

控制撞击时间与角度的三维导引律: 一种两阶段控制方法

张友根^{1,2}, 张友安¹

(1. 海军航空工程学院 控制工程系, 山东 烟台 264001; 2. 91551 部队, 江西 九江 332000)

摘要: 为了突破舰艇配备的近程防御武器系统, 反舰导弹需对撞击时间与撞击角度进行控制, 以实施饱和攻击. 导弹三维撞击时间与撞击角度控制分为两个阶段进行. 第1阶段: 将导弹侧向运动与纵向运动进行近似解耦, 对这两个运动通道分开设计. 在侧向运动中将撞击时间控制转化为对对称弹目距离的跟踪问题, 并对此跟踪问题采用时标分离的方法设计期望的慢子系统和快子系统; 在考虑对方位角粗略控制的同时, 对这两个子系统分别进行动态逆控制设计, 从而得到了侧向通道控制指令; 在纵向运动中只进行高低角的粗略控制, 不考虑撞击时间控制. 第2阶段: 在考虑两个通道耦合的情况下, 基于李雅普诺夫稳定性理论, 设计了带有撞击角度控制的三维导引律. 仿真结果证明了本文方法的有效性.

关键词: 李雅普诺夫稳定性; 三维制导; 撞击时间; 撞击角度; 动态逆

中图分类号: TP763, TP765

文献标识码: A

Three-dimensional guidance law to control impact time and impact angle: a two-stage control approach

ZHANG You-gen^{1,2}, ZHANG You-an¹

(1. Department of Control Engineering, Naval Aeronautical and Astronautical University, Yantai Shandong 264001, China;

2. The 91551th Unit of PLA, Jiujiang Jiangxi 332000, China)

Abstract: The control law for the impact time and the impact angle is applied to carry out a saturation attack for anti-ship missiles against close-in weapon system(CIWS). The 3-D missile control for the impact time and the impact angle consists of two stages. In the first stage, the missile kinetics is decoupled approximately into yaw channel and pitch channel. In the yaw channel, the impact time control problem is transformed into a range-to-go tracking problem, and then, the desired slow subsystem and the fast one are designed by using the time-scale separation method. Considering coarse control to azimuth, we separately design the inverse dynamic controllers for the above two subsystems, and derive the yaw control command. In the pitch channel, only a coarse control of the elevation angle is considered, the impact angle control is ignored. In the second stage, we derive the 3-D guidance law with impact angle constraints for the coupled system using Lyapunov stability theory. Simulation results validate the proposed approach.

Key words: Lyapunov stability; three-dimensional guidance; impact time; impact angle; dynamic inversion

1 引言(Introduction)

为了提高导弹杀伤力, 对撞击角度提出了一定的要求, 而为了提高导弹突防能力, 通常需要采用饱和攻击战术, 对撞击时间也提出了一定的要求. 单独研究撞击角度及撞击时间控制方面的文献相对较多. KIM和GRIDER^[1]针对再入飞行器在垂直平面内提出一种最优撞击角度控制导引律. SONG等人^[2]针对速度时变的导弹和机动目标提出一种具有终端撞击角度约束的最优导引律. RYOO等人^[3]给出了带有末端撞击角度约束的最优导引律的闭环形式解, 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. 张友安等人^[4]采用一种领弹-被领弹策略, 提出了一种多弹协同制导律, 使得多枚导弹能够同时攻击目标. 赵世钰等人^[5]将期望的撞击时间作为协调变量, 并动态地进行估计, 提出了一种基于协调变量的时间协同制导律. JEON等人^[6]提出了一种撞击时间控制导引律, 它是采用比例导引律与撞击时间误差(即采用比例导引律预测的撞击时间与指定的撞击时间之差)反馈控制的结合.

同时控制撞击时间与撞击角度方面文献相对较少, JEON等人^[7]提出了一种控制撞击时间控制和撞击角度平面导引律. JUNG^[8]给出了一种同时考虑撞击时间控制和撞击角度控制的三维导引律, 采用了

一种分阶段控制方法. 张友安等人^[9]先将导弹引导到预定的撞击角度上, 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, 再利用所设计的带撞击角度控制的三维导引律攻击目标, 该方法没有对时间误差进行反馈, 是一种开环控制, 且必须先将导弹调整到要求的航线, 时间调整的余地较小. 张友安等人^[10]采用分阶段控制给出一种多导弹单平面时间与角度控制方法, 本文给出的三维撞击时间与撞击角度控制是在此基础上进行的, 第1阶段对导弹进行近似解耦, 对撞击时间进行精确控制并对撞击角度进行粗略控制, 第2阶段是在第1阶段基础上进行的, 考虑了两个通道的耦合, 采用李雅普诺夫稳定性定理推导出带撞击角度控制的导引律. 本文与文献[8]的区别在于: 1) 本人引用的三维导引模型考虑了侧向通道与纵向通道的耦合, 而后者所用模型并未考虑两个通道的耦合; 2) 本文将撞击时间控制问题转换为弹目距离跟踪问题进行研究.

2 三维导引问题描述(Description of 3-D guidance problem)

本文中用到的有关符号、坐标系定义及导引运动模型详见文献[11,12]. 这里给出简单说明: A_{ym} 和 A_{zm} 分别为导弹的偏航和俯仰加速度; A_{ym}^c 和 A_{zm}^c 分别为导弹的偏航和俯仰加速度命令; ψ_L 和 θ_L 分别为弹目视线(LOS)的方位角和高低角; ψ_m 和 θ_m 分别为导弹速度矢量相对LOS坐标系的方位角和高低角; r 为导弹与目标之间的距离, V_m 为导弹速度的大小; $\dot{\lambda}_x$, $\dot{\lambda}_y$ 和 $\dot{\lambda}_z$ 分别为LOS角速度矢量沿LOS坐标系各轴的分量. 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). 考虑到在撞击角度控制的导引律中, 导弹速度变化的影响很小, 为简化导引律设计过程, 便于工程实现, 这里假定导弹速度恒定, 导弹控制系统的动态特性可以忽略, 即 $A_{ym} = A_{ym}^c$, $A_{zm} = A_{zm}^c$, 且 A_{ym} 和 A_{zm} 仅改变导弹速度的方向而不改变速度的大小. 因此, 导引运动模型可简化为

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

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

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

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

$$\dot{\psi}_m = \frac{A_{ym}}{V_m \cos \theta_m} - \frac{1}{r \cos \theta_m} V_m \sin^2 \theta_m \sin \psi_m +$$

$$\frac{1}{r} V_m \sin \psi_m \cos \psi_m \sin \theta_m \tan \theta_L + \frac{1}{r} V_m \cos \theta_m \sin \psi_m. \quad (5)$$

对该运动模型近似解耦: 将式(1)与(5)组成系统, 近似作为侧向通道, 认为 θ_m 是其中全程可测量的状态; 将式(1)与(4)组成一个系统, 近似作为纵向通道, 认为 ψ_m 是其中全程可测量的状态.

3 控制撞击时间与角度原理(The principle to control impact time and angle)

本文设计三维制导律目的是使导弹在指定时间 T_d 以期望角度攻击目标. 文章选择 ψ_L 和 θ_L 为撞击角度, 其期望值分别用 ψ_L^c 和 θ_L^c 表示. 文章采用两个阶段控制的控制策略. 时间精确控制与角度粗略控制阶段, 首先将导弹的三维导引近似地解耦为两个通道, 分别对这两个通道设计控制律. 侧向通道的时间精控与角度粗控方法是在文献[10]的基础上进行的, 具体原理下节中给出. 而纵向通道采用在比例导引基础上附加一个角度误差比例项的方法, 即采用带角度控制的比例导引律. 由于第1阶段完成时间精确控制与角度粗略控制, 所以第2阶段只要求完成角度精确控制, 控制幅度相对较小, 对撞击时间误差的影响在可接受的范围内. 在这个阶段, 考虑两个通道耦合的情况下, 采用李雅普诺夫稳定性理论, 推导出带有对撞击角度精确控制的三维导引律.

两个控制阶段切换条件如下: 当期望弹目距离 R (它代表了对撞击时间的要求, 其定义参见式(7))与实际弹目距离 r 之差大于 L (一般取 L 为允许的撞击时间误差乘以速度)时, 采用第1阶段的导引律, 否则采用第2阶段的导引律, 即

$$A_{ym}^c = \begin{cases} A_{ym1}^c, & R - r > L, \\ A_{ym2}^c, & R - r \leq L, \end{cases} \quad (6a)$$

$$A_{zm}^c = \begin{cases} A_{zm1}^c, & R - r > L, \\ A_{zm2}^c, & R - r \leq L. \end{cases} \quad (6b)$$

其中: A_{ym1}^c, A_{zm1}^c 为第1阶段控制量, A_{ym2}^c, A_{zm2}^c 为第2阶段控制量, 其具体表达式将由下文给出.

4 第1阶段: 时间精控与角度粗控(The first stage: to control time accurately and to control angle approximately)

4.1 撞击时间精控与撞击角度粗控原理(The principle to control time accurately and to control angle)

时间控制原理: 任何导弹制导过程都是弹目距

离趋近零的过程, 基于这一点, 设计期望的弹目距离 R , 使其在 T_d 时刻等于零, 由此设计控制量使得 r 跟踪 R , 只要控制效果理想, 在 T_d 时刻就有 $r \rightarrow R \rightarrow 0$ 成立, 则导弹在 T_d 时刻攻击目标. 因此, 导弹的撞击时间控制问题就转化为弹目距离的跟踪问题. 如图 1 所示, 实线为期望弹目距离的规律曲线, 虚线为实际弹目距离.

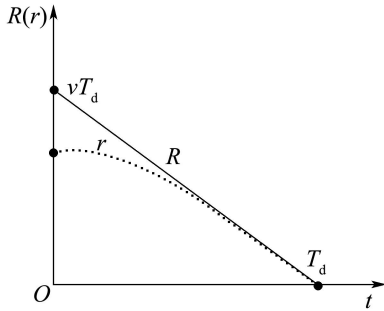


图 1 弹目距离跟踪的示意图

Fig. 1 Sketch map of range tracking

角度粗控原理: 导弹撞击时间控制的实质是控制导弹作机动, 同时考虑到撞击角度约束, 则可设计控制律使导弹在指定的撞击角度线两侧作小幅机动, 以消除时间误差同时控制角度误差在一定范围内, 达到角度粗略的目的. 如图 2 所示, 导弹初始位置为 A , 目标位于 T 点, 直线 MT 为指定的撞击角度线, 导弹运动轨迹为 $ABCDEF$, 导弹在一个以指定撞击角度为基准线的扇形区域内机动.

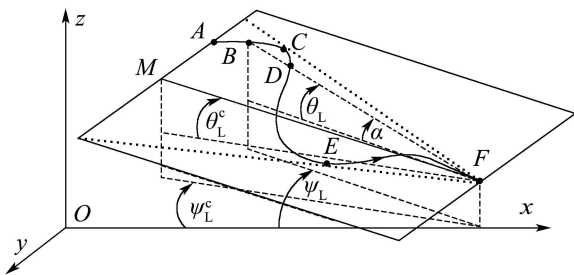


图 2 导弹机动示意图

Fig. 2 Sketch map of missile maneuvering

4.2 侧向通道撞击时间精控与角度粗控(To control impact time accurately and to control impact angle of yaw channel)

对于侧向通道(式(1)与(5)所构成), 可以看出, 控制量 A_{ym} 直接控制 ψ_m , 通过 ψ_m 间接控制 r . 利用双时标分离^[4]的方法, 将弹目距离跟踪问题看作是一个非线性慢子系统, 而将 ψ_m 跟踪问题看作是一个非线性快子系统. 下面采用基于时标分离的动态逆设计

方法来设计控制指令. 对于慢动力学子系统, 设计标称弹目距离 R 为

$$R = V_m \bar{t}_{go} = V_m (T_d - t), \quad (7)$$

其中 $\bar{t}_{go} = (T_d - t)$ 为设定的标称待飞时间. 慢子系统的距离跟踪误差 e 为

$$e = R - r. \quad (8)$$

设计期望的慢动力学系统为

$$\dot{e}_{des} = -k_r e, \quad (9)$$

式中 k_r 表示期望慢子系统的带宽, 对其取值有一定的限制, 具体见下文. 将 ψ_m 的指令值记为 ψ_m^c , 假设 $\dot{e}$ 等于其指令值 $\dot{e}_{des}$ 时, 慢子系统可获得期望的动力学, 因此有

$$\cos \psi_m^c = \frac{1 - \frac{k_r e}{V_m}}{\cos \theta_m}. \quad (10)$$

考虑到要对角度 ψ_L 的进行粗略控制, 下面分两种情况来求解 ψ_m^c .

第1种情况 当 $\psi_L > \psi_L^c$ 时必须减少 ψ_L , 即希望 $\dot{\psi}_L < 0$, 由

$$\dot{\psi}_L = \frac{\dot{\lambda}_z}{\cos \theta_L} = -\frac{V_m \cos \theta_m \sin \psi_m}{r \cos \theta_L},$$

考虑一般情况下, $|\theta_L|$ 及 $|\theta_m|$ 小于 90° , 为了使 $\dot{\psi}_L < 0$, 必须使 $\psi_m > 0$, 则取

$$\psi_m^c = \arccos \frac{1 - \frac{k_r e}{V_m}}{\cos \theta_m}. \quad (11)$$

第2种情况 当 $\psi_L \leq \psi_L^c$ 时必须增大 ψ_L , 即希望 $\dot{\psi}_L > 0$, 那么必须使 $\psi_m < 0$, 则取

$$\psi_m^c = -\arccos \frac{1 - \frac{k_r e}{V_m}}{\cos \theta_m}. \quad (12)$$

综上两式, ψ_m^c 可以表示为

$$\psi_m^c = \text{sgn}(\psi_L - \psi_L^c) \arccos \frac{1 - \frac{k_r e}{V_m}}{\cos \theta_m}. \quad (13)$$

为方便引用, 定义中间变量 $\chi = \frac{1 - \frac{k_r e}{V_m}}{\cos \theta_m}$, 并对其进行求导, 得

$$\dot{\chi} = \frac{-\frac{k_r \dot{e} \cos \theta_m}{V_m} - (1 - \frac{k_r e}{V_m})(-\sin \theta_m) \dot{\theta}_m}{(\cos \theta_m)^2}. \quad (14)$$

对式(13)求导可得

$$\dot{\psi}_m^c = \text{sgn}(\psi_L - \psi_L^c) \frac{\dot{\chi}}{\sqrt{1 - \left(\frac{1 - \frac{k_r e}{V_m}}{\cos \theta_m}\right)^2}}. \quad (15)$$

为使 e 具有期望的动力学,应使 ψ_m 快速收敛于其指令值 ψ_m^c ,据此可设计期望的快速动力学子系统为

$$\dot{\psi}_m - \dot{\psi}_m^c = -k_r(\psi_m - \psi_m^c). \quad (16)$$

通过选择合适的控制量可使快子系统等于期望的动力学,联立式(5)及式(13)~(16),求得偏航通道控制指令为

$$A_{ym1}^c = \frac{V_m}{r} (V_m \sin \psi_m - r \cos \theta_m (\dot{\psi}_m^c - k_\psi(\psi_m - \psi_m^c)) + V_m \sin \theta_m \cos \theta_m \sin \psi_m \cos \psi_m \tan \theta_L). \quad (17)$$

式(17)中须用到的 ψ_m^c , $\dot{\psi}_m^c$ 及 $\dot{\chi}$ 分别由式(13)(15)及(14)代替.由于式(13)引入了符号函数,会引起系统颤振,影响导弹的控制性能,且导弹在撞击角度线两侧来回切换,最终很难完成时间控制.因此,要放宽对撞击角度的控制范围,使导弹按图2所示的方法进行机动,即使导弹围绕撞击角度在图示的扇形区域内机动,通过引入非线性滞环函数来代替符号函数,可实现这一目的.

下面结合图2说明如何构造非线性滞环函数:当导弹从A点向B点飞行时, ψ_L 不断增大,即 $\dot{\psi}_L \geq 0$,达到C点时 $s = \psi_L - \psi_L^c = \alpha$,要求 ψ_m^c 改变方向,因此取切换函数为 $\text{sgn}(s - \alpha)$;当导弹由D点向E点飞行时, ψ_L 不断减少,即 $\dot{\psi}_L < 0$,达到E点时 $s = \psi_L - \psi_L^c = -\alpha$,要求 ψ_m^c 改变方向,因此取切换函数为 $\text{sgn}(s + \alpha)$.综上,取滞环函数为

$$f(s) = \begin{cases} \text{sgn}(s + \alpha), & \dot{\psi}_L < 0, \\ \text{sgn}(s - \alpha), & \dot{\psi}_L \geq 0. \end{cases} \quad (18)$$

式(18)中 α 的取值与撞击时间误差的大小有关,具体选取方法笔者将另文讨论,在本文仿真中,取 $\alpha = 5^\circ$.下面考虑 k_r 与 k_ψ 的取值:由于 ψ_m 和 θ_m 为导弹速度矢量在LOS坐标系下的方位角和高低角,因为 ψ_m 为导弹在偏航通道的前置角,笔者期望 ψ_m 的指令值 ψ_m^c 落于区间 $(-\frac{\pi}{2}, \frac{\pi}{2})$,为了使式(11)有意义,必须取

$$0 < \frac{1 - \frac{k_r e}{V_m}}{\cos \theta_m} < 1. \quad (19)$$

由于第1阶段控制律是在 $e > L$ 时适用,则取 k_r 如下值,则可以满足式(19)的要求.

$$k_r = \frac{V_m}{e} \left(1 - \frac{0.2e + 1}{e + 1} \cos \theta_m\right). \quad (20)$$

在动态逆设计中,要求快动力学子系统的收敛快于慢动力学子系统,否则不能进行时标分离,一般取 k_ψ 为 k_r 的3~5倍,文中取 $k_\psi = 3k_r$.

4.3 纵向通道角度粗控(To control impact angle approximately of pitch channel)

传统的纯比例导引律为^[12]

$$A_{zm}^c = -NV_m \dot{\lambda}_y \cos \psi_m, \quad (21)$$

$$A_{ym}^c = -NV_m (\dot{\lambda}_y \sin \theta_m \sin \psi_m + \dot{\lambda}_z \cos \theta_m). \quad (22)$$

由于在第1阶段只对纵向通道进行粗略的角度控制,参考文献[8]的方法,在比例导引的基础上附加一个角度误差的比例项,得到纵向通道第1阶段控制指令

$$A_{zm1}^c = -NV_m \dot{\lambda}_y \cos \psi_m + NV_m (\theta_L - \theta_L^c). \quad (23)$$

式中第1项为视线角速率的比例导引项,第2项为角度误差的比例项.

5 第2阶段: 撞击角度精确控制(The second stage: to control angle accurately)

应用李雅普诺夫稳定性理论设计带有撞击角度控制的三维导引律,选择李雅普诺夫函数为

$$P = \frac{1}{2} (r \dot{\lambda}_y)^2 + \frac{1}{2} (r \dot{\lambda}_z)^2 + \frac{N_3}{2} (V_m (\psi_L - \psi_L^c))^2 + \frac{N_4}{2} (V_m (\theta_L - \theta_L^c))^2, \quad (24)$$

其中 N_3 与 N_4 为正常数.如果使李雅普诺夫函数 $P \rightarrow 0$ 时,有 $\dot{\lambda}_y \rightarrow 0$, $\dot{\lambda}_z \rightarrow 0$, $\psi_L \rightarrow \psi_L^c$, $\theta_L \rightarrow \theta_L^c$.由式(2)~(5)得 $(r \dot{\lambda}_y)$, $(r \dot{\lambda}_z)$ 的导数如下:

$$\frac{d}{dt} (r \dot{\lambda}_y) = r \dot{\lambda}_z \dot{\lambda}_x + A_{zm} \cos \theta_m, \quad (25)$$

$$\frac{d}{dt} (r \dot{\lambda}_z) = A_{zm} \sin \theta_m \sin \psi_m - \dot{r} \dot{\lambda}_z - r \dot{\lambda}_y \dot{\lambda}_x - A_{ym} \cos \psi_m. \quad (26)$$

由于 ψ_L^c 与 θ_L^c 为固定值,所以 $\dot{\psi}_L^c = 0$, $\dot{\theta}_L^c = 0$,又 $\dot{\psi}_L = \frac{\dot{\lambda}_z}{\cos \theta_L}$, $\dot{\theta}_L = -\dot{\lambda}_y$,则式(24)的后两项的导数为

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{N_3}{2} (V_m (\psi_L - \psi_L^c))^2 \right) = \frac{N_3 V_m^2 \dot{\lambda}_z}{\cos \theta_L} (\psi_L - \psi_L^c), \quad (27)$$

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{N_4}{2} (V_m (\theta_L - \theta_L^c))^2 \right) = N_4 V_m^2 \dot{\lambda}_y (\theta_L - \theta_L^c). \quad (28)$$

综上,可以得到

$$\begin{aligned} \dot{P} = & r \dot{\lambda}_y (-\dot{r} \dot{\lambda}_y + A_{zm} \cos \theta_m - \frac{N_3 V_m^2 (\theta_L - \theta_L^c)}{r}) + \\ & r \dot{\lambda}_z (-\dot{r} \dot{\lambda}_z + A_{zm} \sin \theta_m \sin \psi_m - \end{aligned}$$

$$A_{ym} \cos \psi_m + \frac{N_4 V_m^2 (\psi_L - \psi_L^c)}{r \cos \theta_L}. \quad (29)$$

通过观察上式, 选取

$$A_{zm2}^c = -\frac{N_1 |\dot{r}| \dot{\lambda}_y}{\cos \theta_m} + \frac{N_3 V_m^2 (\theta_L - \theta_L^c)}{r \cos \theta_m}, \quad (30)$$

$$A_{ym2}^c = -\frac{A_{zm2} \sin \theta_m \sin \psi_m}{\cos \psi_m} + \frac{N_2 |\dot{r}| \dot{\lambda}_z}{\cos \psi_m} + \frac{N_4 V_m^2 (\psi_L - \psi_L^c)}{r \cos \theta_L \cos \psi_m}. \quad (31)$$

选择导引比常数 $N_1 > 1$, $N_2 > 1$, 将式(30)(31)代入式(29), 并经过化简, 得

$$\dot{P} \leq -r|\dot{r}|((N_1 - 1)(\dot{\lambda}_y)^2 + (N_2 - 1)(\dot{\lambda}_z)^2) \leq 0. \quad (32)$$

式(30)中: 第1项类似于传统的比例导引规律, 第2项为角度误差的比例项. 式(31)中, 第1项、第2项类似于传统的比例导引规律, 第3项为角度误差的比例项. 而两式中 N_3, N_4 为正数, 用于控制角度收敛快慢. 由式(32)可知, 当选择 $N_1 > 1$ 和 $N_2 > 1$ 时, 可以保证 $\dot{P} \leq 0$, 从而 $\dot{\lambda}_y, \dot{\lambda}_z$ 均趋于零, 从而保证导弹成功地攻击目标; 且 ψ_L 趋近于 ψ_L^c , θ_L 趋近于 θ_L^c , 实现撞击角度精确控制.

6 仿真分析(Simulation analysis)

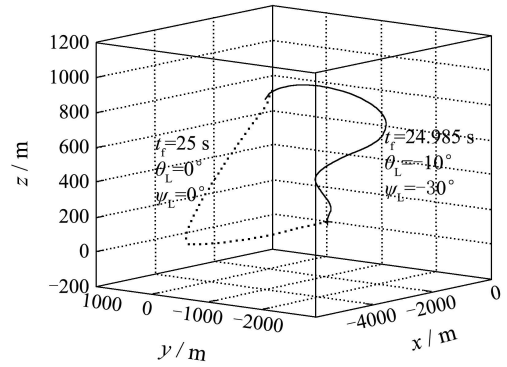
初始弹目距离为 $r_0 = 6264$ m, 导弹速度 $V_m = 300$ m/s, 最大过载 $A_{ym}^{\max} = A_{zm}^{\max} = 8$ g, 初始 $\lambda_y(0) = 0^\circ$, $\lambda_z(0) = 0^\circ$, $\theta_m(0) = 20^\circ$, $\psi_m(0) = 10^\circ$, $\theta_L(0) = -9.18^\circ$, $\psi_L(0) = -18.8^\circ$, 目标静止. 取 $N = N_1 = N_2 = N_3 = N_4 = 10$, $L = 5$ m, 计算步长取 0.001 s. 采用撞击时间与角度控制时, 采用式(6)所示的导引律. 设定期望的撞击时间与期望撞击角度分别为 $T_d = 25$ s, $\theta_L^c = 10^\circ$, $\psi_L^c = 30^\circ$, 仿真结果如图3的实线所示. 而设定期望的撞击时间与期望撞击角度分别为 $T_d = 25$ s, $\theta_L^c = 0^\circ$, $\psi_L^c = 0^\circ$, 仿真结果如图3的点线所示. 下面对仿真结果进行分析:

由图3(a)可以看出, 实际撞击时间 $t_f = 25$ s, θ_L 和 ψ_L 都能精确控制, 而从弹道的轨迹来看, 导弹的确围绕撞击角度在扇形区域内作机动, 以消除撞击时间的误差, 最终实现时间与角度的控制. 由图3(b)中 r 跟踪 R (虚线)的曲线可知, 导弹与目标距离很好地跟踪标称弹目距离, 实现了时间控制. 由 ψ_m 跟踪 ψ_m^c (虚线)曲线可见, 由于非线性滞环的作用, ψ_m^c 的符号会切换, 结合图3(d)可以看出, 当撞击角度与期望撞击角度偏离值为 α 时, ψ_m^c 改变符号, 这样就粗略地控制了导弹撞击角度; 且随着弹目距离跟踪误差越来越小, ψ_m^c 的幅值也越来越小.

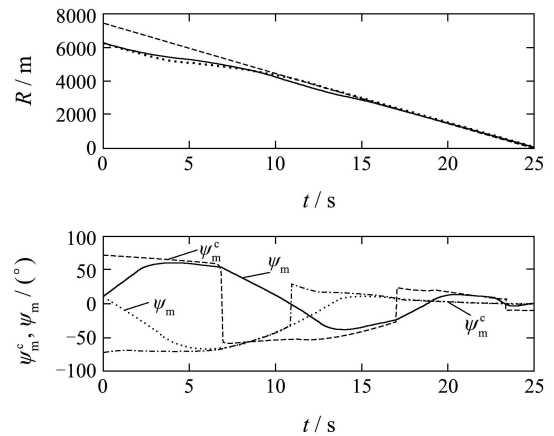
由图3(c)可见, 在整个飞行过程中, 侧向加速度幅值较大, 控制着导弹作机动, 完成时间与角度的控制; 而纵向通道只需控制攻击高低角, 所以加速度曲

线比较平滑. 由图3(d)可见, 由于设计导弹围绕撞击角度线作扇形机动, 所以方位角曲线围绕期望方位角曲线(虚线所示)作窄幅振荡, 而高低角的曲线则比较平滑, 快速收敛于指定的高低角曲线(虚线所示).

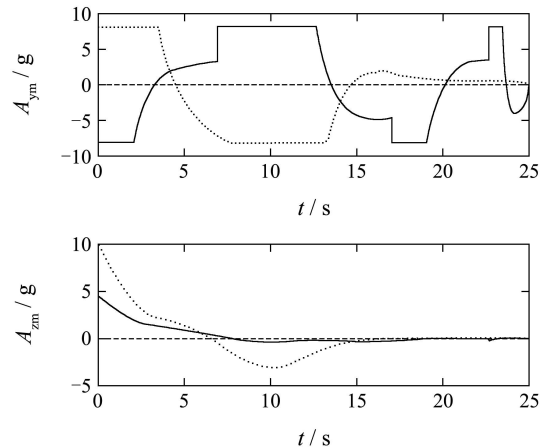
总之, 仿真结果表明了本文的导引律可以实现时间与角度控制, 验证了方法的有效性. 单独考虑撞击角度控制而不考虑撞击时间控制时, 可在整个制导阶段使用式(30), (31)所示的导引律. 本文由于篇幅所限, 将单独带撞击角度约束的制导律仿真曲线略去.



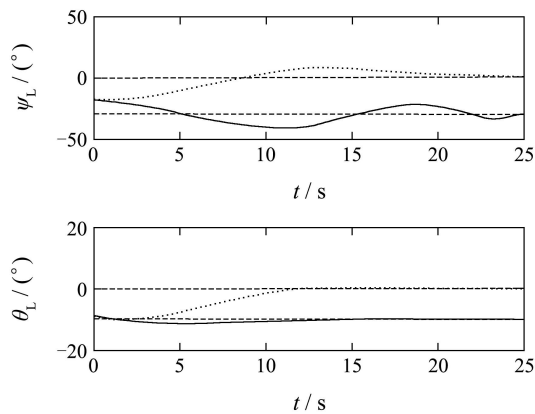
(a) 三维弹道轨迹



(b) R 与 ψ_m 的跟踪曲线



(c) 加速度曲线



(d) 方位角和高度角曲线

图3 仿真结果

Fig. 3 Simulation results

7 结论(Conclusions)

本文针对带有撞击角度和撞击时间控制的导弹三维导引律问题进行了深入研究,将导弹时间与角度控制分成两个阶段进行.第1阶段:将三维空间导引运动模型近似解耦,对侧向运动进行撞击时间精控和撞击角度的粗控,将导弹撞击时间控制问题转换为弹目距离跟踪问题,应用非线性滞环实现时间精控与角度粗控;而对纵向运动只进行角度控制.第2阶段:进行角度精控,由于角度精控是在时间精控与角度粗控的基础上进行的,所以最后的角度精控对时间控制的影响很小.

本文方法既可用于多枚反舰导弹饱和攻击,也可用于单枚导弹时间控制与角度控制,还可用于无人机带末端角度约束的同时到达.如何在撞击时间控制与撞击角度控制条件下,使导弹的能量损失最少,如何考虑导弹速度变化及目标机动情况下的撞击时间与撞击角度控制等问题,是值得进一步研究的课题.

参考文献(References):

- [1] KIM M, KAWAMURA S, 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] RYOO C K, CHO H J, TAHK M J. Optimal guidance laws with terminal impact angle constraint[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2005, 28(4): 724 – 732.
- [4] 张友安, 马国欣, 王兴平. 多导弹时间协同制导: 一种领弹-被领弹策略[J]. *航空学报*, 2009, 30(6): 1109 – 1118.
(ZHANG Youan, MA Guoxin, WANG Xingping. Time-cooperative guidance for multi-missiles: a leader-follower strategy[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2009, 30(6): 1109 – 1118.)
- [5] 赵世钰, 周锐. 基于协调变量的多导弹协同制导[J]. *航空学报*, 2008, 29(6): 1605 – 1611.
(ZHAO Shiyu, ZHOU Rui. Cooperative guidance for multi-missiles using cooperative variables[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2008, 29(6): 1605 – 1611.)
- [6] 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.
- [7] JEON I S, LEE J I, TAHK M J. Guidance law to control impact time and angle[J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2007, (43): 301 – 310.
- [8] JUNG B Y, KIM Y D. Guidance laws for anti-ship missiles using impact angle and impact time[C] // *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*. Keystone, Colorado: [s.n.], 2006, 6432.
- [9] 张友安, 马培蓓. 带有攻击角度和攻击时间控制的三维制导[J]. *航空学报*, 2008, 29(4): 1020 – 1026.
(ZHANG Youan, MA Peibei. Three-dimensional guidance laws with impact angle and impact time constraints[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2008, 29(4): 1020 – 1026.)
- [10] 张友安, 张友根. 多导弹攻击时间与攻击角度两阶段制导[J]. *吉林大学学报工学版*, 2010, 40(5): 1442 – 1447.
(ZHANG Youan, ZHANG Yougen. Two stages guidance to control impact time and impact angle for multi-missiles[J]. *Journal of Jilin University Engineering and Technology Edition*, 2010, 40(5): 1442 – 1447.)
- [11] 糜玉林, 施建洪, 张友安. 带有攻击角度控制的三维制导[J]. *海军航空工程学院学报*, 2008, 23(3): 293 – 296.
(MI Yulin, SHI Jianhong, ZHANG Youan. Three-dimensional guidance laws with impact angle and impact time constraints[J]. *Journal of Naval Aeronautics and Astronautics University*, 2008, 23(3): 293 – 296.)
- [12] 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:

张友根 (1976—), 男, 博士研究生, 研究领域为导航、制导与控制, E-mail: zhang-yougen@yahoo.com.cn;

张友安 (1963—), 男, 博士, 教授, 博士生导师, 现从事导航、制导与控制专业工作, 研究方向为先进控制技术及其在飞行器中的应用, 出版专著2部(《导弹控制和制导的非线性设计方法; 综合导航与制导系统》, 在国内外重要刊物和重要国际会议上发表论文90余篇, E-mail: zhangya63@sina.com.