

火箭发动机燃气射流驱动液柱 降噪实验

张磊, 阮文俊, 王浩, 王政伟
(南京理工大学 能源与动力学院, 南京 210094)

摘 要: 为了研究单兵火箭燃气射流噪声抑制的方法, 设计了液体水柱放置在尾管中, 采用高速摄影系统观察了高温高压燃气驱动液体水柱在大气环境中的扩散过程, 并对气液混合物射流噪声声压进行了测量, 对比了有无液体水柱两种状态下射流的测试结果. 实验结果表明, 在尾管中放置液体水柱后, 由于气液之间的相互作用, 改变了燃气射流流场结构以及降低了射流特征参数. 通过与无液体水柱的燃气射流对比, 发现有液体水柱时整个测点区域的噪声声压级峰值均有较大幅度的降低, 且地面对声波的反射也减弱, 噪声声压级峰值随着测点偏离射流中心轴线角度的增大而逐渐减小. 因此, 放置液体水柱后起到了明显的降噪效果, 在偏离角为 45° 位置声压级峰值降低了 6.4 dB, 验证了此方案的可行性.

关 键 词: 燃气射流; 气动噪声; 液体水柱; 声学测量; 气液相互作用

中图分类号: V435; TJ711

文献标志码: A

Experiment on jet noise reduction with a liquid column driven by rocket engine gas jet

ZHANG Lei, RUAN Wen-jun, WANG Hao, WANG Zheng-wei

(School of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China)

Abstract: In order to investigate the effective method of individual rocket burned gas jet noise reduction, a designed liquid column was placed in the tail tube. The dispersion processes of high-temperature high-pressure combustion-gas driving the liquid column in the air was observed by using a high-speed photographic system, and gas-liquid mixture jet noise was also measured; the test results of jet were compared under two conditions of no-water-column and water-column. The experimental results show that then liquid column was put in the tail tube, the jet flow structure was changed and the jet flow parameters were decreased due to the interaction of gas jet with water. It is concluded that the sound pressure level peak is reduced to some extent in whole test points region with the liquid column, compared with the result of no liquid column gas jet; and the impact of the ground on the acoustic wave is weakened. With the increasing angle of the measuring points deviating from the jet central axis, the sound pressure level peak decreases. So the liquid column plays an important role in suppressing noise, the peak sound pressure level decreases by 6.4 dB at the angle of 45° , validating the feasibility of noise reducing scheme.

Key words: combustion-gas jet; aeroacoustics; liquid column;
acoustic measurement; gas-liquid interaction

收稿日期: 2014-08-30

基金项目: 国家自然科学基金(51305204)

作者简介: 张磊(1987—), 男, 湖北仙桃人, 博士生, 主要从事火箭燃气射流噪声及降噪研究.

超声速燃气射流噪声是单兵火箭发射的主要特征之一,它是由高速燃气与周围相对静止的介质急剧混合形成强烈的湍流脉动引起的噪声,不仅对周围工作人员和地面设施造成严重的危害,而且对火箭发射的可靠性和安全性产生一定的隐患^[1-4].射流噪声作为社会普遍关注的公害,对其形成机理及抑制方法研究具有重要的现实意义.为探讨燃气射流噪声的主要形成机理,寻求抑制射流噪声的有效方法,国内外展开了大量的基础性研究,一个噪声系统主要是由噪声源、传声途径、接受体三方面组成,因而噪声的控制一般也从这三方面去考虑^[5-6].从噪声源上根治噪声,是一种最积极、最彻底和最有效的降噪措施.根据燃气射流噪声产生机理以及辐射特性可知,要从噪声源本身出发降低射流噪声,其方法不外乎从调整射流结构和降低射流特征参数这两方面入手^[7-13].目前燃气射流降噪普遍采用的途径有喷水降噪和改变喷管结构降噪等.

美国 Langley 研究中心的 Kurbjun^[14]提出了微喷射流技术降噪试验方案,在火箭发动机点火时,利用喷水系统向发动机高温燃气射流流场中喷水,冷却水与燃气接触后雾化并形成细小的水滴,使得它与高温燃气接触面积变大,然后水迅速汽化,通过能量转换降低了燃气射流的速度和温度,这样就达到了抑制射流噪声的目的^[15-16].Thomas^[17]对火箭燃气射流喷水降噪问题进行了缩比试验,获得了喷水抑制射流噪声的规律.汪海洋、李晓东^[18]提出了按照一定方式配置三角凸台和 V 槽的组合喷嘴,通过实验表明:组合喷嘴完全抑制了超声速喷流噪声,而且对其他超声速喷流噪声成分的幅值也有一定程度的降低,但组合喷嘴的平均推力损失在 3% 左右.

综上所述,国内外学者虽然针对射流噪声的抑制开展了一些研究工作并取得了一定的成效,但这些方法会造成其它方面的损失或在工程应用中不便操作,未从根本上解决燃气射流降噪这一难题.根据燃气射流噪声产生机理及辐射特性,本文以单兵火箭发射为背景,提出了燃气射流驱动液体水柱的射流降噪方案,针对该方案进行了实验研究,对比了有无液体水柱两种状态下的射流流场和声场的实验结果,并对放置液体水柱后的降噪效果进行了初步分析与研究.

1 实验装置及测试方法

实验装置如图 1 所示,主要由燃烧室、连接

管、喷管、液体水柱、尾管、底座组成.为了便于安装,液体水是装在封闭的薄壁塑料圆柱中,然后放置在尾管里面.喷管构型及结构参数如图 2 所示,喷管喉径为 37.5 mm,出口直径为 77.6 mm.其工作原理是利用电点火装置点燃填充在燃烧室内的火箭推进剂,迅速燃烧后产生高温高压的燃气,当燃烧室的压力增加到一定水平时,喷管喉部的堵片被冲破,燃气经过喷管扩张段加速后,形成的超声速燃气射流作用于液体水柱,燃气在与液体水柱相互作用掺混过程中一起喷射到大气环境中.实验装置竖直向上放置,气液混合物射流在大气中的扩展过程借助于 FASTCAM-APX 型高速摄像系统记录,设定高速摄像系统的最大像素为 $256 \text{ Pixels} \times 512 \text{ Pixels}$,采样率为 4000 帧/s.

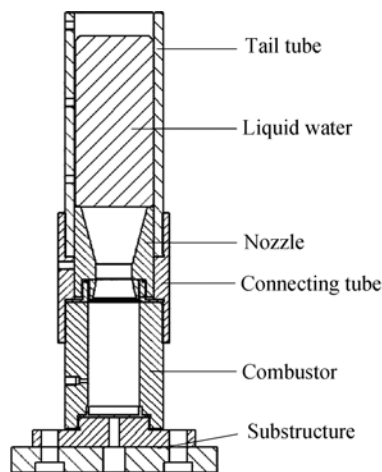


图 1 实验装置示意图

Fig. 1 Experimental apparatus

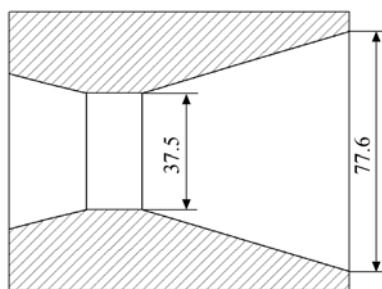


图 2 实验喷管结构(单位:mm)

Fig. 2 Structure of the experiment nozzle (unit:mm)

为了能在半圆形空间上布置声压测点,设计加工了一个传感器安装支架,传感器在支架上横向和纵向的位置都可以调节.在实验中采用瑞士 KISTLER 系列 211B5 和 211M150 两种型号的传感器,固有频率为 500 kHz,其主要是利用石英

晶体的压电效应原理来测量的. 传感器的具体布置位置如图3所示, 噪声声压测点分布在以尾管出口中心为圆心, 以1.5 m为半径的圆弧上, 燃气射流方向为起始角度, 共布置了 $45^{\circ} \sim 116^{\circ}$ 范围内的6个测点(116° 的测点为支架上的最低点). 由于燃气射流噪声具有极强的脉动特性, 使得数据采集系统要具备频带宽、采样频率高、存储容量大等特点, 实验时采用 DEWE-2010 系列瞬态记录仪. 利用同步装置进行点火触发和记录.

在实验中为了减小外界环境带来的误差, 本实验是在地形开阔的空地上进行的, 湿度小于50%, 环境温度为 25°C 左右, 风速小于3级.

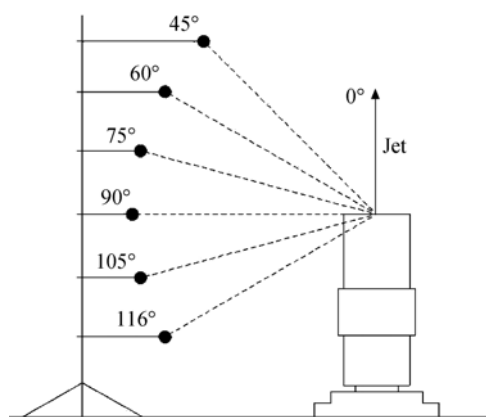


图3 噪声传感器测点布置

Fig. 3 Location of noise sensors

2 实验结果对比及分析

实验中采用的液体水柱质量为0.95 kg, 其直径为91 mm, 长度为151 mm, 液体水是采用饮用纯净水(在后续的实验中将会使用带有阻燃剂、防冻剂以及悬浮颗粒等化合物的液体水). 图4为其他实验条件都相同的情况下, 无液体水柱和有液

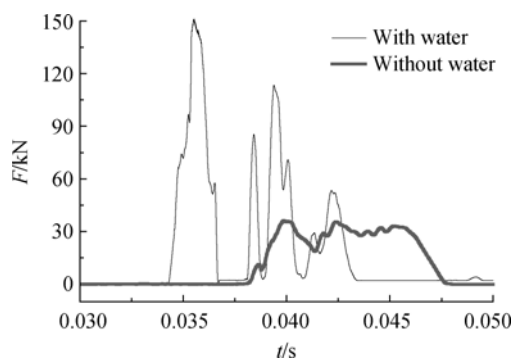


图4 测试系统测得的推力曲线

Fig. 4 Thrust curves from experiment system

体水柱两种不同状态下推力-时间曲线. 曲线中间出现最小值, 可能由于实验过程中对压力传感器的预紧力不够, 实验台的弹性振动导致的.

2.1 射流流场对比分析

图5是利用高速摄像仪分别对无液体水柱燃气自由射流和放置液体水柱后气液混合物自由射流的两种不同状态下的流场进行了对比拍摄. 燃气在点火瞬间以低速从燃烧室流入喷管, 由于喷管喉部堵片的惯性约束作用, 燃烧室的燃气压力随着推进剂的快速燃烧而急剧上升, 当堵片前燃气压力上升到一定程度时, 燃气冲破堵片的约束进入尾管.

从图5(a)可以看出, 在无液体水柱的情况下, 当燃气射流从尾管刚进入大气环境时, 即在 $t=32.25\text{ ms}$ 时, 燃气射流的头部轮廓比较规则, 呈圆弧形. 由于燃气射流的温度较高, 射流流场内部都呈高亮特性. 射流沿轴向扩展较明显, 沿径向发展则较缓慢. 燃气向上喷射过程中, 射流头部外围有一层弧形的冲击波向四周扩散. 在 $t=35\text{ ms}$ 时, 尾管出口开始出现大量白烟, 并沿着射流边界向上漂移, 导致射流上游边界形状极不规则.

当尾管中放置液体水柱时, 燃气射流进入尾管内作用于液体水柱, 类似于发生一个轻微的水下爆炸. 由于高温高压燃气对尾管内液体水柱的冲击, 引起气液接触表面的相互作用, 在这个过程中接触表面会分裂, 从而促进了燃气与液体水柱的充分混合. 随着气液混合物在尾管中向上喷射, 气液之间的湍流掺混强度越来越剧烈. 如图5(b)所示, 在 $t=34\text{ ms}$ 时, 射流才开始从尾管中喷出. 在气液相互作用过程中, 液体水雾化后形成细小的水滴, 由于水滴的汽化而吸收了部分燃气的热能, 致使射流流场的温度降低, 因此在图5(a)中出现的大幅度高亮区几乎不可见, 整个流场区域基本都被水雾所笼罩; 燃气在驱动液体水柱时要做功, 也要消耗部分燃气动能, 因而气液混合喷射的轴向扩展速度相对变慢, 而径向发展范围变大. 在 $t=38\text{ ms}$ 时, 射流的边界表现出了 Kelvin-Helmholtz 不稳定效应, 其外轮廓呈锯齿状. 液体在前端锯齿状液体流的牵引下向四周扩散, 形成以径向为主, 切向上交错相连的树枝状形态, 这些锯齿状的液体丝在扩散过程中逐渐变细, 进而在表面张力作用下破碎成较小的液滴. 并且直到 $t=44\text{ ms}$ 时, 射流中也没有出现如图5(a)中尾管出口附近存在的白烟.

通过对有无液体水柱两种状态下射流流场图

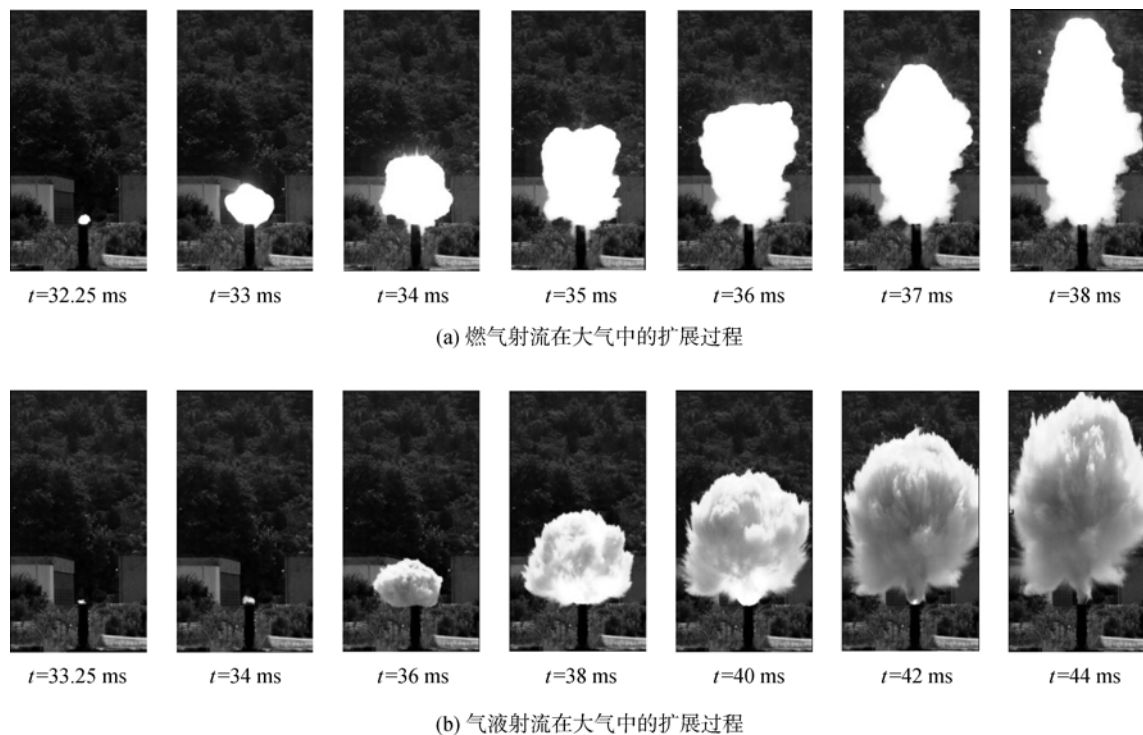


图5 不同时间射流流场的分布

Fig. 5 Distribution of jet flow field at different time

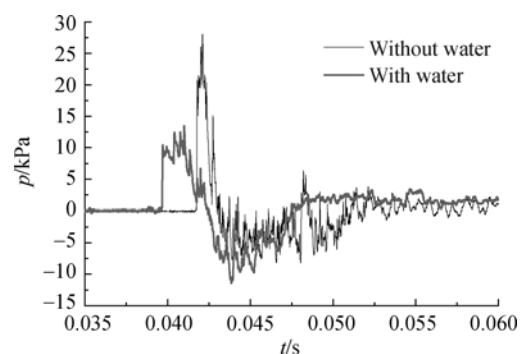
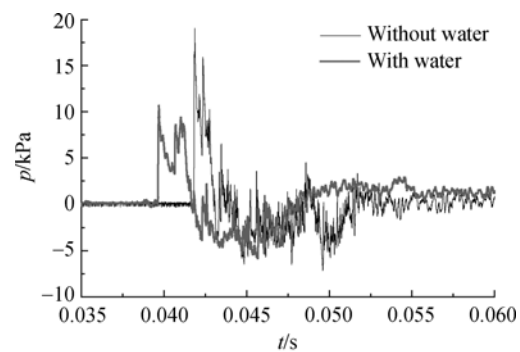
片的对比分析可以发现,由于液体水柱的阻滞和冷却作用,使射流沿轴向扩展速度明显减小,径向扩展速度变大,射流温度降低.液体水柱在高速高温燃气射流冲击作用下,破碎现象非常明显,并形成大量的水雾,使气液混合物的流型较为分散,流场中几乎看不到高亮区的产生.这些都体现了液体水柱对燃气射流流场产生了显著的影响,在一定程度上改变了射流流场的结构、速度分布和温度分布.

2.2 射流声场对比分析

图6显示了各个测点有无液体水柱两种状态下的声压时域信号.对比分析可以发现,在尾管中放置液体水柱后,每个测点的噪声声压峰值有明显的降低,说明较好地抑制了燃气射流噪声.第1次峰值出现的时间相对无液体水柱时的提前了2.5 ms左右,随着偏离角度的变化,峰值也都有一定程度的改变,如表1所示.在 $\theta=45^\circ$ 处,声压峰值降低幅度最大为14.7 kPa,而在 $\theta=105^\circ$ 时,声压峰值降低幅度最小为1.3 kPa.在图6中可以看到放置液体水柱后声压曲线会出现比较清晰的两个峰值,第2个峰值的出现可能是由于燃气对液体水柱的冲击和水滴的破碎带来的附加噪声^[15],第2个声压峰值大小相对于单纯的燃气射流噪声声压峰值大幅度减小,因此其对降噪效果

的影响可以忽略.

综合比较分析图6(a)~图6(f)可见,在无液体水柱时,高温高速燃气流通过尾管射出后,与周围相对静止的大气环境急剧掺混,从而使得射流

(a) $\theta=45^\circ$ (b) $\theta=60^\circ$

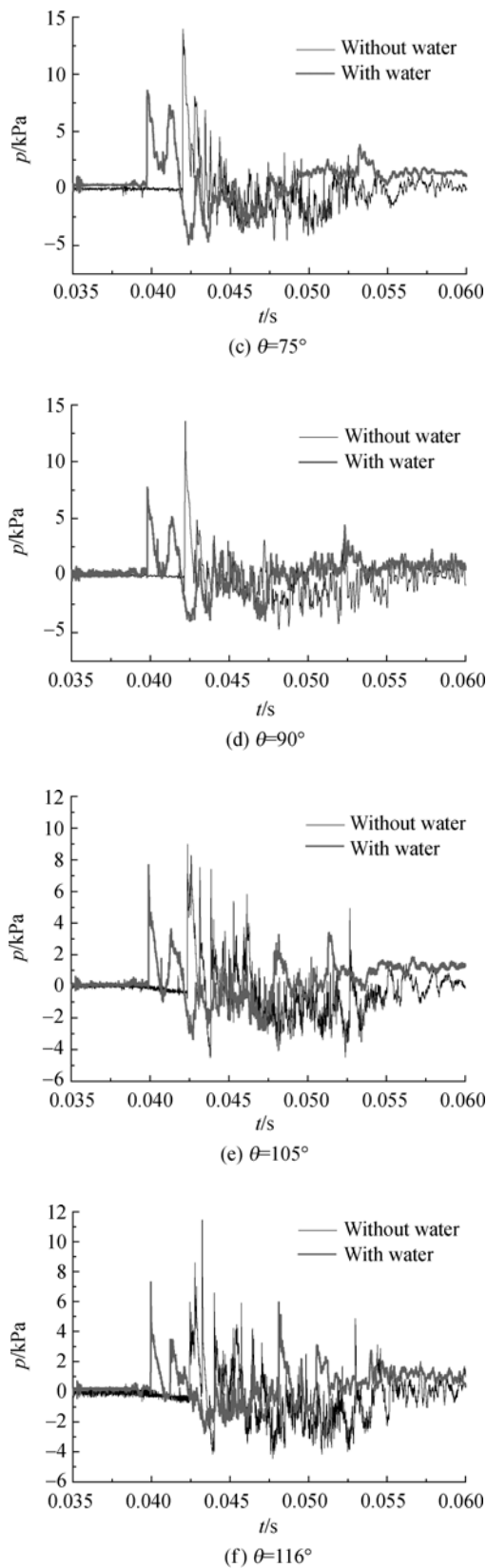


图6 不同角度的声压时域信号

Fig. 6 Time-domain signal of sound pressure in different angles

表1 不同测点的声压峰值

Table 1 Peak value of the sound pressure in different angles

声压测点 角度 $\theta/(^{\circ})$	声压峰值/kPa	
	无液体水柱	加液体水柱
45	28.16	13.46
60	18.97	10.66
75	13.96	8.53
90	13.53	7.74
105	8.98	7.68
116	11.44	7.30

边界层中形成强烈的湍流脉动,因此各个测点的噪声声压波动较大,特别是在 $\theta=105^{\circ}$ 、 116° 处,主要是由于地面对声波的反射造成的;而在尾管中放置液体水柱后,液体水柱受到燃气射流的冲击瞬间破碎、雾化以及在大气中的扩散都消耗了燃气射流的部分能量,因而各个测点的噪声声压波动相对较小,而且要比无液体水柱时提前达到稳定变化。而当液体水柱质量过大时,多余的液体水还没与燃气掺混就飞溅出去,并产生了附加冲击噪声。因此在后续试验中会选出最优化的液体水柱。

在火箭发射时,燃气射流噪声的峰值对周围人以及设备影响最大,为了能够更加直观的体现本文降噪方案的有效性,图7给出了与图6相对应的射流噪声声压级峰值随测点偏离射流中心轴线角度的变化趋势。

从图7可以看出,燃气射流噪声声压级 L_p 都随着偏离角度的增加而减小,而在最低测点 $\theta=116^{\circ}$ 要比 105° 处噪声声压级大,这主要是由于地面对声波的反射所导致的,在 $\theta=45^{\circ}$ 处达到最大 183.0 dB。在尾管放置液体水柱后,射流噪声声压级也是随着偏离角度的增加而减小,而在 $\theta=116^{\circ}$ 处没再出现跳动,说明地面对声波的反射减少或是几乎没有,相对无液体水柱时的射流,整个声压测点范围内的噪声声压级均有所降低,在 $\theta=45^{\circ}$ 时降噪效果最好,为 6.4 dB。如前文中所分析,由于燃气射流作用于液体水柱后,水雾化并形成细小的水滴,使得与高温燃气接触面积增大,通过水的迅速汽化吸收噪声进行能量转换,同时水雾也抑制了火焰和激波的传播,且使射流边界层中的湍流脉动弱化,从而实现了有效降噪。这与文献[10]中的燃气射流喷水降噪的基本原理一致,但本文实验装置简单,方便安装,没有复杂的喷水

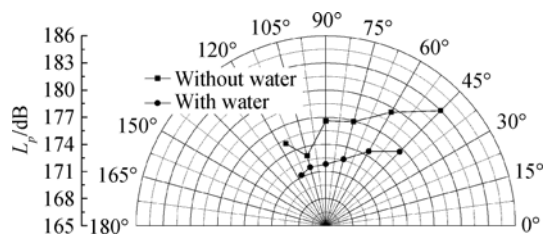


图7 有、无液体水柱声压级峰值比较

Fig. 7 Comparison of the sound pressure level peak value with and without water

系统,液体水质量较轻,降噪效果也相对更明显。

3 结 论

通过本文的实验研究,得到以下结论:

1) 在尾管中放置液体水柱后,由于液体水柱的阻滞和冷却作用,射流的轴向扩展速度相对于原燃气自由射流减小,径向扩展更加明显。液体水柱在高温高速的燃气冲击下破碎并形成大量水雾,使气液混合物的流型较为分散,流场中基本无高亮区,说明射流的温度降低。因此,液体水柱在一定程度上改变了射流结构以及降低了射流特征参数。

2) 在尾管中放置液体水柱后,每个测点的噪声声压峰值都有明显的降低,第1次峰值出现的时间比无液体水柱时提前了2.5 ms左右,第2个峰值可能是由于燃气对液体水柱的冲击和水滴的破碎造成的附加噪声。由于地面对声波的反射,在 $\theta=105^\circ, 116^\circ$ 处燃气射流噪声声压波动较大。

3) 燃气射流噪声声压级峰值都随着偏离角度的增加而减小,而在 $\theta=116^\circ$ 处的声压级峰值比 105° 的大,这主要是因为地面对声波的反射导致的。在尾管中放置液体水柱后,在整个声压测点范围内的噪声声压级峰值均有较大幅度的降低,并在 $\theta=116^\circ$ 处不再出现跳动,说明该方案起到了明显的降噪效果。在 $\theta=45^\circ$ 处降噪效果最好,降噪值为6.4 dB。

参考文献:

[1] Sutherland L C. Progress and problems in rocket noise prediction for ground facilities[R]. AIAA 1993-4383, 1993.

[2] Gely D, Elias G, Bresson C. Reduction of supersonic jet noise: application to the Ariane 5 launch vehicle[R]. AIAA 2000-2026, 2000.

[3] 李军. 单兵火箭燃气射流冲击噪声场的形成与发展[J]. 南京理工大学学报, 2006, 30(6): 679-683.

LI Jun. Forming and developing of impact jet noise flow field of individual rocket[J]. Journal of Nanjing University of Science and Technology, 2006, 30(6): 679-683. (in Chinese)

[4] 徐强, 廖光焯, 李军, 等. 火箭燃气射流近场噪声特性实验研究[J]. 推进技术, 2002, 23(4): 318-320.

XU Qiang, LIAO Guangxuan, LI Jun, et al. Experimental study of near field rocket noise in exhausted flow field[J]. Journal of Propulsion Technology, 2002, 23(4): 318-320. (in Chinese)

[5] 张统. 航天发射污染控制[M]. 北京: 国防工业出版社, 2010.

[6] 谭兴良. 武器与机械噪声及其控制[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 1993.

[7] 乔渭阳. 航空发动机气动声学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2010.

[8] 张福祥. 火箭燃气射流动力学[M]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学出版社, 2004.

[9] Krothapalli A, Ven Katakrisnan L, Elavarasan R, et al. Supersonic jet noise suppression by water injection[R]. AIAA 2000-2025, 2000.

[10] Kandula M, Lonergan M J. Effective jet properties for the estimation of turbulent mixing noise reduction by water injection[R]. AIAA 2007-3645, 2007.

[11] Callender B, Gutmark E, Martens S. Far-field acoustic investigation into chevron nozzle mechanisms and trends[J]. AIAA Journal, 2005, 43(1): 87-95.

[12] 王兴, 郑刘, 周月荣, 等. 不同喷嘴射流流场结构及噪声[J]. 推进技术, 2011, 32(3): 365-369.

WANG Xing, ZHENG Liu, ZHOU Yuerong, et al. Flow field structure and noise for different nozzles[J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(3): 365-369. (in Chinese)

[13] 胡声超, 李昂, 鲍福廷, 等. 多喷管燃气降噪方案可行性数值研究[J]. 固体火箭技术, 2012, 35(2): 198-202.

HU Shengchao, LI Ang, BAO Futing, et al. Numerical research on jet noise reducing with multi-nozzle geometry [J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2012, 35(2): 198-202. (in Chinese)

[14] Kurbjun M C. Limited investigation of noise suppression by injection of water into exhaust of afterburning jet engine[R]. NACA-RM-L57L05, 1958.

[15] 徐悦, 周旭, 张志成, 等. 火箭发动机燃气射流喷水降噪研究[J]. 航空动力学报, 2010, 25(4): 816-820.

XU Yue, ZHOU Xu, ZHANG Zhicheng, et al. Reduction of rocket engine jet noise by water injection[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(4): 816-820. (in Chinese)

[16] 陈钰, 周旭, 童丽, 等. 喷水对火箭射流噪声的影响研究[J]. 环境工程, 2012, 30(增刊): 172-175.

CHEN Yu, ZHOU Xu, TONG Li, et al. Estimation of rocket noise reduction by water injection[J]. Environmental Engineering, 2012, 30(suppl.): 172-175. (in Chinese)

[17] Thomas D N. Reductions in multi-component jet noise by water injection[R]. AIAA 2004-2976, 2004.

[18] 汪海洋, 李晓东. 超声速喷流啸声的控制方法[J]. 推进技术, 2007, 28(2): 211-215.

WANG Yanghai, LI Xiaodong. Control methods for supersonic jet screech tones[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(2): 211-215. (in Chinese)

(编辑: 秦理曼)