

# 氢燃料超音速燃烧室实验研究\*

西北工业大学 刘陵\*\* 张榛 唐明  
航空航天部三十一研究所 刘敬华 杨丽新 王兴甫

【摘要】 本文介绍超音速燃烧冲压发动机燃烧室实验研究, 模型燃烧室呈突扩台阶和扩张形, 用电弧加热空气。燃烧室入口  $Ma = 2.1$ , 总温  $1200K$ , 总压  $7 \times 10^5 Pa$ 。氢气由壁面沿垂直或平行于超音速气流的方向喷入, 实现了超音速稳定燃烧, 并对燃烧室内性能参数进行了理论分析与计算。

## 一、实验装置和实验结果

为了模拟飞行条件下超燃冲压发动机的进口状态, 实验设备<sup>[1]</sup>采用电弧加热方法获得高温空气。试验件见图1。燃烧室入口的等直段与其后的突扩台阶共同起隔离作用, 以防止燃烧感应的压力波前传, 影响超音速喷管的正常流动。喷嘴装置有三种类型, 可作氢气“横喷”、“顺喷”的实验, 喷嘴孔径  $1.7mm$ , 个数12, 孔间距/孔径分别为: 台阶前横喷7.08, 台阶后横喷8.3, 顺喷7.7。台阶后相继连接四个等距的扩张段, 构成燃烧室。尾压模拟器利用燃气动能引射时, 能降低燃烧室出口反压, 最低可达  $0.6 \times 10^5 Pa$ , 燃烧室出口安装水冷总压测量靶。从入口到出口总面积比为2.05, 半扩张角  $\alpha = 1.5^\circ$ 。壁面每隔  $30mm$  设一静压测量点, 间隔  $45mm$  设温度测量点。沿文献[1]的氢燃料供应系统。其当量油气比  $\varphi$  及动压比  $\bar{q}$  见表1。

表1 三种喷嘴装置的动压比  $\bar{q}$  和当量油气比  $\varphi$

| 台阶前横喷     |           | 台阶后横喷     |           | 顺 喷       |           |
|-----------|-----------|-----------|-----------|-----------|-----------|
| $\bar{q}$ | $\varphi$ | $\bar{q}$ | $\varphi$ | $\bar{q}$ | $\varphi$ |
| 0.775     | 0.26      | 0.712     | 0.22      | 1.049     | 0.3       |
| 1.58      | 0.53      | 1.254     | 0.5       | 1.588     | 0.52      |
| 2.38      | 0.91      | 2.098     | 0.9       | 2.596     | 0.94      |
|           |           | 3.237     | 1.07      | 2.2       | 1.22      |

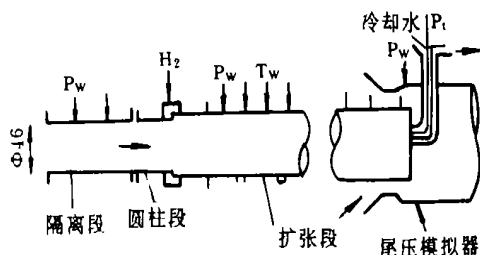


图1 试验件示意图

实验步骤: 电弧加热器启动, 使参数约稳定  $3 \sim 4s$  后喷射燃料, 燃烧时间为  $8s$  左右。

1. 直接观察 燃烧室出口火焰呈黄绿色, 长度约为出口直径  $D$  的  $10 \sim 14$  倍。高  $\varphi$  值时, 在出口截面后明显地出现膨胀、压缩波系。顺喷比横喷的声响强烈, 火焰较长。

2. 壁面静压分布 由图2可知(图中  $p_w$  为壁面静压,  $p_{wa}$  为燃烧室入口静压,  $\bar{p}_w = p_w/p$ )  
(1) 不喷氢时, 在台阶后斜冲波明显在壁面出现边反射边衰减。其平均压力沿轴线下降, 至出口前约  $3D$  处产生强冲波, 压力升高与外界反压相适应。总的压力水平与有燃烧时相比, 处于最低位置。(2) 有燃烧时, 整体压力值水平增高, 并随  $\varphi$  增大而增大。每一个  $\varphi$  值的

压力分布在台阶后某处都出现一个峰值, 然后沿轴向递减, 至出口降至最低值。局部地区压力值高低交替。(3) 大当量比时, 台阶前横喷, 整体压力水平及峰值最高。由于喷射和燃烧, 喷嘴处的压力升高一直波及到台阶上游  $6D$  处。顺喷的压力水平和峰值最低。低当量比时, 三种喷射方式的峰值及压力水平相差不多, 但顺喷及台阶后横喷时, 在喷嘴附近压力先降低而后突升, 且峰值向后移。当增大  $\varphi$  时, 喷氢引起的静压和静温升高作用加大, 在喷嘴附近即发生燃烧, 消除了静压下降的现象, 并使压力波向前传播。(4) 不装尾压模拟器进行燃烧实验时, 由于燃烧室出口反压上升, 在出口截面前产生冲波, 波后壁压突升, 影响到波前壁压水平略有变化。这类似于超音速燃烧室进口处, 压力峰波及到台阶前隔离段的情况, 证明超音速流中反压可以通过附面层向上游传播。

3. 出口总压 燃烧室出口在轴线上用皮托管测得总压和壁面静压值, 计算得到总压恢复系数  $\sigma$  和出口  $Ma$  数, 如图 3 所示。由图可见, 台阶前横喷总压损失最大。

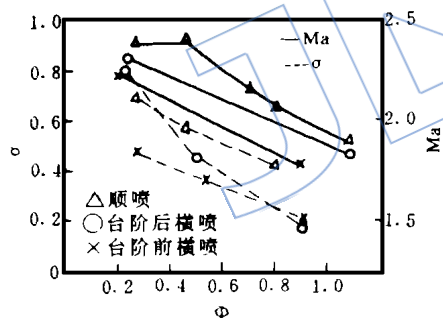


图 3  $\sigma$  和  $Ma$  随  $\varphi$  的变化

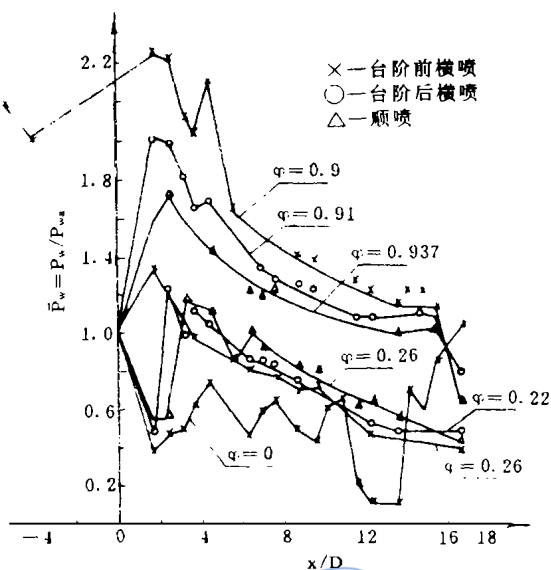


图 2 壁面静压分布

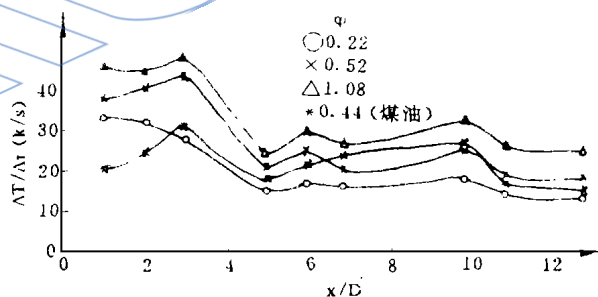


图 4 壁面每秒温升沿轴向分布

4. 壁面温升 图 4 说明燃烧稳定后, 燃烧室壁的每秒温升  $\Delta T / \Delta t$  沿轴向的分布。可见最高点在台阶后  $(2 \sim 4) D$  处, 约比壁面测得的静压峰值位置向下游移动一个  $D$ 。

## 二、数据 分 析

变面积的模型燃烧室中, 气流实际流动包含壁面摩擦损失 (摩擦系数  $f$ ), 壁面散热以及化学反应加热。假设气体符合热状态方程和量热状态方程, 忽略彻体力以及管内斜冲波对流动的影响, 可以使用准一元流方法, 由一组守恒方程和状态方程, 经过变换可以导出:

$$\frac{dMa}{Ma} = - \frac{\phi}{1 - Ma^2} \frac{dA}{A} + \frac{\gamma Ma^2 \phi}{2(1 - Ma^2)} \frac{4dx}{D} + \frac{(1 + \gamma Ma^2) \phi}{2(1 - Ma^2)} \frac{dT_i}{T_i} \quad (1)$$

$$\frac{dp}{p} = \frac{\gamma Ma^2}{1 - Ma^2} \frac{dA}{A} - \frac{\gamma Ma^2 [1 + (\gamma - 1) Ma^2]}{2(1 - Ma^2)} \left[ \frac{4f dx}{D} \right] - \frac{\gamma Ma^2 \phi}{1 - Ma^2} \frac{dT_t}{T_t} \quad (2)$$

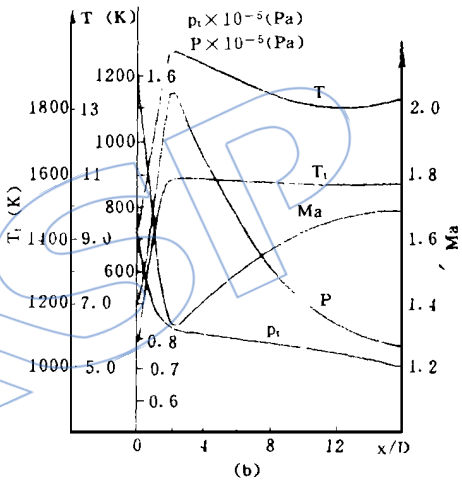
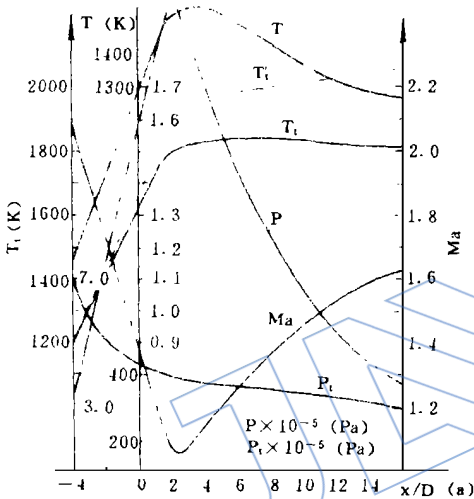
式中  $\phi = 1 + (\gamma - 1) Ma^2/2$ ,  $\gamma$  为比热比,  $T_t$  为总温。

燃烧室初步设计中, 如果已知  $dA/A$ 、 $f$  以及  $dT_t/T_t$  (可由燃烧室效率经验关系式导出<sup>[2]</sup>), 由式 (1) 用数值积分法可算出沿燃烧室长度的  $Ma$  数变化规律和所有流动参数。

实验中通常不能直接测  $T_t$ , 而只能测量  $p$ , 故由上两式中消去  $dT_t/T_t$  项, 得到  $dMa/dx$ , 再由式 (2) 得  $dT_t/T_t$

$$\frac{dMa}{dx} = - \frac{(1 - 2\phi + \gamma Ma^2) Ma}{2(1 - Ma^2)} \left\{ \frac{1}{A} \frac{dA}{dx} + \frac{2f}{D} - \frac{(1 - Ma^2)(1 + \gamma Ma^2)}{2(1 - 2\phi + \gamma Ma^2) \gamma Ma^2} \frac{1}{p} \frac{dp}{dx} \right\} \quad (3)$$

$$\frac{dT_t}{T_t} = \frac{1 - Ma^2}{\gamma Ma^2 \phi} \left\{ \frac{\gamma Ma^2}{1 - Ma^2} \frac{dA}{A} - \frac{\gamma Ma^2 [1 + (\gamma - 1) Ma^2]}{2(1 - Ma^2)} \frac{4f dx}{D} - \frac{dp}{p} \right\} \quad (4)$$



将本实验测量出的实验数据 (图 2) 整理成经验关系式, 可以算出  $dp/p$ , 而  $f$  是总温  $T_t$  的函数<sup>[3]</sup>, 因此使用四阶龙格—库塔算法由式 (3)、(4) 迭代解出  $Ma$  和  $T_t$  及所有气流参数。本文列出的部分计算结果, 如图 5 所示 (a.  $\phi = 0.91$  台阶前横喷; b.  $\phi = 0.91$  台阶后横喷; c.  $\phi = 0.937$  顺喷)。由此可见, (1) 无论是横喷或顺喷, 台阶前或台阶后, 在喷氢处已有显著的总温上升。这说明在此工况下, 横喷氢喷嘴前斜冲波与氢喷嘴间壁面附近的回流区是着火点; 顺喷时台阶后的氢喷嘴后的边界层是着火点。在喷氢点附近, 由于混气着火而迅速放热, 以及喷氢对主流的阻塞作用, 气流参数迅速变化。如果  $\phi$  很小, 静压峰值向下游移动 (如图 2 上  $\phi = 0.22$  的台阶后横喷曲

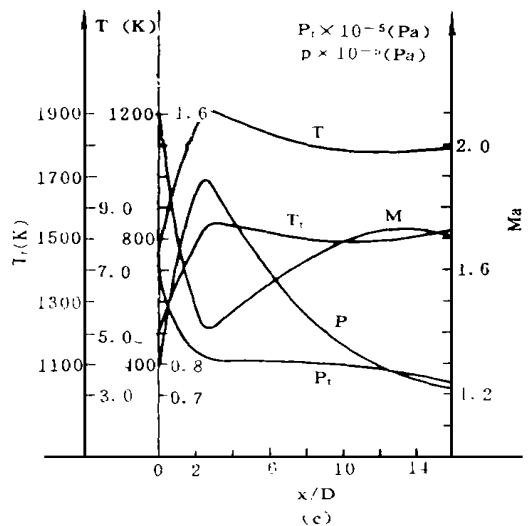


图 5 燃烧室内气流参数变化

线), 说明着火点在弓型波后<sup>[4]</sup>。(2) 喷氢点附近总温迅速上升, 随后速度增加变缓, 甚至略有下降, 这是因为在燃烧室后段混气放热速率减小, 当放热量小于通过燃烧室壁面的散热时, 总温降低。最大静温的位置正好与图 4 上所示壁面温升速率最大的位置吻合。(3) 由于气流被加热, 气流  $Ma$  数迅速下降, 在  $x/D$  等于 2~3 之间达到最小值, 后因放热速率减少和管道扩张,  $Ma$  数增加。 $Ma$  数的计算值要小于图上所示之测量值, 这是由于在轴中心线上测量的  $Ma$  值较高于平均值。(4) 由总压的变化趋势可见, 在氢喷嘴附近总压损失很大, 说明在高  $Ma$  时, 气流加热引起的总压损失是燃烧室总压降的主要部分。台阶前横喷引起的总压损失最大, 顺喷的总压损失最小。

对于有放热反应的气流流动, 假设  $Re$  类比仍然是正确的, 就可以把壁面剪应力  $\tau_w$  与通过壁面的散热参数进行类比, 计算出通过壁面的散热损失  $Q_w$ 。推算出无壁面散热时的总温  $T_t$ , 由此可以按有散热 (即由式 (3)、(4)

计算出的) 的总温  $T_t$  计算出燃烧效率  $\eta$  和按无散热的总温  $T_t$  计算出燃烧效率  $\eta_1$ , 在图 5a 上用虚线表示出无散热时的总温。图 6 上表示出燃烧效率曲线。由图可见, 估算的效率曲线与由本次试验测得的数据推算的效率曲线相当接近。

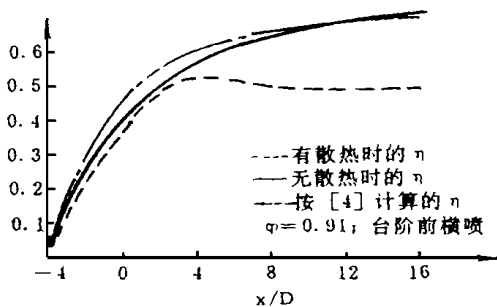


图 6 燃烧室的总压恢复系数

### 三、结 论

1. 利用电弧加热空气, 总温 1200K, 总压 70kPa, 在进口马赫数  $Ma = 2.1$  下, 可以顺利地实现氢气在超音速气流中的着火和稳定燃烧。
2. 台阶前横喷的燃烧效率最高, 总压损失最大; 顺喷的燃烧效率最低, 总压损失最小。
3. 可以用本文的准一元流方法计算燃烧室内的流动参数。计算得到的最大静温位置、出口  $Ma$  数、总压恢复系数与实验测量值接近。
4. 出口静压低于反压时, 在出口截面前产生正冲波, 用尾压模拟器可消除该项影响。

本课题是在王宏基、王树声、于守志、刘兴洲、孙亦定、茹秋印等专家关怀下, 并和 701 所、101 站同志们团结协作, 共同努力完成的, 在此深表谢意。

### 参 考 文 献

- [1] 刘敬华、杨丽新等, “超音速气流中横喷自点火的实验研究”, 推进技术, 1989 年第 5 期。
- [2] 刘陵、张榛、牛海发、刘敬华, “超音速燃烧室燃烧效率数学模型及气流状态参数的计算”, 推进技术, 1989 年第 2 期。
- [3] Waltrup P. J., et al., “A Procedure for Optimizing the Design of Scramjet Engines”, AIAA/SAE 14th Joint Propulsion Conference, 1978.
- [4] Huber P. W., et al., “Criteria for Self Ignition of Supersonic Hydrogen Air Mixtures”, NASA TP-1457.

## AN EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF HYDROGEN– AIR SUPERSONIC COMBUSTION

Liu Ling, Zhang Zheng, Tang Ming (*Northwestern Polytechnic University*)

Liu Jinghua, Yang Lixing, Wang Juzheng (*The 31th Research Institute*)

### ABSTRACT

The experimental results of Hydrogen fueled supersonic combustors are considered. Tests were conducted with arc-heated air at inlet Mach number 2.1, total temperature 2100K, total pressure  $7 \times 10^5$  Pa. The axisymmetric combustor with inlet of 4.6cm inner diameter has been investigated with hydrogen injected normally or parallelly to air stream from a ring of equally spaced holes on the wall. The combustor comprised assemblies of cylindrical and diverging conical sections on which are mounted static pressure taps and thermocouples. The total pressure profiles were measured by a pressure probe rake just downstream of the combustor exit. Each fuel injection persisted about 8 seconds to obtain steady-state operating conditions. The pseudo-one dimensional flow analysis of supersonic combustor has been improved and employed to yield a description of the bulk processes in the supersonic combustor and to explain the characters of the measured pressure distributions. The results of a series of tests show that the combustion efficiency of the transverse injection ahead of a rearward facing step is higher than behind it, and the combustion efficiency of transverse injection is higher than that of the downstream injection, and it is also evident that the total pressure loss is maximum in the case of transverse injection ahead of a rearward facing step and is minimum in the case of parallel injection.

## AN INVERSE COUPLED HEAT TRANSFER METHOD FOR THERMAL CONDUCTIVITY SEMI-TRANSPARENT MATERIAL

Tan Heping and Yu Qizheng (*Harbin Institute of Technology*)

Lallemant Michel (*Laboratoire de Thermique ENSMA*)

### ABSTRACT

An inverse problem method of transient combined radiative-conductive heat transfer is proposed to determine the thermal conductivity of non-gray semi-transparent material. The one-dimensional semi-transparent sample with black interfaces is submitted to an external rectangle pulsed irradiation and the temperature response occurs in the sample. There are two peaks in the temperature response of non-incident surface. The thermal conductivity can be determined by this method, provided that temperature responses at the two surfaces are measured and the radiative properties of semi-transparent material are known. The control volume method and the spectral band model are used in the numerical calculation. The divergence of radiative flux is treated as the source term of the energy equation. In the inverse problem method the golden section method is applied to searching for the optimum of the solution. The temperature response of the non-irradiated surface is taken as a given condition and the temperature response of the irradiated surface as a restricted condition. Two cases are considered, i. e. the case of constant thermal conductivity and the case of thermal conductivity varying with temperature in a linear relation. The numerical simulation has been carried out. It is proved that this method is feasible. The influences of the searching region and the measurement errors are also discussed in this paper.