

三组元推进剂燃烧试验分析

宋 连 忠

(航空航天部11所)

摘要: 三组元火箭发动机是近几年提出的新概念。本文介绍了三组元推进剂燃烧试验及其结果分析。试验用液氧/丙烷/氢做推进剂在9.78MPa燃烧室压力下完成。试验结果表明, 三组元推进剂和三组元发动机概念可行。

主题词: 液体推进剂火箭发动机, 多元推进剂, 燃烧试验分析

一、引 言

降低成本、提高运载能力是未来大型运载火箭追求的两大目标。实现此目标的基本途径是寻找一种高性能、低价格的推进剂和高压、可重复使用的动力装置。价格低廉、密度比冲高、无毒的液氧/烃类推进剂重新引起各国重视。但感兴趣的烃类燃料已不是常用的煤油而是甲烷和丙烷。在进行大量试验研究后, 发现烃类燃料在高压下存在冷却、结焦、积炭、燃烧不稳定、点火及与推力室结构材料不相容等技术问题, 给研制高压、可重复使用发动机增添了很大困难。所以近几年又提出了三组元推进剂的新概念, 即在液氧/烃推进剂基础上引入少量液氢用于冷却推力室, 然后供发生器作燃料。这样既解决了推力室冷却困难也消除了发生器产生积炭的难题。烃类发动机的其它技术难题也得到克服或缓解, 减小了研制风险度, 满足了高压、可重复使用要求。但目前三组元推进剂还只是富有吸引力的设想, 没有试验依据, 三组元推进剂概念是否可行? 工程上能否实现是个疑问, 只能通过燃烧试验来回答。

二、三组元发动机液氢循环系统分析

三组元与双组元发动机的区别在于增加了液氢循环系统, 所以充分发挥液氢循环效能是三组元发动机设计的重点。初步分析, 至少有三种液氢循环方案。第一方案(见图1), 从泵输出的液氢作为冷却剂进入推力室再生冷却通道, 吸热、气化后再输入燃气发生器与液氧混合、燃烧, 产生富氢的氢/氧燃气, 驱动涡轮。这种系统, 由于用液氢替代烃类冷却剂, 排

除了烃类冷却剂在冷却通道结焦的难题，从而允许燃烧室压力大幅度提高。另一方面，以液氧/氢燃气发生器替换液氧/烃燃气发生器，排气干净，避免了涡轮通道积炭、堵塞难题，允许重复使用。并因涡轮动力源是高能液氧/氢推进剂，提高了循环效率。第二方案（见图2），液氢通过推力室再生冷却通道后分成两股，一股输给燃气发生器作燃料，另一股送往予混器与烃燃料混合后进入喷注器，所以喷注器仍保持双组元工作特性。第三方案（见图3）与第二方案的区别在于取消了予混器。液氧、氢和烃分三路各自输入喷注器，喷注器要完成三股组元的雾化、混合任务。

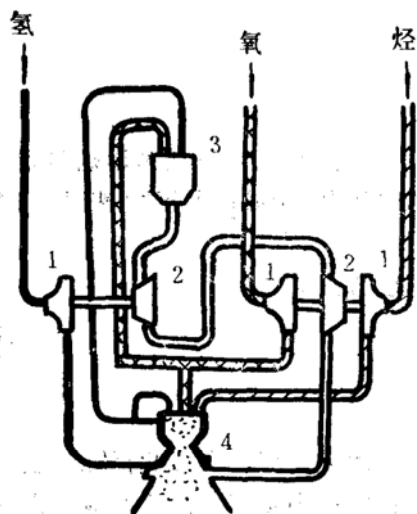


图1 三组元发动机系统

1.泵 2.涡轮 3.燃气发生器 4.推力室

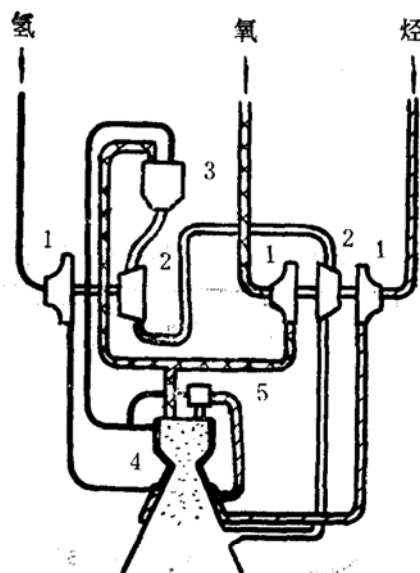


图2 三组元发动机系统

1.泵 2.涡轮 3.燃气发生器
4.推力室 5.预混器

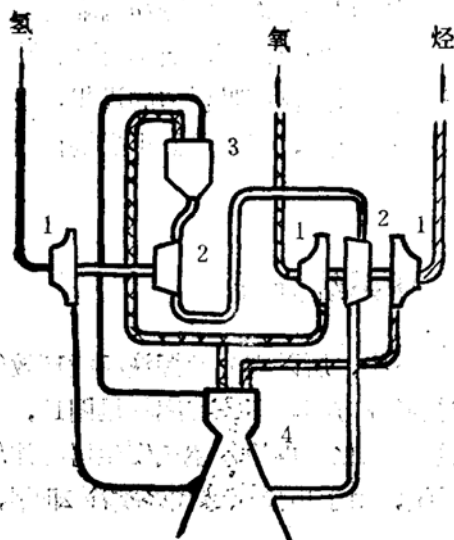


图3 三组元发动机系统

1.泵 2.涡轮 3.燃气发生器 4.推力室

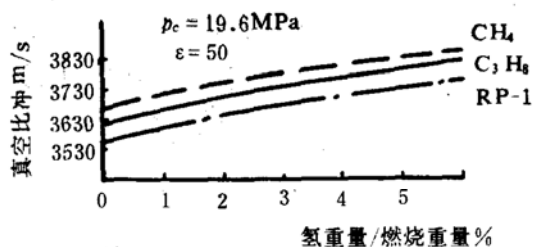


图4 含氢量对真空比冲的影响

第二和第三方案的共同点是都有部分氢注入推力剂参加燃烧，进入推力剂的氢含量对理论比冲、点火性能和燃烧性能的影响见图4、图5和图6。加氢也提高了燃烧稳定性和效率，加氢影响燃烧的显著度随氢含量增大而下降，所以只需加少量氢。燃料中含氢量的下限

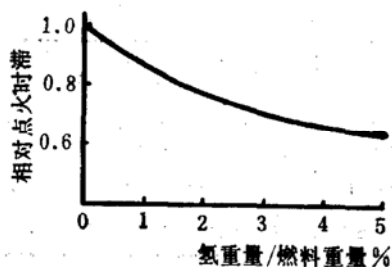


图5 含氢量对点火时滞的影响

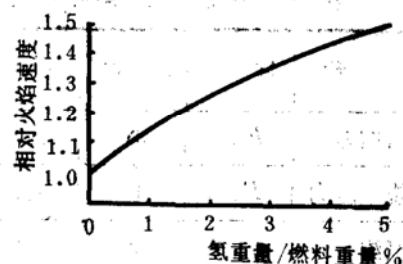


图6 含氢量对火焰速度的影响

则受推力室冷却要求和推进剂输送系统功率平衡的限制。初步计算结果,液氢流量占发动机的燃料流量的10%左右,进入推力室喷注器的氢流量控制在燃料流量的6%左右。

三、试验件和试验系统

推力室试验件由喷注器和身部两大部件组成。身部包括圆筒形燃烧室和面积膨胀比为1.8:1的拉瓦尔喷管。用整体金属外壳衬以玻璃钢内衬制成烧蚀冷却身部。喷注器由四层板与环焊接形成三个容腔,分别容纳液氧、氢和丙烷。三股组元从各自的进口管嘴进入容腔。喷注器中央安装烟火点火器,其发火能量为6000J/s左右,连续燃烧时间约4s。18个三组元喷嘴分两圈按同心圆排列,喷射液氧、氢和丙烷。第三圈均布直流小孔,喷射丙烷形成液膜冷却。喷注器与身部联接处均布16个声槽。

两台推力室试验件,一台安装直流式喷嘴,另一台安装离心式喷嘴。

试验系统跟发动机系统密切相关。从改善发动机性能和简化系统考虑,我们选择了图3所示发动机系统,该系统安排液氢经过冷却通道吸热气化后才进入喷嘴。本试验件没有冷却通道,不能实现液氢气化。为模拟喷嘴工况,要求试验系统向喷嘴提供气态氢。烃类燃料出于供应、运输等现实考虑,先选择丙烷参加试验。推进剂输送采用挤压式,试验系统安排见图7。

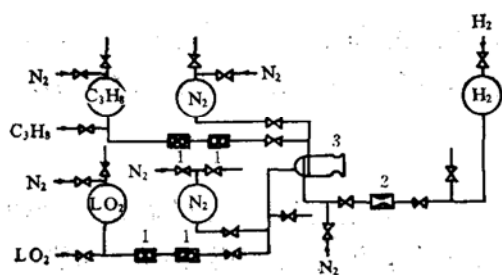


图7 试验系统原理图

1. 流量计 2. 音速喷嘴 3. 试验件

四、试验结果与讨论

共进行了两次试验,试验时间各为10秒。两次试验均按预定程序进行,点火正常、起动迅速、工作平稳、关机干脆。起动压力爬升曲线没有明显的压力过载,燃烧稳定,现场感觉振动正常,火焰明亮呈黄白色。关机后检查各联接部位无松动,推力室玻璃钢内衬出现几条纵向烧蚀沟痕,圆柱段局部剥落,直流式喷注器中一个液氧喷嘴端头局部烧蚀。

A-01次试验为直流式喷注器、A-02次试验为离心式喷注器,两次试验主要实测参数列于表1。

表1 两次试验实测参数

名 称	符 号	单 位	A-01	A-02
地面推力	F_{se}	kN	25.00	23.79
燃烧室压力	P_c	MPa	9.78	9.29
液氧流量	q_{ox}	kg/s	8.01	6.92
丙烷流量	q_{fu1}	kg/s	2.45	2.81
氢气流量	q_{fu2}	kg/s	0.19	0.19
混 合 比	k		3.03	2.31
氢 含 量	C_H	%	7.0	6.4
工作时间	t	s	10.61	10.72

表2 机械振动综合加速度值

参 数 名 称	符 号	单 位	A-01	A-02
轴向振动加速度	a_1	m/s ²	353	1401
径向振动加速度	a_2	m/s ²	284	1176
切向振动加速度	a_3	m/s ²	245	1107

1. 起动点火

A-01 试验用两发烟火点火器, A-02 用一发烟火点火器点火, 点火器与液氧控制活门同时起动。试验实测液氧比丙烷提前0.08秒进入燃烧室, 氢比丙烷迟后0.02秒进入燃烧室。该起动程序提供了富氧的点火过渡段,

点火器首先引燃氧/氢混合气, 然后由氧/氢火焰加热丙烷, 使丙烷变得容易点燃。

与双组元推进剂相比, 三组元起动增加了各组元间协调、控制的难度, 更容易产生起动故障。但从两次起动点火来看, 重复性良好, 起动平稳迅速, 推力室建压时间为0.8秒, 说明起动程序和烟火点火方案是成功的。A-02试验减少了一个点火器, 丝毫不影响点火性能。由上述点火过程分析判断, 点火能量裕度大, 还可大大减小。进一步试验可采用火炬点火方案, 即设计火炬点火室, 由火花塞点燃点火室内的氢/氧混气, 然后引燃丙烷, 这样可实现重复点火, 较经济可靠。

2. 特征速度效率

本任务属三组元发动机概念论证试验, 不是性能试验, 所以选择简单的单壁烧蚀冷却方案。大量燃料消耗于液膜冷却, 喷嘴工作点远离最佳工况, 这些人为因素在再生冷却方案中均可避免。但两次试验实测参数经总压损失修正后求出特征速度效率均大于0.95。离心式喷注器的效率比直流式略高, 其结果基本上验证了理论分析。

3. 燃烧稳定性

大家知道, 烃类燃料的燃烧稳定性不太好, 特别在高燃烧室压力下更增强了高频不稳定燃烧倾向。与该试验件相同尺寸的推力室用液氧/煤油推进剂试验曾产生高频不稳定。这两次试验燃烧稳定、实测机械振动数值也不大, 相比之下, 离心式喷注器产生较大的振动, 其数值见表2。

4. 积炭

美国Aerojet公司报导液氧/丙烷推进剂燃烧试验后, 发现喷注器面板、声槽及推力室内壁严重积炭。两次试验后我们仔细检查了喷注器面板、声槽, 没有任何积炭痕迹, 可能是加入氢具有消除积炭的效果。

5. 喷注器

两种喷注器都采用大流量喷嘴。单元喷嘴流量为0.49~0.54 kg/cm², 燃烧室流强为0.12×10⁴ kg/m²·s, 是针对大推力发动机设计的。试验完善后可直接应用于大推力发动机。

国外资料报导液氧/甲烷推进室高压燃烧试验, 减少喷注器面板发汗冷却量就出现烧

蚀, 所以他们认为高压燃烧室必须用发汗面板。本试验件未采用发汗面板, 试验结果面板没有烧蚀 (其中一喷嘴端面烧蚀是多余物堵塞所致), 且很干净, 保持有金属光泽, 说明三组元喷嘴对面板的热防护性能良好。

五、结论和建议

1. 对三种组元的协调控制、启动点火、燃烧稳定性、性能及喷注器方案设计等提供了试验验证, 表明三组元推进剂在大型助推发动机上使用是有希望的, 证明三组元发动机概念可行。但技术基础差, 必须加紧预研, 摸清关键技术。

2. 三组元推进剂用烟火点火器点火是可行的, 但从先进性、经济性和可靠性考虑, 发展火花塞引燃的火炬点火器更可取。

3. 两次试验均未产生燃烧不稳定, 但不能就加氢对烃类燃料的燃烧稳定性影响作出结论。为评定氢含量对三组元推进剂燃烧稳定性的影响, 建议采用脉冲枪技术。

4. 为验证少量液氢能否满足推力室再生冷却要求, 应进一步用液氢再生冷却身部进行燃烧试验。

5. 在液氧/烃类推进剂中, 煤油因冷却性能差、燃烧稳定性低、积炭结焦严重而处于被淘汰地位。而在三组元推进剂中由于加入氢, 这些问题得到解决或缓解, 所以煤油在三组元推进剂中应受到重视。不可忽视, 液氧/煤油/液氢三组元推进剂的密度比冲最高。

6. 提高燃烧室压力是火箭发动机的方向, 本试验压力为9.78MPa, 远未达到三组元发动机压力上限, 建议继续提高至15~20MPa, 更能发挥三组元发动机的优越性。

参考文献

- (1) Green, W.J. and Mercer, S.D.: Advanced LOX/Hydrocarbon Booster Engine, AIAA-86-1686, 1986.
- (2) Amura, H.T.: LOX/Methane Staged Combustion Rocket Combustion Investigation, AIAA-87-1856, 1987.
- (3) Penn, C.D.: Advanced Booster Engine Propulsion, IAF-87-289, 1987.

A RESEARCH ON EXPLOSIVE PROBLEM IN END-BURNING SOLID PROPELLANT ROCKET MOTORS

Li Zhaomin

(Beijing Institute of Technology)

Abstract: In this paper, the explosive problem in end-burning solid propellant rocket motors is discussed. The primary causes of the explosion in end-burning rocket motors is analyzed. It is experimentally indicated that when a combined charge consisting of the wood false grain and the short propellant grain is used for selecting the increase rate of initial burning surface, the experimental results will reveal an unsuitable increase rate due to large deviation. If the conclusion obtained from these experiments is used in the design of end-burning grain, the rocket motor will explode.

Keywords: Solid rocket engine, Propellant explosion property, Research

INFRARED SOURCES OF JET PROPULSION SYSTEM AND THEIR SUPPRESSION

Zhang Qingfan

(Nanjing Aeronautical Institute)

Abstract: Infrared sources of jet propulsion systems were analyzed and their suppression techniques were discussed in this paper. Infrared radiation of the systems are caused by high temperature due to fuel combustion, and can be grouped into two kinds: radiation from solid surface and radiation from exhausted gases. Generally, the suppression techniques for the infrared radiation include three aspects: (1) lowering radiation surface temperature by cooling and/or insulating, or blocking propagation of infrared rays; (2) speeding mixing processes between exhaust gas and surrounding air; (3) diluting radiative species of combustion products.

Keywords: Jet engine, infrared radiation, Infrared absorption

TEST AND ANALYSIS ON COMBUSTION OF TRI-PROPELLANT

Song Lianzhong

(The 11st Research Institute)

Abstract: Tri-propellant rocket engine is a new concept developed in recent