

文章编号: 1000-8055(2007) 11-1939-08

膨胀循环推力室再生冷却换热的数值模拟

韩 非, 刘 宇

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘 要: 为了解液体火箭发动机膨胀循环推力室再生冷却换热特性, 采用数值模拟方法, 研究了冷却剂流动方式、推力室圆柱段长度、圆柱段室壁加肋和气壁面粗糙度等因素对冷却通道压降、冷却剂温升、壁面热流密度和温度分布等换热特性的影响。计算过程中采用 $k-\varepsilon$ 双方程湍流模型。计算结果表明: 采取顺流冷却要比逆流冷却的冷却通道压降低, 但同时冷却剂温升也低; 对于室壁加肋结构, 在肋个数相同而只改变肋高度的情况下, 总换热量正比于总换热面积。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 液体推进剂火箭发动机; 膨胀循环; 推力室; 再生冷却; 数值模拟; 换热; 壁面粗糙度

中图分类号: V434. 14

文献标识码: A

Heat transfer characteristics of expander cycle thrust chamber

HAN Fei, LIU Yu

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics,
Beijing 100083, China)

Abstract: In order to understand the heat transfer characteristics of expander cycle regeneratively-cooled thrust chamber, three dimensional computational models of expander cycle thrust chamber were established and numerical simulation was employed. The influence of a number of factors, such as increased length of chamber cylinder, different cooling routing, different surface roughness and rib configurations on the heat transfer characteristics like coolant heat pick-up, pressure loss in the cooling circuit, wall temperature and heat flux distribution was investigated. $k-\varepsilon$ turbulence model was adopted for the computation. The results show that the co-flow cooling routing contributes to lower pressure loss in cooling circuit but yet lower coolant heat pick-up, when comparing with converse cooling routing. The compared results of the two uncooled ribs with different rib heights demonstrate that the increase of the heat flux is proportional to the increase of the total surface area exposed to hot gas.

Key words: aerospace propulsion system; liquid propellant rocket engines; expander cycle; thrust chamber; regenerative cooling; numerical simulation; heat transfer; wall roughness

氢膨胀动力循环系统的工作特点是通过氢泵流出的高压液氢首先流经推力室冷却夹套对喷管和推力室进行冷却, 而后高温气氢作为涡轮工质

驱动涡轮, 涡轮作功后的气氢又通过喷注器进入燃烧室与液氧燃烧。实现氢膨胀动力循环需要考虑的一个关键技术就是在保证推力室得到可靠冷

收稿日期: 2006-10-18; 修订日期: 2007-05-10

作者简介: 韩非(1977-), 男, 内蒙古呼和浩特人, 博士生, 研究领域为航空宇航推进理论与工程。

却的基础上使流经冷却通道的氢得到足够高的热焓,从而能够满足涡轮泵功率平衡的要求。另外,燃烧室压力的高低很大程度上取决于燃烧室冷却性能的好坏。要想在不改变发动机尺寸的情况下增大发动机的推力,必须提高燃烧室压力,而这需要通过提高涡轮工质的绝热功来实现,为此必须提高冷却通道出口冷却介质的温度。提高冷却介质在冷却通道内的温升可以通过增加冷却介质的吸热面积和室壁的热流密度来实现。

德国的 Immich. H 等人在文献[1]、文献[2]和文献[3]中发展了多种室壁加肋的结构,验证了不同室壁加肋结构对膨胀循环推力室换热的影响,并在加工工艺和试验可行性方面做了大量工作。Knab. O 在文献[4]中研究了推力室圆柱段加长和采取冷却剂顺向流动(即冷却剂与燃气流动方向相同)时冷却剂的温升和冷却通道压力损失情况,同时指出增加推力室寿命的方法。

本文首先针对某一参考发动机的推力室建立几何和计算模型并进行再生冷却换热分析,并且通过与试验结果的比较来校验该计算模型。而后根据校验过的模型建立膨胀循环推力室计算模型,重点研究在保证推力室获得可靠冷却的前提下,采用冷却剂不同流动方式、燃烧室圆柱段加长、气壁加肋、增大气壁粗糙度等设计方法对增大膨胀循环推力室热交换能力的影响,为膨胀循环推力室的设计和试车提供参考。

1 换热模型与数值方法

本文所研究的参考发动机推力室和膨胀循环推力室都采用氢氧作为推进剂,并选用推进剂之一的氢作为冷却剂。再生冷却的氢氧推力室大都采用氢作为冷却剂,因为氢不仅有良好的冷却性能,而且通过冷却通道的压力损失也较低^[5]。推力室冷却通道采用铣槽式结构。

由于推力室为轴对称结构,计算时可取任意条冷却通道进行计算。对于三维带冷却的推力室计算模型,主要划分为五个区域:热燃气流动区、内壁、冷却肋、冷却液流动区(冷却通道)、外套。计算时是按整场(即计算域为燃气-内壁(包括冷却肋)-冷却剂-外套)计算。在计算过程中考虑:燃气与内壁的对流换热与辐射换热,通过内壁的热传导,内壁(冷却肋)与冷却液的对流换热,冷却液与外套的对流换热,通过外套的热传导。由于燃烧室内壁温度与热流密度的分布未知,需要耦合求解燃气与壁面的对流换热、壁面的导热、冷却液与壁

面的对流换热。控制方程为 Navier-Stokes 方程与导热方程,湍流模型采用 $k-\varepsilon$ 双方程模型,标准壁面函数。在空间上采用一阶迎风格式离散控制方程的对流项,二阶中心分离离散粘性项,使用 SIMPLE 法进行压力-速度耦合,在时间项上采用隐式方法求解。计算主要是利用商用 FLUENT 软件来完成。本文在计算前已由一维经验公式得出沿推力室轴线方向上几处的辐射热流密度,其它各处的辐射热流密度可插值求出。计算过程中,低温氢气与锆铜的热物性参数会随温度与压强变化,可取若干离散点的数据拟合成温度与压强的函数,便于使用。

2 边界条件与计算网格

推力室三维换热计算模型的边界条件主要有:(1)热燃气流动区:压力入口边界条件,在燃气入口要给出总温和总压;压力出口边界条件,在燃气出口给出反压和回流温度(超声速一律外推)。(2)冷却液流动区:质量入口边界条件,在冷却通道入口要给出冷却液的质量流量和静压;压力出口边界条件,在冷却通道出口要给出反压和回流温度。(3)固体壁面边界条件:与燃气、冷却液接触的固体壁面为耦合壁面,与环境接触的固体壁面假设为无滑移绝热壁面。(4)对称边界条件。

将原模型分为五个区域分别进行网格划分,这五个区域是:热燃气流动区、内壁区、冷却剂流动区(冷却通道)、冷却肋区和外套区。热燃气流动区采用非结构化的三棱柱体网格,其它区域全部采用结构化网格进行划分。为了能够模拟边界层的流动和换热,壁面附近网格适当加密,但同时为了避免在边界层内布置过密的网格数,计算中采用标准壁面函数(RNG $k-\varepsilon$ 模型)。各区域布置的具体网格数如表1所列。图1是膨胀循环推力室和冷却通道三维模型的计算网格。

3 计算模型校验

本节主要对参考发动机推力室进行再生冷却换热计算,并通过与试验结果的比较来校验此计算模型。

3.1 参考推力室与膨胀循环推力室主要尺寸及工作参数

表2列出了参考推力室与膨胀循环推力室的主要尺寸。相对于参考推力室,为增加换热面积,膨胀循环推力室圆柱段长度由原来的 160 mm 增加到 480 mm。推力室的冷却结构都采用变通道

表 1 推力室及冷却通道的网格数

Table 1 Grid of thrust chamber and cooling channel

轴向网格数					
	圆 柱 段	圆柱收敛段	喉 部	变槽深起点至扩散段变通道数起点	扩散段变通道数起点至喷管出口
网 格 数	参考推力室 :30 膨胀循环推力室 :80	40	70	参考推力室 :50 膨胀循环推力室 :40	参考推力室 :30 膨胀循环推力室 :30
加密比例	1	1.02	1/ 1.01 (双向)	1/ 1.02	1
径向网格数					
	热燃气流动区	内 壁	冷 却 通 道	冷 却 肋	外 套
网 格 数	25	3	10	10	3
加密比例	1/ 1.1	1	1.2 (双向)	1.2 (双向)	1

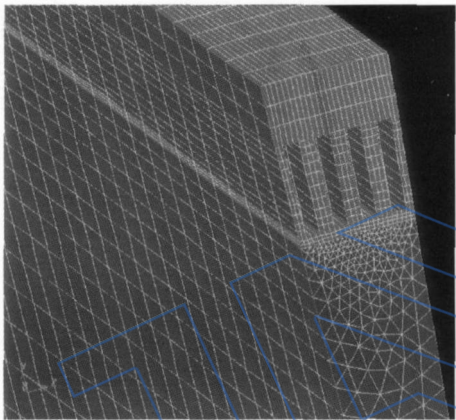


图 1 推力室及冷却通道的计算模型与计算网格

Fig. 1 Grid of 3D expander cycle thrust chamber and cooling channel

数的冷却结构,参考推力室从扩张段某处开始冷

却通道数加倍,膨胀循环推力室从收敛段入口处开始通道数减半,到扩张段某处又恢复了原有的通道数.表 3 列出了参考推力室和膨胀循环推力室的工作参数以及液氢的入口参数.参考推力室与膨胀循环推力室的内壁材料为钨铜,外套材料为镍.

3.2 参考推力室计算结果及其模型校验

在参考发动机试车的过程中,冷却剂(液氢)以逆流的方式对推力室进行冷却,即冷却剂从喷管出口位置流入冷却通道,从推力室头部位置流出冷却通道,流动方向与燃气流动方向相反.试验人员对冷却通道入口和出口的压强以及温度进行了测量.图 2 便是由试验结果直接得来的参考发动机工作过程中冷却通道压降和冷却剂的温升情况,该图横坐标代表发动机工作时间.

表 2 推力室主要尺寸

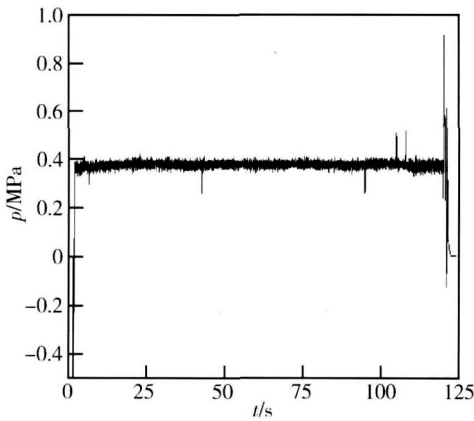
Table 2 Dimension of reference and expander cycle thrust chamber

推力室	燃烧室圆柱段直径/ mm	燃烧室圆柱段长度/ mm	面积比	内壁厚度/ mm	冷却肋宽度/ mm	冷却槽数	等深段冷却槽深度/ mm	外套厚度/ mm
参考发动机推力室	206	160	7	1.0	1.3	144/ 288	6	4.5
膨胀循环推力室	206	480	7	0.8	1.1	300/ 150/ 300	6.5	4.5

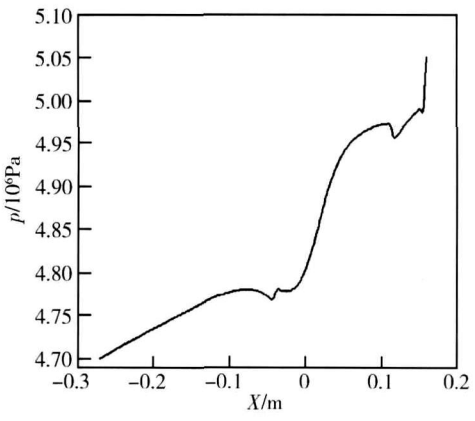
表 3 推力室与冷却剂的工作参数

Table 3 Characteristics of thrust chamber and hydrogen inlet

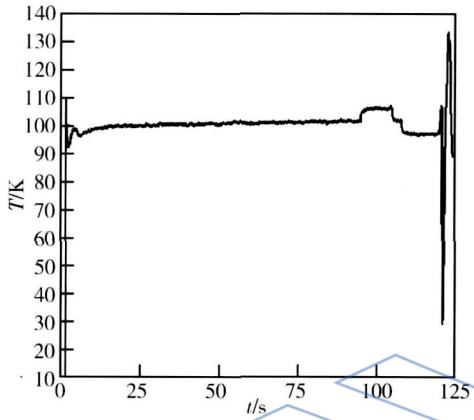
	燃烧室压力/ MPa	燃烧室温度/ K	燃气气体常数/ (kJ/ kg · K)	液氢入口压力/ MPa	液氢入口温度/ K	液氢流量/ kg/ s
参考推力室	3.67	3 400.8	0.635 4	5.07	30	2.611
膨胀循环	3.85	3 423.2	0.621 6	12.05	38	2.718



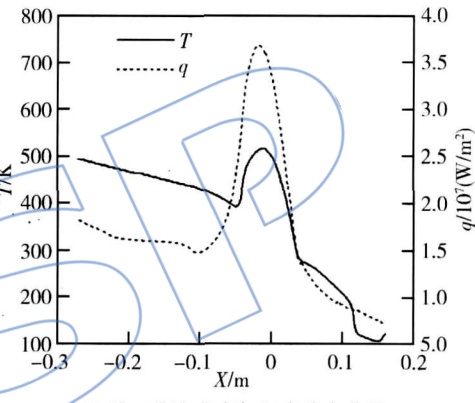
(a) 冷却通道压降



(a) 冷却通道静压分布曲线



(b) 冷却剂温升



(b) 壁面热流密度与温度分布曲线

图 2 参考发动机试验结果

Fig. 2 Test results of reference chamber

表 4 列出了通过数值模拟的手段得出的参考发动机推力室在逆流冷却的情况下,冷却通道压降和冷却剂温升的结果:冷却剂通过冷却通道后的压力损失为 0.380 5 MPa,温升为 104.5 K.将计算结果与试验测量结果进行比较,可以看出该模型的计算结果与实际测量结果符合较好.

图 3(a) 显示参考发动机推力室冷却通道静压分布的计算结果.横坐标正向指向喷管出口, $X=0$ 处为喉部.由图可见,在 $X=115$ mm 处,由于冷却通道数突然减半(对于逆流而言),原有冷却通道宽度突然变大,冷却剂流速变小,静压力值突然上升.图 3(b) 是推力室壁面温度和热流密度分布的计算结果,图上左边纵坐标代表温度,右边纵坐标代表热流密度.由图可见,虽然喉部壁面的热流密度已超过 3.6×10^7 W/m²,但喉部温度并没有超过锆铜材料的极限温度(锆铜材料的极限温度为 870 K).由于参考推力室的计算结果与试验结果符合较好,所以可根据参考推力室的计算模型建立膨胀循环推力室的计算模型.

图 3 参考发动机的计算结果

Fig. 3 Simulated results of reference chamber

4 膨胀循环推力室冷却换热研究

4.1 圆柱段加长与冷却剂不同流动方式对冷却通道压降和冷却剂温升的影响

表 4 同时列出了参考推力室和膨胀循环推力室冷却通道压降及冷却剂温升的计算结果.膨胀循环推力室主要针对冷却剂四种流动方式进行研究,它们分别是:(a) 逆流,即冷却剂流动方向与燃气流动方向相反,下文中用符号 PZXH7_con 代表,数字 7 代表面积比;(b) 顺流,即冷却剂流动方向与燃气流动方向相同,下文中用符号 PZXH7_co 代表;(c) 逆来回流,即冷却剂从喷管扩张段某处流入冷却通道,流向喷管出口,在喷管出口处转折反向流动,流经整个推力室,最后从推力室头部位置流出,下文中用符号 PZXH7_lh_con;(d) 顺来回流,与逆来回流流动方式相反,用符号 PZXH7_lh_co 代表.

从表 4 中的计算结果看到,采用逆流冷却的参考推力室,冷却通道内的压力损失为 0.38 MPa,冷却剂温升为 104 K;采用逆流冷却的膨胀

表 4 参考发动机推力室与膨胀循环推力室的计算结果

Table 4 Simulated results of reference chamber and expander cycle thrust chamber

推力室	冷却剂	冷却通道内 压降 Δp_{cc} / MPa	冷却剂 温升 ΔT_{cc} / K
	流动方式		
参考发 动机推力室	逆流	0.380 5	104.5
	逆流	0.517 3	201.8
膨胀循环 推力室	顺流	0.452 7	191.8
	逆来回流	0.623 0	208.2
	顺来回流	1.030 3	191.6

循环推力室($\varepsilon=7$),冷却通道压力损失为 0.517 3 MPa,冷却剂温升为 202 K. 相比之下,在冷却通道压力损失增加不是很多的情况下,冷却剂温升却增加了将近一倍.这主要是由于燃烧室圆柱段加长后,燃烧室换热面积大幅度增加的原因造成的.

对膨胀循环推力室采用顺流冷却时,冷却通道压降要比逆流冷却时低,但是冷却剂的温升同时也低了 10 K 左右.下面来解释造成这种结果的原因.对于圆柱段很长的膨胀循环推力室而言,氢流经圆柱段冷却通道时吸收的热量和产生的压降将会占总吸热量和总沿程压力损失的关键部分.同时,影响氢在冷却通道中的对流换热和压降的主要因素是流速.当采用顺流冷却时,冷却氢首先流经推力室圆柱段,由于此时冷却剂静压较高,流速较低,所以冷却氢在圆柱段的吸热量和压降较低,造成最终冷却剂的总温升和总压降都较低;而与此相反,当采用逆流冷却时,冷却氢流经圆柱段时流速已经很高,所以在圆柱段的吸热量和压降都很高,使得最终冷却剂的总温升和总压降都高于顺流冷却的结果.同理,顺来回流冷却比逆来回流冷却的冷却剂温升低 17 K 左右.另外,逆来回流冷却要比逆流冷却的冷却剂温升高 7 K 左右,而顺来回流冷却与顺流冷却的温升大小相差不多.

图 4 是膨胀循环推力室采用顺流和逆流冷却时冷却通道静压分布曲线,横坐标代表推力室沿轴线方向的长度,正向指向喷管出口, $X=0$ 处为喉部,纵座标为静压力值.图 5 是采用来回流冷却时冷却通道静压分布云图,图 5(a)为逆来回流冷

却,图 5(b)为顺来回流冷却.图上静压力减小的方向就是冷却剂流动方向.由图 4 可见,正如上边分析的那样,冷却剂流经圆柱段(图上 $X < -111.8$)冷却通道时,逆流冷却的压降要大于顺流冷却的压降,进而在整条冷却通道内的总压降前者也大于后者.另外从表 4 中看到顺来回流冷却的压降要远大于逆来回流冷却,下面结合图 5 来解释这一现象:图中显示冷却通道在喷管扩张段变通道的位置($X=90$)和喷管出口冷却剂转向的位置处,顺来回流冷却的静压损失远远大于逆来回流冷却的静压损失(见图中对应位置),这是由于冷却通道的局部压力损失主要与流速有关.当顺来回流冷却的冷却剂流经喷管扩张段变通道位置和喷管出口冷却剂转向的位置时,流速明显高于采用逆来回流时冷却剂流经该处时的速度,所以在

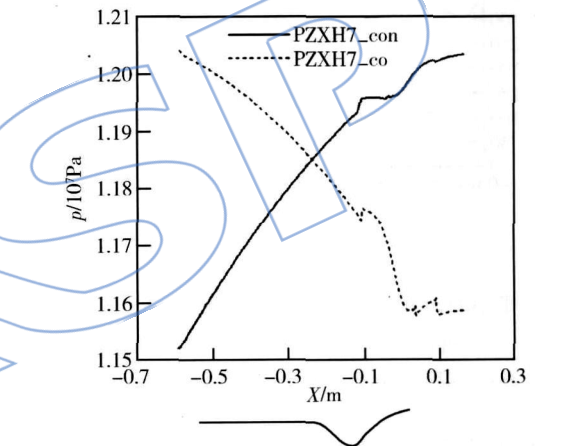


图 4 膨胀循环推力室(逆、顺流)冷却通道静压分布曲线

Fig. 4 Pressure distribution along cooling channel of expander cycle thrust chamber

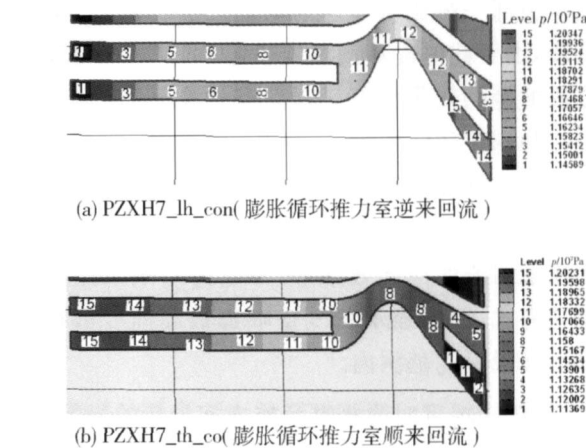


图 5 膨胀循环推力室(逆来回流、顺来回流)冷却通道静压分布云图

Fig. 5 Pressure contour of expander cycle thrust chamber cooling channel

这两处冷却通道内的局部压力损失顺来回流也明显高于逆来回流,从而导致顺来回流冷却的冷却通道内总压力损失也明显高于逆来回流冷却的结果.

图 6 是膨胀循环推力室冷却剂采用不同流动方式时的燃气侧壁面(气壁)温度和热流密度的分布曲线,横坐标代表推力室沿轴线方向的长度,正向指向喷管出口, $x=0$ 处为喉部,左边纵座标为温度,右边纵座标代表热流密度.代表各条曲线的符号的意义如前约定,其中 PZXH7_q 代表面积为 7 的膨胀循环推力室气壁上的热流密度.

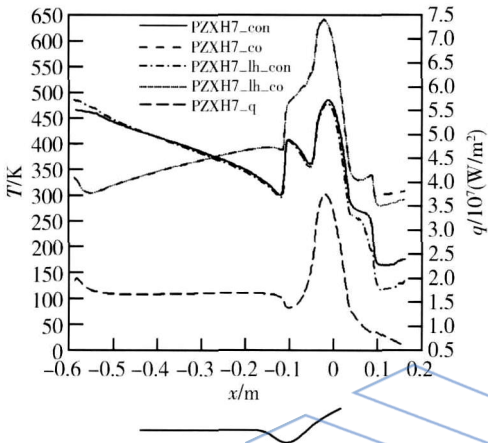


图 6 膨胀循环推力室气壁热流密度及温度分布曲线
Fig. 6 Temperature and heat flux distribution along gas wall of expander cycle thrust chamber

如图 6 热流密度分布曲线所示,喉部最高热流密度超过 $3.5 \times 10^7 \text{ W/m}^2$,圆柱段热流密度也不低于 $1.7 \times 10^7 \text{ W/m}^2$.再比较图中冷却剂不同流动方式下膨胀循环推力室的气壁温度分布曲线,不难发现:采用顺流和顺来回流冷却时,冷却剂从燃烧室头部一端流入冷却通道,首先流经推力室圆柱段,由于此时冷却剂温度较低,所以对推力室圆柱段的冷却效果要好于逆流和逆来回流冷却,但是冷却剂流经圆柱段后,温度上升很快,对推力室喉部和扩散段的冷却效果就不如逆流和逆来回流冷却了;另外在喷管扩散段,有来回流的冷却要比不带来回流的冷却效果好.不管冷却剂采用何种流动方式,图上显示的气壁喉部最高温度都在材料的极限温度范围内.

4.2 气壁粗糙度对膨胀循环推力室换热的影响

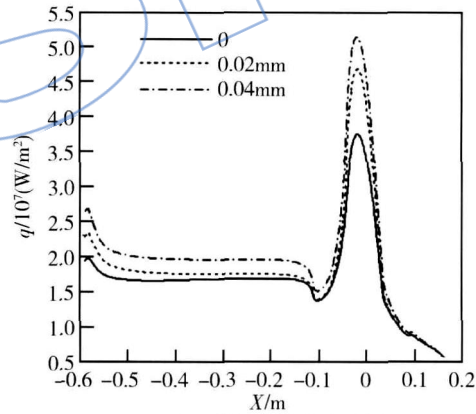
为研究气壁粗糙度对膨胀循环推力室换热的影响,选取逆流冷却的膨胀循环推力室气壁粗糙度分别为 0(光滑)、 $2 \times 10^{-5} \text{ m}$ 和 $4 \times 10^{-5} \text{ m}$ 三种情况进行计算,表 5 是推力室气壁不同粗糙度引

起的冷却剂温升的计算结果,图 7 是推力室采用不同粗糙度气壁时的热流密度和温度分布曲线.如图 7(a)所示,随着粗糙度从无到有,从小到大,气壁热流密度也随之增大,尤其是在推力室圆柱段和喉部,热流密度随粗糙度增大得最为明显.这是由于粗糙的壁面干扰了边界层流动,增强了紊流强度,从而加强了壁面与热燃气的换热,而且粗糙度越大,换热效果越强,所以同等条件下,冷却剂温升也会随之增大(见表 5).图 7(b)是三种粗糙度下气壁温度分布曲线,温度的分布规律同热流密度的分布大致一样:随着粗糙度的增加,圆柱段、喷管收敛段和喉部的壁面温度均随之上升,但喉部最高温度没有超过材料的极限温度.

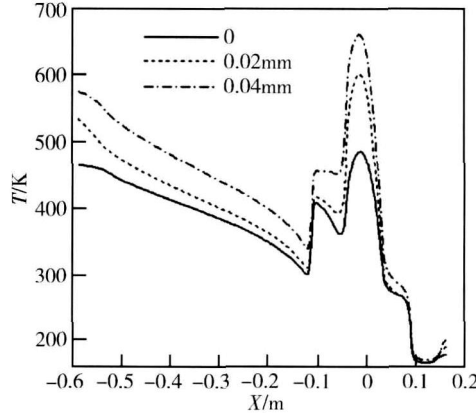
表 5 气壁面粗糙度不同时的冷却剂温升

Table 5 Hydrogen heat pick up results for different surface roughness

粗糙度/m	0(光滑)	2×10^{-5}	4×10^{-5}
冷却剂温升/K	201.8	219.2	246.5



(a) 气壁热流密度分布曲线



(b) 气壁温度分布曲线

图 7 不同粗糙度气壁的热流密度与温度分布曲线

Fig. 7 Temperature and heat flux results for different surface roughness

4.3 推力室气壁加肋结构对换热效果的加强

正如引言中所提到的,增大推力室热交换面积的方法除了加长推力室圆柱段长度外,给圆柱段室内壁(气壁)加肋也是一条有效的途径.图 8 是一种加肋的室壁结构截面简图,图 9 是室壁加肋的三维效果图.为考察室壁加肋结构对冷却换热的影响,以逆流冷却的膨胀循环推力室为主要研究对象,在原有推力室圆柱段的气壁结构上添加肋(肋不冷却),研究肋的不同高度和间距对膨胀循环推力室换热效果的影响.将逆流冷却的膨胀循环推力室作为模型 1,在此基础上给推力室圆柱段的室内壁加肋,通过改变肋的高度和个数从而衍生出模型 2,3,4.表 6 列出了不同模型的室壁肋的高度和个数以及换热面积的增加百分比,其中肋底部的宽度都为 1.8 mm。

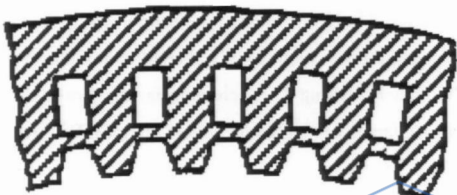


图 8 加肋室壁的截面图
Fig. 8 Uncooled rib configuration

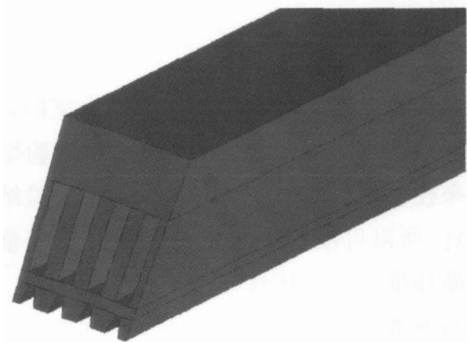


图 9 加肋室壁的三维效果图
Fig. 9 3D thrust chamber model with gas wall ribs

从表 6 所列计算结果看出,比较模型 1 与其它各模型,由于加肋室壁比不加肋室壁的总换热面积增加了许多,所以总换热量和冷却剂温升也增大了许多.比较模型 2 和模型 3,即在肋的个数不变而只改变肋高度的情况下,加肋后总换热面积越大,总换热量和冷却剂温升也都越大.对于模型 2 与模型 4,即在肋的高度不变而改变肋个数的情况下,肋的个数越多,总换热面积越大,总换热量和冷却剂温升也越高.对于模型 3 和模型 4,肋的高度和间距都不相同,虽然总换热面积模型 3 稍大于模型 4,但是总换热量却比模型 4 低,说明壁面平均热流密度模型 4 大于模型 3,冷却剂

表 6 不同室壁加肋结构的计算结果

Table 6 Different uncooled rib configurations and simulated results

模型	肋 高/mm	肋条数	推力室换热面积增加 百分比/ % (相对模型 1)	室壁总换热量/ W (按圆柱段 取四根冷却通道时的壁面计算)	冷却剂温升/ K
1	0	0	0	107 232.9	201.8
2	1.5	300	68.3	128 056.1	260.2
3	1	300	38.4	122 512.5	241.3
4	1.5	150	34.2	1243 05.1	245.1

温升模型 4 也大于模型 3,由此说明气壁肋的间距也影响气壁的换热量.

图 10 是模型 2 圆柱段加肋气壁的热流密度三维分布云图.如图所示,圆柱段气壁上的热流密度大都在 $1.7 \times 10^7 \text{ W/m}^2$ 以上,而且肋壁面的热流密度远大于两肋之间气壁上的热流密度,更为关键的是,加肋的推力室壁面已不再是一个平面,而是出现了多个等间距的沟槽,其结果是大大增加了推力室的换热面积,从而提高了壁面的换热量,冷却剂的温升也随之提高.

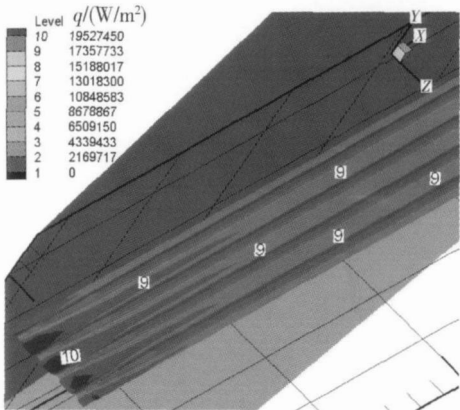


图 10 室壁加肋的燃烧室圆柱段热流密度分布云图
Fig. 10 Heat flux contour of cylindrical gas wall with ribs

5 结 论

本文首先是对一参考发动机推力室的再生冷却换热模型进行数值模拟,并通过与试验结果的比较来校验该计算模型,计算结果与试验结果符合较好.所以可根据参考推力室的计算模型建立膨胀循环推力室的计算模型.

与参考发动机推力室相比,圆柱段加长为3倍的膨胀循环推力室的冷却剂温升增大将近一倍.当采用冷却剂不同流动方式对膨胀循环推力室进行冷却时,顺流冷却时冷却通道的压降要低于逆流冷却,同时冷却剂温升也低于逆流冷却;顺来回流冷却要比逆来回流冷却的冷却剂温升低,并且压降也大许多.

比较而言,顺流和顺来回流冷却有利于推力室圆柱段的冷却,但不利于喉部和扩散段的冷却,逆流和逆来回流冷却更有利于喉部和扩散段的冷却,但是对圆柱段的冷却效果不如顺流和顺来回流;在喷管扩散段,有来回流的冷却要比不带来回流的冷却效果好.

比较冷却剂四种不同的流动方式,由于逆来回流冷却的冷却剂温升最高,压降也远低于顺来回流冷却,同时采用逆来回流冷却有利于对推力室喉部壁面的冷却,所以膨胀循环推力室采用逆

来回流冷却较为合理.

膨胀循环推力室气壁粗糙度越大,壁面热流密度越大,冷却剂温升也越高;对于推力室气壁加肋的结构,在肋的个数不变而只改变肋高度的情况下,加肋后总换热面积越大,总换热量和冷却剂温升也都越大,同时肋的间距也影响壁面的换热.

本文在研究加肋的室壁结构对换热的影响时,只考虑了一种加肋的室壁结构,发展多种室壁加肋的结构并研究其对推力室换热的影响是必要的,同时关于肋间距对换热的影响还需进行进一步的研究.

参考文献:

- [1] Immich H, Frohlich T, Kretschmer J. Technology developments for expander cycle engine thrust chamber[R]. AIAA 99-2889, 1999.
- [2] Immich H, Kretschmer J. Technology development for cryogenic rocket engines[R]. AIAA2000-3780, 2000.
- [3] Immich H, Altling J. Technologies for thrust chambers of future launch vehicle liquid rocket engines[R]. AIAA 2002-4143, 2002.
- [4] Knab O, Frohlich A, Wennerberg D. Advanced cooling circuit layout for the VINCI expander cycle thrust chamber [R]. AIAA2002-4005, 2002.
- [5] 朱森元. 氢氧火箭发动机及其低温技术[M]. 北京:国防工业出版社,1980.