

# 火箭推进理论

易鹏

中山大学

内部版本号：V0.01.001 (内测版)

2021 年 11 月 30 日



# 目录

<b>第 1 章 火箭发动机推进原理</b>	<b>1</b>
<b>1.1 概述</b>	<b>1</b>
<b>1.2 推进系统的推力</b>	<b>1</b>
1.2.1 牛顿三大定律	1
1.2.2 推力公式	2
<b>1.3 喷气速度与流量特性</b>	<b>3</b>
1.3.1 喷气速度	3
<b>1.4 飞行器飞行性能指标及分析</b>	<b>5</b>
1.4.1 飞行器加速度特性	5
1.4.2 小结	5
<b>1.5 本章总结</b>	<b>5</b>
<b>第 2 章 火箭热力学计算</b>	<b>7</b>
<b>2.1 热力计算任务和推进剂总焓</b>	<b>7</b>
2.1.1 发动机热力计算的目的	7
2.1.2 热力计算任务	7
2.1.3 推进剂总焓	7
<b>2.2 燃烧室热力计算</b>	<b>9</b>
2.2.1 燃烧室热力计算的理论模型	9
2.2.2 燃烧室热力计算的控制方程组	9
2.2.3 计算平衡组分的最小吉布斯自由能法	13
2.2.4 绝热燃烧温度及燃烧产物特性参数计算	18
2.2.5 燃烧室热力计算总结	21
<b>2.3 喷管流动过程的热力计算</b>	<b>22</b>
2.3.1 喷管热力计算的任务及已知条件	22
2.3.2 喷管热力计算模型	22
2.3.3 典型的喷管流动计算	23

2.4	发动机理论性能参数计算	24
2.4.1	发动机理论性能参数计算	25
2.4.2	发动机理论性能参数的影响因素	26
2.4.3	发动机性能热力计算全过程	26
2.5	本章总结	28
第 3 章	液体火箭发动机	29
3.1	液体火箭发动机组成及分类	29
3.1.1	液体火箭发动机的特点	29
3.1.2	液体火箭发动机的基本组成	29
3.2	液体推进剂	30
3.2.1	液体推进剂分类及性能要求	30
3.2.2	液体推进剂物理化学参数	32
3.3	液体火箭发动机系统及工作	32
3.3.1	挤压式推进剂供应系统	32
3.3.2	泵压式推进剂供应系统	36
3.3.3	推进剂贮箱增压系统	40
3.3.4	推进剂利用系统及其他分系统	41
3.3.5	涡轮泵与气蚀问题	43
附录		47
a.	索引	47

# 第 1 章 火箭发动机推进原理

## 1.1 概述

### 1. 火箭发动机工作过程与能量转化

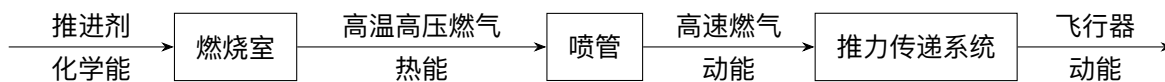


图 1.1: 火箭发动机工作过程与能量转化

火箭发动机的工作过程和能量转化如图1.1所示，实际的误差如表 1.1所示。

主要过程	分析方法	实际过程效率	产生原因
燃烧放热	$Q = \dot{m}\Delta t$	燃烧不完全	液滴，不均匀等
燃气加热	$\Delta T = UI\dot{m}c_\gamma$	热损失	壁面传热等
膨胀加速	$\Delta E_k = \Delta H$	不完全膨胀	分离、摩擦等
反作用推进	$F = \dot{m}I_J$	分离，非对称等	

表 1.1: 火箭发动机的实际过程与主要误差

在分析时，做出以下假设以简化模型

- 燃烧室内：完全燃烧，化学能全部转化为热能；
- 燃烧室内：忽略热损失，热能全部用于燃气升温；
- 喷管内：燃气绝热等熵流动，热能转化为动能。

## 1.2 推进系统的推力

### 1.2.1 牛顿三大定律

#### 定理 1.1 牛顿三大定律

##### 第一运动定律

$$\sum \mathbf{F}_i = \frac{d\mathbf{v}}{dt} = 0 \quad (1.1)$$

##### 第二运动定律

$$\mathbf{F} = \frac{d\mathbf{p}}{dt} \quad \mathbf{F} = \frac{dm}{dt}\mathbf{v} + m\frac{d\mathbf{v}}{dt} \quad (1.2)$$

##### 第三运动定律

$$\mathbf{F}_{12} = \mathbf{F}_{21} \quad (1.3)$$

其中,  $F$  为力,  $v$  为速度,  $m$  为质量,  $t$  为时间,  $p = mv$  为动量。

### 1.2.2 推力公式

#### 1. 假设条件 (理想情况)

- (1) 一维定常流动;
- (2) 外界大气压均匀;
- (3) 忽略推进剂入口造成的动量。

#### 2. 推力公式的推导

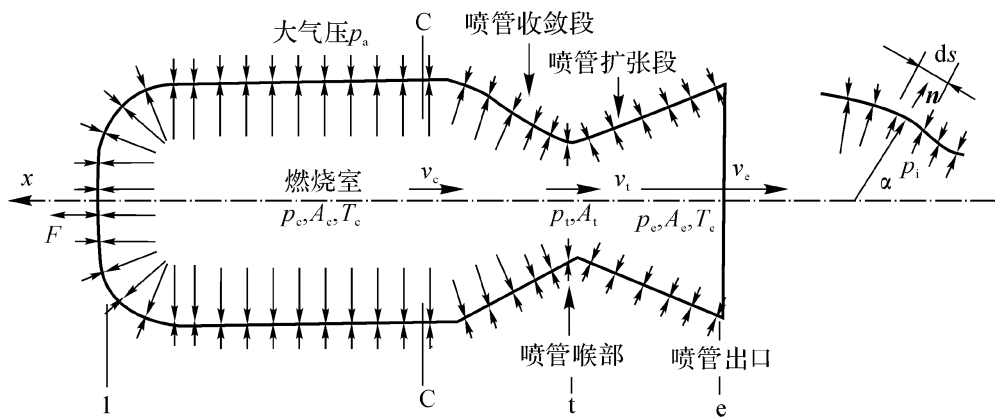


图 1.2: 火箭喷射示意图

如图1.2所示, 火箭发动机在工作时不仅在内表面会受到燃气压强的作用, 其外表面还会受到环境气压的作用, 即

$$F = F_{in} + F_{out} \quad (1.4)$$

取  $x$  方向为正方向, 由于火箭是沿轴向对称的, 垂直于轴线方向的力相互抵消, 则只需考虑喷管的出口部分, 由气体受到喷管出口向前的力 (和速度方向相反), 设  $F_{in}$  方向为  $x$  轴正向, 则由动量定理

$$-F_{in} - p_e n A_e = m(u_e - u_{in}) \quad (1.5)$$

即

$$F_{in} = -m(u_e - u_{in}) - p_e n A_e \quad (1.6)$$

由气压外力与  $x$  轴正向方向一致, 则

$$F_{out} = p_e \quad (1.7)$$

#### 3. 推力公式

**定理 1.2 推力公式**

$$F = \underbrace{\dot{m}u_e}_{\text{动量推力}} + \underbrace{(p_e - p_a)A_e}_{\text{压力推力}} \quad (1.8)$$

其中,

$F$  推力, N

$\dot{m}$  流量, kg/s

$u_e$  火箭喷气出口速度, m/s

$p_e$  火箭喷气出口压强, kPa

$p_a$  当前高度的大气压强, kPa

$A_e$  火箭喷气出口的截面积, m<sup>2</sup>

**4. 推力公式的讨论**

- (1)  $\dot{m}u_e$  为**动量推力**, 占推力总值的 90% 以上,  $(p_e - p_a)A_e$  为**压力推力**。
- (2) 进入推力室燃料有初始速度? 固体发动机和液体发动机。
- (3) 火箭发动机的推力与飞行器的飞行速度无关, 与高度 (大气压强) 相关。
- (4) 实际飞行中, 有外阻力? **有**
- (5) 排气速度不均匀? 非沿轴向?
- (6) 是否需要假设: 完全气体假设? 绝热等熵? 无热损失和摩擦损失? **不需要**

**5. 推力相关概念****定义 1.1 特征推力**

**特征推力** (**额定推力**、**发动机设计状态推力**): 当  $p_e = p_a$  时的发动机推力。对应的高度为火箭发动机的设计高度。即  $F^0 = \dot{m}u_e$

**定义 1.2 真空推力**

发动机在真空环境下工作时的推力,  $P_a = 0$ , 即  $F_v = \dot{m}u_e + P_e A_e$

**定义 1.3 地面推力 (海平面推力)**

$$F_0 = \dot{m}u_e + A_e(p_e - p_{a0}) \quad (1.9)$$

其中,  $p_{a0}$  为地面的大气压强。

**1.3 喷气速度与流量特性****1.3.1 喷气速度****1. 基本假设**

- (1) 燃烧室内的燃气参数  $T, P_c, \rho$  处处相等, 忽略燃烧室速度。

- (2) 喷管中的流动是一维定常、等熵流动，且忽略燃气对喷管壁的传热和摩擦。
- (3) 燃气是定压比热为常数的理想气体（量热完全气体）。
- (4) 燃烧室内化学平衡，喷管内组分不变（冻结流）。

## 2. 公式推导

由假设可得燃气流动的能量守恒方程

$$H + \frac{u^2}{2} = H_0 \quad (1.10)$$

在截面处，有

$$\begin{aligned} H_c + \frac{u_c^2}{2} &= H_e + \frac{u_e^2}{2} \\ \Rightarrow H_0 &= H_c + \frac{u_c^2}{2} \\ \Rightarrow u_e &= \sqrt{2(H_0 - H_c)} \end{aligned}$$

将  $H_c = c_p T_c$ ,  $H_0 = c_p T_f$  代入，得

$$u_e = \sqrt{2c_p(T_f - T_c)} = \sqrt{2c_p T_f \left(1 - \frac{T_c}{T_f}\right)} \quad (1.11)$$

对于绝热等熵流动，有

$$\frac{T_c}{T_f} = \left(\frac{p_c}{p_f}\right)^{\frac{k-1}{k}}, \quad c_p = \frac{k}{k-1} \frac{R_0}{MW}$$

则可以得到喷气速度方程。

### 定理 1.3 喷气速度方程

$$u_e = \sqrt{\frac{2k}{k-1} \frac{R_0}{MW} T_f \left[1 - \left(\frac{p_c}{p_f}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]} \quad (1.12)$$

其中，

$R_0$  通用气体常数，N

$M$  燃气平均相对分子质量，g/mol

$k$  比热比

$T_f$  推进剂绝热燃烧温度，K

## 2. $u_e$ 的影响因素

- (1)  $T_f$   $T_f \uparrow$ ，可转换成动能的热能增加  $\rightarrow u_e \uparrow$
- (2)  $MW$   $MW \downarrow \rightarrow u_e \uparrow$
- (3)  $k$   $k \uparrow \rightarrow \sqrt{\frac{2k}{k-1}} \downarrow$  而  $\left[1 - \left(\frac{p_c}{p_f}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right] \uparrow \rightarrow$  综合考虑， $u_e$  随  $k$  的增大而略有减小
- (4)  $\frac{p_c}{p_f}$  在  $MW, k, T_f$  一定的情况下， $u_e$  随  $\frac{p_c}{p_f}$  的减小而增大。其物理意义为燃气在喷管中的膨胀程度，膨胀压强比  $\frac{p_c}{p_f}$  越小，燃气膨胀得越充分，有更多的热能转换为动能，喷气速度越高。若  $p_c = 0$ ，则说明此时燃气的全部热能都转换为动能，喷气速度达到极限值，称为**极限喷气速度**。



**定义 1.4 极限喷气速度**

$$u_L = \sqrt{2h_c} = \sqrt{\frac{2k}{k-1}RT_f} \quad (1.13)$$

## 1.4 飞行器飞行性能指标及分析

### 1.4.1 飞行器加速度特性

简化飞行过程，垂直升空的起飞加速度为

$$a = \frac{F}{m_0} - g_0 \Rightarrow \frac{a}{g_0} = \frac{F}{mg_0} - 1 \quad (1.14)$$

**起飞推重比**定义为  $\frac{F}{m_0g_0}$ ，大飞行器约为 1.2 ~ 2.2，小导弹约为 50 ~ 100.

### 1.4.2 小结

航天飞行器或火箭飞行器的主要性能参数：最大速度  $V_{\max}$ （单级火箭），速度增量  $\Delta V$ （多级火箭），有效载荷，最大射程，最大飞行高度等

#### 1. 性能最佳

(1) 有效载荷确定时，缩短完成任务的时间

#### 2. 改进推进系统性能提高飞行器性能途径

- (1) 有效出口速度或比冲：直接影响飞行性能。方法：高能推剂，高室压及大膨胀比喷管（高空上面级）
- (2) 质量数增大：对数影响效果。方法：减小结构质量，增大起飞质量，采用多级推进。
- (3) 加大起飞推力，缩短动力飞行时间，减少重力损失
- (4) 减小阻力
- (5) 最优喷管设计
- (6) 发射初速度
- (7) 有效喷出速度接近飞行器主飞行段的飞行速度

#### 3. 任务速度

**定义 1.5 任务速度**

**任务速度：**

## 1.5 本章总结

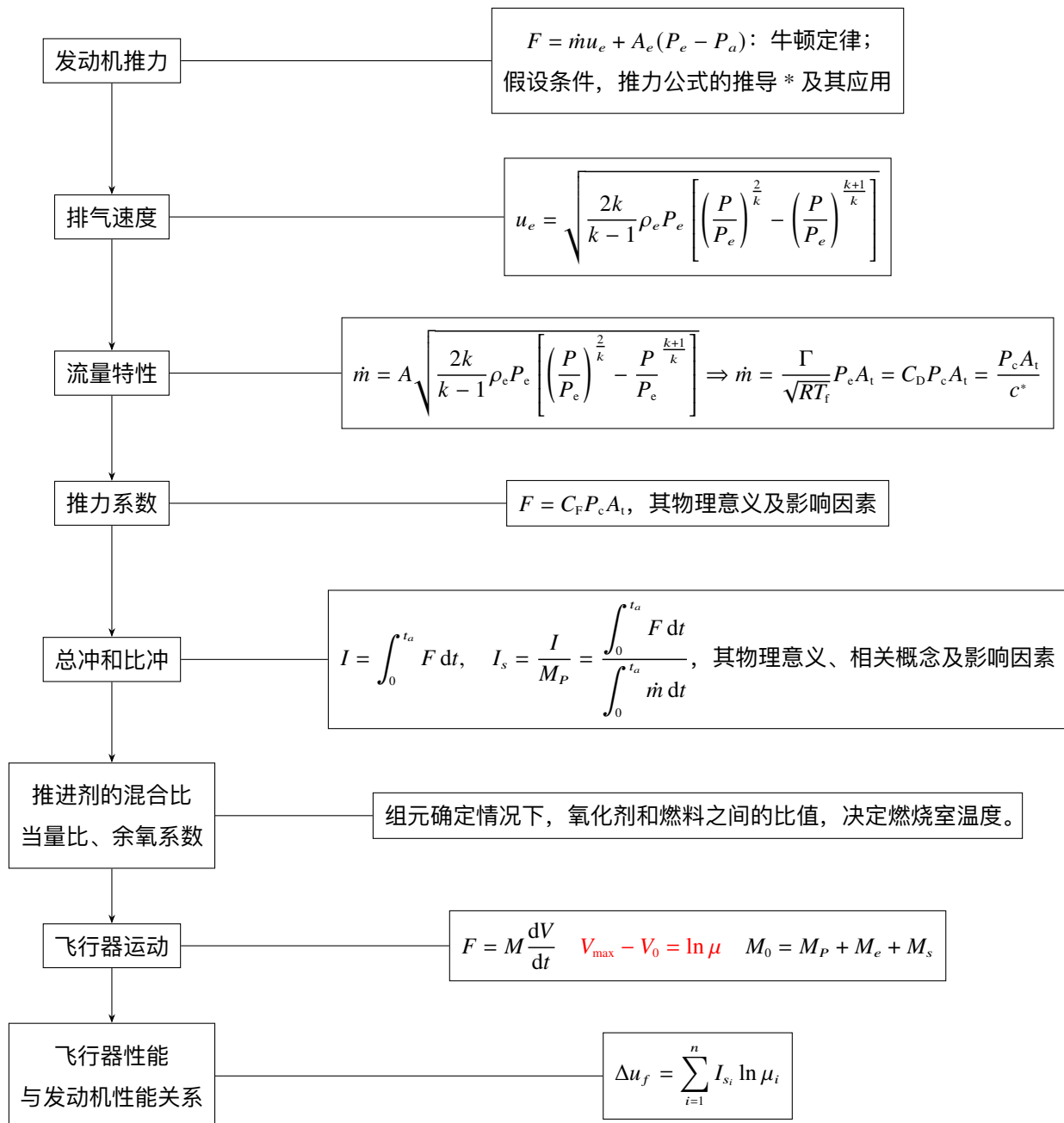


图 1.3: 第1章总结图

## 第 2 章 火箭热力学计算

### 2.1 热力计算任务和推进剂总焓

#### 2.1.1 发动机热力计算的目的

由第一章的公式

$$F = \dot{m}u_e + A_e(P_e - P_a) \quad u_e = \sqrt{\frac{2k}{k-1}TT_f \left[ 1 - \left( \frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]}$$

给定推进剂及初温、配比、室压等参数；计算发动机不同位置燃气的热力学参数： $P, T, n, C_p, u_3, \mu$ （粘性），

(1)

#### 2.1.2 热力计算任务

##### 1. 燃烧室热力计算

**已知条件：**推进剂的成分、初温  $T_i$ 、燃烧室压强  $P_c$  和总焓

**任务：**计算燃烧产物的组分  $h_i$ 、绝热燃烧温度  $T_f$ 、燃烧产物的热力学参数、输运参数及推进剂的理论特征速度  $c^*$ 。

##### 2. 喷管流动热力计算

**已知条件：**(1) 燃烧室热力计算的结果

**任务：**计算燃烧产物的组分  $h_i$ 、绝热燃烧温度  $T_f$ 、燃烧产物的热力学参数、输运参数及推进剂的理论特征速度  $c^*$ 。

#### 2.1.3 推进剂总焓

##### 1. 单物质的总焓

物质的总焓

$$I = \underset{\text{化学能}}{X} + \underset{\text{物质的焓}}{H} \quad (2.1)$$

(1) 对完全气体，单位质量物质的焓（显焓）为

$$H = \int_0^T c_p dT \quad (2.2)$$

(2) 物质的化学能  $X$

物质的化学能仅与物质的结构有关，而与外界的温度和压强无关。在热力计算中，关注的是物质化学能的变化，而不是化学能的绝对值。物质的化学能通过其标准生成焓表示。

**定义 2.1 标准生成焓与标准元素**

在基准压强 (1atm) 和基准温度  $T_s$  (298.16K 或 293.16K) 下, 由标准元素生成 1 mol 该物质时所吸收或放出的热量。即总焓的变化

$$H_f^{T_s} = I^{T_s} - I_{st}^{T_s} \quad (2.3)$$

**标准元素**是在自然界中处于稳定的和最常见状态下的单质, 如  $H_2$ ,  $O_2$ , 固态 C (石墨), 金属 Al 等。

物质的标准生成焓等于物质在基准温度  $T_s$  下的总焓与生成该物质的标准元素在基准温度下的总焓之差, 即

$$\begin{aligned} H_f^{T_s} &= I^{T_s} - I_{st}^{T_s} \\ &= \left( X + \int_0^{T_s} c_p dT \right) - \left( X_{st} + \int_0^{T_s} c_{p,st} dT \right) \end{aligned}$$

标准元素的化学能和其在基准温度下的焓值取为 0, 即

$$\begin{cases} X_{st} = 0 \\ \int_0^{T_s} c_{p,st} dT = 0 \end{cases} \Rightarrow I_{st}^{T_s} = 0 \Rightarrow H_f^{T_s} = X + \int_0^{T_s} c_{p,st} dT = I^{T_s} = H_f^0 + \int_0^{T_s} c_p dT \quad (2.4)$$

对于任意的温度  $T$  下的显焓

$$H_f^{T_s} = \left( X + \int_0^T c_p dT \right) - \left( X_{st} + \int_0^{T_s} c_{p,st} dT \right) = X + \int_0^T c_p dT \quad (2.5)$$

从而得到任意温度下的总焓表达式

$$I = H_f^0 + \int_0^T c_p dT = H_f^0 + \int_0^{T_s} c_p dT + \int_{T_s}^T c_p dT = H_f^{T_s} + \int_{T_s}^T c_p dT \quad (2.6)$$

**2. 混合物总焓**

1 kg 质量推进剂的总焓  $\tilde{I}_p$

$$\tilde{I}_p = \sum_{i=1}^k I'_i q_i = \sum_{i=1}^k I_i n_i \quad (2.7)$$

其中,

$I'_i$  给定温度下每 kg  $i$  组元的总焓值 (kJ/kg)

$q_i$   $i$  组元的质量数

$I_i$  给定温度下每 mol  $i$  组元的总焓值 (kJ/mol)

$n_i$   $i$  组元的摩尔数

$$I'_i \text{ (kJ / kg)} = I_i \text{ (kJ / mol)} \cdot 1000 / M_i$$

对于每一种组元, 有

$$I_i = H_{f,i}^{T_s} + c_i(T_i - T_s) \quad (2.8)$$

• 气体组元

$$I_i = H_{f,i}^{T_s} + c_p(T_i - T_s) \quad (2.9)$$

• 液体/固体组元

$$I_i = H_{f,i}^{T_s} + c(T_i - T_s) \quad (2.10)$$

## 2.2 燃烧室热力计算

### 2.2.1 燃烧室热力计算的理论模型

#### 1. 基本假设

- (1) 燃烧过程绝热
- (2) 燃烧产物处于化学平衡状态
- (3) 燃烧产物为完全气体

满足以上假设的模型称为化学——平衡模型，满足 1kg 燃烧产物的总焓 = 1kg 推进剂的总焓，即

$$\tilde{I}_m = \tilde{I}_p \quad (2.11)$$

#### 2. 燃烧室热力计算内容

- (1) 推进剂的假定化学式与总焓的计算；
- (2) 根据质量守恒方程和化学平衡方程，在给定压强和指定温度的条件下计算处于化学平衡状态的燃烧产物成分（简称平衡组分）；
- (3) 给定压强条件下根据能量守恒方程确定燃烧温度，然后求出该温度下燃烧产物的平衡组分及其热力学性质和输运性质，并计算推进剂的理论特征速度。

### 2.2.2 燃烧室热力计算的控制方程组

#### 1. 燃烧室燃烧过程的基本描述

燃烧过程是一个定压燃烧过程，为了计算方便，取 1kg 的燃烧产物作为研究对象。

##### 【燃烧产物的特点】

- (1)  $M$  种元素
- (2)  $N$  种组分 ( $N > M$ )
- (3) 给定压强  $p_c$  和温度  $T$  下，系统处于化学平衡状态

##### 【计算前对产物组分进行编号】

$$\underbrace{1, 2, \dots, L}_{\text{凝相}}, \underbrace{L+1, \dots, N-M, (N-M)+1, (N-M)+2, \dots, N}_{\text{M 种气相原子组分}}_{\text{气相}}$$

注：

- (1) 不同物态的同一种化合物，为不同组分
- (2) 考虑所有可能存在的组分

#### 2. 热力计算的基本原理

##### (1) 质量守恒原理

- $M$  个方程：质量守恒方程组
- 推进剂燃烧前后各个元素的原子数相等

## (2) 化学平衡原理

- $N - M$  个方程：给定温度和压强下化学平衡方程组
- 方法：最小吉布斯自由能法、平衡常数法

## (3) 能量守恒原理

- 能量守恒方程组： $\tilde{I}_m = \tilde{I}_p$
- 绝热——化学平衡模型

利用上述三个原理，可以计算出绝热燃烧温度  $T_f$   $\rightarrow$  计算给定压强  $P_c$  与  $T_f$  下的燃烧产物组分及热力学参数  $\rightarrow$  计算出推进剂的理论特征速度。

## 3. 质量守恒方程

对于燃烧反应，1 kg 推进剂中各元素的原子摩尔数 =  $\sum$  1 kg 燃烧产物所有组分内含有各相应元素的原子摩尔数。

## 定理 2.1 质量守恒方程

假定化学式  $C_{N_C}H_{N_H}O_{N_O}N_{N_N}\cdots$ ，则其质量守恒方程组（共  $M$  个）为

$$N_k = \sum_{j=1}^N A_{kj} n_j \quad (k = 1, 2, 3, \cdots, M, j = 1, 2, 3, \cdots, N) \quad (2.12)$$

其中，

$N_k$  假定化学式（1 kg 推进剂）中第  $k$  种元素的原子摩尔数

$A_{kj}$  1 mol 第  $j$  种燃烧产物组分（化学式）中含有的第  $k$  种元素的原子摩尔数

$n_j$  燃烧产物中第  $j$  种组分的摩尔数

## 4. 化学平衡方程

定义自由能为

$$G = H - TS = E + PV - TS \quad (2.13)$$

由热力学定律可以得到

$$\begin{cases} \text{热力学第一定律: } dQ = dE + P dV \\ \text{热力学第二定律: } dS \geq \frac{dQ}{T} \end{cases} \Rightarrow dS \geq \frac{dE + P dV}{T} \Rightarrow dE + P dV - T dS \leq 0 \quad (2.14)$$

即

$$(dG)_{T,P} = dH - T dS \leq 0 \quad (2.15)$$

当  $dG = 0$  时，系统就处于平衡状态，即

$$dG = 0 \quad \text{或} \quad G = G_{\min} \quad (2.16)$$

对于有化学反应的多组分系统， $n_j (j = 1, 2, 3, \cdots, k)$  为  $j$  组分的摩尔数，参加该反应所有组分总数，则

$$G = G(T, P, n_1, n_2, n_3, \cdots, n_k) \quad (2.17)$$

从而

$$dG = \left( \frac{\partial G}{\partial T} \right)_{P, n_j} dT + \left( \frac{\partial G}{\partial P} \right)_{T, n_j} dP + \sum_{j=1}^k \left( \frac{\partial G}{\partial n_j} \right)_{T, P, n_1, \cdots, n_{j-1}, n_{j+1}, \cdots, n_k} dn_j \quad (2.18)$$

由内能不变, 可以得到

$$G = E + PV - TS \Rightarrow \begin{cases} \left( \frac{\partial G}{\partial T} \right)_{P, n_j} = -S \\ \left( \frac{\partial G}{\partial P} \right)_{T, n_j} = V \end{cases} \quad (2.19)$$

即

$$dG = -S dT + V dP + \sum_{j=1}^k \left( \frac{\partial G}{\partial n_j} \right)_{T, P, n_1, \dots, n_{j-1}, n_{j+1}, \dots, n_k} dn_j \quad (2.20)$$

对于等温  $dT = 0$ , 等压  $dP = 0$  且系统处于平衡状态  $dG = 0$ , 则

$$\sum_{j=1}^k \left( \frac{\partial G}{\partial n_j} \right)_{T, P, n_1, \dots, n_{j-1}, n_{j+1}, \dots, n_k} dn_j = 0 \quad (2.21)$$

### 定义 2.2 化学位

**化学位  $\mu_j$**  在等温、等压和其他组分摩尔数不变的条件下, 组分  $j$  增加 1 mol 所引起的系统自由能  $G$  的增量。单位: kJ/mol. 即

$$\mu_j = \left( \frac{\partial G}{\partial n_j} \right)_{T, P, n_1, \dots, n_{j-1}, n_{j+1}, \dots, n_k} \quad (2.22)$$

则可以得到化学平衡方程

$$\sum_{j=1}^k \mu_j dn_j = 0 \quad (2.23)$$

### 【化学位 $\mu_j$ 的求取】

对于理想气体, 假设系统组分不变, 由  $G$  的定义式和理想气体状态方程,

$$d\mu = dG = -S dT + V dp = -S dT + \left( \frac{RT}{p} \right) dp \quad (2.24)$$

等温条件下积分,

$$\int_{p^0}^p d\mu = \int_{p^0}^p \frac{RT}{p} dp \quad (2.25)$$

即

$$\mu - \mu^0 = RT \ln \frac{p}{p_0} \quad (2.26)$$

对于理想混合气体, 设第  $j$  组分的气体的分压为  $p_i$ , 则取  $p_0 = 1$  (atm),  $p = p_i$  (atm), 可以得到

$$\mu_j - \mu_j^0 = RT \ln p_i \Rightarrow \mu_j = \mu_j^0 + RT \ln p_i \quad (2.27)$$

其中,

- 对于气相组分:  $\mu_j = \mu_j^0 + R_0 T \ln p_j$
- 对于凝相组分:  $\mu_j^c = \mu_j^0 + R_0 T \ln p_{j,v}$ , 其中  $p_{j,v}$  为  $T$  温度下该凝相组分的饱和蒸气压。

### 定理 2.2 化学平衡方程组

$$\sum_{j=1}^k (\mu_j^0 + R_0 T \ln \tilde{p}_j) dn_j = 0 \quad (2.28)$$

其中,

$\mu_j^0$  1 atm 下 1 mol  $j$  组分的**标准化学位**, 只与温度有关。

$R_0$  通用气体常数,  $R_0 = 8.3144$  kJ / (kmol · K).

$\tilde{p}_j$   $j$  组分的分压  $\tilde{p}_j = \begin{cases} p_j & \text{组分 } j \text{ 为气相} \\ p_{j,v} & \text{组分 } j \text{ 为凝相} \end{cases}$

## 5. 能量守恒方程

对于给定  $P_c$  和  $T$  来说, 已经获得含有  $N$  个独立方程的封闭方程组, 从而可以计算其平衡组分。燃烧室热力计算的理论模型是绝热——化学平衡模型。

### 定理 2.3 能量守恒方程

$$\tilde{I}_m = \tilde{I}_p \Rightarrow \sum_{j=1}^N I_j(T) n_j = \tilde{I}_p \quad (2.29)$$

其中,

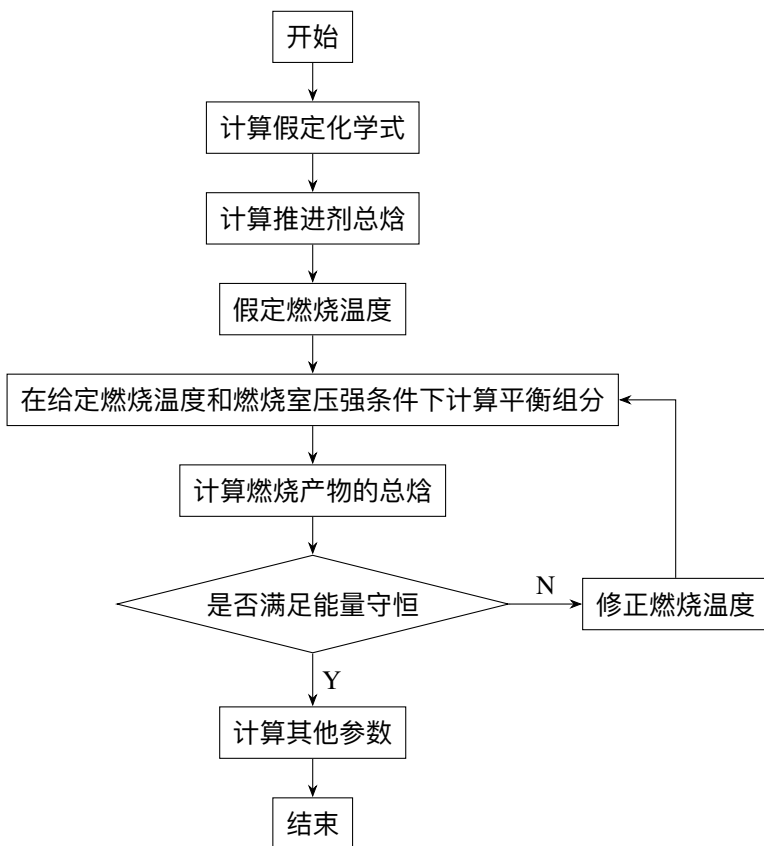
$$I(T) = \begin{cases} H_f^{T_s} + \int_{T_s}^T C_p dT & \text{气体} \\ H_f^{T_s} + c(T - T_s) & \text{固/液体} \end{cases} \quad (2.30)$$

## 6. 燃烧室热力计算的一般步骤

得到的三类方程

$$\left\{ \begin{array}{ll} \text{质量平衡方程组} & N_k = \sum_{j=1}^N A_{kj} n_j \quad M \text{ 个方程} \\ \text{化学平衡方程组} & \sum_{j=1}^k \mu_j dn_j = 9 \quad N - M \text{ 个方程} \\ \text{能量守恒方程} & \sum_{j=1}^k I_j(T) n_j = \tilde{I}_p \quad 1 \text{ 个方程} \end{array} \right.$$

由于方程组太过复杂, 无法直接联立求解, 只能采用**迭代法**的思路: 先假定  $T$ , 联立求解质量守恒和化学平衡方程组得到组分含量, 然后再根据能量守恒方程修正  $T$ 。如此反复, 直到计算结果收敛。



### 【燃烧室热力计算的一般步骤】

- (1) 计算固体推进剂的假定化学式, 建立质量守恒方程。
- (2) 建立给定压强  $p_c$  和假定温度  $T_f^*$  下的化学平衡方程, 计算在给定压强  $p_c$  和假定温度  $T_f^*$  下的燃烧产物的平衡组分摩尔数  $n_j$ 。
- (3) 根据能量守恒方程, 计算在给定压强  $p_c$  下的绝热燃烧温度  $T_f$ 。
- (4) 再次重复步骤 2, 直到计算得到的燃温和假定的燃温一致。
- (5) 根据得到的平衡组分和燃烧温度, 计算理论特征速度和燃气的其它参数。

图 2.1: 燃烧室热力计算流程图



### 2.2.3 计算平衡组分的最小吉布斯自由能法

由质量守恒方程组和化学平衡方程组,

$$\begin{cases} N_k = \sum_{j=1}^N A_{kj} n_j \\ \sum_{j=1}^k \mu_j \mathrm{d}n_j = 0 \quad (G = G_{\min} / \mathrm{d}G = 0) \end{cases} \quad (2.31)$$

得到的方程是本质上是一个有约束的极值问题, 即寻求目标函数 (系统的吉布斯自由能) 在约束条件 (质量守恒方程) 下的极值问题。更直观地说, 就是求 **当系统自由能最小时, 系统内各组分的摩尔数是多少。**

#### 1. 目标函数 $\tilde{G}$ 的表达式

以 1 kg 推进剂及其燃烧产物为研究对象, 则<sup>1</sup>

$$\begin{cases} \tilde{G} = \sum_{j=1}^N \mu_j n_j = \underbrace{\sum_{j=1}^L \mu_j^c n_j}_{\text{凝相}} + \underbrace{\sum_{j=L+1}^N \mu_j n_j}_{\text{气相}} \\ \mu_j = \mu_j^0 + R_0 T \ln p_j \end{cases} \Rightarrow \tilde{G} = \sum_{j=1}^L \mu_j^c n_j + \sum_{j=L+1}^N (\mu_j^0 + R_0 T \ln p_j) n_j \quad (2.32)$$

对于气相, 设气体总的摩尔数为  $n_g$ ,  $j$  组分的摩尔数为  $n_j$ , 则

$$\frac{p_j}{p} = \frac{n_j}{n}, \quad p = \sum_{j=L+1}^N p_j, \quad n_g = \sum_{j=L+1}^N n_j$$

可以得到

$$\ln p_j = \ln n_j + \ln p - \ln n_g \quad (2.33)$$

代入目标函数的表达式, 同时两边同除  $R_0 T$  可得

$$\frac{\tilde{G}}{R_0 T} = \sum_{j=1}^L \frac{\mu_j^c}{R_0 T} n_j + \sum_{j=L+1}^N \left[ \frac{\mu_j^0}{R_0 T} + \ln n_j + \ln p - \ln n_g \right] n_j \quad (2.34)$$

引入函数  $\Phi$

$$\Phi = \frac{\tilde{G}}{R_0 T}, \quad \Phi_j = \frac{\tilde{G}_j}{R_0 T} \quad (2.35)$$

令

$$Y_j^c = -\frac{\mu_j^c}{R_0 T} \quad (j = 1, 2, \dots, L) \quad (2.36)$$

$$Y_j = -\frac{\mu_j^0}{R_0 T} \quad (j = L+1, L+2, \dots, N) \quad (2.37)$$

则目标函数可改写为

$$\Phi = \sum_{j=1}^L \Phi_j^c + \sum_{j=L+1}^N \Phi_j = \sum_{j=1}^L (-Y_j^c n_j) + \sum_{j=L+1}^N [Y_j + \ln n_j + \ln p - \ln n_g] n_j \quad (2.38)$$

其中,

$$\begin{aligned} \Phi_j^c &= -Y_j^c n_j & (j = 1, 2, \dots, L) \\ \Phi_j &= [-Y_j + \ln n_j + \ln p - \ln n_g] n_j & (j = L+1, L+2, \dots, N) \end{aligned} \quad (2.39)$$

<sup>1</sup>注: 凝相的化学位  $\mu_j^c$  只与温度有关, 故定温条件下为定植。

## 2. 目标函数条件极值的解法

列出目标函数和约束条件

- **目标函数**  $\Phi = \sum_{j=1}^L (-Y_j^c n_j) + \sum_{j=L+1}^N (-Y_j + \ln n_j - \ln p - \ln n_g) n_j$
- **约束条件**  $N_k = \sum_{j=1}^N A_{kj} n_j$

【条件（约束）极值转化为无条件极值的方法：**拉格朗日乘数法**】

应用拉格朗日乘数法把条件极值转换为无条件极值问题。其方法是：用常数  $\lambda_k$  乘各个约束条件方程，然后与目标函数相加，得到新函数  $F$ ，即

$$\left\{ \begin{array}{l} N_k = \sum_{j=1}^N A_{kj} n_j \\ \Phi \end{array} \right. \xrightarrow[\text{与目标函数相加}]{\text{用 } \lambda_k \text{ 乘各个约束条件后}} F(n_1, \dots, n_N, \lambda_1, \dots, \lambda_M) = \Phi + \sum_{k=1}^M \lambda_k \left( N_k - \sum_{j=1}^N A_{kj} n_j \right) \quad (2.40)$$

函数  $F$  的无条件极值就是函数  $\Phi$  带有约束的极值点，其极值条件为

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial F}{\partial n_j} = 0 \quad (j = 1, 2, \dots, N) \\ \frac{\partial F}{\partial \lambda_k} = 0 \quad (k = 1, 2, \dots, M) \end{array} \right. \quad (2.41)$$

将凝相和气相分别写出

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial F}{\partial n_j} = 0 \Rightarrow \left\{ \begin{array}{l} \text{凝相} \quad -Y_j^c - \sum_{k=1}^M \lambda_k A_{kj} = 0 \\ \text{气相} \quad -Y_j + \ln n_j + \ln p - \ln n_g - \sum_{k=1}^M \lambda_k A_{kj} = 0 \end{array} \right. \\ \frac{\partial F}{\partial \lambda_k} = 0 \Rightarrow N_k - \sum_{j=1}^N A_{kj} n_j = 0 \end{array} \right. \quad \begin{array}{l} (j = 1, 2, \dots, L) \\ (j = L+1, L+2, \dots, N) \\ (k = 1, 2, \dots, M) \end{array} \quad (2.42)$$

补充方程

$$n_g = \sum_{j=L+1}^N n_j \quad (2.43)$$

分析方程可知一共有  $N + M + 1$  个未知量 ( $n_j, n_h, \lambda_k$ )，恰好  $N + M + 1$  个方程，所以方程组有封闭解。

## 3. 方程组的线性化及其求解

【非线性方程组的线性化处理】

方程组中的非线性项

$$-Y_j + \boxed{\ln n_j} + \ln p - \boxed{\ln n_g} - \sum_{k=1}^M \lambda_k A_{kj} = 0 \quad (2.44)$$

对  $\ln n_j, \ln n_g$ ，取气相各组分的近似解 ( $c_{L+1}, c_{L+2}, \dots, c_N$ ) 处进行泰勒展开，可以得到

$$\ln n_j = \ln c_j + (n_j - c_j) \left[ \frac{\partial (\ln n_j)}{\partial n_j} \right]_{(c_{L+1}, c_{L+2}, \dots, c_N)} + R_1 = \ln c_j + \frac{n_j - c_j}{c_j} + R_1 \quad (2.45)$$

其中  $R_1$  为拉格朗日余项。同理，

$$\ln n_g = \ln c_g + \frac{n_g - c_g}{c_g} + R_1 \quad (2.46)$$

则线性化的结果为

$$-Y_j + \ln c_j + \ln p - \ln c_g + \frac{n_j}{c_j} - \frac{n_g}{c_g} - \sum_{k=1}^M \lambda_k A_{kj} = 0 \quad (2.47)$$

最终的线性化结果综合为<sup>1</sup>

$$\left\{ \begin{array}{ll} -Y_j^c - \sum_{k=1}^M \lambda_k A_{kj} = 0 & (j = 1, 2, \dots, L) \quad \text{凝相} \\ -Y_j + \ln c_j + \ln p - \ln c_g + \frac{X_j}{c_j} - \frac{X_g}{c_g} - \sum_{k=1}^M \lambda_k A_{kj} = 0 & (j = L+1, L+2, \dots, N) \quad \text{气相} \\ \frac{\partial F}{\partial \lambda_k} = 0 \Rightarrow N_k - \sum_{j=1}^N A_{kj} X_j = 0 & (k = 1, 2, \dots, M) \quad \text{质量守恒} \\ n_g = \sum_{j=L+1}^N n_j & \text{补充关系} \end{array} \right. \quad (2.48)$$

分析方程可知一共有  $N + M + 1$  个未知量 ( $n_j, n_h, \lambda_k$ )，恰好  $N + M + 1$  个方程，所以方程组有封闭解。

【线性方程组的简化处理——核心方法：消去气相组元  $X_j$  ( $j = L+1, L+2, \dots, N$ )】

$$\left( -Y_j + \ln c_j + \ln p - \ln c_g \right) + \left( \frac{X_j}{c_j} - \frac{X_g}{c_g} \right) - \sum_{k=1}^M \lambda_k A_{kj} = 0 \quad (j = L+1, L+2, \dots, N) \quad (2.49)$$

移项得到

$$X_j = - \left( -Y_j + \ln c_j + \ln p - \ln c_g \right) c_j + \frac{c_j X_g}{c_g} + c_j \sum_{k=1}^M \lambda_k A_{kj} \quad (j = L+1, L+2, \dots, N) \quad (2.50)$$

令

$$\Phi_j(c) = \left( -Y_j + \ln c_j + \ln p - \ln c_g \right) c_j$$

$$W = \frac{X_g}{c_g}$$

则

$$X_j = -\Phi_j(c) + W c_j + c_j \sum_{k=1}^M \lambda_k A_{kj} \quad (j = L+1, L+2, \dots, N) \quad (2.51)$$

$X_j$  代入质量守恒方程，消去  $X_j$  可得

$$\sum_{i=1}^M R_{ki} \lambda_i + \alpha_k W + \sum_{j=1}^L A_{kj} X_j = N_k + \sum_{j=L+1}^N A_{kj} \Phi_j(c) \quad (2.52)$$

其中，

$$R_{ki} = \sum_{j=L+1}^N A_{kj} A_{ij} c_j \quad (k = 1, 2, \dots, M; i = 1, 2, \dots, M)$$

$$\alpha_k = \sum_{j=L+1}^N A_{kj} c_j \quad (k = 1, 2, \dots, M)$$

将  $X_j$  代入补充方程，消去补充方程的  $X_j$ ，可得

$$\begin{aligned} X_g &= \sum_{j=L+1}^N X_j \\ &= - \sum_{j=L+1}^N \Phi_j(c) + \frac{X_g}{c_g} \sum_{j=L+1}^N c_j + \sum_{j=L+1}^N \sum_{k=1}^M \lambda_k A_{kj} c_j \end{aligned} \quad (2.53)$$

由  $\sum_{j=L+1}^N c_j = c_g$ ， $\alpha_k = \sum_{j=L+1}^N A_{kj} c_j$ ，可得

$$\sum_{k=1}^M \alpha_k \lambda_k = \sum_{j=L+1}^N \sum_{k=1}^M \lambda_k A_{kj} c_j = \sum_{j=L+1}^N \Phi_j(c) \quad (2.54)$$

<sup>1</sup>因为泰勒展开去掉了余项，得到的是近似解，为了区别取精确解，用  $X_j, X_g$  分别代替  $n_j, n_g$

而凝相组分方程可以写为

$$-Y_j^c - \sum_{k=1}^M \lambda_k A_{kj} = 0 \Rightarrow \sum_{k=1}^M \lambda_k A_{kj} = -Y_j^c \quad (j = 1, 2, \dots, L) \quad (2.55)$$

则线性化、化简后的方程为

$$\begin{cases} \sum_{j=1}^M R_{kj} \lambda_j + \alpha_k W + \sum_{j=1}^L A_{kj} X_j = N_k + \sum_{j=L+1}^N A_{kj} \Phi_j(c) & \text{气相方程和质量守恒方程} \\ \sum_{k=1}^M \alpha_k \lambda_k = \sum_{j=L+1}^N \Phi_j(c) & \text{气相方程和补充方程} \quad j = 1, 2, \dots, L \\ \sum_{k=1}^M \lambda_k A_{kj} = -Y_j^c \quad (j = 1, 2, \dots, L) & \text{凝相方程} \quad k = 1, 2, \dots, M \end{cases} \quad (2.56)$$

这个方程组共有  $M + L + 1$  个方程, 未知数为  $\lambda_k (k = 1, 2, \dots, M)$ ,  $X_j (j = 1, 2, \dots, L)$ ,  $W$  共  $M + L + 1$  个。因此方程组封闭可解, 并且已经大为简化了。

将方程组写成矩阵的形式为

$$\begin{bmatrix} R_{11} & R_{12} & \cdots & R_{1M} & a_1 & A_{11} & A_{12} & \cdots & A_{1L} \\ R_{21} & R_{22} & \cdots & R_{2M} & a_2 & A_{21} & A_{22} & \cdots & A_{2L} \\ \vdots & \vdots & & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & & \vdots \\ R_{M1} & R_{M2} & \cdots & R_{MM} & a_M & A_{M1} & A_{M2} & \cdots & A_{ML} \\ \alpha_1 & \alpha_2 & \cdots & \alpha_M & 0 & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ A_{11} & A_{21} & \cdots & A_{M1} & 0 & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ A_{12} & A_{22} & \cdots & A_{M2} & 0 & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & & \vdots \\ A_{1L} & A_{2L} & \cdots & A_{ML} & 0 & 0 & 0 & \cdots & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \lambda_1 \\ \lambda_2 \\ \vdots \\ \lambda_M \\ W \\ X_1 \\ X_2 \\ \vdots \\ X_L \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} N_1 + \sum_{j=L+1}^N A_{1j} \Phi_j(c) \\ N_2 + \sum_{j=L+1}^N A_{2j} \Phi_j(c) \\ \vdots \\ N_M + \sum_{j=L+1}^N A_{Mj} \Phi_j(c) \\ \sum_{j=L+1}^N \Phi_j(c) \\ -Y_1^c \\ -Y_2^c \\ \vdots \\ -Y_L^c \end{bmatrix} \quad (2.57)$$

### 【线性方程组的求解——核心方法：迭代法】

一般采用高斯主元消去法求解线性方程组, 求出  $X_j (j = 1, 2, \dots, L)$ ,  $\lambda_k (k = 1, 2, \dots, M)$  和  $W$ , 然后求出所有气相组分的  $X_j$ 。其步骤如下:

(1) 参照同类推进剂已有的热力计算结果, 给出试算值

$$\mathbf{c} = \begin{bmatrix} c_{L+1} \\ c_{L+2} \\ \vdots \\ c_N \end{bmatrix} \quad c_g = \sum_{j=L+1}^N c_j \quad (2.58)$$

(2) 计算  $Y_j$

$$\begin{cases} Y_j^c = -\frac{\mu_j^c}{R_0 T} & (j = 1, 2, \dots, L) \\ Y_j = -\frac{\mu_j^0}{R_0 T} & (j = L+1, L+2, \dots, N) \end{cases} \quad (j = L+1, L+2, \dots, N)$$

然后计算  $\Phi_j(c)$ ,  $\sum_{j=L+1}^N A_{kj} \Phi_j(c)$ ,  $\sum_{j=L+1}^N \Phi_j(c)$

$$\Phi_j(c) = (-Y_j + \ln c_j + \ln p - \ln c_g) c_j \quad (j = L+1, L+2, \dots, N)$$

再计算  $R_{kj}, \alpha_k$  ( $k = 1, 2, \dots, M$ )

$$R_{kj} = \sum_{j=L+1}^N A_{kj} A_{ij} c_j \quad (k = 1, 2, \dots, M; i = 1, 2, \dots, M)$$

$$\alpha_k = \sum_{j=L+1}^N A_{kj} c_j \quad (k = 1, 2, \dots, M)$$

(3) 利用高斯主元法计算未知量  $X_j$  ( $j = 1, 2, \dots, L$ ),  $\lambda_k$  ( $k = 1, 2, \dots, M$ ),  $W$

(4) 计算  $X_g = c_g W$ .

(5) 经过整理可以得到计算气相组分  $X_j$  ( $j = L+1, L+2, \dots, N$ ) 的值为

$$X_j = -\Phi_j(c) + \frac{c_j X_g}{c_g} + \sum_{k=1}^M \lambda_k A_{kj} \quad (j = L+1, L+2, \dots, N)$$

(6) 将得到的结果作为下一次的试算值, 重复各步骤进行第二次计算, 直到相邻二次计算结果的差值达到所要求的精度为止。

#### 4. 方法总结

寻求系统自由能  $\tilde{G}$  在质量守恒方程这一约束条件下的极值问题。计算平衡组分的最小吉布斯自由能法总结如图2.2.

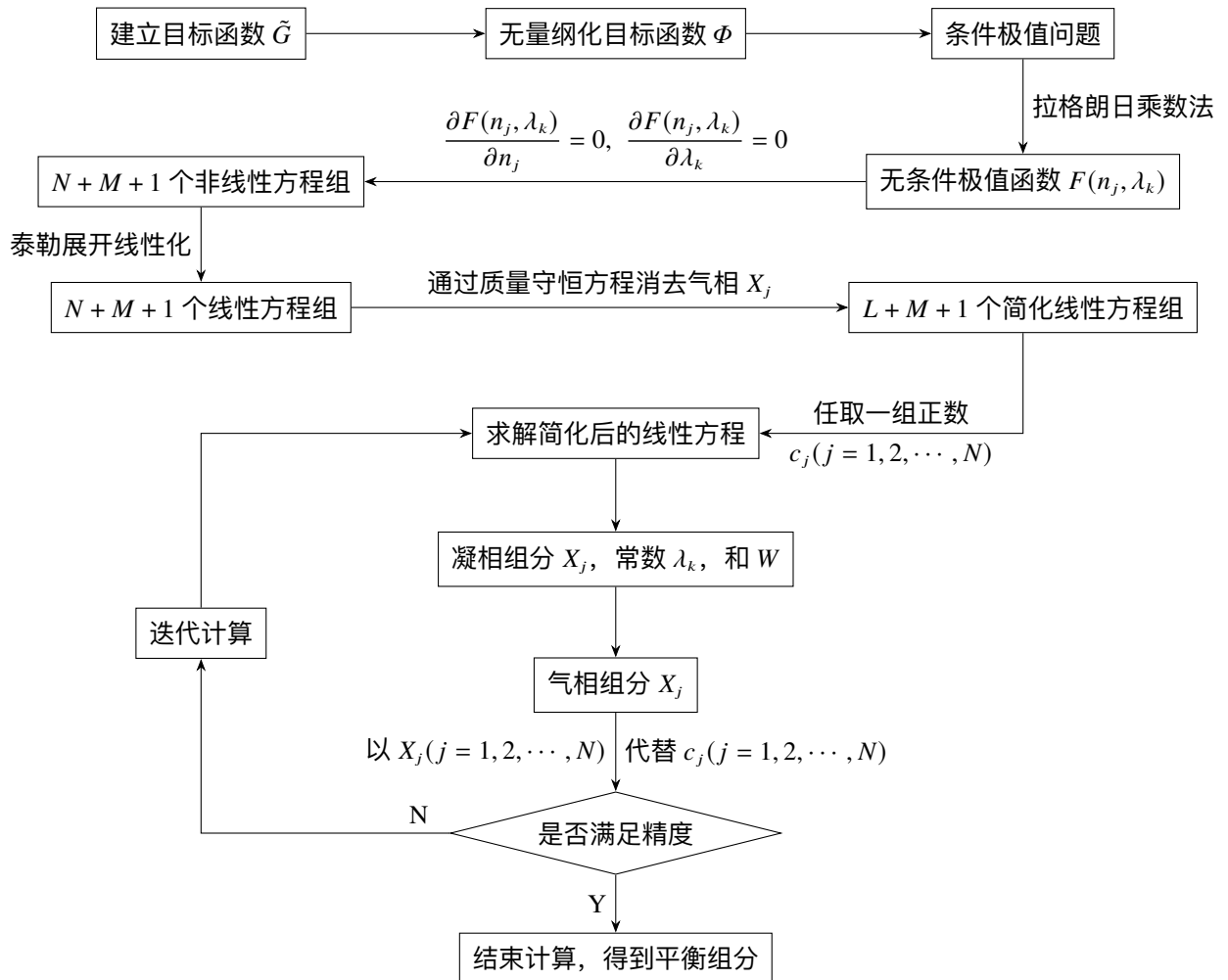


图 2.2: 计算平衡组分的最小吉布斯自由能法总结

## 2.2.4 绝热燃烧温度及燃烧产物特性参数计算

### 1. 绝热燃烧温度

在给定燃烧温度和压强下,可得到对应的平衡组分;压强通过设计可以掌控,温度则是实际工作的结果;但是燃烧的温度只是

解决方法: **迭代法**。假定温度,计算平衡组分,求解温度;重新计算平衡组分,如此反复。

如何求解燃烧温度?

#### 【总思路】

由于总焓和温度是非线性关系,且总焓是随温度的单调增加的函数,由此可以反复迭代计算总焓,不断修正燃烧温度,使其满足能量守恒即可。具体求解如图2.3所示。

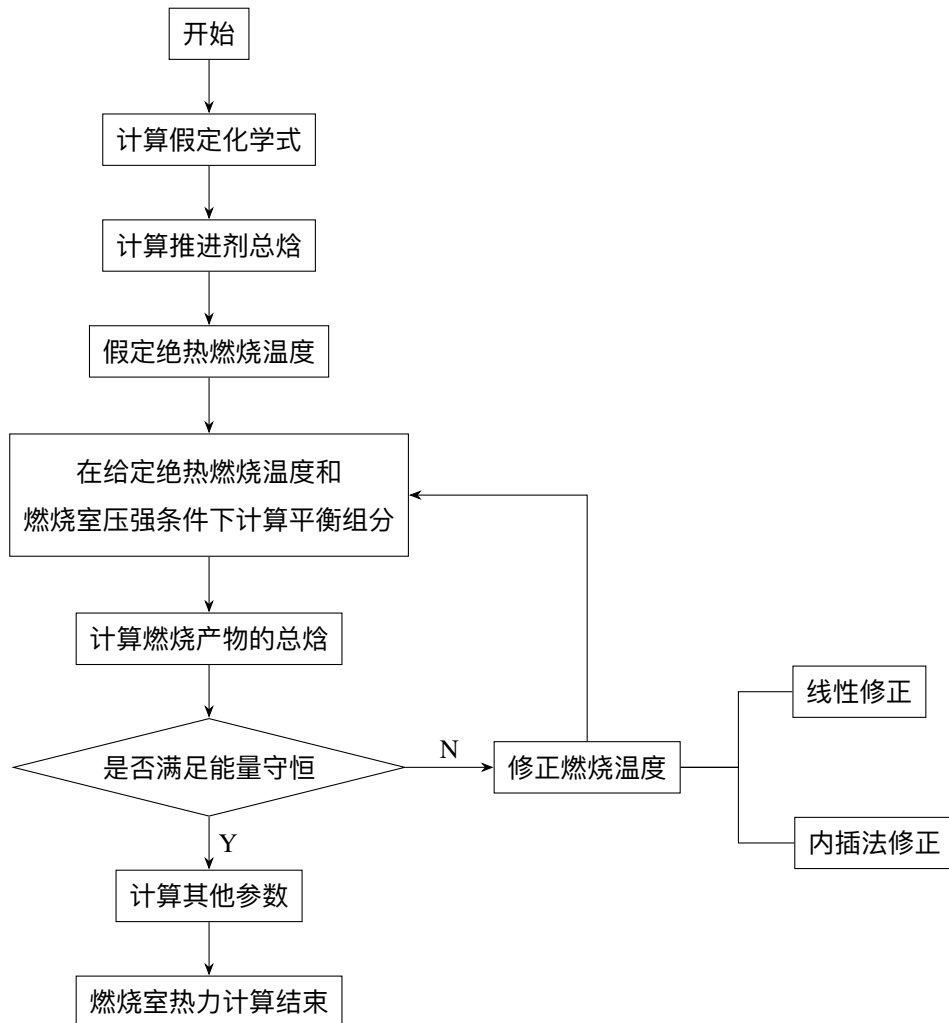


图 2.3: 求解绝热燃烧温度流程图

#### 【修正方法】

##### (1) 线性修正

基于预估温度  $T_f^{(0)}$  的燃烧产物总焓

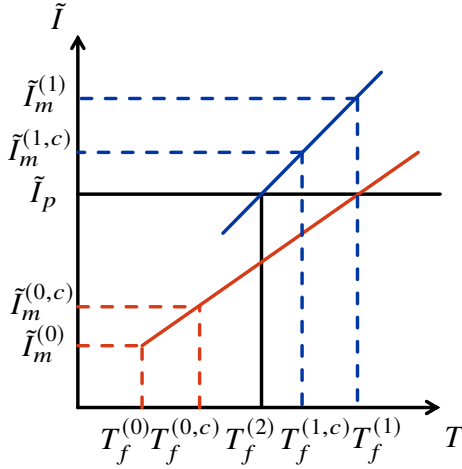
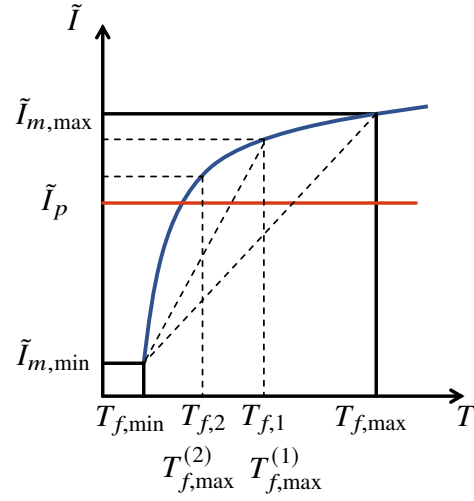
$$T_f^{(1)} = T_f^{(0)} + \frac{\tilde{I}_p - \tilde{I}_m^{(0)}}{\tilde{I}_m - \tilde{I}_m^{(0)}} (T_f^{(0,c)} - T_f^{(0)}) \quad (2.59)$$

则用于修正的插值点为

$$T_f^{(2)} = T_f^{(1)} + \frac{\tilde{I}_p - \tilde{I}_m^{(1)}}{\tilde{I}_m - \tilde{I}_m^{(1)}} (T_f^{(1,c)} - T_f^{(1)}) \quad (2.60)$$

收敛判断

$$\frac{|\tilde{I}_m - \tilde{p}|}{\tilde{I}_p} \leq \varepsilon_I \quad \text{或} \quad \left| \frac{T_f^{(k)} - T_f^{(k-1)}}{T_f^{(k)}} \right| \leq \varepsilon_T \quad \text{或} \quad |T_f^{(k)} - T_f^{(k-1)}| \leq e_T \quad (2.61)$$

图 2.4:  $T_f$  线性修正图 2.5:  $T_f$  内插法修正

## (2) 内插法

预先设定的最小最大温度，可以取为常温和合理的极限温度<sup>1</sup>。

收敛标准

$$\left| \frac{T_{f,k} - T_{f,k-1}}{T_{f,k}} \right| \leq \varepsilon_T \quad \text{或} \quad |T_{f,k} - T_{f,k-1}| \leq e_T \quad (2.62)$$

## 2. 燃烧产物的热力学性质

(1) 凝相产物的质量百分数  $\varepsilon$ 

$$\varepsilon = \sum_{j=1}^L \frac{m_j n_j}{1000} \quad (2.63)$$

## (2) 气相产物的平均摩尔质量

$$\bar{m} = 1000 \cdot \frac{1 - \varepsilon}{n_g} \quad (2.64)$$

## (3) 气相产物的平均气体常数

$$\bar{R} = \frac{R_0}{\bar{m}} \quad (2.65)$$

## (4) 声速

- 平衡时声速

$$a^2 = \left( \frac{\partial P}{\partial \rho} \right)_s = \frac{k R_0 T}{\bar{m} \left[ 1 + \left( \frac{\partial \ln \bar{m}}{\partial \ln p} \right)_T \right]} \quad (2.66)$$

- 组分冻结时

$$\left( \frac{\partial \ln \bar{m}}{\partial \ln p} \right)_T = 0 \quad \Rightarrow \quad a_f = \sqrt{k \bar{R} T} \quad (2.67)$$

## (5) 比热与比热比

$$\text{定压比热 } c_p = \left( \frac{\partial \tilde{H}}{\partial T} \right)_p, \quad \text{定容比热 } c_v = \left( \frac{\partial \tilde{E}}{\partial T} \right)_v.$$

<sup>1</sup>双基推进剂的绝热燃烧温度在 2000~3000K 之间；复合推进剂燃烧温度可达到 3000~4000K。

- 定压比热

$$c_p = \frac{\partial}{\partial T} \left( \sum_{j=1}^N H_j n_j \right)_p = \sum_{j=1}^N n_j \left( \frac{\partial H_j}{\partial T} \right)_p + \sum_{j=1}^N H_j \left( \frac{\partial n_j}{\partial T} \right)_p \quad (2.68)$$

每种组分的焓值变化    组分变化引起的焓变

- 平衡定压比热

$$c_p = \sum_{j=1}^N n_j \left( \frac{\partial H_j}{\partial T} \right)_p = \sum_{j=1}^N n_j c_{p,j} + \frac{1}{T} \left( \sum_{j=1}^N n_j H_j D_{T,j} \right), \quad D_j = \left( \frac{\partial \ln n_j}{\partial \ln T} \right)_p \quad (2.69)$$

- 冻结定压比热

$$c_{p,f} = \frac{\partial}{\partial T} \left( \sum_{j=1}^N H_j n_j \right)_p = \sum_{j=1}^N n_j \left( \frac{\partial H_j}{\partial T} \right)_p = \sum_{j=1}^N n_j c_{p,j} \quad (2.70)$$

- 定容比热

$$c_v = \left( \frac{\partial \tilde{E}}{\partial T} \right)_v = c_p - \frac{R_0 \left[ 1 - \left( \frac{\partial \ln \bar{m}}{\partial \ln T} \right)_p \right]}{\bar{m} \left[ 1 + \left( \frac{\partial \ln \bar{m}}{\partial \ln p} \right)_T \right]} \quad (2.71)$$

- 冻结定容比热

$$c_{v,f} = c_{p,f} - \frac{R_0}{\bar{m}} = c_{p,f} - \bar{R} \quad (2.72)$$

- 比热比

$$k = \frac{c_p}{c_v} \quad (2.73)$$

- 冻结比热比

$$k_f = \frac{c_{p,f}}{c_{v,f}} \quad (2.74)$$

### 注意

严格来说，平衡参数与冻结参数是有一定差别的，特别在燃气的成分随着温度或压强的改变而急剧变化的情况下，二者的差别更为明显。

只有当燃气的成分不随温度和压强而改变（也即当燃气尚未离解，或者完全离解时），平衡参数与冻结参数才相一致。

### 3. 燃烧产物的熵

化学物质的熵取决于它的分子结构和它所处的温度和压强。

$$\tilde{S} = \sum_{j=1}^N S_j n_j = \sum_{j=1}^L S_j n_j + \sum_{j=L+1}^N S_j n_j \quad (2.75)$$

凝相组分的熵    气相组分的熵

其中， $\tilde{S}$  为 1 kg 燃烧产物的熵， $n_j$  为各组分的摩尔数。

对气相组分

$$S_j = S_j^0 - R_0 \ln p_j \quad (j = L+1, L+2, \dots, N) \quad (2.76)$$

对凝相组分

$$S_j = S_j^0 \quad (j = 1, 2, \dots, L) \quad (2.77)$$

结合可得，

$$\tilde{S} = \sum_{j=1}^N S_j^0 n_j - R_0 \left[ n_g \ln p + \sum_{j=L+1}^N n_j \ln \left( \frac{n_j}{n_g} \right) \right] \quad (2.78)$$

其中， $S_j^0$  为 1 mol  $j$  组分在一个物理大气压以及绝热温度  $T_i$  条件下的熵； $p_j$  为  $j$  组分的分压，单位均取 atm。



#### 4. 燃烧产物的输运性质

##### 定义 2.3 输运过程

**输运过程** 导致系统从不平衡到平衡的过程。

- 动量输运过程：是系统内宏观的相对运动逐渐消失，最终到达系统内速度处处相等。→ 粘性系数  $\mu$
- 热量输运过程：使系统内各处的温差逐渐消失，最终达到各处的温度相等。→ 热传导系数  $\lambda$
- 质量输运过程：使系统内各处的浓度逐渐达到一直而处于均匀状态。→ 扩散系数  $D$

##### (1) 粘性系数 $\mu$ 的计算

$$\begin{cases} \mu = \frac{1}{3} n \bar{v} m_0 l \\ l = \frac{1}{\sqrt{2} \pi d^2 n} \\ \bar{v} = \sqrt{\frac{8 k_0 T}{\pi m_0}} \end{cases} \Rightarrow \mu = \frac{2}{3} \frac{1}{\pi^{\frac{3}{2}}} \frac{\sqrt{m_0 k_0 T}}{d^2} \quad (2.79)$$

其中,

- $\bar{v}$  气体分子的平均速度 (算术平均值)
- $n$  容器内气体分子数
- $d$  气体分子的平均直径
- $m_0$  单个气体的平均质量

实际常采用 Sutherland 公式

$$\mu_1 = \mu_0 \left( \frac{T}{273} \right)^{1.5} \cdot \frac{273 + T_0}{T + T_0} \quad (2.80)$$

##### (2) 能量输运过程中热传导系数 $\lambda$ 的计算

- 傅立叶定律

$$q = -\lambda \frac{dT}{dy} \quad (2.81)$$

- 单种气体

$$\lambda_i = \frac{R_0 \mu_i}{m_i} \left( 0.45 + 1.32 \frac{c_{pi}}{R_0} \right) \quad (2.82)$$

- 混合气体

$$\lambda = \sum_{i=L+1}^N \lambda_i \left[ 1 + 1.065 \sum_{j=L+1, j \neq i}^N \phi_{ij} \frac{Z_j}{Z_i} \right]^{-1} \quad (2.83)$$

### 2.2.5 燃烧室热力计算总结

燃烧室热力计算任务的本质：在给定推进剂组分和总焓、平衡压强的条件下，计算推进剂的绝热燃烧温度、燃烧产物组分及其各种特性参数。**三大核心输入条件：推进剂组分、总焓和平衡压强**，**两项核心任务：计算平衡组分、根据平衡组分计算绝热燃烧温度**。由于数学模型的复杂性，无法直接联立求解。只能采用迭代法：

假定燃烧温度 → 平衡计算 → 求解 & 修正温度 → 平衡计算  $\xrightarrow{\text{结果收敛}}$  实际燃烧温度, 平衡组分, 特性参数

总体概括如图2.6所示.



图 2.6: 化学平衡热力计算的总体过程图

## 2.3 喷管流动过程的热力计算

### 2.3.1 喷管热力计算的任务及已知条件

#### 1. 基本任务

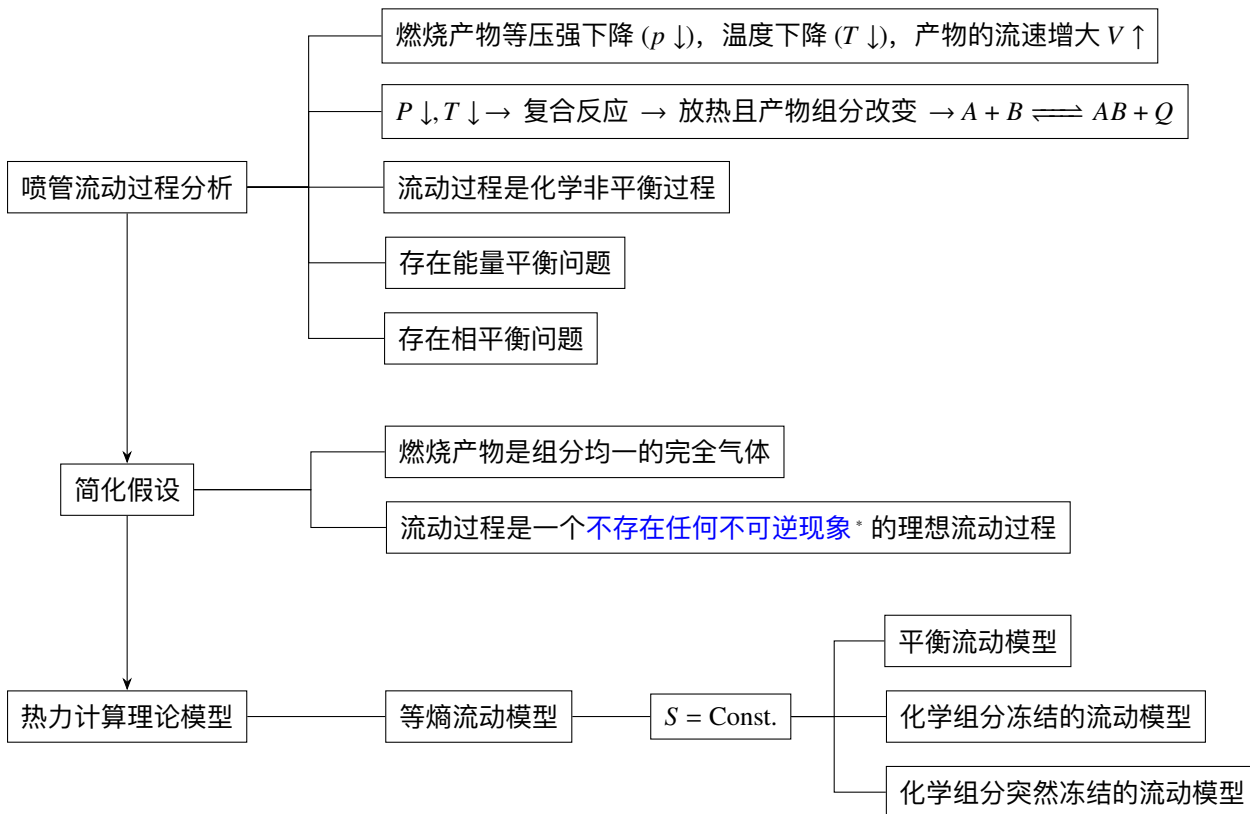
- (1) 计算喷管任一截面上（尤其是出口截面上）燃烧产物的组分、温度及热力学参数，即  $n_{ji}, P_i, T_i, H_i, S_i$  等
- (2) 计算喷管指定界面上（尤其是出口截面上）燃烧产物的流速  $v$  和发动机理论比冲  $I_s$

#### 2. 已知条件

- (1) 燃烧室热力计算的结果，也即喷管入口截面上燃烧产物的热力学参数（如  $P_{0c}, T_{0f}, k, S_{0c}$  等）及产物组分等摩尔数  $n_j$  等
- (2) 表示喷管计算截面的参数（如给定喷管出口参数  $P_e, Ma$  等）

### 2.3.2 喷管热力计算模型

#### 1. 热力计算模型



\*不可逆现象：摩擦、传热及其它的不平衡现象

由上面的模型，可以得到喷管的热力计算方程。

## 2. 等熵方程

由喷管任一截面上燃烧产物的熵值 = 喷管入口截面上燃烧产物的熵值，可以得到

$$S(p, T) = S_{0c} \quad (2.84)$$

而

$$S = \sum_{j=1}^N S_j^0 n_j - R_0 \sum_{j=L+1}^N n_j \ln \left( \frac{n_j}{n_g} \right) - R_0 n_g \ln P \quad (2.85)$$

其中， $S_j^0$  是 1 mol  $j$  组分在一个大气压及燃烧温度  $T_f$  条件下的熵。记为方程

$$\varphi_1 = S(P, T) - S_{0c} = 0 \quad (2.86)$$

## 3. 表示喷管计算截面的方程

- 给定喷管计算截面上的压强  $P^{(\delta)}$ :  $P = P^{(\delta)} = \text{Const.}$ , 对于完全膨胀的截面有  $P_e = P_a$
- 给定喷管压强比  $\varepsilon_p^{(\delta)}$ :  $P - \varepsilon_p^{(\delta)} P_{0c} = 0 \Rightarrow \varepsilon_p = \frac{P}{P_{0c}}$
- 给定喷管面积比  $\varepsilon_A^{(\delta)}$ :  $\frac{\rho_t u_t}{\rho u} = \varepsilon_A^{(\delta)}$
- 给定喷管计算截面的马赫数  $M^{(\delta)}$ :  $\frac{\sqrt{2(I_{m,0c} - I_m)}}{a} - M^{(\delta)} = 0$
- 给定喷管计算截面的温度  $T^{(\delta)}$ :  $T = T^{(\delta)} = \text{Const.}$

引入函数  $\varphi_2$ , 得

$$\varphi_2(P, T) = 0 \quad (2.87)$$

## 4. 喷管热力计算方程

$$\begin{cases} \text{等熵方程} & \varphi_1 = \tilde{S}(P, T) - \tilde{S}_{0c} = 0 \\ \text{喷管计算方程} & \varphi_2(p, T) = 0 \\ \text{质量守恒和化学平衡方程} & \text{计算 } n_j \end{cases}$$

### 注意

喷管流动过程存在**能量转换**（内能  $\rightarrow$  动能），燃烧产物的**总焓不守恒、能量仍守恒**。

现在只知道热力计算三大核心条件之一：推进剂组分，而其他两个量：总焓和平衡压强仍未知，下面分情况求解。

### 2.3.3 典型的喷管流动计算

#### 1. 平衡膨胀到给定马赫数 $M$ （包括喷管喉部截面）

$$\text{核心问题：确定总焓 } I \text{ 和压强 } p \left\{ \begin{array}{l} \text{核心条件：等熵、平衡、给定 } M \\ \text{冻结流：等熵流动公式：} (P_{0c}, T_{0c}, M) \rightarrow (p, T) \\ \text{平衡流：} p \text{ 变化} \rightarrow \text{平衡状态变：} (n_j, T) \rightarrow (v, M, \dots) \end{array} \right.$$

注意：能量转换  $\rightarrow$  动能  $\rightarrow$  总焓不守恒，能量仍守恒

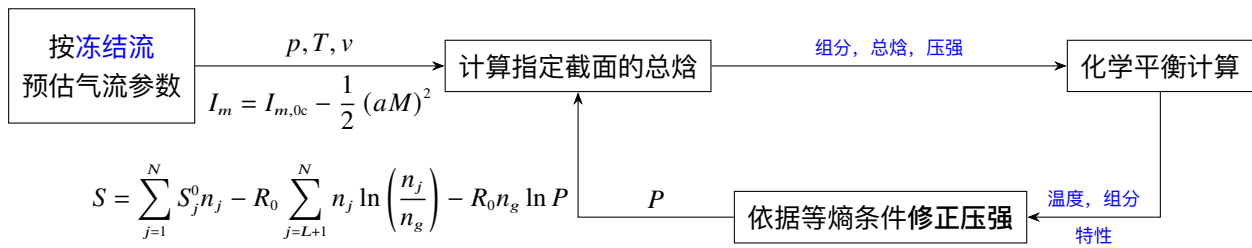


图 2.7: 平衡膨胀到给定马赫数求解流程图

## 2. 燃烧产物膨胀到给定压强 $P_e$

最典型、最常遇到的情况：在设计状态下，计算喷管出口截面上的燃气参数。在设计状态下有：

$$P_e = P_a \begin{cases} \text{冻结膨胀} \rightarrow \text{产物组分不变, 采用等熵流计算方法即可} \\ \text{平衡膨胀} \rightarrow \text{产物组分改变, 当地状态下热力平衡} \end{cases}$$

$$\text{核心问题: 确定总焓 } I \text{ 和压强 } p \begin{cases} \text{核心条件: 等熵、平衡、给定 } P_e \\ \text{冻结流: 等熵流动公式: } (p_t, T_t, p_e) \rightarrow (T_e, M_e) \\ \text{平衡流: } p \text{ 变化} \rightarrow \text{平衡状态变: } (n_j, T_e) \rightarrow (v_e, M_e, \dots) \end{cases}$$

注意：能量转换  $\rightarrow$  动能  $\rightarrow$  总焓不守恒，能量仍守恒。

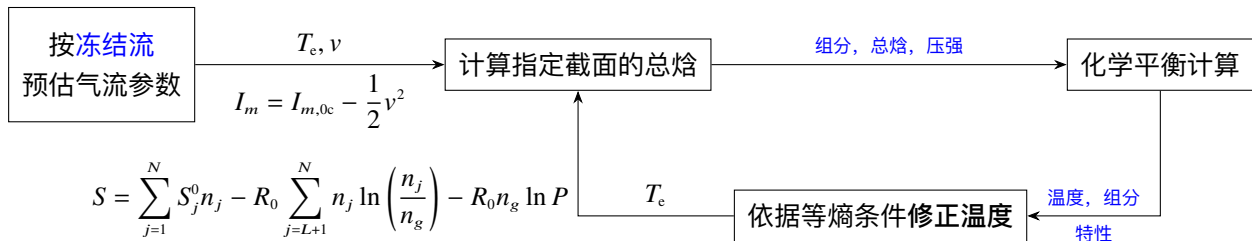


图 2.8: 平衡膨胀到给定压强求解流程图

注：等熵过程公式为

$$T_e' = T_c \left( \frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} \quad (2.88)$$

## 2.4 发动机理论性能参数计算

### 1. 基本假设

- (1) 推进剂燃烧完全，产物在流动过程中处于平衡冻结状态
- (2) 燃烧产物中气相产物为完全气体
- (3) 喷管内流动是一维的
- (4) 燃烧过程是绝热的，喷管的流动过程是定常的、而且是等熵的

### 2. 两种方法计算理论性能

- (1) 在热力计算结果的基础上进行计算（本章）
- (2) 利用气体流体力学中的气动关系式及平均等熵指数进行计算（第二章）

### 2.4.1 发动机理论性能参数计算

#### 1. 利用热力计算结果计算发动机理论性能

##### (1) 喷气速度 $u_e$

$$\begin{cases} \tilde{I}_{m,0c} + \frac{u_{0c}^2}{2} = \tilde{I}_{m,e} + \frac{u_e^2}{2} \\ u_{0c} \leq u_e \end{cases} \Rightarrow u_e = \sqrt{2(\tilde{I}_{m,0c} - \tilde{I}_{m,e})} \quad (2.89)$$

其中,  $\tilde{I}_{m,0c}$  是喷管入口截面上燃烧产物的总焓,  $\tilde{I}_{m,e}$  是喷管出口截面上燃烧产物的总焓。对于化学组分冻结的喷管流动, 化学能不变化, 则

$$u_e = \sqrt{2(H_{m,0c} - H_{m,c})} \quad (2.90)$$

##### (2) 理论比冲 $I_s$

$$I_s = u_e + \frac{A_e}{\dot{m}}(p_e - p_a) \Rightarrow \begin{cases} \text{真空比冲} & I_{s,v} = u_e + \frac{A_e}{\dot{m}}p_e \\ \text{设计状态比冲} & I_s = u_e(p_e = p_a) \end{cases} \quad (2.91)$$

##### (3) 理论特征速度 $c^*$

$$\begin{cases} c^* = \frac{P_{0c}A_t}{\dot{m}} \\ \dot{m} = \rho_t A_t u_t \\ p_t = \rho_t \bar{R}_t T_t \end{cases} \Rightarrow c^* = \frac{P_{0c}A_t}{\dot{m}} = \frac{P_{0c}A_t}{\rho_t A_t u_t} = \frac{p_{0c}}{p_t} \cdot \frac{R_0}{\bar{M}_t} \cdot \frac{T_t}{u_t} \quad (2.92)$$

##### (4) 理论推力系数 $C_F$

$$C_F = \frac{I_s}{c^*} = \begin{cases} \text{真空中的理论推力系数} & C_{F,v} = \frac{I_{s,v}}{c^*} \\ \text{设计状态的理论推力系数} & C_F = \frac{u_e}{c^*} \end{cases} \quad (2.93)$$

#### 2. 气动关系式及平均等熵指数计算发动机理论性能

纯气相燃烧产物在喷管中流动被认为是等熵的, 由等熵过程伯努利方程

$$\frac{k}{k-1} \frac{p}{\rho} + \frac{u^2}{2} = C \quad (2.94)$$

又由等熵关系式

$$\frac{p}{\rho^k} = C \quad (2.95)$$

结合气体状态方程可以得到排气速度

$$u_e = \sqrt{2 \frac{k}{k-1} R_c T_c \left[ 1 - \left( \frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \quad (2.96)$$

利用喉部速度为声速及响应热力关系式, 可推导得质量流量

$$\dot{m} = \Gamma \frac{A_t p_c}{\sqrt{R_c T_c}} \quad (2.97)$$

可以得到比冲与真空比冲

$$I_s = u_e + \frac{A_e}{\dot{m}}(p_e - p_a) \quad I_{s,v} = u_e + \frac{A_e}{\dot{m}}p_e \quad (2.98)$$

## 2.4.2 发动机理论性能参数的影响因素

### 1. 膨胀压强比和燃烧室压强对发动机性能影响

$$u_e = \sqrt{2 \frac{k}{k-1} R_c T_c \left[ 1 - \left( \frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]}$$

推进剂确定，压强膨胀比也确定，当燃烧室压强增加，燃烧产物的离解浓度减小。对性能影响先增加，而后逐渐趋于平缓。

当推进剂确定燃烧室压强也确定，膨胀比对发动机性能有提高作用。但是需要同时考虑发动机强度、结构尺寸和质量等。

### 2. 喷管平衡/冻结流动模型的影响

燃烧室高温高压状态下，化学反应程度剧烈，解离反应较多。喷管中气流温度和压强下降较大（压强可降2个量级），容易发生复合反应，释放热量。

### 3. 喷管中的实际流动过程与损失

- (1) 实际流动不是纯气相的：二相损失  $\xi_p$
- (2) 燃气与喷管壁面间有传热的摩擦：散热损失  $\xi_q$  和摩擦损失  $\xi_f$
- (3) 实际流动是二维或三维的：非轴向损失  $\xi_a$
- (4) 实际流动是化学不平衡流动：化学不平衡损失  $\xi_n$
- (5) 高温气体有可能是喷管烧蚀：喷管烧蚀损失  $\xi_e$

可以得到冲量系数  $\xi_N$

$$\xi_N = \xi_a \xi_n \xi_p \xi_q \xi_f \xi_e \quad (2.99)$$

## 2.4.3 发动机性能热力计算全过程

见下页图2.9所示.

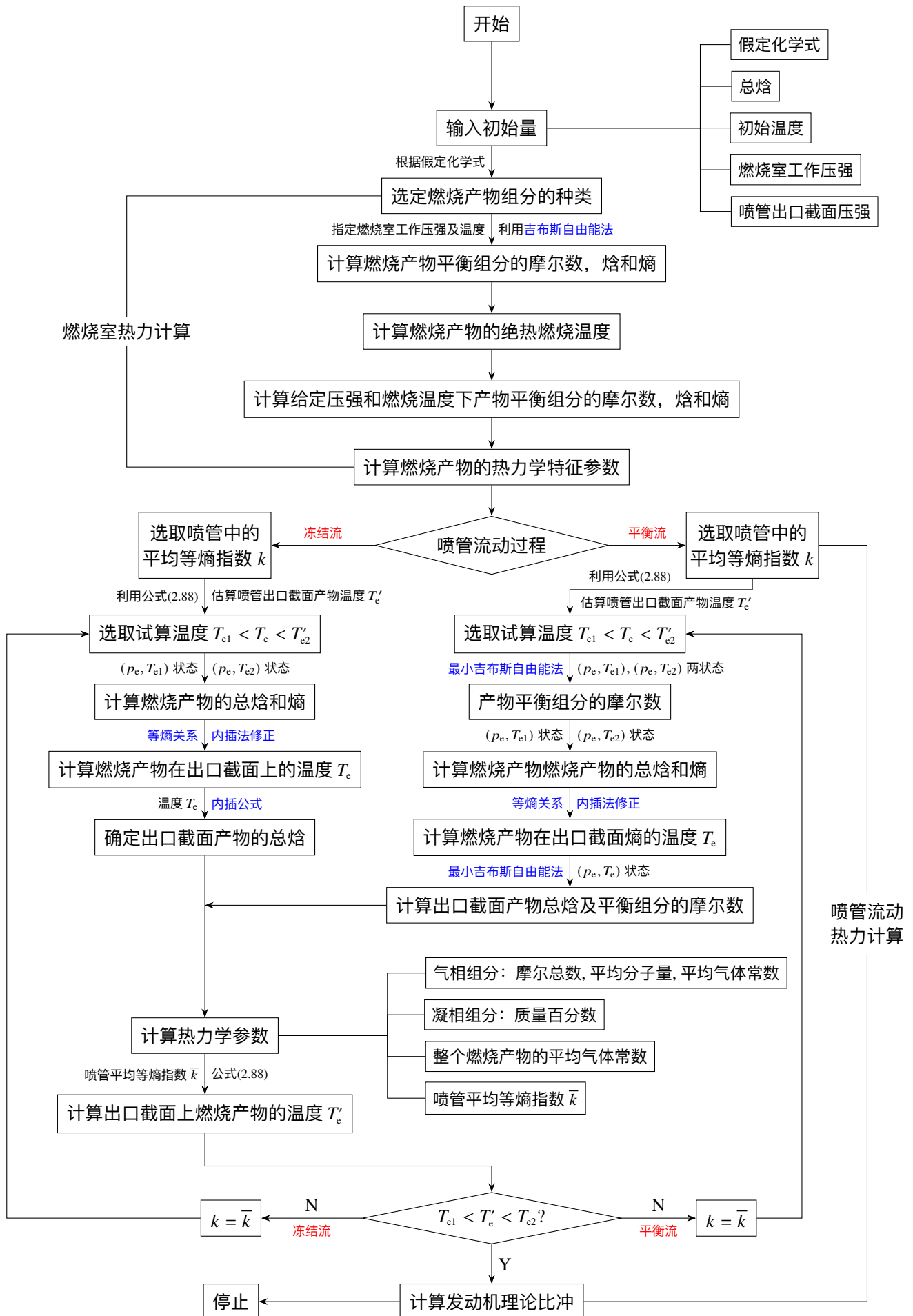
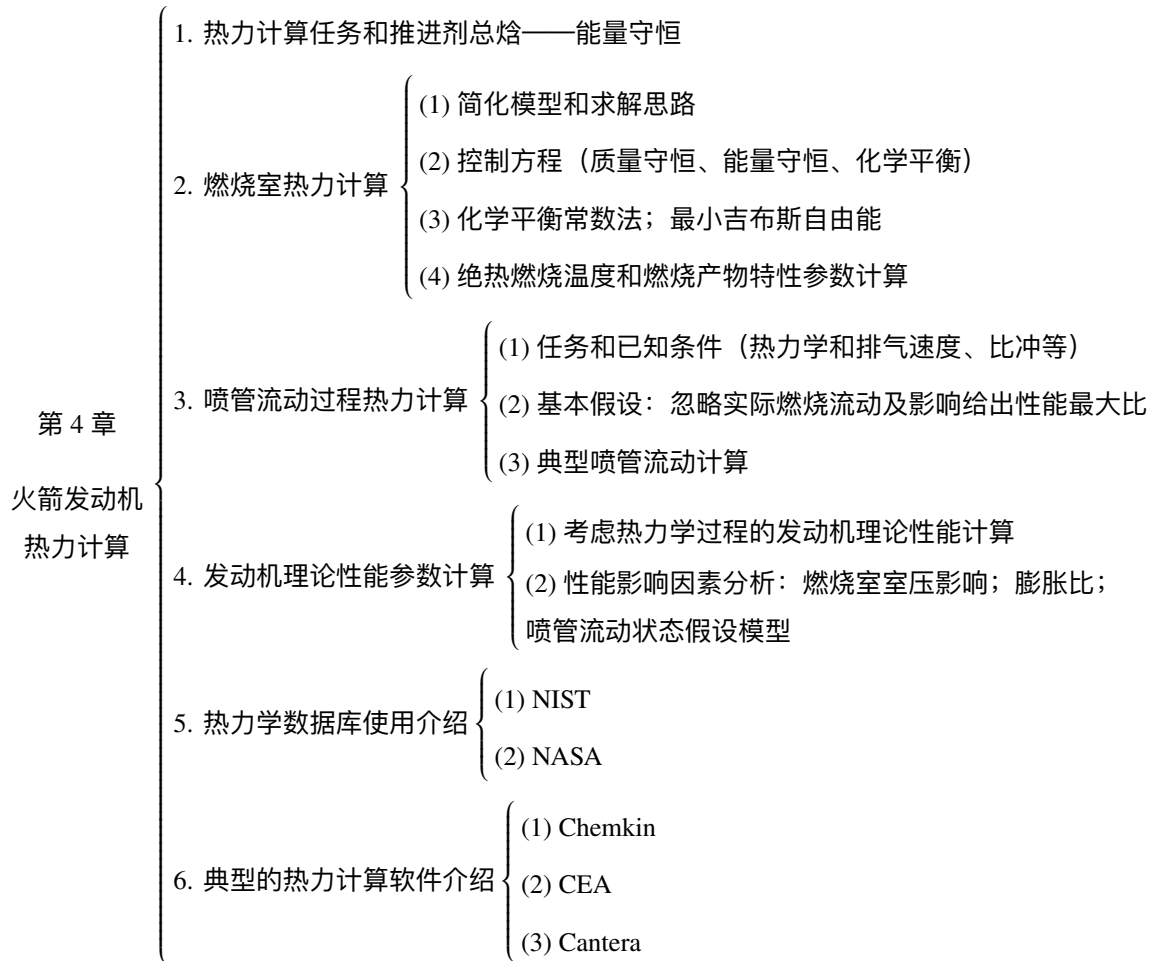


图 2.9: 发动机热力计算总流程图

## 2.5 本章总结





# 第 3 章 液体火箭发动机

## 3.1 液体火箭发动机组成及分类

### 3.1.1 液体火箭发动机的特点

**定义 3.1 液体火箭发动机 (Liquid Rocket Engine —LRE)**

**液体火箭发动机** 液体推进剂火箭发动机的简称，是使用液态化学物质作为能源和工质的化学火箭发动机，属于喷气发动机。

其特点为：

- 性能高，推力大
- 工作时间长短可以调整，可以多次启动、关机和重复使用
- 方便地调节推力大小和方向
- 结构质量小，推进剂消耗量大

### 3.1.2 液体火箭发动机的基本组成

基本组成有：推力室组件、推进剂供应与控制系统、阀门与调节器、发动机总装元件 等。

#### 1. 推力室组件

- (1) **功能** 发动机燃烧和产生推力的组件。
- (2) **构成** 喷注器、燃烧室、喷管和点火装置（对非自然推进剂），如图3.1所示。

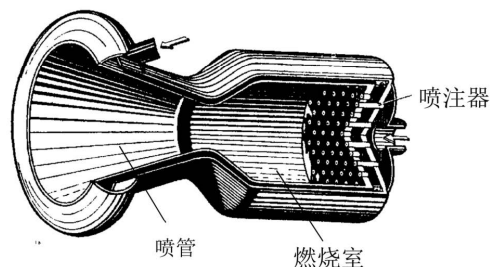


图 3.1: 推力室总体示意图

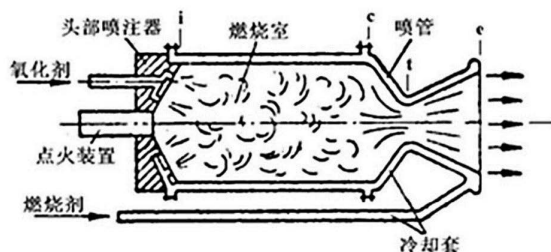


图 3.2: 推力室内部分示意图

- (3) **工作过程** 液体推进剂以规定的流量和混合比通过喷注器喷入燃烧室，在燃烧室内经过雾化、蒸发、混合和燃烧等过程，产生的高温、高压燃气在喷管内膨胀加速，以超声速排出，从而产生推力。
- (4) **特点** 高温、高压环境， $3000 \sim 4000^{\circ}\text{C}$ ，可以达到  $20 \text{ MPa}$ ；  
化学反应速度很快，燃烧前准备过程决定燃烧速度

## 2. 推进剂供应系统

## 3.2 液体推进剂

### 3.2.1 液体推进剂分类及性能要求

液体推进剂是翼液体状态进入推力室的推进剂，包括氧化剂和燃料以及单组元推进剂；可以是单质、化合物或混合物，是液体火箭发动机的能源和工质源，其质量占运载火箭起飞质量的 70% ~ 90%，直接影响着运载火箭和发动机的性能及制造费用。

#### 1. 液体推进剂的分类

##### 按进入推力室的基本组元数目分类

##### (1) 单组元

通过自身分解或燃烧能迅速产生高温高压的气体。

- (a) 在分子中同时含有可燃元素和燃烧所必需的氧的化合物，如：硝基甲烷、硝酸甲酯、过氧化氢
- (b) 在常压下互不产生化学反应的安定混合物，如：过氧化氢—甲醇
- (c) 在分解时能放出大量热量和气态产物的吸热化合物，如无水肼、甲基肼

单组元的特点：绝大多数单组元推进系统结构简单、使用方便、性能比较低等

单组元的应用：火箭发动机系统中的辅助能源，如涡轮泵燃气发生器、姿轨控制流

##### (2) 双组元

由液体燃烧剂和氧化剂两种组员组成，工作时它们被分别从各自的贮箱和输送管路送入推力室。

- (a) 氧化剂：氧化力强的物质，如液氧、液氟、硝酸等
- (b) 燃烧剂（燃料）：含氢量大、燃烧热值比较高的物质，如液氢、肼类、碳氢化合物等

双组元的特点：来源广泛、释放的能量较高

双组元应用：液体火箭发动机绝大多数采用双组元推进剂

##### (3) 多组元由多于两组元组成的推进剂，常常指三组元。

- (a) 多于三组元的液体推进剂，理论上能量不会进一步的增加。
- (b) 三组元足以能方便地把任何需要的化学元素组合起来。

##### (4) 三组元

- (a) 把轻金属（如锂、铍或铍的氢化物）同液氟、液氧或臭氧燃烧产生的高温与能够降低燃烧产物平均分子量的氢结合起来，提高比冲；
- (b) 液氢、液氧和煤油：在下面级工作时，常以氧为氧化剂、煤油为燃料并加入少量液氢燃料；
- (c) 双燃料双膨胀：高压的内燃室中燃烧液氧、碳氢化合物；低压的外燃室燃烧液氧、液氢，带来起飞时高推力、小面积比和高空的低推力、高面积比的优点。

##### 按液体推进剂的贮存性能分类

##### 定义 3.2 地面可贮存推进剂

**地面可贮存推进剂** 在相当宽的温度和压强范围内、在地面环境下能在贮箱内贮存一年或更长时间，不需外加能源加热熔化或冷却液化就能保持为液态又不变质的推进剂。多为硝基氧化剂、肼类、胺类和烃类燃料。

具备条件：

- (1) 临界温度不低于地面环境的最高温度
- (2) 在 323 K 时的蒸气压不应大于 2 MPa
- (3) 在贮存期内, 本身不分解变质、产生沉淀或放出气体
- (4) 对与液体推进剂接触的部件不产生腐蚀。

### 定义 3.3 空间可贮存推进剂

**空间可贮存推进剂** 在地面环境下不能贮存或难以贮存, 但在空间环境下可以贮存的推进剂。其特点为其沸点低于空间环境温度, 但高于 200 K。

#### 空间不可贮存推进剂

##### (1) 低温推进剂

定义: 环境温度下是气体, 沸点低于 200 K, 临界温度低于 223 K, 只有在低温才能保持为液态。

特点: 能量较高, 使用不方便, 有些价格昂贵; 需要绝热措施和排气系统; 液氧、液氢、液氟、二氟化氧及其某些混合物。

##### (2) 化学不稳定推进剂

化学性质不稳定而只能在短期内使用。如, 过氧化氢、叠氮化肼。

#### 按推进剂能量高低分类

分类方法: 采用一定的发动机工况 (室压 7 MPa、喷管出口截面出燃气压强 0.1 MPa) 时, 发动机比冲大小。

- (1) **高能推进剂** 比冲一般大于 3000 m/s
- (2) **中能推进剂** 比冲在 2500 ~ 3000 m/s 之间
- (3) **低能推进剂** 比冲小于 2500 m/s

#### 按发动机用途分类

**主推进剂** 主要用于火箭、导弹等的主发动机

**辅助推进剂** 主要用于辅助发动机和发动机辅助系统

#### 按推进剂的自燃性质分类

**自燃推进剂** 经简单混合后能自燃的推进剂

**非自燃推进剂** 燃烧必需依靠外部提供能量, 即需要点火装置

## 2. 发动机对液体推进剂对要求

对液体推进剂对要求主要包括性能要求、使用要求、经济性要求。

#### 性能要求

- (1) 高的比冲和高的密度
- (2) 具有较高的热值
- (3) 燃烧产物温度要高、分子量要低、燃烧产物不易解离、没有液态或固态产物存在

#### 使用要求

要求液体推进剂的液态温度范围较宽、化学性质稳定且毒性小, 对人员、设备和环境对污染小等。使用性能具体表现在

(1) 具有良好的运输型和输送性

粘度小其粘度随温度的变化率小；饱和蒸汽压小；推进剂中溶解的气体量少；所含悬浮颗粒物、粘性物质少

(2) 具有良好的点火和燃烧特性

着火延迟期（自燃推进剂）和点火延迟期不大于 30 ms。

(3) 具有良好的冷却性能

(4) 贮存稳定性好

与贮存材料相容性好；对空气和空气中的湿度不过于敏感；能经受环境温度的急剧变化。

(5) 具有良好的安全性能

热爆炸和热分解温度要高；对机械冲击和突然压缩（水击）不敏感；无毒或低毒，燃烧产物对人和环境对毒害作用小。

### 经济型要求

原材料来源广泛、生产工艺简单、价格便宜。

### 3. 选择推进剂的原则

- (1) 单位质量所释放的能量高、燃气的平均分子量要低 → 确保高比冲
- (2) 易于点火、燃烧稳定
- (3) 密度大 → 较小推进剂贮箱和供应系统的尺寸和重量
- (4) 高比热容、高热导率和高临界温度的最佳组合 → 可用作推力室的有效冷却剂
- (5) 更低的饱和蒸汽压 → 利于泵的工作和设计
- (6) 低冰点、高沸点 → 发动机工作温度宽
- (7) 无腐蚀性、毒性小 → 与材料相容性好，对环境污染小
- (8) 具有良好对可贮存性
- (9) 低粘度 → 易输送，通过供应系统和喷注器的压降小
- (10) 高的热和冲击稳定性 → 危险性小
- (11) 低成本

#### 3.2.2 液体推进剂物理化学参数

## 3.3 液体火箭发动机系统及工作

### 3.3.1 挤压式推进剂供应系统

#### 推进剂供应系统

**功能** 将贮箱中的推进剂按照要求的流量和压强输送到推力室中。

**分类** 按其工作的方式，可分为挤压式和泵压式两大类。

### 挤压式推进剂供应系统

**原理** 利用高压气体将液体推进剂挤压出来输送到推力室；

**优缺点** 简单、可靠；较高压强下结构比较笨重；

**适用性** 小推力、工作时间较短；

#### 组成

推进剂贮箱  
用来建立供应压强的气源  
各种功能的阀门  
参数调节或校准元件  
导管和其他附件

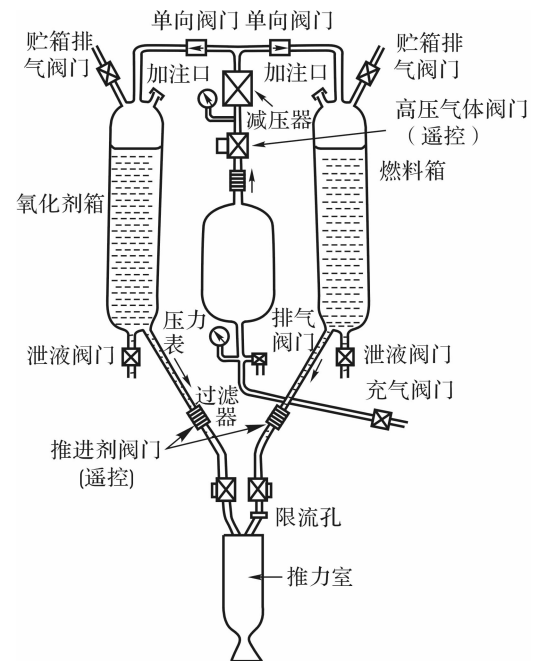


图 3.3: 气体挤压式推进剂供应系统

### 1. 挤压式供应系统分类

**对挤压工质的要求** 与推进剂有良好的相容性；最小的分子量具有适当的温度，且热稳定性要好。

挤压气源是来自高压气瓶，瓶内压强约为  $20 \sim 35 \text{ MPa}$ ，通过降压方式到工作压力。按照降压方式，又分为减压器降压式和直接膨胀降压式。

### 2. 冷气体挤压

#### (1) 气瓶式（或贮气式）冷气挤压

**常用挤压气体** 空气、氮气和氦气。对于低温推进剂，空气和氮气遇冷后会发生凝结，应选用氦气。

#### (2) 蒸发系统汽化式

挤压气源是利用液体的汽化而得到。

按照使用液体的来源，分为推进剂蒸发系统和非推进剂蒸发系统，即将容易气化的推进剂组元或非推进剂液体通过换热器加热、气化后去挤压贮箱中的推进剂。

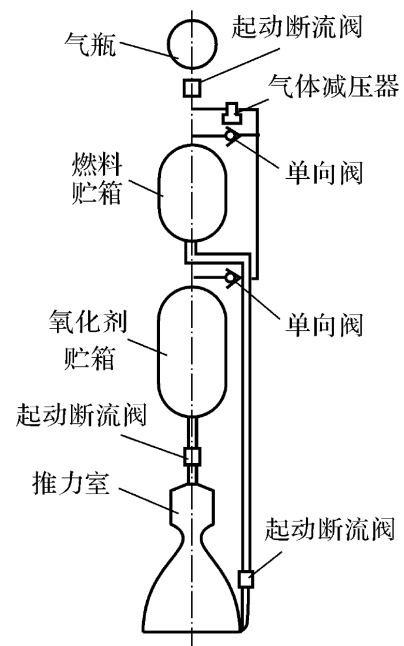


图 3.4: 气瓶式挤压式推进剂供应系统

**推进剂蒸发系统** 仅适用于热稳定的低沸点推进剂，如氢；（注：也适用泵式发动机）  
**非推进剂蒸发系统** 主要是惰性气体蒸发系统，如液氮、液氦

### 3. 热气体挤压

**适用范围** 不能应用于低温推进剂：产物中的水会凝结吸热，会提高低温推进剂的温度。

**分类** 按产生热挤压气体的途径分类：  
燃气发生器式  
化学反应式

## (1) 燃气发生器

按使用推进剂分类：

## (a) 固体燃气发生器

基本组成 固体推进剂燃气发生器（壳体、药柱、点火器）、过滤器和燃气调节装置及冷却热燃气的装置（不是必须）等。

固体燃气发生器类型	基本原理
无冷却的 固体燃气发生器	固体燃气发生器产生燃气； 过滤器过滤燃气； 调节器排出多余燃气。
使用固体冷却剂的 燃气发生器	推进剂：硝酸铵基；冷却剂：粒状的草酸。 热燃气通过固体冷却剂冷却升华 或分解产生附加的挤压气体 ( $\text{CO}_2$ , $\text{H}_2\text{O}$ , $\text{CO}$ )。
使用叠氮化物冷却的 燃气发生器	热燃气通过叠氮化物冷却层被冷却， 叠氮化物分解并产生氮气； 但燃气中含有金属粒子，要用旋转分离除去。 能提供较纯的氮气。
使用燃气发生器 加热的氮气系统	固体燃气发生器安装在氮气瓶内， 提供热量和附加的挤压气体。

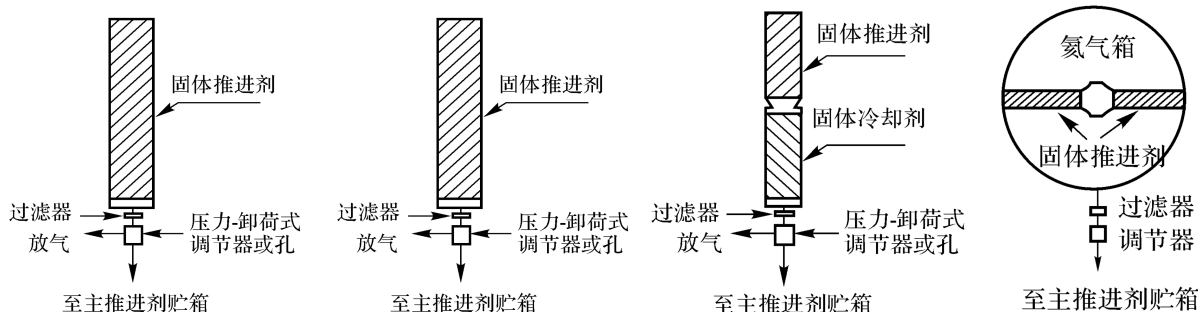


图 3.5: 四种固体燃气发生器类型

## (b) 液体燃气发生器

液体燃气发生器类型	基本原理
具有喷注冷却的 单燃气发生器	单组元 + 不反应的冷却剂，产生低温燃气； 双组元，使混合比远远偏离化学当量比，产生低温燃气。
具有单个燃气 发生器的氮气系统	燃气发生器通过换热器加热氮气， 用热氮气挤压氧化剂贮箱； 燃气挤压主燃料贮箱。
具有喷注冷却的 两个双组元燃气发生器	用氮气挤压两个辅助推进剂贮箱，供应燃气发生器； 富燃燃气发生器产生的燃气挤压主燃料贮箱； 富氧的燃气发生器产生的燃气挤压主氧化剂贮箱。

典型的双组元液体燃气发生器式挤压系统如图3.7所示。

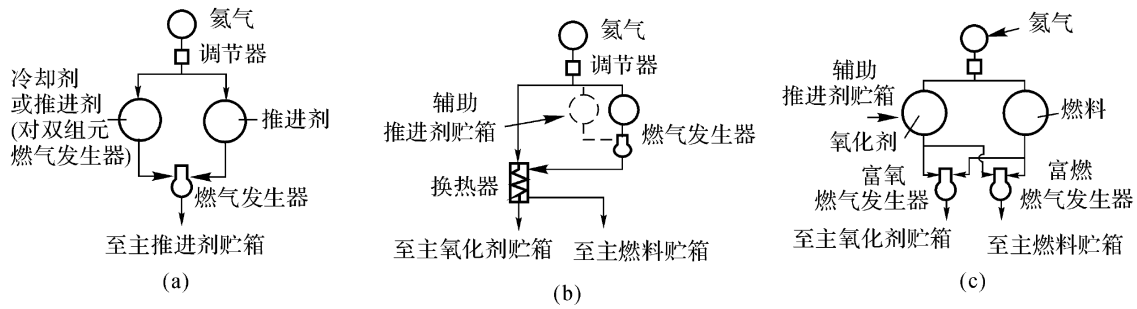


图 3.6: 三种液体燃气发生器类型

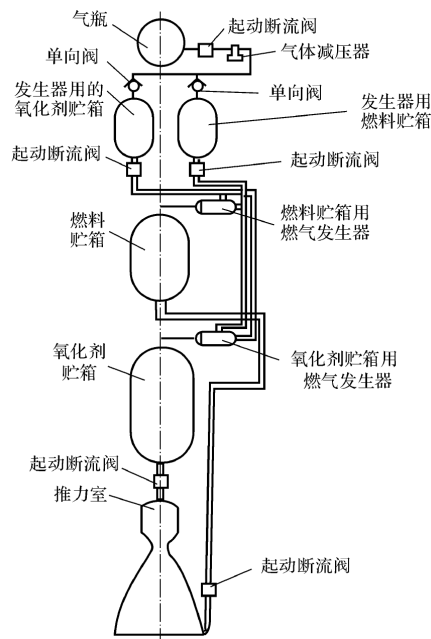


图 3.7: 双组元液体燃气发生器式挤压系统

## (2) 化学反应式

在贮箱中直接发生化学反应，即将少量燃料喷注到氧化剂贮箱中，或将少量氧化剂喷注到燃料贮箱中，发生化学反应，从而产生挤压气体。有两种类型：

- **双直接喷注式** 两个辅助贮箱。
- **串联直接喷注式** 一个辅助贮箱；在系统安全、可靠性和调节贮箱稳态压力等方面存在设计问题。

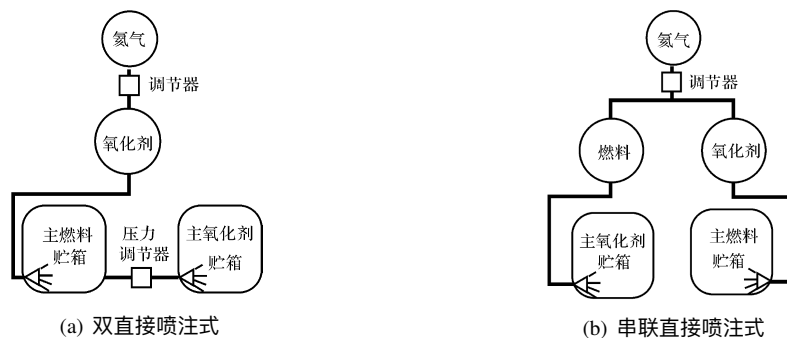


图 3.8: 化学反应式挤压系统



4. 各种挤压系统的对比

类别	气瓶贮气系统	液体蒸发系统	热气挤压系统
优点	结构简单，技术成熟	辅助气瓶和辅助贮箱尺寸小 系统结构质量小	辅助气瓶和辅助贮箱尺寸小， 系统结构质量小 固体发生器系 统结构简单
缺点	气瓶容积大，系统质量大	需要辅助气瓶、辅助贮箱和 换热器，结构复杂	对液体发生器和在贮箱中直接 化学反应的系统，结构复杂； 固体发生器系统不能多次起动
适用范围	总冲量比较小的发动机	热稳定、低沸点的推进剂组 元，若推进剂都不易汽化， 可以选用液化气体	常温推进剂

挤压系统的选择

- (1) **任务和运载器的要求。**包括贮存性能、系统的起动和再起动以及压强和流量的精度等。
  - (2) **挤压气体与推进剂、贮箱材料的相容性。**包括化学惰性、过凝结和过溶解气体产物的防止以及适当的挤压物质温度。
  - (3) **挤压式系统的可靠性。**可靠性是在系统复杂性和失效模式的基础上估计的，应大力发展可靠性高的组件，包括燃气发生器、换热器和调节器等。
  - (4) **成本。**
  - (5) **挤压式系统的重量和尺寸。**
- 挤压系统的**特点**：技术成熟，可靠性高；系统比较笨重。**适用于**小推力或工作时间较短的火箭发动机。

3.3.2 泵压式推进剂供应系统

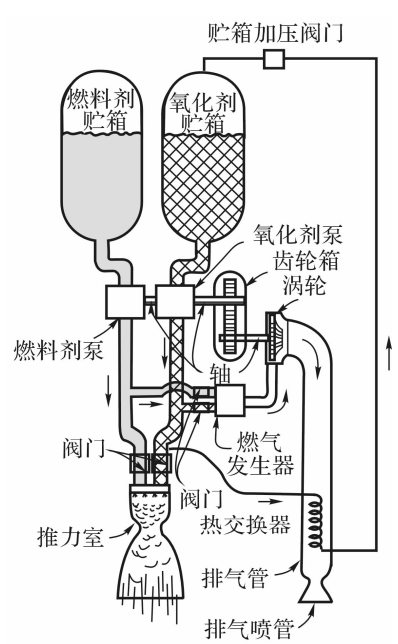


图 3.9: 泵压式推进剂供应系统



定义 3.4 泵压式供应系统

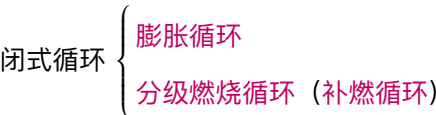
- 原理 利用涡轮泵将推进剂从贮箱中抽出、增压，输送至推力室；
- 关键部件 涡轮泵
- 特点 泵前推进剂是低压，贮箱结构质量可以较轻，一般  $\leq 0.5\text{ MPa}$ .
- 适用 工作时间长的大中型液体发动机。

1. 泵压式系统的分类

(1) 开式循环 驱动涡轮的工质气体经排气管直接排入周围环境，或者引入喷管下游与主燃气一起膨胀排出。



(2) 闭式循环 驱动涡轮的工质全部排入推力室，与燃烧室中的推进剂燃烧后，与主燃气一起从喷管排出。



2. 燃气发生器循环

定义 3.5 燃气发生器循环

- 原理：驱动涡轮的工质气体是燃气发生器产生的燃气，挤压式燃气发生器式生成的燃气用于挤压，泵压式燃气发生器生成的燃气用于驱动涡轮。
- 工作条件：燃烧室压强一般为  $4 \sim 15\text{ MPa}$ ，比冲下降  $1\% \sim 5\%$ 。
- 分类：单组元、双组元；
- 燃气温度：燃气温度较低，以满足涡轮叶片的要求；
- 混合比：通常在较高或者较低的混合比下工作，以生成低温的燃气；
- 优点：系统简单，技术成熟；
- 缺点：燃气直接排入环境，会造成发动机性能下降，室压增高损失增大。

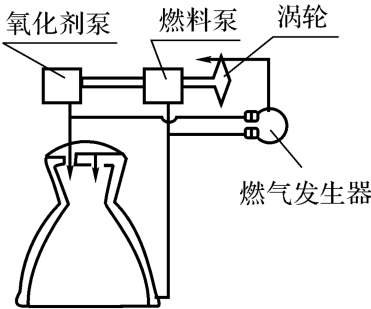


图 3.10: 双组元燃气发生器

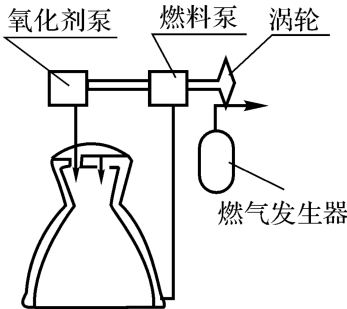


图 3.11: 单组元燃气发生器

3. 抽气循环

**定义 3.6 抽气循环**

**原理：**开式循环，驱动涡轮工质气体是从燃烧室喷注面附近引出的燃气，此处引出的燃气温度较低，可使涡轮正常工作。

**优点：**结构简单，质量较小；

**缺点：**技术难度较大；有能量损失。

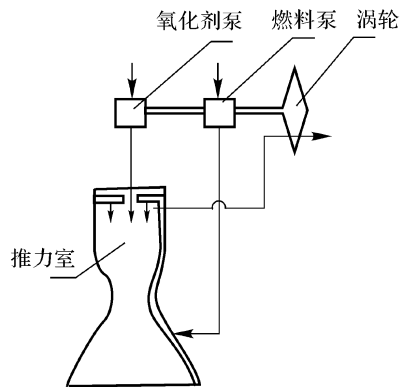


图 3.12: 抽气循环

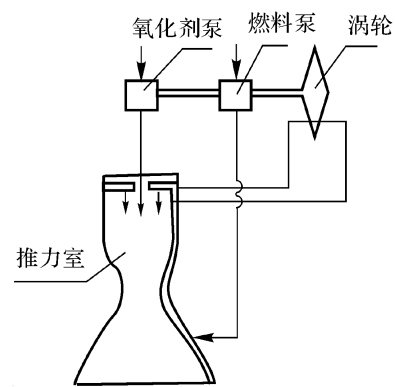


图 3.13: 膨胀循环

**4. 膨胀循环****定义 3.7 膨胀循环**

**原理：**闭式循环，将推力室冷却套中汽化和加热了的气态推进剂引出来驱动涡轮，从涡轮排除后再喷入推力室，与主推进剂燃烧后喷出。

**工作条件：**燃烧室压强一般为  $3 \sim 10 \text{ MPa}$ ，对推进剂有要求，适用于液氢液氧发动机，且主要用于上面级。

**优点：**可获得较高比冲，结构简单，质量轻，可靠性高；

**缺点：**加热汽化的推进剂做功能力有限，高压强不适用。

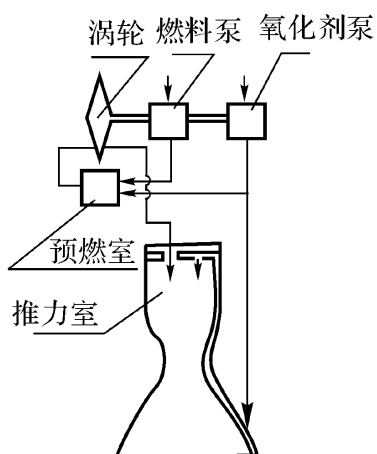


图 3.14: 富燃顶预燃室

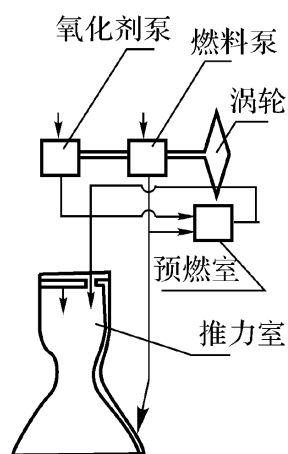


图 3.15: 富燃预燃室

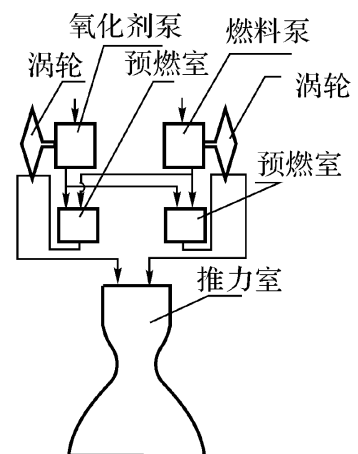


图 3.16: 双预燃室

5. 分级燃烧循环（补燃循环）

定义 3.8 分级燃烧循环（补燃循环）

- 原理：闭式循环，将一种推进剂组元的全部流量和另一种推进剂组元的部分流量输送到预燃室中燃烧，产生低温燃气驱动涡轮，从涡轮排出的燃气再喷入推力室中进行补燃；
- 特点：涡轮工质流量大，输出的功率大，燃烧室压力高，可获得最高的发动机比冲；
- 全流量补燃循环：将两种推进剂组元的全部流量输送到预燃室进行燃烧的循环。
- 分类：富燃预燃室、富氧预燃室、双预燃室。

6. 各种循环的优缺点和使用范围

种类	燃气发生器循环	抽气循环	抽气循环	补燃循环
优点	结构简单，质量轻，有研制经验，推力和混合比易调节，推力工作范围较宽	结构简单，质量轻	比冲高，结构简单，涡轮工质清洁	比冲高，极限室压高
缺点	比冲低，燃烧室压强高时比冲损失大	推力室设计复杂，抽出的燃气需降温和调节，比冲低	燃烧室压强高时不适用，启动加速慢	结构复杂，质量大，性能参数调节和校准困难
推进剂	种类不受限制，发生器和推力室可以使用相同推进剂	推进剂种类不受限制	主推进剂的一种组元必须易气化，且分子量小	种类不受限制，特别适用液氢液氧
推力室和室压	单组元方案适用于低推力和低室压；双组元方案推力不受限；高室压比冲损失大，室压有上限	推力不受限制，室压有上限	适用于较低推力和室压	推力不受限制，适用于高室压
比冲	低	低	高	高

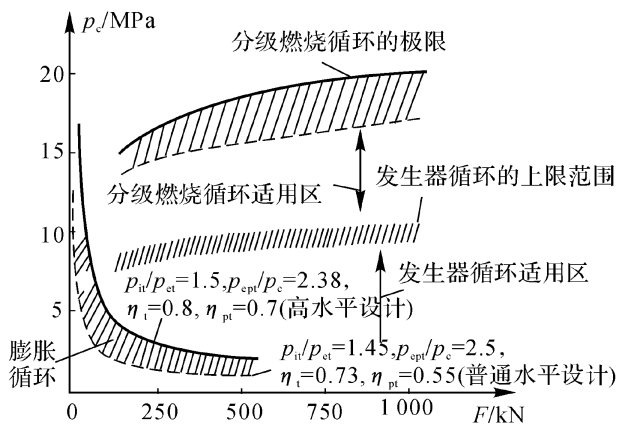


图 3.17: 三种循环的使用范围比较

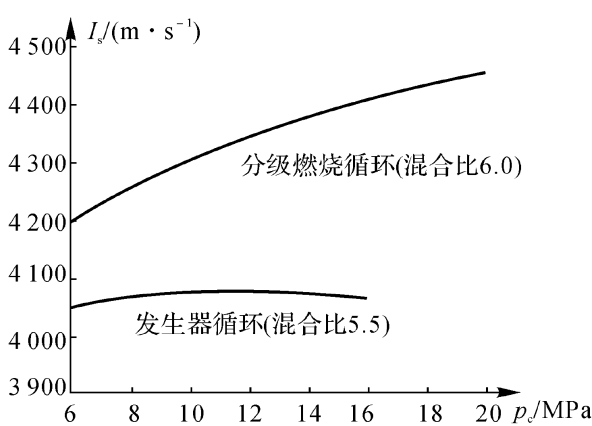


图 3.18: 分级燃烧循环和燃气发生器循环性能比较

### 3.3.3 推进剂贮箱增压系统

#### 1. 推进剂贮箱增压系统功能及分类

**功能：**保证贮箱内压强维持在一定的水平，确保发动机工作可靠。

**挤压式供应系统：**与推进剂供应系统是一体的；

**泵压式供应系统：**使推进剂贮箱保持一定的压强，以保证推进剂泵入口处的压强和流量满足要求。

**分类**

$$\left\{ \begin{array}{l} \text{冷气增压系统 (氮气、氦气)} \rightarrow \text{气瓶贮气增压系统 (火箭总体提供)} \\ \text{热气增压系统 (燃气)} \left\{ \begin{array}{l} \text{推进剂汽化增压系统} \\ \text{燃气降温增压系统} \end{array} \right. \end{array} \right.$$

#### 2. 气瓶贮气增压系统

##### 定义 3.9 气瓶贮气增压系统

**原理：**利用高压气瓶中的冷态增压气体为贮箱中的推进剂增压。

**基本组成：**气瓶、减压器、电磁阀或电爆阀，以及手动阀、单向阀、加热器等。

**工质：**冷态增压气体常采用氮气和氦气，有沸点低、与推进剂及贮箱材料相容性好，摩尔质量不大的特点。

**工作过程：**气瓶压强一般为 20 MPa ~ 35 MPa，主电动气阀门打开，增压气体经减压器减压后，压强降为 3.5 ~ 5.5 MPa，然后分成两路分别进入推进剂贮箱，增压气体的流量由节流圈限定。

#### 注意

##### 气瓶贮气增压系统与冷气挤压式供应系统的区别和联系

- (1) **工作原理相同：**都是利用高压气瓶中的冷态增压气体进行增压。
- (2) **使用目的不一样：**气瓶贮气增压系统是为贮箱中的推进剂增压，而冷气挤压式供应系统将液体推进剂挤压出来输送到推力室。
- (3) **一般工作压强不一样：**气瓶贮气增压系统的工作压强一般为 20 MPa ~ 35 MPa，冷气挤压式供应系统的工作压强一般低于气瓶气体压强 20 ~ 35 MPa。

#### 3. 推进剂汽化增压系统

##### 定义 3.10 推进剂汽化增压系统

**原理：**利用火箭自身携带的液体推进剂，经换热器汽化后来增压相应推进剂贮箱的一种增压系统（俗称自身增压系统）。

**基本组成：**由音速喷嘴、蒸发器、单向阀、集合器、膜片阀及导管组成。

**应用对象：**适用于热稳定性好、低沸点的推进剂（如四氧化二氮），特别是低分子量的低温推进剂（如液氢、液氧等）。

**工作过程：**管内流推进剂，管外流涡轮废气，通过管长度和布置层次调节温度。

#### 4. 燃气降温增压系统

##### 定义 3.11 燃气降温增压系统

**原理：**利用推进剂生成的燃气来增压相应推进剂贮箱，燃气一般取自为涡轮驱动提供工质的燃气发生器。

**基本组成：**由音速喷嘴、燃气降温器、单向阀、集合器、膜片阀及导管组成。

**工作过程：**从燃气发生器出口引出的一小股富燃燃气，在燃气降温器中被燃料冷却后引出，再进入增压燃料贮箱。氧化剂增压类似。管内流燃气，管外流冷却液，旁通路用来调节燃气温度。

### 3.3.4 推进剂利用系统及其他分系统

#### 1. 1. 推进剂利用系统

##### (1) 推进剂利用系统原理

用以保证推进剂组元同时耗尽、能自动进行推进剂组元混合比调节的系统。

##### 注意

##### 为什么要需要推进剂利用系统？

在飞行过程中受各种因素（发动机性能、飞行器结构质量、飞行过载、气动加热及发动机制造造成的质量偏差）的影响，使实际混合比和加注混合比与设计值有偏差，造成剩余，降低飞行器的运载能力。

**工作原理** 通过对供应系统中各组元流量的测量、反馈和对比分析，自动改变混合比，以减小或消除实际混合比和加注混合比的偏差，使所携带的推进剂全部消耗，或使剩余量最少，从而提高飞行器的运载能力。

##### (2) 系统组成及部件功能

**基本组成** 由液位传感器、变换器、利用系统控制机、放大器、推进剂调节阀门、电池、电缆等组成。

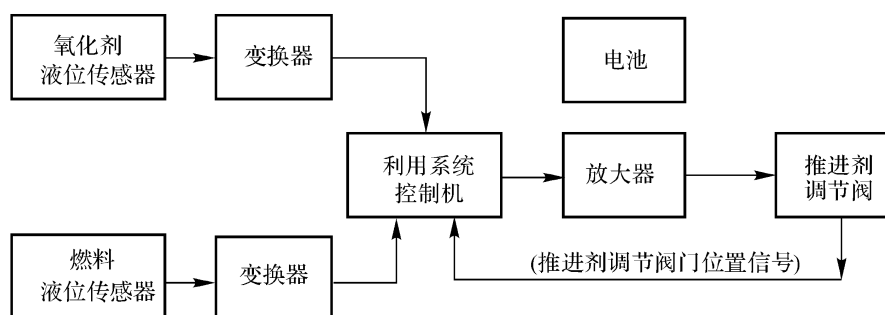


图 3.19: 推进剂利用系统组成

**液位传感器** 用来指示贮箱内推进剂液面高度的装置，有干簧式、电容式、电解式、浮子式、超声波式。

**控制机** 中枢，一台微型计算机，通常由单片机、接口及电路组成。功能：检测与处理液位信号；检测箭上控制系统输入的飞行时序指令（起飞、级间分离等）；通过对控制方程计算，输出调节阀门的控制信号；识别遥测请求，输出利用系统的遥测信号等。

**推进剂调节阀门** 是推进剂混合比调节的执行组件。

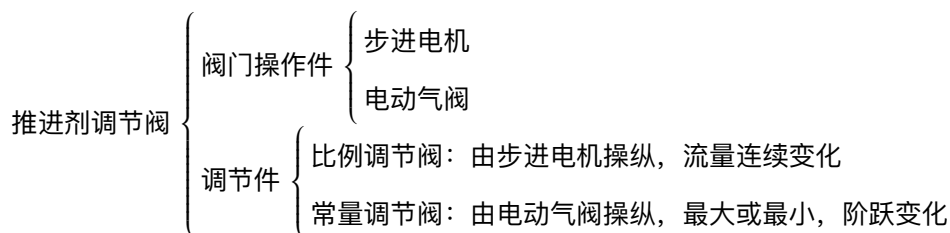
**工作原理** 控制一种推进剂组元供应管路的流通横截面积，以改变推进剂流量、实现混合比调节。

##### 调节方式

- 泵后回流：将泵后一部分高压液体推进剂引回入泵前的低压区；

- 分流：将泵后一部分高压推进剂不经过气蚀管直接进入推力室。

### 组成



### (3) 系统工作原理

**起飞前** 完成接口初始化和调节阀门归零位，自检并与地面保持通信。

**起飞后** 传送状态参数，以分离信号为零点进入工作状态。

### 飞行过程中

- ★ 不断地对传感器进行检测；
- ★ 根据预先装订的控制方程和数据计算；
- ★ 发出修正控制信号，调节混合比；
- ★ 同时将各种参数传给遥测系统。

## 2. 吹除、置换和气封系统

### (1) 吹除系统

**概念** 用惰性气体将管道或腔体中的推进剂或气体吹掉。

**分类** 根据气源种类分为氮气和氦气吹除；根据气源压力分为强吹和弱吹。

### 作用

- ★ 运载火箭的上面级，若需多次启动，关机后必须吹除，使发动机迅速关机，以减小后效冲量及其偏差、同时防止结冰堵塞管路与腔道。
- ★ 液氧煤油发动机应有吹除系统，防止湿气凝结、燃气串腔，提高喷嘴压降，迅速关机，避免结焦。
- ★ 氢氧发动机，加注前必须进行严格的系统吹除，防止爆炸，防止冻结导致的器件失灵、孔道堵塞等；还需舱段内吹除，防止空气液化。

### (2) 置换系统

**功能** 将推进剂贮箱和发动机系统腔道内的空气置换掉，使之达到技术条件的要求。**置换及要求** 对于氢氧发动机，在液氢、液氧加注前必须对推进剂贮箱和发动机系统用**氦气进行严格的系统置换**，目的是将贮箱氮气置换掉，使贮箱中的水蒸气、氧气、氮气含量符合技术要求。(水蒸气按露点控制，氧气小于  $30\text{cm}^3/\text{m}^3$ ，氮气小于  $\text{cm}^3/\text{m}^3$ )。

**置换气体** 一般是氢贮箱用氦气置换，氧贮箱用气态氧置换。

### (3) 气封系统

**低温抽吸效应** 对于氢氧发动机，在液氢液氧加注过程中，会导致温度下降而抽吸周围空气，空气中的水蒸气结冰，将阀门冻死。

**气封的作用** 对排气口进行**正气压**保护，防止**低温抽吸作用**，防止阀门冻死。

**气封的部位** 氢氧排气管、氢氧贮箱增压管、氢氧溢流阀门控制管等。

**组成** 单向阀、限流嘴、导管等

### 3. 预冷系统

**作用** 针对低温推进剂发动机，将管路、阀门和腔道等组件的温度降到液氢、液氧的温度，以防止低温推进剂流入时受热而汽化；避免两相流引起**泵失速**、**流量**和**压强波动**等等不良后果。

#### 预冷系统

★ **自流式预冷（排放式预冷）** 将低温推进剂以一定流量流经系统，一直到主副系统的主、副阀门之前，经泄出口排向大气。

- 优点：结构简单。
- 缺点：消耗一定的推进剂。

一般发射前先由地面测试发控系统进行预冷。上级也需要预冷。

★ **回流式预冷（循环预冷）** 在发动机入口与推进剂贮箱入口之间增设回流泵，预冷的推进剂再返回到贮箱。

- 优点：无推进剂的消耗。

### 3.3.5 涡轮泵与气蚀问题

#### 1. 涡轮泵功能及组成

##### 定义 3.12 涡轮泵

泵压式液体火箭发动机中涡轮和泵组合的总称，是液体火箭发动机的重要组成部分（**心脏**）。

**功能** 将从贮箱中来低压推进剂组元的压力提高，并按发动机系统所要求的参数把推进剂输送到主推力室中；同时将部分或全部推进剂组元输入到燃气发生器或预燃室中，燃烧后的高温、高压燃气作为推动涡轮的工质。

**重要性** 贮箱压力低，可**大大减轻结构质量**；发动机性能的不断提高，需要更高的室压；涡轮泵在发动机中的作用越来越重要。

**组成** 由推进剂泵、涡轮、轴承、密封、齿轮传动系统、传速测量装置及辅助动力传动部分等组成。推进剂泵包括氧化剂泵和燃料泵，有时还有涡轮工质泵。

**涡轮和泵的传动和配置方式** 同轴式、齿轮传动式、双涡轮式。

#### 对涡轮泵的要求

- ★ 在给定的推进剂流量下，应保证发动机系统要求的**出口压力值**；
- ★ 具有最小的尺寸和结构质量；
- ★ 具有尽可能**高的效率**；
- ★ 确保发动机在所有工况下稳定工作，**压力脉动与机械振动很小**；
- ★ 具有与腐蚀性液体或低温液体工作的相容性，不允许**氧化剂泵零件间有摩擦**（这会导致局部加温，甚至爆炸）；
- ★ 具有高的**抗气蚀性能**；
- ★ 具有**抽吸含少量气体或蒸汽的推进剂**的能力。

#### 2. 涡轮泵的工作过程及特点

其工作过程如图3.20所示。



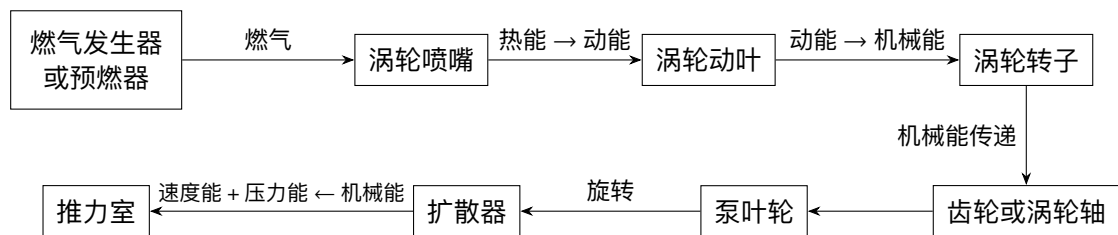


图 3.20: 涡轮泵的工作过程

### 主要特点

- ★ **工作条件十分恶劣**。涡轮在高温、高压、高转速下工作；泵在常温、低温或超低温、高压、高转速的易燃、易爆、剧毒、强腐蚀的推进剂中工作。
- ★ 涡轮泵结构复杂，零、部组件多，技术要求严，加工难度大，研究费用高，研制周期长，涡轮泵技术的综合性强，涉及技术领域广。

## 3. 泵

### (1) 泵的作用及分类

**作用** 提高推进剂组元的压力，按一定的流量输送到推力室中去。

**分类** 容积式、引射式和叶片式，液体火箭发动机主要使用叶片式泵。

### (2) 叶片式泵

安装在转轴的叶轮，流体经过高速旋转的叶轮后，其能量被提高。

**优点** 转速高、压头高、流量大、运动部件少、结构重量轻、外廓尺寸小，叶轮和壳体间隙大，不易造成摩擦生热，能够在**高、低温**以及**腐蚀介质**中工作；可以用电机和涡轮来传动。

**缺点** 当**进口压力小时**，会发生**汽蚀**，从而影响正常工作；当流量变化时其压头会改变。

**分类**  $\left\{ \begin{array}{l} \text{离心泵} \text{ 作为主泵，广泛采用，主要介绍；} \\ \text{轴流泵} \text{ 作为前置泵，称之为诱导泵，用来提高入口压力，提高抗气蚀的能力。} \end{array} \right.$

### (3) 离心泵的工作原理

**叶轮** 高速旋转，在离心力作用下，液体推进剂被高速甩出叶轮，增加功能。

**扩压器** 从叶轮高速流出的推进剂进入扩压器，通道面积逐渐扩大，速度降低，动能逐渐下降而压力不断提升。

**参数数量级** 叶轮出口流体速度  $50 \sim 100 \text{ m/s}$ ；离心泵的出口流速  $6 \sim 12 \text{ m/s}$  扬程：可贮存推进剂  $300 \sim 500 \text{ m}$ ；低密度低温推进剂可达数千米。

### (4) 泵的基本参数

**流量** 单位时间内所抽送的液体体积或质量，分**体积流量**和**质量流量**。

**压头（扬程）** 每一单位质量的液体通过泵后其**能量的增加值**， $\text{H/m}$ 。

单位体积液体的能量为

$$E = \rho gZ + p + \frac{1}{2}\rho v^2 \quad (3.1)$$

两端同时除以  $\rho$ ，可得

$$\frac{E}{\rho} = gZ + \frac{p}{\rho} + \frac{v^2}{2} \quad (\text{J/kg}) \quad (3.2)$$



两端同时除以  $g$ ，可得

$$\frac{E}{\rho g} = Z + \frac{p}{\rho g} + \frac{v^2}{2g} \quad (\text{m}) \quad (3.3)$$

单位质量液体流入和离开泵时的能量分别为

$$E_1 = Z_1 + \frac{p_1}{\rho g} + \frac{v_1^2}{2g} \quad (3.4)$$

$$E_2 = Z_2 + \frac{p_2}{\rho g} + \frac{v_2^2}{2g} \quad (3.5)$$

所以泵给单位质量液体的能量为

$$H = E_2 - E_1 = \frac{p_2 - p_1}{\rho g} + (Z_2 - Z_1) + \frac{v_2^2 - v_1^2}{2g} \quad (3.6)$$

其中， $p_1$  为液体进入泵时的压力， $p_2$  为液体流出泵时的压力； $v_1$  为液体进入泵时的绝对速度， $v_2$  为液体流出泵时的绝对速度； $Z_1$  为泵进口液位高度， $Z_2$  为泵出口液位高度； $g$  为重力加速度。

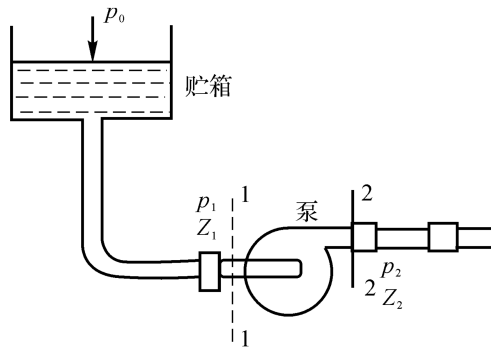


图 3.21: 泵的压头计算示意图

**转速  $n$**  在每分钟内转子的旋转圈数，r/min，在设计时主要根据泵的抗气蚀性能、结构布局、质量要求、轴承直径及密封切线速度等因素来确定。通常泵的转速为 1000 ~ 4,000 r/min，最高已达 9500 r/min。

#### 功率 $P$

★ **输入功率** 涡轮输送给泵的功率，或泵所消耗的功率。

★ **有效功率** 在一定流量下，消耗在产生实际压头上的功率，或单位时间内流过泵的液体从泵那里所获得的能量。

**效率  $\eta$**  有效功率与输入功率之比  $\eta_p$ 。

#### (5) 泵的相似理论与比转速

##### 定义 3.13 泵的相似理论与比转速

由于泵内液体运动的复杂性，需要广泛地应用模型试验来校核，为此要从实际粘性液体的一般相似规律中，建立几何、运动、动力的相似条件。根据几何相似(形状和尺寸)和运动相似(速度场)的条件建立相似泵间的主要关系。利用速度三角形相似，得到实际泵和模型泵的比值：

$$\frac{w}{w_m} = \frac{c}{c_m} = \frac{u}{u_m} = \text{Const} \quad \frac{u}{u_m} = \frac{r n}{r_m n_m} = \lambda \frac{n}{n_m} \quad (3.7)$$

其中， $w$  为相对速度矢量， $c$  为绝对速度矢量， $u$  为圆周速度矢量， $\lambda$  为尺寸比，下标  $m$  表示模型泵模型。

## 【流量关系】

泵的体积流量为

$$q_v = \pi D_2 b_2 k_2 c_{2m} \eta_v \quad (3.8)$$

其中,  $D_2$  为泵叶轮外径,  $b_2$  为出口子午面的宽度,  $k_2$  为出口的排挤系数,  $\eta_v$  为泵的体积效率。

由几何相似,  $k_2$  相等, 且有

$$\frac{b_2}{b_{2m}} = \frac{D_2}{D_{2m}}, \quad \frac{c_2}{c_{2m}} = \frac{u_2}{u_{2m}} = \frac{n D_2}{n_m D_{2m}} \quad (3.9)$$

略去  $n_v$  的差别, 则有

$$\frac{q_v}{q_{vm}} = \left( \frac{D_2}{D_{2m}} \right)^3 \frac{n}{n_m} \quad (3.10)$$

# 索引

## B

不可逆现象, 22  
补燃循环, 37  
闭式循环, 37  
标准化学位, 11  
标准元素, 8

## C

冲量系数  $\xi_N$ , 26  
抽气循环, 37

## D

动量输运过程, 21  
动量推力, 3  
地面可贮存推进剂, 30  
低能推进剂, 31  
低温抽吸作用, 42

## E

额定推力, 3  
二相损失  $\xi_p$ , 26

## F

发动机设计状态推力, 3  
分级燃烧循环, 37  
傅立叶定律, 21  
非自燃推进剂, 31  
辅助推进剂, 31  
非轴向损失  $\xi_a$ , 26

## G

高能推进剂, 31

## H

回流式预冷, 43  
化学不平衡损失  $\xi_n$ , 26

化学能, 7

化学位  $\mu_j$ , 11

## J

极限喷气速度, 4

## K

空间可贮存推进剂, 31  
开式循环, 37  
扩散系数, 21

## L

拉格朗日乘数法, 14  
冷气增压系统, 40

## M

摩擦损失  $\xi_f$ , 26

## N

粘性系数, 21

## P

排放式预冷, 43  
喷管烧蚀损失  $\xi_e$ , 26  
平衡组分, 9  
膨胀循环, 37

## Q

起飞推重比, 5  
气瓶贮气增压系统, 40

## R

热传导系数, 21  
热量输运过程, 21  
燃气发生器循环, 37  
燃气降温增压系统, 40  
热气增压系统, 40

任务速度, 5

## S

散热损失  $\xi_q$ , 26

Sutherland 公式, 21

输运过程, 21

三组元, 30

## T

推进剂汽化增压系统, 40

特征推力, 3

## W

涡轮泵, 43

物质的焓, 7

## X

显焓, 7

循环预冷, 43

## Y

压力推力, 3

液体火箭发动机, 29

## Z

质量守恒方程组, 10

质量输运过程, 21

自流式预冷, 43

中能推进剂, 31

自燃推进剂, 31

主推进剂, 31

自由能, 10