

运载火箭姿态控制系统稳定性分析

丰晓霞^{1,2}, 夏广庆³, 韩秀丽^{*2}, 韩晓明¹

(1. 太原理工大学 信息工程学院, 山西 太原 030024;
2. 太原卫星发射中心, 山西 太原 036304;
3. 大连理工大学 航空航天学院, 辽宁 大连 116024)

摘要:为解决无控刚性箭体和弹性箭体姿态控制系统的不稳定问题,以俯仰通道为例,对无控刚性箭体引入了姿态角偏差和姿态角速度偏差反馈,设计了PD控制器;对弹性箭体引入结构滤波器,进行控制器设计.仿真结果显示无控刚性箭体和弹性箭体姿态控制系统俯仰通道的稳态误差分别为0.05%、-0.30%,从而使无控刚性箭体和弹性箭体姿态控制系统的不稳定问题得到了有效控制.

关键词:运载火箭;稳定性分析;PD控制器;结构滤波器

中图分类号: V475.1

文献标识码: A

doi: 10.7511/dllgxb201505015

0 引言

进入太空是人类开展一切航天活动的基本条件,运载火箭是世界上所有航天国家进入太空的唯一手段.运载火箭姿态控制系统的主要任务是稳定和控制火箭的绕质心运动,使火箭姿态角相对预定姿态角的偏差控制在允许范围内,同时按照制导系统发出的指令,控制箭体姿态角、改变推力方向,实现要求的运动状态,以控制火箭质心沿预定的弹道飞行^[1].为满足我国空间站、登月等航天工程的需要,新一代的运载火箭尺寸越来越大,结构越来越柔,对运载火箭姿态控制系统的研制提出了更高的要求^[2-4].

运载火箭绕质心运动可分解为绕3个惯量主轴的角运动,因此姿态控制系统有3个基本控制通道,即分别对火箭俯仰轴、偏航轴和滚动轴进行控制.由于火箭绕质心运动一般是在发射平面内的小角度转动,正常飞行条件下3个通道间通过伺服机构、控制力、气动力等形成的交联并不严重,分析和设计时可将其3个通道视为各自独立的

通道,分别按单输入单输出系统进行设计^[5-6].本文以运载火箭姿态控制系统的俯仰通道为例进行设计.

国内周军等将鲁棒状态观测器应用到运载火箭姿态稳定控制中^[7],王辉等提出了一种迭代制导的方法来解决姿态稳定控制问题^[8].国外的Choi等提出了一种自适应网络方法解决运载火箭姿态稳定控制问题^[9].本文以俯仰通道为例,对无控刚性箭体姿态控制系统引入姿态角偏差和姿态角速度偏差反馈,同时对考虑弹性振动因素的运载火箭姿态控制系统设计结构滤波器,并以新一代运载火箭参数为例进行仿真计算,以验证姿态稳定控制的效果.

1 刚性箭体的控制

1.1 刚性箭体的动力学模型和传递函数

刚性箭体俯仰通道姿态运动方程简化为

$$\begin{aligned}\Delta \dot{\theta} &= c_1 \Delta \alpha + c_2 \Delta \theta + c_3 \delta_{\varphi} \\ \Delta \ddot{\varphi} + b_1 \Delta \dot{\varphi} + b_2 \Delta \alpha &= -b_3 \delta_{\varphi} \\ \Delta \varphi &= \Delta \theta + \Delta \alpha\end{aligned}\quad (1)$$

收稿日期: 2015-04-15; 修回日期: 2015-07-20.

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(11202044, 11105023); 中国博士后科学基金资助项目(2013M541230).

作者简介: 丰晓霞(1988-),女,硕士生, E-mail: fengxiaoxiaxx_123@126.com; 韩秀丽*(1988-),男,硕士,工程师, E-mail: hanxiuli2567@126.com.

现选择 $\Delta\theta$ 、 $\Delta\varphi$ 、 $\Delta\dot{\varphi}$ 为状态变量, δ_φ 为控制变量, 俯仰通道的状态方程写成矩阵形式为

$$\begin{pmatrix} \Delta\ddot{\theta} \\ \Delta\ddot{\varphi} \\ \Delta\ddot{\dot{\varphi}} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} c_2 - c_1 & c_1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ b_2 & -b_2 & -b_1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \Delta\theta \\ \Delta\varphi \\ \Delta\dot{\varphi} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} c_3 \\ 0 \\ -b_3 \end{pmatrix} \delta_\varphi \quad (2)$$

设

$$\mathbf{A} = \begin{pmatrix} c_2 - c_1 & c_1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ b_2 & -b_2 & -b_1 \end{pmatrix}, \quad \mathbf{B} = \begin{pmatrix} c_3 \\ 0 \\ -b_3 \end{pmatrix}, \quad \mathbf{X}_\varphi = \begin{pmatrix} \Delta\theta \\ \Delta\varphi \\ \Delta\dot{\varphi} \end{pmatrix}$$

则式(2)可以表示为

$$\dot{\mathbf{X}}_\varphi = \mathbf{A}\mathbf{X}_\varphi + \mathbf{B}\delta_\varphi \quad (3)$$

对式(1)进行拉氏变换, 可以得到

$$\begin{aligned} G(s) = \Delta\varphi(s)/\delta_\varphi(s) = & -[b_3s + b_3(c_1 - c_2) - b_2c_3]/ \\ & \{s^3 + (b_1 + c_1 - c_2)s^2 + \\ & [b_2 + b_1(c_1 - c_2)]s - b_2c_2\} \end{aligned} \quad (4)$$

式(4)即为简化后的刚性箭体俯仰通道姿态运动的传递函数^[10].

1.2 刚性箭体的 PD 控制器设计

无控刚性箭体姿态运动的稳定与否取决于箭体无控姿态运动方程特征根的分布情况. 如果有特征根分布在 S 平面的右半平面, 则无控刚性箭体不稳定. 通过分析刚性箭体姿态运动的传递函数来分析无控刚性箭体姿态运动的稳定性^[11].

传递函数的特征方程为

$$D(s) = s^3 + (b_1 + c_1 - c_2)s^2 + [b_2 + b_1(c_1 - c_2)]s - b_2c_2 \quad (5)$$

通过计算该特征方程的特征根, 发现无控刚性箭体的姿态运动不稳定.

如果能够根据姿态角偏差产生一个控制力矩来平衡静不稳定力矩并产生一个与姿态角偏差相反的姿态角运动, 即可消除姿态角偏差, 使箭体的姿态运动稳定. 为此, 加入姿态角偏差和姿态角速

度偏差反馈控制, 在此种反馈控制方案中控制方程为

$$\delta_\varphi = a_0\Delta\varphi + a_1\Delta\dot{\varphi} \quad (6)$$

式中: a_0 为控制系统姿态角偏差静态系数; a_1 为控制系统姿态角速度偏差静态系数.

a_0 和 a_1 的确定是 PD 控制器设计的关键. 将控制方程代入到动力学模型方程可得到

$$\Delta\ddot{\varphi} + (b_1 + a_1b_3)\Delta\dot{\varphi} + (b_2 + a_0b_3)\Delta\varphi = 0 \quad (7)$$

此时闭环系统特征方程为

$$D(s) = s^2 + (b_1 + a_1b_3)s + b_2 + a_0b_3 \quad (8)$$

如果用状态空间来描述被控对象, 则有

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{X}}_\varphi &= \mathbf{A}\mathbf{X}_\varphi + \mathbf{B}u \\ \mathbf{Y} &= \mathbf{C}\mathbf{X}_\varphi + \mathbf{D}u \end{aligned} \quad (9)$$

其中

$$\begin{aligned} \mathbf{A} &= \begin{pmatrix} c_2 - c_1 & c_1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ b_2 & -b_2 & -b_1 \end{pmatrix}, \quad \mathbf{B} = \begin{pmatrix} c_3 \\ 0 \\ -b_3 \end{pmatrix}, \\ \mathbf{X}_\varphi &= \begin{pmatrix} \Delta\theta \\ \Delta\varphi \\ \Delta\dot{\varphi} \end{pmatrix}, \quad u = \delta_\varphi, \\ \mathbf{C} &= \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}, \quad \mathbf{D} = \mathbf{0} \end{aligned}$$

控制方程为 $\delta_\varphi = a_0\Delta\varphi + a_1\Delta\dot{\varphi}$, 令 $u = \mathbf{K}\mathbf{X}_\varphi$, 则 $\mathbf{K} = (0 \quad a_0 \quad a_1)$, $\dot{\mathbf{X}}_\varphi = \mathbf{A}\mathbf{X}_\varphi + \mathbf{B}\mathbf{K}\mathbf{X}_\varphi = (\mathbf{A} + \mathbf{B}\mathbf{K})\mathbf{X}_\varphi$, 令 $\tilde{\mathbf{A}} = \mathbf{A} + \mathbf{B}\mathbf{K}$, 则系统稳定的条件为矩阵 $\tilde{\mathbf{A}}$ 的特征值均为负值, 从而可以得到 PD 控制器参数设计的要求. 通过计算, 得到 $a_0 = 2.7$, $a_1 = 2.4$.

1.3 刚性箭体姿态控制系统的稳定性分析

控制系统的结构框图如图 1 所示.

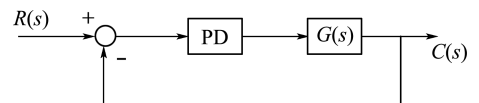


图 1 刚性箭体姿态控制系统结构框图

Fig. 1 The diagram of rigid rocket attitude control system

俯仰通道的传递函数如式(4)所示. 姿态角偏差和姿态角速度偏差反馈控制转化为传递函数为

$$H(s) = a_0 + a_1 s \tag{10}$$

刚性箭体开环系统的传递函数 bode 图如图 2 所示.

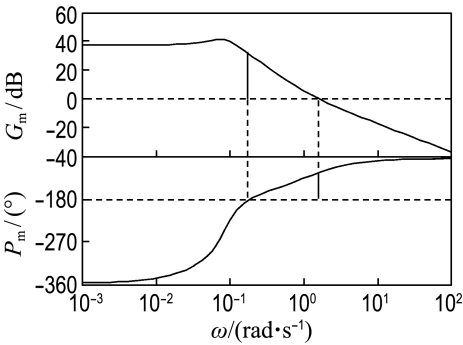


图 2 刚性箭体开环系统的 bode 图

Fig. 2 Bode diagram of rigid rocket open-loop system

在 bode 图上 Nyquist 稳定判据可以表述为: 闭环控制系统稳定的充分必要条件是在对数幅频特性 $L(\omega) > 0$ dB 的频段内, 相频特性曲线对 $\pm(2k+1)\pi$ 线的负穿越与正穿越次数之差满足:

$$Z = 2(N_- - N_+) + P = 0 \tag{11}$$

而对于上述系统, $N_+ = 1, P = 2, N_- = 0, Z = 2(N_- - N_+) + P = 0$, 系统闭环稳定.

通过时域仿真的方法来判断系统是否稳定. 系统的 Simulink 时域仿真图如 3 所示.

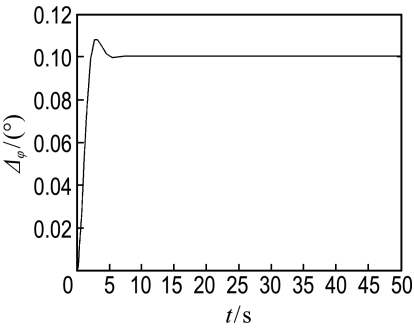


图 3 刚性箭体时域仿真图

Fig. 3 Time-domain simulation diagram of rigid rocket

从时域仿真图中可以看出, 刚性箭体的姿态控制系统最终趋于稳定, 最大超调量为 8.2%, 调节时间为 4.5 s(2%误差带), 稳态误差为 0.05%.

2 弹性箭体的控制

2.1 弹性箭体的动力学模型和传递函数

考虑弹性振动的运载火箭俯仰通道的动力学方程为

$$\begin{aligned} \Delta \dot{\theta} &= c_1 \Delta \alpha + c_2 \Delta \theta + c_3 \delta_\varphi + c_3'' \ddot{\delta}_\varphi + \\ &\sum_{i=1}^n c_{1i} \dot{q}_i + \sum_{i=1}^n c_{2i} q_i + \overline{F}_{b_Y} \\ \Delta \ddot{\varphi} &+ b_1 \Delta \dot{\varphi} + b_2 \Delta \alpha + b_3 \delta_\varphi + b_3'' \ddot{\delta}_\varphi + \\ &\sum_{i=1}^n b_{1i} \dot{q}_i + \sum_{i=1}^n b_{2i} q_i = \overline{M}_{b_Z} \\ \ddot{q}_i &+ 2\xi_i \omega_i \dot{q}_i + \omega_i^2 q_i = D_{1i} \Delta \dot{\varphi} + D_{2i} \Delta \alpha + D_{3i} \delta_\varphi + \\ &D_{3i}'' \ddot{\delta}_\varphi + \sum_{p=1}^n D_{ip}'' \Delta \ddot{y}_p + \\ &\sum_{p=1}^n D_{ip} \Delta y_p - Q_{iy} \end{aligned} \tag{12}$$

现选择 $\Delta\theta, \Delta\varphi, \Delta\dot{\varphi}$ 为状态变量, δ_φ 为控制变量, 如果只考虑箭体姿态角运动而忽略箭体质心的运动, 取 $i = 1$, 俯仰通道的状态方程为^[12-13]

$$\begin{pmatrix} \Delta \dot{\theta} \\ \Delta \dot{\varphi} \\ \Delta \ddot{\varphi} \\ \dot{q}_1 \\ \ddot{q}_2 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} c_2 - c_1 & c_1 & 0 & c_{21} & c_{11} \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ b_2 & -b_2 & -b_1 & -b_{21} & -b_{11} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ -D_{21} & D_{21} & D_{11} & -\omega_1^2 & -2\xi_1 \omega_1 \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} \Delta \theta \\ \Delta \varphi \\ \Delta \dot{\varphi} \\ q_1 \\ \dot{q}_1 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} c_3 \\ 0 \\ -b_3 \\ 0 \\ D_{31} \end{pmatrix} \delta_\varphi \tag{13}$$

通过状态方程导出传递函数:

$$G(s) = \frac{-(x_1 s^2 + x_2 s + x_3)}{s^4 + x_4 s^3 + x_5 s^2 + x_6 s + x_7} \tag{14}$$

式中

$$\begin{aligned} x_1 &= b_3, \quad x_2 = 2b_3 \xi_1 \omega_1 + b_{11} D_{31}, \\ x_3 &= b_3 \omega_1^2 + b_{21} D_{31}, \quad x_4 = 2\xi_1 \omega_1 + b_1, \\ x_5 &= \omega_1^2 + b_2 + 2b_1 \xi_1 \omega_1 + b_{11} D_{11}, \\ x_6 &= b_1 \omega_1^2 + 2b_2 \xi_1 \omega_1 + b_{11} D_{21} + b_{21} D_{11}, \\ x_7 &= b_2 \omega_1^2 + b_{21} D_{21} \end{aligned}$$

2.2 弹性箭体姿态控制系统的稳定性分析

经过计算可得,控制系统的开环传递函数在 S 平面的右半平面有两个极点.系统的开环传递函数的 bode 图如图 4 所示.

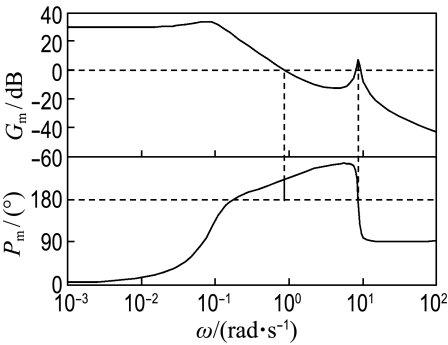


图 4 弹性箭体开环系统的 bode 图
Fig. 4 Bode diagram of elastic rocket open-loop system

对于上述系统, $N_+ = 1, N_- = 1, P = 2, Z = 2(N_- - N_+) + P = 2$, 系统闭环不稳定.

通过时域仿真的方法来判断系统是否稳定. 系统的 Simulink 时域仿真图如图 5 所示.

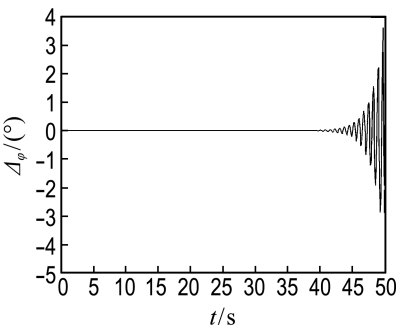


图 5 弹性箭体时域仿真图
Fig. 5 Time-domain simulation diagram of elastic rocket

从时域仿真图中可以看出,弹性箭体的姿态控制系统不稳定. 因此需要对控制系统进行校正来确保弹性箭体姿态控制系统的稳定性.

2.3 弹性箭体姿态控制系统的校正

为解决弹性振动带来的控制系统不稳定的问题,姿态运动控制系统中一般采用鲁棒控制和结构滤波器来减小弹性振动的影响,而结构滤波器具有更多的优点和更广泛的应用^[14-15]. 典型的结构滤波器的传递函数形式为

$$G_{\text{notch}}(s) = \frac{s^2 + 2\xi_z\omega_n s + \omega_n^2}{s^2 + 2\xi_p\omega_n s + \omega_n^2} \tag{15}$$

式中: ω_n 为中心频率; ξ_z 和 ξ_p 为阻尼比.

结构滤波器在姿态控制系统当中是处于反馈控制的位置. 在姿态控制系统中选取中心频率 ω_n 为箭体振动的频率 ω_1 . 阻尼比 ξ_z 和 ξ_p 分别取 0.2 和 0.01, 这样, 结构滤波器的最大限幅幅值为 $20\lg(\xi_z/\xi_p) = -26.02 \text{ dB}$. 因此结构滤波器的传递函数为

$$G_s(s) = \frac{s^2 + 0.4\omega_1 s + \omega_1^2}{s^2 + 0.02\omega_1 s + \omega_1^2} \tag{16}$$

加入结构滤波器的姿态控制系统框图如图 6 所示.

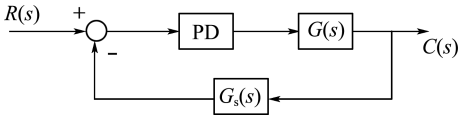


图 6 加入结构滤波器的姿态控制系统框图
Fig. 6 Diagram of attitude control system with structure filter

控制系统的开环传递函数为

$$G_c(s) = (-0.651\ 5s^6 - 0.686\ 2s^5 - 8.446s^4 - 6.683s^3 + 2\ 922s^2 + 3\ 129s + 209) / (s^7 + 3.588s^6 + 148s^5 + 270.8s^4 + 5\ 457.5s^3 + 457.6s^2 - 34.82s + 7.144)$$

经过计算可得,控制系统的开环传递函数在 S 平面的右半平面有两个极点.系统的开环传递函数的 bode 图如图 7 所示.

对于上述系统, $N_+ = 1, P = 2, N_- = 0, Z = 2(N_- - N_+) + P = 0$, 系统闭环稳定.

通过时域仿真的方法来判断系统是否稳定, 系统的 Simulink 时域仿真图如图 8 所示.

从时域仿真图中也可以看出,加入结构滤波器校正后,弹性箭体的姿态控制系统最终趋于稳定,其中,最大超调量为 11.47%,调节时间为 8.3 s(2%误差带),稳态误差为 -0.30%.

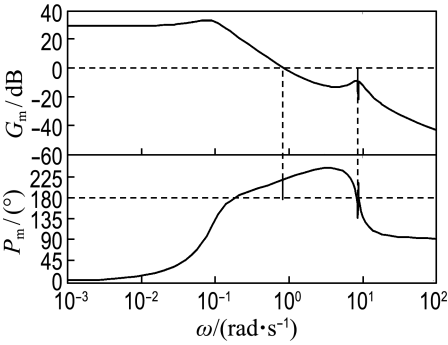


图 7 加入结构滤波器的控制系统 bode 图
Fig. 7 Bode diagram of attitude control system with structure filter

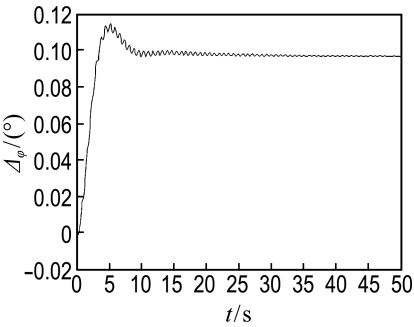


图 8 加入结构滤波器的弹性箭体时域仿真图
Fig. 8 Time-domain simulation diagram of elastic rocket with structure filter

3 结 论

(1)对无控刚性箭体的姿态控制系统,引入姿态角偏差和姿态角速度偏差反馈,进行 PD 控制器的设计,取得了良好的稳定效果。

(2)对弹性箭体姿态控制系统进行结构滤波器的设计,并对系统进行了频域分析和时域仿真,仿真结果证明,该方法有效克服了弹性箭体姿态控制系统的不稳定问题。

参考文献:

[1] 龙乐豪. 液体弹道导弹与运载火箭系列——总体设计(上)[M]. 北京:中国宇航出版社, 1989:15-30.

LONG Le-hao. **Liquid-fueled Ballistic Missiles and Carrier Rocket Series — Overall Design (I)** [M]. Beijing:China Astronautic Publishing House, 1989: 15-30. (in Chinese)

[2] Berglund M D, Marin D, Wilkins M. The next-generation heavy-lift vehicle — The inaugural flight of the EELV delta IV heavy [C] // **Collection of Technical Papers — AIAA Space 2005 Conference and Exposition**. Reston:AIAA, 2005:817-825.

[3] 王晓东. 导弹和运载火箭姿态稳定与控制技术发展的回顾和展望[J]. 导弹与航天运载技术, 2003(3): 25-30.

WANG Xiao-dong. Prospect and review of attitude stabilization and control technology development for missile and launch vehicle [J]. **Missiles and Space Vehicles**, 2003(3):25-30. (in Chinese)

[4] Slazer F A, Harvey J C, Sirko R J, *et al.* Delta IV launch vehicle growth options to support NASA's space exploration vision [J]. **Acta Astronautica**, 2005, **57**(2-8):604-613.

[5] 吴燕生,何麟书. 新一代运载火箭姿态控制技术[J]. 北京航空航天大学学报, 2009, **35**(11):1294-1297.

WU Yan-sheng, HE Lin-shu. Attitude control technology of new generation launch vehicles [J]. **Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics**, 2009, **35** (11): 1294-1297. (in Chinese)

[6] 徐延万. 液体弹道导弹与运载火箭系列——控制系统(上)[M]. 北京:中国宇航出版社, 1989:123-150.

XU Yan-wan. **Liquid-fueled Ballistic Missile and Carrier Rocket Series — Control System (I)** [M]. Beijing:China Astronautic Publishing House, 1989: 123-150. (in Chinese)

[7] 周 军,水尊师,葛致磊. 基于鲁棒状态观测器的运载火箭姿态控制系统设计[J]. 航天控制, 2012, **30**(2):11-16,21.

ZHOU Jun, SHUI Zun-shi, GE Zhi-lei. Attitude control for launchers based on robust state observers [J]. **Aerospace Control**, 2012, **30**(2):11-16,21. (in Chinese)

[8] 王 辉,张 宇. 迭代制导情况下姿态控制系统稳定性分析方法研究[J]. 航天控制, 2012, **30**(3):7-

11.
WANG Hui, ZHANG Yu. The research on stability analysis of attitude control system in the case of iterative guidance [J]. **Aerospace Control**, 2012, **30**(3):7-11. (in Chinese)

[9] Choi H D, Bang H. Adaptive control approach to the attitude control of a flexible rocket [J]. **Control Engineering Practice**, 2000, **8**(9):1003-1010.

[10] 陈世年. 控制系统设计[M]. 北京:中国宇航出版社, 2005:45-80.
CHEN Shi-nian. **Design of Control System** [M]. Beijing:China Astronautic Publishing House, 2005: 45-80. (in Chinese)

[11] 张最良,谢可兴,张 谦. 弹道导弹的制导与控制 [M]. 长沙:国防科技大学出版社, 1981:12-19.
ZHANG Zui-liang, XIE Ke-xing, ZHANG Qian. **Guidance and Control of Ballistic Missile** [M]. Changsha: National University of Defense Technology Press, 1981:12-19. (in Chinese)

[12] Voinot O, Apkarian P, Alazard D. Gain-scheduling H_∞ control of the launcher in atmospheric flight via linear-parameter varying techniques [C] // **AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit**. Reston:AIAA, 2002.

[13] Kim H J, Shim D H. A flight control system for aerial robots: Algorithms and experiments [J]. **Control Engineering Practice**, 2003, **11**(12):1389-1400.

[14] Wie B, Byun K W. New generalized structural filtering concept for active vibration control synthesis [J]. **Journal of Guidance, Control, and Dynamics**, 1989, **12**(2):147-154.

[15] Yamashiro H, Stirling R. Reduction of flight control system/structure mode interaction [C] // **AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit**. Reston:AIAA, 2007.

Analysis of stability for launch vehicle attitude control system

FENG Xiao-xia^{1,2}, XIA Guang-qing³, HAN Xiu-li^{*2}, HAN Xiao-ming¹

(1. College of Information Engineering, Taiyuan University of Technology, Taiyuan 030024, China;
2. Taiyuan Satellite Launch Center, Taiyuan 036304, China;
3. School of Aeronautics and Astronautics, Dalian University of Technology, Dalian 116024, China)

Abstract: In order to solve the instability of free rigid rocket and elastic rocket attitude control systems, taking the pitch channel as an example, the attitude angle and attitude angular velocity deviation feedbacks are added to the PD controller for the free rigid rocket, and a structure filter is added to the controller for the elastic rocket. The simulation results show that pitch channel steady-state errors of free rigid rocket and elastic rocket attitude control systems are 0. 05%, - 0. 30% separately. So the instability of free rigid rocket and elastic rocket attitude control systems is controlled effectively.

Key words: launch vehicle; analysis of stability; PD controller; structure filter