

临近空间高超声速目标防御制导策略研究



武文峰, 靳凌, 周桃品*

中国空空导弹研究院, 河南 洛阳 471009

摘要:以临近空间高超声速飞行器X-51A为研究对象,基于X-51A超燃冲压发动机参数,通过估算其机动能力,提出巡航段拦截的制导方案,并分析了拦截弹可拦截锥角与速比的关系。为满足直接碰撞杀伤需求,论证了轨控直接力的使用方式、引入时机。最后,基于临近空间目标的雷达隐身和红外辐射特性,采用平台式红外导引头设计方案,并基于截获概率和制导精度约束,提出了对导引头帧频、分辨率及视场的指标要求。

关键词:临近空间高超声速飞行器; 空基拦截; 直接碰撞; 红外成像导引头; 轨控直接力

中图分类号: TJ765.3

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2020.03.008

高动态临近空间飞行器的主要特点是采用非惯性弹道高超声速飞行,具有较大的升阻比、机动灵活、高速飞行、实时打击能力强等特点,对未来的作战理论和武器装备的发展产生重要影响。以美国X-43A、X-51A为例,其巡航高度约30km,巡航速度达到Ma6,最大速度将近Ma10,这些高空高速目标不仅具有很高的飞行速度,还具有一定的机动能力,飞行速度在Ma10左右的高超声速飞行器其法向过载可达到2~3。另外,临近空间目标飞行高度普遍低于导弹防御系统的拦截下限,如美国末段高层区域防御系统(THAAD)的拦截高度下限为40km。对于处于临近空间高超声速飞行器,国际上尚缺乏有效的对抗手段^[1,2]。为了应对临近空间超高速目标的威胁,必须发展新型防御武器。

从临近空间飞行器高动态飞行器典型弹道以及现有拦截技术分析,临近空间飞行器滑翔/跳跃段飞行时间长、射程远、空域较低,而空基拦截系统具有灵活性、远程拦截和快速响应等优势,参考文献[3]指出采用适当的拦截、制导策略和提高拦截弹本身性能,滑翔/跳跃段拦截临近空间飞行器的概率较高。参考文献[4]提出了采用直接力/气动力复合控制拦截临近空间高超声速目标的制导方案,对目标机动能力以及直接力的使用方式需要做进一步研究。

1 临近空间高超声速目标运动特性分析

X-51A飞行器由巡航体、级间以及助推器三部分组成,气动外形如图1所示。其中巡航体常采用楔形头部、升力体机身、后部控制面和腹部进气道外形。

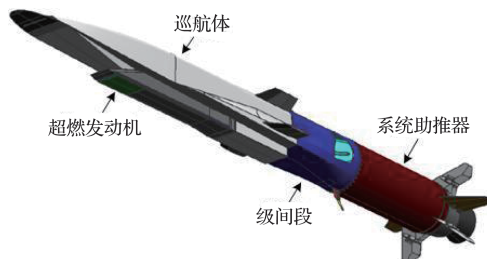


图1 X-51A气动外形图

Fig.1 Aerodynamic shape of X-51A

1.1 飞行器参数分析

飞行试验中,X-51A由B-52轰炸机携带升空,自母机投放后经火箭推进至超燃冲压发动机的工作高度及飞行马赫数,然后超燃冲压发动机点火,将飞行器由马赫数4.5加速到马赫数6的巡航速度。X-51A飞行器性能飞行参数见表1。

收稿日期: 2019-11-08; 退修日期: 2020-01-14; 录用日期: 2020-02-15

基金项目: 航空科学基金(20170112012)

*通信作者.Tel.: 0379-63386614 E-mail: 77768252@qq.com

引用格式: Wu Wenfeng, Jin Ling, Zhou Taopin. Research on defense and guidance strategy of hypersonic target in near-space [J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(03): 68-72. 武文峰, 靳凌, 周桃品. 临近空间高超声速目标防御制导策略研究[J]. 航空科学技术, 2020, 31(03): 68-72.

表1 X-51A性能参数表

Table 1 Performance parameters of X-51A

序号	项目	参数
1	发射平台	B-52
2	飞行器总长/mm	7620
3	飞行器总质量/kg	1780
4	巡航级长度/mm	4270
5	巡航级最大宽度/mm	584
6	巡航级总质量/kg	671
7	巡航级主动力系统	超燃冲压发动机
8	射程/km	>700
9	巡航马赫数	≈6
10	巡航高度/km	≈30
11	燃料/kg	120
12	验证机最大宽度/m	0.58

X-51A 飞行器采用了普惠公司制造的吸热式超燃冲压发动机SJY61^[5]。发动机典型参数见表2。

表2 超燃冲压发动机SJY61典型参数

Table 2 Typical parameters of scramjet SJY61

序号	项目	参数
1	推力/kg	600
2	工作时间/s	240
3	比冲/(m/s)	1200
4	燃料/kg	120
5	巡航马赫数	6
6	巡航高度/km	30

1.2 巡航段机动能力估算

X-51A 采用面对称布局,在水平面内机动飞行一般采用倾斜转弯方式。在保证飞行器不掉高条件下,法向力的铅垂方向分量与重力平衡,法向力的水平分量用于飞行器侧向机动。X-51A若飞行高度为25km,飞行器平衡迎角取2°,超燃冲压发动机不熄火最大迎角为5°,可以估算得到飞行器侧向机动过载为2。

根据以上分析结果,使用超燃冲压发动机的高超声速飞行器,为了保持飞行器的正常飞行,在巡航飞行时不可能实现瞬时大机动飞行,只可能进行范围较大的预设航迹飞行。

2 空基拦截制导总体设计

临近空间高超声速目标一般采用迎头拦截制导方式,弹目接近速度越高,噪声对制导精度的影响越严重,同时弹目高速交会会对引战配合不利。兼顾气动力控制导弹须保证必要的机动能力和拦截控制,为了保证武器系统综合性能,拦截器一目标速比应保证在一定合理范围内。此外,高空

气动力控制的导弹响应能力不足,在直接碰撞制导等杀伤方式下,需要提高导弹的快速性。

2.1 拦截器速比特性分析

由于拦截器的可用气动过载与动压成正比,可以得出拦截弹转弯角速率 $\dot{\theta}_M$ 与其速度 v_M 成正比:

$$\dot{\theta}_M = \frac{a_L}{v_M} = \frac{C_y^\alpha Q S}{v_M} = \frac{0.5 \rho v_M^2 C_y^\alpha S}{v_M} = 0.5 \rho v_M C_y^\alpha S \quad (1)$$

式中: C_y^α 为拦截弹升力系数; Q 为动压; S 为参考面积; ρ 为空气密度。

近距拦截可拦截锥角主要受导弹转弯能力约束(假设发射时刻拦截弹轴指向目标),远距拦截忽略导弹转弯过程(理想条件下拦截弹到目标航路速度最小,平行接近匀速交会),最大可拦截锥角可以表示为:

$$\tan AS = \frac{R_M}{R_T} = \frac{v_M}{v_T} \quad (2)$$

由于拦截器的可用气动过载与动压成正比,可以得出转弯角速率与导弹速度成正比。进而可推导出拦截弹可拦截锥角与导弹/目标速度比值成正比。

设定典型参数,通过仿真分析得到可拦截锥角随发射距离变化曲线如图2所示。

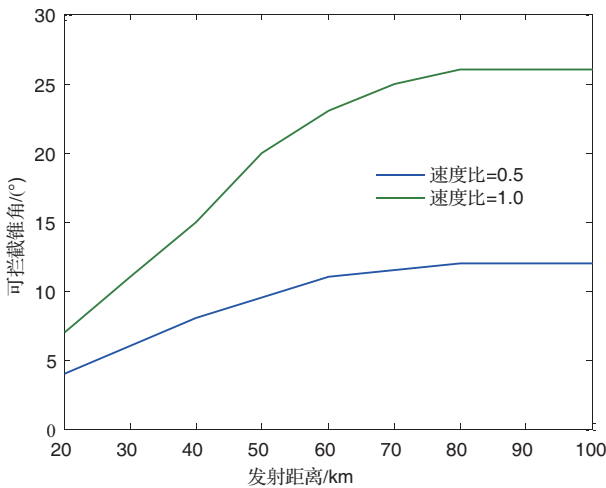


图2 可拦截锥角随发射距离变化曲线

Fig.2 Curve of intercepting angle with launching distance

根据弹目相对运动学特性分析,拦截器一目标速比小于1条件下,拦截弹必须以迎头、侧迎头方式拦截目标。其中,中制导段用于消除导弹速度指向误差,末制导段消除目标机动等引起的拦截弹追踪误差。

另外,从保证弹道收敛角度考虑,拦截弹一般应保证为目标机动能力的三倍(按照目标机动2g考虑,拦截弹机动

能力至少为 $6g$),而拦截弹机动能力与其速度平方成正比,因此,基于末制导消除导弹速度指向误差及机动能力需求双重因素,拦截弹一目标速度不应过低。通过拦截弹机动能力估算分析,拦截器一目标速比应大于 0.5 。

2.2 直接力控制引入必要性分析

由于临近空间拦截器的机动能力大大降低,气动力控制导弹的时间常数增大。为了分析目标机动对制导系统的影响,搭建了仿真环境,其中,导引头采用理想环节,导弹气动力最大过载选取 6 ,自动驾驶仪时间常数设为 $0.6s$,改变目标机动频率(目标加速度为方波机动),采用比例导引制导,纯气动力控制方式下得到目标机动引起的脱靶量仿真分析结果如图3所示。由图3可知,如果拦截弹时间常数过大,全程气动力条件下制导精度将无法直接碰撞需求(拦截弹时间常数过大条件下,目标机动引起的脱靶量最大可以表示为目标机动加速度的二次积分)。

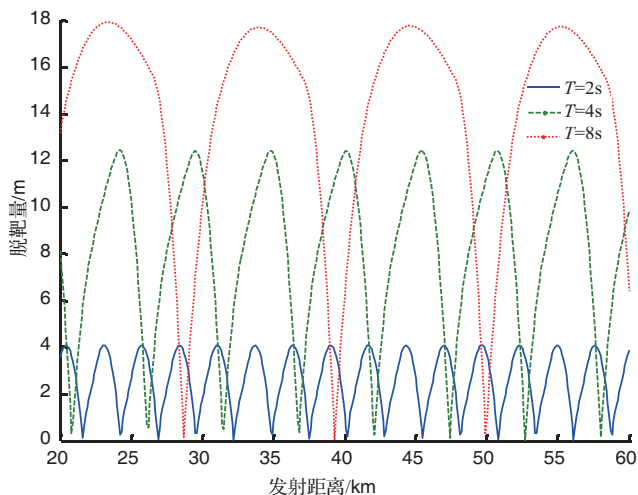


图3 目标机动引起的脱靶量对比

Fig.3 Comparison of miss distance caused by target maneuver

另外,根据线性系统分析结果,目标机动引起的脱靶量与制导系统时间常数的平方成正比^[9]。拦截弹为了实现对目标的直接碰撞,应大幅度减小拦截弹时间常数。考虑到高空条件下,拦截弹舵效低,气动力控制不能满足制导系统的快速性需求,考虑到直接力能够大幅提高导弹的快速性,在弹道末段引入轨控直接力,能够消除末制导过程中导弹追踪引起的制导偏差。结合以上分析结果,滑翔/跳跃段拦截临近空间高超声速目标,应在弹道末段引入轨控直接力。

2.3 轨控直接力引入时机分析

对于轨控发动机而言,开机时间至关重要,如果开机太

早,对发动机工作时间要求较高,会消耗更多的能量,同时在导弹飞行末段易引入发动机噪声;如果开机太晚,轨控发动机产生的过载无法满足可用过载的要求,制导精度无法保证^[7]。

导引头采用理想环节,气动力最大过载约束取 6 ,时间常数取 $0.3s$,直接力最大过载取 20 ,时间常数取 $0.05s$,目标阶跃机动过载为 2 时,采用比例导引制导进行数字仿真分析,直接力切换时间对脱靶量影响的仿真分析结果如图4所示。由仿真结果分析可知,直接力引入的剩余飞行时间 T_{go} 大于 $0.5s$ 条件下,能够达到脱靶量小于 $1m$ 的目标。

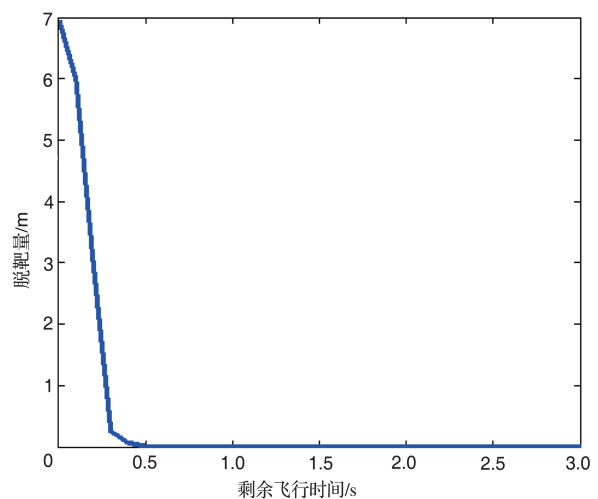


图4 直接力切换时间对脱靶量影响仿真

Fig.4 Simulation of the effect of direct force switching time on miss distance

综合轨控发动机的开启时机与气动力时间常数、剩余飞行时间估值精度等多种因素,以及气动力时间常数受寄生耦合回路稳定性约束、剩余飞行时间估值精度限制等,应在目标遭遇前 $0.5 \sim 1s$ 开启轨控发动机。

3 直接碰撞制导约束下导引头指标论证

根据对临近空间高超声速飞行器的辐射特性分析,临近空间高超声速飞行器采取了隐身特性,雷达截面积(RCS)小,雷达探测体制很难发现目标^[8],同时考虑到巡航段超燃冲压发动机的工作特性,采用稳定平台结构红外制导体制的导引头是主要发展方向。

为保证导弹高概率截获目标以及实现对机动目标的直接碰撞制导,导引头截获距离、视场、分辨率、帧频之间必须满足一定的匹配性约束。

3.1 截获距离、视场对截获概率的影响

目标落入概率 P 主要由拦截弹角度指示误差 σ 及导引

头半视场 φ 决定：

$$P = 1 - e^{-\frac{\varphi^2}{2\sigma^2}} \tag{3}$$

若不考虑导引头随动误差及识别概率，目标指示误差、导引头视场对应的截获概率计算结果如图5所示。

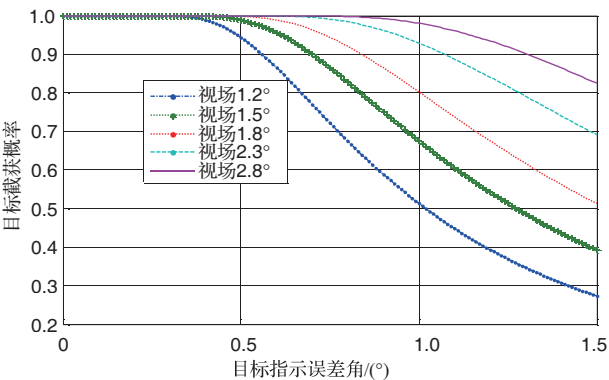


图5 截获概率影响计算结果

Fig.5 Calculation results affected by interception probability

拦截弹由地面雷达引导截获目标的过程中，构成导引头角度引导信息的误差源主要有^[9]：导弹位置导航误差、目标方位指示误差(由目标位置测量误差、速度误差及刷新频率决定)、导弹姿态误差以及导引头随动误差等。考虑到导弹位置及姿态导航误差可通过采用高性能惯性传感器及组合导航等措施予以消除，可认为该误差为小量，总体而言，导引头的静态随动精度较高，若不考虑导引头随动角度误差，目标位置误差取1km，根据导引头截获距离，可估算得到导引头角度指示误差为0.57°(截获距离100km)、1.15°(截获距离50km)。

根据以上分析，拦截弹由地基雷达引导截获目标，若导引头截获距离取50~100km^[10]，搜索场大于5.6°，能够满足拦截弹高概率截获目标的要求。

3.2 分辨率、帧频对制导精度的影响

若目标不机动，导弹机动能力9g时，导弹速度Ma3，目标速度Ma6，比例导引律有效导航比取3，导引头瞬时视场取3°，分辨率和帧频对脱靶量的影响仿真结果见表3。由仿真结果可以看出，随着帧频提高，脱靶量有降低的趋势，但高到一定程度后，对脱靶量改善作用不明显。

通过以上分析，导引头瞬时视场取3°，分辨率取256×256，帧频200Hz，可以满足直接碰撞制导的需求。

4 结论

综上所述，以X-51A为代表的临近空间飞行器具有飞行高度高、飞行速度快等特点，对拦截弹制导系统设计提出

表3 分辨率和帧频对脱靶量的影响

Table 3 Effect of resolution and frame rate on miss distance

分辨率	帧频/Hz	脱靶量统计结果		
		均值/m	均方根/m	最大值/m
128×128	100	0.14	0.09	0.34
	200	0.09	0.05	0.20
	250	0.10	0.05	0.17
192×192	100	0.15	0.08	0.32
	200	0.08	0.04	0.18
	250	0.07	0.04	0.15
256×256	100	0.11	0.06	0.24
	200	0.07	0.05	0.19
	250	0.06	0.04	0.16

了更高的要求。从拦截手段分析，临近空间飞行器滑翔/巡航段飞行时间长，目标机动能力有限，同时考虑到红外辐射特性强，被探测概率高，采用稳定平台结构的红外制导体制、气动力/轨控直接力复合控制和滑翔/巡航段迎头拦截制导方案，经过制导系统指标分解，仿真分析能够实现对目标的直接碰撞要求。

AST

参考文献

[1] 钟萍,王颖,陈丽艳.国外高超声速技术计划回顾与展望[J].航空科学技术,2011(05):12-15.
Zhong Ping,Wang Ying,Chen Liyan.An overview and perspective of hyper-sonic technology development plans [J]. Aeronautical Science & Technology, 2011(05):12-15.(in Chinese)
[2] 田宏亮.临近空间高超声速武器发展趋势[J].航空科学技术,2018,29(06):1-6.
Tian Hongliang.Development trends of near space hypersonic weapon[J].Aeronautical Science & Technology, 2018, 29(06): 1-6.(in Chinese)
[3] 呼卫军,周军.临近空间飞行器拦截策略与拦截武器能力分析[J].现代防御技术,2012,2(1):11-15.
Hu Weijun,Zhou Jun. Analysis of the interception strategy of the near space vehicle and capability of the Interception Weapon [J]. Modern Defence Technology, 2012,2(1):11-15.(in Chinese)
[4] 李记新,王霞.反临近空间助推滑翔高超声速目标制导研究[J].航空兵器,2018(3):31-36.
Li Jixin,Wang Xia. Study of guidance for near space boost-gliding hypersonic aircraft interception [J]. Aero Weaponry, 2018(3):31-36.(in Chinese).
[5] 温杰.X-51A验证机的设计特点浅析[J].航空科学技术,

- 2010(06):2-5.
- Wen Jie. Analysis of design features of X-51A demonstrator [J]. Aeronautical Science & Technology, 2010(06):2-5. (in Chinese)
- [6] Zarchan P. Tactical and strategic missile guidance, third-edition [M]. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc, 2003.
- [7] 雷泂杰,葛致磊,周军. 拦截弹轨控发动机开机准则与开机逻辑研究[J]. 飞行力学, 2013, 12(6):540-544.
- Lei Longjie, Ge Zhilei, Zhou Jun. Research on firing criterion and firing logic of trajectory control engine for an intercept missile[J]. Flight Dynamics, 2013, 12(6):540-544. (in Chinese)
- [8] 余继周, 黄鹂, 曹哲. 临近空间高超声速飞行器探测雷达技术[J]. 飞航导弹, 2014(9):74-76.
- Yu Jizhou, Huang Li, Cao Zhe. Detection radar technology of hypersonic vehicle in near space[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2014(9):74-76. (in Chinese)
- [9] 李峰, 王新龙, 王起飞. 空空导弹目标截获概率研究[J]. 电光与控制, 2010(08):19-24.
- Li Feng, Wang Xinlong, Wang Qifei. Study on target acquisition probability of air-to-air missiles [J]. Flight Dynamics, 2010(08):19-24. (in Chinese)
- [10] 王航飞, 张凯, 闫杰. 临近空间飞行器红外探测距离估算[J]. 电光与控制, 2014(6):24-27.
- Wang Hangfei, Zhang Kai, Yan Jie. Estimating the infrared detection distance of near space aircraft[J]. Electronics Optics & Control, 2014(6):24-27. (in Chinese) (责任编辑 王为)

作者简介

武文峰(1979-)男, 硕士, 高级工程师。主要研究方向: 飞行器制导控制技术。

Tel: 0379-63386614 E-mail: 360025560@qq.com

靳凌(1972-)女, 硕士, 研究员。主要研究方向: 飞行器制导控制技术。

Tel: 0379-63386614

周桃品(1982-)男, 硕士, 高级工程师。主要研究方向: 飞行器制导控制技术。

Tel: 0379-63386614

E-mail: 77768252@qq.com

Research on Defense and Guidance Strategy of Hypersonic Target in Near-space

Wu Wenfeng, Jin Ling, Zhou Taopin*

China Air to Air Missile Research Institute, Luoyang 471009, China

Abstract: Taking near-space hypersonic vehicle X-51A as research object, its maneuverability is estimated based on parameters of X-51A's scramjet, then guidance scheme of intercepting in cruise phase is put forward, and the relationship between Interception angle and velocity ratio is analyzed. For meeting the requirements of direct impact, the way of using rail control direct force and its timing introduction are demonstrated. Last, by comparing radar stealth and infrared radiation of the near space target, a design scheme of platform type infrared seeker is put forward, and based on acquisition probability, guidance accuracy, seeker's frame rate, resolution and field of view are proposed.

Key Words: near space hypersonic vehicle; air base interception; direct collision; imaging infrared seeker; rail control direct force

Received: 2019-11-08; Revised: 2020-01-14; Accepted: 2020-02-15

Foundation item: Aeronautical Science Foundation of China (20170112012)

*Corresponding author. Tel.: 0379-63386614 E-mail: 77768252@qq.com