

空气加热器声学振荡特性的数值计算

袁 磊¹, 沈赤兵²

(1. 国防科技大学高超声速冲压发动机技术重点实验室, 长沙 410073;

2. 国防科技大学航天科学与工程学院, 长沙 410073)

摘 要: 为研究空气加热器的声学振荡特性并为其设计和后续的试验方案提供借鉴, 对空气加热器不同喷嘴位置处的喷雾火焰形成的声学振荡进行了数值仿真, 重点研究了多个离散点处的不稳定特征以及燃烧室内的流场演化过程。仿真结果捕捉到了燃烧不稳定的典型特征, 如起振、线性增长、稳定极限环; 非稳态流场直观地展示出喷注面板中心位置处的喷嘴形成的喷雾火焰容易形成二阶横向声学振荡, 并且这种振荡形式具有从喷注面板向喷管入口传播的行波特征; 离面板中心 53.6 mm 的喷嘴形成的喷雾火焰容易形成一阶横向声学振荡, 这种振荡形式没有明显的行波特征。

关键词: 燃烧不稳定; 横向声学振荡; 数值仿真; 空气加热器

中图分类号: V437 文献标识码: A 文章编号: 1000-1328(2016)11-1365-06

DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2016.11.011

Numerical Simulation of the Acoustic Oscillation Characteristics of an Air Heater

YUAN Lei¹, SHEN Chi-bing²

(1. Science and Technology on Scramjet Laboratory, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: In order to study the acoustic oscillation characteristics and provide the reference for the design and later experiment of air heater, the acoustic oscillation of an air heater is numerically investigated. The simulations are conducted with different fixed injector locations, focusing on the analysis of instability features of various point probes and instantaneous evolutions in the combustor. Typical features of combustion instability, such as starting, very rapid linear growth and the development of a highly non-linear limit cycle are observed. The instantaneous flow field shows that the second order transverse acoustic mode may be easily formed when the injector is located in the center of the faceplate, and it moves from the faceplate to the entrance of the nozzle. While the first order transverse acoustic mode is formed easily when the injector is located 53.6 mm from the faceplate center, and its movement is not observed obviously.

Key words: Combustion instability; Transverse acoustic oscillation; Numerical simulation; Air heater

0 引 言

燃烧型空气加热器采用液体火箭发动机技术, 高频燃烧不稳定一直是研制过程中遇到的巨大挑战, 一旦出现高频燃烧不稳定很可能导致燃烧室壁面因冷却不够而烧坏, 在更极端的情况下发动机瞬

间就爆炸^[1-3]。为了获得满意的燃烧效率和燃烧性能, 会在加热器喷注面板的不同位置上布置多达上百个喷嘴, Yoshida 和 Sweeney 等^[4-6]在试验上发现不同喷嘴位置形成的喷雾燃烧火焰将会激发特征频率不同的不稳定, 文献[7]发现喷注器放置在燃烧室不同位置将激励起不同的振荡, 但是由于试验上

的诸多缺陷他们无法对出现的不稳定特征做细致分析,鉴于不稳定的巨大破坏性,在设计空气加热器和对空气加热器进行不稳定热试车之前,迫切地希望预先了解不同喷嘴位置形成的喷雾火焰激发出的不稳定特征。

本文根据喷雾燃烧火焰的几何拓扑结构,结合已有的研究将不稳定维持机制简化为燃烧室前端的一个对压力振荡起响应的椭圆型热释放源,采用数值仿真方法对空气加热器不同喷嘴位置形成的不稳定特性进行系统地研究,重点展示多个离散点处的不稳定特征以及燃烧室内的流场演化过程。本文的研究工作期望能在热试车之前预先了解不同喷嘴位置形成的喷雾火焰激发出的不稳定特征,并为空气加热器的设计和后续的试验方案提供借鉴。

1 物理模型与计算方法

1.1 物理模型

目前公认的高频燃烧不稳定的维持机理是燃烧室内的声学振荡与推进剂的喷射、雾化、蒸发、化学动力学的耦合,这一维持机理非常复杂,即使用最精确的直接数值模拟(Direct numerical Simulation, DNS)和大涡模拟(Large eddy simulation, LES)也不能认识清楚高频燃烧不稳定的耦合过程,因此目前工程上最有效的仿真是数值计算中加入对压力振荡有耦合作用的响应函数来表征声学振荡与喷雾燃烧过程的耦合。燃烧型空气加热器采用了液体火箭发动机技术,其工作原理是燃烧少量的燃料,用这一过程释放的热量将大量的常温空气加热到需要的总温,然后由喷管将这些热空气逼到所需的压力并加速到需要的喷管出口马赫数。燃料流量相对空气流量来说非常小,根据以往的经验,燃烧释热仅在燃烧室前端的一小段长度内进行,因此 Smith 等^[8-9]在研究纵向声学振荡时将不稳定维持机制简化为燃烧室前端一小段对压力敏感的圆柱型热源,由此得到的声学振荡频率、压力波动的增长率均与试验吻合,但是他们大多分析的是一维问题,本文是多维问题,这里将不稳定维持机制简化为燃烧室前端一个对压力敏感的椭圆型热源,不同位置的喷嘴对应不同位置的热源,热源区的表达式见式(1),这个对压力敏感的椭圆型热源区近似代表了喷雾燃烧释热区,热

源区对压力的响应代表喷雾燃烧过程对压力的响应。本文简化后的物理过程是一定量的空气流过热释放区被加热最后经喷管加速排出燃烧室,示意图见图1,工况1(基准工况)没有压力敏感的热释放源、喷嘴在喷注面板中心时为工况2、喷嘴离喷注面板中心53.6 mm时为工况3。

$$\frac{(x + \xi)^2}{a^2} + \frac{(y - \eta)^2}{b^2} \leq 1 \quad (1)$$

式中: x 、 y 分别为轴向和高度方向的坐标; a 、 b 分别为椭圆的长半轴和短半轴; ξ 、 η 分别为椭圆中心偏离 y 轴和 x 轴的距离,如未特别说明,文中各物理量的单位均是国际标准单位。

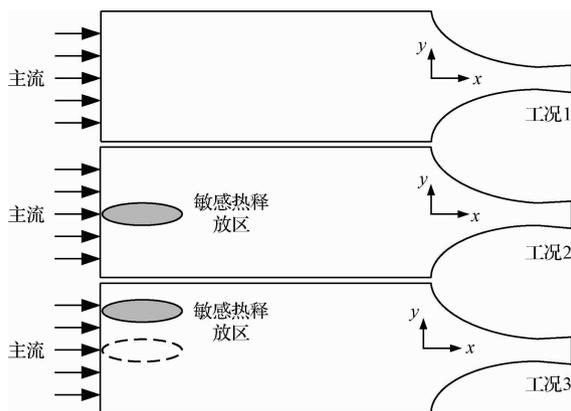


图1 不同工况示意图

Fig.1 Schematic of different cases

目前这种响应函数的数值仿真思路还很活跃并在国内外得到了广泛运用。普渡大学课题组利用涡脱落对压力振荡的响应函数研究了纵向声学不稳定,捕获到纵向声学模态和非线性特征,得到的结果与试验吻合^[8-10]。丰松江和聂万胜等^[11-12]在二维喷雾燃烧控制方程中的蒸发源项或释热源项中加入响应函数研究了新型液体火箭发动机的燃烧不稳定性和燃烧不稳定的主动控制。

本文使用常用的响应函数模型,见式(2);瞬时热释放率为式(3)。

$$\frac{Q'}{\bar{Q}} = n \cdot \frac{P(x, y, t) - \bar{P}(x, y, t - \tau)}{\bar{P}(x, y, t)} \quad (2)$$

$$Q = \bar{Q} + Q' \quad (3)$$

式中: Q 、 \bar{Q} 、 Q' 分别为热释放率的瞬时值、平均值、非稳态值; P 、 \bar{P} 为压力的瞬时值、平均值; t 是物理时间; τ 是压力脉动与热释放率脉动之间的时

滞; n 是增益数。

1.2 控制方程

连续性方程、动量方程、能量方程分别为式(4~6)。

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{u}) = 0 \quad (4)$$

$$\frac{\partial (\rho \mathbf{u})}{\partial t} + \mathbf{u} \cdot \nabla (\rho \mathbf{u}) = -\nabla p \quad (5)$$

$$\frac{\partial (\rho E)}{\partial t} + \mathbf{u} \cdot \nabla (\rho E) = -\nabla \cdot (p \mathbf{u}) + \nabla \cdot (k \nabla T) + Q \quad (6)$$

式中: ρ 是密度, \mathbf{u} 是速度矢量, E 是内能, k 是导热系数, T 是温度。

1.3 计算网格和边界条件

本文空气加热器的计算区域、网格划分和边界条件的设置见图2,燃烧室为方形燃烧室,等直段长341 mm,高141 mm,喷管喉部高24.67 mm,喷管出口高29.6 mm,空气加热器宽45 mm。使用结构网格划分计算域,在流场转折点附近加密网格。数值计算时燃烧室上下壁面、喷管壁面设定为无滑移绝热条件,入口是 6×10^5 Pa,1600 K的压力入口边界,出口是压力出口边界,其值由计算域外推得到。为了方便记录燃烧室内的压力波动特征,数值计算时在计算域内布置了多个记录点,图2仅示意出了下文分析要用到的三个记录点 P_1 、 P_3 、 P_5 ,其位置坐标分别是 $(-0.298 \text{ m}, 0.0705 \text{ m})$ 、 $(-0.298 \text{ m}, 0 \text{ m})$ 、 $(-0.298 \text{ m}, -0.0705 \text{ m})$ 。

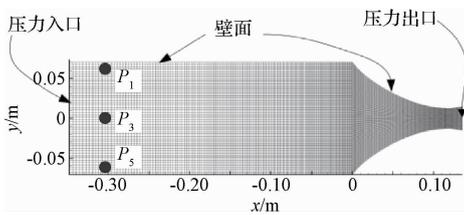


图2 网格划分与边界条件

Fig. 2 Grid and boundary conditions

2 数值计算方法验证

为验证本文的数值计算方法,借鉴文献[13]的做法,本节对一个封闭方腔内的声学振荡进行数值计算。方腔长 $L=1 \text{ m}$,宽 $d=0.01 \text{ m}$,方腔内充满着静止的空气,物性参数见表1。坐标原点位于方腔正中间, $t=0$ 时刻,在方腔内施加一个微弱的速

度场,见式(7)。方腔前端一点的压力时间历程可以通过理论分析得到,见式(8),理论分析得出方腔内一阶纵向声学振荡的周期 $T=2L/c=5.76 \text{ ms}$,相应的频率 $f=173.5 \text{ Hz}$ 。

$$U = 0.5 \sin[(x + 0.5) \cdot \pi] \quad (7)$$

$$p = 101325 - \rho a c \cdot \cos[\pi \cdot (x + L/2)] \cdot \sin(c \cdot \pi \cdot t) \quad (8)$$

式中: c 是方腔内空气的音速, a 是方腔内空气初始速度脉动幅值。

图3给出了理论分析和数值仿真得出的方腔前端一点的压力时间历程,图中原点的时刻与图4中云图的时刻对应,理论分析解和数值仿真解吻合。对方腔前端一点压力时间历程进行频谱分析,发现170.9 Hz是仿真得到的振荡主频,与理论分析解(173.5 Hz)基本一致。

表1 方腔内空气物性参数

Table 1 Operating condition of the closed rectangular cavity

参数	取值
压力/Pa	1.013×10^5
温度/K	300
音速/($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)	347
密度/($\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$)	1.177
比热/($\text{J} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$)	1.0×10^5
比热比	1.4
气体常数/($\text{J} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$)	287

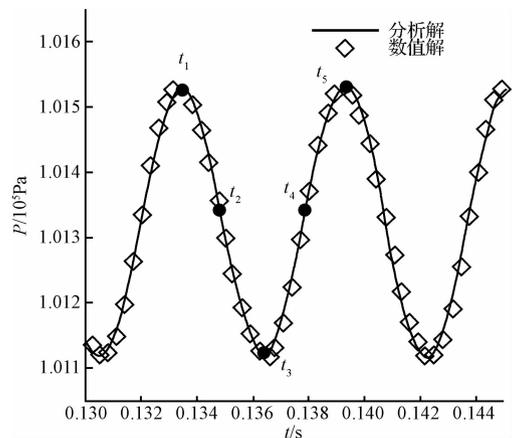


图3 方腔前端一点压力时间历程

Fig. 3 Time histories of pressure oscillations at the entrance of the cavity

图4给出了仿真得到的一个周期(一阶纵向声学振荡)内方腔中的压力演化过程,结果表明数值

仿正确地模拟出了方腔内的一阶纵向声学振荡。
本文的数值计算方法可以处理声学振荡问题。

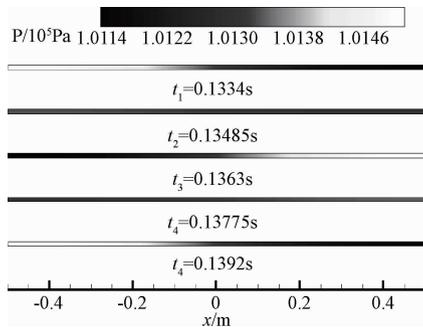


图4 一阶纵向振荡的仿真结果

Fig. 4 Simulated result of the first longitudinal oscillations

3 计算结果与讨论

3.1 基准工况

数值计算具有三套不同网格密度的同一工况,结果基本一致,下文的结果均是对最密的网格进行仿真得到;对同一工况分别用 5×10^{-6} s、 1×10^{-7} s、 2×10^{-7} s 的时间步长进行计算,离散点上的压力时间历程一致,下文的计算时间步长均为 1×10^{-7} s。表2给出了仿真结果与设计值的对比,仿真结果与设计值相比其误差在2%以内,表明可以进行下一步的计算。

表2 计算值与设计值对比

Table 2 Comparison of computed results and designed values

	计算值	设计值
燃烧室压力/Pa	5.98×10^5	6.0×10^5
喷管出口压力/Pa	1.72×10^5	1.7×10^5
燃烧室内马赫数	1×10^{-1}	1×10^{-1}
喷管出口马赫数	1.47	1.5
质量流量/($\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$)	6.66×10^{-1}	6.59×10^{-1}

3.2 热释放

图5给出了不同热释放位置形成的温度场,工况1的温度场在燃烧室内分布均匀;工况2、工况3在热释放位置形成高温区,通过热释放区域的空气能够被加热到2200 K,远离释热区的空气仍然保持主流的温度1600 K;工况2的热量释放区域在 $y=0$ m 附近,工况3的热量释放区域在 $y=0.0536$ m 附近。热释放量与热释放位置均达到预期要求。

3.3 离散点诊断

图6给出了不同热释放位置下压力记录点 P_1 、

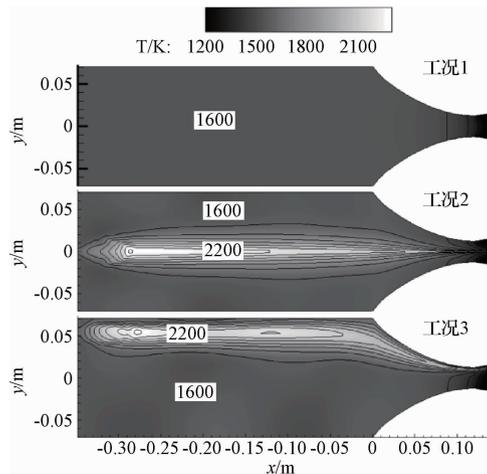


图5 温度云图

Fig. 5 Temperature contours for different cases

P_3 、 P_5 的压力时间历程,从图中可知,各记录点的压力振荡在不同热释放位置下均表现出典型的不稳定特征:首先是起振,然后经历线性增长,最后形成稳定极限环。在工况2下,形成极限环后, P_3 的振荡幅值最大, P_1 、 P_5 的振荡幅值相同并且小于 P_3 的振荡幅值,这与热释放位置落在燃烧室的中心轴线上有关,在热释放区域振荡幅值最大(对应 P_3),由于压力波要经过一定距离才能传到对称的上下壁面,因此 P_1 、 P_5 的振荡幅值相同并小于 P_3 的振荡幅值。在工况3下,热释放位置在燃烧室前端中心轴线的上方,因此形成极限环后, P_1 的振荡幅值最大,沿中心轴线对称的 P_5 振荡幅值仅次于 P_1 ,位于中心轴线 P_3 的振荡幅值最小。

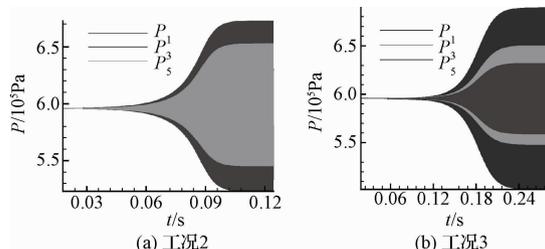


图6 P_1 、 P_3 、 P_5 的压力时间历程

Fig. 6 Pressure time history of P_1 、 P_3 and P_5

图7给出了两种工况下记录点 P_1 、 P_5 压力时间历程的局部视图。除了已经提到的幅值特征外,在工况2下,两个记录点处的压力同相;在工况3下,两个记录点处的压力反相。

从压力时间历程的振荡幅值和相位上判断,工况2激发的是二阶横向振型,工况3激发的是一阶横向振型,下文将进一步从流场的角度来分析。

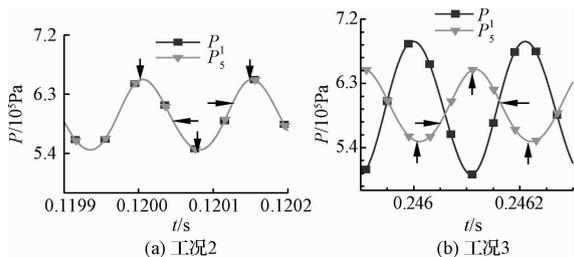


图 7 P_1 、 P_5 压力时间历程的局部视图

Fig. 7 Magnified view of the pressure oscillations for P_1 、 P_5

3.4 非稳态流场结构

图 8 给出了 1 个振荡周期内工况 2、工况 3 的压力云图变化,图 8 中时刻与图 7 中箭头所指的时刻对应。从图 8(a)中可以看出,对喷注面板中心的喷嘴,热释放位置在燃烧室前端中心轴线附近,同一轴向位置的上下壁面附近的振荡同相并与中心轴向附近的振荡反相(图 7(a)也有所体现),振源处在二阶横向振荡的波腹,因此具有非常明显的二阶横向振荡特征;与此同时由于热释放没有占据从喷注面板到喷管入口的整个轴向区域,因此正如图 8(a)中的虚线箭头所示燃烧室内的压力振荡还表现出从喷注面板到喷管的行波特征,同时由于向下游传播存在耗散,振荡沿轴向会逐渐减弱。从图 8(b)中可以看出,对偏离喷注面板中心的喷嘴,热释放位置离中心轴线有一定距离,同一轴向位置的上下壁面附近的振荡反相(图 7(b)也有所体现),振源靠近一阶横向振荡的波腹,因此振荡形式主要表现为二阶横向振荡,形成周期性振荡后,行波特征不明显。

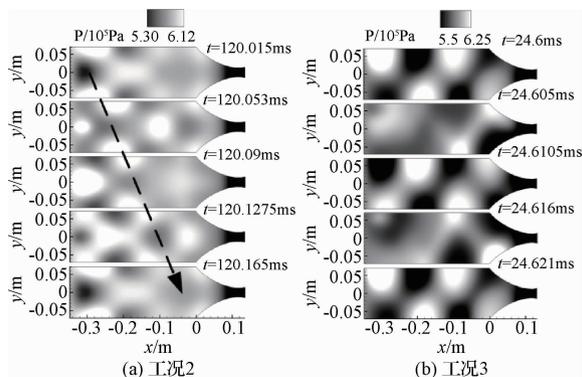


图 8 压力演化过程图

Fig. 8 Pressure evolutions

图 9 给出了两种工况下的横向速度演化过程,图 9 中时刻与图 7 中箭头所指的时刻对应。结合图 8 的压力演化图可知,在工况 2 下,当热释放位置是低压时,同一轴向位置的近壁面区将是高压,燃烧室

内的流体在压差的作用下被挤向中心轴线,使得热释放位置的压差逐渐升高;当热释放位置是高压时,同一轴向位置的近壁面区将是低压,在压差的作用下燃烧室内的流体将被挤向两个近壁面区;如此往复形成周期性的横向振荡。在工况 3 下,当上壁面附近是低压时,同一轴向位置的下壁面附近将是高压,反之当上壁面附近是高压时,同一轴向位置的下壁面附近将是低压,压力振荡最剧烈的区域速度振荡最微弱(上、下壁面附近),速度振荡最剧烈的区域压力振荡最微弱(中心轴线附近),这是典型的一阶横向声学振荡特征。

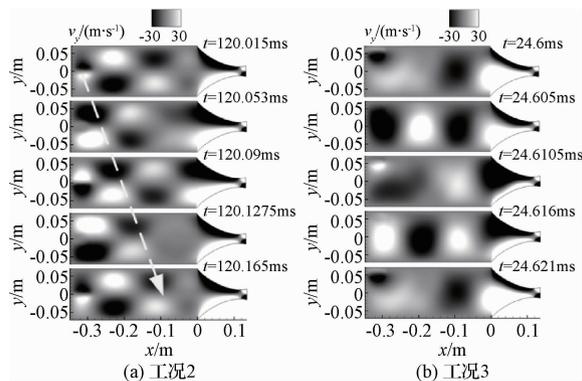


图 9 Y 方向的速度演化

Fig. 9 Evolutions of velocity in Y direction

为了更清楚的展示两种工况下的速度场,图 10 给出了燃烧室轴向中间区域某一典型时刻的速度矢量结果(图 10(a) $t = 120.165$ ms,图 10(b) $t = 24.621$ ms),其中云图是压力场,箭头方向代表速度方向,箭头线的长度是速度大小的度量。图中清楚地展示了在声学模态的作用下,工况 2 的速度向中心轴线汇聚或者由中心轴线向上下壁面分散,这二者交替出现;在声学模态的作用下,工况 3 的横向速度由上壁面向下壁面汇聚或者由下壁面向上壁面汇聚,这二者交替出现。

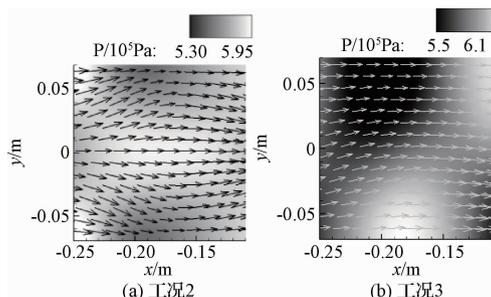


图 10 速度场的局部视图

Fig. 10 Local view of velocity

4 结 论

本文对空气加热器不同喷嘴位置处的喷雾火焰形成的声学振荡进行了数值仿真,着重展示了多个离散点处的不稳定特征以及燃烧室内的流场演化过程,结果表明:本文所用的计算方法和分析方法能够捕捉到不稳定的典型特征,如起振、线性增长、稳定极限环。喷注面板中心位置处的喷嘴形成的喷雾火焰容易形成二阶横向声学振荡,并且这种振荡形式具有从喷注面板向喷管入口传播的行波特征。离面板中心 53.6 mm 的喷嘴形成的喷雾火焰容易形成一阶横向声学振荡,这种振荡形式没有明显的行波特征。本文的研究有助于直观地理解横向不稳定的声学振荡特征并为空气加热器的设计和后续的试验方案提供借鉴。

参 考 文 献

- [1] Harje D T, Readon F H. Liquid propellant rocket combustion instability[M]. Washington D. C: NASA, 1972.
- [2] Yang V, Anderson W E. Liquid rocket engine combustion instability[M]. Washington: AIAA, 1995.
- [3] Culick F E C. Unsteady motions in combustion chambers for propulsion systems [M]. Virginia, Unite States: AGARD & RTO, 2006.
- [4] Yoshida S, Tachibana S. Flame shapes and instabilities of coaxial jet flame of hydrogen and diluted oxygen at non - concentrically installed injector [C]. The 57th Symposium on Combustion, Sapporo, Japan, 2009.
- [5] Sweeney B A, Lineberry D M, Frederick R A. Scaling a single element atmospheric combustor [C]. The 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Nashville, USA, July 25 - 28, 2010.
- [6] Marshall W M, Pal S, Woodward R D, et al. Combustion instability studies using gaseous methane and liquid oxygen [C]. The 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Sacramento, USA, July 9 - 12, 2006.
- [7] 王枫,李龙飞,张贵田. 液氧煤油补燃发动机喷注器高频燃烧

不稳定性的实验研究[J]. 宇航学报, 2012, 33(2): 260 - 264. [Wang Feng, Li Long-fei, Zhang Gui-tian. Experimental study of high frequency combustion instability with coaxial injector of staged combustion LOX/kerosene rocket engine [J]. Journal of Astronautics, 2012, 33(2): 260 - 264.]

- [8] Smith R, Xia G, Anderson W E, et al. Computational modeling of instabilities in a single - element rocket combustor using a response function [C]. The 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Cincinnati, USA, July 8 - 11, 2007.
- [9] Smith R, Ellis E, Xia G, et al. Computational investigation of acoustics and instabilities in a longitudinal-mode rocket combustor [J]. AIAA Journal, 2008, 46(11): 2659 - 2673.
- [10] Frezzotti M L, Terracciano A, Nasuti F. Low-order model studies of combustion instabilities in a DVRC combustor [C]. The 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Cleveland, USA, July 28 - 30, 2014.
- [11] 聂万胜, 丰松江. 液体火箭发动机燃烧动力学模型与数值计算 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2011.
- [12] 丰松江, 聂万胜, 郑永斌, 等. 新型液体火箭发动机燃烧不稳定性研究 [J]. 工程热物理学报, 2010, 31(3): 515 - 518. [Feng Song-jiang, Nie Wan-sheng, Zheng Yong-bin, et al. Combustion instability of new-style liquid rocket engine [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2010, 31(3): 515 - 518.]
- [13] Smith R. Computational investigations of high frequency acoustics and instabilities in a single - element rocket combustor [D]. West Lafayette: Purdue University, 2010.

作者简介:

袁 磊(1988 -),男,博士生,主要从事燃烧不稳定研究。

通信地址:湖南省长沙市开福区德雅路 109 号(410073)

电话:15111474642

E-mail: yuanleiston@ sina. cn

沈赤兵(1968 -),男,博士,研究员,主要从事火箭及其组合推进技术研究。本文通信作者。

通信地址:湖南省长沙市开福区德雅路 109 号(410073)

电话:15308482851

E-mail: cbshen@ nudt. edu. cn

(编辑:张宇平)