

一种 40° 撞击角双股自击式喷嘴试验*

孙纪国¹, 王珏¹, 沈赤兵², 周进², 王振国²

(1. 北京丰源机械研究所, 北京 100076; 2. 国防科技大学 空间技术研究所, 湖南 长沙 410073)

摘要: 研究了一种 40° 撞击角双股自击式喷嘴冷流特性和热试验流量系数。冷流试验以常温水为介质, 用激光散射测粒仪和探针研究了该喷嘴的雾化质量和流强分布。在 1.35 MPa~ 1.75 MPa 的喷嘴压降下该喷嘴椭圆形喷雾的喷雾锥角为 26°~ 38°, 流强呈单峰型分布。统计研究了该喷嘴冷流试验和在液氧介质下热试验时的喷嘴流量系数, 流量系数在 0.6~ 0.8 之间。

关键词: 火箭推进剂; 喷嘴; 撞击式喷嘴; 推进剂雾化; 流量系数; 冷流试验; 热试车

中图分类号: V434.13 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2002) 03-0207-03

Experimental for a like-doublet injector with 40° impingement angle

SUN Ji-guo¹, WANG Jue¹, SHEN Chi-bing², ZHOU Jin², WANG Zhen-guo²

(1. Beijing Fengyuan Machinery Inst., Beijing 100076, China;

2. Inst. of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defence Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: A like-doublet injector with 40° impingement angle was investigated. Cold spray characteristics were tested using water, show good atomization quality and one peak mass distribution for this like-doublet injector. Spray angle for this like-doublet injector was 26°~ 38° when the injector pressure drop was 1.35 MPa~ 1.75 MPa. Hot tests using liquid oxygen were done for this pattern injector. Cold and hot discharge coefficients were obtained statistically for the like-doublet injector.

Key words: Rocket propellant; Injector; Impinging injector; Propellant spray; Flow coefficient; Cold flow test; Hot-firing test

1 引言

撞击式喷嘴利用射流的动能实现液柱的破碎, 具有响应快、能迅速混合和燃烧、易于制造等优点, 但对制造公差较敏感。双股自击式喷嘴是液体火箭发动机最常用的一种喷注器, 曾应用于 H-1, F-1 等火箭发动机上。一般地说, 大的撞击角可产生好的雾化和混合效果。Ingebo^[1] 试验过 90° 自击式喷嘴, Zajac^[2] 等研究了 60° 撞击式喷嘴和 45°~ 90° 撞击角对雾化性能的影响。Taylor^[3] 还对 60°~ 120° 撞击角的喷雾扇进行了测量和计算。试验研究表明, 撞击角大于 90° 将导致传向喷注器面的热流较大。在工程应用中撞击式喷嘴通常采用 60° 的撞击角。

本文通过冷流试验和热试验研究了一种 40° 撞击角的双股自击式喷嘴, 它是为一种火炬点火器^[4] 设计

的。由于火炬点火室结构尺寸较小的限制和热防护需求, 该自击式喷嘴采用了较小的撞击角。

2 试验方法及试验结果

本文研究的喷嘴壁厚为 3 mm, 射流撞击点距喷注面为 8 mm, 喷孔直径为 0.9 mm~ 1.1 mm。即喷嘴的长径比约为 3, 撞击点约为孔径的 8 倍。常温冷流试验以水为介质, 用激光散射测粒仪研究了喷雾平均尺寸^[5], 用探针测量了喷雾的空间流强分布。测量前用标准离子板进行校准, 获得系统测量误差, 用以对测量结果进行修正。测量流强时用口径为 3.5 mm 的探针采集液滴, 用秒表记录采集时间, 用天平为采集液称重。

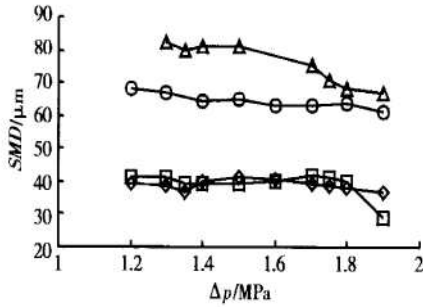
撞击式喷嘴的喷雾形状不完全对称, 所以在不同方向的测量结果不同。本研究从正面(喷雾扇面)和侧

* 收稿日期: 2001-04-27; 修订日期: 2001-08-20。

作者简介: 孙纪国 (1966—), 男, 硕士, 高级工程师, 研究领域为液体火箭发动机。

面(垂直于喷雾扇面)两个方向进行测量。测量了喷嘴压降为 1.35 MPa 和 1.75 MPa 的喷雾锥角。喷嘴压降为 1.75 MPa 时,测出喷雾扇面及其垂直面的喷雾锥角分别约为 38°和 26°,即该喷嘴的喷雾产生在最大喷雾锥角为 26°~ 38°的空间内,喷雾形状为椭圆形。

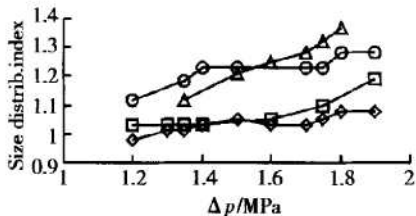
进行喷嘴雾化特性试验时分别测量了喷注面下游 11 mm 和 21 mm (离射流撞击点距离 3 mm 和 13 mm) 处正面和侧面的雾化液滴 Sauter 平均直径 SMD 和雾化尺寸分布均匀度指数 n (见图 1 和图 2)。



—◇— $Z=21\text{mm}$, edge view —□— $Z=21\text{mm}$, fan view
—△— $Z=11\text{mm}$, edge view —○— $Z=11\text{mm}$, fan view

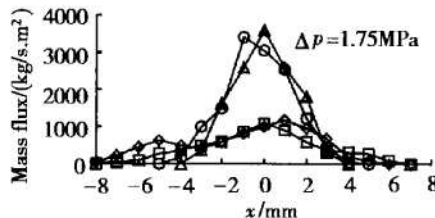
Fig. 1 SMD vs Δp

可见, SMD 随喷嘴压降的增大而减小, n 随喷嘴压降的增大而增大(n 越大, 雾化液滴尺寸分布越均匀)。因为喷嘴压降的增大将使两股射流以更大的动量撞击, 增加了液滴的破碎效果, 并且使液滴尺寸分布得更加均匀。由图可知, 离射流撞击点较远时 SMD 变小, 但 n 增大, 因为离喷注面越远, 射流撞击后破碎得越充分和均匀。由于双股自击式喷嘴椭圆形的喷雾形状, 在同一截面不同的测量方向上 SMD 和 n 也不一样, 在喷雾扇面液滴发生碰撞破碎和二次破碎的机会更多, 故正面测量的雾化质量高于侧面。随着离



—◇— $Z=21\text{mm}$, edge view
—□— $Z=21\text{mm}$, fan view
—△— $Z=11\text{mm}$, edge view
—○— $Z=11\text{mm}$, fan view

Fig. 2 Effect of pressure drop on size distribution index for single element like doublet



—◇— $Z=13\text{mm}$, edge view
—□— $Z=23\text{mm}$, edge view
—△— $Z=13\text{mm}$, fan view
—○— $Z=23\text{mm}$, fan view

Fig. 3 Mass flux distribution

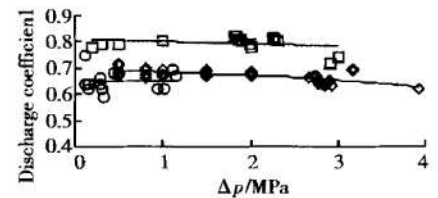
撞击点位置变远, 测量方向对 SMD 和 n 的影响逐渐减弱, 即在喷雾下游各处的雾化质量越来越细小均匀。

该双股自击式喷嘴的喷雾流强(见图 3)呈单峰分布, 可能是喷嘴的制造公差和试验测量误差导致其分布具有一定的不对称性。大体上看喷雾流强属对称单峰分布。由图可见, 离撞击点越远, 喷雾的最大流强越小, 且喷雾的分布跨度越宽越均匀, 这与自击式喷嘴的喷雾形状一致。在同一截面上正面和侧面测量的流强分布差别较小。喷嘴压降对流强的影响见表 1。喷嘴压降增大, 喷雾流强增大。

Table 1 Effect of pressure drop on mass flux for single like doublet injector

Δp / MPa	Maximum mass flux ($\text{kg} / (\text{s} \cdot \text{m}^2)$)			
	$Z = 13 \text{ mm}$		$Z = 23 \text{ mm}$	
	Fan view	Edge view	Fan view	Edge view
1.35	2 820	2 700	1 020	1 030
1.75	3 400	3 600	1 100	1 050

该双股自击式喷嘴用作氢氧火箭发动机的火炬点火室氧喷嘴参加了多次热试验, 工作介质为低温液氧。热试的自击式喷嘴射流速度为 10 m/s~ 35 m/s; 雷诺数 $Re = 500 \sim 2\ 100$ 。该型双股自击式喷嘴参加热试和冷试(无反压水试及在 1 MPa 反压下水试)的流量系数 C_d 统计于图 4, 分别约为 0.66, 0.68 和 0.80。随着喷嘴压降增大, 喷嘴流量系数有降低的趋势, 因为此时喷孔内流速很高, 静压很低, 使得在喷孔内发生了局部汽蚀而导致流量减小。与直流式喷嘴一样, 自击式喷嘴在反压下的流量系数高于无反压流量系数, 因为反压使射流更接近于喷孔壁面, 增大了有效流通面积。喷嘴热、冷试的差别主要与工作介质密度和物性的变化有关。



◇ Cold test ○ Hot test □ Cold test at 1MPa

Fig. 4 Discharge coefficient vs pressure drop for single like doublet injector

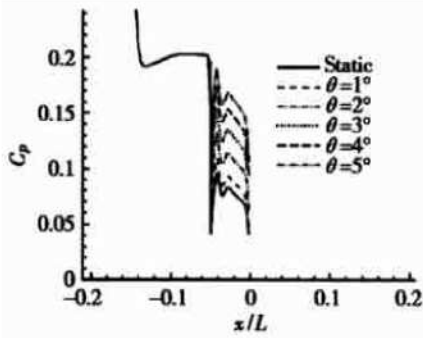


Fig. 6 Pressure coefficient along upper surface

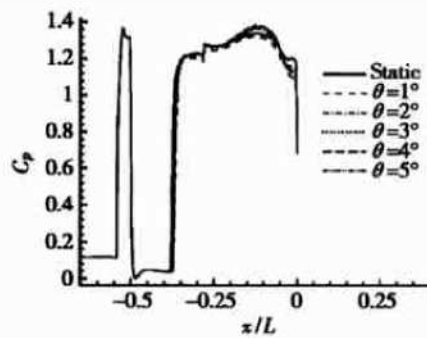


Fig. 7 Pressure coefficient along lower surface

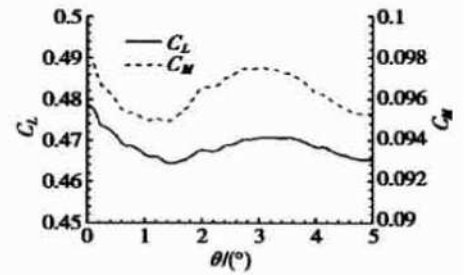


Fig. 8 Lift and moment histories

5 结论

本文的研究结果表明,改进的弹簧近似动网格方法以及耦合动网格的 Euler 解算器可用于数值模拟包含运动边界的非定常流场;该方法若应用于真实外形和计算条件可对航天器级间分离等问题提供有意义的参考数据。

参考文献:

- [1] Batina J T. Implicit flux-split Euler scheme for unsteady aerodynamic analysis involving unstructured dynamic meshes [R]. N91-10918, 1990.

- [2] 张来平. 非结构网格、矩形/非结构混合网格复杂无粘流场的数值模拟 [D]. 气动中心, 1996.
- [3] Blom F J. Considerations on the spring analogy [J]. *Journal of Aircraft*, 2000, 32: 647~ 668.
- [4] Venkatakrishnan V, Mavriplis D J. Implicit method for the computation of unsteady flows on unstructured grids [R]. N96-11971, 1995.
- [5] Baysal O, Luo Xiaobing. Staging of a hypersonic vehicle: numerical simulations using dynamic unstructured meshes [R]. AIAA 98-2412.

(编辑:王居信)

(上接第 208 页)

3 结论

在喷嘴压降为 1.35 MPa~ 1.75 MPa 时,长径比约为 3 的 40° 撞击角双股自击式喷嘴的喷雾锥角在 26°~ 38° 内,喷雾形状为椭圆形。

喷嘴的雾化质量随喷嘴压降增大而提高;离射流撞击点越远,雾化质量越好,且测量方向的影响越小。喷雾流强呈单峰对称分布。离射流撞击点越远,流强分布越均匀;在不同测量方向的流强分布基本一致。

喷嘴无反压冷试流量系数约为 0.68;在 1 MPa 反压下冷试流量系数约为 0.80;热试验喷嘴流量系数约为 0.66。

参考文献:

- [1] Ingebo R D. Drop size distribution for impinging jet breakup in airstreams simulating the velocity conditions in rocket combustors [R]. NACA TN 4222.
- [2] Zajac L J. Correlation of spray droplet size distribution and injection variables [R]. NASA CR-125674.
- [3] Taylor G I. Formulation of thin flat sheets of water [C]. *Proc. of the Roy. Soc., London, A Vol. 259*, 1960.
- [4] Sun J G, Wang J H, Wang J, et al. Experimental investigation of hydrogen oxygen torch igniter [C]. *The Proc. of 8th IS-COPS, Xi'an (China), June 1999*: 524~ 530.
- [5] 周 猛. 气液同轴式喷注器雾化特性和激光散射测粒技术研究 [D]. 长沙: 国防科技大学, 1991.

(编辑:王居信)