

氢/空气超声速燃烧研究

俞 刚 李建国

摘要 H_2 / Air在两种不同的燃烧室尺寸、七种燃烧喷注方式下进行了系统的超声速燃烧实验。实验空气的滞止温度在2000K左右，滞止压力 $1 \sim 1.4 \text{ MPa}$ ，总流量 2 kg/s ，燃烧室进口马赫数2.5，可以模拟飞行M数为7的超燃冲压发动机中的燃烧工况。新开发的一维超声速燃烧程序SSC-1可以估算出燃烧室内的流场参数、燃烧效率和总压损失。计算结果与实验进行了比较，发现较好的一致。实验结果表明，利用垂直喷射，燃烧效率可以超过80%，同时不引起严重的总压损失。由燃烧室壁面静压分布与燃烧效率的分析发现，燃烧室燃料注射位置应避免过于集中，宜分散按规律分布，使燃烧室静压分布尽量平直以获得高燃烧效率。

关键词 超声速燃烧；超燃冲压发动机；混合增强；燃烧效率；总压恢复

分类号 V231.2；TK16

Studies on Hydrogen/Air Supersonic Combustion

Yu Gang Li Jianguo

Laboratory of High Temperature Gas Dynamics
 Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080

Abstract Experimental and Analytical supersonic combustion studies were conducted in test combustors with integrated nozzle-strut injectors under normal and combined normal and parallel injection. The tested air with a temperature of 2100K, pressure of 4.5 MPa and flow rate of 2.0 kg/s was utilized for the experiment. The Mach number of the flow at the entrance of the test combustor is 2.5, thus the flight condition of Mach 7 of the scramjet can be simulated. In addition, an one-dimensional supersonic combustion computer code SCC-1 in terms of wall static pressure data were developed for the estimation of flow field parameters, combustion efficiency and total pressure recovery. The calculated results were consistent with the experimental measurement. Experiment results showed that the combustion efficiency of 80% and above could be obtained by the normal injection. The factors affecting combustion efficiency and total pressure recovery were discussed.

Key words supersonic combustion; scramjet; mixing enhancement; combustion efficiency; total pressure recovery

0 引言

超声速燃烧冲压发动机(Scramjet)已研究了40年，但至今尚未有一台发动机上天，其

主要原因是为发动机提供推力的燃烧释热过程，即超声速燃烧问题尚未得到满意的解决 [1]。其中，燃烧的完全性是现实存在的特有挑战，由于燃烧过程是在超声速气流中发生，意味着燃烧只有很短的驻留时间和发展很慢的层状燃料/空气混合层中进行。如何在尽可能短的时间内促进、增强燃料与空气的混合，减少燃烧过程的滞后，特别是混合增强放在了研究首位。此外，这种发动机必须在很宽的飞行马赫数区域工作以适应不断变化的外部与内部的气流条件，这意味着燃烧室的形状以及燃料喷嘴的分布，混合与燃烧规律必须与之匹配以适应不同的飞行条件。这些问题，不是地面实验能完全解决的，必须通过飞行实验研究。

几十年来，大量的超声速燃烧研究都集中在混合增强方面。显然，只有以最短距离燃烧完全，才能缩短燃烧室长度，减少摩擦损失、总压损失、热交换损失、发动机重量，使推力获得最大的提高。

实际的超燃冲压发动机燃烧室中流场十分复杂。发动机由进气道、隔离段、推力喷管组成。燃烧室中的气流充满了激波、膨胀波，特别是进气道、隔离段壁面产生的厚边界层和分离流。这与许多轴向旋涡混合增强的基本研究中假定的流场条件相去甚远，特别是那些需要固定在燃烧室壁面上产生轴向旋涡气流的燃料喷注装置，例如后掠斜坡注射等，由于燃烧室壁面的边界层、分离流的厚度已经和增强混合装置的几何尺寸相当，甚至更厚。所以这些增强混合装置在理想条件下获得的增强效果应用于实际燃烧室条件中是成问题的。

燃料平行地、成角度地、和垂直地与空气混合是研究较多的主题。燃料平行喷注对气流有动量附加的好处。这对于飞行马赫数超过12以上的发动机推力是不可缺少的贡献。因为随着飞行马赫数的不断增加，燃烧化学能的加入对发动机的推力的贡献已愈来愈不起控制作用。然而平行混合主要依靠剪切层扩散，发展很慢，达不到适合燃烧的化学当量比条件。

从工程的观点，垂直喷注更有应用价值。首先燃料射流与空气流的对流混合依靠燃料射流的穿透能力能给出很好的近场混合效果，这比旋涡增强更直接、有效。而且燃料出口上、下游的分离区，还能起很好的火焰稳定作用。从技术上燃烧室壁面上的燃料垂直喷注孔避免了燃料导管需要冷却的许多技术麻烦。主要缺点是弓形激波造成的总压损失，幸好，当飞行马赫数不超过8的情况下，燃烧的化学释热对推力起控制作用，动能的贡献仅占一小部分，总压损失将不起控制作用。Bushnell [2] 的研究指出，在飞行马赫数6到12的范围内，超燃冲压发动机有适当的推力余裕，燃料垂直注射是一种适用的混合增强方式。

所以，如果我们限定研究的范围为飞行马赫数8以下的超燃冲压发动机，则可以采用垂直注射作为混合增强的主要方式。此外，考虑到减少燃料喷注点的间距是改善混合效果的最直接的方法，我们相信对于飞行马赫数小于8的超燃冲压发动机燃烧室燃料的喷注混合问题，可以利用精心设计的燃烧壁面的垂直喷注与导流支杆上的燃料注射孔各种喷注方向的组合加以解决。

为了研究混合与燃烧效率，除了进行实验测量之外，还必须开发一种估算燃烧室内流场参数，其中包括马赫数、静压、总压、静温、总温、燃烧效率与总压损失的方法。由于燃烧室内是2000K以上的有燃烧反应的超声速气流，按目前的技术水平，只有静压与总压分布能获得较为准确可靠的数据，事实上燃烧室的压力分布主要取决于混合燃烧效果，在燃烧室几何形状固定已知的情况下，如果燃烧室压力分布能测出，气流马赫数分布就能测定，其它流动参数的分布随之也能获得，从而导出燃烧效率，总压损失。

为此，本文提出了一个建立在实验基础上的超声速燃烧流场一维近似计算法，程序名为SCC-1。虽然一维假设不能认为很准确，但是可以作为一种工程的估算方法给出超声

速燃烧流场特性的合理的定量描述，有实用参考价值。

1 一维近似分析

1.1 流场物理模型

假定燃烧室内的超声速燃烧过程由绝热压缩、等压燃烧和不等压燃烧(基本上是等马赫数燃烧)构成，见图1。其中位置 $2, 3, 3'$, 4分别表示隔离段进口，燃烧室进口(燃料喷注位置)，扩张段开始和燃烧室出口， u, d 表示逆压梯度的上、下游位置， s 表示顺压梯度的上游位置。不失一般性，燃烧室有一起始等面积段和后继的扩张段。起始等面积段假定是隔离段的延长，在这一段压力上升不是因为燃烧释热而是由于隔离段的斜激波串的绝热压缩引起(在一维假定的情况下，等价为边界层分离流的产生，使自由流区面积缩小)。燃烧释热从 d 点开始，该点由于燃烧释热产生的反压，需要由隔离段绝热压缩引起的压力与之匹配。通常，压力上升很快，可以认为 d 点是隔离段的出口与燃烧室的进口的界面，由于分离流的继续存在，使得燃烧峰值压力通过在壁面分离流内的传播平均化，在 $d \sim s$ 范围内形成等压释热段。气流到 $3'$ 点重新与壁面相贴，从 s 点至燃烧室出口由于面积的扩张起了主导作用，所以压力开始下降。

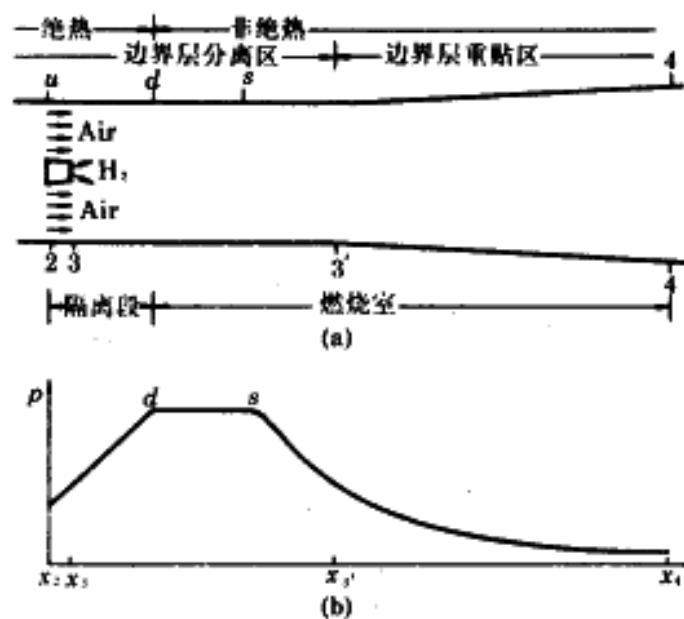


图1 一维近似流场物理模型
(a)轴向位置标示 (b)壁面静压轴向分布

Fig.1 The sketch of one dimension calculation of supersonic combustion.(a)Designation of axial allocation;(b)Typical axial distribution of wall static pressure.

1.2 计算方程

计算由三部分组成：

(1)起始绝热压缩段(2-d)

由于斜激波串的绝热压缩过程，燃烧室核心流的马赫数可以表示为^[1]：

$$M = \left\{ \frac{r^2 M_2^2 (1 + \frac{r-1}{2}) M_2^2}{(1 + r M_2^2 - \frac{P}{P_2})^2} - (\frac{r-1}{2}) \right\}^{-1/2} \quad (1)$$

核心流的面积和静压可以分别表示为：

$$\frac{A}{A_2} = \frac{1}{r M^2} \left[\frac{P_2}{P} (1 + r M_2^2) - 1 \right] \quad (2)$$

$$\frac{P}{P_2} = 1 + \left(\frac{P_d}{P_2} - 1 \right) (3 - 2x) x^2 \quad (3)$$

$$x = \frac{x_i - x_2}{x_d - x_2}$$

上述方程可以代数求解，其中下标为图(1)所示的当地条件，
纲气流轴向坐标。

(2)等压燃烧段

相对于燃烧室面积的变化和热附加，壁面摩擦、热交换和燃料流量的附加是次要的因素，可以忽略。于是，马赫数沿气流的变化可以写成：

$$\frac{dM}{dx} = M \left(\frac{1 + \frac{r-1}{2} M^2}{1 - M^2} \right) \left\{ - \left(\frac{dA}{Adx} \right) + \frac{(1 + r M^2)}{2} \left(\frac{dT}{T dx} \right) \right\} \quad (4)$$

$$T = T_2 \frac{T_i}{T_2} \left[\frac{1 + \frac{r-1}{2} M_2^2}{1 + \frac{r-1}{2} M^2} \right] \quad (5)$$

$$P = P_2 \frac{A_2}{A} \cdot \frac{M_2}{M} \sqrt{\frac{T}{T_2}} \quad (6)$$

$$P_t = P_2 \frac{P}{P_2} \left[\frac{T_2}{T} \cdot \frac{T_t}{T_{t2}} \right]^{\frac{r}{r-1}} \quad (7)$$

其中，下标t表示驻点条件，由方程(4)可见，马赫数的变化主要由起相反作用的面积变化项和热附加项控制。从数学上热附加所起的作用与面积变化起的作用完全等价。所以，热附加项可以认为是“热面积”，这正是双模态超燃冲压发动机的基本原理。在方程(4)中热附加 dT_t/dx 项可以通过 $dA/dx, dp/dx, dM/dx$ 和M表示。因而可以改写成便于计算的形式：

$$\frac{dM}{dx} = \frac{(1 + rM^2) \frac{1}{P} \frac{dP}{dx} + rM^2 \frac{1}{A} \frac{dA}{dx}}{\frac{1 - M^2}{M \left(1 + \frac{r-1}{2} M^2\right)} - \frac{1+rM^2}{2} \left[\frac{2}{M} + \frac{(r-1)M}{1 + \frac{r-1}{2} M^2} \right]} \quad (8)$$

本段 $dp/dx=0$ 。所以方程可以由四阶Rung-Kutta方法求解。

(3) 不等压释热段(s-4)

Billig [3, 4] 建议该区域的压力与面积由多方过程控制。 $PA_n=\text{cons}$. 其中指数n可以通过下式计算而得：

$$n = - \frac{\ln P_t - \ln P_4}{\ln A_t - \ln A_4} \quad (9)$$

$$\frac{dP}{dx} = - n P_4 A_4^n \frac{1}{A^{n+1}} \frac{dA}{dx} \quad (10)$$

燃烧效率

$$\eta_b \equiv \frac{T(x) - T_2}{T_{\text{AFT}} - T_2}$$

其中TAFT是绝热火焰温度。

2 实验

2.1 实验装置

超声速燃烧实验装置的详细描述可在文献 [5] 中找到。高温实验空气由氢、空气补氧在一个类似于火箭发动机的加热器中产生，实验空气中除了含有与普通空气相同的20.9%的氧之外，其余的气体由氮和水蒸汽组成。加热器能提供的总温、总压高达2100K和4.5MPa，最大流量2kg/s。

在考虑燃料注射装置时，由于伸入气流中的导流支杆受到极大的热通量，特别是支杆的前缘和底部需要有效的冷却。为了绕过这一技术麻烦，与许多常规的方法不同，采用了空气超声速喷管与燃料喷注整体结构，如图2所示。简称叶形支杆，支杆的上、下两个对称壁面，设计为超声速喷管的型壁，喉道前是亚声速型壁，于是叶形支杆的前缘有足够的冷却空间，尾部有一定的高度，便于安排燃料的喷注口，同时形成底部气流回流区促进点火和火焰的稳定。为了模拟飞行马赫数7的超燃冲压发动机燃烧室工况，设计的超声速喷管的型壁能给出马赫数2.5的二维超声速气流。

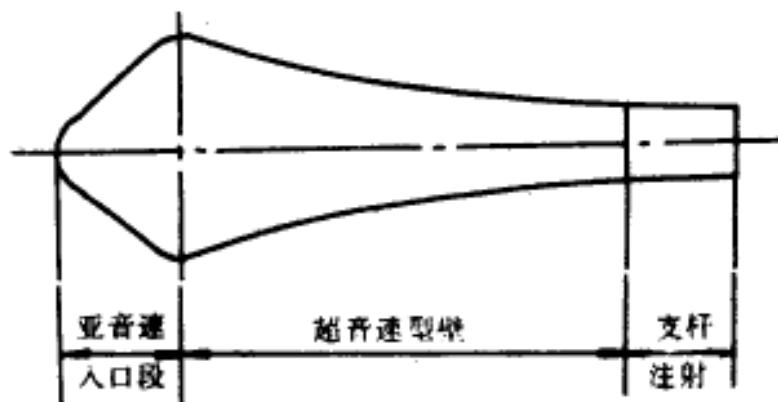


图2 空气超声速喷管与燃料喷注一体化结构示意图

Fig.2 Sketch of integrated nozzle-strut injector

为了研究燃烧室通道尺寸效应以及多支杆燃料喷注的问题，对两种燃烧室进行了实验。图3为单支杆燃料喷注超声速燃烧实验段草图。燃烧室进口截面为 $30\text{mm} \times 30\text{mm}$ ，第一段长125mm, 呈 0.5° 扩张，第二段长300mm呈 1.5° 扩张。有四种不同的燃烧喷注方式：

- SS2 单排直径1.8mm,9孔喷注，底部高8.4mm
- SS3 双排直径1.3mm,9孔 45° 喷注，底部高8.4mm
- SS4 斜坡双排直径1.3mm,9孔 45° 喷注
- SS5 单缝 $0.95\text{mm} \times 20\text{mm}$,平行喷注，底部高3.3mm

SS5支架底部高度为3.3mm，目的是研究支架底部高度对点火与火焰稳定的影响。3.3mm几乎是现代加工工艺可能达到的最低高度。

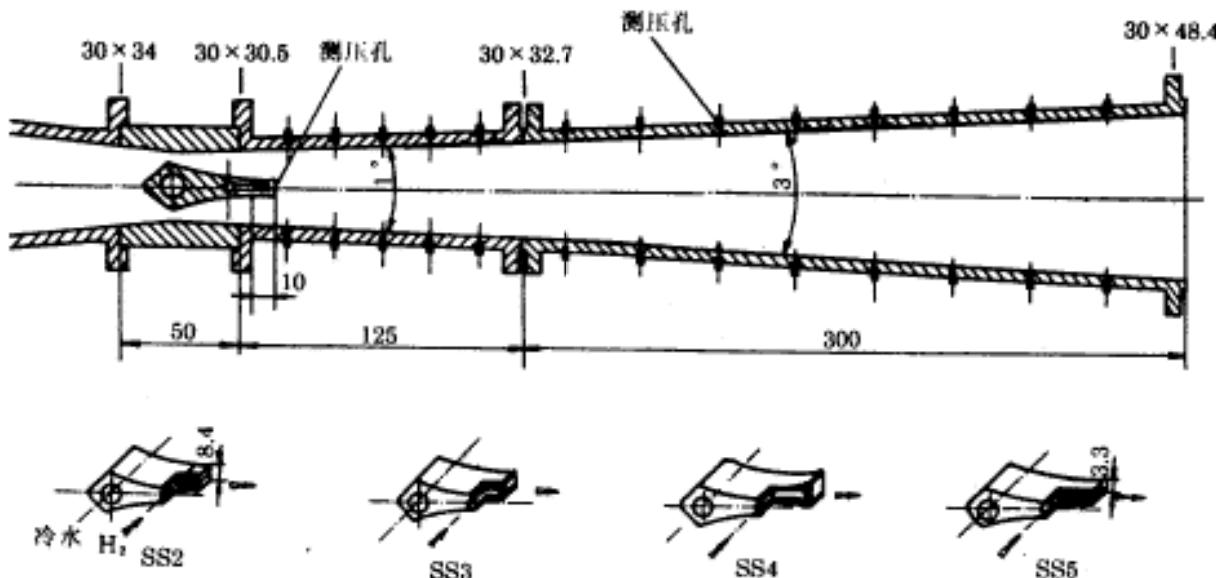


图3 单支杆燃料喷注超声速燃烧实验段草图

Fig.3 Schematic of the supersonic combustor facility with single strut injector

图4为双支杆超声速燃烧实验段草图，燃烧室进口截面为 $50\text{mm} \times 70\text{mm}$ ，第一段长146mm, 呈 0.5° 扩张，第二段长290mm呈 1.5° 扩张。有三种不同的燃烧喷注方式：

DSP 双支架平行与垂直混合喷注，底部高8mm

DSN 双支架垂直喷注，底部高8mm

PWN 双排壁面垂直喷注

三种喷注孔的总面积相等。

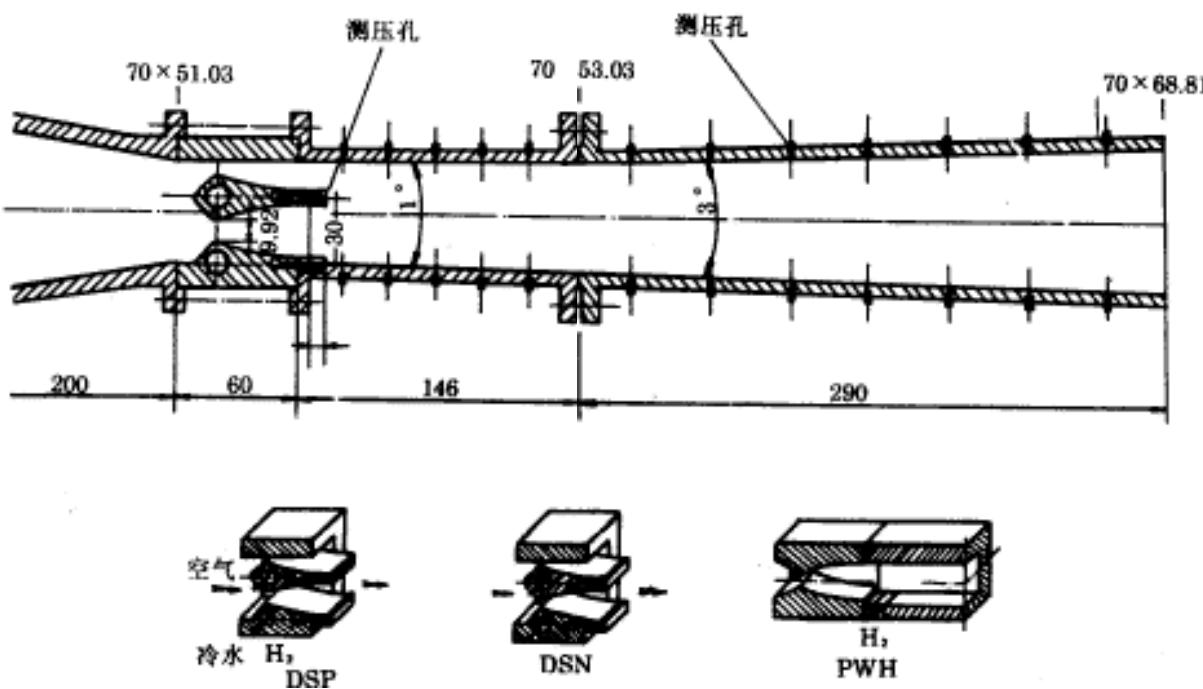


图4 双支杆燃料喷注超声速燃烧实验段草图

Fig.4 Schematic of the supersonic combustor facility with doubles truts

2.2 控制与数据采集

实验由计算机控制，每次实验设定的参数以及运行时间可键入PC机。实验按预定程序与参数运行，实验的可靠性、准确性与重复性得到了保证，数据采集系统有96个通道，每55ms采集一次。每一次实验结束后，运行的参数以及温度、压力、流量数据曲线立即在荧光屏显示并通过打印机输出。详细描述可见文献[6]。

2.3 实验程序

每次实验运行7s，主要实验气体Air,O₂, H₂在H₂/Air引导火焰出现1s之后进入加热器，一般达到稳定温度与压力的时间不超过2s。图5为典型的总压与总温随时间分布。可以看到2s之后，总压、总温都趋于稳定，相应的马赫数2.5的超声速流场在燃烧室内建立。如果气流的静压、静温达到自然极限，则氢在M=2.5的气流中注入(一般在3s)后，则燃烧立即开始，这时静压上升并看到超声速燃烧火焰。从3~7s的稳定燃烧时间可以采集到足够的数据。

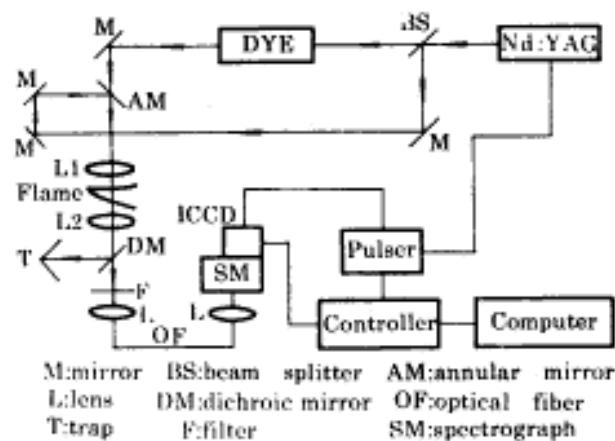


图5 典型的总温、总压随时间变化曲线

Fig.5 Typical time variations of the stagnation pressure (P_t) and stagnation temperature (T_t) of the heater.

2.4 压力测量

燃烧室侧壁的静压测量按气流方向双侧分布，对于双支杆喷注燃烧室，每侧安排了三列静压孔以获得在同一截面上的静压平均分布。MotorolaMPX22000~1.0MPa压力传感器用于静压测量。燃烧室出口总压由水冷皮托压力排测量，采用Sensym19CIU3000~1.5MPa压力传感器测量。

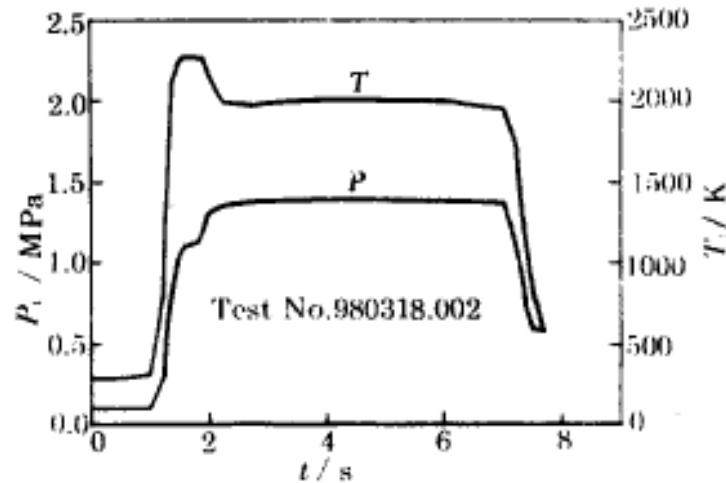


图6 相干反斯托克斯喇曼光谱(CARS)
温度、成分测量系统示意图

Fig.6 Schematic diagram for the USED CARS setup.

2.5 静温测量

在超声速燃烧气流的条件下，任何侵入式的物理探测头都难以在高温高速的气流中保存，即使能解决保存的问题也由于探头诱导的激波干涉，使测得的信号难以分析，因此必须采用激光非侵入式诊断技术。我们开发了一套相干反斯托克斯喇曼光谱(CARS)温度、成分测量系统，如图6所示。该系统由YAG(Spectra-Physics GCR290-30)倍频输出，波长532nm、频率30Hz。染料激光器(SpectrumMaster,HD-500B)产生中心波长在580.4nm的宽带Stokes光束。在被测点聚焦、混频、相位匹配后输出CARS信号，通过光导纤维进入光谱仪分光(SPEX-500)，最后特定的CARS信号记录在增强型CCD(PI，ICCD1152MGE)相机。通过移植的美国Sandia国家实验室大型软件，在PC586微机上处理获得温度、成分数据。

3 结果与讨论

3.1 一维计算程序SCC-1

图7为利用实测的壁面静压分布数据通过一维计算程序SCC-1获得的有关流动参数分布，并以无量纲的形式表示。实测的静压数据与一维计算的静压分布同时示出。实验条件为 $M_2=2.5$, $P_{t2}=1.34\text{ MPa}$, $P_2=76\text{ kPa}$, $T_{t2}=1850\text{ K}$, 氢的总体当量比(按氢的流量与空气的流量计算) $\text{EQ}=0.84$ 。在双支杆氢垂直注射DSN的燃烧室内进行。从静压数据基本按梯形分布并且与一维计算的静压分布基本一致来看，可以认为前面描述的超声速流场的物理模型基本正确，即由于燃烧室内压力的突然上升，逆压梯度出现产生分离流，进气道来的超声速气流在进入燃烧室之前，首先经过隔离段，该隔离段由于分离流的出现，使通道面积缩小，超声速气流受到压缩，压力提高与燃烧室的反压匹配。这个性质可以应用于双模态超燃冲压发动机的设计。从马赫数的分布曲线可以看出，随着绝热压缩、等压燃烧释热，马赫数逐渐减小，到s点达到最小值，然而由于面积扩张的影响，马赫数至燃烧室出口基本持平并稍有上升。核心流面积A随压力上升而减小，到d点达到最小值然后逐渐上升。总温与静温则沿着燃烧室的下游不断地升高，到燃烧室出口达到最大值。然而总压

则沿着燃烧室的下游不断地下降，d点以前主要是由于绝热压缩引起(冷损失)，d点以后主要是由于燃烧释热引起(热损失)。从两者的下降幅度可以看到热损失较冷损失大。图8为燃烧室出口总压随时间变化曲线，氢在第3s注入，可以看到热损失引起的总压明显下降。

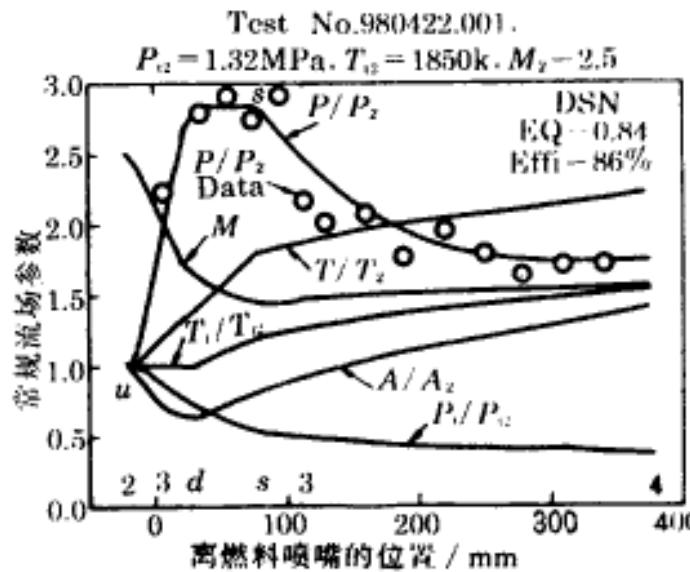


图7 一维计算程序获得的流场参数变化曲线
与实测的静压分布

Typical distribution of interest parameters from one-dimension program.

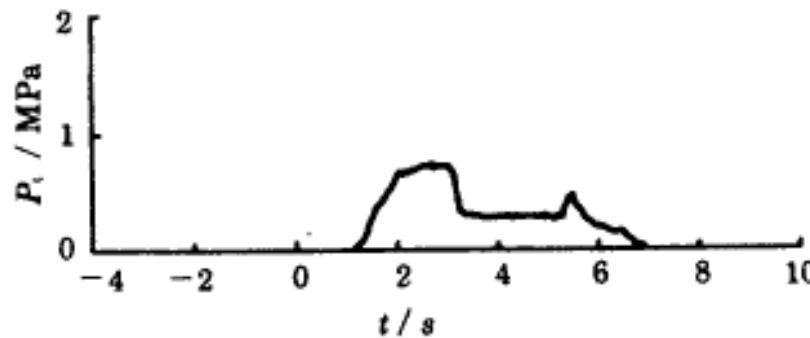


图8 燃烧室出口总压随时间变化曲线

Fig.8 Total pressure profile at the exit of the combustor

为了进一步判定上述的一维计算程序的可信度，我们将实验得到的总压与静压数据与一维计算的结果作了比较。实测的燃烧室出口总压与一维计算程序获得的总压值放在一起，如图9所示。横坐标是计算值，纵坐标是实验值。四种不同的符号代表不同的燃料喷注方法。这些点集中分布在对角线的两侧，说明实验值与计算值互有大小，离散误差不超过 $\pm 15\%$ 。

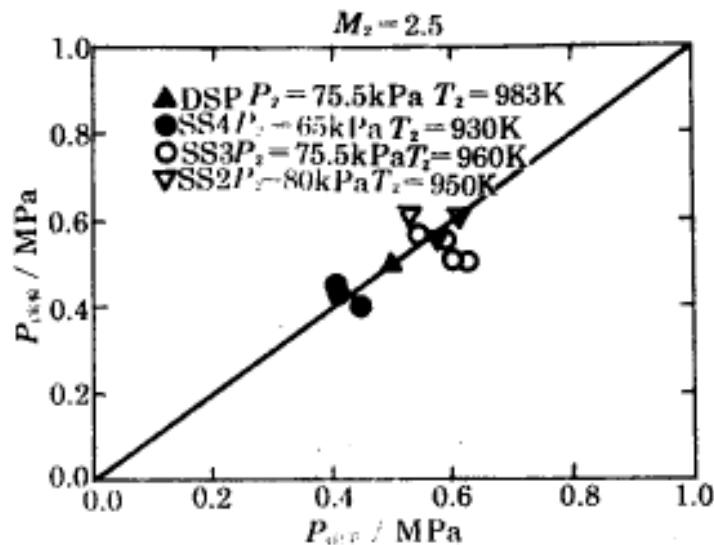


图9 实验与计算总压的比较

Fig.9 Comparison between calculated total pressrue and experimentally measured total pressure at the combustorexit.

图10为计算获得的静温分布曲线。CARS方法测到的静温数据一同放入，发现实验温度与一维计算结果很好地一致，该点相应的CARS光谱也一起供有兴趣者研究[7]。应该指出，我们开发的一维计算程序SSC-1，基本上采用了文献[1]的物理模型，作了一些改进。与该文献提供的一维计算程序HAP(只有运行程序，没有源程序)不同，SSC-1的应用范围要宽得多。这个程序可以计算出燃烧效率和总压恢复。

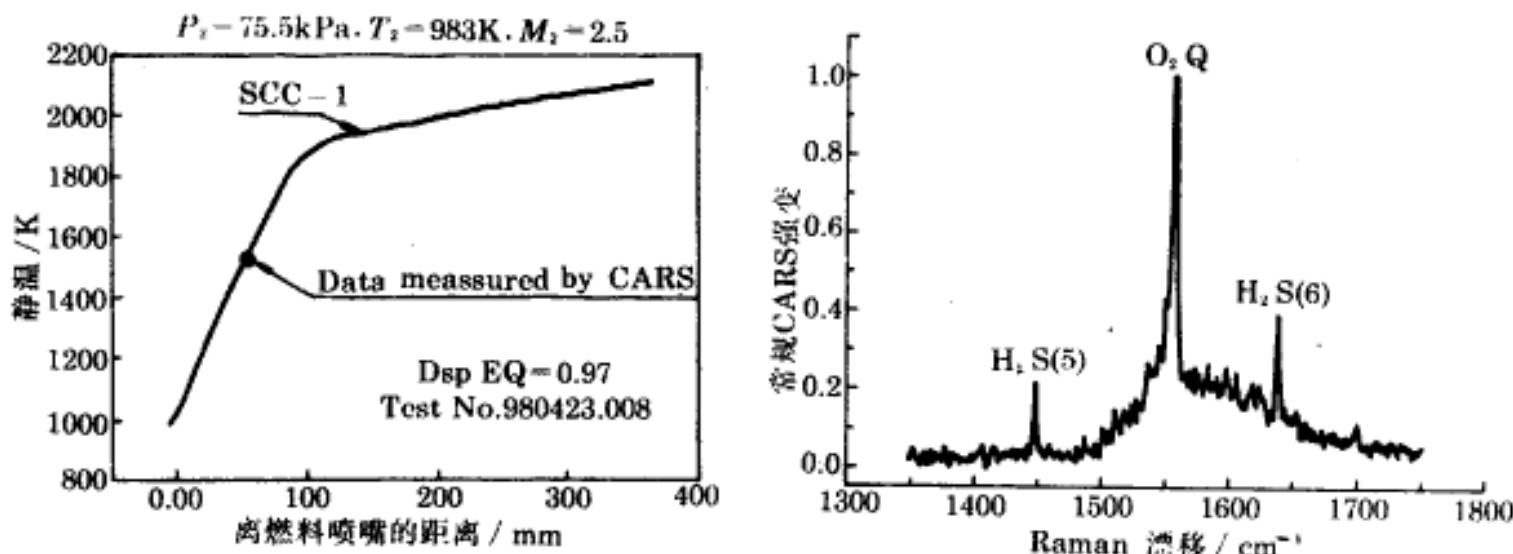


图10 (a)实验与计算的静温比较 (b)相关的CARS谱

Fig.10 (a)Typical distribution of calculated static temperature with measured

static temperature data plotting,(b)associated CARS spectrum

3.2 壁面静压分布

为了判明燃烧室尺寸效应以及单支杆与双支杆燃料注射对燃烧效率与总压恢复的影响，对大小两种燃烧室、7种不同的燃料注射SS2, SS3, SS4, SS5, DSP, DSN, PWN, 改变氢与空气的总体化学当量比进行实验，获得了大量的以化学当量比为参数的燃烧室壁面静压分布数据。用这些静压数据作图后发现，分布大同小异，基本上呈梯形分布，不同之处在于梯形的高度与上台的宽度。

为了避免重复，本文仅给出两组典型的静压分布数据。图11和图12分别为在SS3和DSN氢燃料注射下，不同当量比的燃烧室壁面静压分布，其中横坐标为以隔离段进口位置下标2为原点的无量纲距离，纵坐标为无量纲静压值，由这些分布可见，梯形的高度也即燃烧室中的最高静压，随当量比的增加而明显地升高，然而梯形的上台宽度，即等压燃烧的持续距离变化不大。关于最高静压随当量比增加而增加这一实验结果，必须指出实验中隐含的另一因素，即氢燃料射流的动量与空气流动量之比，当提高当量比时，动量比也在增加，这是由于氢射的出口小孔面积是固定的，增加氢的流量主要是通过提高氢的总压来实现，所以大的EQ值意味着氢的总压高，从而出口动量大。目前还无法鉴别氢的当量比和氢的动量哪一个是引起燃烧室压力提高的主要因素。

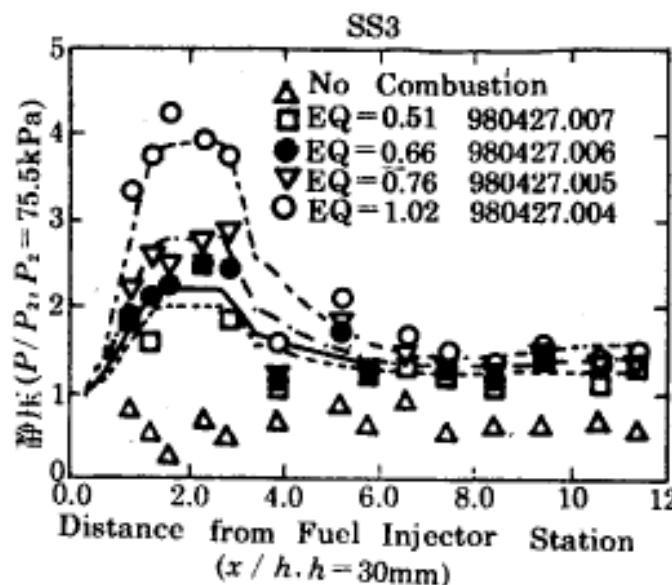


图11 在SS3注射时燃烧室壁面静压分布

Fig.11 Various distribution of the static pressure within the combustor at different equivalence ratio under the SS3 injector.

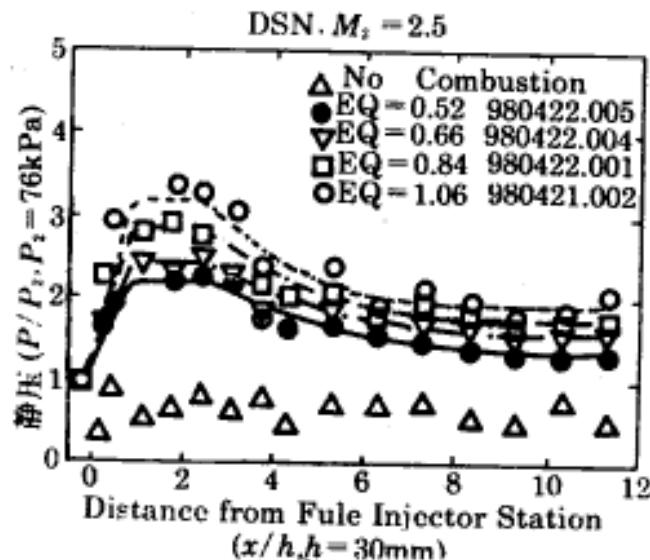


图12 在DSN注射时燃烧室壁面静压分布

Fig.12 Various distribution of the static pressure within the combustor at different equivalence ratio under the DSN injector.

3.3 燃料垂直注射与平行注射静压分布

燃烧效率与总压损失是一对矛盾，是超声速燃烧互相对立的两个性能，为此必须在保持总压损失相同的条件下，比较燃烧效率才有意义，才能表现出燃料注射、混合的优劣。图13给出了垂直注射与水平注射的静压分布。实验条件可在图中找到，两者的总压恢复基本上相同，可以看到垂直注射所获得的静压分布相对于水平注射有总体的提高。后面还要进一步解释的这种现象意味着较高的燃烧效率。实验是在双支架注射的较大燃烧室通道面积内进行的。

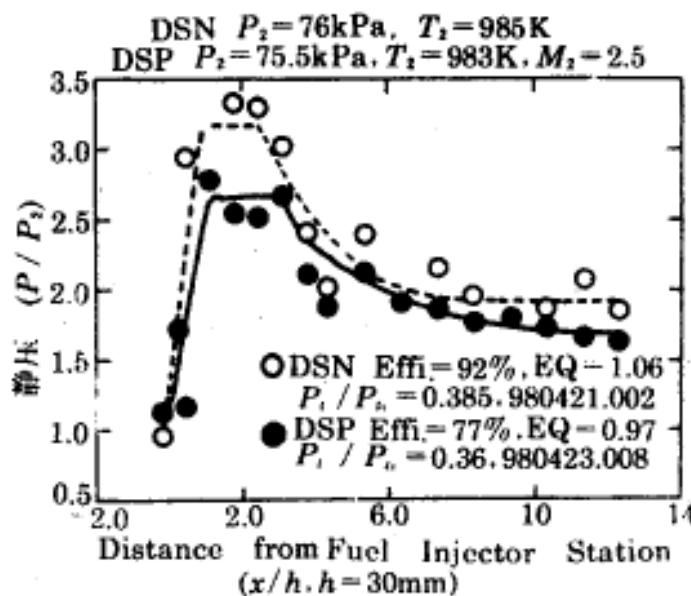


图13 平行混合、垂直混合壁面静压分布比较

Fig.13 Combustor performances comparison between normal injection DSN and paralleled injection DSP.

3.4 燃烧效率与总压恢复

有了燃烧室壁面的静压分布数据，燃烧效率与总压恢复就可以利用一维计算程序SSC-1获得，图14给出在不同的氢燃料注射方法下，燃烧效率与氢化学当量比的关系。由图可见，燃烧效率随着燃料注射混合的增强而提高，这里假定燃烧效率高等价于混合效果好，其中以双支杆垂直注射DSP和单支杆有斜坡注射效果最好，此外，当氢的化学当量比由贫向富改变时，燃烧效率由低到高。

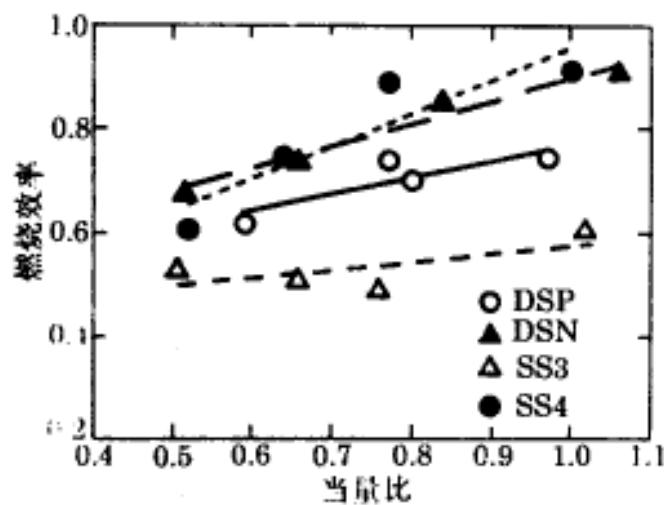


图14 燃烧效率与氢化学当量比的关系

Fig.14 Dependence of combustion efficiency on equivalence ratio under different injection.

图15给出了不同的氢注射方式下，总压恢复的比较，图中所示的结果，平行混合SS2相应的总压恢复最高，即总压损失最少，而燃烧效率最高的斜坡混合SS4总压恢复最差，也即总压损失最大，显然，这个结果是完全在意料之中的。

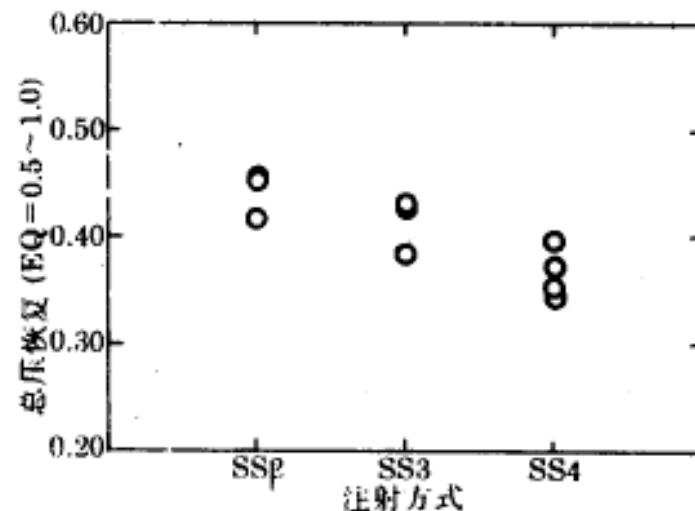


图15 总压恢复与不同的氢注射方式的关系

Fig.15 Comparison of total pressure recovery for different injections.

图16给出了在固定一种燃料注射方式的条件下，总压恢复与燃烧效率的依赖关系，图中所示的实验结果表明，燃烧效率越高总压损失越大。

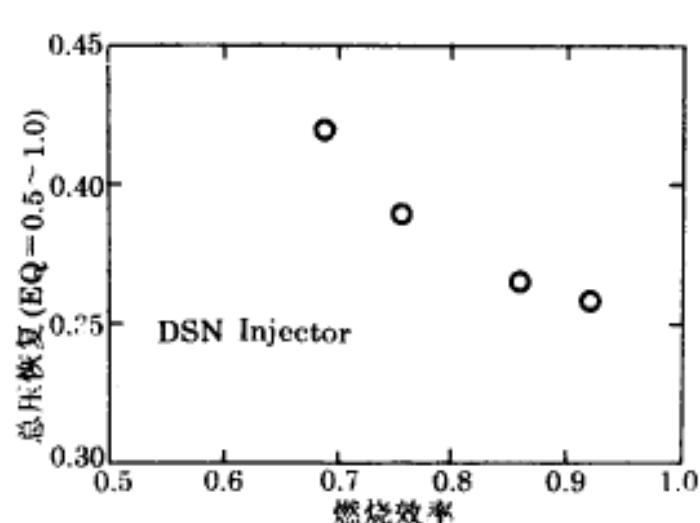


图16 总压恢复与燃烧效率的关系

Fig.16 Dependence of combustion efficiency on total pressure recovery at the combustor exit

3.5 支杆注射与壁面注射的比较

图17给出支杆垂直注射DSN与壁面垂直注射PWN燃烧室的壁面静压分布。PWN的壁面静压测点与氢注射同侧。在这种情况下，壁面静压没有明显的梯形分布。这与支杆垂直喷注形成的梯形压力分布形成鲜明的对照。同时发现燃烧室出口火焰羽流没有充满燃烧室通道。这表明燃烧室宽度为50mm时单侧注射氢是不够的。

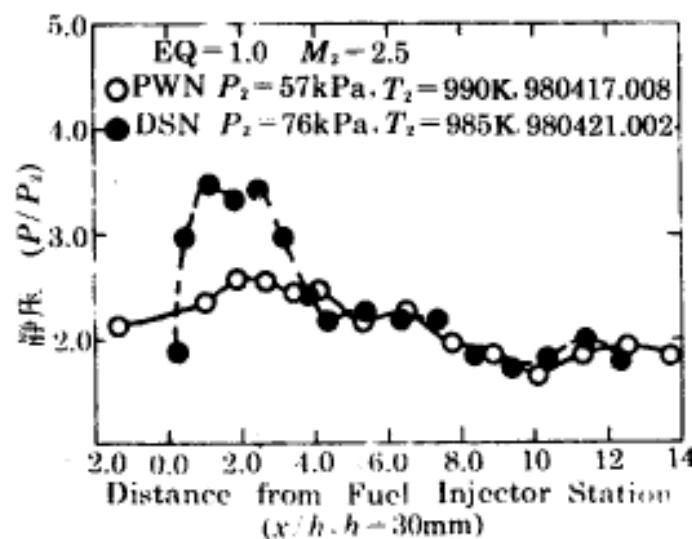
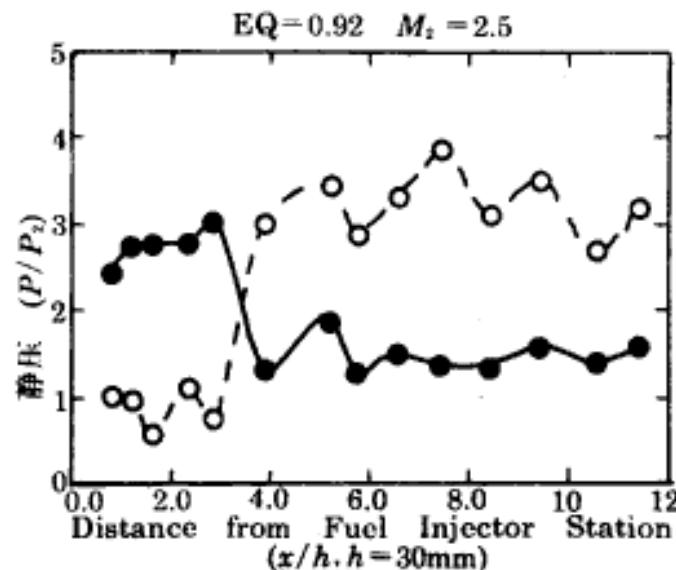


图17 支杆垂直注射与壁面垂直注射燃烧室静压分布比较

Fig.17 Comparison of static pressure distribution between wall normal injection(PWN) and strut normal injection(DSN).

3.6 支杆底部高度对燃烧的影响

图18给出了支杆底部高度对燃烧的影响，实验以单支杆平行喷注的方式进行，其中SS2叶型支杆底部高度为8mm，SS5叶型支杆底部高度为3.3mm。由两种静压分布的比较可以看出，窄底部高度明显地推迟了静压起始突然上升的位置，换言之，推迟了点火与燃烧，这说明了支架底部突扩形成的回流域对点火有明显的作用。



SS2 $b=8.4\text{mm}$, $P_2=80\text{kPa}$, $T_2=950\text{K}$, 980426.007

SS5 $b=3.2\text{mm}$, $P_2=60\text{kPa}$, $T_2=960\text{K}$, 980428.008

图18 支杆底部高度下燃烧室静压的分布

Fig.18 Static pressure distribution of injector at different height of strut

3.7 燃烧室静压分布对燃烧效率的影响

燃烧室壁面静压基本按梯形分布，在计算中，发现梯形压力分布的上台，即从d到s点的长度以及燃烧室出口点4的静压值对燃烧效率有重要影响，然而压力梯形之高也即燃烧室静压的最大值对燃烧效率影响不大。这个结果说明在设计燃料喷注时，要避免燃料集中在一处注射，这种集中注射除了造成静压峰值很高引起破坏作用外，对燃烧效率并无多少贡献，正确的设计方法应该是使燃烧室内的静压从进口到出口尽量地均匀，这要求燃料喷注的位置要沿燃烧室长度方向分布。

4 总 结

(1)对于飞行M数不超过8的超燃冲压发动机，燃料垂直喷注是一种实用的混合增强方法。燃料喷注混合与燃烧效率的改进可以利用燃烧室壁面和导流支杆的优化组合喷注加以解决。

(2)对单支杆和双支杆氢燃料垂直和组合垂直平行注射在大小两种燃烧室通道截面进行了系统的超声速燃料实验，滞止温度2000K，滞止压力1~1.4MPa，燃烧室进口马赫数2.5，喷注入燃烧室的氢的化学当量比在0.4~1.1变化。燃烧效率可以达到80%以上，没有发生热壅塞现象。

(3)燃烧室燃料的喷射位置应避免过于集中，宜分散按规律分布，使燃烧室静压分布尽量平直，以获得高燃烧效率。

(4)以实验燃烧室静压数据为基础的一维超声速燃烧计算程序SSC-1可以给超声速燃烧冲压发动机燃烧室内的超声速燃烧过程合理描述，估算出的燃烧室性能有实际参考价值。

(5)本研究采用的空气超声速喷管与燃料喷注一体化结构是一种研究超声速燃烧的有用手段。

致谢 参加本研究的还有赵建荣、钱大兴、李英、韩百、黄庆生。

国家863航天技术专家委员会和国家自然科学基金联合资助

作者简介:俞 刚 :男 ,60岁 ,研究员。发表的主要论文有 : Yu G.,Li JG,et al. Experimental Studies on H₂ / Air Supersonic Combustion.AIAA Paper 96-4512,1996. Yu G.,Li JG,et al.Hydrogen-Air Supersonic Combustion Studies by Strut Injectors AIAA Paper 98 -3275 等。

李建国 :女 ,58岁 ,研究员。发表的主要论文有 : Li J G.,Yu G,et al. Experimental Studies on Self-Ignition of Hydrogen/Air Supersonic Combustion.Journal of Propulsion and Power Vol 13 No 4 1997等。联系电话 :6254553 3-214 0(O)

作者单位:中国科学院力学研究所高温气体动力学开放实验室 ,北京 100080

参考文献

- 1 Heiser W H,Pratt D T,wit h Deley D H,and Mchta U B. Hypersonic Air-breathing Propulsion. American Institu te of Ae ronautics and Astronautics,Inc., Washington,D.C.
- 2 Bushnell DM.M ixing and Combustion Issues in Hypersonic Air-Breathing Propulsion. Combustion i n High-speed Flows,edited by J.Buckmaster.Kluwer Academic Publishers 1994.
- 3 Waltrup P J.Liquid-fueled Supersonic Combustion Ramjets:A Researc h Perspective.J. of Propulsion and Power,1987,3(6)
- 4 Billig F S, Dugger G L and Waltrup P J.Inlet-Combustor Interface Problems in Scramjet Engin e. Proceedings of the first International Symposium on Air-breathing Engines,Mars eilles,France,June 1972
- 5 Yu Gong,Li Jianguo,et al.Experimental Studies on H₂ / Air Supersonic Combustion.AIAA paper 96-4512,1996.
- 6 俞刚.超声速燃烧研究总结.863-2-2技术报告 ,1996.1
- 7 Yang S R,Zhao J R,Sung C J,Yu G.Simultaneous Multiplex CARS Measurements of Temp erature and Concentrations of H₂ and O₂ in Supersonic Hydrogen- Air Combustion.AIAA paper 98-0727

收稿日期 :1998-08-26