

文章编号: 1000-8055(2006)06-1116-07

# 冷却剂不同流动方式对膨胀循环推力室 再生冷却换热的影响

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, 对某一参考发动机推力室和另外两种面积比的膨胀循环推力室建立三维计算模型, 采用数值模拟的方法, 考察冷却剂的温升、冷却通道压降以及推力室内壁面温度和热流密度的分布情况。重点比较了不同燃烧室圆柱段长度、冷却剂不同流动方式以及不同面积比对以上结果的影响。计算过程中采用二阶迎风格式离散控制方程。计算结果表明: 采用逆流冷却时, 通过加长推力室圆柱段长度使推力室受热面积增加 70 % 后, 冷却剂温升提高了一倍左右; 对膨胀循环推力室进行再生冷却时, 采用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较低, 并且对喉部壁面的冷却效果较差。

**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

**中图分类号:** V434. 14

**文献标识码:** A

## Heat transfer characteristics of expander cycle thrust chamber with different cooling routing

HAN Fei, LIU Yu

(School of Astronautics,

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

**Abstract:** To study the heat transfer characteristics of expander cycle regeneratively-cooled thrust chamber, three dimension computational models of a referenced thrust chamber and two expander cycle thrust chambers with different area ratio were established. The coolant heat pick-up, pressure loss in the cooling circuit, wall temperature and heat flux distribution were calculated by numerical simulation. Influence of increased length of chamber cylinder, different cooling routing and area ratio were investigated. Governing equations were discrete with two order upstream scheme. Numerical results show that when a converse cooling is taken, the area of hot gas wall surface of chamber is increased 70 % by increased length of chamber cylinder and the coolant heat pick-up is increased about as much as one time; while the selected co-flow cooling routing is employed, the pressure loss is decreased in cooling circuit but the coolant heat pick-up is less than the converse cooling and this cooling routing leads higher wall temperature at the throat.

**Key words:** aerospace propulsion system; liquid propellant rocket engines; expander

收稿日期: 2006-06-13; 修订日期: 2006-09-27

作者简介: 韩 非(1977-), 男, 内蒙古呼和浩特人, 北京航空航天大学宇航学院博士生, 研究领域为航空宇航推进理论与工程。

cycle; thrust chamber; regenerative cooling; numerical simulation; heat transfer; temperature field

液体火箭发动机膨胀循环推进系统由于具有重量轻、体积小、成本低、简单可靠和性能较高等特点,一直以来都是航天推进领域的重要研究对象。例如美国在半人马座运载火箭上的主发动机 RL10A-3-3 就是全流量氢膨胀动力循环系统,而日本在 H-II 火箭上的芯二级主发动机 LE-5A 则采用开式部分流量氢膨胀动力循环系统。

氢膨胀动力循环是利用推力室再生冷却后生成的气氢作涡轮工质,涡轮做功后的气氢进入推力室头部通过喷注器进入燃烧室和液氧燃烧。实现氢膨胀动力循环的一个关键技术就是在保证推力室得到可靠冷却的基础上,为满足氢氧涡轮泵功率平衡的要求,由推力室冷却套引出的气氢必须具有足够高的热焓。对于膨胀循环推力室而言,推力室压力的高低很大程度上取决于燃烧室冷却性能的好坏。与此同时,为减少泵的负担,应尽量降低冷却通道内的压力损失。

增大推力室热交换能力的途径主要有:(1)使用导热性好的材料;(2)增大推力室换热面积;(3)增加推力室内壁面和冷却套壁面的粗糙度;(4)燃烧室内设置换热器。一般来说,(3)实现起来难度较大,(1)实现的同时要考虑材料的强度。目前采用途径(2)和(4)的比较多。增大推力室换热面积的方法主要有:(1)增加推力室长度;(2)推力室内壁加肋。德国人 Immich, H 等人在文献[1]中对膨胀循环推力室提出三种室内壁加肋的结构,为了验证冷却换热效果的好坏,对三种结构分别进行了数值计算和试验研究,得出了不同室壁加肋结构对换热效果的影响。而后他们又在文献[2]和文献[3]中发展了多种室壁加肋的结构,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。

本文则是在某一参考发动机推力室的基础上建立膨胀循环推力室的结构,考察不同圆柱段长度、不同冷却剂流动方式和不同面积比对膨胀循环推力室冷却换热效果的影响,为下一步膨胀循环推力室的试验研究提供参考。

## 1 氢的对流换热系数及其冷却通道内压力损失计算

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<sup>[5]</sup>,这是由于氢的声速很高,大约比其它气体高4倍,不易出现压缩效应。对氢在超临界条件下对流换热系数的计算,较多人采用下列公式<sup>[5]</sup>:

$$Nu_f = 0.0208 C_L Re_f^{0.8} Pr_f^{0.4} (1 + 0.01457 v_w / v_b)$$

式中, $f$ 下脚标 $f$ 表示所有热物理常数都用流体的平均温度做为定性温度, $w$ 表示壁面温度, $T_w$ 为定性温度, $b$ 表示中心区温度, $T_b$ 为定性温度。

$Nu_f = \left[ \frac{\alpha D}{\lambda} \right]_f$  为努塞数, $\alpha$ 为氢的对流换热系数, $D$ 为冷却通道的水力直径, $\lambda$ 为流体的热传导系数; $C_L$ 为修正系数,与氢的温度和冷却通道的弯曲程度有关; $Re_f$ 为雷诺数; $Pr_f$ 为普朗特数; $v$ 为运动粘度;流体平均温度可认为  $\frac{T_w + T_b}{2}$ 。

由上式知道,提高再生冷却换热系数的途径主要是增大  $Re$  数,但这样势必会引起冷却通道内压力损失的增加。冷却通道内的压力损失由两部分组成:沿程损失  $\Delta P_{f1}$  与局部损失  $\Delta P_{f2}$ 。文献[5]分别给出了两种损失的计算公式: $\Delta P_{f2} = \xi \frac{\rho \omega^2}{2g}$ , $\xi$ 代表各种局部损失系数, $\omega$ 为流速。 $\Delta P_{f1} = f \frac{\Delta L}{d} \frac{\rho}{2g} \omega^2$ , $f$ 为冷却通道内的摩擦系数, $\Delta L$ 为沿程分段的长度, $d$ 为计算段的水力直径。可见冷却通道内的压力损失与冷却剂流速的平方成增长关系。

## 2 换热模型与数值方法

本文研究氢氧膨胀循环推力室的再生冷却换热,采用液氢作为冷却剂。冷却结构的截面如图1所示。加工时,先在内壁上铣出冷却通道,然后镀上外套。

设计时冷却通道数恒定,沿推力室冷却通道先宽后窄,然后再变宽,在喉部处最窄。由于推力室为轴对称结构,计算时可以只取一根冷却通道进行计算。对于三维带冷却的推力室计算模型,主要划分为四个区域:热燃气流动区、内壁区域、

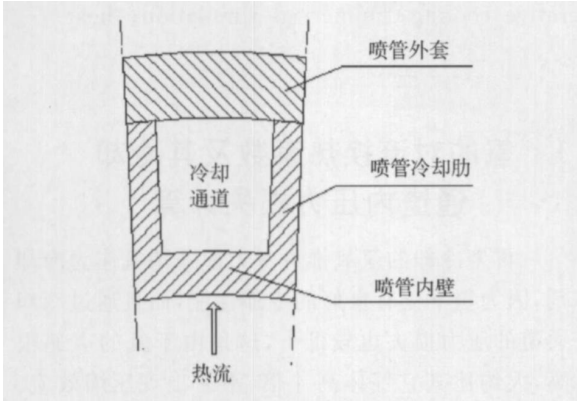


图 1 推力室冷却结构截面图  
Fig. 1 Section of cooling channel

冷却液流动区、外套区域。计算时是按整场(即计算域为燃气-内壁-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、壁面的导热、冷却液与壁面的对流。控制方程为 Navier-Stokes 方程,湍流模型采用 RNG  $k-\varepsilon$  双方程模型。在空间上采用二阶迎风格式离散耦合方程(包括动量方程、连续方程、能量方程)的对流项,二阶中心差分离散粘性项,然后求解湍流方程,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。本文在计算前已知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。

3 边界条件

推力室冷却换热计算的边界条件:燃气流动区,在推力室入口给出压力入口条件,推力室出口给出压力出口条件(对于超声速一律外推),对称条件;冷却液流动区,在冷却通道入口给出质量流量入口条件,在冷却通道出口给出压力出口条件等。

与燃气和冷却液接触的壁面为无滑移耦合壁面,与环境接触的壁面假设为绝热壁面。

4 计算结果与分析

4.1 几何模型与计算工况

本文首先选用一参考发动机推力室(以下简称参考推力室),只针对一种冷却剂流动方式进行研究;然后在此基础上,加长推力室圆柱段长度,建立两个不同面积比的膨胀循环推力室,每一种推力室都分别针对冷却剂的四种流动方式进行研究。

4.1.1 参考推力室与膨胀循环推力室主要尺寸

表 1 列出了参考推力室与膨胀循环推力室的主要尺寸。由表中所列尺寸可知,相对于参考推力室,膨胀循环推力室圆柱段长度由原来的 160 mm 增加到 480 mm,这样做是为了增加推力室的换热面积;膨胀循环推力室在面积比为 7 的前提下又增加了一个面积比为 14 的模型,旨在延长扩张段的长度,同时也可增加推力室的换热面积。推力室的冷却结构都采用变通道数的冷却结构。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 1 推力室主要尺寸

Table 1 Dimension of reference and expander cycle thrust chamber

| 推力室                      | 燃烧室圆柱段直径<br>/ mm | 燃烧室圆柱段长度<br>/ mm | 面积比 | 内壁厚<br>/ mm | 冷却肋宽<br>/ mm | 冷却槽数          |
|--------------------------|------------------|------------------|-----|-------------|--------------|---------------|
| 参考推力室                    | 206              | 160              | 7   | 0.8         | 1.3          | 144/ 288      |
| 膨胀循环推力室 $\varepsilon=7$  | 206              | 480              | 7   | 0.8         | 1.1          | 300/ 150/ 300 |
| 膨胀循环推力室 $\varepsilon=14$ | 206              | 480              | 14  | 0.8         | 1.1          | 300/ 150/ 300 |

4.1.2 冷却剂流动方式

膨胀循环推力室主要针对冷却剂的四种流动方式进行研究。分别是:(1)逆流,是指冷却剂流动方向与燃气流动方向相反;(2)顺流,是指冷却剂流动方向与燃气流动方向相同;(3)逆来回流,

是指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,从喷管入口处流出(见图 2a);(4)顺来回流与逆来回流流动方式相反(见图 2b)。对于参考发动机只研究逆流冷却的情况。

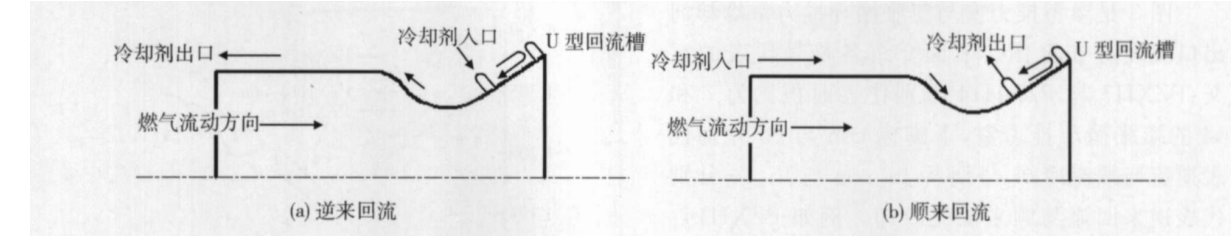


图 2 冷却剂流动方式

Fig. 2 Different cooling routing

4. 1. 3 发动机主要工作参数

表 2 记录了发动机的主要工作参数。

表 2 参考推力室与膨胀循环推力室的主要工作参数

| 推力室                              | 燃烧室      | 燃烧室      | 燃气比     | 冷却剂   |
|----------------------------------|----------|----------|---------|-------|
|                                  | 压力 $P_c$ | 温度 $T_c$ | 热 $Cp/$ | 流量    |
| / (MPa) / (K) (kJ/kg·K) / (kg/s) |          |          |         |       |
| 参考推力室                            | 3.668    | 3400     | 3.831   | 2.611 |
| 膨胀循环推力室                          | 3.85     | 3423     | 3.771   | 2.718 |

4. 2 计算结果及分析

4. 2. 1 冷却剂流动方式对冷却剂温升的影响

表 3 列出了参考推力室与膨胀循环推力室的计算结果。从表中数据看到,采用逆流冷却的参考推力室,冷却通道内的压力损失为 0.2 MPa,冷却剂温升为 85 K;采用逆流冷却的膨胀循环推力室( $\varepsilon=7$ ),冷却通道压力损失为 0.241 5 MPa,冷

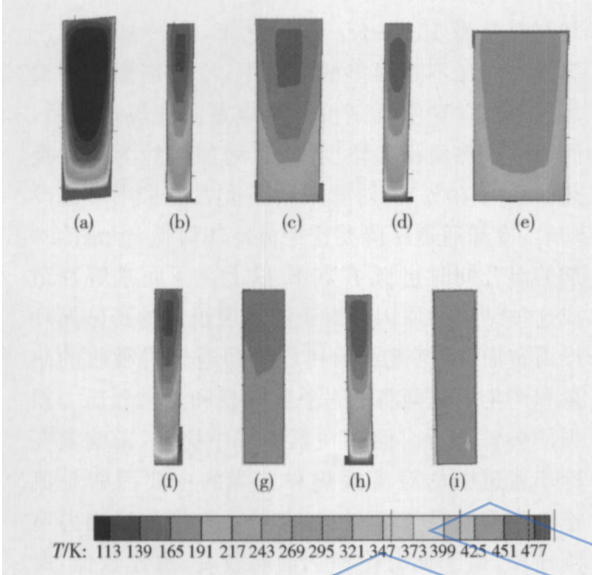
却剂温升为 169.2 K。相比之下,在冷却通道压力损失增加不是很多的情况下,冷却剂温升却增加了一倍。这主要是由于燃烧室圆柱段加长后,燃烧室换热面积大幅度增加(增加量约为原有换热面积的 70%)。对膨胀循环推力室采用顺流冷却时,冷却通道压降要比逆流冷却时低,但是冷却剂的温升同时也低了 20 K 以上。下面来解释造成这种结果的原因。对于圆柱段很长的膨胀循环推力室而言,氢流经圆柱段冷却通道时吸收的热量和产生的压降将会占总吸热量和总沿程压力损失的关键部分。同时在第 1 节中提到,影响氢在冷却通道中的对流换热和压降的主要因素是流速。当采用顺流冷却时,冷却氢首先流经推力室圆柱段,由于此时冷却剂静压较高、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。

表 3 参考推力室以及膨胀循环推力室的计算结果

Table 3 Simulated results of reference and expander cycle thrust chamber

| 推力室                             | 冷却剂流动方式 | 冷却通道内压降                    | 冷却剂温升                    | 喉部壁面温度         |
|---------------------------------|---------|----------------------------|--------------------------|----------------|
|                                 |         | $\Delta P_{cc}/\text{MPa}$ | $\Delta T_{cc}/\text{K}$ | $T_t/\text{K}$ |
| 参考推力室                           | 逆流      | 0.20                       | 85.0                     | 613.2          |
|                                 | 逆流      | 0.2415                     | 169.2                    | 641.7          |
| 膨胀循环推力室<br>面积比 $\varepsilon=7$  | 顺流      | 0.2110                     | 143.3                    | 695.1          |
|                                 | 逆来回流    | 0.3426                     | 173.8                    | 588.5          |
|                                 | 顺来回流    | 0.5421                     | 133.6                    | 643.2          |
|                                 | 逆流      | 0.280                      | 173.9                    | 644.5          |
| 膨胀循环推力室<br>面积比 $\varepsilon=14$ | 顺流      | 0.2170                     | 152.5                    | 707.6          |
|                                 | 逆来回流    | 0.357                      | 178.1                    | 649.7          |
|                                 | 顺来回流    | 0.6033                     | 143.5                    | 705.3          |

图 3 是参考推力室与膨胀循环推力室冷却剂出口温度分布云图。下面介绍各符号代表的意义: PZXH7 与 PZXH14 分别代表面积比为 7 和 14 的膨胀循环推力室,下脚标 con 与 co 分别代表逆流与顺流冷却,下脚标 lh\_con 与 lh\_co 分别代表逆来回流与顺来回流冷却。例如 PZXH14\_lh\_con 代表面积比为 14 的膨胀循环推力室的逆来回流冷却(以下均用如此简称)。



(a) 参考推力室, (b) PZXH7\_con, (c) PZXH7\_co  
(d) PZXH14\_con, (e) PZXH14\_co, (f) PZXH7\_lh\_con  
(g) PZXH7\_lh\_co, (h) PZXH14\_lh\_con, (i) PZXH14\_lh\_co  
图 3 冷却剂出口温度分布

Fig. 3 Temperature contour of coolant outlet

从图 3 可见,由于受附面层的影响,紧贴壁面流动的冷却剂温度很高,但是在流动的主流区,温度大小分布较为均匀。为了能够较为准确的考察冷却剂的温升,在冷却通道的出口处,我们取冷却剂主流区的平均温度作为冷却剂的出口温度。综合表 3、图 3 的计算结果可知,面积比相同时,顺流冷却比逆流冷却时冷却剂温升高 20 K 左右,顺来回流冷却比逆来回流冷却的冷却剂温升高 30 到 40 K 左右,同时,逆来回流冷却要比逆流冷却的温升高 5 K 左右,而顺来回流冷却要比顺流冷却的温升高 10 K 左右。面积比增加时,逆流和顺来回流冷却要比顺流和顺来回流冷却的冷却剂温升增加的小,但总体来看,面积比由 7 增大到 14 时,不管冷却剂采用何种流动方式,冷却剂温升增加 5 到 10 K 左右。

4. 2. 2 冷却剂流动方式对冷却通道压降的影响

图 4 是膨胀循环推力室分别采用逆流和顺流

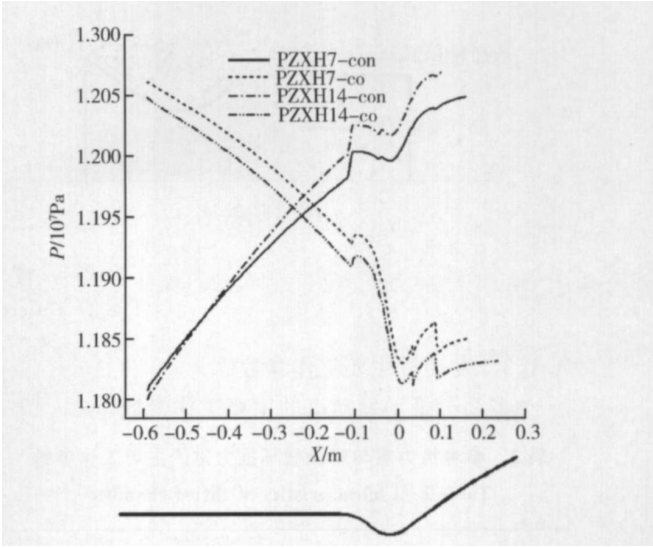


图 4 冷却通道内静压分布(逆流、顺流)

Fig. 4 Pressure contour of expander cycle thrust chamber cooling channel

冷却时,冷却通道内静压分布情况,横坐标代表推力室沿轴线方向的长度,  $X = 0$  处为喉部,纵座标为静压力值。代表各条曲线的符号的意义如前约定。由图 4 可见,在冷却剂流经喉部时由于冷却通道先变窄后变宽,出现了静压力的极小值。同理,在收敛段入口(图上坐标  $X = -110.8 \text{ mm}$  处)以及扩张段  $X = 90 \text{ mm}$  处,由于冷却通道数突然发生变化,冷却剂流经该处时也不同程度的出现了静压力的极大值和极小值。综合表 3 和图 4 的计算结果,可知:面积比相同时,顺流冷却要比逆流冷却时的冷却剂压降低,关于这点已在 4.2.1 节中解释过。面积比增加时,逆流冷却要比顺流冷却时冷却通道压降增加的大。

图 5 是膨胀循环推力室采用来回流冷却时的冷却通道静压分布云图。如图所示,静压力降低的方向也就是冷却剂流动方向。由表 3 和图 5 显示的结果来看,相同面积比下,顺来回流冷却要比逆来回流冷却时冷却通道压降损失大许多,这主要是由于冷却通道内在喷管扩张段变通道的位置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 5 对应位置)。在第一节已经讨论,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,流速明显高于逆来回流冷却,所以在这两处冷却通道内的局部压力损失也明显高于逆来回流冷却,从而导致顺来回流

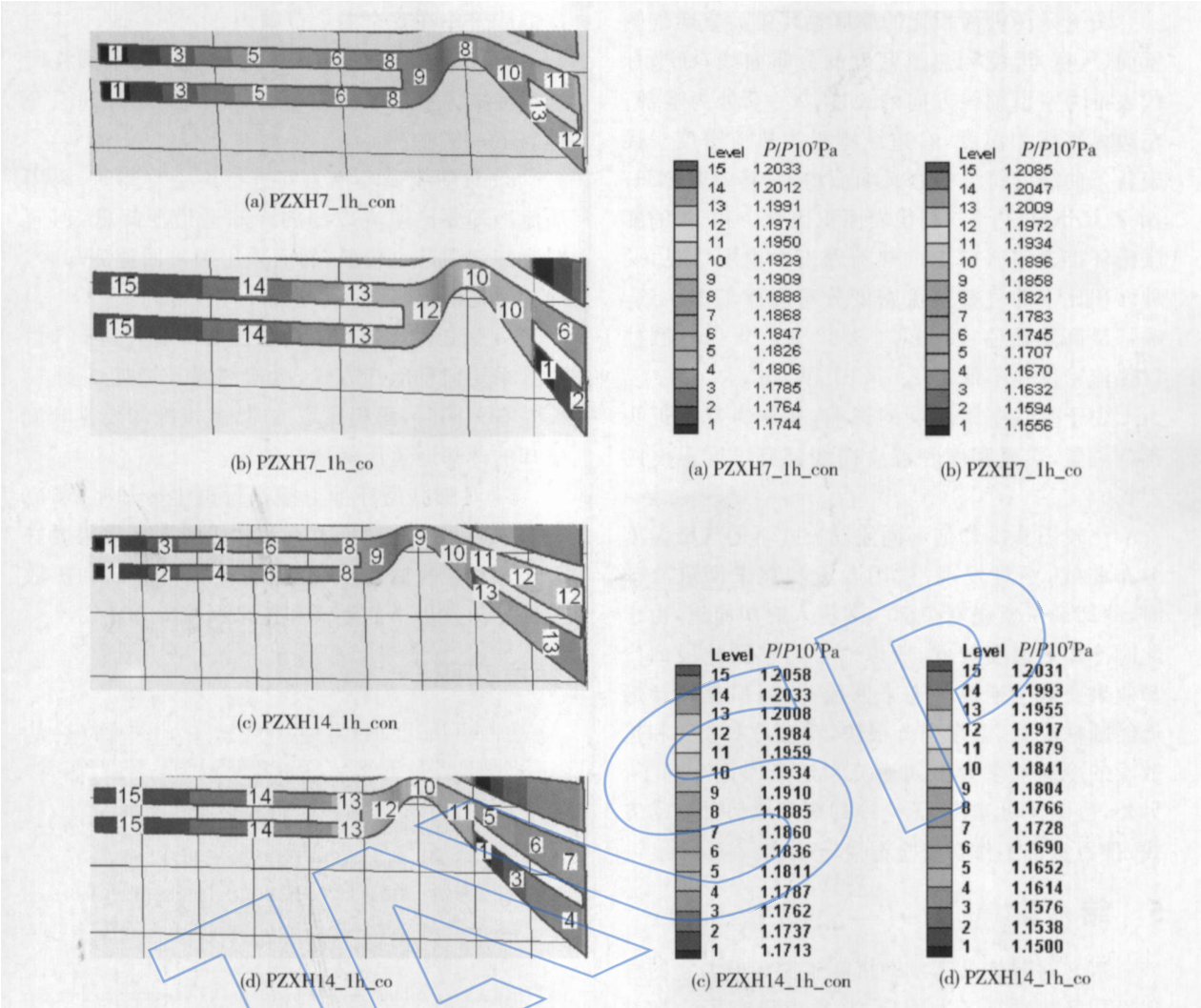


图 5 冷却通道内静压分布 (来回流)  
Fig. 5 Pressure contour of expander cycle thrust chamber cooling channel

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。另外,当面积比增加时,顺来回流要比逆来回流冷却通道压降增加的大。

4. 2. 3 冷却剂流动方式对壁温的影响

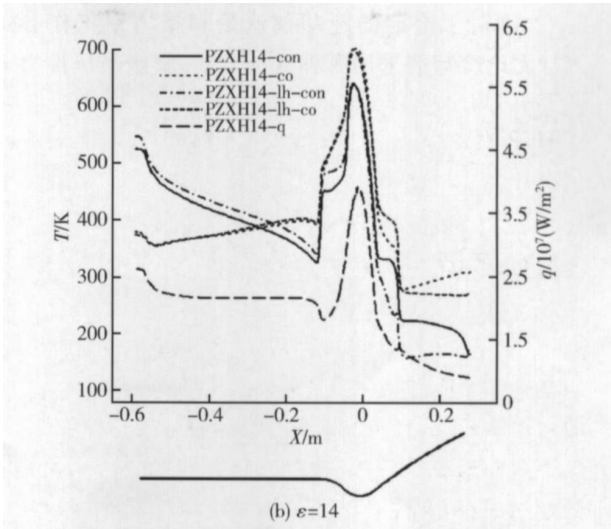
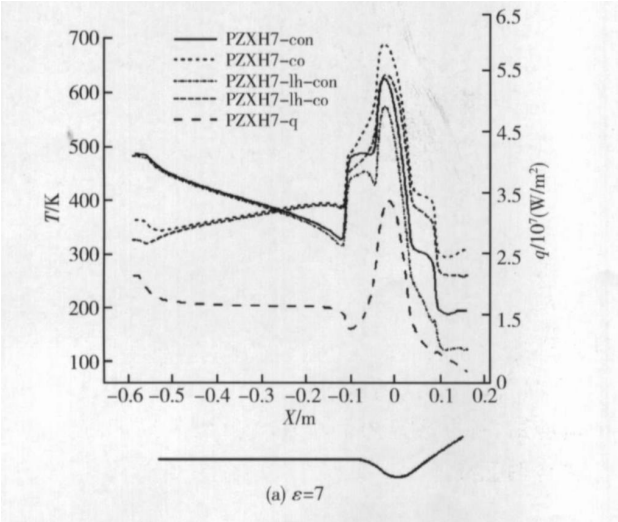


图 6 膨胀循环推力室气壁温度及热流密度分布曲线  
Fig. 6 Temperature and heat flux distribution along gas wall of expander cycle thrust chamber

图 6 是两种面积比的膨胀循环推力室燃气侧壁面(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, $x=0$  处为喉部,左边纵坐标为温度,右边纵坐标为热流密度。代表各条曲线的符号的意义如前约定,其中 PZXH7\_q 和 PZXH14\_q 分别代表面积比为 7 和 14 的膨胀循环推力室气壁上的热流密度。由图可见,两种面积比下的气壁热流密度分布规律基本一致,喉部最高热流密度均超过  $3.3 \times 10^7 \text{ W/m}^2$ ,圆柱段热流密度也不低于  $1.5 \times 10^7 \text{ W/m}^2$ 。

由于受气壁附面层的影响,在推力室接近头部的位置,热流密度和温度曲线都有不同程度的上扬。

比较图 6 冷却剂不同流动方式下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,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,由图还可知道,无论冷却剂采取何种流动方式,推力室都工作在安全温度范围内。

## 5 结 论

本文对液体火箭发动机膨胀循环推力室的再生冷却换热进行了数值模拟,重点研究了冷却剂的不同流动方式对冷却通道压降、冷却剂温升以及壁面温度分布的影响,并得出以下主要结论:

1) 对于给定的冷却剂流量和推力室工作参数,无论冷却剂采用哪种流动方式,膨胀循环推力

室都能工作在安全温度范围内。

2) 采用逆流冷却时,通过加长推力室圆柱段长度使推力室受热面积增加 70 %后,冷却剂温升提高了一倍左右。

3) 对膨胀循环推力室进行再生冷却时,采用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较低;然而采用顺来回流冷却时,冷却通道的压降要高于逆来回流冷却。

4) 膨胀循环推力室面积比由 7 增大到 14 时,不管采用何种冷却方式,冷却剂温升增加 5 到 10 K 左右。同时,面积比增加时,逆流冷却要比顺流冷却的冷却通道压降增加的大。

5) 对膨胀循环推力室进行再生冷却时,顺流和顺来回流冷却对推力室圆柱段的冷却效果要好于逆流和逆来回流冷却,但对推力室喉部和扩散段的冷却效果不如逆流和逆来回流冷却。

## 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, Alting J. Technologies for thrust chambers of future lanch 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.