

层板发汗冷却在液体火箭发动机中的应用与发展综述

张 峰, 刘伟强

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南, 长沙 410073)

摘 要: 较系统地介绍了应用于液体火箭发动机推力室冷却的层板技术, 指出了层板发汗冷却的技术优势。介绍了一内壁全部由层板构成的液体火箭发动机推力室结构及其层板发汗冷却单元的设计和加工工艺问题。总结了国内外关于层板发汗在火箭推力室冷却方面的研究进展, 并简要论述了其应用前景。

关键词: 层板; 发汗冷却; 液体火箭发动机; 推力室

中图分类号: V434

文献标识码: A

文章编号: (2007) 06-0043-06

Application and development of platelet transpiration cooling technology in LRE

Zhang Feng, Liu Weiqiang

(Inst. of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Platelet technology and its advantages are introduced in detail. A thrust chamber structure with whole inner wall consisting of platelets and its manufacture process are presented. Progresses in platelet technology applications to LRE's thrust chamber both in domestic and abroad are summarized. Its future application prospect is discussed.

Key words: platelet; transpiration cooling; LRE; thrust chamber

1 引言

上世纪六十年代, 美国空军火箭推进实验室 (Air Force Rocket Propulsion Laboratory) 在研究

高压火箭燃烧室时, Kuntz 等人设计并制成了用多个表面刻有冷却剂通道的薄板构成的发汗冷却推力室, 如图 1^[1]所示。到目前为止, 已经出现了数百种层板热控制装置。该冷却方式有降低冷却系统压降, 减轻涡轮泵负担, 所用冷却剂量较小

收稿日期: 2006-10-30; 修回日期: 2007-10-18。基金项目: 国家自然科学基金(50276067)。

作者简介: 张峰 (1980—), 男, 博士研究生, 研究领域为航天器及其动力系统热分析与热控制。

的特点。但由于层板材料与成型工艺水平的限制,曾经阻碍其应用发展。

近年来,随着激光光刻,尤其是抗腐蚀的金属层板蚀刻与扩散焊技术的发展,层板发汗冷却的应用研究被注入了极大的活力^[2,3]。从国外关于液体火箭发动机层板发汗冷却推力室具体的公开文献中看出该类研究主要以美国 Aerojet 公司的大量成果为代表,尤其在 90 年代中期研制成功的新型双燃料双膨胀 (DF/DX) 发动机,将层板技术的研究与应用推到了一个新的阶段^[4]。在国内,层板冷却是航空航天高温装置冷却的研究热点,近年来国防科大、西北工大、上海交大、清华大学及科研院所均取得了不同程度的研究进展。

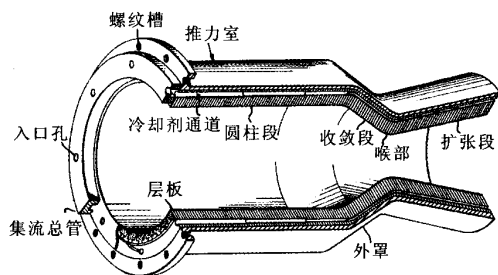


图 1 层板发汗冷却推力室示意图

Fig.1 Schematic of the platelet transpiration cooling thrust chamber

2 层板发汗冷却特点

发汗冷却方式实际上是液膜、汽膜冷却的一种极限形式。发汗介质以微小的量均匀地在受热壁面流出而形成隔热屏障。冷却剂低速流经多孔壁面并大量吸收由于对流和辐射进入固体壁面的热量,温度不断升高。与再生冷却相比,冷却剂流速小,产生的压降也相对较小,因此可以大幅提高燃烧室的室压,进而提高燃烧效率;与膜冷却相比,发汗冷却所需冷却剂很少,若设计合理可控制在 2% 以内,吹风比(发汗冷却剂流强与高速气流流强之比)在 3% 以内^[5],对主流的扰动较小,所带来的性能损失不大。

发汗冷却在航空航天的高温防护装置中有过许多实际应用,如采用疏松多孔材料发汗、层板发

汗等方式对飞行器的发动机推力室壁、头锥、喷注器面、涡轮叶片等部件实施发汗冷却。采用疏松多孔材料来实现发汗冷却的推力室,在受热面出现局部过热,会引起该处的局部流阻增加,发汗介质在此处的流强减小,使发汗介质不经过热区而由相通的多孔流道流向别处,继而出现局部过热处的扩大和恶化。这一缺陷使这些发汗冷却的结构方式在可重复使用运载器上成功使用受到了阻碍。

层板发汗冷却可将热影响区限制在散布流动区范围内,它的控制流道高摩阻性与散布流动区的低摩阻性,可使受热壁面的局部过热对控制流道的影响很小,即使在局部过热时,冷却剂在该处的流量也是基本恒定的,局部过热产生的高温区将在稳定的发汗流作用下恢复正常,所以能够很好地克服一般多孔材料发汗冷却结构可能出现局部过热的缺陷,达到受热部件可重复使用的目的。目前几种典型的层板发汗冷却结构有:TRANSPIRE 类型(图 1)、LAMILLOY 类型和 TRANSPLY 类型层板。LAMILLOY 类型层板层间布满许多基柱,以加强冷却剂的冷却和增强换热面积。TRANSPLY 类型层板没有基柱,直接在每层层板上加工出内部流通通道,由进气孔进来的冷却气先冲击到层板内,然后沿着通道流向出气孔。

在冷却液体火箭发动机推力室方面应用的主要是 TRANSPIRE 类型层板,该类层板的精确分流特点可使冷却剂流量随层板片内的流动阻力不同而不同,保证在壁面不同的冷却要求处,注入相应的冷却剂流量,提高冷却剂的使用效率,还可通过调整通道的流动阻力来适应推力室内的压力变化。TRANSPIRE 类型层板的每个层板内径被加工成推力室型面,壁面结构由许多发汗冷却单元组成。每个单元内部通道主要包括:主控制通道,分配区,二次控制通道,热影响区(图 2)。主调节通道的长度和尺寸基本控制着整个层板单元的流动特性,它的流动压降大约占总流动阻力的 90%。冷却剂从主调节通道流出进入分配区域,该区域流动阻力很小,目的在于使冷却剂在层板内沿周向均匀分布。冷却剂进入二次调节通道,该通道的流动阻力约占整个层板的 10%。

最后, 冷却剂经热影响区域的散布流道注入推力室。冷却剂与燃烧室内高温燃气的换热、冷却剂与层板之间的换热均集中于该区域^[6]。

散热强度大也是层板发汗冷却的一个突出特点。已有的层板冷却装置测量数据表明, 可在热流 $3.2\times 106\text{W}/\text{m}^2\sim 3.3\times 108\text{W}/\text{m}^2$ 的工况下工作。

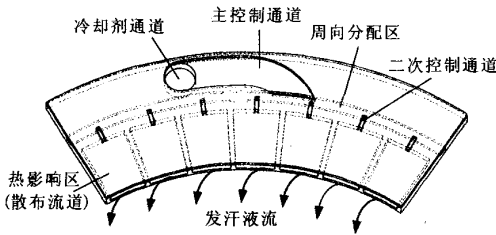


图 2 层板发汗冷却单元中的冷却剂流动形式

Fig.2 Coolant flow in platelet transpiration cooling element

层板发汗冷却也有自身的缺点, 加工工艺复杂、造价较高, 且由于层板一般垂直于推力室轴线安置, 使得推力室重量较大。另外, 发汗冷却虽是膜冷却的极限形式, 耗费的冷却剂远少于膜冷却, 但同膜冷却一样由于近壁层燃气温度低于主流温度, 造成发动机排气速度降低, 推力损失增大, 发动机比冲略小于传统再生冷却。

3 推力室层板发汗冷却实现形式

图 1 中的发汗冷却推力室包括圆柱段, 收敛段, 喉部和扩张段, 均由层板 (图 3 (a)) 构成, 层板的散布流道中有基柱, 吸收了 LAMILLOY 层板的特点。冷却剂从头部喷注器的分液腔内, 进入到推力室壁面内的供液通道内。文献[3]指出该层板冷却推力室的每一个层板发汗冷却单元, 冷却剂从入口进入经主控制通道和分配通道, 然后经层板上 T 形的限流块结构分隔流体, 经二次控制槽道进入到散布流道, 层板的厚度在 0.01mm~1mm 左右。整个层板结构的供液通道被设计成逐渐减小的几部分, 保证冷却剂足够的流强通过整个流道和关机时冷却剂损失最小。

在此设计基础上, LaBotz 对层板发汗单元进行了改进 (图 3(b))^[7], 使其更便于制造和控制冷

却剂的流量, 该去掉了散布流道中基柱部分, 每个单元由控制层板和散布层板组成: 控制层板用来控制冷却剂的流量, 为了方便蚀刻和保证控制流道尺寸精度, 所有的控制流道深度贯穿整个板厚。通常情况下, 控制层板厚度越小, 控制流道的尺寸也越小, 单位长度流动阻力就越大, 流量控制效果越好。同时, 由于控制层板内没有冷却剂直接流入推力室, 太厚的控制层板可能导致该处得不到足够的冷却保护; 散布层板上的散布流道不要求跟控制流道同样的精度, 流道尺寸精度要求相对较低, 散布流道深度部分蚀刻贯穿板厚。另外, 在层板供液通道内部, 有一个一侧开口的导流管, 开放的一边朝向主控制流道, 该设计可有效减小由于主控流道的长度不同产生的流体动荡。改进的层板发汗单元通过调整控制层板和散布层板之间的相对叠放位置, 借以调节开口管在控制层板主控制流道的不同位置而有效产生不同流阻。

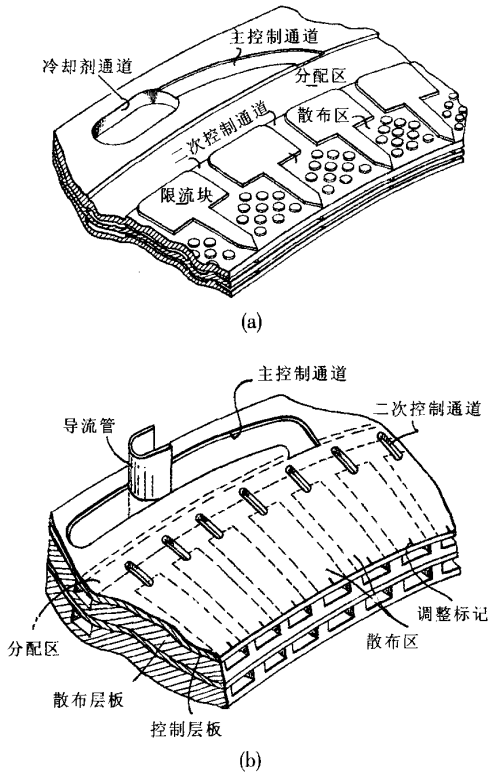


图 3 层板发汗冷却单元及改进结构

Fig.3 Original and improved platelet transpiration cooling element structure

4 层板装置的制造和成型工艺

若厚度要求越薄，层板的加工母材越不易获得且加工越困难。制作经验及试验表明，只要所用材料能够制成薄片、并具有良好的蚀刻和扩散焊性能就可以用作层板发汗冷却装置的结构材料。而且，当层板材料薄片扩散焊成形后，整体结构的材料性质几乎与其母体相同，目前可用于制作层板的材料如表 1 所示。例如，以铜（如紫铜做控制层板，黄铜做散布层板）作母材，易蚀刻，加工较简单且铜有一定的延展性，可有效防止由于层板表面微小凹凸引起的渗漏问题^[9]。

表 1 目前可用于制作层板的材料

Tab.1 Currently available platelet construction materials

类别	名 称	类别	名 称
铜合金	OFHC、ZrCu	镍合金	Ni 200/201
	NARloy-Z		Inconel600/625
	Glid Cop		Inconel 718
	GrCop84		Haynes214
钴合金	Haynes188	钼	CP、Mo50Re
铝	1100、3000	不锈钢	347 CP、304/304L
	5000、6061-T6		316/316L 17-4PH
钛	CP、6Al4V	铁基高温合金	A286、Inconel909
	15.3.3.3	陶瓷	Si3N4
Beta 21-S			
二元类	SS/ZrCu	Inco 909/ZrCu	
	SS/NARlyZ	Haynes 188/ZrCu	
	SS/Ni200	Pt/Ni200	
	A286/ZrCu	Pt/MoRe	
	Ni/ZrCu	其他等等	

文献[9]总结了制作层板工艺，指出一般先设计板上的流动通道几何特征，然后进行流动通道的加工。主要有两种加工方法：光-化学加工法和激光切削法。在一个板片可以通过重复上述过程来蚀刻不同深度的流道。由于所有几何图案同时加工，光-化学加工法效率高，而且允许不同深度蚀刻；在激光切削法中，用高能量密度激光束侵蚀金属材料来得到所需的图案。激光切削可

在板上得到小孔，还可加工出斜孔。

另外也可通过模压加工（Embossing）或电镀（Electroplating）等来制作层板表面流道。

流动通道加工完成后，将板片按预定的次序叠放在一起，再在一定的温度和压力下经扩散焊接成型。对于陶瓷材料层板，预先设计的不同板片按顺序迭合之后，通过烧结成型。也可通过夹具夹紧层板，方便装卸。夹具可由两片不锈钢板片和螺栓夹紧固定完成。不锈钢刚度高，各处变形小，能够对层板件均匀的夹紧，防止渗漏。为方便观察通道内的流动，也可用透明有机玻璃材料来取代不锈钢夹具。

5 层板发汗冷却技术的研究发展

目前已有数百种层板发汗冷却装置，主要代表有：液体火箭发动机上的发汗冷却燃烧室，高温涡轮上的涡轮机叶片，飞行器大气再入发汗冷却鼻锥，低压高热流芯件上的热管，冷却或加热 O₂ 和 H₂ 的热交换器，拦截器上的信号接收器外壳，超音速流中的冲压喷气发动机支撑件的冷却，H₂ 火焰控制器，液体火箭发动机再生冷却推力室，拦截器上 IR（Infrared）窗以及飞行器头部，对接飞行器 NASP 迎风翼段的冷却，高超音速前沿器件的冷却，风洞壁面的高速气流壁面冷却等等。美国 Aerojet 公司等关于高温高压燃烧室热防护的研究，如 ARES（室压 19.31MPa，冷却剂为 N₂，CH₄）、Graphit Platelet（室压 6.89MPa，冷却剂为 H₂O）、Trans-Regen（室压 4.14MPa，冷却剂为 H₂、He）、Hydrocarbon Engine（室压 10.34MPa，冷却剂为 RP-1）、DF/DX Engine（室压 20.68MPa，冷却剂为 H₂）等。

除了 Aerojet 以外，国内外许多其他研究机构也对层板冷却研究做了大量的工作，关于层板发汗冷却技术在液体火箭发动机燃烧室中的研究。概括起来在以下几个方面有较大进展：

(1) 发汗冷却的基础理论研究

发汗冷却的效果通过两种冷却过程来实现。第一过程为推力室壁结构内部对流传热冷却，通常在分析室壁结构内部温度时，采用局部热平衡

模型或温差传热模型;第二过程为冷却剂在受热表面形成发汗膜对燃气热流向室壁的传递产生阻碍,冷却剂离开发汗缝隙进入燃气附面层,使燃气与室壁之间的热阻增大,降低了热流强。该过程分析方法可分为三类:A)经验关系式方法,通常由Bartz公式确定无发汗流室壁在同样工作条件下的热流强,然后再选取发汗流对传热影响的主要因素(如发汗冷却介质在受热壁面的流强、热容量等)进行修正,形成经验关系式;B)通过对发汗附面层进行简化分析,借助必要的试验数据,获得发汗附面层的传热特性,形成半经验关系式;C)建立在对多组分化学反应流N-S方程求解基础上,首先由数值计算获得燃气流场的参数,然后确定燃气与发汗表面的换热。到目前为止,即使是对单一成分的多孔平板发汗湍流附面层的流动问题的研究也远不及固壁湍流附面层研究深入^[10,11]。

这两个过程相互影响,一方面冷却剂的流动特性影响室壁的温度分布,流出缝隙的冷却剂的温度影响附面层中的膜冷却效果;另一方面发汗膜冷却效果控制着燃气向内壁传热的热流强,影响壁温和冷却剂流出发汗缝隙的温度。

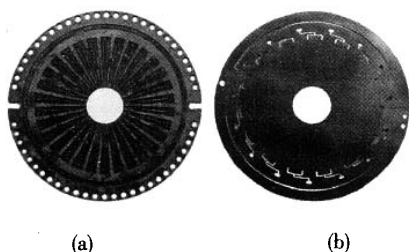


图4 冷却剂散布层板与控制层板

Fig.4 Distribution platelet and metering platelet of coolant

(2) 层板微小通道流动与换热研究

通常控制层板、散布层板的厚度很小,通道内的流动与换热存在着微尺度效应。当冷却剂入口压力一定时,可通过调节冷却剂在主控制流道和二次控制流道的实际流通距离来调节冷却剂流量;高温燃气对发汗冷却剂的换热主要在散布流道内进行,因此探讨层板通道内流动和换热微尺度效应、研究控制通道的流阻特

性和散布流道内的冷却剂换热特性,对推力室的安全有重要意义。目前国内外对其进行了相关研究,图4(a)、4(b)是上海交大为试验通道特性设计的散布层板和控制层板。

(3) 层板结构、冷却剂特性对液体火箭发动机推力室壁温特性、燃气向室壁的传热热流强、热浸深度以及推力性能的影响方面的研究

国内外开展了对高性能液体火箭发动机推力室层板发汗冷却的探讨,针对未来空间运载器的发展趋势,主要对烃类等燃料液体火箭发动机层板发汗冷却推力室的性能进行理论与试验分析探讨。

(4) 层板结构中板片的热应力与热失稳研究

当发汗流强不变、受热面的传热热流强不变时,结构层板的厚度愈薄,层板受热壁面的温度愈低^[5]。但当层板受热时,散布流道结构的受热膨胀受到抑制,因而在薄板两端产生压应力。若该压应力值足够大,会使层板薄片出现失稳而发生热皱损现象。发生挠曲变形的结构层板会使当地的散布流道发汗缝隙部分堵塞、诱发相邻层板的变形,造成该处及周围产生过热,由此产生更大的热应力,引起局部过热区扩大和恶化,导致推力室的内表面出现烧蚀。目前已对层板结构中的薄板在受到均匀或非均匀热应力的压缩作用下发生皱损有初步的研究。

(5) 层板加工工艺研究

主要是层板的蚀刻技术(尤其是耐腐蚀金属的蚀刻技术)、层板的扩散焊成型技术等。近年来,我国层板发汗冷却技术所需的材料与工艺已有较大进展,对铜、不锈钢等材料的蚀刻与叠焊都有一定的能力。

(6) 其他基于层板发汗冷却的技术发展

这方面技术的拓展主要体现在层板喷注器和层板再生冷却推力室。在液体火箭发动机发汗冷却推力室诞生后不久,层板式喷注器随着层板光刻微冷却剂通道的技术被应用到分级燃烧室中而产生。为克服再生冷却推力室传统的铣削加工局限性,即冷却通道高宽比偏小无法充分发挥肋片强化传热的作用,Aerojet公司在1984年开始开发层板再生冷却推力室。

另外,用于液体火箭发动机试验的超临界层板混合器是近年来基于层板发汗冷却技术的一个发展亮点。在对液氢等燃料的液体火箭发动机试验中,为了获得不同的燃料物理状态,需要对20K的液氢到300K的气氢在10MPa左右压力下进行混合,文献[12]设计出了由数百片限流层板和增厚层板叠成的混合器,如图5。在室壁微小缝隙中将不同的流体以流体甲、流体乙、流体甲、流体乙的交替形式实施交错分层发汗喷注。当流体为液态时是以类似于人体排汗的方式渗出,当流体为气态时是以很薄的扇形气体喷出,利用两种流体掺混分布均匀和流动交错剪切力的作用,实现在混合室里的小容腔均匀混合。

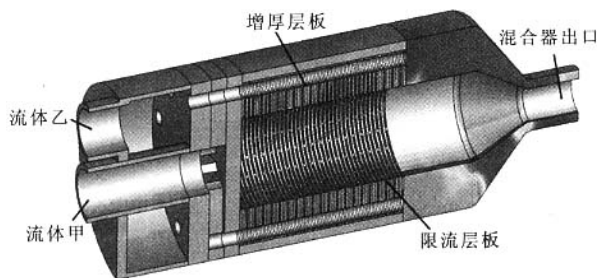


图5 层板发汗喷注混合器

Fig.5 Platelet transpiration injection mixer

6 结束语

(1) 液体火箭发动机发汗冷却是解决可重复使用运载器防热系统问题的一个有效途径,它能够实现可靠的热防护,又能够充分降低冷却系统的压降、减轻涡轮泵的负担,因而被认为是能使发动机获得高性能的冷却方式,在未来空间运载器防热系统中应用的条件日趋成熟,是下一代低成本、可重复使用天地往返系统能达到长寿命、轻质量、高可靠性的关键技术之一。层板构成发动机喉部,具有明显的优点,工程上的理论计算和试验积累较多,可望被较快应用。

(2) 对多孔材料发汗冷却研究、微尺度通道研究成果的吸收以及对现有液体火箭发动机型号进行层板发汗冷却的改进设计与整体性能计算分析,可加快层板发汗冷却装置的研制。在层板热

应力、层板加工工艺、尤其是控制通道和散布通道的换热与流动微尺度特性分析方面会出现更多的研究成果。

(3) 层板发汗冷却是层板技术的一个具体应用方面,而层板技术能够非常灵活地利用多层不同形状的板片叠放成型各种流体流动控制装置,因此借助层板技术这种特性开发更多的流体流动、换热、混合与燃烧设备。

参考文献:

- [1] Kuntz R J, Blubaugh A L, Laotz R J. Transpiration-cooled Devices[P]. U.S. Patent 3,585,800.
- [2] Robbers B A, Anderson B J, Hayes W A, et al. Platelet Devices-Limited Only by One's Imagination [R]. AIAA Paper 2006-4542.
- [3] Mueggenburg H H, Hidahl J W, Kessler E L, et al. Platelet Actively Cooled Thermal Management Devices [R]. AIAA Paper 92-3127.
- [4] Froning H D. Rudi Beichel's Unique Dual Fuel/Dual Expander Reusable Rocket Engine [R]. AIAA Paper 96-3178.
- [5] 刘伟强. 液体推进剂火箭发动机推力室层板发汗冷却研究[D]. 国防科技大学, 1999, 5.
- [6] Blubaugh A L, Zisk E J. Demonstration of an Advanced Transpiration Cooled Thrust Chamber[R]. AD385085.
- [7] LaBotz R J. Transpiration Cooling Washer Assembly[P]. U. S. Patent 3,925,983.
- [8] 杨卫华. 层板发汗冷却技术基础理论及应用研究[D]. 上海交通大学, 2003.
- [9] 牛禄. 液体火箭发动机层板再生冷却技术研究[D]. 上海交通大学, 2002.
- [10] Ananth R, Nduvubu C C, Tatem P A. A Model for the Development of a Boundary Layer Diffusion Flame a Porous Plate[R]. ADA389659, 2001.
- [11] Keener D N. Investigation of Boundary Layer and Performance effect of Transpiration Cooling Through a Porous Plate in a Rocket Nozzle[R]. ADA 289393, 1994.
- [12] 刘伟强, 张峰, 张肇毅, 等. 流体混合器 [P]. 中国专利: 申请号 200410046605.0.

(编辑: 侯 早)