

文章编号: 1672-8785(2025)02-0036-13

风洞环境下飞行器模型侧喷喷流红外辐射特性 数值模拟分析及测量修正方法

张乐乐 施小娟* 吉洪湖

(南京航空航天大学能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘 要: 研究风洞环境下飞行器模型侧喷喷流红外辐射特性及测量修正方法对开展风洞试验具有重要意义。在风洞环境中对飞行器侧喷喷流的红外辐射进行测量时, 风洞内壁面和飞行器模型壁面产生的辐射是喷流红外测量的干扰源。通过求解质量方程、动量方程、能量方程和组分传输方程等, 对风洞环境下飞行器模型侧喷喷流流场及 $3\sim 5\ \mu\text{m}$ 波段各个辐射源的红外辐射特性进行了数值模拟。研究结果表明, 随着试验段进口马赫数 Ma_{in} 的增大, 风洞内壁面和飞行器模型壁面的辐射强度增加, 侧喷喷流的积分辐射强度先减小后增大。通过对各个辐射源的辐射特性进行分析, 掌握了各个辐射源的积分辐射强度随 Ma_{in} 的变化规律, 最终得到了适用于本文模型及边界条件的风洞环境下飞行器模型侧喷喷流红外辐射特性修正方法。

关键词: 风洞环境; 侧喷喷流; 红外辐射; 数值模拟

中图分类号: V218 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3969/j.issn.1672-8785.2025.02.005

Numerical Simulation Analysis and Measurement Correction Method of Infrared Radiation Characteristics of Side Jet of Aircraft Model in Wind Tunnel Environment

ZHANG Le-le, SHI Xiao-juan*, JI Hong-hu

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of
Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Studying the infrared radiation characteristics of the side jet of an aircraft model in a wind tunnel environment and its measurement correction methods is of great significance for conducting wind tunnel tests. When measuring the infrared radiation of the side jet of an aircraft in a wind tunnel environment, the radiation generated by the inner wall of the wind tunnel and the wall of the aircraft model is an interference source for the infrared measurement of the jet. By solving the mass equation, momentum equation, energy equation and component transfer equation, the flow field of the side jet of the aircraft model in a wind tunnel environment and the infrared radiation characteristics of each radiation source in the $3\sim 5\ \mu\text{m}$ band are numerically simulated. The research results show that with the increase of the Mach number Ma_{in} at the inlet of the test section, the radiation intensity of the inner wall of the wind tunnel and the wall of the aircraft model increases, and the

收稿日期: 2024-10-10

作者简介: 张乐乐(2000-), 男, 安徽亳州人, 硕士研究生, 主要从事飞行器红外辐射特性方面的研究。

*通讯作者: E-mail: shixiaojuan@nuaa.edu.cn

integrated radiation intensity of the side jet first decreases and then increases. By analyzing the radiation characteristics of each radiation source, the variation law of the integrated radiation intensity of each radiation source with Ma_m is mastered, and finally the correction method of the infrared radiation characteristics of the side jet of the aircraft model in a wind tunnel environment suitable for the model of this paper and the boundary conditions is obtained.

Key words: wind tunnel environment; side jet; infrared radiation; numerical simulation

0 引言

反作用控制系统(Reaction Control System, RCS)是一种先进的控制机制,利用姿轨控发动机的喷流反作用力来调整和改变飞行器的轨道与姿态^[1]。目前,众多高超声速飞行器均采用了 RCS 技术。与传统的气动舵面控制技术相比,RCS 展现出了更快的响应速度和更广泛的飞行空域适应性等优势^[2-4]。

姿轨控发动机运作时释放的高温燃气喷流会与外部环境气流产生剧烈的相互作用,从而在飞行器周边产生复杂的流场特性。这对飞行器的气动与热力性能有着显著影响^[5-8]。

此外,该高温燃气喷流中包含的 CO_2 、 CO 和 H_2O 等成分会释放出强烈的红外辐射。对于依赖红外制导技术的拦截弹和巡航导弹来说,这种辐射会对其导引头的光学观测窗口产生热辐射干扰,进而削弱红外探测系统对目标的识别能力(即降低信噪比)^[9-10]。因此,深入研究姿轨控发动机喷流的红外辐射特性,对于优化高超声速飞行器的红外导引头设计以及选择合适的红外探测波段,具有至关重要的意义。

近年来,国内外对高超声速飞行器的姿轨控发动机喷流流场及其红外辐射特性展开了广泛研究。傅杨奥骁等人^[11]探究了高超声速飞行器 RCS 热喷流对流场结构的具体影响;许晨豪等人^[12]则对 RCS 的喷流干扰研究现状进行了综述。

在红外辐射方面,Brandis A M 等人^[13]通过风洞试验与数值模拟的对比,研究了返回舱再入过程中的红外辐射特性;高铁锁等人^[10]对高超声速拦截弹窗口流场的红外辐射特性进

行了数值模拟;石卫波等人^[14]探讨了高超声速飞行器上升段气动加热对其飞行中段红外辐射特性的影响;王亚辉等人^[15]通过数值模拟与实验,研究了高超声速飞行器光学窗口周围高速气体气动加热产生的热辐射效应对光学探测的影响^[16]。此外,傅杨奥骁等人^[17]还专门针对高超声速飞行器姿轨控发动机高温燃气喷流的红外辐射特性进行了数值模拟,并详细分析了燃气喷流中各组分对红外辐射的贡献。

地面风洞试验是研究高超声速飞行器侧喷喷流红外辐射特性的重要途径。在风洞内对喷流的红外辐射特性进行测量时,试验数据包括喷流自身辐射、风洞内壁面以及飞行器模型壁面的自身辐射和反射辐射。由于无法直接得到喷流的红外辐射,需要对测量结果进行修正。此时,风洞内壁面和飞行器模型壁面则为喷流红外辐射测量的干扰源。

本文针对风洞环境下高超声速飞行器模型侧喷喷流红外辐射特性及测量修正方法进行研究。建立了飞行器及风洞试验段模型,数值计算了风洞试验段中所模拟的不同飞行马赫数下的高超声速飞行器侧喷喷流的流场。然后基于所得到的流场结果对侧喷喷流和风洞试验段内其他红外辐射源(如风洞试验段内壁面、飞行器模型壁面)的红外辐射特性进行了计算分析。最终形成了适用于本文所用模型的风洞环境下飞行器模型侧喷喷流红外辐射特性测量修正方法。

1 计算模型

风洞试验段与飞行器模型简易组合模型如图 1 所示,飞行器质心与试验段的体心重合。其中,飞行器模型采用典型锥-柱-裙外形,其

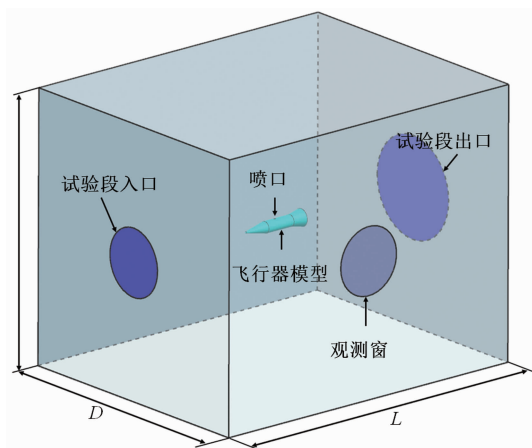


图1 风洞试验段与飞行器模型简易组合模型

质心处安装姿轨控发动机^[17]。

飞行器模型的总长度 L_1 为 1000 mm, 姿轨控发动机喷管出口中心与飞行器头部的距离 L_2 为 500 mm, 喷管出口半径 R 为 18 mm, 飞行器模型的头部长度 L_3 为 350 mm, 身部长度 L_4 为 450 mm, 身部直径 Φ_1 为 165 mm, 尾部直径 Φ_2 为 256 mm。矩形试验段主体段的长度 L 为 5000 mm, 宽度 D 为 4000 mm, 高度 H 为 4000 mm。试验段入口、出口以及观测窗口圆心与其所在面的形心重合, 且半径分别为 $R_1=500$ mm、 $R_2=750$ mm、 $R_3=500$ mm。飞行器模型前端到试验段入口和尾端到试验段出口的水平距离为 2000 mm。

2 计算域与边界条件

2.1 流场计算域及边界条件

基于已构建的几何模型, 流场计算域为试验段内部区域。试验段的侧面观测窗口采用蓝宝石玻璃作为填充材料。在进行流场分析时, 我们将蓝宝石玻璃视作固态壁面来处理。鉴于该计算域具备对称性特征, 为提高计算效率, 我们选择了模型的 1/2 部分来进行流场计算, 如图 2 所示。

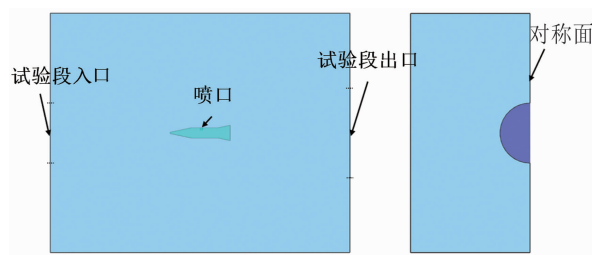


图2 计算域及边界类型

本文计算了试验段入口马赫数 Ma_{in} 分别为 4、5、6、7、8 和 9 时的姿轨控发动机喷流流场。试验段入口设为速度入口, 给定静压和静温; 姿轨控发动机喷管出口设为速度出口, 出口马赫数 Ma_1 为 3, 给定静压和静温; 试验段出口为压力出口, 给定静压和静温。具体边界条件如表 1 所示。其中, P 和 T 表示静压和静温, Y_{CO_2} 、 Y_{H_2O} 、 Y_{CO} 、 Y_{O_2} 和 Y_{N_2} 分别表示燃气中 CO_2 、 H_2O 、 CO 、 O_2 和 N_2 的组分质量分数。本文中的固体壁面均设置为绝热壁面。

2.2 红外计算域及边界条件

根据所建立的几何模型, 红外计算域与流场计算域相同, 也为试验段内部区域。红外计算边界条件中所需的喷流温度、模型壁面温度、组分浓度等数据均从流场计算结果中提取。由于地面风洞试验持续时间较短, 风洞内壁面温度接近环境温度, 所以在进行红外计算时将风洞内壁面温度均设置为 300 K。为简单起见, 又不失一般性, 壁面发射率均设置为 0.9, 蓝宝石玻璃透过率设置为 1。

3 网格划分

3.1 流场计算网格划分及独立性验证

流场计算网格采用多面体蜂窝网格。为保证激波捕获以及喷流组分浓度计算的准确性, 在飞行器模型周围和喷流区域进行网格加密处理(见图 3(a)); 为更好地模拟飞行器表面的流

表1 边界条件

	Ma	P/Pa	T/K	Y_{CO_2}	Y_{H_2O}	Y_{CO}	Y_{O_2}	Y_{N_2}
侧喷口	3	109016	1071	0.0867	0.2976	0.1744	0.0002	0.4411
试验段入口	4、5、6、 7、8、9	2000	50	—	—	—	0.233	0.767
试验段出口	—	20	300	—	—	—	0.233	0.767

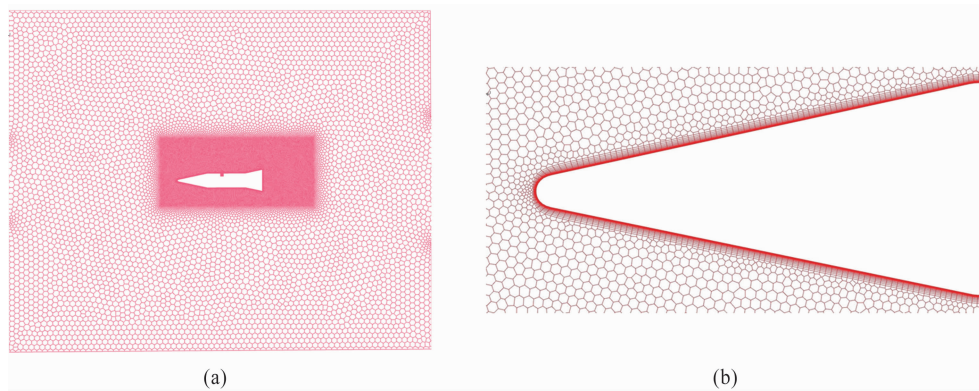


图 3 网格划分

动传热特性, 在飞行器表面添加边界层(见图 3(b))。

以 $Ma_{in}=6$ 时的流场计算结果为例进行网格独立性验证。图 4 所示为试验段出口流量随网格量的变化情况。当网格量在 410 万以上时, 试验段出口流量变化不大, 认为流场计算结果与网格数量无关。综合考虑计算时间与计算结果的准确性后, 将网格量划分为 410 万。

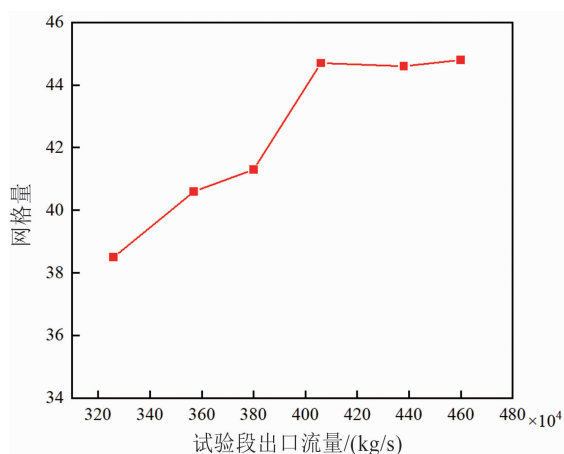


图 4 试验段出口流量随网格量的变化

3.2 红外计算网格划分及独立性验证

划分的红外计算网格包括喷流网格和壁面网格。其中, 喷流网格在 NUAA-IR 软件^[18]中生成; 壁面网格为三角形的面网格, 在网格划分软件 ICEM 中生成。

经网格独立性验证, 当喷流红外计算网格量为 300 万、壁面红外计算网格量为 6 万时, 红外辐射特性结果与网格量无关。本文的喷流红外计算网格量为 300 万, 壁面红外计算网格量为 6 万。

4 计算方法

4.1 流场计算方法

对于文中所模拟的试验段中的流动情况, 通过求解质量方程、动量方程、能量方程和组分传输方程对流场特征进行数值模拟。流场模拟采用商业软件 Fluent, 计算采用基于密度基的隐式耦合算法、二阶迎风差分格式以及剪切应力输运 (Shear Stress Transport, SST) $k-\omega$ 湍流模型。通过组分输运模型计算 CO_2 、 H_2O 、 CO 、 O_2 和 N_2 等燃气组分的传递, 并通过离散坐标 (Discrete Ordinates, DO) 模型计算辐射换热。

4.2 红外辐射特性计算方法

红外辐射特性计算的基本方程是参与性介质内的辐射亮度传输方程、辐射照度方程、辐射边界方程和辐射强度方程。假设燃烧产物中只有气体成分, 无固体颗粒, 忽略散射效应, 辐射亮度传输方程为

$$\frac{dL_s(s, \vec{s})}{ds} = \kappa_\lambda(s)L_{b\lambda}(s) - \kappa_\lambda(s)L_\lambda(s, \vec{s}) \quad (1)$$

式中, s 为微元体位置; $\vec{s}$ 为辐射传输方向; L_λ 和 $L_{b\lambda}$ 分别为光谱辐射亮度和黑体光谱辐射亮度; κ_λ 为介质光谱吸收系数。

辐射照度被描述为目标表面接收到的辐射能量。辐射照度方程如下:

$$H_\lambda = \int_\Omega L_\lambda(s, \omega) \cos \beta_\omega d\omega \quad (2)$$

辐射边界方程用于表征灰体壁面有效辐射能量与灰体自身辐射及反射辐射之间的关系, 其表达式如下:

$$L_{\lambda,0} = \varepsilon_0 L_{b\lambda}(T_0) + \frac{1-\varepsilon_m}{\pi} H_{\lambda,m}^0 \quad (3)$$

式中, ε_0 为壁面的黑度; T_0 为壁面的温度; $H_{\lambda,m}^0$ 为壁面的入射光谱辐射照度。

辐射强度方程描述了辐射源发出的辐射能量的空间分布特征, 其表达式如下:

$$I_{\lambda} = \frac{H_{\lambda}^R R^2}{\tau_{\lambda,atm}} \quad (4)$$

式中, I_{λ} 为目标自身的辐射强度; H_{λ}^R 为探测点处来自辐射源的照度; R 为目标与探测器的距离; $\tau_{\lambda,atm}$ 为目标与探测器之间的大气透过率。

采用课题组自研软件 NUAA-IR 来计算红外辐射特性。在软件中对红外探测器的位置进行设置。探测器视场角约为 25° , 如图 5 所示。探测设备高度与圆形探测窗的圆心齐平。探测设备透过探测窗口对飞行器模型和姿轨控发动机喷流红外辐射特征进行探测。探测器在探测窗口外进行探测时, 受到探测窗口直径及探测器视场角的限制。为保证姿轨控发动机喷流核心区能够被探测器视场角包裹, 探测器与探测窗口的距离 d 不宜过小, 文中取 $d=1.5\text{m}$ 。

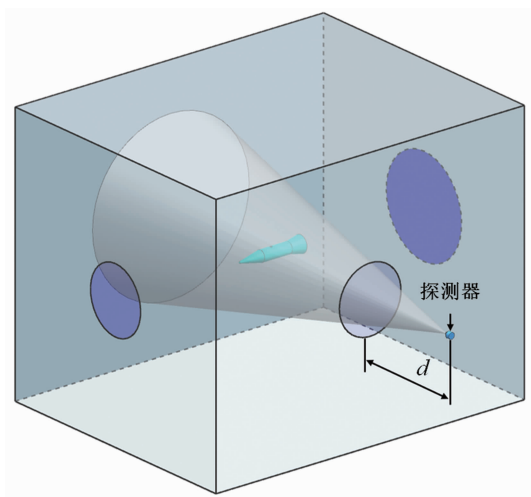


图 5 探测器视场角示意图

4.3 计算方法验证

为了验证文中流场计算方法的可行性, 采用 Gnemmi P 等人^[19]开展的超音速来流与侧喷射流相互作用风洞试验进行对比验证。试验模型为典型锥-柱-裙体, 射流为热燃气喷流。图

6 所示为采用本文流场计算方法获得的壁面压力系数计算结果与参考文献中试验数据的对比情况。可以看出, 两者吻合良好, 表明本文流场计算方法是可靠的。

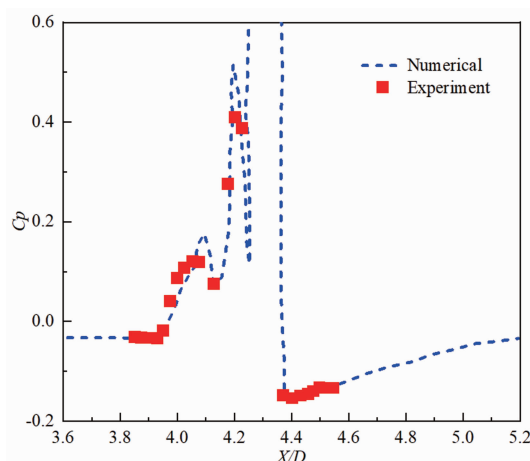


图 6 壁面压力系数

5 计算结果与分析

5.1 流场计算结果

5.1.1 喷流温度分布云图

为了研究试验段进口气流马赫数对飞行器模型侧喷喷流流场的影响, 给出了图 7 所示的 $Ma_{in}=6$ 时的流场对称面温度分布云图。可以看出, 喷流喷出后与来流相互作用, 在喷口上方激波面前出现一小块高温区域, 而且由于喷流的膨胀、压缩和再膨胀, 其核心区的温度先降低后升高, 然后再降低。

图 8 所示为不同 Ma_{in} 时的飞行器模型侧喷喷流温度场分布。可以看出, 随着 Ma_{in} 的增大, 弓形激波的弓角逐渐减小, 喷流的扩散范围被压缩; 喷流核心区的温度逐渐升高, 在 $Ma_{in}=9$ 时温度达到 1700 K 左右。综上所述, 在喷管出口条件一定的情况下, 试验段入口气流马赫数 Ma_{in} 越大, 喷流与来流的相互作用越强。

5.1.2 飞行器模型表面温度

图 9 所示为不同 Ma_{in} 时的飞行器模型表面温度分布。可以看出, 由于来流与喷流的相互作用以及高温喷流的加热作用, 喷管出口附近的壁面温度明显高于飞行器模型其他位置的壁

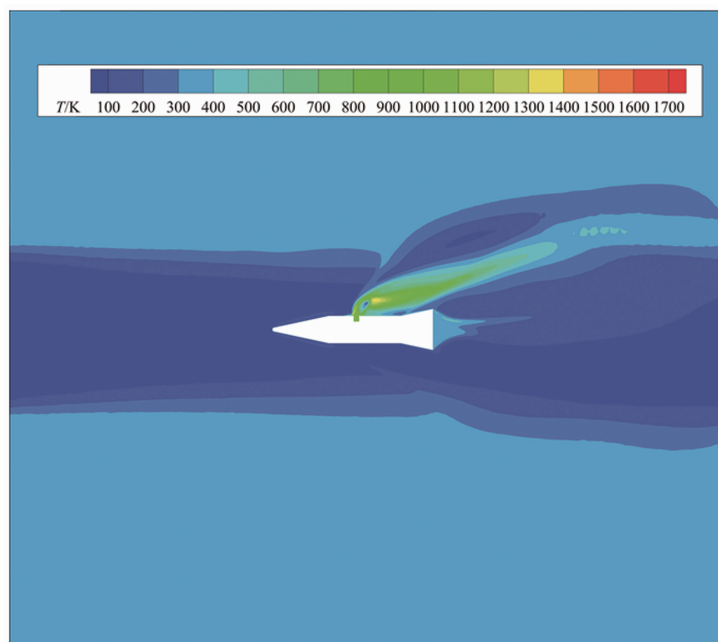


图 7 流场对称面温度分布

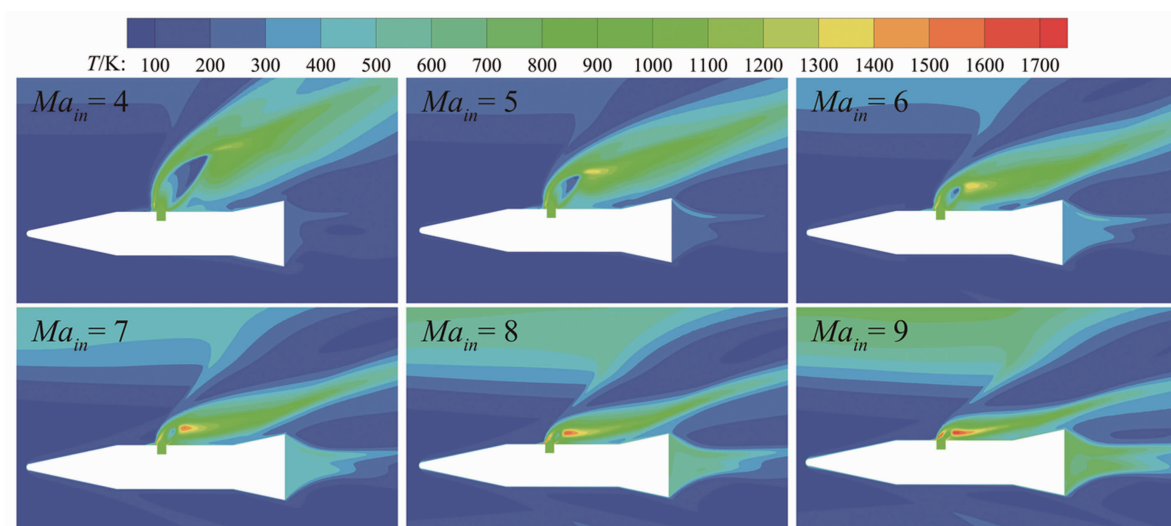


图 8 喷流温度分布

面温度, 而且在喷口后方模型壁面上出现一条高温带。随着 Ma_{in} 的增大, 飞行器模型表面气动加热效应增强, 喷管出口附近以及喷管后方高温带温度升高, 在 $Ma_{in}=9$ 时其表面平均温度达到 800 K 左右。

5.1.3 喷流 CO_2 组分浓度场

为了分析喷流中各组分在试验段入口气流不同马赫数下的扩散情况, 给出了图 10 所示的喷流中 CO_2 组分浓度场分布图。可以看出, CO_2 从喷口喷出后向右上方扩散, $Ma_{in}=4$ 时

CO_2 的穿透能力最强, 扩散范围最大。总体来看, CO_2 组分浓度场分布规律与姿轨控发动机喷流的温度场分布规律类似, 喷流中其余组分 H_2O 、 CO 、 O_2 、 N_2 的浓度分布规律与 CO_2 组分浓度分布规律基本类似, 在此不再详细描述。

5.2 红外辐射特性计算结果

探测器视场角范围内接收到的红外辐射有多个来源: 探测器视场角内喷流自身红外辐射、飞行器模型壁面自身辐射、风洞内壁面自

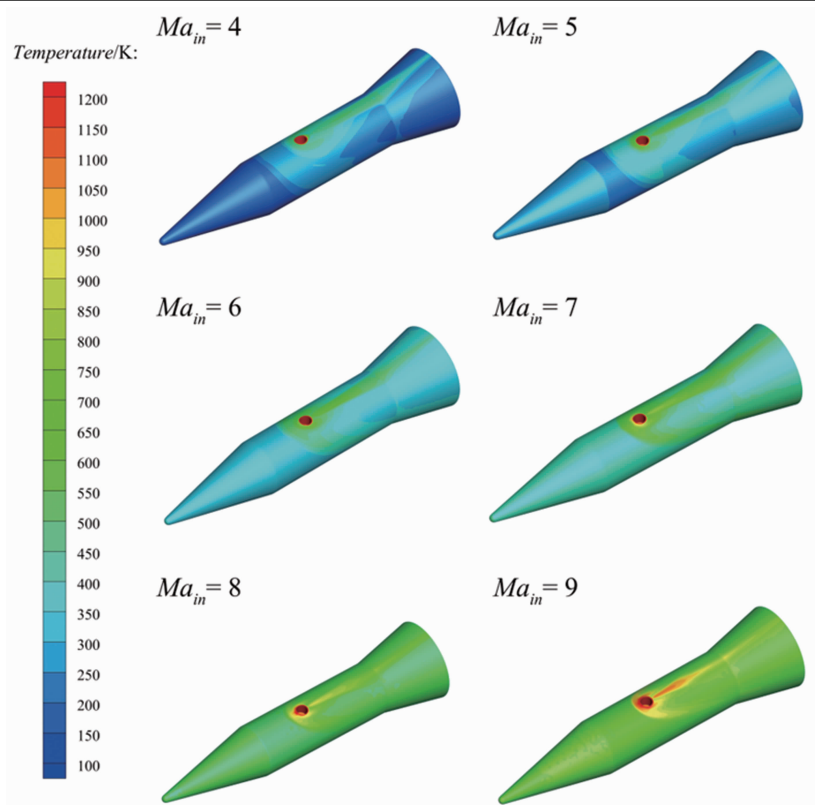
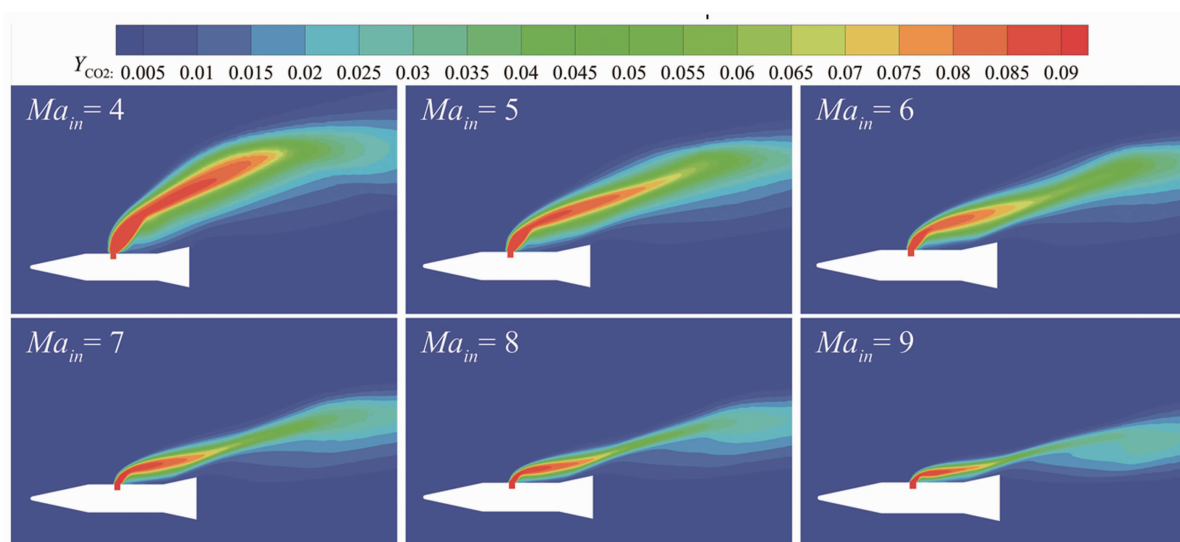


图 9 飞行器模型壁面温度分布

图 10 喷流 CO_2 组分浓度分布

身辐射；飞行器模型壁面反射喷流和风洞内壁面的反射辐射(统称飞行器模型壁面反射辐射)以及风洞内壁面反射喷流、飞行器模型壁面、风洞内壁面的反射辐射(统称风洞内壁面反射辐射)。图 11 为简要示意图。

5.2.1 各个辐射源的积分辐射强度

探测器视场角范围内接收到的各个辐射源

的积分辐射强度如图 12 所示。由于来流的气动加热作用，飞行器模型壁面的温度逐渐升高，其积分辐射强度变大。风洞壁面温度虽然给定为环境温度，但是由于飞行器模型壁面及喷流的积分辐射强度增加，风洞壁面反射的喷流和模型壁面辐射增大，所以风洞内壁面的辐射强度变大。随着 Ma_{in} 的逐渐增大，侧喷喷流

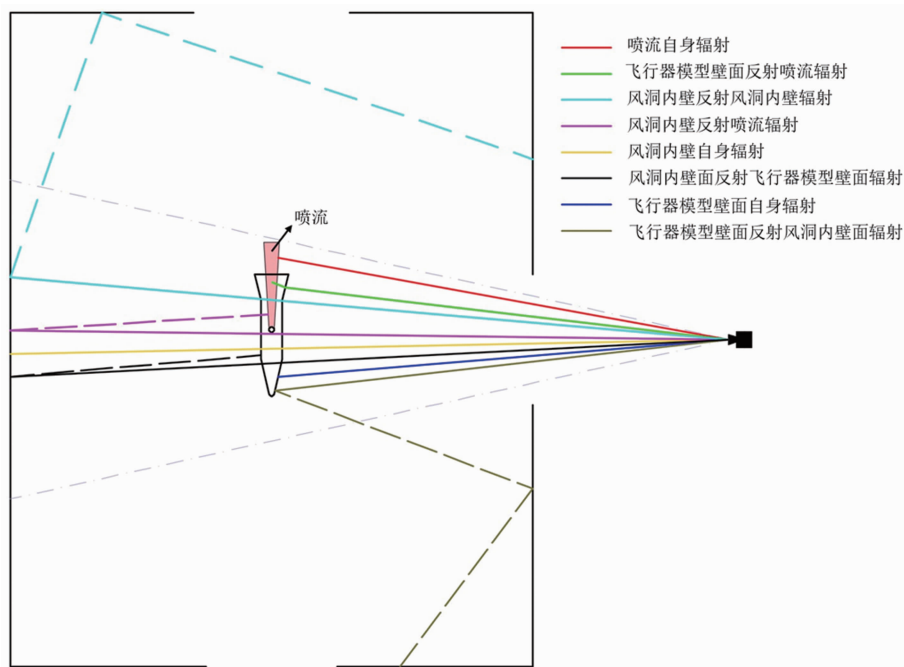


图 11 探测器接收到的红外辐射来源

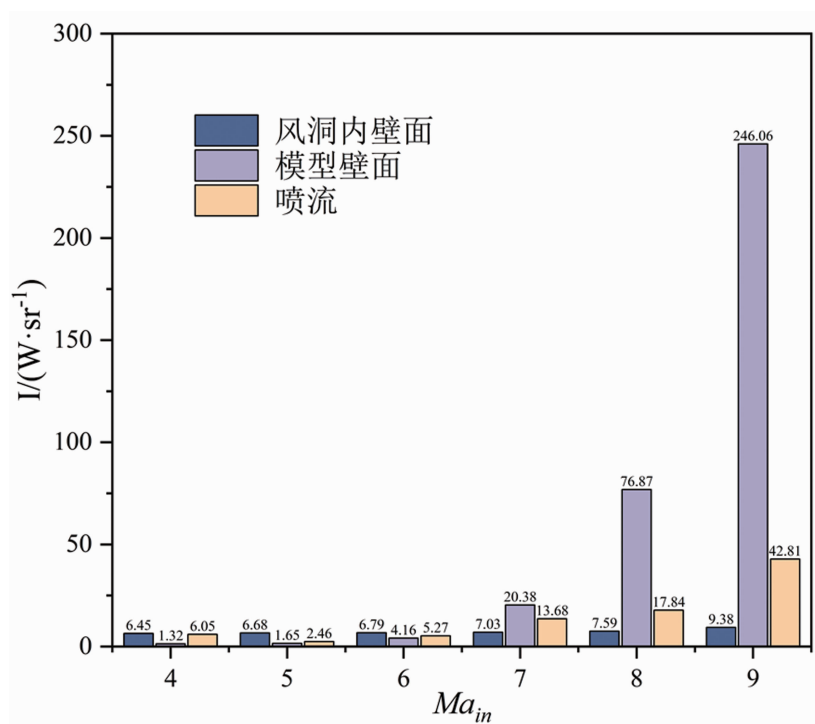


图 12 各个辐射源的积分辐射强度

与来流相互作用增强, 喷流核心区减小, 但是喷流核心区温度升高, 所以喷流的积分辐射强度先减小后增大。

5.2.2 风洞内壁面的积分辐射特性

探测器视场角范围内风洞内壁面产生的红

外辐射为红外探测的干扰源之一。风洞内壁面的红外辐射包括壁面自身辐射和壁面反射辐射, 如图 13 所示。在进行红外计算时, 风洞内壁面温度设置为环境温度, 所以不同工况下风洞内壁面的自身辐射基本不变。探测器视场

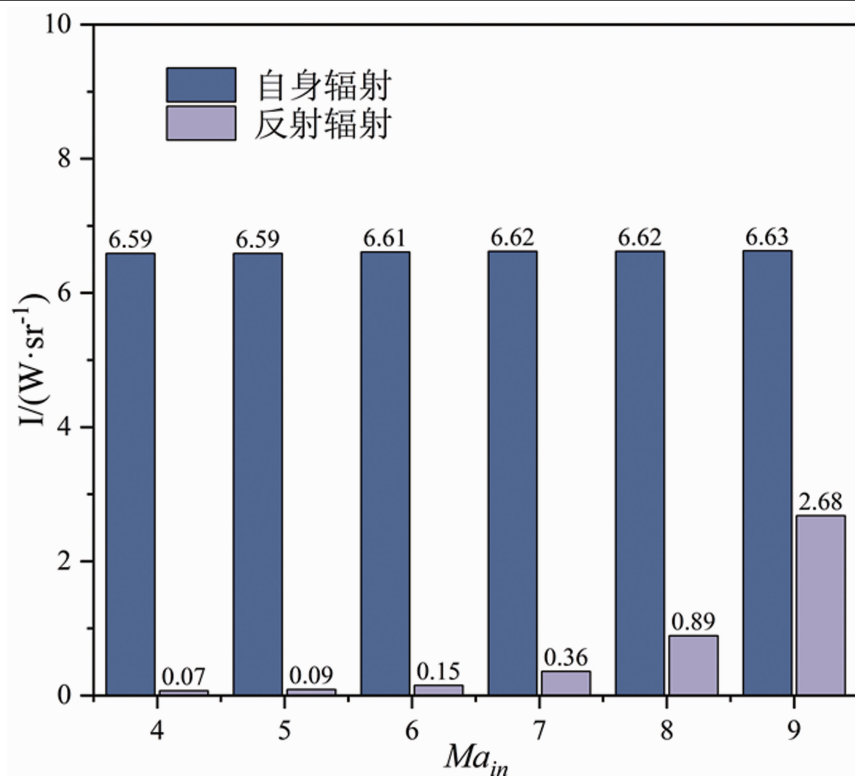


图 13 风洞内壁面的积分辐射特性

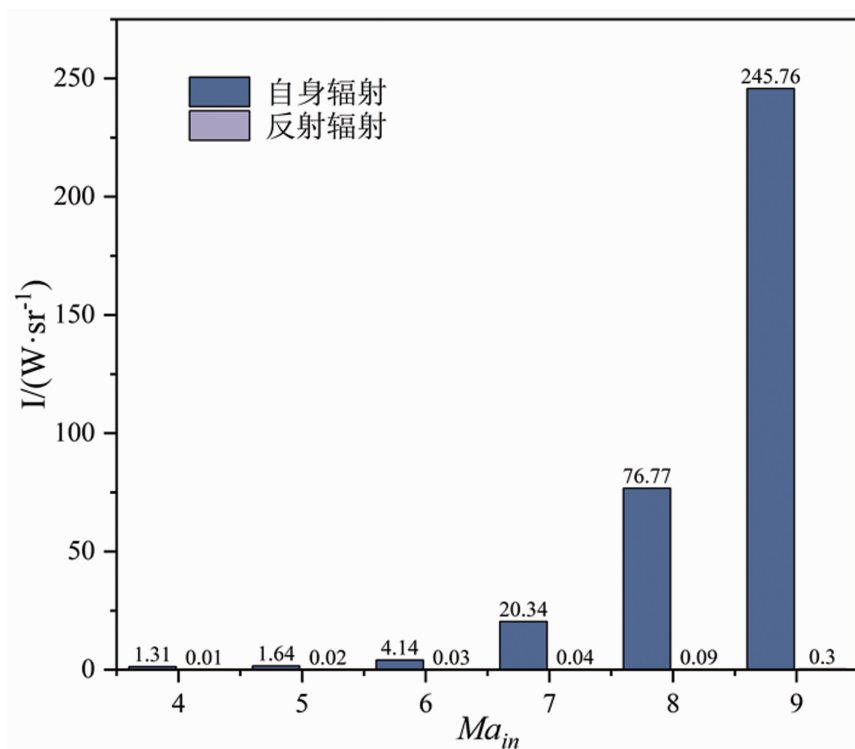


图 14 飞行器模型壁面的积分辐射特性

角范围内风洞内壁面的反射辐射包括其反射喷流的辐射、反射飞行器模型壁面的辐射和反射探测器视场角外其余风洞内壁面的辐射。随着

Ma_{in} 的增加, 喷流和飞行器模型壁面辐射强度增大, 风洞内壁面反射喷流和飞行器模型壁面的反射辐射逐渐增大, 所以风洞内壁面反射辐

射在逐渐增大。

5.2.3 飞行器模型壁面的积分辐射特性

探测器视场角范围内飞行器模型壁面产生的红外辐射也是红外探测的干扰源之一。飞行器模型壁面的红外辐射包括其壁面自身辐射和壁面反射辐射,如图 14 所示。随着飞行器模型壁面温度的逐渐升高,其模型壁面的自身辐射逐渐增大。由于喷流核心区的温度逐渐升高,飞行器模型壁面反射喷流的辐射逐渐增大。但由于飞行器模型壁面的面积相对较小且喷流的积分辐射强度也相对较小,所以飞行器模型壁面的反射辐射十分微小,几乎可以忽略不计。

5.3 喷流红外辐射强度修正方法

探测器的探测结果为探测器视场角范围内喷流、风洞内壁面以及飞行器模型壁面自身辐射强度和积分辐射强度的总和,即

$$J = J_1 + J_2 + J_3 \quad (5)$$

式中, J 为探测器视场角范围内的总积分辐射强度; J_1 为风洞内壁面的红外辐射; J_2 为飞行器模型壁面的红外辐射; J_3 为喷流的红外辐射。

5.3.1 风洞内壁面的积分辐射强度变化规律

如图 13 所示,风洞内壁面的自身辐射几乎不变,可以将其视为常数。只需分析风洞内壁面反射辐射的变化规律即可得出风洞内壁面的红外辐射强度随 Ma_{in} 的变化规律:

$$J_1 = E_1 + Y_1 \quad (6)$$

式中, E_1 为风洞内壁面的自身辐射,取不同马赫数条件下的平均值, $E_1 = 6.61 \text{ W} \cdot \text{sr}^{-1}$; Y_1 为风洞内壁面的反射辐射。

如图 15 所示,对风洞内壁面的反射辐射 Y_1 随 Ma_{in} 的变化进行拟合,得到了风洞内壁面的反射辐射 Y_1 关于 Ma_{in} 的方程:

$$Y_1 = a_1 \cdot Ma_{in}^{b_1} + c_1 \quad (7)$$

式中, a_1 、 b_1 、 c_1 的取值如图 15 所示。

5.3.2 飞行器模型壁面的积分辐射强度变化规律

通过前面对飞行器模型壁面积分辐射特性的分析可知,飞行器模型壁面的反射辐射可以忽略不计。只需对飞行器模型壁面的自身辐射进行分析即可得出飞行器模型壁面红外辐射强度随 Ma_{in} 的变化规律:

$$J_2 = E_2 + Y_2 \quad (8)$$

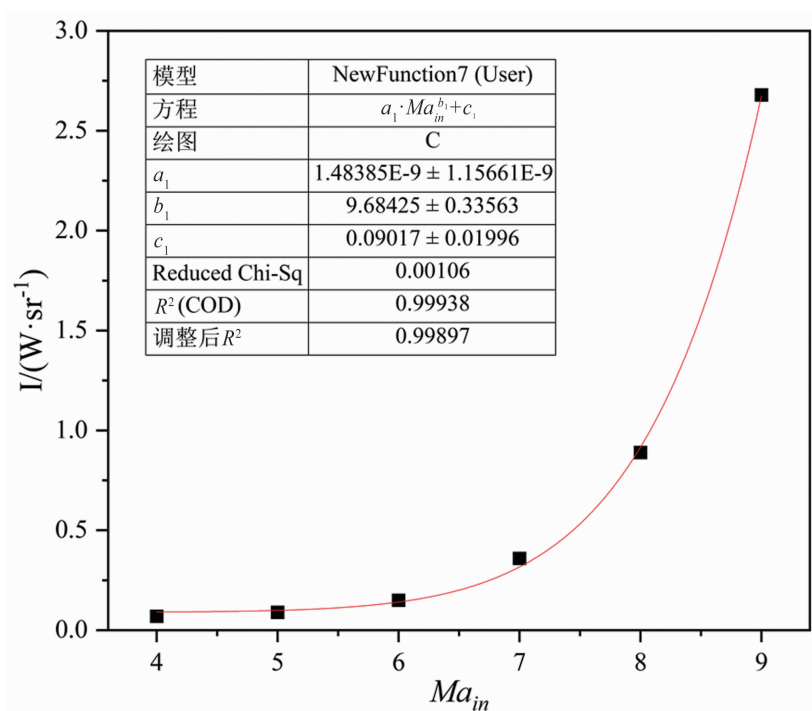


图 15 风洞内壁面的反射辐射变化规律

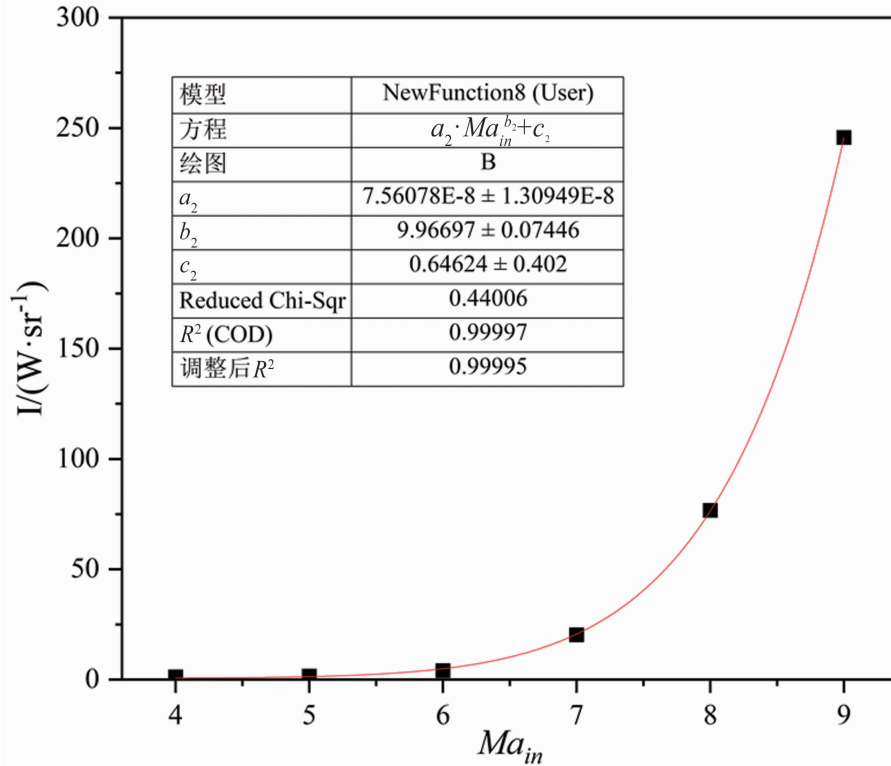


图 16 飞行器模型壁面的自身辐射变化规律

式中, E_2 为飞行器模型壁面的自身辐射强度; Y_2 为飞行器模型壁面的反射辐射, $Y_2=0$ 。

如图 16 所示, 对飞行器模型壁面的自身辐射 E_2 随 Ma_{in} 的变化进行拟合, 得到飞行器模型壁面的自身辐射 E_2 关于 Ma_{in} 的方程:

$$E_2 = a_2 \cdot Ma_{in}^{b_2} + c_2 \quad (9)$$

式中, a_2 、 b_2 、 c_2 取值如图 16 所示。

5.3.3 喷流积分辐射强度修正方法

为了得到探测器视场角范围内喷流的积分辐射强度的修正公式, 联立式(5)~式(9), 可得喷流辐射强度 J_3 关于 J 和 Ma_{in} 的方程:

$$\begin{aligned} J_3 &= J - (J_1 + J_2) \\ &= J - (E_1 + Y_2) - (Y_1 + E_2) \\ &= J - (a_1 \cdot Ma_{in}^{b_1} + a_2 \cdot Ma_{in}^{b_2}) - (c_1 + c_2) - E_1 \\ &= J - (a_1 \cdot Ma_{in}^{b_1} + a_2 \cdot Ma_{in}^{b_2}) - C \end{aligned} \quad (10)$$

式中, C 为常数, $C=c_1+c_2+E_1$, 即 $C=7.35 \pm 0.42$ 。

6 结束语

本文通过开展风洞环境下飞行器模型侧喷喷流流场及红外辐射特性数值模拟, 分析了风

洞试验段入口来流不同马赫数下侧喷喷流的流场特性以及各个辐射源在 $3 \sim 5 \mu\text{m}$ 波段的积分辐射特性, 给出了探测器视场角范围内测得的总积分辐射强度修正公式, 使其修正后的结果仅包含喷流的辐射强度。具体结论如下:

(1)在侧喷喷流条件不变的情况下, 随着试验段进口马赫数 Ma_{in} 的增大, 侧喷喷流的穿透能力减小, 喷管出口上方弓形激波的弓角减小, 喷流核心区缩小, 喷流核心区的平均温度升高。

(2)探测器视场角内所接收到的红外辐射包括: 探测器视场角内喷流自身红外辐射、飞行器模型壁面自身辐射、风洞内壁面自身辐射; 飞行器模型壁面反射喷流和风洞内壁面的反射辐射以及风洞内壁面反射喷流、飞行器模型壁面、风洞内壁面的反射辐射。

(3)在文中条件下, 随着试验段进口马赫数 Ma_{in} 的增大, 喷流的积分辐射强度先减小后增加, 在 $Ma_{in}=5$ 时最小。而且随着 Ma_{in} 的增大, 喷流积分辐射强度的增幅变大。风洞内壁面和飞行器模型壁面的积分辐射强度都随着试

验段进口马赫数 Ma_{in} 的增大而增大, 并且增幅也逐渐变大。

(4) 在文中条件下, 随着试验段进口马赫数 Ma_{in} 的增大, 风洞内壁面的自身辐射几乎不变, 其反射辐射逐渐增加; 飞行器模型壁面的自身辐射逐渐增加, 其反射辐射十分微小, 几乎可以忽略不计。

(5) 得到了适用于文中模型及边界条件下的探测器视场角范围内喷流的积分辐射强度的修正公式, 给定探测器接收到的总辐射强度以及风洞入口来流马赫数 Ma_{in} 即可对结果进行修正。

本文的喷流积分辐射强度修正公式目前只适用于文中模型以及边界条件下的情况。本文属于试验开展前的预先研究, 后续还将对更多工况、更多模型进行研究, 从而扩充修正公式的适用条件。未来还通过开展地面风洞实验来对修正公式进行验证。

参考文献

- [1] 李素循. 喷流控制飞行器姿态的物理问题 [C]. 北京: 2003 空气动力学前沿研究学术研讨会, 2003.
- [2] 周大鹏, 杨大鹏, 刘然, 等. 一种面向空天飞机再入的智能自适应复合控制方法 [J]. 宇航学报, 2022, **43**(8): 1109–1119.
- [3] Watanabe S, Takaki R, Yamamoto Y. RCS gas-jet interaction in the hypersonic flight experiment, HYFLEX [C]. Reno: 35th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 1997.
- [4] 许晨豪, 蒋崇文, 高振勋, 等. 高超声速飞行器反作用控制系统喷流干扰综述 [J]. 力学与实践, 2014, **36**(2): 147–155.
- [5] Jiang L, Zhao Z L, Wang X B, et al. Numerical investigation of pitch motion induced unsteady effects on transverse jet interaction [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2020, **105**: 325–338.
- [6] Zhang B, Hong Q, Bai Y, et al. Numerical investigation of heat transfer in film layer under supersonic condition of convergent-divergent transition [J]. *Thermal Science*, 2020, **24**(3): 2279–2288.
- [7] Zhang B, Lin Z, Zhang J, et al. Numerical investigation of the flow and infrared radiation characteristics of nozzles with transverse jets of different shapes [J]. *Processes*, 2022, **10**(4): 763–774.
- [8] 张庆兵, 逯雪铃, 沙莎. 侧喷干扰高温燃气效应讨论 [J]. 实验流体力学, 2019, **33**(6): 34–40.
- [9] Miller D W. AIT interceptor performance predictions [C]. Albuquerque: 2nd Annual Interceptor Technology Conference, 1993.
- [10] 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): 85–92.
- [11] 傅杨奥骁, 刘庆宗, 丁明松, 等. 热喷干扰气体模型对飞行器气动特性影响分析 [J]. 力学学报, 2022, **54**(5): 1229–1241.
- [12] 许晨豪, 蒋崇文, 高振勋, 等. 高超声速飞行器反作用控制系统喷流干扰综述 [J]. 力学与实践, 2014, **36**(2): 147–155.
- [13] 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.
- [14] 石卫波, 孙海浩, 刘纯胜, 等. 上升段气动加热对飞行中段高速飞行器红外辐射特性影响分析 [J]. 红外与激光工程, 2023, **52**(12): 139–146.
- [15] 王亚辉, 王强, 高磊, 等. 高超声速飞行器气动热辐射特性 [J]. 红外与激光工程, 2013, **42**(6): 1399–1403.

- [16] 王亚辉, 王强, 张伯川, 等. 高超声速飞行器红外窗口热辐射特性试验 [J]. **红外与激光工程**, 2015, **44**(6): 1716–1720.
- [17] 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): 76–85.
- [18] 黄伟, 吉洪湖. 基于 BRDF 的排气系统红外辐射特征计算研究 [J]. **航空学报**, 2012, **33**(7): 1227–1235.
- [19] Gnemmi P, Gruhn P, Leplat M, et al. Computation validation on lateral jet interactions at supersonic speeds [J]. *International Journal of Engineering Systems Modelling and Simulation*, 2013, **5**(1–3): 68–83.