

文章编号: 1672-8785(2021)10-0001-08

## 红外卫星对通用高超滑翔导弹的可探测性分析

石安华<sup>1</sup> 石卫波<sup>1</sup> 张志刚<sup>1</sup> 廖军好<sup>1</sup> 柳 森<sup>2\*</sup>

(1. 中国空气动力研究与发展中心超高速空气动力研究所, 四川 绵阳 621000;

2. 中国空气动力研究与发展中心超高速碰撞研究中心, 四川 绵阳 621000)

**摘 要:** 随着临近空间高超声速技术的迅猛发展和临近空间高超声速导弹的装备使用, 新的军事威胁已成为现实。由于临近空间高超声速导弹飞行弹道低且具有机动飞行的特点, 需要对它进行实时探测跟踪才有可能对其飞行弹道进行预测。受地球曲率等因素的影响, 地面雷达系统对临近空间高超声速导弹的探测距离有限, 且组网探测对雷达数量需求庞大, 因此卫星探测是一种较好的手段。对美国当前大力发展的海陆军通用型高超声速滑翔体(Common Hypersonic Glide Body, C-HGB)的红外辐射特性进行了初步分析, 并结合高轨红外预警卫星的探测能力, 初步分析了预警卫星对处于滑翔飞行阶段的 C-HGB 的可探测性。结果表明, 当前的高轨红外预警卫星难以实现对处于滑翔段的 C-HGB 的探测, 所以需要改进卫星红外探测系统或者组建低轨卫星星座。

**关键词:** 卫星; 高超声速滑翔体; 气动热; 红外辐射; 可探测性

**中图分类号:** TG156 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3969/j.issn.1672-8785.2021.10.001

## Analysis of Infrared Satellite's Detectability for Common Hypersonic Glide Body

SHI An-hua<sup>1</sup>, SHI Wei-bo<sup>1</sup>, ZHANG Zhi-gang<sup>1</sup>, LIAO Jun-hao<sup>1</sup>, LIU Sen<sup>2\*</sup>

(1. Hypervelocity Aerodynamics Institute, China Aerodynamics Research and Development

Center, Mianyang 621000, China; 2. Hypervelocity Impact Research Center, China

Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

**Abstract:** With the rapid development of near-space hypersonic technology and the use of near-space hypersonic missiles, new military threats have become a reality. Due to the low flight trajectory of the near-space hypersonic missile and the characteristics of maneuvering flight, it is possible to predict its flight trajectory only by real-time detection and tracking. Affected by the curvature of the earth and other factors, the detection range of ground-based radar system for near-space hypersonic missile is limited, and there is a huge demand for the number of radars for networking detection, so satellite detection is a better means. The infrared radia-

**收稿日期:** 2021-06-12

**作者简介:** 石安华(1968-), 男, 重庆铜梁人, 研究员, 主要从事高超声速目标辐射特性与超高速碰撞辐射特性研究。

**\*通讯作者:** E-mail: liusen@cardc.cn

tion characteristics of the U.S. Navy and Army's common hypersonic glide body (C-HGB) are analyzed preliminarily. Combined with the detection capabilities of the high-orbit infrared early warning satellite, the detectability of the early warning satellites to the C-HGB in the gliding flight stage is analyzed preliminarily. The results show that the current high-orbit infrared early warning satellites are difficult to detect C-HGB in the gliding phase, so it is necessary to improve the satellite infrared detection system or build a low-orbit satellite constellation.

**Key words:** satellite; hypersonic glide body; aerodynamic heat; infrared radiation; detectability

## 0 引言

美俄等国在高超声速武器领域的竞争日趋激烈。2017 年 12 月, 俄罗斯“匕首”高超声速导弹列装部队<sup>[1]</sup>; 2019 年 11 月, 俄罗斯宣布“先锋”高超声速导弹投入战备值班<sup>[2]</sup>; 2020 年 12 月, 俄罗斯“锆石”高超声速反舰导弹完成第 4 次试射, 其飞行速度超过 8 马赫<sup>[3]</sup>。美国也不甘落后, 投入巨资, 开展临近空间高超声速导弹的研制与生产工作。其中, C-HGB 就是一款由美国陆军和海军联合研制的远程高超声速武器。2020 年 2 月 27 日, 该武器模型在华盛顿雷伯恩大厦举行的美国众议院军事核心会议早餐会上亮相(见图 1)<sup>[4]</sup>。2020 年 3 月 19 日, 美军在夏威夷的考艾岛太平洋武器试验场成功地对该滑翔体进行了飞行测试(见图 2)<sup>[4]</sup>。结果表明, C-HGB 的射程超过 3200 km, 验证了将其转化为武器系统的可行性, 也进一步加快了美国在临近空间高超声速导弹的生产准备活动。C-HGB 即将成为美国公开披露的高超声速导弹中最具可行性的武器。根据相关计划, 预计在 2023~2025 年前后, 美国陆海空军的多型高超声速武器将列装部队<sup>[5]</sup>。

美俄在高超声速导弹开发方面不遗余力地投入巨资开展研究, 主要还是因为该类导弹具有飞行速度快、飞行弹道顶点低、弹道机动等特点, 使得现有导弹防御系统难以对此类目标进行实时探测预警、跟踪识别、弹道预测和有效拦截。因此, 高超声速导弹具有极强的突防能力。

面对高超声速导弹日益现实的强大威胁,



图 1 C-HGB 武器系统模型<sup>[4]</sup>



图 2 C-HGB 飞行试验的发射场景<sup>[4]</sup>

美俄已在预警探测技术、防御拦截技术、网络化指挥控制技术等方面开展了预先研究和技术探索。比如, 美国在开展 C-HGB 飞行性能测试试验时, 导弹防御局还跟踪收集了本次试验的目标特性等数据<sup>[5]</sup>; 对于俄罗斯“匕首”、“先锋”飞行试验, 美国也在采取各种可能手段对其目标特性等数据进行了跟踪收集, 以支持该国高超声速防御系统的开发。不仅如此, 他们还正在布局发展多平台预警探测技术, 整合陆、海、空、天等多源探测信息, 以实现高超声速武器的尽早、尽远发现。2017 年 3 月, 美国导弹防御局提出了采用“天基躲开探测器”微卫星组建新型探测卫星星座的方案,

以填补现有天基预警系统的能力空白; 2018 年 8 月, 美国空军开始实施新一代过顶持续红外卫星计划, 以加速更新美军导弹预警卫星; 此外, 美国空军还正在寻求实现太空智能感知与高超声速目标识别。

俄罗斯也高度重视高超声速目标预警能力的建设。2018 年 12 月, 俄军首座最新型“集装箱”超视距侦察和导弹预警雷达开始投入测试作战值班。这种超视距雷达能确定 2500 km 外的各种飞机和高超声速导弹坐标, 可同时追踪 5000 个目标。这是俄军对抗西方最新高超声速武器的盾牌<sup>[6]</sup>。

鉴于对临近空间高超声速导弹探测预警的强烈需求, 本文从 C-HGB 的辐射产生机制出发, 利用气动热、热传导、热辐射相结合的方式, 初步分析了给定飞行弹道下的 C-HGB 在地球低层大气强红外吸收波段的辐射强度随时间的变化情况, 并结合高轨红外卫星的基本探测性能参数, 分析了该卫星对处于滑翔阶段的 C-HGB 的探测能力。

## 1 高超声速滑翔体辐射计算模型

由于滑翔弹头长时间主要在临近空间滑翔飞行, 其环境气体中没有水蒸气, CO<sub>2</sub> 含量也可不予考虑; 同时弹头耐热材料为非烧蚀材料, 绕流场中不存在 H<sub>2</sub>O、CO<sub>2</sub>、CO 等高温气体的红外辐射。因此, 处于滑翔段的滑翔弹头的红外辐射主要为自身热辐射。该红外辐射主要受气动热、热传导、热辐射综合作用下的弹体表面温度和光谱发射率的影响。为了快速算得弹体红外辐射随弹道的变化数据, 气动热、热传导和热辐射分别采用工程计算模型、一维热传导模型和灰体辐射模型进行分析。

### 1.1 气动热计算方法

从图 1 和图 2 中可以看出, C-HGB 带有整流罩, 在导弹发射升空到一定高度后, 才抛掉整流罩。此时, C-HGB 的速度达到高超声速, 它会与大气相互作用, 产生气动热对弹体进行加热。由于在临近空间高超声速飞行, 弹头会经历从连续流区到稀薄过渡流区的发射升

空过程, 也会经历从稀薄过渡流区到连续流区的滑翔过程和再入过程。因此, 可从以下两种情况来对气动热进行分析。

#### 1.1.1 连续流区物面气动热计算模型

C-HGB 的驻点热流采用 Fay-Riddell 公式进行计算, 肩点前层流热流和肩点后锥面层流热流分别采用 Lees 层流热流公式以及考虑壁温修正的 Lees 公式<sup>[7]</sup>进行计算。气体性能参数用参考焓方法确定:

$$q_{wl} = \begin{cases} \frac{1}{2} \frac{\rho_e}{\rho_s} \frac{u_e}{V_\infty} \frac{r_F \cdot q_s}{\sqrt{\frac{\rho}{V_\infty} \left( \frac{du_e}{dS_F} \right)_s}} & \text{层流肩点前表面热流} \\ \frac{1}{2} \frac{\rho^* \mu^* u_e r_F q_s}{\sqrt{P^* \rho_s^* \mu_s^* \left( \frac{du_e}{dS_F} \right)_s}} & \text{层流锥面热流} \\ P = \int_0^{S_F} \frac{\rho_e u_e r_F^2}{\rho_s V_\infty} dS_F \\ P^* = \int_0^{S_F} \rho^* \mu^* u_e r_F^2 dS_F \end{cases} \quad (1)$$

式中,  $q_{wl}$  为光壁层流区的壁面热流 ( $\text{kW} \cdot \text{m}^{-2}$ );  $q_s$  为驻点热流 ( $\text{kW} \cdot \text{m}^{-2}$ );  $\rho^*$  为参考焓条件下的气流密度 ( $\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$ );  $\mu^*$  为参考焓条件下的气流粘性系数 ( $\text{Pa} \cdot \text{s}$ );  $r_F$  为物面径向距离 (m);  $V_\infty$  为来流速度 ( $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$ );  $u_e$  为边界层外缘气流速度 ( $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$ );  $p_e$  为边界层外缘压力 (Pa);  $p_s$  为驻点压力 (Pa);  $S_F$  为从驻点量起的流线弧长 (m)。

湍流区热流采用平板参考焓法进行计算<sup>[7]</sup>:

$$\begin{cases} q_{wt} = 0.0296 p_r^{-2/3} \rho_e u_e R_{ex}^{-1/5} (h_s - h_w) \zeta F \\ F_s = \frac{r_F^{1/4} (\rho_e \mu_e u_e x)^{1/5}}{\left[ \int_0^x \rho_e \mu_e u_e r^{5/4} dx \right]^{1/5}} \\ \zeta = \left( \frac{\mu_e}{\mu_s} \right)^{3/5} \end{cases} \quad (2)$$

式中,  $q_{wt}$  为湍流区的壁面热流 ( $\text{kW} \cdot \text{m}^{-2}$ );  $\epsilon$  为压缩因子;  $p_r$  为普朗特数 (本文取 0.71);  $F$  为形状因子;  $h_w$  为壁焓 ( $\text{kJ} \cdot \text{kg}^{-1}$ );  $h_s$  为正激波后气体总焓 ( $\text{kJ} \cdot \text{kg}^{-1}$ );  $r$  为径向距离 (m);  $R_{ex}$  为雷诺数。

转换区热流采用当地层流热流和湍流热流的加权平均方法进行计算:

$$\begin{cases} q_{wtr} = q_{wrl} + \Gamma_x (q_{wrl} - q_{wrl}) \\ \Gamma_x = 1 - \exp\{-0.412[2.917(S - S_{tr1})/\Delta S_{tr}]^2\} \\ \Delta S_{tr} = S_{tr2} - S_{tr1} \end{cases} \quad (3)$$

式中,  $q_{wtr}$  为转换区的壁面热流( $\text{kW}\cdot\text{m}^{-2}$ );  $\Gamma_x$  为加权函数;  $S$  为从驻点量起的流线弧长(m);  $S_{tr1}$  为转换起始点的流线长度(m);  $S_{tr2}$  为转换结束点的流线长度(m);  $\Delta S_{tr}$  为转换区长度(m),  $\Delta S_{tr} = S_{tr2} - S_{tr1}$ 。

### 1.1.2 稀薄过渡流区物面气动热模型

稀薄过渡流区的气动热采用 Linear 桥函数方法进行计算<sup>[8]</sup>:

$$\begin{cases} q_{br} = \alpha \frac{(K_{n_m} - K_n) \cdot q_c + (K_n - K_{n_i}) \cdot q_{fm}}{K_{n_m} - K_{n_i}} \\ K_{n_i} = 0.001 \\ K_{n_m} = 10 \end{cases} \quad (4)$$

式中,  $q_{br}$  为过渡流区的壁面热流( $\text{kW}\cdot\text{m}^{-2}$ );  $q_c$  为连续流区的壁面热流( $\text{kW}\cdot\text{m}^{-2}$ );  $q_{fm}$  为自由分子流区的壁面热流( $\text{kW}\cdot\text{m}^{-2}$ );  $K_n$  为所在过渡区的 Knudsen 数;  $K_{n_m}$  和  $K_{n_i}$  为流动分区的两个分界值。

### 1.2 热传导计算方法

弹头壳体通常有隔热材料层、隔热层和承力结构层,热传导计算时需考虑结构影响。为实现快速计算,考虑到临近空间高超声速弹头通常不会出现烧蚀情况,采用一维热传导方程进行分析。

(1) 隔热层的一维热传导方程为<sup>[9-10]</sup>

$$\rho_s C_s \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial y} \left( k_s \frac{\partial T}{\partial y} \right) \quad (5)$$

式中,  $\rho_s$  为隔热材料的密度( $\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$ );  $C_s$  为隔热材料的比热( $\text{kJ}\cdot\text{kg}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$ );  $k_s$  为隔热材料的导热系数( $\text{kW}\cdot\text{m}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$ );  $y$  为热传导方向;  $T$  为隔热材料不同位置在不同时刻的温度(K);  $t$  为时间(s)。

该方程的初值条件和边界条件分别为

$$T(y, 0) = \text{const} \quad (6)$$

$$q_w \left( 1 - \frac{h_w}{h_s} \right) - \epsilon \sigma T_w^4 = - \left( k_s \frac{\partial T}{\partial y} \right)_w \quad (7)$$

式中,  $T_w$  为隔热材料的表面温度(K);  $\sigma$  为斯特藩-玻尔兹曼常数( $5.670373 \times 10^{-11} \text{kW}\cdot\text{m}^{-2}\cdot\text{K}^{-4}$ );  $\epsilon$  为隔热材料的发射率;  $q_w$  为冷壁热流( $\text{kW}\cdot\text{m}^{-2}$ )。

(2) 隔热层的一维热传导方程为

$$\rho'_s C'_s \frac{\partial T'}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial y} \left( k'_s \frac{\partial T'}{\partial y} \right) \quad (8)$$

式中,  $\rho'_s$  为隔热层材料的密度( $\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$ );  $C'_s$  为隔热层材料的比热( $\text{kJ}\cdot\text{kg}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$ );  $k'_s$  为隔热层材料的导热系数( $\text{kW}\cdot\text{m}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$ );  $T'$  为隔热层材料不同位置在不同时刻的温度(K)。

(3) 承力结构层的一维热传导方程为

$$\rho''_s C''_s \frac{\partial T''}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial y} \left( k''_s \frac{\partial T''}{\partial y} \right) \quad (9)$$

式中,  $\rho''_s$  为金属材料的密度( $\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$ );  $C''_s$  为金属材料的比热( $\text{kJ}\cdot\text{kg}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$ );  $k''_s$  为金属材料的导热系数( $\text{kW}\cdot\text{m}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$ );  $T''$  为金属材料不同位置在不同时刻的温度(K)。

### 1.3 辐射计算方法

临近空间高超声速弹头通常不会出现烧蚀情况,其流场主要是空气在高温下的产物,一般不会出现强红外辐射源。因此,临近空间高超声速目标的红外辐射主要考虑弹头本体红外辐射。

#### 1.3.1 弹头辐射出射度计算方法

利用灰体辐射公式<sup>[11]</sup>从  $\lambda_1$  到  $\lambda_2$  对波长进行积分,得到弹体表面微元的辐射出射度  $M$ :

$$M = \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \epsilon \frac{c_1}{\lambda^5} \cdot \frac{d\lambda}{e^{c_2/(\lambda T_s)} - 1} \quad (10)$$

式中,  $M$  为辐射出射度( $\text{W}\cdot\text{m}^{-2}$ );  $c_1$  为第一辐射常数( $\text{W}\cdot\text{m}^2$ );  $c_2$  为第二辐射常数( $\text{m}\cdot\text{K}$ );  $\lambda$  为光辐射波长(m)。

#### 1.3.2 在观察方向上的弹体辐射强度计算方法

设表面微元  $dA$  的法线方向为  $\vec{n}$ , 在其夹角为  $\theta$  的方向上的无限小立体角  $d\Omega$  内,通过面元  $dA$ 、波长在  $\lambda \rightarrow \lambda + d\lambda$  范围内的辐射强度  $dI$  为



$$dI = \epsilon \frac{c_1}{\lambda^5 (e^{c_2/\lambda T} - 1)} \cos\theta dA d\lambda \quad (11)$$

式中,  $dA$  为弹体表面微辐射元 ( $m^2$ );  $\theta$  为表面微辐射元  $dA$  与其表面法线  $\vec{n}$  的夹角 ( $^\circ$ );  $dI$  为表面微辐射元  $dA$  在与其表面法线  $\vec{n}$  成  $\theta$  角方向上的辐射强度 ( $W \cdot Sr^{-1}$ )。

在弹头表面上对  $dA$  和  $d\lambda$  进行积分, 然后将其乘以材料的发射率  $\epsilon$ , 即可得到某观测方向上弹体在某个波段的光辐射强度:

$$I = \iint \epsilon \frac{c_1}{\lambda^5 (e^{c_2/\lambda T} - 1)} \cos\theta dA d\lambda \quad (12)$$

### 1.4 探测计算方法

红外预警卫星采用线阵探测器进行搜索, 其对目标的最大探测距离  $R_{max}$  采用式(13)进行分析<sup>[12-13]</sup>:

$$R_{max} = \frac{[\pi \delta D_0^2 D^* I_a \tau_0]^{1/2}}{2 SNR_{min}^{1/2} (A_d \Delta f)^{1/4}} \quad (13)$$

式中,  $D_0$  为光学系统的有效通光孔径 ( $m$ );  $D^*$  为探测器的探测度 ( $m \cdot Hz^{1/2} \cdot W^{-1}$ );  $\tau_a$  为环境透射率;  $\tau_0$  为光学系统的透射率;  $\delta$  为探测系统的信号过程因子;  $A_d$  为探测单元面积 ( $m^2$ );  $\Delta f$  为探测系统的噪声等效带宽 ( $Hz$ );  $SNR_{min}$  为探测到目标所需的最小信噪比。

对于点目标扫描捕获系统, 探测系统的噪声等效带宽  $\Delta f$  与目标在探测系统探测器探测单元上的驻留时间  $\tau_d$  之间的关系为

$$\Delta f = 3 / (4 \tau_d) \quad (14)$$

## 2 计算结果及初步分析

针对图 1 所示的 C-HGB 外形, 建立了 C-HGB 的模拟结构模型(见图 3)。按照图 4 所示的假定弹道条件(不作横向机动)及辐射方向分析了 C-HGB 的气动热、表面温度以及在假定卫星探测视角下的典型红外波段辐射强度(假定在发射后第 76 s 抛整流罩, 且 C-HGB 的初始温度为 300 K)。

图 5 所示为弹体辐射照射到卫星传感器表面时卫星对目标的视向与弹体坐标系的关系(本文计算假设传感器表面法线在 C-HGB 飞行弹道剖面上)。

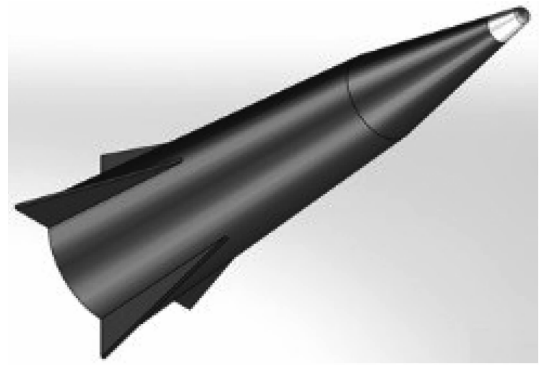


图 3 C-HGB 仿真外形

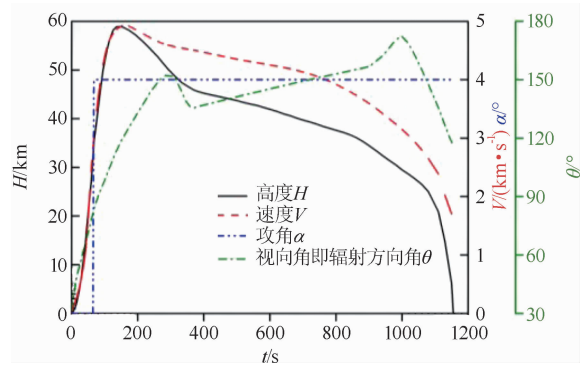


图 4 假定的 C-HGB 飞行弹道及卫星探测视角

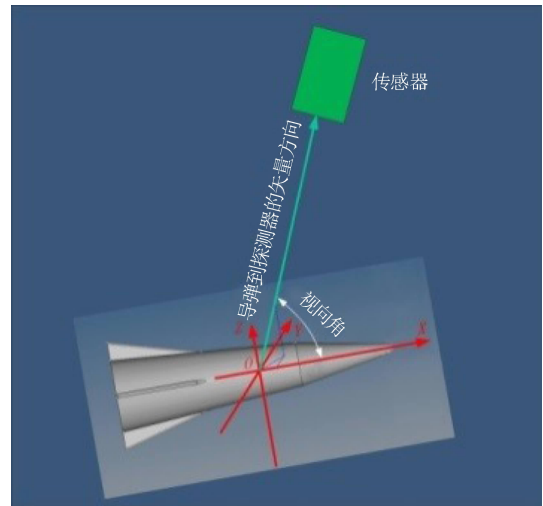


图 5 视向与弹体坐标的关系

### 2.1 气动热计算结果及分析

计算条件如下: 耐热材料为非烧蚀材料, 密度  $\rho$  为  $2000 \text{ kg} \cdot m^{-3}$ , 导热系数  $k$  为  $3.5 \text{ W} \cdot m^{-1} \cdot K^{-1}$ , 比热  $C_p$  为  $700 \text{ J} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot K^{-1}$ , 发射率  $\epsilon$  为 0.85。

图 6 所示为 C-HGB 背风面的几个特征点位置以及气动加热从抛罩到发射 1000 s 这一过

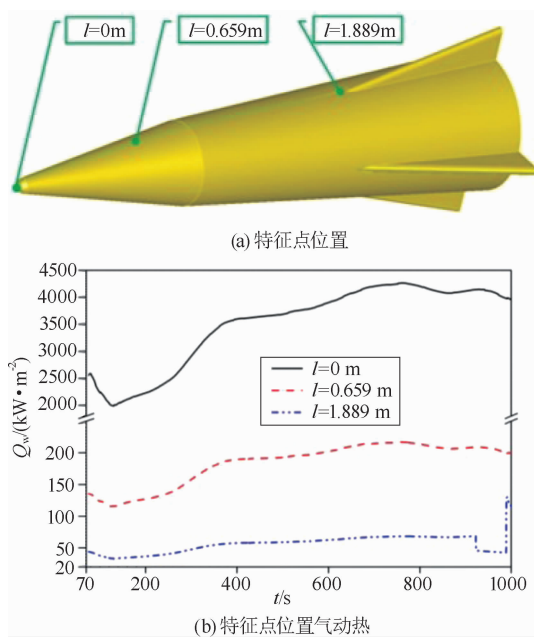


图6 C-HGB表面特征点位置及滑翔段气动热

程中热流随飞行时间的变化情况。可以看出,抛罩后气动加热迅速出现,驻点( $l=0\text{ m}$ )处气动加热热流最高,第一锥面上特征点( $l=0.659\text{ m}$ )处的热流次高,第二锥面上特征点( $l=1.889\text{ m}$ )处的热流较低,特征点处的热流随着弹道参数的变化而变化。

## 2.2 表面温度计算结果及分析

图7所示为C-HGB表面特征点位置的温度在假定弹道飞行抛罩后到1000 s过程中的变化情况。

抛罩后,C-HGB表面温度因气动加热而开始上升。由于气动加热热流高,驻点处的温度迅速上升,而第一、第二锥面上的特征点处的气动加热热流较小,表面温升较慢。发射后400~800 s,表面温度变化缓慢。在滑翔末段即800 s后,随着高度降低和速度减小,驻点处的温度下降趋势明显,第一、第二锥面上特征点位置的表面温度也开始缓慢下降。但920 s后,由于边界层转捩导致气动热增加,第二锥面上的特征点位置反而出现温度上升情况。

## 2.3 辐射计算结果及分析

假定弹道滑翔段(76~1000 s)条件下,C-HGB在 $90^\circ$ 视向角方向上、在低层大气的几个典型红外吸收波段(水蒸气在 $1.25\sim 1.4\ \mu\text{m}$ 、

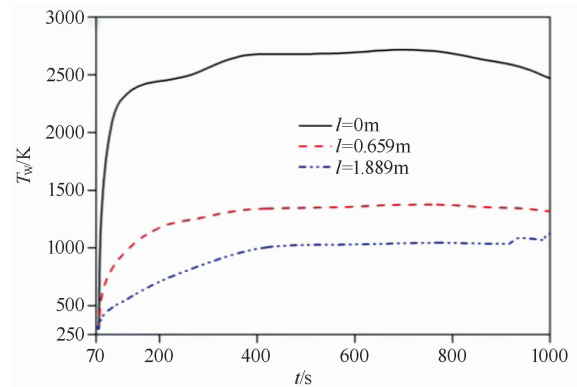


图7 C-HGB表面特征点位置的温度随飞行时间的变化

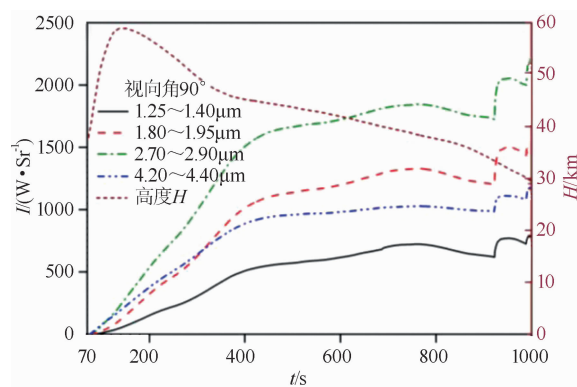


图8 C-HGB在 $90^\circ$ 辐射方向上的典型波段辐射强度

$1.8\sim 1.95\ \mu\text{m}$ 、 $2.7\sim 2.9\ \mu\text{m}$ 的辐射吸收波段, $\text{CO}_2$ 在 $4.2\sim 4.4\ \mu\text{m}$ 的辐射吸收波段)的辐射强度随时间变化的计算结果如图8所示。可以看出,C-HGB从抛罩到740 s左右时,四个波段在 $90^\circ$ 辐射方向上的辐射强度均在上升。其中,抛罩至400 s区间内,上升较快;400 s至740 s区间内,上升较缓;740 s至920 s区间内,四个波段的辐射强度均开始下降;920 s之后,由于边界层转捩的出现和转捩位置的变化,四个波段的辐射强度也出现较强波动。总体上看,C-HGB在四个波段的辐射体现出 $2.7\sim 2.9\ \mu\text{m}$ 波段的辐射最强, $1.8\sim 1.95\ \mu\text{m}$ 、 $4.2\sim 4.4\ \mu\text{m}$ 波段的辐射强度次之, $1.25\sim 1.4\ \mu\text{m}$ 波段的辐射强度最弱的特征。

由于C-HGB的运动,卫星观测C-HGB的视向角发生变化。图9所示为C-HGB在典型波段上朝卫星方向的辐射强度的变化情况(抛

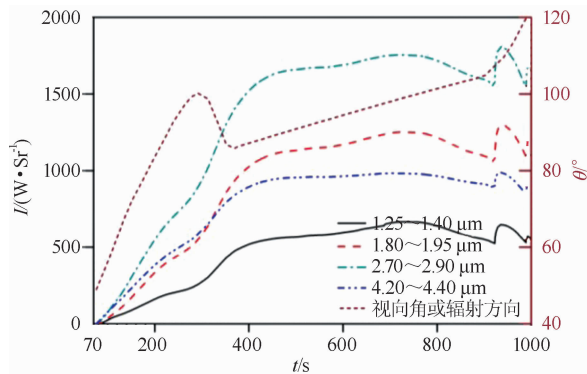


图 9 C-HGB 在图 4 所示卫星视向角上的辐射强度罩后到 1000 s, 不考虑抛罩后火箭发动机的本体及喷焰辐射)。可以看出, C-HGB 从抛罩到 740 s 左右时, 四个波段的辐射照射到卫星探测器上的强度均在上升。其中, 抛罩至 400 s 区间内, 上升较快; 400 s 至 740 s 区间内, 上升较缓; 740 s 至 920 s 区间内, 四个波段的辐射照射到卫星探测器上的强度均开始下降; 920 s 之后, 由于边界层转捩的出现、转捩位置的变化以及视角的较大变化, 四个波段的辐射照射到卫星探测器上的强度也快速增大和减小。尽管如此, 仍体现出 C-HGB 照射到卫星探测器上的 2.7~2.9  $\mu\text{m}$  辐射最强, 1.8~1.95  $\mu\text{m}$ 、4.2~4.4  $\mu\text{m}$  波段的辐射强度次之, 1.25~1.4  $\mu\text{m}$  波段的辐射强度最弱的特征。

#### 2.4 可探测性计算结果及分析

如图 10 所示, 针对 C-HGB 在最强波段的辐射给出了红外探测卫星(探测波段 2.7~2.9  $\mu\text{m}$ )对假定弹道条件和视向角条件下的 C-HGB 的最大探测距离(基于  $D_0 = 0.9 \text{ m}$ ,  $D^* = 1 \times 10^{10} \text{ m} \cdot \text{Hz}^{1/2} \cdot \text{W}^{-1}$ ,  $A_d = 8 \times 10^{-10} \text{ m}^2$ ,  $\tau_a = 0.7$ ,  $\tau_0 = 0.6$ ,  $\delta = 2/3$ ,  $\tau_d = 3.6 \times 10^{-4} \text{ s}$ ,  $\text{SNR}_{\min} = 1、2、3、5$ )。

从图 10 中可以看出, 对于信噪比为 1 的情况, 在发动机关机至飞行 300 s 时间段, 地球同步轨道卫星对 C-HGB 的最大探测距离小于卫星轨道高度, 因此探测不到已不带发动机的 C-HGB。在 300 s 以后, 卫星对 C-HGB 的最大探测距离已大于卫星轨道高度; 在卫星与 C-HGB 的距离不大于相应时刻最大探测距离

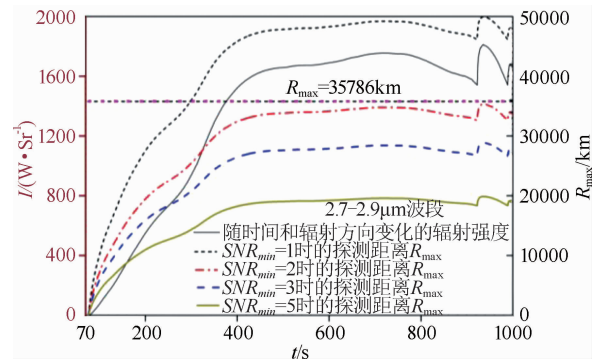


图 10 卫星对不同辐射强度目标的最大可探测距离的情况下, 卫星可探测到处于滑翔阶段的 C-HGB, 但由于信噪比低, 难以对 C-HGB 进行有效识别和跟踪。而对于信噪比不小于 2 的情况, 卫星对 C-HGB 的最大探测距离均小于卫星轨道高度与 C-HGB 飞行高度的差值, 说明卫星难以对滑翔阶段已不带发动机的 C-HGB 进行有效探测、跟踪和预警。也就是说, 给定参数下的高轨卫星可能探测到 C-HGB 在某一滑翔阶段的辐射信息, 但因信噪比过低, 所获辐射信号强度不足以支撑卫星系统对滑翔阶段的 C-HGB 进行实时识别、跟踪和预警。

### 3 结论

采用气动热工程算法以及红外卫星的作用距离估算方法, 分析了典型假定弹道条件下处于滑翔阶段的 C-HGB 的温度场和辐射随时间的演化过程, 以及典型探测视角下卫星对处于滑翔段的 C-HGB 的最大可探测距离, 得到了以下结论:

(1) 长时间滑翔后 C-HGB 弹头的背风面大面积区的温度在 1000~1500 K 左右, 峰值辐射强度出现在 2.9  $\mu\text{m}$  附近。

(2) 天基红外卫星对临近空间高超声速滑翔弹头的探测选择在大气吸收的中短波红外波段时具有更高的信噪比, 更利于探测。

(3) 地球同步轨道红外卫星难以对处于滑翔阶段的 C-HGB 实现有效的探测、跟踪和预警。若要对 C-HGB 进行探测和预警, 则需采用低轨红外卫星或者性能更高的红外卫星。

## 参考文献

- [1] 杨卫丽, 廖孟豪, 方勇. 美俄高超声速导弹发展取得突破性进展 [J]. **战术导弹技术**, 2019, **19**(1): 16-18.
- [2] 刘畅, 夏薇, 张莹. 2019 年国外弹道导弹发展回顾 [J]. **飞航导弹**, 2020, **1**(1): 7-10.
- [3] 廖孟豪. 2020 年国外高超声速飞行器发展综述 [EB/OL]. <https://mp.ofweek.com/aerospace/a656714850127>, 2021.
- [4] 美军在夏威夷艾岛太平洋武器试验场成功测试通用型高超音速滑翔体 [EB/OL]. [www.sohu.com/a/381866236\\_601259](http://www.sohu.com/a/381866236_601259), 2020.
- [5] 胡冬冬. 美军多举措加快高超声速武器作战能力生成 [EB/OL]. [www.sohu.com/a/446779336\\_635792?spm=smc.author.fid-162407098-1433kSwvnnD](http://www.sohu.com/a/446779336_635792?spm=smc.author.fid-162407098-1433kSwvnnD), 2021.
- [6] 丰松江. 美俄反高超声速武器竞争趋紧 [N]. **解放军报**, 2018-12-27(7).
- [7] 张志成, 潘梅林, 刘初平, 等. **高超声速气动热和热防护** [M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.
- [8] 戎宜生, 刘伟强. 过渡流区钝锥体 Linear 桥函数调节参数研究 [J]. **物理学报**, 2012, **61**(4): 040508.
- [9] 国义军. 碳化材料烧蚀防热的理论分析与工程应用 [J]. **空气动力学学报**, 1994, **12**(1): 94-98.
- [10] 国义军, 石卫波, 曾磊, 等. **高超声速飞行器烧蚀防热理论与应用** [M]. 北京: 科学出版社, 2019.
- [11] 张建奇. **红外物理第二版** [M]. 西安: 西安电子科技大学出版社出版社, 2012.
- [12] 邵国培, 曹志耀. **电子对抗作战能力分析** [M]. 北京: 解放军出版社, 1998.
- [13] 胡磊, 刘辉, 闫世强, 等. 导弹预警卫星对助推段导弹的探测能力建模 [J]. **火力与指挥控制**, 2015, **40**(1): 174-177.