液氧甲烷变推力发动机螺旋槽再生冷却传热 特性研究^{*}

孙 郡,李清廉,成 鹏,宋 杰,刘新林

(国防科技大学 空天科学学院 高超声速冲压发动机技术重点实验室, 湖南 长沙 410073)

摘 要:为探究宽工况范围下螺旋槽再生冷却的传热特性,基于微小通道内低温工质的相变传热模型,采用一维传热计算方法,对5kN级液氧甲烷变推力发动机开展了螺旋槽再生冷却传热特性研究。 结果表明:本文所采用的传热计算模型可用于传热预估,与试验结果相比,冷却剂温升误差为4.3%, 压降误差为1.1%,喉部处外壁温误差为-11%,在工程计算可接受范围内;相比于直槽,螺旋槽再生冷 却能有效降低燃气侧壁温,同时,在宽范围变推力条件下,实际功率水平越低,冷却剂温升、压降越 小,喉部燃气侧壁温越低,但"传热恶化区"内的壁温最大值反而越高,当发动机推力由额定工况的 75%调整至20%时,燃气侧壁温的最大值由1351K增大至1399K;综合考虑壁面温度及冷却剂的压力 损失,本文对冷却通道开展优化设计,对比四种冷却通道方案的传热性能,其中,方案4为最优方案, 20%额定功率水平工况时,冷却剂温升为491K,压降为0.34 MPa,燃气侧壁温最大值也仅为1297K, 较初始设计方案降低了102K,远低于材料的极限温度。

关键词:液氧甲烷发动机;变推力;再生冷却;螺旋槽;传热特性

中图分类号: V434.14 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2024) 02-2208051-10 **DOI**: 10.13675/j.enki. tjjs. 2208051

符号表

a/m	Channel width	p/MPa	Pressure
b/m	Rib width	Pr	Prandtl number
Bo	Boiling number	$q/(W/m^2)$	Heat flux
d/m	Hydraulic diameter	Q/W	Quantity of heat
D/m	Diameter	Re	Reynolds number
f	Friction coefficient	<i>T</i> /K	Temperature
F/N	Vacuum thrust	<i>u</i> /(m/s)	Velocity
$h/(W/(m^2 \cdot K))$	Convective heat transfer coefficient	VTR	Variable thrust range
H/m	Rib height	We	Weber number
i	Compute node	x	Mass quality
$K_{\rm p}$	Dimensionless pressure parameter	X	Martinelli number
<i>L</i> /m	Length	z/m	Axial coordinates of thrust chamber
$\dot{m}/(kg/s)$	Mass flow rate	$\lambda/(W/(m \cdot K))$	Coefficient of thermal conductivity
M/(g/mol)	Molecular weight	$ ho/(kg/m^3)$	Density
MR	Oxidizer to fuel mixture ratio	δ/m	Thickness
n	Number of compute units	γ	Specific heat ratio
N	Number of cooling channel	Δ	Variation of parameter
Nu	Nusselt number		

* 收稿日期: 2022-08-18; 修订日期: 2023-02-28。

基金项目:国防科技卓越青年科学基金(2019-JCJQ-ZQ-019)。

作者简介:孙郡,硕士生,研究领域为液体火箭发动机热防护设计与分析。

通讯作者:李清廉,博士,教授,研究领域为火箭及其组合推进技术。E-mail: peakdreamer@163.com

引用格式:孙 郡,李清廉,成 鹏,等.液氧甲烷变推力发动机螺旋槽再生冷却传热特性研究[J].推进技术,2024,45
 (2):2208051. (SUN J, LI Q L, CHENG P, et al. Heat transfer characteristics of spiral channel regenerative cooling in LOX/LCH₄ variable thrust engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2024, 45(2):2208051.)

SubscriptsawAdiabatic wall of gas-sidecCombustion chambercoCoolantiInletmaxMaximum valueoOutlettotTotal propellant

1 引 言

具有大范围推力调节能力的变推力火箭发动机,是实现空间飞行器轨道机动、交会对接、星际软着陆等任务的理想动力装置^[1-3]。液氧甲烷推进剂凭借着比冲高、成本低、冷却性能好、重复使用能力强等综合优势,已成为变推力火箭发动机的最佳选择^[4-6]。由于火箭发动机推力室内温度高、热流密度大,因此需要对其进行可靠的冷却,才能保证推力室结构不被破坏,延长发动机的使用寿命^[7]。

采用发动机液体燃料作为冷却剂的主动再生冷却技术是目前最有效的冷却方式之一,受到了国内外学者的广泛关注研究^[8]。李军伟等^[9]基于换热经验公式,建立了一种计算再生冷却推力室温度场的方法,计算结果能够与实验结果较好地吻合。巩岩博等^[10]考虑雾化蒸发过程及燃气物性参数计算偏差的影响,针对再生冷却氢氧推力室进行了传热计算方法的优化,优化后的模型具有更好的准确度及适用性。吴有亮等^[11]分别采用Bartz法、修正的Bartz法和Pavli方法计算燃气对流换热系数,结果表明,修正的Bartz法计算结果与液氧/甲烷发动机推力室试验结果最为接近。综合考虑计算时间及计算结果准确性,采用再生冷却一维计算模型开展传热计算及分析,能够为火箭发动机推力室的优化设计及性能估算提供重要参考^[9]。

发动机变推力过程中,冷却通道内甲烷的状态 势必随之改变。Pizzarelli等^[12]提出一种针对以超临 界甲烷为工质的冷却通道的多维耦合传热求解器, 并探究了通道表面粗糙度及壁面热导率对计算结果 的影响。Votta等^[13]通过实验模拟发动机实际工况, 研究了矩形通道内跨临界甲烷的传热特性,并提出 非对称加热矩形通道的传热关联式。Noord^[14]建立了 甲烷在液态和两相状态下的传热关联式,并确定了 甲烷由核态沸腾转变为膜态沸腾的临界热流密度

rc	Regenerative cooling channel
t	Nozzle throat
w	Wall of thrust chamber
wg	Gas-side wall
wc	Coolant-side wall
wo	Outside wall
Acronyms	
RPL	Rated power level

值。目前,对于液氧甲烷发动机再生冷却过程,研究 背景多为超临界及跨临界甲烷,对于亚临界甲烷的 流动传热特性关注则较少,然而变推力过程中,低工 况时甲烷势必经历亚临界状态,因此开展亚临界条 件下甲烷再生冷却传热性能的研究,对弥补亚临界 甲烷研究的不足,以维持变推力液体火箭发动机的 高效运行具有重要意义。

本文以液氧甲烷变推力发动机为背景,基于微 小通道内低温工质的相变传热模型,采用一维传热 计算方法,开展基于螺旋槽形式的推力室再生冷却 通道优化设计及宽范围工况下传热特性分析,并将 计算结果与发动机再生冷却试验结果进行对比,以 验证计算模型的准确度。

2 计算方法

2.1 物理模型

本文针对5kN级液氧甲烷电动膨胀循环发动机 推力室开展研究^[15],图1为计算所采用的燃烧室结构 示意图,以甲烷为冷却剂,采用再生冷却的方式对 燃烧室身部开展热防护,冷却剂通道进口位于扩张 比为5的位置处。发动机额定工况设计参数如表1 所示。

推力室内壁面材料为高温合金,极限温度约为 1400K,其导热系数随温度升高而增加,内壁厚为 0.7 mm。冷却通道采用矩形截面,以螺旋形式沿周向 均布于推力室外侧,螺旋线与推力室轴向夹角为 30°,如图2所示。与燃气流动方向相反,冷却剂从位 于喷管扩张段处的通道入口进入,逆向流经冷却通 道对壁面进行冷却后,从推力室头部附近的出口流 出。同时,为适应推力室内型面的变化,冷却通道采 用渐缩-渐扩的结构^[16],即沿冷却剂流动方向,扩张 段内冷却通道尺寸逐渐减小,经过喉部后,在收敛段 内通道尺寸逐渐增大,圆筒段内保持不变。设计时 确定冷却通道槽宽及槽高,肋宽则由推力室尺寸、冷 却通道数量及槽宽共同决定。



Fig. 1 Schematic diagram of thrust chamber structure

Table 1 Thrust chamber design parameters

Parameter	Value
F/kN	5
VTR	5:1
$\dot{m}_{ m tot}/(m kg/s)$	1.87
MR	3.2
$p_{ m c, RPL}/{ m MPa}$	3
$D_{\rm c}/D_{\rm t}$	2.7



Fig. 2 Schematic diagram of regenerative cooling channel

2.2 计算模型

(1)传热过程

再生冷却推力室内传热过程如图 3 所示。当发 动机达到稳定状态后,高温燃气传递给推力室内壁 的热量绝大部分被冷却剂吸收,仅有较小部分通过 推力室外壁传递到外界环境,因此,在一维传热计 算过程中,可假设推力室外壁绝热,同时,忽略高温 燃气的辐射换热以及推力室内壁中的轴向导热^[17], 仅考虑高温燃气与推力室内壁的对流换热*Q*₁,内 壁中的径向热传导*Q*₂,以及内壁与冷却剂的对流 换热*Q*₃。

(2)冷却剂侧对流换热系数[18]定义式为

$$h_{\rm co} = \frac{Nu\lambda_{\rm co}}{d_{\rm rc}} \tag{1}$$

当冷却剂处于单相状态时,根据Gnielinski公式^[19]计算,有



Fig. 3 Schematic diagram of thrust chamber heat transfer process

$$Nu = \frac{(f/8) \times (Re - 1000)Pr}{1 + 12.7\sqrt{f/8} (Pr^{2/3} - 1)}$$
(2)

当冷却剂处于两相状态时,基于低温液氮与液 甲烷具有相似的热物性的特点,根据课题组实验获得 的微小通道内液氮流动沸腾传热关联式^[20]计算,有

$$Nu = \begin{cases} 12.46Bo^{0.544}We^{0.035}K_{p}^{-0.614}X^{0.031} & (x < 0.6) \\ 0.00136Bo^{-1.442}We^{0.074} & (x \ge 0.6) \end{cases}$$
(3)

(3)冷却通道参数

冷却通道数量可根据流量公式计算,即

$$N = \frac{\dot{m}_{co}}{\rho_{co} u_{co} a H} \tag{4}$$

相比于推力室直径,冷却通道槽高较小,因此以 通道底部肋宽定义肋面形状,并通过肋效率考虑其 对传热性能的影响,槽底肋宽由推力室直径、通道数 量及槽宽共同决定,即

$$b = \frac{\pi (D_c + 2\delta_w)}{N} - a \tag{5}$$

2.3 计算流程

由于推力室喉部换热面积小,热流密度较大, 因此设计冷却通道时,首先确定喉部尺寸,然后根 据渐缩-渐扩的设计原则,确定槽宽、槽高沿推力室 轴向的尺寸分布,设计流程见图4。依据发动机推 力确定工况,由于冷却通道内甲烷在最大工况的 20%~80% 工况内均处于亚临界状态,因此,本文主 要研究亚临界甲烷的传热特性,故选取75% RPL开 展冷却通道设计,设计过程中,需要输入的参数主要 包括:燃烧室室压、燃气参数、冷却剂初始参数及喉 部处冷却通道槽宽、槽高等,详细参数如表2所示。



Fig. 4 Flow chart of regenerative cooling channel design

 Table 2 Input parameters of regenerative cooling channel

 design (75% RPL)

uesign (75	/orci E)	
Parameter	Value	-
p _c /MPa	2.25	
γ	1.172	
M/(g/mol)	20.808	
$\dot{m}_{\rm co}/({\rm kg/s})$	0.225	
$p_{\rm rc,i}/{ m MPa}$	4.40	
$T_{ m rc,i}/ m K$	125	
$T_{aw,t}/K$	3 369	
a_t/mm	1	
H_t/mm	1.5	
$\delta_{ m w}/ m mm$	0.7	
N	48	

根据冷却通道设计结果计算传热特性参数,计 算流程如图5所示。首先将推力室划分为n个计算 单元,*i*(*i*=1,2,3,…,*n*)为计算节点,从冷却通道入口 开始,沿冷却剂流动方向,逐点计算冷却剂温度、对 流换热系数、热流密度、壁温等参数,不断推进,最终 获得各传热特性参数沿推力室轴向分布曲线。



Fig. 5 Flow chart of calculation of heat transfer characteristic parameters

2.4 模型验证

课题组已开展超临界甲烷再生冷却试验,试验 所采用的发动机为螺旋槽再生冷却,共40条槽道,槽 宽变化为2~3 mm,槽高为1 mm。试验工况参数如表3 所示,推力室室压为0.8 MPa,甲烷流量为0.125 kg/s, 推进剂混合比为1.92,冷却剂入口压力为6.76 MPa, 入口温度为136 K。

	Table 3	Parameters	of methane	regeneration	cooling test
--	---------	-------------------	------------	--------------	--------------

Parameter	Value
p _c /MPa	0.8
MR	1.92
$\dot{m}_{co}/(\mathrm{kg/s})$	0.125
$p_{\rm rc,i}/{ m MPa}$	6.76
$T_{\rm rc, i}/{ m K}$	136

将试验参数代入模型进行计算,得到冷却剂温 度、压力曲线如图6所示。同时,试验测量了冷却剂 出口温度、压力以及不同位置处的推力室外壁温,由 于实际传热过程中,燃气传递给冷却剂的热量大多 用于冷却剂升温,导致冷却剂与外界换热量非常小, 因此可认为外壁面温度近似等于冷却剂温度。相应 位置处,测量结果与计算结果如表4所示。

计算得到冷却剂出口温度为599K,温升为

700

600

500

¥ 400

300

200

100 -200



(a) Temperature of coolant (b) Pressure of coolant

Fig. 6 Comparison diagram of calculation and test data

 Table 4
 Comparison of predicted and experimental results

Parameter		T	_o /K		$p_{\rm rc, o}/{ m MPa}$	$T_{ m rc, o}/{ m K}$
Experimental result	525	443	236	189	4.97	580
Predicted result	569	479	210	169	4.99	599
z/mm	-154	-41	9	39	-194	-194

463 K;出口压力为4.99 MPa,压降为1.77 MPa,喉部 附近 z=9 mm 处外壁温为210 K。与试验数据相比,冷却剂温升误差为4.3%,压降误差为1.1%,喉部处外壁 温误差为-11%,由此可知,本文所采用的传热计算模型可用于传热预估,误差在工程计算可接受范围内^[21]。

3 结果与讨论

3.1 螺旋槽与直槽再生冷却传热特性对比

基于前述再生冷却通道设计方法与流程,得到 初步的冷却通道设计方案:通道数量为48条,扩张段 内槽宽由入口处的2mm逐渐减小至喉部的1mm,经 过喉部后,在收敛段内逐渐增大,至圆筒段恢复为 2mm,并在圆筒段内保持不变,槽高始终为1.5mm, 关键位置处槽宽、肋宽、槽高等参数如表5所示。

Position	a/mm	b/mm	<i>H</i> /mm
Cooling channel inlet	2.0	2.7	1.5
Throat	1.0	1.1	1.5
Cooling channel outlet	2.0	3.6	1.5

为探究螺旋形式的冷却槽道的传热性能,采用 表3中相同的冷却通道尺寸,分别开展螺旋槽与直槽 传热计算(见图7),以100%额定工况作为计算工况, 冷却剂的温度 T_{co}、压力 P_{co}及燃气侧壁温 T_{wg}沿推力 室轴向分布情况如图8所示。冷却通道入口温度均 为125 K,压力均为5.6 MPa,由图中曲线对比情况可 以看出,在相同的通道尺寸下,相比于直槽,螺旋槽 道内冷却剂温升更高,压降更大,但无论是喉部处燃 气侧壁温的峰值 T_{wg,1},还是出口处壁温的最大值 T_{wg,max},螺旋槽都低于直槽(见表 6),这是因为,尽管 冷却通道尺寸相同,但以螺旋形式布设的冷却通道, 实际流通长度要更大,总的换热面积更大,因此传递 给冷却剂的热量更多,故冷却剂温升、压降更大;同 时,由于螺旋倾角的存在,使得同一轴向位置处,螺 旋槽内的冷却剂实际流通面积小于直槽,因此冷却 剂流速更高,对流换热系数更大,换热效果更好,因 此燃气侧壁温更低。由此可见,相较于直槽形式的 冷却通道,螺旋槽在壁面热防护方面具有更突出的 优势。







Fig. 8 Comparison of heat transfer characteristic parameters between spiral channel and straight channel

_					
	Parameter	$\Delta p_{\rm co}/{ m MPa}$	$\Delta T_{\rm co}/{ m K}$	$T_{\rm wg, t}/{ m K}$	$T_{\rm wg,max}/{ m K}$
	Straight channel	0.73	195	842	956
	Spiral channel	1.31	243	789	937
	Discrepancy	0.58	48	-53	-19

 Table 6
 Parameters of straight channel and spiral channel

3.2 螺旋槽再生冷却典型工况传热特性分析

3.1节分析了超临界 100% 额定工况下液氧甲烷 发动机再生冷却的传热特性。为探究宽范围变工 况,尤其是亚临界工况条件下的传热特性,本文选取 75%,50%,20% 典型工况开展分析,主要探究冷却剂 干度、温度、压力、热流密度及燃气侧壁温等参数的 变化规律。不同工况参数如表7所示。

Table 7 Parameters of different working conditions

Working condition	p _c /MPa	T _c /K	$\dot{m}_{_{ m co}}/\ ({ m kg/s})$	$p_{\rm rc,i}/{ m MPa}$	$T_{\rm rc,i}/{ m K}$
100%RPL	3.00	3 417	0.30	5.60	125
75%RPL	2.25	3 381	0.23	4.40	125
60%RPL	1.80	3 353	0.18	3.60	125
20%RPL	0.60	3 216	0.06	2.60	125

3.2.1 冷却剂干度、温度及压力

图9为冷却剂干度沿推力室轴向分布曲线。所 谓干度,即冷却剂内蒸汽质量与总质量的比值。沿冷 却剂流动方向,依次经历液相区、两相区、气相区,而 两相区内以干度x = 0.6为分界点,由于传热机理的不 同,又可进一步分为强化传热阶段(0 < x < 0.6)和传 热恶化阶段(0.6 < x < 1)。图中①为液相区向两相 区的转折点,②为强化传热阶段向传热恶化阶段的 转折点,③为两相区向单相气态区的转折点。干度 小于0.6时,传热机理以核态沸腾为主,导致冷却剂 对流换热系数较大,增强换热;而当干度大于0.6之 后,随着流型的改变,壁面附近的冷却剂薄液膜出现 局部蒸干,导致传热恶化现象的发生。以75%RPL为 例,冷却剂进入冷却通道后,流动过程中不断吸热, 在z = 39.2 mm 处进入两相区,随着干度的不断增加, 依次经历强化传热(29.3 mm < z < 39.2 mm)和传热 恶化阶段(16.7 mm < z < 29.3 mm),在 z = 16.7 mm 处 转变为气态直至冷却通道出口。同时,对比不同工 况干度曲线可知,工况越低,冷却剂进入两相区的位 置越靠近通道人口,这是因为低工况下冷却剂流量 较小,更容易吸热发生相变,但三种工况条件下,冷 却剂在喉部之前均已相变为气态。

图 10 为冷却剂温度、压力沿推力室轴向分布曲

线。在冷却通道内流动过程中,由于推力室内热量 传递以及沿程摩擦阻力的存在,冷却剂温度不断升 高、压力不断降低,但在两相区内,冷却剂温度等于 对应压力下的饱和温度,因此在此区间内温度近似 相等。随着工况降低,冷却剂流量不断减小,而燃 气温度相差较小,因此在入口温度相同条件下,工 况越低,冷却剂温升越大,入口温度都为125 K时, 75% RPL条件下,冷却剂温升为471 K,而20% RPL条 件下,温升高达530 K。同样,低工况下冷却剂流量 的减小也会导致压力损失的减小,75% RPL时,冷却 剂压降为0.82 MPa,而20% RPL时,压降则减小为 0.62 MPa。



Fig. 9 Distribution of coolant dryness along the axial direction under different working conditions



Fig. 10 Distribution of coolant temperature and pressure along the axial direction under different working conditions

3.2.2 热流密度

图 11 为热流密度沿推力室轴向分布曲线。不同 工况下,热流密度的变化趋势是一致的,即沿冷却剂 流动方向,热流密度整体呈现先增大后减小的变化 趋势,由于喉部处换热面积最小,因此在喉部附近热 流密度达到最大值;而在扩张段内①处位置附近,冷却剂由液相区进入两相区强化传热阶段,热流密度迅速增大;冷却剂继续流动,到达②处(x = 0.6)时,发生局部蒸干导致传热恶化,因此热流密度突然降低;继续吸热相变,③处完全转变为气态,热流密度又恢复至正常值。由三条曲线的相对位置可以明显看出,工况越低,热流密度整体数值越低,75%RPL工况对应的喉部热流密度最大值为12.04 MW/m²,而20%RPL工况时,喉部热流密度仅为4.41 MW/m²,减小约60%。



Fig. 11 Distribution of heat flux along the axial direction under different working conditions

3.2.3 燃气侧壁温

图 12 所示为燃气侧壁温沿推力室轴向分布曲 线。不同工况条件下,燃气侧壁温分布形式基本相 同,即沿冷却剂流动方向,燃气侧壁温逐渐升高,出 现特殊变化趋势的位置有4处:分别是①,②,③及喉 部处,①,②,③处壁温的变化趋势与热流密度恰好 相反,因为热流越大,高温燃气传递给冷却剂的热量 越多,相应地,燃气侧壁温越低,反之亦然,故在②处 (x = 0.6)由强化传热转变为传热恶化阶段时,燃气侧 壁温达到最大值;喉部处则是由于冷却通道尺寸的 减小导致热流密度的增大,使得壁温出现极值。除 此之外,工况越低,喉部处壁温极值越低,但传热恶 化区的壁温最大值越高,75%RPL时,壁温最大值为 1351 K, 而 20% RPL 时, 壁温高达 1399 K, 这是因为 低工况下冷却剂流量的减小导致换热能力的减弱, 最小工况时,燃气侧壁温最大值已接近材料的极限 壁温,需要进一步对冷却通道开展优化设计。

综上分析,不同工况下典型传热特性参数如表8 所示。随着发动机工况的降低,冷却通道内甲烷的 流量逐渐减小,换热能力逐渐减弱,导致冷却剂温升 逐渐增大,同时,传热恶化区的燃气侧壁温峰值逐渐 升高,这说明低工况下再生冷却效果变差,热防护难 度加大,需要重点关注。



Fig. 12 Distribution of gas side wall temperature along the axial direction under different working conditions

 Table 8
 Typical heat transfer characteristic parameters under different working conditions

Working condition	$\Delta p_{ m co}/$ MPa	$\Delta T_{ m co}/{ m K}$	$q_{t}^{\prime}/(\mathrm{MW/m}^{2})$	$T_{\rm wg, t}/{ m K}$	$T_{\rm wg,max}/{ m K}$
75%RPL	0.82	471	12.04	775	1 351
60%RPL	0.79	483	10.24	766	1 355
20%RPL	0.62	530	4.41	745	1 399

3.3 槽道方案优化

由上述分析可知,低工况下燃气侧壁温已接近 材料的极限温度,因此需要进一步优化设计冷却槽 道,以实现全工况范围下的可靠热防护。本文分别 从单独改变槽高、单独改变槽宽与肋宽、同时改变槽 高和槽宽、肋宽三个方面对冷却槽道开展优化设计, 具体方案如表9所示。方案1为前述分析的基础方 案,方案2将槽高由1.5 mm增加至1.8 mm,方案3将 入口槽宽由2.0 mm减小至1.8 mm,肋宽随之相应改 变,方案4则是同时改变槽宽、肋宽与槽高,入口处槽 宽减小为1.8 mm,圆筒段槽宽增加至2.2 mm,肋宽相 应增加或减小,槽高增加为1.8 mm。

由于工况越低,热防护难度越大,因此本文选取 20% 工况开展计算,以冷却剂温升、压降及燃气侧壁 温为考核指标,对比分析四种冷却方案的优劣,如图13 所示。以方案1为基础方案,方案2增大了冷却通道 的槽高,冷却剂沿程的流通面积增大,导致流速有所 降低,使得冷却剂的温升、压降均有大幅减小,但燃 气侧壁温最大值反而增大,超过了材料的极限温度; 方案3减小了扩张段冷却通道的槽宽,冷却剂的温升 相差不大,压降较方案1增大了约11%,然而壁温最

 Table 9
 Cooling channel dimension parameters

Case	Position	a/mm	b/mm	<i>H</i> /mm
1	Inlet	2.0	2.7	1.5
	Throat	1.0	1.1	1.5
	Outlet	2.0	3.6	1.5
2	Inlet	2.0	2.7	1.8
	Throat	1.0	1.1	1.8
	Outlet	2.0	3.6	1.8
3	Inlet	1.8	2.9	1.5
	Throat	1.0	1.1	1.5
	Outlet	2.0	3.6	1.5
4	Inlet	1.8	2.9	1.5
	Throat	1.0	1.1	1.5
	Outlet	2.2	3.4	1.8

大值却较减小了28K,这说明减小扩张段槽宽,增加 肋宽对于降低壁面温度是有效的;为同时兼顾冷却 剂温升、压降及燃气侧壁面温度,方案4结合方案2 与方案3的优势之处,减小扩张段槽宽、增大收敛段 与圆筒段的槽宽与槽高,计算发现此时冷却剂温升 为491K,压降仅为0.34 MPa,而燃气侧壁温最大值仅 为1297K,远低于材料的极限温度,表明槽道优化设 计达到了较好的效果。

通过上述分析可知,在冷却通道优化设计过程





Fig. 13 Heat transfer characteristics of different schemes

中,可以通过减小"传热恶化区"的通道尺寸来提高 冷却剂流速,进而增强换热,但通道尺寸的减小也会 导致冷却剂温升和压力损失的增大,在优化过程中 需综合考虑,求取中间的平衡状态作为优化方案。

4 结 论

本文通过研究,得到如下结论:

(1)本文所采用的一维传热计算模型可用于传热预估,模型预测结果与试验结果相比,冷却剂温升误差为4.3%,压降误差为1.1%,喉部处外壁温误差为-11%,在工程计算可接受范围内。

(2)冷却通道尺寸相同的条件下,与直槽相比, 螺旋槽内压力损失更大,但壁面整体热防护效果更好,额定工况下,螺旋槽对应的喉部燃气侧壁温较直 槽降低了53K。

(3)亚临界条件下,工况越低,冷却剂温升、压降 及热流密度越小,喉部燃气侧壁温越低,但"传热 恶化区"内的壁温最大值越高,推力工况由 75%RPL变化至20%RPL时,壁温最大值由1351K升 高至1399K。

(4)冷却通道的优化设计需要综合考虑壁面温度及冷却通道内的压力损失,本文所提出的4种冷却 通道方案中,方案4为最优方案,20%工况时,冷却剂 温升为491 K,压降仅为0.34 MPa,燃气侧壁温最大值 也仅为1 297 K,较初始方案降低了102 K,远低于材 料的极限温度。

致 谢:感谢国防科技卓越青年科学基金的资助。

参考文献

- [1] 崔 朋,宋 杰,李清廉,等.电动泵压式液氧煤油
 变推力火箭发动机动力学建模与仿真分析,Part I:
 单点工况分析[J].航空学报,2022,43(1):256-270.
- [2] 李春红,高玉闪,陈 晖,等.深度变推力液氧煤油发动机技术研究[J].载人航天,2020,26(1):107-112.
- [3] 雷娟萍,兰晓辉,章荣军,等.嫦娥三号探测器7500N 变推力发动机研制[J].中国科学(技术科学),2014, 44(6):569-575.
- [4] 郑大勇,胡 骏.液氧甲烷发动机点火冲击特性研究
 [J].推进技术,2021,42(7):1553-1560. (ZHENG D Y, HU J. Ignition shock of LOX/methane liquid rocket engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021,42 (7):1553-1560.)
- [5] 张小平,严 伟. 蓝箭航天液氧甲烷发动机研制进展 [J]. 上海航天, 2019, 36(6): 83-87.

[6] 刘 迪,孙 冰,马星宇.液氧/甲烷发动机推力室多

循环热-结构分析[J]. 推进技术, 2021, 42(7): 1615-1627. (LIU D, SUN B, MA X Y. Multi-cycle thermostructural analysis of thrust chamber for liquid oxygen/ methane engine [J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(7): 1615-1627.)

- [7] 张忠利,张蒙正,周立新.液体火箭发动机热防护[M].北京:国防工业出版社,2016.
- [8] 高智刚,白俊华,王天虎,等.尺度效应下大功率伺服电机再生冷却通道超临界态甲烷传热特性研究[J]. 推进技术,2022,43(5):200700.(GAOZG,BAIJH,WANGTH,et al. Heat transfer investigation of supercritical methane in regenerative cooling channel of high-power servo motor under scale effect[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(5): 200700.)
- [9] 李军伟,刘 宇.一种计算再生冷却推力室温度场的 方法[J]. 航空动力学报, 2004, 19(4): 550-556.
- [10] 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.
- [11] 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.
- [12] PIZZARELLI M, NASUTI F, VOTTA R, et al. Validation of conjugate heat transfer model for rocket cooling with supercritical methane[J]. Journal of Propulsion and Power, 2016, 32(3): 726-733.
- [13] VOTTA R, BATTISTA F, SALVATORE V, et al. Experimental investigation of transcritical methane flow in rocket engine cooling channel[J]. Applied Thermal Engi-

neering, 2016, 101(1): 61-70.

- [14] NOORD J V. A heat transfer investigation of liquid and two-phase methane[C]. Colorado: the 57th Joint Army-Navy-NASA-Air Force (JANNAF) Propulsion Meeting, 2010.
- [15] LIANG T, SONG J, LI Q L, et al. System scheme design of electric expander cycle for LOX/LCH₄ variable thrust liquid rocket engine [J]. Acta Astronautica, 2021 (186): 451-464.
- [16] 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): 410-416.
- [17] 孙 鑫,杨成虎.5kN再生冷却发动机推力室传热研 究[J].火箭推进,2012,38(2):32-37.
- [18] 陶文铨. 传热学[M]. 北京: 高等教育出版社, 2019.
- [19] THOME J R, CONSOLINI L. Mechanisms of boiling in microchannels: critical assessment [J]. Heat Transfer Engineering, 2010(31): 288-297.
- [20] ZHANG B C, LI Q L, WANG Y, et al. Experimental investigation of nitrogen flow boiling heat transfer in a single mini-channel [J]. Journal of Zhejiang University-SCIENCE A, 2021, 21(2): 147-166.
- [21] 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.)

(编辑:白 鹭)

Heat transfer characteristics of spiral channel regenerative cooling in LOX/LCH₄ variable thrust engine

SUN Jun, LI Qinglian, CHENG Peng, SONG Jie, LIU Xinlin

(Science and Technology on Scramjet Laboratory, College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: In order to explore the heat transfer characteristics of spiral channel regenerative cooling under a wide range of working conditions, based on the phase change heat transfer model of cryogenic working medium in a tiny channel, this paper adopted one-dimensional heat transfer calculation method to study the heat transfer characteristics of spiral channel regenerative cooling for 5 kN liquid oxygen-methane variable thrust engine. The results show that the heat transfer calculation model adopted in this paper can be used for heat transfer prediction. Compared with the test results, the error of coolant temperature rise is 4.3%, the error of pressure drop is 1.1%, and the error of throat outer wall temperature is -11%, which is within the acceptable range of engineering calculation. Compared with the straight channel, the spiral channel regenerative cooling can effectively reduce the gas side wall temperature. Meanwhile, under a wide range of variable thrust conditions, the lower the actual power level, the smaller the coolant temperature rise and pressure drop, and the lower the throat gas side wall temperature, but the higher the maximum wall temperature in the "heat transfer deterioration zone". When the engine thrust is adjusted from 75% to 20% of the rated power level, the maximum gas side wall temperature increases from 1 351 K to 1 399 K. Considering wall temperature and pressure loss of coolant comprehensively, this paper carried out optimization design of the cooling channel, and compared the heat transfer performances of four cooling channel schemes, among which, scheme 4 was the best. At 20% rated power level condition, the temperature rise of coolant is 491 K, the pressure drop is 0.34 MPa, and the maximum gas side wall temperature is only 1 297 K, which is 102 K lower than that of the initial design scheme and far lower than the ultimate temperature of materials.

Key words: Liquid oxygen methane engine; Variable thrust; Regenerative cooling; Spiral channel; Heat transfer characteristics

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 2208051

Received: 2022-08-18; Revised: 2023-02-28.

Foundation item: National Defense Science and Technology Excellence Youth Science Fund(2019-JCJQ-ZQ-019).

Corresponding author: LI Qinglian, E-mail: peakdreamer@163.com