

液体火箭发动机燃烧过程分析

阳 波 庄逢辰

摘 要

本文应用一维多流管耦合模型分析了液体远地点火箭发动机中的燃烧、流动过程及各因素对燃烧效率的影响。

主题词: 液体火箭发动机, 燃烧, 远地点发动机

符 号 表

A_s 流管面积	$\dot{m}$ 质量蒸发速率
C 比热	n 单位体积中液滴个数
C_D 阻力系数	Y 质量分数
D, d_i 液滴直径	p 压力
d_n 喷孔直径	Q 液滴升温所需热量
E 单位质量燃气总能量	$\dot{W}$ 流量
F 气动阻力	Nu 努赛尔数
N 燃气成分数目	We 韦伯数
R 气体常数	σ 表面张力
S 流管弧线距离	μ 粘性系数
T 温度	ρ 密度
t 时间	$I_{\text{下标}}$
u, v 速度	g 气体
x 轴向距离	d 液滴
H 总焓	se 平衡状态
K 热传导系数	s 流管
K_p 化学平衡常数	o, f 氧化剂、燃料
L 蒸发潜热	inj 入口
M 气体分子量	p 等压
m_d 液滴质量	

走理论与实践相结合的道路, 将丰富的设计、实验经验上升为理论, 这是液体火箭发动机(以下简称发动机)设计的发展方向。国外对于从理论上研究发动机中推进剂的燃烧过程比较重视。自五十年代以来, 先后出现了各种各样的发动机燃烧过程模型, 这些模型对于促进发动机的发展起到了积极作用。在国内, 自1978年以来, 庄逢辰等人在研究发动机中推进剂的燃烧过程方面做了大量工作, 为建立较完善的发动机燃烧过程模型奠定了基础。

一、计算模型

1. 基本假设

(1) 推进剂进入燃烧室即完成雾化过程。液滴尺寸服从 Nukiyama-Tanasawa 公式, 喷注雾化长度可以忽略不计;

(2) 过程受液滴蒸发控制。

(3) 液滴在瞬间完成二次破碎, 破碎条件为^[1]:

$$We = \frac{\rho_g(u_g - u_d)^2 D_d}{\sigma_d} \geq 100$$

液滴破碎为 $50\mu\text{m}$ 的小液滴。

(4) 燃气为理想气体, 不考虑辐射冷却带来的能量损失。

(5) 采用一维多流管耦合模型。

2. 燃烧室中物理过程的控制方程

(1) 气相控制方程

质量守恒方程:

$$\frac{d}{ds}(\rho v A_s) = A_s \sum_{j=1}^2 \sum_{k=1}^{10} (\dot{n} \dot{m})_{jk} \quad (1)$$

动量守恒方程:

$$\frac{d}{ds}(\rho v^2 A_s) = A_s \left\{ -\frac{dp}{ds} + \sum_{j=1}^2 \sum_{k=1}^{10} [(\dot{n} \dot{m} u_d - nF)]_{jk} \right\} \quad (2)$$

能量守恒方程:

$$\frac{d}{ds}(\rho v A_s E) = A_s \left\{ -\sum_{j=1}^2 \sum_{k=1}^{10} (nQ + nvF)_{jk} + \sum_{j=1}^2 \sum_{k=1}^{10} \left[\dot{n} \dot{m} \left(H + \frac{u_d^2}{2} \right) \right]_{jk} \right\} \quad (3)$$

式中 $j=1$ 对应氧化剂, $j=2$ 对应燃烧剂; k 代表第 k 组液滴。

$$E = \sum_{m=1}^N Y_m \left(H^\circ + \int_{T^\circ}^T C_p dT \right)_m + \frac{v^2}{2}$$

$$Q = r n_d C_{pd} \frac{dT_d}{ds} u_d$$

混合比计算公式:

$$\gamma = \frac{\dot{W}_{g,o} - \dot{W}_o + \dot{W}_{g,i}}{\dot{W}_{f,o} - \dot{W}_f + \dot{W}_{f,i}} \quad (4)$$

其中 $\dot{W}_{g,o}$ 、 $\dot{W}_{g,i}$ 分别为液相反应所消耗的氧化剂与燃烧剂量。因为远地点发动机喷注器设计采用了互击式形式, 这样, 在两股射流的接触面上会发生液相反应, 并释放出燃气^[2]。 $\dot{W}_{g,o}$ 、 $\dot{W}_{g,i}$ 的引入正是为了模拟这一过程。根据以往的计算和远地点发动机所用燃料

和组元比, 选取喷注器面附近的燃气温度: $T_0 = 2200\text{K}$, 由此确定氧化剂与燃烧剂以 1.2:1 的比例发生反应,

燃气状态方程:

$$p = \rho RT \left(\sum_{m=1}^N \frac{Y_m}{M_m} \right) \quad (5)$$

(2) 液滴相方程

对于液滴相, 运用Lagrange 观点来描述液滴的运动情况是方便的。

轨迹方程:

$$\frac{ds}{dt} = u_d \quad (6)$$

运动方程:

$$m_d \frac{du_d}{dt} = F \text{ 即: } \frac{du_d}{ds} = \frac{F}{m_d u_d} \quad (7)$$

$$F = \frac{\pi}{8} \rho D |u - u_d| (u - u_d) C_D - 24\pi D^3 \frac{dp}{ds}$$

阻力系数 C_D 采用文献(3,4)中所用公式。

液滴传热公式:

$$\frac{dT_d}{ds} = \frac{8}{m_d c_d u_d} \left[Nu D K \pi (T - T_d) - Q_d \right] \quad (8)$$

Q_d 为液滴蒸发加温所需热量:

$$Q_d = [L + C_d (T_{se} - T_d)] \frac{dm_d}{ds} u_d$$

$$Nu = 2 + 0.6 Re^{0.5} Pr^{0.33}$$

液雾尺寸分布采用文献(5)中所用公式, 液滴质量中间直径仍用文献(6)中公式。液雾分成10组等间距的液滴组, 每组直径为:

$$d_i = \frac{2i-1}{20} d_{max} \quad (i = 1, 2, \dots, 10)$$

各组液滴数目
$$n_i = \Delta R_i \dot{W}_{i,i} / \left(\frac{1}{6} \pi d_i^3 \rho \right)$$

(3) 理论计算中所用到的有关模型

以往的计算表明, 文献(7)所提供的液滴蒸发理论能较正确地反映自燃推进剂液滴的蒸发规律, 且该模型应用范围较广, 高低压工况下都能应用。因此, 我们在计算之中选用该模型来计算UDMH和 N_2O_4 液滴的蒸发速率。

发动机燃烧效率取各流管燃烧效率的平均值。

3. 方程求解

在计算中, 将燃烧室分成四个环形流管和一个圆形流管。通过各流管燃气压力相等, 各流管截面积之和等于该处燃烧室截面积这一约束条件确定的。

运用前差公式将气相及液滴相控制方程离散成差分方程进行求解。

燃气温度是在 E 、 v 和 γ 已知的情况下, 通过热力计算, 利用迭代方法求得的。对热力计算做了如下改进:

$$\begin{cases} (p_{O_2}^{n+1})' = \left(K_p \frac{p_{CO_2}^n}{p_{CO}^n} \right)^2 \\ (p_{O_2}^{n+1})' = (p_{O_2}^{n+1})' + CR p_{CO_2}^n (p_{O_2}^{n+1})' \end{cases}$$

式中 n 、 $n+1$ 分别代表第 n 、 $n+1$ 次迭代， CR 为修正因子，其值： $0 \leq CR < 1$ 。修正后，燃气温度即使高达3400K，余氧系数达0.93，计算也是收敛的。

二、主要计算结果及分析

燃气压力变化如图1所示。在燃烧室段，压力呈下降趋势，但下降平缓，从喷注器面到喷管收敛段入口，燃气压力下降了3.6%左右，在喷管收敛段，压力迅速下降。

由于推进剂刚进入燃烧室时存在一个不稳定升温阶段，从燃气中吸取大量热量。这时的燃气流量不大，推进剂蒸发缓慢，加入燃气的能量很少，因而燃气单位质量总能量下降，燃气温度上升缓慢。在流强较大的流管中燃气温度甚至下降。这一阶段之后，因推进剂的蒸发不断地将能量带入燃气之中，燃气单位质量总能量增加，温度上升。液滴发生二次破碎之后，燃气温度上升较快，经过一段时间之后，燃气单位质量总能量达到并保持一恒定值；燃气温度达到一恒定值，并保持到喷管收敛段入口，随后下降，如图2、图3所示。

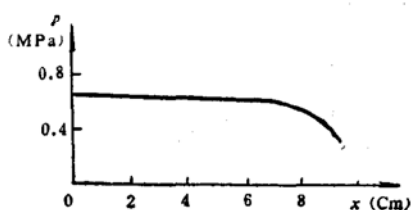


图1 燃气压力变化曲线

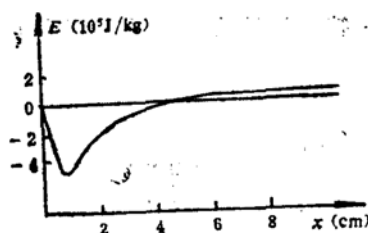


图2 E 的变化曲线

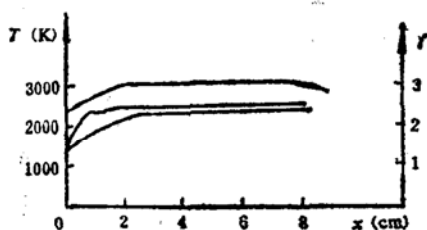


图3 混合比、燃气温度的变化曲线

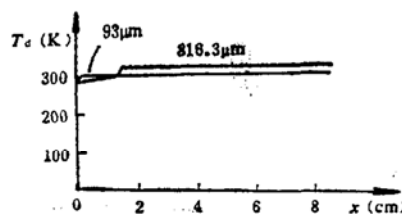


图4 液滴（初始直径如图示）
温度变化曲线

图4表明，小直径液滴进入燃烧室后不久，温度迅速上升到平衡蒸发温度；大尺寸液滴升温慢，液滴直径变化如图5所示。

同一流管燃烧剂、氧化剂蒸发百分比变化曲线如图6所示。一开始，由于液滴直径较大，温度较低，推进剂蒸发缓慢。液滴发生二次破碎之后，推进剂蒸发速度加快，蒸发百分

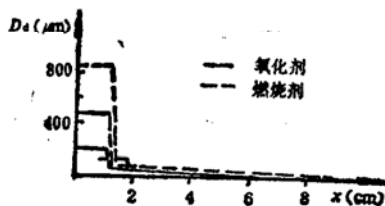


图5 液滴直径变化图

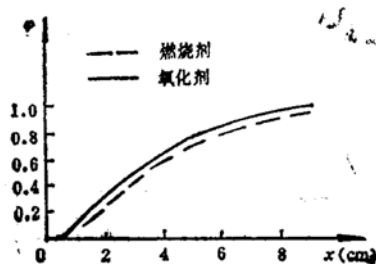


图6 同一流管推进剂蒸发百分比曲线

比迅速上升,此后蒸发百分比保持平稳上升趋势。由图6还可看出,同一横截面上的氧化剂蒸发百分数要大于燃烧剂蒸发百分数。这主要是因为氧化剂液滴质量中间直径小,且在燃烧室压力不高(远地点发动机头部压力为 0.7MPa 左右)的情况下,同一环境中氧化剂液滴蒸发速率要大于燃烧剂液滴蒸发速率。文献〔8〕的试车结果也表明,氧化剂蒸发效率要大于燃烧剂蒸发速率。因此,设法提高燃烧剂液滴的蒸发速率或改用低压性能好的燃料,对于提高发动机燃烧效率是十分有益的。

图7表明,在燃烧室前半部分,流强大的流管蒸发百分比高。这是因为流强大的流管中的推进剂液滴先发生二次破碎,且气-液之间对流较强,液滴蒸发速率快,因而蒸发百分比大。在燃烧室后半部分,流强大的流管中液滴速度远大于流强小的流管中液滴速度,因而流强大的流管中液滴在燃烧室中的停留时间短,以致推进剂蒸发百分比小。

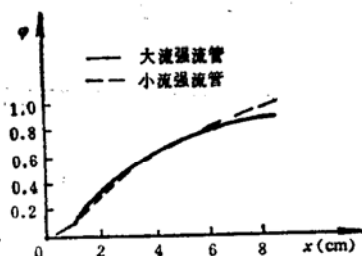


图7 不同流管推进剂蒸发百分比曲线

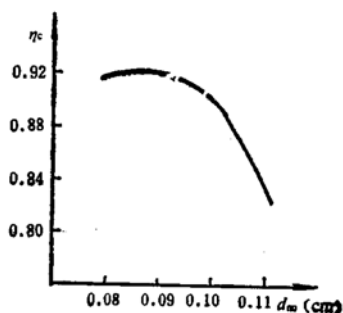


图8 发动机燃烧效率与氧化剂喷孔直径关系

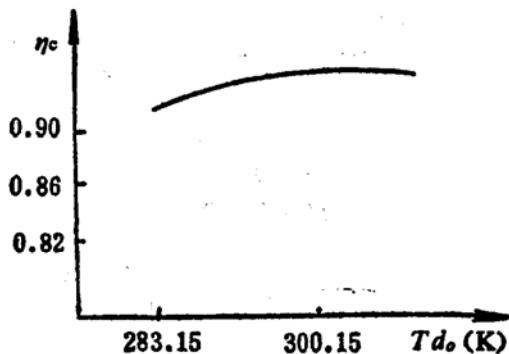


图9 发动机燃烧效率与推进剂初温关系

由图8可以看出,当 dn_0 太大或太小时,发动机燃烧效率都不高,只有在 dn_0 取值适中的时候,燃烧效率才达到最大值,喷孔直径对推进剂液雾的影响主要表现在液滴直径大小及液滴速度上。当喷孔直径很小时,雾化形成的液滴直径小,而液滴速度大。由于液滴直径小,发生二次破碎时要求燃气与液滴之间速度相差很大。这实质上推后了液滴发生二次破碎的距离,降低了发动机效率。而当喷孔直径很大时,液滴直径

大, 蒸发慢, 因而燃烧效率小。所以只有当喷孔直径适中时发动机燃烧效率才达最大值。

发动机燃烧效率随推进剂初温的变化如图9所示。

燃烧室压力对偏二甲肼液滴的蒸发速率有明显的影响。低压情况下, 偏二甲肼平衡蒸发温度偏离沸点较远, 因此偏二甲肼液滴蒸发速率小。而在高压情况下, 偏二甲肼液滴平衡蒸发温度接近沸点温度, 因而蒸发速率较大。远地点发动机试车结果表明, 以偏二甲肼作燃料推进剂时, 发动机燃烧效率很低。低压情况下偏二甲肼液滴蒸发速率小是其一个重要原因, 所以换用别的低压性能好的燃料作为燃烧剂, 是提高远地点发动机燃烧效率的一条有效途径。

三、结 论

1. 推进剂喷孔直径大小对发动机燃烧效率影响很大, 喷孔直径存在一最佳值, 直径过大或过小都会降低发动机燃烧效率。

2. 推进剂流强均匀分布有助于提高发动机效率。

3. 提高推进剂初温将提高发动机效率。

4. 低压情况下, 推进剂蒸发慢, 偏二甲肼尤然, 因此在选用推进剂时, 应充分考虑其压力工作特性。

5. 液滴二次破碎在推进剂燃烧蒸发中, 特别是在远地点发动机推进剂的蒸发燃烧中占有重要地位。

参 考 文 献

- (1) Lambris, S. and Combs, L.P.: Steady State Combustion Measurements in a LOX RP-1 Rocket Chamber and Related Spray Burning Analysis, Defonation and Two-phase Flow.
- (2) (美) 哈杰, D.T., 里尔登, F.H. 著, 朱宁昌, 张宝炯译, 孙敬良校: 液体推进剂火箭发动机不稳定燃烧, 国防工业出版社, 1980.
- (3) Sutton, R.D., Hines, W.S. and Combs, L.P.: Comprehensive Analysis of Liquid Rocket Combustion, AIAA Paper, No 70-622, June, 1970.
- (4) Lambis, S., Combs, L.P. and Levien, R.S.: Stable Combustion Processes in Liquid Propellant Rocket Engines, Combustion and Propulsion, 5th AGARD Colloquium, 1962.
- (5) Ingebo, R.D.: Drop Size Distributions for Imping-Jet Breakup in Airstream Simulating the Velocity Conditions in Rocket Combustions, NACA TN422, 1958.
- (6) 庄逢辰, 钟良生: 自燃推进剂火箭发动机燃烧效率计算理论, 《工学报》, 1979, No4.
- (7) 庄逢辰, 刘孝弟: 自燃推进剂组元液滴的高压平衡蒸发计算模型, 中国工程热物理学会第四届年会, 834020, 1983.10.
- (8) Floffman, R.J.: Recent Application of the CONTAM III Computer Model to Spacecraft Propulsion Systems, JANNAF, Vol.1, 1984, pp91-147.

COMBUSTION PROCESS ANALYSIS IN A LIQUID ROCKET ENGINE

Yang Be Zhuang Fengchen

Abstract

The one-dimensional coupled stream tube model is presented and used for analysis of combustion and flow processes in liquid rocket engine at apogee. The effects of various factors on combustion efficiency are also analyzed.

Keywords: Liquid rocket engine, Combustion, Apogee engine

THE INVESTIGATION OF APPLYING THE BARCHANE DUNE VORTEX GENERATOR INTO THE RAMJET

Cao Yuxin

Abstract

This paper reveals the exploration of applying the Barchane Dune vortex generator—a new kind flameholder in a ramjet. Although some technical problems still need to be solved, experimental results show that the Barchane Dune vortex generator is superior to the V-gutter in ignition, stable combustion, combustion efficiency and flow dragloss as used in ramjet. The decrease of flow dragloss makes the critical thrust of ramjet increase about 6-9%.

Keywords: Flame stability, Ramjet engine, Combustion stability, Test, Research

AN EXPERIMENTAL STUDY OF RE-ENTRY DUCT FOR TURBINE

An Qingfang

Abstract

In this paper, the effects of different shapes of re-entry ducts, different match of re-entry duct with nozzle, and the influence of different exit angle of no-