

液体火箭发动机燃烧室声腔 建模方法研究^{*}

洪 鑫 程惠尔 陈 杰

(上海交通大学工程热物理与能源研究所, 上海, 200030)

摘 要: 基于数值模拟技术及有关振动理论, 提出了一种建立液体火箭发动机燃烧室声腔模型的方法。为验证方法的可行性, 建立了用于带声腔燃烧室全场数值模拟的分区解法, 利用这两种方法对同一过程进行的计算表明建模方法是可行的。

主题词: 液体推进剂火箭发动机, 燃烧室, 声学性质, 燃烧稳定性, 数值仿真, 分区解法⁺

分类号: V 434. 13

MODELING METHODS OF ACOUSTIC CAVITY IN COMBUSTION CHAMBER OF LIQUID ROCKET ENGINE

Hong Xin Cheng Huier Chen Jie

(Inst. of Thermophysics & Energy, Shanghai Jiao Tong Univ., Shanghai, 200030)

Abstract: Based on the numerical simulation technology and fundamental vibration theory, a preliminary study was carried out for the method of modeling the effect of acoustic cavity on combustion instability in the combustion chamber of liquid rocket engine. In order to validate the method, it also developed a zonal method for numerical simulation of combustion chamber with acoustic cavity. The computation results demonstrate that the modeling method of acoustic cavity proposed is feasible.

Subject terms: Liquid propellant rocket engine, Combustion chamber, Acoustic property, Combustion stability, Numerical simulation, Zonal method⁺

1 引 言

在中小推力液体火箭发动机中, 广泛应用声腔作为燃烧不稳定抑制装置^[1]。多年来理论上对声腔的研究主要可分为声学分析^[2,3]与为数极少的计算流体力学 (CFD) 模拟^[4,5]两大类。在声学分析方法中, 一般把燃烧室内部过程简化为一个纯声学过程来考察声腔的影响, 且大多仅涉及线性声学, 这与实际燃烧不稳定现象有很大的差异。在 CFD 模拟方法中, 受计算能力的限制, 通常是采用某种模型来考虑声腔对燃烧室内部过程的影响。然而在以往的研究中, 声腔模型大多是采用根据声学理论得到的简化解析模型。该种模型依然无法摆脱纯声学方法的局限性。

经计算实践, 本文在分析燃烧室声学过程^[6]的基础上, 提出一种基于数值模拟的声腔建模方法, 此外建立了有关方法对其作了验证。

* 收稿日期: 1998-12-25, 修回日期: 1999-03-02

2 声腔模型

采用声腔模型时, 声腔内气体流动对燃烧室燃烧过程的影响一般是通过在燃烧室控制方程中添加质量、动量与能量源项来考虑的。为了解在非稳态外部环境作用下声腔内部气体的运动特性, 需确定描述其运动的集总参数的运动控制方程。作为研究的起点, 本文采用与亥姆霍兹谐振器类似的处理方法, 把声腔内的气体视为一质量-弹簧-阻尼系统, 声腔出口附近气体的流动即视为该系统在外部策动力的作用下发生的强迫振动。设该质量-弹簧-阻尼系统的质量为 M , 弹簧的弹性系数为 K , 运动的阻尼系数为 R , 在外部策动力 p' 的作用下, 振子的运动方程为

$$\begin{cases} M dv/dt + R v + K x = p' \\ v = dx/dt \end{cases} \quad (1)$$

式中 v 和 x 为振子的振速与位移。上述常微分方程可采用数值方法求解。得到 v 与 t 的关系后, 即可根据质量、动量与能量的守恒关系确定燃烧室控制方程中的各声腔源项。

模型中涉及的振子系统的有关特性, 即振子质量 M 、弹性系数 K 及运动阻尼系数 R 按以下方法确定。设该质量-弹簧-阻尼系统所受外力 F_{ac} 随时间作简谐变化:

$$F_{ac} = F_A \cos \omega t \quad (2)$$

重新列写系统的运动方程为

$$M d^2x/dt^2 + R dx/dt + K x = F_A \cos \omega t \quad (3)$$

由振动基本理论可知该系统的稳态速度振幅为

$$v_A = \frac{F_A}{Z_{ac}} \quad (4)$$

式中 Z_{ac} 为系统阻抗, 其模为

$$Z_{ac} = \sqrt{R^2 + (\omega M - \frac{K}{\omega})^2} \quad (5)$$

由式 (4)、(5) 可知, 若能得到不同的圆频率 ω 下的 F_A-v_A 关系, 即可确定 M 、 K 及 R , 然后采用前述模型即可得到声腔各源项。

3 声腔内部流动数值模拟

为确定声腔内部流动对外部压力振荡的响应, 本文采用数值方法计算声腔内部非稳态流动过程。计算域为图1中所示的虚线区域, 由于是轴对称问题, 计算时取其一半即可。由于声腔为圆柱形, 故控制方程采用二维柱坐标形式的层流、单组分可压缩 N-S 方程组。

实际声腔内外流动处于复杂的湍流状态, 为考虑湍流的影响, 动量方程输运系数采用湍流粘性系数, 与此相应能量方程输运系数采用湍流导热系数, 具体数据根据有关燃烧室计算的结果确定。声腔内部稳态压力 $\bar{p}$ 、密度 $\bar{\rho}$ 、温度 T 及组分特性根据燃烧室计算结果确定。总之, 各参数的取值应尽量与实际燃烧过程相符。

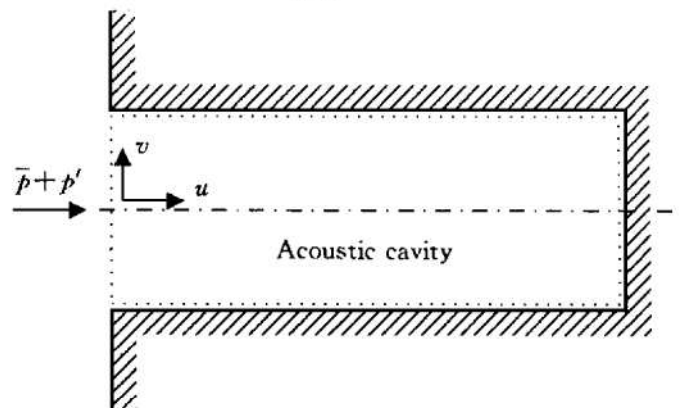


Fig. 1 Sketch of acoustic cavity

计算中令声腔外部压力脉动 p' 随时间作简谐变化:

$$p' = p'_A \cos \omega t \quad (6)$$

在简谐压力脉动的作用下, 声腔出口截面上的速度即作为系统的响应。由于速度分布是不均匀的, 故应对其作截面平均, 其均值即作为系统响应参数:

$$\bar{u} = \frac{1}{A} \iint_A u ds \quad (7)$$

计算得到不同的外部脉动压力圆频率 ω 下的 $p'_A \sim \bar{u}$ 关系后, 即可根据前述方法确定声腔模型的特征参数。

4 带声腔燃烧室全场分区解法

从数值计算的角度看, 声腔的形状相对比较简单, 因此可不用任何模型, 直接把声腔作为流场的一部分计算。但是由于声腔尺度与燃烧室相比较小, 为保证在声腔处有足够的网格分辨率, 若采用常规方法作全场计算, 将带来网格密度难以协调的问题。但是对于比较简单的流动问题, 分区解法^[7]为我们提供了一种很有希望的方法。分区解法的主要思想就是把复杂形状 (或同时包含不同流动特征) 的计算域划分为若干个形状简单 (或流动特征单一) 的子区域, 各子区域独立求解, 子区域间通过公共边界实现耦合。计算域经划分后, 计算便在各子区域上独立进行。对于每个子区域而言, 除了原先的物理边界外, 还增添了由于区域划分造成的子区间边界。分区解法要解决的一个主要问题, 就是对子区间边界的处理。

计算域划分为子区域1 (网格为实线) 与子区域2 (网格为虚线), 如图2所示。两个子区域之间有占 x 方向一个网格长度的重叠区 $ABDC$, 重叠区内分属两个子区域的网格在 x 方向的尺度须相同。在每个子区域上采用有限容积法求解控制方程时, 需知道控制容积各边界上的通量。因此在采用分区解法时, 需确定子区间边界 (子区域1中的 CD 边界, 子区域2中的 AB 边界) 上的通量。由物理规律可知, 在子区间边界上, 必须满足变量连续及通量守恒条件。在分区解法中, 当对某一子区域求解时, 认为其余子区域上的值是已知的, 因此子

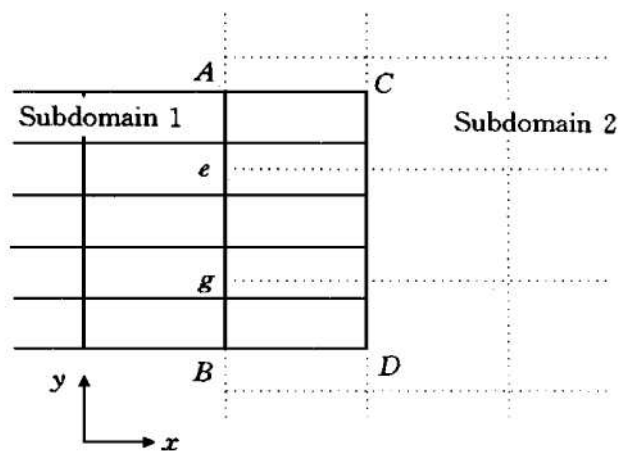


Fig. 2 Sketch of overlap grid in zonal method

区间边界上的未知通量可根据同一界面上的属于其余子区域的已知通量来获得, 此即网格重叠区内不同子区域间的数据传递。本文采用积分法实现网格重叠区内从细网格到粗网格的数据传递, 而从粗网格到细网格的数据传递则用插值法实现。下面以图2为例说明具体方法。

在子区域1中求解控制方程时, 需知道 CD 边上各网格边界的通量。首先, 根据已知的同一边界上子区域2的控制容积边界单位面积通量, 通过插值得到子区域1中 CD 边上各网格边界的单位面积通量; 其次, 根据通量守恒条件对其作调整:

$$\int_C^D f^1 dy^1 = \int_C^D f^2 dy^2 \quad (8)$$

式中 f^1, f^2 为分属于子区域 1, 2 的 CD 边上的单位面积通量, dy^1, dy^2 为相应的面积元。

在子区域2中求解控制方程时, 需知道 AB 边上各网格边界的通量, 其值通过对子区域1中

相应界面处的已知通量作积分获得, 以网格边界 eg 为例:

$$f^2 = \frac{1}{\Delta y^2} \int_e^f f^1 dy^1 \quad (9)$$

5 模型验证

为验证声腔模型的可行性, 本文对一安装有声腔的理想化的圆柱形封闭燃烧室进行了驻波场计算, 计算采用 PISO 算法。声腔安装在喷注面靠近室壁处, 沿周向共安装24个, 最外沿与室壁齐平。计算中采用两种方法处理声腔: 一是采用本文提出的声腔模型, 二是包括声腔在内作全场分区计算。

图3、4所示为燃烧室内一阶纵向压力驻波波峰的衰减情况, 其中图3为采用声腔模型得到的结果, 图4为包括声腔作全场分区计算得到的结果。图中 α 为每10周的压力脉动衰减率。由于发生不稳定燃烧时燃烧室脉动压力的量级已远远超出了线性声学的范围, 因此上述计算对象为大振幅波。由图可知, 两种方法计算得到的结果相差很小, 这说明本文的声腔集总参数模型能够合理地反映声腔对燃烧室非稳态过程的影响, 因此, 本文得到的声腔模型是可用于燃烧室非稳态过程计算的。

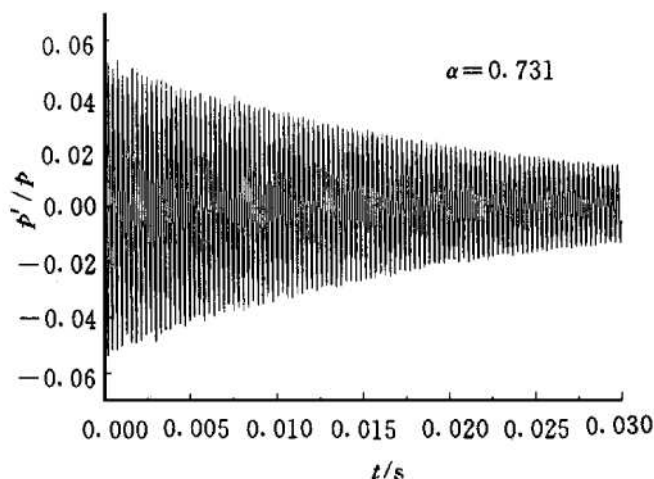


Fig. 3 Acoustic pressure history ($\alpha = 0.731$)

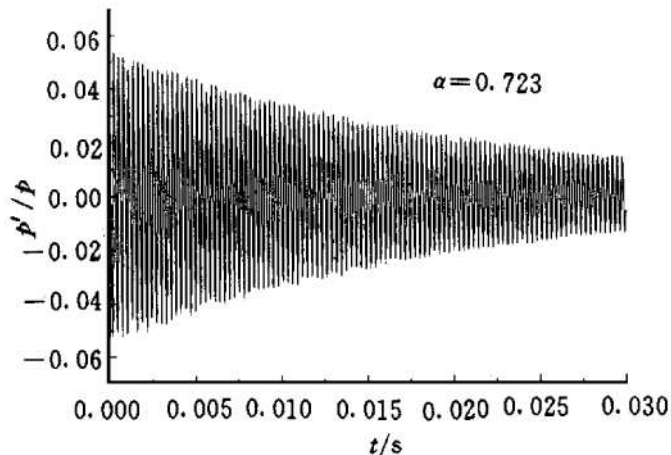


Fig. 4 Acoustic pressure history ($\alpha = 0.723$)

参 考 文 献

- 1 Combs L P. Liquid rocket engine combustion stabilization devices. NASA SP-8113, 1974.
- 2 Tang P K, Sirignano W A. Theoretical studies of a quarter-wave tube. AIAA 71-0087
- 3 Thomas L A, Charles E M. Combustion zone-acoustic cavity interaction in rocket combustors. J Propulsion and Power, 1994, 10 (2)
- 4 Habiballah M. High frequency combustion instabilities in liquid propellant rocket engines—a review of studies carried out at ONERA for the Ariane Launcher. AIAA 92-0774
- 5 Dubois I. Numerical analysis of liquid rocket engine combustion instability. AIAA 95-0607
- 6 洪 鑫, 程惠尔. 液体火箭发动机燃烧室波动过程数值分析. 推进技术, 1999, 20 (2)
- 7 Coelho P J, Carvalho M G. Application of a domain decomposition technique to the mathematical modelling of a utility boiler. Int J Numerical Methods in Engineering, 1993, 36