

氢/空气超音速燃烧自燃规律的实验研究*

李建国 俞刚 李英 钱大兴

(中国科学院力学研究所, 北京, 100080)

摘要: 对平行喷射氢/空气超音速燃烧自燃规律进行了实验研究。主流空气用氢和空气燃烧补氧的方式加热到温度 1000~2100K, 压力 0.8~1.6MPa。发现滞止温度、滞止压力和燃烧室内部构型等都对自燃有影响, 特别是滞止温度和内壁构型的影响非常大。研究了四种试验段构型的自燃规律, 找到了它们的自燃极限条件。对于光滑内壁构型, 当温度接近自燃极限时, 发现了有趣的现象并作了讨论。

主题词: 超音速燃烧, 高超音速冲压发动机, 氢燃料, 自燃

分类号: V231.2, V235.21

EXPERIMENTAL STUDIES OF AUTOIGNITION OF HYDROGEN JET INJECTED PARALLEL IN A SUPERSONIC AIR STREAM

Li Jianguo Yu Gang Li Ying Qian Daxing

(Inst. of Mechanics, Academia Sinica, Beijing, 100080)

Abstract: Autoignition tests of a model scramjet combustor were conducted using parallel sonic injection of gaseous hydrogen from the base of the strut into supersonic air stream. The vitiated air was produced by burning of H₂, O₂ and air up to 1000~2100K at stagnation pressure ranging from 0.8~1.6MPa. The experimental results show that autoignition was sensitive to a number of parameters: air stagnation temperature and pressure, and wall configuration of the combustor. The temperature and wall configuration has significant effect on the autoignition. Four different wall configurations were tested and their autoignition limits were given. It was found that autoignition would occur downstream of the duct exit then ignite the whole combustor through boundary layer or burning only outside of the duct for smooth wall when temperature was close to the autoignition limit.

Subject terms: Supersonic combustion, Hypersonic ramjet engine, Hydrogen fuel, Spontaneous combustion

1 引言

在超音速燃烧冲压发动机燃烧室中, 进入的空气静温和静压达到某一临界条件后, 氢气注入时就会发生自燃。Huber 等人^[1,2]提出过一个自点火极限的模型, 对横向氢注入的弓形激波、突扩台阶和底部平台等产生的回流区对自点火极限的影响进行了实验研究。氢和氧的反应是典型的链式反应, 反应时 OH 自由基最先产生并达峰值, 然后很快下降^[3]。Rosemaric G

* 收稿日期: 19960416, 修回日期: 19960725, 本课题为国家“八六三”计划基金资助项目

等^[4]研究自点火规律发现,如果氢气与少量氧气预燃并尽快地注入燃烧室,则未消亡的自由基对点火起很大作用。他们发现,预燃过的氢气(例如当量比 $\Phi=30$,氢气温度 $T_i=390\text{K}$),即使空气自由流温度低到 160K (相当于总温 $T_0=293\text{K}$, $M=2$)也能自燃。相反,如果氢气不预燃,即使空气静温达 830K ($T_0=1325\text{K}$)也不能自燃。

我们最近的实验在很宽的气流参数变化范围内(静压 $p_s=0.04\sim 0.1\text{MPa}$,静温 $T_s=550\sim 1100\text{K}$)用氢喷嘴底部平台回流区和燃烧室壁面突扩凹槽作火焰稳定器,研究了氢/空气超音速混合自燃规律,发现氢/空气超音速混合自燃极限不仅与气流参数有关,而且与燃烧室稳定火焰的结构有关,得出了不同构型的点火极限并作了初步的分析。

2 试验装置

超音速燃烧试验装置中,高温试验空气加热器用氢/空气燃烧补氧的原理设计加工而成。它能为超音速燃烧试验提供总温 $T_0=2000\text{K}$ 、总压 $p_0=1.5\sim 2.0\text{MPa}$ 、含氧 21% 、流量 1kg/s 的试验空气,模拟飞行马赫数为7的超燃冲压发动机燃烧室的入口条件:静温 $T_s\approx 1100\text{K}$,静压 $p_s\approx 0.05\sim 0.1\text{MPa}$, $M\approx 2.4$ 。

为了改变气流参数和加工的方便,设计了空气超音速喷管与氢注射喷嘴一体结构。拉伐尔喷管型壁由上下壁及中心叶片的型体构成。叶片底部宽 8.4mm ,长 30mm ,氢气从底部中间的狭缝以音速喷出。这种结构还避免了支架置于超音速气流中引起的不必要的激波。

试验段入口横截面 $30\text{mm}\times 30\text{mm}$ 。长度方向分为 110mm 、 290mm 和 300mm 三段。边界层修正壁面张角分别为 0.5° 、 1° 和 3° 。壁面上开有测压孔,安装了10支 $0\sim 0.3\text{MPa}$ 压力传感器(Motorola MP $\times 2200$)。在另一对侧壁上开有观察窗和观察孔。用松下M9000摄像机观察和记录试验段的点火情况,每秒25幅画面,或用石英窗口观察记录自燃后的超音速扩散火焰。

气路布置如图1所示。进气顺序由计算机控制,压力和温度传感器信号都由计算机实时采集和储存,采集一遍 55ms 。对储存的数据可以阅读、打印和绘图。

3 实 验

试验气体总温和总压的变化可以通过改变进入加热器的空气、氢气和氧气的流量来实现。试验气体的总压用DYB-20防炸型溅射动态压力传感器来测量,并用机械式标准压力表(0.35级)互相校核。试验气体的总温根据流量和压力来计算。在 2000K 以下同时用双铂铑热电偶测温。图2给出这两种方法的比较,横坐标为热电偶读数,纵坐标为气体的温度。直线 $T=T_c$ 表示热电偶读数未加修正。曲线 $T=0.4\times (T_c/555)^4+22.2\times (T_c/555)+0.03\times (T_c-300)+T_c$ 为热电偶修正曲线,它是根据理论^[5]和我们的标定试验得出的经验公式^[6]。图中圆圈表示根据流量和压力计算的温度。由图可见,计算的温度在 $\pm 100\text{K}$ 范围内与热电偶修正曲线一致,对 2000K 以上的温度则相当于 $\pm 5\%$ 的误差,是可以接受的。

典型的试验过程时序如下: -0.5s 时点火的氢气和空气注入; 0s 时火花塞打火; 1s 时主流氢气、空气和氧气注入; 3s 时超燃试验段混合氢气注入; 6s 时关闭上述气体,同时注入冲洗氮气; 8s 时关闭冲洗氮气。

试验录像记录表明,当加热器点火时火焰喷出试验段,约 80ms (2幅画面)后加热器可达到稳定燃烧,超燃试验段内火光消失。第 2s 时超音速空气流场启动完毕, $M\approx 2.5$ 流场建立,见图3。当第 3s 氢气注入超音速空气流时,如果达到自燃极限,则试验段立即发出强烈

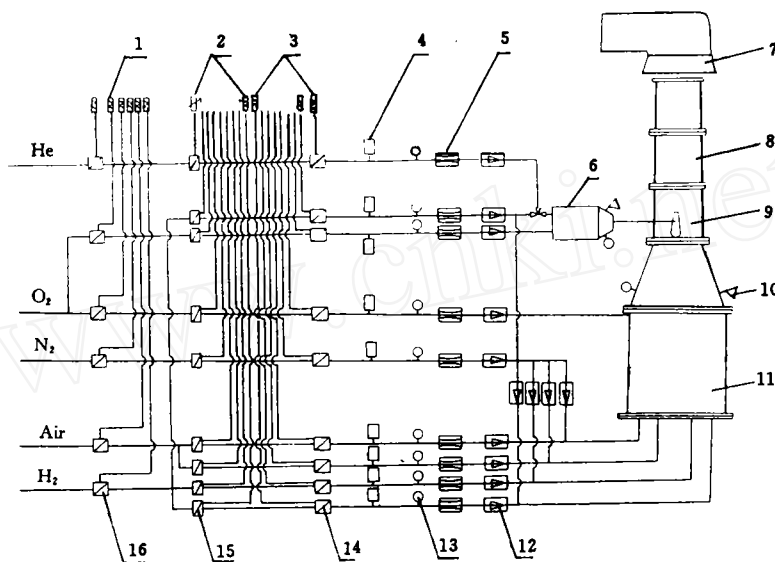


Fig. 1 Cases supply system

1. Electro-magnetic valves 2. PB50 pressure reducers 3. Electro-magnetic valves
4. Pressure transducers 5. Flowmeters 6. H₂ preheater 7. Exhaust fan
8. Test section 9. Nozzle section 10. Thermocouples 11. Air preheater
12. One-way valves 13. Manometers 14. Gasdynamic valves
15. Gasdynamic pressure reducers 16. Gasdynamic valves

的火光，这时超音速火焰从试验段出口冲入大气形成典型的白色菱形结构火焰，如果气流参数在自燃极限以下，则试验段中仍是黑暗一片。我们发现有趣的是，当气流的参数处于点火极限的临界状态时，超音速火焰有可能首先在试验段出口产生，或仅在该处燃烧，或自动向上游传播直到氢喷嘴位置。下面分别对不同情况加以叙述和分析：

(1) 燃烧室内壁光滑无突扩台阶，但氢喷嘴底部 8.4mm 宽的平台形成超音速气流回流区。试验表明，这种情况的点火极限温度比较高，总温须不低于 2000K（静温 1000K）才点着。实验从总温较低的条件开始，逐渐升高温度直到产生自燃。图 4 所示为实验数据，横坐标为总温。纵坐标为静压与叶片底部平台半高的乘积，实心圆为点着的数据，圆圈表示未点着的数据。这里用 $p_b b$ 整理实验数据是为了与 Huber 的理论模型作比较。根据 Huber^[1] 的超音速燃烧自点火极限模型

$$p_b b = 1 \times 10^{-10} \left(\frac{p_b}{p_B} \right) U_b e^{9600/T_r} \quad (2)$$

式中 p_b 和 U_b 分别为自由流的静压和流速， p_B 为平台回流区的压力， b 为平台半高， T_r 为平台回流

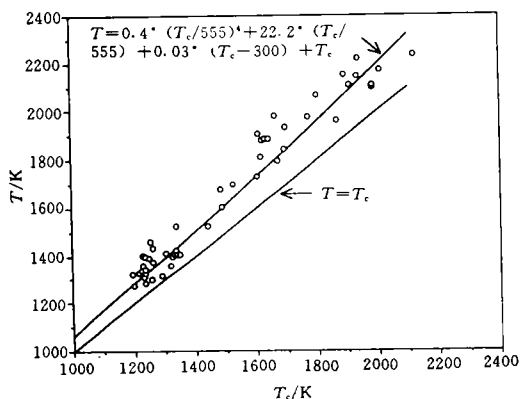


Fig. 2 Comparison of calculated temperature to corrected thermocouple data

区的恢复温度，它定义为

$$T_r = F_r(T_0 - T_w) + T_w \quad (3)$$

式中 F_r 为温度恢复因子，是需要由实验确定的值。 T_w 为壁温，实验测定为 600K。图 4 中曲线是根据 Huber 模型绘出的 $F_r=0.25$, $T_w=600$ K 的自点火极限曲线，它正好从实验点火极限区穿过。由此得出，8.4mm 宽的喷嘴平台回流区的温度恢复因子只有 0.35。也就是说，当总温 $T_0=2000$ K 时恢复温度为 1090K，仅比静温高出 90K，所以仅靠喷嘴平台点火是非常困难的。

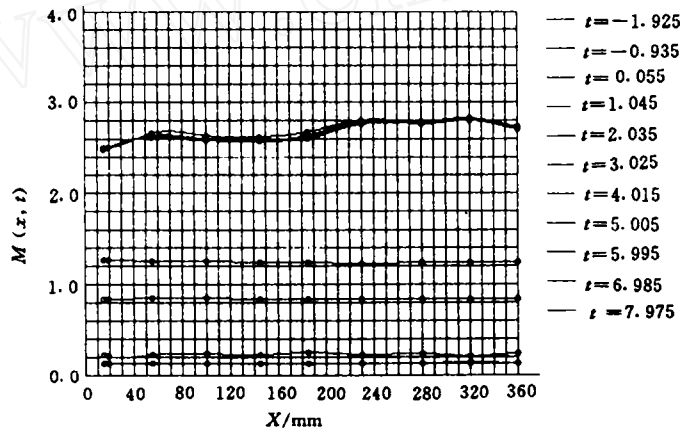


Fig. 3 Mach number distribution in supersonic combustor

(2) 燃烧室内壁不光滑结构。实际的超燃冲压发动机燃烧室由于结构的需要，壁面很可能不是完全光滑的，可能在内壁有一些面积不大的凹凸结构。为了模拟这种情况，在紧接氢喷嘴下游的侧壁上开了 4 个等距离尺寸为 10mm×25mm 的矩形凹槽，槽深 10mm，实验数据标于图 5。由图可见，点火极限温度有所降低，约为总温 1600K（静温 800K）。显然，自燃极限值的降低是因为凹槽诱导出的膨胀与压缩波使气流的局部参数与驻留时间有了变化，这些变化对自燃起促进作用，因而使自燃极限值有所降低。

(3) 燃烧室内壁突扩凹槽结构。由于燃烧室内气体流场显示的需要，在第一试验段垂直于氢喷嘴狭缝有一对 110mm×30mm 石英观察窗。为防石英玻璃烧坏，石英窗口内表面距气流通道 50mm。这种位于侧壁的突扩凹槽类似于突扩台阶，不同的是突扩凹槽的下游台阶对气流起压缩作用。实验发现点火极限温度大大降低，从燃烧室光滑结构的 2000K 到 1200K 左右（静温 600K）。为了验证台阶高度对点火极限的影响，将凹槽的深度从 50mm 减小到 5mm，发现两者的点火极限温度没有明显差别。图 6 给出两种构型的实验结果。由图 6 可见两种构型的点火极限基本相同，都在静温 600K 附近，如图中虚线所示。这种现象可能是因为在凹槽回流区存在滞止区。超音速空气流遇到突扩凹槽先扩张后压缩，特别在受压缩时不但会引起激波而且有可能形成滞止区，所以，突扩凹槽 5mm 深还是 50mm 深形成滞止区对点火极限的影响差别不大。另外从图 6 虚线可以看出，当温度较低时点火需要的压力较高，但温度对点火极限的影响比压力的影响大得多。

在研究第一和第二种构型时，从录相的慢放中发现，在接近点火极限时试验段出口先点

燃, 火焰有时只在出口燃烧, 有时滞后一段时间内部也燃烧, 滞后的时间与总温有关, 温度越高滞后时间越短, 好像是外部的火焰引燃了内部的气体。Whitehurst 等人^[8]也发现过这种现象, 他们认为这是出口的火焰以爆震波方式向上游传播而引燃整个氢射流剪切层, 只有当爆震波的速度大于气流速度时爆震波才能够逆流而上传至氢气的喷嘴。

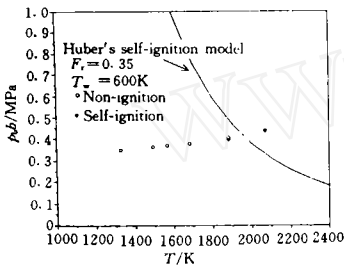


Fig. 4 Autoignition data of the first configuration

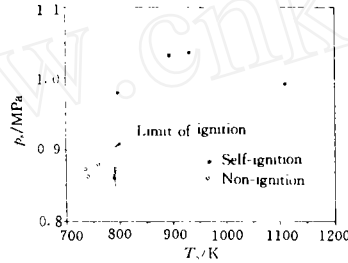


Fig. 5 Autoignition data of the second configuration

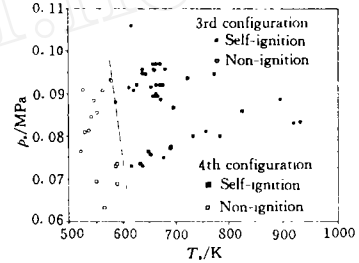


Fig. 6 Autoignition data of the 3rd and 4th configuration

5 结 论

(1) 我们的实验结果是 Huber 等人的自点火极限研究的补充发现。在正常情况下, 氢/空气的自点火极限可按 Huber 的模型估算, 但在实际燃烧室壁面可能有结构的情况下, 自点火极限会有所降低, 降低的幅度少则 100~200K, 多则 700~800K, 根据燃烧室壁面的结构情况而异。

(2) 温度对点火的影响非常大, 压力的影响比较小。

(3) 当气流参数处于点火极限的临界状态时, 自然有可能首先在燃烧室下游的某个位置产生。是否向上游传播到整个燃烧室取决于气流的速度与氢氧混合气体爆震波速度。

参 考 文 献

- 1 Huber P W, Schexnayder C J, McClinton C R. Criteria for self-ignition of supersonic hydrogen-air mixtures. NASA TP-1457
- 2 McClinton C R. Autoignition of hydrogen injected transverse to supersonic airstream. AIAA 79-1239
- 3 Chelliah H K, Krauss R H, McDaniel J C. Modeling of vitiation effects on H₂-O₂ combustion using reduced reaction mechanisms. AIAA 94-2577
- 4 Rosemaric G, Waidmann W. An experimental investigation of the combustion of a hydrogen injected parallel in a supersonic air stream. AIAA 91-5102
- 5 朱麟章. 高温测量. 北京: 科学出版社, 1991
- 6 李建国, 俞刚, 钱大兴, 等. 超音速燃烧技术研究. 中科院力学研究所, 1996. 1
- 7 Whitehurst R B, Krauss R H, McDaniel J C. Parametric and time resolved studies of autoignition and flameholding in a clean-air supersonic combustor. AIAA 92-3424