

液体火箭发动机燃烧室 波动过程数值分析*

洪 鑫 程惠尔

(上海交通大学工程热物理与能源研究所, 上海, 200030)

摘 要: 采用计算流体力学的方法, 对液体火箭发动机燃烧室内波动过程进行了初步的探讨。采用两步 PISO 算法, 对流项采用二阶迎风格式, 时空精度都为二阶。考察了方法的适用性, 以及声学谐振器、声腔、隔板等燃烧不稳定抑制装置对燃烧室内波动过程的影响。结果表明, 采用 CFD 方法用于分析波动过程是可行的, 谐振器、声腔与隔板对扰动波有明显的阻尼作用。

主题词: 液体推进剂火箭发动机, 燃烧稳定性, 燃烧波, 数值分析

分类号: V434

NUMERICAL ANALYSIS OF ACOUSTICAL WAVE- MOTION IN COMBUSTION CHAMBER OF LIQUID ROCKET ENGINE

Hong Xin Cheng Huier

(Inst. of Thermophysics and Energy, Shanghai Jiaotong Univ., Shanghai, 200030)

Abstract: A preliminary study was carried out for wave-motion in combustion chamber of liquid rocket engines by computational fluids dynamics method. The two-stage PISO algorithm was employed and the convection term was discretized by 2-order upwind scheme. The method had two order accuracy in time as well as in space. The feasibility of method was verified, and the effect of suppression devices of combustion instability such as acoustic resonator, acoustic cavity and baffle on wave-motion in combustion chamber was studied. The results indicate that acoustic resonator, acoustic cavity and baffle have obvious damping effect on disturb wave, and the CFD method can be utilized for the analysis of acoustic wave-motion process.

Subject terms: Liquid propellant rocket engine, Combustion stability, Combustion wave, Numerical analysis

1 引 言

多年的研究表明, 液体火箭发动机的高频不稳定燃烧是由燃烧室内的燃烧释热过程与流动过程的耦合而引发的, 是一种与燃烧室内声学过程密切相关的现象: 在某些条件下, 燃烧室内某些振型的扰动波强度会得到增强并不断放大, 从而导致燃烧过程的振荡, 引起灾难性的后果^[1]。因此, 在有关液体火箭发动机不稳定燃烧的研究工作中, 许多作者对燃烧室内波动过程进行了分析。然而大多采用解析方法^[2~4], 对问题进行了很大的简化, 因而适用面受到限

* 收稿日期: 1998-07-13, 修回日期: 1998-10-08

制, 而采用数值方法的研究工作相对较少^[5]。

原则上可以通过求解流体流动控制方程来了解波动过程。对于声学现象, 算法的精度尤为重要。由于声学过程是时间相关问题, 因而传统的 SIMPLE 系列算法是不经济的。本文采用最初由 Issa 提出的、现已得到广泛应用的 PISO 算法^[6], 分析燃烧室的声学过程。该算法采用一步预测、多步校正完成每个时间步的计算, 采用不同的校正步数可得到不同阶次的时间精度。

2 对流项离散格式

对于波动过程计算, 格式的耗散与弥散特性对结果有强烈的影响。为提高计算精度, 减少计算误差, 以可接收的计算成本得到可靠的结果, 需采用合适的离散格式。本文采用一维纯对流问题对一阶、二阶与三阶迎风格式进行了计算比较。

一维纯对流方程:

$$\partial\phi/\partial t + \partial(u\phi)/\partial x = 0 \quad (1)$$

取对流速度 u 为正数。此问题理论上 dt 时间后对流特征量 ϕ 的分布即为初始分布右移 udt 距离, 因而可通过设置某些特定的 ϕ 初始分布来考察格式的有关特性, 本文中 ϕ 的初始分布取为一台阶与一正弦波组合。计算取全隐格式, Courant 数 (udt/dx) 取 0.45。

图 1 为经过 100 个时间步后对流特征量分布的理论解与数值解。由图 1 可见, 一阶迎风格式具有很大的耗散性, 二阶与三阶迎风格式的计算结果明显优于一阶迎风格式。然而三阶迎风格式较之二阶格式似无明显优势, 而采用三阶格式将大大增加计算量, 因此本文采用二阶迎风格式作为对流项离散格式, 与此相应 PISO 算法采用两步校正, 故算法具有时空二阶精度。

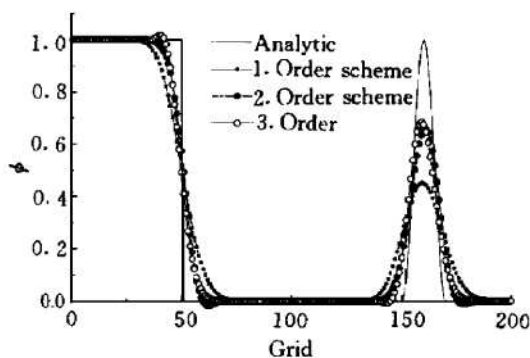


Fig. 1 ϕ distribution after 100 dt

3 驻波场计算

为检验算法的适用性, 进行了一维驻波场的计算。控制方程采用 N-S 方程, 以便考察物理粘性对声波的耗散作用。声场初始条件根据一维平面声波关系式确定。为满足线性条件, 声压初始幅值取为平均压力的 0.05% 左右。

图 2 和图 3 为声压波腹处相对声压随时间的变化, 图中 α 为声压振幅每 10 周的衰减率 (后同), 计算时每波长取 80 个网格^[5], 时间步长 10^{-8} s。由图可见, 由于数值方法的耗散性导致声压振幅随时间衰减, 但在可接受的网格密度及时间步下, 与物理粘性导致的衰减相比, 数值粘性可控制得很小, 故文中直接求解非稳态 N-S 方程的方法基本上可用于研究声学过程。

4 圆柱形燃烧室内声学过程分析

工程上普遍采用声学谐振器、声腔与隔板来抑制不稳定燃烧。从声学的角度看, 这三种装置的引入改变了燃烧室的声学特性, 使之利于燃烧稳定性。

4.1 纯声学分析

由于形状原因, 常规方法难以将谐振器与燃烧室结合作直接的全场计算, 计算时常采用

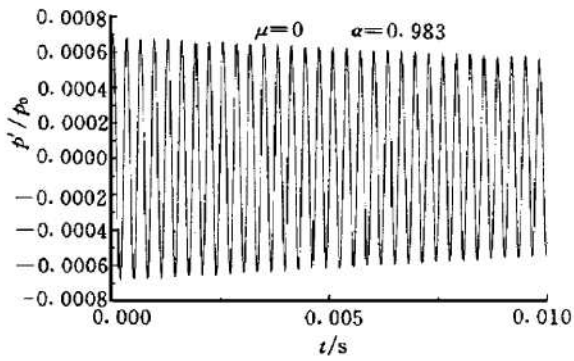


Fig. 2 Relative acoustic pressure vs time

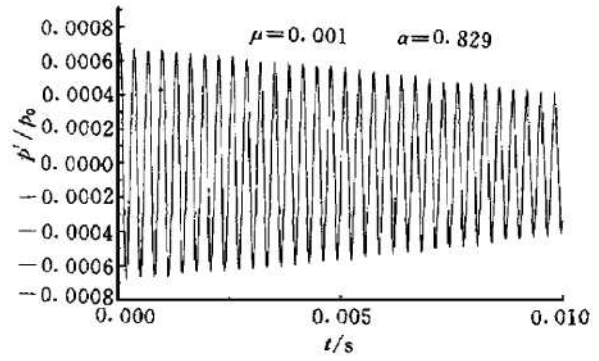


Fig. 3 Relative acoustic pressure vs time

与质量-弹簧-阻尼系统类比得到的谐振器模型，通过在燃烧室谐振器处添加源项来考虑谐振器的影响。

图 4 所示为谐振器形状以及模拟谐振器的振子。振子的运动方程为：

$$\left. \begin{aligned} M \frac{dV}{dt} + RV + KX &= P' \\ V &= \frac{dX}{dt} \\ X|_{t=0} &= X_0 \\ V|_{t=0} &= V_0 \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

式中 M 为振子质量， R 为阻尼系数， K 为弹簧弹性系数，其具体表达式可见文献 [1]。 V 和 X 为振子的振速与位移。为获得高阶精度，可采用龙格-库塔法求解上述常微分方程。得到 V 与时间的关系后，即可根据以下式子确定质量、动量与能量源项：

$$\left. \begin{aligned} S_m &= -\bar{\rho}AV \\ S_u &= S_m V \\ S_e &= S_m \bar{T}C_p \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

式中 S_m 、 S_u 、 S_e 分别为质量、动量与能量源项， $\bar{\rho}$ 、 $\bar{T}$ 、 C_p 、 A 分别为谐振器内气体稳态平均密度、温度与质量定压热容以及谐振器孔截面积。上述源项为总源项，程序中根据谐振器孔的大小及位置决定单位体积源项的分布。

在计算中取谐振器的自然频率接近燃烧室驻波频率，以体现最大阻尼效应。谐振器安装在燃烧室壁面靠近喷注器处，在算例中考虑沿周向共安装 10 个，其孔径为 4 mm，燃烧室尺寸则根据声波频率作一定的调整。图 5 和图 6 分别为加了谐振器后燃烧室内一阶纵向驻波与一阶径向驻波波腹处声压随时间的变化过程。显然，安装谐振器可加速声波的衰减速率。

隔板改变了计算域的形状，增加了计算程序的复杂性。在计算径向隔板对燃烧室波动过程的影响时，隔板厚度取一个网格的径向尺寸，长度为燃烧室长度的五分之一。结果表明，纵向波的隔板阻尼效应很小，而径向波的阻尼效应就比较明显（声压的衰减过程与图 5 相似），这是由于隔板极大地改变了燃烧室内部几何构型，导致其特征波系发生改变而引起的。

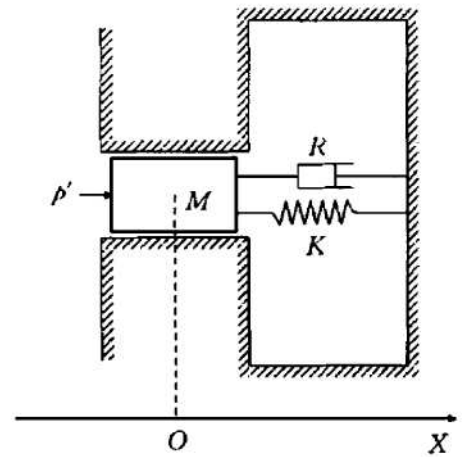


Fig. 4 Holmholtz resonator and the simulation oscillator

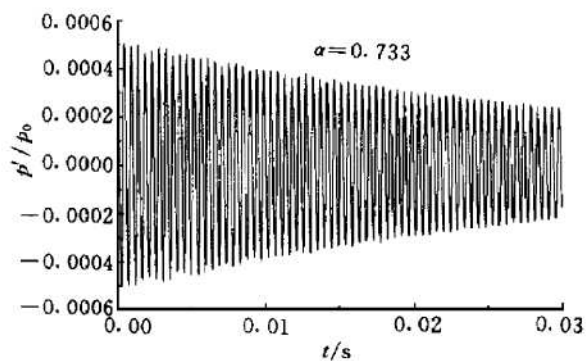


Fig. 5 Relative acoustic pressure vs. time

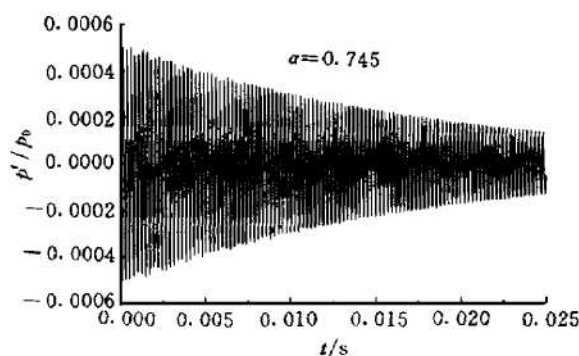


Fig. 6 Relative acoustic pressure vs. time

4.2 瑞利准则分析

瑞利准则说明, 燃烧室不稳定燃烧能否被驱动, 取决于释热过程与压力振荡之间的耦合, 若二者同相, 释热会激发不稳定燃烧, 反之, 释热过程则起阻尼作用。以圆柱形燃烧室内一维驻波波动过程的兴衰为例, 采用数值方法对此准则进行具体条件下的模拟验证, 设燃烧室内热源时空分布为驻波型:

$$S_h = A \cos(cx) \sin(\omega t + \varphi) \quad (4)$$

式中 A 为常数, 波数 c 、圆频率 ω 与室内驻波相对应。 φ 为与压力振荡的相位差。对不同热源相位下燃烧室压力振荡的发展进行了计算, 图 7 所示为不同 φ 值下的压力振荡衰减率 α 。由图可知, 当 φ 值处于约 $80^\circ \sim 280^\circ$ 时压力振荡是衰减的, 其余情况则振荡被增强, 这与瑞利准则相当吻合。由于存在一定的数值耗散, 故导致振荡衰减所处的相差区间略大于增强区间。

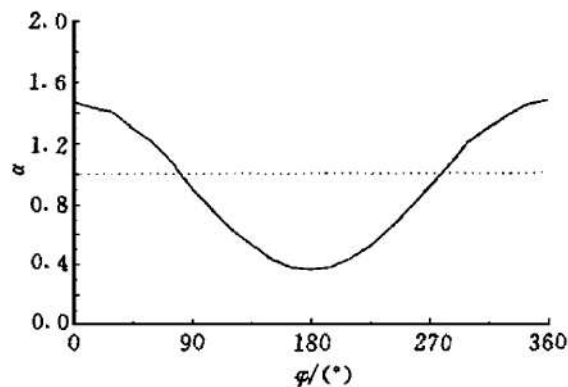


Fig. 7 Damping factor vs. phasic difference

5 结 论

通过本文的分析, 采用 CFD 方法直接求解流动控制方程来研究燃烧室声学过程是可行的, 但对算法与格式均有较高的要求; 谐振器、声腔与隔板的加入均可改变燃烧室的声学阻尼特性, 从而可起到抑制不稳定燃烧的作用。

参 考 文 献

- 1 哈杰 D T, 里尔登 F H 著. 液体推进剂火箭发动机不稳定燃烧. 朱宁昌, 张宝炯译. 北京: 国防工业出版社, 1980.
- 2 Yang V. Third-order nonlinear acoustic instabilities in combustion chambers, part II: transverse modes. AIAA 88-0152
- 3 Hersh A. Nonlinear behavior of helmholtz resonators. AIAA 90-4020
- 4 Priem R J. 3D rocket combustor acoustics model. AIAA 92-3228
- 5 Dubois I. Numerical analysis of liquid rocket engine combustion instability. AIAA 95-0607
- 6 Issa R I. Solution of the implicit discretized fluid flow equations by operator-splitting. J Comp Phys, 1986, 62: 40~65