

基于改进再分配伪逆法的高速飞行器 RCS 控制分配设计

宋佳, 张严雪

(北京航空航天大学 宇航学院 北京 100191)

摘要: 高超声速飞行器再入段需要反作用控制系统(RCS)维持姿态稳定。设计一种固定推力器开启数的再分配伪逆控制分配方法,并应用在了高超声速飞行器再入段姿态控制中。首先,建立高超声速飞行器再入段 RCS 姿态模型,采用有限时间终端滑模算法设计姿态跟踪控制器。针对给定 8 推力器配置的 RCS,设计固定 3 推力器开启的再分配伪逆法对 RCS 进行控制分配,能提高系统实时性并且降低燃料消耗。最后将设计的控制分配系统应用于高超声速飞行器再入姿态仿真,仿真结果表明设计的方法具有很好的控制效果,在保证控制性能和实时性的同时能够降低燃料消耗。

关键词: 高超声速飞行器;反作用控制系统;终端滑模控制;改进的再分配伪逆法;控制分配

中图分类号: V448.22

文献标志码: A

文章编号: 1671-6841(2021)02-0019-07

DOI: 10.13705/j.issn.1671-6841.2020259

0 引言

高超声速飞行器(hypersonic vehicle, HV),在本文中简称为高速飞行器,飞行速度不小于 5 马赫,是一种具有强耦合、强非线性的复杂对象^[1-3],在军事上和民用上具有广阔的应用前景^[4]。高速飞行器再入段的姿态控制成为了各国航空航天领域的难点和热点。高速飞行器再入段的初期由于大气密度较低,气动舵面效率不足^[5-6],需要反作用控制系统(reaction control system, RCS)维持姿态稳定^[7-8]。RCS 系统执行器为一组推力恒定的脉冲型推力器^[9]。为了提高飞行器的稳定性,降低故障影响^[10-11],一般设计为冗余配置。但是冗余配置增加了指令分配的难度,且有可能造成燃料的浪费。因此有必要进行 RCS 控制分配方法研究。

文献[12]对于多操纵面的战机出现未知执行器故障的情况,设计了一种自适应容错控制分配方法。文献[13]中设计了基于线性规划的优化控制分配方法来进行舵面和 RCS 的控制分配。文献[14-15]都研究了基于零空间的再分配伪逆法。其中,再分配伪逆法在初解阶段能够获得最优解,但是经过再分配后得到的解已经不能满足最优情况,且伪逆法的实时性也难以保证。为了减少燃料的消耗且保证控制分配算法的实时性,本文创新性地提出了一种改进的具有固定推力器开启数的再分配伪逆法,并将其应用于高速飞行器再入段飞行姿态控制。

本文首先建立了高速飞行器再入段系统模型,分析了 RCS 系统的配置情况。之后针对临近空间高速飞行器再入段姿态模型,设计有限时间终端滑模控制(terminal sliding mode control, TSMC)算法,实现姿态跟踪控制。又对给定 8 推力器配置的 RCS 系统进行 3 推力器开启的再分配伪逆法改进设计,以减少燃料消耗和保证控制分配算法实时性。最后通过仿真验证了所设计控制系统的有效性。

1 高速飞行器 RCS 系统建模

本文建立的高速飞行器模型参考了文献[16]的 Winged-Cone 模型和文献[17]的飞行器模型。本文的

收稿日期:2020-08-14

基金项目:国家自然科学基金项目(61473015, 91646108);国家 H863 项目(11100002017115004, 111GFTQ2018115005, 111GFTQ2019115006)。

作者简介:宋佳(1983—),女,副教授,主要从事故障诊断及容错控制技术研究,E-mail: songjia@buaa.edu.cn;通信作者:张严雪(1996—),女,硕士研究生,主要从事高超声速飞行器容错控制研究,E-mail: brettyzyx1996@buaa.edu.cn。

研究对象是一类有翼圆锥体高速飞行器,其反作用控制系统为 8 推力器配置且具有恒定推力的一组推力器。

1.1 高速飞行器模型

高速飞行器再入过程运动学方程如式(1)~(13)所示,

$$\dot{x} = V \cos \theta \cos \sigma, \quad (1)$$

$$\dot{y} = V \sin \theta, \quad (2)$$

$$\dot{z} = -V \cos \theta \sin \sigma, \quad (3)$$

$$\dot{V} = -\frac{D}{m} + \frac{g}{r}(x \cos \sigma \cos \theta + (y + R) \sin \theta - z \sin \sigma \cos \theta), \quad (4)$$

$$\dot{\theta} = \frac{L \cos \mu - Y \sin \mu}{m V \cos \sigma} + \frac{g}{r V \cos \sigma}[-x \cos \sigma \sin \theta + (y + R) \cos \theta + z \sin \sigma \sin \theta], \quad (5)$$

$$\dot{\sigma} = -\frac{L \sin \sigma + Y \cos \sigma}{m V} - \frac{g}{r V}(x \sin \sigma + z \cos \sigma), \quad (6)$$

$$g = g_0 \left(\frac{R}{R + h} \right)^2, \quad (7)$$

$$\dot{\omega}_x = \frac{(I_y - I_z)}{I_x} \omega_y \omega_z + \frac{1}{I_x} (l_A + l_{RCS}), \quad (8)$$

$$\dot{\omega}_y = \frac{(I_z - I_x)}{I_y} \omega_x \omega_z + \frac{1}{I_y} (m_A + m_{RCS}), \quad (9)$$

$$\dot{\omega}_z = \frac{(I_x - I_y)}{I_z} \omega_x \omega_y + \frac{1}{I_z} (n_A + n_{RCS}), \quad (10)$$

$$\dot{\alpha} = \omega_z - \omega_x \cos \alpha \tan \beta + \omega_y \sin \alpha \tan \beta - \frac{1}{m V \cos \beta} (L + mg \cos \theta \cos \mu), \quad (11)$$

$$\dot{\beta} = \omega_x \sin \alpha + \omega_y \cos \alpha + \frac{1}{m V} (L - mg \cos \theta \sin \mu), \quad (12)$$

$$\dot{\mu} = \omega_x \frac{\cos \alpha}{\cos \beta} - \omega_y \frac{\sin \alpha}{\cos \beta} + \frac{1}{m V} [L(\sin \theta \sin \mu + \tan \beta) + C \sin \theta \cos \mu + mg \cos \theta \cos \mu \tan \beta], \quad (13)$$

式中: x, y, z 分别为高速飞行器在惯性坐标系下的坐标; V, θ, σ 分别为速度、飞行倾角和飞行偏角; h, m 分别为飞行高度和质量; g 为当地重力加速度; r 为飞行器质心在惯性坐标系中的矢径;常量 R 为地球半径; $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ 分别为 HV 的滚转、偏航和俯仰角速度; I_x, I_y, I_z 分别为 x, y, z 轴的转动惯量; D, L, C 分别为阻力、升力和侧向力; l_A, m_A, n_A 分别为三轴气动力矩; $l_{RCS}, m_{RCS}, n_{RCS}$ 分别为 RCS 系统提供的三轴力矩; α, β, μ 为攻角、侧滑角和速度滚转角。高速飞行器再入段气动方程和系数参考了文献[18]。

将与姿态有关的 6 个方程(8)~(13)提取出,改写成仿射非线性形式^[19],见式(14)~(15)。

$$\dot{\boldsymbol{\Omega}} = \mathbf{f}_o + \mathbf{g}_o \boldsymbol{\omega}, \quad (14)$$

$$\dot{\boldsymbol{\omega}} = \mathbf{f}_i + \mathbf{g}_i \mathbf{M}, \quad (15)$$

其中: $\boldsymbol{\Omega} = [\alpha; \beta; \mu]$ 是姿态角度; $\boldsymbol{\omega} = [\omega_x; \omega_y; \omega_z]$ 是姿态角速度; $\mathbf{M} = [l_A + l_{RCS}; m_A + m_{RCS}; n_A + n_{RCS}]$ 是三轴力矩; $\mathbf{f}_o, \mathbf{f}_i, \mathbf{g}_o, \mathbf{g}_i$ 为对应系数矩阵。

1.2 RCS 系统配置分析

RCS 采取冗余设计,即 RCS 的推力器个数大于飞行器的自由度。例如,文献[20]中提到哥伦比亚航天飞机的 RCS 系统采用 44 推力器设计。为减小 RCS 的设计载荷,本文研究的飞行器 RCS 由 8 个推力器组成,安装在飞行器尾端。结构如图 1 所示。每个推力器的推力均恒为 1 500 N。

设推力器安装角度为 θ_r , 距离质心安装距离为 d , 到质心的距离为 L_r 。其中: $L_r = 4$ m; $d = 0.5$ m; $\theta_r = 60^\circ$; $F = 1\ 500$ N。则推力器能提供的三轴的力矩大小如表 1 所示。

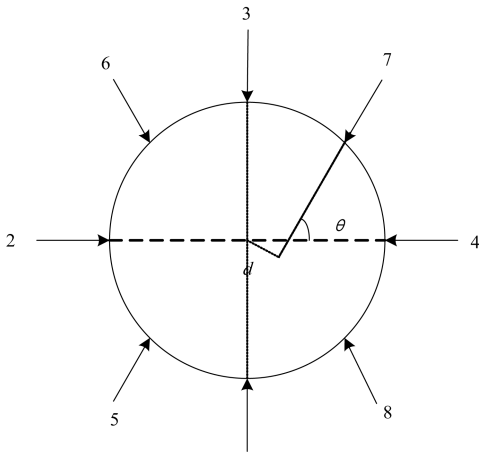


图1 RCS 系统推力器配置

Figure 1 RCS system thruster configuration

表1 RCS 推力器三轴力矩

Table 1 Three-axis torque of RCS thruster

推力器编号	X 轴力矩	Y 轴力矩	Z 轴力矩
1	0	0	$-F_1 L_r$
2	0	$F_2 L_r$	0
3	0	0	$F_3 L$
4	0	$-F_4 L$	0
5	$F_5 d$	$F_5 L_r \cos \theta_r$	$-F_5 L_r \sin \theta_r$
6	$-F_6 d$	$F_6 L_r \cos \theta_r$	$F_6 L_r \sin \theta_r$
7	$F_7 d$	$-F_7 L_r \cos \theta_r$	$F_7 L_r \sin \theta_r$
8	$-F_8 d$	$-F_8 L_r \cos \theta_r$	$-F_8 L_r \sin \theta_r$

2 高速飞行器再入段姿态控制系统

在高速飞行器再入段姿态控制系统设计中,由于姿态模型的各个变量在时间尺度上具有明显差异,将飞行器的状态变量分为快、慢不同回路,分别设计控制算法。本文采用有限时间终端滑模控制。高速飞行器再入姿态控制系统结构如图2所示。

在图2中的双环终端滑模姿态控制器中,外环为慢回路,其输入为期望的姿态角速度 $\omega_c = [\omega_{xc}; \omega_{yc}; \omega_{zc}]^T$,跟踪的指令为制导系统给出的三轴指令姿态角度 $\Omega_c = [\alpha_c; \beta_c; \mu_c]^T$ 。内环为快回路,要求跟踪期望的姿态角速度 ω_c ,并计算出虚拟控制量——三轴控制力矩 M_c 。后续设计控制分配模块,将控制力矩合理地分配到执行器中。下面给出姿态终端滑模控制的设计过程。

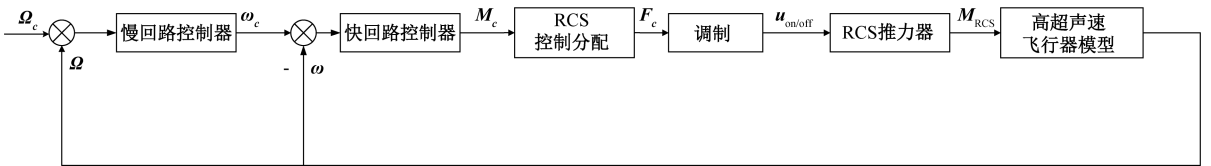


图2 高速飞行器 RCS 控制系统结构图

Figure 2 Structure diagram of RCS control system for hypersonic vehicle

非线性终端滑模控制具有传统滑模控制的鲁棒性,也能使系统状态在有限时间内收敛,控制精度较高^[21]。在高速飞行器的姿态控制中,其能够取得很好的控制效果^[22-23]。新型终端滑模控制面 S 设计为式(16)^[17],

$$S = e + \int_0^t [k_1 \text{sig}^{\gamma_1}(e) + k_2 \text{sig}^{\gamma_2}(e)] d\tau, \quad (16)$$

其中: $k_1, k_2, \gamma_1, \gamma_2$ 为常数,有 $k_1 > 0, k_2 > 0, \gamma_1 \geq 1, 0 < \gamma_2 < 1$; $\text{sig}^\gamma(x) = |x|^\gamma \text{sgn}(x)$; e 为指令和状态之间的跟踪误差,有 $e = x - x_c, x_c$ 为期望指令。

设计终端滑模型非线性趋近律为 $\dot{S} = -l_1 S - l_2 \text{sig}^\eta(S)$, 其中: l_1, l_2, η 为常数,有 $l_1 > 0, l_2 > 0, 0 < \eta < 1$ 。

外环慢回路滑模控制面设计为 $S_o = \Omega - \Omega_c + \int_0^t [k_1 \text{sig}^{\gamma_1}(\Omega - \Omega_c) + k_2 \text{sig}^{\gamma_2}(\Omega - \Omega_c)] d\tau$, 则慢回路控制律为

$$\omega_c = -g_o^{-1} [f_o - \dot{\Omega}_c + k_1 \text{sig}^{\gamma_1}(\Omega - \Omega_c) + k_2 \text{sig}^{\gamma_2}(\Omega - \Omega_c) + l_1 S_o + l_2 \text{sig}^\eta(S_o)]. \quad (17)$$

同理对于内环快回路,设计滑模面为 $S_i = \omega - \omega_c + \int_0^t [k_1 \text{sig}^{\gamma_1}(\omega - \omega_c) + k_2 \text{sig}^{\gamma_2}(\omega - \omega_c)] d\tau$, 系统快回路

的控制律为

$$\mathbf{M}_c = -\mathbf{g}_i^{-1} [f_i - \dot{\boldsymbol{\omega}}_c + k_1 \text{sig}^{\gamma_1}(\boldsymbol{\omega} - \boldsymbol{\omega}_c) + k_2 \text{sig}^{\gamma_2}(\boldsymbol{\omega} - \boldsymbol{\omega}_c) + l_1 S_i + l_2 \text{sig}^{\eta}(S_i)] \quad (18)$$

综上,本文设计的高速飞行器再入姿态双环终端滑模控制律见式(17)和式(18)。

3 固定推力器开启数的 RCS 再分配伪逆法设计

为了简化控制器的设计,本文将姿态控制与控制分配进行模块化设计,控制分配模块的输入是三轴姿态控制指令力矩,合理分配后,输出每个执行器的指令。在 RCS 系统控制分配算法的设计中,需要综合考虑控制分配方法的分配精度、燃料消耗情况和算法实时性。

根据图 1 及表 1 对本文研究的 RCS 系统推力器配置情况分析,可以得到 RCS 控制分配效率矩阵。

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -L_r \\ 0 & L_r & 0 \\ 0 & 0 & L_r \\ 0 & -L_r & 0 \\ d & L_r \cos \theta_r & -L_r \sin \theta_r \\ -d & L_r \cos \theta_r & L_r \sin \theta_r \\ d & -L_r \cos \theta_r & L_r \sin \theta_r \\ -d & -L_r \cos \theta_r & -L_r \sin \theta_r \end{bmatrix}^T \quad (19)$$

控制分配应该满足两个条件:

- 1) RCS 系统所有推力器燃料消耗总和为最低。由于本文 RCS 推力器为推力恒定的常值推力器,因此可以用推力器开启总时间来反映燃料消耗量;
- 2) RCS 产生反作用力矩应与控制力矩相等。

则广义逆法的线性规划目标函数表示为 $\min \mathbf{f} = \sum_{i=1}^8 T_{\text{oni}} s. t. \mathbf{M}_{\text{RCS}} - \mathbf{B}\mathbf{u} = 0$, 其中: \mathbf{M}_{RCS} 为计算出的 RCS 系统指令力矩; \mathbf{u} 为 RCS 系统推力矩阵; T_{oni} 为第 i 个推力器的开启时间。

基于零空间的再分配伪逆法在再分配之前有线性规划的一步,因此是最优的(燃料消耗最少)。但经过再分配之后,已经无法满足最优的条件。且因为伪逆法是基于执行器配置矩阵的,要求各个执行机构都要参与控制,这样就减少了冗余执行器控制分配的灵活性。对于本文研究的 8 推力器 RCS 系统来说,控制分配中并不会用到所有的执行器。相反,会因为使用多余的执行器而造成对冲导致燃料的浪费。且由于伪逆法初解时加入了线性规划,实际应用中已经无法保证实时性。

为了保证实时性和降低燃料消耗,针对给定的 8 推力器 RCS 配置,本文设计了一种固定推力器开启的再分配伪逆法。固定推力器开启数应与姿态控制系统自由度相同,即为 3。因此本文采用固定 3 推力器开启来设计改进的再分配伪逆法。

设线性规划函数为^[14-15] $\min \mathbf{f} = \mathbf{u}^T \mathbf{u}, s. t. \mathbf{M}_{\text{RCS}} - \mathbf{B}\mathbf{u} = 0$, 可获得满足平衡方程的 RCS 推进器推力为

$$\mathbf{u} = \mathbf{B}^T (\mathbf{B}\mathbf{B}^T)^{-1} \mathbf{M}_{\text{RCS}} = \mathbf{B}^+ \mathbf{M}_{\text{RCS}}, \quad (20)$$

$\mathbf{B}^+ = \mathbf{B}^T (\mathbf{B}\mathbf{B}^T)^{-1}$ 即为控制分配矩阵的广义逆。此时得到了伪逆法的初解(20)。

Step1 由式(20)获得伪逆法初解 $\mathbf{u}_{\text{ini}} = \mathbf{B}^+ \mathbf{M}_{\text{RCS}}$ 。 \mathbf{u}_{ini} 一般与一个阈值 ε 共同使用, ε 是一个小整数。当 \mathbf{u}_{ini} 中的项大于 ε 时,输出 \mathbf{u}_p 对应项为 1, 否则 \mathbf{u}_p 为 0。

Step2 $f_{\text{on/off}}$ 就是根据阈值 ε 确定 \mathbf{u}_p 中每一项的值的函数。 \mathbf{u}_p 是一个 8×1 的列矩阵,其中 k 项为 1, $8-k$ 项为 0, $k \geq 3$, 即 $\mathbf{u}_p(i_1) = 1, 2, \dots$ 。 $\mathbf{u}_p(i_k) = 1, i_1, i_2, \dots, i_k$ 是可能开启的推力器备选编号。在矩阵(19)控制分配 \mathbf{B} 中找出 i_1, i_2, \dots, i_k 对应的列的 $\mathbf{B}(i_1), \dots, \mathbf{B}(i_k)$,

$$\mathbf{u}_{p(8 \times 1)} = f_{\text{on/off}} (\mathbf{B}^+ \mathbf{M}_{\text{RCS}}) \quad (21)$$

Step3 由上文可知,我们选择每个控制指令由 3 个推力器共同完成。当 $k=3$ 时, i_1, i_2, \dots, i_k 即为选择的推力器编号,提取出的新配置矩阵 $\mathbf{B}_e = [\mathbf{B}(i_1) \quad \mathbf{B}(i_2) \quad \mathbf{B}(i_3)]$ 。当 $k>3$ 时,将 i_1, i_2, \dots, i_k 项和对应的

配置矩阵列向量不重复地选择三项进行排列组合,一共有 C_k^3 种排列方法,备选的推力器开关指令为 $\mathbf{u}_{r_1}, \mathbf{u}_{r_2}, \dots, \mathbf{u}_{r_{C_k^3}}$, 以及对应配置矩阵为 $\mathbf{B}_{r_1}, \mathbf{B}_{r_2}, \dots, \mathbf{B}_{r_{C_k^3}}$ 。

Step4 设计的目标函数为

$$\min \mathbf{f} = \sum |\mathbf{u}_e| \quad s. t \quad \mathbf{M}_{RCS} - \mathbf{B}_e \mathbf{u}_e = 0, \quad (22)$$

其中: $\mathbf{u}_e \in \{\mathbf{u}_{r_1} \dots \mathbf{u}_{r_{C_k^3}}\}; \mathbf{B}_e \in \{\mathbf{B}_{r_1} \dots \mathbf{B}_{r_{C_k^3}}\}$ 。

求解式(22)即可获得 3 推力器开启下的最少燃料消耗的各推力器的指令推力。由于已经给定了 \mathbf{u}_e 和 \mathbf{B}_e 的范围,若有推力器出现失效故障,则可以在推力器配置矩阵(19)中,将对应损坏推力器的列向量去掉,并将剩余列向量组成新控制分配矩阵 \mathbf{B}_{ini} 带入 step1 即可。

4 数值仿真

本文研究的飞行器模型的机翼参考面积为 3.35 m^2 ,平均气动弦长为 2.44 m ,机翼展长为 1.83 m ,机身质量为 1259 kg ,三轴惯性矩为 $I_{xx} = 156 \text{ kg} \cdot \text{m}^2, I_{yy} = 1162 \text{ kg} \cdot \text{m}^2, I_{zz} = 1267 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ 。

系统姿态变量初值为 $[\omega_x, \omega_y, \omega_z, \alpha, \beta, \mu] = [0, 0, 0, 2.5^\circ, 0.3^\circ, 0.2^\circ]$ 。期望姿态为攻角 2° ,期望侧滑角和速度滚转为 0° 。对不加分配的理想情况下终端滑模控制算法,零空间再分配伪逆法(null space pseudo-inverse, NPI)和本文设计的 3 推力器开启再分配伪逆法(pseudo-inverse, PI)进行无故障状态的对比仿真,结果如下。

定义跟踪轨迹的误差为 $error = \int_{t_0}^{t_f} |y - r^*| dt / (t_f - t_0)$ 。则不同分配方法的姿态跟踪误差见表 2。

表 2 姿态跟踪误差

Table 2 Attitude tracking error

算法	平均姿态跟踪误差		
	攻角	侧滑角	速度倾斜角
固定 3 推力器开启的再分配伪逆法	0.002 0°	0.001 5°	0.005 0°
基于零空间的再分配伪逆法	0.004 4°	0.003 0°	0.002 4°

同时也在其他姿态跟踪指令下进行了多组实验,来确定比较两种方法的推力器开启总时间。见表 3。

表 3 RCS 推力器开启时间

Table 3 RCS thruster opening time

单位:s

算法	推力器开启总时间		
	角度 1	角度 2	角度 3
固定 3 推力器开启的姿态再分配伪逆法	2.954	3.952	2.995
基于零空间的再分配伪逆法	3.289	4.136	3.176

注:角度 1、角度 2、角度 3 均为期望姿态角度,分别为 $\alpha = 2^\circ, \beta = 0^\circ, \mu = 0^\circ; \alpha = 3^\circ, \beta = 0.5^\circ, \mu = 0.5^\circ; \alpha = 2^\circ, \beta = 0.5^\circ, \mu = 0.5^\circ$ 。

从图 3 和表 2 中的图像和跟踪误差值可以看出,本文设计的固定 3 推力器开启的改进再分配伪逆法和基于零空间的再分配伪逆法都能取得比较好的控制效果,两种方法的跟踪误差都很小。由表 3 看出在三种期望姿态角度的条件下,本文设计的固定 3 推力器开启的改进再分配伪逆法均有更短的推力器开启时间。也就是说明,本文设计的固定 3 推力器开启的改进再分配伪逆法能让 RCS 有更低的燃料消耗。

5 结论

根据 RCS 系统对高实时性和低燃料消耗的要求,本文设计了一种固定推力器开启数的改进再分配伪逆法的控制分配系统,并应用在了高速飞行器再入段 RCS 系统姿态控制中。本文建立了高速飞行器六自由度

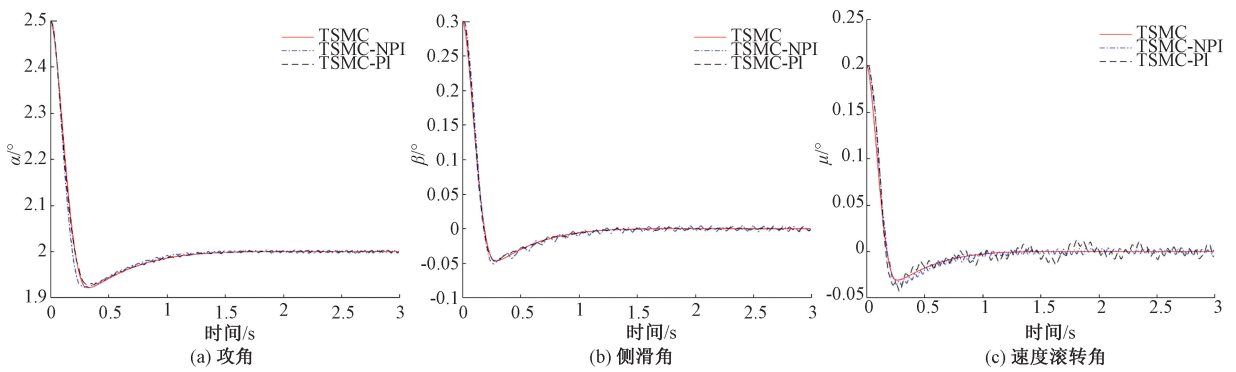


图 3 姿态跟踪曲线

Figure 3 Attitude tracking curve

模型,对 RCS 系统配置进行了分析和建模。设计了基于有限时间终端滑模算法的姿态控制系统。针对给定 8 推力器配置的 RCS 系统,设计了固定 3 推力器开启的改进再分配伪逆控制分配算法,通过在给定的小范围内进行线性规划,大大减少了运算量,提高了控制分配系统的实时性。由数值仿真结果能够看出,本文设计的固定推力器开启数的再分配伪逆控制系统,在提高实时性的基础上具有良好的控制效果和更低的燃料消耗。

参考文献:

- [1] SHI Z, HE C D, ZHANG Y F, et al. Sliding mode disturbance observer-based adaptive tracking control for hypersonic reentry vehicle[J]. Advances in mechanical engineering, 2017, 9(11): 168781401773289.
- [2] SONG J, WANG L, CAI G B, et al. Nonlinear fractional order proportion-integral-derivative active disturbance rejection control method design for hypersonic vehicle attitude control[J]. Acta astronautica, 2015, 111: 160-169.
- [3] TAO X L, YI J Q, PU Z Q, et al. State-estimator-integrated robust adaptive tracking control for flexible air-breathing hypersonic vehicle with noisy measurements[J]. IEEE transactions on instrumentation and measurement, 2019, 68(11): 4285-4299.
- [4] SONG J, LIN J M, WANG L, et al. Nonlinear FOPID and active disturbance rejection hypersonic vehicle control based on DEM biogeography-based optimization[J]. Journal of aerospace engineering, 2017, 30(6): 04017079.
- [5] REN W J, JIANG B, YANG H. Singular perturbation-based fault-tolerant control of the air-breathing hypersonic vehicle[J]. IEEE/ASME transactions on mechatronics, 2019, 24(6): 2562-2571.
- [6] SONG J, GAO K, WANG L, et al. Comparison of linear and nonlinear active disturbance rejection control method for hypersonic vehicle[C]//The 35th Chinese Control Conference. New York: IEEE, 2016: 10759-10764.
- [7] HE J J, QI R Y, JIANG B, et al. Fault-tolerant control with mixed aerodynamic surfaces and RCS jets for hypersonic reentry vehicles[J]. Chinese journal of aeronautics, 2017, 30(2): 780-795.
- [8] ZHAI R Y, QI R Y, ZHANG J R. Compound fault-tolerant attitude control for hypersonic vehicle with reaction control systems in reentry phase[J]. ISA transactions, 2019, 90: 123-137.
- [9] NIU Q L, YANG S, HE Z H, et al. Numerical study of infrared radiation characteristics of a boost-gliding aircraft with reaction control systems[J]. Infrared physics & technology, 2018, 92: 417-428.
- [10] ZHOU J, CHANG J, GUO Z Y. A fault-tolerant control scheme within adaptive disturbance observer for hypersonic vehicle[J]. Journal of aerospace engineering, 2019, 233(3): 1071-1088.
- [11] 马跃超, 张雨桐, 付磊. 奇异时滞系统的量化容错控制[J]. 郑州大学学报(理学版), 2019, 51(4): 110-115.
MA Y C, ZHANG Y T, FU L. Quantized and fault-tolerant control for singular time-delay systems[J]. Journal of Zhengzhou university (natural science edition), 2019, 51(4): 110-115.
- [12] 刘春生, 朱心中. 基于控制分配的多操纵面战机故障容错控制[J]. 飞行力学, 2011, 29(6): 18-21.
LIU C S, ZHU X Z. Fault tolerant control based on control allocation for fighter with multiple effectors[J]. Flight dynamics, 2011, 29(6): 18-21.
- [13] GENG J, SHENG Y Z, LIU X D. Finite-time sliding mode attitude control for a reentry vehicle with blended aerodynamic surfaces and a reaction control system[J]. Chinese journal of aeronautics, 2014, 27(4): 964-976.
- [14] TOHIDI S S, KHAKI SEDIGH A, BUZORGNIA D. Fault tolerant control design using adaptive control allocation based on the

- pseudo inverse along the null space[J]. International journal of robust and nonlinear control, 2016, 26(16): 3541-3557.
- [15] 史静平, 屈晓波, 毕可军. 一种基于转矩可达集的操纵面组合分配设计方法[J]. 西北工业大学学报, 2014, 32(1): 123-130.
- SHI J P, QU X B, BI K J. A multiple effector control allocation method based on attainable moment subset[J]. Journal of northwestern polytechnical university, 2014, 32(1): 123-130.
- [16] QI N, ZHOU Q, QIN C. The six DOF model of hypersonic vehicle and coupling characterization analysis[J]. Journal of projectiles rockets missiles & guidance, 2012, 32:49-52.
- [17] 孙长银 穆朝絮,张瑞民. 高超声速飞行器终端滑模控制技术[M]. 北京:科学出版社, 2014.
- SUN C Y, MU Z X, ZHANG R M. Terminal sliding mode control technology for hypersonic aircraft[M]. Beijing: Science Press, 2014.
- [18] KESHMIRI S, COLGREN R, MIRMIRANI M. Development of an aerodynamic database for a generic hypersonic air vehicle [C]//AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2005: 3978-3998.
- [19] SONG J, HAO C, ZHANG Y X, et al. Double-loop sliding mode control of reentry hypersonic vehicle with RCS[C]//IEEE 15th International Conference on Control and Automation. New York: IEEE, 2019: 109-114.
- [20] 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 G D, ZHANG S G, FANG Z P. Research on the reaction control system for spacecraft re-entry flight[J]. Flight dynamics, 2005, 23(3): 16-20.
- [21] 杨鹏, 王晓周, 王婕, 等. 基于非线性干扰观测器的机械臂终端滑模控制[J]. 郑州大学学报(理学版), 2019, 51(1): 78-83.
- YANG P, WANG X Z, WANG J, et al. Terminal sliding mode control for robotic manipulator with nonlinear disturbance observer[J]. Journal of Zhengzhou university (natural science edition), 2019, 51(1): 78-83.
- [22] WU Y J, ZUO J X, SUN L H. Adaptive terminal sliding mode control for hypersonic flight vehicles with strictly lower convex function based nonlinear disturbance observer[J]. ISA transactions, 2017, 71: 215-226.
- [23] ZHOU X Y, SHI Y J, LI L L, et al. A high precision compound control scheme based on non-singular terminal sliding mode and extended state observer for an aerial inertially stabilized platform[J]. International journal of control, automation and systems, 2020, 18(6): 1498-1509.

RCS Control Allocation for Hypersonic Vehicle Based on Improved Redistribution Pseudo-inverse Method

SONG Jia, ZHANG Yanxue

(School of Astronautics, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: The attitude control system of the hypersonic vehicle (HV) reentry phase required the compound control of the pneumatic rudders and reaction control system (RCS). An improved redistribution pseudo-inverse control allocation method with a constant opening number of thrusters was designed and applied to the attitude control of hypersonic vehicle reentry stage. Firstly, the hypersonic vehicle RCS attitude model of the reentry section was established. The finite-time terminal sliding mode control method was employed for HV attitude tracking control of the reentry phase. For the given RCS configuration with 8 thrusters, an improved redistribution pseudo-inverse method with 3 thrusters turned on was proposed, which could significantly improve the real-time performance and reduce fuel consumption. Finally, the designed control allocation system was applied to the hypersonic vehicle reentry attitude simulation. The simulation results indicated that the proposed control allocation method had satisfactory performance.

Key words: hypersonic vehicle; reaction control system (RCS); terminal sliding mode control; improved redistribution pseudo-inverse method; control allocation

(责任编辑:王浩毅 方惠敏)