

高超声速飞行器纵向平面滑翔飞行制导控制方法*

王建华, 刘鲁华, 王 鹏, 汤国建

(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纵向平面内准平衡滑翔制导控制问题,提出一种基于动态面控制和滑模控制的制导与姿态控制系统设计方法。建立高超声速飞行器纵向平面质心和绕质心运动模型,以航程预测-校正控制为出发点得到期望速度倾角并结合飞行器纵向模型中速度倾角、攻角和俯仰角速率间的关系,利用动态面控制方法、终端滑模控制和二阶滑模控制方法完成高超声速飞行器纵向平面内制导与姿控系统的设计。基于偏导系数矩阵形式的通用高超声速飞行器气动模型,完成期望攻角和左右升降舵偏角指令的解析计算。通过高超声速飞行器对该制导控制系统设计方法的有效性和鲁棒性进行仿真验证。根据数值仿真结果,系统阐述了高超声速飞行器进入准平衡滑翔飞行前后制导控制系统工作的特点,进而总结了从初始下降段到准平衡滑翔段交班飞行阶段制导控制系统设计需要注意的问题。

关键词:高超声速飞行器;制导控制系统;动态面控制;准平衡滑翔;纵向平面

中图分类号:V448 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-2486(2017)01-058-09

Longitudinal integrated guidance and control scheme for hypersonic vehicle in glide phase

WANG Jianhua, LIU Luhua, WANG Peng, TANG Guojian

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

Abstract: A longitudinal integrated guidance and control scheme for the hypersonic vehicle in glide phase was designed based on the dynamic surface control method and the sliding mode control theory. The translational rotational dynamic and kinematical equations in the longitudinal plane were denoted; the desired velocity slope angle was derived based on the predictor corrector of the longitudinal range; the relations of the velocity slope angle, angle of attack, and the pitch rate were established. The dynamic surface control, the terminal sliding model and the second-order sliding mode control methods were adopted to implement the longitudinal integrated guidance and control scheme; the commanded angle of attack and elevon fins were analytically solved by using the GHV's aerodynamic model having partial derivative matrix forms. The effectiveness and robustness of the newly proposed longitudinal integrated guidance and control scheme was validated. Moreover, the characteristics of flight phases before and after the quasi equilibrium glide phase were discussed and the problems with respect to the guidance and control system design were analyzed.

Key words: hypersonic vehicle; guidance and control system; dynamic surface control; quasi equilibrium glide; longitudinal plane

高超声速飞行器一般是指飞行速度大于5马赫,具有大升阻比乘波体构型并可在临近空间做长时滑翔飞行的飞行器,典型代表为美国的HTV-2滑翔飞行器和X-51A带动力巡航飞行器^[1-3]。鉴于该类飞行器具备机动能力强、响应迅速、弹道灵活多变、不易探测、难于拦截等诸多优点,高超声速飞行器已逐渐成为航空航天领域一个新的研究热点,并且已受到世界各军事大国的高度重视^[2]。

在临近空间滑翔飞行是大升阻比构型高超声

速飞行器独特的飞行模式。考虑到高超声速飞行器滑翔飞行段飞行速度高、飞行环境复杂,同时又受气动热、结构、禁飞区等多项约束条件限制,保证其飞行任务的制导控制系统的设计难度更大,亟待解决的理论方法与工程应用难题也更多;针对这一关键技术,已有较多学者开展了高超声速飞行器滑翔段弹道规划、制导系统设计和姿态控制等相关问题的研究。文献[4-6]基于预设攻角剖面设计飞行器阻力加速度剖面进而完成高超声速飞行器滑翔段弹道规划和制导任务,该类

* 收稿日期:2015-12-11

基金项目:国家自然科学基金资助项目(61104200)

作者简介:王建华(1988—),男,河南许昌人,博士研究生,E-mail: wangjianhua1226@126.com;

汤国建(通信作者),男,教授,博士,博士生导师,E-mail: gjtang@263.net

方法通过阻力加速度剖面解算倾侧角大小并根据方位误差走廊确定倾侧角符号以完成飞行器三自由度质心制导任务。结合高超声速飞行器准平衡滑翔飞行条件,文献[7-8]完成了复杂约束条件下的弹道快速规划并实现了弹道跟踪制导,文献[9-10]实现了基于拟平衡滑翔的自适应滑翔制导和预测-校正滑翔制导。对于高超声速飞行器姿态控制问题,鲁棒控制、滑模控制、动态逆控制和最优控制等非线性控制方法均已实现了成功运用^[11-14]。需要指出的是,虽然已有较多学者进行了高超声速飞行器滑翔段制导或姿控问题的研究,但是综合制导与姿控子系统进而进行滑翔段六自由度制导控制分析的文献是比较少见的;除此之外,由于初始下降飞行段气动作用很弱,上述文献在进行滑翔段弹道规划和制导律设计时通常设置初始下降段制导指令为常值,且假设飞行器在初始下降段可利用反作用姿态控制系统

(Reaction Control System, RCS)实现常值制导指令的跟踪;但并没有学者分析过完全依赖气动执行机构能否实现初始下降段和准平衡滑翔飞行的平稳过渡。同时需要指出,六自由度气动模型的缺乏也是导致高超声速飞行器六自由度制导控制系统设计文献较少的重要原因,目前公开文献中能用于高超声速飞行器六自由度制导控制系统设计分析最常用的模型是高超声速飞行器(Generic Hypersonic Vehicle, GHV)^[15-17];但是一个不可避免的事实是,GHV的气动模型是马赫数、攻角、侧滑角和舵偏角等的高阶非线性函数,利用这些高阶非线性函数解算制导角度指令和姿控舵偏角指令时往往需要大量的迭代计算,不利于六自由度制导控制系统的设计与仿真分析。为减小计算量,本文将提供一种基于偏导系数矩阵气动模型的攻角指令和舵偏角指令解析解算方法。

考虑到纵向平面是高超声速飞行器的重要运动面,对高超声速飞行器滑翔飞行具有决定性作用,且是分析高超声速飞行器滑翔段六自由度制导控制系统必不可少的内容,本文提供一种高超声速飞行器纵向平面准平衡滑翔制导与姿控系统设计方法。

1 纵向平面质心与绕质心运动模型

首先建立纵向平面内高超声速飞行器的质心和绕质心动力学与运动方程,本部分所建立的模型既用于纵向平面数值仿真也用于制导控制系统设计模型的推导。无旋均质圆球假设下高超声速飞行器纵向平面质心动力学和运动方程为:

$$\begin{cases} \dot{V} = -D - g\sin\theta \\ \dot{\theta} = L/V - g\cos\theta/V + V\cos\theta/r \\ \dot{r} = V\sin\theta \\ \dot{\phi} = V\cos\theta\cos\sigma/r \\ \dot{\lambda} = -V\cos\theta\sin\sigma/(r\cos\phi) \end{cases} \quad (1)$$

其中, V 为高超声速飞行器速度大小, θ 为当地速度倾角, r 为地心距, ϕ 为地心纬度, λ 为经度, g 为重力加速度, σ 为航迹偏航角, L 为气动升力加速度, D 为阻力加速度。

$$\begin{cases} L = K_L C_L \\ D = K_D C_D \end{cases} \quad (2)$$

式中: $K_D = K_L = qS_{\text{ref}}/m$, $q = \rho V^2/2$ 为动压, ρ 为大气密度,仿真分析时大气参数解算和声速解算采用文献[18]提供的大气模型, m 为飞行器质量, S_{ref} 为飞行器气动参考面积; C_L, C_D 为飞行器气动升力系数和气动阻力系数。需要说明,由于文中考虑的是纵向平面内的运动,式(1)中质心运动方程中所示的航迹偏航角 σ 是常值,利用高超声速飞行器的初始经纬度和目标经纬度根据球面三角形解算。

无旋均质圆球假设下高超声速飞行器纵向平面绕质心动力学和运动方程为:

$$\begin{cases} \dot{\varphi} = \omega_z \\ \dot{\alpha} = \omega_z - \dot{\theta} \\ \dot{\omega}_z = M_z/J_z \end{cases} \quad (3)$$

其中, φ 为俯仰角, α 为攻角, ω_z 为俯仰角速率, J_z 为飞行器惯性张量在体坐标系 OZ 轴的投影, M_z 为气动俯仰力矩。

$$M_z = K_z m_z \quad (4)$$

式中, $K_z = qS_{\text{ref}}L_{\text{ref}}$, L_{ref} 为气动参考长度, m_z 为飞行器气动俯仰力矩系数。对应于GHV, C_L, C_D, m_z 为马赫数、攻角和升降舵偏角的函数,具体形式为:

$$\begin{cases} C_L = C_{L, Ma} M_{a, L} + C_{L, \alpha} \alpha_L + C_{L, \delta} \delta_L \\ C_D = C_{D, Ma} M_{a, D} + C_{D, \alpha} \alpha_D + C_{D, \delta} \delta_D \\ m_z = m_{z, Ma} M_{a, z} + m_{z, \alpha} \alpha_z + m_{z, \text{damp}} + m_{z, \delta z} \delta_z \end{cases} \quad (5)$$

其中: $M_{a, L}, M_{a, D} \in \mathbf{R}^{6 \times 1}$ 分别为升力系数和阻力系数的马赫数向量,向量元素依次为马赫数零次项到五次项; $C_{L, Ma}, C_{D, Ma} \in \mathbf{R}^{1 \times 6}$ 分别为与马赫数向量相关的升力系数和阻力系数的参数向量; $\alpha_L, \alpha_D \in \mathbf{R}^{5 \times 1}$ 分别为气动升力系数和气动阻力系数的攻角向量,向量元素依次为攻角的一次项到五次项; $C_{L, \alpha}, C_{D, \alpha} \in \mathbf{R}^{1 \times 5}$ 为对应的参数向量; $C_{L, \delta} \in$

$\mathbf{R}^{1 \times 4}$ 为升力系数与舵偏角相关的参数向量; $\delta_L = [\delta_e, \alpha\delta_e, \delta_a, \alpha\delta_a]^T$ 为升降舵偏角向量; $\mathbf{C}_{D,\delta} \in \mathbf{R}^{1 \times 8}$ 为阻力系数与升降舵偏角相关的参数向量; $\delta_D = [\delta_e, \alpha\delta_e, \delta_e^2, \alpha^2\delta_e^2, \delta_a, \alpha\delta_a, \delta_a^2, \alpha^2\delta_a^2]^T$ 为阻力系数舵偏角向量; δ_e 为高超声速飞行器的左升降舵偏转角度, δ_a 为右升降舵偏转角度; $\mathbf{M}_{a,z} \in \mathbf{R}^{8 \times 1}$ 为俯仰力矩系数的马赫数向量, 向量元素依次为马赫数零次项到七次项; $\mathbf{m}_{z, Ma} \in \mathbf{R}^{1 \times 8}$ 为与马赫数相关的俯仰力矩系数的参数向量; $\alpha_z \in \mathbf{R}^{7 \times 1}$ 为攻角向量, 其向量元素依次为攻角的一次项到七次项; $\mathbf{m}_{z,\alpha} \in \mathbf{R}^{1 \times 7}$ 为与攻角向量相关的俯仰力矩系数的参数向量; $\mathbf{m}_{z,damp}$ 为阻尼俯仰力矩系数; $\delta_z \in \mathbf{R}^{4 \times 1}$ 为俯仰力矩系数的气动舵偏角向量; $\mathbf{m}_{z,\delta_z} \in \mathbf{R}^{1 \times 4}$ 为与舵偏角向量相关的俯仰力矩系数的参数向量。由式(5)所示气动模型可知高超声速飞行器的各项气动系数均是马赫数、攻角和舵偏角的非线性函数, GHV 气动模型函数的具体形式和式(5)所示各个向量均可通过文献[15-17]获得。需要说明, 式(5)所建气动模型并非根据文献[15-17]直接获取, 而是将其进行内部整合后所得, 转化为式(5)形式, 并称之为偏导系数矩阵形式的气动模型。

2 制导控制系统设计

利用式(1)和式(3)所示的纵向平面内质心和绕质心动力学与运动模型, 以当地速度倾角、攻角和俯仰角速率为链接点并根据动态面控制和滑模控制方法完成高超声速飞行器纵向平面内准平衡滑翔飞行制导控制系统设计。对于纵向平面运动来说, 飞行器的飞行距离 L 满足 $\dot{L} = V\cos\theta/r$, 结合地心距微分式 $\dot{r} = V\sin\theta$ 可得:

$$dL/dr = \cot\theta/r \quad (6)$$

式中: 飞行距离 L 的单位为弧度; 高超声速飞行器准平衡滑翔飞行时当地速度倾角 θ 为小量, 且变化缓慢, 则对式(6)积分可得:

$$L = \cot\theta \cdot \ln(r_f/r) \quad (7)$$

式中: r 为当前地心距; r_f 为滑翔段终端地心距, 由终端高度确定。根据式(7)即可利用飞行器当前飞行高度和当地速度倾角解析计算飞行器与目标点间的距离。同时, 在忽略高度差异的前提下, 利用飞行器的当前经纬度和目标点经纬度, 可通过式(8)计算飞行器与目标点的实际大圆弧距离。

$$L_{real} = \arccos[\sin\phi_T\sin\phi + \cos\phi_T\cos\phi\cos(\lambda_T - \lambda)] \quad (8)$$

式中: L_{real} 为飞行器和目标点间的实际大圆弧距

离; λ, ϕ 为当前时刻飞行器的经、纬度; λ_T, ϕ_T 为滑翔段终端目标点的经、纬度。联立式(7)和式(8)即可解算出使得飞行器能滑翔飞行至目标点的期望的当地速度倾角。

$$\theta_{ref} = \arctan\left[\frac{\ln(r_f/r)}{L_{real}}\right] \quad (9)$$

式中, θ_{ref} 为期望的当地速度倾角。由式(8)和式(9)可以根据高超声速飞行器当前飞行高度和经纬度解算出来准平衡滑翔飞行至期望目标点所需的当地速度倾角 θ_{ref} , 为得到满足预设制导任务的飞行器过载指令, 设计如式(10)所示的滑模面完成对 θ_{ref} 的跟踪。

$$S_0 = K_{01}(\theta - \theta_{ref}) + K_{02} \int (\theta - \theta_{ref}) dt \quad (10)$$

式中: S_0 为动态面; K_{01}, K_{02} 为待设计反馈参数。计算 S_0 的一阶导数并采用 $\dot{S}_0 = -K_{03}S_0 - \beta_0 \cdot |S_0|^{\nu_0} \text{sgn}(S_0)$ 终端滑模趋近律, 得到期望的气动升力加速度。

$$L_{ref} = \dot{\theta}_{ref}V - K_{02}(\theta - \theta_{ref})V/K_{01} - K_{03}S_0V/K_{01} - \beta_0 |S_0|^{\nu_0} \text{sgn}(S_0)V/K_{01} + g\cos\theta - V^2\cos\theta/r \quad (11)$$

式中: L_{ref} 为期望的气动升力加速度; K_{03} 为待设计参数; β_0, ν_0 为与符号函数 $\text{sgn}(S_0)$ 反馈项相关的待设计参数。需要说明, 根据 L_{ref} 仅可确定其对应的升力系数 $C_{L,ref}$, 若建立纵向平面内质心运动与绕质心运动的联系, 必须根据 $C_{L,ref}$ 确定对应的攻角指令; 然而 GHV 的气动升力系数是马赫数、攻角和舵偏角的高阶非线性函数, 直接根据 $C_{L,ref}$ 求解攻角指令需要解算高次方程, 这个过程是比较烦琐的。

通过数值分析得到如下结论: 式(5)所示气动升力系数 C_L 的主要贡献项是攻角的一次项和二次项, 如图 1 所示。由数值仿真可知在不同马赫数条件下气动升力系数 C_L 、升力系数的攻角项 $C_L(f(\alpha))$ 和升力系数的攻角一次和二次方项 $C_L(\alpha, \alpha^2)$ 之间的差异是比较小的, 且它们之间的变化趋势是一致的, 因此可将攻角的一次和二次项作为气动升力系数的主要影响因素, 而将攻角二次以上的高阶项归并至马赫数项和舵偏角项中。通过上述分析, 联立式(3)、式(5)和式(11)可得到 L_{ref} 对应的期望攻角值。

$$\alpha_d = [\dot{\theta}_{ref}V - K_{02}(\theta - \theta_{ref})V/K_{01} - K_{03}S_0V/K_{01} - \beta_0 |S_0|^{\nu_0} \text{sgn}(S_0)V/K_{01} + g\cos\theta - V^2\cos\theta/r - K_L(C_{L, Ma}M_a + C_{L, \alpha\Delta}\alpha_\Delta + C_{L, \delta}\delta)] / (K_L C_{L, \alpha}) \quad (12)$$

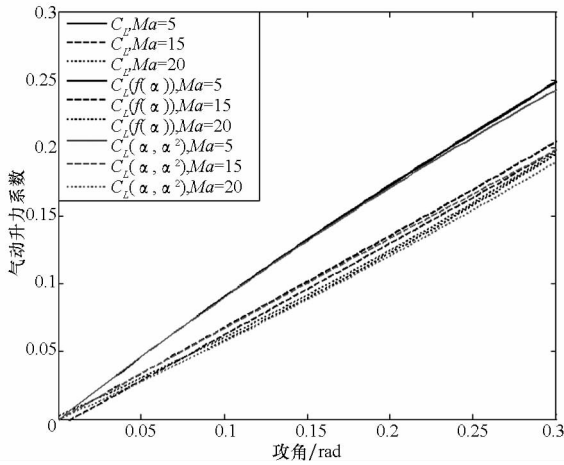


图1 GHV 气动升力系数主要影响因素分析

Fig.1 Analysis of the aerodynamic lift coefficient of GHV

式中: α_d 为期望攻角值; $\alpha_{\Delta} = [\alpha^3, \alpha^4, \alpha^5]^T$ 为攻角三次方及以上的向量; $C_{L, \alpha \Delta} \in \mathbf{R}^{1 \times 3}$ 为对应的系数; 攻角一次项系数 $C_{L, \alpha} = C_{L, \alpha 0} + \alpha_{d-1} C_{L, \alpha 1}$, 其中 $C_{L, \alpha 0}, C_{L, \alpha 1}$ 为系数向量 $C_{L, \alpha} \in \mathbf{R}^{1 \times 5}$ 的第一项和第二项向量元素, α_{d-1} 为解算当前时刻攻角指令 α_d 时所需的上一时刻期望攻角值, 仿真初始时刻该值设为零。考虑到后续的设计会用到 α_d 的导数项, 鉴于实际情况, 以此方法解算的攻角期望值应同时满足约束 $\alpha_d \in [-5^\circ, 20^\circ]$ 。为避免多次求导造成较大的计算量, 基于动态面控制思想将攻角指令 α_d 通过式(13)所示低通滤波器。

$$\tau_1 \dot{\alpha}_c + \alpha_c = \alpha_d \quad (13)$$

式中, α_c 为低通滤波器的输出, τ_1 为低通滤波器时间常数。

利用 α_c 设计动态面:

$$S_1 = \alpha - \alpha_c \quad (14)$$

式中, S_1 为动态面, 其一阶导数为 $\dot{S}_1 = \dot{\alpha} - \dot{\alpha}_c$ 。

联立攻角微分式并采用形如 $\dot{S}_1 = -K_{11} S_1 - \beta_1 |S_1|^{\nu_1} \text{sgn}(S_1)$ 的响应趋近律, 得到期望的俯仰角速率的值。

$$\omega_{zd} = \dot{\theta} + (\alpha_d - \alpha_c) / \tau_1 - K_{11} S_1 - \beta_1 |S_1|^{\nu_1} \text{sgn}(S_1) \quad (15)$$

式中: ω_{zd} 为期望的俯仰角速率; K_{11}, β_1, ν_1 为待设计控制参数。

同样的道理, 让 ω_{zd} 通过式(16)低通滤波器。

$$\tau_2 \dot{\omega}_{zc} + \omega_{zc} = \omega_{zd} \quad (16)$$

式中, ω_{zc} 为低通滤波器的输出, τ_2 为低通滤波器时间常数。

根据 ω_{zc} 设计动态面:

$$S_2 = \omega_z - \omega_{zc} \quad (17)$$

式中, S_2 为动态面, 其一阶导数为 $\dot{S}_2 = \dot{\omega}_z - \dot{\omega}_{zc}$ 。

联立俯仰角速率微分方程, 设计如式(18)所示二阶滑模控制响应趋近律。

$$\begin{cases} \dot{S}_2 = -K_{21} |S_2|^{\nu_{21}} \text{sgn}(S_2) + \tilde{\omega} \\ \dot{\omega} = -K_{22} |S_2|^{\nu_{22}} \text{sgn}(S_2) \end{cases} \quad (18)$$

式中: $K_{21}, \nu_{21}, K_{22}, \nu_{22}$ 为待设计的控制参数; $\tilde{\omega}$ 为二阶滑模控制方法的中间变量。

期望的气动俯仰力矩可表示为:

$$M_{zc} = \frac{J_{zz}}{\tau_2} (\omega_{zd} - \omega_{zc}) - J_{zz} K_{21} |S_2|^{\nu_{21}} \text{sgn}(S_2) + J_{zz} \tilde{\omega} \quad (19)$$

下面利用该期望气动俯仰力矩解算飞行器的左右升降舵偏角。首先 M_{zc} 应满足式(20)。

$$M_{zc} = K_z (m_{z, Ma} M_{a, z} + m_{z, \alpha} \alpha_z + m_{z, \text{clamp}}) + K_z m_{z, \delta c} \delta_c \quad (20)$$

式中, $\delta_c = [\delta_a, \delta_e]^T$ 为舵偏角控制量。考虑到式(5)所示俯仰力矩系数模型中 $\delta_z = [\delta_a, \alpha \delta_a, \delta_e, \alpha \delta_e]^T$, 则若假设 $m_{z, \delta z 1}, m_{z, \delta z 2}, m_{z, \delta z 3}, m_{z, \delta z 4}$ 为舵偏角向量 $m_{z, \delta c} \in \mathbf{R}^{1 \times 4}$ 的四个元素, 则向量 $m_{z, \delta c} \in \mathbf{R}^{1 \times 2}$ 表达式为:

$$m_{z, \delta c} = [m_{z, \delta z 1} + \alpha m_{z, \delta z 2}, m_{z, \delta z 3} + \alpha m_{z, \delta z 4}]^T \quad (21)$$

联立式(19)和式(20)可得左右升降舵偏角指令。

$$\delta_c = (K_z m_{z, \delta c})^{-1} [M_{zc} - K_z (m_{z, Ma} M_{a, z} + m_{z, \alpha} \alpha_z + m_{z, \text{clamp}})] \quad (22)$$

考虑到高超声速飞行器左右升降舵执行机构的响应延迟, 式(22)所得的舵偏角指令并不能直接用于飞行器非线性数值仿真, 而需将 δ_c 通过式(23)所示的典型二阶惯性延迟环节, 将其输出作为用于数值仿真的舵偏角真值。

$$\begin{cases} d\delta_i/dt = \dot{\delta}_i, i = a, e \\ \ddot{\delta}_i = -\omega_n^2 \delta_i - 2\xi \omega_n \dot{\delta}_i + \omega_n^2 \delta_{i,c} \end{cases} \quad (23)$$

式中, ω_n 为自然频率, ξ 为阻尼系数。

至此, 高超声速飞行器纵向平面内准平衡滑翔制导控制方法设计完成, 下面将基于 GHV 模型完成纵向运动平面内的制导控制数值仿真。

3 仿真实验与分析讨论

利用吸气式通用高超声速飞行器模型进行纵向平面内制导控制方法有效性和鲁棒性的仿真实验。GHV 的基本参数设置如下: 无推进装置的飞行器定常结构质量 $m = 63\,504 \text{ kg}$, 气动参考面积 $S_{\text{ref}} = 334.73 \text{ m}^2$, 纵向参考长度 $L_{\text{ref}} = 24.384 \text{ m}$, 惯量张量在体系 OZ 轴的投影 $J_{zz} = 13\,558\,180 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ 。

圆球体假设下地球平均半径 $R_e = 6\,371\,004\text{ m}$, 地球万有引力常数 $\mu = 3.986 \times 10^{14}\text{ m}^3/\text{s}^2$ 。高超声速飞行器初始时刻地理高度 $H_0 = 50\text{ km}$, 滑翔飞行终端高度 $H_f = 25\text{ km}$, 滑翔终端高度即仿真终止条件; 初始时刻地心纬度 $\phi_0 = 0^\circ$, $\lambda_0 = 0^\circ$, 目标点地心纬度 $\phi_T = 30^\circ$, $\lambda_T = 78^\circ$ 。利用初始时刻经纬度和目标点经纬度可根据式(24)解算常值航迹偏航角。

$$\sigma = \arcsin\left(\frac{\cos\phi_T \sin(\lambda_T - \lambda)}{\sin\left\{\arccos\left[\cos\phi_T \cos(\lambda_T - \lambda_0)\right]\right\}}\right) \quad (24)$$

数值仿真过程中航迹偏航角 σ 为常值。高超声速飞行器初始时刻飞行速度 $V_0 = 6000\text{ m/s}$, 当地速度倾角 $\theta_0 = 0^\circ$, 初始俯仰角 $\varphi_0 = 15^\circ$, 攻角 $\alpha_0 = 15^\circ$, 俯仰角速率 $\omega_{\varphi_0} = 0^\circ/\text{s}$ 。纵向平面内准平衡滑翔制导控制方法的相关参数设置为: $K_{01} = 1$, $K_{02} = 0.05$, $K_{03} = 0.5$, $\beta_0 = 0.005$, $\nu_0 = 0.5$, $\tau_1 = 0.5$, $K_{11} = 0.5$, $\beta_1 = 0.001$, $\nu_1 = 0.3$, $\tau_2 = 0.1$, $K_{21} = 0.01$, $K_{22} = 0.05$, $\nu_{21} = 0.1$, $\nu_{22} = 0.1$ 。

式(23)所示左右升降舵偏执行机构惯性环节的参数设置为 $\zeta = 0.7$, $\omega_n = 20$ 。左右升降舵偏角的幅值和变化率幅值设置如式(25)所示。

$$\begin{cases} \delta_{e,a} \in [-20^\circ, 20^\circ] \\ |\dot{\delta}_{e,a}| = 50^\circ/\text{s} \end{cases} \quad (25)$$

下面就高超声速飞行器纵向平面滑翔飞行制导控制系统设计方法的有效性和鲁棒性进行仿真分析。

3.1 仿真验证

利用上面设置的仿真初始条件和控制参数, 得到纵向平面高超声速飞行器仿真结果, 如图 2~5 所示。飞行器左右升降舵偏角曲线如图 2 所示, 对于 GHV 而言, 式(21)中向量元素是相同的, 左右升降舵只需配合完成攻角控制任务即可, 故而 $\delta_e = \delta_a$ 。图 2 中第一幅图为全程舵偏角曲线, 第二幅为 0~50 s 舵偏角曲线, 第三幅为 120~150 s 舵偏角曲线。根据仿真结果可知, 高超声速飞行器左右升降舵偏角光滑有界, 这说明 GHV 可完全依靠气动控制机构完成纵向平面内的初始下降和准平衡滑翔交班飞行以及无动力长时滑翔飞行。

针对前 15 s 内舵偏角的暂时振荡现象做定性说明。在初始飞行段, 飞行高度较高, 气动舵偏的控效效果十分有限, 该阶段滑翔段纵向航程控制的制导任务会产生较大的法向过载指令以保证飞行器按照期望的当地速度倾角直接滑翔飞行至终端目标点; 但此时大气无法给飞行器提供足够

的气动控制能力去实现该任务。对应的大过载需求会产生大攻角制导指令, 然而 GHV 在该马赫数条件下, 大攻角指令会产生负的气动俯仰力矩, 即会抑制攻角的增加, 所以对应的仿真结果是舵偏指令持续增加但是攻角却是逐渐变小的, 至攻角减小至负值且对应产生正俯仰力矩时舵偏角会相应减小, 如此反复变化, 就出现了图 2~5 仿真结果中前 15 s 内的短暂振荡。

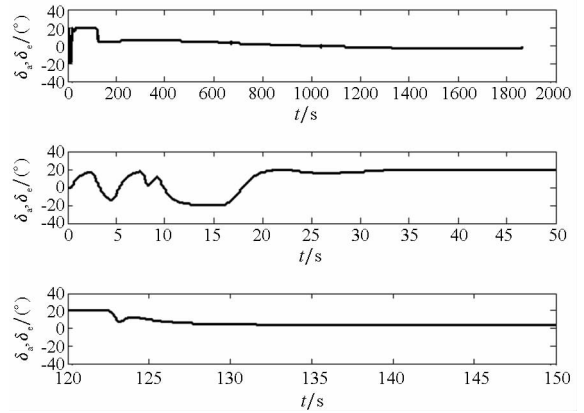


图 2 升降舵舵偏角变化曲线

Fig. 2 Curves of right and left elevon fin deflections

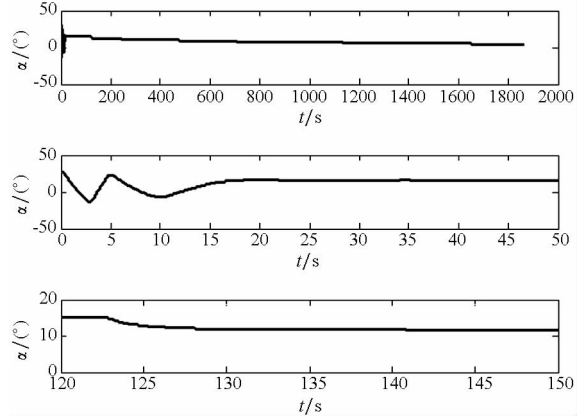


图 3 攻角变化曲线

Fig. 3 Curves of the angle of attack

滑翔飞行段的攻角仿真结果如图 3 所示, 除仿真初始阶段的可以解释的暂时振荡外, 攻角平滑且有界, 易于姿控系统跟踪实现。高超声速飞行器当地速度倾角变化如图 4 所示, 根据仿真结果可知, 除去飞行器未达到准平衡滑翔条件的初始飞行段, 飞行器当地速度倾角的变化范围是很小的, 总体是在 0° 至 0.2° 之间变化, 这说明升力体式的 GHV 全程均能够提供足够的升力以抵消纵向重力的作用, 实现准平衡滑翔飞行。纵向平面内航程-高度变化曲线如图 5 所示, 整个滑翔飞行段飞行器实现平稳准平衡滑翔, 终端航程控制误差在百米量级。

需要说明, 图 2~5 所示的仿真结果均是基于

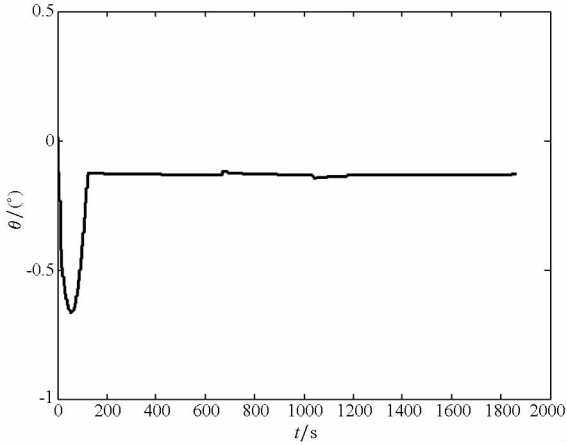


图 4 当地速度倾角变化曲线

Fig. 4 Curves of the local velocity slope angle

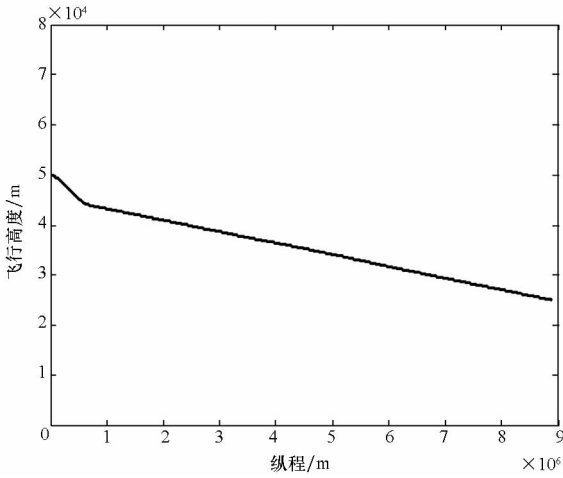


图 5 航程高度变化曲线

Fig. 5 Two dimensional trajectory of the range and height

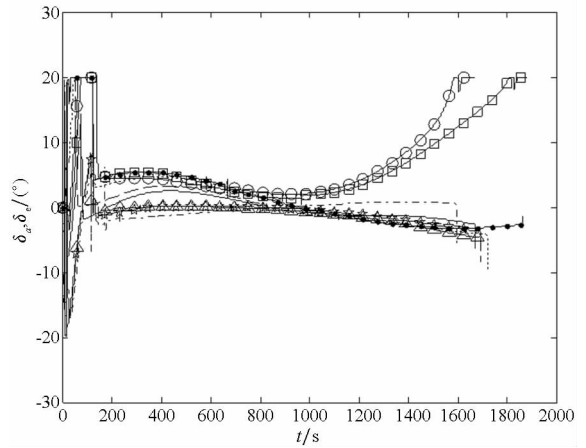
标称条件仿真参数得到的,考虑到高超声速飞行器滑翔飞行段飞行时间长、环境复杂、面临的不确定性因素较多,很有必要对部分影响较大的因素进行偏差实验以检核提出的制导控制一体化设计方法的鲁棒性。结合高超声速飞行器纵向平面运动的特点,选取大气密度、气动升力系数和气动俯仰力矩系数作为检核该制导控制一体化设计方法鲁棒性的偏差因素。其中,大气密度偏差 $\Delta\rho$ 的拉偏幅值为 $\pm 30\%$, 气动升力系数偏差 ΔC_L 的拉偏幅值为 $\pm 20\%$, 俯仰力矩系数偏差 Δm_z 的拉偏幅值为 $\pm 30\%$ 。基于这三项施加偏差的因素,采用自由组合的方式得到如表 1 所示 $2^3 = 8$ 种偏差组合方案。根据这 8 种偏差组合方案进行纵向平面内准平衡滑翔制导控制数值仿真,仿真结果如图 6 ~ 9 所示。标称参数的仿真结果用带圆点的实线标示,仿真图中各偏差组合模式的标示线形如表 1 所示。为针对性地分析准平衡滑翔制导控制的特点,文中分别给出左右升降舵偏角、攻角、

高度、速度和马赫数的仿真曲线。左右升降舵偏角变化如图 6 所示,攻角曲线如图 7 所示,高度、速度和马赫数变化如图 8 和图 9 所示。

表 1 鲁棒性校验仿真偏差组合

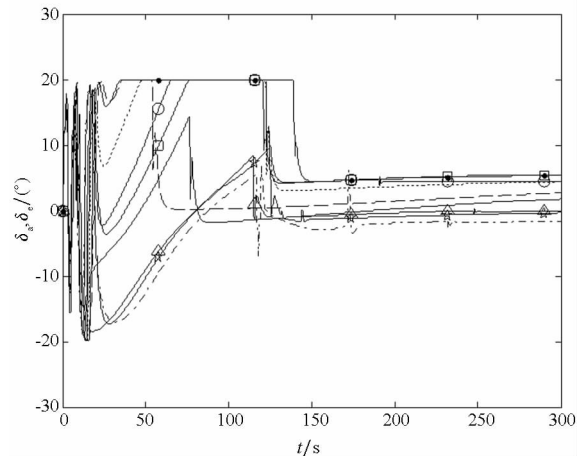
Tab. 1 Deviations for robustness verification

仿真偏差组合	标示线形	终端航程误差/m
$\rho + 30\%, C_L + 20\%, m_z + 30\%$	实线	114
$\rho + 30\%, C_L + 20\%, m_z - 30\%$	虚线	247
$\rho - 30\%, C_L + 20\%, m_z + 30\%$	点线	143
$\rho - 30\%, C_L + 20\%, m_z - 30\%$	点划线	176
$\rho + 30\%, C_L - 20\%, m_z + 30\%$	△形实线	482
$\rho + 30\%, C_L - 20\%, m_z - 30\%$	□形实线	2246
$\rho - 30\%, C_L - 20\%, m_z + 30\%$	○形实线	2573
$\rho - 30\%, C_L - 20\%, m_z - 30\%$	☆形实线	541



(a) 全程舵偏角变化曲线

(a) Curves of full time fin deflections

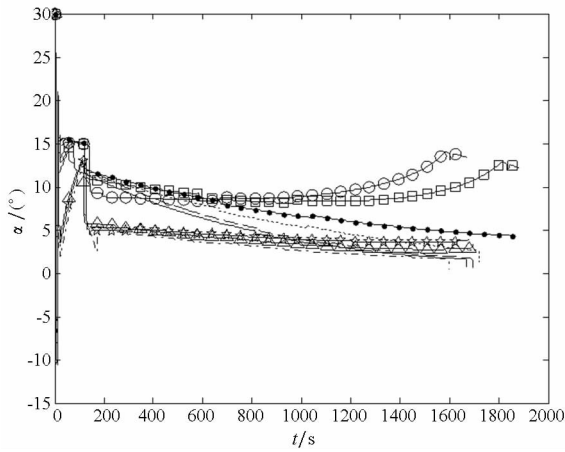


(b) 0 ~ 300 s 舵偏角变化曲线

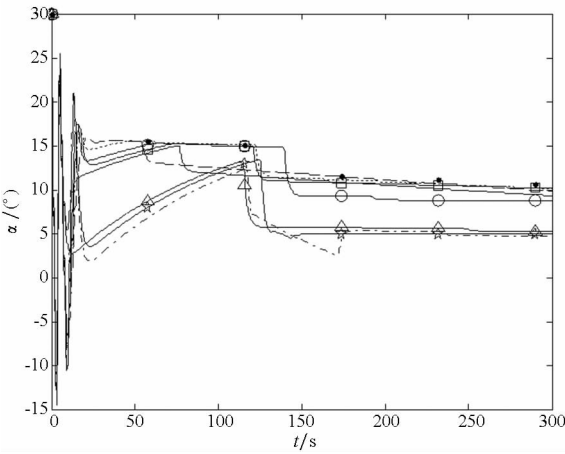
(b) Curves of fin deflections from 0 s to 300 s

图 6 左右升降舵偏角变化曲线

Fig. 6 Curves of the right and left elevon fin deflections



(a) 全程攻角变化曲线
(a) Curves of full time attack angle



(b) 0 ~ 300 s 攻角变化曲线
(b) Curves of attack angle from 0 s to 300 s

图 7 偏差条件下攻角变化曲线

Fig. 7 Curves of the angle of attack with deviations

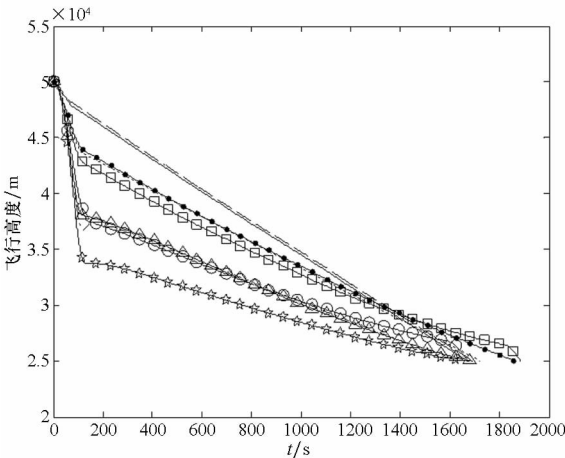
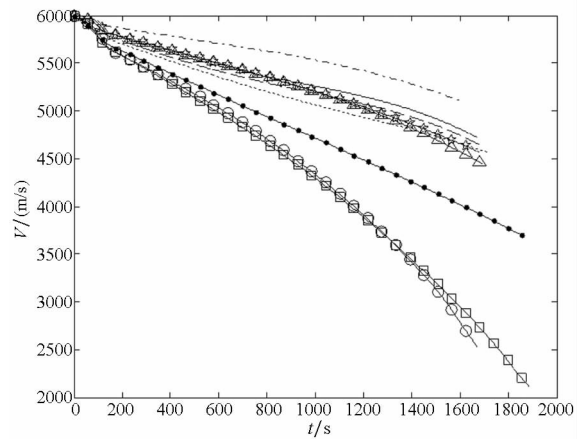


图 8 飞行高度变化

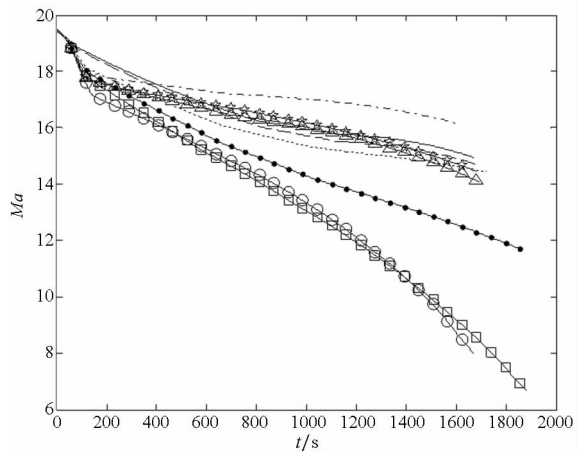
Fig. 8 Curves of the flight heights

需要说明,文中航程控制是基于弧度单位的经纬度来实现的,即航程跟踪是弧度单位下的跟踪,考虑地球半径的影响后终端航程误差在百米

量级已是较高的航程控制精度;且滑翔段终端的经纬度位置精度要求一般也是较为宽泛的,若文中直接控制米级单位的飞行器飞行距离,则终端航程误差的控制精度会进一步提高。



(a) 速度变化曲线
(a) Curves of the velocity



(b) 马赫数变化曲线
(b) Curves of the Mach number

图 9 速度和马赫数变化曲线

Fig. 9 Curves of the velocity and Mach number

图 6 ~ 9 所示仿真结果根据其变化形式可分为三个阶段:①0 ~ 20 s 内短暂的振荡收敛阶段,该阶段成因在图 2 ~ 5 的仿真结果说明中已做阐述。②20 ~ 150 s 内飞行器气动执行机构作用开始明显并逐步控制飞行器进入准平衡滑翔的飞行阶段,此时大气密度越来越大,飞行器气动控制能力也逐渐显现,为了控制当地速度倾角跟踪期望值,此时飞行器会控制舵偏角产生较大攻角以提供足够法向升力。鉴于各偏差组合中大气密度和升力系数偏差的存在,各偏差组合中进入准平衡滑翔的时机是有差异的,但是都可以依赖气动舵偏控制机构平稳过渡至准平衡滑翔飞行。③准平衡滑翔飞行阶段,进入该飞行段后飞行器飞行平

稳且控制量变化较小,主要任务就是保证飞行器在纵向提供足够的升力以抵消重力影响且使得飞行器按照期望的当地速度倾角飞行;除却□形实线和○形实线两个偏差组合因升力系数减小的影响无法在规定高度范围内达到预设航程外(两种情形都是飞行器舵偏已经达到极限可依旧无法产生足够大的攻角和升力,从而提前达到高度仿真终止条件),其他偏差组合的航程控制精度都是比较高的。

3.2 分析与讨论

根据上述高超声速飞行器纵向平面内滑翔飞行仿真结果,本部分对高超声速飞行器准平衡滑翔飞行阶段的制导控制系统的相关问题进行说明和讨论,并基于数值仿真结果给出一些可参考的结论。为进一步明确初始下降段和准平衡滑翔段的衔接关系和各自的飞行特点,图 10 和图 11 给出初始高度为 80 km 条件下的飞行高度和速度倾角以及攻角和升降舵偏角的仿真结果。

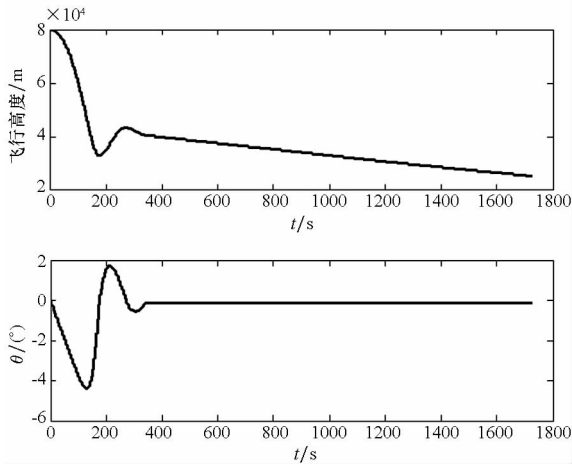


图 10 飞行高度和速度倾角变化

Fig. 10 Curves of the flight height and flight path angle

1) 在进入准平衡滑翔飞行之前,高超声速飞行器的动力推进系统应暂停工作;此时飞行器的气动控制能力十分薄弱,姿态角变化存在短暂振荡,如图 11 所示,攻角变化更多地受到速度倾角变化率的影响,且呈现正负变化;若飞行器装配 RCS,则应以保证飞行器姿态稳定为第一要务,可暂时放弃制导任务的执行,等待满足准平衡滑翔条件的速度和高度条件;若飞行器装配了类似于 GHV 的较强的气动执行机构,在该气动执行控制机构的作用下,飞行器也可在短暂振荡后完成初始下降到平衡滑翔的交班飞行;但是在该交班飞行段飞行器的动力系统应停止工作,正负变化的攻角会影响动力系统的正常工作。需要特别说明

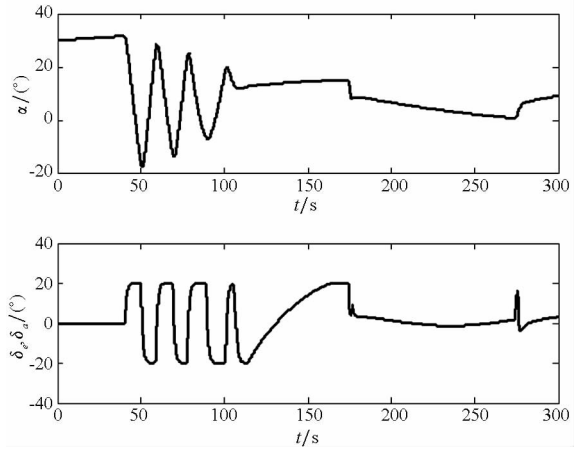


图 11 攻角和升降舵偏角变化曲线

Fig. 11 Curves of the angle of attack and elevon fins

的是,文中数值仿真过程中攻角出现了负值,这对 GHV 而言是可接受的^[17]。

2) 基于准平衡滑翔飞行条件的高超声速滑翔段制导控制系统设计时默认包含了使得飞行器能够进行拟平衡滑翔飞行的任务目标,所以初始下降段的制导控制任务可适当弱化,以准平衡滑翔为依托的滑翔飞行段制导控制任务的实现可作为主要的控制目标。从成本的角度考虑,即便飞行器没有装配 RCS,飞行器在具备强气动执行机构的条件下也可以完成相应的制导控制任务。

3) 常规设计时初始下降飞行段的高超声速飞行器应保持大攻角飞行,这样的要求对于高超声速飞行器 RCS 而言需要耗费不少燃料;幸运的是,在气动能力较弱的初始下降段,速度倾角的变化率是攻角的主要影响项,而且其变化率是逐渐减少的,这样的变化规律也解释了为什么气动舵在短暂振荡时攻角的振荡幅值是逐渐变小的;在飞行器能自主保证其姿控系统的稳定性时,可减少 RCS 的工作时间,为后续紧急任务的执行保留能量。

4 结论

本文提出一种基于动态面和滑模控制的高超声速飞行器纵向平面内滑翔飞行制导控制系统设计方法。建立高超声速飞行器纵向平面质心与绕质心模型并完成基于准平衡滑翔条件的制导控制任务;利用 GHV 对该方法的有效性和鲁棒性进行了仿真验证;基于数值仿真结果分析了高超声速飞行器初始下降段和准平衡滑翔段的飞行特点,总结了高超声速飞行器初始下降段和准平衡滑翔段两个飞行阶段平稳交班过渡应注意的事项,并阐述了单纯依赖高超声速飞行器气动控制机构实

现初始下降到准平衡滑翔交班飞行的可行性。

参考文献 (References)

- [1] Phillips T H. A common aero vehicle (CAV) model, description, and employment guide [R]. Schafer Corporation for AFRL and AFSPC, 2003.
- [2] 沈海军, 程凯, 杨莉. 近空间飞行器[M]. 北京: 航空工业出版社, 2011.
SHEN Haijun, CHENG Kai, YANG Li. Near space aircraft[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2011. (in Chinese)
- [3] Department of Defense USA. Future years defense programs[Z]. 2004.
- [4] Saraf A, Leavitt J A, Chen D T, et al. Design and evaluation of an acceleration guidance algorithm for entry [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2004, 41(6): 986–996.
- [5] Leavitt J A, Mease K D. Feasible trajectory generation for atmospheric entry guidance [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2007, 30(2): 473–481.
- [6] Talole S E, Benito J, Mease K D. Sliding mode observer for drag tracking in entry guidance [C]//Proceedings of AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, Hilton Head, South Carolina, 2007.
- [7] 谢愈. 复杂约束条件下高超声速滑翔飞行器弹道规划方法研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2012.
XIE Yu. Study of trajectory planning approach with complicated constraints for hypersonic glide vehicles [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2012. (in Chinese)
- [8] Shen Z J, Lu P. Onboard generation of three-dimensional constrained entry trajectories [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2003, 26(1): 111–121.
- [9] 徐明亮. 高超声速滑翔飞行器制导方法研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2012.
XU Mingliang. Research on guidance approach for hypersonic glide vehicles [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2012. (in Chinese)
- [10] Lu P. Asymptotic analysis of quasi-equilibrium glide in lifting entry flight [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2006, 29(3): 662–670.
- [11] Fan Y H, Yang J, Zhang Y Z. Robust control of hypersonic aircraft [C]//Proceedings of the Second International Conference on Space Information Technology, 67955–A–1–6, 2007.
- [12] 杨俊春, 胡军, 吕孝乐. 高超声速飞行器再入段滑模跟踪控制设计 [C]//第 26 届中国控制会议, 湖南张家界, 2007: 2–5.
YANG Junchun, HU Jun, LYU XiaoLe. Reentry sliding mode tracking control design for hypersonic vehicle [J]. Chinese Control Conference, Hunan, Zhangjiajie, 2007: 2–5. (in Chinese)
- [13] Lee H P, Reiman S E, Dillon C H, et al. Robust nonlinear dynamic inversion control for a hypersonic cruise vehicle [C]//Proceedings of AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, Hilton Head, South Carolina, 2007.
- [14] Lu C, Jiang C S, Pu M. Online-SVR-compensated nonlinear generalized predictive control for hypersonic vehicles [J]. Science in China: Information Science, 2011, 54(3): 551–562.
- [15] Keshmiri S, Colgren R, Mirmirani M. Six-DoF nonlinear equations of motion for a generic hypersonic vehicle [C]//Proceedings of AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, AIAA 2007–6626, 2007.
- [16] Colgren R, Keshmiri S, Mirmirani M. Nonlinear ten-degree-of-freedom dynamics model of a generic hyper-sonic vehicle [J]. Journal of Aircraft, 2009, 46(3): 800–813.
- [17] Shaughnessy J D, Pinckney S Z, McMinn J D, et al. Hypersonic vehicle simulation model: winged-cone configuration [R]. NASA TM–102610, 1990.
- [18] 贾沛然, 陈克俊, 何力. 远程火箭弹道学[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1993.
JIA Peiran, CHEN Kejun, HE Li. Launch vehicles ballistics [M]. Changsha: National University of Defense Technology Press, 1993. (in Chinese)