

高超声速飞行器巡航段多约束制导方法*

万雨君, 陈克俊, 刘鲁华, 吴杰

(国防科技大学 航天科学与工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘要:针对高超声速飞行器巡航段飞行,建立了等高等速飞行的平衡条件,并对飞行器能否满足平衡条件开展分析。基于平衡条件提出了一种能够满足飞行过程中多约束条件以及终端航向角约束的制导方法,推导得到了满足多约束条件的最优制导律。该方法所有制导指令均采用解析公式实时获得,具有较强适应性。在各种偏差条件下对方法进行了仿真,仿真结果验证了方法的有效性。

关键词:高超声速飞行器;平衡条件;巡航段;多约束条件;制导方法

中图分类号: V448.2 **文献标志码:** A **文章编号:** 1001-2486(2014)01-0011-06

Research on guidance law with multiple constraints of hypersonic vehicle for cruise phase

WAN Yujun, CHEN Kejun, LIU Luhua, WU Jie

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

Abstract: The equilibrium condition of hypersonic vehicle during cruise phase is modeled, under which the vehicle can maintain constant speed and altitude. It analyzed the equilibrium conditions that the vehicle can satisfy. Based on the conditions, a guidance law with multiple constraints and terminal course angular constraint is proposed, and the analytic solution is concluded. The method is adaptive since the guidance command is obtained through the analytic expressions in real time. In the end, simulations under different deviations have proved the method is effective.

Key words: hypersonic vehicle; equilibrium condition; cruise phase; multiple constraints; guidance law

高超声速飞行器是指飞行速率在5马赫以上,配备有良好的气动外形、高性能动力推进系统,具有快速反应机动能力的一类战略性前沿飞行器。本文针对具有超燃冲压发动机的高超声速巡航飞行器的巡航段开展研究。飞行器的巡航段处于大气层内同温层,面临着不确定的飞行环境,担负着复杂的飞行任务。巡航段飞行的主要任务;一是克服气动阻力保持高速飞行;二是通过飞行器的机动能力完成一定的侧向机动,可以按照规划好的弹道抵达任务需要的航路点。高超声速巡航飞行器飞行中受到气动力/热、结构强度、发动机工作条件等各种复杂过程约束条件限制。在根据任务需要规划航路点的过程中,往往希望飞行器不仅能够通过航路点,还能以一定的航向角通过。

针对高超声速飞行器,目前对滑翔再入段研究较为集中:Shen^[1]针对RLV(Reusable Launch Vehicle)的滑翔再入制导开展了三维约束制导方

法的研究;Xu^[2]同样利用准平衡滑翔条件,设计了一种基于预测-校正的自适应制导方法;Xue^[3]利用数值方法设计了能够满足多过程约束的预测-校正制导律。国内外对含终端角度约束的制导方法研究则大多集中于攻击地面固定目标,希望能够有效提升导弹战斗部能力及从有效角度攻击目标,主要对终端速度倾角进行约束。李森等^[4]在纵平面内研究了一种打击坚固工事的含落点落角约束的制导律;王景等^[5]将三维空间分解为俯冲平面和转弯平面,通过最优控制原理得到了针对地面固定目标的二阶弹体特性下的制导律;Yoon^[6]提出了一种基于几何法的制导律,并命名为RCNG(Relative Circular Navigation Guidance),针对匀速运动目标设计了能够满足终端角度约束的制导律;Behrouz Ebrahimi^[7]提出了一种能够满足终端速度约束的最优滑模制导律,使拦截器与目标终端相对速度为零,并认为其可

* 收稿日期:2013-05-08

基金项目:国家自然科学基金资助项目(61104200)

作者简介:万雨君(1985—),男,江西临川人,博士研究生,E-mail: nudtyjwan@sina.com;

陈克俊(通信作者),男,教授,E-mail: chenkejun_nudt@sohu.com

以在交会对接或软着陆中发挥重要作用。与相关研究不同的是,本文针对高超声速巡航飞行器经过航路点,研究了一种能够满足终端航向角约束的制导方法。

本文通过建立巡航段平衡条件,通过维持高等速的飞行状态保证飞行器满足动压及热流约束。另一方面,根据飞行器当前状态及航路点约束,基于平衡条件设计了制导方法,并推导得到了解析解。根据制导律解析公式可以实时获取制导指令,具有较强的适应性。

1 巡航段平衡条件

1.1 等高等速平衡条件

对于升力体式的高超声速飞行器,假设侧滑角为零,运动描述采用不旋转均质圆球地球模型,则在弹道坐标系建立的三自由度运动方程为^[8]:

$$\begin{cases} \dot{V} = \frac{P_{xh}}{m} - \frac{C_D \rho V^2 S}{2m} - \frac{\mu_M}{r^2} \sin\theta \\ \dot{\theta} = \frac{P_{yh}}{mV} + \frac{C_L \rho VS}{2m} \cos\sigma - \frac{\mu_M \cos\theta}{r^2 V} + \frac{V \cos\theta}{r} \\ \dot{\sigma} = -\frac{P_{yh}}{mV \cos\theta} - \frac{C_L \rho VS}{2m \cos\theta} \sin\sigma + \frac{V \tan\sigma \cos^2\theta \sin\sigma}{r \cos\theta} \\ \dot{r} = V \sin\theta \\ \dot{\lambda} = -V \cos\theta \sin\sigma / (r \cos\sigma) \\ \dot{\varphi} = V \cos\theta \cos\sigma / r \end{cases} \quad (1)$$

其中, V 为飞行器相对地球速度, θ 为速度倾角, σ 为从北向顺时针量起的航向角, $\sigma \in [-\frac{\pi}{2}, \frac{\pi}{2}]$, 逆时针为负, r 为地心距, λ 和 φ 分别为经纬度。 ρ 为大气密度, m 为飞行器质量, 随着燃料消耗, 质量同时也减少, 燃料消耗速度与油门大小 $fuel$ 有关。 S 为飞行器参考面积, μ_M 为地球引力常数。 P_{xh} 和 P_{yh} 为推力在速度方向与速度法向的分量, 大小与油门大小有关。 C_D 与 C_L 分别为阻力系数和升力系数, 制导参数为攻角 α 、倾侧角 ν 以及油门 $fuel$ 。

等高飞行的前提是速度倾角 θ 初始为零, 即巡航段起点飞行器进入平飞状态。同时, 在巡航段飞行中保持 $\dot{\theta} = 0$, 根据式(1)中第二式可得维持等高飞行的平衡方程为:

$$m(g - \frac{V^2}{r}) - (R_L + \sin\alpha \cdot P) \cos\nu = 0 \quad (2)$$

其中升力 $R_L = \frac{1}{2} C_L \rho V^2 S$, 推力 $P = \frac{1}{2} C_P \rho V^2 S$, C_P 为推力系数, 推力系数与油门之间为线性关系, 即 $C_P = k \cdot fuel$, $fuel \in [0, 1]$ 。

等速飞行的平衡条件为推力在速度方向上的分量与空气阻力相等, 即速度方向上的外力为零。可得维持等速飞行的平衡方程为:

$$P \cos\alpha = R_D \quad (3)$$

其中阻力 $R_D = \frac{1}{2} C_D \rho V^2 S$ 。

式(2)及式(3)构成了高超声速巡航飞行器巡航段等高等速飞行的平衡条件。

1.2 平衡条件下制导参数间关系

式(2)及式(3)联立可得:

$$m(g - \frac{V^2}{r}) - (R_L + \tan\alpha \cdot R_D) \cos\nu = 0 \quad (4)$$

不难发现, 在等速条件下, 升力与阻力均为攻角的一元函数, 根据式(4)可以唯一确定倾侧角对应的攻角。确定攻角后, 根据式(3)可以唯一确定维持等速的推力大小, 从而逆推得到当前油门大小。当气动力不足时, 即 $|R_L + \tan\alpha \cdot R_D| < |m(g - \frac{V^2}{r})|$ 时是无法满足平衡条件的, 需要保持一定攻角以满足升力需求; 此外当倾侧角太大时, 同样无法维持等高飞行, 说明飞行器巡航段侧向机动能力是有限的。同理, 推力可以通过油门调节, 当攻角超过一定范围时, 最大推力也无法抵消阻力造成的影响, 飞行器会减速飞行。图 1 给出了在平衡条件下倾侧角与攻角之间的关系以及攻角与油门的关系。

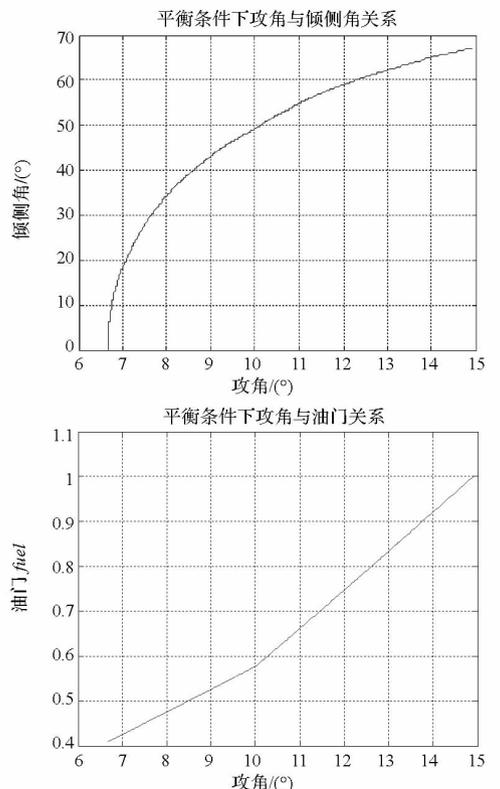


图 1 平衡条件下制导参数间关系

Fig. 1 Relationship between guidance parameters under equilibrium condition

在设定的巡航条件下,可以得到以下结论:

(1)当攻角小于 6.67° 时,无法达到等高平衡条件;

(2)当攻角等于 6.67° 时,倾侧角为 0° ,此时可以在纵向平面内实现平衡条件,无侧向机动;

(3)随着攻角增大,升力随之增大,要想在弹道系下实现平衡条件,必须在侧向进行力的分解,且倾侧角随着攻角增大而增大;

(4)随着攻角增大,油门随之增大,当油门小于 0.41 时,无法达到等速平衡条件,飞行器将减速飞行;

(5)当攻角为 14.9° 时,满油门飞行才能达到等速平衡条件,当攻角大于 14.9° 时,阻力过大,飞行器将减速飞行。

2 制导问题描述

2.1 制导模型

制导问题可以描述如下:针对如式(1)所描述的飞行器模型,已知当前时刻飞行器的状态量,终端航路点的位置以及航向角约束,通过制导律寻找飞行器制导参数 $\mathbf{u}(t) = [\alpha \ v \ fuel]^T$,使得飞行器在飞行过程中满足动压、热流密度、过载以及发动机所要求的攻角约束。对于升力体式高超声速飞行器,其过程约束可以用式(5)来描述

$$\begin{cases} Q_s = k_h \rho^{1/2} V^{3.15} < Q_{smax} \\ N = \frac{\sqrt{P^2 + R_D^2 + R_L^2}}{(mg)} < N_{max} \\ q_{min} < q = \rho V^2 / 2 < q_{max} \\ \alpha_{min} < \alpha < \alpha_{max} \end{cases} \quad (5)$$

其中, Q_s 为热流密度, N 为总过载, q 为动压,参数 k_h 为常数。

由于是在平衡条件下寻求满足终端及过程约束的制导律,动压约束与热流密度约束主要与高度及速度有关。通过满足平衡条件以实现等高高速飞行,严格控制动压及热流密度。过载约束主要与气动力以及推力大小有关,而根据式(3)可以确立攻角与油门一一对应的关系,即过载可以写为:

$$N = \frac{\sqrt{(2 + \tan^2 \alpha) R_D^2 + R_L^2}}{(mg)} < N_{max} \quad (6)$$

通过式(6)可以确定对应过载约束的攻角的上边界 $\alpha_{N,max}$,与攻角自身约束的上边界 α_{max} 比较,取较小值,可得攻角的最大约束。

2.2 最优制导律解析解

制导的任务是给出能够导引飞行器经过航路

点并且飞行方向与所要求的航向角一致的最优导引律。

如图2所示, η_T 为速度矢量在水平面内与视线方向纵平面的夹角, γ_T 为速度在水平面内的方向角, λ_T 为水平面内当前位置到航路点的视线角。

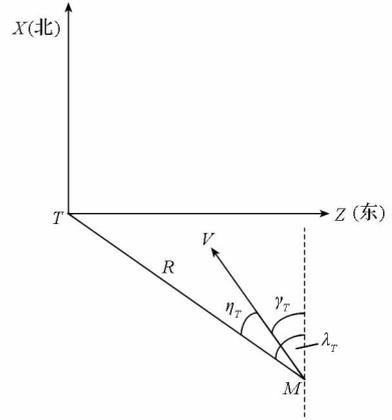


图2 巡航段飞行器与航路点间相对关系

Fig. 2 Relationship between vehicle and waypoint during cruise phase

巡航段飞行器的相对运动方程^[8]:

$$\ddot{\lambda}_T = \left(\frac{\dot{V}}{V} - \frac{2\dot{R}}{R} \right) \dot{\lambda}_T + \frac{\dot{R}}{R} \dot{\gamma}_T \quad (7)$$

假设 $\dot{V}/V \approx 0$,令 $T_g = -R/\dot{R}$,则式(7)简化为:

$$\ddot{\lambda}_T = \frac{2}{T_g} \dot{\lambda}_T - \frac{1}{T_g} \dot{\gamma}_T \quad (8)$$

取状态变量 $\mathbf{x} = [\lambda_T + \lambda_{TF} \ \dot{\lambda}_T]^T$, λ_{TF} 为终端约束的航向角,控制变量 $\mathbf{u} = \dot{\gamma}_T$,可得状态方程标准形式:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{u} \\ \mathbf{x}(t_f) = 0 \end{cases} \quad (9)$$

$$\text{其中, } \mathbf{A} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & \frac{2}{T_g} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0 \\ -\frac{1}{T_g} \end{bmatrix}.$$

取性能指标为二次型 $J = \mathbf{x}(t_f)F\mathbf{x}(t_f) + \frac{1}{2} \int_0^{t_f} \dot{\gamma}_T^2 dt$ 。根据极大值原理,通过求解代数黎卡提方程可得最优导引律解析解为:

$$\dot{\gamma}_T = 4\dot{\lambda}_T + \frac{2}{T_g}(\lambda_T + \lambda_{TF}) \quad (10)$$

根据质点圆周运动理论,其侧向加速度 $a_z = V\dot{\gamma}_T$,则可推得其侧向需要过载为:

$$n_{z2} = \frac{a_z}{g_0} = \frac{V}{g_0} \left[4\dot{\lambda}_T + \frac{2}{T_g}(\lambda_T + \lambda_{TF}) \right] \quad (11)$$

根据平衡条件, $n_{y2} = 1$,则可求得当前所需倾

侧角:

$$\nu = \text{atan}(-n_{z2}/n_{y2}) \quad (12)$$

得到倾侧角后,再根据平衡条件式(4)迭代求解攻角,然后再通过式(3)计算所需油门,逐步得到所需制导参数。

考虑到工程实际,求解 α 时难免存在误差,通过仿真结合理论分析可知这种小的偏差将导致 $\dot{\theta} \neq 0$,而是近似等于一个小的常值,导致 $\theta \neq 0$ 。为此,求解攻角 α 时,在按以上方法获得 α^* 后,进一步加入下面的振荡抑制环节:

$$\alpha = (1 - k_\alpha \cdot \theta)\alpha^* \quad (13)$$

其中, k_α 为常系数,根据经验可取为 800 左右。这样相当于加入了对 θ 的反馈信息。

同理,由于各种不确定性偏差,可能导致速度变化不为常值,导致速度波动范围达到百米每秒以上量级,需要加入速度反馈信息。可以得到油门的实际控制律为:

$$\text{fuel} = (1 - k_v \cdot \Delta M)\text{fuel}^* \quad (14)$$

其中, ΔM 为实际马赫数与需要马赫数之差, k_v 为常系数,根据经验可取为 8。可给出经验公式为 $k = n/\Delta x$,其中 n 为小于 3 的实数, Δx 为反馈的实际观测值与需要值之差。

3 制导方法仿真结果与分析

针对本文方法开展仿真实验,给定常见风干扰、环境不确定性偏差及气动拉偏如表 1 所示。

表 1 各种偏差源范围

Tab. 1 Bound of different deviation

	拉偏上限	拉偏下限
东西向风速 (m/s)	200%	-200%
南北向风速 (m/s)	200%	-200%
温度 (K)	200%	-200%
密度变化	200%	-200%
升力系数	20%	-20%
阻力系数	30%	-30%

制导任务如下,给定飞行器巡航段起始点,初始速度为 6 马赫,初始航向朝正西飞行。设计禁飞区,给定避开禁飞区的航路点以及巡航段终点。给定发动机正常工作的攻角范围为 $[-10^\circ, 10^\circ]$,仿真中进一步考虑地球为旋转椭球,并参考美国标准大气模型。经过计算,得到仿真结果,限于篇幅,仅给出全正拉偏下仿真结果,如图 3 所示。表 2 给出了不同仿真条件下的仿真结果比较。其中正拉偏是指在拉偏条件设置中,选择有利于飞行器飞行的拉偏条件,如顺风飞行、大气密度降低、大气阻力减小、升力增大等拉偏条件,使

得飞行器能够最大程度地减小飞行时间以及燃料消耗;负拉偏则完全相反。通过这样设置拉偏条件,可以反映飞行器典型飞行状态的范围。

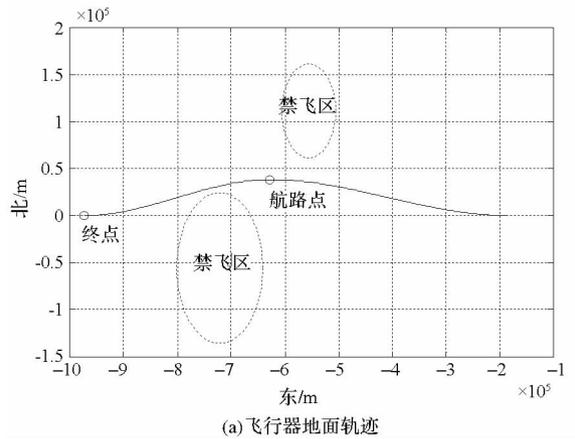
表 2 不同偏差下仿真结果

Tab. 2 Simulations under different deviation

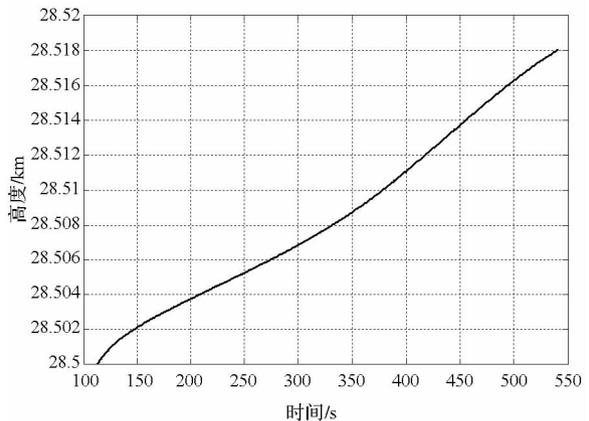
	飞行时间(s)	位置误差(m)	消耗燃料(kg)	高度偏差(m)	速度偏差(mach)
无拉偏	557.09	2.28	266.7	±10	...
正拉偏	541.58	4.67	197.4	±20	±0.01
负拉偏	574.36	5.52	399.4	±50	±0.01

从表 2 给出的结果可以看出,在提出的制导方法引导下,飞行器基本保持等高等速的巡航状态,并且可以顺利到达巡航段终点。由于仿真设置条件不同,可以看出,飞行器在不同环境下燃料消耗以及飞行时间相差较大,在飞行器任务开始前需要着重考虑燃料携带问题。

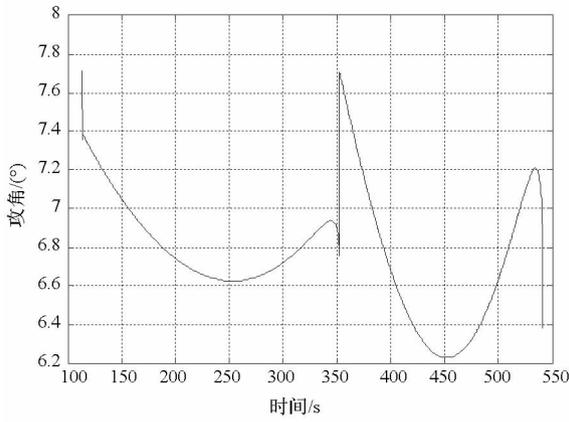
根据图 3 仿真结果,图 3(a)给出了飞行器的飞行弹道,在所提出方法引导下,飞行器可以成功绕开禁飞区,并到达巡航段终点。图 3(b)与图 3(f)说明了在有偏差条件下,飞行器在巡航段开始阶段速度和高度会发生一定偏差,之后渐渐趋于稳定。图 3(c)、图 3(d)与图 3(e)给出了飞行器



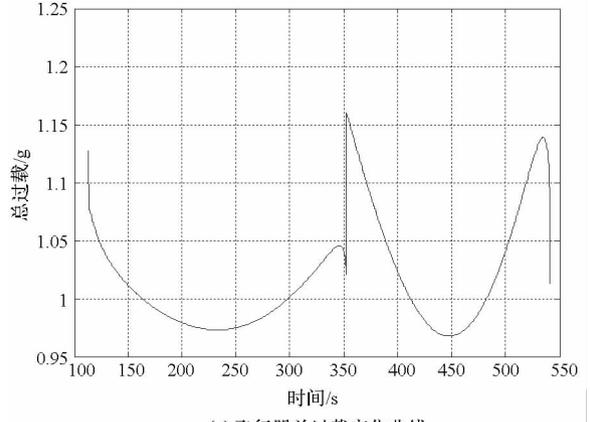
(a) 飞行器地面轨迹



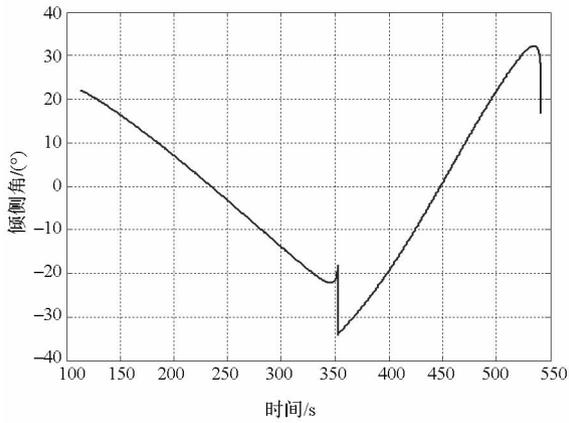
(b) 飞行器高度变化曲线



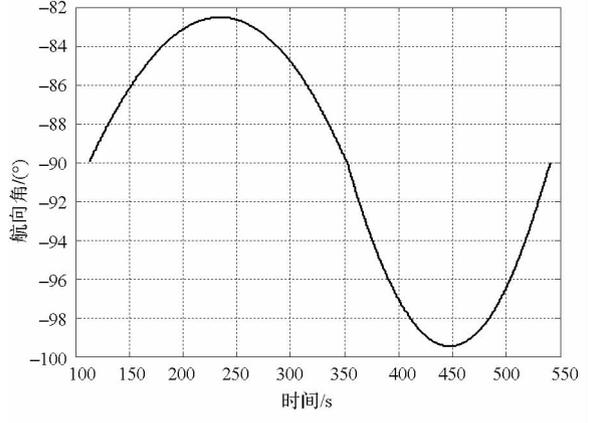
(c) 飞行器攻角变化程序



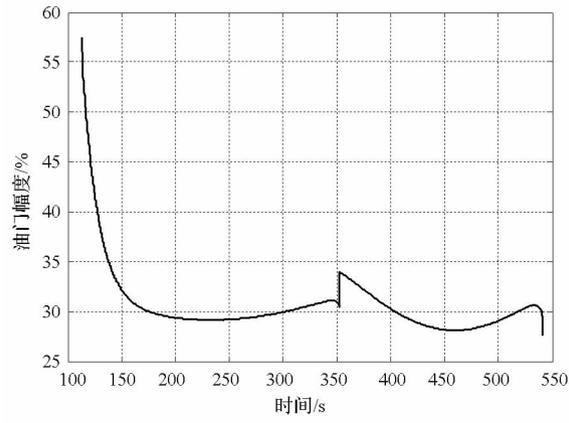
(g) 飞行器总过载变化曲线



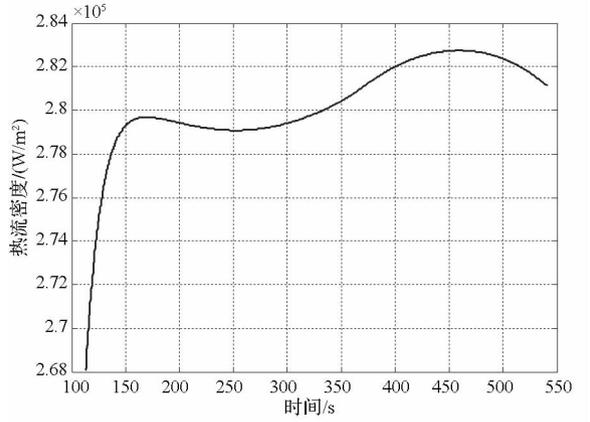
(d) 飞行器倾侧角变化曲线



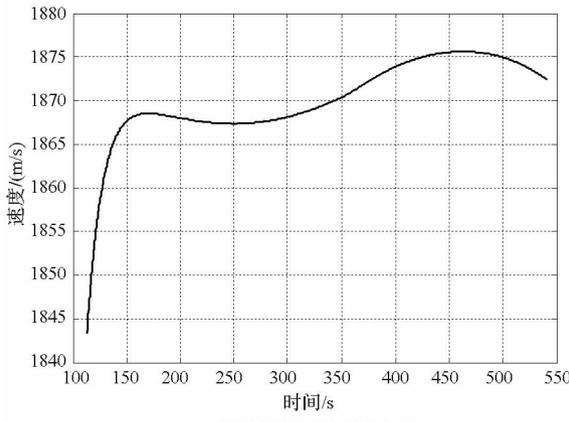
(h) 飞行器航向角变化曲线



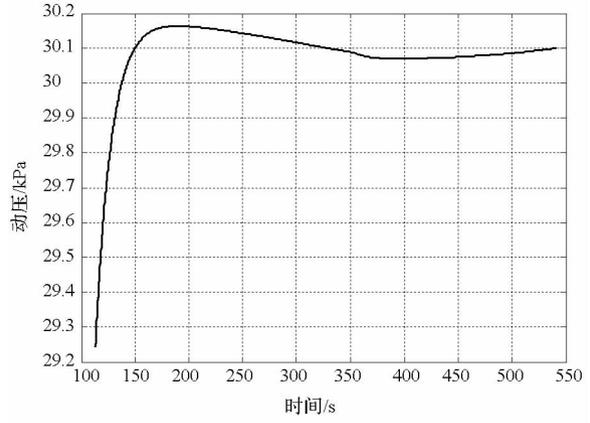
(e) 飞行器油门变化曲线



(i) 飞行器热流密度曲线



(f) 飞行器速度变化曲线



(j) 飞行器动压变化曲线

图 3 正拉偏仿真结果

Fig. 3 Simulation under Positive Deviation

的制导参数,由于航路点切换(即终端目标点切换)可能导致制导参数出现跳跃,如在 350s 左右出现。在工程应用中可以通过设置控制量变化率限制,并不影响最终制导效果。图 3(g)、图 3(i)与图 3(j)说明在平衡条件下,飞行器的过载、动压及热流变化不大,最终能够满足巡航段飞行约束。偏差条件主要影响飞行时间及燃料消耗。图 3(h)说明了在给定仿真条件下,飞行器抵达终点时航向角满足约束。

4 结束语

本文针对高超声速巡航飞行器巡航段提出了一种多约束制导方法,并从理论与仿真两方面证明了方法的有效性。首先研究了高超声速飞行器巡航段平衡条件,建立了平衡方程。然后分析了满足平衡条件时,各制导参数间关系。针对巡航段侧向机动进行了制导律设计,通过极值原理推导得到了侧向机动最优制导律解析解。针对有偏差条件下,飞行器不可能完全保证水平飞行,且速度不可能恒定,给出了攻角反馈以及油门反馈的制导方程,且通过实验得到了反馈系数的经验公式。

综上所述,本文方法可以为有推力大升阻比飞行器巡航段飞行提供理论支持,并对飞行器侧向机动以及含终端航向约束问题提供参考。

参考文献 (References)

- [1] Shen Z J, Lu P. Onboard generation of three-dimensional constrained entry trajectories [J]. *Journal Guid Control Dynam*, 2003, 26: 111 - 121.
- [2] Xu M L, Chen K J, Liu L H, et al. Quasi-equilibrium glide adaptive guidance for hypersonic vehicles [J]. *SCIENCE CHINA: Technological Sciences*, 2012, 55(3): 856 - 866.
- [3] Xue S B, Lu P. Constrained predictor-corrector entry guidance [J]. *Journal Guid Control Dynam*, 2010, 33: 1273 - 1281.
- [4] 李森, 祁载康. 一种弹道成形水平攻坚型制导律研究[J]. *弹箭与制导学报*, 2011, 31(4): 37 - 40.
LI Miao, QI Zaikang. A research on trajectory shaping horizontal attack guidance law [J]. *Journal of Projectiles, Rockets, Missile and Guidance*, 2011, 31(4): 37 - 40. (in Chinese)
- [5] 王景, 郭建国, 周军, 等. 二阶弹体特性下带终端角度约束的制导律[J]. *飞行力学*, 2010, 28(1): 72 - 75.
WANG Jing, GUO Jianguo, ZHOU Jun, et al. An optimal guidance law considering second order missile-body characteristics with terminal angle constraint [J]. *Flight Dynamics*, 2010, 28(1): 72 - 75. (in Chinese)
- [6] Yoon M G. Relative circular navigation guidance for three dimensional impact angle control problem [J]. *Journal of Aerospace Engineering*, 2010, 23(4).
- [7] Ebrahimi B, Bahrami M, Roshanian J. Optimal sliding-mode guidance with terminal velocity constraint for fixed-interval propulsive maneuvers [J]. *Acta Astronautica*, 2008, 62: 556 - 562.
- [8] 赵汉元. 飞行器再入动力学和制导[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1997. 74 - 81.
ZHAO Hanyuan. *Dynamics and guidance for reentry vehicles* (in Chinese) [M]. Changsha: National University of Defense Technology Press, 1997: 74 - 81. (in Chinese)