

MMH/ NTO 火箭发动机燃烧动态稳定性数值评定^{*}

庄逢辰¹, 张中光², 聂万胜¹, 邹 勤¹

(1. 装备指挥技术学院, 北京 101400; 2. 上海动力机械研究所, 上海 200233)

摘 要: 应用脉冲枪不稳定燃烧模型对有/ 无声腔的 MMH/ NTO 火箭发动机的燃烧稳定性进行了数值模拟, 比较了 3 台 MMH/ NTO 发动机的燃烧动态稳定性, 计算与发动机的试车结果一致。

关键词: 流动推进剂火箭发动机; 燃烧稳定性; 脉冲枪模型; 数值仿真; 数值分析

中图分类号: V434. 13 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2001) 02-0155-03

Numerical assessment of MMH/ NTO rocket engine combustion instability

ZHUANG Feng-chen¹, ZHANG Zhong-guang², NIE Wan-sheng¹, ZOU Qin¹

(1. Inst. of Equipment Command and Technology, Beijing 101400, China;

2. Shanghai Inst. of Power Machinery, Shanghai 200233, China)

Abstract: A given MMH/ NTO rocket engine combustion stability with/ without acoustic cavities was numerically simulated by pulse gun combustion instability model. Three MMH/ NTO rocket engines combustion dynamic stabilities were compared and assessed. Numerical simulation and assessment results are agreeable with the engine hot test data.

Key words: Liquid propellant rocket engine; Combustion stability; Pulse gun model; Numerical simulation; Numerical analysis

1 引 言

几乎在每台火箭发动机, 特别是在诸如 MMH/ NTO 和 UDMH/ NTO 等自燃推进剂火箭发动机的研制过程中都会碰到高频不稳定燃烧问题。20 世纪 90 年代以来, 计算流体动力学和计算燃烧学有了很大的发展, 并开始应用于液体火箭发动机燃烧稳定性分析^[1]。文献[2]应用这种方法对氢氧发动机和液氧甲烷发动机的燃烧稳定性进行了分析。文献[3, 4]将此方法推广到自燃推进剂火箭发动机, 考虑了自燃推进剂燃烧的特点, 并在综合模型中引入了声腔模型, 采用随机扰动不稳定燃烧模型对有/ 无声腔装置时的 MMH/ NTO 火箭发动机的自发不稳定燃烧进行了数值模拟。但工程上更关心发动机的燃烧动态稳定性。本文在此基础上, 根据发动机研制工作需要, 采用脉冲枪不稳定燃烧模型, 对有/ 无声腔时的 MMH/ NTO 火箭发动机的燃烧动态稳定性进行了数值模拟分析

和评定, 比较了 3 台 MMH/ NTO 发动机的燃烧动态稳定性, 计算结果与发动机的试车一致。

2 控制方程

两相化学反应流的控制方程由气相欧拉方程和液相拉格朗日方程组成。在轴对称坐标系中的气相时均 N-S 方程和液滴动量方程已有通用化表达式, 具体可见文献[2~ 5]。

3 物理模型

文献[5]已给出自燃推进剂火箭发动机稳态燃烧过程的各个子模型, 其中包括液雾分布模型、离散液滴模型、 $k-\epsilon$ 双方程湍流模型、EBU 模型、MMH/ NTO 液相反应模型、蒸发/ 分解/ 离解模型、一步总体化学反应模型。在数值模拟不稳定燃烧时, 还必须引入不稳定燃烧模型。根据工程上常用的燃烧稳定性试验方法, 有两种不稳定燃烧模型: 随机扰动模型和脉冲枪模型。随机扰动模型相应于工程上的自发不稳定

^{*} 收稿日期: 2000-07-04; 修订日期: 2000-09-18。基金项目: 国家“八六三”基金资助项目。获奖情况: 全军科技进步二等奖。

作者简介: 庄逢辰 (1932—), 男, 教授, 博士生导师, 研究领域为航空宇航推进理论与工程, 工程热物理。

燃烧评定方法,直接模拟稳态燃烧时存在的随机扰动,因而随机扰动值可根据稳态燃烧过程计算求得。脉冲枪模型是模拟燃烧动态稳定性试验时的情况。用脉冲枪评定液体火箭发动机燃烧动态稳定性时,常将脉冲枪装在燃烧室的关键位置上定时引爆,而形成一定的局部压力脉冲,其值可用下式表示:

$$p'(x, y, z) = \bar{p}(x, y, z) [\alpha_p \sin(\beta_1 x + \beta_2) \sin(\gamma_1 y + \gamma_2) \sin(\delta_1 z + \delta_2)]$$

式中 α_p 为过压系数,系脉冲压力与燃烧室稳态压力之比,它与装药量有关,可根据脉冲枪产生的实际压力脉冲峰值设置, β , γ , δ 的取值与压力脉冲的分布有关。当需要评定一台火箭发动机的燃烧动态稳定性时,应采用脉冲枪模型模拟燃烧稳定性试车过程。对于一定强度的脉冲压力扰动,如果计算中发现,该扰动不断衰减直至消失,则可认为,发动机在该扰动下是稳定的,如果该扰动不断放大,则认为发动机在该扰动下是不稳定的。因而根据不同强度脉冲压力扰动计算的结果,就可以评定和比较不同发动机的燃烧稳定性程度。

4 计算结果和讨论

应用上述模型和文献[3~5]中的数值计算方法对给定设计参数的 2 500 N, 150 N 和 25 N 3 台 MMH/NTO 火箭发动机的燃烧稳定性进行了数值模拟评定。图 1 为应用 $\alpha_p = 250\%$ 的脉冲枪模型对无声腔的 2 500 N 发动机计算的结果,提示该发动机的燃烧动态稳定性不好,试车证实了这种情况,出现 80 g 以上

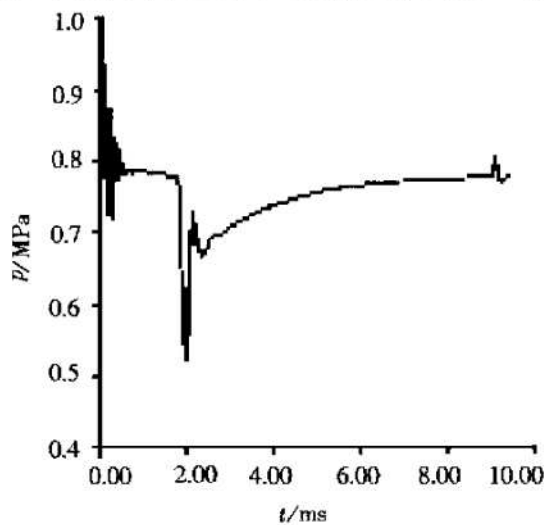


Fig. 1 Pressure evolution vs time without acoustic cavity(2 500N, $\alpha_p = 250\%$)

的超常振动综合加速度和 39 g 的突出频率为 6768 Hz 的分频加速度,其值与理论计算的一次切向高频不稳定燃烧的频率值非常接近,推力室喉部几秒钟即烧穿,不得不紧急关机。为此在改进设计中采用了 $f = 6\,280$ Hz 的四分之一波长管声腔,声腔相对开口面积为 12.5%。图 2 为加了声腔后的情况,脉冲压力在 4 ms 内即被阻尼,显示了声腔对改善燃烧动态稳定性的作用。试车结果证实,这时燃烧室振动综合加速度从无声腔装置时的 80 g 以上降至 2~4 g,相应的一次切向振荡突出频率消失。图 3 和 4 为应用脉冲枪模型对 150 N 和 25 N 发动机(均无声腔)的燃烧动态稳定性计算的结果。由图可知,150 N 发动机受到脉冲峰值 $\alpha_p = 250\%$ 的扰动时,阻尼时间不到 4 ms 燃烧室压力就趋于稳定,而 25 N 发动机甚至受到脉冲峰值为 $\alpha_p = 450\%$ 的扰动时,1 ms 内燃烧就达到稳定。这说明,3 台发动机的燃烧动态稳定性排序依次为 25 N 发动机,150 N 发动机,2 500 N 发动机。现设计的前两台发动机的燃烧动态稳定性很好,可以不用声腔,而 2 500 N 发动机必须要有相应的声腔设计才能有较好的燃烧动态稳定性,热试车结果证明了这点。

5 结 论

本文采用脉冲枪不稳定燃烧模型对有声腔的 3 台 MMH/NTO 火箭发动机的燃烧动态稳定性进行了数值模拟和比较,计算结果与发动机热试车数据一致,说明了所提模型和方法的可用性。利用本文方法可以减少试车次数,为设计和试验工作提供分析依据。

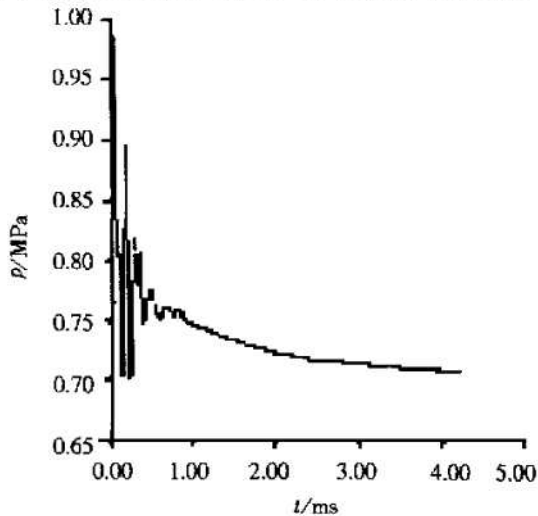


Fig. 2 Pressure evolution vs time with acoustic cavity(2 500N, $\alpha_p = 250\%$)

3.4 推进剂药浆工艺性能

高燃速推进剂研制中遇到的首要问题是工艺, 尽管本配方具有诸多对工艺不利的因素, 如细 AP 含量和含铁燃速催化剂的含量均较高, 但由于采用了反应活性较低的 IPDI 固化剂, 特别是加入了高效工艺助剂 YZ, 即使取消了稀释剂苯乙烯, 推进剂药浆仍具有良好的流变特性, 表 4 是采用哈克粘度计测定了药浆的粘度及屈服值。由此可见, 丁羟高燃速推进剂药浆的粘度、屈服值较低且增长速度慢, 可以满足长径比较大、药型复杂的发动机装药要求。

Table 4 Viscosities of propellant slurry(50℃)

t_h	1	2	3	4	5
$\eta/(\text{Pa}\cdot\text{s})$	420.0	415.5	403.1	420.7	452.4
τ_y/Pa	31.3	34.1	38.2	48.8	51.8

4 结 论

(1) 在丁羟高燃速推进剂中, 细 AP 含量减少、增塑剂含量增加, 特别是键合剂 LW1 的使用都能改善丁羟高燃速推进剂-55℃低温伸长率。

(2) 所研制的丁羟高燃速推进剂配方综合性能优良、重复性好, 在 10 MPa 压强下燃速可高达 50 mm/s 以上, 压强指数为 0.35 左右; 推进剂 70℃下的 σ_m 大于 0.5 MPa, 25℃、70℃下的 ϵ_m 均高于 45%, -55℃的 ϵ_m 可达到 30% 以上; 推进剂的能量和密度较高, 实测比冲为 2.491 kN·s/kg, 实测密度为 $1.790 \times 10^3 \text{ kg/m}^3$; 推进剂药浆流变性能好, 使用期长, 足以满足各种复杂药型发动机装药要求。

参考文献:

[1] 谈景煜. 高燃速丁羟推进剂配方研究[J]. 固体火箭技术, 1993(3): 59~64.

[2] 王德美. 战术攻击导弹发动机用丁羟推进剂配方研究[J]. 含能材料, 1995, 3(2): 20~25.

[3] 王景林. 高燃速丁羟复合固体推进剂的研究[C]. 航天与导弹动力装置联合会议, 1988.

[4] McGee, L R, et al. Development of HTPB propellants for the SRAM motor[R]. AIAA78~173.

(编辑: 龚士杰)

(上接第 156 页)

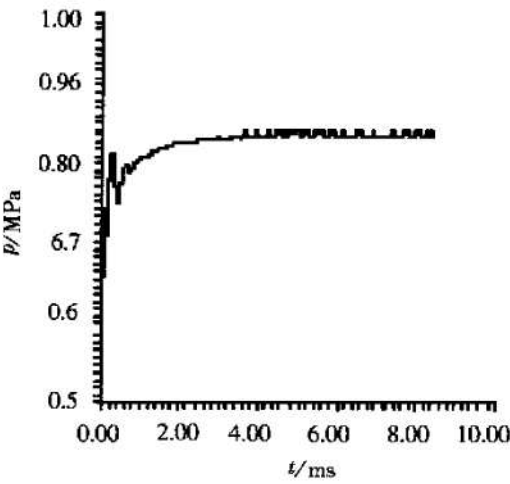


Fig. 3 Pressure evolution vs time without acoustic cavity(150N, $\alpha_p=250\%$)

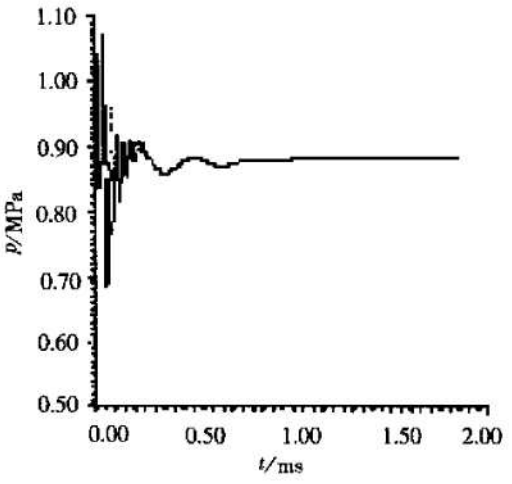


Fig. 4 Pressure evolution vs time without acoustic cavity(25N, $\alpha_p=450\%$)

参考文献:

[1] Yang V, Anderson W. Liquid rocket combustion instability[M]. Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 169 Washington: AIAA, 1995.

[2] Zhuang Fengchen, Liu Weidong, Zhao Wentao. Liquid rocket combustion instability analysis methodology-method and representative examples[R]. AIAA 98-3690.

[3] Zhuang Fengchen, Nie Wansheng, Zou Qin. Numerical simulation of MMH/NTO rocket engine combustion instability[R]. AIAA 99-2779.

[4] 聂万胜, 庄逢辰. 自燃推进剂火箭发动机燃烧不稳定性研究[J]. 推进技术, 2000, 21(4).

[5] 庄逢辰. 液体火箭发动机喷雾燃烧的理论、模型和应用[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1995.

(编辑: 龚士杰)