

国外技术报道

国外高压液氧/烃发动机冷却技术
发 展 趋 向

王 慧 珠

(上海航天局801研究所)

摘要: 本文综述了目前国外液氧/烃火箭发动机冷却方案的改进措施,并对将来先进的高压液氧/烃发动机冷却技术的发展动向作了分析比较。

主题词: 液体推进剂火箭发动机, 冷却系统, 推力室, 再生冷却

一、引 言

液氧/烃发动机正在被考虑用于未来运载火箭的高压发动机,并可能用来置换航天飞机轨外机动系统和反作用控制系统的发动机。在这些应用中,要求这种发动机具有高性能、可重复使用。长寿命推力室冷却系统的改进是提高火箭发动机性能的一个主要环节。近年来,国外有关冷却技术的发展非常迅速,他们从发动机循环系统的选择,推力室结构材料的选取和设计,冷却剂性能比较、燃烧室加工工艺等多方面入手,研究提高发动机的冷却效果。

二、推力室冷却系统的改进措施

发动机总体性能的提高是综合性的技术改进,其中燃烧室压力的提高直接关系到发动机的主要性能,而冷却技术的不足将成为燃烧室压力提高的最大障碍。因此改进冷却系统的设计,提高冷却效果是设计高压发动机的关键之一。当前,用液氧与甲烷或丙烷组合推进剂的发动机,其燃烧室压力可达20~30MPa。室压的增高使燃烧室壁热流极大地增加,给燃烧室的冷却带来严重困难。近年来国外几个主要公司采用的推力室冷却系统改进措施,主要有以下几个方面^[1]:

1. 选择具有优良热传递性能的推进剂作为冷却剂。
2. 研制新型的结构材料,改进燃烧室和喷管的结构设计。
3. 改进冷却管道的设计参数,提高冷却剂流速,增加冷却效果。
4. 通过改进燃烧室内气流面热传递性能,选择高绝热的室壁内衬材料,使冷却剂的热负载尽可能减小。
5. 采用复合冷却方式,应用薄膜冷却和发汗冷却技术。

采用以上措施并经长时期的研究试验,冷却效果有了极大的改进,使燃烧室压力得以大

幅度提高。美国航天飞机主发动机的燃烧室压力已达21MPa, 预计将来单级入轨发动机的压力可达40MPa。

液氧/烃发动机有着成本低等的明显优点, 但烃燃料作为冷却介质时存在着结焦和积炭现象, 严重地影响了发动机的冷却效果。

为了提高发动机的冷却能力, 国外一些公司从发动机结构, 材料等方面, 曾进行了大量的研究和实验[2, 3]。

1. 改进燃烧室和喷管的结构设计, 减少热负载

美国洛克惠尔公司在对推力室结构进行了多年的研究之后认为, 再生冷却发动机喷注器到喉部的长度应在24~40(cm)之间, 燃烧室的收缩比选择在2.5~4.0:1的范围内时, 最有利于燃烧室的外部冷却。在先进的高压发动机中, 由于压力的增加, 需将喷管的总长百分比从80%增加到90~110%, 因而可能引起其喷管热通量增加5~10%。为了适应这样的要求, 喷管外层冷却管道可采用多层单行管道环流设计。考虑推力室外层的不同热负载分布情况, 再生冷却管道在面积比为5~10之间采用槽道结构, 其后采用管道结构。此外, 在槽道和管道的肋上电镀一层镍形成高压夹套, 这样相当于增加了冷却管道或槽道的间距, 以达到降低壁温和满足热梯度的要求。这种结构可使高压燃烧室壁的高热通量下降, 冷却效果明显提高, 因而被广泛用于现在的航天飞机主发动机上。

2. 采用高强度, 高热传导的材料, 以获得最好热传递效益

推力室制造材料的强度和导热性能的改进, 对推力室的冷却效果来说是至关重要的。高热传导的材料可使燃烧室壁温尽量降低, 以达到内应变最小的要求。同时, 考虑到循环寿命, 还要求燃烧室制造材料具有较高的韧性。目前人们所使用的铜基合金已不能满足高压发动机的全面要求。近几年, 由美国火箭动力公司研制的铅-银-铜合金, 代号为NAR10g-Z, 作为燃烧室壁材料与铜基合金相比, 其强度大大提高。同时它还具备热传递效率高, 冷却剂压力下降小, 重量轻等优点, 并能满足发动机寿命的要求, 但其价格稍贵。

作为推力室的重要组成部分的喷管, 近来广泛使用的是一种代号A-286的合金材料。这种材料具有适中的强度、热阻, 是一种高强度的无应力合金钢, 能满足低温下强度和韧性的要求。使用A-286合金, 简化了喷管的工艺, 并使老化问题也得到改善。

三、液氧/烃发动机冷却技术的发展趋向

据资料分析, 国外几个主要实验室将从以下几个方面对发动机的冷却方案加以进一步的改进。

1. 研制耐高温内衬, 增加燃烧室内壁的热阻

采用耐高温 ZrO_2 壁套作为燃烧室内衬是近几年中产生的新设想, 美国宇航局曾作过这方面的实验。采用 ZrO_2 陶瓷内衬将燃烧室设计成由内向外制造的形式, 如图1所示。

这种方法不仅使燃烧室内壁光滑, 并且陶瓷和金属层结构的连接性能较好。喷涂 ZrO_2 涂层的燃烧室比未喷涂层的燃烧室寿命长得多。目前的问题有: (1) 确定 ZrO_2 涂层在燃烧室中的循环寿命 (2) 在燃烧室寿命期内如何补充这种陶瓷涂层。另外, 陶瓷涂层的试验目前还未能将燃烧室压力提得较高。

使用复合石墨内衬也能起到增加燃烧室内壁热阻的作用, 正在试验的有代号为AJT的石墨内衬和AGCard-101碳-碳复合材料, 还有一种称之为“层压式石墨油”的石墨涂层。美国

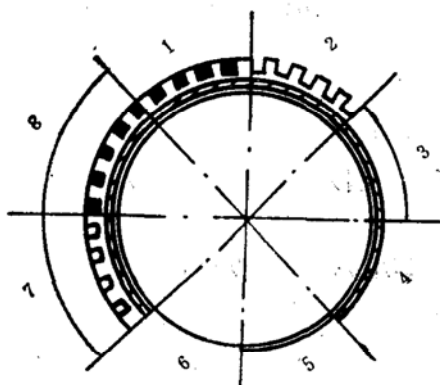


图1 从内到外再生冷却燃烧室的加工方法

1. 不锈钢型心 2. 加 ZrO_2 层 3. 加镍铬合金层 4. 加电镀铜层 5. 机铣的冷却剂通道
6. 用蜡填冷却通道 7. 电镀钢外壳 8. 除掉蜡

航空喷气公司和宇航局曾设计制造了一种用甲烷冷却的燃烧室，采用 AGCard-101 碳-碳复合材料内衬，并将它装在电镀镍的外套中，内衬所增加的热阻产生 $2200^{\circ}C$ 的侧壁火焰温度，减少了传给冷却剂的热载荷50%左右并且使镍在相对低温下工作。航空喷气公司为此进行了单燃烧实验，总的点火时间持续540秒，没有测到内衬的烧蚀现象。

因此，采用耐高温的蒸发沉积陶瓷或复合碳作为燃烧室的内衬，然后直接在耐高温内衬上形成推进剂冷却的耐高压冷却夹套，是提高燃烧室冷却效率，使其能在高压下工作的有效方法。

2. 燃烧室外壁制造和冷却槽道效率的进一步改进

目前，正在验证的一种可塑性外壁具有重量轻，采用开槽冷却槽道的特点。可塑性外壁使受热的内衬较容易膨胀，因而减少了引起低循环疲劳破坏的压缩载荷。

可塑性外壁的构造方法有三种，一种用电镀合金外壁代替电镀镍外壁，这种外壁的屈服强度和弹性层度能力比目前常用的外壁大400%。第二种是用一种低模量的纤维丝缠绕在薄

的电镀外壁上，如果采用新的塑基纤维材料，这种外壁可大大减轻结构重量。第三种方法是用铜锡粉经过均衡冷压加工制造的可塑性外壁，这种工艺可使内衬和外壁很好地贴合。

另外，使用较多的小尺寸冷却槽道和较薄的燃气侧壁，可使冷却能力和燃烧室寿命有很大的改进。较小的槽道其冷却剂流速较小，这补偿了相对高的表面粗糙度和槽道的长度与直径比。从图2，我们可以粗略看出低温寿命的散热槽道结构的优越性。

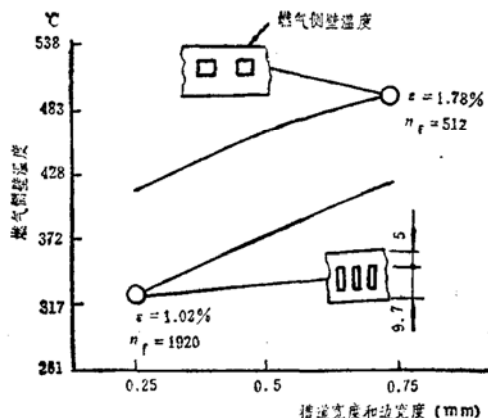


图2 薄壁小直径冷却槽道的高冷却能力和寿命
 ϵ = 最大应变 nf = 额定寿命周期

3. 烃冷却剂结焦问题的解决方法探索

对于烃再生冷却推力室，其结焦引起系统冷却性能下降。通常只有液壁温度低于冷却液

热解温度极限时, 烃类燃料才能有效地冷却推力室。当液壁温度达到烃类燃料的热解温度时, 烃分子发生裂解, 液壁上产生结焦现象, 据现有文献查明, 冷却通道的液壁温度应受下列热解温度限制: 煤油561K, 甲烷978K, 丙烷644K。冷却液的选择和冷却通道的设计应保证液壁温度低于上述温度限制。

目前, 人们正在探索结焦的机理以及解决的途径, 已有的试验证明(1)结焦厚度是随时间增加的, 但在某一段时间内, 结焦引起的壁温升高不变, (2)天然丙烷的结焦率比高纯丙烷的结焦率高, 这表明, 结焦是由冷却剂中的杂质引起的。针对这种情况, 采用以下方法, 可能使结焦现象得以消除或改善: (a)提高烃类冷却剂的纯度, (b)将冷却剂进行预冷处理, (c)用添加剂或其它方法除掉冷却剂中的硫、氯、氮等杂质。(d)采用间断加热的方法, 减少结焦危害。

4. 研究用氢冷却主燃烧室的液氧/液氢/烃三组元发动机方案

这种方案的发动机从冷却角度看可以排除结焦问题, 但结构要复杂些。

5. 采用新的冷却技术

采用发汗冷却法, 使热量传入壁之前就把大部分热能耗散, 以降低燃烧室壁的热负载, 其存在的问题是冷却剂流量的正确控制。另外, 由于冷却剂在多孔壁中发生热分解, 这有可能和室壁发生化学反应。所以, 发汗冷却只能用于那些不含碳的燃料(如 H_2 , N_2H_4 和 NH_3)作冷却剂的系统。

参 考 文 献

- (1) NASA—CR—159790.
- (2) AIAA—78—1034.
- (3) AI—AA—75—1247.
- (4) AIAA—80—1266.
- (5) IAF—85—191.

THE TENDENCY IN DEVELOPMENT OF LO/HC ENGINE COOLING TECHNIQUES

Wang Huizhu

(The 801st Research Institute, Shanghai)

Abstract: A summary on LO/HC engine cooling techniques abroad and a prediction on advances cooling techniques of LO/HC engines in future are presented in this paper.

Keywords: Liquid propellant rocket engine, Cooling system, Thrust chamber, Regenerative cooling

SOME FOREIGN MODELS TO PREDICT OPERATION LIFE OF SOLID ROCKET MOTORS

Chen Guangxie

(Shaanxi Institute of Power Machinery)

Abstract: In this paper some foreign models to predict the operation life of solid rocket motors are introduced briefly. Most of them are confirmed, and available to evaluate the influence of the environmental factors on solid rocket motor performance.

Keywords: Solid rocket motor, Life span, Model, Prediction