

文章编号: 1001- 2486(2007) 05- 0023- 03

过氧化氢发动机中的低频振荡^{*}

刘景华, 谭建国, 杨 涛, 王振国
(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘 要: 过氧化氢是现代液体火箭推进剂的重要发展方向。针对过氧化氢发动机试验中出现的低频振荡现象, 通过建立发动机系统模型, 对这种振荡现象进行了仿真和分析, 成功实现了发动机的稳定工作。本文将有利于结合仿真和试验, 促进过氧化氢发动机的研制。

关键词: 过氧化氢发动机; 低频; 振荡; 仿真; 试验

中图分类号: V211 **文献标识码:** A

Research on Low frequency Oscillation in Hydrogen Peroxide Engine

LIU Jing hua, TAN Jiarr guo, YANG Tao, WANG Zhen guo
(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Hydrogen peroxide is one of the most important directions of liquid rocket propellant. Considering the low-frequency oscillation phenomenon which occurs in experiment of hydrogen peroxide engine, simulation and analysis of the phenomenon based on the propulsion system models were made, and a stable engine was achieved. The current research is helpful for linking system simulation to experiment in hydrogen peroxide engine development.

Key words: hydrogen peroxide engine; low frequency; oscillation; simulation; experiment

随着航天技术的迅速发展, 现代航天器和武器系统都不再单纯追求技术先进性, 而要综合考虑其费用、安全性、环境友好等特性。过氧化氢由于具有高密度比冲、绿色环保、常温可储存、可单分解和可自燃等优点, 非常适合作为现代火箭发动机的推进剂^[1- 2]。事实上, 过氧化氢在航天上的应用一直没有间断, 但过氧化氢发动机中还是存在一些技术上的难点, 例如, 由于其分解放热是正反馈过程, 国内外都发生过多次爆炸事故; 由于过氧化氢独特的反应机理, 较易出现燃烧不稳定或系统不稳定^[3- 4]。

本文在开展过氧化氢发动机试验过程中, 出现了严重的低频振荡问题, 本文探讨振荡发生的条件, 提出解决办法, 既是一项基础工作, 又具有一定应用价值。

1 试验系统的低频振荡问题

过氧化氢发动机的试验系统如图 1 所示, 氮气源的高压气体经减压阀降低到设定压力值后, 分为 3 路: 一路对过氧化氢储箱增压, 使过氧化氢流经流量计、喷前阀, 通过催化床分解为气体, 经过喷注器喷入燃烧室; 一路挤压燃料储箱内的酒精到喷注器; 还有一路氮气经吹除气减压阀再次降压后, 与推进剂的阀后管路相连, 起到关机吹除的作用。另外, 测控系统对流量、压力、温度进行了测量, 压力测量的频率为 500Hz, 对低频振荡分析足够。该系统经过上百次的试验考核, 无一次事故, 说明其相当安全、可靠。

然而, 在该过氧化氢发动机试验中, 多次出现低频振荡现象。典型的试验曲线如图 2 所示, 室压、过氧化氢喷前、酒精喷前都出现了严重的振荡。从该图还可以看出:

- (1) 从幅值来看, 基本上属于等幅振荡, 有一定放大趋势;
- (2) 从频率来看, 频率基本不变, 约为 22Hz, 说明属于低频振荡, 且可以用线性系统方法分析;

^{*} 收稿日期: 2007- 03- 30
基金项目: 国家部委基金资助项目
作者简介: 刘景华(1962—), 男, 博士生。

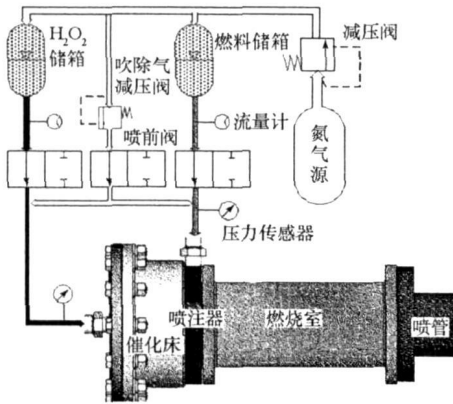


图1 过氧化氢试验系统

Fig. 1 Experimental system of peroxide engine

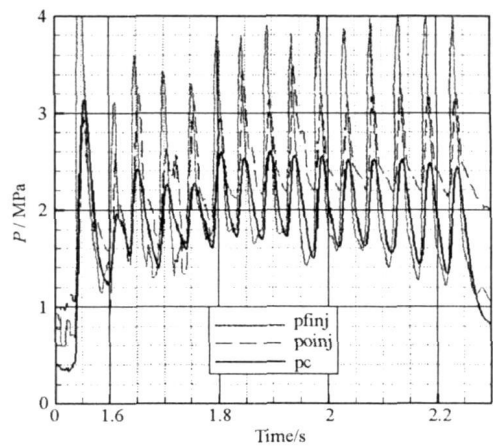


图2 试验中的低频振荡

Fig. 2 Low-frequency oscillation in experiment

(3) 从喷前和室压的同步性来看,两者基本同步,说明振荡属于燃烧室与供应系统的耦合振荡。在试验过程中,也出现了燃烧振荡现象,它具有非线性、不同步等特点,这不是本文研究的内容。

2 系统仿真模型

建立了图1所示发动机试验系统的系统仿真模型。主要包括^[5]:基于分布参数的管路模型;减压阀和喷前阀模型;储箱模型;催化床和喷注器模型;燃烧室模型。

这里只简单叙述管路模型和燃烧室模型,其它模型和计算方法请参阅相关文献^[6]。

2.1 管路模型

在液体火箭发动机管路中,当管路较长且波动影响较显著时,就要用到分布参数模型。在分布参数模型中,需要考虑流体的压缩性、粘性和惯性,其方程为

$$\frac{\partial p}{\partial t} = -\frac{B_{eq}}{A} \frac{\partial q}{\partial x} \quad \frac{\partial q}{\partial t} = \frac{A}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} - gA \sin \theta - u \frac{\partial q}{\partial x} - \lambda \frac{q^2}{2d_e A}$$

其中, p 是压力, q 是流体的体积流量, B_{eq} 是等效体积弹性模量,与流体音速有直接关系, A 是横截面积, d_e 是等效直径, ρ 是流体密度, u 是流速, λ 是 Darcy 摩擦系数。

求解上述方程主要有两种方法:线性化网络分析方法和特征线法。本文采用后一种。

2.2 燃烧室模型

采用了基于常时滞的燃烧室模型,假设燃烧室为零维,燃烧完全充分,气体符合理想气体状态方程,经过适当推导后,可得燃烧室内压力 p_c 和混合比 K_m 的变化分别为

$$\frac{dp_c}{dt} = \frac{RT}{V_c} (\dot{m}_{O(t-\tau_c)} + \dot{m}_{F(t-\tau_c)}) - \Gamma \frac{p_c A_t \sqrt{RT}}{V_c} + \frac{p_c}{(RT)^2} \frac{\partial RT}{\partial K_m} \frac{dK_m}{dt}$$

$$\frac{dK_m}{dt} = \frac{(1+K_m)RT}{p_c V_c} [\dot{m}_{O(t-\tau_c)} - K_m \dot{m}_{F(t-\tau_c)}]$$

其中, RT 为燃气热值, $\dot{m}_{O(t-\tau_c)}$ 为经过时滞 τ_c 后,转化为燃气的过氧化氢质量流量, $\partial RT / \partial K_m$ 是燃气热值对混合比的导数,通过热力计算得到。 V_c 为燃烧室容积, A_t 为喉部面积。

3 仿真和改进设计结果

对图1所示的试验系统开展了仿真研究工作,仿真结果如图3所示,与图2对比可以看到,仿真结果与试验结果较为吻合。室压和喷前的振荡幅值都与试验基本一致,仿真的振荡频率为23.5Hz,略高。说明本文仿真模型和计算方法是正确的。

两图中也有不一致的地方: (1) 在试验中, 有一个启动峰值, 这是因为仿真中没有考虑启动前的推进剂堆积; (2) 在 2.25s 时, 试验中出现振荡熄火, 但是仿真中还难以模拟, 主要因为振荡熄火涉及到复杂的喷雾燃烧过程, 而仿真中采用了燃烧时滞模型, 对该过程的模拟还很粗糙。

通过变化喷注压降、燃烧室特征长度、余氧系数等参数, 对影响发动机振荡的主要因素开展仿真研究, 图 4 是不同喷注压降下的室压曲线, 可看到, 随着压降升高, 室压波动越小, 并能最终保持平稳(图 2 中 0.19MPa 压降不能保持稳定)。还看到, 压降并没有改变系统频率特性, 只是增大系统的阻尼, 如果系统出现共振, 单靠提高压降很难抑制。另外, 提高压降对供应系统提出更高的要求, 所以应当综合考虑。

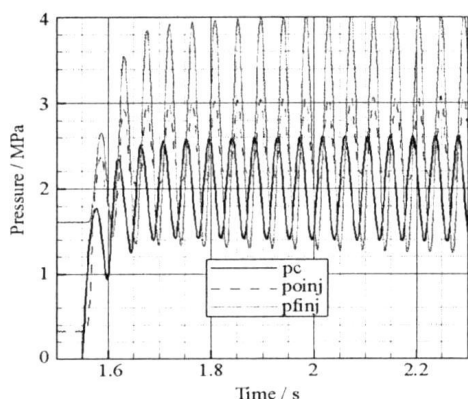


图 3 仿真所得的低频振荡

Fig. 3 Low frequency oscillation through simulation

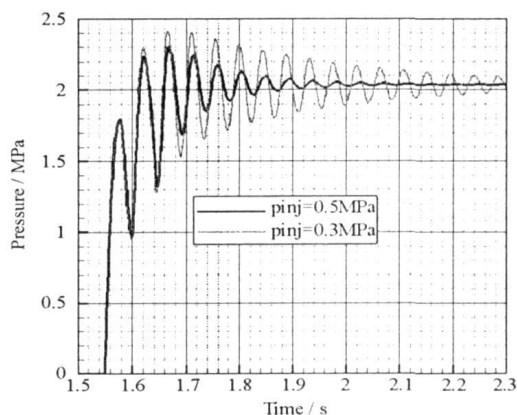


图 4 不同压降下的室压振荡

Fig. 4 Combustor pressure oscillation with different injector pressure drop

根据仿真结果, 缩小了喷嘴直径, 提高喷注压降到 0.6MPa, 加大燃烧室特征长度到 2.8m, 得到了较为稳定的工况, 如图 5 所示。从图中可以看到, 由于综合采用了提高压降、加大特征长度的方式, 室压经过 4 次振荡之后, 就接近平稳了。其中第一次振荡是启动时的压力峰值, 所以较高, 即使在如此高的振荡下, 发动机也能够恢复稳定。从图中还可以看到, 由于加大了燃烧室容积, 而燃烧室内的火焰传播和扩散是有一定过程的, 所以, 启动过程比图 2 所示缓慢了很多。该工况下的仿真结果如图 6 所示, 室压振荡的幅值和频率都与试验结果较吻合。但仿真中难以体现点火器两方面的影响: (1) 刚点火时, 推进剂突然着火形成压力峰; (2) 点火器关闭时, 燃烧室内的燃气将出现强烈波动, 温度场和组分场重新分布。在试验中, 还出现了点火期间稳定工作, 点火器关闭后就振荡熄灭的现象。尽管有细节上的差别, 从图 6 可以看出, 仿真结果仍能够较好预示整个系统的稳定性。

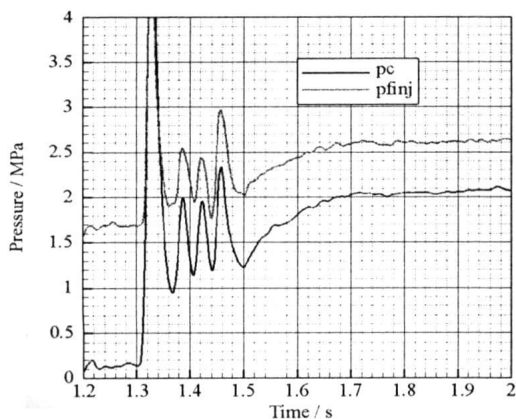


图 5 改进设计后稳定的试验结果

Fig. 5 Stable experiment result after modified

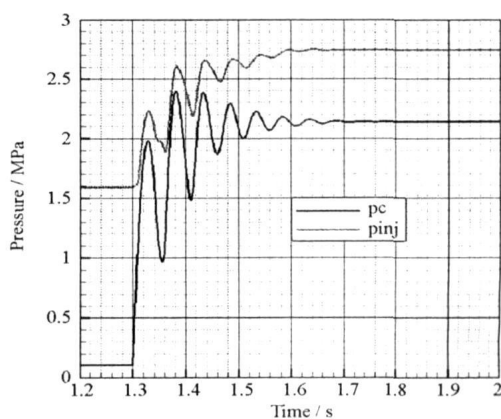


图 6 改进设计后的仿真结果

Fig. 6 Simulation result after modified

出, 该算法可以显著改善俯仰角的测量精度, 并且两种算法结合使用可以弥补 C^2 算法的时间滞后以及取代偏差补偿算法的航迹滤波。通过对实际测量数据的处理分析验证了 C^2 - 偏差补偿算法对低空目标偏轴跟踪俯仰角测量的有效性。但补偿使用的相对相位 ϕ 是一固定值, 对误差尖峰补偿效果较差。下一步的研究内容是如何有效地动态估计相对相位, 更高精度地实现对低空目标俯仰角的测量提取。

参考文献:

- [1] Sheman S M. Complex Indicated Angles Applied to Unresolved Radar Target and Multipath[J]. IEEE Trans. on AES, 1971, AES- 7(1): 160-170.
- [2] Bruder J A, Saffold J A. Multipath Propagation Effect on Low angle Tracking at Millimeter wave Frequencies[C]// IEE Proc. Pt. F, 1991.
- [3] Daeipour E, Blair W D, BAR Shalin Y. Bias Compensation and Tracking with Monopulse Radars in the Presence of Multipath[J]. IEEE Trans. on AES, 1997, 33(3): 63- 882.
- [4] William J B, Joel B, Thomas M W. Monopulse Elevation Discrimination Experiments in Low angle Multipath[C]// SPIE Conf. RPTA, 1998, 3462.
- [5] 贺明科, 王正明, 朱炬波. 去偏转换坐标卡尔曼滤波器的雷达目标跟踪[J]. 国防科技大学学报, 2002, 24(5): 57- 60.
- [6] 杨世海. 雷达低空目标跟踪的偏差补偿算法研究[J]. 电子学报, 2002, 30(12): 1741- 1744.
- [7] Long M W. Radar Reflectivity of Land and Sea[R]. Lexington: D C Heath, Company, 1975.
- [8] Sinha A, Bar shalom Y, Blair W D, et al. Radar Measurement Extraction in the Presence of Sea surface Multipath[J]. IEEE Trans. AES, 2003, 39(2): 550- 567.
- [9] 杨世海. 相控阵雷达低空目标探测与跟踪技术研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2002.

(上接第 25 页)

4 小结

- (1) 建立的发动机低频振荡模型仿真结果与试验结果基本吻合;
- (2) 通过提高喷注压降, 加大燃烧室特征长度, 能够抑制发动机中的振荡, 都存在负面影响。

本文的研究还有待在如下两方面完善:

- (1) 通过仿真和试验, 得到过氧化氢发动机的最优参数;
- (2) 完善发动机动力学仿真模型, 特别是要能反映出燃烧室内的燃烧过程。

参考文献:

- [1] Ventura M, Wernimont E. History of the Reaction Motors Super Performance 90% H_2O_2 /Kerosene LR- 40 Rocket Engine[R]. AIAA- 01- 3838, 2001.
- [2] Musker A J. Highly Stabilised Hydrogen Peroxide as a Rocket Propellant[R]. AIAA 2003- 4619, 2003.
- [3] Johnson C, Anderson W, Ross R. Catalyst Bed Instability within the USFE H_2O_2 /JP- 8 Rocket Engine[R]. AIAA 2000- 3301, 2000.
- [4] 杜新, 汪亮, 葛李虎, 等. H_2O_2 - PE 固液混合火箭发动机试验研究. 固体火箭技术[J]. 2003, 26(2): 61- 64.
- [5] 杨锡武, 何保成, 任凤升, 等. 某型弹用冲压发动机巡航段供油振荡的数值仿真[J]. 推进技术, 2006, 27(2): 158- 161.
- [6] 曹泰岳. 火箭发动机动力学[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 2004.