

高超声速巡航导弹蒙皮红外辐射特性

冯云松 商袁昕 张骏 金伟 周长祺

Infrared radiation characteristics of hypersonic cruise missile scarfskin

FENG Yunsong, SHANG Yuanxin, ZHANG Jun, JIN Wei, ZHOU Changqi

引用本文:

冯云松, 商袁昕, 张骏, 等. 高超声速巡航导弹蒙皮红外辐射特性[J]. 应用光学, 2025, 46(5): 974–980. DOI: 10.5768/JAO202546.0501003

FENG Yunsong, SHANG Yuanxin, ZHANG Jun, et al. Infrared radiation characteristics of hypersonic cruise missile scarfskin[J]. Journal of Applied Optics, 2025, 46(5): 974–980. DOI: 10.5768/JAO202546.0501003

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.5768/JAO202546.0501003>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

迎头方向隐身导弹红外辐射特性分析

Infrared radiation characteristics of head-on stealth missile

应用光学. 2022, 43(1): 41–44 <https://doi.org/10.5768/JAO202243.0101007>

高量值红外辐射照度校准技术研究

Study on calibration method for high infrared irradiance

应用光学. 2020, 41(6): 1262–1267 <https://doi.org/10.5768/JAO202041.0606001>

水下光场的蒙特卡罗法求解

Monte Carlo method for solving underwater light field

应用光学. 2023, 44(2): 268–274 <https://doi.org/10.5768/JAO202344.0201005>

舰船尾迹和海面红外仿真成像

Infrared simulation imaging of ship wakes and sea surface

应用光学. 2023, 44(2): 286–294 <https://doi.org/10.5768/JAO202344.0201007>

真空条件下低温红外辐射测量技术研究

Research on low-temperature infrared radiation measurement technology under vacuum condition

应用光学. 2020, 41(4): 730–736 <https://doi.org/10.5768/JAO202041.0406002>

目标辐射特性现场校准用大面积黑体辐射源技术研究

Research on technology of large area blackbody radiation source used in field calibration for target radiation characteristics

应用光学. 2021, 42(2): 292–298 <https://doi.org/10.5768/JAO202142.0203001>



关注微信公众号, 获得更多资讯信息

文章编号: 1002-2082 (2025) 05-0974-07

引用格式: 冯云松, 商袁昕, 张骏, 等. 高超声速巡航导弹蒙皮红外辐射特性 [J]. 应用光学, 2025, 46(5): 974-980.

FENG Yunsong, SHANG Yuanxin, ZHANG Jun, et al. Infrared radiation characteristics of hypersonic cruise missile scarfskin[J]. Journal of Applied Optics, 2025, 46(5): 974-980.



在线阅读

高超声速巡航导弹蒙皮红外辐射特性

冯云松^{1,2}, 商袁昕^{1,2}, 张骏^{1,2}, 金伟^{1,2}, 周长祺^{1,2}

(1. 国防科技大学 电子对抗学院 先进激光技术安徽省实验室, 安徽 合肥 230037;

2. 国防科技大学 电子对抗学院 安徽省电磁环境智能感知与调控重点实验室, 安徽 合肥 230037)

摘要: 高超声速巡航导弹经气动加热, 蒙皮具有较高的温度, 可产生强烈的红外辐射。为了对高超声速巡航导弹进行有效探测和预警, 研究高超声速巡航导弹红外辐射的空间分布特性具有重要意义。首先, 以类 X-51A 高超声速巡航导弹为研究对象, 利用软件 SpaceClaim 建立高超声速巡航导弹的几何模型。其次, 基于流体力学基本守恒定律, 利用 Fluent 软件对高超声速巡航导弹外流场进行数值模拟, 获得导弹蒙皮温度和绕流场压强等分布数据。最后, 采用蒙特卡罗法对射线的辐射传递过程进行概率模拟计算, 得到类 X-51A 飞行器在典型飞行工况下的中远红外辐射强度空间分布。结果表明: 高超声速巡航导弹头部和进气道前段温度较高, 当飞行速度分别为 5 Ma 和 6 Ma 时, 蒙皮最高温度分别可达 1 177.304 K 和 1 654.08 K, 且随着飞行速度的增加, 蒙皮中红外辐射强度占比越来越大, 在 $\alpha=78.75^\circ$ 方向, 蒙皮红外辐射达到最强, 对于 5 Ma 而言, 中、远红外辐射强度分别可以达到 1.66×10^4 W/sr 和 6.0×10^3 W/sr, 而在迎头或者尾向, 其红外辐射强度要弱一些。

关键词: 高超声速巡航导弹; 流场; 蒙皮温度; 红外辐射; 蒙特卡罗法; 数值计算

中图分类号: TN219

文献标志码: A

DOI: 10.5768/JAO202546.0501003

Infrared radiation characteristics of hypersonic cruise missile scarfskin

FENG Yunsong^{1,2}, SHANG Yuanxin^{1,2}, ZHANG Jun^{1,2}, JIN Wei^{1,2}, ZHOU Changqi^{1,2}

(1. Advanced Laser Technology Laboratory of Anhui Province, College of Electronic Engineering, National University of Defense Technology, Hefei 230037, China; 2. Anhui Province Key Laboratory of Electronic Environment

Intelligent Perception and Control, College of Electronic Engineering, National University

of Defense Technology, Hefei 230037, China)

Abstract: The hypersonic cruise missile undergoes aerodynamic heating, and the scarfskin has a high temperature, generating strong infrared radiation. In order to detect and warn hypersonic cruise missile effectively, it is important to study the spatial distribution characteristics of infrared radiation of hypersonic cruise missile. Firstly, taking X-51A hypersonic cruise missile as the research object, the geometric model of hypersonic cruise missile was established by using software SpaceClaim. Secondly, based on the basic conservation law of hydrodynamics, Fluent software was used to numerically simulate the hypersonic cruise missile's outflow field, and the distribution data such as the missile scarfskin temperature and the pressure

收稿日期: 2024-08-28; 修回日期: 2025-04-27

基金项目: 基础加强计划项目 (2023-0604); 湖南省学位与研究生教学改革项目 (2024LXBZZ001); 安徽省高等学校质量工程项目 (2024DZDK015)

第一作者: 冯云松, E-mail: fyseei@163.com

around the flow field were obtained. Finally, Monte Carlo method was used to simulate the process of radiation transfer, and the space distribution of middle and far infrared intensity of X-51A aircraft under typical flight conditions was obtained. The results show that the temperature at the head and front section of the inlet of hypersonic cruise missiles is relatively high. At flight speeds of 5 Ma and 6 Ma, the maximum temperature of the skin reaches 1 177.304 K and 1 654.08 K, respectively. As the flight speed increases, the proportion of infrared radiation intensity in the skin increases. In the direction of $\alpha=78.75^\circ$, the infrared radiation intensity of the skin reaches its strongest. For 5 Ma, the infrared radiation intensity in the middle and far reaches 1.66×10^4 W/sr and 6.0×10^3 W/sr, respectively. However, in the head-on or tail direction, the infrared radiation intensity is weaker.

Key words: hypersonic cruise missile; flow field; scarf skin temperature; infrared radiation; Monte-Carlo method; numerical simulation

引言

当高超声速飞行器飞行速度大于 5 Ma 时, 其头部附近来流受到强烈压缩, 在头部周围形成激波层, 激波层内的来流动能转化为内能, 温度急剧上升, 对飞行器形成气动加热效应^[1], 飞行器蒙皮将超过发动机成为最主要的红外辐射源。因此, 研究高超声速巡航导弹蒙皮红外辐射的空间分布特性, 对高超声速巡航导弹的探测识别、红外隐身和轨迹预测等具有重要意义^[2]。

近年来, 针对高超声速动力巡航飞行器红外特征研究的难点问题, 美、欧等多家航空航天科学研究机构开展了高超声速流动非平衡态辐射和风洞测试等大量基础研究^[3-6]。国内的学者从 20 世纪 90 年代开始, 已采用多种方法对高超武器本体、绕流场和热喷高温燃气等辐射源的红外辐射特征进行了模拟计算^[7-10]。本文以类 X-51A 高超声速巡航导弹为研究对象, 建立数理模型, 基于 N-S (Navier-Stokes) 方程和重整化 $\kappa-\varepsilon$ 湍流模型, 运用 Fluent 软件数值模拟高超声速巡航导弹绕流场参量, 并利用蒙特卡罗法, 重点研究了类 X-51A 飞行器在典型飞行工况下的中远红外强度空间分布及其规律。

1 几何模型

建立 X-51A 几何模型是对其进行流场仿真的前提条件。基于反向建模技术和结构参数, 利用 SpaceClaim 软件建立 X-51A 高超声速巡航导弹的三维几何模型。X-51A 的结构参数如下^[9-10]: 模型全长 4 267 mm, 机身最大高度 565 mm, 最大宽度 580 mm, 内流道宽度 228 mm, 喉道高度 44 mm。X-51A 的头部是比较扁圆滑的“鸭嘴形”, 采用

抽样曲线绘制圆滑的曲线确定头部轮廓。X-51A 的内流道是反折式进气道, 唇口是平直延伸的, 即内流道下壁面为平面。通过对二维图形进行拉动、旋转等操作, 建立三维模型, 并建立了 4 个全动尾翼。建立的 X-51A 几何模型如图 1 所示。

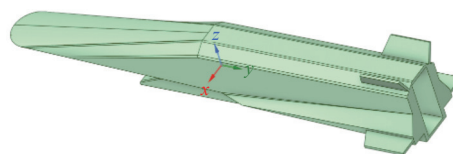


图 1 X-51A 模型等轴侧视图

Fig. 1 Equiaxial side view of the X-51A model

2 高速流场数值模拟

2.1 高速流场计算模型

在连续流假设下, 描述弹体周围气体三维流动的 N-S 方程 (包括连续方程、动量方程、能量方程) 的通用形式^[11]为

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\varphi) + \text{div}(\rho V\varphi) = \text{div}(\Gamma_\varphi \text{grad}(\varphi)) + S_\varphi \quad (1)$$

式中: t 为时间; ρ 为气流密度; V 为速度矢量; φ 为通用求解变量; Γ_φ 为有效扩散系数; S_φ 为广义源项。

湍流采用 RNG $\kappa-\varepsilon$ 模型, 湍流动能 κ 方程见式 (2), 湍流耗散率 ε 方程见式 (3)^[12]:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\kappa) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho\kappa u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\alpha_\kappa u_{\text{eff}} \frac{\partial \kappa}{\partial x_j} \right) + G_\kappa + G_b - \rho\varepsilon - Y_M + S_\kappa \quad (2)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho\varepsilon u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\alpha_\varepsilon u_{\text{eff}} \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right) + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{\kappa} (G_\kappa + C_{3\varepsilon} G_b) - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{\kappa} - R_\varepsilon + S_\varepsilon \quad (3)$$

式中: G_k 是由层流速度梯度产生的湍流动能; G_b 是由浮力产生的湍流动能; Y_M 为在可压缩湍流中,过渡的扩散产生的波动; x_i 和 x_j 为各坐标分量; u_i 为平均相对速度分量; $C_{1\varepsilon}$ 、 $C_{2\varepsilon}$ 、 $C_{3\varepsilon}$ 为经验常数; α_k 和 α_ε 分别为湍流动能 k 和耗散率 ε 对应的 Prandtl 数, u_{eff} 和 R_ε 为修正参数; S_k 和 S_ε 为自定义项。

表 1 目标飞行参数

Table 1 Target flight parameters

Parameters	Numerical value
Speed/Ma	5 or 6
Altitude/km	20
Ambient pressure/Pa	1.2×10^3
Ambient temperature/K	217

表 2 目标蒙皮物性参数

Table 2 Physical property parameters of target skin

Stats	Fluid	Solidity
Materials	Air	Aluminum
Density/($\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$)	Ideal-gas	2719
Specific heat/[J/($\text{kg} \cdot \text{K}$)]	1006.3	871
Thermal conductivity/[W/($\text{m} \cdot \text{K}$)]	0.0242	202.4

2.3 蒙皮温度分布

基于 Fluent 软件,综合考虑几何、计算资源和求解器等因素,确保计算精度和效率,对计算区域进行非结构化网格划分并优化,分别对 5 Ma 和 6 Ma 高超声速巡航导弹的流场进行迭代计算,直至收敛,获得导弹周围流体压力分布和导弹蒙皮温度场分布,如图 2 和图 3 所示。由此可知,导弹高超声速飞行时,从其“鸭嘴形”锥体头部上发出的扰动会叠加形成一个波阵面,即附体激波。激波慢慢向后延伸,当流体遇到机翼时,在其前部也形成了微弱激波,最后激波向后退化为马赫波。导弹内流道最大压力点出现在喉部凸起处,在内流道前段形成强烈的压力场,而内流道后端的空腔则压力值小,内流道前后产生巨大的压力差,从而有利于空气进入内流道,提高吸气效率。X-51A 导弹对机身周围尤其是前端的气体剧烈压缩,产生大量的热能,且空气的流动性比较大,在机身周围形成复杂的流体温度场,升温后的空气对蒙皮加热,使蒙皮温度增加,高温区域主要分布在导弹头部和进气道前段,尾翼部分温度也略微高于机身温度。当飞行速度分别为 5 Ma 和 6 Ma 时,蒙皮最小和最大温度如表 3 所示。

2.2 计算条件设置

参考赖特-帕特森空军基地气动所 HANK J 等^[13]的公开文献,以及国内研究学者^[12-14]进行仿真计算时的飞行参数设置,本文对不同飞行速度下的高超声速导弹进行仿真,仿真计算条件如表 1 和表 2 所示。

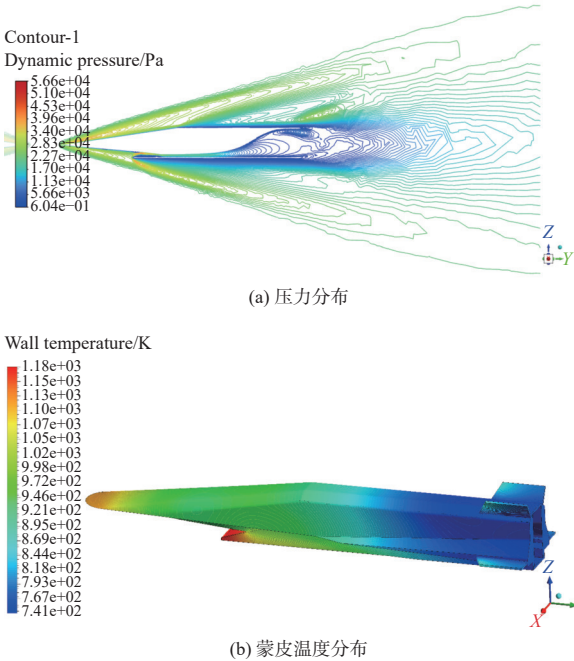
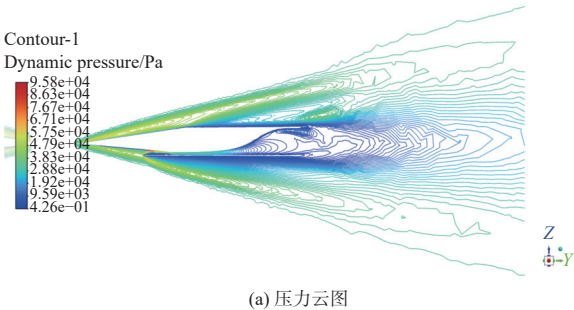


图 2 速度为 5 Ma 的导弹周围流体压力和蒙皮温度分布云图

Fig. 2 Distribution cloud map of skin temperature and fluid pressure around missile at 5 Ma



(a) 压力云图

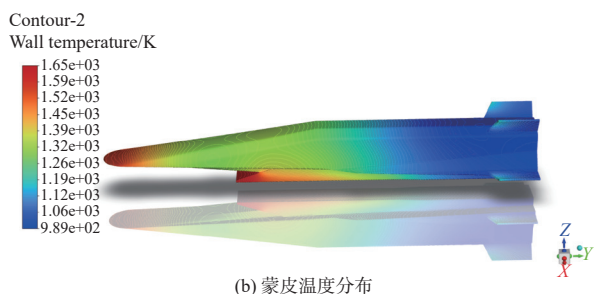


图3 速度为 6 Ma 的导弹周围流体压力和蒙皮温度分布云图

Fig. 3 Distribution cloud map of skin temperature and fluid pressure around missile at 6 Ma

表3 蒙皮最小和最大温度

Table 3 Minimum and maximum skin temperatures K

Mach number / Ma	Minimum	Maximum	Maximum temperature difference
5	741.23	1 177.30	436.07
6	989.02	1 654.08	665.05

3 红外辐射特性数值计算

3.1 蒙特卡罗数值计算方法

蒙特卡罗法通过将辐射场离散化为单个光束来直接求解辐射传递方程, 对光束在空间和时间上的发射、吸收和散射进行随机采样, 可得出对传递方程解的统计近似值, 是解决红外辐射问题的一个非常有效的手段。它具有精度高、收敛快、不依赖于初始条件等优点, 被广泛应用于热辐射计算领域^[15-16]。基于蒙特卡罗法^[17]计算高超声速巡航导弹蒙皮红外辐射空间分布的流程如下: 1) 根据前文流场仿真数据, 得到导弹蒙皮的小面元总数 I 以及每个小面元的法向量、面积、温度; 2) 确定空间上的一个辐射接收面和每个辐射小面元的辐射射线数量 N , 然后选择一个辐射小面元 i , 计算小面元的辐射能量 E ; 3) 选取小面元 i 上一个点作为发射点 P_0 , 然后小面元以 P_0 为端点向半球空间中随机发射 N 条射线, 每条射线携带的能量都相同, 即为 $e=E/N$, 并判断每条射线与辐射接收面是否相交; 4) 通过统计与接收面相交的射线数量, 即可计算出该小面元 i 对接收面辐射的能量; 5) 依次循环蒙皮上的所有小面元, 即可得出蒙皮对该空间接收面的辐射能量^[18]。当产生的射线数量足够多时, 可以得到统计上有意义的结果, 可依此法循环统计所有接收面, 即可得到蒙皮红外辐射的空间分布, 具体计算流程如图4所示。

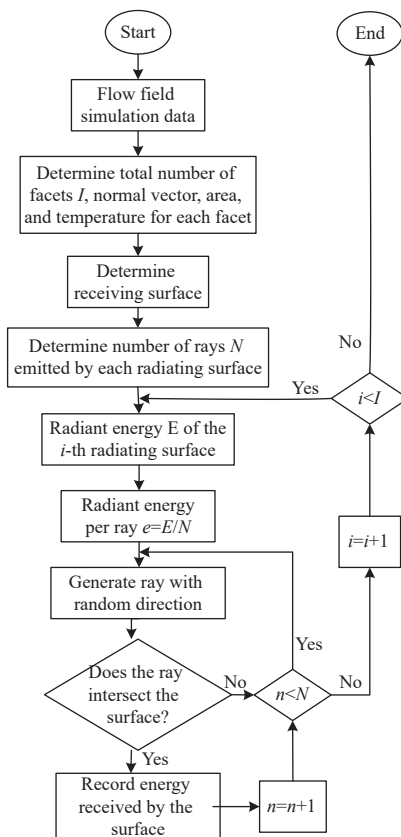


图4 蒙特卡罗法计算辐射流程

Fig. 4 Flow of infrared radiation calculation by Monte Carlo method

3.2 红外辐射计算

利用蒙特卡罗法求解热辐射, 其关键是确定辐射面和接收面之间的角系数。在采用蒙特卡罗方法研究辐射角系数时, 使射线落在任何假想接收面上都将被完全吸收。如果判断射线与接收面相交, 即认为射线携带的能量全部被接收面吸收。任一辐射小面元随机产生 N 条能量射线, 该面上每条射线携带的能量相同, 落在接收小面元上的射线数量为 n_i , 则该辐射小面元对接收小面元的角系数 F_i 为

$$F_i = \frac{n_i}{N} \quad (4)$$

高超声速导弹蒙皮表面为灰体辐射, 其发射率 $\varepsilon=0.8$ ^[14]。根据热辐射的基本定理, 可以得到辐射小面元对接收小面元在某光谱波段范围内的热辐射能量为

$$Q_i = F_i A_i \varepsilon \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} M_{\text{abb}}(\lambda) d\lambda = F_i A_i \varepsilon \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \frac{c_1}{\lambda^5 (e^{\frac{c_2}{\lambda T}} - 1)} d\lambda \quad (5)$$

式中: $c_1=3.7415 \times 10^8 \text{ W} \cdot \mu\text{m}^4/\text{m}^2$, 称为第一辐射常数; $c_2=1.438769 \times 10^4 \mu\text{m} \cdot \text{K}$, 称为第二辐射常数; $M_{\text{abb}}(\lambda)$ 为黑体光谱辐射出射度; T 为辐射小面元的温度;

A_i 为辐射小面元的面积; $\lambda_1 \sim \lambda_2$ 为波段范围。

设导弹与接收面之间的距离为 R , 接收小面元的面积为 A_j , 则接收小面元的立体角为

$$\Omega_j = \frac{A_j}{R^2} \quad (6)$$

辐射源在某一方向上的辐射强度 I_i , 即为辐射源在包含该方向的单位立体角内所发出的辐射能量, 则辐射小面元在接收小面元方向上的辐射强度为

$$I_i = \frac{Q_i}{\Omega_j} = \frac{Q_i R^2}{A_j} \quad (7)$$

导弹蒙皮表面在接收小面元方向的辐射强度为

$$I = \sum I_i \quad (8)$$

在 4π 空间, 计算所有接收小面元方向的辐射能量和辐射强度, 即可得到 X-51A 高超声速巡航导弹蒙皮红外辐射的空间分布。

3.3 计算结果与分析

基于前文的蒙特卡罗法, 假设一个辐射小面元随机产生 $N=1\,000$ 条辐射线, 计算 X-51A 高超声速巡航导弹分别以 5 Ma 和 6 Ma 速度飞行时, 导弹蒙皮在 $3\,\mu\text{m} \sim 5\,\mu\text{m}$ 和 $8\,\mu\text{m} \sim 14\,\mu\text{m}$ 波段的红外辐射强度空间分布, 如图 5 和图 6 所示。中远红外辐射强度空间分布趋势基本一致, 但是 $3\,\mu\text{m} \sim 5\,\mu\text{m}$ 波段的红外辐射强度大于 $8\,\mu\text{m} \sim 14\,\mu\text{m}$ 波段的红外辐射强度, 在 5 Ma 时, 最大值比值为 2.8, 在 6 Ma 时, 最大值比值达 4.7, 也就是说, 随着飞行速度的增加, 高超飞行器的中红外辐射强度占比越来越大。为了更直观地描述导弹蒙皮红外辐射强度的变化规律, φ 取固定值, 随着 θ 从 -90° 至 90° 变化, 也就对应着图 7 和图 8 中 α 从 0° 至 180° 的变化, 辐射强度先增大, 后减小, 在 $\alpha=78.75^\circ$ 方向达到最大值, α 继续增大, 在 $\alpha=180^\circ$ 附近辐射强度达到最小, 也就是说, 几乎在导弹的垂直方向, 其红外辐射强度达到最大, 而在导弹的头部或者尾向达到最小, 如表 4 所示。这是因为在垂直方向的导弹投影面积大, 而在尾向的投影面积小造成的。经验证, 在 $N=1\,000$ 时, 计算结果收敛, 保证了计算精度。

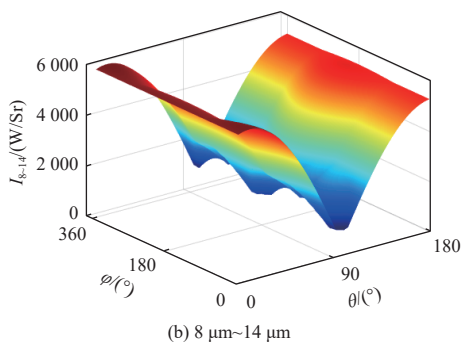
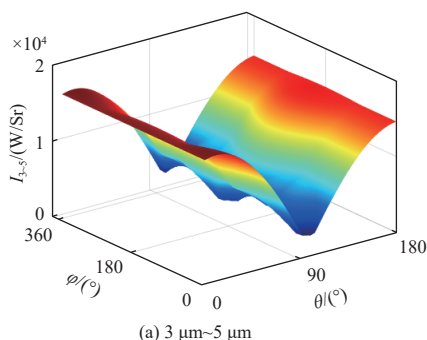


图 5 5 Ma 导弹蒙皮红外辐射强度空间分布

Fig. 5 Spatial distribution of infrared radiation intensity of missile skin at 5 Ma

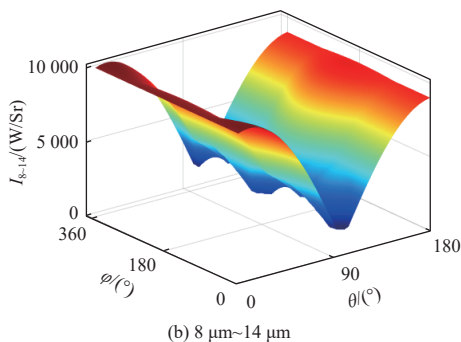
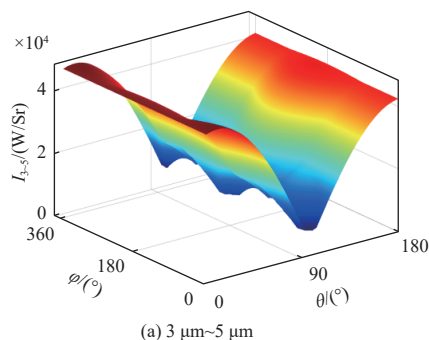
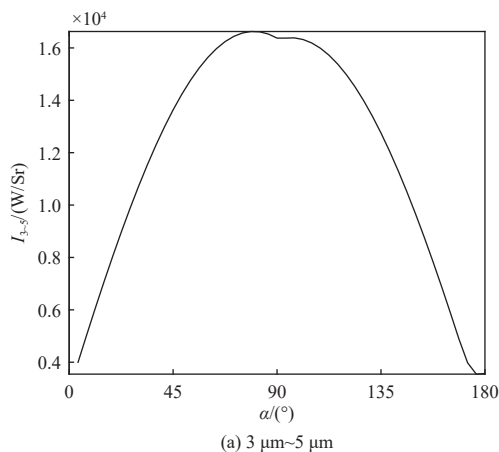


图 6 6 Ma 导弹蒙皮红外辐射强度空间分布

Fig. 6 Spatial distribution of infrared radiation intensity of missile skin at 6 Ma



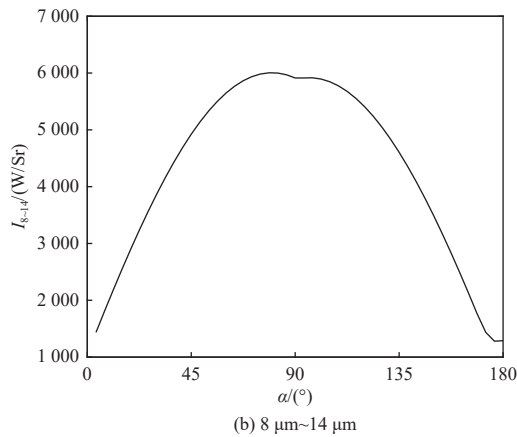


图7 5 Ma 导弹垂直平面内蒙皮红外辐射强度分布

Fig. 7 Distribution of skin infrared radiation intensity in vertical plane of missile at 5 Ma

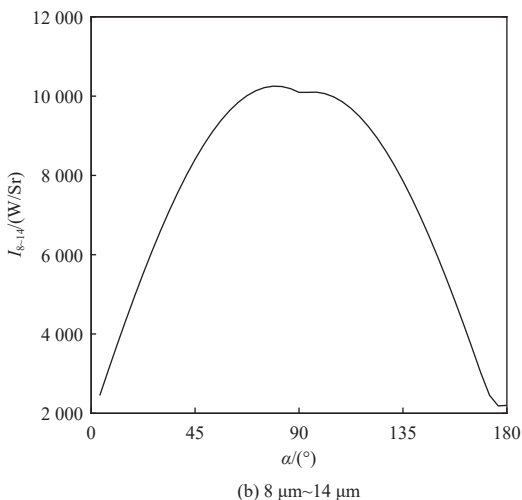
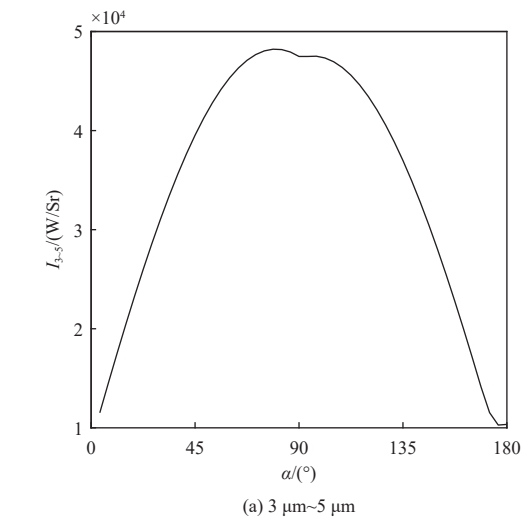


图8 6 Ma 导弹蒙皮上半球空间垂直平面内中远红外辐射强度分布

Fig. 8 Distribution of skin infrared radiation intensity in vertical plane of missile at 6 Ma

表4 不同马赫数时辐射强度极值

Table 4 Extreme values of radiation intensity at different Mach numbers

速度/Ma	3 μm~5 μm		8 μm~14 μm	
	$I_{\min}$ (W/sr)	$I_{\max}$	$I_{\min}$	$I_{\max}$
5	3.54×10^3	1.66×10^4	1.28×10^3	6.0×10^3
6	1.03×10^4	4.82×10^4	2.19×10^3	1.03×10^4

4 结论

本文针对类 X-51A 高超声速飞行器, 建立了高超声速巡航导弹的数理模型, 并基于 Fluent 软件数值模拟了高超声速巡航导弹外流场, 得到导弹蒙皮温度场分布数据, 在此基础上, 利用蒙特卡罗法对射线的辐射传递过程进行概率模拟计算, 得到了类 X-51A 飞行器在典型飞行工况下不同探测方向的中远红外辐射强度分布。飞行器蒙皮表面温度分布趋势以及中红外辐射强度 (10^4 W/sr 量级)、远红外辐射强度 (10^3 W/sr 量级) 的计算结果均与文献 [7,12] 较吻合, 验证了本文关于高超声速巡航导弹红外特征计算模型合理有效, 并得出以下结论。

1) 高超声速导弹高速飞行时, 剧烈压缩周围空气, 产生大量的热能, 升温后的空气对蒙皮加热, 使蒙皮温度增加, 高温区域主要分布在导弹头部和进气道前段, 尾翼部分温度也略微高于机身温度。

2) 导弹蒙皮在 3 μm~5 μm 和 8 μm~14 μm 波段的红外辐射强度空间分布趋势基本一致, 但是 3 μm~5 μm 波段的红外辐射强度大于 8 μm~14 μm 波段的红外辐射强度, 且随着飞行速度的增加, 高超飞行器的中红外辐射强度占比越来越大, 因此选择 3 μm~5 μm 波段则更有利于对高超声速导弹的探测。

3) 蒙皮温度、方向投影面积和探测距离等均是影响蒙皮红外辐射空间分布强弱变化的重要因素, 因此, 在近乎垂直弹体的方向上, 高超声速导弹蒙皮红外辐射较强, 而在迎头或者尾向, 其红外辐射强度要弱一些。

这些结论揭示了高超声速导弹红外辐射特性, 明确高温区域、不同波段辐射强度差异及关键影响因素, 为高超声速导弹的探测与反制提供理论依据, 也为导弹隐身设计优化指明方向, 对提升相关攻防技术水平具有重要指导意义。

参考文献:

- [1] 张利嵩, 俞继军. 高超声速飞行器热防护技术[M]. 北京: 科学出版社, 2021.
ZHANG Lisong, YU Jijun. Thermal protection technology of hypersonic vehicle[M]. Beijing: Science Press, 2021.
- [2] 桂业伟, 唐伟, 杜雁霞, 等. 临近空间高超声速飞行器热安全[M]. 北京: 国防工业出版社, 2019.
GUI Yewei, TANG Wei, DU Yanxia. Thermal safety issues of near-space hypersonic vehicles[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2019.
- [3] JAVAID K H, SERGHIDES V C. Airframe-propulsion integration methodology for waverider-derived hypersonic cruise aircraft design concepts[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2005, 42(4): 663-671.
- [4] KIM G, KANG Y C, WOO J, et al. Efficient prediction of the temperature history of a hypersonic vehicle throughout the mission trajectory with an aerodynamic thermal load element[J]. *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, 2020, 21(2): 363-379.
- [5] PURWAR A, BASU B. Thermo-structural design of ZrB₂-SiC-based thermal protection system for hypersonic space vehicles[J]. *Journal of the American Ceramic Society*, 2017, 100(4): 1618-1633.
- [6] DI CLEMENTE M, RUFOLO G, IANIRO A, et al. Hypersonic test analysis by means of aerothermal coupling methodology and infrared thermography[J]. *AIAA Journal*, 2013, 51(7): 1755-1769.
- [7] 石安华, 李海燕, 石卫波, 等. 临近空间高超声速巡航飞行器红外特征[J]. 兵工学报, 2022, 43(4): 796-803.
SHI Anhua, LI Haiyan, SHI Weibo, et al. Infrared radiation feature of near space hypersonic cruise vehicle[J]. *Acta Armamentarii*, 2022, 43(4): 796-803.
- [8] 戚均恺, 董士奎. 典型高超声速目标辐射特性研究[J]. 战术导弹技术, 2021(5): 17-28.
QI Junkai, DONG Shikui. Study on radiation characteristics of typical hypersonic targets[J]. *Tactical Missile Technology*, 2021(5): 17-28.
- [9] 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): 1204001-1-8.
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): 1204001-1-8.
- [10] 傅杨奥骁, 江涛, 刘庆宗, 等. 高超声速飞行器热喷高温燃气红外辐射特性数值模拟[J]. *红外与激光工程*, 2022, 51(10): 20220023-1-10.
FU Yang'aoxiao, JIANG Tao, LIU Qingzong, et al. Numerical simulation of infrared radiation characteristics of hot jet high temperature gas for hypersonic vehicle[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2022, 51(10): 20220023-1-10.
- [11] CUMMINGS R M. Numerical simulation of hypersonic flows[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2014, 52(1): 15-16.
- [12] 牛青林, 李强, 高文强, 等. 类 X-51A 飞行器被动巡航状态红外辐射特性研究[J]. 兵器装备工程学报, 2021, 42(9): 45-49.
NIU Qinglin, LI Qiang, GAO Wenqiang, et al. Study on infrared radiation characteristics of X-51A type hypersonic vehicle under cruising state[J]. *Journal of Sichuan Ordinance*, 2021, 42(9): 45-49.
- [13] HANK J, MURPHY J, MUTZMAN R. The X-51A scramjet engine flight demonstration program[C]//15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Virginia, USA: AIAA, 2008: 2540.
- [14] 周方方, 张二磊, 陈宜峰. 临近空间高超声速飞行器红外特性建模仿真[J]. 红外技术, 2017, 39(8): 746-750.
ZHOU Fangfang, ZHANG Erlei, CHEN Yifeng. Infrared simulation of near space hypersonic vehicle[J]. *Infrared Technology*, 2017, 39(8): 746-750.
- [15] BONIN J, MUNDT C. Full three-dimensional Monte Carlo radiative transport for hypersonic entry vehicles[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2018, 56(1): 44-52.
- [16] MACDONALD C, ARRIDGE S, POWELL S. Efficient inversion strategies for estimating optical properties with Monte Carlo radiative transport models[J]. *Journal of Biomedical Optics*, 2020, 25(8): 085002.
- [17] 张坤, 陈海清, 廖兆曙, 等. 红外光源辐射特性的蒙特卡罗模拟[J]. 激光与红外, 2010, 40(5): 491-495.
ZHANG Kun, CHEN Haiqing, LIAO Zhaoshu, et al. Monte Carlo simulation for the radiation characteristics of infrared light source[J]. *Laser & Infrared*, 2010, 40(5): 491-495.
- [18] 刘硕, 朱希安, 厉夫兵. 弹头包络目标辐射传递系数的蒙特卡罗计算[J]. 战术导弹技术, 2018(3): 44-52.
LIU Shuo, ZHU Xi'an, LI Fubing. Monte Carlo calculation of radiation transfer coefficient of warhead envelope target[J]. *Tactical Missile Technology*, 2018(3): 44-52.