

文章编号: 1000-8055(2008)05-0909-07

全流量补燃循环发动机推力室再生冷却 技术研究

汪小卫, 金 平, 孙 冰

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘 要: 将层板式大高宽比、薄壁、弹性冷却内衬等新技术采用到全流量补燃循环发动机推力室再生冷却设计上, 结合全流量发动机工作特点, 建立了冷却通道准一维换热和二维数学模型, 得到了推力室轴向热参数分布和危险截面冷却通道的温度场和应力场, 得出了采用推力室再生冷却新技术相对于传统模式可以较大地降低推力室喉部内壁温、内衬最大等效应力和冷却压降, 从而提高推力室寿命及发动机性能的结论, 并初步设计出大推力全流量补燃循环发动机推力室再生冷却结构。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 全流量补燃循环 (FFSC) 发动机; 推力室寿命; 再生冷却
中图分类号: V434.14 **文献标识码:** A

Study on regeneratively-cooled technology of full-flow stage combustion thrust chamber

WANG Xiao-wei, JIN Ping, SUN Bing

(School of Astronautics,

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

Abstract: The full-flow stage combustion (FFSC) cycle engine may be applied in the next generation reusable launch vehicle. In order to meet the enhanced life of FFSC chamber, this paper employed some new technologies developed recently to the regeneratively-cooled thrust chamber for its design work. These technologies include formed platelet technology, high aspect ratio cooling passages and elastic cooling structure. While cooling models were established in consideration of the character of FFSC chamber, the modeling of applying these technologies to FFSC chamber was conducted. The results show that these methods can drastically reduce the temperature, the strain of hot gas side wall and the coolant pressure drop, and a regeneratively-cooled structure of the FFSC thrust chamber had been preliminarily designed.

Key words: aerospace propulsion system; full flow stage combustion (FFSC) cycle engine; thrust chamber life; regeneratively-cooled

对于应用在新一代可重复使用运载器上的大推力液体火箭发动机, 要求其具有高性能、高可靠性, 特别是推力室工作寿命要求能够达到 10 h,

重复工作 50 次, 是当前富燃补燃循环 (SSME) 推力室实际使用寿命的十倍左右^[1]. SSME 发动机设计寿命为 7.5 h, 而其实际在使用 3 次以后就要进行大修和更换^[2]. 全流量补燃循环技术是具有

收稿日期: 2007-05-29; 修订日期: 2007-10-00

基金项目: 国家 863 基金 (2005AA722040)

作者简介: 汪小卫 (1983-), 男, 安徽安庆人, 博士生, 主要从事可重复使用液体火箭发动机系统及燃烧的研究。

最高燃烧性能的分级燃烧循环技术,是可重复使用液体火箭发动机技术的重要发展方向。分级燃烧循环技术已经成功应用在美国航天飞机上长达 25 年,同时也是应用于俄罗斯航天运载器的主动力,但仍存在维修费用高、可靠性低、可重复使用率低等很多亟待解决的问题。全流量补燃循环技术正是解决 SSME 这些问题最有效的解决手段。美国自上个世纪 80 年代末以来一直在分阶段地进行全流量补燃循环发动机的研制。全流量补燃循环发动机不同于传统的富燃补燃循环(SSME)和富氧补燃循环(RD-170),全流量补燃循环发动机中的推进剂全部流量经过预燃室,采用富燃预燃室产生富燃燃气驱动燃料涡轮泵,富氧预燃室产生富氧燃气驱动氧化剂涡轮泵,降低了关键部件涡轮燃气温度,增加了涡轮的可靠性,同时还可以去掉燃气导管冷却结构以简化结构和降低重量,并使全流量补燃循环中氧涡轮密封更可靠,由此带来了高可靠性、长寿命的优势^[3-4]。而作为发动机主要部件的推力室也必须满足其长寿命、高可靠的需求,而传统的设计方案已不能满足需求。因而,作为新一代可重复使用运载器上大推力液体火箭发动机重要发展方向的全流量补燃循环发动机,有必要对提高推力室使用寿命进行研究。

全流量补燃循环发动机其推力室压力可达到 22 MPa 以上,燃烧温度在 3 500 K 以上,热流可以达到 $170 \text{ MW/m}^{2[1]}$,高于 SSME 20% 左右。在如此恶劣的环境下,要求推力室寿命达到现今 SSME 推力室实际使用寿命的 10 倍左右,又必须具有足够高性能,这就对冷却系统提出了很高的要求。在极高热流的工作状况下,推力室的冷却是制约推力室寿命最关键的因素。

当前大推力高性能发动机推力室冷却形式,最常用、最有效而经济又具有较高性能的方法是再生冷却,近年来对此方面的研究也主要集中在再生冷却方式上。再生冷却推力室的寿命主要取决于其内壁温和热应力,降低内壁温和热应力成为提高推力室寿命的技术关键。而冷却剂的压降也关系到发动机泵后压力,直接影响涡轮泵可靠性和寿命,因而期望冷却剂压降最小。因此对推力室再生冷却研究主要集中在如何采用新的方法以降低内壁温度及冷却剂压降等方面,从而延长推力室寿命和提高发动机性能。国内尚无这方面研究的报道。

1 再生冷却新技术

再生冷却是现有型号的液体火箭发动机广泛

采用的一种冷却方式,在再生冷却方面已具有相当的经验。传统典型的再生冷却结构形式为整合铣槽式、具有高导热的铜合金内衬加上镍基外套组成,比如 SSME, VULCAIN 及 VINCI 等等。对于这种设计,限制其寿命的主要原因在于,由于气壁巨大的温差及肋片紧贴着延展性很差的外套导致推力室内壁的应力过大进而产生塑性变形,经过几次循环后,会在气壁上产生裂纹。随着对大推力液氢/液氧发动机长寿命、更高性能要求的提出,传统再生冷却结构形式无法胜任需求。如何降低这种塑性变形已被认为是未来可重复使用火箭发动机的关键难题之一^[5]。从上世纪 90 年代以来,随着制造工艺的进步和研究的深入,对降低内壁温及热应力以减少塑性变形的有效方法主要有采用大高宽比、薄壁厚的冷却槽结构及弹性(Elastic)内衬冷却结构^[1,5-6]。

弹性冷却内衬在结构设计上采用了内衬、外套之间留有间隙,使推力室内衬在温度升高时膨胀自由度增加,从而在很大程度上降低内壁热应力^[1,5]。

随着激光光刻和扩散焊接技术的发展,层板式(Formed platelet)冷却技术在大推力液体火箭发动机推力室上的应用已成为研究热点。层板式再生冷却推力室的最大优点是可以实现铣削加工难以得到的大高宽比(可以到达 $15^{[3]}$)冷却通道和小到 0.2 mm 的气壁厚度^[7-9]。层板式结构对降低气壁温度、热应力和冷却通道中的压降,提高推力室工作寿命具有重要的意义。

层板式薄壁、大高宽比且具有弹性冷却内衬的结构作为推力室再生冷却新技术,可作为全流量补燃循环发动机推力室冷却通道的设计方案。

2 换热模型

对于任何发动机推力室,再生冷却换热模型一般包括以下三个物理过程:1) 燃气向室壁的传热;2) 室壁内的导热;3) 外壁向冷却剂的传热。

在计算模型中,最困难、最关键的是燃气侧的传热,主要问题在于推力室喉部区域几何和燃气参数变化过于激烈,另外推进剂的喷注和燃烧过程还影响燃气的流动状态,在近壁面 1 mm 厚的薄层内具有 3 000 K 温度梯度是很常有的。在这样的情况下,一个纯粹的理论模型根本不能够描述真实的情况。但是实用的模型必须包括一些基本的因素,并经过验证。

一种方法就是采用描述壁面湍流的边界层模

型,这种方法需要一种复杂、成熟的边界层模型和很大的计算量,否则没有任何意义,但对于初始设计和一般优化分析来说也是不必要的. 第二种方法是采用一维工程适用的半经验公式计算,这种方法简单快速,便于日常快速计算分析、前期预测等. 文献[10] 提到在高肋密的情况下—维简化肋模型计算结果具有良好的近似性,与三维模型比较计算结果准确性好.

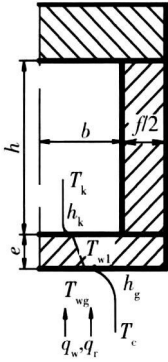


图 1 层板式半冷却通道模型

Fig.1 Half regeneratively cooling channel made of platelet

图 1 为层板再生冷却推力室衬层中半个流动单元的截面示意图,通道底壁及肋片由钎铜板片叠合并经扩散焊制成,外侧为低导热的电铸镍基盖板,冷却剂为氢.由于氢在冷却通道中处于超临界状态,因此考虑了其热物理性质随温度和压力的剧烈非单调性变化.传热计算中假设:推力室室壁轴向的导热可以忽略,只考虑沿径向和周向的导热;燃烧室内平均温度为常值;忽略材料结构受热产生的变形;流动处于旺盛紊流状态.

2.1 燃气对室壁的传热

2.1.1 对流换热

常用的计算方法有两种,一种是采用 Bartz 公式

$$q_w = h_g(T_{gs} - T_{wg})$$
$$h_g = const \cdot \frac{1}{d^{0.2}} \left(\frac{\Gamma^{0.2} C_p}{Pr^{0.6}} \right) \left(\frac{p_c}{c} \right)^{0.8} \left(\frac{A_t}{A} \right)^{0.9} \sigma(1)$$

第二种方法是 Cinjarew 方程

$$h_g = const \cdot \lambda^{0.18} (mc_p)^{0.82} \cdot \frac{1}{d^{1.82}} \left(\frac{T_c}{T_{wg}} \right)^{0.35}$$

文献[11] 试验结果表明采用第二种方法计算结果更贴近试验数据. Cinjarew 方程中忽略了流体粘性的影响,完全认为流动处于旺盛的湍流状态,在高温、高压的全流量补燃循环发动机推力室中,燃烧过程为非传统的气-气燃烧过程, Re 大,

燃气流动惯性力占主导地位,在工程上粘性影响完全可以忽略,在这种情况下 Cinjarew 方程比 Bartz 公式更有效. 本文采用 Cinjarew 方程计算燃气对室壁的传热. 且认为推力室内部流动为准一维绝热等熵流动,计算得到不同截面的温度、压强、马赫数等参数.

2.1.2 辐射换热

高压补燃发动机中高温高压环境决定了其中的辐射换热也是相当强烈的,辐射热流密度取决于燃气温度、压力和气体成分中多原子分子的分压及燃烧室的几何尺寸. 均匀成分的燃气对壁面的辐射热流密度计算式为^[12]

$$q_r = \epsilon_{w,ef} \sigma (\epsilon_g T_g^4 - a_w T_{wg}^4) \quad (2)$$

在氢氧发动机中 $\epsilon_g \approx \epsilon_{H_2O}$. 对于燃烧室,认为 q_r 恒定,从收敛喷管段 $d_r = 1.2d_t$ 以后辐射热流急剧下降,到达喉部只剩下最大热流的 50%,喉部后面下降更快,在面积比 $A/A_t = 2, 3, 4$ 处,辐射热流下降到最大热流的 12%, 6%, 3%. 所以大膨胀比处辐射可以忽略不计.

2.2 通过室壁的导热

根据热传导定律,通过室壁的导热热流为

$$q = \frac{\lambda_w}{\delta_w} (T_{wg} - T_{w1}) \quad (3)$$

在实际发动机中沿轴向和径向室壁温是变化的,必须对材料的导热系数进行必要的随温度的插值处理.

2.3 由室壁至冷却剂的传热

在冷却通道中冷却剂以对流的方式进行热交换,在单相对流换热时一般采用以下半经验公式^[9]

$$Nu_t = 0.062 Re_t^{0.7} Pr_t^{0.4} \Phi_t \Phi_s \Phi_f \quad (4)$$

式中 Φ_t 为温度比和入口段尺寸修正系数, Φ_s 为曲率修正系数, Φ_f 为表面粗糙度修正系数.

在槽式冷却通道中,由于肋片的存在大大加强了冷却剂的冷却效果,因此计算换热时,必须考虑肋片效果^[12]

$$h_{lei} = \sqrt{2h_1 \lambda f} \cdot th(h/f \sqrt{2h_1 f / \lambda}) \quad (5)$$

式中 h_1 为无肋片时的换热系数.

3 计算方法及结果

3.1 计算方法

本文采用文献[13] 中沿程损失和局部损失公式进行压降的计算. 作为参考,表面粗糙度按工程光滑管选取 $1 \mu m$,得到压降沿推力室轴线方向的

变化。

热分析同时需要冷却剂压力 p_{co} 等参数, 另一方面冷却剂压降的计算也依赖于冷却套结构热分析, 如下公式。两方面是一个互相联系、迭代的计算关系。

$$\begin{cases} T_{wg} = f(p_{co}, m_{co}, Ar, e, \dots) \\ \Delta p = f(T_{w1}, p_{co}, m_{co}, Ar, \dots) \end{cases} \quad (6)$$

将轴对称推力室沿轴线方向划分成很多微段, 在喉部划分最为细致。从冷却剂入口, 对每一段截面上的单位冷却单元沿上述方法进行循环迭代计算, 计算出热流、内壁温、冷却剂温升、压降等, 再进入下一微段继续计算, 直到冷却剂出口结束。这样就得到沿轴向推力室内壁温、热流、压降等参数的准一维曲线分布。

在一维分析的基础上对关心区域单位冷却槽结构进行二维温度场和热应力分析。计算模型如图 1。二维导热使用的计算公式是二维轴对称稳态导热计算公式。模型按照结构安排在各边界分别给出对称边界条件、自由边界或固定边界条件; 在气壁侧和冷却剂壁侧按照一维计算结果给出第三类热边界条件。进行应力分析时按平面应变假设处理。在 Ansys 软件平台上进行计算。

设计对象取为 200 kN 级液氢/液氧全流量补燃循环发动机推力室, 设计了推力室工作参数和结构尺寸。对发动机系统计算选定发动机额定参数如下: 头部总压 22.4 MPa, 氢氧流量混合比 6.0, 喷管收缩比 3, 液氢总流量 69.7 kg/s, 液氢的入口温度 59 K, 入口压力 50 MPa; 喉部直径 265.1 mm, 燃烧室圆筒段长度 74.5 mm, 收敛段长 302 mm, 扩张段长 3146.5 mm, 内壁材料采用 ZrCu, 冷却液从扩张比 5 处一直冷却到推力室头部。

3.2 传统再生冷却模式分析

为更好地进行比较, 首先对传统的冷却模式进行分析计算。冷却通道采用传统的铣槽结构, 内衬与外廓之间氩焊连接。设冷却通道高宽比为 2.5, 喉部槽宽 1.0 mm, 喉部内壁厚为 0.71 mm, 圆筒段内壁厚 0.9 mm, 扩张比等于 5 的位置处内壁厚 1.0 mm, 冷却通道数取 390, 取冷却氢流量为氢总流量的 25%。对此结构状态进行了计算, 如图 2 所示。

图 2 中 T_{wg} 和 d_p 为沿轴向内壁温和压降分布曲线。由图可见最高温发生在喉部稍许上游位置, 这符合实际情况, 温度值为 808 K。而靠近推

力室头部处, 温度也较高, 这是由于冷却氢经过冷却套到达头部温度已很高, 冷却效果下降导致, 因为这里燃烧室圆筒段气壁的传热采用了统一的热流方程, 而实际推力室中头部气壁一般予以热防护措施, 热流相对减小, 壁温达不到如此之高, 因此本文将关心重点放在喉部高温点。因为喉部前后冷却剂流速较快, 冷却剂压力损失主要集中在收敛段和喉部区域前后, 而在燃烧室和喷管部分所占比例较小。

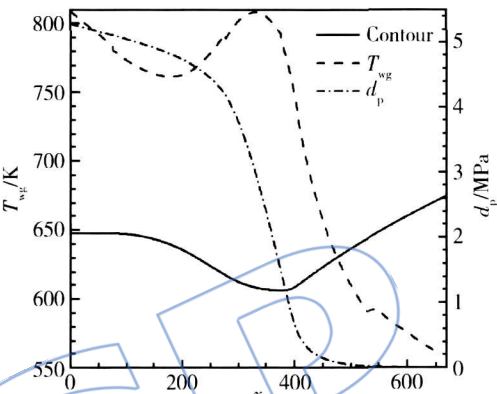


图 2 传统冷却模式壁温沿轴向分布

Fig. 2 Hot-wall temperature distribution of traditional model

同时为了考察和比较内衬温度分布和应力分布情况, 对喉部内衬进行二维热分析。由于内衬外采用了低导热率和低膨胀系数的镍合金, 内衬上表面采用绝热和固定边界条件, 计算结果如图 3 所示。

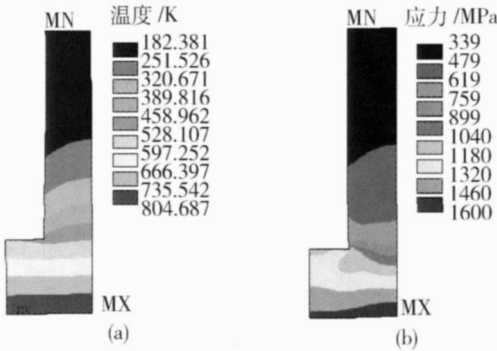


图 3 喉部内衬温度、等效应力分布

Fig. 3 Liner temperature and stress distribution at the throat

可以看到此种结构内衬温度最大值发生在冷却槽中心, 温度分布很不均匀, 温度梯度大。从气壁上应力分布可以看出内壁完全工作在材料屈服极限以上状况下, 而应力最大值发生在肋片中心处, 虽然该点温度梯度不是最大, 但由于其上边界延伸限制造成该点径向和周向膨胀受限严重, 导

致应力过大.

3.3 新型再生冷却技术

3.3.1 大高宽比技术

由于层板式制造工艺的成熟, 采用大高宽比技术成为可能^[8], 如图 4 所示. 保持内壁厚不变, 冷却剂进出口高宽比均选为 3.0, 为适应大高宽比的需要, 采用高肋密, 考察喉部高宽比对喉部壁温及冷却剂压降的影响, 并保持各截面的冷却流通面积不变. 喉部最小肋数取 240, 最大取 900. 对此进行计算分析.

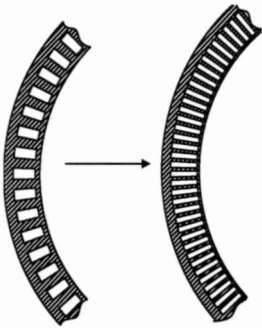


图 4 大高宽比冷却通道示意图
(左图为传统冷却通道模式)

Fig. 4 Microchannel cooling structure

图 5 中 T_{wg} 为喉部内壁温, d_p 为冷却剂压降, 可见随着高宽比的增大, 内壁温下降显著. 当高宽比 (Ar) 值从 1.5 增到 12, 内壁温下降了 120 K, 但其下降速率逐渐变缓. 另一方面, 随着高宽比的增加, 冷却剂压降逐渐上升, 而上升速率越来越慢. 这是由于流道变小, 水力直径变小, 主流速度不变, 沿程损失增大; 另外大高宽比换热增强, 冷却剂温度更高, 密度下降, 流速上升, 损失加大. 对于全流量补燃循环来说, 冷却剂入口前压力直接影响泵后压力, 不宜选择过高冷却压降.

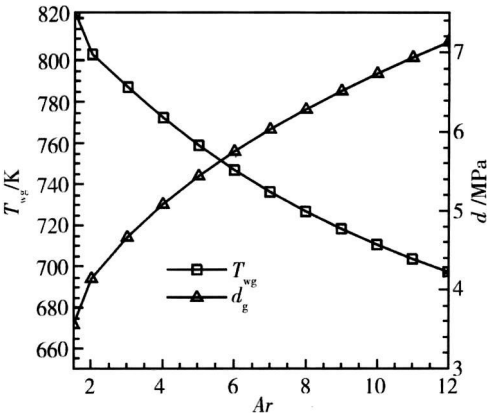


图 5 喉部内壁温及冷却压降随 Ar 值的变化

Fig. 5 Throat hot gas wall temperature and the coolant pressure drop of different Ar

为了更直接考察高宽比对压降的影响, 根据参考文献[14]中给出的铜合金长寿命极限温度为 667 K, 限定最高内壁温为 667 K, 喉部内壁厚设计为 0.4 mm, 计算结果如图 6 所示.

由图 6 可见, 随着高宽比的增加, 保持同样的喉部最高温, 冷却压降不断下降, 这是由于所需冷却剂流量不断减小, 而冷却压降下降趋势逐渐变缓. 因此, 在很大范围内, 大高宽比的设计有利于降低冷却剂压降, 而太大的高宽比冷却通道对压降的减少效果不明显.

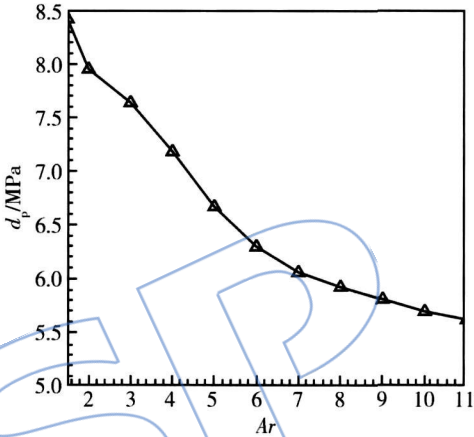


图 6 喉部内壁温一定时冷却压降随 Ar 值的变化

Fig. 6 Coolant pressure drop of different Ar at a fixed throat hot gas wall temperature

3.3.2 层板式内衬薄壁技术

层板式技术带来的又一优势就是可以得到小到 0.2 mm 的内壁厚^[8]. 为了考察内壁厚对内壁温和应力的影响, 喉部高宽比取 6.0, 仍采用内衬与外廓钎焊模式, 仅变喉部内壁厚进行内壁温计算, 并利用一维数据进行二维应力分析, 计算结果如图 7 所示.

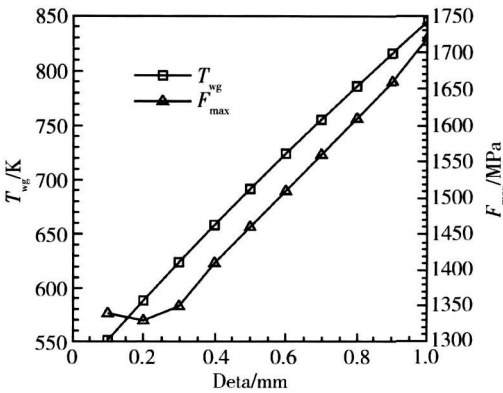


图 7 喉部内壁温及冷却压降随内壁厚的变化

Fig. 7 Throat hot gas wall temperature and the coolant pressure drop of different wall thickness

图中 T_{wg} 为喉部内壁温, F_{max} 为内壁等效最大应力值. 可以看出随着内壁厚的增加, 其内壁温几乎与其呈单调线性上升, 当厚度从 1.0 mm 减少到 0.1 mm 时, 喉部温度下降约 300 K. 而内壁最大应力最小值发生在内壁厚为 0.2 mm 时, 随后呈单调上升趋势. 0.1 mm 时内壁太薄, 相对于槽宽过小, 需要承受的周向应力较大, 从 0.2 mm 到 1.0 mm, 应力值增加. 这说明推力室内壁厚对内壁温和其最大应力值有相当大的影响, 在很大范围内内壁厚越小, 内壁温和热应力越小, 但太小应力上升, 也没有价值.

3.3.3 弹性冷却内衬技术

在采用弹性冷却内衬结构方面, 文献 [1, 5] 中建议采用如下形式, 结构如图 8 所示. 内衬与外套之间设计一间隙, 使内衬在受热后可以自由膨胀, 设计间隙采用燃烧室燃气进行充压, 间隙尺寸可以根据膨胀量进行调整. 为缓解内衬冷却剂侧弯曲应力, 在单元周向上肋片之间设计了一小缝隙. 设喉部高宽比为 6, 喉部内壁厚为 0.4 mm, 对弹性冷却内衬形式进行热分析. 设定内衬径向方向完全膨胀, 在肋片单元的上表面和右表面采用均匀压力边界条件, 得出其喉部等效热应力分布图, 如图 9 所示.

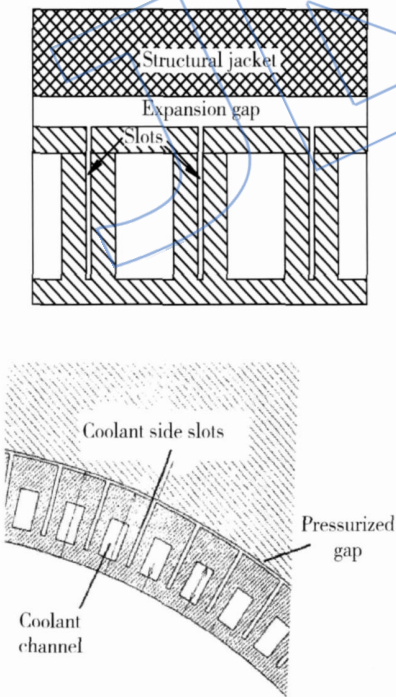


图 8 弹性冷却内衬结构示意图
Fig. 8 Elastic cooling structure

由图可见, 由于内衬膨胀自由导致其热应力整体下降, 最大值变为传统模式最大值的

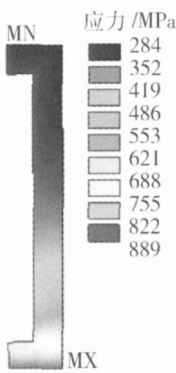


图 9 弹性冷却内衬喉部等效应力分布图
Fig. 9 Liner stress distribution at the throat of elastic cooling structure

55.6%, 计算结果显示整体内衬径向膨胀超过 1.9 mm. 此时最大应力点发生在冷却槽中心气壁处, 这是由于上边界的自由边界增加了径向方向和周向方向上的自由度, 内衬的膨胀度增大, 应力主要取决于温度梯度. 因此采用弹性冷却内衬将大大减小推力室内壁整体的热应力值, 特别是气壁上的最大热应力值.

3.3.4 小 结

根据以上分析, 层板式薄壁、大高宽比及弹性冷却内衬结构的应用相对于传统铣再生冷却结构大大降低了推力室内壁温、内衬热应力以及冷却降压. 根据内衬材料的热环境下的寿命需求即可设计出具体冷却结构尺寸. 根据以上分析, 针对 200 t 级全流量补燃循环发动机其新型推力室冷却热结构初步设计如表 1.

表 1 推力室冷却热结构设计参数
Table 1 Parameters of chamber regeneratively cooled structure

结构参数	数值
喉部内壁厚/mm	0.4
冷却剂入口内壁厚/mm	1.0
冷却剂出口内壁厚/mm	0.9
喉部高宽比	6.0
冷却剂入/出口高宽比	3.0
冷却槽数	480
弹性内衬与外壁间隙/mm	1.8

冷却剂入口位置为喷管扩张比为 5.0 处, 逆燃气流动方向冷却至推力室头部, 整个冷却结构在轴向方向上采用变槽宽和变高宽比设计.

4 结 论

1) 采用层板式大高宽比冷却通道可以较大

地降低内壁温; 在保持内壁温不变情况下, 大高宽比冷却通道的采用对冷却压降的降低有利. 但高宽比过大没有必要.

2) 在较大范围内, 喉部内壁厚度越小, 其气壁温度越小, 最大等效应力越小, 但过小的内壁厚度会导致应力上升, 层板式制造工艺可以提供小到 0.2 mm 的内壁厚.

3) 弹性内衬技术的采用可以使内衬在径向方向膨胀, 使出现最大等效应力点位置从肋片中心转移到冷却槽中心, 最大等效应力值下降明显.

4) 研究结果表明层板式大高宽比、薄壁、弹性内衬的再生冷却结构在全流量补燃循环发动机推力室上的应用将大大降低推力室喉部内壁温和等效应力, 可以较大地延长推力室寿命, 提高可靠性.

本文对全流量补燃循环发动机推力室再生冷却热结构型式进行了初步设计, 为以后进一步设计和深入研究打下基础, 也可为高性能、长寿命的大推力发动机推力室再生冷却系统设计和优化提供参考.

参考文献:

- [1] Popp M, Schmidt G. Rocket engine combustion chamber design concepts for enhanced life[R]. AIAA-96-3303, 1996.
- [2] Glover R C, Kelley B A, Tischer A E. Studies and analyses of the space shuttle main engine[R]. Marshall Space Flight Center, AL 35812. NASW 3737. SSME Failure Data Review Diagnostic Survey and SSME Diagnosis Evaluation. SCD-SSM ETR-36 1.
- [3] Mathew J J, Nichols J T, Boyce W D, et al. Integrated powerhead demonstration: Full flow cycle development[R]. Air Force Research Lab 4 Draco Edwards AFB, Aerojet PO Box 13222 Sacramento, William F. Sack, Boeing Defence & Space Group 6633 Canoga Ave Canoga Park, AFRL-PR ED-TP 1998 003.
- [4] Davis J A, Campbell R L. Advantages of a full flow staged combustion cycle engine system[R]. Tokyo Japan: AIAA-97-3318, July 6-9, 1997.
- [5] Immich H, Kretschmer J, Predik D. Thrust chamber technology developments for future launch vehicle liquid rocket engines[R]. AIAA-2001-3544, 2001.
- [6] Carlile J. An experimental investigation of high aspect ratio cooling passages[R]. AIAA-92-3154, 1992.
- [7] Burkhardt W M, Hayes W A. Formed platelets for low cost regeneratively cooled rocket combustion chambers[R]. AIAA-92-3526, 1992.
- [8] Burkhardt W M, Tokin S W, Mueggenburg H H. Formed platelet liner concept for regeneratively cooled chambers[R]. AIAA-90-2117.
- [9] Elam S K. Subscale hot fire testing of a formed platelet liner[R]. AIAA-93-1827, 1993.
- [10] 韩振兴, 林文, 张远君, 等. 液体火箭发动机铕槽推力室三维壁温分布计算[J]. 航空动力学报, 1996, 11(2): 145-148.
HAN Zhenxing, LIN Wen, ZHANG Yuanjun, et al. Calculation of the wall temperature for 3-D channels of a liquid rocket[J]. Journal of Aerospace Power, 1996, 11(2): 145-148.
- [11] Frohlich A, Popp M, Schmidt G, et al. Heat transfer characteristics of H_2/O_2 combustion chambers[R]. AIAA-93-1826, 1993.
- [12] 刘国球. 液体火箭发动机原理[M]. 北京: 宇航出版社, 1993: 303-352.
- [13] 华绍增, 杨学宁. 实用流体阻力手册[M]. 北京: 国防工业出版社, 1985.
- [14] Hua Shaozeng. Practical manual of the liquid on of high aspect ratio cooling channel designs for a rocket combustion chamber[R]. AIAA-97-2913, 1997.