

超声速燃烧实验研究 (Ⅱ)

刘兴洲 刘敬华 王裕人
葛运圻 杨丽新 胡欲立

(航空航天部 31 所)

摘 要: 用电弧加热空气,对带有突扩台阶后扩张形,入口 $M_a = 2.1$ 和 3.0 的超声速燃烧室进行了实验研究,并对两种不同燃烧室长度、煤油和氢气在垂直和平行喷射下的燃烧状况作了比较。

主题词: 超声速燃烧, 试验, 研究

EXPERIMENTAL INVESTIGATION ON SUPERSONIC COMBUSTION (Ⅱ)

Liu Xingzhou Liu Jinghua Wang Yuren
Ge Yunqi Yang Lixing Hu Yuli

(The 31st Research Institute)

Abstract: The experimental investigation with a model supersonic combustor which consists of rearward-facing step and diverging duct was carried out by using electric arc-heated air to simulate combustor inlet Mach number 2.1 and 3.0. Comparisons were made with combustors in two kinds of length by burning kerosene or hydrogen fuel injected parallelly or perpendicularly to the airstream.

Keywords: Supersonic combustion, Test, Research

符 号 表

A	面积 mm^2	τ	时间 s
C	比热 $\text{kJ/kg} \cdot \text{K}$	σ	总压恢复系数
D	直径 mm		下标
f	气体质量比	a	燃烧室入口; 空气
G	流量 g/s	b	燃烧室出口

L	长度 mm	下标
M	马赫数	c 燃烧室
p	压力 MPa	d 燃烧室入口, 突扩台阶处
ΔQ	散热流量 kJ/s	e 燃烧室出口, 突扩台阶处
r	半径 mm	f 燃料
T	温度 K	p 皮托
x	沿燃烧室的水平轴 mm	s 压力峰值
η	燃烧完全度	t 滞止
φ	化学当量比	w 壁面

为了模拟高 M 数飞行的超燃冲压发动机燃烧室的工作情况, 本文在超声速燃烧实验研究 (1)^[1] 的基础上, 又进行了燃料室入口 $M_a=3.0$ 的超声速燃烧实验研究, 分别在长短两种燃烧室模型上, 对氢和煤油的燃烧状况作了比较。

1 实验设备及实验件^[1]的修改

本实验仍然采用电弧加热空气, 但燃烧室出口与排气扩压器相连, 其后增设引射器, 进一步降低反压。

长燃烧室试验件同文献[1], 仅在测点上有局部修改。短燃烧室见图 1, 突扩台阶后的扩张段由两部分组成, 第一段扩张半角 0.5° , 第二段为 1° , 燃烧室总长度缩短约 $1/3$, 但进出口面积比仍保持 2.05。沿轴向共布置 16 个壁面静压测点。其中包括突扩台阶附近增加的两个测点, 用以观察燃烧室壁压峰值的变化。壁温测量共 5 个截面, 最深

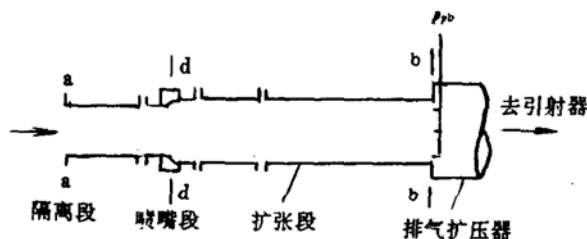


图 1 燃烧室试验件示意图

测点距内表面均为 2mm, 其中两个截面上, 沿不同的厚度各增加了两个测点研究因壁面不稳定导热的散热损失。燃烧室出口安装新设计的水冷铜制尖劈形或不锈钢钝头皮托压力测量耙。煤油流量用浮子式流量计代替涡轮流量计, 避免了实验中电弧对流量的干扰。

2 实验结果及比较

文中所有图中实验点的连线, 只是为了更好区别实验条件, 文中燃料喷射方式中的横喷均指台阶下横向喷射。

2.1 氢燃料超声速燃烧

2.1.1 壁压分布

$M_a=2.1$: 图 2 表示了燃烧室进出口面积比 ($A_b/A_a=2.05$) 相同的条件下, 相对长度 L/D_a 分别为 14.3 和 8.9 的顺喷时壁压沿轴向分布规律基本相同, 但长燃烧室的峰值 $\bar{p}$ 略高 (考虑了当量比差别的因素), 压力变化略平缓一些 (横喷实验的压力分布与顺喷的规律和特征相同, 略)。从壁压分布来看, 可以说明长短燃烧室内的燃烧过程无本质区别。

$M_a=3.0$: 燃烧室入口的平均总温约 1900~2000K, 总压约 2.1MPa, 正常燃烧时, 燃烧

室出口反压保持低于出口静压。

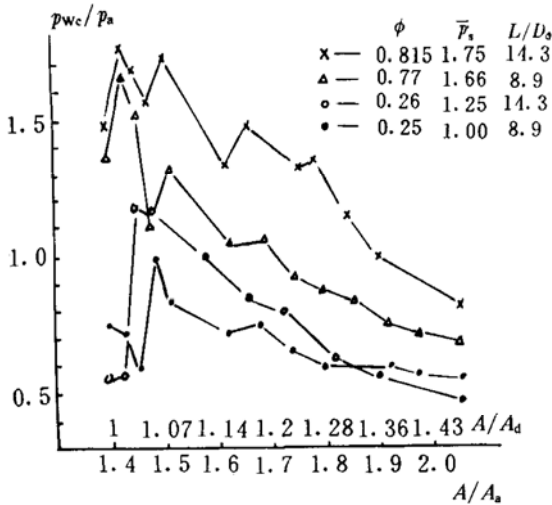


图2 $M_a=2.1$ 顺喷氢, 长、短燃烧室壁压分布的比较

由图3可见, 横喷时壁压水平及峰值变化明显不同, 并随化学当量比的增大而增大, 台阶后有一段出现压力波峰及波谷, 说明高 M 数气流经突扩后膨胀, 压缩波反射强烈。当顺喷时, 仅在长燃烧室中的高化学当量比 $\phi=0.81$ 下, 才显示了壁压升高, 而低化学当量比 $\phi=0.46$ 的压力水平与喷氮时相同^[2], 说明此时氢燃料没有被点燃。图中表示在了本实验条件下, 当 $M_a=3.0$, 氢燃料顺喷时仅在长燃烧室中使用高当量比才能点燃。

2.1.2 壁温分布

① $M_a=2.1$: 图4说明顺喷时燃烧室壁在第8秒时正规状态下传热的秒温升沿轴向递减的情况, 长短燃烧室比较结果表明, 在台阶和燃烧室出口附近的秒温升基本相同, 并随化学当量比增大而增大。在燃烧室的中部, 分布有些差别, 这是由于两种燃烧室的几何特性不同。实验表明横喷的秒温升分布规律与顺喷基本相同。

② $M_a=3.0$: 由图5可以看到横喷氢燃料, 长短燃烧室的秒温升大部分均在 20 (K/s) 以上, 而图6中在短燃烧室顺喷燃料当量比为 0.5 时, 因未点燃而下降到 15 (K/s) 以下, 与长燃烧室 $\phi=0.79$ 时的数值形成明显的对比。

2.1.3 出口马赫数 M_e

出口截面的 M_e 是由皮托压与出口壁面静压的平均值得到的, 两种喷射方式的 M_e 都随 ϕ 增大而下降, 没有参加燃烧的氮, M_e 值最高。顺喷时, 燃料轴向动量大, 故 M_e 比横喷的大。长燃烧室因燃烧完全度高, 加温比高, 以及表面摩擦增加, 故 M_e 小于短燃烧室。由图7可见, 截面中心线上的值高于两边, 而且不对称, 说明燃料的喷射、混合和燃料沿径向是不均匀的。

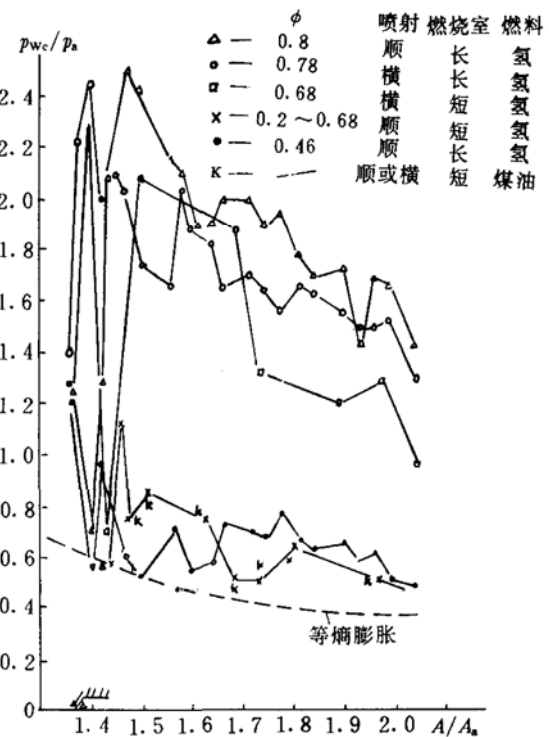


图3 $M_a=3.0$ 燃烧室壁压分布比较

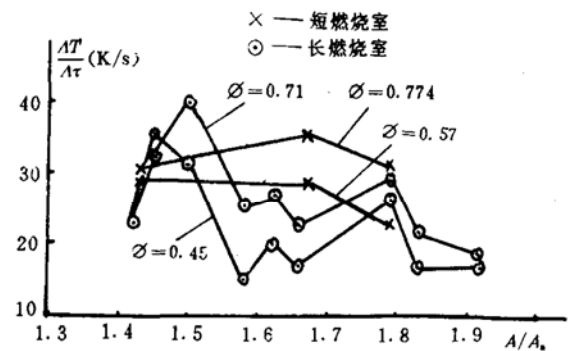


图4 $M_a=2.1$, 顺喷氢燃料燃烧壁秒温升分布

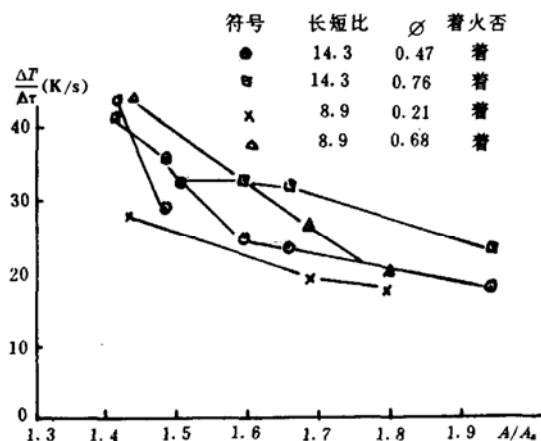


图5 $M_a=3.0$ 横喷氢燃料长短燃烧室壁秒温升分布的比较

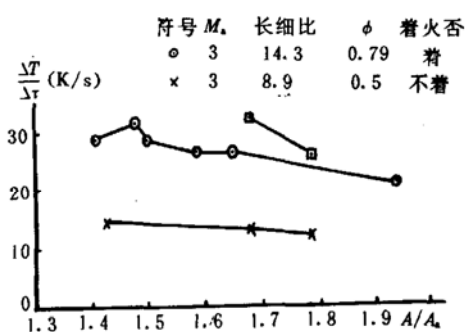


图6 $M_a=3.0$ 顺喷氢燃料长短燃烧室壁秒温升分布的比较

表示了一次 $M_a=2.1$ 的实验结果, 其 M_b 的平均值明显低于 $M_a=3.0$ 的。

2.2 煤油燃料超声速燃烧

2.2.1 壁压及壁温分布

① $M_a=2.1$: 图8、9分别说明短燃烧室不论是顺喷还是横喷, 在所试范围内 (当量比大约0.51以下), 壁压分布曲线均没有升高, 而接近于等熵膨胀曲线, 与长燃烧室大当量比 (横喷 $\phi=0.58$, 顺喷 $\phi=0.71$) 的情况形成明显对比。图10表示的是四次试验所得到的秒温升分布 (与图8、9的压力分布数据相对应), 进一步说明燃烧室的低 $\Delta T/\Delta \tau$ 值对应着低的压力分布曲线。

由以上数据可以得知, $M_a=2.1$ 时在所实验的范围, 用短燃烧室, 煤油不能点燃, 用长燃烧室要在大当量比下, 才能点燃, 而且顺喷比横喷需要更高的 ϕ 值。

② $M_a=3.0$: 由图3可见煤油在短燃烧室中的壁压分布都接近于等熵膨胀曲线。实验表明煤油在长燃烧室中, 同样不能点燃^[2], 但在 $\phi=0.67$ 和 0.7 两个较大的当量比时, 出口前的壁面压力突然升高, 这可能是燃料混气在出口处遇到测压耙, 形成较强的脱体波, 局部减速增温, 而后在尾室突扩回流区中着火, 结果使得出口反压升高。分析认为对于 $M_a=2.1$, 低当量比 (见图9中 $\phi=0.46$) 的情况也应有类似的流动过程, 但因来流总温 T_{0a} 较低, 到了出口仍不能形成自点火条件。

2.2.2 出口截面马赫数 M_b

由图11可见, 使用煤油燃料的 M_b 沿径向分布较为均匀, 中心线上没有象氢燃料那样的高峰。在其它条件相同的情况下, 数据有下列规律: ① $M_{b(M_a=3)} > M_{b(M_a=2.1)}$; ② $M_{b(未点燃)} > M_{b(点燃)}$; ③ $M_{b(低\phi)} > M_{b(高\phi)}$; ④ $M_{b(顺喷)} > M_{b(横喷)}$ 。例如 $M_a=3.0$ 顺喷, $\phi=0.51$ 的情况, 因没点

图7中

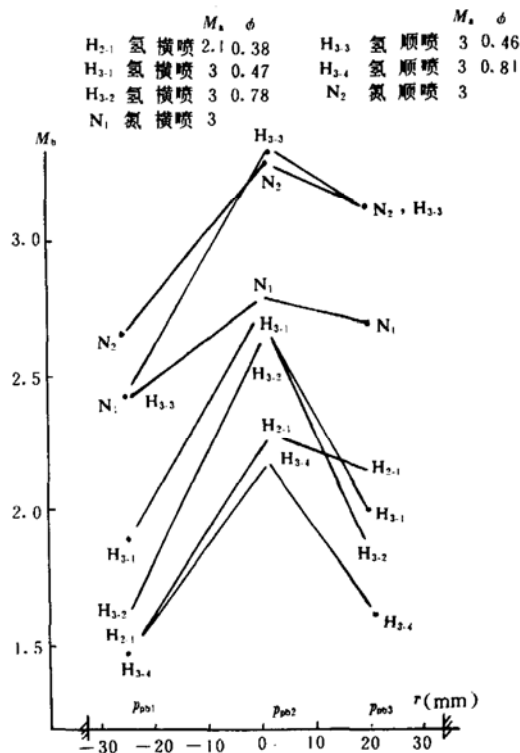
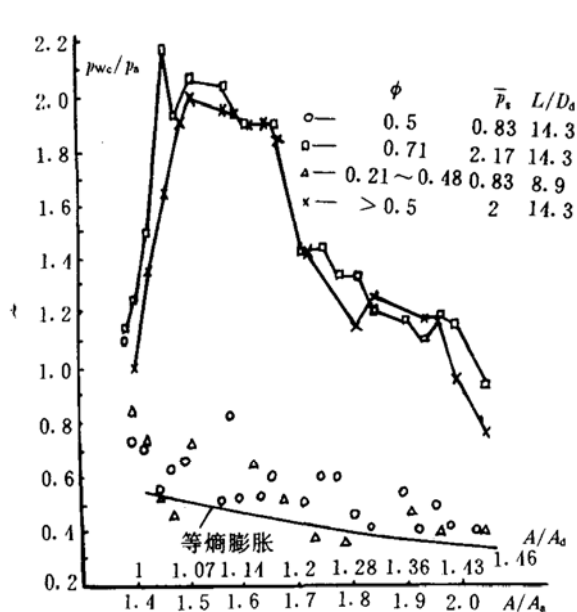
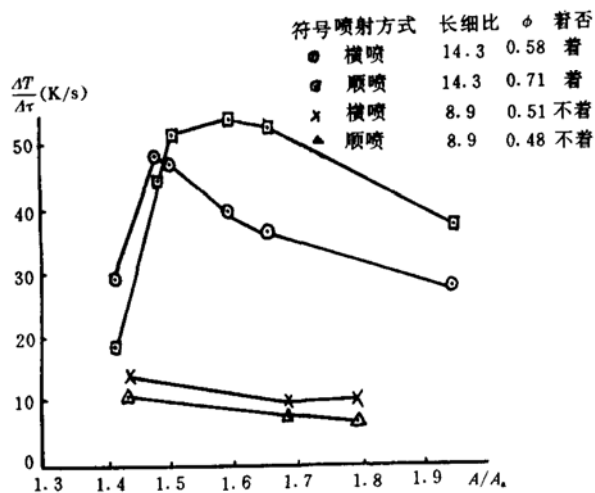


图7 喷射氢燃料或氮、长燃烧室由皮托压得出的出口截面 M_b 分布

图8 $M_a=2.1$ 顺喷煤油壁压分布的比较

燃, 故位于图中最高值处 ($M_b=3.05$), 对于 $M_a=2.1$ 顺喷 $\phi=0.7$, 这个状态, 由于当量比的作用较大, 故 M_b 居于横喷 $\phi=0.58$ 之下。

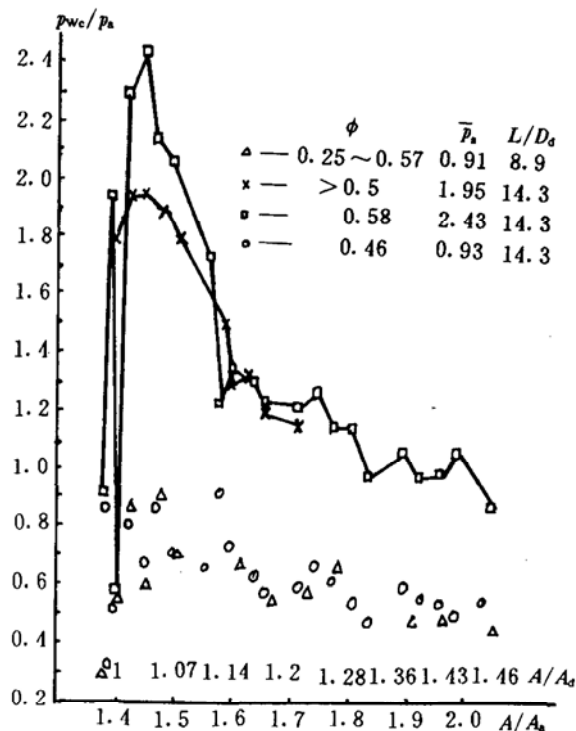
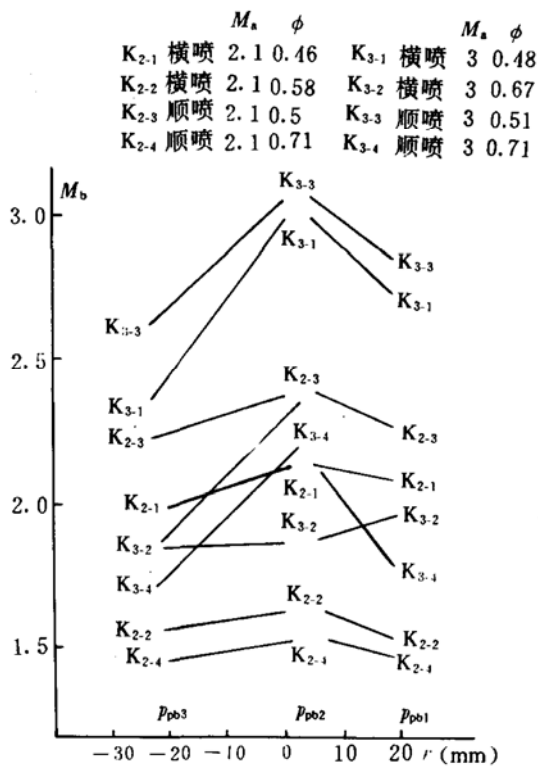
图10 $M_a=2.1$, 煤油燃料, 秒温升分布的比较

3 数据分析

3.1 一维积分分析法的修正

①使用实验测台阶处压力 p_a , 修正动量方程中台阶面上的作用力 $p_a (A_d - A_a)$ 。

②用实测秒温升数据确定散热热流量 ($\Delta Q \approx$

图9 $M_a=2.1$ 横喷煤油壁压分布的比较图11 煤油燃料, 长燃烧室, 由皮托压得出的出口截面 M_b 分布

$\frac{\Delta T}{\Delta \tau} \cdot \rho \cdot c \cdot \delta p \cdot D_{cp}$), 通过雷诺比拟方法^[3], 把能量方程中的向外散热量与动量方程中的摩擦力联系起来, 得到本实验不稳定导热下, 放热气出口参数的近似解^[2]。

3.2 计算结果及分析

利用上述实验数据的一维分析法计算燃烧室出口截面的平均参数: M_b 、 T_{tb}/T_{ta} 、 η 、 σ_{ab} 见图 12~15。由图分析, 可见有如下规律:

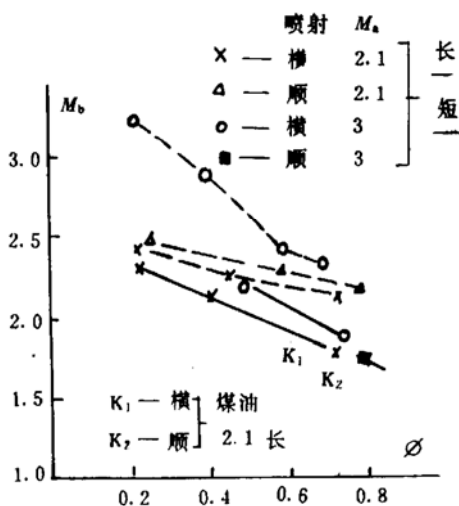


图 12 燃烧室出口 M_b 与 φ 的关系

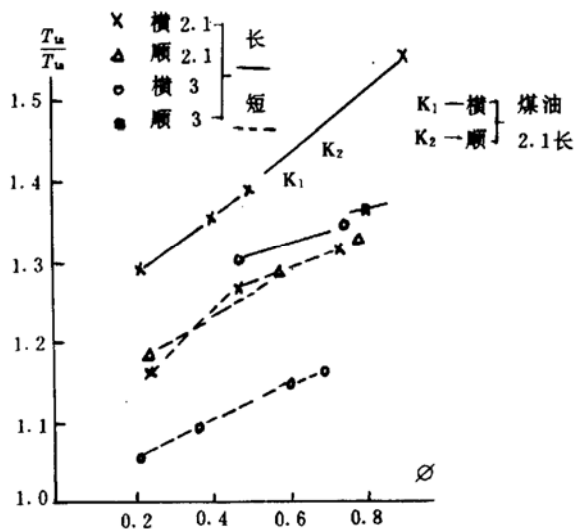


图 13 燃烧室出口总温比 T_{tb}/T_{ta} 与 φ 的关系

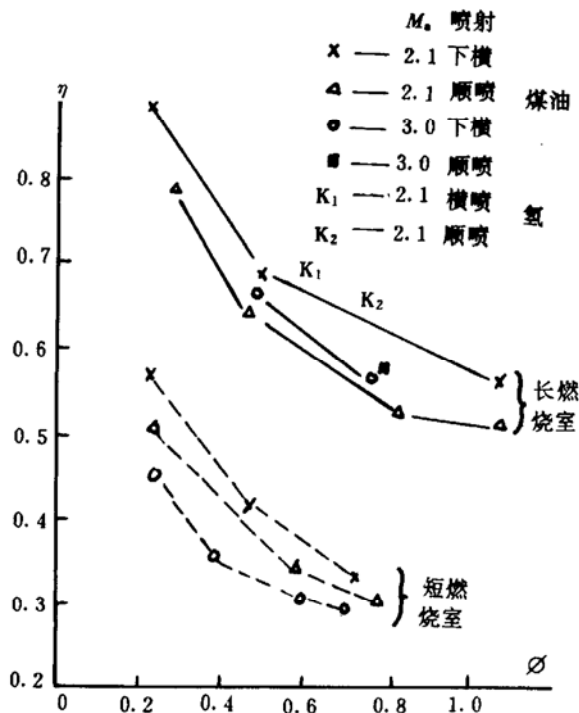


图 14 燃烧室出口燃烧完全度 η 与 φ 的关系

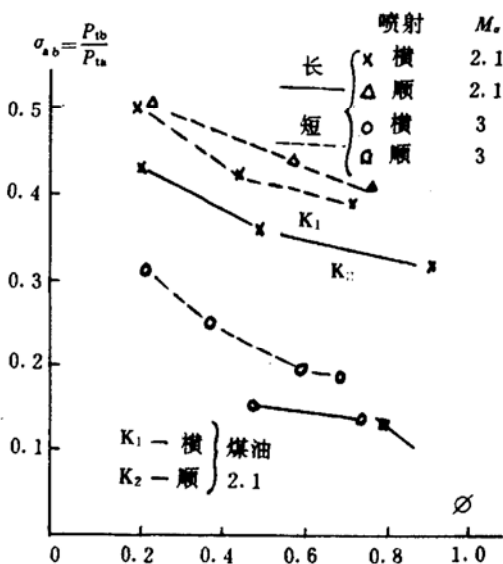


图 15 燃烧室出口总压恢复 σ_{ab} 与 φ 的关系

(1) 同一 M_a : 相同的燃料喷射方式和当量比下 M_b 、 T_{tb}/T_{ta} 、 η 、 σ_{ab} 随 φ 变化趋势, 长短燃烧室相同, 但长燃烧室的停留时间长, 燃烧充分, 此外摩擦增加, 这些因素综合起来, 使长燃烧室比短的 η 、 T_{tb}/T_{ta} 增大, 而 M_b 和 σ_{ab} 减小。

(2) 同一燃烧室长度: 相同的燃料喷射方式和当量比, 在本实验 $M_a=2.1$ 与 3.0 时的燃

烧室入口静温 T_a 大致相同 (约 750K), 静压略低 ($\Delta P_a \approx 0.03\text{MPa}$) 的条件下, 高 M_a 的 η , T_{ib}/T_a 降低, 而 M_b 增大。这说明上述出口气流参数的差别主要是因气流速度增大和由此而引起的混合程度不同所造成的。下面以 $\varphi=0.5$, 横喷为例, 列表说明这种差别的量级:

参数差 \ 条件: 原因	$M_a=2.1$ $(L/D_s)_{\text{长}}=14.3 \Rightarrow (L/D_s)_{\text{短}}=8.9$	$(L/D_s)_{\text{短}}=8.9$ $M_a(2.1) \Rightarrow M_a(3.0)$
ΔM_b	-0.2	-0.3
$\Delta (T_{ib}/T_a)$	0.12	0.125
$\Delta \sigma_{ab}$	-0.06	0.2
$\Delta \eta$	0.28	0.075

(3) $M_a=2.1$, 短燃烧室, 横喷与顺喷的出口参数很接近。 $M_a=3.0$, 短燃烧室, 顺喷不能点火燃烧, 长燃烧室也只能在大当量比下点燃。

(4) 煤油作燃料, 在长燃烧室, $M_a=2.1$, 大当量比下, 点火燃烧的参数, 数值上大致与相同条件下的氢燃料相当。

4 小 结

1) 使用氢燃料, $M_a=2.1$ 时, 当燃烧室相对长度由 14.3 缩短为 8.9 后, 其壁压分布特性类似。

2) 本实验条件下, M_a 数由 2.1 增大到 3.0, 点火困难, 氢燃料要使用横向喷射。若使用顺向喷射, 只在长燃烧室, 大当量比下才能点燃。

3) 当 M_a 数由 2.1 增大到 3.0 时, 燃烧室出口截面的平均参数除 M_b 增大外, η 、 T_{ib}/T_a 、 σ_{ab} 均下降。

4) 煤油只能在 $M_a=2.1$, 长燃烧室, 大当量比下点燃, 顺喷点燃需要的当量比比横喷更大。

5) 用煤油作燃料的燃烧室出口截面皮托压力和 M_b 的径向分布比氢均匀。

参 考 文 献

- [1] 刘兴洲, 刘敬华, 王裕人等. 超音速燃烧实验研究 (I). 推进技术, 1991 (4)
- [2] 刘敬华, 王裕人, 葛运圻等. 超声速实验研究报告 (II). 航空航天部 31 研究所, 1992. 3
- [3] Waltrup P J, Billig F S and Stockbridge R D. A Procedure for Optimizing the Design of Scramjet Engines. Journal of Spacecraft and Rocket, 1979, 16 (3)
- [4] Rogers R C and Eggers J M. Supersonic Combustion of Hydrogen Injected Perpendicular to a Ducted Vitiated Airstream. AIAA 73-1322
- [5] Billig F S and Dugger G L. The Interaction of Shock Waves and Heat Addition in the Design of Supersonic Combustors. Twelfth symposium on Combustion, The Combustion Institute, 1969.
- [6] 镇西信夫, 升谷五郎. スケテムジェットの空力問題. 日本航空宇宙学会志, 1990 (4)
- [7] 傅维标等. 燃烧物理学. 机械工业出版社, 1984. 3