

带落角约束的高超声速飞行器一体化制导控制

赵 瞰[†], 王 鹏, 刘鲁华, 吴 杰

(国防科学技术大学 航天科学与工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘要: 本文针对高超声速飞行器高速俯冲过程中的质心运动与绕质心运动之间存在强耦合的特点, 提出了一种基于全量耦合模型的满足落角约束的一体化制导控制方法. 首先建立基于视线角的飞行器与目标的相对运动方程和绕质心运动方程, 通过微分同胚处理得到一体化制导控制模型. 接着采用自适应块动态面反演方法提出了一体化制导控制方法. 该方法充分考虑了飞行器质心运动与绕质心运动之间的耦合作用, 显著提高高超声速飞行器高速俯冲过程中的整体控制性能. 本文提出的一体化制导控制方法能使得飞行器闭环系统的状态一致最终有界, 且视线角速率的界可以达到任意小. 最后, 通过仿真结果验证了全量耦合一体化制导控制方法的有效性.

关键词: 高超声速飞行器; 一体化制导控制; 自适应块动态面反演控制; 一致最终有界

中图分类号: V249.1

文献标识码: A

Integrated guidance and control with terminal angular constraint for hypersonic vehicles

ZHAO Tun[†], WANG Peng, LIU Lu-hua, WU Jie

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

Abstract: Considering the strong coupling between the centroid motion and the attitude motion for hypersonic vehicles in dive phase, we propose a novel integrated guidance and control (IGC) with terminal angular constraint approach based on the complete model. In designing the control law, we build the complete coupling model by combining together the line-of-sight (LOS) equations describing the relative motion between the vehicle and the target, and the attitude motion equations. Furthermore, a corresponding IGC law is developed by using the adaptive block dynamic surface backstepping control method which takes the synergism between the guidance subsystem and the control subsystem into consideration to improve the accuracy and robustness. With the developed IGC law, all the signals of the closed-loop system of the vehicle are guaranteed to be uniformly ultimately bounded, and the bounds of the LOS rates can be made arbitrarily small. Finally, simulation results demonstrate the feasibility of the novel IGC approach.

Key words: hypersonic vehicles; integrated guidance and control; adaptive block dynamic surface backstepping control; uniformly ultimately bounded

1 引言(Introduction)

在俯冲段, 高超声速飞行器具有马赫数变化范围大和过载大等特点, 飞行器状态会发生剧烈的变化, 质心运动和绕心运动均呈现出快时变、非线性、强耦合和不确定性等特点^[1]. 传统的飞行器制导和控制系统主要是基于工程经验或奇异摄动理论对控制和制导子系统进行分离设计, 然后将它们整合在一起, 并最终验证制导和控制子系统的性能. 由于传统分离设计方法没有利用子系统之间的耦合信息, 因此基于分离设计方法的高超声速飞行器制导控制系统在俯冲段很难满足性能要求. 而一体化制导控制系统可以充分利用子系统之间的耦合信息来改善整个系统的性能.

最早在1983年, 由Williams等人^[2]针对战术导弹提出了制导与控制系统进行一体化设计的思路. 目前, 文献[3]中采用的一体化模型主要分为相对位置模型和视线角模型, 然后基于这两类模型设计控制方法. Menon, Ohlmeyer^[4-5]和Vaddi等人^[6]、Xin等人^[7]分别采用状态相关Riccati方程和 θ - D 方法设计了一体化制导控制律. 这两种方法需要在线求解Riccati方程, 这会造成很大的计算量, 并且这两种方法并不能保证闭环系统的稳定性. Yuri等人^[8]针对拦截器采用渐进光滑二阶滑模控制设计了适用于弹目交会的闭环系统. Shima等人^[9]针对只有一个控制输入的追踪器使用滑模控制方法设计了一体化制导控制律. 紧接着, Idan等人^[10]针对具有鸭翼和尾翼的追踪器基于滑模

方法设计了一体化制导控制律. Shima和Idan都是假设视线与追踪器速度的夹角是常值的情况下得到的一体化制导控制模型. Tourne等人^[11]采用子空间稳定方法对末制导和自动驾驶仪进行了一体化设计. Hughes等人^[12]基于反馈线性化和线性最优控制方法实现了平面内的导弹拦截模型的一体化制导控制律设计, 并且指出该方法只适用于气动稳定和具有固定目标的拦截导弹. 侯明哲等人^[13]采用滑模控制方法设计了一种自适应非线性控制律, 在俯仰平面内实现了有落角约束的寻的导弹攻击固定目标的一体化制导控制律设计, 仿真结果验证了该方法的有效性. 接着, 侯明哲等人^[14-15]又针对寻的导弹攻击移动目标, 基于自适应块动态面控制方法设计了3通道的一体化制导控制律, 并基于Lyapunov理论证明了闭环系统的稳定性, 最后通过6自由度的数值仿真表明使用该控制方法不仅可以保证导弹的拦截精度, 还能保证导弹闭环系统的鲁棒稳定性.

已有文献开展的一体化制导控制方法研究与本文开展的研究主要有以下4点区别:

1) 已有文献的研究对象大多是马赫数小于1的飞行器. 而本文研究对象的速度很快, 以大于 $3Ma$ 速度飞行.

2) 已有文献所研究的飞行器的末段飞行距离和时间短, 飞行器与目标点的初始距离一般只有千米量级, 飞行时间也只有十秒量级. 而本文研究对象所在的俯冲段与目标点的初始距离有百千米量级, 飞行时间也有百秒量级;

3) 已有文献的研究对象大多采用侧滑转弯(skid-to-turn, STT)控制方式. 而本文研究对象的需要过载很大, 需采用倾斜转弯(bank-to-turn, BTT)控制;

4) 已有文献在建立飞行器与目标的相对运动方程时, 忽略飞行器速度方向的加速度影响. 而本文考虑了飞行器速度方向的加速度对相对运动的影响.

本文针对高超声速飞行器提出了一种带落角约束的全量耦合制导控制一体化模型, 并针对该控制模型, 基于反演控制设计了自适应块动态面反演控制方法. 通过对控制方法的稳定性分析得出了视线角速率和侧滑角的收敛性. 最后通过仿真验证了一体化控制方法的有效性.

2 模型推导(Model derivation)

在建立面向控制的飞行器状态方程时, 基于下面的假设条件:

1) 只考虑飞行器本体产生的气动力, 而将舵偏角的影响作为不确定性;

2) 高超声速飞行器在俯冲段采取BTT控制方式, 因此, 在整个俯冲过程中, 侧向力几乎为零;

3) 忽略地球自转影响.

2.1 飞行器气动模型(Aerodynamic model of the vehicle)

在控制方程中, 需要将气动力和气动力矩进行简化处理. 根据最小二乘理论, 将阻力 D 、升力 L 、侧向力 N 、滚转力矩 M_x 、偏航力矩 M_y 和俯仰力矩 M_z 拟合成

$$\left\{ \begin{array}{l} D_0 = QS(C_{D0} + C_D^{Ma} Ma + C_D^H H + C_D^\alpha \alpha + \\ C_D^\beta \beta + C_D^{\delta_x} \delta_x + C_D^{\delta_y} \delta_y + C_D^{\delta_z} \delta_z), \\ L_0 = QS(C_{L0} + C_L^{Ma} Ma + C_L^H H + C_L^\alpha \alpha + \\ C_L^\beta \beta + C_L^{\delta_x} \delta_x + C_L^{\delta_y} \delta_y + C_L^{\delta_z} \delta_z), \\ N_0 = QS(C_{N0} + C_N^{Ma} Ma + C_N^H H + C_N^\alpha \alpha + \\ C_N^\beta \beta + C_N^{\delta_x} \delta_x + C_N^{\delta_y} \delta_y + C_N^{\delta_z} \delta_z), \\ M_{x0} = QS\bar{l}(C_{M_x0} + C_{M_x}^{Ma} Ma + C_{M_x}^H H + \\ C_{M_x}^\alpha \alpha + C_{M_x}^\beta \beta + C_{M_x}^{\delta_x} \delta_x + \\ C_{M_x}^{\delta_y} \delta_y + C_{M_x}^{\delta_z} \delta_z), \\ M_{y0} = QS\bar{l}(C_{M_y0} + C_{M_y}^{Ma} Ma + C_{M_y}^H H + \\ C_{M_y}^\alpha \alpha + C_{M_y}^\beta \beta + \\ C_{M_y}^{\delta_x} \delta_x + C_{M_y}^{\delta_y} \delta_y + C_{M_y}^{\delta_z} \delta_z), \\ M_{z0} = QS\bar{l}(C_{M_z0} + C_{M_z}^{Ma} Ma + C_{M_z}^H H + \\ C_{M_z}^\alpha \alpha + C_{M_z}^\beta \beta + C_{M_z}^{\delta_x} \delta_x + \\ C_{M_z}^{\delta_y} \delta_y + C_{M_z}^{\delta_z} \delta_z), \end{array} \right. \quad (1)$$

式中: Ma 为飞行器相对于地面的马赫数; H 为飞行器距离地面的高度; Q 为动压, S 和 \bar{l} 分别为飞行器的参考面积和轴向参考长度; α 为攻角; β 为侧滑角; δ_i ($i = x, y, z$)分别为滚转、偏航和俯仰舵偏角; C_{i0} ($i = D, L, N, M_x, M_y, M_z$)分别为阻力、升力、侧向力、滚转力矩、俯仰力矩和偏航力矩系数的常数项; C_i^{Ma} ($i = D, L, N, M_x, M_y, M_z$)分别为阻力、升力、侧向力、滚转力矩、俯仰力矩和偏航力矩系数对马赫数的系数项; C_i^H ($i = D, L, N, M_x, M_y, M_z$)分别为阻力、升力、侧向力、滚转力矩、俯仰力矩和偏航力矩系数对高度的系数项; C_i^α ($i = D, L, N, M_x, M_y, M_z$)分别为阻力、升力、侧向力、滚转力矩、俯仰力矩和偏航力矩系数对攻角的系数项; C_i^β ($i = D, L, N, M_x, M_y, M_z$)分别为阻力、升力、侧向力、滚转力矩、俯仰力矩和偏航力矩系数对侧滑角的系数项; $C_{M_i}^{\delta_j}$ ($i = x, y, z$)分别为滚转、偏航和俯仰力矩系数对滚转、偏航和俯仰舵偏角的系数.

由于拟合得到的力和力矩与其实际值之间存在偏差, 即实际的力和力矩表达式为

$$\left\{ \begin{array}{l} D = D_0 + \Delta_{D1}, \\ L = L_0 + \Delta_{L1}, \\ N = N_0 + \Delta_{N1}, \\ M_x = M_{x0} + \Delta_{M_{x1}}, \\ M_y = M_{y0} + \Delta_{M_{y1}}, \\ M_z = M_{z0} + \Delta_{M_{z1}}, \end{array} \right. \quad (2)$$

式中: 偏差 $\Delta_{D1}, \Delta_{L1}, \Delta_{N1}, \Delta_{M_{x1}}, \Delta_{M_{y1}}$ 和 $\Delta_{M_{z1}}$ 可以作为不确定未知有界项. 再次, 假设舵偏对气动力的影响为次要因素, 则

$$\begin{cases} D = qS(C_{D0} + C_D^{Ma}Ma + C_D^H H + C_D^\alpha \alpha + C_D^\beta \beta) + \Delta_{D1} + \Delta_{D2}, \\ L = qS(C_{L0} + C_L^{Ma}Ma + C_L^H H + C_L^\alpha \alpha + C_L^\beta \beta) + \Delta_{L1} + \Delta_{L2}, \\ N = qS(C_{N0} + C_N^{Ma}Ma + C_N^H H + C_N^\alpha \alpha + C_N^\beta \beta) + \Delta_{N1} + \Delta_{N2}, \end{cases} \quad (3)$$

式中 $\Delta_{D2}, \Delta_{L2}, \Delta_{N2}$ 是由舵偏项引起的不确定未知有界项. 为简化升力表达, 令

$$\begin{aligned} C_L &= C_{L0} + C_L^{Ma}Ma + C_L^H H + C_L^\beta \beta, \\ \Delta_L &= \Delta_{L1} + \Delta_{L2}, \end{aligned} \quad (4)$$

则升力可以表示为

$$L = qSC_L + qSC_L^\alpha \alpha + \Delta_L. \quad (5)$$

2.2 绕质心运动方程(Motion equations of around centroid)

飞行器绕质心运动模型可以由下式表示:

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{\gamma}_V \\ \dot{\beta} \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} -\sec \beta \cos \gamma_V \\ \tan \beta \cos \gamma_V \\ -\sin \gamma_V \end{bmatrix} \dot{\theta} + \\ &\begin{bmatrix} \sec \beta \cos \theta \sin \gamma_V \\ -\sin \theta - \tan \beta \cos \theta \sin \gamma_V \\ -\cos \theta \cos \gamma_V \end{bmatrix} \dot{\sigma} + \\ &\begin{bmatrix} -\cos \alpha \tan \beta & \sin \alpha \tan \beta & 1 \\ \cos \alpha \sec \beta & -\sin \alpha \sec \beta & 0 \\ \sin \alpha & \cos \alpha & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix}, \end{aligned} \quad (6)$$

式中: γ_V 为倾侧角; θ 为速度倾角; σ 为航迹偏航角; $\omega_i (i = x, y, z)$ 分别为滚转、偏航和俯仰角速度. 由于

$$\begin{cases} \dot{\theta} = \frac{a_\theta}{v}, \\ \dot{\sigma} = -\frac{a_\sigma}{v \cos \theta}, \end{cases} \quad (7)$$

a_V, a_θ 和 a_σ 分别为飞行器加速度在半速度系3个轴向的分量

$$\begin{cases} a_V = g_{Hx} - \frac{D}{m}, \\ a_\theta = g_{Hy} + \frac{1}{m}(L \cos \gamma_V - N \sin \gamma_V), \\ a_\sigma = g_{Hz} + \frac{1}{m}(L \sin \gamma_V + N \cos \gamma_V), \end{cases} \quad (8)$$

式中 g_{Hx}, g_{Hy} 和 g_{Hz} 为重力加速度在半速度系中的分量:

$$\begin{cases} g_{Hx} = -\frac{\mu}{R^3}[x \cos \theta \cos \sigma + (y + R_e) \sin \theta] + \frac{\mu z \cos \theta \sin \sigma}{R^3}, \\ g_{Hy} = -\frac{\mu}{R^3}[-x \sin \theta \cos \sigma + (y + R_e) \cos \theta] - \frac{\mu z \sin \theta \sin \sigma}{R^3}, \\ g_{Hz} = -\frac{\mu}{R^3}(x \sin \sigma + z \cos \sigma), \end{cases}$$

式中: μ 为地球引力常数; R 为飞行器相对于地心的距离; R_e 为地球半径; x, y 和 z 分别为飞行器相对于发射点的位置在发射坐标系中的分量.

将侧向力的影响作为不确定未知有界项, 则式(8)可以简化为

$$\begin{cases} a_V = g_{Hx} - \frac{D}{m}, \\ a_\theta = g_{Hy} + \frac{1}{m}L \cos \gamma_V + \Delta_\theta, \\ a_\sigma = g_{Hz} + \frac{1}{m}L \sin \gamma_V + \Delta_\sigma, \end{cases} \quad (9)$$

式中 Δ_θ 和 Δ_σ 为侧向力引起的不确定未知有界标量函数.

接着考虑升力的主要影响因素, 将式(5)代入式(9), 可以得到

$$\begin{cases} a_V = g_{Hx} - \frac{D}{m}, \\ a_\theta = g_{Hy} + \frac{1}{m}qSC_L \cos \gamma_V + \frac{1}{m}qSC_L^\alpha \alpha \cos \gamma_V + \Delta'_\theta, \\ a_\sigma = g_{Hz} + \frac{1}{m}qSC_L \sin \gamma_V + \frac{1}{m}qSC_L^\alpha \alpha \sin \gamma_V + \Delta'_\sigma, \end{cases} \quad (10)$$

式中 Δ'_θ 和 Δ'_σ 为包含 $\Delta_\theta, \Delta_\sigma$ 和 Δ_L 的不确定未知有界标量函数.

将式(10)代入式(7)然后再代入(6)可以得到

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{\gamma}_V \\ \dot{\beta} \end{bmatrix} &= \frac{g_{Hy}}{v} \begin{bmatrix} -\sec \beta \cos \gamma_V \\ \tan \beta \cos \gamma_V \\ -\sin \gamma_V \end{bmatrix} + \\ &\frac{g_{Hz}}{v} \begin{bmatrix} -\sec \beta \sin \gamma_V \\ \tan \theta + \tan \beta \sin \gamma_V \\ \cos \gamma_V \end{bmatrix} + \\ &\frac{qS(C_L + C_L^\alpha \alpha)}{mv} \begin{bmatrix} -\sec \beta \\ \tan \theta \sin \gamma_V + \tan \beta \\ 0 \end{bmatrix} + \\ &\begin{bmatrix} -\cos \alpha \tan \beta & \sin \alpha \tan \beta & 1 \\ \cos \alpha \sec \beta & -\sin \alpha \sec \beta & 0 \\ \sin \alpha & \cos \alpha & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} + \end{aligned}$$

$$\begin{bmatrix} \Delta_{\dot{\alpha}} \\ \Delta_{\dot{\gamma}_V} \\ \Delta_{\dot{\beta}} \end{bmatrix}, \quad (11)$$

式中 $\Delta_{\dot{\alpha}}$, $\Delta_{\dot{\gamma}_V}$ 和 $\Delta_{\dot{\beta}}$ 为包含 Δ_{θ}' 和 Δ_{σ}' 的不确定未知有界标量函数.

令

$$\mathbf{x}'_1 = [\alpha \ \gamma_V \ \beta]^T, \quad \mathbf{x}_2 = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T,$$

式(11)可以写为

$$\dot{\mathbf{x}}'_1 = \mathbf{f}'_1(\mathbf{x}'_1) + \mathbf{g}'_1(\mathbf{x}'_1)\mathbf{x}_2 + \Delta_{\mathbf{x}'_1}. \quad (12)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\omega}_x \\ \dot{\omega}_y \\ \dot{\omega}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{(I_y - I_z)\omega_y\omega_z}{I_x} \\ \frac{(I_z - I_x)\omega_x\omega_z}{I_y} \\ \frac{(I_x - I_y)\omega_x\omega_y}{I_z} \end{bmatrix} + QS\bar{l} \begin{bmatrix} \frac{C_{M_x0} + C_{M_x}^{Ma}Ma + C_{M_x}^H H + C_{M_x}^\alpha \alpha + C_{M_x}^\beta \beta}{I_x} \\ \frac{C_{M_y0} + C_{M_y}^{Ma}Ma + C_{M_y}^H H + C_{M_y}^\alpha \alpha + C_{M_y}^\beta \beta}{I_y} \\ \frac{C_{M_z0} + C_{M_z}^{Ma}Ma + C_{M_z}^H H + C_{M_z}^\alpha \alpha + C_{M_z}^\beta \beta}{I_z} \end{bmatrix} + QS\bar{l} \begin{bmatrix} \frac{C_{M_x}^{\delta_x}}{I_x} & \frac{C_{M_x}^{\delta_y}}{I_x} & \frac{C_{M_x}^{\delta_z}}{I_x} \\ \frac{C_{M_y}^{\delta_x}}{I_y} & \frac{C_{M_y}^{\delta_y}}{I_y} & \frac{C_{M_y}^{\delta_z}}{I_y} \\ \frac{C_{M_z}^{\delta_x}}{I_z} & \frac{C_{M_z}^{\delta_y}}{I_z} & \frac{C_{M_z}^{\delta_z}}{I_z} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_x \\ \delta_y \\ \delta_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Delta_{\omega_x} \\ \Delta_{\omega_y} \\ \Delta_{\omega_z} \end{bmatrix}, \quad (14)$$

式中: $I_i (i=x, y, z)$ 分别为飞行器相对体坐标系3轴的转动惯量; Δ_{ω_x} , Δ_{ω_y} 和 Δ_{ω_z} 为包含 $\Delta_{M_{x1}}$, $\Delta_{M_{y1}}$ 和 $\Delta_{M_{z1}}$ 的不确定未知有界标量函数.

现在令 $\mathbf{u} = [\delta_x \ \delta_y \ \delta_z]^T$, 则式(14)可以改写为

$$\dot{\mathbf{x}}_2 = \mathbf{f}_2(\mathbf{x}_2) + \mathbf{g}_2(t)\mathbf{u} + \Delta_{\mathbf{x}_2}. \quad (15)$$

2.3 飞行器与目标相对运动方程(Relative motion equations between the vehicle and the target)

如图1所示, 以目标北天东坐标系(north-radius-east, NRE)为参考系计算飞行器的视线角. 视线坐标系(line-of-sight, LOS)的原点固定在目标点, OS_x 轴由目标点指向飞行器质心, OS_z 轴在目标点水平面内, OS_y 轴与 OS_x 轴、 OS_z 轴构成右手坐标系. λ_D 和 λ_T 分别为视线倾角和视线偏角, η_D 为速度方向与视线之间的夹角, γ_D 为飞行器在俯冲平面内的方位角. 飞行器和目标的相对运动可以表示为

$$\begin{cases} \ddot{r} = r\dot{\lambda}_D^2 + r\dot{\lambda}_T^2 \cos^2 \lambda_D + a_r, \\ \ddot{\lambda}_D = \frac{-2\dot{r}\dot{\lambda}_D}{r} - \dot{\lambda}_T^2 \sin \lambda_D \cos \lambda_D + \frac{a_{\lambda_D}}{r}, \\ \ddot{\lambda}_T = \frac{-2\dot{r}\dot{\lambda}_T}{r} + 2\dot{\lambda}_D \dot{\lambda}_T \tan \lambda_D - \frac{a_{\lambda_T}}{r \cos \lambda_D}, \end{cases} \quad (16)$$

下面推导面向控制的绕质心动力学状态方程. 飞行器绕质心动力学方程为

$$\begin{cases} \dot{\omega}_x = \frac{(I_y - I_z)\omega_y\omega_z}{I_x} + M_x, \\ \dot{\omega}_y = \frac{(I_z - I_x)\omega_x\omega_z}{I_y} + M_y, \\ \dot{\omega}_z = \frac{(I_x - I_y)\omega_x\omega_y}{I_z} + M_z. \end{cases} \quad (13)$$

将式(1)代入式(2)然后将得到的力矩代入式(13)可以得到

式中: r 为飞行器相对于目标点的距离, a_r , a_{λ_D} 和 a_{λ_T} 分别为飞行器相对于地面的加速度矢量在视线坐标系3个轴向的分量.

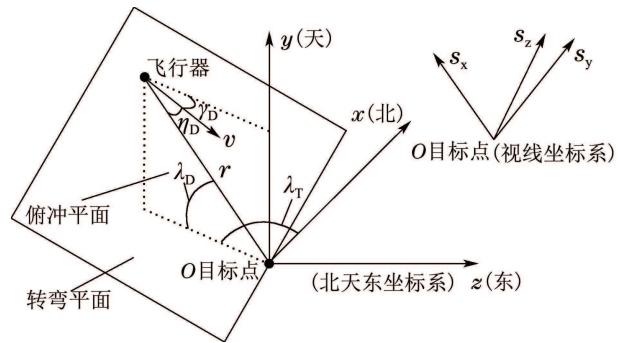


图1 北天东坐标系和视线坐标系示意图

Fig. 1 The NRE coordinate system and the LOS coordinate system

在制导律设计中, 一般选择视线角速率为控制量, 当其被控制到零时, 即可认为飞行器最终可到达目标点. 因此, 可以只考虑视线角运动方程

$$\begin{cases} \ddot{\lambda}_D = \frac{-2\dot{r}\dot{\lambda}_D}{r} - \dot{\lambda}_T^2 \sin \lambda_D \cos \lambda_D + \frac{a_{\lambda_D}}{r}, \\ \ddot{\lambda}_T = \frac{-2\dot{r}\dot{\lambda}_T}{r} + 2\dot{\lambda}_D \dot{\lambda}_T \tan \lambda_D - \frac{a_{\lambda_T}}{r \cos \lambda_D}. \end{cases} \quad (17)$$

3 一体化制导控制律设计(IGC law design)

3.1 面向控制的一体化制导控制模型(Control-oriented IGC model)

飞行器加速度矢量在视线坐标系 S_y 轴和 S_z 轴的分量为

$$\begin{cases} a_{\lambda_D} = \mathbf{S}_{H2,1}a_V + \mathbf{S}_{H2,2}a_\theta + \mathbf{S}_{H2,3}a_\sigma, \\ a_{\lambda_T} = \mathbf{S}_{H3,1}a_V + \mathbf{S}_{H3,2}a_\theta + \mathbf{S}_{H3,3}a_\sigma, \end{cases} \quad (18)$$

式中: $\mathbf{S}_{Hi,j}$, $i, j = 1, 2, 3$ 分别为半速度系到视线系的转换矩阵 \mathbf{S}_H 中的元素, i 表示行, j 表示列. 将式(10)代入式(18)然后再代入式(17)可以得到面向控制的视线角运动方程

$$\begin{cases} \ddot{\lambda}_D = \frac{-2\dot{r}\dot{\lambda}_D}{r} - \dot{\lambda}_T^2 \sin \lambda_D \cos \lambda_D + \frac{1}{r}(\mathbf{S}_{H2,1}a_V + \mathbf{S}_{H2,2}g_{Hy} + \mathbf{S}_{H2,3}g_{Hz}) + \frac{QSC_L^\alpha}{mr}(\mathbf{S}_{H2,2}\alpha \cos \gamma_V + \mathbf{S}_{H2,3}\alpha \sin \gamma_V) + \frac{QSC_L}{mr}(\mathbf{S}_{H2,2} \cos \gamma_V + \mathbf{S}_{H2,3} \sin \gamma_V) + \Delta_{\ddot{\lambda}_D}, \\ \ddot{\lambda}_T = \frac{-2\dot{r}\dot{\lambda}_T}{r} + 2\dot{\lambda}_D\dot{\lambda}_T \tan \lambda_D - \frac{1}{r \cos \lambda_D}(\mathbf{S}_{H3,1}a_V + \mathbf{S}_{H3,2}g_{Hy} + \mathbf{S}_{H3,3}g_{Hz}) - \frac{QSC_L^\alpha}{mr \cos \lambda_D}(\mathbf{S}_{H3,2}\alpha \cos \gamma_V + \mathbf{S}_{H3,3}\alpha \sin \gamma_V) - \frac{QSC_L}{mr \cos \lambda_D}(\mathbf{S}_{H3,2} \cos \gamma_V + \mathbf{S}_{H3,3} \sin \gamma_V) + \Delta_{\ddot{\lambda}_T}, \end{cases} \quad (19)$$

式中 $\Delta_{\ddot{\lambda}_D}$ 和 $\Delta_{\ddot{\lambda}_T}$ 为包含 Δ'_θ 和 Δ'_σ 的不确定未知有界标量函数.

为建立带落角约束的飞行器质心运动方程, 将当地速度倾角进行约束. 根据图1所示, 对于飞行器和地面固定目标而言其相对运动关系可以表示为

$$\begin{cases} \dot{r} = -v \cos \eta_D, \\ r\dot{\lambda}_D = v \sin \eta_D. \end{cases} \quad (20)$$

在飞行末端假设当地速度倾角为 γ_{DF} , 飞行器视线角变化率为零, 即

$$r\dot{\lambda}_D = v \sin \eta_D = v \sin(\lambda_D + \gamma_{DF}) = 0. \quad (21)$$

又因为

$$|\lambda_D + \gamma_{DF}| < \frac{\pi}{2},$$

由此可得

$$\lambda_D + \gamma_{DF} = 0. \quad (22)$$

这样就可以对当地速度倾角, 即落角进行约束.

令

$$\begin{cases} \mathbf{x}_F = \lambda_D + \gamma_{DF}, \\ \mathbf{x}_0 = [\dot{\lambda}_D \ \dot{\lambda}_T]^T = [x_{01} \ x_{02}]^T, \\ \mathbf{x}_1^* = [\alpha \cos \gamma_V \ \alpha \sin \gamma_V]^T \end{cases} \quad (23)$$

则改写式(19)可以得到带落角约束的质心状态方程

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}_F = x_{01}, \\ \dot{\mathbf{x}}_0 = \mathbf{f}_0(\mathbf{x}_0) + \mathbf{g}_0(t)\mathbf{x}_1^* + \Delta_{x_0}. \end{cases} \quad (24)$$

从式(24)和式(11)的状态量可知, 为将质心运动方程和绕质心运动方程联系起来建立一体化制导控制方程, 需要对绕质心运动方程进行状态变换. 即重新选取绕质心运动状态变量为

$$\mathbf{x}_1 = [\alpha \cos \gamma_V \ \alpha \sin \gamma_V \ \beta]^T, \quad (25)$$

可知在集合 $\Omega_0 := \{(\alpha, \beta, \gamma_V) | \alpha \neq 0\}$ 内, $\Phi: \mathbf{x}'_1 \rightarrow \mathbf{x}_1$ 为一个微分同胚^[16]. 则式(12)表示的绕质心运动状态方程可以变换为

$$\dot{\mathbf{x}}_1 = \mathbf{f}_1(\mathbf{x}_1) + \mathbf{g}_1(\mathbf{x}_1)\mathbf{x}_2 + \Delta_{x_1}, \quad (26)$$

式中

$$\mathbf{f}_1(\mathbf{x}_1) = \begin{bmatrix} \cos \gamma_V \mathbf{f}'_1(1, 1) - \alpha \sin \gamma_V \mathbf{f}'_1(2, 1) \\ \sin \gamma_V \mathbf{f}'_1(1, 1) + \alpha \cos \gamma_V \mathbf{f}'_1(2, 1) \\ \mathbf{f}'_1(3, 1) \end{bmatrix},$$

$\mathbf{g}_1(\mathbf{x}_1)$ 中各元素可以表示为

$$\begin{aligned} \mathbf{g}_1(1, 1) &= -\cos \alpha (\tan \beta \cos \gamma_V + \alpha \sec \beta \sin \gamma_V), \\ \mathbf{g}_1(1, 2) &= \sin \alpha (\tan \beta \cos \gamma_V + \alpha \sec \beta \sin \gamma_V), \\ \mathbf{g}_1(1, 3) &= \cos \gamma_V, \\ \mathbf{g}_1(2, 1) &= \cos \alpha (\alpha \sec \beta \cos \gamma_V - \tan \beta \sin \gamma_V), \\ \mathbf{g}_1(2, 2) &= -\sin \alpha (\alpha \sec \beta \cos \gamma_V - \tan \beta \sin \gamma_V), \\ \mathbf{g}_1(2, 3) &= \sin \gamma_V, \\ \mathbf{g}_1(3, 1) &= \sin \alpha, \\ \mathbf{g}_1(3, 2) &= \cos \alpha, \\ \mathbf{g}_1(3, 3) &= 0. \end{aligned}$$

综上所述, 联立式(24)、式(26)和式(15)得到一体化制导控制模型

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}_0 = \mathbf{f}_0(\mathbf{x}_0) + \mathbf{g}_0(t)\mathbf{x}_1^* + \Delta_{x_0}, \\ \dot{\mathbf{x}}_1 = \mathbf{f}_1(\mathbf{x}_1) + \mathbf{g}_1(\mathbf{x}_1)\mathbf{x}_2 + \Delta_{x_1}, \\ \dot{\mathbf{x}}_2 = \mathbf{f}_2(\mathbf{x}_2) + \mathbf{g}_2(t)\mathbf{u} + \Delta_{x_2}, \\ \mathbf{y} = \mathbf{x}_0, \end{cases} \quad (27)$$

式中: Δ_{x_0} , Δ_{x_1} 和 Δ_{x_2} 为不确定未知有界函数向量, 其中: Δ_{x_0} 和 Δ_{x_1} 为非匹配不确定因素, Δ_{x_2} 为匹配不确定因素. 且存在一组未知常数 e_0 , e_1 和 e_2 使得

$$\|\Delta_{x_i}\| \leq e_i, \quad i = 0, 1, 2 \quad (28)$$

成立. 在本文中所提及的范数, 对于矩阵而言是 Frobenius 范数, 对于向量而言是 Euclidean 范数.

在式(27)所建立的一体化制导控制模型里,绕质心运动对质心运动的主要耦合影响为式(19)中包含攻角和倾侧角的项;而质心运动对绕质心运动的主要耦合影响为式(6)中包含 $\dot{\theta}$ 和 $\dot{\sigma}$ 的项。

对于 $\mathbf{g}_1(\mathbf{x}_1)$ 可得

$$\det(\mathbf{g}_1(\mathbf{x}_1)) = \alpha \sec \beta, \quad (29)$$

因此,存在正的常数 $\alpha_{\min} < \alpha_{\max} < \frac{\pi}{2}$ 以及 $\beta_{\max} < \frac{\pi}{2}$ 使得对于任意的 $\gamma_V \in \mathbb{R}$,当 (α, β) 在集合

$$\Omega_1 := \{(\alpha, \beta) | \alpha_{\min} \leq \alpha \leq \alpha_{\max}, |\beta| \leq \beta_{\max}\} \quad (30)$$

内取值时,可知 $\mathbf{g}_1(\mathbf{x}_1)$ 是可逆的.且 Ω_1 为 \mathbb{R}^2 中的有界闭集,即 Ω_1 为一个紧集。

根据式(25)和式(30),做出如下假设:

假设 1 飞行器在整个受控飞行过程中, (α, β) 总在集合 Ω_1 中取值。

可以看出,系统(27)满足块严格反馈形式,因此可以基于块反演方法来设计系统的控制器.但传统的块反演控制方法会带来项数膨胀问题,所以本节将基于自适应块动态面反演方法来设计一体化制导控制器^[14]。

3.2 一体化制导控制方法(IGC method)

在本文后面的内容中,为简化起见,将 $\mathbf{f}(\cdot)$ 和 $\mathbf{g}(\cdot)$ 分别记为 \mathbf{f} 和 \mathbf{g} 。

现在,设计控制算法使得系统(27)闭环稳定,并且输出尽可能趋近于零.基于自适应块动态面的控制律设计过程如下:

步骤 1 定义动态面

$$\mathbf{s}_0 = [\dot{\lambda}_D + k_F \frac{v}{r} x_F \quad \dot{\lambda}_T]^T, \quad (31)$$

式中 k_F 为角误差项系数,其大小决定了动态面中落角误差项的权重.按照指数趋近律设计动态面的变化率

$$\dot{\mathbf{s}}_0 = \begin{bmatrix} -\frac{vk_{01}}{r}s_{01} - \frac{\varepsilon_1}{r}\text{sat}(s_{01}, d_1) \\ -\frac{vk_{02}}{r}s_{02} - \frac{\varepsilon_2}{r}\text{sat}(s_{02}, d_2) \end{bmatrix}, \quad (32)$$

式中: k_{01} 和 k_{02} 为正的增益常数; ε_1 和 ε_2 为饱和函数项增益; $\text{sat}(s, d)$ 为饱和函数其定义为

$$\text{sat}(s, d) = \begin{cases} 1, & s > d, \\ \frac{s}{d}, & |s| \leq d, \\ -1, & s < -d, \end{cases}$$

d_1 和 d_2 为边界层厚度。

采用式(33)趋近律的目的是,当飞行器距离目标较远即 r 较大时,趋近律的速率会变慢,确保飞行初

始阶段的过载不致过大;而当飞行器接近目标点即 r 较小时,趋近律的速率会增加从而使得视线倾角变化率 $\dot{\lambda}_D$ 不致于发散,提高命中精度;选择包含函数代替符号函数可以有效地消除虚拟控制量抖振。

对式(32)求导然后结合式(33)可以得到第1个虚拟控制输入 \mathbf{x}_{1v} :

$$\mathbf{x}_{1v} = \mathbf{g}_0^{-1} \left\{ \begin{bmatrix} -\frac{vk_{01}}{r}s_{01} - \frac{\varepsilon_1}{r}\text{sat}(s_{01}, d_1) \\ -\frac{vk_{02}}{r}s_{02} - \frac{\varepsilon_2}{r}\text{sat}(s_{02}, d_2) \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} k_F \frac{v}{r} x_{01} + k_F \frac{\dot{v}r - \dot{r}v}{r^2} x_F \\ 0 \end{bmatrix} - \mathbf{f}_0 \right\}. \quad (33)$$

该控制输入 \mathbf{x}_{1v} 能保证 \mathbf{s}_0 收敛到0附近某个邻域内。

步骤 2 定义动态面

$$\mathbf{s}_1 = \mathbf{x}_1 - \mathbf{x}_{1d}. \quad (34)$$

对 \mathbf{s}_1 求导得到

$$\dot{\mathbf{s}}_1 = \dot{\mathbf{x}}_1 - \dot{\mathbf{x}}_{1d} = \mathbf{f}_1 + \mathbf{g}_1 \mathbf{x}_2 + \Delta_{x_1} - \dot{\mathbf{x}}_{1d}. \quad (35)$$

在设计第2个虚拟控制量时,引入自适应补偿项对不确定项 Δ_{x_1} 的上界 e_1 进行估计:

$$\dot{\hat{e}}_1 = v_1(\mathbf{s}_1^T \mathbf{s}_1 - \mu_1 \hat{e}_1), \quad \hat{e}_1(0) = 0, \quad (36)$$

式中 v_1 与 μ_1 分别为大于零的常数.设计第2个虚拟控制输入为

$$\mathbf{x}_{2v} = -\mathbf{g}_1^{-1}(\mathbf{f}_1 + \hat{e}_1 \mathbf{s}_1 + \mathbf{k}_1 \mathbf{s}_1 - \dot{\mathbf{x}}_{1d}), \quad (37)$$

式中: $\mathbf{k}_1 = \text{diag}\{k_{11}, k_{12}, k_{13}\}$ 为增益.矩阵为避免在解析计算 $\dot{\mathbf{x}}_{1d}$ 时引起的微分爆炸,可以引入一阶滤波器来计算 $\dot{\mathbf{x}}_{1d}$ ^[14]。

由于 \mathbf{x}_{1v} 只包含绕质心状态的前两个参数,现在为计算 \mathbf{x}_{1d} 和 $\dot{\mathbf{x}}_{1d}$ 需要将其扩展,又根据假设在整个飞行过程中侧滑角很小,则虚拟侧滑角输入可以设为0,即 \mathbf{x}_{1v} 可以扩展为

$$\mathbf{x}_{1v}^* = [\mathbf{x}_{1v} \quad 0]^T. \quad (38)$$

根据一阶滤波器

$$\tau_1 \dot{\mathbf{x}}_{1d} + \mathbf{x}_{1d} = \mathbf{x}_{1v}^*, \quad \mathbf{x}_{1d}(0) = \mathbf{x}_{1v}^*(0) \quad (39)$$

计算出 $\dot{\mathbf{x}}_{1d}$.式中 $\tau_1 = \text{diag}\{\tau_{11}, \tau_{12}\}$ 为滤波器的时间常数.现在将 $\dot{\mathbf{x}}_{1d}$ 代入式(38)就可以得到保证 \mathbf{s}_1 收敛到零附近的某个邻域内的虚拟控制输入 \mathbf{x}_{2v} 。

步骤 3 定义动态面

$$\mathbf{s}_2 = \mathbf{x}_2 - \mathbf{x}_{2d}. \quad (40)$$

对 \mathbf{s}_2 求导得到

$$\dot{\mathbf{s}}_2 = \dot{\mathbf{x}}_2 - \dot{\mathbf{x}}_{2d} = \mathbf{f}_2 + \mathbf{g}_2 \mathbf{u} + \Delta_{x_2} - \dot{\mathbf{x}}_{2d}. \quad (41)$$

采取与步骤2中相同的方法来设计控制输入 \mathbf{u} .同样

地, 引入自适应补偿项对不确定项 Δ_{x_2} 的上界 e_2 进行估计

$$\dot{\hat{e}}_2 = v_2(s_2^T s_2 - \mu_2 \hat{e}_2), \hat{e}_2(0) = 0, \quad (42)$$

式中 v_2 与 μ_2 分别为大于零的常数. 设计控制输入为

$$\mathbf{u} = -\mathbf{g}_2^{-1}(\mathbf{f}_2 + \hat{e}_2 \mathbf{s}_2 + \mathbf{k}_2 \mathbf{s}_2 - \dot{\mathbf{x}}_{2d}), \quad (43)$$

式中: $\mathbf{k}_2 = \text{diag}\{k_{21}, k_{22}, k_{23}\}$ 为增益矩阵; $\dot{\mathbf{x}}_{2d}$ 可由一阶滤波器

$$\tau_2 \dot{\mathbf{x}}_{2d} + \mathbf{x}_{2d} = \mathbf{x}_{2v}, \mathbf{x}_{2d}(0) = \mathbf{x}_{2v}(0) \quad (44)$$

计算得到. 式中, $\tau_2 = \text{diag}\{\tau_{21}, \tau_{22}, \tau_{23}\}$ 为滤波器的时间常数.

现在考虑式(27)构成的闭环系统, 在满足假设条件下, 若选取控制律为式(44), 自适应律满足式(37)和式(43). 则对于有界的初始条件, 闭环系统的所有信号均一致收敛有界且选择适当的设计参数可以使 \mathbf{s}_0 和 \mathbf{s}_1 的最终界任意小^[15].

综上所述, 一体化制导控制律设计为

$$\left\{ \begin{array}{l} \mathbf{s}_0 = [x_{01} + k_F \frac{v}{r} x_{0F} \quad x_{02}]^T, \\ \mathbf{x}_{1v} = \mathbf{g}_0^{-1} \left\{ \begin{array}{l} -\frac{vk_{01}}{r} s_{01} - \frac{\varepsilon_1}{r} \text{sat}(s_{01}, d_1) \\ -\frac{vk_{02}}{r} s_{02} - \frac{\varepsilon_2}{r} \text{sat}(s_{02}, d_2) \end{array} \right\} - \\ \left[\begin{array}{l} k_F \frac{v}{r} x_{01} + k_F \frac{\dot{v}r - \dot{r}v}{r^2} x_{0F} \\ 0 \end{array} \right] - \mathbf{f}_0 \}, \\ \mathbf{x}_{1v}^* = [\mathbf{x}_{1v} \quad t]^T, \\ \tau_1 \dot{\mathbf{x}}_{1d} + \mathbf{x}_{1d} = \mathbf{x}_{1v}^*, \mathbf{x}_{1d}(0) = \mathbf{x}_{1v}^*(0), \\ \mathbf{s}_1 = \mathbf{x}_1 - \mathbf{x}_{1d}, \\ \mathbf{x}_{2v} = -\mathbf{g}_1^{-1}(\mathbf{f}_1 + \hat{e}_1 \mathbf{s}_1 + \mathbf{k}_1 \mathbf{s}_1 - \dot{\mathbf{x}}_{1d}), \\ \tau_2 \dot{\mathbf{x}}_{2d} + \mathbf{x}_{2d} = \mathbf{x}_{2v}, \mathbf{x}_{2d}(0) = \mathbf{x}_{2v}(0) \\ \mathbf{s}_2 = \mathbf{x}_2 - \mathbf{x}_{2d}, \\ \mathbf{u} = -\mathbf{g}_2^{-1}(\mathbf{f}_2 + \hat{e}_2 \mathbf{s}_2 + \mathbf{k}_2 \mathbf{s}_2 - \dot{\mathbf{x}}_{2d}), \end{array} \right. \quad (45)$$

4 仿真分析(Simulation analysis)

设飞行器和目标的初始状态如表1所示, 控制器参数如表2所示, 飞行器落角约束为 -70° , 落速约束为大于 $3Ma$.

表1中: φ_0 和 λ_0 为发射点的经纬度, φ_T 和 λ_T 分别为目标点的经纬度. 在仿真过程中, 为防止舵偏出现饱和, 对虚拟输入 $\mathbf{x}_{1v} = [x_{1v1} \quad x_{1v2}]^T$ 进行限制. 由微分同胚可知虚拟输入与虚拟攻角 $\alpha^\#$ 、虚拟倾侧角 $\gamma_V^\#$ 之间存在以下关系:

$$\left\{ \begin{array}{l} \gamma_V^\# = \arctan \frac{x_{1v2}}{x_{1v1}}, \\ \alpha^\# = \frac{x_{1v1}}{\cos \gamma_V^\#}, \end{array} \right. \quad (46)$$

即可以相应地对 $\alpha^\#$ 和 $\gamma_V^\#$ 进行限速, 具体方法为

$$\begin{cases} \dot{\alpha}^\# = 3^\circ/\text{s}, \\ \dot{\gamma}_V^\# = 15^\circ/\text{s}. \end{cases} \quad (47)$$

同时, 飞行器的舵偏在实际飞行中也要进行限制

$$\begin{cases} -20^\circ \leq \delta_x \leq 20^\circ, \\ -20^\circ \leq \delta_y \leq 20^\circ, \\ -30^\circ \leq \delta_z \leq 10^\circ. \end{cases} \quad (48)$$

仿真结果如图2-9所示.

表 1 飞行器和目标的状态初值

Table 1 Initial states of the vehicle and the target

变量	值	变量	值	变量	值
$V_0/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	2000	$\varphi_0/(\circ)$	5	$\phi_0/(\circ)$	0
$\theta_0/(\circ)$	0	$\psi_0/(\circ)$	0	$\lambda_0/(\circ)$	0
$\sigma_0/(\circ)$	0	$\gamma_{V0}/(\circ)$	0	$\phi_T/(\circ)$	1
$\omega_{x0}/((\circ) \cdot \text{s}^{-1})$	0	x/m	0	$\lambda_T/(\circ)$	1
$\omega_{y0}/((\circ) \cdot \text{s}^{-1})$	0	y/m	30000		
$\omega_{z0}/((\circ) \cdot \text{s}^{-1})$	0	z/m	0		

表 2 控制器参数

Table 2 Parameters of the controller

参数	值	参数	值	参数	值
k_F	0.8	k_{11}	40	k_{21}	10
k_{01}	0.1	k_{12}	20	k_{22}	20
k_{02}	0.08	k_{13}	10	k_{23}	60
ε_1	0.5	τ_{11}	0.3	τ_{21}	0.2
ε_2	0.5	τ_{12}	0.3	τ_{22}	0.2
d_1	0.05	v_1	50	τ_{23}	0.2
D_2	0.05	μ_1	0.1	v_2	5
				μ_2	0.1

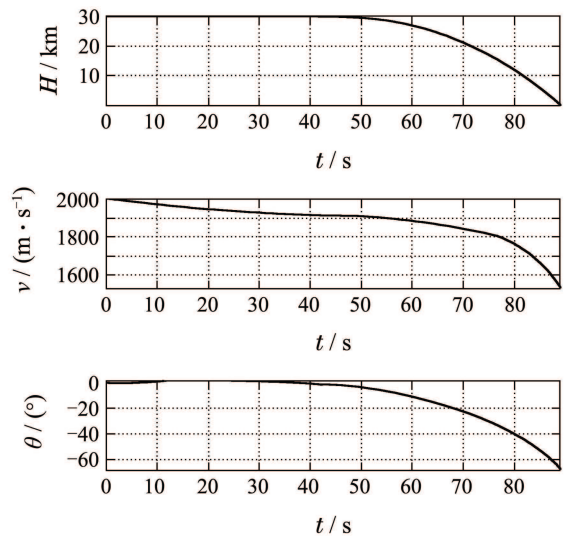


图 2 高度、速度和当地速度倾角随时间变化曲线
Fig. 2 Curves of the height, velocity and local velocity path angle

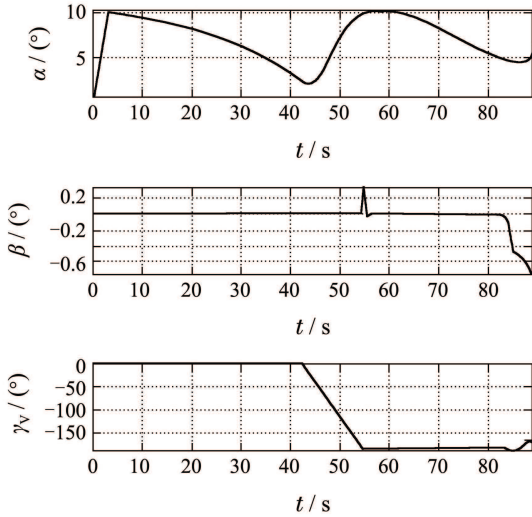


图3 攻角、侧滑角和倾侧角随时间变化曲线
Fig. 3 Curves of the attack angle, sideslip angle and bank angle

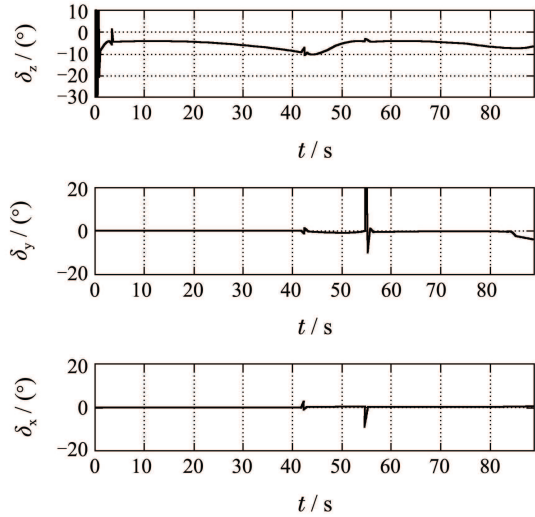


图6 舵偏角随时间变化曲线
Fig. 6 Curves of the fin deflections

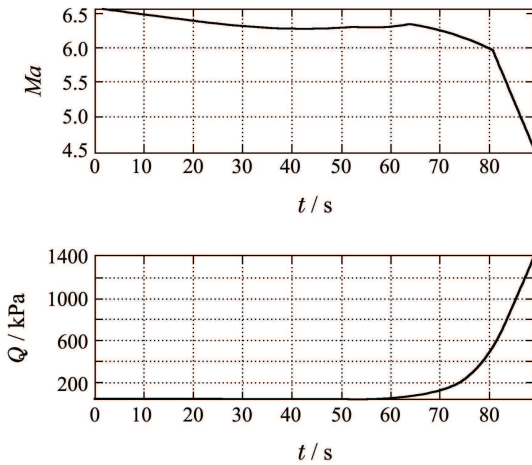


图4 马赫数和动压随时间变化曲线
Fig. 4 Curves of the Mach number and dynamic pressure

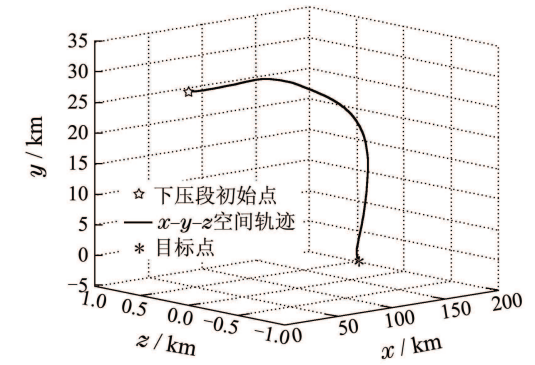


图7 飞行器的空间曲线
Fig. 7 The 3-D Vehicle trajectory

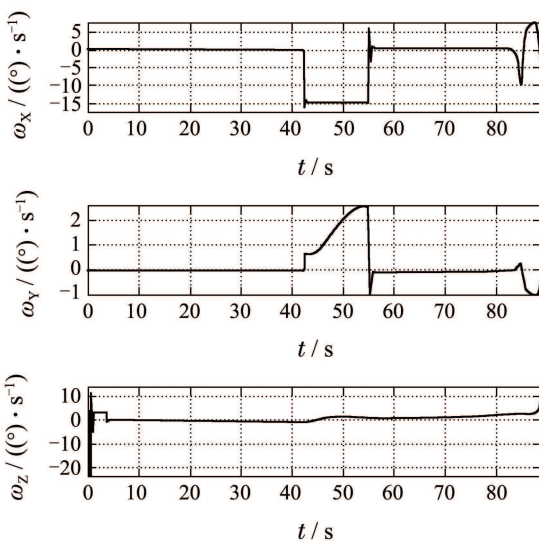


图5 滚转、偏航和俯仰角速率随时间变化曲线
Fig. 5 Curves of the roll, yaw and pitch rate

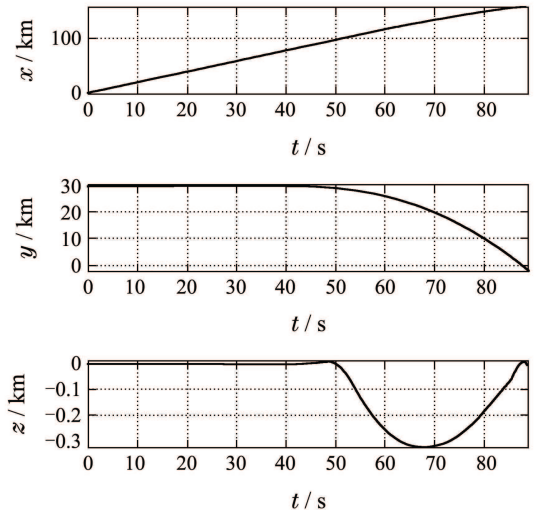


图8 飞行器位置在发射系中分量的变化曲线
Fig. 8 Curves of the vehicle position projecting into the launch coordinate system

由图2可知,飞行器落角约为 68.96° 。由图3可知,在飞行过程中,攻角保持在范围 $[0.59^\circ \ 10.25^\circ]$ 内,满足假设1,大约飞行42s后倾侧角开始 180° 翻转。

由图4可知飞行器落速约为 $4.48Ma$, 最大动压约为 1420.38 kPa ; 由图5可知, 整个飞行过程姿态基本保持稳定; 由图6可知, 俯仰舵偏角在开始时有较大的变化外, 剩余飞行过程都维持在较小幅值, 而偏航和滚转舵偏角在倾侧角翻转结束时出现较大变化外, 其余时间都保持在较小幅值. 由图7–8可知, 飞行器在整个俯冲过程中弹道变化平滑, 最终落点脱靶量约为 7.3 m . 由图9可知, 飞行器分别在体系轴向、法和横向最大过载约为 4.15 g , 2716 g 和 1.42 g .

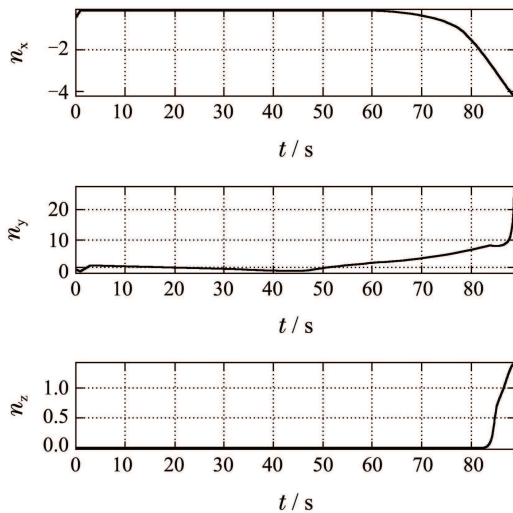


图9 过载变化曲线

Fig. 9 Curves of the overload

由仿真结果可知, 高超声速飞行器利用本文提出的一体化制导控制方法, 能在满足落角约束的前提下实现对固定目标高精度打击, 并在飞行过程中满足约束条件, 姿态保持稳定.

5 结论(Conclusions)

本文推导出了一一种适用于带落角约束的高超声速飞行器俯冲段的一体化制导控制模型, 针对该模型提出了自适应块动态面反演控制方法. 本文所提出的一体化制导控制方法充分地利用质心运动和绕质心运动之间的耦合作用, 因此该方法能很好地适用于距离目标远、运动状态具有强非线性和强耦合的高超声速飞行器俯冲段BTT控制. 该控制方法可以有效地消除干扰的影响. 仿真结果表明, 该方法使得飞行器在满足落角约束的情况下对地面固定目标具有较高的命中精度, 且在飞行过程中保持姿态稳定. 该问题的研究, 对于高超声速飞行器在俯冲段的制导与控制研究具有重要意义.

参考文献(References):

- [1] WANG P, TANG G J, LIU L H, et al. Nonlinear hierarchy-structured predictive control design for a generic hypersonic vehicle [J]. *Science China Technological Science*, 2013, 56(8): 2025 – 2036.
- [2] WILLIAMS D E, RICHMAN J, FRIEDLAND B. Design of an integrated strapdown guidance and control system for a tactical mis-

sile [C] // *Proceedings of AIAA Guidance and Control Conference*. Gatlinburg, USA: AIAA, 1983: 57 – 66.

- [3] 薛文超, 黄朝东, 黄一. 飞行制导控制一体化设计方法综述 [J]. *控制理论与应用*, 2013, 30(12): 1511 – 1520.
(XUE Wenchao, HUANG Chaodong, HUANG Yi. Design methods for the integrated guidance and control system [J]. *Control Theory & Applications*, 2013, 30(12): 1511 – 1520.)
- [4] MENON P K, OHLMEYER E J. Integrated design of agile missile guidance and control system [C] // *Proceedings of the 7th Mediterranean Conference on Control and Automation*. Haifa, Israel: IEEE, 1999: 1469 – 1494.
- [5] MENON P K, OHLMEYER E J. Integrated guidance-control systems for fixed-aim warhead missiles [C] // *AIAA Missile Sciences Conference*. Monterey, CA: AIAA, 2000: 1 – 10.
- [6] VADDI S S, MENON P K. Numerical SDRE approach for missile integrated guidance-control [C] // *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit*. Hilton Head, South Carolina: AIAA, 2007: 1 – 17.
- [7] XIN M, BALAKRISHNAN S N, OHLMEYER E J. Integrated guidance and control of missiles with Theta-D method [J]. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2006, 14(6): 981 – 992.
- [8] SHTESSEL Y B, SHKOLNIKOV I A. Integrated guidance and control of advanced interceptors using second order sliding modes [C] // *Proceedings of the 42nd IEEE Conference on Decision and Control*. Maui, Hawaii USA: IEEE, 2003: 4587 – 4592.
- [9] SHIMA T, IDAN M, GOLAN O M. Sliding mode control for integrated missile autopilot-guidance [J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2006, 29(2): 250 – 260.
- [10] IDAN M, SHIMA T, IDAN M, et al. Integrated sliding mode autopilot-guidance for dual-control missiles [J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2007, 30(4): 1081 – 1089.
- [11] TOURNES C, PASCHAL N, WILKERSON P. Integrated terminal guidance and autopilot using subspace-stabilization [C] // *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit*. Montreal, Canada: AIAA, 2001: 1 – 11.
- [12] HUGHES T L, MCFARLAND M B. Integrated missile guidance law and autopilot design using linear optimal control [C] // *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit*. Denver, Co: AIAA, 2000: 1 – 7.
- [13] HOU M Z, DUAN G R. Integrated guidance and control for homing missiles against ground fixed targets [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2008, 21(2): 162 – 168.
- [14] HOU M Z, LIANG X L, DUAN G R. Adaptive block dynamic surface control for integrated missile guidance and autopilot [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2013, 26(3): 741 – 750.
- [15] 段广仁, 侯明哲. 基于滑模方法的自适应一体化导引与控制律设计 [J]. *兵工学报*, 2010, 31(2): 191 – 198.
(DUAN Guangren, HOU Mingzhe. Adaptive integrated guidance and control law design using sliding-mode approach [J]. *Acta Armamentarii*, 2010, 31(2): 191 – 198.)
- [16] KHALIL H K. *Nonlinear Systems* [M]. Upper Saddle River: Prentice-Hall, 2011.

作者简介:

赵嗽 (1989–), 男, 博士研究生, 主要从事飞行器动力学与控制方面的研究, E-mail: aero.zhaotun@foxmail.com;

王鹏 (1984–), 男, 讲师, 主要从事飞行器动力学与控制方面的研究, E-mail: wonderful2020@163.com;

刘鲁华 (1977–), 男, 副教授, 主要从事飞行器动力学、制导与控制方面的研究, E-mail: liu_luhua@sohu.com;

吴杰 (1964–), 男, 教授, 主要从事导航、制导与控制方面的研究, E-mail: wujie_nudt@sina.com.