

6-2-2020

## Numerical Study of Characteristics of Gas Liquid Coaxial Injector as Acoustic Resonator

Honghui An

*1. Department of Postgraduate, Equipment Academy, Beijing 101416, China; ;*

Wansheng Nie

*2. Dept. Space Equipment, Academy of Equipment, Beijing 101416, China;*

Follow this and additional works at: <https://dc-china-simulation.researchcommons.org/journal>



Part of the Artificial Intelligence and Robotics Commons, Computer Engineering Commons, Numerical Analysis and Scientific Computing Commons, Operations Research, Systems Engineering and Industrial Engineering Commons, and the Systems Science Commons

---

This Paper is brought to you for free and open access by Journal of System Simulation. It has been accepted for inclusion in Journal of System Simulation by an authorized editor of Journal of System Simulation.

---

## Numerical Study of Characteristics of Gas Liquid Coaxial Injector as Acoustic Resonator

### Abstract

**Abstract:** The gas-liquid injector of the rocket engine was *simplified to a quarter-wave resonator and a half-wave resonator* respectively by adopting linear acoustic analysis. Acoustic-damping effect of the length and inlet jet of the injector on the first tangential mode of the chamber was found for ambient condition. It is found that when the first order longitudinal mode frequency of the injector is equal to the acoustic mode frequency of the combustion chamber intended for damping, for the inlet jet is choked, *the optimum length of the injector to maximize damping capacity is near quarter of a full wavelength of the first longitudinal mode traveling in the injector with the acoustic frequency intended for damping, on the contrary, the length of the injector is near half of a full wavelength of the first longitudinal mode traveling in the injector.* The research results can provide reference for the optimum design of the length and inlet jet of the injectors, and acoustic damping of the combustion chamber.

### Keywords

gas liquid coaxial injector, acoustic resonance tube, acoustic damping coefficient, numerical calculation

### Recommended Citation

*An Honghui, Nie Wansheng.* Numerical Study of Characteristics of Gas Liquid Coaxial Injector as Acoustic Resonator[J]. *Journal of System Simulation*, 2017, 29(3): 618-623.

## 气液同轴式喷嘴声学特性数值研究

安红辉<sup>1</sup>, 聂万胜<sup>2</sup>

(1. 装备学院研究生院, 北京 101416; 2. 装备学院航天装备系, 北京 101416)

**摘要:** 采用线性声学理论, 将液体火箭发动机气液同轴式喷嘴分别简化为1/4波长谐振管和1/2一波长谐振管, 研究得出常温条件下喷嘴长度和入口射流条件对燃烧室一阶切向声学模态的抑制规律。结果表明: 当喷嘴一阶纵向模态频率与需要抑制的燃烧室声学模态频率相等时, 对于喷嘴入口射流处于壅塞的状态1/4纵向模态波长长度喷嘴的抑制能力最大; 反之, 1/2纵向模态波长长度喷嘴的抑制能力最大。两种喷嘴的抑制能力均随喷嘴直径增加而增大。研究结果可为喷嘴长度和入口射流条件优化设计、燃烧室声学振荡抑制提供参考。

**关键词:** 气液同轴喷嘴; 声谐振管; 声抑制系数; 数值计算

中图分类号: V43

文献标识码: A

文章编号: 1004-731X(2017)03-0618-06

DOI: 10.16182/j.issn1004731x.joss.201703020

## Numerical Study of Characteristics of Gas Liquid Coaxial Injector as Acoustic Resonator

An Honghui<sup>1</sup>, Nie Wansheng<sup>2</sup>

(1. Department of Postgraduate, Equipment Academy, Beijing 101416, China;

2. Dept. Space Equipment, Academy of Equipment, Beijing 101416, China)

**Abstract:** The gas-liquid injector of the rocket engine was simplified to a quarter-wave resonator and a half-wave resonator respectively by adopting linear acoustic analysis. Acoustic-damping effect of the length and inlet jet of the injector on the first tangential mode of the chamber was found for ambient condition. It is found that when the first order longitudinal mode frequency of the injector is equal to the acoustic mode frequency of the combustion chamber intended for damping, for the inlet jet is choked, the optimum length of the injector to maximize damping capacity is near quarter of a full wavelength of the first longitudinal mode traveling in the injector with the acoustic frequency intended for damping, on the contrary, the length of the injector is near half of a full wavelength of the first longitudinal mode traveling in the injector. The research results can provide reference for the optimum design of the length and inlet jet of the injectors, and acoustic damping of the combustion chamber.

**Keywords:** gas liquid coaxial injector; acoustic resonance tube; acoustic damping coefficient; numerical calculation

## 引言

液体火箭发动机高频不稳定燃烧是燃烧室内



收稿日期: 2015-10-20 修回日期: 2015-12-18;  
基金项目: 国家自然科学基金(91441123);  
作者简介: 安红辉(1981-), 男, 河北衡水, 博士生, 研究方向为液体火箭发动机燃烧不稳定性; 聂万胜(1969-), 男, 内蒙古, 博士, 教授, 博导, 研究方向为液体火箭发动机燃烧不稳定性。

燃烧热释放同其声学模态相互作用的结果<sup>[1]</sup>, 可造成燃烧室压力剧烈振荡、局部温度急剧升高以及燃烧室喷注面板烧穿, 从而引发不可预测的严重事故, 迄今未能够形成切实有效的预测方法。目前主要采用在喷注面板附近安装隔板、声腔或声衬等辅助装置来耗散能量达到抑制不稳定的目的<sup>[2-3]</sup>。然而, 这些装置会增加发动机加工制造难度, 甚至会

<http://www.china-simulation.com>

对其性能造成负面影响。近年来,随着高压补燃循环液体火箭发动机的快速发展,其气液同轴喷嘴的声学抑制作用规律研究日益受到重视,Vigor Y 等介绍了高频不稳定性研究中的冷态声学实验方法<sup>[4-5]</sup>,张蒙正等运用模拟燃烧室对气液同轴式喷嘴的声学特性进行了实验研究<sup>[6-7]</sup>。周进等运用氢氧同轴式喷嘴进行声学实验<sup>[8]</sup>,Kim 等研究了喷嘴结构对声学抑制的影响<sup>[9]</sup>。上述工作主要运用模拟燃烧室进行声学分析,本文采用线性声学理论,研究喷嘴长度和入口射流条件对全尺寸燃烧室声学振荡的抑制规律。

## 1 声腔喷嘴

声谐振管是一种能够对声学振荡产生影响的径直管道,图 1 中(a)~(g)分别为各种类型声谐振管,根据端口边界条件可分为闭管和开管,闭管为单侧闭端(a, b),开管为双侧开管(c, d),外界声场进入声谐振管后在开端和闭端分别形成声压的波阶和波腹。根据管长和边界条件,本文将声谐振管分为四类:1/4 波长闭管(a),1/2 波长闭管(b),1/4 波长开管(c)和 1/2 波长开管(d)。

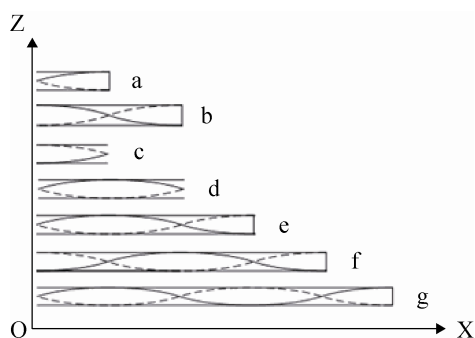


图 1 声腔喷嘴  
Fig. 1 Acoustic resonator injectors

高压补燃循环液体火箭发动机主燃室喷嘴结构如图 2,经过预燃室燃烧后形成的高温富氧燃气(简称为气氧)沿轴向喷入主燃室喷嘴,同时液体燃料经过冷却通道升温后在喷嘴末端沿切向孔进入喷嘴,同轴向喷入的高温气氧混合后温度继续升高到其临界温度,此时整个喷嘴通道内部可认为充满气体。同时因为喷嘴内通道截面直径形状变化和末

端缩进尺寸相对喷嘴特征尺寸均较小,不会对喷嘴的声学性能产生本质影响,因此可将喷嘴简化为内部等直径圆筒,即声谐振管或声腔喷嘴。此外,喷嘴入口、出口分别连接氧腔和燃烧室,当喷嘴入口射流速度为音速时,入口处于壅塞状态,可视为声学闭端;反之,当射流速度为亚音速时,可视为声学开端;喷嘴出口可视为声学开端。

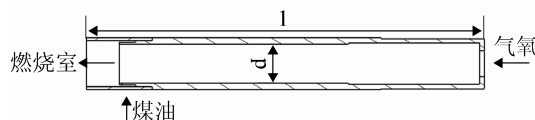


图 2 气液同轴喷嘴  
Fig. 2 Gas liquid coaxial injector

液体火箭发动机喷注面有很多喷嘴,本文主要针对单喷嘴燃烧室声学响应特性进行研究,结果对多喷嘴具有重要指导意义。全尺寸发动机燃烧室结构如图 3,燃烧室和喉部直径分别为 380 mm 和 190 mm,喷注面板到喷管入口距离为 250 mm,喷管收敛段长度为 228 mm,喷管收敛半角为 30°。选择喷注面板上最外圈的某个喷嘴进行研究,激发声源和喷嘴位置相对,位于喷注面靠近壁面处,监测点靠近喷嘴,通过监测点处声压振幅来评估喷嘴的声学抑制能力。

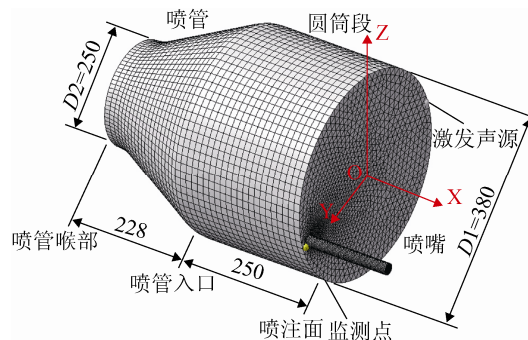


图 3 燃烧室模型  
Fig. 3 Combustor model

## 2 数值方法

### 2.1 声学有限元方程

均匀介质、非黏性和绝热状态下流体内线性声学波动方程为:

$$\nabla^2 p' - \frac{1}{c^2} \frac{\partial^2 p'}{\partial t^2} = -\rho_0 \frac{\partial q'}{\partial t}; \quad \nabla^2 = \frac{\partial^2}{\partial x^2} + \frac{\partial^2}{\partial y^2} + \frac{\partial^2}{\partial z^2}.$$

式中： $\nabla^2$  为拉格朗日算子； $p'$  为声压变化量； $c$  为声波在介质内传播速度。

设  $p' = p(x, y, z) \cdot e^{j\omega t}$ ， $q' = q(x, y, z) \cdot e^{j\omega t}$ ，可得赫姆霍兹方程：

$$\nabla^2 p(x, y, z) - k^2 p(x, y, z) + j\rho_0 \omega q(x, y, z) = 0$$

式中： $k = 2\pi f / c$  为波数； $\omega = 2\pi f$  为角频率。

在声场  $V$  中进行积分：

$$\iiint_V p(\nabla^2 p(x, y, z) - k^2 p(x, y, z) + j\rho_0 \omega q(x, y, z)) dV = 0$$

对上式进行变化得：

$$\begin{aligned} & \iiint_V \left[ \frac{\partial}{\partial x} \left( p \frac{\partial p}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left( p \frac{\partial p}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left( p \frac{\partial p}{\partial z} \right) \right] dV + \\ & \iiint_V j\rho_0 \omega p q dV = \\ & \iiint_V \left( \nabla P \cdot \nabla P \right) dV - w^2 \iiint_V \left( \frac{1}{c^2} p p \right) dV \end{aligned}$$

运用高斯定理，左边第一项得：

$$\begin{aligned} & \iiint_V \left[ \frac{\partial}{\partial x} \left( p \frac{\partial p}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left( p \frac{\partial p}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left( p \frac{\partial p}{\partial z} \right) \right] dV = \\ & \iiint_V \left[ \nabla \cdot \left( P \nabla P \right) \right] dV = \iiint_{\Omega} \left( p \frac{\partial p}{\partial n} \right) d\Omega = \\ & - \iiint_{\Omega} j\rho_0 \omega p v \cdot n d\Omega \end{aligned}$$

将上式代入得：

$$\begin{aligned} & \iiint_V \left[ \nabla \cdot \left( P \nabla P \right) \right] dV - w^2 \iiint_V \left( \frac{1}{c^2} p p \right) dV = \\ & \iiint_{\Omega} j\rho_0 \omega p q dV - \iiint_{\Omega} j\rho_0 \omega p v \cdot n d\Omega \end{aligned}$$

最后得到声学系统方程为：

$$\begin{aligned} & (\mathbf{K}_a + j\omega \mathbf{C}_a - w^2 \mathbf{M}_a) \cdot \{p_i\} = \\ & \{Q_i\} + \{V_{ni}\} + \{p_i\} = \{F_{ai}\} \end{aligned}$$

式中： $\mathbf{K}$  为刚度矩阵； $\mathbf{C}$  为阻尼矩阵； $\mathbf{M}$  为质量矩阵； $\{p_i\}$  为声压向量； $\{Q_i\}$  为声源向量； $\{V_{ni}\}$  为速度向量； $\{F_{ai}\}$  为声学激励。为区分声学矩阵和结构矩阵，在声学矩阵中加下标  $a$ 。

## 2.2 网格划分

整体采用结构化网格，喷嘴和喷注面连接处局部加密，减少网格数目，节省计算时间并保证计算精度，最大单元边长小于最短波长的 1/6。生成网格数为 196 896，经过网格独立性检查，不同网格数计算所得喷嘴抑制系数误差小于 2%。

## 2.3 边界条件设置

火箭发动机工作时，喷管喉部处于壅塞状态，可视作声学闭端，喷管扩张段对燃烧室声场没有影响，省略不计。燃烧室内部气流马赫数很小，也忽略不计。温度非均匀分布对燃烧室声场没有本质影响，所以燃烧室内媒质可采用静止均匀分布气体。所有壁面吸声系数取 0.005<sup>[2]</sup>。

## 3 常温条件下声腔喷嘴特性研究

选择常温空气为媒质进行单喷嘴燃烧室声响应计算，空气温度为 298 K，密度为 1.2 kg/m<sup>3</sup>，速度为 343 m/s。在无喷嘴条件下，采用不同幅值激励声源进行声响应计算，发现燃烧室声学模态振型保持不变，只改变振幅大小。通过公式(1)<sup>[10]</sup>估算和声压振幅的空间分布确定前两个峰值分别为一阶纵向模态和一阶切向模态。如图 4，仿真计算所得监测点频率和振幅分别同文献[5]中试验结果吻合性良好。同时注意到一阶切向振幅最大，符合实际发动机一阶切向压力振荡破坏力最大的事实，说明所建模型合理。燃烧室一阶切向频率为 552 Hz，同公式(2)计算所得结果一致。由公式(3)，当  $\Delta l$  为 0 时，波长为 621 mm。

$$f = \frac{c}{2} \sqrt{\left(\frac{q}{L}\right)^2 + \left(\frac{2\alpha}{D1}\right)^2} \quad (1)$$

$$f_{1L} = f_{1T} = \frac{c_i}{2(l + \Delta l)} \quad (2)$$

$$l = \frac{c_i}{2f} - \Delta l \quad (3)$$

其中：公式(1)用于计算燃烧室声学频率；公式(2)用于计算喷嘴一阶纵向频率；公式(3)用于计算喷嘴一阶纵向模态波长。 $c$  为燃烧室内声速； $D1$  为

全尺寸发动机燃烧室直径;  $L$  为全尺寸发动机燃烧室长度;  $q$  为喷嘴纵向振型阶数;  $f_{1L}$  为喷嘴一阶纵向频率;  $f_{1T}$  为燃烧室一阶切向频率;  $l$  为喷嘴长度;  $c_i$  为喷嘴通道内声速;  $\Delta l$  为修正长度。

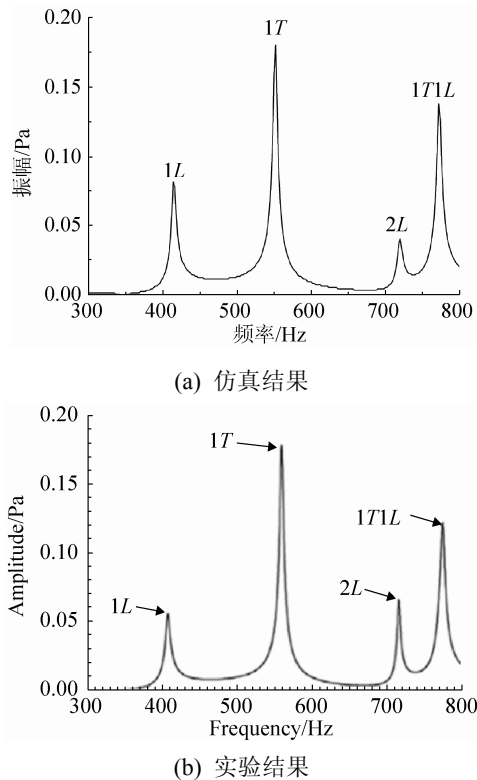


图 4 仿真和实验频谱

Fig. 4 Frequency spectrum of simulation and test

### 3.1 闭端声腔喷嘴声学特性长度影响

通过对不同长度直径为 21 mm 的闭端喷嘴燃烧室声学响应计算, 发现仅有一阶切向模态振幅发生变化, 其他模态共振频率和振幅均保持不变, 说明喷嘴长度仅对相应声学频率具有抑制作用, 没有改变燃烧室声学特性本质。为了定量评估声腔喷嘴的声学抑制能力, 采用一种如图 5 所示的“带宽”抑制系数方法<sup>[11]</sup>, 抑制系数定义为:

$$\eta = \frac{f_2 - f_1}{f_{\text{peak}}}$$

其中:  $p$  为振幅峰值;  $f_{\text{peak}}$  为振幅峰值对应声学频率,  $f_1$  和  $f_2$  为  $p/\sqrt{2}$  对应的两个频率( $f_2 > f_1$ )。

由图 6(横坐标为喷嘴长度, 下同)可知, 监测点处声压振幅波腹和声抑制系数波峰在喷嘴长度为

154 mm, 460 mm, 768 mm 时对应一致性良好。分别对应闭端声腔喷嘴一阶纵向模态波长的 1/4、3/4 和 5/4, 波长为 616 mm, 同公式(3)计算波长相差 5 mm。此结果与长度为 1/4 波长整数倍时, 闭端声腔振管抑制能力最大相一致, 可以推测对于闭端声腔喷嘴, 其长度为 1/4 波长整数倍时抑制能力最大。随着阶数增加, 喷嘴抑制能力逐渐减小, 为保证喷嘴抑制能力最大, 长度应选择最低阶, 即 1/4 波长。

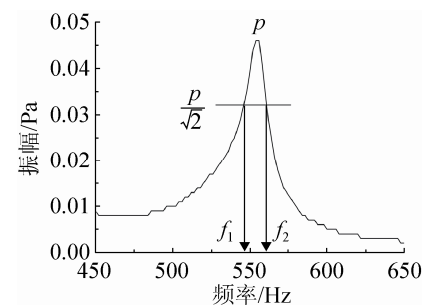


图 5 声学抑制系数计算

Fig. 5 Calculation of acoustic damping coefficient

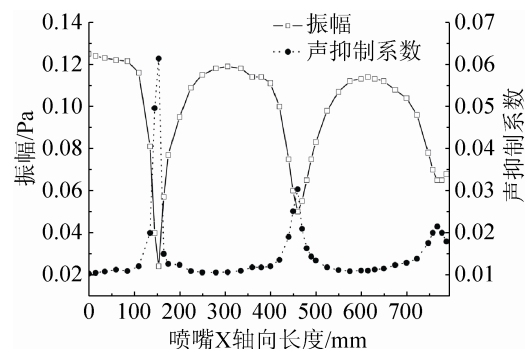


图 6 喷嘴长度声抑制特性

Fig. 6 Acoustic damping characteristic as a function of injector length

### 3.2 闭端声腔喷嘴声学特性面积影响

对直径分别为 0 mm, 7 mm, 14 mm, 21 mm, 28 mm 和 35 mm 的 5 种闭端声腔喷嘴进行单喷嘴燃烧室声学响应计算(“0”代表无喷嘴燃烧室, 下同), 发现仅有燃烧室一阶切向模态振幅发生变化, 且直径为 0 mm, 7 mm, 14 mm, 21 mm 时燃烧室模态共振频率均保持不变。直径为 28 mm 和 35 mm 时声压振幅出现分岔现象, 即一阶切向模态被分成两个振动模态, 说明喷嘴直径仅对燃烧室相应频率声学振荡抑制产生影响。当喷嘴直径较小时, 不改变



燃烧室内声学特性；当喷嘴直径超过一定值后，相应声学模态振幅被分成两个振动模态，对称分布于原模态两侧。由于 28 mm, 35 mm 两种直径喷嘴不适合用“带宽”法定量评估抑制能力，仅取 0 mm, 7 mm, 14 mm, 21 mm 四种喷嘴进行分析，结果如图 7，随着喷嘴直径的增加，声压振幅减小而声抑制系数升高，振幅和抑制系数同直径平方呈近似线性关系。

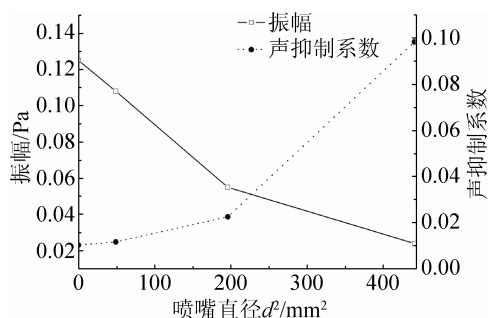


图7 喷嘴直径声抑制特性

Fig. 7 Acoustic damping characteristics as a function of injector diameter

### 3.3 开端声腔喷嘴声学特性长度影响

对于开端声腔喷嘴，入口可看作一种声学“软边界”，为简化入口边界条件，采用如图 1 中 e 所示“1/4 延长”法，即将喷嘴在入口端(d 右端)反向延长其 1/4 波长，并将新入口端定义为声学闭端。此时原入口端处(e, f, g)仍为声压波阶，保证延长前后喷嘴声学特性保持不变。延长前后喷嘴内纵向声学振动波形如图 1 (d, e, f, g)所示。通过单喷嘴燃烧室声学响应计算(篇幅所限未给出开端声腔喷嘴声学特性长度影响图)。喷嘴抑制特性随其长度变化和图 6 类似，监测点处声压波腹和声抑制系数波峰在 306 mm, 615 mm 处对应一致性良好，分别对应开端声腔喷嘴一阶纵向模态的 1/2 波长和一倍波长，同公式(3)计算波长相差 1 mm。结果与开端声谐振管在 1/2 波长整数倍处抑制能力最大相一致，可以推测开端声腔喷嘴长度为其 1/2 波长整数倍时抑制能力最大。随着阶数增加，抑制能力逐渐减弱，为保证喷嘴抑制能力最大喷嘴长度应该选择最低阶，即 1/2 波长。

### 3.4 开端声腔喷嘴声学特性面积影响

对直径分别为 0 mm, 7 mm, 14 mm, 21 mm, 28 mm 和 35 mm 的五种开端声腔喷嘴进行单喷嘴声学响应计算。结果同闭端声腔喷嘴类似，仅有一阶切向模态振幅发生变化，并且喷嘴直径为 0 mm, 7 mm, 14 mm, 21 mm 时燃烧室声学模态共振频率保持不变。在直径为 28 mm 和 35 mm 时声压振幅出现分岔现象，即一阶切向模态被分成两个振动模态，说明喷嘴直径仅对相应频率声学振荡产生抑制影响，当喷嘴直径较小时不改变燃烧室声学特性；当直径超过一定值后，相应声学模态分成两个振动模态，对称分布于原模态两侧。由于 28 mm, 35 mm 两直径喷嘴的燃烧室声学响应不适合用“带宽”法定量评估其抑制能力，仅取 0 mm, 7 mm, 14 mm, 21 mm 四种直径喷嘴进行分析。结果和图 7 类似，随着直径增加，声压振幅减小而声抑制系数升高，振幅和抑制系数同直径平方呈近似线性关系。

### 3.5 容腔式喷嘴声学特性分析

实际发动机喷嘴前端为充满气体的氧腔，称为容腔。在壅塞条件下，由于声场隔断，容腔对喷嘴抑制能力没有影响。在非壅塞条件下，喷嘴入口处不再存在如前所述的理想声压波阶，而是具有一定振幅，将会对喷嘴抑制特性产生影响。实际发动机氧腔端面为弧形或锥形，本文简化为圆弧形。

对非壅塞条件下单喷嘴燃烧室进行声响应计算，如图 8 所示，虽然振幅轴向变化也近似正弦波，但抑制系数除在 1/2 波长和一倍波长附近处急剧增大外。在其他长度处均保持较低值，这一点和前述理想“1/4 延长法”结果不同，说明考虑氧腔喷嘴声学抑制能力对长度更敏感。两个声压波腹和声抑制系数波峰对应一致性良好，对应坐标分别为 290 mm, 599 mm，和前文“1/4 法”结果均相差 16 mm。这是因为氧腔使喷嘴入口处声阻抗发生变化，导致开端喷嘴内一阶纵向波长减小，喷嘴最优抑制长度变短。290 mm, 599 mm 分别在一阶纵向模态的 1/2 波长和一倍波长附近，结果仍与开端声

谐管在  $1/2$  波长整数倍时抑制能力最大相一致。说明氧腔没有改变喷嘴声学本质, 只是喷嘴抑制能力最大处不再严格等于  $1/2$  波长整数倍, 而是有个修正值。但其变化也是周期性的, 而且随着阶数增加, 抑制能力也是逐渐减弱, 为保证声抑制能力最大开端声腔喷嘴长度应该选择最低阶即  $1/2$  波长。

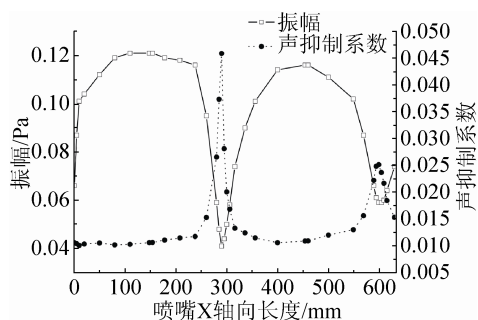


图 8 容腔喷嘴声学特性长度影响

Fig. 8 Acoustic characteristic as a function of cavity injector length

## 4 结论

运用线性声学理论研究了液体火箭发动机气液同轴式喷嘴声学抑制特性, 结果表明: 在喷嘴一阶纵向模态频率与需要抑制的燃烧室声学模态频率相等条件下, 当喷嘴入口为壅塞状态时, 喷嘴长度等于其内部一阶纵向模态波长的  $1/4$  时, 抑制能力最大; 反之, 当喷嘴入口为非壅塞状态时, 喷嘴长度等于其一阶纵向模态波长的  $1/2$  时, 抑制能力最大。两种喷嘴的声学抑制能力均随其直径的增大而增大。氧腔导致非壅塞状态喷嘴的谐振长度减小, 但没改变喷嘴声学本质。虽然本文针对一阶切向模态进行分析, 所得结果并不局限于特定频率声学模态。本文结果表明喷嘴设计中除考虑其雾化性能外, 还应考虑到其声学抑制作用。

## 参考文献:

[1] 哈杰 D T, 里尔登 F H. 液体推进剂火箭发动机不稳定燃烧 [M]. 朱宁昌, 张宝炯译. 北京: 国防工业出版社, 1981: 12-20.(Harrje D T, Reardon F H. Liquid Propellant Rocket Combustion Instability [M]. Zhu Ning-chang, Zhang Bao-jiong translated. Beijing, China: National Defend Industry Press, 1981.)

[2] Kim S K, Kim H J, Seol W S, et al. Acoustic Stability

Analysis of Liquid Propellant Rocket Combustion Chambers [R]// AIAA 2004-4142, USA: AIAA, 2004.

[3] 聂万胜, 庄逢辰. 声腔应用于液体火箭发动机不稳定燃烧抑制中的特性研究 [J]. 国防科学技术大学学报, 1998, 20(2): 12-16.(Nie Wan S, Zhuang F C. The Study of Characteristics of Resonators Used in Liquid Rocket Engines Combustion Stabilities Suppression [J]. Journal of National University of Defense Technology, 1998, 20(2): 12-16.)

[4] V 杨, W E 安德松. 液体火箭发动机燃烧不稳定性 [M]. 张宝炯, 洪鑫, 陈杰译. 北京: 科学出版社, 2001. 311-332.(Vigor Y, W E Andersson. Liquid Rocket Engine Combustion Instability [M]. Zhang B J, Hong X, Chen J translated. Beijing, China: Science Press, 2001.)

[5] Kim H S, Sohn C H. Experimental Study of the Role of Gas-liquid Scheme Injector as an Acoustic Resonator in a Combustion Chamber [J]. Journal of Mechanical Science and Technology (S1738-494X), 2006, 20(6): 896-904.

[6] 张蒙正, 张志涛, 杨国华. 燃烧室声学特性模拟实验及应用 [J]. 实验技术与管理, 2007, 24(8): 39-42. (Zhang Meng-zheng, Zhang Zhi-tao, Yang Guo-hua. Simulation Test and Application of Chamber Acoustic Characteristics [J]. Experimental Technology and Management, 2007, 24(8): 39-42.)

[7] 王枫, 李龙飞, 张贵田. 液氧煤油补燃发动机喷注器高频不稳定性的试验研究 [J]. 宇航学报, 2012, 33(2): 260-264. (Wang Feng, Li Long-fei, Zhang Gui-tian. Experimental Study on High Frequency Combustion Instability with Coaxial Injector of Staged Combustion LOX/kerosene Rocket Engine [J]. Journal of Astronautics, 2012, 33(2): 260-264.)

[8] 周进, 胡小平, 黄玉辉. 液体火箭发动机气液同轴式喷嘴声学特性的实验研究 [J]. 推进技术, 1996, 17(4): 37-41. (Zhou Jin, Hu Xiao-ping, Huang Yu-hui. An Experimental Study on Acoustic Characteristics of Gas-liquid Coaxial Injector of Liquid Rocket Engine [J]. Journal of Propulsion Technology, 1996, 17(4): 37-41.)

[9] Kim S H, Kim Y J, Sohn C H. Acoustic Damping of Gas-liquid Scheme Injectors with a Recess in a Subscale Combustor [J]. Journal of Mechanical Science and Technology (S1738-494X), 2014, 28 (9): 3813-3823.

[10] 陈新华, 田希晖, 苏凌宇. 航天器推进理论 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2014: 221-222. (Chen Xinhua, Tian Xihui, Su Lingyu. Theory of Spacecraft Propulsion [M]. Beijing, China: National Defend Industry Press, 2014: 221-222.)

[11] Dravnovsky M L. Combustion Instabilities in Liquid Rocket Engines: Testing and Development Practices in Russia [M]. Washington, DC, USA: AIAA, 2007: 101-104.