

基于非线性动力学的液体火箭发动机高频不稳定燃烧过程*

赵文涛¹ 庄逢辰²

(1. 国防科技大学计算机学院, 湖南长沙 410073 2. 总装备部装备指挥技术学院, 北京 101400)

摘要 采用非线性动力学方法对液体火箭发动机非线性高频燃烧不稳定工作过程进行了研究。气相控制方程组用欧拉坐标系下的 Navier-Stokes 方程组描述, 液相控制方程组在 Lagrangian 坐标系下进行描述, 气、液两相作用通过方程组的源项互相耦合。用高压蒸发理论对火箭发动机喷雾过程进行了描述。采用计算燃烧学的方法对发动机燃烧室内的湍流两相燃烧过程的稳定燃烧状态和高频不稳定燃烧现象进行了数值模拟。通过分析和讨论, 得出了火箭发动机高频不稳定燃烧过程的波动过程类似于奇异吸引子的结论。

关键词 奇异吸引子; 高频不稳定燃烧; 液体火箭发动机

中图分类号 :V434.11 **文献标识码** :A

High Frequency Combustion Instabilities in Liquid Rocket Engine Based on Nonlinear Dynamics

ZHAO Wen-tao¹ ZHUANG Feng-chen²

(1. College of Computer, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. Institute of Command and Technology of Equipment, Beijing 101400, China)

Abstract :The nonlinear high frequency combustion instability process in the liquid rocket engine is simulated with the method of nonlinear dynamics. The gas controlling Navier-Stokes equations are described under the Euler coordinate. The liquid phase controlling equations are described under the Lagrangian coordinate. The two-phase interactions of the gas and liquid are coupled through the sources of equations. The spray process in the rocket engine is described with the theory of high pressure e-vaporation. The two phase turbulent combustion steady process and high combustion instability in the liquid rocket engine are simulated with the method of computational combustion dynamics. The conclusion is drawn that the high frequency combustion instability in the liquid rocket engine is similar to the strange attractor which looks like Lorenz attractor.

Key words :strange attractor; high frequency combustion instability; liquid rocket engine

火箭发动机是载人航天、空间运输以及战略导弹的最主要的动力系统, 几乎在每一种火箭发动机的研制过程中, 都会遇到不稳定燃烧问题^[1,2], 当发生非线性不稳定燃烧时, 燃烧室内的压力振荡频率可从几十赫兹到几万赫兹, 振幅为稳态室压的 10%~1000%, 燃气传到室壁的热流增大, 使发动机在几分之一秒内就被烧坏, 高幅值的压力振荡甚至会导致发动机爆炸。为使火箭发动机能正常工作, 各国的科研工作者采用了各种阻振措施, 如隔板、声腔、声槽等, 并提出了成百上千种设计准则。从 1993 年开始, 国际上每两年召开一次火箭发动机不稳定燃烧会议, 以探讨和交流各航天大国在不稳定燃烧研究方面取得的进展。美国为“阿波罗”载人登月工程而研制的主发动机喷注器耗费了大量的资金, 历时达十余年, 前苏联用于“和平”号空间站往返运输物资的火箭发动机也是花费了大量的时间和资金克服了不稳定燃烧问题, 从而达到了非常高的可靠性, 该发动机成功地执行了 2000 多次的发射任务。我国在火箭发动机稳态燃烧和非线性不稳定燃烧的理论、模型及数值仿真方面作了系统的研究, 在很宽广的工作范围内(包括亚临界和超临界)对所有实际推进剂组合(冷冻、烃和自然推进剂)都进行了系统的讨论。目前, 国内外在三组元和完全可重复使用等新型火箭发动机方面开展了大量的理论和试验工作, 并取得了阶段性的成果, 但是对火箭发动机不稳定燃烧机理的研究还停滞不前。本文采用非线性动力学的方法

* 收稿日期: 2003-03-18

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(50176054)

作者简介: 赵文涛(1969—), 男, 副教授, 博士后。

对火箭发动机高频不稳定燃烧现象进行了分析,从一个新的角度分析了不稳定燃烧流场的变化规律。

1 控制方程

气相控制方程组:

气相方程组用带有化学反应源项的 Reynolds 时均的 Navier-Stokes 方程组来描述,矢量形式的三维控制方程组如下:

$$\frac{\partial \mathbf{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{E}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial z} = \mathbf{H} \quad (1)$$

上式中 \mathbf{H} 是源项, \mathbf{Q} 、 \mathbf{E} 、 \mathbf{F} 、 \mathbf{G} 和 \mathbf{H} 的表达式参见文献 [4]。

2 高压蒸发理论

现代的液体火箭发动机的燃烧室压力都很高,在高压下,液体和气体的密度趋于同一量级,不能采用准定常假设,当燃烧室压力高于液滴的临界压力时,液滴预热到平衡温度所占的时间增加,液滴基本上处于非定常的加热过程,同时,液滴温度可能接近、等于甚至超过临界温度,这时液滴的蒸发潜热趋近或等于零,如果按常压下得出的公式计算,蒸发速度将变为无穷大,这显然是不正确的。本文采用的模型既考虑了实际气体效应,又考虑了液滴的界面内移,还考虑了液滴密度的变化。假定液滴为球形,蒸发过程是球对称进行的,气相过程为准定常,液滴内部具有均匀的物理状态,强迫对流的影响用相当的薄膜理论考虑。不考虑辐射换热和传热传质的相互影响,燃烧火焰峰为几何表面,液滴在强迫对流的情性介质中蒸发以及考虑界面移动。

3 不稳定燃烧模型

本文采用 Priem 的双参数不稳定燃烧模型,其数学表达式如下:

$$\rho u'_i = \alpha_s \frac{\bar{\rho} u_i}{\bar{p}} p' + \beta_s \frac{\bar{\rho} u_i L}{\bar{p} \bar{a}} \frac{\partial p'}{\partial t} \quad (2)$$

$$\dot{m}' = \alpha_v \frac{\bar{m}}{\bar{p}} p' + \beta_v \frac{\bar{m} L}{\bar{p} \bar{a}} \frac{\partial p'}{\partial t} \quad (3)$$

上式中 $\rho u'_i$ 是单位面积上质量生成速率的脉动值, \dot{m}' 是单位体积内质量源项的脉动值。 \bar{p} 、 \bar{a} 和 L 分别代表稳态燃烧时的燃气压力、声速和燃烧室的长度, α_s 、 β_s 、 α_v 、 β_v 为给定的燃烧室状态的函数^[2]。

4 数值方法

自 MacCormack 提出显式预测校正格式以来,已经发展了多种差分格式,在激波的捕捉、内流和外流的数值模拟、单相流、多相反应流以及超燃等方面都得到了成功的应用,并且能灵活地适用于处理滑壁、非滑壁、等温壁和绝热壁等各种可能的边界条件。本文在研究火箭发动机非线性高频不稳定燃烧现象时,采用时间和空间均为两阶精度的这种计算格式。

5 非线性动力学分析方法

真实的自然界发生的过程存在着强烈的非线性相互作用。目前,美国的 Los Alamos 非线性研究中心、日本的东京大学以及德、英、法等国的科研院所在非线性动力学的研究方面开展了深入细致的研究^[5]。本文在分析 Lorenz 吸引子的基础上,对火箭发动机的类似非线性波动现象进行了研究。研究 Lorenz 吸引子的控制方程如下:

$$\frac{dx}{dt} = 10y - 10x \quad (4)$$

$$\frac{dy}{dt} = rx - y - xz \quad (5)$$

$$\frac{dz}{dt} = xy - \frac{8}{3}z \quad (6)$$

以上三个方程是 Lorenz 在研究数值天气预报对初值的敏感反应以及流体对流不稳定时所推导得到的,他的研究为非线性动力学的发展奠定了基础,其相关工作包括非线性科学的机理研究以及数值天气预报中的集合预报研究等。方程中的参数 x 、 y 和 z 分别代表流体的两个方向速度和温度,计算中 r 取值的不同可使物理参数的变化趋于平凡解和非周期解。

6 计算结果和讨论

图 1 是火箭发动机内部稳态燃烧过程混合气体温度的分布情况, X 轴为燃烧室的轴向方向, Y 轴是径向方向。由图可以看出在燃烧室喷注面附近燃气温度急剧升高,这是由于喷注面附近存在着复杂推进剂喷射、雾化、混合、蒸发和燃烧过程;在燃烧室圆柱段后部,燃气温度趋于最大值;从拉瓦尔喷管入口到出口,燃气温度又急剧下降。

模拟出发动机稳态燃烧过程后,加入不稳定燃烧模型,就可以对火箭发动机燃烧稳定性进行分析。图 2 是火箭发动机燃烧室出现自激不稳定燃烧时相对压力随时间的变化情况,由图可以看出,在自激不稳定燃烧的最初发展阶段,通过数值模拟可以看出燃烧室内的压力波动出现随机的波动现象,这与实际热试车所观察到的现象相同,随着时间的推移,压力波动的幅度迅速增加,然后维持高振幅的压力振荡,数值模拟的结果与实际热试车的现象相同。

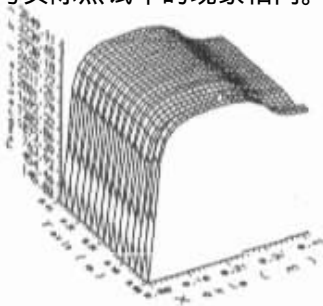


图 1 发动机稳态工作时温度分布图
Fig.1 Steady temperature profile in rocket

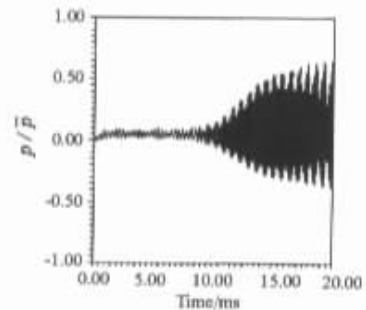


图 2 自激不稳定燃烧的压力波动图
Fig.2 Pressure oscillation profile of spontaneous instability

发动机燃烧室内出现不稳定燃烧现象时,由于燃烧室内部的压力、温度、密度、混合气体速度以及喷雾液滴的速度之间存在强烈的非线性作用,使得流场参数出现高幅值、高频率的振荡情况。但是这些高频振荡的流场参数不是毫无规律地波动,通过对模拟结果进行快速傅立叶分析可以看出,发动机燃烧室内部的自激振荡流场是由不同频率的波动耦合而成的。本文采用非线性动力学的方法对高频自激振荡燃烧进行了系统分析,发现火箭发动机出现不稳定燃烧时,其非线性的流场波动与 Lorenz 吸引子类似,并且有自己独特的结构。

图 3 是 Lorenz 在研究两个平行平面之间流体对流不稳定时流场参数的变化情况, x 轴、 y 轴和 z 轴分别代表流体的两个方向速度和温度,计算中取 r 的值为 28,这时 Lorenz 系统对初值非常敏感,随着时间的推移,由流场参数构成的点集呈现出非周期的状态,由这些点集构成的曲线形成一个曲面,这个曲面由两个各自围绕一个不动点的片构成,图中参数点的运动规律是在一个片中由外向内到达中心点附近后再转到另一片的外层,然后围绕另一个吸引子运动,当接近吸引子时又随机地返回。

图 4 是液体火箭发动机出现高频不稳定燃烧时燃烧室压力、混气温度和密度相对于稳态值的变化情况,由图可以看出在压力、温度和密度所构成的相空间内,物理参数的变化围绕在稳态吸引子附近,主运动轨迹呈现螺旋状,在主螺旋轨迹之间还有次运动轨迹,这些运动轨迹在空间构成一个近似圆形的面,面外围的物理参数值的运动轨迹呈现混沌状态。

7 结论

用非线性动力学的分析方法对液体火箭发动机非线性高频不稳定燃烧现象进行了研究,编制了液体火箭发动机内部喷雾两相燃烧过程的多维数值模拟程序,通过分析和讨论,可以得出以下结论:

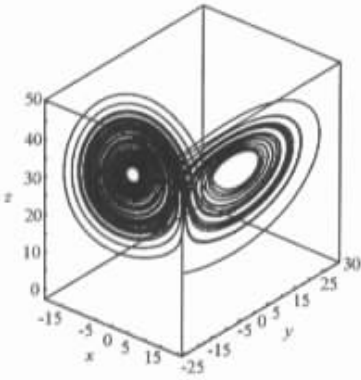


图3 Lorenz吸引子
Fig.3 Lorenz attractors

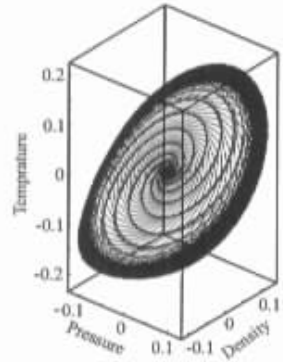


图4 高频燃烧参数波动
Fig.4 High frequency combustion
fields oscillation

(1)采用非线性动力学的方法对液体火箭发动机非线性燃烧稳定性进行了数值模拟,在计算燃烧学和计算流体力学的基础上分析了不稳定燃烧过程的机理问题。

(2)本文采用的不稳定性燃烧模型反映了燃烧室内湍流燃烧机理,可以对燃烧室不稳定过程进行计算机仿真。

(3)通过对 Lorenz 吸引子和火箭发动机非线性高频不稳定燃烧流场的波动的比较研究,可以看出非周期解和不稳定燃烧过程的物理参数的振荡情况类似。

(4)火箭发动机不稳定燃烧过程是一个强烈的非线性动力学过程,通过本文的分析和讨论,可以得出火箭发动机非线性高频不稳定燃烧过程的波动过程类似于吸引子的结论。

参 考 文 献 :

- [1] Crocco L, Cheng S I. Theory of Combustion Instability in Liquid Propellant Rocket Motors[M]. AGARDograph NO. 8, Butterworths Sci. Pub. Ltd., London, 1956.
- [2] Vigor Yang, Anderson W. Liquid Rocket Engine Combustion Instability[M]. Progress in Astronautics and Aeronautics, 1995, 169.
- [3] Larroche E, Habiballah M, Kuentamann P. Numerical Analysis of Liquid Rocket Combustion Instability, Preliminary 3D Acoustic Calculations[C]. AIAA 2000-3497, 2000.
- [4] Uenishi K, Rogers R C, Northam G B. Three Dimensional Computations of Transverse Hydrogen Jet Combustion in a Supersonic Airstream[C]. AIAA87-0089, 1987.
- [5] Daily J W. Cycle-to-cycle Variations: A Chaotic Process? [J]. Combustion Science and Technology, 1988, 57: 149-162.

