

文章编号: 1000-8055(2004)04-0550-07

一种计算再生冷却推力室温度场的方法

李军伟, 刘 宇

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘要: 为了能够快速而准确地得到再生冷却推力室的温度分布, 建立了一种计算再生冷却推力室温度场的方法。首先建立了轴对称推力室的一维冷却模型, 并使用换热经验公式, 得到了推力室壁面在轴线方向上的温度分布; 其次建立了推力室的冷却套二维导热模型, 使用数值模拟的方法和一维计算的结果, 得到了冷却套的温度场。然后使用这种方法研究了气壁材料、气壁厚度和冷却液流量对推力室再生冷却的影响, 获得了比较满意的结果。从计算时间和准确性来说, 这种方法能够为推力室的优化设计和性能估算提供参考。

关键词: 航空、航天推进系统; 液体推进剂火箭发动机; 推力室; 再生冷却; 温度场; 计算方法

中图分类号: V 434. 14

文献标识码: A

Method of Computing Temperature Field in Regeneratively-Cooled Thrust Chamber

L I Jun-wei, L I U Yu

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

Abstract: To quickly and accurately obtain temperature distribution in regeneratively-cooled thrust chamber, a method of computing temperature field in thrust chamber was developed. Firstly, one dimensional cooling model of axis-symmetric thrust chamber was formulated and empirical formulas were used. Temperature of gas wall along thrust chamber axis was obtained. Secondly, two dimensional conductive model of cooling jacket was set up and numerical simulation was carried out using one dimensional results. Temperature field in cooling jacket was computed. Then using this method, influence of gas wall material, gas wall thickness and flow rate of coolant on regenerative cooling of thrust chamber was investigated. The results were satisfactory. In terms of computing time and accuracy of results, this method could provide a reference for optimization design and performance estimation.

Key words: aerospace propulsion system; liquid propellant rocket engines; thrust chamber; regenerative cooling; temperature field; computing method

在低温液氢/液氧火箭发动机的推力室中, 燃气的温度通常能达到 3 500 K, 甚至更高。从燃气到气壁就产生了非常高的热流密度, 推力室壁面

上的温度梯度也非常大, 以至于超过了气壁层的弹性极限。经过几个发动机循环过程之后, 推力室的内壁面就会失效断裂。保护推力室免受强大热

收稿日期: 2003- 08- 25; **修订日期:** 2003- 12- 29

基金项目: 国家 863- 2 高技术航天领域基金资助项目(863-2-3-4-10);
高等学校博士学科点专项科研基金资助课题(2000000619)

作者简介: 李军伟(1978-), 男, 河南漯河人, 北京航空航天大学宇航学院博士生, 主要从事航空宇航推进理论与工程研究

流烧坏的最常用、最有效而经济的办法是再生冷却^[1, 2]。

在设计再生冷却推力室时, 推力室结构的热力分析是必须进行的过程。在可重复使用的火箭发动机中热力分析尤其重要, 因为冷却系统的可靠性和有效性在增加发动机寿命方面是十分关键的。在低温火箭发动机中, 燃气壁面的温度非常高, 因此有必要去估算出壁面的温度, 以保证气壁的材料能够承受如此高的温度。另外, 准确的热力模型能够为结构优化设计提供参考, 使设计者在高温的部位调整冷却通道的形式。

对推力室再生冷却的研究方法有实验的方法和数值模拟的方法。前者的研究范围比较有限, 而且实验费用比较高, 研究周期很长; 后者的研究范围很广, 研究费用低, 周期短。本文就是采用数值模拟的方法来研究推力室的再生冷却, 使用的是一维经验公式和二维数值模拟相结合的方法, 建立了一种估算推力室温度场的方法, 能够迅速计算出沿轴线方向上推力室气壁的温度分布, 找出推力室的危险截面, 并且能够对危险截面进行温度场分析, 得到推力室冷却套内的温度场, 为优化设计冷却通道提供参考。

1 再生冷却推力室的换热计算模型

典型的再生冷却推力室中的热交换包括: 由燃气向室壁的对流换热和辐射换热; 通过室壁的热传导; 由室壁向冷却液的对流传热。图 1 为推力室壁面的温度分布图, 图中, T_g 是燃气的静温, T_{gs} 是燃气的滞止温度, T_{wg} 是推力室气壁的壁面温度, T_{wl} 是液壁温度, T_l 是冷却液的平均温度。

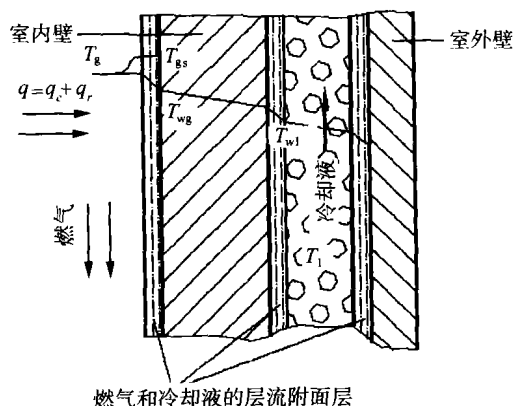


图 1 推力室壁面的温度分布图

Fig 1 Temperature in thrust chamber cooling jacket

由于液体火箭发动机工作的复杂性, 不可能

同时考虑各种因素对液体火箭发动机推力室热交换的影响, 所以在做室壁的冷却计算时, 要做出如下假设: 对流放热和辐射放热的单位热流相互之间没关系; 燃烧室内的平均温度为一常值。同时不考虑与流体阻力有关的, 且对温度场分布实际上起很大作用的热交换特点。

2.1 燃气向室壁的传热

在液体火箭发动机的推力室中, 燃气向推力室室壁传递的热量由两部分组成: 对流热流和辐射热流。

2.1.1 对流换热

在液体火箭发动机推力室中, 由于燃气的流速大, 总要形成紊流附面层, 所以推力室中的对流换热属于紊流换热过程。但运动的紊流性并不扩展到全部附面层, 在紧贴壁面处总存在一个层流底层。显然, 燃气与室壁的对流换热将由两个过程组成: 在附面层的紊流部分, 热量基本上是靠带有热能的物质粒子的对流来传递; 而在层流底层, 热量的传递只靠热传导。由于附面层及其内的温度分布的计算十分复杂, 所以本模型采用下述公式求热流。

$$q_c = h_g^* (T_{gs} - T_{wg})$$

这里, T_{gs} 是燃气的绝热滞止温度。在燃烧室中, 因燃气的流速较小, 可认为 $T_{gs} = T_g$ (燃气本身的温度); 在喷管中 T_{gs} 应由下面的有效温度 T_e 来代替^[3]:

$$T_e = T_{gs} - (1 - r)A \frac{W^2}{2gC_p}$$

其中, r 是温度恢复系数, 在液体火箭发动机中, $r = 0.89 \sim 0.91$ 。

h_g 是燃气与室壁间的对流换热系数。 h_g 是气动力、燃气的成分、物理性质和化学反应等的函数, 很难靠理论计算确定。通过巴尔兹半经验公式^[4] (该公式考虑了沿附面层横向气流物性参数的变化、推力室几何形状等因素对换热的影响) 得到 h_{go} 。

2.1.2 辐射换热

液体火箭发动机高温高压的工作条件决定了推力室中辐射换热也很强烈, 实际工作的液氢/液氧发动机中, 燃烧产物中主要辐射气体是水蒸气 (H_2O), 其它燃烧产物的辐射与 H_2O 比较起来小到可以忽略不计。计算 H_2O 对发动机室壁的单位辐射热流, 使用以下经验公式^[3]:

$$q_{H_2O} = 3.5 p_{H_2O}^{0.8} l^{0.6} \left[\left(\frac{T_c}{100} \right)^3 - \left(\frac{T_{wg}}{100} \right)^3 \right]$$

此时总单位辐射热流等于 $q_r = q_{H_2O}$ 。

对燃烧室全长, 认为单位辐射热流恒定, 且等于按燃烧室末端气体参数所计算出的 q_r 值, 此时的辐射热流密度最大。从内喷管收敛段 $d \approx 1.2d_t$ 后, 燃气加速膨胀, 静温、静压都急剧下降, 辐射热流密度也随之下降, 到喉部只剩下最大热流密度的 50%, 喉部后面降低更快, 此处的辐射热流密度只占总热流密度值的很小一部分, 可以不去考虑。

2.2 通过室壁的传热

燃气传给室壁的热量以热传导的方式通过室壁, 根据热传导定律, 通过室壁的热流为:

$$q = \frac{\lambda_w}{\delta_w} (T_{wg} - T_{wl})$$

式中, λ_w 是室壁的导热系数, δ_w 是室壁的壁厚。

由上式可见, 室壁的厚度及材料的导热性对热流的影响很大。一般说, 选择导热性好的材料, 并且把室壁做的薄些, 可以提高通过的热流密度, 增强冷却效果。一般液体火箭发动机中使用的室壁材料是铜或者铜合金。

2.3 由液壁至冷却液的传热

液壁与冷却液之间的热交换是以对流方式进行的。大热流时, 对于冷却水, 液壁与冷却液间的换热系数采用以下公式^[3]计算:

$$\alpha'_k = 75.6B \frac{1}{d^{0.2}} \left(\frac{G}{F} \right)^{0.8} \beta$$

式中, d 为冷却通道的当量直径, G 为冷却液的流量, F 为冷却通道的流通面积, B 和 β 为待定系数。

当冷却液为液氢时, 采用液氢在超临界状态下的换热系数公式^[5]:

$$Nu_f = 0.0208 C_L Re_f^{0.8} Pr_f^{0.4} \cdot \left(1 + 0.01457 \frac{Tw}{T_b} \right)$$

式中, f 表示所有的热物理常数都用流体的平均温度为定性温度, 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, 流体的平均温度定义为 $T_f = \frac{T_w + T_b}{2}$, C_L 为修正系数, 主要与液氢的温度有关, 也与冷却通道的弯曲程度有关。

2.4 冷却肋片的影响

再生冷却推力室的气壁衬层上有沟槽状的冷却通道, 冷却通道之间的冷却肋加强了衬层与冷却液的换热, 因此在计算冷却通道的换热时必须

考虑冷却肋的影响。冷却肋的肋片效率为^[6]:

$$\eta = \frac{th(m l)}{m l}$$

其中: $m = \sqrt{\frac{2h}{\lambda \delta}}$, h 为液体和肋片表面的换热系数, λ 为肋片材料的导热系数, δ 为肋片的厚度, l 为肋片的高度。肋片效率定义为肋片的实际传热量与该肋片全部表面保持肋根温度时的传热量的比值。

2 推力室换热计算方法

轴对称再生冷却推力室的一维传热计算模型如图 2 所示。在计算过程中, 推力室沿轴向被分割成很多个单元, 把每一个单元等效成为圆柱段, 如图 2 所示。这些分割截面不需要等距离分布, 在喉部附近热流密度和温度的梯度最大, 可以分割更多的单元。因为冷却液的流动方向与燃气的流动方向相反, 截面位置的编号可以从推力室出口开始, 在推力室的入口结束。

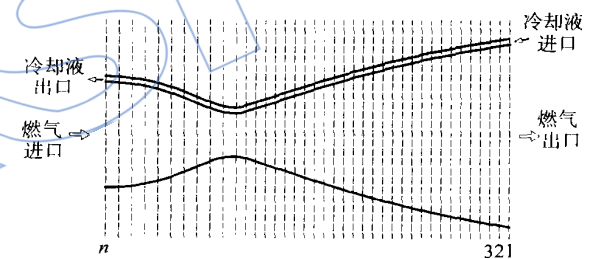


图 2 推力室一维传热计算模型

Fig 2 1D heat transfer model of thrust chamber

首先根据一维绝热等熵流动公式, 计算出推力室不同截面上的马赫数、温度和压强。其次, 从冷却通道入口开始, 对不同的单元建立一维能量方程, 考虑从燃气到气壁的对流换热和辐射换热, 气壁的导热和液壁到冷却液的对流换热, 进行循环迭代得到每一个单元的气壁温度、液壁温度、冷却液出口温度和冷却液入口温度, 以及热流密度和换热系数。对于燃气传递给气壁的热量, 这里假设全部被冷却液带走, 不考虑冷却通道外套与环境的换热。在计算中, 每个单元的入口冷却液温度等于上一个单元的冷却液出口温度。这样就可以得到沿着推力室轴线的壁面温度分布和热流密度分布, 为计算冷却套内部的温度场作准备。

冷却套内部温度场二维计算模型如图 3 所示, 把轴对称推力室按照冷却通道槽数分成若干个单元, 根据对称性取一个单元的一半来研究。图

中的剖面线区域是推力室冷却套的衬层 (liner), 冷却肋 (rib) 和冷却外套 (jacket), 对这三部分区域进行二维导热计算。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^[7]。在计算中, 假设气壁温度不变, 冷却套外边界与环境没有热交换, 热量全部被冷却液带走。

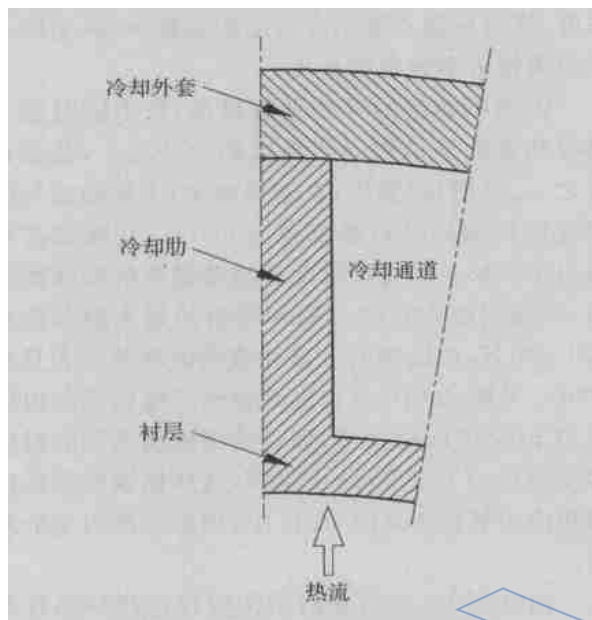


图 3 二维计算模型

Fig 3 2D heat transfer model

在计算区域的左右两侧是对称平面, 按照对称条件给出边界条件; 液壁与冷却液接触的壁面按照第三类边界条件给出; 冷却套外边界是绝热壁面, 气壁按照第一类边界条件给出。在二维计算中, 需要用到气壁温度、冷却液温度和液壁与冷却液之间的换热系数, 这都从一维计算结果中得到。

一维轴线方向计算的区域从推力室的头部一直到内喷管出口。为了简化计算模型, 只研究冷却通道的影响, 在推力室头部, 不考虑推进剂的雾化和燃烧, 只给出总温和总压。燃气的成分、燃烧温度和比热比通过热力计算获得, 在计算过程中不变化。

计算时的参数取值为: 推力室头部总压 3.67 MPa, 总温 3 393 K, 推力室燃气比热比 1.14; 冷却通道中低温氢气进口温度 100 K, 流量 0.5 kg/s, 冷却通道数量 68 条, 冷却槽宽 1.3 mm, 气壁层厚度 0.8 mm, 冷却通道高度 2 mm, 冷却通道外套厚度 2 mm; 推力室喉部直径 49 mm, 内喷管面积比 5.40, 燃烧室长度 185 mm, 收敛段长度 63 mm, 扩张段长度 150 mm。推力室结构的材料是锆铜 (ZrCu), 其导热系数取自文献^[4]。冷却剂是

低温的氢气, 其热物性参数随着温度和压强是在变化的, 粘度、比热容和导热系数取自文献^[8]。

3 计算结果和讨论

3.1 算例验证

本文中使用的经验公式和数值计算相结合的方法, 具有一定的近似性。为了检验一下这种方法的正确性和合理性, 对参考文献^[9~11]中的实验推力室进行了传热计算。实验推力室分为燃烧室和喷管, 燃烧室被分割成若干个小段, 喷管为一段, 每一段都用冷却水冷却, 冷却水流量要保证冷却水的温升大于 40 °; 这样就可以降低实验的误差。为了计算简便, 本文只对喷管进行一维换热计算。

图 4 是采用文中一维计算方法得到的结果和实验结果的比较, 图 5 是文献^[1]中采用 CryoROC 软件得到的结果和本文计算结果的比较。CryoROC 软件求解二维轴对称火箭发动机燃烧室的流场, 不但同时考虑了复杂的物理现象, 如: 液滴气化、液滴转变成气相的湍流反应和混合, 而且也考虑了气相的湍流燃烧。从文献中 CryoROC 计算结果与其它实验结果的比较来看, 两者吻合地很好, 因此采用 CryoROC 的计算结果作为基准来衡量本文的计算方法是合适的。

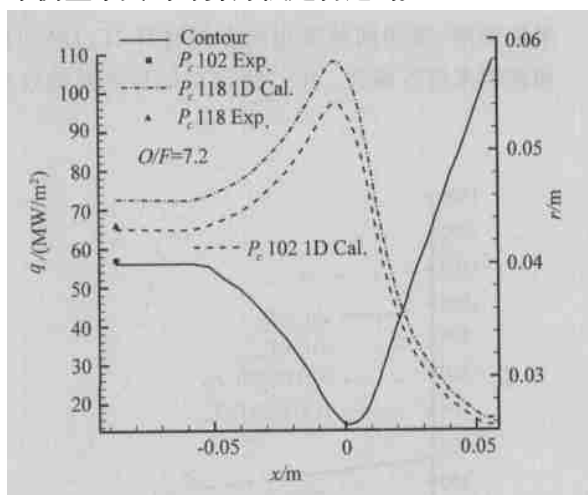


图 4 一维计算结果和实验结果的比较

Fig 4 Comparison of 1d calculation and test

从两幅图中可以看出, 在燃烧室身部, 本文计算的热流密度比实验的热流密度高, 误差大约有 15%; 在喉部, 本文计算的热流密度与实验值比较接近, 误差在 5% 左右。误差主要产生在燃烧室, 由于本文采用的辐射传热模型比较简单, 是一种经验公式, 所以燃烧室中计算的辐射热流密度就

比真实值大, 总的热流密度也就很大. 而且本文在轴线上采用的是一维模型, 没有考虑喷管型面曲率对燃气和冷却液换热的影响, 因此对喷管收敛段和扩张段的计算就偏高.

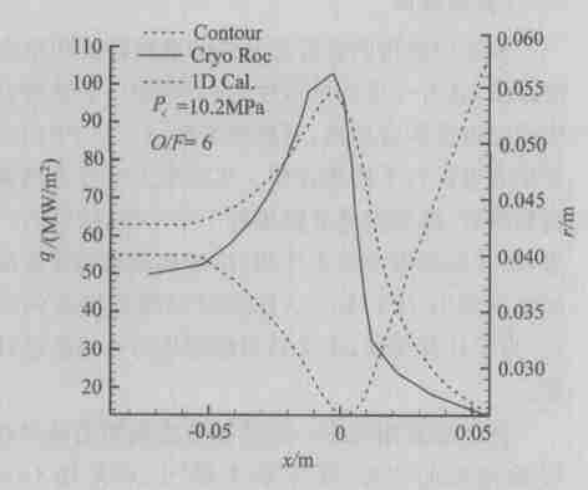


图 5 两种数值结果的比较
Fig 5 Comparison of two methods

总之, 本文的计算方法能较好地模拟出轴对称喷管基本的换热情况, 在燃烧室和喷管扩张段计算的误差较大, 在喉部能够较准确地计算出最大热流密度.

3.2 气壁材料的影响

为了考察不同气壁材料对推力室再生冷却效果的影响, 采用两种常用的金属材料 1Cr18Ni9Ti 和锆铜来进行研究. 1Cr18Ni9Ti 的导热系数取自

文献[4]. 两种材料发动机的计算工况相同.

图 6 是两种材料作为气壁时的计算结果. 图 (a) 中横坐标表示距离内喷管喉部的距离, 最左端表示燃烧室的头部, 最右端表示内喷管的出口. 纵坐标为温度, T_{gw} 表示气壁温度, T_{lw} 表示液壁温度. 图 (b) 中的横坐标表示轴对称推力室的周向长度, 横坐标原点表示冷却肋的对称面; 纵坐标表示距离推力室轴线的长度.

因为不锈钢的导热系数很小, 在不同温度下其导热系数是锆铜导热系数的十分之一, 甚至百分之一. 从图 (a) 看出, 在燃烧室中, 不锈钢的气壁温度比锆铜的气壁温度高出 500 K, 在喉部甚至高出 700 K. 从气壁温度和液壁温度的曲线图看出, 不锈钢推力室的气壁和液壁的最大温差超过了 1 000 K, 而锆铜的气壁和液壁的温差最大只有 200 K. 从图 (b) 中, 可以发现锆铜气壁内部的温度比 1Cr18Ni9Ti 低很多, 而且锆铜壁面内部的温度梯度也比 1Cr18Ni9Ti 小很多, 这样锆铜壁面的内部热应力就比 1Cr18Ni9Ti 小, 增加了推力室的寿命.

由此可知, 推力室的结构应该选择导热性好的材料, 这样能够降低气壁的温度, 减小气壁的热应力, 从而增加推力室的寿命.

3.3 气壁厚度的影响

图 7 是不同气壁厚度对推力室再生冷却性能的影响. 所取的气壁厚度分别为 0.2 mm, 0.4 mm, 0.6 mm 和 0.8 mm.

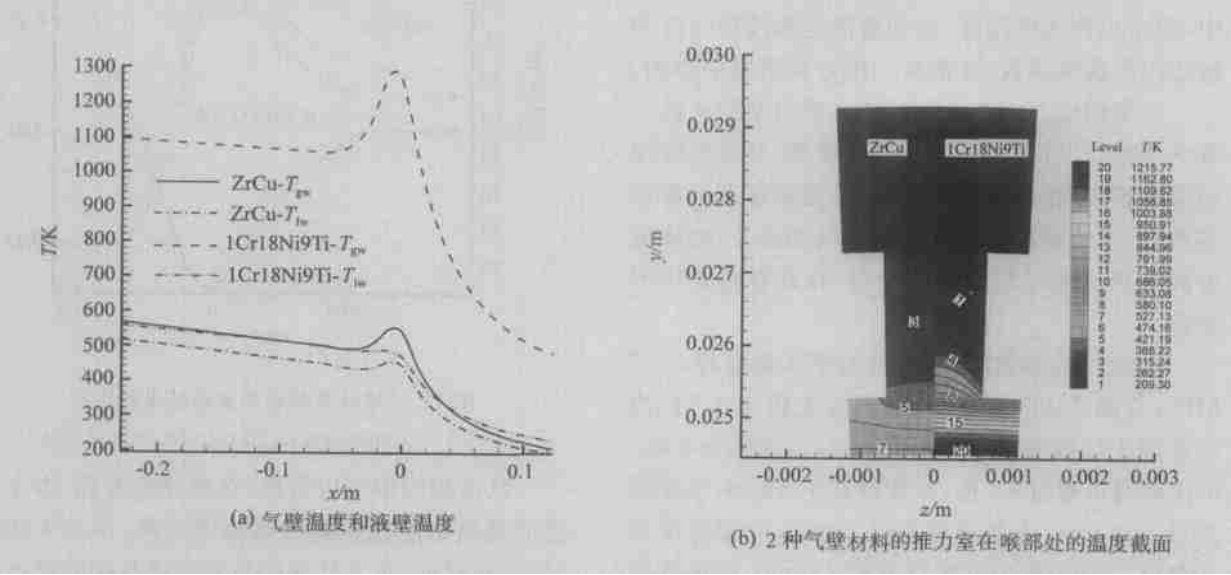


图 6 不同气壁材料的计算结果
Fig 6 Results of different gas wall material

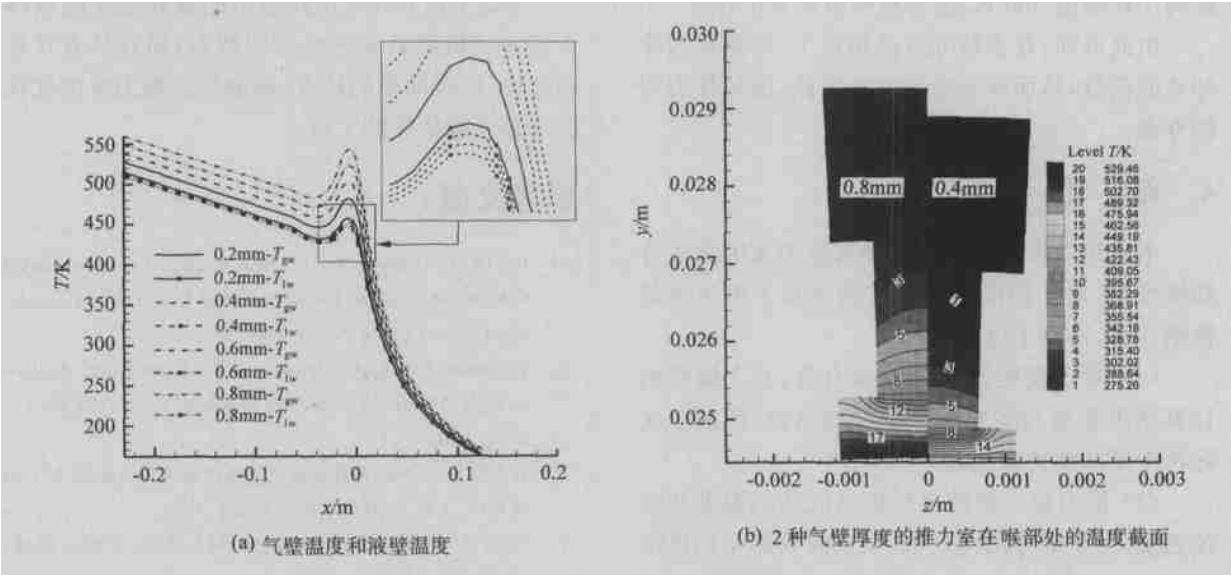


图 7 不同气壁厚度的计算结果
Fig 7 Results of different gas wall thickness

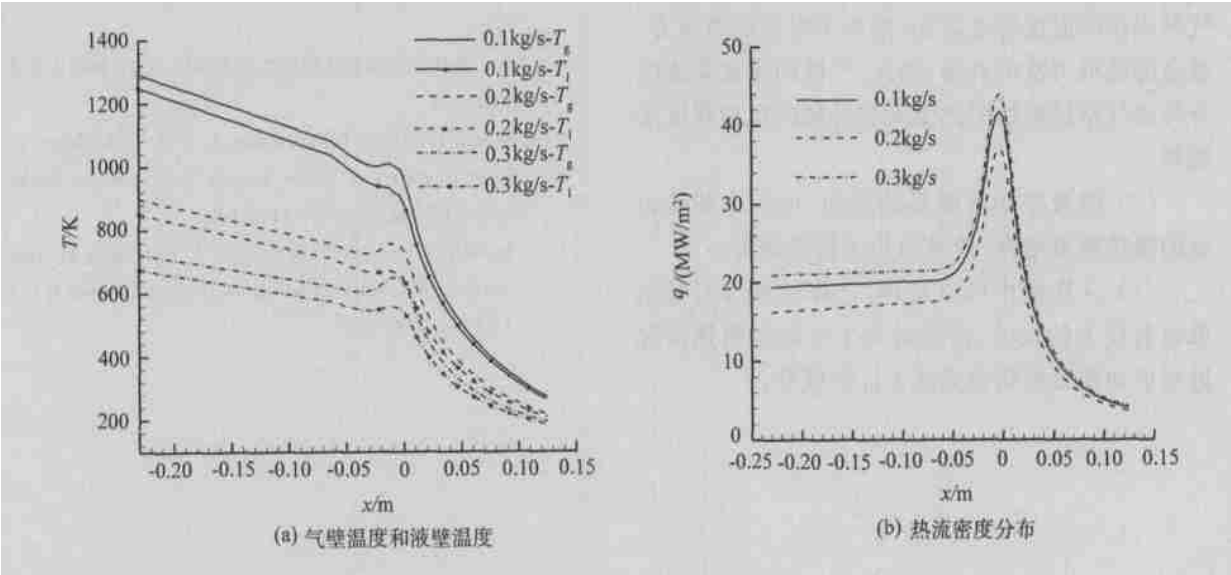


图 8 不同冷却液流量的计算结果
Fig 8 Results of different coolant flow rate

因为铝铜的导热性很好, 从图(a)中看出, 当气壁厚度增加时, 喉部的温度峰值在不断地升高, 而液壁温度在降低, 但变化幅度没有气壁温度变化那么大。从图(b)中可以看出, 气壁厚度较大时, 燃气壁温度较高, 但是温度变化比较均匀; 当气壁厚度减小一半时, 气壁衬层内部的温度下降, 但温度梯度增加, 这样就会增加气壁的热应力, 对增加推力室的寿命不利。

由此可知, 气壁的厚度应该越薄越好, 这样就可以降低推力室的气壁温度, 提高推力室再生冷却的换热能力; 但是当气壁厚度变薄时, 气壁内部

的温度梯度增加, 增加了内部的热应力, 这就会降低推力室的寿命。因此, 气壁的厚度应该综合考虑材料的最高耐热温度和材料的机械性能来选择。

3 4 冷却液流量的影响

图 8 是冷却液流量改变时沿推力室壁面的温度分布和热流密度分布。从图中可以看出随着冷却液流量的增加, 推力室的换热效果在增强, 由燃气传递给冷却液的热流密度在增加。当冷却液的流量为 0.1 kg/s 时, 气壁最高温度为 1 300 K, 位于燃烧室的头部, 因为这里燃气的温度最高; 当冷却液流量为 0.3 kg/s 时, 气壁的温度低于铝铜的

最高工作温度 800 K, 推力室可以正常工作。

由此可知, 在系统允许的情况下, 尽量增大冷却液的流量, 从而改善推力室的换热, 增加推力室的寿命。

4 结 论

本文建立了液体火箭发动机推力室的再生冷却模型, 并对不同的推力室结构进行了再生冷却换热计算, 得出了以下结论:

(1) 对于实验发动机的推力室, 本文模型的计算结果能够与实验结果较好地吻合, 反映了实际再生冷却的换热规律;

(2) 推力室气壁的材料影响气壁的温度和热流密度。对于同样的冷却液, 气壁材料的导热性能越好, 气壁的温度越低, 气壁的热应力也越小, 延长了推力室的寿命;

(3) 气壁的厚度变薄, 降低了推力室的气壁温度, 增加推力室寿命; 但是当气壁厚度变薄时, 气壁内部的温度梯度增加, 增加了内部的热应力, 就会降低推力室的寿命。因此, 气壁的厚度应该综合考虑气壁材料的耐热温度和材料的机械强度来选择;

(4) 随着冷却液流量的增加, 再生冷却推力室的换热效果增强, 传递的热流密度增大;

(5) 从算例中可以发现, 计算结果与实验结果也有较大的误差, 需要对再生冷却的换热情况进行更加细致地研究来修正计算模型;

总之, 本文中的计算模型能很好地反映液体火箭发动机推力室再生冷却特点, 而且具有计算速度快, 比较准确的特点, 能够作为推力室的优化设计和性能估算的工具。

参考文献

- [1] Preclik D, Wiedmann D, Oechslein W, et al. Cryogenic Rocket Calorimeter Chamber Experiments and Heat Transfer Simulations[R]. AIAA 98-3440, 1998
- [2] Alexander Woschnak. Thermo- and Fluid Mechanical Analysis of High Aspect Ratio Cooling Channels[R]. AIAA 2001-3404, 2001.
- [3] 什维留克(苏)著. 液体火箭发动机的设计理论基础[M]. 包雨相译. 上海: 上海科学技术出版社, 1963
- [4] 刘国球. 液体火箭发动机原理[M]. 北京: 宇航出版社, 1993
- [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, 1995
- [6] 三院校合编. 传热学[M]. 北京: 国防工业出版社, 1982
- [7] 陶文铨. 数值传热学[M]. 西安: 西安交通大学出版社, 1988
- [8] 王丰. 液体和气体的热物理性质表[M]. 北京: 国防工业出版社, 1980
- [9] Immich H, Altling J, Kretschmer J, et al. Technologies for Thrust Chambers of Future Launch Vehicle Liquid Rocket Engines[R]. AIAA 2002-4143, 2002
- [10] Immich H, Frohlich T, Kretschmer J. Technology Developments for Expander Cycle Engine Thrust Chambers[R]. AIAA 99-2889, 1999