

超音速混合及燃烧的强化技术*

胡欲立 刘 陵

(西北工业大学航空发动机系, 西安, 710072)

刘敬华

(航天工业总公司 31 所, 北京, 100074)

摘 要: 超音速气流中燃料与空气混合直接关系到燃烧效率, 强化超音速混合及燃烧已成为各国专家正在解决的关键问题之一。本文在广泛搜集资料的基础上, 归纳了已有的强化技术, 为开展强化超音速混合及燃烧技术的研究作了必要的准备。

主题词: 超音速冲压喷气发动机, 超音速燃烧, 燃烧效率, 氢燃料, 燃料喷射, 燃烧控制

分类号: V235.213

THE ENHANCEMENT TECHNIQUES OF MIXING AND COMBUSTION IN SUPERSONIC AIRSTREAM

Hu Yuli Liu Ling

(Department of Aeroengine, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072)

Liu Jinghua

(The 31st Research Institute, Beijing, 100074)

Abstract: For mixing of fuel and air in supersonic airstream is directly related to combustion efficiency, the enhancement of mixing and combustion has been one of the key problems considered by experts worldwide. In this paper, on the basis of extensive information, the present enhancement techniques of mixing and combustion are summed up, to make necessary preparations for further study on the enhancement techniques of mixing and combustion in supersonic airstream.

* 本文 1993 年 9 月 23 日收到, 课题属国家自然科学基金资助项目

Keywords: Supersonic combustion ramjet engine, Supersonic combustion, Combustion efficiency, Hydrogen fuel, Fuel injection, Combustion control

1 引 言

随着飞行速度的不断提高,必须研制高超音速飞行器,其动力装置的最佳方案是采用氢作燃料的超音速燃烧冲压发动机(Scramjet)。

1991年11月莫斯科中央航空发动机研究院用氢燃料的超音速燃烧冲压发动机进行了首飞试验,飞行马赫数达到5.6~6,高度30km左右,燃烧室入口马赫数约为3,持续了5s左右;1992年12月,法俄合作,成功地进行了以氢为燃料的超音速燃烧冲压发动机的飞行试验,飞行马赫数为5~5.5,高度30km,超音速燃烧持续了15s左右,从而充分证明了超音速燃烧冲压发动机的可行性,显示了其广阔的前景^[1]。

在超音速燃烧冲压发动机燃烧室中由于不能使氢气与空气预混,因而直接影响燃烧效率。在超音速燃烧中,加强氢气与空气混合受以下因素影响而变得困难:首先,因为超音速剪切层受可压缩性影响变得较稳定,其混合效率比亚音速剪切层下降,一般超音速剪切层的增长率约为亚音速剪切层的1/4,在马赫数1和5之间,混合效率要减少2/3;其次,因为在超音速剪切层中形成短暂的小涡流激波,减小了混合;最后,因为燃烧室气流速度高,在燃烧室中的停留时间非常短,大约为 $10^{-3} \sim 10^{-4}$ s,在这样短的时间内,难以使氢气与空气混合良好,燃烧完全。当飞行 M 数不断提高,由于以上原因,氢气与空气的混合效率更低。所以,对超音速燃烧,尤其是高超音速燃烧,为了提高燃烧室的燃烧效率,减小燃烧室长度,强化氢气与空气的混合成了关键问题^[2]。

2 强化技术

在超音速燃烧室中如何增强氢气与空气混合及燃烧,归纳起来有如下8种技术。

2.1 低角度喷射燃料

横喷与顺喷各有优缺点。横喷氢的穿透性好,有迅速的初始混合,但总压损失较大,燃料的动量对推力没有贡献。顺喷的总压损失低,全部燃料动量都可用于推力,缺点是在喷嘴处完全膨胀时,不存在穿透,混合慢。为了弥补各自的不足,而保持各自的长处,采用15°和30°低角度喷射燃料的方式。喷射角度即为燃料喷射方向与主流方向的夹角。研究发现喷射角只改变初始混合的程度,但并不改变下游的混合率,还发现膨胀不足的喷射有利于混合,膨胀比为5的喷射比膨胀比为1的喷射,混合率要提高约1/3。可以认为15°角喷射比30°喷射更好^[3]。

对30°、45°、60°和90°角喷射的混合情况比较,发现角度越低,穿透增加,混合加快。最大浓度随轴向距离 x 衰减可表示为:

$$\alpha_{\max} = 0.20 \left[\left(\frac{q_i}{q_{\infty}} \right)_{\text{eff}}^{0.23} \frac{x}{D} \right]^{-0.35}$$

其中: $\left(\frac{q_i}{q_{\infty}} \right)_{\text{eff}}$ 为有效动压比。

当有效动压比为1时, $\alpha_{\max}$ 衰减得最快。喷射角度越低, $\left(\frac{q_i}{q_{\infty}}\right)_{\text{eff}}$ 越接近1。

在15°和30°低角度喷射的情况下, 加上偏航角的影响, 发现偏航角使燃料的横向扩散增加, 也增加了混合区的大小, 但对最大浓度衰竭率没有增加, 偏航角对总压损失也没多大影响。

值得一提的是, 文献[4]第一次展示了自由流马赫数为5.8的高焓燃烧试验, 燃料是在11°的斜坡上, 与自由流成30°角喷射的。

2.2 联合喷射燃料

联合喷射燃料是在顺喷的下游适当位置加一横喷, 横喷是从一排高度为切向缝(切向缝是指其气流喷射方向与主流方向平行的缝)高的管喷射燃料的。试验发现: 联合喷射比顺喷的混合率大大增加, 到离切向缝20个缝高处卷吸质量增加92%; 横喷采用声速、低膨胀比喷射最佳^[5]。

2.3 从非圆孔喷射燃料

以非圆孔喷射氢气或以主流成角度喷射氢气所产生的三维效果, 会产生轴向涡流和增加混合表面; 非圆孔喷射在超音速膨胀不足情况下, 由于产生激波核(shock cell)也引起混合强化。试验表明: 小纵横比(纵横比为3:1。对椭圆, 纵横比为长轴与短轴之比, 对矩形, 纵横比为长边与短边之比)的椭圆形和矩形喷射比圆形喷射均有更高的扩散率, 即有更高的混合率, 而椭圆形喷射又比矩形喷射的要高; 以超音速膨胀不足喷射, 扩散率更高^[6]。对正方形、等边三角形和等腰三角形喷射与圆形喷射进行试验比较, 发现等腰三角形的燃烧程度最高, 等边三角形次之, 正方形喷射与圆形喷射相差不大。非圆形喷射混合加强的原因是在平边处产生大尺度湍流, 在拐角处产生小尺度湍流。

2.4 振荡激波强化混合

超音速剪切层混合比较低的机理之一是存在高度波动的马赫数, 这必然形成短暂的小涡流激波, 而小涡流激波阻碍了混合。利用振荡激波抑制小涡流激波的形成, 从而增加湍流和强化混合。产生振荡激波的方法有: 空腔技术、横喷液体、哈脱曼管(Hartmann Tube)及逆向流动技术等。频率较高的振荡激波衰竭较快, 而低频率的振荡激波对强化混合和提高湍流更有效^[7]。

在以15°低角度喷射燃料的上游, 垂直喷射一股稳定液体射流进入气流中, 这时由于产生了振荡激波, 对喷嘴下游的混合强化起到了可观的作用。

2.5 激波强化混合

如图1所示, 在流场中取一微元体, 当压力梯度与密度梯度不共线时, 会使微元体发生旋转, 这时产生了涡, 这种涡的分析表达式为:

$$\frac{\partial \Gamma}{\partial x} = \int \frac{1}{\rho^2} \{ \text{grad} \rho \times \text{grad} p \} dl$$

式中: Γ 为绕微元体封闭周线的旋度。

如图2所示, 超音速空气流场中喷入一股圆柱形氢气(图2为横截面), 则在两种气体的效果面上形成了密度梯度。当有一正激波通过时, 显然就存在了压力梯度, 并且压力梯度与密度梯度不共线, 就在氢气周边产生了涡, 由涡诱发的速度场使氢边界产生了畸变, 很快积累成一对逆向转动的涡。因此, 强化了氢射流与空气的混合。

Marble、Menon、Drummond 等人建立了各种模型,通过试验和计算,证实了激波能强化混合^[8]。

2.6 分级喷嘴模型

单个横向喷嘴模型所引起的激波及其在上下游产生的回流区,使总压损失较大;并且在喷嘴出口附近是富燃料,离喷嘴愈远燃料越贫。而燃烧程度完全的过程需要均匀化的混气比。对沿流向安排五个喷嘴分级横喷进行混合试验。这五个喷嘴等距间隔,但孔径和流量随下游距离而指数增加。与具有相同流量的单个喷嘴横喷相比,这种分级横喷产生的斜激波弱得多,没有边界层分离,这样总压损失小,静压、静温升得较小。更重要的是,分级喷嘴横喷与单个喷嘴横喷相比,混合得更快更均匀^[9]。

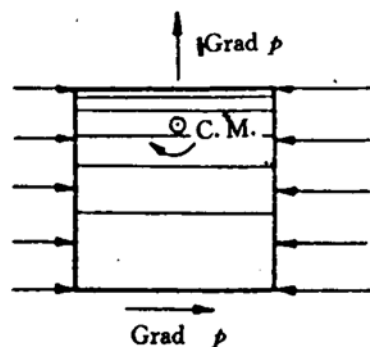


图 1

除了沿流向分级外,还可在上、下壁分级喷射,用如图 3 所示三种喷嘴方式进行混合试验对比,每种方式的喷嘴与空气流方向成 30° 角,发现 c 方式混合得最好, b 方式最差, a 比 b 稍好。通过一维平衡化学反应计算得到 c 的燃料效率为 45%, b 为 11%, c 为 15%。这是由于“喷射细胞”纵横比对强化燃料和氧化剂的混合起了主要作用。

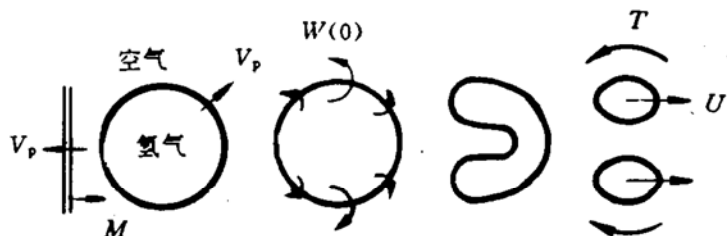


图 2

2.7 燃料旋涡技术

燃料旋涡技术就是预先给燃料施加旋涡运动而进行喷射,从而强化混合。这种技术在亚音速领域和跨音速领域取得了成功,有些学者认为在超音速领域并不适用^[5]。



图 3

为此, Naughton 等人利用旋涡叶片把燃料预旋,在压力匹配下,以 $M=3$ 喷入 $M=3.5$ 的空气流中,发现有燃料预旋比无预旋喷射混合效率约有 34% 的提高,并认为燃料预旋是一种有前途的强化混合方法^[10]。产生燃料预旋的方法还有在喷嘴出口装上薄片,或在喷嘴扩张段装上五个后掠斜坡。试验表明:这些方法都会显著地强化混合。

2.8 后掠斜坡喷嘴强化混合

后掠斜坡喷嘴分为收缩形后掠斜坡喷嘴和扩张形后掠斜坡喷嘴^[11],是利用 Swithenbank 的“锯齿形后缘”能强化混合的机理提高的。图 4 (a) 所示为后掠斜坡喷嘴,该喷嘴模型斜坡侧边后掠所产生的涡流大大强化了混合,它还综合了激波强化、低角度喷射等技术。所以,这种喷嘴模型得到了广泛的关注。燃料试验和计算都证实了后掠斜坡喷嘴比无后掠斜坡喷嘴(见图 4 (b))的效果更好^[11]。计算发现后掠斜坡喷嘴比无后掠斜坡喷嘴混合效率在喷嘴下游一段距离内较高,对喷嘴出口直径 $d=7.1\text{mm}$ 、 $M=2$ 的空气流情况,大约在离喷嘴出口 1m

后两者相等。达到完全混合时,后掠斜坡喷嘴所需的长度是无后掠斜坡喷嘴的 80%。对后掠斜坡喷嘴的计算表明燃烧效率比混合效率约低 10%,有反应的总压损失比无反应的总压损失约高 30%。

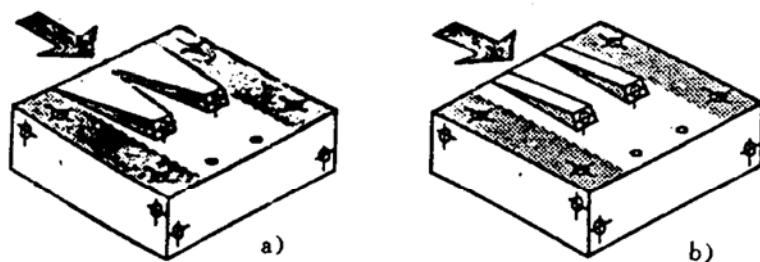


图 4

图 5 表示在相同质量流量和马赫数下,通过计算得到的后掠斜坡喷嘴、无后掠斜坡喷嘴和 30° 角喷射的混合效率。图 6 是计算和试验结果,比较了后掠斜坡喷嘴和 30° 角喷射的燃烧室有效性。(燃烧室有效性定义为实际推力与理想推力之比)。可得出结论:后掠斜坡喷射比无后掠斜坡喷射和 30° 角喷射的性能优越。计算还发现:在当量比为 1 时,后掠斜坡喷射比 15° 角喷射混合效率高;而当量比为 3 时, 30° 角喷射比后掠斜坡喷嘴的混合效率高。

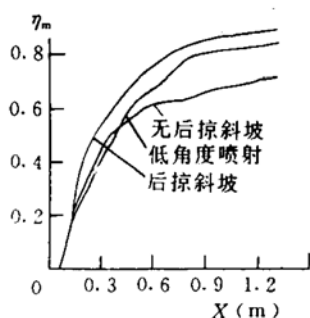


图 5

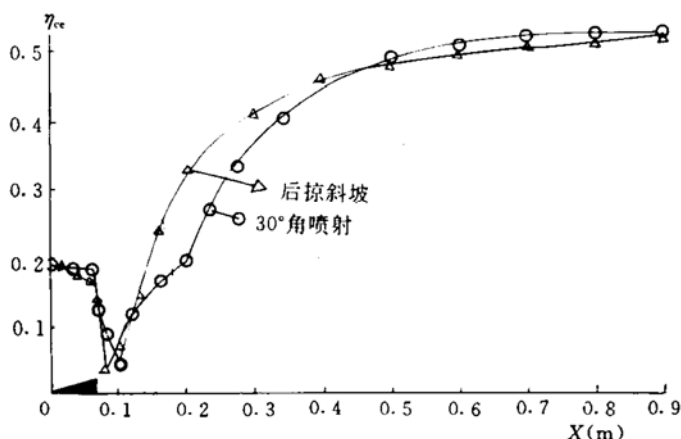


图 6

以上强化超音速混合与燃烧的技术,从现象看,可概述为

以下机理:强化混合所需的能量来自主流,当以低角度喷射燃料时,能够较多地保持主流的能量来强化混合。在燃料射流中,存在不对称粘着结构的自感应时,会增加燃料卷吸空气的量。在超音速流场中,振荡激波可抑制小涡流激波的形成,这样就强化了混合。由激波引起了压力梯度,当与密度梯度不共线时,就可产生涡流,从而强化混合。

3 结束语

本文讨论了超音速混合和燃烧的强化技术。在超音速燃烧中,强化燃料和空气的混合确是一个急需解决的关键问题,因为它关系到高超音速燃烧室设计的成败,以及整个发动机的性能。

(下转第 86 页)

在上述三条中,第2、3条是可以设法改进或消除的。但第一条较难消除,因为对流边界条件和对流传热系数的准确测定,需要大量的实验,并需配上较先进的测试设备。

5 总 结

本文讨论了发动机装药的应变测试中的有关问题,提出了一种较好的工程测试方法,即弓形传感器的测试方法。经过在发动机模拟器上的实验证明,该方法系统简单,便于应用,结果精度高。在温度基本达到平衡时,理论与实验结果吻合较好。在测试初期,两种结果虽有较大差别,但经过改进能使差别大大减少。总之,这种方法实现了发动机装药应变测试领域内零的突破,而且有可能成为一种在发动机装药应变测试方面广泛应用的方法。

参 考 文 献

- [1] 蒋辉国,李永麟.几种装药结构的力学性能分析比较.上海航天局810研究所,1991
- [2] 蒋辉国.有限元法在固体发动机设计中应用.北京:宇航出版社,1991
- [3] 蒋辉国.复合推进剂低频动态响应特性实验研究.上海航天局810所,1992

~~~~~  
(上接第27页)

### 参 考 文 献

- [1] 刘陵,刘敬华等.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] Cheng Sin-I. Hypersonic Propulsion. Prog Energy Sci, 1989, 15
- [3] Mays R B. Low Angle Injection into a Supersonic Flow. AIAA 89-2461
- [4] Loomis M P. 30 Degree Injectors at Hypervelocity Conditions. AIAA 92-3288
- [5] King P S. Combined Tangential-Normal Injection into a Supersonic Flow. J Propulsion, 1991, 7 (3)
- [6] Gutmark E. Noncircular Jet Dynamics in Supersonic Combustion. J Propulsion, 1989, 5 (5)
- [7] Kamar A. Mixing Augmentation Technique for Hypervelocity Scramjets. J Propulsion, 1989, 5 (5)
- [8] Marble F E. Shock Enhancement and Control of Hypervelocity Mixing and Combustion. AIAA 90-1981
- [9] Clement P. Shock Wave Structure and Penetration Height in Transverse Jets. AIAA 89-0841
- [10] Naughton J. An Experimental Study of the Effect of Streamwise Vorticity on Supersonic Mixing Enhancement. AIAA 89-2456
- [11] Northam G B. Evaluation of Parallel Injector Configurations for Supersonic Combustion. AIAA 89-2525