

燃油在稳定器尾缘的二次雾化研究

北京航空航天大学 杨茂林* 黄 勇 顾善建 张迎年

【摘要】 本文总结了激光测雾仪测定稳定器尾缘燃油二次雾化分布的结果, 描述了其特点, 研究了影响二次雾化的主要因素, 探讨了稳定器尾缘二次雾化机理及其对燃烧性能的影响。

一、试验和测量方法

对于近配合喷油, 特别是在冲压发动机或外涵加力, 气流温度较低的情况, 到达稳定器附近的燃油将以两相存在。被稳定器收集到的液态燃油来不及蒸发时, 将在其表面形成油膜, 在绕稳定器的高速气流的吹动和卷裹下, 在稳定器尾缘二次雾化。二次雾化对稳定器边缘的燃烧有重要影响。

本文研究常温气流中稳定器上游喷入的燃油在 V 形稳定器尾缘截面和下游截面上的雾化分布状况, 用照相方法观察燃油的空间分布, 探讨不同喷射方式和不同工况参数对二次雾化的影响。试验是在二元加力台上进行的。由暂冲气源供气, 气流经稳定箱、转接段, 整流网格进入高 300mm 宽 170mm 的二元试段。可移动总静

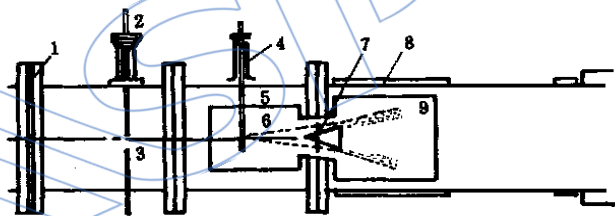


图 1 试验装置示意图 (1. 整流网板; 2. 总静压探针; 3. 热电偶;
4. 喷油杆; 5. 观察窗; 6. 燃油喷雾;
7. 二元 V 型稳定器; 8. 二元试验段; 9. 观察窗)

压探针和热电偶, 测定进口流场和气流温度。前观察窗可观察燃油从喷杆中喷出情况。喷油杆垂直伸入试段上壁, 可以改变喷射位置和喷射方向。二元 V 型稳定器固定在试段中部侧壁, 后观察窗可观察稳定器尾缘的二次雾化情况。试验装置见图 1。

用 Marlvern 激光测雾仪对稳定器尾缘的二次雾化性能进行测量。该仪器的激光发生器和接收器分别位于二元试段两侧, 装在同一专用导轨上, 该导轨固定在三坐标移位机构上, 激光束在 x 、 y 方向上移动, 在稳定器尾缘和下游截面上逐点进行测量, 得到被测光路上雾化油珠的平均直径和分布指数。

采用 Rosin-Rammler 两参数公式表示单峰雾化分布, 给出表示雾化细度的特征尺寸 $\bar{X}$ 和表示雾化均匀度的分布指数 N 。油珠的累积质量百分数表示为 $F = 1 - \exp \{-(X/\bar{X})^N\}$, 其中 X 为油珠直径。由 $\bar{X}$ 和 N 可计算出油雾的索太尔平均直径和质量中间直径:

$$SMD = \{ [N / (N - 1)] \Gamma(2 - 1/N) \}^{-1} \bar{X} \quad (1)$$

$$MMD = 0.693 J^{1/3} X \quad (2)$$

用直射式喷嘴喷射航空煤油, 喷嘴孔直径 0.5mm, 二元 V 形稳定器顶夹角 40° , 槽宽 H 为 74mm, 堵塞比 25%, 顺喷和侧喷供油 (喷射平面在稳定器对称平面内)。喷射点距稳定器尾缘截面 100 ~ 300mm。气流速度 50 ~ 100m/s, 常温、常压, 喷油压力 1 ~ 2.5MPa, 测量截面位于稳定器尾缘截面之后, 分别取在距尾缘约为 $0.2H$, $1H$ 和 $1.5H$ 处, 测点布置见图 2。

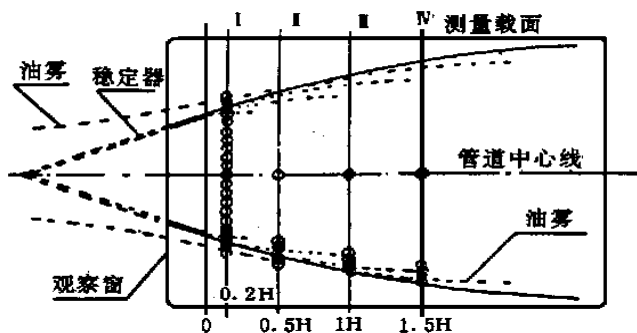


图 2 测点 (用 $\circ$ 表示) 布置示意图

二、试验结果分析及对二次雾化机理的讨论

1. 尾缘二次雾化的特点 高速侧细, 回流侧粗, 图 3 为典型的二次雾化分布。由图可见: 燃油在靠稳定器尾缘高速气流一侧雾化很细, 而在靠稳定器尾缘低速回流区一侧雾化很粗。尾缘高速一侧小油珠多, 一方面是由于一次雾化中大滴碰壁被收集, 剩下小油珠随流绕到尾缘, 另一方面主要是油膜被高速气流在尾缘二次雾化所形成。外侧高速气流动量大, 作用在油膜上的气动力大, 雾化细。而尾缘内侧是低速回流区, 作用于油膜的气动力小, 雾化粗。

另一个特点是: 在高速一侧, 越向外平均直径越大, 尤其在稳定器后方截面更明显。这是由于二次雾化中生成的油珠被高速气流分层, 大油珠惯性大, 向外的穿透能力大之故。

再一个特点是: 二次雾化比一次雾化细。图 4 为二次雾化与一次雾化的比较。二次雾化中包含了一次雾化绕流的小油珠, 而一次雾化珠碰壁成油膜又被更高速气流再次雾化, 因而二次雾化比一次雾化细的多。

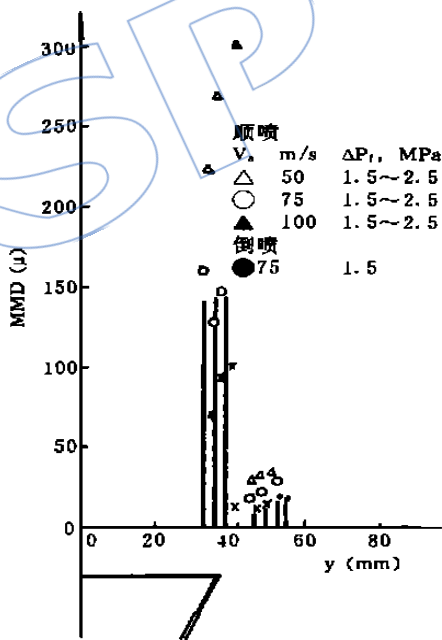


图 3 稳定器尾缘二次雾化特点

2. 气流速度对于二次雾化具有压倒优势的

影响 图 5 表示尾缘截面处雾化细度和雾化均匀度随不同气流速度的变化情况。由图可见, 随气流速度变化雾化均匀度指数变化不明显, 但平均直径则变化很大: 随气流速度增加, 质量中间直径迅速减小。不难想象, 尾缘二次雾化与予膜式空气雾化喷嘴的雾化有某些相似之处, 气流速度增加, 油膜变薄, 而且用于雾化的能量增加, 雾化变细。对于予膜式气动雾化喷嘴的研究^[2]表明, 油雾的 SMD 与气流速度的 1.35 次方和气液比的 0.22 次方反比, 即: $SMD = A V_a^{-1.35} (W_a / W_l)^{-0.22}$ 。其中 A 与几何参数和物性参数有关的常数, W 为质量流率。如果只考虑与来流速度的关系, 则有:

$$SMD = A V_a^{-1.57} \quad (\text{对于予膜式气动雾化喷嘴})$$

(3)

显然，气流速度具有很强的影响。由本试验研究所得数据归纳得出 $MMD = B V_a^{-1.75}$ ，如认为 N 基本不变，则由 (1)、(2) 可知， MMD 与 SMD 成正比，故有：

$$SMD = B V_a^{-1.75} \quad (\text{对于尾缘二次雾化})$$

(4)

可见，尾缘二次雾化较一般予膜式气动雾化喷嘴对于气流速度具有更强的依赖关系。这可能有两个主要原因：一是由于气流速度增加使一次雾化变细，从而也减少了二次雾化的油量，因而使二次雾化更细。二是由于气流速度增加回流区边缘紊流脉动加剧，更有利雾化。

由图 5 可见油压对二次雾化影响不大。这可能一 ($V_a = 75\text{m/s}$, $\Delta p_f = 1.5 \sim 2.5\text{MPa}$, $X = 270\text{mm}$) 方面油量增加而雾化变粗，另一方面油雾与气流相对速度增加而雾化又变细，总的来说油压影响不明显， MMD 稍有下降。

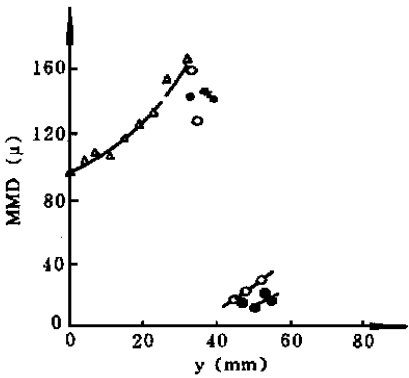


图 4 一次雾化与二次雾化比较 MMD

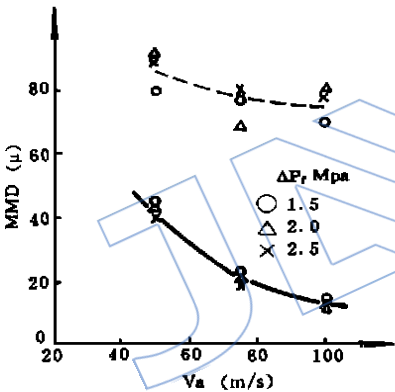


图 5 稳定器尾缘处的雾化特性随气流速度的变化 (MMD, N)

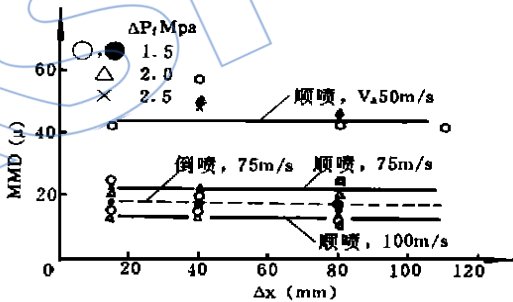


图 6 稳定器后方的雾化特性 MMD 离尾缘不同距离的变化

距尾缘下游距离变化，平均直径和分布指数变化均不大。以往的工作，对于整个液雾，一次雾化在距喷嘴 50mm ~ 60mm 处结束^[1]，随着下游距离增加，由于蒸发，小油珠消失，平均直径稍为变大。而此处，由于是分层“扫描”，所有油珠蒸发都变小，故使各尺寸组平均直径都变小。因此，沿程“扫描”的分层平均直径变化不大。见图 6。

3. 不同喷射方式对二次雾化有明显影响 图 3、4、6 表明侧喷比顺喷雾化更细。这首先由于侧喷情况下一二次雾化比顺喷细得多^[1]，此外，由于侧喷油雾沿着稳定器顶线喷射，油雾相对于稳定器表面散布区域扩大，因而油膜变得更薄，局部气液比增大因而雾化更细。

4. 稳定器尾缘二次雾化的机理 稳定器尾缘的二次雾化属于气动雾化。类似于予膜式气动雾化喷嘴的雾化情况，油膜在离开尾缘前的厚度，油膜表面波动的脉动频率特别是油膜在尾缘处的甩摆碎裂决定着雾化状况^[3]。本文认为：稳定器尾缘的雾化是由前方一次雾化绕流小油珠和油膜在尾缘的二次雾化所构成的。而尾缘油膜的雾化过程是：油膜在气流作用下逐渐变薄；油膜在高速紊流气流作用下波动向前运动；油膜在尾缘唇口处甩摆；油膜失稳在外侧

被高速气流作用碎裂为细滴,在内侧被回流区低速流作用碎裂为大滴,而外侧的失稳碎裂是主要的,和一般予膜式气动雾化喷嘴油膜在两面高速气流夹击情况不同。因而出现了外侧雾化细,内侧雾化粗的特点。因此,其二次雾化的机理可以认为是脉动运动油膜在稳定器尾缘唇口被高速气流和回流气流夹击失稳碎裂雾化。见图 7。

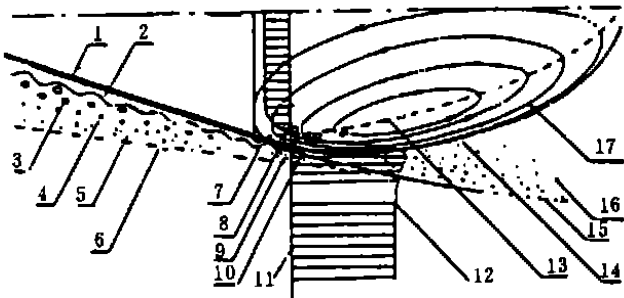


图 7 稳定器尾缘二次雾化机理示意图 (1. V 形稳定器; 2. 波动油膜; 3. 一次雾化大滴; 4. 中滴; 5. 随流小滴; 6. 油雾边界; 7. 甩摆油膜; 8. 回流侧生成大滴; 9. 高速侧生成小滴; 10. 二次雾化油雾边界; 11. 尾缘测量截面; 12. 速度分布; 13. 逆流区边界; 14. 回流区边界; 15. 二次雾化大滴; 16. 剪切层中二次雾化小滴; 17. 时均回流流线)

5. 二次雾化对稳定器尾缘燃烧可能的影响 以上结果是在常温常压气流中取得的,在高温气流中,由于蒸发加剧,到达稳定器的液态燃油更少,结果将会不同。但只要存在两相燃油,仍将有二次雾化。而且由于温度高,燃油粘性和表面张力均下降,雾化将会更细。稳定器几何、堵塞比等的变化都将影响二次雾化,有待今后进一步研究。但上述二次雾化的一般特点仍然是有效的。

稳定器尾缘的二次雾化将影响燃油在尾缘及后方的蒸发和燃油的空间散布,即影响着尾缘及后方剪切层中的两态燃油浓度分布。二次雾化油雾沿主流和回流区之间剪切层发展,将会对点火,火焰稳定和燃烧效率有重要的影响。二次雾化较一次雾化为细,有利于燃油的蒸发,对点火,火焰传播,燃烧稳定性和燃烧效率都是有利的。需要有合适的喷油稳定器布置,控制一次雾化细度、蒸发和散布,控制稳定器的集油率,燃油蒸发和二次雾化量,以控制稳定器尾缘的两态燃油分布。二次雾化在尾缘回流侧产生的大滴,在低速情况下对燃烧完全性可能是不利的,低速下燃烧在回流区出现明显的黄火^[4],是油珠燃烧的迹象。在高速情况下,回流侧的雾化改善,油珠补充到回流区,这对燃烧稳定性和燃烧效率是有利的。二次雾化在主流侧的油珠向着剪切层发展,正好进入火焰面^[4],有利于火焰的扩展。但二次雾化产生的大珠,可能要到下游才能进入火焰区。

结论 (1) 在两相流情况下稳定器尾缘存在燃油二次雾化,在高速流侧细,在回流区侧粗。(2) 气流速度对二次雾化有决定性影响。在高速流一侧雾化质量中间直径 $MMD \propto V_a^{-1.75}$ 。(3) 不同喷油方式对二次雾化有明显影响,侧喷的一次和二次雾化均较顺喷为细。(4) 二次雾化机理是油膜在尾缘受高速紊流和低速回流夹击失稳碎裂。二次雾化对燃烧性能有重要影响。

参 考 文 献

- [1] 王俭、顾善建、杨茂林、肖惟慧,“直射式喷嘴跨流喷射的雾化特性研究”,航空学报,1990年4月。
- [2] Zhao Qishou, Gan Xiaohua, “Effects of Geometrical Size and Configuration of Airblast Atomizers on Atomizing Performance”, ASME 85-IGT-138.
- [3] Gan Xiaohua, Zhao Qishou, “Studies on Influence of Liquid Film Wave on Atomization and Wave Measurement”, ASME 89-GT-263.
- [4] 杨茂林、黄勇、顾善建、杨志豪、张迎年等,“不同燃油分布对 V 形稳定器后燃烧的影响”,北航科研报告。1990年6月。

conclusions can be obtained: The local and total deflection of the blade are directly proportional to momentum transfer to the blade. The load-duration affects directly the deformation and stress states of the blade too. So the two parameters must be accurately predicted when a load model is developed. It is also very important to correctly predict the load location on the blade because the eccentric loads cause the greater deflection and twisting. The spatial distribution forms for distributed loads seem to have a little effect on blade response. The work which is conducted in this paper can provide the basis for the development of the bird impact load model.

STRATEGIES FOR OPTIMAL DESIGN OF GAS TURBINE DISKS

Zhang Dongxu, Cheng Gengdong, Sui Yongkong, Shong Limin

(*Dalian University of Technology*)

Liu Xiangsheng and Chen Junyue

(*Shenyang Aeroengine Research Institute*)

ABSTRACT

A number of strategies for optimal design of the gas turbine disks are proposed, which include separation of tenons design from disk design, rational simplification of structural model, check on local constraints, optimal design based on elastic analysis and further check based on elastoplastic analysis, multi-level optimization by grouping design variables. According to the strategies a computer program TDSOS is developed for practical use. By applying the strategies and the program TDSOS, shape optimization of gas turbine disk with light mass and low stress level can be obtained and the contradiction among high performance index, reliability and long life expectation is better solved.

A NEW FORM OF NUSSELT'S DIMENSIONLESS EQUATION

Wang Feng, Hang Zhenxing, Xing Yuming

(*Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)

ABSTRACT

It is expounded theoretically that C and m of the dimensionless equation $Nu = C Re^m Pr^n$, which is in common use, should not be constant. This simple dimensionless equation is unable to reflect accurately the heat transfer when Prandtl number equals $0.001 \sim 7500$. The authors made use of integral equations to solve the laminar flow heat transfer problem of various field flow fields around a plate of Prandtl number 0.001 to 7500 . Another form of dimensionless equation is recommended which can describe the functional relationship among Nusselt number, Raynolds number and Prandtl number more accurately.

STUDY ON SECONDARY ATOMIZATION OF LIQUID FUEL AT THE LIP OF THE FLAMEHOLDER

Yang Maolin, Huang Yong, Gu Shanjiang, Zhang Yingnian

(*Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)

ABSTRACT

An experimental investigation of secondary atomization of liquid fuel at the lip of the flameholder has been completed by means of Malvern Particle-Sizer. This secondary atomization has several features: Fine droplets occur in the high speed air flow side, while gross droplets occur in the recirculation zone side; the velocity of air flow (V_a) has a predominant influence on the mean drop size (MMD) of the spray, the effect may

be expressed quantitatively as $MMD \propto V_a^{-1.75}$. The mechanism of the secondary atomization may be described as follows: Some of the liquid drops in the spray are gathered by the flameholder and form a fuel film in its surface, the air flow forces the wavy film to move forward to the lip of the flameholder, further the fuel film breaks up at flameholder lip under a pincer attack of high speed turbulent flow and low speed recirculation flow.

THE EXPERIMENTAL STUDY ON THE PERFORMANCE OF EVAPORATOR MODEL

Wang Hongming, Zhu Zhiwei, Chang Shunong
(*Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)

ABSTRACT An evaporator fitted on a model combustor is investigated to provide uniform circumferential gas temperature profile. It is shown that less fuel vapor exhausts from the primary holes with uniform outlet area along the evaporator, so that the lower gas temperature is behind these holes, and the more vapor from the final holes makes the gas temperature higher. The vapor flow is proportional to the outlet area as the evaporativity is 100% for the final holes. Uniform vapor flow and uniform circumferential temperature profile can be achieved with larger primary outlet holes and even final holes.

THE JET SCREEN IGNITION SCHEME AND ITS EXPERIMENTAL VERIFICATION

Yin Qun (*Shenyang Aeroengine Research Institute*)

ABSTRACT A jet screen ignition scheme has been developed based on the investigation of the ignition environment of the burning zone in the high-speed flow combustor. It features a short-time change of the flow pattern in the high-speed flow near the wall during the ignition period, which is caused by a thin and bend high speed gas jet. A specially-designed ignition experiment on a model of an aerogasturbine combustor verified success of the proposed scheme and showed its potentiality in enlarging the ignition range of the high-speed flow combustor.

A RANDOM VORTEX METHOD FOR PREDICTION OF MAXIMUM INSTANTANEOUS INLET TOTAL PRESSURE DISTORTION

Wu Hu and Cheng Fuqun
(*Northwestern Polytechnical University*)

ABSTRACT An improved random vortex model for predicting maximum instantaneous pressure distortion is presented based on the statistical behavior of turbulence-type dynamic inlet total field generated by plate-type turbulence generator. A new statistical method is put forward for determining the vortex core size. The numerical results show good accuracy of the prediction. This method also decreases the dynamic inlet pressure measurements. The effectiveness of the method in decreasing both cost and time is proved well.