

基于观测器的上面级姿控发动机 时间滞后补偿控制方法

陈海朋, 于亚男, 余薛浩, 黄 飞

(上海航天控制技术研究所, 上海 201109)

摘要: 针对上面级姿控发动机响应延迟导致姿态角速度控制精度下降的问题, 建立了系统动力学模型, 分析姿控发动机响应延迟对姿态控制的影响, 采用 Smith 预估补偿算法提高系统控制精度, 对于理论模型的不确定性, 采用鲁棒观测器对姿态发动机输出进行估计。仿真结果表明: 所提出的方法可有效减小姿控发动机响应延迟对控制精度的影响, 为上面级长期在轨高精度飞行提供技术支撑。

关键词: 姿态控制; 上面级; 开关控制; 姿控发动机; 时间滞后; 观测器; Smith 预估; 控制精度

中图分类号: V448.2

文献标志码: A

DOI: 10.19328/j.cnki.1006-1630.2018.04.007

Compensation Control Method Based on Observer for Loop Delay from Attitude Control Engine

CHEN Haipeng, YU Yanan, YU Xuehao, HUANG Fei

(Shanghai Aerospace Control Technology Institute, Shanghai 201109, China)

Abstract: This paper intends to solve the problem that the attitude control precision is reduced due to the response delay of the upper stage attitude control engine. Firstly, in order to avoid the impact of the response delay of such engine on the attitude control, a Smith-predictor based compensator is proposed to improve the control accuracy. Secondly, as for uncertainties of the theoretical model, a robust observer is used to estimate the output of the engine. Simulation results show that the proposed method can effectively reduce the impact of loop delay from the attitude-control engine on the control accuracy.

Keywords: attitude control; upper stage; switching control; attitude control engine; time delay; observer; Smith predictor; controlling precision

0 引言

上面级执行任务通常需要大角度快速机动, 这是一个非线性系统的控制问题。由于传统欧拉角描述姿态系统的运动存在着奇异性, 而四元数法可克服这种奇异性, 因而其在描述大角度机动飞行的姿态运动时得到了广泛的应用^[1]。

大角度机动姿态控制方法包括基于李亚普诺夫理论的控制、滑膜变结构控制、解耦控制、误差四元数控制等。目前国内外学者已开展了相关研究, 如: WIE 等^[2]研究了绕欧拉轴转动的四元数反馈控制器, 给出了在始末端静止条件下由误差四元数和星

体角速率线性组合构成的反馈控制律, 确保星体绕欧拉轴转动, 从而获取最佳的机动性能, 证明了其全局稳定性; CREAMER 等^[3]根据欧拉定理规划出绕欧拉轴快速机动的标称姿态, 将星体真实姿态和标称姿态的差值作为反馈信号, 设计了用以姿态跟踪控制的 PID(比例、积分、微分)控制器, 完成了大角度机动; 郑立君等^[4]针对挠性卫星的大角度机动, 提出了基于抛物线型角加速度的曲线路径, 设计了正弦函数角加速度曲线, 解决了快速机动和高精度稳定问题。上述学者在姿态路径规划时均未考虑初始角速度干扰, 本文在考虑初始干扰的在线四元数路

径规划和误差四元数控制方案的基础上,实现全向姿态路径规划和稳态跟踪,并重点介绍了姿控发动机响应延迟的补偿控制方法。

目前航天器常用的姿态控制执行机构有姿控发动机、力矩陀螺、飞轮等。上面级的惯量较大,当其进行姿态大角度机动控制时,常将姿控发动机作为执行机构。姿控发动机输出为常值推力,而控制器求解出的控制量要求姿态控制执行机构为变推力,实际中采用控制姿控发动机开关时刻和持续时间来实现。目前实现变推力的主要方法有脉冲宽度调制、脉冲频率调制、脉宽脉频调制等,在工程实现上分别对应斜开关线控制、开关控制、脉宽脉频调制控制。其中:斜开关线控制多用于卫星初始姿态稳定和轨道控制,建立稳定姿态后,采用飞轮等连续的控制机构,其控制参数理论推导较难,参数设计多依靠经验及仿真确定;脉宽脉频调制控制调节器的设计参数多,频域稳定性分析困难,在干扰状态下开关频繁,因此在航天器上应用很少。因此,本文采用开关控制方式。

控制器控制信号发送到姿控发动机产生推力存在一定延迟时间,该时间对系统控制不利,特别是对控制精度造成很大影响。延迟时间越大,对系统性能的影响越大。国内外学者已针对姿控发动机延迟时间对控制精度的影响开展了相关研究。如:杨忠等^[5]研究了延迟时间变化和一致性对控制精度的影响,发现减少延迟时间可提高姿态控制精度;刘庆鸿等^[6]分析了控制系统延迟时间对制导精度的影响,发现为满足制导精度,需要将发动机延迟限定在一定范围内。卫星一般采用多种执行机构联合控制的方式实现高精度的姿态控制,而目前国内外缺少对姿控发动机延迟补偿控制研究。因此,研究时间滞后补偿控制,减小姿控发动机响应延迟对控制精度的影响,对于上面级长期在轨高精度飞行具有重要意义。

当前国内外学者已开展了大量关于纯滞后后系统控制的研究,常用方法有 Dahlin 控制算法和 Smith 预估算法。Dahlin 控制器对被控对象数学模型参数误差的敏感度较低,只要模型参数误差在合理范围内,就均能对被控对象实现有效控制,其设计核心思想是将闭环传递函数假设成一阶惯性环节与滞后环节串联的形式,该方法仍要获取被控对象的模型参数^[7]。Smith 预估算法通过预估控制器对滞后时间进行补偿,使闭环特征方程不再包含纯滞后项,从

而可以按照非滞后系统的方法进行处理,减小系统超调量,加速系统的调节过程^[8-10],而 Smith 预估器对被控对象的数学模型具有很严格的要求,对参数的不确定性、扰动及时变时滞等特征都很敏感^[10-11]。目前预估模型参数多采用离线参数辨识方法获取,基于非线性规划函数 Fminsearch 辨识方法^[12]和基于 BP 神经网络的参数辨识方法^[13]均为离线辨识方法,不能对系统模型参数实时修正,且步骤过于复杂,不易实现。上面级受燃料消耗和卫星分离影响,质量特性具有时变性,离线获取的预估模型与实际模型难以匹配。基于观测器的控制方法可以预测系统状态变量,对被控对象模型参数偏差敏感度低^[13-14],与 Smith 预估器结合使用,能有效解决 Smith 预估器对模型参数敏感的问题。

姿控发动机响应延迟导致姿态控制精度降低。为解决该问题,本文采用 Smith 预估补偿方法,对延迟特性进行补偿,采用鲁棒观测器对被控对象输出进行观测,并考虑模型的不确定性,引入补偿控制量,使控制输出观测值更为精确,降低了 Smith 预估器对被控对象模型敏感度,并对提出方法进行了仿真验证。

1 上面级姿态动力学模型

上面级的姿态动力学模型一般表示为

$$\begin{cases} \mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega}^{\times} \mathbf{J}\boldsymbol{\omega} = \mathbf{T} + \mathbf{T}_d \\ \dot{\tilde{\mathbf{q}}} = \boldsymbol{\Omega}(\tilde{\mathbf{q}})\boldsymbol{\omega}/2 \end{cases} \quad (1)$$

式中: $\boldsymbol{\omega}$ 为轨道系转动角速度矢量在体轴系上的投影, $\boldsymbol{\omega} = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$; $\tilde{\mathbf{q}}$ 为上面级本体坐标系相对于轨道坐标系的四元数, $\tilde{\mathbf{q}} = [q_0 \ \mathbf{q}^T]^T = [q_0 \ q_1 \ q_2 \ q_3]^T$; \mathbf{T} 为姿控执行机构所提供的三通道控制力矩, $\mathbf{T} = [T_x \ T_y \ T_z]^T$; \mathbf{T}_d 为三通道干扰力矩, $\mathbf{T}_d = [T_{dx} \ T_{dy} \ T_{dz}]^T$; \mathbf{J} 为上面级的转动惯量, $\mathbf{J} = \begin{bmatrix} J_{xx} & -J_{xy} & -J_{xz} \\ -J_{yx} & J_{yy} & -J_{yz} \\ -J_{zx} & -J_{zy} & J_{zz} \end{bmatrix}$; $\boldsymbol{\omega}^{\times}$ 为角速度斜对角矩阵。假设 $\mathbf{e} = [e_x \ e_y \ e_z]^T$,则其斜对角矩阵为

$$\mathbf{e}^{\times} = \begin{bmatrix} 0 & -e_z & e_y \\ e_z & 0 & -e_x \\ -e_y & e_x & 0 \end{bmatrix}$$

引入误差四元数,将上面级的姿态跟踪问题转换为误差四元数的镇定问题。假设目标姿态为 \mathbf{q}_{d0} ,

$\mathbf{q}_d, \dot{\mathbf{q}}_d = [q_{d0} \quad q_d]^\top$, 目标角速度为 $\boldsymbol{\omega}_d$, 误差四元数 $\mathbf{q}_e = [q_{e0} \quad q_e]^\top$ 为上级当前本身坐标系相对于目标坐标系的姿态偏差, 误差角速度 $\boldsymbol{\omega}_e$ 为上级本身坐标系相对于目标坐标系的角速度偏差, 可得

$$\begin{cases} \dot{q}_{e0} = -\frac{1}{2} \mathbf{q}_e^\top \boldsymbol{\omega}_e \\ \dot{\mathbf{q}}_e = \frac{1}{2} (\mathbf{q}_e^\times + q_{e0} \mathbf{I}_3) \boldsymbol{\omega}_e \\ \dot{\boldsymbol{\omega}}_e = \dot{\boldsymbol{\omega}} - (-\boldsymbol{\omega}_e^\times \mathbf{R}_b \boldsymbol{\omega}_d + \mathbf{R}_b \dot{\boldsymbol{\omega}}_d) \\ \|\mathbf{q}_e\| + q_{e0}^2 = 1 \end{cases} \quad (2)$$

式中: \mathbf{I}_3 为单位矩阵; \mathbf{q}_e 为误差四元数矢部; “ \times ” 为斜对称矩阵; \mathbf{R}_b 为目标坐标系到上级本身坐标系的旋转矩阵, $\mathbf{R}_b = (q_{e0}^2 - \mathbf{q}_e^\top \mathbf{q}_e) \mathbf{I}_3 + 2 \mathbf{q}_e \mathbf{q}_e^\top - 2 q_{e0} \mathbf{q}_e^\times$ 。上级三轴姿态渐近跟踪目标姿态过程, 对于误差四元数及误差角速度, $\mathbf{q}_e \rightarrow [\pm 1 \quad 0 \quad 0 \quad 0]^\top$, $\boldsymbol{\omega}_e \rightarrow [0 \quad 0 \quad 0]^\top$ 。

2 响应延迟对姿态控制的影响

姿控发动机是上级姿态控制系统的执行机构, 其输出为常值推力形式, 工作时输出一定大小的推力, 实际应用中只能依靠选择其开关时刻和持续时间进行控制, 发动机本身具有典型的非线性, 为便于研究, 将控制量转化为开关控制量, 发动机处于 Bang-Bang (继电器式控制) 工作状态, 使发动机输出推力脉冲为控制提供动力。

上级姿态控制设计为

$$\begin{aligned} \mathbf{u} &= -k_p \mathbf{q}_e - k_d \boldsymbol{\omega}_e + \boldsymbol{\omega}^\times \mathbf{J} \boldsymbol{\omega}, \\ k_p &> 0, \quad k_d > 0 \end{aligned} \quad (3)$$

式中: k_p 为 PID 控制比例系数; k_d 为 PID 控制微分系数。

本文采用脉冲频率调制方法。其优点是控制简单, 缺点是存在响应滞后。本文方法的工作原理如图 1 所示。图中: u 为开关控制器的控制量; d 为电磁阀的门限值; δ 为电磁阀滞环宽度; τ_0 为控制延迟时间。

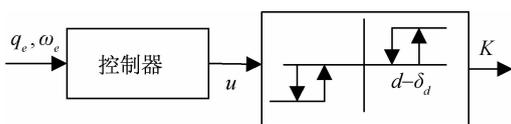


图 1 开关控制原理

Fig. 1 Switching control principle

开关控制器特性一般可表示为

$$K = \begin{cases} 1 & \begin{cases} u(t - \tau_0) > d \\ d - \delta < u(t - \tau_0) < d, \dot{u}(t - \tau_0) < 0 \end{cases} \\ 0 & \begin{cases} d - \delta < u(t - \tau_0) < d, \dot{u}(t - \tau_0) > 0 \\ -(d - \delta) < u(t - \tau_0) < d - \delta \\ -d < u(t - \tau_0) < -(d - \delta), \dot{u}(t - \tau_0) < 0 \end{cases} \\ -1 & \begin{cases} u(t - \tau_0) < -d \\ -d < u(t - \tau_0) < -(d - \delta), \dot{u}(t - \tau_0) > 0 \end{cases} \end{cases} \quad (4)$$

忽略通道间的干扰, 系统在有外界干扰和时间延迟情况下的表达式为

$$\dot{\boldsymbol{\omega}} = -a_0 \mathbf{k} + \mathbf{M}_b \quad (5)$$

式中: a_0 为推力力矩系数; \mathbf{M}_b 为干扰力矩系数; \mathbf{k} 为姿控发动机开关控制量。假设 $k_p = 2$, 则经过推导可得到极限环的表达式, 即

$$\begin{cases} \varphi_A = d - \frac{\delta}{2} + \frac{1}{2} (k_d - \frac{\tau_0}{2}) (2M_b - a_0) \tau_0 \\ \dot{\varphi}_A = \frac{\delta + (k_d - \tau_0/2) a_0 \tau_0}{2(k_d - \tau_0)} \end{cases} \quad (6)$$

式中: φ_A 为极限环姿态角; $\dot{\varphi}_A$ 为极限环姿态角速度。极限环参数与时间延迟存在关系, 即

$$\begin{cases} \frac{d\varphi_A}{d\tau_0} = \frac{(2M_b - a_0)(k_d - \tau_0)}{2} \\ \frac{d\dot{\varphi}_A}{d\tau_0} = \frac{(3/2)a_0\tau_0^2 + k_d[k_d - (1 + 2a_0)\tau_0]}{2(k_d - \tau_0)^2} \end{cases} \quad (7)$$

式中: $k_d - \tau_0 > 0$; $\frac{d\varphi_A}{d\tau_0}$ 取决于 $2M_b, a_0$; 根据实际情况, 通常 $\tau_0 \leq 0.5, k_d \geq 1$, 因此 $\frac{d\dot{\varphi}_A}{d\tau_0} > 0$, 即时间延迟越大, 姿态角速度精度越低。

极限环曲线如图 2 所示, 图中 AEBCFD 组成极限环。由图可知: 姿控发动机响应延迟使角速度控制精度降低, 可增大 k_d , 减小电磁阀滞环宽度 δ , 提高极限环精度, 但会使系统抗干扰能力下降。

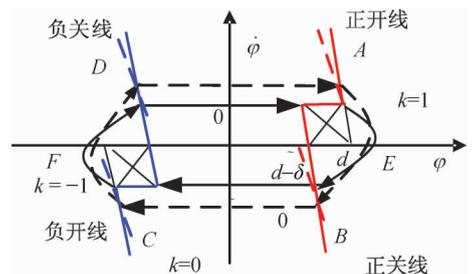


图 2 极限环曲线

Fig. 2 Limit cycle curve

3 基于观测器的 Smith 预估补偿

Smith 预估算法是克服纯滞后的有效控制方法,其基本原理是通过预估对象的动态特性,用一个预估模型来进行时间滞后的补偿,预估模型与被控对象共同构成一个没有时间滞后的广义被控对象,从而有效克服纯滞后^[7]。Smith 预估控制框图如图 3 所示。

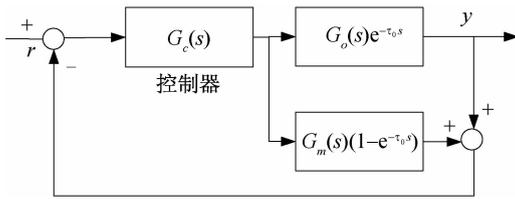


图 3 Smith 预估控制框图

Fig. 3 Block diagram of Smith predictor control

根据 Smith 预估控制原理,上面级单通道传递函数可定义为 $G_o(s)e^{-\tau_0 s}$, Smith 预估模型为 $G_m(s)(1 - e^{-\tau_0 s})$, 则闭环传递函数

$$G(s) = \frac{G_c(s)G_o(s)e^{-\tau_0 s}}{D(s)} \quad (8)$$

式中: $D(s) = 1 + G_c(s)[G_m(s) + (G_o(s) - G_m(s))e^{-\tau_0 s}]$ (9)

由式(9)可知,当 Smith 预估模型与被控对象模型完全一致,即 $G_m(s) = G_o(s)$ 时,则系统特征方程中将不含有延迟部分。由于上面级的质量特性具有时变性,实际使用中难以获取准确的模型参数,使得预估模型与实际模型难以匹配。本文采用鲁棒观测器代替原先预估模型,降低 Smith 预估补偿对模型精确性的敏感度,Smith 控制方法原理如图 4 所示。

上面级的动力学模型可表示为

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu + d + f \\ y = Cx \end{cases} \quad (10)$$

式中: A 为状态矩阵, $A \approx \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \frac{1}{2}(q_e^\times + q_{e0} \mathbf{I}_3) & \mathbf{0}_{3 \times 3} \end{bmatrix}$;

B 为控制量矩阵, $B = [J^{-1}T \quad \mathbf{0}_{3 \times 1}]^T$; C 为观测量矩阵, $C = \mathbf{I}_{6 \times 6}$; d 为建模不确定性干扰, $d = [T_d \quad \mathbf{0}_{3 \times 3}]^T$; f 为姿控发动机故障干扰, $f = [f_{3 \times 3} \quad \mathbf{0}_{3 \times 3}]^T$; x 为状态变量, $x = [\omega_e \quad q_e]^T$; y 为输出变量, $y = [\omega_e \quad q_e]^T$ 。

由于系统存在参数摄动和外扰动,设计鲁棒观测器为

$$\begin{cases} \dot{\hat{x}} = (A - L)\hat{x} + Bu + Ly - v \\ \hat{y} = C\hat{x} \end{cases} \quad (11)$$

式中: v 为保证鲁棒观测的新控制量; \hat{x} 为姿态观测值; L 为增益矩阵,为保证观测值精确有效,要求 $A_0 = A - L$ 渐近稳定。

为证明观测器的有效性,取对称正定矩阵 Q 、矩阵 P 为李亚普诺夫方程的解,即

$$(A - L)^T P + P(A - L) = -Q \quad (12)$$

观测控制量为

$$v = \begin{cases} -\eta \|P\| P^{-1} \frac{e}{\|e\|}, & e \neq 0 \\ \mathbf{0}, & e = 0 \end{cases} \quad (13)$$

式中: η 为增益系数; e 为观测误差, $e = y - \hat{y}$ 渐近于 0。

由式(10)、(11)得到误差方程,其表达式为

$$\dot{e} = (A - L)e + d + f + v \quad (14)$$

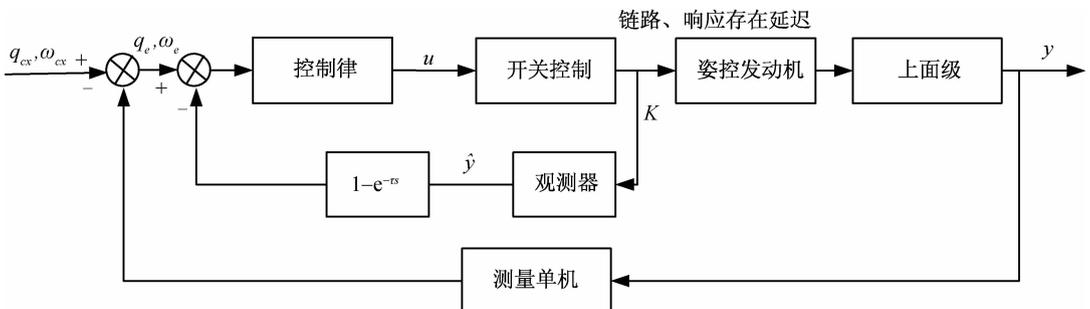


图 4 基于观测器 Smith 补偿控制原理

Fig. 4 Schematic diagram of Smith compensation control based on observer

取李亚普诺夫函数 $V = e^T P e$, 微分可得

$$\dot{V} = e^T [(A-L)^T P + P(A-L)] e + 2e^T P(d+f) + 2e^T P v \quad (15)$$

即

$$\begin{aligned} \dot{V} = & -e^T Q e + 2e^T P(d+f) - 2\eta \|P\| \|e\| \leq \\ & -e^T Q e + 2\|P\| \|d+f\| \|e\| - \\ & 2\eta \|P\| \|e\| \end{aligned} \quad (16)$$

由式(16)可知:当 $\eta > \|d+f\|$ 时, \dot{V} 为负定的, 式(14)渐近稳定。

观测器中加入干扰补偿控制量, 使观测器对模型参数的准确性要求降低, 观测器的输出值为 y_k , 其表达式为

$$y_k = \hat{y}(1 - e^{-\tau_0 s}) \quad (17)$$

对式(17)离散化, 得

$$\begin{cases} y_k(z) = \hat{y}(z)(1 - z^{-m}) \\ m = \tau_0 / \Delta T \end{cases} \quad (18)$$

式中: ΔT 为控制周期; m 为延迟周期个数。含有 Smith 预估控制输出可描述为

$$\begin{cases} u^*(k) = u(k) + u_s(k) \\ u_s(k) = K_d \cdot [\hat{y}(k) - \hat{y}(k-m)] \end{cases} \quad (19)$$

式中: $\hat{y}(k)$ 为观测器输出值, $\hat{y}(k) = [\hat{\omega}_x \ \hat{\omega}_y \ \hat{\omega}_z \ \hat{q}_{e1} \ \hat{q}_{e2} \ \hat{q}_{e3}]^T$; $u(k)$ 为 Smith 预估补偿前控制量; $u^*(k)$ 为 Smith 预估补偿后控制量; K_d 为控制器参数, $K_d = -[k_d \ k_p]^T$ 。

考虑上面级实际飞行过程中姿控发动机单次开关时间 T 较短 ($T \approx 0.1$ s), 四元数增量与角速度增量比值约为 $0.5T$, 相差 2 个数量级, 预估补偿量可简化为

$$u_s(k) = k_d \cdot [\hat{\omega}_x(k-m) - \hat{\omega}_x(k)] \quad (20)$$

4 仿真

假设数学仿真条件为: 转动惯量参数 $J_{xx} = 3\ 000 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$, $J_{yy} = J_{zz} = 4\ 500 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$; 姿控发动机推力为 25 N; 力臂长度 $l_g = 1.4$ m; 状态反馈参数 $K_p = 2$, $K_d = 4$; 极限环控制参数 $E_{om} = 4.5^\circ$, $m = 0.95$; 姿控发动机延迟时间为 80~200 ms; 控制周期为 40 ms。仿真曲线如图 5~7 所示。

分别对姿控发动机在不同响应延迟时间下, 滚动通道采用补偿前后的姿态角速度控制精度进行对比分析, 结果见表 1。由表可见: 采用本文基于观测

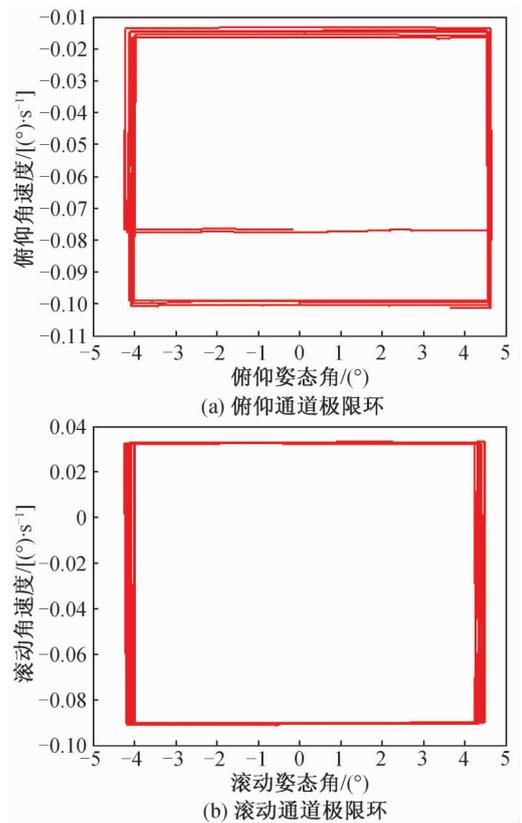


图 5 未考虑延迟时间极限环曲线

Fig. 5 Limit cycle curve without considering time delay

器的 Smith 预估控制方案, 可有效降低姿控发动机响应延迟对姿态控制精度的影响。当延迟时间为 200 ms 时, 滚动通道控制角速度从 0.22 ($^\circ$)/s 减小到 0.08 ($^\circ$)/s。

表 1 预估补偿前后姿态角速度控制精度

Tab. 1 Accuracy of attitude velocity control before and after compensation

延迟时间/ms	补偿前角速度精度/ $[^\circ \cdot \text{s}^{-1}]$	补偿后角速度精度/ $[^\circ \cdot \text{s}^{-1}]$
80	0.16	0.08
120	0.17	0.08
160	0.19	0.08
200	0.22	0.08

5 结束语

本文针对姿控发动机延迟特性引起姿态控制精度降低问题, 研究了基于观测器的 Smith 预估补偿控制方法, 结果表明: 该方法可有效降低系统延迟对上面级姿态控制精度的影响, 显著提高姿态控制精度, 降低姿态控制燃料消耗, 为上面级长时间在轨飞行控制提供一定参考。本文方法仍需离线获取姿控

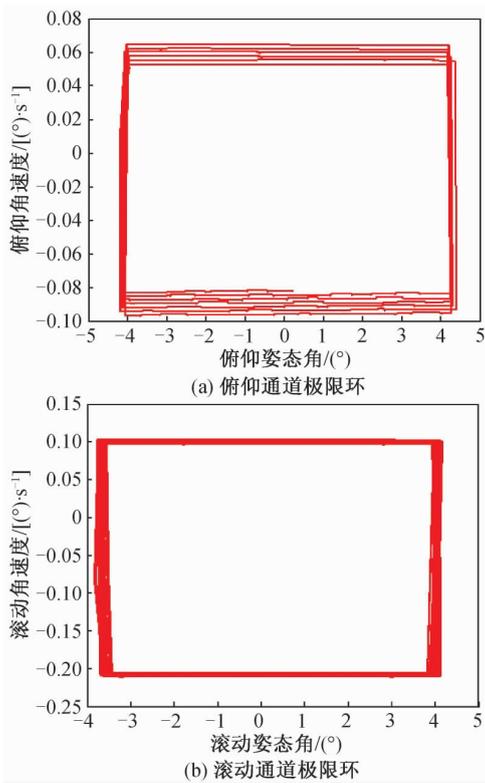


图 6 延迟 160 ms 未补偿控制极限环曲线

Fig. 6 Limit cycle curve before compensation with time delay of 160 ms

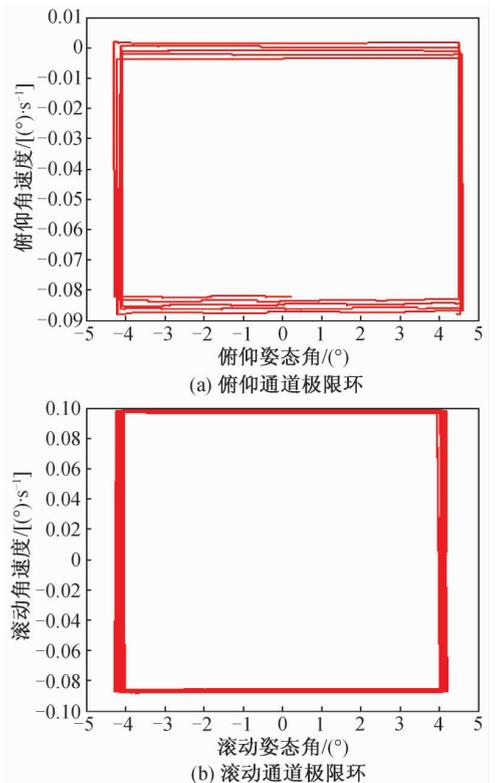


图 7 延迟 160 ms 补偿控制后极限环曲线

Fig. 7 Limit cycle curve after compensation with time delay of 160 ms

发动机延迟时间,如姿态发动机延迟时间不精确或存在随机性,则会影响补偿控制的精度,因此将开展在线辨识姿控发动机延迟时间方法的研究,以提高系统的自主性。

参考文献

- [1] 马克茂,董志远. 空间飞行器大角度机动飞行的变结构姿态控制[J]. 飞行力学, 2004, 22(2): 45-48.
- [2] WIE B, WEISS H, ARAPOSTATHIS A. Quaternion feedback regulator for spacecraft eigenaxis rotations[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1989, 12(3): 375-380.
- [3] CREAMER G, DELAHUNT P, GATES S, et al. Attitude determination and control of clementine during lunar mapping[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1996, 19(3): 505-511.
- [4] 郑立君,郭毓,赖爱芳,等. 挠性航天器大角度姿态机动路径规划[J]. 华中科技大学学报(自然科学版), 2011, 39(增刊2): 232-234.
- [5] 杨忠. 动能拦截器固体姿控发动机的研究[D]. 北京:北京理工大学, 2015.
- [6] 刘庆鸿,陈德源,王子才. 延迟对拦截弹制导精度的

- 影响[J]. 宇航学报, 2003, 24(6): 642-645.
- [7] 潘峰,韩如成. 时变大时滞系统的控制方法综述[J]. 仪器仪表学报, 2012, 23(3): 789-790.
- [8] 朱晓东. 基于 Smith 预估的纯滞后系统的控制[J]. 郑州大学学报, 2004, 25(1): 77-80.
- [9] 王舰. 一种基于模糊补偿的 Smith 预估器的研究[C]//第二十三届中国控制会议. 无锡:[s. n.], 2004: 974-950.
- [10] 洪镇南. Smith 预估补偿器及其应用[J]. 控制工程, 2002, 9(5): 69-70.
- [11] 庞晓楠,于天琦. 基于 Fminsearch 的时滞系统 Dahlin 控制方法研究[J]. 应用科技, 2016, 43(3): 54-59.
- [12] LI Q, XU Z Y. Parameter identification method research based on the BP neural network and space search[C]//International Conference on Advances in Materials Science and Information Technologies in Industry. Xi'an:[s. n.], 2014: 786-788.
- [13] 周军. 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): 11-15.
- [14] 何宁. 基于观测器方法的时滞系统鲁棒故障诊断理论研究[D]. 山东:山东大学, 2005: 25-55.

(本文编辑:应振华)