

通道截面形状对碳氢燃料流量分配的影响

张晓红¹, 姜俞光¹, 秦江², 鲍文²

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072;

2. 哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 哈尔滨 150001)

摘 要: 关注超燃冲压发动机冷却通道截面形状对碳氢燃料流量分配的影响,以平行四边形通道为例和矩形通道进行对比,对并联通道中碳氢燃料流动换热过程进行了三维数值建模。结果表明:不同高宽比下,平行四边形通道相比矩形通道具有更大流固间换热面积,因而在流量分配和冷却效果方面都优于矩形通道,加热面壁温峰值降幅最大可达226 K。通道倾角对流量分配也有重要影响,大通道倾角能实现更合理的流量分配和冷却效果;倾角从105°增加到150°时,加热面壁温峰值降低了287 K。在非理想分汇流布置(以U型分汇流布置为例)和非均匀热流条件下验证了平行四边形通道设计,说明了此设计的实用价值。研究结果对超燃冲压发动机冷却通道设计有一定参考意义。

关键词: 流量分配; 并联通道; 截面形状; 碳氢燃料; 发动机冷却

中图分类号: V235.2

文献标志码: A

Effect of channel cross sectional shape on flow distribution of hydrocarbon fuel

ZHANG Xiaohong¹, JIANG Yuguang¹, QIN Jiang², BAO Wen²

(1. School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. School of Energy Science and Engineering,

Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: The effect of cooling channel cross sectional shape on the flow distribution of hydrocarbon fuel in SCRamjet was researched. Parallelogram shape cooling channel was taken as an example to compare with rectangular channel. 3-D modelling of the flow and heat transfer of hydrocarbon fuel in multiple cooling channels under supercritical pressure was done. Under different channel aspect ratios, the parallelogram channel was better both in flow distribution and cooling effect because of the larger heat exchange area. The maximum heated wall temperature fell 226 K at most. Then the angle of the parallelogram channel was also important. Larger angle design led to larger heat exchange area and improved the flow distribution and cooling effect. The maximum heated wall temperature fell 287 K when the channel angle increased from 105° to 150°. The effect of practical headers was also taken into consideration. The parallelogram channel design was validated under the joint influence of U-type headers and non-uniform thermal boundary condition, showing good application value.

收稿日期: 2019-03-15

基金项目: 国家自然科学基金(51606051)

作者简介: 张晓红(1991—),女,助教,硕士,主要从事航空发动机冷却研究。

引用格式: 张晓红,姜俞光,秦江,等. 通道截面形状对碳氢燃料流量分配的影响[J]. 航空动力学报,2019,34(9):1977-1987.
ZHANG Xiaohong,JIANG Yuguang,QIN Jiang,et al. Effect of channel cross sectional shape on flow distribution of hydrocarbon fuel[J]. Journal of Aerospace Power,2019,34(9):1977-1987.

The results of this work offer possible solution to the cooling channel design of SCRamjet.

Key words: flow distribution; parallel channels; cross sectional shape; hydrocarbon fuel; engine cooling

超燃冲压发动机是高超声速飞行器的关键动力装置,在各类军用及民用领域中都有着重要的应用前景^[1-2]。高超声速(马赫数超过 5)飞行速度能够极大提升民航效率,甚至推动导弹等军用装备的发展。但同时气动释热和燃烧释热都将随马赫数升高而急剧增加,故高马赫数也给发动机热防护带来了极大的挑战^[3-4]。此时空气由于滞止温度过高已经不能再作为热防护的冷源^[5],发动机热防护需要多种冷却、防热方法结合。碳氢燃料再生冷却就是其中一种典型且有效的方法^[6-7]。然而发动机再生冷却通道面临复杂的几何和热边界条件,可能出现通道间严重的燃料流量分配不合理现象^[8-9]。因此亟待开展面向燃料流量分配优化的再生冷却通道设计研究。

再生冷却最早见于火箭发动机,冷却设计中矩形通道非常常见^[10-14]。通道高宽比是通道几何中一个重要的设计参数,与冷却效果息息相关^[15-18]。大高宽比能够显著增加流固换热面积从而优化冷却效果^[19]。但当来到超燃冲压发动机,冷却边界条件大有不同,相比于热载荷来讲冷却燃料严重不足,因而燃料在超燃冲压发动机冷却过程中的温升远大于火箭发动机,从而燃料物性和组份都将发生大幅变化^[20]。加之超燃冲压发动机复杂的热边界和几何边界条件的触发作用,将导致燃料流量分配不合理问题,出现燃料冷却热沉的浪费甚至局部超温,所以冷却通道的设计应该考虑对燃料流量偏差的控制。之前研究工作^[21]表明,超燃冲压发动机冷却通道高宽比对于流动传热和流量分配有着重要影响。然而当高宽比过大时,通道中将出现显著热分层现象,其负面

影响超过了换热面积增大带来的正面作用,从而导致传热恶化^[22-24]。可知在实际应用中通道高宽比取值十分受限,需要在矩形通道研究基础上继续寻找其他更有效的通道设计方法。

实际上通道截面形状也是一个实用性很强的设计因素。例如当流通面积和通道高度保持不变时,平行四边形通道相比于矩形通道具有更大的流固换热面积。目前也有关于通道截面形状与流动传热耦合关系的研究^[25-27],但关于通道截面形状对碳氢燃料在并联多通道中流量分配和冷却效果影响研究尚未完善。

本文针对非均匀加热条件下并联通道截面形状对于流量分配和冷却效果开展了数值研究。以平行四边形通道为例,与常见矩形通道进行对比。使用正十烷(*n*-decane)作为典型碳氢燃料,建立并验证了超临界压力下多通道流动换热的三维数值模型。通过数值研究反映多通道中流动换热情况,对比研究平行四边形和矩形通道中流量分配特性和冷却效果;通道倾角的影响也是关注点之一;最后还在发动机中常见的非均匀加热和非均匀几何同时存在的情况下检验了平行四边形通道设计的效果。

1 数值模型介绍

1.1 物理模型

本文冷却通道计算域采取并联通道构成的平板结构,宽度为 20 mm,包含 6 根通道,具体参数根据文献[28]中超燃冲压发动机燃烧室的实验数据来确定,详见图 1。在矩形通道和平行四边形通道对比过程中,通道数目和高度保持一致,冷却

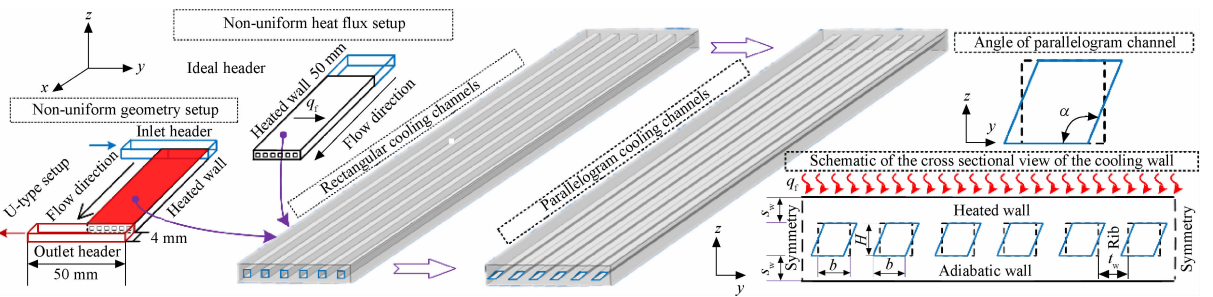


图 1 平行四边形通道的示意图

Fig. 1 Schematic of parallelogram channels

平板顶面和底面保持一致。对于非均匀热流算例,采用了理想分汇流结构,即保证各个通道初始流量一致;对于非均匀几何算例,采用典型的 U 型并联布置方式,即分汇流腔进出口流向呈 180° 夹角、两者与并联通道流动方向均呈 90° 夹角^[29]。固体结构材料采取 GH3128 高温合金,其物性信息见参考文献[30]。描述通道截面的参数为通道宽度(b)、通道高度(H)、肋厚(t_w)和加热面厚度($s_w=1\text{ mm}$)。平行四边形通道和矩形通道中心线相同,整个冷却平板高度、燃料流通面积在两种形状通道算例中保持相同。

1.2 并联通道参数设置原则

参考矩形通道定义平行四边形通道高宽比,通道参数变化原则参考之前工作^[21],如下所示:

矩形冷却通道高宽比

$$R_a = H/b \tag{1}$$

热侧壁面的面积定义如下,不同算例中保持 A_{heat} 不变

$$A_{\text{heat}} = n_c(b+t) = \text{const} \tag{2}$$

式中 n_c 为冷却通道数量。

并联冷却通道的总流通面积定义如下,不同算例中 A_t 保持不变

$$A_t = n_c \cdot R_a \cdot b^2 = \text{const} \tag{3}$$

参考文献[28]中马赫数为 5 工况中燃料用量确定冷却剂总流量为 232 g/s,燃烧室主流截面尺寸为 40 mm×100 mm。考虑到本文计算域宽度为 20 mm,本文取燃料总流量为 16.5 g/s。设置肋厚初值 $t_{w0}=2\text{ mm}$,入口流速设置为 $u_0=2.25\text{ m/s}$,通道高宽比设置为 $R_a=1$,即为常见的方形通道。结合总流量、通道高宽比,即可计算出其他通道几何参数 b 、 H 、 n_c 、 A_t 等。需要说明的是,由于计算出的 n_c 一般不是整数,需要进行取整,之后须重新计算壁厚 t ,故最后有 $t\approx 2\text{ mm}$ 。

参考凹腔型超燃冲压发动机燃烧室热流水平,确定计算中加热面平均热流为 3 MW/m²。考虑到碳氢燃料裂解发生裂解之后流动传热和流量分配规律与非裂解区有明显差异,冷却通道结构设计可分为非裂解区和裂解区分别设计。本文主要关注非裂解区,为了保证大部分燃料处于非裂解状态,预期出口油温设置为 700 K。根据正十烷物性可计算出所需要的加热功率,结合平均热流值计算出所需要的加热面面积,前文设置计算域宽度为 20 mm,最终计算可得通道长度取 350 mm。

1.3 控制方程

本文采用三维数值模型研究超临界压力下多

并联通道中正十烷流动传热特性,主要针对非裂解区。

连续方程、动量方程和能量方程如式(4)~式(6)所示

$$\nabla \cdot (\rho \mathbf{u}) = 0 \tag{4}$$

$$\nabla \cdot (\rho \mathbf{u} \mathbf{u}) = -\nabla p + \nabla \cdot \boldsymbol{\tau}_{\text{eff}} \tag{5}$$

$$\nabla \cdot (\rho \mathbf{u} e_t) = \nabla \cdot (\lambda_{\text{eff}} \nabla T) - \nabla \cdot (p \mathbf{u}) \tag{6}$$

考虑到本文计算中燃料流速相对于声速来讲很低,式(6)中忽略黏性耗散项。

固体域中导热方程

$$\nabla \cdot (\lambda \nabla T) = 0 \tag{7}$$

燃料物性计算采用 Peng-Robinson(PR)真实气体状态方程,在之前工作中有所介绍^[21]。

1.4 求解策略

计算采用商业软件 ANSYS 16.0 Fluent,考虑到本文研究问题属于高热流下的内部低速流动问题,选用 $k-\omega$ 双方程湍流模型、SIMPLEC (semi-implicit method for pressure-linked equations consistent)算法和压力基求解器^[31]。进出口边界条件分别为质量入口和压力出口。算例中背压设置为 3 MPa,保证正十烷处于超临界压力下。计算中当残差下降至少两个量级达到最小值且各通道出口油温波动小于 0.1 K 时认为计算收敛。在所有算例中,进出口流量差小于 10⁻² g/s。

如前所述,加热面平均热流为 3 MW/m²。对于非均匀几何算例(U 型布置),加热面施加均匀热流 $q_t=3\text{ MW/m}^2$;对于非均匀热流算例,如式(8)所示,定义加热偏差 Δq_t

$$\Delta q_t = q_{t,\text{max}}/q_{t,\text{min}} \tag{8}$$

根据文献[32]中的超燃冲压发动机实验数据取 $\Delta q_t=1.5$ 。具体的热流分布热流密度(q_{ti})如图 2 所示,冷却平板的另一面设置为绝热边界条件。考虑到计算中采用足够小的水平通道和相对高的流速,忽略浮升力的影响^[33]。

1.5 模型验证

首先针对非均匀热流算例,在各通道入口设置理想分汇流腔,没有复杂的分流结构。油温和壁温的数值和实验结果对比见图 3。

模型验证主要关注超临界压力下碳氢燃料流动传热方面,在作者之前工作中有所介绍^[34]。文献[31]中正十烷实验数据被用来进行模型验证工作。实验中正十烷裂解率小于 10%,故数值模型中未考虑裂解。计算采用 $k-\omega$ 切应力输运(SST)双方程湍流模型、SIMPLEC 算法。进出口边界条

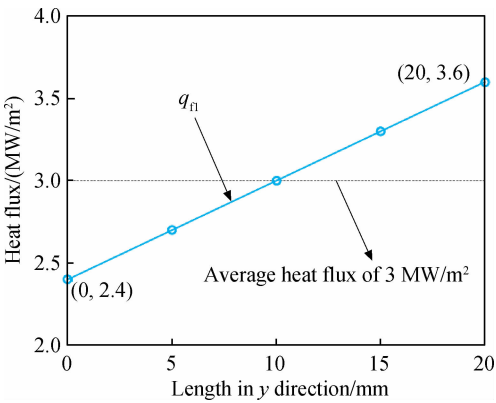


图 2 非均匀热流算例中热流分布 q_{fi}

Fig. 2 Heat flux distribution q_{fi} on heated surface in non-uniform heated cases

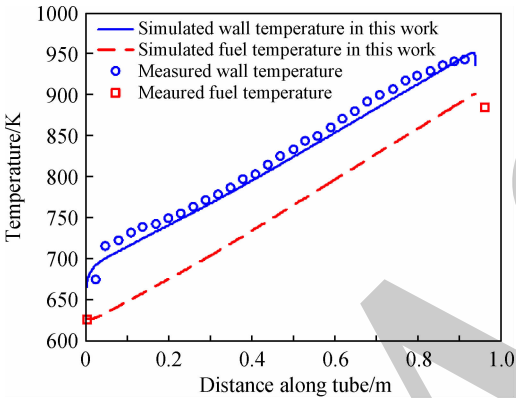


图 3 使用文献[31]实验数据对流动传热模型的验证

Fig. 3 Validation of flow and heat transfer prediction using the measured data of Ref. [31]

件分别为质量入口和压力出口。模型验证部分的网格无关性验证工作在此不再赘述。可知数值结果和实验结果吻合很好,证明了此模型在描述碳氢燃料流动传热方面的能力能够满足本文研究需求。

关于 U 型并联布置方式下的模型验证见前期工作^[21]。

1.6 网格无关性验证

网格无关性验证中选取通道倾角 $\alpha=135^\circ$, $R_a=1$ 的平行四边形通道进行,结果如表 1 所示。对流体域和固体域各选取 3 个网格尺寸来进行网格无关性验证。对于近壁面网格进行加密来提高边界层计算精度,第一层网格厚度为 0.001 mm,所有算例中 y^+ 值都小于 3。对流体域/固体域,每次网格优化都把每个坐标轴方向的网格数量(N)增加为原来的 1.3 倍,网格总数量增加为原来的 2.2 倍。选取通道出口流速(u_{out})、压降(Δp)、外壁温平均值($T_{w,avg}$)3 个参数来衡量流体

域网格无关性,固体域因为只涉及到导热计算,选取 $T_{w,avg}$ 来进行衡量。当网格优化时,所有参数表现出单调渐近变化。网格 2 数值计算结果和外插值之间的最大差异分别为 5.013 7% 和 0.924 8%,考虑到计算精度和时间之间的折衷,流体域和固体域均选取网格 2 来进行计算。

表 1 网格无关性分析

Table 1 Grid-convergence analysis

参数	$u_{out}/(m/s)$	$\Delta p/Pa$	$T_{w,avg}/K$
流体域			
网格 1 ($N=669\,083$)	13.31	37 899.30	1 217.22
网格 2 ($N=1\,480\,305$)	13.32	39 483.30	1 188.88
网格 3 ($N=3\,308\,403$)	13.33	40 100.20	1 165.71
外插值	13.35	40 994.26	1 132.12
精度阶数	1.315	3.594	0.767
相对偏差/%	0.2019	3.6858	5.0137
固体域			
网格 1 ($N=990\,781$)			1 182.39
网格 2 ($N=2\,211\,872$)			1 188.88
网格 3 ($N=4\,935\,016$)			1 193.50
外插值			1 200.20
精度阶数			1.2957
相对偏差/%			0.9428

2 结果与分析

如图 1 所示,冷却通道截面参数包括通道宽度 b 、高度 H 、肋厚 t_w 和壁厚 $s_w=1\text{ mm}$ 。结合前文非裂解区矩形并联通道的研究结果,大高宽比通道改善流量分配主要是由于增大了换热面积、降低了热流,从而缓解了高热流通道中强烈的低密度区。但是此方法最终受到热分层现象的限制。所以本部分提出平行四边形通道设计,如图 1 所示,其能够在矩形通道的基础上进一步增加换热面积、降低热流;同时,由于平行四边形通道较矩形通道有倾角,其一侧面一定程度上起到了类顶面的作用,直接接受来自加热面的热流,相当于增大了顶面面积。相较于矩形通道讲,能够改善部分热分层现象,通道的尺寸见表 2(表中 $A_{he,rec}$ 为方形通道的换热面积, $A_{he,pg}$ 为平行四边

形通道的换热面积, $\dot{m}_i$ 为燃料的质量流量)。

此处为了方便分析,类似与矩形通道处理方法,平行四边形通道高宽比同样参考式(1)定义。平行四边形通道中 H 和 b 的定义见图 1。平行四边形乃是由相同高宽比的矩形通道转化而来,两者同中心轴,保持通道高度 H 和宽度 b 均不变,故两者流通面积仍相同。本部分所有研究背压仍为 3 MPa,热流边界条件为 q_{fi} ,U 型分汇流腔算例中热流为均匀热流 $q_i=3\text{ MW/m}^2$ 。

表 2 并联通道几何参数

Table 2 Geometry parameters of the parallel channels

R_a	H/mm	b/mm	$A_{\text{he,rec}}/10^{-3}\text{ m}^2$	$A_{\text{he,pg}}/10^{-3}\text{ m}^2$	n_c	$\dot{m}_i/(\text{g/s})$
1	1.270	1.270	10.67	12.88	6	16.5
2	1.700	0.850	12.5	15.95	7	16.5
4	2.260	0.565	15.82	21.06	8	16.5
8	3.090	0.386	21.90	29.96	9	16.5

2.1 平行四边形通道和矩形通道流量分配效果对比研究

在不同高宽比下研究平行四边形通道设计对于流量分配效果优化作用,以 $\alpha=135^\circ$ 为例开展研究,其中涉及到的具体通道几何参数信息见表 2。加热面热流分布为 q_{fi} ,通道所处 y 坐标越大接收热流越大。

如图 4 和图 5 所示,平行四边形通道设计显著降低了加热量最大通道 6 中的油温,增大了其中的燃料流量。这种优化主要是由于平行四边形相对于矩形通道实现了更大的流固间换热面积。如表 2 所示, $A_{\text{he,pg}} > A_{\text{he,rec}}$,从而降低了通道各面的热流密度水平(见图 6,图中的虚线代表不同通道数目时,每个通道的理想状态平均流量)。考虑到高热流将使得近壁面流体被严重过度加热,从

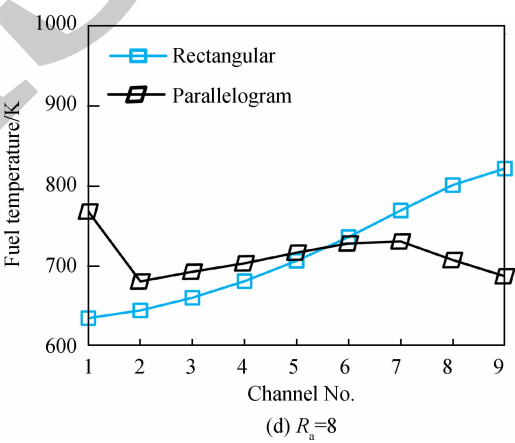
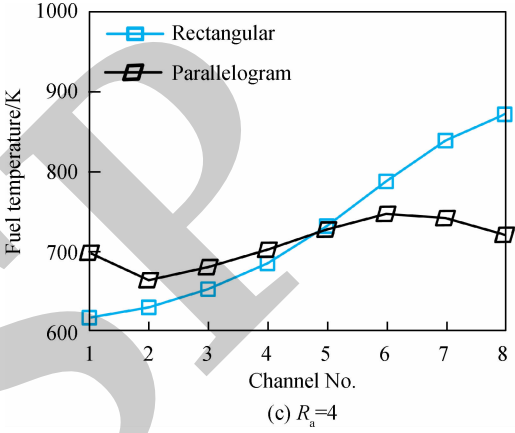
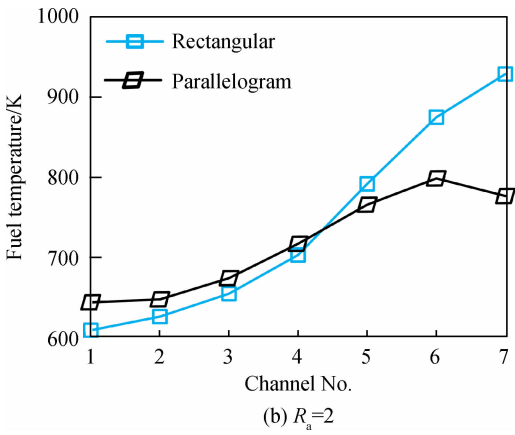
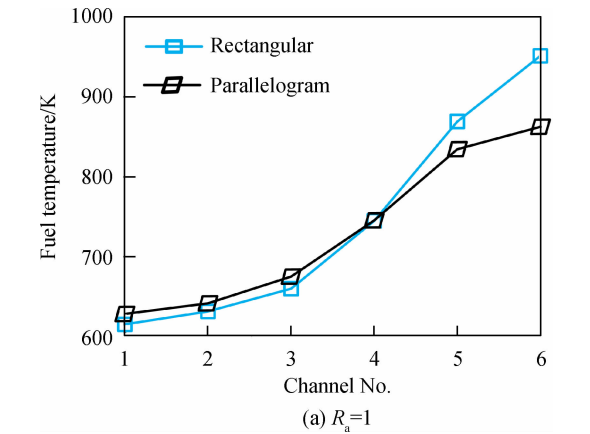


图 4 不同高宽比下冷却通道的油温分配对比
Fig. 4 Fuel temperature distributions of parallelogram channels with different channel aspect ratios

而通道截面上的流体物性参数更加不均匀;此时尽管通道中平均油温不是很高,但近壁面处燃料密度已经很低,导致通道流动阻力增加、通流能力下降,流量减小以匹配通道压降,进一步导致油温升高。而当热流降低时,通道截面上流体物性参数均匀性得到优化,从而流量分配变得更加均匀。更大的换热面积使得平行四边形通道 6 中四面热流较矩形通道都更低,从而流量分配和油温分布情况相比同高宽比的矩形通道都有明显的改善。

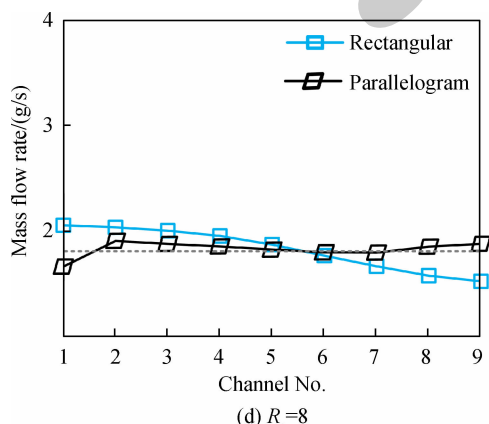
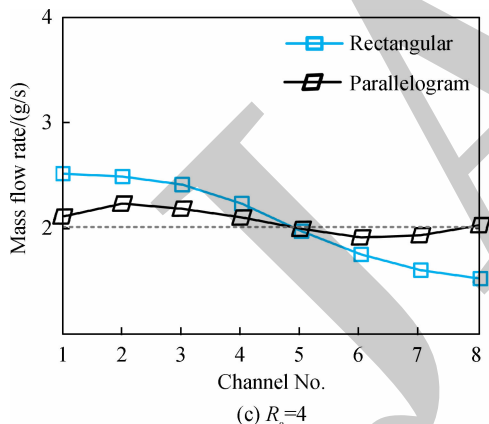
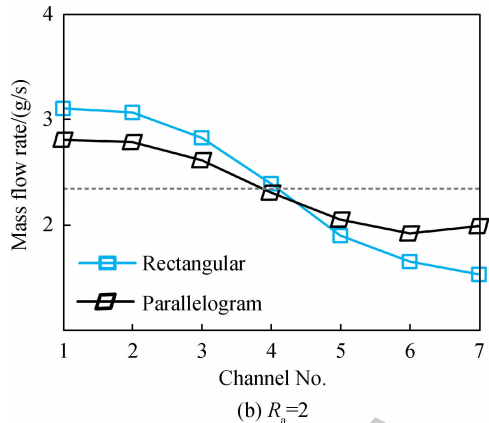
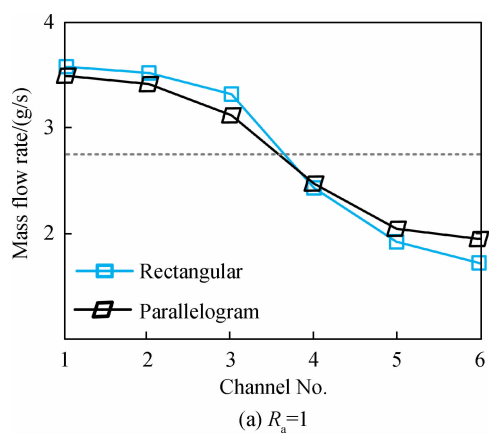


图 5 不同高宽比下冷却通道的流量分配对比
Fig. 5 Mass flow rate distributions of parallelogram channels with different channel aspect ratios

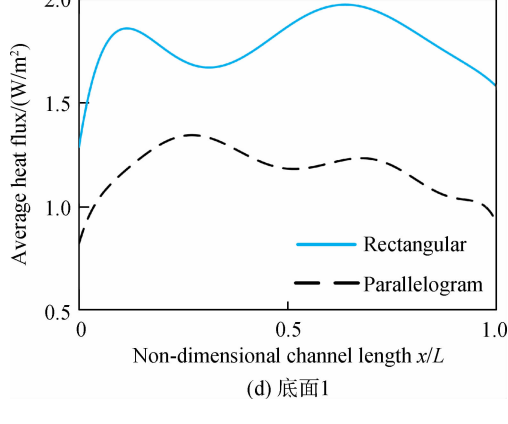
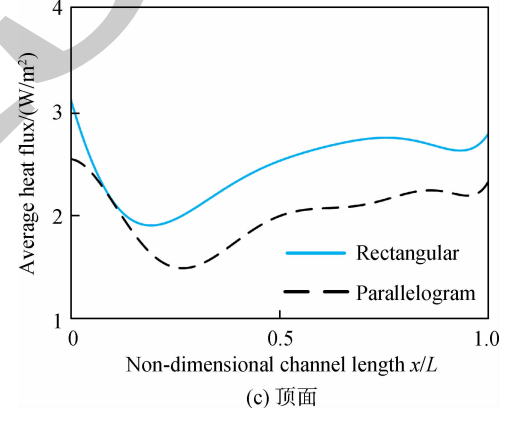
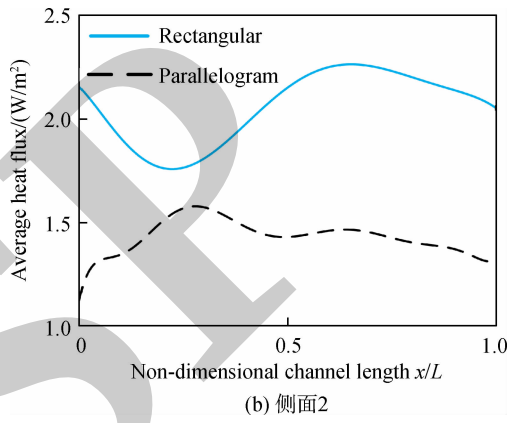
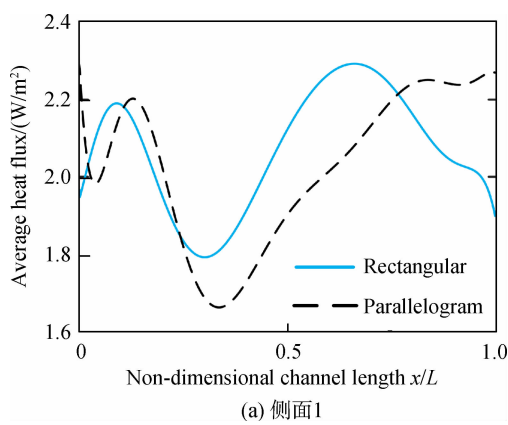


图 6 $R_a=1$ 算例中通道 6 不同内壁面的热流分布
Fig. 6 Heat flux of the surfaces of channel No. 6 in case $R_a=1$

为了方便分析定义流量低于平均值的通道为“热区”，高于平均值的为“冷区”。通道 6 处于“热区”，此区中其他通道使用平行四边形通道设计后也发生类似变化，流量升高、油温降低。“冷区”中通道则发生相反的变化。整体上并联冷却通道中流量分配和油温分布都变得更加均匀合理。

燃料热沉利用分布情况如图 7 所示，平行四边形通道使得燃料热沉利用分布情况更加远离 q_r ，即热沉利用偏差更大。低热流区通道燃料热沉总量升高，主要是由于这些通道中油温升高；“热区”通道中热沉总量降低，这主要还是由于此部分油温大幅降低的结果。尽管“热区”流量有所增加，但是并未抵消油温下降对热沉分布的影响。

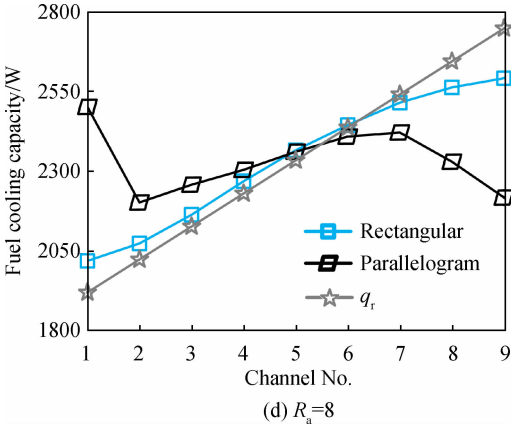


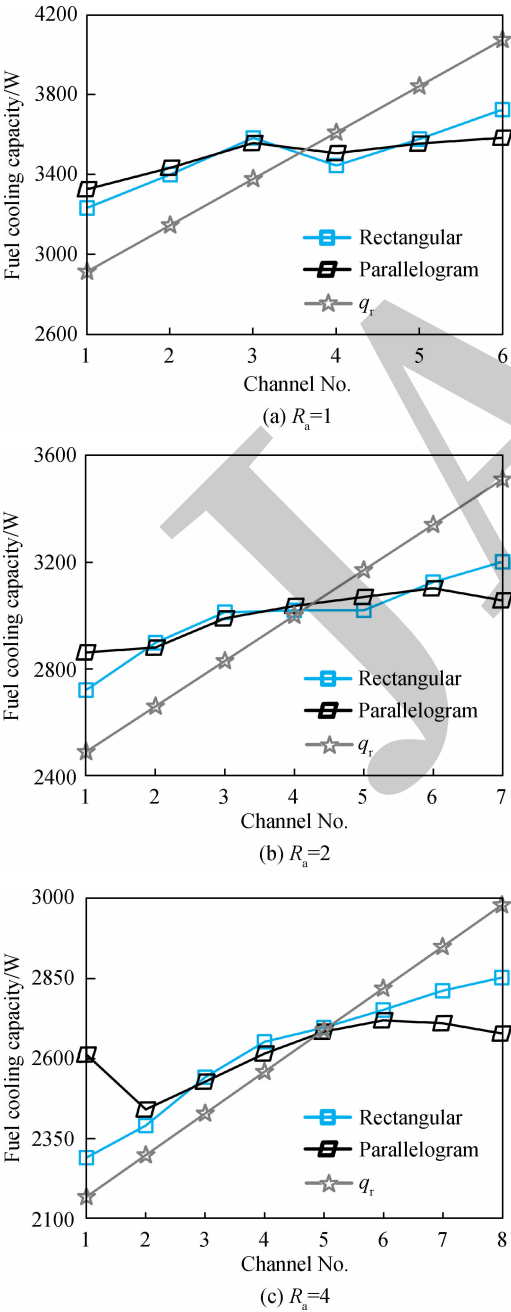
图 7 不同高宽比下的燃料热沉利用量
Fig. 7 Fuel cooling capacity of parallelgram channels with different channel aspect ratios

表明上看热沉利用情况变差了，但是冷却效果和热沉利用并不是严格正相关的。结合图 8(图中 $T_{w,max}$ 为最大壁温)可知，平行四边形通道设计除优化流量分配外，还能显著缓解传热恶化，降低加热面壁温，即平行四边形通道在高热流区域以更少的燃料热沉利用量实现了更好的冷却效果，这无疑更证明了平行四边形通道优异的性能。

值得注意的是边缘通道设置对大高宽比算例结果的影响，如 $R_a=8$ 时，平行四边形通道算例中最高壁温高于矩形通道算例。由于平行四边形通道相比矩形通道有所倾斜，在冷却平板边缘上会出现布置问题，如图 9 所示，按照等间距布置，倾斜的平行四边形通道将因占用更多的空间而超出冷却平板范围，因此将最外侧通道向冷却平板中心面移动。从而 $R_a=8$ 算例中，通道 8 对通道 9 上侧面的遮挡作用变得更强，使得对通道 9 来讲，上侧面直接接受加热面热流能力变弱，更多热流通过顶面传递。如图 10 所示，对比 $R_a=4, 8$ 两种结构设置中的最靠近冷却通道边缘的通道可知，虽然 $R_a=8$ 中通道 9 顶面和热流略低于 $R_a=8$ 最边缘的通道，但其温度分层显然因为遮挡作用更加严重。这将导致传热恶化，最终壁温峰值也因此更高。另一方面，当前布置中通道 1 上侧固体部分也比较大，因此此处也会出现冷却不足的情况，使得加热面壁温在通道 1 处上侧也出现了局部热区。这也展示了平行四边形通道应用的一个实际问题，如何处理冷却平板边缘处通道布置问题会对冷却效果产生一定影响。

2.2 通道倾角对流量分配的影响分析

平行四边形通道倾角直接影响换热面积，从而影响流量分配和冷却效果。如表 3 所示，此部



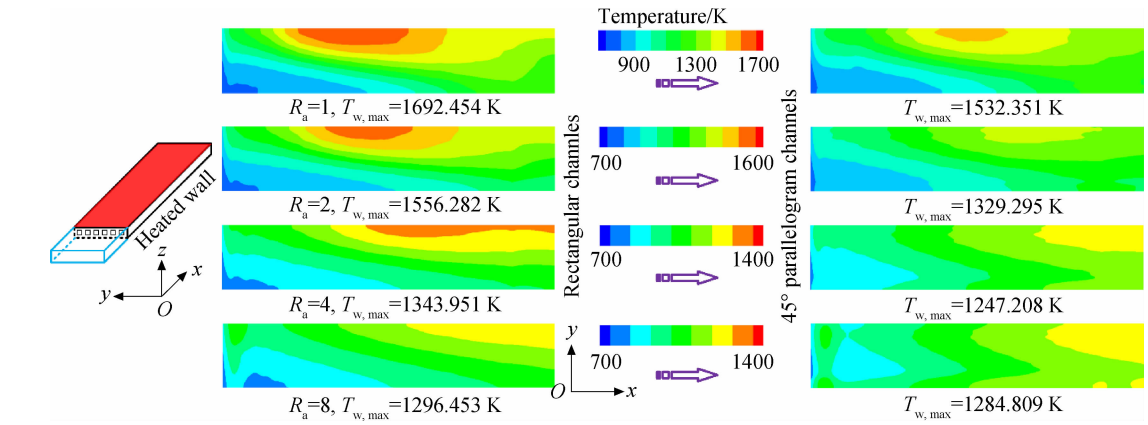


图 8 冷却通道的壁温云图对比

Fig. 8 Wall temperature contours of parallelogram cooling channels

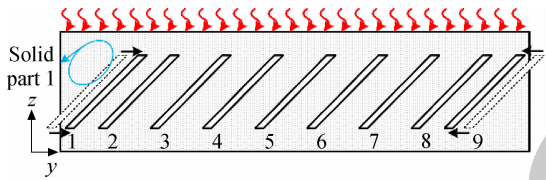


图 9 $R_a=8$ 时平行四边形通道布置示意

Fig. 9 Schematic of the parallelogram channels with $R_a=8$

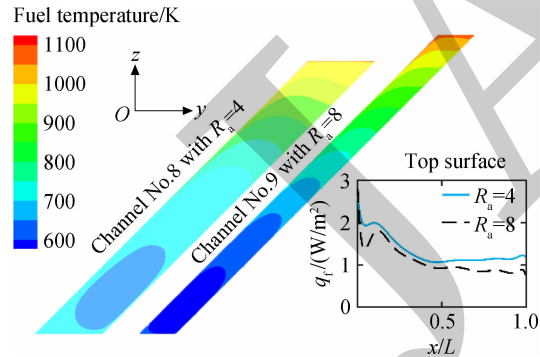


图 10 $R_a=4, 8$ 时油温最高通道截面油温

Fig. 10 Fuel temperature contour of the hottest channels with $R_a=4, 8$

表 3 通道倾角对比研究中通道参数

Table 3 Parameters in the comparison of channel angle

R_a	$\alpha/(^{\circ})$	$A_{\text{he, pg}}/\text{m}^2$	n_c	$\dot{m}_l/(\text{g/s})$
1	105	0.01086	6	16.5
1	120	0.01149	6	16.5
1	135	0.01288	6	16.5
1	150	0.01600	6	16.5

分工作设置不同平行四边形通道倾角,主要关注平行四边形通道不同倾角设计对整体冷却效果的影响。研究中选择壁温最高的 $R_a=1$ 算例开展,通道倾角 α 从 105° 增大至 150° 。为了避免倾角太大时通道局部尖角区域会出现传热恶化或者是应力集中,本部分工作中没有设置过大倾角。

不同通道倾角下油温和流量分布如图 11 和图 12 所示,流量和油温分布都随倾角增大而更均匀。尤其 $\alpha=150^{\circ}$ 时,通道 6 出口油温大幅降低至 748.1 K ,此时通道 5 油温最高。这是因为 α 从 135° 增大至 150° 时流固间换热面积增幅更大。

不同通道倾角时冷却效果如图 13 所示,加热面上的传热恶化随通道倾角增加得到显著缓解,最高壁面温度显著降低,由 1667.042 K 降低到 1379.109 K 。降幅接近 300 K ,这说明通道倾角对于优化流量分配和冷却效果而言都是非常有效的一个设计因素。

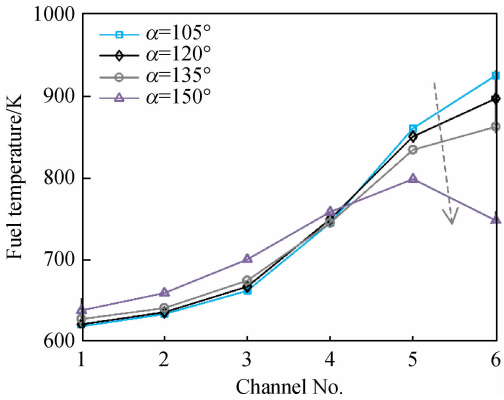


图 11 不同平行四边形通道角度时的油温分布

Fig. 11 Fuel temperature distribution with different parallelogram channel angles

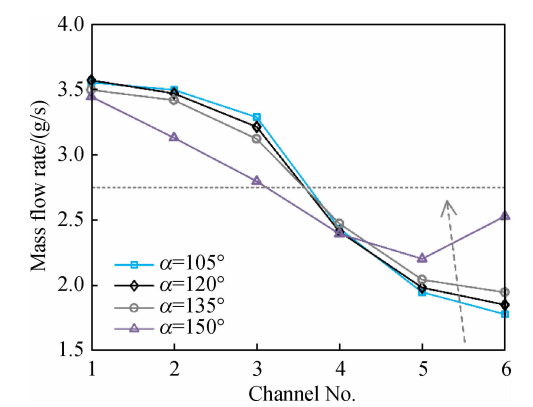


图 12 不同平行四边形角度时的流量分配
Fig. 12 Mass flow rate distribution with different parallelogram channel angles

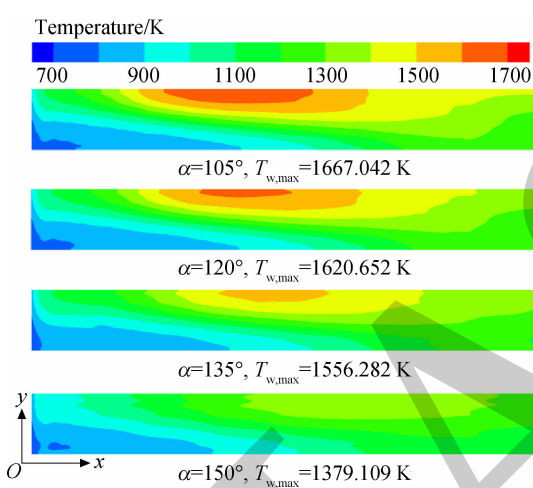


图 13 不同通道倾角下的壁温云图
Fig. 13 Wall temperature contours with different channel angles

2.3 并联通道形状对 U 型分汇流布置下流量偏差的抑制效果

以上两部分内容针对非均匀热流引起的流量偏差问题,而非均匀几何是另一个常见的导致流量偏差的因素。平行四边形通道设计在热流诱因流量分配问题中表现出了良好的性能,其对于非均匀几何诱发的流量偏差是否有效也需要验证。本部分使用之前工作^[21]中带有典型 U 型分汇流腔的并联通道系统来表征非均匀几何工况,验证平行四边形通道设计在其中的效果。

算例设置如表 4 所示。表中 Δp_{ratio} 为 U 型分汇流设置下,分汇流部分压降 Δp 和并联通道总压降的比值。故 Δp_{ratio} 越小,分汇流对流量分配影响越小,流量分配越合理。通道倾角取优化效果最好的 $\alpha=150^\circ$,三个算例全部采用 U 型分汇流腔,其宽度和长度见图 1,高度和通道保持一

致。算例 U1 和算例 U2 施加均匀热流,算例 U3 施加热流诱因,旨在验证此通道设计在 U 型分流诱因和热流诱因叠加的情况下,是否仍具有优化效果。

表 4 U 型分流结构下验证算例设置			
Table 4 Case configuration for the U-type validating cases			
算例	通道形状	Δp_{atio}	热流边界条件
U1	矩形	0.406 0	$q_t=3\text{ MW/m}^2$
U2	平行四边形 $\alpha=150^\circ$	0.274 7	$q_t=3\text{ MW/m}^2$
U3	平行四边形 $\alpha=150^\circ$	0.240 2	q_{in}

为了整体上评价流量分配的合理性,采用相对标准差(RSD)的概念来描述分配。流量分配的 RSD 定义为

$$\phi_{mf}=\sqrt{\frac{1}{n_c}\sum_{i=1}^{n_c}\beta_i^2}\tag{9}$$

出口油温的 RSD 定义为

$$\phi_{tf}=\sqrt{\frac{1}{n_c}\sum_{i=1}^{n_c}\left(\frac{T_{fout,i}-\overline{T_{fout}}}{\overline{T_{fout}}}\right)^2}\tag{10}$$

结果如图 14 和图 15 所示,首先在 U 型分汇流并联系统、均匀热流情况下,相比于矩形通道,平行四边形通道表现出了更强的优化效果,流量偏差参数有明显下降,壁温也大幅下降将近 300 K。这主要是因为平行四边形增大了通道湿周,摩擦作用增强,从而增大通道压降, Δp_{atio} 降低。初始分流效果得到优化,最后流量偏差减小。这证明平行四边形通道设计对非均匀几何情况也有显著优化效果。

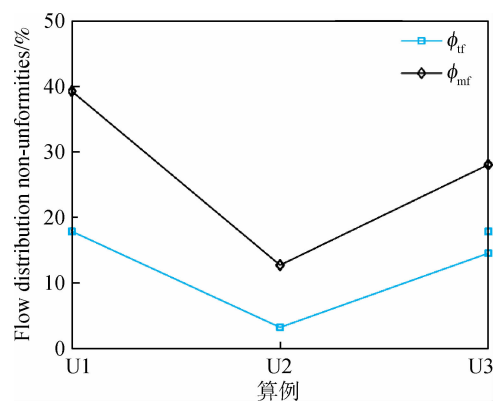


图 14 U 型并联设置中分配不均匀参数
Fig. 14 Flow distribution non-uniformities in U-type parallel setup validating cases

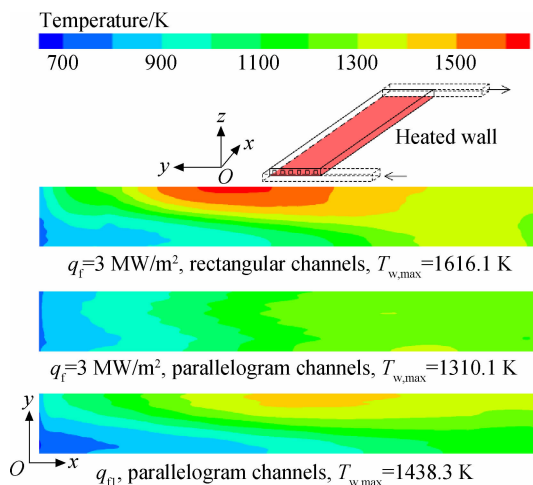


图15 U型并设置U3中的壁温云图

Fig. 15 Wall temperature contour with U-type parallel setup U3

比较算例U2和算例U3可知,当叠加分流诱因和热流诱因时,此设计的优化效果有所下降,流量偏差参数小幅回升,壁温也增加约100 K。这也在情理之中,但相比矩形通道其仍然表现出了更强的优化能力。

3 结 论

本文关注超燃冲压发动机冷却通道截面形状对流量分配和冷却效果的影响,以能够增大换热面积的平行四边形通道为例开展研究,和常见矩形通道进行对比,分析两种通道在流量分配和冷却效果方面的差异,主要结论如下:

不同高宽比时平行四边形通道在流量分配和冷却效果方面都优于矩形通道,因为在通道截面积相同时平行四边形通道中流固换热面积更大,从而有效降低了流固换热面上的热流,提升了流量分配合理程度和冷却效果,壁温最高值降幅最大可达226 K。研究还表明平行四边形通道设计中在冷却平板边缘可能出现传热恶化,需要调整通道倾角来匹配流固域分布。

通道倾角也是一个重要的设计因素。大的通道倾角能够实现更大流固间换热面积,从而也起到降低各换热面上热流密度、优化冷却效果的作用。当夹角从 105° 增加到 150° 时,加热面最高壁温降低了287 K。但过大的通道倾角又可能导致局部传热恶化以及通道应力集中,故通道倾角设计中应综合考虑冷却效果和实用性。

最终对平行四边形通道设计在U型分汇流布置中进行验证,检验其对于非均匀几何因素下的流量偏差改善效果。相比于矩形通道,平行四

边形通道流固换热面积更大,从而支管部分压降更大,分流腔引发流量偏差影响被削弱,从而流量分配和冷却效果都得到了优化。

综上可知,以平行四边形通道为例,冷却通道截面形状是一个重要的提升冷却效果的设计因素,可以对常见矩形通道设计工作起到补足作用,支撑超燃冲压发动机冷却设计。

参考文献:

- [1] CURRAN E T. SCRamjet engines; the first forty years [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2001, 17(6): 1138-1148.
- [2] 田野,肖保国,张顺平,等. 双模态冲压发动机燃烧性能初步研究[J]. *航空动力学报*, 2016, 31(12): 2921-2927.
TIAN Ye, XIAO Baoguo, ZHANG Shuiping, et al. Preliminary study on combustion performance of dual-mode scramjet engine[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2016, 31(12): 2921-2927. (in Chinese)
- [3] ZHANG D, FENG Y, ZHANG S, et al. Quasi-one-dimensional model of SC-ramjet combustor coupled with regenerative cooling[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2016, 32(3): 687-697.
- [4] 蒋劲,张若凌,杨洋,等. 超燃冲压发动机典型部件热防护[J]. *航空动力学报*, 2013, 28(9): 1921-1926.
JIANG Jin, ZHANG Ruoling, YANG Yang. Thermal protection of scramjet typical components[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2013, 28(9): 1921-1926. (in Chinese)
- [5] ZHANG D, YANG S, ZHANG S, et al. Thermodynamic analysis on optimum performance of SC-ramjet engine at high Mach numbers[J]. *Energy*, 2015, 90: 1046-1054.
- [6] TADDEO L, GASCOIN N, FEDIOUN I, et al. Dimensioning of automated regenerative cooling: setting of high-end experiment[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2015, 43: 350-359.
- [7] TADDEO L, GASCOIN N, CHETEHOUNA K, et al. Experimental study of pyrolysis-combustion coupling in a regeneratively cooled combustor: system dynamics analysis[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2017, 67: 473-483.
- [8] QIN J, JIANG Y, FENG Y, et al. Flow rate distribution of cracked hydrocarbon fuel in parallel pipes[J]. *Fuel*, 2015, 161: 105-112.
- [9] CHEN Y, WANG Y, BAO Z, et al. Numerical investigation of flow distribution and heat transfer of hydrocarbon fuel in regenerative cooling panel[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2016, 98: 628-635.
- [10] PARRIS D K, LANDRUM D B. Effect of tube geometry on regenerative cooling performance [R]. AIAA-2005-4301, 2005.
- [11] WENNERBERG J, JUNG H, SCHUFF R, et al. Study of simulated fuel flows in high aspect ratio cooling channels [R]. AIAA-2006-4708, 2006.
- [12] JUNG H, MERKLE C, SCHUFF R, et al. Detailed flow-

- field predictions of heat transfer to supercritical fluids in high aspect ratio cooling channels[R]. AIAA-2007-5548, 2007.
- [13] KNAB O, FRÖHLICH A, WENNERBERG D, et al. Advanced cooling circuit layout for the vinci expander cycle thrust chamber[R]. AIAA-2002-4005, 2002.
- [14] PIZZARELLI M, NASUTI F, ONOFRI M. CFD analysis of transcritical methane in rocket engine cooling channels[J]. Journal of Supercritical Fluids, 2012, 62(1): 79-87.
- [15] PIZZARELLI M, NASUTI F, PACIORRI R, et al. Numerical analysis of three-dimensional flow of supercritical fluid in asymmetrically heated channels[J]. AIAA Journal, 2009, 47(11): 2534-2543.
- [16] WANG L, CHEN Z, MENG H. Numerical study of conjugate heat transfer of cryogenic methane in rectangular engine cooling channels at supercritical pressures[J]. Applied Thermal Engineering, 2013, 54(1): 237-246.
- [17] PIZZARELLI M, NASUTI F, ONOFRI M. Effect of cooling channel aspect ratio on rocket thermal behavior[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2014, 28(3): 410-417.
- [18] 康玉东, 孙冰, 高翔宇. 液体火箭发动机推力室冷却通道温度分层数值研究[J]. 航空动力学报, 2009, 24(8): 1904-1910.
- KANG Yudong, SUN Bing, GAO Xiangyu. Numerical investigations of thermal stratification in cooling channel of liquid rocket engine thrust chamber[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(8): 1904-1910. (in Chinese)
- [19] PIZZARELLI M, NASUTI F, ONOFRI M. Trade-off analysis of high-aspect-ratio-cooling-channels for rocket engines[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2013, 44: 458-467.
- [20] ZHANG S, CUI N, XIONG Y, et al. Effect of channel aspect ratio on chemical recuperation process in advanced aeroengines[J]. Energy, 2017, 123(1): 9-19.
- [21] JIANG Y, XU Y, ZHANG S, et al. Parametric study on the distribution of flow rate and heat sink utilization in cooling channels of advanced aero-engines[J]. Energy, 2017, 138: 1056-1068.
- [22] ZHANG S, FENG Y, JIANG Y, et al. Thermal behavior in the cracking reaction zone of scramjet cooling channels at different channel aspect ratios[J]. Acta Astronautica, 2016, 127(1): 41-56.
- [23] ZHANG S, QIN J, XIE K, et al. Thermal behavior inside scramjet cooling channels at different channel aspect ratios[J]. Journal of Propulsion and Power, 2015, 30(1): 57-70.
- [24] ZHANG S, FENG Y, ZHANG D, et al. Parametric numerical analysis of regenerative cooling in hydrogen fueled scramjet engines[J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2016, 41(25): 10942-10960.
- [25] KIM S M, MUDAWAR I. Analytical heat diffusion models for different micro-channel heat sink cross section geometries[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2010, 53(19): 4002-4016.
- [26] LEE S M, KIM K Y. Comparative study on performance of a zigzag printed circuit heat exchanger with various channel shapes and configurations[J]. Heat and Mass Transfer, 2013, 49(7): 1021-1028.
- [27] KIM D K, JUNG J, KIM S J. Thermal optimization of plate-fin heat sinks with variable fin thickness[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2010, 53(25): 5988-5995.
- [28] YANG Q, CHETEHOUNA K, GASCOIN N, et al. Experimental study on combustion modes and thrust performance of a staged-combustor of the SCRamjet with dual-strut[J]. Acta Astronautica, 2016, 122(1): 28-34.
- [29] WANG J Y. Pressure drop and flow distribution in parallel-channel configurations of fuel cells; U-type arrangement[J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2008, 33(21): 6339-6350.
- [30] China Aeronautical Materials Handbook Editorial Committee. China Aeronautical Materials Handbook[M]. Beijing: China Standard Press, 2002.
- [31] ZHU Y, LIU B, JIANG P. Experimental and numerical investigations on *n*-decane thermal cracking at supercritical pressures in a vertical tube[J]. Energy & Fuels, 2013, 28(1): 466-474.
- [32] ZHANG C, YAO Z, QIN J, et al. Experimental study on measurement and calculation of heat flux in supersonic combustor of scramjet[J]. Journal of Thermal Science, 2015, 24(3): 254-259.
- [33] LIAO S M, ZHAO T S. Measurements of heat transfer coefficients from supercritical carbon dioxide flowing in horizontal mini/micro channels[J]. Transactions-American Society of Mechanical Engineers Journal of Heat Transfer, 2002, 124(3): 413-420.
- [34] JIANG Y, FENG Y, ZHANG S, et al. Numerical heat transfer analysis of transcritical hydrocarbon fuel flow in a tube partially filled with porous media[J]. Open Physics, 2016, 14(1): 659-667.

(编辑: 叶 青)