

文章编号: 1000-8055(2008)02-0336-06

冷却环带喷注结构对煤油超临界液膜的影响研究

陈建华¹, 卢 钢², 张贵田^{1,2}, 周立新², 孙宏明²

(1. 西北工业大学 航天学院, 西安 710072; 2. 西安航天动力研究所, 西安 710100)

摘 要: 针对液氧/煤油补燃发动机液膜冷却过程,建立了超临界条件下的液膜冷却模型,分析了冷却环带喷注结构对局部流动和冷却效果的影响.在超临界条件下,煤油和周围燃气为同种流体,用同一组方程来描述其流动与传热过程,对 3 种典型冷却环带喷注结构的流动进行了数值模拟.结果表明:冷却环带的出口角度、台阶结构和喷射角对局部流动和传热有显著影响,出口角度小于 90°的台阶式结构可减小局部回流从而有利于推力室的热防护.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 液体火箭发动机; 推力室; 超临界流体; 膜冷却; 传热
中图分类号: V434⁺. 14; TK124 **文献标识码:** A

Investigation on the effects of injection structure on kerosene supercritical cooling film

CHEN Jian-hua¹, LU Gang², ZHANG Gui-tian^{1,2},
ZHOU Li-xin², SUN Hong-ming²

(1. School of Aerospace, North Western Polytechnical University, Xi'an 710072, China;
2. Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: A kerosene supercritical film cooling model for the thrust chamber of liquid oxygen LOX/ kerosene staged combustion cycle engine was established, and the effect of the film local injection structure on the local flow and cooling effect near the outlet of film cooling slot was analyzed. Under the supercritical condition, kerosene and its surrounding gas are in same phase, and can be described by the same equation for flow and heat transfer. Numerical simulations for 3 typical injection structures were carried out in this paper. The results show that: the step and angle of the film ring outlet and injection have great influence on the local flow and heat transfer, the step structure with outlet angle less than 90 degree will could reduce the local recirculation in favor of heat protection of the thrust chamber.

Key words: aerospace propulsion system; liquid rocket engine; thrust chamber; supercritical fluid; film cooling; heat transfer

当代先进的大型液体火箭发动机的燃烧室压强都在 10 MPa 以上,而且它还有进一步增大的趋势, Schoenman 甚至把燃烧室压强作为发动机冷却技术发展阶段的重要指标^[1-2]. 燃烧室压强越高,燃烧室热流将大幅增加,推力室的热防护就越困难,其冷却技术成为大型发动机研制中的关键技术之一.解决高压推力室冷却问题的方法需从推力室

承受大热流的燃烧室壁面内外两个侧面着手,并寻求更好的局部强化换热方法.对于推力室燃气壁可设置耐热层或隔热层和采取内冷却技术, Cook 和 Quentmeyer 针对高压烃类发动机冷却技术提出了几种隔热层^[3],而对烃类为冷却剂的发动机不可忽视是设置液膜冷却环带来强化内冷却,甚至在推力室收敛段某截面上设置冷却环带来强化对喉部的

收稿日期: 2007-08-20; 修订日期: 2007-11-28

作者简介: 陈建华(1966-),男,湖南沅陵人,研究员,主要从事液体火箭发动机推力室技术的研究.

冷却,如 Wolkmann 对喉部附近设置冷却环的进行了分析^[4].多条液膜冷却环带技术已成功地应用到液氧煤油高压补燃发动机中^[1-4].

液氧/煤油高压补燃发动机以其高性能、低成本、无毒无污染和高可靠性,在国际航天领域越来越显示出其巨大的技术优势.其燃烧室压强常高达 20 MPa 以上,温度接近 4 000 K,而煤油的临界压强和临界温度却分别只有 2.5 MPa 和 700 K.可见,液膜冷却环带采用煤油作为冷却剂,高温高压环境会使冷却液膜的煤油很快处于超临界状态.

当压强和温度超过流体临界点后,流体的气化潜热和表面张力均为零,没有蒸发,物理界面也不再存在,边界条件具有一定程度的任意性.此时,气液已无相态分别.燃气和作为冷却介质的煤油之间不存在物理上的界面,其相互发散现象类似于两种气体之间的双向扩散.因而,不能像亚临界状态下那样定义液膜的厚度和长度,不存在吸热蒸发而不断减薄液膜直至干涸,在传热与传质机理上与亚临界相比也有显著的不同.

对于液体火箭发动机推力室的液膜冷却技术,国内外已经进行了大量的理论和试验研究^[4-10],但大都集中在亚临界情况下,有关超临界液膜冷却技术研究,在文献中很少见到报道.因此,本文对补燃循环液氧/煤油火箭发动机的超临界液膜冷却技术进行了研究.通过对不同喷注结构冷却环带液膜冷却流动与传热过程的数值模拟,对比分析冷却环带喷注结构对局部流动和传热的影响,进而确定有利于推力室热防护的结构形式.

1 超临界流体的液膜冷却

1.1 超临界流体

纯流体典型的相图如图 1 所示^[11].对超临界流体有两种不同的定义方式,第一种为:当流体的温度与压强都处于其临界温度 (T_{cr}) 和临界压强 (p_{cr}) 以上时,称该流体处于超临界流体状态,即图 1 中右上角区域;第二种为:一旦比压 ($p_r = p/p_{cr}$) 或比温 ($T_r = T/T_{cr}$) 超过 1 (下标 cr 表示临界点对应的参数),流体就处于超临界状态,其定义的超临界流体的范围较前一定义的超临界流体的范围大.在前一种定义中,这两个区域的流体分别属于液态 ($p_r > 1, T_{cr} < 1$) 和气态 ($p_r < 1, T_{cr} > 1$).第二种定义是从三个区域流体的一些共性出发,即它们可以连续的从一个状态变化到其相邻状态,在任何情况下都不会出现两相.

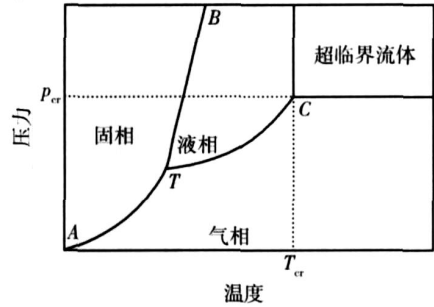


图 1 纯流体的压强 - 温度相图

Fig. 1 Phase diagram of pressure-temperature for pure fluid substance

1.2 推力室液膜冷却环带

推力室中典型的冷却环带结构如图 2 所示.液膜冷却环带只设置在燃烧室中,其冷却剂可以从再生冷却通道引入,也可以单独引入.高压推力室可采用多条冷却带的组合式内冷却方案.图 2 仅示出单条液膜冷却环带,在液氧煤油高压补燃发动机的工程应用中已采用了多条冷却环带技术,在喷注器附近设置了一条冷却环带,同时在喷管的收敛段也设置了两条内冷却环带^[1,10].对于大推力室发动机,如 RD-170 发动机,其燃烧室直径约为 400 mm.

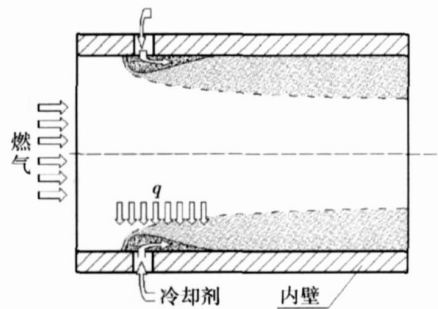


图 2 液膜冷却环带结构示意图

Fig. 2 Typical structure of the liquid film cooling slot

液膜冷却剂需旋转进入推力室内壁,在离心力作用下冷却剂粘着在室壁上,以提高液膜冷却的效果.在亚临界条件下,推力室内壁面形成的连续液膜在中心区高温高速气流的作用下,不断蒸发、卷吸和耗散.液膜冷却同时伴有气膜冷却,即液膜/气膜冷却.液膜/气膜形成的低混合比区隔离了高温气体与壁面,可降低高温气体与壁面间的对流换热.此时,从喷注点到液膜消失点的距离称为液膜长度,是衡量亚临界液膜冷却过程的一个重要参数,在工程设计中常用下式来计算液膜冷却长度 L ^[1]

$$L = \eta \frac{q_c}{\pi D} \left[\frac{c_p (T_s - T_H)}{h(T_{st}^* - T)} + \frac{Q_s}{h(T_{st}^* - T_s)} \right] \quad (1)$$

式中, η 为液膜飞溅系数; q_c 为冷却环带的冷却剂流量; h 为对流换热系数; c_p 为液体平均温度下的比热容; T_s , T_H 为冷却剂沸点和初始温度; T_{st} 为近壁层气体总温; $Q_s = c_p (T_s - T_H) + Q$ 为蒸发焓, Q 为汽化潜热。

但在超临界情况下, 液膜表现出稠密气体的特性, 液膜长度就失去了其物理意义. 因此, 有必要开展这方面的研究. 在高压推力室可能采用的液膜冷却环带喷注结构如图3所示, 图3(c)为切向喷射口, 其中参数 α 和 H 分别为冷却环带的出口角度和台阶高度, 反映了冷却环带的局部结构, 其对冷却环带的流动和换热过程有重要影响. 为此, 利用数值模拟重点分析了以上两个参数对超临界冷却液膜流动和传热的影响.

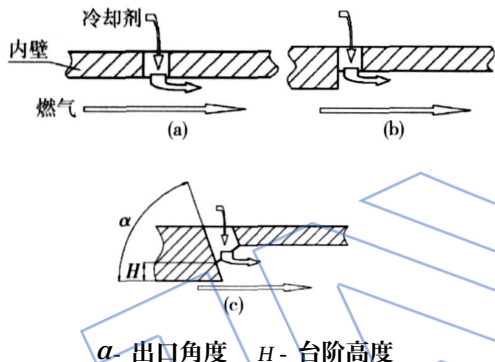


图3 三种液膜冷却环带喷注口结构示意图

Fig. 3 Three kinds of the configurations of the liquid film cooling slot outlet (α angle, H height)

1.3 超临界液膜的物理模型

为了描述燃烧室中的主流燃气和超临界液膜相互作用的机理, 按照前面提到的两种对超临界流体的定义, 建立超临界液膜的物理模型, 如图4所示.

按照第一种对超临界的定义, 当流体的温度与压强处于其临界温度和临界压强以上时, 称该流体处于超临界流体状态. 此时的液膜表现为如图4(a)的形式.

当液膜从 A 处喷注进入燃烧室时, 液膜所处环境的压强即室压 p_c 远远大于其临界压强 p_{cr} , 液膜外围温度迅速升高并超过其临界温度 T_{cr} , 但液膜内部温度远远低于其临界温度, 此时的液膜并没有达到超临界状态. 随着主流高温燃气与液膜相互作用, 液膜温度沿温升曲线 TC 迅速升高并在点 C 处达到其临界温度, 液膜进入超临界状

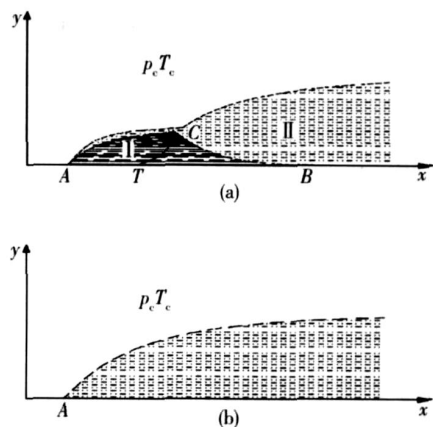


图4 超临界液膜冷却的物理模型

Fig. 4 Two kinds of the supercritical liquid film physical model

态并且表现为稠密的气团, 其密度接近液膜的密度, 但粘度远远小于液体, 而扩散系数比液膜大很多, 表面张力趋近于零, 定压比热发生了剧烈的变化. 当液膜发展到 B 点时, 温度已经完全超过其临界温度, 液膜在 II 区域完全进入超临界状态, 此时的超临界液膜冷却更类似与气膜冷却, 只是其物理特性与气膜不同.

按照第二种对超临界的定义, 一旦比压或比温大于1, 流体则处于超临界状态. 此时的液膜表现为如图4(b)的形式. 液膜从 A 处进入压强为 p_c 的燃烧室, 这时的比压 $p_r \gg 1$, 虽然此时的液膜温度还未达到临界值, 但按照第二种定义液膜已进入超临界状态, 与图4(a)中 II 区域相同, 这时的液膜可按照气膜冷却进行处理, 但需考虑超临界燃气与冷却剂的不同物性. 超临界条件下的煤油物性采用插值方法确定. 在实际发动机中, 燃烧室压力远远高于煤油的临界压力, 而温度也高达3800 K以上, 因此, 在高密度热流作用下, 煤油温升很快, 并迅速达到或超过临界温度. 为抓住问题的物理本质(即: 属于气膜冷却过程)及简化计算, 在下面的计算中, 采用第二种超临界液膜的物理模型.

2 数学模型

2.1 控制方程

基于上述第二种超临界液膜的物理模型, 把燃烧室中的燃气和超临界下的冷却环带煤油视为同一种流体, 二者的区别是物性参数不同. 采用柱坐标下二维轴对称雷诺时均方程来描述高压推力室中液膜冷却剂与主流燃气的流动与传热过

程^[12],而超临界气膜由煤油气浓度来表征,其控制方程如下

$$\frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r}(\rho v c) + \frac{\partial}{\partial x}(\rho u c) = \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left[\rho(D + D_t) \frac{\partial c}{\partial r} \right] + \frac{\partial}{\partial x} \left[\rho(D + D_t) \frac{\partial c}{\partial x} \right] \quad (2)$$

其中 ρ 为流体密度, u 和 v 分别为轴向和径向速度, c 为煤油气质量分数, x 和 r 分别为轴向和径向坐标, D 和 D_t 分别为分子扩散系数和湍流扩散系数。

2.2 边界条件

计算中给定燃烧室主流燃气的质量流量、温度和压强以及燃烧室的混合比和特征长度。燃烧室壁面为绝热边界条件,采用无滑移条件,用壁面函数来处理近壁面处的速度和温度。假设主流燃气由水、二氧化碳和煤油(由液膜扩散进入主流的煤油)组成,不考虑冷却环带的煤油冷却剂的化学反应,当纯流体处理。

2.3 燃气的物理性质

超临界环境下水和二氧化碳的物性由拟合的多项式计算得到。每一特定压强(范围在 0.1~15 MPa)下的水和二氧化碳的分子量、密度、导热系数、定压比热容、动力粘度分别由温度(范围在 273~4 000 K)的四次多项式得到,非特定压强下的物性参数通过线性插值求得。由获得的高温高压下水和二氧化碳的物性参数以及混合法则得到主流燃气的物性。还可由热力计算出燃气的物质参数,二者进行对比。燃气的物性包括:分子量、密度、导热系数、定压比热容、动力粘度。

3 计算结果与讨论

3.1 轴向热流分布

图 5 为三种不同室压下推力室轴向热流分布曲线,计算中考虑了液膜冷却环带的作用。如图所示,壁面的热流由于液膜冷却的作用逐渐减小,在接近

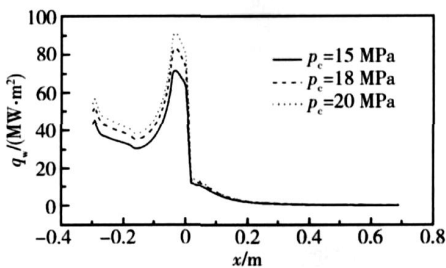


图 5 轴向热流分布曲线 ($x=0$ 对应于喉部)
Fig.5 Axial distribution of the heat flux
($x=0$ at throat)

喉部处热流迅速增大并在喉部附近达到最大值。喉部后方热流明显减小的主要原因是对流换热系数减小且气壁温减小,从而减小了燃气与壁面间的热量传递。对比不同室压下的热流分布可以看出,随着室压的升高喉部前的热流明显增加,室压为 20 MPa 时推力室的热流比 15 MPa 时的高出近 30 %。

3.2 喷注口局部结构的影响对比

不考虑推力室的再生冷却,对位于燃烧室段的超临界液膜冷却进行数值计算,对比液膜冷却环喷注口局部结构设计参数(出口角度 α ,台阶高度 H)对冷却效果的影响。计算了三种不同的喷注结构情况:(1) $\alpha = 90^\circ$, $H = 0$,称为结构 1;(2) $\alpha = 60^\circ$, $H = 0$,称为结构 2;(3) $\alpha = 90^\circ$, $H = 1 \text{ mm}$,称为结构 3。采集了喷注后方 30 个截面处的数

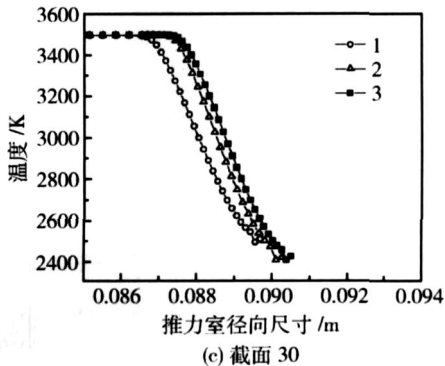
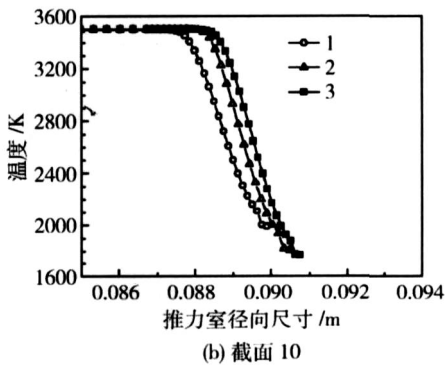
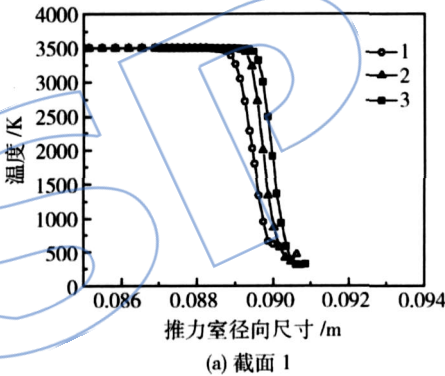


图 6 第 1,10,30 截面的温度分布对比
Fig.6 Comparison of temperature transverse
distribution of 1, 10,30 sections

据,其中每个截面间距 1 mm,利用得到的数据对比分析三种结构的冷却效果和影响区域.图 6 为三种典型结构在不同截面的温度对比图,图中 1, 2, 3 代表了以上三种不同的冷却剂喷注结构.计算中采用的燃烧室直径约为 200 mm.

采用结构一时,近壁面燃气温度始终高于其他两种结构.当液膜继续发展耗散,采用结构三(即带台阶的喷注口结构)可以得到相对最低的壁温.对这三种典型的冷却环带局部结构,计算煤油质量分数的分布,可以与上图进行对比分析.冷却环带喷注口附近煤油的质量分数分布如图 7 所示.

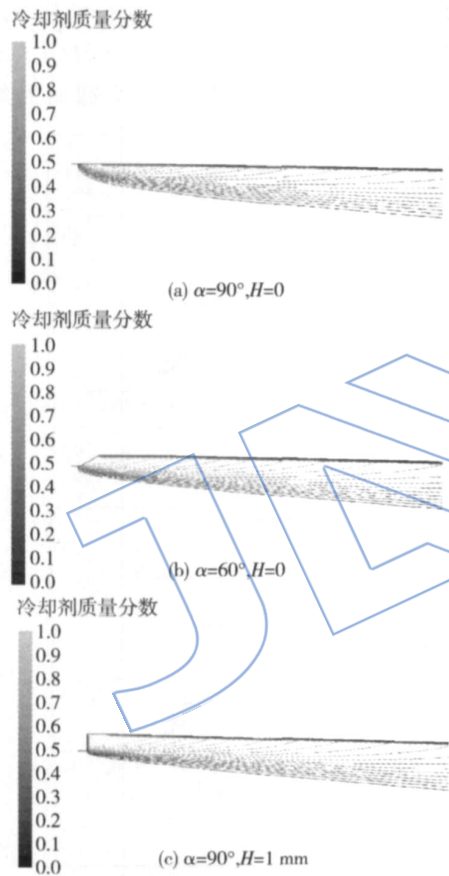


图 7 三种结构的冷却剂浓度分布对比

Fig. 7 Comparison of concentration distribution of first, tenth and thirty sections

由图 7(a)可知,入口后方近壁面处冷却剂质量分数较低,约为 80 %左右,形成的低温膜层相对较薄,而图 7(b)和(c)都可以形成一个冷却剂质量分数较大的区域,可在入口后方得到相对较厚的低温膜层.图 7(a)入口后方近壁面处冷却剂质量分数较低的原因是冷却剂进入推力室后,主流燃气直接作用于冷却剂,导致冷却剂进入推力室后易被主流燃气冲毁,使形成低温膜层的冷却剂大量减少.采用图 7

(b)结构时,冷却剂流动方向与主流燃气流动方向夹角较小,可以使喷入的冷却剂易贴近推力室壁面,所以能够得到冷却剂质量分数较大的低温膜层.采用图 7(c)结构,在冷却剂入口前有 1 mm 的台阶,可以保护刚进入推力室的冷却剂不受主流燃气的直接冲刷,但其入口处冷却剂的流动方向与主流燃气的流动方向垂直,会使一部分冷却剂直接进入主流燃气,造成这部分冷却剂的浪费.

由图 6 和图 7 可知,冷却剂喷注口局部结构对冷却剂形成低温膜层有着重要的影响,合理的结构可以使冷却剂充分发展为温度较低的均匀膜层.三种结构对比可知,冷却环带喷注口带有台阶的结构有利于形成煤油内冷却膜.

3.3 不同喷注结构的局部流动对比

在相同出口角度和冷却剂喷射角度情况下,不同台阶高度对喷注点出口局部流动的影响如图 8 所示.冷却剂的喷注角度不垂直于出口截面,这

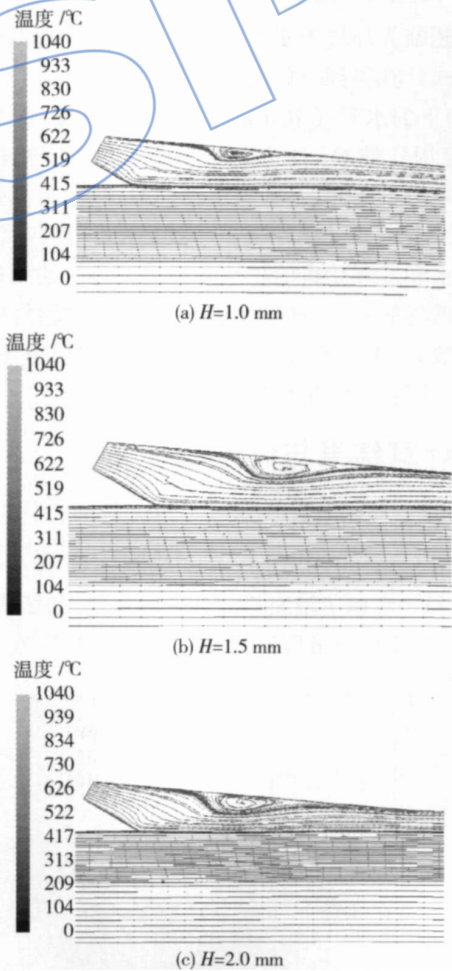


图 8 不同台阶高度时的局部流线对比

Fig. 8 Comparison of stream lines with the different step height under the same lip angle and injection

是由于冷却剂旋转进入推力室会产生较大的离心力,冷却剂受到一个向燃烧室壁面的力,使冷却剂更为均匀地贴壁进入推力室。

如图 8 所示,在冷却环带喷注口后方某些区域出现了回流区域,回流区域大小取决于喷注口的局部结构和冷却剂喷射角度。回流区的出现会加剧冷却剂与主流高温燃气的混合,会降低膜冷却的效率。对于相同的喷注口结构,如果液膜进入燃烧室的喷射角度不同,则在靠近喷注出口的区域会出现大小不同的回流区,如图 9 所示。

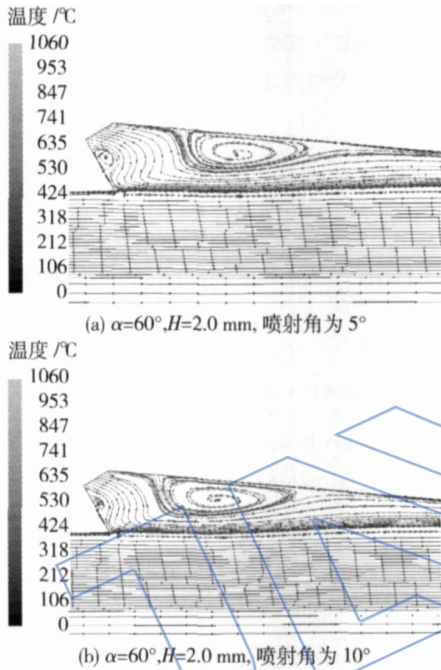


图 9 不同液膜喷注角度下的回流区对比

Fig. 9 Comparison of circumfluent area with the different film injection angle

由于回流靠近液膜冷却剂出口,可能导致出口局部壁面过热。因此,减小液膜冷却区域中的回流程度有利于液膜冷却的效果。选择合适的冷却环出口结构参数并增大冷却剂进入推力室的离心力,使液膜与壁面的附着程度增加,有利于高压推力室的热防护,可供高压推力室的冷却环带结构设计借鉴。

4 结 论

(1) 液膜冷却环带技术可有效地降低燃烧室气壁温度,是解决高性能液氧/煤油发动机高压推力室冷却的有效措施之一。高压推力室冷却环带液膜处于超临界条件,在不考虑化学反应的情况下,可将超临界下液膜视为稠密气体,与主流燃气

采用同一组方程进行描述。

(2) 冷却环带液膜喷注局部结构和冷却剂喷射角度决定回流区出现的位置和大小,影响超临界液膜的局部流动和传热,对低温保护膜层的形成有着重要的影响。

(3) 在三种液膜喷注结构中,带有台阶的切口式喷注结构(出口角度小于 90°)最优,可减小或消除回流区,有利于液膜冷却效能。提高液气膜与壁面间的附着程度、优化冷却环喷注结构有利于高压推力室的热防护。

参考文献:

- [1] 张贵田. 高压补燃液氧煤油发动机[M]. 北京:国防工业出版社,2005.
ZHANH Guitian. High pressure staged combustion LOX/kerosene rocket engine[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2005.
- [2] Schoenman L. High-pressure propulsion advanced concepts for cooling[R]. IAF 85-191, 1985.
- [3] Cook R T, Quentmeyer R J. Advanced cooling techniques for high pressure hydrocarbon fuel rocket engines[R]. AIAA 80-1266, 1980.
- [4] Wolkman J C, Mcleod J M, Claflin S E. Investigation of throat film coolant for advanced LOX/ RP-1 thrust chambers[R]. AIAA 91-1979, Int. 27th AIAA/ SAE/ SAME/ ASEE Joint Propulsion Conference, 1979.
- [5] Grisson W M. Liquid film cooling in rocket engines[R]. AD-A234288, 1989.
- [6] Matesanz A, Velazquez A, Rodriguez M. Performance of algebraic and models in the study of film cooling problems inside convergent-divergent nozzles[R]. AIAA-94-3384, 1994.
- [7] Katargin B I, Chvanov V K, Chelkis F J, et al. RD-180 engine production and flight experience[R]. AIAA-2004-3998, 2004.
- [8] Carlos A C, Marshall A W. Surface and gas-phase temperatures near a film cooled wall[R]. AIAA-2004, 3654, 2004.
- [9] Han Jechin, Jenkins P E. Prediction of film cooling effectiveness of stream[R]. AIAA-3654, 2004.
- [10] 杨宝庆, 陈建华, 周立新. 推力室多条内冷却环带近壁层混合比计算新模型[J]. 火箭推进, 2002, 28(4): 20-25.
YANH Baoqing, CHEN Jianhua, ZHOU Lixin. New calculation models for near-wall mixture ratio of multi-film cooling thrust chamber[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2002, 28(4): 20-25.
- [11] 陈宏芳, 杜建华. 高等工程热力学[M]. 北京:清华大学出版社, 2002.
- [12] 陶文铨. 数值传热[M]. 西安:西安交通大学出版社, 2001.
TAO Wenquan. Numerical heat transfer[M]. Xi'an: Xi'an Jiaotong University Press, 2001.