

DOI: 10.19527/j.cnki.2096-1642.0788



JF12 激波风洞高 Mach 数超燃冲压 发动机实验研究

姚轩宇^{1,2}, 王春², 喻江², 苑朝凯², 姜宗林², 司徒明³

(1. 中国航空发动机研究院, 北京 101304; 2. 中国科学院力学研究所高温气体动力学国家重点实验室, 北京 100190; 3. 北京动力机械研究所, 北京 100074)

High-Mach-Number Scramjet Engine Tests in JF12 Shock Tunnel

YAO Xuan-yu^{1,2}, WANG Chun², YU Jiang², YUAN Chao-kai², JIANG Zong-lin², SITU Ming³

(1. Aero Engine Academy of China, Beijing 101304, China; 2. SKL of High-Temperature Gasdynamics, Institute of Mechanics, CAS, Beijing 100190, China; 3. Beijing Power Machinery Research Institute, Beijing 100074, China)

摘要: 针对高 Mach 数 ($Ma \geq 7$) 超燃冲压发动机高气动阻力下的燃烧组织问题, 提出一种双突扩燃室结构方案. 使用数值模拟方法考察了射流与双突扩燃室组合方式的混合燃烧特性. 设计了双突扩超燃冲压发动机模型, 在力学研究所 JF12 长试验时间激波风洞内, 开展了 $Ma=7.0$ 和 $Ma=9.5$ 的氢燃料点火和燃烧试验对比. 在风洞有效试验时间 100 ms 内, 实现了 $Ma=7.0$ 和 $Ma=9.5$ 超燃冲压发动机的成功点火与稳定燃烧. 在 $Ma=7.0$ 情况下, 进气道采用三维压缩, 燃烧室入口设计 Mach 数 $Ma_c=2.5$, 壁面压力分布实验结果显示燃烧放热靠近燃烧室扩张段上游; 在 $Ma=9.5$ 情况下, 进气道采用二维压缩, 燃烧室入口设计 Mach 数 $Ma_c=3.5$, 由于燃烧室流动速度特别高, 燃烧放热靠近燃烧室扩张段下游.

关键词: 超燃冲压发动机; 高 Mach 数; 激波风洞; 纯净空气; JF12 风洞

中图分类号: V231.2

文献标识码: A

Abstract: A schematic configuration of dual-step supersonic combustor was proposed to overcome the high gasdynamic drag of scramjet engine in high-Mach-number flight ($Ma \geq 7$). Numerical simulations were conducted to evaluate the coupled mixing and combustion features of fuel jet and dual-step flowfield. A scramjet model with dual-step was designed and tested in the JF12 Shock Tunnel, which can provide the pure air medium for simulating high-Mach-number scramjet tests. During the 100 ms test duration of JF12 Shock Tunnel, successful ignition and stable combustion of hydrogen-fueled scramjet models were realized in both simulation conditions of $Ma=7.0$ and $Ma=9.5$ and the experimental results were compared. In the simulation condition of Mach 7, three-dimensional inlet was used and the entrance Mach number of supersonic chamber was about $Ma_c=2.5$. The wall pressure distributions showed that the combustion took place in the upstream of expansion section of duct. In the simulation condition of Mach 9.5, two-dimensional inlet was used and the entrance Mach number of supersonic chamber was about $Ma_c=3.5$. The combustion took place near the exit of inner duct of scramjet model.

Key words: scramjet; high-Mach-number; shock tunnel; pure air; JF12 shock tunnel

引言

近年来, 高 Mach 数超燃冲压发动机技术引起

了越来越多的关注. 国外有些把飞行 Mach 数 $Ma=5 \sim 10$ 的超燃冲压发动机称为中等范围超燃冲压发

收稿日期: 2019-07-08; 修回日期: 2019-07-17

基金项目: 国家自然科学基金(11532014)

第一作者简介: 姚轩宇(1989-) 男, 博士, 工程师, 主要研究方向为航空新型动力. E-mail: yaoxuan-yu_aeac@qq.com

通信作者简介: 王春(1975-) 男, 研究员, 主要研究方向为激波管和激波风洞, 超声速燃烧和爆轰. E-mail: wangchun@imech.ac.cn

引用格式: 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.

Citation: Yao X Y, Wang C, Yu J, et al. High-Mach-number scramjet engine tests in JF12 shock tunnel[J]. Physics of Gases, 2019, 4(5): 25-31.

动机, 而把飞行 Mach 数 $Ma \geq 10$ 的超燃冲压发动机称为高 Mach 数超燃冲压发动机^[1-3], 国内一般将飞行 Mach 数 $Ma \geq 7$ 的发动机称为高 Mach 数发动机^[4-7]. 考虑国内超燃冲压发动机技术的研究状况, 本文高 Mach 数冲压发动机专指飞行范围 $Ma \geq 7$ 的超燃冲压发动机. 2004 年 11 月, 美国 X-43A 高超声速飞行器在第 3 次飞行试验中达到最高飞行 Mach 数 $Ma = 9.6$, 创造了吸气式冲压发动机的最快飞行记录, 引起了世界范围内的广泛关注^[8-9].

高 Mach 数 ($Ma \geq 7$) 超燃冲压发动机技术是下一代低成本可重复使用、天地往返飞行器的核心技术之一. 高 Mach 数飞行情况下, 超燃冲压发动机燃烧室的流动速度要远高于常规中等范围超燃冲压发动机, 其燃烧室入口流动速度 $V_c = 1\ 500 \sim 2\ 500$ m/s. 在如此高燃烧室流动速度下, 发动机的燃料混合和燃烧组织技术面临着更为艰巨的挑战. 液体碳氢燃料等点火延迟时间较长的燃料在燃烧室高速流动中不能快速释热, 在高 Mach 数超燃冲压发动机的应用受到限制. 氢燃料和小分子量的气相碳氢燃料可能是高 Mach 数超燃冲压发动机燃料的首选, 如澳大利亚 Hyshot 和 Hycuse 项目均使用了氢作为超燃冲压发动机的燃料^[10-13], 美国 HIFiRE 项目明确不使用裂解重碳氢燃料, 在试验中采用了 64% 乙烯 + 36% 甲烷模拟部分气相裂解 JP-7 燃料^[14-15].

中等 Mach 数 ($Ma \leq 7$) 下超燃冲压发动机通常采用壁面凹腔^[16-17]、中心支板^[18-20]、后掠斜坡或台阶涡发生器^[21-23]等促进燃料与空气的混合, 并起到稳定和驻定火焰的作用, 燃料在这些结构的上游以垂直或斜向喷入燃烧室. 通常情况下, 高 Mach 数情况下超燃冲压发动机燃烧室入口的设计 Mach 数 $Ma_c > 3.5$, 比常规的超燃冲压发动机要高, 常规的壁面凹腔、中心支板和后掠斜坡或台阶可能产生较为严重的气动阻力, 大大降低超燃冲压发动机的推力. 探讨和探索适合于高 Mach 数飞行条件的超燃冲压发动机燃烧组织方式是当前值得研究的课题.

另一方面, 在超燃冲压发动机地面风洞实验中, 为使实验气流达到较高总温从而模拟高 Mach 数飞行工况, 需要对来流气流进行加热, 最为常见的方式是采用燃烧加热、电弧加热等. 这些风洞的试验来流中含有较多的燃烧成分, 带来发动机性能差异和天地试验数据差异, 该效应称为污染气体效应^[24], 污染气体效应是超燃冲压发动机的重要研

究课题, 有诸多的研究报告^[25-30]. 高 Mach 数 ($Ma \geq 7$) 情况下, 地面试验风洞的污染气体效应将更为严重或不能被接受. 地面试验中能否在保证来流总温的条件下, 避免来流中污染气体成分的影响, 对高 Mach 数超燃冲压发动机试验结果的天地一致性也是一个挑战.

1 燃料点火延迟特性分析

根据高 Mach 数超燃冲压发动机设计需求, 需要对氢气和甲烷的点火延迟时间进行计算和分析. 文献 [31-32] 给出了氢气和甲烷在 800~2 400 K, 压力在 1~3 atm 范围内的自点火延迟时间的经验关系式. 氢气自点火延迟时间经验公式如下式所示

$$\tau (\mu\text{s}) = 1.54 \times 10^{-4} [\text{H}_2]^{0.14} [\text{O}_2]^{-0.56} \exp\left(\frac{8\ 643}{T}\right)$$

甲烷自点火延迟时间经验公式如下式所示

$$\tau (\mu\text{s}) = 1.19 \times 10^{-12} [\text{CH}_4]^{0.48} [\text{O}_2]^{-1.94} \exp\left(\frac{23\ 316}{T}\right)$$

以上公式 $[X]$ 表示组分的摩尔浓度, 单位为 mol/cm^3 . 由此可以计算出氢气和甲烷在 1 atm、恰当比情况下的自点火延迟时间, 如图 1 所示. 可以看到甲烷的点火延迟时间比氢气长很多, 因此高 Mach 数情况下, 气相碳氢燃料单独作为高 Mach 数超燃冲压发动机的燃料对燃烧释热速率有较大限制, 氢气燃料或者氢气 + 小分子量气相碳氢混合燃料是该飞行范围超燃冲压发动机燃料的必选. 本项实验工作中, 主要探索和尝试氢燃料超燃冲压发动机的实验可行性.

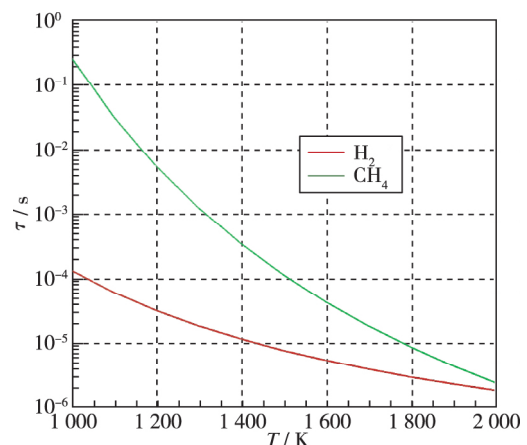


图 1 1 atm 下恰当比的氢气与甲烷点火延迟时间
Fig. 1 Ignition delay of hydrogen and methane in air

2 燃料射流/双突扩燃烧组织方式

高 Mach 数情况下,超燃冲压发动机入口气流 Mach 数较高,任何向上游方向突起的结构将产生较强的激波损失,导致发动机内流阻力激增.有别于常规超燃冲压发动机中广泛使用的壁面凹腔、中心支板和后掠斜坡混合和燃烧强化措施,本文提出了一种燃料射流/双突扩燃烧组织方案,如图 2 所示.该方案中,燃烧室采用双突扩结构,在突扩台阶上游氩气燃料以射流方式注入,形成了燃料射流和双突扩流动结构,增强燃料与空气流的掺混作用,并在燃烧室中形成驻定的稳定燃烧火焰.

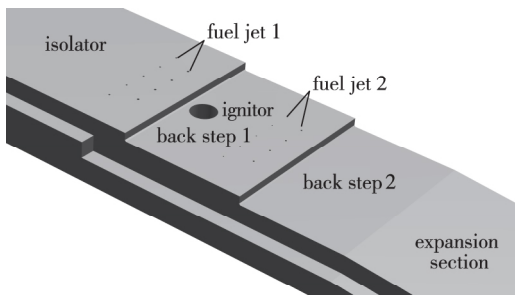


图 2 双突扩超燃冲压燃烧室

Fig. 2 Scramjet chamber with dual-step flame stabilizer

3 试验设备

激波风洞利用激波压缩加热试验气体,提高气流总温总压,使得进一步提高地面试验 Mach 数成为可能,同时能够保证试验气流为纯净空气.利用激波风洞高总温纯净空气开展超声速燃烧的机理和基础研究具有特殊的优点.但是激波风洞作为一种脉冲型风洞,试验时间一般小于 30 ms,难以用于吸气式超燃冲压发动机的实验研究^[31-34]. NASA 曾利用 HYPULSE 爆轰驱动激波风洞对 X-43A 模型进行了试验,认为由试验时长不够对发动机性能产生的影响没有有效的方法修正. JF12 长试验时间激波风洞是力学研究所研制的一座爆轰驱动高超声速激波风洞,试验时间超过 100 ms^[35-36],为开展高 Mach 数 ($Ma \geq 7$) 纯净空气超燃冲压发动机试验提供了基本的风洞条件.

JF12 长试验时间激波风洞采用爆轰驱动产生的强激波压缩试验空气,获得高超声速实验所需的高总温和高总压驻室空气.风洞来流覆盖飞行 Mach 数范围 $Ma=5\sim 9$,其中 $\Phi 1.5$ m 喷管对应实验来流条件 $Ma=5\sim 7$; $\Phi 2.5$ m 喷管对应实验来流条件 $Ma=7\sim 9$.

在本项研究中,通过调节风洞运行参数,把风

洞驻室气体的总温分别提升至 $T_1=2\ 200$ K 和 $T_1=3\ 670$ K,相当于飞行来流 Mach 数 $Ma=7$ 和 $Ma=9.5$.风洞喷管采用 $Ma=6$ 喷管,模拟经飞行器前体压缩后发动机进气道入口的来流参数.

4 试验模型和测量技术

根据现有 JF12 风洞试验条件,设计了全尺度超燃冲压发动机模型,通过更换发动机侧板实现 $Ma=7$ 和 $Ma=10$ 两种超燃冲压发动机内通道构型,分别如图 3 和图 4 所示.

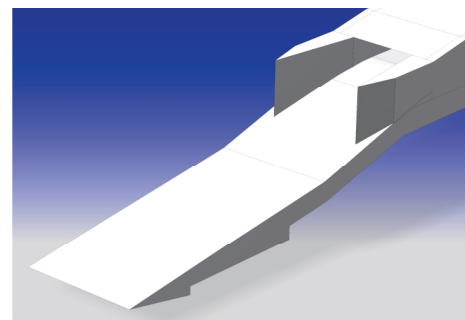


图 3 $Ma=7$ 超燃冲压发动机三元进气道

Fig. 3 Three-dimensional inlet of $Ma=7$ scramjet

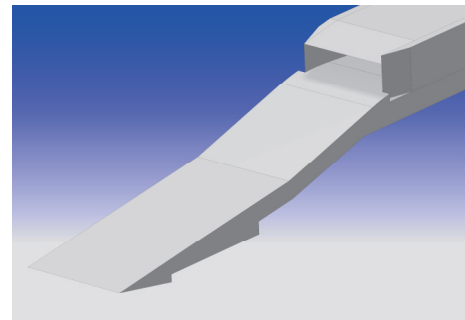


图 4 $Ma=10$ 超燃冲压发动机二元进气道

Fig. 4 Two-dimensional inlet of $Ma=10$ scramjet

$Ma=7$ 超燃冲压发动机进气道采用三维压缩方式,燃烧室入口设计 Mach 数 $Ma_c=2.5$,燃烧室内流宽度 100 mm; $Ma=10$ 超燃冲压发动机进气道采用二维压缩方式,燃烧室入口设计 Mach 数 $Ma_c=3.5$,燃烧室内流宽度 140 mm.

进气道入口捕获高度 157.2 mm;隔离段高度 40 mm,隔离段长度 261 mm;双突扩燃烧室长度 200 mm,采用双突扩结构来稳定火焰;扩张段扩张角 8° ,长度 1 095 mm.第 1 级气相氢燃料在第 1 个突扩台阶上 10 mm 处横向喷入燃烧室,第 2 级气相氢燃料在第 2 个突扩台阶上游 10 mm 横向喷入燃烧室.超燃冲压发动机下壁面压力测点分布如图 5 所示,超燃冲压发动机模型实物照片如图 6 所示.

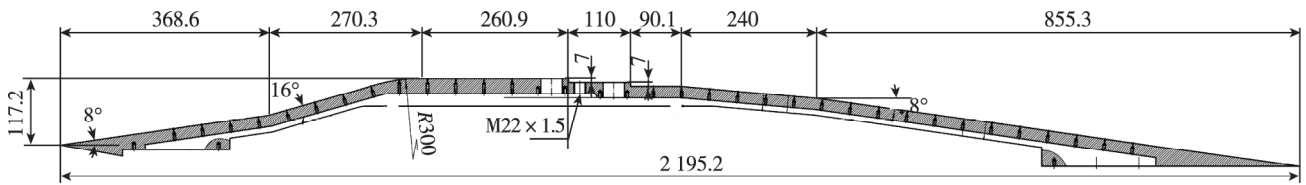
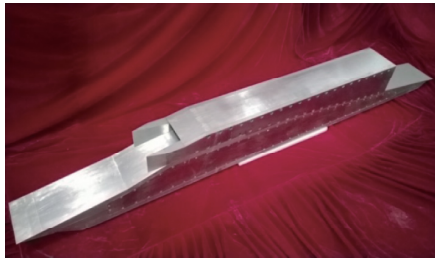
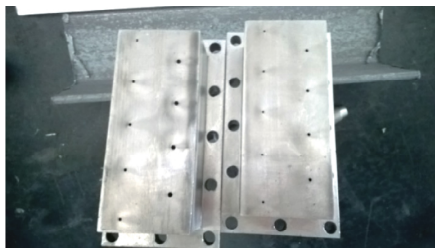


图5 超燃冲压发动机下壁面压力测点分布

Fig. 5 Distribution of pressure transducers on the lower wall of the test model

图6 高 Mach 数超燃冲压发动机模型($Ma=7$)
Fig. 6 High-Mach-number scramjet model($Ma=7$)

每个燃料块上有两排小孔, 燃料呈 90° 垂直喷入. 前后两燃料块小孔数量相同, 孔径稍有不同. 前燃料块为 $5 \times \Phi 1.5$ mm 和 $4 \times \Phi 2$ mm, 后燃料块为 $5 \times \Phi 1.0$ mm 和 $4 \times \Phi 1.5$ mm. 燃料块实物照片如图 7 所示, 两排燃料孔相距 20 mm, 同一排小孔均匀分布, 间距同样为 20 mm.

图7 发动机燃料模块实物照片
Fig. 7 Photo of engine fuel module

在试验中同时测量燃料模块喷孔上游的燃料压力, 结果如图 8 所示. 由图可见, 在风洞试验中, 燃料在约 180 ms 的燃料供应时间内保持压力平稳.

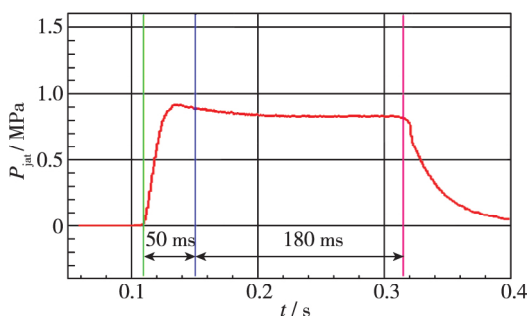


图8 燃料喷孔上游压力测量曲线

Fig. 8 Curve of pressure measured at upstream of fuel injection nozzle

在超燃冲压发动机内流流向, 设计了 27 个壁面静压测点, 均位于发动机的下壁面. 压力传感器采用了国产东华 NS-2 压力传感器. 在风洞观察窗外, 安装使用了 SA-4 高速相机获取发动机排气火焰, 高速相机曝光时间 0.5 ms.

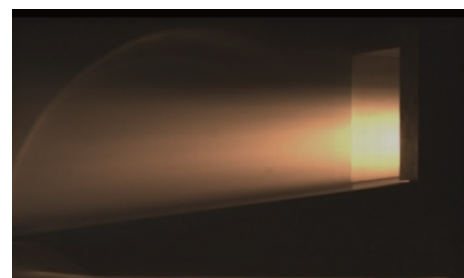
计算和模拟结果表明, 在 $Ma=7$ 状态下, 燃烧室入口的空气流动速度约为 $V_c=1500$ m/s; 在 $Ma=10$ 状态下, 燃烧室入口的空气流动速度约为 $V_c=2300$ m/s. 由此可见, 在高 Mach 数超燃冲压发动机中, 燃烧室流动速度非常高, 对燃料混合、点火和稳定燃烧提出了更为苛刻的要求.

5 结果和讨论

5.1 $Ma=7$ 条件下超燃冲压发动机实验结果 ($T_t=2200$ K)

在 $Ma=7$ 工作条件下, 激波风洞驻室气体总温为 2200 K, 驻室气体总压 2.1 MPa. 燃料块入口总压约为 1.0 MPa. 通过解决风洞同步和燃料同步技术, 成功实现了发动机的点火和稳定燃烧. 超燃冲压发动机出口高速摄影照片如图 9 所示. 压力测点沿流向布置在发动机下壁面中轴线上, 冷态和热态实验获得的壁面压力分布如图 10 所示, 横坐标原点为发动机进气道前缘.

发动机排气高速摄影和发动机壁面压力分布结果表明, 在超燃冲压发动机燃烧室内, 形成了稳定的燃烧. 相对于冷态实验, 氢燃料放热使热态实验的壁面压力得到了大幅的提升.

图9 $Ma=7$ 条件下超燃冲压发动机实验照片
Fig. 9 Photo of scramjet engine test at $Ma=7$

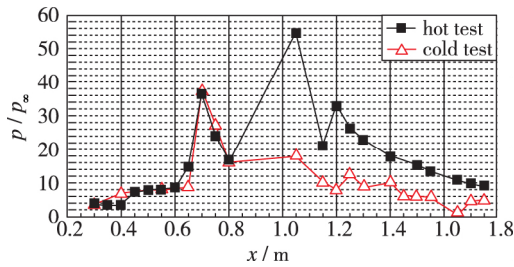


图 10 $Ma=7$ 条件下冷态和热态实验发动机壁面压力分布
Fig. 10 Wall pressure distributions of engine in cold and hot tests at $Ma=7$

5.2 $Ma=10$ 条件下超燃冲压发动机实验结果 ($T_t=3\ 670\ K$)

通过提升 JF12 风洞驱动能力, 使激波风洞的驻室气体总温提升至 $T_t=3\ 670\ K$, 对应的来流 Mach 数 $Ma=9.5$, 驻室气体总压 2.5 MPa. 燃料供给参数保持不变. 实验获得的发动机出口高速摄影照片如图 11 所示. 发动机下壁面压力分布如图 12 所示, 压力测点分布不变.

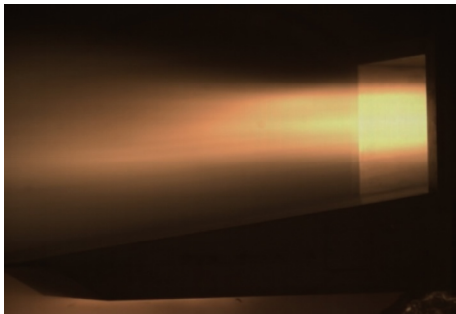


图 11 $Ma=10$ 条件下超燃冲压发动机实验照片
Fig. 11 Photo of scramjet engine test at $Ma=10$

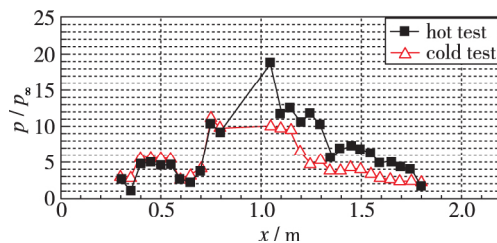


图 12 $Ma=10$ 条件下冷态和热态实验发动机壁面压力分布
Fig. 12 Wall pressure distributions of engine in cold and hot tests at $Ma=10$

发动机排气高速摄影和壁面压力分布结果表明, 激波风洞试验成功实现了超燃冲压发动机的点火和稳定燃烧. 从实验结果来看, 由于燃烧室流动速度更高 ($V_c \approx 2\ 300\ m/s$), 燃烧室燃料放热受到一定的抑制, 燃烧室压力上升幅值小, 且燃烧放热更接近发动机燃烧室下游. 因此, 在较高的飞行

Mach 数条件下, 由于燃烧室流动速度极高, 要提升超燃冲压发动机推力和发动机性能, 面临的技术挑战更大.

6 结论

在力学研究所 JF12 长试验时间激波风洞中开展了高 Mach 数 ($Ma \geq 7$) 超燃冲压发动机实验研究, 成功实现了纯净空气来流下地面高 Mach 数超燃冲压发动机点火与测量.

研究表明, 在风洞有效试验时间 100 ms 内实现了 $Ma=7.0$ 和 $Ma=9.5$ 超燃冲压发动机的成功点火与稳定燃烧. 在 $Ma=7.0$ 情况下, 燃烧室入口的空气流动速度约为 $V_c=1\ 500\ m/s$, 壁面压力分布实验结果显示燃烧放热靠近燃烧室扩张段上游; 在 $Ma=9.5$ 情况下, 燃烧室入口设计 Mach 数更高, 燃烧室入口的空气流动速度约为 $V_c=2\ 300\ m/s$, 燃烧放热靠近燃烧室扩张段下游. 结合燃烧室压力上升幅值可以看出, 较高的飞行 Mach 数条件下, 由于燃烧室流动速度高, 燃烧室燃料放热受到一定的抑制, 要提升超燃冲压发动机性能将变得更为困难.

致谢 本文工作得到了中国科学院知识创新工程重要方向项目和国家自然科学基金项目 (11532014) 的支持, 在此表示诚挚的谢意.

参考文献 (References)

- [1] Landsberg W O, Wheatley V, Smart M K. Performance of high Mach number scramjets - Tunnel vs flight [J]. Acta Astronautica, 2018, 146: 103-110.
- [2] Barth J E, Wheatley V, Smart M K. Effects of hydrogen fuel injection in a Mach 12 scramjet inlet [J]. AIAA Journal, 2015, 53(10): 2907-2919.
- [3] Wise D J, Smart M K. Experimental investigation of a three-dimensional scramjet engine at Mach 12 [R]. AIAA 2015-3650, 2015.
- [4] 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 J X, Wang Y. Numerical investigation on performance of a high Mach number scramjet [J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(4): 433-441 (in Chinese).
- [5] 杨甫江, 郭晟, 李亭鹤. 更高马赫数超燃冲压发动机推阻力分析 [J]. 中国航天第三专业信息网第三十八届技术交流会暨第二届空天动力联合会议论文集

- 集——吸气式与组合推进技术, 大连: 中国航天第三专业信息网, 2017.
- Yang F J, Guo S, Li T H. Analysis to the thrust and drag of Scramjet in high-Mach-number condition [C]. The 38th APTIS Technical Conference and 2th JCAP, Dalian, China, 2017(in Chinese) .
- [6] 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.
- Zhang S K, Li J, Huang Z W, et al. Combustion flow field analysis of a scramjet engine at high Mach number [J]. Journal of Astronautics, 2017, 38(1): 80-88(in Chinese) .
- [7] 苑杰, 李亭鹤, 杨甫江, 等. 高马赫数来流边界层燃烧减阻数值验证及分析 [C]. 中国航天第三专业信息网第三十九届技术交流会暨第三届空天动力联合会会议论文集——S03 吸气式与组合推进技术. 洛阳: 中国航天第三专业信息网, 2018.
- Yuan J, Li T H, Yang F J, et al. Numerical validation and analysis to the drag-reducing mechanism of boundary combustion in high-Mach-number flow [C]. The 39th APTIS Technical Conference and 3th JCAP, Luoyang, China, 2018(in Chinese) .
- [8] McClinton C R. X-43 scramjet power breaks the hypersonic barrier: Dryden lectureship in research for 2006 [R]. AIAA 2006-0001, 2006.
- [9] Peebles C. The X-43A flight research program: lessons learned on the road to Mach 10 [R]. Progressive Management, 2015.
- [10] Boyce R R, Paull A. Scramjet intake and exhaust CFD studies for the HyShot scramjet flight experiment [R]. AIAA 2001-4891, 2001.
- [11] Boyce R R, Gerard S, Paull A. The HyShot scramjet flight experiment—flight data and CFD calculations compared [R]. AIAA 2003-7029, 2003.
- [12] Smart M K, Hass N E, Paull A. Flight data analysis of the HyShot 2 scramjet flight experiment [J]. AIAA Journal, 2006, 44(10): 2366-2375.
- [13] Jackson K R, Gruber M R, Buccellato S. An overview of the HIFiRE flight 2 project (Invited) [R]. AIAA 2013-0695, 2013.
- [14] Barth J E, Wheatley V, Smart M K. Effects of hydrogen fuel injection in a Mach 12 scramjet inlet [J]. AIAA Journal, 2015, 53(10): 2907-2919.
- [15] Wise D J, Smart M K. Experimental investigation of a three-dimensional scramjet engine at Mach 12 [R]. AIAA 2015-3650, 2015.
- [16] Ben-Yakar A, Hanson R K. Cavity flame-holders for ignition and flame stabilization in scramjets: an overview [J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(4): 869-877.
- [17] Raman G, Envia E, Bencic T J. Tone noise and nearfield pressure produced by jet-cavity interaction [R]. AIAA 1999-0604, 1999.
- [18] Hsu K Y, Carter C D, Gruber M R, et al. Experimental study of cavity-strut combustion in supersonic flow [R]. AIAA 2007-5394, 2007.
- [19] Sunami T, Magre P, Bresson A, et al. Experimental study of strut injectors in a supersonic combustor using OH-PLIF [R]. AIAA 2005-3304, 2005.
- [20] Glawe D, Samimiy M, Nejad A S, et al. Effects of nozzle geometry on parallel injection from the base of an extended strut into a supersonic flow [R]. AIAA 1995-522, 1995.
- [21] McDaniel J C, Fletcher D G, Hartfield R J, et al. Transverse injection into Mach 2 flow behind a rearward-facing step: a 3-D, compressible flow test case for hypersonic combustor CFD validation [R]. AIAA 1991-5071, 1991.
- [22] Thakur A, Segal C. Analyses of non-premixed flameholding behind a step in supersonic flow [R]. AIAA 2006-1380, 2006.
- [23] Abbitt III J D, Segal C, McDaniel J C, et al. Experimental supersonic hydrogen combustion employing staged injection behind a rearward-facing step [J]. Journal of Propulsion and Power, 1993, 9(3): 472-478.
- [24] Pellett G L, Bruno C, Chinitz W. Review of air vitiation effects on Scramjet ignition and flameholding combustion processes [R]. AIAA 2002-3880, 2002.
- [25] Rogers R C, Shih A T, Tsai C Y, et al. Scramjet tests in a shock tunnel at flight Mach 7, 10, and 15 conditions [R]. AIAA 2001-3241, 2001.
- [26] Edelman R B, Spadaccini L J. Theoretical effects of vitiated air contamination on ground testing of hypersonic air-breathing engines [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1969, 6(12): 1442-1447.
- [27] 罗飞腾, 宋文艳, 刘昊. 污染空气对氢燃料超声速燃烧室性能的影响 [J]. 推进技术, 2010, 31(4): 401-405.
- Luo F T, Song W Y, Liu H. Experimental investigation for vitiated air effects on hydrogen-fueled supersonic combustor performance [J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(4): 401-405(in Chinese) .
- [28] 张志强, 宋文艳, 罗飞腾. H₂O/CO₂ 组分对氢和乙烯超声速燃烧室性能影响数值模拟 [J]. 西北工业大学学报, 2012, 30(2): 256-261.
- Zhang Z Q, Song W Y, Luo F T. Numerical Investigation of effects of H₂O/CO₂ vitiation on performance of hydrogen and ethylene supersonic combustors [J]. Journal

- of Northwestern Polytechnical University, 2012, 30(2) : 256-261(in Chinese) .
- [29] 李卫强. 水组分对超燃冲压发动机燃烧室性能的影响 [D]. 西安: 西北工业大学, 2006.
- Li W Q. The effect of vitiated water vapor on the performance of scramjet combustor[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2006(in Chinese) .
- [30] 欧东斌, 陈连忠, 董永晖, 等. 大尺寸结构部件电弧风洞烧蚀试验技术 [J]. 空气动力学学报, 2015, 33(5) : 661-666.
- Ou D B, Chen L Z, Dong Y H, et al. Ablation test technique of large scale structure component in arc-heated wind tunnel[J]. ACTA Aerodynamica Sinica, 2015, 33(5) : 661-666(in Chinese) .
- [31] Itoh K. Aerothermodynamic and scramjet tests in high enthalpy shock tunnel[R]. AIAA 2007-1041, 2007.
- [32] Tanno H, Itoh K, Ueda S, et al. Scramjet testing in high-enthalpy shock tunnel (HIEST) [C]. Proceedings of Symposium on Shock Waves JAPAN. Tenjin-Cho: SSWJ, 2002: 12-16.
- [33] Stalker R J, Paull A, Mee D J, et al. Scramjets and shock tunnels—the Queensland experience [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2005, 41(6) : 471-513.
- [34] McGilvray M, Morgan R G, Jacobs P A. Scramjet experiments in an expansion tunnel: evaluated using a quasi-steady analysis technique [J]. AIAA Journal, 2010, 48(8) : 1635-1646.
- [35] 姜宗林, 李进平, 赵伟, 等. 长试验时间爆轰驱动激波风洞技术研究 [J]. 力学学报, 2012, 44(5) : 824-831.
- Jiang Z L, Li J P, Zhao W, et al. Investigating into techniques for extending the test-duration of detonation-driven shock tunnels [J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2012, 44(5) : 824-831(in Chinese) .
- [36] 刘云峰, 汪运鹏, 苑朝凯, 等. JF12 长实验时间激波风洞 10° 尖锥气动力实验研究 [J]. 气体物理, 2017, 2(2) : 1-7.
- Liu Y F, Wang Y P, Yuan C K, et al. Aerodynamic force measurements of 10° half-angle cone in JF12 long-test-time shock tunnel [J]. Physics of Gases, 2017, 2(2) : 1-7(in Chinese) .