

高速滑翔目标点源红外辐射特征模拟及可探测性分析

牛青林¹, 杨霄¹, 陈彪¹, 贺志宏¹, 刘连伟^{1,2}, 董士奎^{1*}

- (1. 哈尔滨工业大学 工信部空天热物理重点实验室, 黑龙江 哈尔滨 150001;
2. 中国洛阳电子装备试验中心, 河南 洛阳 471003)

摘要:文中对天基和地基两种观测平台下高超声速滑翔飞行器的点源红外可探测性进行了分析;通过双温度模型的 N-S 方程和气固耦合模型获得流场参数和壁面温度,并基于逐线法获得气体的物性参数;基于视在光线法求解辐射传输方程来获得 HTV-2 飞行器的点源本征辐射特性,并考虑大气透过率、背景以及路径辐射参数下计算不同平台的可探测性。结果表明:目标的中长波辐射强度强烈依赖于本体辐射,气体辐射可以忽略;3~5 μm 谱带内的本征辐射较 8~12 μm 高近一个量级;在固定探测器灵敏度(10^{-12} W/cm²)下,最大探测距离强烈依赖于波段和探测角度。3~5 μm 谱带内地基和天基观测的理想最大探测距离分别为 450 km 和 1 450 km,8~12 μm 谱带分别为 300 km 和 550 km。

关键词: HTV-2; 探测距离; 红外辐射; 高超声速; 热力非平衡

中图分类号: TN219 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3788/IRLA201847.1104001

Infrared radiation characteristics and detectability analysis of point source based on high-speed sliding

Niu Qinglin¹, Yang Xiao¹, Chen Biao¹, He Zhihong¹, Liu Lianwei^{1,2}, Dong Shikui^{1*}

- (1. Key Laboratory of Aerospace Thermophysics, Ministry of Industry and Information Technology, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China;
2. China Luoyang Electronic Equipment Testing Center, Luoyang 471003, China)

Abstract: Detection distances of the hypersonic aircraft based on a point source infrared detectability were predicted under the ground-based and space-based observation platforms. Two-temperature N-S equations were solved and the fluid-solid conjugation heat transfer technique were used for calculations of the surface temperature. Absorption coefficients of species were evaluated by the line-by-line method, and the radiative transfer equation was solved with the line-of-sight method to obtain intrinsic radiation characteristics of the HTV-2 type vehicle. The detectability of the two platforms was calculated considering the atmospheric transmittance, background and path radiation parameters. Results show that the radiation intensity of the target is determined by surface emissions comparing with the gas radiation. The intensity integrated within the 3-5 μm band is high nearly an order of magnitude than that within the 8-12 μm band. Under the condition of a constant sensitivity, the maximum detection range is

收稿日期:2018-06-13; 修订日期:2018-07-17

基金项目:国家自然科学基金(51576054)

作者简介:牛青林(1987-),男,博士生,主要从事高速目标辐射现象学方面的研究。Email: qinglinniu@163.com

导师简介:董士奎(1972-),男,教授,博士生导师,主要从事目标与背景光辐射特性建模与仿真方面的研究。Email: dongsk@hit.edu.cn

strongly dependent on the spectral regions and observation angles. The maximum detection distances under ground-based and space-based stations are 450 km and 1 450 km for the 3–5 μm band, and 300 km and 550 km for the 8–12 μm band, respectively.

Key words: HTV-2; detection distance; infrared radiation; hypersonic flows; thermal nonequilibrium

0 引言

一种有别于传统弹道导弹并作为可在临近空间做长时间高速滑翔的新型乘波体飞行器,因其兼备高的机动性能、小的雷达散射面积和优越的突防能力,近年来被多国航天机构所青睐。最具代表性的是 FALCON 项目的第二代高超声速飞行器 HTV-2。据报道,其最大飞行马赫数可达 20 Ma 以上,并可执行全球快速打击任务。因此,依据红外辐射特征对该类飞行器进行跟踪、探测、识别和诊断势必成为高效的技术手段之一。

当飞行器以高超声速在大气层内飞行时,由于对周围空气强烈的压缩和摩擦作用,会在本体周围形成高温绕流场,流场内会伴随着空气组分的离解、电离、复合和光化学反应等复杂的物理化学和辐射跃迁过程^[2],这些复杂的流动现象会导致飞行器周围和尾迹气体的热力学性质发生变化,会产生光辐射效应。高温气体会对飞行器壁面进行加热作用,使得高温本体壁面会发出强烈的辐射^[3]。这些辐射信号会由经大气衰减后被红外探测器系统接收,并依据光学系统自身的灵敏度对目标和背景的信噪比进行区别从而实现探测目的。

目前对高超声速飞行器的红外探测特性研究以 NASA 为代表开展了诸多观测实验,最为典型的为对高马赫飞行的航天飞机返回过程中的近、中红外特性开展了系列研究^[4-6]。红外辐射计算方面以美国兰利研究中心的 Johnston^[7]、防御分析中心的 Levin^[8]、密西根大学的 Boyd^[9]和俄罗斯科学院的 Surzhikov^[10]为代表对载人飞船的辐射特性进行了气动、热力学和辐射特性等方面的模型改进和数值验证研究。对于高超声速滑翔体的辐射特性以及可探测性研究鲜有报道。

对临近空间高超声速飞行器的可探测性分析是一个极其复杂的问题,需要解决的问题包括:高温高温流场、壁面温度、气体辐射物性参数、几何关系、

辐射传输、大气背景、作用距离等问题。涉及到流体力学、量子力学、光谱学等多个学科,以及非平衡热力学、跃迁辐射等多种物理化学过程,数学模型复杂,算法实现困难,对数值计算提出很大的挑战。文中以类 HTV-2 飞行器为研究对象,开展了红外辐射计算的建模与仿真,并对不同探测平台下基于点源红外信号的可探测距离进行计算。

1 物理模型

1.1 目标流场及壁面温度场计算

在连续流假设下,通过对三维形式的 N-S 方程增加组分输运项和化学反应动力方程,可以表征高温空气中各种组分的含量及化学反应的能量转化过程。流动控制方程可写为:

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} + \frac{\partial G}{\partial z} = \frac{\partial E_v}{\partial x} + \frac{\partial F_v}{\partial y} + \frac{\partial G_v}{\partial z} + S \quad (1)$$

式中: U 为守恒变矢量; E 、 F 和 G 为三个对流通量; E_v 、 F_v 和 G_v 为黏性通量; S 为源项; t 为时间; x 、 y 和 z 分别为坐标。

对于较高高度飞行的高超声速飞行器流动,需要考虑因内能松弛时间引起的振动温度,电子温度与平动温度和转动温度的差异,即热力学非平衡效应。通常,在简化情况下,可以用双温度模型来描述,即认为平动能和转动能由平动-转动温度来表示,而振动能和电子势能由振动-电子温度来表示^[11]。此时,振动能源项可由松弛项和反应能量项来表征^[12]:

$$\dot{\omega}_{int} = \sum_{i=1}^{N_s} \frac{\rho_i [e_{int}^*(T) - e_{int,i}(T_{vib})]}{\langle \tau_{int,i} \rangle} + \sum \dot{\omega}_i e_{int,i} \quad (2)$$

当飞行器在大气中高速飞行时,部分空气会随着温度的升高而发生复合、离解、和电离等化学反应。为描述化学反应速率,文中采用有限速率化学反应模型。对单个化学反应而言,组分 i 的质量变化率即为单独某一化学反应造成的密度改变,表示为:

$$\dot{\omega}_i = (v_i'' - v_i') \left[k_f \prod_{l=1}^{N_r} \left(\frac{\rho_l}{W_l} \right)^{v_l} - k_b \prod_{l=1}^{N_r} \left(\frac{\rho_l}{W_l} \right)^{v_l'} \right] W_i \quad (3)$$

式中： v_i' 和 v_i'' 分别表示第*i*个基元反应中反应物和生成物的当量系数； W_j 为组分*j*的分子量。正、逆反应速率常数 k_f, k_b 通过 Arrhenius 公式来确定：

$$k_f = A \exp(-E_a / R_u T_c) \quad (4)$$

式中： A 为频率因子，表征化学反应速率系数的总碰撞频率； E_a 为活化能； R_u 为气体的普适系数； T_c 为控制温度。

气动热流作用在飞行器表面上，在不考虑烧蚀方式减小壁面静热流时，其热流主要通过传导加热蒙皮和辐射到外界的方式达到平衡。在结构内部的热传导可表达为^[13]：

$$\frac{\partial T_s}{\partial t} = \frac{\lambda_s}{\rho_s c_s} \left(\frac{\partial^2 T_s}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T_s}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 T_s}{\partial z^2} \right) \quad (5)$$

式中： T_s 为结构温度； ρ_s 和 c_s 为结构密度和比热； λ_s 为导热系数。壁面温度计算可表达为：

$$-\lambda_g \nabla T_g \cdot \hat{n}_g = -\lambda_s \nabla T_s \cdot \hat{n}_s + \varepsilon \sigma T_s^4 \quad (6)$$

基于有限体积方法，通过隐式格式迭代求解粘性 N-S 方程，采用剪切应力输运(SST)两方程湍流模型^[14]。化学反应模型利用 Park 7 组分 48 化学反应模型^[15]。粘性系数和热传导系数通过分子运动论求得且扩散系数采用有效二元扩散法^[16]。采用具有激波与接触间断的高分辨率、无需熵修正的对流迎风分裂 Liu's AUSM 上风格式^[17]进行空间离散。

1.2 目标点源光谱辐射计算方法

高速飞行器在飞行状态不同时，绕流场各点的参数和热力学状态差异较大，与之相伴的光辐射机制，既包括束缚-束缚跃迁、束缚-自由跃迁、自由-自由跃迁，也可能包括化学反应发光辐射。对激波绕流场内的高温气体而言，在不考虑大气痕量组分辐射外，红外波段以 NO 振转跃迁红外辐射为主^[18]。异核双原子分子 NO 具有一个振动基态 $\omega_1 = 1876 \text{ cm}^{-1}$ ，形成对应的振转谱带的中心波长为 $5.3 \text{ }\mu\text{m}$ 。

在气体的吸收带内，吸收谱线与谱线之间会发生部分重叠。对于同一气体，其在波数 η 处光谱吸收系数 κ_η 等于各相互重叠谱线在波数 η 处的线吸收系数 $\kappa_{\eta, i}$ 之和^[19]，即：

$$\kappa_\eta = \sum_i \kappa_{\eta, i} = \sum_i S_i F(\eta - \eta_{0, i}) N \quad (7)$$

式中： κ_η 为吸收系数； $F(\eta - \eta_{0, i})$ 为谱线线型函数； $\eta_{0, i}$

为计算域内第*i*条谱线中心处的波数； S_i 为标准化是单个分子的谱线积分强度，获取于 HITEMP 数据库^[20]； N 为分子数密度。

由于激波层内的组分均为气相，不存在粒子散射问题，因此在引入光学厚度 $\tau_\lambda = \kappa_\lambda L$ 下，辐射传输方程简化为^[21]：

$$\frac{dI_\lambda(\tau_\lambda)}{d\tau_\lambda} = -I_\lambda(\tau_\lambda) + I_{b\lambda}(\tau_\lambda) \quad (8)$$

因此，辐射传输方程可通过视在光线法计算求解。壁面辐射符合普朗克定律，文中仅考虑固定发射率($\varepsilon = 0.85$)的情况。此时，壁面网格处的辐射作为辐射传输计算的初值。

1.3 探测距离计算方法

当目标距离红外探测系统较远时可将目标视为点源。在探测波段内，目标在红外系统入瞳上总的辐照度是目标本体辐射经大气衰减后到达入瞳的辐照度和目标所张立体角内路径辐射在入瞳上的辐照度的和，表达式为：

$$E_t = \frac{\int_{\lambda_1}^{\lambda_2} [I_\lambda \tau(\lambda, R) + I_{\text{path}, \lambda} A_t] d\lambda}{R^2} \quad (9)$$

式中： R 为目标与探测器间的距离； I_t 为 $\lambda_1 \sim \lambda_2$ 波段内目标总辐射强度； I_{path} 为目标到探测器入瞳之间的路径辐射亮度； A_t 为目标观测方向上总的可见面积； $\tau(\lambda, R)$ 为传输距离是 R 时的大气光谱透过率。

考虑大气背景噪声，并认为背景完全充满探测器单元，依据点目标的作用距离计算采用信噪比(SNR)模型和目标与背景在入瞳上的辐照度差关系，可得探测器探测距离表达为^[22]：

$$R = \left\{ \frac{\int_{\lambda_1}^{\lambda_2} [I_\lambda \tau(\lambda, R) + I_{\text{path}, \lambda} A_t - I_{\text{bg}, \lambda} A_t] d\lambda}{\text{SNR} \cdot \text{NEFD}} \right\}^{1/2} \quad (10)$$

式中： NEFD 为红外系统的噪声等效辐照度，即系统的灵敏度； $I_{\text{bg}, \lambda}$ 为大气背景光谱辐射亮度。

2 模型验证

为了验证壁面温度预测的可靠性，选取参考文献[23]公布的风洞试验数据进行对照。相关计算参数保持与文献一致，获得的壁面温度在图 1 中给出。图 2 给出了采用逐线法计算的 NO 光谱发射率与试验^[24]对照结果。综上，通过与参考文献的对照验证了文中数值计算的可靠性。

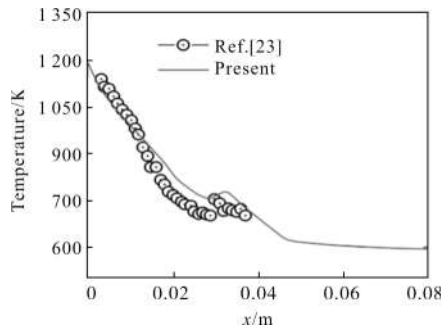


图 1 壁面温度验证

Fig.1 Validation of surface temperature

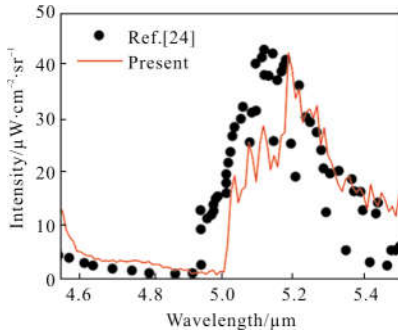


图 2 NO 物性参数验证

Fig.2 Validation of physical parameter of NO

3 结果分析

3.1 计算模型

文中以类 HTV-2 气动外形的飞行器为研究对象,通过参考文献[25]选取机身长为 3.54 m,翼展 2.2 m,尾部高 0.88 m,尾部平行段长为 0.65 m,飞行器的机身半锥角为 25°。依据模型的对称性,为降低计算量选取 1/2 计算域进行分块结构化网格划分。考虑到计算花费以及网格满足无关性要求,在壁面法向以及激波层出现区域进行网格加密处理,壁面处 $y^+ \approx 10$ 。最后网格数目为 480 万。飞行器的网格分为流体域和本体域两部分,其中本体域网格分布见图 3。

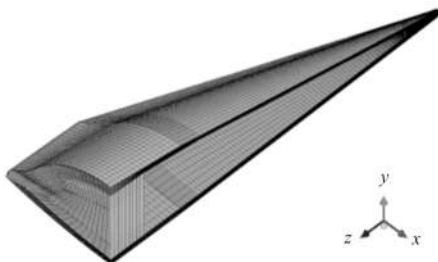


图 3 类 HTV-2 飞行器本体区网格

Fig.3 Grids in HTV-2 structure domain

依据典型飞行器的飞行走廊^[26]以及 HTV-2 飞行弹道的优化参数^[27],文中选取 50 km、17 Ma 作为计算工况,其对应的大气参数见表 1。

表 1 类 HTV-2 飞行器 50 km 弹道点参数

Tab.1 Computed trajectory point at altitude of 50 km for the HTV-2 type vehicle

$U/\text{km} \cdot \text{s}^{-1}$	Ma	P/Pa	T/K
5.60	17.0	79.78	270.7

3.2 流场参数与壁面温度分布

图 4 给出了 50 km 工况下的流场参数分布云图。从图中可见高温区主要集中在飞行器头部激波层和尾流区域,尾流区域由于飞行器上下表面高温激波层交汇。在激波层和尾流区域,气体温度高达几千度(通常 4 000~6 000 K 之间时)会使得空气组元发生部分电离形成 NO。因此,在图 4(c)中可看到较为明显的 NO 生成,其质量分数达到 10^{-2} 量级。由于飞行器速度高达 17 Ma,而 50 km 高度下大气环境的平均分子自由程较低空大气又明显的增大,这将导致此类流动出现化学非平衡和热力非平衡效应。图 5 中可明显看到,在滞止线上振动温度达 4 500 K,与平动温度有明显差异,表明存在明显的热力非平衡效应。

图 6 给出了壁面温度分布云图。图中可知,高温区域分布在飞行器的头部和前缘区域。在飞行器腹部、背部和后掠翼区域壁温相对较低,壁面最高温度达到 2 100 K,根据参考文献[1]的报道,该温度范围满足耐热材料的极限温度。

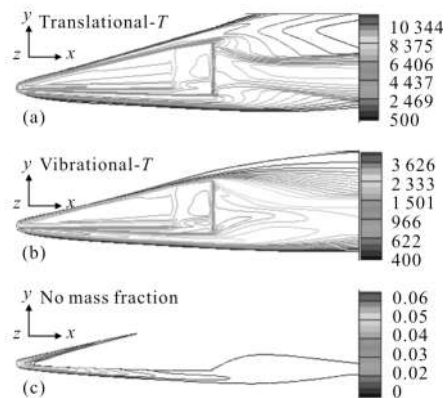


图 4 对称面上流场参数分布

Fig.4 Flow field parameters on the symmetry plane

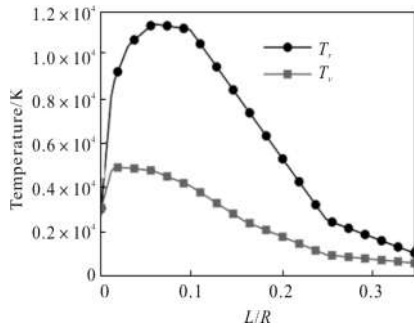


图 5 沿滞止线上温度分布

Fig.5 Temperature profiles along the stagnation streamline

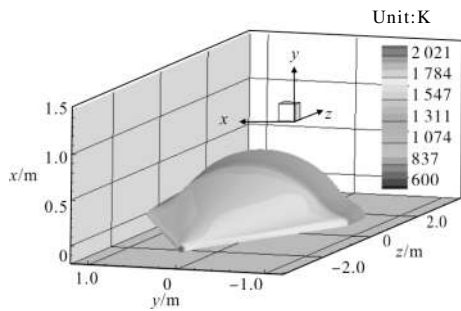


图 6 壁面温度分布云图

Fig.6 Contours of surface temperatures

3.3 目标本征辐射

图 7 给出了本体光谱辐射强度曲线。从图 7 中可知,几种观测角度下的光谱强度曲线中,俯视探测强度最大,仰视次之且略高于侧视和前视观测。这是由于随着探测角度的不同,飞行器的可见表面积和对应的温度分布会有所不同。俯视观测角度下,高温部分以及可见面积较高,即有效辐射能力最强。图 8 给出了绕流场 NO 气体的辐射光谱,其辐射强度峰值相对于本体辐射而言依然要低几个量级。因此,目标的辐射强度强烈依赖于本体辐射。

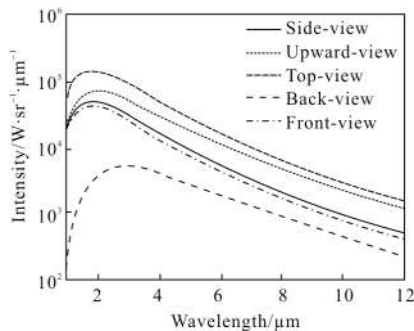


图 7 不同观测角度下本体辐射光谱

Fig.7 Intrinsic spectral radiation at different observation angles

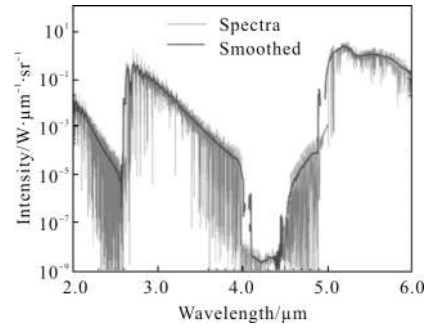
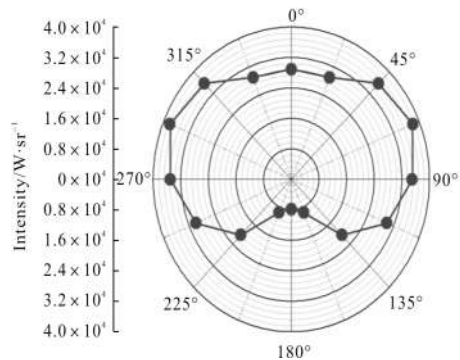


图 8 俯视观测下,NO 气体的辐射光谱

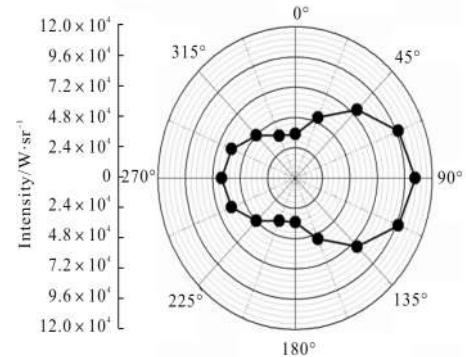
Fig.8 Spectral intensity of NO species in the top view

为了探究不同观测角度下本体的本征辐射特征,文中仅考虑两种垂直于飞行器对称面的圆形轨道面面的情形,即(1)规定绕图 7 中的 z 轴旋转为探测面 1 且与 x 轴夹角定义为 Φ ; (2) 规定绕 y 轴旋转为探测轨道 1 且与 z 轴夹角定义为 θ 。文中分别以 22.5° 的间隔计算两个探测面上的本体辐射强度。图 9(a)和图 9(b)分别给出了轨道 1 和轨道 2 探测角



(a) 探测面 1

(a) Detection surface 1



(b) 探测面 2

(b) Detection surface 2

图 9 3~5 μm 谱带的强度分布

Fig.9 Intensity distribution of 3~5 μm spectral bands

度下 3~5 μm 谱带的强度分布。由图可得,在探测面 1 角度下,斜前侧视($\theta=67.5^\circ$ 和 $\theta=295.5^\circ$)角度下辐射强度最强,后视观测强度最弱,这是由于后视观测角度下,飞行器的底部温度较低且前端和翼缘高温区域被尾部遮挡的缘故。在探测面 2 下可明显看到,俯视观测($\Phi=90^\circ$)角度下的辐射强度最强。8~12 μm 谱带辐射强度与 3~5 μm 谱带分布规律类似且较后者低近一个量级,在文中未给出插图。由此可知,不同的观测角度接收到的不同谱带内飞行器本体本征辐射强度差异较大。

3.4 可探测距离分析

为探究地基观测平台和天基卫星观测平台下的最大探测距离,文中计算不同传输方向的大气透过率、大气背景辐射以及大气路径辐射选取的参数和模型如下:1976 年美国标准大气模型,地表的反射率模型为海洋,气溶胶模型为海军海洋模型;红外传感器灵敏度取为 10^{-12} W/cm²;天基平台探测距离计算时选取探测波段为 MWIR(3.0~5.0 μm)和 LWIR(8.0~12.0 μm);大气吸收波段选取 2.7 μm 和 4.3 μm 波段;信噪比取为 $SNR=5.0$ 。考虑地球曲率半径($R_e=6\ 371$ km)的影响,50 km 飞行高度下地基平台理论可探测距离最大值为 799.7 km。天基平台探测时,选取探测器正俯视目标时的方向为探测方向。

图 10 给出了地基观测平台下,两个探测面内不同探测角度下 3~5 μm 和 8~12 μm 波段的最大探测距离分布曲线。由图 10(a)可知,在探测面 1 内,最大探测距离发生在 $\theta=67.5^\circ$ 和 $\theta=295.5^\circ$ 角度下,对 3~5 μm 波段其值达到 340 km,8~12 μm 波段为 200 km。对于($\theta=180^\circ$)后向观测,两个波段对应的最大探测距离分别为 200 km 和 140 km,且明显低于其他探测角度。图 10(b)中,在探测面 2 内,最大理想探测距离发生在 $\Phi=90^\circ$ 角度下,3~5 μm 和 8~12 μm 波段的最大探测距离分别为 1 450 km 和 550 km。

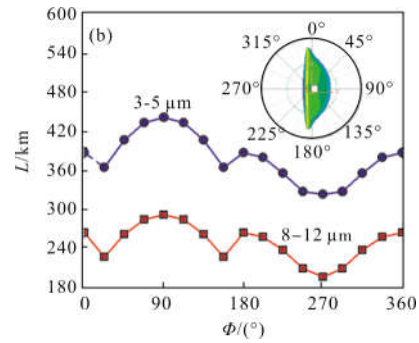
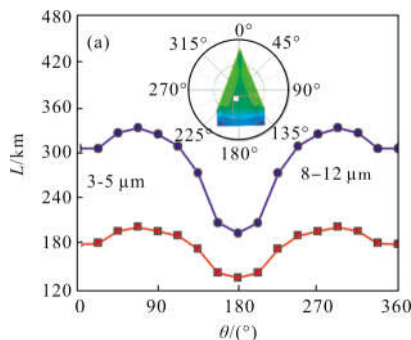


图 10 地基平台观测下的探测距离分布

Fig.10 Detected distance distributions at ground-based platform

波段的最大探测距离分别为 450 km 和 300 km。图 11 给出了天基观测平台下,两个探测面内不同探测角度下 3~5 μm 和 8~12 μm 波段的最大探测距离分布曲线。由图 11(a)可知,在探测面 1 内,最大探测距离随角度的变化规律与地基观测平台类似,在 $\theta=67.5^\circ$ 和 $\theta=295.5^\circ$ 角度下,3~5 μm 和 8~12 μm 波段达到 900 km 和 300 km。观测角度为 $\theta=180^\circ$ 时,两个波段的探测距离分别为 400 km 和 200 km。图 11(b)中,在探测面 2 内,最大探测距离随角度的变化规律与地基观测平台差异较大。最大理想探测距离发生在 $\Phi=90^\circ$ 角度下,3~5 μm 和 8~12 μm 波段的最大探测距离分别为 1 450 km 和 550 km。

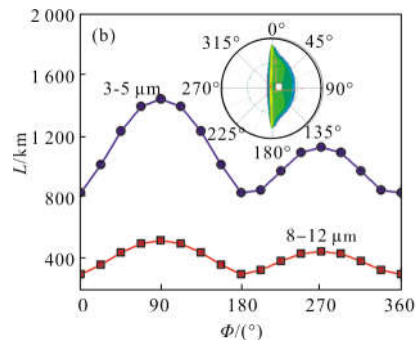
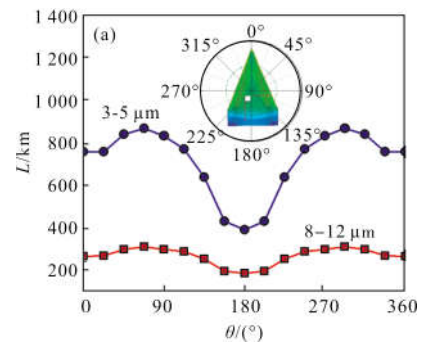


图 11 天基平台观测下的探测距离分布

Fig.11 Detected distance distributions at space-based platform

4 结 论

文中以类 HTV-2 飞行器为研究对象,结合探测器的灵敏度对典型弹道点 50 km 上的目标在不同探测平台下的可探测距离进行仿真计算。计算分析获得如下结论:

(1) 高温区主要集中在飞行器头部激波层和尾流区域,飞行器壁面最高温度分别达到 2 021 K。气体辐射强度较本体要低几个量级;

(2) 俯视观测角度下的本征辐射强度最强, 3~5 μm 谱带内达到 $9.8 \times 10^4 \text{W} \cdot \text{sr}^{-1}$ 。8~12 μm 谱带的辐射强度较 3~5 μm 谱带低近一个量级;

(3) 地基观测平台下, 3~5 μm 和 8~12 μm 波段的最大探测距离分别为 450 km 和 300 km, 天基观测平台分别为 1 450 km 和 550 km。

参考文献:

- [1] Walker S H, Sherk J, Shell D, et al. The DARPA/AF falcon program: the hypersonic technology vehicle# 2 (HTV -2) flight demonstration phase [C]//15th AIAA International Space Planes and Hypersonic System and Technologies Conference, 2008.
- [2] Blanchard R, Anderson B, Welch S, et al. Shuttle orbiter fuselage global yemperature measurements from infrared images at hypersonic speeds [C]//Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, 2013, 19(55): 153-170.
- [3] Mahulkar S P, Songawane H R, Rao G A. Infrared signature studies of aerospace vehicles [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2007, 43(7): 218-245.
- [4] Ross M, Werner M, Mazuk S, et al. Infrared imagery of the space shuttle at hypersonic entry conditions [C]//46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2008(1): 7-10.
- [5] Horvath, Thomas J. Remote observations of reentering spacecraft including the space shuttle orbiter [C]//IEEE Aerospace Conference, 2013: 6497380.
- [6] Schwartz R, Verstyne H, Gruber J, et al. Remote infrared imaging of the space shuttle during hypersonic flight: HYTHIRM mission operations and coordination [C]//42nd AIAA Thermophysics Conference, 2011: 27-30.
- [7] Brandis A M, Johnston C O, Cruden B A, et al. Uncertainty analysis and validation of radiation measurements for earth reentry [J]. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2015, 29(2): 209-221.
- [8] Ozawa T, Garrison M B, Levin D A. Accurate molecular and soot infrared radiation model for high-temperature flows [J]. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2007, 21(1): 19-27.
- [9] Andrienko D A, Boyd I D. Kinetic models of oxygen thermochemistry based on quasi-classical trajectory analysis [J]. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2016, 30(1): T4968.
- [10] Park C. Assessment of two-temperature kinetic model for ionizing air [J]. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 1989, 3(3): 233-244.
- [11] Perrin M Y, Colonna G, D'Ammando G, et al. Radiation models and radiation transfer in hypersonics [J]. *The Open Plasma Physics Journal*, 2014, 7(1): 114-126.
- [12] Gnoffo P A. Upwind -biased, point -implicit relaxation strategies for viscous, hypersonic flows [C]//9th Computational Fluid Dynamics Conference, 1989(6): 13-15.
- [13] Shao C, Nie L, Chen W. Analysis of weakly ionized ablation plasma flows for a hypersonic vehicle[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2016, 51: 151-161.
- [14] Menter F R, Kunta M, Langtry R. Ten years of industrial experience with the SST turbulence model [J]. *Heat and Mass Transfer*, 2003, 4(1): 625-632.
- [15] Surahikov S. Radiative gas dynamics of MSL at angle of attack [C]//54th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2016(1): 4-8.
- [16] Willams F A. Combustion Theory [M]. 2nd ed. US: Benjamin/Cummings, Inc., 1985.
- [17] Liu Y, Vinpcur M. Upwind algorithms for nonequilibrium flows[C]//27th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 1989(1): 9-12.
- [18] Nam H J, Kwon O J. Infrared radiation modeling of NO, OH, CO, H₂O, and CO₂ for emissivity/radiance prediction at high temperature [J]. *Infrared Physics & Technology*, 2014, (8): 001-003.
- [19] Mu L, Ma Y, He Z, et al. Radiation characteristics simulation of non -equilibrium flow field around the hypersonic blunted cone [J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2012, 33(11): 1958-1962.
- [20] Rothman L, Gordon I, Barber R, et al. HITEMP, the high-temperature molecular spectroscopic database [J]. *Journal of Quantitative Spectroscopy and Radiative Transfer*, 2010, 111

- (15): 2139–2150.
- [21] Niu Q, He Z, Dong S. Prediction of shock–layer ultraviolet radiation for hypersonic vehicles in near space [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2016, 29(5): 1367–1377.
- [22] Ren K, Tian J, Gu G, et al. Operating distance calculation of ground–based and air–based infrared system based on Lowtran7 [J]. *Infrared Physics & Technology*, 2016, 77(7): 414–420.
- [23] Ferrero P, D’Ambrosio D. A numerical method for conjugate heat transfer problems in hypersonic flows [C]//40th Thermophysics Conference, 2008(6): 4247.
- [24] Packan D, Laux C O, Gessman R J, et al. Measurement and modeling of OH, NO, and CO infrared radiation at 3 400 K[J]. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2003, 17(4): 450–456.
- [25] Zhen Huaping, Jiang Chongwen. Review on hypersonic technology verification HTV–2 vehicle [J]. *Winged Missile Journal*, 2013, 6(6): 7–13. (in Chinese)
甄华萍, 蒋崇文. 高超声速技术验证飞行器 HTV–2 综述 [J]. *飞航导弹*, 2013, 6(6): 7–13.
- [26] Cheng H K. Perspectives on hypersonic viscous and nonequilibrium flow research[R]. NASA–CR–190817, 1992: 140151.
- [27] Acton J M. Hypersonic boost–glide weapons [J]. *Science & Global Security*, 2015, 23(3): 191–192.