

壁面边界对撞击合成动量角的影响研究^{*}

王 凯¹, 雷凡培², 李鹏飞¹, 杨岸龙¹, 周立新¹

(1. 西安航天动力研究所 液体火箭发动机技术重点实验室, 陕西 西安 710100;

2. 中国船舶工业集团有限公司, 北京 100044)

摘 要: 为了研究动量比对针栓式喷注器撞击雾化合成动量角的影响规律, 基于三相的与水平集耦合流体容积法 (CLSVOF) 对贴壁液膜/自由液膜撞击的合成动量角进行了数值模拟, 并与自由液膜/自由液膜撞击的合成动量角进行了对比, 结合试验结果及理论预估结果详细考察了有无壁面条件下合成动量角与动量比的关系, 深入分析了造成两者之间差异的根源, 揭示了壁面边界对合成动量角产生影响的作用机制。结果表明: CLSVOF 方法计算的合成动量角与试验结果一致, 最大相对误差约为 10%, 大多数工况点的相对误差小于 5%; 有壁面边界的贴壁液膜/自由液膜撞击合成动量角显著大于无壁面边界的自由液膜/自由液膜撞击的; 仅一路流体贴壁的撞击合成动量角与常用的入口动量比理论预测值最大相差 20°以上, 而两路均无贴壁或者均贴壁的撞击合成动量角与理论预测值吻合很好。这一显著差异的根源在于两者撞击形成的高压区分布显著不同。壁面的存在使得撞击点附近形成的高压区对两路流体作用不对称, 有壁面边界时壁面承受高压迫使其对贴壁流体有强的作用力, 导致垂直于壁面方向动量不守恒, 根据入口动量比预测的理论不再适用。

关键词: 液体火箭发动机; 喷注器; 壁面边界; 液膜; 撞击; 射流; 雾化

中图分类号: V430.34

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2019) 10-2288-08

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.180749

Effects of Wall Boundary on Resultant Momentum Angle of Impinging Jets

WANG Kai¹, LEI Fan-pei², LI Peng-fei¹, YANG An-long¹, ZHOU Li-xin¹

(1. Science and Technology on Liquid Rocket Engine Laboratory, Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China;

2. China State Shipbuilding Corporation Limited, Beijing 100044, China)

Abstract: In order to study the effects of momentum ratio on the resultant momentum angle of impinging jets of the pintle injector, the resultant momentum angle of the impingement between an adherent liquid sheet and a free liquid sheet was simulated based on three phases CLSVOF (Coupled Level Set and Volume of Fluid) method, and compared with that of a free liquid sheet/ another free liquid sheet. The relationship between the resultant momentum angle and the momentum ratio was investigated in detail by combining the experimental results and the theoretical results in the presence or absence of wall. The causes of the differences between the two were analyzed in depth, and the mechanism of the effects of wall boundary on the resultant momentum angle was revealed. The results show that the resultant momentum angle calculated by the CLSVOF method is consistent with the experimental ones. The maximum relative error between them is about 10%, and the relative errors at most op-

^{*} 收稿日期: 2018-11-30; 修订日期: 2019-01-21。

基金项目: 国家自然科学基金 (11502186)。

通讯作者: 王 凯, 博士生, 研究领域为液体火箭发动机喷雾燃烧。E-mail: 1075832794@qq.com

引用格式: 王 凯, 雷凡培, 李鹏飞, 等. 壁面边界对撞击合成动量角的影响研究[J]. 推进技术, 2019, 40(10):2288-2295. (WANG Kai, LEI Fan-pei, LI Peng-fei, et al. Effects of Wall Boundary on Resultant Momentum Angle of Impinging Jets[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(10):2288-2295.)

erating conditions are less than 5%. The resultant momentum angle of the impingement between the adherent liquid sheet and the free liquid sheet with wall boundary is remarkably larger than that of the free liquid sheet/ free liquid sheet with no wall boundary. The maximum error between the resultant momentum angle with only one-path adherent liquid and the common theoretical value predicted by using inlet momentum ratio is up to 20° . The resultant momentum angle that both or neither of two path fluids is adherent is in good agreement with the theoretical predictions. The cause of the marked difference is the significantly different distribution of the high pressure zones formed by the impact of the two. The existence of the wall makes the high pressure zone near the impact point act asymmetrically on the two fluids. When there is a wall boundary, the wall is subjected to high pressure, which forces also wall to exert a strong force on the adherent fluid because of action and reaction. As a result, the interaction between wall and fluid leads to non-conservation of momentum in the direction perpendicular to the wall. The prediction theory of inlet momentum ratio is no longer applicable.

Key words: Liquid rocket engine; Injector; Wall boundary; Liquid sheet; Impact; Jet flow; Atomization

1 引言

与双组元液体火箭发动机上常用的撞击式或同轴式喷嘴相比,针栓式喷注器具有独特的几何特性和喷注特性,变推力工况下能够产生很高的燃烧效率(典型值为96%~99%),并具有很强的调节能力、面关机、操作安全、固有燃烧稳定性好等工作特性^[1]。另外,针栓式喷注器可以在很宽的推力水平内按比例放大或缩小,并可适应不同的推进剂组合,不用设置诸如声腔或隔板之类的稳定装置。相比传统火箭发动机的喷注器由成百上千个精细的喷嘴组成,针栓式喷注器的结构大为简化,意味着可靠性提高,同时可以快速更换零组件实现改进升级^[2],减少质量和降低成本。这些工作特性给火箭发动机的设计、性能、稳定性和试验灵活性带来了极大的好处,也被看成是降低现有运载器大发动机成本的一种有效手段。

针栓式喷注器典型的工作原理是通过伸入燃烧室内部的针栓结构,使一种推进剂流经针栓中心流道,并由针栓头端附近的一系列孔(或缝隙)呈放射性径向喷注;另一种推进剂通过针栓外侧的环形缝隙贴壁轴向喷注。径向放射性射流与轴向环形液膜呈 90° 交叉撞击,使推进剂雾化混合^[3],具体原理结构如图1所示。

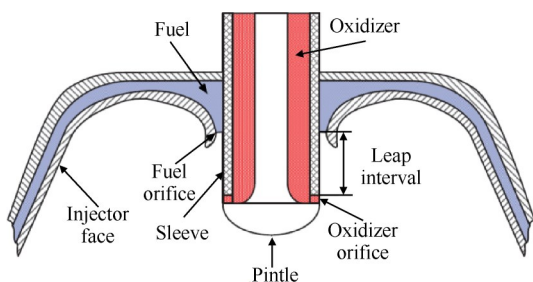


Fig. 1 Schematic diagram of pintle injector

前期针栓式喷注器的研究主要在TRW公司,依靠大量的试验数据和丰富的设计经验。从TRW的研究成果可以发现,合成动量角是其中相当重要的一个雾化特性参数,它对雾场结构和液雾空间分布起着决定性作用,其中合成动量角是图1所示的两路液体撞击后形成的合成液膜与针栓轴向的夹角;动量比 $C_{TMR} = \dot{m}_2 u_2 / \dot{m}_1 u_1$ 是一个重要的无量纲参数,对合成动量角起着决定作用。Heister等^[4]基于横向射流雾化角模型提出针栓式喷注器液膜撞击的合成动量角模型为 $(\theta = 180/\pi \cdot C_{TMR}^{0.5})$ 。Boettcher等^[5]通过纹影法观测气液针栓式喷注器的雾化结构,发现合成动量角随动量比增大而增大,并提出了合成动量角与动量比的计算关系式,即 $\cos \theta = 1/\sqrt{1 + C_{TMR}^2}$, $(\tan \theta = C_{TMR})$ 。文献[6-7]通过高速摄影冷态喷雾试验,研究了主要的结构参数对气液针栓式喷注器合成动量角的影响,结果表明液膜厚度和越程对合成动量角影响显著。Santoro等^[8]使用LOX/RP-1研究表明液液针栓式喷注器的合成动量角与动量比有重要关系,与阻塞率几乎无关。Sakaki等^[9]也发现动量比是影响液液针栓式喷注器合成动量角的关键主导性无量纲参数,但没有得出它们之间的关系式。文献[10-13]通过高速摄影试验建立了气液针栓式喷注器合成动量角与动量比及韦伯数的定量关系,并对简化的二维轴对称针栓式喷注器模型进行了数值仿真,与之前的试验形成验证补充,分析了合成动量角随动量比的变化规律。文献[14]基于Eulerian-Lagrangian方法开展了喷注条件对混合特性的影响,关注了二维轴对称针栓式喷注器计算模型的合成动量角与动量比之间的关系。Cheng Peng等^[15]基于无粘不可压的动量方程及连续方程,忽略表面张力,推导了液膜撞击液膜的合成动量角理论公式,即 $\theta =$

$\arccos(1/(1 + C_{\text{TMR}}))$, 并与仿真及高速摄影试验结果吻合很好。从以上研究可以发现, 动量比是影响合成动量角的关键主导性因素, 大部分针栓式喷注器的研究者和设计者常采用入口动量比理论预测公式 $\tan \theta = C_{\text{TMR}}$ 来计算合成动量角, 然而这与实际的合成动量角相差甚大, 其中的原因未见深入分析。

液膜与液膜撞击雾化是针栓式喷注器典型的工作方式之一, 同时也与两股互击式喷嘴的射流与射流撞击雾化极为相似。当互击式喷嘴的撞击角为 90° 时, 两者撞击形式一致, 唯一不同之处在于针栓式喷注器撞击单元有一路液体贴壁流动, 而互击式喷嘴撞击单元两路液体均为自由射流。关于互击式喷嘴合成动量角的研究很多, 代表性的研究主要有刘昌波等^[16-17]基于提出的虚网格 LPT 多尺度仿真方法对 90° 撞击角的两股射流撞击雾化过程进行了数值研究, 动量比在 1.0~2.25 内合成动量角仿真结果与试验结果吻合较好。郑刚等^[18-19]基于用 CLSVOF 方法对两股互击式喷嘴的雾化过程进行了数值模拟, 合成动量角随动量比的变化与试验结果一致。通过研究发现, 根据入口有效撞击动量比计算的互击式喷嘴合成动量角与数值仿真及试验结果吻合相当好。

为了解释针栓式喷注单元和互击式喷注单元的合成动量角与动量比之间关系的差异, 本文首先基于三相 CLSVOF 方法研究两种撞击雾化形式的合成动量角随动量比的变化规律, 即计算中采用一种气相、两种液相的方法分别追踪研究两路液体的变化行为, 并将计算结果与试验结果及理论预估结果进行对比; 接着分析流场特征, 探究造成两者差异的原因; 最后针对壁面边界的影响, 深入分析壁面边界对撞击过程的影响, 重点研究问题本身, 通过细致定量的分析, 发现有无壁面条件下合成动量角与动量比的关系存在显著差异的根源, 揭示其对合成动量角产生影响的作用机制, 从而为建立准确的针栓式喷注器撞击合成动量角理论模型提供依据。

2 数学物理模型

针栓式喷注器独特的结构形成了非常特别的雾场: 不仅范围很大, 而且喷嘴附近液滴过于稠密, 现有的喷雾测量设备很难获得有效的雾场特性参数, 文献[9]率先通过截取针栓式喷注器上很小的单元提出平面针栓式喷注器单元的设想, 通过研究平面针栓式喷注器单元来阐述清楚针栓式喷注器整体的喷雾过程机理, 开展喷雾特性研究。他们使用高速摄影相机拍摄了喷雾场结构, 研究了动量比与喷雾

场结构的关系, 结果表明平面针栓与轴对称针栓的特性一致^[20-21]。因此本文采用平面针栓的思想对平面液膜撞击雾化开展深入研究。

2.1 数值方法

2.1.1 控制方程

冷态雾化计算过程中认为液相和气相均是不可压缩流动, 温度恒定为室温, 不考虑液相的蒸发, 因而不需要求解能量方程, 只需求解连续方程与动量方程即可。

连续方程

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{u}) = 0 \quad (1)$$

动量方程:

$$\begin{aligned} \frac{\partial (\rho \mathbf{u})}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{u} \mathbf{u}) = \\ -\nabla p + \nabla \cdot \boldsymbol{\tau} + \int_{S(t)} \sigma \kappa \mathbf{n} \delta(\mathbf{x} - \mathbf{x}') dS \end{aligned} \quad (2)$$

其中 $\mathbf{u} = (u, v, w)$ 为流体速度, $\rho \equiv \rho(\mathbf{x}, t)$ 为流体密度, $p \equiv p(\mathbf{x}, t)$ 为压力, $\boldsymbol{\tau}$ 为粘性应力, $\delta(\mathbf{x} - \mathbf{x}')$ 为 Dirac 函数, 表示表面张力项集中在界面上, κ 和 $\mathbf{n}$ 分别是界面的曲率和法向方向。

为了对两路液体撞击前后参数分别进行定量分析, 需对两路液体进行分相处理。本文采用气相、液相 1 和液相 2 三相进行计算, 定义液相 1 体积分数 α_1 和液相 2 体积分数 α_2 , 得到的流体密度和粘性系数如下

$$\rho = \alpha_1 \rho_{l1} + \alpha_2 \rho_{l2} + (1 - \alpha_1 - \alpha_2) \rho_g \quad (3)$$

$$\mu = \alpha_1 \mu_{l1} + \alpha_2 \mu_{l2} + (1 - \alpha_1 - \alpha_2) \mu_g \quad (4)$$

体积分数的输运方程为

$$\frac{\partial \alpha}{\partial t} + \nabla \cdot (\alpha \mathbf{u}) = 0 \quad (5)$$

2.1.2 湍流模型

湍流计算采用标准的 $k-\varepsilon$ 模型, 具体方程如下。

湍动能 k 输运方程

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} (\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho k u_i) = \\ \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \rho \varepsilon - Y_M + S_k \end{aligned} \quad (6)$$

湍流耗散率 ε 方程

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} (\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho \varepsilon u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + \\ C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} (G_k + C_{3\varepsilon} G_b) - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} + S_\varepsilon \end{aligned} \quad (7)$$

式中 G_b 是由浮力产生的湍流动能, Y_M 是由于在可压缩湍流中过渡的扩散产生的波动。 $C_{1\varepsilon} = 1.44$, $C_{2\varepsilon} = 1.92$, $C_\mu = 0.09$, $\sigma_k = 1.0$, $\sigma_\varepsilon = 1.3$ 。

2.1.3 气液相界面捕捉及表面张力

CLSVOF方法是将VOF方法与Level Set方法耦合,兼具VOF守恒性好和Level Set精确重构界面的优点^[22]。在两相流计算中,对相界面的捕捉效果表现极佳。计算液体表面张力采用CSF(Continuum surface force)方法,其核心思想是将作用于相界面上的表面力等效为作用于相界面附近一定宽度区域的连续体积力,在计算中实现为在动量方程中加入体积力这一项。表面张力表达式为

$$F_{\sigma} = \sigma \frac{2\rho\kappa\nabla\alpha}{\rho_l + \rho_g} \tag{8}$$

其中曲率 $\kappa = \nabla \cdot \frac{\nabla\alpha}{|\nabla\alpha|}$ 。

2.2 计算模型

计算所选用的结构参数及计算域如图2所示,轴向液膜厚度为 h_1 ,轴向速度为 u_1 ,径向液膜厚度为 h_2 ,径向速度为 u_2 。图2(a)为针栓式喷注单元贴壁液膜撞击自由液膜的计算域,左端面 and 底端面为轴向贴壁液膜和径向自由液膜入口;图2(b)为自由液膜撞击自由液膜的计算域,左端面和底端面为两路自由液膜入口。入口均采用速度入口边界,图中标注的面为无滑移壁面边界,其余面为出口,采用压力出口边界,背压为大气环境。第一相为空气,第二相和第三相均为水。压力离散方法为PRESTO;压力速度耦合方法采用PISO算法;动量方程等采用二阶迎风格式;表面重构采用Geo-Reconstruct方法;壁面使用标准壁面函数。计算域的网格总数约79万,最小网格

约15 μm ,计算过程中时间步长为0.1 μs ,以便更好地捕捉相界面和撞击合成动量角。设定轴向液膜与径向液膜撞击前的距离(即跳跃距离)为6mm,其它具体的工况参数详见表1。

3 仿真结果分析

3.1 动量比对合成动量角的影响

为了深入对比研究贴壁液膜撞击自由液膜和自由液膜撞击自由液膜的合成动量角随动量比的变化规律,计算中选取的动量比为0.1~6.25,覆盖较宽范围;同时动量比的变化包含了液膜入口速度(流动参数)和液膜厚度(结构参数)的变化,使得研究结果更具一般性地说明动量比这一无量纲参数与合成动量角的确切关系。

当动量比变化时,贴壁液膜撞击自由液膜和自由液膜撞击自由液膜的合成动量角变化如图3所示,可以看出合成动量角均随着动量比增大而增大,且前者的合成动量角总是大于后者的。在动量比较小时,前者合成动量角增长较后者快很多,两者的合成动量角差异显著,最大相差20°以上;在动量比较大时,两者增长均开始变慢,且前者的增长更慢,两者之间的差异逐渐缩小。然而这一现象是在同样的入口结构参数和流动参数,仅一个边界条件不同(即有一个液膜贴壁,一个液膜不贴壁)的前提下出现的。另外,数值计算的贴壁液膜撞击自由液膜合成动量角与文献5和文献15中的结果吻合较好,最大相对误差约为10%,大多数工况点的相对误差小于5%;而

Table 1 Geometry parameters of different injectors

Sheet thickness		$h_1=0.4\text{mm}$						$h_2=0.25\text{mm}$					
Axial velocity/(m/s)	10	10	10	10	10	10	15	15	15	15	20	20	20
Radial velocity/(m/s)	5	7.5	10	15	20	25	20	25	30	35	25	35	45
Momentum ratio	0.16	0.35	0.63	1.41	2.50	3.91	1.11	1.74	2.50	3.40	0.98	1.91	3.16
Sheet thickness		$h_1=0.25\text{mm}$						$h_2=0.25\text{mm}$					
Axial velocity/(m/s)		10		10		10		10		10		20	
Radial velocity/(m/s)		5		7.5		10		15		20		25	
Momentum ratio		0.25		0.56		1.00		2.25		4.00		6.25	
Sheet thickness		$h_1=0.65\text{mm}$						$h_2=0.4\text{mm}$					
Axial velocity/(m/s)		10		10		10		10		10		10	
Radial velocity/(m/s)		5		7.5		10		15		20		25	
Momentum ratio		0.15		0.35		0.62		1.38		2.46		3.85	
Sheet thickness		$h_1=0.65\text{mm}$						$h_2=0.25\text{mm}$					
Axial velocity/(m/s)		10		10		10		10		10		10	
Radial velocity/(m/s)		5		7.5		10		15		20		25	
Momentum ratio		0.10		0.22		0.38		0.87		1.54		2.40	

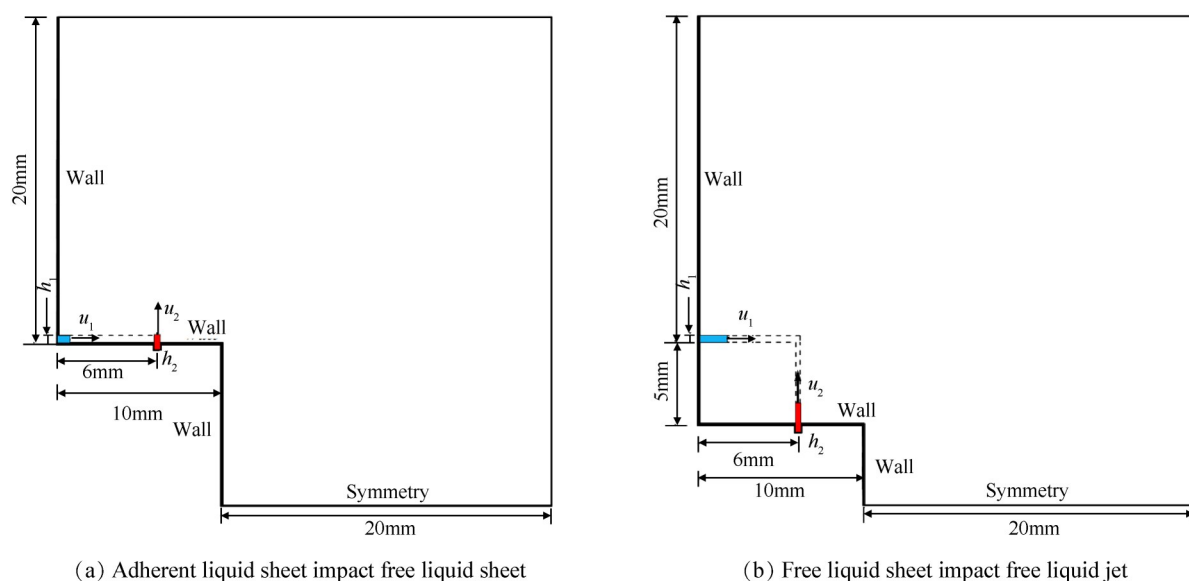


Fig. 2 Sketch of computation zone

数值计算的自由液膜撞击自由液膜的合成动量角与常用的入口动量比理论公式 $\theta = \arctan C_{TMR}$ 的预测值吻合较好,最大相对误差为10%,大部分工况点的相对误差也均小于5%。这表明数值计算结果是正确的,有无壁面边界条件造成了两者显著差异。

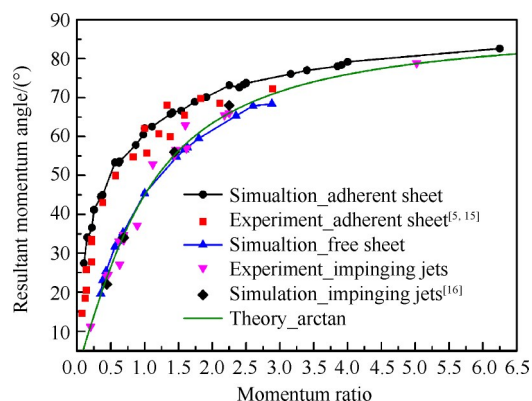


Fig. 3 Resultant momentum angle in the various momentum ratio

3.2 流场特征分析

为了探究清楚壁面边界造成两者显著差异的影响根源,需要对流场特征参数进一步深入分析。影响合成动量角形成的关键是轴向的水平动量和径向的竖直动量的比值,因此从两股液膜的入口动量、出口动量及过程中造成动量变化的因素出发,对液膜撞击的流场参数进行分析。

自由液膜撞击自由液膜,属于空间撞击,撞击过程中仅有两股液膜相互作用,忽略气液两相界面处的粘性摩擦造成的微弱动量损失,两股液膜构成的控制体动量完全守恒,包括轴向动量守恒和径向动

量守恒。这与两股射流互击式喷嘴相似,当90°撞击角的合成动量角按照本文同样的定义方式定义时,两者的合成动量角随动量比的变化规律应该是一致的,这一结论也得到了90°撞击角的互击式喷嘴试验结果及文献16中数值计算结果的验证,如图3所示,(注:两股射流撞击的动量比是指发生有效撞击的动量之比,当两股射流直径相同时,射流动量比即为有效撞击动量比;当射流直径不同时,需对大直径的射流动量进行折算来计算有效撞击动量比)。同时也与常用的入口动量比理论公式 $\theta = \arctan C_{TMR}$ 的预测值曲线吻合,这是由于该理论公式的前提假设是满足各方向动量完全守恒,当完全正碰时,合成动量角必然符合理论估算的角度。这正好解释了数值计算的自由液膜撞击自由液膜的合成动量角与常用的入口动量比理论公式预测值吻合较好。

贴壁液膜撞击自由液膜,属于有约束撞击,撞击过程中除了两股液膜相互作用之外,壁面对液膜也有作用。贴壁液膜进口动量 M_{1in} ,自由液膜进口动量 M_{2in} ,计算中采用分相方法对两路液膜进行模拟,因而可分别提取得到两路液膜各自出口截面的轴向动量 M_{x1out} , M_{x2out} 和径向动量 M_{y1out} , M_{y2out} 。为了具体说明撞击前后动量变化,以某一工况为例(选取 $h_1 = 0.65$, $h_2 = 0.4$,两路液膜速度均为10m/s的工况)。对于该工况的动量参数如表2所示(注:动量为质量流量与速度的乘积,单位为N),轴向贴壁液膜进口动量 $M_{1in} = 64.883\text{N}$,径向自由液膜进口动量 $M_{2in} = 39.928\text{N}$,出口1的轴向动量 $M_{x1out} = 37.924\text{N}$,出口1的径向动量 $M_{y1out} = 50.745\text{N}$,出口2的轴向动量

$M_{x\ 2out} = 25.039\text{N}$, 出口2的径向动量 $M_{y\ 2out} = 33.540\text{N}$, 出口截面总的轴向动量 $M_{x\ out} = 62.963\text{N}$, 出口截面总的径向动量 $M_{y\ out} = 84.285\text{N}$ 。可以发现:轴向入口动量和出口截面动量很接近,恰好相差由于壁面摩擦阻力造成的动量损失 $F_w = 2.194\text{N}$,即 $M_{1in} = M_{x\ 1out} + M_{x\ 2out} + F_w$,而壁面摩擦阻力 F_w 非常小可忽略,故轴向出入口截面动量守恒。径向入口动量和出口截面动量相差很大,动量并不守恒,其中壁面上产生的压力 $p_w = \int_{A_w} (p - p_a) dA = 39.488\text{N}$, (p_a 为环境压力),垂直壁面向上,该工况下壁面压力与径向入口动量几乎相当;另外,由于径向入口2接近撞击点,入口截面的压力并不等于环境压力,其值为 $p_{2in} = \int_{A_{2in}} (p - p_a) dA = 4.906\text{N}$,减去这额外两项力产生的动量增量,径向动量恰好守恒,即 $M_{2in} = M_{y\ 1out} + M_{y\ 2out} - p_w - p_{2in}$ 。因此,贴壁液膜撞击自由液膜前后轴向动量守恒,径向动量不守恒,不满足常用的入口动量比理论公式 $\theta = \arctan C_{TMR}$ 的条件,不能使用其进行合成动量角的预测,这也解释了图3中合成动量角之间出现差异的原因。

图4为壁面摩擦阻力、径向入口压力和壁面压力占各自方向入口动量的比值,三条散点曲线分别代表 F_w/M_{1in} , p_{1in}/M_{2in} 和 p_w/M_{2in} 随动量比的变化,比值越大表示该方向动量增量的占比越大,该方向动量越不守恒。从所有工况的计算结果可以看出,轴向出口和入口动量细微差异是由于壁面摩擦阻力产生的,然而壁面摩擦阻力很小,占轴向入口动量的比例可忽略,因而轴向动量守恒。径向(垂直于壁面方向)出口和入口动量相差甚远,(出口截面的选取如图5所示)。壁面压力与径向入口动量的比值很大,最大可达3.7,随着动量比的增大,比值也迅速减小,当动量比>1时比值已降低到0.5以下,动量比进一步增大时比值下降越来越慢。径向入口的压力相对较小,随着动量比增大也快速减小,当动量比超过1时,与径向入口动量的比值已趋于稳定,低于0.05,因而径向动量不守恒。

从图3中也不难发现,当动量比增大时,两者的合成动量角差异减小,而且与入口动量比理论公式 $\theta = \arctan C_{TMR}$ 的预测值也越来越接近,动量比很大

时,三者甚至吻合很好。这从图4中很容易解释,随着动量比增大,壁面压力和径向入口2压力与径向入口动量比值快速减小,动量比很大时,比值已很小,可忽略,因而径向动量也近似守恒,图3中三者合成动量角接近也是必然的。

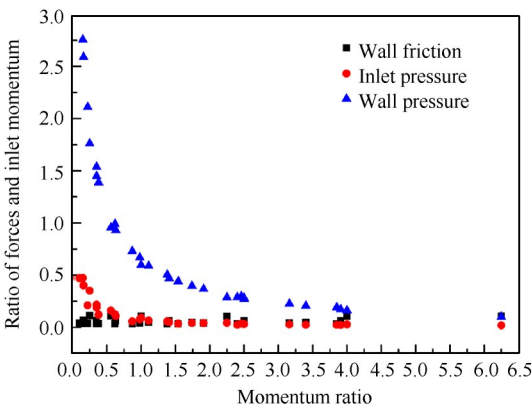


Fig. 4 Ratio of three forces and inlet momentum in the various momentum ratio

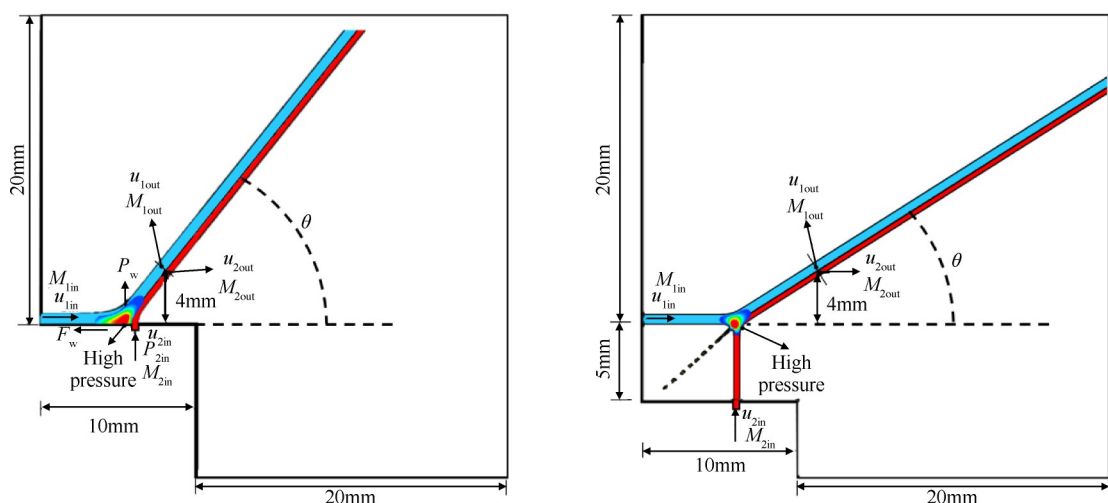
3.3 壁面对合成动量角的作用机制分析

贴壁液膜撞击自由液膜的径向动量不守恒,主要是由于撞击作用产生高压区靠近壁面,在垂直于壁面方向产生额外力 F_w ,迫使贴壁液膜发生更大的转向,致使径向动量增加,合成动量角增大。从图5的对比可以清楚看出,贴壁液膜撞击自由液膜形成的高压区主要分布在贴壁液膜中,借助壁面产生的外力对贴壁液膜有强的作用,对径向的自由液膜无强的壁面作用力。然而自由液膜撞击自由液膜形成的高压区远离壁面,无额外力产生,高压区在两路液体中接近对称分布,对两路液膜产生相当的作用,这种作用力属于内力,不改变系统动量。因此,两者撞击形成的高压区分布显著不同是造成两者合成动量角存在显著差异的根源。

为了进一步验证这一结论,补充两路液膜均贴壁流动的算例,选取3.2节同样的工况 ($h_1 = 0.65$, $h_2 = 0.4$, 两路液膜速度均为 10m/s),其它参数均不变,计算结果如图6所示,该算例计算的合成动量角为 34.71° ,与图5(b)的计算值 33.13° 基本吻合。通过统计入口和出口截面的动量及壁面力,可以发现轴向存在动量关系 $M_{1in} = M_{x\ 1out} + M_{x\ 2out} + F_{w1} - p_{w2}$,径向也存在类似的动量关系 $M_{2in} = M_{y\ 1out} + M_{y\ 2out} +$

Table 2 Parameters of momentum and force

M_{1in}/N	M_{2in}/N	$M_{x\ 1out}/\text{N}$	$M_{y\ 1out}/\text{N}$	$M_{x\ 2out}/\text{N}$	$M_{y\ 2out}/\text{N}$	$M_{x\ out}/\text{N}$	$M_{y\ out}/\text{N}$	p_w/N	F_w/N	p_{2in}/N
64.883	39.928	37.924	50.745	25.039	33.540	62.963	84.285	39.488	2.194	4.906



(a) Adherent liquid sheet impact free liquid sheet

(b) Free liquid sheet impact free liquid jet

Fig. 5 Flow field structure sketch and pressure distribution at impingement point

$F_{w2} - p_{w1}$;入口远离撞击点,因而入口压力几乎为零,忽略不计。对比可以看出由于两路液膜均贴壁,形成和自由液膜撞击自由液膜类似的高压区分布,对两路液体均产生额外的壁面力作用,使得两路动量均有增加,虽然进出口动量在两个方向都不守恒,然而出出口截面的动量分量比值与进口的动量分量比值较接近,因此合成动量角基本不变,与入口动量比理论公式 $\theta = \arctan C_{TMR}$ 的预测值吻合也较好。

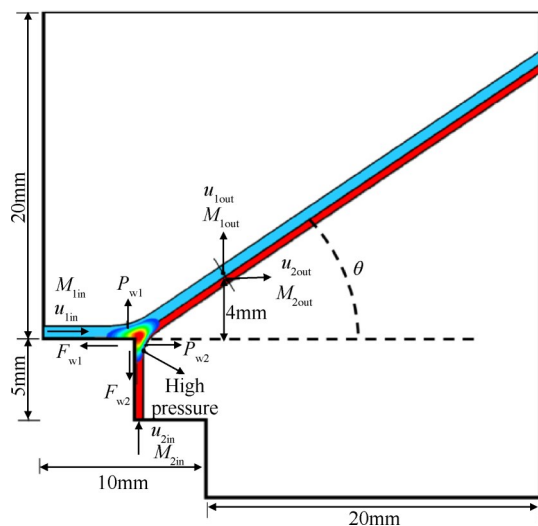


Fig. 6 Flow field structure sketch and pressure distribution at impingement point for an adherent liquid sheet impacting another adherent-wall liquid sheet

从上面进一步的验证分析可以更加明确:壁面的存在使得撞击点附近形成的高压区不对称分布,造成对两路流体作用不对称,有壁面边界时壁面承受高压迫使其对贴壁流体有更强的作用力,导致垂直于壁面方向动量不守恒,是造成贴壁液膜撞击自由液膜与自

由液膜撞击自由液膜的合成动量角显著不同的根源,也是入口动量比预测理论不再适用的根源。

4 结 论

基于三相 CLSVOF 方法对贴壁液膜/自由液膜撞击的合成动量角进行了数值模拟,并与自由液膜/自由液膜撞击的合成动量角进行了对比,得到的主要结论如下:

(1) 基于三相 CLSVOF 方法计算的合成动量角与试验结果一致,最大相对误差约为 10%,大多数工况点的相对误差小于 5%;有壁面边界的贴壁液膜/自由液膜撞击合成动量角显著大于无壁面边界的自由液膜/自由液膜撞击的;仅一路流体贴壁的撞击合成动量角,与常用的入口动量比理论预测值最大相差可达 20°以上,而两路均无贴壁或者均贴壁的撞击合成动量角与理论预测值吻合很好。

(2) 贴壁液膜撞击自由液膜前后轴向动量守恒,径向动量不守恒,不满足常用的入口动量比理论公式 $\theta = \arctan C_{TMR}$ 的条件;自由液膜撞击自由液膜,与 90°夹角的两股射流互击式喷嘴相似,满足各方向动量完全守恒,当完全正碰时合成动量角符合理论估算的角度。

(3) 贴壁液膜撞击自由液膜径向动量不守恒,主要是由于撞击作用产生高压区靠近壁面,在垂直于壁面方向产生额外力迫使贴壁液膜发生更大的转向,致使径向动量增加,合成动量角增大。

(4) 贴壁液膜/自由液膜与自由液膜/自由液膜的撞击合成动量角存在显著差异的根源在于两者撞击形成的高压区分布显著不同。壁面的存在使得撞击

点附近形成的高压区对两路流体作用不对称,有壁面边界时壁面承受高压迫使其对贴壁流体有强的作用力,导致垂直于壁面方向动量不守恒,根据入口动量比预测的理论不再适用。

致 谢:感谢国家自然科学基金资助。

参考文献:

- [1] 岳春国,李进贤,侯 晓,等. 变推力液体火箭发动机综述[J]. 中国科学 E 辑:技术科学, 2009, 39(3): 464-468.
- [2] 袁 宇. 猎鹰火箭发动机设计特点[J]. 太空探索, 2017, (7): 19-20.
- [3] 安 鹏,姚世强,王京丽,等. 针栓式喷注器的特点及设计方法[J]. 导弹与航天运载技术, 2016, (3): 50-54.
- [4] Heister S D. Pintle Injectors, Handbook of Atomization and Sprays: Theory and Applications [M]. New York: Springer, 2011.
- [5] Boettcher P A, Damazo J S, Shepherd J E, et al. Visualization of Transverse Annular Jets[C]. Minneapolis, The 62nd Annual Meeting of the APS Division of Fluid Dynamic, American Physical Society, 2009.
- [6] Xinxin Fang, Chi-bing Shen. Study on Atomization and Combustion Characteristics of LOX/Methane Pintle Injectors[J]. Acta Astronautica, 2017, 136: 369-379.
- [7] 方昕昕. 液氧/甲烷针栓式喷注器雾化及燃烧特性研究[D]. 长沙:国防科技大学, 2015.
- [8] Santoro R J, Merkle C L. Main Chamber and Preburner Injector Technology[R]. NASA-1990049416.
- [9] Sakaki Kazuki, Kakudo Hiromitsu, Nakaya Shinji, et al. Combustion Characteristics of Ethanol/Liquid-Oxygen Rocket-Engine Combustor with Planar Pintle Injector [J]. Journal of Propulsion and Power, 2017, 33(2): 514-521.
- [10] Kijeong Yu, Min Son, Jaye Koo. Effects of Opening Distance on Liquid-Gas Spray of Pintle Injector under Atmospheric Condition[J]. Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, 2015, 43(7): 585-592.
- [11] Min Son, Kijeong Yu, Kanmaniraja Radhakrishnan, et al. Verification on Spray Simulation of a Pintle Injector for Liquid Rocket Engine [J]. Journal of Thermal Science, 2016, 25(1): 90-96.
- [12] Min Son, Kijeong Yu, Jaye Koo, et al. Injection Condition Effects of a Pintle Injector for Liquid Rocket Engines on Atomization Performances[J]. Journal of ILASS-Korea, 2015, 20(5): 114-120.
- [13] Min Son, Kijeong Yu, Jaye Koo, et al. Effects of Momentum Ratio and Weber Number on Spray Half Angles of Liquid Controlled Pintle Injector[J]. Journal of Thermal Science, 2015, 24(1): 37-43.
- [14] Kanmaniraja Radhakrishnana, Min Son, Keonwoong Lee, et al. Effect of Injection Conditions on Mixing Performance of Pintle Injector for Liquid Rocket Engine[J]. Acta Astronautica, 2018, 150: 105-116.
- [15] Cheng Peng, Li Qinglian, Xu Shun, et al. On the Prediction of Spray Angle of Liquid-Liquid Pintle Injectors[J]. Acta Astronautica, 2017, 138: 145-151.
- [16] 刘昌波,雷凡培,周立新. 两股湍流射流撞击雾化过程的数值研究[J]. 推进技术, 2014, 35(12): 1669-1678. (LIU Chang-bo, LEI Fan-pei, ZHOU Li-xin. Primary Atomization Simulations of Two Turbulent Impinging Jets [J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(12): 1669-1678.)
- [17] 刘昌波,雷凡培,周立新. 雾化过程的一种 Euler-Lagrangian 耦合算法[J]. 火箭推进, 2015, 41(2): 21-32.
- [18] 郑 刚,冯 伟,聂万胜,等. 动量比对两股互击式喷嘴雾化特征的影响[J]. 航空动力学报, 2016, 31(9): 2283-2289.
- [19] 郑 刚,聂万胜,何 博,等. 撞击角对撞击式喷嘴雾化特性影响研究[J]. 推进技术, 2015, 36(4): 608-613. (ZHENG Gang, NIE Wan-sheng, HE Bo, et al. Effects of Impingement Angle on Atomization Characteristics of Impinging Jets Injector[J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(4): 608-613.)
- [20] Kazuki Sakaki, Hiromitsu Kakudo, Shinji Nakaya, et al. Optical Measurements of Ethanol/Liquid Oxygen Rocket Engine Combustor with Planar Pintle Injector[C]. Orlando: The 51st AIAA/SAE/ASME Joint Propulsion Conference, 2015.
- [21] Kazuki Sakaki, Hiromitsu Kakudo, Shinji Nakaya, et al. Performance Evaluation of Rocket Engine Combustors Using Ethanol/Liquid Oxygen Pintle Injector [R]. AIAA 2016-5080.
- [22] 王 凯,杨国华,李鹏飞,等. 离心式喷嘴内部流动过程数值仿真分析[J]. 火箭推进, 2016, 42(4): 14-20.

(编辑:史亚红)