

中远距空空导弹不可逃逸发射区 远界的一种计算方法

吕长起

(中国空空导弹研究院, 河南 洛阳 471009)

摘要:给出一种中远距空空导弹动力射程不可逃逸发射区远界的计算方法,运用这种方法,不可逃逸发射区远界用解析表达式表示,不用搜索不可逃逸发射区边界,只需知道导弹最大飞行距离、飞行时间、目标速度和目标最大机动过载。该方法可推广到考虑目标截获概率的不可逃逸发射区远界的计算。

关键词:允许发射区;不可逃逸发射区;中距空空导弹;远距空空导弹

中图分类号: T765 **文献标识码:** A **文章编号:** 1673-5048(2008)05-0003-04

A Calculation Method for the Far Boundary of Non-escaped Zone of Medium-range and Long-range Air-to-Air Missile

Lü Changqi

(China Airborne Missile Academy, Luoyang 471009, China)

Abstract: This paper gives a calculation method for the far boundary of non-escaped zone of medium-range and long-range air-to-air missile. By this method needs only missile maximum flight range, flight time, target speed, target maximum maneuvering overload, and the far boundary of the non-escaped zone can be formulated. The far boundary of the non-escaped zone needs not be searched. The method can be extended to calculate the boundary of non-escaped zone in the condition of considering probability of target acquisition.

Key words: allowable launch envelope; non-escaped zone; medium-range air-to-air missile; long-range air-to-air missile

0 引言

空空导弹允许发射区的计算,通常是用弹道计算程序搜索允许发射区的边界实现的。允许发射区的远界取决于导弹允许的最大工作时间、最小速度(主要取决于末端的可用过载)、导弹目标的最小接近速度、中制导精度(包括对准精度和导航精度)、目标参数精度、截获概率、导引头的工作能力(包括截获距离、波束宽度、角度跟踪范围

和最大跟踪角速度)等因素^[1-3],计算复杂。而不可逃逸发射区是指在该区域内发射导弹,在规定的目标最大机动过载下,不论目标作何种逃逸机动,导弹都能将它击毁,因此计算更为复杂。而动力射程允许发射区是只考虑导弹的动力能力的允许发射区,也称理论攻击区。动力射程允许发射区的计算要简单得多,特别是目标不机动的动力射程允许发射区远界的计算就更简单,只要知道导弹的最大飞行时间,最大飞行距离和目标速度就可以用公式计算。如果能找到水平动力射程不可逃逸发射区的计算公式,并对其扩展是有重要意义的。

收稿日期: 2008-01-31

作者简介:吕长起(1940-),男,辽宁西丰人,研究员,研究方向是导弹总体性能设计。

计算不可逃逸发射区,通常也要在给定的发射条件(载体发射导弹的高度、速度)和目标飞行条件(目标高度、速度、最大机动过载)下,通过弹道计算搜索不可逃逸发射区的边界。本文根据中远距空空导弹弹道特点,采用与计算目标不机动允许发射区远界类似的方法,得到了动力射程不可逃逸发射区远界的计算公式。该公式可以方便地用于计算中远距空空导弹动力射程不可逃逸发射区远界,并可扩展到导弹目标在不同高度的情况和考虑满足中末制导交接截获概率要求的情况,后者即不可逃逸发射区的远界。

允许发射区的攻击平面主要为水平面,对于有上、下射能力的导弹,一般按典型的上、下射条件计算。因此,本文主要讨论水平动力射程不可逃逸发射区远界的计算方法,而对上、下射的动力射程不可逃逸发射区和水平不可逃逸发射区(即考虑截获概率)的计算作为公式的扩展应用来介绍。

1 中远距空空导弹的弹道特点

中远距空空导弹的弹道特点有以下几点:

(1) 按比例导引或先进导引律制导的导弹,除了近距格斗空空导弹在格斗条件下发射时,可以对着目标或后置发射外,导弹的发射是按导弹速度和目标速度计算的理论碰撞方向发射的,以减少初始航线误差造成导弹的机动^[4]。

(2) 因为空空导弹的机动能力远大于目标的机动能力,加之现代中远距空空导弹引入目标机动估计的先进导引律,在导弹的动力射程内,目标在规定的最大机动过载下作任何机动都摆脱不了导弹的攻击。因此,中远距空空导弹不可逃逸发射区远界的计算是按导弹发射后,目标立即机动,直到构成尾追的态势按直线航迹逃跑来计算的,即目标机动到视线(导弹到目标的连线)方向改为直线。由于导弹的动力射程限制,这种情况允许发射区远界最小。

(3) 不可逃逸发射区远界是按发射导弹后目标立即机动计算的,导弹与目标运动在同一平面内,视线角速度为

$$\dot{\sigma} = [\dot{V}_t \sin(\theta_t - \sigma) - \dot{V}_m \sin(\theta_m - \sigma)] / r$$

式中: \dot{V}_t 、 \dot{V}_m 分别为目标、导弹速度; θ_t 、 θ_m 分别为目标、导弹速度向量角; σ 为视线角; r 为导弹与目标的距离。由于导弹与目标的距离远,由上式可以看到, $\dot{\sigma}$ 很大, σ 很小,从而要求导弹机动过载也很小,弹道接近直线,而且由于导弹机动产生的诱导

阻力,对导弹射程和末速的影响也非常小。下面看一个示例。

设目标速度 $V_t = 240 \text{ m/s}$, 导弹发射后目标立即作逃逸机动,过载 $n_t = 6$ 机动到构成尾追,进入角 135° , 发射距离 $r_0 = 54.3 \text{ km}$, 按目标不机动的前置碰撞方向发射导弹,弹道和目标轨迹如图1所示。弹道上导弹最大机动过载为 1.6, 而且只在短时导弹有机动。导弹飞行 97 s, 导弹在 10 km 高度的速度曲线和飞行距离曲线见图2。不引入导弹机动的诱导阻力, 导弹飞行 76.23 km, 末速为 401.25 m/s; 引入导弹机动的诱导阻力, 导弹飞行 75.94 km, 末速为 400.86 m/s, 两种情况的曲线在图上是重合的。可见完全可以用不引入导弹机动的直线弹道代替实际的弹道。

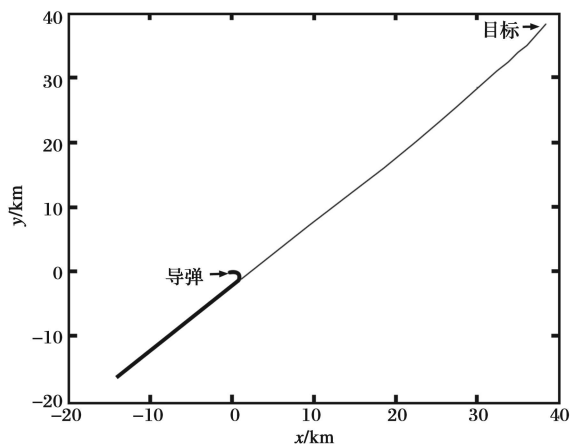


图1 目标作逃逸机动导弹和目标飞行轨迹

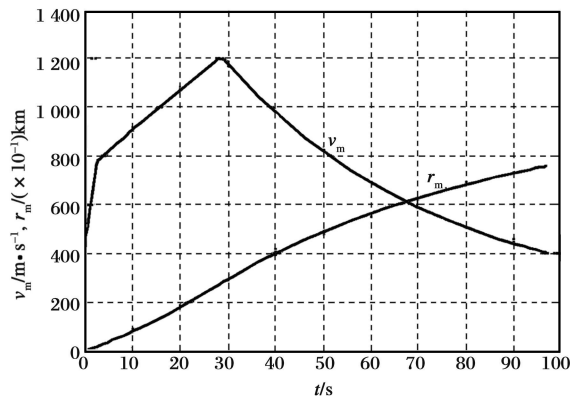


图2 导弹速度和距离曲线

(4) 无论用比例导引还是先进导引律,都主要按视线角速度控制导弹,使视线角速度尽快趋于零。因此视线方向变化不大,可以用初始视线的方向代替瞬时视线方向作为目标逃逸的方向。

由上述特点,可以得到用公式表示水平动力射程不可逃逸发射区远界。

2 目标不机动的水平动力射程攻击区的远界

假设某空空导弹在给定高度上的速度和飞行距离曲线如图 2 所示。导弹最小速度取 400 m/s 最大飞行时间为 97 s 最大飞行距离 76 km 目标的速度为 240 m/s 下面作目标不机动的水平动力射程允许发射区的远界。允许发射区一般以目标为中心, 导弹和目标的几何关系如图 3 所示。图 3 中 T 表示目标, M 表示导弹, I 表示拦截点, r_t r_m 分别表示目标和导弹在最大拦截时间内飞行的距离, r 为攻击区远界处导弹与目标的相对距离, 视线与目标进入反方向的夹角 q 为进入角, 正向为箭头表示的方向。

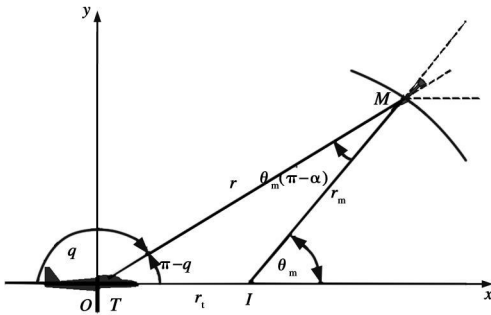


图 3 导弹目标几何示意图

由正弦定理有

$$\frac{r_m}{\sin(\pi - q)} = \frac{r_t}{\sin[\theta_m - (\pi - q)]} \quad (1)$$

注意到 $\sin(\pi - q) = \sin q$ 从式 (1) 得到

$$\theta_m = \arcsin\left[\frac{r_t}{r_m} \sin q\right] + (\pi - q) \quad (2)$$

由于目标不机动, 攻击区远界的直角坐标为

$$x = r_t + r_m \cos \theta_m \quad (3)$$

$$y = r_m \sin \theta_m \quad (4)$$

把式 (2) 代入式 (3)、(4) 得

$$x = r_t + r_m \cos\left[\arcsin\left(\frac{r_t}{r_m} \sin q\right) + (\pi - q)\right] \quad (5)$$

$$y = r_m \sin\left[\arcsin\left(\frac{r_t}{r_m} \sin q\right) + (\pi - q)\right] \quad (6)$$

如果使用极坐标, 把式 (5)、(6) 代入 $r = \sqrt{x^2 + y^2}$, 简化得

$$r = \sqrt{r_t^2 + r_m^2 - 2r_t r_m \cos\left[\arcsin\left(\frac{r_t}{r_m} \sin q\right) - q\right]} \quad (7)$$

又设导弹、目标为前述的飞行数据 (参阅图 2), 则目标的最大飞行距离 $r_t = V_t t = 23.280 \text{ m} = 23.28 \text{ km}$, 计算出的攻击区远界曲线如图 4 外圈

曲线所示。

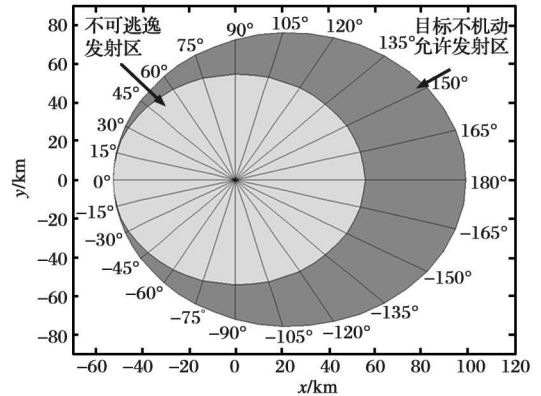


图 4 目标不机动的允许发射区和不可逃逸发射区

3 水平动力射程不可逃逸攻击区的远界

不同的目标速度和逃逸过载, 水平动力射程不可逃逸发射区的大小是不同的。逃逸过载一般取目标最大过载。不可逃逸攻击区的计算是在发射导弹时目标就开始作逃逸机动的条件下计算的, 如前面分析, 导弹的最大飞行距离用导弹直线弹道飞行的最大飞行距离; 目标飞行的距离用目标机动到它的速度方向与瞬时视线相同后, 尾追沿直线飞行的距离。由于已经构成尾追, 导弹飞行的距离减去目标飞行的距离, 就是不可逃逸攻击区的远界。为了避免计算瞬时视线, 由前面分析可知, 可以用初始视线代替瞬时视线。

对给定目标速度 V 和最大过载 n , 目标转弯的角速度为

$$\omega = \frac{g \cdot n}{V} \quad (8)$$

式中: g 为重力加速度。

目标转到视线方向需转过的角度为 q $q \in [0, \pi]$ (参见图 3), 由式 (8) 得所需的时间

$$t = \frac{q}{\omega} = \frac{q \cdot V}{g \cdot n}$$

如果目标按最小角度机动到逃逸方向, 对 $q \in [0, 2\pi]$ 所需时间

$$t = \begin{cases} \frac{q \cdot V}{g \cdot n} & q \in [0, \pi] \\ \frac{(2\pi - q) \cdot V}{g \cdot n}, & q \in (\pi, 2\pi) \end{cases} \quad (9)$$

由图 2 所示的直线弹道速度曲线和距离曲线以及规定的导弹末速, 可得到导弹最大飞行距离 r_m 和最大飞行时间 t_m , 则目标在初始视线方向飞行的时间是 $t - t_m$, 则目标在初始视线方向飞行的距离为

$$r = V(t - t_0) \quad (10)$$

不可逃逸发射区关于 x 轴是对称的, 只需计算一半。式(9)代入式(10)得

$$r = Vt - \frac{q_0 \dot{V}}{g_0 n}, \quad q \in [0, \pi] \quad (11)$$

于是不可逃逸发射区远界(导弹能追上目标的距离)为

$$r_e = r_m - r \quad (12)$$

把式(11)代入式(12), 并投影到 x, y 轴得到相应的直角坐标为

$$x_e = \left(r_m - Vt + \frac{q_0 \dot{V}}{g_0 n} \right) \cos(\pi - q), \quad q \in [0, \pi] \quad (13)$$

$$y_e = \left(r_m - Vt + \frac{q_0 \dot{V}}{g_0 n} \right) \sin(\pi - q), \quad q \in [0, \pi] \quad (14)$$

由 x_e 和 $-y_e$ 可得对称的另一半。如果使用极坐标, 由式(11)、(12)和式(9)有

$$r = \begin{cases} r_m - Vt + \frac{q_0 \dot{V}}{g_0 n}, & q \in [0, \pi] \\ r_m - Vt + \frac{(2\pi - q) \dot{V}}{g_0 n}, & q \in (\pi, 2\pi) \end{cases} \quad (15)$$

在导弹、目标高度均为 10 km , 导弹的最大飞行时间为 97 s , 最大飞行距离为 76 km , 目标的速度为 240 m/s , 最大逃逸过载为 6 的条件下, 动力射程水平不可逃逸攻击区远界的计算结果如图4内圈曲线所示。

4 由目标不机动的动力射程允许发射区远界计算动力射程不可逃逸发射区远界

典型的目标不机动水平动力射程允许发射区, 一般在导弹的介绍资料中可以得到。用它可以在相同条件下, 对于给定的目标逃逸机动过载, 计算水平不可逃逸发射区远界。由式(5)和式(6), 当 $q = \pi$ 时(即正迎头), 动力射程攻击区的远界是导弹最大飞行距离与目标最大飞行距离之和,

$$r = x = r_m + r$$

同样, $q = 0$ 时(尾追), 动力射程攻击区的远界是导弹最大飞行距离与目标最大飞行距离之差,

$$r = x = r_m - r$$

由此得到

$$r_m = \frac{r + r}{2}$$

$$r = \frac{r - r}{2}$$

由目标不机动攻击区给出的目标速度 V , 可以计算最大飞行时间

$$t = \frac{r}{V}$$

这样对给定的目标逃逸机动过载 n , 就可利用上面的方法绘制不可逃逸发射区。

5 公式应用的推广

(1) 导弹目标不在同一高度的动力射程不可逃逸发射区远界

公式的应用也可以扩展到导弹和目标不在同一高度的情况。在这种情况下, 导弹和目标的运动在目标速度向量和视线构成的平面内。在这个平面上, 对不同的进入角导弹飞行的高度变化范围是不同的, 因此阻力和导弹最大飞行的距离也是不同的。这就需要对不同的进入角 q 分别按末速要求计算出如图2所示的导弹速度和距离曲线, 确定导弹的最大飞行距离和飞行时间, 然后根据目标速度和最大机动过载, 用式(13)、(14)或式(15)计算不可逃逸发射区远界。虽然计算量大了一些, 但仍比搜索不可逃逸发射区远界计算量小得多。

(2) 考虑截获概率的不可逃逸发射区远界

不可逃逸发射区远界是必须考虑满足截获概率要求的。可以先确定满足截获概率要求的中制导与末制导导弹飞行的距离之和以及总飞行时间, 然后用导弹的中制导与末制导距离之和, 代替导弹动力射程飞行的距离; 用中制导与末制导总飞行时间, 代替动力射程飞行时间, 就可以用第3节的公式计算。

而考虑满足截获概率要求的导弹最大飞行距离和飞行时间的计算, 可用带有目标指示误差统计特性和导引头截获算法的弹道仿真程序在一次尾追(即 $q=0$)、目标不机动条件下, 搜索最大发射距离, 得到导弹的最大飞行距离和飞行时间。这是因为导弹截获目标时已经构成尾追, 目标已经不机动, 弹道仍然接近直线弹道, 飞行时间又与进入角无关。由此, 中制导的导航误差和截获过程也与进入角无关。由目标的飞行速度和最大机动过载, 利用第3节的公式就可计算不可逃逸发射区远界, 避免了对 $q=0$ 之外的所有进入角进行最大发射距离的搜索。

6 结 论

(1) 本文利用中远距空空导弹(下转第17页)

(1)及图 2可得

$$V_{n \times 200\text{ ms}} = VP[6] + \frac{VP[5] - VP[6]}{28\text{ ms}} \times Tg_n$$

(5)

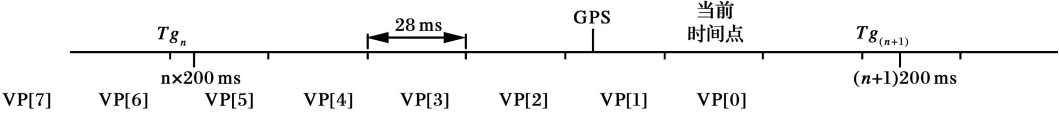


图 3 SNS/GPS时间校准时序图

$V_{n \times 200\text{ ms}}$ 即是分段线性插值的结果，可以用来与 GPS 数据进行同步融合。图 3 为具体插值过程的时序图。

3 仿真分析

根据以上的设计进行数字仿真。假设 SNS 和 GPS 的数据更新时间分别为 28 ms 和 200 ms， T 取 200 ms，仿真时间 100 s，得到的仿真结果如表 1 所示。

表 1 时间校准误差增益

	V_x	V_y	V_z	X	Y	Z
误差增益	1.001554	1.004052	1.026709	1.083163	1.000008	1.000170

表 1 中误差增益是指相对于载体的理想飞行轨迹，时间校准后的数据方差与校准前的数据方差之比值越趋近于 1，说明数据转换过程对原始数据的影响越小，原始信息保存得越完整。从表 1 中可以看出，速度和位置的误差增益都比较接近 1，但其中 Z 向速度和 X 向位置的误差增益相对略大一些，究其原因，和归一化采样时间间隔 T 的选择有很大关系， T 越大，实时性就越差，但插值精度不一定就越高，所以 T 的选择应考虑实际情况。本文中的 T 取 200 ms，总体上满足系统的需求。

4 结 论

大量仿真结果表明，在数据融合时间校准的应用中，分段线性插值方法不受传感器数据初始采样时刻是否相同的限制，对载体机动和时间片具有鲁棒性，并具有算法简单、实时性好、校准精度高且易于实现的特点，因此，适用于 SNS/GPS 数据融合的时间校准系统。通过仿真与实际应用，证明该方法性能良好，为进一步进行数据的同步融合打下了基础。

参考文献：

[1] 林华. 多传感器数据融合中的数据预处理技术[J]. 海军工程大学学报, 2002 (3).
[2] 丁兴俊, 周德云, 胡昌华, 等. 一种基于模糊逻辑的主/被动雷达数据融合算法[J]. 西北工业大学学报, 2006 (2).
[3] 夏克强, 周凤岐, 周军. 红外/雷达复合制导数据融合技术中的时间校准方法研究[J]. 航天控制, 2007 (1).
[4] 林华, 玄兆林, 刘忠. 用于多传感器目标跟踪的数据时空对准方法[J]. 系统工程与电子技术, 2004 (6).

(上接第 6 页)弹道接近直线弹道的特点，得到了动力射程不可逃逸发射区远界的计算公式，可以避免对动力射程不可逃逸攻击区远界的搜索；

(2)该计算公式只用导弹最大飞行距离、飞行时间，目标飞行速度或距离、目标最大机动过载，因此可以利用目标不机动的动力射程发射区计算相同条件下，给定目标机动过载的不可逃逸发射区远界；

(3)该公式可以推广到导弹和目标不在同一高度的情况，只需对不同的进入角计算导弹的最大飞行距离和飞行时间；

(4)该公式还可以推广到满足考虑截获概率要求的不可逃逸发射区远界的计算，只需用一次目标不机动尾追条件下，考虑满足截获概率要求

搜索得到导弹的最大飞行距离和飞行时间，而不用对所有的进入角进行搜索。

参考文献：

[1] 吕长起. 复合制导空空导弹快速分析仿真[J]. 航空兵器, 1998 (6).
[2] 过崇伟, 郑时镜, 郭振华. 有翼导弹系统分析与设计[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2002
[3] Eichlätte J Jr. Test and Evaluation of the Tactical Missile [C]. Progress in Astronautics and Aeronautics A Volume in the AIAA Tactical Missile Series 1980 Vol 119
[4] Zarchan P. Tactical and Strategic Missile Guidance [C]. Second Edition. Progress in Astronautics and Aeronautics A Volume in the AIAA Tactical Missile Series 2002 Vol 157.