

微小卫星推力器姿轨一体化控制技术研究

刘 燎^{1,2}, 吴爱国¹, 孙华苗², 魏世隆², 谢成清²

(1. 哈尔滨工业大学(深圳) 机电工程与自动化学院, 广东 深圳 518055;

2. 深圳航天东方红卫星有限公司, 广东 深圳 518064)

摘 要: 随着微小卫星的技术发展, 采用微小卫星组网和轨道机动的需求越来越多。针对微小卫星重量轻、功耗低的特点, 本文提出了基于推力器的姿轨一体化控制方案。该方案采用一个大推力器进行轨道控制, 4个斜装小推力器兼顾轨道控制和姿态控制, 不仅可在卫星轨道机动中实现三轴姿态控制, 同时可提高控制系统的功能密度。采用Matlab仿真分析, 给出了在卫星轨道机动中同时兼顾三轴姿态控制的仿真曲线。仿真结果表明: 本文提出的控制策略具有很好的实用性。

关键词: 微小卫星; 姿轨一体化; 推力器; 相平面; 开关线

中图分类号: V 442 **文献标志码:** A

DOI: 10.19328/j.cnki.2096-8655.2022.05.015

Research on Integrated Orbit and Attitude Control Technology for Micro-Satellite Thruster

LIU Liao^{1,2}, WU Aiguo¹, SUN Huamiao², WEI Shilong², XIE Chengqing²

(1. School of Mechanical Engineering and Automation, Harbin Institute of Technology (Shenzhen), Shenzhen 518055, Guangdong, China; 2. Shenzhen Aerospace Dongfanghong Satellite Co., Ltd., Shenzhen 518064, Guangdong, China)

Abstract: With the development of micro-satellite technology, the demands for constellation networking and orbital maneuvering are increasing. In view of the micro-satellite characteristics of light weight and low power consumption, this paper proposes an integrated attitude and orbit control scheme. In the scheme, one big thruster is adopted for the orbit control, and four inclined small thrusters are used for the orbit and attitude control. The scheme can realize three-axis attitude control in the orbit control, and thus increase the functional density of the control system. The simulation analysis is carried through Matlab. The results show that the proposed control scheme has good practicability.

Key words: micro-satellite; integrated attitude and orbit control; thruster; phase-plane; switching line

0 引言

微卫星的质量一般在10~100 kg^[1], 其主要特点为质量小、体积小、制造发射成本低、功能针对性强, 而现代微小卫星的发展特别需要轻量化、低功耗、小型化、集成化的部件^[2]。推力器是航天器姿态和轨道控制中最常用的执行机构之一, 它通过喷气产生控制力来控制卫星的姿态和轨道。利用推力器控制卫星三轴姿态, 要求推力器能够产生6个方向控制力矩^[3], 而单个方向控制时不对其他方向产生干扰, 则至少需要安装6个推力器, 如果同时考虑冗余还需要增加推力器的配置。但

是, 推力器数量增多会导致姿态控制系统复杂, 同时也给整星的安装带来一定难度, 尤其不适用于微小卫星, 因为其对各个设备的质量、成本和功耗均有严格的限制。文献[4-5]针对推力器构型和分配算法进行了研究, 文献[6]针对多推力器的卫星姿态控制问题, 设计一种推力器分配算法, 可有效减小推力器燃料的消耗。由于整星重量功耗的限制, 推力器配置少必然会导致可靠性不佳; 由于微小卫星一般寿命要求短, 推力器的配置上暂不考虑推力器失效的情况, 因此传统的高冗余推力器配置方式不适用于微小卫星的配置。为了减小推力器的质量和体积, 通常会减少推力器个数, 同

收稿日期: 2021-02-26; 修回日期: 2021-04-10

基金项目: 国家自然科学基金(11802073)

作者简介: 刘 燎(1987—), 男, 博士研究生, 主要研究方向为微小卫星姿态控制系统设计。

时提高微小卫星控制系统的功能密度,单个推力器能产生多个方向的控制力矩,这就会导致三通道控制力矩之间相互关联,会引起三通道间推力器的局部耦合^[7-9]。在布局耦合问题中,通常存在单个喷气发动机开启时能够同时提供 2 个或者 3 个通道的控制力矩,这种布局耦合使得微小卫星的姿态控制变得更加困难^[10]。

针对微小卫星的特点以及姿态和轨道控制需求,本文设计了一套应用于三轴稳定微小卫星的姿轨一体化控制方案,采用星敏和陀螺的 Kalman 滤波方案进行姿态确定,推力器采用斜装的方式在轨道控制中兼顾三轴姿态控制。针对斜装推力器喷气

导致的三轴耦合问题,采用基于倾斜开关线的相平面控制,按照 X 轴最优策略进行控制,该方案在满足姿轨控的同时可实现姿轨控推力器的最小配置,减小了对飞轮角动量的需求,提高了控制系统的功能密度。

1 控制方案设计

卫星的控制系统由执行机构、敏感器和星载计算机组成,其中执行机构由推力器组成,敏感器由星敏和陀螺组成,星载计算机负责部件的通讯及控制指令的计算和生成,控制系统组成框图如下图 1 所示。

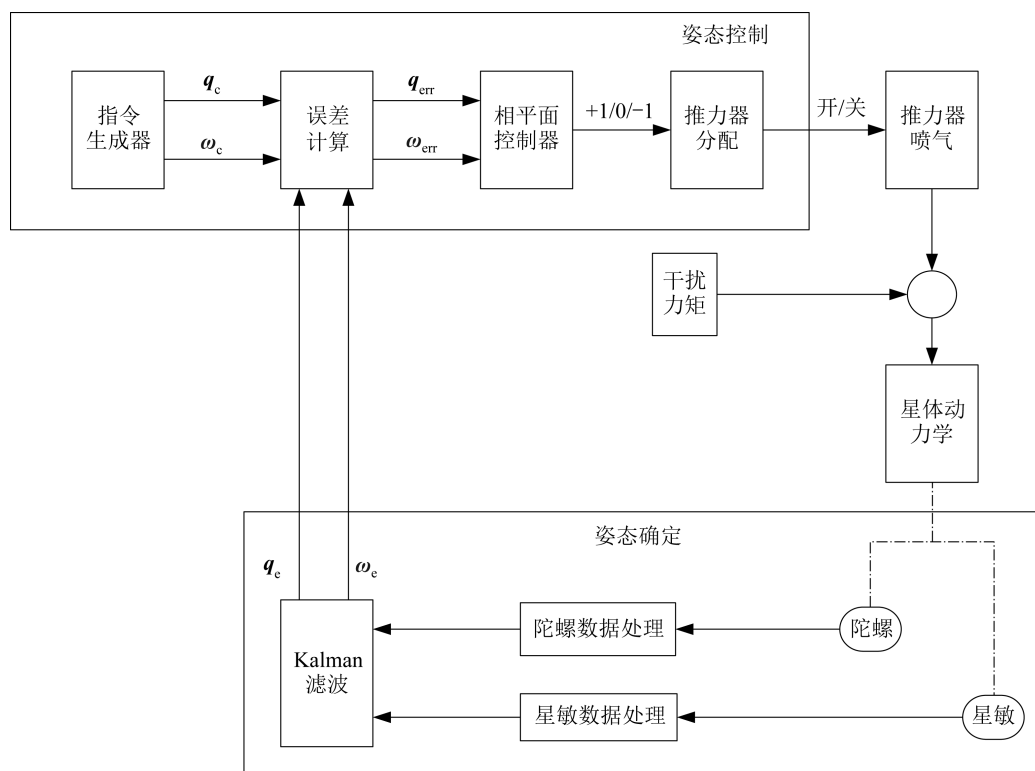


图 1 推力器姿态控制系统组成框图

Fig. 1 Block diagram of the thruster attitude control system

星敏感器和陀螺分别敏感星体姿态和角速度信息,基于 Kalman 滤波算法进行星体的姿态信息计算,得到星体的姿态四元数和角速度信息。星载计算机通过姿态信息和指令姿态信息生成姿态角和角速度误差信息输入相平面控制器,相平面控制器采用基于倾斜开关线的分区控制方式计算力矩状态,根据推力器分配斜装推力器的开关,并驱动相应的推力器进行喷气,控制相应的星体轴姿态,完成星体的闭环控制。

1.1 姿态确定方案

敏感器选用陀螺和星敏,采用 Kalman 滤波算法进行姿态确定,生成估计的姿态四元数 q_e 和姿态角速度 ω_e ,指令生成器根据任务要求生成参考姿态四元数 q_c 和姿态角速度 ω_c ,误差姿态角 θ_{err} 和误差姿态角速度 ω_{err} 作为输入提供给相平面控制器。每个轴通过相对独立的相平面控制器进行控制,相平面控制器生成相应的选择状态:正力矩(+1)、零力矩(0)和负力矩(-1)。将选择状态转化成相应的推力器

开关指令驱动相应的推力器开关,从而完成星体的闭环控制^[11]。其中误差姿态角的计算公式如下:

$$\theta_{\text{err}} = \begin{bmatrix} \theta(0) \\ \theta(1) \\ \theta(2) \end{bmatrix} \cong 2\text{sgn}(\delta q_4) \begin{bmatrix} \delta q_1 \\ \delta q_2 \\ \delta q_3 \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中: $2\text{sgn}()$ 为符号函数; $\delta q = q_e^{-1} \otimes q_c$ 。误差姿态角速度计算公式如下:

$$\omega_{\text{err}} = \begin{bmatrix} \omega_{\text{err}}(0) \\ \omega_{\text{err}}(1) \\ \omega_{\text{err}}(2) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega_c(0) - \omega_e(0) \\ \omega_c(0) - \omega_e(0) \\ \omega_c(0) - \omega_e(0) \end{bmatrix} \quad (2)$$

1.2 推力器布局方案

执行机构由 5 个推力器配置组成,其中 1 个 1.0 N 推力器主要用来进行轨道控制,其他 4 个 0.2 N 推力器采用斜装的安装方式提供 3 个方向的控制力矩,兼顾轨道和姿态控制,1.0 N 推力器安装在 $-X$ 面,能产生沿 $+X$ 面的推力,4 个 0.2 N (#1、#2、#3、#4) 推力器也安装在 $-X$ 面,存在一定安装角,在轨道控

制中能产生 $+X$ 面的推力,同时能产生三轴姿态控制力矩,其安装示意图如图 2 所示,图中 XYZ 为星体坐标系。1.0 N 推力器进行轨道控制,4 个 0.2 N 推力器兼顾轨道控制和姿态控制,4 个小推力器采用关调制的工作形式,基于开关线的相平面控制器保持轨道机动中的姿态^[12-15]。

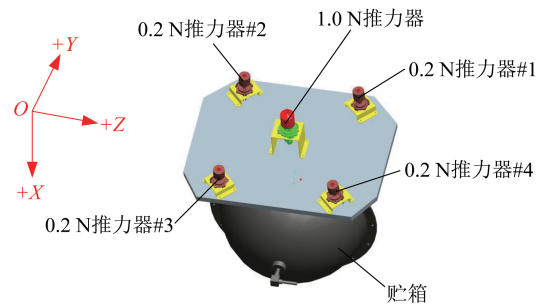


图 2 推力器安装示意图

Fig. 2 Schematic diagram of thruster installation

推力器产生的推力矢量和力矩矢量在卫星星体坐标系中的坐标见表 1。

表 1 推力矢量和力矩矢量

Tab. 1 Thrust vectors and torque vectors

推力器代号	推力矢量/N			力矩矢量/(N·m)		
	F_x	F_y	F_z	T_x	T_y	T_z
1	0.996 195	-0.061 630	-0.061 630	0.013 065	0.084 458	0.126 735
2	0.996 195	-0.061 630	0.061 628	-0.013 070	-0.084 460	0.126 735
3	0.996 195	0.061 628	0.061 628	0.013 065	-0.084 460	-0.126 740
4	0.996 195	0.061 628	-0.061 630	-0.013 070	0.084 458	-0.126 740
5	1.000 000	0	0	0	0	0

采用推力器进行姿态控制经常采用 2 种工作模式:开调制和关调制,其中开调制主要用来进行正常的三轴姿态机动,关调制主要用来进行轨道控制中的三轴姿态维持。

本文暂不考虑采用开调制进行姿态机动,只对轨道控制的关调制进行分析,其中 1.0 N 推力器为轨控推力器,轨控过程中为全开状态,4 个 0.2 N 推力器兼顾轨道控制和姿态控制。

1.3 推力器控制方案

推力器的分配原则为:根据开关相平面控制器

得出的三轴指令力矩后,按照 X 轴优先级最低的原则进行推力器的分配,即在推力器的分配中优先保证推力器组合产生的控制力矩能满足 Y 轴和 Z 轴的期望力矩。

由于推力器安装在 $-X$ 轴, $+X$ 轴控制力矩偏差引起的滚转角偏差不会影响轨道控制效果。基于开关线的相平面如图 3 所示,将相平面分为 I 区:正向力矩全开区; II 区:正向力矩半开区; III 区:负向力矩半开区; IV 区:负向力矩全开区; V 区:停控区。

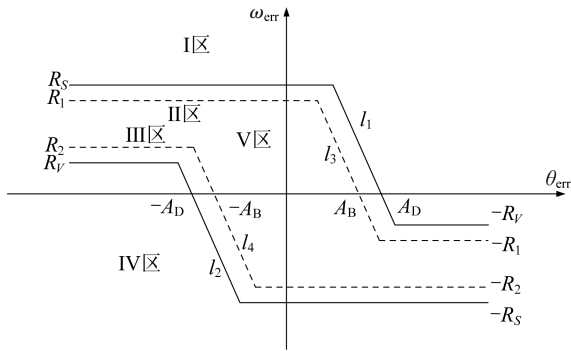


图3 基于开关线的相平面

Fig. 3 Phase plane based on the switching lines

图中: $\pm R_S$ 、 $\pm R_V$ 、 $\pm R_1$ 、 $\pm R_2$ 、 l_1 、 l_2 、 l_3 、 l_4 为开关线分界线; $\pm A_D$ 、 $\pm A_B$ 为角度判断阈值。

对于三轴开关状态 $[+1\ 0\ -1]$ 总共有 27 种组合模式 ($3 \times 3 \times 3 = 27$), 按照上述分配原则, 根据相平面控制器得出的三轴开关状态。例如: 对于序号 2, 三轴指令状态为 $[0\ 1\ 1]$, 结合表 1 推力器产生的力矩矢量, 优先满足 Y 轴和 Z 轴的期望力矩状态, 按照燃料消耗最小原则, 只开推力器 1, 满足 Y 轴和 Z 轴力矩状态。按照此分配原则得出的推力器开关形式见表 2。

2 实例验证

仿真参数: 轨道类型, 圆轨道; 轨道高度, 500 km; 轨道倾角, 98.2° ; 轨道偏心率, 0; 升交点赤经, 0; 发射时间, 2020 年 1 月 1 日, 卫星质量, 50 kg; 推进剂类型, 无水肼。

仿真条件: 卫星 12 500 s 时根据指令从对地定向模式进入轨道机动模式, 开始轨道控制; 仿真过程历时 1 300 s, 其中前 500 s 用于轨道机动前的姿态调整, 使推力器推力方向沿卫星在轨前进方向, 后 800 s 完成轨道机动控制, 即轨控开机时长 800 s, 5 个推力器同时工作; 推力器方向安装偏差为 $0.3^\circ (3\sigma)$, 位置偏心 3 mm, 0.2 N 推力器比冲为 1 862 N·s/kg (190 s), 1.0 N 推力器比冲 1 960 N·s/kg (200 s)。仿真曲线如图 4~图 7 所示, 每周期推力器指令开启时间设为 0.05 s。

仿真结果表明: 在轨控过程中三轴姿态角最大偏差可达 3° , 滚动角速度最大偏差可达 $0.3^\circ/\text{s}$, 在 800 s 内, 轨道高度升高了 2 km, 推进剂消耗了 28 g, 能够正常进行轨道控制。XYZ 轴相平面曲线如图 8~图 10 所示。

表 2 推力器开关状态

Tab. 2 Thruster switch status

序号	三轴指令状态			推力器开关状态			
	X	Y	Z	#1	#2	#3	#4
1	1	1	1	1	0	0	0
2	0	1	1	1	0	0	0
3	-1	1	1	1	0	0	0
4	1	0	1	1	1	0	0
5	0	0	1	1	1	0	0
6	-1	0	1	1	1	0	0
7	1	-1	1	1	1	1	0
8	0	-1	1	1	1	1	0
9	-1	-1	1	1	1	1	0
10	1	1	0	1	0	0	1
11	0	1	0	1	0	0	1
12	-1	1	0	1	0	0	1
13	1	0	0	1	0	1	0
14	0	0	0	1	0	1	0
15	-1	0	0	1	0	1	0
16	1	-1	0	0	1	1	0
17	0	-1	0	0	1	1	0
18	-1	-1	0	0	1	1	0
19	1	1	-1	0	0	0	1
20	0	1	-1	0	0	0	1
21	-1	1	-1	0	0	0	1
22	1	0	-1	0	0	1	1
23	0	0	-1	0	0	1	1
24	-1	0	-1	0	0	1	1
25	1	-1	-1	0	1	1	1
26	0	-1	-1	0	1	1	1
27	-1	-1	-1	0	1	1	1

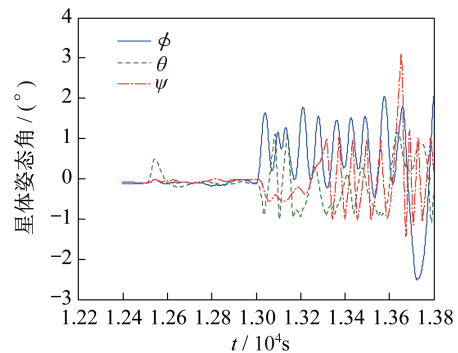


图4 卫星姿态角时间曲线

Fig. 4 Time curves of the satellite attitude angles

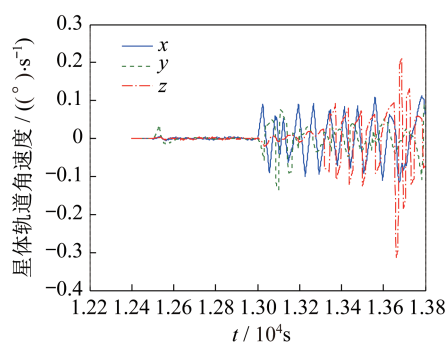


图 5 卫星轨道角速度时间曲线

Fig. 5 Time curves of the satellite attitude angular velocities

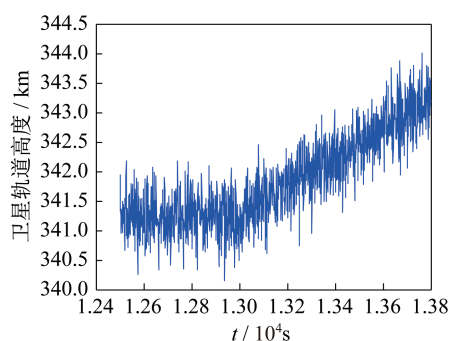


图 6 卫星轨道高度时间曲线

Fig. 6 Time curve of the orbit height

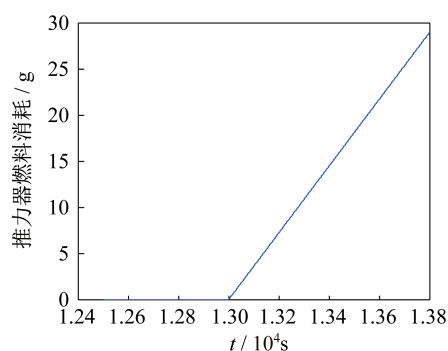


图 7 燃料消耗时间曲线

Fig. 7 Time curve of fuel consumption

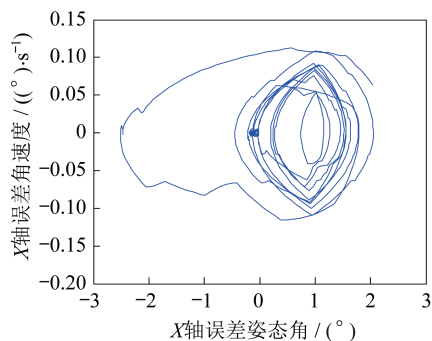


图 8 X轴相平面曲线

Fig. 8 Phase plane curve of the X-axis

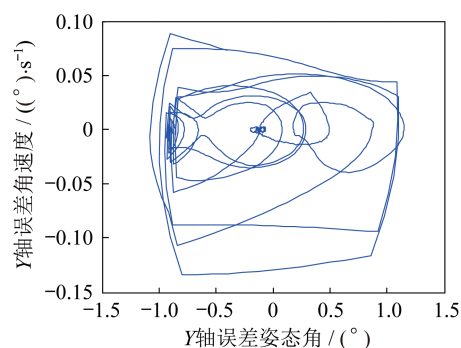


图 9 Y轴相平面曲线

Fig. 9 Phase-plane curve of the Y-axis

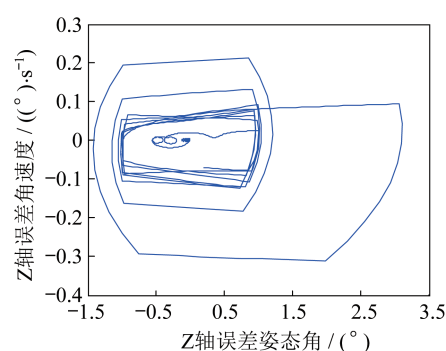


图 10 Z轴相平面曲线

Fig. 10 Pphase plane curve of the Z-axis

仿真结果表明:在轨道控制期间,误差姿态角和误差姿态角速度组成的相平面曲线为一闭合曲线,姿态控制处于收敛状态,卫星三轴姿态能够满足轨道机动的需求。

3 结束语

本文对微小卫星基于推力器的姿轨控一体化控制方案进行了研究,主要对推力器的安装方式进行分析,研究了斜装推力器在轨控过程中姿态保持的控制方法,采用基于开关线的相平面方法进行控制,根据XYZ轴力矩的正负,按照X轴优先级最低的策略对推力器开关进行分配,同时对某仿真条件下的卫星轨控进行了仿真。本文的控制方案能够显著提高控制系统的功能密度,但是未考虑推力器失效的情况,如何在增加最少推力器的情况下显著提高控制系统的可靠性可作为下一步研究内容。

后续还可以利用基于力矩分配的控制方法进行斜装推力器控制,主要的原理是:4个推力器力矩矢量以卫星质心为原点将指令空间分为4个区域,每个区域都由3个推力器力矩矢量定义的3个面界定,任意一个控制力矩矢量只可能位于这4个空间

区域的其中一个,并且仅由定义该区域的正力矩分量表示,即控制力矩矢量,可以仅采用 3 个推力器实现,且保证其工作时间为正值。

参考文献

- [1] 郭明坤,夏广庆,韩亚杰,等.微纳卫星新型动力系统研究进展[J].上海航天(中英文),2019,36(6):104-113.
- [2] 袁德虎,孙俊,武海雷,等.新型机电一体化微磁力矩器设计与实现[J].上海航天(中英文),2020,37(5):67-72.
- [3] 唐生勇,张世杰,张育林,等.姿轨一体化控制航天器推力器构型设计[J].航天控制,2010,28(3):20-23,28.
- [4] SERVIDIA P A. Control allocation for gimballed/fixed thrusters [J]. Acta Astronautica, 2010, 66 (3/4) : 587-594.
- [5] OPPENHEIMER M, DOMAN D. A method for including control effector interactions in the control allocation problem [R]. Air Force Research Lab Technical Report, AFRL-VA-WP-TP-2007-309, 2007.
- [6] JIN J, PARK B, PARK Y. Attitude control of a satellite with redundant thrusters [J]. Aerospace Science and Technology, 2006, 10(7): 644-651.
- [7] JENSEN H C, WISNIEWSKI R. Quaternion feedback control for rigid-body spacecraft [R]. AIAA 2001-4338, 2001.
- [8] LIN Y Y. Parameter space design of nonlinear feedback control for spacecraft reorientation [R]. AIAA 2001-4157, 2001.
- [9] 韩艳铎,周凤岐,周军.基于反馈线性化和变结构控制的飞行器姿态控制系统设计[J].宇航学报,2004(6):637-641,668.
- [10] 程英蓉,张奕群.考虑姿控发动机布局耦合影响的飞行器姿态控制方法研究[J].现代防御技术,2008(5):41-45.
- [11] GRAVEN P, PLAM Y, HANSEN L J, et al. Implementing plug-and-play ADCS to support operationally responsive space [C]// 2008 IEEE Aerospace Conference. Washington D.C., USA: IEEE Press, 2008: 1-14.
- [12] KUBIAK E T, MARTIN M W. Minimum impulse limit cycle design to compensate for measurement uncertainties [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1983, 6(6):432-435.
- [13] PENCHUK A N, HATTIS P D, KUBIAK E T. A frequency domain stability analysis of a phase plane control system [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1985, 8(1): 50-55.
- [14] ZIMPFER D, HATTIS P, RUPPERT J, et al. Space shuttle GN&C development history and evolution [R]. AIAA 2011-7244, 2011.
- [15] JANG J W, PLUMMER M, JACKSON M, et al. Absolute stability analysis of a phase plane controlled spacecraft [C]// AAS/AIAA Astrodynamics Specialists Conference. Reston, USA: AIAA, 2010.