

超音速燃烧室燃烧效率数学模型 及气流状态参数的计算

刘 陵 张 榛 牛海发 刘敬华

(西北工业大学)

摘 要

本文分析及提出了超音速燃烧冲压发动机燃烧室燃烧效率的数学模型。该模型综合了氢气喷射方式、燃烧室进口气流参数以及燃烧室结构的影响因素,用这一数学模型求解一组一元流方程,计算出通过燃烧室的气流状态参数,计算结果与试验数据对比,证明这个模型是适用的。

主题词: 超音速燃烧冲压式喷气发动机, 燃烧室, 数学模型, 计算

符 号 表

A —— 面积	Γ_0 —— 紊流输运系数
D —— 燃烧室直径	Φ —— 守恒方程中的通用变量
d_1 —— 喷嘴直径	η —— 燃烧效率
K, K_1 —— 系数	ρ —— 气流密度
M —— 马赫数	ϕ —— 当量油气比
N_c —— 喷嘴数	下标:
q_r —— 氢气与空气动压比	a —— 空气
p —— 气流压力	f —— 燃料
S —— 喷嘴间距离	j —— 喷嘴
S_s —— 守恒方程中的源项	t —— 滞止参数
T —— 气流温度	ci —— 进口
$T_{t.f.a}$ —— 氢气总温与空气总温之比	w —— 壁面
U —— 气流速度	
x —— 燃烧室纵轴	

一、引言

超音速燃烧(简称超燃)冲压发动机的燃烧室及其实验器设计的热力参数计算,必须首先建立燃烧效率的数学模型。

超燃燃烧室内流场非常复杂,除化学反应外,包括超音速流动、壁面摩擦与散热、附面层分离和冲波等。尽管有不少超燃燃烧室流场数值计算的文献,由于对超燃流场中紊流输运机理细节不够清楚,且计算工作量很大,因此一元流的计算方法对设计超燃燃烧室及其实验器仍具有很大实用价值。

具有一般形状的燃烧室,一元流的一组常微分方程(质量、动量、能量守恒、状态方程以及壁面摩擦、热损失经验关系式),需要有一个补充条件才是封闭的。Billig^[1]使用Croco压力-面积律及熵极限作为补充条件,这个方法有时也能成功地模拟超燃的实验结果,但是单一的压力-面积定律指数是不能完全满足燃烧室中所有区域的状况,而且也不能达到发动机的最佳性能^[2]。另一种方法是由Ferri^[3]提出的。它要求补充燃料与空气化学反应的份量(燃烧效率)与燃烧室轴向距离的关系式,它的主要优点是能把进口气流参数、燃烧室结构参数与燃烧室性能联系起来。

本文的目的是:根据理论和实验数据,建立燃烧效率的数学模型。运用Ferri的方法进行燃烧室内沿轴向平均气流参数的计算。最后讨论本方法在超燃冲压燃烧室设计方面的应用。

二、燃烧效率的数学模式

当飞行器作高超音速飞行时,超燃冲压燃烧室进口静压与静温较高,已有不少理论与实验证明,其燃烧过程决定于混合速率,燃烧效率近似等于混合效率。因此在研究燃烧效率数学模型时,可以首先忽略化学动力学的因素。下面基于混合效率关系式来建立燃烧效率的经验关系式。

燃烧室内紊流混合的规律应该服从物理的基本定律。这些定律(连续、动量、能量和组分守恒定律),按照时均流参数的数学表达式,其统一的形式是:

$$\operatorname{div}(\rho u \Phi) = \operatorname{div}(\Gamma_g \operatorname{grad} \Phi) + S_g \quad (1)$$

由此可见,燃烧室内混合是与气流参数、紊流状态以及几何形状有关,而紊流状态则主要由氢气喷射方式所决定。下面从这三个方面来分析燃烧室氢气与空气混合的影响因素。

1. 氢气喷射方式

燃烧室内氢气的喷射方式大体有两种,平行于超音速空气流和垂直于(或称横向)超音速空气流方向的喷射。

当氢气以音速平行喷射至超音速空气流中,按照紊流理论,紊流 Pr 数和 Sc 数为常数时,氢气与空气的紊流混合效率,取决于紊流剪流层产生的紊流功能。由于紊流输运系数与气流密度和速度梯度成比例,所以可以假设混合效率与燃烧室进口处氢气与空气的速度差、燃烧室特征尺寸和进口空气密度有关。

在超音速流中横向喷射氢气时,燃烧室内形成的紊流场的特征与上述情况完全不同。此时,在喷嘴上游的壁面上,发生附面层分离,形成回流区,并产生斜冲波与弓形波。射流在

主流动压作用下,逐渐转向平行于主流的方向。转向之前,射流与主流的相对速度很大,射流与主流的时均流能量都有较大的耗散,由紊流理论可知,耗散能量的绝大部分转化为紊流脉动动能。紊流脉动动能迅速增加,使得射流与主流之间发生强烈的动量、能量与物质的交换。在下游,氢气与主流间的紊流交换类似于两股平行气流间的紊流交换情况。氢气与空气的混合速率主要决定于主流与横向氢气射流间交叉流动所产生的紊流动能。因此燃烧效率与射流和主流的动压比有关。

2. 几何尺寸

文献〔4—6〕提出,平行喷射时混合效率与 x/d_j 的一次方成正比。垂直于空气喷射,靠近喷咀的区域混合较快。因此混合效率随 x/d_j 增加,但并不是线性关系〔4—3〕。

Rogers 等人用冷气流做了超音速自由流中横向射流的紊流混合实验〔7,8〕。与主流垂直方向设置一排喷嘴,横向喷出氢气,测量氢气与空气的混合效率,发现相邻的射流间有约束作用。 S/d_j 越大,射流间相互约束作用越小,越接近于单孔喷射的混合情况,混合效率越高。在文献〔8〕中得到混合效率的经验关系式为:

$$\eta' = K_1 (x/d_j)^a q_j^b \quad (2)$$

系数 K_1 与指数 a 、 b 取决于喷嘴间的相对距离 S/d_j 。

文献〔9〕提出,燃烧室横截面的变化对燃烧效率也有影响,他引入管道进口直径与当量直径之比 D_0/D' 作为效率的修正因子,其中

$$D' = \frac{\int_0^x A(x) dx}{x}$$

3. 其他气流参数的影响

文献〔10〕实验研究了氢气横向喷射至超音速气流中,氢气温度对燃烧效率的影响。射流与主流的动压比 q_r 和氢气总温 $T_{t,r}$ 的平方根成正比,保持当量油气比 ϕ 不变时,增加氢气总温,射流与主流的动压比 q_r 将增大,由式(2)分析燃烧效率将下降,但是实验结果燃烧效率反而增加。可见氢气温度的变化,不仅使紊流动能变化,还间接影响燃烧效率。

文献〔3、4、9〕都认为当量油气比 ϕ 与混合效率有关。按照紊流混合理论,管内氢气与空气同轴平行喷射时,只有在无限远处,才有可能达到完全混合,此时对 $\phi=1$ 的情况,混合效率等于1,当 ϕ 大于1或小于1,达到完全混合长度都较化学恰当比情况下要短。文献〔10〕认为当量油气比 $\phi \leq 0.4$ 时,燃烧室内燃烧规律类似于自由流中的燃烧,当 $\phi < 0.4$ 时,燃烧室内有限空间对燃烧效率的影响明显地表现出来。总之,在 $\phi < 1$ 情况下, ϕ 越小燃烧效率越高。

4. 化学反应影响的修正

文献〔10、12〕的实验数据均表明,超音速流中燃烧时,在喷嘴前某个位置,燃烧室壁面静压即已升高。文献〔13〕综合了氢气横向喷入超音速流中燃烧的实验数据,提出了自动着火模型,认为横向喷射氢气时,喷嘴上游壁面发生气流分离,并形成回流区及斜冲波。由于波后压力、温度升高以及混气在回流区停留时间较长,在该区已形成火焰。气流经斜冲波后有 14° 的转角,开始化学反应的位置大约在喷嘴前 $20d_j$ 处,本文经多次验算,证明若将效率曲线的座标原点前移 $20d_j$,并计入气流经斜冲波后的状态参数变化,得到的计算曲线与实验数据更加接近。

根据前面的理论分析, 经过本文作者综合文献〔5、10、11、12〕的实验数据, 最后得到以下燃烧效率经验关系式。

$$\eta = K \rho^a \left(\frac{|\Delta u|}{D} \right)^b q_r^c \left(\frac{x}{d_j} \right)^d T_{i,f,a}^{0.4} \left(\frac{A_{c,i}}{A'} \right)^{0.5} / f(\phi) \quad (3)$$

式中 $A' = \frac{\int_0^x A(x) dx}{x}$; $\Delta u = u_f - u_a$.

$f(\phi) = \text{EXP}(\phi - 0.4)^2$, 若 $\phi \leq 0.4$, $f(\phi) = 1$.

式中常数与系数列于下表:

喷射方式	S/d_j	$K(\text{m}^3 \text{ s/kg})$	a	b	c	d	实验数据来源
垂直	12.5	0.00234	0	0	-0.1	0.149	(10、12)
	6.25	0.00145	0	0	-0.32	0.21	
平行	单孔	0.00413	1.0	1.0	0	1.0	(5、11)

三、燃烧室气流状态参数计算

使用燃烧效率的经验关系式(3)以及文献〔12〕中壁面剪应力与热通量的计算方法, 用差分法解一组一元流守恒常微分方程, 从燃烧室的喷嘴截面前 $20d_j$ 处作为起始截面, 按给定的参数, 逐步向下游计算, 直至出口截面。计算了沿燃烧室轴向壁面静压分布和气流平均参数的变化。

目前, 计算燃烧室内壁面静压分布是评定任何一种燃烧室设计的重要手段。这里部分原因是: 还没有解决管内测量混气(或燃气)的温度和成份的手段, 而在燃烧室出口测量温度场和测量通过燃烧室壁面散热量来推算燃烧效率误差又较大。下面我们把部分计算结果与文献中公布的壁面静压测量数据作比较。

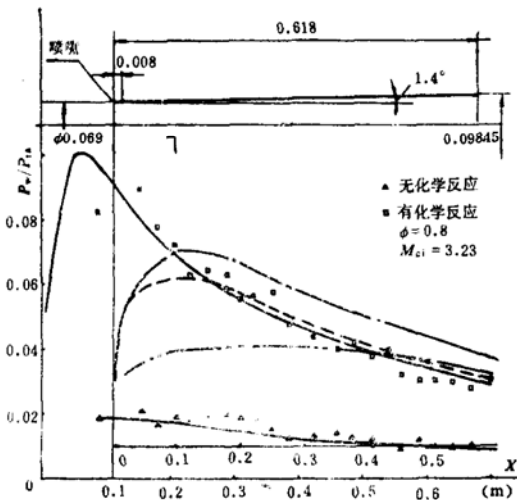


图 1

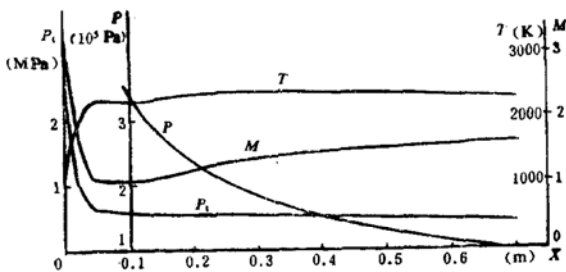


图 2

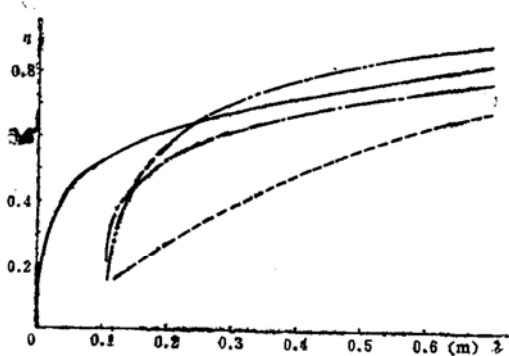


图 3

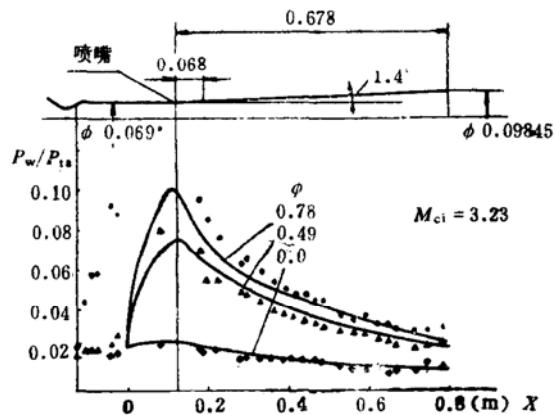


图 4

(图 1, 3 中 — 本文效率公式, - - - 按文献(4)公式
- · - 按文献(8)公式, ---- 按文献(9)公式)

图 1 是沿燃烧室轴向壁面静压计算结果, 实验数据来自文献(12), 图中还表示出用文献(4、8、9)三种燃烧效率经验关系式计算出的壁面静压分布。图 2 是这个燃烧室静压、静温、总压和马赫数沿燃烧室轴线的变化的计算曲线。图 3 是本文与文献(4、8、9)三种燃

压、静压、静温与马赫数沿轴线变化的计算曲线。

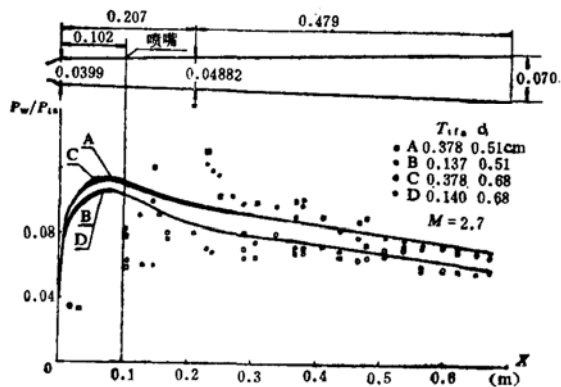


图 5

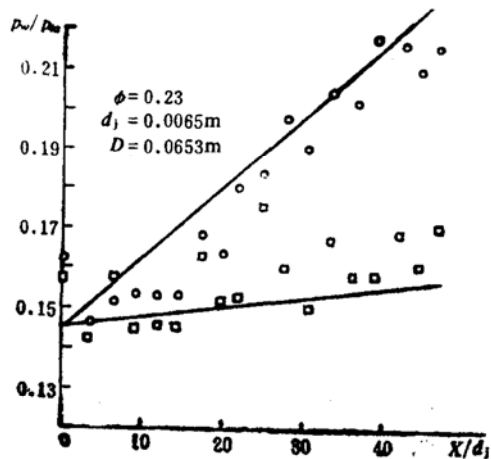


图 6

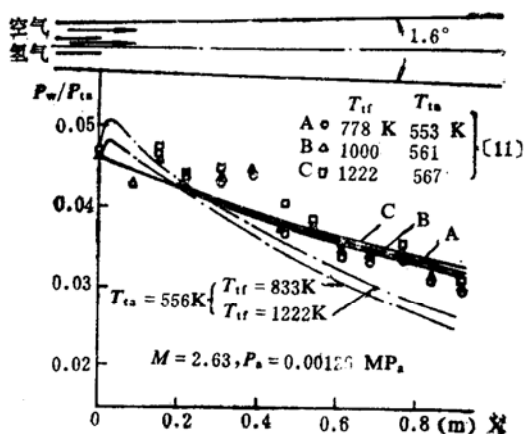


图 7

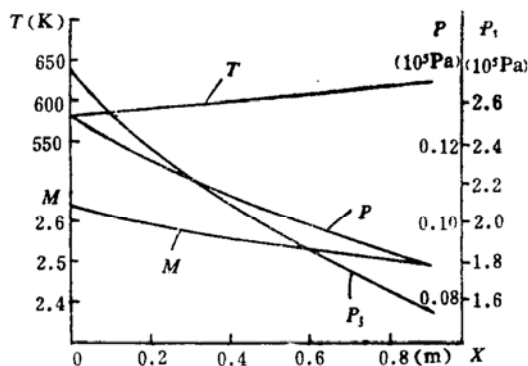


图 8

的影响。

(3) 在喷嘴附近, 主要是在垂直喷射时, 有的壁面静压实验数据与计算值相差较大, 这是由于在这个区域流场具有三元流的特征, 用一元流理论不可能准确地计算出这种情况变化。在同轴平行喷射氢气时, 喷嘴出口附近壁面静压也略高于计算值, 这可能是氢气射流出口截面处, 氢气静压与主流静压不完全相等, 产生微弱冲波引起的。

四、超燃燃烧室设计与分析

1. 垂直喷射与平行喷射的比较

(1) 垂直喷射时, 相当大的一部分氢气已在喷嘴附近区域燃烧, 此后的燃烧效率近似与 x 的一次方成正比。平行喷射时, η 与 x/d_1 成直线关系, 混合速率低于垂直喷射。要达到相同的燃烧效率, 平行喷射需要较长的燃烧室。

(2) 比较图 2、图 8 上的曲线可见, 在扩张角相近的燃烧室中, 垂直喷射氢气时, 在喷嘴下游附近, 气流平均 M 数迅速下降到接近于 1。而平行喷射时, 平均 M 数沿燃烧室轴向变化不大。因此当飞行 M 数较高时, 应当采用垂直喷射方式, 以获得较高的燃烧效率。飞行 M 数较低时采用垂直喷氢则容易发生堵塞。

(3) 垂直喷射时, 燃烧室内静压变化较大。平行喷射时燃烧室内静压变化较小, 减轻了燃烧室壁面压力负荷。

(4) 垂直喷射时, 燃烧室内马赫数在喷嘴下游迅速降低接近于 1, 然后以马赫数近似不变的条件继续化学反应, 比较接近于等面积等 M 数加热过程, 符合最佳设计原则^[2]。因此,

虽然垂直喷射时,射流与主流交叉混合产生的总压损失较大,当进口 M 数较高时,这种设计的燃烧室出口总压仍然要高于平行喷射。

2. 垂直喷射喷嘴布局的最佳尺寸

当其它参数不变时,由式(3)可见,若增大 d_1 ,则 x/d_1 值减少;但是增大 d_1 ,为保持喷嘴总面积 A_1 不变(即主流与射流的动压比不变),则喷嘴孔数 N_1 减少,喷嘴间的距离 S/d_1 增大,射流间相互约束减少,混合效率提高,又使燃烧效率增大。为了获得高的燃烧效率,必须优化喷嘴的尺寸与布局。可以证明,为了获得较高的燃烧效率,尺寸较小的燃烧室应该采用喷嘴相对间距 S/d_1 较大的设计。

参 考 文 献

- (1) Billig, F.S., Design of Supersonic Combustion Based on Pressure-Area Fields, 11th Sym. (International) on Combustion 1967, pp.755-759.
- (2) 刘陵, 张榛, 超音速燃烧冲压发动机最佳设计参数, 《推进技术》, 1988年第1期。
- (3) Anderson, C.Y., An Examination of Injector/Combustor Design Effects on Scramjet Performance, 2th Sym. (International) on Air Breathing Engines.
- (4) Northam, G., Burton, Anderson, C.Y., Supersonic Combustion Ramjet Research at Langley, AIAA-86-0159.
- (5) Beach, H.L. Jr., Supersonic Mixing and Combustion of a Hydrogen Jet in a Coaxial High-Temperature Test Gas, AIAA72-1179.
- (6) McClinton, C.R., Evaluation of Scramjet Combustor Performance Using Cold Nonreactive Tests, AIAA 76-471976.
- (7) Rogers, R. Clayton, A Study of the Mixing of Hydrogen Injected Normal to a Supersonic Airstream, NASA TND-6114. 1971.
- (8) Rogers, R. Clayton, Mixing Hydrogen Injected from Multiple Injectors Normal to a Supersonic Airstream, NASA TND-6476. 1971.
- (9) Ю.М. Аянушкин, Основные Закономерности Выгорания Турбулентных Струй Водорода в Воздушных Каналах, Ф.Г.В, Том 17 No.4, 1981.
- (10) Rogers, R.C., Effect of Fuel Temperature on Supersonic Mixing and Combustion of Hydrogen, AIAA 15th Aerospace Sciences Meeting 1977.77-17.
- (11) James E. Drewry, Supersonic Mixing and Combustion of Coaxial Hydrogen-Air Streams in a Duct, AD 739866.
- (12) Waltrup, P.T., Dugger, G.L., Billig, F.S., Orth, R.C., Direct-Connect Tests of Hydrogen Fueled Supersonic Combustors, 16th Sym. (International) on Combustion 1977. pp1619-1629.
- (13) Huber, P.W., Schexnayder, C.J. and McClinton, C.R., Criteria for Self-Ignition of Supersonic Hydrogen-Air Mixtures, NASA.TP-1457. 1979.

THE MODEL OF COMBUSTION EFFICIENCY AND CALCULATION OF FLOW PROPERTIES FOR SCRAMJET COMBUSTOR

Liu Ling Zhang Zhen Niu Haifa Liu Jinghua

(Northwestern Polytechnical University)

Abstract

The model of combustion efficiency for scramjet combustor is analyzed and presented in this paper. The model involves effect factors of fuel injection, entrance conditions and combustor configuration. Using the model of combustion efficiency the resulting (one-dimensional) flow properties is computed step by step through the combustor. The comparison of the experimental results and theoretical predictions indicates that the theory is adequate.

Keywords: Supersonic Combustion ramjet engine, Combustion chamber, Mathematical model, Computation

INTEGRAL PERFORMANCE OPTIMUM DESIGN FOR MULTISTAGE SOLID PROPELLANT ROCKET MOTORS

Zhang Hongtao

(Shaanxi Power Machinery Institute)

Abstract

A mathematical model for integral performance optimization of multistage solid propellant rocket motors is established, based on reference [1], and a calculation with a three-stage volume-fixed solid propellant rocket motor, as an example, is presented in this paper. It is shown that the velocity at burnout of intermediate/long range ballistic missile calculated with this model is 4% greater than that with usual empirical method.

Keywords: Solid rocket engine, Optimization, Optimum design, Parameter optimization