

## FY-2型发动机燃烧室计算模型

庄逢辰 陈新华 张中光

(航天技术系)

**摘要** 本文提出了一个液体火箭发动机双组元自燃推进剂高压燃烧过程的计算模型。模型考虑了偏二甲肼的分解反应、四氧化二氮的高解反应、高压蒸发、液滴二次雾化以及燃烧室横截面上混合比和流强分布的不均匀性。应用该模型对FY-2型发动机的三种喷注器结构的燃烧效率及能量释放分布进行了理论计算, 计算结果与试车数据和现象相当吻合。

**关键词** 自燃推进剂, 蒸发, 二次雾化, 燃烧效率; 燃烧模型

**分类号** V434

## 符 号 标 记

$a_0$ 声速	$A_s$ 流管面积
$c_D$ 阻力系数	$c_p$ 定压比热
$D$ 液滴直径	$D_m$ 液滴质量中间直径
$E$ 活化能	$F$ 阻力
$g$ 重力加速度	$H$ 热焓
$\Delta H_v$ 相变热	$K$ 混合比
$K_0$ 化学反应速度常数	$\dot{M}$ 液滴蒸发速率
$M_w$ 燃气分子量	$N$ 液滴数密度
$p$ 压力	$Q$ 传给液滴的热量
$Q_c$ 分解反应热	$r$ 液滴半径, 距离
$R$ 液滴重量分数	$R_u$ 通用气体常数
$t$ 时间	$T$ 温度
$T_{fa}$ 绝热分解反应温度	$u$ 燃气速度
$V$ 液滴速度和射流速度	$W$ 流管中未蒸发推进剂或推进剂组元流量
$Y$ 相对重量浓度	$\alpha$ 撞击角
$\beta$ 综合参数	$\bar{\beta}$ 按照推力室的平均组元比计算的综合参数

$\gamma$ 燃气比热比	$\lambda$ 气体导热系数
$\mu$ 动力粘性系数	$\nu$ 化学反应级数
$\sigma$ 表面张力	$\rho$ 密度

## 下 标

$a$ 空气	$i$ 表示第 $i$ 组流管
$d$ 液滴	$j$ 表示第 $j$ 组液滴
$f$ 燃料	$l$ 液体
$g$ 燃气	$o$ 氧化剂, 开始截面
$h$ 正庚烷	

## 引 言

建立一个能够在一定条件下对液体火箭发动机燃烧过程进行性能预测的理论计算模型, 对工程设计具有十分重要的意义, 所以长期以来人们一直在努力探索。迄今为止, 已发表的模型至少有 20 个以上。目前国外比较通用的模型是 Rocketdyne 公司提出的液体火箭发动机分布能量释放性能计算模型<sup>[1]</sup>。但是, 大多数计算模型都是针对非自燃推进剂的。只有文献[2], [3]涉及自燃推进剂, 但其中并无明确的计算公式, 而且只是引用常压下的数据。FY-2 型发动机压力很高。根据我们的研究<sup>[4]</sup>, 对偏二甲肼液滴 ( $r_0 = 0.001\text{m}$ ), 在  $p = 5 \times 10^6 \text{N/m}^2$  时的平衡蒸发常数几乎为常压下的 2.8 倍; 对四氧化二氮则为 1.48 倍; 这说明将常压下得出的理论或实验蒸发常数应用到高压情况下将会造成很大误差。因此, 在建立 FY-2 型发动机燃烧模型时, 必须针对自燃推进剂及高压这两个特点。利用所建模型我们对 FY-2 型发动机的三种喷注器结构的燃烧效率及能量释放分布进行了理论计算, 计算结果与试车数据和现象相当吻合。

## 1 燃烧过程物理模型

燃烧过程物理模型是一个综合模型, 它由各子模型组成。在确定燃烧过程物理模型时, 遵循以下几点原则:

1. 模型应有针对性和实用性, 其复杂程度以当前人力、物力、财力和时间能够承受为限;
2. 吸收当代世界最新的研究成果, 对国外已经经过验证的模型, 结合我们的实际情况, 尽量予以利用;
3. 对该发动机特需的模型, 而又无国外资料可借鉴的, 则集中力量重点研究, 予以突破。

为此我们对以下各子模型分别作了不同的考虑:

## 1 燃烧过程分区模型

根据实验观察, 一般燃烧室可按燃烧程度将分成三个区域: 雾化区、剧烈燃烧区和流管燃烧区。

- a 雾化区占燃烧室长度的很小部分, 我们取雾化区长度为 25mm, 在这一区域内不

考虑蒸发, 撞击射流全部碎裂成液滴。根据喷注的结构参数和工作参数计算出液雾的质量流强、液滴速度和液滴尺寸, 并以此作为初始计算平面上的输入数据, 以进行燃烧效率的理论计算。

b 剧烈燃烧区严格讲是一个三维燃烧区。自70年代以来, 随着通用计算机的容量和速度的提高, 三维流动模型的计算已成为可能。但根据近年来的实践, 这种计算所需计算机容量之大, 时间之长, 花费之多, 都远远超过原先预料。所以近年来大型理论分析模型方面的研究工作趋于更加实际, 理论分析只进行到合理的程度, 并以耗费不能太大为原则。根据FY-2型发动机的实际情况, 我们假定在雾化区后直接为一维流管区。

c 由于喷注面上的流强和混合比分布很不均匀, 我们按不同的流强和混合比分布将整个燃烧室分成若干流管。由于流管中燃气速度很高, 推进剂的停留时间一般只有3~5毫秒, 而燃烧室内的湍流脉动约为1000~2000次/秒, 所以可忽略流管之间的湍流混合。每个流管按一维变物性模型计算。燃烧室总的燃烧效率由各流管的燃烧效率按燃气的相对重量流量进行加权。

2 根据对该型液体火箭发动机能量释放损失的量级分析, 认为整个燃烧过程受燃烧剂或氧化剂的蒸发速度限制。同时假定为稀薄喷雾, 同类组元和不同类组元液滴之间都没有碰撞, 整个喷雾的蒸发速度等于各单液滴蒸发速度之和。

### 3 液雾质量平均直径和尺寸分布模型

由于液滴的蒸发控制燃烧过程的速率, 并且由于液雾质量平均直径和尺寸分布都作为初始数据输入, 所以液雾质量平均直径和分布模型的选择至关重要。目前还无确证完全适合于液体火箭发动机工作条件下的液雾质量平均直径和尺寸分布公式。所以一般国外的燃烧计算模型中, 往往把液滴尺寸作为可调参数。本模型根据众多的喷雾直径计算公式进行了综合, 根据综合公式所得的计算值与激光计测的试验值相当吻合<sup>[5]</sup>。由于在实际计算中不可能做到完全按照液滴的实际分布曲线进行, 故按照Nukiyama—Tanasawa液滴尺寸分布, 采用有限几种不同的直径作代表, 将 $0 \sim D_{\max}$ 的液雾分成 $m$ 个不连续的液滴直径组来考虑。

### 4 液滴蒸发模型

液滴蒸发模型是燃烧过程中最重要的子模型。根据FY-2型发动机的工作参数, 偏二甲肼为超临界蒸发, 而四氧化二氮为亚临界蒸发, 但两者都必须考虑高压的影响。文献[6]指出, 关于超临界蒸发和燃烧科学研究还没有进展到能提供可靠的模型的程度。文献[7]也指出, 为了应用于火箭发动机设计, 毫无疑问, 需要补充试验和更实用详细的理论分析模型。为此我校在1978年就对这一课题从理论上和实验上进行了研究, 并成功地建立了有关的计算模型, 因此液滴蒸发模型即按文献[8]、[9]、[10]所提方法进行。

### 5 二次雾化模型

液滴在气流中会发生二次破碎, 并存在着两种破碎机理<sup>[7]</sup>。但尽管现在对液滴二次破碎已有了很多报导, 有关发生二次雾化的准则, 总的破裂时间, 以及破碎后的液滴直径仍然没有严格的完整分析。所以, 不同的研究者在各自的燃烧模型中采用了不同的处理方法。

根据对众多的液滴二次雾化公式进行研究和试算的结果,本模型主要采用文献[11]、[12]推荐的方法,即认为二次雾化主要是由燃烧室中的高速气流造成,而高速气流又取决于初始液滴尺寸和燃烧室结构尺寸。因此在计算中可以先不考虑二次雾化,按一般推荐的液滴质量中间直径计算公式求出的值,根据燃烧室性能计算模型先计算出喷管入口处的燃气速度 $u_g$ ,然后再应用此燃气速度值计算考虑二次雾化后的液滴初始直径。用这种方法所得的计算燃烧效率与实际试车的结果是相当符合的。

## 2 模型基本方程

气相 (对于  $i$  流管)

### 1 连续方程

$$\frac{d}{ds}(\rho_i u_i A_{s_i}) = A_{s_i} \sum_{n,j} (N_j^n \dot{M}_j^n)_i$$

### 2 动量方程

$$\frac{d}{ds}(\rho_i u_i^2 A_{s_i}) = A_{s_i} \left\{ -g \left[ \frac{dp}{ds} + \sum_{j,n} (F_j^n)_i \right] + \sum_{j,n} (N_j^n)_i (M_j^n)_i (V_{d_j}^n)_i \right\}$$

### 3 能量方程

$$T_i = T_{o_i} \left[ 1 - \frac{\gamma_i - 1}{2} \left( \frac{u_i}{a_{o_i}} \right)^2 \right]$$

式中

$$T_{o_i} = T_o(K_i), \quad \gamma_i = \gamma(K_i), \quad M_{w_i} = M_{w_i}(K_i)$$

$$a_{o_i} = \left[ \frac{\gamma_i R_u T_{o_i} g}{M_{w_i}} \right]^{\frac{1}{2}}$$

### 4 混合比方程

$$K_i = \frac{\int_0^x \sum_n (N_0^n \dot{M}_0^n)_i dx}{\int_0^x \sum_n (N_j^n \dot{M}_j^n)_i dx}$$

### 5 状态方程

$$\rho_i = \frac{P M_{w_i}}{R_u T_i}$$

液相 (对于  $i$  流管, 第  $j$  种推进剂组元, 第  $n$  组滴径)

### 1 连续方程

$$\frac{d}{ds} [(\rho_{d_j}^n)_i (V_{d_j}^n)_i A_{s_i}] = -A_{s_i} (N_j^n \dot{M}_j^n)_i$$

### 2 液滴数密度连续方程

$$\frac{d}{ds} [(N_j^n)_i (V_{d_j}^n)_i A_{s_i}] = 0$$

### 3 动量方程

$$\frac{d}{ds} [(\rho_{d_j}^n)_i (V_{d_j}^n)_i^2 A_{s_i}] = A_{s_i} (N_j^n)_i [g(F_j^n)_i - (M_j^n)_i (V_{d_j}^n)_i]$$

$$\text{式中} \quad (F_j^n)_i = \frac{\pi}{8g} \rho_i (D_j^n)^2 c_{Dj}^n (u_i - V_{dj}^n) |u_i - V_{dj}^n| - 24\pi (D_j^n)^3 \frac{dp}{dx}$$

$$\begin{aligned} c_D &= 24/Re, & Re &= 0 \sim 1 \\ &= 27Re^{-0.84}, & Re &= 1 \sim 30 \\ &= 0.271Re^{0.217}, & Re &= 30 \sim 10^4 \\ &= 2.0, & Re &\geq 10^4 \end{aligned}$$

#### 4 能量方程

$$\frac{d}{ds} [(S_{dj}^n)_i (V_{dj}^n)_i (H_{dj}^n)_i A_{si}] = A_{si} [(N_j^n)_i (Q_{dj}^n)_i - (N_j^n)_i (M_j^n)_i (\Delta H_{vj}^n)_i]$$

### 3 模型主要计算公式

由以上基本方程和所应用的子模型, 可以写出理论模型用到的一些主要计算公式。

#### 1 液滴质量中间直径 $D_m$

$$D_m = \frac{1.84757 - 0.0094175\alpha}{0.207\sqrt{V_j/D_j} + 0.00863(u_{i,0} - V_j)}$$

$$\text{式中} \quad K = \left(\frac{\sigma\mu}{\rho}\right)_n^{0.25} (\rho_g/\rho_a)^{0.25} / \left(\frac{\sigma\mu}{\rho}\right)_j^{0.25}$$

#### 2 液滴尺寸分布

##### (a) 分布函数

$$\frac{dR}{dD} = \left(\frac{5.671}{D_m}\right)^6 \frac{D^5}{120} e^{-0.567D/D_m}$$

##### (b) 最大滴径

$$D_{\max} = 2D_m$$

##### (c) 第 $n$ 组液滴的直径

$$D^n = \frac{2n-1}{2m}, \quad n=1, 2, \dots, m$$

#### 3 液滴蒸发速度

(a) 对于偏二甲肼液滴无分解燃烧工况 ( $r_\infty > r_f$ ) 和四氧化二氮蒸发

$$\begin{aligned} \dot{M} &= 4\pi\rho D r_s r_\infty \ln[1/(1 - BY_{vs})] / [AB(r_\infty - r_s)] \\ \text{式中} \quad A &= 1 + 4\pi r_s^2 \rho_{vs} (dr_s/dt) / \dot{M} \\ B &= 1 + \rho_{es}(A-1) / (A\rho_{vs}) \\ r_\infty &= r_s N_u / (N_u - 2) \\ N_u &= 2.0 + 0.53Re^{0.5} \end{aligned}$$

(b) 对于偏二甲肼有分解燃烧工况 ( $r_\infty > r_f$ )

$$\begin{aligned} \dot{M} &= c_a r_s [(1 + A_a r_s / 2c_a) + \sqrt{(1 + A_a r_s / 2c_a)^2 - 1}] / A \\ \text{式中} \quad c_a &= 4\pi\rho D \ln[1/(1 - BY_{vs})] \end{aligned}$$

$$A_d = 4\pi / \sqrt{[C_{p,1}(T_f - T_s) + \Delta H_v]^2 - c_p^2(T_f - T_{fa})^2} \cdot \sqrt{\frac{2K_0 \lambda_g Q_c v_1 Y_{v,s}^r (PM_w)^r}{(T_f - T_s)^r} \left(\frac{RT_f}{E}\right)^{r+1} \exp\left(-\frac{E}{RT_f}\right)}$$

$$T_f = T_{fa} + (T_{\infty} - T_{fa}) \exp\left[-\frac{A \dot{M} c_{p2}}{4\pi \lambda_g} \left(\frac{1}{r_f} - \frac{1}{r_{\infty}}\right)\right]$$

#### 4 液滴半径沿流线方向的变化

$$V_d \frac{dr_s}{ds} = (A - 1) \dot{M} / (4\pi r_s^2 \rho_{v,s})$$

#### 5 液滴温度沿流线方向的变化

$$V_d \frac{dT_s}{ds} = 3\lambda_g N_u z_1 \left(\frac{T_g - T_s}{e z_1 - 1} - \frac{\Delta H_v}{z_2}\right) / (2c_{p,1} \rho_L r_s^2)$$

式中

$$r_f < r_{\infty}, T_g = T_f$$

$$r_f \geq r_{\infty}, T_g = T_{\infty}$$

$$z_1 = \dot{M} z_2 / (2\pi \lambda_g r_s N_u)$$

$$z_2 = A c_{p,v} + (A - 1) c_{p,e} \rho_{e,s} / \rho_{v,s}$$

#### 6 液滴速度沿流线方向的变化

$$V_d \frac{dV_d}{ds} = 3c_{p,v} \rho_v (U_i - V_d) |U_i - V_d| / (8\rho_L r_s) - 144g \left(\frac{dP}{ds}\right) / \rho_L$$

#### 7 燃气速度沿流线方向的变化

$$U_i = [(\dot{W}_{i,0} + \dot{W}_{0,0}) - (\dot{W}_{f,x} + \dot{W}_{0,x})]_i / (\rho_g A_{s_i})$$

#### 8 燃气压力沿流线方向的变化

$$\left(\frac{dp}{ds}\right)_i = d[\rho_g u_i^2 A_{s_i} + \sum_{j,u} (\rho_{d,i}^u)_i (V_{d,j}^u)^2 A_{s_i}] ds / (A_{s_i} g)$$

#### 9 推进剂组元蒸发百分比

$$\varphi_{v,j} = 1 - \dot{W}_{j,x} / \dot{W}_{j,0}$$

#### 10 燃烧室总的燃烧效率

$$\eta_c = \sum_i (\varphi_{v,i} \dot{W}_{f,0} + \varphi_{v,0} \dot{W}_{0,0})_i \beta_i / \dot{W}_{\tau} \beta$$

## 4 算例及计算结果分析

应用上述模型和计算公式在电子计算机上对FY-2型燃烧室的I1、I2、I3三种喷注器方案和I2喷注器的三种推力、三种混合比、三种推进剂初温进行了定量计算，得出了液滴温升、液滴尺寸、液气速度、单位长度上的蒸发率、蒸发百分数沿燃烧室长度上的变化和总燃烧效率。计算模型程序框图见文献[13]，原始数据和详细计算结果见文献[14]、[15]。现对其中主要计算结果讨论如下。

### 1 燃烧室总的燃烧效率

图1给出了燃烧效率的计算和试验结果比较。由图可知,模型预示的燃烧效率与试车的结果符合很好,误差小于1%。文献[5]曾用文献[12]的程序进行计算,该程序未考虑两组元的分解反应和高压效应,结果计算燃烧效率明显低于实际值,误差达到25%。这从反面说明,对于FY-2型发动机燃烧室,计算模型中必须要考虑高压和组元的分解反应。

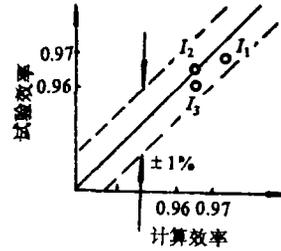


图1 试验和计算燃烧效率的比较

### 2 燃烧稳定性

表1给出了三种喷注器的推进剂蒸发50%的位置( $L_{50}$ )。工程设计上,能量释放的控制由改变喷注孔径、改变流强、改变撞击角和撞击距离、改变喷嘴压降等措施实现。 $L_{50}$ 的数值体现了这些参数改变的综合效应, $L_{50}$ 愈小,表示喷注面附近的能量释放愈集中,对燃烧稳定性愈不利。因而就燃烧稳定性的次序来讲,可以预示 $I_3 > I_2 > I_1$ 。这个结论和试车统计数据是一致的。

表1 三种喷注器推进剂蒸发50%的位置  $L_{50}$ (cm)

推进剂组元		UDMH			N <sub>2</sub> O <sub>4</sub>		
流管号	喷注器方案	I1	I2	I3	I1	I2	I3
1		3.65	4.25	4.65	5.5	6.5	6.25
2		3.6	3.9	3.85	5.75	5.05	5.25
3		3.75	4.45	4.45	5.25	5.75	5.55
4		3.95	4.3	4.35	5.25	6.0	6.0
5		3.75	3.45	3.95	5.1	4.9	5.5
6			4.15			6.25	
7		4.95	6.15	6.35	6.6	6.5	7.15

### 3 液滴温度和液滴尺寸沿燃烧室轴向的变化

对三个喷注器方案,燃料液滴不论尺寸大小均达到其热力学临界温度后出现闪燃蒸发状态,所以各流管中的偏二甲胍组元百分之百蒸发,而且实际上在不到燃烧室的一半长度上就全部蒸发完。氧化剂液滴则存在平衡蒸发状态,一直到燃烧室喉部处还有部分四氧化二氮液滴未蒸发完,各流管中的四氧化二氮的蒸发百分数最大为99.1%,最小为94.14%。因而对于这种类型发动机,偏二甲胍为超临界蒸发,四氧化二氮为亚临界蒸发,燃烧效率由四氧化二氮的蒸发所控制。

### 4 燃烧室压力、推进剂初温、组元比、流强对燃烧过程的影响

利用本模型对I2型喷注器方案在三种室压下作了计算。计算表明,压力增高, $L_{50}$ 明显缩短,能量释放更加集中于喷注器头部,所以可以预测,在本算例条件下,压力增加对燃烧稳定性不利。但在计算范围内,燃烧效率并不与燃烧室压力成正比关系。当室压稍有下降时,燃烧效率反而有所增加。这可能是有两个相反的因素在起作用。室压减

小,意味着推进剂流量与喷嘴压降减小,液滴直径变大,这就使燃烧效率降低,但是推进剂流量减少意味着燃气在燃烧室内的停留时间增加,这又使燃烧效率增加。试车数据的统计结果与计算有相似趋势,图2表示出了这种情况。

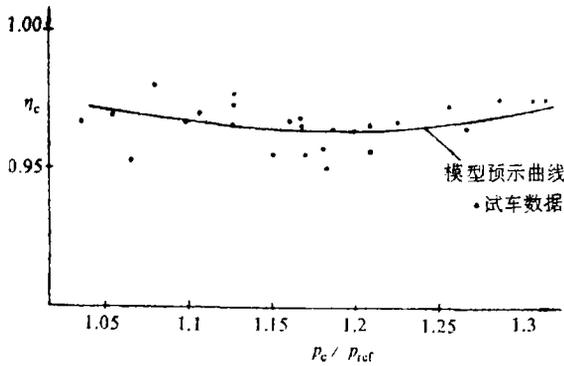


图2  $\eta_c$ 随无量纲燃烧室压力的变化

推进剂初温和混合比对性能的影响与发动机试验结果亦显示了相同的趋势,即推进剂初温和混合比提高使性能有偏高趋势,并使燃烧不稳定性增加,所以对于一定的发动机,应限制其室压(亦即推力)、推进剂初温和混合比。对于推力一定的发动机,推进剂流强大的流管,其中推进剂组元蒸发50%的位置亦相应推后。一般讲,流强愈大, $L_{50}$ 亦愈大,流强愈小, $L_{50}$ 亦愈小。

### 5 二次雾化对燃烧效率的影响

对考虑二次雾化和不考虑二次雾化时的I2喷注器方案的燃烧效率计算表明,考虑了二次雾化后,计算燃烧效率与试车值相当符合,而不考虑二次雾化时,计算燃烧效率只有83.82%,与实际值差距甚大。文献[6]、[12]都指出,对于小收缩比或锥形燃烧室,这种差距很大。本计算与这一论断完全一致。

### 6 燃烧室长度对燃烧效率的影响

表2给出了I2喷注器方案第一流管中的蒸发百分数随燃烧室长度的变化。由表可知,在计算范围内,燃烧室长度的变化仅对四氧化二氮的蒸发百分数有影响,当燃烧室圆柱段长度缩短5厘米时,总蒸发百分数仅降低0.14%;缩短10厘米时,降低0.87%。因而看来可以通过计算,在推力室重量和燃烧效率之间作出最佳选择。

表2 I2方案第一流管中蒸发百分数随燃烧室长度的变化

计算条件	设计工况	圆柱段缩短5厘米	圆柱段缩短10厘米
UDMH蒸发百分数	100	100	100
$N_2O_4$ 蒸发百分数	91.82	91	90.62
总蒸发百分数	94.14	94	93.27

## 5 结 论

1 本文提出了液体火箭发动机双组元自燃推进剂高压燃烧过程的计算模型。用本模型对FY-2型发动机的多种喷注器头部和多种工况计算结果与实际试车的数据和现象是符合的,说明了该计算模型的可用性,可直接在该种类型液体火箭发动机燃烧室详估阶段和技术设计中应用,作多种技术方案的比较和进行故障模拟,以减少试车次数,降低研制费用。

2 利用本模型进行计算,可以获得燃烧过程的详细信息,例如各种不同直径液滴和燃气的运动速度,液滴直径的变化,能量释放分布以及为进行燃烧不稳定性计算所必须的初始数据等等。因而本模型的作用不单在于提供了一种燃烧效率的计算方法,还在于能详细了解燃烧具体历程及其与各种结构参数、工作参数、推进剂特性的定量关系,从而有可能深化对燃烧过程的认识,预言各种新现象的发生,并为提高设计水平,提出新的设计方案和最佳设计指明方向。

3 利用本模型对FY-2型发动机计算所得的一些具体结论,例如在该型发动机内 $N_2O_4$ 液滴的蒸发是整个燃烧过程的速率控制过程,因而氧化剂系统对燃烧性能和稳定性将起主导作用,燃烧室圆柱段长度可以适当缩短,以及必须重视二次雾化的作用等等均属初次提出,这对指导今后的设计改进具有很重要的意义。

4 本模型尚有待进一步完善和发展。当前燃烧过程的计算机模拟正在发挥越来越大的作用。但这需要在实验研究、理论研究和数值计算等诸方面都进行深入、扎实、细致的工作。当前特别要加强对液体火箭发动机燃烧过程的各个子模型进行研究,掌握各分过程的内在规律,为经验、半经验和燃烧过程的数值计算提供科学依据,要总结现有液体火箭发动机研制的丰富实践经验,并尽快地把现有的计算方法和计算程序标准化,并应用于燃烧室设计和研制中去。

## 参 考 文 献

- [1] NASA CR-114462
- [2] AIAA 66-603
- [3] AD-482021
- [4] 庄逢辰,刘孝第.自燃推进剂组元液滴的高压平衡蒸发计算理论.国防科技大学学报,1981:6(1)
- [5] 张中光.FY-2型发动机燃烧问题研究,1987
- [6] Buschulte W.Untersuchungen Über die Energieumsetzung in Flüssigkeit-Sraketen imzusammenhang mit Schubreglung,1973
- [7] Harrje D T, etal,Liquid propellant Rocket Combustion Instability,1972
- [8] 庄逢辰,陈新华.燃料液滴高压蒸发理论.工程热物理学报,1982:3(3)
- [9] 庄逢辰,刘孝第.自燃推进剂组元液滴亚临界非定常蒸发计算理论.宇航学报,1986:(2)
- [10] 钟良生,刘孝第,庄逢辰.偏二甲肼液滴在高温高压下蒸发分解燃烧的实验和理论分析.1986年宇航学会液体火箭发动机推进专业委员会第三届学术交流会
- [11] Ferrenberg A,etal.Atomization and Mixing Study,N84-15428
- [12] NASA CR-134478
- [13] 陈新华.FY-2型发动机燃烧室计算模型程序框图及说明,1987

- [14] 庄逢辰. FY-2型发动机燃烧室计算模型研究工作报告.1987  
[15] 庄逢辰, 陈新华. FY-2型发动机燃烧室计算模型课题研究报告.1987

## A Combustion Modelling of FY-2 Engine

Zhuang Fengchen    Chen Xinhua    Zhang Zhongguang

### Abstract

A modelling of the high-pressure hypergolic bipropellant combustion process for liquid rocket engine is presented in this paper. The modelling takes account of the decomposition reaction of UDMH, dissociation reaction of  $N_2O_4$ , highpressure vaporization, secondary atomization of mixture ratio and flow flux in the cross-section of the combustor. As an example of the application of this model, the combustion efficiency and energy release distribution of 3 injectors for FY-2 Engine are calculated in theory. The calculated results are in good agreement with the experimental data.

**Key words:** hypergolic rocket propellant, vaporization, secondary atomization, combustion efficiency combustion modelling