

# 空基助推段反 TBM 作战拦截弹速度建模分析

谢 鑫<sup>1</sup>, 李为民<sup>2</sup>, 黄仁全<sup>1</sup>, 毛 苗<sup>3</sup>

(1.空军工程大学防空反导学院,陕西西安,710051;2.空军工程大学训练部,陕西西安,710051;3.94746 部队,湖南岳阳,330013)

**摘要** 拦截弹速度是影响空基助推段反 TBM 作战效能的关键因素之一。通过分析空基助推段反 TBM 作战过程和 TBM 助推段飞行特性,建立了空基助推段反 TBM 拦截弹速度模型;在此基础上将影响拦截弹速度的因素划分为可控制因素和不可控制因素,通过仿真实验对不同影响因素进行了定量分析,研究结论可望为空基助推段反 TBM 可行性分析和拦截弹需求论证提供量化依据。

**关键词** 空基;助推段反 TBM;拦截弹速度

**DOI** 10.3969/j.issn.1009-3516.2012.06.005

**中图分类号** TJ945.1 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2012)06-0020-05

随着美军首次用空射导弹摧毁了一枚处在飞行助推段的靶弹<sup>[1-2]</sup>的产生,标志着反导平台已经从地基、海基,扩展到了空基<sup>[3-4]</sup>。与地基反导系统相比,空射拦截弹助推段反导系统具有机动性强、拦截成本低、拦截效果好等优点,但也存在各种不利因素带来的亟待解决的诸多技术问题。如:助推段反 TBM 可用于拦截的时间很短,从一定高度和距离拦截目标,要求拦截弹具有很高的飞行速度等<sup>[5]</sup>。基于此,本文重点研究了空基助推段反 TBM 拦截弹的速度特性。

## 1 空基助推段反 TBM 拦截弹速度建模

### 1.1 空基助推段反 TBM 作战过程分析

TBM 助推段与其它飞行段相比,其雷达反射特性和红外辐射特征都比较明显,有利于传感器系统发现目标。由于 TBM 助推段飞行时间比较短,可供作战飞机反应及拦截的时间非常有限,因此作战飞机发射空射拦截弹执行反 TBM 作战任务,一般需要外部预警系统提供充分的 TBM 预警信息。图 1 为空基助推段反 TBM 示意图,其主要作战过程如下:TBM 发射升空后,外部预警系统(卫星或雷达等)探测到 TBM 发射信号,并将预警信息传递给战区指控中心;战区指控中心向作战飞机下达作战命令,并引导作战飞机飞向任务空域<sup>[6]</sup>;作战飞机通过机载雷达和红外等传感器搜索跟踪目标,在满足射击条件下发射拦截弹拦截目标。此外,在取得战场制空权的情况下,作战飞机也可在敌方上空巡逻,通过自身携带的传感器设备发现目标,并发射拦截弹进行拦截。

空基助推段反 TBM 过程比较复杂,为便于研究不同因素与拦截弹速度之间的关系,提出以下基本假设:①传感器网

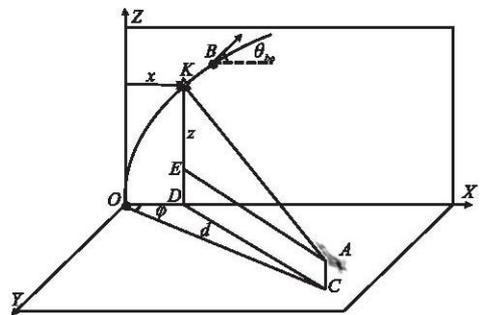


图 1 空基助推段反 TBM 示意图

Fig.1 Sketch of air-based boost-phase TBM defense

收稿日期:2012-06-05

作者简介:谢 鑫(1984—),男,山西大同人,博士生,主要从事防空反导作战运筹分析研究。

E-mail:xiexinda@163.com

络能作为作战飞机提供作战所需的预警信息和精确导航信息;②作战飞机在任务空域巡逻,接到拦截命令能迅速做出拦截反应,且飞机在攻击能力范围内不被敌击毁;③不考虑地球曲率影响,假设地球表面为平面,TBM 轨迹所在平面与地面垂直;④发射空射导弹飞行弹道为理想弹道,即拦截弹飞行轨迹为发射点到目标遭遇点之间的连线。

综合 TBM 助推段建模分析,将空基助推段反 TBM 拦截弹速度建模相关符号定义见表 1。

表 1 符号定义

Tab.1 Symbol and definition

符号	含义	符号	含义
$x$	TBM 助推段在 $X$ 方向投影	$\theta$	TBM 弹道倾角,即弹道切线与地平面的夹角
$z$	TBM 助推段在 $Z$ 方向投影	$\theta_0$	TBM 关机点弹道倾角
$d$	拦截弹发射点与 TBM 发射点在地平面上投影距离	$\theta$	TBM 发射角
$t$	TBM 发射后飞行时间,发射时刻 $t=0$	$\varphi$	拦截弹发射点与 TBM 发射点连线在地面投影,与 TBM 弹道平面夹角
$R$	导弹射程	$n$	TBM 助推段平均加速度, $g$ 的倍数
$t_r$	作战反应时间,即 TBM 发射到拦截弹发射时间	$g$	重力加速度
$t_{bo}$	TBM 助推段飞行时间	$h_{bo}$	TBM 关机点高度
$h_{ax}$	飞机发射拦截弹高度		

### 1.2 TBM 助推段飞行特性建模分析

TBM 助推段是指以导弹离开发射架为起点,最后一级火箭助推器熄火并与有效载荷分离为终点的弹道轨迹<sup>[7]</sup>,如图 1 中  $OB$  段弹道。TBM 助推段弹道通常受导弹发射时的加速度和导弹发射角影响,大多数 TBM 发射角  $\theta=90^\circ$ ,TBM 发射后,需要不断调整弹道倾角以达到  $\theta_0$ ,以进入预定轨道,满足以下关系<sup>[8]</sup>:

$$\theta = \theta_0 \exp(Kt) \quad (1) \quad K = \ln(\theta_0 / \theta) / t_{bo} \quad (2)$$

TBM 助推段在水平面和垂直平面的投影  $x$  和  $z$ ,取决于助推段加速度  $n$  和弹道倾角  $\theta$ 。依据 TBM 助推段飞行特性,在到达关机点之前满足如下方程:

$$x = ngt^2 \cos \theta / 2 \quad (3) \quad z = g(ns \sin \theta - 1)t^2 / 2 \quad (4)$$

TBM 助推段飞行时间与助推段飞行加速度具有密切联系。早期 TBM 助推段加速度较小,平均约为  $3g$ ,飞行时间较长,而近代发展的 TBM 平均加速度达到了  $10g$ ,大大减小了助推段飞行时间。文献[9]研究了不同射程 TBM 其加速度和助推段飞行时间之间的关系,表 2 列出了加速度分别为  $3g$ 、 $6g$  和  $10g$  与不同射程 TBM 助推段飞行时间的关系。

表 2 TBM 射程、加速度与助推段飞行时间

Tab.2 TBM range acceleration and boost-phase fight time

$R/\text{km}$	$t_{bo}/\text{s}$		
	$n=3$	$n=6$	$n=10$
500	60	30	20
1 000	100	50	30
1 500	120	60	35
2 000	130	65	40
2 500	145	70	42
3 000	155	75	45

### 1.3 拦截弹速度建模分析

在 1.1 节基础上,以 TBM 飞行弹道平面为垂直平面,地面为水平面,TBM 发射点与落点为  $X$  轴,按右手定则建立如图 1 所示坐标系。假设作战飞机发射拦截弹时刻,飞机与 TBM 发射点连线在地面投影与垂直平面之间夹角为  $\varphi$ ,并且在点  $K$  与目标遭遇。假设遭遇点距 TBM 发射点水平距离和垂直距离分别为  $x$  和  $z$ ,作战反应时间为  $t_r$ ,TBM 飞行时间为  $t$ 。拦截弹飞行轨迹在水平面投影距离为  $DC$ ,由余弦定理有:

$$DC = \sqrt{OC^2 + OD^2 - 2OC \cdot OD \cos \varphi} \quad (5)$$

过  $A$  做  $DC$  平行线  $AE$ ,即有  $DC = AE$ ,则拦截弹飞行距离  $AK$  有:

$$AK = \sqrt{AE^2 + KE^2} = \sqrt{d^2 + x^2 - 2dxcos \varphi + (z - h_{ax})^2} \quad (6)$$

拦截弹平均飞行速度  $V_i$ :

$$V_i = \frac{AK}{t - t_r} = \frac{\sqrt{d^2 + x^2 - 2dxcos \varphi + (z - h_{ax})^2}}{(t - t_r)} \quad (7)$$

综合式(1)~(4),即可求得空射拦截弹平均速度  $V_i$ 。拦截弹必须在 TBM 关机点之前将其摧毁,当 TBM 进入上升段后认为拦截无效,即  $t \leq t_{bo}$ ;此外,武器系统反应时间满足  $t_r < t_0$ 。

## 2 拦截弹速度影响因素分析

影响空基助推段反 TBM 拦截弹速度的因素很多,分为可控制因素和不可控制因素 2 类。可控制因素是指与作战飞机发射拦截弹相关因素,主要包括:作战反应时间( $t_r$ )、拦截弹发射距离( $d$ )、发射角度( $\varphi$ )、发射高度( $h_w$ )等因素;不可控制因素是指与 TBM 飞行特性相关因素,主要包括:助推段飞行时间( $t_{bo}$ )、关机点角度( $\theta_w$ )、发射角度( $\theta$ )、助推段加速度( $n$ )等因素,集中体现在飞行时间、发射角度和关机点角度。

仿真实验作战想定如下:TBM 射程为 2 000 km,其平均加速度  $n=3$ ,采用垂直发射方式  $\theta=90^\circ$ ,关机点弹道倾角  $\theta_w=45^\circ$ ,依据表 2 可知 TBM 助推段飞行时间  $t_{bo}=130$  s;作战飞机飞行高度  $h_w=10$  km,与 TBM 发射点距离在水平面上投影  $d=150$  km,武器系统反应时间  $t_r=20$  s,拦截弹发射角度  $\varphi=0^\circ$ ,重力加速度  $g=9.8$  m/s<sup>2</sup>。设拦截弹在 TBM 助推段关机点与目标遭遇,即供作战飞机拦截时间最长  $t=t_{bo}$ ,由式(1)~(7)可求得拦截弹平均速度为 1.951 8 km/s。

### 2.1 可控制因素影响分析

1)反应时间  $t_r$ 。反应时间  $t_r$  为从 TBM 发射到拦截弹发射时刻之间的时间,因此反应时间包括 2 部分:一是 TBM 发射后未被预警系统探测到时间;二是预警系统跟踪探测后,将预警信息传递到作战飞机,并发射拦截弹的时间。反应时间是作战飞机助推段反 TBM 关键因素之一,若反应时间过长,拦截弹则无法对目标进行拦截,图 2 描绘了反应时间为 5~125 s 时,反应时间与拦截弹平均速度之间的关系。当反应时间大于 100 s( $V_i$  为 7.124 km/s),拦截弹平均速度急剧增加。从目前空射导弹推进技术水平分析,实现平均速度大于 7 km/s 具有很大的挑战。因此,助推段反 TBM 应当减小作战反应时间,以增加拦截次数和拦截成功率。

2)发射距离  $d$ 。发射距离  $d$  是指拦截弹发射点与 TBM 发射点连线在地平面上投影距离。发射距离受制空权、敌防空力量、TBM 部署纵深、作战飞机机动能力等因素影响,当取得制空权或安全的情况下,可前置部署;否则,为保证作战飞机的安全,应远离敌防空力量部署区域。综合考虑上述因素,假设作战飞机距离 TBM 发射点为 50~600 km,图 3 描绘了发射距离和拦截弹平均速度之间的关系。基于上述作战想定,当拦截弹在 50 km 距离发射时,拦截弹平均速度为 1.467 km/s;而在 600 km 距离发射时,拦截弹平均速度为 5.604 km/s。因此,取得作战制空权或尽可能缩短安全距离,可以减小拦截弹平均速度,降低拦截弹研发技术难度;但从作战应用角度而言,正是由于上述因素限制了空基助推段反 TBM 作战武器装备的发展。

3)发射角度  $\varphi$ 。作战飞机发射拦截弹角度也是影响拦截弹平均速度的一个重要因素,因此调整作战飞机飞行姿态,以最佳角度发射拦截弹将有利于提高拦截概率。图 4 描绘了作战飞机拦截弹发射角度  $\varphi$  为  $0^\circ \sim 180^\circ$ ,空射拦截弹平均速度变化情况。通过仿真分析可知,尽量减小发射角度,可缩小拦截弹平均飞行速度。若拦截弹发射角度  $\varphi=180^\circ$ ,拦截弹速度过小则无法追击拦截目标。

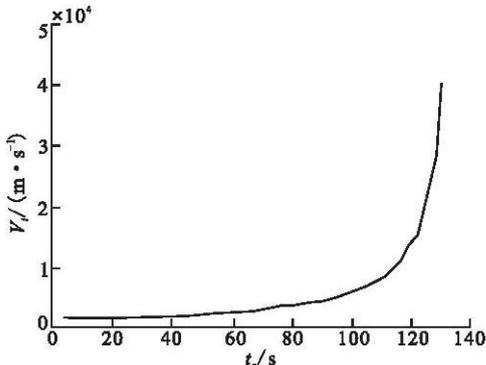


图 2 反应时间与拦截弹平均速度

Fig. 2 Response time and the interceptor average speed

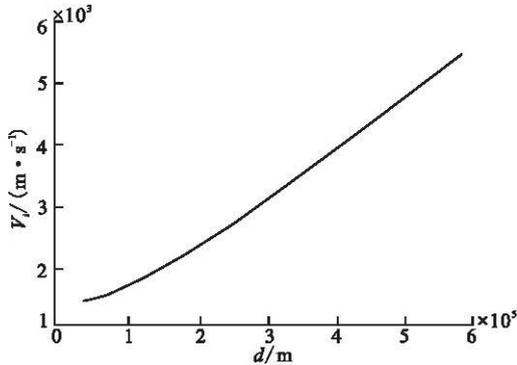


图 3 发射距离与拦截弹平均速度

Fig. 3 Launch distance the interceptor average speed

4)发射高度  $h_w$ 。发射高度  $h_w$  是指作战飞机发射拦截弹时高度,由式(7)可知作战飞机从不同高度发射拦截弹对拦截弹平均速度具有一定影响。因此,研究发射高度和拦截弹平均速度之间的关系,对选择合适高度拦截助推段飞行的 TBM 具有重要意义。假设作战飞机飞行高度为 1~18 km,图 5 描绘了发射高度与拦

截弹平均速度之间的关系。通过分析可知,适当提高作战飞机发射高度,将有利于作战飞机拦截目标。

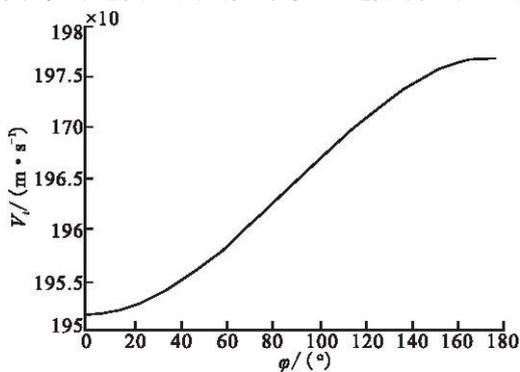


图4 发射角度与拦截弹平均速度

Fig.4 Launch angle and the interceptor average speed

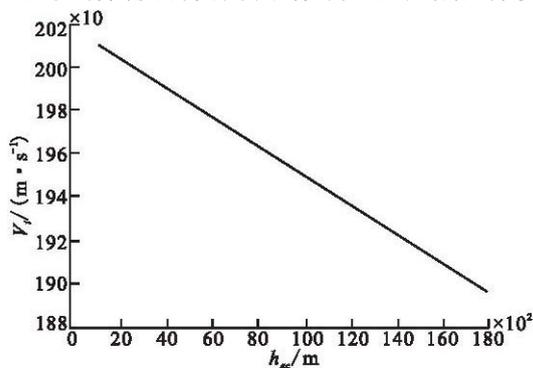


图5 发射高度与拦截弹平均速度

Fig.5 Launch altitude and the interceptor average speed

## 2.2 不可控制因素影响分析

1) TBM 助推段飞行时间  $t_w$ 。TBM 助推段飞行时间主要受 TBM 射程  $R$  和其加速度  $n$  的影响,通过对表 2 中数据拟合,当 TBM 加速度  $n=3$  时,TBM 射程和助推段飞行时间  $t_w$  满足如下关系:

$$t_w = 0.0799R + 28 \quad (8)$$

时间  $t_w$  为关于 TBM 射程  $R$  的函数,因此可以建立 TBM 射程  $R$  与拦截弹平均速度之间的关系,如图 6 所示。当 TBM 射程小于 1 370 km 时,拦截弹平均速度随着 TBM 射程增加而减小;当 TBM 射程大于 1 370 km 时,拦截弹平均速度随着 TBM 射程增大而增大。此外,在实际作战过程中,拦截弹平均速度一定,图 6 可反应作战飞机对不同射程 TBM 的拦截能力。例如,以本文为例,若拦截弹平均速度可达 2.5 km/s,则作战飞机能拦截射程为 722~2 570 km 的 TBM。

2) 发射角度和关机点角度。不同 TBM 具有不同发射方式,除采用垂直发射外,部分 TBM 依据需要采用倾斜式发射,而不同 TBM 为达到最大射程,一般在关机点倾角  $\theta_w = 45^\circ$ 。依据式(1)和式(2),将弹道导发射角度和关机点角度作为一个因素考虑,研究与拦截弹平均速度之间的关系。假设 TBM 发射角度为  $45^\circ \sim 135^\circ$ ,图 7 描绘了 TBM 发射角度与拦截弹平均速度之间的关系。在其它条件相同情况下,拦截弹平均速度与 TBM 发射倾角呈正比关系。

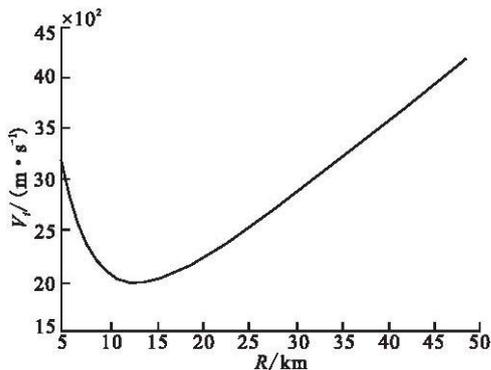


图6 TBM 射程与拦截弹平均速度

Fig.6 TBM range and the interceptor average speed

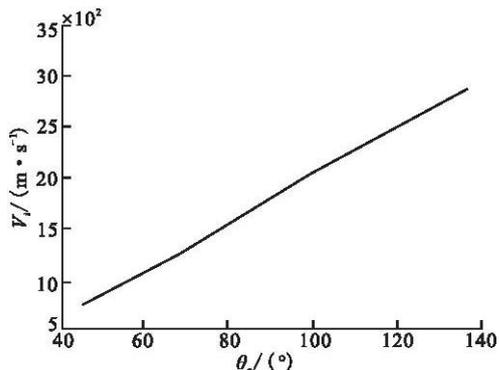


图7 TBM 发射角度与拦截弹平均速度

Fig.7 TBM launch angle and the interceptor average speed

## 3 结语

本文在假设简化的基础上建立了空射拦截弹速度模型,并对其关键影响因素进行了定量分析。但拦截弹平均速度仅是分析助推段拦截可行性的一个因素,而其它因素,如作战飞机发现目标与制导拦截弹能力、预警系统对目标探测精度、实现高速空射拦截弹技术条件等,对空基助推段反 TBM 作战效能的影响均未做探讨。因此,空基助推段反 TBM 的拦截可行性分析还有待进一步深入研究。

## 参考文献(References):

- [1] 温德义. 空空导弹也反导[J]. 航空知识, 2008(2): 21-25.  
WEN Deyi. Air-launched missile using for missile defense[J]. Air voyage knowledge, 2008(2): 21-25. (in Chinese)
- [2] 王丽霞. 美国空射导弹研制新动向[J]. 飞航导弹, 2008(5): 2-4.  
WANG Lixia. The new advance of the USA air-launched missile manufacture[J]. Aerodynamic missile journal, 2008(5): 2-4. (in Chinese)
- [3] 谢鑫, 李为民, 黄仁全. 美军空基反导系统发展概述[J]. 飞航导弹, 2012(2): 48-52.  
XIE Xin, LI Weimin, HUANG Renquan. The development summarize of the US army air-based missile defense system [J]. Aerodynamic missile journal, 2012(2): 48-52. (in Chinese)
- [4] 赵鸿燕, 王丽霞. 网络中心机载防御系统发展概况[J]. 飞航导弹, 2009(6): 40-43.  
ZHAO Hongyan, WANG Lixia. The development summarize of network centric airborne defense element[J]. Aerodynamic missile journal, 2009(6): 40-43. (in Chinese)
- [5] 孙连山, 杨晋辉. 导弹防御系统[M]. 北京: 航空工业出版社, 2005.  
SUN Lianshan, YANG Jinhui. Ballistic missile defense system [M]. Beijing: Air voyage industry press, 2005. (in Chinese)
- [6] Dr Moshe Kress. Probability modeling of autonomous unmanned combat aerial vehicles [J]. Military operations research, 2006, 11(4): 5-24.
- [7] 刘兴. 防空防天信息系统及其一体化技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2009.  
LIU Xing. The air and space defense information system with the integrative technology [M]. Beijing: National defense industry press, 2009. (in Chinese)
- [8] Peter J, Mantle. The missile defense equation: factors for decision making[M]. New York: American institute of aeronautics and astronautics, 2003.
- [9] Ben Zion Naveh, Azriel Lorber. Theater ballistic missile defense[M]. New York: American institute of aeronautics and astronautics, 2001.

(编辑:田新华)

## Analysis of Interceptor Speed Modeling for the Air-based Boost-phase TBM Defense

XIE Xin<sup>1</sup>, LI Wei-min<sup>2</sup>, HUANG Ren-quan<sup>1</sup>, MAO Miao<sup>3</sup>

(1. Air and Missile Defense College, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China; 2. Department of Training, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China; 3. Unit 94746, Yueyang 330013, Hunan, China)

**Abstract:** One of the key factors of the air-based boost-phase TBM defense is the interceptor speed. Based on the analysis of both the interception process and the boost-phase TBM characters, an interceptor speed requirement model is established. According to the average speed model, the factors influencing the interceptor speed can be divided into two major kinds: the changeable and the unchangeable factors. Lastly, a quantitative analysis of the influence of different factors on the average speed is made. The conclusion of the research can provide a quantitative basis for the feasible analysis of air-based boost-phase TBM defense and the requirement demonstration of interceptor.

**Key words:** air-based; boost-phase TBM defense; interceptor speed