

有声腔燃烧室的声学特性实验

严 宇, 王延涛, 李佳明, 李龙飞

(中国航天科技集团公司 航天推进技术研究院

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)

摘 要: 为了掌握声腔对燃烧室声学特性的影响规律,采用冷态实验方法,研究了带有轴向直圆孔声腔的模拟燃烧室的声学特性,其中声腔长度、开口面积比(声腔横截面积除以燃烧室横截面积)和个数均可调节。研究表明:燃烧室固有频率随声腔长度的增加而逐渐减小;声腔存在最佳深度,能够抑制一阶切向振型,该最佳深度不受声腔开口面积比影响,略小于 $1/4$ 一阶切向波长;对抑制一阶切向振型而言,声腔存在最佳开口面积比,在本研究中约为 0.17;声腔的分布对燃烧室的声学特性影响较大,相同开口面积比下,声腔个数越多,声波衰减越快。

关 键 词: 冷态实验; 声腔; 燃烧室; 声学特性; 燃烧不稳定

中图分类号: V434.3

文献标志码: A

Experiment on acoustic characteristic of combustion chamber with acoustic resonators

YAN Yu, WANG Yan-tao, LI Jia-ming, LI Long-fei

(Science and Technology on Liquid Rocket Engine Laboratory,

Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Academy of Aerospace Propulsion Technology,

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

Abstract: In order to obtain influence of acoustic resonators on the acoustic characteristic of combustors, a model combustor with axial resonators was investigated experimentally in cold flow tests. The length, area ratio (section area of acoustic resonators divided by section area of combustor) and number of acoustic resonators were changeable in the experiments. It was found that the eigen frequencies of combustor decreased as the length of acoustic resonators increased. The results show that there exists an optimal acoustic resonator length for restraining 1T mode, which is independent from area ratio of acoustic resonators and a little smaller than quarter wave length of 1T mode. For restraining 1T mode, there also exists an optimal area ratio, which is 0.17 in present study. This also indicates that the distribution of acoustic resonators can dramatically affect the acoustic characteristic of a combustor, with acoustic wave decaying faster for more resonators at the same area ratio.

Key words: cold flow experiment; acoustic resonator; combustor;

acoustic characteristic; combustion instability

液体火箭发动机燃烧室中的燃烧过程与燃烧室的声学振荡相耦合,会产生高频燃烧不稳定性现象^[1]。不稳定燃烧能够导致喷注面附近及燃烧

室内壁烧蚀甚至结构发生破坏,必须采用燃烧稳定装置。常用的燃烧稳定装置包括隔板、声衬和喷嘴等。由于声腔容易冷却且方便加工,因而在小推

力姿轨控发动机中得到了广泛应用^[2]。

声腔主要包括赫姆霍兹谐振器、中间型谐振器和四分之一波长管谐振器,由于赫姆霍兹谐振器和中间型谐振器加工比较困难,且在相同开口面积和阻尼相同频率的振荡时比四分之一波长管谐振器占有更大的体积,所以实际中较少采用。

用声腔抑制液体火箭发动机的不稳定燃烧一直备受研究者的关注,并开展了大量研究。洪鑫等^[3]尝试根据振动理论,提出了一种建立液体火箭发动机燃烧室声腔模型的方法,尽管模型较为简单,且应用范围有限,但仍然是一种有意义的理论尝试。洪鑫等^[4]用数值模拟的方法研究了声腔对液体火箭发动机燃烧室内波动过程的影响,结果表明声腔的加入可以改变燃烧室的声学阻尼特性,从而起到抑制不稳定燃烧的作用。张蒙正等^[5]介绍了液体火箭发动机单喷注器燃烧室声学特性模拟实验的原理及实现方法,并获得了振幅随声腔长度的变化规律。聂万胜等^[6]通过数值模拟,分析了四分之一波长管声腔对不稳定燃烧的抑制作用,指出声腔的开口面积和长度存在最佳值。聂万胜等^[7]通过理论方法,分析了四分之一波长管声腔和赫姆霍兹声腔的声学特性,认为声腔个数并不是越多越好。此外,蒋剑等^[8]对L型声腔也进行了一些研究,研究结果表明声腔的个数存在优化的选择。德国宇航院的Farago等^[9]实验研究了四分之一波长管声腔的声学特性,表明存在最佳长度,对应最大的衰减率。Oschwald等^[10-11]实验研究了长度可变的直圆进口声腔的声学特性,指出声腔会导致燃烧室谐振频率下降。Searby等^[12]预测了声腔的衰减系数。葛明龙等^[13]对直圆孔声腔和L型声腔的国内外研究成果进行了综述,根据现有的数据拟合出声腔有效深度的计算公式,并给出了声腔开口面积的选取准则,具有一定的工程指导意义。近期,Rogério等^[14]总结了赫姆霍兹声腔在控制声学不稳定性方面的作用。张峤等^[15]基于简谐声场的赫姆霍兹方程,探讨了声腔结构几何参数对振频变化的影响规律。杨向明等^[16]对固体火箭发动机燃烧室的声学特性及响应进行了数值模拟和分析。艾廷廷等^[17]利用有限元软件建立燃烧室结构—声三维模型,进行燃烧室封闭结构声振耦合特性研究。

从公开发表的文献来看,关于液体火箭发动机声腔方面的研究,数值研究较多,实验研究有限。研究成果较零散、不系统,尚未完全掌握声腔对燃烧不稳定性的抑制机理。液体火箭发动机中

的燃烧不稳定主要是燃烧过程和声学过程高度耦合的物理化学过程。研究燃烧室的声学过程对认识和理解燃烧不稳定过程具有重要的作用。当然必须明确的是,冷态和热态条件下,燃烧室内的声学过程是有区别的。最显著的差别在于热态下,燃烧室内的温度要高得多且流场具有不均匀性。不能期望通过冷态声学实验掌握真实热态条件下的燃烧不稳定抑制方法,但是能帮助认识基本的声学规律和物理现象,有助于认识和理解燃烧不稳定性问题和指导更进一步的声腔特性研究。

本文拟对不同直径的直圆孔声腔进行冷态声学实验,以研究声腔长度、开口面积及声腔分布对燃烧室声学振型的抑制作用规律。

1 实验装置介绍

声腔的最有效安放位置是喷注面与燃烧室壁交界处,因为这一位置是声学敏感区,是横向和纵向振型的压力波腹区。声腔的安放位置,从稳定性角度看,轴向和径向基本是等效的,因此从缩小燃烧室头部尺寸的角度而言,在实际发动机燃烧室中往往采用轴向声腔。本文研究的声腔为轴向声腔。

模拟燃烧室的结构示意图如图1所示,模拟燃烧室的直径为68 mm,长度为110 mm,喷注面上安装有轴向直圆孔声腔。

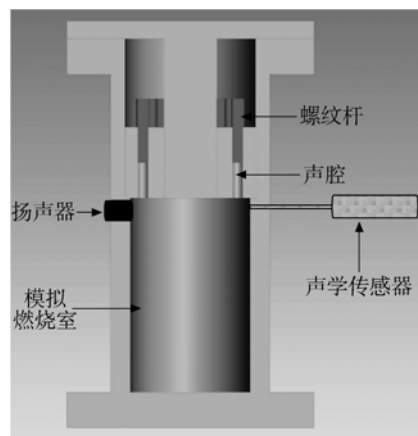


图1 模拟燃烧室结构示意图

Fig. 1 Schematic of model combustor

声腔沿周向对称分布,声腔中心所在的圆的直径为54 mm,声腔孔个数为16,声腔的长度可以通过螺纹杆调节,调节范围为0~36 mm。通过更换实验件,可以改变声腔孔的直径, $\phi 6$ mm, $\phi 7$ mm和 $\phi 8$ mm共3种。16个声腔孔的深度可以独立调节,通过只打开其中的某几个,可以组合成

不同的声腔孔的个数及分布. 16 个声腔全开时, $\phi 6\text{ mm}$, $\phi 7\text{ mm}$ 和 $\phi 8\text{ mm}$ 的 3 种声腔的开口面积比(声腔面积与燃烧室横截面积之比)分别为 0.12, 0.17 和 0.22.

造成液体火箭发动机结构破坏的通常是切向振型, 因此本实验中主要关注切向振型. 在靠近模拟燃烧室喷注面的壁面处安装一个扬声器作为激励声源, 因为切向振型的振幅在壁面处最大, 所以在其对面的壁面上布置声学传感器, 容易测得切向振型. 声学传感器的型号为 B&K 4182, 灵敏度为 1.36 mV/Pa . 实验系统照片如图 2 所示.

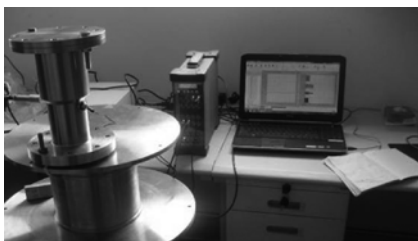


图 2 实验系统照片

Fig. 2 Photo of experimental system

扬声器与信号发生器相连, 通过设置信号发生器, 扬声器可以发出设定频率范围内的宽频噪声, 声学传感器将采集到的微小声压信号转换成电压信号, 经过电荷放大器将信号增强放大后被频谱分析仪采集(采样率为 51 200 个每秒), 出现振幅峰值的频率为燃烧室固有频率. 通过移动声学传感器的位置, 根据声振幅的变化可以判别声学振型. 待获得燃烧室的固有声学频率后, 通过调节信号发生器可以输出固定频率的单频声激励, 待燃烧室内信号稳定后关闭声源, 用声学传感器记录声学衰减波形, 通过此方法可以测量燃烧室在谐振频率下的衰减率. 波形衰减曲线如图 3 所示, 衰减率的计算公式^[18]为 $\delta T_n = \frac{1}{n} \ln \frac{A_n}{A_1}$, 其中

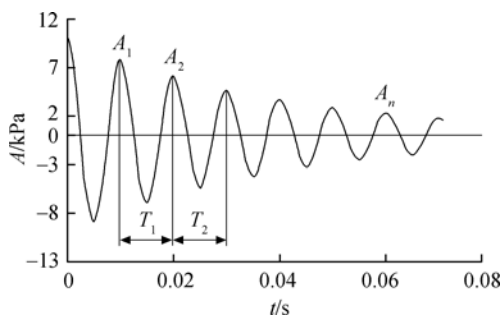


图 3 衰减波形示意图

Fig. 3 Schematic of oscillation decaying wave

下标 n 表示第 n 个波, A_n 为第 n 个波的幅值, A_1 为第 1 个波的幅值. 由于 $A_1 > A_n$, 所以 δT_n 为小于零的数, 数值越小, 表示衰减越快.

2 实验结果及分析

根据理论声学计算公式^[19], 不带声腔的模拟燃烧室的固有声学频率如表 1 所示, 表中 1T 表示一阶切向, 1L1T 表示一纵一切, 2L1T 表示二纵一切. 从表 1 中可以看出, 公式计算值和实验测量值之间存在一定的误差, 但是误差在 5% 以内, 表明测量方法较为准确可靠.

表 1 模拟燃烧室固有声学频率

Table 1 Eigen frequencies of model combustor

序号	模态	理论 频率/Hz	测量 频率/Hz	误差/%
1	1T	2931	3000	+2.35
2	1L1T	3230	3344	+3.53
3	2L1T	4259	4213	-1.08

2.1 声腔长度的影响

直径为 $\phi 8\text{ mm}$ 的声腔孔, 16 个全部打开时, 其开口面积比为 0.22, 燃烧室固有频率随声腔长度的变化规律如图 4 所示. 从图 4 中可以看出, 模拟燃烧室的固有声学频率随着声腔长度的增加, 逐渐减小, 最终趋于一个稳定值, 高阶频率的下降速率要大于低阶频率. 这是因为随着声腔的加入和长度的改变, 燃烧室的声学几何边界条件发生了变化, 所以其固有频率会发生变化. 高阶振型的

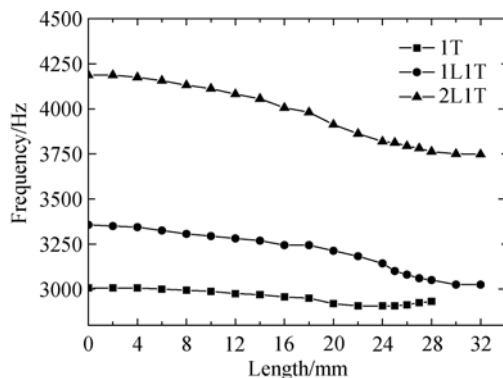


图 4 带有 $\phi 8\text{ mm}$ 声腔的燃烧室的固有频率随声腔长度的变化

Fig. 4 Eigen frequencies of combustors with acoustic resonators in diameter 8 mm versus lengths of resonators

声学波长更小,对声学边界的变化更敏感,所以下降更快。

在图4上,声腔长度大于28 mm后一阶切向频率值消失了,这是因为当声腔长度合适时,一阶切向振型完全被抑制了。另外,随着燃烧室固有频率的逐渐减小,高阶频率与低阶频率(图4上的 f_{1L1T} 和 f_{1T})之间的差异逐渐缩小。根据Oschwald等^[11]的研究结果,该变化不仅体现在频率值上,随着频率的降低,固有振型也会发生变化。随着频率的降低,1L1T振型逐渐向1T振型转化,则燃烧室内会出现两个频率不同的一阶切向振型。为了和原有的1T振型加以区分,将其记为 $1T^+$,原来的1T振型记为 $1T^-$,两种振型之间存在细微的差异。

安装直径为 $\phi 8$ mm的声腔孔时,燃烧室各阶频率下的振幅随声腔长度的变化规律如图5所示。从图5上可以看出,对于1T和1L1T振型,声腔能够起到削减振幅的作用。这是因为根据四分之一波长管理论,一定长度的声腔能够抑制特定频率下的声学振型。

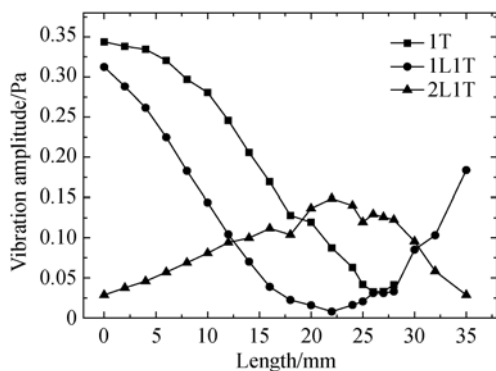


图5 带有 $\phi 8$ mm声腔的燃烧室的振幅随声腔长度的变化

Fig. 5 Eigen amplitude of combustors with acoustic resonators in diameter 8 mm versus lengths of resonators

当声腔长度大于某一值后,1T振型($1T^-$)消失,1L1T振型(退化为 $1T^+$)的振幅逐渐增大。从图5上的振幅变化规律来看,抑制1T振型最佳的声腔长度约为25 mm。这是因为随着声腔长度的不断增加,1T⁻和1T⁺振型的频率差异越来越小,可能这两种振型合二为一。

对于高阶振型(2L1T),振幅的变化规律与低阶振型相反,是先增大后减小,这是因为声腔的加入导致能量在各阶振型之间发生了转移:低阶振

型的振幅减小时,能量先从低阶振型向高阶振型转移;低阶振型振幅增大时,能量又从高阶振型向低阶振型转移。由于实际中的燃烧室较难在高阶振型发生燃烧不稳定,所以一般不太关注高阶振型。

2.2 声腔开口面积比的影响

次序将燃烧室中的 $\phi 8$ mm声腔更换为 $\phi 6$ mm, $\phi 7$ mm声腔,16个声腔孔全部打开,进行燃烧室声学实验,以研究声腔孔的开口面积对燃烧室声学特性的影响规律。

安装不同结构的声腔时,模拟燃烧室的1T频率随声腔长度的变化规律如图6所示。在3种声腔结构下,频率都呈现出下降的趋势,声腔孔直径为 $\phi 7$ mm(开口面积比为0.17)时,频率下降的速率最大,声腔孔直径为 $\phi 8$ mm(开口面积比为0.22)的频率下降速率最小。由此可见,存在最佳的声腔孔开口面积比,对应最大的频率下降速率。声腔对燃烧室固有频率的影响是通过改变声学边界来实现的,因而声腔的结构不同,固有频率的下降速率也不同。

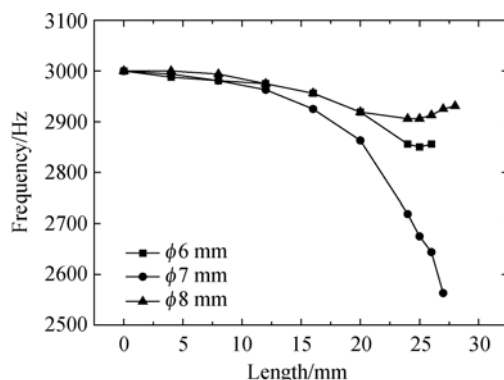


图6 1T频率随声腔深度的变化

Fig. 6 Frequency of 1T mode versus depths of acoustic resonators

不同声腔结构下,模拟燃烧室在1T振型下的声压振幅随声腔深度的变化规律如图7所示。从图上可以看出,3种声腔结构下,振幅的下降速率基本相同,声腔直径为 $\phi 7$ mm时振幅最小,声腔直径为 $\phi 8$ mm时振幅最大。从图7可见,存在一个最佳声腔开口面积比,对应的振幅最小,本实验中为0.17(声腔直径为 $\phi 7$ mm),这可能是因为声腔在该开口面积比下,声压振幅衰减地更快。但是该振幅差异随着声腔深度的增加呈现出减小的趋势。

从图7上同时也可以看出,开口面积比不同的3种声腔,在声腔长度大于某一值以后,都能够完全抑制掉1T振型(振幅为零), $\phi 6\text{ mm}$ 为27 mm, $\phi 7\text{ mm}$ 为28 mm, $\phi 8\text{ mm}$ 为30 mm.此时,讨论声腔开口面积比意义不大.

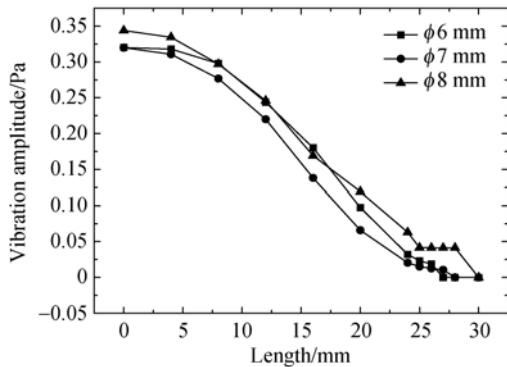


图7 1T振幅随声腔深度的变化

Fig. 7 Amplitude of 1T mode versus depths of acoustic resonators

根据之前的讨论,由于声腔的加入,1T振幅在得到减弱的同时,其他振型的振幅可能会得到增加,其中1L1T振型尤为值得关注.这是因为1L1T频率与1T频率较为相近,随着频率的降低,其逐渐退化为危害较大的1T⁺振型,所以在选取最佳声腔长度时需要综合考虑1T振幅和1L1T振幅,使得两者都较小.1T振幅和1L1T振幅随声腔深度的变化规律如图8所示,从图上可以看出,3种声腔结构下,1T振幅和1L1T振幅都在深度为25 mm时交汇,之后1T振幅下降,1L1T振幅升高,因此在本实验中根据振幅来判断的最佳声腔深度为25 mm.

选取1T振型的衰减波形的前10个波峰进

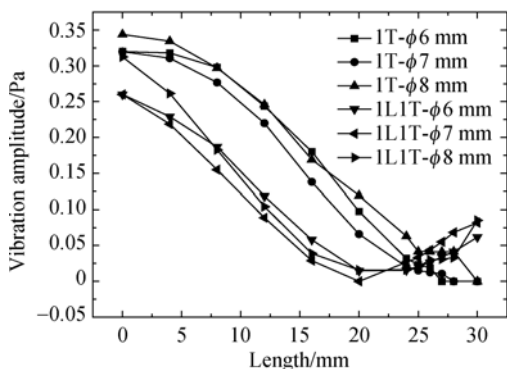


图8 1T和1L1T振幅随声腔深度的变化

Fig. 8 Amplitude of 1T mode and 1L1T mode versus depths of acoustic resonators

行燃烧室的衰减率计算(记为 δT_{10}),如图9所示.图9上某些长度下没有衰减率值,是因为该长度下1T振型被抑制或者衰减率波形非常杂乱,无法统计.

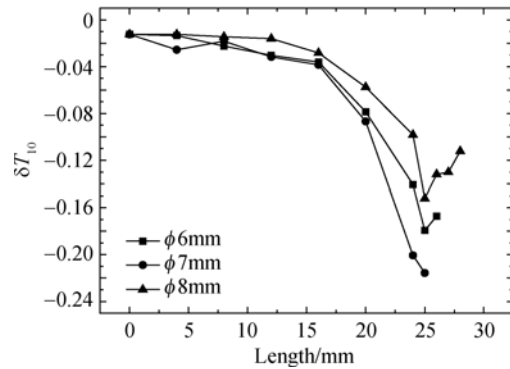


图9 1T振型的衰减率随声腔长度的变化

Fig. 9 Wave decaying rate of 1T mode versus depths of acoustic resonators

从图9可见,不同开口面积比的声腔,衰减率随声腔的变化规律都是先减小后增大,在深度为25 mm时达到最小值(衰减率数值越小,表示衰减越快).

从衰减率的变化规律看,最佳的声腔深度为25 mm,这与从振幅变化规律得出的最佳声腔深度是相同的.不同开口面积比的声腔,最佳深度相同,可见最佳声腔深度不受开口面积比的影响.但是不同开口面积比的声腔,燃烧室1T振型的衰减率是不同的,在本实验中,开口面积比为0.17(声腔直径为 $\phi 7\text{ mm}$)的声腔的衰减率最小.对声腔设计而言,衰减率越小越好,因而从衰减率的角度看,声腔的开口面积比存在一个最佳值,过大(0.22)或过小(0.12)都不太好.结合频率、振幅及衰减率的变化规律来看,声腔的开口面积存在最佳值,进行声腔设计时需要选取合适的声腔开口面积,不宜过大或过小.

2.3 声腔分布的影响

在模拟燃烧室中安装直径为 $\phi 8\text{ mm}$ 的声腔,分别打开8个、12个和14个声腔,声腔呈对称分布,以研究声腔分布对燃烧室声学特性的影响.声腔个数及分布如图10所示.

打开不同个数的声腔时,实验得到的燃烧室的1T频率及1L1T频率如图11所示,图中的“1T-8”表示1T振型,声腔个数为8,其余类似.从图11上可以看出,燃烧室固有频率随声腔深度的下降趋势没有图6上的明显,这是由于声腔的个

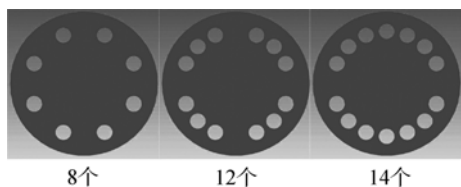


图10 声腔个数及分布

Fig. 10 Numbers and distribution of acoustic resonators

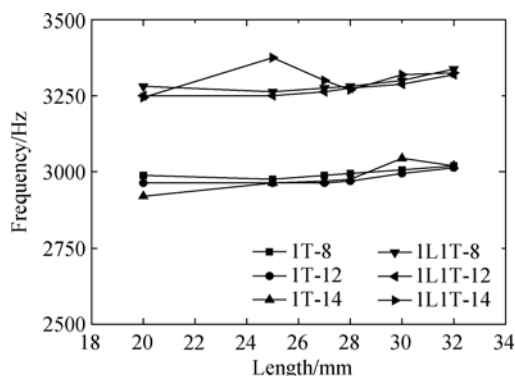


图11 不同声腔个数下的燃烧室固有频率随声腔长度的变化

Fig. 11 Eigen frequencies of combustors versus depths of acoustic resonators with various resonators

数及分布的改变带来了声学边界的变化所导致的。

打开不同个数的声腔时,燃烧室固有振型的振幅如图12所示。振幅随深度的增加也呈现先减小后增加的趋势,这和16个声腔全开时的振幅变化趋势是一致的。但是16个声腔全开时,声腔

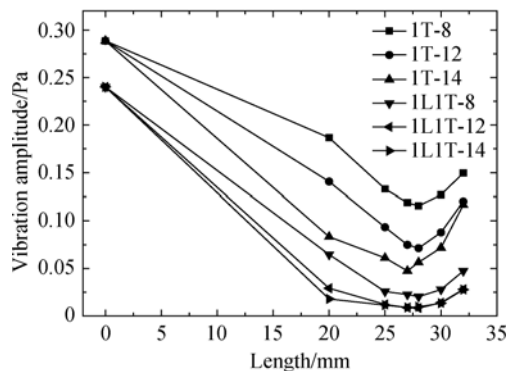


图12 不同声腔个数下的模态频率下的振幅随声腔长度的变化

Fig. 12 Eigen amplitudes of combustors versus depths of acoustic resonators with various resonators

深度大于某一值后,1T振幅会减小至零,而图12中的振幅只能减小至大于零的一个值,然后增大。在图12中,1T振幅最小只能减小至0.05 Pa(声压的绝对值不具有实际意义),对应于打开14个声腔孔。从图12上还可以看出,随着声腔个数的增加,振幅值得到了减小。这说明如图10所示的声腔分布,不利于抑制燃烧室的固有声学振型。

8个直径为 $\phi 8$ mm的声腔,其开口面积比约为0.12,与16个直径为 $\phi 6$ mm的声腔的开口面积比相等;12个直径为 $\phi 8$ mm的声腔,其开口面积比约为0.17,与16个直径为 $\phi 7$ mm的声腔的开口面积比相等。因此,以上两类情况的声腔开口面积相等,声腔分布不同,具有可比拟性。燃烧室在固有频率下的声压振幅如图13所示,衰减率如图14所示,图中的“ $\phi 8$ mm-8”表示声腔直径为 $\phi 8$ mm,个数为8,其余类似。从图13和图14上可以看出,在声腔开口面积比相等的情况下,声腔孔沿周向连续分布时(16个 $\phi 6$ mm声腔或16个 $\phi 7$ mm声腔),燃烧室的振幅及衰减率更小,则更加有利于燃烧室的声学稳定。由此可见,声腔孔的分布对燃烧室的声学特性影响较大,声腔孔沿周向连续分布要优于间歇式分布。对比8个直径为 $\phi 8$ mm的声腔和16个直径为 $\phi 6$ mm的声腔的实验结果(两者的开口面积比均为0.12),可以看出在相同开口面积比且同样沿周向连续均匀分布的情况下,声腔孔个数越多,燃烧室振幅和衰减率数值越小,越有利于燃烧稳定。这是因为切向振型的声波沿周向传播,沿程的吸声装置(声腔)越多,声波的衰减程度越大。

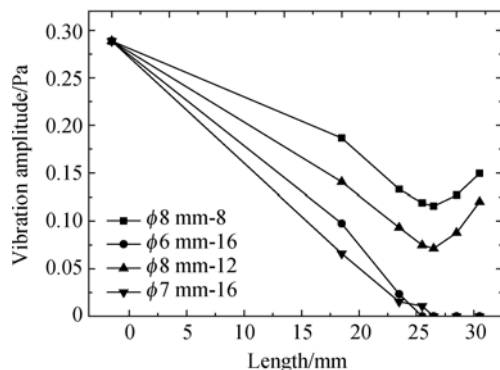


图13 不同声腔直径分布下,模态频率下的振幅随声腔长度的变化

Fig. 13 Eigen amplitude of combustors versus depths of resonators with different acoustic resonators diameter distribution

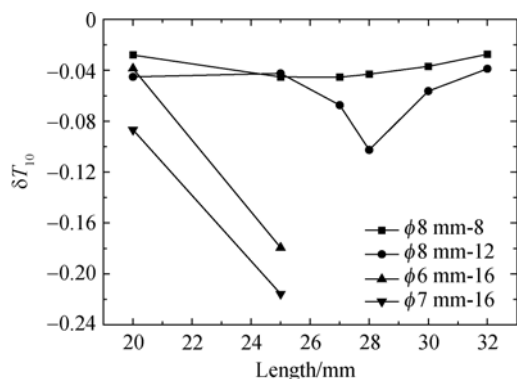


图14 不同声腔分布下的衰减率随声腔长度的变化

Fig. 14 Oscillation decaying rate of combustors versus depths of resonators with different acoustic resonators distribution

3 结 论

本文进行了有声腔燃烧室的冷态声学实验研究,研究了具有不同开口面积比、且声腔长度可调节的轴向直圆孔声腔对燃烧室固有频率、振幅及衰减率的影响,得出的主要结论如下:

1) 燃烧室固有频率随声腔长度的增加逐渐减小并趋于某一稳定值,低阶振型的振幅随声腔长度的增加先减小后增大,高价振型的振幅随声腔长度的增加先增大后减小。

2) 声腔存在一个最佳深度,在该深度下1T振幅最小,衰减率最小,声腔最佳深度值不受开口面积比影响。声腔存在最佳开口面积比,不宜过大或过小。

3) 声腔的分布对燃烧室的声学特性影响较大,声腔孔沿周向连续均匀分布要优于间歇式分布,相同开口面积比且均连续均匀分布时,声腔孔个数越多,越有利于燃烧室的声学稳定。

参考文献:

[1] 张蒙正. 燃烧不稳定性模拟实验技术[M]. 西安:西北工业大学出版社,2009.

[2] 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)

[3] 洪鑫,程惠尔,陈杰. 液体火箭发动机燃烧室声腔建模方法研究[J]. 推进技术,1999,20(6):19-22.

HONG Xin, CHENG Huier, CHEN Jie. Modeling methods of acoustic cavity in combustion chamber of liquid rocket engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 1999, 20(6):

19-22. (in Chinese)

[4] 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 acoustic wave-motion in combustion chamber of liquid rocket engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 1999, 20(2): 5-8. (in Chinese)

[5] 张蒙正,张志涛,郁锋,等. 液体火箭发动机单喷注器燃烧室声学特性模拟实验原理及实现[J]. 声学技术,2007,26(2):268-272.

ZHANG Mengzheng, ZHANG Zhitao, YU Feng, et al. Principle and design of simulation test for acoustic characteristics of liquid rocket engine chamber with a single injector[J]. Technical Acoustics, 2007, 26(2): 268-272. (in Chinese)

[6] 聂万胜,庄逢辰,张中光. 液体火箭发动机中声腔抑制不稳定燃烧的声学分析[J]. 应用声学,2001,20(4):35-39.

NIE Wansheng, ZHUANG Fengchen. Acoustic analysis of resonators for combustion instability suppression in liquid rocket engines[J]. Applied Acoustics, 2001, 20(4): 35-39. (in Chinese)

[7] 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分析[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)

[8] 蒋剑,刘丹晓,尹铄,等. L型声学谐振器声学特性研究[J]. 声学技术,2007,26(6):1291-1294.

JIANG Jian, LIU Danxiao, YIN Yao, et al. Research on L-shape acoustic resonator[J]. Technical Acoustics, 2007, 26(6): 1291-1294. (in Chinese)

[9] Farago Z, Oswald M. Resonance frequencies and damping in combustion chambers with quarter wave cavities[R]. Munich: 6th International Symposium on Launcher Technologies, 2005.

[10] Oswald M, Farago Z. Acoustics of rocket combustors equipped with absorber rings[R]. Hartford: 44th Joint Propulsion Conference, 2008.

[11] Oswald M, Farago Z, Searby G, et al. Resonance frequencies and damping of a cylindrical combustor acoustically coupled to an absorber[J]. Journal of Propulsion and Power, 2008, 24(3): 524-533.

[12] Searby G, Habiballah M, Nicole A, et al. Prediction of the efficiency of acoustic damping cavities[J]. Journal of Propulsion and Power, 2008, 24(3): 516-523.

[13] 葛明龙,郑孟伟. 声腔深度和相对开口面积的确定[J]. 火箭推进,2004,30(4):15-21.

GE Minglong, ZHENG Mengwei. Determination of the depth and fractional open area for acoustic cavity[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2004, 30(4): 15-21. (in Chinese)

- [14] Rogério C, Aparecida M, Teixeira L. Acoustic instabilities control using Helmholtz resonators[J]. Applied Acoustics, 2014, 77(1): 1-10.
- [15] 张峤, 李军伟, 王宁飞. 突变截面燃烧室声腔纵向振荡频率规律分析[J]. 航空动力学报, 2010, 25(7): 1653-1658.
ZHANG Qiao, LI Junwei, WANG Ningfei. Analysis on acoustic longitudinal oscillation frequency in combustion chamber with sudden change sections[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(7): 1653-1658. (in Chinese)
- [16] 杨向明, 刘佩进, 陈晓龙. 翼柱型装药固体火箭发动机燃烧室声场分析[J]. 宇航学报, 2008, 29(5): 1593-1597.
YANG Xiangming, LIU Peijin, CHEN Xiaolong. Analysis of acoustic property with complicated grain shape in combustion chamber of solid rocket motor[J]. Journal of Astronautics, 2008, 29(5): 1593-1597. (in Chinese)
- [17] 艾延廷, 王昌旭, 郭晓玲. 燃烧室结构-声耦合特性研究[J]. 中国机械工程, 2014, 25(15): 2008-2012.
AI Yanting, WANG Changxu, GUO Xiaoling. Vibro-acoustic coupling analysis of combustion chamber[J]. Chinese Mechanical Engineering, 2014, 25(15): 2008-2012. (in Chinese)
- [18] Dranovsky M L. Combustion instabilities in liquid rocket engines: testing and development practices in Russia[M]. Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc., 2009.
- [19] 朱宁昌. 液体火箭发动机设计[M]. 北京: 宇航出版社, 1994.

(编辑: 叶 青)