

# 超燃冲压发动机加速过程中燃烧不稳定性研究

孟宇\*, 顾洪斌<sup>+</sup>, 岳连捷, 张新宇

\* (中国科学院大学工程科学学院, 北京, 100049) <sup>+</sup> (中国科学院力学研究所, 北京, 100190)

**摘要:** 本研究在直连式超燃冲压发动机实验台实现了超燃冲压发动机动态连续加速, 进行了等当量比和连续递减当量比试验。实验模拟了高超声速飞行器高空加速过程, 飞行马赫数 Ma 5 加速至 Ma 6, 燃烧室马赫数 2.4 至 2.9。在均匀加速过程中, 第一凹腔出现了压力压比的非均匀变化, 而第二凹腔压力压比变化均匀。压力是燃烧释热状态的体现。在加速过程中保证当量比不变的同时, 燃烧组织会发生不均匀的变化。火焰在低马赫数时主要表现为稳定的剪切层火焰和射流稳焰共存。随着来流马赫数提高, 火焰逐渐在射流稳焰和剪切层稳焰切换, 是一种不稳定的火焰结构。火焰的不稳定切换, 导致了燃烧室压力压比的不稳定。得到了超燃冲压发动机在实际飞行加速过程中的不稳定特性, 以及这一不稳定主要由火焰结构转换导致的结论。

**关键词:** 超燃冲压发动机, 不稳定性, 加速过程, 直连台, 实验研究

## 引言

高超声速喷气发动机(如超燃冲压发动机)具有比冲高、载荷比高的特点, 在高超声速飞行和空间运输等领域具有广阔的应用前景。双模超燃冲压发动机工作在不同的模式, 以实现高效率。根据 Billig 定义, 可以从预燃激波列中确定模式。在亚燃模式隔离段内存在正激波串;在过渡模式下, 可以看到斜激波串;在超燃模式下, 看不到激波串<sup>[1]</sup>。然而, 这种分类对于凹腔结构的超燃冲压发动机燃烧室并不总是可行的, 因为很难获得完整的隔离段激波串结构。在这种情况下, 采用质量平均一维马赫数分布方法来识别模式更为方便和准确<sup>[2]</sup>。

双模超音速燃烧室的影响因素<sup>[3-6]</sup>和控制方法<sup>[7]</sup>已经有所研究。通过改变进气条件、燃料方案和燃烧室设计, 实现了亚燃和超燃模式之间的转换。Sullins 通过改变燃烧室入口总温  $T = 1511-1705\text{ K}$  实现了模式转换。随着模拟加速过程的进行, 燃烧室压力上升小于分离压力, 消除了预燃激波串。这一过程似乎非常不稳定, 燃料流量的微小变化可以显著影响激波串的运动<sup>[7]</sup>。Micka 和 Driscoll<sup>[8]</sup>指出, 对于不同的来流温度, 基于凹腔的燃烧室有两个不同的燃烧稳定位置。一种通过在凹腔剪切层中释放热量固定在凹腔前缘, 另一种通过射流尾流中喷射射流下游一小段稳定。袁越明研究了温度和当量比对火焰稳定模式的影响, 结果表明, 燃烧室工作在亚燃模式时, 凹腔剪切层稳定火焰, 燃烧室工作在超燃模式时发生射流尾迹<sup>[9]</sup>。黄<sup>[10]</sup>分析了双模超燃冲压发动机中各种类型的火焰结构。凹腔燃烧室具有阻力小、总压损失小等优点, 广泛应用于双模燃烧室的火焰稳定。然而, 凹腔受燃烧室结构、射流结构等的限制<sup>[10-12]</sup>。蔡骏<sup>[13]</sup>等人研究了腔体几何形状对混合、火焰稳定性和点火性能的影响。Fotia 从理论上分析了直连冲压发动机-超燃冲压发动机实验, 指出了三种结构: 设备损失受限区、负熵产生区和正常冲击压缩受限区。这些不稳定性可能对使用发动机循环造成控制方面的风险<sup>[14]</sup>。

鲍文等<sup>[15, 16]</sup>对进口流马赫数连续变化的亚燃和超燃冲压发动机过渡段压力进行了数值和直连实验分析。Kouchi 和 Mitani<sup>[17]</sup>通过改变固定来流马赫数条件下的燃料当量比, 进行了数值和实验得到了不同的模式, 发现模式转变是由火焰稳定模式和火焰传播模式的变化引起的。

对于模式转换的地面试验, 大多只改变当量比和其他个别参数来实现<sup>[18]</sup>。近年来, 控制双模超燃冲压发动机的模式转变以提高效率已成为一个重要问题。而精确的模式转换需要飞行实验。自 2006 年以来, 美国高超声速国际飞行研究实验项目主要通过飞行试验、地面实验和计算流体动力学研究碳氢燃料的模式转换。在飞行实验中, 观察到点火、双模工作和从亚燃到超燃冲压模的稳定过渡<sup>[19, 20]</sup>。

模式转变取决于进气道流量、热释放、燃烧室结构等, 以往的研究大多采用地面固定马赫数实验进行。本研究提供了一种可连续改变地面流动马赫数、温度和流量的实验技术。通过地面模拟真实飞行, 研究了火焰的稳定性及其模式转换过程。

## 1 实验设备和测量方法

本章实验在变马赫数超声速燃烧直连台进行, 图 1 给出了直连台系统简图和发动机模型简图。实验过程中, 通过连续改变进入加热器的氢气、氧气和空气的流量连续改变加热器出口气流总温总压。通过连续改变喷管喉道面积改变发动机来流马赫数。整个实验过程中总温、总压和马赫数连续变化, 模拟超燃冲压

发动机高空加速过程。

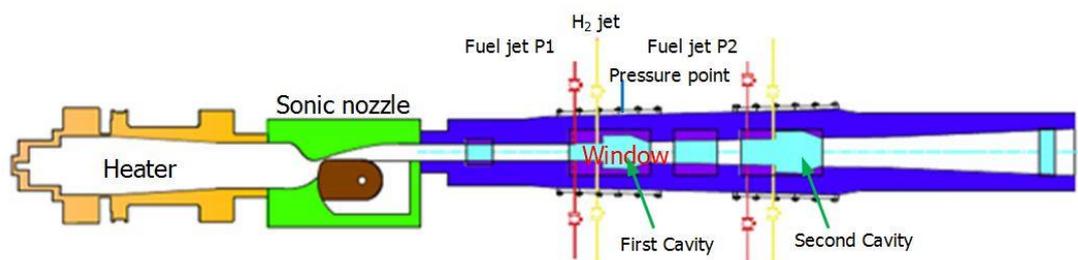


图 1 变马赫直连实验模型

本章实验中，发动机入口马赫数变化范围  $Ma_{2.4} \sim 2.9$ ，模拟搭载超燃冲压发动机的高超声速飞行器从  $Ma_5 \sim Ma_6$  的加速过程。实验状态总温总压和马赫数变化曲线如图 2 所示。

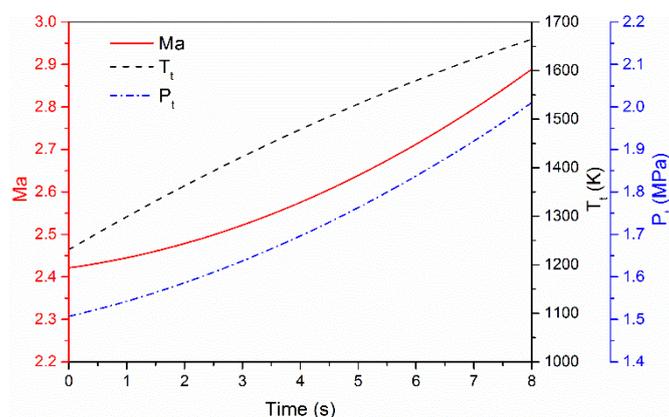


图 2 实验过程来流状态曲线

本章变马赫数实验总时间 40s，有效实验时间 8s。图 3 给出了变马赫数时序图。实验 0~14s 为加热器准备时间，在此时间内加热器上游阀门流量由起始趋于稳定，加热器点火，并逐渐稳定。14.5s~16s 时间内，发动机点火，此过程中，发动机内喷射氢气，同时发动机火花塞点火。此时，火花塞先将氢气点燃，然后点燃煤油，并形成稳定火焰。16s 后，氢引关闭，火焰为纯煤油燃烧，进入变马赫实验正式实验状态。16~24s 时间内，实现马赫数和总温总压的同时变化。实验状态如图 2 所示。

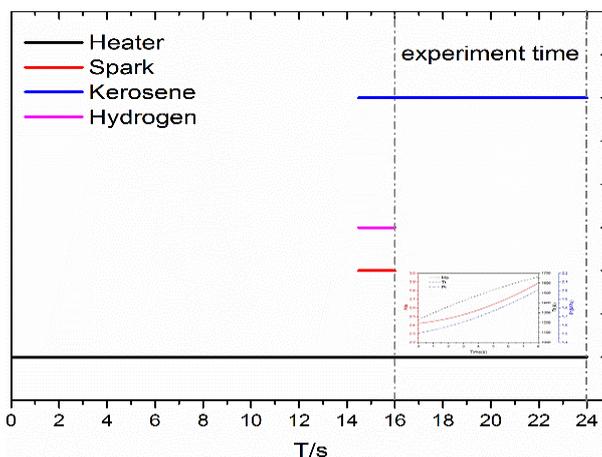


图 3 变马赫数实验时序图

为实验过程中部分点的实验状态。实验过程中，总压通过压力传感器实时测量。由于加热器内部压力和温度过高，布置热电偶不能解决密封问题，故总温通过进入加热器的气体流量，经过计算得到。马赫数通过喷管实时面积计算得到。

表 1 实验过程部分点状态明细

| Time (s) | Ma  | $T_t$ (K) | $P_t$ (MPa) | Flow (kg/s) |
|----------|-----|-----------|-------------|-------------|
| 0.0      | 2.4 | 1228      | 1.47        | 1.795       |
| 2.0      | 2.5 | 1363      | 1.57        | 1.683       |
| 4.0      | 2.6 | 1493      | 1.55        | 1.417       |
| 7.0      | 2.8 | 1591      | 1.66        | 1.249       |
| 8.0      | 2.9 | 1686      | 1.98        | 1.076       |

本章实验的发动机模型结构为上下对称结构，入口截面  $80 \times 40 \text{mm}$ ，扩张角  $2.8^\circ$ ，双级燃烧室，双级燃料注入。燃料注入点在燃烧室上游，如图 1 燃料注入点 P1 和 P3。燃料采用 RP3 常温煤油。

壁面压力采用 DTC Initium ESP-32HD 电子压力扫描模块测量，压力范围为 100psi。如图 4 所示，压力传感器位于 w1~w25 点。测量点上或下的数字为距离超燃冲压发动机进气道的距离，单位 mm。

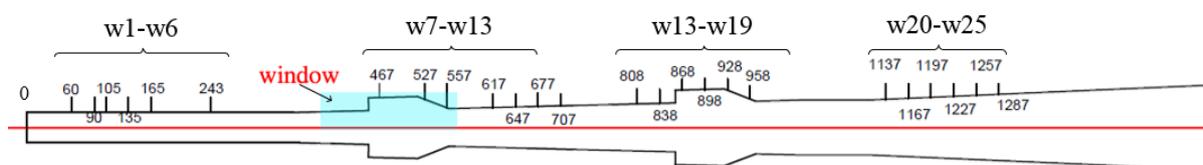


图 4 压力测点位置图

实验过程中在第一腔中进行  $\text{CH}^*$  观察测量，具体介绍在第二章有详细叙述。观察窗的布置如图 4 所示。实验中使用了一台 Phantom 公司的 V1612 高速摄像机。 $\text{CH}^*$  帧速率是 20000 fps 和曝光时间是 10us。

采用 OMEGA 1300 系列涡轮流量计对煤油流量进行了测量，测量精度为 1%。推力采用 OMEGA LC203-500 压力传感器测量。所有测量时间与实验时间同步。点火使用高能火花塞，单次释放能量约 12J，频率 10Hz。

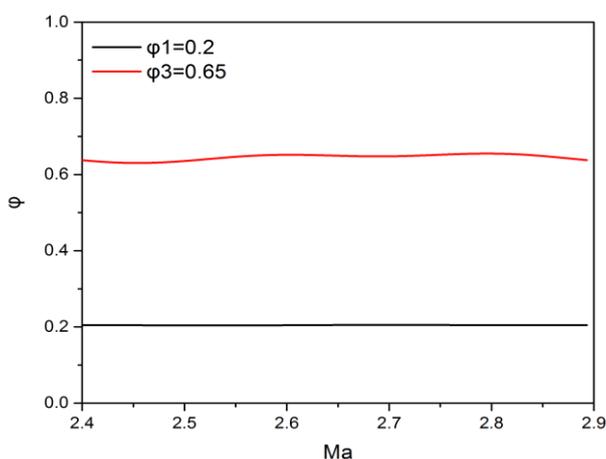


图 5 实验过程当量比实时曲线

本节分析了加速过程中，固定当量比实验。实验过程中，燃烧室入口持续加速，而当量比保持不变。如图 5 和表 2 所示，给出了实验过程实时的当量比曲线和实验来流参数。

表 2 实验状态参数

| Case | Ma        | $T_t$ (K) | $\phi_1$ | $\phi_3$ |
|------|-----------|-----------|----------|----------|
| A1   | 2.39–2.94 | 1230–1683 | 0.2      | 0.65     |

## 2 结果分析

### 2.1 发动机加速特性和典型火焰形态

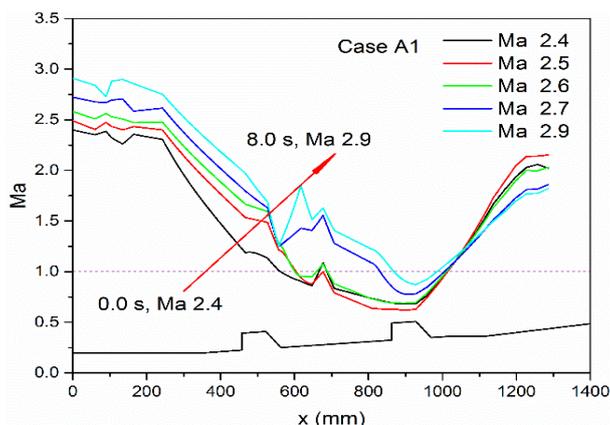


图 6 加速过程中沿程马赫数分布

从一维分析, 图 6, 可以清楚地看出, 第一腔位置的流场从声速线以下加速超过了声速, 第二凹腔位置流速始终处于亚声速状态。图 7 为压比沿程分布曲线, 压比随进口流马赫数的变化而变化。进口流马赫数沿红色箭头方向不断加速, 曲线密度表现出的是压比变化梯度。图中第一腔的曲线分布不均匀, 对应一维分析结果曲线(图 6), 说明在均匀加速过程中燃烧室的压力和马赫数非均匀变化。在第一腔和第二腔之间, 压比沿发动机方向分布不均匀, 激波串压缩气体, 降低气流速度, 在第二腔内形成亚燃。这是由于总燃烧热释放量与燃烧室结构之间的关系。在本设计中, 当总当量比超过 0.8, 燃烧效率达到 80% 时, 在第二腔内可形成热喉道, 从而导致上述现象。

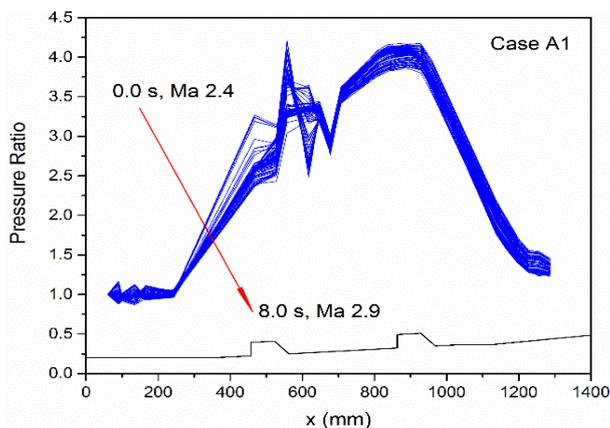


图 7 加速过程中压比分布曲线

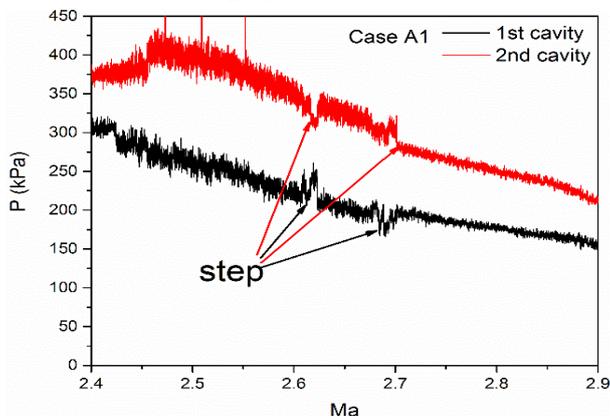


图 8 加速过程中凹腔位置压力变化

图 8 为两凹腔底部位置压力随进口流马赫数的变化情况。压力分布反映了燃料的热释放分布, 压力变

化反映了燃烧室燃烧反应释热变化情况。图中压力出现了两个不连续点，说明了在加速过程中燃烧的不稳定性。第一腔和第二腔的两次突变完全相对，表明虽然单级燃烧产生了不稳定性，然而，这两个腔对燃烧室有稳定作用。图 9 为推力的连续变化，表示的是发动机总的性能，推力的连续变化表明双喷射燃烧系统使推力稳定。

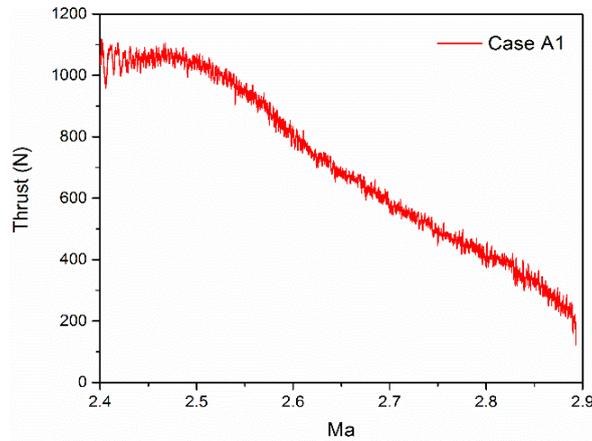


图 9 加速过程中发动机推力变化

为了阐明实验过程中压力变化与火焰之间的关系，图 10 为加速实验过程中第一个入口流马赫数空腔位置处的  $\text{CH}^*$  发光强度曲线。蓝色曲线是相机在第一腔记录的灰度图像的积分，可以表示瞬时火焰  $\text{CH}^*$  发光的相对强度。红色曲线是蓝色曲线的趋势线。在 Ma 2.5 和 2.7 之间有两个台阶，这与压力点突变的力矩一致。发光相对强度幅值表示释热相对强度幅值。平均发光强度波动较大，反映了火焰热释放的较大变化。过渡区火焰波动较大，表明在加速过程中燃烧的不稳定性。

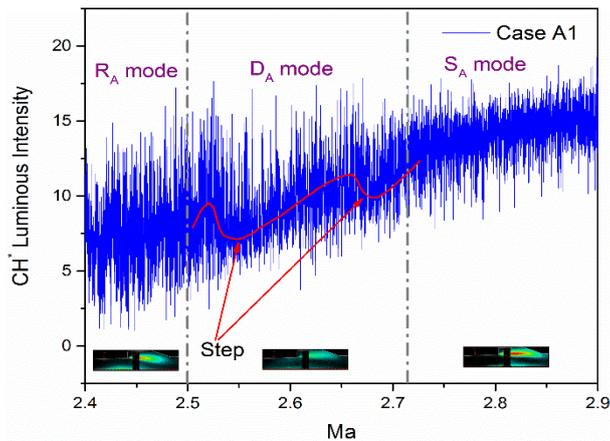


图 10 加速过程中  $\text{CH}^*$  发光强度变化

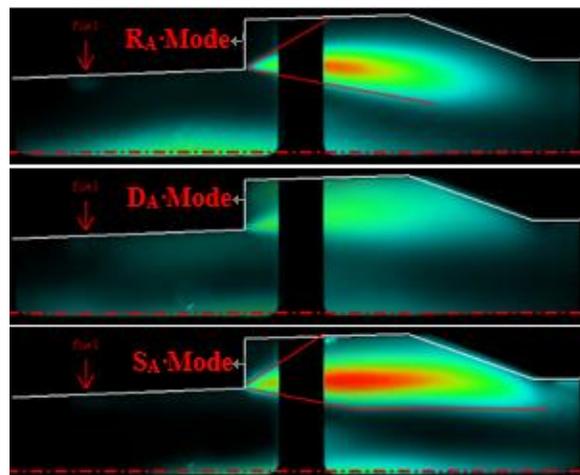


图 11 不同速度下平均火焰形态

图 10 分为三部分对火焰形态进行分析。 $R_A$ 、 $D_A$  和  $S_A$  分别对应于 Case A1 加速过程中的三种典型的火焰形态对应的速度区域。这三种模态对应三种平均火焰形态，如图 11 经过处理平均的  $CH^*$  灰度图像得到的伪彩图像。火焰在低马赫数时呈非对称“液滴”形态，经过一段时间的不稳定燃烧之后，逐渐向凹腔内收缩，火焰核心后移。主燃区火焰由凹腔前缘开始扩展，形成以凹腔前缘为顶点的扩展角。随马赫数增大，火焰形态度过不稳定性之后，火焰扩展角逐渐变小。值得注意的是，火焰的上锋面并没有明显角度变化，其与凹腔前缘及凹腔底部形成了一个非燃烧区，且该区域面积保持稳定，仅有略微缩小。而火焰下锋面才是火焰形态变化的主要区域。主要表现为由单线自由扩展状态，逐渐转化为受凹腔形状影响的两转折点折线形态。且第一转折点逐渐变小、上移，最后发展为与凹腔相似的单转折点状态。

### 2.2 加速过程中的非定常现象

图 12 为不同燃烧模态下的典型瞬时火焰形态。 $R_A$  是一种典型的低马赫数稳定火焰形式。 $S_A$  是典型的高马赫数稳定火焰形式。 $D_A$  模式是一种过渡状态，包含多种  $D_A$  模式火焰形式  $D_{A1}$ 、 $D_{A2}$ 、 $D_{A3}$ 、 $D_{A4}$ ，如图 12 所示。可以看到，在不稳定的火焰形态中，凹腔剪切层火焰、射流火焰和两种稳焰模式可以共存或独立出现。

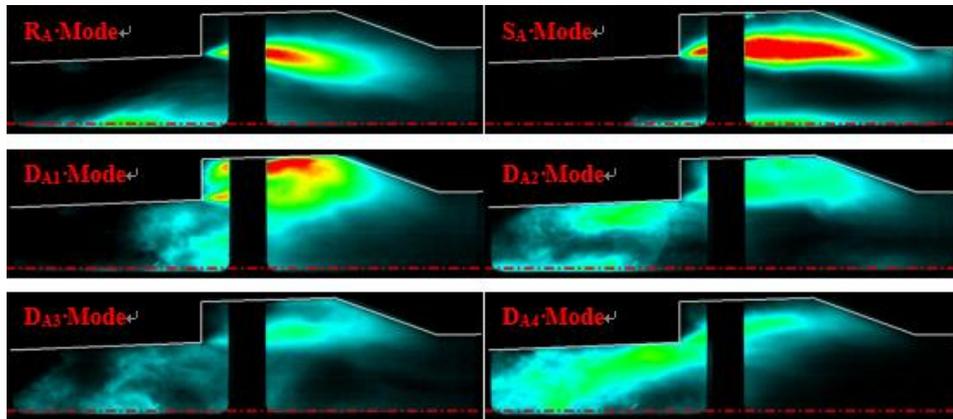


图 12 不同稳焰模式下的典型火焰形态

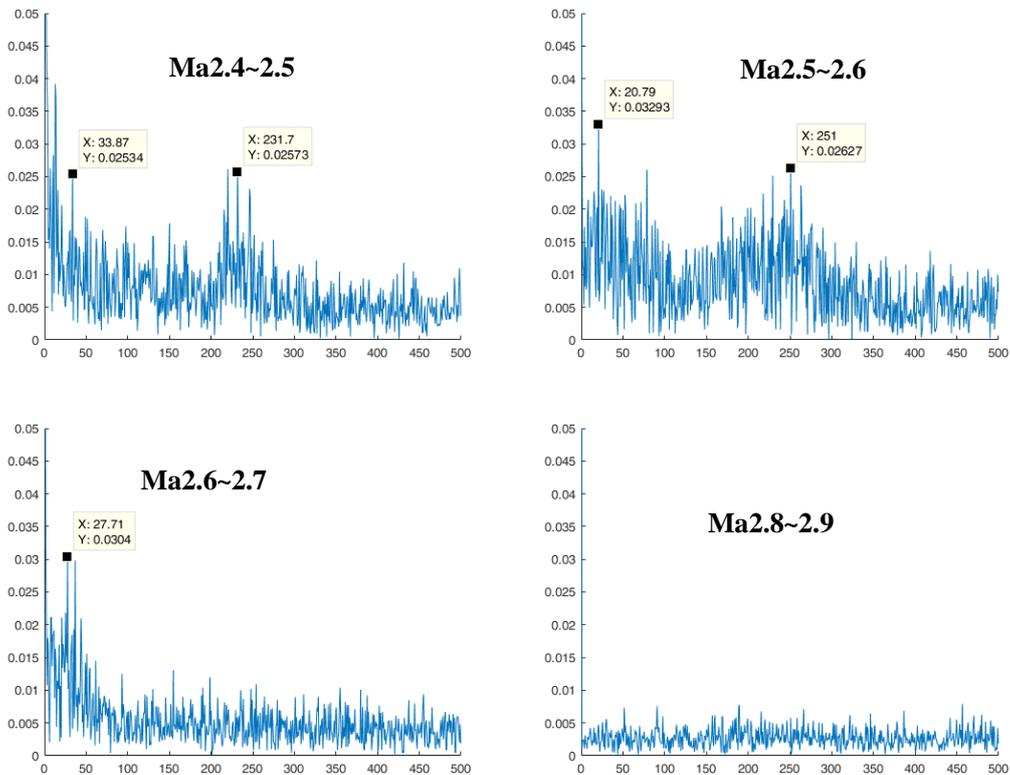


图 13 加速过程中火焰的振荡特性

在火焰非稳定状态下,其强度振荡会出现某些特定的频率。图 13 给出了火焰强度的频谱分析结果。每幅图分析了 1.3s,即一个马赫数的变化过程。可以看出,在较低马赫数,  $Ma_{2.4}$  至  $Ma_{2.6}$ ,变化过程中火焰出现了 20 至 33Hz,以及 220 至 251Hz 两个主频区。而在马赫数逐渐升高之后,高频区振荡先消失,只存在低频振荡。当马赫数进一步升高,超过 2.8 之后低频振荡也逐渐消失,呈现无主频振荡的燃烧状态。这与火焰形态的转化有关。在低马赫数时,火焰在射流稳焰和剪切层稳焰均有较强燃烧,而且会发生相互交换的情况,导致火焰的不稳定。而在马赫数升高之后,射流稳焰区趋于消失,凹腔剪切层稳焰区达到固定当量比稳定状态,从而使主燃区燃烧不稳定减弱,达到燃烧相对稳定的状态。在高速气流中,凹腔剪切层稳焰可以达到更为稳定的释热。

### 3 结 论

本研究首次在超燃冲压发动机燃烧室中实现了超燃冲压发动机动态连续加速,进行了等当量比和连续递减当量比试验。实验模拟了高超声速飞行器高空加速过程,飞行马赫数  $Ma$  5 加速至  $Ma$  6,燃烧室马赫数 2.4 至 2.9。采用 RP3 液态常温煤油,成功实现了点火和稳定燃烧。

实验共进行了两组燃烧组织方案,分别是固定当量比实验和连续降低当量比实验。在均匀加速过程中,第一凹腔出现了压力压比的非均匀变化,而第二凹腔压力压比变化均匀。压力是燃烧释热状态的体现。在加速过程中保证当量比不变的同时,燃烧组织会发生不均匀的变化。虽然两个凹腔位置都出现了不同情况的不可导点,而扰动的方向却是相反。从而导致的结果是总的发动机性能连续,从推力的均匀变化即可看出。实验对第一凹腔位置的火焰  $CH^*$  发光进行了观测,通过图像灰度图分析了燃烧火焰形态。发现火焰在低马赫数时主要表现为稳定的剪切层火焰和射流稳焰共存。随着来流马赫数提高,火焰逐渐在射流稳焰和剪切层稳焰切换,是一种不稳定的火焰结构。火焰的不稳定切换,导致了燃烧室压力压比的不稳定。

### 参考文献

- [1] BILLIG F S, DUGGER G L. The interaction of shock waves and heat addition in the design of supersonic combustors [J]. Symposium (International) on Combustion, 1969, 12(1): 1125-1139. doi:[https://doi.org/10.1016/S0082-0784\(69\)80490-X](https://doi.org/10.1016/S0082-0784(69)80490-X)
- [2] TIAN L, CHEN L H, CHEN Q, et al. Quasi-One-Dimensional Multimodes Analysis for Dual-Mode Scramjet [J]. Journal of Propulsion and Power, 2014, 30(6): 1559-1567.
- [3] BAO W, YANG Q C, CHANG J T, et al. Dynamic Characteristics of Combustion Mode Transitions in a Strut-Based Scramjet Combustor Model [J]. Journal of Propulsion and Power, 2013, 29(5): 1244-1248.
- [4] YANG Q C, HU J C, CHANG J T, et al. Experimental study on combustion mode transition effects in a strut-based scramjet combustor [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part G-Journal of Aerospace Engineering, 2015, 229(4): 764-771.
- [5] GOYNE C P, MCDANIEL J C, KRAUSS R H, et al. Test gas vitiation effects in a dual-mode scramjet combustor [J]. Journal of Propulsion and Power, 2007, 23(3): 559-565.
- [6] ROCKWELL R D, GOYNE C P, HAW W, et al. Experimental Study of Test-Medium Vitiation Effects on Dual-Mode Scramjet Performance [J]. Journal of Propulsion and Power, 2011, 27(5): 1135-1142.
- [7] SULLINS G A. Demonstration of mode transition in a scramjet combustor [J]. Journal of Propulsion and Power, 1993, 9(4): 515-520. doi:10.2514/3.23653
- [8] 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. doi:10.1016/j.proci.2008.06.192
- [9] YUAN Y M, ZHANG T C, YAO W, et al. Characterization of flame stabilization modes in an ethylene-fueled supersonic combustor using time-resolved  $CH^*$  chemiluminescence [J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2017, 36(2): 2919-2925. doi:10.1016/j.proci.2016.07.040
- [10] HUANG W, DU Z B, YAN L, et al. Flame propagation and stabilization in dual-mode scramjet combustors: A survey [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2018, 101(13-30).
- [11] YANG Y, WANG Z, ZHANG Y, et al. Flame stabilization with a rear-wall-expansion cavity in a supersonic combustor [J]. Acta Astronautica, 2018, 152(752-756). doi:<https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2018.09.027>
- [12] GRUBER M R, BAURLE R A, MATHUR T, et al. Fundamental studies of cavity-based flameholder concepts for supersonic combustors [J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(1): 146-153.

- [13] CAI Z, SUN M, WANG Z, et al. Effect of cavity geometry on fuel transport and mixing processes in a scramjet combustor [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2018, 80(309-314). doi:10.1016/j.ast.2018.07.028
- [14] FOTIA M L. Mechanics of Combustion Mode Transition in a Direct-Connect Ramjet-Scramjet Experiment [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2015, 31(1): 69-78. doi:10.2514/1.B35171
- [15] ZHANG C, CHANG J, MA J, et al. Effect of Mach number and equivalence ratio on the pressure rising variation during combustion mode transition in a dual-mode combustor [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2018, 72(516-524). doi:10.1016/j.ast.2017.11.042
- [16] ZHANG C, CHANG J, ZHANG J, et al. Effect of continuous Mach number variation of incoming flow on ram-scam transition in a dual-mode combustor [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2018, 76(433-441). doi:10.1016/j.ast.2018.02.027
- [17] KOUCHI T, MASUYA G, MITANI T, et al. Mechanism and Control of Combustion-Mode Transition in a Scramjet Engine [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2012, 28(1): 106-112.
- [18] WANG Z P, LI F, GU H S, et al. Experimental study on the effect of combustor configuration on the performance of dual-mode combustor [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2015, 42(169-175).
- [19] YENTSCH R J, GAITONDE D V. Unsteady Three-Dimensional Mode Transition Phenomena in a Scramjet Flowpath [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2015, 31(1): 104-122.
- [20] JACKSON K R, GRUBER M R, BUCCELLATO S. Mach 6-8+Hydrocarbon-Fueled Scramjet Flight Experiment: The HIFiRE Flight 2 Project [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2015, 31(1): 36-53. doi:10.2514/1.B35350

## Study on Combustion Instability During Scramjet Acceleration<sup>1)</sup>

Meng Yu\*, Gu Hongbin<sup>+</sup>, Yue Lianjie, Zhang Xinyu

*\*(School of Engineering Science, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)*

*+(Institute of Mechanics CAS, Beijing 100190, China)*

**Abstract:** Experiments were performed in a direct-connect supersonic combustion test facility to simulate scramjet combustor acceleration in high altitude. The combustor inlet flow Mach number increased from 2.40 to 2.94, and the flowrate and total temperature simultaneously changed with Ma. The combustor has two cavities and fuel jets. The fuel used is room-temperature liquid kerosene RP3. Mode transition is seen to occur in the first cavity during acceleration, and pressure fluctuations occur in the transitions from both the ram mode to the transition mode and from the transition mode to the scram mode, indicating that the mode transition process is unstable. When the mode transition occurs upstream, the downstream ram mode has the effect of eliminating instability; therefore, the engine's overall thrust performance is stable. When the downstream is also in the transition mode, the thrust fluctuates, indicating that the mode transition is an unstable process.

**Key words:** Scramjet combustor; Mode transition, Liquid kerosene; Acceleration