

加热气流中燃油液雾特性

南京航空学院 杨桂祥 北京航空学院 金如山

近期液雾火焰结构的研究表明,在很多情况下在液雾火焰中燃油液滴并不是以单滴形式烧掉,蒸发液雾形成蒸汽空气雾在稠液雾边界上以扩散火焰方式燃烧掉。这个结果强调了在热环境中液雾蒸发的重要性。基于对单滴蒸发的研究^[1]金与Lefebvre导出液雾蒸发模型^[2],在跨流喷射的液雾问题中^[3],已经成功地运用了这个液雾分析模型。这个模型得出有关液雾蒸发的一个重要结论(表面上看来似乎不好理解的)是:当液雾尺寸分布不均匀时(以Rosin Rammler分布表示时、大体上 $N < 4$),随着蒸发历程的进展(不包括蒸发将要结束阶段),液雾平均尺寸以及尺寸分布指数是增大的。本文的目的是将试验得出的液雾特性随蒸发历程的变化和计算值结果加以对比,从而验证上述蒸发模型。

要进行上述验证,其关键技术是测量加热气流中蒸发着的液雾的特性。一般激光散射测雾技术运用到蒸发液雾时遇到光束转向问题。这个困难在一定范围内(温度低于 350°C)可以用截断法来克服^[4]。

一、试验装置

试验装置如图1所示。其喷嘴雾化段和蒸气试验段示于图2,喷嘴直径为 0.6mm ,位于蒸发试验段的直径比喷嘴雾化段的直径大,使得在较短的蒸发试验段中有较长的停留时间、以得高些的蒸发百分数,而同时在喷嘴雾化段保持高的空气速度,以得到良好的雾化。采用Malvern2200激光散射测雾仪测量液雾尺寸。

蒸发试验段上开有五个测雾窗口,可以测量在不同空气温度,不同空气速度下液雾特性随蒸发历史的变化。本文研究中采用航空煤油为试验液体,因此无论从测雾技术及安全上都限制空气温度不高于 300°C (573K)。

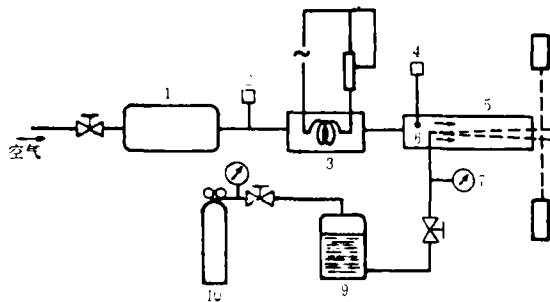


图1 试验装置 (1.稳压箱, 2.流量计, 3.电空气加热器, 4.热电偶, 5.蒸发试验段, 6.直射式喷嘴, 7.喷嘴压强压力表, 8.马尔文粒度仪, 9.液体贮箱, 10.高压空气瓶)

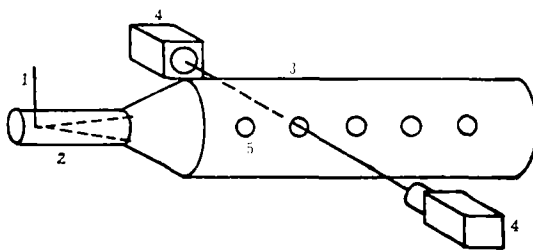


图2 喷嘴雾化段和蒸发试验段 (1.直射式喷嘴, 2.喷嘴雾化段 $\phi 26\text{mm}$, 3.蒸发试验段 $\phi 60\text{mm}$, 4.马尔文粒度仪, 5.窗口五个)

为了能计算蒸发试验段的液雾特性的变化, 必须试验测出喷嘴雾化段出口处的液雾特性以作为计算的初始参数。

二、计算模型

单滴蒸发模型 在加热空气流中由热空气向运动着单个液滴的传热量为

$$Q_s = 4\pi r_s^2 \cdot h \cdot (T_\infty - T_s) \quad (1)$$

式中: r_s 液滴半径; h 换热系数; 算法参看文献^[1], T_∞ 热空气温度; T_s 液滴温度。

用于液滴蒸发的潜热 Q_e 和燃油蒸发速率 $\dot{M}_F$ 的方程(1)列如(2)(3)式,

$$Q_e = \dot{M}_F \cdot L \quad (2)$$

$$\dot{M}_F = 4\pi r_s (K_g/C_{pg})(1 + 0.3Re^{1/2}Pr^{1/3}) \ln(1 + By) \quad (3)$$

式中 K_g 、 C_{pg} 为燃油蒸汽与空气的某个比例混气的导热系数及比热, By 为传质数

液滴蒸发能量方程可表达为(1)

$$dT_s/dt = (3/4\pi r_s^3)(Q_s - Q_e) / \rho_f C_{pf} \quad (4)$$

由方程(3)得

$$dr_s/dt = (k_g/C_{pg}\rho_f r_s) \ln(1 + By)(1 + 0.3Re^{1/2}Pr^{1/3}) \quad (5)$$

液滴轨迹方程

$$(4/3) \rho_f \pi r_s^3 du/dt = -C_o(\rho_a u/2) \pi r_s^2 \quad (6)$$

式中 U 为液滴空气相对速度, C_o 为液滴运动阻力系数, 可参阅^[4]确定。

将方程(4)(5)(6)用龙格库塔法联立数值解, 得出在任何瞬时 t 下的液滴半径 r_s , 液滴温度 T_s , 液滴相对速度 U 。

液雾蒸发模型 液雾特性随蒸发历程的变化按如下步骤计算:

1. 将试验得到的蒸发试验段进口液雾尺寸(设 $Q = 1 - \exp(-0.693(D/MMP)^M)$)分成很多个尺寸组。
2. 给定适当的轴向距离步长, 对每个液滴尺寸组确定时间步长 $\Delta t = \Delta x/v$, 式中 v 为该液滴组的运动绝对速度, 由方程(8)的相对速度 U 及空气速度得出。
3. 求出在 Δt 步长中各组液滴的尺寸变化。
4. 相应于 Δt 时间后的液滴尺寸变化, 可求出新的(已经过 Δt 的蒸发)液雾的特性, 和求出 Δt 中蒸发的百分数以及累计的蒸发百分数。
5. 相应于下一个 Δx 步长, 重复以上步骤, 直至要求的距离, 这样得出液雾特性 SMD 和 N 以及蒸发百分数 Q_{EVAP} 随 x 距离的变化。

在计算中本文采用国产航空煤油大庆二号的物性值见文献^[4]

根据图 3、4、5 示的测量值作为计算的初始状况, 计算的液雾特性沿下游蒸发距离的变化如图 6、7 中虚线所示。

三、试验结果

喷嘴雾化段出口液雾特性的测量结果如图 3、4、5 示, 其中值得指出的是随空气温度的升高, 雾化是变粗的, 这个结果与本文作者做的高反压下的同样喷嘴雾化的结果一致的: 即空气密度降低, 雾化质量变粗。

试验得出的液雾特性沿蒸发距离的变化示于图 6、7 中, 由计算(虚线)和试验(实线)

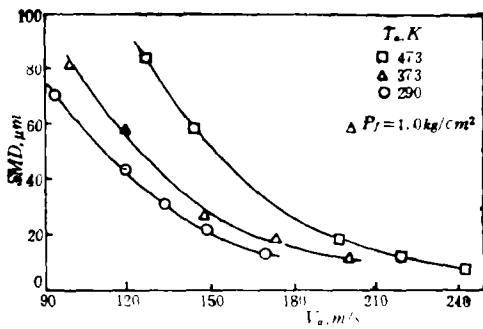


图 3 空气速度及温度对雾化段出口SMD的影响

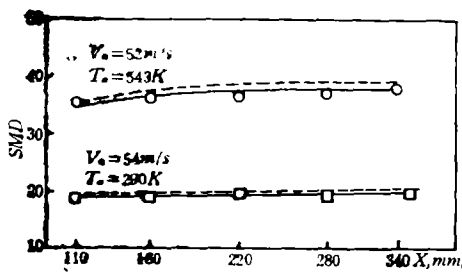


图 6 SMD随蒸发距离的变化 ——试验值 ----计算值

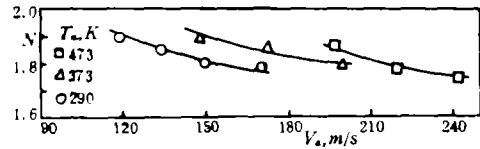


图 4 空气速度和温度对雾化段出口液雾尺寸分布指数的影响

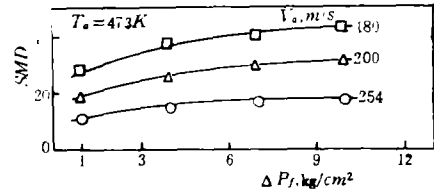


图 5 喷嘴压力降对雾化段出口SMD的影响

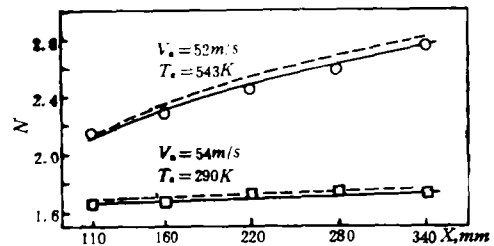


图 7 N随蒸发距离的变化 ——试验值 ----计算值

的结果相符的很好,特别是试验与计算都表示在 N 数值小于1的情况下, SMD 和 N 都随蒸发距离而增大。这一点似乎与以下的事实有点矛盾:随着蒸发的进展,所有的液滴尺寸都不断减小。但实际上对液滴尺寸相当不均匀的液雾,由于小尺寸液滴由蒸发而消失的更快,结果使平均尺寸增大,使尺寸分布趋于均匀(即 N 值增大)。

由图6、7示,空气温度低($T_a = 290\text{K}$)时,蒸发的程度很少,因此液雾特性变化很少,这样 SMD , N 都近似保持常值,空气温度高($T_a = 543\text{K}$)时,蒸发的程度大,因而液雾特性的变化显著,同时由试验及计算表明,当空气速度较低时,具有更多的停留时间来蒸发,因而液雾特性的变化也比较明显。因为已经经历了喷嘴雾化段,液滴的速度和空气速度的差别很少,即其相对速度并不会因为空气速度的增大而有什么变化,而影响蒸发速率是相对速度,不是绝对速度,这种情况下,空气速度低,停留时间长就是主要因素引起蒸发程度增多。

参 考 文 献

- [1] Chin, J.S. and Lefebvre, A.H. "Steady State Evaporation Characteristics of Hydrocarbon Fuel Drops", AIAA J. 1983, Oct.
- [2] Chin, J.S. and Lefebvre, A.H. "The Interdependence of Spray Characteristics and Evaporation History of fuel Sprays", Transactions of the ASME, J. of Engrg. for Gas, Turbine and power, July 1984.
- [3] Chin, J.S. and Lefebvre, A.H., "Semi-Empirical Analysis of Liquid Fuel and Fuel Vapor Distribution Downstream of a plain Orifice Injector under Cross-Stream Air Flow" AIAA 85-1320.
- [4] Yang G.X., and Chin, J.S. "Drop Size Measurement in Heated Air Flow and Experimental Study on the Interdependence of Spray Characteristics and Evaporation" AIAA, 87-0065.

RESEARCH ON TEMPERATURE PROFILE FACTOR AT EXIT IN AN ANNULAR COMBUSTOR

Zhang Baocheng (*Shenyang Institute of Aeronautical Engineering*)

The visualized statistics of the temperature profile factors (PF) at exits in an annular combustor and its sectors have been made. The results indicate that the number of heads in a sector has significant effect on PF. The empirical formulae for calculating all-ring combustor PF have been obtained from fitting of statistical data. The relative errors between the calculations with these formulae and the measurements in tests are less than 0.045.

ON ATOMIZING MECHANISM IN ATOMIZING CHANNEL

Lin Zhigang and wang Jiahua (*Nanjing Aeronautical Institute*)

The atomizing process in atomizing channel has been investigated by means of pulse laser. The results show that most of atomizing spray comes from the unstable atomization of fuel film on the front edge of the channel. The recirculation zone of the channel impels the fuel film to turn over from the inside to outside of the channel. The width of the fuel film and recirculation zone of the channel have also been measured. An empirical expression for fuel film width has been deduced.

STUDY ON FUEL SPRAY CHARACTERISTICS IN HEATED AIR STREAM.

Yang Guixiang (*Nanjing Aeronautical Institute*)

Jing Rushan (*Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)

Based on studying interdependence of spray characteristics and evaporation history of fuel sprays and on measuring the spray characteristics by light scattering in heated air stream, authors conducted an experimental and analytical research on variation of spray characteristics of vaporizing kerosene sprays in a straight cylindrical vaporizer with heated air stream. The fuel was injected co-axially from a plane orifice air blast atomizer upstream of the vaporizer. Both the experimental and analytical results show that within the present parameter range, the spray Sauter Mean Diameter and drop size distribution parameter increase with downstream vaporization distance.