

液体火箭发动机燃烧室 燃烧效率计算理论

陈新华 庄逢辰

(国防科学技术大学)

摘 要

本文提出了一个高压液体双组元自燃推进剂火箭发动机燃烧室计算模型。利用此模型对特种发动机燃烧室不同工况进行了计算, 所得结果和各参数变化规律与试验数据相符合。该模型能将燃烧历程与燃烧室结构参数、工作参数、推进剂特性等关联起来, 因而可为燃烧室设计提供理论预测。

一、基本假设

1. 燃烧室工作过程简化模型

燃烧室中是一维定常流。根据推进剂流强分布, 可将燃烧室分成 m 个流管分别进行计算。总的燃烧效率为:

$$\eta_c = \frac{\sum_{i=1}^m (\varphi_{f,i} \dot{W}_{f,i} + \varphi_{o,i} \dot{W}_{o,i}) C_{i*}}{\sum_{i=1}^m (\dot{W}_{f,i} + \dot{W}_{o,i}) C_T^*}$$

式中 $\varphi_{f,i}$ 、 $\varphi_{o,i}$ 分别为 i 流管中的燃料(偏二甲肼)和氧化剂(N_2O_4)的总蒸发百分数; $\dot{W}_{f,i}$ 、 $\dot{W}_{o,i}$ 分别为 i 流管中的燃料和氧化剂的总流量, C_{i*} 、 C_T^* 分别为 i 流管中按已蒸发的推进剂组元比计算的特征速度和以燃烧室总的推进剂组元比计算的特征速度。

假定是稀薄喷雾燃烧; 同类组元与不同类组元液滴之间均无碰撞, 因之我们可以不考虑两组元间的液相反应。

雾化、扩散、混合和化学反应速率远远大于蒸发速率, 所以燃烧过程受燃料或氧化剂蒸发过程所控制。

考虑到液滴在大流强的发动机中, 只可能在高 We 数下发生二次破碎, 故取二次破碎的临界 We 数为 $We_c = 2000$, 并且不考虑液滴的破碎时滞^[1]。选取的 We_c 值应满足喷管喉部临界参数。

各流管中的当地燃气温度由下式计算:

$$T_{g,i} = T_{o,i} [1 - (n-1)M_a^2/2]$$

式中 $T_{o,i}$ 为 i 流管中的燃气滞止温度, 可根据当地余氧系数由热力计算求得。

考虑各流管静压一致, 而各流管的温度不等, 各个流管的截面积可根据下式进行修正:

$$A_i = A_c A_{i,0} T_{g,i}^{2/3} / \sum_i A_{i,0} T_{g,i}^{2/3}$$

式中 A_c 为燃烧室总截面积; $A_{i,0}$ 为根据流强分布而确定的某一流管的初始截面积。

2. 喷注单元喷雾场内的液滴尺寸分布

液滴质量中间直径由下式计算:

$$d_m = (1.86 - 0.00957\alpha) (\sigma\mu/\rho)_h^{0.25} / \{ (0.207\sqrt{V_1/D_n} + 0.00863\Delta V) (\sigma\mu/\rho)_h^{0.25} \}$$

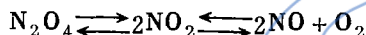
式中 α 为自由喷嘴的射流撞击角; D_n 为喷嘴直径; V_1 为射流速度;下标 h 指正庚烷。最大液滴尺寸 $d_{\max} = 2d_m$ 。我们将直径从 $0 \sim d_{\max}$ 的液雾分成十个不连续的滴组,每组液滴直径的增量 $\Delta d = d_{\max}/10$ 。每组液滴所占喷雾元推进剂流量的相对重量利用Ingebo给出的液滴尺寸分布函数求之^[2]。

3. 单液滴蒸发模型

在单液滴蒸发模型中,我们考虑了液滴的非定常加热过程和界面内移,高压汽液平衡、实际气体效应和密度的变化。

关于偏二甲肼:考虑分解反应,并认为当液滴温度达到热力学临界温度后,将瞬时变成气团而被反应掉。

关于四氧化二氮:考虑离解反应,其离解平衡方程式如下:



第一步平衡所需时间很短,大约是微秒的量级,我们认为离解反应在液滴表面进行,其离解度利用文献^[3]给出的数据插值求得。离解热折算到相变热中考虑。第二级离解本文不作考虑。

二、理论模型主要计算公式^[4,5]

1. 单液滴的蒸发速率

a. 对于偏二甲肼无分解燃烧工况和四氧化二氮蒸发

$$\dot{m}_{v,s} = 4\pi\rho D r_s r_\infty / n \{ 1 / (1 - BY_{v,s}) \} / \{ AB(r_\infty - r_s) \}$$

式中 r_∞ 、 r_s 分别为滞止边界层半径和液滴半径, $A = 1 + 4\pi r_s^2 \rho_{v,s} (dr_s/dt) / \dot{m}_{v,s}$, $B = 1 + \rho_{e,s} (A - 1) / (A \rho_{v,s})$

b. 对于偏二甲肼有分解燃烧工况

$$\dot{m}_{v,s} = C_a r_s \{ (1 + A_a r_s / 2C_a) + \sqrt{(1 + A_a r_s / 2C_a)^2 - 1} \} / A$$

式中 A_a 定义见文献^[5]; $C_a = 4\pi\rho D \ln \{ 1 / (1 - BY_{v,s}) \} / B$

2. 液滴温度变化

$$dT_s/dt = 3\lambda_g N_u Z_1 \{ (T_g - T_s) / (e^{Z_1} - 1) - \Delta H_v / Z_2 \} / (2C_{p,1} r_s^2 \rho_1)$$

式中 λ_g 为燃气导热系数; ΔH_v 为相变热;

$$Z_1 = \dot{m}_{v,s} Z_2 / (2\pi\lambda_g r_s N_u); \quad Z_2 = AC_{p,v} + (A - 1)C_{p,e}\rho_{e,s} / \rho_{v,s}$$

3. 液滴半径变化

$$dr_s/dt = (A - 1) \dot{m}_{v,s} / 4\pi r_s^2 \rho_{v,s}$$

4. 液滴沿燃烧室轴线方向的速度变化

$$dV_1/dt = 3C_D\rho_g(U_g - V_1)|U_g - V_1|/(8\rho_1r_s) - 144g(dp/dx)/\rho_1$$

式中 C_D 的选取见文献〔6〕。

5. 燃气速度

$$U_g = [(\dot{W}_{f,o} + \dot{W}_{o,o}) - (\dot{W}_{f,x} + \dot{W}_{o,x})]/(\rho_g A_c)$$

式中下标 f, o, o, o 和 f, x, o, x 分别指在初始截面上的燃烧剂液滴、氧化剂液滴的流量和在 x 截面上的相应流量。

6. 气液两相流动量方程

$$d(pA_c)/dx = d[\rho_g U_g^2 A_c + (\dot{W}_{f,x} + \dot{W}_{o,x})V_{1,av}]/dx$$

式中 $V_{1,av}$ 为液滴质量平均速度。

三、计算结果讨论分析

我们应用本理论模型对某特种发动机燃烧室的多种设计方案和多种工况的燃烧过程进行了计算。下面分别讨论其部分结果。

1. 液滴二次破碎对推进剂能量释放分布的影响

计算表明,液滴二次破碎对推进剂能量释放分布的影响很大(见表1)。从表2中可以看出,二次破碎对偏二甲肼蒸发的影响小一些,而对四氧化二氮蒸发的影响大些,这是因为偏二甲肼液滴温度很快达到热力学临界温度变成汽团,受气动压力的影响较小之故。有无二

表1 $X = 10.0\text{cm}$ 处各流管的 φ 值

流 管 序 号	有 二 次 破 碎		无 二 次 破 碎	
	UDMH	N_2O_4	UDMH	N_2O_4
1	1.0	0.681	0.7	0.221
2	1.0	0.864	0.9	0.347
3	1.0	0.561	0.42	0.23
4	1.0	0.617	0.42	0.2
5	1.0	0.813	0.86	0.35
6	1.0	0.671	0.71	0.24
7	0.529	0.31	0.52	0.3

表2 推进剂蒸发百分之五十的位置 (cm)

流 管 序 号	UDMH		N_2O_4	
	有 二 次 破 碎	无 二 次 破 碎	有 二 次 破 碎	无 二 次 破 碎
1	4.9	7.2	6.7	51.1
2	4.9	5.2	5.8	26.1
3	5.4	12.3	8.6	62.1
4	6.4	13.8	8.1	63.1
5	5.2	5.4	5.9	16.1
6	5.0	6.6	6.9	51.0
7	9.9	9.5	14.0	20.0

次破碎的两种情况下 $\varphi_v = 50\%$ 的轴向位置差, 对于偏二甲肼为 3.0cm 左右, 对于四氧化二氮为 $10.0 \sim 40.0\text{cm}$ 。

2. 推进剂能量释放分布

图 1 表示了单位长度上两种组元蒸发百分数的变化。从表 1 和图 1 可知, 在 $x = 10\text{cm}$ 内单位长度上推进剂能量释放较大, 大部分推进剂在此区域内被蒸发燃烧。另外在燃烧室收敛段由于汽液相对速度很大, 中等尺寸的 N_2O_4 液滴会发生二次破碎, 使 N_2O_4 组元单位长度上蒸发百分数变得比较大。

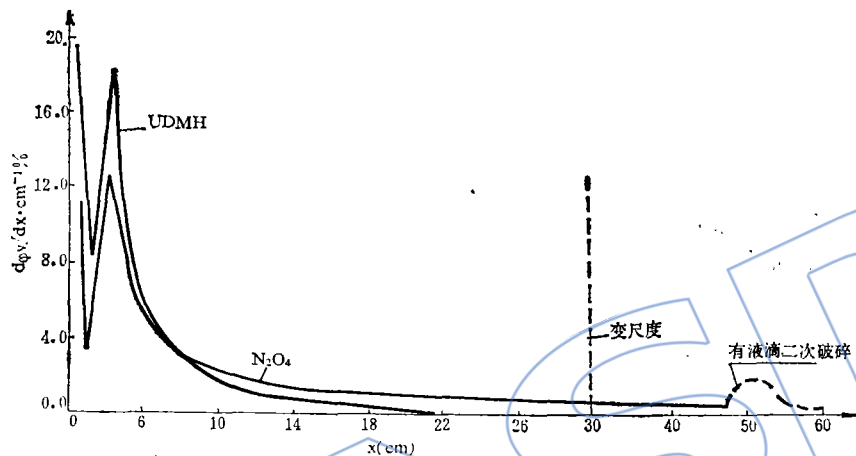


图 1 单位长度上推进剂组元蒸发百分数的变化

3. 液滴温升变化

图 2 给出了典型流管中 N_2O_4 液滴温升的变化, UDMH 液滴温升的变化也类似。从图可看出, 大液滴温升慢, 小液滴温升快。计算表明, UDMH 液滴温度会超过其热力学临界温

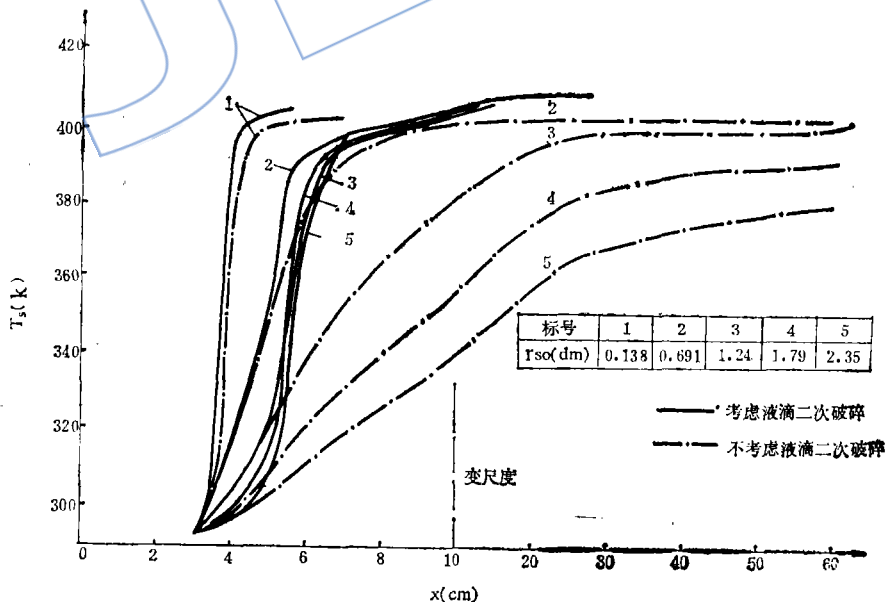


图 2 典型流管中 N_2O_4 液滴温升随 x 的变化

度, 而 N_2O_4 液滴温度不会超过热力学临界温度, 其最高值为409K, 温升也不快, 所以蒸发速度较小。图2还说明了二次破碎后液滴变小, 滴温迅速增高。但是两种情况下均存在 N_2O_4 液滴的平衡蒸发过程, 即当滴温升高到某一平衡温度值后就基本不变, 直至液滴消失。而UDMH则无此现象。

4. 液滴半径变化

图3给出了典型流管中UDMH液滴半径的变化, N_2O_4 液滴也具有类似规律。从图可知, 无二次破碎时, 滴径变化是很小的, 但当发生二次破碎时液滴就很快消失, 所以在液体火箭发动机的燃烧过程中, 二次破碎起很重要的作用。

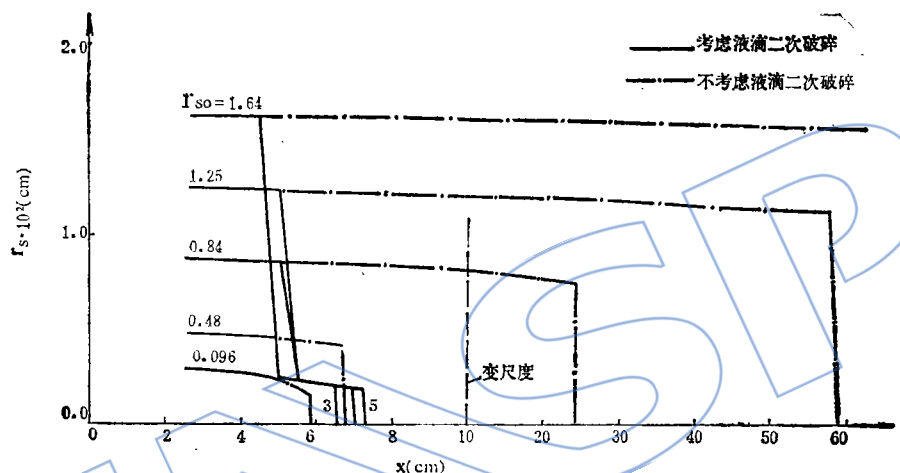


图3 典型流管UDMH液滴半径随X的变化

5. 流管流强对推进剂能量释放的影响

表3给出了流强分布。从表1、表3的数据可以看出, 大流强的流管在 $x = 10\text{cm}$ 处蒸发百分数反而小。这是由于大流强下气液相对速度大, 液滴停留时间短而造成的。因此大流强使推进剂能量释放集中区域向下游推移。这说明控制流强分布可以改变燃烧状态。

表3 流管流强分布

流管序号	1	2	3	4	5	6	7
面积 (cm^2)	62.21	107.51	49.32	38.58	73.19	11.78	42.4
流量 (kg/s)	21.79	21.166	20.73	10.73	14.49	4.03	4.24
流强 ($\text{g/s} \cdot \text{mm}^2$)	3.503	2.06	4.2	2.78	1.98	3.42	1.0

四、结 论

根据多种工况的理论计算,我们可以得出以下几点结论:

1. 实际的燃烧室燃烧过程可能存在液滴二次破碎。几种不同工况下,考虑液滴二次破碎,其燃烧效率为96%左右,不考虑液滴二次破碎其燃烧效率为84%左右。
2. 增加喷嘴压降、提高推进剂组元比、提高燃烧室压力、提高推进剂的喷注温度均使推进剂能量释放集中区域向喷注面推移。有百分之七十至八十的推进剂在 $x = 10\text{cm}$ 区域内被蒸发掉。
3. 对于某特种发动机的实际工况,UDMH液滴会达到超临界蒸发状态,而 N_2O_4 液滴则处于亚临界蒸发状态,其平衡温度为409K。 N_2O_4 液滴蒸发速率较UDMH液滴的蒸发速率小得多,因此对于这类发动机, N_2O_4 液滴的蒸发过程是整个燃烧过程的速率控制过程。
4. 利用本模型对某特种发动机计算的结果与试验结果吻合。该模型能够把燃烧历程与燃烧室结构参数、工作参数、推进剂特性关联起来,可为燃烧室设计提供理论依据。

完成本文得到了张中光、俞锦泉两位同志的帮助,特此致谢。

参 考 文 献

- [1] Kessel, D.A., "Analysis of the Flow Interaction Between Large Water Droplets and Air in Droplet Acceleration Nozzles", AD-A085114.
- [2] Ingebo, R.D., "Drop-Size Distribution for Impinging-Jet Breakup in Airstreams Simulating the Velocity Conditions in Rocket Combustors", NACA TN-4222.
- [3] Svebja, R.A. and Brokaw, R.S., "Thermodynamic and Transport Properties for the $\text{N}_2\text{O}_4 \rightleftharpoons 2\text{NO}_2$ System", NASA TND-3327.
- [4] 庄逢辰、刘孝第, "自然推进剂组元液滴的亚临界非定常蒸发理论", 宇航学报, No. 2, 1986.
- [5] 庄逢辰、钟良生, "自然推进剂液体火箭发动机燃烧室设计简化模型", 国防科学技术大学学报, No. 4, 1979.
- [6] Lambris, S., Combs, L.P. and Levine, R.S., "Stable Combustion Processes in Liquid Propellant Rocket Engines", Combustion and Propulsion Fifth AGARD Colloquium, pp.569-635, 1963.

(责任编辑 王慧玉)

学会简讯

固体火箭推进学术讨论会十月举行

由中国宇航学会固体火箭推进专业委员会和中国航空学会动力专业委员会第二次联合召开的“固体火箭推进学术讨论会”将于86年10月12日在江西九江举行。讨论会的主题包括固体火箭发动机和固体火箭推进剂两个方面。

会议的征文工作得到了厂所院校广大科技人员的热烈响应,文章内容包括当前大家关心的一些研究课题,例如:星孔装药的优化,发动机壳体的可靠性概率,测量技术及误差分析,发动机的性能预估,喷管材料与烧蚀,侵蚀燃烧,喷管两相流动等。文章大部份结合目前厂所中正在研制的各种型号及科研题目,有些基础机理性的研究也进行了实验验证。

(冯文澜)

rate and the pressure ratio of the engine which are calculated from the total pressure and the static pressure at the inlet and the total pressure at the exit of the compressor. By means of this instrument the transient operating line of the engine can be plotted with an x-y recorder. The description, the circuits and the performance of this instrument are given in this paper. The various transient processes of turbojet engine, such as acceleration, deceleration and surge, have been studied with this instrument.

A THEORY OF COMBUSTION EFFICIENCY COMPUTATION FOR LIQUID ROCKET ENGINE COMBUSTOR

Chen Xinhua and Zhuang Fengchen

(National University of Defense Technology)

Abstract

A mathematical model describing combustion in a high pressure liquid hypergolic bipropellant(UDMH/ H_2O_4) rocket engine combustor has been developed. In this model, the droplet evaporation process at high ambient pressure has been considered, which takes into account the droplet surface regression, the transient heating, the effects of ambient pressure on vapor-liquid equilibrium, the effects of nonideal gas behaviour, the dissociation of N_2O_4 and the decomposition of UDMH. The gas temperature variation has also been considered which is dependent on the local mixture ratio, the drop-size distributions and the effects of the convergent section of nozzle on the vaporization rates.

Since the mechanism of the droplet secondary breakup process is different under a large flow flux, a new secondary breakup critical condition is proposed.

The application of this mathematical model to different operating conditions of a specific rocket combustor is provided. The calculated results are in good agreement with experimental data. This model correlates the combustion process with the engine structure parameters, the operating parameters and the properties of the propellant. Therefore, it may be used as a guideline and a theoretical prediction for designing rocket engine combustor.