

文章编号: 1001- 2486(2007) 03- 0126- 05

一种多约束条件下高超声速导弹对地攻击的三维最优变结构制导律*

孙未蒙, 骆 振, 郑志强

(国防科技大学 机电工程与自动化学院, 湖南 长沙 410073)

摘要: 针对高超声速空地导弹多约束高精度末制导的基本需求, 在三维解耦的俯仰平面和转弯平面上分别设计制导律。在综合考虑脱靶量、落角、入射角等多种约束条件后, 运用最优控制构造的最优制导律设计了一种三维最优变结构制导律, 接着利用梯度自适应下降法和 T-S 模型改进了速度约束控制。最后通过典型弹道的结果显示该制导律能够满足多约束高精度制导的需要, 具有良好的弹道性能。

关键词: 高超声速空地导弹; 制导律; 多约束; 最优控制; 变结构控制; 模糊控制

中图分类号: TJ765. 3 文献标识码: B

Three-dimensional Optimal Variable Structure Guidance Law with Multiple Constraints in Ground Strike of Hypersonic Air-to-surface Missiles

SUN Wei-meng, LUO Zhen, ZHENG Zhi-qiang

(College of Mechatronics Engineering and Automation, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: In order to study the terminal precision guidance of the hypersonic air-to-surface missile with constraints, the guidance law was designed respectively in the pitching plane and swerve plane. After the constraints of miss distance, impact angular and orientation angular were considered synthetically, and the three-dimensional optimal variable structure guidance law was derived from the optimal control. Moreover, the traditional algorithm of max-velocity control was also mended by the adaptive gradient method and Takagi-Sugeno fuzzy system. Through the simulation test of the characteristic trajectory, the optimal variable structure guidance law with constraints is not only satisfied with the precision guidance in the multi-constraint conditions, but also has excellent trajectory in terminal guidance.

Key words: hypersonic air-to-surface missile; guidance law; constraints; optimal control; variable structure control; fuzzy control

在高超声速空地导弹末端对地攻击时, 不但需要实现高精度, 而且还要满足预设落角、入射方位角、射程、速度等方面的约束限制, 而目前研究较多的是带落角控制的制导律^[1-4]。由于导弹实际飞行过程中系统参数存在一定的不确定性^[5-6], 采用滑模变结构控制可以较好地解决末制导律中干扰和系统参数摄动的影响, 这也是近些年研究的热点^[7-8]。

本文利用高超声速空地武器对地攻击的三维制导模型, 运用最优控制构造滑模平面和趋近律, 得到一种满足脱靶量、落角、入射角等多约束条件的三维最优变结构制导律, 同时利用梯度自适应下降法和模糊控制 T-S 模型改进了导弹速度约束控制算法。最后运用典型弹道仿真分析了该制导律的可行性和速度控制的有效性。

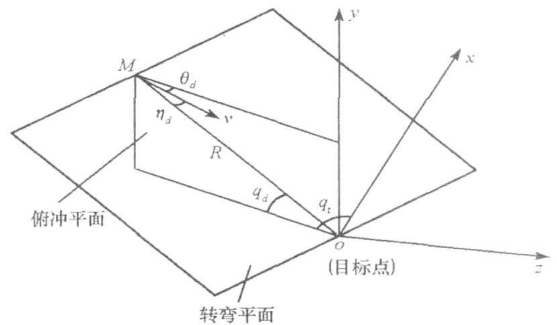


图 1 俯仰平面和转弯平面示意图

Fig. 1 Engagement geometry

* 收稿日期: 2007- 01- 06

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(60374006)

作者简介: 孙未蒙(1976-), 男, 博士生。

1 弹目相对运动方程

如图 1 所示, 以飞行器三自由度模型为基础, 可以将飞行器的运动坐标解耦成俯冲平面的运动与转弯平面的运动^[9]。建立飞行器在俯冲平面内的运动方程, 在图 1 中 v 为飞行器速度, θ_d 为速度在俯仰平面内的方向角, q_d 为视线角, η_d 为速度与视线间的夹角, R 为视线距离。设在俯冲平面内, $\theta_d < 0$, 则 $\eta_d = \theta_d + q_d$, 由图 1 所建立的弹目关系图可知 $R\dot{\theta}_d = -v \cos \eta_d$, $R\dot{q}_d = v \sin \eta_d$, 参考文献[1, 9]可得俯仰平面内的弹目相对运动方程:

$$\begin{cases} \dot{X}_d = A_d X_d + B_d u_d \\ Y_d = C_d X_d \end{cases}, \quad X_d = \begin{bmatrix} x_{d1} \\ x_{d2} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_d \\ q\dot{d} \end{bmatrix}, \quad A_d = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 2/T_g \end{bmatrix}, \quad B_d = \begin{bmatrix} 0 \\ 1/T_g \end{bmatrix}, \quad u_d = \theta\dot{d}, \quad C_d = [0 \quad 1] \quad (1)$$

式中, $v \neq 0$, $T_g = -R/\dot{R}$ ($R > 0$)。同理令 $\eta_t = \theta_t + q_t$, η_t 为速度矢量在转弯平面的夹角, θ_t 为速度在转弯平面内的方向角。可得转弯平面内的运动方程:

$$\dot{X}_t = A_t X_t + B_t u_t, \quad X_t = \begin{bmatrix} x_{t1} \\ x_{t2} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_t \\ q\dot{t} \end{bmatrix}, \quad A_t = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 2/T_g \end{bmatrix}, \quad B_t = \begin{bmatrix} 0 \\ 1/T_g \end{bmatrix}, \quad u_t = \theta\dot{t} \quad (2)$$

2 多约束条件下最优变结构制导律制导律设计

在上节所建坐标系下, 将末端制导律的设计分别在俯冲平面与转弯平面单独进行。

2.1 俯冲平面内带落角控制的最优变结构制导律

在俯冲平面内, 考虑到落角条件的影响, 结合比例导引的通常要求, 弹道终端约束条件要求视线角与预定的速度倾角 θ_{df} 相等, 且视线角速度等于零, 即式(1)终端条件须满足 $q_d(t_f) = -\theta_{df}$, $q\dot{d}(t_f) = 0$ 。将式(1)中的状态方程变量 x_{d1} 改写为 $x_{d1} = q_d + \theta_{df}$, 原方程变为:

$$\begin{cases} \dot{X}_d = A_d X_d + B_d u_d \\ Y_d = C_d X_d \end{cases} \quad (3)$$

式中 $X_d = [x_{d1} \quad x_{d2}]^T = [q_d + \theta_{df} \quad q\dot{d}]^T$, 终端条件变为 $X_{df} = [0 \quad 0]^T$, 为了在终端取得良好的效能, 选取末端误差量和能量损失最小函数作为最优性能指标 $J = X^T(t_f) F X(t_f) + \frac{1}{2} \int_0^{t_f} u^2(\tau) d\tau$, 这是二次型最优问题, 可以用一个黎卡提方程表示。 F 为非负定对称矩阵, 由文献[1, 3]可知, 在俯冲平面最优制导律为:

$$u_{dc}^* = -4x_{d2} - 2x_{d1}/T_g \quad \text{或} \quad u_{dc}^* = -4q\dot{d} - 2(q_d + \theta_{df})/T_g \quad (4)$$

采用滑模变结构控制理论, 选取开关函数

$$S_d = \begin{bmatrix} s_{d1} \\ s_{d2} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_{d1} \\ x_{d2} \end{bmatrix} \quad (5)$$

在制导过程中, 最关心的是 $q\dot{d}$ 的变化^[7]。设计切换函数 $s_{d2} = q\dot{d}$ 。为了使 x_{d2} 在到达滑模 $s_{d2} = 0$ 的过程中具有较好的动态品质, 可以利用规定“趋近率”的办法来加以控制。不考虑干扰情况下, 将式(4)代入式(3), 得到滑模外的最优运动:

$$\dot{x}_{d2} = -2x_{d1}/T_g - 2x_{d2}/T_g \quad (6)$$

依据上式构造最优趋近率的一般表达式:

$$\dot{s}_{d2} = -2s_{d1}/T_g - 2s_{d2}/T_g - \varepsilon_d \text{sign}(s_{d2})/T_g, \quad \varepsilon_d > 0 \quad (7)$$

该趋近率通过对 T_g 的估计, 具有较强的自适应性。把式(3)、(6)代入式(7), 同时为抑制制导律进入滑动模态后的高频震荡, 在最后一项引入一个小常量 Δx_d , 整理得

$$u_{dc} = -4x_{d2} - 2x_{d1}/T_g - \varepsilon_d \text{sign}(x_{d2} + \Delta x_d) \quad \text{或} \quad \theta\dot{d} = -4q\dot{d} - 2(q_d + \theta_{df})/T_g - \varepsilon_d \text{sign}(q\dot{d} + \Delta q\dot{d}) \quad (8)$$

这就是最优变结构制导律。该制导律需要的制导信息有视线角、视线角速率, 无需知道目标的横向加速度等信息, 此外由于滑模制导律具有鲁棒性, 制导过程中只须大概估计导弹飞行的剩余时间或相对距离

和相对速度。该制导律实现简单, 动态品质良好, 很适合末制导导弹使用。

2.2 多约束条件下最优变结构制导律

采用与俯冲平面相似的推导方式可得转弯平面同时满足脱靶量、落入射角 θ_T 的限制条件的最优变结构制导律:

$$u_{ic}^* = -4\dot{q}_T - 2(q_t + \eta_f)/T_g - \epsilon \text{sign}(q_T + \Delta q_T) \quad \text{或} \quad \theta_T = -4\dot{q}_T - 2(q_t + \eta_f)/T_g - \epsilon \text{sign}(q_T + \Delta q_T) \quad (9)$$

由式(10)、(11), 在制导精度、落角、入射方位角多重约束下的变结构制导律可表示为:

$$U(t) = \begin{bmatrix} \dot{q}_d \\ \dot{\theta}_T \end{bmatrix} = -4 \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{q}_T \\ \dot{\theta}_T \end{bmatrix} - \frac{2}{T_g} \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_d + \theta_{df} \\ q_t + \theta_f \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \epsilon_l \text{sign}(q_T + \Delta q_T) \\ \epsilon_s \text{sign}(q_T + \Delta q_T) \end{bmatrix} \quad (10)$$

从形式上看, 该导引律可以看成增加了变结构修正项、末端落角、入射方位角修正项的比例导引律, 通过调节控制器参数 ϵ_l 、 ϵ_s 、 δ_l 、 δ_s 可以保证输出量进入滑动模式的动态品质。

3 速度约束控制

在导弹对地攻击时, 尤其是在高超声速空地武器的末端制导, 由于制导的实际需要, 有可能要减速或者限速。对导弹而言, 比较简单易行的方法之一是增大攻角, 产生附加的诱导阻力, 使速度降下来。为克服文献[9]平均分配加速度时可能产生的落点偏差问题, 采用梯度自适应下降法, 令导弹减速所需附加切向加速度为:

$$\left. \frac{da}{dt} \right|_{t=t_0} = \langle \Delta g(a(t_0)), v \rangle = \lambda \quad a(T_g) = 0 \quad (11)$$

$\Delta g(a(t_0))$ 是弹道流形在弹道曲线 $a(t_0)$ 点处沿速度 v 方向的梯度向量, 即 $v - v^* = \int_0^{T_g} a(t) dt$, v^* 是理想控制速度, 故可得 $\lambda = [2(v - v^*)]/T_g^2$, 代入(11)式得

$$a(t) = 2(v - v^*)(T_g - t)/T_g^2 \quad (12)$$

根据气动关系^[9], 可以近似地认为导弹附加攻角 $\alpha = \left[\frac{4m}{SC_N^{\alpha k}} \left(\frac{v - v^*}{v} \right) \frac{1}{T_g \rho} \right]^{1/2}$, m 是导弹质量, S 为导弹特征面积, C_N^{α} 为诱导阻力系数, ρ 是大气密度, k 是对 T_g 时间的修正系数, 通常可取 1。

为克服导弹攻角在 v^* 附近的抖动问题, 依据 T-S 模糊模型^[10], 构建如图 2 所示的模糊控制隶属函数, Δu 为速度方向上转动角速率增加矢量, 转折点 v_1^* , v_2^* 为预设速度参数。依据 T-S 模型中的隶属函数, 得出两条模糊推理规则, 如表 1 所示。

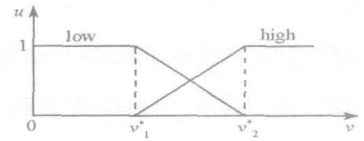


图 2 模糊控制隶属函数曲线
Fig. 2 Membership function of input and output

表 1 模糊规则及其模糊推理过程

Tab. 1 Fuzzy control rules

规则	R^1	R^2
前提 If v_1^* and v_2^*		
结论 Then Δu	$\Delta u_1 = 0$	$\Delta u_2 = \rho v S C_N^{\alpha} \alpha_N / (2m)$

4 典型弹道分析

为检验本文所推导的多约束最优变结构制导律的有效性和实际性能, 我们以高超声速空地导弹三自由度数字仿真平台为基础, 给出两种典型弹道仿真情况进行验证和分析, 仿真中的制导律都采用式(10)所示制导律, 速度控制采用表1的推理规则。

4.1 典型弹道仿真 1

导弹进入末制导后的初始速度为 1570m/s , 目标位置为 $(20\text{km}; -10\text{km}; 0.0\text{km})$; 导弹飞行姿态限制为攻角 $|\alpha| \leq \pm 30^\circ$ 和侧滑角 $|\beta| \leq \pm 30^\circ$, 导弹预定落角和入射方位角分别为 -30° 和 45° , 仿真结果如图3、图4所示。

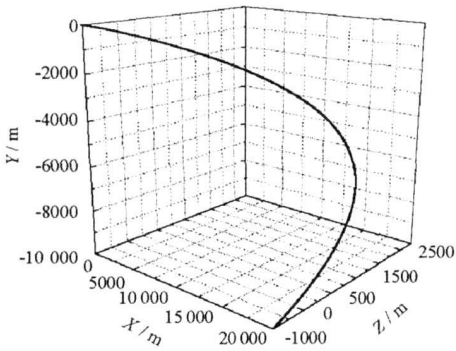


图3 弹道曲线

Fig. 3 Example of 3D trajectory

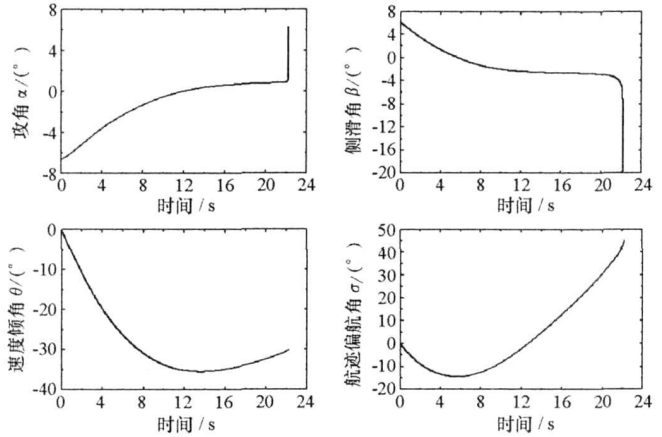


图4 弹道参数

Fig. 4 Time-history of trajectory parameter

导弹飞行时间是 22.19s , 脱靶量为 0.48m , 速度倾角(即落角)为 -30.12° , 航迹偏航角(即入射方位角)为 45.31° , 攻角、侧滑角整体变化平稳, 且在极值范围内。整条弹道比较光滑平稳, 制导律对弹道角度偏差具有较强的自动纠正能力, 在多约束条件下, 能满足高超声速空地导弹精确末制导的性能要求。

4.2 典型弹道仿真 2

为了反映带速度约束控制时制导律的实际性能和速度约束控制算法的性能, 我们选择4.1节的导弹和目标条件, 考虑到精确末制导的最大速度限制为 750m/s , 参照表格1的算法, 设定 $v_1^* = 720\text{m/s}$, $v_2^* = 750\text{m/s}$, 仿真结果如图5~7所示。

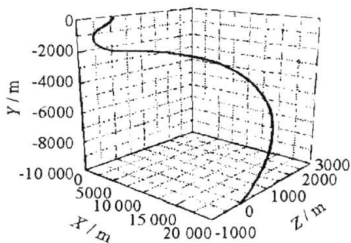


图5 弹道曲线

Fig. 5 Example of 3D trajectory

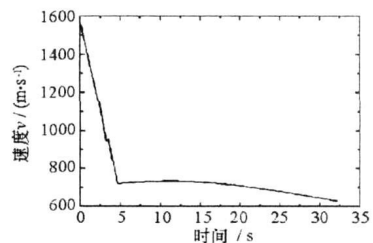


图6 速度随时间变化曲线

Fig. 6 Time-history of velocity

导弹飞行时间是 32.19s , 脱靶量为 0.45m , 速度倾角(即落角)为 -30.16° , 航迹偏航角(即入射方位角)为 45.39° 。在仿真1中, 导弹末速为 734.89m/s , 进入制导最大速度限制范围的飞行时间只有 0.72s ; 采用本文的速度控制后, 导弹末速降为 631.80m/s , 最大速度限制范围内的飞行时间有 27.69s 。从弹道上看, 在飞行的初始阶段, 导弹在考虑制导精度的前提下大攻角快速减速, 进入最大速度限制范围后, 攻

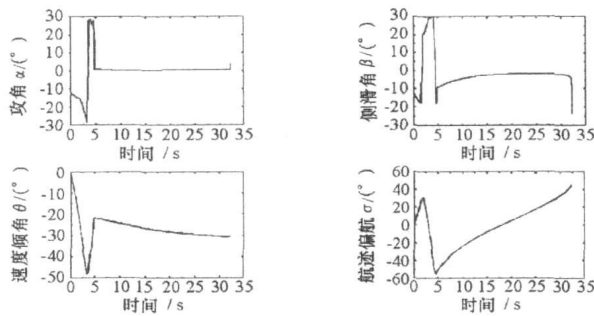


图7 弹道参数

Fig. 7 Time-history of trajectory parameter

角、侧滑角、速度变化平稳,且在极值范围内,弹道光滑平稳。通过仿真可以看到速度约束控制算法有效,制导律能够满足有速度约束条件下的高超声速空地导弹多约束高精度制导的需要。

5 结论

本文综合考虑脱靶量、落角、入射角等多约束条件,运用最优控制推导出最优制导律,构建变结构控制的滑模平面和趋近律,得到一种新的多约束三维最优变结构制导律,同时利用梯度自适应下降法和模糊控制 T-S 模型改进了导弹速度约束控制算法。通过典型弹道仿真验证了制导律的有效性,证明该制导律算法能够满足高超声速导弹在脱靶量、落角、入射方位角、速度等约束条件下高精度制导的需要,具有良好的弹道性能。

参考文献:

- [1] 陈克俊, 赵汉元. 一种适用于攻击地面固定目标的最优再入机动制导律[J]. 宇航学报, 1994, 15(1): 1-7.
- [2] Ryou C K, Cho H J, Tahk M J. Closed-form Solutions of Optimal Guidance with Terminal Impact Angle Constraint[C]// Control Applications, CCA 2003, Proceedings of 2003 IEEE Conference, 2003.
- [3] Jason J F. Precision Guidance with Impact Angle Requirements[R]. Weapons Systems Division Aeronautical and Maritime Research Laboratory, DSTO-TR-1219, 2001.
- [4] Kim M, Grider K V. Terminal Guidance for Impact Attitude Angle Constrained Flight Trajectories[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1973, AES-9(6): 852-859.
- [5] 瞿章华, 曾明, 刘伟, 等. 高超声速空气动力学[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1999: 9-130.
- [6] Mimirani M, Wu C. Modeling for Control of a Generic Airbreathing Hypersonic Vehicle[C]//2005 AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit; San Francisco, CA; USA; 15-18 Aug. 2005: 1-19.
- [7] Zhou D, Mu D, Xu W. Adaptive Sliding-mode Guidance of a Homing Missile[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1999, 22(4): 589-594.
- [8] Babu K R, Sama I G, Swamy K N. Two Variable-structure Homing Guidance Schemes with and Without Target Maneuver Estimation[C]// AIAA - 94-3566-CP, 1994: 216-224.
- [9] 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: 221-2309.
- [10] Passino K M, Yurkovich S. 模糊控制[M]. 北京: 清华大学出版社, 2001: 69-72, 111-176.