

【航空动力系统与控制】

基于燃烧耦合的再生冷却通道超临界压力 正癸烷对流换热研究

王彦红, 翟士博, 窦红玉, 蔡烁强, 白皓然

(东北电力大学 能源与动力工程学院, 吉林 吉林 132012)

摘 要:针对超燃冲压发动机的热防护问题,对耦合燃烧的再生冷却通道内超临界正癸烷换热特性进行了数值研究。基于 SST $k-\omega$ 湍流模型和涡耗散燃烧模型,讨论了当量比(0.2~0.8)对燃烧室燃烧特性及再生冷却通道换热特性的影响。探究了燃烧室温度场和速度场的分布情况,阐述了燃烧组分的分布特征。探讨了再生冷却通道的热流分配和温度分布情况,基于雷诺数和普朗特数的轴向演变分析,建立了努塞尔数经验关联式。研究表明:随着当量比增加,燃烧室两侧的高温气流在中心位置相遇,且向上游发展到燃料喷口附近,燃烧增强导致燃烧室温度不断提高,高速气流区从中心位置沿径向向两侧扩展,直至充满整个燃烧室扩张段空间。再生冷却通道加热侧内壁面热流密度与壁面温度沿轴向和横向呈现非均匀分布特征,这是因为燃烧沿轴向不断减弱,固壁热传导作用导致热流的横向分布差别。

关键词:燃烧室;再生冷却;正癸烷;燃烧;换热;当量比

中图分类号: V 231.1

文献标识码: A

DOI:10.13486/j.issn.2097-4973.2026.02.001

0 引言

高超声速飞行器以高马赫数飞行时,超燃冲压发动机燃烧室的气流温度高达 3 500 K,壁面热流密度达到 1~5 MW/m² 量级,壁面局部高温区温度超过 2 500 K,由此可见燃烧室面临严峻的高温热防护问题^[1-2]。再生冷却通道布置于燃烧室外围,通过超临界碳氢燃料对流换热吸收燃烧室壁面热流,是燃烧室热防护的有效方案。以往再生冷却研究通道外壁面采用均匀的热流密度^[3],而通道实际施加的热流密度取决于燃烧室的燃烧状况。因此,基于燃烧室燃烧耦合的再生冷却通道超临界碳氢燃料换热研究受到广泛重视。

已有研究对燃烧室侧再生冷却通道壁面施加均匀热流密度,探究该条件下超临界碳氢燃料的换热特性和机制。Li 等对高热流密度下燃料的换热进行数值研究,当通道出现局部传热恶化时,设置微肋可以起到改善换热的作用^[4]。Pu 等探究了矩形通道内正癸烷的湍流换热问题,主流处于拟临界温度附近时浮升力作用强烈,导致通道周向非均匀换热极为突出^[5]。Zhu 等提出浮升力对竖直下降流动时超临界压力正癸烷的湍流换热具有增强作用,却导致了竖直上升流动时的传热恶化问题^[6]。Sun 等认为高通道热导率可以提升热流和壁温的周向均匀性,同时对浮升力和二次流产生抑制作用^[7]。Hu 等研究发现浮升力

收稿日期:2025-11-27

基金项目:吉林省教育厅科技项目(JJKH20220100KJ)

第一作者简介:王彦红(1983—),男,河北张家口人,副教授,博士,主要从事超燃冲压发动机热防护研究。

E-mail:wangyh.526@163.com

致使通道截面出现二次流,增强了加热侧内壁面附近的湍流交混,削弱了厚的热边界层,从而达到增强换热的效果^[8]。黄世璋等研究表明提高热质比导致浮升力作用更为显著,对再生冷却通道内正癸烷的换热不利^[9-11]。整体而言,再生冷却通道外壁面施加均匀热流密度时,超临界碳氢燃料变热物性与通道热传导耦合作用导致内壁面热流出现不规则分配^[4-11]。以上研究因为没有考虑燃烧室轴向释热不均对通道外壁面热流边界的影响,与实际再生冷却热流环境存在显著差别。

燃烧室燃烧轴向释热不均导致再生冷却通道外壁面热流密度不均匀,即假设通道外壁面热流密度均匀不合理,需要耦合燃烧状况提供通道外壁面热流边界,进而探究再生冷却通道内碳氢燃料的换热机制。Ma 等通过壁温、热流、组分等信息的交互,建立非定常一维双向耦合传热模型,以实现燃烧室燃烧与再生冷却通道换热的耦合研究^[12]。Yao 等通过一维耦合热分析模型计算燃烧室壁面的热边界,探究不同当量比下的超声速燃烧和再生冷却换热问题^[13]。王新竹等研究超燃冲压发动机燃烧室传热与燃烧的耦合过程,开展燃气-结构-燃料耦合传热分析^[14]。据印超等研究表明随着燃烧室压力和总温升高,燃烧室表面热流峰值和再生冷却通道壁温峰值均向下游偏移^[15]。胡希卓等以换热边界代替均匀热流边界施加到再生冷却通道,通道对流换热热阻和通道两侧温差的减小会使换热恶化程度减弱,最高壁面温度下降^[16]。赵超凡等采用双向弱耦合迭代分析了当量比、喷射角度、冷却压力和冷却流量等参数对燃烧室与再生冷却通道耦合传热的影响,研究发现燃烧高温区对再生冷却通道裂解反应具有局部强化作用^[17]。戎毅等通过建立氢气/碳氢燃料两种燃烧室模型,研究发现再生冷却工质流量增大能显著降低壁面温度,当量比对再生冷却通道壁面传热影响有限^[18]。已有研究缺乏耦合燃烧的再生冷却通道精细化建模,对该条件下碳氢燃料的换热机制研究存在不足,需要补充和完善。

本文开展耦合燃烧的再生冷却通道内超临界正癸烷换热数值研究,探究当量比对燃烧室燃烧与再生冷却通道耦合换热的影响,阐述流动、燃烧和换热等参数的空间分布情况,为超燃冲压发动机再生冷却技术的应用提供理论基础。

1 数值模型

1.1 物理模型

图 1 为燃烧室与再生冷却通道耦合的物理模型。因为建立整个燃烧室模型的数值计算量巨大,所以取包含一组再生冷却通道的燃烧室微单元进行数值计算。

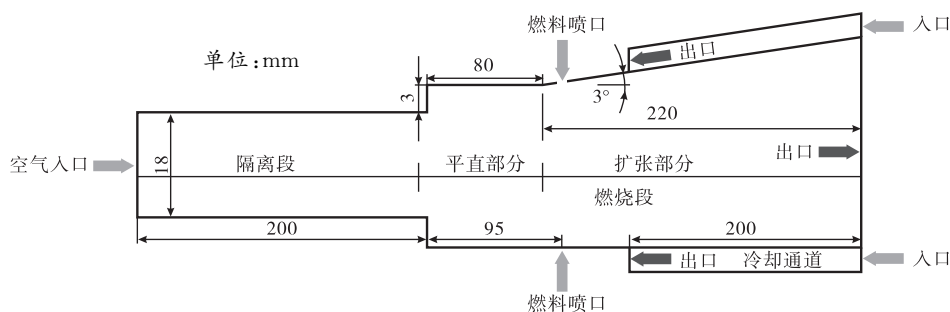


图 1 燃烧室与再生冷却通道耦合的物理模型

图 1 中燃烧室采用隔离段和燃烧段的组合结构。隔离段长度为 200 mm,高度为 18 mm。燃烧段上游是长度为 80 mm、高度为 24 mm 的平直部分;下游是长度为 220 mm 的扩张部分。扩张段顶部设置扩张角为 3° ,底部为平直设计方案。燃烧室微单元的宽度为 3 mm。燃料喷口距离扩张部分起始位置 15 mm,顶部和底部均设置燃料喷口。距离扩张段起始位置 20 mm 布置再生冷却通道,通道截面为 $2\text{ mm} \times 2\text{ mm}$,侧壁厚为 0.5 mm,顶部和底部壁厚为 1.0 mm,设置再生冷却工质与燃烧室主流逆向流动。空气来流速度为 1 417 m/s,温度为 1 172 K,压力为 341 kPa,氧气体积分数为 25.59%,氮气体积分数为

56.73%,水蒸气体积分数为17.68%。正癸烷燃料垂直喷射,燃料进口压力为350 kPa、进口温度为300 K。设计了四种当量比(燃料完全燃烧所需理论空气量与实际供给空气量的比值)方案,分别为0.2、0.4、0.6、0.8,这说明实际空气过剩,根据空气量确定喷燃料量。两侧再生冷却通道正癸烷入口流量均为4 g/s,进口温度均为300 K,压力均为3 MPa。

1.2 数值方程与热物性设置

燃烧室燃烧和再生冷却通道换热均需求解连续性方程、动量守恒方程和能量守恒方程,湍流模型选择SST $k-\omega$ 湍流模型,通道固壁求解热传导方程,这些控制方程的具体形式见文献[10]。同时,数值计算中需要求解涡耗散模型和辐射传递方程,见文献[17-18]。

燃烧室内正癸烷的燃烧采用单步反应,用以获得再生冷却通道热流密度的分布状况。通过多步反应和单步反应计算的燃烧室温度场和再生冷却通道热流密度差别微弱,且多步反应会增加计算难度,文献[17-18]同样通过单步反应进行燃烧室和再生冷却的耦合数值研究。燃烧室内正癸烷的燃烧化学反应如下:

$$\text{C}_{10}\text{H}_{22} + 15.5\text{O}_2 \longrightarrow 10\text{CO}_2 + 11\text{H}_2\text{O}$$
 指前因子和活化能见文献[17-18]。

控制方程中涉及正癸烷的热物性,通过NIST数据库获得。图2给出了超临界压力下正癸烷热物性随温度的变化情况。通过线性函数把热物性数据添加到Fluent数据库,拟临界温度(定压比热容峰值对应的温度)附近增加分段数以提高热物性插值计算精度,用于再生冷却通道中正癸烷换热数值模拟。

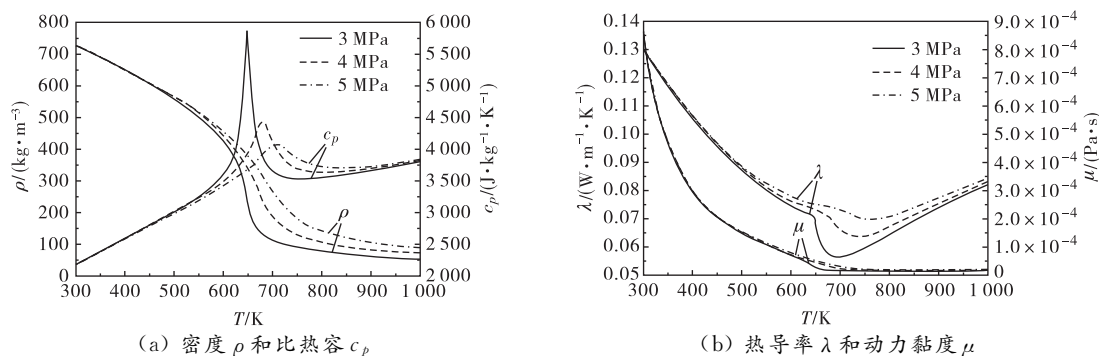


图2 超临界压力下正癸烷热物性随温度的变化

1.3 网格划分与模型验证

设计了四种网格方案,依据再生冷却通道正癸烷出口参数(出口温度 T_{out} 和出口速度 u_{out})进行网格无关性验证,再生冷却通道选取底部平直部分。图3给出了网格无关性分析。网格数量超过412.5万后,继续增加,对通道 T_{out} 和 u_{out} 基本无影响,因此,该网格数量满足网格无关性的要求,计算均采用此网格方案。

通过燃烧室燃烧提供再生冷却通道的热流边界,选取文献[19]中竖直通超临界正癸烷流动换热实验数据进行模型验证。通道内径2 mm,加热段长度为759 mm。正癸烷进口温度为423.15 K,压力为3 MPa,质量流量为2.8 g/s。图4展示了通道内壁面温度沿通道加热长度的变化情况。

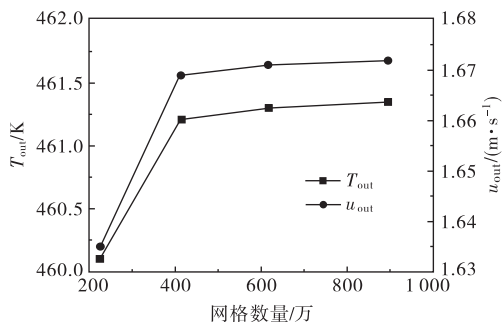


图3 网格无关性分析

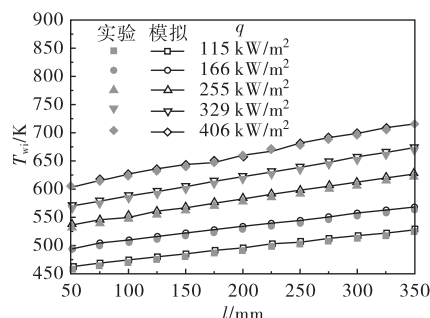


图4 通道内壁面温度沿通道加热长度变化

图4表明,五种热流密度 q 下壁面温度模拟数据与实验结果较好符合,通过误差分析得到数值计算与

实验数据的相对误差处于 $\pm 5.2\%$ 范围以内。

2 数值结果与分析

2.1 燃烧室燃烧与再生冷却特性分析

图 5 为不同当量比下燃烧室温度分布情况。可以看到,燃料从喷口垂直于高速空气流喷射,空气流冲击燃料颗粒群产生湍流扰动,燃料和空气掺混并组织燃烧过程。火焰及高温气流贴壁出现,核心区温度高达 3 000 K。沿燃烧室径向气流温度下降,燃烧逐渐减弱。当量比为 0.2 时,轴线中心位置的空气未参与燃烧过程,而是直接通过燃烧室到达出口。当量比为 0.4 时,燃烧室出口附近两侧的高温气流在中心位置相遇。当量比为 0.6 时,中心位置相遇的高温气流相互点燃且向上游发展。而当量比为 0.8 时,相遇的高温气流扩展到燃料喷口附近,燃烧增强导致燃烧室温度不断提高。

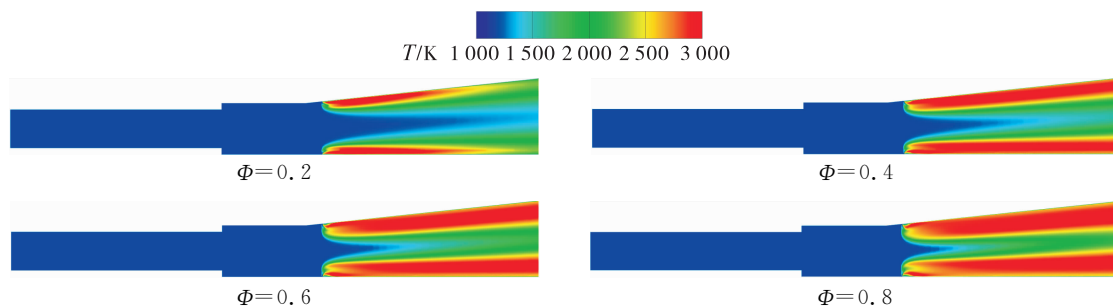


图 5 不同当量比下燃烧室温度分布

图 6 给出了不同当量比下燃烧室速度分布情况。隔离段整体保持空气进口速度,约为 1 417 m/s,两侧壁面附近因为受到壁面摩擦阻力作用,空气速度下降。燃烧段平直部分流通截面突扩,空气速度下降,中心区空气速度处于 1 000~1 200 m/s,壁面角区及后缘观察到贴壁低速层。燃烧段扩张部分燃烧反应产生大量小分子高温气流,混合气流速度急剧增加。因为存在燃烧热阻,中心区气流速度沿轴向逐渐下降,贴壁出现低速层。随着当量比增加,燃烧更加剧烈,高速区从中心位置沿径向往两侧扩展。当量比为 0.8 时,高速区混合气流的流速达到 1 800 m/s,且充满整个燃烧室扩张段空间。

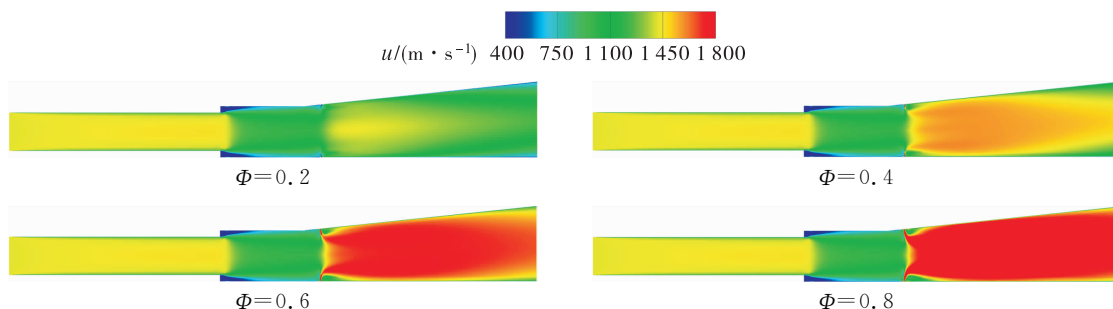


图 6 不同当量比下燃烧室速度分布

图 7 展示了不同当量比下燃烧室化学组分分布情况。正癸烷由燃料喷口喷射后形成拖尾,随着当量比增加,燃料尾迹逐渐延伸到燃烧室出口,即空气气流冲击下燃料颗粒贴壁出现。燃烧室壁面附近氧气与燃料进行掺混燃烧过程,贴壁氧气层首先被消耗,随着空气不断射入,沿燃烧室径向氧气含量逐渐提高。随着当量比增加,氧气消耗区的范围显著扩大,燃烧向中心位置扩展。燃烧致使二氧化碳和水蒸气大量出现,壁面附近形成局部高浓度区。随着流动发展,燃烧产物通过湍流扩散和对流输运逐渐向燃烧室核心区迁移。当量比增加扩大了燃烧产物高浓度区的范围,同时显著提升了燃烧室内燃烧产物的产量。

图 8 展示了不同当量比下燃烧效率沿轴向(x 轴)的变化情况。燃料通过喷口进入高速空气空间,与空气掺混产生强剪切层,进行强混合燃烧过程。喷口后缘出现剧烈的燃烧化学反应,燃烧效率沿轴向陡然

升高。随着燃料的逐渐消耗及湍流强度衰减,燃烧过程减弱,燃烧效率沿轴向转变为平缓增加。当量比越小,燃料和空气的掺混越好,湍流扰动强度越强,导致燃烧效率提高。当量比为 0.2 时,燃烧室出口燃料完全燃尽。

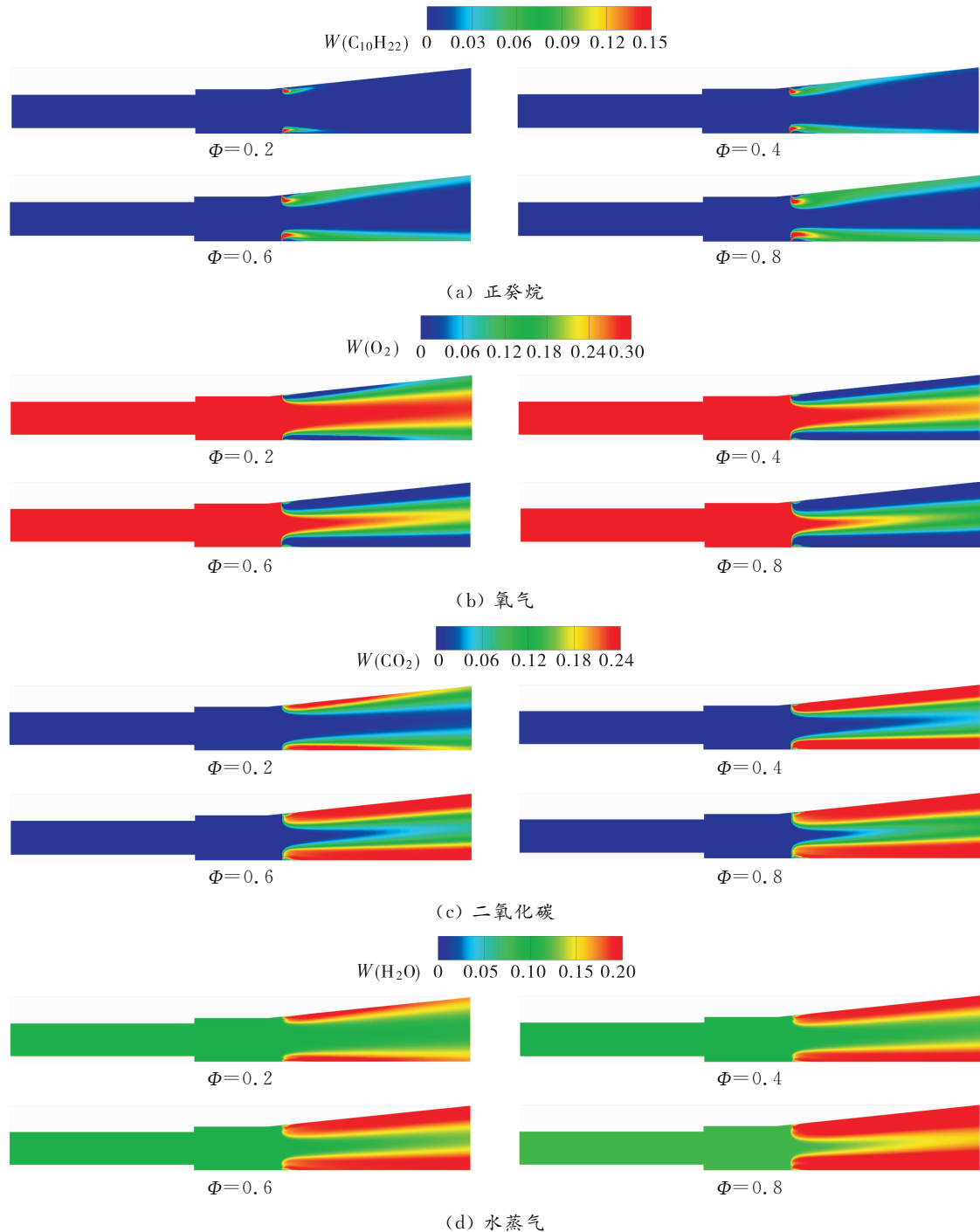


图 7 不同当量比下燃烧室化学组分分布

图 9 给出了不同当量比下冷却通道温度分布情况。燃烧室冷却通道具有非对称的壁面结构设计,再生冷却通道贴附于燃烧室壁面外侧。倾斜通道加热侧内壁面位于通道底部,平直通道加热侧内壁面位于通道顶部,且正癸烷流动方向与燃烧室内气流方向相反。随着正癸烷沿流动方向推进,固体域和流体域温度均逐渐升高,通道前段固壁形成明显的高温区。高温固壁附近存在显著的流体温度梯度,即热边界层。

再生冷却通道整体温度随着当量比的增加而提高。

图 10 为不同当量比下冷却通道内壁面热流密度分布情况。燃烧室燃烧放热产生热流施加到再生冷却通道外侧,再通过热传导到达再生冷却通道内壁面。热流集中分布于热侧内壁面,较少比例热流传导到通道侧壁甚至传导到顶壁。加热侧内壁面热流沿轴向非均匀分配,热流密度等值线呈抛物线逐渐下降,这是因为燃烧室燃烧沿轴向不断减弱,尽管同一横向位置对应的燃烧强度相同,但固壁热传导作用会导致热流的横向分布存在差别。因为平直通道更趋近燃烧室高温区,所以其热流密度高于倾斜通道。随着当量比增加,燃烧室燃烧加强,加热面内侧热流密度显著提高且不断逼近燃烧室出口。

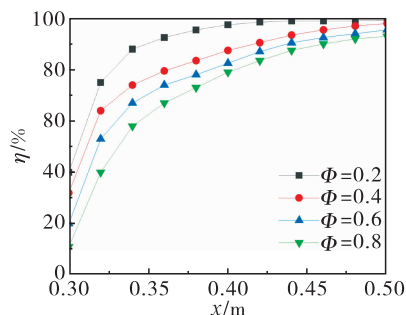


图 8 不同当量比下燃烧效率沿轴向变化

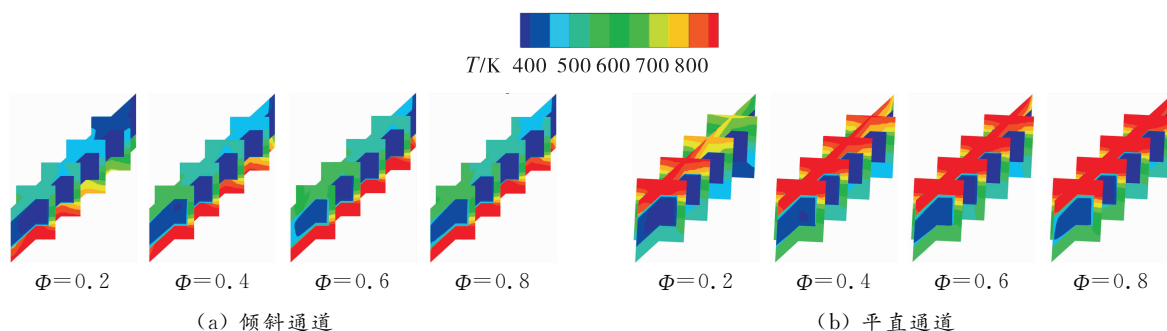


图 9 不同当量比下冷却通道温度分布

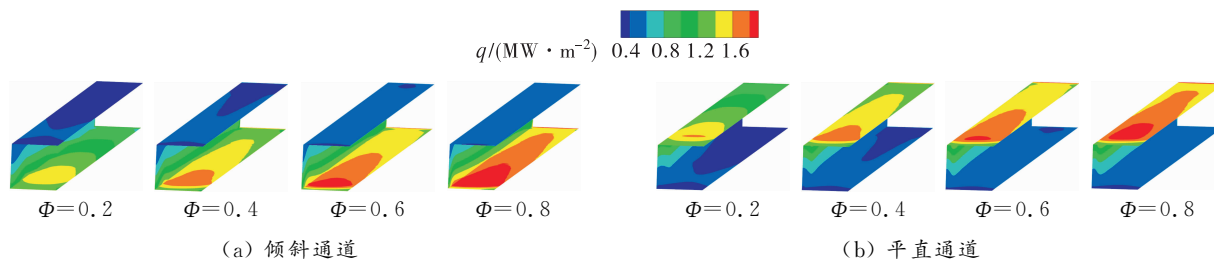


图 10 不同当量比下冷却通道内壁面热流密度分布

图 11 为不同当量比下冷却通道内壁面温度分布情况。通道加热侧内壁面温度分布取决于热流密度。加热侧内壁面温度沿燃烧室轴向不断下降,且温度等值线呈抛物线分布特征。通道侧壁面温度分层下降,对侧壁面温度与加热侧壁面温度相比呈反向分层。随着当量比增加,燃烧更加强烈,对冷却通道施加的热流更大,冷却通道整体温度水平提高。

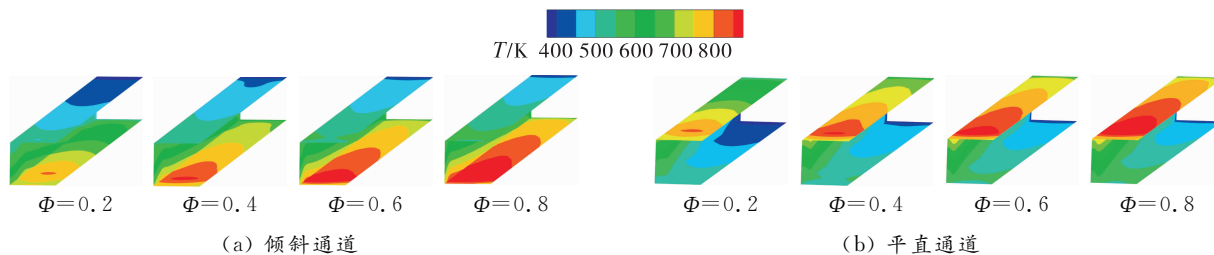


图 11 不同当量比下冷却通道内壁面温度分布

图 12 展示了不同当量比下冷却通道加热侧换热系数沿轴向变化情况。进口区换热系数急剧增加,出口区换热系数出现回落,其余换热系数沿燃烧室轴向逐渐下降而沿冷却工质流动方向不断提高。随着当

量比增加,热流密度增大,再生冷却换热能力提升,换热系数增大。

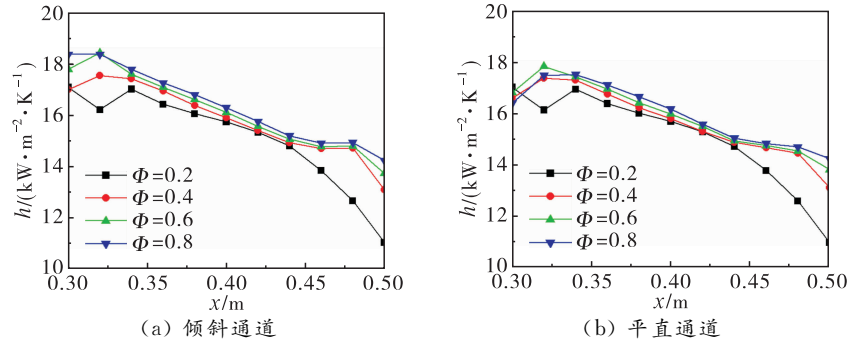


图 12 不同当量比下冷却通道加热侧换热系数沿轴向变化

图 13 给出了不同当量比下雷诺数 Re 和普朗特数 Pr 沿轴向的变化情况。冷却通道中雷诺数沿流动方向单调递增,而普朗特数逐渐递减。雷诺数增长一方面源于密度下降流动加速导致的流速提升,另一方面源于边界层发展过程中黏性作用减弱。普朗特数的演变规律反映了热边界层的发展特征,随着温度场逐渐趋于均匀化,热扩散率与动量扩散率的比值下降。随着当量比增加,雷诺数增大而普朗特数减小。

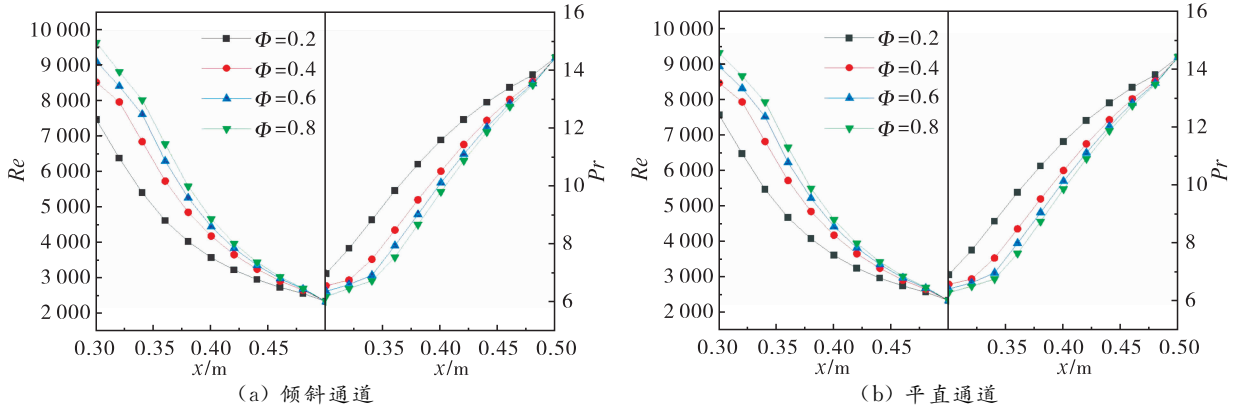


图 13 不同当量比下雷诺数 Re 和普朗特数 Pr 沿轴向变化

2.2 换热关联式

已有研究^[5-11]提出,在通道外壁面施加均匀热流密度,即假设沿燃烧室轴向的燃烧强度和释热量相同,不符合通道轴向非均匀热流的实际状况。基于燃烧室燃烧耦合的再生冷却通道换热情况,建立再生冷却通道内正癸烷换热关联式,形式如下:

$$Nu = 0.86 Re^{0.54} Pr^{0.58} \left(\frac{\rho_w}{\rho_b} \right)^{0.63} \quad (1)$$

式中: Nu 为努塞尔数, ρ_w 为壁面处流体密度, ρ_b 为主流密度。

图 14 给出了关联式计算 Nu_{emp} 与数值数据 Nu 比较情况。 Nu_{emp} 由公式(1)获得, $Nu = h d_i / \lambda_b$, d_i 为冷却通道水力直径, λ_b 为主流热导率。式(1)计算努塞尔数与数值数据的相对误差在 $\pm 15\%$ 范围以内,可以实现再生冷却通道内超临界正癸烷的换热预测,有助于燃烧与再生冷却耦合下热防护的设计与应用。

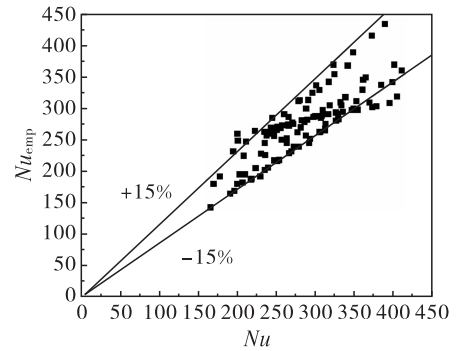


图 14 Nu_{emp} 与数值数据 Nu 比较

3 结论

本文探究当量比对燃烧室燃烧和再生冷却通道换热的影响,结论如下。

随着当量比增加,燃烧室两侧的高温气流在中心位置相遇,相互点燃且向上游发展。当量比为 0.8 时,相遇的高温气流扩展到燃料喷口附近,燃烧增强导致燃烧室温度不断提高。随着当量比增加,燃烧室燃烧更加剧烈,气流高速区从中心位置沿径向向两侧扩展。当量比为 0.8 时,高速混合气流充满整个燃烧室扩张段空间。再生冷却通道加热侧内壁面热流密度沿轴向非均匀分配,热流密度等值线呈抛物线逐渐下降,这是因为燃烧室燃烧沿轴向不断减弱,固壁热传导作用导致热流的横向分布存在差别。随着当量比增加,热流密度增加,壁温升高。基于雷诺数和普朗特数的轴向演变分析,建立了努塞尔数经验关联式,数值结果与关联式计算数据的偏差在 $\pm 15\%$ 范围以内。

参考文献:

- [1] 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):227-238.
- [2] URZAY J. Supersonic combustion in air-breathing propulsion systems for hypersonic flight[J]. Annual review of fluid mechanics,2018,50:593-627.
- [3] DANG C L, CHENG K L, XU J, et al. Performance analysis of a thermal management system based on hydrocarbon-fuel regenerative cooling technology for scramjets[J]. Energy,2023,285:128720.
- [4] LI X, ZHANG S, ZUO J, et al. Flow and heat transfer characteristics of supercritical hydrogen in unilateral heated channels with micro-ribs[J]. Applied thermal engineering,2023,221:119900.
- [5] PU H, LI S, DONG M, et al. Convective heat transfer and flow resistance characteristics of supercritical pressure hydrocarbon fuel in a horizontal rectangular minichannel[J]. Experimental thermal and fluid science,2019,108:39-53.
- [6] ZHU J Q, ZHAO C F, CHENG Z Y, et al. Experimental investigation on heat transfer of n-decane in a vertical square tube under supercritical pressure[J]. International journal of heat and mass transfer,2019,138:631-639.
- [7] SUN X, MENG H, ZHENG Y. Asymmetric heating and buoyancy effects on heat transfer of hydrocarbon fuel in a horizontal square channel at supercritical pressures[J]. Aerospace science and technology,2019,93:105358.
- [8] HU J Y, ZHOU J, WANG N, et al. Numerical study of buoyancy's effect on flow and heat transfer of kerosene in a tiny horizontal square tube at supercritical pressure[J]. Applied thermal engineering,2018,188:1070-1079.
- [9] 黄世璋,阮波,高效伟.超临界压力低温甲烷波纹管管内强化换热数值研究[J].航空学报,2017,38(5):22-35.
- [10] 张卓远,黄世璋,高效伟.超临界压力下正癸烷在水平矩形冷却通道内的流动传热数值模拟[J].航空学报,2018,39(12):90-101.
- [11] 黄世璋,阮波,高效伟.超临界压力下碳氢燃料裂解与流动传热模拟的快速算法[J].航空学报,2018,39(4):95-108.
- [12] MA J, CHANG J, ZHANG J, et al. Control-oriented unsteady one-dimensional model for a hydrocarbon regeneratively-cooled scramjet engine[J]. Aerospace science and technology,2019,85(12):158-170.
- [13] YAO W, LU Y, WU K, et al. Modeling analysis of an actively cooled scramjet combustor under different kerosene/air ratios[J]. Journal of propulsion and power,2018,34(4):975-991.
- [14] 王新竹,张泰昌,陆阳,等.主动冷却燃烧室燃烧与传热耦合过程迭代分析设计方法[J].推进技术,2014,35(2):213-219.
- [15] 琚印超,刘小勇,徐国强,等.再生冷却并联通道流动与换热特性研究[J].推进技术,2025,46(1):

168-176.

- [16] 胡希卓,徐诗,朱剑琴,等. 第三类加热边界条件下超临界正癸烷的流动换热和热裂解特性研究[J]. 推进技术,2024,45(9):162-170.
- [17] 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.
- [18] 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):173-182.
- [19] LIU B,ZHU Y,YAN J J,et al. Experimental investigation of convection heat transfer of n-decane at supercritical pressures in small vertical tubes[J]. International journal of heat and mass transfer, 2015,91:734-746.

Research on convective heat transfer of supercritical-pressure n-decane in regenerative cooling channels based on combustion coupling

WANG Yanhong, ZHAI Shibo, DOU Hongyu, CAI Shuoqiang, BAI Haoran

(School of Power and Energy, Northeast Electric Power University, Jilin 132012, China)

Abstract: Aiming at the thermal protection problem of scramjet engines, numerical study was conducted on heat transfer characteristics of supercritical n-decane in regenerative cooling channels with coupled combustion. Based on the SST $k-\omega$ turbulence model and the eddy dissipation combustion model, the effects of equivalence ratio (0.2~0.8) on the combustion characteristics of combustor and the heat transfer performance of regenerative cooling channels were investigated. The distributions of temperature and velocity fields in the combustor were analyzed, and the distribution characteristics of combustion species were illustrated. The heat flux and temperature distributions in the regenerative cooling channels were explored. By analyzing the axial evolutions of Reynolds number and Prandtl number, an empirical correlation for Nusselt number was established. The results indicate that with the increase of equivalence ratio, the high-temperature gas flows on both sides of combustor converge at the central region and propagate upstream to the vicinity of fuel injectors. The enhanced combustion leads to a continuous rise in combustor temperature, and the high-velocity gas zone expands radially from the center to both sides until it fills the entire expansion section of combustor. The heat flux and wall temperature on the heated inner surface of regenerative cooling channels exhibit non-uniform distributions along the axial and transverse directions. This phenomenon is attributed to the gradual attenuation of combustion along the axial direction, and the difference in transverse heat flux distribution caused by the thermal conduction of solid wall.

Keywords: combustor; regenerative cooling; n-decane; combustion; heat transfer; equivalence ratio

(责任编辑:唐立平)

引用格式 王彦红,翟士博,窦红玉,等. 基于燃烧耦合的再生冷却通道超临界压力正癸烷对流换热研究[J]. 山东航空学院学报,2026,43(2):1-9.

WANG Y H,ZHAI S B,DOU H Y,et al. Research on convective heat transfer of supercritical-pressure n-decane in regenerative cooling channels based on combustion coupling[J]. Journal of Shandong University of Aeronautics, 2026,43(2):1-9.