第 40 卷 第 2 期 实 验 流 体 力 学 Vol. 40, No. 2
2026 年 4 月 Journal of Experiments in Fluid Mechanics Apr., 2026

文章编号: 1672-9897(2026)02-0013-11 doi: 10.11729/syltlx20250020

风洞背景辐射干扰下高速飞行器红外特征测量修正方法的数值研究

施小娟[1,*], 张乐乐[1], 吉洪湖[1], 谢峰[2], 罗万清[3]

1. 南京航空航天大学, 南京 210016

2. 中国空气动力研究与发展中心 超高速空气动力研究所, 绵阳 621000

3. 飞行器流体物理全国重点实验室, 绵阳 621000

摘要: 风洞试验是研究高速飞行器性能的重要手段。提升风洞试验中红外特征的测量精度, 能够为飞行器红外特征预测及隐身性能设计提供更可靠的数据支撑, 具有显著的工程价值。然而, 在风洞试验中, 风洞内部背景辐射的干扰导致飞行器的真实红外辐射难以准确获取, 直接影响风洞试验的开展和试验数据的有效使用。采用经仿真精度验证的 CFD 方法, 模拟常规高超声速暂冲式风洞在试验段入口来流马赫数为 3～10 范围内的状态, 针对风洞背景辐射干扰, 数值研究了飞行器及侧向喷流在侧向 90°方向、3～5 μm 波段红外辐射测量的修正方法。提出了一套基于背景场分离的递进式测量流程, 通过冷模干扰标定和热态目标测量的分步试验设计, 实现了干扰信号的剥离, 建立了飞行器表面和侧向喷流的自身辐射与探测器接收到的总红外辐射之间的关系, 明确了辐射测量的干扰因素, 获得了飞行器表面和侧向喷流自身红外辐射测量的修正公式。结果表明: 干扰因素对侧向喷流红外辐射的影响较小, 在 1.6%～2.8% 之间; 当风洞试验段来流马赫数为 3～5 时, 干扰因素对飞行器表面红外辐射的影响超过 10%, 尤其是来流马赫数为 3 时, 干扰信号占比达 70.72%。

关键词: 风洞; 高速飞行器; 侧向喷流; 红外辐射; 干扰因素; 修正方法

中图分类号: V211.753 **文献标识码:** A

Numerical study on correction methods for infrared characteristics measurement of high-speed aircraft under wind tunnel background radiation interference

SHI Xiaojuan[1,*], ZHANG Lele[1], JI Honghu[1], XIE Feng[2], LUO Wanqing[3]

1. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China

2. Hypervelocity Aerodynamics Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China

3. National Key Laboratory of Aerospace Physics in Fluids, Mianyang 621000, China

Abstract: Wind tunnel testing serves as a critical method for studying the performance of high-speed aircraft. Enhancing the measurement accuracy of infrared characteristics in wind tunnel tests can provide more reliable data support for predicting aircraft infrared signatures and designing stealth performance, embodying significant engineering value. However, in wind tunnel tests, the interference of background radiation inside the wind tunnel makes it difficult to accurately obtain the true infrared radiation (IR) of the aircraft, directly affecting the execution of wind tunnel tests and the use of test data. The CFD (computational fluid dynamics) method verified by simulation accuracy was used to simulate the state of a conventional hypersonic

收稿日期: 2025-02-27; **修回日期**: 2025-07-01; **录用日期**: 2025-07-03

* 通信作者 E-mail: shixiaojuan@nuaa.edu.cn

引用格式: 施小娟, 张乐乐, 吉洪湖, 等. 风洞背景辐射干扰下高速飞行器红外特征测量修正方法的数值研究 [J]. 实验流体力学, 2026, 40(2): 13-23.
SHI X J, ZHANG L L, JI H H, et al. Numerical study on correction methods for infrared characteristics measurement of high-speed aircraft under wind tunnel background radiation interference[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2026, 40(2): 13-23.

blowdown wind tunnel with the incoming Mach number at the test section inlet in the range of 3–10. A numerical study was conducted on correction methods for IR measurement in the 3–5 μm band at a lateral 90° direction for the aircraft and lateral jet, aiming at the interference of wind tunnel background radiation. A progressive measurement procedure based on background field separation was proposed. Through a stepwise experimental design involving cold-model interference calibration and hot-target measurements, the interference signals were stripped. The relationships between the intrinsic radiation of the aircraft surface and lateral jet and the total IR received by the detector were established respectively. The interference factors in IR measurement were identified. The correction formulas for measuring the intrinsic IR of the aircraft surface and lateral jet were derived. The results show that the influence of interference factors on the IR of lateral jet is relatively small, ranging between 1.6% and 2.8%. When the incoming flow Mach number in the wind tunnel test section is between 3 and 5, the influence of interference factors on the IR of the aircraft surface exceeds 10%. Especially at a Mach number of 3, the proportion of interference signals reaches 70.72%.

Keywords: wind tunnel; high-speed aircraft; lateral jet; infrared radiation; interference factor; correction method

0 引 言

侧向喷流反作用控制系统(Reaction Control System, RCS)利用其产生的高温侧向喷流的反作用力,实现高速飞行器姿态和轨道的控制,具有响应速度快、控制精度高、空域适应范围广的优点[1-3]。RCS 一般采用小型火箭发动机,高速的侧向喷流与来流发生强烈的相互干扰,改变飞行器的绕流环境,使其表面压力和温度发生变化[4-5],从而影响飞行器表面的红外辐射。同时,侧向喷流温度高且含有 CO_2 和 H_2O 等辐射性组分,产生较强的红外辐射,降低飞行器的红外隐身性能。高温侧向喷流的红外辐射还会干扰防御系统对目标的红外探测、识别、追踪及拦截能力[6]。因此,掌握高速飞行器及其侧向喷流的红外辐射特性,对于提高飞行器的红外隐身性能、优化防御系统的设计具有重要意义。

目前,国内外学者针对侧向喷流对高速飞行器绕流的干扰、飞行器及其侧向喷流的气动特性等开展了大量研究[7-12],对高速飞行器及尾流的红外辐射特性也开展了一些研究。例如,Avital 等[13] 对火箭发动机在欠膨胀状态的尾流进行了试验和数值研究;Rialland 等[14] 数值仿真了飞行中火箭发动机尾流的红外辐射特征,并与测试数据进行了对比;魏鑫等[15] 将超燃冲压发动机燃烧室流动与传热的准一维模拟和飞行器绕流场及喷管内外流场的三维模拟相结合,数值研究了吸气式高速飞行器的红外辐射特性;牛青林等[16] 对助推滑翔载入飞行器在时变攻角下的红外辐射特性进行了数值研究;石安华等[17] 数值研究了类 X-51A 高超声速巡航飞行器在典型飞行状态下的红外辐射光谱、红外辐射亮度和红外辐射强度;高铁锁等[18] 数值模拟了高超声速拦截弹化学反应绕流的红外辐射特性,分析了光学窗口附近流场红外光谱辐射随飞行参数的变化规律。然而,关于 RCS 开启时高速飞行器及侧向喷流红外辐射特性的研究较少。傅杨奥骁等[6] 针对高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(飞行马赫数为 4、5、8 和 10)以及不同观测角度对流场红外辐射特性的影响。吕蓉等[19-20] 数值分析了 20 km 高度下攻角对临近空间飞行器及侧喷射流的流场参数和红外辐射特性的影响,以及在 20 km、马赫数 5 和 50 km、马赫数 10 工况下,发动机喷射角、喷口位置及射流压比对正侧视探测角度下目标红外辐射特性的影响规律。郑才浪等[21] 数值研究了在高真空环境下工作的轨控发动机喷流的红外辐射特性。

高速飞行器本体–喷流耦合辐射的风洞试验测量,不仅能够验证数值仿真结果的准确性,还能捕捉复杂物理现象,为红外辐射特性研究提供真实、可靠的试验依据,是高速飞行器红外隐身设计及性能评估的重要手段。常规高超声速风洞为模拟高马赫数流动,试验气流温度较低(一般仅 50 K 左右[22]),相比真实飞行环境,无法真实模拟高空气流温度;同时,风洞试验通常使用缩比模型,雷诺数偏低,难以复现真实飞行中因飞行器尺寸与气流相互作用产生

的边界层特性及复杂流动现象，在气流温度、模型尺度效应等关键要素上与真实飞行环境存在显著差异。高速飞行器本体–喷流耦合辐射的风洞试验研究面临诸多挑战与困难。例如：如何将缩比模型的红外辐射测量结果反推至全尺寸模型在高空状态下的红外辐射特性？如何在风洞运行的短时间内获取稳定的试验测试数据？如何排除风洞内部其他辐射源的背景辐射会干扰，并对测量结果进行修正？目前没有公开文献报道关于高速飞行器本体–喷流耦合辐射测量的风洞试验研究。

针对地面风洞试验中高速飞行器本体–喷流耦合辐射测量受风洞内部背景辐射干扰的问题，考虑到现阶段缺乏风洞试验数据且风洞试验成本高，本文采用 CFD 方法模拟风洞试验状态，数值分析风洞环境下飞行器及侧向喷流的红外辐射，提出背景辐射场–气动加热场–目标辐射场的多级解耦方法，通过冷模干扰标定和热态目标测量的递进式试验设计，实现干扰信号的剥离。该方法可为高速飞行器及侧向喷流红外辐射强度的地面风洞试验提供一定的参考。

1　风洞试验段及飞行器模型

飞行器模型如图 1 所示，采用典型的锥–柱–裙外形，飞行器总长 L_1 为 1000 mm，锥体长度 L_2 为 350 mm，柱体长度 L_3 为 450 mm，柱体直径 D_1 为 165 mm，尾部直径 D_2 为 256 mm。RCS 喷口直径为 36 mm，位于柱体截面，喷口中心距飞行器头部 500 mm，喷管轴线与飞行器轴线垂直。

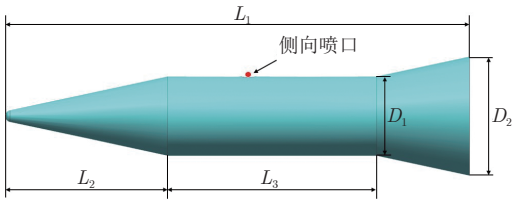


图 1　带侧向喷口的飞行器模型
Fig. 1　Vehicle model with lateral nozzle

将风洞试验段简化为矩形，风洞试验段及飞行器组合模型如图 2 所示。飞行器质心与试验段的体心重合，侧向喷口朝正上方。矩形试验段长 L 为 5000 mm，宽 W 和高 H 均为 4000 mm。试验段入口、出口及观测窗口的圆心分别与其所在面的形心重合，直径依次为 1000、1500 和 1000 mm。飞行器前端至试验段入口的水平距离，以及尾端至出口的水平距离均为 2000 mm。风洞试验段入口来流马赫数在 3～10 之间，喷口处侧向喷流马赫数为 3，RCS 运行时长约为 10 s。

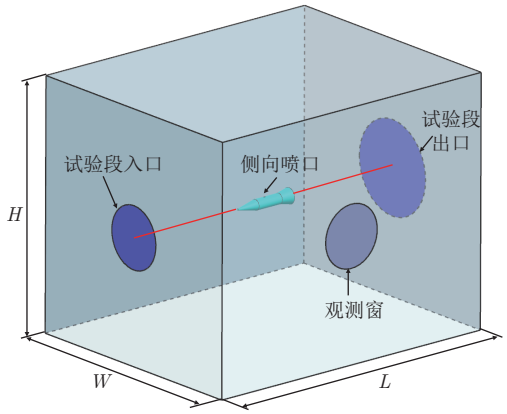


图 2　风洞试验段及飞行器组合模型
Fig. 2　Wind tunnel test section and vehicle combination model

2　探测器视场及红外辐射分析

2.1　探测器视场

红外探测器透过观测窗测量飞行器模型和侧向喷流的红外辐射特征。受观测窗直径及探测器视场角的限制，为保证飞行器模型及侧向喷流的核心区能被探测器视场包裹，探测器与观测窗之间的水平距离 d 不宜过小。本文模型中，探测器高度与圆形观测窗的圆心齐平。当探测器视场角设为 25°时，距离 d 为 1.5 m，其探测视场如图 3 所示。进入探测器视场的风洞壁面称为视场内风洞壁面。当探测器视场角减小时，距离 d 需进一步增大。

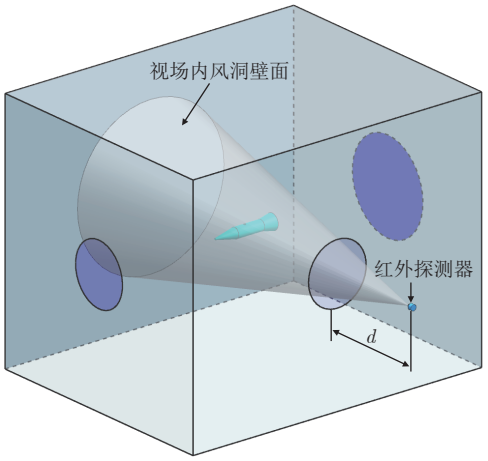


图 3　探测器视场角示意图
Fig. 3　Schematic diagram of detector field of view angle

2.2　探测器接收到的红外辐射

假设观测窗玻璃的透过率为 1。风洞环境下，RCS 工作时，探测器在视场内接收到的红外辐射包

括 8 个来源，如图 4 所示，分别是：①侧向喷流的自身辐射；②飞行器表面的自身辐射；③视场内风洞壁面的自身辐射；④飞行器表面反射喷流的辐射；⑤飞行器表面反射风洞壁面的辐射；⑥视场内风洞壁面反射喷流的辐射；⑦视场内风洞壁面反射飞行器表面的辐射；⑧视场内风洞壁面反射其余风洞壁面的辐射。

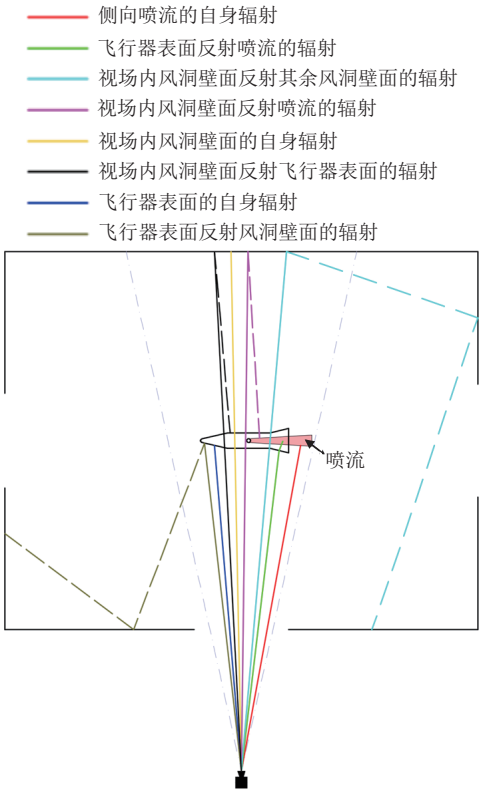


图 4 探测器接收到的红外辐射
Fig. 4 Infrared radiation received by the detector

3 飞行器及侧向喷流红外辐射强度测量流程及干扰因素分析

3.1 测量流程

红外辐射测量时，探测器接收到的红外辐射包含多个辐射源的自身辐射和反射辐射，探测器无法区分各个辐射的贡献。本文提出了一套基于背景场分离的递进式测量流程，通过冷模干扰标定和热态目标测量的递进式试验设计，实现了干扰信号的剥离，并分别建立了飞行器表面自身辐射、侧向喷流自身辐射与探测器接收总红外辐射之间的关系，明确了测量的干扰因素。

3.1.1 第 1 步（冷模干扰标定，风洞无来流、RCS 不工作）

第 1 步测量时，风洞系统及 RCS 均处于关闭状态，利用高灵敏度的红外探测设备，透过专门设计的观测窗，对风洞内部进行一次初始红外探测。

第 1 步测量的目的是获得探测器视场内处于环境温度的飞行器表面和风洞壁面的红外辐射强度，不包含侧向喷流及高温飞行器表面。此时的测量结果如式(1)所示：

$$J_{\text{first}} = S_1 + S_{2\text{c}} + R_{1-1} + R_{1-2\text{c}} + R_{2\text{c}-1} \tag{1}$$

式中：J_{first}表示探测器第一步测量接收到的总红外辐射；S_1表示视场内风洞壁面的自身辐射；$S_{2\text{c}}$表示环境温度下飞行器表面的自身辐射；R_{1-1}表示视场内风洞壁面反射其余风洞壁面的辐射；$R_{1-2\text{c}}$表示视场内风洞壁面反射环境温度飞行器表面的辐射；$R_{2\text{c}-1}$表示环境温度下飞行器表面反射风洞壁面的辐射。

3.1.2 第 2 步：飞行器本体–喷流热态测量（风洞有来流、RCS 工作）

第 2 步测量即为试验状态的测量，可测量不同来流工况、不同 RCS 工作条件下的红外辐射。启动风洞系统，激活飞行器上的 RCS，经过精密调整，将其设置至预定的试验状态。确保红外探测器位于与首次探测时完全相同的位置，并以一致的角度对准风洞内的目标区域。

第 2 步测量旨在获取探测器视场内试验状态下飞行器高温表面、侧向喷流以及风洞壁面的红外辐射。RCS 运行时长约为 10 s，飞行器侧向喷流尚未对风洞壁面产生显著热影响，因此，忽略风洞壁面的温度变化，近似认为其仍为环境温度。

此时的测量结果如式(2)所示：

$$\begin{aligned} J_{\text{second}} = {} & S_1 + S_{2\text{h}} + S_3 + R_{1-1} + R_{1-2\text{h}} + \\ & R_{1-3} + R_{2\text{h}-1} + R_{2\text{h}-3} \end{aligned} \tag{2}$$

式中：J_{second}表示探测器第二步测量时接收到的总红外辐射；$S_{2\text{h}}$表示试验状态下飞行器表面的自身辐射；S_3表示试验状态下侧向喷流的自身辐射；$R_{1-2\text{h}}$表示视场内风洞壁面反射试验状态下飞行器表面的辐射；R_{1-3}表示视场内风洞壁面反射侧向喷流的辐射；$R_{2\text{h}-1}$表示试验状态下飞行器表面反射风洞壁面的辐射；$R_{2\text{h}-3}$表示试验状态下飞行器表面反射侧向喷流的辐射。

3.1.3 第 3 步：飞行器本体热态测量（风洞有来流、RCS 关闭）

在完成试验状态下的测量后，关闭 RCS 并迅速开展第 3 次红外辐射测量。忽略飞行器表面的温度变化，认为风洞壁面和飞行器表面的温度与试验状

态下的温度几乎一致。

第 3 步测量的目的是获得探测器视场内试验状态下飞行器高温表面和风洞壁面的红外辐射，而不包含侧向喷流的辐射贡献。此时的测量结果如式(3)所示：

$$J_{\text{third}} = S_1 + S_{2\text{h}} + R_{1-1} + R_{1-2\text{h}} + R_{2\text{h}-1} \tag{3}$$

式中：J_{third}表示探测器第 3 步测量时接收到的总红外辐射。

3.2　侧向喷流红外辐射强度测量干扰因素

将第 2 步测量结果J_{second}减去第 3 步测量结果J_{third}，得到式(4)：

$$J_{\text{second}} - J_{\text{third}} = S_3 + R_{1-3} + R_{2\text{h}-3} \tag{4}$$

则试验状态下侧向喷流的红外辐射强度S_3如式(5)所示：

$$S_3 = J_{\text{second}} - J_{\text{third}} - (R_{1-3} + R_{2\text{h}-3}) \tag{5}$$

因此，侧向喷流红外辐射强度测量存在 2 个干扰因素，即视场内风洞壁面反射侧向喷流的辐射R_{1-3}，以及试验状态飞行器表面反射侧向喷流的辐射$R_{2\text{h}-3}$。

3.3　飞行器表面红外辐射强度测量干扰因素

将第 3 步测量结果J_{third}减去第 1 步测量结果J_{first}，得到式(6)：

$$J_{\text{third}} - J_{\text{first}} = S_{2\text{h}} - S_{2\text{c}} + R_{1-2\text{h}} - R_{1-2\text{c}} + R_{2\text{h}-1} - R_{2\text{c}-1} \tag{6}$$

则试验状态下高温飞行器表面的红外辐射强度$S_{2\text{h}}$如式(7)所示：

$$S_{2\text{h}} = J_{\text{third}} - J_{\text{first}} + S_{2\text{c}} - R_{1-2\text{h}} + R_{1-2\text{c}} - R_{2\text{h}-1} + R_{2\text{c}-1} \tag{7}$$

因此，试验状态下飞行器高温表面的红外辐射强度测量存在 5 个干扰因素，即：环境温度的飞行器表面的自身辐射$S_{2\text{c}}$；视场内风洞壁面反射试验状态飞行器表面的辐射$R_{1-2\text{h}}$；视场内风洞壁面反射环境温度飞行器表面的辐射$R_{1-2\text{c}}$；试验状态飞行器表面反射风洞壁面的辐射$R_{2\text{h}-1}$；以及环境温度的飞行器表面反射风洞壁面的辐射$R_{2\text{c}-1}$。

4　飞行器及侧向喷流红外辐射强度测量干扰因素的影响分析

红外辐射测量时，只能测出视场内的总辐射，无法区分各辐射源的自身辐射和反射辐射。红外辐射数值仿真可以计算各辐射源的自身辐射和总反射辐射，但无法区分总反射辐射中的各个分项。例如，可以计算出飞行器表面的总反射辐射，却无法分别得出其中反射风洞壁面的辐射和反射侧向喷流的辐射各占多少。

因此，为了定量分析飞行器及侧向喷流红外辐射强度测量的干扰因素($S_{2\text{c}}$、$R_{1-2\text{c}}$、$R_{2\text{c}-1}$、R_{1-3}、$R_{1-2\text{h}}$、$R_{2\text{h}-1}$和$R_{2\text{h}-3}$)的大小，本文通过合适的算例设计，利用数值仿真获得各干扰因素的红外辐射强度。

流场计算为红外辐射特征计算提供了飞行器表面的温度分布、侧向喷流的温度和组分质量分数等。受篇幅所限，下文针对图 2 所示的风洞试验段及飞行器组合模型，给出流场及红外辐射特征的计算方法、计算域、边界条件及干扰因素的红外辐射结果等。

4.1　流场仿真

4.1.1　流场计算方法

采用商业软件 ANSYS Fluent 计算风洞试验段内的流场，运用耦合隐式求解器，湍流模拟采用 SST k–ω 模型，组分传输计算采用 Species Transport 模型，辐射换热计算采用 Discrete Ordinates 辐射模型。采用 Gnemmi 等[9]开展的超音速来流与典型锥–柱–裙体侧喷射流相互作用的风洞试验数据，对本文流场计算方法进行了验证。图 5 为采用本文流场计算方法获得的壁面压力系数C_p计算结果与文献试验数据(X为轴向距离，D为柱体直径)的对比，两者吻合良好，表明本文流场计算方法是可靠的。

4.1.2　流场计算域及边界条件

流场仿真时，将观测窗视为固体壁面。此时风洞试验段和飞行器模型具有对称性，因此选取 1/2 模型进行流场计算，计算域为 1/2 试验段内部区域，如图 6 所示。

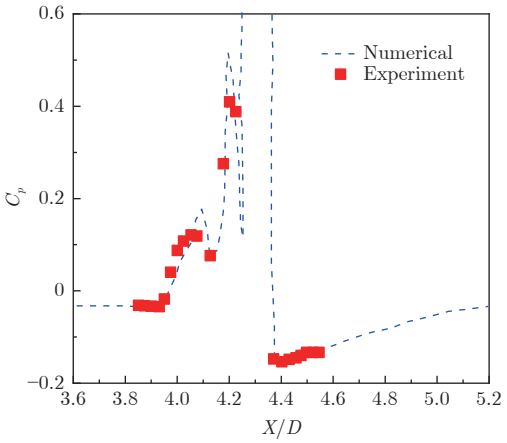


图 5　壁面压力系数对比

Fig. 5　Comparison of the wall pressure coefficient

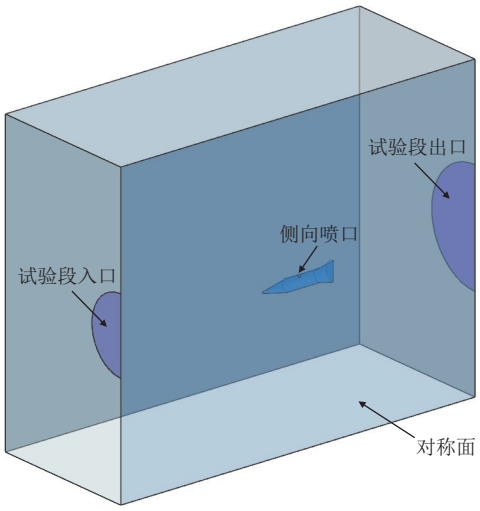


图 6 流场计算域

Fig. 6 Flow field computational domain

共计算了 8 个工况下风洞试验段内的流场。风洞试验段入口设置为速度入口，8 个工况的来流马赫数 Ma_{in} 分别为 3、4、5、6、7、8、9 和 10，压力和温度分别为 2000 Pa 和 50 K，O_2 和 N_2 的质量分数分别为 0.233 和 0.767。风洞试验段出口设置为压力出口，8 个工况的压力和温度分别为 20 Pa 和 300 K，O_2 和 N_2 的质量分数分别为 0.233 和 0.767。飞行器侧向喷口设置为速度入口，8 个工况下给定马赫数为 3，压力和温度分别为 109016 Pa 和 1071 K，组分 CO_2、H_2O、CO、O_2 和 N_2 的质量分数分别为 0.0867、0.2976、0.1744、0.0002 和 0.4411。

4.1.3 温度分布

图 7 给出了不同来流马赫数 Ma_{in} 下，流场计算域对称面的温度 T 分布云图。由图可见：随着 Ma_{in} 的增大，侧向喷流与风洞来流的相互作用增强，侧向喷口附近的弓形激波弓角逐渐增大，侧向喷流核心区的温度逐渐升高，当 $Ma_{\mathrm{in}}=10$ 时，侧向喷流核心区的温度达到 1800 K 左右；随着 Ma_{in} 增大，风洞内部远离进出口区域形成了旋涡，导致这些区域的平均温度逐渐升高。

图 8 给出了不同来流马赫数 Ma_{in} 下，飞行器表面的温度分布云图。由图可见：由于侧向喷流的加热，侧向喷口下游的飞行器表面温度明显升高；且随着 Ma_{in} 的增大，飞行器表面的气动加热明显增强，当 $Ma_{\mathrm{in}}=10$ 时，飞行器表面平均温度达 1000 K 左右。

4.2 红外辐射特征仿真

4.2.1 红外辐射计算方法

采用本课题组开发的软件 NUAA-IR[23] 计算了风洞环境下飞行器及侧向喷流在 3～5 μm 波段的红外辐射特征，红外探测点的设置与图 3 相同。红外辐射传输的计算采用反向蒙特卡罗法，考虑了风洞壁面及飞行器表面的发射和反射，以及喷流组分 CO_2、H_2O 和 CO 对红外辐射的吸收和发射。组分的吸收–发射特性采用 NASA 3080 数据库[24]。红外辐射计算方法的验证见文献 [15]。

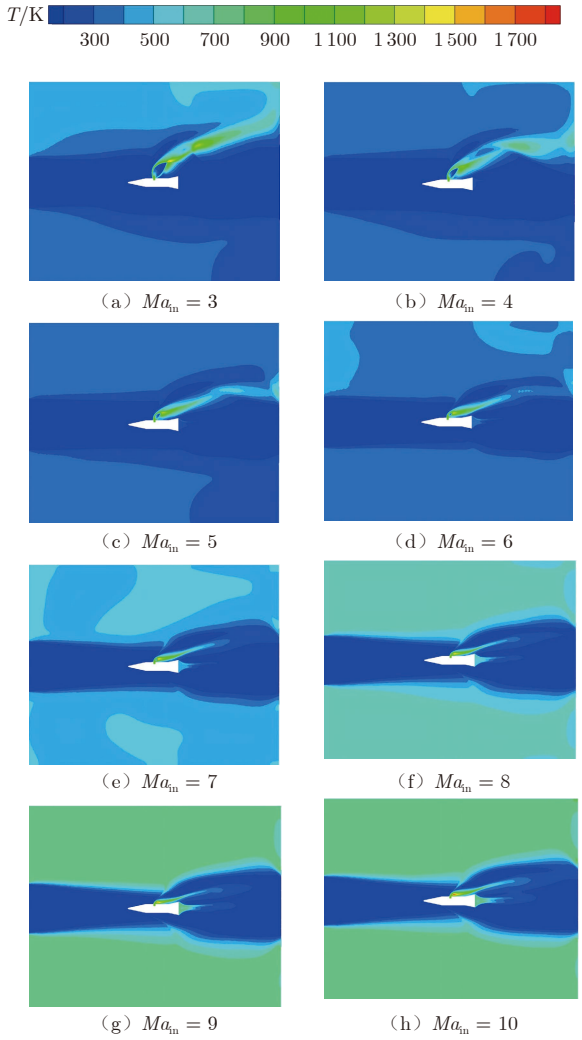


图 7 流场计算域对称面上温度分布

Fig. 7 Temperature distribution on the symmetry plane of flow field computational domain

4.2.2 红外计算域、边界条件及算例设计

红外计算域为整个风洞试验段内部区域。红外计算的边界条件包括喷流边界条件和固体壁面边界条件。侧向喷流的温度和组分质量分数由流场计算提供。将风洞试验段的入口、出口以及飞行器的侧向喷口视为固体壁面，模拟内部管道的辐射，温度分别为 50、300 和 1071 K，发射率均为 0.9。不同算例中，风洞壁面的温度均设置为环境温度 300 K，发射率 0.9。飞行器表面的发射率为 0.9，温度设置分为

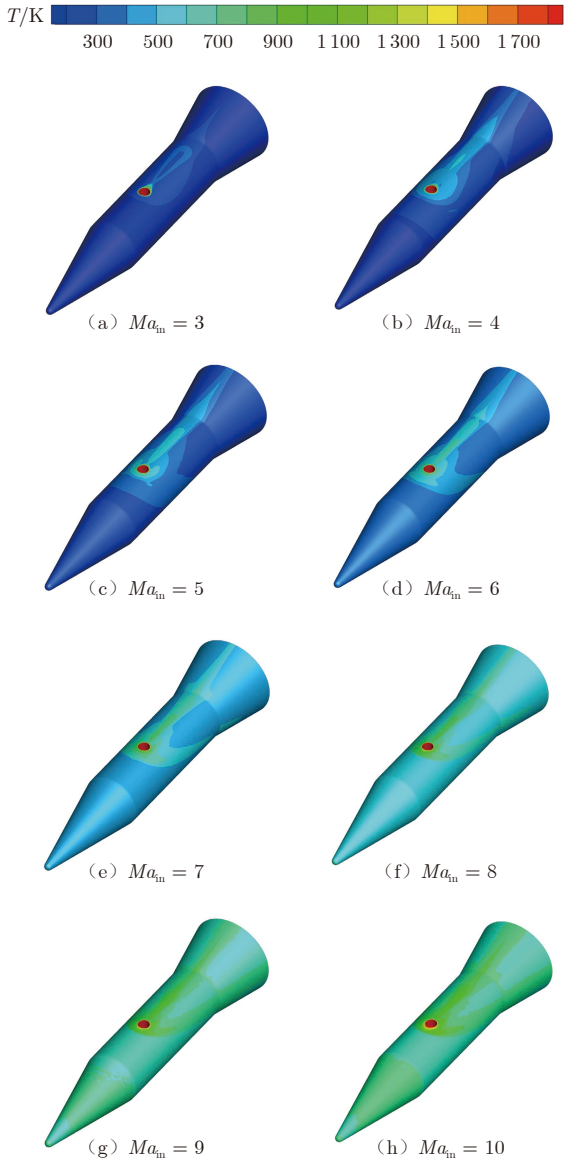


图 8　飞行器表面温度分布

Fig. 8　Temperature distribution of the aircraft surface

2 类：一类为环境温度 300 K，另一类由流场计算提供，具体见表 1。

表 1 给出了红外算例设计及各算例在探测点方向的部分自身辐射和反射辐射的计算结果，用于计算干扰因素。共计算了 25 个算例：case1 对应第 1 步测量的情形，即风洞无来流、RCS 不工作；case2～case9 对应不同试验段来流马赫数 Ma_{in} 下第 2 步测量的情形，即风洞有来流、RCS 工作；case10～case17 对应第 3 步测量的情形，即在完成不同试验段来流马赫数 Ma_{in} 下的测量后，关闭 RCS 并迅速测量；case18～case25 是为计算 $R_{1\text{-}3}$ 而增加的算例。

4.3　干扰因素影响分析

由于缺乏探测器的测试数据 J_{first}、J_{second} 及 J_{third}，无法根据式(5)和(7)直接计算 S_3 和 S_{2h}。此处采用 case2～case9 中 S_3 和 S_{2h} 的计算值，定量分析干扰因素对 S_3 和 S_{2h} 的影响程度。

表 1　红外算例设计及计算结果

Table 1　Design and calculation results of infrared radiation cases

算例	Ma_{in}	T/K	有/无侧向喷流	积分辐射强度I/(W·sr^{-1})
case1	无来流	300	无	$S_{2c}=0.275$, $R_{1-1}+R_{1-2c}=0.0028$, $R_{2c-1}=0.0006$
case2	3	流场计算提供	有	$R_{2h-1}+R_{2h-3}=0.0366$
case3	4	流场计算提供	有	$R_{2h-1}+R_{2h-3}=0.0268$
case4	5	流场计算提供	有	$R_{2h-1}+R_{2h-3}=0.0178$
case5	6	流场计算提供	有	$R_{2h-1}+R_{2h-3}=0.037$
case6	7	流场计算提供	有	$R_{2h-1}+R_{2h-3}=0.051$
case7	8	流场计算提供	有	$R_{2h-1}+R_{2h-3}=0.099$
case8	9	流场计算提供	有	$R_{2h-1}+R_{2h-3}=0.149$
case9	10	流场计算提供	有	$R_{2h-1}+R_{2h-3}=0.268$
case10	3	流场计算提供	无	$R_{1-2h}=0.002$, $R_{2h-1}=0.0006$
case11	4	流场计算提供	无	$R_{1-2h}=0.005$, $R_{2h-1}=0.00075$
case12	5	流场计算提供	无	$R_{1-2h}=0.038$, $R_{2h-1}=0.0008$
case13	6	流场计算提供	无	$R_{1-2h}=0.072$, $R_{2h-1}=0.001$
case14	7	流场计算提供	无	$R_{1-2h}=0.227$, $R_{2h-1}=0.002$
case15	8	流场计算提供	无	$R_{1-2h}=0.659$, $R_{2h-1}=0.004$
case16	9	流场计算提供	无	$R_{1-2h}=1.285$, $R_{2h-1}=0.005$
case17	10	流场计算提供	无	$R_{1-2h}=1.951$, $R_{2h-1}=0.012$
case18	3	300	有	$R_{1-1}+R_{1-2c}+R_{1-3}=0.241$
case19	4	300	有	$R_{1-1}+R_{1-2c}+R_{1-3}=0.078$
case20	5	300	有	$R_{1-1}+R_{1-2c}+R_{1-3}=0.055$
case21	6	300	有	$R_{1-1}+R_{1-2c}+R_{1-3}=0.081$
case22	7	300	有	$R_{1-1}+R_{1-2c}+R_{1-3}=0.136$
case23	8	300	有	$R_{1-1}+R_{1-2c}+R_{1-3}=0.234$
case24	9	300	有	$R_{1-1}+R_{1-2c}+R_{1-3}=0.348$
case25	10	300	有	$R_{1-1}+R_{1-2c}+R_{1-3}=0.482$

图 9 给出了侧向喷流自身辐射 S_3 和飞行器表面自身辐射 S_{2h} 随来流马赫数 Ma_{in} 的变化曲线。表 2 和 3 分别给出了 S_3 和 S_{2h} 测量干扰因素的影响分析，列出了不同来流马赫数下各干扰因素的辐射值。计算方法如下：①由 case1 计算获得 S_{2c} 和 R_{2c-1}；②由 case1 计算得到视场内风洞壁面的总反射辐射为 0.0028 W/sr，包括反射其余风洞壁面的辐射 R_{1-1} 和反射环境温度飞行器表面的辐射 R_{1-2c}，两者均很小，假设 R_{1-2c} 近似为 0.0028 W/sr；③将 case18～

case25 的视场内风洞壁面反射辐射(包括 $R_{1-1}+R_{1-2c}+R_{1-3}$)减去 case1 的视场内风洞壁面反射辐射(包括 $R_{1-1}+R_{1-2c}$),得到不同来流马赫数 Ma_{in} 下的 R_{1-3};④case10～case17 的视场内风洞壁面反射辐射即为 R_{1-2h};⑤case10～case17 的飞行器表面反射辐射即为 R_{2h-1};⑥将 case2～case9 的飞行器表面反射辐射(包括 $R_{2h-1}+R_{2h-3}$)减去 case10～case17 的飞行器表面反射辐射(即 R_{2h-1}),得到不同来流马赫数 Ma_{in} 下的 R_{2h-3}。

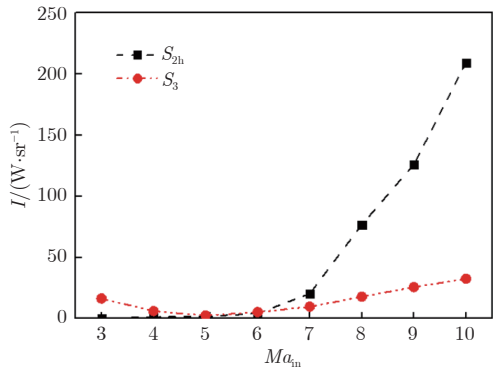


图 9 S_3 和 S_{2h} 关于来流马赫数 Ma_{in} 的变化曲线

Fig. 9 Variation curves of S_3 and S_{2h} with respect to Ma_{in}

由图 9 和表 2 可见:①随着来流马赫数 Ma_{in} 的增大,侧向喷流的自身辐射 S_3 呈现先减小后增大的趋势,在 $Ma_{in}=5$ 时达到最小。这是因为随着 Ma_{in} 的增大,侧向喷流核心区的温度逐渐升高,核心区范围逐渐缩小。当 $Ma_{in}<5$ 时,侧向喷流核心区范围缩小对红外辐射的降低作用强于核心区温度升高对红外辐射的增加作用,因此侧向喷流的自身辐射逐渐减小;当 $Ma_{in}>5$ 时,核心区温度升高对红外辐射的增加作用强于范围缩小对红外辐射的降低作用,侧向喷流的自身辐射逐渐增大。②在不同来流马赫数下,干扰因素对侧向喷流自身辐射 S_3 的影响不大,R_{1-3} 和 R_{2h-3} 的辐射之和占 S_3 的比例在 1.6%～2.8% 之间。③由于探测器视场内风洞壁面的投影面积大于飞行器模型,因此在不同来流马赫数下,R_{1-3} 均大于 R_{2h-3},在二者之和中,R_{1-3} 占 65% 以上。

表 2 侧向喷流红外辐射强度测量干扰因素影响分析

Table 2 Analysis of interference factors in lateral jet infrared radiation intensity measurement

Ma_{in}	S_3 / $(\mathrm{W\cdot sr^{-1}})$	R_{1-3} / $(\mathrm{W\cdot sr^{-1}})$	R_{2h-3} / $(\mathrm{W\cdot sr^{-1}})$	$(R_{1-3}+R_{2h-3})/S_3$
3	16.41	0.238	0.036	1.67%
4	6.05	0.075	0.026	1.67%
5	2.46	0.052	0.017	2.80%
6	5.27	0.078	0.036	2.16%
7	9.68	0.133	0.049	1.88%
8	17.84	0.231	0.095	1.83%
9	25.65	0.345	0.144	1.91%
10	32.54	0.479	0.256	2.26%

由图 9 和表 3 可见:①随着来流马赫数 Ma_{in} 的增大,飞行器表面的自身辐射 S_{2h} 持续增大,尤其在 $Ma_{in}\geqslant 7$ 后,飞行器表面的红外辐射超过侧向喷流的红外辐射,这是由于飞行器表面气动加热增强所致。②当 Ma_{in} 在 3～5 时,干扰因素对 S_{2h} 的影响超过 10%,尤其当 $Ma_{in}=3$ 时,影响达到 70.72%;当 Ma_{in} 在 7～10 时,干扰因素对 S_{2h} 的影响不足 1%。这是因为随着 Ma_{in} 增大,飞行器表面的气动加热愈发显著。当 $Ma_{in}<5$ 时,飞行器本体–喷流以侧向喷流的红外辐射为主,飞行器表面辐射较小,此时干扰因素对 S_{2h} 的影响较显著。尤其是 $Ma_{in}=3$ 时,$S_{2h}=0.39$ W/sr,干扰因素值与其相当,为 0.2758 W/sr,干扰信号占比达 70.72%。而当 $Ma_{in}>7$ 时,飞行器本体–喷流主要以飞行器表面的红外辐射为主,S_{2h} 迅速增大,而干扰因素变化较小,因此影响很小。

表 3 飞行器表面红外辐射强度测量干扰因素影响分析

Table 3 Analysis of interference factors in vehicle surface infrared radiation intensity measurement

Ma_{in}	S_{2h} / $(\mathrm{W\cdot sr^{-1}})$	S_{2c} / $(\mathrm{W\cdot sr^{-1}})$	R_{1-2h} / $(\mathrm{W\cdot sr^{-1}})$	R_{1-2c} / $(\mathrm{W\cdot sr^{-1}})$	R_{2h-1} / $(\mathrm{W\cdot sr^{-1}})$	R_{2c-1} / $(\mathrm{W\cdot sr^{-1}})$	$\lvert S_{2c}-R_{1-2h}+R_{1-2c}-R_{2h-1}+R_{2c-1}\rvert/S_{2h}$
3	0.39	0.275	0.002	0.0028	0.0006	0.0006	70.72%
4	1.31	0.275	0.005	0.0028	0.00075	0.0006	20.81%
5	1.64	0.275	0.038	0.0028	0.0008	0.0006	14.61%
6	4.14	0.275	0.072	0.0028	0.001	0.0006	4.96%
7	20.34	0.275	0.227	0.0028	0.002	0.0006	0.24%
8	76.77	0.275	0.659	0.0028	0.004	0.0006	0.50%
9	126.04	0.275	1.285	0.0028	0.005	0.0006	0.80%
10	209.34	0.275	1.951	0.0028	0.012	0.0006	0.80%

③S_{2h}的主要干扰因素是S_{2c}。

5　飞行器及侧向喷流红外辐射强度测量修正公式

5.1　侧向喷流红外辐射强度测量修正公式

将 4.3 小节中获得的 R_{1-3} 和 R_{2h-3} 代入式(5)，结合探测器的测量值 J_{second} 和 J_{third}，即可计算出来流马赫数 Ma_{in} 分别为 3、4、5、6、7、8、9 和 10 时侧向喷流的红外辐射强度 S_3。

由于 R_{1-3} 和 R_{2h-3} 均与来流马赫数 Ma_{in} 有关，图 10 分别给出了 R_{1-3} 和 R_{2h-3} 关于 Ma_{in} 的拟合曲线。随着来流马赫数 Ma_{in} 增大，R_{1-3} 和 R_{2h-3} 均呈现先减小后增大的趋势，在 $Ma_{in}=5$ 时达到最小值。这是因为随着 Ma_{in} 的增大，侧向喷流的红外辐射 S_3 先减小后增大(在 $Ma_{in}=5$ 时最小)，因此风洞壁面和飞行器表面反射侧向喷流的辐射 R_{1-3} 和 R_{2h-3} 也呈现出相同的变化趋势。

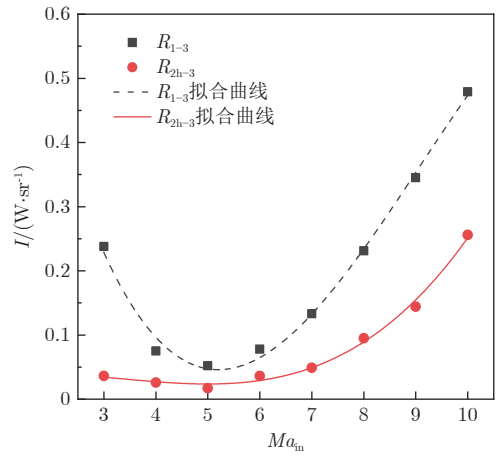


图 10　R_{1-3} 和 R_{2h-3} 关于来流马赫数 Ma_{in} 的拟合曲线
Fig. 10　Fitting curves of R_{1-3} and R_{2h-3} with respect to Ma_{in}

R_{1-3} 和 R_{2h-3} 关于来流马赫数 Ma_{in} 的拟合公式分别如式(8)和(9)所示。

$$R_{1-3}=-0.003Ma_{in}^3+0.074Ma_{in}^2-0.551Ma_{in}+1.287 \tag{8}$$

$$R_{2h-3}=0.000\,9Ma_{in}^3-0.01Ma_{in}^2+0.024Ma_{in}+0.021 \tag{9}$$

根据式(8)和(9)，可以计算出 $Ma_{in}=3\sim10$ 范围内任意来流马赫数下的 R_{1-3} 和 R_{2h-3} 辐射值。

因此，在 $Ma_{in}=3\sim10$ 范围内，侧向喷流红外辐射强度的测量修正公式如式(10)所示：

$$S_3=J_{second}-J_{third}+0.002\,1Ma_{in}^3-0.064Ma_{in}^2+0.527Ma_{in}-1.308 \tag{10}$$

5.2　飞行器表面红外辐射强度测量修正公式

将 4.3 小节中获得的 S_{2c}、R_{1-2c}、R_{2c-1}、R_{1-2h} 和 R_{2h-1} 代入式(7)，结合探测器的测量值 J_{third} 和 J_{first}，即可计算出来流马赫数 Ma_{in} 分别为 3、4、5、6、7、8、9 和 10 时飞行器表面的红外辐射强度 S_{2h}。

由于 R_{1-2h} 和 R_{2h-1} 均与来流马赫数 Ma_{in} 有关，图 11 分别给出了 R_{1-2h} 和 R_{2h-1} 关于 Ma_{in} 的拟合曲线。其中，R_{2h-1} 的值非常小。随着来流马赫数 Ma_{in} 增大，R_{1-2h} 逐渐增大。

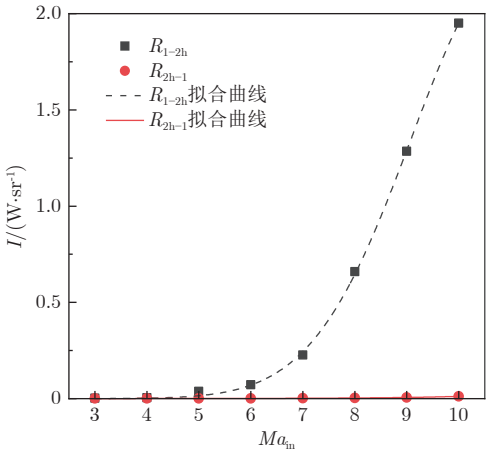


图 11　R_{1-2h} 和 R_{2h-1} 关于来流马赫数 Ma_{in} 的拟合曲线
Fig. 11　Fitting curves of R_{1-2h} and R_{2h-1} with respect to Ma_{in}

R_{1-2h} 和 R_{2h-1} 关于来流马赫数 Ma_{in} 的拟合公式分别如式(11)和(12)所示。

$$R_{1-2h}=\mathrm{e}^{-16.01+3.06Ma_{in}-0.14Ma_{in}^2} \tag{11}$$

$$R_{2h-1}=e^{-8.09+0.058Ma_{in}+0.03Ma_{in}^2} \tag{12}$$

根据式(11)和(12)，可计算出 $Ma_{in}=3\sim10$ 范围内任意来流马赫数下的 R_{1-2h} 和 R_{2h-1} 辐射值。

因此，在 $Ma_{in}=3\sim10$ 范围内，飞行器表面红外辐射强度的测量修正公式如式(13)所示。

$$S_{2h}=J_{third}-J_{first}+0.278\,4-\mathrm{e}^{-16.01+3.06Ma_{in}-0.14Ma_{in}^2}-\mathrm{e}^{-8.09+0.058Ma_{in}+0.03Ma_{in}^2} \tag{13}$$

由于干扰因素 R_{2h-1}、R_{1-2c} 和 R_{2c-1} 的值非常小，可以忽略其影响，因此式(13)可简化为式(14)：

$$S_{2h}=J_{third}-J_{first}+0.275-\mathrm{e}^{-16.01+3.06Ma_{in}-0.14Ma_{in}^2} \tag{14}$$

6　结　论

本文构建了一套基于背景场分离的递进式测量流程，通过冷模干扰标定和热态目标测量的分步试

验设计，实现了干扰信号的剥离。分别建立了试验状态下飞行器表面和侧向喷流的自身辐射与探测器接收到的总红外辐射之间的关系，确定了测量的干扰因素，推导出了飞行器表面和侧向喷流自身红外辐射测量的修正公式。

1)侧向喷流的红外辐射强度测量存在2个干扰因素：视场内风洞壁面反射侧向喷流的辐射R_{1-3}和试验状态飞行器表面反射侧向喷流的辐射$R_{2\mathrm{h}-3}$。其中，主要的干扰因素是R_{1-3}。

2)飞行器表面的红外辐射强度测量存在5个干扰因素：环境温度的飞行器表面的自身辐射$S_{2\mathrm{c}}$、视场内风洞壁面反射试验状态飞行器表面的辐射$R_{1-2\mathrm{h}}$、视场内风洞壁面反射环境温度飞行器表面的辐射$R_{1-2\mathrm{c}}$、试验状态飞行器表面反射风洞壁面的辐射$R_{2\mathrm{h}-1}$和环境温度的飞行器表面反射风洞壁面的辐射$R_{2\mathrm{c}-1}$。其中，主要的干扰因素是$S_{2\mathrm{c}}$。

3)在本文的飞行器模型和工况下，干扰因素对侧向喷流红外辐射的影响较小，在1.6%～2.8%之间。当风洞试验段来流马赫数为3～5时，干扰因素对飞行器表面红外辐射的影响超过10%，尤其是来流马赫数为3时，干扰信号占比达70.72%；当来流马赫数为7～10时，干扰因素对飞行器表面红外辐射的影响不足1%。

参考文献：

[1] ZHUANG H J, DING D M, CHEN H, et al. Effectiveness of reaction control system in hypersonic rarefied reactive flow[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2022, 59(3): 717-727.
doi: 10.2514/1.A35187

[2] 卢天琪, 孔小平, 刘艳, 等. 超声速侧向喷流干扰流场的稀薄效应研究[J]. 空气动力学学报, 2024, 42(7): 14-26.
LU T Q, KONG X P, LIU Y, et al. The rarefaction effects on the supersonic lateral jet/freestream interaction[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2024, 42(7): 14-26.
doi: 10.7638/kqdlxxb-2023.0082

[3] 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.
ZHANG Q B, LU X L, SHA S. Effects of the high temperature exhaust plume reaction on lateral jet interactions[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2019, 33(6): 34-40.
doi: 10.11729/syltlx20180161

[4] LAI J, 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: 106005.
doi: 10.1016/j.ast.2020.106005

[5] 徐筠, 徐翔, 王志坚, 等. 多喷口喷流对侧向喷流流场影响的风洞试验研究[J]. 实验流体力学, 2012, 26(5): 13-16.
XU Y, XU X, WANG Z J, et al. Experimental investigation on multi-jet interference[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2012, 26(5): 13-16.
doi: 10.3969/j.issn.1672-9897.2012.05.003

[6] 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.
FU Y A X, JIANG T, LIU Q Z, et al. Numerical simulation on radiation effect of hypersonic vehicle's hot gas jet[J]. Infrared and Laser Engineering, 2022, 51(10): 76-85.
doi: 10.3788/IRLA20220023

[7] ZHU L, LI W X, TIAN X T, et al. Establishment process of spiked lateral jet in hypersonic flows[J]. Aerospace Science and Technology, 2022, 124: 107507.
doi: 10.1016/j.ast.2022.107507

[8] DONG H B, LIU J, CHEN Z D, et al. Numerical investigation of lateral jet with supersonic reacting flow[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2018, 55(4): 928-935.
doi: 10.2514/1.A34096

[9] 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): 68-83.
doi: 10.1504/IJESMS.2013.052384

[10] CHOI K, LEE S, OH K, et al. Numerical investigation of jet interactions for a lateral thrust jet controlled interceptor operating at medium altitudes[J]. International Journal of Aeronautical and Space Sciences, 2020, 21(1): 39-49.
doi: 10.1007/s42405-019-00209-x

[11] CHAMBERLAIN R, MCCLURE D, DANG A. CFD analysis of lateral jet interaction phenomena for the THAAD interceptor[R]. AIAA 2000-0963, 2000.
doi: 10.2514/6.2000-963

[12] DYAKONOV A A, SCHOENENBERGER M, SCALLION W I, et al. Aerodynamic interference due to MSL reaction control system[R]. AIAA 2009-3915, 2009.
doi: 10.2514/6.2009-3915

[13] AVITAL G, COHEN Y, GAMSS L, et al. Experimental and computational study of infrared emission from under-expanded rocket exhaust plumes[J]. Journal of thermo-physics and heat transfer, 2001, 15(4): 377-383.
doi: 10.2514/2.6629

[14] RIALLAND V, GUY A, GUEYFFIER D, et al. Infrared signature modelling of a rocket jet plume - comparison with flight measurements[J]. Journal of Physics: Conference Series, 2016, 676: 012020.
doi: 10.1088/1742-6596/676/1/012020

[15] WEI X, SHI X J, JI H H, et al. Research on the zooming method for determining the flow, heat transfer, and infrared radiation of an air-breathing hypersonic vehicle powered by a scramjet[J]. Aerospace, 2024, 11(3): 212.
doi: 10.3390/aerospace11030212

[16] NIU Q L, YUAN Z C, CHEN B, et al. Infrared radiation characteristics of a hypersonic vehicle under time-varying angles of attack[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2019, 32(4): 861-874.
doi: 10.1016/j.cja.2019.01.003

[17] 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 A H, LI H Y, SHI W B, et al. Infrared radiation feature of near space hypersonic cruise vehicle[J]. Acta Armamentarii, 2022, 43(4): 796-803.
doi: 10.12382/bgxb.2021.0105

[18] 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.
GAO T S, JIANG T, DING M S, et al. Numerical simulation of infrared radiation characteristics of flow over hypersonic interceptors[J]. Infrared and Laser Engineering, 2017, 46(12): 1204001.
doi: 10.3788/IRLA201746.1204001

[19] 吕蓉, 牛青林, 王晓冰. 攻角对临近空间飞行器侧喷射流红外辐射特性影响数值模拟[J]. 红外与激光工程, 2024, 53(1): 91-101.
LYU R, NIU Q L, WANG X B. Numerical simulation of infrared radiation characteristics of near-space aircraft side jet due to angle of attack[J]. Infrared and Laser Engineering, 2024, 53(1): 91-101.
doi: 10.3788/IRLA20230176

[20] 吕蓉, 牛青林, 孟夏莹, 等. 侧喷发动机配置对目标红外辐射特性影响数值研究[J]. 推进技术, 2024, 45(8): 2308040.
LYU R, NIU Q L, MENG X Y, et al. Numerical study on effects of side injection engine configuration on target infrared radiation characteristics[J]. Journal of Propulsion Technology, 2024, 45(8): 2308040.
doi: 10.13675/j.cnki.tjjs.2308040

[21] 郑才浪, 朱定强, 乔要宾. 轨控发动机羽流红外辐射的数值仿真[J]. 宇航学报, 2014, 35(5): 521-527.
ZHENG C L, ZHU D Q, QIAO Y B. Numerical simulation of the infrared radiation of orbit control thruster exhaust plume[J]. Journal of Astronautics, 2014, 35(5): 521-527.
doi: 10.3873/j.issn.1000-1328.2014.05.005

[22] 姜宗林, 韩桂来, 汪运鹏, 等. JF-22 超高速风洞理论基础与关键技术[J]. 航空学报, 2025, 46(5): 531130.
JIANG Z L, HAN G L, WANG Y P, et al. Theoretical bases and key technologies of JF-22 hypervelocity wind tunnel[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2025, 46(5): 531130.
doi: 10.7527/S1000-6893.2024.31130

[23] 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.
HUANG W, JI H H. Computational investigation of infrared radiation characteristics of exhaust system based on BRXX[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(7): 1227-1235.

[24] LUDWIG C B, MALKMUS W, REARDON J E, et al. Handbook of infrared radiation from combustion gases[R]. NASA-SP-3080, 1973.
doi: 10.1128/AAC.01606-08



作者简介：

施小娟（1982—），女，江苏扬州人，博士，高级实验师。研究方向：飞行器及发动机红外隐身技术。

E-mail: shixiaojuan@nuaa.edu.cn

（编辑：秦虹）