

文章编号: 1000-8055(2010)04-0816-05

火箭发动机燃气射流喷水降噪研究

徐悦, 周旭, 张志成, 陈钰, 刘利宏
(中国人民解放军总装备部工程设计研究总院, 北京 100028)

摘 要: 采用有限体积法预估喷水对火箭燃气射流气动噪声的抑制程度. 建立并求解了守恒的控制体的质量、动量和能量方程, 得到了燃气和水掺混后的等效射流参数, 分析了水和燃气的质量流率比对等效射流参数和降噪效果的影响. 计算结果和试验数据的结果基本吻合. 结果显示, 当水和燃气的质量流率比超过一个临界值之后, 降噪效率会降低.

关 键 词: 火箭发动机; 射流噪声; 有限体积法; 等效射流参数; 质量流率比

Reduction of rocket engine jet noise by water injection

XU Yue, ZHOU Xu, ZHANG Zhi-cheng, CHEN Yu, LIU Li-hong
(Center for Engineering Design and Research under the Headquarters of General Equipment,
The Chinese People's Liberation Army, Beijing 100028, China)

Abstract: A finite volume method was applied to determine rocket jet noise reduction due to water injection. Mass, momentum and energy equations based on the control volume were built and solved, and the equivalent jet parameters due to mix of the jet and water were obtained. The effect of the water-to-jet mass flow rate ratio on equivalent jet parameters and noise reduction was analyzed. The calculation results show the agreement with experimental data. The results indicate that the efficiency of noise reduction reduces when the mass flow rate ratio exceeds the critical value.

Key words: rocket engine; jet noise; finite volume method; equivalent jet parameter; mass flow rate ratio

大型运载火箭的发射过程中, 由燃气射流引发的气动噪声可达到 170 dB 以上, 从而对运载火箭的载荷、结构以及地面设施造成巨大危害. 在火箭点火时向发动机燃气射流场中喷水是最有效的降噪方案, 冷却水雾化后形成细小的水滴, 与高温燃气接触面积增加, 使水迅速汽化并吸收噪声^[1]. 喷水抑制火箭射流高强度噪声的方法在国外早已得到广泛应用, 例如美国的航天飞机发射时的点火超压和发射噪声都采用了喷水抑制手段, 水的质量流率和发动机喷气质量流率的比值约为 1~2 的条件下, 可以降噪大约为 8~12 dB, 从而满足

了航天飞机的仪器舱和载人环境的噪声载荷设计要求^[2].

火箭燃气射流喷水降噪问题的研究主要依靠全尺度试验和缩比试验方法, 而采用完全的数值方法对这一复杂过程开展研究目前还存在很多困难^[3-13]. 常温水射流与超声速高温燃气射流之间存在强烈的相互作用, 在超声速燃气流中, 液滴将发生二次破碎、变形、湍流扩散、蒸发、液滴间碰撞及气液相间耦合作用, 利用数值方法很难准确地模拟出这种具有高温高速特征的两相流现象, 而气动声场的计算又是完全建立在高精度的流场计

收稿日期: 2009-04-16; 修订日期: 2009-08-16

基金项目: 国家自然科学基金(10904178); 中国博士后科学基金(200902673, 20080431377)

作者简介: 徐悦(1979-), 男, 辽宁沈阳人, 博士后, 研究方向为火箭射流流体力学. E-mail: xuyue@sa.buaa.edu.cn

算结果基础之上.因此,有必要寻找相对简单的研究方法较为准确地预估喷水降噪的效果.

本文采用了修正的有限体积计算方法^[14],通过求解守恒的控制体的质量、动量和能量方程,得到喷水后的等效射流参数,并进一步获得喷水条件下的气动噪声特性的变化规律.

1 控制体积法

1.1 控制方程和假设

针对图1所示的控制体,建立控制界面1和2之间的连续方程、动量方程、能量方程和理想气体状态方程

$$\begin{cases} \rho_1 u_1 A_1 = \rho_2 u_2 A_2 - \dot{m}_w \\ \rho_2 u_2^2 A_2 - \rho_1 u_1^2 A_1 = -F_d + \eta \dot{m}_w u_p \\ \dot{m}_2 (c_p T_2 + u_2^2/2) = \\ \dot{m}_1 (c_p T_1 + u_1^2/2) - F_d u_p + \eta \dot{m}_w T_p c_{pl} \\ \rho_1 R_1 T_1 = \rho_2 R_2 T_2 \end{cases} \quad (1)$$

式中 $\dot{m}_w$ 是水沿轴向的质量流量, F_d 为液滴阻力, u_p 为液滴速度, η 是蒸发的水质量分数, c_{pl} 为液体的比定压热容. $\dot{m}_w$ 和总的水质量流量 $\dot{m}_{wt}$ 的关系为 $\dot{m}_w = \dot{m}_{wt} \cos \alpha$, α 是喷射角度.

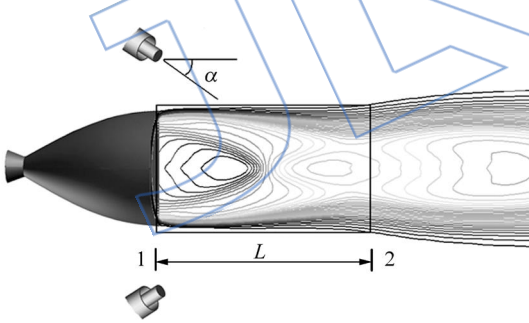


图1 控制体喷水示意图

Fig.1 Schematic of control volume with water injection

根据具体问题的特点进行如下的物理假设:射流混合物符合理想气体定律,气体常数近似一致,且液滴均匀分布在控制体内的气体混合物中;液滴是刚性的球形体,其尺度和温度均匀,温度为饱和温度,即 $T_p = T_{sat}$;控制体轴向宽度设置为两倍的喷气直径,即 $n = L/d = 2$;忽略了热辐射效应和由于水的冲击碰撞、破碎产生的附加噪声.

1.2 等效燃气射流参数

控制界面1的参数为喷管出口参数,控制界面2的参数为液滴在控制体内和燃气进行掺混之

后的流场参数,定义为等效燃气射流参数.利用控制体的连续方程和动量方程可以得到等效射流速度和喷管出口速度的比值

$$\frac{u_2}{u_1} = \frac{1}{\left[1 + \eta \frac{\dot{m}_w}{m_1}\right]} \left[1 - \frac{F_d}{\rho_1 u_1^2 A_1} + \frac{\eta \dot{m}_w u_p}{\rho_1 u_1^2 A_1}\right] \quad (2)$$

其中

$$\frac{F_d}{\rho_1 u_1^2 A_1} = N_p C_d \left(\frac{A_p}{A_1}\right) \frac{1}{2} \left(1 - \frac{u_p}{u_1}\right)^2 \quad (3)$$

$$\frac{\eta \dot{m}_w u_p}{\rho_1 u_1^2 A_1} = \eta \left(\frac{\dot{m}_w}{m_1}\right) \left[1 - \frac{Re_p}{Re_1} \frac{d_1}{d_p}\right] \quad (4)$$

式中 N_p 是控制体内气相混合物单位体积的液滴数,其表达式为

$$N_p = \frac{3}{2} \left(\frac{\dot{m}_w}{m_1}\right) \left(\frac{\rho_1}{\rho_p}\right) \left(\frac{d_1}{d_p}\right)^3 n (1 - \eta) \quad (5)$$

其中 Re_1 是燃气射流的雷诺数, Re_p 是液滴的相对雷诺数.

利用控制体的连续方程和能量方程可以得到等效射流温度和喷管出口温度的比值,并对文献[14]中的公式进行了修正,得到

$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{1}{\left[1 + \eta \frac{\dot{m}_w}{m_1}\right]} \cdot \left[1 + \frac{u_1^2}{2 c_p T_1} - \frac{F_d u_p}{m_1 c_p T_1} + \frac{\eta \dot{m}_w T_p c_{pl}}{m_1 c_p T_1}\right] - \frac{u_p^2}{2 c_p T_1} \quad (6)$$

进一步得到射流密度、马赫数和喷口横截面积比分别为

$$\begin{cases} \frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{T_1}{T_2} \\ \frac{Ma_2}{Ma_1} = \left(\frac{u_2}{u_1}\right) \left(\frac{\rho_2}{\rho_1}\right)^{1/2} \\ \frac{A_2}{A_1} = \left(\frac{\rho_2}{\rho_1}\right) \left(\frac{u_1}{u_2}\right) \left[1 + \eta \frac{\dot{m}_w}{m_1}\right] \end{cases} \quad (7)$$

1.3 液滴的阻力和汽化传热计算

考虑了汽化影响的液滴阻力系数为

$$C_d = C_{d0} / (1 + B) \quad (8)$$

其中

$$C_{d0} = \frac{24}{Re_p} + \frac{6}{1 + Re_p^{0.5}} + 0.4 \quad (9)$$

式中 B 是斯波尔丁输运系数

$$B = \frac{h_{fg}}{c_p (T_{je} - T_{sat})} \tag{10}$$

式中 h_{fg} 为液体蒸发的汽化潜热, T_{je} 为传热平衡气体温度. 根据液滴汽化热和燃气向液滴传热的热平衡

$$q_p = q_v \tag{11}$$

可以得到液滴汽化分数 η 的表达式

$$\frac{1}{\eta} = 1 + \frac{Pr}{Nu} \left(\frac{d_1}{d_p} \right)^2 \frac{3}{2} \left(\frac{\rho_l}{\rho_p} \right)^n \left[\frac{h_{fg}}{c_p (T_{je} - T_{sat})} \right] \tag{12}$$

1.4 特征量

为了使方程组封闭可解,通过定义一组特征量 c_1 和 c_2 来分别表征液滴的特性参数 d_1/d_p 和 Re_p .

$$\frac{d_1}{d_p} = \left[\frac{1}{c_1} \frac{Re_1}{(\rho_l/\rho_p)} \right]^{\frac{1}{2}} \tag{13}$$

$$Re_p = c_2 \frac{Re_1}{(d_1/d_p)} \tag{14}$$

由于液滴尺度和雷诺数的变化复杂,因此假设 c_1 和 c_2 是定值,具体数值需要根据试验数据进行修正.

2 噪声计算

火箭发射气动噪声计算采用了经典的声源定位法^[15],将燃气射流沿射流轴线坐标 x 划分成不同长度的声功率段,分别计算各个声功率段在某个接收点处不同频率下的声压级频谱分布,通过对数求和得到接收点的总声压级 P_{oaspl} .

利用等效燃气射流参数,进一步求解喷水对多激波波节结构的宽带激波噪声的降低程度^[16]. 喷水后单个波节总声压级的减小值为

$$\Delta P_{spl} = 20 \lg \left(\frac{Ma_1^2 - 1}{Ma_2^2 - 1} \right) \tag{15}$$

不喷水燃气射流包括 n_s 个波节,因此 n_s 个波节总声压级减小值为

$$\Delta P_{oaspl} = n_s \Delta P_{spl} \tag{16}$$

3 实例分析

选取某试验发动机的自由射流工况进行喷水降噪分析. 喷水系统的喷水角度 $\alpha = 60^\circ$. 传感器的布置见图 2,以发动机喷管出口中心为圆心,以 r 为半径的圆弧上布置传感器,射流方向为起始

角度,共布置 7 枚传感器,角度分别为 $40^\circ, 60^\circ, 80^\circ, 100^\circ, 120^\circ, 140^\circ, 180^\circ$, 对应编号依次为 1~7. 设喷水质量流率和发动机燃气质量流率之比为 $\lambda = \dot{m}_{wt}/\dot{m}_1$, 分别进行了 $\lambda = 0$ (不喷水), 2.4, 3.5, 5.5 共四种工况的喷水降噪试验. 根据试验高速摄影可知该自由射流场包含 5 个明显的激波波节.

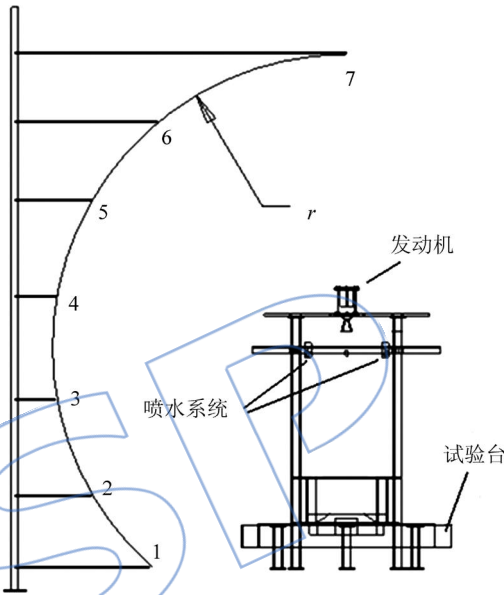


图 2 噪声传感器测点布置示意图
Fig. 2 Location of noise sensor

图 3 为采用声源定位法计算得到的不喷水自由射流噪声总声压级分布和两次自由射流试验测量值的无量纲值的对比. 结果表明两次试验测量值和计算值基本一致,测量结果在火箭射流噪声的辐射方向上满足理论分布规律,最大噪声辐射的指向在 40° 左右,在 180° 方向上衰减程度最大. 可见,试验设计基本排除了噪声反射、叠加等干扰因素,试验结果可靠且具有较好的重复性.

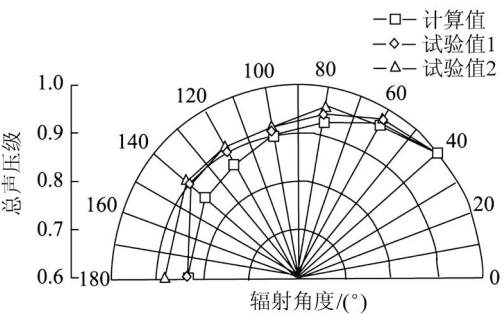


图 3 不喷水工况各测点总声压级测量值和计算结果对比
Fig. 3 Comparison of the calculations with measured data for directivity of jet noise without water injection

图 4 表示选取不同的 c_1 和 c_2 值计算得到的总声压级的减小量总声压级随 λ 变化的曲线,以及相应试验测量数据的对比.其中,测量数据的总声压级减小量取各个数据采集点中的最大值,且最大值一般出现在射流下游的数据采集点.图 4 中的计算结果表明,随着 λ 的增加,发动机燃气射流气动噪声 ΔP_{oaspl} 随之增加;当 c_1 不变时,随着液滴相对雷诺数的增加,降噪效果越明显;当 c_2 不变时,液滴的尺度越大,降噪效果越差,说明液滴的雾化程度越好越有利于吸收射流中的噪声能量.试验数据表明,当 $c_1 = 1000$, $c_2 = 0.42$ 时,计算曲线和试验数据符合的较好. λ 的值较小时, ΔP_{oaspl} 随着 λ 呈现基本线性增加的趋势,当 λ 超过某个临界值之后, ΔP_{oaspl} 开始减小.

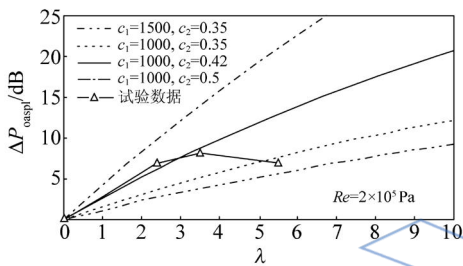


图 4 P_{oaspl} 减小量随 λ 变化的计算值和试验结果对比
Fig. 4 Comparison of the calculations with measured data for P_{oaspl} reduction with λ

图 5~图 9 分别为等效射流参数随 λ 的变化曲线.可以看出,当喷水角度确定的条件下,随着 λ 的增加,通过控制体的燃气等效马赫数、温度和速度呈现下降趋势,而密度和等效横截面积都相应增加,变化规律和燃气、液滴之间进行的动量和能量交换趋势一致.通过等效马赫数、温度和速度比值的曲线可以看出,当 $\lambda > 5$ 之后,各参数变化都逐渐平缓,继续增加喷水量对等效射流参数的影响将越来越小.

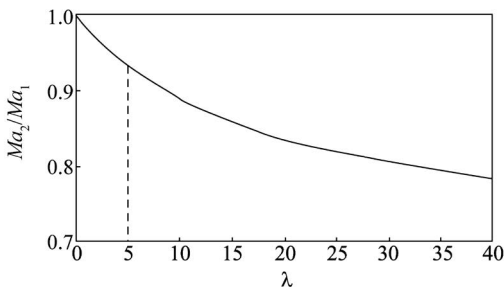


图 5 等效射流马赫数比随 λ 的变化
Fig. 5 Variation of equivalent jet Mach number with λ

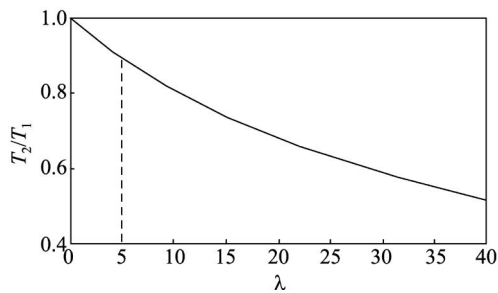


图 6 等效射流温度比随 λ 的变化
Fig. 6 Variation of equivalent jet temperature with λ

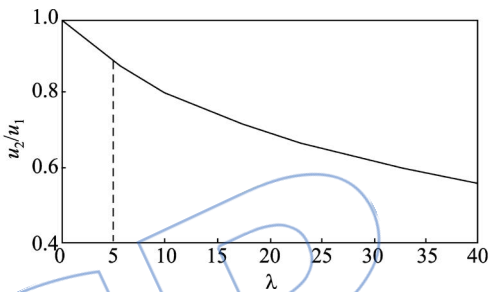


图 7 等效射流速度比随 λ 的变化
Fig. 7 Variation of equivalent jet velocity with λ

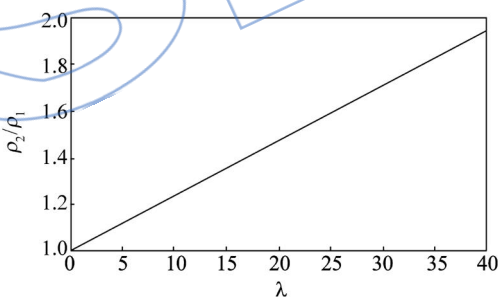


图 8 等效射流密度比随 λ 的变化
Fig. 8 Variation of equivalent jet density with λ

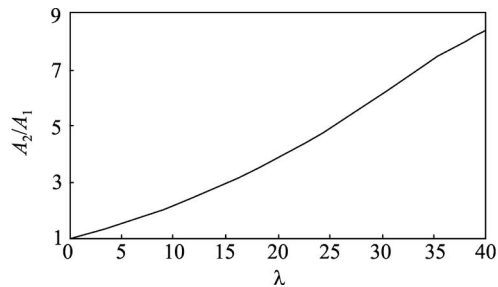


图 9 等效射流横截面积比随 λ 的变化
Fig. 9 Variation of equivalent jet cross-sectional area with λ

综合图 4~图 9 中的试验数据及计算曲线可以得出结论, $\lambda > 5$ 之后,喷水降噪的效果开始减小.可能的原因一方面是喷水量对射流参数的影

响减弱,降噪效率降低,另一方面可能还会产生由于液滴对燃气的冲击和破碎带来的附加噪声。

4 结 论

本文基于修正的有限体积法,对火箭发动机点火时燃气的喷水降噪效果进行了初步分析,获得以下主要结论:

- 1) 计算结果和试验数据吻合良好,说明该方法能有效地预估发动机燃气喷水降噪的效果。
- 2) λ 是决定喷水降噪程度的重要参数。计算结果表明, $\lambda < 5$ 时,总声压级 P_{0asp1} 随 λ 的增加而降低, $\lambda > 5$ 之后,降噪效率就会降低,同时还会出现和喷水相关的新的附加噪声源。

参考文献:

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

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

[3] Sutherland L C. Progress and problems in rocket noise prediction for ground facilities[R]. AIAA 93-4383, 1993.

[4] Greska B. A near-field study of high temperature supersonic jets[R]. AIAA-2008-3026, 2008.

[5] Campos E. Prediction of noise from rocket engines[R]. AIAA 2005-2837, 2005.

[6] Varnier J, Safronov A, Koudriavtsev V. A simplified model of jet aerodynamics and acoustics [R]. AIAA 2004-2877, 2004.

[7] McInerny S. Launch vehicle acoustics: Part 1—Overall levels and spectral characteristics [J]. Journal of Aircraft, 1996, 33(3): 511-517.

[8] Kandula M. A nonlinear shock-refracted acoustic wave model for the prediction of screech amplitude in under-expanded supersonic jets[R]. AIAA-2006-2674, 2006.

[9] Zoppellari E, Juve D. Reduction of jet noise by water injection[R]. AIAA-97-1622-CP, 1997.

[10] Zoppellari E, Juve D. Reduction of hot supersonic jet noise by water injection[R]. AIAA-98-2204, 1998.

[11] Washington D. The role of water injection on the mixing noise supersonic jet[R]. AIAA-1998-2205, 1998.

[12] Krothapalli A. Supersonic jet noise suppression by water injection[R]. AIAA-2000-2025, 2000.

[13] Kandula M, Vu B. On the scaling laws for jet noise in subsonic and supersonic flow[R]. AIAA-2004-2976, 2004.

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

[15] Eldred K M. Acoustic loads generated by the rocket propulsion system[R]. NASA SP-8072, 1971.

[16] Kandula M, Michael J. Estimation of broadband shock noise reduction in turbulent jets by water injection[R]. AIAA 2008-3064, 2008.