

# 气氧/煤油发动机水冷推力室壁热分析\*

刘伟强 姜春林 周进 王振国 陈启智

(国防科技大学航天技术系 长沙 410073)

**摘要** 针对气氧/煤油地面试验发动机的热防护问题,采用非定常三维壁温分布模型为主体的分析模型,对槽道式水冷推力室壁温特性进行了计算分析。燃气流与冷却水流采用一维流动模型计算。应用有限差分方法确定了燃气与室壁的换热热流、推力室壁温分布,给出了壁温随时间变化的规律,讨论了冷却水流量对壁温的影响。

**关键词** 液体火箭发动机, 冷却, 数值仿真

**分类号** V434.14

## Thermal Analysis of GO<sub>2</sub>/Kerosene Rocket Thrust Chamber Wall

Liu Weiqiang Jiang Chunlin Zhou Jin Wang Zhenguo Chen Qizhi

(Department of Aerospace Technology, NUDT, Changsha, 410073)

**Abstract** Unsteady three-dimensional thermal analysis model of the chamber wall is used to account for the thermal protection of GO<sub>2</sub>/kerosene ground test engine and numerical calculation is performed on its water cooling channel wall. The numerical model treats the hot gas flow and coolant flow as one dimensional. The hot gas side heat transfer and the temperature profile in the wall are obtained by finite difference method. The history of the temperature profile is also predicted by the analysis. The effect of the coolant flow rate on the temperature profile is also discussed.

**Key words** liquid propellant rocket engine, cooling, numerical simulation

在飞行模拟实验研究中,常用液体火箭发动机来产生高温超音速气流。这种火箭发动机要求可多次重复使用,室壁的热分析在设计过程中有重要的地位。

### 1 推力室壁温度分布计算模型

#### 1.1 室壁三维导热数学模型

推力室壁采用槽道式水冷方式,内外介质温度相差很大,其温度梯度也很大,室壁温度周向分布也是不均匀的。室壁内部的传热问题属于三维导热问题,描述室壁内部的热特性的微分方程为:

$$\frac{\lambda}{\rho C_p} \left\{ \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial z^2} \right\} = \frac{\partial T}{\partial t} \quad (1)$$

其边界条件由界面处导热、对流、辐射三种换热方式来确定。

高温燃气边界:  $\lambda_w \left( \frac{\partial T}{\partial n} \right)_w = h_g(T_e - T_w) + q_r$  冷却水边界:  $\lambda_w \left( \frac{\partial T}{\partial n} \right)_w = h_l(T_l - T_w)$

肋条与外壳之间界面:  $\lambda_w \left( \frac{\partial T}{\partial n} \right)_w = 0$  室壁与喷注器头部界面:  $\lambda_w \left( \frac{\partial T}{\partial n} \right)_w = 0$

#### 1.2 计算单元的划分与数学处理

推力室壁温分布的计算方法,采用多层计算体积元法。用计算体积元模拟径向热特性时,若将燃气、冷却水也看作室壁外部的特征单元,即边界元与燃气、与冷却液流的热交换同样用热阻值的形式来描述,并将体积元的热特性集中到节点  $k$ ,那么方程(1)及其边界条件可以表述为:

$$\sum_{j=1}^N A_{kj} (T_{kj} - T_k) = C_k M_k \frac{T_l + \Delta t - T_l}{\Delta t}$$

\* 1998年6月19日收稿

第一作者: 刘伟强,男,1957年生,副教授

或 
$$\sum_{j=1}^N A_{kj} T_{kj} - T_k \sum_{j=1}^N A_{kj} = \frac{C_k M_k}{\Delta t} (T_k - T_k^0) \quad (k = 1, 2, \dots, n \quad j \neq k) \quad (2)$$

其中:  $M_k$  是单元的质量,  $N$  为室壁体积单元数  $n$  与外部换热环境的特征点的个数之和,  $A_{kj} (j = 1, 2, \dots, N)$  是  $k$  与  $j$  两点之间的热阻的倒数,  $T_k^0$  为  $k$  单元在上一时间阵面的温度。

室壁的外壳表面由于受水冷以后温度不高, 与环境的换热量不大, 肋条及冷却水与外壳的换热可以忽略。由其对称性, 将推力室壁体抽出一槽一肋进行温度分布计算, 沿轴线方向划分为 40 个单元段, 每段中有肋片 1, 2, 肋基壁体 3, 4, 槽底壁体 5, 6, 7, 8, 共八个单元。如图 1 所示, 实际计算中对槽底壁体四个单元的处理, 可将 7, 8 对 3, 4 的影响合成于 5, 6 单元之上, 每段只需取六个元计算, 壁内计算单元总数  $n = 240$  个。于是, 对于推力室壁网点的温度  $T_k (k = 1, 2, \dots, 240)$ , 如果令:

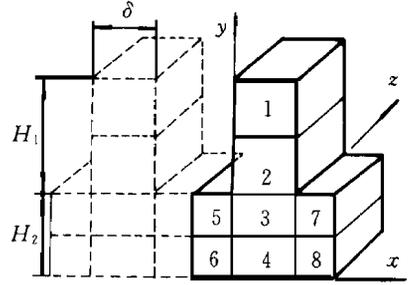


图 1 室壁单元的划分  
Fig. 1 The volume element of the chamber wall

$$a_{kk} = \frac{C_k M_k}{\Delta t} + \sum_{j=1}^n A_{kj}, \quad a_{kj} = -A_{kj} \quad (j \neq k \text{ 且不含室壁外的换热特征点})$$

则得矩阵方程: 
$$a T = P$$

其中  $P$  为  $n$  个元素的列向量,  $P_k = \sum_{i=1}^i A_{kj} T_{B,i} + \frac{C_k M_k}{\Delta t} (T_k^0)$ ,  $a$  为  $240 \times 240$  个分量的对称矩阵。

## 2 燃气流动参数的计算

燃气在流动过程中各组分分压、流速、温度等参数的计算是发动机热分析的基本条件。对于轴对称流动的燃气流, 若假设燃气核心区流动为一维可压缩、无粘性准定常流动, 其流动参数的计算可由质量守恒方程、离解平衡方程、等熵方程、压力平衡方程和能量守恒方程构成平衡流动模型求解<sup>[1]</sup>。

## 3 热交换的计算方法

### 3.1 燃气与推力室壁的对流换热

室壁与燃气的对流换热系数应用 Bartz 公式进行计算<sup>[2]</sup>。

$$h_g = \frac{0.026}{D_i^{0.2}} \left[ \frac{\mu^{0.2} C_p}{P^{0.6}} \right] C \left[ \frac{P C_g}{C_s} \right] 0.8 \left[ \frac{D_i}{R} \right] 0.1 \left[ \frac{A_i}{A} \right] 0.9 \sigma$$

此外, 在实际的换热过程中, 气氧/煤油燃气在推力室的内表面有积碳效应, 会降低传热量, 在分析中不作修正, 作为传热设计的裕度给以保留。这样, 对流换热量用有效温度  $T_e$  来表示:

$$q_{cw} = h_g (T_e - T_w)$$

由以上的计算方法,  $h_g$  沿推力室壁轴向变化的计算结果如图 2 所示。

### 3.2 辐射换热

气氧/煤油推进剂燃气成分中  $CO_2$  和  $H_2O$  气体具有强烈的辐射能力, 而其它气体的辐射通常可以忽略, 还必须注意到  $CO_2$  和  $H_2O$  的辐射频谱相互重叠。考虑以上因素, 燃烧室的辐射传热可以由以下各式进行计算:

$$\text{有效黑度: } \epsilon_w = (1 + \epsilon_w) / 2$$

$$\text{热燃气核心的相互吸收系数: } X_{cor} = (\epsilon_{H_2O}^{cor} + \epsilon_{CO_2}^{cor} - \epsilon_{H_2O}^{cor} \epsilon_{CO_2}^{cor}) / (\epsilon_{H_2O}^{cor} + \epsilon_{CO_2}^{cor})$$

$$\text{热燃气核心的辐射热流: } q_{H_2O}^{cor/w} = C_0 \epsilon_w X_{cor} \epsilon_{H_2O}^{cor} (T_{cor}^4 - T_w^4)$$

$$q_{CO_2}^{cor/w} = C_0 \epsilon_w X_{cor} \epsilon_{CO_2}^{cor} (T_{cor}^4 - T_w^4)$$

$$\text{总的辐射热流: } q_r = q_{H_2O}^{cor/w} + q_{CO_2}^{cor/w}$$

以上认为是气相全透明状态。典型的燃气的等效辐射换热系数沿轴向的分布如图 2 所示。

### 3.3 导热热交换

导热热交换包含两部分内容, 其一是各体积元之

间相互导热，其二是体积热容中心到燃气或外部环境交界面存在单元厚度，在计算热阻时，须加上单元厚度的热阻。

$$q_{cd} = \lambda \frac{\partial T}{\partial s}$$

### 3.4 冷却水流动换热热量

当发动机工作时，外部给入冷却水与推力室壁流道的换热量的大小与推力室壁的物性、流道尺寸、冷却水流速有关。除集液区以外流道中的流速均很高，流动状态为湍流。由此，对流换热系数为：

$$h_l = 0.027 \frac{\lambda_l}{D_l} Re^{0.8} Pr^{0.333} (\mu_l / \mu_w)^{0.14}$$

$$q_w = h_l (T_w - T_l)$$

$$\Delta T_l = q_w \Delta A / (C_p \dot{W}_l \Delta t)$$

## 4 计算结果举例与讨论

应用上述分析方法，对室压  $P_c = 5.0 \text{MPa}$  的发动机进行了计算。图 3 绘出了头部方向进水  $\dot{W}_l = 8.0 \text{kg/s}$  的室壁温度沿推力室轴向变化的计算结果，其中  $T_{w,hot}$  为燃气边的壁面温度， $T_{1+2}$  为肋片的平均温度， $T_{3+4}$  为肋基室壁的平均温度。 $T_{w,cold}$  为冷却水槽

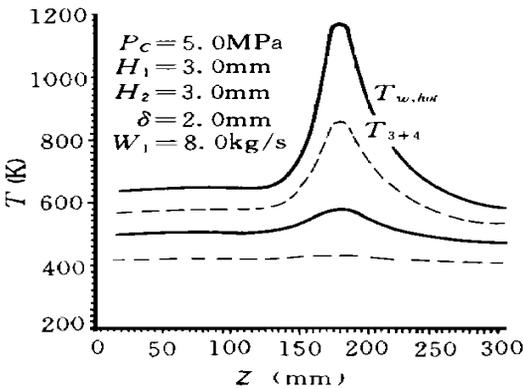


图 3 室壁温度沿轴向的变化

Fig. 3 Temperature distribution in the chamber wall

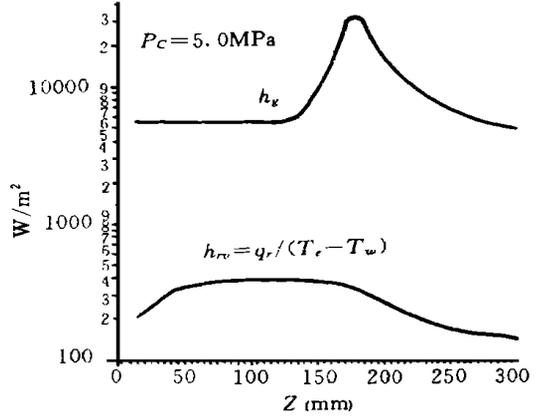


图 2 燃气与室壁换热系数沿轴向的变化

Fig. 2 Distribution of  $h_g$  and  $h_w$

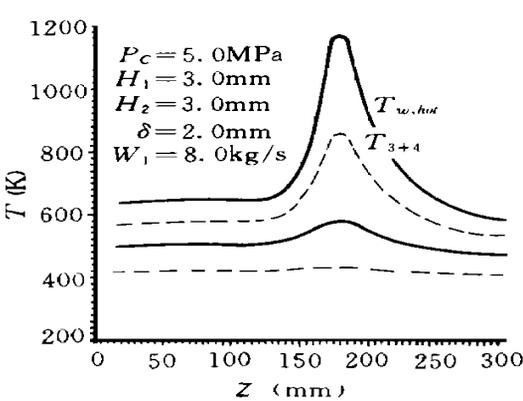


图 4 喉部室壁温度分布

Fig. 4 Temperature distribution at the nozzle throat

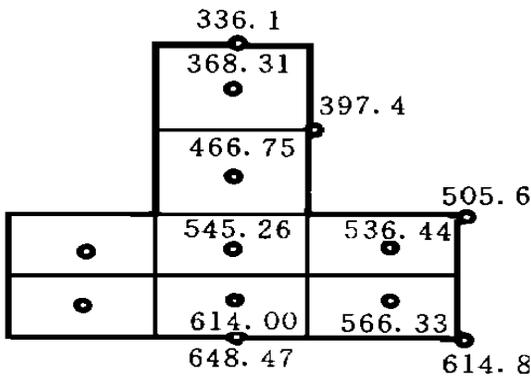


图 5 喷管收敛段入口室壁温度分布

Fig. 5 Temperature distribution at the inlet of the nozzle

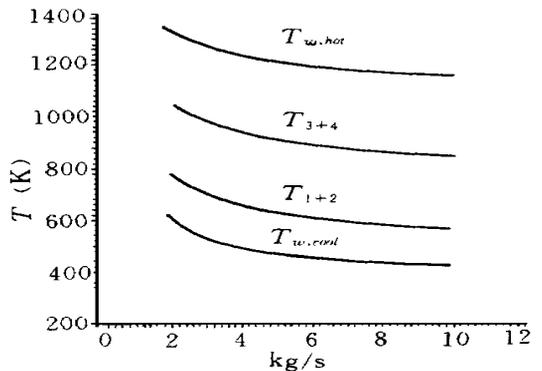


图 6 喉部室壁温度随水流量的变化

Fig. 6 Effect of water flow on the temperature at the throat

底处的壁面温度。由图 3 可见，这四条曲线在喉部不同程度地出现峰值（因为推力室圆柱段辐射热流

的作用,内表面最高温度点出现在喉部往前约3至7mm处),内表面最高温度  $T_{W,hot,max} = 1169.9K$ ;肋基壁体平均温度的最大值为  $862.2K$ ,这样的温度值是一般材料许用温度能够满足的;然而槽底处冷却水边的壁面温度最大值高达  $581.1K$ ,为了避免在冷却水槽底出现蒸汽膜,冷却水与室壁换热的膜温度应当低于相应流动压力下的汽化温度,这时槽道内在喉部的冷却水压力应当大于  $0.97MPa$ 。图4和图5展示了两个典型截面室壁温度的分布,由两图比较可知,对于推力室壁任何部位都采用30条等厚度肋片的设计,虽然在喉部处肋的密度相对较大,水流速度也相对较高,但是喉部室壁的温度仍然大大地高于其它部位。计算表明,当肋数为30、冷却剂的流量小于  $4kg/s$  时推力室壁内的温度变化较陡,大于  $4kg/s$  时变化较平缓,如图6所示。由此可见冷却水的流量应选择  $4kg/s$  以上为宜。计算还表明,若将肋片减薄,增加肋数,保持相同的冷却水流速,将获得更好的冷却效果;在设计中采用高导热材料时,燃气边表面温度分布相对低一些,设计时室壁的厚度可以大一些;若降低室壁的厚度  $H_2$ ,燃气边表面温度会有所降低,但是槽底冷却水边的壁温会升高,冷却水在流动时出现汽化膜的可能性增大,需要更高的流动水压,才能保障水冷的可靠性。图7绘出了喉部室壁温度随时间的变化,由图可以看出,在发动机点火约8s后,室壁的温度分布接近长程工作的温度,推力室壁温特性的考核可以用工作8s作为依据。

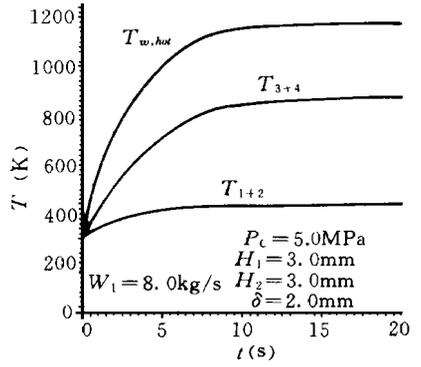


图7 喉部室壁温度随时间的变化

Fig.7 History of the temperature at the throat

以上由热分析得到的喷管轴向热流分布与有关试验数据<sup>[3,4]</sup>相比较是吻合的,推力室壁的三维非定常温度分布计算结果规律正确。由热分析得到的冷却水所需流量等数据在发动机多次热实验中得到了验证。在分析过程中发现,这种方法通过调整计算单元数,既可以取得具有精确温度场分布计算,又可以用来作快速估算。

符号说明

$A$	热阻的倒数,面积	$T$	绝对温度	$C_k, C_p$	比热容	$t$	时间
$h$	换热系数	$\epsilon$	辐射系数,面积比	$P$	压力	$\rho$	密度
$Pr_r$	Prandtl数	$\mu$	粘性	$q$	热流	$\lambda$	导热系数
$s$	弧长	$\sigma$	附面层系数				

下标说明

$c$	燃烧室	$cd$	传导	$cv$	对流	$g$	气相
$j, k$	节点号	$l$	冷却水	$r$	辐射	$t$	喉部
$w$	壁面						

参考文献

- 1 Liu Weiqiang et al. Thermal Analysis of Multipurpose Rocket Propulsion System. AIAA Paper 96- 3215
- 2 Huzel D K et al. Modern Engineering of Design of Liquid Propellant Rocket Engines. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. 1992: 86
- 3 Valler H W. Performance of a Transpiration- Regenerative Cooled Rocket Thrust Chamber, NASA CR 159742, N80- 14189
- 4 Lee May, Burkhardt W M. Transpiration Cooled Throat for Hydrocarbon Rocket Engines. NASA CR- 184272, Dec. 1991