

固体火箭发动机结构轴向振动对内弹道影响*

孟 伟, 鲍福廷, 李 亮

(西北工业大学, 西安 710072)

摘 要:文中研究了固体发动机结构的轴向振动对燃烧室内弹道性能的影响。在一维非定常内弹道方程中, 考虑了结构轴向振动及侵蚀燃烧的影响。在给定强迫振动模型的情况下对不同频率的轴向振动的内弹道方程进行了数值模拟。结果表明发动机轴向振动对燃烧室内弹道有着显著的影响。

关键词:固体火箭发动机; 轴向振动; 内弹道

中图分类号:V435 **文献标志码:**A

The Influence of Structural Axial Vibration on Solid Rocket Internal Ballistics

MENG Wei, BAO Fu-ting, LI Liang

(Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The influence of structure axial vibration on the internal ballistics of solid rocket motor was investigated. With considering the effect of structural axial vibration and erosive burning, the one-dimensional conservation equations were used to compute internal ballistics of solid rocket motor. Given the forced vibration model, the internal ballistics that considered effect of different frequency axial vibration were modelled. The results proved that axial vibration of the motor have obvious influence on internal ballistics of solid rocket motor.

Key words: solid rocket motor; axial vibration; internal ballistics

1 引言

固体火箭发动机在某些环境下, 比如发动机工作中产生的碎片(如点火器碎片、包覆片等)通过喉部、不稳定燃烧试验中加入的压强脉冲都会诱发结构振动。剧烈的结构振动会影响发动机的正常工作。近十几年来, 国外学者对结构振动对发动机工作过程的影响做了大量的研究, 考虑轴向振动的固体火箭发动机内弹道性能计算就是其中的一个重点研究方向^[1-3]。国内学者虽然对发动机内弹道流场进行了大量研究, 但是还没有对结构振动和发动机内流场的仿真进行过深入的理论研究, 无法对现实中多次出现的固体火箭发动机工作过程中剧烈的内弹道压力振荡乃至于爆炸加以说明。文中在已有的研究工作基础上, 对管型装药发动机轴向振动与内弹道进行研究。建立了考虑轴向振动加速度、侵蚀燃烧

等因素影响的一维非定常内弹道方程。运用有限差分方法模拟了不同频率下的燃烧室压强变化趋势。

2 一维非定常内弹道方程

文中模拟的发动机采用管型装药, 如图 1 所示。假设发动机受到刚性的轴向振动时, 燃气在喷管喉部仍能达到音速。超音速喷管下游的振动扰动不会影响上游压强的传播, 因此燃烧室可视为密闭的腔体。在这一腔体里面, 轴向振动引起的压力振荡可传播与发展。

在固体发动机燃烧室中, 在传统的考虑侧面加质的一维纯气相非定常流动内弹道方程中, 引入结构轴向振动对内弹道的影响项, 则新的质量守恒方程、动量守恒方程、能量守恒方程可以分别描述为^[3]:

* 收稿日期: 2006-09-18; 修回日期: 2007-01-12

作者简介: 孟伟(1981-), 男, 江苏徐州人, 硕士研究生, 研究方向: 固体火箭发动机工作过程仿真。

$$\frac{\partial p}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u)}{\partial x} = -\frac{\rho u}{A} \frac{\partial A}{\partial x} - \frac{\rho r_{bs}}{A \cos \theta} + \frac{\rho_T r_{bs}}{A \cos \theta} \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial \rho u}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u^2 + p)}{\partial x} &= -\frac{\rho u^2}{A} \frac{\partial A}{\partial x} - \frac{\rho r_{bs}}{A \cos \theta} + \\ &\quad \frac{(\rho_T r_{bs})^2}{\rho A} \tan \theta - \rho a_i \\ \frac{\partial \rho E}{\partial t} + \frac{\partial[(\rho E + p)u]}{\partial x} &= -\frac{(\rho E + p)u}{A} \frac{\partial A}{\partial x} - \\ &\quad \frac{\rho E r_{bs}}{A \cos \theta} + \frac{\rho_T r_{bs}}{A \cos \theta} h_p - \rho u a_i \end{aligned}$$

式中: x 为从燃烧室头部开始沿轴向的位移, p 为燃气的压强, ρ 为燃气的密度, u 为燃气的流速, ρ_T 为固体推进剂的密度, S 为药柱的燃烧周界, A 为药柱通道的通气截面积, E 为燃气的内能, h_p 为单位质量推进剂的焓值, θ 为燃面与 x 轴的夹角, k 为比热比, a_i 为结构轴向振动产生的加速度, 作为线性体积力项和能量贡献项分别出现在动量方程和能量方程中, r_b 为固体推进剂的侵蚀燃速。

在式(1)中考虑两个因素对内弹道的影响: 一是在内弹道方程源项中的轴向振动加

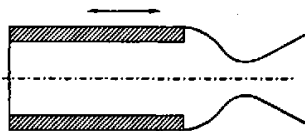


图1 轴向振动的圆柱型装药固体火箭发动机

速度项, 体现了轴向振动的影响; 二是在考虑发动机侵蚀燃烧的影响。文中采用了二阶精度的麦考迈克格式对式(1)进行求解。

3 推进剂侵蚀燃速模型

文中引入 D. R. Greatrix 和 Gortlieb 提出的一种侵蚀燃速模型^[4]。该模型基于中心气流传热假设, 综合考虑了燃烧室压强、燃烧温度、雷诺数、推进剂表面粗糙度等因素的影响。假设 r_0 为压力决定的基本燃速, 则推进剂总燃速 r_b 计算如下:

$$r_b = r_0 + \frac{h(T_f - T_i)}{\rho_T C_s (T_i - T_i) - \rho_T \Delta H_i} \quad (2)$$

式中: $h = \frac{\rho_T r_b C_p}{\exp(\rho_T r_b C_p / h^*)} - 1$;

$$h^* = \frac{k}{d} Re_d P_r^{1/3} \frac{f}{8};$$

$$f^{-1/2} = -2 \log_{10} \left[\frac{2.51}{f^{1/2} Re_d} + \frac{\epsilon/d}{3.7} \right];$$

$Re_d = \rho |u| d / \mu$; h 为传热系数, h^* 为无燃气喷射情况下的传热系数, f 为达西摩擦因子, T_f 为火焰锋面温度, T_i 为推进剂燃烧表面温度, T_i 为推进剂的初温, C_s 为推进剂比热, C_p 为燃气比热, ΔH_i 为推进剂表面的净反应热(文中取为 0), k 为气体热导率, d 为水力直径, P_r 为普朗特数, Re_d 为雷诺数, μ 为气体粘性系数, ϵ 为推进剂表面粗糙度。

式(2)为隐式格式, 通常需要迭代求解。

4 强迫轴向振动模型

发动机自由轴向振动模型受到燃烧室压强、推进剂燃烧、通气面积等因素的影响, 研究起来比较复杂。强迫轴向振动模型可以提供研究需要的振动位移及频率, 方便了数值模拟。当发动机的振动为正弦波曲线时, 位移函数、加速度函数如下:

$$x(t) = x_0 \sin(2\pi f t) \quad (3)$$

$$a(t) = -4\pi^2 f^2 x_0 \sin(2\pi f t) \quad (4)$$

式中: x_0 为轴向最大位移, f 为发动机的振动频率。

5 算例计算

前面几节分别介绍了内弹道方程, 侵蚀燃速方程和轴向振动方程。文中模拟的发动机在稳定状态下的工作压强约为 10.4 MPa, 主要计算参数见表 1。发动机燃烧室内腔体的固有振动频率约为 720 Hz。主要研究在中频率范围内的结构振动对发动机燃烧室压强波动的影响, 在以下的研究中保持振动位移 x_0 不变, 均为 3 mm。在发动机稳定工作后, 加入轴向振动, 对燃烧室的压强变化趋势进行模拟。

表 1 发动机主要参数表

参数名	数值	参数名	数值
燃烧室长度 L	0.78 m	推进剂燃烧温度 T_f	3240 K
推进剂初始半径 a	0.065 m	推进剂初温 T_i	293 K
喷管喉部半径 d_t	0.0164 m	推进剂密度 ρ_T	1750 kg/m ³
推进剂组分 Al	0%	气体常数 R	320 J/kg·K
推进剂燃速 r_0	8.0×10^{-5} m/s	燃气比热比	1.2

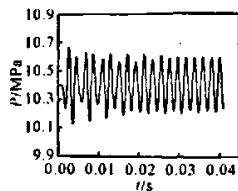


图 2 频率为 480Hz

正弦轴向振动

下的燃烧室的

压强时间曲线

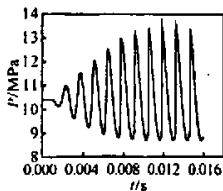


图 3 频率为 720Hz

正弦轴向振动

下的燃烧室的

压强时间曲线

表 2 振动频率与燃烧室压强振幅对应表

振动频率(Hz)	360	480	600	720	840	960
压强振幅(MPa)	0.2	0.38	1.7	4.4	4.5	4.6

图 2 给出了频率为 480Hz 正弦轴向振动下的燃烧室压强时间曲线。从图中可以看出由于正弦振动的引入,燃烧室压强经过震荡后,振幅趋于稳定,幅值约为 0.38MPa。燃烧室平均压强有一定的升高。图 3 表示发动机在频率为 720Hz 振动下的燃烧室压强呈 N 型的变化趋势,与文献[5]中描述的相同。燃烧室压强经过数次剧烈的振荡后,压强振幅趋于稳定,幅值约为 4.4MPa。同时,燃烧室的平均压强也有较大幅度的升高,达到了 11MPa 左右。

表 2 还给出了其他频率下的燃烧室压强振幅。振动频率为 840Hz 与 960Hz 时,压强曲线和 720Hz 频率下的压强曲线相似,只是压强振幅有轻微增加,已经不像较低频率下的压强振幅随振动频率的变化明显。

6 结论

文中的研究表明,由于结构轴向振动的影

响,会促使燃烧室平均压强上升。在较宽的振动频率范围,结构振动引起很大的压强波动,会使内弹道性能变坏,导致发动机工作的失败。研究还表明,在中频范围内,当振动频率低于燃烧室固有振动频率时,随着振动频率的升高,燃烧室的压强振幅的增大非常明显;当振动频率高于燃烧室固有频率时,随着振动频率的升高,燃烧室压强振幅略有增大。文中的研究不仅可为自由轴向振动与燃烧室内弹道的研究提供参考,还可以为发动机的安全设计提供依据。

参考文献:

- [1] E Osborne, R Light. Solid rocket motor random vibration [A]. 37th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference[C]. July 2001.1-8.
- [2] D R Greatrix. Combined structural oscillation effects on solid rocket internal ballistics[A]. 35th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit[C]. June 1999.1-10.
- [3] Sonny Loncaric, David R Greatrix, Zouheir Fawaz. Star-grain rocket motor nonsteady internal ballistics[J]. Aerospace Science and Technology. 2004.8: 47-55.
- [4] D R Greatrix, J J Gottlieb. Erosive burning model for composite-propellant rocket motors with large length-to-diameter ratios [J]. Canadian Aeronautics and Space Journal, September, 1987, 33: 133-142.
- [5] D R Greatrix. Structural vibration and solid rocket combustion instability [J]. Canadian Aeronautics and Space Journal. 1998.44(3): 9-24.
- [6] 胡春波,孙得川. 火箭发动机内流场数值分析基础 [M]. 西安:西北工业大学, 2003.