

环槽式过氧化氢/煤油气液喷注器研究

潘 亮, 聂 嵩, 刘业奎

(北京航天动力研究所, 北京 100076)

摘 要: 对环槽式过氧化氢/煤油气液喷注器进行了理论分析和数值仿真计算。介绍了环槽式过氧化氢/煤油气液喷注器热试车情况, 试验燃烧室压力 1~2 MPa, 混合比 7~9, 获得了燃烧效率、点火性能、燃烧稳定性、喷嘴特性及混合比等重要参数。

关键词: 过氧化氢/煤油; 喷注器; 数值模拟; 试验

中图分类号: V434.3-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2012) 03-0023-06

Investigation of circular slot hydrogen peroxide/kerosene injector

PAN Liang, NIE Song, LIU Ye-kui

(Beijing Aerospace Propulsion Institute, Beijing 100076, China)

Abstract: The circular slot hydrogen peroxide/kerosene injector is analysed theoretically and modeled numerically in this paper. The hot tests of the hydrogen peroxide/kerosene injector are presented, in which the chamber pressure is 1~2 MPa and the mixture ratio is 7~9. Some key parameters such as combustion efficiency, ignition characteristics, combustion stability, nozzle characteristics and mixture ratio were obtained.

Keywords: hydrogen peroxide/kerosene; injector; numerical simulation; test

0 引言

在上世纪 30~40 年代过氧化氢开始被应用于液体火箭发动机^[1], 进入 90 年代后, 过氧化氢发动机因其具有高密度比冲、绿色环保、常温可贮存及操作安全方便等优点^[2], 再次引起世界的广泛关注, 知名的有俄罗斯的 ПИ-161П 发动机、诺思罗普·格鲁曼公司的 TR108 发动机^[3]、Aerojet

公司为美国空军研制的 ARRE 发动机以及 NASA 提出的 USFE 上面级发动机^[4-5]。本文通过仿真计算和试验, 对环槽式过氧化氢/煤油气液喷注器进行研究, 获得了燃烧效率、点火性能、燃烧稳定性、喷嘴特性及混合比等重要参数。

针对过氧化氢/煤油气液喷注器, 国内多家单位开展了相关研究: 上海某研究所从 1993 年开始对过氧化氢点火技术进行研究^[6]; 林革和凌前程等对两股自击式喷嘴、喷注孔均布直喷式喷

收稿日期: 2011-11-14; 修回日期: 2011-12-24

基金项目: 国家“863”项目 (2006AA705308)

作者简介: 潘亮 (1980—), 女, 工程师, 研究领域为液体火箭发动机推力室设计

嘴及喷注孔均布内部带溅板式气液直流喷嘴进行了点火试验研究^[7]；王振国等对撞击内混式喷嘴、同轴剪切式喷嘴及同轴离心式喷嘴进行了点火试验研究^[8]；北京某研究所对过氧化氢/煤油气液喷注器的研究进行得比较深入，不但进行了35 000 N 泵压式发动机50 s 地面全系统热试车，而且还进行了5 000~11 000 N 变推力发动机3×550 s 热试车，喷注器最多进行了6次起动，累计试车时间达1 730 s。

1 气液喷雾燃烧过程分析

喷注器是推力室最为核心的组件，它将推进剂喷入燃烧室中，使其雾化和混合，实现稳定的燃烧。环槽式过氧化氢/煤油气液喷注器为一体式面板，由煤油自击喷嘴和过氧化氢燃气喷孔组成，煤油通过进口接管嘴进入环形煤油集合器，然后通过多个径向通道由侧向进入喷注器中，过氧化氢燃气通过喷注器上的环槽形喷嘴进入燃烧室中，与喷入的煤油自燃燃烧。

液体火箭发动机喷雾燃烧过程是一种极其复杂的物理化学过程，具体到环槽式过氧化氢/煤油气液喷注器，该过程主要包括：煤油的雾化过程、煤油液滴的蒸发过程、煤油蒸气和过氧化氢高温分解燃气的混合过程以及化学反应过程。

1.1 雾化过程

推进剂雾化对燃烧的完全性和稳定性有极大的影响，良好的雾化有利于燃料与氧化剂的混合，进而提高燃烧效率，一般推进剂的液滴平均直径应在25~500 μm 之间^[9]。

本文研究的煤油喷嘴为两股直流自击式喷嘴，是液体火箭发动机中比较简单的喷嘴形式，针对这种喷嘴的液滴直径计算公式有很多，本文中采用的公式如下^[10]：

$$d_{30} = \frac{1.8314 - 0.009238\alpha}{0.3(v_j/d_j)^{1/2} + 0.0125K|v_j - v_g|(\rho_{act}/\rho_{ref})^{1/4}} \quad (1)$$

$$K = \left[\frac{(\mu_1 \sigma_1 / \rho_1)_{heptan}}{(\mu_1 \sigma_1 / \rho_1)_j} \right]^{1/4} \quad (2)$$

式中： d_{30} 为液滴体积中径，cm； d_j 为煤油射流直径，cm； v_j 和 v_g 分别为射流速度和喷射区环境气体的速度，cm/s； ρ_{act} 和 ρ_{ref} 分别为空气密度和燃烧室喷注面附近的实际燃气密度，g/cm³； μ ， σ ， ρ 分别为动力粘度、表面张力和密度；下标 Heptan 为庚烷；下标 j 为煤油射流。

由公式(1)和公式(2)算得煤油液滴体积中径约为100 μm，符合一般推进剂液滴平均直径的范围，说明本文研究的煤油喷嘴雾化符合使用要求。

相应的喷雾尺寸分布表达式为：

$$\frac{dR}{dd} = \left(\frac{3.915}{d_{30}} \right)^6 \frac{d^5}{120} e^{-3.915d/d_{30}} \quad (3)$$

1.2 蒸发过程

煤油液滴不能直接在液态下燃烧，实际的燃烧过程是煤油液滴在高温燃气的扩散和热传导下不断蒸发，其表面被一薄层煤油蒸气包围，煤油蒸气不断向外扩散，而过氧化氢燃气则不断向里扩散，在某个扩散半径处形成可燃混合气而开始燃烧。蒸发过程主要取决于周围燃烧产物向液滴的传热强度。

1.3 混合过程

推进剂的混合过程是液相混合伴随气相混合的过程，因设计的燃烧室的长度与直径之比只有2.4，而建立稳定的混合比分布型面需要几十倍直径的长度^[9]，因此喷注器的喷嘴排列和基本喷注单元的设计对整个混合过程起决定性作用。为了保证身部传热安全，设置了大气量的边区气膜，根据分区流管模型计算的环境式过氧化氢/煤油气液喷注器混合比分布效率为0.9。

1.4 化学反应过程

对于煤油和过氧化氢燃气主要包含C，H及O 3种化学元素，在进行化学反应热力计算时可采用化学平衡常数法。计算的前提条件为：推进剂在燃烧室内燃烧完全，是绝热等压过程；燃烧产物是均相混合气，遵守理想气体定律；燃气在喷管内的膨胀是等熵、极限化学平衡的一元流。通过编制的热力计算软件计算得到了燃烧产物以及各组分的气压。

3.2.2 燃烧稳定性

燃烧稳定性是液体火箭发动机研制过程中非常关注的一个问题, 通过查看试车录像和分析试验数据, 环槽式过氧化氢/煤油气液喷注器在各次热试车中火焰平稳。表 2 中列出了各次试验室压粗糙度数据, 由表 2 可知, 各次试验室压粗糙度均小于 2%, 室压稳定。图 6 为典型变推力试验振动时域统计图, f_1 , f_2 及 f_3 分别是推力室头部轴向、径向及切向 3 个振动测点, 推力室振动情况随工况变化而变化, 推力大时振动也大。对变推力试验各段综合加速度进行统计, 推力室头部测得的均方根值在 10~20 g, 发动机机架上测得

的均方根值为 3~8 g, 发动机振动较小。

3.2.3 喷嘴特性

由于环槽式气喷嘴截面积大, 故过氧化氢气喷嘴压降很小 (见表 3), 喷嘴流量系数平均值为 0.9。在变推力试验中煤油喷嘴压降根据煤油流量变化而变化, 平均值为 0.6。

3.2.4 燃烧效率

燃烧效率是发动机重要的性能参数, 试验结果表明, 在变推力试车过程中燃烧效率在 0.9~0.92 间波动 (见图 7), 燃烧效率试验值与理论分析值相符。

表 2 室压粗糙度统计表

Tab. 2 Roughness statistics of chamber pressure

	Test 1	Test 2-1	Test 2-2	Test 3-1	Test 3-2	Test 4-1	Test 4-2
室压粗糙度/%	1.5	1.05	0.86	1.8	0.91	0.94	0.71

表 3 喷嘴压降统计表

Tab. 3 Statistical table of nozzle pressure drop

	Test 1	Test 2-1	Test 2-2	Test 3-1	Test 3-2	Test 4-1	Test 4-2
气喷嘴压降/MPa	0.041	0.04	0.035	0.067	0.038	0.058	0.04
煤油喷嘴压降/MPa	0.513	0.658	0.334 2	1.657 9	0.486 7	1.79	1.057 1

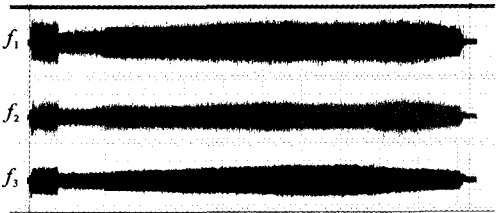


图 6 典型变推力试验振动时域统计

Fig. 6 Vibration time domain in typical variable thrust test

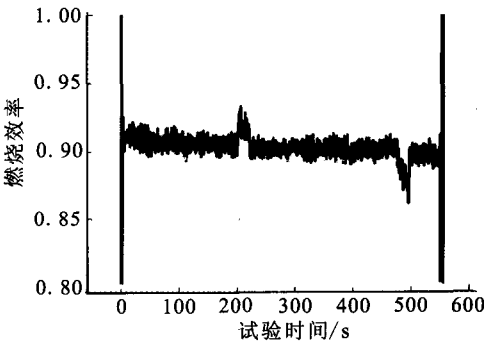


图 7 典型的变推力试验燃烧效率曲线

Fig. 7 Curve of combustion efficiency in typical variable thrust test

3.2.5 边区混合比

通过再生冷却夹套温升反推得推力室边区混

合比, 再根据边区混合比推出喷注器最外圈喷注单元计入边区的百分比, 结果见表 4。

表 4 边区混合比统计表

Tab. 4 Statistics of mixture ratio in border area

	Test 1	Test 2-1	Test 2-2	Test 3-1	Test 3-2	Test 4-1	Test 4-2
反推边区混合比	36.05	/	40.1	41.32	42.32	41.9	41.40
最外圈计入边区比例/%	17.346	/	18.23	13.7	13.946	13.6	11.665

由表 4 可以知, 热试车时环槽式过氧化氢/煤油气液喷注器的最外圈喷注单元计入边区的百分比均小于 20%, 根据以往研制经验该比例进一步增加对身部热防护也是安全的。因此, 可以通过调整喷注器的设计, 降低边区混合比, 进而提高燃烧效率。

4 结论

1) 通过理论分析得到了煤油液滴体积中径及相应的喷雾尺寸分布, 并通过热力学计算得出了燃烧产物分压及物性等参数。

2) 对热试车无法研究的燃烧室内燃烧及流动过程进行了数值模拟, 可以看出受到喷注器几何形状的限制, 推进剂燃烧不是很均匀, 燃烧室内温度最高处主要出现在身部收敛段入口。

3) 成功地进行了 5 000~11 000 N 变推力 3×550 s 热试车, 喷注器累计试车时间达 1 730 s。有效考核了环槽式过氧化氢/煤油气液喷注器的点火起动、燃烧稳定性及喷嘴特性, 获得了燃烧效率和边区混合比等重要参数。

4) 今后将通过调整喷注器的设计, 降低边区混合比, 提高喷注器的燃烧效率。

参考文献:

- [1] BUTLER K. AR2-3 engine refurbishment and gas generator testing, AIAA 1999-2738 [R]. USA: AIAA, 1999.
- [2] VENTURA M C, WERNIMONT E J. History of the reaction motors super performance 90% H_2O_2 /kerosene lr-40 rocket engine, AIAA 2001-3838 [R]. USA: AIAA, 2001.
- [3] KIM P Y, MAJAMAKI Annik, PAPESH Charles, et al. Design and development testing of the tr108-a 30klbf thrust-class hydrogen peroxide / hydrocarbon pump-fed engine, AIAA 2005-3566 [R]. USA: AIAA, 2005.
- [4] ROSS R, MORGAN D, CROCKETT D, et al. Upper stage flight experiment 10k engine design and test results, AIAA 2000-3558 [R]. USA: AIAA, 2000.
- [5] JOHNSON Curtis. Catalyst bed instability within the USFE H_2O_2 /JP-8 rocket engine, AIAA 2000-3301 [R]. USA: AIAA, 2000.
- [6] 白云峰, 林庆国, 金盛宇, 等. 过氧化氢单元催化分解火箭发动机研究[J]. 火箭推进, 2006, 32(4): 15-20.
- [7] 凌前程, 林 革, 刘志让. 过氧化氢/煤油双组元推力室催化分解点火研究[J]. 火箭推进, 2003, 29(6): 1-6.
- [8] 刘景华. 过氧化氢发动机动态特性研究 [D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2007.
- [9] 任汉芬, 刘国球, 方照奎, 等. 导弹与航天丛书. 液体火箭发动机原理[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2005.
- [10] 庄逢辰. 液体火箭发动机喷雾燃烧的理论、模型及应用 [M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1995.

(编辑 : 马 杰)