

文章编号: 1000-8055(2023)12-2948-09

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220098

喷嘴式隔板与再生冷却肋片隔板对高频燃烧 不稳定抑制效果的数值对比

徐伯起, 郭康康, 任永杰, 仝毅恒, 聂万胜, 黄卫东
(航天工程大学 航空宇航科学与技术系, 北京 101407)

摘 要: 基于三维 URANS(unsteady reynolds-averaged Navier-Stokes)模型对全尺寸液氧/煤油火箭发动机高频燃烧不稳定开展了仿真计算。研究了 3 种隔板对高频切向燃烧不稳定的抑制效果,发现当隔板长度为 30 mm 时,喷嘴式隔板能有效抑制燃烧不稳定,而两种再生冷却肋片隔板未能完全抑制燃烧不稳定,增加隔板长度到 50 mm 后,燃烧趋于稳定。结果表明:较短隔板不能完全包络化学反应区域,推进剂纵向分布变化对燃烧不稳定的抑制作用相对较小;隔板增长后,能有效分割燃烧室头部化学反应区域,提升了燃烧稳定性裕度;喷嘴式隔板能抑制切向燃烧不稳定的机理在于隔板喷嘴壁面上存在一个大黏性、大剪切力的黏性影响区。研究结果可为液体火箭发动机隔板设计提供一定指导。

关 键 词: 火箭发动机; 高频燃烧不稳定; URANS 模型; 再生冷却肋片隔板; 喷嘴式隔板
中图分类号: V434+.13 **文献标志码:** A

Numerical comparative analysis of suppression effect of nozzlebaffle and regenerative cooling fin baffle on high-frequency unstable combustion

XU Boqi, GUO Kangkang, REN Yongjie, TONG Yiheng,
NIE Wansheng, HUANG Weidong

(Department of Aerospace Science and Technology,
Space Engineering University, Beijing 101407, China)

Abstract: Based on the 3D URANS (unsteady reynolds-averaged Navier-Stokes) model, the high-frequency combustion instability of a full-scale liquid oxygen/kerosene rocket engine was simulated. The suppression effects of three kinds of baffles on high frequency tangential combustion instability were studied. When the length of baffles was 30 mm, the nozzle baffle can effectively suppress the combustion instability, meanwhile regenerative cooling fin baffles cannot completely suppress the combustion instability. After increasing the length of baffles to 50 mm, the combustion became stable. The results showed that the short baffle cannot completely envelop the chemical reaction area, and the longitudinal distribution of propellant had relatively little inhibitory effect on the combustion instability. After the length of baffles was increased, it can effectively divide the chemical reaction area at the head of the combustion chamber, which improved the combustion stability margin. The mechanism for the nozzle baffle to suppress the tangential combustion instability is that there is a viscous influence zone with large

收稿日期: 2022-03-02

基金项目: 国家自然科学基金项目青年基金(12002386)

作者简介: 徐伯起(1996—), 男, 博士生, 主要从事液体火箭发动机燃烧不稳定方面的研究。

通信作者: 郭康康(1991—), 男, 博士生, 主要从事液体火箭发动机燃烧不稳定方面的研究。E-mail: guokangkang@sjtu.edu.cn

引用格式: 徐伯起, 郭康康, 任永杰, 等. 喷嘴式隔板与再生冷却肋片隔板对高频燃烧不稳定抑制效果的数值对比[J]. 航空动力学报, 2023, 38(12): 2948-2956. XU Boqi, GUO Kangkang, REN Yongjie, et al. Numerical comparative analysis of suppression effect of nozzlebaffle and regenerative cooling fin baffle on high-frequency unstable combustion[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(12): 2948-2956.

viscosity and large shear force on the nozzle wall of the baffle. Research results can provide some guidance for the design of baffles in the liquid rocket engine.

Keywords: rocket engine; high-frequency combustion instability; URANS model; regenerative cooling fin baffle; nozzle baffle

数十年来, 高频燃烧不稳定一直制约着液体火箭发动机的发展^[1]。鉴于此, 探寻抑制液体火箭发动机燃烧不稳定的方法意义重大。高频燃烧不稳定的产生机理非常复杂, 一般认为是燃烧室内压力振荡与释热脉动发生耦合造成, 其振荡频率与燃烧室固有声学频率一致^[2-5]。基于此, 目前主要抑制燃烧不稳定的手段包括: 谐振声腔(声衬)和防振隔板。声腔主要形式有喷嘴声腔和亥姆霍兹谐振器^[6], 但额外增加体积会影响发动机的整体设计; 隔板通过分隔燃烧室容腔, 进而提高声学频率, 破坏热声耦合的正反馈, 同时隔板区域的涡流也可起到一部分能量耗散作用^[7-8]。因此国内外学者针对隔板展开了众多研究。

Guo 等^[9]数值模拟了黏性效应下隔板喷嘴的吸声效果, 指出黏性是影响喷嘴式隔板吸声的重要因素。刘旺等^[10]通过理论推导隔板喷嘴声导纳, 利用分离变量法结合试验验证, 研究了径向隔板喷嘴间隙、数量及长度对燃烧室 1 阶切向声学振荡模态的影响。高得昆等^[11]重点研究了隔板喷嘴间隙声波热黏性耗散和隔板分区后燃烧室声学特性对火箭发动机燃烧不稳定的影响规律。

综上所述, 目前隔板喷嘴对燃烧室声学特性影响的研究较为成熟, 各种理论模型和试验设计较多, 但主要是基于常压或冷态下进行。当燃烧室处于高温高压的极端状态, 特别是发生燃烧不稳定时, 内部流场将变得极其复杂, 因此, 有必要在燃烧不稳定状态下对隔板的抑制作用进行研究。本文完成了全尺寸液氧/煤油发动机中的燃烧不稳定数值计算, 对比分析了再生冷却肋片隔板和喷嘴式隔板对燃烧不稳定的阻尼效果。

1 数值计算模型

本文采用 OpenFOAM(open source field operation and manipulation)中的 sprayFoam 求解器, 基于 URANS(unsteady Reynolds-averaged Navier-Stokes)模型对液氧/煤油火箭发动机高频燃烧不稳定进行了仿真研究。

1.1 气相控制方程

数值仿真计算均在三维全尺寸下进行, 三维直角坐标系下控制方程通用形式如下:

$$\frac{\partial(\rho\phi)}{\partial t} + \text{div}(\rho\mathbf{U}\phi) = \text{div}(K_\phi \text{grad} \phi) + S_\phi + S_\phi^c + S_\phi^l \quad (1)$$

式中 ρ 为气相密度, t 为时间项, $\mathbf{U}$ 为速度矢量, K_ϕ 和 S_ϕ 分别为广义扩散系数、广义源项, S_ϕ^c 为化学反应引起的源项, S_ϕ^l 为液相蒸发产生的源项; ϕ 为通用变量, 具体详见文献^[1]。

假设燃气满足理想气体状态方程, 即

$$p = R_0 T \sum_{i=1}^N \rho_i / M_{r,i} \quad (2)$$

式中 R_0 为通用气体常数, T 为温度, ρ_i 和 $M_{r,i}$ 分别为气体组分 i 的密度和相对分子质量。

1.2 液相控制方程

Lagrange 坐标系下的液滴运动方程为

$$\frac{d\mathbf{V}_l}{dt} = \frac{3}{8} \cdot \frac{C\rho}{\rho_l r_l} (\mathbf{V}_g - \mathbf{V}_l) |\mathbf{V}_g - \mathbf{V}_l| \quad (3)$$

式中 C 为液滴阻力系数; ρ_l 和 r_l 分别为液滴密度和半径; $\mathbf{V}_g$ 和 $\mathbf{V}_l$ 分别为气相和液相速度矢量。

液滴的质量和能量守恒方程表示^[12]:

$$\frac{dm_l}{dt} = \pi d \cdot Sh \cdot K_g \rho H_m \quad (4)$$

$$\frac{dT_l}{dt} = \frac{\lambda_l \cdot Nu \cdot A_l (T - T_l)}{m_l c_l d_l} + \frac{dm_l}{dt} \left(\frac{L_v}{m_l c_l} \right) \quad (5)$$

式中 m_l 、 d_l 、 T_l 、 λ_l 、 A_l 、 c_l 、 L_v 是液滴质量、直径、温度、导热系数、表面积、比热容、汽化潜热; K_g 为混合物内蒸气质量扩散率; H_m 为质量传递驱动力; Sh 和 Nu 分别为谢伍德常数(Sherwood number)和努塞尔数(Nusselt number)。

为简化计算, 选取锥面喷注作为喷注模型。对于液滴运动, 选用分离流模型中的离散型液滴模型(discrete droplet model, DDT)^[13]进行描述。计算过程中按照 Rosin-Rammler 粒径分布函数给定液滴的分布, 公式如下:

$$w(D) = \exp \left[- \left(\frac{D}{D_m} \right)^n \right] \quad (6)$$

式中函数值 $w(D)$ 表示直径大于 D 的液滴占整个液滴群的质量分数, 平均液滴直径 D_m 取值为 $80 \mu\text{m}$,

均匀性指数 n 取值为 3.5, 则液滴直径分布范围为 $10 \sim 140 \mu\text{m}$ 。喷射速度为 30 m/s , 旋流系数为 0.5, 雾化半角取值为 45° 。

1.3 湍流燃烧模型

本文研究的全尺寸发动机采用了液氧/煤油的推进剂组合, 其化学反应过程通过单步总包反应进行模拟, 反应式为



同时, 采用了有限速率/涡耗散 (finite-rate/eddy-dissipation) 湍流燃烧模型。在该模型下, 化学反应速率取有限化学速率下与涡耗散模型下化学反应速率的较小值。

1.4 离散方法

通过有限体积法对上述控制方程进行离散, 利用压力隐式算子分裂算法 (PISO) 实现压力和速度的解耦。时间项采用具有 2 阶精度的迎风格式进行离散, 黏性项采用中心差分格式进行离散, 对流项采用具有 2 阶精度的 Van Leer 格式^[14]进行离散。

2 隔板喷嘴对燃烧不稳定影响分析

2.1 全尺寸发动机燃烧不稳定仿真计算

本文研究的全尺寸发动机具有 91 个推进剂喷嘴, 主燃烧室和喉部内径分别为 180 mm 和 99 mm 。采用三棱柱非结构网格划分, 网格量约为 252 万, 如图 1 所示, 边界条件见表 1。本文数值模型验证以及网格无关性验证过程在文献^[15]中详细论述, 此处不再赘述。

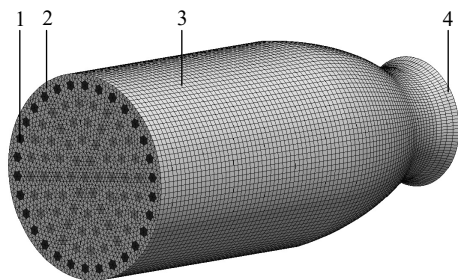


图 1 全尺寸发动机网格

Fig. 1 Full-scale engine grid

为激发燃烧室中的高频燃烧不稳定, 调节推进剂质量流量, 当煤油质量流量 ($\dot{m}_f$) 和氧气质量流量 ($\dot{m}_o$) 分别为 9.1 kg/s 和 55 kg/s 时 ($\dot{m}_o/\dot{m}_f = 6.044$), 燃烧室出现剧烈的不稳定燃烧。选取燃烧室壁面距离喷注面板 15 mm 处 (轴向位置 $x = 15 \text{ mm}$) 作为观测点, 其压力变化曲线如图 2 所示,

表 1 全尺寸发动机网格边界条件

Table 1 Full-scale engine mesh boundary conditions

编号	名称	边界条件
1	喷嘴	质量流量入口
2	喷注面板	无滑移绝热壁面
3	发动机侧壁面	无滑移绝热壁面
4	喷管出口	压力出口

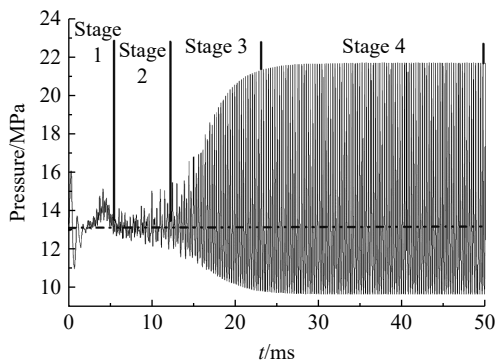


图 2 观测点处压力-时间曲线

Fig. 2 Pressure-time traces at probe

图中虚线表示平均室压。

图 2 所示压力发展过程与文献^[16]中类似, 将燃烧不稳定发展过程分为 4 个阶段 (实线划分), 每阶段详细过程见图 3, 图中 R_{tr} 表示释热率。根据瑞利准则, 高频燃烧不稳定是化学反应热与压力振荡的耦合过程, 通过对不同阶段压力和释热耦合程度分析, 可以解释燃烧不稳定产生机理。

图 3(a) 为图 2 所示阶段 1 内, 此时燃烧状态稳定, 压力和释热表现为随机振荡。图 3(b) 处于阶段 2, 此时压力振幅较低, 峰-峰值为平均室压的 10% 左右, 释热和压力振荡出现一定程度的耦合 (虚线方框标注), 但是耦合是随机的。图 3(c) 展示了阶段 3 过程, 反映压力和释热振荡幅值迅速增大直到形成振荡极限环, 两者始终保持同相位。图 3(d) 为阶段 4, 此时已经形成压力和释热的振荡极限环, 压力振荡峰-峰值达到 12.13 MPa , 为平均室压的 92.2%。通过快速傅里叶变换, 如图 4 所示, 确定振荡主频为 3739 Hz 。

图 5 分别为剧烈燃烧不稳定阶段中距离喷注面板 15 mm 截面上的静压和释热云图, 时间跨度为 $38.75 \sim 38.90 \text{ ms}$, 表征的是半个压力振荡周期内的流场参数变化过程。

图 5 压力云图显示, 燃烧室内出现了 1 阶切向 (1T) 不稳定。在半个振荡周期内, 压力与释热峰值位置完全同步, 表明周期性的释热为压力振

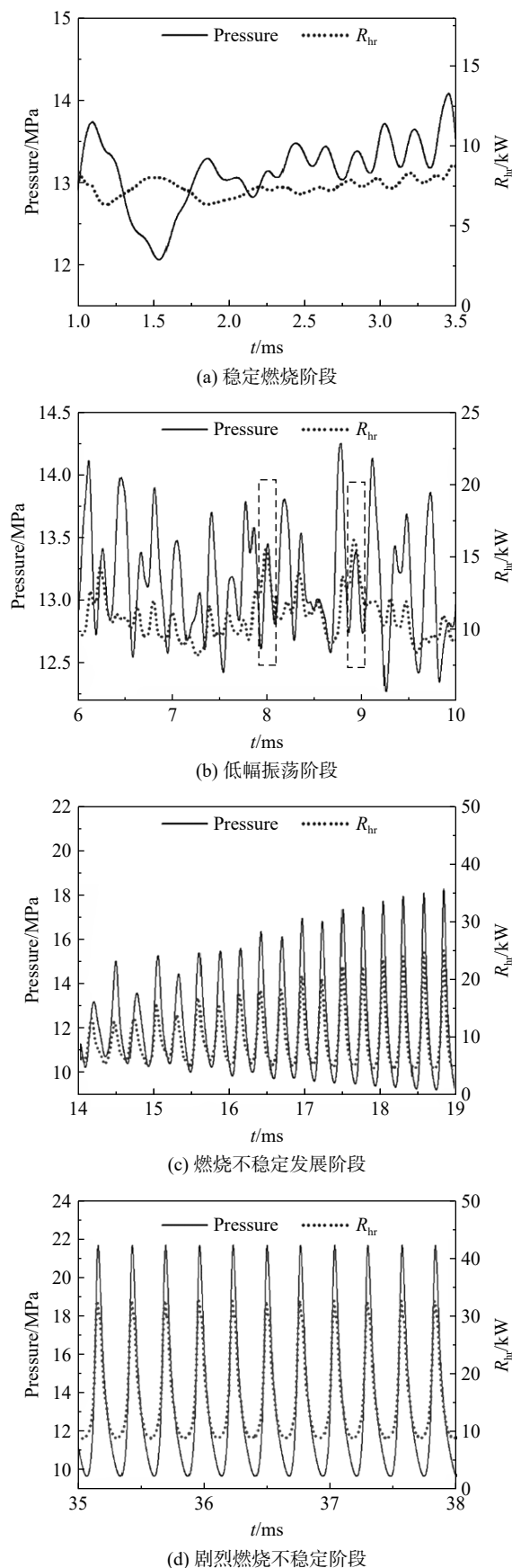


图 3 燃烧不稳定 4 个阶段压力-释热振荡关系

Fig. 3 Pressure-heat release oscillation of unstable combustion in four-stage

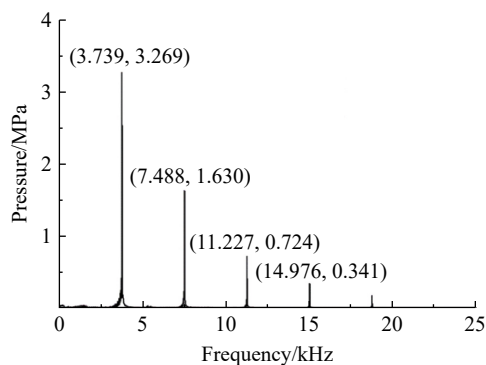


图 4 观测点压力频谱

Fig. 4 Frequency spectrum at probe

荡提供能量。

2.2 不同隔板对燃烧不稳定抑制能力比较

参照文献 [17], 隔板通常布置在径向和周向, 如果燃烧室直径在 200~300 mm 之间, 则不需要设计周向隔板。防振隔板的径向叶片数与待抑制的横向燃烧不稳定振型存在数量关系, 如果要对 N 阶切向振型, 则需要 $2N+1$ 道径向叶片。针对大尺寸发动机仿真计算中出现的 1 阶切向 (1T) 不稳定, 设计 3 道径向叶片, 隔板高度一般约为燃烧室直径的 20%。

普通肋片隔板仅能起到分割燃烧区域的作用, 喷嘴式隔板同时起到了改变推进剂分布和阻尼耗散作用, 为研究隔板抑制燃烧不稳定的机理, 对比分析了喷嘴式隔板和再生冷却肋片隔板的抑制效果。本文设计了 3 种形式的隔板, 分别记为 Baffle 1~Baffle 3, 如图 6 所示。Baffle 1 为喷嘴式隔板, 根据文献 [18] 设置喷嘴间隙为 0.2 mm; 为对照研究隔板喷嘴间隙的影响, Baffle 2 为喷嘴式隔板的对照组, 采用肋片的设计包络住与 Baffle 1 同等位置的喷嘴, 与 Baffle 1 相比消除了隔板喷嘴间的间隙; Baffle 3 为再生冷却肋片隔板, 仅起到分割燃烧室的作用, 不改变喷注过程中推进剂的空间分布。

基于 3 种隔板设计, 一共建立 5 个算例, 分别记为 case 1~case 5。其中 case 1~case 3 分别采用 Baffle 1~Baffle 3 的隔板形式, 隔板长度为 30 mm; case 4 和 case 5 分别采用 Baffle 2 和 Baffle 3, 隔板长度均为 50 mm, 具体如表 2 所示。

数值计算结果显示: case 1、case 4 和 case 5 中没有发生燃烧不稳定, 而在 case 2 和 case 3 中燃烧不稳定未被完全抑制, 压力振荡幅值仍较大。图 7 为 case 1、case 4 和 case 5 的压力曲线。

从图 7 中可以看出, 采用长度 $l=30$ mm 的喷嘴式隔板和 $l=50$ mm 的两种再生冷却肋片隔板均

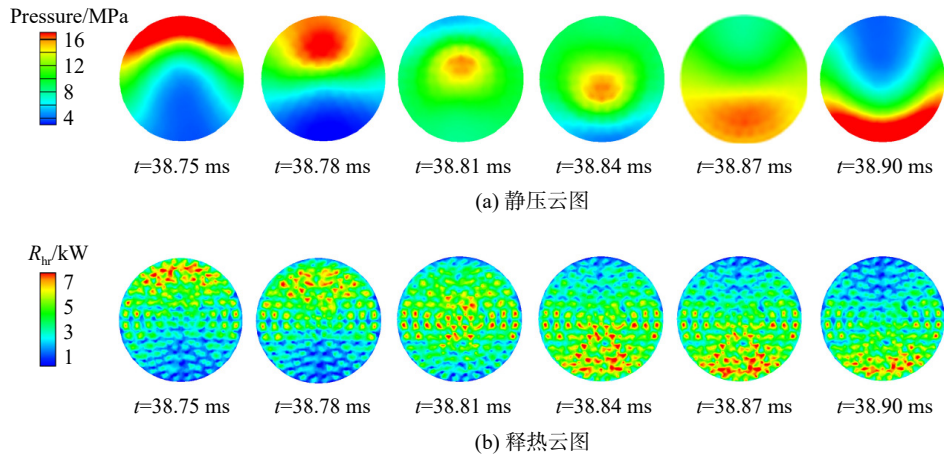


图 5 半个周期内截面 $x=15\text{ mm}$ 上的流场参数变化云图

Fig. 5 Cloud map of flow field parameter change on section $x=15\text{ mm}$ in half cycle

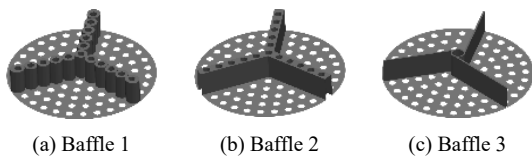


图 6 3 种隔板构型

Fig. 6 Three baffle configurations

表 2 5 个算例下的隔板类型和长度

Table 2 Baffle type and length for five studies

算例	隔板类型	隔板长度/mm
Case 1	Baffle 1	30
Case 2	Baffle 2	30
Case 3	Baffle 3	30
Case 4	Baffle 2	50
Case 5	Baffle 3	50

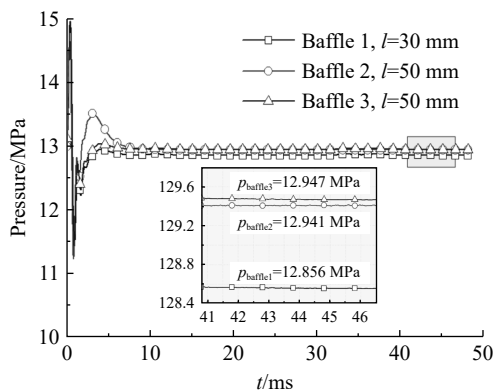


图 7 Case 1、case 4 和 case 5 的压力变化过程

Fig. 7 Pressure change history of case 1, case 4 and case 5

能较好地抑制 1T 为主振型的高频燃烧不稳定。两种肋片隔板计算的室压几乎相等,略高于喷嘴式隔板下的压强。这是由于隔板喷嘴间隙对流动

能量的耗散作用。

Case 2 和 case 3 的数值计算结果表现出非常明显的高频燃烧不稳定。Case 2 中压力幅值为平均室压的 43.2% (5.62 MPa), 振荡主频为 3 420 Hz; case 3 中压力振幅为平均室压的 43.9% (5.71 MPa), 振荡主频为 3 475 Hz, 见表 3 所示。与未加隔板的情况对比, 压力振荡主频和幅值有所下降, 表明 30 mm 长的两种再生冷却肋片隔板对切向燃烧不稳定有一定程度上抑制作用。

表 3 Case 2 和 case 3 计算结果对比

Table 3 Comparison of results between case 2 and case 3

算例	压力振幅 $\Delta p/\text{MPa}$	压力振幅占比 平均室压 $(\Delta p/p)/\%$	振荡主频 f_0/Hz
Case 2	5.69	43.2	3 420
Case 3	5.78	43.9	3 475

2.3 隔板抑制燃烧不稳定机理分析

综合上述 5 个算例的计算结果, 可以看出喷嘴式隔板能在较短尺寸下对 1T 为主振型的高频燃烧不稳定实现较好抑制。一般认为喷嘴式隔板的优势在改变推进剂空间分布和阻尼耗散的作用, 两者均会对不稳定燃烧产生影响。相比而言, case 2 中采用了同样长度 Baffle 2, 同样能起到改变推进剂空间分布的作用, 却缺失隔板间隙的耗散作用, 而 case 3 中的 Baffle 3 则只能起到分割燃烧区域的作用。对比 case 1~case 3 的结果可知, 在隔板长度为 30 mm 长度下, 喷嘴式隔板的喷嘴间隙是抑制切向燃烧不稳定的关键。Case 4 和 case 5 分别为 case 2 和 case 3 的隔板加长形式, 对比 case 2~case 5 的结果可知, 当隔板长度增加后, 隔板对燃烧室的分割作用能够有效抑制切向燃烧

不稳定。

为验证通过加长隔板长度便可强化隔板对燃烧室的分割作用, 对 case 2 和 case 3 的燃烧流场进行分析, 考察了 $x=15\text{ mm}$ 处内截面和 $y=10\text{ mm}$ 处轴向截面上的释热分布情况, 其中图 8 为 case 2 的流场释热分布, 图 9 为 case 3 的流场释热分布。观察图 8(a) 距离喷注面板 15 mm 处的流场内截面云图发现: 在 20.13~20.16 ms 期间, 释热峰值集中在左半侧; 约在 20.22 ms 时, 释热峰值移动到中间位置; 随后的 0.06 ms 内, 释热峰值继续向右侧移动直到接触右侧壁面。观察图 9(a), 发现

case 3 中释热峰值表现出相同的运动规律。对比图 5(b) 未安装隔板的释热分布, case 2 和 case 3 中的释热峰值脉动方式和频率与其保持一致。由此表明在 30 mm 长的两种再生冷却肋片隔板中部, 释热峰值受到隔板分割作用的影响较小。

为进一步探究燃烧室中释热的分布范围, 选取轴向截面流场云图进行观察。图 8(b) 展示了 case 2 的流场轴向截面云图。在 20.13~20.16 ms 期间, 释热集中在上半部分(对应图 8(a) 左半侧), 此时喷注面板处的释热带在靠近壁面处较宽, 在截面中心位置较窄, 最窄处几乎与隔板长度一致,

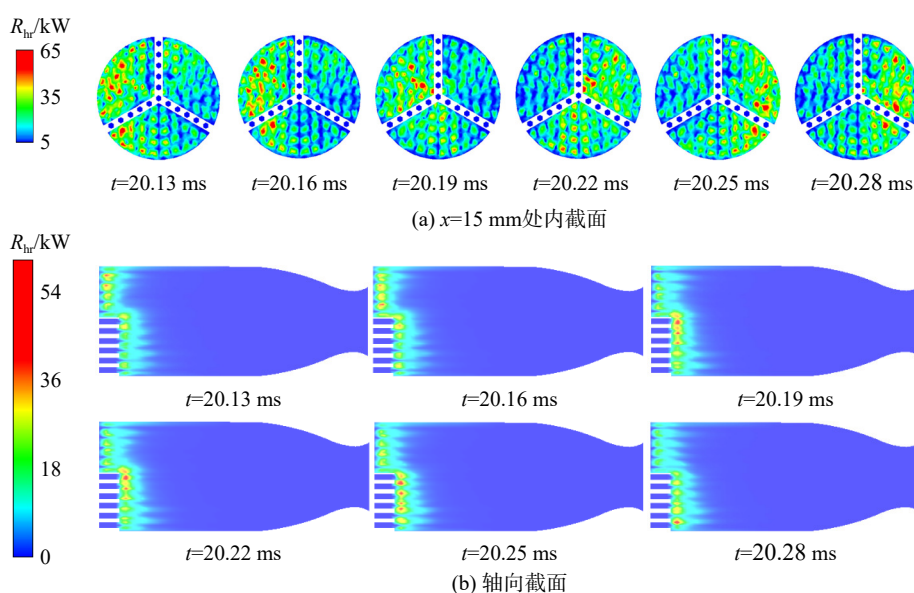


图 8 Case 2 的流场释热分布

Fig. 8 Heat release distribution of flow field in case 2

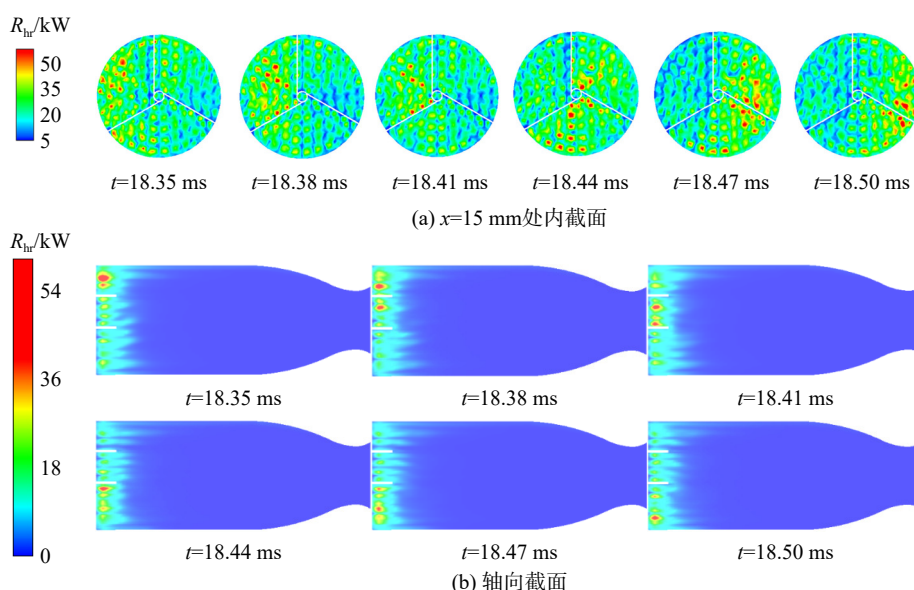


图 9 Case 3 的流场释热分布

Fig. 9 Heat release distribution of flow field in case 3

释热峰值集中在喷注面板附近,并向中心移动。在 20.19 ms 时,上半部分的释热带宽度超过隔板长度,释热峰值移动到中心位置,同时发现在伸长喷嘴处的释热峰值也集中在中心位置。随后的 0.09 ms 内,伸长喷嘴处的释热峰值向下移动直到接触下侧壁面,与图 8(a)处释热峰值的移动方式同步。由此可知,伸长喷嘴出口处的释热峰值同样出现脉动,且与喷注面板附近释热峰值脉动耦合,造成这种耦合的原因可以解释为:喷注面板附近压力脉动带动下游压力脉动,促使下游局部区域产生推进剂当量比脉动,从而造成下游释热和压力与上游同步振荡。由此表明 30 mm 长的隔板喷嘴引起推进剂沿燃烧室纵向分布变化对切向燃烧不稳定的抑制作用相对较小。

观察图 9(b),可以看出释热带完全超过 30 mm 长的 Baffle 3 隔板包络范围,释热峰值分布几乎与隔板长度平齐。同时发现释热峰值的移动方式为:18.35 ms 处于上部位置→18.41 ms 处于中部位置→18.50 ms 处于下壁面位置。表明 30 mm 长的 Baffle 3 隔板对释热脉动几乎没有阻挡作用。

图 10 展示了 case 4 和 case 5 在 $y=10$ mm 轴向截面的化学反应释热分布情况。对比图 8(b)和图 9(b),可以看出此时喷注面板附近的释热带宽度明显小于隔板长度,说明燃烧室的剧烈化学反应区域全部局限于隔板包络范围内。特别观察到图 10(a) case 4 中喷注面板附近释热峰值集中在中间,而伸长的喷嘴出口处未见明显释热峰值,表明喷注面板上喷嘴与伸长喷嘴之间的释热振荡没有同步,说明此时伸长喷嘴引起推进剂沿燃烧室纵向分布变化才开始对切向燃烧不稳定起抑制作用。

Case 4 和 case 5 的计算结果表明:当两种再生冷却肋片隔板长度增加到 50 mm 后,便能抑制燃烧室中的切向燃烧不稳定。其原因是较长的隔板能完全隔绝被分割的子区域。由于燃烧室中喷雾燃烧产生的释热主要集中在喷嘴出口附近区域,当隔板长度大于释热分布宽度时,燃烧室头部被分成 3 个独立的子区域,各子区域之间没有热流动,控制了释热脉动的范围。同时由于燃烧室声学特性发生较大偏移,燃声耦合将需要更大能量,因此燃烧稳定性裕度提高,切向燃烧不稳定受到抑制。

为探究喷嘴式隔板对切向燃烧不稳定的抑制作用,首先检查喷嘴间隙是否影响喷嘴式隔板对

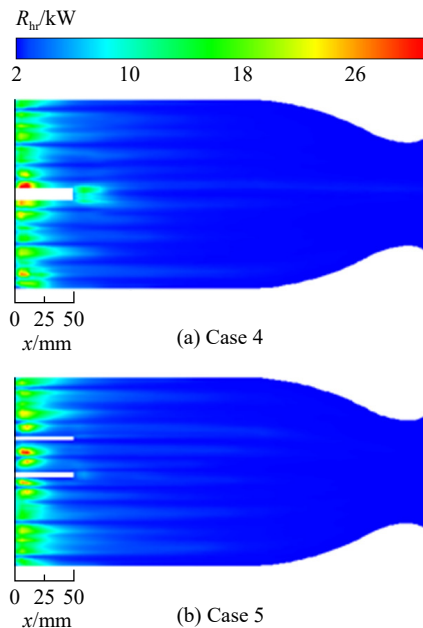


图 10 Case 4、case 5 在轴向截面反应释热分布

Fig. 10 Heat release distribution of case 4 and case 5 in axial section

燃烧室的分割作用,选取流场切向速度进行分析。图 11 为 case 1 中距离喷注面板 15 mm 处内截面上的切向速度分布云图(顺时针为正)。可以看出,切向速度峰值集中在隔板喷嘴间隙两侧区域内,且两侧速度方向都指向喷嘴间隙,间隙中心区域速度为零。表明被隔板分开的 3 个子区域之间存在组分和速度的相互作用趋势,但这种相互作用被喷嘴式隔板阻断,喷嘴间隙并不影响喷嘴式隔

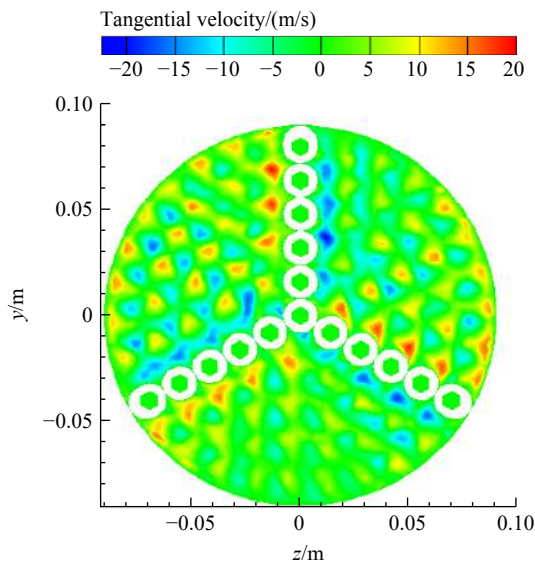


图 11 Case 1 在 $x=15$ mm 截面的切向速度分布云图

Fig. 11 Tangential velocity distribution cloud diagram of case 1 on $x=15$ mm section

板对燃烧室的分割作用。

随后对隔板喷嘴间隙对流动的阻尼耗散作用进行考察,选取喷嘴间隙湍流动能散率^[19]作为衡量指标。从图 12 可知,在隔板喷嘴间隙中心位置的壁面均是湍流动能散率(ε)的峰值位置,说明隔板喷嘴壁面上存在一个黏性大、剪切力大的区域,不妨称之为黏性影响区。结合图 11 中隔板喷嘴间隙两侧切向速度较大、中心切向速度为零的特点,表明在脉动燃烧流场中,高速燃气经过隔板喷嘴间隙时,会受到巨大的阻尼作用,使得振荡减弱,从而实现对切向燃烧不稳定的抑制。

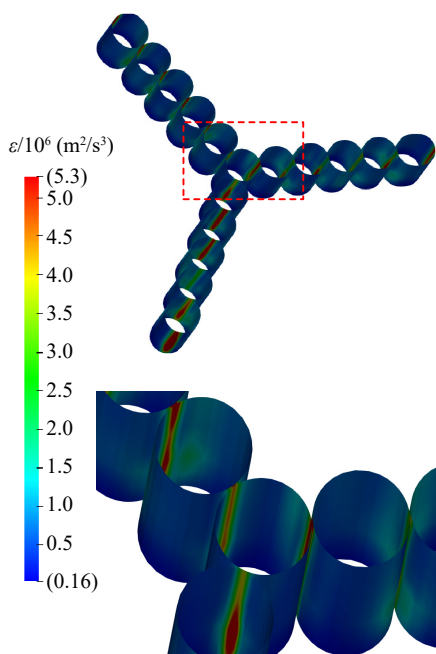


图 12 隔板喷嘴壁面湍流动能散率分布及局部放大图
Fig. 12 Distribution of turbulent kinetic energy dissipation rate on the wall of the baffle nozzle and partial magnification

3 结 论

1) 基于三维 URANS 模型完成对液氧/煤油火箭发动机高频燃烧不稳定仿真计算,按照压力振幅变化,将整个燃烧不稳定发展过程分为是 4 个阶段。整个过程中压力和化学释热的振荡耦合程度不断增强,压力振荡幅度不断提高直至形成振荡极限环。此时压力幅值为平均室压 92.2% (11.98 MPa),主频为 3 739 Hz。

2) 对 3 种形式的隔板进行数值分析,当隔板长度为 30 mm 时,喷嘴式隔板对 1T 为主振型的高频燃烧不稳定抑制效果较好,而两种再生冷却肋片隔板未能完全抑制燃烧不稳定,表明 30 mm 的隔板长度不能有效分割燃烧室的化学反应区域,

此时伸长喷嘴引起推进剂沿燃烧室纵向分布变化对燃烧不稳定的抑制作用相对较小。当隔板长度增加到 50 mm 后,化学反应释热区没有超过隔板,燃烧室头部相当于被分割成 3 个独立的小燃烧室,进而改变其声学特性,热声耦合需要更大的能量,燃烧稳定性裕度得到提高。

3) 喷嘴式隔板能抑制切向燃烧不稳定的机理在于隔板喷嘴壁面上存在一个大黏性、大剪切力的黏性影响区。当燃烧流场出现脉动,高速燃气在此区域受到巨大的阻尼作用,振荡强度较小,从而实现对切向燃烧不稳定的抑制。

参考文献:

- [1] 郭康康. 液氧/煤油火箭发动机高频燃烧不稳定性数值研究[D]. 北京: 航天工程大学, 2018.
GUO Kangkang. Numerical investigation of high frequency combustion instability LOX/kero liquid rocket engine[D]. Beijing: University of Aeronautics and Astronautics, 2018. (in Chinese)
- [2] 聂万胜, 丰松江. 液体火箭发动机燃烧动力学模型与数值计算[M]. 北京: 国防工业出版社, 2011.
- [3] 汪广旭, 谭永华, 陈建华, 等. 液体火箭发动机非稳态燃烧过程对其稳定性的影响[J]. 航空动力学报, 2019, 34(4): 929-936.
WANG Guangxu, TAN Yonghua, CHEN Jianhua, et al. Influence of liquid rocket engine unsteady combustion process on its stability[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(4): 929-936. (in Chinese)
- [4] 董蒙, 谭永华, 邢理想, 等. 液体火箭发动机供应系统频率特性[J]. 航空动力学报, 2023, 38(1): 230-239.
DONG Meng, TAN Yonghua, XING Lixiang, et al. Frequency characteristics of liquid rocket engine supply system[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(1): 230-239. (in Chinese)
- [5] GUO K, REN Y, CHEN P, et al. Analysis of spontaneous longitudinal combustion instability in an O_2/CH_4 single-injector rocket combustor[J]. Aerospace Science and Technology, 2021, 119: 1270-9638.
- [6] 杨V, 安德松W E. 液体火箭发动机燃烧不稳定性[M]. 张宝炯, 洪鑫, 陈杰, 等, 译. 北京: 科学出版社, 2001.
- [7] 马列波, 聂万胜. 隔板片数量对液体火箭发动机燃烧不稳定性的影响[J]. 导弹与航天运载技术, 2020(6): 27-32.
MA Liebo, NIE Wansheng. The effect of the number of separators on the combustion instability of a liquid rocket engine[J]. Missile and Space Vehicle Technology, 2020(6): 27-32. (in Chinese)
- [8] JOSEPH A D, SANTIAGO E P, JOHN M Q. Baffle blade acoustic damping[R]. AIAA 2021-3573, 2021.
- [9] GUO K K, NIE W S, LIU Y, et al. Numerical simulation of damping capacity between injector formed baffle and normal blade baffle in a kero/LOX liquid rocket engine[C]//Proceedings of 2017 International Conference on Advances in Materials, Machinery, Electrical Engineering (AMMEE 2017). Amsterdam: Atlantis Press, 2017, 576-585.
- [10] 刘旺, 李敬轩, 杨立军. 隔板喷嘴对燃烧室切向声学模态作用研究[J]. 推进技术, 2019, 40(6): 1348-1353.
LIU Wang, LI Jingxuan, YANG Lijun. Research on the effect of di-

- aphragm nozzle on tangential acoustic mode of combustion chamber[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(6): 1348-1353. (in Chinese)
- [11] 高得昆, 覃建秀, 张会强. 具有气液同轴喷嘴的液体火箭发动机燃烧室压力振荡及其声学特性研究[J/OL]. [2022-03-02]. <https://kns-cnki-net-s.nudtproxy.yitlink.com:443/kcms/detail/11.1813.V.20211210.2314.007.html>.
GAO Dekun, QIN Jianxiu, ZHANG Huiqiang. Research on pressure oscillation and acoustic characteristics of liquid rocket engine combustion chamber with gas-liquid coaxial nozzle[J/OL]. [2022-03-02]. <https://kns-cnki-net-s.nudtproxy.yitlink.com:443/kcms/detail/11.1813.V.20211210.2314.007.html>. (in Chinese)
- [12] 冯伟, 聂万胜, 李斌, 等. 模型燃烧室内不稳定燃烧发展过程的数值分析[J]. *北京航空航天大学学报*, 2016, 42(6): 1195-1202.
FENG Wei, NIE Wansheng, LI Bin, et al. Numerical analysis of unstable combustion development in a model combustion chamber[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2016, 42(6): 1195-1202. (in Chinese)
- [13] 庄逢辰. 液体火箭发动机喷雾燃烧的理论、模型及应用[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1995.
- [14] MOUKALLED F, MANGANI L, DARWISH M. The finite volume method in computational fluid dynamics: an advanced introduction with OpenFOAM and Matlab[M]. New York: Springer Publishing Company, Incorporated, 2015.
- [15] GUO Kangkang, XU Boqi, REN Yongjie, et al. Analysis of tangential combustion instability modes in a LOx/kerosene liquid rocket engine based on OpenFOAM[J/OL]. [2022-03-02]. <https://www.frontiersin.org/articles/10.3389/fenrg.2021.810439>.
- [16] 冯伟. 液体火箭发动机高频燃烧不稳定性研究[D]. 北京: 装备学院, 2016.
FENG Wei. Research on high frequency combustion instability of liquid rocket engine[D]. Beijing: Equipment College, 2016. (in Chinese)
- [17] 蔡国飙, 李家文, 田爱梅. 液体火箭发动机设计[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2011.
- [18] PARK I S, SOHN C H, HONG J K. Acoustic damping enhanced by gaps in baffled injectors in an acoustic chamber[J]. *Journal of Sound & Vibration*, 2011, 330(12): 2747-2757.
- [19] 陶文铨. 数值传热学[M]. 西安: 西安交通大学出版社, 2003.

(编辑: 陈越)