

双扰流器喷雾装置雾化特性的试验研究

北京航空航天大学 陈 鸿* 金如山

一、试验件和测试设备

采用BK-1发动机燃烧室的离心式起动喷嘴作为中心喷嘴,油压差392kPa时,流量2.2g/s,再加上两只径向进气扰流器及导流环,构成双径向扰流器混合杯式喷雾装置。

根据文献[1],选择双径向扰流器进气量约为主燃区空气量的20%,即 $\dot{m}_{sv}=19.89\text{g/s}$ 。每套双扰结构由两个扰流器和三层导流环组成,用螺栓固定在火焰筒端面上,靠钻模打孔保证同心度。这种结构具有很大的灵活性,可根据需要轻易地改变双扰流器中的气流旋转方向及其匹配,调节进气量及其分配比例,控制扰流器出口速度等,十分便于试验研究。

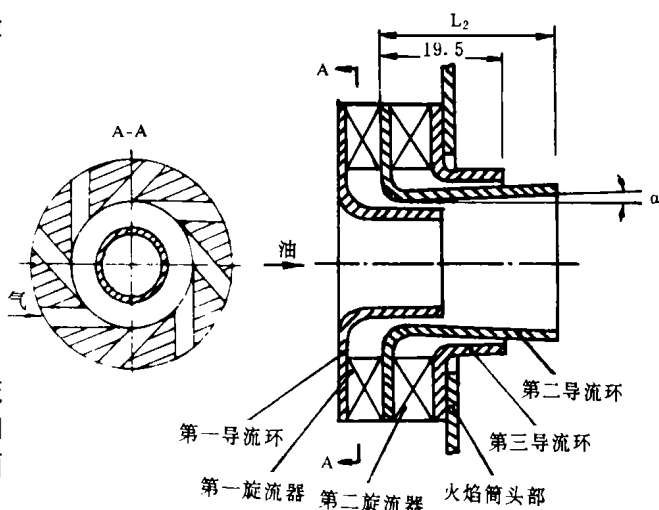
每个径向扰流器平面上均铣8条切向槽,从燃烧室出口向前看,槽口在左或在右,形成扰流器出口气流顺时针或逆时针旋转。离心喷嘴喷出的油雾是逆时针旋转,扰流器气流是顺时针旋转。扰流器结构设计要保证其涡强数大于0.6和第二扰流器内气流掺混比第一扰流器强。

本文认为空气在径向扰流器导流环中的流动与单路离心喷嘴旋流室中燃油流动基本相似,所以借用离心喷嘴设计方法^[2]来设计导流环结构。设计径向扰流器导流环时选取两种第一、第二扰流器流量比,即50%:50%和30%:70%,以研究流量比对喷雾装置的喷雾特性的影响;同时,选取扰流器出口气流速度在37~74m/s之间,为了比较不同扰流器出口气流速度的影响,将0.5:0.5喷雾装置的第二导流环设计成为锥度6.34°的喇叭口形状,通过改变第二导流环长度 L_2 来控制两扰流器出口气流通道面积,获得不同的气流轴向分速,见图1。归纳起来,设计了共4套双扰喷雾装置(见表1),加上无扰器的方案E,共5种试验方案。

表1 试验方案

方案	流量比	$V_{out,1}$ (m/s)	$V_{out,2}$ (m/s)	L_2 (mm)	α (°)
A	0.3:0.7	43.2	46.2	19.5	0
B	0.5:0.5	48.6	37.1	12.0	6.34
C	0.5:0.5	42.2	44.8	19.5	6.34
D	0.5:0.5	38.4	73.1	27.0	6.34

为了模拟基本真实的火焰筒流场,设计了冷态试验器,由模拟段和测量段组成。模拟段是在火焰筒端面上装三只喷雾装置(或离心喷嘴),



间距 80mm, 与热态试验时完全相同, 但只是中间装置供油, 两侧装置不供油, 用放掉多余空气的办法保证通过火焰筒头部的空气量与设计值基本相同。在测量段两侧壁上各开一测量孔, 使激光束通过要测的油雾区。

试验系统是从风机来的空气经过稳定箱后流入模拟段, 燃油从喷雾装置中喷出, 空气和燃油在测量段内形成油气混合气。试验中使用的马尔文粒度仪是英国马尔文仪器公司出产的, 雾化介质是空气, 工作介质是航空煤油, 测量光束距离喷嘴 100mm。假定油雾尺寸呈 Rosin-Rammler 分布, 测量时, 激光通过被测油雾区散射形成光能分布, 由光电检测器收集, 由计算机处理, 拟合出代表油雾细度的某特征尺寸 $\bar{D}$ 和表示分布均匀性的分布指数 N , 用 $B(N)$ 函数表^[1]和 $SMD = \bar{D} \times B(N)$ 计算索太尔平均直径。

二、试验结果和讨论

由图 2 看出, 用喷雾装置 A 代替离心喷嘴后, 在试验范围内, SMD 绝对值减小 11.2 μm , 平均降低近 30%。其次喷雾装置 B 的喷雾特性相对离心喷嘴改善最多, SMD 值减少 11.6 μm , 平均降低约 33%; 喷雾装置 C 的改善情况次之, SMD 值减小约 9.8 μm , 平均降低 26%; 喷雾装置 D 的雾化效果反而恶化, SMD 值增大 13 μm , 平均增加 34%。

此外, 当油压差增大时, 0.3:0.7 喷雾装置 A 的 SMD 曲线下降较陡, C 的 SMD 曲线平缓得多, 而两装置的气流出口速度相同。所以, 0.3:0.7 双扰喷雾装置具有优于 0.5:0.5 喷雾装置的雾化特性。其原因是第一扰流器来的空气量小, 主要起初始雾化作用; 第二扰流的空气量大, 紊流度高, 主要起掺混、进一步雾化、控制雾化锥大小及输运油气混合气等作用。

第二导流环 L_2 长度对喷雾特性有较大影响。0.5:0.5 双扰喷雾装置的燃油雾化特性中, 以 $L_2 = 19.5\text{mm}$ 时的雾化特性 (C 曲线) 为基准, 当 $L_2 = 12.0\text{mm}$ 时 (B 曲线),

SMD 值减少 2.75 μm , 降低 9.9%; 当 $L_2 = 27.0\text{mm}$ 时 (D 曲线), SMD 值增大 22.7 μm , 增加 85.1%。其原因是 $L_2 = 27.0\text{mm}$ 太长, 阻碍了油雾锥的初始雾化, 油雾被迫打在第二导流流环内壁上, 形成油膜, 被第一扰流器空气吹离第二导流环后才开始雾化过程, 而且, 这时从第二扰流器来的空气强度已较弱, 对燃油雾化和掺混的帮助不大, 所以, 这种喷雾装置的雾化效果差; 而 $L_2 = 12.0\text{mm}$ 时, 第一、第二、第三导流环形成一个杯式结构, 不妨碍燃油的雾化, 在离心喷嘴出口处油滴形成一层薄的锥形油膜, 第一扰流器来的空气主要帮助油膜雾化, 雾化性能较离心喷嘴要好, 这时, 第二扰流器来的空气将加速大液滴的破碎, 进一步帮助雾化, 当然, 掺混作用也不可忽略, 所以, 这种喷雾装置的雾化效果好。

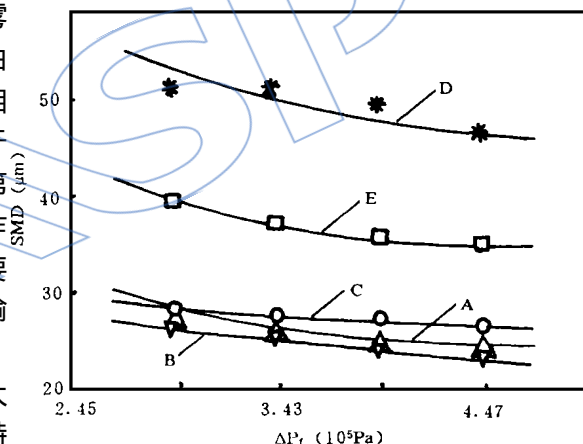


图 2 几种双扰喷雾装置与离心喷嘴的喷雾特性比较

参 考 文 献

- [1] 金如山, “航空燃气轮机燃烧室”, 宇航出版社, 1988 年, P482, P238.
- [2] 焦树建, “燃气轮机燃烧室”, 机械工业出版社, 1981 年.

the references for searching the eigenvalues are the first k -th powers of the eigen determinants (where k is larger than 1.0) instead of the determinants themselves, and the searching formulas of the existing method are modified correspondingly. As the range of the references for searching the eigenvalues is reduced considerably, the phenomenon of numerical overflow is eliminated forever.

J- INTEGRAL FOR 2-D VARIABLE- THICKNESS PLATE

Hong Qilin (*Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)

Wang Ge (*East- China Metallurgical Institute*)

ABSTRACT

The formula of a J -integral presented by J. R. Rice is extended to problem of 2-D variable thickness plates. The extended J -integral formula is derived in terms of the path independent. Then the integral conservation is verified by using finite element method. At last, the calculation results for some variable thickness plates made of photoelastic material are compared with their photoelastic test data, and the differences between them are less than 4%. It is proved that the extended J -integral formula for the 2-D variable thickness plates is path independent and can be taken as a fracture parameter for damage tolerance analysis. Furthermore, this integral can be solved numerically by using 2-D general finite element programs. It is therefore of practical value for the fracture analysis of I mode cracked plate with thickness which does not vary too much.

COMBUSTION PROCESSES OF HYDROGEN IN A SUPERSONIC AIR FLOW

Yang Aikuo (*Computing Technical Research Institute*)

Liu Ling and Wang Hongji (*Northwestern Polytechnic University*)

ABSTRACT

According to the implicit numerical integration method proposed by Tyson. J., an improved computer program for pseudo one-dimensional flow of combustion kinetics is developed with the aid of a chemical kinetic model with 12 species and 31 reaction. Variations of temperature, pressure, Mach number and mass fraction of chemical species in a supersonic combustion model are studied in detail. The results of scramjet combustor conditions corresponding to flight Mach numbers 6, 10 and 15 show that chemical reaction rates decrease at rather low temperature and pressure at a combustor inlet and there is not enough time to ignite the mixture gas in the combustor at very high Mach number, in result the performance limits of scramjet kinetic combustion occur.

CHARACTERISTICS OF DUAL SWIRLERS SPRAYER DEVICE

Chen Hong and Chin Jushan (*Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)

ABSTRACT

The spray characteristics of dual radial swirlers mixing cup sprayer device have been investigated with the aid of Malvern laser granulometer and checked the differences of its spray characteristics from those of the pressure atomizing fuel nozzle. Two air flow proportions of the first swirler to the second one are 50% : 50% and 30% : 70%. The airflow velocity at the exit-section has been designed in the range 37 to 74 m/s. In the tests the fuel pressure ranges from 2.94 to 4.41×10^5 Pa. The test results show that in the case of reasonable design, the sprayer device is able to provide better spray characteristics than pressure atomizing fuel nozzle.