

文章编号: 1672-8785(2016)01-0001-06

# 弹道导弹在飞行过程中的表面 温度研究进展

禄晓飞 盛 捷

(中国酒泉卫星发射中心, 甘肃酒泉 732750)

**摘 要:** 弹道导弹在飞行过程中的表面温度是导弹攻击方和导弹防御方关注的重点。综述了弹道导弹在助推段、中段和再入段的表面温度以及红外辐射源, 重点给出了弹道导弹中段弹头和诱饵的平衡温度。弹头热惯量大, 几乎保持初始温度; 气球诱饵热惯量小, 很快就会达到平衡温度。最后指出实际飞行试验中的动态热辐射测量是表面温度理论研究的重要方向。

**关键词:** 弹道导弹; 助推段; 中段; 再入段; 温度

**中图分类号:** TN216 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3969/j.issn.1672-8785.2016.01.001

## Review of Surface Temperature of Ballistic Missile in Flight

LU Xiao-fei, SHENG Jie

(Jiuquan Satellite Launch Center, Jiuquan 732750, China)

**Abstract:** The surface temperature of a ballistic missile in flight is a key point concerned by both the missile attacking side and the missile defense side. The surface temperature and infrared radiation source of ballistic missiles in their boost phases, middle phases and re-entry phases are reviewed. The equilibrium temperature of the warhead and decoy of the ballistic missiles in middle phases are given mainly. The warhead nearly keeps its initial temperature because of higher thermal inertia, whereas the balloon decoy reaches its equilibrium temperature quickly because of lower thermal inertia. Finally, that the dynamic thermal radiation measurement in actual flight tests is the important direction of surface temperature theory study is pointed out.

**Key words:** ballistic missile; boost phase; middle phase; re-entry phase; temperature

## 0 引言

在导弹技术中, 突防和防御、识别和反识别是一个问题的两个方面。弹道导弹及其诱饵在飞行助推段、中段以及再入段的表面温度不仅是导弹设计方关注的重点, 而且也是防御方关注的重点。目前, 针对导弹的红外探测系统主

要由三部分组成: (1) 天基红外卫星系统, 例如美国研制的天基红外系统 (Space Based Infrared System, SBIRS)。(2) 机载红外探测与跟踪系统。该系统具有隐蔽性强、抗电磁干扰以及远距离探测等优点; (3) 地基红外探测与跟踪系统。由于在地面上布设, 其口径可以做到很大; 在有引导

**收稿日期:** 2015-11-28

**作者简介:** 禄晓飞 (1981-), 男, 河南许昌人, 工程师, 博士, 主要从事红外辐射数据处理方面的研究。

E-mail: luxf08@163.com

的情况下,可以轻易捕获目标,并可对其红外辐射特性进行测量。因此,设计方需要降低弹道导弹的红外辐射,使弹头和诱饵的红外辐射尽可能相同,以对抗弹道导弹的探测与识别。另一方面,防御方则需要了解导弹的表面温度,并选择合适的探测波段进行合理设计,从而提高探测能力和识别概率。本文就目前国内外关于弹道导弹在飞行过程中的表面温度及红外辐射特性的研究进展进行了综述。

## 1 助推段导弹的表面温度

助推段是指从导弹发动机点火、导弹起飞到发动机关机的过程。导弹的红外辐射源由尾焰、发动机以及导弹蒙皮构成。另外,在导弹的上升过程(速度为  $3.5 \sim 5.1 \text{ km/s}$ ,飞行高度为  $40 \sim 90 \text{ km}$ )中,导弹头部的脱体激波也会发射很强的波段为  $0.2 \sim 0.4 \mu\text{m}$  的紫外辐射,这是由于  $\text{NO}$  气体分子电离激发产生的。因为弹道导弹在助推段会产生大量的红外和紫外辐射信号,所以天基红外预警卫星可通过接收助推段导弹的辐射能量进行反导预警<sup>[1]</sup>。

### 1.1 尾焰的红外辐射特性

在弹道导弹的助推段,火箭发动机开始工作,并喷出炽热尾焰。此时,火箭尾焰会发射出强烈的红外辐射。该尾焰主要由水蒸气、二氧化碳和固体颗粒组成。

乐嘉陵指出,助推段导弹发动机的高温排气喷流总温为  $2000 \sim 3000 \text{ K}$ ,总辐射强度的量级为  $10^6 \text{ W/sr}$ ,能量基本集中在  $3 \sim 4 \mu\text{m}$  波段<sup>[1]</sup>。

孙蕊指出,弹道导弹的火箭尾焰长约  $50 \text{ m}$ ,喷口处的尾焰直径为  $4 \text{ m}$ 、温度约为  $1800 \text{ K}$ ,尾焰的平均温度约为  $1400 \text{ K}$ ,中波辐射能量超过  $10000 \text{ W/sr}$ 。总辐射强度可达  $2 \times 10^6 \text{ W/sr}$ ,其中中波能量占  $30\%$ ,长波占  $5\%$ <sup>[2]</sup>。

Dean A 给出了弹道导弹在助推段的红外辐射变化过程。当弹道导弹在大气层中上升时,没有燃烧的燃料和燃烧生成物(例如一氧化碳和氢分子)会同大气中的氧气混合,继续产生燃烧

(称为后燃烧)。当高程低于  $40 \text{ km}$  时,大型洲际弹道导弹的火焰辐射强度的峰值大致在  $1 \sim 10 \text{ MW/sr}$ <sup>[3]</sup>。

张鑫等人指出,弹道导弹在助推段的尾流温度可达  $1000 \sim 2000 \text{ K}$ ,辐射强度可达  $10^4 \sim 10^6 \text{ W/sr}$ ,并可在较短波段产生强烈的近红外辐射。此外,弹道导弹的发动机喷管口和气动加热的蒙皮分别会在近红外和长波红外波段产生较强的辐射。他们以某型弹道导弹为例,指出其在  $2.7 \mu\text{m}$  ( $1 \sim 3 \mu\text{m}$ ) 和  $4.3 \mu\text{m}$  ( $3 \sim 5 \mu\text{m}$ ) 附近的辐射强度分别为  $10^4 \text{ W/sr}$  和  $2 \times 10^4 \text{ W/sr}$ <sup>[4]</sup>。

### 1.2 导弹发动机及壳体的红外辐射特性

导弹点火后,火箭发动机的机罩及尾喷管的温度迅速上升。在初始飞行阶段,发动机尾喷管的温度可升高到  $1000 \text{ K}$  以上。李志伟等人指出,在惯性飞行阶段,导弹壳体因气动加热产生的温度主要与导弹的飞行速度、飞行高度以及飞行时间有关。相关研究表明,导弹壳体的温度与速度的平方成正比关系;速度越快,产生的辐射越强<sup>[5]</sup>。在  $12.3 \text{ km}$  的高空中,导弹壳体在热平衡时的表面温度  $T$  与速度的关系为

$$T = 216.7 \times (1 + 0.164Ma^{-1}) \quad (1)$$

式中,  $Ma$  为导弹速度的马赫数。空空战术导弹的速度通常可达到  $4 \sim 10 \text{ Ma}$ ,其表面温度可达  $785 \sim 3770 \text{ K}$ 。

## 2 飞行中段导弹和诱饵的表面温度

飞行中段是指弹道导弹飞出大气层,然后进入自由飞行阶段的过程。此时,导弹发动机关机并分离,同时导弹在太空中释放弹头和诱饵。在太阳辐射、地球对太阳辐射的反射以及地球自身热辐射的共同作用下,弹头和诱饵逐步达到热平衡状态。

中段飞行时间以几分钟到几十分钟计算,占整个飞行时间的  $70\%$  以上,因此是反导拦截研究关注的重点。拦截方先对弹头和诱饵进行识别,然后对危险目标进行拦截。红外光谱可以用于提取温度特征、谱分布特征、姿态运动特征以及辐射强度特征等。大量的试验结果表明,在同样环境下,假目标的温度比真弹头变化快<sup>[6]</sup>。

冯晓晖等人研究了美国 SBIRS 系统的基本情况, 并指出了 SBIRS 低轨卫星需要解决的一个重点问题, 即如何在长波红外和甚长波红外波段对中段冷目标进行凝视探测和跟踪。其原因如下: (1) 在 300 K 的室温下, 目标 (裸露弹头) 的辐射峰值波长为  $10\text{ }\mu\text{m}$ ; (2) 气球诱饵在地球阴影中的温度约为 180 K, 其辐射的峰值波长为  $14\text{ }\mu\text{m}$  [7]。

陈宁等人指出, 在  $6\sim 16\text{ }\mu\text{m}$  波段, 一个表面积为  $3.5\text{ m}^2$ 、发射率为 0.9、表面温度为 300 K 的弹头在任意方向上的红外辐射强度均小于  $75\text{ W/sr}$ , 噪声等效通量密度 (Noise Equivalent Flux Density, NEFD) 为  $6\times 10^{-19}\text{ W/cm}^2$ 。STSS 卫星对此弹头的最大探测距离 (理想值) 为 35000 km [8]。

## 2.1 气球诱饵的平衡温度

在热平衡状态下, 太空中的物体所接收的能量等于发射能量。被太阳照射的气球的发射能量和接收能量分别为

$$P_E = A_S \varepsilon_{IR} \sigma T_{eq}^4 \quad (2)$$

$$P_A = A_C [(S + S_R) \alpha_V + \alpha_{IR} E] \quad (3)$$

式中,  $T_{eq}$  为平衡温度;  $A_S$  为气球的表面积;  $A_C$  为气球的平均接收能量面积;  $\varepsilon_{IR}$  为红外波段的平均发射率;  $\sigma$  为斯蒂芬-玻耳兹曼常数 ( $5.67\times 10^{-12}\text{ W/cm}^2\cdot\text{K}^4$ );  $S$  为太阳辐射能量 ( $1360\text{ W/m}^2$ );  $S_R$  为地球反射的太阳辐射能量 (约  $0.3S$ );  $E$  为地球辐射能量 (约  $240\text{ W/m}^2$ );  $\alpha_V$  为气球在可见光和近红外波段的平均吸收率;  $\alpha_{IR}$  为气球在红外波段的平均吸收率。

Andrew M S 等人指出, 当气球表面为白色环氧涂料时,  $\alpha_V = 0.248$ ,  $\alpha_{IR} = 0.924$ , 平衡温度为 237 K; 当涂料为铝硅胶时,  $\alpha_V = 0.25$ ,  $\alpha_{IR} = 0.28$ , 平衡温度为 299 K (接近室温); 当涂料为铝箔时,  $\alpha_V = 0.192$ ,  $\alpha_{IR} = 0.036$ , 平衡温度为 454 K [9]。

李群章指出, 进攻的弹道导弹所投放的绝大多数假目标都是体积小的金属化玻璃或箔条;

在中段飞行数十秒后, 其温度为  $-100\text{ }^\circ\text{C}$  左右, 因而无法构成“可视的红外目标”。日照下, 再入飞行体的太阳吸收率与材料比值  $\alpha$  一般认为是 1, 接受辐照的横截面占物体表面积的比率  $\theta$  为 0.305, 平衡温度为 294 K; 导弹碎片的  $\alpha$  为 0.5,  $\theta$  为 0.2, 平衡温度为 222 K; 气球的  $\alpha$  为 0.4,  $\theta$  为 0.25, 平衡温度为 222 K; 发动机的  $\alpha$  为 1,  $\theta$  为 0.25, 平衡温度为 278 K。在阴影区, 再入飞行体的平衡温度为 208 K, 导弹碎片的平衡温度为 157 K, 气球的平衡温度为 157 K, 发动机的平衡温度为 197 K [10]。

姚连兴等人指出, 在地球阴影区, 轻诱饵的表面温度为  $150\sim 170\text{ K}$ 。在太阳照明的区域, 轻诱饵的表面温度由表面涂层的太阳光吸收率和红外发射率确定: 当表面涂白漆时, 平衡温度约为 200 K; 当表面涂黑漆时, 平衡温度约为 300 K; 当表面镀铝和银时, 表面温度约为 400 K; 当表面镀金时, 表面温度约为 500 K [11]。

## 2.2 弹头的平衡温度

弹道导弹的实际速度很快, 在太空中逗留的时间较短。由于弹头质量大, 即热惯量大, 其中段飞行时的表面温度基本上保持在初始温度  $T_0$ ; 而气球诱饵的质量小, 即热惯量小, 所以在中段飞行时的表面温度很快就接近平衡温度。图 1 和图 2 所示为弹道导弹在中段飞行时球形弹头和球形气球的表面温度的变化过程 [11]。

呼玮等人研究了战术弹道导弹 (Tactical Ballistic Missile, TBM) 中段的弹道特性, 并根据热平衡理论建立了 TBM 在中段的温度计算模型。通过综合考虑大气吸收、散射以及气象条件等各种因素, 他们指出目标为非红外隐身的弹道导弹弹头, 其中段飞行时的初始温度为 300 K, 目标表面的太阳光反射率为 0.4、表面发射率为 0.7, 目标表面的材料厚度为  $1.76\text{ cm}$ 、材料密度为  $1.923\text{ g/cm}^3$ 、比热为  $1.13\text{ J/(g}\cdot^\circ\text{C)}$ 。根据仿真计算可知, 在 TBM 以 300 K 温度进入中段后, 弹体温度基本保持在初始温度, 其在 600 s 后的变化幅度为 10 K 左右 [12]。

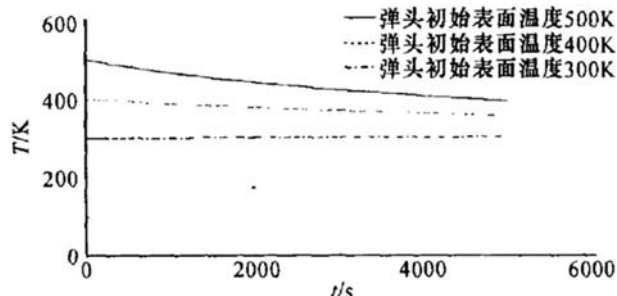


图 1 白天球形弹头的表面温度随中段飞行时间的变化

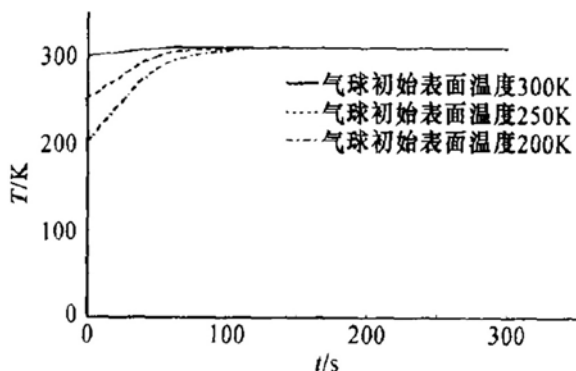


图 2 白天球形气球的表面温度随中段飞行时间的变化

宋万禄等人指出, 外大气层动能杀伤飞行器 (Exoatmospheric Kill Vehicle, EKV) 飞行在 80 km 以上的空间中; 根据仿真和估算可知, 助推段结束时, EKV 的表面温度最高, 之后快速降至 400 K 以下 (光照区接近 400 K, 阴影区约为 200 K) [13]。

任登凤等人研究了液氮冷屏蔽罩内的流动与换热机理, 建立了中段弹头的冷屏蔽罩温度与红外辐射模型, 并得到了冷屏蔽罩外表面和内部流体的温度分布数据。他们指出, 在红外波段, 冷屏蔽罩的红外辐射强度至少可降低 97% [14]。

### 2.3 弹头的温度场

申文涛等人采用有限容积法计算了锥形目标的三维温度场, 并利用双向反射分布函数计算了目标表面对太阳和地球辐射的发射特性。他们结合目标自身的红外辐射, 得到了不同类型中段目标的红外辐射特性的变化情况以及空间分布情况。日照下, 弹头的初始温度为 300 K。当

采用抛光金属涂层时, 弹头在 500 s 后达到 600 K 平衡温度; 当涂层材料为石墨漆时, 弹头在 150 s 后达到 350 K 平衡温度; 当涂层材料为铝硅漆时, 弹头在 150 s 后达到 310 K 平衡温度; 当涂层材料为白珐琅漆时, 弹头在 200 s 后达到 250 K 平衡温度。在阴影区, 平衡温度很低, 约为 180 K。他们最后指出, 弹头目标表面材料的吸收率和发射率是影响目标光学特性的重要因素 [15]。

张骏等人采用节点网络法和四阶龙格-库塔法研究了弹道导弹在中段时的弹头表面温度场分布情况。他们指出, 由于弹头表面材料使得导热系数小、比热容大, 当弹头中心轴与 Z 轴的夹角为  $60^\circ$ , 初始状态下阳光直射端头帽面, 弹头的内部温度恒为 300 K, 弹头的表面发射率和吸收率为 0.9 时, 温差最大处不到 30 K。另外, 他们还比较了弹头表面温度场在昼夜条件下的区别, 其温差最大处不到 0.6 K, 表明环境辐射对温度场的影响非常小。随着弹头表面导热系数的增加, 温度场的变化会加快, 以至于环境辐射的影响更不明显; 弹头表面材料比热容的减小, 既可加快温度场的变化, 又可使环境影响变得较为明显 [16]。

姚晓蕾研究了中段导弹的温度场和红外辐射特性模型。他们利用弹道导弹和诱饵的一些材料特性参数, 并依据该模型计算和比较了绝热、有内热源、恒温三种不同内边界条件在不同材料、不同厚度的情况下对中段弹头表面温度的影响。他们指出, 通过用多层隔热材料代替涂层, 可以降低 (特别是有效降低) 阴影弹道中弹头表面的温度分布和红外辐射功率 [17]。

## 3 再入段弹道导弹的表面温度

在典型的再入过程中, 热环境由以下四部分组成: (1) 温度高达 8000 K 的头部驻点区及其周围的高温气体流场; (2) 1000 ~ 2000 K 左右的壁面温度; (3) 烧蚀的表面材料; (4) 1000 K 左右的远尾流。

乐嘉陵给出了一个算例: 当无升力体的再入角为  $4^\circ$ 、重阻比为  $490.5 \text{ N/m}^2$ 、驻点曲率半径为 0.305 m, 再入体头部的材料为石墨、表面发射率为 0.8、最大驻点热流为  $1382 \text{ kW/m}^2$  时,

计算出驻点表面最大辐射的平衡温度为 2350 K<sup>[1]</sup>。表面平衡温度是指再入时表面上没有烧蚀以及其他冷却方式,而仅仅是由表面辐射进行冷却,从而使驻点传热和表面辐射两者获得平衡的温度。这是表面的一个最高温度,也是一般材料无法承受的。因此,再入体一般都采用烧蚀隔热方法来降低壁面温度,即烧蚀一部分表面材料(如碳-碳),使大部分热能被烧蚀材料吸收,以致壁面温度降至满足要求的水平(1000~2000 K)。

胡晓伟等人指出,在进入大气层之前,弹头温度基本处于平衡状态<sup>[18]</sup>。当弹头高速重返大气层时,所接触的空气会受到强烈压缩,使弹头驻点处的压力高达 10 MPa 以上。这样,弹头的大部分动能会转化为热能,使其周围的空气及自身温度剧烈上升(最高温度可达到 7000 K 以上)。弹头前面因激波压缩而形成高温气帽,弹头尾部则会出现长长的尾迹,其长度可达 1000~2000 m。在距离地面 90 km 处,辐射主要来自弹头蒙皮以及由空气、烧蚀气体和固体颗粒所形成的激波层;在距离地面约 60 km 处,辐射主要来自弹头蒙皮、激波层和尾流;在 45 km 以下时,辐射主要来自尾流。

除了弹道导弹之外,美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)的航天飞机再入返回地球时,同样也经历了典型的再入过程。机头和机翼前端的外表温度高达 1648 °C,航天飞机的腹部温度达 1260 °C,其他区域的温度达 649 °C。因此, NASA 对航天飞机的不同部位采取了不同的热防护措施:机头和机翼前缘采用了增强型碳-碳覆盖层;航天飞机的腹部采用了可重复使用的发射率大于 0.8 的高温表面隔热瓦;其他区域分别采用了可重复使用的低温表面隔热瓦和可重复使用的柔性表面隔热层<sup>[19]</sup>。图 3 所示为航天飞机的再

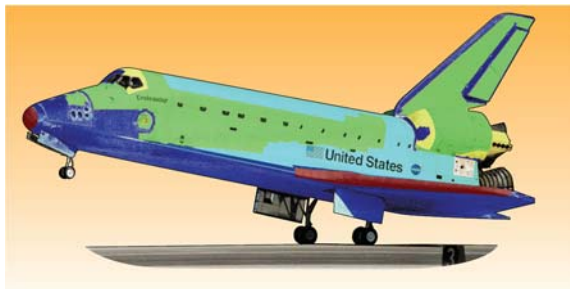


图 3 航天飞机的再入表面温度以及热防护措施

入表面温度以及热防护措施。

#### 4 高超声速导弹的表面温度

与弹道导弹不同,临近空间高超声速导弹(X-37、X-43 和 X-51 等)一直在大气中以极快的速度飞行。其飞行过程如下:固体火箭发动机的助推段结束后,超燃发动机点火,开始进入临近空间,直至导弹无动力滑行出临近空间区域为止。在临近空间的飞行过程中,红外辐射主要包括高超声速导弹蒙皮、发动机表面以及高超声速导弹的尾喷焰三部分。该导弹的表面与空气剧烈摩擦时会产生几千摄氏度的高温。

由于在目前的武器体系中具有极其重要的地位,高超声速导弹是各国现阶段的研究重点,特别是在临近空间高超声速飞行器的光电目标特性研究方面。付强等人在分析临近空间高速导弹温度的基础上,提出了多平台协同探测与跟踪方案、需求分析和协同工作流程<sup>[20]</sup>。

王建华等人研究了速燃助推发动机的红外辐射特性。他们指出,基于速燃助推实现的导弹在大气层内关机以及运动特性变化都可对天基、机载和地基红外探测预警装置的有效工作产生一定影响,但是增加燃速会升高导弹各个部位的温度,因而需要采用冷却装置和烟幕遮挡来减弱助推段的红外辐射<sup>[21]</sup>。

张海林等人对以上三种红外辐射进行了建模,并以 X-51A 型高超声速导弹为例进行了分析。在发动机点火工作几十秒后,该导弹的速度达到最大值(以  $Ma=6$  为例),其在这一阶段的平均速度基本维持在 5 Ma。通过计算可知,该阶段高超声速导弹的蒙皮温度约为 1122 K, 3~5

$\mu\text{m}$  波段的上视总红外辐射强度为  $25596 \text{ W/sr}$ ，下视总红外辐射强度为  $15796 \text{ W/sr}$ ； $8 \sim 14 \mu\text{m}$  波段的上视总红外辐射强度为  $3935 \text{ W/sr}$ ，下视总红外辐射强度为  $2538 \text{ W/sr}$ 。超燃发动机停止工作后，导弹速度达到最大值。取平均值  $6 \text{ Ma}$  时，蒙皮温度为  $1518 \text{ K}$  [22]。

目前，国外相关机构已经取得了大量的研究成果，主要包括以下三个方面 [23]：

(1) 基本解决了临近空间高超声速飞行器的目标流场特性、目标光辐射过程和电磁散射过程等机理问题，获得了大量的基础数据，并建立了高超声速飞行器的目标特性数据库；

(2) 建立了大量目标特性风洞试验研究与测量设备；

(3) 建立了临近空间高超声速飞行器的光、电、气目标与环境特性软件和数据库。美国现已基本建立了各种临近空间高超声速飞行器的光、电、气目标特性数据库，并将其存储在美国战略防御数据库中。俄罗斯中央机械研究院也已形成了可用于工程设计的全目标流场特性及光电特性工程计算软件。该软件能够高效地计算出弹道靶条件和真实飞行条件下的烧蚀效应、热辐射、化学发光辐射和雷达散射截面 (Radar Cross Section, RCS) 特性。

## 5 展望

导弹飞行过程中的物理现象十分复杂 [24]，因此需要对其进行多学科的交叉综合研究。同时，理论研究结果还需要得到地面试验以及实际飞行试验的验证。其中，飞行试验的重要性是众所周知的 [25]。例如，为获取弹头在中段的目标特性，美国动用航天飞机的轨道器机动系统进行了点火和机动飞行试验，并进行了特殊介质的火箭喷流试验，最终获得了一些在中段对来袭机动弹头进行识别的方法 [26]。因此，今后对于弹道导弹表面温度的研究还需要进行实际的飞行试验测量，这对于确定理论模型、发现物理现象以及验证理论计算结果都将起决定性的作用。

## 参考文献

- [1] 乐嘉陵. 再入物理 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2005.
- [2] 孙蕊. 红外探测在预警机上的作用分析 [J]. 激光与红外, 2012, 42(3): 292-295.
- [3] Dean A W. Airborne Boost-phase Ballistic Missile Defense [J]. Science and Global Security, 2004, 5(12): 1-67.
- [4] 张鑫, 郭宜忠, 万新敏, 等. 基于红外特性的弹道导弹助推段预警探测能力仿真 [J]. 舰船电子对抗, 2010, 33(5): 92-95.
- [5] 李志伟, 王皖阳. 应对导弹威胁的机载光电复合侦察技术研究 [J]. 红外技术, 2014, 36(9): 753-756.
- [6] 桑林, 李续武. 弹道导弹中段目标群及识别技术研究 [J]. 飞航导弹, 2015, 21(1): 67-69.
- [7] 冯晓晖, 鲁红权. 天基红外卫星系统研制进展 [J]. 核武器与高技术, 2001, 19(2): 36-54.
- [8] 陈宁, 王奎, 陈亮, 等. 精确跟踪空间系统发展概况及对抗措施分析 [J]. 航天电子对抗, 2014, 30(4): 1-4.
- [9] Andrew M S, John M C, Bob D, et al. Countermeasures [M]. Cambridge: Union of Concerned Scientists, 2000.
- [10] 李群章. 弹道导弹弹道中段和再入段弹头红外光学识别方法研究 [J]. 红外与激光工程, 1999, 28(5): 1-5.
- [11] 姚连兴, 侯秋萍, 罗继强. 弹道导弹中段目标表面温度与红外突防研究 [J]. 航天电子对抗, 2005, 21(2): 5-6.
- [12] 呼玮, 杨建军, 王森, 等. 弹道导弹中段红外辐射特性数学建模与仿真 [J]. 光电子技术, 2009, 29(4): 240-243.
- [13] 宋万禄, 王延新, 张爱珍, 等. 弹道导弹弹载红外告警装置技术分析 [J]. 红外与激光工程, 2014, 43(8): 2466-2470.
- [14] 任登凤, 韩玉阁, 宣益民. 液氮冷却蔽罩对弹道导弹红外特性抑制的分析 [J]. 弹道学报, 2012, 24(4): 107-110.
- [15] 申文涛, 朱定强, 蔡国飙. 中段弹道目标的温度场与红外辐射特性计算 [J]. 宇航学报, 2010, 31(9): 2210-2217.
- [16] 张骏, 杨华, 凌永顺, 等. 弹道导弹中段弹头表面温度场分布理论分析 [J]. 红外与激光工程, 2005, 34(5): 582-585.
- [17] 姚晓蕾. 突防措施下中段弹头的红外辐射特性分析 [D]. 南京: 南京理工大学, 2010.
- [18] 胡晓伟, 胡国平, 王宇晨. 红外成像在弹道导弹杀伤效果评估中的应用 [J]. 飞航导弹, 2012, 20(8): 20-23.

(下转第 22 页)