

同轴突扩燃烧室低频不稳定燃烧数值模拟*

秦 飞, 何国强, 刘佩进, 李 江, 刘 洋

(西北工业大学 航天学院, 陕西 西安 710072)

摘 要: 采用大涡模拟耦合预混燃烧方法, 建立了液体冲压发动机不稳定燃烧计算模型。对模型发动机进行了不稳定燃烧数值研究, 计算得到的发动机内压强振荡和火焰传播过程与文献中的实验数据吻合较好。结果分析表明, 突扩构形发动机内大尺度的旋涡结构支配了燃烧室中的火焰传播过程, 旋涡运动耦合非稳态的燃烧热释放是激发燃烧室低频压强振荡的重要原因。

关键词: 液体冲压发动机; 不稳定燃烧; 低频; 大涡模拟

中图分类号: V235.113 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2008) 04-0396-05

Numerical study of low frequency combustion instability in dump combustor

QIN Fei HE Guo-qiang LIU Pei-jin LI Jiang LIU Yang

(Coll. of Astronautics, Northwestern Polytechnical Univ., Xi'an 710072, China)

Abstract Large-eddy simulation (LES) and premixed combustion model have been efficiently implemented to study the combustion instabilities in ram jet combustors. The main objective is to predict dominant frequencies and various flow features of the combustors. Combustion instabilities in the ram jet dump combustor were numerically simulated. Low-frequency, large-amplitude instabilities are observed, and instability frequencies and flame spread during various operating conditions are in good agreement with experimental observations. The results show large vortices structures dominate the flame propagation and vortices convection coupled unsteady heat release excite pressure oscillation in ram jet combustor.

Key words Liquid fuel ram jet; Combustion instability; Low frequency; Large-eddy simulation

1 引 言

液体冲压发动机在某些条件下会出现低频不稳定燃烧现象。燃烧室中存在低频大振幅的压强振荡会产生强烈的振动和严酷的热载荷, 甚至引起进气道不起动, 严重地影响发动机性能。液体冲压发动机中的不稳定燃烧包含了旋涡运动、非稳态热释放和声学过程之间的非线性耦合。现代冲压发动机为了提高燃烧效能, 燃烧室通常都具有突扩构形, 在突扩面上会形成大尺度的旋涡结构。这些旋涡结构与燃烧过程耦合容易引发低频 (小于 1 kHz) 不稳定燃烧。发动机的燃烧过程在很多情况下都能够激发并维持这种振荡燃烧。

针对低频不稳定燃烧已开展了大量的研究工

作^[1-5], 研究了不稳定燃烧机理及其抑制方法。Meroni等人^[6]采用大涡模拟方法对轴对称冲压发动机进行了数值计算, 获得了燃烧室内大振幅的压强振荡。Sivakumar等人^[7]使用非稳态的 RANS方法对二维冲压发动机进行了计算, 也获得了燃烧室内不同频率的压强振荡。由于不稳定燃烧包含多个复杂过程的非线性耦合, 虽然经过多年研究, 其机理仍未完全研究透彻。进行大量变结构实验, 虽然能够消除燃烧振荡, 但进行大尺寸发动机实验代价昂贵, 而且也很难保证找出最优结果。目前仍未有完善的设计准则能够在设计阶段完全避免产生不稳定燃烧, 同样也缺乏分析不稳定燃烧特性的数值方法。本文基于 Fluent软件, 采用大涡模拟耦合预混燃烧模型, 建立了液体冲压发动机低频不稳定燃烧的计算模型。通过使

* 收稿日期: 2007-04-28 修订日期: 2007-08-24

基金项目: 国家自然科学基金 (10602047)。

作者简介: 秦 飞 (1977-), 男, 博士生, 研究领域为航空宇航推进理论与工程。E-mail: qfinfo@hotmail.com

用该方法能够得到液体冲压发动机非稳态燃烧流场的详细特征,分析形成低频不稳定燃烧的主要原因,并为寻求抑制低频不稳定燃烧的方法打下基础。

2 计算模型

2.1 物理模型

液体火箭冲压发动机为了稳定点火和提高燃烧效能,通常使用突扩结构燃烧室。Yu K 等人^[1]对矩形截面的二元结构模型冲压发动机开展了不稳定燃烧原理实验。为了便于检验计算方法的正确性,本文采用文献[1]中的冲压发动机燃烧室构形。图 1 中 $h = 25 \text{ mm}$ 为来流混合段高度,混合段长度 $L_0 = 319 \text{ mm}$; $H = 25 \text{ mm}$ 为燃烧室突扩台阶高度; $L = 50 \sim 500 \text{ mm}$ 为燃烧室长度,发动机宽度为 176 mm 。

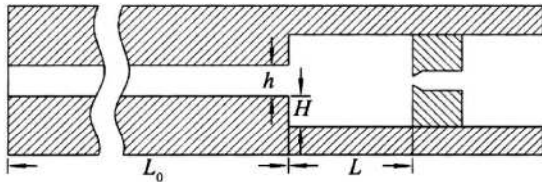


Fig. 1 Ram jet combustor configuration

文献[1]忽略了液体燃料的雾化蒸发过程,使用了丙烷与空气的预混气体进行实验研究,假定在进入燃烧室前燃料已与空气充分混合,本文也采用同样假设进行数值计算。

2.2 计算方法

(1) 燃烧模型

由于预混燃烧过程中在薄层火焰面内发生剧烈的化学反应,如果采用化学动力学模型进行计算,将会使模型非常复杂,对于非稳态计算将会使计算量过大。本文采用了基于文献[8]的预混燃烧模型,认为薄层火焰面将预混气体和燃烧产物分割为两部分,通过层流火焰速率反映化学动力学效应,湍流火焰速度描述火焰面的运动。定义 c 为反应过程变量, $c = 0$ 表示未燃烧的预混气体, $c = 1$ 表示完全燃烧的产物。

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho c) + \nabla \cdot (\rho c \mathbf{v}) = \nabla \cdot \left(\frac{\mu}{Sc_t} \nabla c \right) + \rho U_f | \nabla c | \quad (1)$$

式(1)为预混火焰面传播的控制方程, \mathbf{v} 为气体速度, U_f 为湍流火焰速度。

(2) 亚格子模型

发动机突扩面上形成的湍流拟序结构是影响不稳定燃烧的重要因素之一,非稳态的 RANS 方法很难准确求解拟序结构。大涡模拟方法能够准确获得湍

流拟序结构,并且计算量能够满足工程计算的要求。因此本文使用了大涡模拟方法,采用 Localized Dynamic Kinetic Energy Model(LDKEM)亚格子模型^[9]。模型中亚格子涡粘系数为

$$\nu_t = C_k k_{sgs}^{1/2} \Delta \quad (2)$$

亚格子应力可以表示为

$$\tau_{ij} - \frac{2}{3} k_{sgs} \delta_{ij} = -2C_k k_{sgs}^{1/2} \overline{\Delta S_{ij}} \quad (3)$$

式中 S_{ij} 为应变率张量, k_{sgs} 为亚格子动能,可以通过输运式(4)得到,方程中的 C_k 和 C_ϵ 为模型系数,值的确定详见文献[9,10]。

$$\begin{aligned} \frac{\partial k_{sgs}}{\partial t} + \frac{\partial \alpha_j k_{sgs}}{\partial x_j} = & -\tau_{ij} \frac{\partial \alpha_i}{\partial x_j} - \\ C_\epsilon \frac{k_{sgs}^{3/2}}{\Delta} + \frac{\partial}{\partial x_j} [& \left(\frac{\nu_t}{\sigma_k} + \nu \right) \frac{\partial k_{sgs}}{\partial x_j}] \end{aligned} \quad (4)$$

LDKEM 亚格子模型是通过亚格子湍动能确定亚格子应力的高次模型,因此比文献[6]中采用的一般涡粘亚格子模型和动力模型更适用于非平衡流和化学反应流动。

(3) 计算格式

使用 PISO 算法求解控制方程。由于迎风格式带来的数值耗散在大涡模拟中会掩盖真实的物理耗散^[10],为此空间离散使用了基于文献[10]带修正的二阶中心差分格式,既保证了低的数值耗散,又避免了普通中心差分格式可能出现的非物理振荡。时间离散使用了二阶隐式欧拉格式,时间步长为 $1 \times 10^{-5} \text{ s}$ 。

计算入口条件与文献[1]一致,来流为充分预混的丙烷和空气,当量比 0.65,入口温度 300 K,出口为大气环境。壁面与外界无热交换,壁面速度满足无滑移条件。

3 计算结果分析

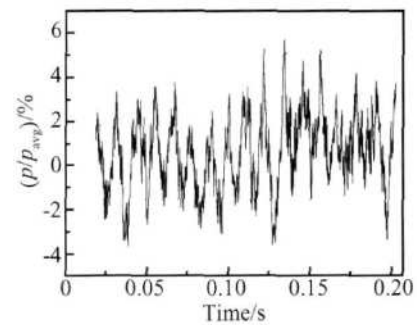
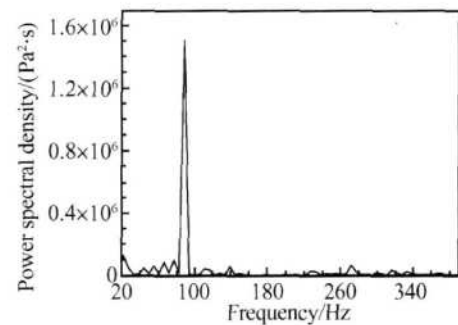
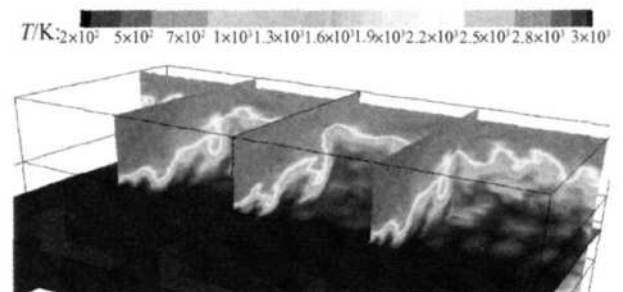
对不同来流条件下突扩燃烧室内的燃烧不稳定性进行了数值模拟。表 1 为不同工况计算得到压强振荡主频与文献[1]中的实验数据对比。从表中可以看到在 5 种不同条件下,实验与计算均得到了较明显的压强振荡,表明在突扩构形燃烧室中容易出现燃烧不稳定。与实验对比表明,计算得到的压强振荡主频与实验结果吻合较好,正确反映了不同来流条件对燃烧室内压强振荡的影响。

Table 1 Instability frequencies during various operating conditions between experiments and calculation

	Combustor length/mm	Inlet velocity/(m/s)	Equivalence ratio	Instability frequency/Hz	
				Experiments	Calculation
1	100	12.3	0.65	79.2	73.2
2	100	14.4	0.65	84.1	88.6
3	100	18.5	0.65	97.8	96.5
4	76	14.4	0.65	99.7	97.8
5	76	16.5	0.65	112.9	108.3
6	330	103.5	0.65		183.6

图 2 和图 3 分别为表 1 中的计算工况 2 得到的燃烧室压强振荡曲线和功率谱密度。从图 2 可以看到燃烧室内出现了明显的周期性压强振荡, 压强振幅随时间变化, 最大振幅接近燃烧室平均压强的 6%。图 3 为经过 FFT 分析得到的功率谱密度, 从图中可以看到压强振荡存在一个明显的主频, 表明发动机内出现了振幅较大的低频不稳定燃烧。这种压强振荡一直维持并未随时间减弱, 说明发动机内由燃烧产生的热增量能够平衡由粘性耗散和喷管出口带来的能量损失。图 4 是某一时刻燃烧室内温度云图, 可以发现燃烧室内温度分布并不均匀。火焰面存在着大量的褶皱, 表明其中存在大量不同尺度的旋涡, 并强烈地影响着燃烧放热过程。由于文献 [1] 实验中入口来流速度较低, 与真实的冲压发动机燃烧室入口流速差别较大。为此本文假设计算了一个高速来流的算例, 为表 1 中的工况 6。燃烧室入口流速增大到 103.5 m/s。图 5 和图 6 分别为工况 6 计算得到的燃烧室压强振荡曲线和功率谱密度。从图 5 中可以看到在燃烧室内同样出现了较大振幅的周期性压强振荡。从图 6 可看到, 工况 6 中压强振荡的主频和功率谱密度均明显大于工况 2, 这主要是由于来流速度提高缩短了气流在燃烧室内的流动时间和流量增大使得放热量增加引起的。工况 6 的计算表明本文的计算方法同样适用于高速来流条件。

图 7 是工况 2 中某一振荡周期中不同时刻实验和计算结果对比, 图中左侧为文献 [1] 中实验纹影照片, 右侧为计算得到的中心截面温度分布。从图 7 中可以看到在一个不稳定燃烧周期内火焰的传播过程。 t_1 时刻, 燃烧室内压强较低, 使得燃烧室入口处气流有较大的加速度, 突扩面上剪切层不稳定形成旋涡脱落, 在突扩台阶后大尺度的旋涡继续发展, 并将大量未燃烧的来流预混气体卷吸进已燃烧的区域。在燃烧室后部仍存在由上一振荡周期大尺度旋涡与燃烧

**Fig. 2** Temporal variation of pressure in combustor of case 2**Fig. 3** Pressure power spectrum of case 2**Fig. 4** Temperature contour in combustor

室后壁碰撞产生的小旋涡结构, 使得这一时刻总的燃烧面积和热释放率高于平均值。 t_2 时刻, 突扩台阶后的旋涡结构迅速展开, 并向燃烧室后部运动。由于旋涡结构扩大, 卷吸进了更多的来流气体与已燃气体混合增大了燃烧面积。但燃烧室后部大量小旋涡结构

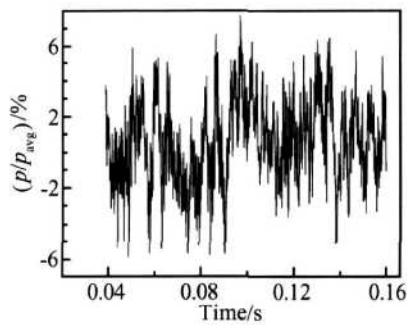


Fig. 5 Temporal variation of pressure in combustor of case 6

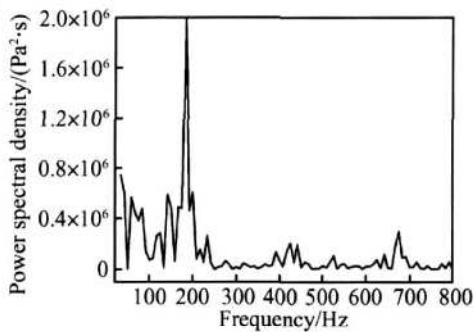


Fig. 6 Pressure power spectrum of case 6

已由喷管流出,使得这一时刻总的燃烧面积和热释放率相对 t_1 时刻有所降低。 t_3 时刻,可以明显的看到旋涡结构进一步扩展,几乎占据了整个燃烧室,使得预混来流气体与燃气充分混合,燃烧面积迅速增大。旋涡结构与上下壁面发生接触形成了小尺度的湍流火焰结构,进一步增大了燃烧面积,这个时刻的热释放率达到了整个周期的最大值。 t_4 时刻旋涡已运动到喷管出口处,组成旋涡的部分燃气已从喷管流出,大尺度的旋涡结构已基本消失。燃烧室内大部分空间为燃气所占据,来流预混气体与燃气混合不充分,使得燃烧面积和热释放率迅速下降。从图 7 的结果对比可以看出本文的计算得到的旋涡运动、火焰传播过程和压强振荡与实验结果符合较好,说明使用大涡模拟耦合预混燃烧模型能够较好地反映冲压发动机燃烧室内不稳定燃烧的物理过程。

图 8 是与图 7 相对应周期内的压强和热释放率振荡曲线,曲线中标记的 1~4 点分别对应图 7 中的 $t_1 \sim t_4$ 时刻。从图中可以看到 t_1 时刻燃烧室内压强较低,使得来流速度增大,在突扩面上形成旋涡脱落。由于燃烧室后部燃气从喷管流出,使得从 t_1 到 t_2 时刻燃烧室内燃烧面积和热释放率减少,燃烧室内压强也随之有小幅度的减少。从 t_2 时刻到 t_3 时刻由于大尺度旋涡运动充分混合了来流预混气体和燃气,热释

放率迅速增大,提供了维持振荡的能量,燃烧室压强随之升高,在 t_4 时刻达到最大值。而 t_4 时刻燃烧室内的大尺度旋涡结构基本消失,热释放率已降低到较低的水平。所以从 t_4 时刻后燃烧室压强从最高值开始下降直到这个周期结束。从图中还可以看到压强振荡滞后于热释放率的振荡,可以计算得到二者的相位差为 65° ,符合瑞利准则^[11]的描述,燃烧室内的压强振荡能够自发维持。因此可以认为旋涡运动引起周期性热释放脉动是引起低频压强振荡的重要原因。

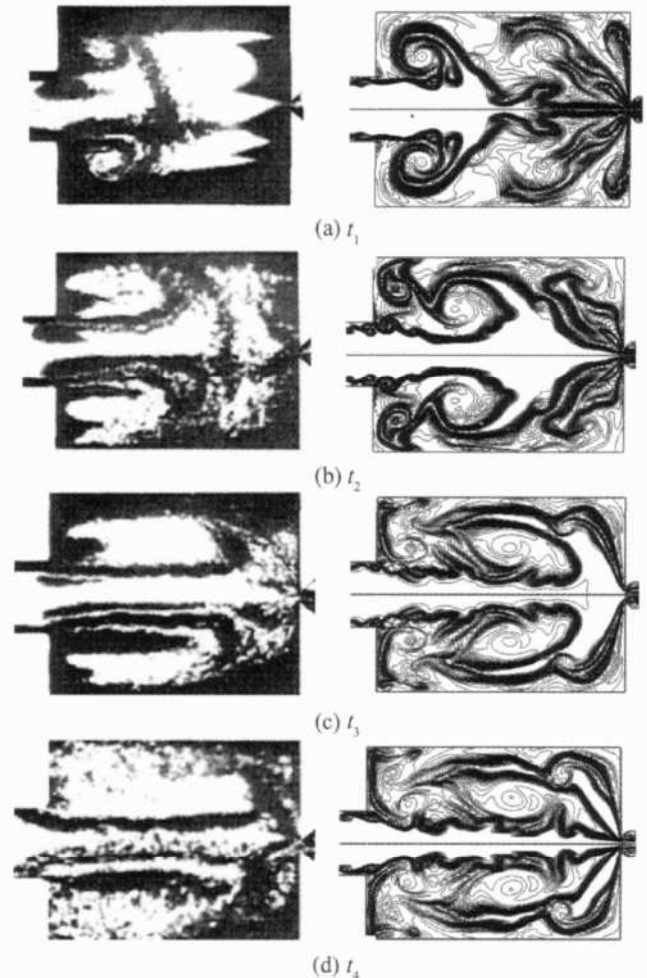


Fig. 7 Comparison of schlieren photographs and calculated results

根据上述产生低频不稳定燃烧的原因,可以采取阻碍来流速度、热释放率和压强振荡之间的耦合关系。可以考虑优化突扩面构形和使用旋涡发生器改变涡脱落频率和增强燃气混合,从而削弱和抑制不稳定燃烧。还可考虑采用脉冲燃料喷射的方法,用以改变热释放率和压强振荡的相位关系,当压强与热释放率反相时,也可以起到抑制不稳定燃烧的作用。

4 结 论

采用大涡模拟耦合预混燃烧方法对液体冲压发

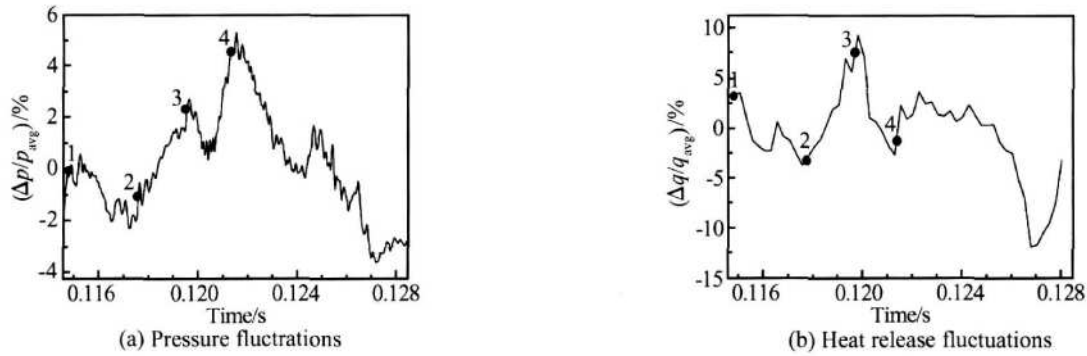


Fig. 8 Pressure and heat release fluctuations in one cycle

动机低频不稳定燃烧进行了数值模拟。分析了燃烧室内火焰传播过程和形成低频压强振荡的主要原因,得到了以下主要结论:

(1)突扩构形燃烧室容易引起自发不稳定燃烧。燃烧室内存在振幅较大的低频压强振荡,并且这种振荡能够自动维持。

(2)大尺度的旋涡结构支配了燃烧室内的火焰传播过程,来流气体在旋涡周围与燃气接触引发燃烧;火焰向燃烧室后部运动过程中旋涡逐渐发展、扩大和破碎,引起燃烧面积和热释放率形成周期性的脉动。

(3)速度扰动引起突扩面形成旋涡脱落,在燃烧室内形成大尺度的旋涡运动,使得热释放率大幅度脉动,引起燃烧室内压强的振荡;压强振荡又会产生来流速度脉动,气体速度振荡反馈又会增强突扩面的旋涡脱落,从而形成并维持周期性的振荡燃烧。

(4)可以考虑控制突扩面旋涡脱落和燃料脉冲喷射等方法来阻碍来流速度、热释放率和压强之间的周期性反馈,抑制低频不稳定燃烧。

参考文献:

- [1] Ken H Y, A maud T, Daily W. Low-frequency pressure oscillations in a model ram jet combustor[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1991, 232: 47~ 72
- [2] 章晓梅, 夏允庆, 单洪彬, 等. 低频振荡燃烧研究综述 [J]. *推进技术*, 1996, 17(1): 47~ 53 (ZHANG Xiaomei, XIA Yun-qing, SHAN Hong-bin, et al. Summarization of low-frequency oscillatory combustion study [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1996, 17(1).)
- [3] 王以飞, 郑日恒, 王登云, 等. 燃烧室长度对冲压发动机振荡燃烧影响的初步研究 [A]. 2005年冲压发动机技术交流年会论文集 [C]. 北京: 北京动力机械研究所, 2005
- [4] Sebastien D, Thierry S, Daniel D, et al. Combustion dynamics and instabilities elementary coupling and driving mechanisms[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2003, 19(5).
- [5] Ken Y, Pang B, Hsu O. Implementing active combustion control in propulsion systems[R]. AIAA 2001-3849
- [6] Menon S, Jou W H. Large-eddy simulations of combustion instability in an axisymmetric ram jet combustor[R]. AIAA 1990-267.
- [7] Sivakumar R, Babu V. Numerical simulation of low frequency pressure oscillations in a model ram jet combustor [R]. AIAA 2005-2911
- [8] Zimont V. Gas premixed combustion at high turbulence turbulent flame closure model combustion model[J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2000, 21(13): 179~ 186
- [9] Kim S E. Large eddy simulation using unstructured meshes and dynamic subgrid-scale turbulence models[R]. AIAA 2004-2548
- [10] Leonard B P. The ULTMATE conservative difference scheme applied to unsteady one-dimensional advection [J]. *Comp. Methods Appl Mech. Eng.*, 1991, 88(1): 17~ 74
- [11] Rayleigh L. The theory of sound[M]. *New York: Dover Pub.* 1945

(编辑: 梅 瑛)