

doi: 10.7690/bgzdh.2014.03.015

高超声速飞行器再入段 RCS 姿态控制

刘军, 黄一敏, 孙春贞, 尹亮亮

(南京航空航天大学自动化学院, 南京 210016)

摘要: 为满足反作用控制系统 (reaction control system, RCS) 姿态控制需求, 对高超声速飞行器再入段的姿态控制进行研究。以 X-34 的 RCS 系统为对象, 建立了 RCS 的数字模型, 设计了 RCS 姿态控制率与 PWPE 脉冲调制器, 利用非线性描述函数法分析姿态控制系统的稳定性, 并通过 Matlab 仿真实验验证了所设计的 RCS 姿态控制系统性能。仿真结果表明: 该 PWP 脉冲调制可以满足 RCS 姿态控制的需要, 同时与传统的 PWM 脉冲调制相比, 可以较大地降低 RCS 消耗的流量与开启次数, 可为高超声速飞行器再入段 RCS 姿态控制系统设计提供参考。

关键词: 高超声速飞行器; 再入段; 反作用控制系统; 姿态控制; PWP 脉冲调制; 描述函数法

中图分类号: TP273 **文献标志码:** A

Research on Attitude Control of Reaction Control System for Hypersonic Vehicle

Liu Jun, Huang Yimin, Sun Chunzhen, Yin Liangliang

(College of Automation, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In order to meet the attitude control requirement of reaction control system (RCS), research on attitude control of reaction control system for hypersonic vehicle. Taking the RCS of X-34 as object, establish RCS mathematical model, design RCS attitude control rate and PWPE pulse modulator. Analysis the stabilization of RCS attitude control system using nonlinearity describing function method, and validate RCS attitude control performance through Matlab. The simulation results show that the PWP modulator not only can meet RCS attitude control's requirement, but also can reduce RCS flow consumption and jet times compared with traditional PWM pulse modulation. The method can offer reference for attitude control of reaction control system for hypersonic vehicle.

Keywords: hypersonic vehicle; reentry phase; reaction control system; attitude control; PWP pulse modulation; describing function method

0 引言

高超声速飞行器 (hypersonic vehicle) 再入初期, 由于空气稀薄动压小、气动舵面效率低, 需要使用反作用控制系统 (reaction control system, RCS) 控制姿态^[1]。RCS 由多个喷管推力器构成, 利用横向喷流的反推力控制姿态。与连续气动舵面不同, RCS 推力器是开关型的执行机构, 只能提供常值离散力矩, 需要利用脉冲调制技术将姿态连续控制量调制为 RCS 推力器的脉冲指令进行姿态控制。脉冲调制方法会影响 RCS 的流量消耗、喷射次数及姿态控制品质等; 因此, 研究 RCS 推力器脉冲调制技术是非常有意义的。

国内外文献深入研究 RCS 推力器的控制方法, 主要有: 分轴控制、分档控制、线性规划控制以及混合整数线性规划控制等。但是对 RCS 脉冲调制研究较少, 事实上脉冲调制技术最初就是为了解决发动机燃油消耗问题, 现已广泛应用于电子、航空航天等领域。文献[2]利用离散描述函数设计法避免

PWP 调制器的极限环振荡现象; 文献[3]介绍了 RCS 推力器的控制分配方法, 采用“分轴控制”策略; 文献[4-6]阐述了脉冲调制技术在卫星姿态控制方面的应用; 文献[7]研究先进的 SVPWM 脉冲调制应用于磁场定向控制。笔者以 X-34 的 RCS 系统为对象, 对高超声速飞行器的姿态控制进行研究。

1 RCS 姿态控制系统

RCS 姿态控制系统由控制器、脉冲调制、RCS 模型及飞行器姿态动力学模型 4 部分构成, 其结构如图 1 所示。姿态控制律解算出三轴姿态控制力矩, 并将其与 RCS 提供的该通道最大力矩的比值 M (即标准化处理) 作为脉冲调制环节的输入, U 为飞行器三通道 RCS 的开关脉冲控制指令。

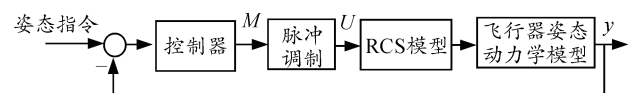


图 1 RCS 姿态控制系统

RCS 姿态控制系统设计的关键在于姿态控制律

收稿日期: 2013-10-13; 修回日期: 2013-11-11

基金项目: 基本科研业务费专项研究基金 (56XZA12008); 江苏高校优势学科建设工程资助项目

作者简介: 刘军 (1987—), 男, 江苏人, 在读硕士, 从事高超声速飞行器再入段制导与控制技术研究。

与脉冲调制，既要保证姿态在允许偏差范围内，又要考虑其动态响应过程，降低 RCS 燃料消耗。

RCS 推力器利用横向喷流产生反推力，当反推力不过质心时便产生力矩，从而控制飞行器的姿态。以 X-34 的 RCS 为对象，其喷管推力器的配置方案如图 2 所示。

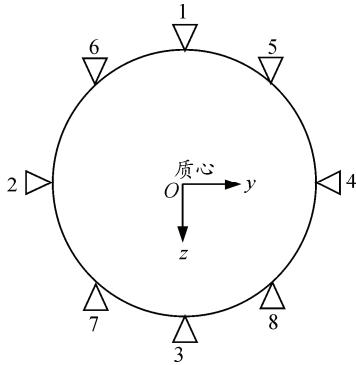


图 2 RCS 推力器配置示意图(后视图)

推力器只有开/关 2 个状态，控制系统给出推力器开关指令，使推力器产生反推力，其数学描述为：

$$F_i = \begin{cases} 0, & U_i = 0 \\ F_m, & U_i = 1 \end{cases} \quad (1)$$

其中： F_i 为推力器 i 的推力； F_m 为推力器稳态输出的推力； U_i 为推力器 i 的开关指令，0 表示关，1 表示开。实际上推力 F_i 存在上升和下降时间，需对推力改变的速率限幅，图 3 给出 RCS 推力器在一个开关周期内输出推力随时间变化的特性曲线。

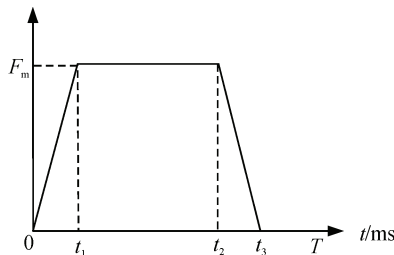


图 3 RCS 推力器的推力特性

第 i 个推力器产生的力矩表达式为

$$M_i^{rcs} = r \times F_i U \quad (2)$$

RCS 的流量，即推进燃料的消耗，是评价 RCS 最重要的参数之一，表征飞行器对推进燃料的需求。RCS 的燃料消耗与喷管推力成正比，且随着 RCS 喷管的开启时间不断累加。因此 RCS 的流量 Q 可用 RCS 的推力与工作时间来衡量如下

$$Q = \int \sum_{i=1}^8 |F_i| d\tau \quad (3)$$

2 RCS 姿态控制律设计

2.1 纵向控制

飞行器再入初期，升降舵可以不用于配平迎角，使用 RCS 保持迎角的稳定与控制。再入段并不追求迎角控制精度，因此采用经典的 PD 控制结构如图 4 所示。迎角偏差与俯仰角速率反馈形成脉冲调制器的输入指令，控制律形式如式 (4) 所示。

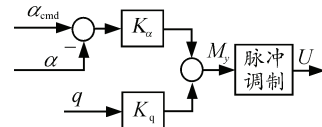


图 4 纵向 RCS 控制结构

$$M_y = K_{\alpha}^{rcs} (\alpha_{cmd} - \alpha) + K_q^{rcs} q \quad (4)$$

2.2 横侧向控制

飞行器再入段横侧向控制聚焦于滚转控制与抑制侧滑角。滚转角偏差和滚转角速率形成脉冲调制器的输入指令，跟踪滚转角剖面；航向 RCS 根据侧滑角与 $\dot{\beta}$ 反馈控制抑制飞行器滚转过程中产生的侧滑角。整个横侧向的控制结构如图 5 所示，式 (5) 给出横侧向控制律形式。

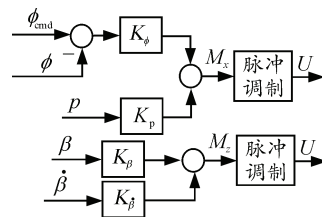


图 5 横侧向 RCS 控制结构

$$\begin{cases} M_x = K_{\phi}^{rcs} (\phi_{cmd} - \phi) + K_p^{rcs} p \\ M_z = K_{\beta}^{rcs} (\beta_c - \beta) + K_{\dot{\beta}}^{rcs} \dot{\beta} \end{cases} \quad (5)$$

航向 RCS 增稳荷兰滚抑制侧滑过程中使用 $\dot{\beta}$ 反馈量，考虑工程应用上无法直接测量 $\dot{\beta}$ 信号，故采用近似值代替，如式 (6) 所示：

$$\dot{\beta} = p \sin \alpha - r \cos \alpha \quad (6)$$

3 PWPF 调制器设计

PWPF 调制器是将连续控制量调制为周期、脉宽均不同的脉冲指令，具有拟线性、较少喷射次数、可变周期与脉宽等优点，得到广泛应用，如卫星、轨道机动飞行器等常采用 PWPF 调制控制姿态^[8-9]。

连续的 PWPF 调制器由施密特触发器、滤波器、前置增益以及反馈回路等构成，其结构如图 6 所示。其中： k_m 、 τ_m 分别为滤波器的增益与时间常数； d 、

$d-h$ 分别为施密特触发器的开、关阈值； K_p 为前置增益； M_p 为归一化的连续控制量（即连续控制力矩 M 与各通道 RCS 力矩的比值）； U 为 PWPF 调制器输出的 RCS 控制指令。PWPF 调制器的动态响应很快，其动态特性可由脉冲宽度 T_{on} 、脉冲周期 T 、最小脉冲宽度 Δ 以及占空比 λ 等参数描述^[10]。

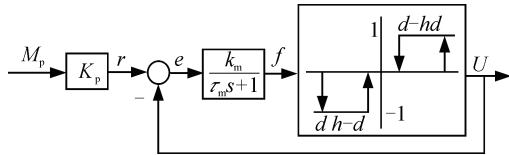


图6 PWPF 调制器结构

假设滤波器的输入 e 是常值，则 f 与 e 之间的时域关系为：

$$f(t) = f(0) + [k_m e - f(0)](1 - e^{-t/\tau_m}) \quad (7)$$

PWPF 输出脉冲宽度 T_{on} 指信号 f 由 d 变化到 $d-h$ 的时间，输出脉冲关断时间 T_{off} 指 f 由 0 变化到 d 的时间，由此根据式 (7) 则有：

$$\begin{cases} T_{on} = -\tau_m \ln \left(1 + \frac{h}{k_m (K_p M_p - 1) - d} \right) \\ T_{off} = -\tau_m \ln \left(1 + \frac{h}{k_m K_p M_p - (d-h)} \right) \end{cases} \quad (8)$$

由式 (8) 得到 PWPF 脉冲周期 T 与占空比 λ 为：

$$T = -\tau_m \ln \left[\left(1 + \frac{h}{k_m (K_p M_p - 1) - d} \right) \left(1 + \frac{h}{k_m K_p M_p - (d-h)} \right) \right] \quad (9)$$

$$\lambda = \frac{\ln \left(1 + \frac{h}{k_m K_p M_p - (d-h)} \right)}{\ln \left(1 + \frac{h}{k_m (K_p M_p - 1) - d} \right)} \quad (10)$$

当给定参数 K_p 、 k_m 、 d 及 h 时 PWPF 调制器的输出脉冲占空比 λ 与连续控制指令 M_p 之间具有拟线性关系，如图 7 所示。通常使得 RCS 推力器工作在线性区内，控制脉冲占空比即可现实等效控制。

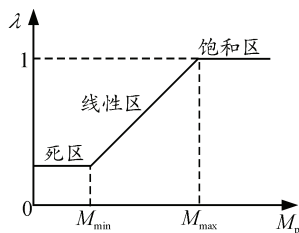


图7 $\lambda-M_p$ 曲线

其中，连续控制指令 M_p 的输入最大值 M_{max} 与输入最小值 M_{min} 为：

$$\begin{cases} M_{max} = 1/K_p + (d-h)/(k_m K_p) \\ M_{min} = d/(k_m K_p) \end{cases} \quad (11)$$

PWPF 参数设计时的原则是尽量增大线性区、减小输出脉冲的频率。滤波器时间常数 τ_m 的选取应使推力器的延时尽可能小；式 (9)~式 (11) 表明较大的 k_m 、 K_p 与较小的 τ_m 均可增大线性区，但会增加输出脉冲的频率（即 RCS 喷管的开关频次）及燃料的消耗；施密特触发器的开关阈值也会影响 PWPF 脉冲调制的线性度与脉冲频率。综上，PWPF 脉冲调制的参数设计是一个折中过程，需要设计者在控制精度与燃料消耗之间进行权衡^[11]。

Gangbing Song 经研究分析后，提出了 PWPF 脉冲调制器的参数取值建议范围，如表 1 所示。

表1 PWPF 脉冲调制器参数建议值^[12]

参数	K_p	k_m	τ_m	d	h
建议值	2.0~10	1.0~6.0	0.1~0.2	>0.3	<0.8 d

PWPF 非线性脉冲调制器使得 RCS 姿态控制系统的稳定性分析比较复杂，描述函数法是常用分析手段，以纵向控制为例分析 RCS 控制系统稳定性。

RCS 纵向控制结构框图如图 8 所示，其中： $C(s)$ 为反馈控制律； $G_m(s)$ 为纵向线性模型； $N(A)$ 为 PWPF 调制器的施密特触发器非线性环节，其描述函数如式 (12) 所示。

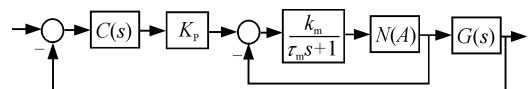


图8 非线性控制框图

$$N(A) = \frac{2}{\pi A} \left[\sqrt{1 - \left(\frac{d-h}{A} \right)^2} + \sqrt{1 - \left(\frac{d}{A} \right)^2} \right] - j \frac{2h}{\pi A^2}, A \geq d \quad (12)$$

选取高度 90 km，马赫数 21.9，迎角 30° 的状态点进行小扰动线性化建立线性模型；迎角控制律参数为 $K_\alpha=80$ ， $K_q=60$ ；PWPF 调制器参数为 $K_p=1.5$ ， $k_m=1.0$ ， $\tau_m=0.2$ ， $d=0.6$ ， $h=0.4$ ，控制系统等效的线性部分 $G(j\omega)$ 与 $-1/N(A)$ 的频率特性如图 9 所示。非线性系统稳定性理论表明曲线 $G(j\omega)$ 不包围曲线 $-1/N(A)$ ，系统稳定，不会出现振荡。

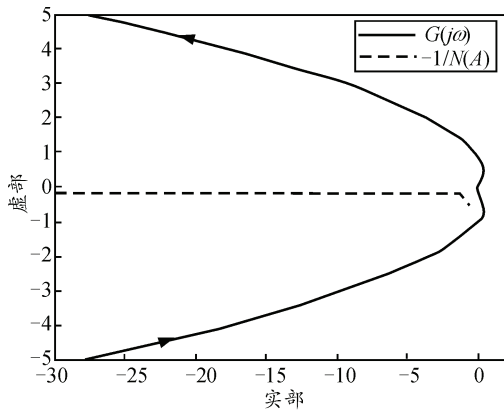


图 9 RCS 纵向控制系统频率特性

4 仿真分析

高超声速飞行器再入段依赖 RCS 控制迎角与滚转角, 在 Matlab 下进行数值仿真。仿真初始条件如表 2 所示。

表 2 仿真初始条件

高度 h/m	速度 $v/(m/s)$	轨迹倾斜角 $\gamma/(\circ)$	迎角 $\alpha/(\circ)$	滚转角 $\phi/(\circ)$
120 000	7 500	-1.5	0	0

迎角指令 30° , 滚转角指令 50° ; 并假设迎角控制精度为 $\pm 2^\circ$, 滚转角控制精度也为 $\pm 2^\circ$ 。保持 RCS 姿态控制律不变, 将 PWPF 脉冲调制与传统的 PWM 脉冲调制的控制效果对比, 数值仿真结果如图 10 所示。

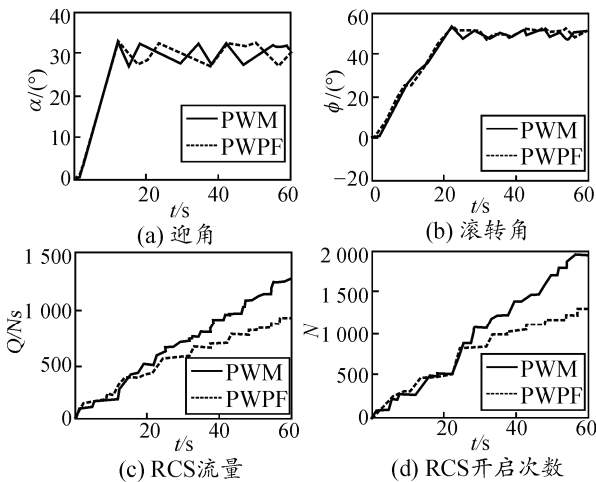


图 10 RCS 控制姿态仿真曲线

仿真结果表明: PWPF 脉冲调制能够完成高超声速飞行器再入的姿态控制并保证控制精度, 而且与传统的 PWM 脉冲调制相比, 可以极大降低 RCS 流量的消耗与开启次数, 文中仿真结果表明消耗的

流量降低 28%, 开启次数降低 35%。

5 结束语

仿真结果表明, 笔者提出的 PWPF 脉冲调制可以满足 RCS 姿态控制需求。与传统的 PWM 脉冲调制相比, 该 PWPF 脉冲调制可以极大地降低 RCS 消耗的流量与开启次数, 但也具有结构与参数设计复杂的缺点。该研究结果可以为高超声速飞行器再入段 RCS 姿态控制系统设计提供参考。

参考文献:

- [1] 贺成龙, 陈欣, 吴了泥. 可重复使用运载器的 RCS 姿态控制技术[J]. 火箭学报, 2010, 30(1): 51-53.
- [2] 陆艳辉, 张曙光. 离散 RCS 的 PWPF 调制方式改进及混合控制逻辑设计[J]. 航空学报, 2012, 33(9): 1516-1570.
- [3] 房元鹏. 可重复使用航天器反作用力控制系统控制方法[J]. 航空学报, 2008, 29(增刊): 97-101.
- [4] McClelland R S. Spacecraft attitude control system performance using pulse-width pulse-frequency modulated thrusters. California: Naval Postgraduate School, 1994.
- [5] 耿云海, 崔涛, 杨涤. 喷嘴控制脉冲调制器非线性特性分析[J]. 空间科学学报, 1998, 18(2): 168-173.
- [6] Song Gangbing, Nick V. Buck, Brij N. Agrawal. Spacecraft Vibration Reduction Using Pulse-Width Pulse-Frequency Modulated Input Shaper[J]. AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, 2003: 2003-5357.
- [7] 徐旭明, 王友仁, 王岭, 等. 基于简化的 SVPWM 的 PMSM 磁场定向控制系统[J]. 兵工自动化, 2013, 32(5): 55-59.
- [8] Skaar S. B, Tang L, Yalda-Mooshabad, I. On-Off Control of Flexible Satellites[J]. Journal of Guidance and Control, Vol 9, July-August, 1986(9): 507-510.
- [9] Krovel T D. Optimal tuning of PWPF modulator for attitude control. Trondheim, Norway: Norway University of Science and Technology, 2005.
- [10] 王修, 张德佳. 已知长度和模糊姿态约束 GPS 短基线定向研究[J]. 四川兵工学报, 2013, 34(7): 149-151.
- [11] 王清, 杨宝, 马克茂. 一种优化 PWPF 调制器在动能拦截器末制导中的应用研究[J]. 宇航学报, 2005, 26(5): 576-580.
- [12] Song G B, Nick V B, Agrawal B N. Spacecraft vibration reduction using pulse-width pulse-frequency modulated input shaper[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1999, 22(3): 433-440.
- [13] Sgarlata P K. X-34 propulsion system design[C]//33rd Joint Propulsion Conference and Exhibit. 1997.