

姿态控制发动机的热计算

朱孝贵

符 号 表

T 温度 K	ΔA_E 喷管出口面积 米 ²
Q 加热量 瓦	ε'_E 喷管出口处热辐射系数
G 研究对象重量 千克	W 推进剂流量 千克/秒
C 比热 焦/千克·°C	下标
τ 时间 小时	E 发动机外壳
A 表面积 米 ²	A 喷头
F 截面积 米 ²	m 绝热材料中点
ε 热辐射系数	2 绝热材料外壳
σ 绝对黑体的辐射常数 5.7×10^{-8} 瓦/·米 ²	3 支架
α 对流换热系数 瓦/米 ² ·°C	4 集液腔
A_d 管路内壁面积 米 ²	5 法兰盘
L 特征长度 米	6 电磁阀
λ 导热系数 瓦/米·°C	71 推进剂流入阀门
h_c 接触热阻 195 瓦/米 ²	72 推进剂流出阀门 (即流入法兰盘)
A'_m 绝热材料内侧平均表面积 米 ²	73 推进剂流出法兰盘 (即流入集液腔)
A'_2 绝热材料外侧平均表面积 米 ²	74 推进剂流出集液腔 (即流入喷头)
	75 推进剂流出喷头

一、引 言

目前在各种卫星上已广泛地使用单元肼催化推进系统。由于肼发动机简单、可靠，再加上采用了结构简单的“吹下”式输送系统，不存在高压气源，因而特别适用于较长寿命的卫星。

目前发动机设计仍主要凭经验，靠大量试验来确定其性能参数。本文试图通过热计算，为肼发动机的结构设计提供依据。最后将计算结果与收集的大量数据进行了比较，证明计算方法是可靠的，可用于发动机设计。

二、热 设 计

热设计主要考虑以下两因素：

1. 防止喷注器或集液腔温度过高而引起热爆炸

如图 1 所示，发动机点火时，热量主要通过支架以及喷注器毛细管向集液腔传递。集液腔中由于有冷燃料流入，不断地被对流冷却，其温升受到限止，因而保持在适当低的温度。

可是在发动机中断工作之后,燃料的对流冷却作用也随之消失,这时发动机的热量通过支架

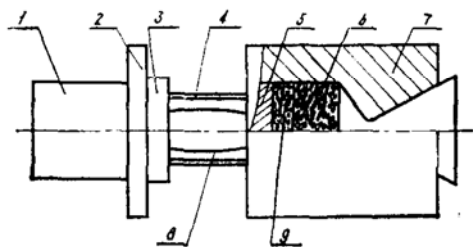


图1 姿控发动机示意图

1.电磁阀 2.法兰盘 3.集液腔 4.支架 5.喷头 6.外壳 7.保温层 8.毛细管 9.催化剂

等的传导,使集液腔温度回升^[1],当达到该换热条件下肼的热爆炸温度时,再流入推进剂,就容易引起肼的高温热分解,甚至产生热爆炸。国际通信卫星Ⅳ号曾出现一次飞行事故,其原因就是因温高太高,使推进剂喷注器的一根毛细管发生破裂^[2]。这是肼发动机必须加以考虑的一个特殊问题。如何控制集液腔温度不致超过极限温度,乃是热设计任务之一。

2. 发动机温控

众所周知,催化剂存在“冷起动”寿命问题,决定催化剂有效寿命的一个重要参数是催化剂床的起动温度。由于首次点火时温度过低,催化剂活性低,点火时延就长,这样会使液态肼在燃烧室内积累过多,在催化剂颗粒内部和燃烧室中产生极大的过压,使催化剂破碎。如果这种冷起动重复多次,催化剂损耗过多,会使发动机性能严重衰退,以至无法使用。因此温控的任务就是保证催化剂床的起动温度不致于过低^[3]。随着卫星朝着三轴稳定方向发展,要求冷起动的次数大大增加。为了保证催化剂寿命,须要把床温加热到几百度,使寿命达几十万次脉冲,甚至二百多万次。

三、热计算模型

我们取发动机的外壳、喷注器、支架、集液腔、法兰盘、电磁阀以及保温绝热内侧和外侧材料等部件作为独立单元,并认为单元体(或者部件)在每个时刻的温度是恒定的,而各单元体(或者部件)之间热交换纯属于热传导和辐射。这样,一个单元体吸收外部传入的热量的同时,又把一部分热量转移到其它单元,而余下热量则引起该单元体本身的温度变化。为建立各单元体的热平衡方程,先作如下简化假设:

(1) 发动机脉冲工作时的流量在计算中用连续工作流量来代替。

(2) 假定发动机点火时,外壳温度为定值,而熄火时热交换过程可用发动机外壳热平衡方程。根据实验数据可取外壳温度为某一定值。计算表明,当发动机外壳取不同温度时,集液腔温度变化不显著。例如当温度从700℃变化到800℃时,集液腔温度变化小于10℃。由于外壳温度是根据实验确定的,因此关键性的集液腔温度是可信的。

(3) 假定比热、导热系数和辐射系数等有关物理参数不随温度变化。除了外壳以外,其它部件温度范围较低,一般都在300℃以下。即使支架处于300℃温度,如果我们选用平均温度下的物理参数,引起的误差也很小。以不锈钢为例,在所计算的温度变化范围内,它的导热系数和比热仅变化百分之几,因此这种近似是合理的。

然后根据热力学第一定律,得到对每个单元体的热平衡方程^[5]:

$$Q_r + Q_c + Q_{cd} = CG \frac{dT}{d\tau} \quad (1)$$

式中 Q_r 为辐射热量;

Q_c 为对流热量,它是指在发动机点火时由于肼推进剂流动而对集液腔和喷注器产生的对流换热。(卫星在轨道上真空度非常高,与空气的对流换热可忽略)

Q_{cd} 为传导热量;

图2表示发动机各组件传热的流程图〔4〕。

利用方程(1)对各单元体建立相应的热平衡方程如下:

1. 发动机外壳热平衡方程

$$(GC)_E \frac{dT_E}{d\tau} = Q - \frac{A'_m \lambda_m}{\delta} (T_E - T_m) - \frac{\lambda_E F_E}{L_E} (T_E - T_A) - \Delta A_E \varepsilon_E \sigma T_E^4$$

2. 喷注器热平衡方程

G 研究对象重量 千克

C 比热 焦/千克·℃

$$- \frac{\lambda_3 F_3}{L_3} (T_A - T_3)$$

$$- A_A \varepsilon_A \sigma (T_A^4 - T_R^4) - (A_d \alpha)_A \left[T_A - \left(\frac{T_{74} + T_{75}}{2} \right) \right]$$

3. 内侧隔热材料热平衡方程

$$(GC)_m \frac{dT_m}{d\tau} = \frac{A'_m \lambda'_m}{\delta} (T_E - T_m) - \frac{A'_2 \lambda_2}{\delta} (T_m - T_2) - \Delta A_1 \varepsilon_m \sigma \left(\frac{T_E + T_m}{2} \right)^4$$

4. 外侧隔热材料热平衡方程

$$(GC)_2 \frac{dT_2}{d\tau} = \frac{A'_2 \lambda_2}{\delta} (T_m - T_2) - A_2 \varepsilon_2 \sigma (T_2^4 - T_R^4) - \Delta A_2 \varepsilon_2 \sigma \left(\frac{T_m + T_2}{2} \right)^4$$

一、引 言

目前在各种卫星上广泛使用液体推进剂火箭发动机,其热平衡方程如下:

$$(GC)_3 \frac{dT_3}{d\tau} = \frac{\lambda_3 F_3}{L_3} (T_A - T_3) - A_3 \varepsilon_3 \sigma (T_3^4 - T_R^4) - \frac{\lambda_3 F_3}{L_3} (T_3 - T_4)$$

6. 集液腔热平衡方程

$$(GC)_4 \frac{dT_4}{d\tau} = \frac{\lambda_3 F_3}{L_3} (T_3 - T_4) - F_{4-5} h_c (T_4 - T_5) - A_4 \varepsilon_4 \sigma (T_4^4 - T_R^4) - (A_d \alpha)_4 \left[T_4 - \left(\frac{T_{73} + T_{74}}{2} \right) \right]$$

7. 阀门法兰盘平衡方程

$$(GC)_5 \frac{dT_5}{d\tau} = F_{4-5} h_c (T_4 - T_5) - F_{5-6} h_c (T_5 - T_6)$$

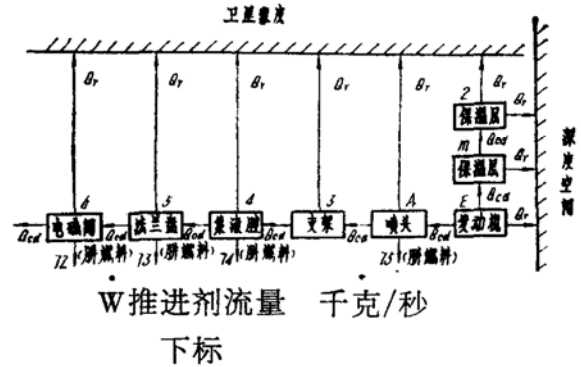


图2 发动机组件传热流程图

$$-(A_d \alpha)_5 \left[T_5 - \left(\frac{T_{72} + T_{73}}{2} \right) \right] - A_5 \varepsilon_5 \sigma (T_5^4 - T_R^4)$$

8. 阀门热平衡方程

$$(GC)_6 \frac{dT_6}{d\tau} = F_{5-6} h_c (T_5 - T_6) - \frac{1}{R_{6-R}} (T_6 - T_R) \\ - (A_d \alpha)_6 \left[T_6 - \left(\frac{T_{72} + T_{71}}{2} \right) \right]$$

9. 推进剂热平衡方程

推进剂流过阀门、法兰盘、集液腔以及喷注器时，不断吸收热量，可以建立热平衡方程：

$$(A_d \alpha)_6 \left[T_6 - \left(\frac{T_{72} + T_{71}}{2} \right) \right] = \dot{W} C_7 (T_{72} - T_{71})$$

$$(A_d \alpha)_5 \left[T_5 - \left(\frac{T_{73} + T_{72}}{2} \right) \right] = \dot{W} C_7 (T_{73} - T_{72})$$

$$(A_d \alpha)_4 \left[T_4 - \left(\frac{T_{74} + T_{73}}{2} \right) \right] = \dot{W} C_7 (T_{74} - T_{73})$$

$$(A_d \alpha)_A \left[T_A - \left(\frac{T_{75} + T_{74}}{2} \right) \right] = \dot{W} C_7 (T_{75} - T_{74})$$

经整理可得

$$T_{72} = \frac{2(A_d \alpha)_6 T_6 - (A_d \alpha)_6 T_{71} + 2\dot{W} C_7 T_{71}}{2\dot{W} C_7 + (A_d \alpha)_6}$$

$$T_{73} = \frac{2(A_d \alpha)_5 T_5 - (A_d \alpha)_5 T_{72} + 2\dot{W} C_7 T_{72}}{2\dot{W} C_7 + (A_d \alpha)_5}$$

$$T_{74} = \frac{2(A_d \alpha)_4 T_4 - (A_d \alpha)_4 T_{73} + 2\dot{W} C_7 T_{73}}{2\dot{W} C_7 + (A_d \alpha)_4}$$

$$T_{75} = \frac{2(A_d \alpha)_A T_A - (A_d \alpha)_A T_{74} + 2\dot{W} C_7 T_{74}}{2\dot{W} C_7 + (A_d \alpha)_A}$$

把上述常微分方程组化为适合编计算机程序的下列形式后，便可直接用龙格-库塔法求解。

$$dT_E/d\left(\frac{\tau}{\tau_0}\right) = A1 - B1(T_E - T_m) - C1(T_E - T_A) - D1T_E^4 \quad (2)$$

$$dT_A/d\left(\frac{\tau}{\tau_0}\right) = A2(T_E - T_A) - B2(T_A - T_3) - C2(T_A^4 - T_R^4) \\ - F41T_A + F42T_4 + F43T_5 + F44T_6 + F46 \quad (3)$$

$$dT_m/d\left(\frac{\tau}{\tau_0}\right) = A3(T_E - T_m) - B3(T_m - T_2) - C3\left(\frac{T_E + T_m}{2}\right)^4 \quad (4)$$

$$dT_2/d\left(\frac{\tau}{\tau_0}\right) = A4(T_m - T_2) - B4(T_2^4 - T_R^4)$$

$$- C_4 \left(\frac{T_m + T_2}{2} \right)^4 \quad (5)$$

$$dT_3/d\left(\frac{\tau}{\tau_0}\right) = A_5(T_A - T_3) - B_5(T_3^4 - T_R^4) - C_4(T_3 - T_4) \quad (6)$$

$$dT_4/d\left(\frac{\tau}{\tau_0}\right) = A_6(T_3 - T_4) - B_6(T_4 - T_5) - C_{61}T_4 + C_{62}T_5 \\ + C_{63}T_6 + C_{64} - D_6(T_4^4 - T_R^4) \quad (7)$$

$$dT_5/d\left(\frac{\tau}{\tau_0}\right) = A_7(T_4 - T_5) - B_7(T_5 - T_6) - C_{71}T_5 \\ + C_{72}T_6 + C_{73} + D_7(T_5^4 - T_R^4) \quad (8)$$

$$dT_6/d\left(\frac{\tau}{\tau_0}\right) = A_8(T_5 - T_6) - B_{81}T_6 + B_{82} - C_8(T_6 - T_R) \quad (9)$$

以上 A, B, C, D, F 等系数与发动机结构系数、发动机工况、环境条件以及物理参数有关。如果选取不同结构参数值, 组成几组系数不同的常微分方程组, 在每组中计算各部件相应的温度数据后, 通过比较分析, 可从中选取一组较为合理的发动机结构参数。

四、计 算 结 果

为了论证这些方程的可靠性及其实用性, 必须和实验作比较。

由于积累了某发动机的一批实验数据, 因此根据该发动机结构尺寸, 性能和工况, 计算了集液腔等处温度随时间的变化关系。假定此发动机最严重的工作条件出现在连续工作 300 脉冲的工况, 因此在计算时取连续脉冲数为 300 次。

按发动机工作过程, 计算分两个阶段。第一阶段是在 300 个脉冲工作期间计算各部件温度变化。由于发动机点火和熄火这两组微分方程不完全一样, 在计算点火期间各部件温度时, 使用方程 (3)~(9), 此时视外壳温度 T_E 为常数, 在熄火时求解 (2)~(9) 的方程, 此时 T_E 作为微分方程的初始条件。当不存在推进剂流动时, 有关对流换热项都为零。这样在点火和熄火期间分别计算不同的微分方程组, 算到 300 次脉冲, 程序才转到第二阶段, 即发动机停止脉冲工况。此时求解的方程组与熄火时的微分方程组完全一样。本计算是采用 FORTRAN IV 语言完成的。

图 3 为集液腔温度随时间的变化关系。计算曲线和实验曲线 (图中未画出) 十分一致。由图中可看出: 在 300 次连续脉冲工作期间, 一方面由于发动机不断进行催化反应, 释放大热量, 其中一部分通过发动机外壳经过支架向集液腔传递, 使集液腔的温度上升; 另一方面由于不断地流入推进剂, 带走了一部分热量, 使其温度上升受到限制, 故曲线上升逐渐变缓慢, 趋于平坦。在 300 次脉冲后发动机熄火, 这里推进剂冷却作用消失, 集液腔温度又继续上升, 达到最高点。由于存在热量损失, 其后集液腔温度又逐渐下降。与计算值相比, 实验值稍为偏低, 这主要是由于在计算中考虑高空不存在空气, 建立热平衡方程时忽略了对流换热的缘故。而在地面试验中因受条件限制, 只保持真空度在 1 毛左右, 未能完全模拟高空环境, 因而存在着稀薄空气的对流换热。

图 4 和图 5 表示在某一时刻各部件的温度分布图。图 4 是在脉冲工作期间的第 100 个脉冲和第 200 个脉冲时刻, 保温层外侧、支架、集液腔和法兰盘的温度计算曲线, 表明各部件

温度分布符合实际情况。图 5 表示在发动机熄火后的第 2 分钟和第 22 分钟时各部件的温度分布图。

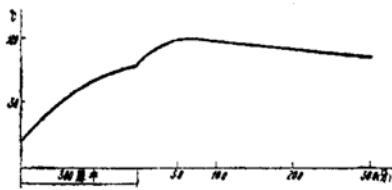


图 3 集液腔温度随时间变化图

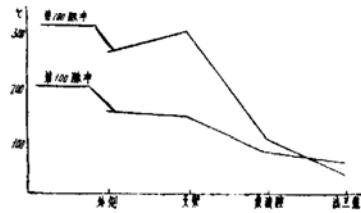


图 4 发动机各部件不同时刻的温度分布

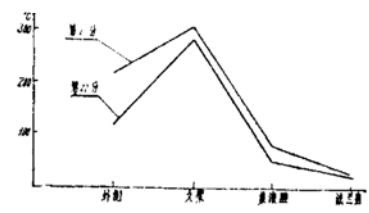


图 5 发动机各部件不同时刻的温度分布

五、小 结

本文提出的发动机热计算方法是一种估算各部件温度分布和其随时间变化的近似方法。实验证明，它与计算结果是吻合的，因而证明这种计算方法是可靠的，有实用参考价值。这种计算方法，有助于深入了解发动机工作时的温度分布，为发动机的热设计提供依据。这种计算也可验证发动机设计的合理性，为深入和改进发动机设计提供参考数据。

参 考 文 献

- (1) Bargellini, P. L. Communications Satellite IV, Special Issue.
- (2) A survey of monopropellant hydrazine thruster technology, AIAA paper 73-1263.
- (3) Development and design aspects of a 5-pound thrust RCS rocket engine module, AIAA paper 70-654.
- (4) Planetary explorer liquid propulsion study, NASA-CR-123369.
- (5) Apollo SM-LM RCS engine development program summary report, Vol. 2, NASA CR-101930.