

超音速气流中横喷氢气自动着火与 燃烧非定常过程的实验研究*

胡欲立 刘 陵

(西北工业大学航空动力与热力工程系, 西安, 710072)

刘敬华 凌文辉

(航天工业总公司 31 所, 北京, 100074)

摘 要: 进行了 $M=2$ 超音速流中横喷氢的自动着火及燃烧非定常过程实验研究, 用高速纹影摄影、壁面动态和静态压力测量仪及壁温热电偶等进行了测量。得到了喷嘴后回流区壁压随时间的变化规律, 以及壁压和壁面秒温升沿轴线的变化趋势。获得了来流空气总温和喷氢量对自动着火过程的影响。

主题词: 超音速燃烧, 氢燃料, 自燃点火, 非定常流, 燃烧试验

分类号: V231.23, V235.21

AN EXPERIMENTAL INVESTIGATION ON AUTO-IGNITION AND COMBUSTION PROCESS IN SUPERSONIC AIRFLOW WITH NORMAL INJECTING OF HYDROGEN

Hu Yuli Liu Ling

(Dept. of Aeroengine, Northwestern Polytechnical Univ., Xi'an, 710072)

Liu Jinghua Ling Wenhui

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

Abstract: With a high speed camera and schlieren optical system, dynamic and static pressure transducers, temperature sensors, auto-ignition and non-steady processes in supersonic airflow with injecting transversely hydrogen are studied by tests. Wall pressures changing with time within auto-ignition processes in recirculating zone downstream the injector, and wall pressures rises in axial direction are measured. Effects of the airstream's total temperature and the amount of injecting hydrogen on auto-ignition processes are considered.

Subject terms: Supersonic combustion, Hydrogen fuel, Hypergolic ignition, Unsteady flow, Combustion test

1 引 言

氢的自动着火过程与燃烧机理对超燃冲压发动机燃烧室设计有重要的意义, 为此一些学

* 本文 1995 年 7 月 24 日收到, 本课题为国家自然科学基金及“八六三”资助项目

者曾进行了研究,并取得了成果。Pergament^[1]给出了点火延迟时间(τ_{ig})和反应时间(τ_R)的经验关系式;Huber等^[2]和 Meclinton^[3]介绍了自动着火点可能有的四个区域以及点火关系式和点火因子 F_R 的确定方法。近期,Char^[4]等人用高速纹影技术来显示超音速燃烧流场,实验研究了横喷液体燃料——柴油的超音速燃烧的非定常过程。在此基础上,本文实验研究了 $M=2$ 的超音速气流中横喷氢气的自动着火与燃烧非定常过程,用高速纹影技术和动态压力测量显示从喷氢到建立点火源的流场变化过程。

2 实验

2.1 试验件

研究的物理模型为一平板上用圆形喷嘴横喷氢气,具体结构和尺寸,如图1所示。超音速喷管为 $M=2$ 的型面喷管,出口尺寸为 $63.5\text{ mm} \times 33\text{ mm}$,喷管后直接连模型。为便于纹影摄影,模型侧面没有壁,只有上、下喷嘴块,喷嘴块长度 200 mm 。上喷嘴块用铜制造,靠水冷却。下喷嘴块用镍铬钛合金制造,热沉冷却,喷嘴设置在它的轴线上,直径 $d=2.0\text{ mm}$ 。

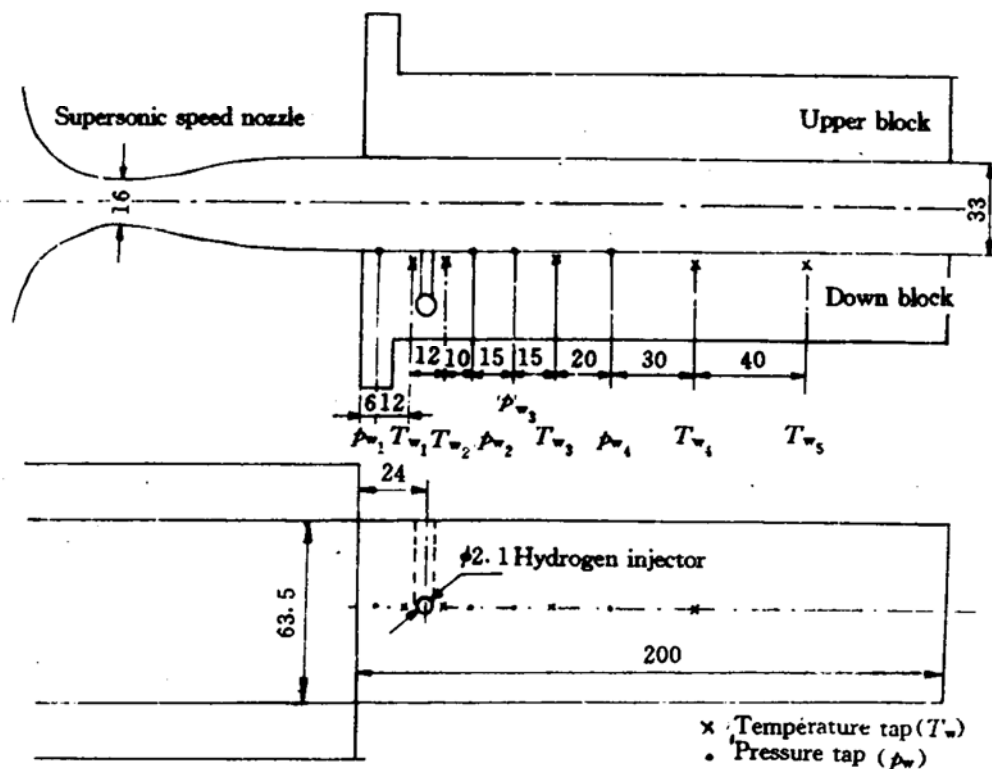


Fig. 1 Auto-ignition injector block experimental model

实验时,应保证喷管出口的静压大于外界气压,此时 $M=2$ 的超音速流从喷管射出后产生一菱形区,在菱形区内仍为 $M=2$ 的超音速流,其长度为 55.0 mm 。氢喷嘴到喷管的距离取为 24 mm ,既保证了氢喷嘴在菱形区内,又保证了喷嘴的上游回流区不进入喷管,用文献[6]中式(8.1-7)和(8.1-8)估算喷嘴上游回流区长度。喷氢量为 12.7 g/s 时,喷嘴上游回流区前沿刚到喷管出口。在喷嘴下游 16 mm 和 31 mm 处,分别布置了动态压力测点,在喷管出口 6 mm 处和喷嘴下游 66 mm 处均有一静态测压点。在喷嘴前后 6 mm 处,以及喷嘴下游 46 mm 、 96 mm 、 136 mm 处分别布置了壁温测点。

2.2 测试设备

实验所用电弧加热器, 氢燃料供应系统及测量数据采集系统见文献 [5]。动态压力测量的数据采集频率为 2~10 kHz, 压力传感器为压阻式动态传感器。由于实验在压力传感器多晶硅敏感元件前增加了一小段安装管, 传感器频响降为 6.4 kHz。实验时用一股气流冷却压力传感器^[5]。

使用的高速摄影机为 NACE-10 型, 拍摄速度由点火延迟时间和反应时间确定。取 $p=1 \times 10^5$ Pa, $T=900$ K, 得到点火延迟时间 $\tau_{ig}=0.34$ ms, 反应时间 $\tau_R=38.3$ ms。为了能观察到自动着火过程, 并考虑可能的摄影速度, 要求拍摄速度为 2400 m/s, 这样在着火过程期间能拍摄 2~3 张照片。

3 实验结果及分析

进行的 8 次实验参数及部分结果列于表 1。

Table 1 The experimental parameters and partial measured results of non-stationary process research

Case No.	Air				Hydrogen			Photo speed (rps)	Film length (m)	p_{w_1} /MPa		p_{w_4} /MPa		L /mm
	Mach number	Flow rate (g/s)	Total temperature (K)	Total pressure (MPa)	Mach number	Total temperature (K)	Flow rate (g/s)			Before injection	After injection	Before injection	After injection	
134*	2	1042.4	1420	0.81	1	291	4.7	1000	30	0.0914	0.0914	0.1026	0.1022	14.6
135							4.7	3000	30	0.0860	0.0878	0.1081	0.1040	14.2
136							6.7	4000	30	0.0887	0.0883	0.1058	0.1000	17.5
137							8.8	5000	30	0.0845	0.0857	0.1102	0.1014	20.0
138							4.1	6000	60	0.0818	0.0840	0.1072	0.0095	13.7
139*	2	1172.6	1190	0.82	1	291	10.2	6000	60	0.0903	0.0942	0.0996	0.0940	21.2
140							8.8	6000	60	0.0903	0.0902	0.1041	0.0998	19.7
141*							4.4	6000	60	0.0863	0.0889	0.1071	0.1071	13.9

Note: 1) * — Means dynamic pressure measured in this test

2) p_{w_1} — Wall pressure at the point 6mm downstream of nozzle exit

p_{w_4} — Wall pressure at the point 66mm downstream of nozzle exit

3) L — Length of calculating circular region upstream of the nozzle by equation (3)

图 2 为横喷氢时的纹影照片, 从照片上明显可看出喷嘴前的弓形波和氢射流激波, 以及可观察到混合层中, 化学反应引起的密度变化即“弓形波后燃烧”。由壁压、壁温的测试数据可以看出:

(1) 在这 8 次实验中, 喷管出口下游 6 mm 处测得的稳态壁压 p_{w_1} , 喷氢前与喷氢后保持不变, 甚至在喷氢量较大 (10.2 g/s) 时, 也不变 (见表 1)。说明喷氢后引起的上游回流区不

会影响喷管出口参数。

(2) 喷嘴下游 66 mm 处测得的稳态壁压 p_w , 也保持不变。这是由于模型没有两侧壁, 燃烧不能引起压升。

(3) 图 3 所示为壁压沿轴线的分布。其中壁面动态压力测量处使用喷氢前和点火后的稳态(平均)压力值。从图中可看出, 喷氢后比喷氢前整体压力水平提高, 并且在喷嘴下游附近压力升高至一峰值, 随后沿轴线下降至喷氢前的壁压值。



Direction of air flow

Fig. 2 The schlieren photo of normal injecting hydrogen (Ratio of dynamic pressure $q = 2.26$)

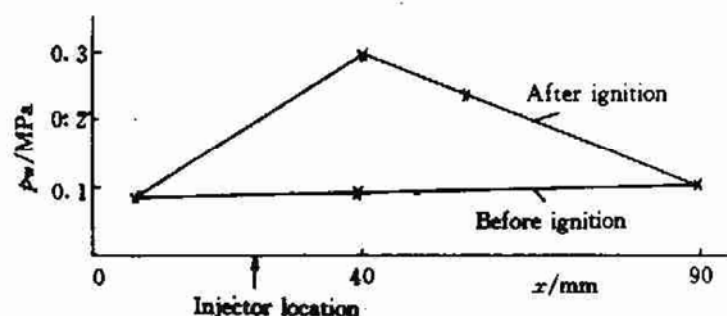


Fig. 3 The steady wall pressure distribution before injecting hydrogen and after ignition (No. 141 ratio of dynamic pressure $q = 3.33$)

(4) 图 4 所示为壁面秒温升沿轴线的分布, 壁面秒温升取为喷氢后某一秒的壁温差值。由图可见, 壁面秒温升在喷嘴下游附近也出现一峰值, 然后下降。

(5) 图 5 所示为在来流空气总温为 1420 K 和动压比 $q = 3.85$ 测得的壁面动态压力曲线。

(a) 由图可见, 其压力变化历程的总规律为: 喷氢点火后, 压力由一稳定值跃升到一峰值, 之后即下降到某一最低值(此最低值比喷氢前压力值高), 最后又上升到一新的稳定值。

令图 5 中从喷氢前壁压稳定值到点火后壁压上升到峰值的时间为 t_1 ; 壁压由峰值跌到最低值所需的时间为 t_2 ; 从喷氢前稳定值到点火后稳定值整个变化过程所需要的时间为 t_3 。各次实验具体数据列于表 2。

由表 2 可见, 在实验条件下喷氢量相同时, 来流空气总温降低, 使点火滞后时间增加, 非稳态过程增长。来流总温不变, 喷氢量增加时, 可减小点火滞后时间, 缩短非稳态过程。

在非稳态过程中, 壁压从峰值跌到最低值。喷氢量相等时, 来流空气总温降低, 所需时间减少, 而来流空气总温不变时, 喷氢量增大, 所需时间增加。

(b) 点火后, 燃烧气流的壁压稳定在某一值, 经频谱分析, 其扰动的频率比喷氢前超音速射流的扰动频率略提高 400~500 Hz, 扰动振幅基本不变。

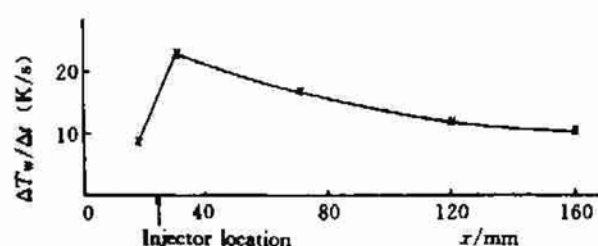


Fig. 4 The wall temperature rise distribution per second along axis line (No. 141 ratio of dynamic pressure $q = 3.33$)

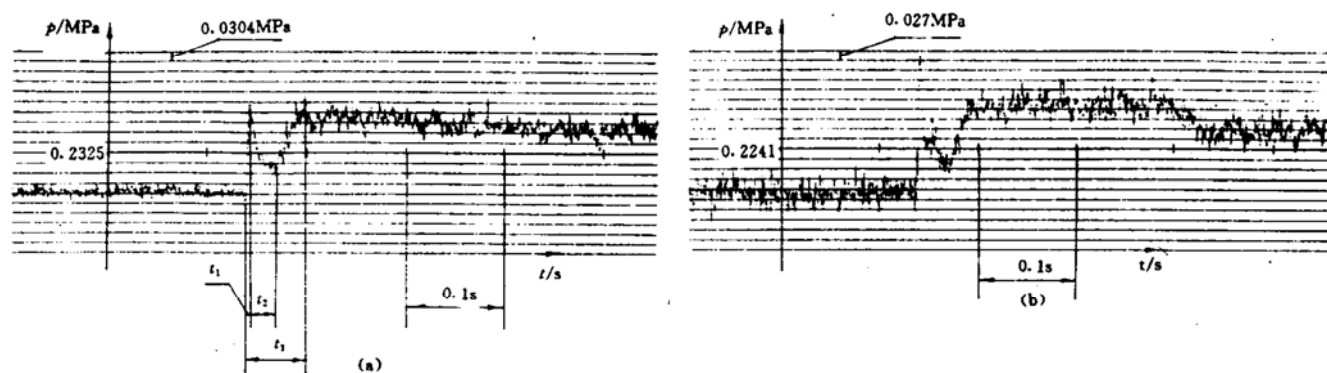


Fig. 5 Experimental relationship of wall dynamic pressure with time

(a) No. 134, downstream 16mm from injector dynamic pressure ratio $q=3.85$

(b) No. 134, downstream 31mm from injector dynamic pressure ratio $q=3.85$

Table 2 Partial measured results of dynamic pressure

Case No.	Steady wall pressure before injection (MPa)		Steady wall pressure after ignition (MPa)		t_1/ms		t_2/ms		t_3/ms	
	test point 2	test point 3	test point 2	test point 3	test point 2	test point 3	test point 2	test point 3	test point 2	test point 3
No. 134	0.1105	0.1147	0.2952	0.2791	2.5	3.2	10.2	11.3	39.6	43.4
No. 139	0.1154	0.1189	0.2986	0.2540	2.2	3.2	11.8	13.6	39.2	43.5
No. 121	0.1157	0.1192	0.2954	0.2382	3.0	4.2	7.2	8.5	45.4	49.6

Note: Test point 2——16 mm downstream of the injector

Test point 3——31 mm downstream of the injector.

4 结 论

(1) 在超音速气流中横喷氢气自动着火时, 喷嘴下游附近壁压的变化历程为: 从喷氢的稳定值跃升到峰值, 经过一段时间下降后, 又上升到新的稳定值。着火后, 稳态壁压值沿轴线的变化为: 在喷嘴下游附近上升到峰值, 然后下降至喷氢前的稳定值。壁面秒温升沿轴线变化规律与壁不相同。

(2) 由实测的动态压力曲线分析可知: 保持来流空气总温不变, 喷氢量增加, 有利于减小点火滞后时间和缩短非稳态过程; 喷氢量不变, 降低来流空气总温, 就会增加点火滞后时间, 加长非稳态过程。

(3) 用文献 [6] 中的公式估算横喷氢气喷嘴上游流区的长度 L , 在本实验条件下显得过长。

(4) 对氢燃料自动着火过程自动高速纹影摄影, 它的关键是要解决光源强度问题。

参 考 文 献

- 1 刘陵, 刘敬华, 张 榛等. 超音速燃烧与超音速燃烧冲压发动机. 西安: 西北工业大学出版社, 1993
- 2 Pergament H S. A theoretical analysis of non-equilibrium hydrogen-air reaction in flow systems. AIAA-63-113
- 3 Huber P W, et al. Criteria for self-ignition of supersonic hydrogen-air mixtures. NASA-TP-1457, 1979
- 4 McClinton C R. Interaction between step fuel injectors on opposite walls in a supersonic combustor model. NASA-TP-1174, 1978
- 5 Char J M, Mu J S, Jang S D. Study on supersonic combustion in a hypersonic flight. IAF-92-0661
- 6 胡欲立. 超音速燃烧的实验研究与数值模拟: [博士学位论文]. 西安: 西北工业大学, 1994

(上接第20页)

线段 Δl_i 光谱辐射传递到高温射流表面其总的透射率 $\tau_i(\lambda)$ 为:

$$\tau_i(\lambda) = \tau'_1(\lambda, \Delta l_1) \cdot \tau'_2(\lambda, \Delta l_2) \cdots \tau'_{i-1}(\lambda, \Delta l_{i-1}) \quad (3)$$

由 Planck 黑体辐射公式, 线段 Δl_i 光谱辐射传递到高温射流表面上的辐射强度 $I_i(\lambda)$ 为

$$I_i(\lambda) = \frac{c_1 \lambda^{-5} \tau_i(\lambda) \epsilon_i(\lambda, \Delta l_i)}{\pi [\exp(c_2 / \lambda T) - 1]} \quad (4)$$

式中 $c_1 = 2\pi h c^2$, $c_2 = hc/k$ 。 c 表示光速, k 是 Boltzmann 恒量, h 为 Planck 恒量。

经过积分可以计算出热喷流沿方位角 α 方向的光谱辐射度 $I(\lambda)$ 和红外辐射强度 I 值。

参 考 文 献

- 1 翟 普. 轴对称旋流喷管试验研究. 三十一所第五届学术报告会, 1990. 1
- 2 翟 普. 异形收缩喷管喷流试验研究. 三院科技报告会, 1990. 12
- 3 隋俊友. 叶轮机平面叶栅的气动设计及绕流计算. 推进技术, 1994. 3
- 4 崔 杰. 轴对称冷热态粘性喷流的数值模拟. 第七届全国计算流体力学会议, 1994. 4
- 5 翟 普. 轴对称与矩形喷管高温射流红外辐射强度的数值计算. 三院第六届青年论文, 1991. 10
- 6 Chu C W, Der J Jr. Modeling of 2D-nozzle plume for IR signature prediction under static conditions. AIAA-81-1108
- 7 Traey J H. Model for the spectral emissivity of carbon dioxide in the 4.3 micron band. AD-853537