

美国KEI导弹发展研究及性能分析*

张旭,曾鹏,魏明英,李旭,薛建恒,王超

(北京电子工程总体研究所,北京 100854)

摘要:动能拦截弹(kinetic energy interceptor,KEI)主要用于拦截在助推段、上升段以及中段飞行的中远程和洲际弹道导弹,具有高速、高加速的特点。通过文献资料的研究分析和建模仿真,对KEI导弹的总体参数、气动参数、动力参数进行了反设计和研究,并对KEI导弹的飞行性能和拦截性能进行了仿真,结果表明:KEI导弹能够在约60 s内加速至6 km/s,并对典型目标具备在助推段/上升段拦截弹道导弹的能力,对国内拦截武器的发展和研究具有参考意义。

关键词:弹道导弹防御;助推段拦截;动能拦截弹;动能拦截;反设计

DOI:10.3969/j.issn.1009-086x.2024.05.005

中图分类号:TJ761.7 文献标志码:A 文章编号:1009-086X(2024)-05-0031-09

引用格式:张旭,曾鹏,魏明英,等.美国KEI导弹发展研究及性能分析[J].现代防御技术,2024,52(5):31-39.

Reference format:ZHANG Xu,ZENG Peng,WEI Mingying,et al.Research on the Development and Performance Analysis of the KEI Missile in the United States[J].Modern Defence Technology,2024,52(5):31-39.

Research on the Development and Performance Analysis of the KEI Missile in the United States

ZHANG Xu,ZENG Peng,WEI Mingying,LI Xu,XUE Jianheng,WANG Chao

(Beijing Institute of Electronic System Engineering, Beijing 100854, China)

Abstract: Kinetic energy interceptor (KEI) is mainly used to intercept medium-range and intercontinental ballistic missiles flying in the boost phase, ascent phase and midcourse, with the characteristics of high speed and high acceleration. Based on the research and analysis of literature and modeling simulation, this paper conducts reverse design and research on KEI missile's overall parameters, aerodynamic parameters and dynamic parameters, and simulates KEI missile's flight performance and interception performance. The results show that KEI missile can accelerate to 6 km/s in about 60 s. It also has the ability to intercept ballistic missiles in the boost phase/ascent phase for typical targets, and has reference significance for the development and research of domestic interceptor weapons.

Keywords: ballistic missile defense; boost segment interception; kinetic energy interceptor (KEI); kinetic interception; anti-design

* 收稿日期:2023-06-25;修回日期:2023-11-15

第一作者简介:张旭(1998-),男,山东泰安人。硕士生,研究方向为飞行器总体设计。

0 引言

现代作战中,弹道导弹在战略和战术层面的应用中均可对目标造成极大的杀伤,拥有强大的作战潜能,因此,针对弹道导弹的拦截技术展开研究具有重要意义。近几十年各国高度重视弹道导弹防御拦截系统的技术研发,并逐渐完善弹道导弹防御拦截体系^[1-2]。根据弹道导弹的飞行特性,导弹拦截过程主要分为三段四层:助推段/上升段、中段和末段,共3段,末段又可分为末段高层与末段低层,共4层^[3]。由于在助推段/上升段,弹道导弹尚未释放有效载荷和对抗措施^[4-5],目标识别和干扰对抗的难度较低,并且可以实现尽早拦截,因此,在助推段/上升段实施拦截是有效拦截弹道导弹的手段之一^[6-7]。但在助推段拦截也面临着较大的挑战,主要在于拦截弹难以抵近弹道导弹的发射位置,导致拦截的时间窗口极短^[8-9]。同时,目标处于加速状态,这就对拦截弹的速度和机动能力提出了很高的要求。

美国在近几十年陆续开展了助推段拦截的研究,其中突出成果有:网络中心机载防御单元(network centric airborne defense element, NCADE)^[10]、机载激光(airborne laser, ABL)^[11]、动能拦截弹(kinetic energy interceptor, KEI)^[12]。其中美国在2002年开始研究的KEI导弹是用于在助推段/上升段或中段拦截敌方弹道导弹的机动性拦截弹,KEI导弹可以在约60 s时间内加速到6 km/s,使敌方弹道导弹在其发射飞行的最

初几分钟内即失去作战能力^[13]。KEI导弹曾经计划作为助推段拦截方案之一,并且经过几年研发在相关技术上取得了很大的进步,已多次成功完成火箭发动机点火试验和火控系统能力演示试验^[14-15]。

本文将在已有KEI导弹相关资料的基础上,运用反设计^[16-17]方法,参照文献[18-20]中关于典型型号导弹的总体建模研究思路,对KEI导弹飞行性能与拦截性能展开分析和研究。

1 KEI武器系统

地基KEI武器系统主要由拦截弹、机动发射装置、指控、作战管理和通信(C²BMC)系统组成^[21]。每个KEI营级作战单位有5辆发射车(每辆车2枚拦截弹)和6辆运输C²BMC系统的高机动性多用途轮式车,此外还有1辆运载C²BMC系统和4部S波段天线的卡车。

KEI导弹的主要参数如表1所示。该武器要求助推火箭具备高速、高加速能力。拦截弹上装载的红外导引头可以与现有的天基传感器和弹道导弹防御系统的地基雷达连接。机动的运输竖起发射装置用于运输和发射拦截弹。C²BMC系统用于接收传感器数据、计算火控解决方案并建立起与拦截弹的通信。

KEI武器系统在2005—2008年间成功进行了第一、二级发动机静态点火试验,部分试验的研制进展如表2所示。这些试验初步验证了这两级发动机应用于高加速度、高速度以及高机动能力导弹方案的可行性。

表1 KEI导弹的主要参数

Table 1 Main parameters of the KEI missile

参数名称	参数信息
目标	处于助推段、上升段及中段飞行的中程和洲际弹道导弹
作战距离范围/km	400~1 500
最大作战高度/km	1 000
最大速度/(km·s ⁻¹)	6
制导体制	惯性导航+GPS修正+天基传感器指令+双波段红外成像制导
发射方式	发射筒内弹射(冷发射),出筒后点火
作战模式	直接碰撞杀伤
系统机动性	可地面作战,也可用于海基、空基和天基作战
弹长/m	11.8
弹径/m	1
起飞质量/kg	7 500
杀伤器加速度(<i>g</i>)	初始时7~8
燃烧时间/s	60
动力装置	三级固体火箭发动机

表 2 2005—2008年KEI系统的研制进展
Table 2 Development progress of KEI system from 2005 to 2008

时间	主要进展
2005-05	阿连特技术系统公司(ATK)签署合同,为动能拦截器建造箱式燃气发生器。ATK为KEI的研发和试验计划提供29台燃气发生器
2005-06	雷锡恩公司成功完成首次KEI导弹风险降低高速风洞试验。该试验聚焦于获得空气动力及其力矩数据,二级飞行器的高频压力及声音数据和导弹鼻端形状选择的关键数据
2006-01	17日,美国导弹防御局在马里兰州Elkton地区的ATK工厂成功完成KEI首次静态点火试验
2006-03	1日,诺格公司成功演示了新建的美国本土动能拦截器(CKEI)系统,该系统能够接收来自多个全球卫星星座的传感器数据,并向已部署的动能拦截器转发数据,进一步提高助推/上升段交战精度
2006-09	14日,诺格公司和雷锡恩公司组成的研制组成功进行KEI第一级火箭发动机点火试验,由ATK研制的第一级火箭发动机正确点火燃烧,验证了第一级发动机的概念
2007-09	6日,诺格公司和雷锡恩公司团队在ATK的试验车间成功进行了第一级火箭发动机点火试验,获得地面点火试验的第三次成功,验证了新型混合火箭喷管喉部的性能。该团队验证了第二级发动机概念
2008-11	13日,KEI工业团队在ATK的车间成功完成动能拦截器第一级火箭发动机的静态点火试验,获得地面点火试验的第四次成功,验证了KEI飞行结构关键组件的性能

2 KEI导弹基本情况

2.1 导弹外形尺寸

KEI导弹采用无翼无舵式气动布局,由整流罩、动能杀伤器、三级助推、二级助推和一级助推组成,其中,二级助推与三级助推均具备姿轨控动力系统。KEI导弹质量约为7 500 kg,导弹一级长11.8 m,最大弹径1 m。导弹理论外形^[13,22]如图1所示。

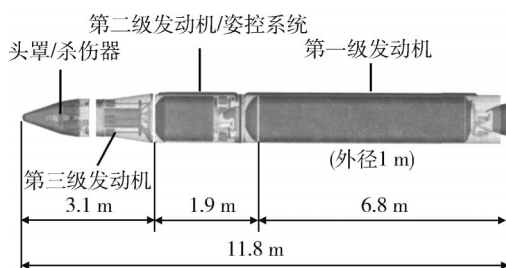


图1 KEI导弹理论外形

Fig. 1 KEI missile dimensions

2.2 动能杀伤器

KEI导弹的杀伤器由导引头、姿轨控动力系统及电子设备组成,如图2所示。其中,动能杀伤器的双波段导引头衍生自“标准”-3导弹。KEI导弹的姿轨控发动机是新研制的超小型姿轨控系统,它是同类产品中推力较大的一种发动机,发动机具备以下特征:按瞄准、制导、导航和控制系统指令进行任意

顺序开关的能力;高冲量和高推重比;高度可靠的操纵性能和较低的生产成本^[23]。

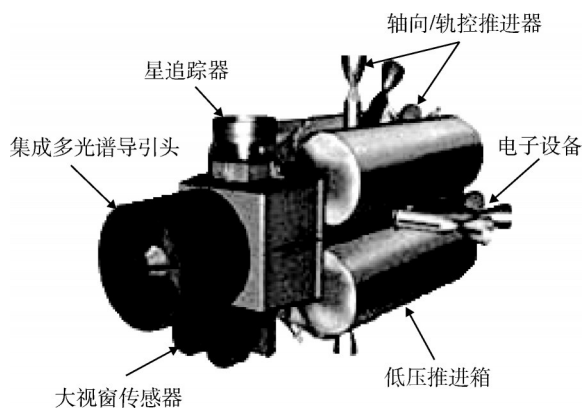


图2 KEI导弹动能杀伤器

Fig. 2 KEI missile kinetic energy killer

2.3 KEI导弹工作过程

作战时,位于美国本土的KEI火控与通信系统负责接收和处理来自卫星的弹道导弹数据,进行数据解密后将其发给战场上特定的一个KEI营级单位。战场上该单位的C²BMC系统将会识别目标、计算弹道,发射并导引KEI对目标实施拦截。KEI导弹发射后,首先按惯性制导加速度飞行,随后导弹与发射舰建立通讯。当第一级发动机工作结束时,进行助推分离,第二级发动机开始工作。此时,导弹继续从发射舰接收中段制导信息并用

GPS数据作为辅助。当第二级发动机工作结束后,第三级发动机第一脉冲开始工作,随后第三级姿控动力系统调整导弹航向,抛整流罩,第三级发动机第二脉冲开始工作,再次利用第三级姿控动力系统调整导弹航向。进一步,第三级分离时释放动能杀伤器。动能杀伤器借助发射平台的指示信息开始搜寻目标,并从跟踪目标导弹火箭发动机的尾焰转向跟踪目标导弹弹体。跟踪过程中,若红外外导引头捕获目标,动能杀伤器的姿轨控动力系统将控制动能杀伤器机动飞行,直接碰撞摧毁目标,导弹的工作过程如图3所示。

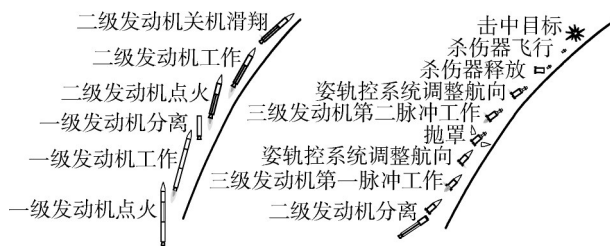


图3 KEI导弹工作过程

Fig. 3 KEI missile working process

3 导弹气动性能分析

在对导弹进行气动性能分析时,使用气动特性估算软件^[24]实现对导弹的气动反推,在已知几何外形和来流条件下估算导弹纵向和横向气动力系数。根据计算结果,导弹轴向力系数在跨声速阶段变化较大,该阶段的气动载荷和气动干扰会对导弹的初制导过程产生较大的影响,因此,在后续研究中,应使初制导阶段的程序转弯(攻角转弯)在气动力急剧变化的跨声速之前结束。导弹各级的气动性能分析如图4~6所示。

3.1 导弹第一级的气动性能分析

计算得到KEI导弹第一级的气动特性曲线如图4所示。导弹一级压心系数随攻角逐渐减小。其中,在0°攻角时随马赫数逐渐增大,压心系数为0.52~0.81;在其他攻角下随马赫数逐渐减小,压心系数为0.19~0.43。导弹一级压心靠前,静不稳定性较大,这对控制系统提出了较高的要求。

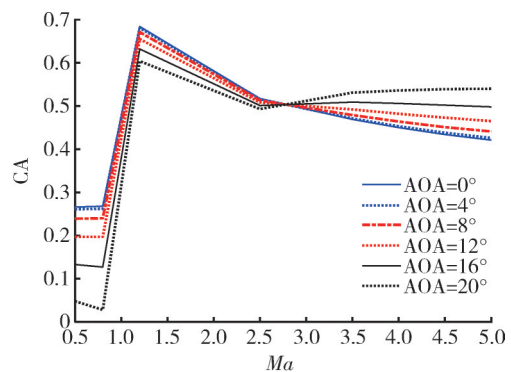
3.2 导弹第二级的气动性能分析

计算得到KEI导弹第二级气动特性曲线如图5

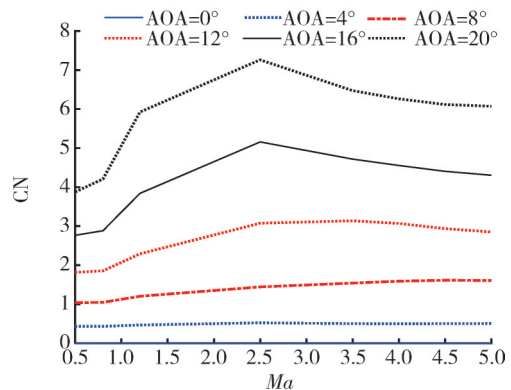
所示。导弹二级压心系数随攻角逐渐减小。其中在0°攻角时变化不大,压心系数为0.71~0.73;在其他攻角下随马赫数逐渐减小,压心系数为0.40~0.67。

3.3 导弹第三级的气动性能分析

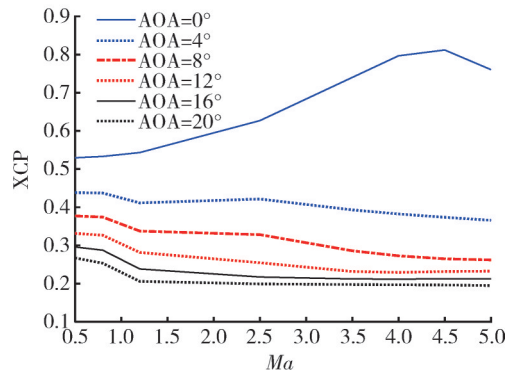
计算得到KEI导弹第三级气动特性曲线如图6所示。导弹三级压心系数随攻角逐渐减小,随马赫数逐渐减小,整体变化不大,压心系数为0.12~0.19。



a) 第一级轴向力系数



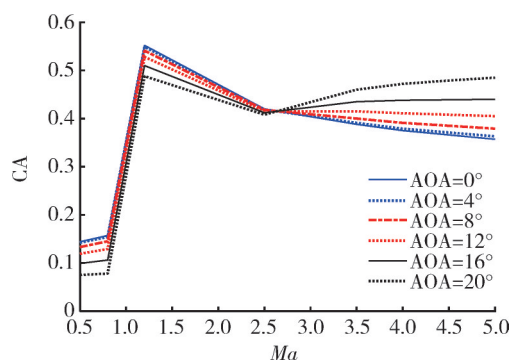
b) 第一级法向力系数



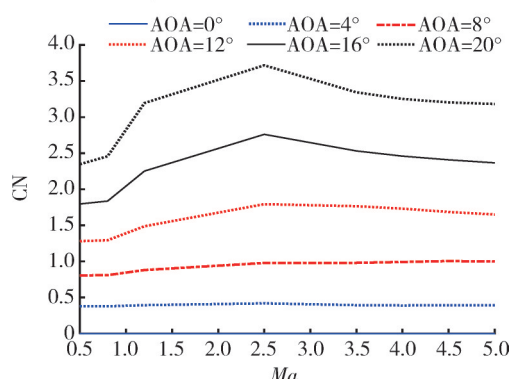
c) 第一级压心系数变化曲线

图4 第一级气动特性

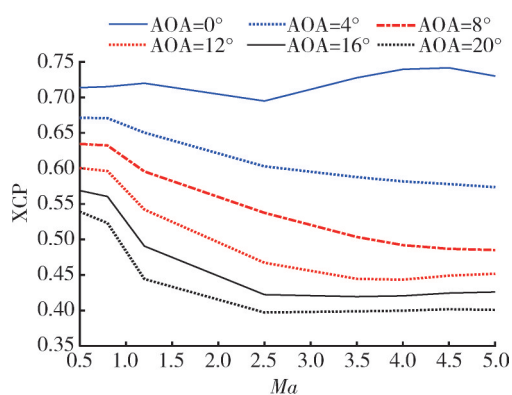
Fig. 4 Aerodynamic characteristics of the first stage



a) 第二级轴向力系数变化曲线



b) 第二级法向力系数变化曲线



c) 第二级压心系数变化曲线

图5 第二级气动特性

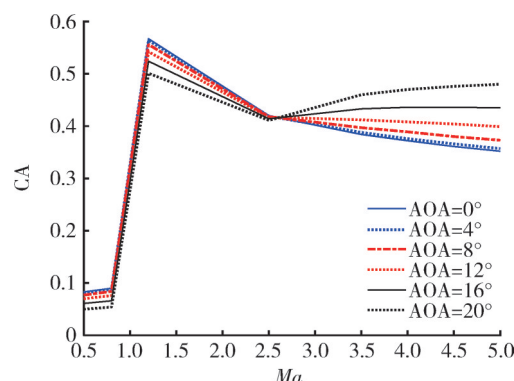
Fig. 5 Aerodynamic characteristics of the second stage

4 导弹动力性能分析

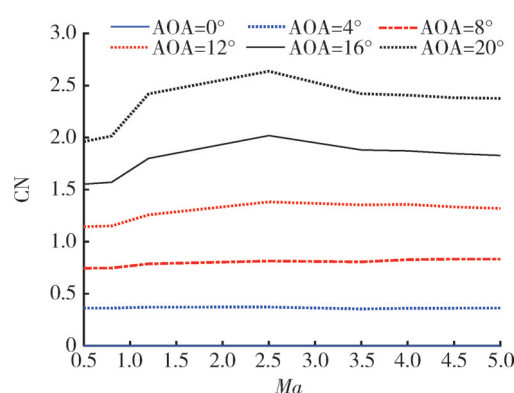
查阅资料并使用工程估算法,结合反设计方法得到KEI导弹的发动机主要参数:

第一级发动机满载质量约为6 200 kg,空载质量约500 kg,全长约6.8 m,最大直径1 m,工作时间约34 s;

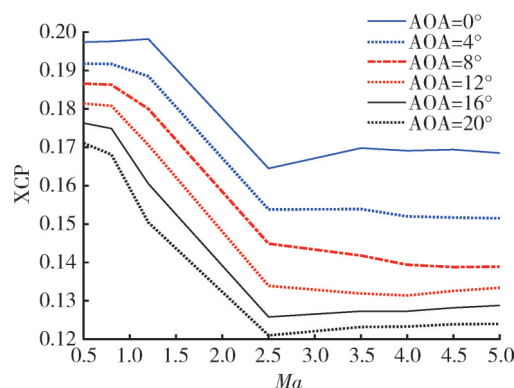
第二级发动机满载质量约为1 100 kg,空载质量约200 kg,全长约1.9 m,直径1.0 m,工作时间约21 s;



a) 第三级轴向力系数变化曲线



b) 第三级法向力系数变化曲线



c) 第三级压心系数变化曲线

图6 第三级气动特性

Fig. 6 Aerodynamic characteristics of the third stage

第三级发动机满载质量约为200 kg,空载质量约100 kg,全长约3.1 m,直径1 m,发动机双脉冲总共工作时间约8 s。

详细参数如表3所示。

5 导弹弹道仿真

5.1 飞行性能分析

根据反设计获得的导弹总体参数、气动参数以及动力参数,建立了质点弹道仿真模型^[25],其中弹道坐标系上动力学方程的分量形式为

表 3 KEI 导弹发动机参数
Table 3 KEI missile engine parameters

发动机级数	一级动力装置	二级动力装置	三级动力装置
推力形式	单推力	单推力	双脉冲
发动机空载质量/kg	520	210	230
最大外径/m	1	1	1
总长度/m	6.8	1.9	3.1
推进剂质量/kg	5 700	900	100
总冲/(kN·s)	13 396(*)	2 457(*)	280(*)
平均推力/kN	394(*)	117(*)	35(*)
推进剂	HTPB 复合推进剂(*)	HTPB 复合推进剂(*)	HTPB 复合推进剂(*)
喷管形式	摆动喷管	摆动喷管	摆动喷管
工作时间/s	34(*)	21(*)	8(*)

注:标(*)为反设计结果。

$$\begin{cases} m \dot{v} = P \cos \alpha \cos \beta - X - mg \sin \theta, \\ mv \dot{\theta} = P(\sin \alpha \cos \gamma_v + \cos \alpha \sin \beta \sin \gamma_v + \\ Y \cos \gamma_v - Z \sin \gamma_v - mg \cos \theta), \\ -mv \dot{\psi}_v \cos \theta = P(\sin \alpha \sin \gamma_v + Y \sin \gamma_v - \\ \cos \alpha \sin \beta \cos \gamma_v + Z \cos \gamma_v), \end{cases} \quad (1)$$

式中: X 、 Y 、 Z 为空气动力在速度坐标系上的投影; α 为导弹攻角; β 为导弹侧滑角; θ 为导弹弹道倾角; γ_v 为导弹速度倾斜角; ψ_v 为导弹弹道偏角; P 为导弹发动机推力; g 为重力加速度,它与导弹所处高度相关,导弹在一定高度处重力加速度为

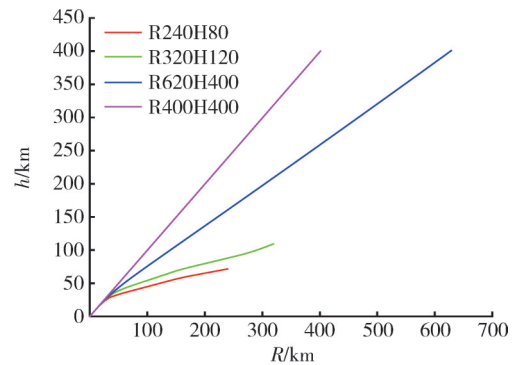
$$g = g_0 \frac{R_0^2}{(R_0 + h)^2}, \quad (2)$$

式中: g_0 为地球表面重力加速度,本文取 $g_0=9.8 \text{ m/s}^2$; R_0 为地球半径。

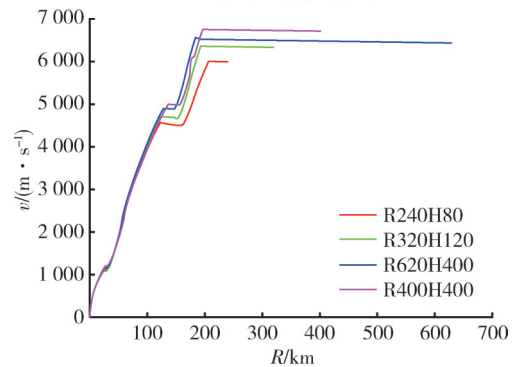
通过弹道仿真分析,得到了不同弹道的飞行性能,图 7 为斜距-高度、斜距-速度以及时间-速度的对比曲线。由结果可知,导弹一级关机点高度为 23~28 km,速度为 1 100~1 206 m/s;导弹二级关机点高度为 48~130 km,速度为 4 454~4 871 m/s;导弹三级关机(即发射后第 63 s)点高度为 67~236 km,速度为 6 001~6 745 m/s。由此可验证本文建模的 KEI 导弹具备约 60 s 内加速到 6 km/s 的能力。

5.2 拦截能力分析

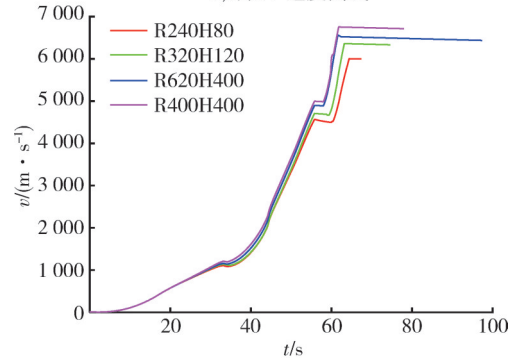
本节以中程弹道导弹为典型目标,对 KEI 导弹拦截能力进行分析。拦截中程弹道导弹的仿真初始条件如表 4 所示。



a) 斜距-高度曲线



b) 斜距-速度曲线



c) 时间-速度曲线

图 7 典型弹道飞行曲线

Fig. 7 Typical ballistic flight curve of missile

表4 仿真初始条件
Table 4 Simulate initial conditions

类别	项目	参数
目标	关机点时间/s	135
	关机点高度/km	198.8
	关机点速度/($\text{km}\cdot\text{s}^{-1}$)	4.85
初始参数	可拦弧段时间/s	50~200
拦截弹	允许的最早发弹时间/s	50
初始参数	拦截弹抛罩高度/km	不小于80

将拦截弹分别部署在距离目标发射点 200 km 与 400 km 位置处,可拦截空域曲线如图 8~9 所示,计算得到拦截弹与目标弹在拦截空域中的典型参数如表 5~6 所示。其中,拦截弹、目标弹的航程为相应飞行轨迹在地面上的投影,详见表 5~6、图 8~9 中标记处。通过分析可拦截空域,可知本文经过反设计的 KEI 导弹部署在距离目标发射位置 200 km 处时具备助推段的拦截能力;部署在距离目标发射位置 400 km 处时具备上升段的拦截能力。

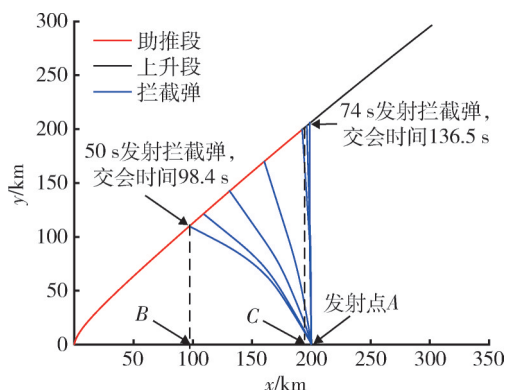


图8 部署在 200 km 处的可拦截空域

Fig. 8 Deployed in 200 km of interceptable airspace

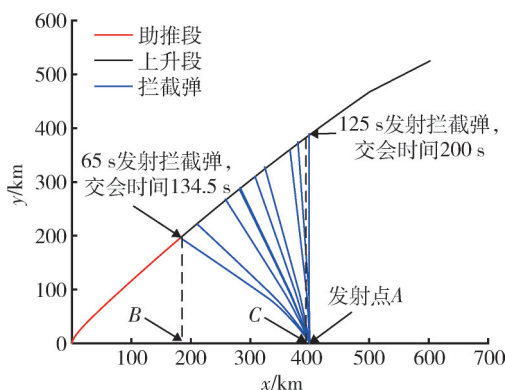


图9 部署在 400 km 处的可拦截空域

Fig. 9 Deployed in 400 km of interceptable airspace

表5 可拦截空域典型参数(拦截弹)

Table 5 Typical parameters of interceptable airspace (interceptor missiles)

不同拦截空域典型参数	拦截弹部署	拦截弹部署
	在 200 km	在 400 km
拦截弧段起点发弹时间/s	50	65
拦截弧段起点交会时间/s	98.4	134.5
拦截弧段起点斜距/km	152	294.5
拦截弧段起点航程(AB段)/km	102.8	218.8
拦截弧段起点高度/km	109.7	197.1
拦截弧段终点发弹时间/s	74	125
拦截弧段终点交会时间/s	136.5	200
拦截弧段终点斜距/km	206.5	390.5
拦截弧段终点航程(AC段)/km	0.3	0.1
拦截弧段终点高度/km	206.5	390.5

表6 可拦截空域典型参数(目标弹)

Table 6 Typical parameters of interceptable airspace (target missiles)

不同拦截空域典型参数	拦截弹部署	拦截弹部署
	在 200 km	在 400 km
目标弹发弹时间/s	0	0
拦截弧段起点交会时间/s	98.4	134.5
拦截弧段起点斜距/km	146.9	267.7
拦截弧段起点航程(OB段)/km	97.4	181.1
拦截弧段起点高度/km	110	197.1
拦截弧段终点交会时间/s	136.5	200
拦截弧段终点斜距/km	287.3	558.8
拦截弧段终点航程(OC段)/km	199.7	399.8
拦截弧段终点高度/km	206.5	390.5

6 结束语

助推段拦截是弹道导弹防御的一种重要手段。KEI 导弹是美国研制的助推段拦截弹,主要用于在助推段、上升段以及中段拦截中远程和洲际弹道导弹。

本文对 KEI 导弹的总体参数、气动参数、动力参数和飞行性能以及拦截能力进行了分析和研究。KEI 导弹由拦截器和三级助推组成,采用无翼无舵式气动布局,其发动机具备高速、高加速的能力。本文通过弹道仿真分析导弹的飞行性能,以典型弹道导弹型号为目标,对导弹拦截能力进行仿真,结果表明:经本文反设计的 KEI 导弹能够在 63 s 内加速至 6.746 km/s,具备在距离目标 200~400 km 位置对弹

道导弹的助推段/上升段进行拦截的能力。相关研究结果对国内相关导弹的发展和研究具有参考意义。

参考文献:

- [1] CORBETT M, ZARCHAN P. The Role of Airpower in Active Missile Defense [J]. Air & Space Power Journal, 2010, 24(2): 57-71.
- [2] 屈长虹, 邱勇, 黄维国. 美国导弹防御系统近期技术发展特点及趋势[J]. 四川兵工学报, 2011, 32(1): 28-31.
QU Changhong, QIU Yong, HUANG Weiguo. A Technical Review of Development and Trends of US Ballistic Missile Defense System[J]. Journal of Sichuan Ordnance, 2011, 32(1): 28-31.
- [3] 周皓, 冯占林, 张怀天. 美国弹道导弹防御武器系统研究[J]. 中国航天, 2018(6): 62-65.
ZHOU Hao, FENG Zhanlin, ZHANG Huaitian. Study on US Ballistic Missile Defense System[J]. Aerospace China, 2018(6): 62-65.
- [4] 朱枫, 韩晓明, 何小九. 助推段反导作战发展现状综述[J]. 飞航导弹, 2017(1): 29-33.
ZHU Feng, HAN Xiaoming, HE Xiaojiu. Overview of the Development Status of Boost Phase Anti-Missile Operations [J]. Aerodynamic Missile Journal, 2017 (1): 29-33.
- [5] 刘永兰, 李为民, 谢鑫, 等. 国外助推段反导的研究现状及发展趋势分析[J]. 飞航导弹, 2014(3): 34-41.
LIU Yonglan, LI Weimin, XIE Xin, et al. Research Status and Development Trend Analysis of Boost Phase Anti-Missile in Foreign Countries [J]. Aerodynamic Missile Journal, 2014(3): 34-41.
- [6] 荆武兴, 杨彪, 高长生. 空基反助推段导弹制导技术综述[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2021, 53(6): 1-12.
JING Wuxing, YANG Biao, GAO Changsheng. Review on Guidance Technology of Air-Based Missiles for Boost Phase Interception [J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2021, 53(6): 1-12.
- [7] 李宪强, 刘莹莹, 葛致磊, 等. 空基助推段拦截中制导律设计[J]. 飞行力学, 2012, 30(5): 436-439.
LI Xianqiang, LIU Yingying, GE Zhilei, et al. Guidance Law Designing for Air-Based Interception of Ballistic Missiles in the Boost Phase [J]. Flight Dynamics, 2012, 30(5): 436-439.
- [8] 王森, 杨建军. 战术弹道导弹助推段拦截方法研究[J]. 飞航导弹, 2009(5): 54-57.
WANG Sen, YANG Jianjun. Research on Boost Phase Interception of Tactical Ballistic Missile [J]. Aerodynamic Missile Journal, 2009(5): 54-57.
- [9] BARTON D K, FALCONE R, KLEPPNER D, et al. Report of the American Physical Society Study Group on Boost-Phase Intercept Systems for National Missile Defense: Scientific and Technical Issues [J]. Reviews of Modern Physics, 2005, 76(3): S1-S424.
- [10] Missile Defense Advocacy Alliance. Network Centric Airborne Defense Element (NCADE) [EB/OL]. [2023-05-19]. <https://missiledefenseadvocacy.org/defense-systems/network-centric-airborne-defense-element-ncade/>.
- [11] 谢鑫, 李为民, 黄仁全, 等. 美军空基反导系统发展概述[J]. 飞航导弹, 2011(10): 48-52.
XIE Xin, LI Weimin, HUANG Renquan, et al. Overview of the Development of the US Air-Based Anti-Missile System [J]. Aerodynamic Missile Journal, 2011 (10): 48-52.
- [12] Kinetic Energy Interceptor (KEI). Program Plans [EB/OL]. [2023-05-19]. <http://www.globalsecurity.org/space/systems/kei-plans.htm>.
- [13] 齐艳丽. 美国导弹防御系统动能拦截弹研制与部署现状[J]. 中国航天, 2009(1): 31-36.
QI Yanli. Development and Deployment of Kinetic Weapons for US Missile Defense System [J]. Aerospace China, 2009(1): 31-36.
- [14] 邵余红. 反导动能拦截武器的现状与发展研究[J]. 现代防御技术, 2012, 40(4): 52-62.
SHAO Yuhong. Development and Status Quo of BMD Kinetic Energy Interceptors [J]. Modern Defence Technology, 2012, 40(4): 52-62.
- [15] 张明德. 导弹防御新利器-动能拦截器(KEI)与多重杀伤载具(MKV)[J]. 航空档案, 2008(21): 32-41.
ZHANG Mingde. New Weapon for Missile Defense Kinetic Energy Interceptor (KEI) and Multiple Kill Vehicle (MKV) [J]. Aviation Archives, 2008 (21) : 32-41.
- [16] 郑咏岚, 王友进, 邹忠望, 等. 反向设计方法在防空导弹中的应用研究[J]. 现代防御技术, 2011, 39 (1): 1-11, 28.
ZHENG Yonglan, WANG Youjin, ZOU Zhongwang, et al. Research on the Application of Reverse Design Method

- in Antiaircraft Missile [J]. Modern Defence Technology, 2011, 39(1): 1-11, 28.
- [17] 王祖尧, 吴启星, 焦绍球. 拦截弹性能分析与反设计方法研究[J]. 弹箭与制导学报, 2006, 26(4): 103-106.
WANG Zuyao, WU Qixing, JIAO Shaoqiu. The Analytical Methods of Mimetic Designment of Antimissile Interceptor [J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2006, 26 (4) : 103-106.
- [18] 刘永士. 弹道导弹助推段防御比例导引法研究与仿真[D]. 南昌: 南昌航空大学, 2012.
LIU Yongshi. Research and Simulation on the Proportional Guidance Law for Ballistic Missile Boost Phase Defense [D]. Nanchang: Nanchang Hangkong University, 2012.
- [19] 孙佳玥. 反助推段导弹的末制导仿真研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2015.
SUN Jiayue. Terminal Guidance Simulation of the Interception of Boost Phase Missile [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2015.
- [20] 郭筱曦. “标准”-3导弹武器系统建模与攻防对抗仿真[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2011.
GUO Xiaoxi. Modeling and Attack-Defense Interaction Simulation for the “Standard”-3 Missile Weapon System [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2011.
- [21] Missile Defense Advocacy Alliance. Kinetic Energy Interceptor (KEI) [EB/OL]. [2023-05-19]. <https://missiledefenseadvocacy.org/defense-systems/kinetic-energy-interceptor-kei/>.
- [22] 北京航天情报与信息研究所. 世界防空反导导弹手册[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2010: 539-544.
Beijing Institute of Aerospace Intelligence and Information. World Handbook of Air Defense and Anti Missile Missiles [M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 2010: 539-544.
- [23] 中国航天工业总公司. 世界导弹大全[M]. 北京: 军事科学出版社, 2011: 629-633.
China Aerospace Industry Corporation. World Missile Encyclopedia [M]. Beijing: Military Science Publishing House, 2011: 629-633.
- [24] 尹晶章. 基于DATCOM的制导火箭气动力估算与分析[D]. 南京: 南京理工大学, 2017.
YIN Jingzhang. Missile's Aerodynamic Estimation and Analysis Based on the DATCOM [D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2017.
- [25] 孟逸东. “标准”-3拦截弹制导律设计与攻防对抗仿真[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2022.
MENG Yidong. The Design of Guidance Law and Attack Defense Confrontation Simulation of “Standard”-3 Missile [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2022.