

吸气式高超声速飞行器流-固-热耦合计算技术研究进展*

孙明波^{1)†} 王成龙¹⁾ 熊大鹏¹⁾ 孙永超¹⁾ 袁瑜¹⁾ 胡振宇¹⁾ 高瞻¹⁾ 李

滨灏¹⁾ 肖轶文¹⁾ 周子博¹⁾ 陈旗¹⁾ 李索当然¹⁾ 宋宁宁¹⁾

1)(国防科技大学空天科学学院, 先进推进技术国家级重点实验室, 长沙 410073)

摘 要

吸气式高超声速飞行器在临近空间以超过 $\text{Ma}5$ 速度飞行时, 面临极端气动加热、燃烧释热与复杂载荷的严峻挑战, 由此引发材料性能退化、结构热变形, 而热变形又反作用于内外流场, 形成高度非线性的流-固-热耦合问题。本文系统综述了气动热/燃烧加热建模、高温结构变形/破坏建模、数据传递与网格变形方法、耦合策略及智能加速技术。目前, 准确预测壁面热流仍是流-固-热耦合的重难点, 高温下结构热弹性、蠕变/塑性、烧蚀和疲劳模型还需进一步发展。与此同时, 界面数据传递与网格变形方法应适配模型发展进一步提高精度与效率。耦合策略上需进一步构建贴近真实物理过程的自适应时间算法。智能加速技术虽在提升计算效率方面潜力显著, 但其在物理约束满足与误差控制方面仍面临挑战。流-固-热耦合技术是突破高超声速飞行器设计瓶颈的核心, 未来发展应聚焦于高保真物理模型与智能自适应耦合求解范式的融合, 构建支持全生命周期的智能仿真系统, 为飞行器状态感知与自主决策提供支撑。

关键词: 流-固-热耦合建模, 数据传递与网格变形, 耦合策略与智能加速

基金: 国家杰出青年科学基金(批准号: 12525202)、国家自然科学基金创新研究群体科学基金(批准号: T2221002)、国家自然科学基金青年科学基金(批准号: 12302396)、湖南省“三尖”创新人才工程项目(批准号: 2023RC3018)

† 通信作者.E-mail: sunmingbo@nudt.edu.cn

第一作者.E-mail: sunmingbo@nudt.edu.cn

1 引 言

吸气式高超声速飞行器以其卓越的巡航速度与远程快速响应能力, 已成为世界主要科技强国竞相争夺的战略制高点。美国已开展多次飞行试验, 并加速推进其武器化进程。

与传统飞行器不同, 吸气式高超声速飞行器在长航时飞行中面临极端的气动加热与燃烧释热叠加。如图 1 所示, 机体前缘、整流罩及进气道唇口需承受高

马赫数飞行带来的严苛气动加热（1450K–1900K），其间伴随强激波压缩与剧烈的激波-边界层干扰^[1]；而作为动力核心的超燃冲压发动机，其燃烧室内部不仅存在复杂的高速湍流，更因燃烧释热产生超过 3000K 的极端高温^[2,3]，且伴随激波、湍流及高温非平衡化学反应诱导的复杂气动载荷^[4-6]。

为应对如此严苛的热载荷，飞行器必须采用主动或被动的热管理策略。被动热防护主要依靠烧蚀材料或高导热率的热结构材料（如 C/SiC 复合材料）通过热容吸热或热阻隔来保护机体，但这种方式往往增加结构重量且难以应对长时间巡航的持续热流。主动冷却技术则更具潜力，尤其是针对超燃冲压发动机燃烧室，常采用燃料作为冷却剂的再生冷却方案，通过流经燃烧室壁面的微小通道或发汗冷却结构，在对壁面进行对流冷却的同时实现燃料预热，提升了燃烧效率^[7]。此外，针对前缘等局部高热流区域，膜冷却和对流冷却等主动技术也正被广泛研究，旨在形成冷气膜以隔离高温主流^[8]。这些冷却措施的实施，使得原本单一的结构件成为集热、流、固于一体的多功能构件，其内部的冷却流道设计、热交换效率以及冷却介质与高温结构的相互作用，进一步加剧了多物理场耦合问题的复杂性。

在这种外流气动加热与内流燃烧释热的双重热载荷作用下，飞行器结构响应表现出强烈的非线性特征。高温导致材料弹性模量显著下降，结构刚度退化，极易诱发热屈曲、热颤振等气动弹性失稳现象。此外，结构的热变形会直接改变流场的边界条件：机体表面的变形可能诱发转捩提前或激波位置偏移，而进气道与燃烧室的微小形变则可能破坏激波串的稳定性和导致发动机推力下降甚至进气道不起动。这种气动、燃烧热载荷引发结构形变，结构形变反过来影响气动与燃烧性能的闭环过程，构成了吸气式高超声速飞行器高度非线性、动态关联的流-固-热多物理场耦合过程。

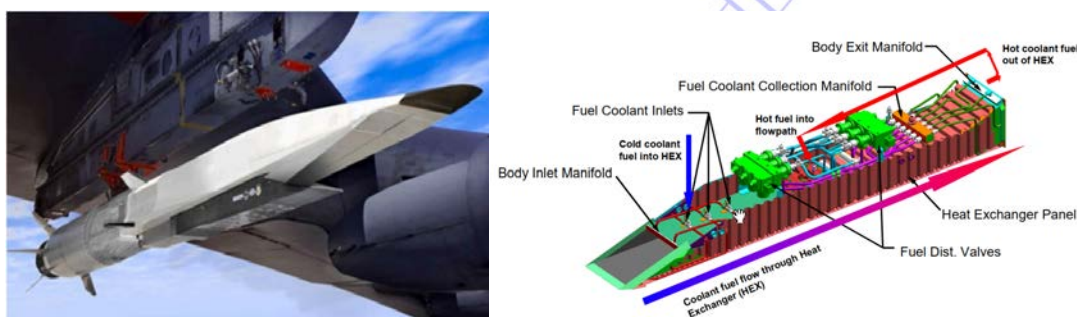


图 1 X-51A试验飞行器^[9]

Fig. 1. X-51A experimental flight vehicle^[9]

目前，针对此类复杂的流-固-热多物理场耦合问题，工程设计往往采用简

化的“串行”模式，即先进行气动设计，再根据估算的热环境进行结构防热设计的单向流程。该模式忽略了流场演化、燃烧演化与结构热响应之间的动态交互过程，导致对飞行器在长航时、非定常过程中的性能认识不足，往往造成结构设计质量冗余过大或关键部位热防护失效^[10,11]，一定程度上制约了飞行器效能的提升。为此，国内外学者开展了大量的研究工作，但仍面临诸多挑战。

在耦合实验方面，地面风洞试验虽然能模拟部分气动热环境，但难以复现高马赫数下真实的燃烧化学反应流场，且常规风洞运行时间短，难以捕捉结构长时热响应过程，导致流-固-热三者和时间尺度上的实验模拟难以成功指导实际飞行，且试验结果通常用于对已有设计的后验校核，预见性不足^[12-14]。飞行试验虽能反映真实耦合环境，但其成本极其高昂、风险巨大，且测量手段受限，难以获取全面、精细的流场数据。在耦合仿真方面，受限于流动燃烧过程复杂、高温热结构非线性特征等问题，现有计算手段难以对高超声速飞行器多物理场过程进行高置信度的建模与分析，在处理包括激波捕捉、非定常燃烧以及高温非线性结构变形在内的全耦合问题时，面临着计算精度与效率难以兼顾的瓶颈，研究仍处于初期阶段^[15]。正因如此，中国科协将“如何突破气动-热-结构多物理场耦合的高效非定常分析计算问题”列为 2024 年空天科技领域前沿科学问题之一，这凸显了发展流-固-热耦合分析技术的极端重要性与紧迫性^[16]。

美国空军研究实验室自 2006 年起便主导了一系列具有奠基意义的流-固-热耦合实验，涵盖 AEDC VKF-C 风洞、AFRL 马赫 6 高雷诺数设施、RC-19 超燃冲压研究设施及 NASA 兰利高温风洞。如图 2，展示了 X-43A 飞行实验模型。2022 年美国空军科学研究办公室、海军研究办公室以及联合高超声速过渡办公室下设的高超声速大学联盟持续资助高校开展研究^[17]，致力于确保美国在流-固-热耦合领域从基础机理到工程应用的持续领先。在美国高性能计算现代化计划（HPCMP）的支持下，计算研究和工程采办工具环境（CREATE）中唯一的飞行器飞发一体化建模仿真软件 Kestrel 已在美国空军多个武器装备的采办项目中得到了应用，非常具有代表性。其中定义 7+ 级模拟能力需要达到多物理场建模、可重复使用疲劳裂纹萌生和扩展模型，进行损伤容限和耐久性工程分析。如图 3，展示了多物理分析软件 Kestrel 架构。



图 2 X-43A飞行器试验模型^[18]

Fig. 2. X-43A test model^[18]

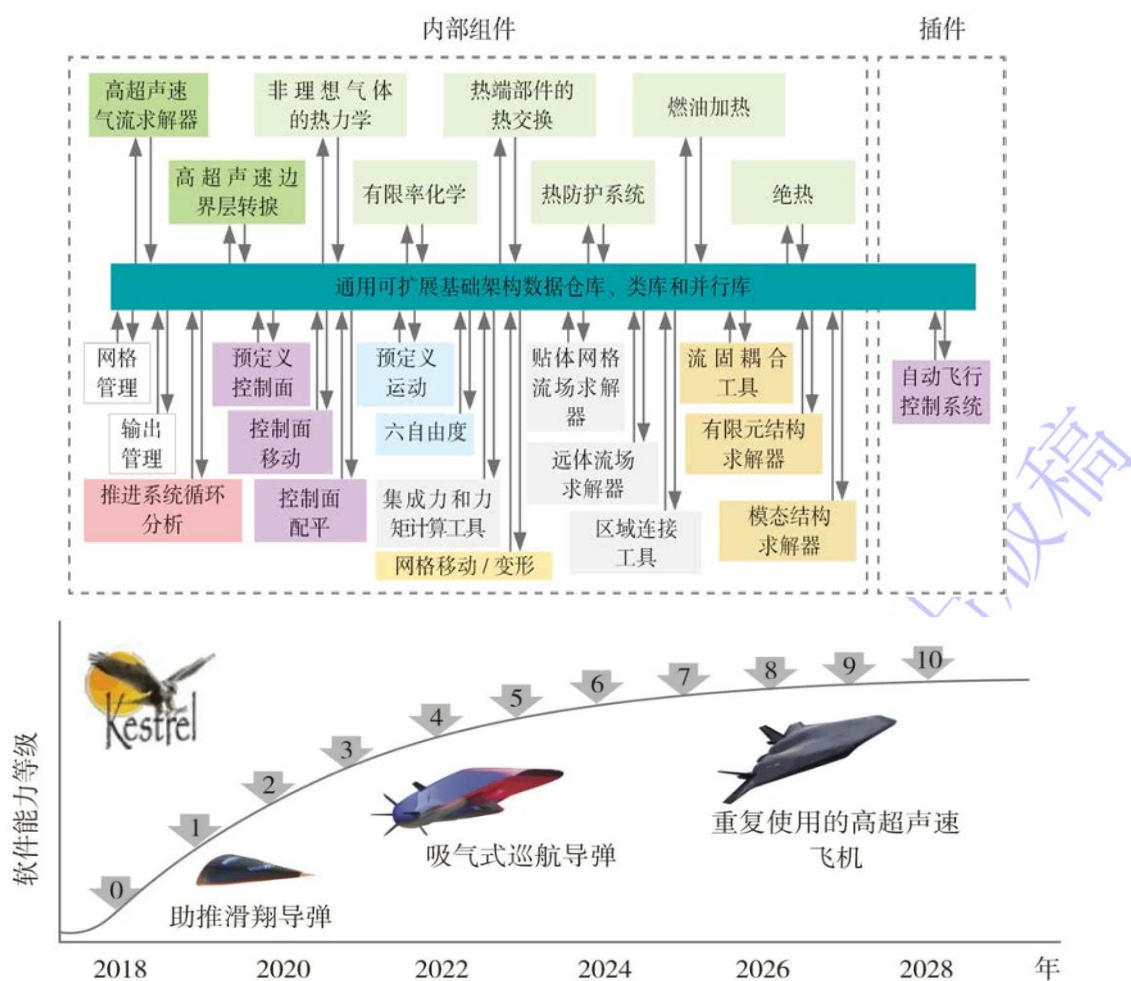


图 3 多物理分析软件Kestrel架构^[19]

Fig. 3. Architecture of the multi-physics analysis software Kestrel^[19]

流-固-热耦合问题的基本过程为：高温气流通过对流和辐射等方式将热量传递给固体壁面，热量在固体内部传导引起温度升高和结构变形^[20]；变形后的结构形状又会改变外部或内部流场的边界，从而影响气动力和后续的热流分布，如此循环构成一个封闭的耦合反馈回路。在此过程中，流体与固体的边界条件（如

温度和热流密度)不再是预先设定的固定值,而是随着流场与固体结构耦合过程动态变化的,相关边界条件来自计算结果的一部分。

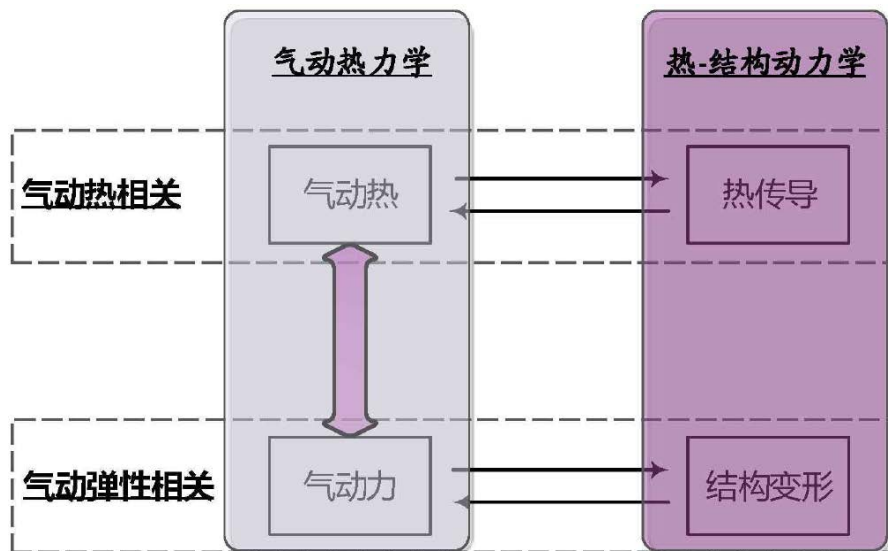


图 4 多物理场耦合策略示意图^[21]

Fig. 4. Schematic diagram of the multi-physics coupling strategy^[21]

由此可见,流-固-热耦合过程主要涉及流场计算、固体计算、数据交互及界面形变等问题。这一过程的准确模拟面临诸多核心挑战:气动与燃烧的演化通常在微秒至毫秒级,而热传导与结构变形则为秒级甚至分钟级,耦合算法需在保证精度的同时确保计算效率;界面数据传递的守恒性与几何保形性在结构发生变形或网格畸变时,流体网格与固体网格间的载荷和位移插值容易引入数值误差,导致耦合发散;高超声速流动本身包含强激波、边界层分离、湍流燃烧及高温非平衡效应,其对壁面热流与压力的预测精度直接决定了结构响应的可信度,而现有湍流模型和化学反应机理在复杂耦合环境下的适用性仍有待验证;高温环境下材料属性随温度剧烈变化,且伴随塑性、蠕变或损伤演化,使得结构本构关系呈现强非线性,传统的线性叠加方法已无法描述真实的热力响应;地面实验难以复现飞行环境的长时热载荷与燃烧耦合效应,导致验证数据稀缺,理论模型与数值方法的可靠性需依靠有限的飞行试验片段来校准。这些挑战相互交织,使得发展高保真、高效率的流-固-热耦合分析方法成为吸气式高超声速飞行器研制中亟待突破的瓶颈。根据当前流-固-热研究的重点,结合吸气式高超声速飞行器大尺寸、宽速域及飞发一体化等特征,如图 5 所示,可以总结出以下重点方向:1.复杂流动与燃烧的高效计算,为流-固-热耦合计算提供精确的气动压力载荷与表面热流分布;2.极端力热环境下高温结构非线性响应建模方法,高保真的结构瞬态位移场与几何演化特征;3.高保真的多场耦合仿真策略,解决流-固-热多物理场界面

数据传递守恒性及多时间尺度协同与计算鲁棒性问题；4.降阶模型与智能化预测：利用数据驱动技术实现对复杂耦合场的快速评估，支持飞行器总体优化设计。

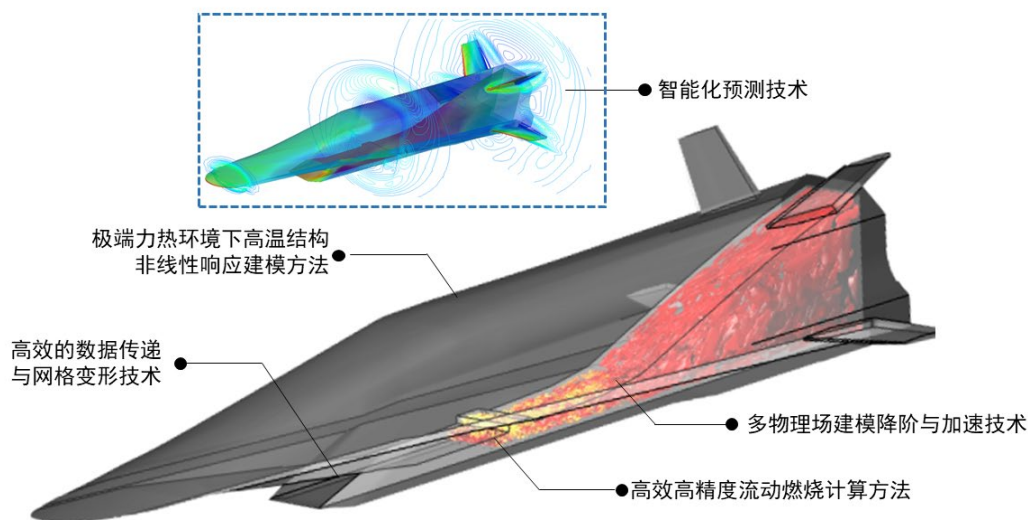


图 5 吸气式高超声速飞行器流-固-热耦合技术面临的难题

Fig. 5. Challenges in fluid-thermal-structural coupling for air-breathing hypersonic vehicles

2 高/超声速气动与燃烧加热问题

气动加热与燃烧加热是吸气式高超声速飞行器流-固-热耦合分析的核心热载荷，二者共同塑造了飞行器面临的极端热环境，对这两类加热问题的精准建模不仅是开展流-固-热耦合计算分析的前提与基础，更是高超声速飞行器热环境设计的核心环节。本章围绕高/超声速飞行器的气动与燃烧加热问题展开系统综述，系统梳理并阐述其仿真建模的研究现状与发展趋势，为流-固-热耦合相关理论分析与工程应用提供理论思路与技术参考。

2.1 高/超声速气动加热建模

气动热会改变结构的热响应和力学响应，是流-固-热耦合分析的一大重点^[22]。对于吸气式高超声速飞行器而言，高速飞行下的流-固-热耦合效应会直接影响部件工作的性能与可靠性^[23]。气动加热引发的结构热变形会偏移激波角度、扰动流场匹配关系，在唇口与前体连接区域造成显著的热应力集中，逼近结构的承载极限^[24]。气动加热诱发的热翘曲变形会压缩有效流通面积、改变内流道型面，导致进气道性能衰减^[25,26]。如图 6，展示了力热耦合作用下引起的高超声速飞行器进气道的位移形变。前体压缩面的局部热斑与边界层转捩相互耦合，会形成非均匀热载荷并引发结构局部屈曲，严重时造成前体与进气道匹配失效^[27]。翼前缘作为高热流驻点典型区域，长期气动加热下的力热载荷极易诱发结构热疲劳裂

纹,大幅降低部件使用寿命^[28]。空气舵作为核心操纵部件,气动加热会与其缝隙区复杂的波系流动相耦合,进而改变局部压力与热流分布,使得舵面力热环境更为复杂与严苛^[29]。同时,在高温环境中,空气舵的材料刚度会随着温度升高而退化,进一步加剧舵面共振响应,严重影响操纵机构的结构稳定性^[30]。因此,建立高精度的气动加热预测模型,明晰激波边界层干扰等复杂流动效应对壁面热流的调控机制,是解决吸气式高超声速飞行器流-固-热耦合问题的关键前提。

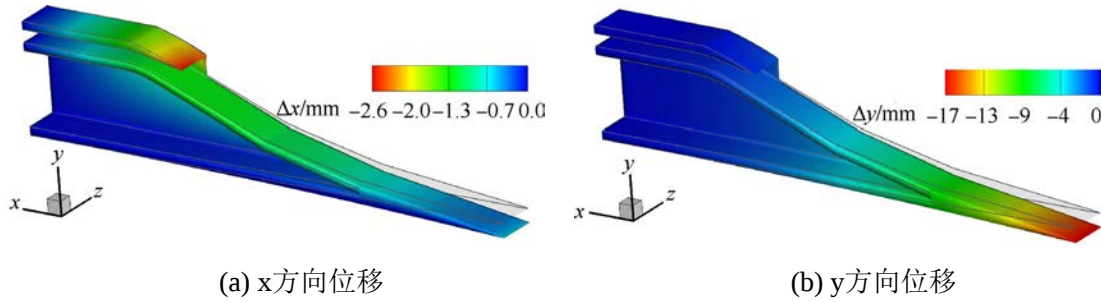


图 6 力热耦合下高超声速飞行器进气道的位移形变^[24]

Fig. 6. Displacement and deformation of the hypersonic vehicle inlet under coupled mechanical-thermal loading^[24]

在早期工程快速设计阶段, Fay-Riddell 公式^[31]、Lees 公式^[32]以及 Eckert 参考焓法^[33]等常常用于热流计算当中。这种方法虽然可以实现对表面热流的快速计算,但在处理复杂三维构型及流场干扰问题时存在明显的缺陷。随着计算流体力学 (Computational Fluid Dynamics, CFD) 的发展,基于雷诺平均的数值模拟成为主流。然而,现有的湍流模型多基于不可压或弱压缩理论修正而来,并采用恒定的湍流普朗特数假设,在处理高马赫冷壁工况时,会存在高估壁面热流的情况,且随着雷诺数的提高,预测误差可超过 10%^[34]。这源于模型在对近壁湍流耗散和雷诺比拟的处理时未能准确反映高马赫数下的物理机制。因此,学术界提出了基于修正雷诺应力的变普朗特数模型,可以进行 Ma 6-14 冷壁工况下的热流计算^[35]来解决这一问题。然而该模型仍采用基于梯度扩散的简化形式,无法捕捉近壁区强温度梯度驱动的复杂湍流热输运。边界层转捩是影响气动加热预测的另一大难点,传统的 e^N 方法计算量大,难以用于复杂外形。Menter 和 Langtry 提出的 $\gamma - \text{Re}_\theta$ 转捩模型^[36]在工程上取得了广泛的应用,但针对高超声速来流下的复杂构型,需要引入特定的修正项来解决流向不稳定性所带来的预测难题^[37]。此外,高马赫高焓来流下的高温真实气体效应也不可忽视。激波带来的气体温度升高会促进气体分子的振动能激发与气体电离,以及壁面的表面催化作用也导致传统的热完全气

体方程在此不再适用。**Park**^[38]基于两温度假设构建了适用于高焓空气流动的全局化学动力学模型,而 **Wang** 等^[39]则在此基础上修正了 **Park** 建模时对于非玻尔兹曼振动分布的忽视,使得计算误差降低至接近实验值的水平。但他们在建模过程中都未将壁面催化反应纳入考虑。数值研究表明,对于壁面催化的简单处理(如假设完全催化或非催化壁)会导致热流预测产生巨大误差,耦合精细的表面反应动力学模型是当前高精度气动热仿真的前沿方向^[40]。近年来,基于数据驱动的深度学习方法也开始用于气动热预测,通过融合 CFD 数据与飞行试验数据,显著提高了预测效率,深度神经网络能够将计算效率提升 1-2 个数量级,同时将预测误差控制在 15%以内,兼顾了效率与精度^[41-43]。在此基础上,研究还发展出图神经网络与物理信息驱动的代理模型,进一步将平均预测误差降低至 10.5%以下^[44]。

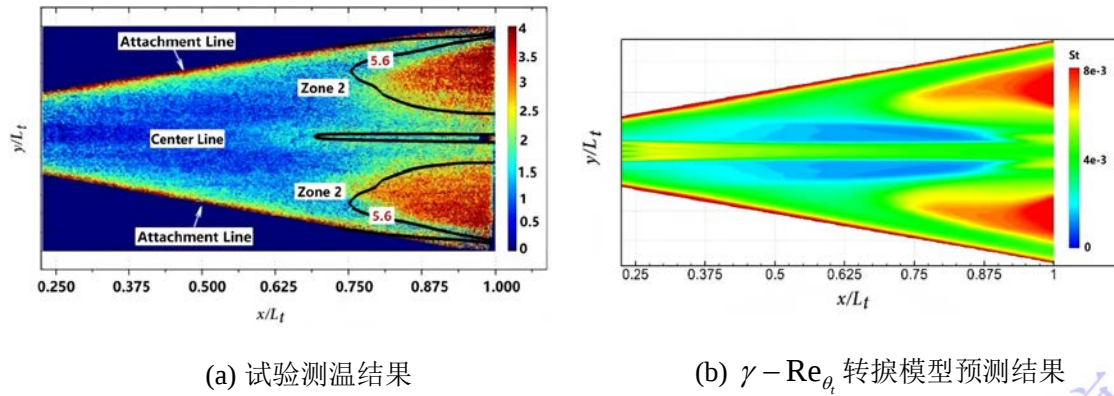


图 7 试验与 $\gamma - \text{Re}_{\theta}$ 转捩模型预测的热流分布结果^[36]

Fig. 7. Comparison of heat flux distributions between experimental measurements and

$\gamma - \text{Re}_{\theta}$ transition model predictions^[36]

综上所述,高超声速气动加热建模已形成覆盖工程估算至高保真 CFD 计算的完整技术体系,然而传统气动热建模在宽范围工况下(不同马赫数与壁温比)近壁区域湍流耗散与雷诺应力的模型精度仍有待提高,高焓热化学非平衡流动下气动热计算模型也需要进一步的发展。数据驱动方法虽然可以在显著提高计算效率下保障一定的计算精度,但其大多模型也仅局限于二维简单构型,对于复杂三维流动如激波边界层干扰流动下的泛化能力不足。由此可见,气动热计算建模仍然是流-固-热耦合分析亟待突破的核心难点。

2.2 超声速燃烧加热建模

吸气式高超声速飞行器动力来源于超燃冲压发动机内部的燃烧释热,该过程需持续产生足够大的推力以克服飞行器的内外阻力,从而实现飞行加速^[45]。超

声速燃烧室内剧烈的燃烧过程使壁面受到高温燃气的强烈作用，导致近壁区域温度梯度显著增大，壁面热流密度相较无化学反应流场明显升高。不同壁面位置的热流密度分布差异显著，其中凹腔区域壁面热流密度最大，凹腔上游区域则最小^[46]。发动机内剧烈的燃烧释热会通过改变流场密度、压力、压力梯度及湍流输运特性等，对壁面传热过程产生复杂的调制效应。目前，燃烧过程对壁面传热的影响规律以及如何衡量这种影响还未明晰。

通过实验测量和数值仿真，可获得燃烧室内壁面热流分布特性。然而，由于燃烧室壁面力热环境较为恶劣，实验测量有很大的难度。而且，实验测量有一定局限性，准备周期长，成本高，而且一般只能测量几个点数据，无法得到全流场的数据。而数值模拟方法可以实现全流场热流的预测，而且可重复性高，可以实现大量计算。

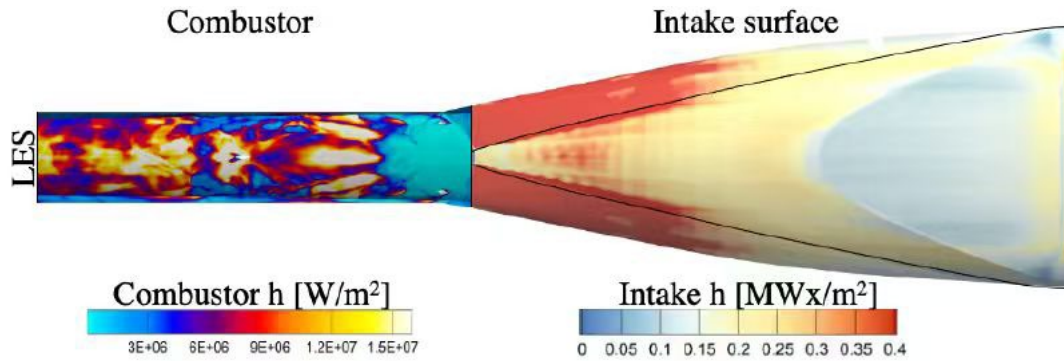


图 8 进气道与燃烧室下壁面的壁面热流密度^[47]

Fig. 8. Wall heat flux on the lower walls of the inlet and combustor^[47]

基于 RANS 和 LES 方法，已有一些针对超声速燃烧对壁面加热影响的研究^[47-49]。如图 8 所示，展示了燃烧室和进气道壁面的高热流区，而且燃烧加热导致壁面热流大幅增加^[50]。当量比变化导致燃烧剧烈程度发生改变，进而导致热流峰值数量与位置的变化。高当量比时，燃烧放热剧烈导致隔离段形成激波串，激波/边界层相互作用引发流动分离，形成三个热流峰值：凹腔后缘（涡旋强化混合燃烧）、侧壁面底部角区（流动分离）、燃料喷射孔附近（射流与主流相互作用）；低当量比时，放热强度不足，无激波串与流动分离，仅凹腔后缘存在单一热流峰值^[48]。研究表明，壁面热流沿流向与周向均呈现显著非均匀分布，底壁热流远高于顶壁与侧壁，周向差异源于燃料从底壁喷射导致的燃烧集中效应，流向差异由激波串、涡旋等流场结构的空分布决定。热流峰值位置与 CO 生成 CO₂ 的反应区完全重合，证实该反应作为主要放热步骤，是凹腔处热流峰值形成的直接热力学根源。高温燃气与壁面之间的高速对流传热是壁面热流的主要来源，同时，研

究表明燃烧室内的辐射热流约占对流热流密度的 40%以上^[51]。对马赫 2 的凹腔燃烧室的 LES 研究表明,凹腔内的高温燃烧产物的辐射传热不可忽视,其能量交换会改变流场热分布,进而影响热流密度与燃烧稳定性^[51]。

数值模拟的缺点在于对问题进行模型简化,燃烧反应流场中存在很大的压力、温度梯度、强可压缩性及强烈的热化学非平衡状态,往往会导致壁面热流预测不准。燃烧过程中释放的热量直接改变了流体的热物性参数(密度,粘性,比热比等)和湍流结构,进而影响边界层的发展和壁面热流的分布。对于燃烧反应导致壁面附近产生较强温度梯度,通过将 Crocco-Busemann 方程融入壁面函数,建立速度与温度的耦合关系,直接反映温度梯度对热流的影响^[52]。针对燃烧导致边界层内的气体组分变化,进而导致近壁热导率的改变,采用分子动力学理论代替恒定普朗特数,避免了热流的过低估计^[53]。进一步可建立边界层内密度和速度的对应关系,反应燃烧释热对边界层的调控作用^[54]。火焰位置主导热流变化:火焰被限制在边界层边缘时,湍流能量传输被抑制,壁面热流不升反降;火焰靠近壁面时,近壁面化学反应增强,热流显著升高^[55]。从图 9 可以看出,燃烧反应的空间振荡改变了湍动能的输运,虽然增强了流向的湍流脉动,但却抑制了壁面法向和展向的脉动分量。由于壁面热流主要依赖于法向的能量输运,这表明各向同性的湍流模型可能无法准确预测燃烧对热输运的非线性影响^[56,57]。尤其当超声速边界层内存在燃烧且燃烧区呈现空间振荡、导致湍流出现强各向异性(流向脉动增强、法向与展向脉动受抑)的情况下,基于涡粘假设的各向同性湍流模型如 $k-\omega$ 、 $k-\varepsilon$ 模型等会因错误均分湍动能、高估法向热输运,而无法准确预测壁面热流。在针对 HyShot II 超燃冲压发动机燃烧室的 RANS 仿真中^[58],采用了 SA 模型,导致热流预测高于实验值,误差为 15%,大于采用 LES 方法预测的热流值,如图 10 所示。相似的结论也出现在超声速氢气边界层燃烧仿真研究中^[57],强燃烧振荡导致边界层内的湍动能在流向、法向和展向三个方向上的分配比为 0.6:0.2:0.2,而各向同性的湍流模型是将湍动能在三个方向上平均分配,这导致法向速度脉动被过高估计,因此预测的壁面热流显著升高。研究还指出各向异性的湍流模型,如雷诺应力输运(RSM)模型和 V2f 模型可能是更好选择。

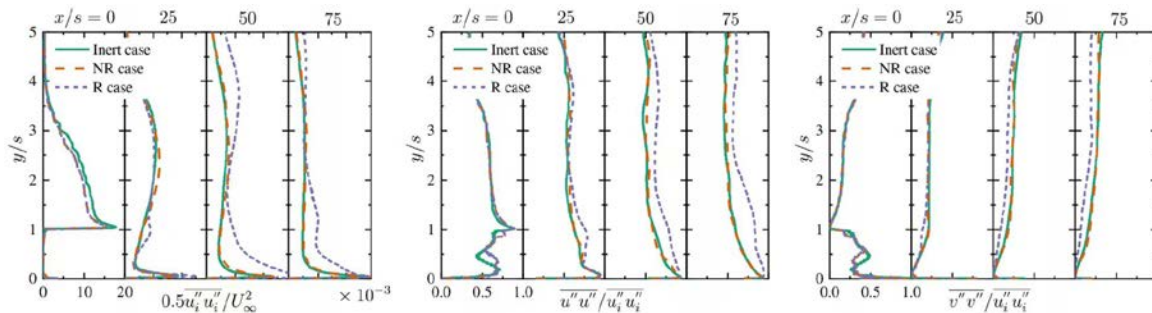


图 9 湍动能沿法向分布（左图）及其在两个方向分量中的分配情况^[57]

Fig. 9. Turbulent kinetic energy distribution along the wall-normal direction (left) and its partition between two directional components^[57]

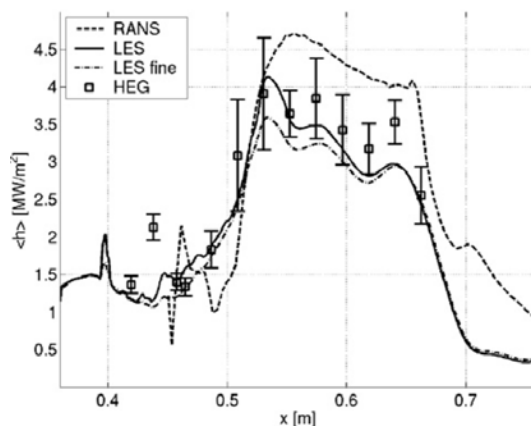


图 10 距离喷孔中心线6mm处的热流实验值和仿真值对比^[58]

Fig. 10. Comparison of predicted and measured heat-flux along a line 6.0 mm off centerline between jet injectors^[58]

总的来说，由于存在剧烈的燃烧反应，燃烧室壁面热流密度较高，而且由于超声速燃烧室内火焰和激波的相互作用，以及激波诱导的边界层分离与再附，壁面热流往往分布不均匀，局部出现较高的热流区域。尤其是在凹腔后缘，其存在较强的燃烧反应、强压缩效应，导致热流密度出现峰值；以及在分离区的再附点位置，由于湍流度很高，而且边界层比较薄，导致热流密度也很高。燃烧反应也影响近壁区的气体组分、湍流结构以及能量输运和过程，进而影响热流的分布。而且采用 RANS 方法预测超声速燃烧引起的壁面热流时，针对强燃烧振荡导致边界层内的湍流呈现强各向异性时，湍流模型应更多选择考虑了湍流各向异性的模型，如雷诺应力输运（RSM）模型，以避免模型对热流的过高估计。

3 高温结构变形与破坏建模

在高超声速飞行器实际工作过程中，随着飞行马赫数与飞行时间的增加，

高超声速气动力/热与燃烧释热会使其结构承受严重的力/热载荷^[59]。当前高超声速飞行器结构对轻量化有着很高要求，使得结构设计多采用轻质薄壁材料，极易受到流-固-热耦合效应的影响，从而导致气动性能恶化、结构变形失效与推进性能突变^[60,61]。因此，对高温结构升温变形过程进行准确建模成为支撑高超声速飞行器多物理场耦合设计与评估的重要基础工作^[62]。

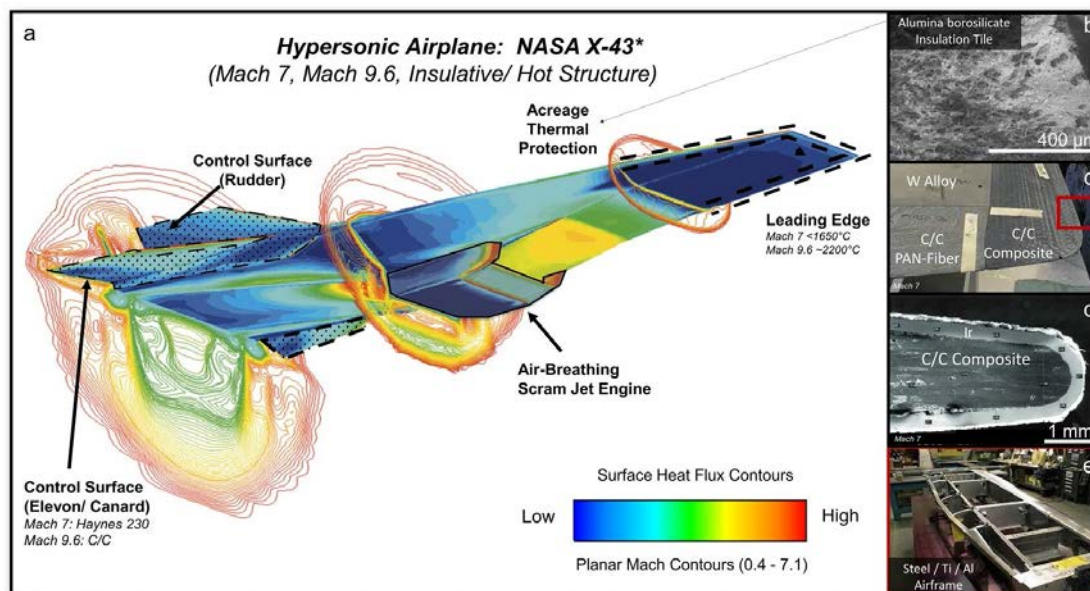


图 11 X-43热防护结构材料^[62]

Fig. 11. Thermal protection structure materials of the X-43^[62]

3.1 结构热弹性与蠕变/塑变

超燃冲压发动机作为高超声速飞行器动力系统的核心，其流道内存在复杂激波反射与强燃烧释热过程，是直接承受最恶劣力热环境的部件，因此超燃冲压发动机结构的非线性响应过程建模是当前亟待解决的难题^[63]。超燃冲压发动机结构由三部分组成，分别是发动机结构主体（使用高温合金或普通不锈钢，根据使用需求决定）^[64]、被动热防护系统（热障涂层（Thermal Barrier Coating, TBC），主要使用陶瓷基复合材料或 C/C 复合材料）^[65]以及主动热防护系统（使用燃料作为冷却剂的再生冷却系统）^[66]。

发动机主体结构受力热作用提供了主要的变形，该变形过程可以分为由热膨胀主导的热弹性变形^[60]、热应力主导的塑性变形^[67]以及长时间受力作用导致的蠕变^[68]。

高温结构的经典热弹性变形理论最早由 Biot 基于傅里叶定律提出，但是由于该假设认为热传导为瞬间完成的，不符合物理实际，因此研究人员对经典理论进行了改进并提出了 Lord-Shurman (L-S)、Green-Naghdi (G-N)和 Green-Lindsay

(G-L)等广义热弹性理论^[69]，改进后的热弹性模型被大量使用在航空航天领域对高温结构热弹性变形的分析上，且具备较高的模拟精度。

结构的塑性变形难以准确预测，当前主流的塑性变形本构模型可以分为唯象模型（经验模型）^[70]、物理模型^[71]和神经网络模型^[72]。高温合金的唯象模型中最常被使用的是 Johnson-Cook 模型、Arrhenius 模型和 Fields-Backofen 模型。大部分的唯象模型改进工作也是基于这三个模型进行的。唯象模型基于宏观试验现象与数据拟合，不深究微观机理，整体计算效率高且鲁棒性好，适合用于工程设计，因此得到了广泛研究^[73-75]。高温合金的物理本构模型近些年发展比较快，其无需大量试验拟合，可通过少量微观表征数据确定参数，具备整体计算精度高等优点。物理本构模型中比较经典的有 Zerilli-Armstrong 模型、Kock-Mecking 模型和 Mechanical Threshold Stress 模型等，研究人员在此基础上进行了改进与一些新模型的研究^[76,77]。神经网络本构模型是近些年发展起来的基于数据驱动与机器学习算法，融合材料宏观试验数据与微观机理的新型本构建模方法，该方法构建的本构模型十分依赖高质量实验数据，且在实验工况范围外误差较大，因此当前处于探索阶段，较少使用在工程设计中。

蠕变是结构长时间受力热作用下出现的变形，材料蠕变的研究主要集中在航空发动机领域。涡扇发动机叶片长时间重复使用下发生蠕变变形，影响发动机推力性能，甚至可能导致结构传热恶化进而失效。目前高超声速飞行器的设计目标正在向长航时飞行与可重复使用推进，而超燃冲压发动机所面临的力热问题更加显著，精确的蠕变模型是超燃冲压发动机结构突破可重复使用瓶颈的关键因素。国内外学者对蠕变进行了大量研究并提出了近百种蠕变本构模型，其中比较经典的蠕变本构模型有 Norton 模型、Manson-Haferd 模型、Kachanov-Rabotnov 模型、Bartsch 蠕变模型及 Blackburn 蠕变模型等。经典蠕变模型的适用范围一般较窄，研究人员在此基础上进行了大量实验结果分析并对模型进行拓展^[78]。当前大部分高温蠕变模型基于航空发动机的工作环境进行开发，涡扇发动机工作时的燃气总温为 2000K 左右，而超燃冲压发动机长时间处于超声速燃烧工作状态下，飞行速度为马赫 6 时，燃气总温可达 3000K，当飞行速度提高至马赫 8 时，燃气总温甚至可接近 4000K，发动机结构承受的极端热环境相较于涡轮发动机要更为恶劣。在这种前提下，对超燃冲压发动机进行结构蠕变数值模拟，需要现有的蠕变模型向更高的结构温度进行数据外推，难以保证模拟的准确性，因此需要针对超燃冲压发动机工作特点开发适用于高温结构的新蠕变模型。

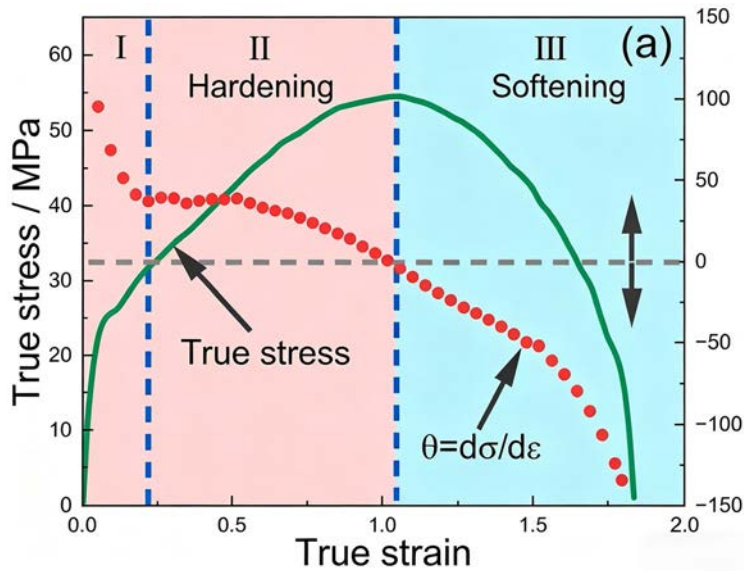


图 12 TNW700合金的超塑性流动行为及变形机制^[71]

Fig. 12. Superplastic flow behavior and deformation mechanism of TNW700 alloy^[71]

发动机主体结构直接接触强燃烧释热区域时极易屈服失效，因此在发动机流道壁面会使用热障涂层作为被动热防护措施保护发动机结构。热障涂层由金属基底（substrate, Sub）、粘结层（bond coat, BC）、氧化层（thermally grown oxide, TGO）与陶瓷顶层（top coat, TC）组成^[79]，在面对发动机内的复杂力热环境时容易产生氧化、高温侵蚀以及断裂等现象^[80]。热障涂层中的氧化现象主要表现为BC层向TGO层的转换，氧化现象是导致热障涂层局部应力集中进而导致失效的重要因素^[81]。当前主流的热障涂层氧化现象建模主要有两种，分别是通过实验数据总结TGO层厚度与时间的关系建立经验公式，另一种则是通过扩散与反应方程建立TGO层生长模型^[82,83]。经验公式依托大量实验数据通过拟合得到，适用于设计时初步对热障涂层的寿命进行估计，难以反应微观生长机理。扩散与反应方程可以很好捕捉局部应力集中导致的失效过程，整体计算量较大，需要进一步改进模型提高计算效率。高温侵蚀主要由高速气流带动硬质颗粒冲刷热障涂层表面导致^[84]，当前对高温侵蚀的研究主要通过实验的方法进行，通过改变制备工艺来改善热障涂层应对侵蚀时的性能^[85]，由于涉及到多相流过程，当前较少有研究通过数值计算来模拟侵蚀过程。热障涂层的断裂过程较为复杂，很多因素包括氧化侵蚀等都会导致断裂现象的产生，但造成裂纹出现的原因主要还是应力分布不均匀与局部应力集中^[86]。超燃冲压发动机实际工作时间往往以小时为单位，使用扩散与反应方程进行数小时发动机涂层裂纹生长精确求解的计算量巨大，几乎无法实现，而经验公式的计算量相较于精确求解要小一至两个数量级。因此，要进行精确的多场耦合评估，需要基于发动机运行过程的燃气组分和总温等物理量改

进经验公式，建立热障涂层失效高精度模型。

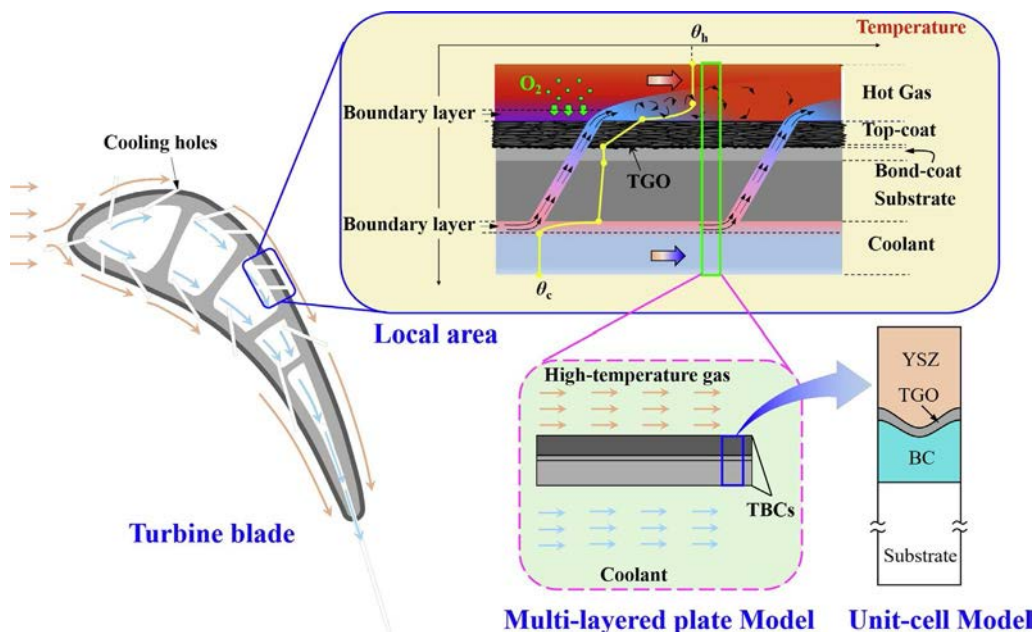


图 13 涡轮叶片热障涂层示意^[80]

Fig. 13. Schematic diagram of thermal barrier coating on a turbine blade^[80]

再生冷却系统是利用发动机燃料的高热沉特性，吸收发动机主体结构中的热量，降低结构高温失效可能的重要手段^[87-89]。再生冷却系统会通过影响结构温度间接影响其变形过程，因此想要准确模拟发动机高温结构变形过程就必须对再生冷却系统进行精确建模。再生冷却系统的建模可以分为两个部分，一是对燃料的流动传热过程的准确建模^[90]，二是冷却通道分布建模^[91]。当前针对这两部分的建模都还比较少，初步的研究表明燃料裂解导致的燃料密度和动力黏度变化会恶化冷却性能^[92]，结焦沉积对冷却通道的流动和传热性能影响显著^[93]，在冷却通道中布置肋片可以显著降低通道所承受的平均热应力^[94]。单条冷却通道的截面尺寸在 1-2mm 左右，但是长度达到了 1m 以上，这导致想使用 RANS 方法对冷却通道进行数值模拟时，单条冷却通道的网格量会超过 100 万量级，如果相对发动机进行全尺寸耦合模拟，涉及到几十上百条冷却通道的并行数值模拟，这带来了极大的计算量，因此在当前耦合技术的研究中，对冷却通道计算的简化也是需要重点研究的一个课题。

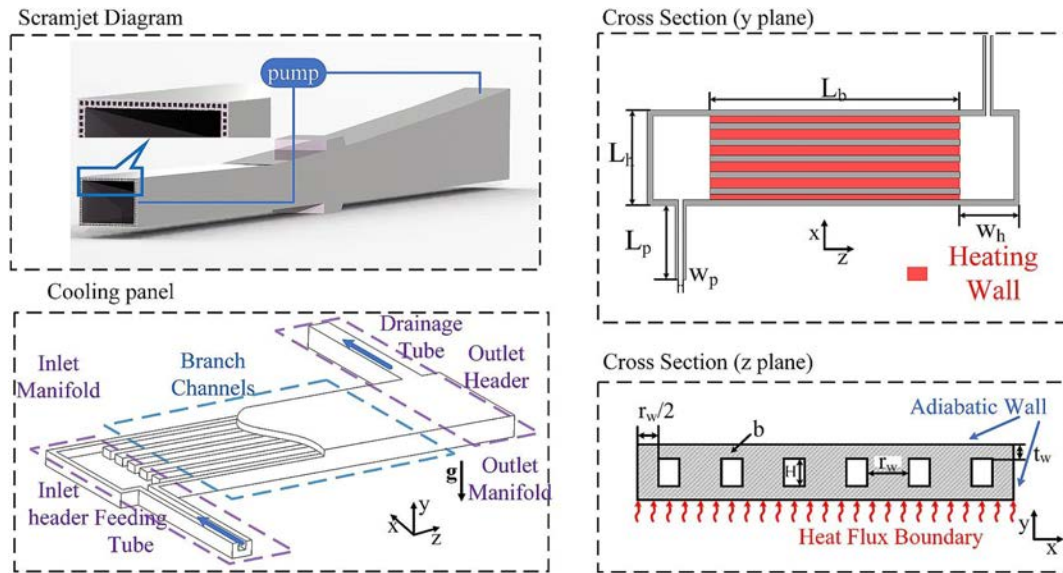


图 14 再生冷却通道示意^[89]

Fig. 14. Schematic diagram of regenerative cooling channels^[89]

3.2 结构烧蚀问题

高超声速飞行器进气道前缘、燃烧室壁面及喷管等关键结构部件，长期暴露于高焓、高压、强剪切以及化学非平衡的极端气动热环境中。尖锐前缘、进气道激波-激波干扰、燃烧释热和激波-边界层干扰等因素均容易诱发局部极高热负荷，从而导致结构烧蚀问题。结构烧蚀引起的几何外形后退和表面粗糙度变化，显著改变发动机内部的波系结构和边界层特性，进而影响进气效率、燃烧稳定性乃至导致发动机“不起动”。当前的研究主要通过实验测量、数值模拟和理论分析等手段，揭示烧蚀过程中的材料响应机理、流场耦合效应及气动外形演化规律，为热防护材料的优化设计与飞行性能预测提供关键支撑。

烧蚀过程的实验研究依赖于高焓风洞、等离子体电弧加热器等设备模拟极端环境。利用嵌入式超声波传感器或电阻式烧蚀传感器，可实时监测壁面厚度的后退过程。高速纹影用于捕捉激波结构的瞬态变化；双色比色高温计和红外热像仪用于非接触测量表面温度场^[95]。这些技术有效解决了烧蚀过程中表面形变导致的测量点漂移问题，为气固耦合界面反应机制的研究提供了高精度数据支持。

烧蚀过程的数值模拟需耦合流场计算与材料响应模型。针对连续流区，采用基于 Navier-Stokes 方程的热化学非平衡模型，考虑碳基材料氧化反应、升华反应及热解气体引射效应。NASA Ames 研究中心的 Chen 等^[96,97]开发了一系列非平衡流动与热防护材料热响应耦合代码，对碳基和硅基热防护材料的烧蚀性能进行了广泛研究，并与风洞试验进行对比验证，分析了烧蚀气体引射效应对外部流动

的影响。对于稀薄气流区（如 $Kn > 0.01$ ），直接模拟蒙特卡洛（DSMC）方法通过追踪粒子运动与碰撞，模拟微烧蚀引起的局部形貌变化。Stern 等^[98,99]发展了模拟碳纤维体积烧蚀的介观尺度方法，获取了纤维的烧蚀形貌，如图 15 所示。此外，跨尺度耦合方法（如 Marching Square 算法）被用于动态更新烧蚀外形，实现流场与表面退蚀的双向耦合。国义军等^[100]研究了碳基材料氧化烧蚀的快/慢反应动力学特性，在同时考虑了 CO 与 CO₂ 两个烧蚀产物后，烧蚀速率随温度的变化曲线出现两个平台，与实验数据完全吻合，可以用于建立碳基绝热材料烧蚀模型以及后续的数值模拟研究。

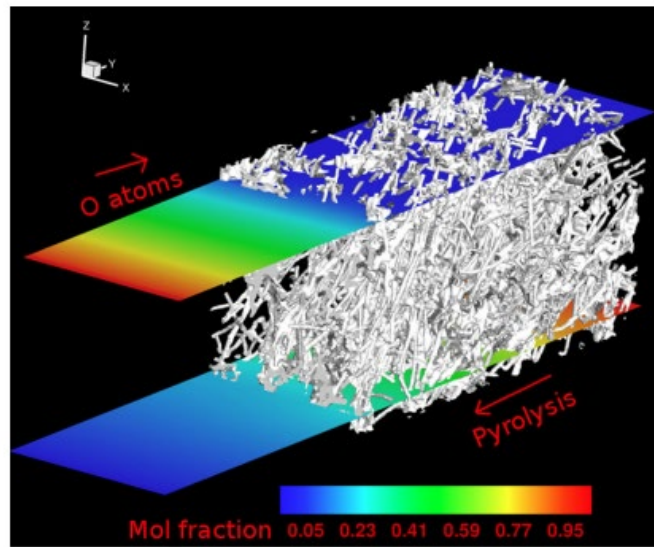


图 15 多孔纤维材料烧蚀介观模拟^[98]

Fig. 15. Mesoscopic simulation of ablation in porous fibrous materials^[98]

当前烧蚀问题的研究主要集中在再入式飞行器，针对吸气式高超声速飞行器的相关研究仅停留在概念设计阶段。如图 16 所示，Rodríguez 等^[101]开发了一个结合降阶推进模型与烧蚀材料响应模型的跨学科设计框架，用于带烧蚀热防护系统的超燃冲压发动机的概念设计与优化，其通过耦合分析验证了该框架在初步设计阶段能有效捕捉关键性能趋势与非均匀烧蚀效应，为后续多学科设计优化奠定了基础。此外，与以短期极端加热为主的再入式飞行器不同，吸气式高超声速飞行器的关键结构需在长航时条件下持续工作。其烧蚀问题不仅关乎热防护，更会持续改变进气道、燃烧室等关键部位的气动外形，直接影响发动机的进气效率、燃烧稳定性和推力性能。因此，研究重点从“利用烧蚀进行热防护”转向“预测与控制烧蚀以维持气动性能”，通常需结合主动冷却技术进行一体化设计。

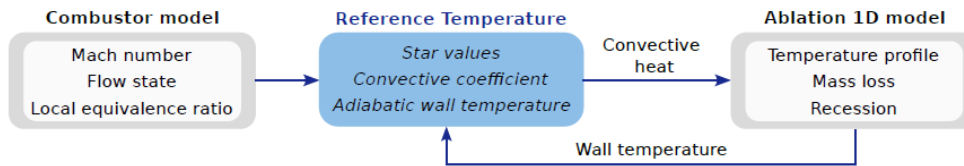


图 16 超燃冲压发动机烧蚀耦合模型^[101]

Fig. 16. Coupled ablation model for a scramjet engine^[101]

3.3 疲劳与可重复问题

与传统的一次性使用运载工具或导弹不同，可重复使用高超声速飞行器要求其结构不仅能在单次飞行中承受极端气动力与气动加热作用，同时必须经历多次任务循环后仍保持结构完整性与功能可靠性^[102,103]。在此背景下，结构设计准则正从传统静强度主导逐渐转向以“可重复性”为核心的设计理念。传统线性叠加分析方法已难以满足高超声速飞行器的高精度需求，气动热弹性与流-热-固耦合效应在高温环境下尤为突出。特别是长时间高温巡航诱发的热蠕变、以及反复起降与机动飞行导致的热机械疲劳，其损伤机制复杂，建立高精度损伤演化与寿命预测模型是实现飞行器可重复使用寿命评估的关键技术瓶颈^[79]。

在高温巡航阶段，飞行器的疲劳载荷环境已由传统的单一机械应力循环演变为极高热流、非定常激波载荷与复杂化学环境共同驱动的多场耦合响应。在这种极端工况下，结构的失效模式呈现出蠕变-疲劳交互、热棘轮效应以及氧化消融损伤深度叠加的特征。在实验研究方面，Schoneich 等^[104]发现，金属薄面板在超声速流场中产生的热屈曲变形会导致局部热通量剧增约 40%，这种由几何非线性诱发的“热点”会导致材料局部显著超过屈服极限并进入塑性阶段，其产生的循环塑性应变能累积是诱发结构低周热疲劳的根本机制。Bencivengo 等^[105]针对高超声速流场下 C-C 复合材料的消融实验则证实，氧化侵蚀与机械剥离的耦合作用使材料内部孔隙率的增长速率比常压环境快 1.5 个数量级，这种微观损伤通过削弱纤维-基体界面强度，显著加速了结构在变幅循环载荷下的疲劳破坏进程。在数值仿真领域，Culler 等^[106]通过流-固-热紧耦合模型发现，控制翼面在飞行初期即可因极高热流触发材料消融，由此导致的几何拓扑改变与结构刚度骤降会诱发强烈的高频气动弹性振动，进而引发由大变形驱动的早期振动疲劳失效。Gulczyński 等^[107]研究了可重复使用火箭发动机推力室内壁在反复加热冷却过程中的疲劳寿命问题。该研究建立了一种考虑材料在不同温度下性能变化的疲劳损伤计算模型，证实推力室壁的失效主要由循环塑性变形引起的材料性能退化所导致。相比

之下,低速飞行器的疲劳研究更侧重于准静态载荷下的长寿命可靠性。**Dewa** 等^[108]的研究指出,某型飞机机翼连接件局部应力集中系数可高达 5.6 倍,是裂纹在早期服役循环中萌生的直接诱因。针对航空金属材料的超高周疲劳,**Wu** 等^[109]通过研究表明航空金属材料的超高周疲劳的疲劳裂纹倾向于由材料内部微观缺陷而非表面萌生。**Shi** 等^[110]提出了一种适用于航空发动机全寿命阶段和复杂应力状态的新型寿命预测模型,对不同合金种类与应力分布均具备良好的预测精度,如图 17 所示。针对低速飞行器已经开发出了很多疲劳与寿命预测模型,然而高超声速服役环境具有高度不确定性,传统的确定性寿命预测方法已逐渐难以满足实际工程与适航要求。

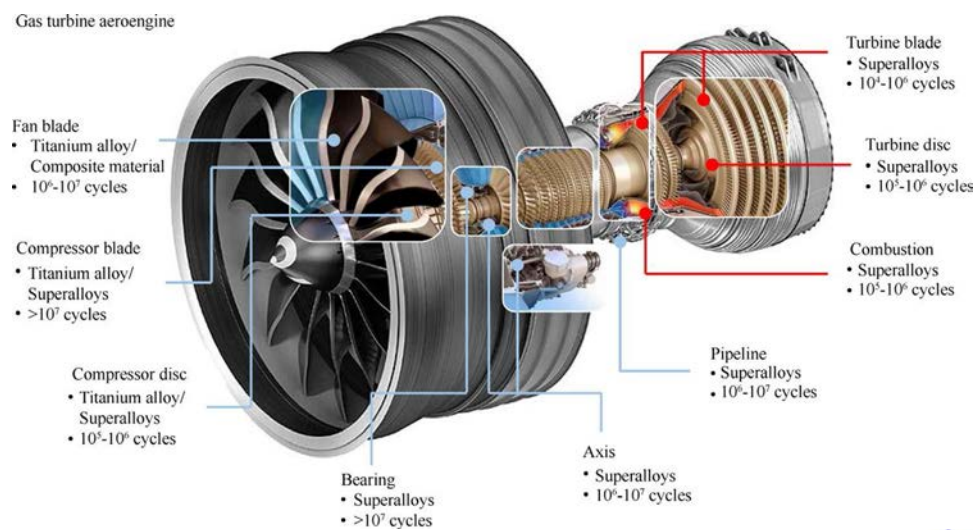


图 17 航空发动机不同零部件及结构的材料类型与疲劳寿命^[110]

Fig. 17. Material types and fatigue life of various components and structures in an aero-engine^[110]

现有固体建模多基于宏观连续介质假设,热障涂层/粘结层/基底界面与流-固耦合界面存在滑移、微间隙生成、应力集中等现象,但在当前对结构的建模中常被简化,将耦合界面视为理想界面,难以反应界面失效与局部热流集中。同时,高温高压与高应变率下的材料物理属性的温度/应力相关性及各向异性,常被简化为常数或弱温度依赖,在 1500 K 以上工况误差显著。上述对固体建模的简化时导致高温长时服役工况下预测精度不足、适用范围受限的重要原因。

现有研究表明,高超声速飞行器疲劳研究的未来重点应聚焦于激波/边界层相互作用产生的非定常压力脉动、热应力驱动的结构稳态演化以及极端热通量对材料强度的瞬态削弱效应。然而,面对全机可重复使用及长航时飞行的严苛要求,如何在高保真度下描述材料在极端气动热环境中的烧蚀退化、多场耦合疲劳以及

由此诱发的性能衰减，仍是当前领域的薄弱环节。未来的研究应致力于突破跨尺度损伤演化的动态建模，实现对复杂载荷谱下结构剩余强度与服役寿命的精准评估，从而支撑高超声速飞行器从“单次飞行”向“可靠服役”的跨越。

4 界面数据交互

在吸气式高超声速飞行器流-固-热多物理场耦合模拟中，数据传递与网格变形是支撑耦合闭环的两个底层核心技术。数据传递方法负责在不同物理场的非匹配网格间精确交换力、热等耦合信息，是确保物理过程真实复现的基础。网格变形技术则依据结构变形动态、高效地更新流场计算域网格，是维持计算稳定性和精度的动态纽带。二者协同工作，共同构成了从“信息交互”到“几何适应”的完整耦合链条，是实现高效、高精度多场耦合数值模拟的关键保障。

4.1 数据传递方法

跨物理场数据传递的精度与效率，直接决定了多物理场耦合模拟能否真实复现实际的物理过程，是实现高效、高精度多场耦合数值模拟的关键技术环节之一^[111]。当前发展的物理场数据传递技术主要基于数据插值方法，根据插值影响范围的不同，又可分为局部插值法^[112,113]与整体插值法^[114,115]两大类。

整体插值方法利用界面上所有源节点的信息，构建一个覆盖整个耦合界面的全局映射函数，以实现物理量的全局最优逼近，该函数在整个定义域内是连续且通常是高阶可微的。其优点是插值精度高，能产生非常光滑的过渡面，特别适合处理变形较大或几何拓扑复杂的界面，但随着节点数的增加，计算成本昂贵，且局部扰动会波及整个全局函数。此类方法主要包括 Shepard 方法^[116]、样条函数法^[117]以及近年受到广泛关注的径向基函数^[118,119]方法等。传统样条函数拟合在数据点分布不均或梯度较大时易产生非物理振荡，且在流固耦合界面进行双向数据传递时，难以严格保证守恒性^[120]。径向基函数（Radial Basis Function, RBF）方法发展相对较晚，却因其无网格、高精度的特性，得到飞速发展和极大应用，契合高超声速流-固-热耦合中非匹配网格间动态载荷传递。Rendall 等^[121,122]将径向基函数应用于大型飞机机翼气弹问题分析，表明其对 CFD/CSD 数据插值及大变形位移具有良好的适用性。径向基函数方法的核心在于选择合适径向基函数以及形状参数。对此，学者们提出了多种策略^[123]，如贝叶斯优化^[124]、交叉验证等^[125]方法来确定最佳形状参数。刘深深等^[126]提出基于几何尺度归一化的改进径向基插值数据传递方法，其插值精度，效率及通量守恒性均能满足多场耦合仿真

中热流传递要求。刘智侃等^[111]基于局部物理量梯度对径向基三方向权重进行自适应修正，能够很好地解决实际复杂外形物理量分布各向异性特征的问题，如图 18 所示。

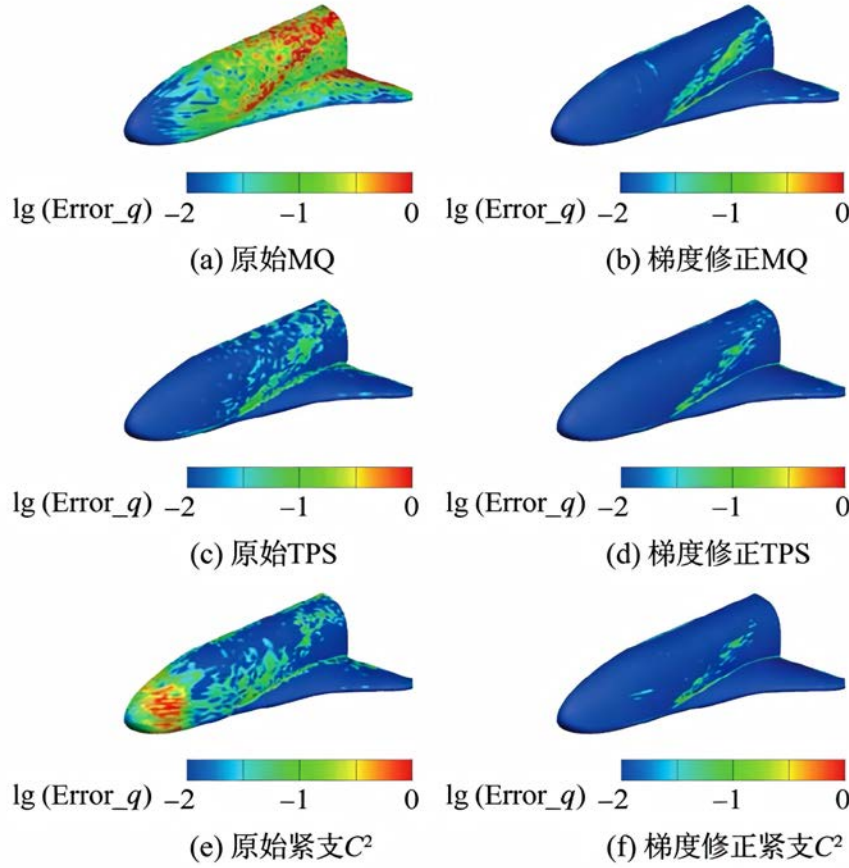


图 18 翼身组合体流体域网格表面热流误差云图^[111]

Fig. 18. Contours of heat flux error on the surface of fluid domain of the wing-body configuration^[111]

局部插值方法则基于耦合界面的局部区域信息进行数据插值或拟合，核心思想是仅利用待插值点邻近的少量节点来构造插值函数。这类方法通常具有计算效率高、易于实现的显著优势，其缺点在于可能产生一阶导数不连续的问题（即不够光滑），对于高超声速的气动热载荷，可能诱发数值震荡。局部插值方法实现方式多样，主要包括单元映射点插值法^[127]、加权余量法^[128]、常体积转换方法^[129]、局部反距离加权法（Inverse Distance Weighted, IDW）^[130,131]等。Stein 等^[128]提出的加权余量法，依据加权余量原理构建传递方程，确保局部力的平衡。Chen 等^[132]提出的常体积方法，通过保持界面局部体积不变，确保传递过程中的质量守恒。徐敏等^[133]优化了常体积方法中的权重系数，提升了大变形情况下的传递精度。值得一提的是崔鹏等^[134]发展的局部热流插值方法，专门针对高超声速流-

固-热耦合问题，实现了热流密度与力的协同传递。局部反距离加权方法通过计算目标点与少量的源点距离，并将源点的物理量进行反距离加权求和，该方法简单、高效，是一种广泛应用的数据传递方法^[135]。柴国亮等^[136]发展了迭代亏量校正技术对反距离加权插值结果进行修正，通过有限次迭代，理论上将计算精度提高至二阶。Yan 等^[137]提出了考虑各向异性的多参数协同优化 IDW 插值方法。该方法不仅考虑了空间邻近性、样本量和距离衰减等因素，还通过优化参数来提高插值精度，弥补了大多数 IDW 方法未能考虑空间各向异性的不足。Lu 等^[135]开发的自适应反距离加权方法允许距离衰减参数根据局部采样点密度而变化，提高了空间预测的准确性。

当前，数据插值方法多聚焦于复杂工况下的各向异性、大变形适配性及参数自适应选择等关键问题，以提升在高超声速等极端条件下流-固-热耦合模拟的适用性。未来，数据插值方法将更趋向于物理机制与插值模型的深度耦合，同时在人工智能技术的加持下，实现非匹配网格、复杂外形及强非线性耦合场景下的精度与效率瓶颈突破，为高效、高精度多物理场耦合数值模拟提供更可靠的技术支撑。

4.2 网格变形方法

网格变形技术作为流-固-热耦合计算的动态纽带，是流体/固体双向反馈闭环的关键底层技术，承担着将结构热弹性位移实时转化为流场几何演化的任务，更直接决定了数值求解的收敛性与高保真度。

根据网格变形方法的数学特点，可将其分为物理法和代数法两大类。物理法根据特定的物理定律求解节点位移，而代数法则不赋予网格变形具体物理含义仅进行简单的代数运算。常用的物理法有：弹簧法^[138]、弹性体法^[139]和偏微分方程法^[140]等。弹簧法的核心思想是将网格边视为具有刚度的弹簧，组成一个多弹簧系统，通过求解静力平衡问题得到节点位移。弹性体法则将流体域视为弹性连续介质，基于流体网格求解弹性方程。偏微分方程法则基于扩散型方程如拉普拉斯方程及双调和方程求解位移场。这些方法大多需要求解线性方程组，存在计算开销较大的问题，且难以适用于网格大变形工况的问题。

代数法主要包括：Delaunay 背景网格插值法^[141]、反距离加权插值方法^[142]、径向基函数插值法^[143]等。Delaunay 图映射方法计算效率高，但变形质量依赖背景网格，易引发插值域不连续与单元交叉问题，该方法常与其他网格变形方法结合形成混合型方法^[144,145]。传统 IDW 方法通过节点间欧氏距离定义权重并完成体

积场投影，虽具备原理简洁、计算逻辑清晰的优势，但因仅考虑节点位置权重，未兼顾表面网格的姿态约束，在大变形场景下易导致边界网格扭曲、正交性下降。针对这一缺陷，Allen^[146]将位移和旋转概念运用到体积场的反距离加权投影过程，引入表面网格位移与旋转的双重约束，构建了兼顾表面姿态与体积场变形协调的网格变形框架，从根本上解决了传统反距离加权方法边界网格正交性差的核心问题。高超声速流-固-热耦合问题中，流场和固体场网格规模通常很大，直接采用传统的反距离加权方法计算会产生极高的计算开销。针对大规模计算的瓶颈，Luke 等^[147]构造了双指数权重函数的反距离加权网格变形算法，通过树码优化降低计算复杂度的同时，可处理超 1 亿节点大规模网格，部分结果如图 19 所示。可以看出其得到的网格质量整体上与径向基函数方法相当，且在表面附近网格正交性保持上更优。

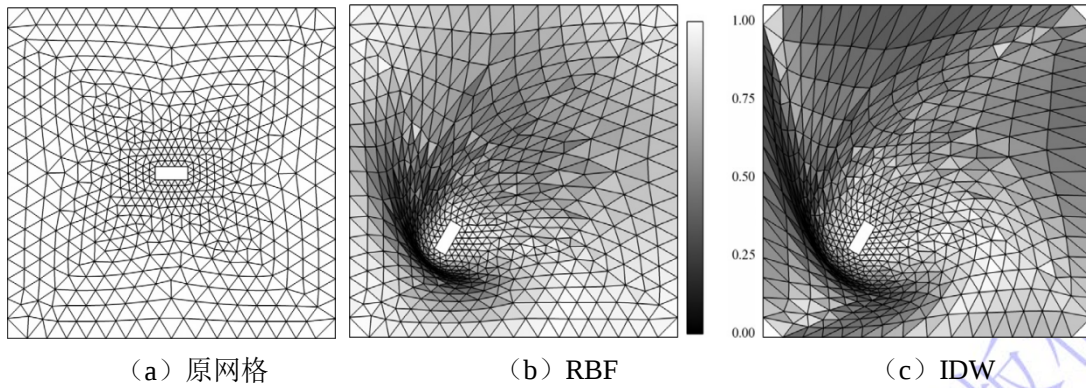


图 19 IDW与RBF方法变形网格质量对比^[147]

Fig. 19. Comparison of deformed mesh quality between IDW and RBF methods^[147]

RBF 类网格变形方法在保证网格质量的同时展现出高效稳健的性能，但求解插值系数的线性方程组规模随边界节点数增加而急剧扩大，在大规模三维网格变形问题中计算代价昂贵，因此如何减少边界点数且保持网格质量是 RBF 网格变形方法的重要研究方向。Rendall 等^[148]首次将贪心算法引入 RBF 网格变形中，其核心在于通过最小化表面插值误差，迭代地筛选出最优的表面节点子集，并利用这一规模大幅缩减的子集来驱动后续的体积投影过程。Selim 等^[149]设计了增量求解策略，将每次贪心迭代中方程组求解复杂度从 $O(n^3)$ 降至 $O(n^2)$ ，其中 n 表示节点数量。Fang 等^[150]提出了分组循环贪心算法，通过用局部最大误差近似全局最大误差，进一步加速了贪心迭代过程中的误差计算。Hu 等^[151]提出了一种高效多域的 RBF 网格变形方法，其核心思想是表面节点随机划分为 n 个等规模子

集，构建子 RBF 插值器，将体积域按壁面距离分类，采用差异化加权策略计算变形，如图 20 所示；该方法将串行计算复杂度从传统 RBF 的 $O(N_s^3)$ 降至 $O(N_s^3/n^2)$ (N_s 为表面节点总数)，效率显著高于传统贪心算法和多尺度方法，且网格质量相当。该方法已成功应用于大规模高超声速飞行器网格变形，上亿规模网格计算耗时仅约 500 s。Xie 等^[152]提出双限制径向基函数算法，通过构建结合移动与静止边界距离的双限制函数，在局部网格变形中精确保留静止边界并自动限制变形区域，显著降低计算成本。Deng 等^[153]在 Xie 的工作基础上提出多级局部双限制径向基函数插值方法，将该方法拓展到多体网格变形。

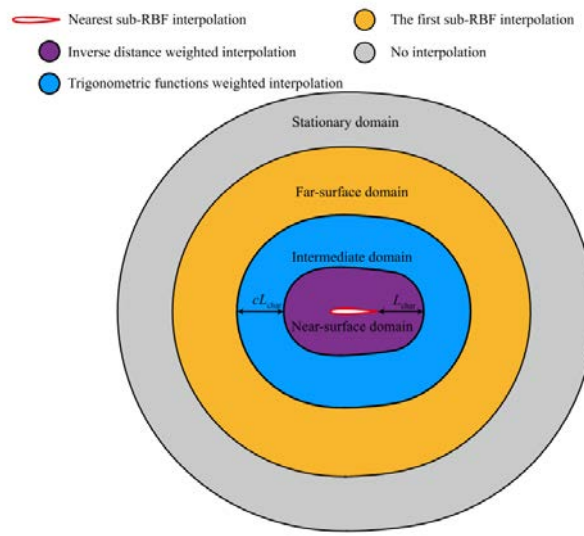


图 20 多域RBF方法网格变形策略^[151]

Fig. 20. Strategies of mesh deformation in the multidomain method^[151]

表 1 总结了不同网格变形技术的计算复杂度和主要优缺点。可以看出，改进版本的 RBF 方法在计算量、鲁棒性和变形质量之间取得了良好平衡。物理法更适合用于规模较小、简单的几何或小变形问题；对于大规模问题，尤其是在需要反复进行网格变形时，其计算资源消耗过大，针对此类问题代数插值方法具有更佳的性能。

表 1 部分网格变形方法计算复杂度

Table 1 Calculation complexity of partial mesh deformation method

方法	典型计算复杂度	应用场景
物理法	弹簧类比法 $O(N_e^3)$	简单易于实现，变形质量差
	弹性体法 $O(N_e \log N_e)$	需采用有限元离散求解，不适用于大变形

代数法（其他）	基于 Laplace 偏微分方程法	$O(N_v)$	计算高效，仅适用于单频率变形
	反距离加权插值	$O(N_v \log N_s)$	简单高效，旋转变形需额外考虑
	Delaunay 背景网格插值	$O(N_s \log N_s + N_v \log N_s)$	计算高效，边界层变形质量差
	全局法	$O(N_s^3)$	鲁棒，变形质量高，代价昂贵
代数法（RBF 类）	传统贪心法	$O(N_{red}^4 + N_{red}^2 N_s)$	鲁棒高效，无明显缺陷
	增量贪心法	$O(N_{red}^3 + N_{red}^2 N_s)$	
	多尺度 RBF	$O(N_b^3 + N_b N_v)$	
	多域 RBF	$O(N_s^3 / n^2 + N_s N_v / n)$	

表中： N_e ：网格边总数； N_v ：体网格节点数； N_s ：表面节点数； N_{red} ：贪心降维点数； N_b ：多尺度基点数； n ：分组数量。

总的来看，网格变形的主流方法已从物理法演进为以边界保形能力更强的代数插值法（如反距离加权与径向基函数法）为主并通过局部化、点集精简、并行计算等手段优化效率，提升了复杂外形大变形下的网格质量。

界面数据交互技术正从传统插值方法向智能化、高保真方向演进。未来将通过融合人工智能实现参数与策略的自适应优化，并深度耦合物理机制以确保能量守恒，同时借助高性能计算处理超大规模问题，最终发展为高效、鲁棒且工程实用的标准化模块，为吸气式高超声速飞行器的精准仿真提供核心支撑。

5 多物理场耦合策略与智能加速方法

面对全弹道长航时热分析与高动态气动弹性评估的双重需求，传统的单场求解已无法满足复杂设计要求，而高效、精准的耦合策略及智能化加速方法已成为当前研究的核心。本章重点介绍了目前耦合策略的优劣及适用场景，并探讨了智能加速方法在多场耦合中的前沿应用，旨在为解决高保真仿真与工程研制周期之间的矛盾提供理论支撑与技术路径。

5.1 耦合策略优化

针对高超声速流-固-热耦合问题，目前已开发了多种耦合策略，主要分为松耦合，紧耦合，与整体耦合策略。松耦合策略也称为串行交错耦合策略，是目前工程应用最为广泛的方法。其核心优势在于极高的计算效率和模块化灵活性。该策略允许分别使用成熟的 CFD 求解器和有限元热/结构求解器，在每个时间步仅交换一次数据，无需反复迭代。针对高超声速飞行器全弹道长航时的模拟，研究者常采用“基于弹道的准静态”松耦合方法^[154]。这种方法将连续的飞行轨迹离散为一系列准静态点，极大地降低了计算成本，使数千秒的飞行热响应分析成为可能^[155]。Culler 等指出^[156]，对于长周期的热防护系统设计，松耦合策略在保证工程精度的前提下，计算效率远高于紧耦合，计算耗时仅为紧耦合的 0.7%，成为全机热评估的首选。为了突破流-热时间尺度差异巨大导致的效率瓶颈，加快热评估效率，Zhang 等^[157]基于松耦合中提出了一种时间自适应的松耦合策略。该研究证明，通过动态调整耦合时间步长，可以在保证精度的同时显著减少数据交换次数，其总耗时较固定时间步长策略降低了约 97%，大幅提升了对前缘结构共轭传热问题的预测效率。Cao 等^[158]的研究也聚焦于可充气再入减速系统的流-固-热耦合分析，通过建立多场耦合模型，获得了柔性热防护系统各功能层的应力、变形分布及温度场分布，为评估极端载荷下的结构性能提供了关键数据。

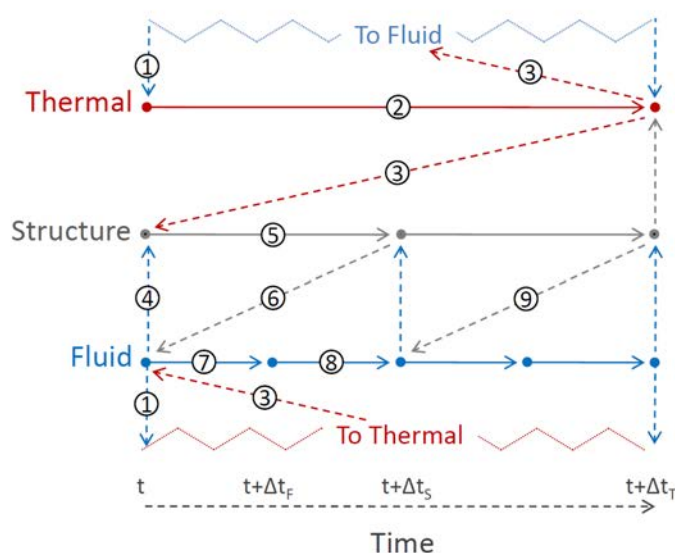


图 21 松耦合策略示意图^[159]

Fig. 21. Schematic diagram of the loose coupling strategy^[159]

紧耦合策略通过在每个物理时间步内引入子迭代机制，强制流体和结构在当前时刻达到平衡。其主要优点是具有卓越的数值稳定性和时间精度，能够消除松耦合中的时间滞后误差，特别适用于捕捉高频、非线性的动态响应。Culler 的研究强调^[160]，在涉及结构显著变形的工况下，紧耦合能够准确捕捉变形对气动

加热的反馈，预测出的峰值温度和失效指数显著高于传统单向耦合结果，考虑变形反馈后，局部峰值温度增幅约为 20%，表层失效指数增幅约为 200%，避免了设计上的非保守风险。Schemmel 等^[161]利用紧耦合求解器研究了激波-边界层干扰下的壁板颤振问题。研究发现，紧耦合方法能够精确复现由热屈曲引起的复杂极限环振荡和 Hopf 分岔现象，而这些非线性动态特征是松耦合方法难以捕捉的。Wang 等^[162]基于当地活塞理论开发了紧耦合的气动弹性分析方法，在保证计算效率高于全 CFD 耦合的同时，成功应用于三维复杂外形的颤振边界预测，证明了紧耦合在处理高动态稳定性问题上的必要性。

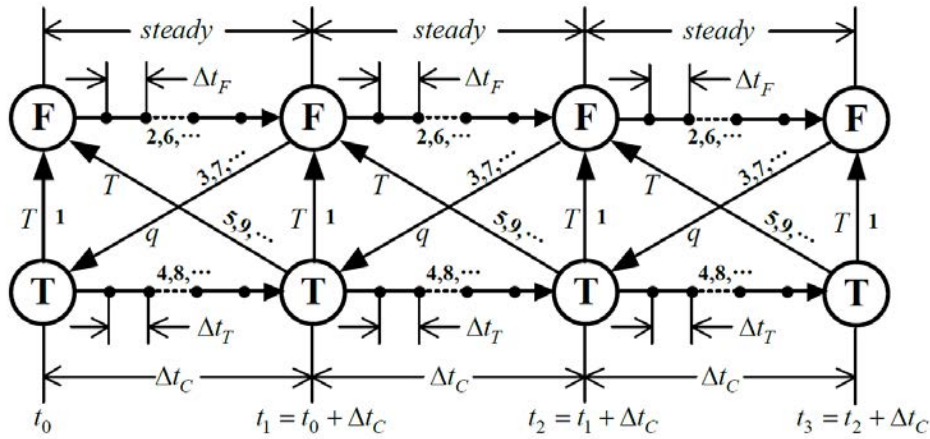


图 22 紧耦合策略示意图^[163]

Fig. 22. Schematic diagram of the tight coupling strategy^[163]

整体耦合策略将流体和结构的控制方程组装成同一个方程组进行联立求解，通常采用牛顿-克雷洛夫等方法。其最大优点在于数学上的无条件稳定性，彻底消除了时间同步误差，理论上具有最强的鲁棒性。Paul^[164]提出了一种基于混合间断伽辽金的整体耦合框架。该研究指出，整体耦合能有效避免分区方法中常见的数值不稳定性，特别是在处理高超声速极端气动热弹性问题时，能够提供高保真的物理场演化细节。Zhang 等^[165]对比了整体耦合与分区耦合的性能，发现在某些强耦合算例中，得益于牛顿法的二次收敛特性，整体耦合所需的迭代步数更少，其总计算时间反而比需要大量迭代步的紧耦合策略减少了 20%-70%，展现了其在处理强非线性问题上的潜力。

综上所述，高超声速流-固-热耦合策略的选取应基于具体研究目标确定。然而，现有耦合策略在工程应用中仍存在明显的局限性。从量化性能来看，松耦合虽然能将数千秒全弹道热分析的计算周期压缩至工程可接受范围，但其在处理局部高频流固干涉时的误差往往难以收敛；而紧耦合与混合耦合虽然在瞬态精度上具有优势，但其单步时间开销往往达到松耦合的数倍以上，导致其目前的计算覆

盖范围仍局限于局部构件或缩比模型模拟，难以直接扩展至全尺寸飞行器全机耦合。因此，针对长时间、全尺寸飞行器的弹道预测任务，建议采用松耦合策略，后续重点可聚焦于基于界面响应特性选取耦合锚点，并在保证精度的前提下进一步提升计算效率。为方便进行耦合策略对比，将各耦合特点及应用场景总结为表 2。

表 2 不同耦合策略的特点与应用场景

Table 2 Characteristics and application scenarios of different coupling strategies				
耦合方式		时间精度	计算效率	应用场景
松耦合	在每个时间步仅交换一次数据，不包含子迭代过程。	低	高	高效准确复现全弹道长航时的热响应趋势。
	在每个物理时间步内引入子迭代机制，强制流体与结构在当前时刻达到平衡。	高	低	适用于结构振动及壁面瞬态流动响应分析。
整体耦合	将流体和结构的控制方程组装为同一矩阵进行联立求解。	最高	需根据问题判断	在极端气动热弹性问题中，提供高保真的物理场演化细节。

5.2 智能加速方法

受限于耦合策略的发展，高超声速多场耦合仍然依赖于松耦合框架求解^[166]。在飞行器概念设计、弹道优化等需要成千上万次迭代计算的场景中，传统高保真耦合模拟将出现时间周期长、优化成本高等问题^[167]。近年来，随着融合物理机理与数据驱动的场求解方法被提出，智能化加速技术正在重塑高超声速多物理场仿真的格局^[168]。目前主要方法包括物理融合降阶模型（Physics-Infused Reduced-Order Modeling, PIROM）、物理信息神经网络（Physics-Informed Neural Networks, PINNs）以及生成式模型（Generative AI）。

PIROM 的核心思想是将高保真物理场数据投影到低保真子空间中，同时尽可能保留子空间原有的物理可解释性。在处理高超声速壁板颤振问题时，Venegas 等^[169]开发了一种增强型湍流-粘性-无粘模型，通过机器学习将 RANS 仿真中的湍流和粘性效应嵌入到简单的无粘活塞理论模型中，成功实现了对气动热弹性稳定边界的快速预测，其预测的气动力和热流精度接近全阶 RANS 模拟。针对高超声

速复杂流场的高保真重构，Huang 等^[170]提出了一种基于卷积神经网络的深度学习学习方法，如图 23 所示。该方法针对高超声速钝锥流场进行了建模，实现了利用稀疏壁面压力对全流场物理量的高精度快速预测。Torres 等^[171]先在低精度网格数据上预训练网络，捕捉激波的基本位置和流动拓扑，然后冻结部分网络层，利用高精度数据微调输出层。这种策略被证明能够将高保真数据的需求量减少一个数量级以上，同时在气动热环境预测中保持极高的相关性。PIROM 的优势在于它保留了物理方程的骨架，因此比纯黑盒模型具有更好的泛化能力。

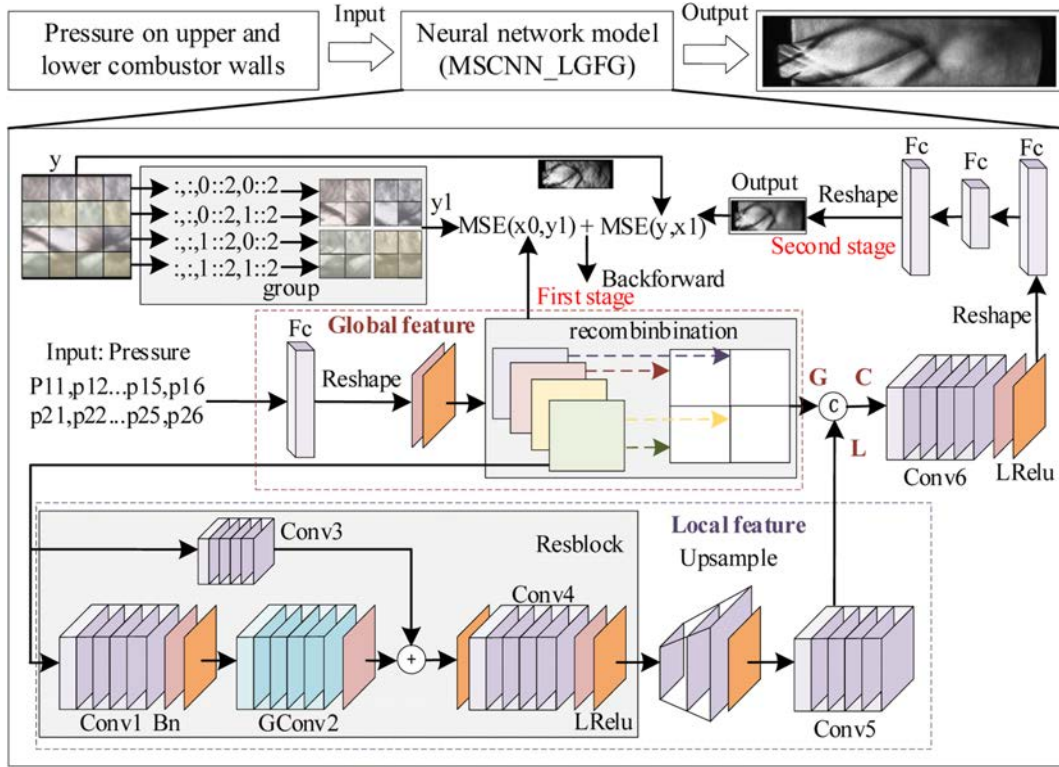


图 23 MSCNN实现流程^[170]

Fig. 23. Implementation flowchart of MSCNN^[170]

PINNs 将控制方程的残差作为损失函数的一部分，强迫神经网络的输出满足物理守恒律。在高超声速间断流场的物理一致性求解方面，Mao 等^[172]采用 PINNs 捕捉高速压缩流动的潜力。该研究通过将可压缩欧拉方程作为物理约束嵌入损失函数，成功实现了对简单间断流场的还原。同时，该研究发现采用更多间断位置处的观测点可以更准确地还原出高速流场，如图 24 所示。流-固-热耦合问题的最大挑战在于计算域的边界是随时间动态变化的。传统的 PINN 通常定义在固定的欧拉网格上，难以直接处理移动界面。Farea 等^[173]提出了一种欧拉-拉格朗日 PINNs 架构。该架构采用两个独立的神经网络：一个基于欧拉视角的网络用于求解流体域，另一个基于拉格朗日视角的网络用于追踪固体结构的运动界面。

两个网络通过界面上的物理约束（速度连续和应力平衡）进行耦合。实验表明，这种改进的 PINNs 架构在模拟高超声速飞行器舵面偏转或壁板颤振等问题时，相比统一架构的 PINNs，能够将结构表面的压力预测误差降低 10% 左右，并在保持物理守恒的同时大幅提升计算效率。

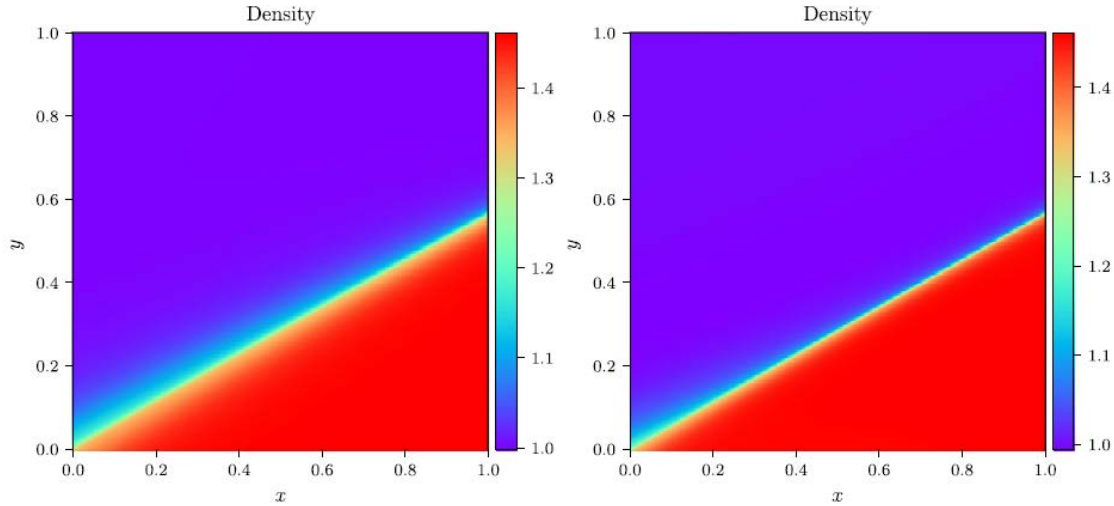


图 24 随机取点（左）与间断处取更多点（右）还原的密度场^[172]

Fig. 24. Reconstructed density fields using random sampling points (left) and denser sampling points near discontinuities (right)^[172]

Generative AI 被广泛应用在高超声速流场的生成与预测中，经典方法包括深度学习神经网络、生成对抗网络方法和注意力机制架构（Transformer）等。Li 等^[174]提出了一种深度生成方法(3D fields solution generative adversarial networks, fsGAN)，流程如图 25 所示。神经网络实现了不同飞行工况到飞行器壁面稳态压力的快速映射，从而提升了流-固-热耦合计算效率，为实现考虑耦合的飞行器实时控制提供了有效途径。Drikakis 等^[175]利用 Transformer 架构研究高超声速壁板颤振问题。该模型以壁面压力时序数据为输入，利用多头注意力机制捕捉长距离的时间依赖关系，准确预测了壁板的非线性极限环振荡。相比于传统的循环神经网络，Transformer 在并行计算效率和捕捉复杂动力学特征方面具有显著优势。

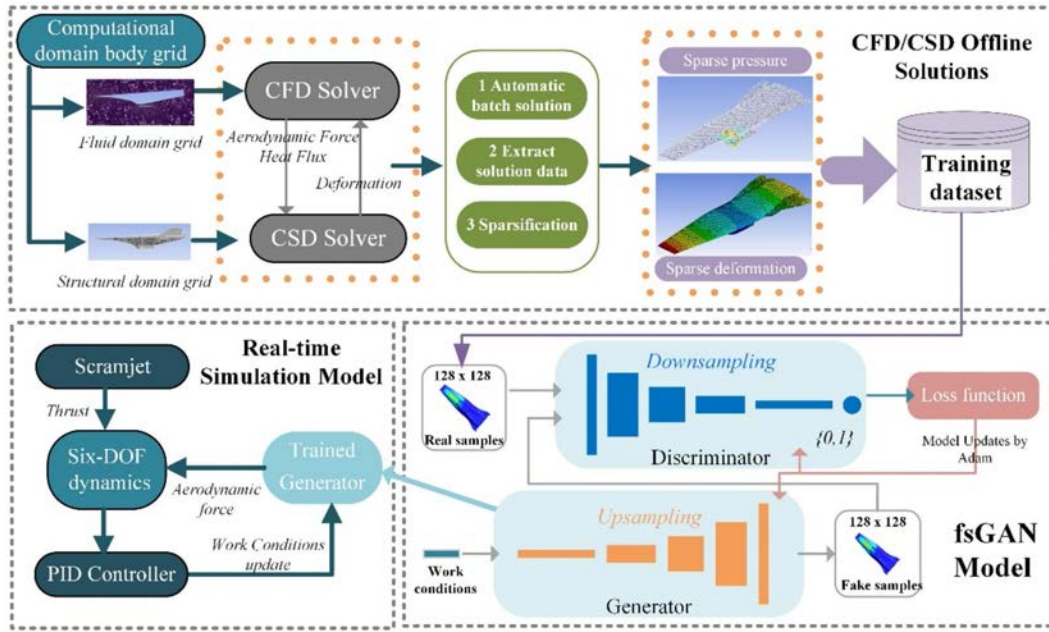


图 25 fsGAN方法实现飞行器耦合和控制的流程^[174]

Fig. 25. Flowchart of the fsGAN method for implementing vehicle coupling and control^[174]

综合上述分析可以发现，目前主流的智能方法本质仍是单个物理场实现加速计算，其耦合计算的本质框架依然是松耦合^[176]。PIROM 方法仅从快照样本中学习低维流形，当耦合工况偏离训练工况时，依靠降阶模型得到的结果精度将大幅下降。低维流形只能高精度还原“内插”，而非“外推”结果。PINNs 虽以软约束引入了控制方程，但在激波、壁面高热流梯度等间断区域，往往面临收敛困难，导致局部物理场求解出现失真。生成式模型则完全依赖对数据分布的复杂拟合，其结果缺乏物理约束。在松耦合框架下，一旦任何单物理场求解出现偏差，误差将随着流-固-热耦合的闭环计算不断累积，最终导致计算失败。为突破泛化能力不足与误差累积的瓶颈，智能化加速方法应重点沿两个方向推进：其一，发展物理硬约束框架。当前已有多种神经网络方法尝试嵌入微分算子或引入其他物理机制，以抑制预测结果的非物理性，同时降低方法对特定训练工况的依赖，从而在更宽的工况范围内提供更高精度的计算结果。其二，结合实时测量数据，建立多保真度在线修正闭环。充分利用智能化方法的快速计算能力，将实时测量信息融入耦合计算过程进行动态修正，使预测结果能够在长时间演化中持续贴近物理真实解。

从工程实用的松耦合框架到追求高频动态响应精度的紧耦合方法，以及具有强鲁棒性的混合耦合策略，不同方案的选择实质是计算效率与物理保真度之间的权衡。随着数据驱动技术的发展，PIROM、PINNs 和 Generative AI 展现出重塑

仿真范式的巨大潜力，显著提升了全弹道模拟与多学科优化的效率。但现有智能化方法处理多场耦合迭代时仍面临物理约束缺失导致的误差累积与泛化性不足等问题。今后的研究重点应聚焦于开发物理硬约束框架的智能模型，确保预测场严格遵循能量与质量守恒律。同时，结合实际测量数据，发展基于多保真数据的智能加速模型，实现高保真仿真向实时在线评估。

6 总结和展望

流-固-热耦合问题是吸气式高超声速飞行器工程设计与飞行控制的重要挑战，其评估精度与效率直接决定了飞行器的结构安全、热防护性能及飞行包线的精确界定。

现阶段研究已形成以松耦合框架为核心的整体评估体系。尽管气动热/燃烧载荷的获取已取得进展，但复杂流动环境下壁面热流的高效精准预示仍是系统性难题。一方面，气相模型需进一步强化极端工况下壁面压力与热流的计算精度，为固体场提供可靠边界；另一方面，传统线弹性本构难以描述强热冲击下结构的塑性变形、蠕变、烧蚀及疲劳等非线性演化过程，导致安全裕度评估存在显著不确定性。此外，将真实冷却系统效应纳入多场耦合模型以优化机体性能，亦是后续研究的关键方向。

物理模型的局限性进一步转化为数值实现中的重大挑战。气动加热诱发的结构形变与表面烧蚀，对耦合界面的数据守恒传递及动态网格鲁棒性提出了严苛要求。在舵面大偏转、长时间退蚀或机体严重热屈曲等工况下，现有动网格方法易面临网格退化与计算失稳难题。同时，在异构网格界面进行载荷映射时，如何在保证几何精度的前提下严格遵循能量与动量守恒，仍是亟待突破的数学瓶颈。

现行松耦合策略在兼顾效率的同时，其时间步长选取多依赖经验，缺乏针对强非线性瞬态过程的系统优化手段，导致长时间仿真的累积误差难以受控。兴起的数据驱动技术虽为加速求解提供了新途径，但现有模型多具“黑盒”属性且高度依赖训练样本。在样本匮乏时，纯数据驱动模型难以保证预测信度，且因物理约束嵌入不足，易产生违背规律的无效解。上述制约因素使得当前耦合分析仍局限于事后地面验证，尚未能满足实时预示与在线控制的应用需求。

展望未来，吸气式高超声速飞行器流-固-热耦合的机理研究与工程应用将围绕以下四个层面展开系统性突破：

(1) 深化耦合机理内涵：从当前结构传热变形深入到材料退化特性研究，旨在阐明“热-力-化”协同作用下的材料失效机理；探究材料退化导致的飞行器表

面粗糙度变化对超声速流动、燃烧的影响规律；关注变形与振动产生的强非定常流动、燃烧特性对飞行器与发动机工作性能的影响机制；

（2）建立精准评估方法：构建面向超燃条件下材料损伤演化评估模型，发展振动条件下高效流场评估方法及流固耦合迭代策略，精准预测可重复使用飞行器全寿命周期内的结构剩余寿命与失效风险；

（3）实现设计范式跨越：构建完整的流场、结构与热防护系统的实时动态交互评估方法，实现设计手段从传统单场静态评估到多场精细模拟的跨越，摆脱传统方法保守设计保留较大裕度的束缚，在确保结构安全的前提下达成机体轻量化与热强度性能的优化平衡；

（4）智能赋能工程应用：流-固-热耦合技术与智能化算法的深度融合将支撑高可信度数字孪生系统，使飞行器具备根据实时热安全状态自主优化飞行轨迹的能力，实现全周期在线健康监测与精细化智能控制，显著提升吸气式高超声速飞行器在严苛环境下的任务成功率与服役效能。

参考文献

- [1] Wang P F, Liu H Q, Yang Z M, Yang W X 2024 *Aerosp. Technol.* 33 (in Chinese)
[王鹏飞, 刘红琴, 杨自牧, 杨维熙 2024 *空天技术* 33]
- [2] Wu D F, Pan B, Zheng L M, Wang Y W, Mu M, Zhu L, Li S N 2012 *Spacecr. Environ. Eng.* 29 9 (in Chinese) [吴大方, 潘兵, 郑力铭, 王岳武, 牟朦, 朱林, 李松年 2012 *航天器环境工程* 29 9]
- [3] Quan D L, Zhang W H, Shi G H, Guan C Q, Wang J, Luo J H, Song F, Wang B, Gao T, Zhu J H 2019 *Mech. Eng.* 41 373 (in Chinese) [全栋梁, 张卫红, 时光辉, 关成启, 王健, 罗俊航, 宋锋, 王博, 高彤, 朱继宏 2019 *力学与实践* 41 373]
- [4] Cousteix J, Arnal D, Aupoix B, Brazier J Ph, Lafon A 1994 *Prog. Aerosp. Sci.* 30 95
- [5] He Q S, Sun S R, Cao X, Jia H, Du Y W, Wang H X 2023 *Aerosp. Sci. Technol.* 141 108524
- [6] Ding C L, Sun B, Yu L J, Zhang S B, Zhang C F, Zhang C S, Yang J Y 2023 *Chin. J. Aeronaut.* 36 164 (in Chinese) [丁春亮, 孙波, 于连杰, 张升兵, 张昌飞, 张昌胜, 杨建一 2023 *中国航空学报* 36 164]
- [7] Luo S, Xu D, Song J, Liu J 2021 *Appl. Therm. Eng.* 190 116754
- [8] Mi Q, Yi S, Gang D, Lu X, Liu M 2024 *Appl. Therm. Eng.* 248 123155
- [9] Hank J, Murphy J, Mutzman R 2008 *15th AIAA Int. Space Planes Hypersonic Syst. Technol. Conf.*, 2008 pp2540
- [10] Sobieszczanski-Sobieski J, Haftka R T 1997 *Struct. Optim.* 14 1
- [11] Blanco D, Rubio E M, Marín M M, Davim J P 2021 *Procedia CIRP* 99 196
- [12] Yang X F, Xiao G M, Liu Q, Cai X K, Liu L, Du Y X, Wei D, Yuan X X, Tang Z G 2024 *Sci. Sin. Technol.* 54 2193 (in Chinese) [杨肖峰, 肖光明, 刘琦, 蔡兴考, 刘磊, 杜雁霞, 魏东, 袁先旭, 唐志共 2024 *中国科学: 技术科学* 54 2193]
- [13] Jiang Z L 2022 *J. Eng. Stud.* 14 469 (in Chinese) [姜宗林 2022 *工程研究* 14 469]
- [14] Meng Z X, Hu F, Peng K, Zhang W H 2016 *J. Natl. Univ. Def. Technol.* 38 6 (in Chinese) [孟竹喧, 胡凡, 彭科, 张为华 2016 *国防科技大学学报* 38 6]
- [15] Sun W, Wang G, Yao X Q, Wang J J 2017 *Fire Control Command Control* 42 7 (in Chinese) [孙文, 王刚, 姚小强, 王晶晶 2017 *火力与指挥控制* 42 7]
- [16] China Association for Science and Technology Science Communication Center

- 2024 [如何突破气动-热-结构多物理场耦合的高效非定常分析计算问题] (in Chinese) [中国科协科学传播中心 2024 如何突破气动-热-结构多物理场耦合的高效非定常分析计算问题]
- [17] Schöneich A G, Whalen T J, Laurence S J, Sullivan B T, Bodony D J, Freyding M, Dowell E H, Stacey L J, Buck G M 2021 *AIAA Scitech 2021 Forum*, 2021 pp0912
- [18] Ma Y, Guo M, Tian Y, Le J 2024 *Aerosp. Sci. Technol.* 146 108953
- [19] Xiang Y 2021 *Aerosp. Power* 52 (in Chinese) [项洋 2021 航空动力 52]
- [20] Niu H B, Yi S H, Liu X L, Huo J J, Gang D D 2021 *Acta Phys. Sin.* 70 134701 (in Chinese) [牛海波, 易仕和, 刘小林, 霍俊杰, 冈敦殿 2021 物理学报 70 134701]
- [21] Liu L 2014 Ph.D. Dissertation (China Aerodynamics Research and Development Center) (in Chinese) [刘磊 2014 博士学位论文 (中国空气动力研究与发展中心)]
- [22] Culler A, McNamara J 2011 *52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Struct. Struct. Dyn. Mater. Conf. 19th AIAA/ASME/AHS Adapt. Struct. Conf. 13th*, 2011 pp1965
- [23] Li S Y, Liu L, Yang X F, Wang Z Y, Du Y X, Gui Y W 2023 *Phys. Gases* 8 18 (in Chinese) [李思逸, 刘磊, 杨肖峰, 王梓伊, 杜雁霞, 桂业伟 2023 气体物理 8 18]
- [24] Wang M Y, Su W Y, Sun F, Cui S, Zhang W Q, Guan K G 2023 *J. Propul. Technol.* 44 170 (in Chinese) [王谋远, 苏伟仪, 孙斐, 崔晟, 张文强, 关开港 2023 推进技术 44 170]
- [25] Chen L, Xia J 2022 *Aerospace* 9 835
- [26] Li B, Wang C, Sun M, Yuan Y, Wang Z 2025 *Aerosp. Sci. Technol.* 163 110361
- [27] Yang B, Bai H C, Fan X H, Wu A P 2018 *J. Propul. Technol.* 39 501 (in Chinese) [杨波, 白菡尘, 范孝华, 吴岸平 2018 推进技术 39 501]
- [28] Ye Z Y, Meng X Z, Liu C, Ye L Q 2018 *Acta Aerodyn. Sin.* 36 984 (in Chinese) [叶正寅, 孟宪宗, 刘成, 叶柳青 2018 空气动力学学报 36 984]
- [29] Luo J, Liu B, Li S, Ma R, Wang L 2025 *Aerosp. Sci. Technol.* 110645
- [30] Zhao Q, Qu F, Bai J Q, Liu J 2025 *J. Northwest. Polytech. Univ.* 1091 (in Chinese) [赵乾, 屈峰, 白俊强, 刘江 2025 西北工业大学学报 1091]
- [31] Fay J A, Riddell F R 1958 *J. Aerosp. Sci.* 25 73
- [32] Zoby E, Moss J, Sutton K 1981 *J. Spacecr. Rockets* 18 64
- [33] Eckert E 1956 *Trans. Am. Soc. Mech. Eng.* 78 1273
- [34] Barone M, Nicholson G L, Duan L 2022 *Phys. Rev. Fluids* 7 084604

- [35] Zafar M I, Zhou X, Roy C J, Stelter D, Xiao H 2025 *J. Thermophys. Heat Transf.* 1
- [36] Menter F R, Langtry R B, Likki S, Suzen Y B, Huang P, Völker S 2006 *J. Turbomach.* 128 413
- [37] Cutrone L, Schettino A, Cardesa J I, Delattre G, Coder J G, Qiang S, Choudhari M M, Vogel E 2024 *AIAA SCITECH 2024 Forum*, 2024 pp0291
- [38] Park C 1988 *26th Aerosp. Sci. Meet.*, 1988 pp458
- [39] Wang X, Hong Q, Hu Y, Sun Q 2023 *Acta Mech. Sin.* 39 122193
- [40] Knight D, Mortazavi M 2018 *Acta Astronaut.* 151 296
- [41] Wang Y, Huang Y, Zhou H, Wang Y, Ji T, Xie F 2025 *Aerosp. Res. Commun.* 3 14274
- [42] Ren H, Wang S, Yuan X, Chen J, Zhang Y, Xiang X 2022 *Phys. Fluids* 34 054106
- [43] Novello P, Poëtte G, Lugato D, Peluchon S, Congedo P M 2024 *J. Comput. Phys.* 498 112700
- [44] Li W, Zhao W, Dai G, Duan Z, Yang Y, Chen W 2025 *Aerosp. Sci. Technol.* 110962
- [45] Urzay J 2018 *Annu. Rev. Fluid Mech.* 50 593
- [46] Trelewicz J R, Longtin J P, Gouldstone C, Kennedy P J, Donbar J M 2015 *J. Propuls. Power* 31 1003
- [47] Fureby C, Martinez Schramm J 2025 *AIAA SciTech 2025 Forum*, 2025 pp1769
- [48] Wang X, Zhong F, Gu H, Zhang X 2015 *Appl. Therm. Eng.* 89 883
- [49] Fan W H, Zhong F Q, Ma S G, Zhang X Y 2019 *Acta Mech. Sin.* 35 943
- [50] Fureby C, Peterson D M, Ombrello T, Eklund D 2025 *AIAA SciTech 2025 Forum*, 2025 pp0391
- [51] Sun W J, Zhong W, Wang P Y, Cai J, Modest M F 2018 *Aerosp. Shanghai* 117 (in Chinese) [孙维佳, 钟伟, 王平阳, 蔡健, Modest M F 2018 *上海航天* 117]
- [52] Nichols R H, Nelson C C 2004 *AIAA J.* 42 1107
- [53] Liu H, Gao Z, Tang Y, Jiang C, Lee C H 2017 *Int. J. Hydrog. Energy* 42 26123
- [54] Gao Z X, Jiang C W, Lee C H 2016 *Appl. Therm. Eng.* 92 62
- [55] Gao Z, Jiang C, Pan S, Lee C H 2015 *AIAA J.* 53 1949
- [56] Wei J, Zhang S, Zuo J, Li X, Qin J, Bao W 2024 *Chin. J. Aeronaut.* 37 109 (in Chinese) [魏军, 张帅, 左婧, 李曦, 秦江, 鲍文 2024 *中国航空学报* 37 109]
- [57] Wei J, Zhang S, Zuo J, Qin J, Zhang J, Bao W 2023 *Phys. Fluids* 35 035112
- [58] Fureby C, Chapuis M, Fedina E, Karl S 2011 *Proc. Combust. Inst.* 33 2399
- [59] Zhang S, Li X, Zuo J, Qin J, Cheng K, Feng Y, Bao W 2020 *Prog. Aerosp. Sci.*

- [60] McNamara J J, Friedmann P P 2011 *AIAA J.* 49 1089
- [61] Thornton E A, Dechaumphai P 1988 *J. Aircr.* 25 1052
- [62] Peters A B, Zhang D, Chen S, Ott C, Oses C, Curtarolo S, McCue I, Pollock T M, Eswarappa Prameela S 2024 *Nat. Commun.* 15 3328
- [63] Gui Y W, Liu L, Wei D 2020 *Acta Aerodyn. Sin.* 38 641 (in Chinese) [桂业伟, 刘磊, 魏东 2020 *空气动力学学报* 38 641]
- [64] Wu Y, Li C, Xia X, Liang H, Qi Q, Liu Y 2021 *J. Mater. Sci. Technol.* 67 95
- [65] Hu F, Wang J, Sui Z, Lin G, Zhao W, Jin H, You Y 2025 *Acta Astronaut.* 232 541
- [66] Zuo J, Zhang S, Qin J, Bao W, Cui N 2018 *Acta Astronaut.* 148 57
- [67] LaFontaine J H, Gogulapati A, McNamara J J 2016 *AIAA J.* 54 1974
- [68] Shlyannikov V, Sulamanidze A, Yarullin R 2022 *Eng. Fail. Anal.* 131 105886
- [69] Youssef H M, Al-Lehaibi E A N 2023 *J. Therm. Anal. Calorim.* 148 5917
- [70] Jang G S, Sim K H 2025 *Mater. Res. Express* 12 096504
- [71] Ma L, He D, Yang B, Han X, Zhang J, Li W 2025 *J. Mater. Res. Technol.* 34 2071
- [72] Dettmer W G, Muttio E J, Alhayki R, Perić D 2024 *Comput. Methods Appl. Mech. Eng.* 420 116672
- [73] Thornton E L, Zannoun H, Vomero C, Caudill D, Schoop J 2023 *J. Manuf. Sci. Eng.* 145 080801
- [74] Meng B, Du Z, Li C, Wan M 2020 *Chin. J. Aeronaut.* 33 1338 (in Chinese) [孟宝, 杜志, 李成, 万敏 2020 *中国航空学报* 33 1338]
- [75] Yun Y, Fan Y, Shi D, Sui T, Yang X 2025 *Int. J. Fatigue* 191 108679
- [76] Zhang Z, Wang S, Brown B, Cinoglu I S, Vermaak N, Lou L, Zhang J 2022 *Mater. Sci. Eng. A* 832 142457
- [77] Zhang W, Chen S, Guo G, Liu X, Zhang B, Ye X, Wang J, Zhang Y, Zhao X, Zhang Z 2025 *Mater. Sci. Eng. A* 930 148132
- [78] Yang B, Xuan F Z, Jiang W C 2020 *J. Press. Vessel Technol.* 142 054501
- [79] Sezavar A, Sajjadi S A 2025 *J. Eur. Ceram. Soc.* 45 117274
- [80] Wang W, Li B, Liu K, Liu H, Li Y 2024 *Appl. Therm. Eng.* 253 123731
- [81] Min L, Wang Z, Hu X, Zhao D, Sun Z, Zhang P, Yao W, Bui T Q 2023 *Comput. Methods Appl. Mech. Eng.* 411 116044
- [82] Zhou Q Q, Yang L, Luo C, Chen F W, Zhou Y C, Wei Y G 2021 *Int. J. Solids Struct.* 214–215 18
- [83] Lim L Y, Meguid S A 2022 *Ceram. Int.* 48 3133
- [84] Li H, Yang S, Li X, Li W 2024 *Chin. J. Aeronaut.* 37 20 (in Chinese) [李辉, 杨

森, 李响, 李伟 2024 *中国航空学报* 37 20]

- [85] Mahade S, Ruelle C, Curry N, Holmberg J, Björklund S, Markocsan N, Nylén P 2019 *Appl. Surf. Sci.* 488 170
- [86] Genova V, Paglia L, Pulci G, Bartuli C, Marra F 2021 *Coatings* 11 412
- [87] Luo S, Tang Z, Song J, Liu J, Li D 2025 *Int. Commun. Heat Mass Transf.* 169 109751
- [88] Du W, Liu C, Pan Y 2025 *Appl. Therm. Eng.* 258 124619
- [89] Quan Y, Dong T, Xu G, Zhang L, Ju Y, Dong B 2024 *Int. J. Heat Mass Transf.* 220 124921
- [90] Ruan B, Meng H, Yang V 2014 *Int. J. Heat Mass Transf.* 69 455
- [91] Kim J S, Seo S H, Lee M, Kim H, Kim K H 2025 *Aerosp. Sci. Technol.* 159 109978
- [92] Yu R, Zou X, Han H, Zhu Q, Gao R 2022 *Int. J. Heat Mass Transf.* 195 123147
- [93] Lin D, Zhu J, Li H, Cheng Z 2023 *Appl. Therm. Eng.* 230 120762
- [94] Li S, Sun M, Zhang Z, Zhao J, Song Y 2024 *Int. J. Heat Mass Transf.* 219 124876
- [95] Denis F, Hruschka R, Bastide M, Sauerwein B, Hoarau Y, Mose R 2022 *J. Spacecr. Rockets* 59 1406
- [96] Chen Y K, Gökçen T 2024 *J. Spacecr. Rockets* 61 487
- [97] Chen Y K 2022 *J. Spacecr. Rockets* 59 587
- [98] Poovathingal S, Stern E C, Nompelis I, Schwartzentruber T E, Candler G V 2019 *J. Comput. Phys.* 380 427
- [99] Stern E C, Poovathingal S, Nompelis I, Schwartzentruber T E, Candler G V 2019 *J. Comput. Phys.* 380 408
- [100] Guo Y J, Zhang S G, Zhang L, Li X, Dai G Y, Qiao B 2019 *J. Exp. Fluid Mech.* 33 17 (in Chinese) [郭奕君, 张曙光, 张雷, 李潇, 代光月, 乔波 2019 *实验流体力学* 33 17]
- [101] Rodriguez D, Rodarte Ricciardi T, Allison J T, Freund J B 2025 *AIAA Aviat. FORUM ASCEND* 2025, 2025-07-29
- [102] Tenney D R, Lisagor W B, Dixon S C 1989 *J. Aircr.* 26 953
- [103] Zuchowski B 2010 Air vehicles integration and technology research (aviatr) task order 0015: Predictive capability for hypersonic structural response and life prediction phase 1-identification of knowledge gaps
- [104] Schoneich A G, Laurence S J, Dettenrieder F, Bodony D J, Buck G M, Weisberger J M, Bathel B F 2023 *AIAA Aviat. 2023 Forum*, 2023 pp3851
- [105] Bencivengo R, Stoica A I, Leonov S B, Gulotty R 2025 *Aerospace* 12 43

- [106] Culler A J, McNamara J J 2011 *AIAA J.* 49 2393
- [107] Gulczyński M T, Riccius J, Deeken J C, Oschwald M 2026 *J. Propuls. Power* 42 134
- [108] Dewa R T, Atami M I, Setiawan A, Maulana F, Wafiqni 2024 *Fatigue Aircr. Struct.* 16 75
- [109] Wu Y, He W, Ma H, Nie X, Liang X, Pan J, Wang S, Shang M, Cheng L 2024 *Materials* 17 2987
- [110] Sun R X, Wu D S, Yang S 2025 *Chin. J. Aeronaut.* 38 103412 (in Chinese) [孙荣喜, 吴大胜, 杨顺 2025 *中国航空学报* 38 103412]
- [111] Liu Z K, Liu S S, Liu X, Zeng L, Dai G Y 2021 *Acta Aeronaut. Astronaut. Sin.* 42 195 (in Chinese) [刘智侃, 刘深深, 刘骁, 曾磊, 代光月 2021 *航空学报* 42 195]
- [112] Li H, Li L, Tang Z, Tan Z, Zhang Z, Bao Y 2024 *Aerosp. Sci. Technol.* 148 109066
- [113] De Boer A, Van Zuijlen A H, Bijl H 2007 *Comput. Methods Appl. Mech. Eng.* 196 1515
- [114] Yu Z W 2001 *Comput. Geosci.* 27 877
- [115] Smith M J, Hodges D H, Cesnik C E 2000 *J. Aircr.* 37 282
- [116] Shepard D 1968 *Proc. 1968 23rd ACM Natl. Conf.*, 1968 pp517–524
- [117] Harder R L, Desmarais R N 1972 *J. Aircr.* 9 189
- [118] Wu Z M 2007 *Models, methods, and theories for fitting scattered data* (Beijing: Science Press) (in Chinese) [吴宗敏 2007 *散乱数据拟合的模型、方法和理论* (北京: 科学出版社)]
- [119] Wu Z M 2002 *Chin. J. Eng. Math.* 1 (in Chinese) [吴宗敏 2002 *工程数学学报* 1]
- [120] Zhang W W, Gao C Q, Ye Z Y 2014 *Acta Aeronaut. Astronaut. Sin.* 35 303 (in Chinese) [张伟伟, 高传强, 叶正寅 2014 *航空学报* 35 303]
- [121] Rendall T, Allen C 2008 *26th AIAA Appl. Aerodyn. Conf.*, 2008 pp6235
- [122] Rendall T C S, Allen C B 2008 *Int. J. Numer. Methods Eng.* 74 1519
- [123] Sun J, Wang W 2026 *Comput. Sci. Rev.* 59 100842
- [124] Cavoretto R, De Rossi A, Lancellotti S 2024 *J. Comput. Appl. Math.* 441 115716
- [125] Marchetti F 2024 *Appl. Math. Comput.* 481 128943
- [126] Liu S S, Gui Y W, Tang W, Liu L 2016 *J. Astronaut.* 37 61 (in Chinese) [刘深深, 桂业伟, 唐伟, 刘磊 2016 *宇航学报* 37 61]

- [127] Bathe K J, Zhang H, Ji S 1999 *Comput. Struct.* 72 1
- [128] Stein K, Benney R, Kalro V, Tezduyar T E, Leonard J, Accorsi M 2000 *Comput. Methods Appl. Mech. Eng.* 190 373
- [129] Goura G, Badcock K, Woodgate M, Richards B 2001 *Aeronaut. J.* 105 215
- [130] Wang X X, Zhao W D, Liang J H 2025 *Appl. Math. Mech.* 46 687 (in Chinese)
[王鑫鑫, 赵万东, 梁剑寒 2025 *应用数学和力学* 46 687]
- [131] Tao S F, Wu Y J, Luo J, Ding H, Wang Y H 2024 *J. Electron. Inf. Technol.* 46 3210 (in Chinese) [陶诗飞, 吴昱江, 罗佳, 丁浩, 王元贺 2024 *电子与信息学报* 46 3210]
- [132] Chen P C, Jadic I 1998 *AIAA J.* 36 282
- [133] Xu M, Chen S L 2004 *Chin. J. Appl. Mech.* 21 33 (in Chinese) [徐敏, 陈士橹 2004 *应用力学学报* 21 33]
- [134] Cui P, Han J L 2009 *J. Vib. Shock* 28 64 (in Chinese) [崔鹏, 韩景龙 2009 *振动与冲击* 28 64]
- [135] Lu G Y, Wong D W 2008 *Comput. Geosci.* 34 1044
- [136] Chai G L, Su J W, Wang L 2020 *Chin. J. Comput. Phys.* 37 393 (in Chinese) [柴国亮, 苏军伟, 王乐 2020 *计算物理* 37 393]
- [137] Yan J B, Wu B, He Q H 2021 *Acta Geod. Cartogr. Sin.* 50 675 (in Chinese) [颜金彪, 吴波, 何清华 2021 *测绘学报* 50 675]
- [138] Batina J T 1990 *AIAA J.* 28 1381
- [139] Tezduyar T E 1991 *Adv. Appl. Mech.* 28 1
- [140] Xia K, Zhan M, Wan D, Wei G W 2012 *J. Comput. Phys.* 231 1440
- [141] Liu X, Qin N, Xia H 2006 *J. Comput. Phys.* 211 405
- [142] Witteveen J 2010 *48th AIAA Aerosp. Sci. Meet. New Horiz. Forum Aerosp. Expo.*, 2010 pp165
- [143] De Boer A, Van Der Schoot M S, Bijl H 2007 *Comput. Struct.* 85 784
- [144] Wang Y, Qin N, Zhao N 2017 *Commun. Comput. Phys.* 21 1282
- [145] Fang H, Gong C, Yu C, Min C, Zhang X, Liu J, Xiao L 2017 *Comput. Math. Appl.* 73 71
- [146] Allen C B 2007 *Int. J. Numer. Methods Eng.* 69 2126
- [147] Luke E, Collins E, Blades E 2012 *J. Comput. Phys.* 231 586
- [148] Rendall T C, Allen C B 2009 *J. Comput. Phys.* 228 6231
- [149] Selim M M, Koomullil R P, Shehata A S 2017 *J. Comput. Phys.* 340 556
- [150] Fang H, Zhang H, Shan F, Tie M, Zhang X, Sun J 2021 *J. Comput. Phys.* 433

- [151] Hu Z, Yuan Y, Xiong D, Wang C, Sun M, Sun Y 2025 *J. Comput. Phys.* 537 114113
- [152] Xie L, Kang Z, Hong H, Qiu Z, Jiang B 2022 *Aerosp. Sci. Technol.* 130 107940
- [153] Deng H, Hong H, Nie C, Fang H, Xie L 2025 *J. Comput. Phys.* 520 113502
- [154] Chen G, Chen W, Ji L, Gao T, Lu S 2025 *Phys. Fluids* 37 035192
- [155] Wang W, Wang Z, Wang S, Deng H, Li H 2023 *J. Aerosp. Eng.* 36 04023026
- [156] Culler A J, McNamara J J 2010 *AIAA J.* 48 1721
- [157] Zhang S, Chen F, Liu H 2014 *J. Thermophys. Heat Transf.* 28 635
- [158] Cao X, Xu R, Yu L, Zhao X, Wang Q 2023 *Front. Mater.* 10 1150320
- [159] Miller B A, McNamara J J 2015 *56th AIAA/ASCE/AHS/ASC Struct. Struct. Dyn. Mater. Conf.*, 2015 pp0686
- [160] Culler A, McNamara J 2011 *52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Struct. Struct. Dyn. Mater. Conf. 19th AIAA/ASME/AHS Adapt. Struct. Conf. 13th*, 2011 pp1965
- [161] Schemmel A, Palakurthy S, Zope A, Collins E, Bhushan S 2024 *Computation* 12 129
- [162] Wang G, Xie C, Liu C, An C 2024 *Int. Forum Aeroelasticity Struct. Dynamis IFASD 2024*, 2024
- [163] Zhang S T 2020 Ph.D. Dissertation (Shanghai Jiao Tong University) (in Chinese)
[张胜涛 2020 博士学位论文 (上海交通大学)]
- [164] England W P 2023 Monolithic multiphysics simulation of hypersonic aerothermoelasticity using a hybridized discontinuous Galerkin method (Mississippi State University)
- [165] Zhang Z J, Zingg D W 2018 *AIAA J.* 56 1251
- [166] Vierendeels J, Dumont K, Dick E, Verdonck P 2005 *AIAA J.* 43 2549
- [167] Chen F, Zhang S, Liu H 2018 *Adv. Some Hypersonic Veh. Technol.* 111
- [168] Pham J, Morreale B J, Clemens N, Willcox K E 2022 *AIAA Aviat. 2022 Forum* , 2022 pp3717
- [169] Vargas Venegas C, Huang D 2023 *AIAA J.* 61 1002
- [170] Huang S, Tian Y, Deng X, Yang M, Chen E, Zhang H 2025 *Aerosp. Sci. Technol.* 161 110169
- [171] Torres E, Schiefer J, Niepert M 2025 *ArXiv Prepr. ArXiv250318181*
- [172] Mao Z, Jagtap A D, Karniadakis G E 2020 *Comput. Methods Appl. Mech. Eng.* 360 112789
- [173] Farea A, Khan S, Daryani R, Ersan E C, Celebi M S 2025 *ArXiv Prepr.*

ArXiv250518565

- [174] Li N, Liu Y, Gong G, Zhao L, Yuan H 2023 *Aerosp. Sci. Technol.* 139 108398
- [175] Drikakis D, Fung D, Kokkinakis I W, Spottswood S M, Brouwer K R, Riley Z B, Daub D, Gülhan A 2025 *Phys. Fluids* 37 056105
- [176] Chen Q, Wang C L, Li B H, Liu Y, Zhang Z B, Jiang W Z 2025 *Int. J. Energy Res.* 2025 3241787

录用稿件，非最终出版稿

Review on Fluid-Thermal-Structure Interaction Computational Techniques for Air-Breathing Hypersonic Vehicles*

SUN Mingbo^{1†} WANG Chenglong¹ XIONG Dapeng¹ SUN Yongchao¹ YUAN Yu¹ HU Zhenyu¹

GAO Zhan¹ LI Binhao¹ XIAO Yiwen¹ ZHOU Zibo¹ CHEN Qi¹ LI Suodangran¹ SONG

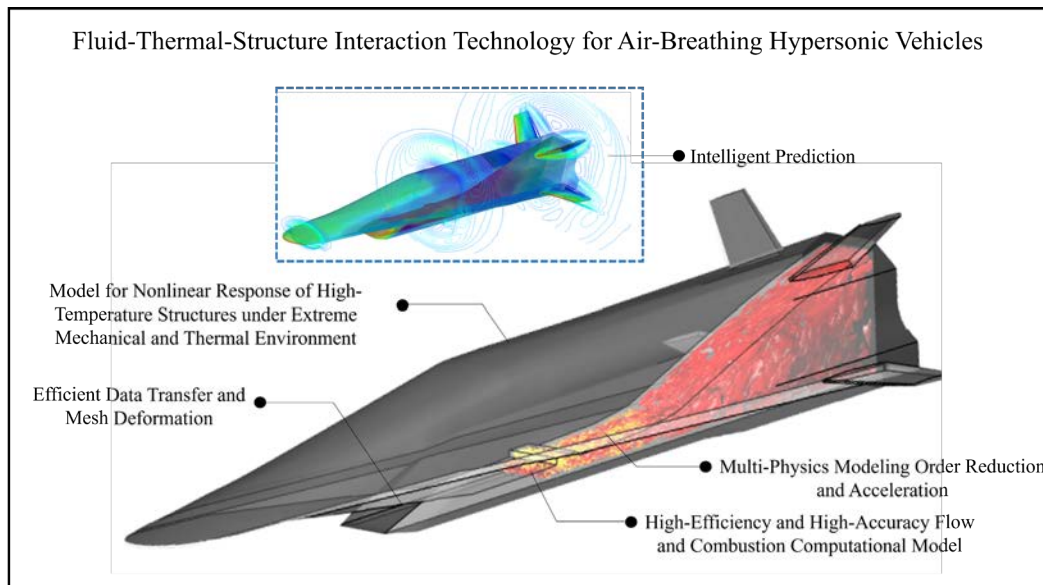
Ningning¹

1) (National Key Laboratory of Advanced Propulsion Technology, School of Aerospace Science,
National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract

Air-breathing hypersonic vehicles operating in the near-space environment at speeds above Mach 5 encounter extreme aerothermal loads, combustion heat release, and structural deformation, driving a highly nonlinear fluid-thermal-structural interaction (FTSI) problem critical to flight safety and performance. This paper systematically reviews the state of the art in FTSI modeling and simulation, encompassing aerothermal/combustion heating prediction, high-temperature structural constitutive modeling, interface data transfer and dynamic mesh morphing, and partitioned coupling strategies alongside emerging data-driven acceleration techniques. Despite advances in loosely coupled assessment frameworks, accurate and efficient prediction of wall heat flux under complex flow conditions remains a persistent obstacle. Moreover, conventional linear thermoelasticity inadequately captures plastic ratcheting, creep, ablation, and fatigue damage under severe thermal shock, while rigorous conservation across non-matching interfaces and mesh robustness during large deformations continue to challenge numerical implementation. Although machine learning surrogates offer computational speed gains, their predictive reliability is constrained by sparse training data and weak physics embedding. Future progress demands development of vibration-coupled life-cycle assessment tools, a paradigm shift from static margin-based design to high-fidelity multi-physics virtual testing, and intelligent integration of FTSI solvers with digital twin systems. Such

advances will enable real-time structural health monitoring and autonomous trajectory adaptation, substantially enhancing mission resilience and operational longevity of hypersonic platforms.



Keywords: Hypersonic FTSI modeling, Interface interpolation & mesh deformation, coupling strategy & intelligent acceleration

* Project supported by the National Science Fund for Distinguished Young Scholars of China (Grant No. 12525202), the Science Fund for Creative Research Groups of the National Natural Science Foundation of China (Grant No. T2221002), the Young Scientists Fund of the National Natural Science Foundation of China (Grant No. 12302396), and the Innovative Talent Program of Hunan Province ("Sanjian" Project) (Grant No. 2023RC3018)

† Corresponding author. sunmingbo@nudt.edu.cn
The first author. sunmingbo@nudt.edu.cn