

导弹大离轴角发射导引律优化设计

李瑞康, 陈 淼, 钟永建

上海机电工程研究所, 上海 201109



摘 要 对中远距空空导弹大离轴角发射导引规律进行了研究。导弹在转弯阶段采用 BTT 控制模式, 分析了实现快速转弯的机理及要求, 研究了实现快速转弯的最佳升力面, 确定了导弹滚转控制指令, 建立了导弹转弯动力学模型, 利用剩余转弯角度关系, 设计攻角控制指令; 提出旋转坐标系方法对滚转控制指令进行了优化, 解决了指令跳变问题, 实现了转弯过程最小滚转偏差控制, 利用最佳升力面法向矢量投影关系, 进一步判定攻角指令控制逻辑, 实现与最小滚转偏差控制指令的匹配。最后通过数字仿真验证了设计方法的正确性和有效性。

关键词 中远距空空导弹; 大离轴角发射; 导引律设计; 快速转弯

中图分类号: V448.2 文献标识码: A

文章编号: 1006-3242(2024)01-0058-07

Optimal Design of Guidance Law for Missile Launch with Large Off-Axis Angle

LI Ruikang, CHEN Miao, ZHONG Yongjian

Shanghai Electro-Mechanical Engineering Institute, Shanghai 201109, China

Abstract The guidance law of air-to-air missile with large off-axis launch angle is studied in this paper. The BTT control mode is applied to missile cruise in the turning stage. The mechanism and requirements of fast turning of missile are briefly analyzed, and the optimal lift surface for fast turning is studied and the missile roll control command is determined. The dynamic model of missile is established in turning phase, and the control command of angle of attack is designed by using the relation of residual turning angle. The rotation coordinate system is proposed to optimize the roll control command, solve the problem of command jump and achieve the minimum roll deviation control in the turning process. The projection of the best normal vector of lift surface is used to determine the control logic of the command of angle of attack and realize matching with the minimum roll deviation control commands. In the end, the correctness and effectiveness of design method are verified by digitalized simulation of typical scenes.

Key words Air-to-air missile; Launch at large off-axis angle; Guidance law design; Fast turn

资助项目: 上海航天科技创新基金项目(SAST2019-10)

收稿日期: 2023-02-17

作者简介: 李瑞康(1982-), 男, 博士, 高级工程师, 主要从事飞行器总体设计、制导与控制技术研究, E-mail: ruikangli@163.com; 陈 淼(1984-), 女, 硕士, 工程师, 主要从事项目管理工作; 钟永建(1986-), 男, 硕士, 高级工程师, 主要从事飞行器总体设计工作。

0 引言

“一弹多能”是空空导弹发展方向之一^[1],未来遂行中远距作战的空空导弹,除了具备前向超视距拦截能力外,还需具备一定的大离轴角发射能力,能够实现对载机尾后跟随目标的越肩发射和侧向离去目标的擦肩发射,导弹的发射离轴角远大于现有空空导弹,最大可达到 180° 。

近距离空空导弹上大离轴角发射的实现得益于推力矢量控制技术成功应用^[2],如俄罗斯的R-73、美国的AIM-9X、欧洲的IRIS-T及法国的“米卡”等近距离空空导弹均采用矢量推力控制系统,其中R-73采用扰流片式矢量推力控制,其它3种采用燃气舵式矢量推力控制;借助于矢量推力控制技术,配合先进红外导引头,AIM-9X、IRIS-T等先进近距格斗空空导弹发射离轴角达到 90° ,国内外对大离轴角发射制导控制规律的研究主要针对这类导弹^[3-6]。有别于近距格斗型空空导弹的敏捷转弯,新型中远距空空导弹主战超视距拦截,兼顾近距作战,总体设计上,采用了无翼或小面积翼气动外形,尾舵控制,雷达探测体制,采用尾部直接力控制装置增加低速状态下控制力矩,利用本机或其它机目指引实现大离轴角发射,导弹具有发射重量大,转动惯量大,初始推力大等特点。参考美国“三类目标终结者(Three Target Terminator, T3)”导弹概念,文献[7]研究了抛接重定向越肩发射方案,利用尾部直接力控制,实现弹体非惯性大姿态角偏转。此方案对弹体姿态控制系统设计要求很高,目前处于概念研究阶段。采用常规弹道转弯方案,中远距空空导弹面临转弯时间长、发动机能量消耗高、速度损失大、尾后攻击距离近等难题,常规初制导规律设计难以满足转弯需求。

本文结合新型空空导弹的技术特点及工程实践需求,对大离轴角发射导引规律进行了研究,导弹转弯采用BTT控制模式,转弯结束后转为STT控制,通过构建最佳转弯平面,尝试设计了一种无固定约束时间的快速转弯规律,同时针对指令跳变问题,提出一种旋转坐标系方法对滚转控制指令进行优化设计,实现了最小滚转偏差控制转弯,利用最佳升力面法向矢量指向,判定攻角指令方向,实现BTT控制转弯指令协调,其性能通过了数字仿真验证。

1 无固定约束时间实时转弯规律设计

图1为大离轴角发射拦截典型场景,初始快速转弯的目的是实现导弹速度矢量方向与指向预估命中点方向重合。

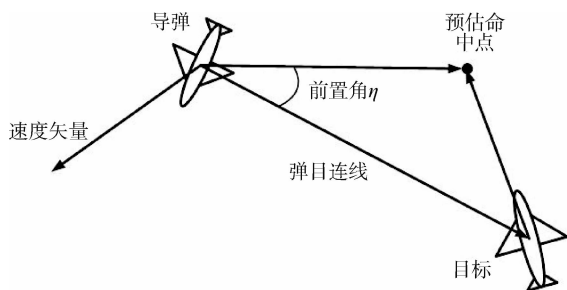


图1 大离轴角发射拦截场景

为了研究方便,设导弹初始速度矢量为 \mathbf{V} ,导弹与预估命中点连线方向矢量(指向命中点为正)为 \mathbf{R} ,在地面坐标系 $OXYZ$ 中的关系如图2所示,由 \mathbf{R} 和 \mathbf{V} 构成的平面为瞬时转弯平面,也即转弯最佳升力面。

\mathbf{V} 和 \mathbf{R} 的单位矢量在 $OXYZ$ 的表示为

$$\mathbf{V}_l = \cos\theta \cos\psi_v \mathbf{i} + \sin\theta \mathbf{j} - \cos\theta \sin\psi_v \mathbf{k} \quad (1)$$

$$\mathbf{R}_l = \cos\varepsilon_s \cos\beta_s \mathbf{i} + \sin\varepsilon_s \mathbf{j} - \cos\varepsilon_s \sin\beta_s \mathbf{k} \quad (2)$$

式中: θ 为弹道倾角; ψ_v 为弹道偏角; ε_s 为视线高低角; β_s 为视线方位角; \mathbf{i} , \mathbf{j} 和 \mathbf{k} 为 $OXYZ$ 三轴方向的单位矢量。

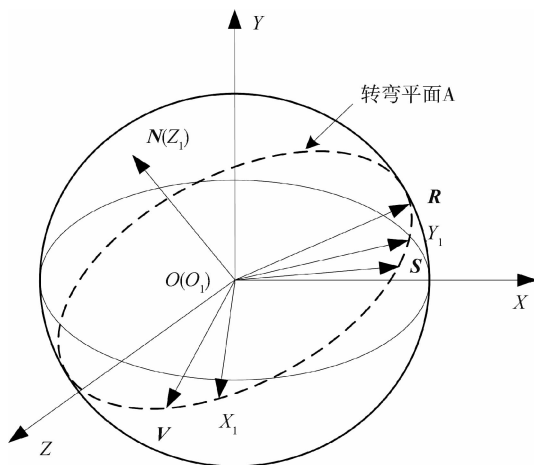


图2 转弯最佳升力面

设 \mathbf{V} 与 \mathbf{R} 的夹角为 ξ ,则有

$$\begin{aligned} \xi &= \arccos(\mathbf{V}_l \cdot \mathbf{R}_l) = \\ &= \arccos(\cos\theta \cos\varepsilon_s \cos(\psi_v - \beta_s) + \sin\theta \sin\varepsilon_s) \end{aligned} \quad (3)$$

$\xi \in [0, \pi]$ 为导弹在瞬时平面内速度矢量需转过的

角度,也即当前剩余转弯角度。

设瞬时转弯平面的法线向量为 N

$$N = V_l \times R_l = N_x i + N_y j + N_z k \quad (4)$$

式中:

$$N_x = \cos \theta \sin \psi_v \sin \varepsilon_s - \sin \theta \cos \varepsilon_s \sin \beta_s;$$

$$N_y = \cos \theta \cos \varepsilon_s \sin(\beta_s - \psi_v);$$

$$N_z = \cos \theta \cos \psi_v \sin \varepsilon_s - \sin \theta \cos \varepsilon_s \cos \beta_s。$$

由 N 与 V 通过右手定则确定矢量 S

$$S = N \times V_l = S_x i + S_y j + S_z k \quad (5)$$

式中:

$$S_x = -\cos^2 \theta \sin \psi_v \cos \varepsilon_s \sin(\beta_s - \psi_v) - \cos \theta \sin \theta \cos \psi_v \sin \varepsilon_s + \sin^2 \theta \cos \varepsilon_s \cos \beta_s;$$

$$S_y = \cos^2 \theta \sin \varepsilon_s - \sin \theta \cos \theta \cos \varepsilon_s \cos(\psi_v - \beta_s);$$

$$S_z = -\cos^2 \theta \cos \psi_v \cos \varepsilon_s \sin(\beta_s - \psi_v) + \sin \theta \cos \theta \sin \psi_v \sin \varepsilon_s - \sin^2 \theta \cos \varepsilon_s \sin \beta_s。$$

S 也在瞬时转弯平面,其物理意义为当前导弹转弯法向加速度的要求指向。由矢量(V, S 和 N) 构成一个瞬时直角坐标系 $O_1 VSN$, 其中以 V 为 X 轴, S 为 Y 轴, N 为 Z 轴, 该坐标系反映了当前弹目状态下导弹瞬时最佳升力面的相对位置关系。

$O_1 S$ 轴始终在瞬时转弯平面内, 设与铅垂面的夹角为 γ_v^* 。则

$$\gamma_v^* = \arctan(S_{2z}/S_{2y}) \quad (6)$$

式中: $S_{2y} = -S_x \sin \theta \cos \psi_v + S_y \cos \theta + S_z \sin \theta \sin \psi_v$;

$$S_{2z} = S_x \sin \psi_v + S_z \cos \psi_v。$$

$\gamma_v^* \in [-\pi/2, \pi/2]$ 即为转弯速度滚转控制指令。当导弹升力面与瞬时转弯平面不一致时, 需要施加滚转控制力矩使导弹当前速度倾斜角 γ_v 与 γ_v^* 保持一致。

如果滚转方向控制比较理想, 能够保持导弹的主升力面与瞬时转弯平面一致, 则弹体坐标系 $O_1 X_1 Y_1 Z_1$ 与 $O_1 VSN$ 之间仅通过一次旋转即可重合, 旋转形成的角度即为攻角 α , 如图 3 所示。

导弹瞬时机动转弯可认为是圆周运动, 忽略重力影响, 在瞬时转弯平面内($O_1 VS$) 建立导弹动力学方程为

$$m \frac{dV}{dt} = P \cos \alpha - F_{X_1} \cos \alpha - F_{Y_1} \sin \alpha \quad (7)$$

$$mV \frac{d\theta_\xi}{dt} = P \sin \alpha - F_{X_1} \sin \alpha + F_{Y_1} \cos \alpha \quad (8)$$

式中: m 为导弹质量; P 为发动机推力; F_{X_1} 和 F_{Y_1} 为气动轴向力和法向力; θ_ξ 为导弹速度矢量在瞬时转弯平面内旋转的角度; α 为飞行攻角。

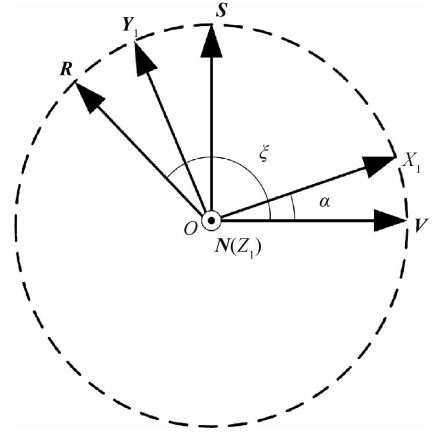


图 3 攻角指令形成关系

α 的设计是快速转弯规律设计的一个重点。前文提到剩余转弯角度 ξ 概念, α 与 ξ 具有紧密关系, 当 ξ 趋于 0 时, α 也应趋于 0, 以确保在转弯结束时速度矢量和弹体纵轴重合, 并指向预估命中点方向; 当 ξ 增大时, 对 α 的需求也应相应增大, 以确保速度矢量能快速朝 ξ 减小的方向运动。

对 ξ 的设计, 可以看成是受约束的过程控制问题, 对 ξ 角的变化规律进行预设

$$\xi = \xi_{t_0} \left(1 - \sin \left(\frac{\pi}{2(t_f - t_0)} (t - t_0) \right) \right) \quad (9)$$

式中: t_0 和 t_f 为转弯起始和结束时间, $t \in [t_0, t_f]$ 。 ξ 对时间求一阶导数

$$\frac{d\xi}{dt} = -\frac{\pi \xi_{t_0}}{2(t_f - t_0)} \cos \left(\frac{\pi}{2(t_f - t_0)} (t - t_0) \right) \quad (10)$$

导弹在 $t = t_0$ 时刻 ξ 角速率为

$$\left. \frac{d\xi}{dt} \right|_{t=t_0} = -\frac{\pi \xi_{t_0}}{2(t_f - t_0)} \quad (11)$$

式(11)可近似认为导弹速度矢量在瞬时转弯平面的转动角速率, 因而有

$$\left. \frac{d\theta_\xi}{dt} \right|_{t=t_0} = -\left. \frac{d\xi}{dt} \right|_{t=t_0} \quad (12)$$

将式(12)代入式(8)

$$\frac{\pi \xi_{t_0}}{2(t_f - t_0)} = \frac{P \sin \alpha - F_{X_1} \sin \alpha + F_{Y_1} \cos \alpha}{mV} \quad (13)$$

转弯过程攻角保持在高位, $\cos \alpha$ 很小, 且转弯阶段是大攻角飞行, 速度小, F_{X_1} 远小于 P , 因此, 可以忽略气动作用, 即有

$$\sin \alpha \approx \frac{mV \pi \xi_{t_0}}{2(t_f - t_0) P} \quad (14)$$

从而, 得到转弯攻角指令为

$$\alpha^* = \arcsin\left(\frac{mV\pi\xi_{t_0}}{2(t_f - t_0)P}\right) \quad (15)$$

式中: $\alpha^* \in [0, \pi/2]$ 。

2 控制指令优化设计

导弹采用 BTT-90 控制模式,直接力控制可产生俯仰和滚转控制力矩,导弹存在一个最佳(短)滚转途径问题,即最小滚转偏差(或最小相位)逻辑控制问题,如图 4 所示,最佳升力面指向角在 γ_v^* 基础上顺时针旋转 $\Delta\gamma_v^*$ 角才符合最小滚转偏差控制逻辑,而按照式(6)计算得到的最佳升力面指向角需反方向旋转 $(\pi - \Delta\gamma_v^*)$ 角,若按此指令执行,导弹需要进行大角度反向滚转,这种现象称为指令跳变。

指令跳变除引起滚转角大幅反向运动外,还将改变俯仰通道的运动方向,偏离目标指向。本文采用“坐标系旋转”方法解决。其基本思想为当最佳升力面“跨越”弹道坐标系的 $O_1x_2z_2$ 平面时,将弹道坐标系的 Y 和 Z 轴绕 X 轴同时旋转 $\pm 0.5\pi$,形成新的坐标系,称之为旋转弹道坐标系,利用坐标系旋转公式对当前最佳升力面指向矢量 $S = [0, S_{2y}, S_{2z}]^T$ 进行转换,得到在旋转后坐标系下的坐标,对新坐标再按照公式(6)计算 γ_v^* ,同时加或减 0.5π 。

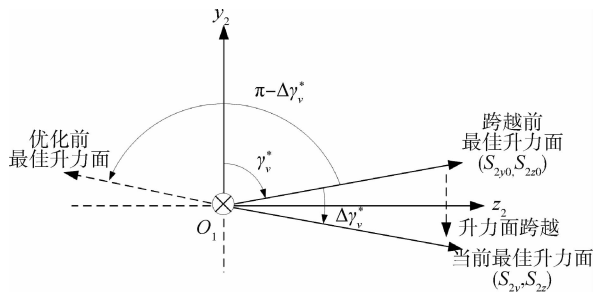


图 4 最佳升力面“跨越”时指令跳变现象

假设 $S_0 = [0, S_{2y_0}, S_{2z_0}]^T$ 为上一时刻最佳升力面指向矢量,设置 f_{lg} 和 f_{lg0} 为坐标系旋转标记值及上一时刻的标记值。初始时,令 $f_{lg} = f_{lg0} = 0$ 。每个周期,根据 f_{lg0} 对 YZ 平面坐标 (S_{2y_0}, S_{2z_0}) 及 (S_{2y}, S_{2z}) 进行坐标变换,得到各自在当前坐标系旋转情况下对应的新坐标。具体如下:

当 $f_{lg0} = 0$ 时,坐标不变。

当 $f_{lg0} < 0$ 时,坐标系逆时针旋转,根据 $|f_{lg0}|$ 除以 4 所得余数,分如下 4 种坐标变化情况,其中 (S_{2ya0}, S_{2za0}) 和 (S_{2ya}, S_{2za}) 分别表示转换后的坐标

$$\text{mod}(|f_{lg0}|, 4) =$$

$$\left\{ \begin{array}{l} 0, \quad \begin{pmatrix} S_{2ya0} \\ S_{2za0} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} S_{2y_0} \\ S_{2z_0} \end{pmatrix} \text{且} \begin{pmatrix} S_{2ya} \\ S_{2za} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} S_{2y} \\ S_{2z} \end{pmatrix} \\ 1, \quad \begin{pmatrix} S_{2ya0} \\ S_{2za0} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -S_{2z_0} \\ S_{2y_0} \end{pmatrix} \text{且} \begin{pmatrix} S_{2ya} \\ S_{2za} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -S_{2z} \\ S_{2y} \end{pmatrix} \\ 2, \quad \begin{pmatrix} S_{2ya0} \\ S_{2za0} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -S_{2y_0} \\ -S_{2z_0} \end{pmatrix} \text{且} \begin{pmatrix} S_{2ya} \\ S_{2za} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -S_{2y} \\ -S_{2z} \end{pmatrix} \\ 3, \quad \begin{pmatrix} S_{2ya0} \\ S_{2za0} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} S_{2z_0} \\ -S_{2y_0} \end{pmatrix} \text{且} \begin{pmatrix} S_{2ya} \\ S_{2za} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} S_{2z} \\ -S_{2y} \end{pmatrix} \end{array} \right. \quad (16)$$

当 $f_{lg0} > 0$ 时,坐标系顺时针旋转,同理得到转换后的坐标

$$\text{mod}(|f_{lg0}|, 4) = \left\{ \begin{array}{l} 0, \quad \begin{pmatrix} S_{2ya0} \\ S_{2za0} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} S_{2y_0} \\ S_{2z_0} \end{pmatrix} \text{且} \begin{pmatrix} S_{2ya} \\ S_{2za} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} S_{2y} \\ S_{2z} \end{pmatrix} \\ 1, \quad \begin{pmatrix} S_{2ya0} \\ S_{2za0} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} S_{2z_0} \\ -S_{2y_0} \end{pmatrix} \text{且} \begin{pmatrix} S_{2ya} \\ S_{2za} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} S_{2z} \\ -S_{2y} \end{pmatrix} \\ 2, \quad \begin{pmatrix} S_{2ya0} \\ S_{2za0} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -S_{2y_0} \\ -S_{2z_0} \end{pmatrix} \text{且} \begin{pmatrix} S_{2ya} \\ S_{2za} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -S_{2y} \\ -S_{2z} \end{pmatrix} \\ 3, \quad \begin{pmatrix} S_{2ya0} \\ S_{2za0} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -S_{2z_0} \\ S_{2y_0} \end{pmatrix} \text{且} \begin{pmatrix} S_{2ya} \\ S_{2za} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -S_{2z} \\ S_{2y} \end{pmatrix} \end{array} \right. \quad (17)$$

根据坐标旋转方向判定规则,顺时针旋转 0.5π 时, $f_{lg} = f_{lg0} + 1$; 逆时针旋转 0.5π 时, $f_{lg} = f_{lg0} - 1$, 并将当前 (S_{2ya}, S_{2za}) 进一步进行坐标变化,逆时针时按式(16)中余数为 1 的情况变化,顺时针时按式(17)中余数为 1 的情况变化,最终得到用于计算指令的坐标 (S'_{2ya}, S'_{2za}) ,优化后的转弯速度滚转角指令为

$$\gamma_v^* = \text{sgn}(S'_{2ya}, S'_{2za}) \cdot \arctan\left|\frac{S'_{2za}}{S'_{2ya}}\right| + f_{lg} \cdot \frac{\pi}{2} \quad (18)$$

采用 BTT-90 控制方式,要求导弹具有产生正负升力的能力,通过式(3)计算出的剩余转弯角度 ξ 在 $0 \sim \pi$ 之间,由此导致式(15)计算得到的攻角指令仅是转弯所需的量值,不具有方向性。为了能适应最小滚转偏差控制逻辑的要求,需要对攻角指令逻辑进一步判定。

图 5 为按照最小滚转偏差控制逻辑形成所需正负攻角的两种情形。根据最小滚转偏差控制逻辑确定 γ_v^* , 确定速度坐标系 $O_1x_3y_3z_3$ 的空间位置,将矢量 N 投影在 $O_1x_3y_3z_3$ 坐标下,判定攻角指令方向性。

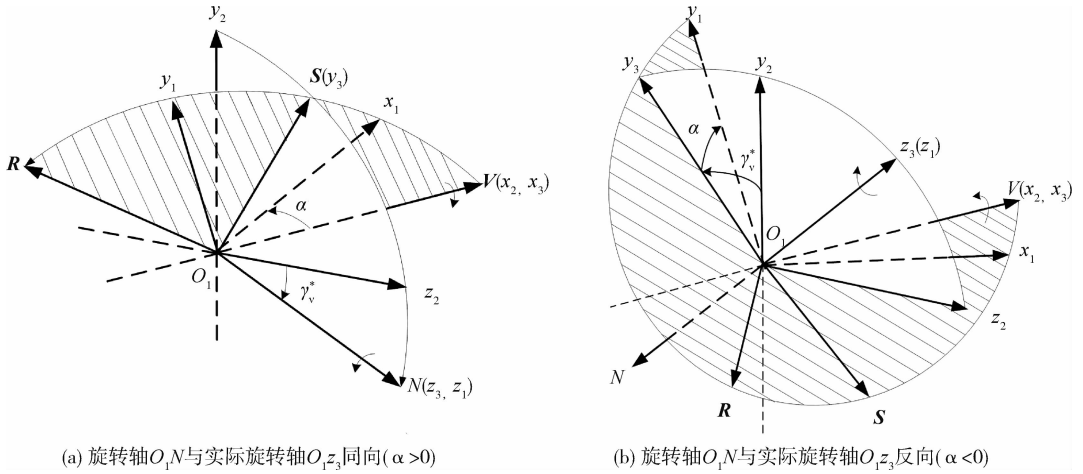


图5 攻角符号判定方法

将转弯平面法线向量 N 转换到速度坐标系下

$$N_3 = \begin{bmatrix} N_{3x} \\ N_{3y} \\ N_{3z} \end{bmatrix} = L(\gamma_v^*, \psi_v, \theta) \begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_z \end{bmatrix} \quad (19)$$

$L(\gamma_v^*, \psi_v, \theta) =$

$$\begin{bmatrix} \cos\theta\cos\psi_v & \sin\theta & -\cos\theta\sin\psi_v \\ \cos\gamma_v^*\cos\theta\cos\psi_v - \sin\gamma_v^*\sin\theta\cos\psi_v & \cos\gamma_v^*\sin\theta + \sin\gamma_v^*\cos\theta & -\cos\gamma_v^*\cos\theta\sin\psi_v + \sin\gamma_v^*\sin\theta\sin\psi_v \\ -\sin\gamma_v^*\cos\theta\cos\psi_v - \cos\gamma_v^*\sin\theta\cos\psi_v & -\sin\gamma_v^*\sin\theta + \cos\gamma_v^*\cos\theta & \sin\gamma_v^*\cos\theta\sin\psi_v + \cos\gamma_v^*\sin\theta\sin\psi_v \end{bmatrix}$$

通过判定 N_{3z} 与速度坐标系 Z 轴的关系,对攻角指令进行优化

$$\alpha^* = \begin{cases} \arcsin\left(\frac{mV\pi\xi_{t_0}}{2(t_f - t_0)P}\right), & N_{3z} \geq 0 \\ -\arcsin\left(\frac{mV\pi\xi_{t_0}}{2(t_f - t_0)P}\right), & N_{3z} < 0 \end{cases} \quad (20)$$

式中:剩余转弯时间 $t_s = \xi/(d\theta_\xi/dt)$ 。

若采用姿态角指令控制,根据坐标系间转换几何关系,可得到弹体俯仰角 ϑ 、偏航角 ψ 和滚动角 γ 为

$$\begin{cases} \vartheta = \arcsin(\cos\alpha\cos\beta\sin\theta + \sin\alpha\cos\gamma_v\cos\theta + \cos\alpha\sin\beta\sin\gamma_v\cos\theta) \\ \psi = (-\cos\alpha\cos\beta\cos\theta\sin\gamma_v + \sin\alpha\cos\gamma_v\sin\theta\sin\psi_v + \sin\alpha\sin\gamma_v\cos\psi_v + \cos\alpha\sin\beta\sin\gamma_v\sin\theta\sin\psi_v - \cos\alpha\sin\beta\cos\gamma_v\cos\psi_v)/(-\cos\vartheta) \\ \gamma = \begin{cases} \arctan(\sin\gamma/\cos\gamma), & \sin\gamma \geq 0 \text{ 且 } \cos\gamma > 0 \\ \arctan(\sin\gamma/\cos\gamma) + \pi, & \sin\gamma \geq 0 \text{ 且 } \cos\gamma < 0 \\ \arctan(\sin\gamma/\cos\gamma), & \sin\gamma < 0 \text{ 且 } \cos\gamma > 0 \\ \arctan(\sin\gamma/\cos\gamma) - \pi, & \sin\gamma < 0 \text{ 且 } \cos\gamma < 0 \\ \pi/2, & \sin\gamma = 1 \text{ 且 } \cos\gamma = 0 \\ -\pi/2, & \sin\gamma = -1 \text{ 且 } \cos\gamma = 0 \end{cases} \end{cases} \quad (21)$$

式中:

式中:

$$\begin{cases} \cos\gamma = (-\sin\alpha\cos\beta\sin\theta + \cos\alpha\cos\gamma_v\cos\theta - \sin\alpha\sin\beta\sin\gamma_v\cos\theta)/\cos\vartheta \\ \sin\gamma = (\sin\beta\sin\theta - \cos\beta\sin\gamma_v\cos\theta)/(-\cos\vartheta) \end{cases}$$

γ_v 和 α 换成期望的 γ_v^* 和 α^* ,并考虑理想情况下侧滑角 $\beta = 0^\circ$,解得的姿态角即为转弯过程的姿态控制指令。

3 仿真校验

为了验证所设计转弯规律的有效性和正确性,设导弹初始时刻在地面发射系下的运动状态为

$$\mathbf{R}_0^m = [0, 10, 0]^T (\text{km}), \mathbf{V}_0^m = [-359, 0, 0]^T (\text{m/s}).$$

弹道偏角 $\psi_{t_0}^m = 180^\circ$,弹道倾角 $\theta_0^m = 0^\circ$,速度滚转角 $\gamma_{t_0}^m = 0^\circ$ 。导弹采用设计的初始大机动转弯制导规律+导航比为4的比例导引规律构成复合制导律,开展全过程弹道仿真。

假设目标在我机左后方,地面系下位置为 $\mathbf{R}_0' = [20, 10, -5]^T (\text{km})$,与我机同方向飞行,飞行速度为 359 m/s 。仿真结果如图6所示。

图6可见,导弹在本文设计的导引规律作用下

可快速实现对后向目标的拦截,滚转指令在 $\pi/2$ 附近的变化过渡平稳,没有出现指令跳变现象;经过优化设计,滚动通道和俯仰通道指令具有较好的协调性,滚转通道的变化过渡平稳,俯仰运动方向判定正确,符合预期的运动效果,转弯后导弹仍有较大的速度余量。

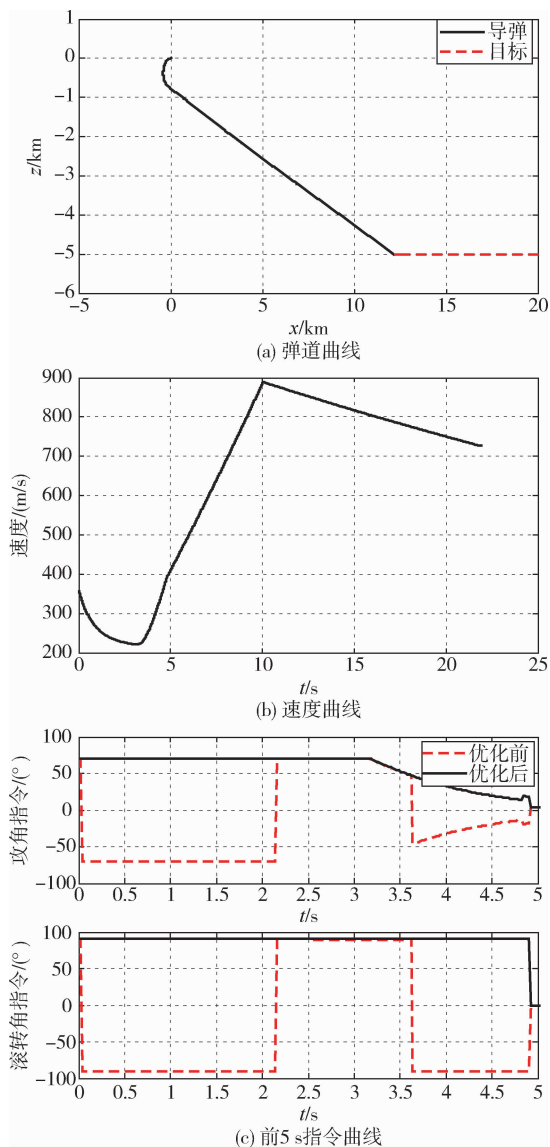


图 6 同高度后向转弯仿真结果

与比例导引初制导的弹道仿真结果对比如图 7 所示。仿真结果表明:初制导用直接比例导引,转弯过程中弹目视线发散,仿真终止;采用本文设计的转弯规律则能快速完成转弯到位,顺利交班至比例导引,完成目标拦截,反映出较好的拦截性能。

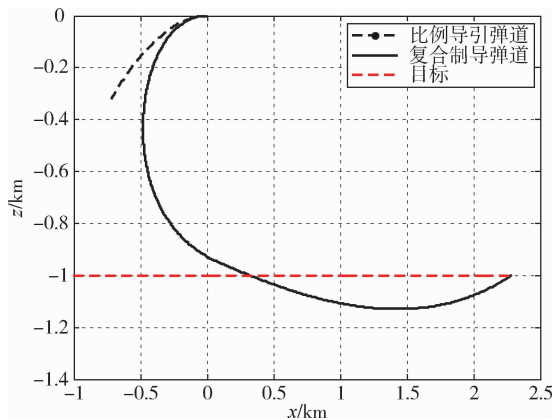


图 7 与全程比例导引弹道比较

4 结 论

研究了中远距空空导弹实现大离轴发射机动转弯的导引规律,解决了大机动转弯导引规律设计问题。所设计的导引律实现了导弹快速转弯,转弯后仍保留较大的速度余量,在转弯能耗和后向攻击距离上具有较为明显的优势。大离轴角发射是实现导弹越肩/擦肩作战所必须具备的一项基本能力,本文研究给出的大离轴角发射转弯指令同时也通过制导控制系统的仿真检验,具有较优良的性能。

参 考 文 献

[1] 任淼,文琳,李双. 2018 年国外空空导弹发展动态研究[J]. 航空兵器, 2019, 26(3): 1-9. (REN Miao, WEN Lin, LI Shuang. Research on foreign air-to-air missiles' development in 2018 [J]. Aero Weaponry, 2019, 26(3): 1-9.)

[2] 高峰,唐胜景,师娇. 推力矢量控制技术在导弹上的应用[J]. 飞航导弹, 2010(12): 53-59. (GAO Feng, TANG Shengjing, SHI Jiao. Application of thrust vector control technology on missiles[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2010(12): 53-59.)

[3] 张茜,周浩,郭祖华. 反作用喷气控制空空导弹敏捷转弯弹道设计[J]. 战术导弹技术, 2018(3): 38-43. (ZHANG Qian, ZHOU Hao, GUO Zuhua. Trajectory design of air-to-air missile's agile turn with reaction jets control [J]. Tactical Missile Technology, 2018(3): 38-43.)

[4] 崔彦凯,王志刚. 越肩发射空空导弹气动力/推力矢量复合控制器设计[J]. 宇航学报, 2010, 31(4): 1100-1104. (CUI Yankai, WANG Zhigang. Aerodynamic and thrust vector complex controller design of over

- the shoulder air-to-air missile[J]. Journal of Astronautics, 2010,31(4):1100-1104.)
- [5] 张鹏,张金鹏.空空导弹越肩发射制导律研究[J].航空兵器,2014(3):8-11. (ZHANG Peng, ZHANG Jinpeng. Research on guidance law of over the shoulder air-to-air missile[J]. Aero Weaponry,2014(3):8-11.)
- [6] 韦亚利,殷玮,刘印田,等.多约束下的敏捷导弹大离轴转弯规律研究[J].空天防御,2020,3(3):96-102. (WEI Yali, YIN Wei, LIU Yintian, et al. Research on big off-axis turning law under multiple constraints for agile missile[J]. Air & Space Defense, 2020, 3(3): 96-102.)
- [7] 金一欢,武宏程,余志凯,等.抛接定向越肩发射方案与控制技术研究[J].航空兵器,2021,28(3):59-64. (JIN Yihuan, WU Hongcheng, YU Zhikai, et al. Research on tossing-orientation scheme of over-the-shoulder launch and control technology [J]. Aero Weaponry, 2021, 28(3): 59-64.)