

载人月面着陆器动力下降段自适应姿态控制

果琳丽¹, 谷良贤¹, 田林², 王平², 侯砚泽²

(1. 西北工业大学 航天学院, 710072 西安; 2. 中国空间技术研究院 载人航天总体部, 100094 北京)

摘要: 载人月面着陆器动力下降过程中质心偏移及其引起的姿态扰动问题比较突出, 对此本文提出了采用反作用控制系统(RCS)和推力矢量控制(TVC)的联合自适应姿态控制方法. 基于月面着陆器姿态运动学和动力学模型, 设计了自适应姿态控制器及质心偏移自适应估计器, 利用 Lyapunov 方法证明闭环姿态控制系统稳定, 引入 RCS 和 TVC 的误差特性以检验控制器的鲁棒性. 数值仿真结果表明该自适应姿态控制方法可行, 所设计姿态控制器保证姿态控制系统稳定且具有鲁棒性.

关键词: 载人月面着陆器; 动力下降; 质心偏移; 自适应姿态控制

中图分类号: V448.22 文献标志码: A 文章编号: 0367-6234(2013)05-0119-05

Adaptive attitude control for manned lunar lander during the powered descent phase

GUO Linli¹, GU Liangxian¹, TIAN Lin², WANG Ping², HOU Yanze²

(1. School of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, 710072 Xi'an, China;

2. Institute of Manned Space System Engineering, China Academy of Space Technology, 100094 Beijing, China)

Abstract: During the powered descent phase of manned lunar lander, offset of center of mass and attitude disturbance brought by the offset are outstanding, so the combined Reaction Control System (RCS) and Thrust Vector Control (TVC) attitude control method is proposed. Based on the lunar lander's attitude kinematic and dynamic models, adaptive attitude controller and estimator of center of mass offset are developed. Stability of closed-loop attitude control system is proved via Lyapunov method, while error characteristic of RCS and TVC is imported to verify the controller's robustness. Numerical simulation results show that the proposed adaptive attitude control method is feasible, and the designed attitude controller can guarantee the attitude control system stable and possess robustness.

Key words: manned lunar lander; powered descent; center of mass offset; adaptive attitude control

与一般在轨运行航天器不同, 月面着陆器推进剂质量占到总质量的 75% 左右. 动力下降中推进剂消耗导致月面着陆器质心偏移, 主发动机推力不过质心从而产生大量级的干扰力矩. 动力下降任务周期短且受到多种干扰, 姿态控制精度、稳定度以及响应速度对月面着陆任务的顺利实施非常重要^[1-2].

基于喷气推力器的反作用控制系统

(Reaction Control System: RCS) 在航天器姿态控制中应用广泛, 但在动力下降过程中, 使用 RCS 进行三轴快速姿态机动控制并抑制大量级干扰力矩的难度较大. 对于安装了大推力主发动机的航天器, 可采用推力矢量控制 (Thrust Vector Control: TVC) 获得大量级的主动控制力矩. 美国 Apollo 登月舱^[3]、Viking 火星探测器着陆舱和 Cassini 土星探测器^[4] 上均使用了 TVC 技术, Altair 月面着陆器的下降级除了配置 RCS (由 4 簇共 16 个 445 N 喷气推力器组成) 外, 主发动机也具有 TVC 功能, 双向侧摆角能达到 $\pm 6^\circ$ ^[5]. 对于载人月面着陆器, RCS 和 TVC 联合姿态控制有助

收稿日期: 2012-11-02.

作者简介: 果琳丽 (1975—), 女, 研究员;

谷良贤 (1957—), 女, 教授, 博士生导师.

通信作者: 田林, lucksonner@163.com.

于保证动力下降安全顺利地进行. 以往研究中已通过理论分析和工程实践获得了 RCS 和 TVC 的误差特性^[6-7], 在姿态控制系统设计中应考虑这些误差因素的影响.

月面着陆器动力下降中还会受到推进剂贮箱液体晃动、月球引力梯度等的干扰, 但由于主发动机推力很大, 质心偏移产生是主要的干扰因素. Bong Wie^[8]在设计充液上面级 TVC 控制系统时, 特别考虑了质心偏移的影响, 并提出了基于 TVC 的干扰力矩补偿控制律. Lam Q. M. 等^[9]参考传统的固定增益控制器设计了直接自适应控制器, 该控制器无需在线参数估计, 鲁棒性和工程适用性都较好. 吕红剑等^[10]在六自由度模型中分析了质心偏移与姿控发动机耦合对姿态控制系统的影响, 并推导得到 3 个通道所允许的最大质心偏移量. 韦文书等^[11]将飞行器分为可变质量平台和恒定质量发动机两部分, 得到了有效的变质量系统模型, 设计控制律使主发动机摇摆以跟踪质心位置.

本文针对载人月面着陆器动力下降姿态控制的任务特点, 提出 RCS 与 TVC 联合的姿态控制方案, 设计了针对质心偏移的自适应姿态控制器. 对质心偏移进行在线估计, 并利用 TVC 主动抑制质心偏移引起的扰动力矩. 通过数值仿真验证所提出的自适应姿态控制方法是否有效以及 RCS 和 TVC 控制能力能否满足要求, 并在姿态控制仿真中引入 RCS 和 TVC 的误差特性, 以验证所设计姿态控制器的鲁棒性.

1 月面着陆器姿态控制系统

1.1 坐标系定义

在月面着陆动力下降中的姿态控制中主要使用到两套坐标系, 如图 1 所示, 具体定义如下:

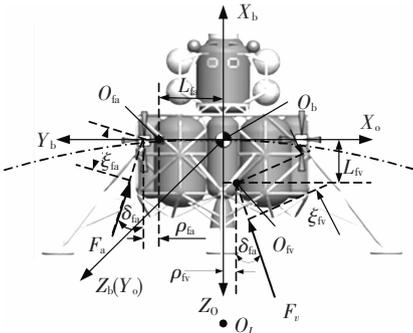


图 1 月面着陆器坐标系定义及姿态控制系统配置

1) 本体坐标系 $O_b X_b Y_b Z_b$. 原点 O_b 为月面着陆器质心; $+X_b$ 轴与月面着陆器纵轴平行, 由下降级指向上升级; $+Z_b$ 轴位于通过质心的横截面内, 指向上升级舷窗往外的方向;

2) 轨道坐标系 $O_b X_o Y_o Z_o + Z_o$ 轴由质心指向月球质心 O_L ; $+Y_o$ 轴垂直于轨道面, 与轨道正法线方向平行; $+X_o$ 满足右手法则, 指向飞行前进方向.

$O_b X_b Y_b Z_b$ 主要用以描述部件的位置和指向, 月面着陆器的飞行姿态、相对月面的位置以及主发动机侧摆方向都可以由 $O_b X_b Y_b Z_b$ 相对 $O_b X_o Y_o Z_o$ 建立.

1.2 姿态动力学及运动学

忽略月面着陆器柔性得到的动力学方程为

$$J_b \dot{\omega}_b + \omega_b^\times J_b \omega_b = T_c + T_d \quad (1)$$

其中: J_b 为月面着陆器总转动惯量, 转动惯量变化引起的姿态扰动相对于质心变化引起的扰动力矩量级要小很多, 可认为 J_b 恒定; ω_b 为月面着陆器惯性角速度; T_c 为主动姿态控制力矩, 由 RCS 和 TVC 联合提供, 即: $T_c = T_{cRCS} + T_{cTVC}$; $T_d = [T_{dx} T_{dy} T_{dz}]^T$ 为扰动力矩, 在此只考虑质心偏移因素.

用 $Q_b = [q_{b0} q_b^T]^T$ 表示当前月面着陆器相对 $O_b X_o Y_o Z_o$ 的姿态; 用 $Q_r = [q_{r0} q_r^T]^T$ 表示期望月面着陆器姿态, ω_r 表示期望的惯性角速度, 则姿态四元数误差 $Q_e = [q_{e0} q_e^T]^T = [q_{e0} q_{e1} q_{e2} q_{e3}]^T$ 满足运动学方程

$$\dot{Q}_e = \begin{bmatrix} \dot{q}_{e0} \\ \dot{q}_e \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} -q_e^T \omega_e \\ (q_{e0} I_3 + q_e^\times) \omega_e \end{bmatrix} \quad (2)$$

其中: I_3 为 3 阶单位矩阵; q_e^\times 为 q_e 的斜对称矩阵; $\omega_e = [\omega_{e1} \omega_{e2} \omega_{e3}]^T$ 表示惯性角速度误差, 满足

$$\begin{cases} \dot{\omega}_e = \omega_b - R_e \omega_r, \\ \dot{\omega}_e = \dot{\omega}_b - R_e \dot{\omega}_r + \omega_e^\times R_e \omega_r. \end{cases} \quad (3)$$

其中 $\dot{\omega}_r$ 为期望惯性角加速度, 在此可认为 $\dot{\omega}_r = 0$.

动力下降段姿态控制中还应用了 $O_b X_b Y_b Z_b$ 相对 $O_b X_o Y_o Z_o$ 的 3-1-2 转序欧拉角 $\{\varphi, \theta, \psi\}$ 以直观表示月面着陆器的飞行姿态. 由当前姿态欧拉角 $\{\varphi, \theta, \psi\}$ 转换可以得到 Q_b , 由期望姿态欧拉角 $\{\varphi_r, \theta_r, \psi_r\}$ 转换可以得到 Q_r . 为满足主发动机推力惯性空间指向的要求, 期望姿态欧拉角设定为

$$[\varphi_r \quad \theta_r \quad \psi_r]^T = [0 \quad \theta_r(t_0) - \omega_v \times t \quad 0]^T \quad (4)$$

其中, $\theta_r(t_0)$ 为俯仰角初始指令, 由图 1 知; $\theta_r(t_0) = 180^\circ$; ω_v 为期望的俯仰角速率, t 为控制时间. 则期望惯性角速度设定为

$$\omega_r = [0 \quad -(\omega_o + \omega_v) \quad 0]^T \quad (5)$$

其中 ω_o 为轨道角速率.

1.3 姿态控制执行机构

月面着陆器动力下降段采用 RCS 和 TVC 联合姿态控制的方法, 其中 RCS 负责三轴主动姿态

控制,TVC 负责抑制质心偏移所引起扰动力矩,质心偏移量由在线自适应估计获得。

如图 1 所示,RCS 由 4 簇共 16 个喷气推力器组成,单个喷气推力器标称推力 $F_a = 490 \text{ N}$,作用力臂 $L_{fa} = 3.55 \text{ m}$; F_v 为 TVC 推力矢量,TVC 标称推力 $F_v = 40 \text{ kN}$,作用点 O_{fv} 到质心 O_b 的距离 $L_{fv} = 0.75 \text{ m}$,无侧摆且不考虑误差时,推力作用线应与 $+X_b$ 轴重合。

1.4 质心偏移

月面着陆器动力下降时两侧贮箱的排放不平衡会使质心发生偏移,假设从初始质心 O_b 到偏移后质心的距离向量为 $r_{of} = [X_{of} \ Y_{of} \ Z_{of}]^T$ 。由于纵向偏移 X_{of} 不会与 F_v 耦合引起扰动,仅引起 TVC 作用距离 L_{fv} 的变化,初步设计时不考虑。横向偏移 Y_{of} 、 Z_{of} 与 F_v 耦合引起的扰动力矩为

$$T_d = [0 \quad -F_v Z_{of} \quad F_v Y_{of}]^T. \quad (6)$$

2 自适应姿态控制器设计与分析

2.1 控制器设计

定义复合状态 $s = [s_1 \ s_2 \ s_3]^T = \omega_e + k_0 q_e$,其中 k_0 为正常数,可视为姿态四元数误差的增益。月面着陆器动力下降段姿态控制器设计为

$$T_c = -K_s s - \hat{T}_d + \omega_b^\times J_b \omega_b - J_b (\omega_e^\times R_e \omega_r + k_0 \dot{q}_e). \quad (7)$$

其中 K_s 为正定对称矩阵,可设定 $K_s = k_s \times I_3$, k_s 为正常数;引入 $\omega_b^\times J_b \omega_b$ 一项是为抵消姿态动力学方程中的非线性项; \hat{T}_d 为 T_d 的估计,其估计误差及对时间微分为

$$\begin{cases} \dot{\tilde{T}}_d = T_d - \hat{T}_d, \\ \dot{\hat{T}}_d = -\hat{T}_d. \end{cases} \quad (8)$$

质心横向偏移 Y_{of} 和 Z_{of} 的自适应估计器设计为

$$\begin{cases} \dot{\hat{Y}}_{of} = \frac{F_v}{K_{yof}} s_3, \\ \dot{\hat{Z}}_{of} = -\frac{F_v}{K_{zof}} s_2. \end{cases} \quad (9)$$

其中 \hat{Y}_{of} 和 \hat{Z}_{of} 为 Y_{of} 和 Z_{of} 的估计; K_{yof} 和 K_{zof} 为正常数,可视为质心偏移自适应估计的增益。

2.2 控制系统分析

建立姿态控制系统 Lyapunov 函数

$$V = \frac{1}{2} s^T J_b s + \frac{1}{2} K_{yof} \hat{Y}_{of}^2 + \frac{1}{2} K_{zof} \hat{Z}_{of}^2. \quad (10)$$

其中 $\tilde{Y}_{of} = Y_{of} - \hat{Y}_{of}$ 和 $\tilde{Z}_{of} = Z_{of} - \hat{Z}_{of}$ 为质心偏移 Y_{of} 和 Z_{of} 的估计误差。

求函数 V 对时间的微分,并引入姿态动力学方程(1)、姿态控制器(7)及质心偏移自适应更新

律(9)得到

$$\begin{aligned} \dot{V} &= s^T J_b \dot{s} + K_{yof} \tilde{Y}_{of} \dot{\tilde{Y}}_{of} + K_{zof} \tilde{Z}_{of} \dot{\tilde{Z}}_{of} = s^T [-K_s s + \\ &\tilde{T}_d] + K_{yof} \tilde{Y}_{of} \dot{\tilde{Y}}_{of} + K_{zof} \tilde{Z}_{of} \dot{\tilde{Z}}_{of} = -s^T K_s s \leq 0. \end{aligned} \quad (11)$$

$\dot{V} \leq 0$ 则闭环姿态控制系统是稳定的。由 LaSalle 不变性原理知系统状态将收敛至 $\Phi = \{s; \dot{V} = 0\}$ 的最大不变集中,即随着控制进行姿态四元数误差和角速度误差均能收敛到零。

3 RCS 与 TVC 模型及控制方法

包含误差的 RCS 和 TVC 模型如图 1 所示。

3.1 RCS 模型及误差

RCS 推力矢量 F_a 实际大小相对其标称值 F_a 有大小为 ξ_{fa} 的脉动,属随机误差。相对其标称作用点 O_{fa} , F_a 有大小为 ρ_{fa} 的推力横移;相对其标称作用线, F_a 有大小为 δ_{fa} 的推力偏斜,这两者均属系统误差。单个喷气推力器作用产生的实际控制力矩大小为

$$T_{eRCS} = F_a \times (1 + \xi_{fa}) \times (L_{fa} + \rho_{fa}) \times \cos \delta_{fa}. \quad (12)$$

RCS 中的喷气推力器一般成对使用,以消除姿态控制对轨道控制的不利影响。如果 RCS 接收的是姿态控制指令力矩 T_{cRCS} ,则喷气推力器可采用脉宽调制(Pulse Width Modulation: PWM)方法。RCS 最大单轴控制力矩为 $T_{mRCS} = 2 \times F_a \times L_{fa} = 3\ 479 \text{ N} \cdot \text{m}$,则设定参考三角波幅值为 T_{mRCS} ,得到三轴喷气推力器开关信号为

$$PWM_i = \begin{cases} 1, & T_{cRCSi} \geq T_{mRCS}; \\ 0, & T_{cRCSi} < T_{mRCS}. \end{cases} \quad (13)$$

其中 $i = x, y, z$ 。

3.2 TVC 模型及误差

TVC 推力矢量 F_v 实际大小相对其标称值有大小为 ξ_{fv} 的脉动,属随机误差。相对其标称作用点 O_{fv} , F_v 有大小为 ρ_{fv} 的推力横移;相对其标称作用线, F_v 有大小为 δ_{fv} 的推力偏斜,这两者均属系统误差。如果 TVC 在俯仰或偏航方向的侧摆角度为 η ,得到的实际控制力矩大小为

$$T_{cTVC} = F_v \times (1 + \xi_{fv}) \times (L_{fv} + \rho_{fv}) \sin(\eta + \delta_{fv}). \quad (14)$$

如果月面着陆器 Y_b 、 Z_b 方向上的扰动力矩为 T_{dy} 、 T_{dz} ,不考虑执行机构时所需要的 TVC 侧摆角度为

$$\begin{cases} \eta_{yc} = -\arcsin(T_{dz}/(F_v \times L_{fv})), \\ \eta_{zc} = -\arcsin(T_{dy}/(F_v \times L_{fv})). \end{cases} \quad (15)$$

根据工程实际,TVC 侧摆伺服机构响应速度

很快,此处暂不考虑 TVC 侧摆伺服系统的复杂特性,仅在 TVC 侧摆角输出上增加了饱和限制环节.如果 TVC 最大侧摆角为 η_m ,则其能提供的最大力矩为 $T_{mTVC} = F_v \times L_{fv} \times \sin(\eta_m)$.

4 数值仿真与分析

4.1 仿真参数

月面着陆器动力下降段初始轨道高度为 $h(t_0) = 100$ km. 此时构型比较对称,整体转动惯

量为

$$J_b = \begin{bmatrix} 9.6 \times 10^4 & 0 & 7.845 \times 10^2 \\ 0 & 1.4175 \times 10^5 & 0 \\ 7.845 \times 10^2 & 0 & 1.2 \times 10^5 \end{bmatrix} \text{kg} \cdot \text{m}^2.$$

初始惯性角速度为 $\omega(t_0) = [1 -1 1]^T ((^\circ) \cdot \text{s}^{-1})$, 初始姿态有小偏差, 欧拉角设定为 $\{\varphi(t_0), \theta(t_0), \psi(t_0)\} = \{1, -2, -2\}^\circ$. 针对质心偏移进行自适应姿态控制仿真所需其他参数见表 1.

表 1 动力下降段姿态控制仿真系统参数

参数	$\omega_o / ((^\circ) \cdot \text{s}^{-1})$	$\omega_v / ((^\circ) \cdot \text{s}^{-1})$	Y_{of} / m	Z_{of} / m	$\xi_{ia} / \%$	$\xi_{iv} / \%$	$\delta_{ia} / (^\circ)$	$\delta_{iv} / (^\circ)$
取值	0.050 9	0.065 3	9.6×10^{-3}	8.4×10^{-3}	5	3	0.1°	0.1
说明	轨道角速度	期望俯仰角速度	质心横向偏移		RCS 推力脉动	TVC 推力脉动	RCS 推力偏斜	TVC 推力偏斜
参数	ρ_{ia} / m	ρ_{iv} / m	K_{yof}	K_{zof}	K_s	k_0	$\eta_m / (^\circ)$	
取值	1×10^{-3}	5×10^{-4}	2.874×10^5	4.187×10^5	$5 \times 10^4 \times I_3$	10	6	
说明	RCS 推力横移	TVC 推力横移	质心偏移自适应估计增益		姿态控制增益		TVC 最大侧摆角	

4.2 仿真结果及分析

单台主发动机使用 TVC 时,只能提供俯仰和偏航方向的控制力矩,所以基于 RCS 与 TVC 有三种力矩分配方式:1) RCS 进行三轴姿态控制同时抑制干扰力矩, TVC 不作用;2) RCS 进行三轴姿态控制, TVC 抑制干扰力矩;3) RCS 进行滚动控制, TVC 进行俯仰偏航姿态控制同时抑制干扰力矩. 针对三种力矩分配方式进行数值仿真,仿真结果分别以下标 1、2、3 表示.

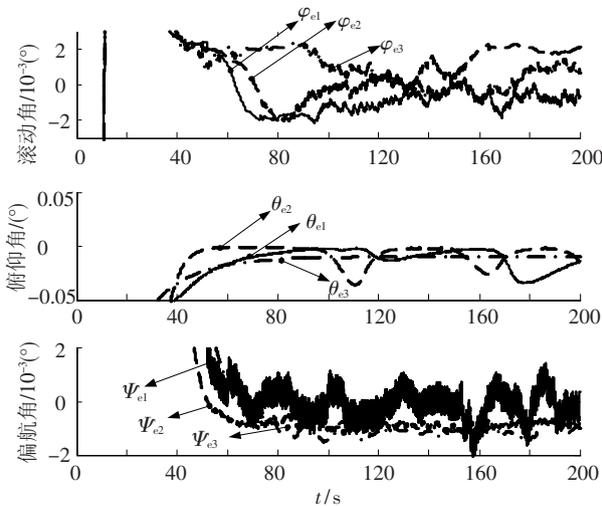


图 2 不同姿态控制方式下的姿态角误差对比

三种力矩分配方式下姿态控制都是稳定的,但方式 3) 控制效果相对要好,在姿态角速度误差控制上最为明显(如图 3). 以俯仰轴为例,方式 1) 中超过 $2 \times 10^{-3} (^\circ/\text{s})$, 方式 2) 中接近 $2 \times 10^{-3} (^\circ/\text{s})$, 方式 3) 中则要上至少 1 个数量级. 以下仿真均针对力矩分配方式 3) 进行.

图 4 和图 5 中,质心偏移估计误差是收敛的.

考虑执行机构误差时,相对估计误差最后减小到 20% 以内;不考虑执行机构误差时,最终相对估计误差非常小. 仿真说明所设计质心偏移自适应估计方法有效,但受到执行机构误差的影响.

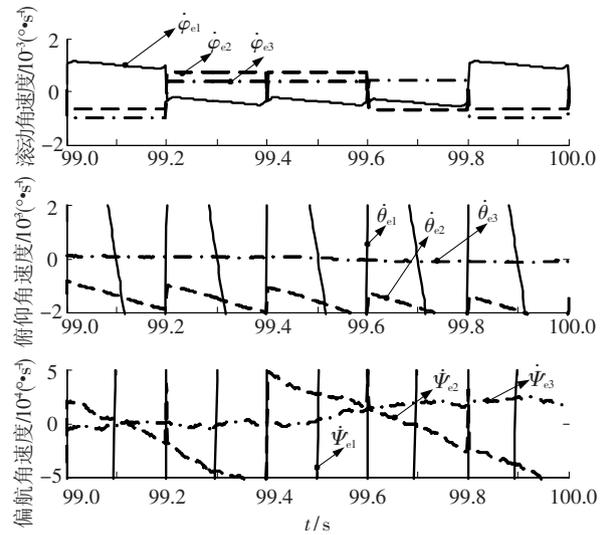


图 3 不同姿态控制方式下的姿态角速度误差对比

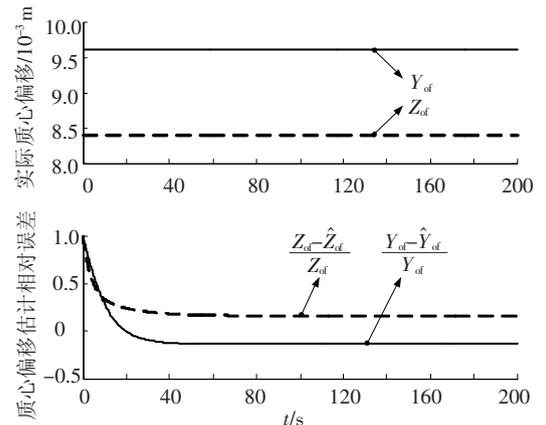


图 4 质心偏移实际值及其估计误差(考虑执行机构误差)

TVC 承担俯仰偏航姿态控制以及抑制干扰力矩的任务,其最大实际侧摆角度接近 3° , 满足表 1 中 6° 限制(如图 6 所示). 主发动机侧摆引起的推力损耗很小,最大不超过 0.05% . 由图 7 可

知,RCS 力矩指令不超过 $\pm 1\ 000\ \text{N}\cdot\text{m}$, 处在其力矩产生能力($\pm 3\ 550\ \text{N}\cdot\text{m}$)以内;TVC 力矩指令不超过 $\pm 1\ 000\ \text{N}\cdot\text{m}$, 也处在其力矩产生能力($\pm 3\ 135\ \text{N}\cdot\text{m}$)以内.

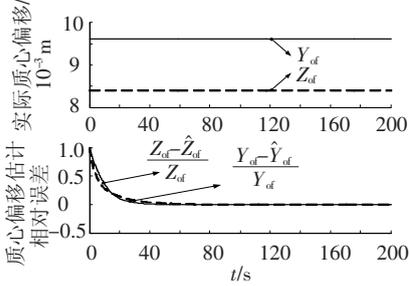


图 5 质心偏移实际值及其估计误差 (不考虑执行机构误差)

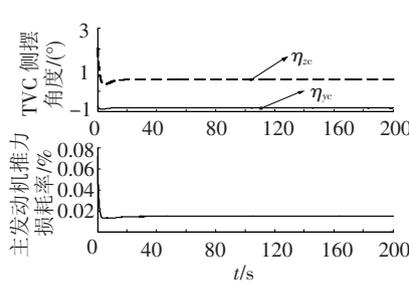


图 6 TVC 侧摆角度及主发动机推力损耗率

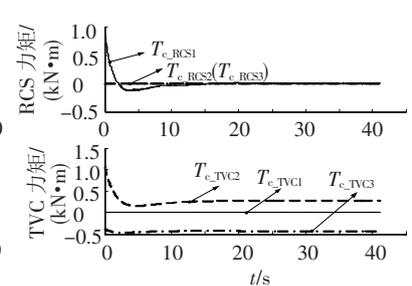


图 7 RCS 与 TVC 指令力矩

5 结 论

动力下降过程中的载人月面着陆器是一个变质量系统,姿态控制任务周期短但精度和响应速度要求高.不同贮箱推进剂排放不平衡会使月面着陆器质心偏离主发动机推力作用线,主发动机工作时会引起大量级的扰动力矩,影响月面着陆任务的安全性和可靠性.

本文提出了 RCS 与 TVC 联合的自适应姿态控制方法,质心偏移在线自适应估计,并对质心偏移引起的大量级干扰力矩进行主动抑制,理论分析证明闭环姿态控制系统稳定.力矩分配存在三种方式,其中方式 3)(RCS 进行滚动轴控制,TVC 进行俯仰偏航轴姿态控制同时抑制干扰力矩)的姿态控制效果最好.

数值仿真表明执行机构误差会降低质心偏移自适应估计的精度,但估计误差均能控制到 20% 以内,有利于提高姿态控制精度.RCS 和 TVC 力矩指令均在其能力范围内,TVC 最大侧摆角设定为 6° ,能够满足抑制干扰力矩的要求,且主发动机推力损耗很小.

综上,理论分析和数值仿真表明本文提出的 RCS 与 TVC 联合的自适应姿态控制方法可行,适合应用于载人登月任务,相关结论可为后续工程应用提供参考.

参考文献

[1] 黄翔宇,张洪华,王大轶,等.月球软着陆的高精度自主导航与控制方法研究[J].空间控制技术与应用,2012,38(2):5-9.
[2] KOS L D, POLSGROVE T P, SOSTARIC R R, et al. Altair descent and ascent reference trajectory design and

initial dispersion analyses [C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Reston VA: AIAA, 2010:1-32.
[3] BENNETT F V. Apollo experience report mission planning for lunar module descent and ascent [R]. Houston: Manned Spacecraft Center, 1972.
[4] LEE A Y, HANOVER G. Cassini spacecraft attitude control system flight performance [C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Reston VA: AIAA, 2005:1-12.
[5] LEE A Y, STRAHAN A, TANIMOTO R, et al. Preliminary characterization of the altair lunar lander slosh dynamics and some implications for the thrust vector control design [C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Reston VA: AIAA, 2010:1-6.
[6] 沈公槐. 推力器的推力稳定性问题[J]. 航天控制, 1988,6(1):1-5.
[7] 王红艳. 火箭发动机推力矢量测试系统测力平台的研制[D]. 大连:大连理工大学,2005:11-12.
[8] WIE B. Thrust vector control design for a liquid upper stage spacecraft[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1985,8(4):566-572.
[9] LAM Q M, CARSTENS A. Adaptive treatment to CG control problem [C]//Proceedings of the American Control Conference. California: ACC, 1983:2466-2570.
[10] 吕红剑,王永海,杜润乐. 质心漂移对姿态控制系统影响的研究与仿真[J]. 导弹与航天运载技术,2009,16(4):11-13.
[11] 韦文书,荆武兴,谷立祥,等. 变质量飞行器变轨中摇摆发动机指向跟踪问题研究[J]. 宇航学报,2011,32(8):1746-1752.

(编辑 张 宏)