

文章编号: 1000-8055(2008)08-1546-07

# 基于反作用发动机推力的 空天飞行器再入姿态飞行控制

钱承山<sup>1,2</sup>, 吴庆宪<sup>1</sup>, 姜长生<sup>1</sup>, 周 丽<sup>1</sup>

(1. 南京航空航天大学 自动化学院, 南京 210016;

2. 南京信息工程大学 信息与控制学院, 南京 210044)

**摘 要:** 研究了空天飞行器(ASV)再入跨大气层飞行时的姿态控制问题。在 ASV 跨大气层再入飞行时,通过反作用控制系统(RCS)中的反作用发动机推力产生控制力矩来控制 ASV 的姿态,以补偿气动舵面操纵失效或者部分失效而引起的控制力矩不足;随着空气密度的增加,气动舵面逐步介入控制系统,RCS 随之逐步退出。由于快回路控制器产生进行姿态控制所需要的控制力矩,其通过相应的控制分配将控制力矩映射到作动器,为了减轻作动器的抖振,提出了利用基于区域模型的 T-S 模糊多模型控制方法设计快回路控制器,在跟踪期望角速度的同时,柔化控制信号。最后通过仿真验证了所提方法的有效性。

**关 键 词:** 飞行控制; 空天飞行器; 反作用控制系统; 再入

中图分类号: V249.1; TP273+.3

文献标识码: A

## Flight control for an aerospace vehicle's reentry attitude based on thrust of reaction jets

QIAN Cheng-shan<sup>1,2</sup>, WU Qing-xian<sup>1</sup>, JIANG Chang-sheng<sup>1</sup>, ZHOU Li<sup>1</sup>

(1. College of Automation Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. College of Information and Control,

Nanjing University of Information Science and Technology, Nanjing 210044, China)

**Abstract:** The problems concerning an aerospace vehicle's (ASV) atmospheric reentry flight attitude control system were researched. During reentry through the atmosphere, the control moment is generated by thrusters of the reaction control system (RCS) to control attitudes of the ASV, and to compensate for the shortage of aerodynamic surfaces that fail to offer enough moment because of the partially or completely lost efficiency. Along with the increase in air density, aerodynamic surfaces gradually intervene the control system, and the RCS drops out of use. Because the control torque is determined by the fast loop controller and the torque is assigned to actuators by the control allocation algorithms, a multi-model switching control method based on T-S fuzzy control is proposed and is employed to design the controller for the fast loop such that the required virtual control input is tracked and the actuators' chattering is reduced. Therefore, the control input is softened. The effectiveness of the proposed method is demonstrated by the simulation results.

**Key words:** flight control; aerospace vehicle; reaction control system; reentry

收稿日期: 2007-08-03; 修订日期: 2008-04-08

基金项目: 国家自然科学基金(90405011; 90716028)

作者简介: 钱承山(1971-), 男, 山东新泰人, 副教授, 博士生, 主要从事多模型切换控制、非线性控制研究。

空天飞行器(Aerospace vehicle, ASV) 是各国大力发展的新型航空航天飞行器之一, 它既可在稠密大气层内飞行, 又可在近空间稀薄大气层内作高超声速飞行, 还可穿过大气层进入轨道运行. 在高超声速飞行控制方面, 目前我国尚处于起步阶段. 关于高速飞行器的姿态控制问题, 已有部分研究成果<sup>[1-5]</sup>, 文献[1]提出了鲁棒自适应模糊轨迹线性化控制方法并应用于 ASV 飞控系统设计; 文献[2]采用线性规划方法来优化控制力矩的分配问题; 文献[3]研究了一种可重复使用航天器再入以及故障重构时的控制分配问题; 文献[4]采用非线性动态逆方法设计了高速飞行器再入时的姿态控制及分配问题; 文献[5]研究了高速飞行器再入姿态控制. 然而, 关于 ASV 在再入跨大气层飞行时控制问题的研究却并不多见, 现有文献大多没有考虑在空气稀薄、气动舵面低效或失效情况下的控制问题. 本文研究了 ASV 再入跨大气层飞行时的姿态控制问题. 考虑 ASV 在空气稀薄、气动舵面低效或失效且推力系统关机不能提供推力矢量的情况, 设计了基于反作用发动机推力的变结构形式的 ASV 姿态飞控系统. 为了减轻作动器的抖振, 本文提出了利用基于区域模型的 T-S 模糊多模型控制方法设计快回路控制器, 在跟踪期望角速度的同时, 柔化控制信号. 最后通过仿真验证了所提方法的有效性.

1 反作用发动机推力和力矩模型

反作用控制系统(RCS)中反作用发动机推力器理论上可以采用变推力发动机或者开关型发动机, 但是变推力发动机的研制和应用目前还存在一定困难, 故当前工程中使用的推力器属于开关型的, 控制量可近似为常值开关型的量<sup>[6-8]</sup>.

单个反作用发动机推力工作方式曲线如图 1 所示. 图中  $t_0$  表示启动时刻,  $\tau_0$  表示从启动到最大推力延迟时间,  $t_f$  表示关闭时刻,  $\tau_f$  表示从最大推力到关闭延迟时间,  $F_r$  表示实际推力,  $F_{\max}$  表示最大推力. 每台反作用发动机可在最短点火时间 80 ms 内产生额定推力.

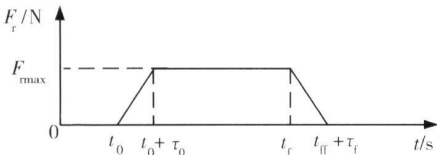


图 1 反作用发动机工作方式

Fig. 1 Working mode of a reaction thruster

由反作用发动机推力工作方式曲线图, 可得

$$F_r = \begin{cases} F_{\max}(t - t_0)/\tau_0, & t_0 \leq t < t_0 + \tau_0 \\ F_{\max}, & t_0 + \tau_0 \leq t < t_f \\ F_{\max}(t_f + \tau_f - t)/\tau_f, & t_f \leq t < t_f + \tau_f \\ 0, & \text{other} \end{cases}$$

假设 ASV 为理想刚体, 不考虑机翼、机身和尾翼的弹性自由度, RCS 反作用发动机推力器布局以及推力矩模型参见文献[8].

2 ASV 再入数学描述

由于本文研究目的是设计 ASV 再入飞行姿态控制系统, 故主要考察与姿态角  $\Omega = [\alpha, \beta, \mu]^T$  和姿态角速率  $\omega = [p, q, r]^T$  相关的方程, 其中  $\alpha, \beta$  和  $\mu$  依次为迎角、侧滑角和倾斜角,  $p, q$  和  $r$  分别为滚转、俯仰和偏航角速率. 考虑 ASV 再入时主发动机是关闭的且质量几乎不变, 因此 ASV 再入时的动态方程可描述如下:

$$\dot{\Omega} = f_s + g_{s\omega}\omega + g_{s\delta}\delta + g_{sr}T_r \tag{1}$$

$$\dot{\omega} = f_f + g_f(g_{\omega}\delta + M_r) \tag{2}$$

其中  $\delta = [\delta_l, \delta_a, \delta_r]^T$  表示左、右升降副翼舵和方向舵的气动舵面偏角控制向量;  $T_r = [T_{rx}, T_{ry}, T_{rz}]^T$  表示 RCS 反作用发动机提供的三个体轴方向上控制力向量;  $M_r = [l_{Tr}, m_{Tr}, n_{Tr}]^T$  表示 RCS 反作用发动机提供的控制力矩向量;  $f_s, g_{s\omega}, g_{s\delta}, g_{sr}, f_f, g_f$  及  $g_{\omega}$  是相应的系数矩阵. 限于篇幅, 各表达式略.

ASV 再入飞行控制系统的设计目的是根据期望的制导指令  $\Omega_c$  给出合适的 RCS 脉冲调制指令和舵面偏角指令  $\delta$ , 使得 ASV 的姿态角  $\Omega$  可以快速准确地跟踪  $\Omega_c$ . 由于操纵面和 RCS 所产生的操纵力对受控状态的影响是较小的, 故可忽略操纵面和 RCS 所产生的操纵力, 方程(1)可近似简化为

$$\dot{\Omega} = f_s + g_{s\omega}\omega \tag{3}$$

在考虑外界干扰力矩  $d$  的情况下, ASV 再入动态方程可进一步描述为

$$\dot{\Omega} = f_s + g_{s\omega}\omega, \quad \dot{\omega} = f_f + g_f(M_c + d) \tag{4}$$

控制的目的是使系统输出  $\Omega$  渐近跟踪期望的制导指令  $\Omega_c$ .

3 ASV 再入姿态飞控系统设计

控制律是通过控制舵面和 RCS 施加于被控对象 ASV 上的, 当舵面及 RCS 中的发动机推力发生变化时, 最先发生变化的是 ASV 角速率  $\omega = [p, q, r]^T$ , 然后才是 ASV 姿态角  $\Omega = [\alpha, \beta, \mu]^T$

的变化,因此称  $\omega = [p, q, r]^T$  为系统快状态,设其带宽为 10 rad/s;称  $\Omega = [\alpha, \beta, \mu]^T$  为慢状态,设其带宽为 2.5 rad/s. 根据奇异摄动理论,飞控系统可分成快回路和慢回路系统,快、慢回路可分开设计,控制系统结构如图 2 所示.

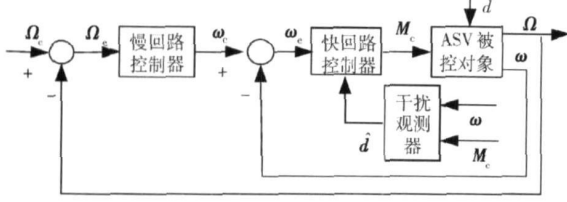


图 2 控制系统结构图

Fig. 2 Schematic diagram of control system

### 3.1 慢回路控制器设计

慢回路设计中将  $\omega$  看成虚拟控制量,通过期望虚拟控制  $\omega_c$  来保证  $\Omega$  的跟踪性能.为此设计如下慢回路 Terminal 滑模面<sup>[9]</sup>

$$\sum_s = \Omega_c + a_s \Omega_c + b_s \Omega_c^{q_s/p_s} = 0 \quad (5)$$

其中  $\Omega_c = \Omega_c - \Omega$  是  $\Omega$  的跟踪误差,  $a_s, b_s > 0$ ,  $\Omega_c^{q_s/p_s} = [\alpha_c^{q_s/p_s}, \beta_c^{q_s/p_s}, \mu_c^{q_s/p_s}]^T$ ,  $q_s, p_s$  是正奇数且  $p_s > q_s$ . 可解出  $\Omega_c$  收敛到零的时间为

$$t_f = \frac{p_s}{a_s(p_s - q_s)} \ln \frac{a_s \Omega_c(0)^{(p_s - q_s)/p_s} + b_s}{b_s}, \quad i = 1, 2, 3 \quad (6)$$

对  $\Omega_c = \Omega_c - \Omega$  两端求导,并将式(3)代入得

$$\dot{\Omega}_c = \mathbf{g}_s^{-1} [\dot{\Omega}_c + a_s \Omega_c + b_s \Omega_c^{q_s/p_s} - \mathbf{f}_s] \quad (7)$$

$\omega_c$  为  $\omega$  的指令信号.

### 3.2 快回路控制器设计

快回路系统的控制任务是设计控制律  $u$  使  $\omega$  快速、精确跟踪  $\omega_c$ . 快回路控制器产生进行姿态控制所需要的控制力矩且通过相应的控制分配将控制力矩映射到作动器. 为了减轻作动器的抖振,本文提出了利用基于区域模型的 T-S 模糊多模型控制方法设计快回路控制器,以柔化控制信号.

#### 3.2.1 基于区域模型的 T-S 模糊多模型

##### 建模方法

考虑如下形式的非线性系统

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}) + \mathbf{g}(\mathbf{x})\mathbf{u} \quad (8)$$

式中  $\mathbf{x} \in \mathbf{R}^{n \times 1}$  为状态向量,  $\mathbf{u} \in \mathbf{R}^{m \times 1}$  为控制输入. 对于非线性系统(8),可根据时间  $t$  或状态等将其分为多个区域. 设分为  $s$  个区域,在每一区域内建立 T-S 模糊模型和设计状态反馈控制器. 根据文献[10],在同一个区域内(例如第  $q$  个区域  $R_{q_i}$ ,  $q \in S = \{1, \dots, s\}$ ),得到如下局部 T-S 模糊模型

和控制器:

##### 局部模糊规则 $i$

If  $z_1$  is  $M_{i1}$  and ...and  $z_p$  is  $M_{ip}$ , then

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}_{q_i} \mathbf{x} + \mathbf{B}_{q_i} \mathbf{u}_{q_i}, \mathbf{u}_{q_i} = \mathbf{K}_{q_i} \mathbf{x}, i = 1, \dots, r \quad (9)$$

其中  $z_1 \sim z_p$  是模糊前提变量,  $r$  是局部模糊规则条数,  $M_{ik}$  ( $k = 1, \dots, p$ ) 为模糊工作域模糊集合,  $\mathbf{A}_{q_i}, \mathbf{B}_{q_i}$  为线性化系数矩阵,  $\mathbf{K}_{q_i}$  为状态反馈系数阵. 因此,系统(8)可描述为

$$\dot{\mathbf{x}} = \sum_{i=1}^r h_i [\mathbf{A}_i \mathbf{x} + \mathbf{B}_i \mathbf{u}_q], \mathbf{u}_q = \sum_{i=1}^r h_i \mathbf{K}_i \mathbf{x} \quad (10)$$

其中  $h_{q_i} = \prod_{k=1}^p M_{ik}(z_k) \setminus \sum_{i=1}^r \prod_{k=1}^p M_{ik}(z_k)$  且满足  $h_{q_i}$

$\geq 0$  及  $\sum_{i=1}^r h_{q_i} = 1$ ,  $M_{ik}(z_k)$  表示模糊集合  $M_{ik}$  的隶属函数.

对多模型切换控制的切换作用采用特征函数  $v_q$  来描述,其具体含义见文献[10],在此不再赘述. 基于局部 T-S 模型的非线性系统多模型切换控制全局控制系统和全局控制器可描述为如下形式

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{x}} &= \sum_{q=1}^s \sum_{i=1}^r v_q h_{q_i} [\mathbf{A}_{q_i} \mathbf{x} + \mathbf{B}_{q_i} \mathbf{u}], \\ \mathbf{u} &= \sum_{q=1}^s \sum_{j=1}^r v_q h_{q_j} \mathbf{K}_{q_j} \mathbf{x} \end{aligned} \quad (11)$$

若选取参考模型为  $\dot{\mathbf{x}}_r = \mathbf{A}_r \mathbf{x}_r + \mathbf{B}_r \mathbf{r}$ , 则可与式(11)构造如下增广系统

$$\begin{aligned} \dot{\bar{\mathbf{x}}} &= \sum_{q=1}^s \sum_{i=1}^r v_q h_{q_i} [\bar{\mathbf{A}}_{q_i} \bar{\mathbf{x}} + \bar{\mathbf{B}}_{q_i} \mathbf{u}], \\ \mathbf{u} &= \sum_{q=1}^s \sum_{j=1}^r v_q h_{q_j} \bar{\mathbf{K}}_{q_j} \bar{\mathbf{x}} \end{aligned} \quad (12)$$

其中  $\bar{\mathbf{x}} = [\mathbf{x}, \mathbf{x}_r]^T$ ,  $\bar{\mathbf{A}}_{q_i} = \text{diag}(\mathbf{A}_{q_i}, \mathbf{A}_r)$ ,  $\bar{\mathbf{B}}_{q_i} = [\mathbf{B}_{q_i}, 0]^T$ ,  $\bar{\mathbf{K}}_{q_i} = [\mathbf{K}_{q_i} \quad -\mathbf{K}_{q_i}]$ ,  $\mathbf{x}_r$  为参考模型状态,  $\mathbf{A}_r$  为所选择的参考模型渐进稳定系数矩阵,  $\mathbf{r}$  为参考模型输入. 全局闭环模糊控制系统可表述为

$$\begin{aligned} \dot{\bar{\mathbf{x}}} &= \sum_{q=1}^s \sum_{i=1}^r \sum_{j=1}^r v_q h_{q_i} h_{q_j} \bar{\mathbf{A}}_{q_{ij}} \bar{\mathbf{x}}, \\ \bar{\mathbf{A}}_{q_{ij}} &= \bar{\mathbf{A}}_{q_i} + \bar{\mathbf{B}}_{q_j} \bar{\mathbf{K}}_{q_j} \end{aligned} \quad (13)$$

#### 3.2.2 多模型切换控制的跟踪及稳定性分析

定义跟踪误差为  $\mathbf{e} = \mathbf{x} - \mathbf{x}_r$ , 考虑如下与跟踪误差  $\mathbf{e} = \mathbf{x} - \mathbf{x}_r$  有关的  $H_\infty$  跟踪性能指标

$$\begin{aligned} \int_0^t \mathbf{e}^T \Theta \mathbf{e} dt &= \int_0^t (\mathbf{x} - \mathbf{x}_r)^T \Theta (\mathbf{x} - \mathbf{x}_r) dt = \\ &= \int_0^t \bar{\mathbf{x}}^T \Theta \bar{\mathbf{x}} dt \leq \bar{\mathbf{x}}^T(0) \mathbf{P} \bar{\mathbf{x}}(0) \end{aligned} \quad (14)$$

其中  $\Theta = \begin{bmatrix} \ominus & -\mathcal{Q} \\ -\mathcal{Q} & \mathcal{Q} \end{bmatrix}$ ,  $t_f$  为末端时间,  $\Theta$  为对称正定权值阵,  $\mathbf{P}$  为对称正定常数矩阵.

定理 1 如果存在一个公共的对称正定矩阵  $\mathbf{P}$ , 使得如下矩阵不等式

$$\tilde{\mathbf{A}}_{qj}^T \mathbf{P} + \mathbf{P} \tilde{\mathbf{A}}_{qj} + \Theta < 0 \tag{15}$$

成立, 则全局闭环控制系统 (13) 是渐近稳定的, 状态  $\mathbf{x}$  跟踪参考模型状态  $\mathbf{x}_r$ , 且满足  $H \infty$  跟踪控制指标 (14) .

证明: 选取 Lyapunov 函数为  $V(\bar{\mathbf{x}}) = \bar{\mathbf{x}}^T \mathbf{P} \bar{\mathbf{x}}$ , 则沿闭环系统 (13) 的任意轨线,  $V(\bar{\mathbf{x}})$  关于时间的导数为

$$V(\bar{\mathbf{x}}) = \sum_{q=1}^s \sum_{i=1}^r \sum_{j=1}^r \nu_{qj} h_{qi} h_{qj} \cdot [\bar{\mathbf{x}}^T (\tilde{\mathbf{A}}_{qj}^T \mathbf{P} + \mathbf{P} \tilde{\mathbf{A}}_{qj}) \bar{\mathbf{x}}]$$

只要式 (15) 成立, 则必然有  $\tilde{\mathbf{A}}_{qj}^T \mathbf{P} + \mathbf{P} \tilde{\mathbf{A}}_{qj} < 0$ , 故  $V(\bar{\mathbf{x}}) < 0$ , 全局闭环控制系统 (13) 是渐近稳定的.

考虑  $H \infty$  跟踪性能指标且将式 (13) 代入, 得

$$\begin{aligned} \int_0^t e^T \Theta e dt &= \int_0^t \bar{\mathbf{x}}^T \Theta \bar{\mathbf{x}} dt = \int_0^t \bar{\mathbf{x}}^T \Theta \bar{\mathbf{x}} dt + \\ &\bar{\mathbf{x}}^T(0) \mathbf{P} \bar{\mathbf{x}}(0) - \bar{\mathbf{x}}^T(t_f) \mathbf{P} \bar{\mathbf{x}}(t_f) + \\ &\int_0^t (\bar{\mathbf{x}}^T \mathbf{P} \bar{\mathbf{x}} + \bar{\mathbf{x}}^T \mathbf{P} \dot{\bar{\mathbf{x}}}) dt \leq \bar{\mathbf{x}}^T(0) \mathbf{P} \bar{\mathbf{x}}(0) + \\ &\int_0^t \bar{\mathbf{x}}^T \Theta \bar{\mathbf{x}} dt + \int_0^t \sum_{q=1}^s \sum_{i=1}^r \sum_{j=1}^r \nu_{qj} h_{qi} h_{qj} \cdot \\ &(\bar{\mathbf{x}}^T \tilde{\mathbf{A}}_{qj}^T \mathbf{P} \bar{\mathbf{x}} + \bar{\mathbf{x}}^T \mathbf{P} \tilde{\mathbf{A}}_{qj} \bar{\mathbf{x}}) dt = \\ &\bar{\mathbf{x}}^T(0) \mathbf{P} \bar{\mathbf{x}}(0) + \int_0^t \sum_{q=1}^s \sum_{i=1}^r \sum_{j=1}^r \nu_{qj} h_{qi} h_{qj} \cdot \\ &\{\bar{\mathbf{x}}^T (\tilde{\mathbf{A}}_{qj}^T \mathbf{P} + \mathbf{P} \tilde{\mathbf{A}}_{qj} + \Theta) \bar{\mathbf{x}}\} dt \tag{16} \end{aligned}$$

显然如果式 (15) 成立, 则  $H \infty$  跟踪控制指标满足式 (14). 证毕.

考虑下面一组线性矩阵不等式

$$\begin{bmatrix} \mathbf{L}_{qj} & \mathbf{W} \\ * & -\Theta \end{bmatrix} < 0 \quad i, j = 1, \dots, r \tag{17}$$

其中  $\mathbf{L}_{qj} = \mathbf{W} \mathbf{A}_{qj}^T + \mathbf{A}_{qj} \mathbf{W} + \mathbf{G}_{qj}^T \mathbf{B}_{qj}^T + \mathbf{B}_{qj} \mathbf{G}_{qj}$ . 求解此线性矩阵不等式组, 得到  $\mathbf{W}, \mathbf{G}_{qj}$ , 从而有  $\mathbf{K}_{qj} = \mathbf{G}_{qj} \mathbf{W}^{-1}$ ,  $\bar{\mathbf{K}}_{qj} = [\mathbf{K}_{qj} \quad -\mathbf{K}_{qj}]$ , 所设计的控制律  $\mathbf{u} = \sum_{q=1}^s \sum_{j=1}^r \nu_{qj} h_{qj} \bar{\mathbf{K}}_{qj} \bar{\mathbf{x}}$  使得全局闭环控制系统 (13) 跟踪参考信号  $\mathbf{x}_r$ , 且满足  $H \infty$  跟踪指标 (14).

3.2.3 快回路控制器设计

首先对内回路根据再入高度进行区域划分, 在各区域内建立模糊控制系统 (11), 选取参考模型并建立增广系统 (12), 再通过设计一个基于局部 T-S 模糊模型 (11) 的控制器  $\mathbf{u}$ , 通过多模型切换控制作用选择与当前区域相对应的控制器作为全局控制器, 其他区域的控制器不起作用. 最后通过求解线性矩阵不等式 (17), 得到控制律中的  $\bar{\mathbf{K}}_{qj} = [\mathbf{K}_{qj} \quad -\mathbf{K}_{qj}]$ , 使全局闭环控制系统 (13) 跟

踪参考信号  $\mathbf{x}_r$ , 且满足  $H \infty$  跟踪控制指标 (14) .

3.3 干扰观测器的设计

下面采用非线性干扰观测器 (Nonlinear disturbance observer, NDO) 技术来减小或消除未知干扰  $\mathbf{d}$  的影响, 并利用 Lyapunov 理论给出相应的稳定性分析.

定义具有如下形式的非线性干扰观测器<sup>[11]</sup>:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{z}} = -\Psi(\omega) \mathbf{g}_f [\mathbf{z} + \rho(\omega)] - \Psi(\omega) (\mathbf{f}_f + \mathbf{g}_f \mathbf{M}_c) \\ \dot{\mathbf{d}} = \mathbf{z} + \rho(\omega) \end{cases} \tag{18}$$

其中  $\mathbf{z} \in \mathbf{R}^3$  是非线性干扰观测器的内部状态,  $\mathbf{d} \in \mathbf{R}^3$  是  $\mathbf{d}$  的观测值即估计值,  $\rho(\omega) \in \mathbf{R}^3$  是待设计的非线性函数向量,  $\Psi(\omega)$  为观测器增益矩阵且满足  $\Psi(\omega) = \frac{\partial \rho(\omega)}{\partial \omega}$ . 通常情况下对未知干扰  $\mathbf{d}$  缺乏先验知识, 因此做如下假设:

假设 未知干扰  $\mathbf{d}$  变化相对于观测器动态来说是缓慢的, 即  $\dot{\mathbf{d}} \approx 0$ .

定义观测器误差为  $\mathbf{e}_d = \mathbf{d} - \hat{\mathbf{d}}$ , 则

$$\dot{\mathbf{e}}_d \approx -\dot{\hat{\mathbf{d}}} = -\dot{\mathbf{z}} - \frac{\partial \rho(\omega)}{\partial \omega} \omega = -\Psi(\omega) \mathbf{g}_f \mathbf{e}_d \tag{19}$$

如果适当选择  $\rho(\omega)$  使得式 (19) 渐近稳定, 则观测值  $\hat{\mathbf{d}}$  可逼近  $\mathbf{d}$ . 由于式 (19) 中的  $\mathbf{g}_f$  取决于被控对象 ASV 本身, 其具体表达式为  $\mathbf{g}_f = \text{diag}(I_{xx}^{-1}, I_{yy}^{-1}, I_{zz}^{-1})$ , 其中  $I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}$  表示绕 ASV 各体轴的转动惯量. 结合 ASV 本身物理特性可知,  $\mathbf{g}_f$  为正定矩阵, 故只要合理选择  $\rho(\omega)$ , 就可使得式 (19) 渐近稳定.

定理 2 对于非线性系统 (4) 和非线性干扰观测器 (18), 若选择函数向量  $\rho(\omega)$  为

$$\rho(\omega) = \begin{bmatrix} \lambda_1(p + p^{c_1}/c_1) \\ \lambda_2(q + q^{c_2}/c_2) \\ \lambda_3(r + r^{c_3}/c_3) \end{bmatrix}$$

且满足  $\lambda_i > 0, c_i$  为正奇数,  $i = 1, 2, 3$ , 则式 (19) 全局渐近稳定, 观测误差  $\mathbf{e}$  收敛到原点, 观测值  $\hat{\mathbf{d}}$  逼近  $\mathbf{d}$ .

证明: 由于  $\mathbf{g}_f$  为正定矩阵, 因此可选取 Lyapunov 函数为  $V = 0.5 \mathbf{e}_d^T \mathbf{g}_f \mathbf{e}_d$ , 则  $V$  关于时间的导数为

$$\begin{aligned} \dot{V} &= 0.5 (\dot{\mathbf{e}}_d^T \mathbf{g}_f \mathbf{e}_d + \mathbf{e}_d^T \dot{\mathbf{g}}_f \mathbf{e}_d) = \\ &0.5 (-\Psi(\omega) \mathbf{g}_f \mathbf{e}_d)^T \mathbf{g}_f \mathbf{e}_d + 0.5 \mathbf{e}_d^T \dot{\mathbf{g}}_f (-\Psi(\omega) \mathbf{g}_f \mathbf{e}_d) = \\ &-0.5 \mathbf{e}_d^T \dot{\mathbf{g}}_f^T (\Psi(\omega))^T \mathbf{g}_f \mathbf{e}_d - 0.5 \mathbf{e}_d^T \mathbf{g}_f \Psi(\omega) \mathbf{g}_f \mathbf{e}_d \end{aligned}$$

考虑到

$$\Psi(\omega) = \frac{\partial \Theta(\omega)}{\partial \omega} =$$

$$\begin{bmatrix} \lambda(1 + p^{c_1-1}) & 0 & 0 \\ 0 & \lambda(1 + q^{c_2-1}) & 0 \\ 0 & 0 & \lambda(1 + r^{c_3-1}) \end{bmatrix}$$

$\lambda > 0, c_i$  为正奇数,  $i = 1, 2, 3$ , 因此知  $\Psi(\omega)$  为正定矩阵, 故有  $V = -e_d^T g_f \Psi(\omega) g_f e_d$ , 当  $e_d \neq 0$  时, 有  $V < 0$ , 式(19)全局渐近稳定, 观测误差  $e_d$  收敛到原点, 观测值  $\hat{d}$  逼近  $d$ . 证毕.

4 控制分配

在再入的初始阶段, 由于空气密度低, 动压不足, 气动舵面操纵失效或者部分失效, 故通过 RCS 来控制 ASV 的姿态; 随着空气密度的增加, 气动舵面操纵效率升高而 RCS 操纵效率降低, 气动舵面逐步介入控制系统, RCS 随之逐步退出, 操纵系统变换的主要依据参数为动压、马赫数和高度<sup>[12]</sup>. 因此, 在再入段, 控制力矩由 RCS 中的反作用发动机推力及不同舵面产生的气动力组合获得.

由于气动舵面可提供光滑、连续的控制量且不消耗燃料, 在控制分配中是首要选择, 而气动舵面效率的高低取决于动压  $q$  的大小, 因此选用动压  $q$  作为切换控制变量. 适当选取由 RCS 控制到气动舵面控制的过渡区域即模糊边界区, 将整个控制过程分为 3 个区域, 即 RCS 控制区、RCS 与气动舵面组合控制的过渡区、气动舵面控制区, 如图 3 所示. 图中,  $\hat{q}$  为 ASV 实际所受动压,  $\hat{q}_0$  为选择设置的过渡区域初始动压值,  $\hat{q}_1$  为设置的过渡区域终了动压值,  $h$  为相应的隶属函数.

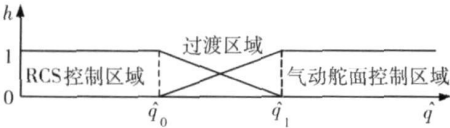


图 3 区域划分示意图

Fig. 3 Sketch of region division

RCS 控制的隶属函数  $h_r$  和气动舵面控制的隶属函数  $h_a$  分别表示为

$$h_r = \begin{cases} 1, & \hat{q} \leq \hat{q}_0 \\ \frac{\hat{q}_1 - \hat{q}}{\hat{q}_1 - \hat{q}_0}, & \hat{q}_0 < \hat{q} < \hat{q}_1 \\ 0, & \hat{q} \geq \hat{q}_1 \end{cases} \quad h_a = 1 - h_r$$

显然, RCS 所提供的控制力矩  $M_r = h_r M_c$ , 气动舵面所提供的控制力矩  $M_a = h_a M_c$ .

5 仿真

一般情况下, ASV 在再入的初始阶段以大攻角飞行. 下面对 ASV 跨大气层再入姿态控制进行仿真, 仿真参数如下:

质量  $M = 65\ 000\ \text{kg}$ ; 初始姿态角分别为  $\alpha(0) = 38^\circ, \beta(0) = 0.2^\circ, \mu(0) = 36^\circ$ ; 初始姿态角速率为  $\omega(0) = [0, 0, 0]^T\ \text{rad/s}$ ; 马赫数  $Ma(0) = 27.5$ ; 速度  $V(0) = 7.5\ \text{km/s}$ ; 高度  $H(0) = 86\ \text{km}$ ; 其他有关参数分别为  $\hat{q}_0 = 96\ \text{Pa}, \hat{q}_1 = 479\ \text{Pa}, p_s = 9, q_s = 7, a_s = b_s = 0.3$ ,

$$d = \begin{bmatrix} 10^4 \sin(t) \\ 10^4 \sin(t) \\ 10^4 \sin(t) \end{bmatrix},$$

$$\Theta(\omega) = 10^5 \begin{bmatrix} p + p^3/3 \\ q + q^3/3 \\ r + r^3/3 \end{bmatrix}$$

要求跟踪制导指令给出的信号  $\alpha_c = 40^\circ, \beta_c = 0^\circ, \mu_c = 37^\circ$ .

选取 ASV 快回路参考模型状态方程如下

$$\begin{bmatrix} \dot{\alpha}_r \\ \dot{\beta}_r \\ \dot{\mu}_r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -2 & 0 & 0 \\ 0 & -2 & 0 \\ 0 & 0 & -2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha_r \\ \beta_r \\ \mu_r \end{bmatrix} + 2 \begin{bmatrix} \alpha_c \\ \beta_c \\ \mu_c \end{bmatrix}$$

下面以高度在 90~70 km 范围划分两个区域为例, 对基于区域模型的 T-S 模糊多模型控制方法设计快回路控制器进行分析. 两个区域分别用 Region1, Region2 表示, 具体划分为

Region1:  $H = 90 \sim 80\ \text{km}$ ;

Region2:  $H = 80 \sim 70\ \text{km}$

1) 在区域 Region1 中, 结合实际再入快回路情况, 高度、速度、攻角和侧滑角各取一个工作点, 即取  $H \approx 85\ \text{km}, V \approx 7.4\ \text{km/s}, \alpha \approx 40^\circ$  和  $\beta \approx 0^\circ$ , 对  $[p, q, r]^T$  分别取 8 个工作点, 则模糊规则分别为

规则 11: 若  $[p, q, r]^T$  约为  $[-0.5, -0.5, -0.5]^T\ \text{rad/s}$ , 则  $\dot{x} = A_{f11}x + B_{f11}uf$ ;

规则 12~ 规则 17, 略.

规则 18: 若  $[p, q, r]^T$  约为  $[0.5, 0.5, 0.5]^T\ \text{rad/s}$ , 则  $\dot{x} = A_{f18}x + B_{f18}uf$ .

选取对称正定矩阵  $\Theta = \text{diag}(0.1, 0.1, 0.1)$ , 通过求解一组线性矩阵不等式, 可获得控制器参数  $K_{li}, \bar{K}_{li} = [K_{li} \ -K_{li}]$ , ( $i = 1, \dots, 8$ ). 以上各系数矩阵及控制器参数矩阵的具体表达式, 限于篇幅, 略.

2) 在区域 Region2 中, 取  $H \approx 75\ \text{km}, V \approx$

7.3 km/s,  $\alpha \approx 40^\circ$  和  $\beta \approx 0^\circ$ , 对  $[p, q, r]^T$  亦取 8 个工作点. 此区域中控制器参数的处理计算类似于区域 Region1 中的处理计算, 故不再赘述.

5.1 当不采用 RCS 反作用发动机推力时的情况

不采用 RCS 反作用发动机时的仿真曲线如图 4 所示, 从图中可以看出控制效果很差, 不能很好地跟踪所给指令. 原因是再入初始段空气密度低, 动压不足, 气动舵面操纵失效或部分失效, 单纯依靠气动舵面无法得到所需要的控制力矩.

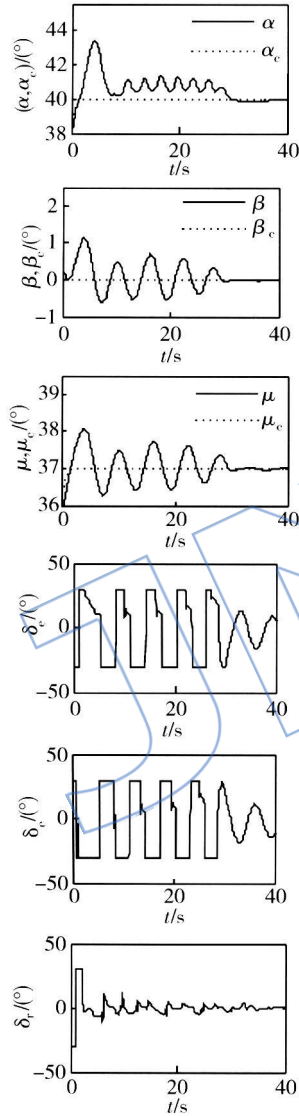


图 4 无 RCS 作用时的仿真曲线

Fig. 4 Simulation plots without operation of RCS

5.2 当采用 RCS 反作用发动机推力时的情况

当采用 RCS 反作用发动机推力进行控制时的仿真曲线如图 5 所示, 从图中可以看出跟踪效果很好, 这是因为在气动舵面操纵失效或部分失效的情况下, RCS 启动反作用发动机来提供所需

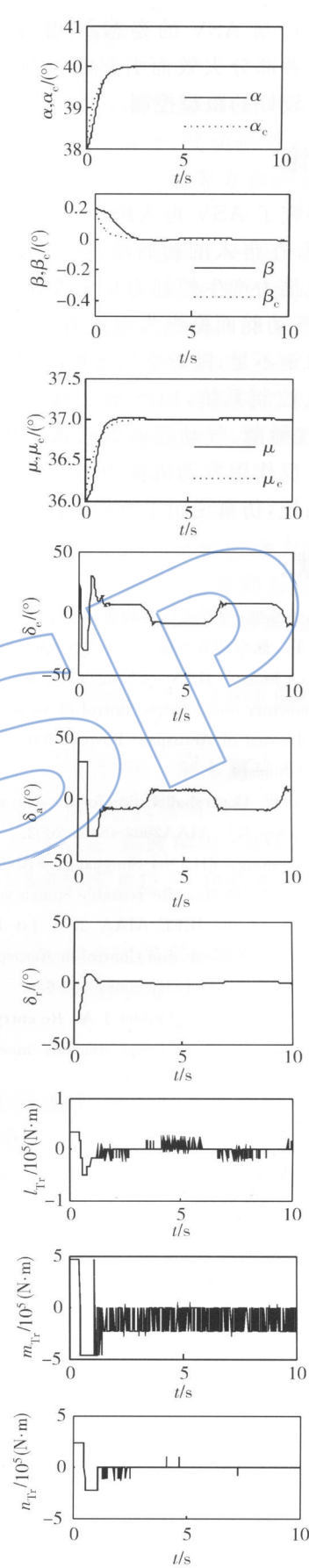


图 5 考虑 RCS 作用时的仿真曲线

Fig. 5 Simulation plots with operation of RCS

控制力矩来控制 ASV 的姿态, 补偿了气动舵面操纵失效或者部分失效而引起的控制力矩不足, 从而实现了较好的跟踪控制.

## 6 结 论

本文研究了 ASV 再入跨大气层飞行时的姿态控制问题. 在再入的初始段, 通过 RCS 中的反作用发动机推力产生控制力矩来控制 ASV 的姿态, 以补偿气动舵面操纵失效或者部分失效而引起的控制力矩不足; 随着空气密度的增加, 气动舵面逐步介入控制系统, RCS 随之逐步退出. 考虑 ASV 在空气稀薄、气动舵面低效或失效的情况, 设计了基于反作用发动机推力的 ASV 再入姿态飞行控制系统, 仿真说明了所提方法的有效性.

## 参考文献:

- [ 1 ] 张春雨, 姜长生. 空天飞行器的鲁棒自适应模糊轨迹线性化控制[J]. 航空动力学报, 2007, 22( 6): 915-922.  
ZHANG Chunyu, JIANG Changsheng. Robust adaptive fuzzy trajectory linearization control of an aerospace vehicle [J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22( 6): 915-922. (in Chinese)
- [ 2 ] Shertzer R H. Control allocation for the next generation of entry vehicles[R]. AIAA2002-4849, 2002.
- [ 3 ] NING Guodong, ZHANG Shuguang, FANG Zhenping. Entry control allocation for reusable launch vehicle [C]// Proceedings of the IEEE/AIAA 2006 1st International Symposium on Systems and Control in Aerospace and Astronautics. Harbin: IEEE, 2006: 633-638.
- [ 4 ] Costa R R, Chu Q P, Mulder J A. Re-entry flight controller design using nonlinear dynamic inversion [R]. AIAA Paper A01-37110, 2001.
- [ 5 ] Shtessel Y, McDuffie J. Sliding mode control of the X-33 vehicle in launch and reentry modes [J]. AIAA, 1998, A98-37139: 1352-1362.
- [ 6 ] Zimpfer D. On-orbit flight control design for the Kistler K-1 reusable launch vehicle [R]. AIAA Paper 99-4210, 1999.
- [ 7 ] Zimmerman C, Duckeman G. An automated method to compute orbital reentry trajectories with heating constraints [R]. AIAA Paper A0237761, 2002.
- [ 8 ] 钱承山, 吴庆宪, 姜长生, 等. 空天飞行器概念设计再入数学建模研究[J]. 宇航学报, 2008, 29( 2): 44-49.  
QIAN Chengshan, WU Qingxian, JIANG Changsheng, et al. Atmospheric reentry modeling of aerospace vehicle dynamics for conceptual design studies [J]. Journal of Astronautics, 2008, 29( 2): 44-49. (in Chinese)
- [ 9 ] Yu X, Man Z. Fast terminal sliding mode control design for nonlinear dynamical systems [J]. IEEE Trans. Circuits Systems Part I, 2002, 49 ( 2): 261-264.
- [ 10 ] 钱承山, 吴庆宪, 姜长生, 等. 基于局部 T-S 模型的非线性系统多模型切换控制[J]. 应用科学学报, 2007, 25( 4): 382-386.  
QIAN Chengshan, WU Qingxian, JIANG Changsheng, et al. Multi model switching control for nonlinear systems based on local T-S models [J]. Journal of Applied Sciences, 2007, 25( 4): 382-386. (in Chinese)
- [ 11 ] Chen W H, Balance D J, Gawthrop P J, et al. A nonlinear disturbance observer for robotic manipulators [J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2000, 47 ( 4): 932-938.
- [ 12 ] 宁国栋, 张曙光, 方振平. 跨大气层飞行器再入段 RCS 控制特性 [J]. 飞行力学, 2005, 23( 3): 16-20.  
NING Guodong, ZHANG Shuguang, FANG Zhenping. Research on the reaction control system for spacecraft reentry flight [J]. Flight Dynamics, 2005, 23( 3): 16-20. (in Chinese)