

固体火箭冲压发动机二次燃烧室流场 数值计算和试验研究*

董 岩 余为众 吕希诚

(航天工业总公司 31 所, 北京, 100074)

摘 要: 用二维 $k-\epsilon$ 湍流模型及简单一步无限快速化学反应模型, 对固体火箭冲压发动机二次燃烧室反应流场进行了数值计算, 并针对硼推进剂燃烧特性, 提出了二次进气的燃烧室设计方案, 在此基础上做了试验研究。结果表明, 经数值模拟设计的二次燃烧室构型比普通二次燃烧室构型燃烧效率明显提高。

主题词: 火箭冲压发动机, 冲压进气燃烧室, 流动分布, 数值计算, 发动机试验

分类号: V235.21, V435.11

NUMERICAL SIMULATION AND EXPERIMENTAL INVESTIGATION ON THE AIRBREATHING COMBUSTOR OF A SOLID PROPELLANT RAMROCKET

Dong Yan Yu Weizhong Lü Xicheng

(The 31st Research Inst., Beijing, 100074)

Abstract: The purpose of this paper is to solve the specific problem of the combustion of boron in solid propellant ramrocket combustor. In this study, the reacting flow field in the combustor is described with two-dimension partial differential equations, $k-\epsilon$ two-equation model. SIMPLE method is adopted in the calculation. A sketch of a combustor with secondary air inlets is given and some experimental investigations have been done. The results show that higher combustion efficiency is achieved in the combustor with secondary air inlets than in normal combustor without them.

Subject terms: Rocket ramjet, Ram-air combustor, Flow distribution, Numerical computation, Engine test

* 本文 1994 年 2 月 23 日收到

符 号 表

a 单元体表面积	R 气体常数
f 混合物分数	S_φ 源项
H_u 燃气热值	s 化学恰当比
h 焓	T 温度
$\tilde{h}$ 总焓	T_0 总温
I_H 额定比冲	u, v x, y 方向速度
I_s 理论比冲	ρ 密度
$\dot{k}$ 湍流动能	μ 有效粘性系数
m 质量分数	ϵ 湍流动能耗散率
$\dot{m}$ 质量流率	Γ_φ 交换系数
p 压力	α 空气量与理论空气量之比

1 引 言

固体火箭冲压发动机二次燃烧室的流动非常复杂,是一个带有化学反应的湍流流动过程。研究二次燃烧室内的流动,是深入认识燃烧过程,改进二次燃烧室性能的需要。应用二维 $k-\epsilon$ 湍流模型^[1~4]及简单一步无限快速化学反应假设,对固体火箭冲压发动机二次燃烧室进行了数值计算,并针对硼推进剂燃烧特性,提出了二次进气的二次燃烧室设计方案,在此基础上进行了试验研究。结果表明,经数值模拟设计的二次燃烧室构型比普通二次燃烧室构型燃烧效率明显提高。

2 二维湍流燃烧的理论和数值计算

对于带有侧边进气道的固体火箭冲压发动机二次燃烧室,其内部流动带有回流,假设燃烧为简单一步无限快速化学反应过程。即假设:(1)燃料和氧化剂之间的反应可用一步不可逆化学反应表示,燃料和氧化剂按化学恰当比化合成单一产物;(2)化学反应速率无限大,燃料和氧化剂在空间任何一点都不共存;(3)系统中各组份的交换系统彼此相等;(4)系统中各组份的比热都不随温度变化;(5)二次燃烧室内的流动为定常二维流动;(6)所有组分都为气相;(7)不考虑湍流脉动对浓度和温度的影响。

在二维直角坐标系中,定常的通项守恒方程有如下形式:

$$\frac{\partial}{\partial x}(\rho u \varphi) + \frac{\partial}{\partial y}(\rho v \varphi) - \frac{\partial}{\partial x}(\Gamma_\varphi \frac{\partial \varphi}{\partial x}) - \frac{\partial}{\partial y}(\Gamma_\varphi \frac{\partial \varphi}{\partial y}) = S_\varphi$$

φ 所代表的具体参数及方程如表 1。

Table. 1 Governing equation parameters

Equation	φ	Γ_{φ}	S_{φ}
Mass continuum eq.	1	0	0
X-momentum eq.	u	μ	$-\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial x}(\mu \frac{\partial u}{\partial x}) + \frac{\partial}{\partial y}(\mu \frac{\partial u}{\partial y}) - \frac{2}{3} \frac{\partial}{\partial x}[\mu(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y})]$
Y-momentum eq.	v	μ	$-\frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial}{\partial x}(\mu \frac{\partial v}{\partial x}) + \frac{\partial}{\partial y}(\mu \frac{\partial v}{\partial y}) - \frac{2}{3} \frac{\partial}{\partial y}[\mu(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y})]$
Turbulence kinetic energy eq.	k	μ/σ_k	$G_k - C_D \rho \epsilon$
Turbulence dissipation ratio eq.	ϵ	μ/σ_{ϵ}	$(C_1 \epsilon G_k - C_2 \rho \epsilon^2)/k$
Chemical constituent conservation eq.	f	μ/σ_f	0
Total enthalpy conservation eq.	$\tilde{h}$	μ/σ_h	0

$$\text{其中 } G_k = \mu \left\{ 2 \left[\left(\frac{\partial u}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial v}{\partial y} \right)^2 \right] + \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right)^2 \right\}$$

$$\sigma_k = 1.0, \sigma_{\epsilon} = 1.3, \sigma_f = 1.0, \sigma_h = 1.0, C_D = 0.09, C_1 = 1.43, C_2 = 1.92$$

$\mu = \mu_l + \mu_t$, μ_l 为层流粘性系数, μ_t 为湍流粘性系数。

$$\text{混合物分数 } f = \frac{m_{fu} - m_{ox} + 1/s}{1 + 1/s}, f_s = 1/(1 + s), m_{fu} = \max \text{ of } [0, (f - f_s) \cdot (1 + 1/s)],$$

$$m_{ox} = \max \text{ of } [0, (f_s - f) \cdot (1 + s)]$$

考虑到气体的可压缩性, 还需补充完全气体状态方程。

采用 SIMPLE 解法^[5,6]的计算边界条件是: 空气出口速度、总温; 燃气出口速度、总温和燃烧室出口压力。

图1给出了流场矢量图。由图可见, 在燃气喷口出口附近形成了一个主回流区; 在侧面进气道上游出现了一个上游回流区; 在相同 α 条件下, 二次进气构型主回流区及上游回流区面积较大。

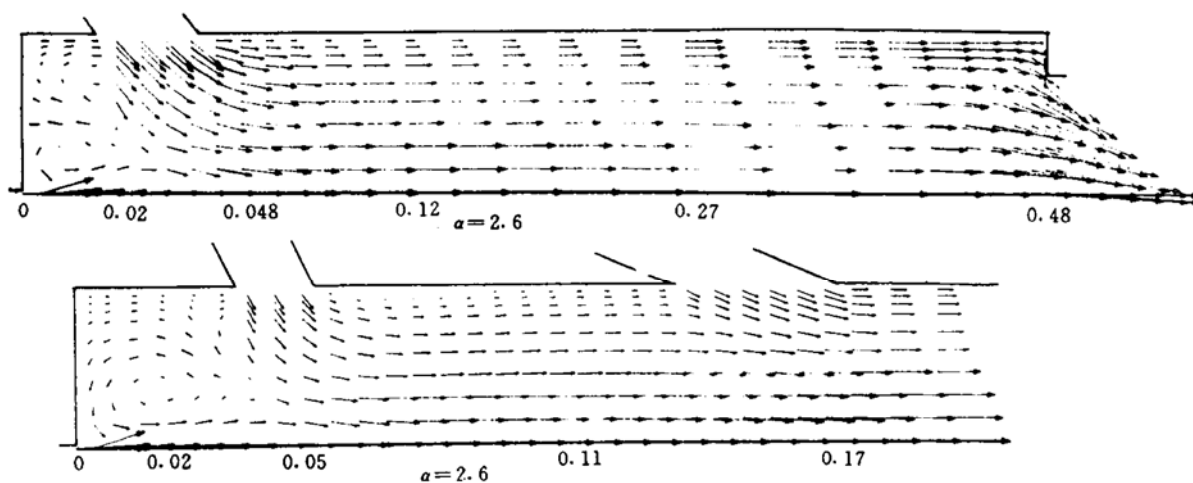


Fig. 1 Velocity vector plots for airbreathing combustors

图2给出了温度场分布图。由图可见, 二次进气构型头部及靠近中心区域的高温区面积比一次进气构型的大。

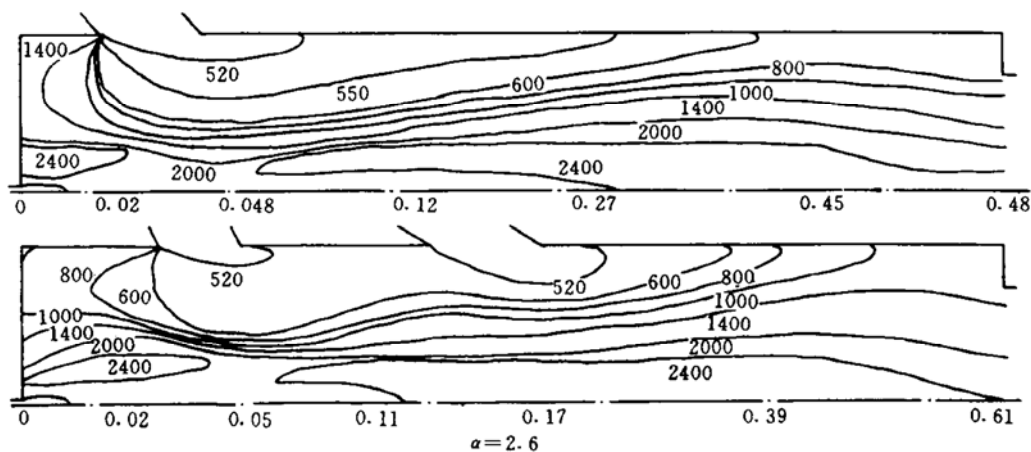


Fig. 2 Temperature field plots for airbreathing combustors

图 3 给出了燃烧效率及比冲随 α 变化曲线。在相同 α 条件下, 二次进气构型较一次进气构型燃烧效率提高 12% 左右, 比冲提高 15% 左右。对同一种构型, 随着 α 的增大, 燃烧效率先增大, 后减小, 比冲增大。

3 固体火箭冲压发动机二次燃烧室试验研究

考虑到含硼富燃料推进剂的燃烧特点,

试验中采用了数值计算中提出的二次燃烧室二次进气方案, 并与普通一次进气方案进行了试验比较。推进剂硼含量为 23%。试验发动机特征尺寸及二次燃烧室结构参数见表 2 及表 3。试验发动机结构简图见图 4。试验模拟状态为海平面高度, $M=2$ 。

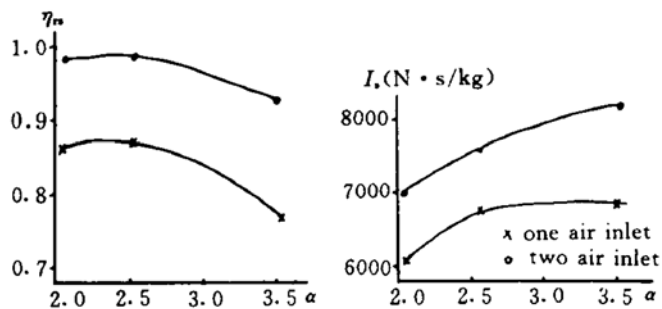


Fig. 3 Combustion efficiency and specific impulse variations with α

Table 2 Ramrocket character data

Gas generator diameter	Generator nozzle throat diameter	Air inlet diameter	Restricted nozzle throat diameter	Combustor diameter	Ramrocket nozzle throat diameter
94mm	10mm	38mm	28mm	80mm	69.9mm

Table 3 Airbreathing combustor structure data

Type of combustor	Angel of air inlet	Distance between air inlet and the head of combustor	Distance between inlet	Length of combustor
One air inlet	45°	18	/	490
Two air inlet	60°/25°	35	115	640

试验结果见表 4, 比冲、燃烧效率随 α 变化曲线见图 5。从试验结果中看出, 二次进气构

型燃烧效率比一次构型平均提高 41.65%，比冲平均提高 38.15%。

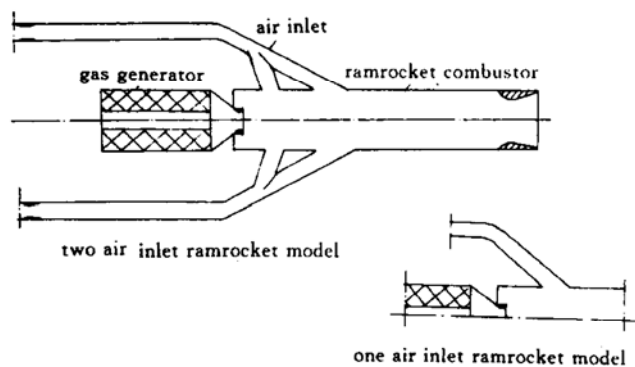


Fig. 4 Schematic of airbreathing ramrocket

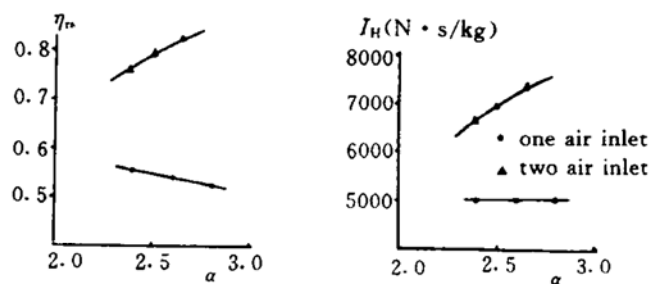


Fig. 5 Combustion efficiency and specific impulse variation with α

Table 4 The results of combustion tests

	P-X-2			P-X-3			P-X-4		
	One air inlet			Two air inlets					
α	2. 80	2. 60	2. 39	2. 76	2. 69	3. 47	2. 65	2. 52	2. 39
p_h (MPa)	0. 241	0. 247	0. 254	0. 276	0. 276	0. 241	0. 283	0. 284	0. 284
T_{03} (K)	1227. 7	1276. 2	1334. 2	1606. 6	1601. 7	1264. 7	1681	1681	1670. 1
R_H (N)	544. 6	580	625. 1	785. 6	785. 6	567	827. 7	830. 3	829. 3
I_H (N · s/kg)	5162. 4	5096. 8	5061. 2	7334. 8	7148	6663	7416. 6	7060. 3	6709. 7
$\bar{I}_H$ (N · s/kg)	5106. 8			7055. 4					
η_n	0. 532	0. 543	0. 562	0. 796	0. 78	0. 65	0. 83	0. 802	0. 777
$\bar{\eta}_n$	0. 545			0. 772					

4 讨论与结论

试验采用三维模型发动机，数值模拟采用二维 $k-\epsilon$ 双方程湍流模型、均相简单一步快速化学反应燃烧模型，计算所得的比冲、燃烧效率及燃烧室温度的变化规律与试验结果相符。数值计算和试验结果还表明，二次进气构型燃烧效率和比冲比一次进气构型明显提高。二次进气构型由于有较大和较强的头部回流区，使得这一区域燃气和空气的掺混情况得到改善，燃烧面积增大，反应物浓度增加，空气流的冷却作用减小，对火焰的传播有利。而增加的第二进气口则起到了补燃和加强掺混的作用，结果是下游区域的燃烧更完全，流场参数分布更均匀，动量损失减小，燃烧效率明显提高。

计算和试验研究还可得到以下结论：

- (1) 构造了二维椭圆型湍流燃烧过程的基本方程组，给出了求解控制方程的数值方法。
- (2) 固体火箭冲压发动机二次燃烧室中存在多个回流区。主回流区和上游回流区的大小

和强度对燃烧的稳定和燃烧效率均有影响。较大和较强的回流区可使含硼富燃料推进剂的燃烧效率提高。

(3) 普通的一次进气构型燃烧室对含硼推进剂组织燃烧难度较大,但通过对含硼推进剂二次燃烧室构型的改进,能够取得较高的燃烧效率。采用二次进气构型燃烧室,燃烧效率和燃烧稳定性比普通一次进气构型燃烧室大幅度提高。

(4) 头部距离、进气角度及空气与燃料流量之比对燃烧效率和比冲都有影响。

参 考 文 献

- [1] 王应时. 燃烧过程数值计算. 北京: 科学出版社, 1980
- [2] 帕坦卡 S V. 传热和流体流动的数值方法. 安徽科技出版社, 1984
- [3] 陈矛章. 粘性流体动力学理论及紊流工作计算. 北京: 北京航空学院出版社, 1985
- [4] 宁晃, 高歌. 燃烧空气动力学. 北京: 科学出版社, 1987
- [5] Cheng D L, Yang V and Kuo K K. Theoretical Study of Turbulent Reacting Flows in a Solid-Propellant Ducted Rocket Combustor. AIAA-87-1723
- [6] Chen L and Tao C C. Study on the Side-Inlet Dump Combustor of Solid Ducted Rocket with Reacting Flow. AIAA-84-1378

简 讯

美国国防部订购无人驾驶航空器用高粘度燃料发动机

由于无人驾驶航空器(UAVs)继续使用汽油发动机的安全性和后勤问题,促使美国国防部签订了3800万美元合同,为共用无人驾驶航空器,亦称为Hunter近程无人驾驶航空器,研制高粘度燃料发动机。

TRW和以色列飞机工业公司的共用无人驾驶航空器小组对9种转缸式发动机、涡轮发动机和活塞发动机进行了评定,以替代Hunter原Moto Guzzi双缸汽油发动机。

已与马马公司军械系统签订了1300万美元的合同,考核Hunter用55kW旋转式动力国防公司40型旋转式发动机。30多月的研制合同可望生产1,000台多燃料(柴油或煤油)涡轮增压发动机,估价超过5000万美元。

此合同向美国高级研究计划局补充120万美元技术再投资项目,研究采用同种发动机的轻型发电机,预计1997年开始批生产。

马马公司和旋转式动力国际公司将把Hunter飞行试验用14台首批发动机运往TRW公司。马马公司负责系统综合、齿轮箱、发动机装配和电控装置。旋转式动力国际公司将制造双转子核心发动机。

龙玉珍 供稿