

印度烈火-II 导弹助推段和再入段红外辐射特性计算研究

江 涛¹, 丁明松¹, 刘庆宗¹, 董维中¹, 高铁锁¹, 龙尧松^{2,3*}

1. 中国空气动力研究与发展中心计算空气动力研究所, 四川 绵阳 621000;
2. 华中科技大学 航空航天学院, 湖北 武汉 4300074;
3. 中国航天科工集团第九研究院设计所, 湖北 武汉 430035)

摘 要: 弹道导弹发射阶段发动机尾焰中的 H₂O、CO₂ 等大量高温气体组分和弹头再入段高温气体流场以及受气动加热的本体均产生强烈的红外辐射, 是红外预警、跟踪、制导的重要信号。针对印度烈火-II 导弹, 开展其助推段和再入段的辐射特性计算分析。从窄带辐射模型出发, 考虑流场中重要气体组分的红外辐射机制, 建立高温气体组分光谱参数的计算方法, 发展了目标红外辐射特性计算软件。根据助推段火箭发动机尾焰流场和再入段流场的数值模拟的物理化学参数, 利用所发展的辐射计算软件, 计算分析了烈火-II 导弹助推段和再入段典型状态的红外辐射特性, 可以为针对烈火导弹的预警、反导提供参考。

关键词: 烈火-II 导弹; 发动机尾焰; 发射段; 再入段; 红外辐射

中图分类号: V19 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3788/IRLA20190493

IR radiation characteristics of India Angi-II at launching and reentry stage

Jiang Tao¹, Ding Mingsong¹, Liu Qingzong¹, Dong Weizhong¹, Gao Tiesuo¹, Long Yaosong^{2,3*}

1. Computational Aerodynamics Institute of China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China;
2. School of Aerospace Engineering, Huazhong University of Science and Technology, Wuhan 430074, China;
3. Design Department of the Ninth Research Institute of China Astronautics Science and Industry Company, Wuhan 430035, China)

Abstract: The high temperature gas such as H₂O and CO₂ of the exhaust plume of a launching ballistic missile will bring strong IR radiation, so it is the aero heated warhead and the high temperature gas flow around the warhead. The IR radiation is an important signal for IR early warning, tracking and guiding of target in the near-space. The IR radiation characteristics of Angi-II missile during launching and reentry stage was studied. Based on narrow band radiation model, and the radiation mechanism of vital gas species were taken into account. The methods for spectral parameters calculation of the species in the high temperature flow were set up, and then a computer code was developed for IR characteristics of targets in the air, which can compute IR characteristics of warhead body and high temperature flow. According to simulated data of the exhaust plume flow and reentry flow around the warhead, the radiation code was used for computing the IR characteristics of Angi-II at launching and reentry stage, which can be used as references for early warning and anti-ballistic missile about Angi-II.

Key words: Angi-II missile; rocket plume; launching stage; reentry stage; IR radiation

收稿日期:2019-12-25; 修订日期:2020-01-14

基金项目:国家数值风洞工程支持项目

作者简介:江涛(1981-),男,高级工程师,硕士,主要从事红外辐射特性和气动光学效应数值计算等方面的研究。

Email: fengqiaoren999@163.com

通讯作者:龙尧松(1970-)男,教授,博士,主要从事空气动力学等方面的研究。Email: long.ys@163.com

0 引言

弹道导弹助推段火箭发动机尾焰产生的红外辐射,是红外预警卫星的信号源,使得导弹在发射后很快就能被监测到并进行跟踪,可为防空提供较长的预警时间;导弹飞行末端,弹头再入高速飞行产生的流场以及受气动加热的弹体,也会产生强烈的辐射,可为拦截系统提供跟踪、制导信号。因此,研究导弹的助推段和再入段红外辐射特性,对于反导预警、跟踪、制导等具有重要的应用价值。

烈火-II (Angi-II) 是印度导弹家族中的重要成员^[1],为两级半(两级助推+快速推进器)结构,射程(载荷)可达 3 300 km(1 000 kg) 至 4 450 km(700 kg);助推段弹径 1 m,再入弹头长 2.2 m,底部直径 0.8 m,重 50 kg,为球头单锥外形,碳复合材料壳体;采用公路或铁路机动发射,搭载常规弹头或核弹头,一级在 24~30 km 分离,二级在 100~120 km 分离^[1]。

计算分析高温气体流场和弹头本体的辐射特性,首先需要已知流场参数和本体温度参数。再入段流场和红外辐射特性使用国家数值风洞工程气动物理特性计算评估软件 (AEROPH) 数值模拟, AEROPH 是针对高超声速飞行过程中出现的高温气体非平衡效应、气动辐射效应、气动电磁效应和气动光学效应等物理化学现象,建立的数值计算软件。

根据现役美国国防支援计划 (DSP) 预警卫星和正在逐步服役的天基红外系统 (SBIRS) 以及弹道导弹拦截红外制导 (标准 3、THAAD 等) 的红外波段选择,受大气红外吸收的影响和红外材料的特性限制,在红外预警、跟踪、制导方面主要关注波长 1~3 μm、3~5 μm 和 8~12 μm 的红外辐射特性^[2-5]。文中计算分析了助推段和再入段典型高度的流场和红外辐射特性,可为针对烈火-II 的预警和反导提供参考。

1 计算方法

1.1 再入段流场数值模拟方法

控制方程为三维 Navier-Stokes 方程,其无量纲化形式如下^[6]:

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial G}{\partial y} + \frac{\partial H}{\partial z} = \frac{1}{Re} \left(\frac{\partial F_v}{\partial x} + \frac{\partial G_v}{\partial y} + \frac{\partial H_v}{\partial z} \right) + W \quad (1)$$

式中: Q 为守恒变量; F 、 G 、 H 为直角坐标系下个方向的对流通量; F_v 、 G_v 、 H_v 为各方向的粘性通量; W 为化学反应源项。

采用 12 组分 31 化学反应模型,其中包含 O_2 、 N_2 、 NO 、 N 、 O 、 NO^+ 、 e^- 、 CO 、 CO_2 、 CN 、 C 、 C_2 高温空气组分,采用 LU-SGS 隐式有限差分对方程 (1) 进行离散求解,其中对流项与化学反应源项采取隐式处理方法,无粘项采用 AUSMPW+ 二阶格式离散,粘性项采用中心差分格式离散,多组分混合气体的粘性系数 μ 和热传导系数 k 用 Wilke 半经验公式计算,各组分的输运系数用 Blotter 曲线拟合公式和 Eucken 关系式,扩散系数采用等效二元扩散模型,具体数值计算方法见参考文献 [6]。

1.2 流场辐射计算方法

高温气体流场热辐射的控制方程为局部热力学平衡下的辐射传输方程^[7-9]:

$$\frac{dI_v}{d\ell} = k_v(B_v - I_v) \quad (2)$$

式中: ℓ 为辐射传输路径; I_v 为光谱辐射亮度; k_v 为光谱吸收系数; B_v 就是黑体辐射强度,其表达式为:

$$B_v(T) = \frac{2hv^3/c^2}{e^{hv/kT} - 1} \quad (3)$$

式中: h 为普朗克常数; ν 为波数; k 为波尔兹曼常数; c 为光速; T 为温度。

通过对火箭发动机尾焰流场 (CO 、 CO_2 、 H_2O 、 N_2 、 OH 、 HCl 、 N 、 NO 、 O 、 O_2 等) 和碳基材料烧蚀流场中 (O_2 、 N_2 、 NO 、 N 、 O 、 NO^+ 、 CO 、 CO_2 、 CN 、 C 、 C_2 等) 化学组分辐射机制和它们在流场中浓度分布的细致分析,在红外光谱区主要考虑如下 5 种辐射机制: (1) NO 基态 (5.3 μm) 和第一谐波带系 (2.7 μm); (2) CO 的基态 (4.67 μm) 和第一谐波带系 (2.34 μm); (3) OH 的基态 (2.8 μm) 和第一谐波带系 (1.4 μm); (4) CO_2 的红外带系 (15、4.3、2.7 μm); (5) H_2O 的红外带系 (6.27、2.66、1.88 μm 等); 另外还考虑了 O 和 N 的连续谱辐射。

考虑到上述高温流场气体辐射机制的复杂性,在求解公式 (2) 时采用气体光学薄的假设,采用带辐射模型计算光谱吸收/发射系数^[9],先采用 Z-buffer 消隐技术^[10],剔除弹体对高温流场辐射的遮挡,然后计算在气体组分辐射机制下网格体微元在每个谱带内的

光谱辐射强度并积分得到观测方向的高温气体流场的光谱辐射强度,最后对高温气体流场光谱辐射强度在特定探测光谱波段内积分获得该光谱波段的辐射强度。

2 流场及辐射特征分析

文中选取助推段和再入段的典型弹道点开展了红外辐射特性计算,视角定义为视线与飞行目标对称轴的夹角,计算时需用两个角 θ 和 φ 确定视角,如图 1 所示。文中计算的视角范围为 θ 为 $0\sim 360^\circ$, φ 为 0° 。

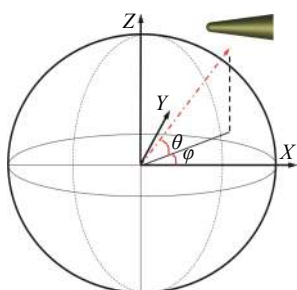


图 1 观测视角示意图

Fig.1 Angle of view sketch map

图 2 给出了烈火发射后助推段典型时刻火箭发动机尾焰流场温度及主要气体组分分布。发射飞行时 0° 攻角,尾焰为轴对称流场,尾焰长度约 40 m,从图中可以看出火箭发动机尾焰喷口处温度达 2 400 K,尾焰核心区域的温度在 1 100~1 300 K 间,尾焰中的 CO_2 、 H_2O 、 CO 分子等主要红外辐射源气体的含量在喷口附近较高,继续向下游流动,由于高温高压喷流进入低压的大气环境后迅速膨胀,在喷口后形成一个气体含量很低的“空洞区”,再向后发展,尾焰气体向大气和尾流中心膨胀流动,形成一道长长的尾焰混合气体流场。

天基红外预警卫星一般采用 $1\sim 3\ \mu\text{m}$ 和 $3\sim 5\ \mu\text{m}$ 两个波段的探测器,图 3 给出了助推段典型高度的尾焰这两个波段辐射随视角分布情况,图 4 给出了助推段典型高度主要气体组分的辐射分布。由于尾焰轴对称,此处仅分析 $0\sim 180^\circ$ 视角范围,可以看出:(1) 由于弹体的遮挡, 0° 的时候辐射强度最小,随着视角的增大,尾焰被遮挡的部分减小,辐射随之增大,至 $90\sim 180^\circ$ 时,尾焰完全没有被遮挡,辐射达到最大;(2) $1\sim 3\ \mu\text{m}$ 波段在发射后 49.57 km(发射后 60 s) 以下时

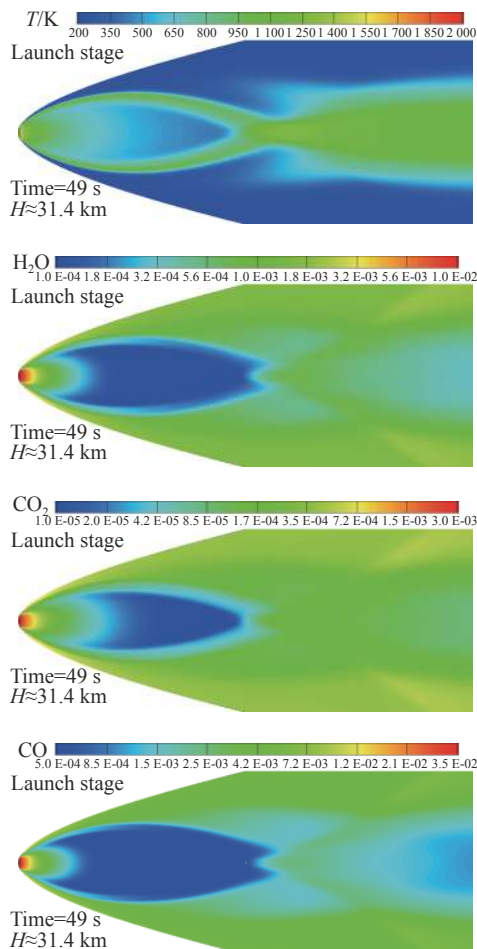


图 2 助推段典型时刻尾焰流场温度及主要组分质量分数云图

Fig.2 Temperature and main component mass fraction of exhaust plume at typical time of launching stage

辐射较强, 31.40 km 时 (49 s) 辐射达到最强,辐射主要来自 H_2O 和 CO_2 , $3\sim 5\ \mu\text{m}$ 波段的辐射要远远强于 $1\sim 3\ \mu\text{m}$ 的辐射,在 5.2 km(22 s) 和 37.5 km(53 s) 时刻,最大值超过了 $10^5\ \text{W/sr}$,主要来自 CO_2 、 H_2O 、 CO ;(3) 目前预警卫星红外探测器敏感的红外波长主要是中心波长 $2.7\ \mu\text{m}$ 和 $4.3\ \mu\text{m}$ 附近的红外辐射,从辐射机制和计算结果来看, $1\sim 3\ \mu\text{m}$ 波段包含了 H_2O 在 $2.66\ \mu\text{m}$ 和 $1.88\ \mu\text{m}$ 附近,以及 CO_2 在 $2.7\ \mu\text{m}$ 附近的辐射, $3\sim 5\ \mu\text{m}$ 波段包含了 CO 在 $4.67\ \mu\text{m}$ 和 CO_2 在 $4.3\ \mu\text{m}$ 附近的辐射,对于红外探测器的发展,也可以考虑对 $1.88\ \mu\text{m}$ 和 $4.67\ \mu\text{m}$ 敏感的红外材料。

图 5 给出了再入段弹道和典型弹道点,图 6 给出了再入段典型高度全流场温度及主要组分质量分数云图,高度 50 km,速度 5 262 m/s。攻角 5.86° 。可以看出,球锥体弹头在高速小攻角状态下飞行,产生了

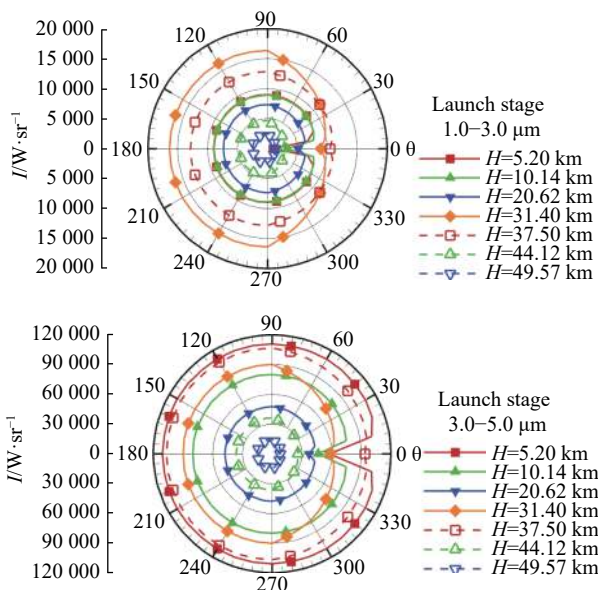


图 3 助推段典型时刻尾焰辐射强度随视角分布

Fig.3 Exhaust plume IR radiation distribution at typical time of launching stage

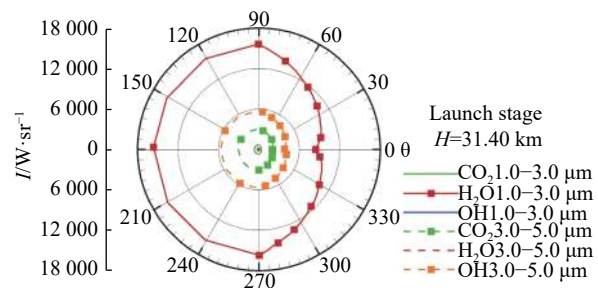


图 4 助推段典型时刻尾焰组分辐射强度分布 (H=31.4 km)

Fig.4 Radiation intensity of component in exhaust plume at typical time of launching stage (H=31.4 km)

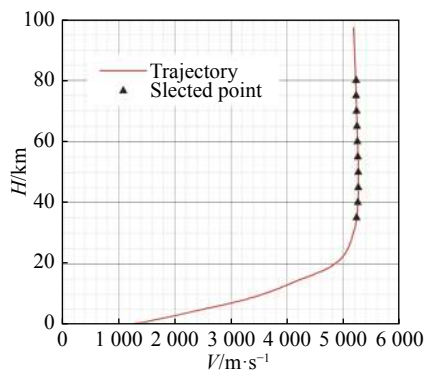


图 5 再入弹道及典型弹道点

Fig.5 Reentry trajectory and typical trajectory point

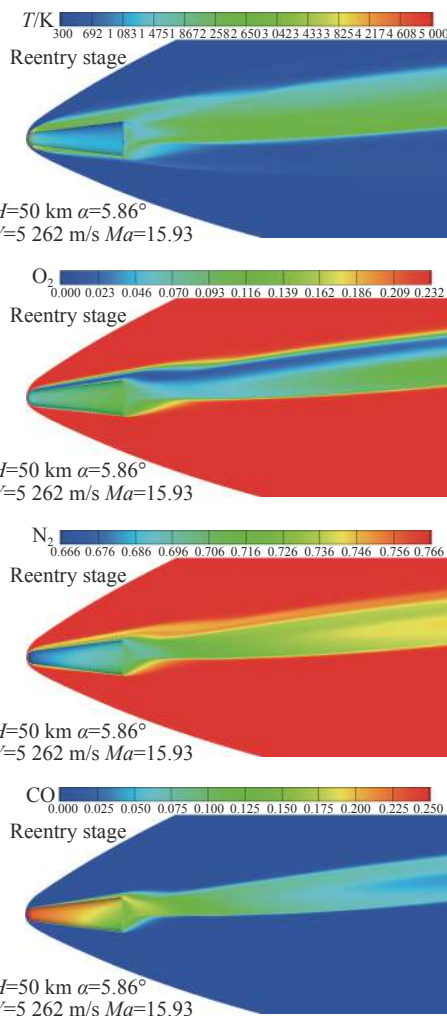


图 6 再入段弹头流场温度及组分质量分数云图 (H=50 km)

Fig.6 Temperature and component mass fraction distribution of warhead flowfield at reentry stage (H=50 km)

部激波层及尾流大部分温度在 2 000~2 800 K 范围, 这样的温度条件下, 激波层内的 O₂ 几乎反应殆尽, N₂ 在头部反应较为剧烈, 其他区域反应较弱, 由于碳基防热材料的烧蚀, 烧蚀产物中 CO 的含量较高。

图 7 给出了再入段高度 50 km 的弹头温度及辐射云图。可以看出, 头部温度超过 2 500 K, 由于有攻角飞行, 迎风区的温度要高于背风区, 弹体的辐射与温度密切相关, 其辐射分布也与温度分布规律类似。

图 8 给出了再入段典型高度弹头流场及本体总辐射随视角的变化。再入段总辐射主要来自弹体的辐射, 从图中可以看出: (1) 随着再入高度的降低, 辐射增强, 视角观测到迎风区 (0~180°) 时的辐射要强于背风区 (180~360°) 的辐射, 30~120°方向辐射比较强,

附体激波且较薄, 球头激波层温度超过 10 000 K, 身

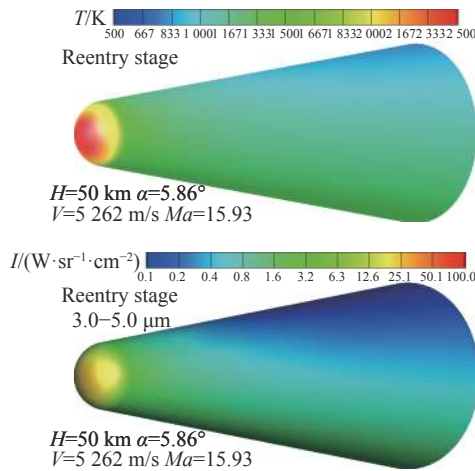


图 7 再入段弹头本体温度和红外辐射云图 ($H=50\text{ km}$)

Fig.7 Temperature and IR radiation contour of warhead at reentry stage($H=50\text{ km}$)

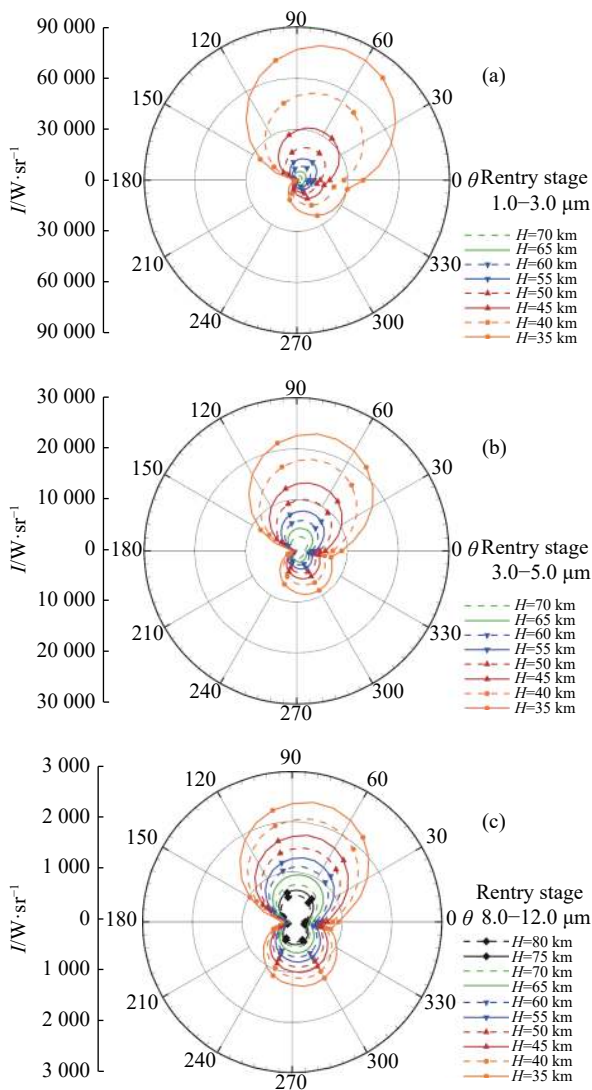


图 8 再入段典型时刻弹头再入流场及本体总辐射分布

Fig.8 Radiation of warhead and flow at typical time of reentry stage

这与弹体的温度分布相关;(2)3 个波段中辐射有强到弱依次为 $1\sim 3\ \mu\text{m}$ 、 $3\sim 5\ \mu\text{m}$ 、 $8\sim 12\ \mu\text{m}$, 由于光学窗口材料和红外探测器材料的发展所限, 美海军标准 3 末制导采用 $3\sim 5\ \mu\text{m}$ 和 $8\sim 12\ \mu\text{m}$ 双色红外探测器, 美陆军 THAAD 采用 $3\sim 5\ \mu\text{m}$, 未来也会采用双色红外制导, 而从文中计算结果可见再入段 $1\sim 3\ \mu\text{m}$ 红外辐射要强于这两个已经应用的红外波段, 随着新红外材料的研究和生产工艺的发展, 拦截弹采用 $1\sim 3\ \mu\text{m}$ 波段会提高探测器接收信号的信噪比。

3 结论

文中计算分析了印度烈火-II 导弹发射阶段尾焰流场和弹头再入流场及本体的红外辐射特性, 分析了 3 个常用波段的红外辐射特性, 可以得到如下结论:

(1) 烈火-II 发射阶段火箭发动机尾焰在 $1\sim 3\ \mu\text{m}$ 和 $3\sim 5\ \mu\text{m}$ 均有较强的辐射, 主要来自尾焰流场中的 CO_2 、 H_2O 和 CO ; 在再入阶段红外辐射主要来自弹体本身, $1\sim 3\ \mu\text{m}$ 和 $3\sim 5\ \mu\text{m}$ 波段的辐射较强, $8\sim 12\ \mu\text{m}$ 波段的辐射相对较弱, 在预警或拦截时, 可根据这些特点采取相应的技术措施。

(2) 根据目前已知的红外预警采用 $2.7\ \mu\text{m}$ 、 $4.3\ \mu\text{m}$ 敏感器件, 而在发射阶段中心波长 $1.88\ \mu\text{m}$ 和 $4.67\ \mu\text{m}$ 也有较强的辐射; 再入段反导拦截常用 $3\sim 5\ \mu\text{m}$ 和 $8\sim 12\ \mu\text{m}$ 红外焦平面阵列, 而文中计算结果烈火-II 再入段 $1\sim 3\ \mu\text{m}$ 波段的辐射更强, 对于上述两种特点, 在研制光学窗口材料和红外焦平面阵列材料时可以考虑目前还未应用的波段。

致谢: 南京航空航天大学南英教授提供的支持和国家数值风洞工程的大力支持, 为文中工作的开展提供了有利条件, 在此表示衷心感谢!

参考文献:

[1] Zhang Ying. Analysis of India missile weapon system development [J]. *Missiles and Space Vehicles*, 2012, 319(3): 29-33. (in Chinese)
张莹. 印度导弹武器装备体系发展与前景分析[J]. 导弹与航天运载技术, 2012, 319(3): 29-33.

[2] Jiang Yue, Deng Lei, Zang Peng. Developmental state and technical features of American spacebased infrared early warning system [J]. *Journal of Air Force Radar Academy*, 2011, 25(2): 105-109. (in Chinese)

- 蒋跃, 邓磊, 臧鹏. 美国天基红外预警系统的发展现状和技术特点[J]. 空军雷达学院学报, 2011, 25(2): 105-109.
- [3] Liu Zunyang, Ye Qing, Li Xiuhe, et al. Choice and detectability of See-To-Ground waveband of infrared warning satellite [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2018, 47(2): 0204003. (in Chinese)
刘尊洋, 叶庆, 李修和, 等. 红外预警卫星直视地表波段选择及探测能力[J]. *红外与激光工程*, 2018, 47(2): 0204003.
- [4] Sun Chiquan, Zhao Kan, Meng Junhe, et al. IR optical system design of roll-elevation seeker [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2017, 46(2): 0204005. (in Chinese)
孙赤全, 赵侃, 孟军合, 等. 滚仰式导引头红外光学系统设计[J]. *红外与激光工程*, 2017, 46(2): 0204005.
- [5] Hu Baojie, Xu Zhongfu, Fan Jiangtao, et al. Progress and prospect of the U. S. Teeminal High-Altitude Aera Defense system [J]. *Modern Defence Technology*, 2015, 43(2): 6-11. (in Chinese)
胡宝洁, 徐忠富, 范江涛, 等. 美军末段高空区域防御系统现状和发展趋[J]. *现代防御技术*, 2015, 43(2): 6-11.
- [6] Dong Weizhong. Numerical simulation and analysis of the thermalchemical nonequilibrium effects on hypersonic flow[D]. Beijing: Beihang University, 1996. (in Chinese)
董维中. 热化学非平衡效应对高超声速流动影响的数值计算与分析[D]. 北京: 北京航空航天大学, 1996.
- [7] Gao Tiesuo, Jiang Tao, Ding Mingsong, et al. Numerical simulation of infrared radiation characteristics of flow over hypersonic interceptors [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2017, 46(12): 1204001. (in Chinese)
高铁锁, 江涛, 丁明松, 等. 高超声速拦截弹绕流红外辐射特性数值模拟[J]. *红外与激光工程*, 2017, 46(12): 1204001.
- [8] Ludwig C B . The standard infrared radiation model[R]. AIAA-81-1051, 1981.
- [9] Niu Qinglin, Yang Xiao, Chen Biao, et al. Infrared radiation characteristics and detectability analysis of point source based on high-speed sliding [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2018, 47(11): 1104001. (in Chinese)
牛青林, 杨霄, 陈彪, 等. 高速滑翔目标点源红外辐射特征模拟及可探测性分析[J]. *红外与激光工程*, 2018, 47(11): 1104001.