

马赫数10超燃冲压发动机激波风洞实验研究^{*}

吴里银^{1,2}, 孔小平¹, 李 贤¹, 吴锦水¹, 张扣立¹, 柳 森¹

(1. 中国空气动力研究与发展中心 超高速所, 四川 绵阳 621000;

2. 中国空气动力研究与发展中心 高超声速冲压发动机技术重点实验室, 四川 绵阳 621000)

摘 要: 基于室温氢气驱动激波风洞实现总压28MPa, 总焓4.7MJ/kg, 名义马赫数10超声速空气自由来流模拟, 开展二维超燃冲压发动机自由射流点火实验, 实现稳定燃烧, 燃烧持续时间5ms。通过此次试验, 探索尝试了马赫数10超燃冲压发动机地面点火燃烧试验技术, 初步获得了高马赫数超燃冲压发动机点火/燃烧过程参数和基本现象规律。试验中, 采用高速相机完整记录了氢气喷注、着火、燃烧现象和燃烧持续过程, 采用高频压力传感器和热电偶进行沿程壁面压力和热流测量。研究结果表明, 马赫数10自由来流条件下, 气态氢燃料垂直喷入超声速来流能够实现自点火, 并发生剧烈燃烧, 燃烧区域压力上升幅度40%, 壁面热流上升幅度达100%。

关键词: 超燃冲压发动机; 超声速燃烧; 激波风洞; 自由射流; 试验

中图分类号: V231.2 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2021) 12-2818-08

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 200022

Experimental Study on a Scramjet at Mach 10 in Shock Tunnel

WU Li-yin^{1,2}, KONG Xiao-ping¹, LI Xian¹, WU Jin-shui¹, ZHANG Kou-li¹, LIU Sen¹

(1. Hypervelocity Aerodynamics Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China;

2. Science and Technology on Scramjet Laboratory, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract: Based on the shock tunnel driven by the room temperature hydrogen, nominal Mach number 10 hypersonic air free stream with total pressure of 28MPa, total enthalpy of 4.7MJ/kg can be achieved. Experiments of the free jet ignition performance of a 2-dimensional scramjet were conducted in the shock tunnel. The results revealed that stable combustion can last about 5ms. Through this experiment, the ground test techniques of the Ma 10 scramjet were explored, the scramjet ignition/combustion processes and the basic phenomenon were obtained. During the testing, the hydrogen injection, ignition, combustion phenomenon and continuous combustion process were completely recorded by a high-speed camera, and the wall pressure and wall heat flux were measured by high-frequency pressure sensors and thermocouples respectively. The results show that under the condition of Mach number 10 air free stream, the gaseous hydrogen injected into the supersonic flow vertically is able to achieve ignition and intense combustion, the pressure in the combustion region increases by 40%, and the wall heat flux increases by 100%.

Key words: Scramjet; Supersonic combustion; Shock tunnel; Free jet; Test

^{*} 收稿日期: 2020-01-13; 修订日期: 2020-04-30。

基金项目: 国家自然科学基金 (11802326); 装备预研领域基金 (61402060501)。

作者简介: 吴里银, 博士, 助理研究员, 研究领域为高马赫数气动热、高马赫吸气式飞行器复杂内流与燃烧实验技术。

通讯作者: 张扣立, 硕士, 副研究员, 研究领域为高马赫数气动热测试、超声速燃烧。

引用格式: 吴里银, 孔小平, 李 贤, 等. 马赫数10超燃冲压发动机激波风洞实验研究[J]. 推进技术, 2021, 42(12):2818-2825. (WU Li-yin, KONG Xiao-ping, LI Xian, et al. Experimental Study on a Scramjet at Mach 10 in Shock Tunnel [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(12):2818-2825.)

1 引言

吸气式高马赫数飞行器涉及当今世界最先进的可重复使用吸气式组合动力技术、轻质耐高温重复使用材料与结构技术、大空域宽速域飞行控制技术等,是航空和航天技术融合的典型代表。为了进一步体现和利用吸气式高马赫数飞行器在大气层内飞行的氧气摄入优势,以美国为代表的航空航天大国实施了“NASP”、“哨兵”、“快星”、“佩刀”、“XS-1”等一系列预研攻关计划和飞行试验^[1-5],以天地往返运输计划为牵引,对多种组合动力发动机的重复使用运载器方案开展大量研究工作,在一系列关键技术领域进行攻关。其中,采用吸气式高马赫数飞行器实现单级入轨或者将其作为两级入轨的第一级,面临着在高飞行马赫数($Ma \geq 8$)、宽马赫数范围条件下吸气式发动机性能提升的困难, Ma 8以上吸气式飞行器关键技术是科学研究中必须面临和解决的问题。

国外 Ma 8~15超声速吸气式飞行器研究工作开展较早,进度亦领先国内较多,但高马赫数条件下冲压发动机燃烧效率的提升及实现飞行器的推阻平衡依然是未解决的世界难题。2004年美国X-43A成功开展了 Ma 10吸气式飞行试验,但未实现明显正推力^[6-7];俄罗斯在稍低的马赫数下开展攻关研究,2017年宣布其“锆石”反舰导弹成功实现 Ma 8巡航飞行;Hifire计划中,以美澳合作为主,亦规划和进行了多项高马赫数的超燃冲压发动机技术攻关和飞行试验,研究型发动机以澳大利亚昆士兰大学REST发动机为代表,其设计马赫数达到12,有效工作下限已成功扩展到马赫数6^[8-11];另外,德国^[12]、日本^[13]、英国^[5]等国家均投入大量精力开展更高马赫数的超燃攻关研究,其中日本的M12-0X系列发动机具有较强代表性,主要针对进气道出口气流温度和压力进行控制进而实现燃烧室尺寸和构型的优化,提升燃烧效率,日本HIEST自由活塞激波风洞是开展M12-0X发动机性能试验的主要设备,研究中HIEST激波风洞较好地模拟了来流焓值和压力,但是未能准确模拟自由来流马赫数^[13],导致M12-0X发动机自由射流试验严重偏离真实飞行工况,反而更加类似于直连式试验。相比较而言,国内较长时间一直致力于超声速燃烧冲压发动机技术攻关研究^[14-17],多次开展以超燃冲压发动机为动力的飞行试验并取得圆满成功,但是对于更高马赫数的吸气式发动机研究工作开展较晚,对高马赫数条件下的燃料掺混、燃烧组织、燃烧性能等研究稍显不足,特别是受到地面试验设备焓值和

总压模拟能力的限制,马赫数10级超燃冲压发动机自由射流地面试验几乎缺失。在公开发表资料中,中国航天科工集团公司周建兴等^[18]最早于2014年构造了一种采用流线追踪内转式进气道、圆形截面燃烧室的双侧布局高马赫数超燃冲压发动机,针对 Ma 7~10内的发动机性能进行了推阻匹配方面的数值模拟;2017年西北工业大学张时空等^[19]基于CFD++软件采用7组分、9反应步的氢气/氧气动力学模型针对来流马赫数12的地面试验氢燃料超燃冲压发动机燃烧流场开展数值分析,并与日本JAXA M12-02发动机试验结果吻合较好,验证了CFD++软件的适用性;2019年中国科学院力学研究所张启帆等^[20]继续基于数值方法开展了真实气体效应对 Ma 10级进气道流动的影响研究。在试验方面,航天空气动力技术研究院新建FD-21自由活塞驱动激波风洞,拥有较强的高马赫来流条件模拟能力,卢洪波等^[21]在该风洞上尝试开展1m量级带进气道的流道模型点火研究,通过视频记录看到明显的持续尾焰。2019年中国航空发动机研究院姚轩宇等^[22]联合中国科学院力学研究所基于爆轰驱动激波风洞开展了马赫数7.0和马赫数9.5的氢燃料点火和燃烧试验对比。

综上分析,国内高马赫超燃试验研究工作相对缺乏,目前主要聚焦在实现高马赫数来流条件模拟和实现高马赫数条件下的点火燃烧。由于高马赫数飞行所需的来流焓值和压力已经超过目前国内绝大多数地面试验设备的模拟极限,激波类风洞几乎成为唯一理想的高马赫数冲压发动机地面试验设备,激波风洞在高总温和高总压同时模拟时的流场有效试验时间普遍约为1~5ms。激波风洞不同驱动方式在总压模拟、总温模拟、有效试验时间方面各有优劣,常温氢气驱动的反射型激波风洞理论缝合运行激波马赫数约为6,能够满足飞行马赫数10条件下的自由来流总温和总压模拟,且理论上其有效试验时间大于自由活塞驱动激波风洞的有效试验时间。本文重点介绍基于氢气驱动激波风洞实现马赫10级吸气式飞行器真实飞行环境的地面模拟,基于马赫数10飞行弹道参数设计风洞运行参数和发动机模型结构,并开展发动机模型的点火燃烧试验,验证并完善高马赫超燃发动机点火燃烧试验技术。

2 试验设备与试验方法

2.1 试验风洞与流场参数

试验风洞为中国空气动力研究与发展中心FD-

14A 激波风洞,如图 1 所示。FD-14A 激波风洞由内径为 150mm,高压段、低压段长度分别为 9m 和 18m 的激波管和相应的喷管、试验舱、真空箱组成,其型面喷管出口直径为 1.2m,试验舱横截面积为 $2.6\text{m} \times 2.6\text{m}$ 。风洞采用氢气或氢气与氮气混合气体驱动,驱动压力最高可达 80MPa;低压段可根据需要充入空气、氮气或者其它气体。风洞通过更换喷管及喉道来获得不同的来流马赫数,通过调节高压段氢气充入比例以及高低压段压力比值来获得不同的风洞运行能力,以实现不同的模拟环境。目前,该风洞可模拟的马赫数是 $6 \sim 24$,模拟单位雷诺数是 $2.1 \times 10^5 \sim 6.7 \times 10^7 \text{m}$,可实现 $Ma 8 \sim 10$ 吸气式飞行器自由来流焓值、总压和马赫数的同时模拟,试验有效时间为 $3 \sim 18\text{ms}$ 。



Fig. 1 Shock wind tunnel (FD-14A)

FD-14A 激波风洞通过高压氢气驱动空气的方式在低压段管内空气中产生强入射激波,入射激波运行至喷管喉道处实现全反射,喉道前的空气被入射激波和反射激波两次压缩从而形成高温高压条件(总温 3714K,总压 28.2MPa),且速度接近于零,喉道前高温高压空气通过拉瓦尔喷管(马赫数 10)的膨胀加速作用形成与真实飞行环境相似的高马赫数来流条件。

激波风洞高压段采用纯氢气驱动,驱动压力为 50MPa;低压段填充干燥空气或氮气,充气压力为 0.1MPa;拉瓦尔喷管采用型面喷管设计,喷管出口名义马赫数为 10。试验气体总温通过测量低压段激波马赫数计算获得,总压通过布置在二道膜前的总压传感器直接测量获得,总压传感器量程为 35MPa,测量精度为 $\pm 1\% \text{FS}$ 。另外在喷管出口进行皮托压监测(测量精度为 $\pm 1\% \text{FS}$),基于以上测量方法,经流场调试试验确定,本次试验工况参数为总温 3714K,总压 28.2MPa,皮托压 50kPa,通过喷管流动的非平衡计算,进一步确定喷管出口马赫数为 9.3,喷管出口自由流静压和静温分别为 450Pa 和 282K。

2.2 模型与测试方法

发动机模型如图 2 所示,采用二维设计,内流道宽度保持恒值 250mm。发动机包括进气道、隔离段、燃烧室和尾喷管四个部分,其中隔离段与燃烧室一体设计,与进气道之间采用法兰连接,燃烧室出口与尾喷管采用法兰连接。进气道采用单级斜面压缩,压缩角度取值 15° ,进气道长度 550mm,进气道出口高度为 60.7mm。隔离段与燃烧室一体设计,隔离段采用等截面设计,隔离段高度取值与进气道高度相同,隔离段长度为 200mm。隔离段后紧跟燃烧室,燃烧室采用等截面设计,燃烧室长度为 1700mm,燃烧室截面高度为 60.7mm。尾喷管采用对称扩张设计,尾喷管入口尺寸为 70.7mm,尾喷管总长度为 470mm。另外,在进气道、隔离段和上游燃烧室位置设计光学观察窗口,用于波系结构测量和点火现象观测。

发动机试验采用气态氢气作为燃料,燃料汇聚进入上下壁面的集气腔,经由均匀分布的一排直径 1.1mm 圆孔垂直空气来流方向喷入主流,其中上下壁面喷孔交错分布,上壁面喷孔数量为 10,下壁面喷孔数量为 11;集气腔压力通过氢气供应系统调节控制,压力变化为 $2 \sim 5\text{MPa}$ 。每个喷孔前安装有可拆卸物理斜坡,物理斜坡后缘高度和宽度分别为 5mm 和 7mm,当拆下物理斜坡时,对应位置处流道表面保持平滑。

如图 3 所示,模型上下壁面沿中心线位置分别布置 58 个测点,其中上壁面安装压力传感器,用于监测模型内流道静压的沿程分布,根据数值预测结果,从进气道到燃烧室再到尾喷管的压力依次先变大再变小,传感器安装量程依次为 50, 200, 500, 200kPa,测量精度为 $\pm 0.25\% \text{FS}$ 。模型下壁面安装同轴热电偶,进行热流测量,同轴热电偶的材料为镍铬-铜镍(E 型),直径为 2mm,长度为 20mm,热流测量为 $10 \sim 3\text{kW}/\text{cm}^2$;本次试验所采用的热电偶的频率响应能力和高焓流动热流测量能力均在激波风洞试验中得到检验:试验时间 $\leq 10\text{ms}$ 工况下,在激波风洞中实际测量值达到 $1.1\text{kW}/\text{cm}^2$;试验时间 $\leq 0.15\text{ms}$ 工况下,在膨胀管风洞中实际测量值达到 $3\text{kW}/\text{cm}^2$ 。另外,采用高速纹影对燃料喷注位置的流动结构进行捕捉,采样频率 40kHz,曝光时间 $0.25\mu\text{s}$;采用高速摄影对燃烧室段的两个窗口位置同时成像,采样帧频为 25kHz,曝光时间设置为 $1\mu\text{s}$ 。高速纹影、高速摄影、压力传感器、热电偶通过同一信号触发,保证获取信号的同步性。

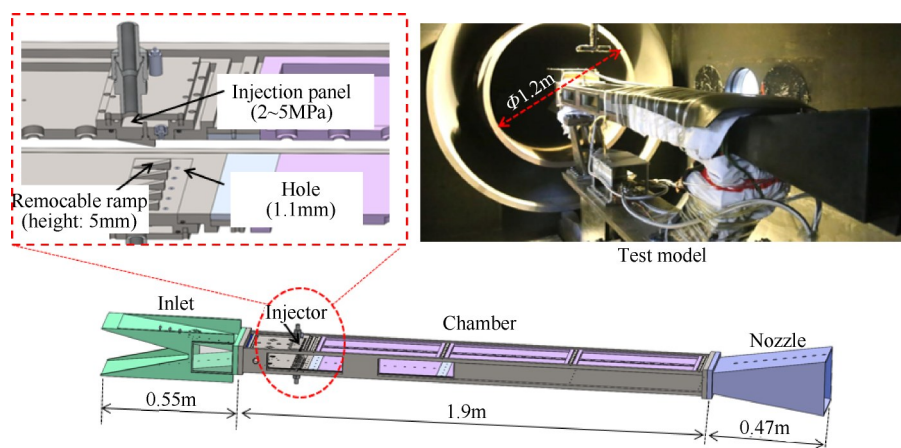


Fig. 2 Test model

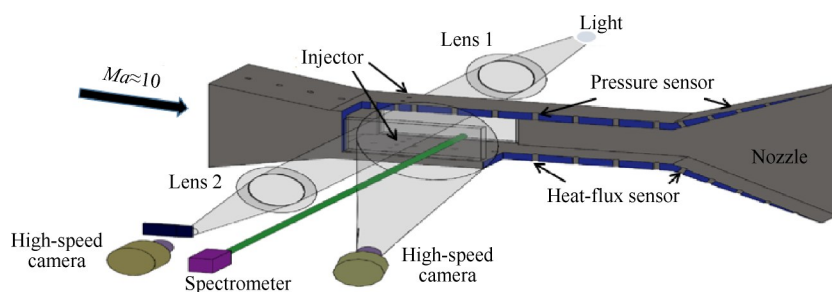


Fig. 3 Schematic diagram of test method

3 结果与分析

3.1 有效试验时间分析

真实的有效试验时间应该是纯空气流过模型测点的时间。激波风洞运行过程中,氢气与空气接触面两侧压力相等,尽管两种介质不可避免会发生局部混合,但是通过激波管壁面压力监测的方法无法判断混合过程的发生与否,亦无法判断接触面运行的具体位置。尽管接触面两侧压力相等,但是因为两种介质温度发生较大变化,在喷管出口进行热流测量时,能够较明显地反映出接触面的到达与流过时间,基于此可以初步判断有效试验时间。为了判断有效试验时间,试验前,在距离喷管出口20cm平面内布置十字排架,通过测量喷管出口球头驻点热流时间历程变化判断有效试验时间。

如图4所示,不同颜色代表不同传感器的测试结果,图中显示三个测点的驻点热流曲线重合性较好,从图中可以看出,0时刻气流到达驻点位置,热流急剧上升,经历约1ms的不稳定时间后热流曲线达到稳定,并持续至2.8ms时刻,1~2.8ms时间段内为纯空气试验气体,且状态相对稳定,可确定为有效试验时间区间;之后热流曲线再次经历抬升和相对稳定阶段,直至5.9ms时刻热流曲线再次迅速爬升,该时间区间内试

验气体逐渐被驱动气体污染,从后文燃烧分析中可以看出,该时间段内燃烧火焰图像亮度逐渐降低,直至5.9ms后燃烧室基本无明显燃烧现象发生;5.9ms之后热流曲线迅速上升,说明对应接触面内氢气与空气发生了掺混燃烧,释放大热量,对应时刻燃烧室内无明显发光现象也能间接证明接触面燃烧的发生。

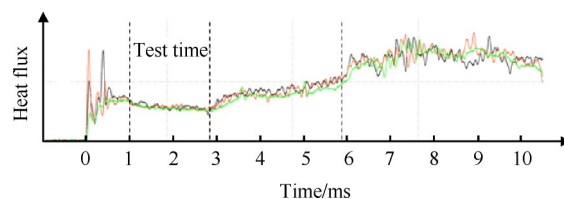


Fig. 4 Time history curve of the stagnation point heatflux at nozzle exit

3.2 高马赫条件下的点火燃烧

以气流到达喷注位置为零时刻,图5~7为不同时刻高速纹影与高速摄影的拼接显示结果,其中超声速来流的焓值与总压均不变,分别为4.7MJ/kg和28.2MPa。每幅图(a)区域显示的是试验气体为氮气、喷注燃料为氢气的试验工况,氢气喷注压力为3.0MPa;(b)区域显示的是试验气体为空气、无喷注燃料的试验工况;(c)区域显示的是试验气体为空气、喷注燃料为氢气的试验工况,氢气喷注压力为

3.0MPa。图 5 为 0.3ms 时刻,风洞启动过程中产生的高温气体流过燃烧室区域,产生强烈的光辐射,从图中可以看出,氮气来流工况下,氢气喷入无法实现燃烧,但是氢气与主流的掺混降低了流动温度,辐射光强度明显低于其他两种状态,氢气影响区域主要集中在靠近壁面的区域;空气来流工况下,无燃料喷注时的辐射光强度低于有氢燃料喷注的工况,纹影图像和高速摄像结果均反映出这一现象,说明氢气喷入高温空气中迅速发生燃烧。图 6 为 0.8ms 时刻,风洞启动过程的高温辐射气流已经完全通过燃烧室观察窗段,氮气来流工况和无氢气喷注的空气来流工况均无明显的发光现象,其中无氢气喷注的空气来流工况在观察窗后部尚存在微弱的光亮,但是氮气来流工况未见相同现象,这是因为氮气来流工况下氢气的喷入进一步降低了流动温度,所以辐射强度弱于无氢气喷注的空气来流工况。另外,在相同曝光时间下,RGB 图像饱和数值为(4095,4095,4095),其中图 6(a)下游观察窗可视区域内图像 RGB 数值平

均为(120,60,40),图 6(c)发光位置对应的 RGB 数值平均为(3800,2400,1400),图 6 中(a)与(c)对比分析可以说明试验气体为空气时燃烧室内靠近上下壁面位置发生了显著的发光现象;图中(b)与(c)对比分析可以进一步说明有氢气喷注的空气来流工况的发光现象来源于燃烧室内燃料掺混燃烧,而非高温气体辐射发光。基于图 6 现象分析可以确认,在名义马赫数 10 的超声速来流中发动机实现了燃烧,而且从试验录像中发现,该燃烧现象能够稳定持续约 5ms。图 6 中的燃烧区域呈现出逐渐向中心靠拢的两条亮带,试验中燃烧室高度设计值偏大(相对于 3MPa 燃料喷注压降),燃料无法达到中心区域,火焰高速占比在下游观察窗起始位置处约为 70%,随着流动向后发展,着火区域不断扩展,在下游观察窗尾部位置处火焰高度占比接近 100%,且在可视区域内火焰连续;另外,靠近壁面区域亮度明显低于火焰亮带区域,这是因为在靠近壁面区域氢气占比较大,且无足够的空气穿过燃烧面进入该区域,所以该区域燃烧不充分,

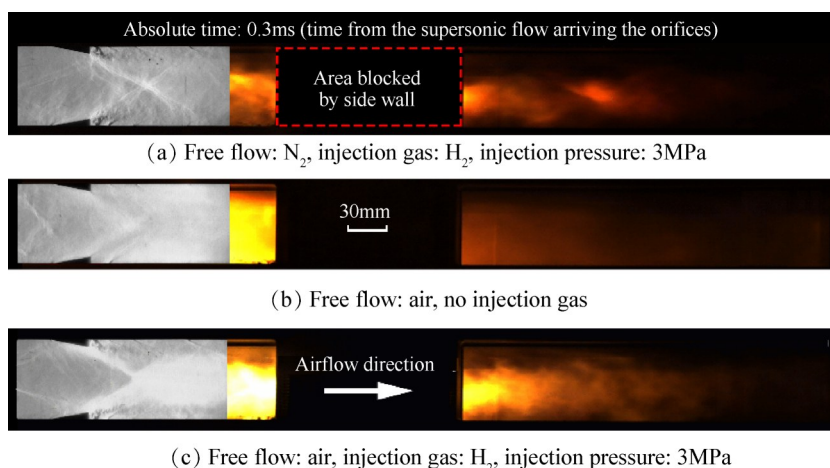


Fig. 5 Mosaic image of high-speed photography and high-speed schlieren at 0.3ms

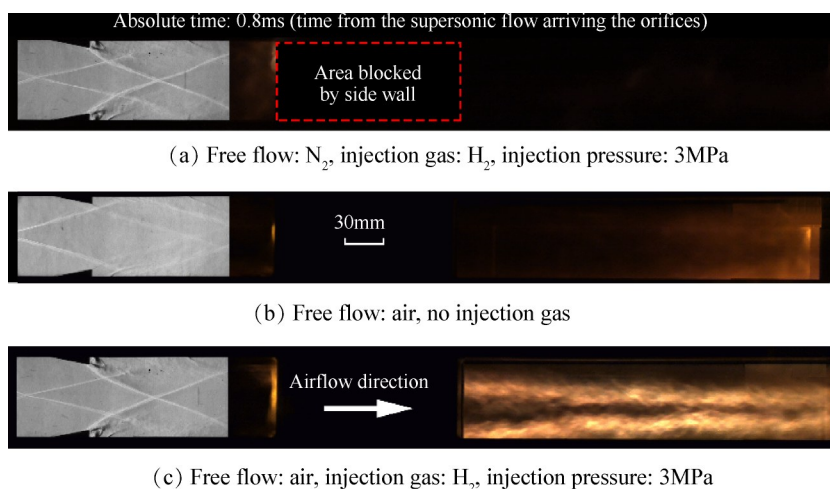


Fig. 6 Mosaic image of high-speed photography and high-speed schlieren at 0.8ms

亮度明显偏弱,这也导致在下游观察窗尾部位置处尽管火焰高度占比接近 100%,但是实际燃烧明显的区域在纵向高度方向的尺寸占比仅约 70%。图 7 所示为 2.0ms 时刻,此时燃烧现象与图 6 所示 0.8ms 时刻的燃烧现象无明显区别。

图 8 为 2.5~5.9ms 时间段内燃烧的熄火过程。从图像上可以看到 2.5ms 时刻火焰向上游传播,这个传播过程可能由燃烧火焰本身的传播特性导致,但是也可能是因为来流状态发生变化导致,基于本文数

据无法分析其准确原因,需进一步开展研究工作。从录像中可以看到,3.8ms 时刻火焰亮度开始明显变弱,并持续约 2ms,在 5.9ms 时刻驱动气体即将到达燃烧室,仅剩局部区域保持微弱发光,随着时间推进,微弱发光区域逐渐消失。

为了进一步定量描述燃烧发生前后燃烧室参数的变化,对 1.5~2.5ms 时间区间内壁面静压和热流进行算术平均,计算后的壁面静压和热流沿程分布规律如图 9 所示,其中红色带圆形标识的曲线代表有氢

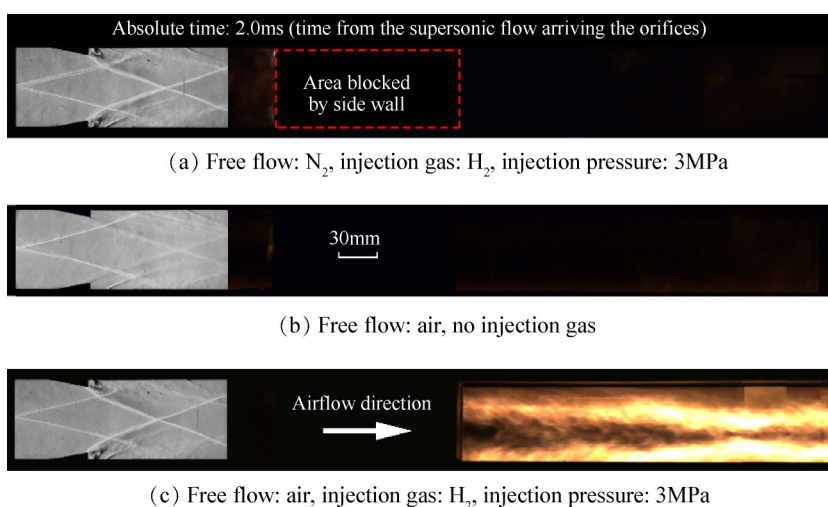


Fig. 7 Mosaic image of high-speed photography and high-speed schlieren at 2.0ms

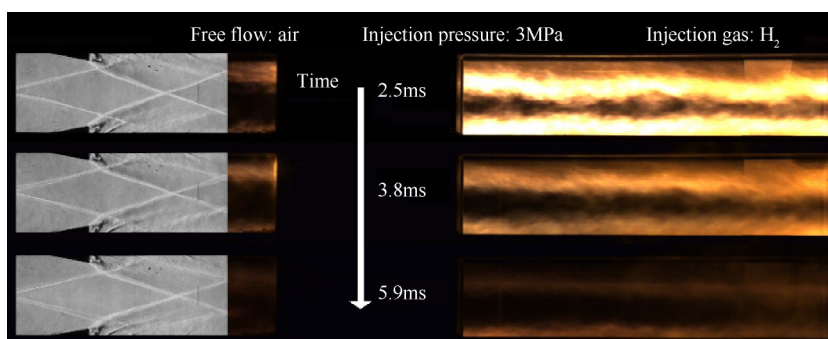


Fig. 8 Mosaic image of flameout process

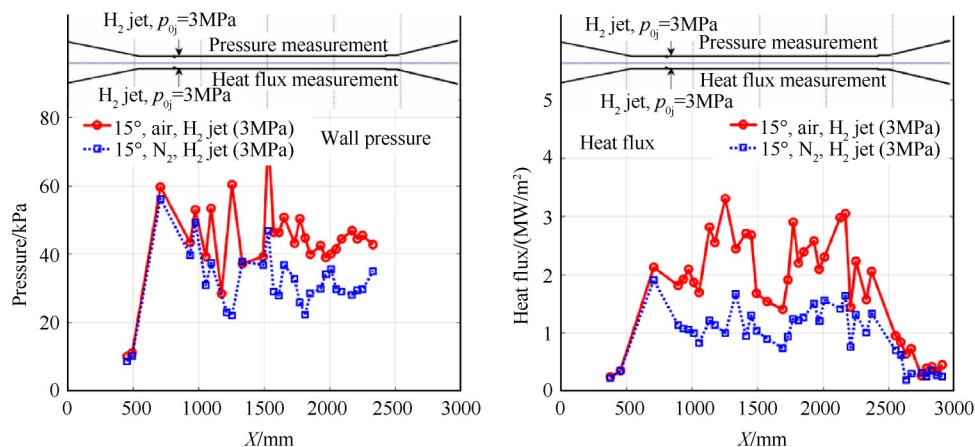


Fig. 9 Inner wall pressure and heat flux along the path

气喷注的空气来流工况,蓝色带方形标识的曲线代表有氢气喷注的氮气来流工况,基于前述分析中可知,红色曲线代表工况下燃烧室发生了燃烧,而蓝色曲线对应未燃烧工况。从曲线上可以看出,燃烧工况对应的壁面压力和热流曲线均有明显的抬升,曲线抬升起始位置对应燃烧室喷注位置,其中燃烧室内,燃烧前静压均值约 32kPa,燃烧后静压均值约达到 45kPa,上升幅度 40%,壁面热流值从燃烧前的 $1.2\text{MW}/\text{m}^2$ 上升到燃烧后的 $2.4\text{MW}/\text{m}^2$,上升幅度 100%。另外,从壁面压力曲线分布分析,燃烧室上游位置受斜激波影响,压力跳跃幅度较大;激波强度随着流动在燃烧室内不断耗损,燃烧室下游区域的压力跳跃幅度明显变小。

4 结 论

本文利用激波风洞模拟高马赫数飞行自由来流参数,并开展发动机自由射流试验,结论如下:

(1)室温氢气驱动激波风洞能够满足马赫数 10 吸气式飞行自由来流参数模拟需要,通过调试成功实现了总压 28MPa,总焓 $4.7\text{MJ}/\text{kg}$,名义马赫数 10 超声速空气自由来流模拟,并实现了较为完善的燃料供应技术、时序同步控制技术和脉冲测试技术,能够支撑现阶段马赫数 10 超燃冲压发动机地面点火燃烧试验。

(2)在马赫数 10 来流条件下,氢燃料发动机能够实现自点火;试验状态下激波风洞纯净空气供应时间约 2ms,发动机模型能够实现持续约 5ms 的连续燃烧,燃烧区域壁面压力上升幅度均值约 40%,壁面热流上升幅度均值约 100%。

致 谢:感谢国家自然科学基金、装备预研领域基金和高超声速冲压发动机技术重点实验室绵阳分部自主课题的资助。

参考文献

- [1] Bradford J E, Charania A, Wallace J, et al. A Two-Stage to Orbit Reusable Launch Vehicle Utilizing Air-Breathing Propulsion for Responsive Space Access[R]. AIAA 2004-5950.
- [2] Paez C A. The Development of the X-37 Re-Entry Vehicle[R]. AIAA 2004-4186.
- [3] Grantz A C. X-37B Orbital Test Vehicle and Derivatives[R]. AIAA 2011-7315.
- [4] Etan H E, Robinson S K, Onishi R, et al. An ISS Space Ambulance Based on X-37B Technology[R]. AIAA 2016-5476.
- [5] Hellman B M, Bradford J, Germain B D S, et al. Two Stage to Orbit Conceptual Vehicle Designs using the SA-BRE Engine[R]. AIAA 2016-5320.
- [6] Karlgaard C, Martin J, Tartabini P, et al. Hyper-X Mach 10 Trajectory Reconstruction[R]. AIAA 2005-5920.
- [7] Berry S, Daryabeigi K, Wurster K, et al. Boundary Layer Transition on X-43A[R]. AIAA 2008-3736.
- [8] Doherty L J, Smart M K, Mee D J. Experimental Testing of an Airframe Integrated 3-D Scramjet at True Mach 10 Flight Conditions[R]. AIAA 2014-2930.
- [9] Gildfind D E, Morgan R G, Jacobs P A. Production of High-Mach-Number Scramjet Flow Conditions in an Expansion Tube[J]. AIAA Journal, 2014, 52(1): 162-177.
- [10] McGilvray M, Kirchhartz R, Jazra T. Comparison of Mach 10 Scramjet Measurements from Different Impulse Facilities[J]. AIAA Journal, 2010, 48(8): 1647-1651.
- [11] Denman Z J, Chan W Y K, Brieschenk S, et al. Ignition Experiments of Hydrocarbons in a Mach 8 Shape-Transitioning Scramjet Engine[J]. Journal of Propulsion and Power, 2016, 32(6): 1462-1471.
- [12] Schramm J M, Karl S, Hannemann K, et al. Ground Testing of the Hyshot II Scramjet Configuration in HEG[R]. AIAA 2008-2547.
- [13] Takahashi M, Komuro T, Sato K, et al. Improvement of Scramjet Combustor Performance at Hypervelocity Condition over Mach 10 Flight[R]. AIAA 2008-2549.
- [14] 陈 兵, 龚春林, 谷良贤. 双模态超燃冲压发动机准一维流耦合方法与验证[J]. 推进技术, 2018, 39(4): 731-739. (CHEN Bing, GONG Chun-lin, GU Liang-xian. Analysis and Verification of Quasi One Dimensional Flow for Dual Mode Scramjet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(4): 731-739.)
- [15] 周驯黄, 陈荣钱, 李怡庆, 等. 椭圆形超燃燃烧室内燃料喷射和掺混性能研究[J]. 推进技术, 2017, 38(3): 637-645. (ZHOU Xun-huang, CHEN Rong-qian, LI Yi-qing, et al. Injection and Mixing Performance in an Elliptical Scramjet Combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(3): 637-645.)
- [16] 田 亮, 朱韶华, 李 轩, 等. 双支板超燃燃烧室燃烧状态的试验研究[J]. 推进技术, 2016, 37(6): 1001-1007. (TIAN Liang, ZHU Shao-hua, LI Xuan, et al. Experimental Investigation on Combustion State in a Dual-Strut Supersonic Combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2016, 37(6): 1001-1007.)
- [17] 陈 军, 白菡尘, 柳 森. 总焓模拟含水实验介质对双模态燃烧室过程与性能的影响分析[J]. 推进技术, 2017, 38(1): 112-118. (CHEN Jun, BAI Han-chen,

- LIU Sen. Analysis of Water-Vitiated Medium Effects on Dual-Mode Combustor Process for Enthalpy-Simulated Method[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(1): 112-118.)
- [18] 周建兴, 汪颖. 高马赫数超燃冲压发动机性能数值研究[J]. 推进技术, 2014, 35(4): 433-441. (ZHOU Jian-xing, WANG Ying. Numerical Investigation on Performance of a High Mach Number Scramjet[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2014, 35(4): 433-441.)
- [19] 张时空, 李江, 黄志伟, 等. 高马赫数来流超燃冲压发动机燃烧流场分析[J]. 宇航学报, 2017, 38(1): 80-88.
- [20] 张启帆, 岳连捷, 贾轶楠, 等. 真实气体效应对Ma10级进气道流动的影响[J]. 推进技术, 2019, 40(5): 1042-1050. (ZHANG Qi-fan, YUE Lian-jie, JIA Yi-nan, et al. Real-Gas Effects on Hypersonic Inlet Flow at Mach 10[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(5): 1042-1050.)
- [21] 卢洪波, 陈星, 谌君谋, 等. 新建高焓激波风洞 $Ma=8$ 飞行模拟条件的实现与超燃实验[J]. 气体物理, 2019, 5(1): 13-24.
- [22] 姚轩宇, 王春, 喻江, 等. JF12激波风洞高Mach数超燃冲压发动机实验研究[J]. 气体物理, 2019, 4(5): 25-31.

(编辑:梅 瑛)