

垂直回收运载火箭高精度姿态控制技术

伊鑫, 潘豪, 黄聪, 胡海峰, 赵海滨

(北京航天自动控制研究所, 北京 100854)

摘要: 针对返回式火箭垂直着陆回收任务中的控制难点, 全面分析了返回过程中最关键的垂直着陆段对控制系统的需求和约束条件, 提出了一种针对垂直着陆段的高精度姿态控制方案, 包括: 适应大静不稳和晃动极零结构的参数优化设计、增益非线性平滑调度以及基于自抗扰的高精度姿态控制算法。仿真结果表明: 1) 该方法具备了工程实现性强、模型适用范围广的实用特点; 2) 采用所提出的控制方案相比传统仅采用姿态主网络控制方案的控制精度有较大程度的提升, 特别在支腿展开稳定过程中控制精度提高接近80%, 控制精度提升效果显著, 可以满足设计需求。

关键词: 运载火箭; 垂直返回; 姿态控制

中图分类号: V448.2

文献标识码: A

文章编号: 2096-9287(2022)05-0492-06

DOI: 10.15982/j.issn.2096-9287.2022.20210116

引用格式: 伊鑫, 潘豪, 黄聪, 等. 垂直回收运载火箭高精度姿态控制技术[J]. 深空探测学报(中英文), 2022, 9(5): 492-497.

Reference format: YI X, PAN H, HUANG C, et al. High precision attitude control technology of vertical landing returning rocket[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2022, 9(5): 492-497.

引言

不同于一次性运载火箭发射后完全废弃的方式, 垂直回收火箭采用费用均摊的原则, 能大幅降低单位有效载荷发射成本, 且与航天飞机的水平回收相比, 垂直回收后拆卸维护周期短成本低, 具有极高的发展和应用前景。

针对垂直回收火箭的飞行控制这一热点及难点问题, 国内外相关研究机构分别进行了相关研究试验, 并取得以下进展。

国外, 蓝色起源公司(Blue Origin)于2015年11月率先在“新谢泼德号”(New Shepard)火箭上实现了垂直起降, 飞行高度达到100 km, 验证了着陆支腿控制、环箭体减速舵面控制效果、着陆支腿展开、着陆段制导控制等算法^[1]; 此外, SpaceX在蚱蜢飞行器上开展了8次飞行试验, 验证了悬停、侧向转移、风干扰条件下的垂直着陆等项目; 此后利用“猎鹰9号”(Falcon-9)在完成载荷发射任务后, 开展了6次助推级海面降落试验, 验证了高空高速返回全程多飞行段的制导控制技术, 并于2015年12月实现了陆上垂直回收。在SpaceX正在开展的火星登陆项目中, 其Starhopper飞行器完成了低空垂直起降的飞行试验, 以单台偏心发动机的状态实现了着陆, o18星舰SN10也完成

了首次高空飞行测试与定点着陆^[2]。在国内, 中国运载火箭技术研究院也开展了关于垂直起降的关键技术研究和演示验证工作^[3-4]。

由于垂直回收运载火箭返回飞行空域大、环境变化显著、返回过程呈现多阶段, 需要同时满足多项飞行过程约束和着陆点终端约束^[5]。其中, 由于下降段火箭速度方向的变化, 火箭具有较大静不稳定性; 随着推进级的消耗, 晃动质心位置不断变化, 下降后半段中燃烧剂贮箱晃动存在极零分布现象; 此外着陆机构展开过程中气动外形和箭体质量分布特性突变的大干扰、大范围姿态调整、有限控制能力下的复合控制耦合等垂直返回火箭特有的特性都使得姿态控制系统设计的难度大大增加, 传统运载火箭姿态控制方法已无法满足飞行稳定性和姿态控制精度的要求。

本文针对上述难点进行研究, 提出一种适用于垂直返回火箭的高精度姿态控制方法。

1 技术实现途径

为实现垂直回收的高精度姿态控制, 本文分别从仿真模型和控制方案两个方面来开展工作。

在仿真模型中, 以往仅考虑刚体的质心和绕心运动基础上, 还充分考虑弹性、推进剂液体晃动和其它

干扰的影响, 模型的准确度和可信度都较纯刚体模型有较大的提升;

设计模型是在仿真模型基础上, 通过“系数冻结法”和“小扰动线性化法”得到, 也就保证了在进行控制系统参数、网络设计时将弹性、晃动的考虑在内;

在控制方案的设计中, 以传统姿态控制网络为主网络, 在此基础上增加非线性扩张状态观测器 (Extended State Observer, ESO) 控制回路, 并对主网络的增益结合实际飞行阶段的物理特性进行增益调度, 数学仿真中通过采用此控制方案的控制效果与仅采用传统姿态控制网络的控制效果进行对比, 以说明本文所采用控制方案对提高控制精度的有效性。

2 仿真建模

2.1 运载火箭飞行动力学模型

考虑运载火箭弹性运动和液体晃动影响, 为便于设计分析, 基于冻结系数法和小扰动线性化的假设建立小偏差方程, 以纵向运动为例:

简化后描述质心运动的小偏差动力学方程为

$$\Delta\dot{\theta} = c_1^\varphi \Delta\alpha + c_2^\varphi \Delta\theta + c_3^\varphi \Delta\delta_\varphi + c_3^{\prime\varphi} \Delta\ddot{\delta}_\varphi + c_1^{\prime\varphi} \alpha_w + c_4^\varphi \Delta\dot{\varphi} + \sum_i (c_{1i}^\varphi \dot{q}_i + c_{2i}^\varphi q_i) - \sum_p c_{4p}^\varphi \Delta\ddot{y}_p - \bar{F}_{BY} \quad (1)$$

其中: $\Delta\theta$ 为弹道倾角; $\Delta\delta_\varphi, \Delta\ddot{\delta}_\varphi$ 为俯仰控制摆角和角加速度; α_w 为风攻角; q_i 为第 i 阶弹性广义位移; $\Delta\ddot{y}_p$ 为第 p 阶晃动加速度; \bar{F}_{BY} 为干扰力。

描述绕心运动的小偏差动力学方程为

$$\Delta\ddot{\varphi} + b_1^\varphi \Delta\dot{\varphi} + b_2^\varphi \Delta\alpha + b_3^\varphi \Delta\delta_\varphi + b_3^{\prime\varphi} \Delta\ddot{\delta}_\varphi + b_2^\varphi \alpha_w + \sum_i (b_{1i}^\varphi \dot{q}_i + b_{2i}^\varphi q_i) + \sum_p (b_{4p}^\varphi \Delta\ddot{y}_p - b_{5p}^\varphi \Delta y_p) = \bar{M}_{BZ}$$

$$\Delta\varphi = \Delta\alpha + \Delta\theta \quad (2)$$

其中: $\Delta\varphi$ 为俯仰角偏差; $\Delta\alpha$ 为攻角偏差; \bar{M}_{BZ} 为干扰力矩。

描述弹性运动的方程为

$$\ddot{q}_i + 2\zeta_i \omega_i \dot{q}_i + \omega_i^2 q_i = D_{1i}^\varphi \Delta\dot{\varphi} + D_{2i}^\varphi (\Delta\alpha + \alpha_{wp} + \alpha_{wq}) + D_{3i}^\varphi \Delta\delta_\varphi + D_{3i}^{\prime\varphi} \Delta\ddot{\delta}_\varphi + \sum_p (G_{ip}^{\prime\prime\varphi} \Delta\ddot{y}_p + G_{ip}^\varphi \Delta y_p) + \sum_j (R_{ij}^{\prime\prime\varphi} \dot{q}_j + R_{ij}^\varphi q_j) + D_{1i}^{\psi} \dot{\psi} + D_{2i}^{\psi} (\beta + \beta_{wp} + \beta_{wq}) + D_{3i}^{\psi} \delta_{\psi z} + D_{3i}^{\prime\psi} \ddot{\delta}_{\psi z} + \sum_p (G_{ip}^{\prime\prime\psi} \Delta\ddot{z}_p + G_{ip}^\psi \Delta z_p) + \sum_j (R_{ij}^{\prime\prime\psi} \dot{q}_j + R_{ij}^\psi q_j) + d_{3i} \delta_\gamma + d_{3i}^{\prime} \ddot{\delta}_\gamma + \bar{Q}_{xi} - \bar{Q}_{yi} - \bar{Q}_{zi} - \bar{Q}_{ni} \quad (3)$$

弹性方程为按有限元法进行的弹性振动建模^[6], 其中: q_i 为第 i 阶广义位移量; i 为弹性运动的阶次; $\Delta\delta_\psi, \Delta\ddot{\delta}_\psi$ 为偏航控制摆角和角加速度; $\Delta\delta_\gamma, \Delta\ddot{\delta}_\gamma$ 为滚动控制摆角和角加速度。

描述晃动运动的方程为

$$\Delta\ddot{y}_p + 2\zeta_{hp} \Omega_p \Delta\dot{y}_p + \Omega_p^2 \Delta y_p = -E_1^\varphi \Delta\dot{\theta} + E_2 \Delta\varphi + E_3^\varphi \Delta\alpha - E_{pc} \Delta\dot{\varphi} + \sum_i (E_{ip}^{\prime\prime\varphi} \dot{q}_i + E_{ip}^\varphi q_i) + Z_{Lp} \ddot{\gamma} \quad (4)$$

其中: Δy_p 为第 p 阶晃动位移; $\ddot{\gamma}$ 为滚动角加速度。

鉴于弹性、晃动都是低阶特性对刚体运动的影响和弹晃自身耦合效果更明显, 上述模型中主要考虑两阶以内的弹性晃动运动。

2.2 自抗扰控制中扩张状态观测器与扰动估计模型

自抗扰控制器由跟踪微分器 (TD)、ESO 以及非线性状态误差反馈控制律 (NLSEF) 三部分组成, 其中 ESO 跟踪系统的各阶状态变量, 估计系统状态、模型和外扰, 同时对系统的未建模动态和外扰进行补偿, 是自抗扰控制器的核心部分。

对于二阶被控对象

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = f(x_1, x_2, M(t), t) + bu \\ y = x_1 \end{cases} \quad (5)$$

其中, $M(t)$ 是扰动。现将运动过程中的表现量

$$a(t) = f(x_1(t), x_2(t), M(t), t) \quad (6)$$

当做未知的扩张变量

$$x_3(t) = a(t) \quad (7)$$

那么上述系统就变成线性系统

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = x_3 + bu \\ \dot{x}_3 = M_0(t) \\ y = x_1 \end{cases} \quad (8)$$

其中, $M_0(t)$ 未知。对这个系统, 可建立状态观测器

$$\begin{cases} \dot{e} = z_1 - y \\ \dot{z}_1 = z_2 - \beta_{01} e \\ \dot{z}_2 = z_3 - \beta_{02} e + bu \\ \dot{z}_3 = -\beta_{03} e \end{cases} \quad (9)$$

如果函数 $f(x_1, x_2, M(t), t)$ 在系统输入 $u(t)$ 的作用下变化不是很激烈, 那么适当选取参数 $\beta_{01}, \beta_{02}, \beta_{03}$, 这个状态观测器的各状态变量 $z_i(t)$ 一般可以很好地跟踪原系统中的各状态变量 $x_i(t)$ 。该状态观测器称为扩张状态观测器。

将模型中除控制之外的合成项 $a(t)$ 看作总扰动,

$z_3(t)$ 就是对该总扰动的估计, 可为补偿控制所用。

2.3 运载火箭自抗扰控制

考虑火箭俯仰通道绕心运动的状态方程(2), 利用扩张状态观测器, 令 $x_1 = \Delta\varphi$, $x_2 = \Delta\dot{\varphi}$, $u = \Delta\delta_\varphi$, $b = -b_3^c$, x_3 表示方程中剩余各项, 那么, 绕心广义力矩 x_3 除了包含气动攻角产生的气动力矩、角速度产生的阻尼力矩、弹性运动产生的弹性力矩、晃动运动产生的晃动力矩等已知力矩外, 还包含结构干扰、风干扰等不确定性产生的未知力矩。则有如下形式的状态方程

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = x_3 - b_3^c \Delta\delta_\varphi \\ y = \Delta\varphi \end{cases} \quad (10)$$

从而可建立扩张状态观测器方程

$$\begin{cases} e = z_1 - \Delta\varphi \\ \dot{z}_1 = z_2 - \beta_{01}e \\ \dot{z}_2 = z_3 - \beta_{02}e - b_3^c \Delta\delta_\varphi \\ \dot{z}_3 = -\beta_{03}e \end{cases} \quad (11)$$

其中: β_{01} 、 β_{02} 、 β_{03} 是可设计的控制器参数。

利用扩张状态观测器估计值, 进行反馈补偿, 采用如下反馈控制方程^[8]

$$\Delta\delta_{\varphi_ADRC} = D(s)(z_3 + b_3^c z_2) / b_3^c \quad (12)$$

其中: $D(s)$ 为滤波网络, 通过滤波网络可以有效滤除因弹性和晃动运动产生的俯仰力矩; $b_3^c z_2$ 为气动阻尼力矩。假设扩张状态观测器的估计值准确, 则采用该反馈将可以补偿箭体飞行中的风干扰、结构干扰以及不确定性部分, 从而可起到减载作用。这样, 引入自抗扰反馈后的控制方程为

$$\Delta\delta_\varphi = a_0 \Delta\varphi + a_1 \Delta\dot{\varphi} + \Delta\delta_{\varphi_ADRC} \quad (13)$$

3 姿控系统方案设计

根据第2节建立的数学模型, 开展姿控系统方案设计。在控制方案的架构设计中, 以传统姿态控制网络为主网络, 首先结合实际飞行阶段的物理特性的分析对主网络增益进行了调度, 使得使用增益更接近物理实际; 此外, 在主网络回路基础上增加ESO估计补偿回路完成对未知干扰的估计补偿, 进一步提高控制精度。姿控系统方案原理示意图如图1所示。

传统姿态控制网络设计的方法较为成熟, 此处不再赘述, 需要说明的是随着燃烧剂的消耗, 液体贮箱晃动在下降返回段开始出现存在极零分布现象, 校正网络设计中既需要适应刚体的静不稳定也要适应极零

结构带来的晃动不稳定, 设计时要兼顾刚体、晃动、弹性低中高3个不同频段的稳定性, 并预留一定的稳定裕度以保证增益调度时的稳定性。

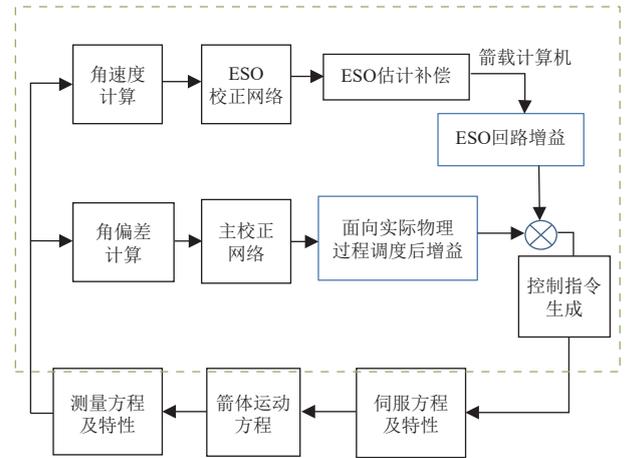


图1 姿态控制原理框图

Fig. 1 A Diagram for attitude controlling system

3.1 面向物理过程的增益非线性平滑调度

垂直返回飞行器着陆过程中, 利用支腿着陆装置吸收能量以协助飞行器实现稳定安全的着陆是关系返回成败的关键环节, 因此如何使得支腿的展开快速准确很值得研究。目前支腿展开控制采用分离前后增益线性插值控制的方式, 这种方式有个缺点, 没有考虑支腿展开过程中飞行器质心变化对质量分布特性的影响和展开过程中气动外形变化对气动特性的影响。

首先对支腿展开过程进行分析: 支腿在空中由收缩状态到完全展开状态, 首末两个状态质量分布特性和气动外形状明确, 而两个状态间的过渡过程质量分布特性和气动特性均未知。由于支腿展开方案采用的是被动重力展开方式, 过渡过程中某一时刻展开的角加速度与当前时刻展开的角度位置相关, 因此展开过程是一个加速度与位置相关的变加速运动, 可写成二次曲线形式。展开过程中为保证控制稳定, 控制参数的增益系数随展开速度变化而加速变化, 因此也可以写成二次曲线, 其系数可通过支腿展开试验数据拟合得到。

曲线公式如式(14), 调度曲线示意如图2所示, 通过增益调度改变支腿展开过程的控制方式, 可以有效减小支腿展开时段内和展开到位后的飞行器的姿态偏差, 为展开后垂直着陆段姿态控制提供较好的初始姿态条件; 并且可确保支腿展开准确到位, 为飞行器稳定着陆奠定基础。

以俯仰姿态通道主回路增益系数 A_0 为例, 给出增益系数调度计算公式, 阻尼项系数 A_{1y} 公式与之相似。

$$A_{0_yz} = \begin{cases} A_{0bg_yz} & t \leq T_{zt_bg} \\ A_{0bg_yz} + (a_{yz}\Delta t^2 + b_{yz}\Delta t + c_{yz}) & T_{zt_bg} < t \leq T_{zt_end} \\ A_{0ed_yz} & t > T_{zt_end} \end{cases} \quad (14)$$

需要说明的是: 增益的调度是可以保证全过程刚体、弹性运动稳定, 晃动在第一个特征点和最后一个特征点附近是稳定的; 但由于动态较大, 晃动在中间过程不能完全保证稳定, 但可以通过数学仿真来验证。

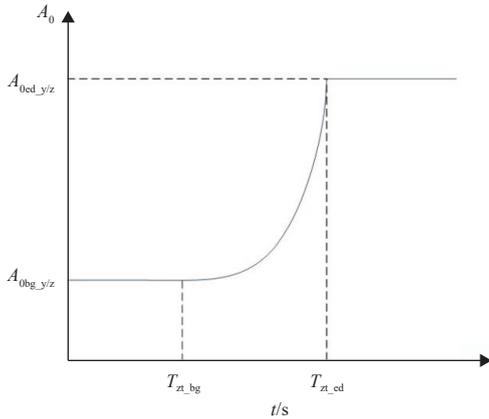


图2 支腿展开非线性增益平滑过渡曲线
Fig. 2 Moment of inertia curve

3.2 自抗扰控制回路设计

在火箭垂直返回着陆过程中, 考虑到飞行过程中大气环境偏差、发动机尾流以及结构干扰等的不确定性, 除了利用经典控制理论设计姿态主校正网络以保证系统有足够的幅值和相位裕度外, 姿态控制系统还研究了对于扰的在线估计与补偿控制, 通过状态变量转化将飞行器模型中不匹配的不确定性转化为既可观又匹配的“总干扰”, 然后设计ESO和扰动补偿将“总干扰”估计出来补偿掉, 利用ESO将非线性不确定动态估计出来作为前馈补偿, 以达到对风载荷、结构干扰等补偿。因此, 在基于经典控制理论设计的主网络基础上增加基于自抗扰控制的ESO估计补偿回路, 具体系统架构如图2所示。

在进行扩张状态观测器设计时, 可根据观测器带宽 ω 大小, 选取参数^[9] $\beta_{01} = 3\omega, \beta_{02} = 3\omega^2, \beta_{03} = \omega^3$, 也可以采用相同参数。在观测误差收敛速度能满足要求时, $\beta_{01}, \beta_{02}, \beta_{03}$ 的参数也不要取得太大。 $\beta_{01}, \beta_{02}, \beta_{03}$ 过大容易使得在初始观测误差较大或者是输出变化太快时使得观测值出现很大的超调。

4 仿真实验

以某低空中速演示验证飞行器为例, 采用2.1小节

建立的动力学模型, 考虑两阶以内的弹性晃动, 并采用第3节所论述的控制方案进行数学仿真。

以纵向通道为例, 图3为俯仰通道ESO估计的干扰量和模型实际施加干扰量的对比, 可以看出: 估计干扰量与实际干扰量基本一致, 干扰估计准确; 图4与图5分别是晃动广义位移和弹性广义位移, 可以看出晃动和弹性下降着陆段全程稳定。

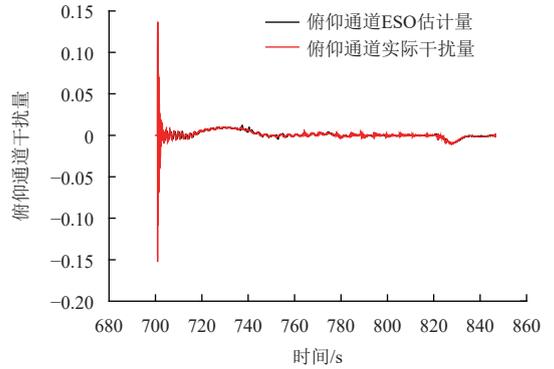


图3 干扰量
Fig. 3 Interference quantity

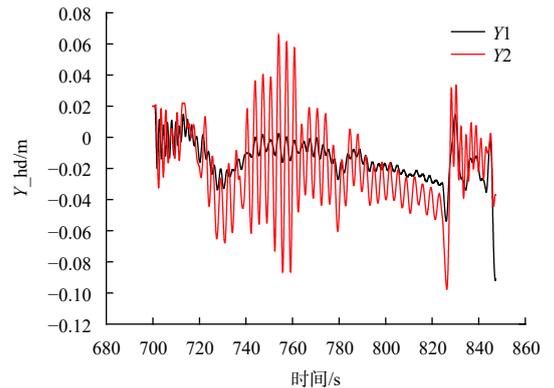


图4 晃动广义位移
Fig. 4 Slushing generalized displacement

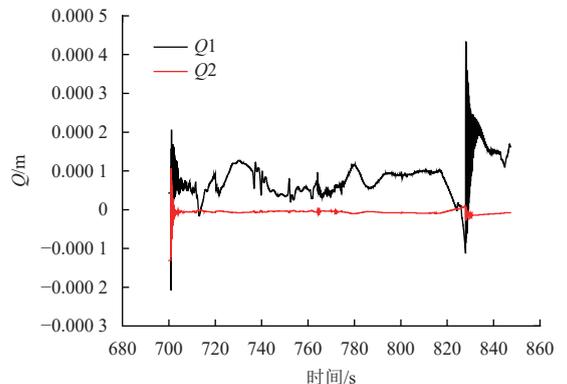


图5 弹性广义位移
Fig. 5 Elastic generalized displacement

此外,数学仿真中通过采用此控制方案的控制效果与仅采用传统姿态控制网络的控制效果进行对比,结果如图6及图7所示。

图6与图7分别给出俯仰通道姿态角偏差和角速度两种控制方案仿真结果对比,图中“_1”为传统仅采用传统姿态主网络控制结果,“_2”为采用本文控制方案的控制结果,可以看出:采用本文方案的姿控系统更好地抑制了大静不稳和晃动极零现象,820 s左右支腿开始展开,整个展开过程中飞行姿态稳定且较传统方案相比具有更高控制精度,可满足整个飞行任务需求。

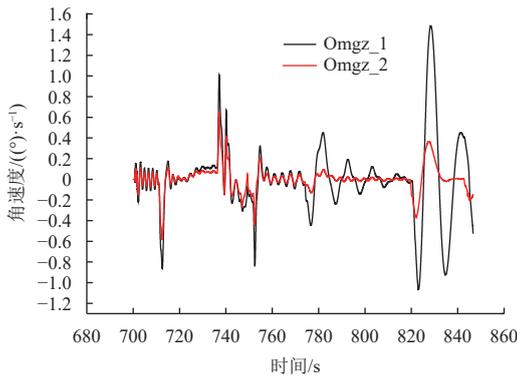


图6 姿态角偏差
Fig. 6 Deviation of attitude angle

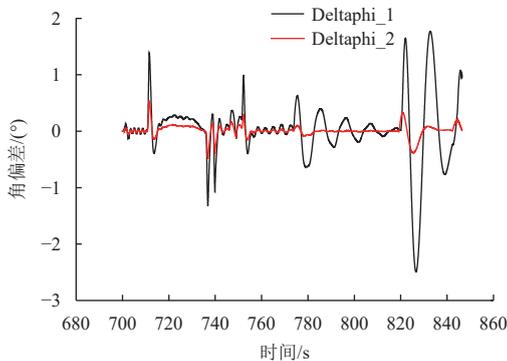


图7 姿态角速度
Fig. 7 Attitude angle velocity

5 结论

本文针对垂直返回式运载火箭垂直着陆段进行了姿控系统的设计,通过面向物理过程的增益非线性平滑调度和增加自抗扰回路等措施,完成了姿控系统方案设计,经仿真分析,有以下结论:

1) 面向物理过程的增益非线性平滑调度,增益变化基于支腿展开过渡阶段的物理过程,与主网络和ESO估计补偿网络参数协调,在数学仿真的线性过渡模型下也能使得支腿展开过程控制稳定且更接近真实物理过程;

2) 采用本文中的控制方案相比传统仅采用姿态主网络控制方案的控制精度有较大幅度的提升,特别在支腿展开稳定过程中控制精度提高接近80%,控制精度提升效果显著。

参 考 文 献

- [1] HAIGNERÉ J P, GATHIER L, COUÉ P. Vehra SH suborbital manned vehicle[C]//57th International Astronautical Congress. Reston: AIAA, 2006.
- [2] SpaceX. Falcon users guide (August 2020)[M]. Hawthorne: SpaceX, 2020.
- [3] SONG Z Y, WANG C, THEIL S, et al. Survey of autonomous guidance methods for powered planetary landing[J]. *Frontiers of Information Technology & Electronic Engineering*, 2020, 21(5): 652-674.
- [4] 赵海斌, 潘豪, 王聪, 等. 回收运载火箭垂直着陆段制导导航与控制技术研究[J]. *导弹与航天运载技术*, 2021(1): 76-81.
ZHAO H B, PAN H, WANG C, et al. Vertical landing guidance navigation and control of reusable launch vehicle[J]. *Missiles and Space Vehicles*, 2021(1): 76-81.
- [5] SZMUK M, EREN U, ACIKMESE B. Successive convexification for Mars 6-DoF powered descent landing guidance[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. [S. l]: AIAA, 2017.
- [6] SZMUK M, ACIKMESE B. Successive convexification for 6-DoF Mars rocket powered landing with free-final-time[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. [S. l]: AIAA, 2018.
- [7] 龙乐豪, 蔡巧言, 王飞, 等. 重复使用航天运输系统发展与展望[J]. *科技导报*, 2018, 36(10): 84-92.
LONG L H, CAI Q Y, WANG F, et al. Development of reusable space transportation technologies[J]. *Science & Technology Review*, 2018, 36(10): 84-92.
- [8] HUANG Y, XU K K, HAN J Q, et al. Flight control design using extended state observer and nonsmooth feedback[J]. *Proceedings of 40th IEEE Conference on Decision and Control*, 2001: 223-228.
- [9] 韩京清. 自抗扰控制技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2013.
- [10] LI C, LIU J, REN X, et al. The Chang'e-3 mission overview [J]. *Space Science Reviews*. 2015, 190(1-4): 85-101.

作者简介:

伊鑫(1982-),女,硕士,高级工程师,主要研究方向:姿态控制系统设计。

电话:18810289647

E-mail:yi_xin2001@163.com

High Precision Attitude Control Technology of Vertical Landing Returning Rocket

YI Xin, PAN Hao, HUANG Cong, HU Haifeng, ZHAO Haibin

(Beijing Aerospace Automatic Control Institute, Beijing 100854, China)

Abstract: Aiming at the control difficulties in the recover phase of a vertical landing of returning rocket, such as static unstable shape, elastic deformation of large slenderness ratio arrow body, liquid storage phenomenon for zero-pole, large interference of sudden change of aerodynamic shape during the deployment of landing, large-scale attitude adjustment, etc. Requirements and constraints of the critical vertical landing phase on the control system are analyzed comprehensively in this paper. Moreover, a high-precision attitude control scheme for vertical landing phase is put forward, that include parametric optimization design for large static instability and slosh-polar zero structure, nonlinear smooth gain scheduling, and high precision attitude control algorithm based on ESO. Simulations show that the design requirements can be accomplished by schemes proposed.

Keywords: launch vehicle; return vertically; attitude control

Highlights:

- Elastic deformation and zero-pole phenomenon caused by liquid waggle should be considered.
- Large-scale attitude adjustment and large interference of sudden change of aerodynamic shape during the deployment of landing mechanism are difficult to control.
- Solution include: parametric optimization for large static instability and slosh-polar zero structure, nonlinear smooth gain scheduling ,and high precision attitude control algorithm based on ESO.

[责任编辑: 高莎, 英文审校: 刘勇]