

气喷嘴和声腔对燃烧室声学特性的影响

曹晨¹, 谭永华², 陈建华¹, 李龙飞¹

(1. 中国航天科技集团有限公司

西安航天动力研究所 液体火箭发动机技术重点实验室, 西安 710100;

2. 中国航天科技集团有限公司 航天推进技术研究院, 西安 710100)

摘 要: 为了掌握气喷嘴和声腔对燃烧室声学特性的影响规律以及解释声学实验中出现的切向频率分化现象的内在机理,采用声学有限元方法(FEM)并在单喷嘴声学模拟实验验证的基础上,从固有频率和声压分布角度分析了气喷嘴长度、声腔长度和节流嘴直径对燃烧室声学特性的影响规律,利用声压分布成功地解释了实验中出现的频率分化现象。结果表明:当燃烧室某阶切向振型频率与喷嘴1阶纵向振型频率相等时,喷嘴由于共振将切向振型声压幅值极值点附近的能量转移到喷嘴中,改变了燃烧室原切向振型的声压分布,因此在声学实验中产生切向频率分化现象;气喷嘴长度与节流嘴直径之间存在着耦合关系,在液氧煤油补燃发动机喷嘴设计阶段可进行组合参数匹配优化。

关 键 词: 气喷嘴; 声腔; 燃烧室; 声学特性; 频率分化

中图分类号: V434.1

文献标志码: A

Effects of gas nozzle and resonators on acoustic characteristics of combustion chamber

CAO Chen¹, TAN Yonghua², CHEN Jianhua¹, LI Longfei¹

(1. Science and Technology on Liquid Rocket Engine Laboratory,

Xi'an Aerospace Propulsion Institute,

China Aerospace Science and Technology Corporation, Xi'an 710100, China;

2. Academy of Aerospace Propulsion Technology,

China Aerospace Science and Technology Corporation, Xi'an 710100, China)

Abstract: In order to obtain the influence of gas-liquid nozzle and acoustic resonators on the acoustic characteristics of combustion chamber and explain the mechanism of tangential frequency differentiation in acoustic experiments, a model combustion chamber with cylindrical tubes was investigated by acoustic finite element method (FEM). The analysis results were verified by the experiment of a single injector chamber. On this basis, the influence rules of gas nozzle, orifice and resonators on acoustic frequency were established in terms of the frequency and sound pressure distribution. The phenomenon of frequency differentiation was explained by the sound pressure distribution results. Results showed that the energy of tangential mode transferred into the gas nozzle and changed the original mode of combustion chamber, when the frequency of first order longitudinal mode of gas nozzle or resonator was equal to that of the tangential mode of combustor, and the phenomenon of frequency differ-

收稿日期: 2019-01-25

作者简介: 曹晨(1996—),男,博士生,研究领域为液体火箭发动机技术。E-mail:18681840502@163.com

引用格式: 曹晨,谭永华,陈建华,等. 气喷嘴和声腔对燃烧室声学特性的影响[J]. 航空动力学报,2019,34(8):1836-1846. CAO Chen, TAN Yonghua, CHEN Jianhua, et al. Effects of gas nozzle and resonators on acoustic characteristics of combustion chamber[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(8): 1836-1846.

entiation in tangential modes emerged in acoustic experiments. The coupling relationship between gas nozzle length and diameter of orifice was discovered, enabling to make combinatorial parameter optimization during rocket engine design.

Key words: gas nozzle; resonators; combustion chamber; acoustic characteristics; frequency differentiation

燃烧不稳定性是指燃烧室压力周期性脉动且幅值高于平均室压 5% 的振荡燃烧现象,通常可按照燃烧室压力脉动频域特性和激发机理的不同,分为低频、中频和高频燃烧不稳定^[1]。其中,火箭发动机高频燃烧不稳定性通常表现为室压脉动幅频特性与燃烧室声学振荡的固有振型一致,是燃烧室内燃烧释热过程与声学振荡耦合的结果^[2-3]。高频燃烧不稳定性所带来的结构振动和强化换热,会破坏燃烧室液膜冷却边界层,导致局部热流剧增,在几秒钟内就会蚀烧喷注盘或室壁,破坏性巨大。由于在现有条件下对其内在机理的认识尚不足,因此高频燃烧不稳定性仍然是制约液体火箭技术发展的瓶颈,也是世界各国研制新型液体火箭发动机的最大风险所在。

经过五十多年国内外专家对燃烧不稳定性的探索和研究,初步认为采用高压降喷嘴和在供应系统管路中添加蓄能容腔是抑制低频、中频燃烧不稳定性的有效措施^[4];在喷注面添加抗脉动隔板、整流栅、声腔与声衬或改变喷注器面流密分布等措施能够在一定程度上起到抑制高频燃烧不稳定性的作用^[5-7]。国内外补燃循环液氧煤油发动机在燃烧室设置抗脉动喷嘴式隔板,同时采用二分之一波长喷嘴^[8-10]等措施来抑制高频燃烧不稳定性的发生。四分之一波长声腔在小推力发动机上应用广泛,声腔设计可以只针对推力室某一阶不稳定振型,也可以同时针对某几阶振型设计复合声腔组合。推力几十吨级的发动机也可以通过声腔组合设计和液相分区较好的抑制燃烧不稳定性。

我国大推力液氧煤油补燃循环发动机采用双组元气液同轴离心式喷嘴,该喷嘴可明显提高推进剂的雾化质量和混合效率,同时对燃烧过程的稳定性产生正负两方面的影响,负面影响表现为在气液喷嘴中较低的压降和较大的流通面积可能会导致流量型不稳定性,而且喷嘴气通道与燃烧室直接相连,燃烧室高频燃烧不稳定性直接与气喷嘴声学特性相关。同时,气喷嘴类似于赫姆霍兹声腔,如果几何尺寸选取恰当,能够吸收燃烧室声能量,进而实现对高频燃烧不稳定性的有效

抑制。

根据载人登月和深空探测任务对火箭动力系统的要求,我国目前正在进行 500 t 级液氧煤油补燃发动机的攻关研制^[11]。该发动机是目前全世界燃烧室结构尺寸最大的补燃循环液体火箭发动机,其声学固有频率低,更易激发高频燃烧不稳定性^[12]。因此,在首台发动机热试车考核前需要评估喷嘴设计的合理性。本文通过仿真研究喷嘴气通道和声腔结构参数对燃烧室声学特性的影响规律,为后续研制更大直径液氧煤油发动机喷嘴和声腔设计评估和优化奠定基础。

1 气液喷嘴和声腔研究综述

声腔结构是在发动机喷注盘边缘设计一些轴向槽和径向槽,如图 1 所示^[13],它的主要作用是吸收压力波并通过腔内反射耗散振荡能量。声腔结构尺寸取决于所要抑制的谐振频率和声速,声腔长度一般选择为谐振频率对应的四分之一波长,也可以使用复合调谐声腔同时消除几种声学振型。由于声腔结构简单小巧,因此被广泛应用于小推力发动机^[14]。

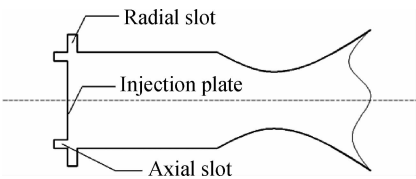
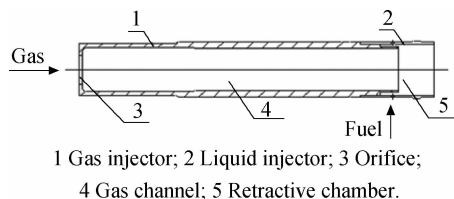


图 1 声腔结构示意图^[13]

Fig. 1 Schematic diagram of resonators^[13]

聂万胜等^[15-16]在四分之一波长管的基础上,通过数值计算进一步研究了温度梯度、开口面积和声腔长度对阻尼特性的影响规律,研究结果不仅可以对四分之一波长管声腔进行最优化设计,还可以进一步分配声腔的个数和每个声腔的具体几何尺寸。严宇等^[17]采用冷态声学实验方法研究了轴向直圆孔声腔的模拟燃烧室声学特性,获得了声腔长度和开口面积比的最佳值。

俄罗斯液氧煤油高压补燃循环发动机均采用气液同轴离心式喷嘴,如图 2 所示^[8]。

图2 气液同轴直流离心式喷嘴结构示意图^[8]Fig. 2 Configuration of gas-liquid coaxial swirl injector^[8]

气液喷嘴对高频燃烧不稳定性影响显著,喷嘴气通道长度、节流嘴直径、喷嘴缩进长度等结构参数对发动机燃烧过程的稳定性一直是国外研究的重点之一。小推力液氧煤油补燃发动机 RD-8 真空推力 2 t, 推力室未设置隔板、声腔等结构, 主要通过优化的气液喷嘴结构成功抑制高频燃烧不稳定性。但当推力达到百吨级之后, 如 RD-120、RD-170 系列发动机还必须设置喷嘴式隔板, 通过燃烧分区以及喷嘴间隙声振耗散等附加作用实现稳定燃烧^[4]。对于液氧煤油补燃循环发动机, 喷嘴前燃气腔内是涡轮做功后已达到化学平衡的富氧燃气, 燃烧室的压力脉动不能够引起燃气腔内的耦合燃烧, 释放热量。由于燃烧室中燃气的特性阻抗大于气喷嘴内富氧燃气的特性阻抗, 气喷嘴通道可以看做声学软边界, 燃烧室的压力脉动以声速传播并且穿过喷嘴到达喷前燃气腔, 并在燃气腔内部反射, 在整流栅处黏性耗散, 使得从燃烧室向上游传播的高频压力脉动的能量大部分被吸收, 不再反馈回燃烧室, 从而从激励反馈的角度起到了抑制高频燃烧不稳定的作用。

李龙飞等^[5-6]结合大推力液氧煤油高压补燃发动机的工作特点, 系统论述了该发动机高频燃烧不稳定性的控制方案, 采用理论计算和声学实验相结合的方法, 研究了燃烧室长径比、整流栅、喷嘴式隔板间隙以及气液喷嘴结构(包括喷嘴长度、喷嘴缩进长度等)对燃烧室声学特性的影响。在进行单喷嘴声学模拟实验时, 通过调整气喷嘴长度, 出现了一阶切向振型频率 f_{1T} 的分化。所谓的“分化”是指出现了一个低于临界频率 $f_{1T, kp}$ 的分频 f_{1T1} 和一个高于临界频率 $f_{1T, kp}$ 的分频 f_{1T2} , “临界频率”是指在实验模拟燃烧室没有安装喷嘴但保证燃烧室声速相同的条件下, 燃烧室的固有频率^[9]。文献[18-20]介绍了高频燃烧不稳定性研究中的热态模拟燃烧和冷态声学实验方法。

这些研究的重点是通过理论和试验的方法, 获得相对最佳的结构尺寸选取, 可以为工程研制提供参考, 但并未获得添加喷嘴和声腔结构后燃烧

室的声压分布变化, 以及气喷嘴和声腔中固有振型的声压分布, 因此不能从机理上解释试验中发生的现象。本文首先通过单喷嘴声学实验验证了仿真方法的准确性, 其次分别针对声腔长度、气喷嘴长度和节流嘴直径进行声学仿真计算, 从声学频率和声压分布角度分析各个结构因素的影响规律, 并解释实验中产生切向振型频率分化现象的机理。

2 声腔对燃烧室声学特性的影响

2.1 数值仿真模型验证

在声学数值仿真之前首先选取如图 3 所示的几何模型进行网格无关性验证, 网格划分采用三棱柱、四棱柱混合扫掠方式, 模型所需流体参数均通过热力学计算获得, 边界条件为喷嘴节流嘴入口声压为零, 其余为壁面条件, 验证结果如表 1 所示。其次设计与图 3 完全相同的直筒结构模拟燃烧室进行声学特性实验与数值计算, 验证声学仿真的准确性。单喷嘴声学模拟实验系统如图 4 所示, 在模拟燃烧室靠近模拟内底的壁面上安装一个扬声器 4 作为模拟燃烧室内振荡激发装置, 扬声器与信号发生器 6 相连, 通过设置信号发生器, 扬声器可以发出设定频率范围内的白噪声, 扬声器正对的圆筒另一侧安装声学探针 8 用来测量激发的压力振荡的振幅及衰减过程, 经过电荷放大器 10 将信号增强方法后被频谱分析仪 11 采集, 出现振幅峰值的频率为燃烧室固有频率, 模拟燃烧室内的振型及其振幅分布由声学探针 7 测出, 喷嘴通道内部的振型及振幅沿轴向的分布由声学探针 9 测出。声学实验的几何建模参数和介质声速如表 2 所示, 验证结果如表 3 所示。

由表 1 可知, 当网格尺寸从 30 mm 降至 25 mm 时 1 阶纵向(1L)和 1 阶切向(1T)振型仿真结果之间的差异最大不超过 0.02%, 因此在之后的计算过程中只要保证网格划分最大尺寸不超过 25 mm, 就能够保证计算收敛性和稳定性对网格尺寸的要求。

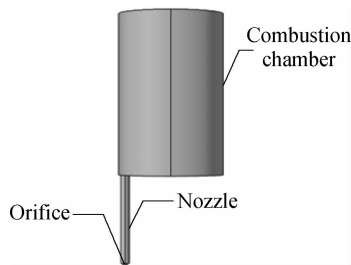


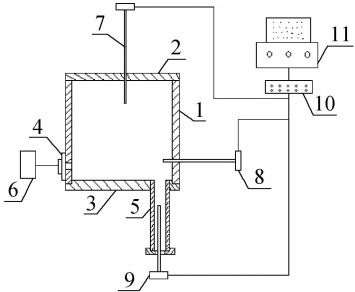
图3 声学仿真几何模型

Fig. 3 Configuration of simulation model

表 1 不同网格尺寸下声谐振型频率

Table 1 Frequency of acoustic modes with different mesh sizes

振型	频率/Hz		误差/%
	网格尺寸	网格尺寸	
	25 mm	30 mm	
1L	783. 59	783. 59	0
1T1	1 326. 2	1 326. 4	0. 015
1T2	1 332. 1	1 332. 2	0. 0075



1 Model combustor; 2 Cover plate; 3 Bottom plate;
4 Speaker; 5 Injector; 6 Signal generator;
7,8,9 Acoustic probe; 10 Charge amplifier;
11 Spectrum analyzer.

图 4 单喷嘴声学模拟实验系统图

Fig. 4 Single injector acoustic experimental system

表 2 声学验证实验参数表

Table 2 Acoustic experiment parameters of combustion chamber with single resonator

参数	数值
燃烧室直径/mm	150
燃烧室长度/mm	220
声速/(m/s)	340
喷嘴长度/mm	120
喷嘴通道直径/mm	10

表 3 声学仿真与实验结果对比

Table 3 Comparison of simulation results and experiment results

振型	仿真频率/Hz	实验频率/Hz	误差/%
1T1	1 326. 2	1 311	1. 16
1T2	1 332. 1	1 378	−3. 3

由表 3 可知,使用声学有限元仿真计算得出的燃烧室 1 阶切向频率与实验结果最大误差为 3. 3%,证明了该数值仿真方法的有效性和准确性。

2. 2 声腔长度对燃烧室声学特性的影响

鉴于本节仅针对声腔长度进行研究,现将燃烧室简化为圆柱形。几何建模参数如表 4 所示,有限元模型如图 5 所示。

表 4 声腔建模仿真参数表

Table 4 Simulation parameters of combustion chamber with single resonator

参数	数值
燃烧室半径 R_c /mm	20
燃烧室长度 H_c /mm	10
声速 c /(m/s)	1 169. 3
声腔长度 L /mm	2~26
声腔直径 d /mm	2

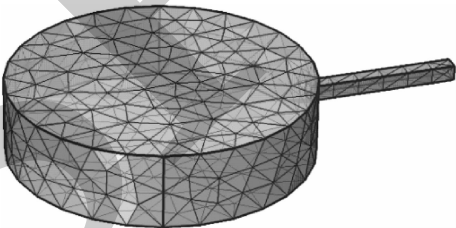


图 5 燃烧室带声腔有限元模型

Fig. 5 Finite element model of combustion chamber with single resonator

边界条件设置为壁面边界条件,在声腔和燃烧室接触界面上设置为声压速度连续边界条件。取声腔长度为 25 mm 进行声学仿真计算通过求解声波波动频域方程可以获得燃烧室前三阶声学特征频率以及声压分布,如图 6 所示。

由图 6 所示的前三阶切向振型声压等值面分布图可以看出,添加声腔的燃烧室中形成了两种波节面不一致的切向振型声压等值面分布。两种振型声压分布最大的区别是:1 振型(图 6(a)、图 6(c)、图 6(e))中,声腔入口位于燃烧室声压波腹位置;2 振型(图 6(b)、图 6(d)、图 6(f))中,声腔入口位于燃烧室声压波节位置。

为了进一步研究声腔长度对于燃烧室声学固有频率的影响,选取了 25 种不同声腔长度进行声学仿真计算,并用燃烧室半径对声腔长度进行无量纲化,得到如图 7 所示的燃烧室前三阶切向振型和 1 阶径向振型频率随无量纲声腔长度的变化规律。

从图 7 中可以看出,1 阶径向振型与前三阶切向 2 振型的频率在误差允许的范围可以认为是不随声腔长度而变化的。但是随着声腔长度的

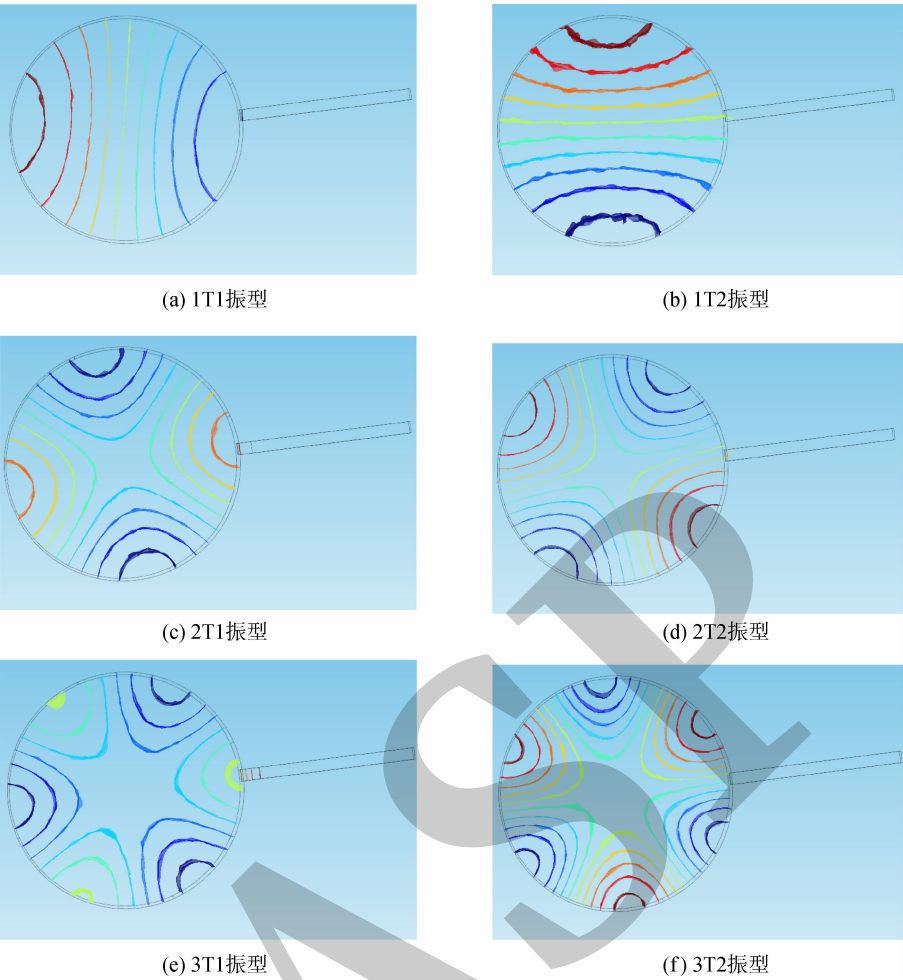


图 6 添加声腔后前三阶切向振型声压等值面分布图

Fig. 6 Sound pressure contour of first three order tangential modes with single resonator

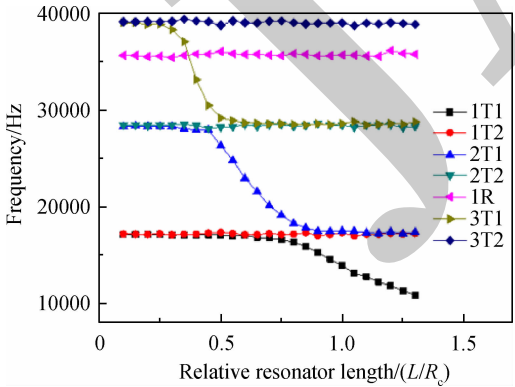


图 7 燃烧室声学振型频率随无量纲声腔长度的变化

Fig. 7 Curves of vibration modes frequency and relative resonator length

增加,1T1、2T1 和 3T1 振型的频率发生明显的非线性减小,最终基本与低一阶切向 2 振型频率相等。并且当无量纲声腔长度为 0.85 时,2T1 振型频率与 1T1 振型频率最接近;当无量纲声腔长度为 0.5 时,3T1 振型频率与 2T1 振型频率最接近。切向 1 振型阶数越高,频率下降起始点对应

的无量纲声腔长度越小。

在声学基本理论中声学振型频率与声压分布一一对应,可以认为图 7 中出现的切向振型频率非线性下降本质上是燃烧室声压分布的降阶变化。为了验证此观点,选取了 2T1 和 3T1 振型研究声压等值面随无量纲声腔长度的变化,结果如图 8 和图 9 所示。

从图 8 中可以看出,当无量纲声腔长度 L/R_c 的值小于 0.85 时,燃烧室声压等值面有 2 条声压节线;但当无量纲声腔长度 L/R_c 的值为 0.85 时,燃烧室声压等值面分布中只剩下 1 条声压节线,此时 2T1 振型向 1T1 振型转变;继续增加声腔长度,声压等值面分布和 1T1 振型相同并保持稳定。特别地,当 $L/R_c=0.85$ 时,声腔 1 阶纵向振型被激发,燃烧室声学振荡能量主要集中于声腔中。从图 9 中可以看出,当无量纲声腔长度 L/R_c 的值小于 0.5 时,燃烧室声压等值面有 3 条声压节线;但当无量纲声腔长度 L/R_c 的值为 0.5 时,燃烧室声压等值面分布中只剩下 2 条声压节

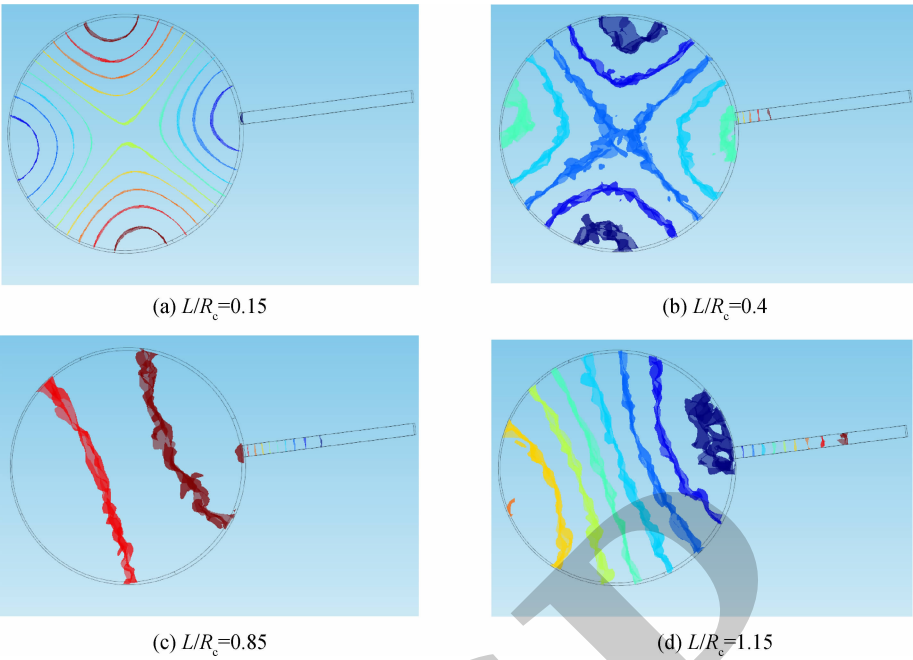


图 8 不同声腔长度下 2T1 振型声压等值面分布
Fig. 8 Sound pressure contour of 2T1 mode with different resonators length

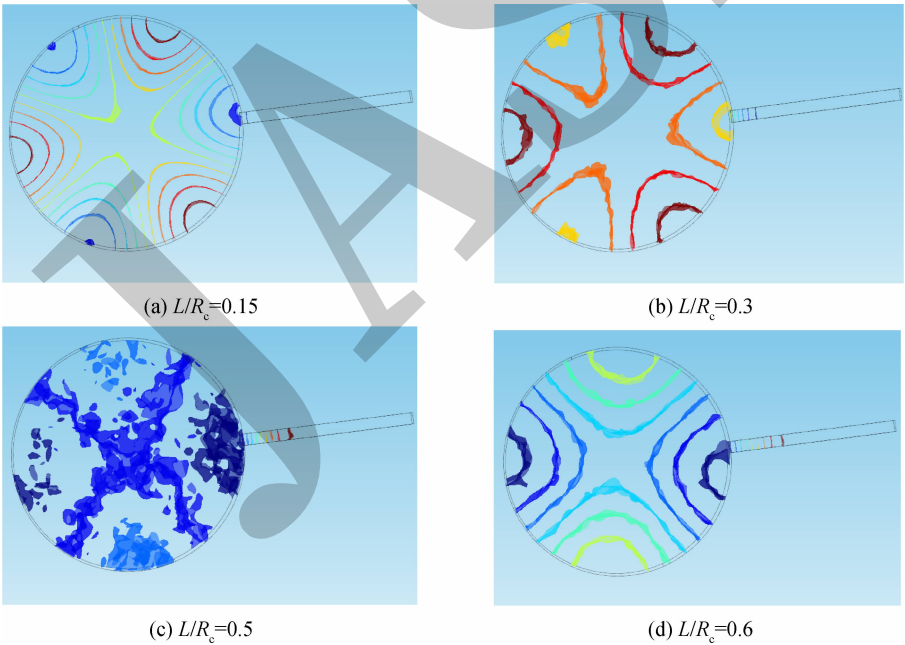


图 9 不同声腔长度下 3T1 振型声压等值面分布
Fig. 9 Sound pressure contour of 3T1 mode with different resonators length

线,此时 3T1 振型向 2T1 振型转变;继续增加声腔长度,声压等值面分布和 2T1 振型相同并保持稳定。特别地,当 $L/R_c=0.5$ 时,声腔中压力等值面分布对应于一阶纵向振型,声学振荡能量主要集中于声腔中。

将声腔简化为一维开端闭端管路,则其声学固有频率可由式(1)计算

$$f_{1L, resonator} = c/4L_{resonator} \tag{1}$$

圆柱形燃烧室切向振型的声学频率可由式(2)计算

$$f_{mT, combustor} = \alpha_{m,0} c/D_{combustor} \tag{2}$$

令 $f_{1L, resonator} = f_{1T, combustor}$,则此时可计算得出 $L/R_c=0.85$,即当声腔无量纲长度为 0.85 时,燃烧室 1 阶切向振型频率恰好等于声腔 1 阶纵向频

率。同理可得,当 $L/R_c=0.5$ 时,此时燃烧室 2 阶切向振型频率恰好等于声腔 1 阶纵向频率,即 $f_{1L, resonator}=f_{2T, combustor}$ 。

综上所述,对于 1T1 振型,声腔入口处为压力振荡波腹,当声腔长度满足燃烧室共振条件时,振荡通过声腔带走一部分能量,从而改变了燃烧室原有的声压分布,进而改变了原有振型的频率。由此可得:当声腔的一阶纵向频率与燃烧室 N 阶切向振型频率相等时,此时 $N+1$ 阶切向振型会退化为 N 阶切向振型。

3 气喷嘴对燃烧室声学特性的影响

液氧煤油补燃发动机所采用气液同轴直流离心式喷嘴的简化结构如图 2 所示。鉴于本节只研究喷嘴长度对燃烧室声学特性的影响,因此忽略节流嘴以及煤油切向孔,将喷嘴结构简化为圆柱形,几何模型以及介质声速均与第 2 节声腔时一致。由于气喷嘴入口连接阻尼腔,容积相对较大,

因此将喷嘴入口声压设置为零,即 $p'=0\text{ Pa}$ 。燃烧室前三阶切向振型声压分布如图 10 所示。

由图 10 可以看出,添加喷嘴也使燃烧室切向振型产生了两种波节面不一致的声压分布,因此振型的命名方式与文中第 2.2 节相同。从 2~40 mm 范围内选取了 20 种不同喷嘴长度进行声学仿真计算,并用燃烧室半径对喷嘴长度无量纲化。仿真结果如图 11 所示。

从图 11 中可以看出,1 阶径向振型(1R)与前三阶切向 2 振型(1T2、2T2、3T2)的频率在误差允许的范围内可以认为是不随喷嘴长度而变化的。但是随着喷嘴长度的增加,前三阶切向 1 振型(1T1、2T1、3T1)的频率发生明显的非线性减小,最终基本与低一阶切向 2 振型频率相等,这与文中第 2.2 节声腔影响趋势一致。但是当无量纲喷嘴长度为 1.7 时,2T1 振型频率与 1T1 振型频率最接近;当无量纲喷嘴长度为 1 时,3T1 振型频率与 2T1 振型频率最接近。

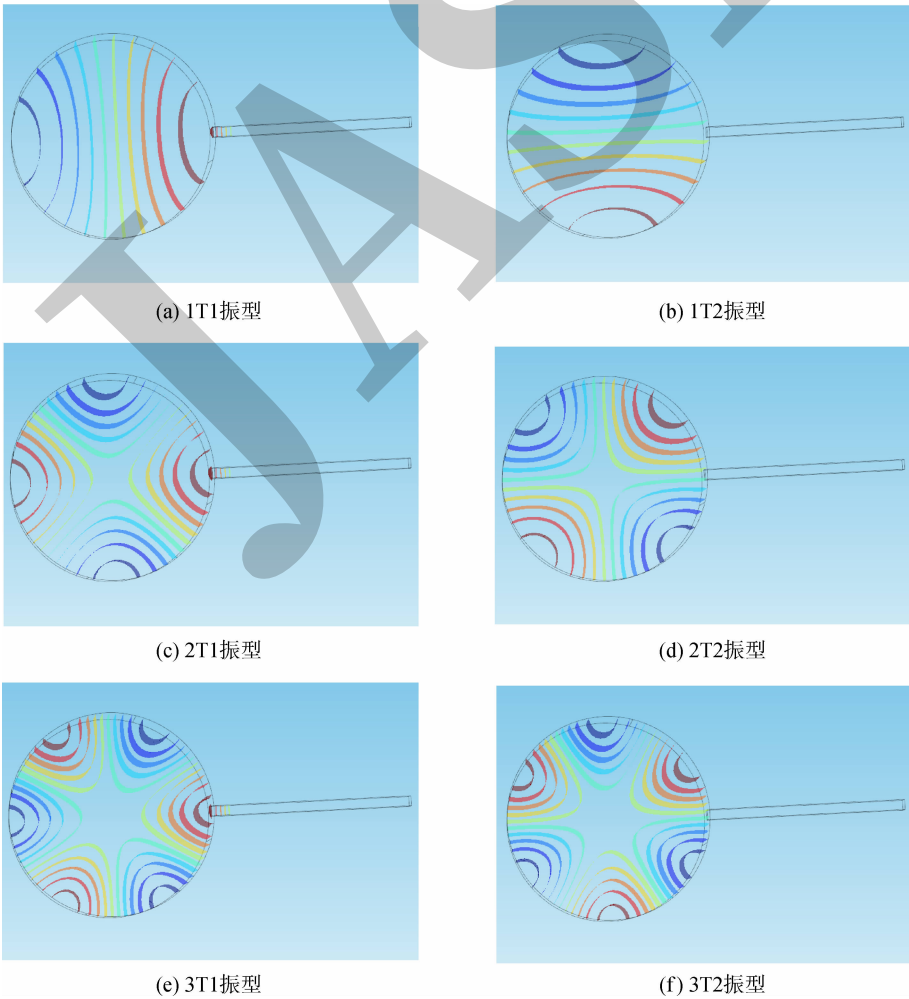


图 10 添加喷嘴后燃烧室前三阶切向振型声压等值面分布图

Fig. 10 Sound pressure contour of first three tangential modes with single injector

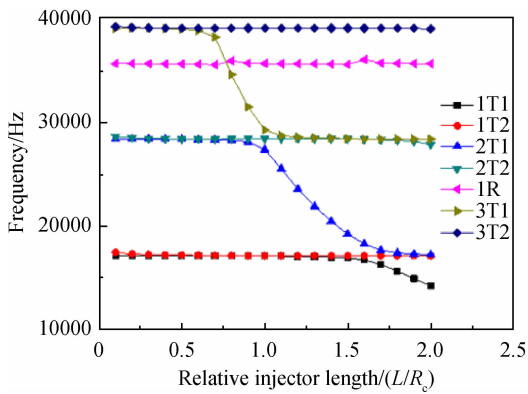


图 11 燃烧室前三阶切向振型频率随无量纲喷嘴长度的变化

Fig. 11 Curves of vibration modes frequency and relative injector length

由图 12 和图 13 可得,当 2T1 振型中 $L/R_c=1.7$ 以及 3T1 振型中 $L/R_c=1$ 时,激发了喷嘴的 1 阶纵向振型,声学振荡能量主要集中于喷嘴中,

将喷嘴简化为一维双开端管路,则其声学固有频率可由式(3)计算

$$f_{1L,injector} = c/2L_{injector} \tag{3}$$

与文中第 2.2 节相似,可得当 $L/R_c=1.7$ 时,燃烧室 1 阶切向振型频率恰好等于喷嘴 1 阶纵向频率;当 $L/R_c=1$ 时,燃烧室 2 阶切向振型频率恰好等于喷嘴 1 阶纵向频率。针对切向 1 振型而言,喷嘴入口处为压力振荡波腹,振荡通过喷嘴带走一部分能量,从而改变了原有的振型频率。由此可得:当喷嘴的一阶纵向频率与燃烧室 N 阶切向振型频率相等时,此时 $N+1$ 阶切向振型会退化为 N 阶切向振型。

特别地,单喷嘴声学实验中当喷嘴长度选择适当时,会产生频率分化现象(即同样的切向振型声压分布却对应着两个不同的频率,其中一个高于理论计算值,另一个低于理论计算值)。结合声压分布结果可得当喷嘴无量纲长度 L/R_c 选取 1.7

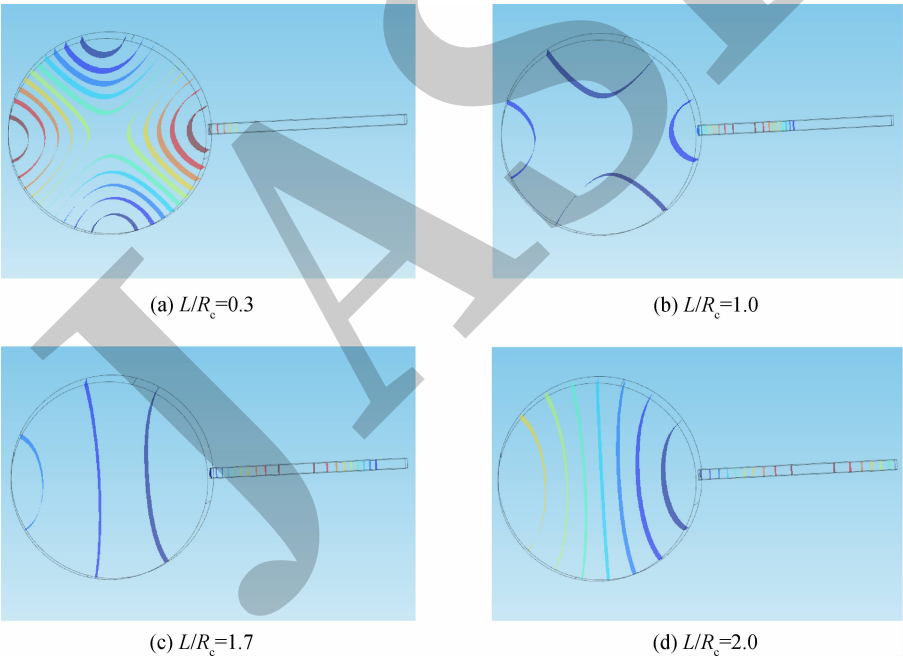
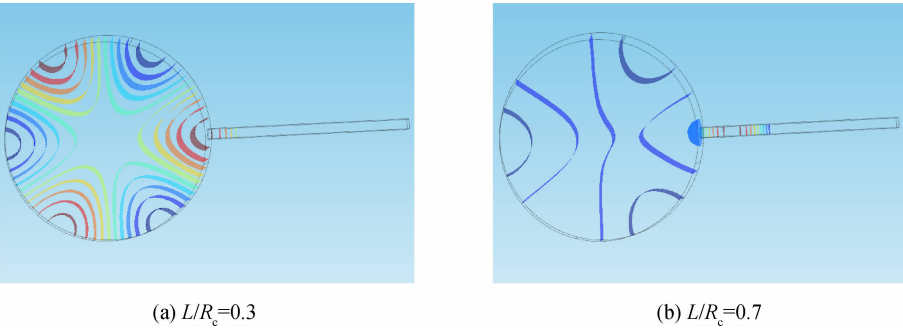


图 12 不同喷嘴长度下 2T1 振型声压等值面分布

Fig. 12 Sound pressure contour of 2T1 mode with different injectors length



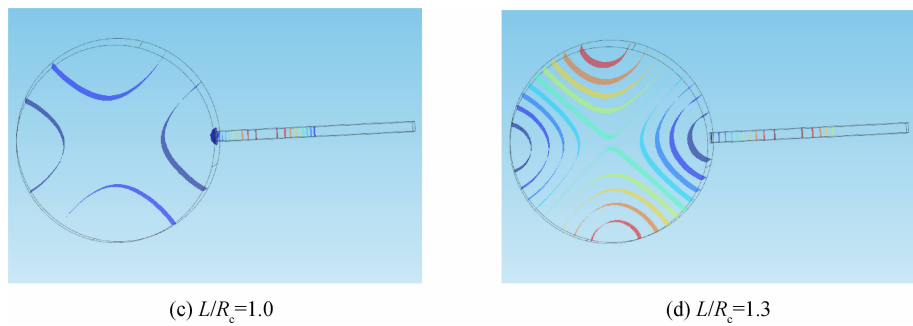


图 13 不同喷嘴长度下 3T1 振型声压等值面分布

Fig. 13 Sound pressure contour of 3T1 mode with different injectors length

时,燃烧室可以产生 3 个频率相近的 1 阶切向振型,分别为:1T1、1T2、2T1。但在实验边界条件限制下,燃烧室只能被激发出一种 1T 振型,因此当喷嘴无量纲长度选取接近 1.7 时,燃烧室中测量得到的两个 1T 振型,其中一个原本的 1T 振型,另一个是由 2T1 振型退化而来的。以此类推,可以解释更高阶切向振型出现频率分化的现象。

4 节流嘴对燃烧室声学特性的影响

节流嘴位于喷嘴入口,结构如图 14。在液体火箭发动机系统仿真中通常将它简化为流阻元件;在流场计算中通常将它视为突变截面,高速高温富氧燃气流过节流嘴会在下游气喷嘴通道内形成涡;在燃烧室声学分析中节流嘴壁面边界层中流体的黏性会产生声能量耗散,同时节流孔的辐射抗会引起系统固有频率的偏移。

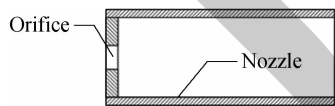


图 14 喷嘴节流嘴结构示意图

Fig. 14 Configuration of orifice

在喷嘴入口处添加节流嘴几何特征,并选取喷嘴无量纲长度 0.1~1.7 以及 9 种不同的节流嘴直径进行声学有限元计算,节流嘴入口脉动压力为零。

由图 15 看出,对于不同喷嘴无量纲长度,节流嘴对燃烧室 1T1 振型频率的影响差异显著。当喷嘴无量纲长度小于 0.8 时,节流嘴直径对燃烧室 1T1 振型频率几乎没有影响;当喷嘴无量纲长度大于 0.8 时,节流嘴直径减小至一定阈值后,会使得燃烧室 1T1 振型频率降低,且节流嘴直径阈值随喷嘴无量纲长度的增大而增大。

为了分析相同节流嘴直径下燃烧室 1 阶切向

振型频率对气喷嘴无量纲长度响应的敏感程度,选取节流嘴无量纲直径的范围为 0.1~0.9,选取气喷嘴无量纲长度的范围为 0.1~3.0,进行参数化声学频域仿真,计算结果如图 16 所示。其中纵坐标为频率降低幅度,定义为在同一个气喷嘴长度不同节流嘴直径下的频率最大值与最小值之差

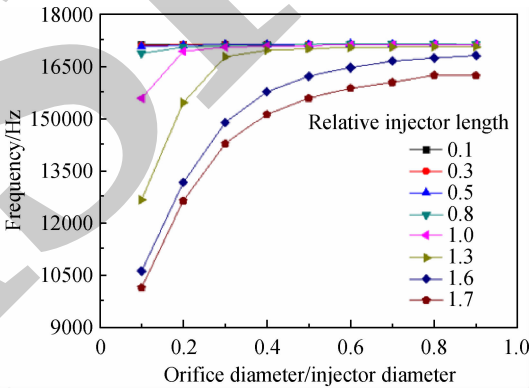


图 15 不同喷嘴长度下燃烧室 1 阶切向频率随节流嘴直径的变化

Fig. 15 Curves of first tangential mode frequency and relative orifice diameter under several relative injectors length

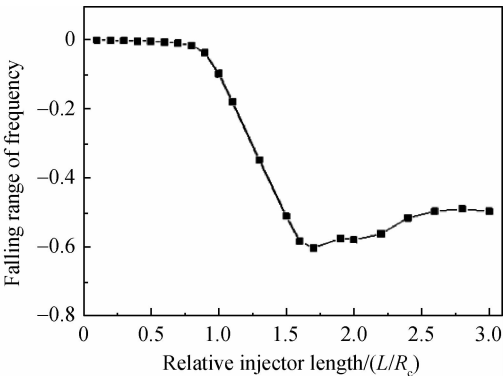


图 16 不同喷嘴长度下燃烧室 1 阶切向频率降低幅度

Fig. 16 Curves of falling range of frequency and injector length

比频率最大值,即 $(f_{\max}-f_{\min})/f_{\max}$ 。

从图 16 可以看出,燃烧室 1 阶切向振型频率降低幅度随喷嘴长度呈先减小后增大的趋势,无量纲喷嘴长度为 1.7 时,频率降低幅度最大。对大推力液氧煤油补燃发动机而言,喷嘴气通道长度一般选择燃烧室 1 阶切向振型二分之一波长,无量纲喷嘴长度也是 1.7。因此可以认为,对液氧煤油补燃发动机而言,喷嘴节流嘴直径对燃烧室 1 阶切向声学频率影响较大。

5 结 论

1) 添加声腔或者喷嘴使燃烧室切向振型波节位置固定,并且由此产生了两种波节面不一致的声压分布。

2) 当燃烧室某阶切向振型频率与声腔(喷嘴)一阶纵向振型频率相等时,声腔(喷嘴)由于共振将切向振型声压幅值极值点附近的能量转移到声腔(喷嘴)中,从而改变了燃烧室原切向振型的声压分布,因此在声学实验中产生切向频率分化现象。

3) 当喷嘴无量纲长度小于 0.8 时,节流嘴直径对燃烧室一阶切向振型频率几乎没有影响;当喷嘴无量纲长度大于 0.8 时,节流嘴直径减小至一定阈值后,会使得燃烧室 1T1 振型频率降低,且节流嘴直径阈值随喷嘴无量纲长度的增大而增大。

4) 对二分之一波长气喷嘴而言,节流嘴直径的选取对燃烧室声学特性影响较为显著,在大推力液氧煤油补燃发动机喷嘴设计阶段可进行组合参数优化,从而更好地抑制燃烧不稳定性。

参考文献:

[1] YANG V, ANDERSON W E. 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,2001:3-30.

[2] 赵文涛,周进,聂万胜,等. 液体火箭发动机燃烧不稳定性分析与热释放放大机理[J]. 国防科技大学学报,1997,19(2):10-14.

ZHAO Wentao, ZHOU Jin, NIE Wansheng, et al. Combustion instability of the liquid rocket engine and the mechanism of sound amplification by heat release[J]. Journal of National University of Defense Technology, 1997, 19(2): 10-14. (in Chinese)

[3] 洪鑫,程惠尔. 液体火箭发动机燃烧室波动过程数值分析[J]. 推进技术,1999,20(2):5-8.

HONG Xin, CHENG Huier. Numerical analysis of acoustical wave motion in combustion chamber of liquid rocket

engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 1999, 20(2): 5-8. (in Chinese)

[4] 张贵田. 高压补燃液氧煤油发动机[M]. 北京:国防工业出版社,2005.

[5] 李龙飞,陈建华,刘站国. 大推力液氧煤油补燃发动机高频燃烧不稳定性的控制方法[J]. 导弹与航天运载技术,2011(3):16-19.

LI Longfei, CHEN Jianhua, LIU Zhanguo. Control techniques of high frequency combustion instability for high thrust LOX/kerosene staged combustion cycle engine[J]. Mission and Space Vehicles, 2011(3): 16-19. (in Chinese)

[6] 李龙飞,陈建华,刘站国. 增强大推力火箭发动机燃烧稳定性裕度的方法[J]. 火箭推进,2014,40(5):8-13.

LI Longfei, CHEN Jianhua, LIU Zhanguo. Method to enhance combustion stability margin of high thrust rocket engine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2014, 40(5): 8-13. (in Chinese)

[7] POWELL E A, ZINN B T. The prediction of nonlinear three-dimensional combustion instability in liquid rockets with conventional nozzles[R]. NASA CR-121279, 1974.

[8] 王枫,李龙飞,张贵田. 喷嘴结构对液氧煤油火箭发动机高频燃烧不稳定性的影响[J]. 实验力学,2012,27(2):178-182.

WANG Feng, LI Longfei, ZHANG Guitian. Influence of geometrical structure of coaxial injector on high-frequency combustion instability for staged combustion LOX/kerosene rocket engine[J]. Journal of Experimental Mechanics, 2012, 27(2): 178-182. (in Chinese)

[9] 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)

[10] 薛帅杰,洪流,杨伟东. 声学扰动对燃烧室声学特性的影响[J]. 推进技术,2016,37(2):201-208.

XUE Shuaijie, HONG Liu, YANG Weidong. Effects of acoustic excitation on acoustic characteristics for combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2016, 37(2): 201-208. (in Chinese)

[11] 谭永华. 中国重型运载火箭动力系统研究[J]. 火箭推进,2011,37(1):1-6.

TAN Yonghua. Research on power system of heavy launch vehicle in China[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2011, 37(1): 1-6. (in Chinese)

[12] SMITH R, XIA G, ANDERSON W A, et al. Computational simulations of the effect of chamber diameter on single-element rocket combustor instability[R]. AIAA 2008-5250, 2008.

[13] 王治军,常新龙,田干,等. 液体火箭发动机推力室设计[M]. 北京:国防工业出版社,2014.

[14] 胡伟,李平. 双组元轨控发动机声腔技术方案及试验验证[J]. 火箭推进,2006,32(5):7-11.

- HU Wei, LI Ping. The acoustic cavity technique options and test validation of the bipropellant orbit control rocket engine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2006, 32(5): 7-11. (in Chinese)
- [15] 聂万胜, 庄逢辰, 张光中. 液体火箭发动机中声腔抑制不稳定燃烧声学分析[J]. 应用声学, 2001, 20(4): 35-39.
- NIE Wansheng, ZHUANG Fengchen, ZHANG Guangzhong. Acoustic analysis of resonators for combustion instability suppression in liquid rocket engines[J]. Applied Acoustics, 2001, 20(4): 35-39. (in Chinese)
- [16] 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]. 国防科技大学学报, 1998, 20(2): 12-16.
- NIE Wansheng, ZHUANG Fengchen. 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. (in Chinese)
- [17] 严宇, 王延涛, 李佳明, 等. 有声腔燃烧室的声学特性实验[J]. 航空动力学报, 2016, 31(7): 1785-1791.
- YAN Yu, WANG Yantao, LI Jiaming, et al. Experiment on acoustic characteristic of combustion chamber with acoustic resonators[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(7): 1785-1791. (in Chinese)
- [18] 王枫, 李龙飞, 张贵田. 液氧煤油补燃发动机喷注器高频燃烧不稳定性的试验研究[J]. 宇航学报, 2012, 33(2): 260-264.
- WANG Feng, LI Longfei, ZHANG Guitian. 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. (in Chinese)
- [19] 张蒙正. 高频燃烧不稳定性全尺寸头部燃烧室低压燃烧模拟实验的原理及实现[J]. 试验与技术管理, 2008, 25(10): 38-41.
- ZHANG Mengzheng. Principle and realization of high frequency combustion instabilities simulation tests of full size chamber[J]. Experiment Technology and Management, 2008, 25(10): 38-41. (in Chinese)
- [20] 张蒙正, 张志涛, 杨国华, 等. 燃烧室声学特性模拟实验及应用[J]. 试验与技术管理, 2007, 24(8): 39-42.
- ZHANG Mengzheng, ZHANG Zhitao, YANG Guohua, et al. Simulation test and application of chamber acoustic characteristics[J]. Experiment Technology and Management, 2007, 24(8): 39-42. (in Chinese)

(编辑: 李岩梅、张 雪)