

文章编号: 1672-8785(2022)01-0026-09

类 HTV-2 高超声速滑翔飞行器的 本体光辐射特性分析

石卫波 孙海浩 于哲峰 石安华 石义雷*

(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)

摘 要: 第二代“猎鹰”高超声速技术飞行器(Falcon Hypersonic Technology Vehicle 2, HTV-2)长时间在大气层中飞行时, 气动热是导致本体光辐射特性的主要原因。气动热预测和复杂结构传热温度求解是本体光辐射特性研究的关键。基于类 HTV-2 高超声速滑翔飞行器的结构以及飞行弹道特点, 建立了适用于高超声速滑翔飞行器的气动热、三维有限元传热和本体光辐射耦合计算方法。在算法验证的基础上, 通过计算获得了类 HTV-2 高超声速滑翔飞行器沿假定弹道飞行的本体光辐射特性。结果表明, 红外探测器从地面 70° 方向观测的辐射强度大于从天上 -70° 方向观测的辐射强度; 中波 $3\sim 5\ \mu\text{m}$ 光辐射强度明显大于长波 $8\sim 12\ \mu\text{m}$ 和短波 $0.4\sim 0.7\ \mu\text{m}$, 因此选择 $3\sim 5\ \mu\text{m}$ 波段更有利于对类 HTV-2 高超声速滑翔飞行器进行探测。

关键词: 高超声速滑翔飞行器; 气动热; 三维有限元传热; 本体光辐射

中图分类号: TN219 文献标志码: A DOI: 10.3969/j.issn.1672-8785.2022.01.005

The Analysis of Infrared Radiation Characteristics of HTV-2-like Hypersonic Gliding Vehicle Body

SHI Wei-bo, SUN Hai-hao, YU Zhe-feng, SHI An-hua, SHI Yi-lei*

(Hypervelocity Aerodynamics Institute, China Aerodynamics Research and
Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract: When falcon hypersonic technology vehicle 2 (HTV-2) flies in the atmosphere for a long time, aerodynamic heating is the main reason of body infrared radiation characteristics. Aerodynamic thermal prediction and heat transfer in complex structures are key points of the research on infrared radiation characteristics. Based on the structure and flight trajectory characteristics of HTV-2-like hypersonic gliders, coupling calculation methods of aerodynamic heat, three-dimensional finite element heat transfer and body infrared radiation for hypersonic gliding vehicles are established in this paper. On the basis of algorithm verification, the infrared radiation characteristics of HTV-2-like hypersonic gliders which fly along the assumed trajectory are calculated. The radiation intensity observed by the infrared detector from the ground in the 70° direction is greater than

收稿日期: 2021-08-19

作者简介: 石卫波(1972-), 男, 四川北川人, 高级工程师, 主要从事高超声速气动热及热防护、目标特性计算研究。

*通讯作者: E-mail: shiy172@163.com

that from the sky in the -70° direction. The infrared radiation intensity at $3\sim 5\ \mu\text{m}$ medium waveband is obviously greater than that of $8\sim 12\ \mu\text{m}$ long waveband and $0.4\sim 0.7\ \mu\text{m}$ short waveband. Choosing $3\sim 5\ \mu\text{m}$ band is more beneficial to detect HTV-2-like hypersonic gliding vehicles.

Key words: hypersonic gliding vehicle; aerodynamic heat; three-dimensional finite element heat transfer; body radiation

0 引言

随着新型战略武器的不断更新和发展, 临近空间飞行器的战略价值受到各国的青睐。以美俄为首的军事强国大力发展以“匕首”、“先锋”、X-51 和 HTV-2 等为代表的临近空间高超声速飞行器。其中, HTV-2 高超声速滑翔飞行器(见图 1)的最大飞行速度可达 20 马赫。HTV-2 高升阻比外形设计可以使飞行器在姿态控制系统的控制下形成特有的跳跃滑翔飞行, 且横向机动能力强, 机动范围广, 导致目标弹道预测难度大。HTV-2 基本上在大气层内飞行, 其最大飞行高度低于 150 km(见图 2^[1]), 大大缩短了地基预警系统发现的时间, 从而实现有效突防。此外, HTV-2 在大气层中的飞行时间长且速度快, 气动热和烧蚀影响严重, 其光辐射在长时间滑翔段要远远大于弹道导弹中段。弹道导弹只是在再入段短时间的辐射比较强。因此, 发展无动力高超声速滑翔飞行器目标光辐射特性预测手段, 可为滑翔式高超声速飞行器目标探测与识别系统设计以及隐身设计等提供技术基础。

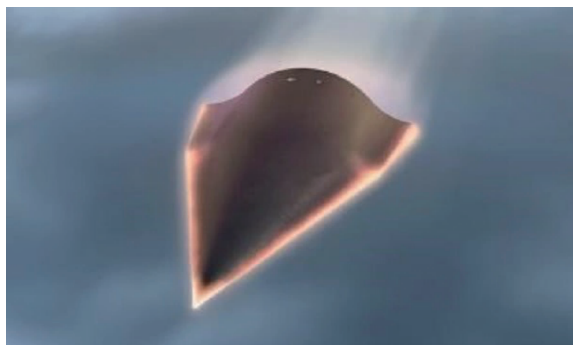


图 1 HTV-2 飞行器的示意图

本文主要研究类 HTV-2 高超声速滑翔飞行器的本体光辐射特性。该飞行器的辐射主要受气动热、热传导、热辐射综合影响下的表面

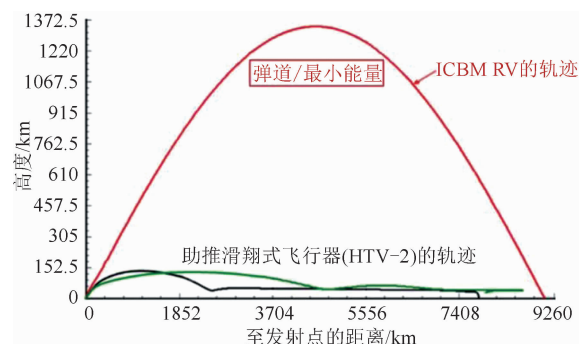


图 2 HTV-2 与传统弹道式飞行器的飞行高度比较

温度和光谱发射率影响。杨霄、牛青林等人通过求解纳维-斯托克斯 (Navier-Stokes, N-S) 方程给出了典型工况的飞行器表面气动热^[2-5]。他们根据壁面热流获得壁面温度后再根据辐射理论计算出类 HTV-2 沿观测方向的光谱辐射强度。

本文基于类 HTV-2 高超声速滑翔飞行器的结构和飞行弹道特点, 建立了适用于高超声速滑翔飞行器的辐射热、三维有限元传热和本体光辐射耦合计算方法。飞行器辐射热计算采用基于流线跟踪的轴对称比拟法^[6]。该方法计算精度较高, 对复杂飞行器外形具有良好的适用性^[7-9]。在此基础上, 通过耦合三维有限元传热^[10]给出飞行器的表面温度。接着根据光辐射理论模型, 在特定的观察方向上对全部面元的辐射进行积分, 给出了 $0.4\sim 0.7\ \mu\text{m}$ 、 $3\sim 5\ \mu\text{m}$ 和 $8\sim 12\ \mu\text{m}$ 波段在 $\pm 70^\circ$ 观测角方向上的总辐射, 实现了类 HTV-2 高超声速滑翔飞行器本体光辐射强度沿弹道方向的快速、可靠计算。

1 理论建模

图 3 所示为高超声速飞行器本体光辐射的计算流程。整个过程主要包括飞行器壳体结构、热物理参数、飞行弹道参数、光学参数等

输入模块, 大气参数计算模块, 气动热计算模块, 辐射散热及结构传热计算模块和光辐射计算模块。各模块采取松耦合与紧耦合相结合的方式。其中, 气动热、结构传热与光辐射计算模块之间采取松耦合。在传热瞬态时间步长“冻结”气动热数据, 单独对结构传热和光辐射进行求解。辐射散热与结构传热计算模块采取紧耦合。作为边界条件的辐射散热项随结构传热求解的壁温变化, 使温度求解更准确。下面分别对后三种模块的计算方法进行详细介绍。

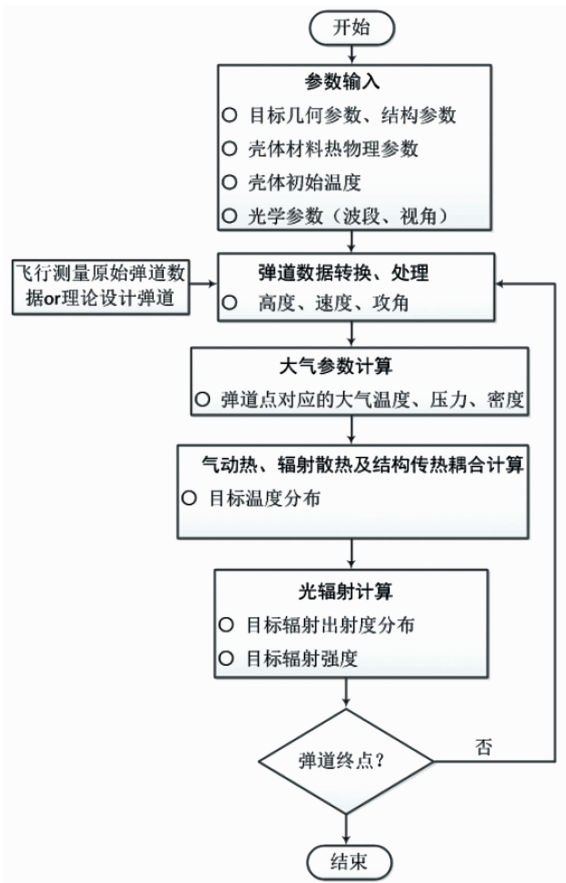


图3 高超声速飞行器本体光辐射的计算流程

1.1 气动热计算方法

高超声速滑翔飞行器飞行流域包括自由分子流区、过渡流区和连续流区。其中, 自由分子流区的气动热基于 Maxwell 平衡气体分布假设条件, 通过求解无碰撞 Boltzmann 方程得到的飞行器表面热流来计算。当入射流速为 V_∞ 、温度为 T_∞ 、自由分子流密度为 ρ_∞ 时, 壁温为

T_w 且倾角为 θ 的面元上的气动热流密度为^[12]

$$q_{fm} = -\alpha \left\{ \frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)} nkT_w - \left[(S^2 + \frac{\gamma}{\gamma-1})n - \varphi \right] kT_\infty \right\}$$

$$n = \Psi \{ e^{-\eta^2} + \eta [1 + erf(\eta)] \sqrt{\pi} \}$$

$$\Psi = \frac{NV_\infty}{2S\sqrt{\pi}}, N = \frac{\rho_\infty}{kT_\infty}$$

$$S = \frac{V_\infty}{\sqrt{2RT_\infty}}, \varphi = \frac{\Psi}{2} e^{-\eta^2}$$

$$\eta = S \cos \theta, erf(\eta) = \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_0^\eta e^{-x^2} dx \quad (1)$$

式中, α 为调节系数; n 为单位时间通过单位面积的分子数 (个/($m^2 \cdot s$)); k 为玻尔兹曼常数, $k = 1.38066 \times 10^{-23} J/K$; N 为单位体积内的分子数 (个/ m^3)。

稀薄过渡流区的热环境比较复杂, 既不能按连续流处理, 也不能按自由分子流处理。其气动热采用 Linear 桥函数^[13]来计算:

$$q_{br} = \alpha \frac{(K_{n_m} - K_n)q_c + (K_n - K_{n_i})q_{fm}}{K_{n_m} - K_{n_i}} \quad (2)$$

式中, q_{br} 表示过渡流区的热流; q_c 表示连续流区的热流; q_{fm} 表示自由分子流区的热流; 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, 分别为 10 和 0.001。

连续流区驻点热流采用 Kemp-Riddell 公式^[14]。对于大面积区域, 根据边界层外缘速度和压力确定出物面流线分布、流线尺度因子以及其它的边界层外缘参数, 然后利用 Zoby E V 等人提出的层流和湍流边界层气动热参考焓方法。

层流热流的计算公式为^[15]

$$q_{wt} = 0.22 (Re_{\theta l})^{-1} \left(\frac{\rho^* \mu^*}{\rho_e \mu_e} \right) \rho_e u_e (h_{r1} - h_{w}) P_r^{-0.6}$$

$$Re_{\theta l} = \frac{\rho u_e \theta_l}{\mu_e}$$

$$\theta_l = \frac{0.664}{\rho_e u_e r} \left(\int_0^s \rho^* \mu^* u_e r^2 ds \right)^{1/2} \quad (3)$$

湍流热流的计算公式为

$$q_{wt} = c_1 (Re_{\theta l})^{-m} \left(\frac{\rho^*}{\rho_e} \right) \left(\frac{\mu^*}{\mu_e} \right)^n \rho_e u_e (h_{r1} - h_{w}) P_r^{-2/5}$$

$$Re_{\theta_t} = \frac{\rho_e u_e \theta_t}{\mu_e}$$

$$\theta_t = \frac{[c_2 \int_0^S \rho^* \mu^{*m} u_e r^{c_3} ds]^{c_4}}{\rho_e u_e r} \quad (4)$$

待定参数 m 和 $c_1 \sim c_5$ 是 N 的函数:

$$m = \frac{2}{N+1}$$

$$c_1 = \left(\frac{1}{c_5}\right)^{2N/(N+1)} \left[\frac{N}{(N+1)(N+2)}\right]^m$$

$$c_2 = (1+m)c_1, \quad c_3 = (1+m)c_1, \quad c_4 = \frac{1}{c_3},$$

$$c_5 = 2.2433 + 0.93N \quad (5)$$

本文取 $N=7$ (即湍流边界层内速度分布满足 $1/7$ 幂函数规律), 能够得到较理想的计算结果。

1.2 表面温度求解方法

飞行器表面温度是关系到飞行器辐射强度计算的关键物理量。它受到热环境、飞行器结构、材料物性参数等多种因素的影响。为了精细描述包含表面温度在内的结构温度场的变化, 一般要求解三维瞬态热传导方程, 并采用有限元方法对热传导过程进行模拟, 从而求得飞行器表面温度。

瞬态温度场的场变量 $T(x, y, z, t)$ 在直角坐标中应满足以下微分方程^[10]:

$$\rho C_p \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x} (k_x \frac{\partial T}{\partial x}) + \frac{\partial}{\partial y} (k_y \frac{\partial T}{\partial y}) + \frac{\partial}{\partial z} (k_z \frac{\partial T}{\partial z}) + Q \quad (6)$$

式中, ρ 为材料密度 (kg/m^3); C_p 为材料比热容 ($\text{J}/(\text{kg}\cdot\text{K})$); t 为时间 (s); k_x, k_y, k_z 分别为材料沿 x, y, z 方向的热导率 ($\text{W}/(\text{m}\cdot\text{K})$); Q 为物体内部的热源密度 (W/m^3)。

求解域 T 内的温度场分布应满足以下三类边界条件:

$$T = \bar{T} \quad (7)$$

$$k_x \frac{\partial T}{\partial x} n_x + k_y \frac{\partial T}{\partial y} n_y + k_z \frac{\partial T}{\partial z} n_z = q \quad (8)$$

$$k_x \frac{\partial T}{\partial x} n_x + k_y \frac{\partial T}{\partial y} n_y + k_z \frac{\partial T}{\partial z} n_z = h(T_e - T) \quad (9)$$

式中, n_x, n_y 和 n_z 分别为边界外法线的方向余弦; \bar{T} 为第一类边界上的给定温度 (K); q 为第二类边界上的给定热流量或热流密度 (W/m^2); h 为物体与周围介质的表面传热系数 ($\text{W}/(\text{m}^2\cdot\text{K})$); T_e 为外界环境温度 (K)。

求解瞬态温度场的初始条件为 $T_e = T_0$, 外表面为第二类边界条件气动热载荷 q , 内表面为绝热壁边界条件。

采用四节点四面体单元对空间进行离散。依据泛函理论, 将传热控制方程离散为代数方程组, 并将其写成矩阵形式:

$$\begin{bmatrix} k_{11} & k_{12} & \cdots & k_{1n} \\ k_{21} & k_{22} & \cdots & k_{2n} \\ & & \cdots & \\ k_{n1} & k_{n2} & \cdots & k_{nn} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} T_1 \\ T_2 \\ \cdot \\ \cdot \\ T_n \end{bmatrix}_t + \begin{bmatrix} n_{11} & n_{12} & \cdots & n_{1n} \\ n_{21} & n_{22} & \cdots & n_{2n} \\ & & \cdots & \\ n_{n1} & n_{n2} & \cdots & n_{nn} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \partial T_1 / \partial t \\ \partial T_2 / \partial t \\ \cdot \\ \cdot \\ \partial T_n / \partial t \end{bmatrix}_t = \begin{bmatrix} p_1 \\ p_2 \\ \cdot \\ \cdot \\ p_n \end{bmatrix} \quad (10)$$

或简写为

$$[K]\{T\}_t + [N]\{\frac{\partial T}{\partial t}\}_t = \{P\}_t \quad (11)$$

在求解三维瞬态温度场时, 通常已知边界条件和初始条件, 而 $\{\frac{\partial T}{\partial t}\}_t$ 未知。在利用式 (11) 求解 $\{T\}_t$ 时, 要用差分法把 $\{\frac{\partial T}{\partial t}\}$ 展开。基于差分后的有限元法计算瞬态温度场的基本方程式时, 可使用向后差分格式、克兰克-尼科尔森格式和伽辽金格式三种方案^[16]:

$$([K] + \frac{[N]}{\Delta t})\{T\}_t = \{P\}_t + \frac{[N]}{\Delta t}\{T\}_{t-\Delta t} \quad (12)$$

$$([K] + \frac{2[N]}{\Delta t})\{T\}_t = (\{P\}_t + \{P\}_{t-\Delta t}) + (\frac{2[N]}{\Delta t} - [K])\{T\}_{t-\Delta t} \quad (13)$$

$$\left(2[K] + \frac{3[N]}{\Delta t}\right)\{T\}_t = (2\{P\}_t + \{P\}_{t-\Delta t}) + \left(\frac{3[N]}{\Delta t} - [K]\right)\{T\}_{t-\Delta t} \quad (14)$$

1.3 本体光辐射特性计算方法

1.3.1 飞行器辐射出射度计算方法

利用普朗克公式^[11]对波长进行积分(从 λ_1 到 λ_2),得到黑体面源的辐射出射度:

$$M_{bb} = \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} M_{\lambda bb} d\lambda = \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \frac{c_1}{\lambda^5} \cdot \frac{d\lambda}{e^{c_2/(\lambda T)} - 1} \quad (15)$$

式中, λ 为波长(μm); c_1 为第一辐射常数,其值为 $3.742 \times 10^8 \text{ W} \cdot \mu\text{m}^4/\text{m}^2$; c_2 为第二辐射常数,其值为 $1.4388 \times 10^4 \mu\text{m} \cdot \text{K}$; T 为绝对温度(K)。

假设飞行器为灰体,其小面源的辐射出射度为 $M = \epsilon \cdot M_{bb}$ (ϵ 为表面材料发射率)。相应的光谱辐射亮度 $L_\lambda = M_\lambda / \pi$ 。

1.3.2 飞行器在观察方向上的本体辐射强度计算方法

设飞行器表面微元 dA 的法线方向为 \vec{n} , $\lambda \sim \lambda + d\lambda$ 波长范围内面元 dA 在方位角 φ 与表面法线夹角为 ϑ 的方向上(见图4)的辐射强度为

$$dI_\lambda = L_\lambda \cos\vartheta \cos\varphi dA d\lambda = M_\lambda \cos\vartheta \cos\varphi dA d\lambda / \pi \quad (16)$$

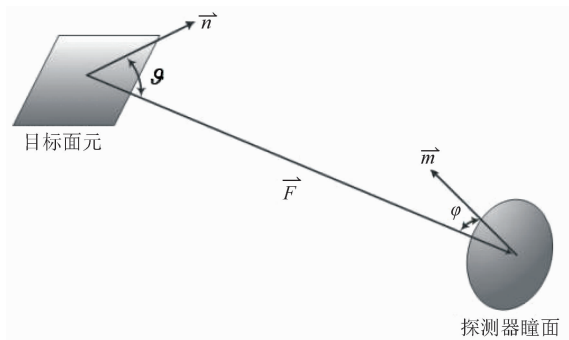


图4 目标表面与探测器瞳面的几何位置关系

假定飞行器是朗伯辐射体,半球发射率、方向发射率和光谱发射率相等,且与方向无关;投影到观察方向上的面源辐射强度具有独立性,相互之间不干扰,并具有可叠加性;飞行器离观察点很远,面元中心至观察点连线的矢量相互平行。因此,通过将 dA 和 $d\lambda$ 在波长

和飞行器表面上积分就可得到某观测方向上 $\lambda_1 \sim \lambda_2$ 波段的光辐射强度:

$$I = \int_S \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} flag_{dA} \cdot dI_\lambda = \int_S \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} flag_{dA} \cdot \frac{M_\lambda}{\pi} \cos\vartheta dA d\lambda \quad (17)$$

式中, $flag_{dA}$ 表示面元 dA 的可视情况,取值为0或1;0表示该面元被遮挡,1表示未遮挡。

2 方法验证与计算分析

2.1 气动热计算方法验证

气动热计算方法采用美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)艾姆斯升力体^[17]试验模型(见图5)进行验证。模型长度 L 为0.914 m。从上往下看,模型呈后掠角为 75° 的三角翼。从头到 $2/3L$ 处为前体,其余部分为后体。前体的轴向横截面呈椭圆形,其长轴 a 与短轴 b 之比为4;后体的轴向横截面亦呈椭圆形,但其短轴逐渐变小。来流条件如下:马赫数 Ma_∞ 为7.4,迎角 α 为 10° ,温度 T_∞ 为62 K,密度 ρ_∞ 为 $0.062437 \text{ kg}/\text{m}^3$,壁温 T_w 为300 K,速度 V_∞ 为1168 m/s。

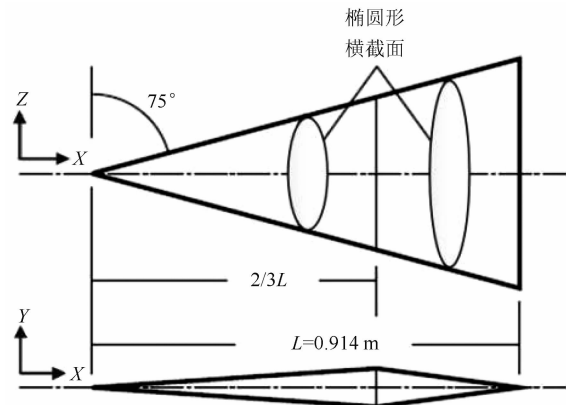


图5 NASA艾姆斯升力体的外形示意图

图6所示为艾姆斯升力体外形热流计算的表面网格。图7所示为根据艾姆斯升力体模型的Euler方程流场数值解算得的攻角为 10° 时的模型壁面流线分布。可以看出,流线分布情况较好,流线在模型的前缘扭曲,并向背风区汇集,与实际物理情况相符。

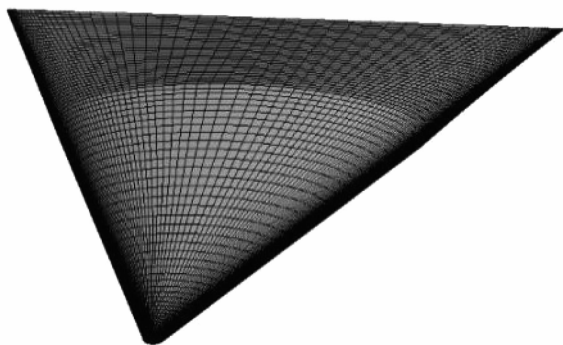


图 6 艾姆斯升力体外形的表面网格

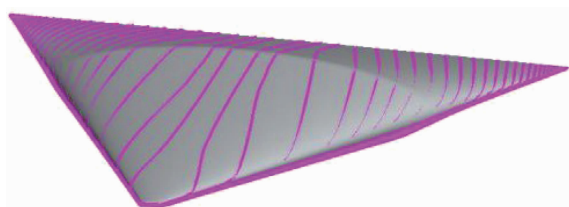
图 7 攻角为 10° 时艾姆斯升力体外形的壁流线分布

图 8 所示为数值和工程相结合的热流计算结果与试验值的对比情况(热流无量纲化为斯坦顿系数, $S_t = \frac{q_w}{\rho_\infty V_\infty (h_s - h_w)}$)。艾姆斯升力体外形迎风和背风子午线上的热流计算结果与试验值吻合得较好。

2.2 三维有限元传热计算方法验证

为考核三维有限元传热计算模型的可靠性, 本文将试验结果与 Ansys 有限元软件计算结果进行了比较。计算条件如下: 长方柱体的横截面(正方形)边长为 10 mm, 高度为 20 mm; 物体初温为 20°C 。然后将其放入温度为 100°C 的介质中加热。柱体长方形侧面边界为绝热面, 上下正方形横截面边界的换热系数 α 为 $1600 \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$, 导热系数 k 为 $16 \text{ W}/(\text{m} \cdot \text{K})$, ρC_p 为 $10^6 \text{ J}/(\text{m}^3 \cdot \text{K})$, 内热源 Q 为 $0 \text{ W}/\text{m}^3$ 。图 9 所示为计算结果。可以看出, 在相同的计算条件下, 两点向后差分格式、克兰克-尼科尔森格式、伽辽金格式均可获得稳定的温度解。该结果与 Ansys 软件的计算结果吻合较好。

2.3 本体光辐射计算方法验证

为了验证本体辐射特性算法的可靠性, 针对弹道靶试验条件, 对硅基钝锥的辐射强度进

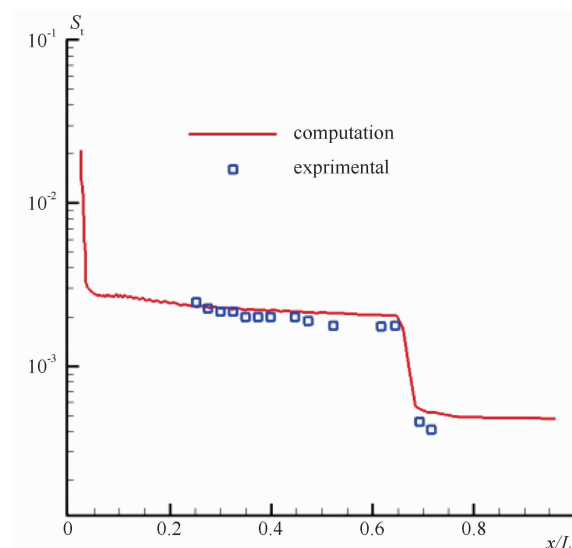
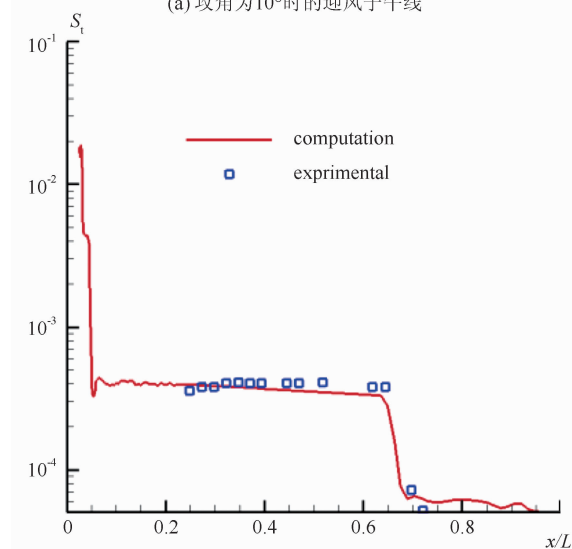
(a) 攻角为 10° 时的迎风子午线(b) 攻角为 10° 时的背风子午线

图 8 艾姆斯升力体外形气动热计算结果与试验值的比较

行了计算和对比。表 1 列出了模型从视场宽度方向以超高速飞行穿越辐射测量系统视场时产生的峰值辐射强度(模型飞过视场时的最大辐射强度)以及本体光辐射强度的计算结果。钝锥模型的几何参数如下: 头部半径 R_N 为 1 mm, 长度 L 为 46.62 mm, 底部半径 D 为 14.92 mm, 半锥角 θ 为 8.04° ; 模型飞行速度为 4.259 km/s, 飞行距离为 15.4 m; 发射管出口到靶室压力隔离位置的距离为 9 m, 靶压为 6.5 kPa; 靶室压力隔离位置到光辐射测量位置的距离为 6.4 m, 靶压为 2.05 kPa。辐射测量系统的视场宽度为 6 mm、高度为 80 mm。

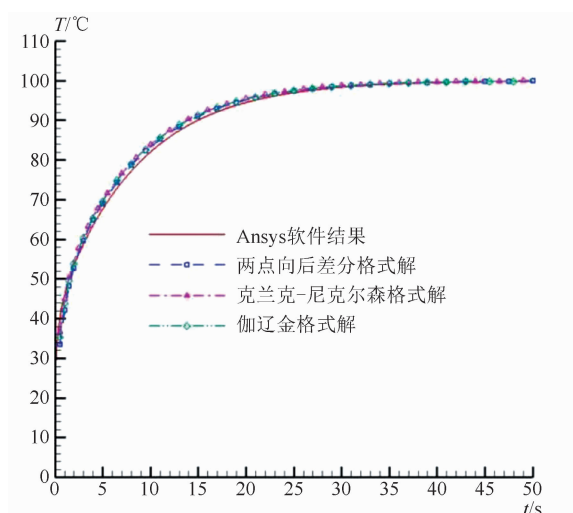


图 9 柱体端面中心点温度

从表 1 中可以看出, $3\sim 5\ \mu\text{m}$ 波段光辐射计算结果与试验结果的量级相当。而 $8\sim 12\ \mu\text{m}$ 波段测量结果偏大, 其原因主要是试验中背景没有得到冷却, 在该波段有峰值辐射。视场大小的背景在该波段的辐射强度为 $1\times 10^{-2}\ \text{W/Sr}$ 量级, 与测量结果在同一量级。测量结果中较大部分的辐射为背景辐射; 而背景在 $3\sim 5\ \mu\text{m}$ 波段的辐射强度在 $1\times 10^{-3}\ \text{W/Sr}$ 量级, 比测量结果低一个量级。可以看出, 测量结果主要体现为模型辐射。

表 1 硅基锥模型峰值光辐射强度的理论计算值与试验结果的比较

波长范围	光辐射强度	
	弹道靶试验 测量结果/(W/Sr)	本体光辐射强度 计算结果/(W/Sr)
$3\sim 5\ \mu\text{m}$	探测器1	4.07×10^{-2}
	探测器2	2.32×10^{-2}
$8\sim 12\ \mu\text{m}$	探测器1	1.90×10^{-2}
	探测器2	1.90×10^{-2}

2.4 类 HTV-2 高超声速飞行器本体光辐射特性的计算分析

类 HTV-2 飞行器的总长度为 4 m, 总高度为 0.6 m, 翼展为 1.8 m, 端头半径为 20 mm, 前缘半径为 5~30 mm (放样), 结构厚度取 20 mm^[18], 材料为 C-C 复合材料, 密度 ρ 为 1950 kg/m³, 导热系数 k 为 55 W/(m·K), 比热 C_p 为 2018 J/(kg·K), 发射率 ϵ_{ps} 为 0.8

^[19]。由于类 HTV-2 的飞行弹道是根据任务变化的, 文献资料中并没有其弹道的详细介绍, 在此给出一个假定弹道 (见图 10) 以供类 HTV-2 热环境及本体光辐射计算使用。

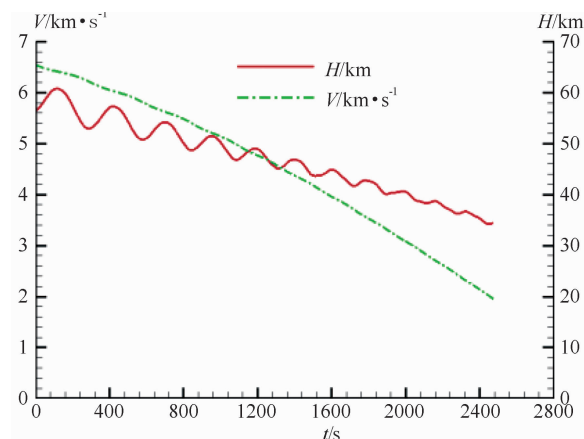


图 10 类 HTV-2 计算使用的假定弹道

综合利用所建立的气动热、热传导、光辐射计算方法, 获得了图 11 所示类 HTV-2 飞行器按假定弹道飞行时在 1314.4 s 飞行时刻的表面热流 (见图 12)、表面温度分布 (见图 13)、表面在 $0.4\sim 0.7\ \mu\text{m}$ 、 $3\sim 5\ \mu\text{m}$ 、 $8\sim 12\ \mu\text{m}$ 三个波段的辐射出射度分布 (见图 14~图 16) 以及在 $\pm 70^\circ$ 视角 (视角表示探测器观测方向与飞行器 x 轴向的夹角, $+70^\circ$ 表示从地面观测飞行器, -70° 表示从天上观测飞行器) 方向上的辐射强度 (见图 17)。

由于飞行器作有攻角飞行, 类 HTV-2 头部、迎风面温度高, 而背风面温度较低 (见图 13)。从图 14~图 16 中可以看出, 飞行器在 $0.4\sim 0.7\ \mu\text{m}$ 、 $3\sim 5\ \mu\text{m}$ 、 $8\sim 12\ \mu\text{m}$ 三个波段的辐射出射度分布规律与温度分布规律一致。其中, $3\sim 5\ \mu\text{m}$ 波段的辐射出射度在 $1\times 10^5\ \text{W/m}^2$ 量级, 而 $0.4\sim 0.7\ \mu\text{m}$ 、 $8\sim 12\ \mu\text{m}$ 两个波段的辐射出射度在 $1\times 10^4\ \text{W/m}^2$ 量级。

从图 17 中可以看出, 随着飞行时间的增加, 类 HTV-2 本体在 $\pm 70^\circ$ 方向上的辐射强度先逐渐增大到一定值, 然后随着飞行器飞行速度的降低和表面气动热的减弱而逐渐降低。 $+70^\circ$ 方向的辐射强度大于 -70° 方向的辐射强度, 即红外探测器从地面观测的飞行器腹部辐

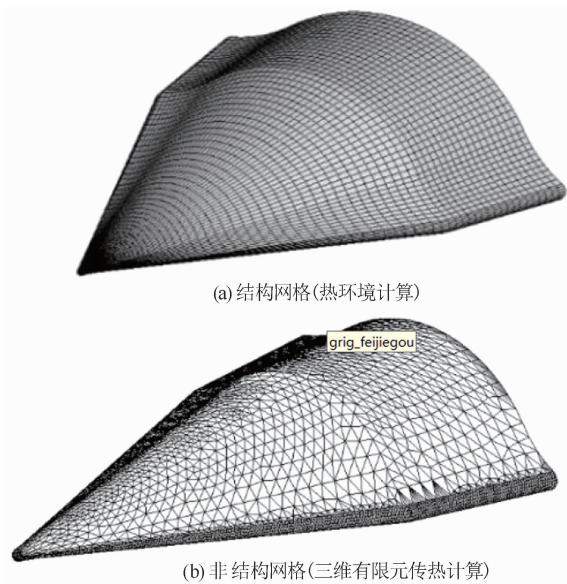


图 11 仿真建立的类 HTV-2 飞行器外形模型

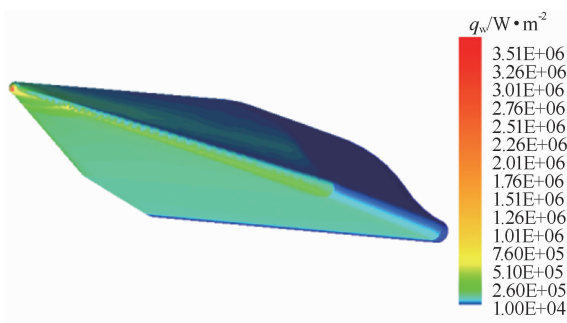


图 12 飞行器在 1314.4 s 飞行时刻的表面热流分布
 射强于从天上观测的背部辐射。8~12 μm 波段的辐射强度在初始飞行时间内(不超过 300 s)强于 3~5 μm 波段。但随着飞行时间的增加,由于飞行器表面温度升高,3~5 μm 波段的辐射强度超过 8~12 μm 波段,并一直持续下去。温度升高造成的峰值辐射波长从长波向中波方向移动导致了这一结果。但峰值辐射并未移动到短波 0.4~0.7 μm 处,且 0.4~0.7 μm 波段的辐射强度远小于 3~5 μm 和 8~12 μm 两个波段。

3 结论

本文综合利用气动热、热传导、光辐射模型,建立了复杂外形高超声速飞行器在大气层内长时间飞行时的本体光辐射计算方法,并以类 HTV-2 飞行器为例,获得了该飞行器的本体光辐射特性数据。分析结果表明:

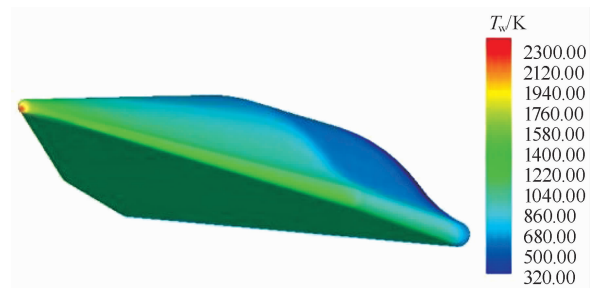


图 13 飞行器在 1314.4 s 飞行时刻的表面温度分布

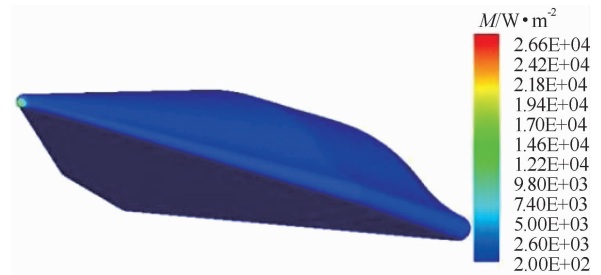


图 14 飞行器在 1314.4 s 飞行时刻(0.4~0.7 μm 波段)的本体辐射出射度分布

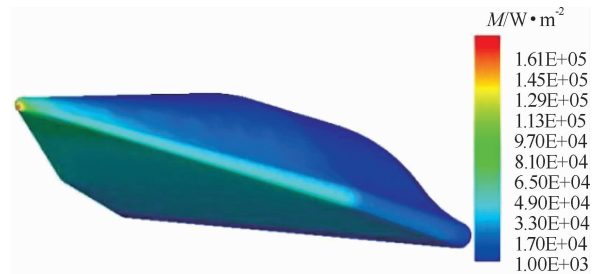


图 15 飞行器在 1314.4 s 飞行时刻(3~5 μm 波段)的本体辐射出射度分布

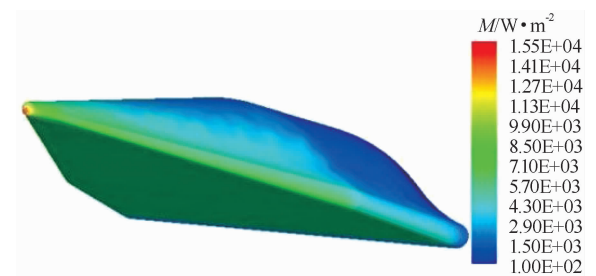


图 16 飞行器在 1314.4 s 飞行时刻(8~12 μm 波段)的本体辐射出射度分布

(1)类 HTV-2 高超声速滑翔飞行器处于大气层滑翔飞行阶段时,在严酷气动加热下,表面温度升高,其本体呈现明显的光辐射,且辐射强度的最大值达到 1×10^4 W/Sr 量级。在红外隐身突防设计中需对弹道进行优化,减小气动热,从而降低飞行器的本体光辐射强度。

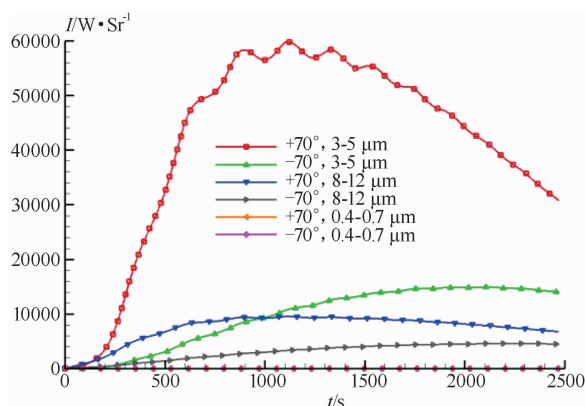


图 17 飞行器本体在不同视角方向上的不同波段辐射强度随时间的变化曲线

(2)在假定弹道条件下,高超声速滑翔飞行器作长时间有攻角飞行时,8~12 μm 波段辐射强度在初始飞行时间内强于3~5 μm 波段;但随着飞行时间的增加,由于飞行器表面温度升高,3~5 μm 波段辐射强度超过8~12 μm 波段辐射强度并一直持续下去;0.4~0.7 μm 波段的光辐射强度远小于3~5 μm、8~12 μm 两个波段。因此,在对类 HTV-2 高超声速滑翔飞行器进行红外目标探测时,应选择3~5 μm 中波红外波段进行观测。

(3)观测视角不同,探测器观测到的光辐射强度也不同。类 HTV-2 高超声速滑翔飞行器作有攻角飞行时,背风面气动热小于迎风面,导致背风面温度低于迎风面。红外探测器从天上观测的目标辐射强度比较小,因此目标不易被天基红外卫星发现而有利于实现隐身突防。

滑翔类高超声速飞行器的光辐射特性不仅受气动加热和高温绕流气体影响,而且还受到大气传输的影响。精确预测该类飞行器的光辐射特性还需对综合考虑高温流场、本体和大气传输影响的高精度、快速光辐射计算分析方法作进一步研究。

参考文献

[1] Walker S H, Sherk J. The DARPA/AF Falcon Program: The Hypersonic Technology Vehicle # 2 (HTV-2) Flight Demonstration Phase [C].

Dayton: 15th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2008.

- [2] 杨霄,牛青林,贺志宏,等. 类 HTV-2 高超声速滑翔飞行器红外辐射特征与可探测性分析[J]. *光学学报*, 2017, **37**(12): 1204001.
- [3] 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.
- [4] Niu Q L, Yang S, He Z H, et al. Numerical study of infrared radiation characteristics of a boost-gliding aircraft with reaction control systems [J]. *Infrared Physics & Technology*, 2018, **92**: 417-428.
- [5] 于晓杰,郑永超,郭崇岭,等. 不同背景下高超声速飞行器红外可探测性分析[J]. *激光技术*, 2018, **42**(5): 627-632.
- [6] Cooke J C. An Axially Symmetric Analogue for General Three-dimensional Boundary Layers [R]. British Ministry of Aviation: Aeronautical Research Council TR R&M 3200, 1961.
- [7] 杨光达,段焰辉,蔡晋生. 基于轴对称比拟的高超声速复杂外形气动热预测方法研究[J]. *航空计算技术*, 2014, **44**(2): 95-101.
- [8] 代光月,桂业伟,国义军,等. 基于轴对称比拟的高超声速飞行器表面热环境数值与工程耦合算法研究[J]. *空气动力学学报*, 2012, **30**(5): 634-639.
- [9] 薛鹏飞,龚春林,谷良贤. 基于轴对称比拟的气动热计算方法研究[J]. *计算机仿真*, 2012, **29**(6): 97-100.
- [10] 石卫波,孙海浩,唐小伟,等. 金属结构航天器陨落过程三维瞬态传热有限元算法研究[J]. *计算力学学报*, 2019, **36**(2): 219-225.
- [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, 2012.
- [12] Engel C D, Prahara S C. MINIVER upgrade for AVID system, VOL. I: LANMIN user's manual, NASA CR-172212 [R]. Washington D C: NASA, 1983.
- [13] 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.

(下转第 48 页)

- 6: 37-39.
- [7] 宗毅,熊道陵,李洋,等. 超声波-甲醇法提取茶皂素工艺研究[J]. *江西理工大学学报*, 2019, **40**(1): 35-39.
- [8] 贺芷菲,徐亚伟,魏凌峰,等. 油茶籽粕多酚的浸提工艺优化及抗氧化评价[J]. *食品科技*, 2021, **46**(2): 183-188.
- [9] 中华人民共和国国家卫生和计划生育委员会. 食品安全国家标准 食品中灰分的测定: GB 5009.4-2016 [S]. 北京: 中国标准出版社, 2016.
- [10] 唐鹏程,王文渊,朱龙军. 茶粕中茶皂素提取分离工艺的研究 [J]. *化工管理*, 2017, **24**(2): 185-186.
- [11] He Y, Chen W, Yu H. Structure and functional properties of protein from defatted *Camellia oleifera* seed cake: Effect of hydrogen peroxide decolorization [J]. *International Journal of Food Properties*, 2019, **22**(1): 1283-1295.
- [12] 樊庆山,屠焰,刁其玉,等. 含棕榈仁粕、油茶籽粕或茶籽粕饲料对 3~5 月龄犍牛生长性能、抗氧化能力及免疫性能的影响 [J]. *营养饲料*, 2018, **54**(7): 76-81.
- [13] Qiu Y X, He D, Yang J X, et al. Kaempferol separated from *Camellia oleifera* meal by high speed countercurrent chromatography for antibacterial application [J]. *European Food Research and Technology*, 2020, **246**: 2383-2397.
- [14] Liu L, Chen X X, Zhao W W. Systematic characterization of volatile organic components and pyrolyzates from *Camellia oleifera* seed cake for developing high value-added products [J]. *Arabian Journal of Chemistry*, 2017, **11**(6): 275-281.
- [15] 褚小立. 近红外光谱分析技术使用手册 [M]. 北京: 机械工业出版社, 2016.
-
- (上接第 34 页)
- [14] Kemp N H, Riddell F R. Heat Transfer to Satellite Vehicles Reenters the Atmosphere [J]. *Journal of Jet Propulsion*, 1957, **27**(2): 132-137.
- [15] Zoby E V, Moss J N, Sutton K. Approximate convective-heating equations for hypersonic flows [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1981, **18**(1): 64-70.
- [16] 孔祥谦. 有限单元法在传热学中的应用(第三版) [M]. 北京: 科学出版社, 1998.
- [17] Marvin J G. CFD Validation Experiments for Hypersonic Flows [C]. Nashville: 17th Aerospace Ground Testing Conference, 1992.
- [18] 国义军,曾磊,张昊元,等. HTV2 第二次飞行试验气动热环境及失效模式分析 [J]. *空气动力学学报*, 2017, **35**(4): 496-503.
- [19] 朱波,曹伟伟,井敏,等. C/C 复合材料的光谱发射率研究 [J]. *光谱学与光谱分析*, 2009, **29**(11): 2909-2913.