

超声速横向气流中喷雾的数值模拟

刘 静, 徐 旭

(北京航空航天大学宇航学院, 北京 100083)

摘 要: 对超声速横向气流中的喷雾过程进行了数值模拟, 采用二维 N-S 方程计算气相, 应用一次雾化模型和二次雾化模型模拟了喷雾雾化过程, 并与实验测量结果进行了对比。研究了湍流度和附面层厚度对液雾穿透深度的影响, 发现湍流度和附面层厚度并不是主要的影响因素, 认为雾化模型是影响液雾穿透深度的关键因素。

关键词: 两相流; 雾化模型; 超声速气流; 数值模拟

中图分类号: V434

文献标识码: A

文章编号: (2006) 05-0032-05

Numerical simulation of liquid jet in supersonic cross flows

Liu Jing, Xu Xu

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Numerical simulation was carried out for atomization in supersonic cross flows. The gas phase was calculated using two-dimensional N-S equations. The first atomization model and the second atomization model were calculated to simulate the liquid jet. The results were compared with experiment results. The influence of the turbulence intensities and the air boundary-layer thickness was studied on liquid jet penetration heights. It was found that the atomization model instead of the turbulence intensities and the air boundary-layer thickness was the controlling parameter for penetration heights in numerical simulation.

Key words: two-phase flow; atomization model; supersonic flow; numerical simulation

1 引言

超燃冲压发动机是高超声速飞行器的动力装

置, 提高超燃冲压发动机的工作性能具有重要意义。由于燃烧过程发生在超声速气流中, 燃料在燃烧室中只有很短的毫秒量级的驻留时间, 因此雾化掺混效率的高低与否对整个发动机的工作性能

是非常重要的。对于液体燃料来说,雾化是完成掺混进行燃烧的第一步。整个雾化过程可划分为液柱首先雾化成液滴(一次雾化)和液滴的进一步破碎(二次雾化)两个过程。近来有不少研究者致力于超声速气流中燃料雾化的实验研究^[1,2]。由于超声速气流中雾化机理仍不明确,专门针对该种雾化的雾化模型很少有人研究。有些研究者在研究超声速流场中的燃料喷射和燃烧时不考虑雾化过程,认为液滴在进入燃烧室时已经雾化完成,这样必然带来计算误差^[3]。本文应用目前较通用的雾化模型对超声速气流中的喷射雾化过程进行了数值模拟,并与实验测量结果进行了对比。

2 物理模型

2.1 气相模型

二维 N-S 方程组为:

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial G}{\partial x} = \frac{\partial F_v}{\partial x} + \frac{\partial G_v}{\partial x} + S \quad (1)$$

其中, S 为气粒作用源项。

$$S_1 = \sum_k \dot{n}_k [(m_d)_{in} - (m_d)_{out}] / \Delta V$$

$$S_2 = \sum_k \dot{n}_k [m_d u_d]_{in} - (m_d u_d)_{out} / \Delta V \quad (2)$$

$$S_3 = \sum_k \dot{n}_k [(m_d u_d)_{in} - (m_d v_d)_{out}] / \Delta V$$

$$S_4 = \sum_k \dot{n}_k [m_d (h_d + \frac{u_d^2 + v_d^2}{2})_{in} - m_d (h_d + \frac{u_d^2 + v_d^2}{2})_{out}] / \Delta V$$

其中, \dot{n}_k 为液滴数通量; k 为液滴分组; d 为液相参数; in 为网格入口; out 为网格出口; m_d 为单组液滴质量; u_d 和 v_d 分别为液滴 x 向和 y 向速度; h_d 为液滴焓值; ΔV 为单元网格体积。

采用的气相湍流模型是双方程 $k-\varepsilon$ 模型。

2.2 液相模型

关于液相的运动,单个液滴所受到的外力考虑了空气阻力和重力:

$$\frac{F}{m_d} = \frac{3}{8} \frac{\rho}{\rho_d} \frac{|u+u'-u_d|}{r_d} (u+u'-u_d) C_D + g \quad (3)$$

阻力系数 C_D 和雷诺数 Re 的定义为:

$$C_D = \begin{cases} \frac{24}{Re} (1 + 1/6 Re^{2/3}) & Re < 1000 \\ 0.424 & Re > 1000 \end{cases} \quad (4)$$

$$Re = \frac{2\rho |u+u'-u_d| r_d}{\mu_{air}(T)} \quad (5)$$

其中参考温度

$$T = \frac{T + 2T_d}{3}$$

所以由

$$m_d \frac{du_d}{dt} = F \quad (6)$$

可解得单个液滴在气相场中的运动速度,由此可以得到液滴的运动轨迹:

$$x_d = \int_0^t u_d dt \quad (7)$$

应用随机轨道模型考虑了气相湍流运动对液滴的影响^[4]。

2.2.1 一次雾化模型

由于一次雾化过程中涉及的影响因素较多,雾化过程很复杂,所以至今一次雾化模型还很不完善。其中最具有影响力的是 Reitz 提出的一种简便易行的思路^[5]:就是在液柱喷出时,把液柱等效为直径等于喷嘴出口直径的一系列液滴,然后进行二次雾化的计算。这样做的好处是不用再象以往那样给出液滴分布。以前研究者计算所用的出口液滴分布,都是在液雾经历了一次和二次雾化以后的下游测量出来的,所以再用它来进行二次雾化计算,这样必然会带来误差。而用 Reitz 的这种等效方法可以避免由于所取液滴分布的不合理性带来的误差,而且从后面的计算验证算例也可以看出这种一次雾化方法的有效性和合理性。

2.2.2 二次雾化模型

液滴的破碎采用 TAB (Tabor Analogy Breakup) 模型,由 Tabor 根据液滴的震荡和变形与弹簧-质量系统之间的相似性提出。表面张力类似于弹簧的恢复力,气动力类似于作用在质量系统上的外力,液体的粘性则相当于阻尼力^[6]。

2.3 两相耦合方法

两相耦合计算采用 PSIC (Particle Source In Cell) 方法。先计算气相初场, 根据气相结果计算气相对液滴的作用力, 积分液滴的运动轨迹, 然后计算液滴对气相的作用源项, 再重新计算液滴作用的气相流场, 积分液滴轨迹, 如此反复, 直到两相流场达到稳定。计算流程如图 1 所示。

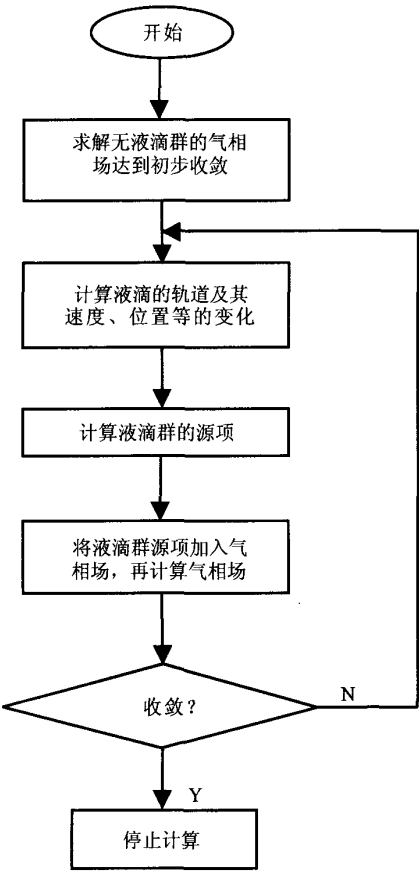


图 1 计算流程图

Fig.1 Flowchart of calculation

3 计算工况

矩形超声速风洞的长、宽、高分别为 762mm、152mm、127mm。直流式喷注器安装在实验件底部, 个数为一个。由于原文中未指出喷注器的具体安装位置, 这里假定喷注器距离前缘

300mm。来流马赫数 Ma 为 1.94, 流场总温 533K, 总压 206kPa, 喷注器出口直径 d 是 0.5mm, 动压比 q 为 10。模拟工质为水^[1]。

4 计算结果与分析

4.1 液相计算结果

在超声速气流中, 由于气流运动速度过快, 所以当动压比为 10 时, 液体刚从喷注器喷出, 就被气流吹折, 然后沿气流方向运动, 有一部分液滴几乎碰到了下壁面上, 如图 2。

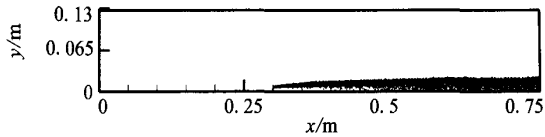


图 2 超声速气流中液雾分布图 (湍流度为 2%)

Fig.2 Spray distribution in supersonic gas flow (turbulence intensity is 2%)

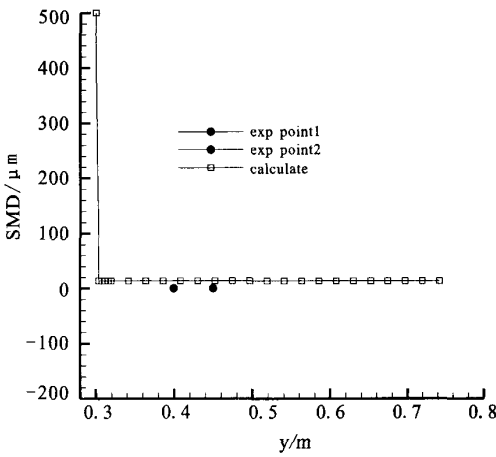


图 3 超声速气流中沿流向 SMD 分布图

Fig.3 SMD distribution along the flow direction in supersonic gas flow

由图 3 可看出, 直径等于喷口大小的液滴在刚喷出不久就进行了破碎, 此后尺寸基本保持不变。TAB 模型预估的液雾平均直径与实验测得的平均直径 15 较接近。由图 4 可以看出, 相对应于两种不同的测量手段, 用阴影法和 PDPA 对同

一实验现象经测量拟合得到的经验公式差异也很大,超声速气流中用阴影法和 PDPA 得到的液雾穿透深度的经验公式分别为 $h/d=3.94q^{0.47} (x/d)^{0.21}$ 和 $h/d=4.73q^{0.30} (x/d)^{0.30}$ 。而本文的计算结果与阴影法得到的拟合结果基本吻合。

这里需要指出的是,用 PDPA 测量得到的穿透深度的经验公式要远高于阴影法测量得到的结果。原因是 PDPA 测量发现在主液雾流的外围还有一些大的液滴,这些液滴虽然个数较少不易观察,但其总质量占总液体流量的比例为 20% 左右,所以由 PDPA 测量值得到的液雾穿透深度公式比阴影得到的结果偏高^[7]。在本计算中,对液雾流中大部分液滴的模拟较符合实验现象,但由于雾化模型的局限性,对于 PDPA 所捕捉到的外围的少数大液滴的模拟还很有限,这需要在模型方面继续改进。

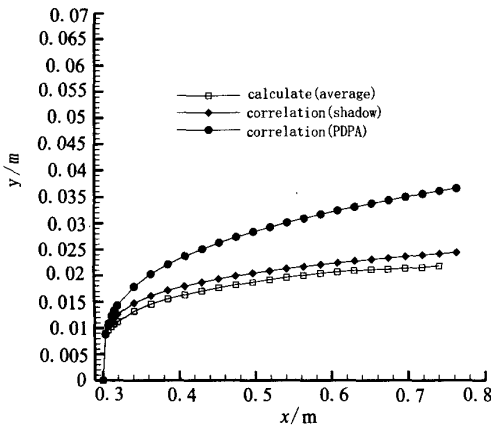


图 4 超声速气流中液雾穿透深度图
Fig.4 Penetration of the spray in supersonic gas flow

对影响液雾穿透深度的其他因素也进行了分析。如湍流强度从 2%、5%一直到 8%,液雾中的一少部分液滴由于气相湍流的作用向外围移动,但从图 5 上可以看出,液滴是从喷口喷出一段时间后才会向外偏移的,与 PDPA 测到的液滴穿透深度不吻合。而且曲线弯曲的趋势也不一样,PDPA 和阴影法得到的测量结果与湍流度为 2% 的曲线都向外凸,但当湍流度增大后的曲线在中后部类似一条直线向外偏折。虽然这里的湍流度取 5% 和 8% 对于内流来说偏大,但目的是为了做趋

势比较。从曲线趋势走向上说明,对于目前的计算模型的结果与 PDPA 测量得到的不同,湍流度的影响不是主要原因。

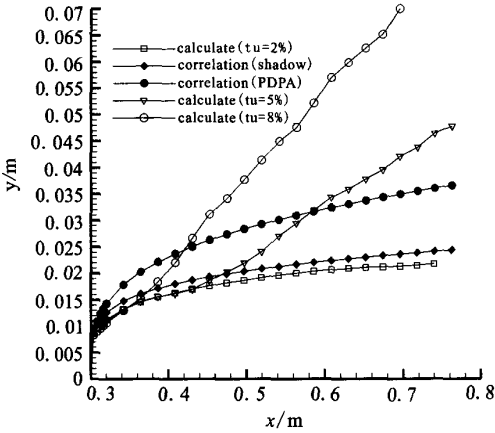


图 5 不同湍流强度液雾穿透深度对比图
Fig.5 Comparison of spray penetration with different turbulence intensities

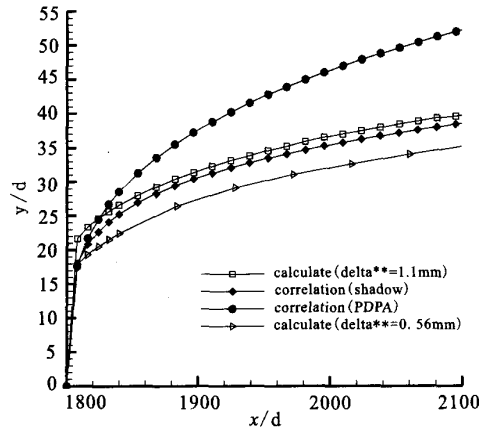


图 6 不同附面层液雾穿透深度对比图
Fig.6 Comparison of spray penetration with different thickness of boundary layer

本文还研究了不同附面层厚度对穿透深度的影响。曾经有文献指出^[7],穿透深度与实验工况中壁面附面层的厚度也有关系。本文选择了喷口处附面层动量损失厚度分别是 0.56mm 和 1.1mm 进行了计算,图 6 中的横纵坐标都用喷口直径进行了无量纲化。发现当附面层动量损失厚度是 1.1mm 时,穿透深度整体上要高于附面层动量损

失厚度是 0.56mm 的穿透深度。在接近喷口出口处, 附面层动量损失厚度是 1.1mm 的穿透深度甚至高于 PDPA 的测量结果。但在中后部, 又与阴影的计算结果相近。由此看出, 附面层对穿透深度有影响, 但也不是关键影响因素。本文认为影响穿透深度最主要的原因还是雾化模型。在超声速气流中, 液体喷出后的破碎时间以及液柱如何受力破碎, 破碎后液滴的大小都将直接影响液雾的穿透深度。专门针对超声速气流中的雾化模型还很有限, 需要进一步深入研究。

4.2 气相计算结果

从轴向速度云图(图 7)可以看出, 液雾和气相之间由于动量交换, 液滴被气流加速, 相应的在液雾运动的流场范围内, 气相由于动量损失, 速度下降。因为是超声速流动环境, 导致气流在喷注器附近产生一道激波, 激波遇到上壁面反射下来, 然后再次反射, 如图 8。这种在超声速气流中喷注器出口前由于液相喷射产生激波的现象也多次被研究者在实验中观察到^[8]。

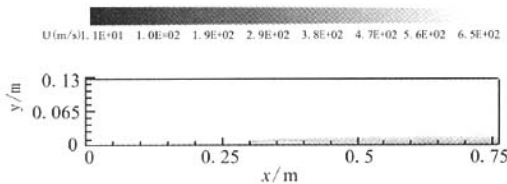


图 7 超声速气相流场轴向速度云图

Fig.7 Axis velocity distribution of supersonic gas flow field

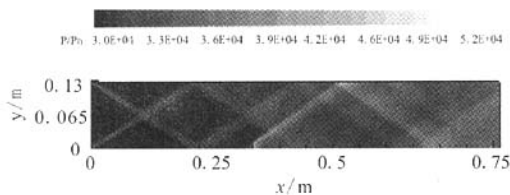


图 8 超声速气相流场压力云图

Fig.8 Pressure distribution of supersonic gas flow field

通道中反射的一系列激波与雾化液滴相互作用必将影响雾化程度, 这一点在计算中还未考虑, 值得以后加以研究。

5 结论

本文应用一次雾化模型和二次雾化模型对超声速横向气流中的液体喷射进行了数值模拟。液滴尺寸与实验测量吻合, 穿透深度计算结果与阴影法得到的实验结果吻合, 但与 PDPA 的结果有一定的差距。分析原因发现, 湍流度和附面层厚度对穿透深度有影响, 但并不是主要的影响因素, 最主要的影响因素可能是雾化模型。今后的工作需要进一步研究超声速气流中的雾化机理, 对雾化模型进行改进, 提高数值模拟准确性。

参考文献:

- [1] Lin K C, Kennedy P J, Jackson T A. Structures of water jets in a mach 1.94 supersonic crossflow [R]. AIAA2004-971.
- [2] Schetz J A, Kush Jr E A, Joshi P B. Wave phenomenon in liquid jet breakup in a supersonic crossflow [J]. AIAA Journal, 1980, 18(7): 774-778.
- [3] 徐胜利, 岳朋涛, 韩肇元, 孙英英. 雾化燃料在超声速气流中横向喷射混合的数值模拟[J]. 空气动力学报, 2000, 18(1).
- [4] Amsden A A, O'Rourke P J, Butler T D, KIVA- II A computer program for chemically reactive flows with sprays[M]. Los Alamos, New Mexico, 1989.
- [5] Reitz R D, R Diwakar. Structure of high-pressure fuel sprays[R]. SAE870598.
- [6] 庄逢辰. 液体火箭发动机喷雾燃烧的理论、模型及应用[M]. 北京: 国防科技大学出版社, 1995.
- [7] Lin K C, Kennedy P J. Penetration heights of liquid jets in high-speed crossflows [R]. AIAA2002-0873.
- [8] Yu G, Li J G, Yang S R, Yue L J, Zhang X Y, Investigation of liquid hydrocarbon combustion in supersonic flow using effervescent atomization [R]. AIAA 2002 - 4279.

(编辑: 陈红霞)