

挤压式低室压推力室再生冷却问题

徐 辉, 林庆国, 汪允武, 张中光
(上海航天动力机械研究所, 上海 200233)

摘 要: 推力室冷却设计是液体火箭发动机设计的关键之一, 通过论述推力 10kN 挤压式低室压推力室的冷却设计, 对其进行了传热分析, 并进行了试验验证。结果表明, 推力室采用再生冷却和辐射冷却相结合的冷却方式时, 发动机工作可靠, 不会出现内壁烧蚀。

关键词: 液体火箭发动机; 再生冷却; 低室压; 传热计算; 热试车

中图分类号: V434

文献标识码: A

文章编号: (2006) 06-0012-04

Regenerative cooling of the pressure-fed thruster with low-pressure chamber

Xu Hui, Lin Qingguo, Wang Yunwu, Zhang Zhongguang
(Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai, 200233, China)

Abstract: The cooling of thruster chamber is one of important factors to design a liquid rocket thruster. This paper presents cooling design, heat transfer analysis and test verification of a pressure-fed thruster with low pressure chamber. Finally, we concluded that the thruster could run very well with no ablation if both regenerative cooling and radiation cooling are used at the same time.

Key words: liquid rocket thruster; regenerative cooling; low-pressure chamber; heat transfer simulation; hot-fire test

1 引言

推力为 10kN 的发动机具有燃烧室压力低的

特点, 身部结构尺寸超过 400mm, 冷却面积较大。由于推力室采用再生冷却方式, 所以需要考虑由于冷却剂温升导致的冷却剂气化问题。另外, 由于推进剂挤压式供给, 所以冷却通道内推进剂流速

收稿日期: 2005-09-27; 修回日期: 2006-07-13。

作者简介: 徐辉 (1979—), 女, 工程师, 研究领域为液体火箭发动机技术。

不能过高,过高的流速会影响发动机压降进而影响贮箱压力。

本文针对上述推力室特点对其冷却设计进行了传热计算及分析,并且通过试验考核,结果表明,发动机冷却方式合理,不会出现推进剂气化、通道气堵、内壁烧蚀现象,发动机工作安全可靠。

2 推力室再生冷却设计

燃烧室的冷却方式主要有:液膜冷却、再生冷却、辐射冷却、烧蚀冷却、发汗冷却、热沉冷却^[1-3]。

目前,国内外一些大推力发动机(kN级以上),例如,“阿里安5”上面级发动机、“阿里安1”三级发动机、轨道机动发动机、登月舱下降发动机等均采用再生冷却方式。本文介绍的10kN发动机身部主要采用再生冷却方式,该方式承压和冷却能力强,可以保护推力室免受强大热流烧坏,燃烧室效率高。在喉部下游面积比6:1处以上为再生冷却,同时内壁有少量的液膜冷却,在喉部下游面积比6:1处以下采用辐射冷却结构。

再生冷却部分按上行单通道方式,冷却通道采用槽肋结构,肋片可以起到散热片的结构进而强化传热。由于燃烧室燃气温度可达到3000℃,为防止燃烧室壁烧穿以及高温燃气温度传入冷却通道中使冷却剂沸腾或气化,在推力室身部内壁涂有隔热涂层。

3 推力室传热计算

3.1 推力室传热计算模型

推力室中实际发生的热量传递过程为:燃气对内壁加热(用热流密度 q_1 表示),通过涂层、推力室金属壁的导热(用热流密度 q_2 表示),被冷却剂带走的热量(用热流密度 q_3 表示)。由于推力室壁很薄,直径较大,所以忽略壁厚带来的推力室内外壁表面积的差异,这样,热平衡后,应有 $q_1=q_2=q_3$ 。由于液体火箭发动机工作的复杂

性,有很多因素会影响推力室的热交换,所以假设推力室温度与周向位置无关,热量只沿径向传递,整个推力室的传热过程采用一维模型进行计算。

3.1.1 燃气对气壁的传热

燃气对气壁传递的热量由两部分组成:对流热流和辐射热流。其中,燃气对流传热是推力室内燃气向壁传热的主要形式。

在推力室中,由于燃气流速大会形成紊流附面层,但运动的紊流性并不全部扩散到整个附面层,在紧贴壁面处存在层流底层,所以燃气与室壁的对流传热由两部分组成:附面层的紊流部分,热量基本是靠带有热能的物质粒子的对流来传递;层流底层部分靠热传导传递热量。由于附面层内的温度分布计算十分复杂,所以燃气与室壁的对流换热采用如下公式求解:

$$q_h = h_g (T^* - T_{wg}) \quad (1)$$

式中, T^* 为滞止温度,可近似取边区理论燃烧温度; T_{wg} 为气壁温; h_g 为燃气对流换热系数,可以通过巴兹计算公式求得。

推力室中辐射气体主要成分为水蒸气和 CO_2 气体,辐射热流密度 q_r 取决于燃气的温度和压力、 H_2O 和 CO_2 的分压以及燃烧室几何尺寸。

对于本推力室,研究表明,燃烧室中从 $x=100\text{mm}$ 至喷管收敛段 $d=1.2d_t$ 处,辐射热流密度最大并保持不变。从 $x=100\text{mm}$ 开始, q_r 朝喷注面方向直线降低,到 $x=50\text{mm}$ 即液膜末端,降到最大值的60%,从喷管收敛段 $d=1.2d_t$ 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,到喉部辐射热流密度仅为最大值的50%,喉部后面降低更快,辐射热量只是很小一部分,可以忽略,所以燃气对室壁的辐射热流密度可以由最大值表示,表示为:

$$q_r^2 = 1.65 \varepsilon_{w,ef} \sigma (\varepsilon_g T_g^4 - \alpha_w T_{wg}^4) \quad (2)$$

式中, $\varepsilon_{w,ef}$ 为壁面有效黑度; σ 为波尔兹曼常数, $\sigma=5.67 \times 10^{-8} \text{W}/(\text{m}^2 \text{K}^4)$; ε_g 为燃气黑度; α_w 为壁面吸收率; T_g 为平均混合比下的燃烧温度。

燃气向室壁传热的热流密度为:

$$q_i = q_h + q_r \quad (3)$$

3.1.2 通过室壁的传热

由于推力室壁很薄,其导热过程可近似按平板一维导热公式计算:

$$q_2 = \frac{t_{wg} - t_{wl}}{\frac{\delta_t}{\lambda_t} + \frac{\delta_b}{\lambda_b}} \quad (4)$$

式中, t_{wl} 为液壁温, t_{wg} 为气壁温; δ_t 、 δ_b 、 λ_t 、 λ_b 分别为涂层和金属壁的厚度和导热系数。

3.1.3 冷却剂对流换热

冷却剂的传热关系式采用由电热管试验获得的热流-液壁温关系式。液壁与冷却液间通过对流传递热量,当冷却剂流过冷却槽肋结构通道时,槽道凸起肋表面的温度是变化的,且总小于肋基温度,所以在计算槽肋结构表面与冷却剂换热时,应引入肋片效率概念,其对流换热密度为:

$$q_3 = q_{3j} \cdot (\eta F_1 + F_2) / F_0 \quad (5)$$

式中, η 为肋片效率; F_1 为肋片表面积; F_2 为肋基未装肋的光滑表面积; F_0 为未装肋时某计算段室壁外表面积,对于等截面直肋,肋片效率计算公式为:

$$\eta = \frac{th(mh)}{mh} \quad (6)$$

3.2 推力室传热计算方法

推力室为轴对称图形,根据其几何尺寸特点,先将推力室分成 6 个区段(见图 1),再将每个区段沿一维方向平均划分成 10 个小段,经过验证,在相对最坏 ($\alpha_b=0.446$, 无涂层) 和相对最好 ($\alpha_b=0.33$, 有涂层) 工况下,将 6 个区段每一区段划分为 100 个小段,两种划分情况下传热计算结果几乎相同,所以选用第一种划分方法。每一小段为一控制体,中间点为控制节点,建立控制节点热平衡方程(取该段三维平均参数),迭代计算求解温度分布。

在 $x=50\text{mm} \sim 423\text{mm}$ 区段为再生冷却和辐射冷却方式, $x=0 \sim 50\text{mm}$ 区段为液膜冷却方式,所以根据各段传热特点在迭代计算时将整个推力室分为以上两部分。

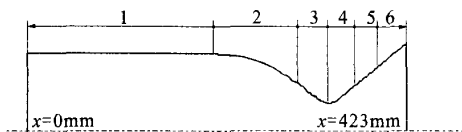


图 1 推力室分段示意图

Fig 1 The configuration of the chamber

3.2.1 无边区液膜覆盖区段

$x=50\text{mm} \sim 423\text{mm}$ 区段为无边区液膜覆盖区段,沿推进剂流动方向逐段计算,迭代计算按照热量传递的顺序进行,燃气向室壁传递的热量与室壁导热以及最后冷却剂带走的热量互相平衡。首先假设气壁温 t_{wg} ,求得燃气向内壁侧传热流 q_1 ,由导热计算液壁温 t_{wl} 及冷却剂平均温度 t_l ,冷却剂的平均温度由下式求得:

$$t_2 = q_1 \cdot F / (m C_p) + t_1 \quad (7)$$

$$t_l = \frac{t_1 + t_2}{2} \quad (8)$$

式中, t_1 , t_2 为计算小段的进口、出口温度; m 为冷却剂流量; C_p 为冷却剂比热容; F 为计算小段传热面积即推力室壁的表面积。

3.2.2 头部冷却液膜段

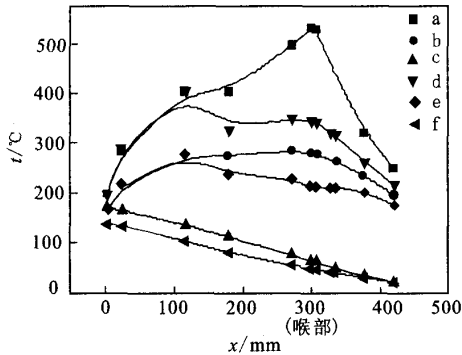
$x=0 \sim 50\text{mm}$ 区段为头部冷却液膜段,根据液膜实际流动状况,近似认为该段气壁温为线性分布,即 $x=0\text{mm}$ 处气壁温等于当地压力下的冷却剂饱和温度, $x=50\text{mm}$ 处为推力室上行通道区传热计算得到的气壁温。在该区段需要给定液壁温,求得推力室壁导热热流 q_2 ,用 3.2.1 中相同方法求得冷却剂平均温度 t_l ,由假定的液壁温求得冷却剂带走的热量 q_3 ,迭代求解,直到 $q_2=q_3$ 为止。

3.3 计算结果和讨论

计算要求:冷却剂采用一甲基肼,冷却剂入口压力为 1.4MPa,入口温度为 20℃,冷却剂末端位置 $x=50\text{mm}$,分别取边区余氧系数 $\alpha_b=0.446$ 、0.38、0.33,推力室内壁有、无涂层时(涂层为 ZrO_2),在不同室压、混合比下计算推力室壁温、热流、冷却剂温度沿推力室的分布。

以混合比为 1.65,室压为 0.9MPa,边区余氧系数 $\alpha_b=0.33$,有、无涂层为例(此工况与热试

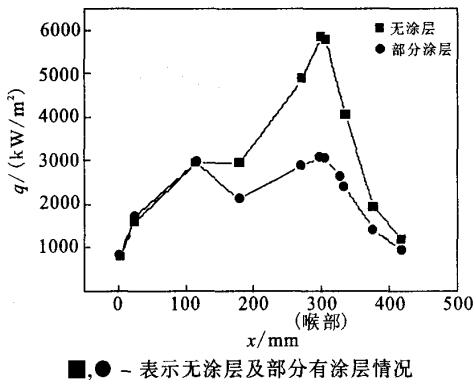
车工况相同,试车时推力室内壁涂有涂层),温度、热流密度随推力室分布曲线见图2、图3。此工况下有涂层时,喉部气壁温 $t_{wg}=300^{\circ}\text{C}$,液壁温 $t_{wl}=194^{\circ}\text{C}$,热流密度 $q=2486\text{kW/m}^2$,整个冷却套的冷却剂温升 $t_{wl}=98.9^{\circ}\text{C}$,冷却套出口温度 $t_{le}=118.9^{\circ}\text{C}$ 。



a,b,c,d,e,f-无涂层时气壁温、液壁温、冷却剂温度及有涂层时气壁温、液壁温、冷却剂温度

图2 各温度沿推力室分布曲线

Fig 2 Distribution of temperature in chamber along its axis



■,●-表示无涂层及部分有涂层情况

图3 热流密度沿推力室分布曲线

Fig 3 Distribution of heat flux in chamber

从传热计算结果看,推力室内壁必需涂有隔热层,这样推进剂出口温度不会超过相同当地压力下推进剂沸点(当地压力下的MMH沸点 186.4°C),不会产生推进剂气化和通道气堵现象。

在各种工况中,即使在最恶劣工况:推力室混合比为2.0,室压 1.1MPa ,边区余氧系数 $\alpha_b=0.446$ 并且无隔热涂层,计算结果:喉部气壁温 $t_{wg}=538^{\circ}\text{C}$,液壁温 $t_{wl}=277^{\circ}\text{C}$,热流密度 $q=$

6037kW/m^2 ,整个冷却套的冷却剂温升 $\Delta t=144.0^{\circ}\text{C}$,冷却套出口温度 $t_{le}=164.0^{\circ}\text{C}$,低于当地压力下MMH沸点,不会产生推进剂气化问题,对于不锈钢材料来说是满足使用要求的,推力室处于相对安全工况。

4 发动机热试车结果

在传热计算的基础上对该发动机进行了多次地面热试车的考核,采用 $\text{N}_2\text{O}_4/\text{MMH}$ 为推进剂,额定混合比1.65,室压 0.9MPa ,燃烧室内壁涂有 ZrO_2 涂层。从试车现场来看,试车过程无异常、燃烧稳定、火焰明亮,参数平稳,燃烧室内壁无烧蚀、涂层无剥落,冷却剂总温升为 74.8°C ,出口温度 106.6°C ,验证了推力室冷却方式设计的合理性。从热试车结果来看,发动机推力室采用再生与辐射冷却方式时发动机能够可靠工作,发动机推力室的冷却问题得到了解决。

5 结论

本文分析了推力 10kN 挤压式低室压推力室的传热特点,建立了传热计算模型并进行了分析,最后对其进行了热试车考核验证,得到以下结论:

- (1) 传热计算模型选择合理,并且得到热试车验证;
- (2) 身部冷却结构设计合理,发动机工作安全可靠。

参考文献:

- [1] 刘国球.液体火箭发动机原理[M].北京:宇航出版社,1993.
- [2] 吴峰,王秋旺.体推进剂火箭发动机推力室再生冷却通道三维流动与传热数值计算[J].航空动力学报.2005,(4).
- [3] 杨卫华,程惠尔.推力室喉部层板发汗冷却段的结构设计分析[J].推进技术.2004,(4).

(编辑:侯 早)