

# RLV 双环滑模 RCS/气动舵复合控制器设计

余光学, 程 兴, 耿光有

(北京宇航系统工程研究所, 北京 100076)

**摘 要:** 针对可重复使用运载器 (RLV) 再入飞行强非线性、快时变特性和多种控制模式给姿态控制器设计带来的困难和挑战, 提出了一种双环滑模反作用控制系统 (RCS) /气动舵复合控制器设计方案。首先建立了 RLV 再入飞行的数学模型, 基于时标分离原理, 设计了快、慢双回路控制系统, 并采用滑模控制律 (SMCL) 获得控制力矩指令; 所设计的 RCS/气动舵复合控制器, 由控制分配将控制力矩指令分别映射成 RCS 推力器执行的开关指令和气动舵面偏转指令, 采用链式递增融合协调气动舵与 RCS 的复合控制。仿真结果表明, 双环滑模 RCS/气动舵复合控制器能较好地完成姿态跟踪控制, 有效地节省 RCS 燃料, 实现了气动舵面与 RCS 的协调控制。控制方案也能用于再入飞行器或空天飞机的控制系统设计。

**关键词:** 再入; 反作用控制系统; 滑模控制律; 控制分配; 链式递增融合

**中图分类号:** V448.22      **文献标志码:** A      **文章编号:** 2096-4080 (2018) 06-0042-08

## A RLV Dual-loop Sliding Mode RCS/Aerosurfaces Compound Controller Design

YU Guangxue, CHENG Xing, GENG Guangyou

(Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076, China)

**Abstract:** The reusable launch vehicle (RLV) features nonlinear, fast time-varying characteristics and multiple control modes, which challenge attitude control in task-adaptability greatly. A dual-loop sliding mode Reaction Control System (RCS) /Aerosurfaces compound controller scheme is presented. Firstly, the dynamic model was established for the RLV which is equipped with Reaction Control System (RCS) and aerosurfaces. Secondly, fast and slow loops control system was designed based on time-scale separate theory. Sliding Mode Control Law (SMCL) was implemented to generate control moment commands. Thirdly, the control moment commands were mapped into thrusters and aerodynamic effectors' commands by control allocation module. Finally, daisy-chain combination method was applied to deal with the harmonization problem of the RCS and aerosurfaces. Simulation result shows that the compound control scheme could meet the attitude tracking performance requirements. Moreover, it also shows that the dual-loop sliding mode RCS/Aerosurfaces compound controller could save RCS fuel effectively and achieves coordinated control between RCS and aerosurfaces. The control scheme can also be used in other reentry vehicles or aerospace planes.

**Key words:** Reentry; Reaction Control System (RCS); Sliding Mode Control Law (SMCL); Control allocation; Daisy-chain combination

**收稿日期:** 2017-11-03; **修订日期:** 2018-07-14

**作者简介:** 余光学 (1986-), 男, 博士, 工程师, 主要研究方向为运载器制导、控制与动力学。

E-mail: yuguangxue123@126.com

## 0 引言

从航天飞机到 X-37B, 各种可重复使用运载器 (Reusable Launch Vehicle, RLV) 具备从轨道返回的能力, 随着空间利用的需求与技术的进步, 未来 RLV 具有重大的发展前景<sup>[1]</sup>。RLV 再入返回跨越临近空间, 跨空域、大包线、多操作面等特性使得其运动建模与控制面临着极大的挑战, 飞行控制技术是众多的技术难题之一<sup>[2]</sup>。RLV 再入返回一般由反作用控制系统 (Reaction Control System, RCS) 与气动舵来实现姿态控制。控制系统作为运行中枢, 要完成飞行器姿态跟踪控制, 涉及多种控制模式与控制策略, 这给控制器的设计带来了困难和挑战<sup>[3-4]</sup>。

由于飞行速度和高度快速变化, 加之强非线性与强耦合特性, 姿态控制系统应用小扰动线性化方法结合 PID 控制器的设计受到局限<sup>[5]</sup>。同时, 多操纵机构协调和冗余控制使得 RLV 再入返回复合控制研究成为突出的需求。对此, 提出了一种双环滑模 RCS/气动舵复合控制器设计方案, 仿真验证了双环滑模 RCS/气动舵复合控制器的有效性, 探究了 RLV 再入飞行姿态控制策略。

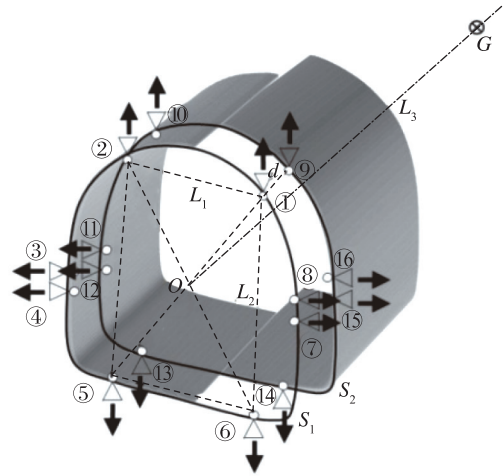
## 1 RLV 再入姿控建模

作为典型的升力式再入, 要满足低速、跨声速小攻角和高超声速大攻角的气动力、气动热要求, 满足在轨道上和大气层内飞行所需的热防护的要求, 以及无动力再入飞行和着陆的气动性能、稳定性和操作性要求<sup>[6]</sup>。如图 1 (a) 所示<sup>[7]</sup>, 建立的 RLV 气动外形采用了机翼-升力体布局, 由气动舵和 RCS 进行操纵, 气动舵包括左右升降副翼, 机身襟翼和方向舵。为了完成轨道机动、精确定向和交汇对接等任务, 飞行器前部和尾部都安装 RCS, 图 1 (b) 是其尾部 RCS 推力器的布置, 其中数字标记为 RCS 姿控喷管的编号, 再入返回过程使用尾部 RCS 和气动舵面完成姿态控制。

姿控参数  $\alpha$ 、 $\beta$ 、 $\mu$  分别为攻角、侧滑角和倾侧角,  $p$ 、 $q$ 、 $r$  分别为滚转、俯仰和偏航角速率。RLV 再入飞行时, 姿态角速率比姿态角运动要快, 基于奇异摄动理论<sup>[8]</sup>, 状态变量时标分离后, 将姿态角速率分为一组, 用  $\omega$  表示, 称为快状态; 将姿态角分为一组, 用  $\Omega$  表示, 称为慢状态。基于



(a) RLV 三视图



(b) RCS 推力器布局

图 1 RLV 气动外形

Fig. 1 Aerodynamic configuration of RLV

RLV 再入飞行数学模型<sup>[9]</sup>, 建立仿射线性化姿控模型如下, 其中  $M$  为三通道的姿控力矩。令

$$\Omega = \begin{bmatrix} \alpha \\ \beta \\ \mu \end{bmatrix}, \quad \omega = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}, \quad M = \begin{bmatrix} l \\ m \\ n \end{bmatrix},$$

从而有

$$\dot{\Omega} = f_s + g_s \omega \tag{1}$$

$$\dot{\omega} = f_f + g_f M \tag{2}$$

其中,

$$f_s = \begin{bmatrix} \frac{1}{MV \cos \beta} (-L + Mg \cos \gamma \cos \mu) \\ \frac{1}{MV} (Y + Mg \cos \gamma \sin \mu) \\ \frac{1}{MV} (L \tan \beta + L \tan \gamma \sin \mu + Y \tan \gamma \cos \mu - Mg \tan \beta \cos \gamma \cos \mu) \end{bmatrix}$$

$$g_s = \begin{bmatrix} -\cos \alpha \tan \beta & 1 & -\sin \alpha \tan \beta \\ \sin \alpha & 0 & -\cos \alpha \\ \cos \alpha \sec \beta & 0 & \sin \alpha \sec \beta \end{bmatrix}$$

$$f_f = \begin{bmatrix} \frac{I_{yy}I_{zz} - I_{zz}^2 - I_{zx}^2}{I_{xx}I_{zz} - I_{zx}^2}qr + \frac{I_{zx}(I_{xx} - I_{yy} + I_{zz})}{I_{xx}I_{zz} - I_{zx}^2}pq \\ \frac{(I_{zz} - I_{xx})}{I_{yy}}r\rho + \frac{I_{zx}}{I_{yy}}(r^2 - \rho^2) \\ \frac{I_{xx}^2 - I_{xx}I_{yy} + I_{zx}^2}{I_{xx}I_{zz} - I_{zx}^2}pq + \frac{I_{zx}(I_{yy} - I_{zz} - I_{xx})}{I_{xx}I_{zz} - I_{zx}^2}qr \end{bmatrix}$$

$$g_f = \begin{bmatrix} \frac{I_{zz}}{I_{xx}I_{zz} - I_{zx}^2} & 0 & \frac{I_{zx}}{I_{xx}I_{zz} - I_{zx}^2} \\ 0 & \frac{1}{I_{yy}} & 0 \\ \frac{I_{zx}}{I_{xx}I_{zz} - I_{zx}^2} & 0 & \frac{I_{xx}}{I_{xx}I_{zz} - I_{zx}^2} \end{bmatrix}$$

其中,  $D$ 、 $L$ 、 $Y$  分别为速度系下飞行器所受到的阻力、升力和侧力;  $l$ 、 $m$ 、 $n$  分别为机体下的滚转力矩、俯仰力矩和偏航力矩。且有  $l = l_A + l_R$ ,  $m = m_A + m_R$ ,  $n = n_A + n_R$ ,  $l_A$ 、 $m_A$ 、 $n_A$  分别为气动舵面产生的滚转、俯仰、偏航力矩;  $l_R$ 、 $m_R$ 、 $n_R$  分别为 RCS 产生的滚转、俯仰、偏航力矩。

## 2 双环滑模姿态控制方案

采用滑模控制律 (Sliding Mode Control Law, SMCL), 由时标分离原理, 先对姿态角动态 (慢状态动态) 设计所需要的姿态角速率指令, 称为慢回路滑模控制律; 再由姿态角速率动态 (快状态动态) 设计所需要的控制力矩, 称为快回路滑模控制律。快回路是慢回路的内环, 若二者频带相差 3~5 倍, 在设计与分析慢回路时可将快回路动态特性近似忽略<sup>[10]</sup>。

### 2.1 滑模控制律设计

令  $\Omega_c$ 、 $\omega_c$ 、 $M_c$  分别为慢、快状态的指令和控制力矩指令, 完成对姿态指令  $\Omega_c$  的跟踪, 由慢状态动态式 (1) 设计姿态角速率指令  $\omega_c$ 。对姿态角速率指令  $\omega_c$  的跟踪, 由快状态动态式 (2) 设计控制力矩指令  $M_c$ 。

由式 (1)、式 (2) 可知, RCS 和气动舵动作后, 姿态角速率立即变化; 补偿作用于慢状态的非线性项  $f_s$  后, 姿态角  $\Omega$  的动态受控制; 进而可以由慢动态设计中间控制量  $\omega_c$ 。对于慢状态动态, 构造 Lyapunov 函数

$$V_1 = \frac{1}{2}(\Omega_c - \Omega)^T(\Omega_c - \Omega) \quad (3)$$

$$\dot{V}_1 = (\dot{\Omega}_c - \dot{\Omega})^T(\Omega_c - \Omega) \quad (4)$$

为保证稳定, 设计慢动态滑模控制律为

$$\omega_c = g_s^{-1}[-f_s + \dot{\Omega}_c + k_s(\Omega_c - \Omega) + \frac{\rho_s}{\lambda_s} \text{sat}(\lambda_s(\Omega_c - \Omega))] \quad (5)$$

其中  $k_s = \text{diag}(k_{s,\alpha}, k_{s,\beta}, k_{s,\mu})$ ,  $k_{s,\alpha}$ 、 $k_{s,\beta}$ 、 $k_{s,\mu}$  均大于 0, 用于设计慢回路的带宽。且  $\rho_s = \text{diag}(\rho_{s1}, \rho_{s2}, \rho_{s3})$ ,  $\lambda_s = \text{diag}(\lambda_{s1}, \lambda_{s2}, \lambda_{s3})$ ,  $\rho_{s1}$ 、 $\rho_{s2}$ 、 $\rho_{s3}$  与  $\lambda_{s1}$ 、 $\lambda_{s2}$ 、 $\lambda_{s3}$  均大于 0, 用于调节系统外环响应动态。因为  $\det(g_s) = -\sec\beta \neq 0$ , 故  $g_s$  可逆, 控制律式 (5) 是有效的。令

$$e_\Omega = \Omega_c - \Omega \quad (6)$$

则系统闭环姿态角误差的动态为

$$\dot{e}_\Omega + \left\{ k_s + \frac{\rho_s}{\lambda_s} \text{sat}[\lambda_s(\Omega_c - \Omega)] \right\} e_\Omega = \mathbf{0} \quad (7)$$

且  $V_1 = \frac{1}{2}e_\Omega^T e_\Omega > 0$ ,  $\dot{V}_1 \leq -e_\Omega^T k_s e_\Omega < 0$ , 当  $e_\Omega \neq \mathbf{0}$ , 故系统闭环渐进稳定。

同样, 设计快状态滑模控制律为

$$M_c = g_f^{-1} \{ -f_f + \dot{\omega}_c + k_f(\omega_c - \omega) + \frac{\rho_f}{\lambda_f} \text{sat}[\lambda_f(\omega_c - \omega)] \} \quad (8)$$

其中,  $k_f = \text{diag}(k_{f,p}, k_{f,q}, k_{f,r})$ ,  $k_{f,p}$ 、 $k_{f,q}$ 、 $k_{f,r}$  均大于 0, 用于设计快回路的带宽。且  $\rho_f = \text{diag}(\rho_{f1}, \rho_{f2}, \rho_{f3})$ ,  $\lambda_f = \text{diag}(\lambda_{f1}, \lambda_{f2}, \lambda_{f3})$ ,  $\rho_{f1}$ 、 $\rho_{f2}$ 、 $\rho_{f3}$  与  $\lambda_{f1}$ 、 $\lambda_{f2}$ 、 $\lambda_{f3}$  均大于 0, 用于调节系统内环响应动态。因为  $\det(g_f) \neq 0$ , 故  $g_f$  可逆, 控制律式 (8) 是有效的。

将双环滑模控制律的设计分解为慢 (外) 回路控制律设计和快 (内) 回路控制律设计; 慢回路 SMCL 用于完成姿态角指令的跟踪, 快回路 SMCL 用于完成姿态角速率指令的跟踪; 慢回路 SMCL 给出姿态角速率指令, 快回路 SMCL 给出控制力矩指令。控制力矩指令经过控制分配转换成舵回路的舵面偏转指令和 RCS 推力器的开关指令, 舵面的偏转与推力器的开启经过控制融合进而产生实际作用在飞行器上的力与力矩, 操纵飞行器按所需的姿态角指令飞行。式 (5) 与式 (8) 便构成了双环滑模控制律。

### 2.2 控制指令分配

RLV 从轨道返回时, 动压逐渐增大。当动压较小时, 气动舵面的执行效率低, 控制能力不足, 必须采用 RCS 来完成姿态控制。随着动压的增大, 气动舵介入控制, RCS 逐步退出, 在此期间由 RCS 与气动舵共同完成姿态控制任务。当飞行高度再降低, 动压进一步增大后, 气动舵完全介入,

RCS 退出控制，仅由气动舵完成姿态控制。在 RCS 与气动舵同时参与控制时，根据动压边界，控制权限按动压从 RCS 线性过渡到气动舵，实现控制力矩指令  $M_c$  的分配，设计 RCS 与气动舵的控制分配策略如下：

$$\begin{cases} M_R^c = kM_c \\ M_A^c = (1-k)M_c \end{cases} \quad (9)$$

其中， $M_R^c$ 、 $M_A^c$  分别为分配给 RCS 和气动舵的控制力矩， $k$  为权系数， $k = \frac{\bar{q}_2 - \bar{q}}{\bar{q}_2 - \bar{q}_1}$ ， $0 < \bar{q}_1 < \bar{q}_2$ 。

$\bar{q}_1$  为气动舵面开始介入姿态控制时的动压， $\bar{q}_2$  为 RCS 退出姿态控制时的动压，RCS 与气动舵的控制权

限根据实时动压  $\bar{q}$  进行分配。

由控制分配完成 RCS 与气动舵的力矩指令到推力器开启指令和舵面偏转指令的映射，控制融合实现 RCS/气动舵的协调，完成飞行器的复合控制。所设计 RLV 双环滑模姿态控制系统如图 2 所示，慢回路 SMCL 与快回路 SMCL、控制分配、飞行器动态构成了外回路；快回路 SMCL 与控制分配、飞行器动态构成了内回路。双环 SMCL 和控制分配组成了 RCS/气动舵复合控制器，需要设计 RCS 与气动舵的控制分配与融合方法，使得整个闭环系统都是渐近稳定的，满足系统控制要求。

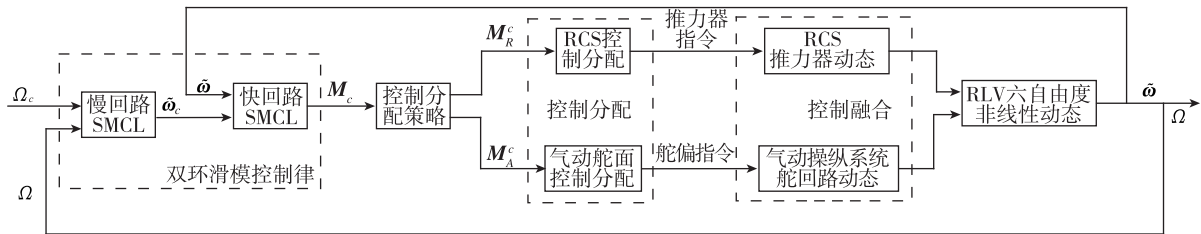


图 2 RLV 双环滑模姿态控制系统结构图

Fig. 2 RCS/aerosurfaces compound control system block diagram

### 3 RCS/气动舵复合控制策略

RCS 与气动舵的协调是根据飞行器的控制能力、飞行特性、再入走廊、气动加热与防护等因素综合考虑的。不同的控制通道，气动舵面的执

行效率是不同的，因此需要根据实际的飞行包线与任务来确定动压分界面。采用动压和马赫数，将整个再入飞行过程分为五段控制模式，具体的控制策略列见表 1。

表 1 飞行阶段与控制模式

Tab. 1 The control mode with different flight stages

飞行段	动压	控制模式			执行机构	
		滚转	俯仰	偏航		
I	$\bar{q} \leq 100\text{Pa}$	$l_R$	$m_R$	$n_R$	$T_{R,r}, T_{R,p}, T_{R,y}$	
II	$100\text{Pa} < \bar{q} \leq 500\text{Pa}$	$l_R, l_A$	$m_R, m_A$	$n_R$	$T_{R,r}, T_{R,p}, T_{R,y}, \delta_a, \delta_e, \delta_f$	
III	$500\text{Pa} < \bar{q} \leq 1500\text{Pa}$	$l_A$	$m_A$	$n_R$	$T_{R,y}, \delta_a, \delta_e, \delta_f$	
IV	$1500\text{Pa} < \bar{q}$	$5 < Ma$	$l_A$	$m_A$	None	$\delta_a, \delta_e, \delta_f$
V		$Ma \leq 5$	$l_A$	$m_A$	$n_A$	$\delta_a, \delta_e, \delta_r, \delta_f$

#### 3.1 气动舵面控制分配

控制分配与控制律独立设计，简化了控制器的设计过程。控制分配方法主要有直接分配、串联链式分配和广义逆分配等静态控制分配，频率加权、动态补偿和动态预测等动态控制分配，线性规划、非线性规划等非线性控制分配。

将气动操纵力矩指令  $M_A^c$  映射为气动舵偏指令  $\delta_c$ ，即完成了气动舵的控制分配。在此，将气动舵的控制分配转换为一个数学规划问题，用二次规划方法求解气动舵面的最优控制分配。

令  $\delta_c = [\delta_e^c \ \delta_a^c \ \delta_r^c \ \delta_f^c]^T$ ， $\delta_e^c$ 、 $\delta_a^c$ 、 $\delta_r^c$ 、 $\delta_f^c$  分别为升降舵、副翼、方向舵和机身襟翼的舵偏



指令, 设气动舵偏产生的力矩为  $M_A$ , 令  $\mathbf{g}(\boldsymbol{\delta}) = M_A$ ,  $\boldsymbol{\delta} = [\delta_e \ \delta_a \ \delta_r \ \delta_f]^T$ , 则控制分配的问题转化为如下的优化问题:

优化的目标为

$$\min f(\boldsymbol{\delta}_c) \quad (10)$$

约束条件为

$$\begin{cases} \mathbf{g}(\boldsymbol{\delta}_c) = M_A^c \\ \boldsymbol{\delta}_{\min} \leq \boldsymbol{\delta}_c \leq \boldsymbol{\delta}_{\max} \end{cases} \quad (11)$$

其中,  $\boldsymbol{\delta}_{\min}$ 、 $\boldsymbol{\delta}_{\max}$  分别为相应气动操纵面的最小、最大舵偏位置。优化的目标函数取为

$$f(\boldsymbol{\delta}_c) = \|\bar{\mathbf{M}}\boldsymbol{\delta}_c\| \quad (12)$$

式中,  $\bar{\mathbf{M}}$  为各个舵面的加权矩阵, 可以发挥不同舵面的能力或者满足各个舵面的裕量要求, 此时的优化目标为各舵偏角加权最小, 即总舵偏能量最小, 且所有的气动舵面能够根据需要协同参与姿态控制。

### 3.2 RCS 控制分配

RCS 推力器的组合可以实现多种控制力矩, 并为系统余度提供硬件保证, 控制分配则需要协调多个推力器的工作。根据所设计的 RCS 布局, 可以采用分轴控制、分档控制和查表控制<sup>[11]</sup>。

RCS 是直接力控制, 为了使控制效果尽量接近于控制律给出的效果, 以验证飞行特性, RCS 的控制分配采用分轴控制方式。如图 3 所示, 将 16 个推力器固定地分配给滚转、俯仰和偏航通道, 图中“1”表示相应通道的正力矩效果, “-1”表示相应通道的负力矩效果。这样, 推力器的调用不存在耦合, 各个轴只有一个推力级别且只有一种组合。尽管每个轴的力矩大小是固定的, 没有充分利用最大控制力矩, 但可以同时控制 3 个轴, 避免耦合所产生的选择逻辑困难。此时采用⑨⑬、⑩⑭号推力器对滚转通道进行控制, 采用①②、⑤⑥号推力器对俯仰通道进行控制, 采用③④⑪⑫、⑦⑧⑮⑯号推力器对偏航通道进行控制, 根据 RCS 控制力矩的大小和方向由调制器确定各个推力器的开启状态。

为了实现 RCS 的控制力矩指令转换到 RCS 推力器的开关指令, 基于施密特触发器, 采用脉冲宽度-脉冲频率 (Pulse-Width Pulse-Frequency, PWWF) 调制器来实现。PWWF 调制器的控制回路输入和输出之间不是线性关系, 而是处于开关模式, 用于俯仰、偏航和滚转通道的推力器开关指令

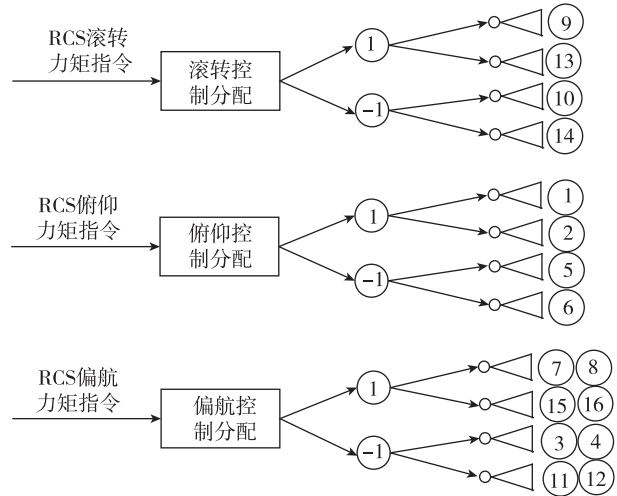


图 3 RCS 的控制分配

Fig. 3 The control allocation of RCS

生成。图 4 为 PWWF 调制器生成推力器开关指令的原理图, 采用施密特触发器, 用简单的模拟电路技术即可实现。

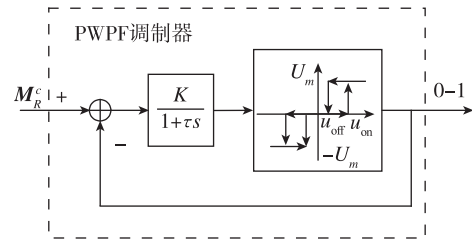


图 4 PWWF 调制器的控制回路

Fig. 4 The control loop of the PWWF modulator

通过 PWWF 调制器, 将分配给 RCS 的指令力矩转换成了一系列矩形脉冲, 即滚转、俯仰和偏航通道的 RCS 开关指令, 推力器执行相应的开关指令后获得所需要的控制力矩。控制器和调制器参数要根据具体的被控模型仔细匹配, 实现所需要的控制能力。

### 3.3 RCS/气动舵的链式递增融合

再入初始阶段, RLV 仅靠 RCS 来实现姿态控制。而当 RCS 与气动舵协调控制时, 以气动舵为主要执行机构, 主要执行机构全时间工作, 按链式顺序排列, 逐次递增; RCS 为辅助执行机构, 辅助执行机构在需要时才工作。这样, 才能最大限度地使用常规气动舵面, 减少 RCS 的工作时间, 进而减少 RLV 所需携带的 RCS 燃料。图 5 是链式递增融合的控制结构。

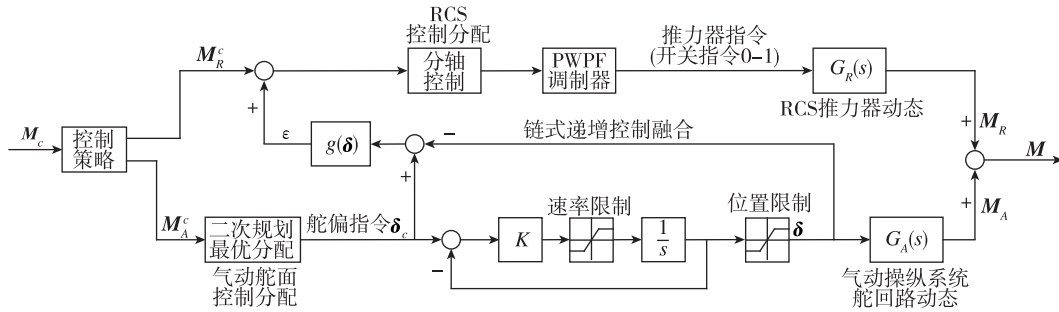


图 5 RCS/气动舵链式递增融合结构

Fig. 5 RCS/aerosurfaces daisy-chain control combination schematic

当气动舵回路信号处于速率限制和位置限制之内，则误差信号  $\epsilon$  为 0，RCS 不工作。仅当气动舵回路超出速率限制和位置限制范围， $\epsilon$  不为 0，此时 RCS 工作，用以补偿气动舵面操纵力矩的不足。可见，采用链式递增融合，RCS/气动舵复合控制能够减小燃料消耗，避免 RCS 长时间工作，延长其使用寿命。

#### 4 仿真算例

控制方案设计综合给出了 RLV 基于控制的建模与 RCS/气动舵复合控制器的设计，控制器由控制律、控制策略和控制分配构成。为了验证双环滑模 RCS/气动舵复合控制方案的有效性，对所研究的 RLV 无动力再入返回进行了仿真实验，检验其执行标称飞行任务的能力。仿真再入初始高度为 121km，初始速度为 7500m/s，仿真结果如图 6~图 12。

图 6 为 RLV 再入飞行的速度-高度 ( $H$ - $V$ ) 轨迹，并与航天飞机轨道器 (Space Shuttle Orbiter, SSO) 再入返回进行了对比，得到了与航天飞机一致的再入  $H$ - $V$  轨迹。图 7 为姿态角指令随时间的变化。图 8 为双环滑模控制律下的 RLV 实际的攻

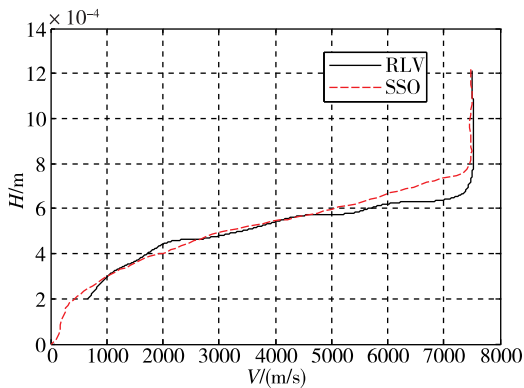


图 6 RLV 再入飞行的速度-高度剖面

Fig. 6 The velocity-height profile of RLV reentry flight

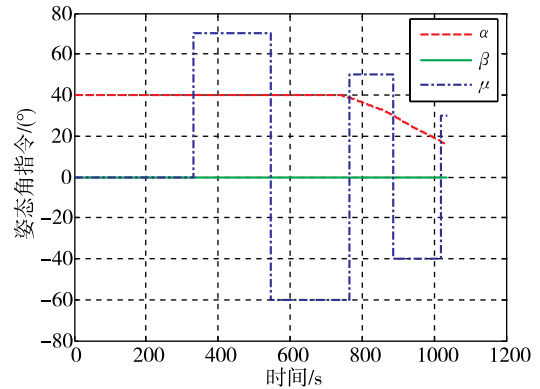


图 7 姿态角指令

Fig. 7 Attitude angle command

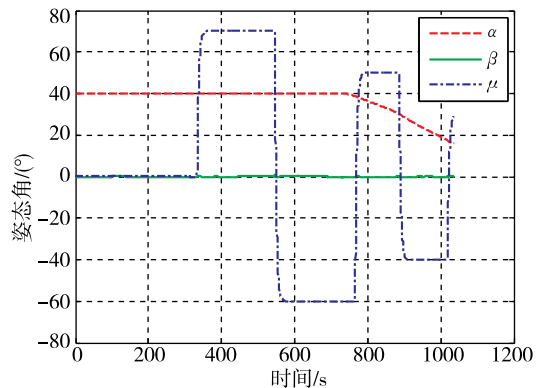


图 8 姿态角响应

Fig. 8 Attitude angle response

角、侧滑角和倾侧角响应曲线，姿态角误差在  $\pm 1^\circ$  范围之内。

图 9~图 12 是 RCS 与气动舵面的响应情况，并对是否采用链式递增融合的结果进行了对比。仿真算例中， $\bar{q} \leq 100$  Pa 对应的时间为 0~233s，此段时间因动压低，气动舵面控制能力不足，仅由 RCS 完成姿态的跟踪控制。100  $< \bar{q} \leq 500$  Pa 对应的时间为 233s~277s，此段时间由 RCS 与气动舵共同参与控制。

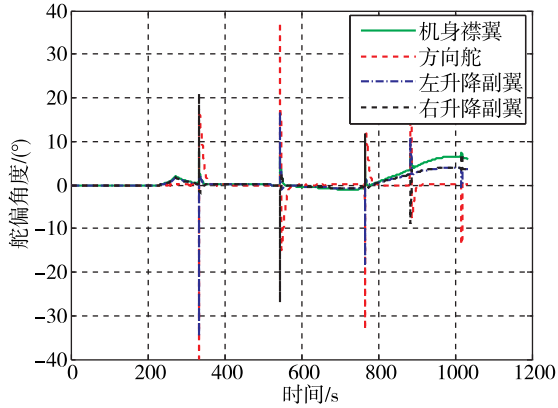


图9 气动操纵舵面偏转 (无链式递增融合)

Fig. 9 Aerosurfaces deflections (non daisy-chain)

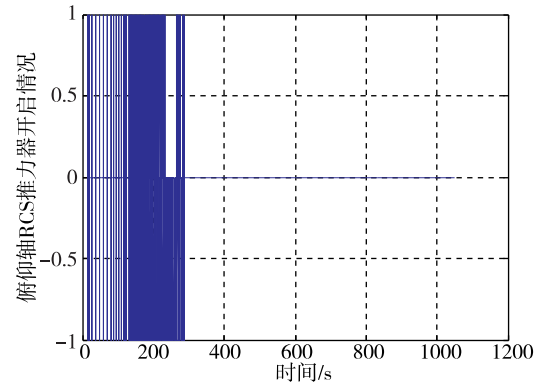


图10 俯仰通道 RCS 推力器指令 (无链式递增融合)

Fig. 10 RCS response (non daisy-chain)

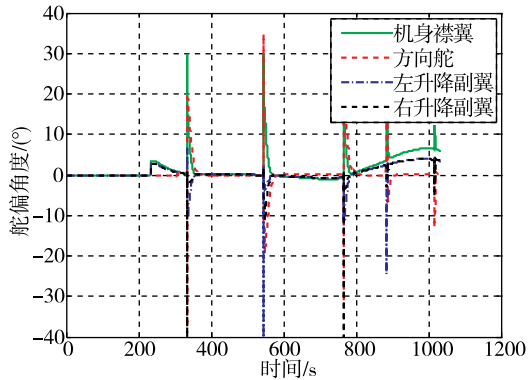


图11 气动操纵舵面偏转 (有链式递增融合)

Fig. 11 Aerosurfaces deflections (with daisy-chain)

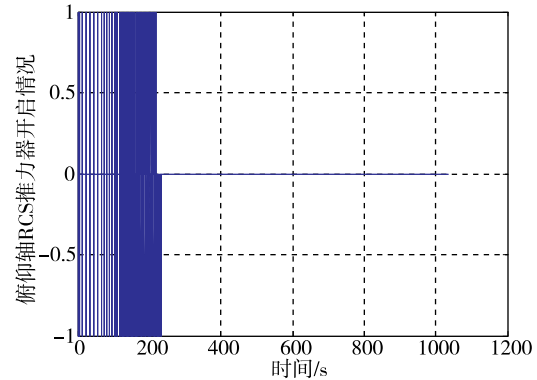


图12 俯仰通道 RCS 推力器指令 (有链式递增融合)

Fig. 12 RCS response (with daisy-chain)

再入过程中,在倾侧角反转时,左右升降副翼差动偏转实现滚转控制,且方向舵协同偏转保证侧滑角为 $0^\circ$ ,气动舵的最优控制分配实现了RLV的BTT滚转控制。以俯仰通道RCS工作情况为例,当不采用链式递增控制融合时,RCS的执行情况如图10所示,相应的气动舵响应见图9。采用链式递增控制融合时,RCS的执行情况见图12所示,相应的气动舵响应见图11。对比图9与图11、图10与图12可知,链式递增融合中,RCS工作时间较短,气动舵的偏转较大,充分利用了可用的气动舵执行能力,只有当气动舵能力不足时才启用RCS工作。可见,RCS/气动舵复合控制器中,当采用相同的控制分配方法时,链式递增融合能够有效地减小RCS的工作时间,最大限度地利用气动舵。

## 5 结论

针对RLV再入返回,所设计的双环滑模RCS/气动舵复合控制器能够有效地完成姿态跟踪控制,

满足性能指标要求。复合控制器由双环滑模控制律、控制分配和控制融合策略构成。采用分轴控制方式完成了RCS的解耦控制分配,基于二次规划的方法实现了气动舵面的最优控制分配,链式递增融合协调RCS与气动舵面的复合控制,有效地利用了气动舵面的操纵能力,减少了RCS的工作时间。所设计的双环滑模RCS/气动舵复合控制器可进一步用于RLV飞行能力测试与制导律的验证。

双环滑模姿态控制系统的设计能有效地应用于RLV再入姿态控制,也能为再入飞行器或空天飞机的姿态控制器设计提供参考。进一步的研究方向是RCS横向喷流对气动的干扰建模、姿态控制器的鲁棒性设计与评估以及RCS/气动舵复合控制的故障重构研究。

## 参考文献

- [1] 包为民. 航天飞行器控制技术研究现状与发展趋势[J]. 自动化学报, 2013, 39(6): 697-702.
- [2] 黄琳, 段志生, 杨剑影. 近空间高超声速飞行器对控

- 制科学的挑战 [J]. 控制理论与应用, 2011, 28 (10): 1496-1505.
- [3] Johansen T A, Fossen T I. Control allocation—a survey [J]. Automatica, 2013, 49 (5): 1087-1103.
- [4] Dydek Z T, Annaswamy A M, Lavretsky E. Adaptive control and the NASA X-15-3 flight revisited [J]. IEEE Control Systems, 2010, 30 (3): 32-48.
- [5] Han J Q. From PID to active disturbance rejection control [J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2009, 56 (3): 900-906.
- [6] 张鲁民. 航天飞机空气动力学分析 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2009.
- [7] 王国辉, 王小军, 杨勇, 等. 美国重复使用运载器空气动力学研究现状 [J]. 导弹与航天运载技术, 2005 (2): 12-19.
- [8] Naidu D S, Calise A J. Singular perturbations and time scales in guidance and control of aerospace systems: a survey [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2001, 24 (6): 1057-1078.
- [9] 余光学, 李昭莹, 林平. 可重复使用运载器再入数学建模 [J]. 中国空间科学技术, 2014, 34 (3): 23-31.
- [10] Ito D, Georgie J, Valasek J, et al. Reentry vehicle flight controls design guidelines: dynamic inversion [R]. NASA Report, 2002-210771, 2002.
- [11] 房元鹏. 可重复使用航天器反作用控制系统控制方法 [J]. 航空学报, 2008, 29 (增刊): 97-101.

**引用格式:** 余光学, 程兴, 耿光有. RLV 双环滑模 RCS/气动舵复合控制器设计[J]. 宇航总体技术, 2018, 2 (6): 42-49.

**Citation:** Yu G X, Cheng X, Geng G Y. A RLV dual-loop sliding mode RCS/aerosurfaces compound controller design [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2018, 2 (6): 42-49.