

闭口管内气体非线性振荡研究^{*}

刘 君, 郭 正, 瞿章华

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘 要: 采用新型的, 计算效率较高的 ENO 差分格式, 从一维非定常 Euler 方程出发, 对受扰动气体在闭口管内的传播现象进行了数值模拟。计算发现小扰动情况下, 当激振频率接近管内气体的固有频率时会发生非线性振荡, 有激波产生; 但当扰动较大时, 激振频率的影响变得不明显。

关键词: 固体推进剂火箭发动机; 推进剂燃烧; 振荡燃烧; 激波; 扰动

中图分类号: V435.11

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055(2000)04-0032-04

Numerical simulation of nonlinear gas oscillations in closed pipe

LIU Jun, GUO Zheng, QU Zhang-hua

(Inst. of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defence Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: The phenomenon of oscillating gas in a closed pipe was simulated numerically based on one-dimensional Euler equation using a new ENO scheme. It was indicated that the slight disturbance might induce nonlinear oscillations with shock waves when the stimulating frequency was approximate to the intrinsic frequency of the pipe. But when the disturbance was strong, the frequency became unimportant.

Key words: Solid propellant rocket engine; Propellant combustion; Vibrational combustion; Shock wave; Disturbance

1 引 言

某内孔燃烧固体火箭发动机点火后出现振幅接近设计推力的振荡, 最后导致爆炸事故。故障分析认为可能发生了振荡燃烧, 但振荡燃烧能够产生如此大的推力振荡吗?

对扰动在管道内气体介质中传播的研究开展得很早^[1], 经过大量理论和实验工作现已取得很大进展, 认识到管内气体的扰动沿纵向(轴向)传播时, 在管端发生反射, 在一定条件下会出现非线性振荡^[2]。在实际应用方面, 这种非线性振荡与火箭发动机不稳定燃烧, 内弹道设计中膛炸等工程应用问题相关。本文的研究目的是采用数值模拟对实验异常现象进行分析。

2 计算过程

2.1 物理模型及其数学建模

对于管状装药的固体发动机, 如果内腔长细比较大, 并且内孔截面沿纵向变化较小, 大致可以看作长直圆管。考虑到喉道面积相对于燃烧室较小, 内部的扰动大部分要在收敛段反射; 而且喷管下游的超声速流动不会影响上游。把燃烧室当作一个密闭的空腔来处理; 发动机点火和燃烧过程中的扰动十分复杂, 研究中常以振荡运动的活塞来近似^[2]。沿长度方向建立坐标系, 闭管长为 L , 活塞位于原点处。忽略流动沿法向的变化, 管内流动可采用一维守恒型 Euler 方程描述:

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial x} = \mathbf{S} \quad (1)$$

式中 $\mathbf{U} = [\rho, \rho u, e]^T$, $\mathbf{F} = [\rho u, p + \rho u^2, (e + p)u]^T$, ρ , u , e 和 p 分别为气体的密度、速度、内能和压力。没有特别说明, 源项 $\mathbf{S} = 0$, 对应于冷流状态。

为了准确描述活塞运动, 计算时采用动网格技术, 需要将上式进行坐标变换, 具体过程较为简单,

* 收稿日期: 1999-06-06; 修订日期: 2000-01-06。

作者简介: 刘 君 (1965—), 男, 博士, 副研究员, 研究领域为应用计算流体力学。

最后对方程采用如下 ENO 差分格式离散。

2.2 新型 ENO 差分格式简介

对于这种包含有激波、膨胀波和接触间断，而且参数随时间变化十分剧烈的高度非线性问题进行数值模拟，选择时间高精度、空间高分辨率的差分格式是很重要的。近年来 TVD 类型的差分格式在应用中受到重视。但是，TVD 格式构造过程采用了 minmod 函数，在流场极值点附近函数退化为零，格式精度降为一阶；为了改善这一缺陷，文献 [3] 提出利用原函数再构造逼近方法，建立本质上无波动的 ENO 格式的思想。受此思想启发，对文献 [4] 中的 NND2M 格式进行再构造，得到一种新型的 ENO 格式。上述一维 Euler 方程组用该格式离散如下。

记 $F = AU$, $A = \partial F / \partial U$ 为系数矩阵，可以分解为 $A = R^{-1} \Lambda R$, R 为特征向量矩阵， $\Lambda = \text{diag}(\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3)$ 是特征值对角矩阵。采用 Steger 通量分裂法， $\Lambda = \Lambda^+ + \Lambda^-$, $A = A^+ + A^-$, $F = F^+ + F^-$ ，式 (1) 变为：

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial F^+}{\partial x} + \frac{\partial F^-}{\partial x} = 0 \quad (2)$$

用新型 ENO 格式离散，得

$$U_j^{n+1} = U_j^n - \frac{\Delta t}{\Delta x} (H_{j+\frac{1}{2}}^n - H_{j-\frac{1}{2}}^n) \quad (3)$$

上标 n 为时间结点，下标 j 为空间结点。

$$H_{j+\frac{1}{2}} = F_{j+\frac{1}{2}}^+ + F_{j+\frac{1}{2}}^-, \Delta Q_{j+\frac{1}{2}}, Q_{j+1} - Q_j,$$

$$F_{j+\frac{1}{2}}^+ = F_j^+ + \frac{1}{2} ms(\Delta Q_{j+\frac{1}{2}}^+, \Delta Q_{j-\frac{1}{2}}^+),$$

$$F_{j+\frac{1}{2}}^- = F_{j+1}^- - \frac{1}{2} ms(\Delta Q_{j+\frac{1}{2}}^-, \Delta Q_{j+\frac{1}{2}}^-),$$

$$Q^+ = (R^{-1} \Lambda_c^+ R) U, Q^- = (R^{-1} \Lambda_c^- R) U,$$

$$\Lambda_c^+ = (I - \frac{\Delta t}{\Delta x} \Lambda^+) \Lambda^+, \Lambda_c^- = (I + \frac{\Delta t}{\Delta x} \Lambda^-) \Lambda^-,$$

$$ms(x, y) = 0.5[\text{sign}(x) + \text{sign}(y)] \cdot ms_1(|x|, |y|) \quad (4)$$

$$ms_1(x, y) = \min(|x|, |y|) \quad (5)$$

$$x_1 = \begin{cases} x & |x| \leq 0.5 |x - y| \\ 0.5(x + y) & |x| > 0.5 |x - y| \end{cases}$$

$$y_1 = \begin{cases} y & |y| \leq 0.5 |x - y| \\ 0.5(x + y) & |y| > 0.5 |x - y| \end{cases}$$

格式的稳定性要求 $C_N \leq 1.0$ 。与文献 [3] 的 ENO 格式相比，本文的 ENO 格式在构造过程中没有涉及矩阵运算，从而很好的提高了计算效率；另外，

查阅文献发现常用的 ENO 格式多为七点格式，本文格式仅涉及五点，因此应用方便，尤其边界条件的处理较为简单。为了考核格式的分辨率，计算中采用 Shu 和 Osher 提出如下激波管问题^[5]：

$$(\rho, u, p) = \begin{cases} [3.857, 2.221, 10.33] & x \leq 4.0 \\ [1 + 0.2 \sin(5x), 0, 1] & x > 4.0 \end{cases}$$

取均匀网格 $\Delta x = 0.04$, $C_N = 0.6$, 比较 $T = 1.8$ 时刻流动密度如图 1 所示，与构造出发格式 NND2M 比较，新型 ENO 格式明显提高极值点附近的分辨率。

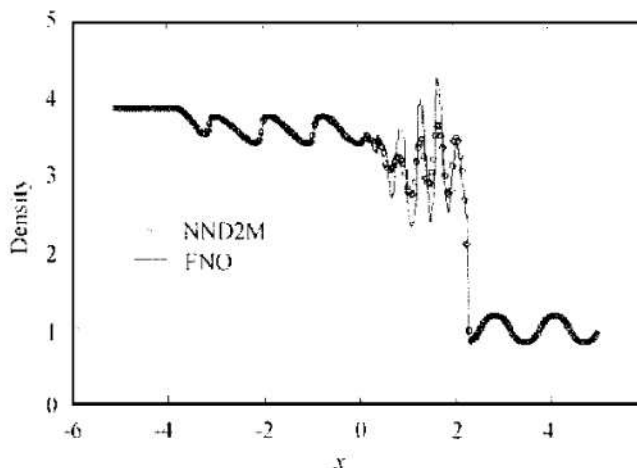


Fig. 1 Comparison of density from NND2M and ENO

3 算例及分析

3.1 振幅固定

计算条件与文献 [2] 实验状态一致： $L = 5957.25$ mm, 活塞运动为： $x = l \sin \omega t$, 振幅 $l = 187.5$ mm, ω 为可以调整的振荡频率。管内气体为环境（海平面）大气，其一阶共振频率 $\omega_0 = 28.5$ Hz。图 2 是施加不同的扰动频率后计算得到的闭口端压力随时间的变化，从图中上面三条曲线可以看出活塞激振频率接近气体共振频率时，压力突跃，表明生成了激波，有强烈的非线性效应出现，这与实验结果^[2]完全一致。利用计算模拟的“虚拟现实”特点，施加以上 5 个频率迭加组成的扰动：

$$x = 0.2 l \sum_{j=1}^5 \sin(n_j \omega_0 t)$$

来模拟实际工程问题中随机的扰动，得到闭口端压力变化如图 2 中下面曲线。尽管复合扰动波型与单频情况有区别，但是也出现了非线性振荡，而且激波形成频率接近共振频率。根据这一现象可以进一步发展实验的结论：包含接近共振频率的多个频率

的复合扰动,也可以产生非线性振荡,这时只有频率与共振频率相近的扰动得到放大(其它扰动似乎被掩盖)。

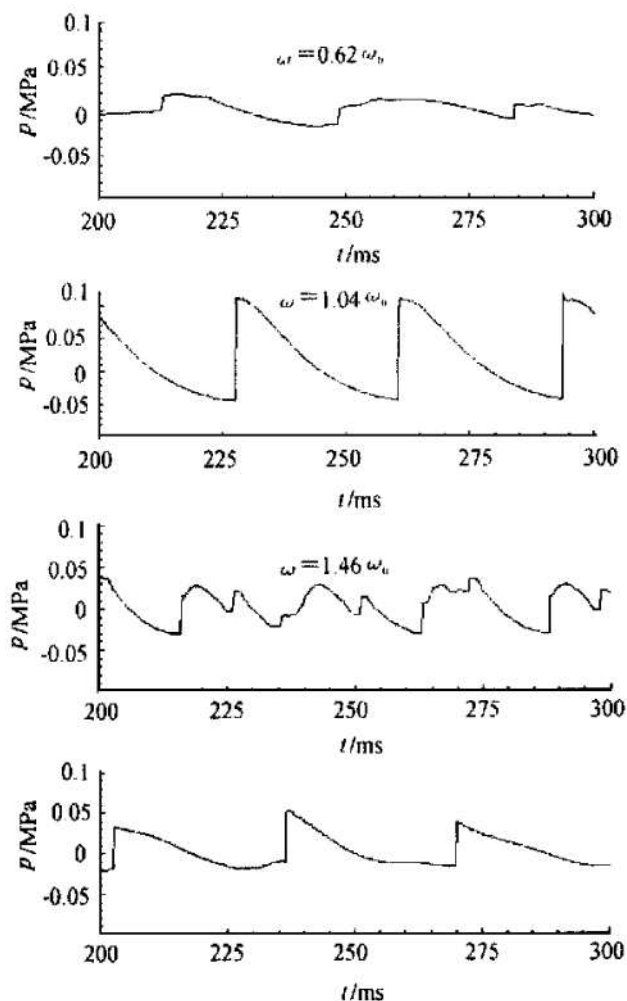


Fig. 2 Pressure history at the closed end for differential frequencies

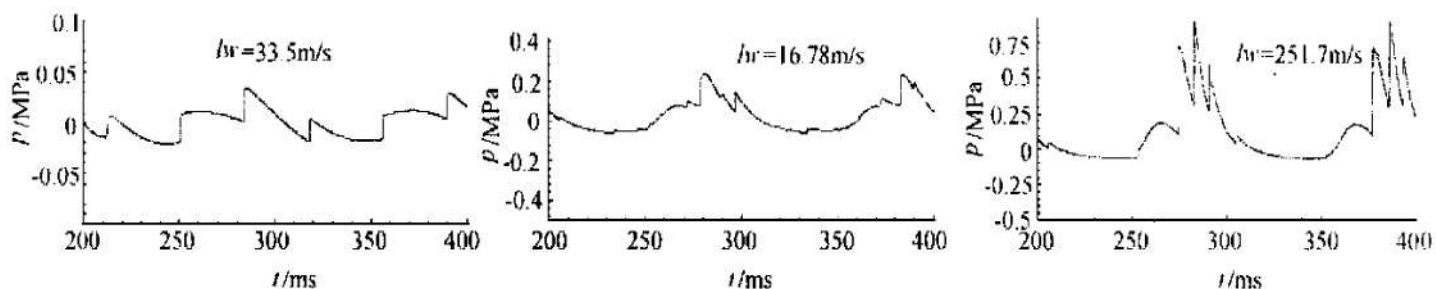


Fig. 4 Pressure history at the closed end with differential amplitudes for $\omega = 0.34 \omega_0$

4 结论

发动机不稳定燃烧现象很早就被发现,现在依然是工程设计中十分关心的问题^[5,6]。如果出现纵向不稳定燃烧,即接近燃烧室气体共振频率或其整

图3是共振频率扰动时闭口端和活塞处压力之差,可以定性看作发动机推力。如果振荡燃烧是非线性的,发动机推力可以出现较大幅度的振荡,另外,发动机爆炸前推力振荡频率,与根据内孔长度得当的一阶共振频率大致接近。根据本文计算分析初步确定了事故机理。

3.2 频率固定

活塞运动速度为: $u = l\omega\cos\varphi$ 。保持扰动频率不变,改变扰动速度振幅,得到闭口端压力变化曲线如图4。尽管扰动频率不接近气体共振频率,也可以出现非线性振荡。在较大的扰动条件下,例如固体火箭发动机点火器引起的扰动,即使不是激振频率的扰动也可以出现非线性振荡现象。因此,在今后的试验中,除了要避免试车台固有频率接近发动机内孔声激频率外,还要考虑点火器的设计。

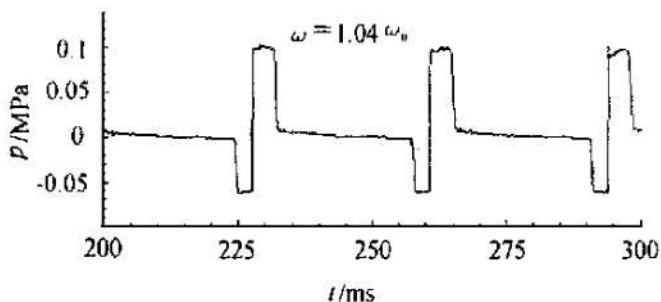


Fig. 3 Pressure difference between the closed and the piston ends

数倍的周期性扰动的,极可能发生非线性振荡,燃烧室有激波流动。根据上面的研究可以推测,出现这种异常的发动机有如下明显特征:(1)燃烧室某一位置测到的压力周期性变化;(2)推力产生振幅较大的振荡,其频率与压力振荡频率接近。在初始

扰动较弱情况下, 压力或推力振荡频率与根据燃烧室几何形状和燃气特性估算的声学共振频率接近; 较强扰动, 也可引起非线性振荡, 其表现形式更为复杂, 不能简单用现有的声学理论分析。

参 考 文 献

- [1] 金志明, 袁亚雄. 内弹道气动力原理 [M]. 第一版. 北京: 国防工业出版社, 1983.
- [2] 孙建红, 纪益明. 开口圆管气体的非线性振荡研究及雾化应用 [J]. 空气动力学学报, 1997, 15 (2).
- [3] Yang J Y, Lombard C K. Uniformly second order essentir

ally non-oscillatory schemes for the Euler equations [J]. AIAA Journal, 1990, 28 (12).

- [4] 刘 君. NND2M 差分格式在运动激波模拟中的应用 [C]. 洛阳第七届全国激波与激波管学术交流会议, 1995.
- [5] 达维纳 A. 固体火箭推进剂技术 [M]. 张德雄 译. 北京: 宇航出版社, 1997.
- [6] 李宜敏. 固体火箭发动机原理 [M]. 北京: 国防工业出版社, 1985: 192~ 207.

(责任编辑: 史亚红)

简 讯

TECH56 项目中的涡轮试验

CFM 国际公司 (CGE 和 Snecma 下属的一个公司) 已开始进行先进的六级高压压气机和高压涡轮的试验, 该试验是 TECH56 项目的一部分。TECH56 是技术上的探索和求证计划, 旨在发展未来的 CFM 国际公司的动力装置技术。

与现有的压气机相比较, 希望新型高压比压气机的压比更大而级数更少。级数减少可使压气机变短变轻, 减少部件数, 使维修简化, 降低成本。

压气机的试验将在 GE 公司进行, 主要进行空气动力学评估和航空机械分析。在试验中要进行压气机可调定子的性能测绘, 同时也要改变叶尖间隙。在 6 个星期中要进行大约 100 h 的评估。

单级高压涡轮的试验现正在 GE 公司进行。该涡轮的叶片采用新型设计, 可降低下游激波强度。在发动机高、低压涡轮之间的过渡段经常会有空气动力损失。如果此设计奏效, 那么新型的涡轮就可使空气动力损失减少。新型涡轮可能获得的效率将使燃油燃烧效率提高 1%。计划在四个星期内进行 75 h 的涡轮试验。

(冯永红 供稿)