

高马赫数燃烧强化的激波风洞试验研究<sup>1)</sup>

张 旭<sup>\*,†,2)</sup> 张启帆<sup>\*</sup> 岳连捷<sup>\*,†,3)</sup> 孟东东<sup>\*</sup> 罗苇航<sup>\*</sup> 于江鹏<sup>\*,†</sup> 张晓源<sup>\*</sup>  
李进平<sup>\*,†</sup> 陈 宏<sup>\*,†</sup> 李 飞<sup>\*,†</sup>

<sup>\*</sup>(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)

<sup>†</sup>(中国科学院大学工程科学学院, 北京 100049)

**摘要** 基于中国科学院力学研究所的 JF-24 激波风洞, 通过开展高马赫数超燃冲压发动机的直连试验, 研究了高马赫数燃烧的强化方法以及燃料类型对燃烧的影响. 试验段是采用凹腔结构的圆截面燃烧室, 喷孔布置在隔离段, 燃料分别是氢气和乙烯, 当量比均为 0.7. 燃料喷注分别采用无支板和小支板两种构型, 后者部分喷孔位于小支板顶部. 两种构型均设置了流向近距双排喷孔, 可分别进行单环和双环喷注. 试验结果论证了飞行马赫数 10.0 条件下氢气和乙烯在超高速气流中的稳定燃烧性能. 并且, 相比于单环喷注, 双环喷注以及补充小支板可以强化燃烧. 推测其原因是双环射流和激波/分离结构的近距离交互作用很可能改善掺混, 而补充小支板顶部喷注还能利用更多空气组织掺混. 在同样采用双环耦合小支板顶部喷注的强化措施下, 氢气与乙烯燃烧效率接近, 但氢推力性能更优. 这是因为较高热值氢的释热更多. 此外, 试验还证明了在当前来流条件下, 释热受控于掺混, 且高温离解效应限制释热上限. 这是由于释热降低流速且提高静温, 使高温离解的吸热效应更加显著.

**关键词** 高马赫数, 超声速燃烧, 燃烧强化, 小支板, JF-24 激波风洞

中图分类号: O35 文献标识码: A doi: 10.6052/0459-1879-21-348

## SHOCK-TUNNEL EXPERIMENTAL STUDY OF COMBUSTION ENHANCEMENT METHODS FOR A HIGH-MACH-NUMBER SCRAMJET<sup>1)</sup>

Zhang Xu<sup>\*,†,2)</sup> Zhang Qifan<sup>\*</sup> Yue Lianjie<sup>\*,†,3)</sup> Meng Dongdong<sup>\*</sup> Luo Weihang<sup>\*</sup> Yu Jiangpeng<sup>\*,†</sup>  
Zhang Xiaoyuan<sup>\*</sup> Li Jinping<sup>\*,†</sup> Chen Hong<sup>\*,†</sup> Li Fei<sup>\*,†</sup>

<sup>\*</sup>(State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

<sup>†</sup>(School of Engineering Science, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

**Abstract** Based on the JF-24 high-enthalpy shock tunnel in Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, the current paper performed direct-connect combustion tests of a high-Mach-number scramjet engine to study high-Mach-number combustion enhancement methods and fuel types' effects. The test-section was a circular cross-section scramjet combustor with cavity structures, and fuel injectors were arranged in the isolator. Hydrogen and ethylene fuels were severally used in current tests at the same equivalence ratio of 0.7. Fuel injection utilized two different test-section

2021-07-23 收稿, 2021-09-14 录用, 2021-09-15 网络版发表.

1) 国家自然科学基金(U2141220, 11902325)资助项目.

2) 张旭, 博士后, 主要研究方向: 超燃冲压发动机、超声速燃烧空气动力学. E-mail: XuZhangAnder@hotmail.com

3) 岳连捷, 研究员, 通讯作者, 主要研究方向: 超燃冲压发动机及组合循环发动机、高超声速气体动力学. E-mail: yuelj@imech.ac.cn

引用格式: 张旭, 张启帆, 岳连捷, 孟东东, 罗苇航, 于江鹏, 张晓源, 李进平, 陈宏, 李飞. 高马赫数燃烧强化的激波风洞试验研究. 力学学报, 2022, 54(5): 1403-1413

Zhang Xu, Zhang Qifan, Yue Lianjie, Meng Dongdong, Luo Weihang, Yu Jiangpeng, Zhang Xiaoyuan, Li Jinping, Chen Hong, Li Fei. Shock-tunnel experimental study of combustion enhancement methods for a high-Mach-number scramjet. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2022, 54(5): 1403-1413

configurations without and with small struts, respectively. Some injection holes of the latter configuration were located on the strut tops. For each configuration, two adjacent rings of injecting holes were arranged for single-ring and dual-rings injections, respectively. Test results demonstrated that stabilized combustion performances of hydrogen and ethylene fuels in hypersonic flows under a Mach number  $Ma_f = 10$  flight condition. Meanwhile, compared to the single-ring fuel injection method, dual-rings fuel injections and adding injections on small-strut tops were beneficial for combustion enhancements. The reason was speculated that interactions of adjacent fuel jets and shock/separation structures probably could improve fuel-air mixing, and additional fuel injection on small-strut tops meant more available air for mixing. Under the same combustion enhancement methods of dual-ring injections and additional small-strut top injections, hydrogen fuel generated better thrust performance than ethylene fuel, while their combustion efficiencies were similar. This was possibly because that the hydrogen fuel had a higher calorificity, and thus it could generate more heat release. Besides, test also verified that under the current high-enthalpy high-speed inflow condition, combustion heat release was controlled by fuel-air mixing processes, and meanwhile the upper limits of heat release was limited by high-temperature dissociation effects. This was because that heat release led to decreases of local flow speeds and increase flow temperatures. Consequently, high-temperature dissociation endothermic reactions would be more remarkable, resulting in decrease of heat release.

**Key words** high Mach number, supersonic combustion, combustion enhancement, small strut, JF-24 shock tunnel

## 引言

超燃冲压发动机是先进高超声速吸气式动力,在国防建设和商业航天方面有广阔的应用前景<sup>[1]</sup>.近年来,在飞行马赫数  $Ma_f$  4.0~7.0 范围内,发动机各项关键技术逐步突破,且飞行试验验证了正推力,已迈入工程研制阶段<sup>[2]</sup>.更高飞行马赫数  $Ma_f \geq 8.0$  条件下的发动机关键技术还在预研阶段,国内相关研究很少<sup>[3-6]</sup>.高马赫数超燃冲压发动机技术可以提升高超声速武器的突防能力,占据临近空间中段制空权,也是低成本空天往返的技术基础,具有极高的军用和民用价值.

$Ma_f$  4.0~7.0 条件下,由于来流总焓不高,超声速气流中不易发生自点火,因此需要凹腔和支板等稳焰装置.同时,可以在较低燃烧室入口马赫数  $Ma_{in} \approx 1.0 \sim 2.0$  条件下组织大分离的高效燃烧,而不必担心离解反应降低燃烧效率.与之相比,  $Ma_f \geq 8.0$  高马赫数飞行条件下,更高焓来流让点火延迟时间显著降低,即燃烧过程更加由掺混控制,对  $Ma_f$  4.0~7.0 条件下常用的凹腔等稳焰装置依赖性减弱.但此时如果仍大幅降低流速再组织燃烧,更高温气流中显著的离解反应会限制化学能的加入,不利于发动机性能.因此,高马赫数发动机更倾向于在较高燃烧室入口马赫数  $Ma_{in} \geq 3$  条件下组织无或小分离的燃烧,因为大分离导致过高气流静温会加剧离解反应对释热的抑制.但这也意味着大幅缩短的燃料驻留时间,很可能难以满足掺混和燃烧的时间需求.总之,

由于离解效应限制下更加难以释热,且极短驻留时间与掺混-燃烧所需时间矛盾更为突出,导致  $Ma_f$  4.0~7.0 条件下常用的凹腔等增混和燃烧强化方法在高马赫数飞行条件很可能难以实现高效燃烧,所以有必要发展高马赫数燃烧强化方法.

高马赫数飞行条件下更高速高焓来流导致较低驻留时间和点火延迟时间.这意味着燃烧与掺混过程联系更加密切,而改善掺混可以强化燃烧,所以喷注和稳焰设计更需结合考虑. Grossman 等<sup>[7]</sup> 试验发现相比常规圆形喷孔,钻石形喷孔穿透更深且总压损失更低. Drozda 等<sup>[8]</sup> 对比了支板、斜坡和壁面喷注,发现单一喷注方式并不能同时获得最优掺混和总压恢复.一些研究人员还探索了适用于高马赫数飞行更有创新性的喷注方案. Turner 和 Smart<sup>[9]</sup> 将进气道喷注应用于高马赫数发动机,并在较宽当量比范围内实现高效的稳定燃烧. Capra 等<sup>[10]</sup> 进一步在进气道中使用多孔介质喷注器,并获得了比常规离散喷孔更好的掺混和燃烧效率. Landsberg 等<sup>[11]</sup> 结合了进气道喷注和常规燃烧室喷注,可在较短燃烧室长度限制下,获得比单一喷注方式更好的发动机性能. Razaqi 和 Smart<sup>[12]</sup> 在氢燃料中预混少量氧气再喷注,发现该补氧喷注技术可以提升高马赫数发动机的性能.补氧喷注也可以与进气道多孔介质喷注相结合,以获得更好的发动机性能<sup>[13]</sup>. Sunami 等<sup>[14]</sup> 使用改进的支板喷注器,也叫超级混合器,得到了比斜坡和常规壁面喷注更优的性能.氢燃料冷却性能

优异,是上述高马赫数发动机研究的常用燃料。但是煤油等碳氢燃料则有低成本、易存储且体积能量密度高等优势,能否应用于高马赫数飞行条件也得到研究人员的关注。例如,Denman 等<sup>[15]</sup>采用传统的凹腔火焰稳定方案,用引导氢作为点火源,获得了飞行马赫数 8.0 条件下乙烯与甲烷混合燃料的稳定燃烧。综上所述,国外对高马赫数超声速燃烧开展了较多研究,但国内研究还很少,只有少数单位搭建了试验平台并初步探索<sup>[3-6]</sup>。支板等侵入式喷注是增强高速来流条件下掺混的重要手段,但常规的全尺寸支板会造成过大的总压损失且热负荷大,因此有必要探索小支板用于增强燃烧的可行性。进气道喷注是高马赫数发动机很有前景的喷注方案,但在进气道的过多释热会导致发动机不启动。而隔离段介于进气道和燃烧室之间,其内喷注燃料是否可行还未得到研究。此外,相比于单环喷注即常规的单排喷孔,双排近距离布置喷孔的双环喷注方案是否具有优势也不清楚。

在中科院力学研究所 JF-24 爆轰驱动激波风洞,开展了马赫数  $Ma_f = 10$ 、高度  $H = 37 \text{ km}$  飞行条件下高马赫数超燃冲压发动机的直连燃烧试验。风洞来流马赫数、总温和总压分别是  $Ma_{in} = 4.3$ ,  $T_{in}^* = 3800 \text{ K}$  和  $p_{in}^* = 12.0 \text{ MPa}$ 。试验段采用凹腔稳焰的圆形燃烧室,燃料喷孔位于隔离段。于 2019 年 12 月,分别实现了氢和乙烯燃料的稳定燃烧,国内首次验证了碳氢燃料在高马赫数飞行条件下的稳定燃烧性能。基于此,本文进一步研究高马赫数燃烧的强化方法和燃料类型的影响。各工况当量比均为  $ER = 0.7$ 。第 1 节介绍试验台、燃烧室模型、测量方法及试验方案与工况条件。在超高速来流条件下燃料驻留时间非常短暂,点火延迟时间是决定燃烧效率的重要

因素之一。此外,由于毫秒级试验时间限制,如何判断试验段达到稳定燃烧状态也需考察,以便提取时均壁面压力数据用于性能分析。为此,第 2.1 节介绍了氢气和乙烯两种燃料与空气混合物的点火延迟特性,以及壁面压力数据的提取方法。在此基础上,通过对比研究了具体的燃烧强化方法。第 2.2 和 2.3 节分别对比单环和双环喷注,以及无支板和小支板构型。2.3 节还以双环喷注耦合小支板构型为例,研究了燃料类型的影响。2.4 节进一步分析,以揭示高马赫数燃烧机理。

## 1 试验方法

### 1.1 试验台与典型时序

本文利用 JF-24 爆轰驱动脉冲式高焓激波风洞<sup>[16-17]</sup>开展超声速试验。风洞主体结构示意如图 1 所示,包括激波管、拉瓦尔喷管、试验段和真空舱。激波管总长 23 m,由卸爆段、驱动段和被驱动段组成,由膜片隔开。各段和真空舱的内通道尺寸如表 1 所示。风洞采用反向爆轰驱动技术<sup>[16-17]</sup>,利用激波压缩被驱动段内空气,使其达到模拟飞行条件所需高压和高焓。再经拉瓦尔喷管加速到超声速作为试验段来流。试验段出口接真空舱,以实现低背压条件。工质供给系统采用超高压气动阀且远程控制。图 2 是试验台现场。

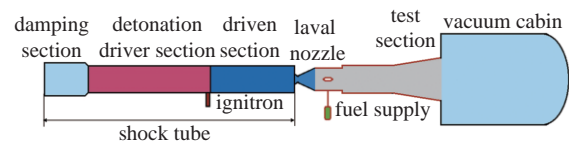


图 1 JF-24 爆轰驱动激波风洞示意图

Fig. 1 Schematic diagram of JF-24 detonation driven shock tunnel

表 1 激波管与真空舱的尺寸

Table 1 Sizes of the shock tube and vacuum chamber

	Shock tube			Vacuum cabin
	damping section	driver section	driven section	
length/m	2.5	13	7.5	5.5
inner diameter/m	0.26	0.13	0.13	1.4

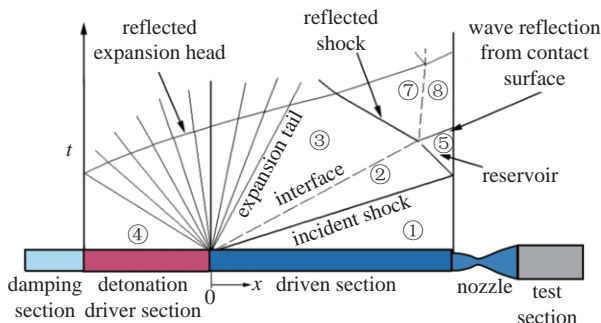
图 3 是爆轰驱动激波风洞的原理图<sup>[18]</sup>。在试验初始阶段,驱动段、被驱动段、喷管和试验段由膜片隔开。在驱动段注入化学恰当比的氢气和氧气,与适量氮气充分混合,并在被驱动段注入空气。驱动段

与被驱动段之间安装点火管。点火管工作后,驱动段内预混气体被点燃起爆产生高压驱动气体并冲破膜片。破膜之后,左行稀疏波进入驱动气体使其膨胀加速,进入被驱动段,压缩低压的试验气体,并形成一



图 2 JF-24 爆轰驱动激波风洞现场

Fig. 2 Scene drawings of JF-24 detonation driven shock tunnel

图 3 激波风洞运行原理图<sup>[18]</sup>Fig. 3 Operation schematic diagram of the shock tunnel<sup>[18]</sup>

道右行激波. 驱动气体和被压缩的试验气体随激波一起向下游运动. 当激波传播到被驱动段末端时, 遇到固壁(膜片)发生反射同时破膜, 形成向上游传播的反射激波. 试验气体经过反射激波压缩后进一步增压增焓, 且达到滞止状态, 可以作为试验气源. 再经过喷管膨胀加速作为试验段的来流条件.

## 1.2 燃烧室模型和测量方法

图 4 是圆截面试验段燃烧室模型的二维简图. 包括 303 mm 长的等直隔离段和 1129 mm 长的 1°扩张段, 进口直径  $\phi_{in} = 100$  mm. 扩张段布置一个凹腔火焰稳定器, 其前缘位于隔离段出口下游 50 mm 处.

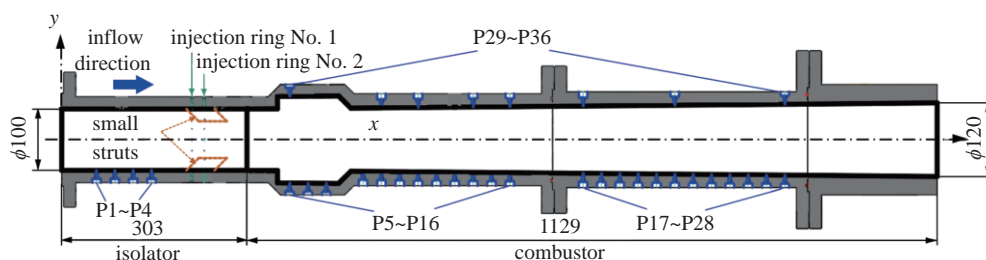


图 4 试验段燃烧室模型简图(单位: mm)

Fig. 4 Schematic diagram of the test-section combustor (unit: mm)

凹腔环绕燃烧室周向, 长 100 mm, 深 20 mm, 后缘 46°后掠. 图 5 是小支板喷注段的 1/4. 如图 4 和图 5 所示, 通过配件的更换, 可分别得到有和无小支板的两种构型, 其中小支板构型包含周向均布的 4 个小支板. 建立笛卡尔坐标系如图 4 所示, 其中  $x$  坐标沿流向,  $y$  坐标沿径向. 两种构型沿流向都有两处燃料喷注位置, 分别位于隔离出口上游 90 mm 和 70 mm 处, 称之为喷油环 1 和喷油环 2. 无支板构型在每处喷油环有 12 个直径  $\phi_j = 1.2$  mm 喷孔, 沿燃烧室周向均布. 小支板构型在每处喷油环有相同规格的喷孔, 但其中 4 个喷孔分别位于各小支板顶部. 如图 5 所示, 每个小支板顶部都有 2 个喷孔, 分别对应喷油环 1 和喷油环 2. 上述喷孔都垂直壁面喷注, 燃料为常温氢气或乙烯.

如图 4 所示, 在模型上 36 个位置 P1 ~ P36 分别布置直径 1.0 mm 深 4.0 mm 的测压孔. 其中 P1 ~ P28 在同样周向位置, 按流向位置依次编号. 为考察对称性, P29 ~ P36 布置在相应测点的径向对称位置. 各测压孔直接安装量程 1000 kPa 天沐“NS-3”压力传感器, 并用东华“DH5939E”动态信号采集系统记录, 采样频率 1.0 MHz. 测量结果显示对称位置的静压具有相似性, 因此第 3 节分析时不再说明是哪个周向位置的静压. 除上述压力测量, 分别在紧靠被驱动段出口和燃料喷孔上游布置压力传感器, 以实时监测来流和燃料喷注状态.

上图 4 中燃料喷孔到最下游压力测点距离约  $L = 0.95$  m. 以  $L$  为最大掺混距离, 燃烧室入口流速  $v_{in} = 3000$  m/s 为平均流速, 可以估算燃料在主流中平均驻留时间  $\tau_{res}$ , 即  $\tau_{res} = L/v_{in} = 0.31$  ms. 由于凹腔剪切层或支板后缘附近的低速区域, 以及释热导致流速降低等因素, 实际驻留时间会高于该估算值. 对比点火延迟时间  $\tau_{ign}$  和  $\tau_{res}$  可以推测氢/乙烯燃料的燃烧特性.



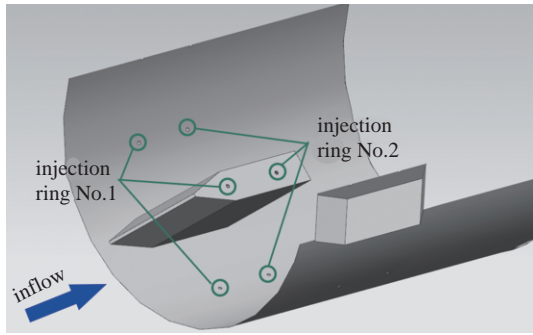


图 5 小支板喷注局部三维图

Fig. 5 Local three-dimensional diagram of the small-strut injectors

1.3 试验方案与工况条件

试验段入口来流模拟马赫数  $Ma_f = 10$ 、高度  $H = 37 \text{ km}$  飞行条件. 具体参数如表 2 所示, 来流马赫数  $Ma_{in}$ 、总温  $T_{in}^*$  和总压  $p_{in}^*$  分别是 4.3, 3800 K 和 12.0 MPa. 根据来自 NASA 数据库的物性参数<sup>[19]</sup>, 可计算得到相应静温  $T_{in} = 1000 \text{ K}$ .

表 2 试验段来流条件

Table 2 Test-section inflow condition

$Ma_{in}$	$T_{in}^*/\text{K}$	$p_{in}^*/\text{kPa}$
4.3	3800	12000

来流静压  $p_{in} = 37 \text{ kPa}$  根据图 4 中 P1 位置静压测量值, 并以此作为下文无量纲化的参考压力  $p_{ref}$ . 图 6 是 3 次试验来流总压随时间的变化, 以来流起跳时间作为零时刻. 可以看到来流条件重复性很好. 如图 6 所示, 激波风洞单次运行时间仅约 16 ms. 此外, 反射激波与边界层相互作用形成激波分岔与分离流动结构, 这会导致驱动气体沿壁面附近提前进入喷管污染试验气体, 进一步缩短有效试验时间<sup>[20]</sup>. 结合 TDLAS 方法测量来流组分浓度<sup>[21]</sup>, 认为 0~8 ms 是有效试验时间. 这与燃料驻留时间、点火延迟时间等燃烧流动特征时间相当, 因此需要对来流和喷注进行准确的时序控制以满足试验需求.

分别在表 3 所示 5 个工况条件下开展试验, 总当量比均为 0.7. 其中工况 A~D 采用氢燃料, 分别对比研究了无支板和小支板构型内的单环和双环喷注方式. 工况 A 和 B 在无支板构型开展试验, 分别在喷油环 1 进行单环喷注, 以及喷油环 1 和喷油环 2 同时双环喷注. 工况 C 和工况 D 在小支板构型开展试验, 亦分别采用单环和双环喷注. 工况 E 采用乙烯燃料, 采用基于小支板构型的双环喷注, 与与工况

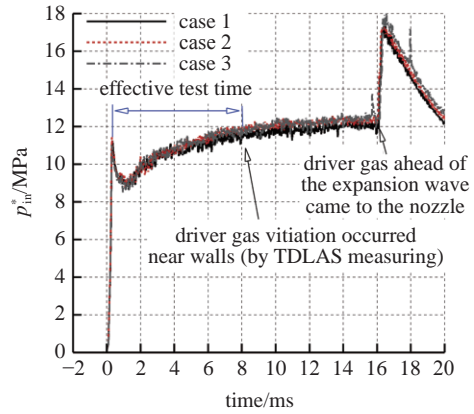


图 6 来流参数的重复性

Fig. 6 Repeatability of the inflow condition

D 对比研究燃料类型对燃烧的影响. 图 7 是各工况喷注压力的时间曲线, 均在来流建立后 1~3 ms 开始喷注, 5 ms 后喷注压力接近稳定.

表 3 试验工况条件

Table 3 Test case conditions

Case	Configuration	Fuel	Injection
A	no strut	H <sub>2</sub>	ring 1
B	no strut	H <sub>2</sub>	rings 1 and 2
C	small struts	H <sub>2</sub>	ring 1
D	small struts	H <sub>2</sub>	rings 1 and 2
E	small struts	C <sub>2</sub> H <sub>4</sub>	rings 1 and 2

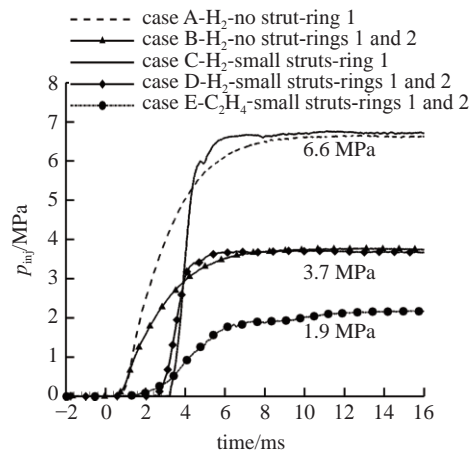


图 7 喷注压力的时间曲线

Fig. 7 Injection pressure time curves of all cases

2 结果与分析

2.1 点火延迟特性及压力数据提取方法

本文各工况当量比是 0.7, 但燃料射流扩散过程

中局部当量比会高于 0.7. 此外, 根据试验段壁面压力测量数据, 可知燃烧室压力在约 0.37 ~ 1.48 atm (1 atm = 101.325 kPa) 之间. 据此, 以当量比  $ER=1.0$  为例, 介绍氢气与空气、乙烯与空气两种混合物在 3 个典型压力 0.5, 1.0 和 1.5 atm 条件下的点火延迟特性. 图 8 是两种混合物的点火延迟时间随温度的变化. 采用 Chemkin 软件的封闭均质反应器模型, 根据加州大学提出的 40 组分 235 步简化反应机理<sup>[22]</sup> 分别计算得到. 试验的来流静温是  $T_{in}=1000$  K, 在该静温条件下, 乙烯的点火延迟时间  $\tau_{ign-C_2H_4}$  约 23 ~ 52 ms, 而氢气的点火延迟时间  $\tau_{ign-H_2}$  仅约 0.23 ~ 0.34 ms. 随着温度上升到 1200 K,  $\tau_{ign-C_2H_4}$  会下降两个数量级到约 0.32 ~ 0.36 ms, 而  $\tau_{ign-H_2}$  下降一个数量级到约 0.03 ~ 0.09 ms. 1300 K 以上时, 两种燃料的点火延迟时间接近, 氢气的略低. 该结果表明温度对点火延迟特性有明显影响, 且乙烯在来流温度条件下的点火延迟时间非常高. 此外, 高压升有利于降低点火延迟时间.

如图 8 中, 在来流静温 1000 K 条件下, 氢燃料  $\tau_{ign}$  约 0.23 ~ 0.34 ms. 这与  $\tau_{res}$  相当, 故氢燃料在燃烧室完成掺混后, 有可能自动点火. 但乙烯燃料与之不同, 图 8 在来流静温下  $\tau_{ign}$  约 23 ~ 52 ms, 远高于  $\tau_{res}$ . 这意味着即使充分掺混, 乙烯也难以在燃烧室内发生自点火. 上述推测没考虑到燃烧温升对自点火的促进作用, 实际燃烧会更好. 但总言之, 可知当前来流条件下, 氢燃料更接近扩散燃烧, 而乙烯更接近部分预混燃烧, 其火焰稳定更依赖凹腔/小支板.

壁面时均压力数据的提取方法, 以工况 A 为例.

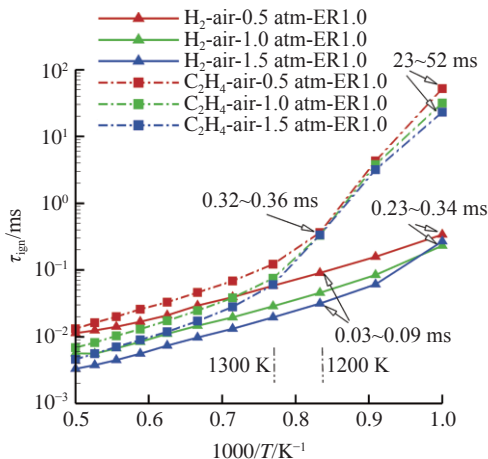


图 8 不同温度条件  $T$  下的点火延迟时间  $\tau_{ign}$   
Fig. 8 Ignition delay times  $\tau_{ign}$  under different temperatures  $T$

图 9 是其沿程壁面压力随时间的变化云图, 图 10 是分别位于隔离段、凹腔及下游 4 个典型测点的压力随时间变化曲线. 所有壁面压力均除以  $p_{ref} = 37$  kPa 以无量纲化. 结合图 7 喷注压力曲线, 可以看到燃料喷注之后不到 4 ms, 即建立起接近稳定的沿程压力, 凹腔附近达到最大压升约 2.5. 图 9 中 I 区显示在燃料喷注早期, 凹腔附近压升更高. 这很可能是因为凹腔内部回流区能够聚集燃料, 在火焰发展阶段, 上述燃料着火并引起更高的压升. 如图 9 和图 10 所示, 这些多余燃料消耗后, 凹腔处压升会略微降低. 第 8 ms 之后, 凹腔下游压升逐渐降低, 如图 9 中 II 区和图 10 所示. 这很可能是因为来流被包含水和氮气的驱动气污染, 且污染程度逐渐加深, 氧含量逐渐减小, 导致下游燃烧被抑制. 在第 5.0 ~ 6.0 ms 之间, 各测点有较稳定的压力平台, 可以认为此时间段内燃烧达到稳定. 类似地, 下文各工况稳定燃烧状态下的沿程压力数据都取第 5.0 ~ 6.0 ms 之间的时均值.

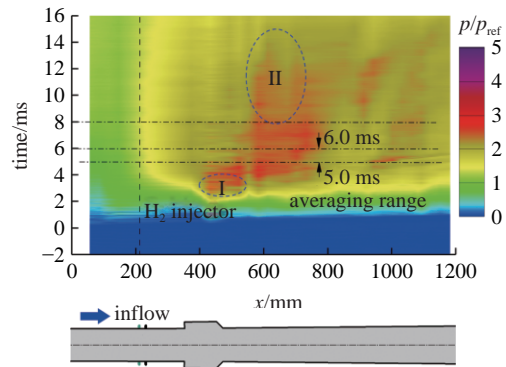


图 9 工况 A 沿程壁面压力分布随时间的变化云图  
Fig. 9 Streamwise wall-pressure distribution time history contour of Case A

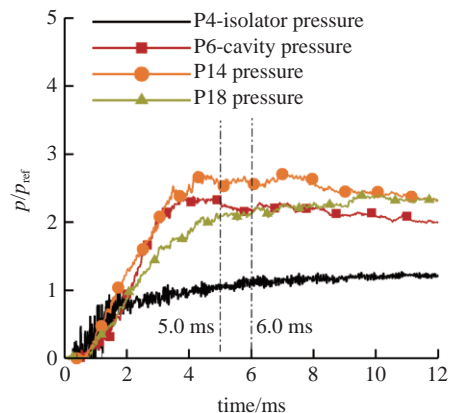


图 10 工况 A 典型测点的压力变化  
Fig. 10 Typical tap pressure time histories of Case A

### 2.2 单环与双环喷注对比

基于工况 A ~ D, 分别在无支板和小支板构型中, 对比了单环和双环两种喷注方式, 以展示双环喷注的强化燃烧作用. 其中工况 A 和工况 B 是无支板构型, 图 11 对比了它们的沿程压力分布, 表述了无燃料喷注时的沿程压力. 可以看到, 工况 A 和工况 B 压升明显高于无燃料喷注工况, 说明存在明显的燃烧释热. 此外, 图中相比于单环喷注, 双环喷注能够得到略高的压升. 该结果表明在无支板构型中, 双环喷注能够强化燃烧, 但效果不大.

图 8 中, 氢燃料点火延迟时间低, 这意味着燃烧主要取决于掺混进度. 根据图 7, 双环与单环喷注压力分别为 3.7 MPa 和 6.6 MPa, 而穿透深度与喷注压力正相关, 所以单环喷注穿透更深. 但图 11 显示单环喷注的沿程压升反而略低, 这表明虽然双环喷注穿透深度较低, 掺混却略好. 根据横向射流附近的激波/分离流动结构<sup>[23-24]</sup>, 推测原因如下. 双环喷注的上下游两处燃料喷孔距离很近, 这意味着两处射流形成的激波/分离区可以交互作用. 上游喷注产生弓形激波, 诱导分离形成局部低速区, 且射流与主流剪切形成漩涡, 均有利于改善下游喷注的穿透与掺混. 而且, 两处喷注产生的低速区可以耦合形成更大的低速区, 两处射流共同产生更多涡结构. 这些因素均有利于改善掺混, 因此双环喷注燃烧略强, 表现为图 11 所示略高的沿程压升.

工况 C 和工况 D 为小支板构型. 图 12 是它们的沿程压升分布. 无燃料喷注时, 此图中的沿程压升与图 11 差不多, 这意味着小支板构型引入的气动阻

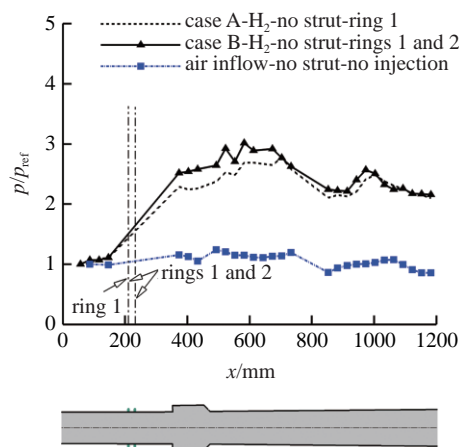


图 11 无支板单环工况 A 和双环工况 B 的时均沿程压力分布  
Fig. 11 Time-averaged pressure distributions of single-ring Case A and dual-rings Case B without strut

力不大. 图 12 显示在小支板构型中, 相比于单环喷注, 双环喷注能够得到明显更高的沿程压升. 这与图 11 中的两种喷注方式差别很小不同, 表明小支板能够提升双环喷注的强化燃烧效果.

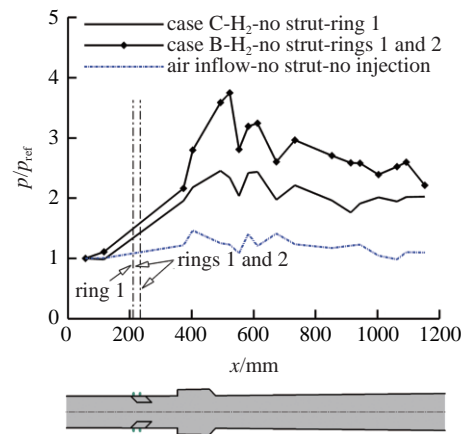


图 12 小支板单环工况 C 和双环工况 D 的时均沿程压力分布  
Fig. 12 Time-averaged pressure distributions of single-ring Case C and dual-rings Case D with strut

工况 D 采用图 5 所示小支板耦合双环喷注构型, 小支板顶部与燃烧室壁面喷孔的面积比是 1:2. 无论是在小支板顶部还是燃烧室壁面, 流向均布置了距离很近的两个喷孔. 这两处射流和附近的激波/分离流动结构可以交互作用, 形成更多漩涡和更大低速区, 可以促进掺混. 此外, 在穿透深度有限的超高速气流中, 小支板顶部喷注可以作为燃烧室壁面喷注的有效补充, 利用更靠近中心区的氧气进行掺混. 因此, 相比于工况 C 单环喷注, 工况 D 在双环和小支板顶部喷注的协同作用下, 能够获得图 12 所示更高的沿程压升.

### 2.3 无支板与小支板对比及燃料类型的影响

基于工况 A ~ D, 分别在单环和双环喷注方式下, 对比了无支板和小支板两种构型, 以展示小支板构型的强化燃烧作用. 并在同样小支板双环喷注条件下, 对比了工况 D 和工况 E, 以研究燃料类型的影响. 其中工况 A 和工况 C 采用单环喷注, 图 13 是其沿程压力分布. 可以看到工况 A 的沿程压升略高. 也就是说, 在单环喷注方式下, 相比于小支板构型, 无支板构型反而有略高的沿程压升.

工况 A 和工况 C 都采用图 5 中喷油环一进行喷注, 不存在双环同时喷注对掺混的促进作用. 虽然相比工况 A 仅在燃烧室壁面喷注, 工况 C 同时在壁面和小支板顶部喷注, 能够利用更多的氧气组织掺



混. 但如图 13 所示, 工况 C 的沿程压升反而略低. 可以合理推测其原因如下. 由于工况 C 的小支板顶部喷孔与燃烧室壁面喷孔间隔布置, 前者射流尾迹区距离后者较远, 进而二者的释热区较远. 这不利于释热区耦合对流动的减速作用, 即工况 C 流速更高, 不利于掺混. 而工况 A 各喷孔都在壁面附近, 其释热均靠近壁面, 更容易降低壁面附近流速, 并反过来促进掺混, 因此工况 A 的沿程压升略高.

上文介绍了单环喷注方式下, 相比无支板构型仅能在燃烧室壁面喷注, 补充小支板顶部喷注并不能强化燃烧. 下面在双环喷注方式下, 对比无支板和小支板构型, 即工况 B 和工况 D. 图 14 是其的沿程压升分布. 可以看到同样双环喷注方式下, 相比于无支板构型, 小支板构型的沿程压升要高些. 该结果表明作为双环喷注的补充, 小支板构型在支板顶部喷注能够进一步强化燃烧.

工况 B 和工况 D 采用双环喷注, 均存在前后双环射流之间的交互作用, 能促进掺混. 但是工况 B 全部喷孔都在燃烧室壁面, 射流在超高速气流中的穿透深度受限, 燃料仅能利用壁面附近的氧气进行掺混. 而工况 D 由于喷孔分别设置在了燃烧室壁面和小支板顶部, 可以分别利用燃烧室壁面附近和更靠近中心区的氧气进行掺混. 因此工况 D 掺混更好, 并得到图 14 所示更高的沿程压升.

下面在同样小支板构型耦合双环喷注方式对比工况 D 和工况 E, 分别采用氢和乙烯燃料以说明燃料类型的影响. 图 15 是它们的沿程压升和一维分析<sup>[25]</sup>的马赫数分布. 可以看到同样当量比条件下,

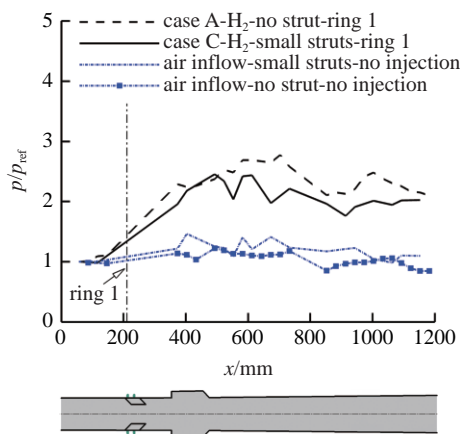


图 13 单环无支板工况 A 和小支板工况 C 的时均沿程压力分布  
Fig. 13 Time-averaged pressure distributions of single-ring Case A without and Case C with strut

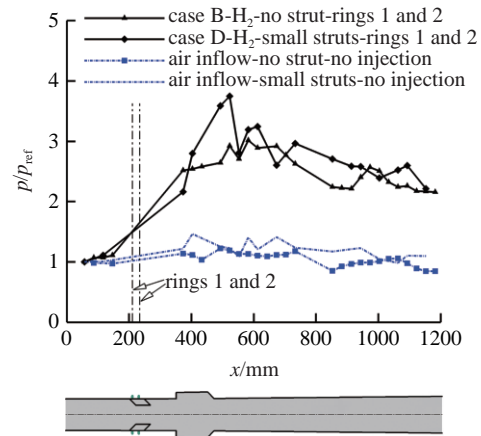


图 14 双环喷注无支板构型 B 和小支板构型 D 的时均沿程压力分布

Fig. 14 Time-averaged pressure distributions of dual-rings Case B without and Case D with strut

氢燃料能够得到更高的沿程压升, 其最大压升是 3.7, 而乙烯工况的最大压升是 2.8, 二者比值是 1.32. 根据一维分析, 两个工况的燃烧效率差别不大, 均约 54%, 但氢燃烧的推力性能高于乙烯. 考虑到氢和乙烯的热值区别, 同样当量比同样燃烧效率情况下, 氢的释热量大约是乙烯的 1.14 倍. 故此推测在当前超高速高焓来流条件下, 乙烯的稳定燃烧性能低于氢, 可能是由于乙烯热值较低. 此外, 在当前来流马赫数 4.3 条件下, 根据经验公式<sup>[26]</sup> 预测出现流动分离的临界压比约 6.5, 高于工况 A ~ E 的最大压升, 即释热导致的高压不足以产生流动分离. 而如图 15 所示, 典型工况的最小马赫数在 2.5 左右. 所以, 可知工况 A ~ E 均处于无分离的纯超燃模式<sup>[27]</sup>.

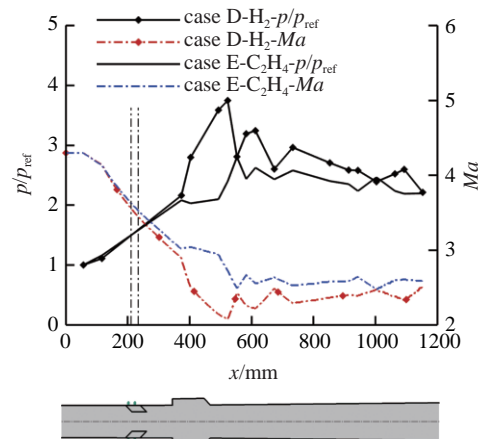


图 15 氢燃料工况 D 和乙烯燃料工况 E 的一维压力  $p$  和马赫数  $Ma$  分布

Fig. 15 1-D pressure and Mach number distributions of  $H_2$ -fueled Case D and  $C_2H_4$ -fueled Case E



2.4 高马赫数燃烧机理分析

首先介绍各工况基于压力数据一维分析得到的燃烧效率  $\eta$  和推力系数  $F_{tn}$ , 如表 4 所示. 其中  $\eta$  根据焓值定义.  $F_{tn}$  是把内推力  $F_t$  除以试验段入口动压和截面积以无量纲化.  $F_t$  由壁面静压积分得到, 忽略摩擦.  $F_{tn}$  的计算式如下

$$F_{tn} = \frac{2F_t}{\rho_{in}u_{in}^2 A_{in}} = \frac{2F_t}{k_{in}p_{in}Ma_{in}^2 A_{in}} \quad (1)$$

式中下标“in”表示试验段入口参数,  $\rho$ ,  $u$ ,  $A$ ,  $k$ ,  $p$  和  $Ma$  分别表示密度、速度、截面积、比热比、静压和马赫数. 表 4 显示氢燃料工况 A ~ D 的  $\eta$  介于 49.4% ~ 56.0% 之间, 且  $F_{tn}$  与  $\eta$  成正相关. 工况 A 和工况 C 对比显示单环喷注时, 补充小支板顶部喷注反而不利于燃烧. 工况 B 和工况 D 利用双环喷注强化燃烧, 并获得了较高的燃烧效率. 二者对比则表明同样双环喷注, 再补充小支板顶部喷注能进一步提升燃烧效率. 工况 E 采用乙烯燃料, 与工况 D 对比表明, 乙烯可以获得与氢相当的燃烧效率. 且与图 15 分析一致, 其推力性能较低主要是因为乙烯热值低于氢, 同样当量比乙烯的完全释热量是氢的 87%. 虽然一维分析精度低, 但各工况定量结果的对比仍有指导价值. 为佐证表 4 中燃烧效率的合理性, 并揭示高马赫数燃烧机理, 下面将从平衡燃烧理论和穿透深度的角度予以分析.

图 16 绘制了不同初始温度下等压燃烧达到平衡时的燃烧效率, 即理论最大燃烧效率. 图 16 中 0.37 atm 是来流静压, 1.5 atm 接近试验段最大静压. 该图显示同样初始温度条件下, 乙烯和氢燃料的最大燃烧效率接近, 后者略高. 压力增加有利于提高燃烧效率. 随着初始温度的上升, 燃烧效率显著地下降, 这是由于高温导致平衡产物里有更多的分解组分.

表 4 各工况燃烧效率  $\eta$  和推力系数  $F_{tn}$

Table 4 Combustion efficiency  $\eta$  and thrust coefficient  $F_{tn}$  of each case

Case	$\eta$ /%	$F_{tn}$
A	50.3	0.061
B	53.4	0.066
C	49.4	0.054
D	54.9	0.069
E	56.0	0.056

若以来流温度 1000 K 为初始温度, 理论最大燃烧效率约 87% ~ 98%. 应注意到平衡燃烧计算中假定气流是静止的, 即初始温度是总温. 虽然实际来流静温仅 1000 K, 其总温却高得多. 结合图 15 中最小马赫数在 2.5 左右, 对应的静温约 2000 K, 以此为初始温度的理论最大燃烧效率约 51% ~ 64%. 据此, 实际来流条件下, 燃烧效率应该介于 51% ~ 98%, 且更接近 51%.

除上述理论最大燃烧效率, 根据第 3.1 节分析, 由于高焓来流条件下燃料点火延迟时间非常低, 实际燃烧还受掺混过程的控制. 为此, 下面通过射流迹线和扩散半径的估算值推测掺混情况. 根据经验公式估算了不同单环/双环喷注方式的射流中心迹线  $y_p$  [28], 如图 17 所示. 可以看到, 在燃烧室出口  $x = 1200$  mm 处, 射流中心的穿透高度约 16 ~ 25 mm. 射流的扩散半径亦可估算[29], 且沿着流向逐渐变大, 图中单环喷氢、双环喷氢和双环喷乙烯在燃烧室出口处的射流扩散半径分别是 9 mm, 8 mm 和 5 mm. 可知, 燃烧室出口处的射流最大扩散高度是 21 ~ 34 mm, 与燃烧室入口半径 50 mm 之比为 42% ~ 68%. 虽然扩散到一定高度并不能完成相应比例的掺混, 但释热导致来流流动压下降会提升穿透深度, 上述估算并未考虑. 可近似认为燃烧室出口处的掺混效率与扩散高度比一致, 即约 42% ~ 68%. 此外, 图 17 显示与  $x = 1200$  mm 处相比, 在  $x = 600$  mm 处射流中心的穿透深度即达到约 75%, 即掺混主要发生在  $x = 600$  mm 上游.

根据上述理论最大燃烧效率和掺混效率的估算, 可知表 4 中一维分析得到的实际燃烧效率合理.

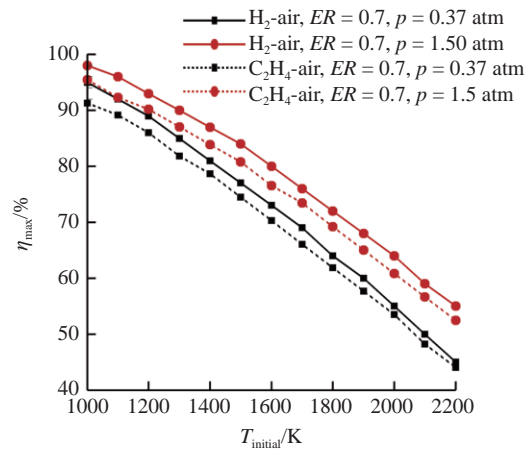


图 16 不同初始温度  $T_{initial}$  下等压理论燃烧效率  $\eta_{max}$

Fig. 16 Theoretical constant-pressure combustion efficiency  $\eta_{max}$  vs. initial temperature  $T_{initial}$

且上述结果表明,当前超高速高焓来流条件下,燃烧不仅受掺混过程限制,由于流动减速和释热共同导致气流升温,进而离解效应显著,也限制了最大燃烧效率.且离解吸热的限制占主导因素,导致表4中各工况燃烧效率的差别较小.为进一步考察离解效应的影响,图18绘制了一维分析典型工况的沿程燃烧效率.可以看到,燃烧释热主要集中在 $x = 520\text{ mm}$ 上游.在 $x = 520\text{ mm}$ 处,相比于工况A和工况C的燃烧效率仅分别为33%和31%,工况B和工况D的燃烧效率明显更高,分别为42%和58%.在下游,由于图15所示马赫数下降到2.5左右伴随来流静温提高,离解吸热反应更加显著,导致图18中燃烧效率达到峰值后反而下降.更下游燃烧效率有一定程度回升,是由于流道面积扩张导致流速提高同时静温降低,能缓解离解反应对燃烧的抑制.根据以上结果,并考虑到离解效应对推力性能的负面影响,在一定

程度上可以由喷管膨胀过程中的复合放热弥补<sup>[30]</sup>,本文认为在高马赫数燃烧的试验段模型最好模拟喷管内的复合反应,能更准确地开展高马赫数燃烧及性能研究.

### 3 结论

本文在中科院力学研究所JF-24高焓激波风洞中,开展了模拟马赫数10飞行条件下的高马赫数超声速燃烧直连试验.模型燃烧室包括等直隔离段和 $1^\circ$ 扩张段,喷孔在隔离段,分别采用氢气和乙烯燃料,当量比为0.7.燃料喷注分别采用了单环和双环喷注、无支板和小支板构型,以研究高超声速燃烧强化方法.以双环喷注耦合小支板构型为例,研究了不同燃料类型对高超声速燃烧性能的影响.并结合点火延迟特性和一维分析,从平衡燃烧理论和穿透深度的角度,研究和探索了高马赫数燃烧机理.主要结论如下:

(1) 成功开展了氢气和乙烯在高马赫数飞行条件下的超声速燃烧,论证了超高速气流中的稳定燃烧性能;

(2) 相比于单环喷注,双环喷注以及补充小支板可以强化燃烧.推测是由于近距双排射流及附近激波/分离可交互形成更多漩涡和低速区,补充小支板顶部喷注可利用更多空气,均有利于掺混;

(3) 同样当量比和强化措施下,氢气与乙烯的燃烧效率接近,但氢燃烧的推力性能更优,这是因为氢热值较高,故释热更多;

(4) 试验证明了当前高马赫数来流条件下,释热不仅受到掺混过程控制,也受制于高温离解效应,这是由于释热导致流速降低,进而气流静温升高让离解效应更加显著.

本文结果表明合理设计多孔排布的气动增混方案,例如双排近距离喷孔可以强化高马赫数燃烧.而本文设计的轴对称中心支板虽然实现了最高壁面压升,但还需改进其设计,以降低总压损失和阻力.此外,试验结果论证了小支板方案可以强化高马赫数燃烧,且不会引起过高总压损失和阻力.总之,由于高马赫数飞行条件下自点火基本不存在困难,因此发展更高效低损失的气动/物理增混方法是高马赫数燃烧强化的可行思路,以支撑吸气式高超声速发动机的发展<sup>[31]</sup>.

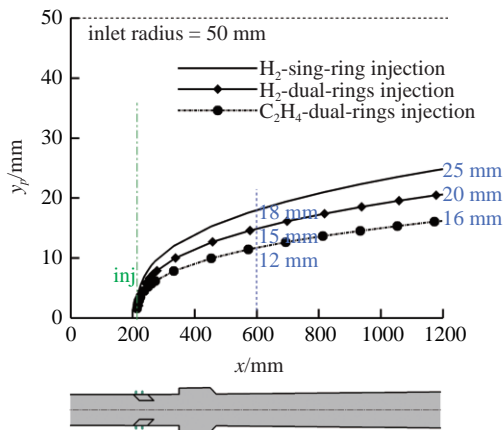


图 17 估算燃料沿程的穿透深度  $y_p$

Fig. 17 Estimated streamwise fuel penetration depths

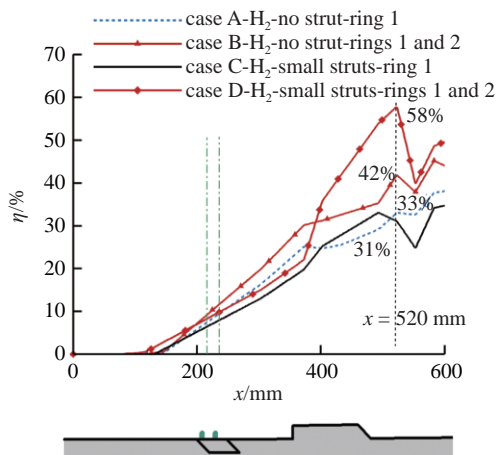


图 18 一维流动分析典型的沿程燃烧效率

Fig. 18 Streamwise combustion efficiency variations by 1-D flow estimations

## 参 考 文 献

- 1 Andreadis D. Scramjet engines enabling the seamless integration of air & space operation. *Industrial Physicist*, 2004, 10(4): 24-27
- 2 李旭彦, 郑星, 薛瑞. 超燃冲压发动机技术发展现状及相关建议. 科技中国, 2019, 2: 5-8
- 3 卢洪波, 张冰冰, 沈清等. 新建高焓激波风洞  $Ma = 8$  飞行模拟条件的实现与超燃实验. 气体物理, 2019, 4(5): 13-24 (Lu Hongbo, Zhang Bingbing, Shen Qing, et al. Flight condition achievement of Mach number 8 in a new shock tunnel of CAAA and its scramjet experimental investigation. *Physics of Gases*, 2019, 4(5): 13-24 (in Chinese))
- 4 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. 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. *Physics of Gases*, 2019, 4(5): 25-31 (in Chinese))
- 5 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. 推进技术, 2021 (Wu Liyin, Kong Xiaoping, Li Xian, et al. Experimental study on a scramjet at Mach 10 in shock tunnel. *Journal of Propulsion Technology*, 2021 (in Chinese))
- 6 Zhou GX, Zhang X, Li JP, et al. Optical diagnostics in a detonation-driven direct-connected circular combustor fueled with hydrogen for Mach 10 scramjet. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2021, 46(54): 27801-27815
- 7 Grossman PM, Maddalena L, Schetz JA. Flush-wall, diamond-shaped fuel injector for high Mach number scramjets. *Journal of Propulsion and Power*, 2008, 24(2): 259-266
- 8 Drozda TG, Drummond JP, Baurle RA. CFD analysis of mixing characteristics of several fuel injectors at hypervelocity flow conditions//52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2016
- 9 Turner JC, Smart MK. Application of inlet injection to a three-dimensional scramjet at Mach 8. *AIAA Journal*, 2010, 48(4): 829-838
- 10 Capra BR, Boyce RR, Kuhn M, et al. Porous versus porthole fuel injection in a radical farming scramjet: numerical analysis. *Journal of Propulsion and Power*, 2015, 31(3): 789-804
- 11 Landsberg WO, Wheatley V, Smart MK, et al. Enhanced supersonic combustion targeting combustor length reduction in a Mach 12 scramjet. *AIAA Journal*, 2018, 56(10): 3802-3807
- 12 Razaqi SA, Smart MK. Hypervelocity experiments on oxygen enrichment in a hydrogen-fueled scramjet. *AIAA Journal*, 2011, 49(7): 1488-1497
- 13 Capra BR, Boyce RR, Kuhn M, et al. Combustion enhancement in a scramjet engine using oxygen enrichment and porous fuel injection. *Journal of Fluid Mechanics*, 2015, 767: 173-198
- 14 Sunami T, Itoh K, Satoh K, et al. Mach 8 ground tests of the hyper-mixer scramjet for HyShot-IV flight experiment//14th AIAA/AHI Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2006
- 15 Denman ZJ, Wheatley V, Smart MK, et al. Supersonic combustion of hydrocarbons in a shape-transitioning hypersonic engine. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2017, 36: 2883-2891
- 16 李进平, 张仕忠, 于江鹏等. 以高温燃气为试验介质的爆轰波风洞. 气体物理, 2018, 3(6): 1-8 (Li Jinping, Zhang Shizhong, Yu Ji-angpeng, et al. A detonation tunnel with high temperature burnt gas as test medium. *Physics of Gases*, 2018, 3(6): 1-8 (in Chinese))
- 17 陆星宇, 李进平, 陈宏等. 爆轰驱动高能起爆技术实验研究. 中国科学, 2019, 49(3): 311-319 (Lu Xingyu, Li Jinping, Chen Hong, et al. Experimental research on high energy initiation technology for detonation driver. *Scientia Sinica Technologica*, 2019, 49(3): 311-319 (in Chinese))
- 18 Wang YP, Hu ZM, Liu YF, et al. Starting process in a large-scale shock tunnel. *AIAA Journal*, 2016, 54(4): 1-10
- 19 McBride BJ, Zehe MJ, Gordon S. NASA Glenn coefficients for calculating thermodynamic properties of individual species. NASA/TP: 2002-211556
- 20 李进平, 冯珩, 姜宗林. 激波/边界层相互作用诱导的激波风洞气体污染问题. 力学学报, 2008, 40(3): 290-296 (Li Jinping, Feng Heng, Jiang Zonglin. Gas contamination induced by the interaction of shock/boundary layer in shock tunnel. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2008, 40(3): 290-296 (in Chinese))
- 21 李飞, 李西龙, 林鑫等. 用于激波管/激波风洞气流参数诊断的 TDLAS 系统设计//第十五届全国激波与激波管学术会议, 杭州, 2012 年 7 月 (Li Fei, Li Xilong, Lin Xin, et al. Design of TDLAS system for the flow parameter measurements in shock tube/shock tunnel//13th National Conference on Shock Waves and Shock Tubes, Hangzhou, July, 2012 (in Chinese))
- 22 Petrova MV, Williams FA. A small detailed chemical-kinetic mechanism for hydrocarbon combustion. *Combustion and Flame*, 2006, 144(3): 526-544
- 23 Lee J, Lin KC, Eklund D. Challenges in fuel injection for high-speed propulsion systems. *AIAA Journal*, 2015, 53(6): 1405-1423
- 24 You YC, Luedeke H, Hannemann K, et al. Injection and mixing in a scramjet combustor: DES and RANS studies. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2013, 32: 2083-2092
- 25 Wang ZP, Gu HB, Cheng LW, et al. CH\* luminance distribution application and a one-dimensional model of the supersonic combustor heat release quantization. *International Journal of Turbo and Jet-engines*, 2019, 36(1): 45-50
- 26 Korkegi RH. Comparison of shock-induced two- and three-dimensional incipient turbulent separation. *AIAA Journal*, 1975, 13(4): 534-535
- 27 Heiser WH, Pratt DT. Hypersonic airbreathing propulsion//AIAA Education Series, 1994
- 28 Gruber MR, Nejad AS, Chen TH, et al. Mixing and penetration studies of sonic jets in a Mach 2 freestream. *Journal of Propulsion and Power*, 1995, 11(2): 315-323
- 29 杨揖心, 王振国, 孙明波等. 超声速气流中横向气体射流混合经验模型. 航空动力学报, 2015, 30(6): 1391-1399 (Yang Yixing, Wang Zhenguo, Sun Mingbo, et al. A detonation tunnel with high temperature burnt gas as test medium. *Journal of Aerospace Power*, 2015, 30(6): 1391-1399 (in Chinese))
- 30 Stalker RJ, Truong NK, Morgan RG, Paull A. Effects of hydrogen-air non-equilibrium chemistry on the performance of a model scramjet thrust nozzle. *The Aeronautical Journal -New Series-*, 2004, 108(1089): 575-584
- 31 姜宗林. 关于超声速燃烧与高超动力. 力学进展, 2021, 51(1): 130-140 (Jiang ZongLin. On supersonic combustion and hypersonic propulsion. *Advances in Mechanics*, 2021, 51(1): 130-140 (in Chinese))