

模型预混燃烧室燃烧不稳定性研究

付 晓, 郭志辉

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院
航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 100191)

摘 要: 针对钝体火焰稳定器结构的模型预混燃烧室的燃烧不稳定性现象进行了实验研究和数值模拟. 实验中利用动态压力传感器测量了不同当量比时燃烧室内动态压力的频率和振幅. 结果表明:随当量比增加,不稳定性频率从 251 Hz 增加到 258 Hz. 不稳定性振幅与大气压力比值从 2.7% 增加到 6.1%. 对燃烧室进行了定常和非定常数值模拟以及声学模态分析,得到了周期性旋涡脱落的频率为 260 Hz 和燃烧室系统的前 5 阶本征声学模态频率. 其中第 3 阶纵向声学模态频率与实验值基本一致,说明维持不稳定性机理为钝体火焰稳定器后旋涡的周期性对称脱落和燃烧室系统的第 3 阶纵向声学模态形成了耦合.

关 键 词: 预混燃烧; 钝体火焰稳定器; 旋涡脱落; 燃烧不稳定性; 本征声学模态

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Investigation on combustion instability in model premixed combustor

FU Xiao, GUO Zhi-hui

(National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine Aero-thermodynamics,
School of Energy and Power Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Experiments and numerical simulations were conducted on combustion instability in model premixed combustor with bluff body flame holder. Pressure transducers were used to measure frequency and amplitude of the combustor dynamic pressure at different equivalence ratios. Results show that instability frequency increases from 251 Hz to 258 Hz with the growing equivalence ratio. The ratio between instability amplitude and atmospheric pressure increases from 2.7% to 6.1%. The periodic vortex shedding frequency of 260 Hz was calculated by steady and unsteady numerical simulation. The first five combustor nature acoustic mode frequencies were obtained by acoustic mode analysis. The third longitudinal acoustic mode frequency is near the experiment value. The mechanism is the coupling between symmetric vortex shedding periodicity behind bluff body flame holder and the third longitudinal acoustic mode of the combustor.

Key words: premixed combustion; bluff body flame holder; vortex shedding;
combustion instability; nature acoustic mode

燃烧不稳定性是由燃烧的周期性热释放与燃烧室的本征声学模态之间形成耦合而产生的不稳定燃烧现象^[1],是火箭发动机、加力燃烧室、冲压

发动机等设计中经常遇到的问题^[2]. 国内外的学者针对这一问题做了大量的研究工作. 在机理研究方面, Poinsot 等^[3]对多入口的突扩燃烧室的预

混火焰进行了燃烧不稳定性实验. 实验中利用纹影照相技术得到了流场中旋涡的脱落过程. 利用一维声学模态分析方法计算得到系统的本征声学模态, 结论为旋涡脱落引起的热释放脉动与压力脉动的耦合是维持燃烧不稳定性的机理. Daniel 等^[4]对模型加力燃烧室进行的实验显示了钝体火焰稳定器(以下简称钝体稳定器)后旋涡的周期性对称脱落与系统本征声学模态耦合是不稳定的机理. Yu 等^[5]研究了结构变化对模型预混冲压发动机燃烧不稳定性的影响. 研究表明不稳定燃烧频率并非一定为系统的本征声学模态的频率, 还与涡脱落密切相关. 不稳定燃烧的发生频率由涡的动力学特性和声学响应共同控制. 以上研究成果表明流体力学不稳定性和系统本征声学模态是影响燃烧不稳定性的的重要因素. 在预测方法方面, Langhorne 等^[6-7]实验研究了当量比、进气道长度、进口马赫数对模型加力燃烧室燃烧不稳定性频率的影响. 利用两种火焰模型对不稳定性频率进行了预测, 都与实验结果吻合较好. 随着计算机及计算流体力学的发展, 大涡模拟(LES)成为燃烧不稳定性研究方面一个强有力的工具. Roux 等^[8]利用大涡模拟计算了冲压发动机的平均流场和脉动流场. 平均流场结果与实验较吻合, 验证了程序的正确性. 脉动流场与 Helmholtz 方程求解器相结合确定了本征声学模态. Huang 等^[9-11]都采用大涡模拟方法研究了预混火焰的燃烧动力学. Huang 等^[9]讨论了火焰由稳定到不稳定的变化过程. Selle 等^[10-11]揭示了燃气轮机燃烧室中的旋进涡核结构. 张澄宇等^[12-13]对某型加力燃烧室进行了热态流场的非定常数值模拟以及基于管道声学理论的本征声学模态分析, 预测了模态频率和稳定性, 讨论了温度和压力的相位关系.

本文把冲压发动机的侧突扩进气道和燃烧室

结构简化为具有钝体稳定器的突扩燃烧室, 研究了燃烧不稳定性现象, 为冲压发动机热声设计提供参考. 实验中测量了燃烧室内的动态压力. 利用软件 FLUENT 的定常计算结果作为声学有限元软件 ACTRAN 的输入. 考虑了声速、密度、温度、压力的三维分布对燃烧室系统本征声学模态的影响^[14-15]. 得到了系统的纵向 1~5 阶本征声学模态的频率, 结合非定常数值模拟得到的旋涡脱落过程, 讨论了燃烧不稳定性的机理.

1 燃烧不稳定性实验

1.1 实验装置及方法

实验装置由气源、实验段、燃气供应系统、数据采集系统 4 个部分组成. 采用低压气源供气, 气源压力为 0.6 MPa. 空气经减压阀进入稳压段, 通过一个直径为 8 mm 的声速喷口进入实验段. 声速喷口确保实验段上游的全反射边界条件.

实验段部分结构如图 1 所示, 包括预混段、燃烧室两部分. 预混段长度为 1560 mm, 横截面积为 60 mm×80 mm 的矩形通道. 燃烧室长度为 590 mm, 截面尺寸为 120 mm×80 mm, 实验台的截止频率^[16]为 1430 Hz. 钝体稳定器尾缘宽度为 48 mm, 突扩台阶高度为 30 mm.

燃料采用瓶装甲烷, 纯度为 99.9%, 温度为常温. 甲烷的喷射选用离心喷嘴, 喷射前燃气的压力达到临界状态, 避免了混气压力脉动对燃气流量的影响. 本实验装置燃料的流量测量使用浮子流量计, 实际的燃气流量经过温度、压力校正.

实验中采集的稳态数据有空气和燃气的流量、压力、温度, 燃烧室压力、温度. 动态压力的测量选用集成水冷的动态压力传感器(美国 PCB 124A21), 传感器测量的动态范围为 ±250 PSI (pounds per square inch), 最高采样频率为 15 kHz,

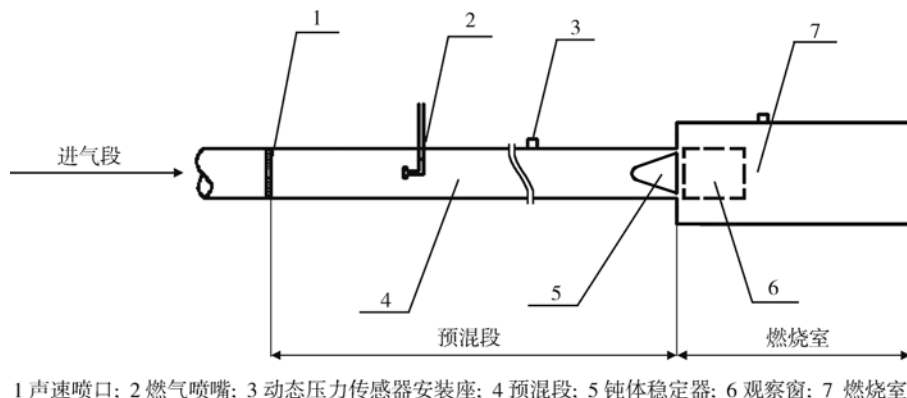


图1 实验段结构

Fig. 1 Structure of experimental section

分辨率为 34 Pa. 实验中采样频率为 2000 Hz, 在钝体稳定器尾缘面下游 120 mm 以及上游 300 mm 处布置了动态压力传感器, 分别测量燃烧室和预混段的动态压力.

实验中进口空气为常温, 出口与大气相连, 压力为 101.3 kPa. 保持空气流量为 0.0328 kg/s 一定, 调节燃气流量, 使得当量油气比(以下简称当量比)分别为 0.72, 0.80, 0.88, 0.97, 分别对每一工况进行数据采集.

1.2 实验结果及分析

实验中对部分火焰进行了摄影采集, 曝光时间为 1/15 s. 图 2 为不稳定燃烧时某时刻火焰的图像. 钝体稳定器后的涡脱落导致火焰前沿的卷曲, 使火焰形状发生周期性变化并伴随着热释放脉动. 热释放脉动与燃烧室声学模态耦合, 发出低沉的嗡鸣声. 经测量在燃烧室和预混段内出现大振幅压力脉动, 有明确的频率, 明显区别于正常燃烧过程中出现的小振幅宽频压力脉动, 认为实验中发生了燃烧不稳定性现象.



图 2 不稳定燃烧时某一时刻的火焰

Fig. 2 An instant flame on unstable combustion condition

对动态压力传感器采集的数据进行快速傅里叶变换(FFT)分析, 图 3 和图 4 分别是当量比为 0.72 时预混段和燃烧室内的频谱图, 从图中可以看出燃烧不稳定的主频都为 251 Hz, 此外还存在频率为 501 Hz 的倍频, 但幅值很小.

图 5 和图 6 为钝体稳定器尾缘面下游 120 mm 处测点的不稳定性频率和不稳定性振幅与当量比之间的关系. 随着当量比的提高, 振荡燃烧的频率有所提高, 但幅度很小, 不稳定性频率都保持在 250~260 Hz 之间. 主频低于实验装置的截止频率, 所以为纵向不稳定性, 声波以平面波形式传播. 不稳定性振幅随当量比的增加而大幅提高, 不

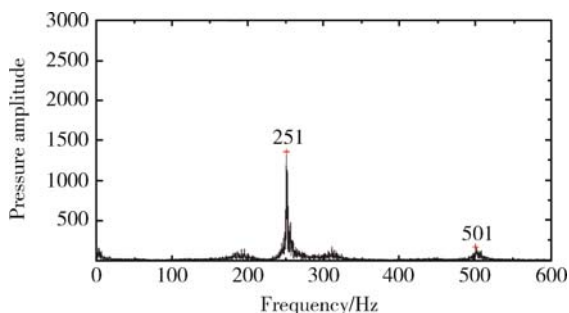


图 3 预混段快速傅里叶变换分析

Fig. 3 FFT analysis of premixed section

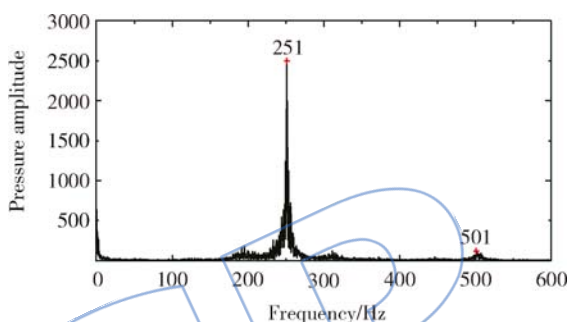


图 4 燃烧室快速傅里叶变换分析

Fig. 4 FFT analysis of combustor

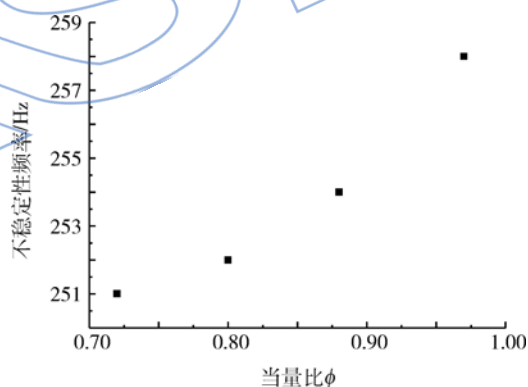


图 5 不稳定性频率与当量比关系

Fig. 5 Relation between instability frequency and equivalence ratio

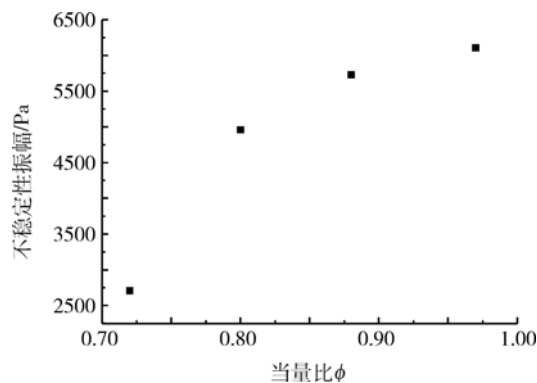


图 6 不稳定性振幅与当量比关系

Fig. 6 Relation between instability pressure amplitude and equivalence ratio

稳定性振幅与大气压力的比值从 2.7% 增加到了 6.1%。这是由于以当量比为单变量的情况下,当量比提高时,单位体积热释放率变大,因此系统的能量输入增加,导致不稳定性振幅变大。

2 燃烧室系统本征声学模态分析

利用软件 FLUENT 对实验中的 4 个不同当量比工况进行了三维定常数值模拟,计算得到的结果插值到声学网格上,为利用声学有限元软件 ACTRAN 进行三维燃烧室本征声学模态分析提供数据输入。模态分析时考虑了三维声速、密度、温度、压力分布对燃烧室系统本征声学模态的影响。

2.1 定常反应流的数值模拟

数值模拟中计算域选为声速喷口出口到燃烧室出口。网格的划分采用六面体网格。钝体稳定器尾缘和突扩处存在剪切层和回流区,是化学反应的主要发生区域,因此在这一区域进行加密。网格总数为 397 764,如图 7 所示。入口为流量边界条件,出口为压力边界条件,与实验工况一致,其余为固体壁面。湍流模型选为 $realizable\ k-\epsilon$ 模型,壁面处采用标准壁面函数处理。燃烧模型为涡耗散

模型。计算中,压力速度耦合格式选用 couple 算法,压力修正采用适于计算回流的 PRESTO! (pressure staggering option) 格式。空间离散全部为 2 阶迎风格式。在计算中监测了出口流量,收敛判据为流量达到稳定并且残差值降到 10^{-3} 以下。

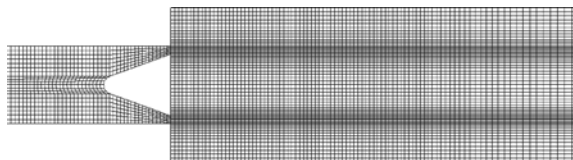


图 7 反应流数值模拟网格

Fig. 7 Numerical simulation mesh of reaction flow

图 8 为当量比为 0.80 时钝体稳定器局部流线和化学反应速率复合图。在钝体稳定器后形成了 2 个对称的旋涡,突扩台阶处形成了角涡。化学反应分别发生在角涡和钝体稳定器后旋涡与主流之间形成的剪切层区域,在下游两个反应区逐渐连接到一起。随当量比的增加,化学反应释放的能量变大,使得流量加权燃烧室出口平均静温增加,如图 9 所示。

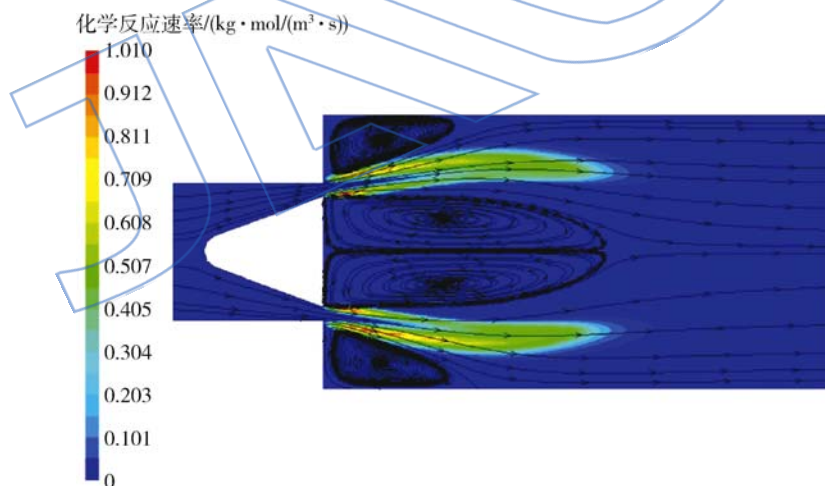


图 8 流线和化学反应速率复合图

Fig. 8 Composite diagram of streamline and chemical reaction rate

2.2 燃烧室本征声学模态分析

燃烧室本征声学模态是燃烧室声场的固有特性。由于有化学反应存在,燃烧室中介质的属性是非均匀的,对本征声学模态频率有一定的影响。利用 ACTRAN 软件求解了非均匀介质情况下的 Helmholtz 方程^[17]

$$\nabla \cdot \left[\frac{1}{\rho(x, y, z)} \nabla p(x, y, z) \right] + \frac{\omega^2}{\rho(x, y, z) c^2(x, y, z)} p(x, y, z) = 0 \quad (1)$$

其中 $p(x, y, z)$ 为声压分布, ω 是角频率, $c(x, y, z)$ 是声速分布, $\rho(x, y, z)$ 是密度分布。计算得到了系统的 1~5 阶本征声学模态频率。Nicoud 等^[14,18]的计算说明考虑火焰的非定常热释放对 1 阶模态频率影响较大,而对高阶模态频率影响并不大。本次计算中没有考虑火焰的非定常热释放与燃烧室声学模态的耦合,因此只能得到模态的频率,而无法评估模态的稳定性。

计算域的选择与反应流数值模拟部分一样。声学有限元网格的尺寸与研究的频率范围有关,

每个波长需要 8~10 个网格. 实验中得到的不稳定性频率在 250 Hz 左右, 频率较低, 所以网格尺

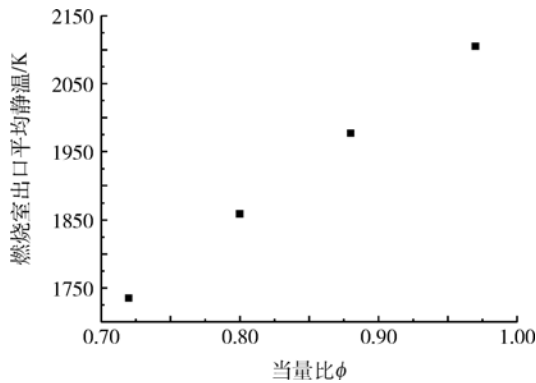


图9 燃烧室出口平均静温与当量比关系

Fig. 9 Relation between outlet average static temperature of combustor and equivalence ratio

寸比反应流数值模拟网格大, 单元总数为 130 304, 图 10 为声学有限元网格. 由于计算域入口为声速喷口出口, 声学边界条件为全反射. 燃烧室出口与大气相连, 边界条件为声压反射系数等于-1. 其余固体壁面边界条件也为全反射. 利用软件 ACTRAN 中的 ICFD 模块, 把 FLUENT 计算得到的三维声速、密度、温度、压力分布插值到声学网格上, 图 11 为插值后声学网格上的声速分布

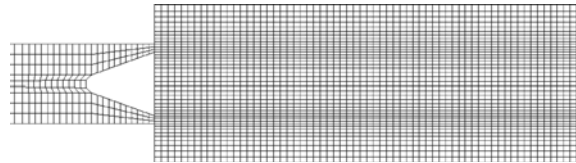


图10 声学网格

Fig. 10 Acoustic mesh

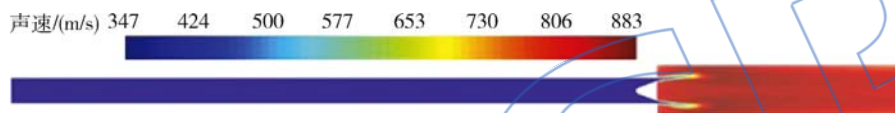


图11 插值后声学网格上声速分布

Fig. 11 Speed of sound distribution on acoustic mesh after interpolation

布, 保证了信息的完整性. 利用求解器 MUMPS (multifrontal massively parallel sparse) 对系统进行直接频响分析. 在钝体稳定器下游 40 mm 处给定点声源, 声源频率范围为 11~500 Hz. 在钝体稳定器下游 100 mm 处设置监测点监测声压, 通过计算系统的频响来得到本征声学模态. 图 12 为当量比为 0.80 时监测点的频响曲线, 曲线的峰值点代表声源与系统发生共振, 所对应的频率即为系统本征声学模态的频率.

对实验中的 4 个当量比情况进行了计算. 燃烧室的前 5 阶本征声学模态频率如表 1 所示. 随当量比增加, 相同阶数的本征声学模态频率都有小幅增加. 与实验结果进行对比可以看出动态压力频率与系统的第 3 阶纵向模态频率基本一致,

差距在 5 Hz 以内, 说明燃烧不稳定性发生在系统的第 3 阶纵向模态处.

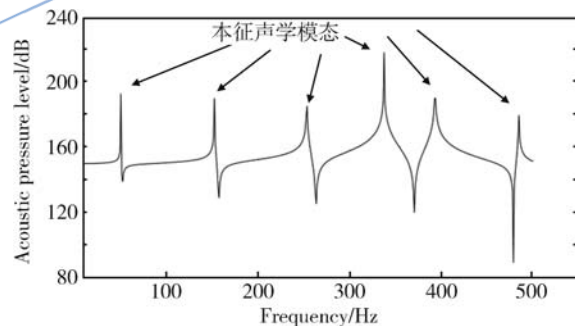


图12 当量比为 0.80 时频响曲线

Fig. 12 Frequency response curve at equivalence ratio of 0.80

表1 本征声学模态频率(单位:Hz)

Table 1 Nature acoustic mode frequency (unit:Hz)

ϕ	1 阶纵向模态频率	2 阶纵向模态频率	3 阶纵向模态频率	4 阶纵向模态频率	5 阶纵向模态频率	实验频率
0.72	51	153	254	338	394	251
0.80	51	154	257	342	397	252
0.88	51	155	259	346	401	254
0.97	51	155	260	349	405	258

3 机理分析

在定常反应流数值计算的基础上,对当量比为 0.72 这一工况进行了 URANS (unsteady Reynolds averaged Navier-Stokes) 非定常数值模拟,得到了流场、化学反应等随时间变化的特征.时间离散格式为 2 阶隐式,时间步长为 0.3 ms.计算中在钝体稳定器尾缘下游 40 mm 处设置一个监测点,每一个时间步收敛后输出一个压力数据.

图 13 为一个周期内流线和化学反应速率复合图. $t=151.2$ ms 为周期的第一个时刻,化学反应发生在钝体后回流区和角回流区中间的剪切层区域. $t=151.8$ ms 时,钝体后涡的涡核开始向下

游移动,角回流区也被拉长,化学反应的中下游区域出现明显的扭曲现象. $t=152.1$ ms 时,钝体后开始出现新的涡核,旧旋涡继续向下游移动,化学反应区域尖端开始发生断裂. $t=152.4$ ms 时,钝体后新的旋涡开始变大,化学反应区域尖端脱落了一个单独的反应区域. $t=153.0$ ms 时,钝体后新形成的旋涡继续变大,旧的旋涡在向下游移动的过程中也在不断地变小,随着燃料的消耗,已经脱落的反应区域的化学反应速率变低. $t=153.6$ ms 时钝体后新形成旋涡的尺寸开始逐渐超过旧旋涡的尺寸,化学反应区域开始逐渐拉长.直到 $t=154.8$ ms 时,旧旋涡基本消失,形成了一个周期.其他 3 个当量比情况也有相同的现象.

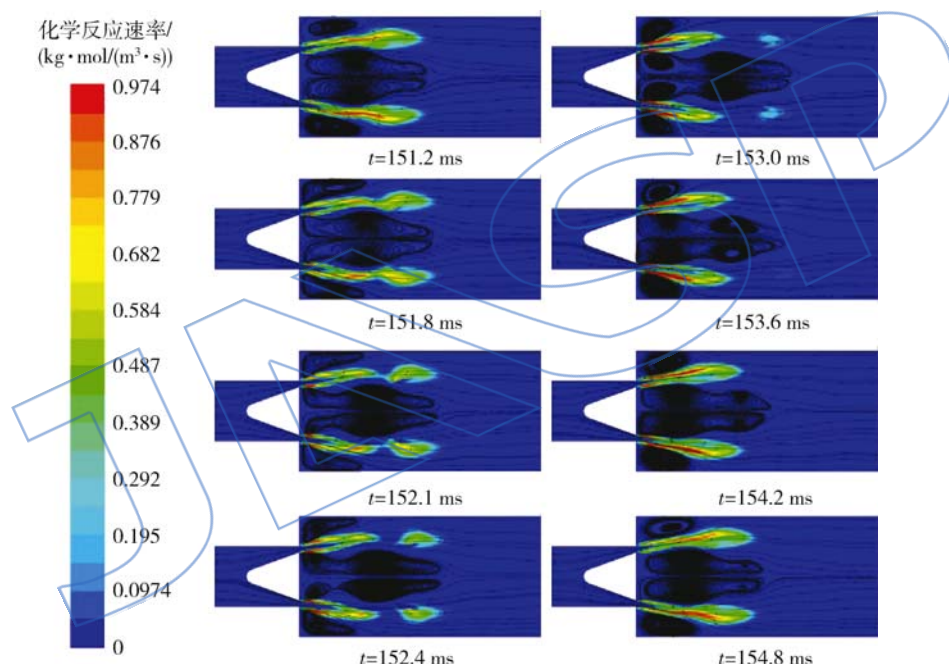


图 13 一个周期内流线和化学反应速率复合图

Fig. 13 Combination diagram of streamline and chemical reaction rate in one cycle

在这样一个完整的周期中,钝体稳定器后的旋涡发生了周期性的对称脱落.上、下两个角涡也出现了周期性的拉伸,引起了钝体稳定器尾缘和突扩面下游的双剪切层结构的周期性扭曲,导致化学反应区域的尖端存在周期性脱落的反应区,产生热释放的脉动并引起纵向的压力脉动.对输出的时域压力数据进行 FFT 分析得到由旋涡脱落引起的不稳定性频率为 260 Hz,如图 14 所示.与实验测得的 251 Hz 以及系统的第 3 阶纵向模态频率 254 Hz 基本吻合.

本文认为维持燃烧室内压力脉动的机理为钝体后旋涡的周期性对称脱落引起的压力脉动与系

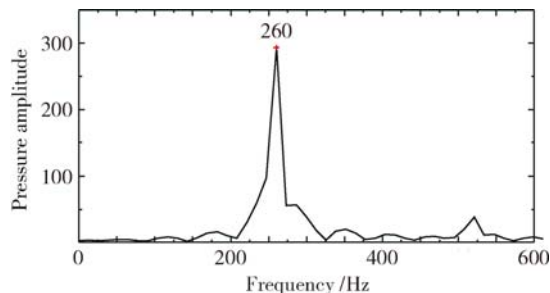


图 14 旋涡脱落频率

Fig. 14 Vortex shedding frequency

统的第 3 阶纵向模态发生了共振,使得一部分化学反应产生的热能转变为声能,形成了大振幅的

压力脉动现象. 这种压力脉动引起了速度脉动, 进而诱发了旋涡脱落, 形成耦合.

4 结 论

针对模型预混燃烧室的燃烧不稳定性现象进行了实验研究和数值模拟. 实验中利用动态压力传感器测量了不同当量比时燃烧室内的动态压力, 并进行了声学模态分析和非定常数值计算, 得到的结论如下:

1) 实验中的4个当量比都发生了燃烧不稳定性现象. 随当量比的增加, 燃烧不稳定性频率有小幅增加, 但主频都在250~260 Hz之间. 不稳定性振幅大幅提高, 不稳定性振幅与大气压力的比值从2.7%增加到了6.1%.

2) 对燃烧室进行了声学模态分析, 得到了燃烧室系统的前5阶本征声学模态频率. 其中第3阶纵向声学模态频率与实验值较吻合, 认为燃烧不稳定性发生在系统的第3阶纵向模态处.

3) 对当量比为0.72这一工况进行了非定常数值计算, 得到了旋涡的周期性对称脱落以及由此引起的化学反应区域尖端的周期性脱落现象. 旋涡脱落频率为260 Hz, 认为维持不稳定性的机理为钝体稳定器后旋涡的周期性对称脱落和燃烧室系统的第3阶纵向模态形成了耦合.

下一步工作需要在声学模态分析时加入非定常热释放模型, 以评估模态的稳定性. 采用平面激光诱导荧光(PLIF)等先进测试手段研究火焰的动力学特性.

参考文献:

- [1] Zinn B T, Lieuwen T C. Combustion instability: basic concept[C]// Timothy C L, Yang V. Combustion instabilities in gas turbine engines: operational experience, fundamental mechanisms, and modeling. Arlington, Texas: AIAA, 2005: 3-26.
- [2] Portillo J E, Sisco J C, Corless M J, et al. Generalized combustion instability model[R]. AIAA-2006-4889, 2006.
- [3] Poinot T J, Troune A C, Veynante D P, et al. Vortex-driven acoustically coupled combustion instabilities[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1987, 177(3): 265-292.
- [4] Daniel C, Jeff K, John R, et al. High frequency combustion instabilities with radial V-gutter flameholders[R]. AIAA-2009-1176, 2009.
- [5] Yu K H, Troune A, John W D. Low-frequency pressure oscillations in a model ramjet combustor[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1991, 232(10): 47-72.
- [6] Langhorne P J. Reheat buzz: an acoustically coupled combustion instability: Part 1 experiment[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1988, 193(7): 417-443.
- [7] Bloxsidge G J, Dowling A P, Langhorne P J. Reheat buzz: an acoustically coupled combustion instability: Part 2 theory[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1988, 193(7): 445-473.
- [8] Roux A, Gicquel L Y M, Sommerer Y, et al. Large eddy simulation of mean and oscillating flow in a side-dump ramjet combustor[J]. Combustion and Flame, 2008, 152(1/2): 154-176.
- [9] Huang Y, Yang V. Bifurcation of flame structure in a lean-premixed swirl-stabilized combustor: transition from stable to unstable flame[J]. Combustion and Flame, 2004, 136(3): 383-389.
- [10] Selle L, Lartigue G, Poinot 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.
- [11] Selle L, Benoit L, Poinot T, et al. Joint use of compressible large-eddy simulation and Helmholtz solvers for the analysis of rotating modes in an industrial swirled burner[J]. Combustion and Flame, 2006, 145(1/2): 194-205.
- [12] 张澄宇, 孙晓峰. 加力燃烧室流场形态与振荡燃烧数值模拟[J]. 航空动力学报, 2010, 25(2): 270-277.
ZHANG Chengyu, SUN Xiaofeng. Numerical simulation on vortex shedding and combustion oscillation in aero-engine afterburner[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(2): 270-277. (in Chinese)
- [13] 张澄宇, 李磊, 孙晓峰. 加力燃烧室热声振荡纵向传播特性及控制[J]. 航空动力学报, 2010, 25(2): 278-283.
ZHANG Chengyu, LI Lei, SUN Xiaofeng. Thermoacoustic oscillating calculation of longitudinal equivalence frequency and stability in aero-engine afterburner[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(2): 278-283. (in Chinese)
- [14] Nicoud F, Benoit L, Sensiuet C, et al. Acoustic modes in combustors with complex impedances and multidimensional active flames[J]. AIAA Journal, 2007, 45(2): 426-441.
- [15] Laverdant A M, Poinot T, Candel S M. Mean temperature field effect on acoustic mode structure in dump combustor[J]. Journal of Propulsion and Power, 1986, 2(4): 311-316.
- [16] 杜功焕, 朱哲民, 龚秀芬. 声学基础[M]. 南京: 南京大学出版社, 2001.
- [17] 王治国. MSC. ACTRAN 工程声学有限元分析理论与应用[M]. 北京: 国防工业出版社, 2007.
- [18] Martin C E, Benoit L, Sommerer Y, et al. Large-eddy simulation and acoustic analysis of a swirled staged turbulent combustor[J]. AIAA Journal, 2006, 44(4): 741-750.