

高超声速气流中支板液体喷注的数值研究

王永康^{*,†} 钱丽娟^{*,1)} 韩桂来^{†,**,2)} 王大高^{†,**,2)} 周芳^{*}^{*}(中国计量大学机电工程学院, 杭州 310000)[†](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 100190)^{**}(中国科学院大学工程科学学院, 北京 100049)

摘要 斜爆轰发动机燃烧室爆轰燃烧是预混燃烧, 发动机进气道燃料预混是斜爆轰发动机运行的前提和关键。现有研究多集中于气相燃料, 针对更加接近工程实际的液体燃料研究较少。高超声速来流与液相作用伴随着更多流动物理过程, 影响参数多, 研究更为复杂。文章采用数值模拟手段, 求解二维可压缩雷诺时均 Navier-Stokes (RANS) 方程, 结合 CLSVOF (coupled level set and volume of fluid) 相界面捕捉方法, 以高超声速横向来流与液相射流作用模型, 系统研究了来流马赫数、液相射流角度和速度对液相燃料破碎、输运及混合的动力学行为的影响规律。在高超声速气流作用下, 射流液柱受压力梯度影响向下游弯曲随气流运动, 逐步呈现出液柱、连续液膜、液丝状、液块状和气液混合层 5 种液相演化形态。液相射流角度和速度对液相连续液膜特征和破碎距离有一定作用, 进而对下游截面液相分布以及剪切层扰动造成影响。来流马赫数对压力梯度有一定作用, 通过压力梯度对下游液相分布的纵向高度造成影响。综合参数分析, 液相燃料射流穿透深度与总压损失成正比, 改变射流角度是增加穿透深度、提升发动机性能更为有效的方式。

关键词 斜爆轰发动机, 液体射流, 高超声速, 多相流, 液体形态

中图分类号: O359

文献标识码: A

DOI: 10.6052/0459-1879-24-239

CSTR: 32045.14.0459-1879-24-239

NUMERICAL INVESTIGATION OF STRUT LIQUID INJECTION UNDER
HYPERSONIC FLOWWang Yongkang^{*,†} Qian Lijuan^{*,1)} Han Guilai^{†,**,2)} Wang Dagao^{†,**,2)} Zhou Fang^{*}^{*}(School of Mechanical and Electrical Engineering, China Jiliang University, Hangzhou 310000, China)[†](State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)^{**}(School of Engineering Science, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract The detonation in the oblique detonation engine combustion chamber is premixed combustion. Fuel premixing in the engine inlet is the prerequisite and key to the operation of the oblique detonation engine. Most research focused on gas phase fuels, but there are fewer studies on liquid fuels for applications. The interaction between hypersonic flow and liquid is a complex physical flow process. There are many influencing parameters of gas-liquid interaction, making the research more complex. This paper uses numerical simulation methods to solve the two-dimensional compressible Reynolds time-averaged Navier-Stokes (RANS) equation, combined with the CLSVOF

2024-05-22 收稿, 2024-07-22 录用, 2024-07-23 网络版发表。

1) 通讯作者: 钱丽娟, 教授, 主要研究方向为多相流数值模拟、流动控制及优化。E-mail: mecqlj@126.com

2) 通讯作者: 韩桂来, 研究员, 主要研究方向为高超声速空气动力学。E-mail: hanguilai@imech.ac.cn

引用格式: 王永康, 钱丽娟, 韩桂来, 王大高, 周芳. 高超声速气流中支板液体喷注的数值研究. 力学学报, 2024, 56(11): 3152-3164

Wang Yongkang, Qian Lijuan, Han Guilai, Wang Dagao, Zhou Fang. Numerical investigation of strut liquid injection under hypersonic flow. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2024, 56(11): 3152-3164

(coupled level set and volume of fluid) phase interface capture method. The interaction model between hypersonic incoming flow and liquid jet is considered. The influence of the incoming Mach number, jet angle and velocity on liquid fragmentation, transport and mixing was systematically studied. The results show that under the action of hypersonic flow, the liquid column moves in the flow direction affected by the pressure gradient. The liquid phase has five evolving forms: liquid column, continuous liquid film, liquid filament shape, liquid block shape and gas-liquid mixed layer. The angle and velocity of the jet have an impact on the characteristics of the liquid continuous film and the breakup distance. This in turn affects the downstream liquid distribution and shear layer disturbance. The inflow Mach number affects the normal height of the downstream liquid distribution through the pressure gradient. Through parameters analysis, the liquid penetration depth is directly proportional to the total pressure loss. Changing the jet angle is a more effective way to increase penetration depth and improve engine performance.

Key words oblique detonation engine, liquid jet, hypersonic airflow, multiphase flow, liquid form

引言

斜爆轰发动机通过爆轰方式实现较高的热循环效率, 是一种新型高超声速推进系统和航空航天领域的研究热点^[1-8]. 斜爆轰发动机不需要携带氧化剂, 依靠斜激波压缩温度升高实现自点火, 爆轰波驻定于燃烧室入口, 为了保持燃烧室稳定燃烧产生连续推力, 来流马赫数至少为 5^[9], 因此爆轰推进是一种较好的高超声速推进方案.

爆轰波形成机理和爆轰发动机特性的研究取得了较好的进展^[7-11]. 爆轰燃烧属于预混燃烧, 而现有斜爆轰发动机形成斜爆轰波数值模拟中假设是来流中燃料与空气按照一定比例均匀混合^[12-15]. 爆轰发动机对燃料的混合要求较高, 燃料和氧化剂不充分不均匀的混合可能导致斜爆轰波无法在燃烧室入口成功建立^[5,16], 导致斜爆轰发动机不启动. 因此, 斜爆轰发动机投入实际应用之前解决高超声速来流与燃料混合是最为关键问题之一^[6,17-18].

斜爆轰发动机进气道高超声速来流与燃料混合主要技术问题为: 既要气流与燃料在进入燃烧室之前混合均匀, 又要避免预混燃料进入燃烧室之前提前燃烧, 特别是在激波后边界层高温区域^[16,19]. 燃料混合均匀的影响因素是燃料在流场中的穿透深度, 穿透深度不足燃料难以混合均匀, 并且可能使燃料在近壁面富集发生提前燃烧, 在边界层发生提前燃烧将极大加剧边界层分离. 为了解决燃料混合均匀并避免提前燃烧, 前人做了相应的研究工作, 一些学者针对超燃冲压发动机提出采用悬臂支杆在进气道壁面进行喷注燃料, 被动增混方式选用侵入式结构, 既解决了近壁面穿透深度的问题, 又可以避免燃料

在近壁面富集^[20-22]. 斜爆轰发动机同样也是超声速气流中燃料喷注, 斜爆轰发动机适用于更高的马赫数, 因此悬臂支杆也适用于斜爆轰发动机进气道燃料的喷注, 同样解决了穿透深度和提前燃烧的问题, 并证明预混可燃气体在燃烧室内形成爆轰波^[23]. Yang 等^[24] 通过数值模拟分析了斜爆轰发动机内装置悬臂支杆喷注氢气的复杂流场和热流分布, 揭示悬臂支杆附近高热流区域分别为喷流的前缘靠近底部、喷流下方的入口壁面和侧壁的下游, 为悬臂支杆设计提供了参考.

燃料喷注采用的支板结构与悬臂支杆类似, 但安装位置不同, 悬臂支杆一般安装在进气道表面通过外伸一定高度解决穿透深度和燃料近壁面富集问题, 支板一般布置于主流通过支板上、下表面或后缘, 喷出燃料直接进入主流, 减少边界层燃料聚集. 支板尾部流向涡对燃料和空气混合也有积极作用, 能够增加混合面积, 增强混合, 支板结构在超声速来流与燃料混合中有积极作用已经被很多学者证明^[25-32]. Zhang 等^[5] 对马赫数为 9 的斜爆轰发动机采用 3 个平行支板喷注氢气燃料进行数值模拟, 支板垂直喷注燃料进入进气道中, 结果表明燃料与高超声速来流形成了良好的预混燃料气体. 并且在进入燃烧室之前未发生提前燃烧, 在燃烧室内产生稳定的爆轰波, 证明了支板被动掺混结构喷注氢气燃料在斜爆轰发动机的成功使用.

前人研究燃料增混大多以氢气为燃料, 验证以氢气为燃料的爆轰推进实验是成功的, 但是氢气难贮存、难运输及易燃. 液体易贮存、易运输及能量密度高^[33], 相比而言液体更适合作为斜爆轰发动机燃料, 液态燃料在爆轰推进技术方面的应用有着重

要的实际意义^[18],并且液体能降低气动热对斜爆轰发动机结构的损害.韩信等^[34]在中国科学院力学研究所 JF-12 激波风洞开展了冷态 RP3 航空煤油斜爆轰发动机自由射流试验研究.航空煤油点火延迟时间较长,因此提出鼓包强制起爆技术,试验中获得了稳定的斜爆轰波,验证了航空煤油液体燃料在斜爆轰发动机应用的可行性.已有的液态燃料喷注研究主要关注在超声速来流中喷注方式和喷注结构的优化及燃烧性能^[35-36],并没有深入研究液体燃料受气流影响的机理.液体燃料在高超声速来流中将发生破碎^[37]、混合和物理相变热力学过程,比气体燃料掺混过程更复杂.

结合文献综述可知,目前学者对气相燃料混合研究比较成功,液相研究较少.液相燃料混合是一个复杂的多相流问题,液相燃料需要经过变形、破碎、输运和混合多个物理过程.斜爆轰发动机进气道为高超声速来流,使影响因素进一步增加,因此研究液相在高超声速来流中混合机理比较困难.本

文采用 CLSVOF 相界面捕捉方法,对高超声速来流中气液相互作用进行数值模拟.通过改变液相的入射速度、角度和来流马赫数条件,讨论气体和液体相互作用的流场结构和液相截面分布特征,以期斜爆轰发动机进气道中安装支板增混结构喷注液体燃料提供参考.

1 数值方法

1.1 物理模型

为了研究高超声速来流中支板液体射流相互作用的流场结构和液相分布,将支板简化为二维模型,物理模型及边界条件、支板实物图如图 1(a) 和图 1(b) 所示.空气以高超声速从 AB 流入,液相射流口为 CD,另外几条边的边界条件如下,其中 BC, DE 和 EF 为固壁,FG 为对称边界条件,AH 和 HG 为出口,几何尺寸见表 1.为了缩小计算域节省计算资源,选取平板 100 mm 处激波波后作为输入条件的方法^[38]进行数值模拟,其中边界层厚度 $\sigma_d = 1.8$ mm.

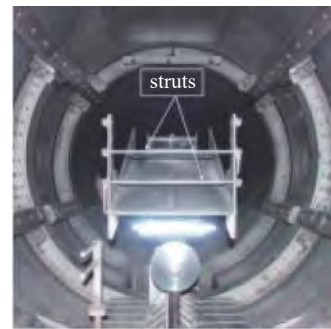
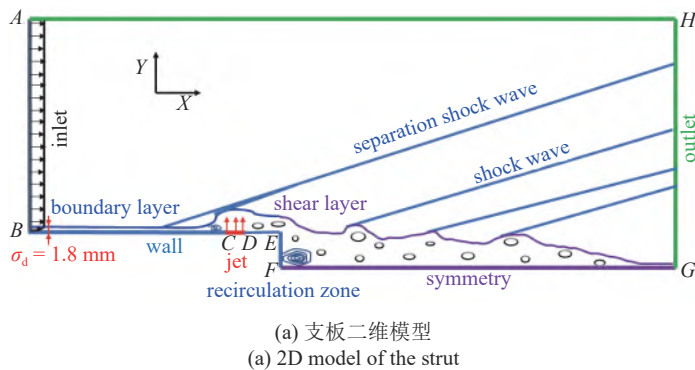


图 1 物理模型

Fig. 1 Physical model

表 1 计算域几何尺寸参数

Table 1 Model geometric parameters

Parameters	AB	BC	CD	DE	EF(h)	FG
Length/mm	30	39.5	0.5	5	5	55

1.2 网格设置

本文为气-液两相流数值模拟,主要研究内容为高超声速气流中液体射流的变形破碎及分布特征,而液柱的破碎主要体现在气液交界面变形和演化上,因此液相运动和破碎过程可以简化为两相流的

界面追踪和捕捉问题.多相流相界面捕捉方法主要有水平集法 (level set, LS)、流体体积函数法 (volume of fluid, VOF) 和 CLSVOF. CLSVOF 为 LS 和 VOF 耦合,以 VOF 方法为基础,引入 LS 函数可以精确计算相截面的位置和曲率等,同时避免 LS 函数质量不守恒的问题,因此本文采用 CLSVOF 界面追踪方法对液相横向射流进行数值模拟^[39].

为了更加清晰捕捉相界面,并且提高 CLSVOF 模型计算的准确性,需要较高的网格分辨率,为了降低计算成本,使用自适应网格加密的方法细化两相界面区域的网格.

初始网格, 如图 2(a) 所示, 采用粗糙、中等和加密 3 种初始网格进行独立性验证, 其参数分别为第一层网格高度为 8×10^{-5} , 5×10^{-5} 和 2×10^{-5} m, 网格总数分别为 28.6 万、44.8 万和 97.9 万。

自适应网格加密将会在液相体积分数 $\alpha_w \in (0.05, 0.95)$ 范围内进行自适应加密, 如图 2(b) 所示, 采用 4 种不同的网格细化层数进行网格独立性验证, 细化层数分别是 3 层、4 层、5 层和 6 层。

通过对比对称面压力进行独立性验证, 如图 3(a) 所示。本研究选用初始网格为 44.8 万进行数值模拟。

通过对比出口总压与静压比进行自适应网格加密独立性验证, 如图 3(b) 所示, 其中 4 层和 5 层误差为 0.77%, 5 层和 6 层误差为 0.51%, 为了节约计算资源和内存, 本研究选用 4 层网格自适应加密。因此,

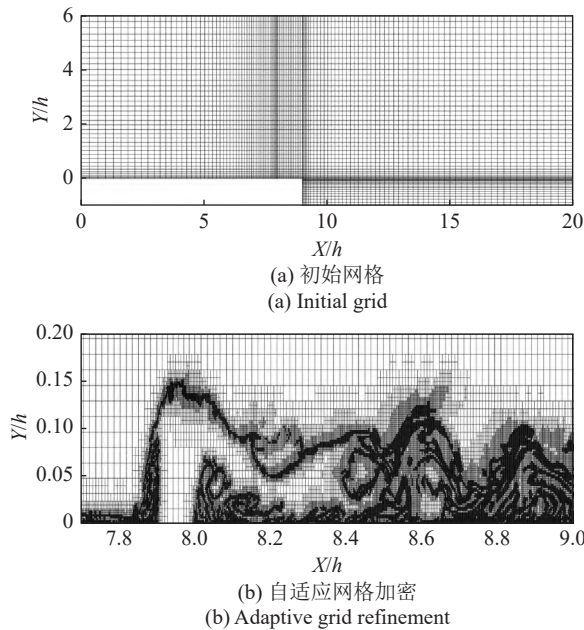


图 2 网格
Fig. 2 Grid

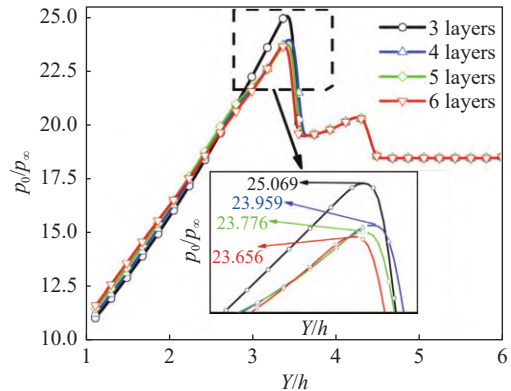
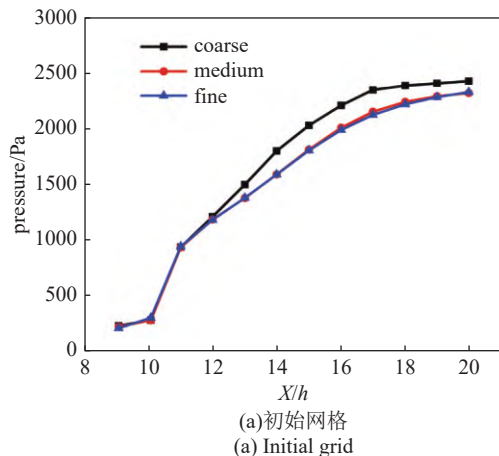


图 3 网格无关性验证
Fig. 3 Grid independence

本数值模拟选用初始网格数 44.8 万, 自适应相界面加密层数 4 层。受液相自适应边界捕捉影响, 算例在网格加密后的网格总数在 110 万 ~ 150 万之间, 并且满足壁面的 $y^+ < 1$ 。

1.3 计算方法及验证

数值计算采用 ANSYS Fluent 商业软件, 求解二维雷诺时均的 Navier-Stokes 方程, 使用 $k-\omega$ SST 湍流模型, 采用压力基隐式求解^[40]。由于需要计算高速可压缩流动, 因此选用耦合式求解器^[41], 参数离散采用二阶迎风格式。边界条件设置上节已经说明, 壁面温度为 288 K, 来流空气设置为理想气体, 黏性系数采用 Sutherland 公式进行计算得到, 即

$$\frac{\mu}{\mu_{\text{ref}}} = \left(\frac{T}{T_{\text{ref}}} \right)^{2/3} \frac{T_{\text{ref}} + S}{T + S} \quad (1)$$

式中, $\mu_{\text{ref}} = 1.789 \times 10^{-5}$ kg/(m·s), $T_{\text{ref}} = 288$ K, 参考温度 $S = 100.4$ K。液相参数如表 2 所示, 导热率根据普朗特数 Pr 给出, 其中 $Pr = 0.72$ 。

计算过程中, 不考虑液相由于温度变化引起的黏度、密度和表面张力等物性参数改变, 不计重力影响, 不考虑液相相变, 液相温度设置参数与底部壁温相同都为 288 K, 通过射流口进入整个计算域中。CLSVOF 耦合模型进行相界面捕捉, 在相界面捕捉方法中, 液相体积分数函数 α 定义为所跟踪设置相物理量在计算网格单元中所占的百分比, α 取值范

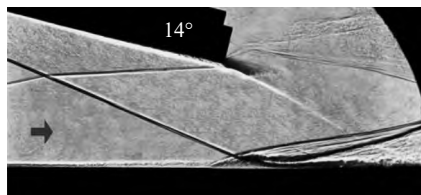
表 2 液相参数

Parameters	density/(kg·m ⁻³)	viscosity/(kg·m ⁻¹ ·s ⁻¹)	surface tension coefficient/(N·m ⁻¹)
Value	998.2	0.001 003	0.072

围 0~1.

本文采用数值模拟作为主要研究手段,为了验证数值模拟方法的可靠性.本研究对 $k-\omega$ SST 湍流模型和 CLSVOF 相界面捕捉分别做验证,两者误差主要来源于实验测量误差和数值模拟非定常效应.实验中来流为马赫数 5,其总温和总压分别为 410 K 和 2.12 MPa,单位雷诺数为 $Re_\infty = 3.7 \times 10^{-7} \text{ m}^{-1}$.来流经 14° 的斜劈诱导形成一道斜激波,与平板边界层发生干扰,并出现流动分离现象.与 Schülein^[42]实验结果进行流场结构和 X 轴压力分布对比,如图 4 和图 5(a)所示.数值模拟结果能很好地吻合,验证了 $k-\omega$ SST 湍流模型在高超声速应用的可靠性.

实验中,来流马赫数为 6,总温和总压分别为 510.6 K 和 20.22 bar (1 bar = 1.0×10^5 Pa),液相射流速度为 25.43 m/s,液气动量通量比为 10.通过与 Beloki 等^[43]实验结果进行穿透深度对比,如图 5(b)所示.实验与数值结果趋势比较吻合,验证高超声速



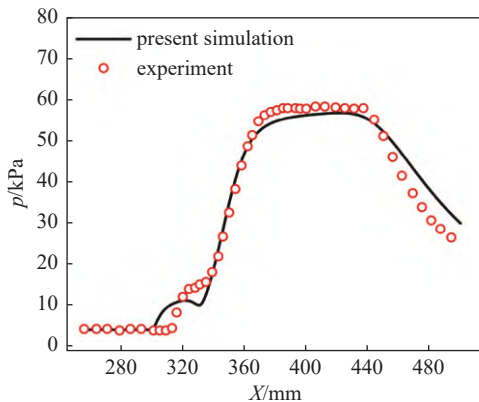
(a) Schülein 实验纹影图
(a) Shadowgraph of Schülein's experiment



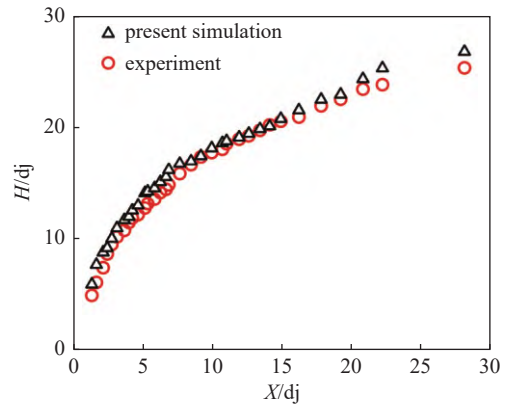
(b) 数值模拟压力梯度云图
(b) Numerical shadowgraph of present simulation

图 4

Fig. 4



(a) 平板上压力分布对比
(a) Comparison of pressure distribution on the flat plate



(b) 液相穿透深度对比
(b) Comparison of liquid penetration depth

图 5

Fig. 5

来流中 CLSVOF 对相界面捕捉的可靠性.通过算例验证说明该方法对高超声速来流中两相流问题模拟的适用性.

算例判断收敛性条件为设置残差 10^{-3} 量级以下、进出口气体质量流量差值 0.005 kg/s ,即可认为算例收敛.本文具体的计算工况如表 3 所示,主要改变了射流角度、射流速度和来流速度分析对气液相互作用流场结构及液相分布的影响,数值模拟初始条件选择复现 25 km 飞行高空参数^[44],如表 4 所示.

表 3 工况参数

Table 3 Operating parameters

Case	Mach number	Jet velocity/($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)	Jet angle/($^\circ$)
1	5	1.8	30
2	5	1.8	45
3	5	1.8	60
4	5	1.8	75
5	5	1.8	90
6	5	0.9	90
7	5	1.35	90
8	5	2.7	90
9	5	3.6	90
10	6	1.8	90
11	7	1.8	90
12	8	1.8	90
13	9	1.8	90

表 4 25 km 飞行高度参数

Table 4 Flight altitude parameters of 25 km

Parameters	density/($\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$)	p_∞/Pa	T_∞/K
Value	0.03946	2511.18	221.649

2 流场结构及液相形态演化

2.1 流场结构

流场结构采用密度梯度及速度流线图描述如图 6 所示. 流场中由于液相射流形成液柱, 液柱干扰流场, 形成一系列流场结构. 流场结构包括: 斜激

波、分离激波、剪切层和回流区. 高超声速来流中, 液柱的形成导致液柱附近边界层向纵向抬起, 将在液柱前形成斜激波. 斜激波波后气流速度降低、压强增大形成逆压梯度, 逆压梯度带来的扰动沿着边界层向上游传播, 最终在液柱前形成流动分离, 流动分离的产生伴随着分离激波.

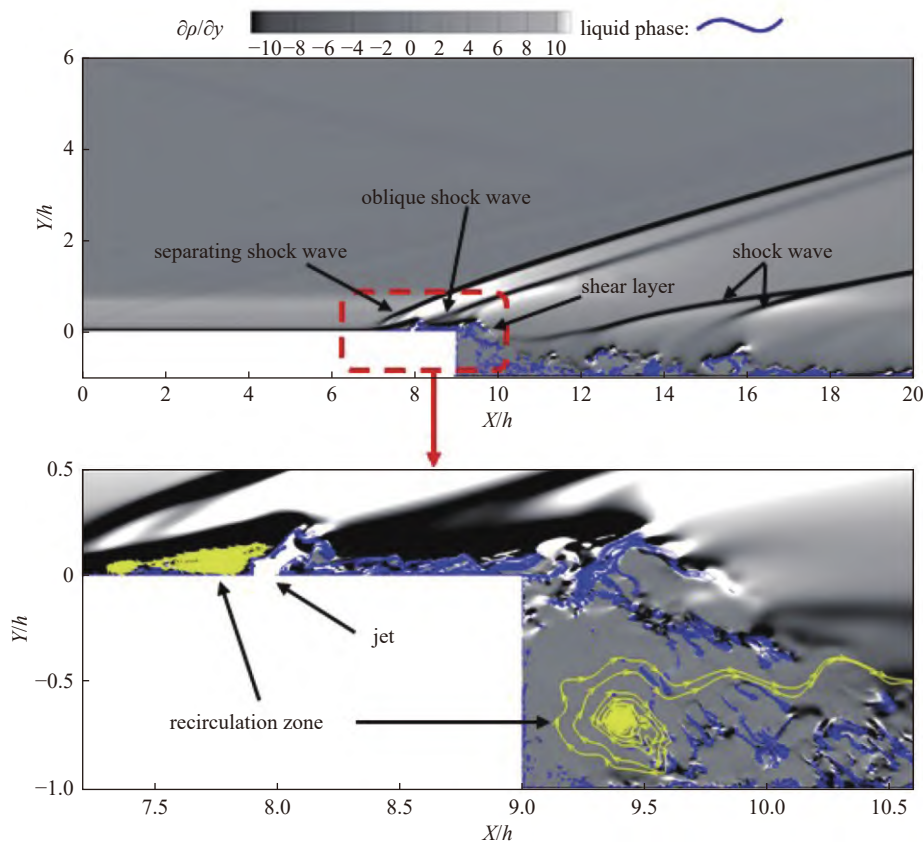


图 6 密度梯度 ($\partial\rho/\partial y$)、液相分布和速度流线图

Fig. 6 Density gradient ($\partial\rho/\partial y$), liquid distribution and velocity streamline

在液相与气相交界面由于两相速度差形成剪切层, K-H 不稳定性^[45] 导致剪切层表面出现表面波. 表面波随主流向下游运动, 受液相分布影响表面波进一步不稳定, 表面波相界面将形成不同程度的纵向高度, 形成波峰和波谷. 波峰波谷存在压差使不稳定界面持续向下游运动, 气流将在波峰前被压缩, 波谷处膨胀, 因此剪切层表面将会有一系列波系产生.

物理模型拐角处向下游发展将发生膨胀, 产生流动分离, 因此在拐角处与对称面形成回流区. 剪切层表面波向下游发展射流带来的扰动将越来越弱, 下游剪切层表面波纵向高度将被压缩, 受气流影响液相将被压缩在一定纵向高度内. 下游剪切层的形状同时受到液相截面分布的影响, 液相在下游发生

再次破碎, 将会影响下游表面波波谷和波峰的形成, 如图 6 所示.

2.2 液相形态演化

本研究为二维物理模型, 以参数射流口位于 $X/h = 8$, 射流角度为 90° , 射流速度 1.8 m/s 为例进行分析. 随着液相射流进入主流区在纵向达到一定高度形成液柱, 在液柱迎风和背风面的气体流场中存在压力分布不平衡. 受液柱两面压差影响液柱向主流方向弯曲并发生表面破碎, 不断有液相从液柱上剥离. 液柱主流方向运动与气流存在速度梯度, 因此液柱受到剪切, 在气液两相交界面出现了纵向 K-H 不稳定性^[45], 如图 7(c) 所示.

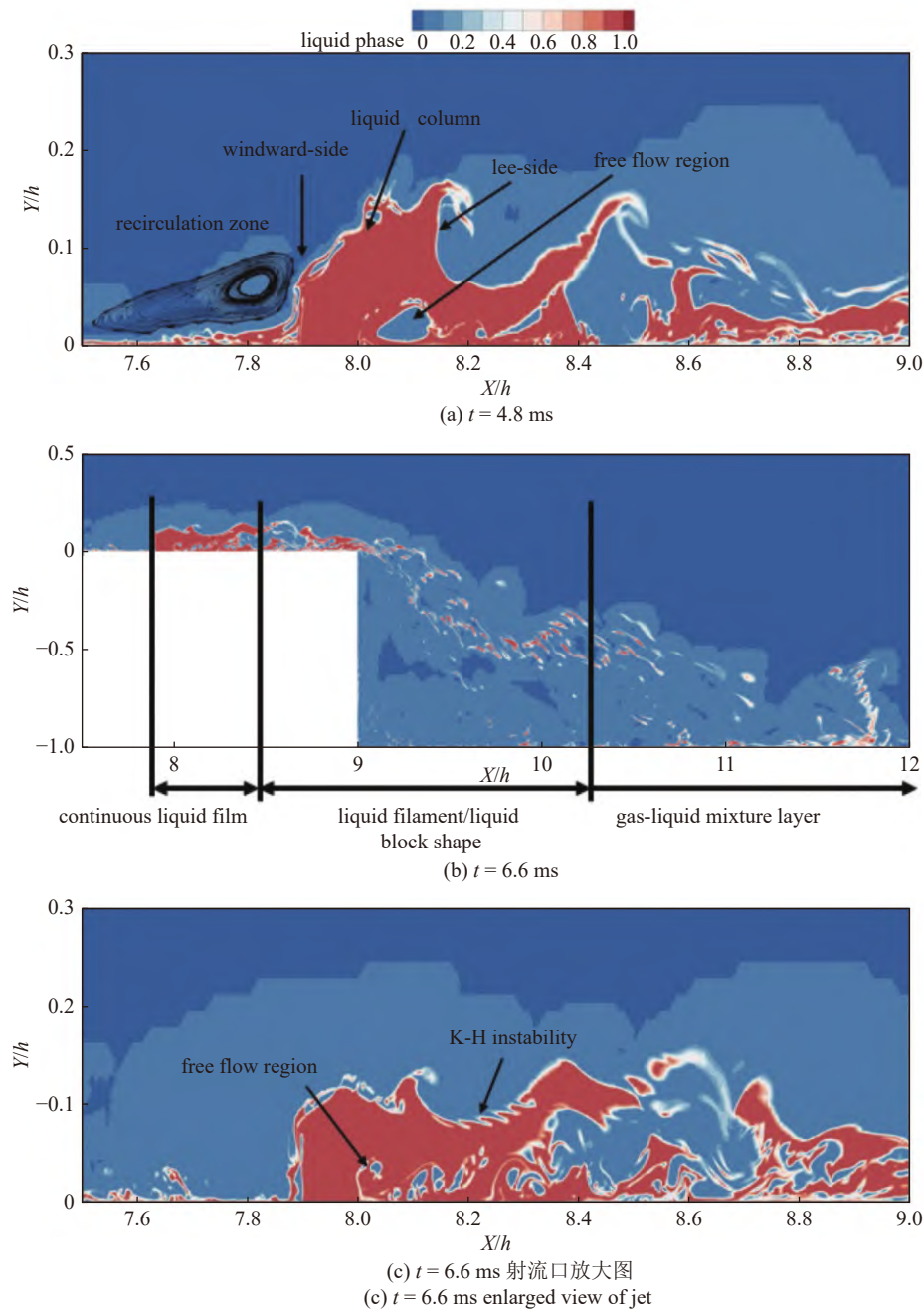


图 7 不同时间液相体积分数云图

Fig. 7 Contour of liquid phase volume fraction at different times

K-H 不稳定性是由于气流和液相速度差产生的不稳定表面波, 气流受液相阻力影响速度减小. 根据质量守恒可知压力增加, 形成高压区导致液相变形向主流方向弯曲, 液柱被压致扁圆状. 液柱弯曲后随气流向下游发展, 表面波随着液柱在主流方向不断发展, 其平行于气流整体液相处于不稳定发展状态, 液相是从表面上剥离的. 在射流初始阶段表面波的波峰幅度较小, 随着向流向发展波峰与气流发生剪

切作用, 波峰与波谷由于压力差推动波峰增长和运动进一步破坏气液交界面的稳定性.

扁圆状液柱由于高速气体作用以及自身不稳定性的作用, 液柱继续发生扭曲变形将开始破碎. 扁圆状液柱破碎为丝状或者块状从液柱不断剥离, 剥离的液相小面积区域称为液丝状, 大面积区域称为液块状. 液柱迎面受分离区的影响, 破碎的丝状或块状液相会向入口方向在分离区内输运一定距离. 液

柱背风面靠近壁面位置液相分布较少形成空流区, 随着液柱破裂程度增加, 导致液相液丝或液块状流向空流区, 空流区区域变小, 如图 7(a) 和图 7(c) 所示. 空流区充满液相形成连续液膜, 连续液膜长度受各种因素的影响在一定范围内变化, 90°时空流区区域过大连续液膜很难形成.

在拐角处受气流膨胀影响液丝状或液块状再次发生破碎, 拐角处会形成回流区, 液相将会进入回流区, 如图 7(b) 所示. 大部分液相随气流向主流方向运动形成气液混合层. 根据以上过程可以将液相从射流到出口分为 5 种状态: 液柱、连续液膜、液丝状、液块状和气液混合层, 如图 7(a) 和图 7(b) 所示.

3 流场参数对流场结构和液相分布的影响

3.1 射流角度的影响

射流角度是指射流方向与主流方向的夹角, 射流角度的改变直接影响着液相演化形态的改变. 同时也将影响射流口附近的流场结构, 以及液相在下游与气流相互作用及液相截面分布. 通过分析参数对气液相互作用的影响, 引入穿透深度 (H/mm)^[46-47] 和总压恢复系数 (P_R) (见式 (2)) 两个性能参数进行说明.

由于射流穿透深度与燃料掺混特性相关, 因此本文选用液相浓度为 0.5% 浓度边界^[46] 定义穿透深度. 对于高超声速来流中横向射流, 液相穿透深度与混合程度的增加总是伴随着总压恢复系数的减少, 即总压损失增加. 总压恢复系数直接关系着发动机的推力性能, 因此在燃料喷注系统的设计中需综合考量穿透深度与总压恢复系数的制约关系

$$P_R = \frac{\int_x p_0 \rho u dy}{\int_x p_{0\infty} \rho u dy} \quad (2)$$

式中, p_0 为出口总压, $p_{0\infty}$ 为来流进口总压, ρ 为密度, u 为速度, y 为二维截面纵向高度.

射流角度分别为 30°, 45°, 60°, 75° 和 90°, 对 5 种射流角度在高超声速来流中气液相互作用的影响进行分析. 相同质量流量液相射流, 射流角度越大液柱在纵向高度越高, 即液相穿透深度越大. 气液两相相互作用越强, 因此迎风面的斜激波将越强, 总压损失越大. 射流角度 90° 相对于 75° 时, 穿透深度提高了 60.87%, 而总压损失仅增大了 3.04%, 如图 8 所示. 液相穿透深度越大, 边界层相对于其他角度在纵向被抬起高度越大, 边界层的高度直接影响迎风面回流区大小.

液块状面积较大, 相对于液丝状而言较难被气流加速, 在下游驻留时间较长. 对下游分别取 $X/h = 12 \sim 20$, $Y/h = -1 \sim 0$ 纵向液相体积分分数分布如图 9 所示. 取 Y 轴坐标 $Y/h = -0.5, -0.7$ 和 -0.9 , $X/h =$

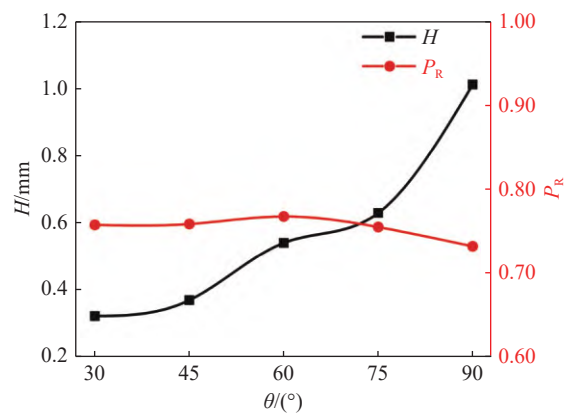


图 8 不同角度 (θ) 下穿透深度 (H) 和总压恢复系数 (P_R)
Fig. 8 Penetration depth (H) and total pressure recovery coefficient (P_R) at different angles (θ)

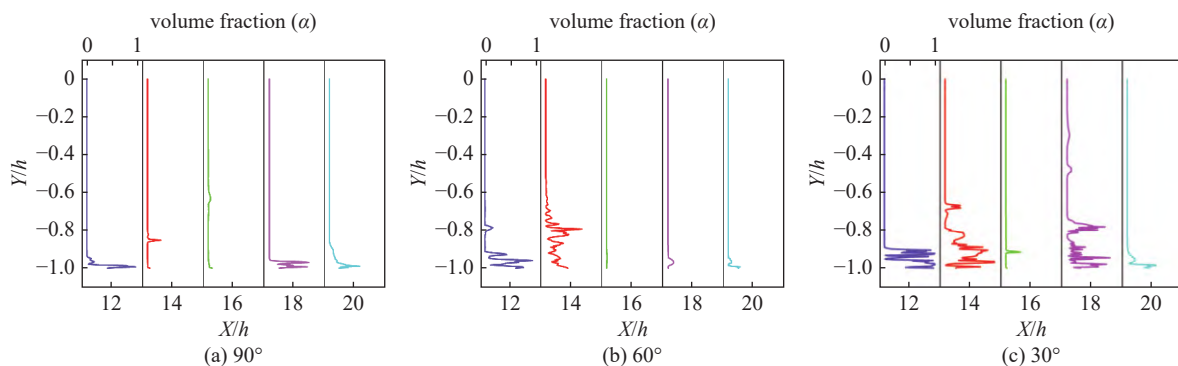


图 9 不同射流角度液相体积分分数 (α) 纵向分布
Fig. 9 The liquid volume fraction (α) is distributed normal at different jet angles

12~20 横向液相体积分数的分布,如图 10 所示。

通过对比不同射流角度下液相体积分数在下游纵/横向截面分布,分析射流角度对液相分布的影响。液柱的穿透深度对背风面空流区也有一定的影响,穿透深度越大背风面近壁面形成的低压区越大,空流区越大,连续液膜越难形成,连续液膜长度越短。因此射流角度为 30°时连续液膜长度最大,破碎距离最远。液相在液柱发生破碎,以液丝状或液块状形态剥离,液柱向下游发展在连续液膜以及其他形态受

K-H 不稳定性影响发生破碎,液相分布对剪切层有一定扰动。在物理模型下游拐角处发生膨胀将再次发生破碎,此时角度越小,液相形态主要以液丝和液块状形态为主。

综上所述,在不改变液相质量流量,改变射流角度对增加穿透深度、减少总压损失是有效的方法。破碎距离越大液相在下游截面分布占比相对越大,在射流角度为 30°时,液相在纵向和横向截面占比相对均匀,如图 9(c) 和图 10 (c) 所示。

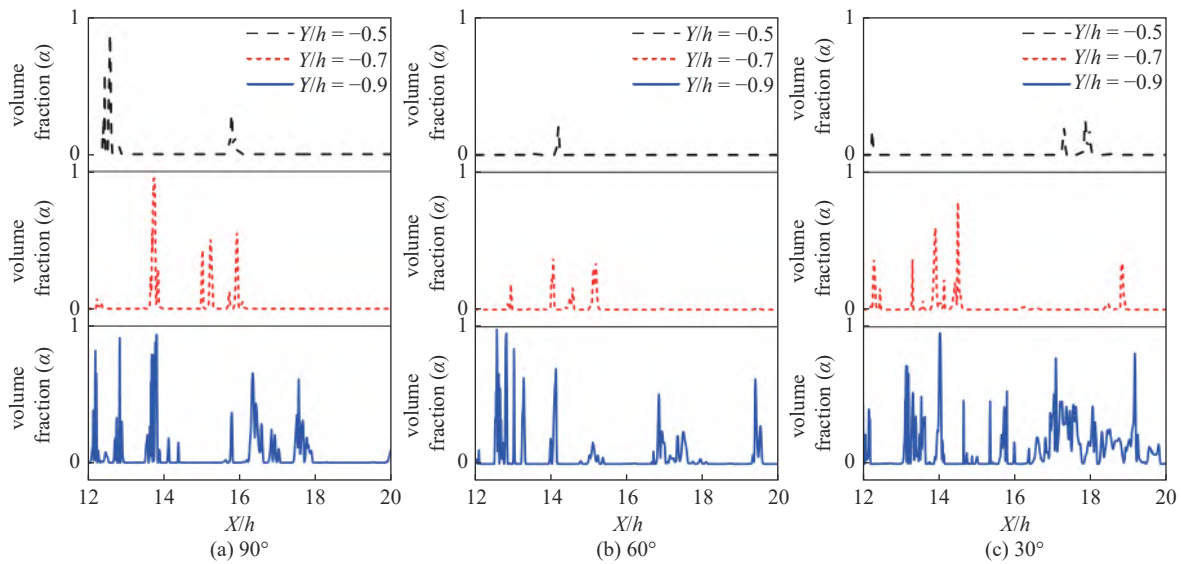


图 10 不同射流角度液相横向分布

Fig. 10 Lateral distribution of liquid phase at different jet angles

3.2 射流速度的影响

射流速度改变了液相的质量流量输入,在气流动压保持不变的情况下,增加液相射流速度相当于增加了液气的动量通量比,液气动量通量比为液相与气体动压之比。液相速度增加,其液相雷诺数增大,液相惯性力增加。因此射流速度的增加,提升了液柱的穿透深度,液柱穿透深度与总压恢复系数成反比。其中射流速度由 0.9 m/s 增加到 1.35 m/s 时,穿透深度增加了 82.21%,而总压损失仅增加了 5.69%,随着射流速度继续增大,穿透深度和总损失的值都相对增长减缓,如图 11 所示。液柱穿透深度提高,使液柱附近边界层将有所抬升,因此液相射流速度越大,迎风面回流区和背风面空流区也将越大。空流区越大,背风面连续液膜形成越难,因此弯曲液柱将提前破碎。

从图 11 和图 12 所示穿透深度以及流场结构回流区和空流区观察到,速度为 0.9 m/s 时空流区几乎

不存在,扰动随着射流速度的增大而增大。液相射流对液柱附近扰动较大,随着气液向下游运动扰动将越来越弱。随着液相质量流量的增加,扰动将越大,因此射流速度增加,对液柱附近的流场结构影响也就越大。

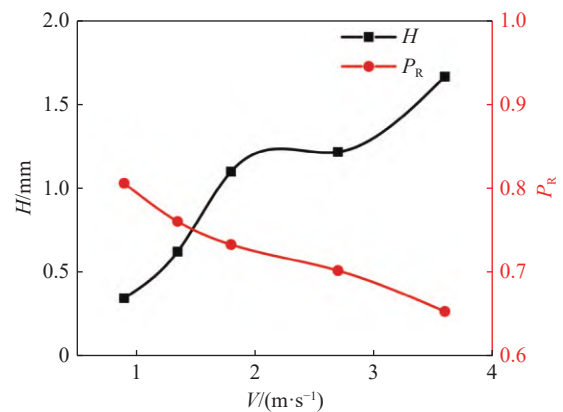


图 11 不同速度穿透深度和总压恢复系数

Fig. 11 Penetration depth and total pressure recovery coefficient at different velocities

结合 3.1 节对改变射流角度的讨论, 改变射流角度对拐角后下游液相横向截面分布几乎没有影响, 如图 10 所示. 但是增加液相质量流量拐角后下游液相横向截面分布有明显变化, 横向分布明显增多, 如

图 13(a) 和图 13(b) 所示. 液相横向分布增多对下游剪切层也造成了扰动, 剪切层纵向有明显的抬升, 不同速度剪切层纵向高度对比, 如图 12(a) 和图 12(b) 所示.

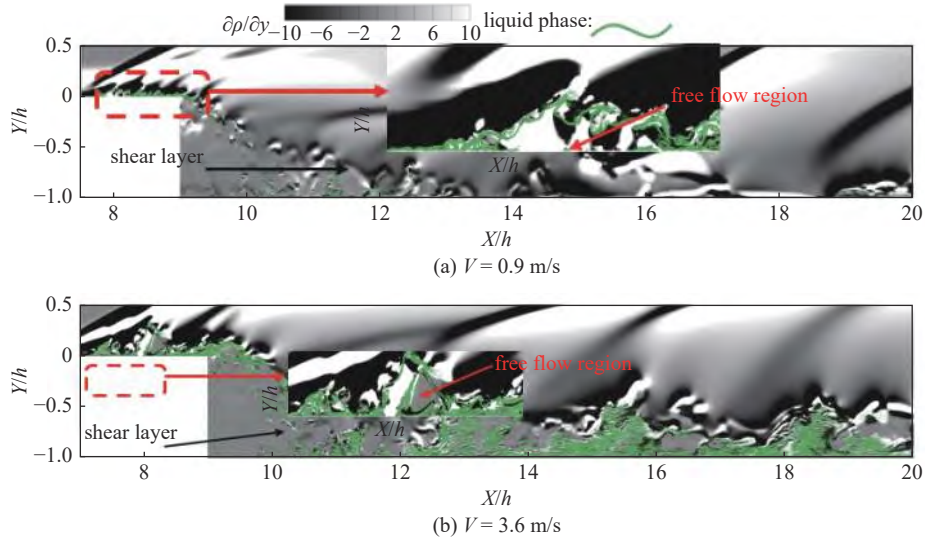


图 12 不同速度密度梯度 ($\partial\rho/\partial y$) 和液相分布云图

Fig. 12 Density gradient ($\partial\rho/\partial y$) and liquid phase distribution cloud diagram at different jet velocities

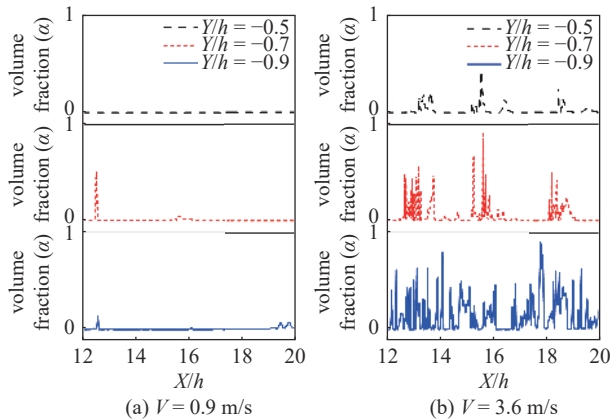


图 13 不同速度下液相横向分布

Fig. 13 Lateral distribution of liquid at different jet velocities

射流角度相同, 气流速度不变, 液相质量流量的增加直接增加了流体域液相占比. 下游液相横/纵向截面占比越大, 剪切层纵向高度越大, 因此剪切层受液相分布影响将更加不稳定. 液相在下游横向和纵向的截面分布直接影响剪切层表面波界面, 液相质量流量越大在下游截面分布占比越大, 对剪切层扰动越大, 液相对剪切层扰动起主导作用.

3.3 来流马赫数的影响

改变来流马赫数, 相当于改变气体动压, 当液相

质量流量保持不变时, 液气动量通量比与气体来流速度成反比. 液气动量通量比与穿透深度和总压损失成正比, 气体来流速度越大即马赫数越大, 气体惯性力越大, 液柱穿透深度越小. 边界层被抬起高度越小, 迎风面回流区越小, 对剪切层扰动越弱. 边界层抬起高度越小背风面近壁区空流区形成连续液膜越容易, 因此弯曲液柱破碎距离将越大.

改变来流马赫数, 在飞行高度参数不变时气流速度增加动压也随之增加, 气流雷诺数增加, 惯性力变大. 马赫数增加, 气流与液相压力梯度也将变大, 液相射流液柱随着气流马赫数增加其穿透深度越小, 总压损失减少, 如图 14 所示. 受气流压力梯度影响, 液相在射流口附近已经向下游发展的空间被压缩到一定范围, 如图 15 所示. 横向分布随着气流动压增加, 纵向高度分布越小, 液相在下游截面占比随着马赫数增加而减少.

根据液相在横向分布, 如图 15 所示, 可以看出, 液相主要分布在对称面附近, 马赫数增加对液相在纵向高度分布影响比较明显. 当穿透深度小于 1 mm 时, 结合不同射流角度分析, 穿透深度小于一定值时对总压恢复系数几乎没有影响. 因此当液柱高度即穿透深度小于一定值时, 流场中形成的激波

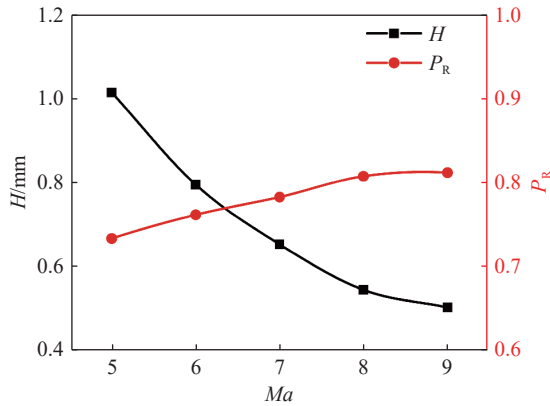


图 14 不同马赫数穿透深度和总压恢复系数

Fig. 14 Penetration depth and total pressure recovery coefficient for different Mach numbers

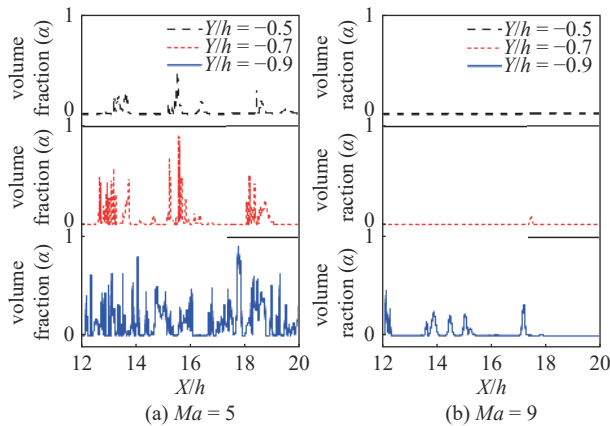


图 15 不同马赫数液相横向分布

Fig. 15 Lateral distribution of liquid phases with different Mach numbers

强度几乎相同,液柱高度对附近流场结构扰动变化不大。

4 结论

本文采用 $k-\omega$ SST 湍流模型和 CLSVOF 相界面捕捉对高超声速下气液两相流相互作用进行数值模拟。通过改变射流角度、射流速度和来流马赫数 3 个影响参数,对流场结构和液相形态及分布进行分析,得到以下结论。

(1) 在气流剪切作用下,液相形态从射流口处到出口有 5 种演化,分别是液柱、连续液膜、液丝状、液块状和气液混合层。

(2) 高超声速来流中气体和液体相互作用产生几种流体结构。液相射流形成液柱迎风面有分离激波、斜激波和近壁面回流区,液柱背风面有空流区、液柱弯曲后受速度梯度影响会产生剪切层。剪

切层随气流向下游发展,由于 K-H 不稳定性相界面出现波峰和波谷,因此剪切层表面产生一系列波系结构。受物理结构影响,在物理模型拐角处将发生膨胀,在拐角和对称面由于压力梯度影响将形成回流区。

(3) 改变射流角度对增加穿透深度、减少总压损失是有效的方法。射流角度改变主要是通过增加穿透深度,使边界层高度抬起对液柱附近流场进行干扰。增加射流角度导致背风面空流区区域扩大,破碎距离缩短。通过下游液相纵/横向液相分布对比,连续液膜长度增加,即液相破碎距离越长,下游液相截面分布相对均匀。

(4) 增大液相质量流量使液相惯性力增大,液柱穿透深度增加导致总压损失加剧。液相质量流量的增加对下游液相截面占比分布有明显影响,下游液相相对剪切层扰动起主导作用。马赫数增加,压力梯度增大,穿透深度减小,总压损失减小。来流马赫数增加,气流惯性力占主导,液相在下游纵/横向分布明显减少,液相分布空间被压缩至对称面。

参考文献

- Roy GD, Molov S, Borisov AA, et al. Pulse detonation propulsion: challenges, current status, and future. *Progress in Energy and Combustion Science*, 2004, 30: 545-672
- Chambers J, Ahmed K. Turbulent flame augmentation using a fluidic jet for deflagration to detonation. *Fuel*, 2017, 199: 616-626
- Cai X, Liang J, Deiterding R, et al. Experimental and numerical investigations on propagating modes of detonations: Detonation wave/boundary layer interaction. *Combust. Flame*, 2018, 190: 201-215
- Niu S, Yang P, Wang K, et al. Unsteady oblique detonation waves in a tunnel induced by inflow Mach number variation. *Aerospace*, 2023, 10(4): 330
- Zhang Z, Ma K, Zhang W, et al. Numerical investigation of a Mach 9 oblique detonation engine with fuel preinjection. *Aerospace Science and Technology*, 2020, 105: 106054
- Jiang ZL. Standing oblique detonation for hypersonic propulsion: A review. *Progress in Aerospace Sciences*, 2023, 143: 100955
- 韩信, 刘云峰, 张子健等. 提高高马赫数超燃冲压发动机推力的理论方法. *力学学报*, 2022, 54(3): 633-643 (Han Xin, Liu Yunfeng, Zhang Zijian, et al. The theoretical method to increase the thrust of high Mach number scramjets. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2022, 54(3): 633-643 (in Chinese))
- 滕宏辉, 姜宗林. 斜爆轰的多波结构及其稳定性研究进展. *力学进展*, 2020, 50: 202002 (Teng Honghui, Jiang Zonglin. Progress in multi-wave structure and stability of oblique detonation. *Advances in*

- Mechanics*, 2020, 50: 202002 (in Chinese))
- 9 Jiang Z, Zhang Z, Liu Y, et al. Criteria for hypersonic airbreathing propulsion and its experimental verification. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2021, 34(3): 94-104
- 10 Rosato DA, Thornton M, Sosa J, et al. Stabilized detonation for hypersonic propulsion. *Proceedings of the National Academy of Sciences of the United States of America*, 2021, 118: 20
- 11 Teng HH, Jiang ZL, Ng HD. Numerical study on unstable surfaces of oblique detonations. *Journal of Fluid Mechanics*, 2014, 744: 111-128
- 12 Zhang Z, Liu Y, Wen C. Mechanisms of the destabilized Mach reflection of inviscid oblique detonation waves before an expansion corner. *Journal of Fluid Mechanics*, 2022, 940: A29
- 13 Yang P, Teng H, Ng HD, et al. A numerical study on the instability of oblique detonation waves with a two-step induction-reaction kinetic model. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2019, 37(3): 3537-3544
- 14 Wang K, Yang P, Teng H. Steadiness of wave complex induced by oblique detonation wave reflection before an expansion corner. *Aerospace Science and Technology*, 2021, 112: 106592
- 15 Zhang Z, Wen C, Zhang W, et al. Formation of stabilized oblique detonation waves in a combustor. *Combustion and Flame*, 2021, 223: 423-436
- 16 Sislian JP, Dubeout R, Schumacher J, et al. Incomplete mixing and off-design effects on shock-induced combustion ramjet performance. *Journal of Propulsion and Power*, 2000, 16(1): 41-48
- 17 王爱峰, 赵伟. 斜爆轰与斜爆轰推进系统的研究进展//第十三届全国激波与激波管学术会议论文集, 2008: 6 (Wang Aifeng, Zhao Wei. Research progress on oblique detonation and oblique detonation propulsion system//Proceedings of the 13th National Conference on Shock Waves and Shock Tubes, 2008: 6 (in Chinese))
- 18 姜宗林. 爆轰推进概念与机理研究——新型发动机研究的热点. *世界科技研究与发展*, 2001, 4: 25-31 (Jiang Zonglin. Research on detonation propulsion concepts and theory. *World Scientific and Technological Research and Development*, 2001, 4: 25-31 (in Chinese))
- 19 Sislian JP, Schirmer H, Dubeout R, et al. Propulsive performance of hypersonic oblique detonation wave and shock-induced combustion ramjets. *J Propuls Power*, 2001, 17(3): 599-604
- 20 Chan J, Sislian JP. Numerically simulated comparative performance of a scramjet and shramjet at Mach 11. *Journal of Propulsion and Power*, 2010, 26(5): 1125-1134
- 21 Wang YW, Sislian JP. Numerical simulation of gaseous hydrocarbon fuel injection in a hypersonic inlet. *Journal of Propulsion and Power*, 2010, 26(5): 1114-1124
- 22 Alexander DC, Sislian JP. Computational study of the propulsive characteristics of a shramjet engine. *Journal of Propulsion and Power*, 2008, 24(1): 34-44
- 23 Sosa J, Rosato DA, Goodwin GB, et al. Controlled detonation initiation in hypersonic flow. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2021, 38(3): 3513-3520
- 24 Yang F, Lin M, Hu Z, et al. Numerical study on the aerodynamic heating characteristics of the cantilevered injection system for oblique detonation engine inlets. *Aerospace*, 2023, 10: 897
- 25 苏义, 刘卫东. 支板超声速冷流流场及液体喷流混合特性. *推进技术*, 2009, 30(6): 661-665 (Su Yi, Liu Weidong. Investigation on supersonic cold flow and liquid jet over struts. *Journal of Propulsion Technology*, 2009, 30(6): 661-665 (in Chinese))
- 26 Choubey G, Pandey KM. Effect of parametric variation of strut layout and position on the performance of a typical two-strut based scramjet combustor. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2017, 42(15): 10485-10500
- 27 Hsu KY, Carter CD, Gruber MR, et al. Mixing study of strut injectors in supersonic flows. AIAA-2009-5226. USA: AIAA, 2009
- 28 Jeyakumar S, Kandasamy J, Karaca M, et al. Effect of hydrogen jets in supersonic mixing using strut injection schemes. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2021, 46(44): 23013-23025
- 29 Athithan AA, Jeyakumar S. Numerical investigations on the influence of double ramps in a strut based scramjet combustor. *International Journal of Engine Research*, 2023, 24(5): 2025-2038
- 30 Choubey G, Solanki M, Patel O, et al. Effect of different strut design on the mixing performance of H₂ fueled two-strut based scramjet combustor. *Fuel*, 2023, 351: 128972
- 31 Chen P, Guo GM, Han JL, et al. Effect of jet schemes of the double-nozzle strut injector on mixing efficiency of air and hydrogen for a scramjet combustor. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2022, 47(53): 22633-22649
- 32 Chen P, Guo GM, Han JL, et al. Influence of flow control schemes of the three-strut injector on the mixing efficiency and total pressure loss for a scramjet combustor. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2023, 48(94): 36972-36986
- 33 苏盼盼, 王学涛, 邢利利等. 生物质预处理催化热解制备液体燃料研究进展. *综合智慧能源*, 2024, 46(3): 1-14 (Su Panpan, Wang Xuetao, Xing Lili, et al. Research progress on preparation of liquid fuel by catalytic pyrolysis of biomass pretreatment. *Integrated Intelligent Energy*, 2024, 46(3): 1-14 (in Chinese))
- 34 韩信, 张文硕, 张子健等. RP3 航空煤油斜爆轰发动机试验研究. *实验流体力学*, 2024: 1-8. <http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.5266.V.20221110.1516.002.html> (Han Xin, Zhang Wenshuo, Zhang Zijian, et al. Experimental study on RP3 aviation kerosene oblique detonation engine. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2024: 1-8. <http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.5266.V.20221110.1516.002.html> (in Chinese))
- 35 Qiu HC, Kang ZY, Zhang SQ, et al. Research on mixing and combustion characteristics of large aspect ratio supersonic combustor equipped with multi-strut. *Combustion Science and Technology*, 2023, 196(15): 3181-3204
- 36 Zhang JL, Feng GJ, Luan GW, et al. Research on combustion performance improvement by strut/wall combined injection in scramjet combustor. *Thermal Science*, 2023, 27(6A): 4625-4636
- 37 张彬, 成鹏, 李清康等. 液体横向射流在气膜作用下的破碎过程. *物理学报*, 2021, 70(5): 054702 (Zhang Bin, Cheng Peng, Li Qing-

- lian, et al. Breakup process of liquid jet in gas film. *Acta Physica Sinica*, 2021, 70(5): 054702 (in Chinese))
- 38 刘美宽, 韩桂来, 姜宗林. 高超声速平板边界层数值模拟及试验研究. *气动研究与实验*, 2021, 33(1): 26-36 (Liu Meikuan, Han Guilai, Jiang Zonglin. Numerical simulation and experimental study on hypersonic plate boundary layer. *Aerodynamic Research & Experiment*, 2021, 33(1): 26-36 (in Chinese))
- 39 Pal AK, Biswas G. Accurate prediction of transport coefficients of an evaporating liquid drop. *ASME J Heat Mass Transfer*, 2023, 145(4): 041602
- 40 骆寅涛, 韩桂来, 钱丽娟等. 高超声速边界层液膜演化过程和冷却机理研究. *力学学报*, 2023, 55(5): 1039-1052 (Luo Yintao, Han Guilai, Qian Lijuan, et al. Study on hypersonic boundary layer liquid film evolution and cooling mechanism. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2023, 55(5): 1039-1052 (in Chinese))
- 41 周曜智, 李春, 李晨阳等. 超声速横向气流中液体射流的轨迹预测与连续液柱模型. *物理学报*, 2020, 69(23): 219-232 (Zhou Yaozhi, Li Chun, Li Chenyang, et al. Prediction of liquid jet trajectory in supersonic crossflow continuous liquid column model. *Acta Physica Sinica*, 2020, 69(23): 219-232 (in Chinese))
- 42 Schülein E. Skin-friction and heat flux measurements in shock/boundary-layer interaction flow. *AIAA Journal*, 2006, 44(8): 1732-1741
- 43 Beloki Perurena J, Asma CO, Theunissen R, et al. Experimental investigation of liquid jet injection into Mach 6 hypersonic crossflow. *Experiments in Fluids*, 2009, 46: 403-417
- 44 胡宗民, 姜宗林. 气体动力学. 北京: 科学出版社, 2023 (Hu Zongmin, Jiang Zonglin. Gas Dynamics. Beijing: Science Press, 2023 (in Chinese))
- 45 Zhang DD, Cui P, Tan JG, et al. Characteristics of enhanced mixing induced by plate jet actuation in supersonic flow. *Physics of Fluids*, 2022, 34(4): 046112
- 46 Povinelli FP, Povinelli LA. Correlation of secondary sonic and supersonic gaseous jet penetration into supersonic crossflows. No. NASA-TN-D-6370, 1971
- 47 Chai X, Mahesh K. Simulations of high speed turbulent jets in crossflows//49th AIAA aerospace sciences meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. 2011: 650