

# 燃烧室缝槽气膜冷却方案研究

任加万<sup>1</sup>, 谭永华<sup>2</sup>

(1 西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100; 2 航天推进技术研究院, 陕西 西安 710100)

**摘要:** 针对超音速飞行器冲压发动机高马赫数、长航时的特点, 结合工程计算方法和设计思想, 建立了燃烧室缝槽气膜冷却过程一维计算模型, 详细研究了各主要因素对气膜冷却效果的影响, 并给出了某型冲压发动机高温燃烧室缝槽气膜冷却结构参考设计方案。结果表明, 通过改善结构布局, 合理分配缝隙冷气流量, 可以有效地提高气膜冷却效果、降低壁温, 适应高温燃气参数分布对隔热屏的热防护要求。

**关键词:** 冲压发动机; 燃烧室; 气膜冷却; 壁温计算

中图分类号: V434.2

文献标识码: A

文章编号: (2007) 06-0028-06

## Investigation on the structure scheme of slot air film cooling combustion chamber

Ren Jiawan<sup>1</sup>, Tan Yonghua<sup>2</sup>

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

2 Academy of Aerospace Propulsion Technology, Xi'an 710100, China)

**Abstract:** Aimed at the special operation requirements of ramjet powered vehicle characterized by high Mach number and long operation duration, combined with engineering calculation methods, a 1-D slot air film cooling analysis model was developed in this paper. The main factors of the film cooling efficiency were investigated in detail. A prediction of the slot film cooling efficiency of a ramjet combustion chamber was obtained. The results show that the film cooling efficiency could be improved and the wall temperature could be decreased by the rational distribution of the flow rate of the slot cooling air and the improvement of the structure.

**Key words:** ramjet; combustion chamber; air-film cooling; computation of wall temperature

收稿日期: 2007-06-27; 修回日期: 2007-08-19。

作者简介: 任加万 (1980—), 男, 硕士, 研究领域为冲压发动机燃烧室热防护。



1 引言

燃烧室热防护技术是液体亚燃冲压发动机关键技术之一。现役冲压发动机燃烧室中主要采用的是隔热层烧蚀冷却技术和气膜冷却技术。以液体亚燃冲压发动机为动力的超声速飞行器具有高马赫数、大空域、长航时等特点, 其燃烧室要经受更长时间高温、氧化条件下的恶劣考验, 带来了更为突出的燃烧室热防护问题: 工作时间的增加, 导致现在广泛使用的隔热层烧蚀冷却技术由于隔热层厚度的限制很难再适用; 燃气与冷却气体温度的进一步提高以及冷气量的进一步减少, 大大降低了传统气膜冷却技术的冷却效果。缝槽气膜冷却技术结构简单, 气动损失小, 冷却效果比较高, 早期的部分发动机中已经得到使用, 但是这种冷却结构在高马赫数、长航时的超声速飞行器液体亚燃冲压发动机中的高温升燃烧室中未见使用过。其冷却过程的研究比较复杂, 涉及到流动和传热耦合的计算和方法, 需要综合应用工程热力学、流体力学、传热学(包括导热、对流换热和辐射换热)等多学科知识, 以及结合计算流体力学和数值传热学的理论和方法。因此, 借鉴了很多相对成熟的工程设计思想和经验公式, 使用热-流-固耦合的方法建立了缝槽气膜冷却过程——一维计算模型, 详细研究了各主要因素对气膜冷却效果的影响, 对高马赫数、长航时的某型冲压发动机燃烧室隔热屏结构方案进行了冷却效果预测。

2 物理描述及简化处理

缝槽气膜冷却结构比较简单, 冷却过程中流动变量在每一个截面上大致均匀或分布相似, 且流动可视为定常, 只考虑流动变量在气动方向的变化; 隔热屏壁温的分布在周向比较均匀, 一般只考虑沿轴向变化。因此, 冷却过程的计算比较符合一维分析的假设。缝槽气膜冷却结构如图 1 所示。

图 1 中, 隔热屏和燃烧室内壁形成冷却气体

通道。冷气通过隔热屏上的缝槽, 沿隔热屏内表面形成一层气膜, 该气膜把中心高温燃气与隔热屏隔开, 起到隔热作用。同时从隔热屏带走一部分热量, 起到冷却作用。燃气以辐射的形式向隔热屏传递热量, 气膜以对流的形式与隔热屏热交换, 隔热屏分别以对流和辐射传热于冷气和外壁, 外壁与冷气以对流形式进行热交换, 还有隔热屏内部的轴向导热。计算中忽略外壁与外界大气的对流和辐射换热。

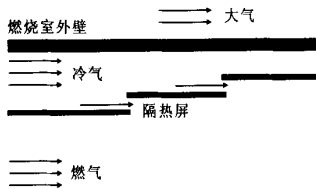


图 1 缝槽气膜冷却示意图  
Fig.1 Slot air film cooling structure

缝槽气膜冷却过程计算模型的建立是隔热屏结构设计的关键, 涉及到流动与传热耦合的计算和方法, 需要考虑流量、压力(压差)、温度(温差)等诸多因素相互耦合的关系。因此, 一维计算模型的建立比较复杂, 需要作一定的假设。假设条件如下:

- (1) 气动热力状态为稳态;
- (2) 室壁和燃气为灰色辐射体;
- (3) 室壁发射率和吸收率为常数, 忽略其随温度的微弱变化;
- (4) 一维燃气辐射模型;
- (5) 忽略壁的径向和周向导热;
- (6) 燃烧室壁温取冷却气体温度。

3 计算方法

气膜冷却过程的计算涉及到冷气与燃气参数的匹配, 还涉及到导热、对流换热和辐射换热的耦合, 以及流动与传热的相互影响。

3.1 冷气通道一维流计算

冷气通道中冷气参数的沿程计算考虑了壁面对气流的加热、壁面的摩阻及通道截面变化的



影响, 利用流量、动量、能量方程, 计算得到的冷气流速度、温度、流量等参数作为计算隔热屏壁温的边界条件。冷气通道中一个重要的计算单元是相邻隔热屏处气流分为两股气流的计算。本计算中在缺少缝隙流量系数的情况下, 联合求解缝隙分离前后的流量方程和冲量方程解得缝隙前后的参数。

### 3.2 燃烧室燃气参数的计算

燃烧是一个非常复杂的过程, 很难准确计算出燃烧室燃气温度、压力等重要参数的分布。在一维近似计算中, 根据经验, 燃气参数的沿程分布计算一般采用下面的计算规律。

燃烧室总压、总温可按照如下分布规律计算:

$$p_g = p_{in} + \frac{x}{L} (p_{out} - p_{in})$$

$$T_g = T_{in} + \frac{x}{L} (T_{out} - T_{in})$$

其中

$$p_{out} = p_{in} \times \sigma$$

式中,  $\sigma$  为总压恢复系数。

### 3.3 隔热屏壁温的计算

图 2 为隔热屏壁温计算的热流模型, 建立热平衡方程如下:

$$(q_{f1} + q_{d1}) A_r = (q_{f2} + q_{d2}) A_r + q_k A_x$$

式中,  $A_r$  为隔热屏计算单元轴向面积;  $A_x$  为隔热屏横截面积。

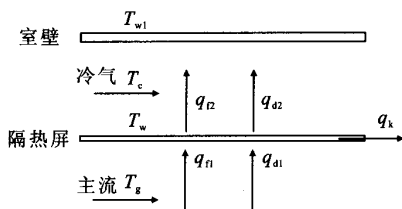


图 2 热流模型

Fig.2 The heat flux model

上式中各热流计算如下:

#### (1) 燃气对隔热屏的辐射热流

$$q_{f1} = 0.5\sigma(1 + \varepsilon_w)\varepsilon_g T_g^{1.5} (T_g^{2.5} - T_w^{2.5})$$

$$\varepsilon_g = 1 - \exp[-0.29p_g L (fL_b)^{0.5} T_g^{-1.5}]$$

式中,  $\varepsilon_g$  为燃气黑度;  $\varepsilon_w$  为隔热屏发射率;  $T_g$  为燃气温度, K;  $p_g$  为燃烧室压力, Pa;  $\sigma$  为辐射常数,  $\sigma = 5.67 \times 10^{-8} \text{ W/m}^2 \text{ K}^4$ ;  $f$  为油气质量比;  $L_b$  为辐射长度,  $L_b = 0.6H$ ,  $H$  为火焰筒直径;  $L$  为火焰亮度因子, 主要取决于燃料炭氢质量比, 对于煤油  $L = 1.7$ 。

#### (2) 气膜对流换热流

$$q_{d1} = h_1 (T_{aw} - T_w)$$

式中,  $T_w$  为隔热屏壁温, K;  $T_{aw}$  为绝热壁温, K;  $h_1$  为气膜换热系数,  $\text{W/m}^2 \text{ K}$ 。

#### (3) 隔热屏与燃烧室壁的辐射热流

$$q_{f2} = \varepsilon_s \sigma (T_w^4 - T_{w1}^4)$$

$$\varepsilon_s = \frac{1}{\frac{1}{\varepsilon_w} + \frac{1}{\varepsilon_{w1}} - 1}$$

式中,  $\varepsilon_{w1}$  为燃烧室壁的辐射率;  $T_{w1}$  为燃烧室壁温, K;  $\varepsilon_s$  为系统黑度。

#### (4) 隔热屏与冷却空气的对流换热流

$$q_{d2} = h_2 (T_w - T_c)$$

式中,  $T_c$  为冷气温度, K;  $h_2$  为冷气换热系数,  $\text{W/m}^2 \text{ K}$ 。

#### (5) 隔热屏轴向导热热流

$$q_{ki} = \frac{\lambda_w (T_{wi} - T_{w(i-1)})}{x_i - x_{i-1}} - \frac{\lambda_w (T_{w(i+1)} - T_{wi})}{x_{i+1} - x_i}$$

式中,  $i$  为下标表示第  $i$  计算点;  $\lambda_w$  为隔热屏导热系数。

## 4 计算结果及分析

依照上述计算方法, 编写了缝槽气膜冷却过程计算软件。并用此软件对影响气膜冷却效果的各种因素进行了计算分析。

### 4.1 影响隔热屏壁温的因素分析

图 3 为将隔热屏分为 3 段、8 段及未分段时隔热屏温度分布的比较曲线图。从图中可以看出未分段时, 温度一直攀升, 攀升速度逐渐变缓, 这是因为燃烧室燃气温度上升速度逐渐变缓; 分 3 段时温度有两次突然降低, 每段的趋势和单段



相似, 第一段几乎与单段重合, 但攀升速度排在后面的段比前面的要快, 分段后的隔热屏最高温度和平均温度都有较大的下降; 分 8 段时最高温度下降不明显, 是因为末端冷气量较小, 吹风比很低, 导致冷却效率比较低, 所以隔热屏温度较高, 必须增大冷气流量才能提高末端冷气效率。所以合理分段对缝隙冷气用量、隔热屏壁温都很关键。

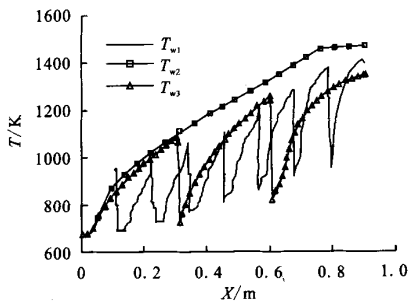


图 3 分段对壁温的影响

Fig.3 Effect of the segments on the liner temperature

图 4 示出冷却气体温度的变化对隔热屏壁温的影响。由图中可以看出, 冷气温度对隔热屏壁温的影响很大, 冷气每升高 100K, 隔热屏壁温就要升高 60K 左右。所以, 冷却气体沿冷却通道温度的升高不可忽略。

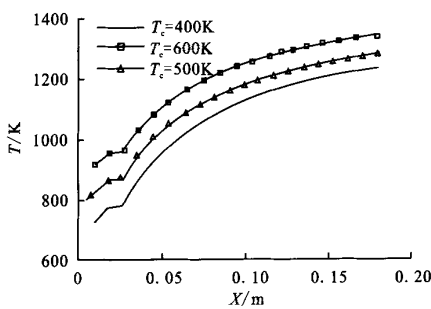
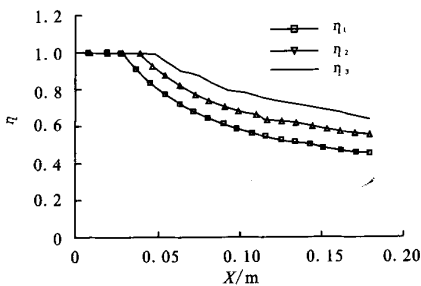


图 4 冷气温度对隔热屏壁温的影响

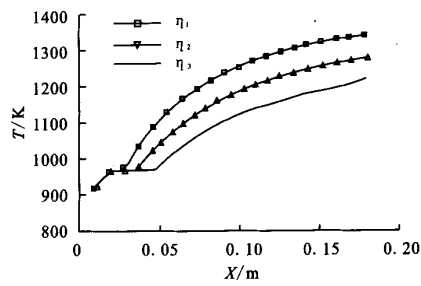
Fig.4 Effect of the cooling air temperature on the liner temperature

图 5 为三种冷却效率情况下的壁温分布曲线。由图可以看出, 随着气膜有效温比的提高, 隔热屏壁温明显下降。算例中, 有效温比如能提高 0.1, 则  $T_w$  将下降 60K。随着燃气温度日益提

高, 气膜冷却空气用量预感不足的情况下, 有效地改善气膜冷却效率是今后冷却系统设计者的主要努力方向之一。



(a) 气膜有效温比分布曲线



(b) 隔热屏壁温分布

图 5 有效温比对隔热屏壁温的影响  
Fig.5 Effect of cooling effectiveness on the liner temperature

4.2 影响气膜有效温比的因素分析

有效温比是影响隔热屏壁温的重要参数, 影响有效温比的因素主要有: 吹风比  $M$ 、缝隙高度  $S$  及湍流强度混合系数  $C_m$  等。它们对有效温比的影响结果见图 6、图 7 和图 8。

从图 6 可以看出, 随着  $M$  的不同, 效率的变化趋势基本一样。随着  $M$  的增加, 气膜势核长度 (即气膜效率为 1 的气膜长度) 在增加, 算例中, 当  $M=3.5$  时, 气膜势核长度为 36mm。当  $M<2$  时, 随着  $M$  的增大, 效率明显提高。但是当  $M>2$  时, 随着  $M$  的增大, 效率基本不再变化。由试验得出, 当吹风比达到一定值后, 冷却效率  $\eta$  将不再随吹风比增加而增加, 而是稳定在一个给定的数值。这相当于气膜已经达到了饱和状态, 即此时再增加冷却空气流量, 气膜冷却效果将不再增加。



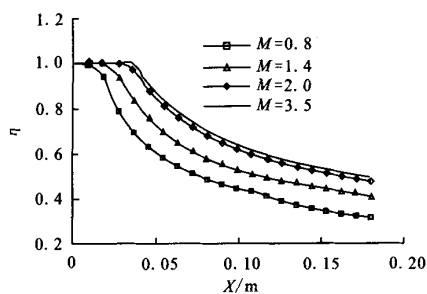


图 6 吹风比对有效温比的影响  
Fig.6 Effect of M on the film cooling effectiveness

图 7 为吹风比不变的情况下，改变缝隙高度时，有效温比的相对变化曲线。图中反映出，不同的缝隙高度，气膜有效温比的变化趋势一样。从图中可以看出，随着缝隙高度的增加，气膜势核长度增加明显，算例中，当  $S=5\text{mm}$  时，气膜势核长度为  $54\text{mm}$ 。计算还得到，随着缝隙高度的增加，有效温比显著增大，图中显示，当  $S$  从  $2\text{mm}$  增大到  $5\text{mm}$  时，末端  $\eta$  从  $0.4$  增大到  $0.6$ 。但此时必须要增加缝隙流量才能保证同样的吹风比。

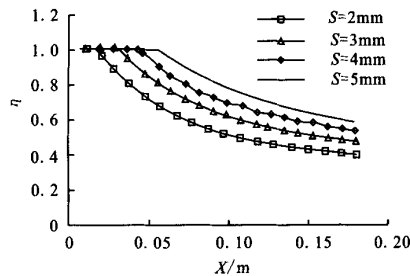


图 7 缝隙高度对有效温比的影响  
Fig.7 Effect of S on the film cooling effectiveness

图 8 反映出湍流混合系数对有效温比高低的影响。可以看出  $C_m$  对  $\eta$  的影响是比较显著的。 $C_m$  每降低  $0.01$ ，末端  $\eta$  可能升高  $0.25$ 。这表明降低实际气膜冷却火焰筒的湍流混合系数  $C_m$ ，是提高气膜冷却效率的有效途径。通过改善发动机的气流通道结构来降低  $C_m$  值，在实际发动机里是可以做到的。

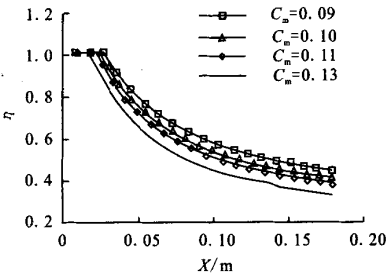


图 8 湍流混合系数对有效温比的影响  
Fig.8 Effect of Cm on the film cooling effectiveness

5 高温燃烧室隔热屏冷却方案设计

根据以上对气膜冷却过程各主要性能参数的分析，现设计一个隔热屏冷却方案，并用编制的工程设计计算软件验证该冷却方案冷却效果。隔热屏结构方案如表 1 所示，计算条件为：冷气入口温度为  $610\text{K}$ ；燃气入口温度为  $1600\text{K}$ ，出口温度为  $2300\text{K}$ ；隔热屏最高温度不能超过  $1300\text{K}$ 。

表 1 隔热屏结构方案  
Tab.1 The cooling structure

隔热屏段号	1	2	3	4
缝隙高度/mm	3	3	4	5
长 度/mm	300	250	250	220

预测的该方案缝隙冷气流量分配及吹风比如表 2 所示。计算显示，缝隙冷气流量分配基本合理，最后一段的缝隙吹风比达到了 2 左右，说明该冷却方案在燃气最高温度出现在后面节的燃烧室中能够较好的满足热防护要求。

表 2 流量分配及吹风比

段 号	1	2	3	4
流量百分比	3.61	2.84	2.99	2.69
吹风比	4.32	3.40	2.68	1.92



隔热屏的温度分布见图9,隔热屏最高温度为1236K,低于材料承受的最高温度约1300K,该方案可行。

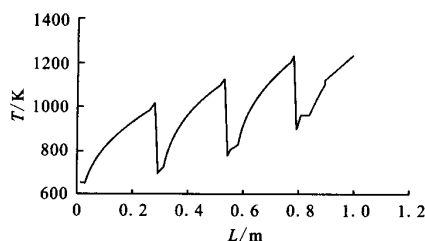


图9 隔热屏温度分布

Fig.9 Distribution of the liner temperature

## 6 结论

计算表明,分析的各种参数的调整,都会对冷却气体的分配情况产生影响,从而影响着各个环节的气膜冷却效率和换热的计算,最终影响隔热屏壁温的准确计算。因此,燃烧室冷却方案的设计或优化,要充分考虑流动和传热(导热、对流、辐射)过程之间的相互耦合。在高温燃烧室冷却方案优化设计中,通过改善结构布局,合理分配缝隙冷气流量,可以有效地提高气膜冷却效果,适应燃气参数分布对隔热屏的热防护要求。

(1) 通过改善发动机气流通道结构降低湍流度,可以有效提高气膜冷却效果。

(2) 分段可以增强冷却效果,均匀温度,降低壁温,同时分段段长应逐渐减小,且不宜过多。

(3) 逐步增大后面节缝隙的高度,增加后面

节缝隙进气量,提高后面节气膜冷却效果,以满足后面节隔热屏的热防护要求。

(4) 合理分配冷气流量,提高后面节气膜的吹风比以提高气膜冷却效率,计算中,气膜的吹风比  $M$  达到2左右时为最佳。

计算中还得到,当燃气温度较高、压力较大时,辐射热流量比例已经很大,甚至占主要地位,建议采用吸收率低的材料做隔热屏或者作为隔热屏的涂层。

## 参考文献:

- [1] McDermott D J. Heat transfer and Pressure on a Flat Plate Downstream of a Heated Jet Injected into a High Subsonic Crossflow[R]. AIAA1980-0290.
- [2] Lakehal D, Theodoridis G S, Rodi W. Computation of Film Cooling of a Flat Plate by Lateral Injection from a Row of Holes [J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 1998, 19(3):418-430.
- [3] 王利峰,朱惠人,裘云,等. 燃烧室混合气膜冷却方案的分析与设计 [C]. 冲压发动机技术交流论文集. 北京: 中国航天科工集团公司科技委, 2005.
- [4] 葛绍岩,刘登瀛,徐靖中,等. 气膜冷却[M]. 北京: 科学出版社, 1985.
- [5] 朱惠人. 多孔隔热壁温度场气动传热耦合计算方法[J]. 航空动力学报, 2003, 18(2): 230-234.
- [6] 金如山. 航空燃气轮机燃烧室 [M]. 北京: 宇航出版社, 1988.
- [7] 任加万. 冲压发动机燃烧室热防护技术 [J]. 火箭推进, 2006, 32(4): 38-42.

(编辑: 马 杰)