

高温富油燃气超燃试验研究^{*}

司徒明 王子川 牛余涛 王 春 陆惠萍

(航天工业总公司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, 进行了模拟飞行 $Ma=4, 5, 6$ 的三个气流总温状态的碳氢燃料(煤油)超燃试验。试验用双燃烧室方案, 由突扩型亚燃燃烧室燃烧产生的高温可燃气体以马赫数1.25喷入超燃室, 超燃室空气流马赫数为2.15 (或2.13)。不同空气流总温状态下燃料当量比对亚燃燃烧室和超燃燃烧室的试验结果表明, 双燃烧室方案实施煤油的超声速燃烧是可行的。若进一步采取混合增强和合理控制油量分配等措施, 则可提高双燃燃烧室超燃效率。

主题词: 超音速冲压喷气发动机, 超音速燃烧, 亚音速燃烧, 巡航导弹, 煤油

分类号: V 235.213

INVESTIGATION OF SUPERSONIC COMBUSTION OF HYDROCARBON FUEL-RICHED HOT GAS

Situ Ming Wang Zichuan Niu Yutao Wang Chun Lu Huiping

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

Abstract: An experimental study was carried out to investigate the supersonic combustion of hydrocarbon fuel (kerosene) in dual-combustor at the different air total temperatures of 900 K, 1340 K and 1700 K, which were similar to vehicle flight $Ma=4, 5$ and 6. The experiments were set on the ground connected pipe test station of air mass rate 1.2 kg/s. The fuel was injected into subsonic dump combustor. After burned, the fuel-riched hot gas flow of Mach number 1.25 was parallel with the main supersonic air flow of Mach number 2.15 (or 2.13) in the supersonic combustor. The effects of fuel equivalence ratio on the subsonic and supersonic combustions were investigated for the different total temperatures of air flows. Results show that realization of supersonic combustion of kerosene fuel is possible in dual-combustor.

Subject terms: Supersonic combustion ramjet engine, Supersonic combustion, Subsonic combustion, Cruise missile, Kerosene

1 引 言

为保证碳氢燃料(如煤油等)能在超声速气流中点火、混合、稳定燃烧和在燃烧室中较短的停留时间(毫秒级)内能完全燃烧等要求, 过去曾提出过多种的解决办法。弹用碳氢燃料超燃冲压发动机采用双燃室(DCR)方案^[1~3]能保证碳氢燃料超燃发动机在较低的接力飞行马赫数 $Ma=4\sim 5$ (气流总温890 K~1350 K, 静温为580 K~660 K) 状态下工作。

* 收稿日期: 1998-10-19, 修回日期: 1999-03-02, 本课题系国家“八六三”基金资助项目

对高温富油燃气(双燃烧室)在超声速气流中的燃烧研究中,采用了连管式燃烧试验方案^[4]。试验台加热器中的大部分高温高压空气流(约1 kg/s左右),通过设计的型面喷管,将气流加速至马赫数达2.15,流入超燃试验室,并与亚燃室尾喷管喷出的高温富油燃气混合、燃烧。两股气流互相平行,混合燃烧在两股气流之间的剪切层内进行。两股超声速平行射流混合与点火燃烧是本方案超燃现象研究的重点。

2 试验模型与试验装置

高温富油燃气超燃试验模型包括亚燃燃烧室和超燃燃烧室两大部分(如图1所示)。亚燃燃烧室由从加热器中引出空气流的导管(内径30 mm),流量喷管(喉道直径为14.63 mm)和突扩型亚燃燃烧室(内径60 mm)组成。突扩型亚燃室的突扩面积比为1.78,前段为圆柱形,长372 mm,后段采用圆变方转级段,以便与二维型亚燃室出口尾喷管相匹配。

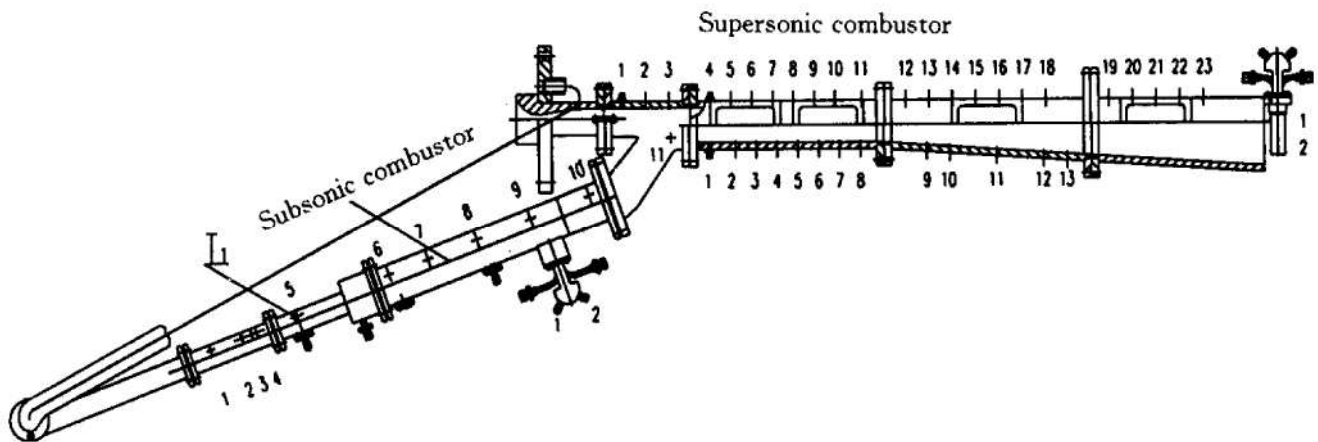


Fig. 1 Sketch of static/total/pitot pressure tap locations in test model of dual-combustor

在亚燃燃烧室进口突扩台阶前,安装一级喷油杆(直流式小孔)和气氢点火室,一级喷油杆喷油量占总油量的1/3;在亚燃室后部,安装二级喷油杆(直流式小孔),喷油量约占总油量的2/3。

二维超燃燃烧室由二维超声速气流型面喷管、平直段(等截面)、混合段(等截面)和扩张段组成。超声速型面喷管与试验台的加热器连接,型面喷管喉道面积为 $17.47\text{ mm} \times 40\text{ mm}$,出口面积为 $38\text{ mm} \times 40\text{ mm}$,喷管总长为170 mm。型面喷管出口设计马赫数为2.15左右。超燃室扩张段的下壁斜度为 3.6° ,长为730 mm。扩张段进口面积为 $65\text{ mm} \times 40\text{ mm}$,出口面积为 $110\text{ mm} \times 40\text{ mm}$ 。

试验在力学所超燃试验台上进行^[5],采用补氧烧氢的加热方法,为超燃试验来流空气提供所要求的总温与总压。全部实验过程由计算机控制,用10路来测量亚燃燃烧室通道区的压力,用38路来测量超声速燃烧试验段的静压,其中试验段上壁面布置23个测点,下壁面布置13个测点。镍铬-镍硅热电偶用以测量亚燃燃烧室通道中流量喷管下游段的气流温度,用以确定进入亚燃燃烧室前的空气流温度。在超燃试验时,试验段出口处安装水冷式皮托压测量耙,测压耙前端的测压管头离开试验出口截面11 mm,处于试验段之外,因此不会影响试验段内气流流动。

试验模型尺寸是按模拟高空25 km 和飞行 $Ma=5$ 的状态确定的。根据1 kg/s 空气流量在

模拟 $Ma=5$ 时的设计参数: 总压 1.4 MPa 和总温 1340 K , 确定型面喷管的喉道面积为 6.99 cm^2 (即 $1.747\text{ cm} \times 4.0\text{ cm}$)。考虑到喷管超声速段的附面层影响, 喷管出口设计面积为 $3.8\text{ cm} \times 4.0\text{ cm}$, 出口马赫数为 2.136 , 设计空气流量为 1.045 kg/s 。在模拟飞行 $Ma=4$ 和 6 的状态试验时, 型面喷管和试验模型尺寸不变, 空气流量仍为 1 kg/s 左右, 只模拟总温。 $Ma=4$ 的气流总温为 890 K , $Ma=6$ 的气流总温为 1750 K 。总压值根据上述条件确定。由亚燃燃烧室系统的流量喷管喉道面积、总温和总压, 可求出模拟飞行 $Ma=4, 5$ 和 6 总温状态时的空气流量设计值分别为 $0.23, 0.25, 0.27\text{ kg/s}$ 左右。

3 超燃试验结果与分析

冷态吹风试验时, 燃烧室上下壁面压力有明显跳动, 这表明在燃烧室混合段和扩张段内气流交替发生压缩 (激波压缩) 和膨胀。这是由于在超燃室混合段进口处, 两股超声速气流流动参数不同, 同时在气流之间, 存在着 6 mm 厚的台阶, 因此两股气流将发生有限膨胀, 出现膨胀波。当两股气流汇合后, 气流方向发生变化 (即滑移面转平), 两股气流各自压缩。由于两股气流的 Ma 值不同, 波系与来流方向夹角不同, 因此各自的影响区域也不同, 故造成上下壁面压力的波动。当气流滑移面方向向上时, 超声速主气流出现压缩, 而从亚燃室尾喷管喷出的气流则出现膨胀, 反之亦然。但在扩张段以后, 上下两壁面静压分布规律基本相同, 表明扩张段内气流呈现一维流动的趋势。

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-燃烧室系统的工作过程。Billig 等学者采用壁面静压沿流向分布规律和已知的面积 $A(x)$ 变化值, 来确定沿气流流向的热释放分布、总放热量、隔离段内的流动状态 (不考虑有无出现激波和附面层分离现象) 以及超燃区流动参数变化和超燃室出口处流动参数。图2显示两股平行流在超燃室内流动过程可能出现的现象。试验结果表明, 壁面静压最高值出现在距3点 ($x=0$) 下游 340 mm 以后, 按 Billig 的建议, 选定 x_u, x_d 和 x_s 后, 用最小二乘法处理 ($x_u \sim x_d$) 区间的试验压力数据 $p(x)$ 值, 通常在该区域内的压力分别可用三次多项式表示。在 Crocco 一维流动理论的基础上, ($x_s \sim x_4$) 区域内的壁面静压分布可按 $pA^n = \text{const}$ 的函数关系来表示。在 ($x_2 \sim x_4$) 区域内, 无论是否出现波系和分离, 任何两个轴向位置 ($x_i \sim x_e$) 之间的流动过程都可以采用冲量定律。此外, 在 ($x_3 \sim x_4$) 区域中, 任何两个轴向位置之间的流动过程遵守质量守恒定律。按冲量函数的定义, $I = pA(1 + \gamma_b Ma^2)$, 通过 $I(x)$ 函数值, 可以求得马赫数函数关系, 从而求出各点的马赫数值, 并通过流量守恒公式, 推出其他的性能参数, 如 $T(x), p(x)$ 等。

图3显示模拟 $Ma=4, 5, 6$ 三种不同气流总温状态下的几次典型的上壁面压力分布。根据动量守恒方程和质量守恒方程, 可以求出理论计算结果。图3a 显示在等截面混合段出口区 ($d \sim s$), 气流被等压加热。对 hs-02 次热试来说, 在 s 处的压力 p_s 约为 p_2 的 1.6 倍, 为 p_4 的 2.5 倍。在超燃室扩张段 ($s \sim 4$ 区), 气流继续被加热 (燃烧过程), 迅速地达到总的加热比 $\pi_b = T_{14}/T_{12} = 1.66$ 。如果对两股超声速主气流和高温富油可燃气流质量平均总温 T_{1cp} 来说, 则超燃区的加热比 $\pi'_b = T_{14}/T_{1cp} = 1.29$, 这表明在超燃过程中实际的放热量不大。图3b 表示模拟飞行 $Ma \approx 5$ 状态的超燃试验结果。由图可见, 到超燃室扩张段进口区 ($d \sim s$ 处), 气流被等压加热, 对 hs-13 试验而言, s 处的静压 p_s 为 p_2 的 1.11 倍, 为 p_4 的 1.96 倍。在超燃室扩张段 ($s \sim 4$) 区中, 气流继续被加热, 迅速达到 $\pi_b = 1.34$, 或者 $\pi'_b = 1.21$ 。图3c 显示模拟飞行 $Ma=6$ 总温状态的超

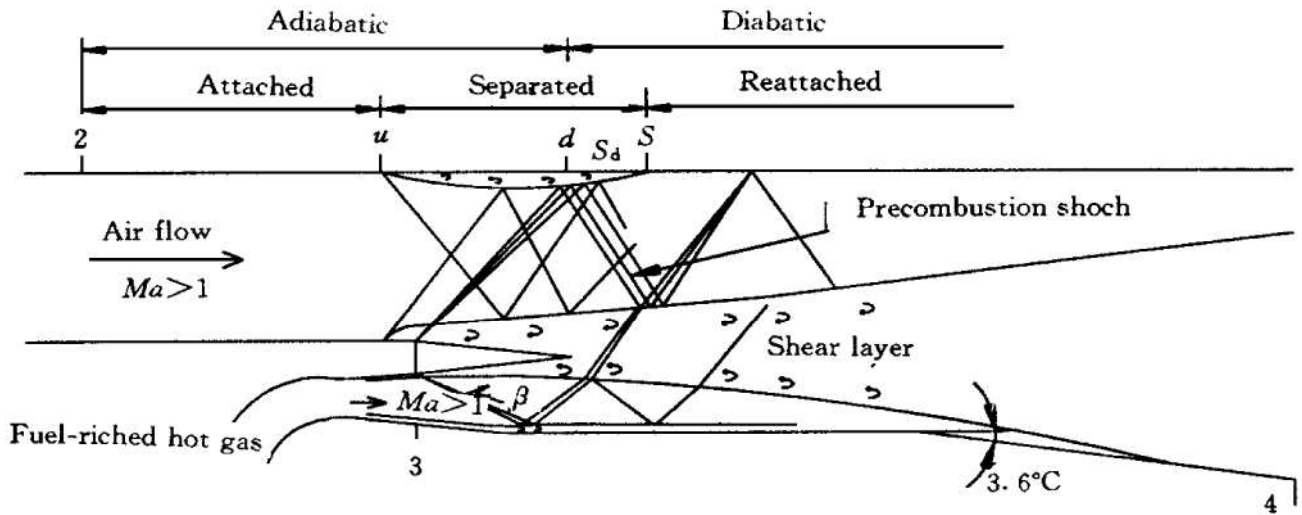


Fig. 2 Influence of injection of fuel-rich hot gas on the shock pattern and shear layer

燃试验结果。从图中可以看出,从超燃室混合段到扩张段进口段($d \sim s$)处,气流被等压加热,就hs-24试验而言, s 处的静压 p_s 为 p_2 的1.07倍,为 p_4 的2.04倍。超声速气流被等压加热后,在超燃室扩张段区继续被加热,直到超燃室出口,加热比 π 达到1.221,而 π 为1.19。

在超燃燃烧室中,气流的流动 Ma 大,总温高,伴随着剧烈的熵增,造成较大的气流总压损失。总压恢复系数与燃烧效率是两个互相矛盾的参数,有时为了提高总压恢复系数,宁可降低燃烧效率,所以在设计时需要综合考虑。

根据实验测得的壁面压力分布,通过理论分析,求得超燃室出口 Ma_4 , p_4 和 p_{14} 后,即可得到总压恢复系数 σ_{2-4} (p_{14}/p_{12})计算值。根据试验中测得超燃室出口处的皮托压 p_{1p} 和从分析得出的马赫数 Ma_4 ,则可求出超燃室出口处气流的总压 $\tilde{p}_{14}$,即可得总压恢复系数实测值 $\tilde{\sigma}_{2-4} = \tilde{p}_{14}/\tilde{p}_{12}$ (表1)。从表中可见,超燃室总压恢复系数值 σ_{2-4} 和 $\tilde{\sigma}_{2-4}$ 两者比较接近,均在0.45~0.55之间。总压恢复系数 σ_{2-4} 大小,可以代表双燃烧室的性能好坏。因为这个参数直接影响发动机推力大小。另一个重要的性能参数是双燃烧室的燃烧效率 η_b ,燃烧效率定义为燃

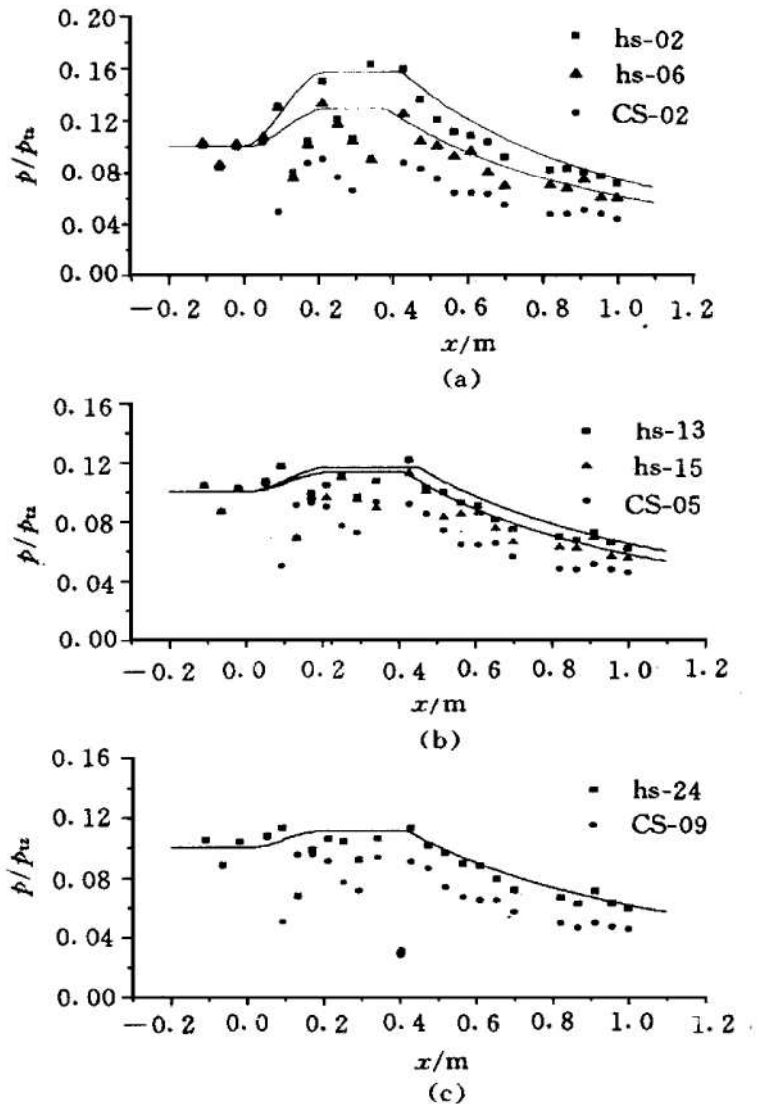


Fig. 3 Comparison of experimental and theoretical wall pressure

- (a) Simulating T_1 of flight $Ma=4$
- (b) Simulating T_1 of flight $Ma=5$
- (c) Simulating T_1 of flight $Ma=6$

Table 1 Measured pitot pressure p_{tp} at the exit of supersonic combustor
and total pressure recovery coefficient σ

	hs-01	hs-03	hs-05	hs-10	hs-13	hs-16	hs-23
p_{tp}/MPa	0.3050	0.3385	0.3385	0.4505	0.4290	0.4420	—
Ma_4	2.048	2.075	2.164	2.070	1.972	2.116	2.059
σ_{2-4}	0.443	0.490	0.538	0.496	0.446	0.497	—
σ_{2-4}	0.446	0.519	0.560	0.476	0.434	0.509	0.450

烧产物热焓增量与加入燃烧室燃料化学能之比。图4显示双燃室总燃烧效率 η_0 与余氧系数 α_0 的关系。图中二条曲线分别代表两个不同的模拟总温状态 (即 $Ma=5$ 和 6) 时 η_0 与 α_0 的关系。由图可见, 燃烧效率大致在 $\alpha_0=2.4\sim3.0$ 范围内达到最大。由于气流总温较高, 相对加入的热量较少, 气流加热比 τ_0 仅为 $1.2\sim1.3$ 之间, 因此使 η_0 略低一些。

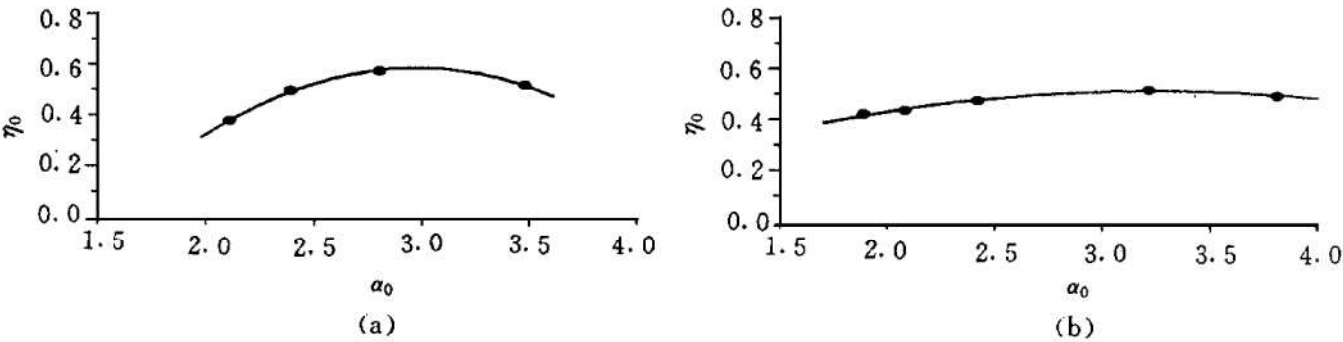


Fig. 4 Combustion efficiency η_0 vs. equivalence ratio-reversed α_0
(a) Flight $Ma=6$ (b) Flight $Ma=5$

4 结 论

碳氢燃料 (煤油) 在弹用双燃式冲压发动机接力飞行马赫数 $4\sim5$ 状态的超燃研究试验结果表明, 各次试验情况良好, 亚燃燃烧室和超燃燃烧室点火与燃烧均正常。对总温 890 K , 静温 470 K , 马赫数 2.16 左右的超声速气流, 高温富油燃气温度需要达到 1750 K 时, 才能顺利地进行富油燃气的超声速燃烧。同时, 在高温富油可燃气中, 含有一定数量的自由基起到了很好的助燃作用。

从试验分析结果可知, 余气系数在 $2.4\sim3.5$ 范围内, 双燃烧室的燃烧效率 η_0 在 $0.5\sim0.68$ 之间; 总压恢复系数 σ_{2-4} 在 $0.45\sim0.55$ 之间。

致 谢: 参加与支持本研究工作的还有中国科学院力学研究所超燃试验组的李建国、俞刚等同志, 特致谢意。

参 考 文 献

- 1 司徒明. 超音速巡航导弹与冲压发动机技术. 飞航导弹, 1996 (1)
- 2 Billig F S. Research on supersonic combustion. AIAA 92-0001
- 3 Waltrup P J. Liquid-fueled supersonic combustion ramjets: a research perspective of the past, present and future. AIAA 86-0158
- 4 司徒明. 双燃式液体冲压发动机研究-地面连管模型试验. 飞行导弹, 1997 (3)
- 5 李建国, 俞 刚, 钱大兴, 等. 超音速技术研究. 北京: 中国科学院力学研究所, 1996.