

膜冷却推力室传热计算研究

张 锋, 仲伟聪

(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 介绍了推力室液膜冷却机理, 并对膜冷却相关研究进行了综述, 在总结已有研究成果的基础上建立了一套液膜冷却推力室传热计算模型, 采用该模型对某液膜冷却推力室进行了传热计算, 地面试车测量值与壁温计算值基本一致。

关键词: 推力室; 膜冷却; 传热计算

中图分类号: V434

文献标识码: A

文章编号: (2009) 04-0034-05

Computational investigation of heat transfer for film cooling thrust chamber

Zhang Feng, Zhong Weicon

(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: This paper introduced the mechanism and research status of film cooling. A heat transfer computational model for liquid film cooling thrust chamber was established. The model was used to perform a calculation of the heat transfer in a liquid film cooling thrust chamber. The calculated results agree well with the experimental data.

Key words: thrust chamber; film cooling; heat transfer

符号说明:

A —— 面积, m^2

d —— 内径, m

h —— 对流换热系数, $\text{W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$

L —— 液膜长度, m

c_p —— 定压比热, $\text{J}/(\text{K} \cdot \text{kg})$

G —— 燃气流量密度, $\text{kg}/(\text{s} \cdot \text{m}^2)$

H —— 燃气焓值, J/kg

\dot{m} —— 质量流量, kg/s

收稿日期: 2009-03-17; 修回日期: 2009-04-14。

作者简介: 张锋 (1981—), 男, 工程师, 研究领域为液体火箭发动机传热。

Ma —— 马赫数	Pr —— 普朗特数
q —— 热流密度, W/m^2	r —— 半径, m
T —— 温度, K	u —— 流速, m/s
x —— 轴向坐标, m	Δx —— 空间步长, m
γ —— 液膜蒸发潜热, J/kg	δ —— 厚度, m
ε —— 辐射黑度	η —— 冷却效率
k —— 燃气绝热指数	λ —— 导热系数, $W/(m \cdot K)$
μ —— 动力粘度, $Pa \cdot s$	ρ —— 密度, kg/m^3
σ —— 黑体辐射常数, $W/(m^2 \cdot K^4)$	

下标:

ad —— 绝热	cond —— 导热
conv —— 对流	cr —— 喉部
g —— 燃气	gf —— 气膜
lf —— 液膜	rad —— 辐射
w —— 壁面	wg —— 气壁面
wout —— 外壁面	

0 引言

液膜冷却是一种有效的主动式热防护方法, 广泛用于液体火箭发动机推力室的冷却。通过选取适当的设计参数 (如液膜流量、燃烧室长度等), 可将推力室壁面最高温度控制在允许范围内。由于液膜冷却是以降低推进剂部分比冲为代价的, 所以液膜冷却系统设计的基本要求是用尽可能少的冷却剂实现最佳的冷却效果, 这需要对推力室的热流分布和壁温分布进行准确的理论预估。

上世纪 50~60 年代, 国外研究者开展了大量有关膜冷却的试验和理论研究。Glenn 等人^[1]研究发现, 液膜冷却效率 (也称液膜飞溅系数) 与液膜雷诺数 (以液膜厚度为特征长度) 有关, 并得到了两者的关系。Humble、Churchill 和 Barz 等

人^[2]都对推力室内燃气换热系数进行了相关研究, 并提出了各自的半经验公式。其中, Bartz 的半经验公式已经得到广泛应用。后来, Stechman 等人^[3]对 Bartz 的方程进行了修正, 以考虑液膜蒸发对燃气对流换热系数的影响。在气膜冷却研究方面, 研究者们提出了气膜冷却效率的概念以表征气膜对壁面的保护程度。上世纪 40 年代, Wieghardt 就提出了气膜冷却效率的计算公式, 此后, Tribus 以及 Spalding 等人也各自提出了不同的计算公式。国内学者葛绍岩等人^[4]也通过试验得出了气膜冷却效率的相关公式。Grisson^[5]考虑了冷却剂与主流密度差异等影响因素, 利用平面流动边界层发展规律, 推导出了气膜冷却效率的计算公式。

在国内外相关研究的基础上, 本研究提出了一套液膜冷却推力室传热计算模型。利用该模型对某液膜冷却推力室进行了传热计算, 并与地面

热试车红外热像仪的测量数据进行了对比。

1 传热计算模型

1.1 假设条件

由于液膜冷却涉及到燃烧、两相流等复杂问题,影响因素较多,计算过程中必须进行一些必要的假设以简化计算。首先,认为液膜沿推力室圆周方向均匀分布,并紧贴壁面,从而隔离了热燃气与推力室壁面间的直接接触;其次,认为液膜、气膜与主流燃气间不发生化学反应;再次,由于液膜厚度很小,因此忽略了其对热燃气辐射热流的吸收;最后,计算中忽略了推力室壁面内的轴向导热,由于推力室的壁厚较小,该假设不会带来较大误差。

1.2 液膜冷却区

液膜冷却区热量传递过程包括以下几个环节:燃气与液膜之间的对流换热、燃气与壁面之间的辐射换热、液膜与壁面之间的对流换热、壁面内的轴向导热和外壁面与环境之间的辐射换热,如图1所示。

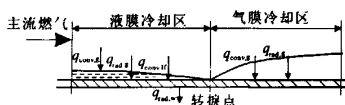


图1 传热计算模型示意图

Fig.1 Calculation model of heat transfer

以液膜为研究对象,其分别与燃气和推力室内壁发生对流换热,吸收的热量用于自身的升温与蒸发。计算时,认为液膜首先从初始温度加热到饱和温度,然后在饱和温度下吸收热量逐渐蒸发,即将液膜区分为升温段和蒸发段。对液膜列热平衡方程如下

$$(q_{\text{conv},g} - q_{\text{conv},lf})\pi d\Delta x = \dot{m}_l c_{p,lf}(T_{lf}^* - T_{lf}^{x-\Delta x})\eta_{lf} \quad (\text{升温段}) \quad (1a)$$

$$(q_{\text{conv},g} - q_{\text{conv},lf})\pi d\Delta x = (\dot{m}_l - \dot{m}_l^{x-\Delta x})\gamma_{lf}\eta_{lf} \quad (\text{蒸发段}) \quad (1b)$$

$$q_{\text{conv},g} = h_g(T_{\text{ad}} - T_{lf}) \quad (2)$$

$$q_{\text{conv},lf} = h_{lf}(T_{lf} - T_{wg}) \quad (3)$$

式中,上标 x 和 $x-\Delta x$ 代表轴向坐标,液膜冷却效率 η_{lf} 与液膜雷诺数的关系见图2。

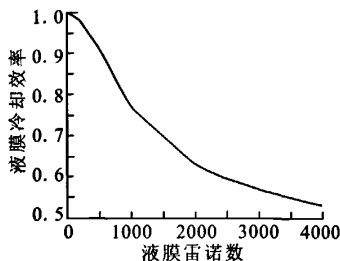


图2 液膜冷却效率与雷诺数的关系

Fig.2 Variation of liquid film efficiency with Reynolds number

为了考虑液膜蒸发的影响,液膜区燃气对流换热系数 h_g 采用修正 Bartz 方程^[3]计算

$$h_g = \frac{0.026}{d_{cr}^{0.2}} \left(\frac{\mu_r}{Pr_r^{0.667}} \right) \left(\frac{\dot{m}_g}{A_{cr}} \right)^{0.8} \left(\frac{A_{cr}}{A} \right)^{0.9} \frac{H_{\text{ad}} - H_{lf}}{T_{\text{ad}} - T_{lf}} \sigma \quad (4)$$

$$\sigma = \left[\frac{1}{2} \frac{T_{lf}}{T^*} \left(1 + \frac{k-1}{2} Ma^2 \right) + \frac{1}{2} \right]^{-0.68} \left(1 + \frac{k-1}{2} Ma^2 \right)^{-0.12} \quad (5)$$

式中, μ_r 和 Pr_r 分别为液膜温度下的燃气粘度和普朗特数; σ 为温度修正系数; T^* 为燃气总温。

液膜对流换热系数 h_{lf} 采用文献 [3] 介绍的方法计算

$$h_{lf} = 0.0288 \frac{c_{p,lf}}{Pr_{lf}^{0.667} \mu_{lf}^{0.2} x} \left[\frac{\eta_{lf} \dot{m}_l u_g h_g Pr_g^{0.667} \rho_{lf}}{\pi r c_{p,g}} \right]^{0.4} \quad (6)$$

对液膜区推力室壁面列平衡方程如下

$$q_{\text{rad},g} + q_{\text{conv},lf} = q_{\text{cond},w} = q_{w,\text{rad}} \quad (7)$$

$$q_{\text{cond},w} = \lambda_w \frac{T_{wg} - T_{wout}}{\delta_w} \quad (8)$$

$$q_{w,\text{rad}} = \varepsilon_w \sigma T_{wout}^4 \quad (9)$$

燃气辐射热流 $q_{\text{rad},g}$ 的计算方法及其沿推力室轴向的分布规律见文献[7]。

1.3 气膜冷却模型

气膜冷却区热量传递过程包括以下几个环节:燃气与壁面的对流换热和辐射换热、壁面内的轴向导热和外壁面与环境之间的辐射换热,如图1所示。对气膜区壁面列热平衡方程如下

$$q_{conv,g}+q_{rad,g}=q_{rad,w} \tag{10}$$

$$q_{conv,g}=h_g(T_{ad}-T_{wg}) \tag{11}$$

$$T_{ad}=T_g-(T_g-T_{gf,0})\eta_{gf} \tag{12}$$

式中, $T_{gf,0}$ 为气膜初始温度(即液膜冷却剂饱和温度),气膜区燃气对流换热系数 h_g 采用 Bartz 公式^[2]计算。气膜冷却效率 η_{gf} 用 Grisson 方法^[5]计算

$$\eta_{gf}=\left[1+\frac{c_{p,g}}{c_{p,gf}}\left(0.325[X+X_0]^{0.8}-1\right)\right]^{-1} \tag{13}$$

$$X_0=(3.08+X^{0.8})^{1.25}-X \tag{14}$$

$$X=Kx=G\mu_g^{0.25}\left[\dot{m}_{gf}/(\pi d)\right]^{-1.25}x \tag{15}$$

$$G=\dot{m}_g/A \tag{16}$$

式中, X_0 为气膜有效前缘; X 为无量纲距离。

2 算例

所研究的液膜冷却推力室以 N_2O_4/MMH 为推进剂,壁面材料为铌钨合金,采用燃料液膜冷却/辐射冷却方式。该推力室工作室压为 0.88MPa,混合比为 1.67,液膜流量比例为 26%,液膜入口温度为 288K。

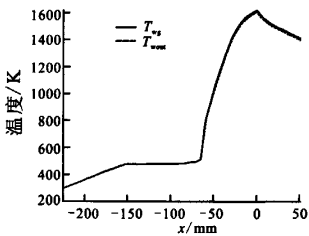


图 3 壁温沿轴向变化曲线

Fig.3 Wall temperature curve of thrust chamber

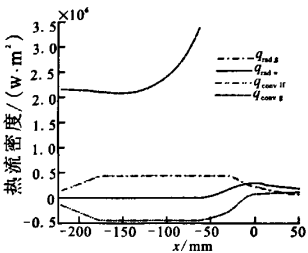


图 4 热流密度沿轴向变化曲线

Fig.4 Heat flux curve of thrust chamber

图 3 给出了计算得到的推力室内、外壁温沿轴向的变化曲线。计算得到液膜长度为 166mm。由图 3 可以看出,在液膜区,燃烧室壁面温度均在 500K 以内,进入气膜区后,壁温迅速上升,在喉部达到最大值,然后逐步减小。最高内、外壁温计算值分别为 1621K 和 1599K。一般认为,铌合金的许用温度在 1673K 以上,这说明,在现有的液膜流量下,推力室最大壁温处于材料许用温度范围之内。

图 4 给出了计算得到的推力室各热流密度沿轴向的变化曲线。由图 4 可以看出, $q_{conv,if}$ 为负值,这说明液膜温度低于气壁温,从而起到冷却推力室壁面的作用,其大小与燃气辐射热流相当,因而外壁面对环境的辐射热流 $q_{w,rad}$ 很小。在气膜区,起始段气壁温高于绝热壁温, $q_{conv,g}$ 为负值,此时壁面反向加热气膜,随着气膜的发展,绝热壁温的不断增大, $q_{conv,g}$ 逐渐变为正值并继续增大。与壁温一样,气膜区壁面最大对外辐射热流 $q_{rad,w}$ 也位于喉部,约为 0.3MW/m²。

图 5 是推力室外壁温的计算结果与地面热试车红外热像仪测量结果的对比曲线。由于红外热像仪量程的限制,壁温低于 506K 时仪器已无法分辨,均作为 506K 处理。由图 5 看出,计算得到的外壁温轴向变化规律与实测结果基本一致,最高值也较接近。红外测温得到外壁温最高值位于喉部,其大小为 1554K,与计算值仅相差 3% 左右。此外,通过该图可以看出,在距离头部 169mm 处外壁温开始陡然增大,可以判断出该位置为实际的液膜转捩点,即实际的液膜长度为 169mm,与计算结果基本一致。

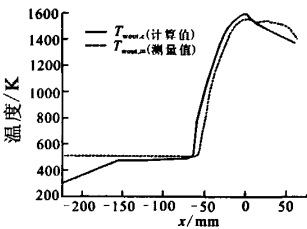


图 5 外壁温计算值与测量值对比

Fig.5 Outer wall temperature of thrust chamber

(下转第 48 页)

模锻工序过程采取措施提高 800℃高温 δ_s 、 ψ 数据，同时控制常温检测项目 A_k 的波动范围。探讨了模锻环节应注意的问题，工艺改进效果明显。

参考文献：

[1] 中国质量协会 编著. 全面质量管理基本知识 (第一版)
[M]. 中国经济出版社. 2002, 4.

(编辑：王建喜)

(上接第 37 页)

3 结论

- (1) 现有液膜流量下，推力室最大壁温处于材料许用温度范围之内。
- (2) 计算得到壁温沿轴向分布以及液膜长度与地面热试车红外测量结果基本一致。

参考文献：

[1] Glenn L A, McFarland B L. Advanced Experimental Thrust Chamber Program (Phase I and II), Final Report [R]. Rocketdyne, Canoga Park, California. Report No. R06857, December 1966.

[2] 邢文英. QC 小组基础教程 [M]. 北京：原子能出版社，1998.

[3] 冶军. 美国镍基高温合金[M]. 北京：科学出版社，1978.

[4] 高温合金金相图谱 编写组. 高温合金金相图谱[M]. 北京：冶金工业出版社，1979.

[5] 锻件质量分析 编写组. 锻件质量分析 [M]. 北京：机械工业出版社，1983.

[2] Bartz D R. A Simple Equation for Rapid Estimation of Rocket Nozzle Convective Heat Transfer Coefficients [J]. ARS Journal, Jan 1957: 49-51.

[3] Stechman R C. Film Cooling Design Criteria For Small Rocket Engines[R]. AIAA 68-617.

[4] Ko Shaoyen, Liu Dengying. Experimental Investigations on Effectiveness, Heat Transfer Coefficient and Turbulence of Film Cooling[J]. AIAA Journal, 18(8).

[5] Grisson W M. Liquid Film Cooling in Rocket Engines[R]. AD-A234 288.

[6] 刘国球. 液体火箭发动机原理[M]. 北京：中国宇航出版社，1993.

[7] 方磊，刘伟. 姿控用再生冷却推力室传热特性研究[J]. 火箭推进，2008，34(6)：6-13.

(编辑：陈红霞)