

# 激波干扰支板射流混合增强规律

杨佳宁<sup>1,2</sup>, 沈赤兵<sup>2</sup>, 杜兆波<sup>2</sup>

- (1. 国防科技大学 计算机学院 量子信息研究所兼高性能计算国家重点实验室, 湖南 长沙 410073;  
2. 国防科技大学 空天科学学院 高超声速冲压发动机技术重点实验室, 湖南 长沙 410073)

**摘要** 实现超声速来流和燃料射流在燃烧室内的快速混合一直是提升超燃冲压发动机性能亟待解决的关键问题之一。为了有效提升燃烧室内空气来流和燃料射流的混合效果,通过数值模拟的方法,在超声速来流和支板喷注的前提下,在燃烧室上壁面添加了斜坡型激波发生器,并通过改变斜坡型激波发生器的结构参数,包括角度(15°、20°、25°、30°),尺寸(5、10、15、20 mm),位置(100、110、120、130 mm处)等,以探究不同结构参数对混合效果的影响。研究表明:斜坡型激波发生器的引入能够有效地增强混合效果,且不同的结构参数对混合效果的影响也存在差异,斜坡型激波发生器尺寸的大小对混合效果的影响大于角度,斜坡型激波发生器角度的大小对混合效果的影响大于位置;混合效率和总压恢复系数成负相关关系。

**关键词** 超燃冲压发动机;支板射流;斜坡型激波发生器;结构参数;混合效果

**中图分类号** V231 **文献标识码** A **文章编号** 1672-9374(2023)03-0034-14

## Mixing enhancement law of shock wave interfering struct jet

YANG Jianing<sup>1,2</sup>, SHEN Chibing<sup>2</sup>, DU Zhaobo<sup>2</sup>

- (1. Institute for Quantum Information & State Key Laboratory of High Performance Computing,  
College of Computer Science and Technology, National University of Defense Technology,  
Changsha 410073, China; 2. Science and Technology on Scramjet Laboratory, College of Aerospace  
Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

**Abstract** Realizing the rapid mixing of supersonic incoming flow and fuel jet in the combustion chamber is one of the key problems to be solved for improving the performance of scramjet. In order to effectively improve the mixing effect of air inflow and fuel jet in the combustion chamber, a ramp shock generator was added to the upper wall of the combustion chamber through numerical simulation on the premise of supersonic inflow and strut injection, and the structural parameters of the ramp shock generator are changed, including angles (15°, 20°, 25°, 30°), dimensions (5, 10, 15, 20 mm) and location (100,

收稿日期:2022-10-26;修回日期:2022-11-25

基金项目:国家自然科学基金项目(12072367);湖南省自然科学基金项目(2020JJ4666);湖南省研究生科研创新项目(CX20210023)

作者简介:杨佳宁(2000—),男,硕士,研究领域为人工智能,火箭及其组合推进技术。

通信作者:沈赤兵(1968—),男,博士,研究员,研究领域为火箭及其组合推进技术。

110, 120, 130 mm) to explore the influence of different structural parameters on the mixing effect. The results show that the introduction of the ramp shock generator can effectively enhance the mixing effect, and different structural parameters have different effects on the mixing effect. The size of the ramp shock generator has more influence on the mixing effect than the angle, and the angle of the ramp shock generator has more influence on the mixing effect than the position. At the same time, the mixing efficiency and the total pressure recovery coefficient are negatively correlated.

**Key words** scramjet; struct jet; ramp shock generator; structural parameters; mixing effect

## 0 引言

超燃冲压发动机作为高超声速飞行器的推进装置相比于火箭推进而言具有不需要携带氧化剂、产生推力大等优势<sup>[1]</sup>,因此成为高超声速飞行器最理想的推进系统之一。超燃冲压发动机产生的推力来源于燃烧室内产生的热能,但在超声速条件下,空气来流在燃烧室内驻留的时间仅在毫秒之间,因此,实现空气来流和燃料射流在燃烧室内的快速混合至关重要。

国内外研究者提出了使用支板喷注方案代替传统的壁面喷注方案。王亚妹等提出了使用支板喷注代替壁面喷注的方案,研究表明,支板喷注有利于提高燃烧室整体性能<sup>[2]</sup>。Desikan 等研究发现基于支板喷注的主要优点是将燃料喷射到主流的核心,使得燃料在横向均匀分布<sup>[3-4]</sup>。张军龙等的研究表明支板在超声速火焰稳定方面具有较好的性能<sup>[5]</sup>。

后续研究者又通过创新支板形状和利用激波干扰的方法来增强混合,创新设计了直支板和锥形支板<sup>[6-7]</sup>、交变楔形支板<sup>[8]</sup>、双支柱波壁支板<sup>[9]</sup>、楔形旋转支板<sup>[10]</sup>、尾部有压缩角的交替尾缘支板<sup>[11]</sup>、叶栅型支板<sup>[12]</sup>等多种新型支板,这些新的支板结构在一定程度上增强了燃烧室内空气来流和燃料射流的混合效果。Etheridge 等研究了激波对凹腔燃烧室内流场、燃料分布和燃烧的影响<sup>[13]</sup>。Zhang 等探讨了斜激波使得混合增强的物理机理,以及入射激波如何改变自由流体进入混合层的夹带,进而导致混合层发展的变化,从而解释了混合特性<sup>[14]</sup>。Choubey 等研究了不同数量的激波发生器对混合效果的影响<sup>[15]</sup>。Li 等设计了一种正弦激波发生器<sup>[16]</sup>。Kummitha 等在燃烧室壁面上设计了三角形和圆形激波发生器,还将燃烧室下壁面设计成均匀

的锯齿形表面、小抛物线形凹腔表面和凸起表面,研究表明这些设计都增强了燃烧室内激波干扰的作用效果,有利于增强混合<sup>[17-18]</sup>。

相比于复杂的激波发生器,斜坡型激波发生器结构简单,便于工程制造,且斜坡型激波发生器对于混合效果的影响取决于其结构参数。因此,研究斜坡型激波发生器不同结构参数对混合效果的影响规律有一定的实际意义。

## 1 数值计算方法

### 1.1 数值模型与方法介绍

在数值仿真时,选择湍流模型为 SST  $k-\omega$  模型,使用基于密度耦合的隐式、稳态求解器解算二维压缩 Reynolds-average Navier-Stokes (RANS) 方程,使用二阶空间精度的迎风格式、AUSM 矢量分裂格式、Green-Gauss cell-based 梯度计算方法,CFL 数保持在 0.5,并选择合适的亚松弛因子来维持计算的稳定性。

来流空气和射流氢气均被视作量热理想气体,空气比热比设置为常数 1.4,同时,黏性计算采用质量加权混合法则。当计算残差的最小值下降超过 3 个数量级,且计算域进出口质量流差值小于 0.001 kg/s 并保持稳定时,视作计算收敛<sup>[19]</sup>。

### 1.2 算例验证

#### 1.2.1 经典壁面横向射流的算例验证

为验证数值仿真方法的可行性和准确性,选择 Spaid 等的试验模型<sup>[20]</sup>提供实验数据。

对照试验模型建立了 1:1 数值计算模型<sup>[21]</sup>。如图 1 所示,来流入口至喷口的距离  $l = 228.6$  mm,喷口至流场出口的距离  $s = 65.58$  mm,喷口宽度  $b = 0.2667$  mm,来流设置为空气,来流马赫数  $M_\infty = 3.5$ ,来流静压  $p_\infty = 3.145$  kPa,来流静温  $T_\infty = 86.5$  K,氢气射流马赫数  $M_j = 1.0$ ,射流静温  $T_j = 289$  K,射流

与来流的喷注压比  $p_j/p_\infty = 8.74$ 。

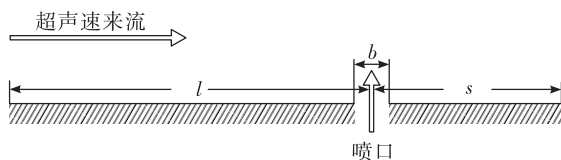


图1 数值计算模型示意图

Fig.1 Schematic diagram of numerical calculation model

对计算模型进行网格划分,如图2所示,着重对喷口和边界层区域的网格进行了加密。

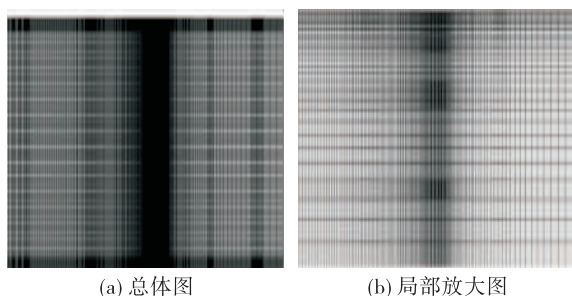


图2 模型的网格划分总体图和局部放大图

Fig.2 Overall and partial enlargement of grid division of the model

从数值仿真结果与试验数据的对比(见图3)可以看出,数值仿真结果与试验数据整体趋势基本一致,数值上吻合较好。但在个别试验点上,数值仿真结果与试验数据存在微小偏差,这可能是由于数值仿真计算精度不高或者试验存在一些误差。

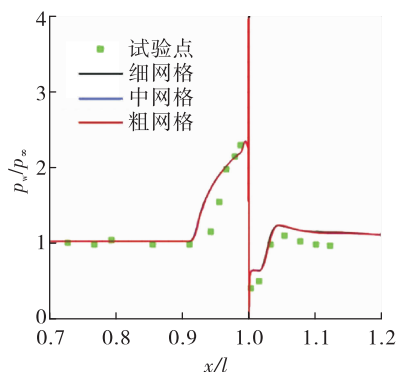


图3 不同网格量与试验数据对比

Fig.3 Comparison of different grids and test data

在验证数值仿真方法的可行性和准确性的同

时对网格独立性进行了验证,在该验证中,分别采用了粗、中、细3套疏密程度不同的网格,网格量分别为32 472、84 973、178 503。从图3中可以看出,3套网格的计算结果几乎完全重合,这个结果可以有力地证明在数值仿真中网格是独立的,在本文中,计算的网格量基本不影响计算结果。

### 1.2.2 支板喷注的算例验证

1.2.1节是对经典壁面喷注方案的数值方法验证,但本文的研究是基于支板喷注的方案开展的,因此,对支板喷注的算例进行验证是不可或缺的。

对照试验模型建立了1:1数值计算模型<sup>[22]</sup>,如图4所示,燃烧室是由扩张角为3°的上壁面、等直下壁面的腔体和一个长32 mm、夹角为12°的楔形支板组成的,支板位于燃烧室中央,氢气射流是从支板背部喷注进入燃烧室的。来流设置为空气,来流马赫数2.0,来流静压100 kPa,来流静温340 K,氢气射流马赫数1.0,射流静温250 K,射流静压100 kPa。

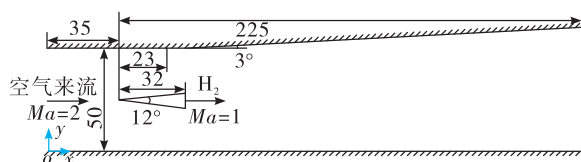


图4 DLR燃烧室计算模型示意图(单位:mm)

Fig.4 Schematic diagram of DLR combustion chamber calculation model(unit:mm)

取  $x = 125$  和  $233$  mm 两个位置进行数值计算,并与试验值<sup>[23]</sup>进行比较。从图5可以看出,在燃烧室中两个不同的位置上,数值计算的流向速度值与试验值在整体趋势上几乎一致,整体拟合效果较好。

图5的仿真结果也同时验证了网格的独立性,在该算例的验证中,也采用了粗、中、细3套不同疏密程度的网格,网格量分别为40 598、81 328、203 263。从图5(a)中可以看出,在边界层处,使用不同网格画出的曲线存在微小的差异,这可能是由于边界层处流场变化相对剧烈,不同网格的计算精度存在差异而导致的,但总体上基本拟合较好,这些细微误差也可以忽略不计。在图5(b)中,用3套网格画出的曲线几乎完全重合,拟合效果比较理想。

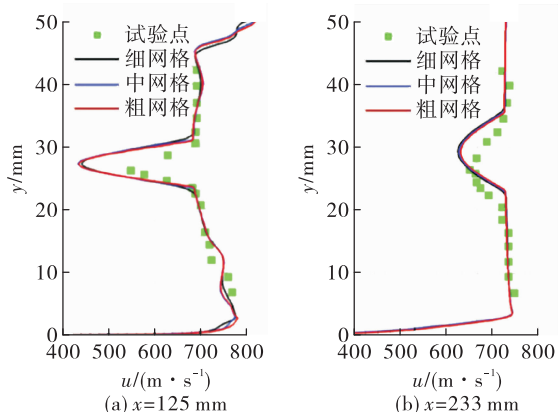


图 5 无反应流时均流向速度剖面与试验值的对比

Fig. 5 Comparison between average flow velocity profile and test value without reaction flow

对支板喷注算例的验证证明了该数值仿真方法适用于支板喷注策略下的超声速来流在燃烧室内混合的情况。

## 2 物理模型与网格划分

### 2.1 物理模型

在本文的研究中,为了使仿真结果更具权威性,选用德国航空航天中心化学推进研究所 Waidmann 等使用的超燃冲压发动机燃烧室<sup>[23]</sup>,如图 6 所示。在文献[24-26]中将德国航空航天中心化学推进研究所使用的超燃冲压发动机燃烧室称为 DLR 超声速燃烧室。空气通过加热器中的氢气燃烧进行预热,并通过拉瓦尔喷嘴膨胀。空气从拉瓦尔喷嘴以超声速进入燃烧室。燃烧室的入口高度为 50 mm,出口高度为 62 mm。距离入口 100 mm 以后的上壁面与水平方向设计了 3°的夹角。将半楔角为 6°的楔形支板(长度为 32 mm)放置在距离入口 77 mm 的燃烧室中央。支板上有 15 个直径为 1 mm 的喷孔且彼此相距 2.8 mm。

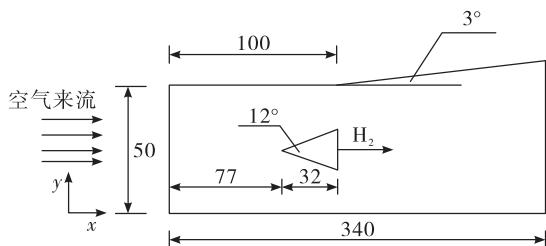


图 6 DLR 超燃冲压发动机燃烧室示意图(单位:mm)

Fig. 6 Schematic diagram of DLR scramjet combustion chamber (unit: mm)

本文在上述 DLR 模型的基础上做出了略微的改动,因为此研究不涉及燃烧等过程,仅在冷态流场条件下开展,且为避免扩张角对研究结果产生的影响<sup>[22,27]</sup>,所以省略了上壁面 3°的扩张角。所有壁面都被视为绝热、无滑移边界。

图 7 为燃烧室模型,其中  $P$ 、 $L$ 、 $\delta$  分别表示斜坡型激波发生器的起始位置、尺寸(长度)、角度。

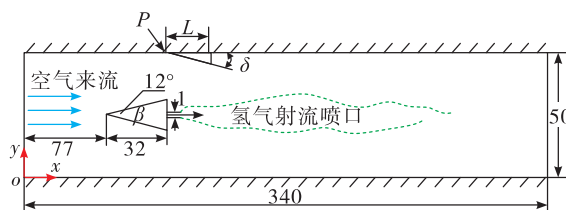


图 7 仿真计算所采用的燃烧室模型(单位:mm)

Fig. 7 Combustion chamber model used in simulation calculation (unit: mm)

在探究斜坡型激波发生器的角度、尺寸和位置对于燃烧室内流动情况的影响时,设置了 10 种不同工况如表 1 所示。

表 1 不同工况对应斜坡型激波发生器的参数

Tab. 1 Parameters of ramp type shock wave generator corresponding to different working conditions

分类	工况	$P/\text{mm}$	$L/\text{mm}$	$\delta/(^{\circ})$
对照组	case 1	—	—	—
	case 2	110	10	15
	case 3	110	10	20
	case 4	110	10	25
	case 5	110	10	30
改变尺寸	case 6	110	5	20
	case 7	110	15	20
	case 8	110	20	20
改变位置	case 9	100	10	20
	case 10	120	10	20
	case 11	130	10	20

在仿真计算的过程中,假设空气来流是由 79% $\text{N}_2$ 和 21% $\text{O}_2$ 组成的,射流则是质量分数为 1 的氢气。具体的流动特性参数如表 2 所示。

表 2 空气来流及氢气射流特性参数

Tab. 2 Characteristic parameters of air flow and hydrogen jet

参数	空气来流	氢气射流
静压/kPa	2.758 4	45.932 0
马赫数	3	1
总温/K	300	300

## 2.2 网格独立性验证

为进行网格独立性验证,选取了 3 套疏密程度不同的网格,网格量分别为 41 875、90 985、184 855,画出了不同网格下位置与下壁面静压的关系曲线,如图 8 所示。

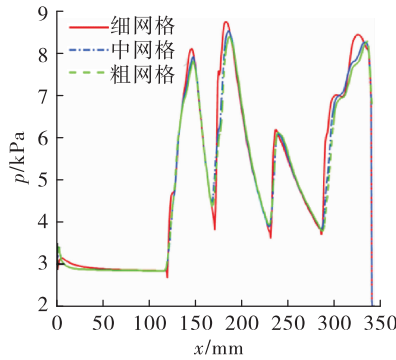


图 8 不同网格对应的位置-静压图

Fig. 8 Location-hydrostatic graph for different grids

从图 8 可以看出,采用 3 种不同网格画出的曲线总体趋势基本一致,但在一些细节上存在差异,特别是采用粗网格与采用中网格、细网格画出的曲线在极大值和极小值处存在较大的差异,但采用中网格和细网格画出来的曲线则几乎没有偏差。这可能是由数值计算精度的差异导致的。

粗网格由于网格量相对较少,计算精度较低,所以在一些特殊位置处计算出的数值有一定的偏差。而细网格虽然在网格量上是中网格的 2.03 倍,但在数值计算结果上几乎完全相同。

综上所述,选择中网格进行数值计算更加适合,在确保计算精度的同时,能够有效地节约资源 and 时间。因此,后续数值计算均采用中网格。

## 2.3 网格划分

模型的整体网格划分如图 9 所示,在整体划分网格的基础上,由于喷口处喷出高速的氢气射流,

燃烧室上下壁面的边界层流动相对复杂,因此为获得更加精确的仿真计算结果和更加精准的流场结构,对射流喷口及边界层进行了网格加密。

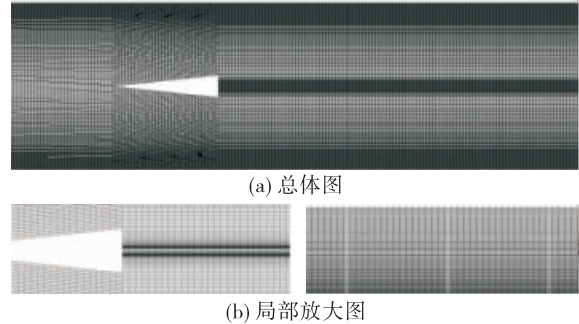


图 9 网格划分的总体图和局部放大图

Fig. 9 Overview and local enlargement of grid division

本文选用中网格对各种工况进行仿真,网格量在 8 万 ~ 10 万之间,所有网格质量检查的行列式计算值均在 0.95 以上,说明网格质量较好<sup>[28]</sup>,为后续仿真计算打下良好的基础。

## 3 混合参数定义

本文采用多个混合参数包括混合效率、总压恢复系数、混合长度来综合判断不同情况下的混合效果。

### 3.1 混合效率

为了定量评估入射斜激波对混合过程的影响,采用了空气来流和氢气射流的混合效率,其定义为<sup>[29]</sup>

$$\varphi = \frac{\dot{m}_{\text{fuel, mixed}}}{\dot{m}_{\text{fuel, total}}} = \frac{\int \alpha_{\text{react}} \rho u dA}{\int \alpha \rho u dA} \quad (1)$$

其中

$$\alpha_{\text{react}} = \begin{cases} \alpha & \alpha \leq \alpha_{\text{stoic}} \\ \frac{\alpha_{\text{stoic}} (1 - \alpha)}{(1 - \alpha_{\text{stoic}})} & \alpha > \alpha_{\text{stoic}} \end{cases} \quad (2)$$

式中:  $\alpha$  为燃料质量分数;  $\alpha_{\text{react}}$  为参与反应的质量分数;  $\dot{m}_{\text{fuel, mixed}}$  为混合质量流率;  $\dot{m}_{\text{fuel, total}}$  为总的质量流率;  $\rho$  为当地密度;  $u$  为当地速度;  $A$  为混合发生的轴向面积;  $\alpha_{\text{stoic}}$  为燃料化学计量质量分数,对氢气与空气混合,其值为 0.028 3。

混合效率是评估超燃冲压发动机性能的重要参数,其数值在 0 ~ 1 之间,数值越大,表明来流空气

与燃料射流混合越均匀,混合效果越好。

### 3.2 总压恢复系数

斜坡与空气来流碰撞所形成的斜激波会产生不小的总压损失。因此,研究流场中总压的变化是非常有必要的。总压恢复系数是当地总压与来流总压之比,反映了总压损失的情况。为保证总压计算值的准确性,采用基于质量加权平均的方法计算总压恢复系数,具体表达式为<sup>[10]</sup>

$$\eta = \frac{\int_A p_0 \rho u dA}{\int_A p_{0,\text{inlet}} \rho u dA} \quad (3)$$

式中:  $p_0$  为当地总压;  $p_{0,\text{inlet}}$  为来流总压。

总压恢复系数是用来表征燃烧室内总压损失程度的物理量,也是评估燃烧室性能的重要参数。该参数值在 0~1 之间,数值越大,表示燃烧室内压力损失越小,就越有利于发动机供能。

### 3.3 混合长度

混合长度是指燃料完成混合时在轴向延伸的最远距离,是评估混合效果的重要参考。在本文的研究中,将氢气质量分数为 0.5 的等值线的最远端作为每个工况下的混合长度<sup>[30]</sup>。

混合长度越小越有利于混合的充分完成,同时小的混合长度有利于减小发动机的尺寸,减轻发动机的质量。

## 4 激波干扰支板射流混合增强流场仿真结果分析

### 4.1 激波发生器对混合效果的影响

在燃烧室内增加斜坡型激波发生器使其流动结构变得更加复杂,这是由于激波的作用,因此分析燃烧室内多种激波的作用规律和发展至关重要。

在未添加激波发生器之前,如图 10(a)所示,空气来流从燃烧室入口进入,与支板前端撞击产生斜激波①②,斜激波①②与燃烧室上下壁面作用使得边界层分离,产生分离区③,激波①②在撞击燃烧室壁面后产生反射激波,如图 10(a)中④所示,④是由楔形支板产生的激波与上壁面碰撞后的反射波形成的。反射激波进一步与射流剪切层相遇,在与射流剪切层作用后将反射激波大致分为两个部分,一部分激波再次反射如图 10(a)中⑥所示;另一部

分激波则是直接穿透射流剪切层,与射流剪切层相互作用,从而在激波后产生低速区,如图 10(a)中⑤所示。低速区内空气来流和燃料射流的速度相对较低,与此同时,激波与射流剪切层的相互作用增大了局部流场扰动,产生涡结构,低速区和涡结构对于来流和射流的快速混合都比较有利。而后激波再次反射,有部分激波穿透剪切层,但随着逐渐远离支板,激波经过多次反射和相互作用后,其强度也明显降低。由于激波强度的下降,因此在⑤后,激波在穿透射流剪切层时再没有产生较为明显的低速区。

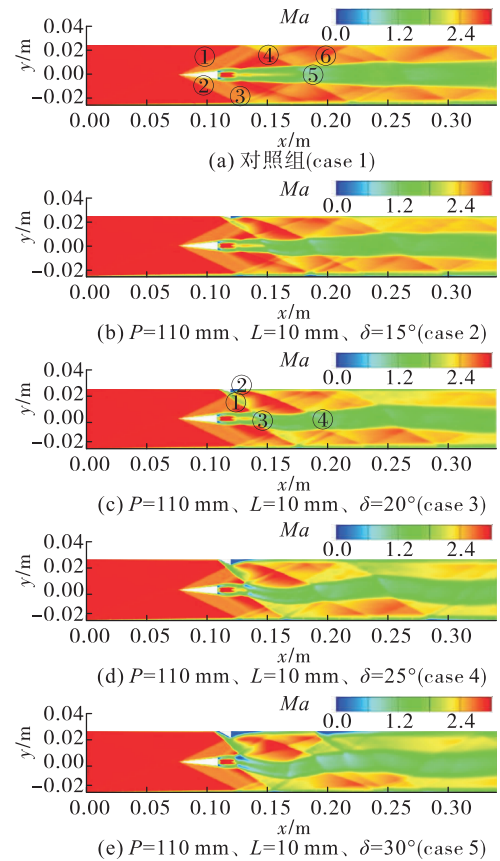


图 10 燃烧室内马赫数分布图(case 1~case 5)

Fig. 10 Mach number distribution map in combustion chamber(case 1-case 5)

相比于没有斜坡型激波发生器的激波作用规律,从图 10(b)~图 10(e)中可以发现,在来流碰撞到斜坡型激波发生器后,产生了额外的斜激波,然而不同于图 10(a)中的斜激波①②,斜坡型激波发生器产生的激波强度更大,因为图 10(a)中的斜激波①②是先碰撞燃烧室上下壁面而后反射,再作用

于射流剪切层,在反射的过程中,激波的强度会有所损失,而斜坡型激波发生器所产生的激波如图 10(c)所示的①,在经过斜坡后直接作用于射流剪切层,没有经过燃烧室壁面的反射,因此损失相对较小,激波强度较大。也正因为该斜激波强度大,所以在穿透射流剪切层时,与射流剪切层的相互作用也更加剧烈,相互作用所产生的低速区面积也相对更大。而且由于初始激波的强度较大,因此反射后再次穿透射流剪切层时,与射流剪切层相互作用,仍然能够产生新的低速区[如图 10(c)的区域④]。虽然新产生低速区的降速效果有所减弱,但是仍有益于空气来流和氢气射流的快速混合。相比于没有斜坡型激波发生器的燃烧室,添加激波发生器后的燃烧室,除了产生新的高强度激波和效果更好的低速区外,在斜坡型激波发生器后,紧贴着燃烧室上壁面,还产生了如图 10(c)所示的再附激波②。

从上述分析中可以得出一个初步的结论:激波强度的提高有利于空气来流和燃料射流的快速混合。因此,在燃烧室内添加斜坡型激波发生器有利于提高激波强度,从而对二者的快速混合有一定的促进效果。

#### 4.2 激波发生器不同角度对混合效果的影响

本文依据文献[31]中采用的模型及研究成果选择设置激波发生器的角度分别为  $15^\circ$ 、 $20^\circ$ 、 $25^\circ$ 、 $30^\circ$  研究不同角度对混合效果的影响。

对比图 10(b)与图 10(e)可以发现,随着斜坡型激波发生器的角度不断增大,燃烧室内的流动情况也变得更加复杂。可以清晰地观察到,斜坡型激波发生器角度的增加带来最直接的影响就是斜激波强度的增大,激波强度的增大使得激波区域的马赫数有明显的下降,而且马赫数下降的区域随着激波强度的增大而扩大。斜激波强度的不断增大使其在穿透射流剪切层时与其相互作用也更加剧烈,因此产生的低速区面积更大,降速效果也更好。经过燃烧室壁面反射的激波仍有较大强度,反射激波区域的马赫数有明显的下降,且在射流剪切层区域也产生多处低速区,特别是在角度为  $30^\circ$  的工况下,从图 10(e)中可以观察到明显的低速区就有 4 处,这非常有利于空气来流与氢气射流的快速混合。

图 11 为氢气组分图,从图 11(a)中可以看出,当燃烧室内没有斜坡型激波发生器时,氢气射流非

常平稳,未见明显的波动。在燃烧室内添加斜坡型激波发生器后,由于斜激波的作用,氢气射流产生明显波动。

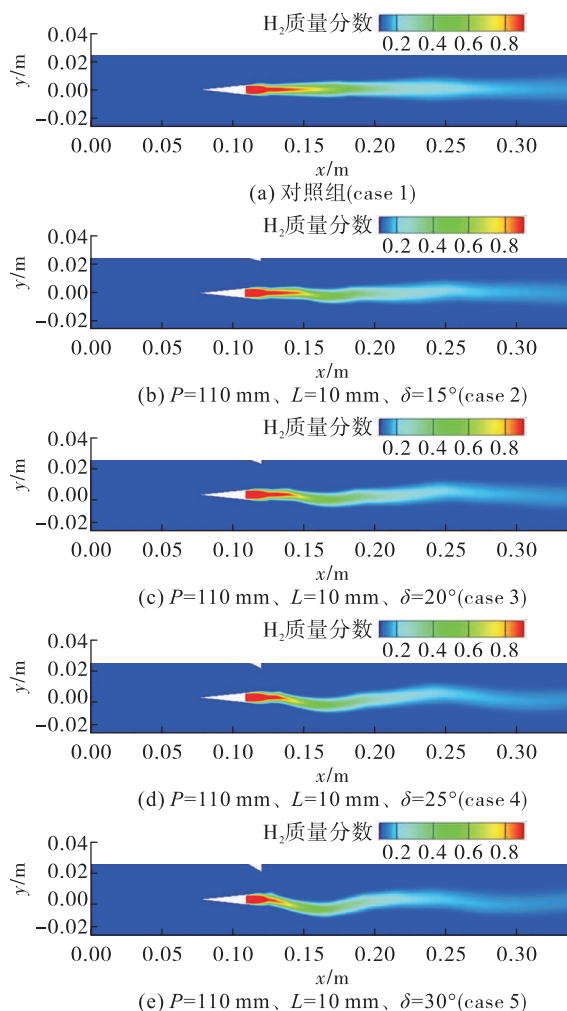


图 11 燃烧室内氢气射流质量分数图(case 1 ~ case 5)

Fig. 11 Mass fraction diagram of hydrogen jet in combustion chamber(case 1-case 5)

对比图 11(a) ~ 图 11(e)可知,随着激波发生器角度的增大,氢气组分偏高的区域长度有明显的缩短,在图 11(a)中,在  $x=0.15\text{ m}$ ,  $y=0\text{ m}$  处的氢气组分在 0.8 左右,而在图 11(d)和图 11(e)中,在  $x=0.15\text{ m}$ ,  $y=0\text{ m}$  处的氢气组分基本降至 0.5 左右,差别比较明显。由此可以得出结论:随着斜坡型激波发生器角度的不断增大,其产生斜激波的强度在逐步提升,氢气组分在相同距离内下降更快,混合速率有一定提升。

下面通过计算不同工况下燃烧室内的混合效

率、总压恢复系数、混合长度等参数,进一步定量分析斜坡型激波发生器角度对于混合效果的影响。

首先计算了各种工况下的混合效率,如表 3 所示。从表 3 中数据可以看出,前 3 种工况(斜坡角度为 15°、20°、25°)之间混合效率相差 3 % 左右,进一步增大斜坡角度时(增大到 30°),混合效率提升相对更加明显,比 case 4 提升约 8 %。

从图 12 中可以直观地看出,在燃烧室内添加斜坡型激波发生器能够有效地提升混合效率,在图 12 中起点附近可以看到,几种工况的混合效率曲线几乎完全重合,这表明在喷口附近,斜坡产生的斜激波还未作用到射流剪切层,随着斜坡角度的增大,不同工况对应的曲线与对照组 case 1 对应曲线的重合部分就越少,这说明,斜坡角度越大,斜激波首次

与射流剪切层作用的位置就越靠近喷口,在时间上就能更早地促进二者混合。

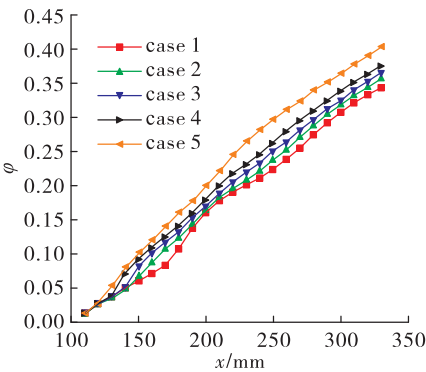


图 12 不同角度的斜坡型激波发生器对应的混合效率图  
Fig. 12 Mixing efficiency diagram for ramp shock generators with different angles

表 3 不同角度工况对应的混合效率

Tab. 3 Mixing efficiency corresponding to different angle operating conditions

参数	case 1	case 2	case 3	case 4	case 5
混合效率	0.342 6	0.355 2	0.364 8	0.376 0	0.403 6
混合效率提高量/%	—	3.69	6.48	9.75	17.81

通过对各种工况下总压恢复系数的计算,得到表 4。从表 4 可以看出,增大斜坡角度在促使混合效率提升的同时也带来一定的总压损失,当斜坡角度增大到 30° 时,总压恢复系数已下降到 52.45 %,相对于对照组 case 1 总压减少了 26.33 %。斜坡角度均匀增大的同时,总压损失减少也相对较均匀,斜坡每增加 5°,总压大约减少 5 % ~ 7 %。

从图 13 中也可以直观地看出,随着斜坡角度的增加,燃烧室内的总压恢复系数有一定的下降,且不同工况间下降值较均匀。

从图 14 中可以看出,混合长度随着激波发生器角度的增加而减小,这说明激波发生器角度的增加有利于增强混合效果。

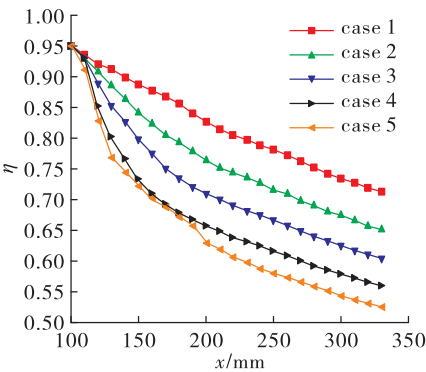


图 13 不同角度的斜坡型激波发生器对应的总压恢复系数  
Fig. 13 Total pressure recovery factor for ramp shock generators with different angles

表 4 不同角度工况对应的总压恢复系数

Tab. 4 Total pressure recovery coefficient at different angle conditions

参数	case 1	case 2	case 3	case 4	case 5
总压恢复系数	0.712 0	0.651 0	0.604 5	0.559 0	0.524 5
总压恢复系数减少量/%	—	8.56	15.10	21.49	26.33

同时从图 14 中可以看出,激波发生器的角度越大,对应氢气质量分数为 0.5 的轮廓图就距  $y = 0$  mm 越远,这说明激波发生器角度的增大提升了激波的强度。

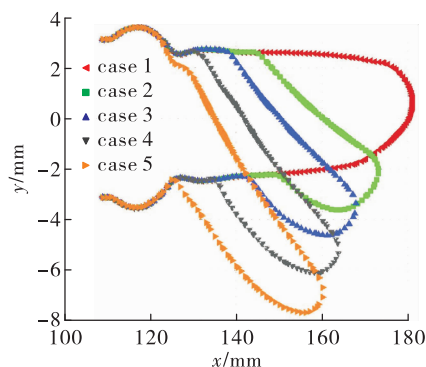


图 14 不同角度的斜坡型激波发生器对应氢气质量分数为 0.5 的轮廓图

Fig. 14 Contour of a ramp shock generator with a hydrogen mass fraction of 0.5 at different angles

### 4.3 激波发生器不同尺寸对混合效果的影响

研究斜坡型激波发生器的尺寸对于燃烧室内情况的影响,保证斜坡角度不变,改变斜坡型激波发生器与燃烧室上壁面重合的直角边的长度  $L$ ,根据文献[15]和文献[32]中使用的模型和相关结论,本文将  $L$  分别设置为 5、10、15、20 mm,具体工况见表 1。

对比图 15(a) ~ 图 15(e),可以发现随着斜坡型激波发生器尺寸的增大,其初始激波在激波发生器下游激波强度能够维持的距离就越远,耗散减缓,在斜激波与射流剪切层相互作用前所产生的减速区[如图 15(d)中区域①]的宽度和面积就越大,这有利于降低来流空气在燃烧室内的流动速度,较低的速度为与氢气射流充分混合打下良好的基础。激波强度维持的距离越远,其与射流剪切层的相互作用也更加剧烈,对应产生的低速区面积就更大[如图 15(e)中区域①],从而对氢气射流有更好的减速效果,增强二者的混合效果。同时,激波发生器尺寸的增大同时会导致膨胀波强度的增大,而膨胀波强度的增大使得对于初始激波反射的干扰增强。对比图 15 中的各种工况,大尺寸的斜坡型激波发生器能够明显缩短喷口附近高速区的长度,大多数工况对应喷口附近高速区的末端均在 0.12 m 以上,而 case 8 喷口附近高速区的末端则未到 0.12 m 就结束了。相比于其他工况,图 15(e)中产生的低

速区①最为明显,流场中产生的再附激波和分离区[如图 15(e)中②]也更加明显,因此 case 8 对应的混合效率是最大的。

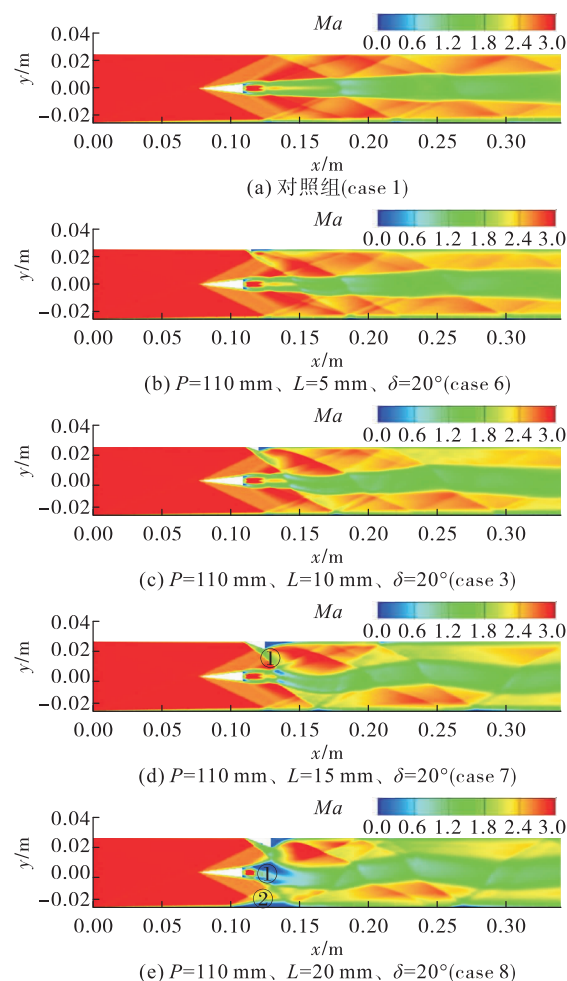


图 15 燃烧室内马赫数分布图(case 1、case 3、case 6 ~ case 8)

Fig. 15 Mach number distribution diagram in combustion chamber(case 1、case 3、case 6-case 8)

从图 16 中可以发现,斜坡型激波发生器的尺寸影响着斜激波作用于氢气射流的位置,激波发生器尺寸越大,其产生斜激波作用的位置就越靠近喷口。对比图 16(a) ~ 图 16(e),激波发生器的尺寸越大,氢气射流的波动就越大,小尺寸的激波发生器对氢气射流的作用基本停留在氢气质量分数相对较高的区域,如图 16(b)和图 16(c)所示,斜激波的作用基本只影响到氢气组分较高的黄色区域,对于氢气组分大于 0.8 的红色区域几乎没有影响;而对于图 16(d)和图 16(e),斜激波的作用已经明显影响到了氢气组分大于 0.8 的红色区域,在图 16(e)

中,甚至从喷口开始,氢气组分就有向燃烧室下壁面倾斜的趋势。

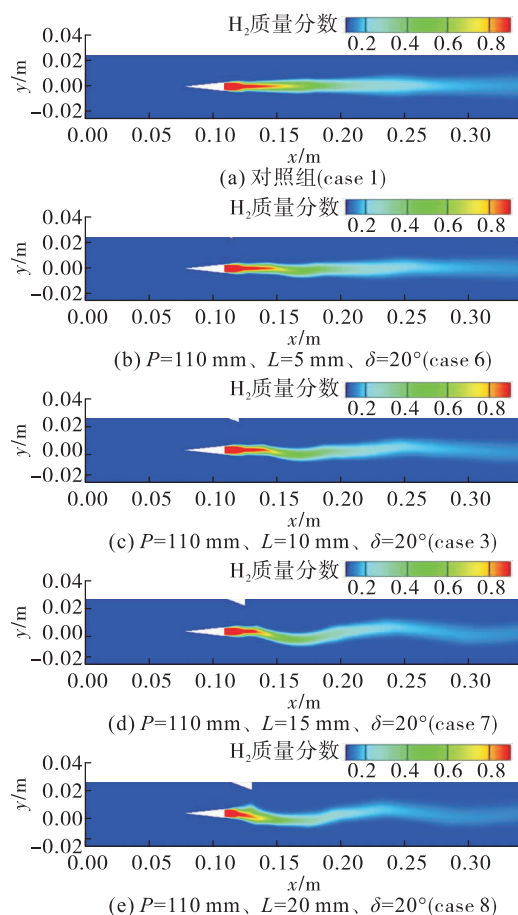


图 16 燃烧室内氢气射流质量分数图 (case 1、case 3、case 6 ~ case 8)

Fig. 16 Mass fraction diagram of hydrogen jet in combustion chamber (case 1、case 3、case 6-case 8)

从表 5 中可以看出,增大斜坡型激波发生器的尺寸有利于提升空气来流和氢气射流的混合效率,

且在较大尺寸 (case 7) 的基础上进一步增大尺寸,混合效率提升的幅度相对较大,case 8 比 case 7 的混合效率提高了 16% 左右。在 case 8 工况下的混合效率是本文研究的所有工况中最高的,达到了 43.78%。

从图 17 中可以发现,随着斜坡型激波发生器的尺寸不断增大,斜激波作用与射流剪切层的位置也逐渐靠近射流喷口。

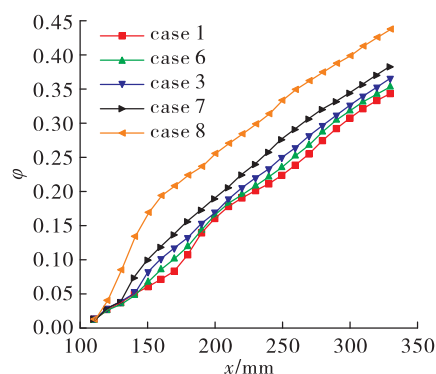


图 17 不同尺寸的斜坡型激波发生器对应的混合效率

Fig. 17 Mixed efficiency corresponding to ramp shock generators of different sizes

在 case 8 中,由于激波发生器的尺寸较大,所以产生的斜激波作用于射流剪切层的位置非常接近于氢气射流喷口,图 17 中的 case 8 曲线基本从一开始就有明显的上升,特别是在喷口至  $x = 150$  mm 的范围间,混合效率曲线增长较快,而在  $x = 150$  mm 后,混合效率曲线的增长速率有所下降,与其他工况基本一致,这可能是因为经过燃烧室壁面反射的激波与穿透射流剪切层的激波相互作用,从而减小了激波强度。

表 5 不同尺寸工况对应的混合效率

Tab. 5 Mixing efficiency corresponding to working conditions of different sizes

参数	case 1	case 6	case 3	case 7	case 8
混合效率	0.342 6	0.353 2	0.364 8	0.382 1	0.437 8
混合效率提高量/%	—	3.11	6.48	11.54	27.78

从表 6 的数据中可以发现,随着斜坡型激波发生器尺寸的增大,对应的总压恢复系数在不断减小,当激波发生器的尺寸增大到 20 mm 时,总压恢复系数下降到 0.500 3。虽然 case 8 的混合效率很

高,但与此同时其总压恢复系数也相对降低较多,这也充分表明,对燃烧室内空气来流和氢气射流二者混合效果的评估不能仅凭某一个参数,要结合多个参数进行多方面综合评估。

从图 18 中可以发现,等比例增大激波发生器尺寸的同时,总压恢复系数几乎在均匀地下降,激波发生器的尺寸每增加 5 mm,总压恢复系数下降 7%左右。

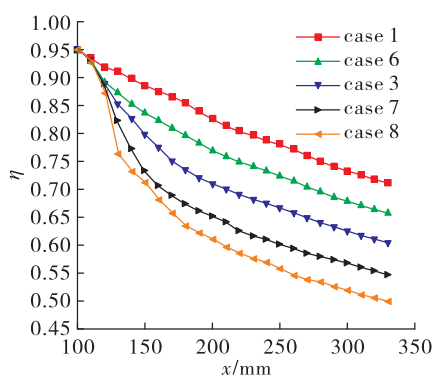


图 18 不同尺寸的斜坡型激波发生器对应的总压恢复系数图

Fig. 18 Figure of total pressure recovery coefficient corresponding to ramp shock generators of different sizes

表 6 不同尺寸工况对应的总压恢复系数

Tab. 6 Total pressure recovery coefficient corresponding to different size conditions

参数	case 1	case 6	case 3	case 7	case 8
总压恢复系数	0.712 0	0.657 3	0.604 5	0.548 5	0.500 3
总压恢复系数减少量/%	—	7.68	15.10	22.96	29.72

#### 4.4 激波发生器不同位置对混合效果的影响

研究不同位置对混合效果的影响要同时考虑燃烧室的设计,为了避免燃烧室设计过长,因此将激波发生器设计在喷口附近,以便产生的激波能更快作用于燃料射流,因此选择将激波发生器设计在 100 mm、110 mm、120 mm、130 mm 处。

对比图 20(a) ~ 图 20(e) 可以发现,改变斜坡型激波发生器在燃烧室内的位置对于燃烧室内流场结构的影响不如改变角度和尺寸明显,改变激波发生器的位置更像是逐步将流场向后平移,整体的流场结构基本没有变化,相对较明显的区别就是随着激波发生器的位置向燃烧室出口处平移,斜激波与射流剪切层相互作用产生的低速区面积有小幅度的增加。

对比图 21(b) ~ 图 21(e) 可以发现,从整体轮廓和流动结构上来看,随着斜坡型激波发生器的位置远离燃烧室入口,整个流场也像是整体向燃烧室出口方向平移,几乎保持着原来流场的基本结构。但仔细对比,特别是图 21(d) 和图 21(e) 与其他几

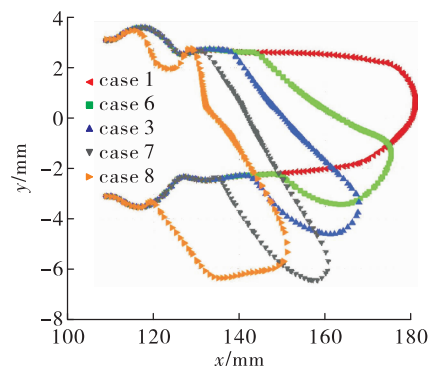


图 19 不同尺寸的斜坡型激波发生器对应氢气质量分数为 0.5 的轮廓图

Fig. 19 Contour of a ramp shock generator with a hydrogen mass fraction of 0.5 at different sizes

从图 19 中可以看出,混合长度随着激波发生器尺寸的增大而减小,说明激波发生器尺寸的增加有利于空气来流和氢气射流的快速混合。

种工况相对比可以发现,除了流场整体向燃烧室出口方向移动以外,在整体上压力也有一定的提升,且压力相对较大的区域也有小幅度的增加,由于斜坡型激波发生器的位置向燃烧室出口方向移动,同时保持着激波发生器的角度和尺寸不变,空气来流的马赫数也一定,所以可以认为激波发生器产生的激波强度基本一致。但随着离喷口的距离越大,氢气射流的组分也在不断下降,在斜激波强度一定的条件下,氢气组分越低,斜激波穿透射流剪切层就越容易,相互作用的范围就越广,因此压力值有小幅度的提升。

从表 7 可以发现,当斜坡型激波发生器的位置在喷口附近时,不同位置对混合效率的影响并不大,甚至可以忽略,但当激波发生器的位置距离喷口较远时,不同位置对混合效率的影响就不能忽略。在喷口附近时,由于氢气射流的组分较高,相同斜激波强度对其穿透效果几乎一致,但在距离喷口较远时,氢气组分相对较低,所以相同强度斜激波对射流剪切层的穿透效果就有了差异,从而导致混合效率的变化。

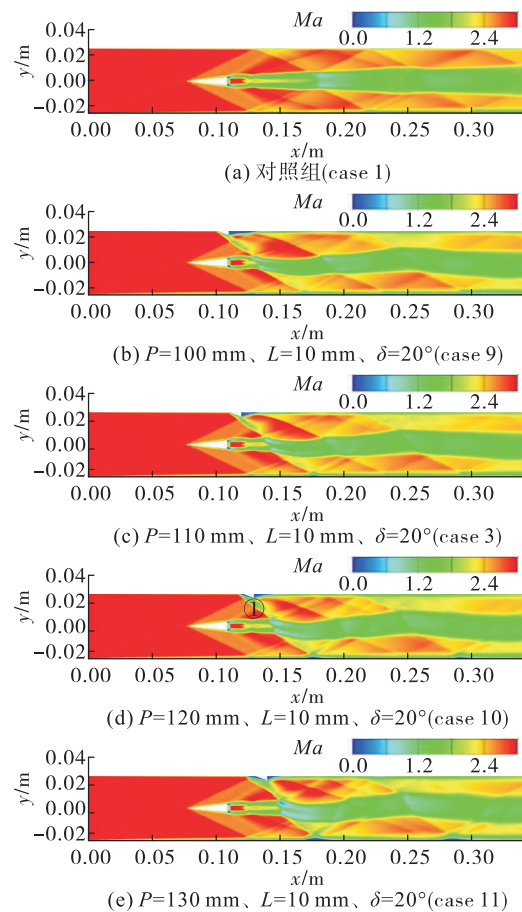


图 20 燃烧室内马赫数分布图( case 1、case 3、case 9 ~ case 11)

Fig. 20 Mach number distribution diagram in combustion chamber ( case 1、case 3、case 9-case 11)

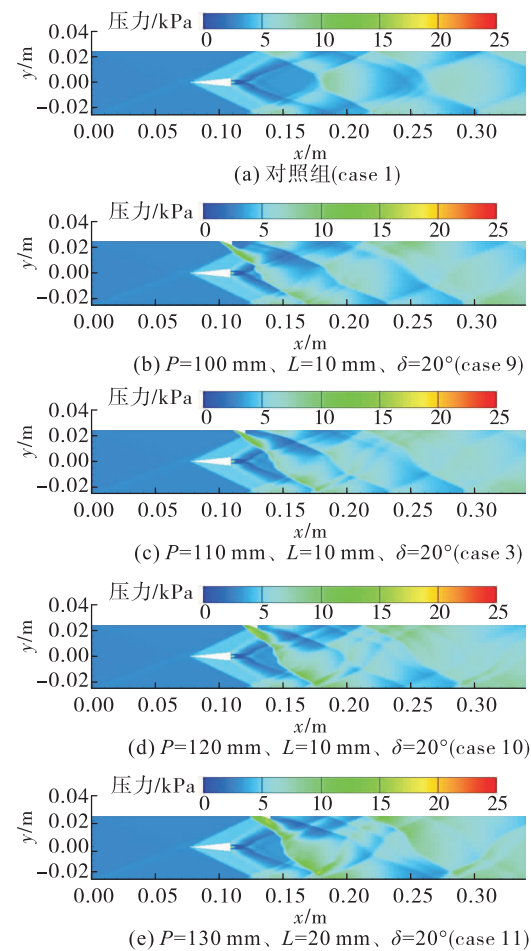


图 21 燃烧室内压力分布图( case 1、case 3、case 9 ~ case 11)

Fig. 21 Pressure distribution diagram of combustion chamber( case 1、case 3、case 9-case 11)

表 7 不同位置工况对应的混合效率

Tab. 7 Mixing efficiency corresponding to working conditions at different positions

参数	case 1	case 9	case 3	case 10	case 11
混合效率	0.342 6	0.364 1	0.364 8	0.373 6	0.389 8
混合效率提高量/%	—	6.28	6.48	9.07	12.77

从图 22 中可以看出,斜坡型激波发生器的位置变化对于燃烧室内的混合效率的提升效果没有角度和尺寸的变化那么明显,case 9 和 case 3 两种工况的曲线几乎完全重合,而 case 10 与 case 11 工况的混合效率仅有小幅度的提升。

从表 8 可以看出,激波发生器处于燃烧室内不同位置对总压损失的影响不大。case 3、case 9 ~ case 11 的总压损失均在 20 %之内。

从图 23 中可以看出,4 种不同工况对应的曲线没有明显的差别。因此,可以说明从总压恢复系数这个评估混合效果的参数来看,斜坡型激波发生器

的位置对于混合效果的影响不大。

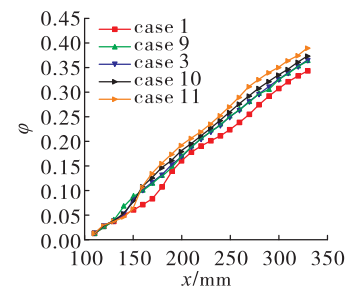


图 22 不同位置的斜坡型激波发生器对应的混合效率

Fig. 22 Mixed efficiency corresponding to ramp shock generator at different positions

表 8 不同位置工况对应的总压恢复系数

参数	case 1	case 9	case 3	case 10	case 11
总压恢复系数	0.712 0	0.612 1	0.604 5	0.585 3	0.577 1
总压恢复系数减少量/%	—	14.03	15.10	17.79	18.95

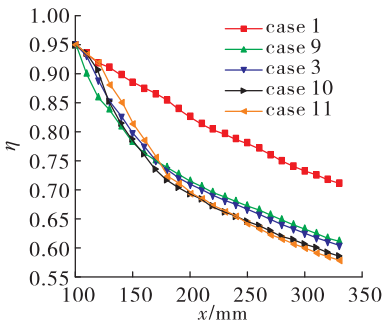


图 23 不同位置的斜坡型激波发生器对应的总压恢复系数

Fig. 23 Figure of total pressure recovery coefficient corresponding to ramp shock generators of different positions

从图 24 中可以看到,在燃烧室内添加激波发生器对混合效果有明显作用,但是激波发生器的位置对混合效果的影响很小。

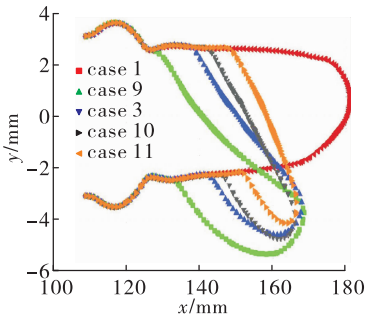


图 24 不同位置的斜坡型激波发生器对应氢气质量分数为 0.5 的轮廓图

Fig. 24 Contour of a ramp shock generator with a hydrogen mass fraction of 0.5 at different positions

5 结论

本文采用数值模拟的方法研究了不同结构参数包括激波发生器的角度、尺寸和位置等对燃烧室内混合效果的影响。激波发生器的角度分别为 15°、20°、25°、30°;尺寸分别为 5、10、15、20 mm;位

置分别在 100、110、120、130 mm 处。得到以下结论。

1)在燃烧室内添加斜坡型激波发生器有利于空气来流和氢气射流的快速混合,且激波发生器不同的结构参数均对混合效果有影响。

2)从不同结构参数对混合效果的影响程度来看,角度的影响大于尺寸,尺寸的影响大于位置。相比于没有激波发生器的燃烧室,当激波发生器的角度为 30°时,混合效率提升了 17.81%;当激波发生器的尺寸为 20 mm 时,混合效率提升了 27.78%;当激波发生器的位置向燃烧室出口方向每移动 10 mm 时,混合效率提升 3%左右。

3)混合效率的提升伴随着总压恢复系数的下降,相比于没有激波发生器的燃烧室,当激波发生器的尺寸为 20 mm 时,虽然混合效率提升了 27.78%,但同时其总压恢复系数也下降了 29.72%。混合效率和总压恢复系数成负相关关系。

参考文献

[1] 徐壮壮,吴继平,黄伟,等. 超燃冲压发动机射流混合增强技术研究进展[J]. 战术导弹技术,2021(4):83-102.

[2] 王亚妹,方祥军,林鹏,等. 凹腔/支板结构亚燃冲压燃烧室性能[J]. 航空动力学报,2017,32(10):2355-2363.

[3] DESIKAN S L N,KURIAN J. Strut-based gaseous injection into a supersonic stream[J]. Journal of Propulsion and Power,2006,22(2):474-477.

[4] DESIKAN S L N,KUMARAN K,BABU V. Numerical investigation of the role of hyper-mixers in supersonic mixing[J]. The Aeronautical Journal,2010,114(1161):659-672.

[5] 张军龙,常军涛,王瑄,等. 基于支板稳燃的超声速火焰特性研究进展[J]. 空气动力学学报,2020,38(3):577-592.

[6] KUMAR S R,ASHOKE D. Investigation of mixing characteristics in strut injectors using modal decomposition[J]. Physics of Fluids,2018,30(1):16108.

- [7] SONI R K, DE A. Investigation of strut-ramp injector in as-cramjet combustor: Effect of strut geometry, fuel and jet diameter on mixing characteristics[J]. *Journal of Mechanical Science and Technology*, 2017, 31(3): 1169-1179.
- [8] OGAWA H, KODERA M. Physical insight into fuel/air mixing with hypermixer injectors for scramjet engines[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2015, 31(5): 1423-1435.
- [9] KUMMITHA O R, PANDEY K M. Hydrogen fueled scramjet combustor with a wavy-wall double strut fuel injector[J]. *Fuel*, 2021, 304: 121425.
- [10] KUMMITHA O R, PANDEY K M, PADIDAM A K R. Effect of a revolved wedge strut induced mixing enhancement for a hydrogen fueled scramjet combustor[J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2021, 46(24): 13340-13352.
- [11] 张喆, 席文雄, 金星. 尾部压缩角对支板混合及燃烧特性影响的数值研究[J]. *弹箭与制导学报*, 2019, 39(5): 39-45.
- [12] LIU X L, SHEIKHOLESLAMI M, BARZEGAR GERDROODBARY M, et al. Numerical simulation of the hydrogen mixing in downstream of lobe strut at supersonic flow[J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2020, 45(46): 25438-25451.
- [13] ETHERIDGE S, LEE J G, CARTER C, et al. Effect of flow distortion on fuel/air mixing and combustion in an upstream-fueled cavity flameholder for a supersonic combustor[J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2017, 88: 461-471.
- [14] ZHANG Y L, WANG B, ZHANG H Q, et al. Mixing enhancement of compressible planar mixing layer impinged by oblique shock waves[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2014, 31(1): 156-169.
- [15] CHOUBEY G, YADAV P M, DEVARAJAN Y, et al. Numerical investigation on mixing improvement mechanism of transverse injection based scramjet combustor[J]. *Acta Astronautica*, 2021, 188: 426-437.
- [16] LI Y C, BARZEGAR GERDROODBARY M, MORADI R, et al. The influence of the sinusoidal shock generator on the mixing rate of multi hydrogen jets at supersonic flow[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2020, 96: 105579.
- [17] KUMMITHA O R. Numerical analysis of hydrogen fuel scramjet combustor with turbulence development inserts and with different turbulence models[J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2017, 42(9): 6360-6368.
- [18] KUMMITHA O R. Numerical analysis of passive techniques for optimizing the performance of scramjet combustor[J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2017, 42(15): 10455-10465.
- [19] 杜兆波. 高超声速气流中前体/进气道燃料喷注策略及其混合增强机理研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2019.
- [20] SPAID F W, ZUKOSKI E E. A study of the interaction of gaseous jets from transverse slots with supersonic external flows[J]. *AIAA Journal*, 1968, 6(2): 205-212.
- [21] 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.
- [22] 刘朝阳. 超声速气流中壁面燃料射流混合、点火及稳燃机制研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2019.
- [23] WAIDMANN W, ALFF F, BÖHM M, et al. Supersonic combustion of hydrogen/air in a scramjet combustion chamber[J]. *Space Technology*, 1996, 15(6): 421-429.
- [24] NITHISH REDDY P, VENKATASUBBAIAH K. Numerical investigations on development of scramjet combustor[J]. *Journal of Aerospace Engineering*, 2015, 28(5): 1-8.
- [25] FUREBY C, FEDINA E, TEGNÉR J. A computational study of supersonic combustion behind a wedge-shaped flameholder[J]. *Shock Waves*, 2014, 24(1): 41-50.
- [26] BERGLUND M, FUREBY C. LES of supersonic combustion in a scramjet engine model[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2007, 31(2): 2497-2504.
- [27] 杨揖心. 后缘突扩型凹腔超声速流动模式与稳焰机理研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2018.
- [28] ANSYS Inc. ANSYS ICEM CFD 19.2 User's Guide[Z]. 2018.
- [29] SEGAL C. The scramjet engine: Processes and characteristics[M]. Cambridge: Cambridge University Press, 2009.
- [30] LEE S H, MITANI T. Mixing augmentation of transverse injection in scramjet combustor[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2003, 19(1): 115-124.
- [31] 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.
- [32] HARIHARAN V, VELAMATI R K, PRATHAP C. Investigation on supersonic combustion of hydrogen with variation of combustor inlet conditions[J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2016, 41(13): 5833-5841.