

小推力发动机膜冷却工程算法研究

马 丁, 张黎辉

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘 要: 为满足工程上对推力室内部传热流动分析的要求, 应用分层流动理论, 结合半经验传热和化学反应平衡模型, 建立了分析小型液体火箭发动机推力室膜冷却的传热模型。以气氧/煤油发动机为例, 初步实现了对定常情况下膜冷却过程的模拟。计算表明, 冷却剂的质量分数, 燃气的流动状态, 喷注器尺寸等因素对冷却效果和发动机总体性能有重要影响。研究结果可为新一代小型液体火箭发动机的研制提供参考。

关键词: 气氧/煤油; 小型液体火箭发动机; 推力室; 对流换热

中图分类号: V434

文献标识码: A

文章编号: (2007) 02-0020-06

Engineering calculating method for film cooling in small thrust rocket engine

Ma Ding, Zhang Lihui

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing, 100083, China)

Abstract: To meet the requirement of internal heat transfer analysis in chamber, based on stratified layers theory and in combination with semi-empirical heat transfer model and chemical equilibrium model, a heat transfer model was established to analyze the film cooling performance of the thruster. Process of the film cooling in a GOX/kerosene rocket engine at the instance of fixed constants was simulated. The computation of characteristics of heat transfer near inner wall has been realized. The influences of certain factors such as mass fraction, gas flow status on the efficiency of film cooling and the integral performance of the rocket engine were analyzed. The result may provide reference for the development of new generation of small liquid rocket engines.

Key words: GOX/kerosene; small liquid rocket engine; thruster; convective heat transfer

收稿日期: 2006-07-28; 修回日期: 2007-02-07。

作者简介: 马丁 (1981—), 男, 硕士研究生, 研究领域为液体火箭发动机静、动态特性仿真。

1 引言

小推力液体火箭发动机在航天飞机、卫星等领域有广泛的应用, 绝大多数的商用液体火箭发动机使用的是有毒推进剂: 如四氧化二氮/肼类。这类推进剂有良好的比冲性能和自燃特性, 但对生态环境有严重的危害, 并且生产、维护费用高昂。目前各国都在开展无毒推进剂小型液体火箭发动机的研制, 并取得了一定成果^[1,2]。文献[3]综合分析了各种无毒推进剂组合的能量特性、比冲、密度等参数与飞行器弹道特性间的关系, 认为在发动机尺寸一定的情况下, 煤油加 98% 过氧化氢的推进剂组合效率最高, 而在初始发射质量一定的情况下, 气氧/煤油发动机的效率最高。

由于目前对有冷却膜存在的推力室中的质量、能量交换机理缺乏充分的认识, 因此很难用精确的数学模型描述其实际过程。给计算流体力学 (CFD) 准确模拟多维流动带来许多困难^[4], 且 CFD 的方法比较耗费分析时间, 代价较高。综合上述分析, 本文针对工程上小推力发动机的研制特点, 在文献 [1] 等研究成果的基础上对小推力液体火箭发动机的膜冷却问题进行了算法研究, 使结果具有工程应用价值。

主要工作包括: 针对膜冷却的特点, 建立了关于推进剂的流动、掺混、化学平衡及对流换热的物理数学模型。对推力室划分了一维网格, 编制计算机程序对上述模型进行数值求解, 得到了传热特性参数。讨论了冷却剂流量, 推力室流动状态, 喷注器构型等因素对膜冷却效果的影响规律。

2 膜冷却计算的物理数学模型

膜冷却的一般做法就是在喷注器近壁边缘特设一圈小孔以喷出燃料, 形成贴壁液膜或气膜以保护固体壁面不致过热, 使受热部件能在较高的燃气温度下可靠地工作^[6]。

假设有膜冷却的推力室流动如图 1 所示, 在头部附近冷却剂以液膜形式流动, 当液膜以蒸发

和卷吸的形式被消耗完时, 推力室内部流动沿径向从壁面向中心可分为气膜, 混合层和中心气流三个区域。把前两层统称为近壁层。本文的计算假设一开始冷却剂就以气膜形式流动, 并与混合层发生掺混。

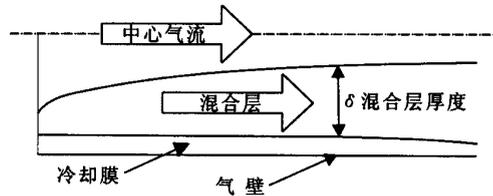


图1 推力室流动示意图

Fig.1 Sketch of flows in the thruster

2.1 推力室流动的气体动力学参数计算

由喷管流量平衡关系可得:

$$\frac{A_1}{A} = \left(\frac{k+1}{2} \right)^{\frac{1}{k-1}} \lambda \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda^2 \right)^{\frac{1}{k-1}} \quad (1)$$

$$\frac{p}{p^*} = \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda^2 \right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (2)$$

其中, A_1 、 A 、 k 、 λ 分别是喷管的喉部面积、某截面的面积、燃气的绝热指数、燃气的速度系数。 p 和 p^* 分别是燃气的静压和总压。

2.2 混合层与冷却膜的混合比计算

冷却剂在流动时不断与混合层发生掺混, 混合比计算公式如下^[9]:

$$K_r = K_{r0} - \left[\frac{K_{r0}}{1 + \frac{(K_{r0}+1)m_1}{\bar{m}_{ct}}} \right] \cdot \xi \quad (3)$$

$$K_p = K_{p0} + \left[\frac{K_{p0}}{1 + \frac{(K_{p0}+1)m_1}{\bar{m}_{ct}}} - K_{p0} \right] \cdot \xi \quad (4)$$

$$\xi = 1 - e^{-\frac{k\bar{m}_{ct}}{m_1} \cdot \left(\frac{x}{H_{ct}} \right)^2} \quad (5)$$

其中, K_{r0} 、 K_{p0} 分别是混合层和冷却剂最初进入燃烧室时的混合比; m_1 是冷却剂相对于总流量的相对流量; \bar{m}_{ct} 是近壁层的相对流量; x 是轴向绝对距离; H_{ct} 是近壁层的初始厚度; K 表征湍流程度。

3式和4式适用于冷却剂为燃料的情况,当冷却剂为氧化剂时, K_p 的计算需要除以 ξ , 由于 K_p 会逐渐增大, 所以需要修改3式中的变量的符号。

2.3 推力室化学平衡计算模型

采用燃料作冷却剂时, 冷却膜的初始余氧系数很低 ($<10^{-3}$), 通用的火箭发动机热力计算程序无法给出化学反应的合理结果。本文使用了改进的平衡常数法来计算特殊工况下的化学反应温度。中心气流和混合层流动考虑了碳/氢燃料组合常用的8种组分: H_2 , O_2 , OH , H , O , H_2O , CO , CO_2 。

若设燃烧产物中共有 N 种组分含有第 i 种元素, 则关于该元素的质量守恒方程为:

$$\frac{n_k}{p} \cdot \sum_{j=1}^N (a_{ij} \cdot p_j) = N_i \quad (6)$$

式中, p 是各组分的压强; p_j 是各组分的分压, 为1千克混合气体中各类气体的总摩尔数; a_{ij} 为第 j 种组分的分子式中第 i 种元素的系数; N_i 表示1千克混合气中第 i 种元素的物质的量。

设第 k 个化学反应有 m 种反应物和 n 种生成物, 则关于该反应的化学平衡方程为:

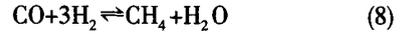
$$\ln K_k = \sum_{j=1}^n \beta_{kj} \cdot \ln p_{kj} - \sum_{i=1}^m \beta_{ki} \cdot \ln p_{ki} \quad (7)$$

其中, K_k 为某温度下反应的化学平衡常数; p_{ki} 和 p_{kj} 分别为各反应物和生成物的分压; β_k 为各组分在化学方程式中的系数。

通过先假设 O_2 的分压, 在已知温度条件下对上述方程组进行消元化简, 可得到 H_2O 的分压值。然后解出其它产物的分压值, 再由约束条件相应调整 O_2 的分压, 重复计算组分分压直至满足化学平衡的所有约束条件。此法比较简单易行, 且在较高余氧系数时可以获得良好的精确度。本文对混合层、中心气流、采用氧化剂作为冷却膜时的冷却膜均采用了这种方法。

采用燃料作为冷却膜时, 头部附近的混合比非常低。由于 C 与 H 的含量远高于 O 的含量, 这时仅考虑前面的八种组分无法满足质量守恒和元素比例关系, 需要考虑其它组分以得出合理的

结果。但包含较多组分会显著减小程序可计算的混合比范围。所以本文只考虑甲烷 (CH_4) 和单质碳 (C) 作为补充。增加的平衡方程为:



这时可将方程组化简成关于 H_2O 和 CO_2 的分压的非线性方程组, 用拟牛顿法解这个方程组, 进而得到其它组分的分压。按约束条件迭代计算即可。

在温度插值区域的下限, 温度和混合比均较低时, 方程容易出现病态, 解会发散, 所以在程序中加入了针对病态方程组的残差校正函数以扩大可插值的温度范围。另外作为一种近似, 这里设定在执行化学平衡计算时, 如果余氧系数大于0.3, 采用前一种计算模型, 如果小于或等于0.3, 则采用后一种模型。

2.4 膜冷却对流换热计算模型

本文主要依据耶夫列夫建立在动量和能量积分关系基础上的湍流边界层半经验理论来分析推力室的对流换热过程。耶夫列夫热流密度公式为:

$$q = B \cdot \frac{1 - \beta^2}{\bar{D}^{1.82}} \cdot \frac{(p_k \epsilon_k)^{0.85}}{d_{kp}^{0.15}} \cdot \frac{S}{Pr^{0.58}} \quad (8)$$

其中, B 是燃气温度、比热比等的函数; β , $p_k \epsilon_k$, \bar{D} 分别是气流相对速度、滞止压力、相对直径; Pr 为高温层的普朗特数。

S 的表达式如下:

$$S = \frac{(J_{or} - J_{ct}) \mu_{or}^{0.15}}{R_{or}^{0.425} T_{or}^{0.32} (1 + \bar{T}_{ct})^{0.595} (3 + \bar{T}_{ct})^{0.15}} \quad (9)$$

其中, $(J_{or} - J_{ct})$ 是混合层与冷却膜或冷却膜与气壁的滞止比焓的差值; R_{or} 为推力室半径; μ_{or} 为高温层的动力粘度; \bar{T}_{ct} 为低温层温度 T_{ct} 和高温层温度 T_{or} 的比值。

为了估算壁温, 本文还用到了另一个针对推力室燃气对流换热的准则方程, 即巴兹公式^[6]:

$$h = \frac{0.026}{d_i^{0.2}} \left(\frac{\eta c_p}{Pr^{0.6}} \right) \left(\frac{p_c}{c} \right)^{0.8} \left(\frac{A_t}{A} \right)^{0.9} \sigma \quad (10)$$

d_t, c_p, η 分别为喉部半径, 定压比热, 动力粘度; $p^*, c^*, \frac{A}{A_t}$ 分别是总压, 特征速度, 面积比; σ 为定性温度变化系数, 是温度和马赫数的函数。

3 膜冷却数值仿真方法综述

本文对划分的一维网格进行计算时, 采用了图 1 所示的物理模型, 认为中心气流的混合比不变, 混合层的和冷却膜的混合比沿轴向因推进剂的掺混而改变。在每个计算截面上沿径向根据混合比计算了三层流动在各自化学平衡条件下的各项热物性参数。利用膜和壁面之间传热热流密度和对流换热系数计算公式 (8 式和 10 式) 迭代计算出气壁温度。在计算喷管收敛段和扩张段时, 以比热比为变量或按等熵条件并结合化学平衡模型对各层的压力, 温度等流动参数进行了迭代求解, 以求得不同面积比, 不同混合比时喷管各截面上的一维平衡流的热物理参数。

在计算时做了如下的几点假设:

- (1) 燃气流动是轴对称的, 并只有径向传热;
- (2) 为简化计算, 忽略了液膜蒸发段的长度, 冷却剂以气膜状态流动, 并始终存在着化学反应;
- (3) 近壁层内的化学反应不会引起混合比变化;
- (4) 不考虑推力室辐射传热的影响。

4 算例

本文对文献 [3] 中介绍的气氧/煤油小发动机的膜冷却过程进行计算, 以初步验证上述方法的可行性。发动机推力室和喷注器头部如图 2 所示, 图中尺寸单位均为毫米 (mm)。推力室采用不锈钢制造, 用从喷注器边缘专设的缝隙喷入的煤油作为冷却剂。计算时在圆柱段划分了 25 个截面, 收敛段 27 个截面, 扩张段 20 个截面。计算的初始参数如表 1 所示。

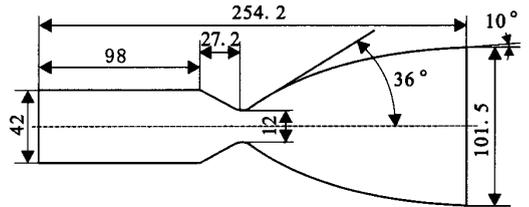
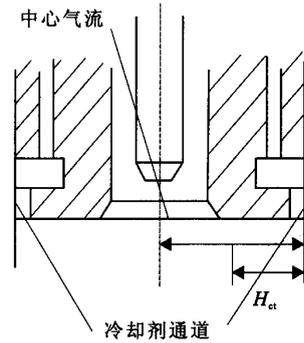


图 2 推力室示意图

Fig.2 Sketch of thruster

表 1 计算初始条件

Tab.1 Computation conditions

燃烧室压力	p_c	MPa	1
喷管出口面积比	A/A_t	-	71.6
总流量	m_0	g/s	62.7
推进剂初温	T_0	K	293
煤油标准生成焓	h_c	J/kg	-1728000
冷却剂流量比	m_1	-	0.1
近壁层流量比	\bar{m}_a	-	0.45
混合层初始混合比	r_{m0}	-	1.84

4.1 冷却剂流量的影响

计算表明, 从冷却膜到推力室壁面的对流热流密度较小。图 3 显示了混合层 (T_w), 冷却膜 (T_a), 气壁 (T_{wg}) 温度的估计值, 可见冷却膜所起的作用就是将气壁与高温燃气隔离。所以只要冷却膜的温度不高, 就可以保证内壁面不会因过热而损坏。图 4 给出了不同冷却剂质量分数下冷却膜温度的变化。可见增大冷却剂的流量, 会降低冷却膜的温度, 加强隔热的效果。通过计算发动机比冲随冷却剂流量的变化。发现冷却剂流量增

大，比冲有减小的趋势。这可能是由于冷却膜附近的温度较低，推进剂没有完全燃烧，降低了燃气的做功能力造成的。由计算结果可知，当冷却剂流量比约为10%时，可保证发动机喉部内壁面温度约为1086K，在材料可承受的温度范围内，而这时的发动机性能也是能够接受的。

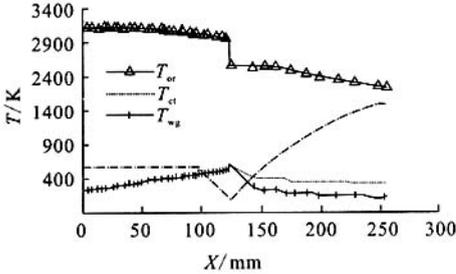


图3 温度分布

Fig.3 Distribution of temperatures

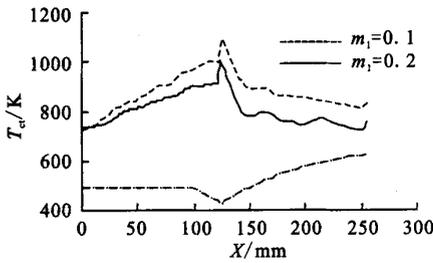


图4 冷却剂相对流量与冷却膜温度

Fig.4 Relative mass flow and temperatures of coolant

4.2 湍流流动的影响

湍流程度在公式(5)中以相对坐标的系数K来表征，K与流动的雷诺数有关。K的值越大，表示雷诺数越大，流动越容易出现湍流。图5显示了不同湍流程度下混合比的分布趋势。状态1时的K取值为0.0005，状态2时K取0.001， r_{or} 、 r_{ct} 分别表示混合层和冷却膜的混合比。由图可见K增大，使混合层与冷却膜的掺混加剧，混合比在较短距离内有显著变化，进一步计算表明湍流度的增大也使同一点处的冷却膜温度较之前有明显升高。可见，为了降低壁面的温度，应通过优化流动状态、喷注器设计参数等来控制大范围湍流的发生。

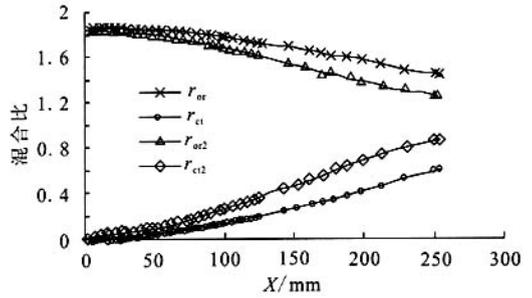


图5 湍流度对混合比分布的影响

Fig.5 Effect of turbulence on mixing ratio

4.3 喷注器构型的影响

近壁层的初始厚度 H_a （单位为毫米）对膜冷却传热有着重要的影响，其值可以根据喷注器头部的构型简单估计。在公式(5)中它是计算相对坐标的特征长度。图6，图7分别给出了混合层到冷却膜的热流密度和冷却膜的温度曲线。可知， H_a 值增大，有利于冷却膜温度的降低，增强冷却效果，但对热流密度的影响并不显著。

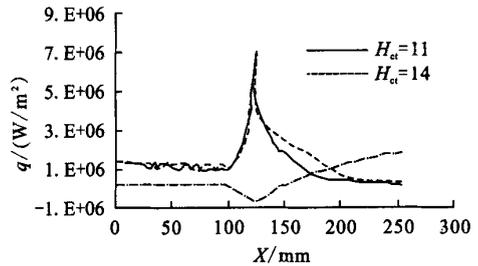


图6 混合层到冷却膜的热流密度分布

Fig.6 Heat flux between mixing layer and coolant

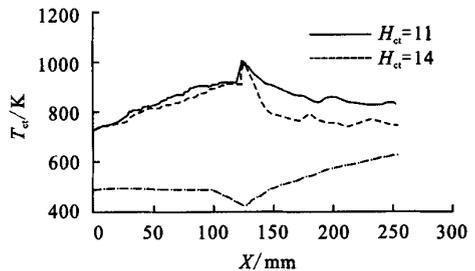


图7 冷却膜温度分布

Fig.7 Temperature distribution of coolant

4.4 冷却剂为气氧的情况

在实际的点火试验中,采用燃料作为冷却剂容易在推力室壁面产生积碳,影响传热和流动。而使用氧化剂作为冷却剂可以减少积碳现象的发生。计算了气氧作为冷却剂时推力室收敛段和扩张段的传热过程。通过计算沿轴向的混合比变化,发现推力室圆柱段附近的混合比是相当大的,可认为这时的冷却膜中没有发生化学反应,冷却膜能有效地隔离高温燃气和固体壁面。图8显示了冷却剂流量的增大能有效地降低喉部附近冷却膜的温度。另外,冷却膜的温度在进入喷管扩张段后迅速降低,但在喷管出口处又有所回升,这可能是由于随着冷却膜混合比的减小,化学反应的温度迅速升高造成的。

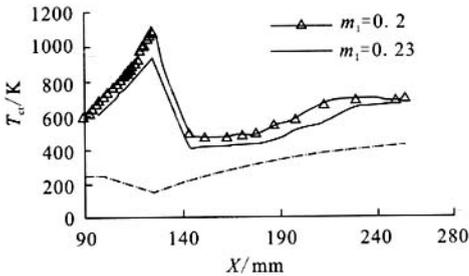


图8 氧化剂膜沿喷管轴向的温度分布

Fig.8 Temperature distribution of oxidizer coolant

5 结论

为满足工程上对推力室内部传热流动分析的要求,建立了分析小型液体火箭发动机推力室膜

冷却的传热模型。初步实现了对定常情况下膜冷却过程的模拟。计算表明,冷却剂的质量分数,燃气的流动状态,喷注器尺寸等因素对冷却效果和发动机总体性能有重要影响,应该在研制过程中予以重视。下一步拟进行的工作包括用数值方法研究推力室的瞬态传热过程等。得到的规律也可为其它小发动机的热防护设计提供参考。

参考文献:

- [1] Yen Ching Yu, et al. Liquid film cooling using swirl in rocket combustors[R]. AIAA 2004-3360.
- [2] Coxhill I, Richardson G, Sweeting M. An investigation of a low cost HTP/Kerosene 40N thruster for small satellites [R]. AIAA 2002-4155.
- [3] A A Kozlov, I A Bazanova, et al. Development of liquid rocket engines of small thrust on ecological clean propellants[A]. Proceedings of international symposium on space propulsion[C]. Shanghai: 2004.
- [4] Knab O, Prelik D, Estubier D. Flow field prediction within liquid film cooled combustion chambers of storable bi-propellant rocket engines[R]. AIAA 98-3370.
- [5] Кудрявцев В К и др. Основы теории и расчёта жидкостных ракетных двигателей [M]. Москва: Высшая школа. 1993.
- [6] 刘国球, 等. 液体火箭发动机原理[M]. 北京: 宇航出版社, 1993.
- [7] 方杰, 蔡国飙, 王珏, 等. 再生冷却推力室的多学科设计优化[J]. 火箭推进. 2005, 2.

(编辑: 侯 早)