

Ma10 条件超燃冲压发动机自由射流试验过程

张冬青, 邓维鑫, 邢建文, 何 燊

(中国空气动力研究与发展中心 空天技术研究所, 四川 绵阳 621000)

摘 要: 基于中国空气动力研究与发展中心的高焓激波风洞(FD-14A)在毫秒量级试验时间内, 开展了模拟飞行马赫数为 10, 动压为 30 kPa 条件下的超燃冲压发动机自由射流试验研究。采用高速纹影和高速摄影捕捉了进气道唇口波系和燃烧室火焰的时间发展历程, 结合发动机壁面压力和热流密度数据, 分析了该工况下发动机的工作过程。测量了多种燃料当量比下的发动机壁面压力和热流密度, 试验结果表明: 在当量比 0.50~1.37 的宽范围内均实现了可靠点火和稳定燃烧。

关 键 词: 超燃冲压发动机; 高马赫数; 点火; 燃烧; 试验过程

中图分类号: V211.7

文献标志码: A

Scramjet free-jet test process at Ma10 conditions

ZHANG Dongqing, DENG Weixin, XING Jianwen, HE Can

(Aerospace Technology Institute,

China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China)

Abstract: Scramjet free-jet tests were conducted in milliseconds in the high-enthalpy shock wave wind tunnel (FD-14A) of China Aerodynamics Research and Development Center at the conditions of replicating flight Mach number 10 and dynamic pressure of 30 kPa. High-speed schlieren and high-speed photography were employed to record the shock waves at the inlet lip and flame spreading process in the combustor, respectively. The free jet test process was analyzed by the optical measurement, scramjet wall pressures and heat fluxes. The ignition and combustion tests were conducted with different equivalent ratios of hydrogen. Distributions of pressures and heat fluxes along the engine wall indicated that ignition and stable combustion were achieved within a wide range of fuel equivalent ratios from 0.50 to 1.37.

Keywords: scramjet; high Mach number; ignition; combustion; test process

当前, 国内外针对超燃冲压发动机的研究已逐渐扩展到飞行马赫数为 8~10 的高马赫数范围。高马赫数飞行条件给发动机设计带来了新的科学问题和技术挑战。化学反应动力学方面, 由于燃烧室入口气流总温接近 4 000 K, 空气化学反应和离解现象十分复杂, 数值计算中传统反应模型的适用性需要验证。燃烧组织方面, 高马赫数飞行

条件下燃烧室入口速度达到 1 500~2 500 m/s 量级, 对燃料高效混合与高性能燃烧提出了极大的挑战。结构热防护方面, 高来流总温使得发动机热环境极为严苛, 对材料和结构热防护方案提出了更高的要求。为研究上述问题, 需要大量开展风洞试验, 深入理解高马赫数发动机的流动和燃烧机理, 完善理论模型与设计工具, 为高马赫

收稿日期: 2021-12-19

基金项目: 智强基金

作者简介: 张冬青(1989—), 男, 博士, 研究领域为高超声速飞行器多学科优化技术。

通信作者: 邓维鑫(1983—), 男, 副研究员, 博士, 研究领域为高超声速推进技术。E-mail: dengweixin21@aliyun.com

引用格式: 张冬青, 邓维鑫, 邢建文, 等. Ma10 条件超燃冲压发动机自由射流试验过程[J]. 航空动力学报, 2023, 38(3): 735-742. ZHANG Dongqing, DENG Weixin, XING Jianwen, et al. Scramjet free-jet test process at Ma10 conditions[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(3): 735-742.

数超燃冲压发动机的研制提供支撑。

美国 X-43A 发动机在 2004 年完成了飞行马赫数为 10 条件下的飞行试验^[1]。澳大利亚昆士兰大学对飞行马赫数为 8~12 的氢燃料超燃冲压发动机开展了系列地面试验和数值计算研究^[2-10], 该发动机采用了矩形转椭圆进气道和椭圆形超声速燃烧室, 研究表明, 飞行马赫数为 10 条件下该发动机在地面试验中的燃烧效率为 85% 左右, 发动机比冲接近 1 000 s。日本 Takahashi 等开展了二维构型超燃冲压发动机地面试验研究^[11-12], 在对燃烧室构型进行了优化后, 试验获得了更高的壁面压力。

国内针对飞行马赫数为 8 以上超燃冲压发动机的研究起步较晚, 部分机构进行了若干探索性的工作。中国空气动力研究与发展中心开展了飞行马赫数为 8 和 10 条件下的燃烧试验, 相继实现了氢和碳氢燃料可靠点火和稳定燃烧^[13-19]。卢洪波等在航天十一院 FD-21 高能脉冲风洞开展了高马赫数超燃试验^[20], 探索了燃料与超声速空气来流的混合、点火与燃烧释热特性。姚轩宇等在力学所 JF12 长试验时间激波风洞开展了飞行马赫数为 7.0 和 9.5 的氢燃料点火和燃烧试验^[21], 在风洞有效试验时间(100 ms)内, 实现了飞行马赫数为 7.0 和 9.5 的超燃冲压发动机的成功点火与稳定燃烧, 但该试验模拟的气流总压低于实际飞行条件。西北工业大学和中国航天科工集团有限公司北京动力机械研究所开展了高马赫数超燃冲压发动机的数值模拟研究^[22-23]。

中国空气动力研究与发展中心在前期完成燃烧室直连式试验的基础上, 基于氢气驱动高焓激波风洞(FD-14A), 开展了模拟飞行马赫数为 10, 动压为 30 kPa 来流条件下的超燃冲压发动机自由射流地面试验, 发展了相关的高马赫数发动机自由射流试验测量技术, 完成了点火和燃烧试验研究。在激波风洞开展高马赫数发动机试验的主要难题是试验时间仅为毫秒量级, 在此时间尺度内将经历燃料喷注混合、点火及火焰传播等复杂的物理化学过程, 试验结果呈现出高度的非定常特征, 如何准确地分析试验数据, 刻画发动机在试验中的真实工作过程, 对于后续的性能评估和数值模拟极为关键。本文综合运用光学测量和接触式测量手段, 采用高速纹影和高速摄影捕捉进气道唇口波系和燃烧室火焰的时间发展历程, 结合发动机壁面压力和热流密度数据, 对自由射流

试验中发动机工作过程进行了初步分析, 为进一步评估发动机燃烧性能奠定了技术基础。

1 试验设备

1.1 高焓激波风洞(FD-14A)

试验在中国空气动力研究与发展中心的 FD-14A 风洞进行。FD-14A 风洞主要由高压段(HP section)、高压隔膜(HP diaphragm)、低压段(LP section)、二道隔膜(second diaphragm)及设备喷管构成, 如图 1 所示。其中高压段的驱动气体为氢气, 低压段中为被驱动气体, 根据试验需求可以是氮气或空气。本次试验中, 驱动氢气充气压力为 50 MPa, 高压隔膜放气破膜后, 驱动气体压缩被驱动气体, 使得被驱动气体产生高温高压, 到达一定压力时, 二道隔膜破裂, 高温高压的被驱动气体通过设备喷管排出, 形成试验来流条件。喷管后紧接试验段, 试验段可抽真空至 10 Pa。表 1 给出了本试验中模拟的飞行条件, 其中 Ma 为飞行马赫数, q 为来流动压, T_0 为来流总温, p_0 为来流总压。

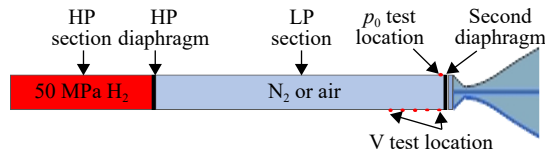


图 1 FD-14A 高焓激波风洞示意图

Fig. 1 Sketch of FD-14A high-enthalpy shock wave wind tunnel

表 1 FD-14A 高焓激波风洞喷管出口气流条件

Table 1 Parameters of FD-14A high-enthalpy shock wave wind tunnel

Ma	q/kPa	T_0/K	p_0/MPa
10	30	3 580	30

1.2 发动机试验模型

发动机试验模型由端头、前体、进气道、边条翼、外壳、燃烧室和尾喷管等部分组成, 附属系统包括支架、整流罩、天平转接段和氢气燃料供应系统。发动机燃烧室入口高度为 H , 宽度为 W , 发动机全长约 $130H$ 。试验模型流道示意图见图 2。

燃料为常温氢气, 点火方式为燃料自点火。燃料喷注形式为壁面小孔, 小孔在燃烧室上下壁面沿展向均匀布置。氢气燃料供应系统包括氢气罐、电磁阀、手动截止阀和压力传感器等部件, 燃料流量根据氢气罐试验前后的压力差和供气时间

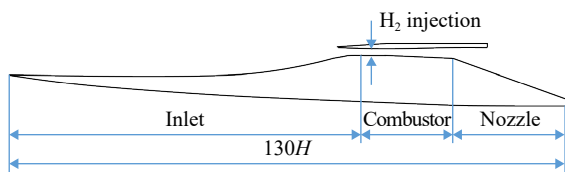


图2 发动机试验模型

Fig. 2 Scramjet engine test model

计算得到。

1.3 测量方法

风洞设备和发动机模型中采用了多种接触式与非接触式的测量方法。风洞测量参数包括：高压段压力、膜腔压力、低压段压力、喷管喉道处压力等；发动机模型测量的参数包括：沿流道壁面的压力和热流密度、唇口区域的高速纹影以及燃烧室出口的火焰高速摄影图像。

沿发动机模型中心线布置了66个压力传感器和35个热流密度传感器（见图3）。不同测点的量程为：200 kPa（测点 $P_1 \sim P_{22}$ ，对应的压力记为 $p_1 \sim p_{22}$ ，下同）、500 kPa（测点 $P_{23} \sim P_{32}$ ， $P_{43} \sim P_{66}$ ）、800 kPa（测点 $P_{33} \sim P_{42}$ ），精度为 $\pm 0.25\% F.S.$ (full scale)。热流密度传感器为自制热电偶，信号响应时间小于 $10 \mu s$ ，测量范围为 $0.1 \sim 50 \text{ MW/m}^2$ 。压力和热流密度信号的采样频率均为 1 MHz。

光学测量系统布置方案见图4。唇口布置高速纹影，捕捉激波结构，其采样频率为 5 000 帧/s。

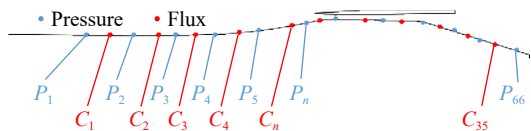
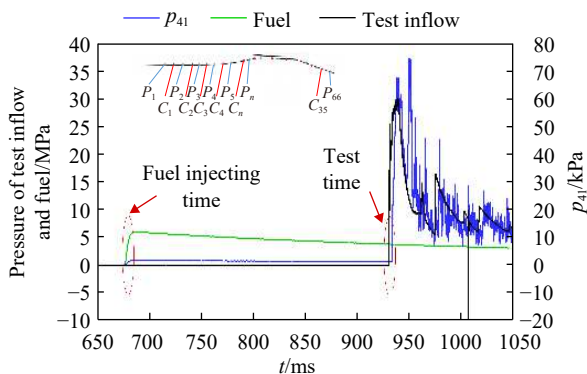


图3 试验模型测点示意图

Fig. 3 Measuring points on the test model



(a) 完整试验时序

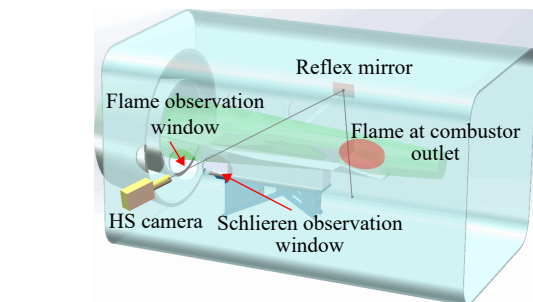


图4 试验模型采用的光学测量系统

Fig. 4 Optical measurement system on the test model

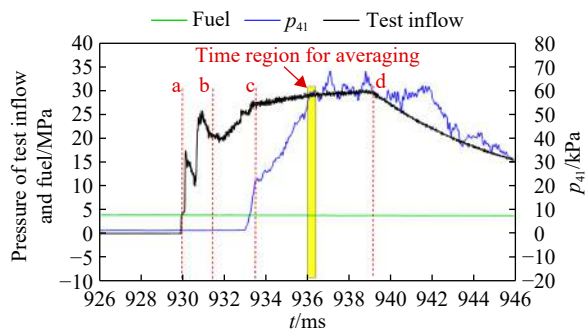
燃烧室侧壁设置高速摄影，记录火焰形态发展的时间历程，高速摄影的频率为 10 000 帧/s。

2 试验结果与讨论

图5给出了典型车次的试验时序。如图5(a)所示，氢气燃料在 680 ms 提前喷注，确保在极短的试验窗口内燃料存在于燃烧室中。燃料喷注后，压力测点 P_{41} 的压力信号即开始上升。试验气流在约 930 ms 到达，至 940 ms 结束，燃料喷注压力在该时段内稳定保持为 4 MPa。

图5(b)给出了试验时刻的局部特写，图中标出了试验气流“test inflow”的重要时间点(a~d等)，上述时间点的标注依据综合了唇口纹影、燃烧室火焰高速摄影、壁面压力和热流密度数据。根据目前的试验结果，初步可以将试验过程概括为3个阶段：流场启动与建立阶段(a~b)；设计来流试验阶段(b~c)；非设计来流阶段(c~d)，其中设计来流试验段的时间长度即为发动机的有效工作时间。

激波风洞试验具有准稳态特征(quasi-steady)^[24]，在每个流向位置都要经历相似的时间历程，也就



(b) 试验时刻局部

图5 试验时序

Fig. 5 Test time process

是说模型的各个压力测点(如图中所示 P_{41})也会经历流程启动与建立、设计来流与非设计来流等阶段。在计算发动机壁面压力和热流密度平均值时,各测点需以各自测量信号的起跳时刻为基准,进行“等时长”的时移,从而保证选择每个测点的平均值均位于有效工作时间内。

2.1 唇口高速纹影

首先,在发动机进气道唇口位置用高速纹影来捕捉试验过程中进气道唇口激波的变化;其次,将波系图像与唇口附近的壁面压力和壁面热流密度信号的时间历程进行比较,通过波系和测量数据的时间变化来分析发动机内试验气流的发展过程。

在流场启动与建立阶段,图 6 给出了试验中进气道唇口附近的壁面压力测点 P_{31} (对应压力为 p_{31})和壁面热流密度测点 C_{18} (对应热流密度为 φ_{18})的时间历程,该车次的当量比为 1.49。图 7 给出了流场启动与建立过程中唇口纹影图像。

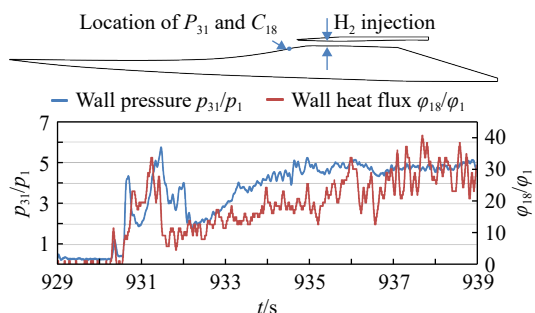
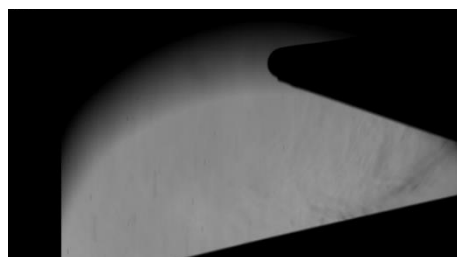


图 6 唇口前壁面压力 p_{31} 和壁面热流密度 φ_{18} 的时间历程

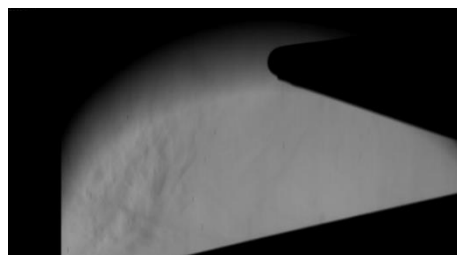
Fig. 6 Time histories of wall pressure p_{31} and wall heat flux φ_{18} upstream of the inlet lip

如图 6 所示,压力测点 P_{31} 和热流密度测点 C_{18} 的信号在 930.2 ms 开始起跳,表明试验气流到达,流场开始建立。之后热流密度和压力信号经过一个明显的峰值后回落,热流密度信号回落的时刻为 931.6 ms,压力信号回落的时刻为 932.2 ms,表明试验气流经历了复杂的流动发展过程,发动机内流场尚未稳定。932.2 ms 后,压力和热流密度信号尽管有缓慢上升,但进入了一段相对稳定的区域,可以认为该区域即为有效工作阶段。

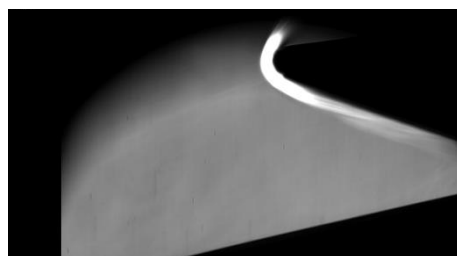
图 7 表明,在 930.2~931.6 ms 之间,唇口高速纹影发生明显变化。在 930.2 ms 和 930.4 ms 时刻可以看到进气道唇口附近的气流密度发生明显变化,表明试验气流的启动激波已到达该区域,



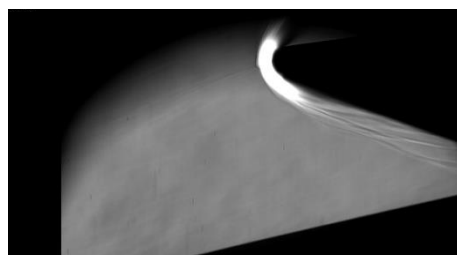
(a) $t=930.2$ ms



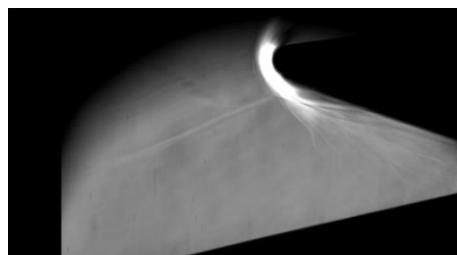
(b) $t=930.4$ ms



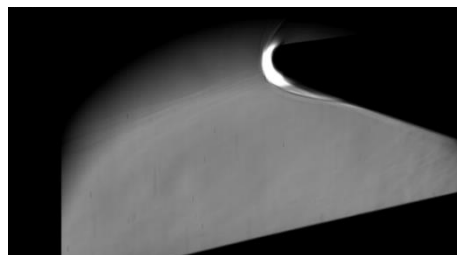
(c) $t=930.8$ ms



(d) $t=931.2$ ms



(e) $t=931.4$ ms



(f) $t=931.6$ ms

图 7 流场建立过程中纹影图像

Fig. 7 Schlieren images during flow field starting

但图像中没有观察到明显的进气道唇口波系。在随后的 930.8、931.2 ms 和 931.4 ms, 纹影图像中观察到了明显的唇口脱体激波, 但进气道的斜激波系还未稳定, 在唇口附近大幅度振荡, 直到 931.6 ms 时刻, 进气道斜激波汇聚于唇口, 达到设计状态, 在随后的时间内唇口波系未出现较大波动。

综合分析图 6 和图 7, 根据纹影图像、壁面压力和热流密度数据可知, 在热流密度信号和压力信号起跳后需要经过 1.4 ms, 发动机流场才能启动并建立完毕, 进入有效工作阶段。

在有效工作阶段, 图 8 给出了流场建立后 931.8~933.4 ms 时间内的唇口纹影图像, 可以看到在 931.8~933.2 ms 内唇口的波系基本没有发生改变, 与进气道设计波系一致, 激波角基本稳定在 20.3° 。933.4 ms 后激波角开始向上偏转, 933.6~934.6 ms 的激波角基本稳定在 23.7° , 如图 9 所示, 图中虚线为设计激波角, 这说明此时来流已经偏离设计状态, 激波角有明显变化。因此, 931.6~933.4 ms 的 1.8 ms 时间长度可以认为是该工况下的有效工作时间, 激波角较为稳定, 之后则进入非设计来流条件阶段。

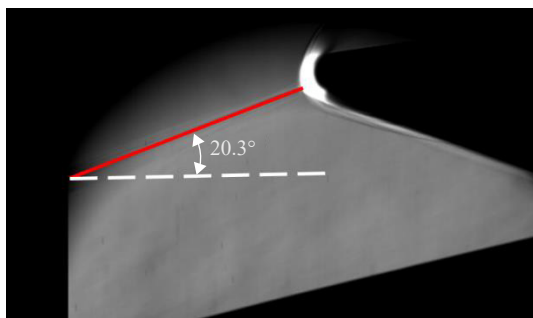


图 8 流场稳定过程中纹影图像
Fig. 8 Schlieren images of stable flow fields

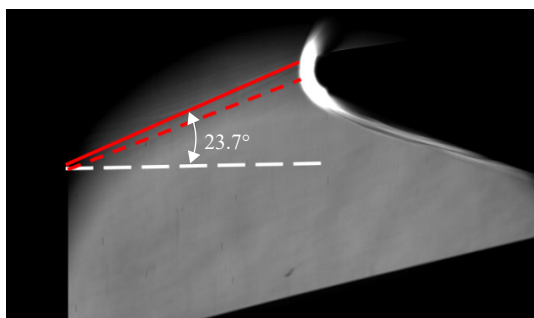


图 9 非设计来流条件下的流场纹影图像
Fig. 9 Schlieren images of flow fields under off-design condition

至此, 已利用唇口波系高速纹影划分了发动机流场的发展历程, 下文基于火焰高速摄影进一步分析燃烧室火焰发展的时间历程。

2.2 火焰高速摄影

在进气道唇口拍摄纹影图像的同时, 在燃烧室利用高速摄影记录了试验过程中的点火和燃烧过程, 纹影与火焰高速摄影的触发信号为同一时间坐标。火焰观察窗如图 10 中黄色区域的位置。

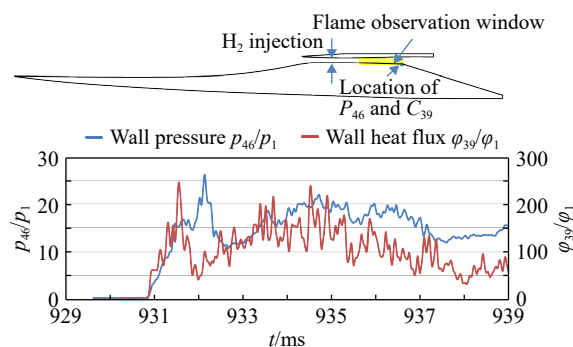


图 10 燃烧室出口压力 p_{46} 和壁面热流密度 ϕ_{39} 的时间历程

Fig. 10 Time histories of wall pressure p_{46} and wall heat flux ϕ_{39} at combustor outlet

将图 11 的火焰图像与紧邻观察窗的壁面压力 p_{46} 和热流密度 ϕ_{39} 的时间历程比较分析, 压力和热流密度信号在 930.8 ms 左右开始起跳, 说明试验气流此刻已达到该位置, 从火焰图像上可以看到 930.8 ms 时燃烧室已出现了明显的亮光, 这表明燃烧室内氢气已经点燃。随后在 931.0 ms 时火焰已向下游传播, 整个窗口均能观察到火焰, 931.6 ms 时, 火焰亮度达到峰值, 此时热流密度 ϕ_{39} 也达到峰值, 随后火焰亮度开始减弱, 热流密度信号也随之减弱, 932.2 ms 时, 火焰亮度区域达到稳定, 可以认为此刻燃烧室流场已趋于稳定。从火焰的图像上分析认为, 该区域流场启动和建立的时间也为 1.4 ms (930.8~932.2 ms)。

从 932.2 ms 到 933.0 ms 的火焰图像基本一致, 而在 933.4~934.6 ms 之后, 火焰亮度明显增加, 热流密度在 933.4 ms 左右出现波动上升的趋势, 935.4 ms 后火焰亮度明显下降, 热流密度也随之下降。从火焰图像上分析认为, 燃烧室在试验过程中经历了点火、设计来流条件下的燃烧、非设计来流条件下燃烧和熄火等过程。但火焰图像主要用于定性分析, 要定量区分设计来流和非设计来流条件的燃烧仍有一定的困难。

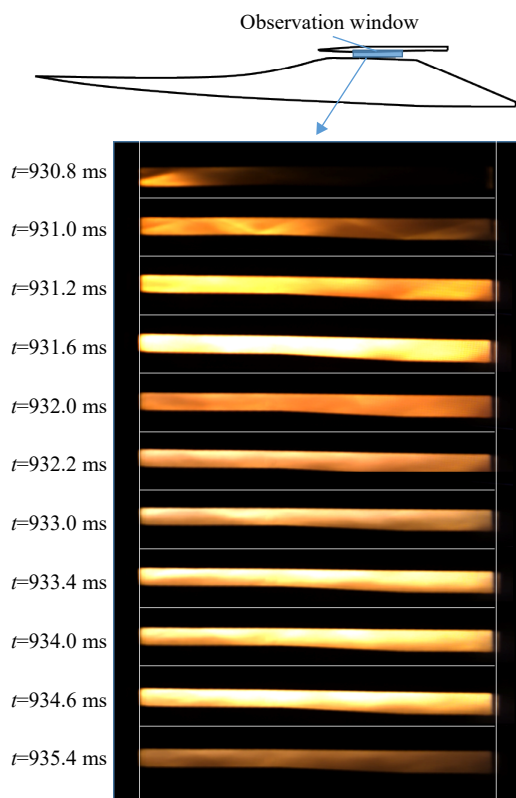
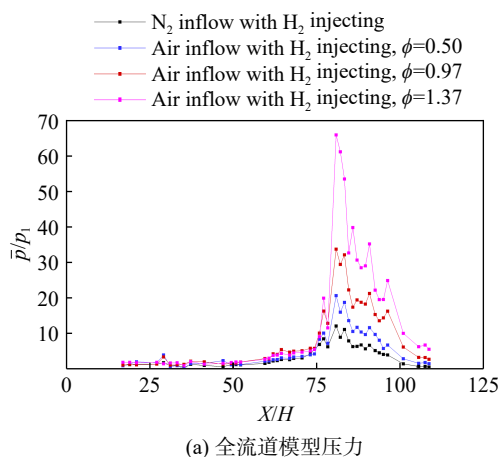


图 11 流场建立过程中火焰图像

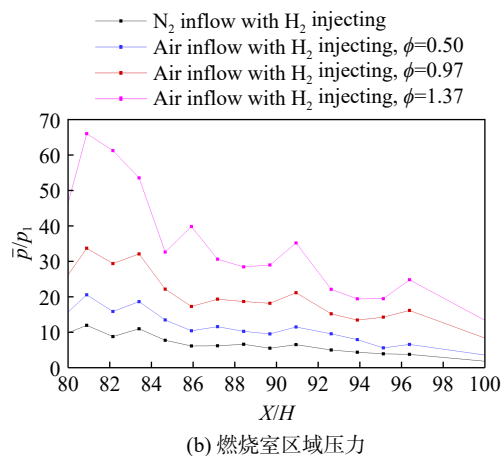
Fig. 11 Flame images during flow filed starting

2.3 壁面沿程压力分布

图 12 和图 13 给出了不同氢气当量比(ϕ)下的壁面压力和热流密度结果,并给出了燃烧室区域分布特写,其中横坐标为发动机无量纲长度(燃烧室长度 X 与燃烧室入口高度 H 的比值)。在有效工作时段内选取了 $500\ \mu\text{s}$ 时长内的测量值进行平均化处理(如图 5(b)中黄色区域所示),用来代表发动机稳定燃烧的压力和热流密度值,平均压力 $\bar{p}$ 用氮气来流时的 P_1 测点值(p_1)进行了无因次化。通过与试验气流为氮气的结果对比发现,



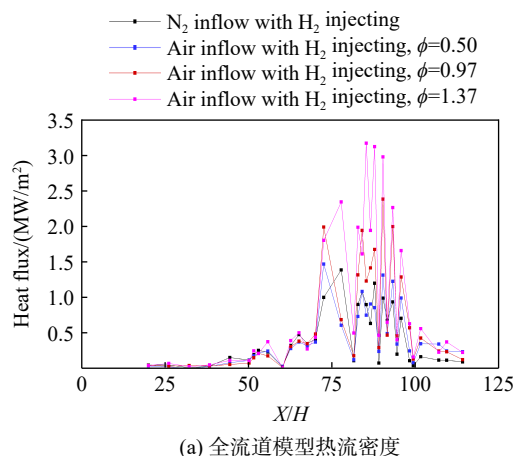
(a) 全流道模型压力



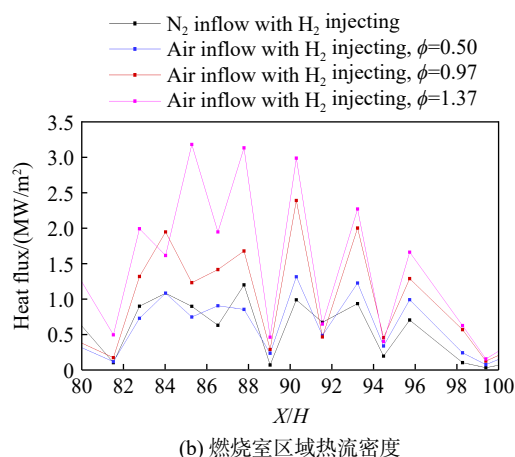
(b) 燃烧室区域压力

图 12 不同当量比下的发动机壁面压力分布

Fig. 12 Pressures distributions of engine wall with different equivalent ratios



(a) 全流道模型热流密度



(b) 燃烧室区域热流密度

图 13 不同当量比的发动机壁面热流密度分布

Fig. 13 Heat flux distributions of engine wall with different different equivalent ratios

当试验气流为空气时,所有车次的壁面平均压力和热流密度均高于氮气来流的结果。当量比为 0.97 时,燃烧室内平均压升约为氮气试验的 3 倍,壁面热流密度增加为氮气试验的 2 倍左右。该结

果表明氢气燃料在 1.8 ms 的试验时间内完成了混合、点火及火焰传播等一系列复杂的物理化学过程,证明了使用激波风洞开展高马赫数超燃冲压发动机自由射流燃烧试验的可行性。随着氢气当量比增加,燃烧室壁面压力随之增加,该发动机在当量比为 0.50~1.37 宽范围内均实现了氢气的点火和稳定燃烧。

3 结 论

本文基于中国空气动力研究与发展中心的 FD-14A 高焓激波风洞,开展了模拟飞行马赫数为 10、动压为 30 kPa 条件下的超燃冲压发动机自由射流地面试验,完成了氢燃料点火和燃烧试验研究,分别采用高速纹影和高速摄影捕获了进气道唇口波系和燃烧室火焰形态的时间发展历程,结合壁面压力和热流密度数据分析了发动机工作过程,主要结论如下:

1) 通过唇口波系、燃烧室火焰高速摄影、发动机壁面压力和热流密度,综合分析了试验中发动机流场的发展过程,初步认为从试验气流到达当地测点到建立稳定的试验条件需要约 1.4 ms,来流条件建立后的 1.8 ms 可作为发动机的有效工作时间。

2) 有效工作时间内的壁面平均压力数据表明,该发动机在当量比 0.50~1.37 范围内均实现了氢气的点火和稳定燃烧,也证明了激波风洞开展高马赫数超燃冲压发动机自由射流燃烧试验的可行性。

致 谢:

本文的试验工作得到了中国空气动力研究与发展中心空天技术研究所和超高速空气动力学研究所的大力支持,吴里银博士、孔小平工程师、吕明磊工程师和田润雨工程师等试验团队成员为试验工作作出了突出贡献。试验分析和论文写作过程中,乐嘉陵院士和白茜尘研究员给予了重要指导。在此一并诚挚感谢!

参考文献:

- [1] LAURIE A M, CATHERINE B, GRIFFIN P C, et al. Overview with results and lessons learned of the X-43A Mach 10 flight[R]. AIAA 2005-3336, 2005.
- [2] STALKER R J, PALL A, MEE D J, et al. Scramjets and shock tunnels: the Queensland experience[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2005, 41(6): 471-513.

- [3] BARTH J E, WISE D J, WHEATLEY V, et al. Tailored fuel injection for performance enhancement in a Mach 12 scramjet engine[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2019, 35(1): 72-86.
- [4] DOHERTY L J, SMART M K, MEE D J. Experimental testing of an airframe-integrated three-dimensional scramjet at Mach 10[J]. *AIAA Journal*, 2015, 53(11): 3196-3206.
- [5] DOHERTY L J, SMART M K, MEE D J. Design of an airframe integrated 3-D scramjet and experimental results at Mach 10 flight condition[R]. AIAA 2012-5910, 2012.
- [6] DOHERTY L J, SMART M K, MEE D J. Measurement of three-components of force on an airframe integrated scramjet at Mach 10 [R]. AIAA 2015-3523, 2015.
- [7] LANDSBERG W O, GIBBONS N N, WHEATLEY V, et al. Improving scramjet performance through flow field manipulation[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2018, 34(3): 578-589.
- [8] CURRAN D, WHEATLEY V, SMART M K. Investigation of combustion mode control in a Mach 8 shape-transitioning scramjet [R]. AIAA 2018-5380, 2018.
- [9] LANDSBERG W O, WHEATLEY V, SMART M K, et al. Performance of high Mach number scramjets-tunnel vs flight[J]. *Acta Astronautica*, 2018, 146: 103-110.
- [10] CHAN W, RAZZAQI S A, TURNER J C, et al. Freejet testing of the HIFiRE 7 scramjet flowpath at Mach 7.5[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2018, 34(4): 844-852.
- [11] TAKAHASHI M, KOMURO T, SATO K, et al. Effect of combustor shape on scramjet characteristics at hypervelocity condition over Mach 10 flight[R]. AIAA 2006-8024, 2006.
- [12] TAKAHASHI M, KOMURO T, SATO K, et al. Improvement of scramjet combustor performance at hypervelocity condition over Mach 10 flight[R]. AIAA 2008-2549, 2008.
- [13] 邓维鑫, 邢建文, 欧阳浩, 等. 高马赫数超燃冲压发动机试验研究[R]. 四川 绵阳: 第十二届全国高超声速科技学术会议, 2019.
- [14] 吴里银, 孔小平, 李贤, 等. 马赫数 10 超燃发动机激波风洞试验研究[R]. 四川 绵阳: 第十二届全国高超声速科技学术会议, 2019.
- [15] 欧阳浩, 邓维鑫, 邢建文, 等. 飞行 Ma 8 条件氢燃料与碳氢燃料燃烧特性对比试验研究[R]. 福建 厦门: 第十九届全国激波与激波管学术会议, 2020.
- [16] 欧阳浩, 邓维鑫, 邢建文, 等. 飞行 Ma10 条件燃烧特性试验研究[R]. 福建 厦门: 第十九届全国激波与激波管学术会议, 2020.
- [17] 张晓源, 李进平, 张仕忠, 等. 10 马赫冲压发动机爆轰驱动直连式试验方法[R]. 四川 绵阳: 第十二届全国高超声速科技学术会议, 2019.
- [18] 邢建文, 韩亦宇. 超燃冲压发动机中的热力学非平衡效应 [R]. 山东 威海: 第五届冲压发动机内外流耦合流动研讨会, 2021.
- [19] 孔小平, 吴里银, 黄成扬, 等. 激波风洞 Ma10 自由射流冲压发动机试验模拟能力研究[R]. 山东 威海: 第五届冲压发动机内外流耦合流动研讨会, 2021.
- [20] 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试验[J]. *气体物理*, 2019, 4(5): 13-24.
- LU Hongbo, CHEN Xing, SHEN Junmou, et al. Flight condition

- achievement of Mach number 8 in a new shock tunnel of CAAA and its scramjet experimental investigation[J]. *Physics of Gases*, 2019, 4(5): 13-24. (in Chinese)
- [21] 姚轩宇, 王春, 喻江, 等. JF12激波风洞高Mach数超燃冲压发动机试验研究[J]. *气体物理*, 2019, 4(5): 25-31.
- YAO Xuanyu, WANG Chun, YU Jiang, et al. High-Mach-number scramjet engine tests in JF12 shock tunnel[J]. *Physics of Gases*, 2019, 4(5): 25-31. (in Chinese)
- [22] 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): 80-87.
- ZHANG Shikong, LI Jiang, HUANG Zhiwei, et al. Combustion flow field analysis of a scramjet engine at high Mach number[J]. *Journal of Astronautics*, 2017, 38(1): 80-87. (in Chinese)
- [23] 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 Jianxing, WANG Ying. Numerical investigation on performance of a high Mach number scramjet[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2014, 35(4): 433-441. (in Chinese)
- [24] MATTHEW M, RICHARD G M, PETER A J. Scramjet experiments in an expansion tunnel: evaluated using a quasi-steady analysis technique[J]. *AIAA Journal*, 2010, 48(8): 1635-1646.

(编辑: 陈 越)