

同轴剪切喷嘴高频喷注耦合燃烧不稳定分析

田 原, 李丹琳, 孙纪国, 乔桂玉

(北京航天动力研究所, 北京 100076)

摘 要: 同轴剪切喷嘴在大推力氢氧发动机及液氧甲烷发动机上得到了广泛的应用, 研究表明, 当同轴剪切式喷嘴的中心氧喷嘴喷注过程与燃烧室的声学振荡发生耦合时, 容易发生高频喷注耦合燃烧不稳定。高频喷注耦合燃烧不稳定一般无法通过隔板、声腔等传统燃烧稳定装置解决, 需要在设计喷注器时采取相应措施。通过求解喷嘴导纳得到了喷嘴的固有声学频率, 并与冷态声学试验结果和缩比喷注器热试结果进行了对比, 表明吻合较好。研究了氧喷嘴长度、氧喷嘴孔环直径、氧喷前温度和氧喷前压力等因素对氧喷嘴声学频率的影响, 结果表明: 增大氧喷嘴孔环直径、提高氧喷前压力以及减小氧喷嘴长度、降低氧喷前温度可以提高氧喷嘴声学频率。

关键词: 同轴剪切喷嘴; 燃烧不稳定; 喷注耦合

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2014) 03-0023-06

Instability analysis on high-frequency injection-coupled combustion of shear coaxial injector

TIAN Yuan, LI Dan-lin, SUN Ji-guo, QIAO Gui-yu

(Beijing Aerospace Propulsion Institute, Beijing 100076, China)

Abstract: Shear coaxial injector is widely used in high thrust hydrogen/oxygen and LOX/LCH₄ engines. According to investigation, the high-frequency injection-coupled combustion instability is easy to happen when the injection process of the central oxygen injector is coupled with acoustic oscillation in chamber. This instability can not be eliminated with baffle or acoustic cavity, but can be avoided by clever design of injector. Inherent acoustic frequency of oxygen injector was obtained by computing admittance of injector, and compared to the results of cold state acoustic experiment and subscale injector hot-fire test. Their consistency is quite good. The effects of oxygen injector length, oxygen injector orifice diameter, oxygen temperature, oxygen pressure on acoustic frequency of oxygen injector are investigated on this basis. The results indicate that the acoustic frequency of the oxygen injector can be improved if the oxygen injector orifice diameter is enlarged, the oxygen

收稿日期: 2014-01-12; 修回日期: 2014-04-16

基金项目: 国防基础科研计划项目(B0320110012)

作者简介: 田原 (1979—), 男, 高级工程师, 研究领域为液体火箭发动机燃烧装置设计

pressure is increased, the oxygen injector length is decreased or the oxygen temperature is lowered. Some suggestions on injector design are given.

Keywords: shear coaxial injector; combustion instability; injection-coupling

0 引言

燃烧不稳定性是液体火箭发动机研制过程中经常遇到的重大技术关键问题,依据燃烧室内压力振荡频率范围和激发机理可分为高频、低频及中频燃烧不稳定三类,其中高频燃烧不稳定性对发动机的危害最严重。高频燃烧不稳定是燃烧过程与燃烧室声学振荡相耦合的结果,燃烧过程通常包括喷注、雾化、蒸发、混合、化学反应等子过程。高频燃烧不稳定依据反馈机理又可以分为两类,固有机理燃烧不稳定和喷注耦合燃烧不稳定。在固有机理燃烧不稳定中,推进剂喷注后的雾化、蒸发等子过程振荡起主要作用,喷注流量振荡小得可以忽略,而在喷注耦合声学振型中,推进剂喷注流量振荡起主要作用。

同轴剪切式喷嘴具有结构尺寸小、结构简单、燃烧稳定性较好、燃烧效率与同轴离心式接近、火焰远离面板与室壁相容性好等优点,在国内外的众多氢氧发动机及正在研究的开式循环液氧甲烷发动机上得到了广泛的应用。根据国内外的研究结果,同轴剪切式喷嘴在某些工况条件下可能会发生中心氧喷嘴喷注过程与燃烧室声学过程的谐振,造成喷注耦合型高频燃烧不稳定性。如美国 J-2S 发动机的研制过程中推力室出现了 4 400 Hz 左右的喷注耦合高频燃烧不稳定^[1],最后通过改进氧喷嘴流道进而改变其固有声学频率解决了该问题。20 世纪 80 年代,美国 NASA 兰利研究中心进行的液氧甲烷喷注器燃烧稳定性研究试验过程中出现了 5 000 Hz 高频喷注耦合燃烧不稳定现象^[2],该频率与燃烧室一阶切向频率相近,且出现与否同燃烧室的混合比有关。2006 年以来,日本 JAXA 陆续进行了液氧甲烷及氢氧同轴剪切喷嘴单喷嘴及缩比喷注器热试车^[3-4],在其研究过程中出现了高频燃烧不稳定,不稳定的频率与燃烧室的声振频率不一致,而与氧喷嘴的

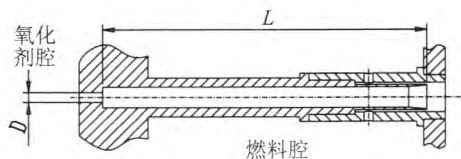
声振频率接近,且发生高频喷注耦合不稳定时火焰中出现了轴对称环状涡流。我国在 2010 年进行了液氧甲烷缩比喷注器燃烧稳定性研究热试车,发现当甲烷喷前温度降低到临界值后,燃烧室发生了同氧喷嘴声振频率一致的突频振动,并导致振动量级显著增大。

喷注耦合高频燃烧不稳定一般无法通过隔板、声腔等传统稳定装置解决,需要在设计喷注器时采取相应措施,目前得到了国内外研究及设计人员越来越多的重视^[5-12]。

本文针对同轴剪切式喷嘴的中心氧喷嘴喷注过程建立了数值模型,通过求解喷嘴导纳得到了喷嘴的固有声振频率,并将计算结果与冷态声学试验结果、缩比喷注器热试验结果以及国内外文献进行了对比、验证,在此基础上计算了氧喷嘴长度、氧喷孔直径、氧压力、氧温度等因素对声振频率的影响,并对喷注器的设计提出了指导建议。

1 计算模型

典型同轴剪切式喷嘴结构示意图如图 1 所示,液态氧化剂(一般为液氧)从中心喷嘴喷出,气态燃料(一般为氢或甲烷)通过中心喷嘴外面的环形间隙喷出,气态燃料的喷射速度远大于液态氧化剂的喷射速度,二者较大速度差形成的剪切力使得中心液态氧化剂柱破碎、雾化。



D —氧喷孔直径, L —氧喷嘴长度

图 1 典型同轴剪切式喷嘴结构示意图

Fig. 1 Structure diagram of typical shear coaxial injector

本文采用文献 [1] 中介绍的方法,对同轴剪

切式中心氧喷嘴内腔流动情况建立数值模型,具体过程如下:流体物性模型采用单相可压缩真实流体,计算区域由喷嘴入口到喷嘴出口的推进剂流道组成,将整个流体域沿轴线划分为 $n-1$ 个计算单元,共 n 个面组成。其中 n 的选取应保证计算单元的长度远远短于所考虑的最高频率的波长。

流体的质量与轴向动量方程如下:

$$\frac{\partial}{\partial t} \left(\int_{cv} \rho dv \right) + \int_{cs} \rho (\mathbf{V} \cdot \mathbf{n}) ds = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} \left(\int_{cv} \mathbf{V} \rho dv \right) + \int_{cs} \mathbf{V} \rho (\mathbf{V} \cdot \mathbf{n}) ds = \sum F_x \quad (2)$$

式中: ρ 为密度; \mathbf{V} 为速度矢量; \mathbf{n} 为单位表面法向矢量; F_x 为轴向力; cv 为计算单元控制体; cs 为计算单元控制体外表面。

对方程(1)和(2)沿计算单元积分,把结果分解为平均量与脉动量,可得:

$$C_{i+1} \frac{d}{dt} \left(\frac{\bar{p}'_{i+1}}{\bar{p}_c} \right) = \frac{\dot{m}'_i}{\bar{m}} - \frac{\dot{m}'_{i+1}}{\bar{m}} \quad (3)$$

$$L_i \frac{d}{dt} \left(\frac{\dot{m}'_i}{\bar{m}} \right) + R_i \left(\frac{\dot{m}'_i}{\bar{m}} \right) + \xi_i \frac{\dot{m}'_{i+1}}{\bar{m}} -$$

$$\Phi_i \frac{\dot{m}'_{i+1}}{\bar{m}} = (1 + D_i - G_i) \frac{\bar{p}'_i}{\bar{p}_c} - (1 - U_i - H_i) \frac{\bar{p}'_{i+1}}{\bar{p}_c} \quad (4)$$

式中各系数定义如下:

$$L_i = \frac{l_i \bar{m}}{S_i \bar{p}_c}, R_i = \frac{2(\bar{p}_i - \bar{p}_{i+1})}{\bar{p}_c} + \Phi_i - \xi_i, \xi_i = \frac{2\bar{m}^2}{\bar{p}_c \rho_{i+1} (S_E)_i S_i},$$

$$\Phi_i = \frac{2\bar{m}^2}{\bar{p}_c \rho_i (S_i)_i S_i}, D_i = \frac{R_i \bar{p}_c}{2(\bar{\rho}_i + \bar{\rho}_{i+1})} \left(\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial p} \right)_i,$$

$$U_i = \frac{R_i \bar{p}_c}{2(\bar{\rho}_i + \bar{\rho}_{i+1})} \left(\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial p} \right)_{i+1}, G_i = \frac{\Phi_i \bar{p}_c}{2\bar{\rho}_i} \left(\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial p} \right)_i,$$

$$H_i = \frac{\xi_i \bar{p}_c}{2\bar{\rho}_{i+1}} \left(\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial p} \right)_{i+1}$$

式中: l 为计算单元长度; S 为计算单元平均横截

面积; S_i 为计算单元进口横截面积; S_E 为计算单元出口横截面积; \dot{m} 为质量流量; p 为计算单元压力; p_c 为室压。上划线表示平均量,上标“'”表示脉动量。

结合方程(3)、(4)进行拉普拉斯变换,可得:

$$\left(\Phi_i s + \frac{1 + D_i - G_i}{C_i} \right) a_{i-1}(s) - \left(L_i s^2 + R_i s + \frac{1 + D_i - C_i}{C_i} + \frac{1 - U_i - H_i}{C_{i+1}} \right) a_i(s) + \left(\xi_i s - \frac{1 - U_i - H_i}{C_{i+1}} \right) a_{i+1}(s) = 0 \quad (5)$$

式中: $a_i(s) = \bar{p}_c \dot{m}'_i(s) / \bar{m} p'_c(s)$,其中 $s = j\omega$, s 为复变数, ω 为角频率。

出口处最后一段的局部导纳即为单位室压脉动引起的喷嘴喷注流量脉动,记为下式:

$$A = a_{n-1}(s) = \frac{\bar{p}_c \dot{m}'_{n-1}(s)}{\bar{m} p'_c(s)}$$

通过求解(5)式组成的三对角矩阵方程,即可得到该导纳,该导纳在喷嘴的固有声学频率附近将会有峰值。第1段及第 $n-1$ 段方程需要边界条件,本文采取了最简单的条件,即把上游压力振荡设为零,相当于不考虑喷前头腔的影响,第 $n-1$ 段出口压力设为室压。

2 计算模型验证

对NASA兰利研究中心液氧甲烷缩比喷注器氧喷嘴计算结果与国外其他资料计算结果进行了对比,并计算出该氧喷嘴前三阶突出频率为4 000 Hz, 8 630 Hz和13 560 Hz,而据文献[2]介绍,该氧喷嘴固有声振频率为4 000 Hz, 8 600 Hz和13 600 Hz,二者吻合良好。

对J-2S改进前的推力室氧喷嘴进行了计算,计算结果表明,J-2S氧喷嘴第一阶声振频率为4 600 Hz,与文献[1]介绍的基本一致。

为进一步验证模型的有效性,对某氢氧发动机氧喷嘴进行了冷态声学试验。考虑到实际氧喷嘴尺寸过小,无法伸进声源及传声器,将该氧喷嘴等比例放大了11倍。实际工作时氧喷嘴的声

学频率应根据常温冷态试验件的声学频率及二者的声速比及尺寸比折合换算。常温声学试验系统图如图 2 所示。试验时先由信号发生器产生随机(宽带白噪声、无突出频率)信号,经功率放大器放大后输入给电动扬声器,在氧喷嘴试验件中产生声场。传声器将感应的脉动压力信号实时输入到数据采集系统进行存储,对其功率谱密度进行分频处理后可获得声学振荡频率。

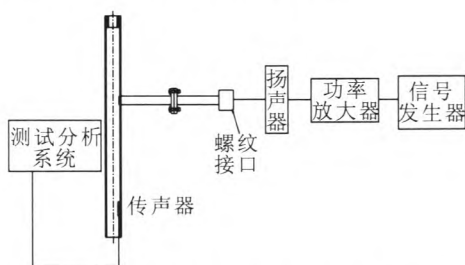


图 2 某氧喷嘴试验件声学试验系统示意图

Fig. 2 Schematic of acoustic test facility for an oxygen injector

通过试验研究了不同节流孔直径对氧喷嘴声振频率的影响。试验结果与计算结果如图 3 所示。由图 3 可见二者吻合良好,且随着节流孔直径的增大,氧喷嘴一阶声振频率逐渐增大。可能的解释为节流孔的存在使喷嘴介于四分之一波长管与二分之一波长管之间,节流孔直径越大,喷嘴更接近二分之一波长管,因此其一阶频率越大。

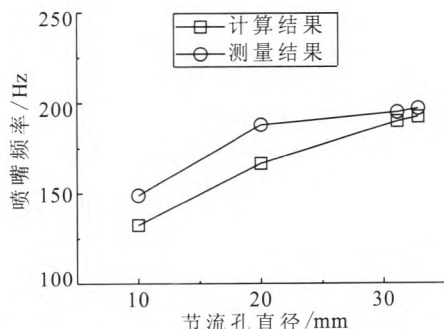


图 3 氧喷嘴一阶声振频率试验值与计算值的比较

Fig. 3 Comparison between test and computed values of first-order acoustic mode frequency of oxygen injector

在此基础上,对某液氧甲烷缩尺喷注器氧喷嘴导纳进行了计算。该喷嘴的基本结构及工况参

数如表 1 所示。氧喷嘴导纳计算结果如图 4 所示。计算结果表明,该氧喷嘴的一阶声振频率约为 5 870 Hz。

对该喷注器缩尺件进行了燃烧稳定性研究挤压热试车,试车过程中通过降低甲烷喷前温度研究了喷嘴的稳定性边界,结果表明,当甲烷喷前温度降低至临界温度以下时,燃烧室的头腔压力及机械振动出现了约 5 890 Hz 的突频脉动,该频率同计算出的氧喷嘴声学频率吻合较好。因此,可判断该缩比喷注器发生了喷注耦合高频燃烧不稳定,与文献 [4] 介绍的情况类似。图 5 为该次试车甲烷头腔及氧头腔压力分频情况。

表 1 某液氧甲烷缩比喷注器喷嘴结构及工况参数

Tab. 1 Structural and working parameters of a LOX/LCH₄ subscale injector

氧喷嘴 长度/mm	氧喷嘴 内径/mm	氧喷前 压力/MPa	氧喷前 温度/K	室压 /MPa
71	3	9.4	100	8.2

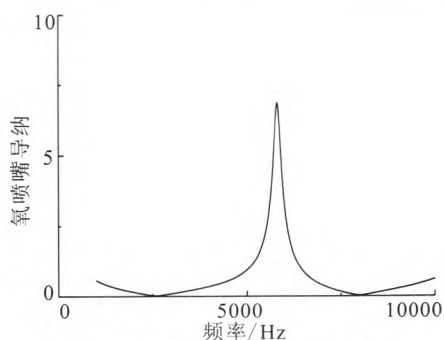


图 4 某推力室氧喷嘴导纳计算值

Fig. 4 Computed admittance of oxygen injector of a thrust chamber

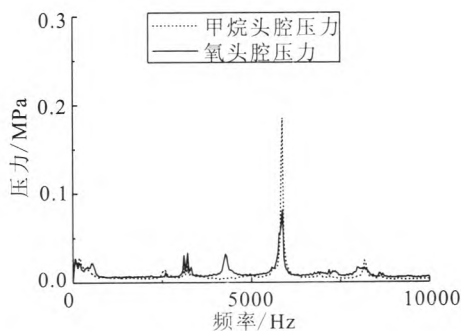


图 5 某液氧甲烷缩比喷注器头腔压力频谱图

Fig. 5 Spectrogram of dome cavity pressure in a LOX/LCH₄ subscale injector

通过将计算结果与国外资料、冷态声学试验及某液氧甲烷缩比热试结果进行对比,吻合良好,本模型可准确预计喷嘴的固有声学频率。

3 喷嘴频率影响因素分析

在以上研究的基础上,以前文介绍的某液氧甲烷缩比喷注器喷嘴结构及工况为基准,通过改变氧喷嘴长度、氧喷嘴内径、氧喷前温度和氧喷前压力,分别计算其氧喷嘴导纳,研究了这几种参数对氧喷嘴声振频率的影响,如图6所示。具体分析如下。

1) 在基准方案的基础上,计算了氧喷嘴长度分别增加及减少20 mm的情况下氧喷嘴的导纳,并与基准方案进行了对比。结果表明,同常识预计的一样,氧喷嘴固有频率随着氧喷嘴长度

的降低而提高,且影响效果明显。

2) 在基准方案的基础上,计算了氧喷嘴内径分别为2 mm和4 mm的情况下氧喷嘴的导纳,氧喷嘴压降也进行了相应调整,并与基准方案进行了对比。结果表明,氧喷嘴内径越小,氧喷嘴压降越大,氧喷嘴频率越低,且导纳绝对值显著减小,说明室压脉动对喷嘴喷注流量的影响显著减小,系统阻尼明显增加。

3) 在基准方案基础上,计算氧喷前温度分别降低及增加10 K时的喷嘴导纳。结果表明,氧喷前温度越低,液氧声速越大,氧喷嘴频率越高。

4) 在基准喷嘴方案及工况的基础上,计算了氧喷前压力及室压分别增加及减少2 MPa时的喷嘴导纳。结果表明,氧压力越高,液氧声速越大,氧喷嘴频率越高,但此项影响较微小。

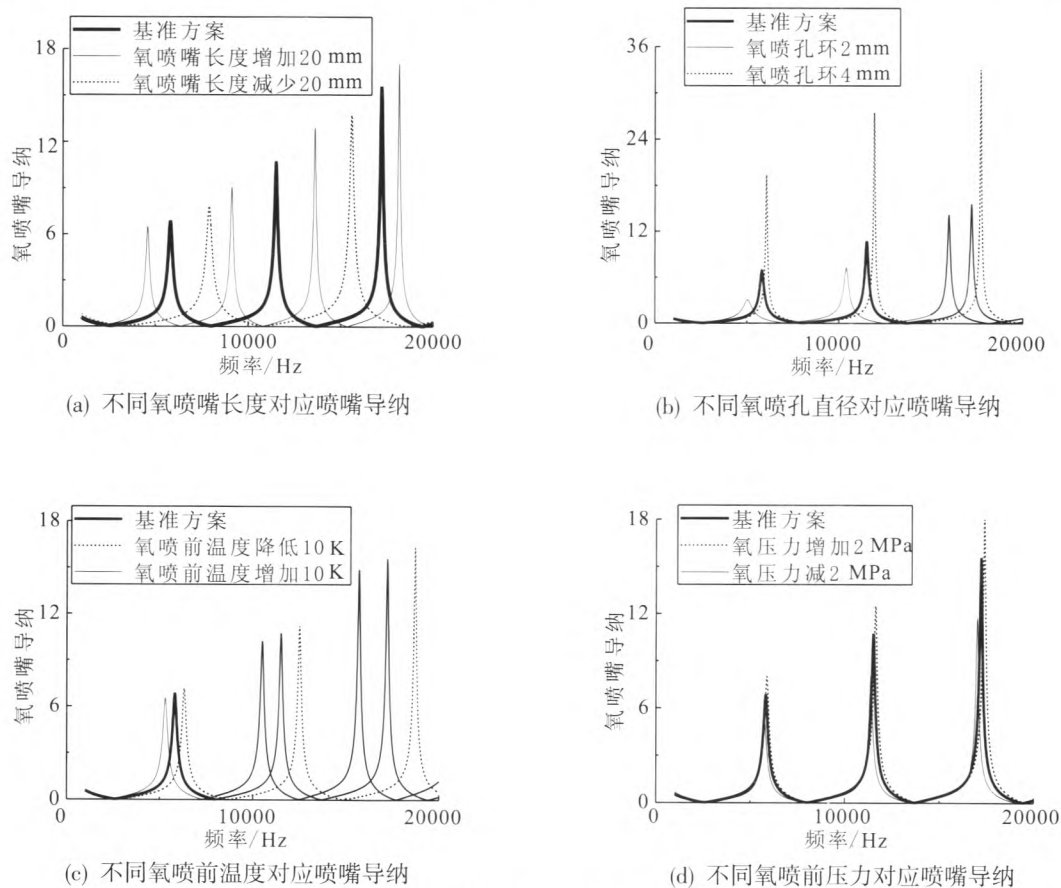


图6 不同喷嘴结构及工况参数对导纳的影响

Fig. 6 Effects of different parameters on oxygen injector admittance

为避免发生喷注耦合高频燃烧不稳定,在设计同轴剪切式喷注器时,在保证氧喷嘴缩进深

度、喷嘴喷注速度比等设计参数满足燃烧效率要求的基础上,尽量避免中心喷嘴的声振频率与燃

烧室声振频率一致,并适当提高喷嘴压降,降低供应系统的增益。对于大尺寸的燃烧室,应避免采用平顶式头部,尽量采用不同的氧喷嘴长度,避免振荡能量过于集中。

4 结束语

本文针对同轴直流式氧喷嘴建立了数值模型,通过求解喷嘴导纳得到了喷嘴的固有声振频率,并与国外文献、冷态声学试验结果及某液氧甲烷缩比喷注器热试结果进行了对比,结果表明:该模型可较为准确地预测同轴剪切式喷注器中心液态喷嘴的声振频率。在此基础上研究了氧喷嘴长度、氧喷孔内径、氧喷前温度、氧喷前压力等参数对氧喷嘴声振频率的影响,并对喷注器的设计提出了建议。

参考文献:

- [1] 杨 V, 安德松 W E. 液体火箭发动机不稳定燃烧[M]. 张宝炯, 洪鑫, 陈杰, 译. 北京: 科学出版社, 2001.
- [2] JENSEN R, DODSON H C, CLAFLIN S E. LOX/hydrocarbon combustion instability investigation, NASA-CR-182249[R]. USA: NASA, 1989.
- [3] KAWASHIMA H, KOBAYASHI K, TOMITA T, et al. A combustion instability phenomenon on a LOX/methane subscale combustor, AIAA 2010-7802[R]. USA: AIAA, 2010.
- [4] NUNOME Y, ONODERA T. Combustion instability phenomena observed during cryogenic hydrogen injection temperature ramping tests for single coaxial injector elements, AIAA 2011-6027[R]. USA: AIAA, 2011.
- [5] BREISACHER K J, PRIEM R J. Analysis of 5 kHz combustion instabilities in 40 K methane/LOX combustion chambers, NASA Technical Memorandum 101368 [R]. USA: NASA, 1988.
- [6] BREISACHER K J. Axisymmetric single shear element combustion instability experiment, AIAA 93-1953 [R]. USA: AIAA, 1993.
- [7] AITHAL S M, LIU Z N, JENSEN R J, et al. Nonlinear injection transfer function simulations for liquid propellants, AIAA 2008-4742[R]. USA: AIAA, 2008.
- [8] KAWASHIMA H, KUMAKAWA A, ONODERA T, et al. Combustion and regenerative cooling characteristics of LOX/methane engine, AIAA 2008-4837[R]. USA: AIAA, 2008.
- [9] NUNOME Y, TAKAHASHI M, KUMAKAWA A, et al. High-frequency flame oscillation observed at a coaxial LOX/LH₂ injector element, AIAA 2008-4848[R]. USA: AIAA, 2008.
- [10] TSOHAS J, HEISTER S D. CFD simulations of liquid rocket coaxial injector hydrodynamics, AIAA 2009-5387[R]. USA: AIAA, 2009.
- [11] SWEENEY B A, LINEBERRY D M, FREDERICK R A, Jr. Scaling a single element atmospheric combustor. AIAA 2010-6893[R]. USA: AIAA, 2010.
- [12] KOBAYASHI K, YU D, IIZUKA N, et al. Studies on combustion instability for liquid propellant rocket engines, AIAA 2011-6028[R]. USA: AIAA, 2011.

(编辑: 陈红霞)