

高温热化学非平衡气动热试验与仿真技术研究进展

罗仕超, 张志刚, 柳 军, 龚红明, 胡守超, 吴里银, 常 雨, 庄 宇, 李 贤, 黄成扬

PROGRESS IN THE HIGH TEMPERATURE THERMOCHEMICAL NON-EQUILIBRIUM AEROTHERMAL TEST AND SIMULATION TECHNOLOGY

Luo Shichao, Zhang Zhigang, Liu Jun, Gong Hongming, Hu Shouchao, Wu Liyin, Chang Yu, Zhuang Yu, Li Xian, and Huang Chengyang

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.6052/0459-1879-23-196>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

高速双锥绕流中热化学与输运模型影响研究

EFFECTS OF THERMOCHEMICAL AND TRANSPORT MODELS ON THE HIGH-SPEED DOUBLE-CONE FLOWFIELD

力学学报. 2019, 51(4): 1012-1021

高超声速飞行复现风洞理论与方法

SHOCK TUNNEL THEORY AND METHODS FOR DUPLICATING HYPERSONIC FLIGHT CONDITIONS

力学学报. 2018, 50(6): 1283-1291

高温气体热化学反应的DSMC微观模型分析

ANALYSIS OF DSMC REACTION MODELS FOR HIGH TEMPERATURE GAS SIMULATION 1)

力学学报. 2018, 50(4): 722-733

基于高温气体效应的磁流体流动控制研究进展

RESEARCH PROGRESS ON MAGNETOHYDRODYNAMIC FLOW CONTROL UNDER TEST CONDITIONS WITH HIGH TEMPERATURE REAL GAS EFFECT

力学学报. 2021, 53(6): 1515-1531

高温非平衡流动中的氧分子振动态精细分析

DETAILED ANALYSIS OF VIBRATIONAL STATES OF OXYGEN IN HIGH TEMPERATURE NON-EQUILIBRIUM FLOWS

力学学报. 2019, 51(6): 1761-1774

高超声速激波湍流边界层干扰直接数值模拟研究

DIRECT NUMERICAL SIMULATION OF HYPERSONIC SHOCK WAVE AND TURBULENT BOUNDARY LAYER INTERACTIONS

力学学报. 2018, 50(2): 197-208



关注微信公众号, 获得更多资讯信息

研究综述

高温热化学非平衡气动热试验与仿真技术研究进展¹⁾

罗仕超^{*,†,2)} 张志刚^{*,†} 柳 军^{**} 龚红明^{*,†} 胡守超^{*,†} 吴里银^{*,†} 常 雨^{*,†}
庄 宇^{*,†} 李 贤^{*,†} 黄成扬^{*,†}

^{*}(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)

[†](中国空气动力研究与发展中心跨流域空气动力学重点实验室, 四川绵阳 621000)

^{**}(国防科技大学空天科学学院, 长沙 410073)

摘要 临近空间新型飞行器向全空域、更高马赫数发展, 面临的气动热环境会越来越恶劣, 高温流场气动热预测技术是该类飞行器发展的关键技术之一。高超声速气流通过激波压缩或黏性阻滞减速, 分子动能转化为内能, 产生了高温。高温引起体分子振动、电子激发, 伴随离解、电离反应等一系列复杂气动物理现象, 其流场气动热预测面临诸多挑战。文章对高温热化学非平衡气动热预测技术的发展情况进行了分析探讨。首先, 阐述了国内外高温气动热地面试验技术的发展历程, 重点介绍分析了气动热风洞试验设备的模拟能力及目前试验测试技术的研究水平; 然后, 调研和讨论了高温气动热数值模拟研究现状, 分别从热化学模型、辐射输运和壁面催化/烧蚀等多个角度探讨了热化学非平衡流场气动热数值模拟规律; 最后, 对气动热预测技术的发展趋势进行了讨论, 提出了高温气动热试验与仿真技术后续应重点解决的问题。

关键词 高超声速, 热化学非平衡, 气动热, 数值模拟, 试验技术

中图分类号: O354.7 文献标识码: A doi: 10.6052/0459-1879-23-196

PROGRESS IN THE HIGH TEMPERATURE THERMOCHEMICAL NON-EQUILIBRIUM AEROTHERMAL TEST AND SIMULATION TECHNOLOGY¹⁾

Luo Shichao^{*,†,2)} Zhang Zhigang^{*,†} Liu Jun^{**} Gong Hongming^{*,†} Hu Shouchao^{*,†} Wu Liyin^{*,†}
Chang Yu^{*,†} Zhuang Yu^{*,†} Li Xian^{*,†} Huang Chengyang^{*,†}

^{*}(Hypervelocity Aerodynamics Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, Sichuan, China)

[†](Laboratory of Aerodynamics in Multiple Flow Regimes, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, Sichuan, China)

^{**}(College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract The development of a new-generation near space hypersonic vehicle towards whole aerospace and higher Mach number, which result in increasingly harsh aerothermal environments. Aerothermal environment prediction is one of the key technologies in the design of these near space hypersonic vehicles. During hypersonic flight, the kinetic energy is transformed into internal energy because of the strong shock wave and viscous retardation that is created around a

2023-05-23 收稿, 2023-10-19 录用, 2023-10-20 网络版发表。

1) 国家重点研发计划资助项目 (2019YFA0405300, 2019YFA0405200)。

2) 通讯作者: 罗仕超, 工程师, 主要研究方向为高温气体动力学与电磁流体力学。E-mail: 13687311973@163.com

引用格式: 罗仕超, 张志刚, 柳军, 龚红明, 胡守超, 吴里银, 常雨, 庄宇, 李贤, 黄成扬. 高温热化学非平衡气动热试验与仿真技术研究进展. 力学学报, 2023, 55(11): 2439-2452

Luo Shichao, Zhang Zhigang, Liu Jun, Gong Hongming, Hu Shouchao, Wu Liyin, Chang Yu, Zhuang Yu, Li Xian, Huang Chengyang. Progress in the high temperature thermochemical non-equilibrium aerothermal test and simulation technology. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2023, 55(11): 2439-2452

vehicle. These generates a high enthalpy air flow and therefore shock layers is the site of intensive physics chemical non-equilibrium processes. A large amount of aerodynamic physical phenomena are involved in the study of the properties of high temperature gas flow fields. The excitation of the internal modes of vibration and electronic, and the gas quickly dissociate, recombine and ionization can create significant ionized particles, which makes the aerothermal environment prediction face all kinds of challenges. The development of high temperature thermochemical non-equilibrium aerothermal prediction technique is analyzed and discussed. First, a brief development history of high temperature aerothermal ground experiment technique is reviewed, the capabilities of aerothermal prediction ground wind tunnel and the research level of measurement technique are emphatically analyzed and introduced. Then, the aerothermal numerical simulation prediction technique are introduced, and the aerothermal numerical simulation law of thermochemical non-equilibrium flow field is discussed from the perspectives of thermochemical, radiation transport, wall catalysis and ablation. Finally, the development trend of aerothermal prediction technique is discussed, and the problems should be solved in the future of high temperature aerothermal test and simulation technique are also proposed.

Key words hypersonic, thermochemical non-equilibrium, aerothermal, numerical simulation, experiment technique

引言

高超声速气流通过激波压缩或黏性阻滞减速,部分气体动能转化为内能,产生高温流场.高温导致气体原子、分子振动能/电子能激发,气体之间发生离解反应、电离反应和光辐射和烧蚀等一系列复杂的物理和化学现象,从而影响激波层中的组分浓度、电子密度及流场特性.图1为再入飞行器不同速度和高度驻点区域空气热化学状态^[1],了解这些现象对解决高超声速飞行的工程问题将起重要作用.

气动加热是高超声速飞行面临的一个独特又严峻问题.对热环境的准确分析,将在很大程度上影响工业部门确定防热措施、总体方案选择及弹道设计等.高温气体效应特别是热化学非平衡现象是气动热环境预测的关键因素,值得重点剖析.

首先,高温环境下的非完全气体性质改变了流场中激波的位置与形状、分离区的大小等流动性

质,进而影响飞行器的气动热特性.此外,高温下气体粒子振动能激发以及化学反应吸收了大量的能量,很大程度上降低了流场的温度,对飞行器表面气动热影响较大.另一方面,高温非平衡气体到达飞行器壁面,表面材料及高温流场发生一系列反应,例如壁面辐射、催化及烧蚀等,这些都影响着飞行器的气动热载荷.

本文主要综述了高温热化学非平衡气动热试验与仿真技术国内外相关研究现状及发展趋势.试验技术涉及典型气动热试验设备及测试技术,气动热仿真方面主要阐述了热化学非平衡模型、辐射、烧蚀及催化效应的影响.此外,分析了高温流场气动热预测方法中的关键科学和技术问题,并对其发展趋势进行了讨论和展望.

1 高温气动热试验研究现状

1.1 试验设备

地面风洞试验是获取飞行器表面热环境以及验证气动热预测方法的重要手段.由于试验气流高焓值的要求,试验设备方面,高焓激波风洞与膨胀管风洞是开展超高速高焓气动热地面试验的主要设备.

以设备模拟能力和尺寸规模而论,国外高焓激波风洞的主要代表包括美国 LENS I, LENS II 和 T5 激波风洞,德国的 HEG 和 TH2 激波风洞,等等.仅就总压、总温与速度模拟能力而言,以活塞驱动运行的 T5, HIEST, HEG 等模拟能力较强,最高总温接近 10000 K,最高总压 150 MPa,最高气流速度达

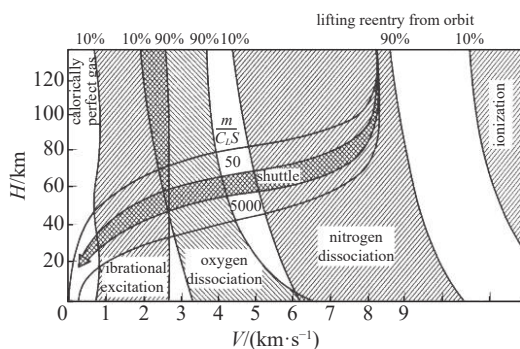


图1 飞行环境状态随速度和高度变化示意图^[1]

Fig. 1 Thermal environment diagrammatic sketch of different altitude and velocity^[1]

到 6 km/s, 但此类设备的试验时间相对更短, 高焓状态下基本不足 1 ms. 此外, 上述所有激波风洞均以反射方式运行, 高焓状态下喷管出口试验流场均难以避免流动非平衡及气流组分偏离问题, 因此主要应用于中低焓值条件下的气动力热特性试验模拟与一定范围内的高温效应气动问题研究.

为开展超高速试验模拟和超高速高温效应问题研究, 国外较早地开始了研制和建设膨胀管风洞. 目前的典型代表主要包括美国的 HYPULSE, LENS X, LENS XX 膨胀管风洞以及澳大利亚的 X1, X2, X3 膨胀管风洞.

美国 LENS XX 膨胀管风洞是上述膨胀管风洞中的典型代表. 该风洞使用电加热氢气驱动, 可模拟马赫数 8 ~ 30, 标准配置下气流速度最高 12.2 km/s, 最高模拟高度 76 km. 在标准配置下总焓最高可达 90 MJ/kg, 在 4 舱室配置下总焓最高可达 120 MJ/kg. 典型有效试验时间约 2 ms, 最长有效试验时间约 4 ms. 该风洞激波管内径 609.6 mm, 喷管出口直径为 2.44 m. 大尺寸的激波管使得该风洞能够在不带喷管时, 在加速段出口获得密度更高的超高速试验气流, 同时仍可保持相对较大的流场均匀区, 从而大幅拓展了该设备的 ρL 模拟范围; 带喷管时, 2.44 m 的出口直径则可提供更大尺寸均匀流场, 满足大尺寸模型测试需求. LENS XX 风洞的主要特征在于能够产生干净无污染的、速度高达十几 km/s、且重复性好、试验时间相对较长的试验气流. HYPULSE 激波(膨胀)风洞能够以反射型激波风洞(RST)和膨胀风洞(SET)两种模式运行. SET 运行模式可模拟马赫数 12 ~ 25, 有效试验时间约 0.3 ~ 0.6 ms, 激波管内径 152 mm. 近年来, 该设备通过改造, 在 SET 模式下最高激波速度达到了 12.5 km/s. 该设备主要用于提供低离解度的高超声速和超高速气流, 支持真实气体效应和辐射气体动力学研究.

X3 膨胀管风洞激波管内径 180 mm, 是澳大利亚 X 系列膨胀管中尺寸最大的设备. 其采用自由活塞驱动, 马赫数范围 12 ~ 24, 最高焓值约 40 MJ/kg, 最高速度约 8.5 km/s, 典型状态有效试验时间约 0.4 ms. 2018 年升级改造后的 X3 膨胀管有效试验时间增加到 1 ms, 可用于超燃冲压发动机试验.

此外, 国外不少大学及研究机构也分别建设了用于超高速空气动力研究的小型膨胀管设备, 例如美国伊利诺斯州立大学 HET 膨胀管, 斯坦福大学

6 inch 膨胀管等, 日本东北大学的 JX-1 自由活塞驱动膨胀管等等.

国内激波风洞主要包括以中国科学院力学研究所 JF-12 激波风洞为代表的爆轰驱动激波风洞、以中国航空气动力技术研究院 FD-21 风洞为代表的自由活塞驱动激波风洞, 以及以中国空气动力研究与发展中心(China Aerodynamics Research and Development Center, CARDC) $\Phi 2$ m 激波风洞为代表的高压轻气体驱动激波风洞.

中国空气动力研究与发展中心超高速所的 $\Phi 2$ m 高压轻气体驱动激波风洞(图 2), 马赫数模拟范围 5 ~ 24, 来流速度 1.1 ~ 3.1 km/s, 总温 800 ~ 4000 K, 总压 2 ~ 60 MPa, 焓值 0.7 ~ 4.8 MJ/kg, 有效试验时间 2 ~ 18 ms. $\Phi 2$ m 激波风洞口径和模拟参数适中, 运行效率高, 是国内高超声速气动热试验的主力型号试验风洞.

中科院力学所的 JF-10 激波风洞^[2], 高焓运行状态可实现 8400 K 总温和 80 MPa 总压模拟, 有效试验时间 2 ~ 8 ms, 最高总焓模拟能力约 19.5 MJ/kg, 最高气流速度 5.3 km/s; JF-12 爆轰激波风洞^[3-4](图 3), 马赫数模拟范围 5 ~ 9, 来流速度 1.5 ~ 3 km/s, 总温 1500 K ~ 3500 K, 总压 2 ~ 12 MPa, 最高总焓模拟能力约 4.0 MJ/kg, 有效试验时间可达 100 ms, 具备复现飞行高度 25 ~ 50 km 高超声速飞行条件的试验能力, 为国内高温气体动力学关键基础问题研究提供了可靠地面试验设备.

中国航空气动力技术研究院的 FD-21 自由活塞驱动激波风洞^[5](图 4), 设计总焓模拟能力为 6 ~ 25 MJ/kg, 总温 2000 K ~ 10000 K, 总压 5 ~ 50 MPa, 马赫数 6 ~ 18, 来流速度 3.4 ~ 5.6 km/s, 有效试验时



图 2 $\Phi 2$ m 高压轻气体驱动激波风洞

Fig. 2 $\Phi 2$ m high pressure low molecular weight gas driven shock tunnel

图3 JF-12 爆轰驱动激波风洞^[4]Fig. 3 JF-12 detonation-driven shock tunnel^[4]图4 FD-21 自由活塞驱动激波风洞^[5]Fig. 4 FD-21 free piston driven shock tunnel^[5]

间 1 ~ 2 ms, 该风洞成功开展过马赫数 10 超燃冲压发动机点火试验。

上述按不同方式运行的激波风洞各有特点, 爆轰驱动激波风洞擅长高温总温模拟、试验时间相对较长, 但总压模拟有限; 自由活塞驱动激波风洞总温和总压模拟能力强但有效试验时间相对较短; 高压轻气体驱动激波风洞则在总温、总压与试验时间几方面取得了较好的平衡。在我国中远程导弹和航天飞行器研制中, 以上激波风洞都发挥了重要作用。但限于运行原理, 激波风洞设备的气流速度一般难以超过 6 km/s, 总焓一般在 25 MJ/kg 以下。

国内的膨胀管风洞目前主要包括中科院力学所的 JF-16、中国空气动力研究与发展中心的 FD-14 X, 此外中国航空气动力技术研究院的 FD-21 以及中科院力学所的 JF-22 也具备膨胀管风洞运行模式。JF-16 膨胀管风洞^[6]采用正向爆轰驱动, 激波管内径 68 mm, 喷管出口直径 272 mm, 最高模拟速度 10.2 km/s, 有效试验时间 50 ~ 100 μ s, 属于小型膨胀管设备, 主要

用于开展与超高速流动相关的物理问题研究。中国空气动力研究与发展中心的高焓膨胀管风洞 FD-14X(图 5)采用自由活塞驱动, 激波管内径 200 mm, 喷管出口直径 800 mm, 气流速度模拟范围 1.6 ~ 11.5 km/s, 最高总焓可达 71.6 MJ/kg, 有效试验时间 0.1 ~ 1.2 ms, 属于中等尺寸膨胀管设备, 主要用于开展缩尺外形的型号飞行器超高速气动热模拟试验与高温流动相关实验研究。总体而言, 与工程型号研制需求相比, 现有的膨胀管设备存在尺寸较小、试验时间较短、 ρL (其中 ρ 是密度, L 是特征长度) 模拟能力有限等不足。



图5 高焓膨胀风洞 FD-14X

Fig. 5 High enthalpy expansion tunnel FD-14X

1.2 测试技术

高焓脉冲风洞的有效试验时间通常为 ms 量级, 因此需要发展具有响应迅速、灵敏度高、热负荷小的热流传感器。按其工作原理, 能够满足上述要求的热流测量传感器可分为两大类: 点测量技术和大面积热流测量技术。

薄膜热流传感器、同轴热电偶和原子层热电堆 (atomic layer thermopile, ALTP) 传感器技术是最常用的 3 种点测量技术传感器, 具有各自的优缺点。薄膜热流传感器 (图 6) 是发展最早和应用最为成熟的技术, 主要应用于流场测量精度要求高、测点密度要求高以及需要反映流场脉动信息的场合。但薄膜热流传感器不耐冲刷、易损坏的特点限制了在高焓高热流以及高冲刷条件下的应用。同轴热电偶 (图 7) 耐冲刷、可修型, 但灵敏度较低, 当前主要应用于流场环境相对恶劣、热流相对较高的场合。

原子层热电堆高频热流传感器 (ALTP) 属于热阻式热流传感器 (图 8)。ALTP 传感器的显著优势在于测量范围宽 ($10 \sim 10^5$ W/m²)、响应频率大, 其动态响应时间可达 1 μ s 以下, 明显优于热电偶和薄膜传感器, 还具备灵敏度系数较高、抗干扰能力强、受

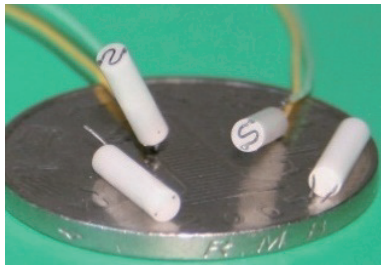


图 6 CARDC 薄膜热流传感器
Fig. 6 CARDC heat flux film sensor



图 7 CARDC 热电偶
Fig. 7 CARDC thermocouple

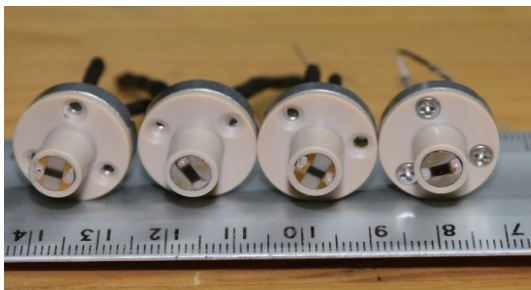


图 8 CARDC ALTP 热流传感器
Fig. 8 CARDC atomic layer thermopile heat flux sensor

侧向传热影响小等优点, 是一种新兴的点测热实验技术. ALTP 传感器的不足之处是探头尺寸较大, 感应片较脆弱, 易损耗.

大面积热流测量技术主要包括温敏漆技术 (temperature sensitive paint, TSP)、红外热图和液晶热图等. 具有对流场无干扰、热流分布显示直观、能有效捕捉到干扰区的复杂热流分布和热流峰值等优点, 但一般系统复杂, 价格昂贵, 影响测量精度的因素也更多更复杂. 其中, TSP 技术是一种大面积测热技术, 利用温敏材料的发光特性随温度的变化而变化的特点进行模型表面温度测量的光学测量. 图 9 给出了通用的 TSP 发光热图测热系统示意图. 目前 TSP 技术已在高焓激波风洞中得到了应用^[7], 特定状态下其测量精度优于 7%, 响应时间小于 0.1 ms. 在实际的风洞试验中, 通常以传感器点测热为主, 同时

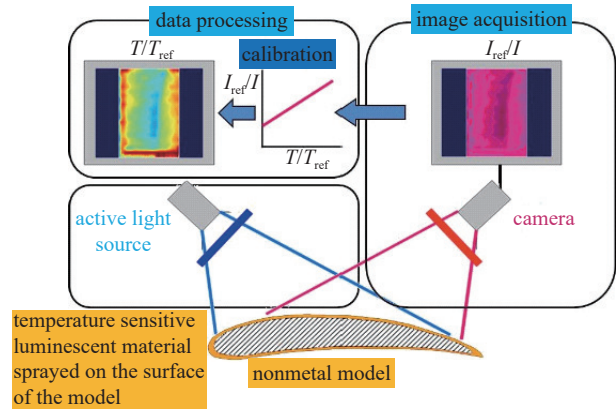


图 9 CARDC TSP 测热系统布局图示
Fig. 9 Schematic illustration of TSP system

综合选用以上多种技术方法开展气动热测量.

2 高温气动热数值模拟研究现状

2.1 热化学非平衡流动理论模型

目前在热力学非平衡研究中最常用的温度模型为 Park 双温度模型^[8-9], 尽管两温度模型可以解决大多数高温问题, 但也存在局限性. 双温度模型在计算中等高超声速^[10](马赫数为 10 ~ 15) 激波脱体距离、离解反应强烈的双锥、辐射-电离相互作用和强热化学非平衡^[11]等流动问题时, 并不能给出合理的计算结果; 高温条件下, 内能激发过程和化学反应过程都较为强烈, 因此, 研究更为精确的非平衡模型对于流场计算非常必要.

国内外相关学者对多温度模型开展了相应研究, 取得了部分研究成果. 2011 年 Kim 等^[12]使用采用 11 组分化学反应模型, Park 化学反应速率模型及包含电子温度的 3 温度模型对圆柱绕流、RAM-C、ATV 与 Stardust 等几种不同的算例进行仿真, 验证包含电子温度的 3 温度模型的可行性. 中国空气动力研究与发展中心张若凌^[13]在 2003 年对简单外形飞行器的高温气体流动进行了计算, 采用的热力学模型包括单温度、两温度和 3 温度模型, 并在化学反应流里包括了 7 组分和 11 组分模型. 2007 年, 董维中等^[14-15]开展了高超声速非平衡流场多个振动温度模型的数值研究, 建立了考虑多个振动温度的数值求解高超声速热化学非平衡流场的 CFD 计算程序, 对爆轰风洞球锥试验模型高温绕流流场进行了数值模拟, 分析了分子组分振动温度在全流场中的分布规律. 2016 年, 郝佳傲等^[16-17]的研究表明电子

能非平衡不影响激波脱体距离, 两温度和 3 温度模型气动物理特性计算结果存在差异, 但二者电子数密度分布的趋势和量级接近. 2017 年周凯^[18]对超高速来流条件下的典型试验模型, 比较分析不同热化学反应模型对流场结构及模型壁面参数的影响机制, 进一步评估各热化学反应模型的适用范围; 对高焓流动、小尺度模型而言, 热化学非平衡模型更符合模拟要求. 2018 年香港理工大学 Hao 等^[19]分析了高温气体效应对高焓双锥外形激波/边界层干扰层流流场的影响, 通过对两温度模型的改进, 提高了高焓复杂流场预测精度.

近年来, 考虑内能能级精细分布的态-态计算方法得到了广泛关注^[20-23]. 态-态计算可以精细地描述各振动态的分布与松弛过程, 对离解与复合化学反应是自然耦合的, 不需要特别处理. 常用的多温度模型无法精细描述振动态间的演化规律, 且模型中需要引入经验参数, 存在很大的不确定性; 此外多温度模型结果依赖于模型的选择, 预测结果比较发散. 因此, 精细的态-态计算方法对高温非平衡流动中物理过程的分析 and 定量描述具有重要意义. 态-态方法涉及能级间的大量基元反应, 流场计算中, 反应与流动耦合还需要反复计算反应速率, 计算资源需求大, 因此, 态-态方法目前多用于简单问题分析^[24].

组元模型方面, 只考虑 N、O 两种元素的纯空气模型有 5 组元、7 组元和 11 组元模型等. 不考虑电离现象时, 多用 5 组元求解速度较低的高超声速流. 高温热化学非平衡流研究中较为常用的 7 组元和 11 组元模型, 分别适用于速度大约在 7 km/s, 11 km/s 以内的范围. 考虑辐射现象时, 电离反应的产物对流场精确模拟非常重要, 包含更多电离反应的 11 组元模型更为合适.

在化学反应动力学的研究中, 研究者们提出了多种反应式集合及相应的反应速率计算常数, 不同的模型之间量值有时相差达数个量级, 但优劣却很难评定. 目前应用较多的代表性化学反应模型包括 Dunn-Kang 模型^[25]、Gupta 模型^[26]以及 Park 模型^[27-29].

输运系数模型方面, 其所包括气体组元和混合气体的黏性、热传导及扩散系数均为化学反应混合物状态的热力学函数. 已有大量研究表明, 不同输运系数模型将会对高超声速飞行器壁面热流产生影响^[30]. 然而, 由于实验设备技术条件的限制, 在高温条件下难以直接测得气体的输运系数数据, 而采用气体分

子动理论获得输运系数成为目前的主要手段. 考虑计算效率等因素, 现阶段数值模拟中多采用混合方法, 即根据温度拟合分子动理论得到单个组分的输运系数, 多组分混合气体的输运系数通常采用 Wilke 混合率^[31]、Blottner 模型和 Eucken 公式^[32]等. 使用该输运模型时, 通常假设 Lewis 数或 Schmidt 数为常量. 除了上述模型, 国外学者采用了物理上更为复杂的 SCEBD (self-consistent binary diffusion model) 模型来代替 Lewis 数或 Schmidt 数为常数的假设, 采用 Gupta 混合率^[26]来代替 Wilke 混合率.

2.2 气动热仿真影响因素分析

2.2.1 热化学模型影响

数值研究表明, 热化学模型中的热力学模型、化学动力学模型及输运模型对高超声速流场的气动热有重要影响^[33].

2001 年曾明等^[34-35]初步验证了热化学模型、气体模型对高超声速流场气动热环境影响. 2013 年董维中等^[36]开展了热化学非平衡模型和表面温度对气动热计算影响研究, 研究表明: 7 组分模型和 11 组分模型计算的热流分布几乎没有差别, 5 组分模型计算的热流值偏差达 10%, 双温度模型计算的热流值高于单温度模型计算的热流值; 热流计算中, 表面温度通常取接近真实飞行情况温度分布. 2018 年杨建龙等^[37]采用 Gupta 化学反应模型和 Park 双温度控制模型, 数值研究组元模型及电离效应对高超声速飞行器热化学非平衡气动热环境影响. 研究表明, 5 组元热化学非平衡不考虑电离作用, 流场温度和壁面热流密度偏大. 11 组元热化学平衡强电离流场温度最低; 强电离工况下 11 组元热化学反应模型能实现流场气动热流密度载荷的可靠预测. Yang 等^[38]基于 HLLC 格式得到类似组分模型对流场热流影响规律.

2017 年张子健等^[39]研究高温下空气分子振动激发对高超声速气动热的影响. 发生振动激发后, 由于雷诺数的增大会导致边界层厚度减小, 结合速度增大和温度减小等多个物理量的变化 (图 10), 共同对边界层内的摩擦阻力和气动热产生影响. 基于完全气体的结果对比发现, 振动激发使壁面摩擦阻升高, 壁面热流降低.

温度模型方面, 为研究电子能非平衡对流场表面气动加热等影响, 2016 年郝佳傲等^[16]建立考虑电

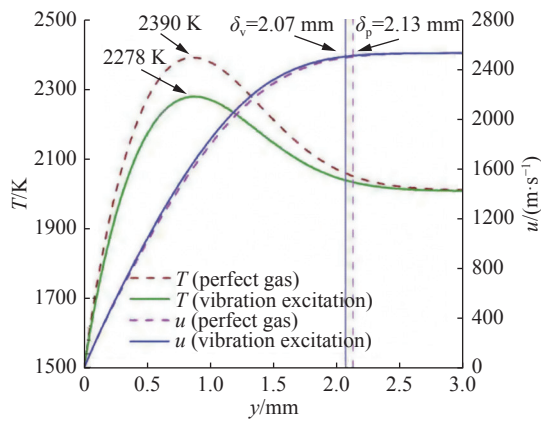


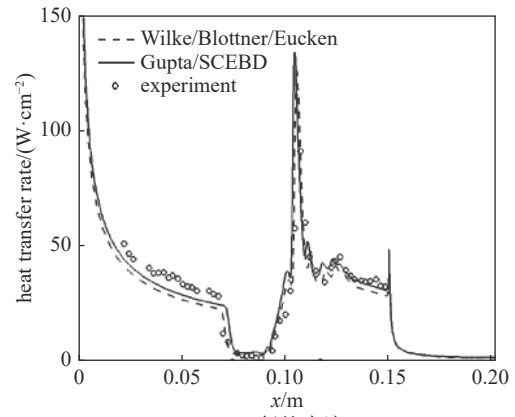
图 10 边界层温度和速度剖面 ($x = 150 \text{ mm}$)^[39]

Fig. 10 Profiles of temperature and velocity in boundary layer at $x = 150 \text{ mm}$ ^[39]

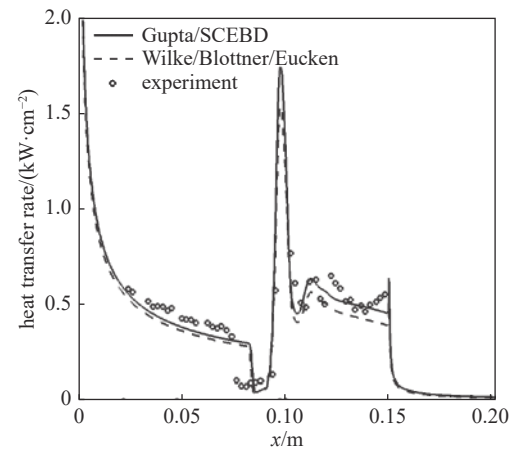
子能非平衡 3 温度模型数值计算方法. 结果表明, 在极高温条件下各能量模态迅速平衡, 电子能非平衡不影响壁面对流传热. Kianvashrad 等^[40] 对比了 Park 双温度模型及化学冻结振动-平动非平衡温度模型对高温流场气动热影响. 结果表明, 化学冻结振动-平动非平衡温度模型能更精准预测双锥流场分离泡尺度, 但对热流峰值影响较小.

2019 年丛彬彬等^[30] 研究了不同热化学模型与输运模型对壁面压力与热流的影响. 热力学模型包括完全气体、热力学平衡和非平衡模型, 化学模型包括冻结和非平衡化学模型, 输运模型包括经典的 Wilke/Blottner/Eucken 模型与更加复杂的 Gupta/SCEBD 模型. 图 11 计算结果表明: 对于低焓来流, 计算结果主要受到分子内能分布的影响, 输运模型对计算结果的影响不大; 对于高焓来流, 一方面计算结果受到化学反应与壁面催化的影响较大, 另一方面不同输运模型对计算结果的影响也更加明显.

针对火星和地球大气分子热力学和化学行为的差异性, Moreira 等^[41] 基于有限体积法分析了火星再入情况下的非平衡效应, $Ma_\infty = 9.89$ 工况下, 电离效应较弱, 选用 8 组分模型可以准确预测流场参数. 2018 年杨肖峰等^[42] 采用理论分析和数值模拟两种手段, 研究探测器进入过程高超声速流动的分子振动激发、离解反应及热力学和化学非平衡等真实气体效应, 获得不同气体模型条件下的高超声速气动加热规律. 分析认为, 探测器进入火星大气层激波层内发生 CO_2 气体为主的大规模离解, 在极高温环境下 O_2 和 CO 也将离解; 相同来流条件下 CO_2 介质高超声速气动加热强于空气介质, 但真实的火星进入



(a) 低焓来流
(a) Low enthalpy inflow



(b) 高焓来流
(b) High enthalpy inflow

图 11 不同输运模型对壁面热流计算的影响^[30]

Fig. 11 The influence of transport models on the wall heat transfer rate^[30]

热载荷因大气稀薄而弱于地球再入环境.

中国空气动力研究与发展中心为了评估国家数值风洞模拟软件 HyFLOW 在高超声速气动热特性预测方面的计算能力, 李鹏等^[43] 对 LENS 风洞试验返回器模型进行了数值模拟. 结果表明, 高温热化学非平衡流场模拟与评估方面, HyFLOW 软件气动计算精度高, 不同壁面催化条件下的气动热预测能力与国外同类软件相当, 可信度高.

2.2.2 气体辐射加热影响

随着飞行器速度增大, 新型高超声速飞行器将面临严酷的气动加热环境, 飞行器总气动加热将由对流加热和辐射加热两种机制共同决定. 通常情况下辐射加热可以忽略, 但以第二宇宙速度返回、部分具有低空高速特征的再入飞行器的辐射加热不能忽视, 这两类再入飞行器的辐射加热对热防护设计具有重要的影响^[44].

随着高温热化学非平衡流动和高温气体辐射特性计算方法发展, 国外已经发展形成相对成熟的高温非平衡/平衡流场与辐射场耦合/非耦合数值模拟软件, 并在航天工程中获得广泛应用^[45-46]. 如美国 NASA 研制的 LAURA/LORAN, DPLR/NEQAIR, 欧洲研究机构研制的 URANUS/PARADE, 俄罗斯科学院研制的 NERAT + ASTEROID 计算程序等. 国内在此方面的发展相对滞后, 模拟辐射气体动力学耦合效应数值分析程序的工程化应用还不够成熟^[47].

目前已定性得知影响辐射加热的关键因素为飞行速度, 40 km 以上的高空, 高温激波层产生的辐射加热随速度增加而增强. Doihara 等^[48]研究了低轨道飞行 OREX 飞行工况下的对流项和辐射项热流, 发现此时辐射热流量不到对流热流的 1/20. Fujita 等^[49]研究表明, 对于超轨道再入飞行而言, 辐射热流达到几 MW/m², 几乎和对流热流相等.

2015 年高铁锁等^[50]基于辐射传输方程, 考虑高温气体组分的主要辐射机制, 计算分析高温流场气体辐射加热对返回舱热环境的影响. 分析表明, 在同一飞行弹道条件下, 返回舱大底半径尺寸对气动加热的影响较大, 在再入热环境严酷区, 辐射加热对物面总热流的贡献达 30%; 产生辐射加热效应的主要机制是高温流场中 O 和 N 原子产生连续谱和线状谱以及 N₂ 的第一正带系; 物面催化效应对辐射加热影响不大. 随后, 该研究团队重点研究拦截弹侧面的光学窗口附近流场的光谱辐射特征及其随飞行参数的变化规律^[51]. 2015 年董维中等^[52]考虑流场的非平衡效应、催化效应、表面热辐射效应、烧蚀效应以及热防护层内部的热传导效应, 建立了表面温度分布与气动热的耦合计算方法, 完善了高超声速飞行器气动物理流场计算软件 AEROPH_Flow.

2017 年陈思员等^[53-54]针对高超声速再入飞行器驻点的辐射加热特性开展了研究, 采用高温空气辐射加热的四光谱带模型, 同时计算方法中考虑了非平衡辐射加热及其“截断效应”. 计算结果表明, 在低空高速再入阶段, 辐射加热比较明显, 热防护设计需要考虑辐射加热. 辐射热流沿球头驻点至球头外边缘逐渐减小, 影响辐射加热的主要因素有头部半径、飞行高度和飞行速度.

火星大气辐射加热方面^[55], 随着未来火星探测任务需求的不断提高, 再入器必将具备更大尺寸和更快的进入速度, 必然会面临严重的气体辐射加热

问题. 2021 年聂春生等^[56]通过求解带辐射源项的三维热化学非平衡 Navier-Stokes (N-S) 方程, 发展了兼顾计算精度和效率的流动辐射计算方法, 分析了气体辐射与非平衡流场耦合效应对探路者进入火星大气流场和热流的影响. 结果表明: 高温流场中的 CO 组分会产生较强的气体辐射加热, 辐射热流与对流热流的比值为 15%~45%, 靠近肩部区域比值最大; 气体辐射对非平衡流场的冷却效应使激波脱体距离减小; 与非耦合方法相比, 采用耦合方法得到的辐射热流降低约 12%~25%.

2.2.3 壁面催化效应影响

高温化学非平衡效应下空气中的分子会发生显著的离解甚至进一步的电离, 流场中原子和离子将在飞行器表面材料催化下发生复合反应释放热量. 具体体现在催化复合作用改变壁面附近各组分的质量分数梯度分布, 引起流场中输运特性的改变, 进而显著改变壁面热流密度的分布^[57].

研究表明, 扩散热流相对传导热流对壁面催化效率更加敏感, 是影响气动热的主要机制, 但热流并不随催化效率增加而线性增大^[58]. 在 $V_\infty = 8$ km/s 情况下, 飞行器关键部位防热材料表面的催化复合效应最高将带来近 30%~50% 的气动热载荷^[21]. 因此, 高温热化学非平衡条件下为合理地预测高超声速飞行器壁面的热流密度分布, 需要考虑壁面催化效应.

在现阶段 CFD 方法中, 催化效应常以边界条件形式给出, 完全催化和完全非催化是最容易实现的两种壁面催化边界条件, 且国内外学者已进行了大量的研究. 其中, 2011 年苗文博等^[59]针对 RAM-CH 外形高超声速飞行器的研究表明, 在 $Ma_\infty = 25.9$, $H = 71$ km 的来流条件下, 完全催化热流将比完全非催化热流高约 40%. 2018 年丁明松等^[60]研究结果表明, 局部催化特性、材料分布方式差异会导致热流跳变, 初步判断该热流跳变与流场中高能粒子沿流向的流动和扩散作用有关, 局部区域热流可能远远高于飞行器完全催化表面的热流结果, 因此将飞行器在完全催化和完全非催化壁面边界条件下的数值模拟结果作为实际飞行过程中表面热流的上、下限这一简化处理方式, 是值得商榷的.

2020 年周凯等^[61]选择不同飞行马赫数及高度条件, 采用完全催化和非催化两种条件对球锥模型壁面热流率进行数值模拟计算, 研究壁面催化效应对气动热的影响规律. 固定飞行高度时, 壁面催化效

应对气动热的影响随马赫数增加而加强; 固定飞行马赫数时, 在 50 km 高空以上壁面催化效应对气动热的影响随高度增加而减弱, 李旭东等^[62] 基于 ELECTRE 球锥外形得到类似壁面催化对气动热影响相关结论. 完全非催化、完全催化边界条件均不能反映实际发生的壁面催化过程, 实际飞行中均为有限催化情况, 因此为精确预测壁面热流密度, 现阶段的研究多集中在有限催化边界条件, 以反映真实的壁面催化效应.

催化复合反应速率常数计算是有限催化边界计算模型的关键, 根据催化复合反应速率常数计算方法的不同, 现有的有限化学反应速率催化模型可以分为两类: (1) 特定催化效率模型; (2) 催化反应方程耦合求解的非平衡催化模型.

特定催化效率模型相对简单, 且有大量防热材料催化系数试验数据支持, 因此应用相对广泛. 对于此模型关键在于催化复合系数的取值, 早期学者多采用取为常数的催化复合系数进行研究. 2021 年莫凡等^[63] 选取了 LENS 系列激波风洞下标模返回舱的实验数据, 验证了部分特定催化效率模型的合理性 (如图 12 所示).

第 2 类有限催化模型方法相对复杂, 这类模型不再将催化热流的计算归结为对催化复合系数的拟合, 而是直接求解化学反应速率, 从而得到催化反应速率与组分浓度. 一系列基于反应过程和微观观参数的有限速率催化模型建立, 能够有效预测反应各催化复合过程对气动加热的影响.

2019 年王国林等^[64] 在超高速流动-传热耦合模型的基础之上, 嵌入表面相互作用模型, 进而建立了

完善的非平衡流场/表面催化/热传导多场耦合模型与求解策略. 对比计算结果, 耦合传热分析能够有效避免非耦合计算带来的过度高估的结果, 而有限速率催化反应模型可有效提升结构热响应精度和防热系统精细化设计的能力.

2020 年杨肖峰等^[65] 在高超声速气动热与结构传热耦合数值模拟的研究基础上, 针对化学非平衡效应和气固界面高温化学效应耦合, 提出了通过对气动加热按物理过程的贡献进行分解来改进热壁修正方法的新思路. 针对火星大气建立了壁面吸附、Eley-Rideal 结合速率受控的 CO₂ 两步催化复杂壁面边界模型^[66]. 基于 70° 球锥试验模型, 开展了考虑壁面催化效应的高超声速非平衡气动加热数值模拟研究. 研究表明, 壁面 CO₂ 结合和 O₂ 结合并存, 且存在相互竞争关系, 壁面催化加热量随催化效率增大而单调增加. 2021 年李芹等^[67] 建立了包括物理/化学吸附、Eley-Rideal (ER) 机制、Langmuir-Hinshelwood (LH) 机制的有限速率 4 步表面多相催化模型, 分析了物理和化学吸附位覆盖率对高焓空气圆柱绕流表面催化反应速率和气动热的影响. 研究表明, 四步有限速率催化模型基于真实的物理过程, 能够对金属材料表面的催化系数预测准确, 对圆柱表面的气动热预测与实验结果相近.

可以看出, 有限壁面催化反应机制的模块化已经取得了很大进展, 但是这些模型都不同程度地带有各自的局限性、不确定性和经验性. 高温气体壁面有限催化模型的构建依赖于对高温条件下气固两相反应机制的深刻认识. 从目前的研究现状来看, 要达到这一点, 需要在参考试验结果的基础上, 越来越多地考虑分子动力学数值模拟, 并将二者有效结合.

2.2.4 壁面烧蚀效应影响

早期的烧蚀特性研究主要以战略导弹再入为背景, 针对碳基、硅基和热解类烧蚀材料体系, 建立了有/无液相产物、轻质热解类热防护材料烧蚀模拟计算方法. 由于早期材料防热机制相对单一 (碳基材料以氧化升华为主、硅基材料以熔融流失为主、热解类材料以热解引射为主), 上述常规分析方法在防热设计中发挥了重要作用. 随着我国自主研发的新型热防护材料呈现出多样化、组分复杂化和结构轻量化特征, 基于 C/C, C/SiC 和超高温陶瓷的多组分改性使得材料的耐温性和抗氧化性能大幅提高, 热防护材料的氧化烧蚀机制向多样化和复杂化发展,

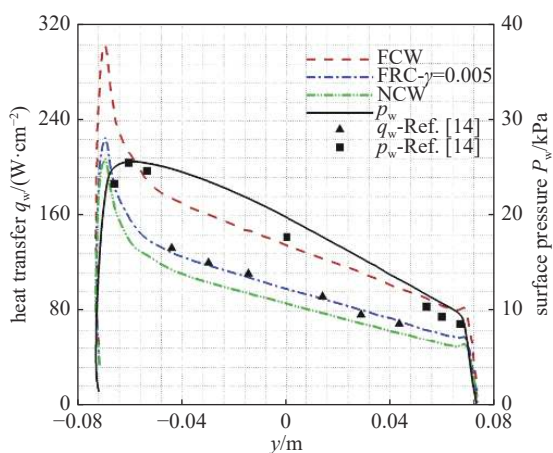


图 12 返回舱壁面热流与压强分布^[63]

Fig. 12 Heat flux and pressure distribution on the capsule wall^[63]

增加了材料高温烧蚀行为的预测难度。

采用烧蚀复合材料热防护系统的高超声速飞行器高马赫数飞行时,气动加热初期,烧蚀复合材料依靠自身的热容吸热消耗掉热传导进入材料内部的热量。碳基、硅基材料内部不发生热解,热传导效应导致材料内部温度上升;高分子聚合物材料升温条件下热解,热解气体引射进入边界层中,阻塞进入材料内部的部分气动加热热量。此外,热解气体与边界层中的 O_2 等发生一系列复杂的化学反应,影响到流场的化学反应和热力学特性,进一步影响高超声速飞行器的气动热环境。

国外针对烧蚀效应对高超声速飞行器气动热环境的影响开展了一系列的研究^[68],早在 1997 年, Olynick 等^[69]首次将辐射平衡壁面与烧蚀效应耦合,研究了返回舱以 12.6 km/s 的再入速度进入地球大气后,碳基酚醛 (PICA) 类热防护材料的烧蚀效应对返回舱气动热的影响。研究表明,返回舱驻点热流和温度随再入时间呈先上升后下降的规律,且二者峰值出现在 $V_\infty = 11$ km/s, $H = 60$ km 的弹道点上,同时与未烧蚀结果对比,烧蚀效应使得返回舱驻点温度峰值下降约 13%,热流峰值下降约 33%。2015 年 Martin 等^[70]针对常用的 PICA 类烧蚀材料,基于最新燃烧研究中的反应速率,建立了包括 38 组分、158 反应的化学动力学模型。Martin 研究团队认为此模型可以更准确地描述地球大气再入条件下, PICA 类热防护材料烧蚀化学反应过程及其对飞行器表面气动热环境的影响。

近年来,国内也兴起了针对热防护材料烧蚀效应下飞行器气动热的影响研究。其中,孙学文等^[71]基于热化学烧蚀理论,采用多场耦合策略,建立了碳/碳复合材料在高超声速环境下的双向耦合模型,对其传热及烧蚀响应进行预测,分析不同时刻材料模型的温度、烧蚀速率以及烧蚀外形的变化。周印佳等^[72]建立了再入飞行器烧蚀热防护系统与瞬态温度耦合响应一体化预测方法,能够有效预测各类典型外形飞行器热防护材料包括瞬态温度响应、气动热、烧蚀后退在内的动态响应变化。该方法适用于缺少高精度材料热响应模型的初步设计阶段。龙丽平等^[73]以碳基材料端头帽烧蚀过程为例,发展了端头帽绕流、烧蚀和结构传热耦合计算方法。通过气动、烧蚀和结构热响应计算程序的耦合和迭代,实现了对端头帽再入烧蚀过程的实时动边界模拟,并

在飞行试验条件下,得到了与测量数据基本吻合的结果。

新型热防护材料氧化烧蚀机制建模方面,国外在多尺度建模、表征以及预测方面开展了一系列研究,为热防护系统的设计提供了较好的支撑作用。国内相关研究工作起步较晚,现有的理论模型能对试验结果进行定性说明,缺乏成熟的新型材料热响应预测模型,在计算规模和计算准确度上与国外先进水平相比还有较大差距。

3 发展趋势分析

国外的超高速高焓脉冲风洞比较注重高参数模拟能力,特别是高总温、高总压同时模拟。美国的 LENS 系列激波风洞体系最为完备,综合试验模拟能力领先,其 LENS I 激波风洞、LENS II 激波风洞与 LENS XX 膨胀管风洞通过优势互补,组成了覆盖高超声速与超高速领域能力最强的地面试验设备体系。特别是 LENS XX 膨胀管风洞模拟能力与设备规模均代表了目前世界上超高速试验设备的最高水平。

国内现有的激波风洞设备经过几十年的发展取得了长足进步,各个单位采取了不同的运行方式,各有特点,但综合模拟能力仍与国外先进设备存在差距。部分设备,或总压模拟能力不足,或有效试验时间较短,或总温与速度模拟能力欠缺,同时与未来超高速飞行气动特性问题试验研究的需求相比还存在明显不足,缺乏模拟超高速复杂流动现象的大型、高参数设备。例如,中国空气动力研究与发展中心 FD-14 X 达到中等尺寸规模,但高焓状态试验时间不足 0.5 ms,此外由于采用自由活塞驱动导致高焓流场重复性并不理想,同时超高速状态下 ρL 模拟能力有限。中科院力学所近期建成的 JF-22 爆轰驱动超高速高焓激波风洞,大口径、高总温和超高速条件综合模拟能力得到显著提升。气动热实验相关设备的发展趋势^[74-75]主要体现在以下两个方面:(1) 口径越来越大,主要为了解决尺度效应、复杂外形局部模拟等问题;(2) 参数模拟能力越来越高,特别是高总温、高总压同时模拟能力。

测试技术方面,高超声速高焓流动试验具有流动速度快、激波强度大、试验时间短和气流总温高并含有带电粒子等特点。气动热环境点测量技术目前仍以薄膜热流传感器和同轴热电偶为主。总体而言这两者都是较为传统的脉冲风洞测热手段,多年

以来其测试理论与测试方法并未发生本质上的变革与创新, 技术发展主要体现在提高两种传感器热物性参数精度、提高同轴热电偶的低热流测量能力、优化温度-热流数据处理与修正技术, 以及提高两种传感器对局部热环境测试的适应能力。

例如对薄膜热流传感器而言, 研究提高薄膜的附着力和基体材料参数一致性, 研究多层(保护)膜工艺以提高传感器绝缘隔离或抗冲刷能力, 以及研究传感器的小型化等。对同轴热电偶而言, 主要是研究形成更薄的内外极间的绝缘层以形成质量更小的热偶结点。同时, 对于两种测试技术的热流数据处理方法, 早期较多使用热电模拟网络和简化的 Cook-Federlman 方法, 后来随着计算机处理能力的增强, 逐步更多的使用数值求解方法以减小三维热传导效应以及传感器温度灵敏度或热物性参数随模型表面温升变化等因素的影响, 提高热流数据计算精度。此外, 其他点测热技术如 ALTP 传感器测热方法、辐射热流传感器测热方法等在虽然目前还不是激波风洞中的主流测试技术, 但其技术优点和应用潜力也不可忽视, 应当持续关注。

传统点测热技术始终难以提供大面积高分辨率的热流分布, 特别是对于难以预测的复杂干扰区的热环境分析和热流峰值的有效捕捉存在困难。为此发展了诸多大面积测热技术。其中 TSP 技术更适合于激波风洞等高超声速脉冲风洞的试验条件, 目前已成为 NASA 兰利研究中心气动热设备的基本定量测试手段, 同时也在 AEDC 的 9 号风洞^[76]、CUBRC 的 LENS 激波风洞及欧洲和俄罗斯的大型激波风洞中都得到广泛应用。TSP 技术的发展重点在于进一步提高系统测热精度和提高数据后处理效率。

数值计算方面, 采用高精度、高分辨率的差分形式求解 N-S 方程是连续流区气动热预测技术的重要发展方向, 同时网格效应、物理化学模型、计算格式、限制器以及湍流模型等数值计算理论的完善将进一步增强对复杂工况的气动热预测的准确性。高温流场气动热模拟规律领域, 重点关注以下 4 类问题: (1) 国内缺乏自主提出的化学反应动力学模型, 对热力学温度模型的修正完善也有待进一步发展; (2) 辐射加热计算的精准度和通用性暂不能完全满足工程要求, 辐射基础数据和计算模型的适用性和可靠性都需要进一步验证完善; (3) 材料表面催化特性数据匮乏, 受限于国外相关实验数据, 为精确预测

壁面热流密度, 需重点发展基于反应过程和微细观参数材料的表面有限催化反应模型; (4) 材料烧蚀热解产物、微烧蚀产物、氧化产物以及各种大气反应组分的化学动力学建模问题尚未解决, 新型材料高温烧蚀环境下气动热预测精度有待提升。

4 结论

本文对高温热化学非平衡气动热试验及仿真技术、关键科学技术问题和研究进展等进行了叙述和分析, 结论和展望如下。

(1) 国内系列高焓脉冲风洞能够解决大部分工程领域高温气动热问题, 随着新型高超声速飞行器飞行速度、空域不断拓展, 需要发展口径越来越大、参数模拟能力越来越高的地面模拟高焓试验设备, 为超高速条件下高温流场气动热预测研究提供支撑。试验与测量技术能力方面, 气动热测试手段还有待进一步研究完善, 传感器测量范围拓宽及其测量精度提升是将来的发展方向。

(2) 目前, 国内针对高温流场的 CFD 研究已经取得了一系列较大进展, 但高温化学非平衡效应对飞行器气动热影响机制尚需进一步发掘; 高超声速飞行器材料表面与高温空气之间的氧化、催化和烧蚀反应动力学机理目前并未完全掌握, 即使是纯气体情况下的热力学特性、松弛过程、输运特性和化学动力学过程等仍然处于深入探索中。

(3) 风洞试验和数值计算是研究预测飞行条件下气动热环境两种不可或缺的重要技术手段。针对新一代高超声速飞行器趋于复杂气动热环境, 需建立多种手段相结合的气动热预测技术。同时, 高温条件下的风洞试验、飞行条件下气动热数据关联方法需进一步验证确认。

参 考 文 献

- 1 Anderson J. Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics. AI-AA, 2006
- 2 姜宗林. 高超声速高焓风洞试验技术研究进展. 空气动力学学报, 2019, 37(3): 347-355 (Jiang Zhonglin. Progresses on experimental techniques of hypersonic and high-enthalpy wind tunnels. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2019, 37(3): 347-355 (in Chinese))
- 3 韩子健, 彭俊, 胡宗民等. JF-12 激波风洞在火星进入环境下的运行特性. 航空学报, 2021, 42(3): 124129 (Han Zijian, Peng Jun, Hu Zongmin, et al. Operating characteristics of JF-12 shock tunnel in Mars entry tests. *Acta Aeronauticae Astronautica Sinica*, 2021, 42(3): 124129 (in Chinese))
- 4 Jiang Z, Hu Z, Wang Y, et al. Advances in critical technologies for

- hypersonic and high-enthalpy wind tunnel. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2020, 33(12): 3027-3038
- 5 陈星, 谌君谋, 毕志献等. 自由活塞高焓脉冲风洞发展历程及试验能力综述. *实验流体力学*, 2019, 33(4): 65-80 (Chen Xing, Shen Junmou, Bi Zhixian, et al. Review on the development of the free-piston high enthalpy impulse wind tunnel and its testing capacities. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2019, 33(4): 65-80 (in Chinese))
- 6 周凯, 苑朝凯, 胡宗民等. JF-16 膨胀管流场分析及升级改造. *航空学报*, 2016, 37(11): 3296-3303 (Zhou Kai, Yuan Chaokai, Hu Zongmin, et al. Flow field analysis of JF-16 expansion tube and its upgrade. *Acta Aeronauticae Astronautica Sinica*, 2016, 37(11): 3296-3303 (in Chinese))
- 7 张扣立, 周嘉穗, 孔荣宗等. CARDC 激波风洞 TSP 技术研究进展. *空气动力学学报*, 2016, 34(6): 738-743 (Zhang Kouli, Zhou Jiasui, Kong Rongzong et al. Development of TSP technique in shock tunnel of CARDC. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2016, 34(6): 738-743 (in Chinese))
- 8 Park C. Two-temperature interpretation of dissociation rate data for N_2 and O_2 . AIAA, 88-0458, 1988
- 9 Park C. A review of reaction rates in high temperature air. AIAA, 89-1740, 1989
- 10 Park C. The Limits of two-temperature model. AIAA, 2010-911, 2010
- 11 Park C. Hypersonic aerothermodynamics: past, present and future. *International Journal of Aerospace Sciences*, 2013, 14(1): 1-10
- 12 Kim M, Gülhan A, Boyd ID. Modeling of electron energy phenomena in hypersonic flows. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2012, 26(2): 244-257
- 13 张若凌. 高温空气非平衡特性的分析和流场的计算、实验研究. [博士论文]. 绵阳: 中国空气动力学研究与发展中心, 2003 (Zhang Ruoling. The analyses of the nonequilibrium characteristics of high temperature air and calculational, experimental researches of the flow fields. [PhD Thesis]. Mianyang: China Aerodynamics Research and Development Center, 2003 (in Chinese))
- 14 董维中, 高铁锁, 丁明松. 高超声速非平衡流场多个振动温度模型的数值研究. *空气动力学学报*, 2007, 25(1): 1-6 (Dong Weizhong, Gao Tiesuo, Ding Mingsong. Numerical studies of the multiple vibrational temperature model in hypersonic non-equilibrium flows. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2007, 25(1): 1-6 (in Chinese))
- 15 董维中, 高铁锁, 张志成. 再入体实验模型热化学非平衡绕流流场的数值分析. *空气动力学学报*, 2008, 26(2): 163-166 (Dong Weizhong, Gao Tiesuo, Zhang Zhicheng. Numerical analysis of thermal and chemical non-equilibrium testing flow-field around the reentry blunt body. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2008, 26(2): 163-166 (in Chinese))
- 16 郝佳傲, 王京盈, 高振勋等. 高速高温流场电子能非平衡的数值模拟. *航空学报*, 2016, 37(11): 3340-3350 (Hao Jiaao, Wang Jingying, Gao Zhenxun et al. Numerical simulation of electronic-electron energy nonequilibrium in high speed and high temperature flowfield. *Acta Aeronauticae Astronautica Sinica*, 2016, 37(11): 3340-3350 (in Chinese))
- 17 Hao J, Wang J, Lee C. Assessment of vibration-dissociation coupling models for hypersonic nonequilibrium simulations. *Aerospace Science and Technology*, 2017, 67: 433-442
- 18 周凯, 李旭东, 胡宗民等. 超高速流动模拟及热化学反应模型对比研究. *北京航空航天大学学报*, 2017, 43(6): 1173-1181 (Zhou Kai, Li Xudong, Hu Zongmin, et al. Comparative study of thermal-chemical reaction models on simulation of hypervelocity flow. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics* 2017, 43(6): 1173-1181 (in Chinese))
- 19 Hao J, Wen CY. Numerical investigation of oxygen thermochemical nonequilibrium on high-enthalpy double-cone flows. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2018, 127: 892-902
- 20 徐丹, 曾明, 张威等. 态-态模型下 N_2/N 混合物的热化学非平衡过程研究. *空气动力学学报*, 2014, 32(3): 280-288 (Xu Dan, Zeng Ming, Zhang Wei, et al. Thermo-chemical nonequilibrium process in N_2/N mixture with state-to-state model. *Acta Aerodynamica Sinica* 2014, 32(3): 280-288 (in Chinese))
- 21 洪启臻, 王小永, 孙泉华. 高温非平衡流动中的氧分子振动态精细分析. *力学学报*, 2019, 51(6): 1761-1774 (Hong Qizhen, Wang Xiaoyong, Sun Quanhua. Detailed analysis of vibrational states of oxygen in high temperature non-equilibrium flows. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2019, 51(6): 1761-1774 (in Chinese))
- 22 郑伟杰, 曾明, 王东方等. 态-态模型下的 O_2/O 系统热化学非平衡与辐射过程. *空气动力学学报*, 2020, 38(3): 449-460 (Zheng Weijie, Zeng Ming, Wang Dongfang, et al. Numerical study of thermo-chemical nonequilibrium and radiation progress for O_2/O system with state-to-state approach. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2020, 38(3): 449-460 (in Chinese))
- 23 徐丹, 曾明, 张威等. 采用态-态模型的热化学非平衡喷管流数值研究. *计算物理*, 2014, 31(5): 531-538 (Xu Dan, Zeng Ming, Zhang Wei, et al. Numerical study of thermochemical nonequilibrium nozzle flow in state-to-state model. *Chinese Journal of Computational Physics*, 2014, 31(5): 531-538 (in Chinese))
- 24 Guy A, Bourdon A, Perrin MY. Consistent multi-internal-temperature models for vibrational and electronic nonequilibrium in hypersonic nitrogen plasma flows. *Physics of Plasmas*, 2015, 22(4): 043507
- 25 Dunn MG, Kang SW. Theoretical and experimental studies of reentry plasmas. NASA, CR-2232, 1973
- 26 Gupta RN, Yos JM, Thompson RA. A review of reaction rates and thermodynamic and transport properties for an 11 species air model for chemical and thermal nonequilibrium calculations to 30000 K. NASA Technical Report, 19900017748
- 27 Park C. Assessment of two-temperature kinetic model for ionizing air. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 1987, 3(3): 233-244
- 28 Park C. Assessment of a two-temperature kinetic model for dissociating and weakly ionizing nitrogen. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 1987, 2(1): 8-16
- 29 Park C, Jaffe RL, Partridge H. Chemical-kinetic parameters of hypersonic earth entry. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2001, 15(1): 76-90
- 30 丛彬彬, 万田. 高速双锥绕流中热化学与输运模型影响研究. *力学学报*, 2019, 51(4): 1012-1021 (Cong Binbin, Wan Tian. Effects of thermochemical and transport models on the high-speed double-cone flowfield. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2019, 51(4): 1012-1021 (in Chinese))
- 31 Wilke CR. A viscosity equation for gas mixtures. *Journal of Chemical Physics* 1950, 18(4): 517-519
- 32 Vincenti WG, Kruger CH. Introduction to Physical Gas Dynamics. NewYork: Wiley, 1965

- 33 Candler GV. Rate effects in hypersonic flows. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 2019, 51: 379-402
- 34 曾明, 冯海涛, 瞿章华. 不同热化学模型对表面传热影响的数值分析. *国防科技大学学报*, 2001, 23(5): 27-30 (Zeng Ming, Feng Haitao, Qu Zhanghua. Numerical analysis of the effects for different thermo-chemical models on heat transfer. *Journal of National University of Defense Technology*, 2001, 23(5): 27-30 (in Chinese))
- 35 董维中. 气体模型对高超声速再入钝体气动参数计算影响的研究. *空气动力学学报*, 2001, 19(2): 197-202 (Dong Weizhong. Thermal and chemical model effect on the calculation of aerodynamic parameter for hypersonic reentry blunt body. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2001, 19(2): 197-202 (in Chinese))
- 36 董维中, 丁明松, 高铁锁等. 热化学非平衡模型和表面温度对气动热计算影响分析. *空气动力学学报*, 2013, 31(6): 692-698 (Dong Weizhong, Ding Mingsong, Gao Tiesuo, et al. The influence of thermo-chemical model and surface temperature on heat transfer rate. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2013, 31(6): 692-698 (in Chinese))
- 37 杨建龙, 刘猛. 电离对高超声速热化学非平衡气动热环境的影响. *北京航空航天大学学报*, 2018, 44(11): 2364-2372 (Yang Jianlong, Liu Meng. Influence of ionization on hypersonic thermo-chemical non-equilibrium aerodynamic thermal environments. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2018, 44(11): 2364-2372 (in Chinese))
- 38 Yang J, Liu M. Numerical analysis of hypersonic thermochemical non-equilibrium environment for an entry configuration in ionized flow. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2019, 32(12): 2641-2654
- 39 张子健, 刘云峰, 姜宗林. 振动激发对高超声速气动力/热影响. *力学学报*, 2017, 49(3): 616-626 (Zhang Zijian, Liu Yunfeng, Jiang Zonglin. Effect of vibration excitation on hypersonic aerodynamic and aerothermodynamic. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2017, 49(3): 616-626 (in Chinese))
- 40 Kianvashrad N, Knight DD. Nonequilibrium effects on prediction of aerothermodynamic loading for a double cone. *AIAA Journal*, 2019, 57(7): 2946-2963
- 41 Moreira FC, Wolf WR, Azevedo JLF. Thermal analysis of hypersonic reactive flows on the SARA brazilian satellite reentry trajectory. *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*, 2022, 44: 36
- 42 杨肖峰, 国义军, 唐伟等. 进入火星大气的高温真实气体效应与气动加热研究. *宇航学报*, 2018, 39(9): 960-968 (Yang Xiaofeng, Guo Yijun, Tang Wei, et al. High-temperature real-gas effects and aerodynamic heating for capsules entering martian atmosphere. *Journal of Astronautics*, 2018, 39(9): 960-968 (in Chinese))
- 43 李鹏, 陈坚强, 丁明松等. LENS 风洞试验返回器模型气动热特性模拟. *航空学报*, 2021, 42(S1): 726400 (Li Peng, Chen Jianqiang, Ding Mingsong, et al. Simulation of aerothermal effects on reentry capsule geometry in LENS wind tunnel tests. *Acta Aeronauticae Astronautica Sinica*, 2021, 42(S1): 726400 (in Chinese))
- 44 柳森, 党雷宁, 赵君尧等. 小行星撞击地球的超高速问题. *力学学报*, 2018, 50(6): 1311-1327 (Liu Sen, Dang Leining, Zhao Junyao, et al. Hypervelocity issues of Earth impact by asteroids. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2018, 50(6): 1311-1327 (in Chinese))
- 45 Shang JS, Surzhikov ST. Nonequilibrium radiative hypersonic flow simulation. *Progress in Aerospace Sciences*, 2012, 53: 46-65
- 46 Shang JJS, Yan H. High-enthalpy hypersonic flows. *Advances in Aerodynamics*, 2020, 2: 39
- 47 Du YW, Sun SR, Tan MJ, et al. Non-equilibrium simulation of energy relaxation for earth reentry utilizing a collisional-radiative model. *Acta Astronautica*, 2022, 193: 521-537
- 48 Doihara R, Nishida M. Thermochemical nonequilibrium viscous shock layer studies of the orbital reentry experiment (OREX) vehicle. *Shock Waves*, 2002, 11: 331-339
- 49 Fujita K, Sato S, Abe T. Experimental investigation of air radiation from behind a strong shock wave. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2002, 16(1): 77-82
- 50 高铁锁, 江涛, 丁明松等. 辐射加热对返回舱气动热环境影响的数值研究. *空气动力学学报*, 2015, 33(1): 36-41 (Gao Tiesuo, Jiang Tao, Ding Mingsong, et al. Numerical study of radiative heating influence on aerothermal environment over a reentry capsule. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2015, 33(1): 36-41 (in Chinese))
- 51 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. *红外与激光工程*, 2017, 46(12): 1204001 (Gao Tiesuo, Jiang Tao, Ding Mingsong, et al. Numerical simulation of infrared radiation characteristics of flow over hypersonic interceptors *Infrared and Laser Engineering*, 2017, 46(12): 1204001 (in Chinese))
- 52 董维中, 高铁锁, 丁明松等. 高超声速飞行器表面温度分布与气动热耦合数值研究. *航空学报*, 2015, 36(1): 311-324 (Gao Tiesuo, Jiang Tao, Ding Mingsong, et al. Numerical study of coupled surface temperature distribution and aerodynamic heat for hypersonic vehicles. *Acta Aeronauticae Astronautica Sinica*, 2015, 36(1): 311-324 (in Chinese))
- 53 陈思员, 苗文博, 程晓丽. 地球大气再入返回器辐射加热计算方法研究. *空气动力学学报*, 2013, 31(3): 333-343 (Chen Siyuan, Miao Wenbo, Cheng Xiaoli. Study on radiative heating calculation method for reentry vehicles. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2013, 31(3): 333-343 (in Chinese))
- 54 陈思员, 陈亮, 苗文博. 高超声速再入飞行器头部辐射加热特性研究. *空气动力学学报*, 2017, 35(3): 404-407 (Chen Siyuan, Cheng Liang, Miao Wenbo. Stagnation-point radiation heating characteristics of hypersonic reentry vehicle. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2017, 35(3): 404-407 (in Chinese))
- 55 吕俊明, 黄飞, 苗文博等. 火星进入气体辐射加热研究进展. *宇航学报*, 2019, 40(5): 489-500 (Lv Junming, Huang Fei, Miao Wenbo, et al. Review of gas radiative heating for mars entry. *Journal of Astronautics*, 2019, 40(5): 489-500 (in Chinese))
- 56 聂春生, 聂亮, 杨光等. 气体辐射与流场耦合对火星进入热环境影响. *宇航学报*, 2021, 42(12): 1610-1620 (Nie Chunsheng, Nie Liang, Yang Guang. Influence of coupling of gas radiation and flow field on thermal environment of mars entry vehicle *Journal of Astronautics*, 2021, 42(12): 1610-1620 (in Chinese))
- 57 莫凡, 高振勋, 蒋崇文等. 高温化学非平衡效应对高超声速飞行器气动力/热影响的数值研究进展. *中国科学: 物理学 力学 天文学*, 2021, 51(10): 104703 (Mo Fan, Gao Zhenxun, Jiang Chongwen. Progress in the numerical study on the aerodynamic and thermal characteristics of hypersonic vehicles: High-temperature chemical non-equilibrium effect *Science China Physics, Mechanica&Astronomica* 2021, 51(10): 104703 (in Chinese))
- 58 粟斯尧, 石义雷, 柳森等. 有限催化对返回舱气动热环境影响. *空气动力学学报*, 2018, 36(5): 878-884 (Su Siyao, Shi Yilei, Liu Sen, et al. Finite-rate surface catalysis effects on aero-heating environment of a reentry capsule. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2018, 36(5): 878-884 (in Chinese))
- 59 苗文博, 程晓丽, 艾邦成. 来流条件对热流组分扩散项影响效应分

- 析. 空气动力学学报, 2011, 29(4): 476-480 (Miao Wenbo, Cheng Xiaoli, Ai Bangcheng. Flow configuration effects on mass diffusion part of heat-flux in thermal-chemical flows. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2011, 29(4): 476-480 (in Chinese))
- 60 丁明松, 董维中, 高铁锁等. 局部催化特性差异对气动热环境影响的计算分析. 航空学报, 2018, 39(3): 121588 (Ding Mingsong, Dong Weizhong, Gao Tiesuo et al. Computational analysis of influence of difference in local catalytic properties on aero-thermal environment. *Acta Aeronauticae Astronautica Sinica*, 2018, 39(3): 121588 (in Chinese))
- 61 周凯, 朱晓军, 欧东斌等. 壁面催化效应对高超声速气动热影响研究. 空气动力学学报, 2020, 38(4): 660-667 (Zhou Kai, Zhu Xiaojun, Ou Dongbin, et al. Wall catalytic effects on aerodynamic heat of hypersonic flow. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2020, 38(4): 660-667 (in Chinese))
- 62 李旭东, 张赋, 史增民等. 壁面催化条件对气动热环境的影响研究. 导弹与航天运载技术, 2020, 1(372): 112-117 (Li Xudong, Zhang Fu, Shi Zengmin, et al. Research on the influence and mechanisms of catalytic wall condition on aerodynamic-heating. *Missiles and Space Vehicles*, 2020, 1(372): 112-117 (in Chinese))
- 63 莫凡, 王锁柱, 高振勋. 辐射平衡壁温下有限催化模型数值模拟. 气体物理, 2021, 6(5): 1-11 (Mo Fan, Wang Suozhu, Gao Zhenxun. Numerical simulation of finite catalysis model at the balanced radiation wall. *Physics of Gases*, 2021, 6(5): 1-11 (in Chinese))
- 64 王国林, 周印佳, 金华等. 催化效应对气动热环境影响的流动-传热耦合数值分析. 实验流体力学, 2019, 33(3): 13-19 (Wang Guolin, Zhou Yinjia, Jin Hua, et al. Study on the influence of catalytic effect on the aerothermal environment by the flow-heat transfer coupling numerical analysis. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2019, 33(3): 13-19 (in Chinese))
- 65 杨肖峰, 肖光明, 桂业伟等. 考虑非平衡效应的对流换热特性耦合模拟及热壁修正新思路. 化工学报, 2020, 71(S2): 152-160 (Yang Xiaofeng, Xiao Guangming, Gui Yewei, et al. Coupling simulation of convective heat transfer characteristics and new idea for hot-wall correction considering non-equilibrium effects. *CIESC Journal*, 2020, 71(S2): 152-160 (in Chinese))
- 66 杨肖峰, 桂业伟, 邱波等. 高焓 CO₂ 气流壁面两步催化机制对非平衡气动加热影响的数值模拟. 国防科技大学学报, 2020, 42(1): 108-116 (Yang Xiaofeng, Gui Yewei, Qiu Bo, et al. Numerical investigation on influence of surface two-step catalytic mechanism on non-equilibrium aerodynamic heating for high-enthalpy CO₂ flow. *Journal of National University of Defense Technology*, 2020, 42(1): 108-116 (in Chinese))
- 67 李芹, 杨肖峰, 董威等. 高超声速飞行器表面吸附特性对多相催化过程影响的数值模拟. 上海交通大学学报, 2021, 55(11): 1352-1361 (Li Qin, Yang Xiaofeng, Dong Wei, et al. Numerical simulation of influence of adsorption on surface heterogeneous catalysis process of hypersonic vehicles. *Journal of Shanghai Jiao Tong University*, 2021, 55(11): 1352-1361 (in Chinese))
- 68 Mullenix N, Povitsky A. Hypersonic ablation of graphite thermal protection systems with surface defects. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2016, 53(5): 912-929
- 69 Olynick D, Chen YK, Tauber M. Forebody TPS sizing with radiation and ablation for the stardust sample return capsule. AIAA, 1997-2474, 1997
- 70 Martin A, Cozmuta I, Wright MJ, et al. Kinetic rates for gas-phase chemistry of phenolic-based carbon ablator in atmospheric air. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2015, 29: 220-240
- 71 孙学文, 杨海波, 涛米. 基于多场耦合碳/碳复合材料传热及烧蚀响应. 工程科学学报, 2020, 42(8): 1040-1047 (Sun Xuewen, Yang Haitao, Mao Mi. Heat transfer and ablation of carbon/carbon composites based on multi-field coupling. *Chinese Journal of Engineering*, 2020, 42(8): 1040-1047 (in Chinese))
- 72 周印佳, 张志贤, 付新卫等. 再入飞行器烧蚀热防护一体化计算方法. 航空学报, 2021, 42(7): 124520 (Zhou Yinjia, Zhang Zhixian, Fu Xinwei, et al. Integrated computing method of ablative thermal protection system of reentry vehicles. *Acta Aeronauticae Astronautica Sinica*, 2021, 42(7): 124520 (in Chinese))
- 73 龙丽平, 韩俊, 万田等. 再入飞行器端头烧蚀的耦合计算方法. 强度与环境, 2021, 48(2): 8-14 (Long Liping, Han Jun, Wan Tian, et al. Research of coupling computational method about the nose-tip ablation of reentry vehicle *Structure & Environment Engineering*, 2021, 48(2): 8-14 (in Chinese))
- 74 Gu S, Olivier H. Capabilities and limitations of existing hypersonic facilities. *Progress in Aerospace Sciences*, 2020, 113: 100607
- 75 曾慧, 杨鸿, 罗义成等. 现有高超声速设备的试验能力局限综述. 飞航导弹, 2021, 8: 17-23 (Zeng hui, Yang Hong, Luo Yicheng, et al. Review on the hypersonic equipment test capability limitations. *Aerodynamic Missile Journal*, 2021, 8: 17-23 (in Chinese))
- 76 Dogariu A, Dogariu L, Smith MS, et al. Velocity and temperature measurements in Mach 18 nitrogen flow at tunnel 9. AIAA, 2021-0020, 2021