

模型固体火箭发动机内涡脱落过程的大涡模拟^{*}

李 强, 何国强, 刘佩进, 蔡体敏

(西北工业大学 航天工程学院, 陕西 西安 710072)

摘 要: 为研究后向台阶结构引起的涡脱落对固体火箭发动机内流动稳定性的影响, 采用大涡模拟技术, 对模型发动机内的流动进行了数值模拟, 获取了发动机燃烧室内压强随时间的变化曲线及其振荡频率, 并和已有的计算结果及实验结果进行了对比分析。结果表明采用 LES方法的计算结果明显优于采用 $k-\varepsilon$ 湍流模型的计算结果; 不考虑燃烧时模型发动机内由涡脱落引起的压强振荡的振幅较小, 但频率较高, 且随来流速度的增加而增大; 在后向台阶这种结构中, 涡一般会在台阶的边沿形成, 并在其下游周期性地脱落; 在保证 y^+ 较小的情况下, 网格大小对计算结果的影响不明显。

关键词: 固体推进剂火箭发动机; 非定常流; 大涡模拟⁺; 涡脱落⁺

中图分类号: V430 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055(2005) 06-0481-04

Large eddy simulation of vortex shedding for model SRM

LI Qiang HE Guo-qiang LU Pei-jin CAI Ti-min

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

Abstract In order to investigate the influence of vortex shedding initiated by backward stepping on the flow stability in the rocket motor, large-eddy simulation of the flow in a scale model solid rocket motor was carried out. Pressure evolution and its FFT results were gained. Also comparison was made between the numerical results and the experimental results as well as an existing numerical results. It is shown that the results calculated by LES model are more accurate than those computed by $k-\varepsilon$ turbulence model. The magnitude of the pressure oscillation in the scale rocket motor is small, but its frequency is high and also increases along with increasing incoming flow velocities. In backward stepping, vortex usually generates at the edge of the step and sheds periodically downstream; the size of the computational mesh has little influence on the computed oscillation frequency if y^+ is small enough.

Key words Solid propellant rocket engine; Unsteady flow; Large-eddy simulation⁺; Vortex shedding⁺

1 引 言

在固体火箭发动机的设计中为了满足不同需求, 常在发动机中采用不同燃速的装药, 造成在发动机工作过程中装药表面出现台阶, 使台阶下游的高温燃气流中形成剪切层, 而不稳定的剪切层又形成涡旋, 随后这些涡旋发生脱落并向发动机喷管方向移动, 和喷管及发动机壁面发生碰撞, 燃烧室内这种涡旋的周期性脱落及与壁面的碰撞使其内部流动发生振荡并形成声源, 影响剪切层的发展和变化过程, 在一定条件下会形成周期性振荡, 这种周期性的压

强振荡会对燃烧室内的燃烧特性和发动机的推力输出造成一定的影响, 并可能对发动机的结构造成一定的损坏。

涡脱落作为固体火箭发动机内流动不稳定现象的诱发及维持因素在过去 20 多年中得到了充分的研究。Flandro^[1, 2]最初认识到涡脱落过程可能是发动机内流动不稳定的诱因, 并认为固体火箭发动机内流动的不稳定性是由剪切层中的流体动力学不稳定性引起的。Kung^[3]给出了一种方法以确定发动机内出现燃烧不稳定的条件, 并提出了在考虑装药条件下估计涡脱落频率的方法。Radavich^[4]采用 $k-\varepsilon$ 湍流

^{*} 收稿日期: 2005-03-16 修订日期: 2005-07-04

作者简介: 李 强 (1976—), 男, 博士生, 研究领域为航空宇航推进理论与科学。Email: zhnpu@nwpu.edu.cn

模型,通过求解非定常的 N-S 方程,模拟低马赫数条件下 SRM 内流场和声场间的相互作用。Menon^[5]研究了轴对称冲压发动机内低频压强振荡和大尺度涡之间的相互作用,结果表明在台阶状壁面附近,下游的扰动可能会和台阶发生作用,并影响台阶下游剪切层的分离。Shanbhogue^[6]通过实验研究了模型发动机内后向台阶及潜入喷管结构对发动机内流动稳定性的影响,结果表明后向台阶结构会引起发动机内流动出现不稳定现象。Raheem^[7]采用 $k-\varepsilon$ 湍流模型,利用 Fluent 软件对 Shanbhogue^[6]的实验工况进行了二维非稳态不可压数值模拟,计算结果和实验结果差别较大。本文采用目前进行流动和燃烧不稳定过程数值模拟使用最为广泛的大涡模拟方法,考虑气体的可压缩效应,对 Shanbhogue^[6]的部分实验工况进行了数值计算,并和其实验结果及 Raheem^[7]的计算结果进行了比较。

2 计算模型

2.1 控制方程

在本文的计算中,对可压 N-S 方程的滤波采用了闸式滤波函数,其定义如下

$$G = \begin{cases} \frac{1}{\Delta^3} & |x'_i - x_i| \leq \frac{\Delta}{2} \quad i = 1, 2, 3 \\ 0 & |x'_i - x_i| > \frac{\Delta}{2} \quad i = 1, 2 \text{ or } 3 \end{cases} \quad (1)$$

式中 $\bar{\Delta} = (\Delta x \Delta y \Delta z)^{1/3}$, Δx , Δy , Δz 是三个坐标方向上计算网格的大小。滤波后的可压缩 N-S 方程为

$$\begin{aligned} \frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial \bar{\rho} u_i}{\partial x_i} &= 0 \\ \frac{\partial \bar{\rho} u_i}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} u_i u_j - \bar{\tau}_{ij} + \tau_{ij}^{\text{sgs}}) &= 0 \end{aligned} \quad (2)$$

$$\frac{\partial \bar{p}}{\partial t} + \frac{\partial \bar{p} u_i}{\partial x_i} + \bar{p} \frac{\partial u_i}{\partial x_i} + \frac{\partial h_i^{\text{sgs}}}{\partial x_i} - \frac{\partial \bar{q}_i}{\partial x_i} - \bar{\sigma}_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \Theta^{\text{sgs}} - \Pi^{\text{sgs}} = 0$$

式中“-”表示 Reynold 平均,“~”表示 Favre 平均, $\bar{\tau}_{ij}$ 是通过对应力张量进行滤波并忽略亚格子尺度的作用而得到的,表达式为

$$\bar{\tau}_{ij} = -\bar{p} \delta_{ij} + \frac{2}{3} \bar{\rho} \left| \bar{S}_{ij} - \frac{1}{3} \bar{S}_{kk} \delta_{ij} \right| \quad (3)$$

滤波后的热通量为

$$\bar{q}_i = -\bar{K} \frac{\partial T}{\partial x_i} \quad (4)$$

在大涡模拟中,需要对 τ_{ij}^{sgs} , h_i^{sgs} , Θ^{sgs} 及 Π^{sgs} 进行模型封闭。

2.2 亚格子模型封闭

在 LES 方法中,计算结果的精度在很大程度上取决于亚格子模型的选择。在本文的数值计算中,忽略速度和压强的关联项 Π^{sgs} 。定义亚格子湍动能为

$$k^{\text{sgs}} = \frac{1}{2} [u_i u_i - \bar{u}_i \bar{u}_i]$$

此时亚格子应力可以写成

$$\tau_{ij}^{\text{sgs}} = -2\bar{\rho} \nu_t (S_{ij} - \frac{1}{3} S_{kk} \delta_{ij}) + \frac{2}{3} \bar{\rho} k^{\text{sgs}} \delta_{ij} \quad (5)$$

式中涡粘性 ν_t 定义为

$$\nu_t = C_v (k^{\text{sgs}})^{1/2} \bar{\Delta} \quad (6)$$

在本文的计算中,亚格子湍动能 k^{sgs} 由 $k-k^{\text{sgs}}$ ^[5] 两方程模型计算。对亚格子焓扩散项,根据相似性原理采用梯度扩散模型进行近似^[5]

$$h_i^{\text{sgs}} = -\bar{\rho} \frac{\nu_t C_p}{Pr_t} \frac{\partial T}{\partial x_i} \quad (7)$$

对亚格子粘性力所做的功 Θ^{sgs} , 采用亚格子湍动能耗散率进行近似^[5]

$$\Theta^{\text{sgs}} = C_\varepsilon \bar{\rho} (k^{\text{sgs}})^{3/2} / \bar{\Delta} \quad (C_\varepsilon = 1.1) \quad (8)$$

本文计算中对以上的控制方程采用有限体积方法进行离散,并采用 ALE 格式进行数值求解。

2.3 计算区域和计算网格

本文的计算模型为 Shanbhogue^[6] 的实验发动机结构,其中 L_d 的长度确定为 66mm,计算区域见图 1。

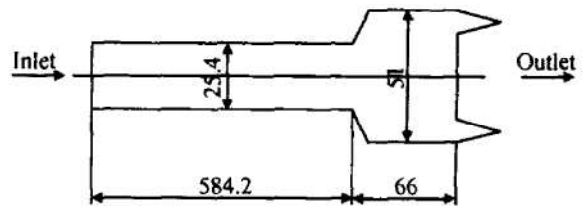


Fig 1 Computational domain

由于实验发动机结构是三维轴对称结构,在本文的计算中只取了其中旋转角为 15° 的一部分。计算网格采用六面体网格,沿发动机轴向方向上网格是均匀的,沿径向在壁面附近对壁面进行了网格加密,使 $y^+ < 20$ 以更好地识别边界层。网格剖分如图 2 所示,对各计算工况,网格剖分总数分别为 8.5 万和 22.8 万,以研究网格数对计算结果的影响。

2.4 边界条件

流动和燃烧不稳定的数值模拟中,入口和出口边界条件的定义十分重要,因为对这种非稳态过程来说,在入口处必须定义恰当的非稳态的入口条件以给流场引入声波的同时不影响燃烧室本身的声特性;在

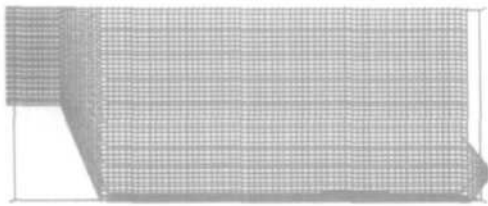


Fig 2 Computational mesh

亚声速出口处定义的边界条件要具有吸收声波的能力,以防止下游反射的声波影响上游燃烧室内的声场。在本文的数值模拟中,入口边界条件形式如下^[8]

$$u_i = \bar{u}_i + \alpha |u_i| \cos(\omega t) \quad (9)$$

式中 $\bar{u}_i$ 为入口处 i 方向的平均速度, ω 为脉冲频率, α 为常数。在本文的计算中取 $\alpha = 0.1$, $\omega = 200$, 该值的选取不会对计算结果造成任何影响^[8,9]。

在出口边界上给定如下的压强出口条件

$$p^{n+1} = \frac{\bar{\Delta}/2 \cdot p_{amb} + \bar{\Delta} \cdot [\phi_1 p^n + (1 - \phi_1) p^{n-1}]}{3\bar{\Delta}/2} \quad (10)$$

式中 p_{amb} 是环境压强, p^n 是第 n 个时间步长时出口截面上的压强, ϕ 为 (0, 1) 内的实数, 在本文计算中取 $\phi = 0.5$ 。这样定义出口边界条件的特点是可以最大限度的减弱出口处声波的反射。在发动机的固体壁面上采用无滑移边界条件。

3 计算结果及分析

本文对 Shanbhogue 实验中 $L_d = 66\text{mm}$ 四种不同来流速度下的工况进行了计算, 结果如下。

表 1 给出了四个工况下计算结果中压强振荡频率与实验测量结果及 Raheem 计算结果的对比, 可看出, 本文的计算结果和实验结果基本吻合, 当来流速度为 67.0m/s 时, 计算误差最大, 达 1.5% 。比较本文采用 LES 方法的三维计算结果和 Raheem 采用不可压 N-S 方程及 $k-\epsilon$ 方程的二维计算结果,

可看出本文计算结果的精度明显提高, 这主要是因为一方面涡结构和声波都具有明显的强三维性, 采用二维结构很难准确模拟; 另一方面 $k-\epsilon$ 模型本身的粘性偏大, 使得一些小尺度的涡很快被耗散掉, 同时使大尺度涡的生存周期减小, 导致流场中处于主导地位的由大尺度涡引起的压强振荡的频率减小, 而由小尺度涡引起的振荡频率增加, 所以在 Raheem 的计算结果中, 压强振荡一般都出现两个或多个频率, 而且振荡的幅度和实验结果相反。从表 1 中还可看出, 采用结构化网格, 在保证 y^+ 的情况下, 网格剖分数对计算结果的影响不明显。

Table 1 Comparisons between experimental and numerical results

Case	Gas velocity/(m/s)	Frequency/Hz			
		Experimental result	Raheem's computational result	Results calculated	
				Coarse mesh	Refined mesh
1	67	525	483, 967	535	537
2	70	891	513, 1016	887	891
3	75	898	519, 1079	892	906
4	80	913	527, 1101	916	922

图 3 和图 4 给出了计算工况 1 和工况 4 计算结果中压强随时间的变化情况及其 FFT 分析结果。可以看出计算结果中压强随时间发生剧烈振荡, 两个工况中压强的最大振幅均超过其平均值的 10% , 压强振荡的 FFT 分析结果表明工况 1 的压强振荡具有一定的周期性, 最明显的振荡频率为 535Hz 和实验测量结果相差 2% 左右; 工况 4 最明显的振荡频率为 916Hz 和实验测量结果相差 1.2% ; 两个工况的共同点是与振荡频率相对应的振幅不足平均压强的 5% , 都属于弱振荡, 这和实验结果也是吻合的。

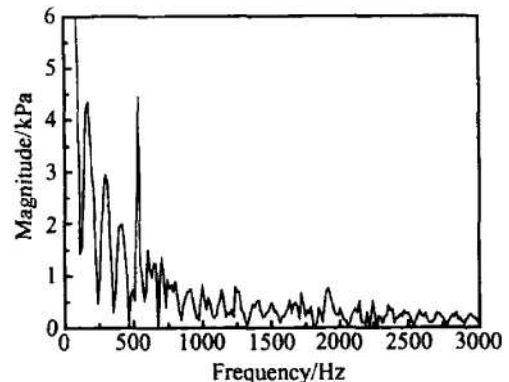
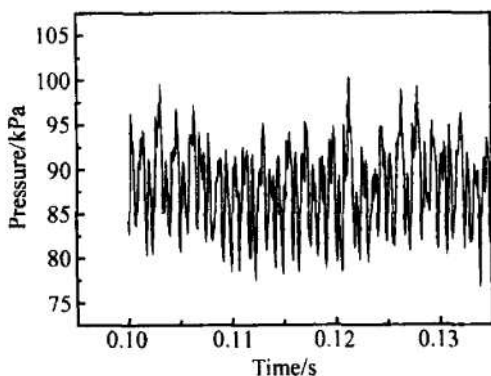


Fig 3 Plot of pressure oscillation with time and its FFT of case 1 (coarse mesh)

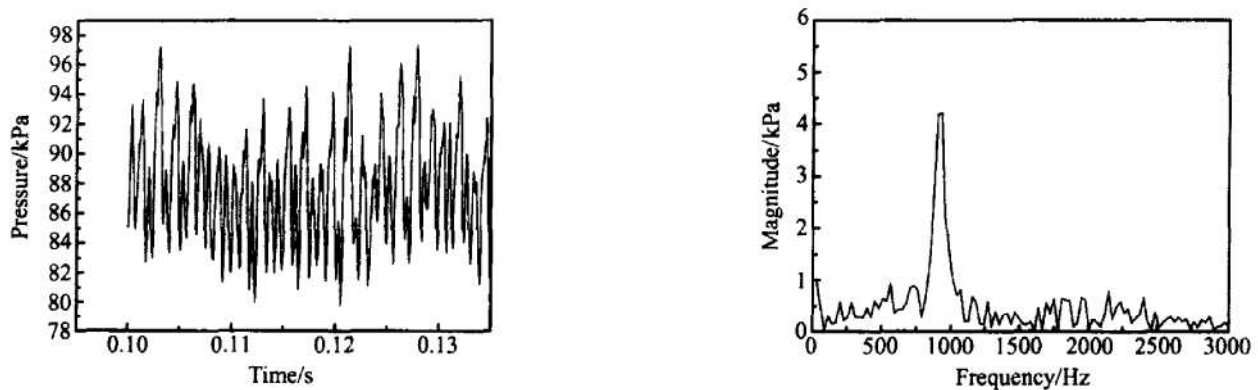


Fig 4 Plot of pressure oscillation with time and its FFT of case 4(coarse mesh)

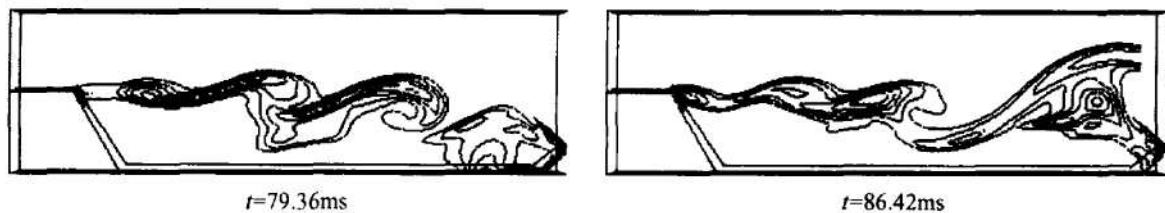


Fig 5 Contours of vorticity at different times of case 4

图 5给出了工况 4 计算结果中两个不同时刻流场中涡旋强度的等值线分布图。

可以看出,在这种后向台阶结构中,涡在台阶的边沿形成,随后向下游移动并脱落,并和潜入式喷管及发动机壁面发生碰撞。比较本文计算结果和 Raheem 计算结果中涡等值线的分布情况可以看出,两种方法结果中涡的等值线分布情况差别较大,本文结果中涡在后向台阶边沿处由上游气流和下游气流的相互剪切作用形成,涡主要存在于上游气流和台阶下游气流的剪切层附近;而 Raheem 的计算结果中涡在台阶下游一定距离处才形成,涡主要存在于台阶下游的凹腔内,这和 Poinso^[9]等人的理论和实验现象之间存在一定的差异。

4 结 论

对模型发动机内由涡脱落引起的流动不稳定性问题进行了三维非稳态大涡模拟,并将计算结果和实验结果对比,分析了涡脱落对发动机内流动的影响。结果表明 LES 方法可以较准确地预估发动机内涡脱落引起的流动不稳定性过程,在不考虑燃烧的情况下涡脱落引起的压强振荡的频率较高,振幅较小,压强振荡的频率和来流的速度有关,且随来流速度的增加而增大。

参考文献:

- [1] Flandro G A, Jacobs H R. Vortex-generated sound in cavities[R]. AIAA 73-1014
- [2] Flandro G A. Vortex driving mechanism in oscillatory rocket flows[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1986 2(3).
- [3] Kung L C. Determination of triggering condition of vortex-driven acoustic combustion instability in rocket motors[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2000, 16(6).
- [4] Radavich P M, Selamet A. A computational approach for flow-acoustic coupling in closed side branches[J]. *Journal of Acoustical Society of America*, 2001, 109(4): 1022~1029
- [5] Menon S. Numerical simulation of oscillatory cold flows in an axisymmetric ram jet combustor[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1990 6(5).
- [6] Shanbhogue S J, Sijth R I. Aero acoustics of rocket motors with FNOCYL grain[R]. AIAA 2003-4632
- [7] Abdul Raheem S. Numerical simulation of unsteady flows in solid rocket motors[R]. AIAA 2004-2878
- [8] Woodfield P L, Kent J H, Dixon T F. Computational modeling of combustion instability in bagasse-fired furnaces[J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2000 21(1~3).
- [9] Poinso T. Flow forcing techniques for numerical simulation of combustion instabilities[J]. *Combustion and Flame*, 2002 131(4).

(编辑: 刘萝威)