

液体射流在强化超音速燃烧中的应用*

华中理工大学 胡欲立**
航天工业总公司 31 所 刘敬华 凌文辉
西北工业大学 刘 陵

【摘要】研究了在燃烧室入口马赫数为 2 的超音速燃烧中, 液体射流所产生的振荡激波对强化超音速燃烧的作用。经过一维分析, 证明了在离燃料喷嘴适当位置上喷射液体, 所产生的振荡激波能强化超音速燃烧, 提高燃烧效率。并且还发现液体射流位置与燃料射流位置越近, 振荡激波提高燃烧效率的作用较强。

主题词: 超音速燃烧 液体射流 燃烧效率

分类号: O 643 21

1 前言

为了提高燃烧效率, 各国的研究者对超音速燃烧室中强化混合已做了大量工作^[1]。Hussain^[2]认为在超音速混合层中存在大量的大尺度涡, 当这些涡加速时, 就会形成小涡流激波。小涡流激波会减小湍流尺度和产生反向涡流, 所以减小了湍流混合。由此可解释超音速混合层中混合率为什么会减小。为了强化超音速流中混合, Kumar^[3]发现振荡激波与小涡流激波相互作用, 会减小或消除小涡流激波在超音速流中引起混合率低的作用。Wood^[4]等人在入口马赫数为 3 的空气流中, 用氦来模拟燃料, 分别在氦喷嘴的上游与下游横喷水而产生振荡激波, 做了超音速流中振荡激波强化混合的冷态试验, 得到的结论是在氦喷射上游喷水时对混合影响不大, 而在氦喷射下游喷水时确能起到强化混合的作用。本文也将采用稳定液体射流横喷入超音速流中产生振荡激波, 但用氢燃料燃烧实验来研究液体射流对强化超音速燃烧的作用。

2 实验结果与分析

实验时, 燃烧室入口空气流马赫数为 2, 总压约为 8.3×10^5 Pa, 总温 1500 K 左右, 空气流由电弧加热器加热。在燃烧室出口后接排气扩压器和引射器。沿燃烧室轴向测量了气流的壁压、壁温, 还用水冷式皮托总压靶测量了燃烧室出口处气流压力, 以及对氢燃料喷嘴段进行了纹影摄影^[5]。

以文献[5]中后掠斜坡喷嘴模型(P 型)燃烧室和低角度分级喷嘴模型(M 型)为基础, 分别在两种模型中, 离燃料喷嘴的不同位置上, 设置液体喷嘴孔来考虑液体射流对强化超音速燃烧的作用。所喷液体为水或者煤油。与燃料喷嘴相对应, 液体喷嘴也采用沿横向对称双排, 并

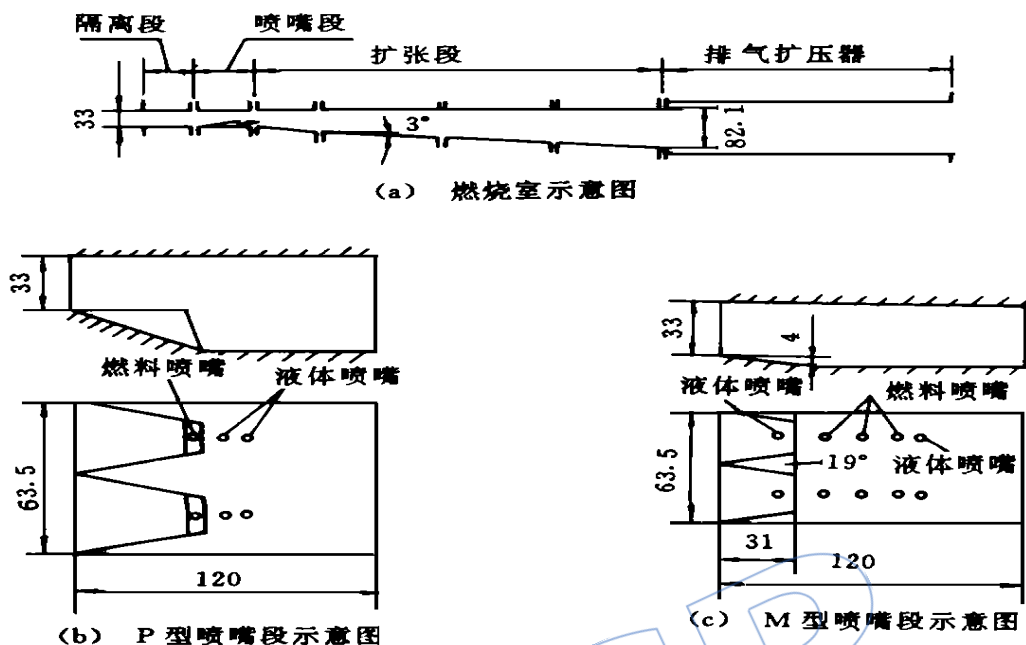


图 1 燃烧室及 P 型、M 型喷嘴段示意图

与燃料喷嘴在同一轴线上。燃烧室及喷嘴模型如图 1 所示。要说明的是, 在实验时, 只在低角度分级喷嘴模型(M 型)燃烧室喷射煤油时, 使用了一次双侧喷油, 其余皆采用单侧喷射液体。液体喷嘴都采用横喷方式, 孔径取为 1 mm ^[5]。

2.1 后掠斜坡喷嘴模型(P 型)燃烧室的实验结果

对氢气与空气动压比 $q = 2.6$, 在下板壁氢喷嘴下游 10 mm 处分别喷水和喷煤油进行了纹

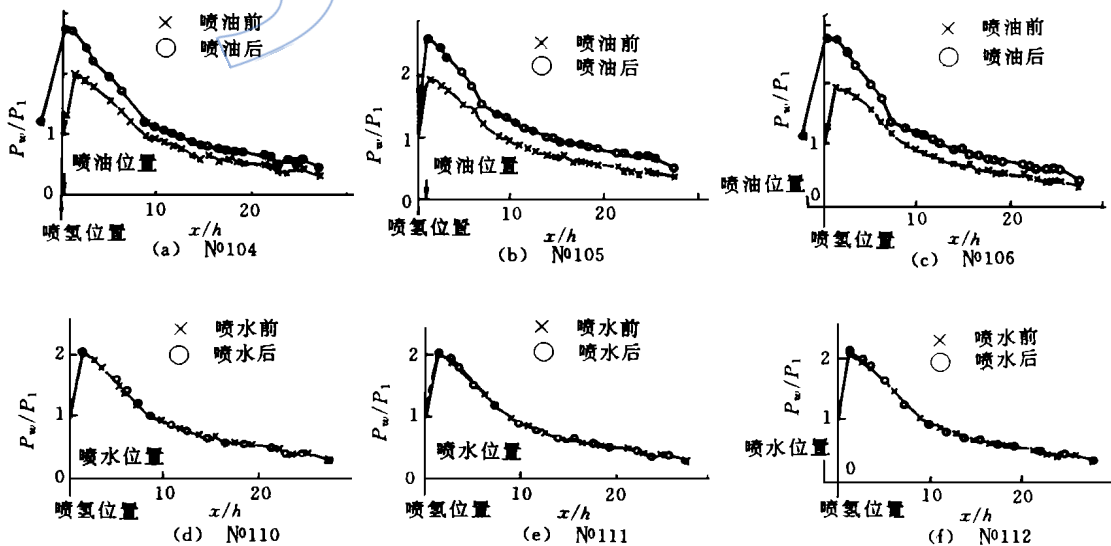


图 2 P 型下板壁轴向壁压分布(a- c 喷油又喷氢 d- f 喷水又喷氢)

影摄影。从纹影照片上可明显看到喷射液体的射流激波, 液体射流在台阶附近与氢射流相互发生了作用, 然后向下游弯曲。

图 2(a) - (c) 分别为下板壁喷嘴 10 mm、30 mm, 上板壁喷嘴上游 50 mm 处喷油同时又喷氢与只喷氢的下板壁壁面压力曲线比较。实验时, 一般在喷氢约 3 秒后, 再同时喷射液体约 5 秒, 所以每次实验喷射液体前后喷氢量保持不变。图中 P_w 为下板壁壁面静压, P_1 为喷氢前燃烧室入口静压, x 为燃烧室轴向距离, 原点取在氢喷嘴位置, h 为燃烧室入口通道高度。由图可看出, 无论何处喷油, 同时喷氢和喷油比只喷氢的整体压力水平提高。另外, 做实验时, 发现喷射煤油后, 燃烧的响声更大, 所引起的振动也较大。

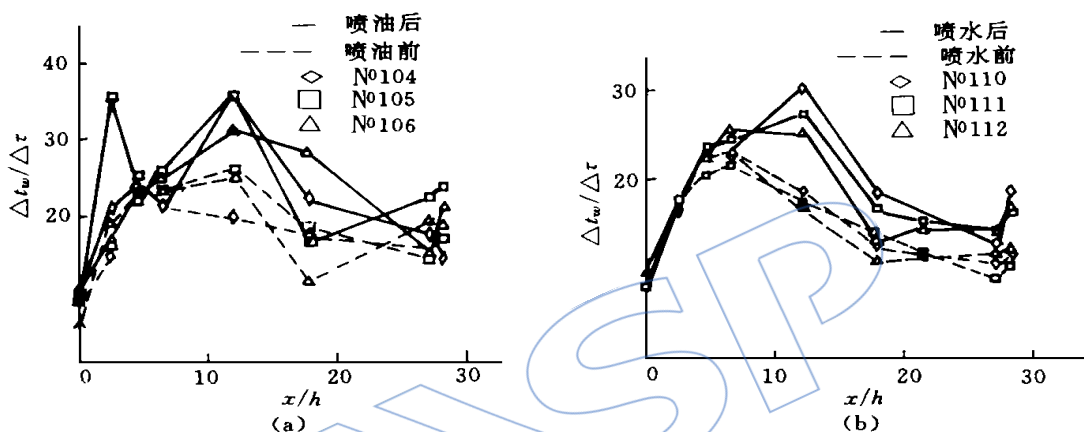


图 3 P 型下板壁轴向壁面秒温升分布 (a) 喷油前、喷油后; (b) 喷水前、喷水后

图 2(d) - (f) 分别为下板壁喷嘴下游 10 mm、30 mm, 上板壁喷嘴上游 50 mm 处喷水同时又喷氢与只喷氢的下板壁壁面压力曲线比较。由图可看出, 喷氢后, 无论在何位置喷水, 与只喷氢的压力曲线差别不大。图 3(a) 为 3 次实验喷油前与喷油后的壁面秒温升曲线。图 3(b) 为 3 次实验喷水前和喷水后壁面秒温升曲线。

2.2 低角度分级喷嘴模型(M 型)燃烧室的实验结果

对低角度分级喷嘴模型(M 型)燃烧室, 液体喷射只进行了喷油的实验。图 4(a) - (c) 分别为下板壁台阶下游 54 mm、台阶上游 11 mm 处, 以及上板壁台阶上游 11 mm 处喷油同时又喷

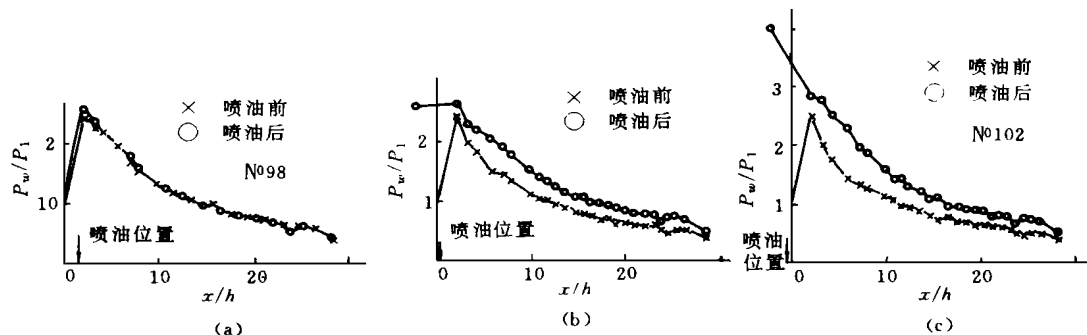


图 4 M 型下板壁轴向壁压分布

氢与只喷氢的下板壁面压力曲线比较。图 5 为这 3 次实验喷油前和喷油后壁面秒温升曲线。图中轴向距离 x 的原点取在台阶处。同样由图 4 可看出, 无论何处喷油, 同时喷氢与喷油比只喷氢的整体压力水平提高。但图 4(a) 所示曲线有点不同, 因为这次喷油是唯一的一次双侧喷油, 且喷油量仅为 8.2 g/s , 这样喷油的动量较低, 对氢射流的作用也就较低。所以, 从压力曲线上看, 喷油后仅压力峰值比只喷氢的情况稍高, 当 $x/h \geq 8$ 后, 两者的压力曲线基本一致。

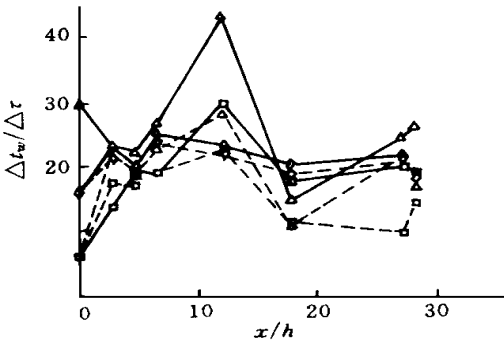


图 5 M 型下板壁轴向壁面秒温升

2.3 实验数据的分析

用文献[5]中所述的带有限率化学反应的一维方法整理实验数据, 得到了各次实验的燃烧效率和总压恢复系数。燃烧效率的公式为: $\eta = \delta Q_{2m} / H u m_{H_2}$, δQ_2 为化学反应放热, 有 $\delta Q_2 = \delta Q_1 + q_p dT$, δQ_1 为对外传热, $\delta Q_1 = \gamma_{\text{侧}} \pi \delta dx \cdot (\Delta t_w / \Delta T) / m_a$, 主要考虑了燃烧室壁的热沉。其余符号意义见文献[5]。

计算结果分别列于表 1、表 2 和表 3, 各表中的燃烧效率均为燃烧室出口的效率。由于在实验中不但喷射了氢燃料, 还喷射了液体, 故需对原来的计算作一些修改。

表 1 喷油时 P 型燃烧室计算结果

实验序号	喷油位置	氢流量 $m_{H_2}(\text{g/s})$	煤油流量 $m_K(\text{g/s})$	η_{H_2}	η_{K+H_2}	η	总压恢复系数 σ	
							喷油前	喷油后
№104	下板, 氢喷嘴下游 10 mm	4.3	11.3	0.837	0.575	0.894	0.592	0.545
№105	下板, 氢喷嘴下游 30 mm	4.1	9.2	0.847	0.605	0.883	0.609	0.884
№106	上板, 氢喷嘴上游 50 mm	4.1	9.9	0.843	0.624	0.851	0.601	0.579

表 2 喷水时 P 型燃烧室计算结果

实验序号	喷水位置	氢流量 $m_{H_2}(\text{g/s})$	水流量 $m_w(\text{g/s})$	η'_{H_2}	η_{H_2}	总压恢复系数 σ	
						喷水前	喷水后
№110	下板, 氢喷嘴下游 10 mm	4.7	4.6	0.826	0.889	0.574	0.567
№111	下板, 氢喷嘴下游 30 mm	4.7	4.6	0.828	0.878	0.574	0.564
№112	上板, 氢喷嘴上游 50 mm	5.0	8.6	0.825	0.831	0.567	0.559

表 3 喷油时 M 型燃烧室计算结果

实验序号	喷油位置	氢流量 $m_{H_2}(\text{g/s})$	煤油流量 $m_K(\text{g/s})$	η_{H_2}	η_{K+H_2}	η	总压恢复系数 σ	
							喷油前	喷油后
№98	下板, 台阶下游 54 mm 双侧	5.3	8.2	0.908	0.679	0.945	0.549	0.525
№100	下板, 台阶上游 11 mm	5.2	8.6	0.910	0.761	0.953	0.551	0.509
№102	上板, 台阶上游 11 mm	5.0	8.0	0.914	0.879	0.919	0.554	0.512

当喷射煤油时,考虑到煤油也是一种燃料。首先按原来方法算得喷油前的气流参数和燃烧效率,设其燃烧效率为 η_k 。然后,把煤油和氢都当作燃料。根据实测的结果,就可算出煤油和氢的燃烧效率 η_{k+H_2O} 。由于煤油的化学反应过程较复杂,在计算 η_{k+H_2} 时,本文按文献[6]查燃气表,获得煤油燃烧时燃气的分子量 M 、比热 c_p 、比热比 γ 等。最后,再计算煤油仅起强化混合作用的氢燃烧效率 η 。这时要把煤油燃烧时发热量去掉,近似地求得 η 。当喷水时,由于水不是燃料,且水是氢化学反应的生成物,故在计算程序中把喷水量作为初始质量成份输入,这样就可按只喷氢的情况计算。表2中 m_w 为水流量, η'_{H_2} 、 η_{H_2} 分别为喷水前和喷水后氢的燃烧效率。

从表1和表2知,对P型在下板壁氢喷嘴下游10 mm处喷煤油,使氢燃烧效率提高5.7%,喷水时,氢燃烧效率提高6.3%;在下板壁氢喷嘴下游30 mm处喷油,使氢燃烧效率提高3.6%,喷水时,氢燃烧效率提高5.0%。从表3知,对M型下板壁台阶下游54 mm处双侧喷油,使氢燃烧效率提高3.7%;在台阶上游11 mm处喷油,氢燃烧效率提高4.3%。由此表明,在超音速流中,在离开燃料喷嘴适当位置上喷射液体所产生的振荡激波确能强化超音速燃烧。从1-3表可知,凡是从上板壁喷射液体时,氢燃烧效率与只喷氢情况基本不变。这是由于液体射流动压不够及燃烧室的通道较高,液体射流的振荡激波未与氢射流发生作用的缘故。从实验中可观察到,上板壁喷射液体时,液体贴着上板壁而流走,不可能与氢射流发生作用。由文献[7]计算射流的速度中心轨迹也可证实这一点。又从表2知,在下板壁氢喷嘴下游10 mm和30 mm喷水时,燃烧效率分别提高6.3%和5.0%。而这两次实验喷氢量与喷水量分别相等,所以可认为喷水位置离氢喷嘴越近,振荡激波作用就越强,因而燃烧效率也就越高。又从表3知,在下板壁台阶下游54 mm处,即在氢喷嘴下游喷油能提高氢的燃烧效率;在下板壁台阶上游11 mm处,即在氢喷嘴上游喷油也能提高氢的燃烧效率。这一点与文献[4]所得结论不同。因为文献[4]中液体喷嘴设置在上板,当在氢喷嘴上游喷射水时,水射流与氢射流不可能发生作用,也就不能起到强化混合的作用。

从表1和表3可看到,喷油后总压损失比喷油前大。因为在超音速流中,燃烧会引起较大的总压损失^[1],煤油的燃烧加大了总压损失。而喷水后比喷水前总压恢复系数基本不变。

3 结 论

(1)在超音速流中,只要在离开燃料喷嘴适当位置上喷射液体,其所产生的振荡激波就能强化超音速燃烧,提高燃烧效率。(2)在超音速燃烧中,液体射流位置与燃料射流位置靠得越近,振荡激波提高燃烧效率的作用增强。

参 考 文 献

- 1 刘陵,刘敬华,张榛,唐明 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 Hussaini M Y, et al Turbulence A Iteration due to Shock Motion IUTAM Symposium, Palaiseau 1985: 371- 380
- 3 Kumar A, et al M ixing Augmentation Technique for Hypervelocity Scram jets J. Propulsion, 1989, 5(5): 514- 522
- 4 Wood C W, et al Effects of Oscillating Shock Impingement on the M ixing of a Gaseous Jet in a Mach 3 A irstream. A IAA Paper 90- 1982, 1990
- 5 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
- 6 范作民,傅翼权 热力过程计算与燃气表(上、下册). 北京:国防工业出版社,1987
- 7 金如山 航空燃气轮机燃烧室 北京:宇航出版社,1988

APPLICATION OF LIQUID JET TO REINFORCEMENT OF SUPERSONIC COMBUSTION

Hu Yuli

(2nd Dept Huazhong University of Science and Technology, Wuhan 430074)

Liu Jinhua and Ling Wenhui

(The 31st Research Institute, Beijing 100074)

Liu Ling

(7th Dept Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072)

ABSTRACT An experimental investigation on effects of oscillating shock generated by liquid jet on reinforcement of hydrogen-fueled supersonic combustion in Mach 2 airstream was completed. According to the one-dimensional calculation, it is found that supersonic combustion can be reinforced by the oscillating shock generated by liquid injection normal to supersonic flow at some distance from fuel injectors. And it is also discovered that the nearer the liquid injector is to the fuel injectors, the more combustion efficiency is enhanced by the oscillating shock.

Key Words Supersonic combustion Liquid jets Combustion efficiency

INFLUENCE OF COMBUSTION TIME DELAY ON RESPONSE OF LOW-THRUST POWER SYSTEM WITH HIGH COMBUSTOR PRESSURE

Shen Chibing, Lu Zhixin, Chen Qizhi

(Aerospace Technology Dept National University of Defense Technology, Changsha 410073)

ABSTRACT The mathematical model of a low-thrust power system with high combustor pressure is set up. The numerical computation for this system and analysis of the influence of combustion time delay on this system have been carried out with the characteristic method and the fourth-order Runge-Kutta method. The computed results show that the response of the power system becomes slower, the overshoot of engine performance parameter becomes greater and the time required for reaching the steady state becomes longer, if the combustion time delay is greater. When orbit control and attitude control rocket engines share the same propellant feed system, thus attitude-control rocket engine is affected more greatly by the combustion time delay. Finally, some methods are proposed to decrease the combustion time delay. The conclusions drawn in this paper provide the basis for improving its response characteristics.

Key Words Combustion chambers Burning time Liquid propellant rockets Response analysis

TRANSFER RULE FOR DISCRETE HOLE FILM COOLING

Li Feng and Zhang Qingfan

(2nd Dept Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016)

He Jiade, Wang Minsheng, Liu Kun

(Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500)

ABSTRACT A lot of experiments has been carried out to research discrete hole film cooling effectiveness. The effects of the geometric parameters of the discrete hole and the flow parameters on the film cooling effectiveness have been analyzed. A model of convective heat transfer for discrete hole film cooling was created by the heat balance. Six different perforated plates were investigated for this purpose. The data measured are fitted by the least square approximation into some relationships which are useful to design of afterburner heat shield.