

# 真空环境下液体射流雾化特性的实验研究

李龙飞, 池保华, 杨伟东, 洪流  
(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

**摘要:** 为研究真空环境下液体的雾化特性及其影响因素, 建立了真空环境喷雾实验系统。用水模拟液体推进剂, 真空环境舱的初始真空度小于 10Pa, 采用高速动态分析系统测量了喷雾场。结果表明, 真空环境下液体射流的闪蒸是其破碎与雾化的主要因素之一; 喷射速度较低时喷口发生结冰现象; 随着喷射雷诺数的增大, 破碎长度变长而雾化锥角减小; 喷射速度相同时, 喷嘴直径增大, 破碎长度和雾化锥角随之增大。

**关键词:** 真空环境; 空间火箭发动机; 雾化特性; 闪蒸

**中图分类号:** V434.3-34

**文献标识码:** A

**文章编号:** (2010) 05-0027-04

## Experimental study on atomization characteristic of liquid jet in vacuum environment

LI Long-fei, CHI Bao-hua, YANG Wei-dong, HONG Liu  
(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

**Abstract:** In order to study the atomization characteristic and its influence on liquid jet in vacuum, an experimental system was built, in which water was used instead of the liquid propellant, the initial vacuum degree in the vacuum cabin was lower than 10 Pa, and the high-speed dynamic analysis system was adopted to measure the atomization. The experimental results show that the flashing of the liquid jet in vacuum environment is one of the main factors for atomization of liquid jet, the icing phenomenon occurs on the edge of injector as the jet velocity is low, the length to break up increases and the spray angle decreases with the increase of the liquid Reynolds number in vacuum, and while the jet velocity is same, the larger the diameter of nozzle orifice is, the longer the length to break up will be and the more the spray angle will become.

**Keywords:** vacuum environment; space rocket engine; atomization characteristic; flashing

## 0 引言

真空环境下液体在喷射过程中会发生闪蒸,

带走热量并可能结冰。这对于载人飞船, 排放废水若结冰会堵塞喷口, 恶化宇航员的生活质量; 对于液体空间火箭发动机, 会影响点火过程。参

收稿日期: 2010-09-21; 修回日期: 2010-10-12

基金项目: 总装备部预研项目

作者简介: 李龙飞 (1977—), 男, 高级工程师, 研究领域为喷雾燃烧

考文献 [1] 研究了太空环境下液滴凝固和升华过程, Kofsky 等<sup>[2]</sup>研究了近地轨道空间站废水排放过程, 给出了水的喷射现象; Foucaud 等<sup>[3]</sup>用水模拟肼燃料, 研究了燃料的喷注特性并评估了射流凝固堵塞喷孔的风险性; 刘伟民等<sup>[4]</sup>对低压液滴的形态和温度变化进行了研究; 刘昌波等<sup>[5]</sup>对  $N_2O_4$  的真空排放过程进行了实验。上述研究仅针对单个液滴或给出液体射流和闪蒸现象, 对真空环境下喷嘴结构和工作参数影响的研究尚不充分。本文研究了射流雷诺数、喷嘴直径等对真空射流的雾化特性的影响。

## 1 实验系统与方法

真空环境液体喷雾特性实验系统如图 1 所示, 主要包括真空环境模拟舱、喷射系统、高速动态光学诊断系统以及测控系统等。其中, 真空环境是利用旋片泵和罗茨泵组成的两级真空泵对环境舱抽真空, 由于在真空中液体可能较快挥发导致压力升高, 为缓冲压力的升高, 真空舱容积尽量大, 以保证实验时间内实验段压力升高较为缓慢, 同时减小真空舱压力波动。真空舱有效容积为  $3.5 \text{ m}^3$ , 两侧设置了光学玻璃窗口。高速动态分析系统包括高速摄影机、铜蒸汽激光器。推进剂的流量和压力分别通过质量流量计和麦克压力传感器测量。实验前依次开启压缩机、管道主阀、旋片泵和罗茨泵, 待压力稳定在  $1 \sim 10 \text{ Pa}$  时, 打开电磁阀并喷射水, 同时打开高速相机拍摄真空环境内的雾场。

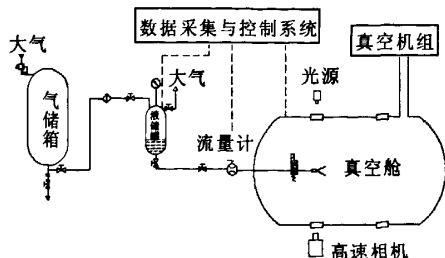


图 1 实验系统示意图

Fig. 1 Experiment system of atomization characteristic in vacuum environment

## 2 实验结果与分析

### 2.1 真空与大气环境的喷射现象

直径为  $\Phi 3.2 \text{ mm}$ 、长径比为 2 的直流喷嘴, 在真空和大气环境的喷射图像如图 2 所示。比较得出, 真空环境下的射流喷出较短距离发生破碎, 破碎长度明显变短; 真空环境下的射流雾化锥角明显增大。分析认为, 射流在真空环境下发生闪蒸, 并成为射流破碎与雾化的主要影响因素。真空环境下, 由于环境压力低于水的三相点, 液体产生过热现象并发生闪蒸, 使得液体内核产生气泡而液体外表面温度急剧降低, 当气泡生长到一定尺寸后就会爆裂, 引起射流的快速破碎并导致喷射锥角显著增大。

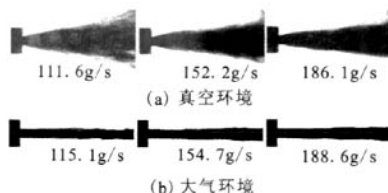


图 2  $\Phi 3.2 \text{ mm}$  直流喷嘴不同环境下射流图像

Fig. 2 Jet images of  $\Phi 3.2 \text{ mm}$  orifice injector in vacuum and atmospheric environments

### 2.2 雷诺数对破碎长度的影响

研究了真空环境下雷诺数对液体射流雾化特性的影响如图 3 所示。喷嘴直径为  $\Phi 0.6 \text{ mm}$ 。试验过程中环境初始真空度为不大于  $10 \text{ Pa}$ 。

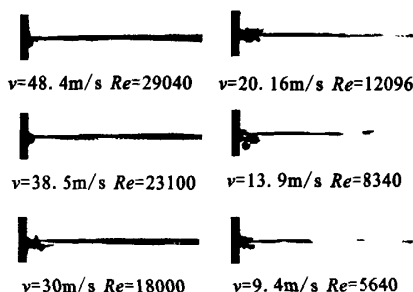
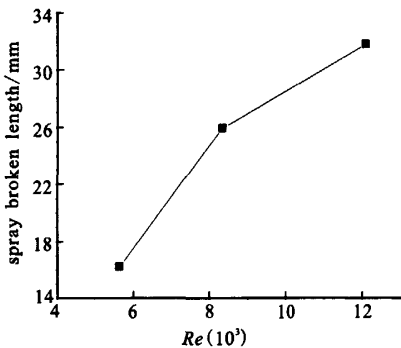


图 3  $\Phi 0.6 \text{ mm}$  直流喷嘴在不同雷诺数下的喷射图像

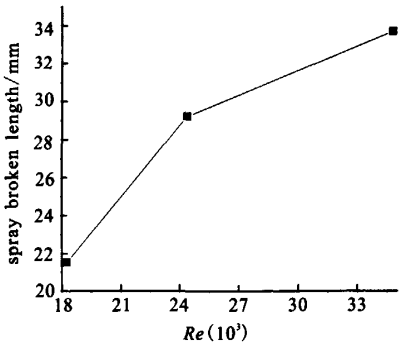
Fig. 3 Jet images of  $\Phi 0.6 \text{ mm}$  orifice injector at different Reynolds numbers in vacuum environment

从图 3 看出, 雷诺数较低时在喷口出现了结冰现象; 随着雷诺数的增大, 破碎长度明显增大; 当雷诺数增大到一定程度, 射流的破碎长度超出了光学窗口范围。

不同直径喷嘴和不同工况下破碎长度与雷诺数  $Re$  的关系曲线如图 4 所示。其中破碎长度定义为从喷嘴出口到液柱完全破碎成液滴处的距离。从图 4 可以看出, 不同直径的喷嘴, 破碎长度随  $Re$  的变化趋势相近。



(a)  $\Phi 0.6$  mm orifice injector



(b)  $\Phi 1.2$  mm orifice injector

图 4 破碎长度与雷诺数  $Re$  的关系曲线  
Fig. 4 Spray broken length with respect to Reynolds numbers

2.3 雷诺数对雾化锥角的影响

直径为 3.2 mm 的直流喷嘴, 不同雷诺数下的雾化锥角如图 5 所示。从图 5 中看出, 雷诺数增大, 雾化锥角显著减小。其中  $Re=16640$  时, 雾化锥角最大, 为  $61^\circ$ ;  $Re=80320$  时, 雾化锥角为  $13^\circ$ 。分析认为, 雷诺数较小对应的射流速度低, 在相同的距离内运动的时间短, 闪蒸发生的速度相对快, 对液相的影响也更剧烈, 表现为较

短距离后就破碎和更大锥角雾化的现象; 高雷诺数对应高喷射速度和大流量, 闪蒸发生的相对慢, 对液相的影响相对小些, 破碎长度更长, 雾化锥角变小。

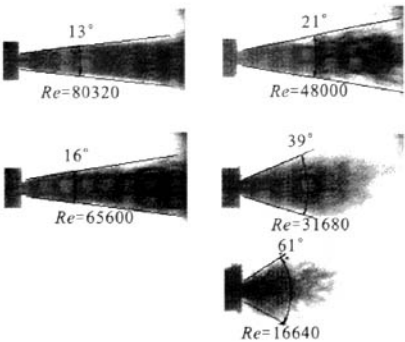


图 5  $\Phi 3.2$  mm 喷嘴在不同雷诺数下的雾化锥角  
Fig. 5 Spray angle of  $\Phi 3.2$  mm orifice injector at different to Reynolds numbers

2.4 喷嘴直径对雾化特性的影响

对不同直径喷嘴的雾化特性进行了实验。图 6 给出了喷射速度约为 20 m/s 的喷射图像。可以看出, 速度恒定, 喷嘴直径增大, 射流破碎长度随之增加, 但相对于喷射速度, 喷嘴直径对破碎长度影响要小; 喷嘴直径越大, 雾化锥角越大, 喷射速度为 20 m/s 工况下, 喷嘴直径为 0.6 mm 时, 难以观察到雾化锥角射流就发生了破碎, 喷嘴直径为 1.2 mm 和 3.2 mm 时, 雾化锥角分别为  $8^\circ$  和  $19^\circ$ ; 雾化锥角受喷嘴直径的影响程度, 与喷射速度相比, 相对较小。

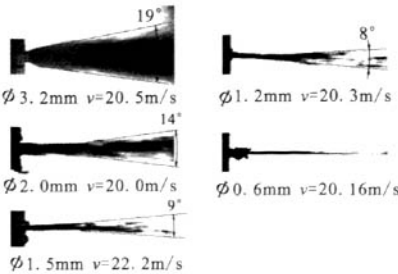


图 6 喷射速度为 20 m/s, 不同喷嘴直径下的雾化图像  
Fig. 6 Jet images in vacuum for orifice injectors with different diameters at  $v \approx 20$  m/s

### 3 结论

采用高速动态分析系统,研究了真空环境下液体射流的雾化特性。直流式喷嘴的直径为 $\Phi 0.6 \sim \Phi 3.2$  mm,射流速度为 $v=5 \sim 65$  m/s,研究得到的结论如下:

1) 真空与大气环境下,液体射流的雾化特性具有显著的区别,主要是真空环境下液体喷射发生了闪蒸,闪蒸成为射流破碎的主要因素;

2) 对于相同直径的直流式喷嘴,喷射雷诺数增大,破碎长度变长,雾化锥角减小;

3) 在相同喷射速度的条件下,喷嘴直径增大,破碎长度越长,雾化锥角越大;

4) 相对于喷嘴直径,真空环境下射流速度对闪蒸与雾化的影响更大。

#### 参考文献:

[1] NASA. Ice in space: an experimental and theoretical investigation with application to comets, NASA 19760016-029[R]. USA: NASA, 1976.

[2] KOFSKY I L, RALL D L, MARIS M A, et al. Phenomenology of a water venting in low earth orbit [J]. Acta Astronautica 1992, 26(5): 325-347.

[3] FOUCAUD R. Experimental study of the ariane 5 attitude control system (SCA) passivation, AIAA 2001-2763[R]. USA: AIAA, 2001.

[4] 刘伟民,毕勤成,刘璐,等. 低压闪蒸液滴形态和温度变化的研究[J]. 工程热物理学报, 2007, 28(6): 957-960.

[5] 刘昌波,张涛,李福云.  $N_2O_4$  真空排放实验研[J]. 火箭推进, 2006, 32(6): 1-5.

[6] MUNTZ E P, ORME M. Characteristics, control, and uses of liquid streams in space, AIAA1987-756 [R]. USA: AIAA, 1987.

[7] 杨永强,刘站国,徐浩海. 液氧煤油发动机低温组元两相充填过程研究[J]. 火箭推进, 2006, 32(6): 11-15.

[8] 范宇峰,黄家荣. 工质粘度对单相流体回路工作性能的影响[J]. 低温工程, 2007, 157(3): 20-24.

[9] 李进贤,何浩波,岳春国,等. 旋流式气/液同轴喷嘴常压雾化燃烧实验研究[J]. 宇航学报, 2008, 29(5): 1563-1569.

[10] 魏建勤,傅维镛. 柴油混合闪蒸喷雾的探索研究[J]. 工程热物理学报, 1998, 19(4): 509-513.

[11] CAROLE, DEXTER, MARK F. 液体火箭发动机燃烧装置试验缩比技术[C]// 第二届国际推进会议论文集. 法国: [出版者不详], 1996: 335-374.

(编辑: 马 杰)

(上接第16页)

通过设计分析,并经过试验验证,该海绵的性能达到设计指标要求。该管理装置可推广应用于其他类似的系统中。

#### 参考文献:

[1] JAEKLE D E, Jr. Propellant management device conceptual design and analysis: sponges, AIAA1993-1970 [R]. USA: AIAA, 1993.

[2] WALTER H. Design and manufacture of a propellant tank assembly, AIAA1997-2813[R]. USA: AIAA, 1997.

[3] WALTER H. Design, development, qualification and manufacture of the HS601 propellant tank, AIAA 1996-2748 [R]. USA: AIAA, 1996.

[4] DOWDY M W, HISE R E, PETERSON R G. Surface ten

sion propellant control for Viking 75 orbiter, AIAA 1976-596 [R]. USA: AIAA, 1976.

[5] BENTON Joe, JAEKLE Jr. Design and manufacture of a propellant tank assembly, AIAA 2007-5559 [R]. USA: AIAA, 2007.

[6] WALTER Tam, JAEKLE Jr. Propellant tank with surface tension PMD for tight center-of-mass propellant control, AIAA 2008-4942[R]. USA: AIAA, 2008.

[7] 胡文瑞,徐硕昌. 微重力流体力学 [M]. 北京: 科学出版社, 1999.

[8] 王赞社,顾兆林,冯诗愚,等. 低温推进剂贮箱增压过程的传热传质数学模拟[J]. 低温工程, 2007 (6): 32-35.

[9] 何景轩,何国强. 复合材料格栅结构的强度分析[J]. 固体火箭技术, 2010, 33(4): 449-453.

(编辑: 王建喜)