

液氧/煤油燃气发生器的 试验研究*

纵 苏

(航天工业总公司 801 所, 上海, 200120)

摘 要: 介绍了液氧/煤油为工质的燃气发生器试验研究方法和结果, 着重讨论了发生器在低混合比条件下点火、起动方案和性能参数。

主题词: 液体推进剂火箭发动机, 液氧, 煤油, 燃气发生器, 起动试验

分类号: V434.22, V235.14

EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF A LOX/KEROSENE GAS GENERATOR

Zong Su

(The 801st Research Institute, Shanghai, 200120)

Abstract: A method and test results of a LOX/kerosene gas generator are described emphatically on the scheme of ignition, starting and performance under low mixture ratio conditions. The experimental investigation was conducted to grasp technique of ignition and starting and to obtain data of performance. It provides basis for demonstration of a new type of engine.

Keywords: Liquid propellant rocket engine, Liquid oxygen, Kerosene, Gas generator, Starting test

1 前 言

烃类燃料具有成本低、可靠性高、无污染、资源丰富的优点, 是航天理想的推进剂。对烃类燃料发动机已进行过不同程度的研究, 但对低混合比的燃气发生器的试验研究报道极少。

* 本文 1992 年 6 月 10 日收到

为此,我们进行了液氧/煤油富燃发生器的试验研究。得到了液氧/煤油发生器的点火、起动技术和性能数据。

2 试验装置与调试状态

燃气发生器由头部、身部、喉部、点火器座等组成(图1)。点火器座斜插在离头部喷注器30mm的身部上。点火器为气氧/酒精火炬式点火器。

头部为6个氧化剂及13个燃烧剂涡流器离心式喷嘴组成,蜂窝式排列(图2)。氧化剂喷口 $d_y=2.1\text{mm}$,雾化锥角 $Z\alpha_y=108^\circ$,燃烧剂喷口 $d_R=3.5\text{mm}$,雾化锥角 $Zd_R=117^\circ$ 。

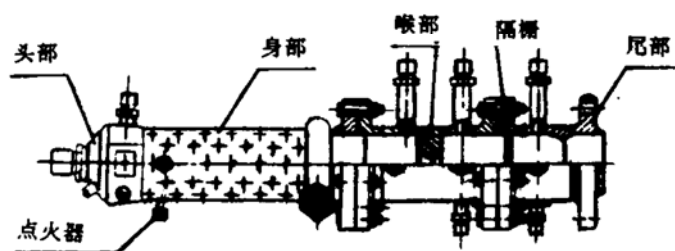


图1 燃气发生器试验件

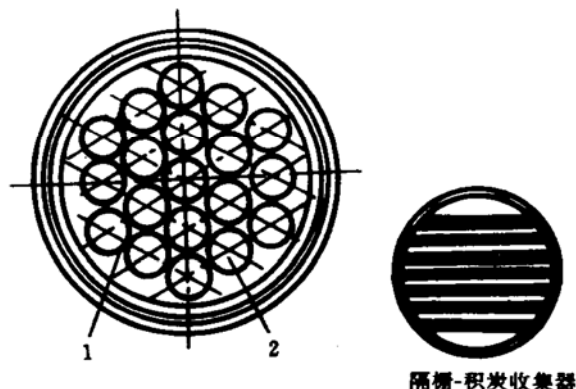


图2 发生器头部

1. 氧化剂喷嘴 2. 燃烧剂喷嘴

身部为煤油冷却的压坑点焊接结构,喉部直径 $d_{kp}=11.8\text{mm}$,燃气停留时间 $\tau=16\text{ms}$ 。

调整状态

发生器总流量: $G_t=0.46\text{kg/s}$ 混合比: $K_t=0.3080\sim0.4106$

发生器压强: $p_t=3.12\sim3.92\text{MPa}$ 余氧系数: $\alpha_t=0.09\sim0.12$

3 试验结果

进行了发生器单机试车及发生器涡轮泵联动试验。试验证明,液氧/煤油发生器在上述给定混合比范围内点火方便,燃烧稳定,积炭轻微,性能满足涡轮泵的要求。

3.1 点火起动问题

只要点火器工作正常,起动程序适当,液氧/煤油发生器点火方便、可靠(并能多次连续点火起动)。燃烧稳定,关机性能良好。图3为发生器单机试验起动曲线。

3.2 积炭问题

在低混合比条件下,发生器排出的燃气中有炭析出在壁面上,呈黑色,炭质松软,易用手擦掉。通过发生器涡轮泵联动试验证明,积炭对涡轮正常工作没有影响,涡轮壳体内及涡轮叶片上虽有积炭,但积炭轻微。没有堵塞涡轮喷嘴现象。图4为发生器涡轮泵联动试验曲线。

3.3 参数比较

a. 与日本液氧/煤油发生器试验参数比较

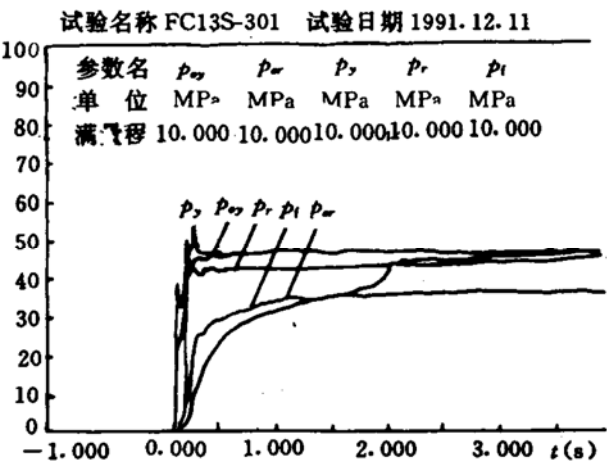


图 3 发生器试验起动曲线

p_{ox} 氧化剂进口压力 p_w 氧化剂喷前压力
 p_{or} 燃烧剂进口压力 p_r 燃烧剂喷前压力
 p_t 发生器室压

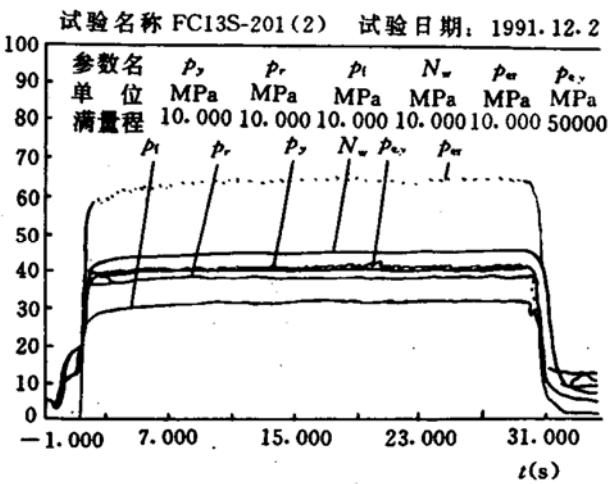


图 4 发生器涡轮泵联动试验曲线

日本液氧/煤油发生器的结构和试验方法^[1]与我们不同,但根据公式计算出的 RT 值

非常接近(表 1)。

表 1

参 数	燃气温度 (K)	燃气单位能 (J/kg)	混合比
发生器种类			
上海研制	803~893	121229~199074	0.3
日本研制	850~873	199163	0.3

b. 与液氧/丙烷方案^[2]参数比较

在相同的混合比下,液氧/煤油富燃发生器的燃气温度和燃气单位能略低于液氧/丙烷(表 2)。

表 2

参 数	燃气温度 (K)	燃气单位能 (J/kg)	混合比	余氧系数
介质种类				
液氧/煤油	833~853	205939	0.31	0.09
液氧/丙烷	913	235359	0.31	0.09

4 结 论

- (1) 液氧/煤油发生器在给定的混合比 ($K_f=0.3080\sim0.4106$) 下点火方便, 燃烧稳定。
- (2) 液氧/煤油富燃发生器的燃气中有固体炭析出于壁面上, 呈黑色, 炭质松软, 积炭不严重, 对涡轮转速没有影响。
- (3) 日本与我们的发生器结构虽然不同, 但实测的 T_f 及 RT_f 值很接近。
- (4) 液氧/煤油介质的性能略低于液氧/丙烷, 参数符合规律。

参 考 文 献

- [1] 桥本亮平, 浪边必明, 长谷川敏. 液体火箭发动机用的液氧/煤油燃气发生器实验研究. NAL-TR-642, 1980年2月
- [2] 纵苏. 液氧/丙烷燃气发生器的试验研究. 上海航天, 1990(5)

简 讯

DC-X 飞行试验将继续进行

麦道公司的 DC-X 试验火箭飞行试验三次后, 因经费短缺于去年 10 月 22 日而停止试验。现因高级研究计划局通过弹道导弹防御组织的单级火箭技术办公室提供 510 万美元而使试验激活。但据透露, 国会不同意此种办法。这笔经费的适用期限为 5 月 2 日至 8 月 30 日, 可进行 3~5 次飞行试验, 包括抬前轮动作, 此时, DC-X 的姿态将前后颠倒, 从着陆到起飞将进行为期三天的试验。

麦道公司将获得 350 万美元, 余下的 160 万美元支持白沙导弹靶场。试验中将有几家新的单位参加试验。NASA 德赖登飞行研究中心将帮助分析抬前轮动作, 美国空军菲利普斯实施为支持空军单级入轨 (SSTO) 技术而制定试验计划, NASA 马歇尔航天飞行中心亲自主管计划, 负责 DC-X 下一步需改进的研究工作。马歇尔计划在 1995 年或 1996 年, 对部件技术进行试验。例如, DC-X 的环氧树脂和铝锂推进剂箱。

预估首次飞行可达地面上 868.68m 的高度最大攻角为 70° , 最大当量空速约为 122km/h。

龙玉珍 供稿