

离心喷嘴声学相关热试验频率 分析与计算

张 亚^{1,2}, 潘 刚^{1,2}, 丁兆波^{1,2}, 刘 倩^{1,2}

- (1. 中国航天科技集团有限公司 北京航天动力研究所, 北京 100076;
2. 中国航天科技集团有限公司 低温液体推进技术实验室, 北京 100076)

摘 要: 针对采用离心喷嘴的氢氧预燃室, 基于高频脉动压力的热试验数据, 对比了试验频率的变化趋势和与之相关的主要测试参数的变化规律, 初步推测影响热试验频率的根本因素是离心喷嘴内部液膜的声速和燃烧室压力。发展形成了基于声学理论计算喷嘴频率的半经验公式, 使用喷前压力和修正了的液氧温度查询声速计算的喷嘴频率。半经验公式的计算结果与试验实测频率吻合很好, 分析认为类似管路声学频率计算的半经验公式同样适用于离心喷嘴。声学频率决定了离心喷嘴液膜主导表面波波长的初始值, 主导表面波流动所受气体阻力随压力及液膜速度升高而增大使其波长减小, 液膜一次破碎的频率升高, 可能是热试验频率与燃烧室压力正相关的影响机制。

关 键 词: 氢氧预燃室; 离心喷嘴; 喷嘴声学频率; 热试验数据; 理论分析

中图分类号: V434.1

文献标志码: A

Analysis and calculation of acoustic frequency of swirl injector in hot-fire testing

ZHANG Ya^{1,2}, PAN Gang^{1,2}, DING Zhaobo^{1,2}, LIU Qian^{1,2}

- (1. Beijing Aerospace Propulsion Institute,
China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100076, China;
2. Laboratory of Cryogenic Liquid Propellants,
China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100076, China)

Abstract: The high frequency pressure oscillation data of a hydrogen-oxygen preburner with swirl injectors in hot-fire testing were analyzed. The change trend of the frequency and associated testing parameters were compared. It was found that, the testing frequency of hot-fire testing may be influenced inherently by the sound speed of liquid film within the injector and the pressure of the combustion chamber. A semi-empirical formula based on acoustic theory was developed for swirl injector. The acoustic frequency calculated by using the data of pre-injection pressure and modified liquid oxygen temperature for sound speed agreed well with the measured data. It was believed that the semi-empirical formula similar to the acoustic frequency calculation of pipeline can be applied to swirl injector. The acoustic frequency determined the initial value of the dominant surface wave length of the liquid film in the swirl injector. The gas resistance of the dominant surface wave flow increased with the increasing pressure and liquid film velocity, which

收稿日期: 2021-08-04

作者简介: 张亚(1983—), 男, 高级工程师, 硕士, 主要从事氢氧火箭发动机和燃料电池设计、仿真等研究工作。

引用格式: 张亚, 潘刚, 丁兆波, 等. 离心喷嘴声学相关热试验频率分析与计算[J]. 航空动力学报, 2022, 37(7): 1478-1486. ZHANG Ya, PAN Gang, DING Zhaobo, et al. Analysis and calculation of acoustic frequency of swirl injector in hot-fire testing[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(7): 1478-1486.

reduced the wavelength and increased the frequency of the first breaking of the liquid film, may be the influence mechanism of the positive correlation between the hot-fire testing frequency and the combustion chamber pressure.

Key words: hydrogen-oxygen preburner; swirl injector; acoustic frequency of injector; hot-fire testing data; theoretical analysis

大推力氢氧火箭发动机多采用同轴直流式喷嘴或同轴离心式喷嘴。无论同轴直流式喷嘴还是同轴离心式喷嘴,在工作时,其流量和压力都会出现自发脉动的振荡现象。其中,同轴离心式喷嘴由于具有雾化效果好、混合效率高等优点而得到了较为广泛的应用。同轴离心式喷嘴通常设计一定的缩进深度使氧化剂和燃料在缩进室内进行混合来提高燃烧效率和燃烧稳定性。然而,在一定缩进深度状态下,离心喷嘴的流量和喷雾锥角等特性参数会出现较大幅度脉动,这会使推进剂燃烧的热释放率产生波动,进而对燃烧室的稳定性产生影响。

喷嘴喷注频率与燃烧室声学频率发生耦合是燃烧不稳定发生的重要原因之一^[1-3],因此,国内外众多学者对喷嘴振荡产生机理进行了广泛的研究。

Bazarov等^[4-5]针对离心喷嘴动力学开展了开创性的研究工作,建立了一套较为完备的理论体系,但其理论是基于声速波长远大于喷嘴长度的前提下发展而来,关注重点是喷嘴的中低频响应特性。在此基础上,杨立军、富庆飞等^[6-12]详尽研究了不同类型和尺寸的离心喷嘴在0~2 000 Hz范围内动态特性,获得了富有成效的结果。

Zong、Huo等^[13-15]使用大涡模拟技术对超临界压力下离心喷嘴内部流动进行了分析,考虑了液氧可压缩性、外部扰动等因素的影响。流场模拟结果的频谱分析发现喷嘴动态特性包括一系列的不稳定机理:流体动力学不稳定、Kelvin-Helmholtz(K-H)型不稳定、大尺度涡的脱落等。富庆飞等^[16]建立了敞口式离心喷嘴基于VOF(volume of fluid)的二维轴对称模型,考虑表面波传播的影响,针对常温常压、水和空气介质,计算了200~1 000 Hz不同扰动频率下喷嘴内不同点的压力在0~15 000 Hz范围振荡响应情况。Bai等^[17]采用试验和基于VOF的二维轴对称数值模型,对具有缩进的离心喷嘴自激振荡现象进行了研究,认为锥形液膜对环缝气体流动的壅塞和打开的周期性变化是引起缩进室压力和液膜发生同频振荡的主要

机制,喷雾过程数值模拟获得的压力振荡频谱和试验高频脉动压力数据频谱对应较好。Im等^[18]采用高速摄影捕捉喷雾锥液膜脉动和采集分析啸叫声音频谱试验等方法,研究了离心喷嘴自激振荡频率的影响因素。依据气液共同喷注的试验数据对只有液体喷注下的振荡频率进行了外延推算,认为气体是振荡的扰动源,液膜的主导表面波频率是自激振荡频率的根源。

虽然众多学者对离心喷嘴动态特性开展了详尽的理论和试验研究,取得了诸如自激振荡频率与液体及气体雷诺数呈近似线性关系,背压提高自激振荡频率升高,缩进深度增加自激振荡强度会增强等有意义的共性成果。但是对于喷雾液膜周期性壅塞到打开或主导表面波的频率本质上由什么决定,还缺乏清晰内部机理的认知。因此,目前尚无法做到利用上述科研成果直接预测热试验工作介质和热力环境变化后喷嘴的振荡频率,从而避免热试验过程中由于喷注频率与燃烧室声学频率耦合导致的不稳定燃烧问题的发生。

John等^[19]建立了同轴直流喷嘴的二维轴对称的数值模型,采用液氧和气氢实际介质物性,深入研究了喷嘴动力学不稳定现象。作者认为液氧喷嘴出口端下游的涡脱落、直流喷嘴内部液氧的声学振荡和喷注器面板出口涡脱落是造成同轴直流喷嘴振荡的主要原因。监测的压力脉动频谱复现了Lux等^[2]的热试验频谱主要峰值,研究发现缩进区内的主导频率与直流喷嘴内液氧的声学频率非常接近。Armbruster等^[3]针对同轴直流喷嘴的研究表明氧喷嘴和氢喷嘴环缝的声学相关频率在燃烧室内均可监测到,喷嘴温度变化对于喷嘴声学频率有较显著的影响。

本文针对采用同轴离心式喷嘴的氢氧缩比预燃室,对比分析其高频脉动数据的试验频率与主要测试参数的关系,探寻影响离心喷嘴振荡频率的根本因素,并给出了同轴离心式喷嘴喷注频率预测的半经验公式。该工作可为类似同轴离心式喷嘴喷注频率的预测以及燃烧室燃烧稳定性的评估提供参考。

1 热试验数据分析

1.1 热试验测试系统简述

氢氧缩比预燃室挤压热试验系统的液氧路及燃烧室主要测点及离心喷嘴结构尺寸示意图如图 1 所示。

试验系统采用加压储箱挤压液氧通过气蚀管和主阀进入预燃室氧头腔,液氢的供应方式与液氧相同。图 1 中所示喷嘴主要尺寸参数数值如表 1 所示,表中 d 为氧喷嘴直径,液氧供应系统及燃烧室主要测点含义及采集频率见表 2,其中, $p_{io,d}$ 、 $p_{c,d}$ 为高频速变脉动传感器采集频率为 50 kHz,用

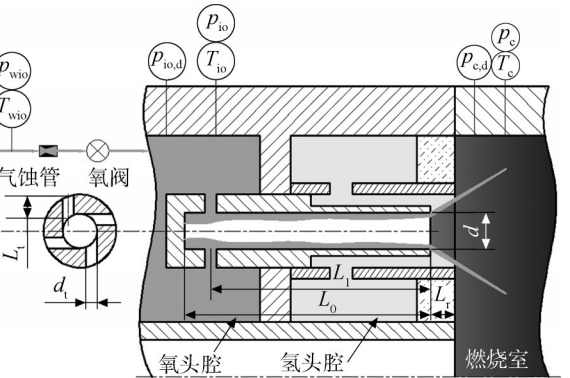


图 1 离心喷嘴结构尺寸及热试验测点示意
Fig.1 Schematic diagram of swirl injector dimension and measuring points of hot-fire testing

表 1 离心喷嘴几何尺寸 Table 1 Geometrical parameters of the swirl injector	
参数	数值
氧喷嘴长度 L_0 /mm	59.8
切向孔中心与出口距离 L_1 /mm	56.8
切向孔直径 d_1 /mm	1.5
切向孔中心长度 L_t /mm	3.02
氧喷嘴缩进比 L_t/d	0.85

表 2 热试验测点 Table 2 Measuring point parameters of hot-fire testing	
参数	采样频率/kHz
气蚀管前压力 p_{wio}	1
气蚀管前温度 T_{wio}	1
氧头腔压力 p_{io}	1
氧头腔高频速变压力 $p_{io,d}$	50
氧头腔温度 T_{io}	1
燃烧室压力 p_c	1
燃烧室高频速变压力 $p_{c,d}$	50
燃烧室温度 T_c	1

于分析氧头腔和燃烧室的相关压力脉动频谱,其余温度和压力测点采集频率均为 1 kHz。热试验总时长为 30 s,其中 6~15 s 进行一次变工况操作,通过先提高液氢箱压再提高液氧箱压来实现。

1.2 热试验高频压力脉动数据

采用基于 Matlab 二次开发的振动数据分析软件对氧头腔 $p_{io,d}$ 和燃烧室 $p_{c,d}$ 高频压力脉动热试验数据进行了 FFT (fast Fourier transformation) 生成频谱图如图 2、图 3 所示,其时间间隔采用根据总时长自动选取模式来保证显示精度和效果。

结果表明 6~10 kHz 频率范围内,预燃室启动点火后氧头腔和燃烧室均出现了一个 7 800~8 100 Hz 变化的频带,其频率变化与工况压力变化呈正相关特点。

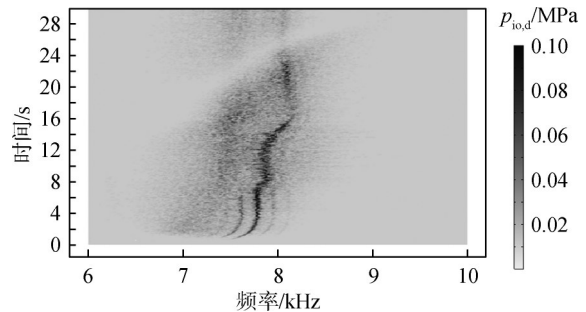


图 2 氧头腔高频压力频谱图
Fig.2 Frequency spectrums of pressure of the oxygen mainfold

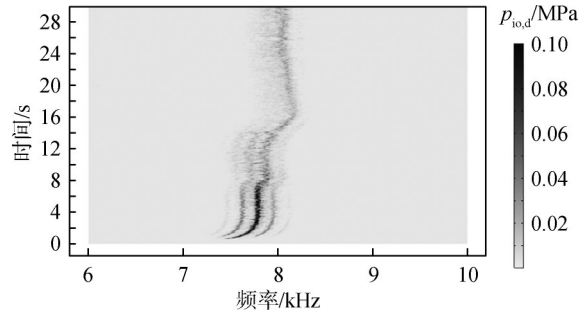


图 3 燃烧室高频压力频谱图
Fig.3 Frequency spectrums of pressure of the combustion chamber

1.3 热试验频率关联参数分析

提取了燃烧室 7 800~8 100 Hz 附近频带的峰值频率数据,并与热试验平均燃气温度、氧头腔压力、燃烧室压力、氧喷嘴压降和液氧声速等参数变化规律进行了对比,如图 4~图 9 所示。其中,为了避免不预冷的氧头腔温度测不准的影响,液氧声速采用氧头腔压力 p_{io} 和上游处于预冷范围

内的 T_{wio} 调用 NIST (National Institute of Standards and Technology) 数据库进行计算。

由于试验的温度传感器采用铠装结构,铠装、壁面及管嘴热容导致热试验燃气温度测试曲线有延迟现象。图4将实测平均燃气温度时间轴提前1.5 s与试验频率进行比较,其变化趋势表现出一定的相关性。但是,对比理论燃气温度的变化趋势发现,从点火起动开始,理论燃气温度与室压升高工况后的稳定值基本相同。这是因为理论上压力对燃烧温度影响很小,混合比基本决定了氢氧的燃烧温度。其中 t_1 为氢箱压力升高的开始时刻,混合比下降导致理论燃气温度下降, t_2 为氧箱压力开始升高时刻,理论燃烧温度随着混合比的提高而升高,最终基本稳定。可见,理论燃气温度和试验频率的变化规律并不相符。

图7~图9显示 $t_1 \sim 10$ s 时段试验频率未随氢喷嘴压降升高发生趋势性变化。其他参数比较结果表明,燃烧室试验频率与众多工作参数均呈现出较明显的相关性。其中,氧头腔压力 p_{io} 、燃烧室压力 p_c 和氧喷嘴压降 $p_{io} - p_c$ 为互相关联的非独立参数; p_{io} 、 p_c 和液氧声速与试验频率数值趋势基本吻合。

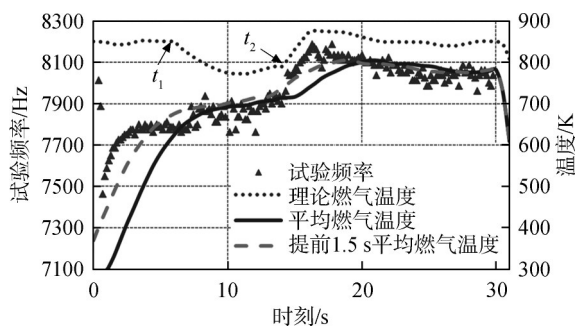


图4 燃气温度与试验频率对比

Fig.4 Temperature of combustion and testing frequency

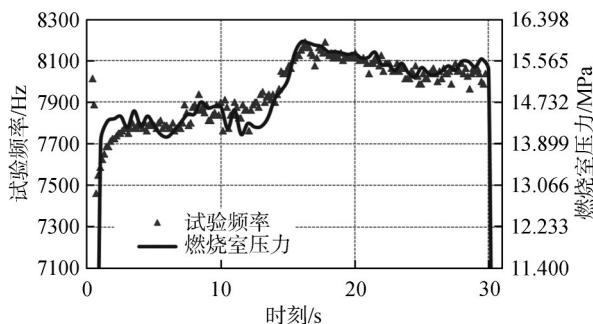


图5 燃烧室压力与试验频率对比

Fig.5 Pressure of combustion chamber and testing frequency

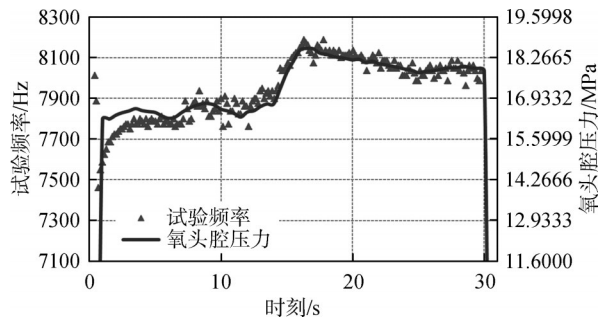


图6 氧头腔压力与试验频率对比

Fig.6 Pressure of oxygen manifold and testing frequency

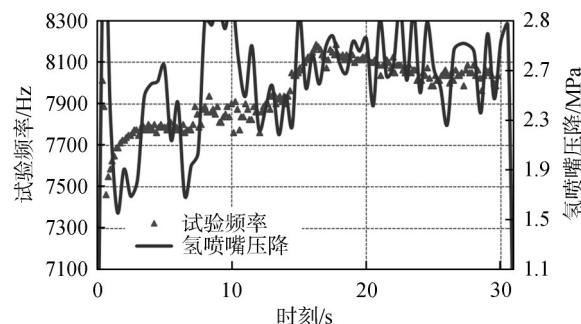


图7 氢喷嘴压降与试验频率对比

Fig.7 Pressure drop of hydrogen annulus and testing frequency

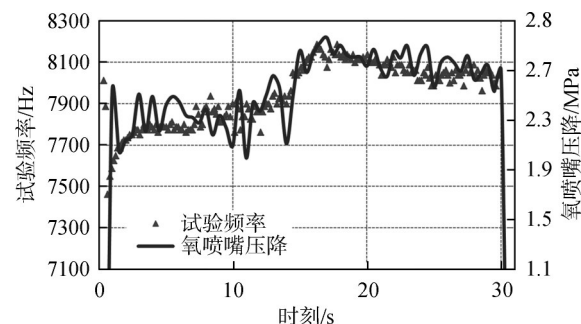


图8 氧喷嘴压降与试验频率对比

Fig.8 Pressure drop of oxygen swirl injector and testing frequency

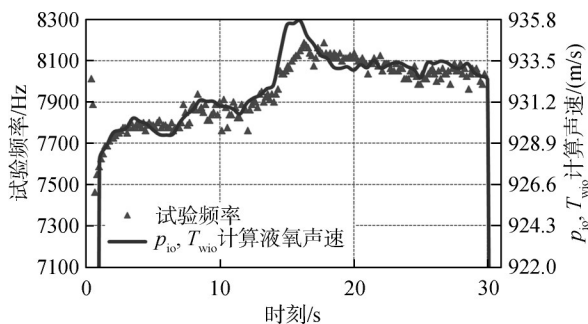


图9 液氧声速与试验频率对比

Fig.9 Sound speed of liquid oxygen and testing frequency

液氧声速与试验频率相关度很高,容易联想到喷嘴内的液氧声学频率,而氧头腔压力和燃烧室压力又分别是离心喷嘴内液氧压力的上下限压力边界,因此推测热试验过程中的试验频率有可能是离心喷嘴液氧膜的声学频率。

2 离心喷嘴声学频率计算理论探索

离心喷嘴内流体分布示意如图 10 所示,工作时其切向孔内充满液氧,切向速度旋流作用下形

成中空的液氧膜呈螺旋形态流出喷嘴实现雾化,即从切向孔入口到喷嘴出口液膜是连续的。由于液氧、液氢和燃气的密度和声速的差异都很大,不同介质由于物性差异声学阻抗较大,认为液氧膜与切向孔中充满的液氧是一个相对独立的声学系统,可以仿照管路和直流喷嘴的声学固有频率计算公式对离心喷嘴的声学频率进行评估分析。按照经典声学理论,管路的固有声学频率计算公式如下:

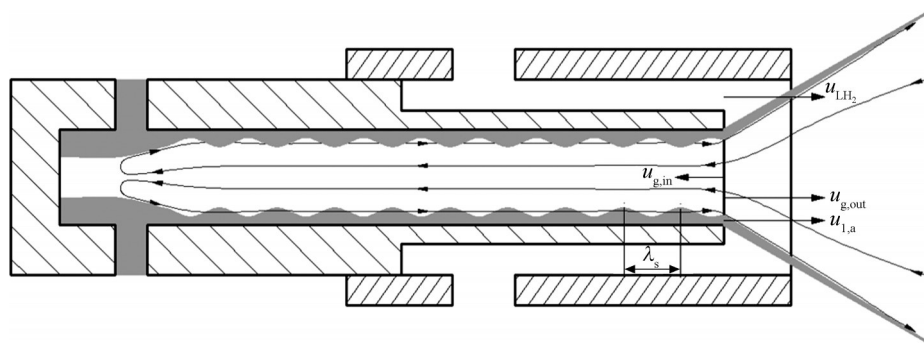


图 10 离心喷嘴内部流动示意

Fig.10 Internal flow scheme of swirl injector

$$f = \frac{nC}{2L}, \quad n = 1, 2, \dots \quad (1)$$

式中 C 为介质声速, L 为管路长度, n 为声学频率阶数。对于离心喷嘴,液膜路径的长度可用式(2)进行计算。

$$L = L_1 + L_t \quad (2)$$

因为压力对液氧声速影响较轻微,因此可根据氧头腔压力代替喷嘴内的平均压力,调用 NIST 数据库计算液氧声速。

$$C_{\text{LO}_2} = F(p_{\text{io}}, T) \quad (3)$$

式中 T 应为离心喷嘴内液氧的平均温度。但是,热试验热力环境较为恶劣,尚没有成熟的测试技术可获得该温度数值,超临界压力下液氧的潜热都表现为介质的显热,低温液氧管路在包覆条件下沿管程热输入较小,因此认为液氧具有较强的恒温能力。可按式(4)采用上游测试温度和修正后的温度计算其 1 阶声学频率。

$$f = C_{\text{LO}_2} / (2L) \quad (4)$$

2.1 采用气蚀管前温度计算结果

按理论公式(式(4))采用气蚀管前温度计算了离心喷嘴的频率并与试验频率提取结果进行了对比,如图 11 所示。

结果表明,计算得到的频率仅在进入主级压力后的低工况段与试验提取频率相当,变工况后

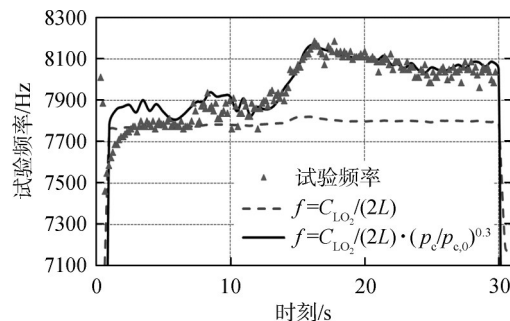


图 11 T_{w0} 计算离心喷嘴声学频率与试验频率对比

Fig.11 Acoustic frequency with T_{w0} of swirl injector and testing frequency

燃烧室压力升高,理论公式计算得到的喷嘴频率比试验数据低了约 300 Hz。

切向孔出口处液膜压力的波动会引起切向孔流量的波动,因此,当发生声学振荡时喷嘴内的液氧流量将发生声学频率下的同频振荡。

$$q_m = q_{m,0} [1 + \eta_0 \sin(2\pi ft)] \quad (5)$$

式中 $q_{m,0}$ 为时均流量, η_0 为流量振荡比例, t 为时间。压力扰动的传递速度是气液介质的各自声速,而流量波动的传递速度应与流动平均速度相当,喷嘴内部流动示意如图 10 所示。

假设离心喷嘴内的液氧主导表面波是由喷嘴流量按声学频率振荡引起,主导表面波的波峰对

应流量峰值,波谷对应流量谷值。可以根据式(6)估算液氧主导表面波的波长

$$\lambda_s = u_{l,a} \frac{1}{f} = u_{l,a} \frac{2L}{C_{LO_2}} \quad (6)$$

式中 $u_{l,a}$ 为液膜轴向速度。离心喷嘴高频扰动来源应主要来自喷嘴出口液膜破碎过程。液膜每一次破碎都会气液界面造成压力突变的扰动迅速通过液膜和气涡传播至切向孔,进而引起液体流量发生变化。液体流量的波动以与液膜相近的速度向出口移动,流量低值移动至出口。因液膜较薄处最容易首先发生断裂,随后会产生新一轮扰动和传播,表现为喷嘴流量按固定周期振荡的声学共鸣现象。

气体黏性作用下,液膜会将一部分气体引射带出喷嘴,在气涡盲端形成负压。喷嘴中心气体在压差作用下又从出口流向切向孔出口处,流入喷嘴的气体补充了被引射带走的气体而形成了稳定的气体流动循环,如图10所示。气涡流入气体的减速、流出气体的加速及克服压差等作用力都由液膜施加于气体。同时,气体会对液膜施加反作用力,对液膜表层产生黏性阻力使得主导表面波在流出过程中发生减速运动。主导表面波相对主流后移,在出口产生被压缩波长减小的效果。气涡对液膜的阻力大小跟被引射气体的质量流量、速度等相关,而引射气体的质量流量又受到液体速度(或流量)和气体密度的影响。

理论上,液膜速度越大主导表面波受到的阻力越大,波长减小的程度更显著,会导致液膜一次破碎的频率升高;相同液膜速度下,气体的密度越大液膜受到的阻力越大,亦会造成主导表面波波长减小、频率升高。这与Im等^[18]自激振荡频率试验的规律一致。另外,由于液膜的阻隔作用,环缝气体对气涡内气体流动状态影响轻微,可以解释气体喷嘴流速对自激振荡频率影响较小的现象。

采用基于VOF的Fluent三相流稳态模型计算了本文所述气液同轴喷嘴在不同流量下的流动情况,其中液氢、液氧及燃气均采用定密度,湍流模型选用 re-normalization group (RNG),求解器采用 coupled 算法,动量方程用2阶迎风格式,界面重构方式选择 compressive 选项。喷嘴出口的轴向速度分布如图12所示,横坐标 r/d 代表位置与圆心的距离 r 与氧喷嘴直径 d 的比值。结果显示,气体的轴向速度随着液膜速度的增大而增大。据此可以分析液膜速度、气涡内气体速度等对主

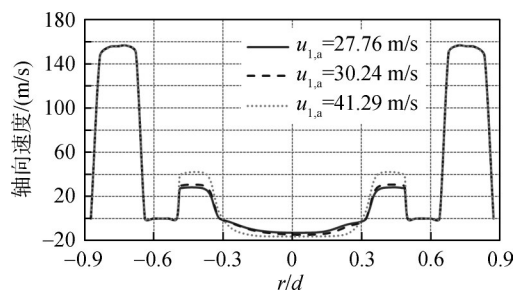


图12 离心喷嘴出口轴向速度分布

Fig.12 Axial velocity distribution at outlet of swirl injector

导表面波波长的定量影响情况。但是由于涉及复杂的两相流动,气流对于液膜主导表面波波长的定量分析比较复杂,有待后续进一步研究。本文针对氢氧流量增加伴随压力升高导致气体密度增大引起的主导表面波波长减小、液膜一次破碎频率升高的情况进行初步分析验证。式(7)在离心喷嘴声学频率计算公式中引入了燃烧室压力修正,其中压力反映的是液膜速度和气涡密度变化的综合作用效果。

$$f = C_{LO_2} / (2L) \cdot (p_c / p_{c,0})^{0.3} \quad (7)$$

式中 p_c 燃烧室压力, $p_{c,0}$ 是参考燃烧室压力,取值为13.8 MPa,因为该压力计算声学频率与试验值基本相同。

图11结果表明,采用室压修正的半经验公式(式(6))计算得到频率数值与试验提取频率基本一致。但在5 s之前计算数值有偏高的现象。原因可能是前5 s氧头腔壳体温度较高,气蚀管前温度低于喷嘴内液氧实际温度。

2.2 采用修正温度计算结果

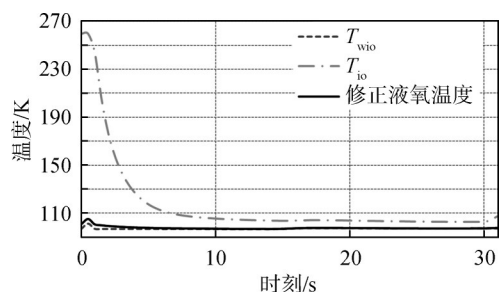
由于氧头腔液氧填充过程涉及复杂的两相流及相变换热,采用理论或仿真的方式来准确计算液氧温度变化过程仍存在困难。受外界非包覆表面热输入以及产品热容的影响,液氧温度的实际下降速度显著快于温度传感器测试值,但是其变化趋势大体可反映液氧温度的变化过程。为反映非预冷氧头腔对液氧加温作用,本文提出采用氧头腔测试温度 T_{io} 对气蚀管前温度 T_{wio} 进行修正来表征液氧的平均温度,修正方法如式(8)所示。

$$T_{LO_2} = T_{wio} + \frac{T_{io} - T_{io,min}}{40[(T_{io} - T_{io,min}) / (T_{io,max} - T_{io,min})]^{0.4}} \quad (8)$$

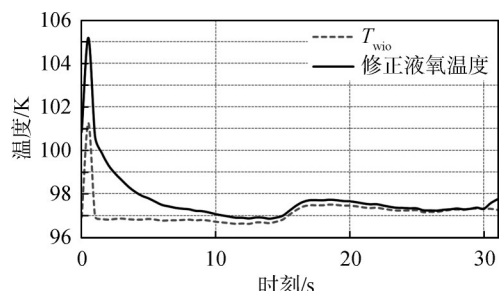
式中 $T_{io,min}$ 为30 s试验过程中氧头腔最低测试数据, $T_{io,max}$ 取氧头腔测试温度在0 s时刻的初始值。其实质是采用氧头腔实测温度与最终接近热平衡

温度的差值除以一个经验修正系数来表征液氧经氧头腔加热后的温升数值。分母为该温升的经验修正系数,其初始值为 40 代表初始温差是液氧温升的 40 倍。随着时间的推移,传感器测试温度越来越接近液氧的温度,因此,引入实时温差与最大温差比值的 0.4 次方对该修正系数进行调整使其逐渐减小。分母中 0.4 次方的数值是根据计算频率与试验频率的贴合程度调整选取的经验值。

图 13 为修正后的液氧温度与 T_{wio} 、 T_{io} 的对比。图 13(a) 显示 10 s 之前修正液氧温度远低于氧头腔温度,其数值更接近气蚀管前温度;图 13(b) 显示 20 s 后与气蚀管前温度基本相同。



(a)



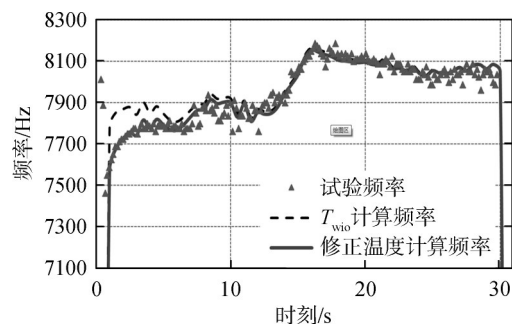
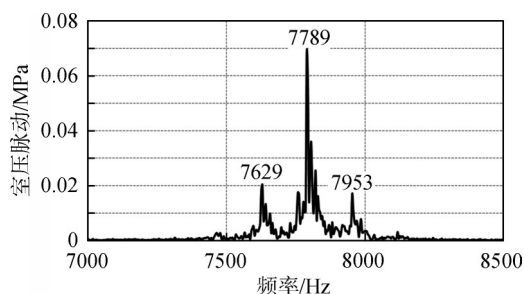
(b)

图 13 修正后液氧温度与 T_{wio} 、 T_{io} 对比Fig.13 Modified liquid oxygen temperature and T_{wio} , T_{io}

采用修正后液氧温度计算得到的喷嘴频率与试验频率对比如图 14 所示,结果表明采用氧头腔温度测试数据修正气蚀管前温度计算得到的喷嘴频率与试验提取频率实现了完美贴合,试验过程中燃烧室压力脉动主频很可能是离心喷嘴内液氧的声学频率。

2.3 热试验伴随频率分析

试验数据显示试验频率两侧分别有一条伴随频率,其强度弱于提取频率,但这两个频率的走势与提取频率一致。图 15 是 4.5~5 s 室压高频脉动频域曲线,显示了该时段内伴随频率与主频的数值差异情况。

图 14 修正液氧温度后计算得到的喷嘴频率和试验频率
Fig.14 Acoustic frequency with modified temperature of swirl injector and testing frequency图 15 热试验频域曲线 ($t=4.5\sim 5$ s)Fig.15 Frequency spectrums of hot-fire testing
($t=4.5\sim 5$ s)

由于离心喷嘴切向孔在喷嘴轴向有一定的宽度,计算声波传播路径长度时,除了按照式(2)计算外,还可以按照式(9)、式(10)分别计算路径长度的最大和最小两个极限数值。

$$L = L_1 + L_t + d_t/2 \quad (9)$$

$$L = L_1 + L_t - d_t/2 \quad (10)$$

按式(2)、式(9)和式(10)喷嘴长度取值分别是 59.07、59.82 mm 和 60.57 mm 三个不同的数,计算的喷嘴频率分别记为高、中和低。图 16 对比了采用以上 3 个不同长度取值计算喷嘴频率与试验提取频率。中心主流的流量占比最大可能是中

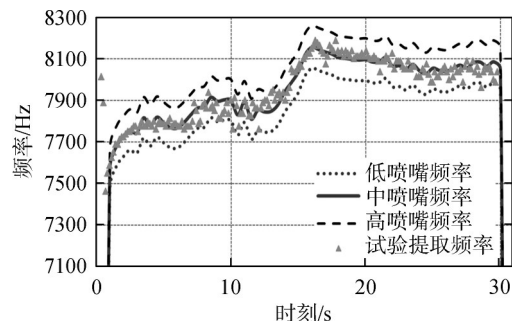


图 16 不同长度取值计算频率与提取频率对比

Fig.16 Acoustic frequency with different length of swirl injector and testing frequency

间频率最突出的原因。

图17进一步在频谱图上对比了喷嘴频率计算结果与试验频率,可见试验主频两侧存在伴随频率的原因可能是声波传播存在多个不同路径长度。但是,在8 s前主频右侧的伴随频率高于计算值,推测氧头腔内非近壁面区可能存在低温冷流低于修正后温度。因此,图17右下侧增加了一条采用气蚀管前温度和长度59.07 mm计算结果与试验频谱图进行了对比。结果显示2 s之前计算结果与右侧伴随频率吻合较好,验证了氧头腔内液氧存在局部冷流造成计算结果偏差的可能性;2~8 s采用气蚀管前温度计算频率仍然偏低,推测该时段内气蚀管前温度亦未监测到中心主流区液氧的最低温度。

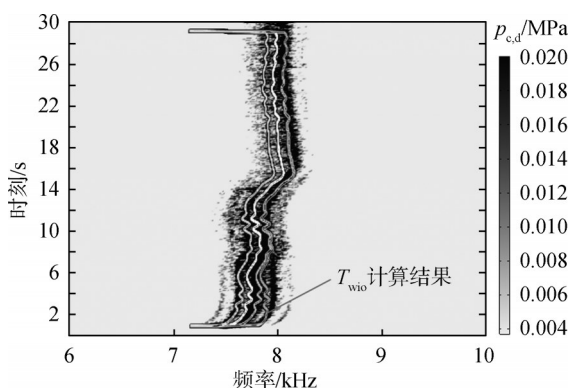


图17 计算喷嘴频率与热试验频谱图

Fig.17 Calculated frequency of swirl injector and spectrums of hot-fire testing

3 结 论

本文在试验高频压力脉动等数据分析基础上,探索建立了喷嘴轴向声学频率计算的半经验公式。分别用气蚀管前温度和修正温度代表液氧温度带入半经验公式计算喷嘴频率并与试验提取频率进行了比较,得出如下一些主要结论:

1) 采用修正后温度计算得到离心喷嘴频率与试验提取频率吻合非常好,缩比喷嘴热试验过程中燃烧室压力脉动主频可能是离心喷嘴内液氧的声学频率。

2) 离心喷嘴声学频率决定了液膜主导表面波波长的初始值,主导表面波流动所受气体阻力随压力及液膜速度升高而增大,并使其波长减小,可能是热试验频率与燃烧室压力正相关的影响机制。

3) 离心喷嘴热试验频率应与一次破碎频率

相关,喷嘴雾化过程相当于以一次破碎频率向燃烧室非连续脉冲注入氧化剂和燃料,可能是喷嘴影响燃烧频率的模式。

4) 试验过程中喷嘴相关频率较宽且存在伴随频率,可能是切向孔沿喷嘴轴向宽度的影响声波传播存在多个不同路径长度的原因。

参考文献:

- [1] RAYLEIGH J W S. The explanation of certain acoustical phenomena[J]. Nature, 1878, 18(7):319-321.
- [2] LUX J, HAIDN O. Effect of recess in high pressure liquid oxygen/methane coaxial injection and combustion[J]. Journal of Propulsion and Power, 2009, 25(1):24-32.
- [3] ARMBRUSTER W, HARDI J S, SUSLOV D, et al. Experimental investigation of self-excited combustion instabilities with injection coupling in a cryogenic rocket combustor[J]. Acta Astronautica, 2018, 151(6):655-667.
- [4] 巴扎罗夫 V G. 液体喷嘴动力学[M]. 任汉芬, 孙纪国, 译. 北京:中国宇航出版社, 1997.
- [5] BAZAROV V G, YANG V. Liquid propellant rocket engine injectors dynamics[J]. Journal of Propulsion and Power, 1998, 14(5):797-806.
- [6] 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.
YANG Lijun, ZHANG Xiangyang, GE Minghe. Theoretical analysis of dynamics of open swirl injector[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(6):497-500. (in Chinese)
- [7] 杨立军, 富庆飞, 王永涛, 等. 多排切向通道敞口型离心喷嘴的动态特性研究[J]. 宇航学报, 2006, 27(5):865-870.
YANG Lijun, FU Qingfei, WANG Yongtao, et al. Investigation of dynamic of multi-row tangential channel opened swirl injector[J]. Journal of Astronautics, 2006, 27(5):865-870. (in Chinese)
- [8] 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)
- [9] 杨立军, 富庆飞, 张向阳, 等. 结构参数对敞口型离心喷嘴动态特性的影响[J]. 航空动力学报, 2007, 22(6):864-868.
YANG Lijun, FU Qingfei, ZHANG Xiangyang, et al. Study on influence of configuration parameter of open end swirl injector on its dynamics[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(6):864-868. (in Chinese)
- [10] 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)

- [11] 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)
- [12] FU Q F, YANG L J, WANG X D. Theoretical and experimental study of the dynamics of a liquid swirl injector[J]. Journal of Propulsion and Power, 2010, 26(1):94-101.
- [13] ZONG N, YANG V. Dynamics of simplex swirl injector for cryogenic propellants at supercritical conditions[R]. AIAA 2004-1332, 2004.
- [14] ZONG N, YANG V. Super critical fluid dynamics of pressure swirl injector with external excitations[R]. AIAA 2007-5458, 2007.
- [15] HUO H F, ZONG N, YANG V. Cryogenic fluid dynamic response of swirl injector to external forcing at super-critical conditions[R]. AIAA 2009-233, 2009.
- [16] 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)
- [17] BAI X, LI Q L, CHENG P, et al. Investigation of self-pulsation characteristics for a liquid-centered swirl coaxial injector with recess[J]. Acta Astronautica, 2018, 151(7):511-521.
- [18] IM J H, YOUNGBIN Y, BAZAROV V G. Experimental study on self-pulsation a gas/liquid swirl coaxial injector in high pressure environment[R]. Daejeon, Korea:60th International Astronautical Congress, 2009.
- [19] JOHN T, HEISTER S D. Numerical simulations of liquid rocket coaxial injector hydrodynamics[J]. Journal of Propulsion and Power, 2011, 27(4):793-810.

(编辑:陈 越)