

高温富油燃气作引导火焰的煤油超燃研究^{*}

孙英英¹, 韩肇元¹, 司徒明², 王 春²

(1. 中国科学技术大学 力学与机械工程系, 安徽 合肥 230027; 2. 航天机电集团公司 31 所, 北京 100074)

摘 要: 对采用高温富油燃气作引导火焰的煤油超声速燃烧进行了研究。根据试验测得的壁面静压分布, 采用一维简化模型处理与分析数据, 得出了不同试验条件下的燃烧效率与总压恢复系数; 对超声速燃烧室内的静压分布特点作出了分析; 对超声速燃烧室入口处的气流总温, 燃料喷射位置, 以及燃料总体当量比对燃烧室内静压分布、燃烧效率与总压恢复系数的影响进行了讨论。

关键词: 超音速冲压喷气发动机; 烃类燃料燃烧; 超声速燃烧; 高温富油燃气; 引导火焰

中图分类号: V235. 21

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2001) 02-0157-05

Investigation on supersonic combustion of kerosene using fuel-rich hot gas as pilot flame

SUN Ying-ying¹, HAN Zhao-yuan¹, SITU Ming², WANG Chun²

(1. Dept. of Modern Mechanics, China univ. of science and Technology, Hefei 230027, China;

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

Abstract: Experimental investigation on supersonic combustion of kerosene was conducted using fuel-rich hot gas as pilot flame on direct-connect supersonic combustion facility. Based on the measured wall static pressure, experimental data were interpreted using one-dimensional theoretical model combustion efficiency and total pressure recovery coefficient were obtained. The characteristic of static pressure profiles in supersonic combustor was analyzed. The effects of supersonic flow temperature, fuel injection location, and global equivalence ratio on combustor performances were discussed.

Key words: Supersonic combustion ramjet engine; Hydrocarbon fuel combustion; Supersonic combustion; Fuel-rich hot gas; Pilot flame

1 引 言

采用碳氢燃料的超燃冲压发动机特别适合于小型低成本低超声速飞行器。为解决有限长度的超声速燃烧室中碳氢燃料的点火与稳定燃烧, 美国约翰霍普金斯大学提出了一种双燃烧室冲压发动机方案^[1]。我们在先期研究中也成功地实现了碳氢燃料高温富油燃气在超声速气流中的补燃^[2~4], 结构紧凑的预燃式^[5], 在此基础上本文对高温富油燃气作引导火焰的超声速燃烧室中煤油超燃进行了研究。

2 试验装置

试验在直连式超声速燃烧试验台上进行, 采用燃

氢补氧的加热方法提供超燃试验所需总温和总压的试验气流。实验空气总温为 1 000 K~ 1 700 K, 总压为 1.0 MPa~ 1.7 MPa, 超声速燃烧室入口马赫数 $Ma = 2.15$ 。试验模型分成预燃室与超声速燃烧室两部分^[3,4], 如图 1 所示。超声速燃烧室由等截面隔离段 (长 150 mm), 等截面混合段 (长 370 mm), 以及扩张段 (上壁面平直, 下壁面扩张角为 3.6°) 组成。预燃室与超燃室在等截面隔离段出口处相结合, 见图 2。

预燃室采用二级喷油, 喷油杆分别安装于预燃室进口突扩台阶前和预燃室后部^[3,4]。第一级喷入的煤油约占总油量的 1/4, 在预燃室内与空气混合燃烧形成高温燃气。第二级煤油约占总油量的 1/2, 与高温燃气混合, 小部分发生化学反应, 而大部分则吸热

* 收稿日期: 2000-09-11; 修订日期: 2000-11-06。基金项目: 国家自然科学基金 (19882004)。

作者简介: 孙英英 (1970—), 女, 博士生, 研究领域为流体力学。

面混合段内具有二维特性,而在扩张段内则呈现一维流动的趋势。

在超燃室混合段内壁面静压的跳跃式分布说明流场中存在压缩、膨胀波系。在超声速燃烧室等截面混合段入口处,靠近上壁面的超声速主气流与靠近下壁面的高温富油燃气这两股超声速平行射流将在厚度为6 mm的隔板端部附近发生膨胀,形成两个膨胀扇。这两股气流汇合之后,因压力不匹配,也会形成压缩、膨胀波系。文献[2]给出了根据准一维理论分析以及数值分析得出的超燃室混合段内存在的压力波系图。此外,对于超声速燃烧的热态稳定流场,在等截面段内由于燃烧释热压力升高,由于逆压梯度的出现还会形成预燃激波,文献[6]给出了这种预燃激波的流动结构。图3c中所示燃烧室等截面混合段入口处壁面静压的突跃,表明了预燃激波的存在。

在超燃室等截面混合段中,由以上三种原因所形成的波系与壁面以及超声速主气流与高温富油燃气这两股平行气流之间形成的自由剪切层相互作用,发生反射与透射,形成复杂的波系结构,有利于强化这两股平行射流之间的混合与燃烧。由于波系沿轴向衰减,燃烧室等截面段为非均匀混合与燃烧区,而扩张段内流场近似一维流动,超声速燃烧室上、下壁面压力分布趋于一致。在接近超燃室出口处压力波动可能是由于该处压力低于外界大气压,为了与背压(大气压)相匹配,形成斜激波所致。

高温富油燃气射流对超声速可燃混气的点火过程是在其自由剪切混合层中实现的。在超燃室等截面混合段入口处,隔板后缘突扩台阶处形成低速回流区以及局部高温驻点区,对点火与维持火焰稳定起到积极作用。在突扩台阶顶点处形成的剪切层不稳定性也对混合有促进作用。由于这两股平行气流的速度差异,自由剪切层内形成大尺度流向涡,使混合过程增强。此外,这两股气流间回流区的影响、波系相互作用,以及高温富油燃气在超声速气流中补燃放热,都增大剪切层的扩张角,有利于强化混和与燃烧。

4.2 试验数据处理

根据试验所测得的壁面静压分布和已知的燃烧室横截面积沿轴向变化规律,忽略气流与壁面的摩擦以及外界环境的热交换,按照一维简化分析方法^[7],可以计算出燃烧室内气流的马赫数 Ma ,总温 T_0 ,静温 T ,总压 p_0 ,速度 u 等参数。在给定温度与

当量比条件下的绝热火焰温度,可以采用平衡常数法求出^[8]。之后,即可求出超燃室的燃烧效率 η ,总压恢复系数 σ 等重要性能参数。

$$\eta = (T_{0e} - T_{0i}) / (T_{aft} - T_{0i})$$

上式中 T_{0i} , T_{0e} 分别为超声速燃烧室进口与出口的总温, T_{aft} 为绝热火焰温度。

$$\sigma = p_{0e} / p_{0i}$$

式中 p_{0i} 为超燃室进口处的超声速空气流总压,取 $p_{0i} = 0.95p_0$, p_0 为测出的加热器出口的压力。 p_{0e} 表示超燃室出口处的燃气总压,可以根据试验测出的超燃室出口处毕托压和从理论分析方法得出的超燃室出口马赫数求出。

4.3 温度的影响

由图3可知:当总温由1 000 K升高到1 310 K时,静压分布规律大体相同,当燃烧室入口温度较低时,壁面静压最高值均出现于等截面混合段的尾部。而总温为1 580 K的压力分布曲线则显著不同,不仅静压最高值出现的位置前移至等截面混合段入口附近,而且等截面段内的压力,大约升高了一倍。

超声速燃烧室内静压水平反映了燃烧释热的强度,而后者又由化学反应速率决定。因此,超燃室内静压分布随温度的上述变化规律,也反映出燃料与空气的化学反应速率随温度的指数变化规律。

若以静压最高值出现的位置作为高温富油燃气实现对超声速主气流点火的位置,并认为该点之前静压的升高主要由预燃激波系以及压缩波系绝热压缩作用引起,而非燃烧释热,则从燃料喷射位置至静压最高值出现位置的轴向距离即对应着点火距离,根据超燃室中超声速主气流的速度即可计算出点火延迟时间。用此法计算出当燃料喷嘴位于A位置,总温 $T_0 = 1\ 000\text{ K}$, $1\ 310\text{ K}$ 与 $1\ 580\text{ K}$,燃料总体当量比约0.55时的点火延迟时间分别为0.38 ms, 0.33 ms与0.10 ms。点火延迟时间随温度的变化还体现出化学反应速率随温度的指数变化规律。同时,以上计算得出的点火延迟均远远短于超声速气流在燃烧室中典型的驻留时间(约1.5 ms)^[9],因此以高温富油燃气作为引导火焰可有效解决碳氢燃料点火并稳定燃烧。

表1给出了图3所对应的试验条件下超燃室的燃烧效率与总压恢复系数。可见在当量比大体相同时, η 与 σ 并不随超声速试验气流温度的升高而单调增加。因为影响超燃室性能的因素除温度、当量比、

燃料喷射位置之外, 还有燃料的雾化, 以及与空气的混合, 超声速试验气流的组分比例等。

Table 1 Effect of temperature on performance of supersonic combustor

No.	ER	T_t /K	T /K	η	σ	Ma_{min}
1	0.55	1 000	542	0.54	0.38	1.42
2	0.57	1 310	729	0.47	0.51	1.51
3	0.54	1 580	903	0.64	0.48	1.07

对照 1, 2 号试验的原始数据时发现, 1 号的试验气流氧气含量偏高, 可能是造成该次试验燃烧效率较高的主要原因。3 号试验的超声速试验气流温度较高, 燃料喷入燃烧室后迅速吸热气化并与高温空气混合。单孔壁面横向注射的燃料比较集中, 点火后造成较为集中的燃烧释热, 所以超燃室中的最小 Ma 数接近于 1, 表明超燃室入口试验气流温度较高的条件下, 集中喷射燃料的方式容易引起热雍塞。此外, 还发现超燃室内最小 Ma 数与最高壁面静压出现在同一位置。

4.4 燃料注入位置的影响

图 4 给出了燃料总体当量比大致相同, 气流总温比较接近, 而燃料注入位置分别在 A , B 时超燃室内的静压分布曲线。表 2 为相应的性能参数比较。

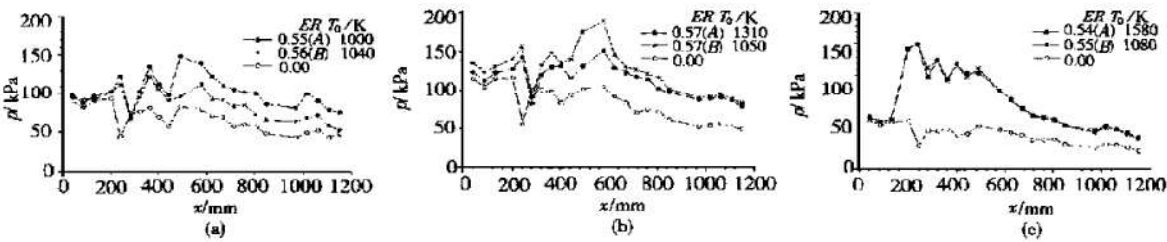


Fig. 4 Effect of kerosene injection location on static pressure profiles

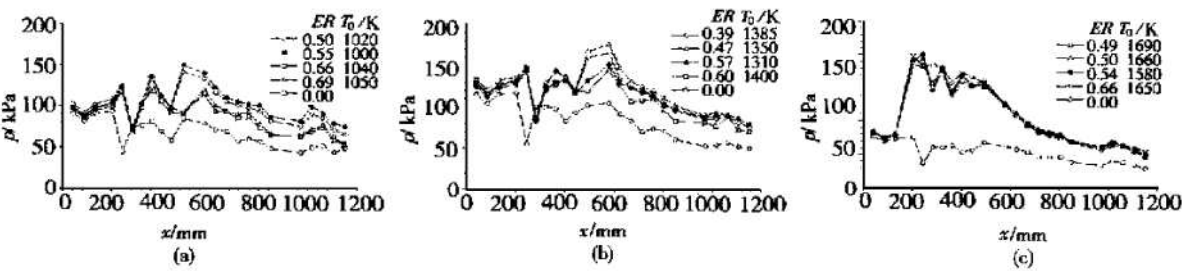


Fig. 5 Effect of equivalent ratio on static pressure profiles (kerosene injector located at A)

Table 2 Effect of location of fuel injector on performance of supersonic combustor

No.	ER	T_t /K	T /K	η	σ	Ma_{min}
1- A	0.55	1 000	542	0.54	0.38	1.42
1- B	0.56	1 040	564	0.37	0.55	1.60
2- A	0.57	1 310	729	0.47	0.51	1.51
2- B	0.57	1 350	751	0.47	0.51	1.39
3- A	0.54	1 580	903	0.64	0.48	1.07
3- B	0.55	1 680	960	0.72	0.43	1.12

分析表明, 燃料喷射位置对燃烧室静压分布与 η 和 σ 的影响随着超声速试验气流温度的升高而减弱。图 4(a) 对应的温度较低, 喷嘴安装于 A 位置的 η 较高, 因为由该处喷入燃烧室内的燃料距离高温富油燃气射流较近, 燃料与空气混合后形成的超声速可燃混气, 易于被点燃。燃烧室入口温度较高的图 4(b), 燃料从 B 处喷入时由于混合距离与混合时间增长, 等截面段内的燃烧释热相对于从 A 处喷入的情况较为强烈, 表现为等截面段内具有较高的压力水平。然而, 由于两种情况下燃烧室出口处静压值几乎相同, 所以对超燃效率没有什么影响。图 4(c) 所对应的超燃室入口温度更高, 燃料喷射位置几乎对静压分布没有影响。表 2 中, 3- B 对应的超燃效率高于 3- A 是由于气流总温较高所致。

4.5 当量比的影响

图 5 给出了燃料喷嘴位于 A 处, 超燃室入口处的总温比较接近时, 不同当量比下的静压分布曲线。表 3 给出了对应的超燃室性能参数。

Table 3 Effect of equivalence ratio (*ER*) on performance of supersonic combustor

No.	<i>ER</i>	<i>T</i> _i /K	<i>T</i> /K	η	σ	<i>Ma</i> _{min}
1	0.50	1 020	553	0.54	0.45	1.50
2	0.55	1 000	542	0.54	0.38	1.42
3	0.66	1 040	564	0.29	0.53	1.58
4	0.69	1 050	570	0.24	0.57	1.62
5	0.39	1 385	771	0.68	0.53	1.48
6	0.47	1 350	751	0.66	0.51	1.41
7	0.57	1 310	729	0.47	0.51	1.51
8	0.60	1 400	779	0.32	0.58	1.64
9	0.49	1 690	966	0.65	0.49	1.15
10	0.50	1 660	949	0.63	0.48	1.15
11	0.54	1 580	903	0.64	0.48	1.07
12	0.66	1 650	943	0.78	0.45	1.07

考察以上图表可知, 对应与图 5(a), 5(b) 中超燃室入口温度较低的情况, 燃料总体当量比对静压分布的影响较大, 随当量比的增大, 燃烧效率降低。图 5(c) 燃烧室入口温度较高, 当量比对静压分布的影响很小, 而且燃烧效率基本上是随当量比的增加而增大。这是因为当气流温度较低时, 较高的当量比会使部分燃料来不及气化参与化学反应, 因而导致燃烧效率降低。反之, 燃烧室入口温度较高, 则燃料喷入后将迅速气化, 并与空气混合形成可燃混合物, 加之高温下化学反应速率较高, 所以具有较高的燃烧效率^[10]。

总压恢复系数变化趋势基本与燃烧效率的变化趋势相反, 燃烧效率越高总压损失越大。

5 总 结

高温富油燃气作引导火焰能可靠地点燃超声速气流中的煤油射流。试验测得的壁面静压分布表明, 超声速燃烧室内的稳定流场在等截面混合段内具有二维特性, 而在扩张段内则呈现一维流动的趋势。超燃室混合段内壁面静压的跳跃式分布说明流场中存在着压缩、膨胀波系。当燃烧室进口温度较低时, 壁面静压最高峰均出现于等截面混合段的尾部; 当进口温度较高时, 压力峰出现的位置前移, 直到混合段进

口附近, 而且等截面段内的压力大约升高一倍。燃料喷射位置对超燃室压力分布与 η 和 σ 的影响随着超声速试验气流总温的升高而减弱。当超燃室入口温度较低时, 燃料总体当量比对压力分布的影响较大, 随当量比的增大, 超燃效率降低。在超燃室入口温度较高的情况, 当量比对静压分布的影响较小, 而超燃效率基本上是随当量比的增加而增大。超燃室的总压恢复系数变化趋势基本与超燃效率的变化趋势相反, 超燃效率越高, 总压损失也越大。

致 谢: 在试验过程中得到了俞 刚、张新宇、李建国和陈立红等研究员的支持和帮助, 特此致谢。

参考文献:

[1] Billig F S, Waltrup P J, Stockbridge R D. Integral rocket dual combustion ramjets: a new propulsion concept[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1980, 17(5) .

[2] SITU Ming, SUN Ying-ying, ZHANG Shu-dao, et al. Investigation of supersonic combustion of hydrocarbon fuel-riched hot gas in scramjet combustor[R]. AIAA 99~ 2245.

[3] 孙英英, 司徒明, 王 春, 等. 双燃烧室中煤油超燃试验研究[J]. 流体力学实验与测量, 2000, 14(1) .

[4] 司徒明, 王子川, 牛余涛, 等. 高温富油燃气超燃试验研究[J]. 推进技术, 1999, 20(6) .

[5] 司徒明, 陆惠萍, 王 春. 高超声进气道中壁龛式预燃室进气特性[J]. 推进技术, 2000, 21(6) .

[6] Waltrup P J. Liquid fueled supersonic combustion ramjets: a research perspective of the past, present and future[R]. AIAA 86~ 0158.

[7] Heiser W H, Pratt D T, Deley D H, et al. Hypersonic Air-breathing Propulsion. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Washington, D C, 1993.

[8] Kuo K K. Principles of Combustion. John Wiley & Sons, Inc, 1986.

[9] Tishkoff J M, Drummond J P, Edwards T, et al. Future direction of supersonic combustion research: Air Force/NASA Workshop on Supersonic Combustion[R]. AIAA 97~ 1017.

[10] SITU Ming, SUN Ying-ying, LU Hui-ping, et al. Investigation on fuel-rich hot gas as piloted energy for kerosene supersonic combustion[R]. AIAA 2000~ 3587.

(编辑: 龚士杰)