

# 液氧/煤油高压推力室液膜冷却环局部过热分析

吕发正<sup>1</sup>, 吴海波<sup>1</sup>, 杨永红<sup>1</sup>, 迟 淳<sup>2</sup>, 陈建华<sup>1</sup>

(1 西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100; 2 西安航天发动机厂, 陕西 西安 710100)

**摘 要:** 液氧/煤油发动机高压推力室采用了多条液膜冷却环带技术。由于室压高和热流密度大, 易出现冷却环带结构局部过热现象, 局部过热 (甚至局部烧蚀) 有时发生在燃烧室收缩段的冷却环上沿。传热计算和对比分析表明, 在降低边区混合比的同时, 第一冷却环带流量增大 25%, 可使过热处气壁温下降约 35℃。采取增加冷却环带流量、降低燃烧室边区混合比、改善液膜冷却局部喷注结构等措施有利于燃烧室壁面的热防护, 可防止局部过热的发生。

**关键词:** 液体火箭发动机; 推力室; 液膜冷却; 传热计算; 烧蚀

中图分类号: V434

文献标识码: A

文章编号: (2009) 03-0011-04

## Investigation on local overheating of the film cooling ring for LOX/kerosene high pressure chamber

Lü Fazheng<sup>1</sup>, Wu Haibo<sup>1</sup>, Yang Yonghong<sup>1</sup>, Chi Chun<sup>2</sup>, Chen Jianhua<sup>1</sup>

(1 Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China;

2 Xi'an Space Engine Factory, Xi'an 710100, China)

**Abstract:** The multi-ring film cooling technique was introduced for thermal protection of the high pressure chamber of LOX/kerosene engine. The local overheating (even ablation) of the film cooling structure occurred occasionally at the slot step (aft lip) due to the high chamber pressure with large heat flux. The comparison analysis of heat transfer calculation was conducted, and the results show that the hot-gas side wall temperature can reduce about 35 °C by increasing the flow rate by 25% and a lower peripheral mixture ratio. The measures of increasing film cooling flow rate, decreasing peripheral mixture ratio and improving the local film ring structure are effective for chamber wall thermal protection and preventing local overheating or ablation.

**Key words:** liquid rocket engine; thrust chamber; film cooling; heat transfer; ablation

收稿日期: 2009-03-26; 修回日期: 2009-04-10。基金项目: “863” 高技术项目。

作者简介: 吕发正 (1968—), 男, 高级工程师, 研究领域为液体火箭发动机推力室设计。

## 0 引言

从20世纪50年代起,美国研制了液氧/煤油发动机MB-3用于“雷神”、“宇宙神”、“大力神”导弹,60年代研制了6800kN的大推力液氧/煤油发动机(F-1)用于“阿波罗”登月的“土星-V”火箭。前苏联从20世纪50年代开始研制RD-107、RD-108和RD-111液氧/煤油发动机,用于“东方”号和“联盟”号火箭。这些发动机采用燃气发生器循环,性能较低,不能满足航天活动的进一步需求。20世纪70年代,受限于煤油用作再生冷却剂结焦问题,美国放弃高压液氧/煤油发动机,开始研制以SSME为代表的高压补燃液氢/液氧发动机。前苏联则通过在推力室设置内冷却环带等措施,成功地解决了煤油冷却高压推力室的技术难题,研制出一系列高性能高压补燃液氧/煤油发动机,燃烧室压力可达25.0MPa<sup>[1-4]</sup>。

高压补燃液氧/煤油发动机关键技术之一就是高压推力室的冷却技术。为了解决用冷却性能有限的煤油可靠地冷却大热流推力室,需要精心组织冷却,合理确定煤油进口位置、冷却通道尺寸,采用内外冷却相结合的综合措施,以及人为粗糙度强化换热方法和整体式喉部结构方案。实践证明,这些措施十分有效。

液体火箭发动机推力室液膜冷却技术,国内外已经进行了大量的理论和试验研究<sup>[4-6]</sup>。近年来针对超临界条件下的膜冷却开展了初步研究,对液膜冷却环喷注结构的影响进行分析<sup>[6]</sup>。冷却环处于高温区仍可能出现局部过热现象,由于局部过热涉及的因素较多,需要研究多种局部强化措施才能有效地解决这一问题。本研究在冷却计算结果的基础上,分析降低边区混合比、增加冷却环带流量和隔热镀层等措施的影响。

## 1 高压推力室煤油冷却技术方案

高压补燃液氧/煤油发动机推力室燃烧室压力高(>10MPa),壁面热流密度大(10~160MW/m<sup>2</sup>),

燃气温度高(3000~3800K),如果局部过热,则可能使推力室在很短的时间内烧毁。推力室设计中,除考虑降低燃气对壁面的传热外,为降低气壁温,可采用多种强化传热措施。高压推力室冷却技术包括以下几个方面:①采用特种煤油,降低煤油中硫等杂质含量,防止煤油在较高温度下出现结焦。②燃烧室采用多条液膜冷却环带保护高热流区,可有效地降低局部壁温。③在内壁内表面采用金属隔热涂层,利用镍铬镀层的导热系数较低来降低热流,还能够提高内表面的耐高温能力及减少辐射热。④采用新型的铣槽结构。尤其在圆柱段、收扩段等处采用螺旋槽。⑤在冷却槽底采用人为粗糙度强化冷却技术。⑥采用高导热率的铬青铜作为内壁材料。

液氧/煤油发动机高压推力室冷却,对煤油的品质提出特殊要求以防止结焦。煤油是一种复杂的混合物,与冷却密切相关的主要是煤油中的硫含量。美国的研究表明<sup>[2,4]</sup>,煤油硫含量不超过50PPM,室压可允许达25MPa,但至今并未研制出高压液氧/煤油发动机。前苏联选用含硫量不大于20PPM的高品质萘基煤油,采用设置内冷却环带等措施,解决了高压推力室煤油冷却问题。中国的航天煤油品质优良<sup>[3]</sup>,含硫量可小于10PPM,与苏联火箭煤油物化性能相近,在发动机研制中已成功得到应用。

金属隔热镀层是另一种有效措施。在燃烧室和收扩段内壁内表面的电镀金属隔热镀层,能够提高内表面的耐高温能力,最高可以承受1100℃的高温,镀层的抗燃气冲刷能力比铜内壁强,金属镀层表面光滑具有一定的反射能力,可以降低燃气对流换热和减少辐射热,镍铬镀层的导热系数较低,能够降低热流。采用高导热率的铜合金,就是为了将热量及时传到液壁表面,该材料的导热率可达到300W/(m·℃),大约是不锈钢材料1Cr18Ni9Ti的15倍。在再生冷却通道中还可设置人为粗糙度来进行局部强化传热。人为粗糙强化换热需要考虑的因素有:冷却剂流速、粘度、台面的型面和几何尺度等。计算和分析表明<sup>[5,6]</sup>:在推力室喉部附近设置合理的人为粗糙度,

在额定工况下, 气壁温最大下降  $72^{\circ}\text{C}$ 。合理的人为粗糙度可以使换热过程加剧 2~2.5 倍, 而相应的流阻增加 1.3~1.5 倍。

我国液氧/煤油发动机采用了上述多种冷却措施, 但在研制过程中仍然出现了冷却环带结构局部过热现象。

## 2 燃烧室局部过热

### 2.1 燃烧室液膜冷却环

对于煤油冷却高压推力室, 仅采用再生冷却难以达到冷却目的, 必须采用内冷却环带来降低燃气对壁面的传热。工作环境恶劣的推力室, 可采用多条冷却环带, 既可对推力室进行有效防护, 又可减少冷却剂的需求 (仅占总流量的 2%~3%), 发动机比冲损失小。

冷却环带液膜在高温燃气和壁面之间形成一个流速相对低、温度低的中间层, 大大降低了高温燃气与壁面之间的对流换热。影响液膜冷却的因素包括: 液滴飞溅、冷却剂流量以及状态和性质、高温燃气及流动性质、冷却剂喷注方式、壁面几何形状等。冷却环的冷却剂 (煤油) 以旋转的方式进入推力室内壁, 在离心力作用下贴壁性和均匀性好, 液膜与主流气体作用小, 膜的表面稳定性好。冷却环带的液膜均匀性冷流试验以水和空气为介质。空气在与燃烧室壁之间形成的环缝中供入, 以一定的速度从液膜表面吹过, 从而在燃烧室内壁面形成液膜薄层。均匀性试验可检查液膜的贴壁性, 观察液膜是否分股或局部堆积, 试验时, 可以从燃烧室入口和出口观察液膜的性状。

### 2.2 冷却环带局部过热现象

冷却环带可有效地对燃烧室壁面进行热防护, 但为了获得高性能需要不断调整冷却环带的设置位置和流量。初步传热计算可确定的冷却环带位置, 在热流密度较高和壁温较高的燃烧室收缩段某处引入液膜冷却环效果最好。由于局部工作环境恶劣, 在试车时在燃烧室收缩段冷却环带上沿有时出现局部过热现象, 局部镀层破坏, 铜内壁基体出现熔蚀, 如图 1 所示。

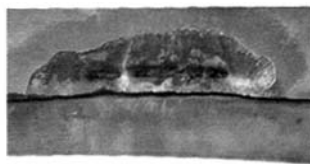
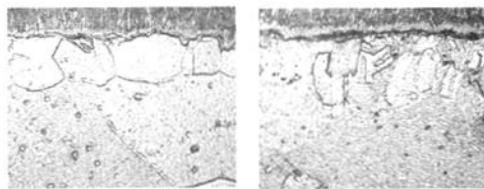


图 1 燃烧室局部过热位置

Fig.1 The local overheating position (ablation) on the cooling slot step

为查明原因, 对局部过热 (烧蚀) 区域和远离过热破坏区 (外观结构完整) 的两个不同区域进行了金相分析, 如图 2 所示。在过热破坏处, 铜基体晶体明显出现高温再结晶。远离过热破坏区域, 金属隔热镀层和铜基体组织变化较小。金相分析表明, 破坏是由于局部温度过高造成的。



(a) 过热破坏处的组织状态 (b) 远离过热破坏区组织状态

图 2 金相对比分析

Fig.2 Comparison analysis of metallography

### 2.3 传热对比分析

造成局部过热是在该处局部出现了强烈的传热现象。可能的原因之一是该处的基体材料的表面温度大于其能承受的温度, 材料出现蠕变, 在热气流的作用下, 连同表面的镀层一起剥离。随后由于局部表面不光滑, 加强了燃气的回流和扰动, 进一步恶化传热, 出现更加严重的破坏。另一原因是局部过热引起移动边界下不断浸蚀 (或称为“剥蚀”)。解决局部烧蚀的方案有降低边区混合比 (降低热流密度)、增加隔热镀层的效果以及增大局部环带冷却流量。对此进行了对比传热分析。采用热平衡进行高压推力室的传热计算, 其中燃气对壁面的对流传热系数可以用巴兹公式或耶夫列夫公式进行计算。

传热计算结果如表 1 所示。

表 1 传热计算结果 (二、三、四环带上沿处)

Tab.1 Heat transfer calculation results

状 态		气壁温度 降低 /℃	铜壁温度 降低 /℃
设计	第一环带流量	10	7
	增加 25%		
喷注器	第一环带流量	30	20
	增加 40%		
降低边 区混合	第一环带流量	35	25
	增加 25%		

传热计算结果表明, 喷注器边区混合比、第一冷却环带流量对过热处的基体温度都有明显的影响。由表 1 可知, 在不改变喷注器的前提下, 增加 25% 的第一冷却环带流量, 可以使过热处的气壁温降低 10℃, 增加 40% 的第一冷却环带流量, 可以使过热处气壁温降低 30℃, 但是冷却环带流量的大幅增加会降低推力室的效率。降低喷注器边区混合比的同时, 只需增加 25% 的第一冷却环带的流量可使气壁温降低 35℃。由此可知, 降低边区混合比, 同时增加第一冷却环带的流量对于降低局部过热处的温度效果最好。

在对比传热分析中, 考虑了镀层厚度变化、内壁厚度变化等影响因素, 高压推力室典型的传热计算结果如图 3 所示。从图中可以看出, 液膜冷却环使局部热流密度大大降低。在喷管喉部处的热流密度仍最大, 但由于该处冷却通道中煤油流速大, 而且内壁表面有隔热镀层, 铜表面的温度在设计要求范围之内, 可满足冷却要求。

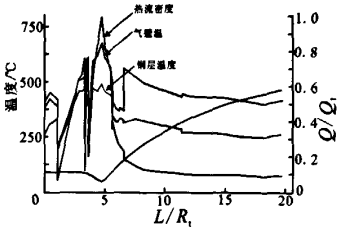


图 3 推力室传热计算结果

Fig.3 Results of cooling calculation for thrust chamber

根据上述分析结果, 改进了推力室冷却方案, 经过热试车考核, 冷却环没有出现局部过热或烧蚀, 解决了推力室内壁局部过热的问题。

3 结论

(1) 液氧/煤油高压推力室在冷却结构设计中需结合再生冷却方案并采用多条液膜冷却环带、金属隔热涂层、高导热率内壁材料等措施来保证其可靠冷却。

(2) 在降低边区混合比的同时, 第一冷却环带流量增大 25%, 可使过热处气壁温下降 35℃, 相应的铜壁温下降 25℃。

(3) 改善局部喷注结构, 以及采用降低喷注器边区混合比、增加第一冷却环带流量的措施, 是解决燃烧室, 特别是冷却环带上沿局部过热问题的有效措施。

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.

[2] 孙宏明. 液氧/煤油发动机发展[J]. 火箭推进, 1997, 23(3): 1-15.

[3] 马翰英, 袁在顺, 张起源, 等. 航天煤油[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2003.

[4] 孙宏明. 高压推力室冷却设计[J]. 火箭推进, 1995, 21(5): 1-5.

[5] 陈建华, 杨宝庆, 周立新, 等. 人为粗糙度强化换热机理分析及效果评估[J]. 火箭推进, 2004, 30(4): 1-5.

[6] Васильев А П, Кузнецов В А, Курпатенков В Д, и т.д. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей[M]. Москва высшая школа, 1993.

[7] Grisson W M. Liquid Film Cooling in Rocket Engines[R]. AD-A234288, 1989.

[8] Han P G, Namkoug H J, Kim K H, et al. A Study on the Cooling Mechanism in Liquid Rocket Engine [R]. AIAA2004-3672.

[9] 陈建华, 卢钢, 张贵田, 等. 冷却环带喷注结构对煤油超临界液膜的影响研究 [J]. 航空动力学报, 2008, 23(2): 336-341.

[10] Cook R T, Quentmeyer R J. Advanced Cooling Techniques for High Pressure Hydrocarbon Fuel Rocket Engines[R]. AIAA 80-1266.

(编辑: 陈红霞)