

乘波构型高超声速滑翔飞行器大包线反步控制方法*

李健, 张为华, 郑伟

(国防科技大学 航天科学与工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘要:高超声速滑翔飞行器在高速突防、快速打击等方面具有重要应用前景,是航空航天领域的重要发展方向。针对高超声速飞行器快速、大空域的飞行环境特性复杂、姿态控制系统适应性要求高的特点,建立高超声速飞行器姿态运动模型,采用解耦设计方法,利用块控反步控制理论设计姿态控制器。经证明和仿真结果可知,该方法严格保证闭环系统的 Lyapunov 稳定性,控制律设计具有灵活性,响应速度快,能克服气动参数变化带来的影响,鲁棒性较好。

关键词:乘波构型;高超声速;大包线;参数摄动;块控反步控制

中图分类号:V249.1 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-2486(2013)06-0037-04

A method about backstepping control for waverider slide hypersonic vehicle with large envelope

LI Jian, ZHANG Weihua, ZHENG Wei

(College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Waverider slide hypersonic vehicle will be very useful for transport and even a powerful weapon in the future. The flight environment is very complex as the hypersonic vehicle flies at high speed and covers wide range, thus the control system of the hypersonic vehicle must have good adaptability. As decoupling pseudolinear system does not have fine dynamic performance, this research established the attitude model of the hypersonic vehicle, using the decoupling method and Block Backstepping theory to design the control system. The stability of close-loop system was proved and the simulation with large flight envelope and large-scale parameters perturbation was accomplished. The results showed that the method can ensure the stability of close-loop system's Lyapunov functions. With functional agility and rapid response, the control system can solve the problem brought about by large flight envelope and large-scale parameters perturbation, and can enhance the system's robustness.

Key words: waverider; hypersonic; large envelope; parameters perturbation; block backstepping control

高超声速滑翔飞行器在高速突防、快速打击等方面具有重要应用前景,是目前各航空航天大国重点发展领域。乘波构型高超声速飞行器具有升阻比高、机动能力强等特点,是当前研究热点。由于高超声速飞行器飞行环境大范围的变化,机身的弹性变形、气动参数变化和外界干扰都不可避免,且表现为非匹配的不确定性,无法通过控制器设计直接消除,这类非线性系统适合采用反步(Backstepping)法进行控制器的设计。该方法基于 Lyapunov 稳定性理论的反步法控制技术,具有快速的收敛性和优良的鲁棒性,通过虚拟控制量的设计,对系统中的非匹配不确定性能够进行较好的补偿,确保控制系统的稳定性和可靠性^[1],因此,在飞行控制系统设计中得到越来越多的应用。近年来反步控制方法在高超声速飞行器控制系统设计中得到较多应用。文献[2-4]研究了反步控制方法在有动力的高超声速飞行器(如 X

-43A)姿态控制系统设计中的应用;文献[5-6]研究了反步控制方法在无动力的高超声速滑翔飞行器姿态控制系统设计中的应用。其中,文献[5]研究了高超声速滑翔飞行器反步-滑模控制方法,但未考虑舵偏角限制,文献[6]未深入分析飞行包线下大的参数摄动情况对高超声速滑翔飞行器控制系统的影响。而对于乘波构型高超声速滑翔飞行器的姿态控制问题,目前相关研究文献较少。由于飞行控制系统通常都是多输入多输出(MIMO)系统,飞行控制系统的设计更适宜采用以“块控制形”MIMO 系统为研究对象的块控反步控制技术^[7-8]。文献[9-10]采用块控反步法处理飞行控制中的多变量问题,但在高超声速滑翔飞行器控制中采用块控反步方法的文献较少。

本文建立乘波构型高超声速滑翔飞行器三通道姿态控制模型,采用解耦设计思想,利用块控反步控制方法设计控制器,并针对飞行包线下大的

* 收稿日期:2013-04-28

基金项目:航天支撑技术基金资助项目(HTZC-2010-NUDT-001)

作者简介:李健(1973—),男,湖南汉寿人,副教授,博士,硕士生导师,E-mail:lj_good@Hotmail.com

参数摄动情况及舵偏角约束开展了仿真分析。

1 块控反步方法设计

1.1 解耦控制方法

由运动学关系可知

$$\begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin\psi \\ 0 & \cos\gamma & \sin\gamma\cos\psi \\ 0 & -\sin\gamma & \cos\gamma\cos\psi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\gamma} \\ \dot{\psi} \\ \dot{\varphi} \end{bmatrix}$$

亦即

$$\begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin x_5 \\ 0 & \cos x_4 & \sin x_4 \cos x_5 \\ 0 & -\sin x_4 & \cos x_4 \cos x_5 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{x}_4 \\ \dot{x}_5 \\ \dot{x}_6 \end{bmatrix} \quad (1)$$

根据姿态控制系统的任务要求,需要把三个姿态角(即 x_4, x_5, x_6) 分别稳定到相应的给定常值 x_4^*, x_5^*, x_6^* , 则可对这三个变量进行线性平移变换, 得到新的误差变量如下:

$$\begin{bmatrix} z_4 \\ z_5 \\ z_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_4 - x_4^* \\ x_5 - x_5^* \\ x_6 - x_6^* \end{bmatrix}$$

再令

$$\begin{bmatrix} \dot{z}_4 \\ \dot{z}_5 \\ \dot{z}_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{x}_4 \\ \dot{x}_5 \\ \dot{x}_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -c_4 z_4 \\ -c_5 z_5 \\ -c_6 z_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -c_4(x_4 - x_4^*) \\ -c_5(x_5 - x_5^*) \\ -c_6(x_6 - x_6^*) \end{bmatrix} \quad (2)$$

其中系数 c_4, c_5, c_6 大于零, 不妨取值为 $[4, 3, 3]$, 可保证误差按指数速率衰减。

联立(1)、(2)两式可得

$$\begin{cases} x_1 + c_4(x_4 - x_4^*) - c_6(x_6 - x_6^*) \sin x_5 = 0 \\ x_2 + c_5(x_5 - x_5^*) \cos x_4 + c_6(x_6 - x_6^*) \sin x_4 \cos x_5 = 0 \\ x_3 - c_5(x_5 - x_5^*) \sin x_4 + c_6(x_6 - x_6^*) \cos x_4 \cos x_5 = 0 \end{cases}$$

再对变量 x_1, x_2, x_3 进行非线性变换, 选择误差变量 z_1, z_2, z_3 如下:

$$\begin{aligned} z_1 &= x_1 + c_4(x_4 - x_4^*) - c_6(x_6 - x_6^*) \sin x_5 \\ z_2 &= x_2 + c_5(x_5 - x_5^*) \cos x_4 + c_6(x_6 - x_6^*) \sin x_4 \cos x_5 \\ z_3 &= x_3 - c_5(x_5 - x_5^*) \sin x_4 + c_6(x_6 - x_6^*) \cos x_4 \cos x_5 \end{aligned}$$

如若令

$$\begin{bmatrix} \dot{z}_1 \\ \dot{z}_2 \\ \dot{z}_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -c_1 z_1 \\ -c_2 z_2 \\ -c_3 z_3 \end{bmatrix}$$

其中系数 c_1, c_2, c_3 大于零, 不妨取值为 $[7, 6, 6]$, 则误差变量 z_1, z_2, z_3 也以指数速率衰减到零。由此可得力矩控制输入 $U = [u_1, u_2, u_3]'$ 为

$$u_1 = -J_x [c_1 z_1 + (J_y - J_z) x_2 x_3 / J_x$$

$$\begin{aligned} &+ c_4 \dot{x}_4 - c_6 \dot{x}_6 \sin x_5 - c_6 \dot{x}_5 (x_6 - x_6^*) \cos x_5] \\ u_2 &= -J_y [c_2 z_2 + (J_z - J_x) x_1 x_3 / J_y + c_5 \dot{x}_5 \cos x_4 \\ &- c_5 \dot{x}_4 (x_5 - x_5^*) \sin x_4 + c_6 \dot{x}_6 \sin x_4 \cos x_5 \\ &+ c_6 \dot{x}_4 (x_6 - x_6^*) \cos x_4 \cos x_5 \\ &- c_6 \dot{x}_5 (x_6 - x_6^*) \sin x_4 \sin x_5] \\ u_3 &= -J_z [c_3 z_3 + (J_x - J_y) x_1 x_2 / J_z - c_5 \dot{x}_5 \sin x_4 \\ &- c_5 \dot{x}_4 (x_5 - x_5^*) \cos x_4 + c_6 \dot{x}_6 \cos x_4 \cos x_5 \\ &- c_6 \dot{x}_4 (x_6 - x_6^*) \sin x_4 \cos x_5 \\ &- c_6 \dot{x}_5 (x_6 - x_6^*) \cos x_4 \sin x_5] \end{aligned}$$

在此控制力矩 $U = [u_1, u_2, u_3]'$ 作用下, 原系统解耦成为以下指数稳定的线性系统:

$$\dot{z}_i = -c_i z_i, \quad i = 1, \dots, 6$$

反步控制原理框图如图 1 所示。

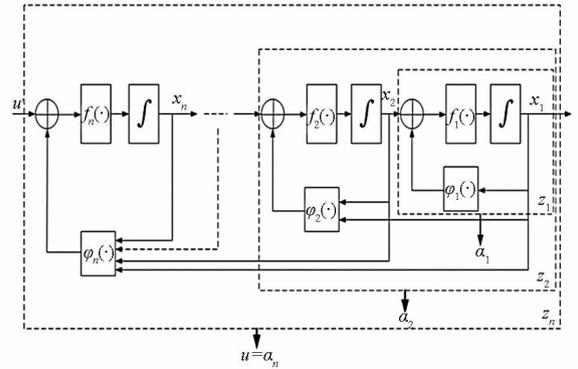


图 1 反步控制原理框图

Fig. 1 Block-backstepping control method

1.2 三通道舵偏信号提取

在控制器设计中假定控制输入为目标飞行器受到的合力矩, 该合力矩由稳定力矩 M_{st} 、阻尼力矩 M_{damp} 和控制力矩 M_c 三部分组成, 必须从中分离出实际的控制力矩 M_c 表达式, 进而得到相应的舵偏角。由于控制力矩

$$U = \begin{bmatrix} M_{xb} \\ M_{yb} \\ M_{zb} \end{bmatrix} = M_{st} + M_{damp} + M_c$$

所以有

$$M_c = U - M_{st} - M_{damp}$$

$$= \begin{bmatrix} J_x & 0 & -J_x \tan x_5 \cos x_5 \\ 0 & J_y \cos x_4 & J_y \sin x_4 \cos x_5 \\ 0 & -J_z \sin x_4 & J_z \cos x_4 \cos x_5 \end{bmatrix}$$

$$(k_0 V - k_1 \dot{Y} - k_2 Y - P(X)) - M_{st} - M_{damp}$$

进而有舵偏信号为

$$\delta_i = \frac{M_{ci}}{M_{ci}^\delta qSL}, \quad i = 1, 2, 3$$

其中 M_{ci}^δ 为对应的控制力矩系数导数。

2 反步控制方案稳定性分析

Backstepping 设计方法基于 Lyapunov 稳定性理论,其设计结果能够严格保证闭环系统的稳定性。对于滚动、偏航和俯仰三个通道,在设计中分别选取正定的 Lyapunov 函数为

$$V_4 = \frac{1}{2}(z_4^2 + e_4^2)$$

$$V_5 = \frac{1}{2}(z_5^2 + e_5^2)$$

$$V_6 = \frac{1}{2}(z_6^2 + e_6^2)$$

在所设计的控制律作用下,对应的 Lyapunov 函数的导数为

$$\dot{V}_4 = -k_4 z_4^2 - c_4 e_4^2$$

$$\dot{V}_5 = -k_5 z_5^2 - c_5 e_5^2$$

$$\dot{V}_6 = -k_6 z_6^2 - c_6 e_6^2$$

其中,易设计控制系统参数取值范围,使得系数 $k_{4,5,6} > 0, c_{4,5,6} > 0$ 。很显然,三个导函数都是负定的,这就保证了闭环系统具有严格的 Lyapunov 稳定性。

3 大包线块控反步控制方法参数拉偏仿真

乘波构型高超声速滑翔飞行器仿真初始条件为飞行高度 30km,飞行速度 8.0Ma,充分考虑各种参数摄动和测量干扰条件,俯仰、偏航、滚动通道气动阻力系数偏差 +15%、气动阻尼力矩系数偏差 -20%、转动惯量偏差 +10%、大气密度测量偏差 -15%。飞行器姿态初始俯仰角 5°,偏航角 10°,滚动角 20°。采用块控反步控制方法进行姿态控制仿真,要求姿态控制消除初始姿态角,即三个姿态角为 0°。仿真结果如图 2~图 7 所示。结果表明飞行器采用本文所设计的控制方法,在考虑参数摄动和测量干扰条件下,姿态控制响应特性较好,可在 2s 内完成姿态控制指令响应。

仿真结果表明,该方法设计过程系统化,理论性强,严格保证闭环系统的 Lyapunov 稳定性,控制律设计具有灵活性,只要系统参数的变化不破坏 Lyapunov 函数的正定以及导函数的负定条件,则仍然可以保证控制效果以及闭环稳定性,响应速度快,能克服转动惯量和气动参数变化带来的影响,鲁棒性较好。

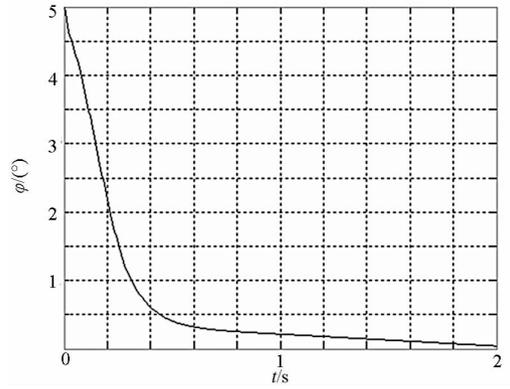


图2 俯仰角-时间变化曲线

Fig. 2 Pitch angle-time

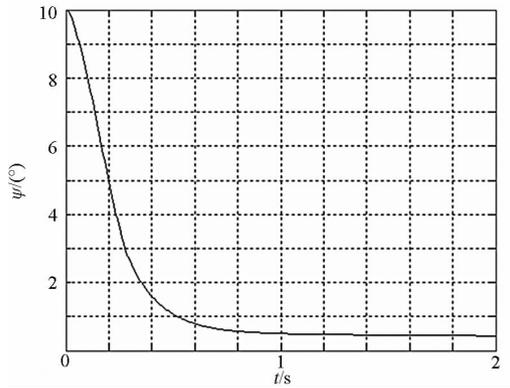


图3 偏航角-时间变化曲线

Fig. 3 Yaw angle-time

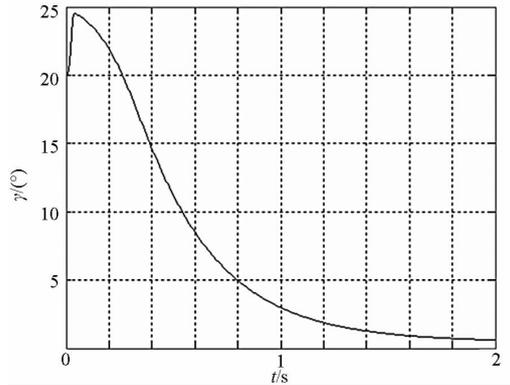


图4 滚动角-时间变化曲线

Fig. 4 Roll angle-time

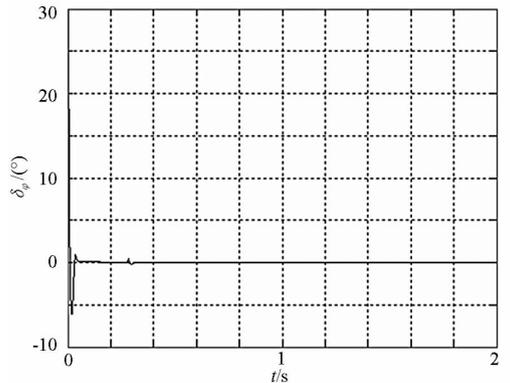


图5 俯仰舵偏角-时间变化曲线

Fig. 5 Pitch actuator angle-time

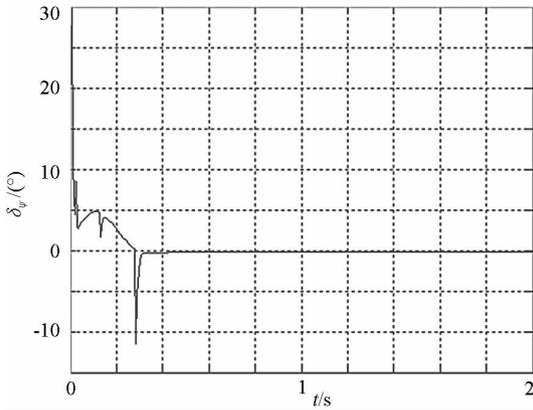


图 6 偏航舵偏角 - 时间变化曲线

Fig. 6 Yaw actuator angle-time

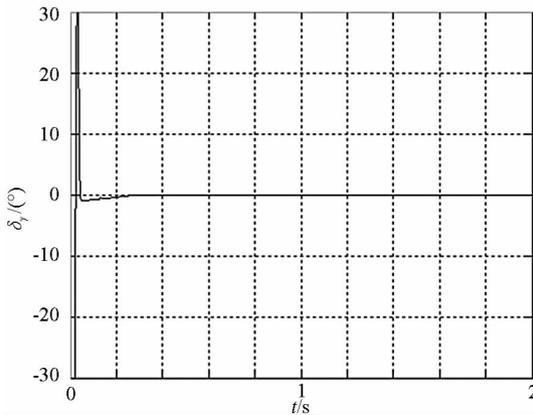


图 7 滚动舵偏角 - 时间变化曲线

Fig. 7 Roll actuator angle-time

4 结论

高超声速滑翔飞行器飞行速度快、飞行空域大,气动参数辨识误差大、各种参数摄动情况复杂,增加了控制系统设计难度。本文采用解耦控制设计思路,利用反步法理论设计双回路控制器。经过证明和仿真分析可知,该方法可较好地克服转动惯量和气动参数误差带来的影响,具有一定鲁棒性。下一步,可针对高超声速滑翔飞行器的气动耦合和操控耦合的解耦问题,以及 Lyapunov 函数的正定以及导函数的负定条件约束问题开展进一步深入研究。

参考文献 (References)

[1] 曹立佳,张胜修,刘毅男,等. 带有自适应参数近似的块控反步飞行控制器设计[J]. 航空学报, 2011, 32(12): 2259 - 2267.

- CAO Lijia, ZHANG Shengxiu, LIU Yinan, et al. Flight controller design using adaptive parameter approximation block backstepping [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(12): 2259 - 2267. (in Chinese)
- [2] 高道祥,孙增圻,罗熊,等. 基于 BACKSTEPPING 的高超声速飞行器模糊自适应控制[J]. 控制理论与应用, 2008, 25(5): 805 - 810.
- GAO Daoxiang, SUN Zengqi, LUO Xiong, et al. Fuzzy adaptive control for hypersonic vehicle via Backstepping method [J]. Control Theory & Application, 2008, 25(5): 805 - 810. (in Chinese)
- [3] 黄喜元,王青,董朝阳. 基于 Backstepping 的高超声速飞行器鲁棒自适应控制[J]. 系统工程与电子技术, 2011, 33(6): 1321 - 1326.
- HUANG Xiyuan, WANG Qing, DONG Chaoyang. Robust adaptive control of hypersonic vehicles via Backstepping method [J]. Systems Engineering and Electronics, 2011, 33(6): 1321 - 1326. (in Chinese)
- [4] 黄宇海,齐瑞云,姜斌,等. 基于动态面 backstepping 控制的高超声速飞行器自适应故障补偿设计[J]. 中国科学技术大学学报, 2012, 42(9): 768 - 774.
- HUANG Yuhai, QI Ruiyun, JIANG Bin, et al. Adaptive failure compensation design for hypersonic vehicles based on dynamic surface backstepping control [J]. Journal of University of Science and Technology of China, 2012, 42(9): 768 - 774. (in Chinese)
- [5] 宋超,赵国荣,李海君. 临近空间高超声速飞行器自适应反演滑模控制[J]. 弹箭与制导学报, 2012, 32(3): 49 - 52.
- SONG Chao, ZHAO Guorong, LI Haijun. Hypersonic aircraft's inverse sliding mode adaptive control approach in near space [J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2012, 32(3): 49 - 52. (in Chinese)
- [6] 宋超,赵国荣,盖俊峰. 基于非线性干扰观测器的高超声速飞行器反演滑模控制[J]. 系统工程与电子技术, 2012, 34(6): 1231 - 1234.
- SONG Chao, ZHAO Guorong, GAI Junfeng. Sliding mode backstepping control for hypersonic aircraft based on nonlinear disturbance observer [J]. Systems Engineering and Electronics, 2012, 34(6): 1231 - 1234. (in Chinese)
- [7] Thunberg J, Robinson J W C. Block backstepping, NDI and related cascade designs for efficient development of nonlinear flight control laws [R]. AIAA - 2008 - 6960, 2008.
- [8] Robinson J W C, Nilsson U. Design of a nonlinear autopilot for velocity and attitude control using block backstepping [R]. AIAA - 2005 - 6266, 2005.
- [9] Robinson J W C. Block backstepping for nonlinear flight control law design [J]. Lecture Notes in Control and Information Sciences, 2007, 365(1): 231 - 257.
- [10] Thunberg J, Robinson J W C. Block backstepping, NDI and related cascade designs for efficient development of nonlinear flight control laws [R]. AIAA - 2008 - 6960, 2008.