

液体火箭发动机铣槽推力室 三维壁温分布计算

北京航空航天大学 韩振兴* * 林 文 张远君 朱谷君 冀守礼

【摘要】 采用三维有限元模型对液体火箭发动机铣槽推力室进行了壁温分布计算。边界条件按一维经验公式处理。计算中比较了不同冷却剂流量。不同铣槽壁厚及肋数对温度分布的影响,并与一维简化肋模型的计算结果进行了比较,表明三维计算的温度分布规律更加合理。在小冷却剂流量、大肋厚情况下,周向温度分布不均也很严重。设计中对壁温进行三维分析是非常必要的。而对于高密肋,一维简化肋模型具有良好的近似性。

主题词: 液体火箭发动机 传热 壁温度 计算

分类号: V 43 TK 124

采用三维有限元模型计算铣槽推力室的壁温分布,并与一维简化肋模型的计算结果进行比较,推进剂为液氧加煤油,以煤油作为冷却剂。由于冷却剂在远超临界压力下工作且冷却剂最高温度低于临界温度,所以冷却通道中不考虑相变。故计算中燃气侧及冷却液侧边界条件均按单相一维处理,并采用常用的经验公式进行计算。

1 三维导热有限元计算模型

无内热源、稳态、各向同性材料三维导热微分方程为:

$$(\partial/\partial x)(\lambda(\partial T/\partial x)) + (\partial/\partial y)[\lambda(\partial T/\partial y)] + (\partial/\partial z)[\lambda(\partial T/\partial z)] = 0 \quad (1)$$

其边界条件为:

$$\left. \begin{aligned} \text{第 I 类: } S = S_T, \quad T(x, y, z) &= T(x_w, y_w, z_w) \\ \text{第 II 类: } S = S_q, \quad -\lambda(\partial T/\partial n)|_w &= q_w \\ \text{第 III 类: } S = S_\alpha, \quad -\lambda(\partial T/\partial n)|_w &= \alpha(T_w - T_f) \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

(1) 式与 (2) 式的解同下述的变分计算是等价的。

$$\begin{aligned} \delta J &= \delta \left\{ \iiint_V \left[\left(\frac{\partial T}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial T}{\partial y} \right)^2 + \left(\frac{\partial T}{\partial z} \right)^2 \right] dx dy dz + \iint_q T dS + \iint_\alpha \left[\frac{1}{2} T^2 - T_f T \right] dS \right\} \\ &= 0 \end{aligned} \quad (3)$$

采用 20 节点等参单元、有限元素法,通过单元分析组集得到代数方程组,用 Wave Front 直接解法求解。并已开发了三维导热通用程序 TDDD^[1]。根据具体对象划分单元,给足边界条件就可求得温度分布。

2 推力室三维温度场计算的元体划分及边界条件处理

根据铣槽式液体火箭发动机推力室的轴对称特点, 选取如图 1 所示的从喷管进口到加密肋截面的剖面形状呈槽钢形的条带作为计算对象, 沿轴向分为 N 段, 每段分为 5 个单元。总单元数为 $NEL = 5N$, 总节点数为 $NPO = 40N + 28$ 。划分元素时, 为了避免出现病态元素。 $(N + 1)$ 个横截面都应垂直于推力室母线垂直 (图 2)。

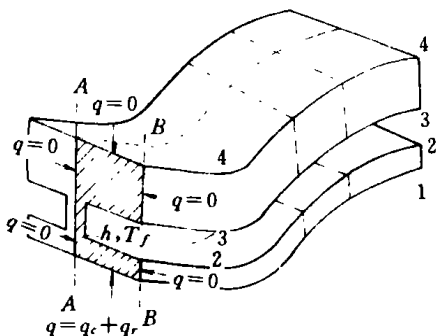


图 1 三维计算段及边界条件

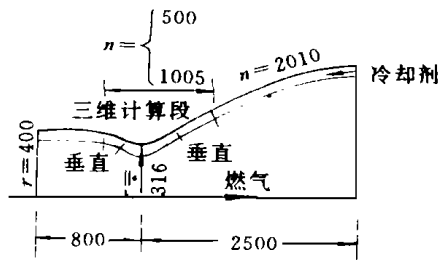


图 2 推力室形状及主要参数

由于推力室的轴对称性 (图 1), 肋中心面 $A-A$ 及槽中心面 $B-B$ 均为对称面, $q = 0$ 。外环的外表面按绝热处理, 计算对象的两端也按绝热处理即两端忽略轴向导热。与冷却液

接触的边界按第 III 类边界处理。用单相紊流强迫对流换热经验公式确定换热系数。燃气侧边界为辐射与对流复合换热。边界条件以第 II 类边界的形式给出: $-\lambda (\partial T / \partial n) |_{w} = q_w$, $q_w = q_c + q_r$ 。具体计算式参看文献 [4]。

冷却液侧流体平均温度, 应根据热平衡关系由冷却液进口逐段向出口方向计算。计算燃气侧边界条件所需的核心流参数, 按一维等熵流处理。由于燃气侧边界热流 q_w , 冷却液温度 T_f 均与待求壁温 T_w 有关, 所以实际的求解过程为壁温与边界条件的迭代, 最终将同时解得壁温、热流及冷却液温度。

3 计算结果及分析

算例发动机推力室尺寸及三维计算段形状如图 1、图 2 所示。推进剂为液氧加煤油, 煤油为冷却剂。主要热力参数为: 燃气总压 $p^* = 68.9 \times 10^5$ Pa, 总温 $T^* = 3411$ K, 氧化剂流量 $\dot{m}_o = 879.3$ kg/s, 燃料流量 $\dot{m}_f = 376.7$ kg/s。推进剂组元比为 2.33, 三维计算中选取 4 种工况见表 1。

喷管进口截面、喉部、加密肋截面的计算结果示于图 3-图 5。第 I 种工况 1、2、3、4 四个表面温度沿轴向分布示于图 6。按简化一维肋计算的轴向及径向温度分布示于图 6 和图 7。

计算结果表明, 推力室内环的径向温差很大, 在 1 mm 的壁厚上约有 700°C 温差, 而外环径向温差很小。对于肋厚 3 mm 的工况, 外环径向温差约 50°C,

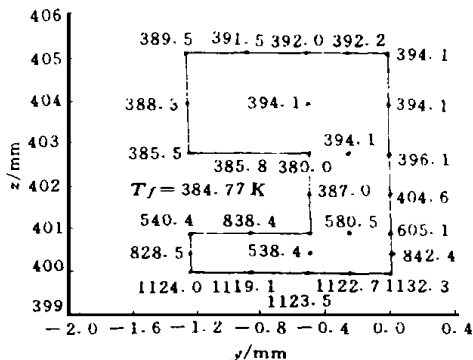


图 3 喷管进口截面壁温分布

而肋厚 1 mm 的工况，外环径向温差只有 5℃。这表明外环对散热作用很小，它主要满足结构

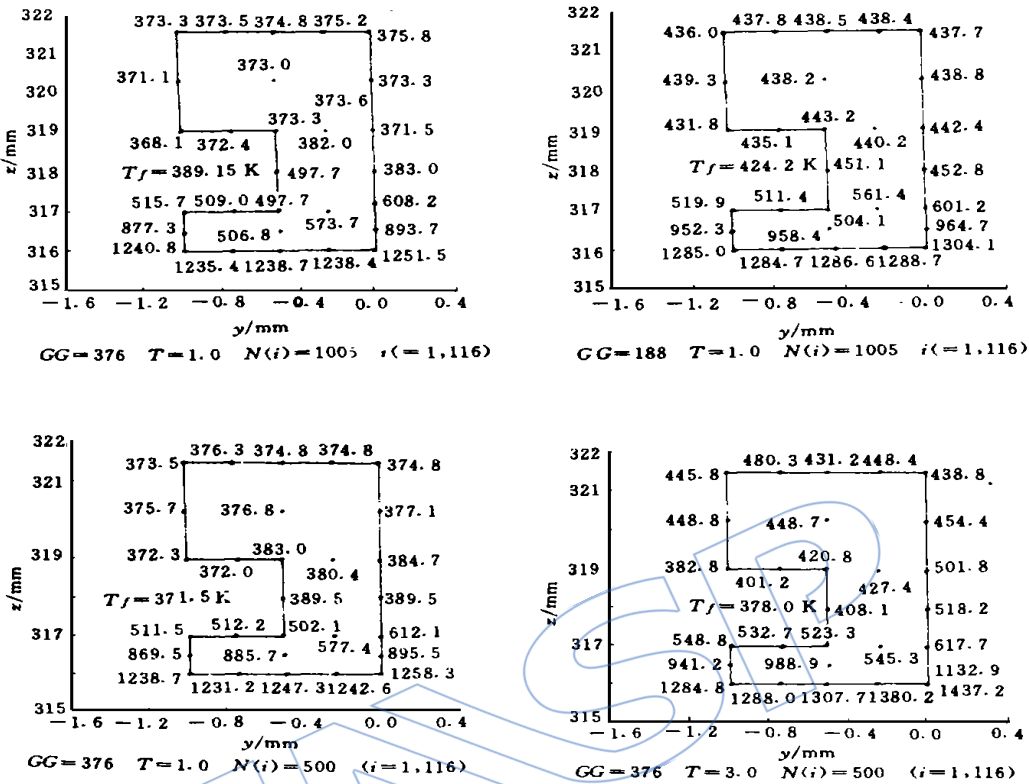


图 4 喷管喉部截面不同工况的壁温分布

强度方面的要求。从内壁与气、液接触的 1、2 表面温度沿轴向分布总趋势看，一维计算与三

表 1 4 种工况（内环壁厚为 1 mm
外环壁厚为 2.5 mm，冷却剂进口温度为 300 K）

	冷却剂流量 (kg/s)	肋厚 (mm)	肋数
I	376.7	1	1005
II	188	1	1005
III	376.7	1	500
IV	376.7	3	500

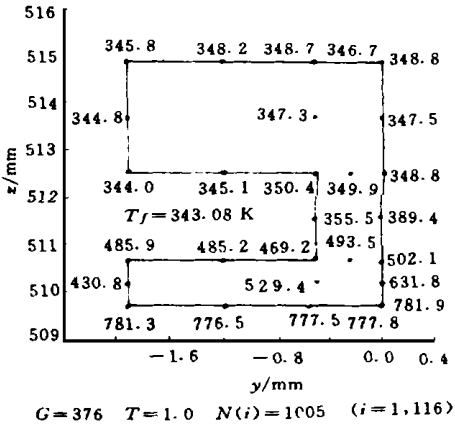


图 5 喷管加密肋截面壁温分布

维计算无大差别。对于快速估算壁温水平及传热量、冷却液温升，一维计算具有良好的近似性，但是三维计算对于全面反映三维影响，特别是对于厚肋造成的周向温度分布不均提供了更详细的结果。如对于 3 mm 的厚肋，喉部气壁 1 表面有近 170℃的周向温度不均。肋中心与肋表面也有上百度温差，而肋根达 350℃温差，外环内外表面也有 50℃温差，对于这种情况一维计算将造成极大

误差, 三维计算是必须的。

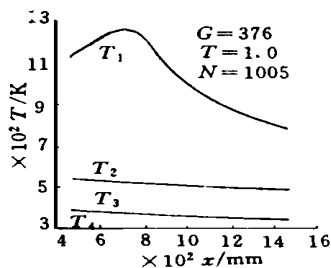


图 6 壁温沿轴向变化

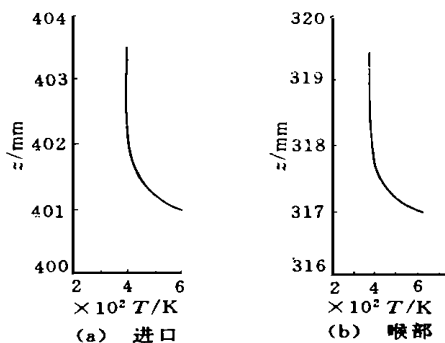


图 7 喷管进口及喉部截面沿肋高的壁温分布

冷却剂流量对壁温的影响是显而易见的, 流量大时冷却液侧热阻小, 液壁与冷却液之间温差小, 壁温降低。

肋厚的影响在于改变了肋中的导热热阻, 肋厚减小了沿肋高方向热阻, 增大了通过肋及外环传递的热流量。但厚肋增大了肋厚方向的热阻和温差, $GG = 376 \text{ kg/s}$, $T = 1 \text{ mm}$ 时, 肋中心与肋表面几乎无温差, 而 $GG = 376 \text{ kg/s}$, $T = 3 \text{ mm}$ 时, 肋中心与肋表面有 108°C 温差。而对于肋根部, 两种工况的肋中心与表面温差分别为 110°C 和 344°C , 由于肋厚不同而导致的气壁温度不均分别为 25°C 和 173°C 。

肋数的影响不明显, 主要原因是在小肋厚情况下, 沿肋高方向肋中导热热阻比液壁对流热阻大得多, 主要热流量是通过液壁传给冷却剂的。

4 结 论

得到了规律正确、量级合理的三维推力室壁温分布, 表明所开发的三维有限元程序及相应的边界条件计算方法是正确的。从所得三维温度分布知, 推力室径向、周向温梯都很大, 三维计算对于局部精确温场及应力分析具有明显的优越性。但若着眼于传热量、壁温水平的快速估算, 特别是对于高密薄肋及大冷却剂流量, 一维简化肋计算也有良好的近似性。

参 考 文 献

- 1 冀守礼, 朱谷君等. 涡轮叶片三维温度场计算的研究. 北京航空航天大学, 1992
- 2 San- Men Jeng, Ipploito Scutt A. Prediction of Fuel Film Well Cooling. AIAA 90- 2511, 1990
- 3 Frohlich A. Three Dimensional Flow Analysis in a Rocket Engine Coolant Channel of High Depth/Width Ratio. AIAA 91- 2183, 1991
- 4 冯文澜, 张远君等. 液体火箭发动机原理. 北京: 北京航空航天大学, 1991

(责任编辑 杨再荣)