中国科学: 物理学 力学 天文学 2026 年 第 56 卷 第 12 期: 124701
SCIENTIA SINICA Physica, Mechanica & Astronomica physcn.scichina.com
《中国科学》杂志社 SCIENCE CHINA PRESS

评 述

高焓流动气动热预测研究进展

杨肖峰, 邱波, 张昊元*, 万云博, 王安龄, 杜雁霞, 桂业伟

空天飞行空气动力科学与技术全国重点实验室, 绵阳 621000
*联系人, E-mail: zhy05@126.com

收稿日期: 2026-02-18; 接受日期: 2026-04-09; 网络出版日期: 2026-11-18
国家自然科学基金(编号: 52522602, 92571203)、国家数值风洞工程项目(编号: NNW-JC-6)和高层次科技创新人才工程自主项目(编号: 2023-36)资助

摘要 返回舱等空间往返飞行器高速飞行造成巨量动能向热能转化, 产生气动热现象, 是造成热防护系统损伤破坏乃至飞行异常或失败的主要原因之一. 给出了高速高焓流动中气动热基本内涵和主要特征, 综述了高速高焓流动气动热建模、机理和预测研究历程与研究现状, 总结了近年来在高温非平衡、高速湍流、质量引射、局部干扰、非空气介质、长时间累积、非结构网格等复杂气动热问题预测方面的研究进展. 结合未来飞行对速度、航时、飞行环境/状态的新设计需求, 进一步提出气动热后续研究的重点方向, 以期支撑热防护系统轻量化、低冗余设计.

关键词 气动热, 高焓流动, 计算流体力学, 空气动力学, 高温界面效应

PACS: 47.40.Ki, 47.11.-j, 47.85.Gj, 82.65.+r

1 引言

返回舱等空间往返飞行器具有高效、快速进出空间的技术优势, 是事关空天科技领域产业变革的前沿方向之一. 在其穿越大气层飞行过程中, 高速高焓气流产生气动热效应, 直接决定热防护系统的设计边界与安全裕度, 是影响飞行器热安全的关键前提[1–4].

气动热(或称“气动热力学”)是飞行器在大气中高速(马赫数大于5)飞行时, 强烈的空气动力压缩和黏性耗散效应, 气流部分动能不可逆地转化为热能, 导致飞行器表面及其周围气流温度急剧升高, 从而对结构产生的加热现象. 其中壁面热流或温度是气动热指导工程设计中基于特定简化假设的重要显化表达. 气动热力学(aerothermodynamics)学科是空气动力学(aerodynamics)和热力学(thermodynamics)相结合的多学科, 但其内涵不仅是二者简单叠加, 需在更大工程背景下审视[5].

未来更高马赫数飞行(Ma > 10)进一步面临长航时、复杂任务剖面等更严峻的高焓环境(~ 10 MJ/m^2), 引发空气离解、电离等多级反应, 气体热力学/化学性质显著偏离平衡态, 空气动力学“热障”问题进一步恶化, MW/m^{2}量级热流致使出现一定意义的“新热障”问题[6], 极易导致结构超高温(≥ 2000 K)损伤乃至破坏[7,8]. 上述气动热效应, 地面风洞实验难以准确复现, 飞行试验成本高昂, 因此运用理论或数值手段开展高

引用格式: 杨肖峰, 邱波, 张昊元, 等. 高焓流动气动热预测研究进展. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2026, 56: 124701
Yang X F, Qiu B, Zhang H Y, et al. Progress in aerothermodynamics prediction in high-enthalpy flows (in Chinese). Sci Sin-Phys Mech Astron, 2026, 56: 124701, doi: 10.1360/SSPMA-2026-0100

© 2026《中国科学》杂志社

速高焓流动气动热预测成为飞行器研制的主要手段.

当前, 高速高焓流动气动热预测仍主要依赖基于既有经验数据建立的唯象模型, 难以准确描述多相态、多尺度、多过程强耦合的流动与传热过程, 模型精准度和预测置信度仍需持续确认, 一定程度上导致热防护系统保守设计, 性能潜力难以充分发挥[9]. 因此, 通过模型和算法改进, 提升高速高焓流动气动热预测能力, 具有重要的科学价值和现实的工程意义.

本文主要面向临近空间(20 km < H < 70 km, 暂未考察稀薄流动)高马赫数(5 < Ma < 25)外流(暂未考察发动机内流)飞行场景, 讨论高速高焓流动气动热的基本内涵和物理特征, 简要回顾高速高焓流动气动热工程预测与数值预测研究现状, 重点总结近年来在高温非平衡气动热、高速湍流气动热、主动质量引射气动热、局部干扰气动热、非空气介质气动热、长时间累积气动热、非结构网格气动热相关方面的研究进展. 结合未来飞行对速度、航时、飞行环境/状态的新设计需求, 进一步提出后续研究的重点方向, 以期支撑热防护系统轻量化、低冗余设计.

2 气动热的内涵与特征

高速高焓流动气动热是一个典型的多物理、大时变、强耦合的系统性空气动力学问题, 是以气固界面为载体, 通过对流、化学、辐射等多路径进行能量调配, 并通过时间积分最终以热载荷形式作用于结构的动态演变过程. 高速高焓气动热兼具流体力学、工程热物理、物理化学、表(界)面科学等若干基础学科属性, 具有以下三个方面的基本内涵和物理特征.

2.1 承载于气固界面

界面承载着物质质量、动量与能量交换. 气动热作为作用于气固界面上的物理量, 是空气动力学绕流能量输运系统的边值问题, 其分布及演化特性直接决定热防护系统的设计输入. 气动热相关诸效应最终都体现在气固界面上, 界面的几何、物理、化学及其时变状况深刻影响着气动热特性并反作用于近壁流场.

对复杂几何、物理、化学等状况诱发的界面效应的认知不足是导致高速流动气动热预测精度及不确定度大的主要原因之一[10–12]. 例如, 几何状况方面, 热防护用复合材料表面本征粗糙微结构形貌, 或热应力导致的变形或热解/烧蚀后的残余结构[13–16], 会带来非理想(粗糙、凸起、缝隙等)表面气动热效应, 如热流剧增[17]、局部稀薄滑移[18–20]、提前诱发转捩[11]. 物理状况方面, 质量引射效应通过主动气膜/发汗冷却或材料热解/烧蚀向边界层注入新工质, 改变其成分、温度和速度剖面, 从而反作用于对流加热, 形成复杂的冷却/加热反馈[21–26]. 化学状况方面, 多相催化效应(气相吸附、原子复合、能量协调等)决定高温非平衡流动化学反应能的释放程度, 是除对流加热外的关键化学热流, 一定条件下可导致2–4倍的热流变化量[27–31].

2.2 多加热来源

高马赫数流动是一个复杂多物理输运系统, 边界层内流动、传热、反应、辐射多过程深度耦合, 近壁区呈现跨尺度、非平衡、多过程特征, 与防热材料的非线性耦合更诱发催化、氧化、烧蚀等界面热行为, 存在温度梯度、反应所致浓度梯度、流体输运等不同能量过程[1,27,32].

热防护结构表面接收的热流并非单一机制作用的结果, 而是多种加热机制在不同飞行条件下以不同权重复合、叠加甚至耦合的产物. 例如, 对流加热是高速边界层内气体分子与壁面碰撞并通过黏性耗散和激波压缩实现梯度输运的传热过程, 是对流换热这一经典传热方式在高马赫数条件下的具体表现[33,34]; 化学加热是在高焓条件下, 边界层内离解/电离的原子、离子在壁面催化复合时释放的化学能, 是高马赫数下的又一核心加热源[7,27,35–37]; 辐射加热是在更高飞行速度(如超第一宇宙速度)下, 强离解/电离激波层内高温气体分子或原子能级跃迁, 以电磁波的形式对结构表面进行独立于对流加热机制的加热模式[38]. 多加热机制特征各异且深度耦合, 共同决定气动加热水平.

2.3 时间累积效应

气动热与气动力是气动设计两大核心要素, 尽管从黏性流体力学理论角度二者通过边界层雷诺比拟具有一定的相关性, 但从气动设计角度存在本质差异, 主要体现在二者关注的物理维度截然不同. 气动力侧重空间维度的整体效应, 表现为表面压力与摩擦阻力在整机或部件上的积分结果, 即六分量气动力(力矩)及其静(动)导数, 其设计目标在于整体性能优化, 通常不关注局部位置的力载荷是否超限. 而气动热则聚焦时

间维度的累积效应与局部位置的极值问题，关注飞行过程中关键位置的热流或温度是否超过材料瞬时耐受极限，以及整个轨道历程中热载荷的积分是否超出材料许用范围，其核心是长时间条件下的局部热安全和结构耐久性, 而非空间积分效应.

气动热对结构的影响不仅体现在瞬态热流峰值，更在于其随时间累积所导致的热载荷，以及由此引发的结构热超限、热变形、热失配等非线性响应[39–44]. 气动热的时间累积效应主要体现在热惯性效应、历史相关性等[45]. 热惯性效应方面，由于结构材料的热容和热阻作用，表面温度响应滞后于热流变化，瞬时高热流可能不会立即烧穿，但长时间中等热流足以使结构温度累积至失效临界[45–47]. 历史相关性方面，总加热量高度依赖于飞行轨道及其前序状态，边界层转捩[48]、烧蚀后退[49,50]、舵效损失[51]、热气动弹性[52–55]等动态过程，使得热流成为时间的函数，前期加热历史会影响甚至改变后期的流动状态和加热环境[56–59]. 因此，单一流体动力学的孤立分析难以准确刻画真实加热行为，必须沿轨道与材料/结构紧耦合，方能获得符合工程实际的气动热特性.

3　气动热预测研究现状

高速高焓流动气动热精确预测的挑战源于以上三个维度特征的深度交织: 多加热来源的准确模型是基础，其在气固界面上的复杂耦合是关键，而对其时间累积效应的精确积分是评估热安全性的最终判据. 这要求数值模拟工作超越单纯的流场计算，必须深入考量材料响应、化学动力学等多物理场耦合效应. 高速高焓流动气动热预测正是伴随高温化学、湍流流态、与结构耦合等多物理效应建模以及面向精度、效率等提升的先进算法开发而发展壮大的. 图1以年份为主线，区分工程(经验驱动)、数值(物理驱动)和智能(数据驱动)三类研究范式，按工程快速预测、高温流动、数值方法、与结构耦合、湍流流动、预测软件等六个模块，详细给出高速高焓流动气动热模型与算法发展沿革.

3.1　气动热快速工程预测研究现状

在计算流体力学(computational fluid dynamics, CFD)尚不成熟的早期阶段以及当今的飞行器概念设计阶段，理论分析与工程方法因其快速、高效的特点，始终发挥着不可替代的作用. 此类方法是基于边界层理论和对物理现象的合理简化而构建的半经验半理论的预测模型，其演进历程体现从理想模型到复杂物理效应修正的逐步深化[34,60].

(1) 前缘驻点区

前缘驻点区气动热是衡量气动热环境严重程度的

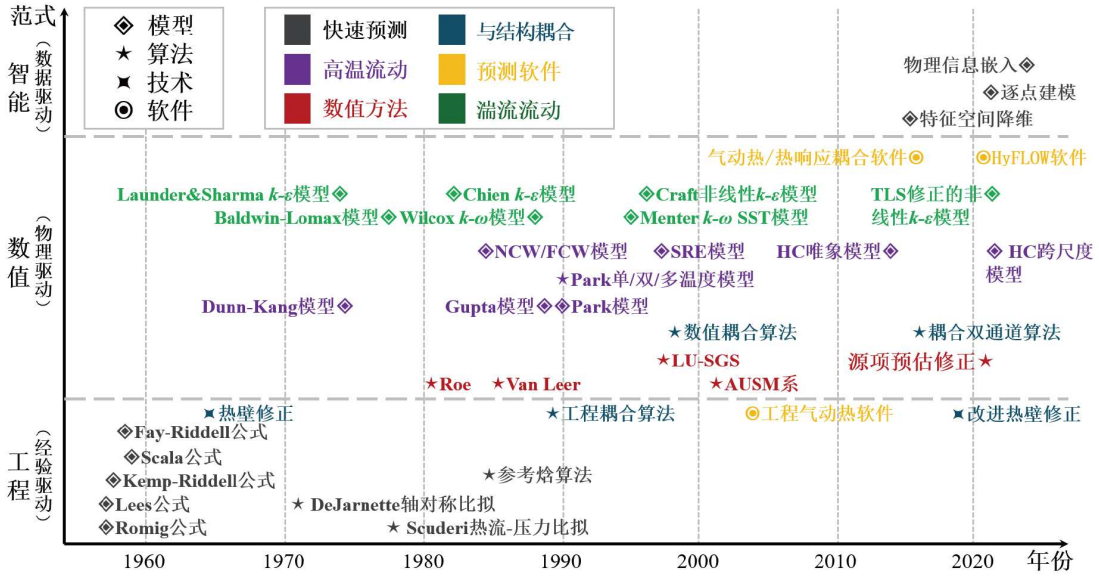


图 1　(网络版彩图)高焓流动气动热预测模型与算法发展沿革

Figure 1　(Color online) Development and evolution of aerothermodynamics models and algorithms in high-enthalpy flows.

标尺, 其快速预测的理论基石是边界层自相似性解, 自20世纪50年代逐渐发展起来. Lees[61]开创性地提出, 驻点热流与来流密度平方根、速度三次方成正比. 工程上广泛采用的Fay-Riddell公式[62], 通过考虑离解原子在壁面催化复合的化学效应, 是层流驻点热流比较精确的近似解, 至今仍是校验CFD结果和实验方案设计的基准.

除Fay-Riddell公式外, 较为广泛应用的驻点热流公式还有Kemp-Riddell公式[63]、 Scala公式[64]、 Romig公式[65]等, 但存在一定的适用范围问题. 上述驻点区预测方法经相互校验为飞行器概念设计提供快速决策数据.

(2) 规范边界层区

规范层流边界层流动满足边界层相似性理论, 该区域热流预测主要通过Falkner-Skan方程和边界层相似关系进行理论求解, 热流总体上与离前缘距离的平方根成反比($\sim Re_x^{-0.5}$)[60,66], 并广泛采用参考焓法[67]修正高温物性, 实现高温规范边界层区热流快速计算. 湍流区物理机理复杂, 高度依赖半经验模型, 如基于动量与热量传输类比的雷诺类比, 总体上热流随远离前缘驻点的衰减更慢($\sim Re_x^{-m}$, m通常介于0.15–0.2). 其预测核心在于湍流黏性与热流输运特性精确建模, 热流预测的不确定性通常大于层流工况.

对有攻角飞行情形, 其迎风面热流会远高于零攻角情况, 同时攻角对边界层转捩也有很大影响(湍流加热远大于层流工况)[68]. 例如, 针对特定构型, 攻角会促使迎风面转捩位置前移, 使其气动热环境进一步恶化. 目前, 有攻角情况下气动热快速计算方法中, 常用的等价锥法、“片条”法、流线法等均可以很好地计算附着流气动热环境, 而轴对称比拟法进一步可计算三维复杂外形. 该方法最初由DeJarnette[69]提出, 包括简单流线法、精确流线法和双流线法等多类处理技术.

背风分离区气动热环境复杂, 流动存在大尺度分离涡与再附流, 缺乏普适的理论分析模型. 工程快速预测主要依赖基于试验数据的半经验方法, 采用存在一定不确定性的平均等效热流, 为防热设计提供较为保守的热载荷.

(3) 翼舵及局部干扰区

在翼、舵、凹坑、凸起等局部干扰区, 前体脱体激波与当地边界层发生相互作用, 有可能导致边界层流动分离, 使得干扰区根部附近出现复杂涡结构. 气动热理论分析聚焦于激波/边界层干扰产生的分离、再附等复杂拓扑结构. 工程预测依赖基于大量试验数据的经验关联, 通过定义热流放大因子对无干扰基准热流进行倍增修正, 如热流-压力比拟关系[70]. 该方法快速但外推可靠性低, 其计算精度远不如数值模拟.

气动热快速工程预测, 经过70余年的发展, 目前已形成相对完善的理论体系. 尤其近年来, 工程计算、数值模拟、风洞实验、飞行试验之间不断进行对比校核验证, 对于各种方法优缺点、适用范围和预测精度均有更加深入的认识, 常规部件大面积附着流工程计算结果具有与数值模拟相当的精度. 随着气动设计流程的深度软件化, 该领域的发展主要体现在针对飞行器概念设计平台的应用集成上.

3.2　气动热精细数值预测研究现状

随着数值算法和计算机硬件的飞速发展, 通过对包含真实气体效应的Navier-Stokes方程组离散进而开展高速CFD模拟, 逐渐成为气动热预测的主要手段. 早期, 通过边界层相似变换, 发展了有限差分法、积分关系式法、积分-矩阵方法等, 后来过渡到数值求解三维边界层方程[71]. 进入上世纪后期, 进一步发展黏性激波层方程、抛物化Navier-Stokes方程和完全Navier-Stokes方程的数值求解方法. 其中, 高保真物理模型与高精准数值算法是精细数值预测的关键[34].

(1) 高保真物理模型

气动热精细数值预测研究重点从早期的理想气体、理想流态、理想壁面相关模型, 逐步转向更符合物理实际的高温热化学、高速湍流、复杂壁面等高保真物理模型[60].

高温热化学模型方面, 通常采用多组分反应流控制方程, 并耦合由实验或理论计算获得的有限速率化学反应模型, 进而实现考虑高温热化学效应的气动热特性的数值模拟. 为描述分子平动、转动、振动等不同能量模式之间的能量传递及其弛豫现象, 考虑振动-离解耦合和电子激发等效应, 建立可计及化学非平衡和热力学非平衡特征的一温度、两温度乃至多温度模型[72,73], 形成包括空气、 CO_2在内的分子振动能激发、离解、电离等高温气体热化学特性数据库[74–76], 为高温非平衡气动热模拟提供基础框架和数据支撑.

高温热化学模型精度高度依赖于反应速率常数, 其在更高温($T \geqslant 8000$K)条件下的数据仍存在不确定

性. 近年来发展了针对多组分反应流动输运体系的工程适用的化学反应速率模型, 如Park模型[77]、 Gupta模型[74]、 Dunn-Kang模型[78]等. 上述模型广泛应用于高温非平衡气动热特性预测与评估, 有效促进高速再入返回舱等热防护系统性能提升.

高速湍流模型方面, 边界层从层流转捩至湍流会导致气动热急剧升高数倍, 其精确预测是气动热数值预测面临的最大挑战[79,80]. 湍流模型的发展主要围绕流体力学方程中的湍流脉动封闭问题展开, 经历从半经验理论到系统化数值模拟的演进过程. 基于雷诺平均Navier-Stokes (Reynolds-averaged Navier-Stokes equations, RANS)方法的提出, 催生了涡黏性假设下的系列湍流模型, 其发展脉络包括从零方程模型(即代数模型)[81]、一方程模型、两方程模型直至更复杂的雷诺应力模型. 目前工程实践中常用一方程的Spalart-Allmaras模型[82]、两方程的Launder-Sharma k-ε模型[83]、 Wilcox k-ω模型[83]和Menter剪切应力输运k-ω模型[83]等. 然而, 传统湍流模型对高速可压缩流动, 特别是存在强激波干扰和化学反应的湍流, 预测能力仍显不足, 其精度与可靠性难以满足工程实际需求. 当前研究致力于发展考虑可压缩效应、可变热物性和与化学反应耦合的新型湍流模型[84].

上述湍流模型的构造是建立在深入探究湍流作用机理基础上的. 高速可压缩湍流直接数值模拟(direct numerical simulation, DNS)与大涡模拟(large-eddy simulation, LES)等高解析度方法是湍流机理研究的主要手段, 并随着计算机算力的提升和高精度数值算法的改进而得到广泛应用. DNS不引入任何模型化假设, 直接求解瞬态Navier-Stokes方程, 理论上可解析湍流全部细节, 但计算成本极高, 主要处于针对平板、槽道等规则构型的理论研究阶段[85]. LES则通过滤波函数区分大小尺度涡结构, 直接解析大尺度涡并模化小尺度涡效应, 在精度与计算成本之间实现较好平衡. 尽管在揭示湍流机理方面已取得丰富成果, 但由于计算资源消耗巨大, 尚难以大规模工程应用.

当前, 可压缩湍流模型的研究多致力于发展能够考虑可压缩效应、湍流长度尺度特征、变湍流普朗特数及高温耦合效应的新型模型, 同时机器学习等新技术的引入也为湍流模型的发展提供新可能. 总体而言, 尽管现有湍流模型在精度上仍有局限, 但是在平衡精度、效率与成本后, 依然是解决多数工程实际问题的重要工具, 未来应持续发展面向高速湍流流动物理特点的针对性方法, 不断提升模型的适应性.

复杂壁面模型方面, 主要涉及界面几何、物理、化学及其时变状况的精确刻画, 以实现气动热精细模拟. 壁面材料对原子的复合催化能力是决定高热流的关键因素. 模拟中需设定原子复合系数, 但其数值难以精确获取, 成为主要不确定性来源之一. 早期研究通常采用给定综合催化系数模型刻画复合催化性能, 如通过给定完全催化、完全非催化获得非平衡气动热的两个极限状态进而对气动热做保守估计[86,87], 或者基于金属材料高催化、非金属材料低催化的有限认知通过给定经实验标定(甚至经验判定)的系数来对气动热做合理评价[88–90]. 随着对壁面反应动力学刻画程度趋于精细化, 考虑多类界面动力学行为的表面催化、氧化模型[30,35,91–95]不断涌现. 近年来, 得益于计算机算力的飞速提升, 多相催化效应的微观反应分子动力学模拟[96–100]以及基于界面微观机理的跨尺度建模[101–105]逐渐成为研究热点.

精细模拟需考虑气动加热与结构热响应的双向耦合, 或称共轭传热. 换言之, 从气动热预测角度, 整个时变结构热响应均为复杂壁面模型的一部分. CFD计算得到的热流作为固体热传导的边界条件, 固体计算返回的壁温又作为流场的新边界, 直至迭代收敛, 能更真实地反映飞行过程中的壁面温度演化[33,106–109]. 气固界面质量、动量及能量平衡关系则为复杂壁面建模重点[110], 特别是气固界面对流热、反应热、辐射散热、结构导热及其瞬态效应的精细刻画是影响热评估不确定度的首要因素.

对于烧蚀防热材料, 复杂壁面模型还需进一步考虑材料质量流失(碳化、升华等)对边界层的干扰效应, 以及烧蚀产物注入流场后引发的化学反应和辐射效应, 构成极其复杂的多相多组分耦合气动热问题[50,111,112].

(2) 高精准数值算法

高速高焓流动气动热数值预测的精度依赖于对激波、边界层等关键可压缩流动结构的精确分辨率. 算法研究的核心目标是发展低耗散、低色散且能保持单调性的数值格式, 以同时精确捕捉强间断(激波)和大梯度(边界层法向)的流动区域.

空间离散方法方面, 目前主流方法为在有限体积法架构下通量差分分裂方法, 如Roe[113]、 Van Leer[114]、对流上游分裂方法(advection upstream splitting meth-

od, AUSM)系列[115]等, 因其鲁棒性和计算效率, 在工程应用中仍占主导地位. 然而, 其对边界层内大梯度物理量的模拟需要极密的网格, 数值耗散较强, 因而会导致精细结构解析不足. 为减少数值耗散, 研究重点转向高阶精度格式, 如加权基本无振荡(weighted essentially non-oscillatory, WENO)格式[116–119]和间断伽辽金(discontinuous Galerkin, DG)算法[120–122]. 高阶精度算法尽管是气动热高解析度模拟的重要方向, 但目前尚不具备工程实用化.

时间推进方法方面, 主要围绕解决其固有的刚性问题与平衡计算效率/精度展开. 早期的显式方法(如龙格-库塔法)实现简单、并行效率高, 但其稳定性受限于CFL条件, 对薄激波层的高速流动而言难以忍受. 隐式方法通过联立求解所有网格点上的流场变量, 摆脱了稳定性对时间步长的严格限制, 允许使用远大于显式方法的时间步长, 从而在求解定常问题时实现数量级的速度提升. 上下对称Gauss-Seidel (lower-upper symmetric Gauss-Seidel, LU-SGS)算法[123,124]因其无需存储大型系数矩阵、内存效率高而成为工程应用中最受欢迎的隐式算法之一, 但化学反应源项强刚性仍会导致收敛困难.

采用近似雅可比矩阵策略, 或将化学反应项与对流项分开处理(如点隐式), 单独对刚性的化学反应项进行隐式求解, 有效提升计算稳定性. 尽管存在非定常气动热模拟的一定需求, 如双时间步模拟, 但计算成本极高, 总体而言工程实际以获取定常气动热为主.

总而言之, 为应对日益紧迫的工程实际需求, 高速高焓流动气动热模拟在刚性处理、时间精度、计算成本和并行可扩展性之间均进行计算精度与效率的权衡或折中, 使其在全尺寸复杂外形工程问题中能够得以应用.

3.3　气动热智能建模与预测研究现状

在传统工程算法、数值计算面临效率与精度难以兼顾的背景下, 随着风洞或数值数据以及人工智能(artificial intelligence, AI)技术发展, 高速高焓流动气动热智能建模应运而生. 以物理信息神经网络(physics-informed neural networks, PINN)和高保真降阶模型为代表的AI方法[125–128], 正深度融合物理约束与数据驱动, 实现对高焓流场和表面热流的高效、精准预测, 突破传统CFD在计算成本与复杂物理建模方面的瓶颈.

早期研究主要集中于气动热特征空间降维建模. 通过对大量气动热场数据进行本征正交分解等处理, 提取低维模态特征, 再结合代理模型实现快速预测. 随后, 学者转向气动热逐点建模, 为飞行器表面每个网格点建立独立代理模型或神经网络, 如巨量点Kriging模型[129]、径向基函数(radial basis function, RBF)神经网络模型[130]. 近期重点发展气动热物理信息嵌入建模, 在数据驱动模型中引入物理先验知识, 以提升精度与泛化能力并降低数据需求, 如基于支持向量机和边界层理论的当地化气动热模型(boundary layer theory and support vector machine localized aeroheating model, BSLM)[131]、通用静态变形(general static deformations, GSD)模型[132]、蕴含流动差异信息的深度神经网络模型[133]等.

目前, 物理信息嵌入建模方法因样本需求少、精度高、泛化性好, 最具发展潜力. 但仍面临建模样本量大、物理可解释性差、模型工程应用的通用性和全局外形泛化能力不足, 以及对真实气体效应、天地一致性等影响因素考虑不充分等挑战[134]. 未来主要趋势包括深化物理机理与数据融合、发展强通用性的气动热预测大模型, 以及推动数据驱动与传统方法的多范式深度结合.

4　近期研究进展

在国内外不断深化高焓流动气动热预测理论与方法同时, 面向高速、多介质、强复杂度等需求的系列核心挑战依然突出, 制约着工程应用的能力边界. 例如, 高温非平衡流动中表面多相催化等微观机制与宏观传热的耦合规律尚不明确, 高速湍流模型在激波/边界层干扰等复杂场景下仍存在显著偏差, 而质量引射、局部干扰等物理效应的精细化模拟及其与结构热响应的长时间耦合更是公认的难点. 这些瓶颈问题直接关系到未来更高马赫数飞行下热防护系统设计的轻量化与可靠性.

基于此, 作者团队针对上述关键科学问题与工程技术痛点, 在国家科研任务支持下, 长期从事从机理认知、模型构建到算法验证的系列研究, 开发气动热与热响应耦合分析软件平台(coupled analysis platform for thermal environment and thermal response, CAPTER)[107], 并取得气动热设计方面的广泛应用. 围绕更

高速度、更高焓值、更高几何复杂度要求下的气动热预测问题，下面重点阐述在高温非平衡、高速湍流、质量引射、局部干扰、非空气介质、长时间累积及非结构网格计算等复杂气动热问题方面的具体研究进展, 以期为本领域发展提供解决方案与实践案例.

4.1　高温非平衡气动热

高速高焓来流条件下激波层气体内能激发、离解、电离等高温气体效应，并由此引发热防护系统表面催化/氧化等物理化学反应，其中由于新型复合材料的广泛使用，以界面气、固多相态反应机制为主要特征的多相催化现象渐趋显著. 围绕高温流动与防热材料表面的相互作用机制开展研究，建立了考虑多步催化/氧化反应的CFD黏性壁面边界模型与计算方法，揭示高焓环境下气动加热特性[27,110].

首先，建立考虑微细观反应机制的催化/氧化唯象模型. 基于多相催化理论, 从微细观尺度出发, 基于动力学蒙特卡罗(kinetic Monte Carlo, KMC)算法, 建立了宏观化学反应速率与表面活化能、吸附位密度、复合系数等关键参量之间的定量关联[101,102,135–137]. KMC算法主要思路是将复杂反应分子过程转化为界面随机事件, 根据事件概率统计实现速率求解, 即

$$\frac{\mathrm{d}P_\alpha}{\mathrm{d}t}=\sum_\beta\left(W_{\beta\alpha}P_\beta-W_{\alpha\beta}P_\alpha\right), \tag{1}$$

获得的反应速率依赖于材料属性参数并通过多尺度关联获得, 即反应速率

$$\omega_{\mathrm{w},s}=f\left(\rho_{\mathrm{w},s},T_{\mathrm{w}},\alpha_{rs},\beta_{rs},\theta_{rs},E_{rs},\ldots\right). \tag{2}$$

结合界面物理化学理论，构建高保真有限速率催化/氧化唯象模型[103,105]，并将其嵌入CFD黏性边界中，形成考虑质量、动量和能量平衡的界面边界模型，实现从微观反应机制到宏观热流预测的有效贯通(图2).

其次，发展含多步反应的空间和黏性壁面数值算法. 高温非平衡气动热计算时，对化学反应源项的隐式处理会造成系数矩阵非对角化，在每轮迭代中均需要作矩阵求逆计算，破坏LU-SGS隐式算法原有的优越性与迭代收敛性. 为克服化学反应源项的刚性问题，考虑流动与化学反应解耦的物理分裂思想，通过单独处理组分连续性方程的非平衡过程，获得下一时刻的化学反应源项，具有保持LU-SGS隐式计算的优越性. 为加速源项迭代收敛，借鉴流动与化学反应解耦的物理分裂思想，提出求解化学反应源项这一非守恒变量的多级预估-修正半隐式算法[138,139](图3). 假设化学非平衡过程是由一系列局部的等压非平衡过程组成的，并分层次冻结组分连续性方程的对流和扩散项，以此预估下一时刻的化学反应生成率，并通过不同层次的预估迭代获得下一时刻的化学反应源项，其第N轮基本计算步骤如下:

$$\begin{cases}\rho_{N+1}^{(2i-1)}=\rho_{N+1}^{(2i-2)}+\dfrac{\Delta t}{2^{N-1}}\dfrac{\omega_{N+1}^{(2i-2)}+\omega_N^{(i)}}{2}\\ \rho_{N+1}^{(2i)}=\rho_{N+1}^{(2i-1)}+\dfrac{\Delta t}{2^{N}}\dfrac{\omega_{N+1}^{(2i-1)}+\omega_N^{(i)}}{2}\end{cases}. \tag{3}$$

典型绕流算例可获得近1个量级的加速收敛效果(图4).

进一步通过对界面平衡方程进行离散处理，分别推导二阶显式和隐式离散格式，提升边界计算的数值稳定性与精度. 典型算例验证表明，该算法能够有效捕捉壁面催化效应引起的气动热变化[140].

最后，开展高焓环境下催化氧化效应与非平衡气动热特性分析. 针对具有强可压缩性和低离解温度阈值的气体介质，系统分析典型飞行条件下防热结构的催化氧化行为及其对气动热环境的影响[141]. 研究发现，不同气体介质在高速非平衡流动中表现出显著不同的壁面反应路径与能量交换机制[142]，导致气动加热量值强烈依赖于微细观反应动力学过程. 发展的考

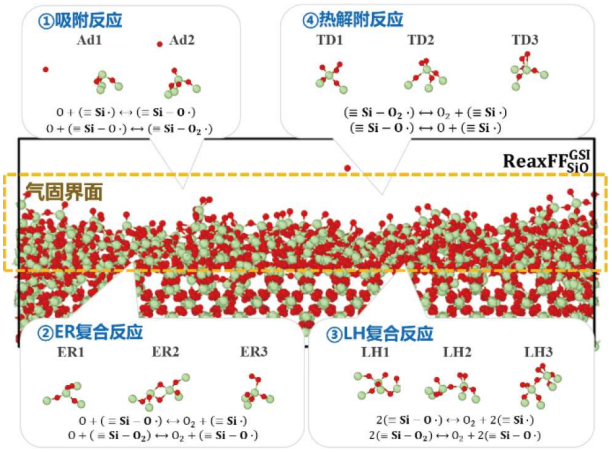


图 2　(网络版彩图)高温气固界面微观参量与宏观速率间的定量关联

Figure 2　(Color online) Quantitative correlation between microscopic parameters and macroscopic rates on high-temperature gas-solid interface.

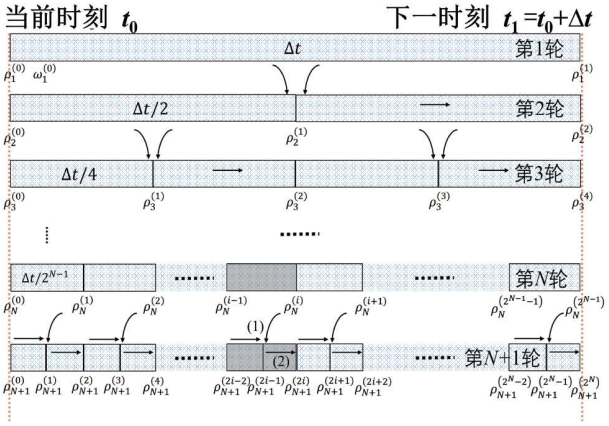


图 3　(网络版彩图)非守恒变量多级预估-修正半隐式算法

Figure 3　(Color online) Multistage prediction-correction semi-implicit algorithm for non-conserved variables.

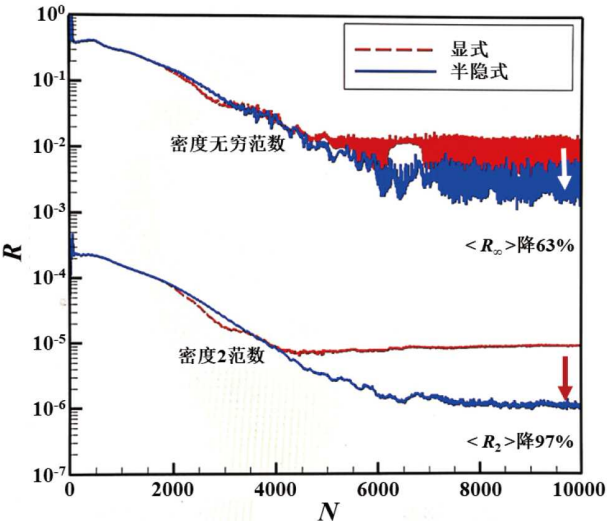


图 4　(网络版彩图)多级预估-修正半隐式算法的加速收敛效果

Figure 4　(Color online) The accelerated convergence result using multistage prediction-correction semi-implicit algorithm.

虑表面多步反应的边界模型与计算方法，为复杂环境下高速气动热精准预测提供有效工具.

4.2　高速湍流气动热

传统的基于Boussinesq线性涡黏性假设的湍流模型, 如k-ω SST模型等, 在模拟高速可压缩湍流热流, 特别是激波/边界层干扰(shock wave/boundary layer interaction, SWBLI)场景时, 普遍存在激波诱导的流动分离区范围预测不准、干扰区明显高估等缺陷. 特别是流动再附点附近的热流峰值预测结果可超实验值的数倍, 极大影响了设计可靠性. 为提升对复杂高速湍流气动热的预测能力，通过将湍流黏性系数由常数改为应变率函数并在应力-应变关系中引入非线性项而构造的非线性k-ω模型(或称CLS模型)，在不增加额外输运方程的前提下，显著提升对雷诺应力的计算精度，是解决这一问题的路径之一[143].

针对非线性模型热流预测结果明显偏高的问题, 作者团队通过定量分析湍动能作用机理，揭示SWBLI区域(特别是流动分离区)复杂湍流输运机制[144]，发现了现有基于涡黏性假设发展的湍流模型在刻画湍流长度尺度变化存在固有缺陷，为此提出一种全新的基于无量纲速度散度的湍流长度尺度修正方法[145]. 该方法的核心是在湍动能耗散率ε的输运方程中引入一个新的修正源项. 该源项的设计优势在于, 其激活与否与介入强度与流场的压缩性(通过无量纲速度散度表征)和应变率直接关联，即在湍动能耗散率输运方程右端项的耗散项中添加湍流长度尺度约束，修正后的输运方程为

$$\frac{\partial \overline{\rho}\,\widetilde{\varepsilon}}{\partial t}+U_j\frac{\partial \overline{\rho}\,\widetilde{\varepsilon}}{\partial x_j}=C_{\varepsilon 1}f_1\frac{\widetilde{\varepsilon}}{\widetilde{k}}P_k-\left(C_{\varepsilon 2}f_2-S_{\mathrm{tl}}\right)\frac{\widetilde{\varepsilon}^2}{\widetilde{k}}+\frac{\partial}{\partial x_j}\left[\overline{\rho}\left(\nu+\frac{\nu_{\mathrm{t}}}{\sigma_k}\right)\frac{\partial \widetilde{\varepsilon}}{\partial x_j}\right]+E+Y_{\mathrm{C}},\tag{4}$$

其中，约束湍流长度尺度的修正项$S_{\mathrm{tl}}=3\lambda_1(\tanh(2(\eta-3))-1)$，$Y_{\mathrm{C}}$为Yap长度尺度修正项[146]，其他系数与Launder-Sharma k-ε模型[83]相同.

理论分析表明, 在不可压缩流动中, 由于速度散度为零, 基于无量纲速度散度的该修正项自动失效, 从而保证模型处理低速流动的原有优良性能；而在超声速有激波流动中，它能针对性地对激波干扰区的湍流长度尺度进行限制. 数值计算结果显示，在典型高速算例中，改进后的非线性模型，在保持现有模型对物面压力的预测能力的情况下，可以显著提升高速激波/边界层干扰区热流的预测精度.

对于马赫数7.05柱裙压缩拐角流动算例(图5(a)), 与干扰区实验峰值结果相比，热流峰值由原来的高估100%(图5(a)CLS模型)降至高于实验值约20%(图5(a)CLS_M模型)，预测精度提升显著. 而马赫数8.18斜激波入射算例(图5(b))，在引入修正项后，其干扰区热流峰值预测结果与实验获得的干扰区峰值之间的相对偏差从原来的30%(图5(b)CLS模型结果)降至约3%(图5

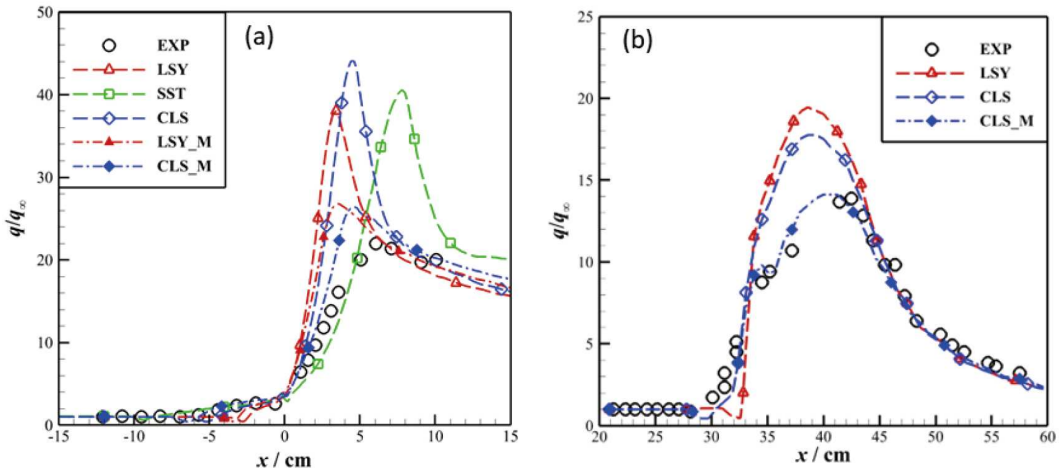


图 5　(网络版彩图)非线性涡黏性模型对高速可压缩湍流气动热的预测. (a) 马赫数7.05柱裙算例; (b) 马赫数8.18斜激波入射算例

Figure 5　(Color online) Prediction of high-speed compressible turbulent aeroheating using non-linear model. (a) Mach 7.05 flow over cylinder-flare; (b) Mach 8.18 flow induced by oblique shock.

(b)CLS_M模型结果), 在一定程度上反映该修正模型具有较好的普适性.

上述非线性模型及修正方法, 为进一步提升湍流模型在高速激波湍流边界层干扰气动加热预测精度方面提供新的思路, 也可为降低关键局部干扰区域气动热预测偏差提供技术支撑.

4.3　质量引射气动热

质量引射效应广泛存在于被动或主动热防护结构表面. 被动模式下, 烧蚀、氧化等气相产物引射进入高温气流边界层, 质量引射效应对防热效能评估、防热材料体系遴选至关重要. 主动模式下, 发汗冷却、气膜冷却等气相工质注入, 进入边界层; 多孔或微通道设计方案及流率估计, 是降热设计关注的重点. 质量引射效应导致气动热偏差大、不确定度大, 亟需提升预测精度; 对该效应进行界面建模并阐明耦合作用机理, 可指导材料/结构热设计进而支撑热防护性能提升[21].

首先, 基于壁面质量引射动量平衡约束, 建立描述质量引射行为的局部输运模型, 定量表征引射所致近壁复杂热质传递过程[147,148]. 该模型嵌入至CFD求解器中, 实现了耦合壁面质量引射边界模型的数值预测. 基于该模型得到的计算结果(图6), 与NASA阿姆斯中心风洞试验[149]吻合良好, 引射气动热预测偏差在15%

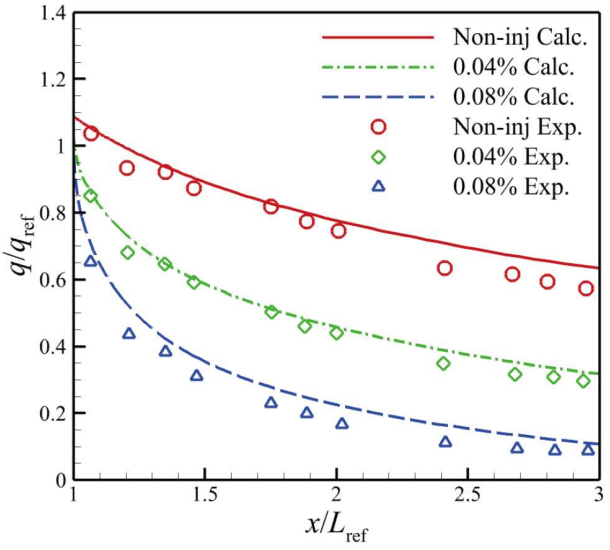


图 6　(网络版彩图)质量引射气动热预测与实验结果偏差

Figure 6　(Color online) Comparison between numerical and experimental data of mass injection heat fluxes.

以内[147]. 研究表明, 质量引射具有明显的降热效果, 数值计算与试验结果相吻合.

基于以上模型, 开展了质量引射对可压缩边界层及气动热环境的影响机理研究, 发现有三方面的主导性机理.

①可压缩边界层排挤机制: 含引射可压缩边界层Blasius解析解以及考虑引射效应的数值模拟研究均发

现, 质量引射对边界层速度型面均有向上抬挤的作用, 使得大温度梯度由壁面抬升至远离壁面的区域, 进而实现降热[150].

②近壁面再反应产热机制: 引射工质进入高温非平衡气流, 会随即参与反应, 进而出现两方面产热过程. 一方面, 引射工质进入边界层, 诱导近壁流场再反应, 改变边界层温度剖面, 进而改变对流热; 另一方面, 引射工质处于气固界面, 改变壁面氛围, 诱发非常规多相催化反应, 进而改变反应热. 壁面再反应是一个化学产热过程, 可能吸热, 也可能放热, 与工质的化学属性有关, 如甲烷进入流场, 显著改变温度剖面, 使降热效果恶化[151].

③壁面引射膜热输运机制: 在质量引射的作用下, 边界层底层、紧邻壁面产生μm至mm量级不等的引射膜层. 特别是, 驻点引射膜层隔绝了对流和化学热, 高温气体以原子形式进入下游, 发生再结合反应, 并在下游当地放热, 实现热量由高热载荷区域向下游迁移的热输运过程[141].

以上机理分析给出了降热效果与引射工质类型、质量流率间的定量关联. 研究表明, 降热效率随质量流率呈正相关关系, 随工质分子量的对数呈线性变化. 分子量越小, 排挤效应越强, 降热效果越好. 化学作用的引入对降热带来非线性影响, 特别是高活性气体对降热有主导性影响, 如甲烷、氢气. 以上定量数据可支撑主动热防护系统设计.

面向工程应用化需求, 根据以上定量关联准则, 设计了具有质量引射现象的碳酚醛材料模块, 实现了在模型飞行试验上搭载测试. 试验数据发现, 在飞行典型时段, 质量引射区(图7中下表面B面和上表面C面)下游较非引射区(下表面A面和上表面D面)有明显的降热效果.

4.4　局部干扰气动热

局部干扰区是气动热预测与热安全评估的重点区域. 一方面是由于局部干扰区往往会因为流场的突变而形成局部高热流, 影响飞行安全; 另一方面是由于局部干扰区流场结构复杂, 对预测手段的模拟能力提出很高的要求. 目前, 通常通过增加安全余量的方法来规避局部干扰区热环境预测不准的问题, 但这自然会带来设计冗余问题, 在很大程度上限制飞行性能的提升.

针对前缘纵向缝隙、迎风面横向缝隙等典型防热瓦缝隙流动问题, 作者团队从涡量的角度出发, 分析了缝隙内涡旋结构的形成、发展及耗散过程, 阐释了旋涡运动与热流分布的对应关系, 发现正确捕捉旋涡结构对于缝隙壁面热流的准确模拟具有重要的意义(图8). 进一步研究来流参数、几何参数、壁面温度对缝隙流动的影响, 给出了缝内涡旋结构及壁面热流随来流雷诺数、马赫数、攻角、缝隙深宽比、缝隙倒圆半径及壁面温度的变化规律[152–155].

翼舵干扰区热环境也是影响飞行安全的重要因素. 作者团队分析翼舵干扰区复杂的激波与边界层干扰、激波与激波干扰、边界层分离与再附流动现象, 研究舵轴热环境、翼身干扰区高热流的形成机理(图9), 获得了不同区域热流峰值的主要影响因素, 探究舵轴缝隙上下壁面之间的“辐射堵塞”效应, 阐述舵轴壁面温升后黏性系数变化对于流动结构和壁面热流的影响[156].

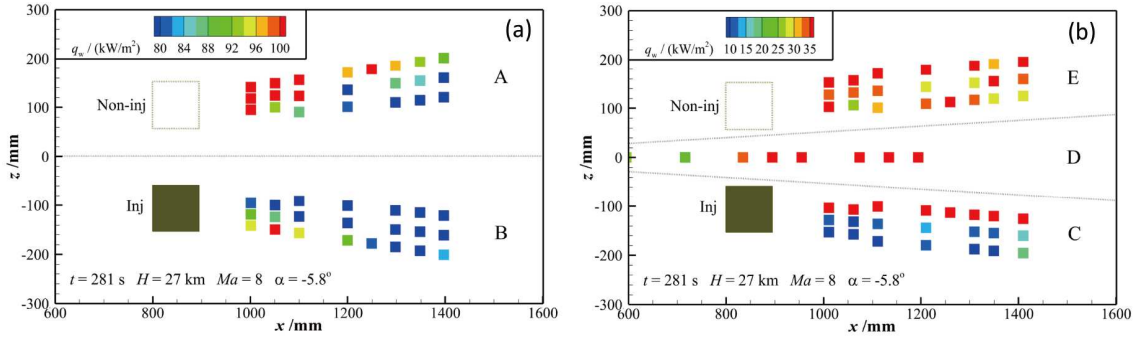


图 7　(网络版彩图)质量引射气动热的模型飞行试验测试结果. (a) A面和B面(下表面); (b) C面和E面(上表面)

Figure 7　(Color online) Experimental data of mass injection heat fluxes from flight testing. (a) Panels A and B (lower surface); (b) panels C and E (upper surface).

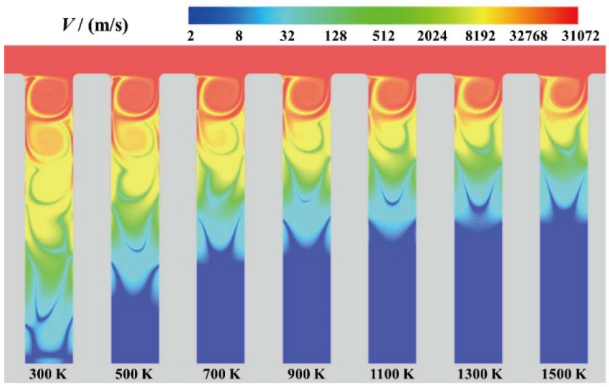


图 8　(网络版彩图)壁面温度对于缝隙速度场的影响
Figure 8　(Color online) Influence of wall temperature on the velocity field in the gap.

进一步利用激波风洞，作者团队在相同风洞来流条件下开展层流和湍流两种流态的舵区域边界层模拟, 研究高速边界层流态对舵轴热流的影响, 并与相同条件下舵轴形状凸台(无舵)热流进行对比分析. 结合数值模拟，揭示了流态对于舵轴热环境的重要影响规律[157].

4.5　非空气介质气动热

与地球环境返回舱不同，深空探测器在进入地外天体大气层过程中面临非空气介质气体动力作用，如火星CO_2大气、金星稠密CO_2大气、木星H_2/He大气、土卫六N_2/CH_4大气等[9]. 非空气介质分子物理、化学反应及非平衡性特殊，产生异于地球再入环境的气动热现象[158–160]. 传统基于地球大气发展的气动热预测方法无法直接推广至其他星球环境，给我国深空探测器研制带来极大挑战[139,161].

针对深空探测新需求下非空气介质产热机理不清的问题, 作者团队以火星进入为典型场景, 提出了考虑化学非平衡效应的广义Rankine-Hugoniot激波关系, 即将振动激发、化学反应所致能量变化引入至守恒方程

$$\begin{cases} \rho_\infty V_\infty = \rho_2 V_2 \\ p_\infty + \rho_\infty V_\infty^2 = p_2 + \rho_2 V_2^2 \\ h_\infty + \Delta h_\infty^0 + \dfrac{1}{2}V_\infty^2 = h_2 + \Delta h_2^0 + \dfrac{1}{2}V_2^2 \end{cases}, \tag{5}$$

其中，能量方程依赖于反应速率、振动激发温度阈值等高温气体参数. 据此获取介质特性对激波参数的影响规律，发现重气体分子、低热物性温阈、多级反应活化能是影响气动热的关键介质参量[162]，厘清碳-氧-氮多级反应是导致地火差异性的本质原因；通过统计热力学和数值模拟分析，揭示高活性CO_2主导的非平衡流动(图10)[163–165]、多级催化反应致热机理[109,166]、气相碳/固相碳交互影响[167]及长时间耦合加热机制[108]，发现碳-氧体系多级反应过程“竞争-互激”机制是带来组分非线性产热的主导因素[142].

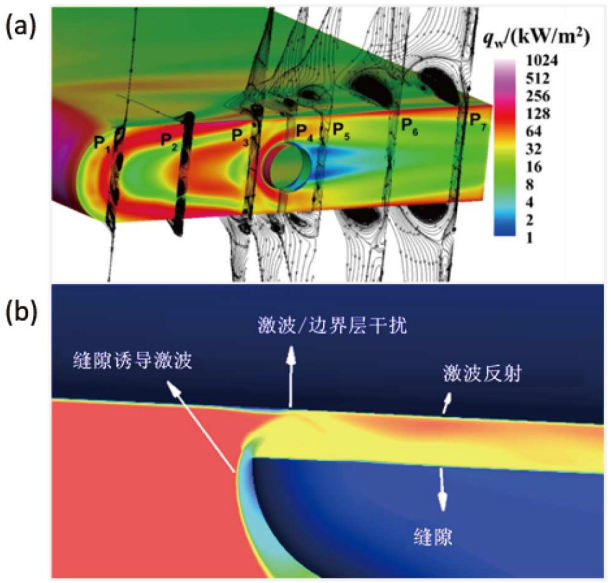


图 9　(网络版彩图)舵轴干扰区流场与热流分布. (a) 舵轴干扰区流场; (b) 舵轴与翼身激波干扰作用
Figure 9　(Color online) Flow field and heat flux distribution in the interference zone of the rudder shaft. (a) Flow field in the rudder shaft interference zone; (b) shock wave interference at the rudder shaft and wing-body junction.

针对介质差异影响气动热效应难以准确表征的问题, 基于高温物理化学与高速流动相结合的思想, 建立反应速率受三原子CO_2顺次级联反应驱动的质量和能量源项模型(图11)[162,168]，以及气相碳-氮-氧与固相碳同时参与的多步反应的宽温域有限速率多相催化模型[140,169,170]，嵌至三维非平衡Navier-Stokes求解器，量化了此前经验估计固有的不确定度，实现火星大气介质热化学反应从定性估计到定量表征的提升. 算法得到CO_2气流地面自由飞实验验证[139]. 相关研究也为未来火星采样返回、金星/木星/土卫六等深空探测器气动设计提供理论支撑.

4.6　长时间累积气动热

长时间飞行条件下气动加热会使热防护系统结构

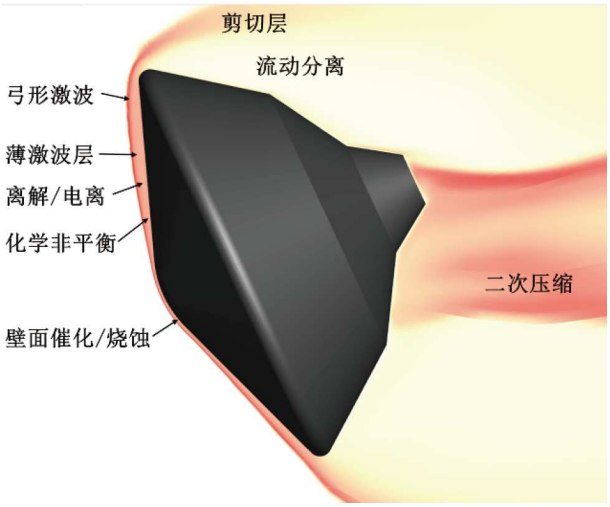


图 10　(网络版彩图)火星进入器高速强可压缩CO_2介质绕流流动结构

Figure 10　(Color online) High-speed strongly compressible CO_2 flow structure over Mars entry vehicles.

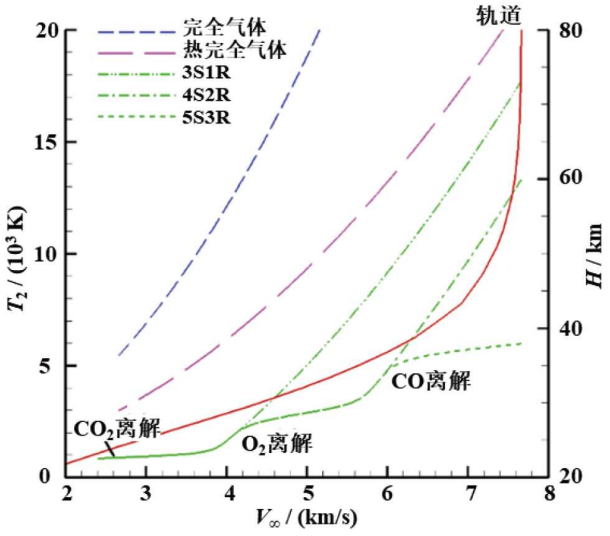


图 11　(网络版彩图)火星大气介质典型顺次级联反应[162]

Figure 11　(Color online) Typical sequential cascade reactions in Martian atmospheric media [162].

明显温升，采用等温壁假设单一流场计算的预测结果与真实情况间存在较大偏差，实际上气动热预测是与结构紧密关联的耦合问题. 在表面因材料物性参数差异而存在温度间断情况下，壁面温度分布对气动热特性的影响异常显著, 长时间累积效应不容忽视.

针对长时间气动热/传热耦合问题，在单向耦合和双向顺序耦合策略[171]的基础上, 引入考虑高温非平衡效应的热壁修正技术[172], 提出了一种解除锚点间的热流前后依赖关系的整体迭代耦合算法，既减少整体模拟时间又提升计算精度，计算流程见图12[173]. 利用圆管气动热/传热耦合试验[174,175]和带壁面温度间断的模型飞行试验[176]验证整体迭代耦合算法的有效性.

在长时间飞行过程中，热流传感器与周围热防护材料的热响应特性存在差异，会在传感器表面形成显著的温度梯度，进而引发局部流场畸变，最终影响传感器对热流的测量精度(测量偏差甚至超过100%)[177,178]，该现象称为“冷点”“热点”效应. 基于耦合算法研究并再现了在模型飞行试验中具有显著“热点”效应的薄壳传感器沿轨道的飞行数据测量过程(图13). 在分析飞行数据与耦合计算结果之间差异的基础上，研究了“冷点”“热点”效应的形成机理及其对壁面热流的影响，发现局部温度间断会在壁附近产生额外的壁面法向速度，进而产生额外的对流换热量，进一步增加壁面热流的测量偏差[179].

4.7　非结构网格气动热

随着含突起物、翼舵、缝隙等外形计算域日趋复杂，传统的结构网格在贴体性和生成效率上难以满足要求. 非结构/混合网格因其对复杂外形极强的几何灵活性和较高的网格生成自动化程度, 成为必然选择. 然而在气动热预测中，非结构网格的表现通常不如结构化网格，尤其在高速强可压缩的滞止区[180]. 高雷诺数

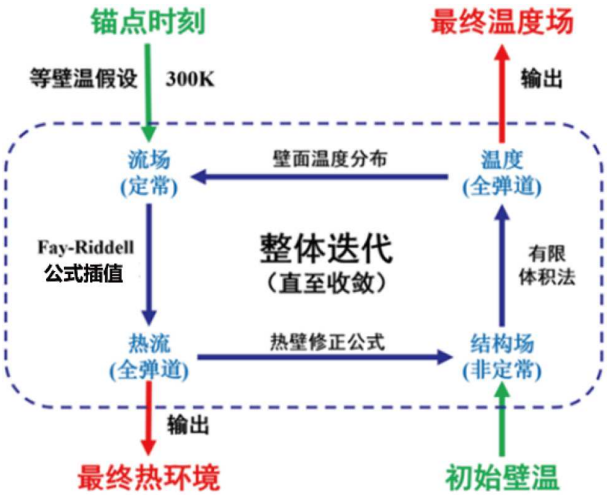


图 12　(网络版彩图)基于整体迭代的气动热/传热耦合算法

Figure 12　(Color online) Coupling algorithm of aerothermodynamics and heat transfer based on whole iteration.

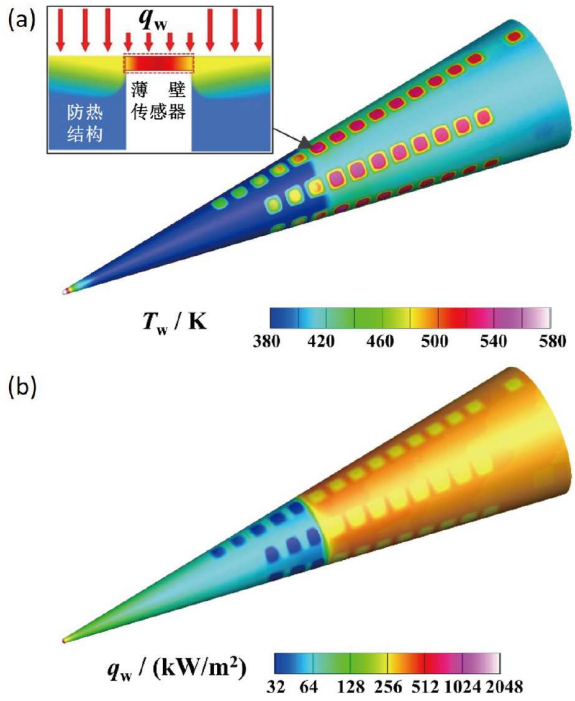


图 13　(网络版彩图)基于整体迭代算法的飞行试验耦合计算结果[179]. (a) 壁面温度分布及“热点”效应原理图; (b) 壁面热流分布

Figure 13　(Color online) Computational results of flight experiment based on whole iteration algorithm [179]. (a) Wall temperature distribution and schematic diagram of “hot-wall” effect; (b) wall heat flux distribution.

模拟的预测精度对高长宽比及方向不一致的四面体单元十分敏感，其表现明显逊色于沿弓激波对齐的结构化网格. 尤其值得注意的是，激波后连接边界层外缘的速度与熵的预测准确性，会显著影响最终热传递预测的质量.

为降低网格敏感性并提高热通量预测的准确性，研究团队耦合了多维迎风通量重构(multi-dimensional upwind flux reconstruction, MUP)格式[181]、多维限制器(multi-dimensional limiter, MLP-u2)[182]和多维梯度重构(multi-dimensional gradient reconstruction, MLR)[183]等三种多维界面重构方法，并通过绕圆柱、钝锥和双椭球等多种标准构型的高速可压缩流动算例进行了验证和确认, 计算结果与实验数据高度吻合, 表明耦合多维方法能够准确模拟热流结果.

以二维圆柱绕流算例为例，评估耦合多维方法(CoupledFV)的计算性能. 计算采用边界层区四边形单元、外区三角形单元的混合网格(图14)，并对离体激波区域进行局部加密以准确捕捉激波. 边界层区三角形单元难以边界层流动法向大梯度特征，目前不具备气动热模拟现实可行性.

研究比较了五种格式: MLR、 MLP-u2、 MUP、耦合多维方法及原始二阶有限体积方法(NormalFV). 热流分布结果(图15)显示，NormalFV结果呈现不对称特征，与实验数据偏差显著. MUP、 MLR和MLP-u2三种多维方法能显著改善预测精度，而耦合多维方法表现最优，其结果与实验吻合最好[175]. 这表明，耦合多维方法在热流预测上不仅优于三种独立的多维格式, 更远胜于传统二阶有限体积方法.

进一步采用边界层区棱柱单元、外区各向异/同性四面体网格单元的混合网格，验证耦合多维方法对含翼舵部件的复杂构型的适应能力. 表面热流分布计算结果显示，热流过渡光滑，且峰值集中于驻点和翼前缘区域，符合热流主要分布特征. 图16给出了上表面对称线热流分布，与实验数据吻合度良好[184]. 采用作者团队CAPTER软件结构求解器开展相同条件下气动热计算，结果和非结构/混合网格的热流结果吻合较好. 同样表明, 当前耦合多维方法能够准确预测复杂构型气动热预测.

5　后续研究重点方向

当今科学计算在硬件和软件方面均发展迅猛，基

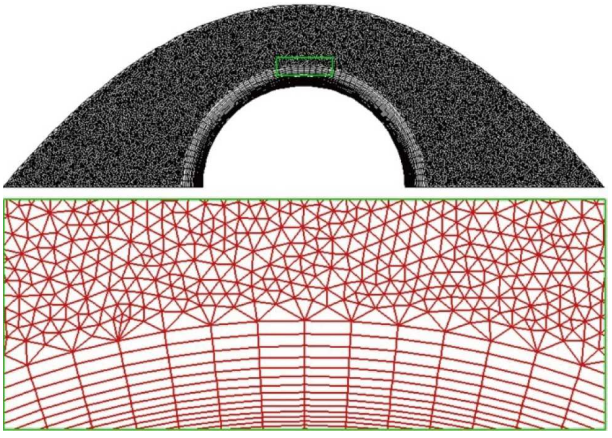


图 14　(网络版彩图)圆柱绕流求解域边界层区/外区混合网格

Figure 14　(Color online) Boundary layer/off-body region hybrid grids for flow over cylinder.

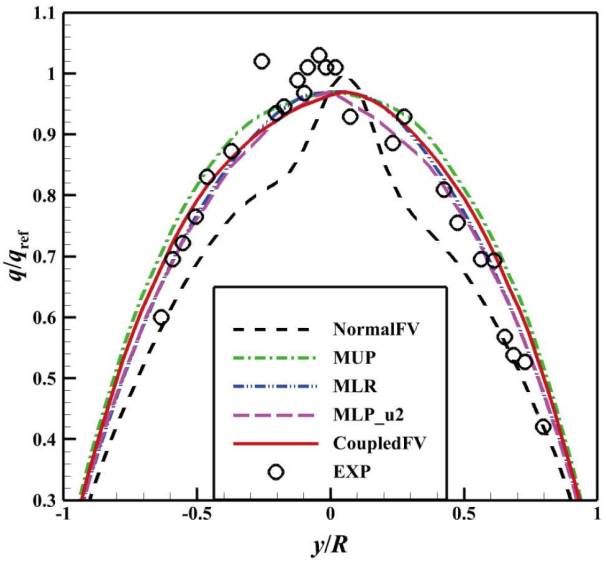


图 15　(网络版彩图)不同方法获得的圆柱热流分布及与实验数据对比
Figure 15　(Color online) Heat flux distribution over cylinder based on different methods and comparison with experimental data.

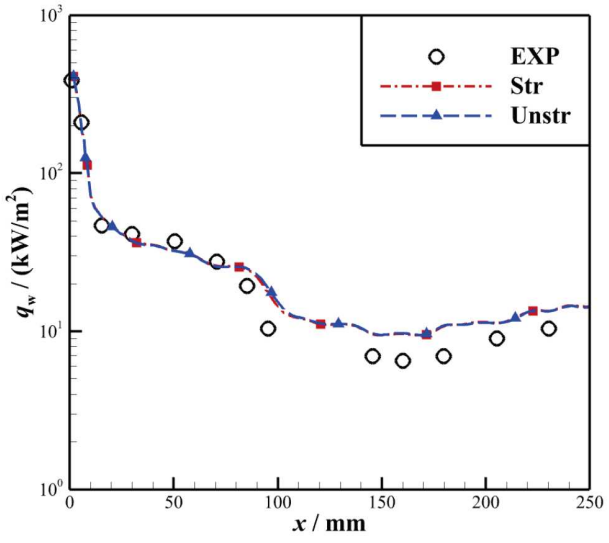


图 16　(网络版彩图)复杂构型表面对称线热流分布对比
Figure 16　(Color online) Comparison of heat flux distributions on the symmetric lines on complex configuration.

于CFD及相关交叉学科(即“CFD+”)的高速高焓流动气动热预测研究得到了长足的发展. 气动热理论上的新认识也逐渐体现在“CFD+”的建模与模拟中. 随着未来飞行对速度、航时、飞行环境/状态等新设计需求的提出, 注重强耦合物理场域、多级时空尺度、互融研究手段、新兴科研范式的气动热预测要求强烈. 结合未来飞行器设计新需求, 为实现热防护性能提升、结构冗余降低, 以下基础性方向或问题值得在后续研究中重点关注.

5.1　多物理场强耦合作用精细化建模

当前, 气动热预测模型与算法在高温热化学非平衡、高速湍流、复杂壁面效应等方面已取得显著进展, 然而能够真实复现飞行环境、准确刻画多物理场耦合效应的模拟能力仍较为薄弱. 为此, 亟需发展多物理场耦合的精细化建模方法. 例如, 较低空域较高速飞行需构建湍流/热化学非平衡/电磁场的紧耦合模型; 固体火箭发动机尾喷焰涉及燃气/湍流/颗粒多相流耦合问题; 复合材料表面需考虑高温烧蚀/机械剥蚀/粒子侵蚀的协同作用; 高温壁面则存在粗糙度演化/催化效应/辐射传热的交互影响.

由于多物理场耦合过程中各物理现象时空尺度差异悬殊, 非线性效应显著, 模型复杂且计算代价高昂, 因此需从理论层面深入探究模型的按需耦合策略方法与数值算法刚性问题, 以实现高效、高置信度的数值模拟.

5.2　解析与约化协同的气动热多尺度预测

当前气动热研究凸显出单一尺度分析的局限性, 例如化学反应速率系数难以精确测定、小尺度涡结构对宏观气动热环境的影响, 以及颗粒尺度与流场尺度耦合求解的困难. 尽管现代科学计算力求减少对人为经验与预设数据的依赖, 但全尺度解析计算成本高昂, 甚至面临维度灾难. 因此, 必须在机制还原与计算可行性之间取得平衡, 发展“解析”与“约化”协同的多尺度计算方法.

多尺度预测并非不同尺度方法的简单叠加, 而是强调尺度间的有机协同, 旨在深入揭示气动热的产生与传递机理, 从而兼顾宏观方法的高效性与微观方法的精细化优势. 在此过程中, 应引入数据科学方法以增强对复杂物理的解析能力, 例如利用机器学习构建基于直接数值模拟和实验数据的湍流/化学反应代理模型, 或采用事件驱动方法实现宏观输运系统与微观分子行为间的尺度关联与融合.

5.3　高焓条件下气动热原位实验与梯级验证

当前, 高焓条件下气动热数值模型的可靠性高度

依赖于实验验证，然而地面实验在模拟高马赫数、长航时真实飞行环境方面存在完全复现难、天地不一致的固有难题. 为获取高置信度的验证数据, 亟需发展两类核心技术: 一是持续提升地面设备性能, 建设更高焓值、更长试验时间的高速风洞，以复现更接近真实飞行的高焓热环境；着力发展针对界面热效应关键中间量的非接触式光学测量技术，例如表面气相组分浓度测量、基于平面激光诱导荧光(planar laser-induced fluorescence，PLIF)的边界层温度/组分剖面可视化等, 为实现对气动热生成机理的原位、精细观测提供可能.

解决地面实验与飞行状态不一致问题的根本路径在于建立多级验证与数据融合体系. 这要求突破单一数据源的局限，构建一个融合数理建模、风洞实验、飞行数据的多源信息梯级验证框架. 例如，可应用贝叶斯最大熵等不确定性量化方法，协同校验多源、不同精度的数据，实现从局部现象到整体环境的多层级、高精度模型确认，从而显著提升对真实飞行条件下气动热预测的置信度.

5.4　面向敏捷设计的气动热智能预测评估

面向飞行器敏捷设计需求，尽管面向高几何复杂度的精准鲁棒的非结构网格算法及求解器开发依旧任重道远，但是在AI浪潮下气动热评估同时还需从高保真仿真转向智能快速预测，推动空气动力学科研范式革新.

气动热智能评估的核心路径是深度融合物理模型与数据驱动方法, 实现气动热“经验知识化”和“评估敏捷化”. 一方面, 发展基于机器学习的智能代理模型, 将耗时数天的CFD计算缩短至秒级，满足概念阶段快速迭代需求；另一方面，将依赖专家的宝贵设计经验进行数字化封装，构建融合物理机理与历史数据的智能评估系统，实现知识的沉淀与传承，从而支撑全参数空间的快速探索与稳健优化.

致谢　感谢空天飞行空气动力科学与技术全国重点实验室国义军正高级工程师、曾磊研究员、李芹助理研究员、姚杰工程师、查章铭博士生、吴京泽博士生等团队成员对本论文的技术支持.

参考文献

1　Bertin J J, Cummings R M. Critical hypersonic aerothermodynamic phenomena. Annu Rev Fluid Mech, 2006, 38: 129–157
2　Bertin J J. Hypersonic Aerothermodynamics. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1994
3　Bertin J J, Cummings R M. Fifty years of hypersonics: Where we've been, where we're going. Prog Aerospace Sci, 2003, 39: 511–536
4　Shang J J S, Yan H. High-enthalpy hypersonic flows. Adv Aerodyn, 2020, 2: 19
5　Hirschel E H. Basics of Aerothermodynamics. Zorneding: Springer, 2005
6　Ai B C, Chen S Y, Chen Z, et al. Cognition and discussion on the new thermal barrier of hypersonic vehicles (in Chinese). Chin J Gas Phys, 2023, 8: 1–17 [艾邦成, 陈思员, 陈智, 等. 关于高超声速飞行器新热障的认知与探讨. 气体物理, 2023, 8: 1–17]
7　Candler G V. Rate effects in hypersonic flows. Annu Rev Fluid Mech, 2019, 51: 379–402
8　Zhang W, Zhang Z, Wang X, et al. A review of the mathematical modeling of equilibrium and nonequilibrium hypersonic flows. Adv Aerodyn, 2022, 4: 38
9　Tang Z G, Zhang Z G, Su S Y, et al. Fundamental scientific issues of ultra-high-speed flow and heat transfer during planetary atmospheric entry (in Chinese). Acta Aerodyn Sin, 2026, 44: 1–5 [唐志共, 张志刚, 粟斯尧, 等. 深空探测器进入行星大气面临的极高速流动与传热基础科学问题. 空气动力学学报, 2026, 44: 1–5]
10　Bose D, Brown J L, Prabhu D K, et al. Uncertainty assessment of hypersonic aerothermodynamics prediction capability. J Spacecr Rockets, 2013, 50: 12–18
11　Du Y X, Yang X F, Xiao G M, et al. Progress on prediction of multiscale coupling thermal effects of hypersonic vehicles (in Chinese). Sci Sin Tech, 2023, 54: 1288–1304 [杜雁霞, 杨肖峰, 肖光明, 等. 高超声速飞行器多尺度耦合热效应预测研究进展. 中国科学: 技术科学, 2023, 54: 1288–1304]
12　Gnoffo P A, Weilmuenster K J, Hamilton II H H, et al. Computational aerothermodynamic design issues for hypersonic vehicles. J Spacecr Rockets, 1999, 36: 21–43

13 Peters A B, Zhang D, Chen S, et al. Materials design for hypersonics. Nat Commun, 2024, 15: 3328

14 Glass D. Ceramic matrix composite (CMC) thermal protection systems (TPS) and hot structures for hypersonic vehicles. In: Proceedings of the 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Dayton, 2008

15 Kahl B A. Ultra-High Temperature Ceramic Coatings for Hypersonic and Space Applications. Dissertation for Doctoral Degree. Melbourne: Swinburne University of Technology, 2023

16 Campanaro D, He L. Impact of wall temperature on aerothermal characteristics of an array of surface microstructures. J Fluids Eng, 2023, 145: 021203

17 Qiu B, Zhang H Y, Guo Y J, et al. Numerical investigation for vortexes and aerodynamic heating environment on transverse gap on hypersonic vehicle surface (in Chinese). Acta Aeronaut Astronaut Sin, 2015, 36: 3515–3521 [邱波, 张昊元, 国义军, 等. 高超声速飞行器表面横缝旋涡结构及气动热环境数值模拟. 航空学报, 2015, 36: 3515–3521]

18 Lofthouse A J, Boyd I D, Wright M J. Effects of continuum breakdown on hypersonic aerothermodynamics. Phys Fluids, 2007, 19: 027105

19 Lofthouse A J, Scalabrin L C, Boyd I D. Velocity slip and temperature jump in hypersonic aerothermodynamics. J Thermophys Heat Transfer, 2008, 22: 38–49

20 Zhang S L, Bao L, Wang Z H. Effects of local catalytic property and microroughness on aero-heating performance (in Chinese). Aerosp Technol, 2023, 3: 21–29 [章顺良, 鲍麟, 王智慧. 壁面局部催化特性和微粗糙度对气动加热的影响. 空天技术, 2023, 3: 21–29]

21 Shen B X, Zeng L, Liu X, et al. Research progress of thermal protection technique by active mass injection for hypersonic vehicle (in Chinese). Acta Aerodyn Sin, 2022, 40: 1–13 [沈斌贤, 曾磊, 刘骁, 等. 高超声速飞行器主动质量引射热防护技术研究进展. 空气动力学学报, 2022, 40: 1–13]

22 Li Z, Liu M, Han G, et al. Experimental study on aerodynamic heating of hypersonic boundary-layer blowing. AIAA J, 2024, 62: 1–6

23 Liu Q Z, Ding M S, Dong W Z, et al. Numerical study on aerothermal environment with mass injection for high-speed vehicles (in Chinese). Acta Aeronaut Astronaut Sin, 2026, 47: 132462 [刘庆宗, 丁明松, 董维中, 等. 高速飞行器质量引射条件下气动热数值计算研究. 航空学报, 2026, 47: 132462]

24 Zhang H J, Li H Q, Kang H L, et al. Experimental study on the influence of gas injection on aerodynamic heating (in Chinese). Chin J Gas Phys, 2024, 9: 74–82 [张红军, 李海群, 康宏琳, 等. 气体引射对气动热影响的测热实验研究. 气体物理, 2024, 9: 74–82]

25 Zhang X, Zhao R, Li Y, et al. Component of gas-injection effects on wall heat flux and skin-friction of vehicles (in Chinese). J Beijing Univ Aeronaut Astronaut, 2026, 52: 1261–1268 [张绪, 赵瑞, 李宇, 等. 引射气体组分对壁面热流和摩擦阻力的影响规律研究. 北京航空航天大学学报, 2026, 52: 1261–1268]

26 Zhu G S, Yao S Y, Duan Y. Research progress and engineering application of flow control technology for drag and heat reduction of high-speed vehicles (in Chinese). Acta Aeronaut Astronaut Sin, 2023, 44: 529049 [朱广生, 姚世勇, 段毅. 高速飞行器减阻降热流动控制技术研究进展及工程应用. 航空学报, 2023, 44: 529049]

27 Yang X F, Li Q, Du Y X, et al. Progress in numerical research on interface heterogeneous catalysis of hypersonic vehicles (in Chinese). Acta Aeronaut Astronaut Sin, 2021, 42: 625908 [杨肖峰, 李芹, 杜雁霞, 等. 高超声速飞行器界面多相催化数值研究进展. 航空学报, 2021, 42: 625908]

28 Barbato M, Giordano D, Muylaert J, et al. Comparison of catalytic wall conditions for hypersonic flow. J Spacecr Rockets, 1996, 33: 620–627

29 Barbato M, Reggiani S, Bruno C, et al. Model for heterogeneous catalysis on metal surfaces with applications to hypersonic flows. J Thermophys Heat Transfer, 2000, 14: 412–420

30 Ding M S, Dong W Z, Gao T S, et al. Computational analysis of influence of differences in local catalytic properties on aero-thermal environment (in Chinese). Acta Aeronaut Astronaut Sin, 2018, 39: 121588 [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: 121588]

31 Carleton K L, Marinelli W J. Spacecraft thermal energy accommodation from atomic recombination. J Thermophys Heat Transfer, 1992, 6: 650–655

32 Muylaert J, Kordulla W, Giordano D, et al. Aerothermodynamic analysis of space-vehicle phenomena. ESA Bull, 2011, 2001: 69–79

33 Yang X F, Xiao G M, Gui Y W, et al. Coupled simulation of convective heat transfer characteristics considering nonequilibrium effects and a new idea for hot wall correction (in Chinese). CIESC J, 2020, 71: 152–160 [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: 152–160]

34 Gui Y W, Tang W, Du Y X. Thermal Safety of Near-Space Hypersonic Vehicles (in Chinese). Beijing: National Defense Industry Press, 2019

[桂业伟, 唐伟, 杜雁霞. 临近空间高超声速飞行器热安全. 北京: 国防工业出版社, 2019]

35 Miao W B, Cheng X L, Ai B C, et al. Composite aerodynamic heating characteristics of hypersonic flow wall catalysis (in Chinese). J Astronaut, 2013, 34: 442–446 [苗文博, 程晓丽, 艾邦成, 等. 高超声速流动壁面催化复合气动加热特性. 宇航学报, 2013, 34: 442–446]

36 Luo S C, Hu S C, Liu J, et al. Mechanism analysis of thermochemical nonequilibrium flow field for re-entry vehicle with magnetohydrodynamic control technology (in Chinese). Sci Sin-Phys Mech Astron, 2024, 54: 274711 [罗仕超, 胡守超, 柳军, 等. 再入飞行器热化学非平衡流场磁流体动力学控制机理. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2024, 54: 274711]

37 Wang Q, Li J P, Zhao W, et al. Comparative study on aerodynamic heating under perfect and nonequilibrium hypersonic flows. Sci China-Phys Mech Astron, 2016, 59: 624701

38 Johnston C O, Hollis B R, Sutton K. Spectrum modeling for air shock-layer radiation at lunar-return conditions. J Spacecr Rockets, 2008, 45: 865–878

39 Ji T, Zhang R, Sunden B, et al. Investigation on thermal performance of high temperature multilayer insulations for hypersonic vehicles under aerodynamic heating condition. Appl Therm Eng, 2014, 70: 957–965

40 Xie G, Wang Q, Sunden B, et al. Thermomechanical optimization of lightweight thermal protection system under aerodynamic heating. Appl Therm Eng, 2013, 59: 425–434

41 Liu Q, Liu L, Du Y X, et al. Research of the thermoelastic performance of the functionally graded sandwich slabs with convective-radiative boundary conditions based on FVM (in Chinese). Sci Sin-Phys Mech Astron, 2022, 52: 124612 [刘琦, 刘磊, 杜雁霞, 等. 对流-辐射换热下功能三明治夹层结构热力耦合FVM研究. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2022, 52: 124612]

42 Yang X F, Cai X K, Liu L, et al. Coupled simulation and experimental verification of the regulation of aerothermal load of vehicles by gradient characteristics of thermal protection structures (in Chinese). Acta Aeronaut Astronaut Sin, 2025, 46: 130888 [杨肖峰, 蔡兴考, 刘磊, 等. 防热结构梯度特性对飞行器气动热载调控的耦合模拟与实验验证. 航空学报, 2025, 46: 130888]

43 Yang X F, Xiao G M, Liu Q, et al. Numerical prediction, flight verification and directional regulation of multi-scale thermal effects of thermal protection structures (in Chinese). Sci Sin Tech, 2024, 54: 2193–2205 [杨肖峰, 肖光明, 刘琦, 等. 防热结构多尺度热效应数值预测、飞行验证与定向调控. 中国科学: 技术科学, 2024, 54: 2193–2205]

44 Yang X, Liu L, Du Y, et al. Dissimilar material association analysis of thermal response in functionally graded thermal protection structures for high-speed flight experiments. Int J Heat Mass Transfer, 2025, 247: 127175

45 Gui Y W. Comprehensive thermal effect problems of hypersonic vehicles (in Chinese). Sci Sin-Phys Mech Astron, 2019, 49: 135–149 [桂业伟. 高超声速飞行器综合热效应问题. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2019, 49: 135–149]

46 Gui Y W, Liu L, Wei D. Comprehensive thermal effect problems of long-endurance hypersonic vehicles (in Chinese). Acta Aerodyn Sin, 2020, 38: 641–650 [桂业伟, 刘磊, 魏东. 长航时高超声速飞行器的综合热效应问题. 空气动力学学报, 2020, 38: 641–650]

47 Bianchi D, Nasuti F, Onofri M. Aerothermodynamic analysis of reentry flows with coupled ablation. In: Proceedings of the 17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. San Francisco, 2011

48 Guo Y J, Zhou Y, Xiao H S, et al. Heat flux identification and boundary layer transition hysteresis in flight tests (in Chinese). Acta Aeronaut Astronaut Sin, 2017, 38: 90–100 [国义军, 周宇, 肖涵山, 等. 飞行试验热流辨识和边界层转捩滞后现象. 航空学报, 2017, 38: 90–100]

49 Guo Y J, Dai G Y, Gui Y W, et al. Double-platform theory and reaction control mechanism of oxidation ablation of carbon-based materials (in Chinese). Acta Aerodyn Sin, 2014, 32: 755–760 [国义军, 代光月, 桂业伟, 等. 碳基材料氧化烧蚀的双平台理论和反应控制机理. 空气动力学学报, 2014, 32: 755–760]

50 Guo Y J, Shi W B, Zeng L, et al. Ablation Thermal Protection Theory and Application of Hypersonic Vehicles (in Chinese). Beijing: Science Press, 2019 [国义军, 石卫波, 曾磊, 等. 高超声速飞行器烧蚀防热理论与应用. 北京: 科学出版社, 2019]

51 Qin J Q, Shi Z W, Zhang W L. Research on thermal protection of control rudder shaft of hypersonic vehicles (in Chinese). Chin J Gas Phys, 2025, 10: 1–17 [秦家琦, 史志伟, 张伟麟. 高超声速飞行器控制舵轴热防护研究. 气体物理, 2025, 10: 1–17]

52 Wright M J, Bose D, Chen Y K. Probabilistic modeling of aerothermal and thermal protection material response uncertainties. AIAA J, 2007, 45: 399–410

53 Culler A J, McNamara J J. Studies on fluid-thermal-structural coupling for aerothermoelasticity in hypersonic flow. AIAA J, 2010, 48: 1721–1738

54 Culler A J, McNamara J J. Impact of fluid-thermal-structural coupling on response prediction of hypersonic skin panels. AIAA J, 2011, 49: 2393–2406

55 Liu L, Gui Y W, Geng X R, et al. Study on the temperature field of hypersonic vehicle structure with aerothermoelasticity deformation (in Chinese). Acta Agronom Sin, 2015, 33: 31–35+47 [刘磊, 桂业伟, 耿湘人, 等. 热气动弹性变形对飞行器结构温度场的影响研究. 空气动力学学报, 2015, 33: 31–35+47]

56 Liu S S, Jiang B, Han Q H, et al. Study on the evolution law of cumulative thermal deformation under long-term aerodynamic force/heat action (in Chinese). J Beijing Univ Aeronaut Astronaut, 2024, 44: 190–202 [刘深深, 蒋波, 韩青华, 等. 长时间气动力/热作用下累积热变形演化规律研究. 北京航空航天大学学报, 2024, 44: 190–202]

57 Venegas C V, Huang D. Physics-infused reduced-order modeling of aerothermal loads for hypersonic aerothermoelastic analysis. AIAA J, 2023, 61: 1002–1020

58 Schrooyen P. Numerical Simulation of Aerothermal Flows through Ablative Thermal Protection Systems. Dissertation for Doctoral Degree. Louvain-la-Neuve: Universit´E Catholique de Louvain, 2015

59 Yang X, Tang W, Gui Y, et al. Integrated analysis of hypersonic aerothermodynamics and thermal response for Mars entry vehicles along the trajectory. In: Proceedings of the 68th International Astronautical Congress. Adelaide, 2017

60 Anderson J D. Hypersonic and High-Temperature Gas Dynamics. 2nd ed. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2009

61 Lees L. Laminar heat transfer over blunt-nosed bodies at hypersonic flight speeds. J Jet Propulsion, 1956, 26: 259–269

62 Fay J A, Riddell F R. Theory of stagnation point heat transfer in dissociated air. J Aerospace Sci, 1958, 25: 73–85

63 Kemp N H, Riddell F R. Heat transfer to satellite vehicles re-entering the atmosphere. J Jet Propuls, 1957, 27: 132–137

64 Scala S M. A study of hypersonic ablation. In: Proceedings of the 10th International Astronautical Congress. London, 1959

65 Romig M F. Stagnation point heat transfer for hypersonic flow. J Jet Propuls, 1956, 26: 1–8

66 Lunev V V. Real Gas Flows with High Velocities. Boca Raton: CRC Press, 2009

67 Bian Y G, Zhong J K. High Temperature Boundary Layer Heat Transfer (in Chinese). Beijing: Science Press, 1986 [卞荫贵, 钟家康. 高温边界层传热. 北京: 科学出版社, 1986]

68 Zhang C J, Wu J, Chen J Q. Experimental study on the influence of angle of attack and unit Reynolds number on the transition of the hypersonic boundary layer of the HyTRV lifting body (in Chinese). Sci Sin-Phys Mech Astron, 2024, 54: 104708 [张成键, 吴杰, 陈坚强. 攻角和单位雷诺数对HyTRV升力体高超声速边界层转捩影响的实验研究. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2024, 54: 104708]

69 Dejarnette F R. Calculation of inviscid surface streamlines and heat transfer on shuttle type configurations. National Aeronautics and Space Administration, 1971

70 Scuderi L F. Expressions for predicting 3-D shock wave turbulent boundary layer interaction pressures and heating rates. In: Proceedings of AIAA 16th Aerospace Sciences Meeting. Huntsville, 1978

71 Guo Y J. Numerical Simulation and Qualitative Analysis of Hypersonic Flow Around Blunt Cones (in Chinese). Dissertation for Doctoral Degree. Mianyang: China Aerodynamics Research and Development Center, 1998 [国义军. 钝锥高超声速绕流的数值模拟与定性分析研究. 博士学位论文. 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 1998]

72 Park C. Assessment of two-temperature kinetic model for ionizing air. J Thermophys Heat Transfer, 1989, 3: 233–244

73 Dong W Z. Numerical Calculation and Analysis of the Influence of Thermochemical Nonequilibrium Effects on Hypersonic Flows (in Chinese). Dissertation for Doctoral Degree. Beijing: Beihang University, 1996 [董维中. 热化学非平衡效应对高超声速流动影响的数值计算与分析. 博士学位论文. 北京: 北京航空航天大学, 1996]

74 Gupta R N. A review of reaction rates and thermodynamic and transport properties for 11-species air model for chemical and thermal nonequilibrium calcalation to 30000 K. National Aeronautics and Space Administration, 1989

75 Park C. Review of chemical-kinetic problems of future NASA missions. I—Earth entries. J Thermophys Heat Transfer, 1993, 7: 385–398

76 Park C, Howe J T, Jaffe R L, et al. Review of chemical-kinetic problems of future NASA missions. II—Mars entries. J Thermophys Heat Transfer, 1994, 8: 9–23

77 Park C. Nonequilibrium Hypersonic Aerothermodynamics. Hoboken: John Wiley & Sons, Inc., 1990

78 Dunn M G, Kang S W. Theoretical and experimental studies of reentry plasmas. National Aeronautics and Space Administration, 1973

79 Chen J Q, Tu G H, Zhang Y F, et al. Research status and development trend of hypersonic boundary layer transition (in Chinese). Acta Aerodyn Sin, 2017, 35: 311–337 [陈坚强, 涂国华, 张毅锋, 等. 高超声速边界层转捩研究现状与发展趋势. 空气动力学学报, 2017, 35: 311–337]

80 Chen J Q, Yuan X X, Tu G H, et al. Recent progresses on hypersonic boundary-layer transition (in Chinese). Sci Sin-Phys Mech Astron, 2019, 49: 114701 [陈坚强, 袁先旭, 涂国华, 等. 高超声速边界层转捩的几点认识. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2019, 49: 114701]

81 Baldwin B S, Lomax H. Thin layer approximation and algebraic model for separated turbulent flows. In: Proceedings of Aerospace Sciences Meeting. Huntsville, 1978

82 Spalart P, Allmaras S. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows. In: Proceedings of the 30th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, 1992

83 Launder B E, Sharma B I. Application of the energy-dissipation model of turbulence to the calculation of flow near a spinning disc. Lett Heat Mass Transfer, 1974, 1: 131–137

84 Yuan X X, Liu P X, Zhou Q Q, et al. Research progress on high-speed and high-temperature turbulence (in Chinese). Acta Aerodyn Sin, 2024, 42: 1–13 [袁先旭, 刘朋欣, 周清清, 等. 高速高温湍流研究进展. 空气动力学学报, 2024, 42: 1–13]

85 Yu M, Dong S W, Yuan X X, et al. Statistics and dynamics of coherent structures in compressible wall-bounded turbulence. Sci China-Phys Mech Astron, 2024, 67: 124701

86 Hayday A A, McGraw R A. Surface catalysis in dissociated, chemically frozen air boundary layers with variable transport properties. Int J Heat Mass Transfer, 1969, 12: 849–862

87 Amaratunga S R, Tutty O R, Roberts G T. High-speed flow with discontinuous surface catalysis. J Fluid Mech, 2000, 420: 325–359

88 Herdrich G, Fertig M. Catalysis of metallic and ceramic TPS-materials. Trans Jpn Soc Aeronaut Space Sci, 2009, 7(ists26): 49–58

89 Herdrich G, Fertig M, Petkow D, et al. Experimental and numerical techniques to assess catalysis. Prog Aerospace Sci, 2012, 48–49: 27–41

90 Massuti-Ballester B, Herdrich G. Heterogeneous catalysis models of high-temperature materials in high-enthalpy flows. J Thermophys Heat Transfer, 2021, 35: 459–476

91 Stewart D. Surface catalysis and characterization of proposed candidate TPS for access-to-space vehicles. National Aeronautics and Space Administration, 1997

92 Liu L P, Wang G L, Wang Y G, et al. Catalytic properties of C/SiC composites under high-enthalpy chemical nonequilibrium flow conditions (in Chinese). Acta Aeronaut Astronaut Sin, 2018, 39: 226–234 [刘丽萍, 王国林, 王一光, 等. 高焓化学非平衡流条件下C/SiC复合材料的催化性能. 航空学报, 2018, 39: 226–234]

93 Li K, Liu J, Liu W. A new surface catalytic model for silica-based thermal protection material for hypersonic vehicles. Chin J Aeronautics, 2015, 28: 1355–1361

94 Nasuti F, Barbato M, Bruno C. Material-dependent catalytic recombination modeling for hypersonic flows. J Thermophys Heat Transfer, 1996, 10: 131–136

95 Yang X F, Tang W, Gui Y W, et al. Study on hypersonic catalytic heating characteristics in Martian environment (in Chinese). J Astronaut, 2017, 38: 58–64 [杨肖峰, 唐伟, 桂业伟, 等. 火星环境高超声速催化加热特性研究. 宇航学报, 2017, 38: 58–64]

96 Armenise I, Barbato M, Capitelli M, et al. State-to-state catalytic models, kinetics, and transport in hypersonic boundary layers. J Thermophys Heat Transfer, 2006, 20: 465–476

97 Bellas-Chatzigeorgis G, Barbante P F, Magin T E. Energy accommodation coefficient calculation methodology using state-to-state catalysis applied to hypersonic flows. AIAA J, 2020, 58: 278–290

98 Qiu T, Zhao M, Li Y, et al. Multiscale modeling of gas-solid surface interactions under high-temperature gas effect. J Thermophys Heat Transf, 2022, 36: 951–963

99 Li Q, Yang X, Dong W, et al. Transition of catalytic recombination pathways on silica-based thermal protection materials at different temperatures using reactive molecular dynamics method. Phys Fluids, 2022, 35: 012105

100 Cui Z, Zhao J, He L, et al. A reactive molecular dynamics study of hyperthermal atomic oxygen erosion mechanisms for graphene sheets. Phys Fluids, 2020, 32: 112110

101 Li Q. Research on Multiscale Model of Multiphase Catalysis at the Interface between High-Enthalpy Flow and Thermal Protection Materials (in Chinese). Dissertation for Doctoral Degree. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2025 [李芹. 高焓流动-防热材料界面多相催化跨尺度模型研究. 博士学位论文. 上海: 上海交通大学, 2025]

102 Li Q, Yang X F, Du Y X, et al. Study on catalytic recombination model of dissociated oxygen atoms on silica-based thermal protection material surfaces based on KMC method (in Chinese). J Eng Thermophys, 2022, 45: 223–229 [李芹, 杨肖峰, 杜雁霞, 等. 基于KMC方法的离解氧原子在硅基防热材料表面催化复合模型研究. 工程热物理学报, 2022, 45: 223–229]

103 Li Q, Wang Z Y, Yang X F, et al. Kinetic Monte Carlo modeling of interface multiphase catalytic effects based on machine learning (in Chinese). Sci Sin-Phys Mech Astron, 2022, 52: 124711 [李芹, 王梓伊, 杨肖峰, 等. 基于机器学习的界面多相催化效应动力学蒙特卡罗模化. 中国科

学: 物理学 力学 天文学, 2022, 52: 124711]

104 Yang X F, Li Q, Du Y X, et al. Investigation on CFD/RMD coupled calculation method for surface cross-scale catalytic heat transfer process under high-enthalpy gas flow (in Chinese). J Eng Thermophys, 2021, 43: 804–810 [杨肖峰, 李芹, 杜雁霞, 等. 高焓气流下表面跨 尺度催化传热过程的CFD/RMD耦合计算方法探究. 工程热物理学报, 2021, 43: 804–810]

105 Li Q, Yang X, Dong W, et al. Kinetic Monte Carlo modeling of heterogeneous catalysis on silica thermal protective materials based on reactive molecular dynamics simulation. Int J Heat Mass Transfer, 2025, 236: 126378

106 Li S L, Liu B, Wang L, et al. Research status of flow-thermal-solid coupling technology for high-speed vehicles (in Chinese). Aerosp Technol, 2025, 2025: 20–37 [李莎靓, 刘冰, 王林, 等. 高速飞行器流-热-固耦合技术研究现状. 空天技术, 2025, 2025: 20–37]

107 Gui Y W, Liu L, Dai G Y, et al. Research status and software development of flow-thermal-solid coupling for hypersonic vehicles (in Chinese). Acta Aeronaut Astronaut Sin, 2017, 35: 20844 [桂业伟, 刘磊, 代光月, 等. 高超声速飞行器流-热-固耦合研究现状与软件开发. 航空学报, 2017, 35: 20844]

108 Yang X F, Tang W, Gui Y W, et al. Coupled analysis of aerodynamic heat and heat transfer of Pathfinder Mars rover (in Chinese). J Eng Thermophys, 2014, 35: 030–034 [杨肖峰, 唐伟, 桂业伟, 等. 探路者号火星探测器气动热和传热耦合分析. 工程热物理学报, 2014, 35: 030–034]

109 Yang X F, Gui Y W, Liu L, et al. Influence of surface catalysis on coupled aerodynamic heating for Mars entries (in Chinese). Sci Sin-Tech, 2018, 48: 939–949 [杨肖峰, 桂业伟, 刘磊, 等. 表面催化特性对火星进入气固耦合热效应的影响研究. 中国科学: 技术科学, 2018, 48: 939–949]

110 Yang X, Xiao G, Du Y, et al. Heat transfer with interface effects in high-enthalpy and high-speed flow: Modelling review and recent progress. Appl Therm Eng, 2021, 195: 116721

111 Liu T, Guo L, Shan J X, et al. Research on the calculation of 3D ablation temperature field of aircraft based on the dual platform theory (in Chinese). Aerosp Technol, 2024, 2024: 58–74 [刘挺, 郭磊, 单继祥, 等. 基于双平台理论的飞行器三维烧蚀温度场计算研究. 空天技术, 2024, 2024: 58–74]

112 Liu T, Liu X, Guo L, et al. Research on uncertainty analysis methods for heat transfer ablation in carbon based materials (in Chinese), J Beijing Univ Aeronaut Astronaut, 2026, 52: 2064–2073 [刘挺, 刘骁, 郭磊, 等. 碳基材料烧蚀传热问题的不确定性分析方法研究. 北京航空航天大学学报, 2026, 52: 2064–2073

113 Roe P L. Approximate Riemann solvers, parameter vectors, and difference schemes. J Comput Phys, 1981, 43: 357–372

114 Anderson W K, Thomas J L, Van Leer B. Comparison of finite volume flux vector splittings for the Euler equations. AIAA J, 1986, 24: 1453–1460

115 Liou M S. A sequel to AUSM, Part II: AUSM$^+$-up for all speeds. J Comput Phys, 2006, 214: 137–170

116 Martín M P, Taylor E M, Wu M, et al. A bandwidth-optimized WENO scheme for the effective direct numerical simulation of compressible turbulence. J Comput Phys, 2006, 220: 270–289

117 Ren Y X, Liu M, Zhang H. A characteristic-wise hybrid compact-WENO scheme for solving hyperbolic conservation laws. J Comput Phys, 2003, 192: 365–386

118 Henrick A K, Aslam T D, Powers J M. Mapped weighted essentially non-oscillatory schemes: Achieving optimal order near critical points. J Comput Phys, 2005, 207: 542–567

119 Liu X D, Osher S, Chan T. Weighted essentially non-oscillatory schemes. J Comput Phys, 1994, 115: 200–212

120 Bassi F, Rebay S. A high-order accurate discontinuous finite element method for the numerical solution of the compressible Navier-Stokes equations. J Comput Phys, 1997, 131: 267–279

121 Cockburn B, Shu C W. The Runge-Kutta discontinuous Galerkin method for conservation laws V: Multidimensional systems. J Comput Phys, 1998, 141: 199–224

122 Visbal M, Hillewaert K, Caraeni D. High-order CFD methods: Current status and perspective. Int J Numer Methods Fluids, 2013, 71: 706–723

123 Yoon S, Jameson A. Lower-upper Symmetric-Gauss-Seidel method for the Euler and Navier-Stokes equations. AIAA J, 1988, 26: 1025–1026

124 Candler G, Wright M, McDonald J, et al. A data-parallel LU-SGS method for reacting flows. AIAA Computational Fluid Dynamics Conference. Orlando: AIAA, 1994

125 Yuan J C, Zong W G, Zeng L, et al. Aerodynamic heat prediction method based on convolutional neural network (in Chinese). Acta Aerodyn Sin, 2024, 42: 13–25 [袁佳铖, 宗文刚, 曾磊, 等. 基于卷积神经网络的气动热预测方法. 空气动力学学报, 2024, 42: 13–25]

126 He J Y, Lü H Q, Li X D, et al. Aerodynamic heat prediction method for deformed structures based on conditional diffusion (in Chinese). Acta Aerodyn Sin, 2025, 43: 22–35 [何纪云, 吕宏强, 李旭东, 等. 基于条件扩散的变形结构气动热预测方法. 空气动力学学报, 2025, 43: 22–35]
127 Du W C, Chen Z. Rapid prediction of heat flux on the surface of lifting body aircraft based on data-driven (in Chinese). Acta Aerodyn Sin, 2025, 43: 93–107 [杜文聪, 陈智. 数据驱动的升力体飞行器表面热流快速预测. 空气动力学学报, 2025, 43: 93–107]
128 Li W, Zhao W, Dai G, et al. A deep learning approach for wall heat flux prediction across various wall temperatures. Aerospace Sci Tech, 2025, 158: 109934
129 Dreyer E R, Grier B J, McNamara J J, et al. Rapid steady-state hypersonic aerothermodynamic loads prediction using reduced fidelity models. J Aircraft, 2021, 58: 663–676
130 Zhang Z C, Gao T Y, Zhang L, et al. Surrogate model for aerodynamic heat prediction based on radial basis function neural network (in Chinese). Acta Aeronaut Astronaut Sin, 2021, 42: 524167 [张智超, 高太元, 张磊, 等. 基于径向基神经网络的气动热预测代理模型. 航空学报, 2021, 42: 524167]
131 Wang Z, Wang Z Y, Wang X, et al. A data-driven aerodynamic heat prediction model (in Chinese). Acta Aerodyn Sin, 2023, 41: 12–19 [王泽, 王梓伊, 王旭, 等. 一种数据驱动的气动热预示模型. 空气动力学学报, 2023, 41: 12–19]
132 Brouwer K R, McNamara J J. Generalized treatment of surface deformation for high-speed computational fluid dynamic surrogates. AIAA J, 2020, 58: 329–340
133 Tang H, Deveney T, Shardlow T, et al. Use of Bayesian statistics to calculate transient heat fluxes on compressor disks. Phys Fluids, 2022, 34: 056108
134 Wang Z, Song S F, Wang X, et al. Summary and prospect of data-driven aerodynamic heat modeling and prediction methods (in Chinese). Chin J Gas Phys, 2024, 9: 39–55 [王泽, 宋述芳, 王旭, 等. 数据驱动的气动热建模预测方法总结与展望. 气体物理, 2024, 9: 39–55]
135 Li Q, Yang X, Dong W, et al. Influence of metal material properties on heat and mass transfer into thermal protection surface with phenomenological catalytic model. J Therm Sci, 2022, 32: 993–1006
136 Li Q, Yang X F, Dong W, et al. Study on the micro-mechanism of pressure affecting the heterogeneous catalysis at the interface of silicon-based thermal protection materials (in Chinese). Acta Aerodyn Sin, 2024, 42: 1–12 [李芹, 杨肖峰, 董威, 等. 压力影响硅基防热材料界面多相催化的微观机理研究. 空气动力学学报, 2024, 42: 1–12]
137 Li Q, Yang X F, Dong W, et al. Numerical simulation of the influence of adsorption characteristics on the surface of hypersonic vehicles on the heterogeneous catalytic process (in Chinese). J Shanghai Jiao Tong Univ, 2020, 55: 52–61 [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, 2020, 55: 52–61]
138 Yang X F, Liu L, Xiao G M, et al. A prediction-correction method for solving chemical reaction source terms in chemically nonequilibrium flows (in Chinese). PRC Patent, CN108765423-A, 2018-11-06 [杨肖峰, 刘磊, 肖光明, 等. 一种求解化学非平衡流动化学反应源项的预估修正方法. 中国专利, CN108765423-A, 2018-11-06]
139 Yang X F. Study on Hypersonic Aerodynamic Heating and Coupled Thermal Effects of Mars Entry Vehicles (in Chinese). Dissertation for Doctoral Degree. Mianyang: China Aerodynamics Research and Development Center, 2017 [杨肖峰. 火星进入器高超声速气动加热与耦合热效应研究. 博士学位论文. 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 2017]
140 Yang X, Gui Y, Xiao G, et al. Reacting gas-surface interaction and heat transfer characteristics for high-enthalpy and hypersonic dissociated carbon dioxide flow. Int J Heat Mass Transfer, 2020, 146: 118869
141 Yang X, Li Q, Xiao G, et al. Influence of heterogeneous catalysis on aerothermodynamics at hypersonic speeds based on gas-interface-solid coupling simulation. Int J Heat Mass Transfer, 2023, 214: 124450
142 Yang X F, Gui Y W, Qiu B, et al. Numerical simulation of the influence of two-step catalytic mechanism on the wall of high-enthalpy CO_2 flow on nonequilibrium aerodynamic heating (in Chinese). J Natl Univ Def Technol, 2020, 42: 108–116 [杨肖峰, 桂业伟, 邱波, 等. 高焓CO_2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: 108–116]
143 Craft T J, Launder B E, Suga K. Development and application of a cubic eddy-viscosity model of turbulence. Int J Heat Fluid Flow, 1996, 17: 108–115
144 Zhang H Y, Sun D, Qiu B, et al. Influence of turbulent kinetic energy on shock wave/boundary layer interaction flow (in Chinese). Acta Aeronaut Astronaut Sin, 2022, 43: 200–211 [张昊元, 孙东, 邱波, 等. 湍动能在激波/边界层干扰流动中的影响. 航空学报, 2022, 43: 200–211]
145 Zhang H. Turbulence Modelling for Aerodynamic Heating in Hypersonic Flows. Manchester: University of Manchester, 2021

146 Yap C R. Turbulent Heat and Momentum Transfer in Recirculating and Impinging Flows. Manchester: University of Manchester, 1987
147 You Q, Zeng L, Yang X F, et al. Study on the influence law of mass injection on aerodynamic heat of high-speed vehicles (in Chinese). J Eng Thermophys, 2024, 45: 3406–3414 [尤其, 曾磊, 杨肖峰, 等. 质量引射对高速飞行器气动热的影响规律研究. 工程热物理学报, 2024, 45: 3406–3414]
148 You Q, Yang X, Zeng L, et al. Coupled heat transfer characteristics on chemically reacting interface of high-speed aircraft considering wall injection. In: Proceedings of the 32nd Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences. Beijing: ICAS, 2021
149 Marvin J G, Akin C M. Combined effects of mass addition and nose bluntness on boundary-layer transition. AIAA J, 1970, 8: 857–863
150 Xing X W, Yang X F, Liu L, et al. Study on the influence mechanism of propellant micro-jet cooling on high-temperature nonequilibrium aerodynamic heat (in Chinese). Acta Aerodyn Sin, 2024, 43: 20–29 [邢旭雯, 杨肖峰, 刘磊, 等. 推进剂微射流冷却对高温非平衡气动热的影响机理研究. 空气动力学学报, 2024, 43: 20–29]
151 Zha Z, Yang X, Li D, et al. Effects of coolant thermal reaction on chemical nonequilibrium aerothermodynamics in transpiration cooling system. Aerosp Sci Technol, 2026, 177: 112487
152 Zhang H Y, Zong W G, Gui Y W. Numerical simulation study on leading edge gap flow of hypersonic vehicles (in Chinese). J Astronaut, 2014, 35: 1123–1130 [张昊元, 宗文刚, 桂业伟. 高超声速飞行器前缘缝隙流动数值模拟研究. 宇航学报, 2014, 35: 1123–1130]
153 Qiu B, Zhang H Y, Guo Y J, et al. Numerical simulation of vortex structure and aerothermal environment of transverse gap on the surface of hypersonic vehicles (in Chinese). Acta Aeronaut Astronaut Sin, 2015, 36: 3645–3653 [邱波, 张昊元, 国义军, 等. 高超声速飞行器表面横缝旋涡结构及气动热环境数值模拟. 航空学报, 2015, 36: 3645–3653]
154 Qiu B, Guo Y J, Zhang H Y, et al. Influence of incoming flow parameters on vortex structure and thermal environment of transverse gap of thermal protection tiles (in Chinese). Acta Aeronaut Astronaut Sin, 2016, 37: 821–830 [邱波, 国义军, 张昊元, 等. 来流参数对防热瓦横缝旋涡结构及热环境的影响. 航空学报, 2016, 37: 821–830]
155 Qiu B, Li R Z, Li X, et al. Numerical investigation of the effect of wall temperature on thermal environment of two-dimensional transverse gap. In: Proceedings of the 32nd Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences. Beijing: ICAS, 2021
156 Zhou J. Study on Aerothermal Environment of Blunt Rudder Gap of Hypersonic Vehicles (in Chinese). Dissertation for Master Degree. Mianyang: Southwest University of Science and Technology, 2017 [周佳. 高超声速飞行器钝舵缝隙气动热环境研究. 硕士学位论文. 绵阳: 西南科技大学, 2017]
157 Li Q, Nie L, Zhang K, et al. Experimental investigation on aero-heating of rudder shaft within laminar/turbulent hypersonic boundary layers. Chin J Aeronaut, 2019, 32: 1123–1132
158 Tang W, Yang X F, Gui Y W, et al. Review on hypersonic aerodynamic force/heat research of Mars entry vehicles (in Chinese). J Astronaut, 2017, 38: 124–134 [唐伟, 杨肖峰, 桂业伟, 等. 火星进入器高超声速气动力/热研究综述. 宇航学报, 2017, 38: 124–134]
159 Yang X F, Tang W, Gui Y W, et al. Study on aerodynamic configuration of Mars exploration lander (in Chinese). Manned Spaceflight, 2015, 21: 412–417 [杨肖峰, 唐伟, 桂业伟, 等. 火星探测着陆器气动布局研究. 载人航天, 2015, 21: 412–417]
160 Wright M, Edquist K, Tang C, et al. A review of aerothermal modeling for Mars entry missions. In: Proceedings of the 48th AIAA Aerospace Science Meeting. Orlando: AIAA, 2010
161 Yang X F. Study on Aerodynamic Force, Heat and Heat Transfer Characteristics of Mars Probes (in Chinese). Dissertation for Master Degree. Mianyang: China Aerodynamics Research and Development Center, 2013 [杨肖峰. 火星探测器气动力热和传热特性研究. 硕士学位论文. 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 2013]
162 Yang X F, Guo Y J, Tang W, et al. Study on real gas effect and aerodynamic heating during Mars atmospheric entry (in Chinese). J Astronaut, 2018, 39: 960–968 [杨肖峰, 国义军, 唐伟, 等. 进入火星大气的真实气体效应与气动加热研究. 宇航学报, 2018, 39: 960–968]
163 Yang X F, Tang W, Zhang H Y, et al. Numerical calculation study on hypersonic chemical nonequilibrium characteristics of Mars entry vehicles (in Chinese). Manned Spaceflight, 2016, 22: 694–699 [杨肖峰, 唐伟, 张昊元, 等. 火星进入器高超声速化学非平衡特性数值计算研究. 载人航天, 2016, 22: 694–699]
164 Yang X F, Tang W, Gui Y W. Prediction of hypersonic flow field and aerodynamic characteristics of MSL Mars probe (in Chinese). J Astronaut, 2015, 36: 358–365 [杨肖峰, 唐伟, 桂业伟. MSL火星探测器高超声速流场预测及气动性研究. 宇航学报, 2015, 36: 358–365]
165 Yang X, Tang W, Gui Y, et al. Hypersonic static aerodynamics for Mars science laboratory entry capsule. Acta Astronaut, 2014, 103: 168–175
166 Yang X F, Tang W, Gui Y W, et al. Hypersonic aerodynamic heating characterictics and coupling thermal effects for Mars entry vehicles (in Chinese). J Astronaut, 2017, 38: 205–211 [杨肖峰, 唐伟, 桂业伟, 等. 火星环境高超声速催化加热特性研究. 宇航学报, 2017, 38: 205–211]

167 Yang X F, Gui Y W, Tang W, et al. Simulation of near-wall thermochemical behavior and catalytic characteristics in high-temperature carbon-oxygen environment (in Chinese). J Eng Thermophys, 2018, 39: 2244–2250 [杨肖峰, 桂业伟, 唐伟, 等. 高温碳氧环境近壁热化学行为及催化特性模拟. 工程热物理学报, 2018, 39: 2244–2250]

168 Yang X, Du Y, Liu S, et al. Coupled heat transfer characteristics on gas-solid reacting interface in carbon-oxygen dissociating environment for spacecraft entry flow. JTST, 2020, 15: JTST0020

169 Yang X, Gui Y, Tang W, et al. Surface chemical effects on hypersonic nonequilibrium aeroheating in dissociated carbon-oxygen mixture. J Spacecr Rockets, 2018, 55: 687–697

170 Yang X, Gui Y, Tang W, et al. Surface thermochemical effects on TPS-coupled aerothermodynamics in hypersonic Martian gas flow. Acta Astronaut, 2018, 147: 445–453

171 Gui Y W, Liu L, Geng X R, et al. Research on multi-field coupling calculation strategy and method of aerodynamic force/heat and structure (in Chinese). J Eng Thermophys, 2015, 36: 1047–1051 [桂业伟, 刘磊, 耿湘人, 等. 气动力/热与结构多场耦合计算策略与方法研究. 工程热物理学报, 2015, 36: 1047–1051]

172 Yang X, Xiao G, Liu L, et al. Wall temperature correlation for convective heating prediction of aircraft heat shield in high-enthalpy and chemically reacting flow. J Phys-Conf Ser, 2021, 1786: 012028

173 Qiu B, Zhu Y D, Liu X, et al. Aerothermal/heat transfer coupling calculation method based on whole ballistic iteration. J Aerosp Eng, 2025, 38: 04025072

174 Wieting A R, Holden M S. Experimental shock-wave interference heating on a cylinder at Mach 6and 8. AIAA J, 1989, 27: 1557–1565

175 Wieting A R. Experimental study of shock wave interference heating on cylindrical leading edge. National Aeronautics and Space Administration, 1987, NASA TM-89445

176 Yuan X X, He K, Chen J Q, et al. Preliminary analysis of transition results of MF-1 model flight test (in Chinese). Acta Aerodyn Sin, 2018, 36: 286–293 [袁先旭, 何琨, 陈坚强, 等. MF-1模型飞行试验转捩结果初步分析. 空气动力学学报, 2018, 36: 286–293]

177 Zeng L, Qiu B, Li Y, et al. Influence of sensor surface temperature on heat flux measurement (in Chinese). Acta Aeronaut Astronaut Sin, 2018, 39: 64–71 [曾磊, 邱波, 李宇, 等. 传感器表面温度对热流测量的影响. 航空学报, 2018, 39: 64–71]

178 Zeng L, Gui Y W, He L X, et al. Study on data processing method of plated coaxial thermocouple (in Chinese). J Eng Thermophys, 2009, 30: 661–664 [曾磊, 桂业伟, 贺立新, 等. 镀层式同轴热电偶数据处理方法研究. 工程热物理学报, 2009, 30: 661–664]

179 Qiu B, Zeng L, Yang Q T, et al. Analysis of cold/hot spot effect in flight test heat flux measurement. AIAA J, 2024, 62: 326–342

180 Gnoffo P. Computational Aerothermodynamic Simulation Issues on Unstructured Grids. In: Proceedings of the 37th AIAA Thermophysics Conference. Reno: AIAA, 2004

181 Wan Y B, Ma R, Wang N H, et al. Application of multi-dimensional upwind scheme in hypersonic aeroheating prediction on unstructured/hybrid grids (in Chinese). Chin J Comput Mech, 2019, 36: 35–42 [万云博, 马戎, 王年华, 等. 多维迎风方法在非结构/混合网格热流计算中的应用研究. 计算力学学报, 2019, 36: 35–42]

182 Wan Y, Wang N, Zhang L, et al. Applications of multi-dimensional schemes on unstructured grids for high-accuracy heat flux prediction. Acta Mech Sin, 2020, 36: 57–71

183 Wan Y B, Ma R, Wang N H, et al. Accurate aero-heating predictions based on multi-dimensional gradient reconstruction on hybrid unstructured grids (in Chinese). Chin J Mech, 2018, 50: 1003–1012 [万云博, 马戎, 王年华, 等. 基于混合网格多维梯度重构的热流预测方法研究. 力学学报, 2018, 50: 1003–1012]

184 Li S X. Hypersonic Flow Characteristics of Typical Configurations (in Chinese). Beijing: National Defense Industry Press, 2007 [李素循. 典型外形高超声速流动特性. 北京: 国防工业出版社, 2007]

Progress in aerothermodynamics prediction in high-enthalpy flows

YANG XiaoFeng, QIU Bo, ZHANG HaoYuan*, WAN YunBo, WANG AnLing, DU YanXia & GUI YeWei

State Key Laboratory of Aerodynamics, Mianyang 621000, China
**Corresponding author (email: zhy05@126.com)*

Aerothermodynamics, resulting from the kinetic energy conversion during high-speed flight of return capsules, is a primary cause of thermal protection system damage and even mission failure. The basic concepts and main characteristics of aerothermodynamics in high-speed and high-enthalpy flows are presented in this paper. The progress in aerothermodynamics prediction for high-speed vehicles, with a focus on modelling approaches, underlying mechanisms, and prediction practices, is reviewed. Recent advances are summarized, covering the prediction of complex aerothermal phenomena such as high-temperature non-equilibrium flows, high-speed turbulence, mass injection effects, localized interference, non-air media, prolonged thermal exposure, and unstructured-grid-based simulation. In view of future aircraft design requirements including high Mach numbers, extended endurance, and complex service environments, key research priorities are proposed to facilitate the development of lightweight and low-redundancy thermal protection systems.

aerothermodynamics, high-enthalpy flow, computational fluid dynamics, aerodynamics, high-temperature interfacial effects

PACS: 47.40.Ki, 47.11.-j, 47.85.Gj, 82.65.+r

doi: 10.1360/SSPMA-2026-0100