



脉冲喷注对超燃冲压发动机煤油燃料混合及燃烧性能的影响

刘国雄 李朗 贾彬

Numerical simulation of mixing and combustion performance of pulsed injection in a kerosene-fueled scramjet

LIU Guoxiong, LI Lang, JIA Bin

引用本文:

刘国雄, 李朗, 贾彬. 脉冲喷注对超燃冲压发动机煤油燃料混合及燃烧性能的影响[J]. 实验流体力学, 2025, 39(1): 38–44. DOI: 10.11729/sytltx20230113

LIU Guoxiong, LI Lang, JIA Bin. Numerical simulation of mixing and combustion performance of pulsed injection in a kerosene-fueled scramjet[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics / J Exper Fluid Mech, 2025, 39(1): 38–44. DOI: 10.11729/sytltx20230113

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.11729/sytltx20230113>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

加热方式对煤油燃料超声速燃烧室性能影响

Experimental study of the effects of heating methods on combustion characteristics in a supersonic combustor

实验流体力学. 2018, 32(5): 7–12 <https://doi.org/10.11729/sytltx20180014>

乙烯燃料超燃冲压发动机燃烧过程研究

Investigation of the combustion process in an ethylene-fueled scramjet combustor

实验流体力学. 2021, 35(1): 34–43 <https://doi.org/10.11729/sytltx20200093>

矩形截面超燃发动机不同燃烧模式下的流场特征

Investigation on flow field characteristics of a rectangular scramjet in different combustion modes

实验流体力学. 2018, 32(4): 12–19 <https://doi.org/10.11729/sytltx20180022>

超燃冲压发动机温度及热流测量技术研究进展

Temperature and heat flux measurement technologies in scramjet

实验流体力学. 2018, 32(2): 74–81 <https://doi.org/10.11729/sytltx20170013>

碳氢燃料超声速燃烧室火焰稳定机制研究

Investigation of the flame stabilization mechanism of the hydrocarbon fuel in the supersonic combustor

实验流体力学. 2018, 32(3): 42–49 <https://doi.org/10.11729/sytltx20180017>

一种小长高比组合发动机喷管气动设计及性能分析

Aerodynamic design and numerical simulation of combined cycle nozzle with small length to height ratio

实验流体力学. 2020, 34(6): 8–17 <https://doi.org/10.11729/sytltx20190142>

地址: 四川省绵阳市二环路南段8号11信箱9分箱

电话: 0816-2463376

Email: sytltx@163.com

网址: <http://www.sytltx.com>



关注微信公众号
获得更多资讯

脉冲喷注对超燃冲压发动机 煤油燃料混合及燃烧性能的影响

刘国雄¹, 李朗¹, 贾彬^{2,*}

1. 西南科技大学 土木工程与建筑学院, 绵阳 621010

2. 中国空气动力研究与发展中心 空天飞行空气动力科学与技术全国重点实验室, 绵阳 621000

摘要:为研究脉冲喷注对超燃冲压发动机气态煤油混合及燃烧性能的影响, 采用二维雷诺平均方程及两方程剪切应力输运模型进行数值模拟, 探究了双凹腔超燃冲压发动机模型在入口马赫数 2.5、总压 1.75 MPa、总温 1350 K 条件下的流场结构。对比分析了定常喷注和脉冲喷注下煤油与空气的混合和燃烧性能。研究表明: 数值模拟纹影图与试验结果吻合较好, 出现对应纹影仅先于试验 0.2 ms, 占一个流场振荡周期(6.9 ms)的 2.89%。研究发现: 在脉冲喷注工况下, 回流区在流场振荡周期内能持续更长时间, 延长了燃料在凹腔内的滞留时间; 未发现脉冲喷注对总压损失有显著贡献, 但脉冲喷注工况下温度与压力分布均匀, 不会出现热力学喉道。

关键词:超燃冲压发动机; 气态煤油; 二维雷诺平均; 脉冲喷注; 数值模拟; 燃烧性能; 定常喷注

中图分类号: V233.1

文献标识码: A

Numerical simulation of mixing and combustion performance of pulsed injection in a kerosene-fueled scramjet

LIU Guoxiong¹, LI Lang¹, JIA Bin^{2,*}

1. School of Civil Engineering and Architecture,

Southwest University of Science and Technology, Mianyang 621010, China

2. State Key Laboratory of Aerodynamics,

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

Abstract: To investigate the impact of gaseous kerosene on the mixing and combustion performance of a scramjet combustor with pulsed injection, the two-dimensional RANS equations are solved using the two-equation $k-\omega$ SST turbulence model. The flow field structure of the scramjet model with the cavity and backward step as the flame stabilizer under the condition of Mach 2.5 inflow, total pressure of 1.75 MPa, and total temperature of 1350 K is investigated. The mixing and combustion performance of kerosene and air under steady injection and pulsed injection are compared and analyzed. The results show that the simulated schlieren pattern is in good agreement with the test, only 0.2 ms earlier than the test, accounting for 2.89% of an oscillation period (6.9 ms). Pulsed injection results in a prolonged existence of the recirculation zone within the combustion chamber cavity, enhancing fuel retention in this region. It is not found that the pulsed injection has a significant contribution to the total pressure loss, while the temperature and pressure distribution of the pulsed injection is uniform without the thermodynamic throat.

收稿日期: 2023-09-06; 修回日期: 2023-09-26; 录用日期: 2023-10-07

基金项目: 国防科工局实验室稳定支持项目(WDZC6142703202205); 空天飞行空气动力科学与技术全国重点实验室资助项目(SKLA-2022-KFKT001)

* 通信作者 E-mail: jiabin216@126.com

引用格式: 刘国雄, 李朗, 贾彬. 脉冲喷注对超燃冲压发动机煤油燃料混合及燃烧性能的影响[J]. 实验流体力学, 2025, 39(1): 38-44.

LIU G X, LI L, JIA B. Numerical simulation of mixing and combustion performance of pulsed injection in a kerosene-fueled scramjet[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2025, 39(1): 38-44.

Keywords: scramjet; gaseous kerosene; two-dimensional RANS; pulsed injection; numerical simulation; combustion performance; steady injection

0 引言

在高马赫数下,传统发动机性能较差,而超燃冲压发动机则表现出不错的性能。为确保飞行器在更大的飞行包线内正常飞行,超燃冲压发动机仍有许多问题(如增强燃料混合、降低燃烧室内压力损失等)亟待解决^[1]。

超燃冲压发动机在超声速气流中表现出不错的性能,但随着马赫数进一步提高,燃料点火和持续燃烧就会变得更加困难,燃烧效率严重降低^[2]。为提高燃烧效率,可以采用激波发生器^[3-6]、新型台阶^[7]等延长燃料在燃烧室内的滞留时间。激波能够促进燃料与空气混合,但侵入式激波发生器会导致滞止压力损失增大,严重影响发动机性能。

有研究者朝着非侵入式增强混合的方向开展研究。Tretyakov^[8]提出脉冲喷注模式有助于改善燃料与空气的混合,缩短燃烧区长度。为深入研究脉冲混合机理,Shi等^[9]采用大涡模拟对脉冲射流进行了研究,发现射流与横流交界面处形成的大尺度射流剪切涡能够促进流体卷吸作用及射流与来流的混合。Chen等^[10]对HyShot II超燃冲压发动机进行了2D和3D数值模拟,研究表明脉冲喷注未能增大燃料穿透深度,但提高了湍动能、提升了混合效率。Du等^[11-12]发现仅当横向射流与来流静压比足够高时,脉冲喷注才在降低总压损失和增大燃料穿透深度方面具有一定优势。Miller等^[13]则发现脉冲喷注是通过增大射流动量比和阻止发卡涡之间的相互作用来实现更深的燃料穿透。Dai等^[14]对乙烯脉冲喷注进行了研究,发现最佳混合系数和燃料穿透深度对应不同的脉冲频率。Zhao等^[15]发现超声速横流中的反射激波与热释放速率的耦合作用较强。脉冲喷注还可以提高非预混主导热释放速率,但不能提高预混主导放热率。最佳脉冲射流频率与弓形激波前后摆动频率、射流剪切层具有强耦合作用。Williams等^[16]通过大涡模拟发现,在动量通量比相当的情况下,气态氢射流的正弦脉动改善了稳定射流的穿透和混合。He等^[17]开展的33~62 Hz氢气脉冲喷注实验研究表明,脉冲氢气点火延迟时间远少于定常喷注点火延迟时间。无论是脉冲喷注还是定常喷注,氢气火焰的发展都可归因于扩散火焰的传播。

综上所述,目前研究主要针对使用氢燃料或乙

烯燃料的超燃冲压发动机,对煤油燃料脉冲喷注点火及燃烧性能研究较少。本文基于煤油燃料超燃冲压发动机脉冲喷注试验研究^[18],探究气态煤油在脉冲喷注下的混合及燃烧性能。

1 数值模拟方法及验证

1.1 几何模型

本文的超燃冲压发动机模型由隔离段和燃烧室组成。模型前段为长340 mm的隔离段,后段为长898 mm的燃烧室。燃烧室由凹腔和凹腔扩张段组成。凹腔长278 mm、深28 mm、尾部后斜坡角43.6°。凹腔扩张段分为2段:第一段长230 mm、扩张角1°;第二段长390 mm、扩张角3°。隔离段进口为矩形,宽150 mm、高30 mm。先锋氢喷注口为15个直径1.0 mm的圆孔,位于凹腔上游69 mm处。煤油喷注口为10个直径0.3 mm的圆孔,位于隔离段和燃烧室之间台阶的中点(BC段中点)。采用二维简化模型以节约计算资源,先锋氢和煤油喷注孔分别简化为高1.0和0.3 mm、宽1000 mm的矩形,如图1所示。

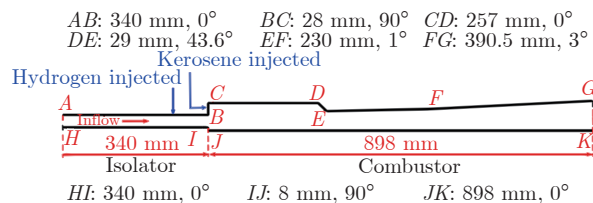


图1 超燃冲压发动机二维模型

Fig. 1 Two-dimensional model of scramjet engine

1.2 计算网格

在超燃冲压发动机中,紧贴壁面的边界层对流场结构影响显著。因此,在保证网格质量的前提下,设置边界层第一层网格高度为 1×10^{-3} mm。对喷孔附近网格加密,设置网格宽度为 1×10^{-2} mm;其余网格按照增长率1.3扩大至1 mm,如图2所示。

1.3 数值求解

为保证计算精度且节约计算资源,采用二阶迎风格式对各参数进行离散,仅对质量方程和动量方程耦合求解^[19]。湍流模型采用Menter^[20]的两方程剪力应力运输模型,该模型在存在激波干扰的高速可压缩流动研究中得到了广泛应用^[21-26]。为保证计算收敛性,调节库朗数为1。设置湍流强度为3.013%、

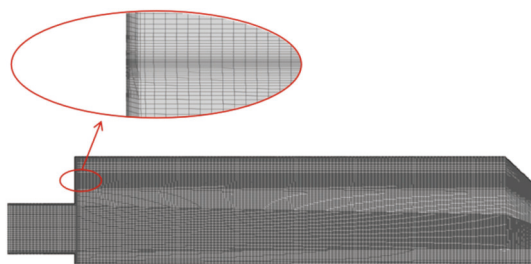


图2 燃烧室网格

Fig. 2 Combustion chamber grid

水力直径为 50 mm。采用第 10 个周期后的计算结果进行分析。在本文研究中,残差小于 10^{-3} 即可认为计算收敛^[21]。假定空气、氢气、气态煤油为可压缩理想气体,其黏性通量使用 Sutherland 定律计算^[27]。壁面设置为绝热无滑移,边界条件如表 1 所示(p_t 为总压, p_0 为静压, T 为总温),其中脉冲频率取 200 Hz,煤油质量流量 Q 以正弦函数形式变化,如图 3 所示, t 为时间,定义燃料注入时 $t = 0$ 。为保证喷注口马赫数为 1,设置静压随煤油质量流量同样以正弦函数形式变化。化学反应为一步总包反应:



1.4 数值方法可靠性验证

为验证数值模拟的可靠性,图 4 给出了相同工

表 1 边界条件

Table 1 Boundary condition

	p_t/kPa	p_0/Pa	T/K
Inlet	1 750	102 423	1 350
Jet	1 500	79 239	300

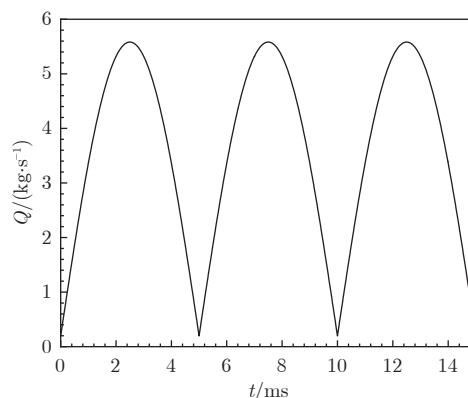


图3 入口质量流量示意图

Fig. 3 Inlet mass flow diagram

况(见表 1)下的冷流数值模拟纹影图和试验纹影图对比, t_1 和 t_2 分别为试验和数值模拟的先锋氢喷出时刻。本次数值模拟误差主要来源于两方面:数值模拟未考虑三维流动效应;数值模拟模型平面是光滑的,而试验模块安装存在间隙,产生的杂波会影响波

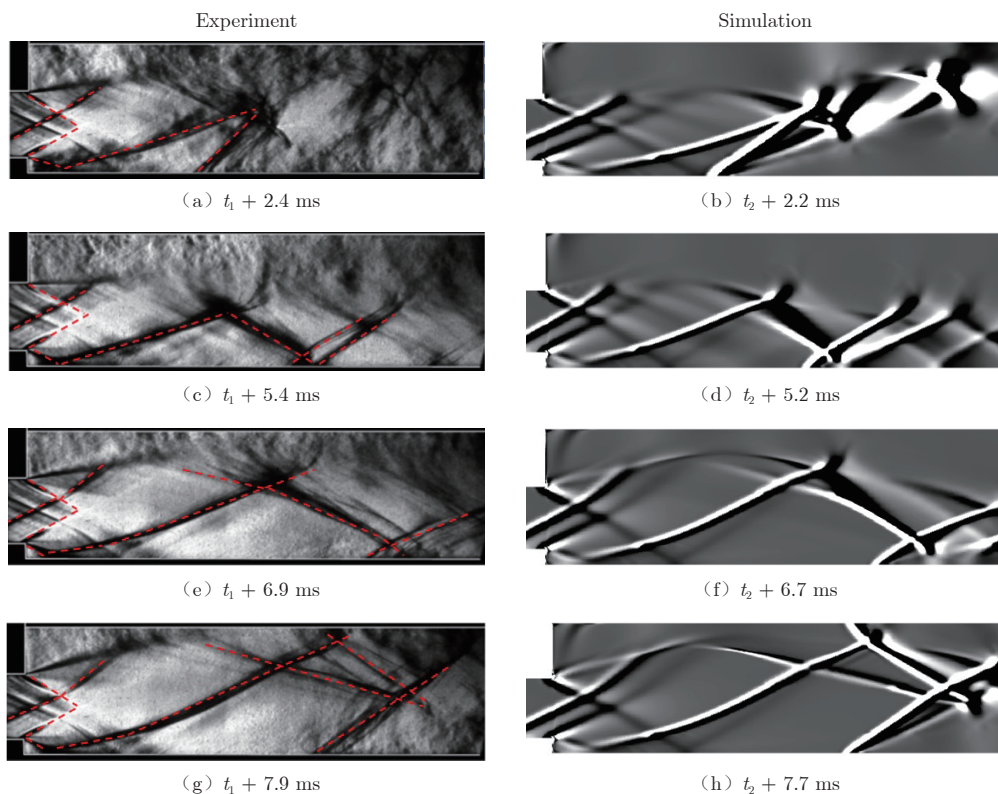


图4 试验与数值模拟冷流场对比

Fig. 4 Comparison of experimental and simulated cold flow fields upstream

系结构演化。数值模拟结果中出现与试验对应的纹影先于试验结果 0.2 ms, 仅占 1 个振荡周期(6.9 ms)的 2.89%, 且波系演化各阶段所需时间相同。

为进一步验证本次数值模拟的准确性, 采用相同模型对液态煤油脉冲喷注进行数值模拟。如图 5 所示, x 表示到 A 点(图 1)的水平距离。对比上壁面压力, 发现试验结果与数值模拟结果基本吻合, 可以认为本文数值模拟结果是可靠的。对波系演化的分析可参考文献[18]。

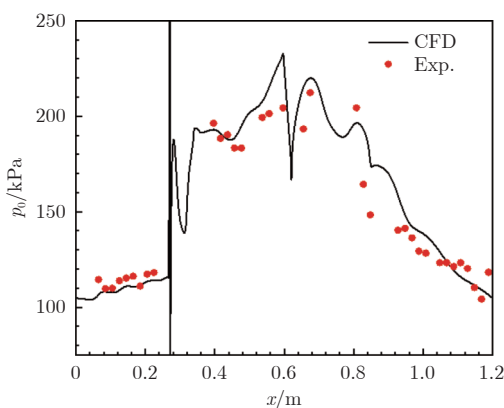


图 5 试验及数值模拟上壁面压力图

Fig. 5 Experimental and numerical simulation of upper wall pressure

2 结果和讨论

2.1 冷态流场结构

为更好地阐述燃烧室流场变化, 对燃烧室上游流场进行分析, 如图 6 所示, y 表示到 H 点(图 1)的垂直距离。气流高速经过突扩区域, 产生分离剪切层; 剪切层作为凹腔回流区边界, 隔离回流区和主流区, 保证凹腔区流场的低速, 使煤油在燃烧室内滞留更长时间; 剪切层诱导气流外折, 在突扩点产生数道马赫波, 形成膨胀波; 气流沿剪切层向壁面流动, 一

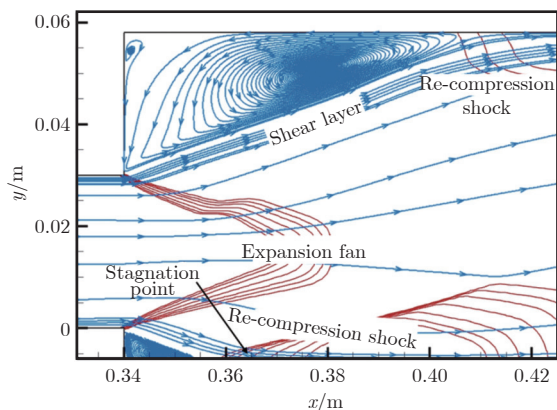


图 6 燃烧室上游流线和压力等值线图

Fig. 6 Streamlines and pressure isogram of the combustion chamber

部分流动至滞止点时重新回到壁面发展为边界层, 一部分内折产生再附激波。在再附激波处, 下壁面 0.40 ~ 0.42 m 附近出现类似斜激波的压力等值线(图 6 以压力等值线表示膨胀波和再附激波, 不同于后文各图的压力等值线)。

超燃冲压发动机凹腔冷流流场存在强烈的振荡现象, 这是由于剪切层会因回流区和主流区之间的压力差变化产生抬升或下降现象, 进而影响再附激波的位置和强度, 导致流场产生振荡。

图 7 和 8 为 1 个振荡周期(6.9 ms)内的煤油摩尔分数分布及流场变化图, t_3 和 t_4 分别为定常喷注和脉冲喷注煤油时刻。由于喷注煤油的初始流场一致, 下文采用相对时间进行叙述。

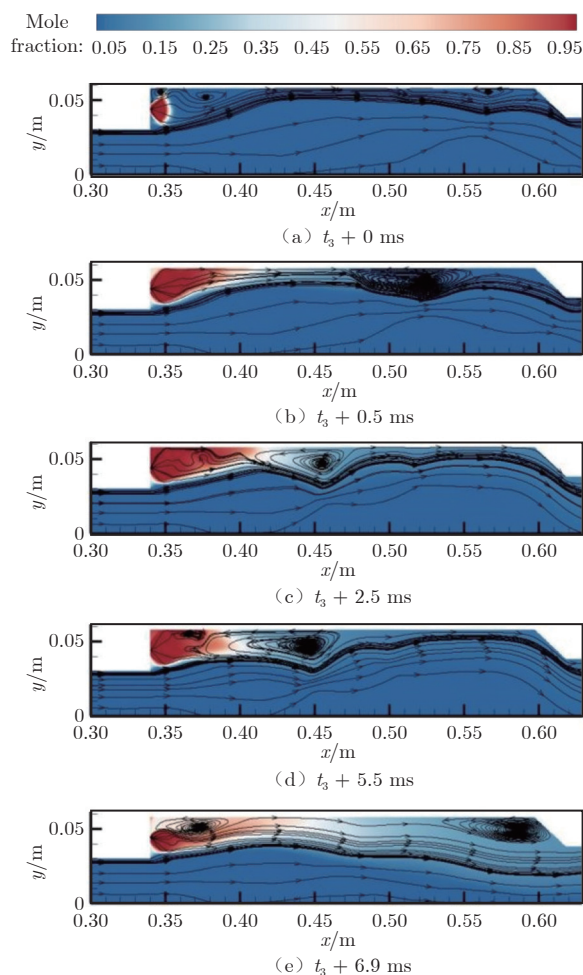


图 7 定常喷注煤油的摩尔分数分布及流线图

Fig. 7 Steady injection kerosene mole fraction and streamline diagram

未喷出燃料前, 剪切层上部为回流区, 如图 6 所示。燃料喷出后, 定常射流的高动量抵消了回流的逆压梯度, 喷注孔附近的回流区变小, 如图 7(a)所示。脉冲射流的初始动量较小, 因此喷注孔附近还

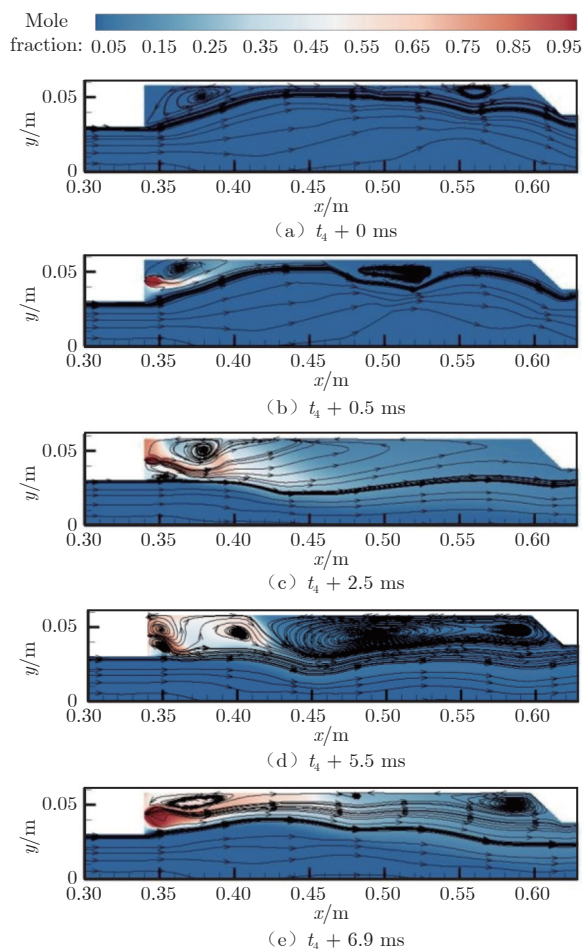


图8 脉冲喷注煤油的摩尔分数分布及流线图

Fig. 8 Pulsed injection kerosene mole fraction and streamline diagram

存在较大的局部回流区, 如图 8(b)所示。气流撞击到后斜坡(图 1 中的 DE 段), 产生逆压生成涡流; 主

流不断为涡流提供能量, 使得涡流不断扩大并向上游移动, 这是因为斜激波波后产生高压, 提高了凹腔的逆压梯度, 推动涡流移动。此时, 脉冲射流动量仍不足以抵消局部回流区的逆压梯度, 部分燃料被卷吸, 延长了燃料滞留凹腔的时间。2.5 ms 时, 定常喷注比脉冲喷注下的涡流更小、燃料集中区域更大, 说明脉冲喷注下的混合长度更短。定常射流持续产生压力抵消逆压, 涡流迅速减小, 如图 7(d)所示。脉冲射流的压力不足以抵消逆压, 且高速气流不断为涡流提供能量, 造成低压区域扩大, 回流区继续变大, 如图 8(d)所示。脉冲喷注压力的不稳定性导致产生一系列涡^[9], 喷注口上部空间被这些涡占据, 下游仍存在回流区, 这将延长燃料混合和在燃烧室内的滞留时间, 有助于火焰燃烧和维持。

2.2 燃烧流场

试验已经证实, 本文使用的超燃冲压发动机构型在马赫数为 2.5、当量比为 0.3 的情况下, 以脉冲方式喷注液态煤油会发生剧烈燃烧, 即使撤出氢气, 煤油仍可持续燃烧一段时间。因此, 可以预测脉冲喷注气态煤油的燃烧情况也会比定常喷注更好。

从图 9 可以看到: 与定常喷注相比, 脉冲喷注的燃烧产物更多、着火位置更靠前。定常喷注会抑制上游火焰生成, 高温区域主要位于燃烧室下游, 煤油集中于此处剧烈燃烧, 导致燃烧室内形成热力学喉道(图 10), 局部压力提升, 高温区域出现断层, 燃烧效率降低, 出现亚燃燃烧。在脉冲喷注煤油情况下, 高于 2800 K 的高温区域在燃烧室内连续, 煤油在整个燃烧室内持续均匀燃烧, 并始终处于超燃模态。

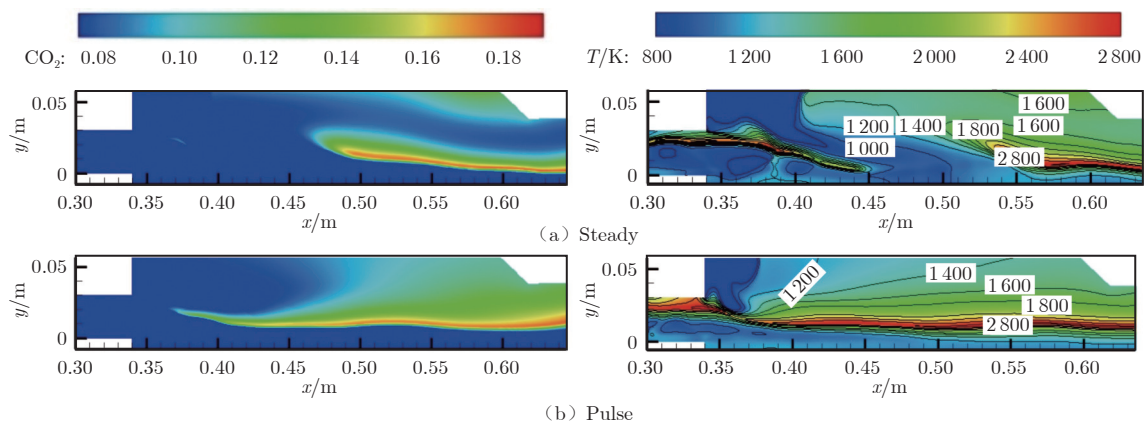


图9 二氧化碳与温度云图

Fig. 9 Carbon dioxide and temperature contour

2.3 性能参数分析

采用总压恢复系数和上壁面压力对定常喷注和脉冲喷注条件下的超燃冲压发动机燃烧性能进行分

析。总压恢复系数采用质量流量加权平均进行计算。图 11 给出了 2 种喷注方式下沿程总压恢复系数的变化, 反映了流场内的总压损耗。超燃冲压发动

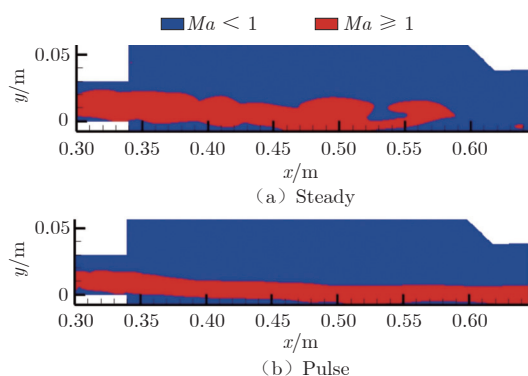


图 10 马赫云图

Fig. 10 Mach contour

机的总压损耗主要由激波导致。研究显示: 对于煤油燃料超燃冲压发动机, 总压恢复系数整体呈下降趋势; 上游总压恢复系数变化相对更快。这是由于燃烧室上游会出现激波串, 导致总压损耗较快。

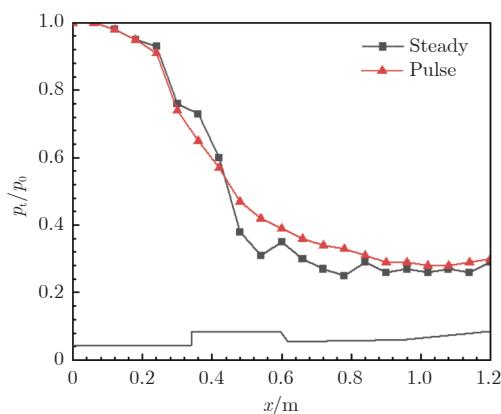


图 11 总压恢复系数

Fig. 11 Total pressure recovery coefficient

本文工况下, 脉冲喷注对总压恢复系数未产生较大影响, 因此采用上壁面压力进一步分析燃烧性能。如图 12 所示, 在脉冲喷注工况下, 上壁面压力提前升高, 在燃烧室内分布相对均匀, 在扩张段下降

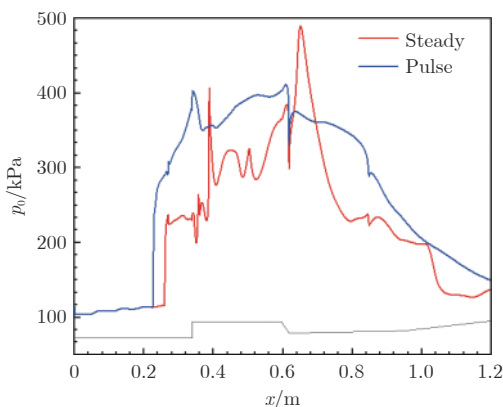


图 12 上壁面压力

Fig. 12 Upper wall pressure diagram

平滑。在定常喷注工况下, 出现了 2 个压力峰: 第一个压力峰产生的原因是煤油喷注导致该处壁面压力突然升高, 脉冲喷注的压力峰同理; 第二个压力峰则是由煤油在该处剧烈燃烧所导致。

3 结 论

基于煤油燃料超燃冲压发动机试验研究, 本文采用二维数值模拟探究了气态煤油脉冲喷注的混合和燃烧性能, 从分析结果可见:

1) 由于脉冲情况下压力的不稳定性, 导致周边涡结构更为复杂, 影响了剪切层内回流区的演化, 使得煤油与空气的混合和在凹腔内的滞留时间会优于定常喷注。

2) 脉冲喷注时, 扩散火焰燃烧均匀, 燃烧室压力较高, 但未对压力损失系数产生明显影响; 定常喷注时, 燃烧室产生局部高温高压, 出现热力学喉道。

参考文献:

- [1] URZAY J. Supersonic combustion in air-breathing propulsion systems for hypersonic flight[J]. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 2018, 50: 593–627.
doi: 10.1146/annurev-fluid-122316-045217
- [2] LIU Q L, BACCARELLA D, LEE T H. Review of combustion stabilization for hypersonic airbreathing propulsion [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2020, 119: 100636.
doi: 10.1016/j.paerosci.2020.100636
- [3] ZUO Q R, YU H L, DAI J. Effects of cavity-induced mixing enhancement under oblique shock wave interference: numerical study[J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2021, 46(72): 35706–35717.
doi: 10.1016/j.ijhydene.2021.08.131
- [4] BARZEGAR GERDROODBARY M, RAHIMI TAKAMI M, HEIDARI H R, et al. Comparison of the single/multi transverse jets under the influence of shock wave in supersonic crossflow[J]. *Acta Astronautica*, 2016, 123: 283–291.
doi: 10.1016/j.actaastro.2016.03.031
- [5] SHARMA V, ESWARAN V, CHAKRABORTY D. Effect of location of a transverse sonic jet on shock augmented mixing in a SCRAMJET engine[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2020, 96: 105535.
doi: 10.1016/j.ast.2019.105535
- [6] MAI T, SAKIMITSU Y, NAKAMURA H, et al. Effect of the incident shock wave interacting with transversal jet flow on the mixing and combustion[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2011, 33(2): 2335–2342.
doi: 10.1016/j.proci.2010.07.056
- [7] HUANG W, WU H, DU Z B, et al. Design exploration on the mixing augmentation induced by the oblique shock wave and a novel step in a supersonic flow[J]. *Acta Astronautica*, 2021, 180: 622–629.
doi: 10.1016/j.actaastro.2020.12.058

- [8] TRETYAKOV P K. Organization of a pulsed mode of combustion in scramjets[J]. *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, 2012, 48(6): 677–682.
doi: [10.1134/S0010508212060020](https://doi.org/10.1134/S0010508212060020)
- [9] SHI H T, WANG G L, LUO X S, et al. Large-eddy simulation of a pulsed jet into a supersonic crossflow[J]. *Computers & Fluids*, 2016, 140: 320–333.
doi: [10.1016/j.compfluid.2016.10.009](https://doi.org/10.1016/j.compfluid.2016.10.009)
- [10] CHEN S, ZHAO D. RANS investigation of the effect of pulsed fuel injection on scramjet HyShot II engine[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 84: 182–192.
doi: [10.1016/j.ast.2018.10.022](https://doi.org/10.1016/j.ast.2018.10.022)
- [11] DU Z B, HUANG W, YAN L, et al. Reynolds-average Navier-Stokes study of steady and pulsed gaseous jets with different periods for the shock-induced combustion ramjet engine[J]. *Physics of Fluids*, 2019, 31(5): 055107.
doi: [10.1063/1.5097238](https://doi.org/10.1063/1.5097238)
- [12] DU Z B, HUANG W, YAN L, et al. RANS study of steady and pulsed gaseous jets into a supersonic crossflow[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2019, 136: 157–169.
doi: [10.1016/j.ijheatmasstransfer.2019.02.103](https://doi.org/10.1016/j.ijheatmasstransfer.2019.02.103)
- [13] MILLER W A, MEDWELL P R, DOOLAN C J, et al. Numerical investigation of a pulsed reaction control jet in hypersonic crossflow[J]. *Physics of Fluids*, 2018, 30(10): 106108.
doi: [10.1063/1.5048544](https://doi.org/10.1063/1.5048544)
- [14] DAI J, ZUO Q R. Numerical investigation on mixing enhancement of the cavity with pulsed jets under oblique shock wave interference[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2022, 123: 107454.
doi: [10.1016/j.ast.2022.107454](https://doi.org/10.1016/j.ast.2022.107454)
- [15] ZHAO M J, LI Q L, YE T H. Investigation of an optimal pulsed jet mixing and combustion in supersonic crossflow[J]. *Combustion and Flame*, 2021, 227: 186–201.
doi: [10.1016/j.combustflame.2021.01.005](https://doi.org/10.1016/j.combustflame.2021.01.005)
- [16] WILLIAMS N J, MOELLER T M, THOMPSON R J. Numerical simulations of high frequency transverse pulsed jet injection into a supersonic crossflow[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2020, 103: 105908.
doi: [10.1016/j.ast.2020.105908](https://doi.org/10.1016/j.ast.2020.105908)
- [17] HE Z, TIAN Y, LE J L, et al. Effects of pulsed injection on ignition delay and combustion performance in a hydrogen-fuel scramjet combustor[J]. *Acta Astronautica*, 2022, 193: 152–162.
doi: [10.1016/j.actaastro.2022.01.012](https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2022.01.012)
- [18] TIAN Y, GUO M M, RAN W, et al. Experimental investigation of effects of pulsed injection on flow structure and flame development in a kerosene-fueled scramjet with pilot hydrogen[J]. *Physics of Fluids*, 2022, 34(5): 055109.
doi: [10.1063/5.0094932](https://doi.org/10.1063/5.0094932)
- [19] BARZEGAR GERDROODBARY M, JAHANIAN O, MOKHTARI M. Influence of the angle of incident shock wave on mixing of transverse hydrogen micro-jets in supersonic crossflow[J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2015, 40(30): 9590–9601.
doi: [10.1016/j.ijhydene.2015.04.107](https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2015.04.107)
- [20] MENTER F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications[J]. *AIAA Journal*, 1994, 32(8): 1598–1605.
doi: [10.2514/3.12149](https://doi.org/10.2514/3.12149)
- [21] HUANG S Z, CHEN Q. Numerical evaluation of shock wave effects on turbulent mixing layers in a scramjet combustor[J]. *Case Studies in Thermal Engineering*, 2021, 25: 100893.
doi: [10.1016/j.csite.2021.100893](https://doi.org/10.1016/j.csite.2021.100893)
- [22] HUANG W, WANG Z G, WU J P, et al. Numerical prediction on the interaction between the incident shock wave and the transverse slot injection in supersonic flows[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2013, 28(1): 91–99.
doi: [10.1016/j.ast.2012.10.007](https://doi.org/10.1016/j.ast.2012.10.007)
- [23] BARZEGAR GERDROODBARY M, GANJI D D, AMINI Y. Numerical study of shock wave interaction on transverse jets through multiport injector arrays in supersonic crossflow[J]. *Acta Astronautica*, 2015, 115: 422–433.
doi: [10.1016/j.actaastro.2015.06.002](https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2015.06.002)
- [24] DU Z B, SHEN C B, HUANG W, et al. Mixing augmentation induced by the combination of the oblique shock wave and secondary recirculation jet in a supersonic crossflow[J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2022, 47(11): 7458–7477.
doi: [10.1016/j.ijhydene.2021.12.069](https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2021.12.069)
- [25] LI Z X, DINH MANH T, BARZEGAR GERDROODBARY M, et al. The influence of the wedge shock generator on the vortex structure within the trapezoidal cavity at supersonic flow[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2020, 98: 105695.
doi: [10.1016/j.ast.2020.105695](https://doi.org/10.1016/j.ast.2020.105695)
- [26] HUANG W, LIU W D, LI S B, et al. Influences of the turbulence model and the slot width on the transverse slot injection flow field in supersonic flows[J]. *Acta Astronautica*, 2012, 73: 1–9.
doi: [10.1016/j.actaastro.2011.12.003](https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2011.12.003)
- [27] ZHA Z M, YE Z Y, HONG Z, et al. Effects of unsteady oblique shock wave on mixing efficiency of two-dimensional supersonic mixing layer[J]. *Acta Astronautica*, 2021, 178: 60–71.
doi: [10.1016/j.actaastro.2020.07.028](https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2020.07.028)

作者简介:



刘国雄(1999—),男,四川宜宾人,硕士研究生。研究方向:超燃冲压发动机技术。

E-mail: 877340303@qq.com

(编辑:秦虹)