

# 单喷注单元燃烧室试验中 碳氢燃料与 $\text{H}_2\text{O}_2$ 的燃烧性能

编译: 张 涛

中国航天科技集团公司第六研究院十一所

**摘 要:** 一个由 Sierra 工程公司 (Sierra)、AFRL (空军试验室) 和 Nothrop Grumman 公司 (NGC) 组成的研究小组在一个推力为 5785N 的单喷注单元过氧化氢/碳氢燃料火箭发动机燃烧室中, 对几种不同的碳氢燃料进行了测试。试验中使用的各种燃料包括 JP-8、RP-1、JP-10、甲苯、环丁烷、松节油以及上述燃料的不同混合物。试验用的燃烧室采用分解后的 90% 过氧化氢作为氧化剂。采用水冷的燃烧室及典型的燃料液膜冷却, 燃烧室的总混合比 (MR) 的分布范围为 3.75 ~ 7.4。试验中, 燃烧室压力接近 5.5MPa。将试验性能与计算出的理论性能进行了比较。在试验中, 用红外光谱仪对排气羽流进行了监测。结果显示出了综合谱带强度, 证实了羽流辐射对燃烧室工作条件变化的敏感性。在个别情况下, 羽流强度的变化可能与燃烧室中的变化有关。但是, 对羽流的测量比对燃烧室工作条件的直接测量 (如压力和温度测量) 更加灵敏。

**关键词:** 燃烧室试验; 碳氢燃料; 过氧化氢

**中图分类号:** V434

**文献标识码:** A

**文章编号:** (2004)03-0053-04

## 1 引言

先进的碳氢燃料代表更高的性能或更高的结焦极限, 因此开发这种先进燃料以用于下一代液体火箭发动机具有非常重大的意义。通过最近几年的研究, 在备选的碳氢物中, 有几种极有希望被用作燃料, 或者被用作添加剂与传统燃料相混合。这些碳氢物中, 几乎没有几种进行过广泛的试验, 以确定在火箭发动机中是否能够实现其增加的理论性能。本研究通过在一个小型碳氢燃料/过氧化氢双组元燃烧室中燃烧这些碳氢燃料及其混合物, 获得了性能数据。在 AFRL Edwards 试验基地用推力为 5785N 的燃烧室对这些燃料进行了试验。

在这个项目中进行的试验支持了由导弹防御

局 (MDA) 导弹防御标靶联合项目办公室运作的液体助推标靶系统计划 (LBTS)。LBTS 的最终产品是用于导弹防御计划的低成本液体燃料导弹标靶。MDA 选用过氧化氢和碳氢燃料作为该系统的推进剂。目前, 对 NGC 的投资用于研制和发射 LBTS 样机。作为与 MDA 小业务创新研究 (SBIR) 合同的一部分, 在 NGC 的帮助下, Sierra 公司制造了过氧化氢/碳氢燃料缩尺燃烧室并进行了点火试验。除了传统的性能测量参数 (如推力、燃烧室压力等) 外, 还使用了一台 Bomen MR200 傅立叶变换红外辐射 (FTIR) 光谱仪对燃气羽流的辐射强度进行监测。对光谱仪敏感发动机工作条件变化的能力进行了观察。

本文将对在这些试验中获得的发动机性能数据进行描述, 从而对将这些碳氢燃料用作火箭推

收稿日期: 2004-02-25; 修回日期: 2004-03-18。

作者简介: 张涛 (1971—), 男, 工程师, 研究领域为液体火箭发动机系统设计。

进剂的潜力进行初步的讨论。另外，还将用数据表明发动机羽流测量在获取火箭发动机性能信息方面的应用潜力。

2 试验件描述

试验件采用筛网催化剂床将浓度为 90%的过氧化氢分解成高温、富氧的蒸汽。分解产物随后与碳氢燃料燃烧，在 6.2MPa 的室压下产生接近于 5785N 的推力。在假设 $\eta C^*$ 为 95%的条件下，试验件的名义设计状态如表 1 所示。

表 1 试验件的名义设计状态

O/F 质量混合比	6.0
燃烧室压力, MPa	6.2
氧化剂	90% H <sub>2</sub> O <sub>2</sub>
燃 料	JP-8
燃料总流量, kg/s	0.3
氧化剂流量, kg/s	1.8
喉部直径, mm	27.1
收缩比	5.3:1
喷管膨胀比	11:1

喷注的燃料在燃烧室中心线上的主针栓与燃料液膜冷却喷注环之间破碎。每路燃料均采用不同的供应源，从而使总的 MR 和液膜冷却燃料的比例可以单独改变。

这样的燃料喷注系统使得燃料针栓喷注器（针栓帽）和燃料液膜喷注器（液膜环）可以较容易更换。由于在第一轮试验中取得了较好的性能，同一个针栓帽被用在了所有的试验中。同样，设计制造了三个燃料环，由于发生破坏，在试验中进行了更换。水冷的燃烧室内壁被设计成与燃料环相对接。一个未能预见到的结果是液膜环需要承受内壁的水力载荷。试验后，剩余热将返浸回燃料环结构。在某些试验中，由水冷内壁传给热燃料环的载荷足以使燃料环发生塑性变形。大多试验中使用的是涡流喷注燃料环设计。

第一轮试验显示，较厚的喉部水冷内壁的作用更象是一个吸热的铜块。这个结果使得试验的

时间被限制在 3s 左右。幸运的是在试验件内壁的喉部安装了一个嵌入式热电偶，从而使得我们能够通过调整试验时间来保持铜的温度低于 537.8℃。为了进行第二轮试验，对内壁进行了重新设计，目的是提高对喉部的冷却，从而延长试验时间。

为了使试验时间加长，在对喉部冷却回路进行重新设计时，增加了壁厚。在这种新的设计状态的基础上，进行了详细的稳态、热结构分析，以确保这种更改能够如所希望的那样工作。分析预测出的最高内壁温度为 626.7℃，它允许试验件进行无限期的工作。

2001 年 6 月，在第二轮试验中对这种新设计的内壁进行了试验。在前 4 次试验中，它工作得非常好。在为期 5s 的试验(试验 103)中，所有的测量温度均在可接受的范围内。遗憾的是，在第五次试验中，由于试验件在冷却液贮箱水量不足的状态下工作，导致燃烧室壳体、套筒和喷管扩散段的破坏。

3 试验结果

通过改变燃料液膜冷却百分比、燃料的成分和氧化剂、燃料的质量混合比 MR 来确定其对发动机性能的影响。试验件设计在 6.2MPa 的室压下工作，但是由于设备的限制和热燃气管路上大于期望值的压降，在第一轮试验中室压被限制在了 5.5MPa 左右。第一轮试验后，设备问题得到了解决，使得在随后的试验中，燃烧室的压力提高到了 6.7MPa。在所有的试验中，发动机均是在富燃条件下工作的，MR 的分布范围为 3.75~7.4。对于大多数被试验的燃料而言，最佳的理论比冲性能出现在 MR 为 7.5 附近的区域内。

试验结果表明燃烧室工作得很好，C\*效率普遍大于 90%。在试验 103 中，获得的 C\*效率大于 99%。但是在相似的试验(试验 102)中，由于减少了液膜冷却导致 C\*效率减少到了 95%。在这种燃烧室中，产生这种效应的原因是由于从针栓喷注器射出的燃料液流难以完全穿过高温、高速的过氧化氢分解气体，因此，部分燃料不得不喷注到燃烧室的壁面附近，以获得较好的混合均匀

性。正如所期望的，过大的壁面冷却流量也将导致  $C^*$  效率的下降。

表 2 被评估的燃料

JP-8
RP-1
JP-10
环丁烷
松节油
甲苯
87%JP-8+13%环丁烷
50% JP-8+50%环丁烷
85%JP-8+15%甲苯
50% JP-8+50%甲苯

表 2 中列出了这些试验中所用到的燃料，大多数试验使用的是 JP-8 这种基本燃料。这些试验的目的之一是对不同的碳氢燃料的性能特性进行评估，主要针对的是不同成分的燃料所释放出的比冲和燃烧效率的变化。大多数燃料只进行过一次燃烧试验。原计划所有的试验均产生相同的燃烧室压力和发动机混合比，但是由于设备问题和燃料密度的误差导致工作状态发生了一定的偏差。不同燃料的密度均取自于文献资料。今后，最好是对所有试验中用到的燃料的密度进行测量，以确保精度。

在这些试验中，有效的 MR 为 4.4~6.1。各种燃料的实测性能相对于 JP-8 的提高，是通过不同燃料的试验测量数据与在该燃料试验条件下计算出的 JP-8 的性能相比较后确定的，而 JP-8 在该燃料试验条件下的性能是在假设能量释放效率为定值的条件下取得的。主要的度量标准是  $I_{sp}$  的提高。对所有参试燃料，测量结果均在趋势上支持通过理论计算得到的性能相对于 JP-8 的提高率。尽管有几种燃料所显示出的误差较大，但是测量值与计算值的平均误差为 0.1%，即约 0.25s。这表明在这些试验中，能量释放效率为常数，0.1% 的偏差在测量误差范围之内。

纯环丁烷  $I_{sp}$  增长率的试验值大大低于其理论预测值，而 JP-8 与环丁烷的混合燃料  $I_{sp}$  增长率的

试验值与其理论值的一致性很好。对于纯环丁烷来说，其理论性能的显著不足或许是燃料特性低于期待特性的结果。环丁烷自然衰变成降冰片二烯，它是一种环形结构的低能量化合物  $C_7H_8$ 。用在这些试验中的环丁烷已经在燃料桶中贮存了超过一年的时间，在试验开始时，对其化验结果还未进行校验。在试验中，假设环丁烷是纯净的，但是，试验结束后完成的化验表明其中含有大约 4% 的杂质。环丁烷的混合物并没有表现出相同的性能下降，虽然用于混合物中的环丁烷与用于直接试验的环丁烷不是同一时间取出的，但却是取自同一个燃料桶中。

甲苯及其与 JP-8 的混合物的性能均高于预计的性能，差别最大的是纯甲苯。这种有趣的特点归因于其环形结构分子较好的燃烧，或者是汽蚀文氏管流量校准的偏差（文氏管从未用甲苯校准过）。

在理论计算中假设松节油是一种  $\alpha$ -松油烃，在试验中实际使用的松节油是一种含有几种碳氢分子的蒸馏物。 $\alpha$ -松油烃假设很容易说明试验中理论性能高出测量结果 1% 的原因。非常有趣的是，从加州兰开斯特购买的 Kmart 牌松节油的性能高于 RP-1。

在 RP-1 理论计算中使用了与 JP-8 相同的反应物数据，因此，JP-8 的理论计算结果与 JP-1 是相同的。试验数据表明，RP-1 的性能比 JP-8 高 0.5%(1.25s)，这是由于 RP-1 是 JP-8 系列中一种窄馏程蒸馏产物。

4 IR 羽流测量

为了能够更好的理解如何使用羽流测量来更好的监控发动机的工作，使用了一台光谱仪对发动机羽流的全羽流辐射光谱强度进行了测量。通过对排气类型及温度的测量，就可以轻松地对发动机工作性能及状态的变化进行识别。另外，对光谱仪的使用不会因仪器问题而对试验件进行改变，改变试验件对大尺寸试验件来说是一项艰巨的工作。

羽流强度读数对发动机的工作状态是非常敏感的，因而显示出了其用作燃烧诊断工具的潜力。这一部分简要描述了数据的采集，然后举例说明

羽流 IR 信号与发动机工作状态之间的关系。

在前两轮试验中,用 NGC 提供的 Bomen MR200 傅立叶变换红外辐射 (FTIR) 光谱仪对羽流数据进行了采集。FTIR 有两种探测器,即碲化铟探测器和碲镉汞 (MCT) 探测器,可以在  $0.8\sim 15\mu\text{m}$  的光谱范围内进行数据的同步采集。光谱仪被放置在距离发动机约 36m 的地方,并且与羽流轴线大约成  $90^\circ$  夹角,在  $4\text{cm}^{-1}$  的光谱分辨率下以 34Hz 的速度进行数据采集。用一个校准黑体源在两种温度下对该设备进行校准。NGC 的光谱仪主要用于测量辐射强度随发动机工作状态的相对变化。在后两轮试验中,使用了由 AFRL 提供的一套相似的 FTIR,它也同时使用了两种探测器,即 MCT 探测器和亚碲酸铟 (InSb) 探测器。MCT 探测器的光谱范围大约为  $2\sim 18\mu\text{m}$ , InSb 探测器的光谱范围大约为  $1\sim 6\mu\text{m}$ 。AFRL 公司的探测器的放置位置距发动机约 43.6m,与羽流轴线也成  $90^\circ$  夹角。由于两种光谱仪的配置及安放位置不同,其采集到的数据也不可以进行直接比较。

试验证明,光谱仪对发动机工况的变化是十分敏感的。一般认为,辐射强度的波动比传统的测量数据(如压力、温度、流量)更能较快地判明发动机工作的好坏。不光是 FTIR 对数据的处理速度要快于控制室中的计算机,发动机工作状态的微小变化也会在 IR 信号中产生很容易观测到的变化。虽然试验结果的完整的相关关系还未导出,但是提供了支持这个结论的直观例子。实际上,IR 测量对燃烧过程变化的敏感性是标准压力测量的两倍。

IR 结果有力地表现了其对燃烧过程中细微变化的高敏感度,但并不是所有的波峰、波谷都与发动机工况的变化相关。尽管有时压力变化和 IR 曲线的变化有明显的时间延迟,但是更深入的研究表明,除了室压以外,发动机的其它运行条件也在影响 IR 信号。

红外辐射测量的敏感度表明,这种类型的诊断对于发动机试验及工作也许是非常重要的。羽流辐射测量设备的一个显著优点是其可以很容易地从试验器及试验台上拆除,而且通常运输也较为方便,这与其对发动机工作状态变化的高敏感性结合起来,表明它们可能是未来一种非常重要的诊断工具。

## 5 结论

在加洲爱德华兹空军基地 (AFB) 空军试验室 (AFRL) 进行了 5785N 推力过氧化氢、碳氢燃料发动机试验。对包括几种燃料混合物在内的 10 种不同燃料进行了评估。发动机工作条件的变化包括 MR 和燃料液膜冷却比的变化。总体上发动机性能数据与各种燃料的理论  $I_{sp}$  的增长率十分吻合。但是,纯环丁烷和甲苯这两种燃料的试验性能增长率与其理论预估值之间有显著的差异。

举例说明了羽流辐射与发动机工作状态变化之间强烈的相关关系。红外羽流信号对燃烧变化的高敏感性表明这类诊断工具或许在未来的发动机试验及研制计划中是非常重要的。

## 参考文献:

- [1] Johnson C W, Venner M J, Olmos M, Kruse Wm D. Exhaust Plume Signature Measurements of a Hydrocarbon/Hydrogen Peroxide Rocket Engine. JANNAF 27th Exhaust Plume Technology. Subcommittee Joint Meeting, Stennis Space Center, MS, 5-9 May 2003.
- [2] McBride B, Gordon S. Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications. NASA RP-1311, Oct, 1994.