

航空发动机壁面液态金属-碳氢燃料双层冷却通道换热性能研究



徐静,党朝磊,王毅琳,王思博,程昆林,秦江,刘小勇

哈尔滨工业大学, 黑龙江 哈尔滨 150001

摘要:高马赫数下超燃冲压发动机壁面冷却通道受高热流密度影响易损毁从而导致发动机失效,研究壁面冷却通道冷却性能有利于改善受热不均匀的现象。因此,本文提出液态金属-碳氢燃料双层冷却通道,搭建了液态金属流动换热试验系统,验证了仿真试验系统具有较好的精确度。仿真结果表明,裂解反应提高了燃料的总热沉,同时也加剧了通道内的热分层现象,这是双通道燃料裂解反应带来的双重效应,且在高热流密度工况下体现得更突出;与正癸烷单通道相比,双通道正癸烷侧可将温度不均匀系数 R_T 最大值从55%左右降到18%左右,热沉不均匀系数 R_H 最大值从1000%左右下降至不到100%;与液态金属单通道相比,双通道液态金属侧可将 R_H 最大值从230%降低至80%左右,说明双通道结构有效改善了液态金属在通道内吸收热量的均匀性。本文研究结果为液态金属冷却系统获得合适的燃烧室壁面冷却通道参数提供理论指导。

关键词:液态金属;碳氢燃料;壁面冷却通道;裂解反应;热分层

中图分类号:V235.2

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2024.12.003

近年来,高超声速飞行器作为新一代航空/航天器,受到世界各国的广泛研究^[1-4]。而超燃冲压发动机被认为是在高马赫数下最有前途的高超声速飞行器推进系统之一^[5-6]。高马赫数下,超燃冲压发动机的热电转换技术至关重要,甚至关系到超燃冲压发动机的进一步发展^[7-8]。研究表明,碳氢燃料超燃冲压发动机油气涡轮发电系统因其显著的能量密度和强大的技术可行性而受到青睐。该系统在设计上实现了燃油供给与发电组件和发动机的部件共享,使得整体结构更紧凑,对飞行器质量惩罚较小,从而具有实用价值^[9-10]。然而,此系统依赖于再生冷却技术^[11],其发电效能与发动机的热负荷、燃料温度及裂解产物的成分紧密相关,导致发电性能受到再生冷却技术的制约。再生冷却技术采用燃料作为冷却剂直接冷却发动机壁面^[12],但随着飞行马赫数进一步提高,壁面的热载荷逐渐超出了燃料的吸热极限^[13]。与此同时,燃料在高温下吸热裂解产生的结焦问题极易堵塞壁面冷却通道,从而使壁面冷却失效,甚至使燃烧室壁完全损毁^[14]。为解决如此高热流下的壁面冷却问题,同时充分回收燃烧室产生的高品位热能,很多研究关

注再生冷却通道内碳氢燃料的裂解换热过程^[15-16]。另外,也有学者提出第三流体冷却技术,目前进行了相关研究的超燃冲压发动机第三流体冷却工质有氢气、苯、甲苯、超临界二氧化碳、氦氖混合气体、氨水和液态金属等。王娟等^[17]采用R22、乙烷及乙醇作为第三流体冷却剂,对第三流体循环发动机的性能进行了评估,并将其与氢膨胀循环以及燃气发生器膨胀循环的性能进行了对比研究。结果表明,采用第三流体冷却循环技术可以提供更高的燃烧室压力,特别是在选择乙烷作为第三流体时,发动机的综合性能表现更为优越。鲍文等^[18]则创新性地设计了一种利用氨水作为循环介质的超高速飞行器冷却系统,该系统的主要目标在于有效解决超燃冲压发动机在冷却过程中面临的燃料消耗量大、热交换能力不足等关键问题。此外,鲍文在另一项研究中^[19]还提出了一种基于封闭式布雷顿循环的超燃冲压发动机热管理方案,该方案运用了氦氖混合气体(He-Xe)作为工作介质,以期实现更高效的性能效果。程昆林等^[20-21]提出超燃冲压发动机燃料间接冷却系统,以液态金属作为第三流体冷却发动机壁面,可改善壁面冷却效果,进一步提高飞行马赫数。与其他

收稿日期: 2024-05-23; 退修日期: 2024-08-28; 录用日期: 2024-10-23

基金项目: 航空科学基金(20230028077001)

引用格式: Xu Jing, Dang Chaolei, Wang Yilin, et al. Research on heat transfer performance of liquid metal-hydrocarbon fuel double-layer cooling channel on the wall of aero-engine[J]. Aeronautical Science & Technology, 2024, 35(12): 16-27. 徐静,党朝磊,王毅琳,等. 航空发动机壁面液态金属-碳氢燃料双层冷却通道换热性能研究[J]. 航空科学技术, 2024, 35(12): 16-27.

第三流体质对比,液态金属导热系数大,热响应快,可以承受更高的热流密度。与再生冷却的碳氢燃料相比,液态金属最显著的优点是冷却通道无结焦,可以有效保护高温燃烧室壁面。然而,目前得到液态金属壁面冷却效果仅仅是基于一维计算的结果,尚未开展液态金属在三维壁冷通道内的换热研究,通过一维计算得到的结论是液态金属在通道内换热是有限的,冷却通道结构对液态金属换热过程的影响研究不足,且燃烧室壁面受单面加热的影响,冷却通道内流体受热极不均匀,从非加热面到被加热面的垂直方向上存在较大的温度梯度,形成的不均匀流场会影响能量回收过程。因此,有必要对冷却通道内换热过程进行研究,本文提出液态金属-碳氢燃料双层冷却通道,探究双层冷却通道的换热性能,旨在获得超燃冲压发动机壁面冷却通道的优化结构,为改善通道内的热力分层提供理论基础。

1 模型介绍

1.1 物理模型

图1上半部分所示为发动机液态金属冷却系统^[22],其

中液态金属作为中间载热剂,通过壁面冷却通道吸收燃烧室热量后,将热量转移至热电转换装置和燃料。壁面冷却通道由多个矩形通道组成,根据参考文献[16]介绍,可将壁面冷却通道的模型简化为冷却通道和肋的一半。通常冷却通道的几个关键参数包括通道高度 H 、宽度 b 、肋厚 t_w 以及被加热壁面的厚度 S_w 。

如图1下半部分所示,模型设置了50mm的入口段和50mm的出口段,以保证流体在加热段达到充分发展状态,加热段长度为800mm。双层冷却通道包括液态金属侧和碳氢燃料侧,液态金属侧通道接近燃烧室壁面,在液态金属通道上层为碳氢燃料通道,由液态金属快速将壁面热量转移给碳氢燃料,可在防止燃烧室壁面超温的前提下,达到高效回收壁面能量的效果。

1.2 化学模型

在冷却通道内,碳氢燃料的高温裂解反应十分复杂,其完整的机理模型一般包含上千步基元反应和上百种组分。正癸烷的碳原子数与常用航空煤油相当,并且热物性与航空煤油相似,故本算例中使用正癸烷代替碳氢燃料。根据现有研究^[23-24],本节将使用已有的一阶总包反应模型,并将

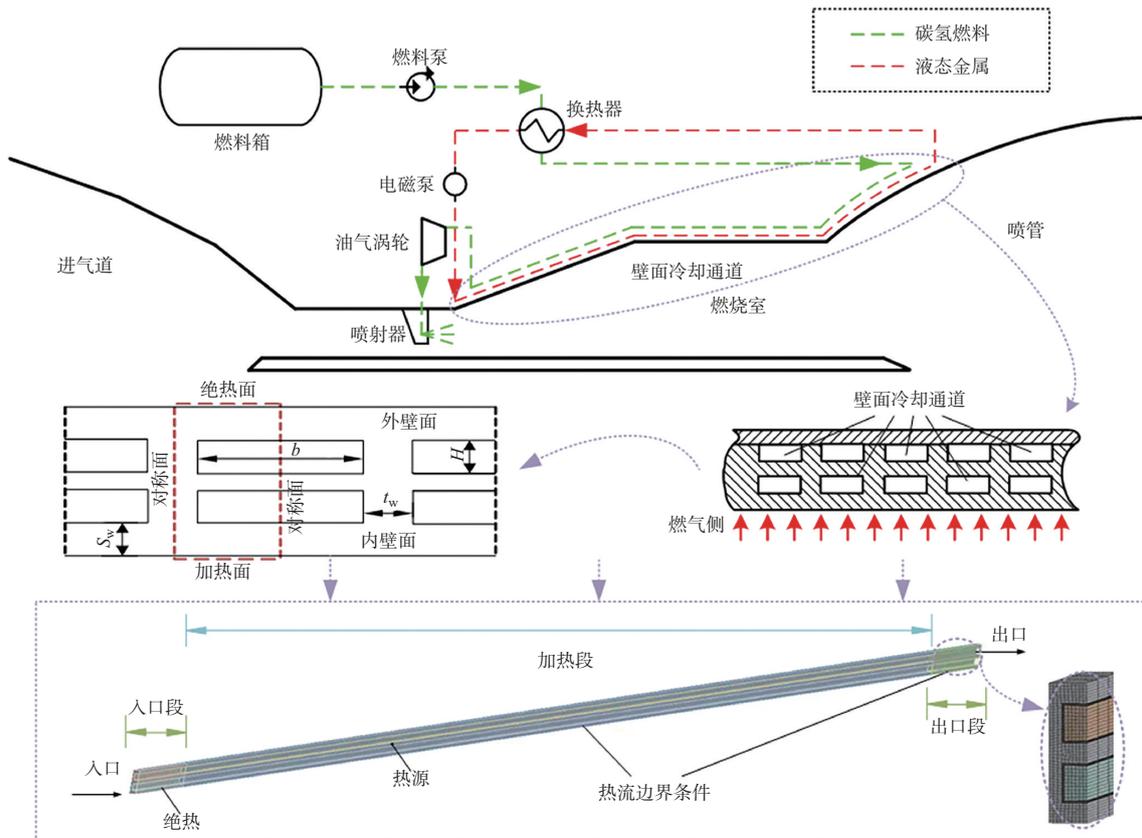
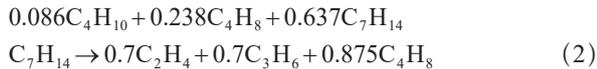
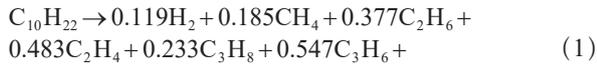


图1 液态金属冷却系统及壁面冷却通道

Fig.1 Liquid metal cooling system and wall cooling channel

其中成分复杂的液态生成物1-庚烯替换,得到式(1)所示的正癸烷一阶裂解总包反应方程。为了更接近实际反应情况,模拟高温条件下的二次裂解反应,本文补充式(2)用来描述二次裂解反应



在冷却通道计算中,上述裂解反应均按照一阶不可逆反应进行计算。式(1)所示反应的指前因子 $A_{C_{10}H_{22}} = 5 \times 10^{15} s^{-1}$,活化能 $E_{C_{10}H_{22}} = 59000 cal/mol$;式(2)所示反应的指前因子 $A_{C_7H_{14}} = 4 \times 10^{15} s^{-1}$,活化能 $E_{C_7H_{14}} = 61000 cal/mol$ 。这两步反应的温度系数均为0。

1.3 湍流模型

除了正癸烷涉及化学反应模型,常规流体的控制方程有质量守恒、动量守恒和能量守恒方程。由于流体在冷却通道内始终处于湍流状态,所以需要选用合适的湍流模型计算。液态金属和碳氢燃料在近燃气侧壁面区域存在较大的热流扰动及温度分层,且碳氢燃料在壁面附近还会发生裂解而产生剧烈的物性参数变化,因此采用 SST $k-\omega$ 作为计算湍流流动的模型, SST $k-\omega$ 模型在近区使用了 $k-\omega$ 形式,相比其他两方程湍流模型,更加适合计算近壁区有剧烈扰动的流动。另外,由于液态金属的导热系数大,普朗特数 Pr 很低,即使在湍流强度较高的流场中,分子热传导仍是主要散热机制,因此常规流体的雷诺比拟已不再适用,需重新选择适合于低 Pr 流体的 Pr_t 模型。故本文在模拟中采用 Cheng Xu 等^[25]提出的 Pr_t 模型,根据该模型计算得到相应的 Pr_t 对软件默认的 Pr 进行替换。

模型的边界条件设置如下:入口流量和总温条件;出口条件采用静压条件;流体域与固体域相接触的边界条件采用流固耦合交界面,通道中心平面和肋中心平面被设为对称轴;加热段和出口段壁面条件采用恒定热流密度,其余壁面条件采用绝热边界条件;忽略浮升力的影响;模型计算采用有限体积法求解控制方程,采用二阶压力和二阶迎风离散方法对动量和能量方程进行离散,液态金属的计算使用 SIMPLE 算法求解控制方程获得有限体积的速度、压力和温度场,而正癸烷的模型计算采用 SIMPLEC 算法,有利于模型的收敛。

1.4 模型验证

本文选择物性参数对温度敏感性更强的液态金属作为网格无关性验证对象,设置冷却通道网格尺寸如下:宽和高

均为 2mm,肋厚、外壁面厚度及加热面厚度均为 1mm,进口段和出口段长度均为 150mm,加热段长度为 300mm。入口温度设为 300K,背压为常压,热流选择较为极端的 $3MW/m^2$ 。对流体域和固体域分别进行无关性验证,对网格加密情况见表 1。

表 1 网格加密情况

Table 1 Grid encryption situation

网格	Grid1	Grid2	Grid3	Grid4	Grid5	Grid6	Grid7
固体域	11520	11520	11520	11520	11520	20480	21760
流体域	31680	46080	60480	74880	77760	74880	74880
第一层边界层厚度/mm	0.05	0.01	0.008	0.005	0.002	0.005	0.005
壁面 Y^+ 值	<17	<4	<3	<1.8	<0.6	<0.6	<0.6

由表 1 可知, Grid1~ Grid5 中固体域网格数量不变,对流体域网格进行加密,直到边界层 Y^+ 值小于 0.6。Grid4、Grid6 和 Grid7 为流体域网格不变,对固体域网格进行加密,固体域网格无关性验证结果如图 2 所示。流体域采用 GCI 验证网格无关性,结果见表 2。从图 2 可以看出,固体域网格从 11520 加密到 21760 后,壁面温度相差不到 1K, Grid4 和 Grid7 获得的壁温差别很小,说明 Grid4 的固体域网格满足精度要求。从 GCI 结果可知, Grid4 为流体域无关性验证结果,综上所述,后续的计算中,选择 Grid4 作为网格划分结果。

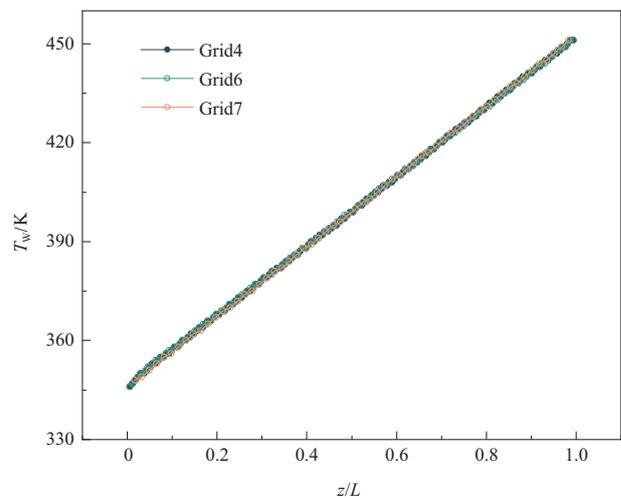


图 2 固体域网格无关性验证

Fig.2 Grid independence verification of solid domain

搭建液态金属试验台以验证模型的精度,试验台主要包括一个液态金属供给回路,一个冷却水循环回路和一个气体供给回路,如图 3 所示。液态金属供给回路用于实现对液态金属的驱动、加热和冷却功能,包括电磁泵、电磁流

表2 流体域网格GCI数值
Table 2 GCI Values of fluid domain Grid

网格	网格数	P 指数	GCI/%
Grid1	31680	5.592	8.86
Grid4	74880		1.78
Grid5	77760		1.66

量计、膨胀罐、电加热装置、换热器等部件。冷却水循环回路包括冷水机组、泵、流量计和换热器等装置。气体供给回路包括氮气瓶、储液罐、真空泵和膨胀罐。液态金属进入电加热装置中被加热,通过在管道外壁面设置温度测点以采集外壁温,后经过换热器中被冷却。气体供给回路用来实现管道内除氧、液态金属的充注和回收等操作。

在液态金属流动换热试验系统中,换热器和高温管道包裹着气凝胶隔热材料,以避免热量损失。压力变送器的产品为MPM489。所有温度都是使用K型铠装热电偶测量,其头部已被磨掉以加快热反应时间。温度和压力信号由数据采集系统收集,冷却水流量由科里奥利(简称科氏)质量流量计测量。各项试验仪器的误差见表3。

试验不确定度可以用仪器的允许误差来表示,如式(3)所示,仪器的最大误差如式(4)所示^[26]

$$u_c = \sqrt{\sum_{i=1}^n u_i^2} \quad (3)$$

$$u_i = \frac{\Delta_i}{C} \quad (4)$$

式中, u_c 为整个试验系统的不确定度, u_i 为第*i*个仪器的不确定度, Δ_i 为第*i*个仪器的最大允许误差, C 为置信系数,一般取 $\sqrt{3}$ 。计算可得该试验不确定度为8.86%。

液态金属试验中的加热段设为400mm,温度测点均匀

表3 试验仪器误差

Table 3 Accuracy of measurement instruments

仪器名称	误差
数据采集器	$\pm 0.003\%$
压力传感器	$\pm 0.5\%$
科氏流量计	$\pm 0.2\%$
电磁流量计	$\pm 5\%$
冷水机组	$\pm 0.2^\circ\text{C}$
热电偶	$\pm 0.75\%$

布置,取前300mm的温度与仿真结果进行验证。得到试验与仿真的结果对比如图4(a)所示。现有研究中关于正癸烷的试验数据较多,哈尔滨工业大学章思龙^[14]搭建了正癸烷试验台并获得了相关试验数据,根据“Run 3”的试验工况,采用前300mm的温度来验证仿真模型。得到试验与仿真的结果对比如图4(b)所示。

由图4可知,液态金属仿真和试验的壁面温度绝对误差小于11K,相对误差保持在3%以内,而正癸烷仿真和试验的壁面温度绝对误差小于27K,相对误差不超过4%,说明液态金属和正癸烷的仿真模型具有较好的精度,可以用来预测后续工作的仿真结果。

2 结果与讨论

为了评价正癸烷和液态金属的换热效果及热分层影响,本文采用温度不均匀系数、热沉不均匀系数、裂解率不均匀系数等指标^[16]。流体温度不均匀系数定义为冷却通道横截面流体的最大温差与其质量平均温度的比值,其定义式如下

$$R_T = (T_{\max} - T_{\min}) \times T_{\text{mean}}^{-1} \times 100\% \quad (5)$$

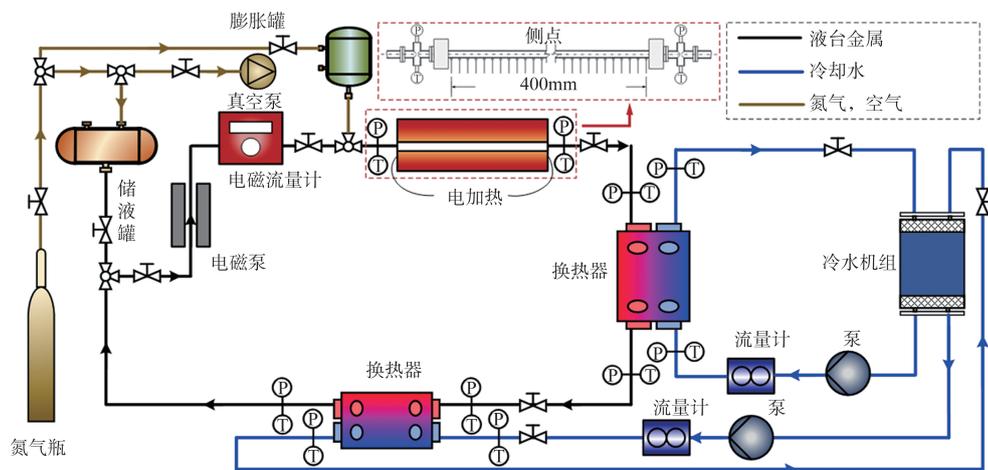


图3 液态金属流动换热试验系统

Fig.3 Experimental system of flow and heat transfer characteristics for liquid metal

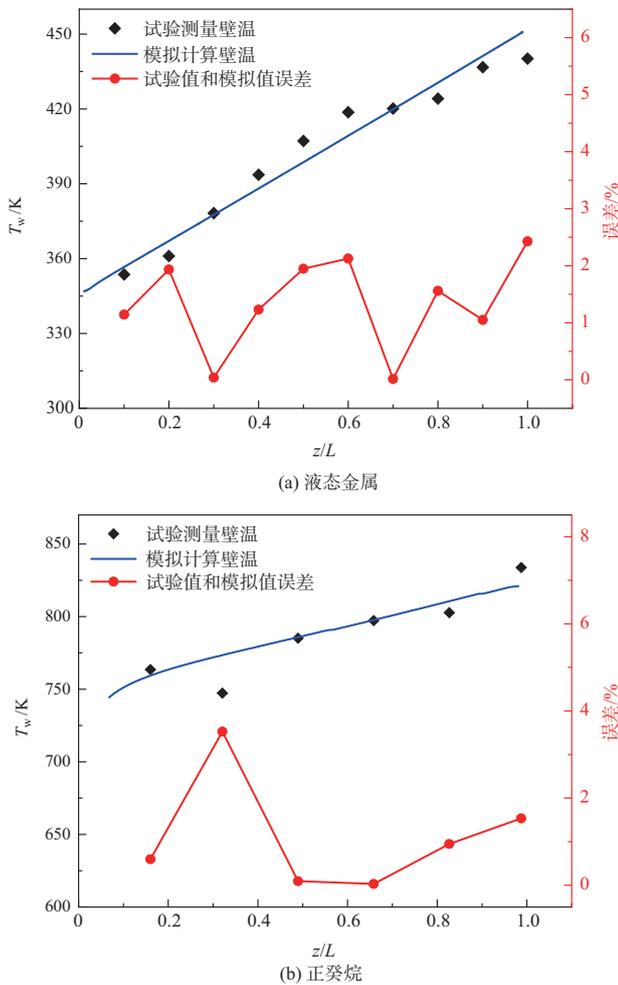


图4 试验验证仿真结果

Fig.4 Experimental verification simulation results

$$R_H = (Q_{\max} - Q_{\min}) \times Q_{\text{mean}}^{-1} \times 100\% \quad (6)$$

$$R_Z = (Z_{\max} - Z_{\min}) \times Z_{\text{mean}}^{-1} \times 100\% \quad (7)$$

式中, T_{\max} 、 T_{\min} 和 T_{mean} 分别为流体的截面最大温度、最小温度和质量平均温度; Q_{\max} 、 Q_{\min} 和 Q_{mean} 为单个通道横截面中的最大、最小和质量平均热沉; Z_{\max} 、 Z_{\min} 和 Z_{mean} 是冷却通道横截面上的最大、最小和质量平均裂解率。

2.1 双层冷却通道热行为描述

2.1.1 未发生化学反应情况

为探究双层冷却通道内未发生化学反应的热行为,将正癸烷和液态金属的入口温度分别设为 300K 和 680K,正癸烷和液态金属的质量流量分别为 1g/s 和 12.5g/s,正癸烷和液态金属通道内的压力分别为 3MPa 和常压。得到双层冷却通道内的仿真结果如图 5 所示。

图 5 分别为双层冷却通道在 $X=0$ 截面、 $Y=0$ 截面和沿程截面的温度场分布。由图 5 可知,当碳氢燃料侧几乎未发

生裂解反应时,液态金属侧和碳氢燃料侧整体平均温度分别为 768K 和 417K 左右,液态金属和碳氢燃料均在水平和垂直方向上存在一定的温度分层现象,这是由于壁面受燃烧室单面加热的影响,冷却通道内温度通常很高且受热不均匀,导致热力分层现象的产生。在此工况下,虽然仅利用碳氢燃料和液态金属的物理热沉,但由于碳氢燃料入口温度较低,且液态金属的导热系数很大,所以仍然可以有效带走底部壁面的热量。为明确热分层的现象,可以用冷却通道的沿程热扩散系数来说明。

图 6 为双层冷却通道沿程导热系数随高度方向的变化情况,由图 6 可知,液态金属的热扩散系数比正癸烷高近两个数量级,这也是液态金属可以快速换热的主要原因。在高度方向上,液态金属的热扩散系数随高度的增加而明显降低,而正癸烷的这一变化较不明显。由图 6(b) 可以看到,在 $Z=550\sim 850\text{mm}$ 的截面位置处,当径向高度处于 $y/Y=0\sim 0.1$ 范围内,正癸烷的热扩散系数较高,且随着高度的增加,正癸烷热扩散系数逐渐降低,这是因为随着液态金属通道温度的沿程增加,在 $Z=550\text{mm}$ 的截面以后,正癸烷侧通道下壁面局部温度升高至正癸烷裂解温度,使靠近通道底部的正癸烷发生裂解产生小分子气体,这样一来,通道底部附近正癸烷的密度显著减小,才导致此处正癸烷的热扩散增大,而处于通道中上部的正癸烷未达到裂解温度,因此热扩散系数较小。

2.1.2 化学反应热裂解情况

将正癸烷和液态金属的入口温度均设为 680K,确保碳氢燃料侧发生化学裂解反应,其余条件设置保持不变,得到双层冷却通道的截面温度场和质量分数云图如图 7 所示。图 7 分别为双层冷却通道在 $X=0$ 截面、 $Y=0$ 截面和沿程截面的温度场分布。液态金属侧和碳氢燃料侧整体平均温度分别为 822K 和 689K 左右,由于碳氢燃料的化学热沉起了很大作用,使得碳氢燃料侧的温升较小,这是裂解反应带来的优势。然而,当碳氢燃料发生裂解反应时,碳氢燃料侧温度会发生较大的分层现象,尤其是碳氢燃料从加热面开始裂解,导致通道后半段底部的一部分热量很难被带走,相对应的液态金属侧温度升高,于是又加剧了燃料在底部的裂解程度,如此使液态金属和碳氢燃料在通道内的热分层现象更加恶化,从而达到不利于换热的效果,这可能是裂解反应给局部换热带来的劣势。

图 8 为双层冷却通道沿程导热系数随高度方向的变化情况,由图 8 可知,在通道 150mm 处,正癸烷从底部开始发生裂解,裂解后正癸烷的热扩散系数几乎是成倍地增长,这

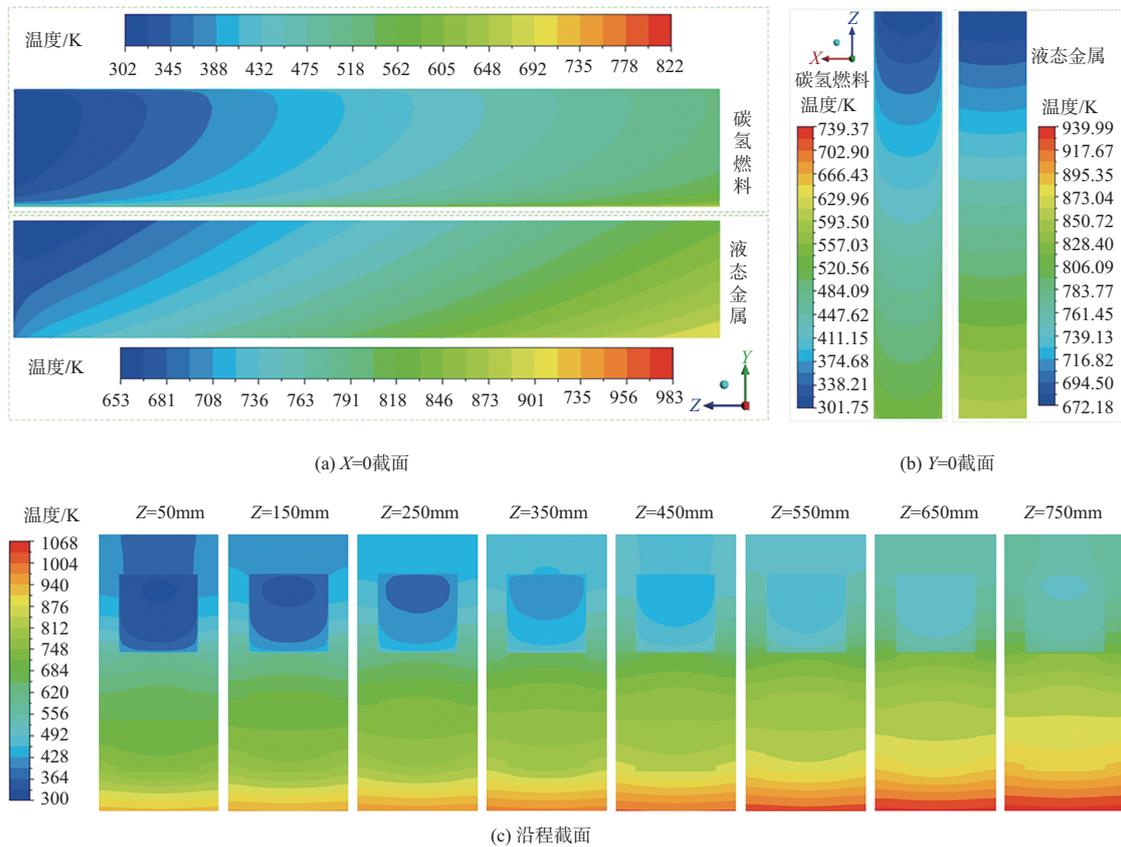


图5 双层冷却通道截面温度场分布

Fig.5 Temperature field distribution of double layer cooling channel section

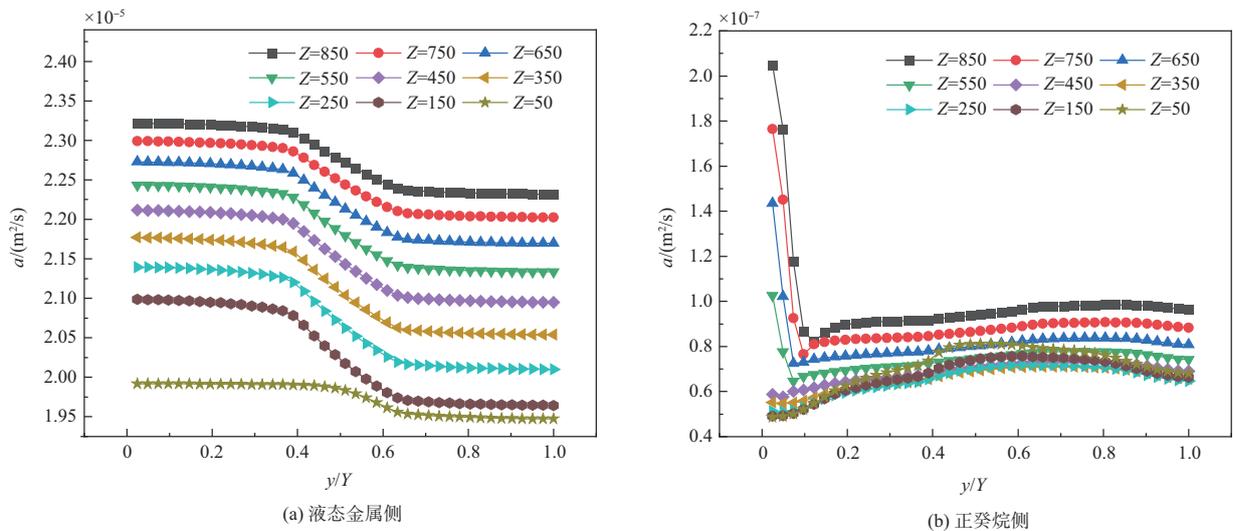


图6 双层冷却通道沿程热扩散系数随高度方向的变化情况

Fig.6 Changes in thermal diffusivity coefficient along the height direction of the double-layer cooling channel

也是导致碳氢燃料侧温度场不均匀的重要原因。在 $y/Y=0.4$ 高度位置处,液态金属受温度分层影响而出现热扩散系数下降的趋势,正癸烷的热扩散系数也随之下降,说明正癸

烷在通道上层位置裂解速度下降。与图6(b)相比,正癸烷裂解后的热扩散系数呈明显的分层现象,说明裂解反应确实加剧了碳氢燃料侧的热分层现象。

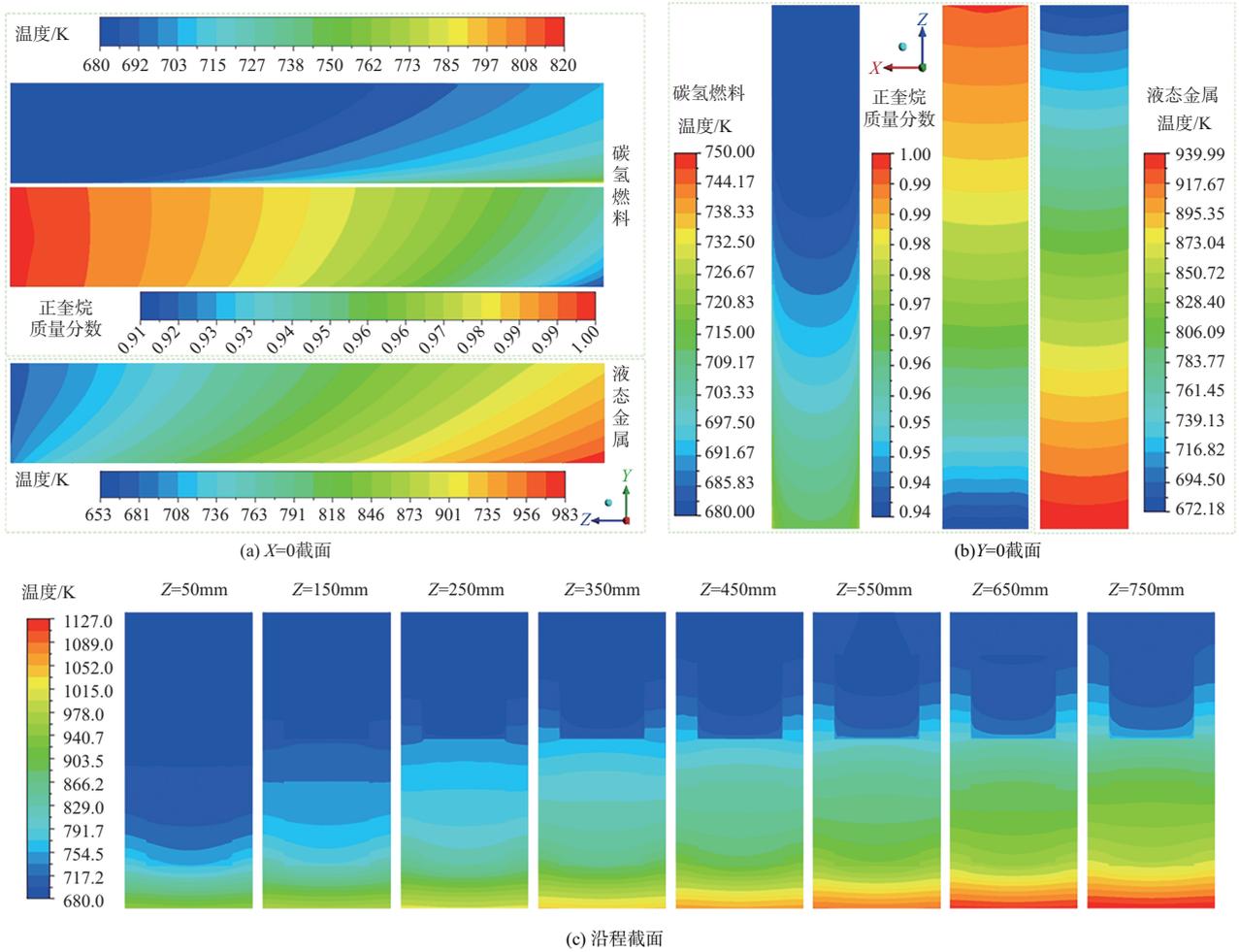


图7 双层冷却通道截面温度场、正癸烷质量分数分布

Fig.7 Temperature field and mass fraction distribution of n-decane in the cross-section of the double-layer cooling channel

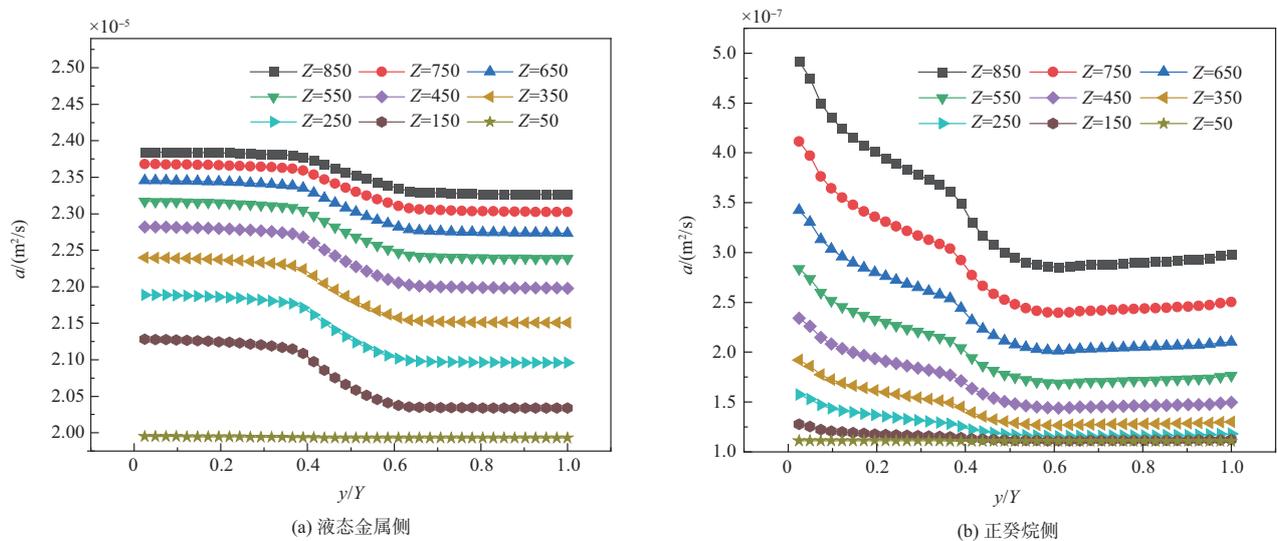


图8 双层冷却通道沿程热扩散系数随高度方向的变化情况

Fig.8 Changes in thermal diffusivity coefficient along the height direction of the double-layer cooling channel

2.2 与正癸烷单通道性能对比

为探究双层冷却通道与正癸烷单通道性能差异, 设置了较为典型和极端两种飞行工况。典型工况下, 燃烧室壁面热流密度通常为 1.5MW/m^2 , 当冷却通道的高宽比为 1、肋厚为 1mm 时, 航煤的质量流量通常为 2g/s ; 极端工况下, 燃烧室壁面热流密度通常为 3MW/m^2 , 相同冷却通道结构下航煤质量流量为 5g/s 。

为保证对比结果的可靠性, 正癸烷单通道与双通道的总泵功耗需保持一致, 因此典型工况下, 双通道的正癸烷和液态金属的质量流量分别为 1g/s 和 13.54g/s , 将两个通道的入口温度均设为 680K , 正癸烷和液态金属通道内的压力分别为 3MPa 和常压。

得到两个通道在温度分布、温度不均匀系数、热沉不均匀系数和裂解率不均匀系数的沿程分布对比情况(见图 9)。由图 9 可知, 与单通道正癸烷相比, 双通道正癸烷侧温升更高, 且正癸烷在双通道的沿程温度不均匀系数、热沉不均匀系数和裂解率不均匀系数均低于正癸烷在单通道的情况, 说明双通道结构有利于改善正癸烷在通道内的吸热不均匀的问题。

极端工况下, 单通道正癸烷的质量流量为 5g/s , 相应地, 双通道的正癸烷和液态金属的质量流量分别为 2.5g/s 和 33.85g/s , 将两个通道的入口温度均设为 680K , 正癸烷和液态金属通道内的压力分别为 3MPa 和常压。两个通道在极端工况下的温度分布、温度不均匀系数、热沉不均匀系数和裂解率不均匀系数的沿程分布对比情况如图 10 所示。由图 10 可知, 极端工况下, 与正癸烷单通道相比, 双通道正癸烷侧可将温度不均匀系数最大值从 55% 左右降到 18% 左右, 裂解率不均匀系数最大值从 1000% 左右降至不到 100% , 热沉不均匀系数最大值从 1600% 左右降到 1200% 左右, 双通道正癸烷侧的温度不均匀系数、裂解率不均匀系数远远低于正癸烷单通道的情况, 说明高热流工况下, 双通道更有利于回收能量, 优势更加明显。

2.3 与液态金属单通道性能对比

为探究双层冷却通道与液态金属单通道性能差异, 设置液态金属单通道与双通道的总泵功耗保持一致, 因此典型工况下, 双通道的正癸烷和液态金属的质量流量分别为 1g/s 和 13.54g/s , 液态金属单通道的质量流量为 27.08g/s , 将两个通道的入口温度均设为 680K , 正癸烷和液态金属通道内的压力分别为 3MPa 和常压。

得到两个通道在温度分布、温度不均匀系数、热沉不均匀系数的沿程分布对比情况(见图 11)。由图 11 可知, 双通

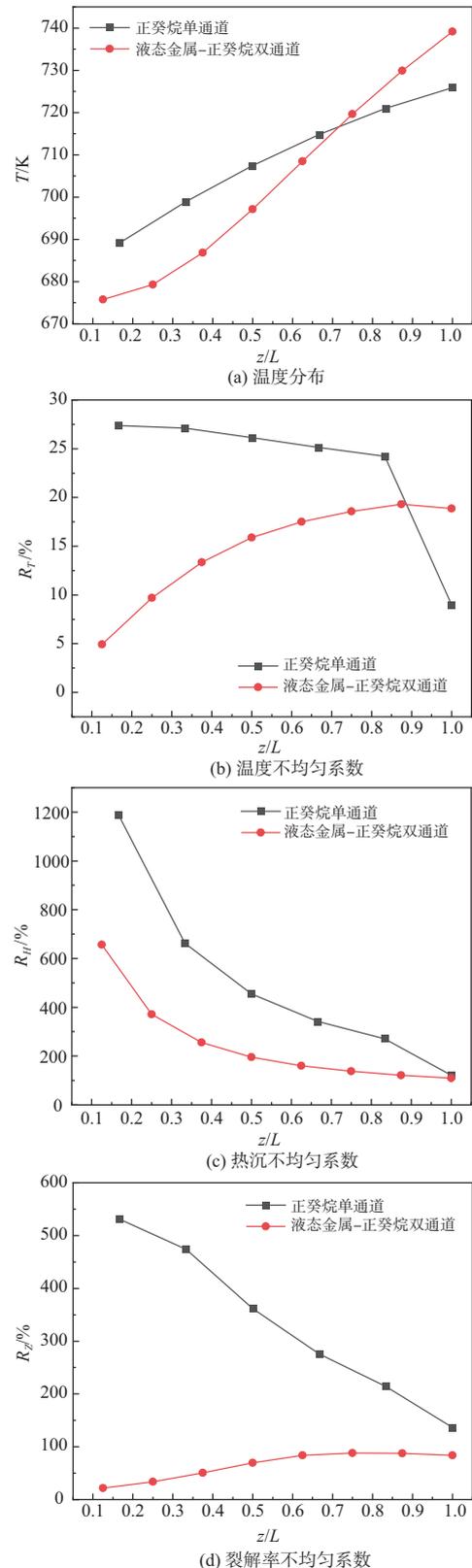


图9 典型工况下不同通道各参数沿程分布对比情况
Fig.9 Comparison of parameter distribution along different channels under typical conditions

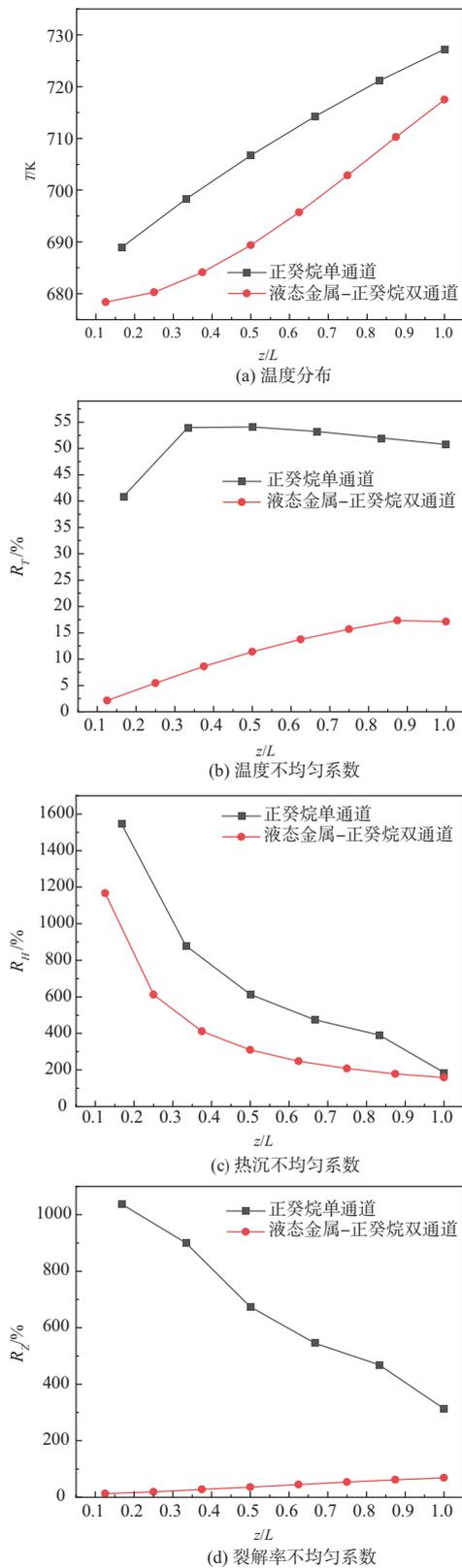


图10 极端条件下不同通道各参数沿程分布对比情况
Fig.10 Comparison between parameter distribution along different channels under extreme conditions

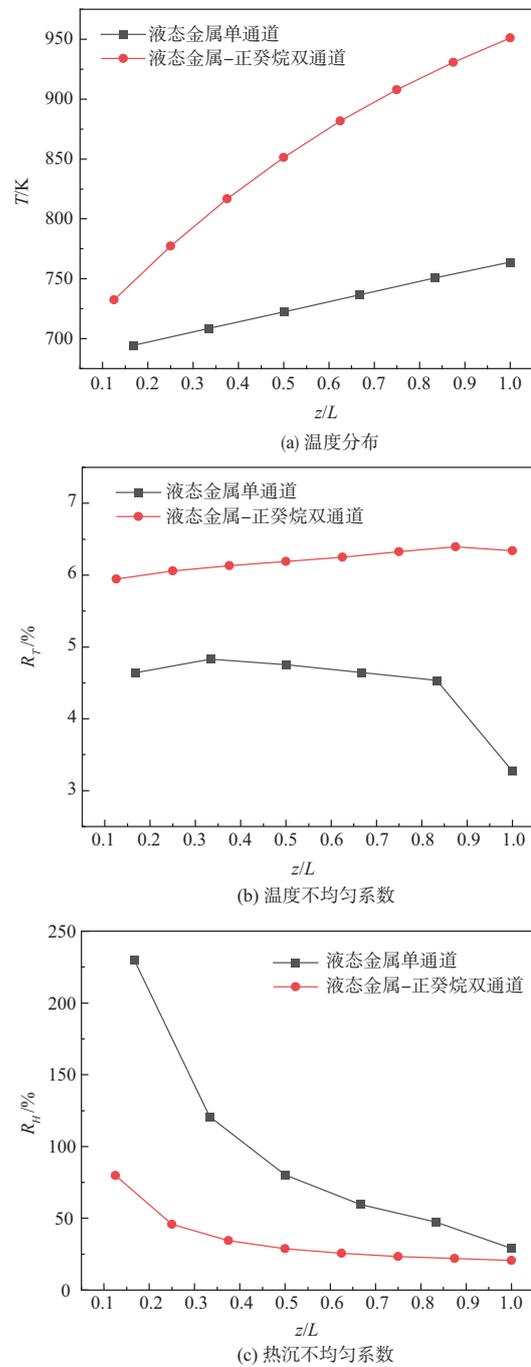


图11 典型工况下不同通道各参数沿程分布对比情况
Fig.11 Comparison of parameter distribution along different channels under typical conditions

道液态金属侧的温升高于液态金属单通道,说明液态金属在双通道内回收了更多的壁面能量,但温度升高也带来温度不均匀性增加的弊端;双通道液态金属侧可将热沉不均匀系数最大值从230%降低至80%左右,说明双通道结构有效改善了液态金属在通道内吸收热量的均匀性。

极端工况下,单通道液态金属的质量流量为 67.7g/s,双通道的正癸烷和液态金属的质量流量分别为 2.5g/s 和 33.85g/s,将两个通道的入口温度均设为 680K,正癸烷和液态金属通道内的压力分别为 3MPa 和常压。两个通道在极端工况下的温度、温度不均匀系数、热沉不均匀系数的沿程分布对比情况如图 12 所示。由图 12 可知,极端工况

下,双层通道液态金属侧温度不均匀系数最大值和热沉不均匀系数最大值分别为 9% 和 150% 左右,单通道液态金属的温度不均匀系数最大值和热沉不均匀系数最大值分别为 7% 和 400% 左右,双层通道液态金属侧温度不均匀系数并没有显著增加,但却大幅降低了热沉不均匀系数,说明了更高热流密度工况下,双层冷却通道的性能优势更加突出。

3 结论

本文面向超燃冲压发动机,探索了液态金属-碳氢燃料双层冷却通道换热性能研究。搭建了液态金属流动换热试验系统以验证仿真的精确度,试验和仿真的结果吻合较好,绝对误差小于 11K,相对误差保持在 3% 以内,得到结论主要包括:

(1) 裂解反应提高了燃料的总热沉,有利于回收壁面能量,同时也加剧了通道内的热分层现象,从而不利于换热效果,这是双通道燃料裂解反应带来的双重效应,且在高热流密度工况下体现得更突出。

(2) 与正癸烷单通道相比,极端工况下,双通道正癸烷侧可将温度不均匀系数最大值从 55% 左右降到 18% 左右,裂解率不均匀系数最大值从 1000% 左右下降至不到 100%,说明高热流工况下,双通道更有利于回收能量。

(3) 与液态金属单通道相比,双通道液态金属侧可将热沉不均匀系数最大值从 230% 降至 80% 左右,说明双通道结构有效改善了液态金属在通道内吸收热量的均匀性。

AST

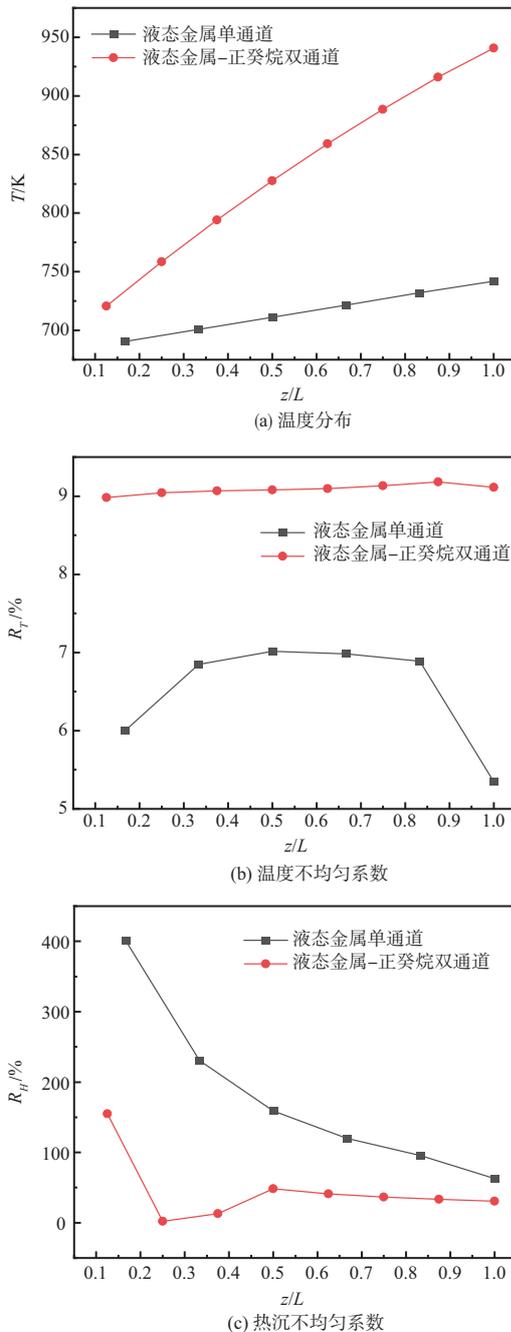


图 12 极端工况下不同通道各参数沿程分布对比情况

Fig.12 Comparison between parameter distribution along different channels under extreme conditions

参考文献

- [1] Curran E. Scramjet engines: the first forty years[J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(6):1138-1148.
- [2] Fry Ronald S. A century of ramjet propulsion technology evolution[J]. Journal of Propulsion and Power, 2004, 20:27-58.
- [3] 谭思场,曾宏刚,廖孟豪,等.美国高超声速技术飞行试验平台发展展望[J].航空科学技术, 2023, 34(11):51-56.
Tan Siyang, Zeng Honggang, Liao Menghao, et al. Development prospects of U.S. hypersonic technology flight test platform[J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34(11): 51-56. (in Chinese)
- [4] 潘锐,赵群力.国外高超声速飞机发展分析[J].航空科学技术, 2023, 34(11):2-7.
Pan Rui, Zhao Qunli. Analysis on the development of

- hypersonic aircraft abroad[J]. *Aeronautical Science & Technology*, 2023, 34(11):2-7. (in Chinese)
- [5] Huang Wei, Yan Li, Tan Jianguo. Survey on the mode transition technique in combined cycle propulsion systems[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2014, 39:685-691.
- [6] 秦亚欣,廖孟豪. 国外高超声速飞机动力发展研究[J]. *航空科学技术*, 2023, 34(11):17-22.
- Qin Yaxin, Liao Menghao. Research on foreign hypersonic aircraft power development[J]. *Aeronautical Science & Technology*, 2023, 34(11):17-22. (in Chinese)
- [7] Zhang Silong, Qin Jiang, Zhou Weixing, et al. Review of research on regenerative cooling for hypersonic propulsion[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39 (10): 23-36.
- [8] Goyne C, Hall C, O'Brien W, et al. The Hy-V scramjet flight experiment[C]. 14th AIAA/AHI Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2006.
- [9] Dang Chaolei, Cheng Kunlin, Fan Junhao, et al. Performance analysis of fuel vapor turbine and closed-Brayton-cycle combined power generation system for hypersonic vehicles[J]. *Energy*, 2023, 266:126426.
- [10] Dang Chaolei, Cheng Kunlin, Xu Jing, et al. Performance analysis of a thermal management system based on hydrocarbon-fuel regenerative cooling technology for scramjets [J]. *Energy*, 2023, 285:128720.
- [11] Zhang Silong, Li Xin, Zuo Jingying, et al. Research progress on active thermal protection for hypersonic vehicles[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2020, 119: 100646.
- [12] Ma Jicheng, Chang Juntao, Zhang Junlong, et al. Control-oriented unsteady one-dimensional model for a hydrocarbon regeneratively-cooled scramjet engine[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 85: 158-170.
- [13] Qin Jiang, Zhang Silong, Bao Wen, et al. Off-Design condition cooling capacity analysis of recooling cycle for a scramjet[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2012, 28:1285-1292.
- [14] Zhang Silong, Feng Yu, Jiang Yuguang, et al. Thermal behavior in the cracking reaction zone of scramjet cooling channels at different channel aspect ratios[J]. *Acta Astronautica*, 2016, 127: 41-56.
- [15] Li Haowei, Qin Jiang, Jiang Yuguang, et al. Experimental study on the thermodynamic characteristics of the high temperature hydrocarbon fuel in the cooling channel of the hypersonic vehicle[J]. *Acta Astronautica*, 2018, 155:63-79.
- [16] Zhang Silong, Cui Naigang, Xiong Yuefei, et al. Effect of channel aspect ratio on chemical recuperation process in advanced aeroengines[J]. *Energy*, 2017, 123:9-19.
- [17] 王娟,郑孟伟. 第三流体循环发动机性能分析[J]. *火箭推进*, 2012, 38(5): 30-36.
- Wang Juan, Zheng Mengwei. Performance analysis of third fluid circle engine[J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2012, 38 (5): 30-36. (in Chinese)
- [18] 鲍文,秦江,周伟星,等. 基于氨水朗肯循环的高超声速飞行器冷却系统:中国, CN101602407B[P]. 2011-01-19.
- Bao Wen, Qin Jiang, Zhou Weixing, et al. Hypersonic vehicle cooling system based on Ammonia Rankine cycle: China, CN101602407B[P]. 2011-01-19.(in Chinese)
- [19] Bao Wen, Qin Jiang, Yu Daren. Integrated thermal management method of energy based on Closed Brayton Cycle for scramjet [C].42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2006:4685.
- [20] Cheng Kunlin, Qin Jiang, Sun Hongchuang, et al. Performance comparison on wall cooling and heat supply for power generation between fuel- and liquid metal-cooled scramjet[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 93:105294.
- [21] Cheng Kunlin, Xu Jing, Dang Chaolei, et al. Performance evaluation of fuel indirect cooling based thermal management system using liquid metal for hydrocarbon-fueled scramjet[J]. *Energy*, 2022, 260:125068.
- [22] Xu Jing, Cheng Kunlin, Dang Chaolei, et al. Performance comparison of liquid metal cooling system and regenerative cooling system in supersonic combustion ramjet engines[J]. *Energy*, 2023, 275:127488.
- [23] Ward T A, Ervin J S, Zabarnick S, et al. Pressure effects on flowing mildly-cracked n-decane[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2005, 21:344-355.
- [24] Ward T A, Ervin J S, Striebich R C, et al. Simulations of flowing mildly-cracked normal alkanes incorporating proportional product distributions[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2004, 20:394-402.
- [25] Cheng Xu, Tak N. Investigation on turbulent heat transfer to lead bismuth eutectic flows in circular tubes for nuclear

applications[J]. Nuclear Engineering and Design, 2006, 236: 385-393.

[26] Moffat R J. Describing the uncertainties in experimental results [J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 1988, 1(1):3-17.

Research on Heat Transfer Performance of Liquid Metal-Hydrocarbon Fuel Double-Layer Cooling Channel on the Wall of Aero-Engine

Xu Jing, Dang Chaolei, Wang Yilin, Wang Sibao, Cheng Kunlin, Qin Jiang, Liu Xiaoyong

Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China

Abstract: At high Mach numbers, the cooling channels on the scramjet wall are susceptible to damage due to the influence of high heat flux density, leading to engine failure. Researching the cooling performance of wall cooling channels is beneficial for improving the phenomenon of uneven heating. Therefore, this paper proposes a double-layer cooling channel using liquid metal and hydrocarbon fuel. A flow and heat transfer test system of liquid metal was established to verify that the simulation has good accuracy. Simulation results show that the cracking reaction increases the total heat sink of the fuel while also aggravating the thermal stratification phenomenon within the channel. This is a dual effect brought by the cracking reaction of the dual-channel fuel, which is more prominent under high heat flux conditions. Compared with the single-channel of n-decane, the maximum of R_T on the side of n-decane of dual-channel can be reduced from about 55% to about 18%, and the maximum of R_H can be reduced from about 1000% to less than 100%. Compared with the single-channel of liquid metal, the maximum of R_H on the side of liquid metal of dual-channel can be reduced from 230% to about 80%, indicating that the dual-channel structure effectively improves the uniformity of heat absorption by liquid metal within the channel. This study provides theoretical guidance for obtaining appropriate combustor wall cooling channel parameters for liquid metal cooling systems.

Key Words: liquid metal; hydrocarbon fuel; wall cooling channel; cracking reaction; thermal stratification

Received: 2024-05-23, **Revised:** 2024-08-28, **Accepted:** 2024-10-23

Foundation item: Aeronautical Science Foundation of China(20230028077001)