

雾化槽液膜厚度试验研究

南京航空学院 刘志刚 王家骅

雾化槽所特有的液膜翻越现象,使液膜在运动中其面积不断扩大,厚度不断减小,在失稳雾化时,产生良好的雾化效果(工作过程见图1)。因此,了解液膜的分布,测量液膜的厚度和波动,对掌握雾化槽的雾化机理,确定液膜变化与雾化质量的关系,具有重要的意义。但由于液膜翻越造成测试上的困难,以往的研究工作均未对雾化槽的液膜厚度进行测量^[1-3]。本文利用电阻导纳法,测量了雾化槽的液膜厚度和波动频率。

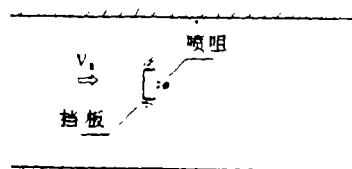


图1 雾化槽工作示意图

雾化槽安装在二维试验风洞里。气流速度变化范围50—100m/s。挡板的宽度 W 分别为15mm, 11mm, 挡板边长 L 分别为5、7.5mm。

一、测试方法

1. 测试原理 在雾化槽的外表面壁上,垂直嵌装电阻式液膜厚度测量传感器。并使电极与壁面绝缘并平齐,以致不干扰液膜的流场(见图2)。传感器的另一极与金属壁面相通。当没有液膜时,电路处于开路状态。当液膜覆盖传感器后,电路导通,液膜形成电阻 R_s 。液膜的厚度引起电阻 R_s 的变化,从而测出液膜的厚度。

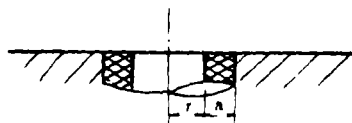


图2 电阻式液膜传感器放大图

令 r 为电极半径, a 为绝缘层壁厚。液膜传感器所测试的范围为

$$r_{\max} = r + a \quad (1)$$

把液膜形成的电阻 R_s 并联在等臂电桥上,当壁面无液膜时,电桥处于平衡状态,输出为零。一旦有液膜流动,电桥平衡被破坏,电桥检流计输出的电流 I_0 为

$$I_0 = E/(R + R_0) = (ER/R_s)/[2R^2 + (R/R_s + 2)(R + 2R_0)] \quad (2)$$

其中 E 为电源电压, R_0 为检流计电阻, R 为电桥的标准电阻。

由于液膜的电阻 $R_s > 10^6 \Omega \gg R$,因此 $R/R_s \approx 0$, (2)式可简化为

$$I_0 = (ER/R_s)/2(R^2 + R + 2R_0) \quad (3)$$

文献[4]的理论分析表明,当绝缘层壁厚大于6倍液膜厚度 h , R_s 与 h 以及液膜电导率 ρ 为成正比关系。由(3)式可得 I_0 与 h 成线性关系,令 k 为仪器和线路确定的比例常数,则

由于雾化槽的液膜在高速气流作用下,厚度不断波动,可利用电桥输出端所产生的变化电压信号 v ,来反映液膜波动频率和幅值的变化。与以上类似推导, v 也与 h 成线性关系。

2. 测试设备及标定 在雾化槽外壁面的迎风前缘上,即液膜的主要雾化区域上,对称布置三个测点,在液膜翻越的外壁面后缘嵌装一个测点。测点的安排既可反映液膜横向厚度变化,又可反映液膜沿程变化。但航空煤油不导电,本试验采用水为导电液体。

电桥的电流变化直接由Y6D-2型动态应变仪反映。液膜波动的频率和幅值由DSS6521型记忆示波器直接读出。利用标准塞尺和玻璃平板形成标准的标定间隙。在与实测相同的液体性质和仪器工作状态下,对液膜的厚度进行标定。

二、试验结果与讨论

图3是气流速度对液膜厚度的影响。气流速度大,液膜在横向分布均匀,厚度薄。当气流速度下降,液膜变厚,液体比较集中在喷嘴附近的区域。

图4表明雾化槽窄,液膜堆积在雾化槽的中段,膜厚较大。增加雾化槽宽度,液膜的分布面积增大,在横向的分布趋于均匀,膜厚也相应下降。

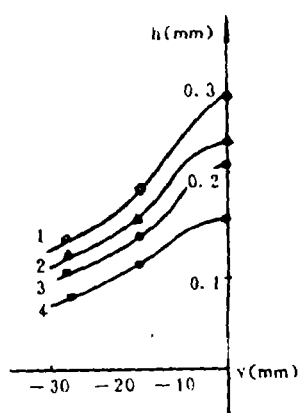


图3 气流速度与液膜分布
(1- $V_g=50\text{m/s}$, 2- $V_g=65\text{m/s}$,
3- $V_g=80\text{m/s}$, 4- $V_g=95\text{m/s}$)

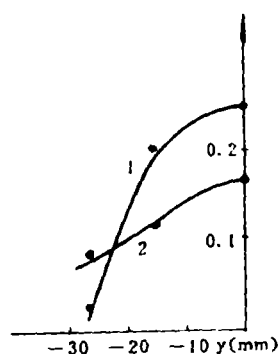


图4 槽宽与液膜分布
($V_g=95\text{m/s}$, $P_f=100\text{Pa}$, $d=0.6\text{mm}$,
1- $W=11\text{mm}$, 2- $W=15\text{mm}$)

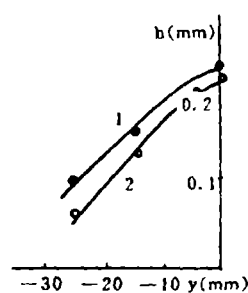


图5 喷嘴孔径与液膜分布
($L=5\text{mm}$, $W=15\text{mm}$, $V_g=80\text{m/s}$,
 $P_f=100\text{Pa}$, 1- $d=0.6\text{mm}$, 2- $d=0.4\text{mm}$)

图5是在相同工况下,不同喷嘴对液膜厚度的影响。可见液膜的分布趋势不受喷嘴大小的影响。但增大喷嘴孔径,膜厚增加。

图6表明增加液体的出口压力,液膜厚度增加。而增大喷嘴与挡板间距离,膜厚下降,但下降幅值较小。(图7)。在雾化槽的外壁面的液膜沿程变化是逐步减薄(图8)。

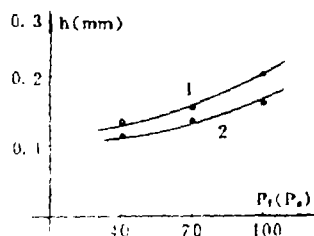
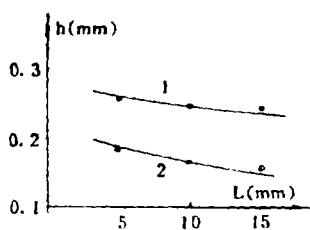


图6 液体出口压力与液膜分布

($W=15\text{mm}$, $d=0.6\text{mm}$, $x=1.5\text{mm}$, $w=15\text{mm}$, $d=0.6\text{mm}$, $P_f=100P_a$, $1-V_f=50\text{m/s}$, $2-V_f=95\text{m/s}$)

图7 喷嘴距离与液膜分布 ($x=0$,

$1-V_f=80\text{m/s}$, $2-V_f=65\text{m/s}$)

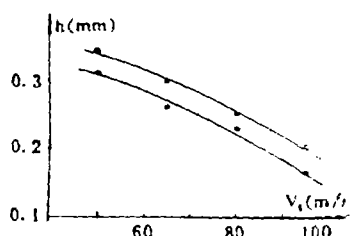


图8 液膜沿程变化

($w=15\text{mm}$, $P_f=100P_a$, $d=0.6\text{mm}$, $y=0$, $1-x=6\text{mm}$, $2-x=1.5\text{mm}$)

由于电阻式液膜传感器的结构特点,它所感受到的液膜波动频率和幅值是传感器测试范围的平均值。但仍能反映液膜波动频率和幅值的规律。试验表明在液膜雾化边缘,液膜完全暴露在主气流中,在气流速度 95m/s 下,波动频率为 $30-40$ 次/秒,且波动幅值下。在液膜流动的非雾化区,脉动频率低,仅有 10 次/秒,脉动的幅值大。减小气流速度,液膜脉动频率明显下降,幅值增加。

液膜的厚度测量,也反映了液膜的展宽(面积)的变化。即提高气流速度,加大喷嘴与挡板间距离,减小喷嘴出口速度,减小雾化槽宽度将使液膜展宽变窄。这与文献 [5] 一致。

由试验可整理液膜厚度在雾化槽前边缘处,沿横向变化与各影响因素的经验公式

$$\frac{h}{x_0} = \frac{1}{28.1} \left[\left(\frac{u_f}{u_0} \right)^{0.75} \left(\frac{L}{d} \right)^{-0.06} \left(\frac{w}{y} \right)^{-1.05} \right] \quad (5)$$

其中 x_0 是距雾化槽前边缘的坐标, $x_0=1.5\text{mm}$, $0 < y \leq 50\text{mm}$ 。

由于液膜从槽的内壁面翻越至外壁面前边缘,液膜完全暴露在主气流中,因此气流速度加大。液膜脉动的频率大,幅值小,表明液膜失稳产生更多的细丝带,雾化质量相应提高。而在非雾化区,液膜失稳雾化量少,多产生较大的失稳丝带。液膜脉动频率便低,幅值大。

由此可见,电阻式液膜传感器可测量液膜厚度和脉动频率、幅值。液膜在雾化槽表面对称分布,液膜中间厚,两边薄。增大气流速度、雾化槽宽度,液膜分布趋于均匀,膜厚下降。

参 考 文 献

- [1] 刘兵等,“雾化槽雾化机理探讨与双平行线源喷雾模型”,中国第四届航空燃烧学术会议,8412-43,1984,5。
- [2] 夏允庆等,“直流式喷嘴-雾化槽下游燃油浓度场的试验研究”,中国第四届航空燃烧学术会议,1984。
- [3] 夏允庆等,“雾化槽式喷嘴的试验研究”,航空学报,Vol. 6, No. 5, 1985。
- [4] 胡国栋等“燃油在柴油机燃烧室壁面分布的研究”,大连工学院学报,Vol. 22, No. 2, 1983。
- [5] 刘志刚、王家骅,“雾化槽燃油雾化机理研究”,航空动力学报,Vol. 4, No. 1, 1989年。

(责任编辑 王华芳)

AN ENERGY METHOD FOR CALCULATING THE LOCAL STRESS AT AN ECCENTRIC HOLE IN A TURBINE DISK

Lu Wenlin and Wei Bangxu

(Northwestern Polytechnical University)

ABSTRACT

A new method based on energy principle is derived to calculate local stress at an eccentric hole in a turbine disk under the elasto-plastic conditions. This method is not only simple and practical, but also able to obtain more accurate results than those calculated by the modified Neuber method. A numerical example is also presented in this paper.

CALCULATION OF UNSTEADY TRANSONIC FLOW FIELD IN A NOZZLELESS ROCKET MOTOR

Pei Ming, Li Yiming, Xia Xiangxing

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics)

ABSTRACT

After some treatment of the ignition process, the MacCormack explicit prediction-correction schemes can be adapted to predicting the one-dimensional unsteady flow field and interior ballistics in a nozzleless rocket motor from ignition to the end. The interior ballistics of cylindrical perforated and slab charges in the nozzleless rocket motor are calculated and compared with each other. The predicted results are in agreement with the experimental data. Moreover, the computations reveal that the choking position appears somewhat downstream to the geometric throat position and the thrust increases as the angle of divergence decreases and vice versa.

TECHNICAL NOTES

EXPERIMENTAL INVESTIGATION ON LIQUID FILM THICKNESS OF ATOMIZING CHANNEL

Liu Zhigang and Wang Jiahua

(Nanjing Aeronautical Institute)

ABSTRACT

In order to find out the fuel distribution on the surface of the atomizing channel, the resistance sensor are used for measurement of the liquid film thickness. The principle of the measurement is described. The thickness and the wave frequency of the liquid film on the surface of the atomizing channel have been measured in the conditions of different air velocities, widths of the channel, injection pressure and diameters of nozzles. A experimental expression for the thickness of film is formulated as

$$h/x_0 = [(u_f/u_p)^{0.75} (L/d)^{-0.96} (W/y)^{-1.05}] / 28.1$$