

超燃燃烧室内射流参数对火焰稳定位置的影响研究

李东霞, 顾洪斌, 李祯

中国科学院力学研究所高温气体动力学国家重点实验室, 北京市海淀区 100190

摘要: 超燃冲压发动机内的燃烧火焰稳定位置对发动机的释热分布具有重要意义。本文对燃烧室直连实验进行了流场数值模拟, 验证了数值模拟结果的可靠性。在相同来流条件和相同当量比条件下, 对横向射流喷孔的不同射流参数对火焰稳定位置的影响进行了数值研究。计算结果表明, 喷孔数量影响发动机燃烧室火焰位置和释热过程, 并且在高当量比工况和低当量比工况下影响相反。燃料喷孔直径的变化对燃烧释热和火焰稳定位置影响不大。计算结果还表明, 相同数量燃料喷嘴条件下, 燃烧室喷孔排布距离过小不利于快速完成燃烧和释热。

关键词: 超声速燃烧 火焰稳定位置 喷嘴 排布

1 引言

超燃冲压发动机由于其高马赫数飞行条件下具有高的比冲性能^[1], 成为吸气式高超声速飞行器动力的首选, 受到各国广泛的关注^{[2][3]}。与传统的冲压发动机相比, 由于在燃烧室中进行的是超声速燃烧, 超声速气流在超燃冲压发动机燃烧室内停留时间约为10-3s, 在这极短的时间内完成燃料喷射、燃料和来流混合、燃烧等过程, 最终产生飞行器推力, 是非常困难的。因此会在燃烧室内设置火焰稳定器, 譬如物理斜坡(ramp)、支板(strut)、后向台阶(backward-facing step)及凹腔(cavity)等^{[4][5][6][7]}, 用于在燃烧室内建立低速回流区, 增加燃料与空气在回流区内的驻留时间, 增强两者间的掺混效果。其中, 凹腔能在较低的总压损失代价下获得较好的稳焰效果, 因此被广泛采用。超燃发动机中, 横向射流是一种简单有效的燃料喷注方案^[8], 射流上游的弓形激波以及射流附近的回流区利于燃料与来流的掺混, 该种喷注方案常被用在带凹腔的燃烧室内, 射流与凹腔的相互作用会对燃料混合及燃烧稳定特性产生重要影响, 国内外学者进行了大量的研究^{[9][10]}。

超燃冲压发动机中的释热分布和燃烧效率是燃烧室研究的极为重要的方面, 而火焰的稳定位置也就意味着发动机的主要释热位置。燃烧室及燃料喷孔尺寸的改变所引起的变化会影响燃料的混合与燃烧^{[9][11]}, 周驯黄^[11]计算研究发现, 在同一射流/来流动压比下, 喷孔直径与燃料穿透深度成正比, 但是与燃料的混合效率成反比。赵延辉^[9]的研究表明, 在同一射流/来流动压比下, 随着喷孔直径的增大, 射流与凹腔之间的相互作用会变强, 凹腔内部的流体被CVP卷吸到羽流内部。以上团队的工作^{[9][11]}均是基于射流/来流动压比一致的前提, 研究增大喷孔直径带来的效应, 但此时燃料的当量比也会随之增大。本文研究是在燃料当量比相同的条件下进行的, 并依据来流/射流动量比相似原则设计, 通过确保 $P_{jet}A_{jet}$ 不变保证当量比一致。

本文针对横向射流喷注方案和单凹腔稳焰相组合的燃烧室, 在相同来流条件和相同当量比条件下, 对横向射流喷孔的不同几何排布及其尺寸对火焰位置和燃烧的影响进行了数值研究, 以期从超燃冲压发动机的设计角度给出一些结论。

2 计算模型和数值计算验证

本文的计算几何模型是一个单凹腔单边扩张的燃烧室试验模型, 该模型在中国科学院力学研究所高温气体动力学国家重点实验室的变马赫数直联式超燃试验台开展了试验研究。如图1所示。该模

型包括等截面隔离段、带凹腔燃烧室以及 2° 单边扩张段构成；模型内流道为矩形截面，宽度不变为80mm，入口截面高40mm；试验采用乙烯垂直壁面的喷注方式，喷注点在凹腔前缘上游60.5mm处。

在模型上壁面装有高频和低频压力传感器对试验过程中的燃烧室压力进行测量。实验中在乙烯喷注点位置安装乙烯喷块，乙烯喷块上布置3个直径1.7mm的孔，孔间距为17.5mm，喷孔以中心线为轴对称排布在乙烯喷块上。

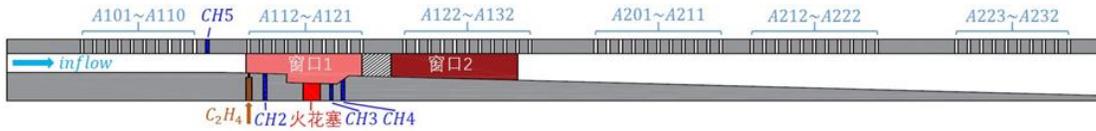


图1 实验模型示意图

为了验证后面计算结果的有效性，对以上试验模型的超燃燃烧试验工况进行了数值模拟验证，由于流动的对称性，计算域取整个流场的一半。试验工况参数见表1，分别对应剪切层稳焰和射流尾迹稳焰两个典型稳焰模式。

表1 燃烧实验工况参数

编号	喷块类型	来流马赫数	来流总压/MPa	来流总温/K	当量比
Case1	$\phi 1.7 \times 3$	2.4	1.06	1265	0.099
Case2	$\phi 1.7 \times 3$	2.4	1.06	1265	0.40

图2~3是燃烧室流场沿程压力分布的实验结果和数值模拟结果比较，其中参考压力取燃烧室进口静压。

图2工况是典型的剪切层稳焰模式，此状态下无量纲沿程压力在凹腔附近开始抬升，大部分位置的无量纲压力值介于1和1.5之间，并且无量纲压力在凹腔下游的下降趋势变缓，至出口约为0.8。图3是典型的射流尾迹稳焰模式，实验结果中的无量纲沿程压力在凹腔及其下游有明显上升，最大无量纲压力达到4.5，流场整体无量纲压力大于1。

由图2~3的实验结果和数值模拟结果的对比可以看出，不同工况下燃烧室沿程无量纲压力分布的计算结果和实验结果均符合的较好，数值模拟结果能够准确的反映流场燃烧状态，可以采用计算的燃烧室各参数分布判断燃烧状态和火焰稳定位置。本文以下工作在此基础上开展。

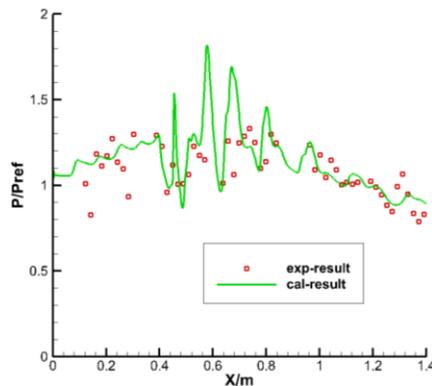


图2 工况1条件下燃烧室沿程压力分布的计算结果和实验结果比较

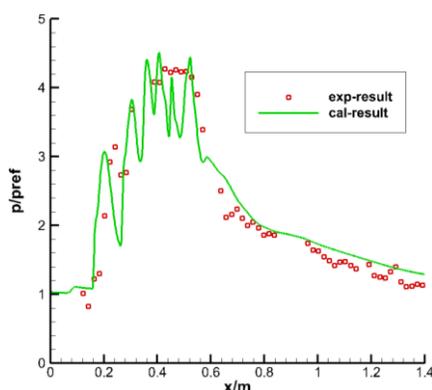


图3 工况2条件下燃烧室沿程压力分布的计算结果和实验结果比较

3 射流参数对火焰稳定位置的影响

在同一几何构型和来流条件下，燃烧室在同一当量比下可以有不同的燃料射流方案，不同的燃料射流方案导致燃料注入燃烧室的初始流动参数和分布的不同，从而会对燃烧室内的火焰分布产生影响。本文研究了燃料喷孔数量、喷孔直径和喷孔距离三个射流参数对火焰稳定位置的影响。

本文的研究中，燃料当量比依据来流/射流动量比相似原则设计，来流/射流动量比见下式。因此对不同喷嘴尺寸排布算例进行计算时，通过确保 $P_{jet}A_{jet}$ 不变保证当量比一致。

$$\frac{(\dot{m}v)_{jet}}{(\dot{m}v)_{flow}} = \frac{\gamma_{jet}Ma_{jet}^2P_{jet}A_{jet}}{\gamma_{flow}Ma_{flow}^2P_{flow}A_{flow}}$$

3.1 射流喷孔数量对火焰稳定位置的影响

针对当量比0.099和0.4典型工况，对每一工况进行了不同喷孔数量对火焰稳定位置的影响的研究。在乙烯燃料喷注点分别布置喷孔数量为3，4，5，6，7的多喷孔，多喷孔排布示意图如图4（以6个喷孔为例），各喷孔均布在50mm宽的宽度上，最外喷孔距侧壁距离为15mm。喷孔直径为1.7mm。

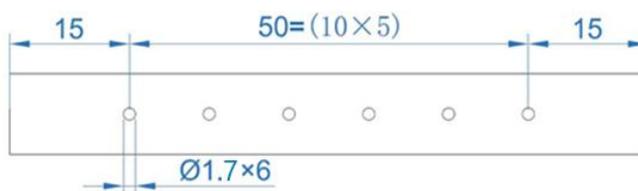


图4喷孔排布示意图

图5是当量比0.099工况下，不同数量喷孔的燃烧室压力沿程分布计算结果，各工况均表现为典型的剪切层稳焰结构。在 $x=0.39m\sim 0.525m$ 的凹腔范围内，各工况燃烧状态和火焰稳定位置差别不大，但是在凹腔下游流动中，多喷孔工况相对于少喷孔工况，其燃烧相对更迅速，局部压力峰值相对更高。这是因为多喷孔工况下燃料的射流高度更低，当前当量比下，燃料流量较小，燃料集中在壁面附近就能迅速扩散和燃烧完毕，而少喷孔工况下燃料的射流高度较高，扩散速度稍慢，燃烧完成的时间就稍慢，体现在压力沿程分布上，就是在凹腔下游少喷孔工况的压力峰值低并且峰值位置相对多喷孔工况滞后。

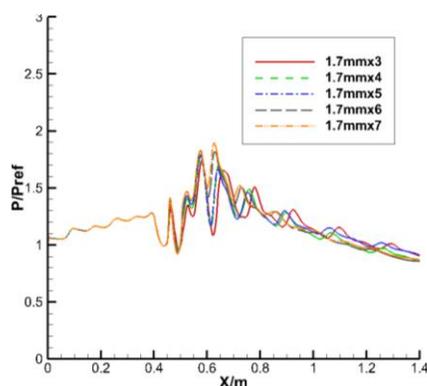


图5 当量比0.099条件下不同数量喷孔的燃烧室沿程压力分布比较

图6是当量比0.4工况下，不同数量喷孔的燃烧室压力沿程分布计算结果，各工况均表现为典型的射流尾迹稳焰模式。燃烧主要发生在凹腔及凹腔上游燃料喷孔附近，由于燃烧剧烈，燃烧室出现了明显的压力前传现象，但是不同数量喷孔的燃烧室在压力分布峰值和压力前传程度上是有差异的，并且呈现出规律性。从计算结果来看，喷孔数量少的燃烧室，其压力分布峰值更高，燃烧释热更剧烈，压力前锋在燃烧室中的分布更靠近隔离段入口，这个分布规律和图8中当量比0.099工况的结果相反。导致这个结果的原因是，当前当量比较高，燃料迅速充分燃烧需要更多的氧气，而喷孔数量较少工况的燃料射流深度大，燃料能够和燃烧室中心流空气进行更快速充分的掺混。喷孔数量较多工况的燃料射流深度小，虽然射流过程的时间能够相对稍小，燃料在流场垂直方向分布也更均匀，但是燃料分布更靠近壁面，壁面附近空气流量不足以使燃料迅速完全燃烧，燃烧强度相对低。

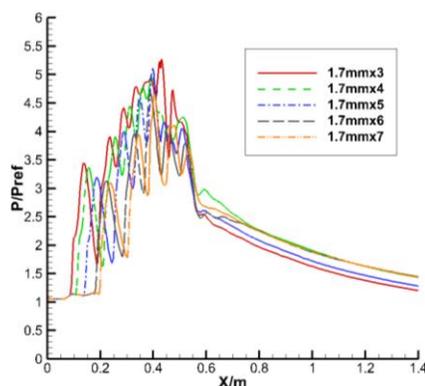


图6 当量比0.4条件下不同数量喷孔的燃烧室沿程压力分布比较

总体来讲，无论是图5的低当量比工况还是图6的高当量比工况，在相同来流和当量比条件下，超燃燃烧室燃料喷孔数量对燃烧状态和火焰稳定位置均有影响，在超燃燃烧室设计中，燃料喷孔数量的选择是一个需要设计的参数，尤其是在高当量比工况，这个参数既关系到燃料能量的充分释放，又关系到冲压发动机工作过程中燃烧室压力过高导致进气道的不启动问题。燃料沿流向燃烧完全后（图中 $x > 0.8m$ ），喷孔数量对燃烧室沿程压力的影响就很小了，换句话说，喷孔数量对发动机燃烧室的影响主要集中在火焰位置和释热过程。

3.2 射流喷孔尺寸对火焰稳定位置的影响

为了研究喷孔直径对燃烧稳焰模式的影响，针对前文中的燃烧室，在同样的喷注位置上，布置了6个不同喷孔直径的乙烯喷孔，对不同喷孔直径的燃烧流场进行了计算。喷孔直径分别为0.7mm, 1.0mm, 1.2mm, 1.5mm, 1.7mm, 2.0mm，喷孔排布参考图4。

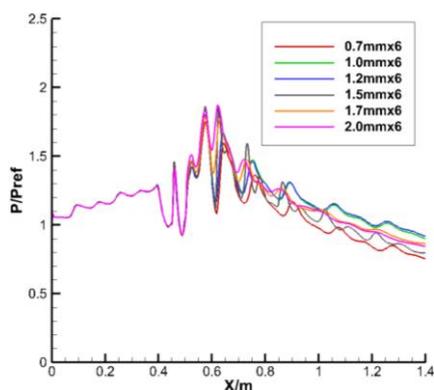


图7 当量比0.099条件下不同喷孔喷注尺寸燃烧室沿程压力分布的结果比较

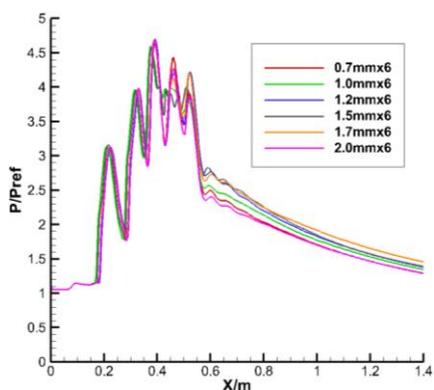


图8 当量比0.4条件下不同喷孔喷注尺寸燃烧室沿程压力分布的结果比较

在本文的研究条件下，当量比分别为0.099、0.40工况的数值模拟结果显示，在喷注单元直径由0.7mm变化到2.0mm的范围内，各个当量比工况的燃烧室稳焰模式没有发生变化，火焰稳定位置也基本固定。从目前结果看，燃烧室的稳焰模式与喷孔尺寸没有相关性，喷孔尺寸对燃烧火焰的稳定位置影响不大。

3.3 射流喷孔距离对火焰位置的影响

为了考察喷孔排布距离对火焰位置的影响，将五个直径1.7mm的喷孔按照孔距分别为8.75mm，12.5mm和16.5mm均匀排布在燃料喷注位置。喷孔排布参考图9。

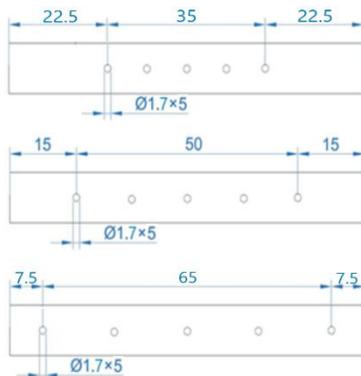


图9不同排布距离喷孔示意图

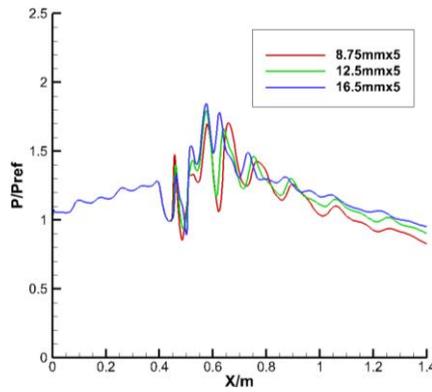


图10当量比0.099条件下不同喷孔距离燃烧室沿程压力分布的结果比较

图10是当量比0.099条件下，喷孔距离不同时燃烧室沿程压力分布的结果比较。可以看出，在 $x=0.39\text{m}\sim 0.525\text{m}$ 的凹腔范围内，不同喷孔距离对燃烧室沿程压力的影响基本一致，差别主要出现在凹腔后的流动中，此时喷孔排布距离越小，燃烧室压力越小，喷孔排布距离和燃烧室压力分布值呈现正相关关系。总体来说，在当前低当量比工况下，燃烧为剪切层稳焰模式，不同燃料喷孔排布距离对燃烧的影响有限。

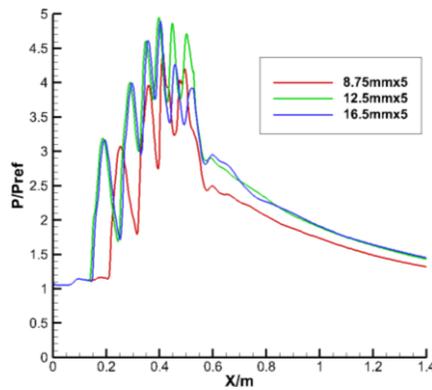


图11当量比0.4条件下不同喷孔距离燃烧室沿程压力分布的结果比较

图11是当量比为0.4，燃烧室射流尾迹稳焰模式下，喷孔距离不同时燃烧室沿程压力分布的结果比较。从计算结果来看，当前的稳焰模式下，燃料喷孔距离对燃烧稳定位置的影响比较明显。燃料的喷孔距离为8.75mm的工况，其燃烧室压力值一直处于比喷孔距离为12.5mm和16.5mm的工况的压力值低状态，并且其压力前锋位置更为靠近流动下游。喷孔排布距离增大使燃烧室的化学反应在流动方向上更为集中和充分。造成这一现象的原因是喷孔距离过小导致燃料的区域集中，与空气的掺混速度慢，使得燃料不能迅速燃烧，而喷孔距离的增大使得燃料在流场中与空气的掺混更为迅速充分，有利于燃烧的快速进行。

喷孔距离为12.5mm和16.5mm的两个工况从燃烧位置来看相差无几，说明在一定的发动机工作工况下，虽然喷孔距离的增大有利于燃烧的充分进行，但是达到一定距离后，喷孔距离的进一步增加并不能使燃烧进一步增强。在当前燃烧室几何下，喷孔距离16.5mm工况会导致近壁喷孔距侧壁过近，燃烧过于靠近燃烧室侧壁，可能会造成发动机热防护方面的压力。因此实际设计燃料喷孔排布距离时，既要保证燃料的快速充分燃烧，又不能无效的增大距离，导致发动机尺寸的浪费及热防护的额外压力。

4 结论

本文针对单凹腔单边扩张的燃烧室试验模型, 对其在典型当量比工况的燃烧实验测量结果进行了数值验证, 二者结果符合较好。在此基础上, 对该模型进行了燃料射流喷孔数量和间距对燃烧特性影响的数值研究, 结果表明, 在相同来流和当量比条件下:

1、喷孔数量影响发动机燃烧室火焰位置和释热过程, 并且在当量比不同工况下这种影响也是不同的。高当量比工况下, 燃料喷孔数量少的燃烧室, 其压力分布峰值更高, 燃烧释热更剧烈, 压力前锋在燃烧室中的分布更靠近隔离段上游, 表明燃烧分离区更大并向上游扩展; 低当量比工况下, 燃料喷孔数量多的燃烧室相对于燃料喷孔数量少的燃烧室, 其火焰位置分布规律与高当量比工况相反。在超燃燃烧室设计中, 燃料喷孔数量的选择是一个需要综合设计的参数, 尤其是在高当量比工况, 这个参数既要保证燃料能量的充分释放, 又要保证冲压发动机工作过程中不因燃烧室压力过高导致进气道的不启动。

2、当前研究条件下, 凹腔结构的燃烧室其燃烧释热分布和火焰稳定位置受燃料喷孔直径的变化影响不大。

3、燃烧室喷孔排布距离对火焰稳定位置有影响。喷孔排布距离过小不利于快速完成燃料掺混和燃烧释热, 此时压力前锋和释热位置相对更靠下游; 喷孔距离增加可以使增大燃料掺混速度进而促进燃烧快速进行, 但是排布距离增加到一定值后, 其进一步增加并不能使燃烧进一步增强和火焰稳定位置变化。实际设计燃料喷孔排布距离时, 既要保证燃料的快速充分燃烧, 又不能无效的增大距离, 导致发动机尺寸的浪费及热防护的额外压力。

参考文献

- [1] Murthy S. N. B, Curran E. T. High-Speed Flight Propulsion Systems [M]. Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1991.
- [2] Seleznev R. K. History of Scramjet Propulsion Development [C]. Journal of Physics: Conf. Series, 2018, 1009: 012-028.
- [3] 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[J]. 科技中国, 2019, 2: 5-8.
- [4] Stouffer S. D, Baker N. R, Capriotti D. P, et al. Effects of Compression and Expansion Ramp Fuel Injector Configurations on Scramjet Combustion and Heat Transfer [C]. 31st Aerospace Sciences Meeting, AIAA 93-0609, 1993.
- [5] Tam C. J, Hsu K. Y, Gruber M. R, et al. Fuel/Air Mixing Characteristics of Strut Injections for Scramjet Combustor Applications [C]. 26th AIAA Applied Aerodynamics Conference, AIAA 2008-6925, 2008.
- [6] Huang W, Jin L, Yan L, et al. Influence of Jet-to-crossflow Pressure Ratio on Nonreacting and Reacting Processes in a Scramjet Combustor with Backward-facing Steps [J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2014, 39(36): 21242-21250.
- [7] Lakka S, Randive P, Pandey K. M. Implication of Geometrical Configuration of Cavity on Combustion Performance in a Strut-based Scramjet Combustor [J]. Acta Astronautica, 2021, 178: 793-804.
- [8] Joseph A. S, Frederick S. B. Penetration of Gaseous Jets Injected into a Supersonic Stream [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1966, 3(11): 1658-1665.
- [9] 赵延辉. 超燃冲压发动机气态燃料射流混合机理研究[D]. 国防科技大学, 2016.
- [10] Micka D. J, Driscoll J. F. Combustion Characteristics of a Dual-mode Scramjet Combustor with Cavity Flameholder [J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2009, 32(2): 2397-2404.
- [11] 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.