

反临近空间高超声速目标拦截弹中末制导交接窗口*

王华吉¹, 雷虎民¹, 张大元², 周 颢¹, 邵 雷¹

(1. 空军工程大学 防空反导学院, 陕西 西安 710051; 2. 中国人民解放军 95948 部队, 甘肃 酒泉 732750)

摘要:在视线旋转坐标系下建立拦截弹与目标的相对运动方程,分析采用纯比例导引律捕获高超声速目标的充分条件,并推导出在交接班处的最优拦截几何,即零控拦截流型。定性分析了拦截弹速度、高度、导引头特性以及末制导捕获条件等在中末制导交接班时所受到的限制,在此基础上定义了中末制导交接班窗口的概念,并介绍了交接班捕获窗口的影响因素、用途、特性以及计算步骤。以纯比例导引律拦截高速目标为例,定量描述了交接班捕获窗口和零控交接班区域,并通过数字仿真实验验证了交接班捕获窗口的合理性。

关键词:视线旋转坐标;捕获条件;高超声速目标;交接班窗口;纯比例导引律

中图分类号:V448.133 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-2486(2018)05-001-08

Midcourse and terminal guidance handover window for interceptor against near space hypersonic target

WANG Huaji¹, LEI Humin¹, ZHANG Dayuan², ZHOU Jin¹, SHAO Lei¹

(1. Air and Missile Defense College, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China;

2. The PLA Unit 95948, Jiuquan 732750, China)

Abstract: The equations describing the relative dynamics was established by using a modified polar coordinate. The capture region of the typical guidance law for intercepting the hypersonic target was derived, and the optimal intercept geometry which is the zero effort miss steering was derived. The missile speed, the missile height, the characteristics of seeker and terminal capture region were analyzed. Then, the influence factors, application, features of handover window and calculation flow were analyzed. Taking the pure proportional navigation guidance law as an example, the mid-course and terminal guidance handover window and the zero effort interception handover region were described quantitatively. Finally a simulation was performed to verify the feasibility of the handover window.

Key words: line of sight rotation coordinate; capture condition; hypersonic targets; handover window; pure proportional navigation

临近空间高超声速武器作为未来战争的快速高性能远程攻击武器,正受到世界军事大国的关注。其中,美国是世界上高超声速技术研究最系统,项目、型号与案例最丰富,理论、技术与基础最深厚的国家。近年来,美军先进高超声速武器(Advanced Hypersonic Weapon, AHW)、“乘波者”X-51A 飞行器试验相继成功,标志着临近空间高超声速飞行的关键技术已取得重大突破。高超声速飞行器可以作为载体或直接作为武器本体使用,长时间在临近空间飞行,具有飞行速度快、突防能力强、打击范围广等特点,能突破目前几乎所有的防御体系。^[1]

目标拦截的前提是对目标运动特性的分析和轨迹的预测。由于临近空间大气特性和目标高超

声速飞行时的热流密度、动压等固有约束的限制^[2-3],处在滑翔段的高超声速目标大致位于20~60 km高度范围内;且考虑到从探测系统获取的信息能够确定目标的来袭方向,从而可用特定算法估计目标轨迹,通过对拦截器中制导飞行时间的估计可预测命中点。

临近空间拦截弹大部分时间飞行在中制导段,因此中制导段的飞行性能决定拦截弹的整体性能。拦截弹的中制导段的任务是保证末制导可靠截获目标,并希望导弹利用较少的能量沿着较为平滑的弹道向着预测命中点飞行,同时为末制导提供良好的初始条件以保证末制导精确拦截目标^[4]。张大元等^[5]根据临近空间拦截弹弹道规划需求设计弹道约束,以末速最大、与终端点距离

* 收稿日期:2017-07-24

基金项目:国家自然科学基金资助项目(61573374,61503408);航空科学基金资助项目(20150196006)

作者简介:王华吉(1988—),男,陕西渭南人,博士研究生,E-mail:whj20081744@163.com;

雷虎民(通信作者),男,教授,博士,博士生导师,E-mail:hmleinet@126.com

误差最小和全程热量最小为指标建立拦截弹弹道规划问题,为解决高超声速目标拦截弹中制导问题奠定了基础。

拦截弹的中末交接班是一个难点问题,主要因为在中末交接班过程中,拦截弹除了要满足导引头截获目标条件,还需满足高度、速度、交会角等各类复杂约束条件。拦截器要以很小的脱靶量击中目标,就必须快速满足中末交接班的各类复杂的约束条件,其中主要包括导引头截获约束条件和末制导捕获约束条件。所谓导引头截获约束条件是指当弹目距离小于导引头探测距离时,导引头开机完成距离截获,若此时目标位于导引头视野范围内,且导引头接收的反射信号足够强,导引头完成角度截获,然后经过频率搜索完成速度截获后就实现了目标截获。影响导引头截获概率的主要误差源有发射前弹上惯导装订误差、惯性测量器件的测量误差、目标测量误差和目标机动引起的误差等^[6-7]。另外,梁海燕^[8]从理论上分析了反临近空间高超声速飞行器需用的导引头及关键技术,提出红外导引头是较为可行的末制导系统方案。赵杰等^[9]研究了拦截高超声速飞行器过程中交班时刻的导引头视角优化问题,给出了拦截弹导引头探测距离的计算公式,结果表明采用自上而下的方式对高超声速目标进行探测可以增大导引头的探测距离,并且中制导采用高抛再入式弹道可保证导引头在交班时刻具有较好的交班视角。文献[10-11]在中制导设计过程中引入交接班约束条件,指出采用捷联式导引头的高超声速目标拦截弹在因弹目接近速度大,要求拦截弹必须沿弹目视线或者靠近弹目视线向目标飞行。因此,中末制导交接班所涉及的终端约束条件成为拦截弹弹道规划过程中必须考虑的因素。研究拦截弹中制导终端位置和速度指向约束是本文所解决的核心问题。

零控拦截流型是拦截弹不加控制且可在有限时间内实现拦截的状态。根据高超声速目标的特性和临近空间的环境特点,以及“直接碰撞”杀伤对拦截弹制导系统的高要求,考虑到拦截弹自身携带的燃料有限以及气动力所提供的过载不大,拦截弹在中制导阶段需要进入或者接近零控拦截流型。

1 系统描述

导引律捕获区推导是一个复杂的数学问题,

将在纯比例导引律(Pure Proportional Navigation, PPN)捕获条件的基础上,研究反临近空间高超声速目标中末制导交接班窗口。为便于后续研究,做如下假设:

假设 1:对于临近空间高超声速助推滑翔类目标,预警探测系统可以探测到目标的航迹点,包括航迹点位置及目标速度。

假设 2:仅考虑防御飞行器与目标在同一纵向平面内的质心动力学情况,同时认为防御飞行器攻角 $\alpha \approx 0^\circ$ 。

假设 3:拦截弹与目标不考虑受空气动力的影响,即拦截弹与目标速度可视为常值,满足 $\dot{e}_{iM} = \beta \Omega [(e_{iM}^T e_i) e_r - (e_{iM}^T e_r) e_i]$ 。

假设 4:研究发现临近空间高超声速目标具有较小的侧向机动过载,尽管具有跳跃滑翔能力,但其滑翔跨度一般较大,在有限的末制导距离内,可近似认为目标不机动。

假设 5:防御飞行器采用红外凝视成像导引头,导引头最大探测距离为 r_{\max} ,导引头视场角为 Φ ,不考虑侧窗探测问题。

1.1 视线旋转坐标系下的弹目相对运动模型

建立用于描述弹目三维相对运动的视线旋转坐标系,如图 1 所示。

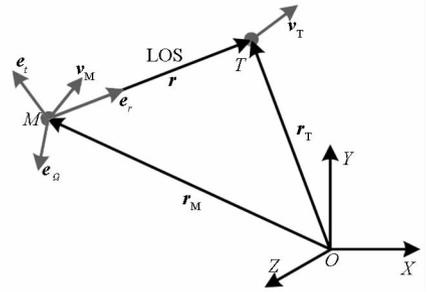


图 1 视线旋转坐标系下弹目相对运动关系
Fig. 1 Relative position between interceptor and target in LOS rotation coordinates

通过引入视线旋转坐标系来描述导弹与目标的相对运动方程。如图 1 所示,视线旋转坐标系中有三个相互垂直的单位向量(e_r, e_t, e_Ω)。其中, e_r 是沿弹目视线 r 的单位矢量, e_t 是 \dot{e}_r 方向上的单位向量,而 e_Ω 等于 $e_r \times e_t$;另外,弹目视线的角速度为 ω_L ,它垂直于弹目视线且 $\|\omega_L\| = \Omega$,视线旋转坐标系的角速度为 ω 。 v_T, v_M 分别表示目标和拦截弹的速度, e_{iT}, e_{iM} 分别表示沿目标速度和拦截弹速度方向的单位向量。

在视线旋转坐标系下,采用三个标量微分方程可以描述弹目相对运动关系。

$$\begin{cases} \frac{d\dot{\rho}}{dt} = \rho\Omega^2 + (a_{T_r} - a_{M_r}) & \dot{\rho}(t_0) = \dot{\rho}_0 \\ \frac{d(\rho\Omega)}{dt} = -\dot{\rho}\Omega + (a_{T_t} - a_{M_t}) & \rho\Omega(t_0) = \rho_0\Omega_0 \\ \frac{d\rho}{dt} = \dot{\rho} & \rho(t_0) = \rho_0 \end{cases} \quad (1)$$

其中, ρ 为弹目相对距离的大小, Ω 为弹目视线角速度的模, a_{T_r} 、 a_{M_r} 分别表示目标和拦截弹的加速度的模。

通过视线旋转坐标系描述弹目相对运动能将微分方程简化为三个, 方程形式简单, 各状态变量物理意义清晰, 并且该模型仅用到变量之间的加法与乘法, 而不涉及三角运算, 简化了研究对象的复杂度。

为了描述拦截高超声速目标的捕获条件, 令:

$$\begin{cases} \cos\theta_{vM0} = \frac{(\mathbf{e}_{vM}^T \mathbf{e}_r)_0}{\bar{r}_M} \\ \sin\theta_{vM0} = \frac{(\mathbf{e}_{vM}^T \mathbf{e}_t)_0}{\bar{r}_M} \\ \cos\theta_{vT0} = \frac{(\mathbf{e}_{vT}^T \mathbf{e}_r)_0}{\bar{r}_T} \\ \sin\theta_{vT0} = \frac{(\mathbf{e}_{vT}^T \mathbf{e}_t)_0}{\bar{r}_T} \end{cases} \quad (2)$$

$$\begin{cases} \bar{r}_M = \sqrt{(\mathbf{e}_{vM}^T \mathbf{e}_r)_0^2 + (\mathbf{e}_{vM}^T \mathbf{e}_t)_0^2} = \sqrt{1 - (\mathbf{e}_{vM}^T \mathbf{e}_\Omega)_0^2} \\ \bar{r}_T = \sqrt{(\mathbf{e}_{vT}^T \mathbf{e}_r)_0^2 + (\mathbf{e}_{vT}^T \mathbf{e}_t)_0^2} = \sqrt{1 - (\mathbf{e}_{vT}^T \mathbf{e}_\Omega)_0^2} \end{cases} \quad (3)$$

其中, θ_{vM0} 和 θ_{vT0} 分别为拦截器速度向量与弹目视线夹角、目标的速度向量与弹目视线夹角。

由式(2)~(3)可知, θ_{vM0} 、 θ_{vT0} 能确定拦截弹和目标的速度向量的初始状态; 这两个变量能够表征导引律的捕获条件, \bar{r}_M 为 \mathbf{v}_M 与平面 $(\mathbf{e}_r, \mathbf{e}_t)$ 的夹角, \bar{r}_T 为 \mathbf{v}_T 与平面 $(\mathbf{e}_r, \mathbf{e}_t)$ 的夹角。

1.2 PPN 捕获条件分析

由于比例导引律 (Proportional Navigation Guidance, PNG) 形式简单且便于工程应用, 捕获区的研究主要集中在比例导引律上。本文主要研究针对高超声速目标的纯比例导引律的捕获区问题。PPN 是一种最为常用的末制导律, 在各种高精度制导武器中得到广泛应用。

采用 PPN 导引时拦截弹的需用过载按式(4)计算。

$$\mathbf{a}_M = \beta\omega_L \times \mathbf{v}_M = \beta\omega_L \times \mathbf{v}_M \mathbf{e}_{vM} \quad (4)$$

式中, β 表示导航比。

定理 导弹按照纯比例导引律捕获高速非机

动目标 $p > 1$ (p 为目标与导弹速度比, 即 $p = \frac{\|\mathbf{v}_T\|}{\|\mathbf{v}_M\|}$,

有效速度比 $v_e = p\bar{r}_T/\bar{r}_M$) 的充分条件^[12-13]为:

$$\begin{aligned} CR_{PPN} = \{ & (\theta_{vT0}, \theta_{vM0}) \mid (\theta_{vM0})_{\min} \leq \theta_{vM0} \leq \arcsin k_c, \\ & \pi - \arcsin \frac{k_c}{v_e} \leq \theta_{vT0} \leq \pi + \theta_c, \\ & \theta_{vT0} \leq \pi - \arcsin \left(\frac{1}{v_e} \sin \theta_{vM0} \right), \\ & \theta_{vT0} \geq \pi - \frac{1}{\beta - 1} (\theta_{vM0} + \psi_{\max}) \} \end{aligned} \quad (5)$$

式中, $\psi(k) = \arcsin k - (\beta - 1) \arcsin(k/v_e)$, k 为常数。通过对 $\psi(k)$ 求导求极值, 可得分段函数 ψ_{\max} 为:

$$\psi_{\max} = \begin{cases} \psi(1) & \beta - 1 \leq v_e \\ \max\{\psi(-k_c), \psi(1)\} & \beta - 1 > v_e \\ \psi(-k_c) & \beta - 1 > v_e, |k| \leq k_c \end{cases} \quad (6)$$

其中, $k_c = \sqrt{\frac{(\beta - 1)^2 - v_e^2}{(\beta - 1)\beta}}$ 。

零控拦截流型所满足的弹目关系式为:

$$\sin\theta_{vT0} = \frac{1}{v_e} \sin\theta_{vM0} \quad (7)$$

2 临近空间防御中末制导交接条件分析

在远距离的临近空间防御作战中, 复合制导体制成为拦截弹所采用的必要手段。中末制导交接是复合制导的关键环节, 也成为制约拦截弹能否成功拦截高超声速目标的难点问题。在拦截飞机、导弹等常规类目标时, 中末制导段交接需要完成导引头交接与弹道交接。为保证中末制导可靠地交接, 通常要求控制导引头测量轴指向目标, 其控制误差不应超出弹上测量装置的视场范围, 这是保证导引头对目标可靠截获的先决条件; 同时, 导引头预定的多普勒频率与实际的目标相对导弹的多普勒频率的偏差应满足给定的要求; 导弹的速度矢量应满足末制导段初始状态的限制条件^[14-15]。与拦截常规目标相比, 临近空间防御作战中末制导交接更为复杂和难于实现, 原因有以下三个方面: 其一, 临近空间高超声速目标轨迹难于被准确预测从而导致预测命中点具有较大误差; 其二, 临近空间空气稀薄导致拦截弹可用过载相对较低; 其三, 目标具有高速以及大范围机动等特性会使得交接条件更加苛刻。

2.1 中末制导交接班约束条件定性分析

临近空间拦截弹在飞行过程中会受到包括攻角约束、动压约束、热流密度约束以及时间约束等条件的影响。在中末制导交接班过程中还受到以下约束条件影响^[12]。

2.1.1 速度约束

拦截弹较大的末制导初始速度可为末制导提供较多的可用能量从而提高末制导杀伤精度；另外，拦截弹末制导初始速度越大，弹目速度比就会越大，拦截弹的末制导捕获条件就越宽松。因此，末速最大可作为中制导的一项性能指标。

2.1.2 高度约束

假设在中末交班时刻弹目速度比一定，即防御飞行器速度大小一定。在这一时刻从能量角度分析，相对于某一水平面，若防御飞行器位置高于高超声速巡航飞行器的位置，那么在弹目终端交汇时刻防御飞行器有一部分势能可以转化为动能，形成俯冲攻击从而可提供更大的可用过载。从另一个角度分析，赵杰等^[9]研究得到的结论指出：为提高导引头探测距离，从而增加末制导作用距离，探测视角最好采用自上而下的方式。同样也对交接班点高度约束提出了要求。

2.1.3 导引头特性约束

为保证末制导导引头有足够的探测距离和探测精度，反高超声速目标拦截弹采用先进的红外成像半捷联凝视导引头。导引头的特点会影响对目标的搜索方式，也会直接影响拦截弹的中末制导交接班。红外成像导引头在大气层内高速飞行时，光学整流罩周围流场不断变化，使红外成像导引头目标图像产生模糊、抖动、偏移和能量衰减；光学整流罩高温激波产生强的红外辐射，形成辐射干扰，从而使红外成像导引头无法探测目标；来流与红外成像导引头整流罩相遇，动能转化为热能，红外成像导引头整流罩表面将被加热，整流罩产生红外辐射，降低红外成像导引头探测信噪比，从而降低红外成像导引头的成像质量。运动速度越快，飞行高度越低，气动光学效应越明显，甚至可能使成像探测器出现饱和而导致红外成像导引头不能正常工作；为解决这种问题，导引头通常配置在弹体侧面以避开导弹头部的热流密集区^[16]。

2.1.4 末制导捕获区条件约束

临近空间防御作战过程中，拦截弹若要在末制导阶段实现对目标的有效拦截，应在中末交接班使弹目的相对状态满足捕获区的约束。随着目标与拦截弹速度比的不断增大，拦截弹的捕获条件会变得越来越苛刻。在目标轨迹信息可以被准

确预测的情况下，拦截弹速度、可用过载以及导引律已知，则可以计算出拦截弹末制导的捕获区。

备注 1:上述影响交接班的条件中，速度约束、高度约束以及导引头特性约束较为简单，易于描述，所以重点描述末制导捕获区的约束条件。

2.2 中末制导交接班窗口

在对临近空间高超声速目标拦截时，由于目标飞行速度高且飞行环境复杂，拦截弹在进行中末交接班时必须满足多种约束条件。为了合理地描述此约束条件，定义中末制导交接班窗口的概念。

2.2.1 中末制导交接班窗口定义

定义 在拦截高超声速目标时，导弹中末制导交接班窗口为在满足传统的导引头交接班、弹道交接班的基础上，交接班过程中的弹目状态还须满足捕获状态空间的约束，其中捕获状态空间由弹目相对距离矢量、拦截弹速度矢量以及目标速度矢量组成。

备注 2:中末制导交接班窗口定义主要包含导引头能否成功截获目标的约束条件与导弹能否成功拦截目标的约束条件。导引头能够成功截获目标，即表示导弹能“看得到目标”；若导弹的末制导初始状态满足末制导捕获条件的约束，即能够保证导弹能“打得目标”。本文侧重研究中末制导交接班捕获约束条件，即中末制导交接班捕获窗口。

2.2.2 交接班捕获窗口分析

1) 影响因素：由上述推导获得的比例类导引律捕获条件可知，影响拦截弹捕获条件有如下几个因素：拦截弹所选择的末制导律，目标运动状态的复杂性（包括目标速度与机动大小等），导弹的拦截能力（包括速度与最大可用过载等）。

2) 用途：为中制导弹道规划提供终端约束条件，包括位置约束和速度指向约束；为交接班指明方向，包括临界方向与最优方向。

3) 交接班捕获窗口是动态变化的：在交接班过程中，导弹和目标的运动状态是变化的，故交接班捕获窗口是动态变化的。要不要考虑这一变化，关键看交接班时间的长短。由于交接班时间特别短，几乎是瞬间完成的，故可以假设交接班捕获窗口不变。

2.2.3 交接班捕获窗口计算步骤

设计由末制导捕获条件确定的交接班捕获窗口，为使物理意义更加明显，仅考虑拦截弹和目标在同一平面运动、目标不机动的情形。此时，拦截

弹和目标在相对运动平面之外没有相对运动,即 $(\mathbf{e}_{vM}^T \mathbf{e}_\Omega)_0^2 = 0, (\mathbf{e}_{vT}^T \mathbf{e}_\Omega)_0^2 = 0$, 可得:

$$\begin{cases} \bar{r}_M = \sqrt{1 - (\mathbf{e}_{vM}^T \mathbf{e}_\Omega)_0^2} = 1 \\ \bar{r}_T = \sqrt{1 - (\mathbf{e}_{vT}^T \mathbf{e}_\Omega)_0^2} = 1 \end{cases} \quad (8)$$

$$\begin{cases} \cos\theta_{vM0} = \frac{(\mathbf{e}_{vM}^T \mathbf{e}_r)_0}{\bar{r}_M} = (\mathbf{e}_{vM}^T \mathbf{e}_r)_0 \\ \cos\theta_{vT0} = \frac{(\mathbf{e}_{vT}^T \mathbf{e}_r)_0}{\bar{r}_T} = (\mathbf{e}_{vT}^T \mathbf{e}_r)_0 \end{cases} \quad (9)$$

根据上述研究结论,在给定的 β 和 p 的情况下,PPN 所对应的捕获区也能够被确定。为了便于为中制导选择合适的终端约束条件,下面研究如何将捕获区转化为拦截弹的交接班捕获窗口。

拦截弹中末制导交接班捕获窗口计算步骤如下。

步骤 1: 在给定的 β, v_c 后,计算 PPN 的捕获区;

步骤 2: 通过预测高超声速目标的轨迹,可以获得 θ_{vT0} 和目标位置的变化范围;

步骤 3: 根据上述所计算的导引律捕获区,确定拦截弹的可行位置范围和可行的速度指向范围,即拦截弹的中制导终端约束条件。

3 中末制导交接班捕获窗口合理性验证

要让拦截弹在末制导初始段成功地捕获目标,必须使弹目的相对速度、相对距离、视线角、导航比以及拦截弹的可用过载等参数满足一定的条件。常规的捕获条件分析是将这些条件综合起来,若能够同时满足这些条件方可截获目标,但这种分析方法复杂。

3.1 中末制导交接班捕获窗口定量描述

由交接班窗口定义可知,描述交接班捕获窗口的关键问题即如何准确描述捕获状态空间。下面详细交代如何计算中末制导交接班捕获窗口。以拦截处于滑翔段的助推滑翔类目标 AHW 为背景,该类目标的滑翔速度为 $6 \sim 7Ma$, 假定通过目标轨迹预测获得的目标速度为 2250 m/s ; 拦截弹的平均速度 1500 m/s 。通过计算可得目标与导弹速度比 $p = 1.5$, 选择 PPN 比例系数为 4。

图 2 中阴影区域为所 PPN 的捕获条件,其中曲线边界为零控拦截流型所满足的弹目关系,由此可知交接班捕获窗口的约束条件包含零控拦截流型的约束条件。由图 2 可以获得 PPN 的交接班捕获窗口数据,见表 1。

上述 PPN 的交接班捕获窗口数据用于描述拦截弹中末制导交接班捕获窗口,而拦截弹零控交接班区域参考文献[7],它们分别用图 3 和图 4 表示。

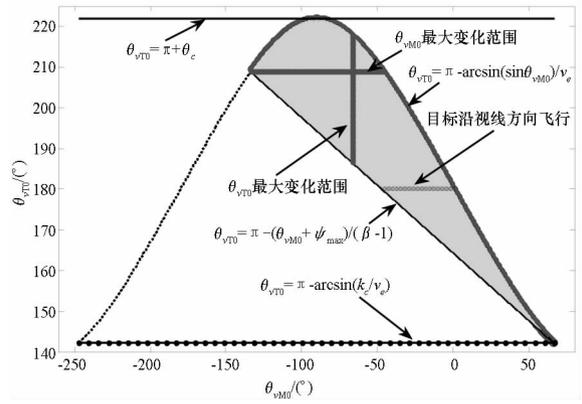


图 2 当 $v_c = 1.5, \beta = 4$ 时 PPN 对应的捕获条件
Fig. 2 Capture region of PPN ($v_c = 1.5, \beta = 4$)

表 1 描述拦截弹中末制导交接班约束条件的特征点 ($v_c = 1.5, \beta = 4$)

Tab. 1 Feature points to describe initial conditions of interceptor ($v_c = 1.5, \beta = 4$)

特征点	变化范围
若 $\theta_{vT0} = (\theta_{vT0})_{\min}$, 即 $\theta_{vT0} = 142.25^\circ$	$\theta_{vM0} = 66.72^\circ$
若 $\theta_{vT0} = (\theta_{vT0})_{\max}$, 即 $\theta_{vT0} = 221.83^\circ$	$\theta_{vM0} = -90^\circ$
若 $\theta_{vT0} = [(\theta_{vT0})_{\min} +$ $(\theta_{vT0})_{\max}] / 2$, 即 $\theta_{vT0} = 180^\circ$	$\theta_{vM0} \in (-46.57^\circ, 0^\circ)$
若 $\theta_{vT0} = \theta_{vT0}^*$, 即 $\theta_{vT0} = 208.97^\circ$	$\theta_{vM0} \in (-133.44^\circ, -46.57^\circ)$
若 $\theta_{vM0} = \theta_{vM0}^*$, 即 $\theta_{vM0} = -66.72^\circ$	$\theta_{vT0} \in (186.73^\circ, 217.78^\circ)$

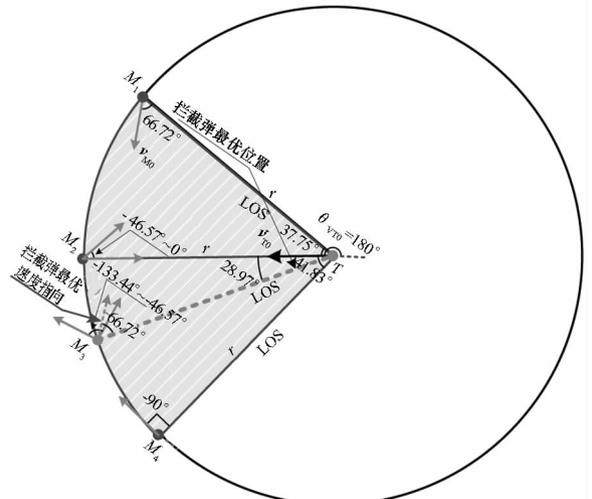


图 3 拦截弹中末制导交接班捕获窗口
Fig. 3 Midcourse and terminal guidance handover window of the interceptor

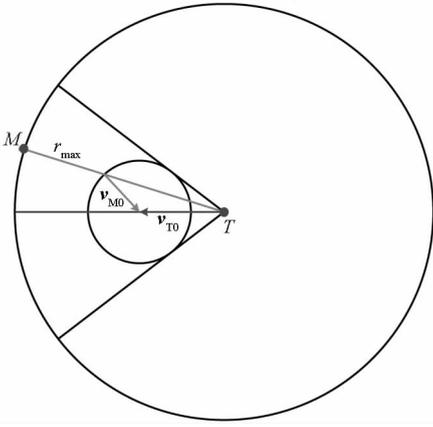


图 4 拦截弹零控交接区域

Fig. 4 Zero effort interception handover region

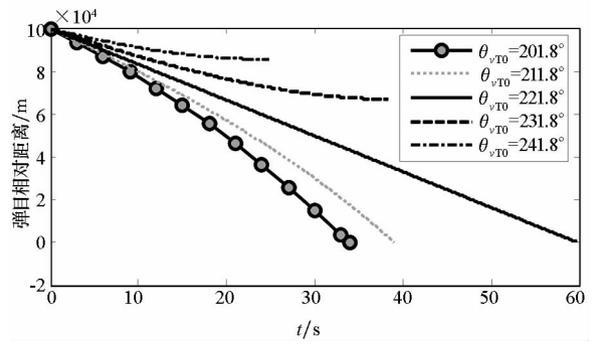
由图 3 可知,在采用 PPN 拦截高速目标过程中,当导弹迎面飞向目标或者近似于迎面飞向目标时,导弹可对目标进行有效的拦截;当目标速度指向与视线夹角过大时,导弹无法对目标进行拦截。而目标迎面飞向导弹时,目标速度方向与视线方向夹角为 28.97° 时,导弹可选择的初始速度指向范围最大,二者夹角越接近 28.97° ,拦截弹的初始速度的指向范围越大;拦截弹速度方向与视线方向夹角越接近 -66.72° 时,导弹可拦截的目标初始速度变化范围越大。导引头可探测距离为 r_{\max} ,目标的速度方向已知,图 3 以目标作为参考点,描述了不考虑导弹过载限制的情况下,未制导初始时刻导弹位置与速度指向的约束集合。因此交接窗口为不考虑拦截弹过载限制条件下所有可能的交接区域,它表征所有可行的交接区域。图 4 中的有效零控拦截交班区域表征的是拦截器的最优几何,可有效减小脱靶量,提高拦截精度,为直接碰撞创造最有利条件。因此交接窗口是要成功拦截目标的必要条件,而有效零控拦截交班区域是充分条件,同时为了达到更好地交接班的效果还需要考虑拦截弹速度、飞行高度以及导引头特性等影响。

3.2 交接班捕获窗口仿真验证

为了验证图 3 所给出的结论,通过选择图 3 的边界条件来设定拦截情景,下面分别给出两组仿真。

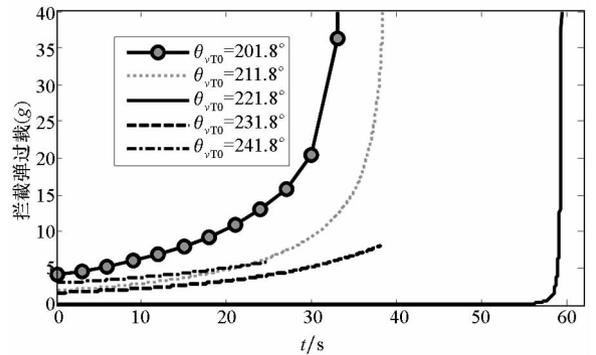
仿真 1: 验证 $v_T = 2250 \text{ m/s}$ 上边界变化对制导性能的影响,假设 $v_T = 2250 \text{ m/s}$, $v_M = 1500 \text{ m/s}$, 因此, $v_e = p = 1.5$, $\theta_{v_{T0}} = [201.8^\circ, 211.8^\circ, 221.8^\circ, 231.8^\circ, 241.8^\circ]$, $\theta_{v_{M0}} = -90^\circ$, $\rho_0 = 100 \text{ km}$ 。仿真结果如图 5 所示。

由图 5 可知,如果 $\theta_{v_{T0}} = [231.8^\circ, 241.8^\circ]$,也就是说拦截弹超出了图 3 的位置约束条件,则



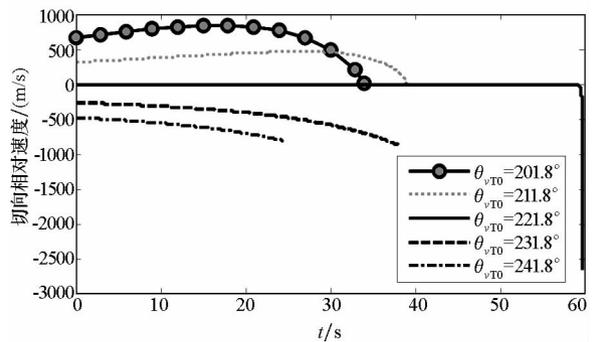
(a) 弹目相对距离

(a) Relative range between interceptor and target



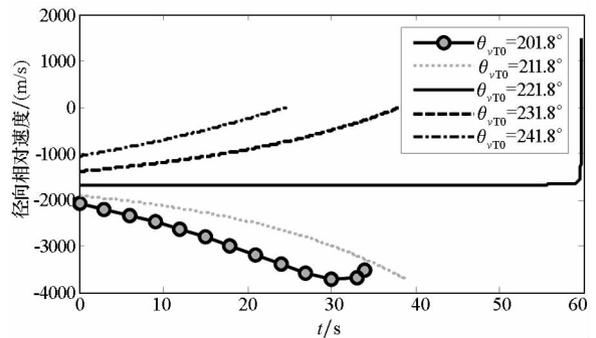
(b) 拦截弹过载

(b) Interceptor overload



(c) 切向相对速度

(c) Relative transverse velocity



(d) 径向相对速度

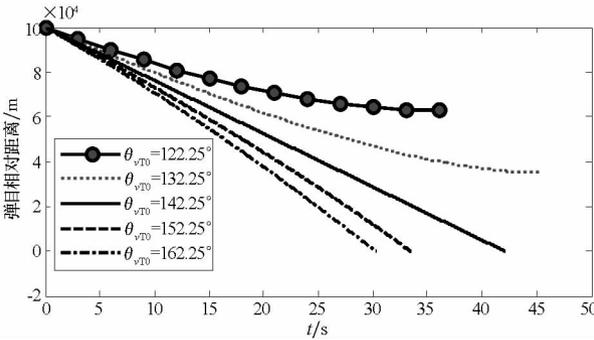
(d) Relative closing velocity

图 5 上边界中不同 $\theta_{v_{T0}}$ 所对应的拦截情形Fig. 5 Different planar engagements for various $\theta_{v_{T0}}$ on the upper boundary

拦截弹将无法成功捕获目标,从而导致拦截任务失败。如果拦截弹满足位置约束条件,即 $\theta_{vT0} \in (142.25^\circ, 221.83^\circ)$,拦截弹的速度指向合适,则拦截弹能够捕获目标。当 $\theta_{vT0} = 221.83^\circ$ 时,拦截弹所需的加速度最小。

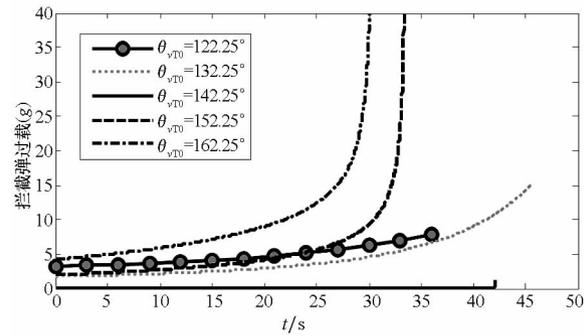
仿真 2:为了分析图 3 下边界变化对拦截的影响,令 $\theta_{vT0} = [122.25^\circ, 132.25^\circ, 142.25^\circ, 152.25^\circ, 162.25^\circ]$, $\theta_{vM0} = -66.72^\circ$,仿真结果如图 6 所示。

由图 6 可知,当 $\theta_{vT0} = [152.25^\circ, 162.25^\circ]$ 时,拦截弹不满足图 3 的位置约束条件,因此无法成功捕获目标,从而导致拦截失败。如果拦截弹满足位置约束,即 $\theta_{vT0} \in (142.25^\circ, 221.83^\circ)$ 时,且拦截弹的速度指向合适,拦截弹能够捕获目标。如果 $\theta_{vM0} = -66.72^\circ$,则 $\theta_{vT0} = 142.25^\circ$ 时拦截弹所需的加速度值最小。



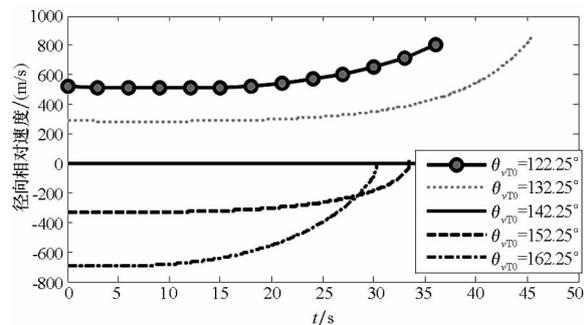
(a) 弹目相对距离

(a) Relative range between interceptor and target



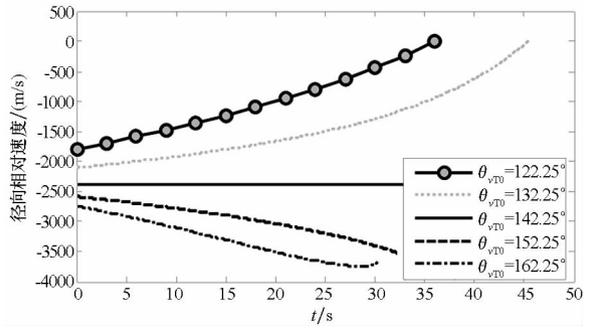
(b) 拦截弹过载

(b) Interceptor overload



(c) 切向相对速度

(c) Relative transverse velocity



(d) 径向相对速度

(d) Relative closing velocity

图 6 下边界中不同 θ_{vT0} 所对应的拦截情形

Fig. 6 Different planar engagements for various θ_{vT0} on the lower boundary

备注 3:图 3 中 θ_{vM0} 的值随着 θ_{vT0} 的变化而变化,在验证交接班捕获窗口有效性的过程中,先假设 θ_{vM0} 是固定的,然后分析 θ_{vT0} 变化对制导性能的影响。

4 结论

本文提出了中末制导交接窗口的概念,并对此概念进行分析和论证。采用典型比例导引律拦截助推滑翔式目标,分析了 PPN 导引律捕获高速目标的充分条件;通过将改进极坐标下的拦截模型进行简化处理获得中末制导交接班捕获窗口;通过数字仿真定量描述出了交接班捕获窗口,并证明了该中末制导交接班捕获窗口的有效性与合理性。综上所述,对反临近空间高超声速目标的拦截弹中末制导交接班条件的分析将为解决反临近空间高超声速目标的“交接班难”的问题提供新的思路和解决方法。

参考文献 (References)

[1] 李君龙,李阳,刘成红,等. 临近空间防御高精度制导控制面临的技术挑战[J]. 战术导弹技术, 2016(3): 7-11. LI Junlong, LI Yang, LIU Chenghong, et al. Problem and challenge on the high-precision guidance and control defending in the near space [J]. Tactical Missile Technology, 2016(3): 7-11. (in Chinese)

[2] 雍恩米,钱炜祺,何开锋. 基于雷达跟踪仿真的滑翔式再入弹道突防性能分析[J]. 宇航学报, 2012, 33(10): 1370-1376. YONG Enmi, QIAN Weiqi, HE Kaifeng. Penetration ability analysis for glide reentry trajectory based on radar tracking[J]. Journal of Astronautics, 2012, 33(10): 1370-1376. (in Chinese)

[3] 雍恩米,钱炜祺,唐伟,等. 考虑禁飞圆的滑翔式机动弹道与气动特性参数耦合设计[J]. 航空学报, 2013, 34(1): 66-75. YONG Enmi, QIAN Weiqi, TANG Wei, et al. Coupled design of maneuver glide reentry trajectory and aerodynamic

- characteristic parameters considering no fly zone [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2013, 34(1): 66 - 75. (in Chinese)
- [4] Morgan R W, Noseck A P. Generalized optimal midcourse guidance[C]//Proceedings of the 53rd IEEE Conference on Decision and Control, 2014.
- [5] 张大元, 雷虎民, 邵雷, 等. 临近空间高超声速目标拦截弹弹道规划[J]. *国防科技大学学报*, 2015, 37(3): 91 - 96.
ZHANG Dayuan, LEI Humin, SHAO Lei, et al. Interceptor trajectory programming for near space hypersonic target[J]. *Journal of National University of Defense Technology*, 2015, 37(3): 91 - 96. (in Chinese)
- [6] 秦玉亮, 李宏, 王宏强, 等. 复合导引头交接班成功概率的建模与仿真[J]. *系统仿真学报*, 2009, 21(15): 4736 - 4738.
QIN Yuliang, LI Hong, WANG Hongqiang, et al. Modeling and simulation of probability of successful handover for multi-mode seeker [J]. *Journal of System Simulation*, 2009, 21(15): 4736 - 4738. (in Chinese)
- [7] 樊会涛. 复合制导空空导弹截获目标概率研究[J]. *航空学报*, 2010, 31(6): 1225 - 1229.
FAN Huitao. Study on target acquisition probability of air to air missiles with combined guidance[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2010, 31(6): 1225 - 1229. (in Chinese)
- [8] 梁海燕. 反临近空间高超声速飞行器导引头及关键技术分析[J]. *飞航导弹*, 2013(3): 61 - 63.
LIANG Haiyan. Research on seeker and key technology for interceptor against hypersonic target[J]. *Aerodynamic Missile Journal*, 2013(3): 61 - 63. (in Chinese)
- [9] 赵杰, 王君, 张大元, 等. 反临近空间高超声速飞行器中末交接视角研究[J]. *飞行力学*, 2015, 33(3): 253 - 256, 260.
ZHAO Jie, WANG Jun, ZHANG Dayuan, et al. Visual angle research for midcourse and terminal guidance hand over of near space hypersonic vehicles [J]. *Flight Dynamics*, 2015, 33(3): 253 - 256, 260. (in Chinese)
- [10] Morgan R W. Midcourse guidance with terminal handover constraint[C]//Proceedings of American Control Conference, 2016.
- [11] Ann S, Kim Y. Trajectory optimization for a missile with strap-down seeker against hypersonic target[C]//Proceedings of the International Conference on Advanced Mechatronic Systems, 2016.
- [12] Tyan F. Capture region of a 3D PPN guidance law for intercepting high-speed targets[J]. *Asian Journal of Control*, 2012, 14(5): 1215 - 1226.
- [13] Tyan F. Analysis of 3D PPN guidance laws for nonmaneuvering target [J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2015, 51(4): 2932 - 2943.
- [14] 唐明南, 张维刚, 宋海凌, 等. 防空导弹武器中末制导交班灵敏度分析[J]. *现代防御技术*, 2012, 40(2): 36 - 40, 64.
TANG Mingnan, ZHANG Weigang, SONG Hailing, et al. Sensitivity analysis of handover from midcourse to terminal guidance about the air defense missile weapon[J]. *Modern Defence Technology*, 2012, 40(2): 36 - 40, 64. (in Chinese)
- [15] 姬厚磊, 王军, 卢福刚. 小视场导弹弹道中末段交接班问题分析[J]. *弹箭与制导学报*, 2007, 37(2): 239 - 241.
JI Houlei, WANG Jun, LU Fugang. Analysis on association of middle and terminal range for tiny visual angle missile[J]. *Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance*, 2007, 37(2): 239 - 241. (in Chinese)
- [16] 余英, 侯明善, 张斯哲, 等. 侧窗探测自适应制导研究[J]. *西北工业大学学报*, 2016, 34(2): 287 - 293.
YU Ying, HOU Mingshan, ZHANG Sizhe, et al. A new adaptive proportional navigation based on side window detection [J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2016, 34(2): 287 - 293. (in Chinese)