

导弹撞击角度与飞行时间两阶段控制制导律*

李新三^{1,2},汪立新¹,范小虎²,丁邦平²,薛亮¹,王明建²

(1. 火箭军工程大学控制工程系, 陕西西安 710025; 2. 火箭军士官学校, 山东青州 262500)

摘要:为了实施饱和攻击,需要对撞击角度与飞行时间同时进行控制。通过一种导弹撞击角度与飞行时间两阶段控制制导策略实现导弹撞击角度与飞行时间控制。第一阶段:基于切换滑模思想在纵向通道内对导弹飞行时间进行精确控制,侧向通道制导指令采用传统的纯比例导引律。第二阶段:切换到含重力补偿轨迹调节最优制导律对撞击角度进行精确控制,与显式制导不同,该制导律显式包含重力补偿项。设计数值仿真验证撞击角度与飞行时间两阶段控制制导方法的有效性,仿真结果表明,所给出的撞击角度与飞行时间两阶段控制制导方法能够实现撞击角度与飞行时间的同时控制。

关键词:制导;撞击角度控制;飞行时间控制;重力补偿

中图分类号:V444 文献标志码:A 文章编号:1001-2486(2017)06-006-06

Two-stage control guidance of missile impact angle and flight time

LI Xinsan^{1,2}, WANG Lixin¹, FAN Xiaohu², DING Bangping², XUE Liang¹, WANG Mingjian²

(1. Department of Control Engineering, Rocket Engineering University, Xi'an 710025, China;

2. Rocket Force Sergeant School, Qingzhou 262500, China)

Abstract: The impact angle and the flight time were needed to be controlled simultaneously for a saturation attack. A two-stage guidance strategy with impact angle and flight time was proposed for impact angle and flight time control. In the first stage, the impact time high-precision control guidance law was derived by using a switching surface in pitch channel. The traditional proportional guidance law was used in yaw channel. Then in the second stage, the trajectory shaping optimal guidance with gravity compensation was used for impact angle control, which was an extension of explicit guidance in that gravity compensation was incorporated. The effectiveness of the impact angle and impact time two-stage guidance was validated by simulation. Simulation results show that the proposed two-stage control guidance with impact angle and flight time can achieve the simultaneous control of the impact angle and flight time.

Key words: guidance; impact angle control; flight time control; gravity compensation

为了实现空间与时间上的协同攻击,通常会对导弹的末端撞击角度与飞行时间进行约束。单独研究导弹撞击角度及飞行时间控制方面的文献相对较多^[1-7],而同时控制撞击角度与飞行时间方面的文献相对较少^[8-10]。文献[8]针对地面静止目标,在偏置比例导引的基础上增加一项飞行时间控制附加项,通过改变弹道形状实现撞击角度与飞行时间的同时控制。黄汉桥和周军等^[10]基于变结构控制与最优控制理论给出了一种导弹撞击角度与飞行时间同时控制的制导方法。文献[11]在三维平面内对导弹撞击角度与飞行时间进行分阶段控制,运用滑模控制方法对导弹的撞击角度和飞行时间进行精确控制,首先通过一个满足末端约束的射程五参数四阶多项式对视线

角进行调节,然后基于二阶滑模与反演控制方法对期望视线角速率进行跟踪,由于应用了滑模控制思想,该制导律具有很好的鲁棒性。文献[12]采用小航向角假设进行线性化,提出了一种能够实现撞击角度与飞行时间控制的微分对策制导律。文献[12]与文献[9]都是基于小航向角假设进行线性化,利用最优控制理论对撞击角度进行控制,通过与估计的待飞时间相关的附加项对飞行时间进行控制。海军航空工程学院的学者张友安等对导弹撞击角度和飞行时间同时控制制导律进行了系统、深入的研究^[13-14]。文献[13]运用分阶段控制思想在单平面内实现导弹撞击角度与飞行时间控制,第一阶段是攻击时间精确控制与撞击角度粗略控制,第二阶段再对撞击角度进行

* 收稿日期:2016-09-04

基金项目:国家自然科学基金资助项目(61503390)

作者简介:李新三(1982—),男,湖北广水人,博士研究生,E-mail:xinsan_2006@163.com;

汪立新(通信作者),男,教授,博士,博士生导师,E-mail:281167393@qq.com

精确控制。文献[14]基于文献[13]的方法,在三维平面内实现导弹撞击角度与飞行时间的精确控制。与文献[11]不同,文献[14]的方法考虑了侧向通道与纵向通道的耦合。文献[15]在二维平面内基于一种制导模式的切换思想实现对飞行时间和撞击角度的同时控制,该制导律包含两种制导模式,采用滑模制导律和带撞击角度控制制导律分别对飞行时间和撞击角度进行控制。

本文针对采用气动操控方式的导弹,借鉴文献[13]中的分阶段控制思想,给出了一种撞击角度与飞行时间两阶段控制的制导策略,从而对导弹的撞击角度与飞行时间进行精确控制。本文基于导弹的非线性运动模型进行制导律设计,这里假设导弹速度大小不变,但不进行线性化假设。

1 撞击角度与飞行时间两阶段控制制导律设计

1.1 撞击角度控制制导律

本文采用两阶段控制的控制策略实现导弹撞击角度与飞行时间控制,时间精确控制阶段与角度精确控制阶段。其中,角度精确控制采用本节给出的轨迹调节最优制导律。

选取导弹与预测拦截点(Projected Intercept Point, PIP)之间的相对位移和导弹速度为状态变量,如式(1)所示。

$$\mathbf{x}(t) = \begin{bmatrix} \mathbf{r}(t) \\ \mathbf{v}(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{r}_{\text{PIP}} - \mathbf{r}_m(t) \\ -\dot{\mathbf{r}}_m(t) \end{bmatrix} \quad (1)$$

其中: $\mathbf{r}(t)$ 、 $\mathbf{v}(t)$ 分别为惯性坐标系下相对位移和导弹速度; \mathbf{r}_{PIP} 为预测拦截点位移; $\mathbf{r}_m(t)$ 为导弹位移。选取导弹待飞时间 t_{go} 为独立变量,式(1)对待飞时间求导,得:

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{x}}(t) &= \begin{bmatrix} \frac{d\mathbf{r}}{dt_{go}} & \frac{d\mathbf{v}}{dt_{go}} \end{bmatrix} = -\dot{\mathbf{x}} \\ &= \begin{bmatrix} -\dot{\mathbf{r}} \\ -\dot{\mathbf{v}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\mathbf{v} \\ \dot{\mathbf{r}}_m \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\mathbf{v} \\ \mathbf{u} + \mathbf{g} \end{bmatrix} = f(\mathbf{x}, \mathbf{u}) \end{aligned} \quad (2)$$

式中, \mathbf{u} 为控制量, \mathbf{g} 为重力加速度。

选取性能指标函数,如式(3)所示。

$$\begin{aligned} J &= \frac{1}{2} \int_{t=t_0}^{t=t_f} \frac{|\mathbf{u}|^2}{(t_f - t)^k} dt = -\frac{1}{2} \int_{t_{go}=t_{go0}}^{t_{go}=0} \frac{|\mathbf{u}|^2}{t_{go}^k} dt_{go} \\ &= \frac{1}{2} \int_{t_{go}=0}^{t_{go}=t_{go0}} \frac{|\mathbf{u}|^2}{t_{go}^k} dt_{go} = \int_{t_{go}=0}^{t_{go}=t_{go0}} L(\mathbf{x}, \mathbf{u}, t_{go}) dt_{go}, k > -1 \end{aligned} \quad (3)$$

其中, k 为常数($k > -1$), k 的作用是对加速度指令的权重进行调节,在末端时刻权重最大。此外, k 的取值会对优化弹道的形状产生影响。

初始时刻边界条件为:

$$\mathbf{x}_0 = \begin{bmatrix} \mathbf{r}_0 \\ \mathbf{v}_0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{r}_{\text{PIP}} - \mathbf{r}_{m_0} \\ \mathbf{v}_0 \end{bmatrix} \quad (4)$$

末端时刻边界条件为:

$$\mathbf{x}_f = \begin{bmatrix} \mathbf{r}_f \\ \mathbf{v}_f \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{r}_{\text{PIP}} - \mathbf{r}_{m_f} \\ \mathbf{v}_f \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ \mathbf{v}_f \end{bmatrix} \quad (5)$$

运用最优控制理论对最优控制量 $\mathbf{u}(t)$ 进行求解,汉密尔顿函数为:

$$H(t_{go}) = L + \boldsymbol{\lambda}^T \mathbf{f} = \frac{1}{2} \frac{|\mathbf{u}|^2}{t_{go}^k} - \boldsymbol{\lambda}_r^T \mathbf{v} + \boldsymbol{\lambda}_v^T (\mathbf{u} + \mathbf{g}) \quad (6)$$

式中, $\boldsymbol{\lambda}$ 、 $\boldsymbol{\lambda}_r$ 、 $\boldsymbol{\lambda}_v$ 为协态变量。最优控制量 \mathbf{u} 满足以下条件:

$$\frac{d\boldsymbol{\lambda}}{dt_{go}} = -\frac{\partial H}{\partial \mathbf{x}} \quad (7)$$

$$\frac{\partial H}{\partial \mathbf{u}} = \mathbf{0} \quad (8)$$

由式(7)得:

$$\frac{d\boldsymbol{\lambda}_r}{dt_{go}} = -\frac{\partial H}{\partial \mathbf{r}} = \mathbf{0} \Rightarrow \boldsymbol{\lambda}_r = \mathbf{c}_1 \quad (9)$$

$$\frac{d\boldsymbol{\lambda}_v}{dt_{go}} = -\frac{\partial H}{\partial \mathbf{v}} = \boldsymbol{\lambda}_r \Rightarrow$$

$$\boldsymbol{\lambda}_v = \boldsymbol{\lambda}_r t_{go} + \mathbf{c}_2 = \mathbf{c}_1 t_{go} + \mathbf{c}_2 \quad (10)$$

其中, \mathbf{c}_1 和 \mathbf{c}_2 为积分常数矢量。由式(8)得:

$$\frac{\partial H}{\partial \mathbf{u}} = \frac{\mathbf{u}}{t_{go}^k} + \boldsymbol{\lambda}_v = \mathbf{0} \quad (11)$$

$$\mathbf{u} = -t_{go}^k \boldsymbol{\lambda}_v = -t_{go}^k (\mathbf{c}_1 t_{go} + \mathbf{c}_2) = -\mathbf{c}_1 t_{go}^{k+1} - \mathbf{c}_2 t_{go}^k \quad (12)$$

将式(12)代入式(2),得:

$$\frac{d\mathbf{v}}{dt_{go}} = \mathbf{u} + \mathbf{g} = -\mathbf{c}_1 t_{go}^{k+1} - \mathbf{c}_2 t_{go}^k + \mathbf{g} \quad (13)$$

$$\mathbf{v}(t_{go}) = -\mathbf{c}_1 \frac{t_{go}^{k+2}}{k+2} - \mathbf{c}_2 \frac{t_{go}^{k+1}}{k+1} + \mathbf{g} t_{go} + \mathbf{c}_3 \quad (14)$$

对式(14)进行积分,得:

$$\begin{aligned} \mathbf{r}(t_{go}) &= \mathbf{c}_1 \frac{t_{go}^{k+3}}{(k+2)(k+3)} + \\ &\quad \mathbf{c}_2 \frac{t_{go}^{k+2}}{(k+1)(k+2)} - \mathbf{g} \frac{t_{go}^2}{2} - \mathbf{c}_3 t_{go} + \mathbf{c}_4 \end{aligned} \quad (15)$$

结合式(14)、式(15)和式(5)中的边界条件,得:

$$\begin{cases} \mathbf{c}_3 = \mathbf{v}_f \\ \mathbf{c}_4 = \mathbf{0} \end{cases} \quad (16)$$

因此,当前(初始)时刻相对位移和速度可表示为:

$$\mathbf{v}_0 = -\mathbf{c}_1 \frac{t_{go0}^{k+2}}{k+2} - \mathbf{c}_2 \frac{t_{go0}^{k+1}}{k+1} + \mathbf{g} t_{go0} + \mathbf{v}_f \quad (17)$$

$$\begin{aligned} \mathbf{r}_0 &= \mathbf{c}_1 \frac{t_{go0}^{k+3}}{(k+2)(k+3)} + \\ &\quad \mathbf{c}_2 \frac{t_{go0}^{k+2}}{(k+1)(k+2)} - \mathbf{g} \frac{t_{go0}^2}{2} - \mathbf{c}_3 t_{go0} \end{aligned} \quad (18)$$

式(17)和式(18)联立起来可以求解 \mathbf{c}_1 和 \mathbf{c}_2 , 如式(19)所示。

$$\begin{bmatrix} -\frac{t_{go0}^{k+2}}{k+2} & \frac{t_{go0}^{k+1}}{k+1} \\ \frac{t_{go0}^{k+3}}{(k+2)(k+3)} & \frac{t_{go0}^{k+2}}{(k+1)(k+2)} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{c}_1 \\ \mathbf{c}_2 \end{bmatrix} = \mathbf{A} \begin{bmatrix} \mathbf{c}_1 \\ \mathbf{c}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{v}_0 - \mathbf{v}_f - \mathbf{g}t_{go0} \\ \mathbf{r}_0 + \mathbf{v}_f t_{go0} + \mathbf{g} \frac{t_{go0}^2}{2} \end{bmatrix} \quad (19)$$

式(19)中矩阵 \mathbf{A} 的逆为:

$$\mathbf{A}^{-1} = \begin{bmatrix} -\frac{(k+2)(k+3)}{t_{go0}^{k+2}} & -\frac{(k+2)^2(k+3)}{t_{go0}^{k+3}} \\ \frac{(k+1)(k+2)}{t_{go0}^{k+1}} & \frac{(k+1)(k+2)(k+3)}{t_{go0}^{k+2}} \end{bmatrix} \quad (20)$$

由于式(3)中 $k > -1$, 因此 \mathbf{A} 是非奇异的, 由式(19)和式(20)可得:

$$\mathbf{c}_1 = -\frac{1}{t_{go0}^k} [(k+2)(k+3)t_{go0}^{-2}(\mathbf{v}_0 - \mathbf{v}_f - \mathbf{g}t_{go0})] - \frac{1}{t_{go0}^k} [(k+2)^2(k+3)t_{go0}^{-3}(\mathbf{r}_0 + \mathbf{v}_f t_{go0} + \frac{1}{2}\mathbf{g}t_{go0}^2)] \quad (21)$$

$$\mathbf{c}_2 = \frac{1}{t_{go0}^k} [(k+1)(k+2)t_{go0}^{-1}(\mathbf{v}_0 - \mathbf{v}_f - \mathbf{g}t_{go0})] + \frac{1}{t_{go0}^k} [(k+1)(k+2)(k+3)t_{go0}^{-2}(\mathbf{r}_0 + \mathbf{v}_f t_{go0} + \frac{1}{2}\mathbf{g}t_{go0}^2)] \quad (22)$$

将式(21)和式(22)代入式(12), 得到最优控制量为:

$$\mathbf{u}(t_{go}) = -\frac{t_{go}^k}{t_{go0}^{k+1}} [(k+1)(k+2) - (k+2)(k+3)\frac{t_{go}}{t_{go0}}] \times (\mathbf{v}_0 - \mathbf{v}_f - \mathbf{g}t_{go0}) - \frac{t_{go}^k}{t_{go0}^{k+2}} [(k+1)(k+2)(k+3) - (k+2)^2(k+3)\frac{t_{go}}{t_{go0}}] \times (\mathbf{r}_0 + \mathbf{v}_f t_{go0} + \frac{1}{2}\mathbf{g}t_{go0}^2) \quad (23)$$

令 $t_{go} = t_{go0}$, 当前时刻控制指令为:

$$\mathbf{u}(t_{go}) = -\frac{1}{t_{go}} [(k+1)(k+2) - (k+2)(k+3)] \times (\mathbf{v}_0 - \mathbf{v}_f - \mathbf{g}t_{go}) - \frac{1}{t_{go}^2} [(k+1)(k+2)(k+3) - (k+2)^2(k+3)] \times (\mathbf{r}_0 + \mathbf{v}_f t_{go} + \frac{1}{2}\mathbf{g}t_{go}^2) \quad (24)$$

式(24)可简化为:

$$\mathbf{u}(t_{go}) = \frac{2}{t_{go}} [k+2] (\mathbf{v}_0 - \mathbf{v}_f - \mathbf{g}t_{go}) + \frac{1}{t_{go}^2} [(k+2)(k+3)(\mathbf{r}_0 + \mathbf{v}_f t_{go} + \frac{1}{2}\mathbf{g}t_{go}^2)] \quad (25)$$

式(25)即为惯性坐标系下含重力补偿项轨迹调节最优制导律制导指令, 该制导指令显式包含重力加速度分量、当前时刻导弹速度、位移以及末端时刻速度和位移的期望值, 制导指令式(25)将作为本文所给出的混合制导律中的一种制导模式。

运用式(25)中的制导指令时, 要求导弹能够产生三方向加速度控制指令。导弹一般是采用气动操纵方式, 由于论文假设导弹速度大小不变, 此时只考虑在垂直于导弹速度方向进行控制, 因此需要得到速度坐标系下垂直于速度方向的控制指令。速度坐标系下的制导指令可通过式(26)转换得到^[1]:

$$\begin{bmatrix} a_y(t_{go}) \\ a_z(t_{go}) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} \mathbf{T}_I^V \mathbf{u}(t_{go}) \quad (26)$$

其中, \mathbf{T}_I^V 为惯性坐标系和速度坐标系之间的转换矩阵^[1], $a_y(t_{go})$ 和 $a_z(t_{go})$ 分别为侧向制导指令和法向制导指令。

1.2 飞行时间控制制导律

时间精确控制阶段在纵向通道对飞行时间进行精确控制, 制导律可参考文献[15]。该制导律采用切换滑模思想在纵向飞行平面对导弹飞行进行控制, 详细推导过程请查阅文献[15]。纵向平面飞行时间控制制导指令如式(27)所示。

$$a_z = \frac{-2r\dot{\theta} + (1 + K_1)r\text{sign}(\dot{\theta})}{\cos\theta_m - K_2r\text{sign}(\dot{\theta})} + \frac{M\text{sign}(S)}{\text{sign}\left(\frac{\cos\theta_m}{r} - K_2\text{sign}(\dot{\theta})\right)} \quad (27)$$

其中, r 为导弹与目标之间的距离, θ 为弹目视线 (Line Of Sight, LOS) 高低角, θ_m 为导弹速度矢量相对 LOS 的高低角, $M > 0$ 为常值增益系数, 切换滑模 S 如式(28)所示。

$$S = \dot{\theta} + C(t_{\text{elap}} + t_{go} - T_{\text{imp}})\text{sign}(\dot{\theta}) \quad (28)$$

其中, C 为正常数, t_{elap} 为导弹已经飞行的时间, T_{imp} 为期望飞行时间, 待飞时间 t_{go} 通过式(29)进行估计:

$$t_{go} = \frac{r}{v} \left[1 + \frac{\theta_m^2 + \theta_{mf}^2}{15} - \frac{\theta_m \theta_{mf}}{30} \right] \quad (29)$$

其中, v 为导弹速度的大小。

变量 K_1 和 K_2 如下式所示。

$$K_1 = \frac{r}{v} \left[1 + \frac{\theta_m^2 + \theta_{mf}^2}{15} - \frac{\theta_m \theta_{mf}}{30} \right] - \frac{r\dot{\theta}}{10v} (\theta_m + \theta_{mf}) \quad (30)$$

$$K_2 = \frac{r}{v^2} \left[\frac{2\theta_m}{15} - \frac{\theta_{mf}}{30} \right] \quad (31)$$

时间精确控制阶段导弹侧向通道制导指令采用传统的纯比例导引律^[16],如式(32)所示。

$$a_y = -Nv\dot{\lambda}_y \sin\theta_m \sin\psi_m + Nv\dot{\lambda}_z \cos\theta_m \quad (32)$$

其中, N 为导引系数, $\dot{\lambda}_y$ 和 $\dot{\lambda}_z$ 分别为LOS角速度矢量沿LOS坐标系各轴的分量。

1.3 两阶段制导律切换

本文设计三维制导律的目的是使导弹在指定的时间 T_{imp} 内以期望撞击角度攻击目标,选择弹道倾角 γ 和弹道偏角 ψ 作为撞击角度。第一阶段采用时间精确控制策略对导弹的飞行时间进行控制,达到切换条件时,切换到角度精确控制阶段对撞击角度进行精确控制。时间精确控制阶段将导弹的三维导引近似地解耦为两个通道,分别对两个通道设计制导律,纵向通道实现对飞行时间的控制,侧向通道则采用传统的比例导引律。两个控制阶段切换条件如下:当期望飞行时间与估计的时间之差小于 ε (ε 为允许的飞行时间误差)时,切换到第二阶段撞击角度控制制导律。第二阶段采用轨迹调节最优制导律对撞击角度进行精确控制,此时需要将惯性坐标系下制导指令转换到速度坐标系。

2 仿真分析

2.1 撞击角度与飞行时间两阶段控制仿真分析

本节设计仿真对撞击角度控制、飞行时间控制和撞击角度与飞行时间两阶段控制制导算法进行比较分析,以验证本文撞击角度与飞行时间两阶段控制制导算法的有效性。考虑导弹在三维平面内运动,将导弹视作一个质点,通过气动力进行操纵,指令加速度方向与速度方向垂直。导弹与目标相对运动方程参照文献^[16],初始弹目距离 $r_0 = 6264$ m,导弹速度 $v_0 = 300$ m/s,最大过载 $a_z^{\max} = a_y^{\max} = 30g$,初始 $\lambda_y(0) = \lambda_z(0) = 0^\circ$, $\theta_m(0) = 20^\circ$, $\psi_m(0) = 15^\circ$, $\theta_L(0) = 20^\circ$, $\psi_L(0) = 10^\circ$,目标静止,导引系数 $N = 3.5$,式(27)中增益系数 $M = 200$,式(28)中常数 $C = 1.0$,允许的飞行时间误差 $\varepsilon = 0.02$ s。设定的期望撞击角度与撞击时间分别为 $\gamma_f = 50^\circ$, $\psi_f = 20^\circ$, $T_d = 25$ s。

图1~5分别为法向过载 a_z 、侧向过载 a_y 、导弹与目标相对距离 r 、弹道倾角 γ 和弹道偏角 ψ 变化曲线。图中实线为本文提出的两阶段控制制导算法仿真曲线,图3中撞击角度控制和飞行时间控制时,相对距离 r 的变化趋于一致。两阶段

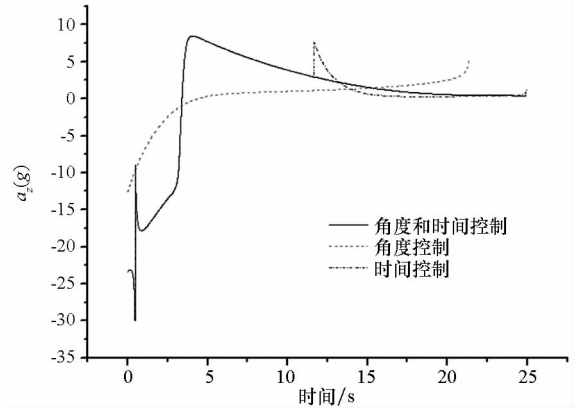


图1 法向过载 a_z 变化曲线

Fig. 1 Normal acceleration a_z histories

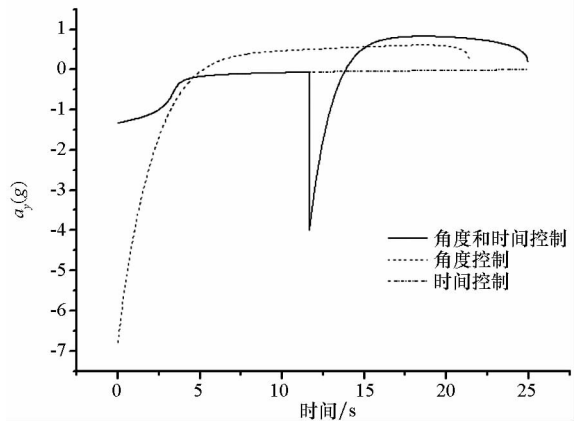


图2 侧向过载 a_y 变化曲线

Fig. 2 Lateral acceleration a_y histories

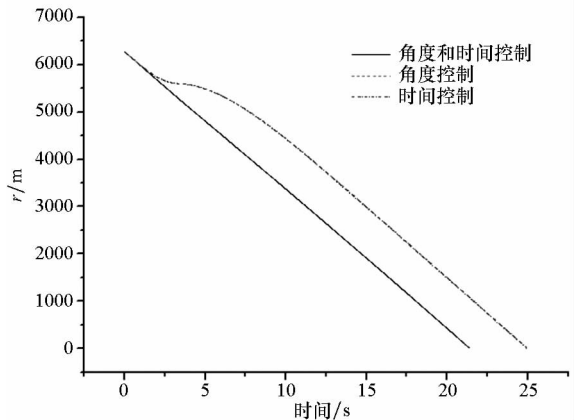


图3 导弹与目标相对距离 r 变化曲线

Fig. 3 Missile-to-target range r histories

控制 $t < 11.65$ s时,导弹采用1.2节飞行时间控制算法进行制导; $t = 11.65$ s时,切换到1.1节撞击角度控制算法进行制导。撞击角度控制方面,本文提出的两阶段控制与1.1节撞击角度控制制导算法均能实现导弹撞击角度的准确控制,角度控制偏差小于 1° ;飞行时间控制方面,1.1节撞击角度控制制导算法导弹实际飞行时间为21.36 s,

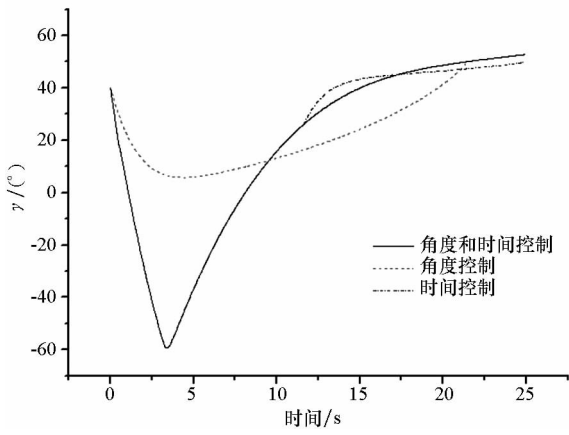


图 4 弹道倾角 γ 变化曲线

Fig. 4 Flight path angle γ histories

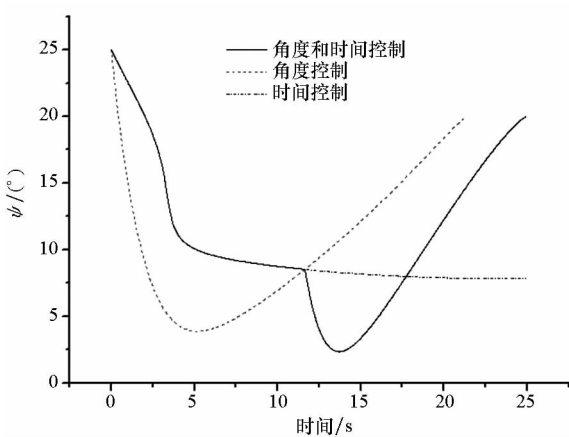


图 5 弹道偏角 ψ 变化曲线

Fig. 5 Heading angle ψ histories

而本文提出的两阶段控制与 1.2 节飞行时间控制制导算法均能实现导弹飞行时间的精确控制,时间控制偏差小于 0.05 s。

2.2 不同撞击角度两阶段控制仿真分析

为了进一步验证撞击角度与飞行时间两阶段控制制导算法的有效性,针对不同的撞击角度进行仿真实验: $\gamma_f = 60^\circ, \psi_f = 30^\circ$; $\gamma_f = 40^\circ, \psi_f = 10^\circ$; $\gamma_f = 30^\circ, \psi_f = -15^\circ$ 。其他仿真取值参照 2.1 节。图 6 ~ 10 分别为不同撞击角度条件下法向过载 a_z 、侧向过载 a_y 、导弹与目标相对距离 r 、弹道倾角 γ 和弹道偏角 ψ 变化曲线,图 8 表明,不同撞击角度时,相对距离 r 的变化趋于一致。仿真结果表明,撞击角度不同时导弹均能够以期望的撞击角度与飞行时间击中目标。

3 结论

本文针对带有撞击角度和飞行时间控制的导弹三维非线性导引律问题,通过制导模式切换的思想实现撞击角度和飞行时间的同时控制。本文

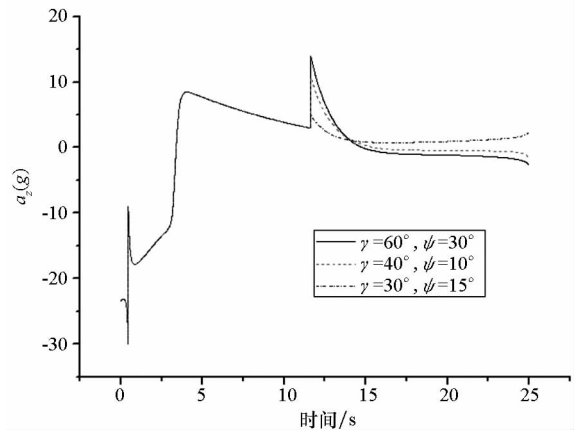


图 6 不同撞击角度法向过载 a_z 变化曲线

Fig. 6 Normal acceleration a_z histories with various impact angles

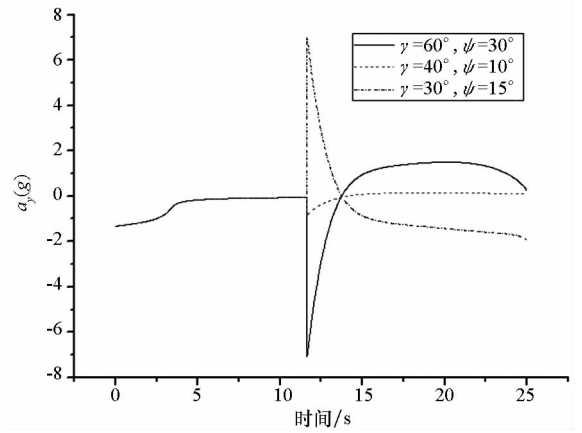


图 7 不同撞击角度侧向过载 a_y 变化曲线

Fig. 7 Lateral acceleration a_y histories with various impact angles

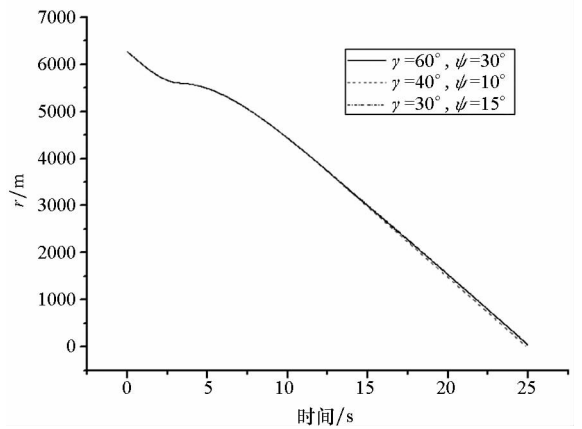
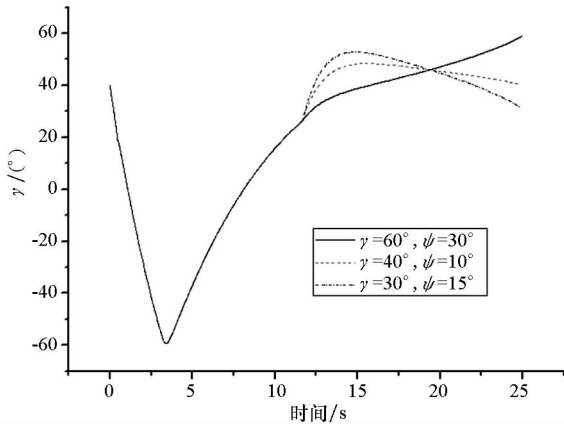
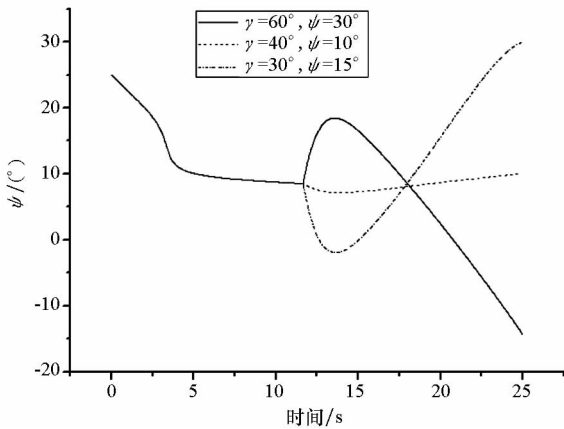


图 8 不同撞击角度导弹与目标相对距离 r 变化曲线

Fig. 8 Missile-to-target range r histories with various impact angles

方法可用于单枚导弹撞击角度与飞行时间控制,还可用于无人机带末端角度约束的同时到达,基于本文提出的制导模式切换思想实现带有撞击角

图9 不同撞击角度弹道倾角 γ 变化曲线Fig.9 Flight path angle γ histories with various impact angles图10 不同撞击角度弹道偏角 ψ 变化曲线Fig.11 Heading angle ψ histories with various impact angles

度约束的多导弹协同制导,下一步将对这一问题进行研究。此外,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,也是值得进一步研究的课题。

参考文献 (References)

- [1] 雷虎民,张旭,董飞垚,等. 零控脱靶量有限时间收敛制导律[J]. 国防科技大学学报, 2015, 37(3): 136-141. LEI Humin, ZHANG Xu, DONG Feiyao, et al. Finite time convergent zero-effort miss guidance law [J]. Journal of National University of Defense Technology, 2015, 37(3): 136-141. (in Chinese)
- [2] Padhi R, Chawla C, Priya G. Partial integrated guidance and control of interceptors for high-speed ballistic targets [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2014, 37(1): 149-163.
- [3] Oza H B, Padhi R. Impact-angle-constrained suboptimal model predictive static programming guidance of air-to-ground missiles [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2012, 35(1): 153-164.
- [4] Rusnak I, Weiss H, Eliav R, et al. Missile guidance with constrained terminal body angle [C]//Proceedings of IEEE 26th Convention of Electrical and Electronics Engineers in

- Israel, 2010; 45-49.
- [5] 李新三,汪立新,刘国辉,等. 一种带有弹体姿态角约束的非线性制导律[J]. 中国惯性技术学报, 2015, 23(2): 232-237. LI Xinsan, WANG Lixin, LIU Guohui, et al. Nonlinear guidance law with terminal body angle constraints [J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2015, 23(2): 232-237. (in Chinese)
- [6] 邹丽,孔繁娥,周锐,等. 多导弹分布式自适应协同制导方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2012, 38(1): 128-132. ZOU Li, KONG Fane, ZHOU Rui, et al. Distributed adaptive cooperative guidance for multi-missile salvo attack [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 38(1): 128-132. (in Chinese)
- [7] 孙雪娇,周锐,吴江,等. 多导弹分布式协同制导与控制方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2014, 40(1): 120-124. SUN Xuejiao, ZHOU Rui, WU Jiang, et al. Distributed cooperative guidance and control for multiple missiles [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 40(1): 120-124. (in Chinese)
- [8] Lee J I, Jeon I S, Tahk M J. Guidance law using augmented trajectory-resaping command for salvo attack of multiple missiles [C]//Proceeding of the ICC, 2006.
- [9] 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.
- [10] 黄汉桥,周军,郭建国. 具有角度和时间约束的导弹最优全弹道设计[J]. 西北工业大学学报, 2010, 28(2): 165-170. HUANG Hanqiao, ZHOU Jun, GUO Jianguo. Design and simulation of an optimal missile trajectory with constraints of impact time and impact angle [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2010, 28(2): 165-170. (in Chinese)
- [11] Harl N, Balakrishnan S N. Impact time and angle guidance with sliding mode control [J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2012, 20(6): 1436-1449.
- [12] Kang S, Kim H J. Differential game missile guidance with impact angle and time constraints [C]//Proceedings of International Federation of Automatic Control World Congress, 2011; 3920-3925.
- [13] 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 [J]. Journal of Jilin University (Engineering and Technology Edition), 2010, 40(5): 1442-1447. (in Chinese)
- [14] 张友根,张友安. 控制撞击时间与角度的三维导引律:一种两阶段控制方法[J]. 控制理论与应用, 2010, 27(10): 1429-1434. ZHANG Yougen, ZHANG Youan. Three dimensional guidance law to control impact time and impact angle: a two-stage control approach [J]. Control Theory & Applications, 2010, 27(10): 1429-1434. (in Chinese)
- [15] Kumar S R, Ghose D. Impact time and angle control guidance [C]//Proceedings of AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, 2015; 0616-0638.
- [16] 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): 238-248.