

单侧斜切雾化槽喷嘴的试验研究

中国民航飞行学院 屈本权^{*}

【摘要】 提出了单侧雾化的、斜切槽形状的雾化槽喷嘴结构。对该型喷嘴进行流谱、流阻试验,得出其低流阻特点;测试喷嘴的雾场信息,得出其单侧雾场的雾化性能和油雾浓度分布规律。

关键词: 喷嘴 燃油雾化 燃烧室

1 前 言

典型的双侧雾化槽喷嘴的试验研究始于国外 60 年代初,70 年代初开始用于国外某些加力燃烧室^[1,2]。但是,这种喷嘴的雾化机理及具体性能数据均未见报导。到 80 年代以来,国内学者开始对双侧雾化槽喷嘴进行了大量的、卓有成效的研究工作,为它的应用与计算奠定了理论基础和设计依据^[3~5];同时还建立了一整套的雾场测试设备,并使测试精度越来越高^[6,7]。近年来,由于某些加力燃烧室的火焰稳定器要求喷嘴的雾场呈单侧分布,以便使雾化与稳定器的匹配更佳;同时还要求喷嘴的流阻尽可能减小,以减小燃烧室的总压损失。为此,作者在以往双侧雾化槽喷嘴结构的基础上,提出了一种具有单侧雾场的、斜切槽形状的雾化槽喷嘴结构,以满足某些加力燃烧室单侧雾化的要求。单侧斜切雾化槽喷嘴的结构如图 1 所示,它的雾槽一侧边不为直角,而斜切了 θ 度,喷嘴杆与斜切边靠接,燃油喷出后只沿雾槽直角边一侧翻越而形成单侧雾化。研究该喷嘴的流谱、流阻试验,测试其雾场粒子信息和喷嘴下游的浓度分布,以寻求这种喷嘴的流场低流阻特点和单侧雾化特性,为优化雾化槽喷嘴的结构提供一些设计依据。

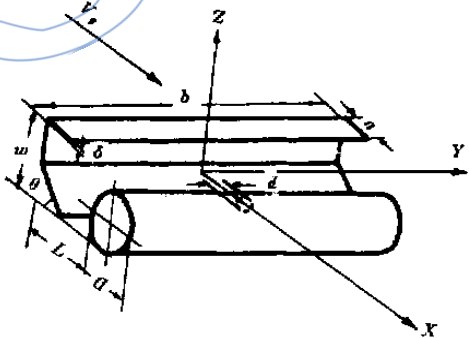


图 1 单侧斜切雾化槽喷嘴示意图

2 试验设备

二元水洞试验段截面积为 $100 \times 150 \text{ mm}^2$, 最大水流速度为 16 m/s , 用细管引入压缩空气气泡作为示踪粒子。在该水洞中完成喷嘴试件的流谱试验。

二元风洞试验段截面积为 $100 \times 150 \text{ mm}^2$, 风速为 $30 \sim 100 \text{ m/s}$ 。该风洞完成试件喷嘴的流阻试验, 常温下的激光测雾试验和浓度分布试验。

激光全息记录系统为透过式扩束富氏变换同轴激光全息光路记录设备。脉冲激光发生

器功率为250mJ,脉宽为 50×10^{-9} s。采用富氏变换透镜组能保证雾场记录的质量^[6]。用该系统来完成试件喷嘴的雾场信息记录。

激光全息再现及处理系统包括连续激光发生器、摄像、监控屏及图象处理计算机等。利用该系统完成试件喷嘴常温下雾场的再现、放大及粒子标定等大量信息处理工作^[7]。

油雾取样与分析系统用于测定试件喷嘴常温下的浓度分布。该系统包括取样管、高温催化炉及CO₂红外分析仪等。测试中使用专门设计的取样管头,在严格的等流动条件下采集雾场中某点的油雾,以保证得出该点油气比*f*的精确度。

试验所采用的是单侧斜切雾化槽喷嘴,其结构如图2表示。试件槽宽*W*=8mm,斜切角 $\theta=45^\circ$;槽长*b*=95mm,直角边长*a*=5mm,喷嘴杆径*D*=6mm,单孔喷口径*d*=0.6mm,槽板厚度 $\delta=1.5$ mm。

常温、常压,喷液为航空煤油,燃油压力*P_f*为0.1~1.0MPa,气流速度*V_g*为30~95m/s,喷嘴口距雾槽挡板距离*L*可调节为5mm或15mm。

3 试验结果

3.1 试件的流场特性

图2表示的是试件喷嘴在水洞中的流谱图。由图2(a)和(b)可见,在槽外前缘有一稳定的前回流区,该回流区不受距离*L*的影响。在雾槽与喷嘴杆之间有一中间回流区,*L*=5mm时,回流区小而不稳,当加大*L*到15mm时,该回流区变大、变稳。在喷嘴杆后有一后流区,它不受*L*变化影响,始终存在而稳定,其特点是回流涡心偏向喷嘴孔中心线的上方。据此,可得如下结论:(1)单侧斜切雾化槽喷嘴存在稳定的前缘回流区与中间回流区,对单侧燃油的翻越、雾化十分有利,这与双侧雾化槽喷嘴的单边流谱一致。(2)适当加大距离*L*,可强化中间回流区,利于燃油槽内翻越。(3)后回流区涡心偏向喷嘴口中心线一侧,不与之对称,这与双侧雾化槽喷嘴不同。

对相同槽宽的斜切试件喷嘴与非斜切试件喷嘴分别进行风洞冷吹风试验,在相同的风速下(*V_g*=84m/s),测出它们的总压恢复系数 σ 和阻力系数 ξ 的值,见表1。

表1所列数据中,能看出斜切槽喷嘴的低流阻特点,即:(1)利用斜切雾化槽喷嘴可以减小流动损失。(2)加大喷嘴杆与槽板距离距*L*,会使流动损失增大。

表1 试验数据

流 动 损 失		<i>L</i> = 5mm		<i>L</i> = 15mm	
		σ	ξ	σ	ξ
喷嘴形式	斜切槽喷嘴($\theta=45^\circ$)	0.9843	0.3726	0.9840	0.3803
	非斜切槽喷嘴($\theta=0^\circ$)	0.9820	0.4396	0.9818	0.4403

3.2 试件喷嘴的雾场特性

(1) 图 3 是试件喷嘴雾化过程的激光照片。从照片中可以看出喷嘴的燃油射到内槽斜切挡板上, 在中回流涡“推挤”和前回流涡的“卷吸”作用下, 燃油沿内槽壁膜化并向上扩展, 直到翻越到槽外直角边的前沿, 在气流作用下使油膜失稳而雾化, 形成单侧的油雾场。与此同时, 也伴随产生燃油喷嘴过程中的溅跳雾化和油膜在扩展翻越过程中的失稳雾化。从图可以看出, 这 3 种雾化中以油膜在槽外前沿的失稳雾化是主要的, 且雾化角约为 30° 。还能看到, 雾槽内斜切壁使喷出的燃油射流趋向雾场一侧, 加大了油膜向上膜化、扩展、翻越的动量, 相对非斜槽喷嘴, 斜切挡板更有利于燃油雾化。



图 3 喷嘴雾化过程

图 4 给出了试件喷嘴的油珠空间径谱图。从图中可以看到直径为 $20\sim 40\mu\text{m}$ 和 $40\sim 70\mu\text{m}$ 的小油珠呈双峰分布; 而直径大于 $70\mu\text{m}$ 的油珠呈单峰分布, 且单峰大致处于小油珠双峰之间。这一点与双侧雾化槽喷嘴单边雾场的油珠分布规律是相似的。说明大油珠惯性较大, 其运动有自己的轨道, 受气流的影响较小; 而小油珠惯性小, 其运动受气流和前回流区卷动的影响较大, 故小油珠多分布于大油珠的两侧而形成双峰。由于本试件喷嘴杆与一槽边相接, 此侧边燃油积存, 使雾化变差, 所以油珠直径均偏大。

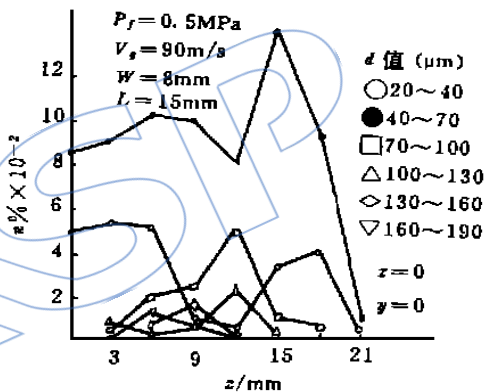


图 4 雾均油珠空间径谱图

由试验得出油珠平均直径的分布规律, 如图 5 所示 ($V_g = 90\text{m/s}$, $P_f = 0.5\text{MPa}$, $x = 0$, $y = 0$)。由图可见, 雾场油珠的平均直径的空间分布近似于正态分布, 同样地说明了燃油雾化后大油珠居中, 小油珠分布两侧的规律。

图 6 给出了油珠平均直径 SMD 沿雾槽长的分布试验结果 ($\bullet V_g = 80\text{m/s}$, $\circ V_g = 95\text{m/s}$, $x = 0$)。由图可见, 在喷嘴的中心截面 ($y = 0$), 由于油膜最厚, 故雾化后的油珠最大, 随着远离喷嘴中心截面, 油膜厚度渐薄, 故雾化后的油珠直径渐减。对雾场特性来说, 单侧斜切雾化槽与双侧雾化槽喷嘴的单边雾化规律是相似的。

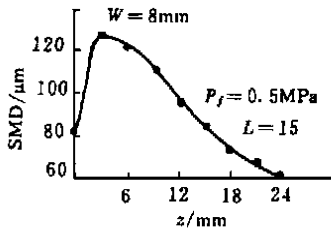


图 5 SMD 的空间分布

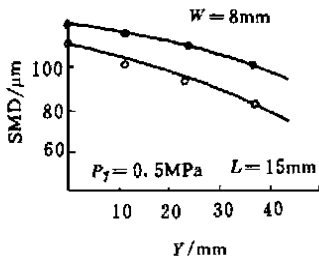


图 6 SMD 的横向分布

3.3 试件喷嘴雾场的浓度分布

图 7 给出了喷嘴下游 60mm 处的雾场浓度 (油气比 f) 的横向分布的测试结果 ($Z = 0$, $V_g = 50\text{m/s}$)。由图可见, 在燃油喷孔截面 ($y = 0$) 处浓度最大, 因为这里燃油集中; 随着远离喷孔截面, 燃油浓度降低。这与双侧雾

化槽喷嘴的单边浓度分布规律相似。

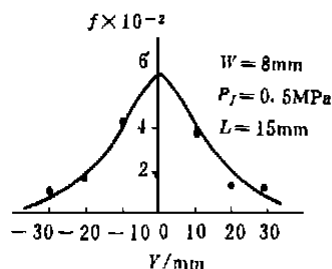


图 7 喷嘴下游 60mm 处 f 的横向分布

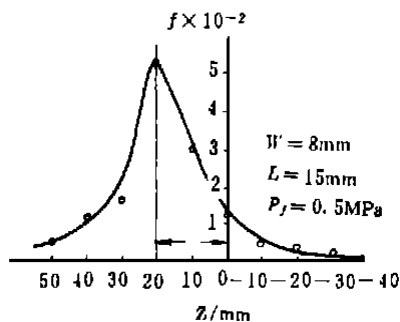


图 8 喷嘴下游 100mm 处 f 的纵向分布

图 8 是喷嘴下游 100mm 处雾场浓度沿雾槽纵向(Z 向)的分布规律($V_g = 80\text{m/s}$, $x = 100\text{mm}$, $y = 10\text{mm}$)。从图中可以看出: (1) 雾场浓度分布沿纵向呈不对称性。喷嘴雾化的一侧, 有一燃油浓度锥分布; 而在喷嘴的另一侧, 浓度很快减少, 浓度几乎为零。这正好表明了试件喷嘴的单侧雾化特性。(2) 喷嘴纵向浓度分布的峰值, 并不正好出现在喷嘴孔中心线上, 而是向燃油雾化的一侧偏离了一个距离 Δ 。这个距离的出现是由于这一侧有后回流区作用, 且后回流区涡心向这一侧偏离的结果, 因而使得浓度峰值也向这一侧偏离。

4 结 论

(1) 单侧斜切雾化槽喷嘴的流场结构、燃油雾化机理、油珠的空间分布和油珠平均直径的变化规律, 均与双侧雾化槽喷嘴的单边雾化一侧的规律是相似的。(2) 斜切雾化槽喷嘴的外斜切面可以减小流体损失, 因而具有低流阻特点; 槽内斜切面有利燃油向雾化一侧膜化、翻越。这点比非斜切雾化槽喷嘴工作有利。(3) 单侧斜切雾化槽喷嘴的燃油浓度分布在雾化槽直角边一侧, 另一侧燃油浓度几乎为零, 故这种喷嘴能满足某些加力燃烧室单侧雾化的要求。(4) 单侧斜切雾化槽喷嘴雾化的一侧, 浓度分布呈不对称形, 且浓度峰值向雾化一侧偏离喷嘴孔中心线一个距离。

参 考 文 献

- 1 Sotheran A. High Performance Turbofan Afterburner System. AIAA-87-1830
- 2 王淑卿, 张耀熙. 瑞典 RM8 涡轮风扇发动机. 国外航空. 1973, (6)
- 3 刘兵. 雾化槽的雾化机理探讨与双平行线源喷雾模型. 中国宇航学会第四届燃烧学术会议论文, 天津: 8414- 43, 1984
- 4 刘志刚. 雾化槽喷嘴研究 [博士论文]. 南京航空学院, 1989
- 5 夏允庆. 雾化槽喷嘴试验研究. 航空学报, 1985, 6(5): 503- 504
- 6 何万祥. 应用激光全息术测量柴油机喷嘴雾场的理论探讨. 内燃机学报, 1984, 2(3)
- 7 范育新. 计算机图象处理油雾场: [硕士论文]. 南京航空学院, 1992

(责任编辑 杨再荣)

STUDY ON EXISTENCE AND UNIQUENESS OF SIMILARITY TRANSFORMATION IN CASCADE

Zhu Niangou (*South China University of Technology*)

Xu Liping (*Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)

ABSTRACT

Based on the similarity theory and two-dimensional potential equation, the existence of similarity transformation in a cascade at different inlet Mach numbers has been considered. It has been shown that only for linearized two-dimensional flows there exists an exact similarity. In the case of full disturbance, only approximate similarity can be found. The uniqueness of similarity transformation in accordance with inlet Mach number has been also considered. The conclusion provides some theoretical basis for similarity transformation.

MISMATCH ANALYSIS BETWEEN COMPRESSOR STAGES

Miao Houwu and Liu Jianhua

(*Shenyang Aeroengine Research Institute*)

ABSTRACT

A new three-stage compressor has been made by scaling up a two-stage transonic compressor and adding a third stage in order to enhance its mass flow and pressure ratio. Its tests show that serious flow mismatch exists between second stage and third stage. Factors for the flow mismatch are found out as effect of scaling up coefficient on flow block factor, variation of its rotor blade airfoil section stagger angles due to centrifugal force and the unsteady effect for supersonic blading with low aspect ratio. Owing to above mentioned three factors, the flow capacity of third stage is increased by 6.3%. Tip-cut of the third stage demonstrates that the flow-path-area of the third stage is reduced to 93.7% and modified three-stage compressor has good flow match between the second stage and third stage, as a result its surge margin is enhanced by 5.8%.

EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF A SINGLE-SIDE SLOPE-SLOTTED ATOMIZER

Qu Benquan (*CAAC Flight College*)

ABSTRACT

A single-side slope-slotted atomizer has been constructed for single-side atomization. The experimental investigation has been carried out on flow pattern and flow resistance of this atomizer. The feature of its low total pressure loss is testified. The information on its atomization field has been collected, from which its atomization characteristics of single-side atomizing field and its fuel atomization density distribution are obtained. It is shown, that this atomizer is one of better atomizers for an afterburner of turbofan aeroengine.

NEURAL NETWORK APPROACH TO LIQUID ROCKET ENGINE HEALTH MONITORING

Huang Minchao, Feng Xin, Zhang Yulin

(*National University of Defense Technology*)

ABSTRACT

An ART2 (Adaptive Resonance Theory) neural network was trained to detect failures in a liquid rocket engine (LRE) from noisy normal steady-state sensor data. Power spectra of successive windows of individual sensor data were presented to an ART2 neural network to learn. The trained network was then tested to verify its effectiveness of failure detection and failure onset detection. Sensor data were collected from ground tests RS61 of the variable thrust LRE. The test results show that detected by the neural network corresponds with that the failure onset determined by experts from their post-test analyses.