) \\ &= \ln\left(\frac{\bar{e}_i - e_i}{e_i - \underline{e}_i}\right) + Z_0 e_i, \quad i = \phi, \theta, \psi \end{aligned} \quad (8)$$

式中,  $\ln(\cdot)$  为自然对数函数,  $Z_0 \in \mathbf{R}^+$  为正实数。

接下来, 需要进一步获取经转换后新的误差动态。总写式 (6) 为

$$\mathbf{s}_\eta = \mathbf{Z}_\eta(e_\eta, \bar{e}_\eta, \underline{e}_\eta) \quad (9)$$

式中,  $\mathbf{s}_\eta \triangleq [s_\phi, s_\theta, s_\psi]^T$ ,  $\mathbf{Z}_\eta(e_\eta, \bar{e}_\eta, \underline{e}_\eta) \triangleq [Z_\phi, Z_\theta, Z_\psi]^T$ ,  $\underline{e}_\eta \triangleq [\underline{e}_\phi, \underline{e}_\theta, \underline{e}_\psi]^T$ ,  $\bar{e}_\eta \triangleq [\bar{e}_\phi, \bar{e}_\theta, \bar{e}_\psi]^T$ 。

并进行如下定义

$$\begin{aligned} \mathbf{E}_{\eta j} &\triangleq [e_\eta^T, \dot{e}_\eta^T, \dots, e_\eta^{(j-1)T}]^T \in \mathbf{R}^{3j}, \\ \underline{\boldsymbol{\Phi}}_{\eta j} &\triangleq [\underline{e}_\eta^T, \underline{\dot{e}}_\eta^T, \dots, \underline{\dot{e}}_\eta^{(j)T}]^T \in \mathbf{R}^{3(j+1)}, \quad j = 1, 2 \\ \bar{\boldsymbol{\Phi}}_{\eta j} &\triangleq [\bar{e}_\eta^T, \bar{\dot{e}}_\eta^T, \dots, \bar{e}_\eta^{(j)T}]^T \in \mathbf{R}^{3(j+1)} \end{aligned} \quad (10)$$

显然, 当火箭姿态角  $\eta$  和角速度  $\omega$  已知时, 上

式中定义的变量  $\mathbf{E}_{\eta j}$ ,  $\bar{\boldsymbol{\Phi}}_{\eta j}$ ,  $\underline{\boldsymbol{\Phi}}_{\eta j}$  可通过简单计算得到并直接用于控制器设计。

接着, 对公式 (9) 中的姿态转换误差依次求时间微分可得到

$$\dot{\mathbf{s}}_\eta = \mathbf{M}_{\eta 1}(\mathbf{E}_{\eta 1}, \underline{\boldsymbol{\Phi}}_{\eta 1}, \bar{\boldsymbol{\Phi}}_{\eta 1}) + \frac{\partial \mathbf{Z}_\eta}{\partial \mathbf{e}_\eta} \dot{\mathbf{e}}_\eta \quad (11)$$

式中

$$\mathbf{M}_{\eta 1}(\mathbf{E}_{\eta 1}, \underline{\boldsymbol{\Phi}}_{\eta 1}, \bar{\boldsymbol{\Phi}}_{\eta 1}) \triangleq \frac{\partial \mathbf{Z}_\eta}{\partial \mathbf{e}_\eta} \dot{\mathbf{e}}_\eta + \frac{\partial \mathbf{Z}_\eta}{\partial \bar{\mathbf{e}}_\eta} \dot{\bar{\mathbf{e}}}_\eta \quad (12)$$

进一步对式 (11) 求时间微分有

$$\ddot{\mathbf{s}}_\eta = \mathbf{M}_{\eta 2}(\mathbf{E}_{\eta 2}, \underline{\boldsymbol{\Phi}}_{\eta 2}, \bar{\boldsymbol{\Phi}}_{\eta 2}) + \frac{\partial \mathbf{Z}_\eta}{\partial \mathbf{e}_\eta} \ddot{\mathbf{e}}_\eta \quad (13)$$

式中

$$\begin{aligned} \mathbf{M}_{\eta 2} &\triangleq \frac{\partial \mathbf{M}_{\eta 1}}{\partial \mathbf{E}_{\eta 1}} \dot{\mathbf{E}}_{\eta 1} + \frac{\partial \mathbf{M}_{\eta 1}}{\partial \underline{\boldsymbol{\Phi}}_{\eta 1}} \dot{\underline{\boldsymbol{\Phi}}}_{\eta 1} + \frac{\partial \mathbf{M}_{\eta 1}}{\partial \bar{\boldsymbol{\Phi}}_{\eta 1}} \dot{\bar{\boldsymbol{\Phi}}}_{\eta 1} + \\ &\frac{\partial}{\partial \underline{\mathbf{e}}_\eta} \left( \frac{\partial \mathbf{Z}_\eta}{\partial \mathbf{e}_\eta} \dot{\mathbf{e}}_\eta \right) \dot{\underline{\mathbf{e}}}_\eta + \frac{\partial}{\partial \bar{\mathbf{e}}_\eta} \left( \frac{\partial \mathbf{Z}_\eta}{\partial \bar{\mathbf{e}}_\eta} \dot{\bar{\mathbf{e}}}_\eta \right) \dot{\bar{\mathbf{e}}}_\eta + \\ &\frac{\partial}{\partial \mathbf{e}_\eta} \left( \frac{\partial \mathbf{Z}_\eta}{\partial \mathbf{e}_\eta} \dot{\mathbf{e}}_\eta \right) \dot{\mathbf{e}}_\eta \end{aligned} \quad (14)$$

类似的, 上述公式中  $\mathbf{M}_{\eta 1}$  和  $\mathbf{M}_{\eta 2}$  可通过计算得到。

接着, 定义滤波跟踪误差为

$$\mathbf{r}_\eta = \dot{\mathbf{s}}_\eta + \boldsymbol{\lambda}_\eta \mathbf{s}_\eta \quad (15)$$

式中,  $\boldsymbol{\lambda}_\eta \in \mathbf{R}^+$  为正实数。

结合式 (1) 求解上述滤波跟踪误差  $\mathbf{r}_\eta$  的时间微分, 可得到

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{r}}_\eta &= \frac{\partial \mathbf{Z}_\eta}{\partial \mathbf{e}_\eta} [\dot{\mathbf{Q}}_\eta \boldsymbol{\omega} + \mathbf{Q}_\eta \bar{\mathbf{J}}^{-1} (-\boldsymbol{\omega} \times \bar{\mathbf{J}} \boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{\tau} + \\ &M(T, \delta_x, \delta_y)) - \ddot{\boldsymbol{\eta}}_d] + \frac{\partial \mathbf{Z}_\eta}{\partial \mathbf{e}_\eta} \mathbf{Q}_\eta \bar{\mathbf{J}}^{-1} d_M + \\ &\mathbf{M}_{\eta 2} + \boldsymbol{\lambda}_\eta \dot{\mathbf{s}}_\eta \end{aligned} \quad (16)$$

## 2.3 神经网络补偿器

针对火箭姿态动力学 (1) 中的未知系统动态  $M(T, \delta_x, \delta_y)$ , 本文引入一个三层的神经网络加以补偿。神经网络的输出可表示为

$$\mathbf{O}(\mathbf{X}) = \hat{\mathbf{W}}^T \boldsymbol{\varphi}(\mathbf{V}^T \mathbf{X}) \quad (17)$$

式中,  $\mathbf{X} = [T, \delta_x, \delta_y]^T \in \mathbf{R}^3$  和  $\mathbf{O} \in \mathbf{R}^3$  分别为神经网络的输入和输出,  $\mathbf{V} \in \mathbf{R}^{3 \times n}$  和  $\hat{\mathbf{W}} \in \mathbf{R}^{n \times 3}$  分别为隐含层和输出层的权重,  $n$  为隐含层节点个数,  $\boldsymbol{\varphi}(\cdot)$  为激活函数, 本文中取激活函数为双曲正切函数。根据神经网络的非线性逼近理论<sup>[13]</sup>, 对于任意紧凑集上的未知光滑函数  $M(T, \delta_x, \delta_y)$ , 都可以用神经网络表示为

$$M(T, \delta_x, \delta_y) = \mathbf{W}^{*T} \boldsymbol{\varphi}(\mathbf{V}^T \mathbf{X}) + \varepsilon \quad (18)$$

式中,  $\mathbf{W}^* \in \mathbf{R}^{n \times 3}$  为输出层的理想权重矩阵,  $\varepsilon$  为对应的函数逼近误差。如果隐含层的权重随机初始化并且在随后的学习过程中保持不变, 通过增加隐含层节点个数  $n$ , 可使得逼近误差  $\varepsilon$  足够小。此外, 考虑隐含层权重  $V$  在学习过程中保持不变, 在下文的叙述中将予以省略。

**假设 3**<sup>[14-15]</sup> 神经网络的理想权重矩阵有界, 且逼近误差有界, 即  $\|\mathbf{W}\| \leq W_M$ ,  $\|\varepsilon\| \leq \varepsilon_M$ , 其中  $W_M$  和  $\varepsilon_M$  为正实数。

## 2.4 姿态控制器设计

本文针对运载火箭垂直着陆段飞行的自适应姿态控制器设计为

$$\begin{aligned} \boldsymbol{\tau} = & \bar{\mathbf{J}}\mathbf{Q}_\gamma^{-1} \left( \frac{\partial \mathbf{Z}_\gamma}{\partial \mathbf{e}_\gamma} \right)^{-1} (-k\mathbf{r}_\gamma - \lambda_\gamma \dot{\mathbf{s}}_\gamma - \mathbf{M}_{\gamma_2}) - \\ & \bar{\mathbf{J}}\mathbf{Q}_\gamma^{-1} (\dot{\mathbf{Q}}_\gamma \boldsymbol{\omega} - \ddot{\boldsymbol{\eta}}_d) + \boldsymbol{\omega} \times \bar{\mathbf{J}}\boldsymbol{\omega} - \hat{\mathbf{W}}^\top \boldsymbol{\varphi}(\mathbf{X}) - \\ & \bar{\mathbf{J}}\mathbf{Q}_\gamma^{-1} \left( \frac{\partial \mathbf{Z}_\gamma}{\partial \mathbf{e}_\gamma} \right)^{-1} \frac{\hat{D}\mathbf{r}_\gamma}{\hat{D}\|\mathbf{r}_\gamma\| + \exp(-t)} \end{aligned} \quad (19)$$

式中,  $-k\mathbf{r}_\gamma$  为线性反馈项,  $k \in \mathbf{R}^+$  为正实数。

$\hat{\mathbf{W}}^\top \boldsymbol{\varphi}(\mathbf{X})$  为对神经网络理想输出  $\mathbf{W}^{*\top} \boldsymbol{\varphi}(\mathbf{X})$  的估计值, 用于补偿系统的未知非线性动态, 其估计误差可表示为  $\tilde{\mathbf{W}} = \hat{\mathbf{W}} - \mathbf{W}$ 。权重矩阵的更新律设计为

$$\dot{\hat{\mathbf{W}}} = k_1 \boldsymbol{\varphi}(\mathbf{X}) \mathbf{r}_\gamma^\top - k_1 k_2 \|\mathbf{r}_\gamma\| \hat{\mathbf{W}}_c \quad (20)$$

式中,  $k_1, k_2 \in \mathbf{R}^+$  为正实数。以下引理将保证本文设计的  $\hat{\mathbf{W}}$  是有界的。

**引理 1**<sup>[16]</sup> 对于自适应律 (20), 存在一个紧集  $\boldsymbol{\Omega}_{\tilde{\mathbf{W}}} = \left\{ \hat{\mathbf{W}} \mid \|\hat{\mathbf{W}}\| \leq \frac{\varphi_M}{k_2} \right\}$ 。其中,  $\|\boldsymbol{\varphi}(\mathbf{X})\| \leq \varphi_M$ ,  $\varphi_M \in \mathbf{R}^+$ 。在  $\hat{\mathbf{W}}(0) \in \boldsymbol{\Omega}_{\tilde{\mathbf{W}}}$  的情况下, 满足  $\hat{\mathbf{W}}(t) \in \boldsymbol{\Omega}_{\tilde{\mathbf{W}}}$ ,  $\forall t \geq 0$ 。

此外, 控制器 (19) 中设计了自适应鲁棒项  $\bar{\mathbf{J}}\mathbf{Q}_\gamma^{-1} \left( \frac{\partial \mathbf{Z}_\gamma}{\partial \mathbf{e}_\gamma} \right)^{-1} \frac{\hat{D}\mathbf{r}_\gamma}{\hat{D}\|\mathbf{r}_\gamma\| + \exp(-t)}$ , 用于消除干扰力矩  $d$  和神经网络逼近误差对运载火箭姿态系统的影响。其中,  $\hat{D}$  可视作对未知常数  $D$  的估计, 相应的估计误差定义为  $\tilde{D} = \hat{D} - D$ 。该未知常数  $D$  可表示为

$$D = P_M \left( \frac{\varphi_M^2}{k_2} + W_M \varphi_M + \varepsilon_M + d_M \right) \quad (21)$$

式中,  $P_M$  为有界矩阵  $\frac{\partial \mathbf{Z}_\gamma}{\partial \mathbf{e}_\gamma} \mathbf{Q}_\gamma \bar{\mathbf{J}}^{-1} \in \mathbf{R}^{3 \times 3}$  的上界, 即

$$\left\| \frac{\partial \mathbf{Z}_\gamma}{\partial \mathbf{e}_\gamma} \mathbf{Q}_\gamma \bar{\mathbf{J}}^{-1} \right\| \leq P_M。未知常数  $D$  估计值  $\hat{D}$  的自适$$

应律设计为

$$\dot{\hat{D}} = \mu \|\mathbf{r}_\gamma\| \quad (22)$$

式中,  $\mu \in \mathbf{R}^+$  为正实数。

本文所设计的姿态控制算法的稳定性由以下定理给出。

**定理 1** 考虑公式 (1) 所描述的运载火箭垂直着陆段姿态动力学模型, 当假设 1~3 成立时, 如果选择姿态控制器 (19), 以及自适应律 (20) 和 (22), 可以保证姿态角跟踪误差  $e_\gamma$  渐进趋于零点, 且闭环系统其他信号始终有界。

**证明:** 构造 Lyapunov 函数为

$$\mathbf{V} = \frac{1}{2} \mathbf{r}_\gamma^\top \mathbf{r}_\gamma + \frac{1}{2\mu} \tilde{D}^2 \quad (23)$$

对  $\mathbf{V}$  求时间微分可得到

$$\dot{\mathbf{V}} = \mathbf{r}_\gamma^\top \dot{\mathbf{r}}_\gamma + \frac{1}{\mu} \tilde{D} \dot{\tilde{D}} \quad (24)$$

将公式 (16) 和 (18) 代入式 (24) 有

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{V}} = & \mathbf{r}_\gamma^\top \left( \frac{\partial \mathbf{Z}_\gamma}{\partial \mathbf{e}_\gamma} [\dot{\mathbf{Q}}_\gamma \boldsymbol{\omega} + \mathbf{Q}_\gamma \bar{\mathbf{J}}^{-1} (-\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{J}\boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{\tau} + \right. \\ & \left. \mathbf{W}^{*\top} \boldsymbol{\varphi}(\mathbf{X}) + \varepsilon) - \ddot{\boldsymbol{\eta}}_d] + \frac{\partial \mathbf{Z}_\gamma}{\partial \mathbf{e}_\gamma} \mathbf{Q}_\gamma \bar{\mathbf{J}}^{-1} d_M + \right. \\ & \left. \mathbf{M}_{\gamma_2} + \lambda_\gamma \dot{\mathbf{s}}_\gamma \right) + \frac{1}{\mu} \tilde{D} \dot{\tilde{D}} \end{aligned} \quad (25)$$

接着, 代入姿态控制器 (19), 式 (25) 可写作

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{V}} = & -k\mathbf{r}_\gamma^\top \mathbf{r}_\gamma + \mathbf{r}_\gamma^\top \left( \frac{\partial \mathbf{Z}_\gamma}{\partial \mathbf{e}_\gamma} \mathbf{Q}_\gamma \bar{\mathbf{J}}^{-1} (-\tilde{\mathbf{W}}^\top \boldsymbol{\varphi}(\mathbf{X}) + \varepsilon + d) \right) - \\ & \frac{\hat{D}\mathbf{r}_\gamma^\top \mathbf{r}_\gamma}{\hat{D}\|\mathbf{r}_\gamma\| + \exp(-t)} + \frac{1}{\mu} \tilde{D} \dot{\tilde{D}} \\ \leq & -k\mathbf{r}_\gamma^\top \mathbf{r}_\gamma + \|\mathbf{r}_\gamma\| \left\| \frac{\partial \mathbf{Z}_\gamma}{\partial \mathbf{e}_\gamma} \mathbf{Q}_\gamma \bar{\mathbf{J}}^{-1} \right\| (\|\tilde{\mathbf{W}}^\top \boldsymbol{\varphi}(\mathbf{X})\| + \\ & \varepsilon_M + d_M) - \frac{\hat{D}\mathbf{r}_\gamma^\top \mathbf{r}_\gamma}{\hat{D}\|\mathbf{r}_\gamma\| + \exp(-t)} + \frac{1}{\mu} \tilde{D} \dot{\tilde{D}} \\ \leq & -k\mathbf{r}_\gamma^\top \mathbf{r}_\gamma + \|\mathbf{r}_\gamma\| P_M \left( \frac{\varphi_M^2}{k_2} + W_M \varphi_M + \varepsilon_M + d_M \right) - \\ & \frac{\hat{D}\mathbf{r}_\gamma^\top \mathbf{r}_\gamma}{\hat{D}\|\mathbf{r}_\gamma\| + \exp(-t)} + \frac{1}{\mu} \tilde{D} \dot{\tilde{D}} \\ = & -k\mathbf{r}_\gamma^\top \mathbf{r}_\gamma - \frac{\hat{D}\mathbf{r}_\gamma^\top \mathbf{r}_\gamma}{\hat{D}\|\mathbf{r}_\gamma\| + \exp(-t)} + \|\mathbf{r}_\gamma\| D + \\ & \frac{1}{\mu} \tilde{D} \dot{\tilde{D}} \end{aligned} \quad (26)$$

考虑下式始终成立

$$\frac{-\hat{D}\mathbf{r}_\gamma^\top \mathbf{r}_\gamma}{\hat{D}\|\mathbf{r}_\gamma\| + \exp(-t)} < -\hat{D}\mathbf{r}_\gamma + \exp(-t) \quad (27)$$

则公式 (26) 可计算为

$$\dot{\mathbf{V}} < -k\mathbf{r}_\gamma^T \mathbf{r}_\gamma - \dot{D} \|\mathbf{r}_\gamma\| + \exp(-t) + \|\mathbf{r}_\gamma\| D + \frac{1}{\mu} \tilde{D} \dot{D} \quad (28)$$

进一步, 将自适应律 (22) 代入式 (28), 得到

$$\dot{\mathbf{V}} < -k\mathbf{r}_\gamma^T \mathbf{r}_\gamma - \dot{D} \|\mathbf{r}_\gamma\| + \exp(-t) + \|\mathbf{r}_\gamma\| D + \|\mathbf{r}_\gamma\| \tilde{D} = -k\mathbf{r}_\gamma^T \mathbf{r}_\gamma + \exp(-t) \quad (29)$$

对式 (29) 两边同时取时间积分有

$$0 < \mathbf{V} < \mathbf{V}(0) - k \int_0^t \mathbf{r}_\gamma^T(s) \mathbf{r}_\gamma(s) ds + 1 \quad (30)$$

由 Barbalat 引理可以证明, 当  $t \rightarrow \infty$  时滤波

误差  $\|\mathbf{r}_\gamma\| \rightarrow 0$ 。根据式 (15) 中定义可进一步证明, 转换误差  $s_\gamma$ ,  $\dot{s}_\gamma$  同样渐进趋向于零点。基于转换后误差  $s_\gamma$  与原始姿态跟踪误差  $e_\gamma$  的映射关系, 可以得到  $e_\gamma$  亦渐进收敛至零点, 即各姿态角跟踪误差渐进收敛至零。在此基础上, 容易推导出闭环系统其余信号始终有界, 定理 1 得证。

### 3 仿真实验

#### 3.1 仿真参数设置

仿真中采用的运载火箭总体参数如表 1 所示。

表 1 仿真参数

Tab. 1 Simulation parameters

$\bar{J}_{xx} / (\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	$\bar{J}_{yz} (\bar{J}_{zy}) / (\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	$T/\text{N}$
1 136 949	-23 003	845 000
$\bar{J}_{yy} / (\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	$\bar{J}_{xz} (\bar{J}_{zx}) / (\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	$\delta_x / \text{rad}$
1 376 852	0	$0.1 \sin(0.1\pi t)$
$\bar{J}_{zz} / (\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	$\bar{J}_{xy} (\bar{J}_{yx}) / (\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	$\delta_y / \text{rad}$
554 486	0	$0.1 \sin(0.1\pi t)$

垂直着陆段飞行的各初始姿态角选择如下

$$\phi(0) = 31.51^\circ, \theta(0) = 20.05^\circ, \psi(0) = 2.86^\circ$$

$$\omega_x(0) = \omega_y(0) = \omega_z(0) = 0 (\text{rad/s}) \quad (31)$$

仿真中姿态控制器各控制参数选择为

$$k = 200, k_1 = k_2 = \lambda_\gamma = 2, \mu = 300 \quad (32)$$

待更新参数初始值设置为

$$\hat{\mathbf{W}}(0) = 0, O(0) = 0 \quad (33)$$

未知气动干扰力矩在仿真中设定为

$$M_{ext} = 10^4 \times [\sin(0.1\pi t), \sin(0.2\pi t), \cos(0.1\pi t)]^T (\text{N} \cdot \text{m}) \quad (34)$$

垂直着陆段飞行中的惯性参数摄动为

$$\Delta J = 0.2e^{-\frac{t}{20}} \sin(0.1\pi t) \bar{J} \quad (35)$$

尾部发动机推力矢量作用下产生的偏转力矩

假定为

$$M(T, \delta_x, \delta_y) = T[-\sin(\delta_x), \sin(\delta_y)\cos(\delta_x), 0]^T (\text{N} \cdot \text{m}) \quad (36)$$

为充分验证所设计的姿态自适应控制算法的有效性, 本文将给出上述外部干扰和未知系统动态均存在下的火箭垂直着陆段的姿态跟踪控制

仿真。

#### 3.2 仿真结果和分析

考虑未知气动干扰力矩  $M_{ext}$ 、发动机推力矢量带来的未知偏转力矩  $M(T, \delta_x, \delta_y)$  以及燃料消耗带来转动惯量变化  $\Delta J$  引起的干扰力矩同时存在于运载火箭垂直着陆段的飞行过程中。分别设计 PD 控制器和上文中自适应控制器, 在给定参考姿态轨迹和预设控制性能下, 各姿态角响应曲线如图 1~图 3 所示。

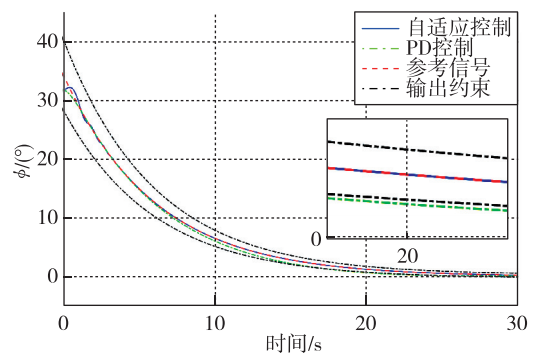


图 1 时间-滚转角变化曲线

Fig. 1 Time history of roll angle

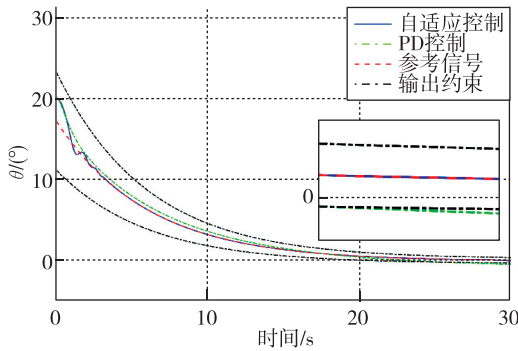


图2 时间-俯仰角变化曲线

Fig. 2 Time history of pitch angle

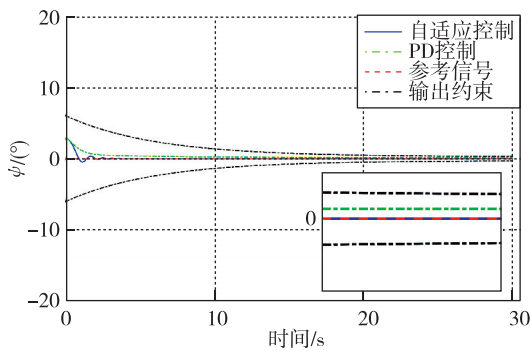


图3 时间-偏航角变化曲线

Fig. 3 Time history of yaw angle

由各姿态角随时间的响应曲线可知,在外部干扰、模型不确定性同时存在的情况下,相比于PD控制器,本文提出的自适应控制方法能在短时间内实现对预定姿态轨迹的稳定跟踪,具有更强的鲁棒性。同时,通过自定义姿态角跟踪误差的上、下界,可使得姿态轨迹始终处于预设范围内,而PD控制器下则无法实现该性能。本文所设计的带预设性能的姿态控制器一方面可以用于改善火箭姿态控制系统的瞬态响应性能,另一方面可以保证其稳态性能。以本文的仿真算例为例,通过预设姿态角跟踪误差的上、下界函数,系统稳态误差将始终小于 $0.3^\circ$ ,这充分显示出本文设计的自适应姿态控制算法的高稳态精度。

#### 4 结论

针对可重复使用运载火箭复杂非线性和强不确定性等动力学特性,基于自适应控制技术设计了火箭垂直着陆段飞行的姿态控制方法。同时,引入误差转换技术,实现用户预设的控制性能。研究表明,本文设计的带预设性能的自适应控制算法能实现对预定姿态轨迹的稳定跟踪,闭环系

统具有良好的瞬态和稳态性能,且对外部干扰和模型不确定性具有强适应性。

#### 参考文献

- [1] 鲁宇,汪小卫,高朝辉,等.重复使用运载火箭技术进展与展望[J].导弹与航天运载技术,2017(5):1-7.
- [2] 徐大富,张哲,吴克,等.垂直起降重复使用运载火箭发展趋势与关键技术研究进展[J].科学通报,2016,61(32):3453-3463.
- [3] 张志国,马英,耿光有,等.火箭垂直回收着陆段在线制导凸优化方法[J].弹道学报,2017,29(1):9-16.
- [4] 牟宇,孙冀伟,秦旭东.猎鹰9火箭Block5构型首次飞行任务解析[J].宇航总体技术,2018,2(5):1-7.
- [5] 周军,水尊师,葛致磊,等.基于鲁棒状态观测器的运载火箭姿态控制系统设计[J].航天控制,2012,30(2):11-16.
- [6] 薛宇,高松涛,徐永成,等.基于鲁棒 $H_\infty$ 控制的运载火箭姿态控制系统设计[J].航天控制,2015,33(5):12-16.
- [7] 赵党军,李新民,王永骥,等.基于微分代数方法的运载火箭自抗扰姿态控制[J].华中科技大学学报(自然科学版),2011,39(8):104-107.
- [8] Shankar P, Yedavalli R K, Doman D B. Dynamic inversion via state dependent Riccati equation approach: Application to flight vehicles [C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, 2003:5361.
- [9] 吴燕生.火箭大偏航入轨双回路扰动观测补偿有限时间收敛滑模控制[J].宇航总体技术,2019,3(4):1-8.
- [10] 陈书钊,楚龙飞,杨秀梅,等.状态预测神经网络控制应用于小型可回收火箭[J].航空学报,2018,40(3):322286.
- [11] 韦常柱,据啸哲,张亮,等.弹性体运载火箭建模及控制器设计[J].宇航总体技术,2017,1(1):21-26.
- [12] 钱默抒,熊克,王海洋.重复使用运载火箭精确回收滑模动态面控制[J].宇航学报,2018,39(8):879-888.
- [13] Lewis F W, Jagannathan S, Yesildirak A. Neural network control of robot manipulators and non-linear systems[M]. CRC Press, 1998.
- [14] Wang H Q, Liu K F, Liu X P, et al. Neural-based adaptive output-feedback control for a class of nonstrict-feed-back stochastic nonlinear systems [J]. IEEE Transactions on Cybernetics, 2015,45(9):1977-1987.
- [15] Fan B, Yang Q M, Jagannathan S, et al. Asymptotic tracking controller design for nonlinear systems with guaranteed performance [J]. IEEE Transactions on Cybernetics,2018, 48(7):2001-2011.

- 
- [16] He W, Yin Z, Sun C Y. Adaptive neural network control of a marine vessel with constraints using the asymmetric barrier Lyapunov function [J]. IEEE Transactions on Cybernetics, 2017, 47(7):1641-1651.

**引用格式:** 李璟澜, 杨秦敏. 带预设性能的火箭垂直着陆段姿态自适应控制设计[J]. 宇航总体技术, 2020, 4(5):1-7.

**Citation:** Li J L, Yang Q M. Adaptive attitude control in the landing phase of rocket vertical recovery with prescribed performance [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2020, 4(5): 1-7.