

文章编号: 1000-8055(2010)01-0198-05

背压对液体离心喷嘴内液膜厚度的影响

陈晓东¹, 刘 宇¹, 杨威迦²

(1. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191;

2. 宾夕法尼亚州立大学 机械工程学院, 大学城, 宾夕法尼亚州 16802, 美国)

摘 要: 从理论分析和数值计算两方面研究不同背压下的液体离心喷嘴内液膜厚度. 在经典理论的基础上建立的包含气液界面摩擦作用的损失系数理论模型并不足以体现背压对液膜厚度的改变; 通过使用旋转轴对称模型在自适应网格中求解耦合 VOF(volume of fluid) 方程的 Navier Stokes 方程组的数值模拟表明, 随气体密度增加而减小的气液界面附近过渡区域中的平均速度分布是导致液膜厚度增加的原因.

关 键 词: 液体离心喷嘴; 液膜厚度; 背压

中图分类号: V434

文献标识码: A

Effect of backpressure on the film thickness inside liquid swirl injector

CHEN Xiaodong¹, LIU Yu¹, YANG Vigor²

(1. School of Astronautics,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. Department of Mechanical and Nuclear Engineering,

Pennsylvania State University, University Park, PA 16802, USA)

Abstract: The film thicknesses of liquid swirl injector under different backpressures were studied theoretically and numerically. A loss coefficient model including friction effect on liquid/gas interface was established based on classical theory. It shows that the theoretical model is not sufficient to show variations of film thickness under different backpressures. The numerical simulations were conducted with a swirl axisymmetric model to solve Navier-Stokes equations coupled VOF(volume of fluid) equation on an adapted grid, showing that the decreased mean velocity in the transition region near liquid/gas interfaces in liquid film is a contributing factor to the increase of the film thickness.

Key words: liquid swirl injector; film thickness; backpressure

液体离心喷嘴是液体火箭发动机燃烧室中常用的关键部件之一. 在液体离心喷嘴的经典理论中, 考虑喷嘴内部的流动为无黏单相流动. 喷雾特征参数主要是由无量纲化的几何特征参数决定的. 而实际上, 液体带动中心气核的黏性两相流动是喷雾雾化过程中的一个重要过程, 直接影响到决定喷雾特性的喷嘴出口液膜的特性^[1].

大多数针对流量条件和几何形状等实际因素对喷雾性能影响的研究局限在大气压环境下. 液

体火箭发动机工作时燃烧室内的高温高压的燃气在旋流抽吸作用进入喷嘴, 使喷嘴的喷雾性能与大气环境下有很大差别. 以往研究着重考虑背压对喷嘴出口外喷雾性能的影响. 例如: DeCorso 等^[2]研究了背压对喷雾锥角的影响, Wang 等^[3]研究了背压对平均液滴直径和液滴直径分布的影响, Kim 等^[4]考虑背压对喷雾锥角和出口液膜破碎长度的影响. 最近, Kenny 等^[5]研究了背压对喷嘴内液膜的影响, 通过对透明喷嘴照片的图像

收稿日期: 2009-01-08; 修订日期: 2009-09-29

作者简介: 陈晓东(1982-), 男, 山东文登人, 博士生, 主要从事航空宇航推进理论与工程的研究.

处理获得液膜位置. 结果表明, 对于固定的流量, 背压增加, 出口液膜厚度也相应增加. 文中假设背压液膜厚度的机理为随着气体和液体密度比的增加, 旋转的液体将由于气液界面剪切摩擦损失更多的动量.

本文致力于研究背压对喷嘴内液膜厚度影响的机理. 首先在经典理论的基础上对液膜受到的摩擦作用进行扩展, 然后采用数值模拟的方法分析背压影响下的喷嘴内流场.

1 理论分析

1.1 气核形成过程

图 1 是经典式样液体离心喷嘴的结构示意图. 从切向入口进入的液体形成贴壁自由漩涡, 即切向速度 U_0 与旋转半径 r 成反比, 以保持角动量守恒. 接近旋转中心的流体的切向速度比远离中心的大. 由伯努利方程可知静压在接近旋转中心处较低. 喷嘴出口的气体会在压力差的作用下进入喷嘴, 形成中心气核. 这种压力分布形成抽吸作用, 迫使气体从喷嘴出口中心处进入, 随后在液体的带动下从液面附近流出.

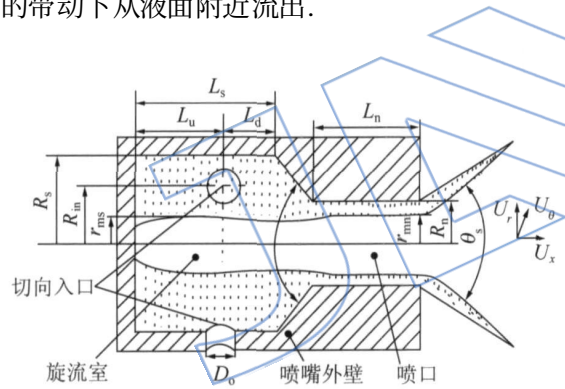


图 1 经典式样离心喷嘴的结构示意图
Fig. 1 Schematic of a classical swirl injector

1.2 摩擦效应

文献[6]中将流体黏性带来的壁面摩擦通过角动量损失系数 K 和表示总压力损失的水利损失系数 ξ 引入. 角动量损失系数使流量系数增加, 水利损失系数则导致流量系数的减小. 实际上, 液体在气液剪切摩擦也会产生动量和总压损失. 由于气体密度比液体小得多, 气液界面上流动可以考虑为空气流过固体壁面. 增加燃烧室背压可以通过增大了的气液密度比引入到损失系数中.

在经典理论的基础上建立模型, 增加气液表面摩擦对液膜的影响. 模型对液膜上的长度为 dl 角度为 $\delta\theta$ 的微元(如图 2 所示)的动量的分析. 考

虑液体微元在螺旋方向上受喷嘴内壁和气液界面的摩擦力作用, 运用微元角动量的变化与外力动量的守恒关系, 得到环形液体微元的角动量微分方程

$$\frac{\theta_{(s,n)} dM_{(s,n)}}{M_{(s,n)} \sqrt{M_{(s,n)}^2 + \theta_{(s,n)}^2}} = \frac{\lambda_{(s,n)} R_{(s,n)} + \alpha \lambda_{g(s,n)} r_{m(s,n)}}{4(R_{(s,n)}^2 - r_{m(s,n)}^2)} dl \tag{1}$$

其中 $M_{(s,n)}$ 表示旋流腔或喷口中液膜的角动量; $\theta_{(s,n)} = Q Q R_{(s,n)} / [2\pi(R_{(s,n)}^2 - r_{m(s,n)}^2)]$; $\lambda_{l,g(s,n)}$ 表示旋流腔或喷口中壁面或气液界面上的摩擦系数; Q 为质量流率; $\alpha = \rho_g / \rho_l$ 表示气液密度比.

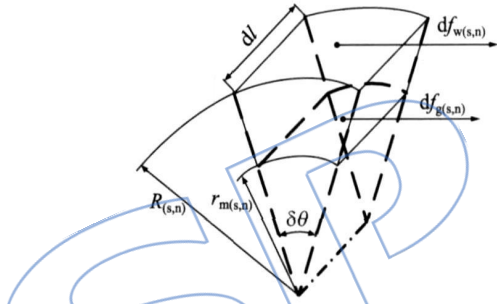


图 2 液体离心喷嘴中的液体微元
Fig.2 Liquid element of film in a liquid swirl injector

经过数学变换得到 $M_{(s,n)}$ 的表达式

$$M_{(s,n)} = \frac{M_{0(s,n)}}{\text{ch} \xi_{s,n} + \text{sh} \xi_{s,n} \sqrt{\frac{M_{0(s,n)}^2}{\theta_{(s,n)}^2} + 1}} \tag{2}$$

其中 $\xi_{s,n} = \frac{(\lambda_{(s,n)} R_{(s,n)} + \alpha \lambda_{g(s,n)} r_{m(s,n)}) L_{(s,n)}}{4(R_{(s,n)}^2 - r_{m(s,n)}^2)}$.

通过边界的交接条件 $M_s = M_{0n}$, 得到 $K = M_n / M_{0s}$, 其中 $M_{0s} = Q U_{in} R_{in}$ 为切向入口处的角动量.

经典理论中主要水力的损失发生在切向入口通道. 考虑喷嘴内壁面和气液摩擦影响, 将 ξ 扩展为 $\xi = \xi_c + \xi_{wf} + \xi_f$, 其中 ξ_c 为经典理论中切向入口通道中的摩擦损失, ξ_{wf} 表示喷嘴内壁的摩擦损失, ξ_f 表示气核对液膜的剪切摩擦损失. 系数 ξ_{wf} 和 ξ_f 表示为 $\xi_{wf} = \lambda_{(s,n)} (L_s / D_s + L_n / D_n)$ 和 $\xi_f = \alpha \lambda_{g(s,n)} (L_s / d_{ms} + L_n / d_{mn})$.

根据上述理论模型, 增加气液密度比使 K 减小和 ξ 增大, 进而使流量系数增加, 液膜变厚. 通过理论模型得到的背压影响规律与文献[1]中试验趋势相同, 但量值相比很小. 基于经典理论假设的摩擦损失推导并不足以反映背压影响下喷嘴内的真实流动.

2 数值计算框架

2.1 数值模型和方法

根据文献[5]中的几何尺寸建立液体离心喷嘴的旋转轴对称模型,其基本尺寸如图3所示.使用 FLUENT 软件对耦合了 VOF (volume of fluid) 方程的两相流场 N-S (Navier-Stokes) 方程组进行求解.压力的离散方法采用的是 PRESTO 方法,压力速度耦合采用 SIMPLE 方法,动量方程采用跟二阶迎风格式,表面捕捉采用 CICSAM 技术.实际工况的旋流数在喷口部分是大约 1.4,选择能够严格模拟强旋转中湍流的各向异性特征的雷诺应力模型(RSM)模拟湍流.使用非均衡的壁面函数的方法来改进壁面部分的准确度.

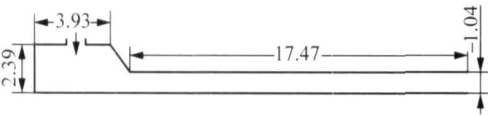


图3 喷嘴内基本几何尺寸

Fig.3 Basic parameters inside a swirl injector

2.2 边界条件及网格设置

由于主要研究喷嘴内部的流动,计算区域包括整个喷嘴内部和一个小的下游地区.入口的位置根据试验喷嘴的结构安置在旋流室的中部.入口的宽度设定为切口口直径.入口处的径向速度和切向速度分别根据质量守恒和角动量守恒得到,出口边界被设定为压力出口边界.全部的壁面条件设定为无滑移壁面.计算区域中的流体是不可压空气和水.

对于流动领域中的气体部分来说,液体领域可以看作固体壁面,界面附近需要较密的网格来保证正确的网格解析度.喷嘴的内部的流动存在剪切形式的流动,液面附近、湍流动能和湍流耗散率高梯度的区域的网格密度影响到结果的正确性^[7].为了降低计算成本,计算在结构网格的基础上使用 FLUENT 软件中的网格自适应技术对相应的区域进行加密.液面附近网格通过容积系数的等值适应加密,湍流动能和湍流耗散率高梯度的区域使用梯度适应加密.每个算例在计算过程中进行了多次加密,直到达到液面稳定状态.本文中使用的最大加密等级为 2.非稳态的模拟在流场达到稳定后持续了几个流通时间(1 ms 左右)以获取流场的统计数据.

3 结果和讨论

3.1 网格收敛研究

使用 3 种不同网格密度的网格来进行的网格收敛性研究.3 种网格都在前一个的基础上在 x 和 y 方向上加倍.最密的网格为 120×1200 .这里假设自适应不会影响到整个区域内的网格相对密度.自适应加密后的 3 种网格的网格数分别为 44532, 149091 和 512532.

图4为3种网格密度下相同轴向位置的水容积系数、平均轴向速度和平均切向速度的分布图.可以看出网格越密液面的位置越低,同时最密的两种网格有非常接近的轮廓.网格2有足够的精度以作为本文的基准算例.喷口部分液面上的网格尺度在径向方向上约为 $4\mu\text{m}$.

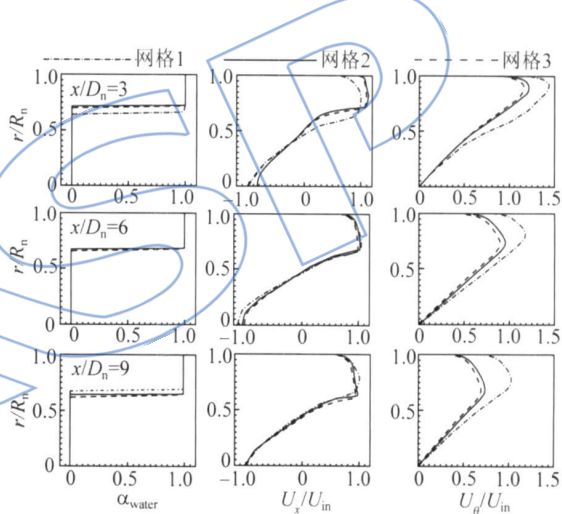


图4 3种网格密度下相同轴向位置上的水相体积分数、平均轴向速度和平均切向速度的曲线

Fig.4 Water volume fractions, mean axial velocities and mean swirl velocities at axial locations of three different grids

3.2 平均速度分布

图5是同一个轴向位置上的切向速度和轴向速度的分布曲线.基于切向速度分布图,将横截面划分成4个区域:壁面区、自由旋涡区、过渡区和强制旋涡区.在壁面附近,切向速度迅速达到零并形成壁面边界层.自由旋涡区域满足角动量守恒,切向速度可以表示为 $U_\theta = \Gamma/2\pi r$ (其中 Γ 表示环流量为定值).在强制旋涡区域内切向速度可以写为 $U_\theta = \omega r$,其中 ω 表示角速度为定值, r 是到旋转中心的径向距离.具有拐点的过渡区和呈现出

直线分布的强制旋涡区域的边界恰好在气液界面处, 可以认为过渡区是气液表面受气体对液体的剪切力影响而形成.

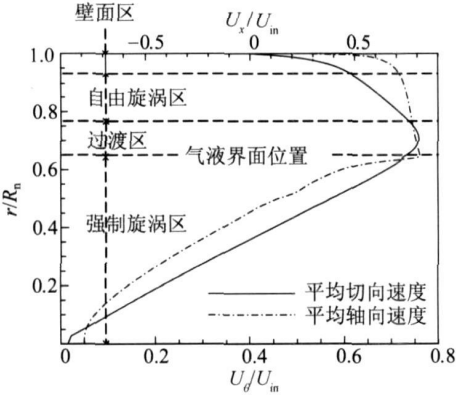


图 5 径向方向上的 4 个区域

Fig. 5 Four regions in radial direction

液膜中的平均轴向速度呈现湍流边界层分布. 轴向速度分布在气液界面处存在明显的拐点. 气核部分的轴向速度呈现出一个很厚的边界层的分布, 并在喷嘴中心线处达到最大值.

3.3 背压的影响

图 6 显示 5 种不同背压工况下喷嘴部分无量纲化的液面位置. 各背压下都得到了静态波的形状, 与试验结果^[3]相似, 对于静态波动的讨论将在后续的工作中进行. 除去表面静态波动, 喷嘴中液面的总体趋势是随着轴向位置下降, 该趋势对应沿着轴向方向减小的轴向速度分布. 随着背压的增加, 液面位置逐渐降低. 各背压下液面位置的差别随轴向位置的增加而增加, 但在接近出口位置上骤然变小.

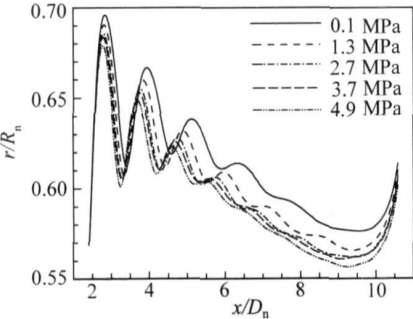


图 6 不同背压下的气液界面位置

Fig. 6 Scaled interface positions of different backpressures

图 7 和图 8 分别为各背压下平均轴向速度和平均径向速度在 $x = 18\text{ mm}$ 截面上的分布. 在过

渡区域内平均轴向速度轮廓随着背压的升高向后移动, 即过渡区内的液膜速度随背压的增加而减小; 而壁面区和自由旋涡区的平均轴向速度分布基本不变; 减小的气液界面上的液体轴向速度也使得气核的速度减小. 平均轴向速度分布的规律可以看出背压主要影响气液界面附近的流动. 与平均轴向速度轮廓所呈现的规律不同的是平均切向速度只在过渡区域里随着背压有很小的变化. 这是由于基于旋转轴对称模型的数值模拟无法体现旋流方向上的梯度变化, 因而削弱了平均切向速度的变化.

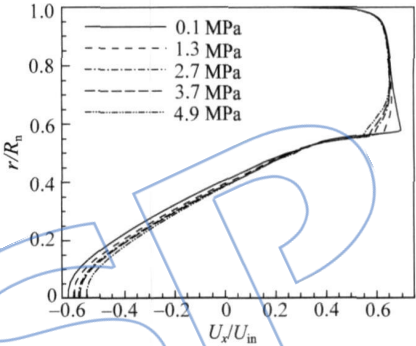


图 7 不同背压下 $x = 18\text{ mm}$ 处的平均轴向速度分布

Fig. 7 Mean axial velocity profiles of different backpressures at $x = 18\text{ mm}$

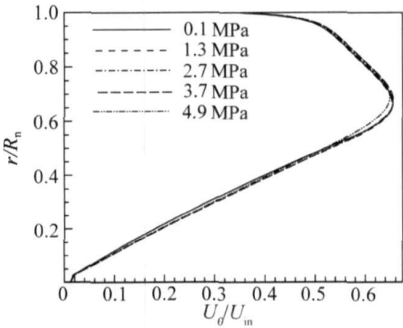


图 8 不同背压下 $x = 18\text{ mm}$ 处的平均切向速度分布

Fig. 8 Mean swirl velocity profiles of different backpressures at $x = 18\text{ mm}$

通过对离心喷嘴内流场速度分量的分析, 可将背压对于液膜厚度影响的机理归纳如下: 气体在旋转液体形成的压力差作用下进入喷嘴形成气核. 压力差一定的情况下, 气体密度增加导致速度减小, 液面附近的液体速度也将随之变小, 以满足速度和剪切应力的连续. 为了保持相同的质量流量, 液膜变得更厚对应气液界面附近减小的平均

轴向速度.

图 9 是数值计算结果与试验^[3]中图像处理得到的喷嘴出口处平均出口液膜厚度的比较. 数值计算与试验结果基本吻合, 差别在 8% 以内, 但是在受背压的影响程度上有一定的差别. 结合图 7 和图 8 可知, 由于忽略切向速度梯度, 旋转轴对称模型无法正确反映不同背压液面附近切向速度分布的变化, 从而削弱了液膜厚度变化. 另外, VOF 模型需要大量网格来模拟雾化区域, 本研究采用较小的喷嘴出口区域以降低计算成本, 而未考虑实际中雾化区域内较细小的二次雾化后的液雾会随回流气体进入喷口的现象. 通过本文得到的背压对液膜厚度影响的机理可知: 液滴回流作用相当于进一步增加气核中流体密度, 减小液面附近速度分布, 从而增大液膜厚度.

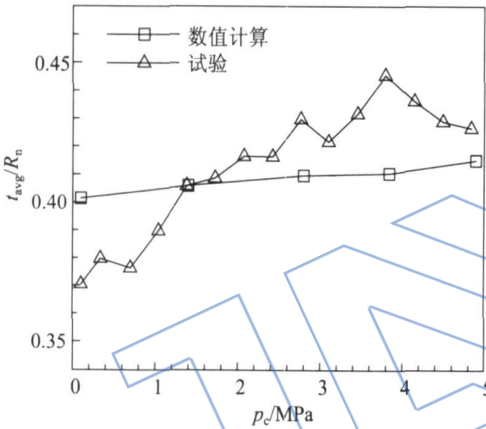


图 9 试验数据与仿真结果的比较

Fig.9 Experiment data vs. simulation results

4 结 论

1) 通过摩擦损失系数建立的理论模型不足以解释随背压对液膜厚度的影响.

2) 对喷嘴内流场的数值模拟表明随背压变化的气体密度改变气液表面附近液膜平均速度分布, 液膜厚度会相应改变以满足质量流量的守恒.

3) 采用较小出口区域的旋转轴对称模型未准确反映背压影响下的喷嘴流场, 需要在本研究的基础上进行扩展, 进而为高燃烧室压力下的离心喷嘴, 尤其是轴向尺寸较大的喷嘴提供设计依据.

致谢:

作者感谢国家建设高水平大学公派留学项目提供的资金支持, 感谢中国科技大学马东军教授提供的数值计算方面的帮助.

参考文献:

[1] Kim S, Kim D, Khil T, et al. Effect of geometry on the liquid film thickness and formation of air core in a swirl injector[R]. AIAA-2007-5460.

[2] DeCorso S M, Kemeny G A. Effect of ambient and fuel pressure on nozzle spray angle[R]. ASME Paper No. 1956-GTP-3, 1956.

[3] Wang X F, Lefebvre A H. Influence of ambient air pressure on pressure swirl atomization[J]. Atomisation and Spray Technology, 1987, 3(3): 209-226.

[4] Kim D, Im J, Koh H, et al. Effects of ambient gas density on spray characteristics of swirling liquid sheets[J]. Journal of Propulsion and Power, 2007, 23(3): 603-611.

[5] Kenny R J, Hulka J R, Moser M D, et al. Effect of chamber backpressure on swirl injector fluid mechanics [R]. AIAA-2008-4846.

[6] Bazarov V G, Yang V, Puneesh P. Design and dynamics of jet and swirl injectors[M]// Yang V, Habiballah M, Hulka J, et al. Liquid rocket thrust chambers: aspect of modeling, analysis, and design. Reston, VA: AIAA, 2004: 9-104.

[7] Fluent Inc. . Fluent 6.3 user's guide[M]. Lebanon, NH: Fluent Inc. , 2006.