

再生冷却系统流固耦合传热计算方法研究进展

胡天勇^{1,2}, 沈斌贤², 曾磊², 唐志共^{2*}

(1. 国防科技大学 先进推进技术实验室, 湖南 长沙 410073;

2. 空天飞行空气动力科学与技术全国重点实验室, 四川 绵阳 621000)

摘要:流固耦合传热是再生冷却热防护系统精细化设计中的关键难点。从流固传热角度,阐述了燃气与固体壁面间的传热计算方法,以及冷却剂在冷却通道内的传热计算方法,并分析了影响冷却剂与壁面传热的特殊因素,包括二次流动、超临界效应及裂解特性等。针对再生冷却系统,提出了三种流固耦合传热计算方法:整场求解、基于准则关系式的分区求解以及基于连续性边界的分区求解方法。在非稳态传热方面,综述了流固耦合非稳态计算方法的研究进展,并初步探讨了该领域未来发展的可能方向。

关键词:推进系统;再生冷却;流固耦合传热;准则关系式;非稳态传热

中图分类号:V43 文献标志码:A 文章编号:1001-2486(2025)05-103-13



论文
拓展

Advance on calculation methods of fluid-solid coupled heat transfer with regenerative cooling system

HU Tianyong^{1,2}, SHEN Binxian², ZENG Lei², TANG Zhigong^{2*}

(1. Advanced Propulsion Technology Laboratory, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. State Key Laboratory of Aerodynamics, Mianyang 621000, China)

Abstract: Fluid-solid coupled heat transfer is regarded as a key challenge in the refined design of regenerative cooling thermal protection systems. From the perspective of fluid-solid heat transfer, the calculation methods for heat transfer between hot gas and the solid chamber wall were introduced, the heat transfer calculation methods of coolants within cooling channels were presented, and the special factors affecting heat transfer between the coolant and the wall were analyzed, including secondary flow, supercritical effects, and cracking characteristics, etc. For regenerative cooling systems, three fluid-solid coupled heat transfer calculation methods were proposed: the whole-domain solution method, the partition solution method based on correlation criteria, and the partition solution method based on continuity boundary conditions. In the field of unsteady heat transfer, the research progress of fluid-solid coupled unsteady calculation methods was reviewed, and the possible future development directions of this field were preliminarily discussed.

Keywords: propulsion system; regenerative cooling; fluid-solid coupled heat transfer; criterion relationship; unsteady heat transfer

高效有力的推进系统是实现高速飞行的根本保证^[1]。目前高速推进系统主要采用火箭动力和吸气式动力两种类型,无论是液体火箭发动机还是吸气式超燃冲压发动机燃烧室都受到高温高压高速燃气的对流与辐射加热。以超燃冲压发动机为例,超声速燃烧室的温度高达2 500~3 000 K,若不采取有效的冷却措施,其壁面温度将超过现有材料的服役温度,从而导致发动机失效损毁。

因此,发动机热防护系统的设计问题是高速推进系统研制的一个突出问题^[2]。再生冷却技术可以利用液体燃料吸收燃烧室壁面热量降低壁面温度,同时还可以提升燃料的燃烧特性,具有十分优异的冷却性能^[3]。

再生冷却系统已经广泛地应用于液体火箭发动机推力室,我国新一代液体火箭发动机仍采用再生冷却技术对发动机进行防护^[4]。此外在X-

收稿日期:2024-12-20

基金项目:国家数值风洞工程资助项目

第一作者:胡天勇(1976—),男,浙江金华人,博士研究生,E-mail:17838017@qq.com

*通信作者:唐志共(1965—),男,广西桂林人,院士,博士,博士生导师,E-mail:tangzhigong@126.com

引用格式:胡天勇,沈斌贤,曾磊,等.再生冷却系统流固耦合传热计算方法研究进展[J].国防科技大学学报,2025,47(5):103-115.

Citation: HU T Y, SHEN B X, ZENG L, et al. Advance on calculation methods of fluid-solid coupled heat transfer with regenerative cooling system[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2025, 47(5): 103-115.

51A 等一系列吸气式高速飞行器上也得到了应用,实现了发动机结构的有效热防护。超燃冲压发动机再生冷却工作原理如图 1 所示,燃烧室壁面内布置大量的冷却通道,燃油在冷却通道中吸收燃烧室壁面传过来的热量对壁面进行冷却,燃油吸热后又注入燃烧室,吸收的热量得到再生。冷却通道的合理布置直接影响系统的冷却效率,因此需要建立有效的再生冷却结构分析计算工具,支撑超燃冲压发动机再生冷却结构的设计与评估。虽然液体火箭发动机和超燃冲压发动机在结构外形、工作环境、冷却剂特性等方面存在差别,但是整体上这两种发动机传热过程大致相似,因此其传热计算方法也基本相同,差异主要体现在换热关系式、裂解反应等具体的物理模型和数学模型上。再生冷却系统的传热过程主要包括以下三个过程:①燃气向燃烧室壁面的传热,②壁面结构的导热,③冷却通道壁面向冷却剂的传热,这三个传热过程相互耦合,加剧了再生冷却系统传热建模分析的难度。

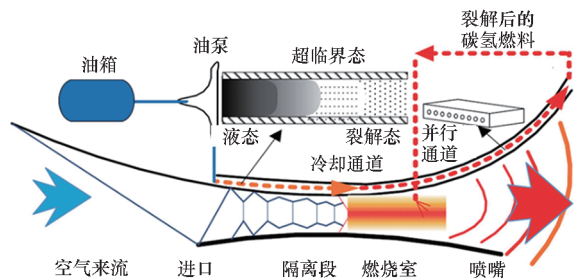


图 1 超燃冲压发动机再生冷却系统工作原理示意图^[5]

Fig. 1 Schematic diagram of regenerative cooling system work in scramjet^[5]

现阶段工程上对于再生冷却系统流固界面的传热模拟主要依赖试验获得的准则关系式来进行计算,并基于准则关系式建立了再生冷却系统耦合传热方法,获得了系统达到热平衡态时的传热特性,学术上基于连续性边界的纯计算流体力学(computation fluid dynamics, CFD)模拟方法也逐步开展。对发动机再生冷却系统流固耦合传热计算问题,总结了现阶段发动机燃气固壁传热和再生冷却通道传热工程计算与数值模拟方法,以及相关的传热现象和规律。在此基础上,从流固耦合的角度,介绍了发动机再生冷却系统基于准则关系式与连续性边界的分区耦合方法,以及整场耦合计算方法和相关分析。

1 再生冷却系统壁面传热计算方法

再生冷却系统传热建模分析的难度主要体现在燃气向壁面的传热与壁面向冷却剂的传热两个

过程,这两个过程分别与燃气和冷却剂的物理化学反应过程密切相关,受到燃烧、裂解、超临界特性等过程的影响,因此精确模拟存在较大难度。

1.1 燃气与壁面的传热过程

发动机燃烧室壁面的对流换热过程极其复杂,燃气与壁面的对流加热和高温燃气/壁面、壁面/壁面之间的辐射换热,壁面的导热过程耦合在一起,全数值模拟在工程上应用还存在很大困难。目前工程上通常采用准则关系式的方法计算燃烧室壁面沿轴向的热流密度。

1) 巴兹法:对于燃气侧的对流换热最常用的是巴兹(Bartz)法^[6],Bartz法是在试验的基础上形成的管内充分发展的湍流传热准则关系式,它考虑了附面层横向流体物性参数、推力室几何形状等因素对热流密度的影响。刘伟强等^[7]采用Bartz公式获得了燃气与燃烧室壁面的对流换热系数,用于发动机水冷推力室热分析。巩岩博等^[8]结合部件传热试验数据,考虑雾化蒸发过程、燃气雷诺数大小以及普朗特数拟合公式计算偏差等因素影响,对Bartz公式进行修正,提升了Bartz公式的适用性。吴有亮等^[9]在Bartz法的基础上,考虑燃烧区域长度、边界层厚度变化和流动加速性的影响,建立了修正的Bartz法(见式(1)),获得了与试验更为接近的结果。Kose等^[10]在其构建的一维再生冷却分析工具(a one-dimensional regenerative cooling modelling tool, ODREC)中也采用巴兹法对燃气侧加热进行了分析。

$$q_w = 0.026 c_{pf} \mu_f^{0.2} (\rho_f v)^{0.8} / (Pr_f^{0.6} d^{0.2}) \cdot (T_{aw} - T_w) \quad (1)$$

其中: q_w 为壁面冷壁热流; c_{pf} 为燃气定压比热; μ_f 为燃气动力黏度; ρ_f 为燃气密度; T_{aw} 为绝热壁温; T_w 为壁面温度; v 为燃气流速; Pr_f 为燃气普朗特数; d 为当量直径;下标 f 表示流体定性温度,定性温度采用壁温与流体静温的平均值。

2) 参考焓法:参考焓^[11]法是一种CFD模拟与准则关系式相结合的壁面热流计算方法,该方法首先需要获得发动机的内流场,通过提取边界层外缘的参数来估算燃气的热力和输运特性,然后基于式(2)计算发动机的壁面热流。Eckert参考焓法能考虑可压缩性影响,已经在高速分析中得到了广泛应用。蒋劲等^[12]采用参考焓法计算了超燃冲压发动机燃气与固壁对流换热热流,计算中需要的流场参数从流场仿真软件计算得到的流场中提取,通过与试验进行对比,发现基于参考焓法获得的温度分布相比Bartz法的精度更高。

仲峰泉等^[13]采用 Eckert 参考焓法建立了再生冷却的一维分析方法。

$$q_w = \dot{St} \cdot \rho_f^* v (h_{aw} - h_w)$$

(2)

其中, $\dot{St}$, ρ_f^* 分别为基于参考点的斯坦顿数、燃气密度, h_{aw} 为绝热壁焓值, h_w 为壁面处焓值。

3) CFD 方法:随着计算机技术的发展,通过 CFD 模拟的方式求解燃气加热的方法逐渐被研究采用,CFD 方法需要求解整个发动机内流场并数值求解边界层壁面处的温度梯度从而获得壁面热流(见式(3)),对数值方法有较高要求。Wang 等^[14]采用 CFD 方法研究了液体火箭发动机燃气壁的换热特性。李军伟等^[15]采用 CFD 方法计算了燃气向壁面的对流换热和辐射换热,数值计算结果与热试车数据吻合较好。张宏伟等^[16]采用二维轴对称纳维-斯托克斯(Navier-Stokes, NS)方程描述推力室内部燃气的湍流流动与传热,并分析了对流热流密度和辐射热流密度的分布特性。郑力铭等^[17]以二维 NS 方程和一维瑞利加热规律为基础,建立了超燃冲压发动机内流场的热环境计算模型,获得了绝热壁和等温壁时的壁面热流分布。康玉东等^[18]采用 Fluent6 模拟了三维液氢/液氧火箭发动机推力室再生冷却流动传热耦合过程,研究了燃气非平衡特性对壁面传热的影响。近年来,基于 CFD 模拟燃气与壁面换热过程的方式越来越多地用于超燃冲压发动机再生冷却的模拟,戎毅等^[19]通过求解 NS 方程的方式模拟了超燃冲压发动机冷却通道与燃烧室耦合传热过程;胡江玉等^[20]采用 CFD 模拟的方式研究了高温燃气对不同构型再生冷却面板的对流传热特性。

$$q_w = k_f \frac{\partial T_f}{\partial n}$$

(3)

其中, k_f 为流体导热系数, $\frac{\partial T_f}{\partial n}$ 为温度法向梯度。

巴兹法与参考焓法采用准则关系式的方式来计算燃气与壁面的对流换热,巴兹法采用的是一维质量加权流场作为输入条件,对于管内强制对流换热的模拟更加适用,但是无法较为准确地反映燃料喷雾雾化、燃烧时滞、边界层厚度变化等特殊的燃烧与流动现象对热流的影响。参考焓法适用于高速气流的平板边界层流动传热,对于超燃冲压发动机这种矩形截面燃烧室的适应性较强,但是需要提供燃气内流边界层外缘的流场参数,边界层外缘流场参数通常数值求解三维内流场。CFD 模拟方法可以较为准确地模拟燃气与壁面的换热过程,但是一方面

需要消耗较大的计算资源,在工程应用中需要考虑其时间与经济成本;另一方面,其精准度高度依赖物理与数学模型的精准度,比如化学反应和湍流模型的准确性和适应性等,对于超出现有能力的复杂工况,准确性仍需检验,表 1 给出了三种方法燃烧室输入对比。

表 1 三种方法燃烧室输入对比

Tab. 1 Comparison of three combustion chamber input methods

方法	输入	优缺点	适用情况
巴兹法	燃烧室一维流动参数	计算简单,但是无法反映局部流场特征影响	适用于管内强制对流换热
参考焓法	燃烧室边界层外缘参数	一定程度反映局部流场特征影响	矩形截面燃烧室适应性更好
CFD 方法	燃烧室含边界层三维流场参数	三维模拟壁面换热过程,但是计算资源消耗大	计算资源丰富,模型准确性经过检验的工况

1.2 冷却剂与壁面的传热过程

发动机再生冷却系统包含大量的冷却通道,冷却剂(特别是碳氢燃料类冷却剂)在流动过程中的物性和物态等都会发生较为复杂的变化,导致冷却剂与固壁的换热过程十分复杂,高精度数值求解冷却剂与固壁的传热同样十分困难,需要对模型进行简化。

1) 一维计算:冷却剂与固壁的传热最早主要基于一维流动假设并结合对流换热准则关系式进行,由于冷却通道内的流动主要为充分发展的湍流流动,冷却剂与固壁的换热属于管内强制对流换热,因此可以采用与努塞尔数相关的准则关系式,如 Dittus-Boelter^[21]、Gnielinski^[22]、Sieder-Tate^[23]等。美国的飞行器综合热管理分析程序(the vehicle integrated thermal management analysis code, VITMAC)^[24]和法国的一维半经验计算程序^[25]分析工具就采用了一维方法,支撑了再生冷却系统传热特性的分析与评估。刘伟强等^[7]建立冷却剂一维流动模型,对非稳态三维槽道式水冷推力室壁温进行了分析。蒋劲等^[26]将超燃冲压发动机冷却通道中煤油的流动作一维简化处理,采用冷却剂平均温度,基于 Sieder-Tate 公式模拟了冷却剂与固壁的传热过程,支撑了再生冷却超燃冲压发动机传热计算与分析。

2) 准二维计算: 为了进一步考虑温度分层对传热的影响, Pizzarelli 等^[27-28] 发展了再生冷却通道流动换热准二维分析模型。准二维分析模型的质量方程和动量方程采用一维形式, 能量方程则采用二维形式进行描述, 采用准二维模型可以模拟冷却剂温度的分层现象, 提升计算的精度, 如图 2 所示。杨成骁等^[29] 采用准二维模型模拟了

航天飞行主发动机推力室再生冷却特性, 相比三维模型, 最高壁温与冷却剂温升差异分别为 4.4% 与 8.6%, 计算时间则节约了 90%。吴有亮等^[30] 采用准二维方法研究了再生冷却推力室的传热特性, 获得了冷却剂温度的分层特性, 冷却剂温升与试验值吻合得比较好, 误差在 10% 以内, 优于一维传热结果。

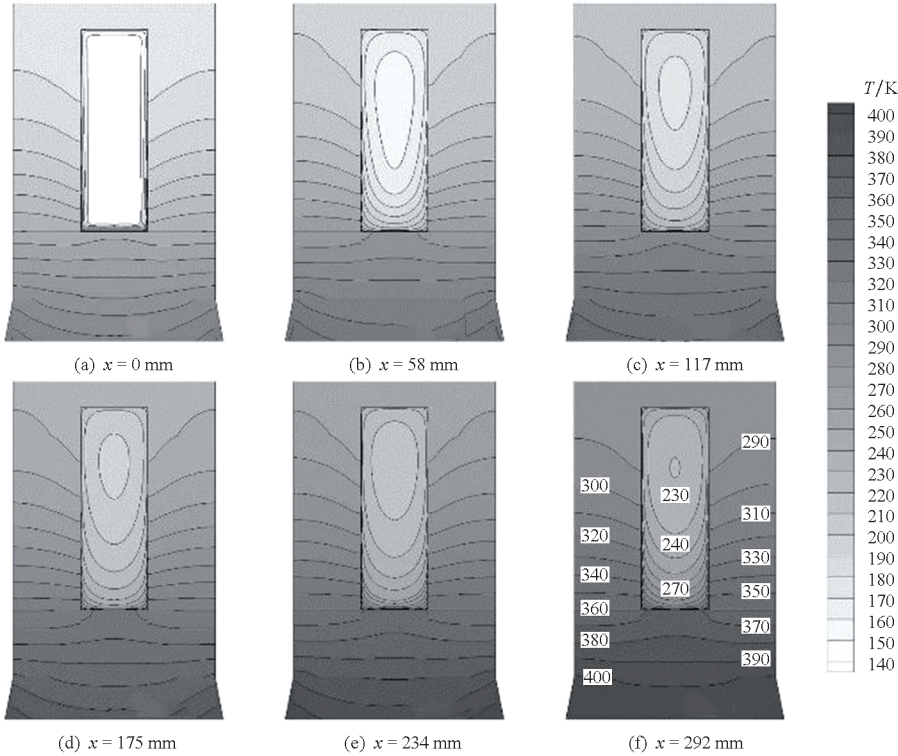


图 2 Pizzarelli 计算得到的温度分层现象^[28]

Fig. 2 Temperature stratification phenomenon calculated by Pizzarelli^[28]

3) 三维计算: 随着计算机技术的发展, 三维求解 NS 方程的 CFD 模拟方法也逐步用于研究。Frohlich 等^[31] 和 LeBail 等^[32] 分别采用三维模型对高深宽比冷却通道传热特性进行了模拟, 同时考虑了湍流和粗糙度等影响, 计算精度得到大幅提升。Pizzarelli 等^[28] 通过求解三维 NS 方程的方式研究了高深宽比弯曲冷却通道的流动换热特性, 发现在弯曲通道内出现了局部的回流现象, 而在直通道中则没有出现这种现象。Gao 等^[33]、Zhu 等^[34]、Zhao 等^[35] 分别采用三维 CFD 方法模拟了波纹管、肋通道等强化措施下煤油换热过程, 波纹和肋对流体的扰动使得换热效果显著增强。波纹管会使通道内的湍流脉动更加明显, 甚至在近壁面产生涡旋, 从而减少通道底部热流沉积现象, 增强换热能力^[36]。Shanmugam 等^[37] 采用三维方法分析了液氢再生冷却传热特性, 弧肋诱导的流向涡结构增强了传热, 有效降低了传热恶化和热分层现象。Ricci 等^[38-39] 采用三维 CFD 方

法模拟了意大利碳氢燃料推进试验 (hydrocarbon propulsion test bench, HYPROB) 计划中液氧/甲烷发动机的再生冷却通道传热特性, 分析了冷却剂在流动过程中出现的跨临界行为。

一维计算模型对实际传热过程进行了大量简化, 计算简单, 但是忽略了冷却通道内流体热分层现象, 随着冷却通道深宽比增大, 温度分层现象更加明显, 采用一维模型计算获得的冷却效率偏低。采用准二维模型能较好地模拟温度沿径向的分层现象, 且计算效率远高于三维模型, 但是对于 U 型^[40] 或带肋条^[34] 的复杂构型冷却通道, 准二维模型无法模拟冷却剂在层间的质量与动量传递过程, 因此无法模拟由层间扰动带来的强化传热效果。此外, 一维和准二维模型都高度依赖选取的换热准则关系式, 但是准则关系式通常都是基于试验结果总结归纳形成的, 有一定的适用范围, 当超过适用范围时会存在较大的偏差。三维模型能够较好地模拟加热不均而导致的温度分层现象以

及波纹、肋条等形貌变化导致的扰动、回流等现象,计算精度显著提高,但是三维模型计算耗费时间长、计算成本高、难以满足方案迭代和优化对时间以及计算成本的要求,因此在飞行器热评估中一维的节点热分析方法仍然被广泛使用^[41],表2给出了三种冷却通道计算方式对比。

表2 三种冷却通道计算方式对比

Tab.2 Comparison between three methods in the regenerative cooling channel

方法	优缺点	适用情况
一维	计算简单,但是无法反映温度分层影响	快速评估
准二维	能反映温度分层现象,但是无法反映复杂流动现象的影响	简单构型直通道数值评估
三维	三维模拟壁面换热过程,但是计算资源消耗大	精细化评估,计算资源丰富

上述的一维和准二维计算,冷却剂与固壁的传热通常基于准则关系式进行,通过求解冷却剂的一维或二维流动为对流换热提供流体温度。三维计算则可以通过纯数值的方式获得壁面的热流,从而支撑结构的传热计算。

冷却剂(特别是碳氢燃料类冷却剂)受热过程中其物性和流态会发生剧烈的变化,因此其换热过程十分复杂,基于上述方法对冷却剂与固壁的传热进行研究时,还需要考虑一些影响固壁传热的特殊因素。

1)冷却剂内部二次流:一方面冷却剂受热不均会导致密度差异,从而产生浮升力;另一方面冷却剂会受到重力或者飞行器变速导致的惯性力,浮升力、重力、惯性力等都有可能导致管内的二次流动,从而影响冷却剂的对流换热特性导致传热强化或传热恶化等现象出现^[42]。王龙云等^[43]研究了倾斜管道浮升力对换热特性的影响,发现传热恶化点会随着管的倾斜度变化而移动。吴刚等^[44]发现 Petukhov 准则与 Jackson 准则可判定倾斜管内浮升力效应^[45-46],并且根据试验结果拟合得出了超临界水强制对流传热关联式。侯君如等^[47]发现浮升力引起二次流导致流场和温度场畸变,上壁加热时的效果要强于下壁加热。在计算过程中,对于冷却剂内部二次流的影响:一方面可以通过 CFD 模拟的方式,采用合适的湍流模型以及相应的网格处理,捕捉到冷却剂内部的二次流,从而获得其对传热的影响;另一方面,则可以

基于试验数据获得相应的换热准则关系式,在准则关系式中考虑二次流对传热的影响。

2)亚临界/超临界压力:对于超燃冲压发动机,由于其工作压力与临界压力接近,当流体从亚临界态过渡到超临界态时,流体物性会发生剧烈变化。超临界压力下,当温度达到对应压力下的拟临界温度时,流体物性同样会发生较为剧烈的变化,导致传热特性发生剧烈的改变^[48]。亚临界/超临界压力下传热特性分为三种模式:正常传热、传热强化和传热恶化。亚临界压力在成核到膜沸腾的过渡阶段,由于沸腾过程在壁面上形成低导热气体层,导致传热恶化现象出现^[49]。超临界压力下,也可能发生类似于亚临界压力下的核态沸腾和膜沸腾,称之为拟沸腾和拟模态沸腾,导致传热恶化现象出现^[50]。在拟临界温度附近会出现传热强化现象,当膜层温度(film temperature)达到拟临界温度后,传热系数达到最大值^[51]。Stiegemeier 等^[52]提出了针对 JP-7、JP-8、RP-1 等燃料的超临界压力换热准则关联式。Wang 等^[53]研究了煤油在超临界状态下正常传热、传热强化和传热恶化区的传热特性分析了其产生机理,并建立了相应的试验关联式。采用 CFD 的方法模拟亚临界/超临界流体中出现的沸腾/拟沸腾现象等目前还存在一定的困难,因此对于超临界压力下冷却剂的传热计算多采用基于试验的准则关系式来进行模拟。

3)裂解:碳氢燃料作为冷却剂在高温下会发生裂解吸热反应,增加燃料的热沉,提升燃料的冷却能力^[54]。碳氢燃料的化学反应机理极其复杂,Ward 等^[55]基于试验结果,提出了适用于裂解率小于 25% 的超临界低裂解率碳氢燃料成比例产物分布(proportional product distribution, PPD),在 PPD 模型的基础上 Yuan 等^[56]和 Zhu 等^[57]建立了简化的一步总包化学反应模型,利用简化模型分析了冷却通道内燃料裂解对流动和换热特性的影响。Yuan 等^[56]的简化反应模型如下所示:

$$\begin{aligned} \text{C}_{10}\text{H}_{22} \rightarrow & 0.153\text{CH}_4 + 0.222\text{C}_2\text{H}_4 + 0.138\text{C}_2\text{H}_6 + \\ & 0.200\text{C}_3\text{H}_6 + 0.185\text{C}_3\text{H}_8 + 0.171\text{C}_4\text{H}_8 + \\ & 0.118\text{C}_4\text{H}_{10} + 0.149\text{C}_5\text{H}_{10} + 0.137\text{C}_5\text{H}_{12} + \\ & 0.170\text{C}_6\text{H}_{12} + 0.106\text{C}_6\text{H}_{14} + 0.147\text{C}_7\text{H}_{14} + \\ & 0.091\text{C}_7\text{H}_{16} + 0.132\text{C}_8\text{H}_{16} + 0.040\text{C}_8\text{H}_{18} + \\ & 0.046\text{C}_9\text{H}_{18} + 0.031\text{C}_9\text{H}_{20} \end{aligned} \quad (4)$$

在碳氢燃料再生冷却换热特性计算中,当考虑燃料的裂解反应时,如果采用详细反应机理,将涉及上千个基元反应,目前还难以实现。因此目前主要采用一步总包反应机理,即只需要在原方

程组中增加一个组分方程即可完成,反应速率采用总和裂解速率表达。王曦等^[58]在 3.5 MPa 压力下,采用一步总包反应模型研究了超临界煤油的裂解现象,模型将裂解态燃料分为气态产物和液态及其他含碳化合物两部分,采用分段拟合的 Arrhenius 形式的裂解反应速率公式,计算大为简化,可以实现工程应用。随着燃料温度升高,燃料裂解产物将发生二次反应,为了提升模型在燃料高转化率下的预测精度,Li 等^[59]发展了 Ward 总包反应模型,建立了 16 组分 26 步化学反应动力学模型,获得了再生冷却通道的换热特性。引入详细反应机理能提升高裂解率时的模拟精度,但是会显著增加数值模拟的计算量。真实的裂解过程求解涉及超临界燃料流动、裂解反应动力学机理、边界层传热、结焦等过程,对裂解过程及传热特性的准确预测还存在较大难度,工程上目前主要采用一步总包反应模型来获得燃料裂解吸热,然后结合准则关系式计算冷却剂与壁面的换热。

2 再生冷却系统流固耦合传热计算流程分析

流固耦合传热计算可以分为整场求解与分区求解两类方法。整场求解方法将流体域和固体域控制方程组联立,采用整场离散的方式进行统一求解。分区求解边界耦合方法对流体域与固体域采用单独的求解器求解并在界面进行数据传递。再生冷却系统的传热过程包括高温燃气与发动机壁面和冷却剂与冷却通道壁面两个流固耦合传热过程,目前针对上述过程的模拟主要以分区求解边界耦合方法为主。对于流固交界面热量传递的模拟,可以采用准则关系式和连续性边界两种处理方式,耦合流程如图 3 所示。

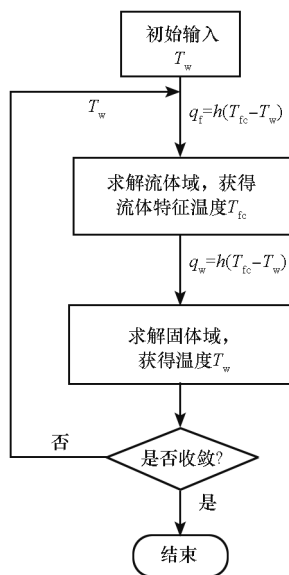
2.1 基于准则关系式的流固耦合传热流程分析

目前在工程上应用最多的是基于准则关系式的流固耦合传热计算方法,这种方法通常对流体采用一维或准二维计算,获得流体沿流向上的流动参数,然后采用第三类边界条件并结合相应的对流换热准则关系式获得流体与固体的对流换热量。

$$q_w = h(T_f - T_s) \quad (5)$$

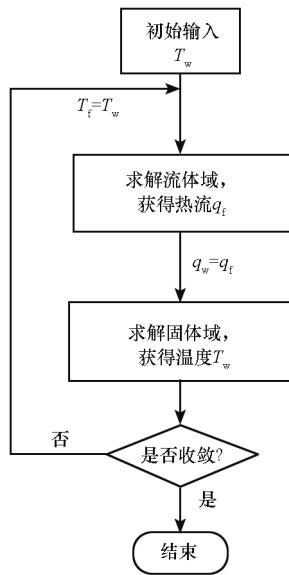
其中: h 为对流换热系数,通过选取准则关系式进行计算; T_f 为流体特征温度; T_s 为固体壁面温度,其耦合模拟大致可以分为如下步骤,具体的耦合流程图如图 3(a) 所示。

步骤 1: 假定耦合界面的温度分布(包括燃气



(a) 基于准则关系式

(a) Based on correlation criteria



(b) 基于连续性边界

(b) Based on continuity boundary

图 3 基于准则关系式与基于连续性边界耦合流程

Fig. 3 Coupling process diagram based on criterion equation and continuity boundary

壁面和冷却通道壁面)。

步骤 2: 求解流体域方程, 获得流体特征温度(燃气总温、冷却剂平均温度等)。

步骤 3: 基于准则关系式获得流体向壁面的换热量, 并求解导热控制方程, 获得界面固体侧温度。

步骤 4: 重复上述步骤 2~3, 直到计算收敛。

Naraghi 等^[60]建立了再生冷却耦合分析理论模型, 其中燃气与冷却剂采用一维流动模型, 发动机固壁结构采用三维计算模型, 形成了适用于再

生冷却的耦合分析程序 RTE。Wang 等^[14]对燃气侧的热环境采用 CFD 方法,将它和一维冷却剂流动热分析模型耦合起来,对航天飞机发动机的再生冷却系统进行了分析计算。张宏伟等^[16]采用二维轴对称 NS 方程求解燃气流场,采用一维模型求解固壁传热和冷却剂流动,通过准则关系式结合第三类热边界条件建立了再生冷却推力室耦合传热分析模型,较好地预测了推力室流场和壁面热流密度、壁温及冷却剂温升。Pizzarelli 等^[61]采用二维轴对称(燃气)/三维(冷却剂及结构)构建了针对 LOX/LCH₄ 火箭发动机再生冷却系统的耦合模拟方法,发现粗糙度等因素会显著影响结构的传热特性。Kose 等^[10]开发了一种再生冷却耦合传热快速分析工具 ODREC,燃气侧采用一维等熵流动假设和传热关联式进行分析,冷却剂侧通过轴向水力分析和径向传热分析评估,采用 ODREC 对液氧甲烷发动机冷却特性进行了分析。Han 等^[62]采用一维、三维结合的方法分析了 X-51A 飞行器内外热环境作用下的热特性,将外部流场、燃烧室结构与冷却通道进行耦合分析,迭代求解气动加热、燃烧放热与冷却传热,优化了壁面热流分布。

基于准则关系式一方面可以根据求解的问题对燃气流动、固壁传热、冷却剂流动等进行简化,实现一维、二维、三维的任意组合,从而提升计算的效率。另一方面,由于碳氢燃料裂解结焦、燃料多组分/多相燃烧等复杂过程的纯 CFD 高保真模拟还存在一定困难,采用准则关系式的方法可以融合大量工程实践获得的经验公式,通过数值计算与经验公式结合的方式,建立指导工程设计的再生冷却耦合传热分析模型。但是准则关系式大多有一定的适用范围,特别是针对特殊物理过程建立的准则关系式使用范围比较单一,因此准则关系式的选择和评判需要对耦合传热过程及影响因素有清晰的认识。Pizzarelli 等^[63]基于试验数据获得了半经验相关的换热关联式,并且通过分析发现采用恒定的传热系数无法准确预测高壁温案例,而采用变传热系数则高估了结构的初始温度。

2.2 基于连续性边界的流固耦合传热流程分析

近年来,CFD 计算方法逐渐成熟,计算能力显著提升,具备了采用三维 CFD 方法求解燃料燃烧与燃气流动、冷却剂裂解与流动传热的条件,因此相关研究也逐渐增多。基于连续性边界的再生冷却流固耦合传热计算正是在此基础上通过流固界面上的连续性边界条件实现壁面

耦合传热过程模拟的。连续性边界的特点是流固界面上满足温度连续和热流密度连续两个连续性边界条件。

$$T_{w,f}=T_{w,s}$$

(6)

$$q_{w,s}=q_{w,f}$$

(7)

其中, $T_{w,f}$ 、 $T_{w,s}$ 分别为交界面的流固温度, $q_{w,s}$ 、 $q_{w,f}$ 为流固界面处的热流。其计算流程大致如下,具体的耦合流程如图 3(b)所示。

步骤 1:假定耦合界面的温度分布(包括燃气壁面和冷却通道壁面)。

步骤 2:求解流体域控制方程,得到壁面流体侧的热流密度。

步骤 3:将流体侧热流密度传给固体域,获得固体侧热流密度,并求解传热控制方程,获得界面固体侧温度。

步骤 4:将固体侧温度传给热流体域。

步骤 5:重复步骤 2~4,直到计算收敛。

戎毅等^[19]、赵超凡等^[64]采用基于连续性边界的双向弱耦合迭代计算方法,模拟了燃烧室和冷却通道特征参数对耦合传热的影响。浦航等^[65]通过改变流固交界面的热边界条件,分析不同耦合策略对计算结果的影响,包括 FFTB (flux forward temperature back)、TFFB (temperature forward flux back)、hFTB (heat transfer coefficient forward temperature back)、hFFB (heat transfer coefficient forward flux back),相关信息如表 3 所示,具体含义以 FFTB 为例表示先采用热流边界作为固体域边界加载求解固体域,随后采用温度边界作为流体域边界求解流体域,类似地,hFTB 表示先采用第三类边界作为固体域边界加载求解固体域,随后采用温度边界作为流体域求解流体域。研究发现 TFFB(流体域 Neumann 边界、固体域 Dirichlet)方法得不到收敛解,而 Robin 边界条件则可以提高计算的稳定性。Frey 等^[66]采用自研的轴对称雾化燃烧程序与商业 CFD 相结合的方式,以壁面为耦合面分析了燃烧流场特性。

表 3 不同耦合方式收敛特性对比^[65]

Tab. 3 Comparison of coupling method in convergence property^[65]

名称	固体域边界	流体域边界	达到收敛所需迭代次数
FFTB	Neumann	Dirichlet	1.075×10^5
TFFB	Dirichlet	Neumann	发散
hFTB	Robin	Neumann	6.58×10^4
hFFB	Robin	Neumann	5.51×10^4

基于连续性边界的流固耦合传热分区计算方法可以较为准确地模拟燃气燃烧/流动,冷却剂的分层流动/二次流动等特性,特别是局部流场特性对壁面传热的影响,从而提升再生冷却耦合传热计算的精度。但是计算的精度高度依赖燃气/冷却剂流动传热模拟的精度以及壁面热流/温度传递的精度,当燃料裂解结焦模型、超临界物性、喷雾燃烧模型等存在较大偏差时,计算结果也会存在较大的误差。

2.3 流固耦合传热整场求解分析

整场求解的方法将流体域与固体域作为整体进行离散,将流体 CFD 求解区域扩展到固体域,通过能量方程来描述固体域中的传热过程,因此在求解过程中可以流固一体整场求解,不需要设定耦合方法。整场求解方法物理过程上不需要考虑交界面物理量的传递,数学层面上则不需要考虑界面上数据的传递。

对于飞行器的流固耦合整场求解,文献[67-68]等针对飞行器头部流固耦合传热问题,将气体流动和固体结构传热用统一的方程组进行描述,建立了飞行器流场和固体温度场的统一求解方法,并对高速绕流二维不锈钢圆管气动加热和结构热响应问题进行了计算。对于发动机再生冷却燃气-室壁-冷却剂的耦合传热问题,姬威信等^[69]采用 fluent,通过整场耦合求解的方法对燃气流动、壁面对流传热、室壁导热以及冷却剂流动采用统一的控制方程进行求解,研究了甲烷再生冷却推力室的流动与传热过程。孙冰等^[70]采用整场耦合求解的方法将推力室燃气-冷却通道-冷却剂耦合传热进行了模拟,研究了燃气非平衡流动特性和甲烷在跨临界状态下的对流换热特性。

采用整场求解方法能够降低分区迭代产生的误差^[71],提升计算的精度,但是对于复杂问题(几何复杂/方程复杂),对计算资源的要求更高。此外,采用整场求解方法难以考虑特定的模型,如固体域的热应力计算^[72]等。同上述基于连续性边界的流固耦合传热分区计算方法一样,采用整场离散、整场求解的方法虽然可以提升计算的精度,但精度的提升同样依赖高保真度的物理模型,否则消除分区迭代误差获得的精度提升将淹没在模型误差中。

3 再生冷却系统非稳态传热计算方法

上述发动机再生冷却系统传热计算研究都是针对某一稳态工况进行分析的,最终获得达到热

平衡状态时再生冷却系统的流动传热特性。实际上,发动机从启动开始,壁面温度会经历一个温升阶段,同时由于飞行器飞行状态的改变,发动机也会经历动态的热平衡,甚至无法达到热平衡,因此再生冷却系统的传热过程往往是非稳态的。由于再生冷却系统的非稳态流固耦合计算模型建立较为复杂,对计算资源的消耗也比较大,因此工程上目前主要采用稳态分析方法。但是开展再生冷却系统的非稳态换热分析,可以更加准确地获得发动机的温升特性,对发动机再生冷却结构设计和试验研究都十分有益。

为了支撑发动机控制系统的设计, Ma 等^[73]发展了再生冷却系统传热过程的一维非稳态计算模型,实现了再生冷却系统流动和传热过程的一维非稳态计算。张若凌等^[74]为了分析发动机壁面的温升特性,建立了再生冷却结构的非稳态计算模型,其中冷却剂流动采用一维方法,燃气侧换热采用 Eckert 参考焓方法,采用该模型对某试验进行了模拟,计算得到的发动机达到热平衡的时间为 23 s,与试验较为吻合(试验 20 s)。通过非稳态计算,获得发动机达到热平衡所需的时间,可以更好地为发动机设计提供支撑。发动机在点火过程中快速放热,一方面冷却通道热应力急剧增加,导致结构变形影响冷却剂流动;另一方面引发流体热声振荡^[75]。孔勇等^[76]针对发动机点火启动时的热声传播现象,开展了主动冷却通道热-流-固-声耦合的瞬态数值模拟,从结构层面研究了非稳态传热对结构力学特性的影响。Gopinath 等^[77]建立了再生冷却结构热-流-固耦合分析方法,其中燃气侧的瞬态力热载荷由一维方法获得,冷却剂流动采用非稳态的 NS 方程求解,评估了冷却系统对热防护能力和结构变形的影响。Zhang 等^[78]考虑瞬态热-流-结构耦合效应,分析了传统再生冷却和射流再生冷却通道的传热特性及结构变形,揭示了结构应力失效风险。

目前,再生冷却系统非稳态传热分析研究较为有限,采用非稳态传热分析方法对再生冷却系统进行设计与评估尚存在较大难度。稳态模拟,仅仅需要考虑空间层面的耦合,通过迭代最终得到流固系统达到热平衡后的温度分布,而非稳态模拟,还需要从时间耦合层面进行考虑。不同物理场存在不同的特征时间,数值求解时间步长的选取往往和物理过程特征时间密切相关,需要考虑不同物理过程的时间尺度效应^[79]。理论上,选取相关物理场最小特征时间作为推进时间步长,

然后采用整场求解或分区耦合迭代求解的方式最大程度模拟实际物理现象,可以获得较为精确的结果,但是受计算机能力限制,整场联立推进求解再生冷却系统换热全过程尚不可能;基于最小时间步长分区耦合迭代求解全过程也存在很大困难,因此需要发展相关兼顾计算精度与效率的耦合方法,其关键难题是如何根据物理过程的特征时间合理地选择数据传递时间点。再生冷却系统传热非稳态全过程耦合模拟,目前研究较少,结合工程需求和现有的计算能力,可以借鉴飞行器前缘结构的流固耦合(力-热-结构)模拟方法,文献[80-81]发展了一种沿弹道自适应锚点的双通道迭代耦合计算策略,构建了数值方法的力-热-结构耦合计算软件(NNW-CAPTER),该软件可以实现沿弹道全弹热防护结构的热-流-固耦合计算,该策略的耦合流程如图4所示,其中 q_w 为壁面热流, ω 为壁面位移,下标 i 为时刻点,流场和流场*分别为 t_i 和 t_{i+1} 时刻的流场。针对再生冷却耦合传热过程的非稳态计算问题,采用解耦的数值方法分别进行流场、结构场、温度场的计算,根据物理过程的特征时间和计算量以及物理量之间的相互依赖关系,合理地选择耦合时间点,通过温度/热流的传递不断迭代推进,有望实现再生冷却系统传热过程的非稳态耦合模拟。

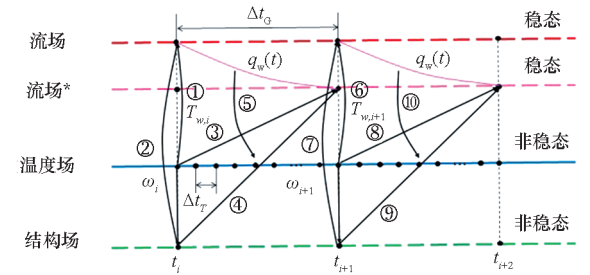


图4 中国空气动力研究与发展中心提出的
气动力-热-结构多场耦合方法^[82]
Fig. 4 Aerodynamic force-thermal-structural multi field
coupling method of China Aerodynamic
Research and Development Center^[82]

4 展望

针对再生冷却系统流固耦合传热计算,本文介绍了现阶段再生冷却流固界面换热过程模拟方法及再生冷却系统燃气-壁面结构-冷却剂耦合传热计算方法。近年来,高马赫超燃冲压发动机成为新型空天运输动力系统后续重要的拓展方向^[83],需要进一步提升发动机热防护系统的预测精度,为满足发动机防热系统精细化设计需求,再

生冷却系统传热过程的模拟需要从以下方面入手:

1)再生冷却复杂物理化学过程的精细化建模。再生冷却燃气/发动机壁面和冷却剂/冷却通道壁面之间存在非常复杂的换热过程,纯CFD模拟目前仍存在较大挑战,工程上仍然采用准则关系式与CFD相结合的方式计算。CFD计算是未来发展的方向,因此需要针对燃料掺混燃烧、冷却剂裂解/结焦、对流/辐射/传导耦合传热等复杂的物理化学过程建立精细化的模型,使得CFD方法能够高精度地模拟燃料化学反应、激波/边界层干扰、涡旋流动等复杂流动现象,从而提升预测的精度。

2)再生冷却流固耦合传热过程高可信度模拟。再生冷却流固耦合传热计算分为整场求解与分区求解两类计算方法。工程上整场求解还存在较大困难,分区求解的关键是边界如何耦合,目前多采用对流换热准则关系式的方式实现流固界面的热量传递,基于连续性边界的耦合方法也逐步发展。前者可以较好地结合工程需求对问题进行简化,并利用工程实践获得的经验公式提升计算效率,但是准则关系式一般存在适用性问题,下一步需要进一步结合试验,提升准则关系式的适用范围和可靠性;后者的精度高度依赖燃气/冷却剂流动传热的计算模型,下一步需要基于精细化模型,提升CFD方法的模拟精度。最后,工程上需要针对具体的流动传热问题,评估两种方法的适用性和可信度,选择合适的方法,从而为热防护系统的设计与评估提供高可信度的预测结果。

3)再生冷却流固耦合非稳态传热高效率模拟。再生冷却流固耦合非稳态计算可以更准确地获得结构的温升特性,但是目前全过程耦合模拟还存在较大困难。下一步需要发展兼顾计算精度与效率的耦合方法,采用解耦的方式分别进行燃气流场、结构温度场和冷却剂流场的计算,结合不同物理场和传热过程的特征时间,按照一定的耦合迭代策略,在关键的时间点进行数据的传递,实现再生冷却系统传热过程的非稳态高效率模拟。

参考文献(References)

[1] 王振国,梁剑寒,丁猛,等. 高超声速飞行器动力系统研究进展[J]. 力学进展, 2009, 39(6): 716-723.
WANG Z G, LIANG J H, DING M, et al. A review on hypersonic airbreathing propulsion system[J]. Advances in Mechanics, 2009, 39(6): 716-723. (in Chinese)

- [2] 刘小勇, 王明福, 刘建文, 等. 超燃冲压发动机研究回顾与展望[J]. 航空学报, 2024, 45(5): 529878.
LIU X Y, WANG M F, LIU J W, et al. Review and prospect of research on scramjet[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2024, 45(5): 529878. (in Chinese)
- [3] 秦飞, 赵征, 何国强, 等. 火箭基组合循环发动机热结构技术研究进展[J]. 航空学报, 2024, 45(11): 529572.
QIN F, ZHAO Z, HE G Q, et al. Thermal structure technology development of rocket based combined cycle engine[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2024, 45(11): 529572. (in Chinese)
- [4] 陈锐达, 徐辉, 陈泓宇, 等. 1.5 tf 再生冷却液体火箭发动机关键技术与试验验证[J]. 火箭推进, 2023, 49(4): 17–25.
CHEN R D, XU H, CHEN H Y, et al. Key technologies and test verification of 1.5 tf liquid rocket engine with regenerative cooling[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2023, 49(4): 17–25. (in Chinese)
- [5] XU Q, LIN G W, LI H W. Evaluation model for fast convective heat transfer characteristics of thermal cracked hydrocarbon fuel regenerative cooling channel in hydrocarbon-fueled scramjet[J]. Applied Thermal Engineering, 2021, 199: 117616.
- [6] BARTZ D R. Turbulent boundary-layer heat transfer from rapidly accelerating flow of rocket combustion gases and of heated air[M]. Advances in Heat Transfer, 1965, 2: 1–108.
- [7] 刘伟强, 姜春林, 周进, 等. 气氧/煤油发动机水冷推力室壁热分析[J]. 国防科技大学学报, 1999, 21(2): 13–16.
LIU W Q, JIANG C L, ZHOU J, et al. Thermal analysis of $\text{GO}_2/\text{kerosene}$ rocket thrust chamber wall[J]. Journal of National University of Defense Technology, 1999, 21(2): 13–16. (in Chinese)
- [8] 巩岩博, 刘忠恕, 郑大勇, 等. 再生冷却氢氧推力室传热计算方法研究与优化[J]. 导弹与航天运载技术, 2019(6): 58–63.
GONG Y B, LIU Z S, ZHENG D Y, et al. Research and optimization of heat transfer calculation method for regeneratively-cooled hydrogen-oxygen thrust chamber[J]. Missiles and Space Vehicles, 2019(6): 58–63. (in Chinese)
- [9] 吴有亮, 张成印, 潘浩, 等. 再生冷却燃气对流换热系数计算方法优化研究[J]. 火箭推进, 2018, 44(1): 22–26.
WU Y L, ZHANG C Y, PAN H, et al. Optimization for calculation method of gas convective heat transfer coefficient inside regeneratively-cooled chamber[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2018, 44(1): 22–26. (in Chinese)
- [10] KOSE Y M, CELIK M. Regenerative cooling comparison of LOX/LCH_4 and $\text{LOX}/\text{LC}_3\text{H}_8$ rocket engines using the one-dimensional regenerative cooling modelling tool ODREC[J]. Applied Sciences, 2024, 14(1): 71.
- [11] ECKERT E R G, DRAKE R M, Jr. Analysis of heat and mass transfer[M]. New York: Hemisphere Publishing, 1987.
- [12] 蒋劲, 张若凌, 乐嘉陵. 超燃冲压发动机再生冷却热结构设计的计算工具[J]. 实验流体力学, 2006, 20(3): 1–7.
JIANG J, ZHANG R L, LE J L. The calculational tool of thermal structure design for regeneratively cooled scramjet[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2006, 20(3): 1–7. (in Chinese)
- [13] 仲峰泉, 范学军, 俞刚. 带主动冷却的超声速燃烧室传热分析[J]. 推进技术, 2009, 30(5): 513–517, 532.
ZHONG F Q, FAN X J, YU G. Heat transfer analysis for actively cooled supersonic combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(5): 513–517, 532. (in Chinese)
- [14] WANG T S, LUONG V. Numerical analysis of the hot-gas-side and coolant-side heat transfer in liquid rocket engine combustors[C]//Proceedings of the 28th Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2012.
- [15] 李军伟, 刘宇. 三维数值模拟再生冷却喷管的换热[J]. 推进技术, 2005, 26(2): 111–115.
LI J W, LIU Y. Three dimension numerical simulation of heat transfer in regeneratively cooled nozzle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(2): 111–115. (in Chinese)
- [16] 张宏伟, 陶文铨, 何雅玲, 等. 再生冷却推力室耦合传热数值模拟[J]. 航空动力学报, 2006, 21(5): 930–936.
ZHANG H W, TAO W Q, HE Y L, et al. Numerical study on coupled heat transfer of thrust chamber with regenerative cooling[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(5): 930–936. (in Chinese)
- [17] 郑力铭, 孙冰. 超燃冲压发动机二维热环境数值模拟[J]. 航空动力学报, 2007, 22(5): 823–828.
ZHENG L M, SUN B. 2D thermal environment numerical simulation of scramjets[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(5): 823–828. (in Chinese)
- [18] 康玉东, 孙冰. 燃气非平衡流再生冷却流动传热数值模拟[J]. 推进技术, 2011, 32(1): 119–124.
KANG Y D, SUN B. Numerical simulation of regenerative cooling flow and heat transfer with nonequilibrium flow[J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(1): 119–124. (in Chinese)
- [19] 戎毅, 朱剑琴, 戴武昊, 等. 超燃冲压发动机冷却通道与燃烧室耦合传热数值研究[J]. 推进技术, 2022, 43(4): 200448.
RONG Y, ZHU J Q, DAI W H, et al. Numerical study on coupled heat transfer between cooling channel and combustor of scramjet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(4): 200448. (in Chinese)
- [20] 胡江玉, 王宁, 周进, 等. 高温燃气与不同构型的再生冷却面板对流传热的数值模拟[J]. 国防科技大学学报, 2021, 43(5): 46–52.
HU J Y, WANG N, ZHOU J, et al. Numerical simulation on convective heat transfer between high-temperature gas and regenerative cooling panels of different configurations[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2021, 43(5): 46–52. (in Chinese)
- [21] DITTUS F W, BOELETER L M K. Heat transfer in automobile radiators of the tubular type[J]. International Communications in Heat and Mass Transfer, 1985, 12(1): 3–22.
- [22] GNIELINSKI V. New equations for heat and mass transfer in turbulent pipe and channel flow[J]. International Chemical Engineering, 1976, 16(2): 359–367.
- [23] SIEDER E N, TATE G E. Heat transfer and pressure drop of liquids in tubes[J]. Industrial & Engineering Chemistry,

- 1936, 28(12): 1429–1435.
- [24] WASSEL A T, LSSACCI F, VAN GRIETHUYSEN V. An integrated modeling approach for hypersonic aircraft thermal management: AIAA 95–6022[R/OL]. [2024–06–06]. <https://arc.aiaa.org/doi/epdf/10.2514/6.1995-6022>.
- [25] DANIAU E, BOUCHEZ M, BOUNACEUR R, et al. Contribution to scramjet active cooling analysis using N-dodecane decomposition model[C]//Proceedings of the 12th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies, 2003.
- [26] 蒋劼, 张若凌. 再生冷却超燃冲压发动机传热计算分析与试验[J]. 推进技术, 2012, 33(3): 443–449.
- JIANG J, ZHANG R L. Thermal analysis and experiment validation of regenerative cooling scramjet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2012, 33(3): 443–449. (in Chinese)
- [27] PIZZARELLI M, CARAPELLESE S, NASUTI F. A quasi-2-D model for the prediction of the wall temperature of rocket engine cooling channels[J]. Numerical Heat Transfer, Part A: Applications, 2011, 60(1): 1–24.
- [28] PIZZARELLI M, NASUTI F, ONOFRI M. Analysis of curved-cooling-channel flow and heat transfer in rocket engines[J]. Journal of Propulsion and Power, 2011, 27(5): 1045–1053.
- [29] 杨成骁, 王长辉, 徐绍桐. 液体火箭发动机推力室再生冷却流动与传热计算研究[J]. 推进技术, 2022, 43(1): 200639.
- YANG C X, WANG C H, XU S T. Calculation study on flow and heat transfer of regenerative cooling in liquid rocket engine thrust chamber[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(1): 200639. (in Chinese)
- [30] 吴有亮, 丁煜朔, 刘潇, 等. 再生冷却推力室准二维传热数值计算[J]. 火箭推进, 2023, 49(2): 66–73.
- WU Y L, DING Y S, LIU X, et al. Quasi-2D heat transfer calculation method of regenerative cooling thrust chamber[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2023, 49(2): 66–73. (in Chinese)
- [31] FROHLICH A, IMMICH H, LEBAIL F. et al. Three-dimensional flow analysis in a rocket engine coolant channel of high depth/width ratio [C]//Proceedings of the 27th Joint Propulsion Conference, 1991.
- [32] LEBAIL F, POPP M. Numerical analysis of high aspect ratio cooling passage flow and heat transfer [C]//Proceedings of the 29th Propulsion Conference, 1993.
- [33] GAO E K, FAN W H, LI X, et al. Numerical study on flow and heat transfer of aviation kerosene at supercritical pressure in cooling channels with surface corrugations [J]. International Communications in Heat and Mass Transfer, 2023, 140: 106526.
- [34] ZHU J Q, ZHAO C F, TAO Z, et al. Heat transfer characteristics and novel optimization of a supercritical n-decane-cooling tube under gravity condition [J]. Applied Thermal Engineering, 2023, 219: 119572.
- [35] ZHAO J F, LI S, ZHANG X K, et al. Enhanced heat transfer of supercritical n-decane in cooling channels with triangular ribs for regenerative cooling [J]. Applied Thermal Engineering, 2023, 218: 119369.
- [36] 王建国, 吴政源, 王一攀, 等. 液氧/甲烷火箭发动机波纹状再生冷却通道的换热特性[J]. 推进技术, 2025, 46(3): 167–177.
- WANG J M, WU Z Y, WANG Y P, et al. Heat transfer characteristics of corrugated regenerative cooling channels in LOX/methane rocket engine [J]. Journal of Propulsion Technology, 2025, 46(3): 167–177. (in Chinese)
- [37] SHANMUGAM A, PARK K S. Flow and heat transfer of supercritical hydrogen in a regenerative cooling channel with the arc ribs of a rocket engine [J]. Applied Thermal Engineering, 2024, 236: 121451.
- [38] RICCI D, BATTISTA F, FRAGIACOMO M. Transcritical behavior of methane in the cooling jacket of a liquid-oxygen/liquid-methane rocket-engine demonstrator [J]. Energies, 2022, 15(12): 4190.
- [39] RICCI D, NATALE P, BATTISTA F. Experimental and numerical investigation on the behaviour of methane in supercritical conditions [J]. Applied Thermal Engineering, 2016, 107: 1334–1353.
- [40] 王彦红, 李浩然, 李洪伟. U型再生冷却通道内超临界航空煤油换热特性数值模拟[J]. 航空发动机, 2023, 49(4): 16–25.
- WANG Y H, LI H R, LI H W. Numerical simulation on heat transfer characteristics of supercritical aviation kerosene in a U-shaped regenerative cooling channel [J]. Aeroengine, 2023, 49(4): 16–25. (in Chinese)
- [41] JEON T J, PARK T S. Thermal recycling analysis in regenerative cooling channels based on liquid rocket engine cycles [J]. Applied Thermal Engineering, 2024, 256: 124095.
- [42] 李昊炜, 林国伟, 冯炜峻, 等. 超燃冲压发动机碳氢燃料流动传热特性与再生冷却技术综述[J]. 空天技术, 2022(6): 57–66.
- LI H W, LIN G W, FENG W J, et al. Review of flow and heat transfer characteristics of hydrocarbon fuels and progress in regenerative cooling technology in hydrocarbon-fueled scramjet[J]. Aerospace Technology, 2022(6): 57–66. (in Chinese)
- [43] 王龙云, 朱剑琴, 李海旺, 等. 倾斜圆管内超临界 RP-3 流动换热特性数值研究[J]. 推进技术, 2018, 39(7): 1562–1567.
- WANG L Y, ZHU J Q, LI H W, et al. Numerical study on flow and heat transfer characteristics of supercritical RP-3 in inclined tubes[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(7): 1562–1567. (in Chinese)
- [44] 吴刚, 毕勤成, 王汉, 等. 超临界压力水在倾斜上升管内传热的试验研究[J]. 西安交通大学学报, 2011, 45(5): 6–11.
- WU G, BI Q C, WANG H, et al. Heat transfer characteristics of supercritical water in inclined upward tube[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2011, 45(5): 6–11. (in Chinese)
- [45] PETUKHOV B S, POPOV V N. Theoretical calculation of heat exchange and frictional resistance in turbulent flow in tubes of an incompressible fluid with variable physical properties[J]. High Temperature, 1963, 1(1): 69–83.
- [46] PIORO I L, KHRTABIL H F, DUFFEY R B. Heat transfer to supercritical fluids flowing in channels empirical correlations (survey) [J]. Nuclear Engineering and Design, 2004, 230(1/2/3): 69–91.
- [47] 侯君如, 赵泽铭, 代婉宁. 矩形通道内超临界 RP-3 非对称加热的传热研究[J]. 低温/制冷技术, 2024, 52(9): 84–94.

- HOU J R, ZHAO Z M, DAI W N. Study on heat transfer of supercritical RP-3 in rectangular channel by asymmetric heating[J]. *Cryogenics /Refrigeration*, 2024, 52(9): 84 – 94. (in Chinese)
- [48] 林大森, 李海旺, 朱剑琴, 等. 超临界压力下基于径向热物性分布的碳氢燃料流动换热特性研究[J]. *推进技术*, 2025, 46(2): 2312056.
- LIN D S, LI H W, ZHU J Q, et al. Heat transfer of hydrocarbon fuel based on thermoproperties radial distribution under supercritical pressure [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2025, 46(2): 2312056. (in Chinese)
- [49] NASUTI F, PIZZARELLI M. Pseudo-boiling and heat transfer deterioration while heating supercritical liquid rocket engine propellants[J]. *The Journal of Supercritical Fluids*, 2021, 168: 105066.
- [50] ACKERMAN J W. Pseudoboiling heat transfer to supercritical pressure water in smooth and ribbed tubes[J]. *Journal of Heat Transfer*, 1970, 92(3): 490 – 497.
- [51] SWENSON H S, CARVER J R, KAKARALA C R. Closure to “discussion of ‘heat transfer to supercritical water in smooth-bore tubes’” [J]. *Journal of Heat Transfer*, 1965, 87(4): 483 – 484.
- [52] STIEGEMEIER S B, MEYER M L, TAGHAVI R. A thermal stability and heat transfer investigation of five hydrocarbon fuels[C]//*Proceedings of the 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2002.
- [53] WANG N, ZHOU J, PAN Y, et al. Experimental investigation on flow patterns of RP-3 kerosene under sub-critical and supercritical pressures [J]. *Acta Astronautica*, 2014, 94(2): 834 – 842.
- [54] LIU X Y, YANG Z Q, MIAO R P, et al. Experimental study on flow excursion instability of supercritical hydrocarbon fuel in scramjet regenerative cooling parallel channels [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2023, 36(1): 201 – 215.
- [55] WARD T A, ERVIN J S, SHAFER L, et al. Pressure effects on flowing mildly-cracked n-decane [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2005, 21(2): 344 – 355.
- [56] RUAN B, MENG H, YANG V. Simplification of pyrolytic reaction mechanism and turbulent heat transfer of n-decane at supercritical pressures[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2014, 69: 455 – 463.
- [57] ZHU Y H, LIU B, JIANG P X. Experimental and numerical investigations on n-decane thermal cracking at supercritical pressures in a vertical tube [J]. *Energy & Fuels*, 2014, 28(1): 466 – 474.
- [58] 王曦, 仲峰泉, 陈立红, 等. 考虑煤油裂解效应的超声速燃烧室再生冷却过程分析[J]. *推进技术*, 2013, 34(1): 47 – 53.
- WANG X, ZHONG F Q, CHEN L H, et al. A coupled heat transfer analysis with effects of catalytic cracking of kerosene for actively cooled supersonic combustor [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2013, 34(1): 47 – 53. (in Chinese)
- [59] LI Y, WANG J B, XIE G N, et al. Effect of thermal pyrolysis on heat transfer and upward flow characteristics in a rectangular channel using endothermic hydrocarbon fuel[J]. *Chemical Engineering Science*, 2021, 244: 116806.
- [60] NARAGH M H N, ARMSTRONG E S. Three dimensional thermal analysis of rocket thrust chambers [R]. *NASA Technical Memorandum 101973*, 1988: AIAA 88 – 2648.
- [61] PIZZARELLI M, BETTI B, NASUTI F. Cooling channel analysis of a LOX/LCH₄ rocket engine demonstrator[C]//*Proceedings of the 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, 2014.
- [62] HAN D B, KIM J S, KIM K H. Conjugate thermal analysis of X-51A-like aircraft with regenerative cooling channels [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2022, 126: 107614.
- [63] PIZZARELLI M, CEGAN A, BATTISTA F, et al. Application of semiempirical correlations for multidimensional heat transfer in rocket engine cooling channels[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2024, 254: 123816.
- [64] 赵超凡, 董昊, 朱剑琴, 等. 基于双向耦合的燃烧室与冷却通道的传热研究[J]. *北京航空航天大学学报*, 2024, 50(3): 962 – 974.
- ZHAO C F, DONG H, ZHU J Q, et al. Study on heat transfer of combustor and regenerative cooling channel based on two-way coupling [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2024, 50(3): 962 – 974. (in Chinese)
- [65] 浦航, 李素芬, 东明, 等. 超临界压力航空煤油耦合传热计算方法研究[J]. *工程热物理学报*, 2019, 40(4): 877 – 881.
- PU H, LI S F, DONG M, et al. Investigation on coupling method of conjugate heat transfer of structure/aviation kerosene under supercritical pressure [J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2019, 40(4): 877 – 881. (in Chinese)
- [66] FREY M, AICHNER T, GÖRGEN J, et al. Modeling of rocket combustion devices [C]//*Proceedings of the 10th AIAA/ASME Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference*, 2010.
- [67] 耿湘人, 张涵信, 沈清, 等. 高速飞行器流场和固体结构温度场一体化计算新方法的初步研究[J]. *空气动力学学报*, 2002, 20(4): 422 – 427.
- GENG X R, ZHANG H X, SHEN Q, et al. Study on an integrated algorithm for the flowfields of high speed vehicles and the heat transfer in solid structures [J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2002, 20(4): 422 – 427. (in Chinese)
- [68] 李佳伟, 王江峰, 杨天鹏, 等. 高超声速飞行器前缘流-热-固一体化计算[J]. *国防科技大学学报*, 2018, 40(6): 9 – 16.
- LI J W, WANG J F, YANG T P, et al. Fluid-thermal-structural study of integrated algorithm for aerodynamically hypersonic heated leading edges [J]. *Journal of National University of Defense Technology*, 2018, 40(6): 9 – 16. (in Chinese)
- [69] 姬威信, 孙纪国. 液氧/甲烷发动机推力室再生冷却耦合传热数值研究[J]. *导弹与航天运载技术*, 2016(1): 57 – 60.
- JI W X, SUN J G. Numerical simulation of regenerative cooling conjugate heat transfer of LOX/methane rocket engine thrust chamber[J]. *Missiles and Space Vehicles*, 2016(1): 57 – 60. (in Chinese)
- [70] 孙冰, 宋佳文. 液氧甲烷发动机台架型冷却通道的耦合传热特性[J]. *航空动力学报*, 2016, 31(12): 2972 – 2978.
- SUN B, SONG J W. Coupled heat transfer characteristics (characteristics) of stepped cooling channel of liquid oxygen/methane rocket engine [J]. *Journal of Aerospace Power*,

2016, 31(12): 2972 – 2978. (in Chinese)

[71] 桂业伟. 高超声速飞行器综合热效应问题[J]. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2019, 49(11): 114702.
GUI Y W. Combined thermal phenomena of hypersonic vehicle [J]. Scientia Sinica (Physica, Mechanica & Astronomica), 2019, 49(11): 114702. (in Chinese)

[72] 张强, 刘巨保, 赵晓荣. 换热管流固耦合传热的分区求解数值算法[J]. 科学技术与工程, 2010, 10(28): 6907 – 6911.
ZHANG Q, LIU J B, ZHAO X R. Partition algorithm of coupled heat transfer for heat exchanger pipe [J]. Science Technology and Engineering, 2010, 10(28): 6907 – 6911. (in Chinese)

[73] MA J C, CHANG J T, ZHANG J L, et al. Control-oriented unsteady one-dimensional model for a hydrocarbon regeneratively-cooled scramjet engine[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 85: 158 – 170.

[74] 张若凌, 张磊, 王想义, 等. 再生冷却结构非定常换热计算研究[J]. 实验流体力学, 2023, 37(2): 62 – 67.
ZHANG R L, ZHANG L, WANG X Y, et al. Computational investigation of unsteady heat exchange on regenerative cooling structure[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2023, 37(2): 62 – 67. (in Chinese)

[75] LI Y, XIE G N, FU J H, et al. Transient flow and heat transfer in a horizontal rectangular channel considering thermal-fluid-structure interaction [J]. Journal of Energy Resources Technology, 2022, 144(11): 112107.

[76] 孔勇, 丁金兴, 潘涛, 等. 再生冷却过程热流固声耦合瞬态模拟[J]. 航空学报, 2025, 46(2): 130709.
KONG Y, DING J X, PAN T, et al. Transient simulation of thermo-fluid-structure-acoustic coupling in regenerative cooling[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2025, 46(2): 130709. (in Chinese)

[77] GOPINATH N K, GOVINDARAJAN K V, MAHAPATRA D R. Fluid-thermo-structural response of actively cooled scramjet combustor in hypersonic accelerating-cruise flight[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2022, 194: 123060.

[78] ZHANG J, LI Y, CHEN Y X, et al. Enhanced transient flow and heat transfer analysis in diverse regeneration cooling modes incorporating thermal-fluid-structure interaction effects[J]. Thermal Science and Engineering Progress, 2025, 60: 103382.

[79] 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[J]. 中国科学: 技术科学, 2024, 54: 1288 – 1304.
DU Y X, YANG X F, XIAO G M, et al. Progress on prediction of multiscale coupling thermal effects of hypersonic vehicles[J]. Scientia Sinica (Technologica), 2024, 54: 1288 – 1304. (in Chinese)

[80] 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[J]. 航空学报, 2017, 38(7): 020844.
GUI Y W, LIU L, DAI G Y, et al. Research status of hypersonic vehicle fluid-thermal-solid coupling and software development[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(7): 020844. (in Chinese)

[81] 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[J]. 空气动力学报, 2022, 40(6): 1 – 13.
SHEN B X, ZENG L, LIU X, et al. Research progress of thermal protection technique by activemass (active mass) injection for hypersonic vehicle [J]. Acta Aerodynamic Sinica, 2022, 40(6): 1 – 13. (in Chinese)

[82] 代光月, 曾磊, 刘深深, 等. 考虑力/热/结构多场耦合效应的飞行弹道预测[J]. 航空学报, 2018, 39(12): 122346.
DAI G Y, ZENG L, LIU S S, et al. Prediction of flight trajectory considering fluid-thermal-structural coupling effect[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(12): 122346. (in Chinese)

[83] 侯晓. 组合循环发动机技术研究进展[J]. 航空学报, 2023, 44(21): 529824.
HOU X. Research progress in combined cycle engines[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2023, 44(21): 529824. (in Chinese)