

双燃式冲压发动机中富油燃气射流的超燃研究^{*}

司徒明, 王 春, 陆惠萍

(航天机电集团公司 31 所, 北京 100074)

摘 要: 在空气流量 1.2 kg/s 左右的地面连管试验台上, 研究了双凹槽结构的超燃室中多股高温富油燃气射流的超燃特性。试验结果表明, 超燃点火可靠, 火焰稳定, 超燃效率可达 0.8 以上。因此超燃新方案是可行的。

关键词: 超音机冲压喷气发动机; 超音速燃烧; 煤油; 富油燃气

中图分类号: V235.21

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2001) 03-0237-04

Investigation on supersonic combustion of fuel-rich hot gas as reacting jets in ramjet/scramjet combustor

SITU Ming, WANG Chun, LU Hui-Ping

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

Abstract: The experiments were set on the ground connected pipe test station with air mass rate of 1.2kg/s. The characteristics and performances of supersonic combustion of fuel-rich hot gas as reacting jets injected into the combustor with dual-cavity configuration were investigated by means of pressure measurement and photo. The results show that the ignition of supersonic combustion is reliable and the combustion flame is stable. Also, the efficiency of supersonic combustion is more than 0.80. So, it can be said that the present new scheme of supersonic combustion is an attractive candidate for ramjet/scramjet.

Key words: Supersonic combustion ramjet engine; Supersonic combustion; Kerosene; Fuel-rich gas

1 引 言

为解决煤油超燃性能较差, 点火延迟期长的问题, 研究人员曾采用过多种方案, 其中之一是加入添加剂和引燃剂, 但由于价格昂贵, 毒性大或后勤供应不便等原因而不宜采用。也曾采用过等离子点火器引燃煤油燃烧, 但也不能解决稳定燃烧, 反而需要附加能源系统, 使得发动机结构更为复杂^[1,2]。近年来, 采用氢引燃煤油, 和配置燃烧室壁面凹槽作为火焰稳定器等办法^[3,4], 较为满意地实现了双燃料(氢+煤油)的超燃过程, 但双燃料和氢燃料的应用均有局限。为解决煤油超燃点火和高效燃烧等问题, 曾研究过引导火焰方案^[5,6]。本文则提出一种新的双燃式煤油超燃方案, 即采用预燃室或燃气发生器办法, 将预燃室内的高温富油燃气通过多个燃气喷孔, 喷入到具有壁面凹槽的超声速燃烧室中进行点火燃烧。但是, 这种燃烧组织形

式能否满足点火可靠和稳定燃烧, 以及超燃效率高的要求, 尚需进行探讨, 这就是本文研究的目的。

2 试验模型与装置

试验装置包括加热器、超燃试验模型、气路系统、油路系统、点火系统和计算机控制系统。试验台采用燃氢补氧的加热器方法为超燃试验提供所需总温和总压的试验空气流。

试验模型可分成预燃室和超燃室两部分。预燃室由从加热器引出的气流导管, 流量喷管和燃烧室组成^[2,7]。超燃试验段由超声速型面喷管, 超燃室等截面隔离段, 带壁面凹槽的混合燃烧段及扩张段组成。在超燃室等截面隔离段出口处, 超声速空气流与燃气流汇合。

在预燃室进口台阶前, 安装第一级喷油杆, 喷油量约占总油量 1/2, 使预燃室前部的油气当量比接近化学恰当比, 略富一点, 以保证该区的燃料充分燃烧,

^{*} 收稿日期: 2000-10-08; 修订日期: 2000-11-20。基金项目: 国家自然科学基金资助项目 (19882004)。

作者简介: 司徒明 (1937—), 男, 研究员, 美国宇航工程博士, 博士生导师, 研究领域为高超声速流动/燃烧。

生成较高温度的燃气。在预燃室后部, 安装第二级喷油杆, 其喷油量约占总油量 1/2。从第二级喷油杆喷出的大部分煤油将与预燃室前部所产生的高温燃气混合, 并吸热气化形成高温富油燃气。

试验在超燃试验台上进行, 全部试验过程由计算

机控制^[8]。采用压力传感器测量试验模型预燃室及超燃室壁面静压, 超燃室各压力测点位置如图 1 所示。设置水冷式总压耙用来测量预燃室内气流总压。此外, 采用热电偶测量预燃段中流量喷管下游的气流温度 T_i , 以便确定预燃室入口处的气流温度。

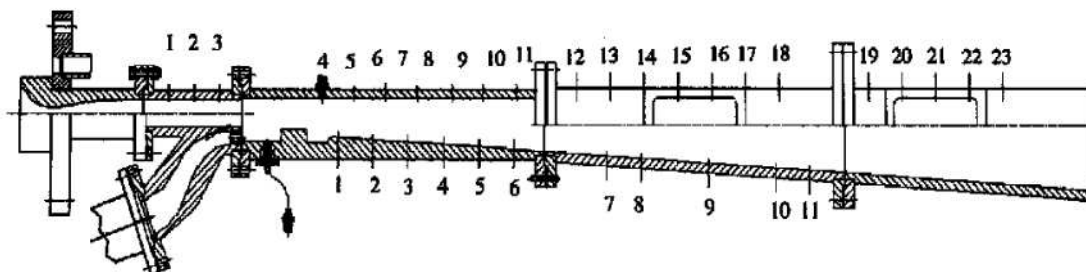


Fig. 1 Schematic of test model with measurement location of wall pressures

试验模型尺寸是按模拟飞行马赫数为 5、空气流量为 1 kg/s 确定。超燃室进口尺寸为高 38 mm, 宽 40 mm, 进口马赫数为 2.15。预燃室内高温富油燃气是通过与气流方向成 35° 的 3 个 $\phi 6$ 小孔和在第一个凹槽内与气流平行的 3 个 (宽 7 mm $\times$ 高 10 mm) 长方孔喷入到超燃室内。超燃室两个凹槽相距 40 mm, 第一个凹槽深度为 14 mm, 凹槽长度与深度之比 L/h 为 4.1, 第二个凹槽深度为 16 mm, L/h 为 1.87, 凹槽后部斜率为 30° 。详细结构如图 2 所示。

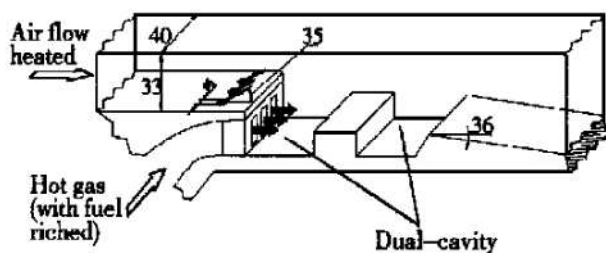


Fig. 2 Test section and schematic diagram

3 试验结果与分析

在冷态 (不喷煤油) 实验时, 超燃室内流场中不同位置上所测得的静压如图 3 所示。图中 $x = 0$ 标为等截面隔离段入口处的横坐标。三个 35° 倾角喷射小孔的轴向位置为 $x = 125$, 刚好在第 3 压力测量点的前方 7 mm。从图中静压分布曲线可知, 由于三股倾角为 35° 的燃气射流的作用, 在射流前方形成复杂的激波系。但是, 由于射流与超声速气流夹角较小, 燃气射流的穿透深度不大, 因此, 在离开喷孔后, 超声速气

流与射流相互作用, 形成斜激波系。从激波前后所测的静压比值来分析, 超声速气流的马赫数将从波前的 2.15 降到波后的 1.852。在隔离段出口处附近, 超燃室壁面压力跳动较大。但从试验中测得的下壁面静压分布来看, 在燃气喷入之后, 壁面静压均沿燃烧室长度方向有波动, 表明流场中存在着压缩与膨胀波系, 随燃烧室长度的增加, 波动幅度则逐渐衰减。在凹槽混合段内, 超燃室上下两壁面静压分布不同。而在扩张段内, 上下两壁面静压的分布基本相同。这种压力分布特点表明, 在凹槽混合段内超声速流场具有三维特性, 而在扩张段内则出现一维流动的趋势。图 3 中 cs-08-1 次冷态实验数据^[2,7]表示与超声速空气流平行的缝式射流的试验结果。显而易见, 气流之间形成的波系强度较弱。

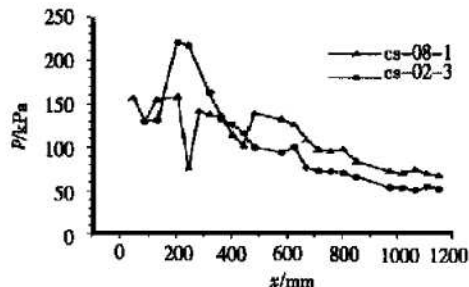


Fig. 3 Comparison of wall pressure distributions of on reacting flow field with (●) / without (▲-from Ref(6) gaseous jets, for the case of $p_1 = 1.58$ MPa and $T_i = 1\,460$ K

当然,对于超声速燃烧的热态稳定流场,在凹槽混合段内由于燃烧释放热,压力升高,形成逆压梯度。出现预燃激波,将导致凹槽混合段入口处壁面静压的突跃,如图 4 所示。图中显示二次模拟总温相接近的试验状态,由于总体燃料当量比 ER 不同所引起的壁面压力分布的变化。在当量比较高时,由于热量释放较多,引起静压升高。如以静压峰值出现的位置作为高温富油燃气射流点火燃烧的位置,则在静压峰值之前静压的升高,主要是由预燃激波系以及压缩波系绝热压缩作用引起的,而非燃烧释热,则可认为从燃料喷入位置至静压峰出现位置的轴向距离即为点火距离。

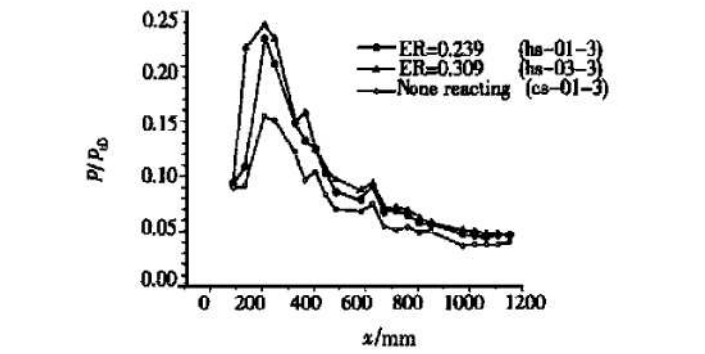


Fig. 4 Wall static pressure distributions in non-reacting flow condition and reacting flow condition

表 1 显示燃烧试验时预燃室的性能参数。表中 p_{tp} 是指用总压耙测得的预燃室内燃气流总压, ϕ_{pr} 表示预燃室的燃料当量比。预燃室的空气流量 $\dot{m}_{air2}$ 是根据流量喷管喉道处所测得的压力和温度来确定的。 T_{tp} 是指预燃室内燃气总温,由流量守恒方程计算而得。表中的计算结果表明,预燃室内的燃气流总温已达到 2 000 K 左右,并处于富油状态。进入预燃室的空气流量占总的空气流量 1/5 左右。

Table 1 Performances of preburner for the present test conditions

No	p_{tp}/MPa	T_{tp}/K	$\dot{m}_{air2}/(\text{kg/s})$	ϕ_{pr}
hs-00-3	1.27	2 312.0	0.298	1.11
hs-01-3	1.04	2 110.0	0.298	1.14
hs-02-3	1.20	2 101.7	0.259	1.26
hs-03-3	1.20	1 942.5	0.302	1.50
hs-04-3	1.04	2 360.0	0.227	1.51

在工程应用计算中,通常采用近似的一维流理论来分析隔离段-燃烧室系统的工作工程。按 Billig 的建议,采用壁面静压沿流向分布规律和已知面积 $A(x)$ 变化值,来确定沿气流方向的热释放分布、总放热量、隔离段内的流动状态以及超燃区流动参数变化

和超燃室出口处流动参数。

表 2 给出了对应的超燃性能参数。表中 p_{t0} 和 T_{t0} 是指试验设备中加热器内的总压与总温,也是超声速型面喷管前气流的总压与总温。由表 2 可知,对应于空气流总温相当的工况,燃烧效率 η_b 是随总体当量比的增加而增加。超燃效率可达 0.8 以上。如与缝隙喷射的高温富油燃气的试验结果^[2,6] 相比(如表 3 所示),本试验的超燃效率可增加 35%。燃烧效率增加的主要原因是由于高温富油燃气与主空气流混合加强,同时由于壁面凹槽的存在,增加了富油燃气在燃烧室内的停留时间和稳定的火焰峰面(如图 5 所示),使富油燃气获得充分燃烧。而缝隙喷射的高温富油燃气的燃烧过程^[2,7] 主要是在剪切层中混合区内进行的。由于剪切层内混合过程缓慢,受剪切层扩张角的限制,导致超燃效率较低。本文中燃烧效率定义为燃烧产物热焓增量与加入燃烧室燃料化学能之比。由于在燃烧效率和当量比计算包括了预燃室的燃烧过程,因此求出的燃料当量比是指燃料总体当量比(ER),而燃烧效率也是总体燃烧效率(η_b)。试验观察到的火焰状态表明燃烧性能较佳,出口火焰出现菱形激波(如图 6 所示)。

Table 2 Analysis of wall pressure data and performances for the present test condition

No.	p_{t0}/MPa	T_{t0}/K	M_2	ER	η_b
hs- 01- 3	1.45	1 240	2.15	0.239	0.733
hs- 02- 3	1.56	1 468	2.15	0.238	0.728
hs- 03- 3	1.52	1 272	2.15	0.309	0.860

Table 3 Analysis of wall pressure data and performances for the slot injector from Ref. 6

No.	p_{t0}/MPa	T_{t0}/K	M_2	ER	η_b
hs- 07- 1	1.395	1 282	2.15	0.263	0.510
hs- 22- 1	1.590	1 655	2.15	0.288	0.525
hs- 08- 1	1.410	1 300	2.15	0.312	0.530

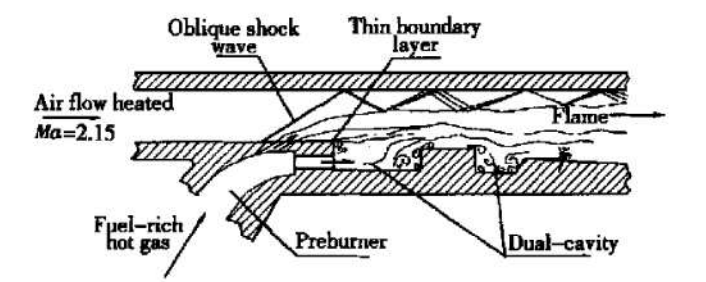
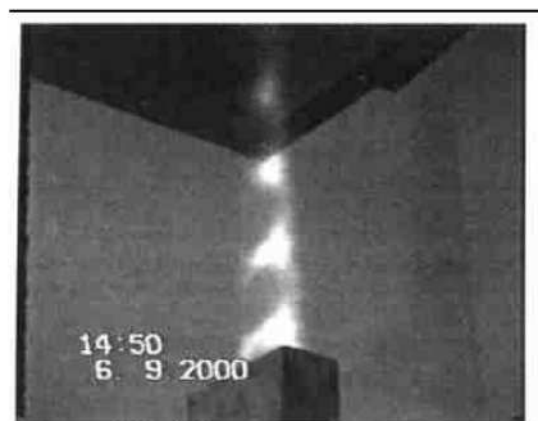


Fig. 5 Schematic diagram of the flow field during the reacting jets experiment, supersonic flow over the cavities after the fuel injection started



(a)



(b)

Fig. 6 Photos of the hot gaseous kerosene jet combustion

(a) During the starting condition;

(b) During the stable condition,

($p_{t0} = 1.44\text{MPa}$, $T_{t0} = 1360\text{K}$, hs- 04- 3)

致 谢: 在试验过程中得到了中国科学院力学研究所超燃实验台俞 刚, 李建国, 张新宇等研究员的帮助和参与, 特此表示感谢。

参考文献:

- [1] 司徒明. 碳氢燃料超燃研究与应用[J]. 流体力学实验与测量, 2000, 14 (1).
- [2] 司徒明, 王子川, 牛余涛, 等. 高温富油燃气超燃实验研究[J]. 推进技术, 1999, 20(6).
- [3] Burnes RL, Parr T P, Wilson K J, et al. Investigation of supersonic mixing control using cavities: effect of fuel injection location[R]. AIAA 2000-3618.
- [4] 俞 刚, 李建国, 陈立红, 等. 煤油-氢双燃料超声速燃烧点火特性研究[J]. 流体力学试验与测量, 2000, 14 (1).
- [5] 孙英英, 司徒明, 韩肇元, 等. 碳氢燃料超声速燃烧研究的新方法[J]. 推进技术, 2001, 22(1).
- [6] 孙英英, 司徒明, 王 春, 等. 高温富油燃气作引导火焰的煤油超燃研究[J]. 推进技术, 2001, 22(2).
- [7] Situ M, Sun Y Y, Zhang S D, et al. Investigation of supersonic combustion of hydrocarbon fuel-rich hot gas in scramjet combustor[R]. AIAA 99-2245.
- [8] 李建国, 俞 刚, 钱大兴, 等. 超音速技术研究[R]. 北京: 中科院力学所, 1996.

(编辑: 盛汉泉)

4 结 论

双燃式冲压发动机燃烧室采用多孔喷射高温富油燃气和壁面凹槽结构形式是一种混合增强与强化燃烧的可行方案。从试验分析结果可知, 在总体余气系数 3.2~ 4.2 范围内, 超燃效率在 0.73~ 0.86 之间。试验研究结果表明, 各次试验性能良好, 超燃点火可靠, 燃烧稳定。