

超音速燃烧研究^①

俞 刚 张 新 宇

一、前 言

超音速燃烧是一种燃料在大于声速的气流速度中进行的燃烧化学反应过程,它是高超声速推进系统——超燃冲压发动机的理论与技术基础。普通空气声速每秒 330m 左右,超过 5 倍声速的气流中的动能占总能的 80%以上,有必要与普通超音速气流相区别,钱学森在 20 世纪 40 年代将其定名为高超声速(Hypersonic)。50 年代,钱学森以敏锐的科学眼光觉察到这种新的概念将对未来的航空航天推进技术起重大的推进作用。1960 年,在党中央精神的指导下,从国家的全局出发,制定了几项前瞻性的、侧重基础的任务,其中一项就是高超声速冲压发动机,飞行马赫数 6,采用超音速燃烧。由吴承康先生负责,准备了实验装置,进行了一段时间的研究,后因为种种原因没有继续下去。20 世纪 90 年代,世界形势变了,中国的经济与科学技术变化更大,在“863”计划与国家自然科学基金委员会航天高科技计划中,高超音速推进技术——超音速燃烧研究得到了支持。我们围绕超音速燃烧和超燃冲压发动机关键技术,建成了直联式超音速燃烧实验室和自由射流超燃冲压发动机实验室,对氢/空气和煤油/空气超音速混合与混合增强、自点火极限规律、维持稳定燃烧、燃烧室构型与性能的关系、碳氢燃料超音速燃烧特性等的试验与理论研究,在超音速燃烧直联式实验技术、超燃冲压发动机自由射流实验技术和非侵入性激光诊断技术研究开发及其在超音速燃烧中的应用等方面获得进展,受到了国际同行的关注,其中利用 barbotage 雾化煤油增强混合燃烧技术受到了美国空军的重视。8 年来共发表论文 30 余篇,其中国际一类刊物 4 篇,美国 AIAA 联合推进会议特邀报告 1 篇,美国 AIAA 国际会议 15 篇,国内核心期刊 18 篇。下面是我们最近的一项关于液体碳氢燃料超音速燃烧特性的研究成果。

二、引 言

在低高超声速飞行状态下($M < 8$),液体碳氢燃料(比如煤油)是超燃冲压发动机的首

^①当前的研究是在中国国家自然科学基金 No.19789202 的支持下进行的。作者感谢钱大兴和李英在实验准备方面的帮助,李建国研究员、岳连捷博士和陈方博士生在实验和数据处理方面的帮助。

选燃料,原因是它们相对于氢气来说具有能量密度高、操作简便等方面的显著优点。但是,要想真正实现液体碳氢燃料的超燃冲压发动机仍还需要解决许多理论和技术上的问题,特别是液体碳氢燃料着火延迟时间相对较长,超出了气流在燃烧室中的驻留时间这个问题。而且,液体碳氢燃料需要在混合和燃烧之前进行快速气化。因此,超燃冲压发动机获得成功运行所包含的挑战性问题有:液体喷雾的快速气化、有效的混合、着火增强,以及在超音速气流中的燃烧稳定。

相当多的研究(例如参考文献 3~16)集中于超音速流动中液体碳氢燃料喷射和有效的火焰稳定技术。研究表明高性能的超燃冲压发动机燃烧室要求:①气流中较高的燃料贯穿深度(为了更好的混合);②产生较小的燃料液滴(为了更快的蒸发);③合适的引导和维持燃烧的火焰稳定机制;④降低伴随在混合和火焰稳定过程中的阻力损失。

许多研究表明氢引导火焰能产生含有大量活性基的高温反应气,碳氢燃料点火性能随之得到了增强。在燃烧稳定方面,超音速燃烧室内运用壁面凹腔作为火焰稳定机制的研究也被很多研究人员所报道。基于凹腔的,包括燃料喷射器和火焰稳定器的一体化燃烧室构型,显示出了在火焰稳定方面的巨大潜力。特别是液体燃料在壁面凹腔的上游或底板喷射可增强混合或缩短点火延迟时间。而且,与在气流中心喷射相比,壁面喷射的实际应用大大地简化了燃烧室和冷却系统的设计。而且,包括我们研究在内的很多研究表明基于凹腔的一体化的构型确实能极大地提高燃烧室的性能。特别是,采用凹腔技术可建立一个作为引导火焰的高温、低速回流区,继而它能减少点火延迟时间并且维持稳定燃烧。

迄今为止,超音速燃烧室中基于凹腔的火焰稳定的物理机制仍然是一个广为关注的问题。比如,在反应流中表征开/闭腔和稳定/不稳定腔的关键参数没有得到很好的研究。特别是当凹腔是开或闭时,它对混合和燃烧的影响是相当迥异的。然而,传统的凹腔特征定义是基于无反应流动的。我们在以前的研究结果建议应该在反应流中修改这个定义。而且 Yu 等的研究侧重于流动诱导凹腔共振现象,系统考察了凹腔流动的稳定和不稳定特性,发现稳定和不稳定的凹腔能分别被用于火焰稳定和混合增强。因而,把多个凹腔串联起来应该是一条有希望的火焰稳定和混合增强的方法。

在碳氢燃料的喷射和混合增强方面,有两个基本要求:①为了更快的蒸发,燃料液滴的尺寸必须尽可能小;②为了更好的混合,超音速气流中的燃料贯穿必须尽可能深。为此提出了气泡雾化(把气泡被加到液体燃料中)的方案。这将导致一个能提高燃料射流喷雾的贯穿深度和气化效果的湍流两相流动。尽管这是一个可行的方案,但它在以液体作为燃料的超音速燃烧中的应用还远远没得到充分研究。Avrashkov 等在一个模型超音速燃烧室中第一次使用了气泡型喷射器来改进煤油射流的雾化和混合。然而,文中没有关于系统考察充气液体燃料射流喷雾结构的报道。最近,Lin 等运用了气泡雾化技术考察了超音

速流中液体燃料喷射的现象。他们的结果表明纯液体模式喷雾的总体破碎过程较慢,因此为了产生较小的液滴需要较长的轴向距离。反之,对于高 barbotage 水平,也就是所谓的 barbotage 模式的喷雾,液体破碎过程很快在液体喷出之后甚至在此之前发生,其原因在于非均相的两相流的高端流特性和高压 barbotage 气体引起的膨胀。除此以外,随着在 barbotage 模式中 barbotage 气体的数量增加,总体喷雾贯穿高度也增加了。

Mathur 等进一步发展了 Lin 等的工作,他们采用了基于凹腔的燃料喷射和火焰稳定技术和氧气 barbotage 技术,在一个超音速燃烧室中研究了加热的液体燃料 JP - 7 的燃烧特性。研究表明 barbotage 气体的充气的效果确实帮助了燃烧,而且在氧气 barbotage 的帮助下,主气流燃烧得以成功维持,甚至包括了火花塞和等离子体火炬的凹腔点火源被关掉之后。

尽管气泡雾化技术能够使液体喷雾产生更深的贯穿和更快的气化而变成一种可行的燃烧增强的途径,但它在液体燃料超音速燃烧中的应用还没有得到广泛的研究。因此,本文发展了我们以前的关于引导喷射和壁面凹腔火焰稳定器的研究,系统地考察了气泡雾化的影响。实验在一个横截面积为 $51\text{mm} \times 70\text{mm}$ 的燃烧室里进行,气流的入口马赫数固定为 2.5,采用了各种各样的驻点条件和当量比。具体地说,在有或没有气泡雾化存在的情况下,设计了五种类型的壁面喷射/基于凹腔的一体化构型,并进行了比较测试。高压实验空气的总温为 $1\ 700 \sim 1\ 900\text{K}$,总压为 $1.0 \sim 1.1\text{MPa}$ 。马赫数为 2.5 的气流中,煤油射流喷雾、贯穿和传播的流场显示研究也在气体 barbotage 存在或不存在的情况下进行。

此外,当前的研究还进一步考察在开腔和闭腔中的气流运动,特别是反应流中的稳定和不稳定凹腔的特性。为了提供火焰稳定和混合增强,两个凹腔,包括一个开腔和一个闭腔被串联起来进行测试。而且,基于在燃烧室内测量到的静压分布,以前开发的一个一维程序被用来估算燃烧室性能和处理数据。

下面就是实验细节,随后是结果和讨论。

三、实验考虑

(一) 高温空气供应系统

在加热器中燃烧氢气和氧气获得高温有污染的空气,其产物中氧气含量与正常空气相同。系统由一台计算机控制,最大可以供应流率为 2.0kg/s 、总温为 $2\ 100\text{ K}$ 、总压为 4.5 MPa 的加热空气。气流随后通过一个二维喷管加速到 2.5 马赫。所有气体流量由音速喷管测量。流量测量的不确定度估计在 3% 以内。总温 T_t 由带有辐射、传导和热惯性修正的 B 型热电偶测量,并且进一步与基于测量到的总压和反应流率的计算值比较。对于 $T_t < 2\ 000\text{K}$ 总温的测量误差在 3% 以内。设备细节可见 Li 等的研究。

(二) 燃烧室构型

图1是入口横截面积为 $51\text{mm} \times 70\text{mm}$ 的模型燃烧室示意图。它由四部分组成，分别是70mm长的等横截面隔离段，334 mm长的接近为常面积段的区域(1度扩张角的边界层修正)(Section I)，两个膨胀段(Section II和Section III)。第一膨胀段(Section II)有322mm长和3度扩张角，第二膨胀段(Section III)有344mm长和4度扩张角。

为了使构型变化灵活，引导喷射器和火焰稳定凹腔系统设计为可替换、一体化的模块组成。相同的凹腔模块嵌装在燃烧室Section I或Section I与Section II的顶部和底板上。煤油和引导氢气都通过安装在Section I内的凹腔模块喷射，当第二对凹腔模块被安装在Section II时，仅仅只有煤油经由这对模块被喷射。根据我们以前的研究结果，选择深度 $h = 12\text{mm}$ 和长度 $L = 88\text{mm}$ 的基准凹腔(A)。凹腔(B)、(C)、(D)和(E)与凹腔(A)有相同的 h ，凹腔(B)的深度是16mm。另外，凹腔(B)和(C)是 $L = 88\text{ mm}$ 的单凹腔构型，而凹腔(D)和(E)具有两个凹腔串联的构型。进一步注意到，凹腔(D)和(E)中两个凹腔的长度为20mm和88mm，基于传统的定义，较短和较长的凹腔分别对应开腔和闭腔。但是，凹腔(D)和(E)中两个腔的放置位置是相反的。对全部5个凹腔模块，后斜角固定为 45° 。另外，除了凹腔(C)在上游 45° 喷射外，煤油在凹腔上游垂直喷射，这与我们以前的实验中煤油大多在凹腔的尾部边缘附近喷射不同。两个煤油喷射器分别安装在燃烧室人口下游242mm处和524mm处。引导氢气在燃烧室人口下游283 mm处喷射，喷射孔一共有5个，直径为1.0 mm，并且与气流方向垂直。凹腔(A)~(C)和(D)的引导氢气的喷射点定位在闭腔上游，而凹腔(E)的引导氢气的喷射点定位在位于前面的开腔的内壁上。

图2是液体和barbotage气体喷射系统的示意图。5个直径相同($0.4\sim 0.8\text{ mm}$)的并置的喷嘴沿着70mm宽的壁面均匀分布，如图2a所示。每barbotage喷射器由一个直径1mm的内管与一个直径4mm的外管组成。内管为煤油通道，barbotage气体在内外管之间的环形空隙中流动。内管顶端和喷嘴之间的距离在8~15mm之间调节。图2b也给出煤油和barbotage气体的运输系统。煤油存储在容器罐中，通过一个活塞压缩到想要的压力状态。活塞由高压力的氮气驱动，氮气通过气瓶、调压阀、压力传感器和快速开/关高压气体的电磁阀来调节。barbotage气体(空气或氢气)由高压气罐提供，气体由调节器、电磁阀、压力传感器直径为0.7 mm的孔和单行阀门控制。煤油流量等于实际从煤油容器中释放出的煤油质量除以时间。Barbotage系统的操作顺序由一台计算机通过4个电磁阀控制。

(三) 压力测量

静压沿着流动的轴线方向测量。模型燃烧室的每一侧壁上安排了24个测压孔。为了获得平均的轴向压力分布，在同样的轴线位置的两个侧壁上测得的压力数据被平均。摩托罗拉 MPX2200 0 ~ 0.5 MPa压力传感器被用来检测静压信号。压力测量的不确定度

估计在 2% 以内。

模型燃烧室的出口的总压用水冷 pitot 探针测量。使用的压力传感器是 Sensym 19CIU300 0 ~ 1.5MPa。总压测量的实验误差在 3% 以内。

(四) 气泡雾化的流场显示

气泡雾化的总体喷雾结构的流场显示在静止空气和超音速模型燃烧室中进行。它们在合适的背景光照明下由一台数字影像摄像机记录。图 3 给出了在没有气体 barbotage 的情况下,煤油喷射到静止空气中的典型喷雾结构。带有直径为 0.6mm 喷嘴的基准凹腔模块(A)被用来进行测试。对于没有 barbotage 气体的情况,通过对图 3a 和图 3b 的比较,说明了喷雾结构的变化与喷射压力有关。特别是在低喷射压力(< 1.0MPa)下,雾化很差且远在下游 350 mm 处才能发生,如图 3a 所示。当喷射压力被增加到 3.65 MPa, 从图 3b 可见,总体的喷雾宽度增加了,雾化效果大大增强了。从另一方面来说,在给定相同的喷射压力下,图 3c 和 3d 显示了充空气和充氢气情况下煤油喷雾的总体结构是相似的。另外,有 barbotage 气体时,煤油射流一旦从相应的喷嘴喷出,很快地膨胀形成钝锥体,钝锥体的直径至少是喷嘴直径的 20 倍。而且,充气的煤油射流的喷雾结构在喷嘴下游 70mm 就完全雾化了。上面的结果清楚地表明气体 barbotage 有助于液体的破碎过程并且缩短达到最佳雾化效果所需要的流向距离。

模型燃烧室超音速气流中的喷雾流场显示透过安装在煤油喷射位置两边的观察窗进行记录。一共设计了两种类型的观察窗。第一种由安装在每个侧壁的 66mm 高、120mm 长的石英窗组成。第二种类型各有两扇高 46mm、长 80mm 的石英窗串联起来,安装在燃烧室的两侧。图 4 给出了在超音速流场中纯液体雾化和气泡雾化的喷雾结构比较。对于这两种情况,煤油以 3.8 MPa 的喷射压力通过直径为 0.6mm 的喷射器垂直喷入主气流。当地的静温约为 800 K,当地的静压约为 0.09MPa。尽管在两种情况中的贯穿深度好像是相似的,其实在纯液体雾化的情况下沿流向方向的总体喷雾长度仅仅是气泡雾化的一半,这一点可以从图 4 看出。考虑到散射光的强度与液滴尺寸成比例,当前的结果支持了以前的考察结果,即带 barbotage 气体的液体破碎过程更快,以及为了产生较小的液滴及随后发生快速气化所需要的轴向距离更短。

(五) 自点火

我们的先前的研究表明当当地温度大于 1 280K 且液滴的平均直径小于 $20\mu\text{m}$ 时,煤油的点火延迟期在 1ms 以下。这样,为了成功地实现自点火,凹腔驻留时间必须比液体燃料气化时间和煤油的点火延迟时间的总和要大。

(六) 实验过程

典型的实验使用一个预编程序来控制,实验持续 7s。在加热器中,主要实验气体(空

气,氧气和氢气)在引导火焰点燃 1s 以后进入。一般达到稳定的状态并且达到要求的温度和压力的时间不超过 1.5s。一旦稳定的 2.5 马赫的气流被建立(在 2.475s),引导氢气被喷射并且随后在合适状态下自点火。给定的引导氢气和气流需要 2s 的时间达到稳定燃烧的状态。煤油(有或没有 barbotage 气体)在 4.5s 时喷入。一旦引导氢气火焰点燃了煤油,煤油将维持燃烧,甚至在引导氢气停止以后。

(七) 数据处理

根据 Yu 等的研究,用一个已开发的一维模型程序来进行数据处理以及性能估算,一维模型的细节参考文献 17。

燃烧效率通常定义为出口和入口之间的静温增加比上相应绝热火焰温度与燃烧室入口静温之间的差。分析中采用 $C_{12}H_{24}$ 作为煤油的简化分子式以及采用一个简化的、一步反应。相关的热容、焓、熵(温度的函数)等热力学性质数据取自文献 19 中 Wang 的研究,这些数据用来计算绝热火焰温度。

引导氢气的当量比 ϕ_H 表示为:

$$\phi_H = (m_H/m_A)/(m_H/m_A)_{st}$$

其中 m_H 和 m_A 分别是引导氢气和含水蒸气的空气的摩尔流率。下标 st 代表化学计量状况,因此 $(m_H/m_A)_{st} = 0.418$ 。

煤油的有效当量比表示为

$$\phi_F = m_F/[m_A - m_H/(m_H/m_A)_{st}]/(m_F/m_A)_{st}$$

其中, m_F 代表了在把 $C_{12}H_{24}$ 作为煤油的近似分子式情况下煤油的摩尔流率且 $(m_F/m_A)_{st} = 0.0116$ 。有效当量比的表达暗示了:完全氧化 m_H 数量的引导氢气,需要 $m_H/(m_H/m_A)_{st}$ 数量的空气,剩余 $[m_A - m_H/(m_H/m_A)_{st}]$ 的空气,被用来氧化 m_F 数量的煤油。

四、结果和讨论

(一) 火焰稳定器及燃烧稳定

图 5 给出了相应时刻的典型静压分布。实验使用了仅安装在 Section I 的基准凹腔(A)。2.5 马赫气流总温(T_0)1 810K、总压(P_0)1.06MPa。显而易见,不同时刻,即引导火(没有燃烧)之前、引导火之后、在煤油燃烧之后及引导火停止之后沿着燃烧室轴向的压力分布显然是不同的。煤油燃烧达到稳定以后,可以看到模型燃烧室的 Section I 静压分布存在一个近似等压的平台。随后,静压连续地减少直到燃烧室出口为止。凹腔模块的相对位置也作为参考在图中给出。可见,燃料喷射器和火焰稳定器的位置与等压的压力平台的位置符合得相当好,这意味着大部分的热释放在凹腔火焰稳定器内发生。另外,凹腔

模块后的静压快速下降源于下游的两个扩张段和在凹腔火焰稳定器下游热释放的减少。图 5 也显示出静压图像向煤油喷射点上游延伸。引导氢气喷射在 6.1s 时停止, 煤油继续燃烧 0.9s 后实验结束(7s)。当引导氢气喷射停止后, 静压分布仍然是稳定的, 轻微的下降是因为引导氢气释热的消失。

图 6 进一步说明了凹腔火焰稳定器在燃烧稳定方面的重要影响。实验用了两个安装在 Section I 和 Section II 上的基准凹腔(A), 流动条件 $T_0 = 1668K$ 和 $p_0 = 1.015MPa \dots$ 。靠前的凹腔安装了煤油和引导氢气的喷射器, 靠后的凹腔仅仅装了一个煤油喷射器。从图 6 可见, 存在两个等压平台, 它与两个凹腔模块的位置对应得很好。

(二) 气泡雾化对燃烧性能的影响

图 7 给出了使用基准凹腔(A)及空气和氢气作为 barbotage 气体时煤油的燃烧性能, $\phi_f = 0.22, 0.31, 0.45$, ϕ_H 保持为常数 0.09。喷射纯煤油的数据也包括在图 7 中。在相同的运行条件下, 实验结果表明, barbotage 气体的充气效果有助于总体燃烧且氢气 barbotage 比空气 barbotage 的燃烧性能更好。特别是与使用了纯液体雾化的情况相比, 氢气 barbotage 产生的压力峰值平台要高 20% ~ 25%。这证实我们先前的预想: 气泡雾化能极大地提高燃料和空气的混合以及快速雾化所必需的细小液滴的生成。氢气 barbotage 的使用产生了更多的热量来提高总体燃烧。

(三) 倾斜喷射对燃烧性能的影响

图 8 给出了垂直喷射和倾斜喷射情况下的静压分布, 亦即对应于凹腔(A)和(C)的情况。流动条件是相同的且 $\phi_f = 0.22$, $\phi_H = 0.10$ 。另外, 在图 8 中显示的数据平均三次以保证测量确实是可重复的。由图 8 可见垂直喷射比倾斜喷射所导致的燃烧性能要好。这个发现与喷雾流场显示的结果是一致的, 那是因为垂直喷射产生了更深的燃料贯穿。然而, 倾斜喷射可以减小总压损失。我们在下一个小节中将通过评定各种燃料喷射器和火焰稳定器的性能来讨论这个问题。

(四) 凹腔的开/闭特性

我们已经认识到, 对于凹腔是开的还是闭的来说, 它们在混合和燃烧稳定方面起到的效果是相当不同的。例如, 流动诱导凹腔共振就在凹腔稳定性方面起了一个重要的作用。一般来说, 稳定的凹腔能被用作火焰稳定的目的, 不稳定的凹腔能用来帮助混合增强。既然凹腔特性的常规定义是基于无反应流动, 而且我们以前的结果也建议这个定义在存在反应的情况下应该做一些修改, 我们进行了下列实验以说明这个重要的问题。

图 9 显示了当使用在上游进行垂直燃料喷射的燃料喷射器和火焰稳定模块的凹腔时, 热的超音速流中的纯液体煤油射流的喷雾结构。气流条件 $p_0 = 0.085MPa$, $T_0 = 800K$,

不存在煤油自点火的情况。煤油以 4.0MPa 的喷射压力从直径为 0.8mm 的喷射器中射入。而且,凹腔深度和长度分别为 12mm 和 84mm。基于传统的定义,当前 $L/h = 7$ 的凹腔是一个开腔。作为一个开腔,从腔体前缘流出的剪切层应该从凹腔上流过,不会撞击腔体底板。然而,图 9 清楚地表明喷雾甚至从凹腔的始端开始就向凹腔的底板偏斜了。因此,当煤油垂直喷射时, $L/h = 7$ 的凹腔展现出了闭腔的特性。

图 10 给出了超音速燃烧试验以后的基准凹腔对的照片。此时煤油和引导氢气在凹腔上游喷射。图 10 的相片显示凹腔内的温度分布极其不均匀。特别是回流区的温度较低,因为当地表面的颜色在实验前后几乎没有改变。然而,在靠近尾部斜面附近的当地驻点区域内表面颜色有极大的变化,从而暗示那儿曾有过局部性的高温。这个结果表明了反应喷雾准是撞击在凹腔内的底板上而非尾部斜面墙上,从而诱导了当地的高温区。这个当地的高温区充当了一个热源,这将是点火增强和煤油燃烧火焰稳定的主要因素。既然这个凹腔模块也表现为一个闭腔,那么定义闭腔的深度长度比的阀值在有反应的情况下不会超过 5~7。

(五) 燃烧效率和总压恢复

总温变化范围为 1 700~1 900K,总压保持在 1.0~1.1MPa。对应于图 7 的 9 个实验,采用了 $\phi_f = 0.22$ 的氢气气泡雾化,最高的燃烧效率为 89%。而且,最低的 61% 的燃烧效率发生在采用了 $\phi_f = 0.44$ 的纯液体雾化情况下。与纯液体雾化的例子相比,采用氢气 barbotage 可以增加燃烧效率 15%~20%。两个对应图 8 的实验比较了垂直喷射和倾斜喷射。发现 45°喷射时的燃烧效率大约比垂直喷射时低 10%。然而,总压恢复加强了。进一步可以看到,在所有考察的条件下,使用一维模型得到的总压恢复的估计值与测量值符合得很好。

五、总 结

本文系统考察了在使用空气或氢气作为 barbotage 气体时的气泡雾化技术以及基于凹腔的火焰稳定技术,在一个横截面积为 51 mm × 70 mm 的模型燃烧室内进行了液体煤油的燃烧稳定和着火增强。气流入口马赫数固定在 2.5。实验空气的总压约为 1.05MPa,总温约为 1 700~1 900K。

与纯液体雾化的情况相比,气泡雾化显示出在燃烧增强方面的优点,燃烧效率一般可增加 15%~20%。然而,有一点必须指出,燃烧增强的程度强烈地取决于气泡雾化的运行状况。

一般来说,燃烧性能随着凹腔深度的增加而增加,而凹腔深度实质上表征了凹腔驻留时间。对于给定的凹腔火焰稳定器设计,当凹腔深度在 12mm 基础上增加时燃烧性能变化

不大。

当前的实验结果也证实了我们以前的发现,即存在一个当地的高温区域,它作为热能和活性自由基的来源,提高了煤油燃烧的着火和随后的火焰稳定性能。

在凹腔的特性方面,闭腔深度长度比的定义阈值在反应流中应该不超过5~7。另外,由一个开腔和一个闭腔串联组成的结构显示出了比单个闭凹腔更好的性能,这方面应该得到进一步的研究。

而且,实验结果表明喷射地点和喷射方式对引导氢气当量比的最小需求量有重要的影响。对于引导氢气火焰来说,得到充分发展以便有充足的热和活性基产生,对影响煤油点火具有重要意义。

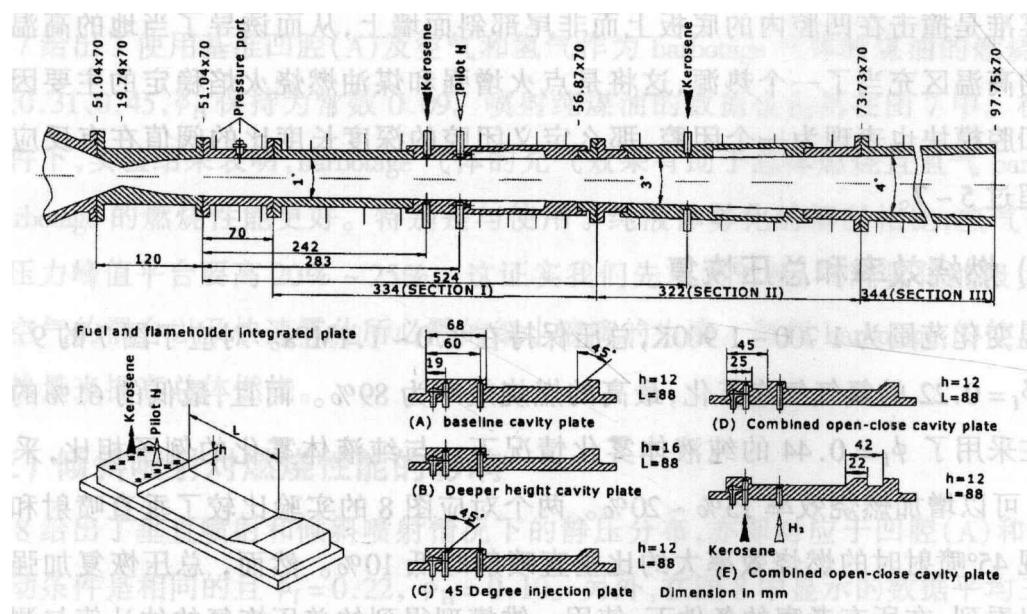


图1 煤油/引导氢超声速燃烧室模型示意图(长度单位:mm)

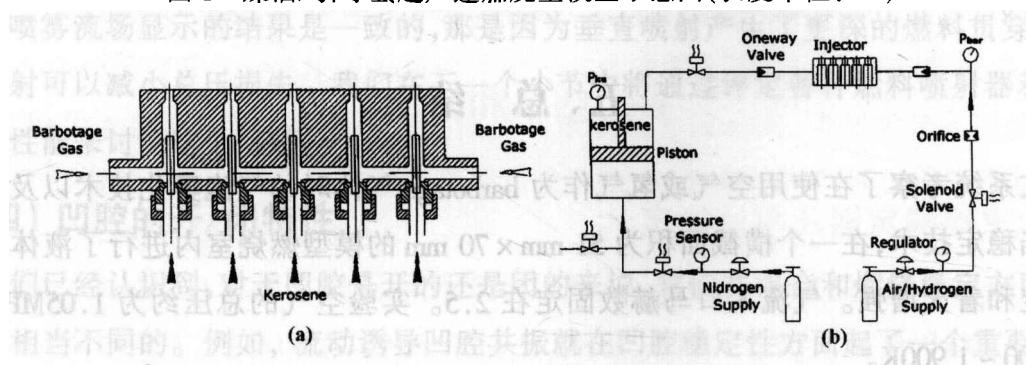


图2 气泡雾化系统示意图

(a) 气泡喷油器;(b) 煤油与气泡气体供应系统

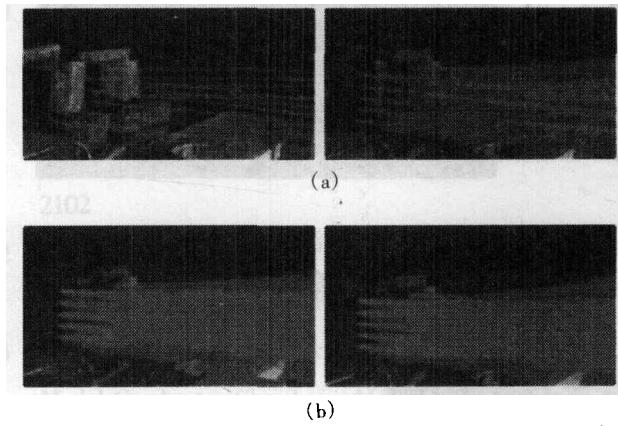


图3 煤油在大气中喷射图像
(比较气泡雾化的有无)

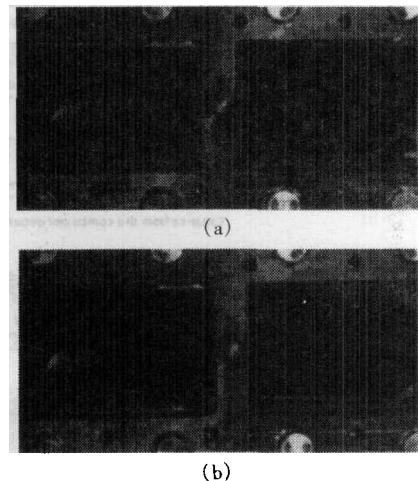


图4 高温超声速流中煤油喷射图像
(a) 纯煤油喷射;(b) 气泡喷射

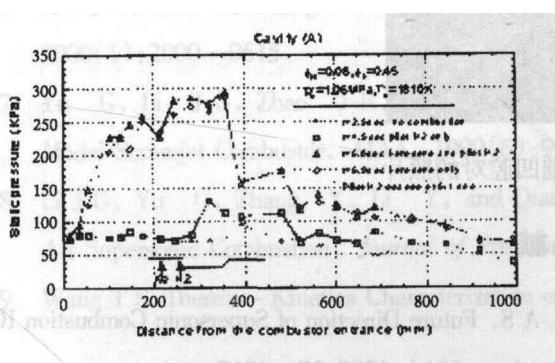


图5 使用基础凹腔(A)时不同时间
沿轴向的静压分布

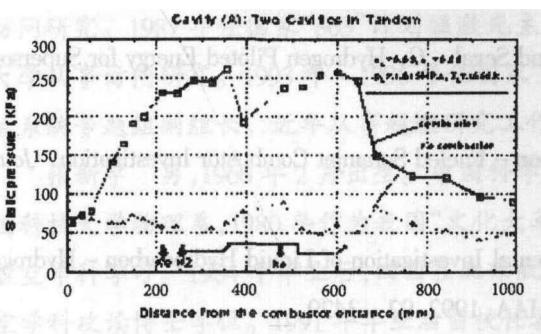


图6 使用串联基础凹腔(A)时不同时间
沿轴向的静压分布

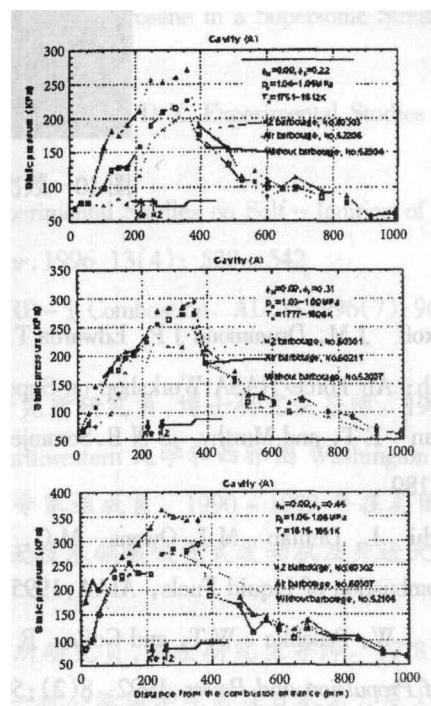


图7 使用凹腔(A)时静压分布
在有无气泡雾化条件下的比较

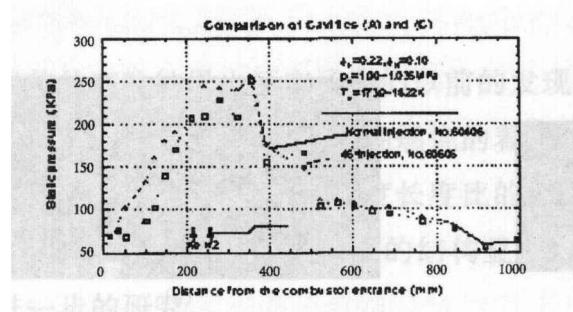


图 8 在垂直喷射与 45 度喷射时
静压分布的比较



图 9 在高温超声速气流中煤油
喷射的图像

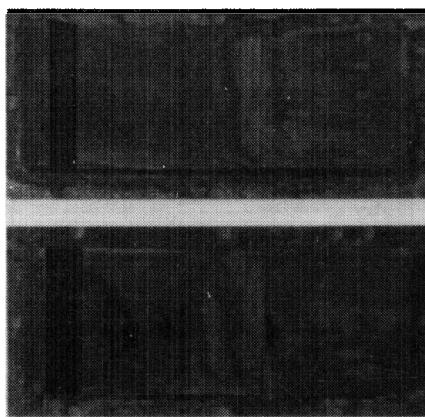


图 10 数次实验后基础凹腔对的照片

参 考 文 献

- 1 Tishkoff J M, Drummond J P, Edwards T, and Nejad. A S. Future Direction of Supersonic Combustion Research: Air Force/NASA Workshop on Supersonic Combustion. AIAA, 1997. 97 ~ 1017
- 2 Curran E T, and Murthy S N B. Scramjet Propulsion. Progress in Astronautics and Aeronautics, 2001 Volume 189
- 3 Bonghi L, Dunlap M J, Owens M G, Young C, and Segal C. Hydrogen Piloted Energy for Supersonic Combustion of Liquid Fuels, AIAA, 1995. 95 ~ 0730
- 4 Kay I W, Peschke W T, and Guile R N. Hydrocarbon – Fueled Scramjet Combustor Investigation. *Journal of Propulsion and Power*, 1992. 8(2):507 ~ 512
- 5 Vinogradov V, Kobigsky S, and Petrov M, Experimental Investigation of Liquid Hydrocarbon – Hydrogen Fuel Combustion in Channel at Supersonic Velocities, . AIAA, 1992. 92 ~ 3429
- 6 Segal C, Owens M G, Tehranian S, Vinogradov V, Flameholding Configurations for Kerosene Combustion in a Mach 1.8 Airflow. AIAA July 1997(7):97 ~ 2888
- 7 Yu K, Wilson K J, Smith R A, and Schadow K C. Experimental Investigation on Dual – Purpose Cavity in Supersonic Reacting Flows. AIAA, 1998. 98 ~ 0723
- 8 Baurle R A, Gruber MR. A Study of Recessed Cavity Flowfields for Supersonic Combustion Applications. AIAA, 1998(1): 98 ~ 0938

- 9 Hsu K Y, Carter C, Crafton J, Gruber M, Donbar J, Mathur T, Schommer D, and Terry W. Fuel Distribution About a Cavity Flameholder in Supersonic Flow. AIAA, 2000(7):2000 ~ 3585
- 10 Burnes R, Parr T P, Wilson K J, and Yu K. Investigation of Supersonic Mixing Control Using Cavities: Effect of Fuel Injection Location. AIAA, 2000(7):2000 ~ 3618
- 11 Mathir T, Streby G, Gruber M, Jackson K, Donbar J, Donaldson W, Jackson T, Smith C, and Billig F. Supersonic Combustion Experiments with a Cavity - Based Fuel Injector, AIAA, 1999(6):99 ~ 2102
- 12 Yu G, Li J G, Chang X Y, Chen L H, and Sung C J. Investigation on Combustion Characteristics of Kerosene Hydrogen Dual Fuel in a Supersonic Combustor. AIAA, 2000(7):2000 ~ 3620
- 13 Avrashkov V, Baranovsky S, and Levin V. Gasdynamic Features of Supersonic Kerosene Combustion in a Model Combustor Chamber. AIAA, 1999(10):90 ~ 5268
- 14 Lin K C, Kirkendall K A, Kennedy P J, and Jackson T A. Spray Structures of Aerated Liquid Fuel Jets in Supersonic Crossflows. AIAA, 1999(6):99 ~ 2374
- 15 Mathir T, Lin K C, Kennedy P J, Gruber M, Donbar J, Jackson T, and Billig F. Liquid JP - 7 Combustion in a Scramjet Combustor. AIAA, 2000(7):2000 ~ 3581
- 16 Li J G, Yu G, Zhang X Y, and Huang Q S. Combustion of Kerosene in a Supersonic Stream. AIAA, 2000(1):2000 ~ 0615
- 17 Yu G, Li J G, Zhao J R, Han B, Chang X Y, and Qian D X. Experimental Studies on H₂/Air Model Scramjet Combustor. AIAA, 1999(6):99 ~ 2449
- 18 Li J G, Yu G, Zhang Y, Li Y, and Qian D X. Experimental Studies on Self - Ignition of Hydrogen/Air Supersonic Combustion. *Journal of Propulsion and Power*. 1996. 13(4): 538 ~ 542
- 19 Wang T S. Thermo - Kinetics Characterization of Kerosene/RP - 1 Combustion. AIAA, 1996(7):96 ~ 2887

作者简介:俞刚 男,1938年4月出生。中国科学院力学研究所研究员,博士研究生导师。1961年毕业于南开大学数学力学系,1983年~1986年在美国芝加哥 Northwestern 大学和西雅图 Washington 大学从事访问研究。1987年任国家“863”计划强激光主题化学激光专家组成员。1990~1992年在美国 Princeton 大学从事访问研究。1993年~1996年任国家“863”计划航天技术领域吸气式发动机及先进天地往返运输系统专题组副组长。近年从事超燃研究工作。

张新宇 男,1960年2月出生。中国科学院力学研究所研究员,博士研究生导师。1978年考入中国科技大学物理系,1980年作为我国“文化大革命”后的第一批公派留学生前往日本名古屋大学工学部航空学科学习。1984年毕业后,回国在北京航空航天大学任教。1986年返回日本名古屋大学工学部航空学科攻读博士学位。1991年毕业后留校任教。1992年调往日本广岛大学任教。入选1998年度中国科学院百人计划。近年从事超燃研究工作。