

文章编号: 1000-8055(2023)12-2895-10

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220054

离心喷嘴气涡固有声学频率预测

乔兴伟¹, 孙纪国^{1, 2}, 刘 倩^{1, 2}

(1. 北京航天动力研究所, 北京 100076;

2. 北京航天动力研究所 低温液体推进技术实验室, 北京 100076)

摘 要: 为得到准确的离心喷嘴气涡固有声学频率, 通过 renormalization group(RNG) $k-\varepsilon$ 湍流模型和 volume of fluid(VOF) 气液两相流模型进行数值仿真研究。仿真结果表明将离心喷嘴与喷嘴出口锥形液膜视为一个声学系统可准确预测固有声学频率, 修正后离心喷嘴固有声学频率计算公式可准确计算气涡中不同气体介质的 1、2 阶声学频率, 误差在 3% 以内。室压扰动频率等于离心喷嘴固有声学频率时两者发生耦合共振, 气涡压力脉动振幅增加量约为室压扰动幅值的 16 倍, 气涡声学压力脉动可能传入上游供应系统, 引起喷注不稳定。

关 键 词: 压力脉动; 声学频率; 气涡; 离心喷嘴; 1/4 波长管

中图分类号: V434.13

文献标志码: A

Prediction of natural acoustic frequency of gas core in centrifugal injector

QIAO Xingwei¹, SUN Jiguo^{1, 2}, LIU Qian^{1, 2}

(1. Beijing Aerospace Propulsion Institute, Beijing 100076, China;

2. Laboratory of Cryogenic Liquid Propellants,

Beijing Aerospace Propulsion Institute, Beijing 100076, China)

Abstract: In order to obtain accurate natural acoustic frequency of the gas core in centrifugal injector, numerical simulation was carried out by using renormalization group (RNG) $k-\varepsilon$ turbulence model and volume of fluid (VOF) two-phase flow model. The simulation results showed that it could predict acoustic frequency of the centrifugal injector accurately by regarding the injector and conical liquid film at the exit of the injector as an acoustic system, and the modified formula of the acoustic frequency of the centrifugal injector can accurately calculate the first-order and second-order acoustic frequency of different gas media in the gas core, the error was within 3%. The coupling resonance occurred when the chamber pressure disturbance frequency was equal to acoustic frequency of the centrifugal injector, and the increase of the pressure amplitude in gas core was about 16 times of the chamber pressure disturbance amplitude, the gas core acoustic pressure pulsation may be introduced into the upstream supply system, resulting in the instability of the injection.

Keywords: pressure pulsion; acoustic frequency; gas core; centrifugal injector; quarter-wavelength tube

离心喷嘴因其具有良好的雾化效果在航空航天、热能工程等领域得到广泛应用。离心喷嘴工

作过程中, 通过切向孔或涡流器对液体起旋使液体贴壁旋流, 在离心喷嘴中央形成空心气体旋涡,

收稿日期: 2022-02-07

作者简介: 乔兴伟(1996—), 男, 硕士生, 研究领域为液体火箭发动机设计。

通信作者: 刘倩(1987—), 女, 高级工程师, 博士, 研究领域为液体火箭发动机设计。E-mail: liuqian_mingbai@163.com

引用格式: 乔兴伟, 孙纪国, 刘倩. 离心喷嘴气涡固有声学频率预测[J]. 航空动力学报, 2023, 38(12): 2895-2904. QIAO Xingwei, SUN Jiguo, LIU Qian. Prediction of natural acoustic frequency of gas core in centrifugal injector[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(12): 2895-2904.

流出喷嘴后的液膜切向速度逐渐转化为径向速度,液膜厚度逐渐减小,液膜扩张形成锥形液膜,当液膜上的表面波增长到一定程度时液膜发生破碎^[1]。离心喷嘴气涡与燃烧室直接相连,因此离心喷嘴声学特性直接与燃烧室声学稳定性相关联。Eberhart 等人^[2-4]认为当离心喷嘴外部扰动传入到气涡时,会引起喷嘴内产生声学振荡,这是气液同轴离心喷嘴产生自激振荡的原因之一。黄玉辉、周进等人^[5-6]认为供应管路中的气体进入同轴离心喷嘴的外喷嘴时,气体转弯形成的压力脉动会与离心喷嘴气涡的固有声学频率产生共振导致离心喷嘴产生压力、质量流量等脉动。此外,离心喷嘴的气涡对整个燃烧系统也有正面影响,李龙飞等人^[7-8]认为离心喷嘴相当于 1/4 波长管,可吸收燃烧室中的声能,合适几何结构的喷嘴可抑制高频不稳定性的发生。

火箭发动机高频燃烧不稳定性通常表现为声学耦合振型,因此有必要通过对喷嘴声学特性的分析,选取合适喷嘴几何参数来提高燃烧过程稳定性^[9-10]。由于离心喷嘴气涡为一端开口一端封闭的圆柱空腔,相当于 1/4 波长管,王小龙等人^[11]认为喷嘴开口端存在声阻抗,声波传播距离大于实际喷嘴长度,于是对波长管长度进行了修正;Eberhart、黄玉辉等人^[2,5]认为离心喷嘴中存在液膜和气涡,需考虑两相的混合声速。但现有数据表明修正前后的离心喷嘴固有声学频率计算公式误差均较大。

目前在离心喷嘴设计过程中,对离心喷嘴固有声学频率仿真预测工作较为欠缺,现有离心喷嘴固有声学频率计算公式误差较大,无法有效指导离心喷嘴结构设计。本文提出一种离心喷嘴固有声学频率预测方法,将离心喷嘴出口的锥形液膜与离心喷嘴视为一个声学系统可得到实际工作时准确的离心喷嘴固有声学频率。将数值仿真得到的离心喷嘴气涡固有声学频率压力脉动结果与固有声学频率理论值以及模态响应进行对比,证明本文提出离心喷嘴固有声学频率计算方法准确可靠。通过施加不同频率的室压脉动发现当室压扰动频率等于离心喷嘴固有声学频率时两者发生耦合共振,可吸收燃烧室中的声能。

1 数值仿真

1.1 数值计算方法

采用氢氧为工质,氧通过切向孔进入离心喷嘴,氢进入外部直流喷嘴,氢的温度、压力均处于

超临界状态,采用 PR(Peng-Robinson)实际气体状态方程进行数值模拟。氧的压力超临界,温度未达到超临界,呈液体状态,氢氧两相流界面捕捉采用 VOF 模型,湍流模型采用 RNG $k-\varepsilon$ 模型,该模型适用于具有旋转流动的流场计算,在壁面低雷诺数区域使用非均衡的壁面函数方法来改进壁面部分的准确度。表面张力采用 CSF(continuum surface force)模型,压力离散方法采用 PRESTO(pressure staggering option)算法,压力速度耦合采用 PISO(pressure implicit with splitting of operators)算法,动量方程和能量方程采用 2 阶迎风格式。

1.2 网格及边界条件

本文对单离心喷嘴气涡声学特性以及氢氧液体火箭发动机广泛应用的气液同轴离心喷嘴中气涡的声学特性进行仿真分析,单离心喷嘴及同轴离心喷嘴结构如图 1 所示。

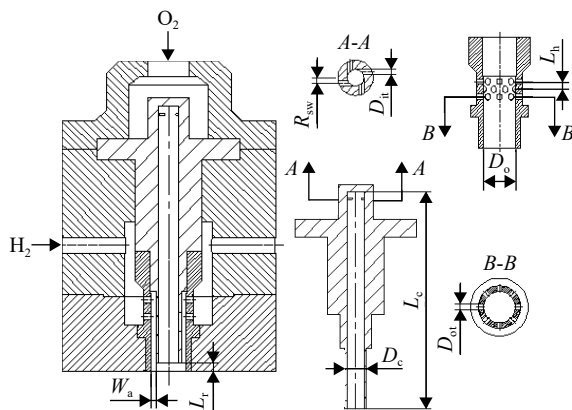


图 1 喷嘴结构图

Fig. 1 Schematic diagram of injector

在边界条件设置上以气液同轴离心喷嘴为例,对单离心喷嘴不再赘述。为简化计算,本文建立二维喷嘴模型,内喷嘴为氧离心喷嘴,外喷嘴为氢直流喷嘴,计算区域包括离心喷嘴内部区域、气体环缝区、缩进区以及喷嘴下游区,喷嘴结构参数见表 1。为减小计算量,建立 1/2 喷嘴区域,采用旋转轴对称模型进行数值仿真。离心喷嘴切向入口对应于二维模型中的一条线,为计算液氧入口径向速度,参考白晓等人^[12]给出的液相入口速度公式,径向速度为

$$v_r = \dot{m}_l / (\rho \pi D_c L_i) \quad (1)$$

其中 $\dot{m}_l$ 为液氧质量流量, ρ 为液氧密度, D_c 为液氧喷嘴直径, L_i 为液氧入口尺寸,等于 $1.5D_{in}$, D_{in} 为切向孔直径。切向速度为

$$v_t = \dot{m}_t / (\rho \pi D_{it}^2) \tag{2}$$

气相入口设置为质量流量入口边界, 出口设置为压力出口, 壁面无滑移。氧质量流量为 134 g/s, 氢质量流量为 161 g/s, 氧入口温度为 116.2 K, 氢入口温度为 33.7 K, 背压为 8.28 MPa。

表 1 喷嘴结构参数表
Table 1 Injector structure size

参数	数值
L_c/D_c	13.15
D_o/D_c	1.74
D_{it}/D_c	0.32
D_{ot}/D_c	0.32
R_{sw}/D_c	0.34
L_h/D_c	0.43
L_r/D_c	0.43
W_g/D_c	0.23

离心喷嘴整个求解区域共设置了 6 个监测点 (见图 2(a)), 实时监测流动过程中气涡内部压力变化情况, 监测点 1~4 位于离心喷嘴内部, 监测点 5 位于离心喷嘴出口处, 监测点 6 位于出口锥形液膜包围区域, 6 个监测点等距离分布。气液同轴离心喷嘴在整个求解区域共设置了 5 个监测点 (见图 2(b)), 实时监测流动过程中气涡内部压力变化情况, 监测点 1~3 位于离心喷嘴内部, 监测点 4 位于喷嘴出口, 监测点 5 位于出口锥形液膜包围区域, 监测点 2、3 为监测位置的三等分点。

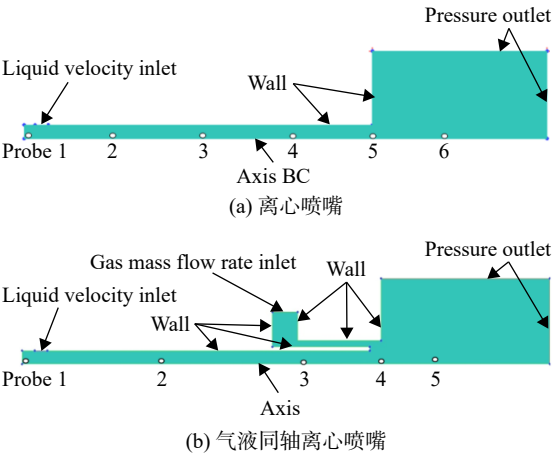


图 2 物理模型与监测点位置示意图
Fig. 2 Physical model and probe position diagram

1.3 网格无关性验证

使用三套网格开展数值仿真 (见图 3), 分别是较疏网格 (25 656)、中等密度网格 (123 521) 以

及较密网格 (233 426)。因本文研究为气涡固有声学频率, 因此选择监测点 1 处压力脉动频率作为网格无关性判别标准。对比不同密度网格压力振荡频谱图, 发现低密度网格、中等密度网格和高密度网格获得的振荡主频一致, 虽然低密度网格可得到较为准确的离心喷嘴固有声学频率, 但为了更好地捕捉流场细节, 如液膜头部的旋涡结构等, 本文选用高密度网格开展数值仿真研究。

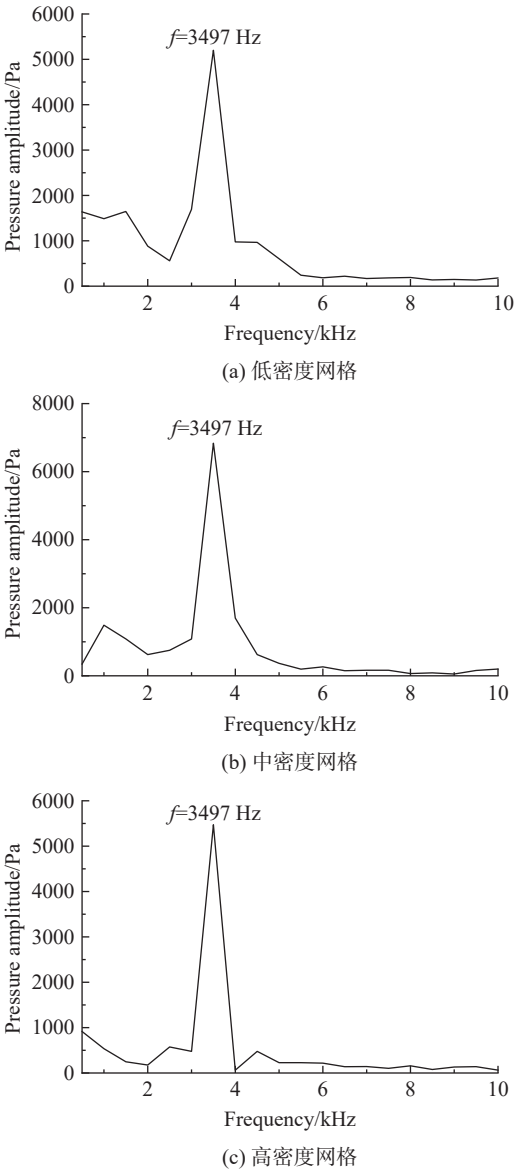


图 3 不同密度网格压力振荡频谱图
Fig. 3 Spectrum diagram of pressure oscillation with different density grids

2 结果分析

2.1 离心喷嘴充填过程

图 4 为敞口离心喷嘴内部流动过程数值计算结果 (图中 φ 为氧体积分数)。0 时刻时液体进入

切向孔, 在 0.206 ms 时在切向孔附近形成环形液膜, 随着液体继续填充, 液膜会沿喷嘴内壁面向下游运动。由于气液之间存在速度差, 在液膜头部形成一个明显旋涡, 称该旋涡为前导涡^[13], 前导涡随着液膜头部运动而运动, 在前导涡运动过程中会产生压力扰动。在 2.831 ms 时喷嘴内部充填完毕, 喷嘴中心形成空心涡, 随后液膜从离心喷嘴出口射出并以一定角度扩张, 由于气液间的剪切作用使得液膜上 KH(Kelvin-Helmholtz) 不稳定波逐渐增长, 在 3.551 ms 时液膜表面张力不足以保持液膜完整, 液膜发生破裂。本文在进行两相流数值仿真过程中认为液相体积分数等于 0.5 时为气液相的分界面, 当液相体积分数小于 0.5 时即认为液膜发生破碎, 仿真过程中一次液膜破碎长度随时间略有变化, 本文取破碎前液膜长度均值作为一次破碎液膜长度。

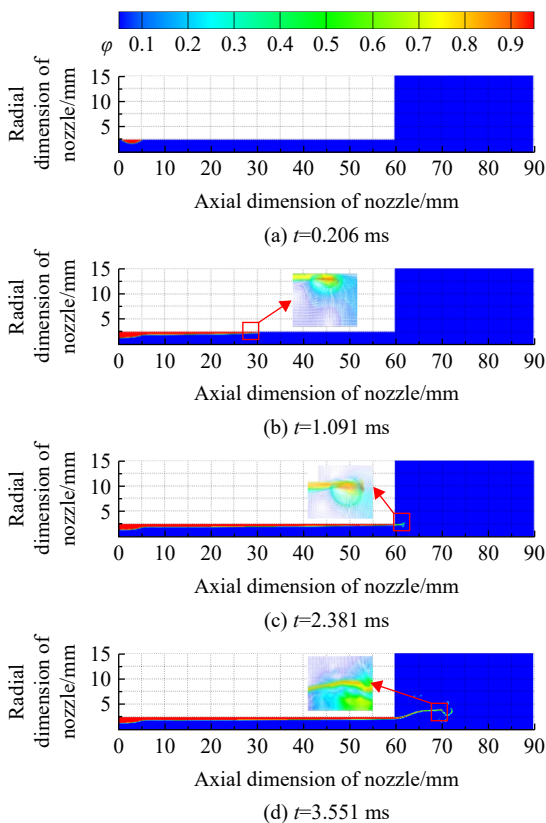


图 4 离心喷嘴充填过程氧体积分云图

Fig. 4 Oxygen volume fraction nephogram of centrifugal injector filling process

2.2 离心喷嘴气涡固有声学频率计算

选取 6~8 ms 时的计算结果进行分析, 此时流动趋于稳定, 通过观察流场液相体积分数 φ 、温度 T 以及压力 p 云图(见图 5)可知, 未破碎前锥形液膜的轴向长度约为 10 mm, 气涡压力为 8.28 MPa, 前导涡影响区压力有所下降, 约为 8.268 MPa, 气

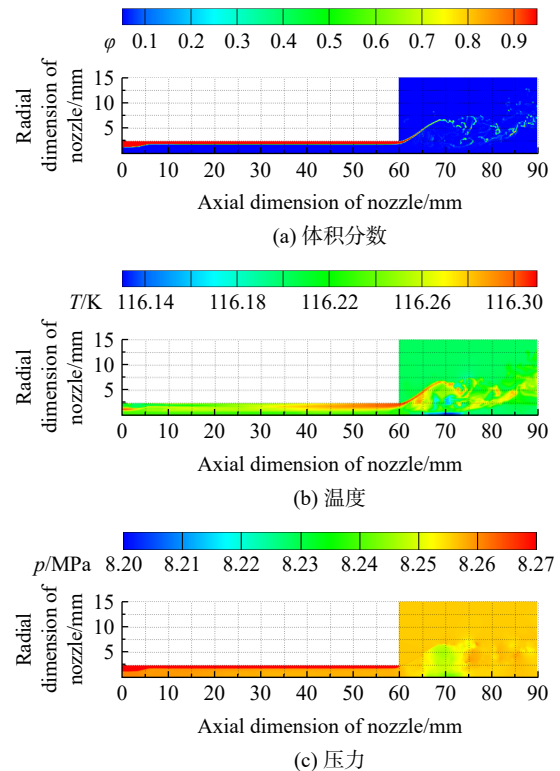


图 5 液氧体积分数、温度、压力云图

Fig. 5 Liquid oxygen volume fraction, temperature and pressure nephogram

涡温度为 116.2 K。

液膜头部受前导涡影响向离心喷嘴轴线处发生弯曲, 并在液膜头部产生压力扰动, 对比不同位置处监测点压力脉动可知, 气涡内部压力脉动频率与液膜头部压力扰动频率不同, 是外部扰动引起离心喷嘴气涡产生自身固有声学频率的压力脉动。通过各监测点压力脉动曲线(见图 6, 图中 x 代表监测点与喷嘴封闭端的距离, 表征不同的监测点位置)可知, 监测点 6 处的压力较低, 压力脉动周期较长, 因为监测点 6 位于前导涡产生的低压区, 该点的压力脉动反映了前导涡的脱落频率, 约为 2 000 Hz。监测点 1~5 压力脉动反映了气涡内部声学振荡特性规律, 通过傅里叶变换得到的幅频特性变化规律可知, 各测点处的压力脉动频率一致, 均为 3 497 Hz, 离心喷嘴封闭端至出口端气涡压力脉动幅值逐渐降低, 喷嘴出口端面压力脉动幅值不为零。

分析认为离心喷嘴中的声波在传递过程中会在两种特性阻抗不同介质的分界面上发生反射和透射, 反射与透射能力与压力反射系数有关, 压力反射系数等于 1 为全透射, 压力反射系数越小, 反射能力越强^[14]。超临界工况下氢氧间压力反射系数为 0.04, 认为声波在离心喷嘴和喷嘴出口未

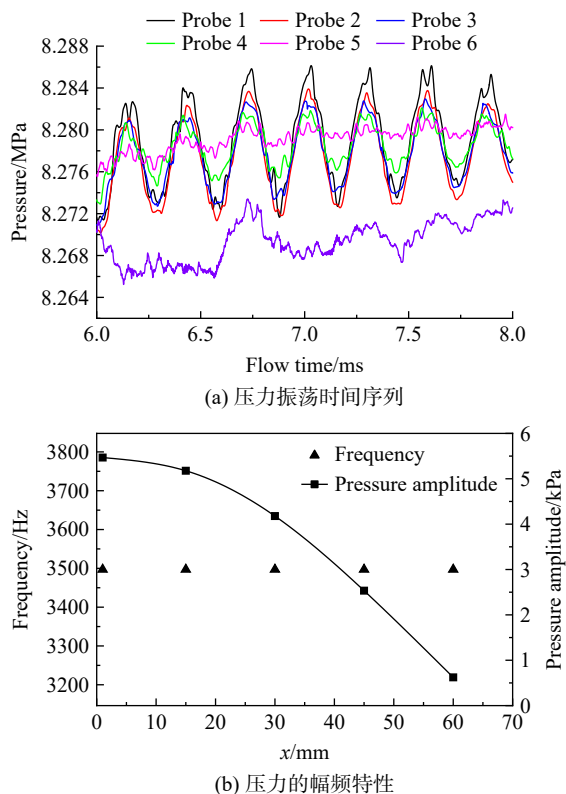


图 6 离心喷嘴压力振荡时间序列及幅频特性

Fig. 6 Time series of pressure oscillation and amplitude-frequency characteristics of oscillation of centrifugal injector

破碎前锥形液膜内部的气液界面处发生全反射,当液膜破碎时,声波透射到周围环境中,因此在计算气涡的固有声学频率时,仅考虑喷嘴的长度不符合声学规律。基于声波在气液界面的全反射特性,将离心喷嘴与喷嘴出口锥形液膜视为一个声学系统,考虑液膜长度对气涡固有声学频率的影响,声学系统轴向长度为离心喷嘴长度与喷嘴出口锥形液膜轴向距离之和,气液分界面为声学系统边界,系统声速为气涡中气体声速。

声学特性分析模型如图 7 所示,分析时定义了离心喷嘴声学模型有效长度 $L = l + \Delta l$, 其中 l 为离心喷嘴实际长度, Δl 为破碎前锥形液膜的轴向长度。

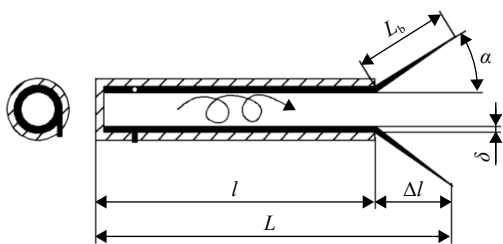


图 7 离心喷嘴工作原理示意图

Fig. 7 Schematic diagram of working principle of open centrifugal injector

声波在离心喷嘴气涡中的传播方程可简化为一维波动方程^[14]:

$$\frac{\partial^2 p}{\partial x^2} = \frac{1}{c^2} \cdot \frac{\partial^2 p}{\partial t^2} \quad (3)$$

式中 p 为压力, t 为时间, c 为声速。

波动方程的解表示在气涡中任意一点的压力是入射波的压力 P_i 与反射波的压力 P_r 的合成, 即该点的总压力为

$$p(x, t) = P_i e^{j(\omega t - kx)} + P_r e^{j(\omega t + kx)} \quad (4)$$

式中 ω 为声波角频率, $k = \frac{\omega}{c}$ 定义为传播常数, 简称波数, j 为虚数符号, $e^{j(\omega t \pm kx)}$ 为以复指数形式表示的波函数, 代表以推迟解函数形式表示的波动过程, 波函数中“ $-$ ”号的解代表向前行进的平面波, “ $+$ ”号的解代表相反进行的反射波。由于本文中入射波的压力 P_i 与反射波的压力 P_r 幅值相等(记为 P), 因此方程可写为

$$p(x, t) = 2P e^{j\omega t} \cos(kx) \quad (5)$$

上式的实部可以写为

$$p(x, t) = 2P \cos(\omega t) \cos\left(\frac{2\pi f}{c} x\right) \quad (6)$$

式中 f 为固有声学频率。

当外界存在某一频率的扰动时, 会引起该声学系统产生频率为其固有声学频率的压力脉动。在离心喷嘴固有声学频率范围内, 声波的波长远大于该管路系统的直径, 因此在此管道系统中认为声波以平面波的形式传播^[15], 该声学系统的固有声学频率可以通过下式计算:

$$f = \frac{2n-1}{4L} c \quad (7)$$

式中 n 代表不同阶次。

通过数值仿真得到破碎前锥形液膜轴向长度 Δl 为 10 mm, 离心喷嘴声学模型有效长度 L 为 70 mm, 计算可得离心喷嘴气涡固有声学频率为 3449.8 Hz, 与仿真结果 3497 Hz 基本一致, 误差为 1.3%, 表明离心喷嘴声学分析模型是合理的。

当外界扰动激发出该系统 1 阶固有声学频率时($n=1$), 压力 p 随时间、位置变化关系式为

$$p(x, t) = 2P \cos(\omega t) \cos\left(\frac{\pi}{2L} x\right) \quad x \in [0, L] \quad (8)$$

当外界扰动激发出该声学系统 2 阶固有声学频率时($n=2$), 压力 p 随时间、位置变化关系式为

$$p(x, t) = 2P \cos(\omega t) \cos\left(\frac{3\pi}{2L}x\right) \quad x \in [0, L] \quad (9)$$

该声学系统中声波的 1 阶模态和 2 阶模态分别如图 8 所示, 当声学系统中产生 1 阶固有声学频率振荡时, 在封闭端压力脉动最大, 在开口端液膜破碎位置压力脉动为零; 当声学系统中产生 2 阶固有声学频率振荡时, 在管路封闭端以及距封闭端 $(2/3)L$ 处的压力脉动最大, 在开口端液膜破碎位置和距封闭端 $(1/3)L$ 处的压力脉动为零。仿真结果中 1 阶固有声学频率的振幅曲线图(见图 6)与理论分析得到的 1 阶模态相符, 验证了声学仿真结果的可靠性。

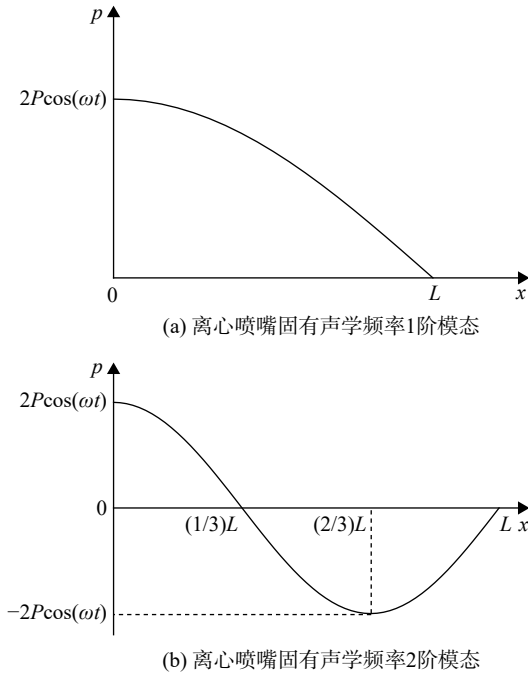


图 8 离心喷嘴固有声学频率模式

Fig. 8 Natural acoustic frequency mode of centrifugal injector

对本文研究采用的敞口离心喷嘴而言, 液体从切向孔进入喷嘴内部, 在喷嘴内形成中空液膜^[16-17], 液体离开喷嘴后, 由于惯性沿切线离开喷嘴形成锥形喷雾, 喷嘴中心形成空心气涡, 本文修正后气涡固有声学频率计算公式为

$$f = \frac{2n-1}{4(l+\Delta l)}c \quad (10)$$

液膜破碎轴向距离为

$$\Delta l = L_b \cos \alpha \quad (11)$$

参考 Inamura 等人^[18]给出工质为水和空气时敞口离心喷嘴液膜破碎长度经验公式, 修正后工质为液氧和氢气时敞口离心喷嘴液膜破碎长度经验公式为

$$L_b = 0.1 \left[\frac{\rho_1 \sigma \delta \ln\left(\frac{\eta}{\eta_0}\right) \cos \alpha}{\rho_g^2 U_1^2} \right]^{0.1} \quad (12)$$

参考 Fu 等人^[19]给出工质为水和空气时敞口离心喷嘴液膜厚度经验公式, 修正后工质为液氧和氢气时敞口离心喷嘴液膜厚度经验公式为

$$\delta = 2.37 \left(\frac{d_0 \dot{m}_l \mu_l}{\rho_l \Delta P} \right)^{0.042} \quad (13)$$

参考陈晨^[20]给出工质为水和空气时有背压条件下敞口离心喷嘴喷雾半锥角经验公式, 修正后工质为液氧和氢气时敞口离心喷嘴喷雾半锥角经验公式为

$$\alpha = 39 P_c^{-0.06} \Delta P^{0.11} \left(\frac{l_0}{d_0} \right)^{-0.3} A^{0.45} \quad (14)$$

喷嘴出口液膜轴向速度为

$$U_1 = \frac{\mu}{\varphi} \left(\frac{2\Delta P}{\rho_l} \right)^{0.5} \quad (15)$$

喷嘴有效截面系数为

$$\varphi = 1 - \left(\frac{d_0 - 2\delta}{d_0} \right)^2 \quad (16)$$

参考陈晨^[20]给出工质为水和空气时有背压条件下敞口离心喷嘴质量流量系数经验公式, 修正后工质为液氧和氢气时敞口离心喷嘴质量流量系数经验公式为

$$\mu = 0.391 P_c^{-0.023} \Delta p^{0.022} \left(\frac{l_0}{d_0} \right)^{0.015} A^{-0.592} \quad (17)$$

式(12)~式(17)中, A 是喷嘴几何特性参数, 其余符号具体含义参见文献[19-20]。

η_{bu} 、 η_0 分别为液膜破碎位置表面波振幅和喷嘴出口表面波振幅。通过数值仿真, 认为气液界面处液氧体积分数为 0.5, 滤除液氧体积分数 0.5 以下的氢气, 提取喷嘴出口锥形液膜, 表面波振幅示意图如图 9 所示。图 9 的右图为 Fu 等人^[21]试验测得的表面波, 左图为本文通过数值仿真计算得到的液膜表面波, 液膜破碎位置表面波波峰波谷之间的距离为 η_{bu} , 将不同时刻喷嘴出口液膜厚度最大值与液膜厚度最小值做差得到喷嘴出口液膜表面波振幅 η_0 , 得到气氢液氧 $\ln(\eta_{bu}/\eta_0)$ 为 4.36。喷嘴出口位置至液膜发生一次破碎时的液膜长度为液膜破碎长度 L_b , 喷嘴出口液膜厚度为 δ 。

认为仿真计算得到的 3 497 Hz 气涡压力脉动频率为实际气涡固有声学频率, f_l 为公式计算得到的理论值, 将上述采用经验公式获得破碎前锥形液膜轴向长度进而计算气涡固有声学频率的方

法称为“方法 1”，将数值仿真计算得到破碎前锥形液膜轴向长度进而计算气涡固有声学频率的方法称为“方法 2”。不同计算方法得到的气涡固有声学频率及误差如表 2 所示。

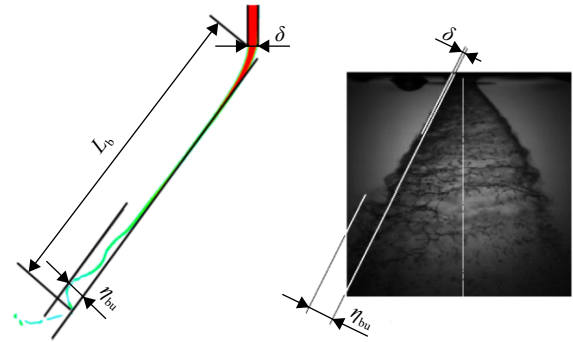


图 9 液膜表面波振幅示意图

Fig. 9 Schematic of the amplitude of the disturbance on the liquid sheet

表 2 不同计算方法气涡固有声学频率结果及误差

Table 2 Acoustic frequency calculation and error with different methods

方法	L/mm	$c/(\text{m/s})$	f/Hz	误差/%
1/4 波长管	60	965.93	4 024.7	15.1
黄玉辉等人 ^[5]	60	958.29	3 992.9	14.2
王小龙等人 ^[11]	62	965.93	3 894.9	11.4
方法 1	71	965.93	3 401.2	2.7
方法 2	70	965.93	3 449.8	1.3

2.3 环缝气体对气涡声学频率的影响

气液同轴离心喷嘴在工作过程中气液相互作用比单离心喷嘴更为剧烈，氧喷嘴出口液膜在环缝气体作用下产生周期性波动而引起压力扰动，当气液动量比(GLR)较低时(小于 0.894)，外部压力扰动较小，离心喷嘴气涡中产生的固有声学频率与上述单离心喷嘴气涡 1 阶固有声学频率一致。当气液动量比较高时(大于 1.507)，外部压力扰动剧烈，此时离心喷嘴气涡中会产生 2 阶固有声学频率。

本文选取高气液动量比工况进行分析，压力脉动特性如图 10 所示。监测点 5 位于液膜头部位置，由气液相互作用产生压力扰动，压力脉动周期与其他监测点不同，本算例中气液相互作用产生自激振荡的频率约为 5 200 Hz。喷嘴封闭端和距封闭端(2/3) L 处压力脉动幅值最高，量级基本相同，相位相反(幅频特性图中“-”表示相位相反)，距封闭端(1/3) L 处和出口端压力脉动幅值最低，与气涡固有声学频率 2 阶模态吻合良好。气涡中监测点的振荡主频均为 9 334 Hz。

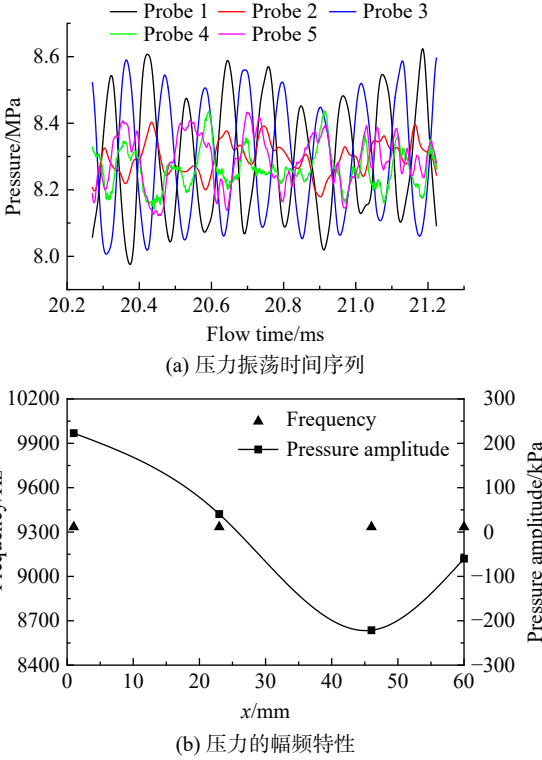


图 10 同轴离心喷嘴压力振荡时间序列及振荡幅频特性图

Fig. 10 Time series of pressure oscillation and amplitude-frequency characteristics of oscillation of swirl coaxial injector

如图 11 所示，该工况下气涡平均温度为 80 K，未破碎前锥形液膜轴向长度为 8 mm，由方法 2 计算可得气涡 2 阶固有声学频率理论值为 9 584 Hz，偏差为 2.7%，表明本文提出的离心喷嘴气涡声学频率修正公式可准确计算气涡 2 阶固有声学频率。

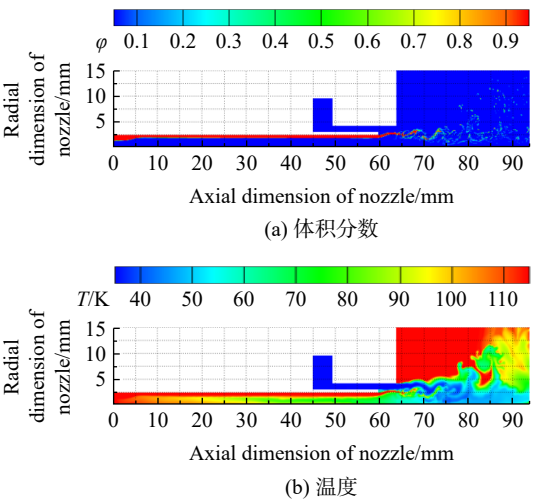


图 11 氧体积分数和流场温度云图

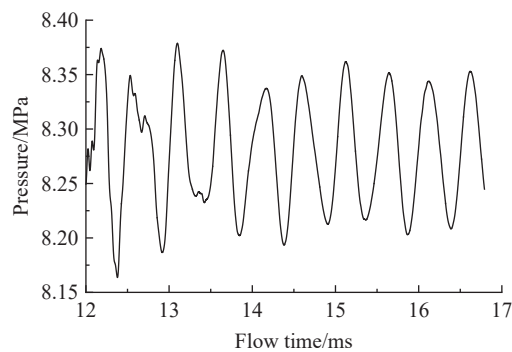
Fig. 11 Oxygen volume fraction and temperature nephogram

2.4 室压脉动对气涡声学频率的影响

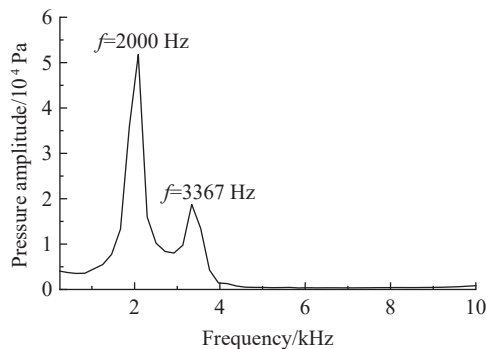
通过在外流场出口边界处分别施加频率为

2 000、3 497、5 000 Hz, 幅值为 5‰ 正弦信号的室压脉动, 模拟下游室压脉动对气涡固有声学频率的影响, 通过离心喷嘴封闭端监测点 1 处的压力脉动情况分析下游室压脉动对气涡固有声学频率的影响规律。

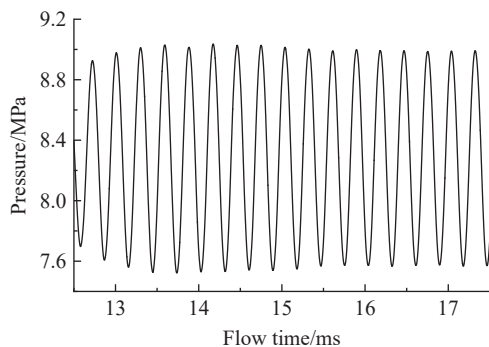
如图 12 所示, 当离心喷嘴外流场边界存在压力脉动幅值为 5‰ 的室压脉动时, 若扰动频率大于或小于气涡固有声学频率, 两者不发生干涉, 在气涡中共存, 频谱图中气涡固有声学频率压力脉动幅值较前导涡诱导产生的固有声学频率的压力脉动幅值有所增大。若扰动频率等于气涡固有声学频率时, 气涡固有声学频率与下游室压扰动频率发生耦合作用, 室压扰动与气涡固有声学频率耦合共振使气涡中压力脉动幅值显著增大, 由压力振荡时间序列图可知, 压力振幅增加量约为室压扰动幅值的 16 倍。



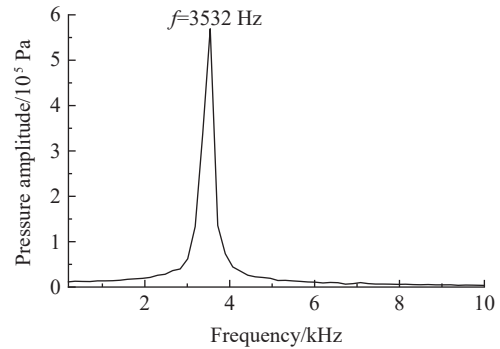
(a) 2 000 Hz 扰动压力振荡时间序列



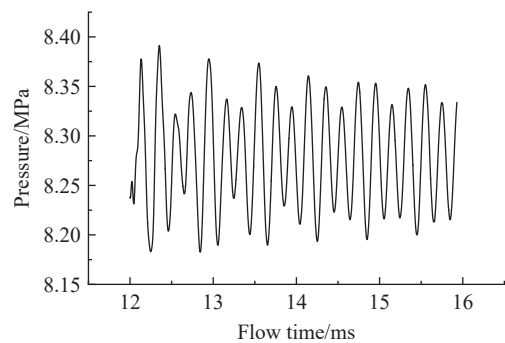
(b) 2 000 Hz 扰动压力振荡频谱图



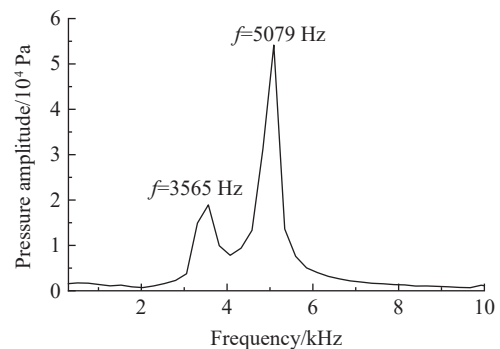
(c) 3 497 Hz 扰动压力振荡时间序列



(d) 3 497 Hz 扰动压力振荡频谱图



(e) 5 000 Hz 扰动压力振荡时间序列



(f) 5 000 Hz 扰动压力振荡频谱图

图 12 不同频率反压扰动下缩进室内压力振荡时间序列和振荡频谱图

Fig. 12 Time series of pressure oscillation and amplitude-frequency characteristics of oscillation in different frequency disturbance of back pressures

2.5 气涡介质对气涡声学频率的影响

为验证本文提出的离心喷嘴气涡声学频率计算公式适用于不同的气体工质, 气相采用常温常压的空气作为工质, 液相采用常温常压的水进行数值仿真, 计算气涡固有声学频率。由于工质为水和空气时, 气液相互作用较弱, 下游扰动不足以激发气涡固有声学频率, 因此采用在喷嘴外流场边界施加压力扰动的方法计算气涡声学频率, 当外流场压力扰动等于气涡固有声学频率时, 两者会发生耦合作用使气涡中压力脉动幅值显著增

大。通过数值仿真求得锥形液膜轴向长度为 15 mm, 流场平均温度为 300 K(如图 13 所示), 通过本文修正离心喷嘴气涡声学频率计算公式计算得到此时气涡固有声学频率为 1 146 Hz, 未修正的离心喷嘴气涡固有声学频率计算公式计算得到此时气涡固有声学频率为 1 433 Hz。在喷嘴外流场边界分别施加压力脉动幅值为大气压的 5%, 压力脉动频率为 1 146 Hz 和 1 433 Hz 的室压扰动, 观察监测点 1 处的压力变化情况。

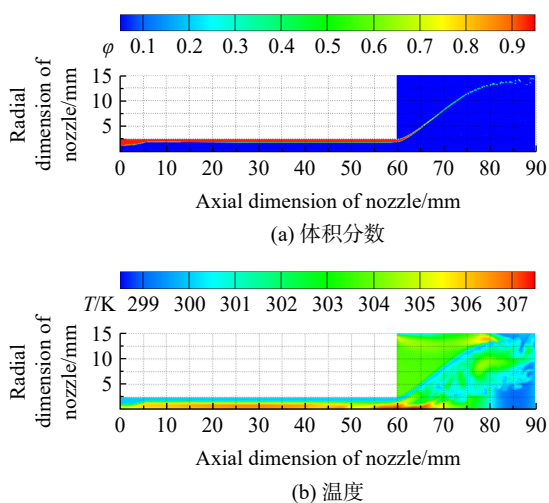
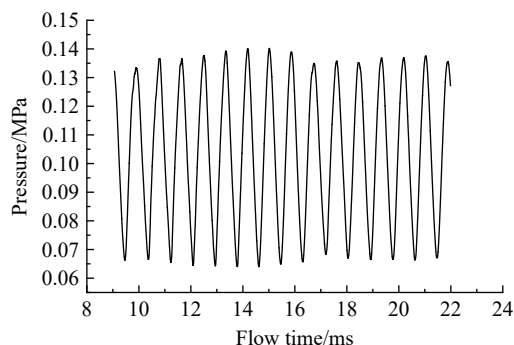


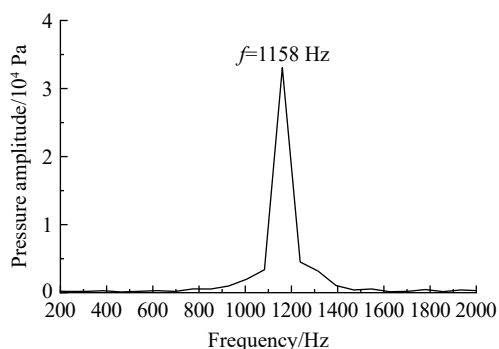
图 13 水体积分数和流场温度云图

Fig. 13 Water volume fraction and temperature nephogram

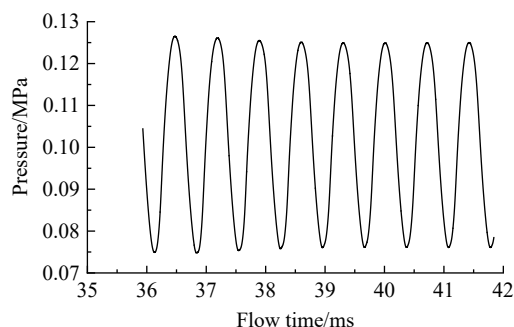
通过监测点 1 处压力脉动曲线图 14 可知, 当背压扰动频率为 1 146 Hz 时, 监测点 1 处压力脉动幅值最大, 压力脉动幅值增量约为背压扰动幅值的 7.6 倍, 当背压扰动频率为 1 433 Hz 时, 压力脉动幅值增量约为背压扰动幅值的 4.9 倍, 由此可知气涡中气体为空气时, 气涡固有声学频率约为 1 146 Hz, 表明对于不同的气涡气体本文提出的离心喷嘴气涡声学频率修正公式依然适用。



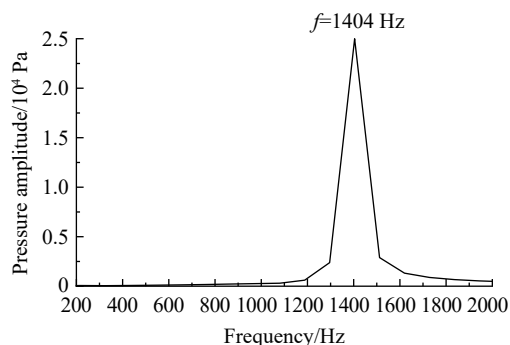
(a) 1 146 Hz 背压扰动压力振荡时间序列



(b) 1 146 Hz 背压扰动压力振荡频谱图



(c) 1 433 Hz 背压扰动压力振荡时间序列



(d) 1 433 Hz 背压扰动压力振荡频谱图

图 14 监测点 1 处压力振荡时间序列及振荡幅频特性图

Fig. 14 Time series of pressure oscillation and amplitude-frequency characteristics of oscillation at probe 1

3 结 论

本文采用 VOF 两相流界面追踪模型、RNG $k-\varepsilon$ 湍流模型以及 PR 气体状态方程对超临界工况下敞口离心喷嘴中心气涡声学特性进行模拟, 分析了液膜充填过程中的流场结构以及离心喷嘴气涡声学特性的影响因素, 提出了离心喷嘴气涡声学频率修正计算公式。

1) 在进行离心喷嘴气涡声学特性分析时, 需将喷嘴出口锥形液膜与喷嘴视为一个声学系统, 该系统轴向长度为离心喷嘴长度与喷嘴出口锥形液膜轴向距离之和, 气液分界面为声学系统边界, 系统声速为气涡中气体声速。本文提出的离

心喷嘴气涡声学频率修正计算公式可准确计算气涡中不同气体介质的1、2阶声学频率,误差在3%以内。

2) 气液同轴离心喷嘴气涡中压力脉动频率与气液动量比有关,气液动量比较低时,气涡中产生1阶固有声学频率,气液动量比较高时,气涡中产生2阶固有声学频率。

3) 室压脉动频率与气涡声学频率耦合时,气涡中压力脉动幅值急剧增大,压力振幅增加量约为室压扰动幅值的16倍,气涡声学频率压力脉动可能传入上游供应系统,引起喷注不稳定。

参考文献:

- [1] 刘娟. 旋转锥形液膜破碎过程实验与仿真研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2012.
LIU Juan. Experimental and numerical simulation of the breakup process of swirling conical liquid sheet[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2012. (in Chinese)
- [2] EBERHART C J, FREDERICK R A Jr. Fluid oscillations of a swirl coaxial injector under high-frequency self-pulsation[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2017, 33(4): 804-814.
- [3] EBERHART C J, FREDERICK R A Jr. Details on the mechanism of high-frequency swirl coaxial self-pulsation[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2017, 33(6): 1418-1427.
- [4] EBERHART C J. Investigation of liquid rocket swirl coaxial injection dynamic under self-excited high frequency[D]. Huntsville, US: The University of Alabama in Huntsville, 2016.
- [5] 黄玉辉, 周进, 胡小平, 等. 气液同轴式喷嘴自激振荡的试验现象和声学模型及对火箭发动机不稳定燃烧的影响[J]. 声学学报, 1998, 23(5): 459-465.
HUANG Yuhui, ZHOU Jin, HU Xiaoping, et al. Experiment and acoustic model for the self-oscillation of coaxial swirl injector and its influence to combustion of liquid rocket engine[J]. *Acta Acustica*, 1998, 23(5): 459-465. (in Chinese)
- [6] 周进, 胡小平, 黄玉辉, 等. 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 Xiaoping, HUANG Yuhui, et al. 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. (in Chinese)
- [7] 李龙飞, 陈建华, 周立新, 等. 补燃循环火箭发动机气液同轴式喷嘴声学特性研究[J]. 火箭推进, 2004, 30(6): 5-10.
LI Longfei, CHEN Jianhua, ZHOU Lixin, et al. Investigation on acoustic characteristics of gas-liquid coaxial injector of staged combustion rocket engine[J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2004, 30(6): 5-10. (in Chinese)
- [8] 李龙飞, 陈建华, 张蒙正, 等. 液氧煤油气液同轴直流离心式喷嘴的声学模拟实验研究[J]. 火箭推进, 2006, 32(2): 1-5.
LI Longfei, CHEN Jianhua, ZHANG Mengzheng, et al. Acoustic modeling experimental investigation of the LOx/kerosene gas-liquid coaxial orifice-swirl injector[J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2006, 32(2): 1-5. (in Chinese)
- [9] 杨立军, 葛明和, 张向阳. 液体离心喷嘴喷雾场动态特性的初步研究[J]. 航空动力学报, 2005, 20(6): 1083-1087.
YANG Lijun, GE Minghe, ZHANG Xiangyang. Preliminary investigation on dynamic characteristics of swirl injector[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2005, 20(6): 1083-1087. (in Chinese)
- [10] 富庆飞, 杨立军, 屈元元, 等. 气液同轴喷嘴缩进室动态特性均相流模型[J]. 航空动力学报, 2010, 25(8): 1918-1922.
FU Qingfei, YANG Lijun, QU Yuanyuan, et al. Investigation on dynamic characteristic of recessed region of a gas-liquid coaxial injector with homogeneous flow model[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2010, 25(8): 1918-1922. (in Chinese)
- [11] 王小龙, 陆静, 王亚运, 等. 1/4波长管参数对发动机进气噪声的影响研究[J]. 汽车实用技术, 2014(9): 49-51.
WANG Xiaolong, LU Jing, WANG Yayun, et al. Effect of parameters of 1/4 wave length tube on engine intake noise[J]. *Automobile Technology*, 2014(9): 49-51. (in Chinese)
- [12] BAI Xiao, LI Qinglian, CHENG Peng, et al. Investigation of self-pulsation characteristics for a liquid-centered swirl coaxial injector with recess[J]. *Acta Astronautica*, 2018, 151: 511-521.
- [13] ZONG Nan, YANG V. Cryogenic fluid dynamics of pressure swirl injectors at supercritical conditions[J]. *Physics of Fluids*, 2008, 20(5): 19-29.
- [14] 何琳, 朱海潮, 邱小军, 等. 声学理论与工程应用[M]. 北京: 科学出版社, 2006.
- [15] 富庆飞, 杨立军, 屈元元, 等. 敞口型液体离心喷嘴动态特性数值模拟[J]. 航空动力学报, 2010, 25(9): 2132-2138.
FU Qingfei, YANG Lijun, QU Yuanyuan, et al. Numerical simulation of dynamic characteristics of an open-end swirl injector[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2010, 25(9): 2132-2138. (in Chinese)
- [16] 杨立军, 富庆飞. 喷嘴对供应系统到燃烧室压力振荡传递幅频特性的影响[J]. 航空动力学报, 2008, 23(2): 305-310.
YANG Lijun, FU Qingfei. Effect of injector on pressure oscillation amplitude-frequency characteristics from pipeline to combustion chamber[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2008, 23(2): 305-310. (in Chinese)
- [17] 杨立军, 张向阳, 葛明和. 敞口型离心喷嘴动力学特性理论分析[J]. 推进技术, 2006, 27(6): 497-500, 549.
YANG Lijun, ZHANG Xiangyang, GE Minghe. Theoretical analysis of dynamics of open swirl injector[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2006, 27(6): 497-500, 549. (in Chinese)
- [18] INAMURA T, TAMURA H, SAKAMOTO H. Characteristics of liquid film and spray injected from swirl coaxial injector[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2003, 19(4): 632-639.
- [19] FU Qingfei, YANG Lijun, QU Yuanyuan. Measurement of annular liquid film thickness in an open-end swirl injector[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2011, 15(2): 117-124.
- [20] 陈晨. 敞口式离心喷嘴喷雾特性及应用研究[D]. 成都: 西南交通大学, 2017.
CHEN Chen. The spray characteristics and engineering application of an open-end swirl injector[D]. Chengdu: Southwest Jiaotong University, 2017. (in Chinese)
- [21] FU Qingfei, YANG Lijun, QU Yuanyuan, et al. Linear stability analysis of a conical liquid sheet[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2010, 26(5): 955-968.

(编辑: 秦理曼)