

文章编号:1000-6893(2008)04-1020-07

带有攻击角度和攻击时间控制的三维制导

张友安, 马培蓓

(海军航空工程学院 控制工程系, 山东 烟台 264001)

Three-dimensional Guidance Law with Impact Angle and Impact Time Constraints

Zhang Youan, Ma Peibei

(Department of Control Engineering, Naval Aeronautical and Astronautical University, Yantai 264001, China)

摘 要: 在三维空间导引动力学与运动学模型的基础上,假设目标静止,而导弹本身以恒速运动,根据实际的攻击角度与设定的攻击角度误差,分析和设计了期望的视线(LOS)角运动学,基于李雅普诺夫稳定性理论设计了带有攻击角度控制的三维导弹导引律。为了对攻击时间进行预测与控制,假设导弹本身以恒速或者匀加/减速运动,先将导弹导引到预定的攻击角度上,根据待飞直线距离对待飞时间进行估算,再根据预测时间误差,确定导弹按照特定的圆弧轨迹机动飞行的指令和机动飞行的时间,通过机动飞行来对时间误差进行补偿,最后,再利用所设计的导引律攻击目标。给出了仿真结果。

关键词: 导航、制导与控制; 三维制导; 李雅普诺夫稳定性; 攻击角度; 攻击时间

中图分类号: TJ762; TJ765 **文献标识码:** A

Abstract: Under the assumptions that the target is stationary and the velocity of missile is constant, based on the dynamics and kinematics of the relative motion between missile and target, and according to the error between the real impact angle and the designated impact angle, the desired kinematics of line of sight(LOS) is analyzed and designed. Then, a three-dimensional guidance law is designed by using Lyapunov stability theory. In order to predict and control the impact time, it is supposed that the velocity of missile is constant or time-varying with a constant positive/negative acceleration, the missile is guided to the designated impact angle, and the time-to-go is estimated according to the range-to-go. Then, the accelerations and time periods for missile maneuver along specifically designed circular arcs is determined according to the impact time error which is then compensated by the determined maneuver. Finally, the missile is guided to impact the target by the designed guidance law. Simulation results are given.

Key words: navigation, guidance and control; three-dimensional guidance; Lyapunov stability; impact angle; impact time

为了提高导弹的杀伤力,对攻击角度提出了一定的要求,而为了提高导弹的突防能力,通常需要采用饱和攻击战术,这样对攻击时间控制也提出了具体的要求。攻击角度控制方面的研究和应用相对较多。Kim 和 Grider^[1] 针对再入飞行器在垂直平面内提出一种最优攻击角度控制导引律; Song 等^[2] 针对速度时变的导弹和机动目标提出一种具有终端攻击角度约束的最优导引律; Kim 等^[3] 提出了一种带有时变偏置的比例导引(PNG)律。攻击时间控制方面的研究相对较少。Ryoo 等^[4] 给出了带有末端攻击角度约束的最优导引律的闭环形式的解,并给出了两种精确的剩余时间预测方法:一种方法是弯曲的航迹长度除

以导弹的速度;另一种方法是射程除以平均速度。Jeon 等^[5] 提出了一种新型的攻击时间控制导引律,它是众所周知的比例导引律与攻击时间误差(即采用比例导引律预测的攻击时间与指定的攻击时间之差)反馈控制的结合。为了同时提高导弹的杀伤力和突防能力,有必要研究同时考虑攻击角度和攻击时间控制的三维导引问题。Jeon^[6] 还提出了一种同时考虑攻击时间控制和攻击角度控制的二维平面导引律。Jung 等^[7] 给出了一种同时考虑攻击时间控制和攻击角度控制的三维空间导引律,但没有给出导引律的推导和证明过程。这些研究中,均假定导弹的速度是恒定不变的。但在现实中,导弹的速度通常都是变化的,因此,研究导弹速度变化情况下的攻击时间预测和控制和攻击角度控制的三维导引律将更有理论意义和实际应用价值。本文正是针对此问题开展了深入

收稿日期:2007-07-04; 修订日期:2007-10-04
基金项目:国家自然科学基金(60674090)
通讯作者:张友安 E-mail: zhangya63@sina.com

研究。

1 三维空间导引问题描述

本文中用到的有关符号说明、坐标系定义及导引运动模型详见文献[8]。这里简洁说明如下: A_{ym} 和 A_{zm} 分别为导弹的俯仰和偏航加速度; A_{ymc} 和 A_{zmc} 分别为导弹的俯仰和偏航加速度命令; V_m 为导弹速度的大小; θ_L 和 ϕ_L 分别为视线(LOS)的高低角和方位角; θ_m 和 ψ_m 分别为导弹速度方向相对LOS坐标系的高低角和方位角; r 为导弹与目标之间的距离; $\dot{\lambda}_x$, $\dot{\lambda}_y$ 和 $\dot{\lambda}_z$ 为LOS角速度矢量沿LOS坐标系各轴的分量。进一步假定要攻击的目标是固定战略目标或者慢速移动的舰船(为简单起见,不妨假定目标是静止的)。考虑到在攻击角度的导引控制中,导弹速度变化的影响其实很小,为简化导引律,以便工程实现,这里假定导弹速度恒定不变,导弹的动态特性可以忽略,即认为 $A_{ym}=A_{ymc}$, $A_{zm}=A_{zmc}$,且 A_{ym} , A_{zm} 仅改变导弹速度的方向而不改变速度的大小。这时导引运动模型可简化为

$$\dot{r} = -V_m \cos \theta_m \cos \psi_m \quad (1)$$

$$r\dot{\lambda}_y = V_m \sin \theta_m \quad (2)$$

$$r\dot{\lambda}_z = -V_m \cos \theta_m \sin \psi_m \quad (3)$$

$$\dot{\theta}_m = \frac{A_{zm}}{V_m} + \frac{1}{r} V_m \sin^2 \psi_m \tan \theta_L \cos \theta_m + \frac{1}{r} V_m \cos \psi_m \sin \theta_m \quad (4)$$

$$\dot{\psi}_m = \frac{A_{ym}}{V_m \cos \theta_m} - \frac{1}{r} V_m \sin \theta_m \sin \psi_m \cos \psi_m \tan \theta_L + \frac{1}{r \cos \theta_m} V_m \sin^2 \theta_m \sin \psi_m + \frac{1}{r} V_m \cos \theta_m \sin \psi_m \quad (5)$$

2 带攻击角度控制的三维导引律

从理论上讲,攻击角度的选择应该能够反映导弹相对于目标的速度方向。根据三维空间导引几何关系,可以选择“ $\psi_m + \phi_L$ ”和“ $\theta_m + \theta_L$ ”为攻击角度。但为了便于理论分析和实际应用,并且考虑到当对攻击角度的导引控制时间足够时,导弹的速度方向将与弹目视线方向重合,即 $\psi_m \approx 0^\circ$, $\theta_m \approx 0^\circ$,因此,可以选择 ϕ_L 和 θ_L 为攻击角度。设要求的攻击角度(期望值)为 ϕ_{Lc} 和 θ_{Lc} ,则期望的视线角运动学可设计为

$$\dot{\lambda}_{z,des} = -k_{\lambda z}(\phi_L - \phi_{Lc}) \quad (6)$$

$$\dot{\lambda}_{y,des} = k_{\lambda y}(\theta_L - \theta_{Lc}) \quad (7)$$

式中: $k_{\lambda z} > 0$, $k_{\lambda y} > 0$,代表相应的视线角运动学带宽。

如果通过控制,使 $\dot{\lambda}_{z,des} = \dot{\lambda}_z$, $\dot{\lambda}_{y,des} = \dot{\lambda}_y$,则有

$$\dot{\lambda}_z = -k_{\lambda z}(\phi_L - \phi_{Lc}) \quad (8)$$

$$\dot{\lambda}_y = k_{\lambda y}(\theta_L - \theta_{Lc}) \quad (9)$$

考虑到

$$\left. \begin{aligned} \dot{\lambda}_z &= \dot{\phi}_L \cos \theta_L \\ \dot{\lambda}_y &= -\dot{\theta}_L \end{aligned} \right\} \quad (10)$$

式(8)和式(9)可表示为

$$\dot{\phi}_L = -\frac{k_{\lambda z}}{\cos \theta_L}(\phi_L - \phi_{Lc}) \quad (11)$$

$$\dot{\theta}_L = -k_{\lambda y}(\theta_L - \theta_{Lc}) \quad (12)$$

这表明,如果控制是理想的,则视线角运动系统将是稳定的。

虽然理想的控制并不存在,但通过控制总可使下式成立

$$\dot{\lambda}_z \rightarrow \dot{\lambda}_{z,des}, \quad \dot{\lambda}_y \rightarrow \dot{\lambda}_{y,des}$$

由式(10)还可得到

$$\phi_L(t) = \phi_L(0) + \int_0^t \frac{\dot{\lambda}_z(t')}{\cos \theta_L(t')} dt' \quad (13)$$

$$\theta_L(t) = \theta_L(0) - \int_0^t \dot{\lambda}_y(t') dt' \quad (14)$$

下面根据李雅普诺夫稳定性理论,通过严格推导来确定带有攻击角度控制的三维导引律。选择李雅普诺夫函数为

$$V(t) = \frac{1}{2} r^2 (\dot{\lambda}_y - \dot{\lambda}_{y,des})^2 + \frac{1}{2} r^2 (\dot{\lambda}_z - \dot{\lambda}_{z,des})^2 \quad (15)$$

对式(15)两边求关于时间的导数,得

$$\dot{V}(t) = [r(\dot{\lambda}_y - \dot{\lambda}_{y,des})]d[r(\dot{\lambda}_y - \dot{\lambda}_{y,des})]/dt + [r(\dot{\lambda}_z - \dot{\lambda}_{z,des})]d[r(\dot{\lambda}_z - \dot{\lambda}_{z,des})]/dt \quad (16)$$

式中:

$$\begin{aligned} d[r(\dot{\lambda}_y - \dot{\lambda}_{y,des})]/dt &= r\dot{\lambda}_y \dot{\lambda}_x - r\dot{\lambda}_y + A_{zm} \cos \theta_m - r\dot{\lambda}_{y,des} - r\ddot{\lambda}_{y,des} = r(\dot{\lambda}_z - \dot{\lambda}_{z,des})\dot{\lambda}_x + r\dot{\lambda}_{z,des}\dot{\lambda}_x - r(\dot{\lambda}_y - \dot{\lambda}_{y,des}) + A_{zm} \cos \theta_m - 2r\dot{\lambda}_{y,des} - r\ddot{\lambda}_{y,des} \end{aligned} \quad (17)$$

$$\begin{aligned} d[r(\dot{\lambda}_z - \dot{\lambda}_{z,des})]/dt &= -r\dot{\lambda}_y \dot{\lambda}_x - r\dot{\lambda}_z + A_{zm} \sin \theta_m \sin \psi_m - A_{ym} \cos \psi_m - r\dot{\lambda}_{z,des} - r\ddot{\lambda}_{z,des} = -r(\dot{\lambda}_y - \dot{\lambda}_{y,des})\dot{\lambda}_x - r\dot{\lambda}_{y,des}\dot{\lambda}_x - r(\dot{\lambda}_z - \dot{\lambda}_{z,des}) + A_{zm} \sin \theta_m \sin \psi_m - A_{ym} \cos \psi_m - 2r\dot{\lambda}_{z,des} - r\ddot{\lambda}_{z,des} \end{aligned} \quad (18)$$

式中: $\dot{\lambda}_x = \dot{\lambda}_z \tan \theta_L$ 。

将式(17)和式(18)代入式(16),化简可得

$$\begin{aligned} \dot{V}(t) = & r(\dot{\lambda}_y - \dot{\lambda}_{y,des})[\dot{r}\dot{\lambda}_{z,des}\dot{\lambda}_x - \dot{r}(\dot{\lambda}_y - \dot{\lambda}_{y,des}) + \\ & A_{zm} \cos \theta_m - 2\dot{r}\dot{\lambda}_{y,des} - \ddot{r}\dot{\lambda}_{y,des}] + r(\dot{\lambda}_z - \dot{\lambda}_{z,des}) \cdot \\ & [-\dot{r}\dot{\lambda}_{y,des}\dot{\lambda}_x - \dot{r}(\dot{\lambda}_z - \dot{\lambda}_{z,des}) + A_{zm} \sin \theta_m \sin \psi_m - \\ & A_{ym} \cos \psi_m - 2\dot{r}\dot{\lambda}_{z,des} - \ddot{r}\dot{\lambda}_{z,des}] \quad (19) \end{aligned}$$

通过观察式(19),可选

$$\begin{aligned} A_{zmc} = & -A_1 |\dot{r}| (\dot{\lambda}_y - \dot{\lambda}_{y,des}) / \cos \theta_m + \\ & (2\dot{r}\dot{\lambda}_{y,des} + \ddot{r}\dot{\lambda}_{y,des} - \dot{r}\dot{\lambda}_{z,des}\dot{\lambda}_x) / \cos \theta_m \quad (20) \\ A_{ymc} = & [A_{zmc} \sin \theta_m \sin \psi_m + A_2 |\dot{r}| (\dot{\lambda}_z - \dot{\lambda}_{z,des})] / \\ \cos \psi_m - & (2\dot{r}\dot{\lambda}_{z,des} + \ddot{r}\dot{\lambda}_{z,des} + \dot{r}\dot{\lambda}_{y,des}\dot{\lambda}_x) / \cos \psi_m = \\ -A_1 |\dot{r}| & (\dot{\lambda}_y - \dot{\lambda}_{y,des}) \tan \theta_m \tan \psi_m + \\ A_2 |\dot{r}| & (\dot{\lambda}_z - \dot{\lambda}_{z,des}) / \cos \psi_m + (2\dot{r}\dot{\lambda}_{y,des} + \\ \ddot{r}\dot{\lambda}_{y,des} - & \dot{r}\dot{\lambda}_{z,des}\dot{\lambda}_x) \tan \theta_m \tan \psi_m - (2\dot{r}\dot{\lambda}_{z,des} + \\ \ddot{r}\dot{\lambda}_{z,des} + & \dot{r}\dot{\lambda}_{y,des}\dot{\lambda}_x) / \cos \psi_m \quad (21) \end{aligned}$$

考虑到 $A_{ym} = A_{ymc}$, $A_{zm} = A_{zmc}$, 将式(20)和式(21)代入式(19),并经过化简,可得

$$\begin{aligned} \dot{V} \leq & -(A_1 - 1)r |\dot{r}| (\dot{\lambda}_y - \dot{\lambda}_{y,des})^2 - \\ & (A_2 - 1)r |\dot{r}| (\dot{\lambda}_z - \dot{\lambda}_{z,des})^2 \quad (22) \end{aligned}$$

若选择导引比常数 $A_1 > 1, A_2 > 1$, 则 $\dot{V} \leq 0$, 且仅当 $\dot{\lambda}_y = \dot{\lambda}_{y,des}, \dot{\lambda}_z = \dot{\lambda}_{z,des}$ 时 $\dot{V} = 0$, 因此, $\dot{\lambda}_y \rightarrow \dot{\lambda}_{y,des}, \dot{\lambda}_z \rightarrow \dot{\lambda}_{z,des}$, 从而保证导弹按照要求的攻击角度成功地截获目标。

式(20)和式(21)的计算还需要用到 $\ddot{\lambda}_{z,des}$ 和 $\ddot{\lambda}_{y,des}$ 。考虑到要求的攻击角度 ψ_{Lc} 和 θ_{Lc} 通常为常数,因此,由式(6)和式(7)可得

$$\ddot{\lambda}_{z,des} = -k_{\lambda z} \dot{\psi}_L \quad (23)$$

$$\ddot{\lambda}_{y,des} = k_{\lambda y} \dot{\theta}_L \quad (24)$$

参数 $A_1, A_2, k_{\lambda z}, k_{\lambda y}$ 的具体取值可根据实际情况,按照其物理意义在给定的取值范围先初步确定其值,再通过仿真调试的方法进行调整,直到满足要求为止。

3 待飞时间估计与攻击时间控制

为了便于对攻击时间进行准确预测,需要先将导弹控制到要求的进攻航线(因为直线飞行时便于准确预测,而导引过程和机动过程中不便于准确预测)。判断“导弹是否满足转入进行攻击时间控制的条件”其实就是判断“导弹是否开始沿着要求的进攻航线飞行(当该过程进入稳态时,进攻航线与视线方向重合)”,显然,实际应用中其具体的判断条件带有一定的主观性,可能因人而异,故这里只示例性地给出本文在仿真时所采用的一个判断条件:

$$\begin{aligned} |\psi_m| < 5^\circ & \text{且} |\theta_m| < 5^\circ \text{且} |A_{mz}| < 1g \\ \text{且} |A_{my}| < 1g & \text{且} |v_m + \dot{r}| < 20 \text{ m/s} \\ \text{且} |\psi_L - \psi_{Lc}| < 1^\circ & \text{且} |\theta_L - \theta_{Lc}| < 1^\circ \end{aligned}$$

其中: $|\psi_m| < 5^\circ$ 且 $|\theta_m| < 5^\circ$ 表明导弹的速度方向与视线方向基本重合; $|A_{mz}| < 1g$ 且 $|A_{my}| < 1g$ 表明该过程基本进入稳态; $|v_m + \dot{r}| < 20 \text{ m/s}$ 也是为了表述导弹基本按视线方向飞行(例如,若 $v_m = 300 \text{ m/s}, \dot{r} = -300 \text{ m/s}$, 则表明导弹正严格按视线方向飞行); $|\psi_L - \psi_{Lc}| < 1^\circ$ 且 $|\theta_L - \theta_{Lc}| < 1^\circ$ 表明导弹基本被控制到进攻航线上。

本节针对导弹抵达目标的预测时间误差 $\Delta t_f > 0$ 的情况,在导弹本身以恒速或者匀加/减速运动条件下,提出通过特定的机动飞行指令来解决攻击时间控制问题的方法。

3.1 导弹速度恒定的情况

设当前的弹目距离为 r_{go} , 导弹速度为 v_m , 假设导弹对准目标沿视线直线飞行,则可估计出导弹的待飞时间为

$$t_{go} = r_{go} / v_m \quad (25)$$

图1为直线飞行航路AE与侧向机动飞行航路ABCDE示意图。设图1中A点的时刻为 t_A , 要求的攻击时间为 $t_{f,des}$, 则导弹抵达目标的预测时间误差为

$$\Delta t_f = t_{f,des} - (t_A + t_{go}) \quad (26)$$

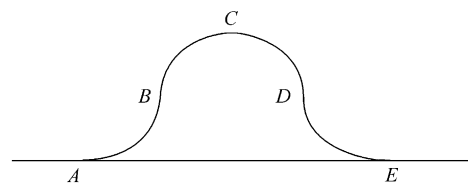


图1 侧向机动飞行航路

Fig. 1 Lateral maneuver trajectory

当 $\Delta t_f > 0$ 时,为了补偿时间误差 Δt_f ,可控制导弹按照如图1所示的轨迹进行机动飞行,该轨迹由4段相同弧长的圆弧构成,即弧长 $s_1 = s_2 = s_3 = s_4$,这些圆弧的转弯半径相同,均为 R ,当假设导弹飞行速度大小不变时,导弹飞完这些圆弧段的时间也是相同的,即 $t_1 = t_2 = t_3 = t_4$ 。

设4段相同弧长所加的侧向加速度为最大侧向加速度为 $A_{my,max}$, 则

$$R = v_m^2 / A_{my,max} \quad (27)$$

根据图1中的几何关系和运动学关系,有

$$4t_1 = \Delta t_f + \frac{4R}{v_m} \sin \frac{v_m t_1}{R} \quad (28)$$

式(28)可以表示为

$$x - \sin x = c \quad (29)$$

式中:

$$x = v_m t_1 / R, \quad c = v_m \Delta t_f / (4R)$$

式(29)可通过二分法迭代求解,但比较费时间。下面通过构造插值表来求解 x 。令 $\mathbf{X} = [0^\circ \ 10^\circ \ 20^\circ \ \dots \ 90^\circ] \pi / 180^\circ = [x_0 \ x_1 \ x_2 \ \dots \ x_9]$, 分别计算 $c_i = x_i - \sin x_i (i=0, 1, \dots, 9)$, 令 $\mathbf{C} = [c_0 \ c_1 \ \dots \ c_9]$, 以 \mathbf{C} 作为插值表的输入插值节点向量, 以 \mathbf{X} 作为插值表的输出插值节点向量, 可构造出一维的插值表。当输入一个具体的 c , 就可以通过插值计算出相应的 x , 进一步可解出

$$t_1 = xR/v_m \quad (30)$$

当导弹经过初始位置和飞行方向的纠偏, 从 A 点开始转入直线飞行状态时, 将导弹的水平侧向导引指令切换为如下的机动飞行指令

$$A_{y_{mc}} = \begin{cases} A_{m_{y,max}} & (t_A \leq t < t_A + t_1) \\ -A_{m_{y,max}} & (t_A + t_1 \leq t < t_A + 3t_1) \\ A_{m_{y,max}} & (t_A + 3t_1 \leq t < t_A + 4t_1) \end{cases} \quad (31)$$

而当 $t < t_A$ 或者 $t \geq t_A + 4t_1$ 时, $A_{y_{mc}}$ 需要采用式(21)进行自动导引。

在导弹通过水平方向侧向机动指令进行攻击时间控制期间, 考虑到目标很可能超出导引头的视场之外, 因此, 这时竖直方向的侧向导引指令被切换为 $A_{z_{mc}} = 0$ (即不进行导引)。注意这里为了简单起见, 没有考虑重力的影响, 但在实际控制系统设计时必须考虑对重力进行补偿。对导弹速度匀加/减速变化的情况也同此处理, 不再重复说明。

3.2 导弹速度匀加/减速变化的情况

设期望的攻击时间为 $t_{f,des}$, 初始弹目距离为 r_0 , 导弹速度按照匀加/减速规律变化, $v_m(t) = v_{m,0} + A_{m_x}t$, 导弹初始速度为 $v_{m,0}$, 匀加/减速度为 A_{m_x} 。为保证转弯飞行所需要的侧向加速度不超过最大侧向加速度 $A_{m_{y,max}}$, 当导弹速度匀加速变化时, 可保守地取转弯半径

$$R = (v_{m,0} + A_{m_x}t_{f,des})^2 / A_{m_{y,max}} \quad (32a)$$

当导弹速度匀减速变化时, 可保守地取转弯半径

$$R = v_{m,0}^2 / A_{m_{y,max}} \quad (32b)$$

设 A 点的弹目距离为 r_{go} , 如果导弹对准目标后按直线飞行, 则由运动学关系

$$r_{go} = v_m(t_A)t_{go} + \frac{1}{2}A_{m_x}t_{go}^2 \quad (33)$$

可估计出导弹的待飞时间为

$$t_{go} = \frac{-v_m(t_A) \pm \sqrt{[v_m(t_A)]^2 + 2A_{m_x}r_{go}}}{A_{m_x}} \quad (34)$$

当导弹速度按匀加速规律变化时, 按式(34)可计算出两个 t_{go} 值, 一个为正, 另一个为负, 考虑到 $t_{go} > 0$, 因此, 取 t_{go} 为正的解。

当导弹速度按匀减速规律变化时, 按式(34)可计算出两个 t_{go} 值, 均为正, 但一个大, 另一个小, 较小的 t_{go} 表示导弹一直以正的速度飞向目标所需要的时间(可取), 但较大的 t_{go} 表示导弹以正的速度飞过目标后又以负的速度反方向飞向目标所需要的时间(需舍去)。

综合上述分析, 不管导弹速度是按匀加速规律变化, 还是按匀减速规律变化, 均取

$$t_{go} = \frac{-v_m(t_A) + \sqrt{[v_m(t_A)]^2 + 2A_{m_x}r_{go}}}{A_{m_x}} \quad (35)$$

设 t_A 时刻导弹进入对准目标直线飞行的状态, 这时可按式(26)预测导弹抵达目标的时间误差。当 $\Delta t_f > 0$ 时, 为了补偿时间误差 Δt_f , 可控制导弹按照如图 1 所示的轨迹进行机动飞行, 该轨迹由 4 段相同弧长的圆弧构成, 弧长 $s_1 = s_2 = s_3 = s_4 = s$, 这些圆弧的转弯半径相同, 均为 R 。由运动学关系

$$s = v_m(t_A)t + \frac{1}{2}A_{m_x}t^2 \quad (36)$$

导弹由 A 点飞到 B 点, 经过的弧长是 s , 需要的时间是

$$t_{AB} = \frac{-v_m(t_A) + \sqrt{[v_m(t_A)]^2 + 2A_{m_x}s}}{A_{m_x}} \quad (37)$$

导弹由 A 点飞到 B 点, 再经过 C 点到达 D 点, 经过的弧长是 $3s$, 需要的时间是

$$t_{AD} = \frac{-v_m(t_A) + \sqrt{[v_m(t_A)]^2 + 6A_{m_x}s}}{A_{m_x}} \quad (38)$$

导弹由 A 点飞到 B 点, 再经过 C 点、 D 点到达 E 点, 经过的弧长是 $4s$, 需要的时间是

$$t_{AE} = \frac{-v_m(t_A) + \sqrt{[v_m(t_A)]^2 + 8A_{mx}s}}{A_{mx}} \quad (39)$$

当导弹通过对初始位置和飞行方向的纠偏,从A点开始转入直线飞行状态时,将导弹的水平侧向导引指令切换为如下的机动飞行指令:

$$A_{ymc} = \begin{cases} A_{ymc1} & (t_A \leq t < t_A + t_{AB}) \\ -A_{ymc1} & (t_A + t_{AB} \leq t < t_A + t_{AD}) \\ A_{ymc1} & (t_A + t_{AD} \leq t < t_A + t_{AE}) \end{cases} \quad (40)$$

式中:

$$A_{ymc1} = v_m^2(t)/R \quad (41)$$

当 $t < t_A$ 或者 $t \geq t_A + t_{AE}$ 时, A_{ymc} 需要采用式(21)进行自动导引。

式(37)和式(39)的计算需要先确定 s , 下面进一步求 s 。

导弹由A点直线飞行到E点,所经过的直线距离为

$$r_{AE} = 4R \sin \frac{s}{R} \quad (42)$$

由运动学关系

$$r_{AE} = v_m(t_A)t_{AE} + \frac{1}{2}A_{mx}t_{AE}^2 \quad (43)$$

可以估算出导弹由A点直线飞行到E点所需要的时间为

$$t_{AE} = \frac{-v_m(t_A) + \sqrt{[v_m(t_A)]^2 + 8A_{mx}R \sin \frac{s}{R}}}{A_{mx}} \quad (44)$$

t_{AE} 与 t_{AE} 之间应有如下关系:

$$t_{AE} = t_{AE} + \Delta t_f \quad (45)$$

将式(43)与式(44)代入式(45),整理得

$$\sqrt{1 + \frac{8A_{mx}s}{[v_m(t_A)]^2}} = \frac{\Delta t_f A_{mx}}{v_m(t_A)} + \sqrt{1 + \frac{8A_{mx}R \sin \frac{s}{R}}{[v_m(t_A)]^2}} \quad (46)$$

当下面条件成立时

$$\frac{8A_{mx}s}{[v_m(t_A)]^2} \ll 1, \quad \frac{8A_{mx}R \sin \frac{s}{R}}{[v_m(t_A)]^2} \ll 1$$

则有

$$1 + \frac{4A_{mx}s}{[v_m(t_A)]^2} = \frac{\Delta t_f A_{mx}}{v_m(t_A)} + 1 + \frac{4A_{mx}R \sin \frac{s}{R}}{[v_m(t_A)]^2} \quad (47)$$

式(47)也可化为

$$x - \sin x = c \quad (48)$$

式中:

$$x = \frac{s}{R}, \quad c = \frac{v_m(t_A)\Delta t_f}{4R} \quad (49)$$

可根据前面介绍的方法构造插值表,输入一个具体的 c , 就可以通过插值计算出相应的 x , 进一步可解出

$$s = xR \quad (50)$$

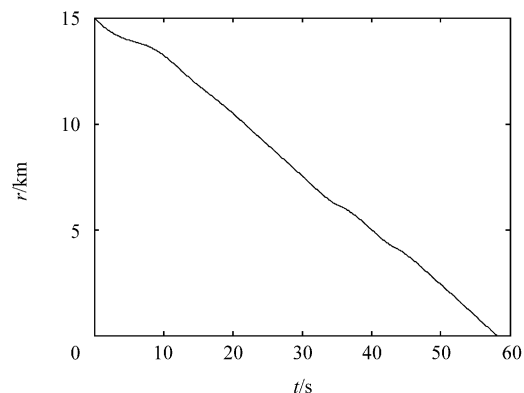
当 $\Delta t_f < 0$ 时,将无法对时间误差进行补偿,这时导弹只能直接飞向目标。

为使导引结束时攻击角度控制和攻击时间控制都能达到控制要求,需要合理设定期望的攻击时间,要保证 $\Delta t_f > 0$, 但也不能使 Δt_f 太大,否则,若攻击时间控制(机动飞行)所需时间太长,使得最终对攻击角度的导引控制时间太短而达不到攻击角度控制的要求。

4 仿真研究

4.1 导弹速度恒定的情况

期望的攻击时间 $t_{f,des} = 58$ s, 初始弹目距离为 $r_0 = 15$ km, 导弹速度 $v_m = 300$ m/s, 最大侧向加速度 $A_{my,max} = A_{mz,max} = 8g$, 初始 $\lambda_y(0) = 0^\circ$, $\lambda_z(0) = 0^\circ$, $\theta_m(0) = -3^\circ$, $\phi_m(0) = -3^\circ$, $\theta_L(0) = -30^\circ$, $\phi_L(0) = 45^\circ$ 。目标的速度 $v_t(t) = 1$ m/s, $\theta_t(t) = 20^\circ$, $\phi_t(t) = 135^\circ$, 目标不机动。设定的攻击角度 $\theta_{Lc} = -35^\circ$, $\phi_{Lc} = 40^\circ$, 取 $A_1 = 7$, $A_2 = 7$, $k_{\lambda_z} = 0.5$, $k_{\lambda_x} = 0.5$, 取转弯半径 $R = v_m^2/A_{my,max}$ 。计算步长取 0.001 s。仿真结果如图2所示。实际的攻击时间 $t_f = 58.13$ s, 可精确地按照设定的攻击角度实现直接碰撞。



(a) 导弹-目标位置

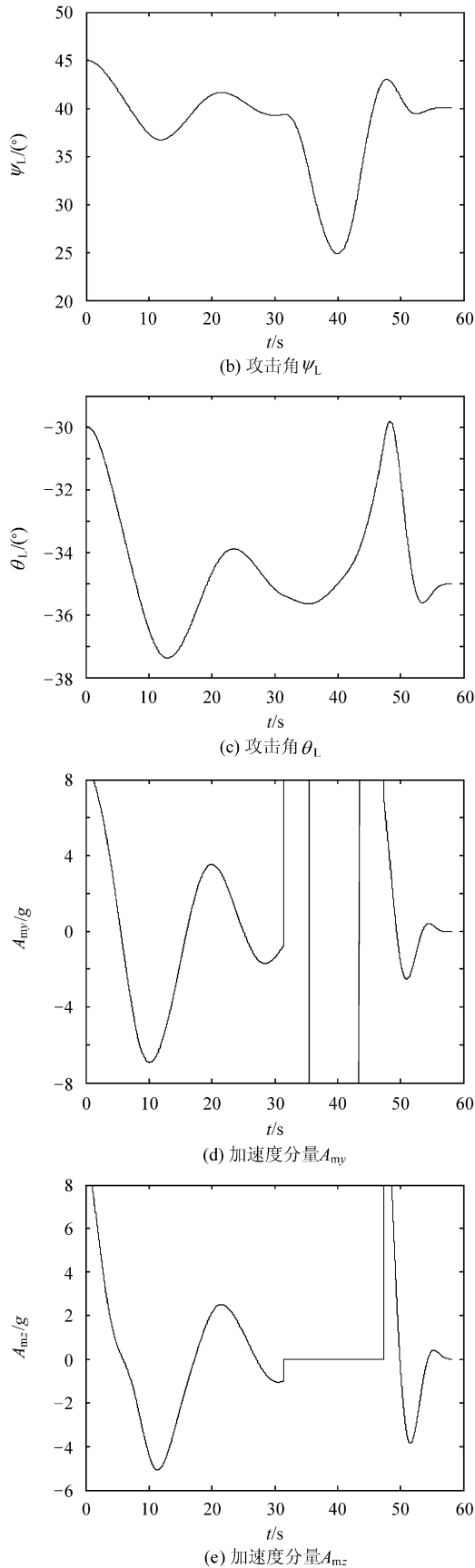
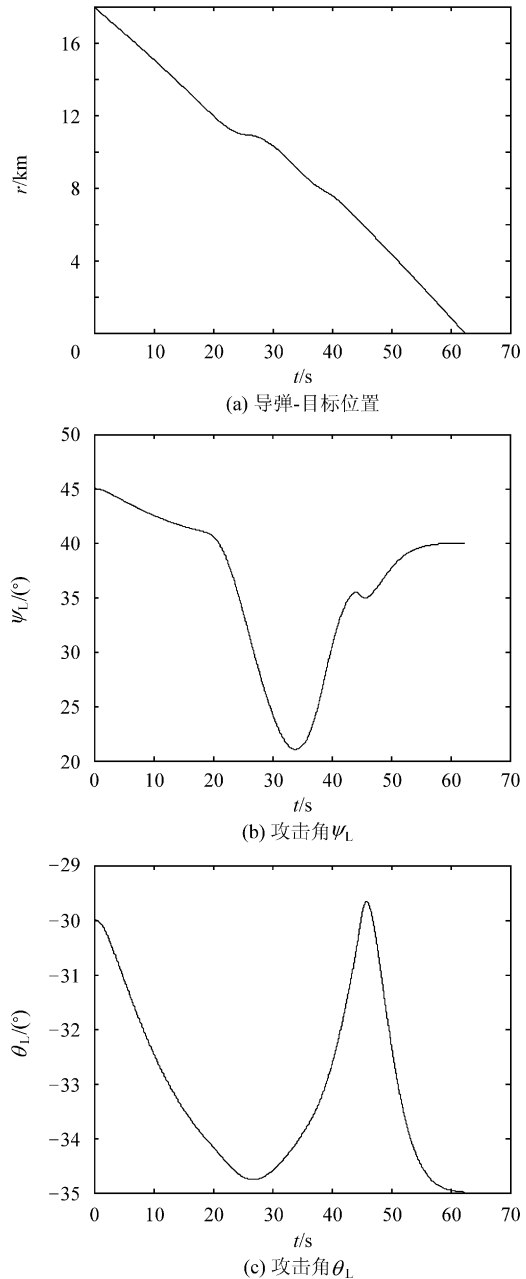


图 2 导弹速度恒定时的仿真结果

Fig. 2 Simulation results when the velocity of missile is constant

4.2 导弹匀速变化的情况

期望的攻击时间 $t_{i,des} = 63$ s, 初始弹目距离为 $r_0 = 18$ km, 设导弹速度按照匀加速规律变化, $v_m(t) = v_{m,0} + A_{mx}t$, $v_{m,0} = 300$ m/s, $A_{mx} = 0.2v_{m,0}/t_{i,des}$, 最大侧向加速度 $A_{my,max} = A_{mz,max} = 8g$, 初始 $\lambda_y(0) = 0^\circ$, $\lambda_z(0) = 0^\circ$, $\theta_m(0) = -3^\circ$, $\phi_m(0) = -3^\circ$, $\theta_L(0) = -30^\circ$, $\psi_L(0) = 45^\circ$. 目标的速度 $v_t(t) = 1$ m/s, $\theta_t(t) = 20^\circ$, $\phi_t(t) = 135^\circ$, 目标不机动. 设定的攻击角度 $\theta_{Lc} = -35^\circ$, $\psi_{Lc} = 40^\circ$, 取 $A_1 = 7, A_2 = 7, k_{\lambda z} = 0.5, k_{\lambda y} = 0.5$, 转弯半径 $R = (v_{m,0} + A_{mx}t_{i,des})^2 / A_{my,max}$, 计算步长 0.001 s. 仿真结果如图 3 所示, 实际的攻击时间 $t_i = 62.41$ s, 可精确地按照设定的攻击角度实现直接碰撞。



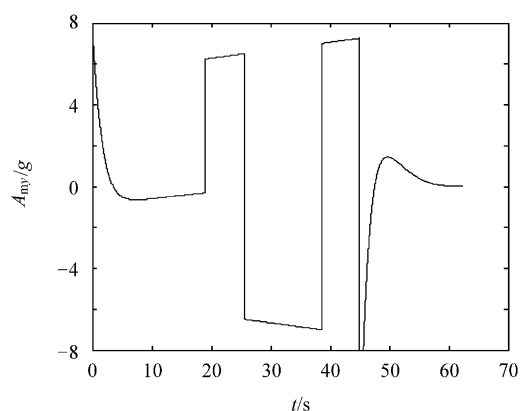
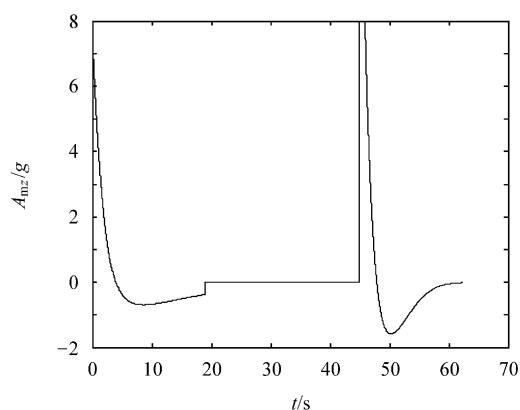
(d) 加速度分量 A_{my} (e) 加速度分量 A_{mz}

图3 导弹匀加速变化时的仿真结果

Fig. 3 Simulation results when the velocity of missile is time-varying with constant acceleration

5 结论

同时带有攻击角度和导弹变速情况下的攻击时间控制的三维导引律设计方法目前还未见有文献报道,单就带有攻击角度的三维制导来说,也未见有与本文方法类似的报道。本文针对此问题进行了深入研究,在三维空间导引运动模型的基础上,针对固定目标,通过应用李雅普诺夫稳定性理论提出了带有攻击角度控制的三维导引律;针对导弹抵达目标的预测时间误差 $\Delta t_t > 0$ 的情况,提出了在导弹本身以恒速或者匀加/减速运动条件下的攻击时间控制方法。

今后需要进一步研究的问题是:首先,考虑导弹在通过机动进行时间控制之前,能否不事先调整到要求的航线,而是直接在当时的飞行状态下进行待飞时间的预测与时间控制,这样可以使时间控制调整的余地更大一些。其次,考虑将导弹速度匀加/减速运动的限制条件扩展到导弹速度可任意变化的情况。

参考文献

- [1] Kim M, Grider K V. Terminal guidance for impact attitude angle constrained flight trajectories [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1973, 9(6): 852-859.
- [2] Song T L, Shin S J, Cho H. Impact angle control for planar engagements [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1999, 35(4): 1439-1444.
- [3] Kim B S, Lee J G, Han H S. Biased PNG law for impact with angular constraint [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1998, 34(6): 852-859.
- [4] Ryoo C K, Cho H J, Tahk M J. Closed-form solutions of optimal guidance with terminal impact angle constraint [C]// Proceedings of the 2003 Conference on Control Application. 2003: 504-509.
- [5] Jeon I S, Lee J I, Tahk M J. Impact-time-control guidance law for anti-ship missiles [J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2006, 14(2): 260-266.
- [6] Jeon I S, Lee J I, Tahk M J. Guidance law to control impact time and angle [C]// 2006 International Conference on Control and Automation (ICCA2005). 2005: 852-857.
- [7] Jung B, Kim Y. Guidance laws for anti-ship missiles using impact angle and impact time [R]. AIAA-2006-6432, 2006.
- [8] Song S H, Ha I J. A Lyapunov-like approach to performance analysis of 3-dimensional pure PNG laws [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1994, 30(1): 239-247.

作者简介:

张友安(1963—) 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:先进控制技术及其在飞行器导航、制导与控制中的应用。

Tel:0535-6637594-803

E-mail:zhangya63@sina.com

马培蓓(1976—) 女,博士研究生,讲师。主要研究方向:导弹制导与控制技术及其仿真技术。

Tel:0535-6637594-806

E-mail:hypbok@yeah.net

(责任编辑:张利平,孔琪颖)