

文章编号: 1001-2486(2008)06-0034-05

# 大气层高层功能拦截器侧窗定向方位研究\*

张洪波, 郭振云, 汤国建

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

**摘要:** 大气层高层作战的动能拦截器多采用侧窗探测的结构布局, 侧窗定向方位对其拦截效果有重要的影响, 但定向方位的选择却受诸多因素制约。在一定理想化假设的基础上, 研究了末段交战过程中视线转率的变化规律, 从理论上分析了由侧窗定向产生的攻角对拦截结果的影响, 得到了只考虑气动力影响下的最佳定向方位; 然后综合考虑气动力、轨控系统、姿控系统的影响, 给出了不同作战高度下侧窗定向方位的选择方法。数字仿真结果表明, 此种方法能够满足侧窗探测的要求, 且在大多数情况下只需一次定向即可完成拦截。

**关键词:** 大气层高层; 动能拦截器; 侧窗定向; 效应攻角

中图分类号: TP391.9 文献标识码: A

## Study of Side Window Orientation of Kinetic Kill Vehicle Operating in Higher Atmosphere

ZHANG Hong-bo, GUO Zhen-yun, TANG Guo-jian

(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

**Abstract:** A side window is usually adopted by the kinetic kill vehicle (KKV) operating in higher atmosphere as a basic layout. The engagement result is gravely influenced by the side window orientation which involves many factors. On the basis of some ideal hypothesis, the regularity of the line-of-sight variation rate is investigated, and the effect of the attack angle induced by the orientation is analyzed theoretically. Consequently, the optimal direction of the side window orientation is deduced as the aerodynamic force taken into account only. Subsequently, the law to determine the orientation directions at all fighting altitudes are put forward, when the aerodynamic force, the divert and attitude control system are concerned. The numerical simulation result shows that this method can meet the side window detection command and the KKV only needs one orienting action to finish the interception in most circumstances.

**Key words:** higher atmosphere; kinetic kill vehicle; side window orientation; the induced attack angle

大气层高层作战的动能拦截器(KKV)一般具有在大气层内和大气层外作战的双重能力, 是多层防御体系中不可缺少的部分。为达到精确碰撞的目的, 此类KKV多采用红外被动式导引头; 同时, 为避开顶端的热流密集区, KKV多采用侧窗探测的设计方案。侧窗的视场可以用弹体坐标系纵轴先滚动 $\gamma_s$ 后俯仰 $\theta$ 来描述, 进入末制导段后, KKV的姿控系统首先要进行侧窗定向, 也即确定侧窗定向基准 $\theta_s^*$ 、 $\gamma_s^*$ 作为姿态跟踪的基准方向, 以保证目标视线始终位于窗口视场内。侧窗定向方位的选择会影响KKV的视线角与攻角, 前者会影响导引头的探测效果、轨控发动机的执行效率和姿控系统的负担大小, 后者会影响气动力、气动力矩以及交战末端的碰撞效果, 因此需要慎重选择。国外经过多年的发展, 现已将侧窗探测技术应用于THAAD、SM-2等武器型号, 但关于侧窗跟踪控制及侧窗定向方法的文献较少<sup>[1-2]</sup>。我国近年来开始关注侧窗探测问题, 研究的重点是侧窗探测下的姿态控制及侧窗窗口的设计、冷却等问题, 对侧窗的跟踪方法、侧窗对拦截效果的影响等问题还未做深入研究<sup>[3-4]</sup>。本文尝试在这些方面做一些探讨工作, 以为我国将来相关武器型号的发展提供参考。

对于大气层外的交战, 由于不存在气动力的影响且轨道控制主要依靠喷气反作用力, 因此选择定向方位的原则主要考虑轨控发动机的执行效率、姿态控制系统的负担, 同时兼顾末端的碰撞效果; 对于大

\* 收稿日期: 2008-05-21

作者简介: 张洪波(1981-), 男, 博士生。

气层内的交战, 由于侧窗定向会产生一定的攻角(本文中称作效应攻角), 由此带来的气动力会对拦截过程产生影响, 此影响可能是正面的, 也可能是负面的, 情况比较复杂。因此本文首先分析效应攻角的影响, 进而得出仅考虑气动力影响下的最佳侧窗定向方位; 而后综合考虑各种因素, 给出不同作战高度下 KKV 侧窗定向方位的选择方法。

## 1 效应攻角的影响

### 1.1 基本假设

为使问题不致过于复杂, 在不影响最终结论的基础上, 做如下假设:

- (1) 交战只在纵向平面内进行, 即目标弹道与拦截弹道共面;
- (2) 目标弹道为惯性弹道, 目标的航迹偏航角  $\sigma_T$ 、攻角  $\alpha_T$ 、侧滑角  $\beta_T$ 、倾侧角  $\vartheta$  都为零;
- (3) 中末制导交班时, KKV 的攻角  $\alpha_M$  为零;
- (4) 由于末制导段时间较短, 因此假设目标的速度  $V_T$ 、KKV 的速度  $V_M$  都为常量。

### 1.2 末段交战过程中视线转率的分析

KKV 在末制导段一般采用比例导引, 为便于分析, 假设导航系数  $N \rightarrow \infty$ , 此时比例导引变为平行接近导引, 在交战过程中目标视线平行移动, 相对速度始终保持在视线方向<sup>[5]</sup>。如图 1 所示, 假设在某一时刻  $t_1$  目标与 KKV 的相对速度与视线重合, 其速度前置角分别为  $\xi_{T1}$ 、 $\xi_{M1}$ ; 经过时间  $\Delta t$  后, 目标与 KKV 的速度方向分别改变了  $\Delta\xi_T$ 、 $\Delta\xi_M$ , 速度前置角变为  $\xi_{T2}$ 、 $\xi_{M2}$ 。根据几何关系, 有

$$\begin{cases} \xi_{T1} = \xi_{T2} + \Delta\xi_T \\ \xi_{M1} = \xi_{M2} + \Delta\xi_M \end{cases} \quad (1)$$

$$\begin{cases} V_M \sin \xi_{M1} = V_T \sin \xi_{T1} \\ V_M \sin \xi_{M2} = V_T \sin \xi_{T2} \end{cases} \quad (2)$$

将式(1)代入式(2), 把  $\Delta\xi_T$ 、 $\Delta\xi_M$  作为无穷小量, 展开可得

$$\begin{cases} V_M (\sin \xi_{M2} + \cos \xi_{M2} \cdot \Delta\xi_M) = V_T (\sin \xi_{T2} + \cos \xi_{T2} \cdot \Delta\xi_T) \\ V_M \sin \xi_{M2} = V_T \sin \xi_{T2} \end{cases} \quad (3)$$

则有

$$\frac{\Delta\xi_M}{\Delta\xi_T} = \frac{V_T \cos \xi_{T2}}{V_M \cos \xi_{M2}} \quad (4)$$

将上式推广至任一时刻, 即有

$$\frac{\xi_T}{\xi_M} = \frac{V_T \cos \xi_T}{V_M \cos \xi_M} \quad (5)$$

上式即为理想导引情况下两者速度矢量转率之间的关系。若忽略视线的旋转, 则目标与 KKV 速度矢量的转率即为两者速度倾角的变化率<sup>[6]</sup>。在不施加轨控的情况下, 它们分别为

$$\dot{\theta}_T = -\frac{g \cos \theta_T}{V_T} \quad (6)$$

$$\dot{\theta}_M = -\frac{g \cos \theta_M}{V_M} + \frac{Y}{m_M V_M} \quad (7)$$

其中,  $\theta_T$ 、 $\theta_M$  分别为两者的速度倾角,  $m_M$  为 KKV 的质量,  $Y = \frac{C_Y \alpha^2 V_M^2}{2}$  为 KKV 的气动升力。

若 KKV 的攻角  $\alpha$  为零, 则交战条件较好时应该有  $\frac{\dot{\theta}_T}{\dot{\theta}_M} = \frac{\xi_T}{\xi_M}$ , 将式(5)~(7)代入有

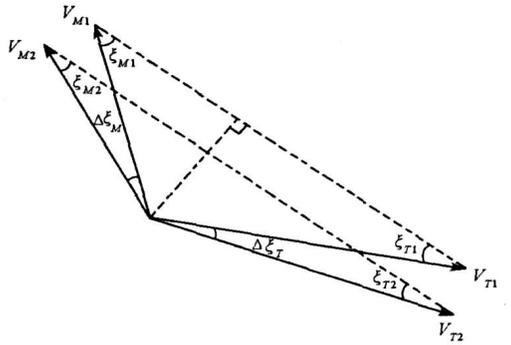


图 1 末段交战中视线转率的变化

Fig. 1 Variation of line-of-sight rate in homing phase

$$\frac{\cos \theta_M}{\cos \theta_T} = \frac{\cos \xi_T}{\cos \xi_M} \quad (8)$$

下面在式(8)的基础上分析效应攻角的影响及最佳的定向方位。

### 1.3 最佳定向方位

记满足条件(8)的  $\theta_M$  为  $\theta_M^*$ ,  $\xi_M$  为  $\xi_M^*$ , 另记此时的  $\frac{\cos \xi_T}{\cos \xi_M} = P^*$ ,  $\frac{\cos \theta_M}{\cos \theta_T} = Q^*$ , 下面分析攻角对此条件的

的影响。  
图2所示是拦截弹在上升段完成拦截, 图中  $ox'_1$ 、 $ox_1$  分别为 KKV 在侧窗定向向前和定向后的体轴。由式(6)~(8)分析可得:

- 若在某一点,  $\theta_M = \theta_M^*$ , 则  $Q^* = P^*$ , 此时攻角  $\alpha = 0$  对拦截有利;
- 若在某一点,  $\theta_M > \theta_M^*$ , 则  $Q^* < P^*$ , 此时攻角  $\alpha < 0$  对拦截有利;
- 若在某一点,  $\theta_M < \theta_M^*$ , 则  $Q^* > P^*$ , 此时攻角  $\alpha > 0$  对拦截有利。

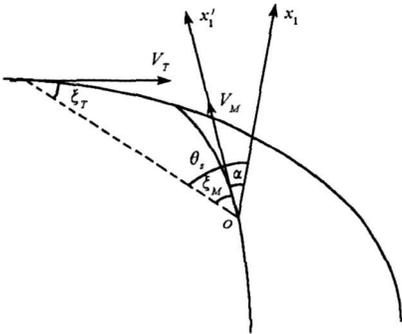


图2 拦截弹在上升段完成拦截

Fig.2 Engagement in the ascent phase of interceptor

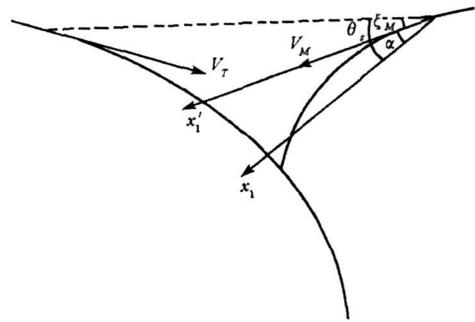


图3 拦截弹在下降段完成拦截

Fig.3 Engagement in the descent phase of interceptor

可见, 在满足侧窗探测的条件下, 取  $\theta_s^* = \xi_M^*$  对拦截最有利。实际作战中, 不可能实时计算  $\xi_M^*$ , 可以取  $\theta_s^*$  为中末制导交班时的  $\xi_M^*$ , 计算公式为

$$\theta_s^* = \arccos\left(\frac{\cos \theta_T}{\cos \theta_M} \cdot \frac{\sqrt{V_T^2 - V_M^2 \sin^2 \xi_{M0}}}{V_T}\right) \quad (9)$$

式中,  $\xi_{M0}$  为中末制导交班时 KKV 的速度前置角。

由于各种条件的限制, 实际交战中  $\theta_s^*$  可能无法取到  $\xi_M^*$ , 而是取值  $\xi_M'^*$ , 不失一般性, 不妨假设  $\xi_M'^* < \xi_M^*$ , 则根据式(8)与上面得到的结论可知:

- 若  $\xi_M < \xi_M'^* < \xi_M^*$ , 则侧窗定向对拦截有利;
- 若  $\xi_M'^* \leq \xi_M \leq \xi_M^*$ , 则侧窗定向对拦截不利;
- 若  $\xi_M'^* < \xi_M^* < \xi_M$ , 则侧窗定向对拦截有利。

上述结论即效应攻角对拦截结果的影响。

图3所示是在拦截弹下降段完成拦截的交战示意图。同理, 由式(6)~(8)可知,

- 若在某一点,  $\theta_M = \theta_M^*$ , 则  $Q^* = P^*$ , 此时攻角  $\alpha = 0$  对拦截有利;
- 若在某一点,  $\theta_M > \theta_M^*$ , 则  $Q^* > P^*$ , 此时攻角  $\alpha > 0$  对拦截有利;
- 若在某一点,  $\theta_M < \theta_M^*$ , 则  $Q^* < P^*$ , 此时攻角  $\alpha < 0$  对拦截有利。

由于此时  $\theta_M < 0$ , 可见在满足侧窗探测的条件下, 同样取  $\theta_s^* = \xi_M^*$  对拦截最有利。

## 2 侧窗定向方位的选择

由于大气层内的交战与大气层外的交战存在差异, 因此需要分别加以讨论。此外, 不可能时时计算  $\theta_s^*$  的值, 所以仅以中末制导交班时的参数作为计算定向方位用的数值, 末制导过程中, 设定  $\theta_s^*$  的值不变。

### 2.1 大气层外的交战

大气层外交战时, 确定侧窗定向方位考虑的因素主要有确保视线在侧窗视场内、轨控发动机的执行效率、末端攻击效果及控制系统的要求等, 下面分别加以讨论。

由于不断实施导引, 在末制导段视线方向变化不大, 因此可以用轨控发动机的开关曲线对视线的变化范围加以预测, 以尽可能使得一次定向即可完成拦截, 减轻控制系统的负担。设轨控发动机开机的视线转率阈值为  $\omega_{bn}$ , 则可预测末制导段视线转率的变化范围为

$$\theta_p = \omega_{bn} \cdot tg = \omega_{bn} \cdot \frac{R_r}{V_r} \quad (10)$$

其中,  $tg = \frac{R_r}{V_r}$  为待飞时间,  $R_r$ 、 $V_r$  分别为中末制导交班时的相对距离和相对速度。

设侧窗视场在纵平面内的范围为  $[\theta_{ss}, \theta_{st}]$ , 则为保证视线位于窗口视场内, 定向方位可取为

$$\theta_{sd} = \theta_{ss} + \theta_p \quad (11)$$

考虑到末端的攻击效果和控制的限制, 设末制导段允许的最大攻角为  $\alpha_{max}$ , 一般情况下  $\alpha_{max} > \theta_{sd}$ ; 为保证轨控发动机的执行效率, 又应使得视线与体轴的夹角尽可能小。综合考虑以上几点, 若设中末制导交班时  $\xi_M = \xi_{M0}$ , 则可确定大气层外侧窗定向的方位

$$\theta_{s\_ex}^* = \max\{\theta_{sd}, \xi_{M0} - \alpha_{max}\} \quad (12)$$

在此  $\theta_s^*$  的基础上进行一次定向; 当视线将要趋出窗口视场时, 进行重新定向。

### 2.2 大气层内的交战

大气层内交战时, 确定侧窗定向方位除了需要考虑 2.1 节所述的三个要素外, 还要考虑效应攻角对拦截的影响。为使问题的讨论不致过于复杂, 暂不考虑轨控发动机的执行效率, 则可确定大气层内侧窗定向的方位

$$\theta_{s\_in}^* = \begin{cases} \max\{\theta_{sd}, \xi_M^*, \xi_{M0} - \alpha_{max}\}, & \xi_{M0} \geq \xi_M^* \\ \min\{\xi_M^*, \xi_{M0} + \alpha_{max}\}, & \xi_{M0} < \xi_M^* \text{ 且 } \xi_M^* > \theta_{sd} \\ \theta_{sd}, & \xi_{M0} < \xi_M^* \leq \theta_{sd} \end{cases} \quad (13)$$

### 2.3 侧窗定向方位的确定

KKV 作战的空域越低, 大气对拦截结果的影响越明显, 因此越应保证  $\theta_s^* \rightarrow \theta_{s\_in}^*$ ; 相反, KKV 作战的空域越高, 轨控发动机对拦截结果的影响越明显, 越应使  $\theta_s^* \rightarrow \theta_{s\_ex}^*$ 。因此, 可以拟定如下线性函数来近似表达  $\theta_s^*$  的确定方法:

$$\theta_s^* = \frac{H_{max} - h}{H_{max} - H_{min}} \cdot \theta_{s\_in}^* + \frac{h - H_{min}}{H_{max} - H_{min}} \cdot \theta_{s\_ex}^* \quad (14)$$

式中,  $H_{max}$ 、 $H_{min}$  分别为 KKV 的最大、最小作战高度,  $h$  为当前拦截高度。

由 1.1 节和 1.2 节的分析可知, (14) 式综合考虑了轨控发动机与气动力的利用。对作战空域不同的拦截弹, 可以给前后两项适当增加调节系数。

## 3 仿真分析

选择拦截目标为再入速度 5km/s 左右的惯性弹头, 对上述研究结果进行验证。KKV 的基本参数选取如下: 作战空域  $H_{min} = 30\text{km}$ ,  $H_{max} = 100\text{km}$ ; 侧窗的视场范围  $\theta_{ss} = 5^\circ$ ,  $\theta_{st} = 55^\circ$ ; 末制导段最大允许攻角

$\alpha_{\max} = 25^\circ$ ; 轨控发动机的开关曲线  $\omega_{off} = 0.5e^{-3} \text{ rad/s}$ ,  $\omega_{on} = 3.0e^{-3} \text{ rad/s}$ ; 姿控系统的角度控制精度  $\Delta\varphi = 1.5^\circ$ , 角速度控制精度  $\Delta\dot{\varphi} = 0.05^\circ \text{ s}^{-1}$ , 拦截高度  $h = 50 \text{ km}$ 。

仿真可得, 中末制导交班时,  $R_r = 43.88 \text{ km}$ ,  $V_r = 7.14 \text{ km/s}$ ,  $\theta_r = -25.07^\circ$ ,  $V_M = 5.06 \text{ km/s}$ ,  $\theta_M = 13.57^\circ$ ,  $V_M = 2.44 \text{ km/s}$ ,  $\xi_{M0} = 25.87^\circ$ 。由 2.3 节公式计算可得,  $\theta_{sl} = 6.06^\circ$ ,  $\xi_M^* = 24.37^\circ$ , 则  $\theta_{sex}^* = 6.06^\circ$ ,  $\theta_{sin}^* = 24.37^\circ$ , 由式(14)最终确定  $\theta_s^* = 19.14^\circ$ 。仿真结果如图 4、5 所示。

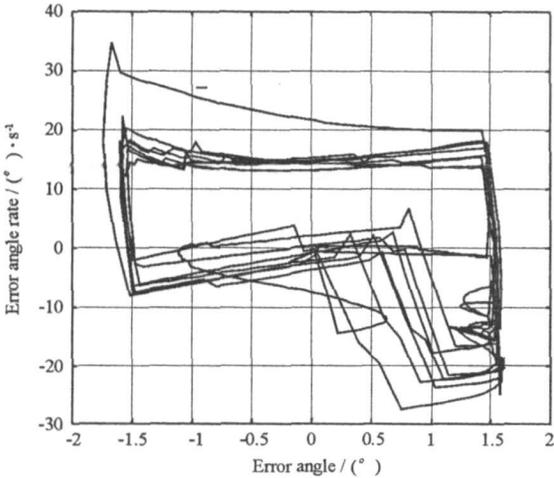


图 4 俯仰通道控制结果图

Fig. 4 Attitude control simulation result of pitch channel

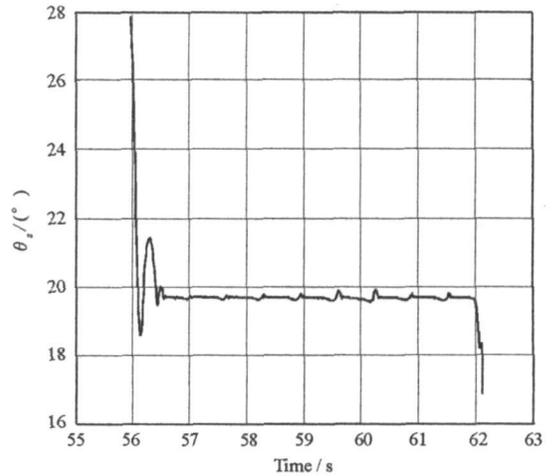


图 5 纵平面内侧窗定向结果图

Fig. 5 Side window orientation result of longitudinal plane

图 4 是俯仰通道的极限环示意图, 可见由于此时气动力矩仍然较大, 因而极限环还不是很稳定。图 5 是纵向平面内侧窗定向的示意图, 可见目标视线的范围能够满足窗口视场的要求, 并且拦截过程中一次定向即能完成拦截。在拦截的末端, 视线趋于发散, 但此时的制导方法已经不再需要视线信息。

## 4 结束语

在大气层高层作战的动能拦截器多采用侧窗探测的结构布局, 侧窗定向方位的选择受到诸多因素的制约, 对拦截效果有着重要的影响。本文首先从未段交战过程中视线转率的变化出发, 重点分析了效应攻角对拦截结果的影响, 导出考虑气动力影响下的最佳定向方位; 而后综合考虑各种影响因素, 给出了拦截弹各种作战空域内侧窗定向方位的选择方法, 最后通过数字仿真, 证明了此种方法的有效性。因为是理论分析, 本文作了一些理想化假设, 实际工程应用中侧窗定向方位的选择还需要在本文的基础上作进一步的研究。

## 参考文献:

- [1] Leary A, Watson W, Florie D, et al. Test & Evaluation Facility for THAAD IR Seekers[J]. SPIE, 2004, 2474: 172- 177.
- [2] Strauss B J, Gravina R J, Hasenzahl C J, et al. All Attitude Guidance and Control for Endoatmospheric Intercepts[C]// AIAA SDIO Annual Interceptor Technology Conference, AIAA 93- 2643, 1993.
- [3] 杨晓颖, 刘纯胜, 顾永其. 高速飞行器红外制冷头罩设计[J]. 红外与激光工程, 2004, 33(6): 576- 579.
- [4] 周艳萍, 张锐, 李君龙. 侧窗探测下的姿态变结构控制[J]. 现代防御技术, 2006, 34(1): 29- 32.
- [5] Yanushevsky R T. New Guidance Laws to Implement Parallel Navigation [C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, California, AIAA- 6184, 2005.
- [6] 刘兴堂. 精确制导、控制与仿真技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2006: 17- 59.