

液氧/丙烷推力室试验研究

张中光 郑秀琴

(上海航天局801所)

摘要: 1987~1989年间进行的液氧/丙烷推力室试验研究内容主要涉及点火和启动、燃烧、传热等。目的在于探索液氧/丙烷推进剂的技术关键,为新型液氧/烃发动机论证提供必要依据。使用了两种结构状态的推力室。试验室压2.5~7.8MPa。推力8~25kN(真空)。通过试验,考核了液氧/丙烷推进剂的点火和燃烧性能,验证了丙烷再生冷却的可行性;并与四氧化二氮/偏二甲肼自燃推进剂、液氧/煤油推进剂的试验情况进行了比较。

主题词: 液氧, 丙烷, 推力室, 试验

EXPERIMENTAL INVESTIGATION ON LOX/PROPANE THRUST CHAMBER

Zhang Zhongguang Zheng Xiuqin

(The 801st Research Institute)

Abstract: An experimental investigation on LOX/propane thrust chamber was carried out during 1987—1989. The test mainly involves ignition, start-up, combustion, heat transfer and so on.

The purpose of this test is to explore the key technology of LOX/propane propellant and to give the necessary evidence for the demonstration of the advanced LOX/hydrocarbon engine. In this test, two kinds of the thrust chamber were used, the chamber pressure was from 2.5MPa to 7.8MPa and the range of thrust was 8~25KN (vacuum). with the comparison with the test of N_2O_4 /UDMH hypergolic propellant and LOX/kerosene propellant, the performance of the ignition and combustion of LOX/propane propellant was verified and the feasibility of propane's regenerative cooling was proved.

Keywords: Liquid oxygen, Propane, Thrust chamber, Test

一、前 言

液氧/烃发动机作为下一代大型运载火箭助推发动机,国内外目前正深入进行研讨。众所周知,液氧/烃推进剂具有价格便宜、使用安全、无毒性、无污染、密度较高、能量较高的优点。烃类燃料中,煤油、丙烷、甲烷是最有希望的燃料。但是,选择何种烃类燃料为最好,并无一个绝对的标准,在很大程度上还取决于对燃料燃烧和冷却特性的掌握程度、使用经验、资源情况等。

70年代末和80年代初,国外进行了广泛的烃类燃料电传热试验和其他模拟试验^[2~5],研究其传热性能、结焦特性、与不同材料的相容性等。研究主要集中于煤油、丙烷和甲烷。80年代中期,报道了液氧/甲烷、液氧/丙烷缩比推力室的试验^[6,7],但均采用水冷却的推力室,室压也较低。

对液氧/丙烷、液氧/甲烷推进剂来说,针对其在下一代高压发动机上的应用,需要解决点火、不稳定燃烧、性能、冷却、材料相容性等技术关键。本文介绍了1987~1989年间进行的液氧/丙烷推力室的试验。试验目的是探索液氧/丙烷推进剂的点火和燃烧性能、丙烷冷却能力、结焦倾向等众所关注的问题。

二、试验系统和试验件

液氧/丙烷推力室试验采用挤压式试验系统,见图1。试验状态有二种:

1. 离心式喷嘴推力室:室压3.14MPa,推力10kN(真空)。由现有 N_2O_4 /UDMH推力室改装而成。主要改进是在头部安置了烟火点火器。该推力室头部有18个双组元离心式喷嘴,周边24孔冷却环提供内冷却液膜。身部冷却套为往返槽道结构。喷管面积比24:1。

2. 直接式喷嘴推力室:室压7.5MPa,推力25kN(真空)。该推力室头部有128对双股自击喷嘴,按同心圆排列。在喷注器面和室壁连接处配置有12个径向声槽,抑制一次切向振型。头部周边配置有液膜流量可调的冷却环。身部为截短喷管单向槽道结构。截短喷管面积比6.3:1。

两种状态推力室均有相同的身部造型,见图2。

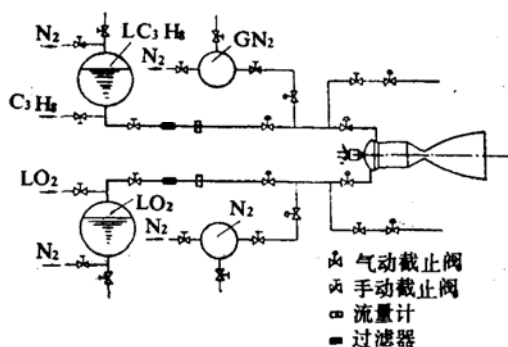


图1 试验系统简图

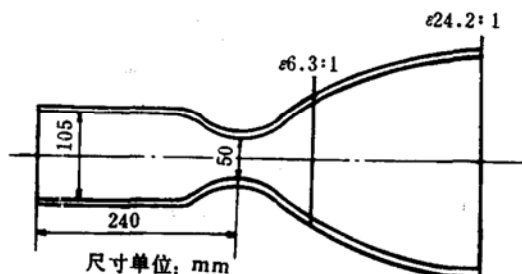


图2 推力室身部特征尺寸

三、推力室的点火和启动

1. 点火特征

推力室采用烟火点火器点火, 氧化剂超前燃料进入燃烧室的点火程序。试验在较宽的推力室参数变化范围 (室压 $2.5\sim 7.8\text{MPa}$ 、混合性比 $1.1\sim 2.6$) 实现了迅速、平稳的点火启动, 点火过压小。试验得出, 点火过压 $p_{c\max}/p_c = 1.0\sim 1.35$ 。同样推力室和同样试验系统, 且室压相近情况下, $\text{N}_2\text{O}_4/\text{UDMH}$ 自燃推进剂试验的 $p_{c\max}/p_c = 1.0\sim 2.06$ 。在完全相同条件下, 进行的液氧/煤油推进剂试验, 室压启动曲线上出现“凹坑”, 见图3。

以上初步试验结果表明, $\text{LO}_2/\text{C}_3\text{H}_8$ 推进剂具有良好点火性能, 可与自燃推进剂相比, 并且 $\text{LO}_2/\text{煤油}$ 推进剂点火性能好。

2. 启动方案

在进行丙烷再生冷却试验时, 遇到如下启动问题: 启动过程中, 冷却液 (丙烷) 温度很快上升, 丙烷流量不断下降, 使混合比不断增加, 最终导致室壁烧蚀, 见图4。造成此问题的原因是, 由于推力室未预冷, 因而启动过程中低沸点丙烷受热升温, 密度不断减小并局部产生两相流所致。

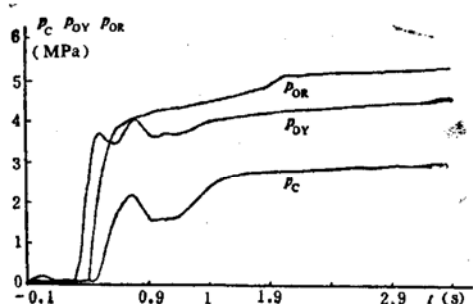


图3 $\text{LO}_2/\text{煤油}$ 推进剂点火室压“凹坑”

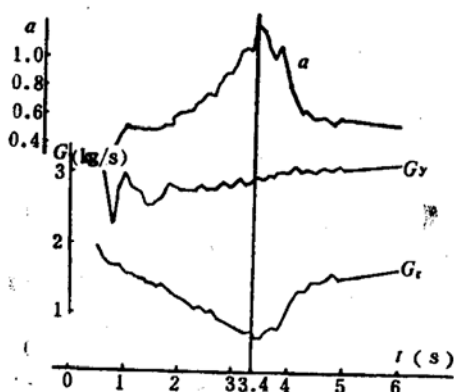


图4 丙烷再生冷却试验不良启动过程

为解决上述低温推进剂启动问题, 国外一般采用对推力室进行预冷的办法。此时要求在喷管出口加引射装置, 将预冷推力室的介质蒸汽抽吸掉, 以防止在启动充填过程中介质蒸汽串腔问题。但是, 建立这套引射设施本身是一项庞大的工程。为此, 我们在试验中探索了以下几种启动方案:

(1) 混合比分级启动方案

启动时保证低混合比工况, 启动后爬升至额定混合比。

启动时燃烧室内低混合比燃烧, 降低传给室壁的热流, 因而限制了冷却套丙烷温升, 防止了丙烷流量下降的趋势, 从而获得正常启动。

(2) 推力室隔热启动方案

推力室内壁面喷涂 0.5mm 氧化锆涂层, 利用涂层隔热效应, 使传给室壁热流降低50%左

右;同时,由于涂层的高热阻,使启动时室壁瞬态导热速率降低,由此达到限制冷却套丙烷温升的目的,实现正常启动。

(3) 液氮预冷方案

利用液氮预冷推力室冷却套,降低冷却套初温,防止丙烷汽化产生两相流,使冷却液流量减少。

液氮产生的蒸汽为惰性气体,消除串腔爆炸危险性。

以上三种启动方案经试验均获得成功。其共同的优点是消除了使用低温燃料预冷推力室的必要性。其中,液氮预冷试验成功表明,LO₂/C₃H₈推进剂在惰性氮气气氛中仍能正常点火启动,是低温推进剂推力室预冷启动技术的新尝试。

四、燃 烧

1. 一般情况

无论离心式喷嘴头部或直流式喷嘴头部的试验,在较大室压变化范围(室压2.5~7.8 MPa)内均获得了稳定的燃烧。试验过程中压力示波记录平稳无波动。振动分频表明:整个频域分频加速度小,不大于10g;在所关心的一次切向燃烧振型频域(~6500Hz),无突出频率存在;离心式喷嘴推力室的个别次试验出现强度不大的一次纵向振型。

对于正常混合比工况的试验,喷管排焰白亮耀眼,接近液氧/煤油发动机排焰的亮度。试验后检查,推力室内壁面形成积碳层,积碳底层与壁粘结牢固,不能用手擦去。燃烧室圆柱段和喷管收敛段部位积碳较重,喷管喉部积碳较少。总的积碳情况比航空发动机轻。离心式喷嘴由于其喷雾锥膜的保护作用试验后仍光亮如新。直流喷嘴头部在撞击的喷注面上留有积碳。径向声槽内积碳较轻,不存在积碳堵塞声槽的问题。

2. 特征速度效率 η_c 。

对额定混合比附近 2.286 ± 0.2 、室压2.5~7.8 MPa的12次试验统计, $\eta_c = 0.87 \sim 0.923$ 。室压高低和头部型式(离心式喷嘴或直流式喷嘴)对 η_c 影响不明显。

影响 η_c 的主要因素:

(1) 不同液膜流量的影响

上述试验统计,其推力室相对液膜流量 $\bar{q}_{m1}$ (燃料液膜流量与总燃料流量之比)均为30%。这是为解决不锈钢壁小推力室的冷却问题所必需的。为了解液膜流量对性能的影响。在一台推力室上先后进行了不同液膜流量的二次试验,当 $\bar{q}_{m1}$ 由30%降至19%, η_c 由0.899增加到0.937。液膜流量对性能的影响见图5。试验结果与计算预示值相接近。

(2) 不同推进剂组合的影响

相同推力室,在相同室压和相对液膜流量($\bar{q}_{m1} = 30\%$)工况下,不同推进剂组合的试验

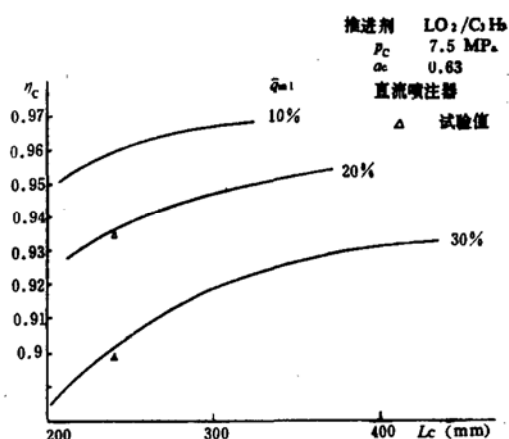


图5 η_c 与液膜流量和燃烧室长度的关系

表 1 不同推进剂组合试验的 η_c

推 进 剂	调 整 值		试 验 值	统 计 试 验 次 数
	p_c, MPa	α	η_c	
$\text{N}_2\text{O}_4/\text{UDMH}$	3.32	0.63	0.937—0.956	16
$\text{LO}_2/2\text{号航煤}$	3.14	0.55	0.865	1
$\text{LO}_2/\text{C}_3\text{H}_8$	3.14	0.63	0.87—0.923	12

结果见表 1。

由表可见, $\text{N}_2\text{O}_4/\text{UDMH}$ 的 η_c 高于液氧/烃推进剂。分析认为, 造成 η_c 差异的主要原因 是不同推进剂组合要求的燃烧室特征长度 L^* 不同。例如, 文献[8]给出的经验数据:

四氧化二氮/肼基 $0.76\sim 0.89\text{m}$

液氧/煤油 $1.02\sim 1.27\text{m}$

本试验推力室 $L^*=0.89\text{m}$, 对液氧/煤油和液氧/丙烷推进剂组合来说 L^* 值偏小。

根据燃烧室蒸发计算模型[9], 在液氧/烃推进剂组合中, 丙烷(煤油)是燃烧过程的控制组元。为保证丙烷(煤油)的完全蒸发, 要求更长的燃烧室长度(相应要求更大的 L^* 价)。图 5 给出根据蒸发模型计算的 η_c 与燃烧室长度的关系。

五、冷 却

本试验计划的一个主要目的, 是要回答丙烷是否适于作为推力室的冷却剂。为此, 首先安排了推力室水冷却试验以建立正常燃烧工况, 并对丙烷的冷却性能作了预先分析。

1. 冷却能力预示

(1) 丙烷的冷却性

冷却剂的冷却性能可由 B 参数表示[10]。

$B = \lambda^{0.6} \cdot C_p^{0.4} / \eta^{0.4}$ 。它是流体热物理性能(导热系数 λ 、比热 C_p 和动力粘度 η)的综合参数, 仅与流体温度有关。冷却剂对流换热系数正比于 B , 故 B 参数是不同冷却剂冷却能力的一个比较参数。

图 6 给出不同冷却剂在各自工作温度范围的 B 曲线。丙烷的 B 值大于煤油, 且比偏二甲肼稍高。偏二甲肼是可贮液体火箭发动机常用的冷却剂。

(2) 推力室冷却计算

表 2 给出不同推进剂组合不同冷却剂的传热计算比较。其中烃类冷却剂对流换热采用近期煤油、丙烷的电热管试验结果[11]。由表可见, 丙烷作冷却剂时将获得最低的壁温。

(3) 结焦倾向

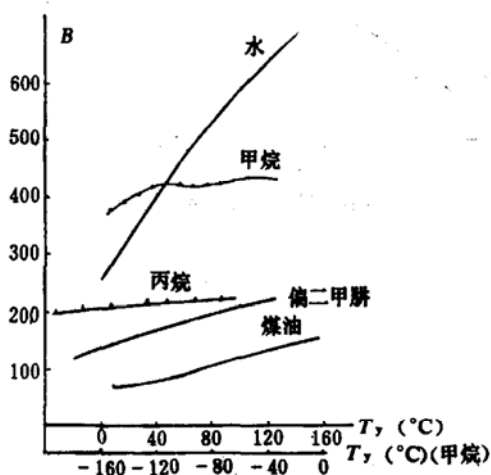


图 6 不同冷却剂的 B 参数曲线

表2 不同推进剂传热计算(喷管喉部截面)

推进剂	冷却剂	推力室余氧系数 α	气壁温 T_{bp} °C	液壁温 T_{by} °C	热流 q MW/m ²
LO ₂ /C ₃ H ₈	C ₃ H ₈	0.63	690	290	8.3
LO ₂ /2号航煤	2号航煤	0.55	869	690	5.49
N ₂ O ₄ /UDMH	UDMH	0.63	730	270	8.7

注: 室压 $p_c = 3.3\text{MPa}$, $q_{m1} = 30\%$, 喉部直径 $D_t = 0.05\text{m}$, 室壁材料: 1Cr18Ni9Ti, $\delta = 0.9\text{mm}$, 不考虑积碳效应

通常认为, 当推力室液壁温高于烃类燃料的结焦温度, 就在冷却通道内形成结焦条件。文献[12]给出的结焦温度: 丙烷 460°C , 煤油(RP-1) 316°C 。丙烷较高的结焦温度反映其结焦倾向较弱。近期的电热管试验显示[11], 丙烷在不锈钢壁上无明显结焦层存在。试验件壁温 $313\sim 677^\circ\text{C}$, 流速 10m/s 。在相同试验条件下, 煤油在不锈钢壁上形成结焦, 但沉积速率并不高, 平均沉积速率为 $2\sim 5.1^\circ\text{C}/\text{min}$, 即由于结焦热阻壁温每分钟升高 $2\sim 5.1^\circ\text{C}$ 。

2. 丙烷冷却试验情况

推力室丙烷再生冷却是在两种工况下进行的:

- 室内 $p_c = 7.5\text{MPa}$, $p_L/p_{cr} = 2\sim 2.4$ (p_L/p_{cr} 为丙烷冷却套压力与临界压力之比)。丙烷超临界换热工况;

- $p_c = 3.14\text{MPa}$, $p_L/p_{cr} = 0.9\sim 1.2$ 。丙烷近临界换热工况。

两种工况试验均获成功。试验主要结果如下:

(1) 冷却性能

丙烷近临界和超临界传热均获通过。试验最低室压 2.5MPa , 最高室压 7.8MPa 。最高和最低室压热流之比 $2.5:1$ 。在相同推力室和相同 q_{m1} 下进行的N₂O₄/UDMH试验(UDMH冷却), $p_c 3.3\text{MPa}$ 下冷却正常, 但当室压增至 4.9MPa 时喷管喉部出现烧蚀。在相同条件下仅进行了一次液氧/煤油试验(煤油冷却), $p_c 3.14\text{MPa}$ 冷却通过, 未进行更高室压的试验。

(2) 冷却套情况

液氧/丙烷推力室试验后冷却套剖切表明, 整个不锈钢冷却槽道内洁净无沉积物(液壁温 $250\sim 450^\circ\text{C}$, 流速 $14\sim 25\text{m/s}$)。这与电热管试验的结果一致。

(3) 积碳效应

液氧/丙烷推进剂试验显示了推力室内壁积碳对传热的影响。实测冷却液温升 ΔT_L 和按实测温升计算的推力室身部总换热率($Q = q_{m1} \cdot \Delta T_L$, q_{m1} 为冷却液流量)明显低于计算值。根据各次试验统计, 仅为计算值的 $50\sim 70\%$ (表3)。反映了内壁积碳层的热阻效应。表3还列出了N₂O₄/UDMH推进剂试验的数据, 其冷却液温升实测值和计算值相接近, 反映此类推进剂燃烧无积碳效应的实际情况。碳层在启动过程室压建立后不久即生成。反映在冷却液温度变化曲线上, 在启动温度峰值之后, 随着碳层的建立温度很快下降, 见图7。

已广泛使用的液氧/煤油推进剂在燃烧过程中于推力室室壁形成石墨状炭层, 其效果是增加燃气边热阻, 有效地降低传给室壁的热流。根据我们以上试验结果, 液氧/丙烷推进剂同样存在积碳效应, 这对推力室壁的冷却是有利的。

表3 各次试验冷却液温升统计

试车次	Fc7-101	-102	-104	-107	-108	-110	-111	-117	N ₂ O ₄ /UDMH 试验
冷却剂	水	水	水	丙烷	丙烷	丙烷	丙烷	丙烷	偏二甲肼
实际温升℃	22	20	30	67	72	40	34	80	100~120*
计算温升℃	41	60	58	112	127	69	62	115	108

* 16次试验统计

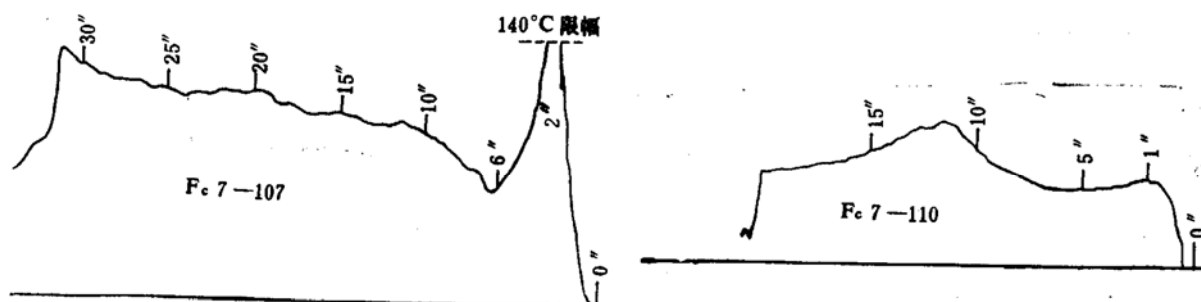


图7 液氧/丙烷推力室冷却液温度曲线

六、结 束 语

初步试验表明：液氧/丙烷推进剂采用火药点火和氧化剂超前程序，点火性能良好，点火过压小；丙烷再生冷却试验分别采用混合比分级启动方案、涂层隔热启动方案和液氮预冷推力室启动方案均获得了满意的启动特性；压力和振动测量显示，液氧/丙烷推进剂在较宽广的室压变化范围燃烧正常、平稳。有时出现强度不大的一次纵向压力振荡；丙烷近临界和超临界推力室传热均获通过。试验验证了丙烷良好的冷却性能。在较广参数范围不锈钢壁推力室传热未产生结焦现象。试验还显示推力室内壁积碳对传热的影响，积碳效应降低燃气传给室壁的热流，增加推力室冷却裕度。

参 考 文 献

- (1) Lo R E & Thierschmann M. Propellant Trends in Advanced Rocket Propulsion, ESA-SP-293, 1989
- (2) NASA CR-165405
- (3) NASA CR-168277
- (4) Morinosni R and Cook R T. Methane Heat Transfer Investigation, Contract NAS 8-34977, 1985
- (5) AIAA 88-3215.
- (6) AIAA 87-1856.
- (7) AIAA 87-1857.
- (8) Huzel D K. Design of Liquid Propellant Rocket Engines, SP-125
- (9) 庄逢辰, 周进. 液氧/丙烷燃烧室计算模型. 国防科技大学, 1989年
- (10) Кудрявцева В. М. Основы Теории и Расчета Жидкостных Ракетных Двигателей.
- (11) 吴玉梅. 丙烷电传热试验研究. 航空航天部十一所, 1989年
- (12) NASA CR-159790