

低 Weber 数射流撞击雾化的数学模型*

国防科技大学 石少平** 庄逢辰

【摘要】 通过分析低 Weber 数无粘射流撞击形成液膜雾化的特征,由质量守恒和动量守恒,并借鉴前人的理论和实验结果,推导出 Taylor 心形波作用下计算液膜厚度和形状的近似解析式,数值计算结果与文献所给实验数据基本吻合一致。结合矩形喷孔形成的扇形液膜的破碎理论,进一步计算了不同撞击角下雾化形成液滴尺寸的大小及分布。

主题词: 液滴 射流撞击雾化 数学模型

分类号: V434.1

1 引言

射流撞击雾化是液体火箭发动机喷注雾化的主要方式之一。形成液膜是撞击雾化的第一步。液膜的厚度和形状对雾化产生液滴的尺寸大小和分布起决定性的作用,进而直接影响燃烧过程。

文献[1~4]研究了图1所示夹角为 2θ 的两股等速、等直径自击射流的雾化,得出了液膜厚度和形状是撞击角、射流直径、射流速度及物性的函数,相应建立了计算撞击后任一位置 (r, φ) 液膜厚度 $2h$ 与半径 r 乘积的模型。而对射流撞击雾化形成液滴尺寸的理论计算,只有 Couto^[5]最近做了一些工作。Couto 模拟液膜厚度引用的是 Hasson 模型^[1],该模型应用了以下假设:平行于两股射流对称平面的任一射流或液膜的断面形状为椭圆。该假设对射流

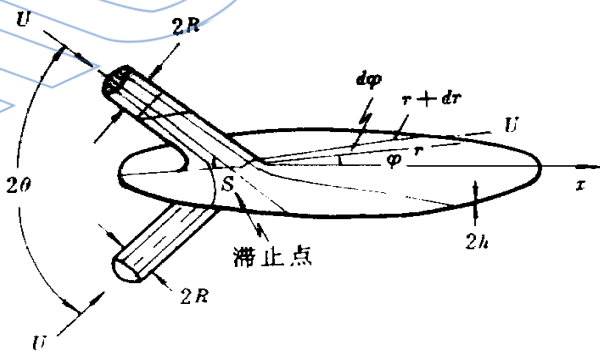


图1 两股射流自击形成的液膜示意图

断面是正确的,对液膜断面不适。根据 Taylor^[2]应用波动理论分析及试验的结果,液膜形状为心形线(Cardioid)。Huang^[3]指出,低 Weber 数时,导致撞击形成液膜破碎是由于 Taylor 心形波的作用,而高 Weber 数时是由于 Kelvin-Helmholtz 不稳定波增长的作用,转变临界 Weber 数介于 500~2000。这里 $We = \rho u^2 R / \sigma$ 。

过去针对液体火箭发动机喷注器射流撞击雾化的试验研究,产生射流的喷孔直径一般在 1mm。70 年代以来,随光刻技术和层板扩散焊连接技术在小推力液体火箭发动机中的应用,

层板式喷注器^[6]应运而生。这种喷注器射流撞击雾化发生在最底层流道出口处,其喷孔及流道的水力学当量直径一般在 0.05~0.2mm 范围,且喷注压降较小,相应的 Weber 数较低。

2 理论分析

考虑一股射流以 θ 角撞击光滑壁面,即壁面相当两股射流自击对称平面的状况。假设壁面无摩擦,射流为理想流体,则流体撞击通过滞止点后很快获得原射流速度沿径向运动,且液膜厚度等于两股射流自击形成液膜厚度的一半^[4]。

由射流、液膜间的质量和动量守恒:

$$\rho_1 u \pi R^2 = \int_0^{\pi} \rho_1 u h(\varphi R / \sin \theta) d\varphi \quad (1)$$

$$\rho_1 u^2 \pi R^2 \cos \theta = \int_0^{\pi} \rho_1 u^2 \cos \varphi h(\varphi R / \sin \theta) d\varphi \quad (2)$$

其中, ρ_1 为液体密度, R 为射流半径, u 为射流速度, $h(\varphi)$ 是以滞止点为圆心, 半径 $R / \sin \theta$ 处的液膜厚度。

Naber 和 Reitz^[7] 在研究直喷式柴油机燃油射流撞击活塞中, 给出了一与试验相一致的液膜厚度表达式:

$$h(\varphi) = h(\pi) e^{\beta(1 - \varphi/\pi)} \quad (3)$$

式中, β 为待定常数。

由液膜径向流动的质量守恒:

$$h r d\varphi = h(\varphi) (R / \sin \theta) d\varphi \quad (4)$$

联立解方程(1)~(4)

$$1 + (\pi/\beta)^2 - [1 + 2/(e^\beta - 1)] \cos \theta = 0 \quad (5)$$

$$h r / R^2 = (\beta e^{\beta(1 - \varphi/\pi)}) / [2(e^\beta - 1)] \quad (6)$$

方程(6)只给出半径 r 与液膜厚度 h 的乘积。若知道液膜边缘厚度 h_e , 则可由边缘半径

$$r_e = r h / h_e \quad (7)$$

确定液膜的形状。Taylor^[12] 指出, 射流撞击形成的波形传至边缘处的方程为

$$\sin^2 \psi = \sigma / (\rho_1 u^2 h_e) \quad (8)$$

式中, ψ 为波形波前与半径矢量的夹角, 且

$$\varphi = \pi \text{ 时: } \psi = \pi/2 \quad (9)$$

由 ψ 的定义可得几何关系:

$$\cot \psi = dr_e / r_e d\varphi \quad (10)$$

由方程(6)~(8):

$$r_e \sigma / R^2 u^2 \rho_1 = \{(\beta e^{\beta(1 - \varphi/\pi)}) / [2(e^\beta - 1)]\} \sin^2 \psi \quad (11)$$

方程(11)用于计算液膜的形状。液膜在粘性力、惯性力、表面张力及压力的综合作用下, 达到一定临界状态时, 分裂成断块; 断块在表面张力的作用下收缩成不稳定液丝, 进而破裂、收缩为液滴。Dombrowski 和 John^[8] 对矩形喷孔产生的扇形喷雾的这一过程从理论上进行了深入的分析, 得出液丝的直径和液滴的直径分别为

$$d_L = 0.9614 (k^2 \sigma^2 / \rho \rho_1 u^4)^{1/6} [1 + 2.60 \mu (k \rho^4 u^7 / 72 \rho_1 \sigma^5)^{1/3}]^{0.2} \quad (12)$$

$$d_d = [3 \pi (2)^{1/2}]^{1/3} d_L [1 + 3 \mu / (\rho_1 \sigma d_L)^{1/2}]^{1/6} \quad (13)$$

式中, 所有参量采用 cm、g、s 制单位, ρ 为边界气体密度, μ 为动力学粘度, k 的值由

$$k = hr \quad (14)$$

给出^[5,8]。

3 计算结果及讨论

图 2 的曲线分别是 $\theta = 30^\circ, 45^\circ, 60^\circ$ 时应用方程(6)计算的结果, β 的值由牛顿迭代法解方程(5)而得。计算结果与 Taylor^[4] 的试验数据进行了对比, 两者很接近。

图 3 给出了 $\theta = 30^\circ, 45^\circ, 60^\circ$ 时边缘厚度无量纲参数 he/He 随 φ 的变化, 这里 $He = \sigma / (2\rho u^2)$ 。 φ 较小时, 随着撞击角增加, 液膜边缘厚度明显减小。液膜边缘厚度直接决定形成液滴的大小, 液滴尺寸是研究发动机燃烧过程不稳定性和燃烧效率等的重要参数。

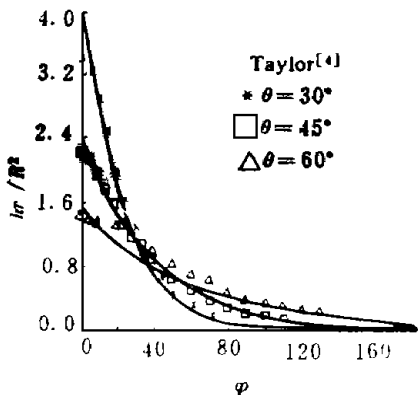


图 2 方程(6)的解及试验比较

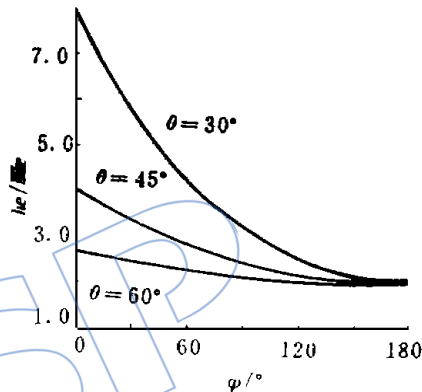


图 3 液膜边缘厚度的变化

图 4a、b、c 分别是 $\theta = 30^\circ, 45^\circ, 60^\circ$ 时液膜的相对形状, 其中 $Re = R^2 u^2 \rho / \sigma$, $x = r \cos \varphi$, $y = r \sin \varphi$ 。参照 Taylor 的试验条件^[4] 取一定的值计算 $Re = R^2 u^2 \rho / \sigma$, 易验证图 4 的液膜形状及尺寸与 Taylor 的摄影照片所给出的是吻合一致的。由图 4 可见, 撞击角较大时液膜分布面积增大, 相应地成为液滴的空间分布区域较大; 同时, 较大的撞击角产生向后运动的液滴质量分数(相应 $\varphi = 90^\circ \sim 270^\circ$ 部分的液膜)增加。对于液体火箭发动机, 总是希望减小向后对着喷注器运动的液滴质量分数而又使液滴在燃烧室空间尽可能分布均匀。

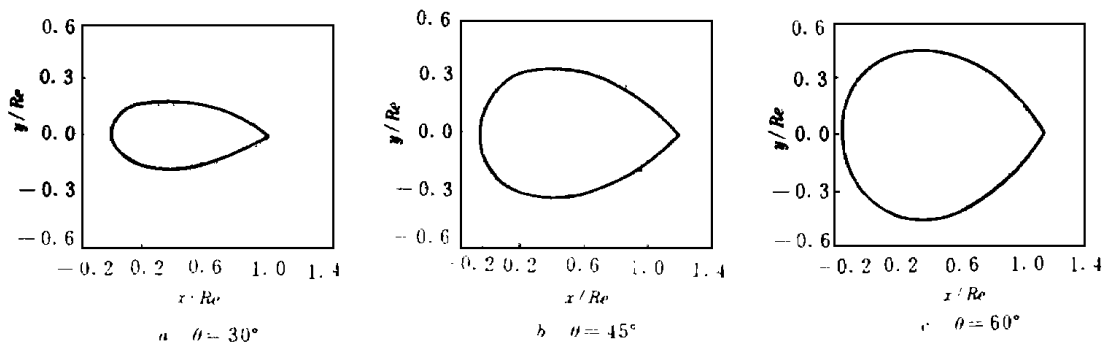


图 4 液膜形状

由方程(6)、(12)~(14)可计算雾化形成的液滴直径。算例选择的参数: $u = 30 \text{ m/s}$, $R = 0.1 \text{ mm}$, $t = 20^\circ \text{C}$, 工质为水, 相应的射流 Weber 数 $We = 1236$ 。图 5 给出了不同的撞击角下生

成液滴的极大($\varphi=0$)和极小($\varphi=\pi$)直径。图 6 给出了上述 3 种撞击角下对应的液滴直径分布曲线。随着 θ 的增加, 液滴尺寸分布范围变小, $\theta=\pi/2$ 对应一股射流垂直撞击壁面, 这时的液膜形状为圆, 液膜边缘厚度相等, 液滴尺寸均一。本文计算所得的液滴直径尚需试验数据验证, 该工作正在进行之中。

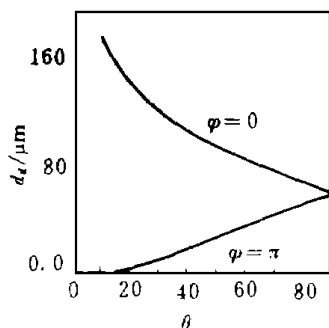


图 5 液滴直径的分布范围

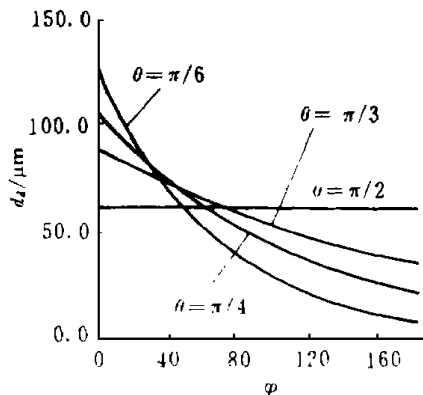


图 6 液滴直径的变化曲线

结论 本文的分析方法可以比较精确地用于计算 Weber 数小于 2000 的两股等速、等直径自击射流或一股射流撞击光滑壁面形成液膜的厚度和形状, 也可用于估算雾化形成液滴尺寸的大小及分布。

参 考 文 献

- 1 Hasson D & Peck R E. Thickness Distribution in a Sheet Formed by Impinging Jets. A. I. Ch. E. Journal, 1964, 10: 752
- 2 Taylor G. Formation of Thin Flat Sheets of Water. Proc. Royal Soc. 1960, 1: A259
- 3 Huang J C P. The Break-up Axisymmetric Liquid Sheets. J. of Fluid Mech., 1970, 43: 305
- 4 Taylor G. Oblique Impact of a Jet on a Plane Surface. Philos. Trans. Royal Soc., 1966, A260: 96
- 5 Couto H S & Netto D B. Modeling Droplet Size Distribution from Impinging Jets. J. of Propulsion & Power, 1991, 7: 654
- 6 石少平, 陆政林, 庄逢辰. 层板式喷注器在液体火箭发动机中的应用分析. 中国航空学会第三届动力年会, 重庆, 1993
- 7 Naber J D & Reitz R D. Modelling Engine Spray/Wall Impingement. SAE Paper, 1988, 880170
- 8 Dombrowski N & John W R. The Aerodynamic Instability and Disintegration of Viscous Liquid Sheets. Chemical Engineering Science, 1963, 18: 203

(责任编辑 杨再荣)

condition.

Key words Interblade phase angle Blade vibration Aeroelasticity Steam turbines

WALL TEMPERATURE CALCULATION OF A NEW MAT-WALL COMBUSTOR STRUCTURE

Hei Liming

(*Air Force Engineering College, Xi'an 710089*)

Li Zhanglin

(*7th Dept., Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072*)

ABSTRACT

A seven-heat-flow model for calculating of the wall temperature of mat-wall has been established, in which internal axial heat conduction of flame tube wall is considered. A numerical method for solving the model is provided, which takes into account the effect of temperature on physical parameters. Therefore, the accuracy of the wall temperature calculation is enhanced. In order to provide required parameters for calculating the wall temperature, the calculation of axial distribution of mass flow and other flow parameters in the mat-wall structure have also been done. After that, the axial temperature distributions on the mat-wall of a single flame tube have been calculated at design and experimental conditions, and are compared with those of the prototype with air film cooling and its experimental data. It is demonstrated that the calculated results are principally consistent with experimental data and the mat-wall structure is possessed of excellent cooling performance. In comparison with the prototype, the cooling air mass is decreased by 20%, the wall temperature is obviously lowered. Furthermore, the axial wall temperature distribution is more uniform. Therefore, this structure will prolong the life of the flame tube or raise the gas temperature before the turbine.

Key words Flame tube Wall temperature Models Calculation

A MATHEMATICAL MODEL OF IMPINGING JETS ATOMIZATION AT LOW WEBER NUMBER

Shi Shaoping and Zhuang Fengchen

(*1st Dept., National University of Defense Technology, Changsha 410078*)

ABSTRACT

The characteristics of the spray produced by impinging jets atomization is theoretically analyzed. Depending on Weber number, two breakup regimes of sheet are considered with transition occurring at Weber numbers between 500 and 2000. In the low Weber number regime ($We \leq 2000$), the sheet breakup is due to Taylor cardioid waves. While in the high Weber number regimes, the sheet disintegration is caused by growth of Kelvin-Helmholtz instability waves. The model uses an analogy with the oblique impact of a liquid jet on a wall. At Weber number less than 2000, mathematical expressions to predict the sheet thickness and shape during formation of nonviscous liquid sheet are derived from mass conservation and momentum conservation equations by reference to theoretical results and empirical correlations reported in the literature. The numerical results are in good agreement with experimental data available in the literature. Predictions of the spray droplet size and distribution formed by the disintegration of the viscous liquid sheets are also obtained by use of the mathematical formulation developed for fan-spray injectors. This model can be used to estimate the size range and distribution of droplets formed by impinging jets atomization in quasi-static surroundings.

Key words Liquid drop Impinging jets atomization Mathematical models