

高超声速飞行器热喷高温燃气红外辐射特性数值模拟

傅杨奥骁, 江 涛, 刘庆宗, 丁明松, 李 鹏, 董维中, 高铁锁*, 许 勇

(中国空气动力研究与发展中心 计算空气动力研究所, 绵阳 四川 621000)

摘要: 喷流反作用控制系统 (Reaction Control System, RCS) 热喷高温燃气辐射效应对飞行器光学探测跟踪具有重要影响。基于谱带辐射模型, 通过求解带化学反应源项的三维 Navier-Stokes 方程和辐射传输方程, 对高超声速飞行器喷流反作用控制系统热喷干扰流场及其红外辐射特性进行了数值模拟, 分析了二次燃烧效应、不同飞行条件以及不同观测角度对流场红外辐射特性的影响。研究表明: 典型状态喷流辐射计算与实验测量结果一致, 流场与红外辐射数值方法具有较好的适应性; 飞行器 RCS 工作所形成热喷干扰流场的红外辐射, 主要由喷流燃气中的 CO_2 和 H_2O 组分贡献, 其中 CO_2 对辐射的贡献更大, 流场中二次燃烧效应对流场辐射强度有显著影响, 在 20 km 高度下可使流场辐射强度提高一倍以上; 随着马赫数/高度的增加, 流场辐射强度均呈现先略有减小, 后增大的趋势, 随着高度增加, 二次燃烧效应对流场辐射强度的影响明显减弱; 由飞行器 RCS 工作引起的辐射增量十分显著, 俯视图观测以及 3~5 μm 波段的目标辐射强度最大。文中的研究结果可为飞行器探测跟踪提供参考。

关键词: 高超声速飞行器; 喷流反作用控制系统; 喷流干扰; 二次燃烧效应; 红外辐射; 数值模拟

中图分类号: V211.751 文献标志码: A DOI: 10.3788/IRLA20220023

Numerical simulation on radiation effect of hypersonic vehicle's hot gas jet

Fu Yang'aoxiao, Jiang Tao, Liu Qingzong, Ding Mingsong, Li Peng, Dong Weizhong, Gao Tiesuo*, Xu Yong

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

Abstract: The radiation effect of reaction control system's hot gas jet has an important role in optical detecting and tracking operations. Based on spectral band radiation model, and by solving three-dimensional Navier-Stokes equations with chemical reaction source term and radiation transport equation, numerical simulation of hypersonic vehicle's RCS hot jet interaction flow field and its infrared radiation characteristics is performed, the influence of afterburning effect, flight condition and observation angles on radiation characteristics is studied. The result shows: Computational results compare well with experiment results in typical condition, which indicates the flow field and radiation computation method has good adaptability; Infrared radiation in flow field is mainly contributed by CO_2 and H_2O , where CO_2 contributes more, afterburning effect has significant influence on flow field radiant intensity, it can increase the flow field radiant intensity more than double at an altitude of 20 km; Flow field radiant intensity first decreases and then increases as flight velocity/altitude increases, as flight altitude

收稿日期: 2022-01-07; 修订日期: 2022-03-11

基金项目: 基础加强计划重点基础研究项目 (2019-JCJQ-ZD-049)

作者简介: 傅杨奥骁, 男, 博士生, 主要从事气动物理学及高温气体动力学方面的研究。

导师简介: 董维中, 男, 研究员, 博士, 主要从事高温气体动力学等方面的研究。

通讯作者: 高铁锁, 男, 研究员, 硕士, 主要从事气动物理学及高温气体动力学方面的研究。

increases, the influence of afterburning effect on radiant intensity sharply diminishes; The radiance enhancement caused by vehicle's RCS plume is apparent, the radiant intensity at top view and 3-5 μm band is the strongest. These results can provide reference for further application in aircraft detecting and tracking.

Key words: hypersonic vehicle; jet reaction control system; jet interaction; afterburning effect; infrared radiation; numerical simulation

0 引言

喷流反作用控制系统 (Reaction Control System, RCS) 是目前很多高超声速飞行器采用的气动控制方法, 相比于常规的气动舵面控制技术, 其具有响应快、不受空域限制的优点^[1], 可明显提升高超声速飞行器的控制和机动能力。

喷流反作用控制系统工作时, 其产生的喷流气体会与来流发生强烈的相互干扰作用, 形成一系列复杂的流场结构, 对飞行器气动力热特性产生影响, 这种现象被称为喷流干扰效应^[2-3]。在实际工程应用中, 喷流反作用控制系统一般采用小型火箭发动机, 喷管出口为高温燃气, 一般称之为“热喷”, 与之相对的是在风洞试验中, 出于成本和可实现性的考虑, 采用温度一般较低的空气作为喷流气体, 被称为“冷喷”。喷流燃气的气体性质与常温空气有较大差别, 同时, 喷流燃气中未完全燃烧的组分进入主流后还会发生二次燃烧(复燃)现象^[4-5], 使喷流干扰问题更加复杂。

RCS 产生的燃气喷流温度高且含有 CO_2 、 H_2O 等组分, 会产生较强的红外辐射, 而红外辐射是目标探测、识别技术中重要的信号源^[6], 因此 RCS 工作时喷出的高温燃气对飞行器整体红外辐射特性的改变, 将影响防御系统对飞行器的探测、识别、跟踪与拦截。基于此, 开展喷流反作用控制系统热喷干扰流场的红外辐射特性研究具有很强的工程应用价值。

近年来, 已有部分学者开展了针对飞行器热喷干扰流场的研究, 但这些研究大多针对热喷干扰对飞行器气动特性的影响^[7-9]。一些学者开展了高超声速飞行器的红外辐射特性研究, 如 Horvath 等^[10] 及 Schwartz 等^[11] 开展了航天飞机再入过程的红外辐射特性观测; Brandis 等^[12] 针对返回舱再入飞行状态, 开展了流场辐射特性数值模拟, 并与风洞试验数据进行了对比; 高铁锁等^[13] 采用数值模拟方法, 开展了高超声速拦截弹窗口流场的红外辐射特性数值模拟; 江涛等^[14] 针对印度烈火-II 导弹, 采用数值模拟方法开展了助推段及

再入段的红外辐射特性研究; 牛青林等^[15] 通过数值模拟方法, 研究了 HTV-2 飞行器的点源红外辐射特性及最大探测距离, 后续还进一步研究了 RCS 工作^[16] 对目标辐射特性的影响。

总的来看, 目前关于热喷干扰的研究, 大多关注其对飞行器气动特性的影响, 而国内外对于高超声速飞行器红外辐射特性的研究还相对不足: 大多数研究仅关注了飞行器在典型稳态飞行状态下的辐射信号^[10-15], 较少有考虑飞行器 RCS 开启时目标的辐射特性变化, 已有的关于 RCS 工作对目标辐射特性影响的研究中^[16], 由于喷管工作方式属于尾喷, 因此并未包含复杂喷流干扰效应的影响, 也未考察喷流燃气的二次燃烧效应对辐射特性的影响。由于飞行器 RCS 工作时产生的喷流干扰效应会对流场结构及表面温度分布产生显著影响, 进而影响流场及飞行器本体的辐射特性, 同时燃气喷流的二次燃烧效应对流场辐射特性影响显著且会受到飞行速度、高度等因素的影响, 因此有必要进一步开展多种条件下包含复杂喷流干扰效应的飞行器 RCS 热喷干扰流场及其红外辐射特性的研究。

为了较为真实地反映喷流反作用控制系统热喷干扰流场特性, 评估热喷高温燃气的红外辐射特性, 文中针对典型锥柱裙外形, 通过自主研发的气动物理流场数值模拟软件 (AEROPH_Flow) 和气动物理辐射计算软件 (AEROPH_Radiation), 开展了热喷干扰流场及其红外辐射特性的数值模拟, 分析了二次燃烧效应、不同飞行条件以及不同观测角度对流场红外辐射特性的影响。

1 计算方法及物理化学模型

1.1 流场数值模拟方法

为了模拟流场中的二次燃烧效应, 控制方程采用包含化学反应源项的三维 Navier-Stokes 方程, 其无量纲化形式如下^[17]:

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

式中： Q 是守恒变量； F, G, H 和 F_V, G_V, H_V 分别对应三个方向的对流项和黏性项； W 为化学非平衡源项。

在文中计算中，飞行器表面取为非催化壁并忽略烧蚀效应，表面温度通过表面热辐射平衡条件获得^[18]：

$$q_w = \varepsilon \sigma T_w^4 \quad (2)$$

式中： q_w 是表面热流； ε 是表面材料辐射系数； σ 为斯特藩-波耳兹曼常数； T_w 是表面温度。

计算采用 12 组分 ($CO_2, H_2O, CO, N_2, O_2, NO, H_2, OH, C, N, H, O$) 20 反应化学反应模型，如表 1 所示，化学反应速率参数取自参考文献 [19-22]。采用结构网格的有限差分方法离散控制方程 (1)，对流项采用 AUSMPW+ 格式离散，黏性项采用中心差分格式离散，时间离散采用 LU-SGS 隐式方法，湍流模型采用 Menter SST 两方程模型。混合气体的输运系数采用 Wilke 半经验公式计算，单个组分的输运系数采用 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计算，考虑气体在高温下的热力学激发，包括各组分的束缚电子激发效应和分子组分振动能量激发效应。具体处理方法详见参考文献 [17, 23]。

表 1 化学反应模型

Tab.1 Chemical reaction model

No.	Reaction	No.	Reaction
1	$CO_2 + M_1 \leftrightarrow CO + O + M_1$	11	$NO + CO \leftrightarrow CO_2 + N$
2	$H_2O + M_2 \leftrightarrow H + OH + M_2$	12	$CO_2 + O \leftrightarrow O_2 + CO$
3	$CO + M_3 \leftrightarrow C + O + M_3$	13	$CO + CO \leftrightarrow CO_2 + C$
4	$N_2 + M_4 \leftrightarrow N + N + M_4$	14	$CO + O \leftrightarrow O_2 + C$
5	$O_2 + M_5 \leftrightarrow O + O + M_5$	15	$CO + N \leftrightarrow NO + C$
6	$NO + M_6 \leftrightarrow N + O + M_6$	16	$OH + CO \leftrightarrow CO_2 + H$
7	$H_2 + M_7 \leftrightarrow H + H + M_7$	17	$OH + H_2 \leftrightarrow H_2O + H$
8	$OH + M_8 \leftrightarrow O + H + M_8$	18	$H + O_2 \leftrightarrow OH + O$
9	$O + NO \leftrightarrow N + O_2$	19	$O + H_2 \leftrightarrow OH + H$
10	$O + N_2 \leftrightarrow N + NO$	20	$OH + OH \leftrightarrow H_2O + O$

为了分析流场中二次燃烧效应的影响，文中还对对比计算了不考虑二次燃烧反应的喷流状态，采用相同的多组分气体模型和方法，但不考虑高温下气体发生的化学反应，即化学反应冻结。在文中，两种计算模

型的结果分别以化学反应流 (Reacting) 和反应冻结流 (Frozen) 表示。

1.2 辐射计算方法

由于文中研究涉及到的流场不包含凝相颗粒、热防护系统烧蚀分解产物等散射介质，因此在局部热力学平衡条件下流场中的辐射传输方程可简化为：

$$\frac{dI_\omega}{dl} = k_\omega (B_\omega - I_\omega) \quad (3)$$

式中： l 为辐射传输路径； I_ω 为光谱辐射亮度； k_ω 为光谱吸收系数； B_ω 为黑体辐射亮度。

对公式 (3) 求解可得通过路径长度 L 后的辐射亮度：

$$I_\omega(L) = I_\omega(0)e^{-\int_0^L k_\omega(l)dl} + \int_0^L k_\omega(l)B_\omega(l)e^{-\int_0^L k_\omega(l')dl'} dl \quad (4)$$

不考虑外界向高温气体的辐射，此时方程 (4) 中右端第一项为零，方程变为：

$$I_\omega(L) = -\int_0^L B_\omega(l) \frac{\partial \tau}{\partial l} dl \quad (5)$$

$$\tau(l, \omega) = \exp\left(-\sum_i X(l, \omega, i)\right) \quad (6)$$

$$X(l, \omega, i) = \int_l^L k_{\omega,i}(l) dl \quad (7)$$

式中： τ 为光谱透射率； $k_{\omega,i}$ 表示辐射组分 i 的光谱吸收系数。

上述辐射传输方程可通过视线追踪法 (LOS)^[24] 求解。文中主要考虑了流场中以下分子的红外辐射机制：(1) CO_2 红外谱带 (2.7、4.3、15 μm)；(2) H_2O 红外谱带 (6.27、2.66、1.88 μm 等)；(3) CO 的基态 (4.67 μm)；(4) OH 的基态 (2.8 μm) 和第一谐波带系 (1.4 μm)。依据统计窄谱带模型 (SNB) 计算方法，结合单线组 SLG 模型^[25] 求解各组分的辐射物性参数，计算所需的光谱参数通过 NASA-SP-3080 光谱数据库^[25] 获得。表面辐射计算采用灰体辐射模型^[14-15, 18]，文中仅考虑固定辐射系数 (取 0.8) 的情况。

2 计算方法的验证

2.1 喷流干扰流场风洞试验算例

为了验证文中的流场数值模拟方法，选取参考文献 [26] 中的侧向喷流干扰试验进行计算对比。该系列风洞试验包含冷喷和热喷试验，冷喷试验喷流气体为空气，热喷试验喷流气体为小型固体火箭发动机产

生的燃气,而风洞来流均为空气。在计算中,冷喷试验状态采用完全气体模型计算,热喷试验状态采用前述的化学反应流模型计算。

图 1 给出了冷喷试验流场参数分布云图(其中流场对称面为马赫数 Ma 云图,模型表面为压力系数 C_p 云图),图 2 给出了冷/热喷状态下弹体上表面子午线上压差系数 ($\Delta C_p = C_{p,jet} - C_{p,nojet}$) 分布对比。可见,冷喷状态下,计算结果与试验数据吻合较好;热喷状态下,计算结果对喷口上游分离位置、下游低压区内的表面压力分布模拟较好,计算结果显示在喷口下游 ($X/D=4.7\sim 4.9$,其中 D 为模型身部直径) 位置存在由反射激波与表面发生碰撞而引起的压力过冲现象,一些文献计算结果同样存在这种现象^[7,27],但试验结果则没有这种现象。

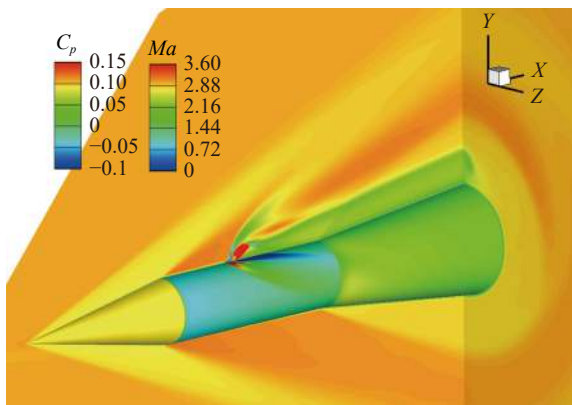


图 1 冷喷试验流场参数分布云图

Fig.1 Contour of coldjet test flow field parameter

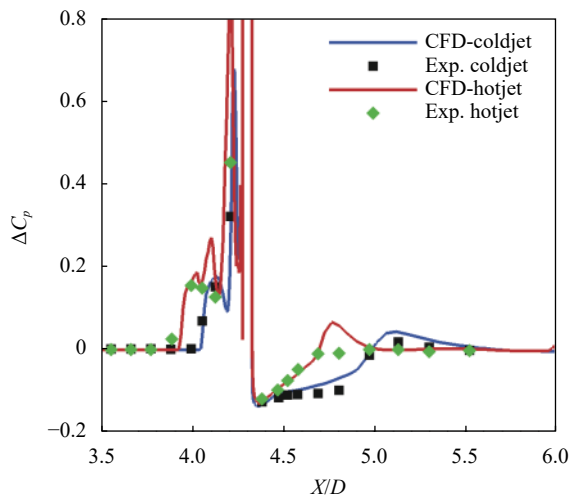


图 2 沿上表面子午线压差系数分布对比

Fig.2 Comparison of differential pressure coefficient distribution along upper surface meridian line

2.2 发动机喷焰红外辐射试验算例

为了验证文中的辐射计算模型,选取了参考文献^[28]中的 BEM2 火箭发动机喷焰辐射特性试验进行对比验证。该发动机喷口直径为 22.5 mm,喷管出口温度 1 963 K,压力 288 kPa,速度 2 125 m/s,出口组分及摩尔分数为 CO(11.1%),CO₂(13.6%),H₂(5.5%),H₂O(40.4%)和 HCl(19.4%),试验中辐射测量设备放置在垂直于喷流轴线 9.4 m 处。

首先根据文献中的试验条件,采用前述的流场数值模拟方法计算了考虑二次燃烧效应的发动机喷焰流场,如图 3 所示。根据流场计算结果,进一步采用文中的辐射计算方法计算了喷焰的光谱辐射强度,并与文献中的试验数据进行对比,如图 4 所示,可见,文中计算结果与试验数据吻合较好。

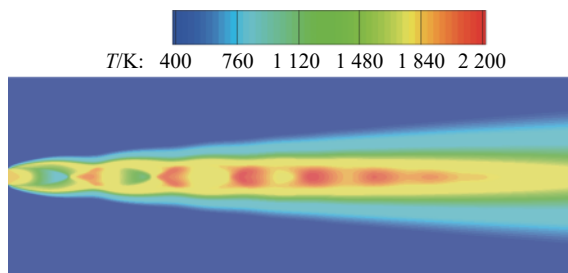


图 3 喷焰流场计算结果

Fig.3 Computation result of rocket motor plume flow field

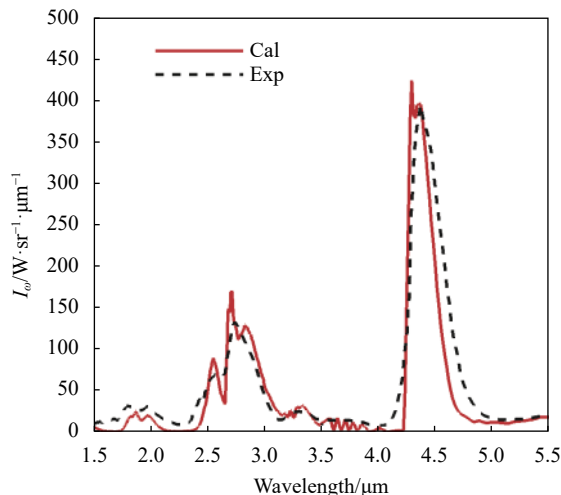


图 4 光谱辐射辐射强度对比

Fig.4 Comparison of spectral radiant intensity

3 计算结果与分析

计算外形采用典型锥柱裙外形,如图 5 所示,弹

体总长 2250 mm, 身部直径为 386 mm, 底部最大直径为 502 mm, 喷流控制方式为轨控, 发动机位于质心, 距头部 1177 mm。喷流控制发动机为工程应用中的典型小型火箭发动机, 其推进剂为 N_2O_4/MMH (一甲基肼), 燃烧室总温 3200 K, 总压 4 MPa, 总推力为 6800 N, 喷管出口直径 78 mm, 出口条件见表 2~表 3。

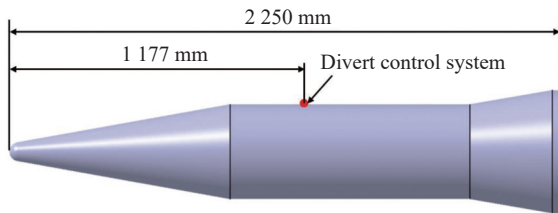


图 5 计算外形示意图

Fig.5 Schematic diagram of the computation configuration

表 2 喷管出口条件

Tab.2 Nozzle exit condition

Ma	P/MPa	T/K	γ	$R/J \cdot (kg \cdot K)^{-1}$
2.796	0.1333	1596	1.27	400

表 3 喷管出口燃气组分质量分数

Tab.3 Hot gas species mass fraction at nozzle exit

	CO_2	H_2O	CO	N_2	O_2	NO
c_i	0.0867	0.2976	0.1744	0.4191	0.0002	0.0015
	H_2	OH	C	N	H	O
c_i	0.0152	0.0049	7×10^{-11}	1×10^{-6}	0.0003	0.0001

流场计算状态参考典型弹道条件范围: 高度 $H=20 \sim 50$ km, 马赫数 $Ma=2 \sim 10$ 。

3.1 流场红外辐射特性分析

在开展热喷干扰流场的红外辐射特性计算时, 视角定义为视线与飞行目标对称轴的夹角, 计算时定义了角度 θ 和 φ , 如图 6 所示。文中计算的视角范围为 $\theta=0 \sim 360^\circ, \varphi=0^\circ$ 。

图 7 给出了典型状态 ($H=20$ km, $Ma=5$) 下, 计算得到的飞行器 RCS 热喷干扰流场参数分布云图, 可见: 由发动机产生的喷流与高速来流相互作用, 形成了典型的弓形激波结构, 弓形激波附近的流场温度明显升高, 最高可达 2500 K 左右; 喷流燃气进入主流后, CO_2 组分的质量分数有一定升高, 而 CO_2 正是燃

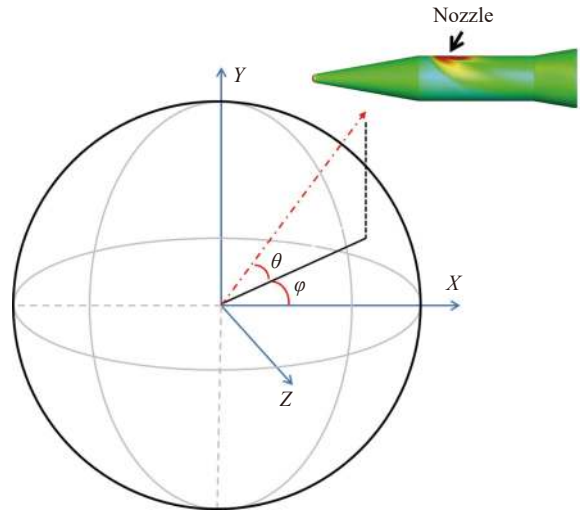
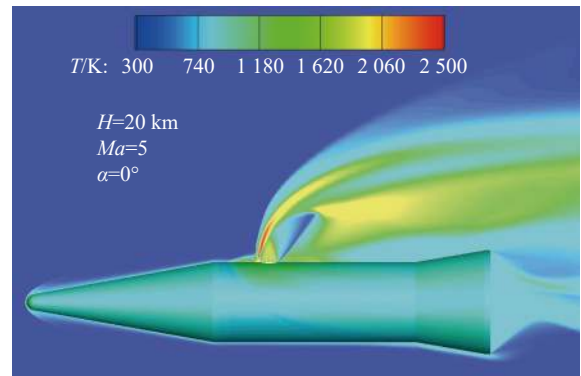
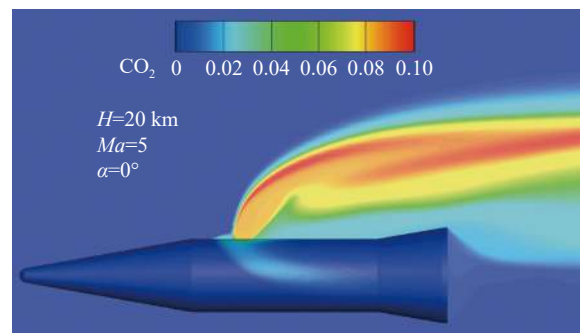


图 6 观测视角示意图

Fig.6 Schematic diagram of observation angle



(a) 温度分布
(a) Temperature distribution



(b) CO_2 质量分数分布
(b) CO_2 mass fraction distribution

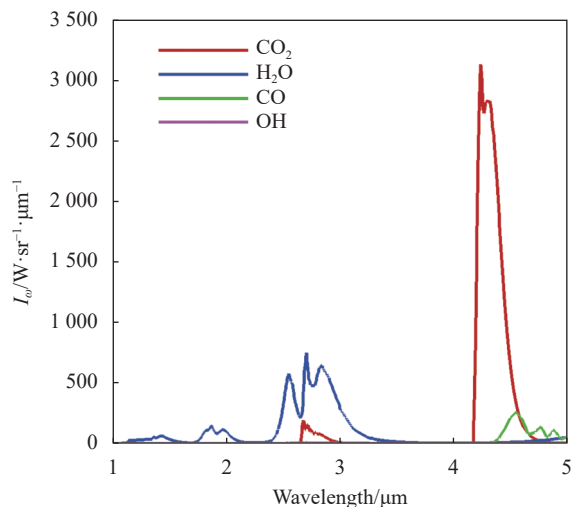
图 7 流场参数分布云图

Fig.7 Contour of flow field parameters distribution

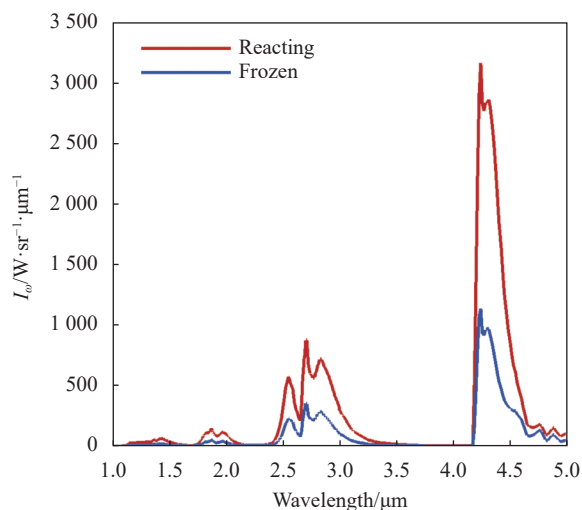
气中易燃组分发生二次燃烧反应的产物之一, 这表明高温燃气进入主流后, 与来流空气相互作用产生了二次燃烧效应。

由于俯视观测 ($\theta=270^\circ$) 时可以观察到绝大部分

热喷干扰流场,因此这里给出了该典型状态下,俯视图观测角度下的流场光谱辐射强度(波长 1~5 μm),如图 8 所示。



(a) 不同组分的光谱辐射强度
(a) Spectral radiant intensity of different species



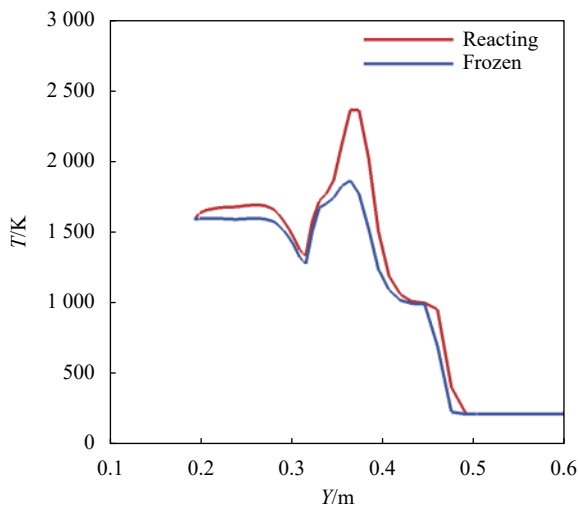
(b) 化学反应流与反应冻结流光谱辐射强度对比
(b) Spectral radiant intensity of reacting flow and frozen flow

图 8 流场光谱辐射强度

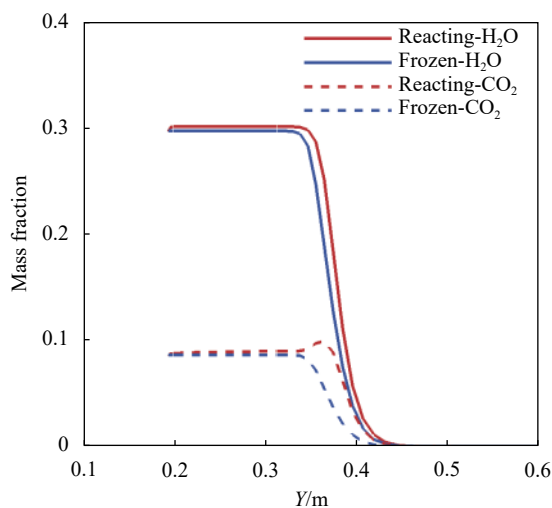
Fig.8 Flow field spectral radiant intensity

可见,在该波段内,流场的红外辐射主要由 CO_2 分子和 H_2O 分子贡献, CO 分子和 OH 分子的贡献相对较小,流场在 4.3 μm 谱带附近的红外辐射最强(主要由 CO_2 分子贡献),在 2.7 μm 谱带附近的辐射次之(主要由 H_2O 分子贡献);考虑二次燃烧效应后,流场辐射强度明显增大,其中辐射波峰处可增大达一倍以上,原因分析如下:图 9 给出了喷管出口位置($X=1.177\text{ m}$)沿法向的流场温度和组分质量分数分布

对比,可以看出,考虑流场中的二次燃烧效应后,由于二次燃烧反应是放热反应,喷流干扰区内的流场温度升高,同时二次燃烧反应会生成 CO_2 、 H_2O 等强辐射组分,使该两种组分质量分数增大,在二者共同作用下,导致流场辐射强度明显增大。由此可见,二次燃烧效应对流场红外辐射特性有显著影响,在实际计算中必须予以考虑。



(a) 温度分布
(a) Temperature distribution



(b) 组分质量分数分布
(b) Species mass fraction distribution

图 9 喷管出口流场参数沿法向分布对比

Fig.9 Comparison of normal flow field parameter distribution at nozzle exit

3.2 飞行状态对流场红外辐射特性的影响

由于不同飞行状态下,热喷干扰流场结构和特性会发生改变,导致流场辐射特性发生变化,因此,

图 10 进一步给出了高度 $H=20$ km 时, 不同马赫数下流场在不同波段内的积分辐射强度对比。从图中可见, 二次燃烧效应对短波段 ($1\sim 3\ \mu\text{m}$ 和 $3\sim 5\ \mu\text{m}$) 辐射强度的影响略大于长波段 ($5\sim 12\ \mu\text{m}$), 随着马赫数增大, 流场的辐射强度先略有下降, 后逐渐增大, 其原因可由图 11 的分析得到。图 11(a) 给出了不同马赫数下喷管出口位置沿法向的温度分布对比, 图 11(b) 给出了 CO_2 和 H_2O 组分的密度分布对比, 随着飞行马赫数增大, 一方面由于来流压迫作用增强, 使得喷流穿透深度减小、喷流影响范围减小, 使流场辐射强度下降; 另一方面, 由于马赫数增大喷流干扰作用增强, 使得流场温度明显升高, 同时也使喷流干扰区内的气

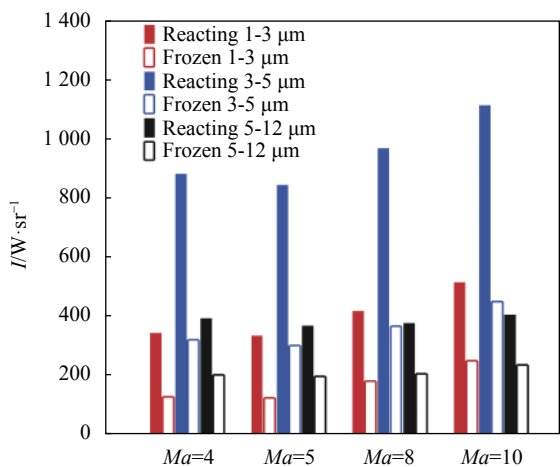
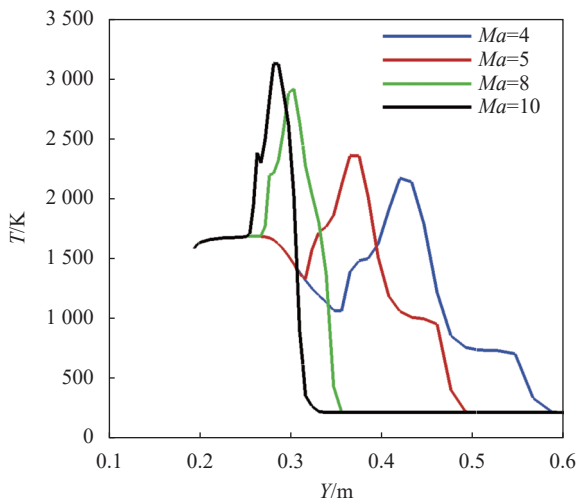
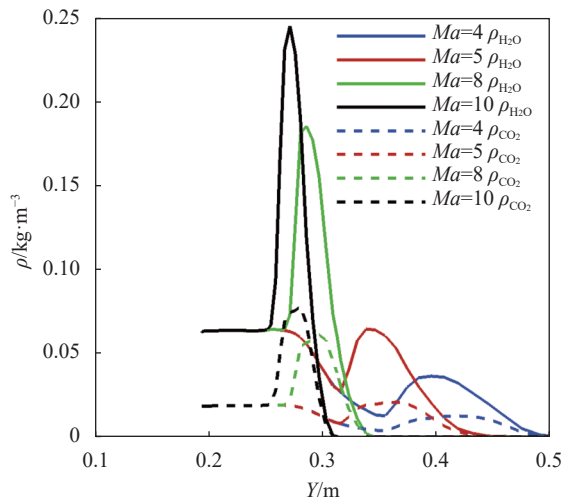


图 10 不同马赫数下的辐射强度对比 ($H=20$ km)

Fig.10 Comparison of radiant intensity for different Mach number ($H=20$ km)



(a) 温度分布
(a) Temperature distribution



(b) 密度分布
(b) Density distribution

图 11 喷管出口流场参数沿法向分布对比 ($H=20$ km)

Fig.11 Comparison of normal flow field parameter distribution at nozzle exit ($H=20$ km)

体组分密度明显升高, 导致流场辐射强度增大, 而流场辐射强度是在这两种因素的共同影响下发生变化的: 随着马赫数从 4 增大到 5, 主要是前者的影响使流场辐射强度略有下降, 而随着马赫数进一步增加到 8 和 10, 则主要是后者的影响使流场辐射强度逐渐增大。

图 12 进一步给出了不同飞行高度下, 流场在不同谱带内的积分辐射强度。从图中可见, 随着飞行高度增加, 流场整体辐射强度同样呈现先减小、后增大的趋势, 其原因可结合图 13 分析得到。图 13(a) 给出了不同飞行高度下喷管出口位置沿法向的温度分布对比, 图 13(b) 给出了 CO_2 和 H_2O 组分的密度分布对比

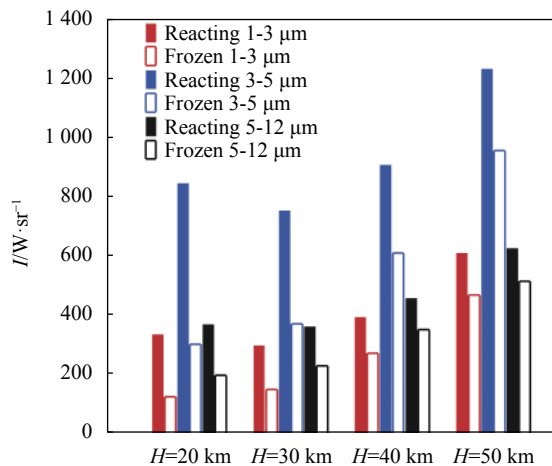
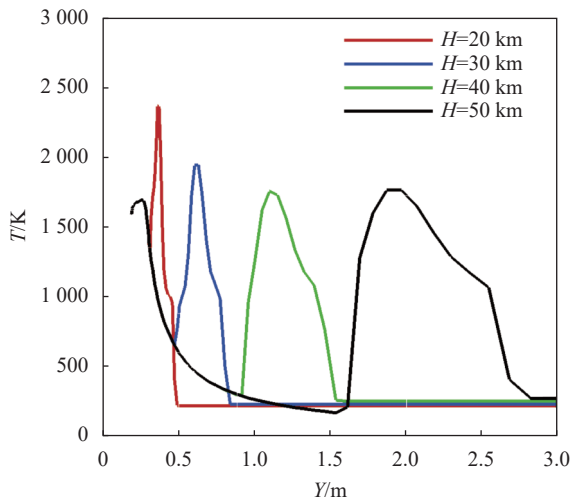
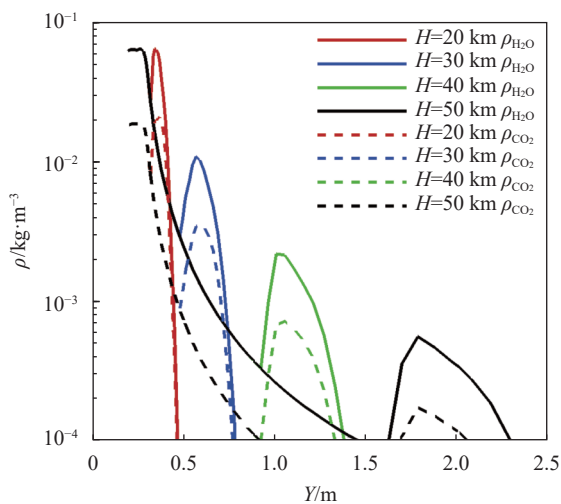


图 12 不同高度下的辐射强度对比 ($Ma=5$)

Fig.12 Comparison of radiant intensity for different altitude ($Ma=5$)



(a) 温度分布
(a) Temperature distribution



(b) 密度分布
(b) Density distribution

图 13 喷管出口流场参数沿法向分布对比 (Ma=5)

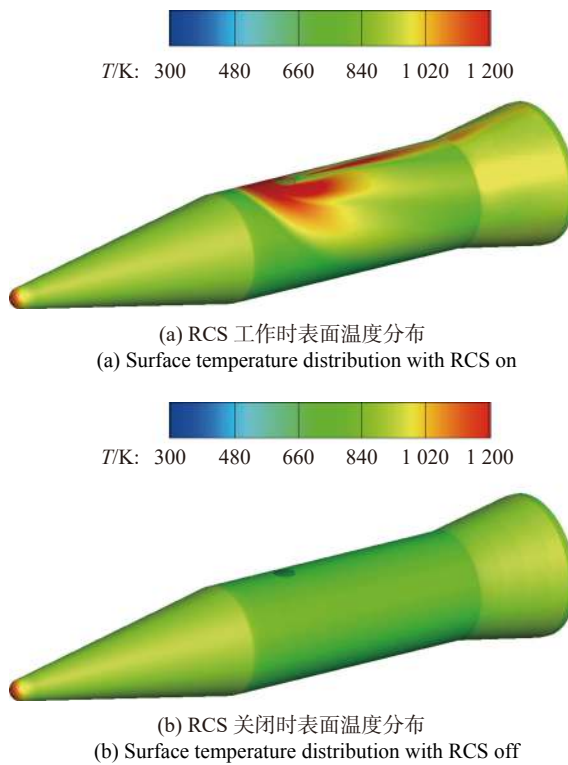
Fig.13 Comparison of normal flow field parameter distribution at nozzle exit (Ma=5)

比,从图中可见,随着飞行高度升高,一方面由于环境压力下降,喷流穿透深度明显增大、喷流影响范围增大,导致流场整体辐射增强,而另一方面,由于高空环境下密度迅速下降、喷流与来流相互作用减弱,使流场温度降低、喷流干扰区内气体组分密度迅速下降,导致流场整体辐射减弱,而流场辐射强度同样是在这两种因素的共同影响下发生变化的:从 20 到 30 km,主要是后者的影响削弱了流场辐射,而从 30 到 50 km,则主要是前者影响使流场辐射增强。从图 12 还可以看出,随着高度增加,二次燃烧效应对流场辐射强度的影响明显减弱,这是由于高空状态下密度迅速降

低,来流氧气质量流量显著下降,导致二次燃烧反应明显减弱。

3.3 观测角度对目标红外辐射特性的影响

图 14 给出了 RCS 工作/关闭状态下飞行器表面温度分布云图对比,图 15 给出了 $H=20\text{ km}$ 、 $Ma=5$ 状态下,RCS 工作/关闭状态下不同波段内目标总辐射强度沿 $\varphi=0^\circ$ 探测轨道面的分布。从图中可见: RCS

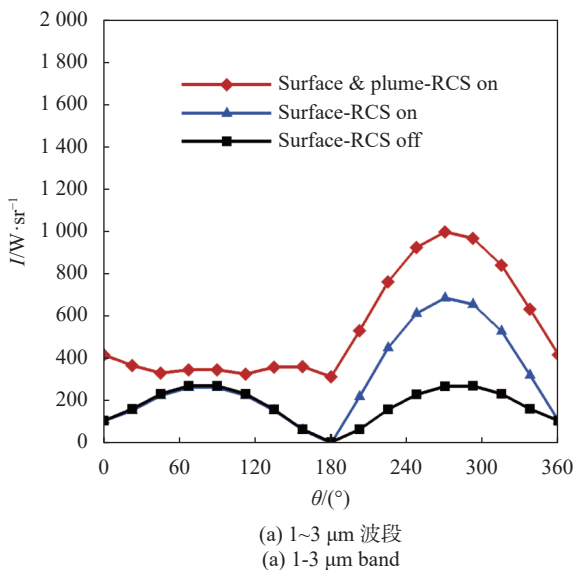


(a) RCS 工作时表面温度分布
(a) Surface temperature distribution with RCS on

(b) RCS 关闭时表面温度分布
(b) Surface temperature distribution with RCS off

图 14 RCS 工作/关闭时表面温度分布

Fig.14 Surface temperature contour with/without RCS



(a) 1~3 μm 波段
(a) 1-3 μm band

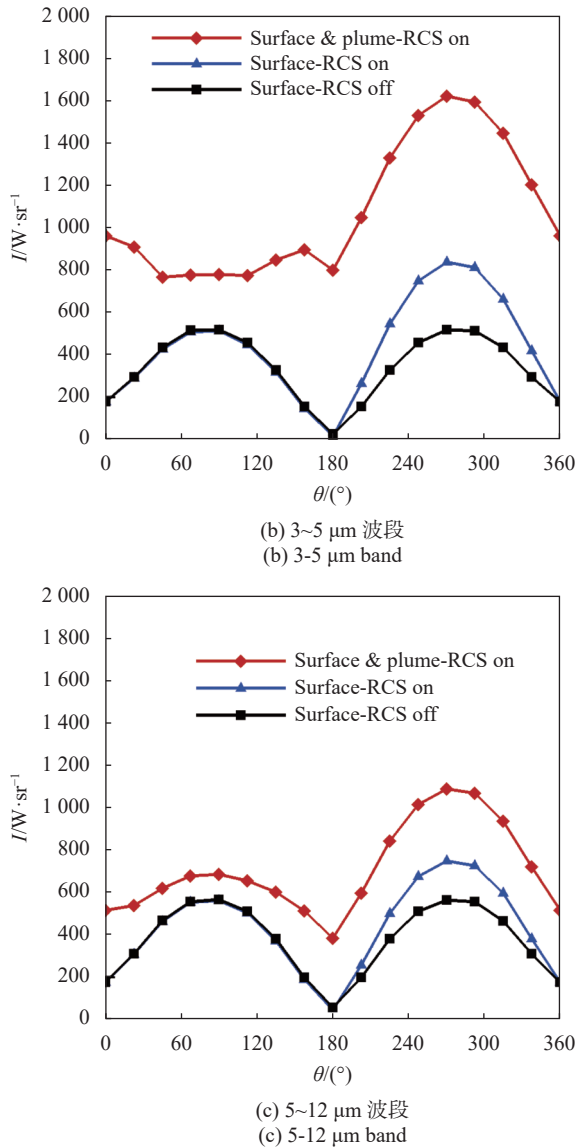


图 15 不同观测角度下的辐射强度分布

Fig.15 Radiant intensity at different observation angles

工作时,由喷流高温燃气引起的辐射增量十分显著,在特定波段、特定探测角度下可使辐射强度增大数倍;由于喷口位于飞行器上表面,RCS工作时俯视观测($\theta=180\sim 360^\circ$)的辐射强度明显更高,这一方面是由于此时可以观测到绝大部分喷流燃气的辐射,另一方面是由于喷口附近由喷流干扰引起的表面加热现象严重,会导致该区域表面温度上升、表面辐射增强;RCS工作时,在相同观测角度下,3~5 μm 波段的辐射强度最大,这一方面是由于在该飞行状态下,飞行器表面辐射的光谱峰值更靠近该波段,另一方面是由于喷流燃气中组分中 CO_2 分子在 4.3 μm 谱带附近的红外辐射最强,因此导致流场在 3~5 μm 波段的辐射强

度明显更强。总的来看,针对当前计算状态下由于 RCS 工作时引起的辐射增强,在探测应用中应侧重关注 3~5 μm 波段的辐射强度变化。

4 结论

文中通过开展高超声速飞行器 RCS 热喷干扰流场及其红外辐射特性的数值模拟,分析了二次燃烧效应、不同飞行条件以及不同观测角度对流场红外辐射特性的影响,得到以下结论:

(1) 验证算例的对比结果显示,文中的流场/红外辐射特性数值模拟结果与试验结果吻合较好,表明文中采用的数值计算方法适用于飞行器喷流流场及其红外辐射特性计算。

(2) 在文中条件下,飞行器 RCS 工作时形成的热喷干扰流场的红外辐射,主要由 CO_2 和 H_2O 组分贡献,其中 CO_2 对辐射的贡献更大;流场中的二次燃烧效应对流场辐射强度有显著影响,在 20 km 高度下可使流场辐射强度提高一倍以上。

(3) 流场的红外辐射特性会受飞行马赫数和高度的影响,随着马赫数/高度的增加,流场辐射强度均呈现先略有减小,后增大的趋势;随着高度增加,二次燃烧效应对流场辐射强度的影响明显减弱。

(4) 飞行器 RCS 工作时,由喷流高温燃气引起的辐射增量十分显著,此时俯视观测下的辐射强度最高,在相同观测角度下,3~5 μm 波段的辐射强度最大。针对这种由 RCS 工作引起的辐射增强,在探测应用中可以侧重关注 3~5 μm 波段的辐射强度变化。

文中选取的外形和计算状态仍相对有限,在更高飞行高度及更高马赫数状态下,流场中会进一步出现离解/电离效应、热化学非平衡效应、稀薄滑移效应等复杂的物理化学现象,在后续研究中,有必要进一步探索多种外形、多种飞行状态下飞行器 RCS 工作对目标红外辐射特性的影响。同时,文中的表面温度采用简化的表面热辐射平衡条件及假定辐射系数进行了初步计算,在下一步工作中,还可以采用考虑飞行器结构内部热传导的气动-结构传热耦合求解方法,并结合真实的耐热材料辐射系数计算飞行器表面温度及辐射特性。

参考文献:

[1] Dong Zhe, Liu Kai, Li Danwei, et al. A dynamic control

- allocation approach for reentry compound attitude control design of aerospace vehicle [J]. *Journal of Astronautics*, 2021, 42(6): 749-756. (in Chinese)
- [2] Lai J, Zhao Z, Wang X, et al. Numerical investigation of pitch motion induced unsteady effects on transverse jet interaction [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2020, 105: 106005.
- [3] Zhang Qingbing, Lu Xuelling, Sha sha. Effects of the high temperature exhaust plume reaction on lateral jet interactions [J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2019, 33(6): 34-40. (in Chinese)
- [4] Niu Q, He Z, Dong S. IR radiation characteristics of rocket exhaust plume under varying motor operating conditions [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2017, 30(3): 1101-1114.
- [5] Li Xia, Liu Jianguo, Wang Jun, et al. Afterburning and infrared radiation effects of exhaust plumes for solid rocket motors [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2018, 47(9): 0904003. (in Chinese)
- [6] Liu Hao, Liu Dong, Mao Hongxia, et al. Infrared dynamic scene generation of rocket plume observed by satellite [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2021, 50(7): 20200519. (in Chinese)
- [7] Dong H, Liu J, Chen Z, et al. Numerical investigation of lateral jet with supersonic reacting flow [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2018, 55(4): 928-935.
- [8] Li Y, Reimann B, Eggers T. Coupled simulation of CFD-flight-mechanics with a two-species-gas-model for hot rocket staging [J]. *Acta Astronautica*, 2016, 128: 44-61.
- [9] Zhao F, Wang J, Fan X, et al. Air chemical non-equilibrium effects on the hypersonic combustion flow of RCS with gaseous ethylene fuel [J]. *Advances in Applied Mathematics and Mechanics*, 2018, 10(5): 1261-1278.
- [10] Horvath T J, Cagle M F, Grinstead J H, et al. Remote observations of reentering spacecraft including the space shuttle orbiter[C]//IEEE Aerospace Conference, 2013: 1-15.
- [11] Schwartz R J, McCrear A C, Gruber J R, et al. Remote infrared imaging of the space shuttle during hypersonic flight: HYTHIRM mission operations and coordination[R]. AIAA-2011-3326, 2011.
- [12] 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.
- [13] 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)
- [14] Jiang Tao, Ding Mingsong, Liu Qingzong, et al. IR radiation characteristics of India Angi-II at launching and reentry stage [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2020, 49(5): 20190493. (in Chinese)
- [15] 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)
- [16] Niu Q, Yang S, He Z, 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.
- [17] Dong Weizhong. Numerical simulation and analysis of thermal-chemical none-equilibrium effects at hypersonic flows[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1996: 21-36. (in Chinese)
- [18] Niu Qinglin, Li Qiang, Gao Wenqiang, et al. Study on infrared radiation characteristics of X-51 A type hypersonic vehicle under cruising state [J]. *Journal of Ordnance Equipment Engineering*, 2021, 42(9): 45-49. (in Chinese)
- [19] Surzhikov S T, Shang J S. Kinetic models analysis for super-orbital aerophysics[R]. AIAA-2008-1278, 2008.
- [20] Park C, Jaffe R L, Partridge H. Chemical-kinetic parameters of hyperbolic Earth entries[R]. AIAA-00-021, 2000.
- [21] Tong T W, Abou-ellail M M, Li Y. Mathematical modeling of catalytic-surface combustion of reacting flows[R]. AIAA-2006-3815, 2006.
- [22] Katta V R, Roquemore W M. Simulation of dynamic jet diffusion flames using finite rate chemistry models [J]. *AIAA Journal*, 1998, 36(11): 2044-2054.
- [23] Zhao Huiyong. Parallel numerical study of whole scramjet engine[D]. Mianyang: China Aerodynamics Research and Development Center Graduate School, 2005: 49-55. (in Chinese)
- [24] Li Xia. Study on three-dimensional flow and photo-thermal radiation effect of rocket engine[D]. Heifei: University of Science and Technology of China, 2019: 36-38. (in Chinese)
- [25] Ludwig C B, Malkmus W, Reardon J, et al. Handbook of infrared radiation from combustion gases[R]. NASA-SP-3080, 1973.
- [26] Stahl B, Emunds H, Gulhan A. Experimental investigation of hot and cold side jet interaction with a supersonic cross flow [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2009, 13(1): 488-496.
- [27] Despirito J. Turbulence model effects on cold-gas lateral jet interaction in a supersonic crossflow[R]. AIAA-2014-3023, 2014.
- [28] Denvir A, Lessin A, Lev M, et al. Comparison of calculated and measured radiation from a rocket motor plume[R]. AIAA-2001-0358, 2001.