

高压氢氧火箭发动机推力室燃烧稳定性分析

刘 倩¹, 李敬轩², 孙纪国¹, 梁炫烨², 向小林², 潘 亮¹, 郑孟伟¹

(1. 北京航天动力研究所, 北京 100076; 2. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要:针对高压氢氧火箭发动机推力室不设置隔板喷嘴和声腔的结构方案, 利用火焰传递函数 + 低阶声学模型的解耦预测仿真方法, 分析了不同喷注参数和结构参数下燃烧室的燃烧稳定性裕度。采用非定常雷诺平均 NS 方程 (URANS) 计算同轴直流喷嘴非稳态燃烧过程以获取火焰传递函数, 其中采用 Soave Redlich Kwong (SRK) 状态方程计算密度等物性参数; 考虑到同轴直流喷嘴的火焰长度与声波量级相当, 采用分布式火焰结构进行火焰传递函数建模。采用商业软件 COMSOL 计算加载了火焰传递函数的燃烧室声学模态, 使用模态增长率为评定标准, 预测燃烧不稳定性。结果表明, 给定不同燃气/氧喷注速度比、混合比、相对喷嘴压降、缩进深度比、富氢燃气喷前温度等各工况下, 预测得到的燃烧室均未出现燃烧不稳定现象。在推力室设计中通过增加燃气/氧喷注速度比或降低燃烧室混合比, 有利于提升燃烧稳定性裕度。所做工作为高压氢氧火箭发动机喷注器设计及燃烧稳定性裕度评估提供参考。

关键词: 高压氢氧火箭发动机; 推力室; 燃烧稳定性; 数值仿真; 火焰传递函数

中图分类号: V430 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374(2022)02-0066-10

Analysis on combustion stability of thrust chamber in high pressure hydrogen-oxygen rocket engine

LIU Qian¹, LI Jingxuan², SUN Jiguo¹, LIANG Xuanye², XIANG Xiaolin²,
PAN Liang¹, ZHENG Mengwei¹

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

2. School of Astronautics, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: Aiming at the structural scheme of the thrust chamber without baffle nozzle and acoustic cavity in high-pressure hydrogen-oxygen rocket engine, the combustion stability of the combustion chamber under different injection parameters and structural parameters was analyzed by using the method of decoupling of unsteady combustion and acoustic system. The unsteady Reynolds-averaged NS equation (URANS) was used to calculate the unsteady combustion process of the shear coaxial injector and obtain the flame transfer function, and the Soave Redlich Kwong (SRK) state equation was used to obtain density and so on. Considering that the flame length of the shear coaxial injector was equivalent to the magnitude of the sound wave, the distributed flame structure was used for modeling the flame transfer func-

收稿日期: 2022-01-20; 修回日期: 2022-03-04

基金项目: 国家自然科学基金青年项目 (51606138)

作者简介: 刘倩 (1987—), 女, 博士, 高级工程师, 研究领域为液体火箭发动机燃烧装置设计。

tion. The combustion chamber acoustic modes loaded with the nozzle flame transfer function were calculated by COMSOL, and the combustion instability was predicted by combining the calculated mode frequencies and their growth rates. The results showed that the predicted combustion stability of the chamber was stable under different gas/oxygen injection velocity ratio, mixing ratio, relative nozzle pressure drop, retraction depth ratio and per-injection temperature under given operating conditions. In the thrust chamber design, it is beneficial to improve the combustion stability by increasing the gas/oxygen injection velocity ratio or reducing the mixing ratio in the combustion chamber. The work provides a reference for the design of injector in high-pressure hydrogen-oxygen rocket engine and the combustion stability evaluation.

Keywords: high pressure hydrogen-oxygen rocket engine; thrust chamber; combustion stability; numerical simulation; flame transfer function

0 引言

高压氢氧火箭发动机具有大推力、高比冲等系列优点,是重型火箭芯级动力的重要支撑^[1-2]。大推力高压火箭发动机单台推力为百吨量级,燃烧室尺寸显著增加,燃烧室发生高频燃烧不稳定的倾向大大增加^[3],合理设计喷注器结构对于抑制推力室燃烧不稳定的发生具有重要意义^[4]。高频燃烧不稳定依据反馈机理通常分为两类,固有机理燃烧不稳定和喷注耦合燃烧不稳定。在喷注耦合声学振型中,推进剂喷注压力和流量振荡起主要作用^[5-6]。而对于固有机理燃烧不稳定,推进剂喷注后的雾化、蒸发、释热等子过程振荡起主要作用,通常需要采用隔板、声腔等稳定装置加以抑制。

对于氢氧火箭发动机,燃烧室稳定装置可以改进不甚稳定的设计方案的稳定性,但对较稳定的方案的稳定性裕度基本没有改进^[7]。美国航天飞机 SSME 和日本 LE-7 补燃氢/氧发动机设置隔板和声腔仅为防患于未然和减小风险,实际上对无隔板和声腔发动机做脉冲鉴定,证明发动机是动态稳定的^[8]。RD-0120、LE-7A 高压补燃氢/氧发动机燃烧室没有加隔板和声腔,试验结果证明燃烧稳定。对于氢氧补燃循环发动机推力室,其喷前温度远远超过不稳定边界温度^[9-10],一般不会出现燃烧不稳定。

在氢氧高压火箭发动机喷注器设计中,通过优选氧喷嘴的声学频率使其与燃烧室各振型声学错频,可有效避免喷注耦合不稳定的发生^[11]。但是,在未加隔板和声腔的现有喷注器结构下是否会发

生固有机理燃烧不稳定尚未可知。因此,迫切需要开展氢氧高压火箭发动机喷注器固有机理燃烧稳定性分析。

近年来,由于计算机性能、流体力学和燃烧学的高速发展,学者采用数值模拟开展燃烧稳定性预测,复杂的反应机理和燃烧室结构对热声不稳定的预测成本和工程应用带来极大挑战^[12-14]。Urbano 等^[15]采用可压缩大涡模拟 LES 模拟分析了德国宇航中心的缩比 BKD 氢氧发动机的燃烧不稳定^[16],每计算 1 ms 时间长度需要 1×10^5 核时的 CPU 时间。刘永婧等针对液氧/煤油火箭发动机燃烧室开展了三维非稳态两相燃烧过程的数值仿真,研究表明雾化角为 65° 时易于在燃烧室中出现爆炸性的可燃气团并导致剧烈的压力振荡^[17]。考虑到数值仿真精度、时间成本和工程研制周期间的最优匹配,具有快速预测燃烧稳定性的数值方法在工程研制中极具应用价值。不稳定预测模型可以研究设计参数对燃烧不稳定性的阻尼和激励作用进而预测发动机的稳定极限。文献[18-19]采用解耦法成功预测了剑桥大学钝体湍流燃烧实验台的极限环振荡燃烧不稳定性、ORACLES 长火焰燃烧室的燃烧不稳定性,其均准确预测了燃烧不稳定现象,且频率预测精度偏差均小于 2%。该解耦方法能够在保证预测精度的情况下,大大降低计算量。

本文充分借鉴该研究思路,以高压氢氧火箭发动机推力室作为研究对象,针对燃烧室热试验中易出现的一纵一切等声学固有频率,开展非稳态燃烧与声学系统解耦的燃烧稳定性预测仿真研究,采用

解耦法研究高频燃烧不稳定激励机理以及发展过程,分析不同喷注器结构参数和工况参数下推力室燃烧稳定性。所做工作将为高压氢氧火箭发动机喷注器设计及燃烧稳定性裕度评估提供参考。

1 预测方法介绍与计算模型

1.1 燃烧稳定性预测方法介绍

不稳定燃烧的反馈回路如图 1 所示,将非稳态燃烧与声学系统解耦,将声学扰动(表现为速度脉动或当量比脉动)下的燃烧响应(一般为燃烧释热率脉动)表征为火焰传递函数。将得到的火焰传递函数代入声学求解器,预测燃烧不稳定性。燃烧稳定性预测计算主要分为两个部分:①采用非定常雷诺平均 NS 方程(unsteady Reynolds averaged Navier-Stokes equations, URANS)仿真燃烧过程来计算火焰传递函数;②采用 COMSOL 来计算燃烧室的声学模态,结合计算出来的分布式火焰传递函数,来预测燃烧不稳定性。



图 1 燃烧不稳定反馈回路

Fig. 1 Combustion instability feedback loop

当燃烧室内的流动速度相对较低时,可近似将燃烧与声学计算解耦,此时对火焰的扰动主要来自上游的流量扰动(或速度扰动)。对于带有短喷管的推力室,由于喷管内流动速度较大,为了满足解耦条件,将喷管从马赫数 0.3 的位置截断,并将出口设为声学阻抗边界条件,通过 Magnus 展开法^[20]计算得到,喷嘴进口可认为是声学闭口条件。由于喷嘴面积总和/燃烧室横截面积远远小于 1,且喷嘴内与燃烧室的温差较大,因此喷嘴上游的声学系统可与燃烧室内的声学系统解耦。本模型的计算主体如图 2 所示。

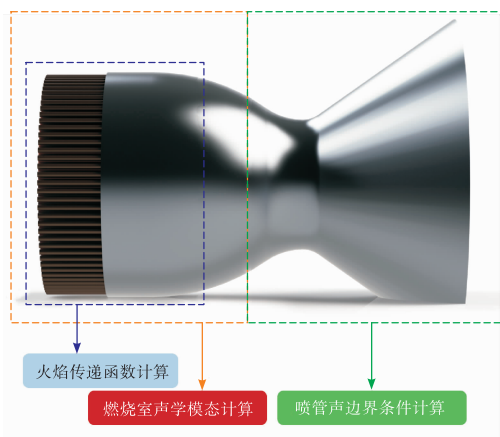


图 2 计算组成

Fig. 2 Computational composition

1.2 喷注单元燃烧过程数值模型

推力室采用液氧/富氢燃气/气氢作为推进剂,采用同轴直流喷注单元同心圆式排列。考虑到计算时间成本,并结合以往计算经验,对单个喷注单元进行 URANS 数值模拟。下游燃烧计算区域采用圆柱形,径向尺寸采用等效直径法,即其截面积等于所有喷嘴的火焰占据的总横截面积除以喷嘴的数量,求得单个喷注单元燃烧区域的等效直径。考虑到轴向长度对燃烧流场的影响,并综合考虑初步计算得到的火焰长度,燃烧区域长度选取了 50 倍的氧喷嘴通道直径,见图 3。



图 3 单喷嘴计算域

Fig. 3 Single injector computational domain

通过稳态计算获得燃烧室燃烧流场,以此为初始状态,加入质量流量扰动后对喷嘴热释放振荡过程进行瞬态计算。考虑到实际燃烧室的进口和出口声学边界条件非常复杂,压力振荡扰动频率采用最易出现的一纵一切模态预测频率。

采用 ICEM 划分非结构网格,并进行网格无关性验证,计算了网格数量为 1.04×10^6 、 2.03×10^6 、

4.30×10^6 的3种网格尺度计算,对比燃烧室轴线上的密度分布曲线,其中轴向起始位置为氧喷嘴入口。发现 2.03×10^6 、 4.30×10^6 的两种网格尺度计算结果接近,故后续选取 2.03×10^6 的网格进行计算,见图4。利用商业软件 Fluent,采用分离求解器、SIMPLEC 算法对压力与速度进行耦合。采用 $k-\omega$ SST 湍流模型、涡耗散模型(eddy-dissipation model, EDM)、化学反应模型。超临界氢、氧以及燃气均按连续相处理,其密度等物性参数采用 SRK 状态方程,其余物性参数选取 NIST 的数据进行温度的分段多项式拟合。瞬态仿真时间步长取 1×10^{-5} s,满足 Courant-Fredreichts-Lewy (CFL) 条件。

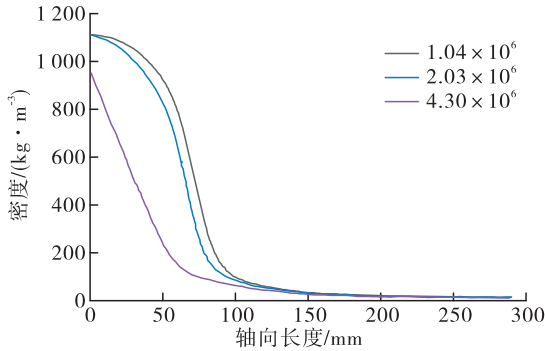


图4 网格无关性验证

Fig. 4 Grid independence verification

1.3 火焰传递函数计算

由于液氧的密度要远远大于燃气的密度,氧路的阻抗也远远大于燃气路的阻抗,因此在发生不稳定燃烧时,燃料路的流量振荡远远大于氧路的流量振荡,进而引起火焰燃烧释热率发生振荡,与燃烧室声学系统耦合,产生燃烧不稳定性。故在燃气通道施加质量流量扰动,分析下游火焰流场各参数的变化,并计算火焰传递函数,开展燃烧不稳定性预测。

在燃气通道对流量施加正弦扰动,入口扰动形式为

$$\dot{m} = \bar{m} + \dot{m}' = \bar{m} [1 + \alpha \sin(2\pi ft)] \quad (1)$$

式中: \bar{m} 和 \dot{m}' 分别为施加扰动的通道进口的平均质量流量和脉动质量流量; α 和 f 分别为无量纲扰动幅值和扰动频率。首先计算无喷注单元下的燃烧室声学频率,考虑火焰动态特性的影响,设定与计算燃烧室声学频率相近的扰动频率,并取扰动幅值 $\alpha = 0.3$ 。

对于液体火箭发动机同轴直流喷嘴,其稳态火

焰长度与燃烧室内声波波长处于同一个量级,因此在预测燃烧稳定性时火焰不能被认为是轴向紧凑型,需要考虑分布式火焰传递函数。通常当分段后火焰长度不大于声波波长的0.1,可认为其远远小于声波波长,符合紧凑火焰假设,可以开展燃烧稳定性预测。

将火焰分段后各段的火焰传递函数定义为

$$F_j(t) = \frac{q'_j}{u'_r} \quad (2)$$

式中: q'_j 为第 j 段的燃烧释热率脉动; u'_r 为参考点速度脉动。由于预测在频域下进行,将式(2)进行傅里叶变换,得出表达式

$$F_j(f) = n_j e^{i\varphi_j} \quad (3)$$

式中: $n_j = \frac{\hat{q}_j}{\hat{u}_r}$, \hat{q}_j 为 q'_j 在频率 f 的扰动幅值; φ_j 为 q'_j 和 u'_r 的相位差。从进口质量扰动到燃烧热释率之间的传递函数为

$$H_j(t) = \frac{q'_j}{\dot{m}'/\bar{m}} = \frac{q'_j}{\alpha \sin(2\pi ft)} \quad (4)$$

从进口质量扰动到参考点速度扰动之间的传递函数为

$$G_j(t) = \frac{u'_r}{\dot{m}'/\bar{m}} = \frac{u'_r}{\alpha \sin(2\pi ft)} \quad (5)$$

结合式(4)和式(5),即可获得火焰传递函数式(2)。

1.4 燃烧室声学模态计算

利用 COMSOL 软件对整个燃烧室建立 Helmholtz 方程。通过耦合 Helmholtz 方程和火焰传递函数,结合进、出口处的声学边界条件,求得整个系统的声学模态^[21],表达式为

$$\nabla \cdot \frac{1}{\rho} (\nabla p') + \frac{\omega^2}{\rho c^2} p' = \frac{i\omega(\gamma-1)}{\rho c^2} \dot{\omega}' \quad (6)$$

式中: $\dot{\omega}' = q'_j/V_j$ 为当地释热率脉动; V_j 为第 j 段热源体积。将计算出来的喷嘴的火焰传递函数分别代入燃烧区域,从而可以求解 Helmholtz 方程。

将燃烧室几何体与喷注单元六段式的分布式火焰的几何模型进行装配,求解整个系统的 Helmholtz 方程,即可预估推力室内各个模态的频率和压力分布。其中,计算区域介质的平均温度、平均密度和平均声速采用 URANS 仿真得到的结果,比热容比采用 REFPROP 软件来计算。对几何模型采用非结构化网格进行划分,网格数为 1.06×10^6 ,如图5所示。

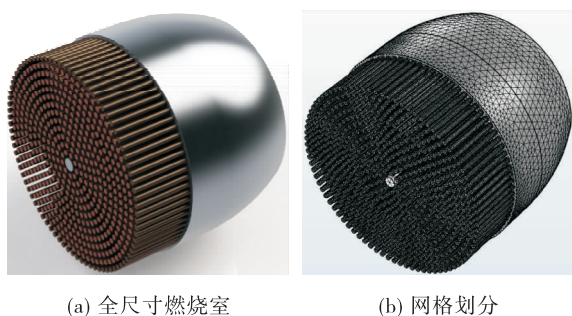


图 5 声学模态计算模型及网格划分

Fig. 5 Acoustic modal calculation model and meshing

燃烧室的固有频率主要取决于燃烧室的结构尺寸及其内部介质的热力学参数,火焰扰动对声学模态频率的影响较小,主要影响声学模态的稳定性。计算声学模态的特征值为复数,实部为模态频率,虚部为增长率。当虚部大于 0 时,主要物理量如

压力脉动幅值逐渐减小,燃烧室在该声学模态上是稳定的;当虚部小于 0 时,压力脉动幅值逐渐增大,燃烧室在该声学模态上是不稳定的。

2 结果与讨论

2.1 稳态计算结果

通过稳态燃烧计算得到火焰长度约为 0.29 m,绝热火焰温度约为 3 742 K,见图 6。稳态计算流场参数分布曲线见图 7,其中轴向长度起始位置为燃烧室喷注面板。平均温度沿轴线逐渐增加,到轴向长度 220 mm 后温度基本保持不变;平均密度沿轴线先下降后趋于平缓;平均声速呈先减小后增加趋势,主要与组分和温度等相关。初步预测的一纵一切模态的频率为 3 767 Hz(见图 8),将该一纵一切模态计算频率作为计算火焰传递函数时入口扰动频率的参考。

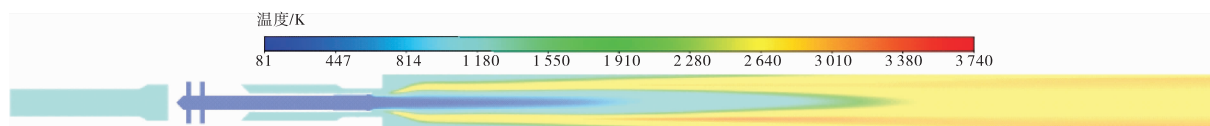


图 6 喷嘴燃烧温度场分布

Fig. 6 Temperature distribution of injector combustion

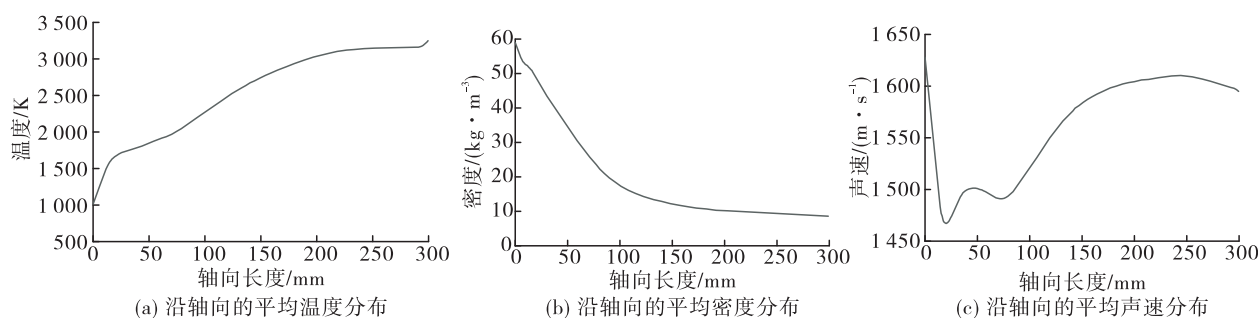


图 7 单喷嘴燃烧室稳态燃烧场计算

Fig. 7 Calculation of steady-state combustion field parameters of single-injector combustor

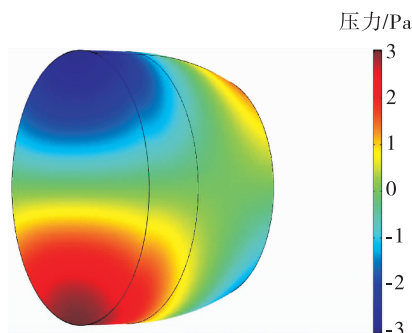


图 8 一纵一切模态压力分布

Fig. 8 First-order longitudinal first-order tangential modal pressure distribution

2.2 非稳态燃烧计算结果

根据燃烧室的平均声速(1 562.1 m/s)和预测的一纵一切声学频率(3 767 Hz),可得燃烧室声波波长约为 0.41 m。结合仿真计算火焰长度 0.29 m,将火焰沿着轴向分为 6 段,利用此 6 段区域的热释放速率可近似代表燃烧室内所有的热释放速率。

通过开展单喷注单元的非稳态燃烧仿真计算,获得不同参数在一个周期内的分布云图,见图 9。燃烧释热率主要分布在喷嘴出口处,成蝌蚪状,并在约 220 mm 处消失。在一个周期内,“蝌蚪头部”

的释热率幅值产生周期性变化,“蝌蚪尾巴”也在不断摆动。

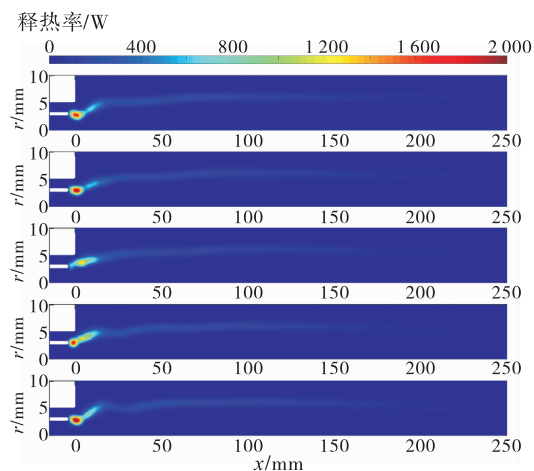


图9 一个周期内 x - y 平面燃烧释热率的分布云图

Fig. 9 Distribution cloud map of combustion heat release rate in x - y plane in one cycle

不同轴向位置6个区域的燃烧释热率脉动见图10。释热率振荡曲线接近正弦曲线,但具有不同的振荡幅值和相位,并且第一段的振荡幅度最大,越往后振荡幅度越小。

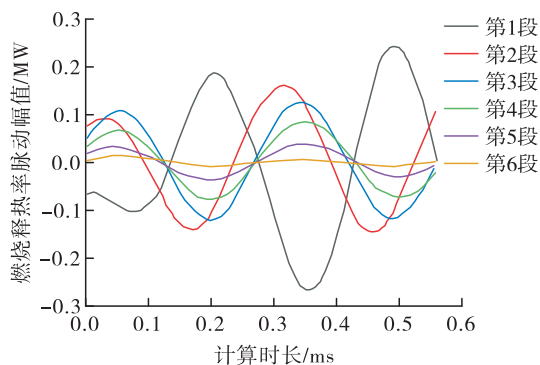


图10 6段燃烧释热率脉动幅值

Fig. 10 Six-stage combustion heat release rate pulsation

图11为传递函数 H_j 的幅值和相位,可以看出其幅值在第一个区域最大,然后逐渐降低。

图12为不同轴向位置从进口质量扰动到参考点速度扰动之间的传递函数的幅值和相位,其相位的变化较小。其中参考位置选为 $x = -12$ mm 到 $x = -4$ mm 的平均值。结合式(2)、式(4)、式(5),获得分布式火焰传递函数,如图13所示。

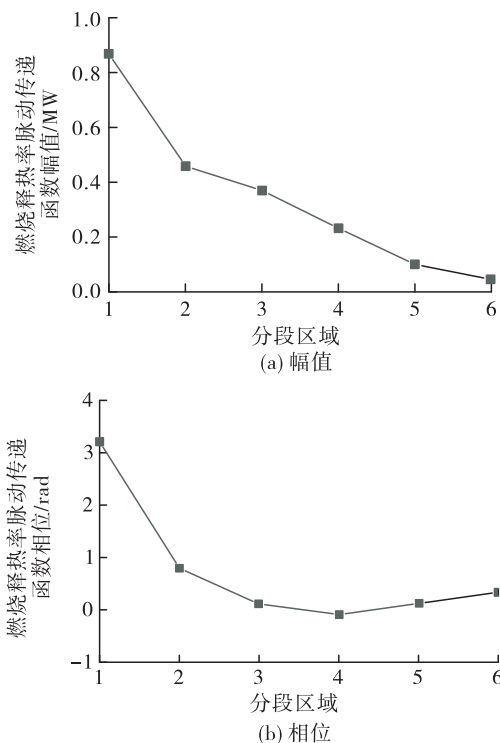


图11 6段质量扰动和释热率之间的传递函数

Fig. 11 Transfer function from mass perturbation to heat release rate for six regions

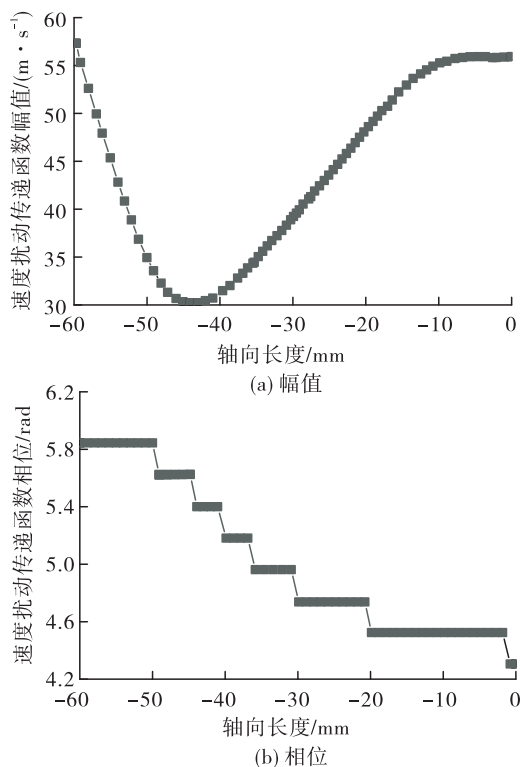


图12 不同轴向位置速度传递函数

Fig. 12 Velocity transfer functions at different axial position

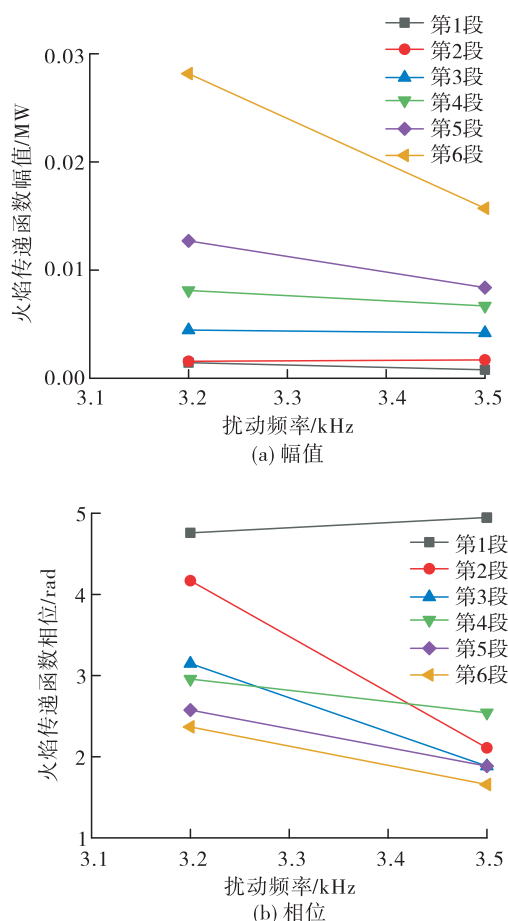


图 13 各段火焰传递函数幅值相位图

Fig. 13 Amplitude phase diagram of flame transfer function of each segment

2.3 燃烧稳定性仿真结果

利用非稳态燃烧与声学系统解耦法计算加载了分布式火焰几何模型,得到一纵一切模态压力分布,如图 14 所示。

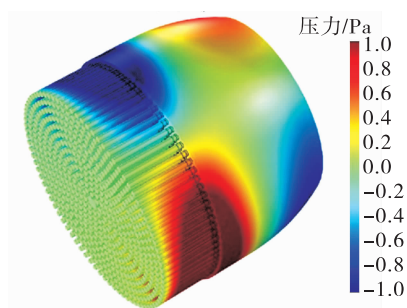


图 14 带分布式火焰传递函数的一纵一切模态压力分布

Fig. 14 First-order longitudinal first-order tangential modal pressure distribution with flame transfer function

随着推力室燃气/氧喷注速度比的增加,燃烧室一纵一切模态频率呈上升趋势,模态增长率也总体呈上升趋势,燃烧过程变得更加稳定,见图 15。

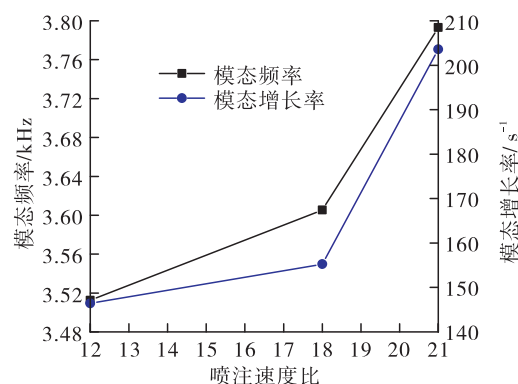
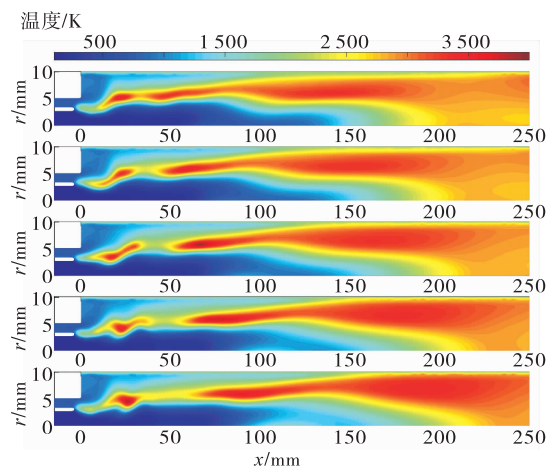


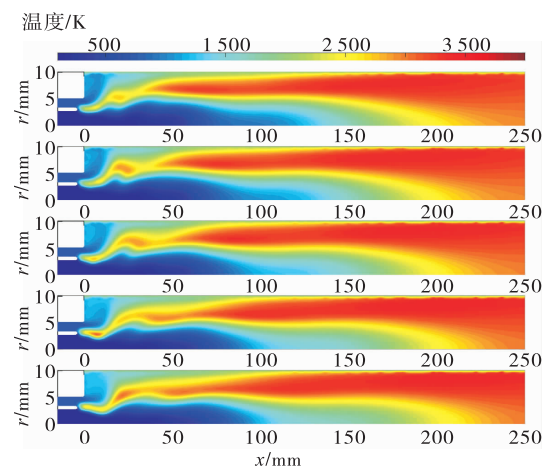
图 15 喷注速度比对模态及其增长率的影响

Fig. 15 Effect of injection velocity ratios on mode and its growth rate

分析原因为随着燃气/氧喷注速度比的增加,燃气的喷注速度增加,喷嘴出口气液相互作用增强,液柱长度减短(见图 16)。



(a) 喷注速度比为12



(b) 喷注速度比为18

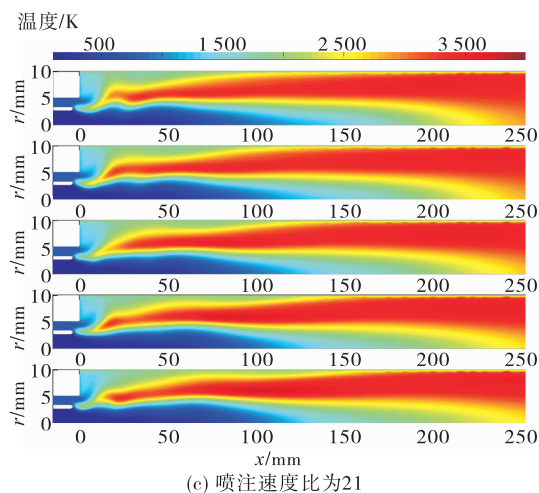
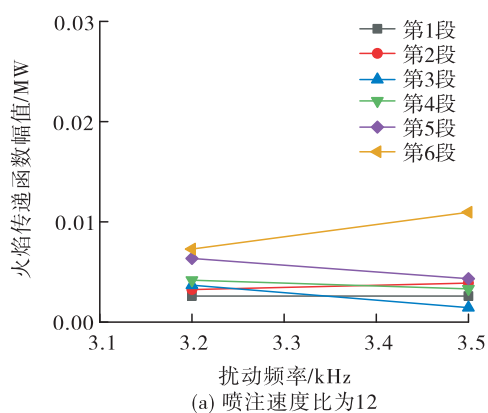


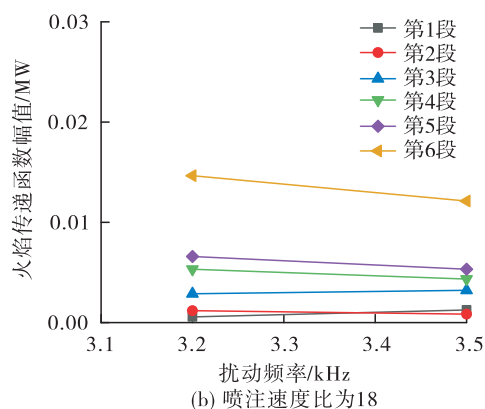
图16 不同喷注速度比下的温度分布云图

Fig. 16 Temperature distribution under different injection velocity ratios

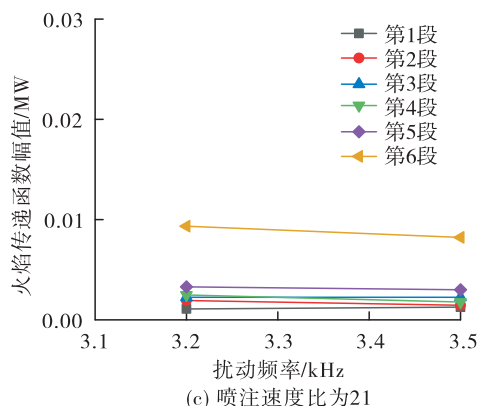
同时由于燃气的喷注速度增加,燃气在燃烧室中的停留时间减短,燃烧室整体释热区后移,分布式火焰上最大释热率相应减少(见图17),系统相对而言逐渐变得稳定。



(a) 喷注速度比为12



(b) 喷注速度比为18



(c) 喷注速度比为21

图17 不同喷注速度比下的火焰传递函数

Fig. 17 Flame transfer function at different injection velocity ratios

随混合比的增大,燃烧室一纵一切模态的频率变化不大,但模态增长率逐渐降低,燃烧室的稳定性变差,见图18。

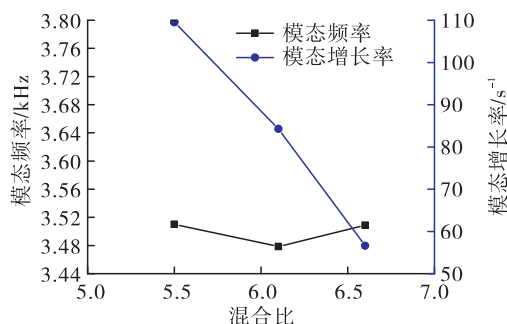
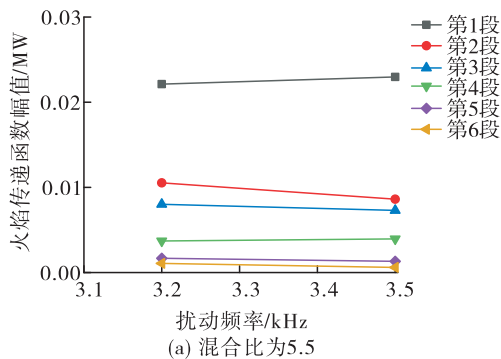


图18 混合比对模态及其增长率的影响

Fig. 18 Effect of mixing ratios on mode and its growth rate

分析原因因为在不同混合比下燃烧室内的燃烧均为富燃状态,随着混合比的增加,燃烧室中的氧量相对增加,可消耗更多的燃料放热,燃烧室内温度更高,即热释放变得更大,见图19,在液体火箭发动机燃烧室中,由于喷嘴附近为压力波腹,因此此处释热强度增强将使得热声不稳定系统变得更不稳定。



(a) 混合比为5.5

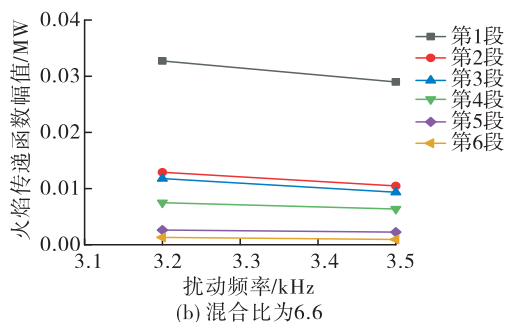


图 19 不同混合比下的火焰传递函数

Fig. 19 Flame transfer function at different mixing ratios

燃烧室相对氧喷嘴压降增大时,推力室一纵一切模态的频率变化不大,增长率略有降低,但影响不大,见图 20。这是由于燃烧室火焰较长,为火焰敏感型不稳定,压降的改变主要为边界条件的改变,对燃烧室稳定性影响不大。

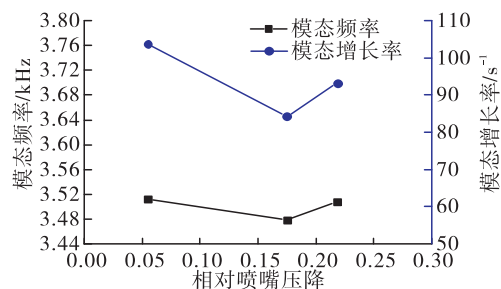


图 20 相对喷嘴压降对模态及其增长率的影响

Fig. 20 Effect of relative nozzle pressure drop on mode and its growth rate

氧喷嘴缩进深度比对推力室一纵一切模态的频率基本无影响。当缩进深度比从 0.42 增加为 0.67 时,系统更趋于稳定;但缩进深度比继续增加对稳定性的影响效果相反,即存在一个最优缩进深度比,见图 21。

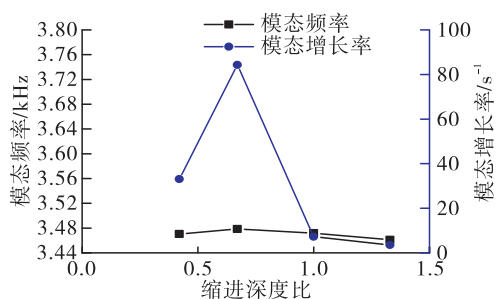


图 21 缩进深度比对模态及其增长率的影响

Fig. 21 Effect of retraction depth ratio on mode and its growth rate

当富氢燃气喷前温度升高时,推力室一纵一切模态的频率变化不大,模态增长率略有降低,但影响不大,见图 22。

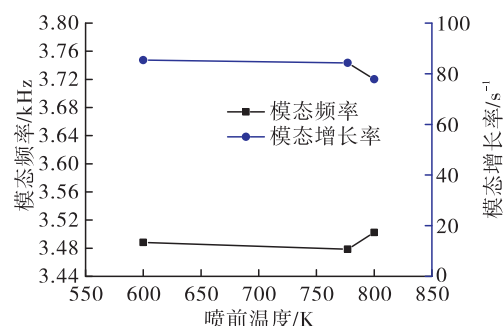


图 22 喷前温度对模态及其增长率的影响

Fig. 22 Effect of per-injection temperature on mode and its growth rate

3 结论

针对高压氢氧火箭发动机推力室不设置隔板喷嘴和声腔的结构方案,利用火焰传递函数+低阶模型的解耦法,开展燃烧稳定性裕度的仿真预测,针对燃烧室热试验中易出现的一纵一切等声学固有频率,分析了不同喷注参数和结构参数下燃烧室的燃烧稳定性。主要结论如下:

- 1) 在给定工况下预测得到的燃烧室均未出现燃烧不稳定现象;
- 2) 混合比对燃烧室一纵一切模态频率影响较小,但随混合比的增大,模态增长率逐渐降低,燃烧室的稳定性变差;
- 3) 相对氧喷嘴压降对推力室一纵一切模态频率及其模态增长率均影响较小;
- 4) 氧喷嘴缩进深度比对推力室一纵一切模态的频率无影响,但存在一个最优缩进深度比使燃烧稳定性裕度最高;
- 5) 在推力室设计中通过增加燃气/氧喷注速度比或降低燃烧室混合比,有利于提升燃烧稳定性裕度。

参考文献:

- [1] 丁兆波,孙纪国,路晓红.国外典型大推力氢氧发动机推力室技术方案综述[J].导弹与航天运载技术,2012(4):27-30.

- [2] 郑孟伟, 岳文龙, 孙纪国, 等. 我国大推力氢氧发动机发展思考[J]. 宇航总体技术, 2019, 3(2):12-17.
- [3] 丁兆波, 许晓勇, 乔桂玉, 等. 氢氧火箭发动机动态燃烧稳定性评定技术研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2013(1):38-41.
- [4] 田原, 李丹琳, 孙纪国, 等. 同轴剪切喷嘴高频喷注耦合燃烧不稳定分析[J]. 火箭推进, 2014, 40(3):23-28. TIAN Y, LI D L, SUN J G, et al. Instability analysis on high-frequency injection-coupled combustion of shear coaxial injector [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2014, 40(3):23-28.
- [5] BAI X, LI Q L, CHENG P, et al. Flame oscillation characteristics for liquid-centered swirl coaxial injectors[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(7):1593-1605.
- [6] CAO P J, BAI X, LI Q L, et al. Experimental study on the unsteady spray combustion process of a liquid oxygen/methane swirl coaxial injector[J]. ACS Omega, 2021, 6(40):26191-26200.
- [7] 杨 V, 安德松 W E. 液体火箭发动机燃烧不稳定性[M]. 张宝炯, 译. 北京: 科学出版社, 2001.
- [8] DENNIS H, HUTT J, NESMAN T. Stability testing of a modified Space Shuttle Main Engine[C]//27th Joint Propulsion Conference. Reston, Virginia: AIAA, 1991.
- [9] FEILER C E, MORGAN C J, WANHAINEN J P. Effect of chamber pressure, flow per element, and contraction ratio on acoustic-mode instability in hydrogen-oxygen rockets[R]. NASA TN D-4733, 1968.
- [10] GRÖNING S, HARDI J, SUSLOV D, et al. Influence of hydrogen temperature on the stability of a rocket engine combustor operated with hydrogen and oxygen[J]. CEAS Space Journal, 2017, 9(1):59-76.
- [11] 丁兆波, 刘倩, 王天泰, 等. 220 t 级补燃循环氢氧发动机推力室研制[J]. 火箭推进, 2021, 47(4):13-21. DING Z B, LIU Q, WANG T T, et al. Development for thrust chamber of 220 t staged combustion cycle LO_x/LH_2 engine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2021, 47(4):13-21.
- [12] GICQUEL L Y M, STAFFELBACH G, POINSOT T. Large eddy simulations of gaseous flames in gas turbine combustion chambers [J]. Progress in Energy and Combustion Science, 2012, 38(6):782-817.
- [13] SELLE L, LARTIGUE G, POINSOT T, et al. Compressible large eddy simulation of turbulent combustion in complex geometry on unstructured meshes [J]. Combustion and Flame, 2004, 137(4):489-505.
- [14] STAFFELBACH G, GICQUEL L Y M, BOUDIER G, et al. Large Eddy Simulation of self excited azimuthal modes in annular combustors[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2009, 32(2):2909-2916.
- [15] URBANO A, SELLE L, STAFFELBACH G, et al. Exploration of combustion instability triggering using Large Eddy Simulation of a multiple injector liquid rocket engine[J]. Combustion and Flame, 2016, 169:129-140.
- [16] GRÖNING S, HARDI J S, SUSLOV D, et al. Injector-driven combustion instabilities in a hydrogen/oxygen rocket combustor[J]. Journal of Propulsion and Power, 2016, 32(3):560-573.
- [17] 尕永靖, 张会强, 王希麟. 雾化角对液体火箭发动机燃烧室压力振荡的影响[J]. 工程热物理学报, 2012, 33(5):883-886.
- [18] HAN X S, LI J X, MORGANS A S. Prediction of combustion instability limit cycle oscillations by combining flame describing function simulations with a thermoacoustic network model [J]. Combustion and Flame, 2015, 162(10):3632-3647.
- [19] LI J X, XIA Y, MORGANS A S, et al. Numerical prediction of combustion instability limit cycle oscillations for a combustor with a long flame [J]. Combustion and Flame, 2017, 185:28-43.
- [20] DURAN I, MOREAU S. Solution of the quasi-one-dimensional linearized Euler equations using flow invariants and the Magnus expansion[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2013, 723:190-231.
- [21] LAERA D, SCHULLER T, PRIEUR K, et al. Flame describing function analysis of spinning and standing modes in an annular combustor and comparison with experiments [J]. Combustion and Flame, 2017, 184:136-152.