

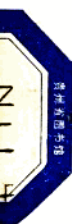
出国考察技术总结报告

美国第十八届联合推进会
议推进技术介绍

8

航天工业部第七〇七研究所

一九八三年



出 版 说 明

一九八二年六月,中国联合推进代表小组应美国宇航学会的邀请,参加了美国 AIAA/SAE/ASME 在克利夫兰市召开的第十八届联合推进会议。本届会议分九个专业 54 个小组,会上共宣读 270 篇论文,中国代表金如山教授在会上发表了论文,受到与会各国代表的好评。另外,在会议期间,代表组成员分别与美国宾夕法尼亚州立大学著名固体发动机学者 K.K.Kuo 教授和日本日产自动车株式会社宇航部的桑原卓雄进行了座谈,就有关硝酸推进剂研制及燃烧等问题交换了意见。除参加会议外,代表们还参观了美国宇航局的路易斯研究中心、凯斯大学、马夸特公司、斯坦福大学航空和航宇工程系。

这次会议美国政府注意了型号发动机和单元技术的保密,因而有些关键技术问题外国代表未能参加讨论。总之,通过会议和参观考察,对国外火箭推进技术的研究状况有了一定的了解。代表小组回国后,针对液体火箭推进技术、固体火箭发动机内弹道、壳体及燃烧问题、喷管技术、固体推进剂、冲压发动机技术,进行了专题总结,现编辑出版供有关同志参考。

目 录

一、“一体化”液体双组元推进系统·····	(1)
二、固体火箭发动机的内弹道、壳体及燃烧·····	(10)
三、固体发动机喷管技术·····	(16)
四、固体推进剂的研制动态·····	(24)
五、冲压发动机技术·····	(28)

“一体化”液体双组元推进系统

王 怀 庆

一、卫星和推进技术的发展

自1963年美国发射辛康 (SYNCON) 同步卫星以来, 卫星技术发展得很快, 主要目标是加大容量、延长寿命和降低成本。由于采用先进技术和成功的设计, 二十年来, 卫星运载工具和通讯系统的可靠性获得稳步提高, 星上电源及推进剂容量也在不断增加, 使得卫星的寿命不断增长, 以国际通讯卫星 (INTELSAT) 为例, 它经历单旋、双旋和三轴稳定等三个类型六个系列, 其尺寸、容量和复杂性都有很大发展, 其发展情况如表1-1所示。

表1-1 国际通讯卫星的发展情况

系列	类型	展开尺寸 (米 ²)	寿命开始重量 (公斤)	通话线路	寿命年数
I	单旋	0.7×0.6	39	240	1.5
II	单旋	1.4×0.7	86	240	3
III	单旋	1.4×1.0	133	1200	5
IV	双旋	2.4×5.3	732	4000	7
IV _A	双旋	2.4×6.8	863	6000	7
V	三轴	6.7×15.8	1050	12000	7
V _A	三轴	6.7×15.8	1090	15000	7
VI	双旋	3.6×11.8	2230	30000	10

在卫星技术发展的同时, 推进技术也有了很大发展。一开始, 自旋稳定卫星 INTELSAT-1 和 INTELSAT-2 采用 H_2O_2 单组推进剂来完成轨道推进工作, 但因为过氧化氢有缓慢分解的缺点, 即使在最好的贮存条件下也不易解决, 因而限制了卫星的寿命。无水肼有良好的可贮存性, 比冲比过氧化氢高30%, 使用寿命大大超过所规

定的二年时间, 而且使无水肼分解的催化剂希尔 405 已研制成功, 于是国际通信卫星三号成为第一个将无水肼用于轨道反作用控制卫星。开始几乎所有的同步卫星都是自旋稳定的, 用落压式的方法给相同推力的4~8个推力室供应推进剂, 用离心力进行推进剂控制。国际通信卫星五号首次采用了三轴稳定, 三轴稳定的卫星带来一些新问题, 包括附加的系统复杂性, 失重条件下的推进剂控制等。随着研制工作的进展, 改进了推力室的设计, 将新材料贮囊用于被动式推进剂的排出, 改进流动控制组件, 系统总装则采用了新的钎焊等新技术, 使无水肼的分解度可靠。由于单组元肼的性能较低, 而且其寿命也有一定限制, 不能有效地承担某些飞行任务, 因此这些卫星中大多数用单组元肼作姿态和轨道控制, 而用固体发动机作为远地点发动机。

采用 N_2O_4 /MMH 液体双组元系统除了稳态比冲比单组元肼提高25%以外, 还具有下列优点:

1. 在完全消除伴随催化剂床耗损出现的性能降低和冲量变化的情况下, 可达到更长的寿命和热循环;

2. 由于对冷启动具有特殊的性能, 因而冲量比单组元的更高;

3. 容易预计发动机在其整个寿命期内的响应特性。此外, 由于取消了催化剂床加热器, 发动机的动力消耗较低;

4. 推进剂的冰点较低;

5. 由于取消了对污染和损坏敏感的催化剂床, 使用方便, 也提高了可靠性。

这种液体双组元技术差不多与单组元肼在同一时间内发展起来的, 大部分用于星际飞行任务, 如海盗号空间探测器等, 也用于航天飞机的轨道机动发动机。1974年12月和1975年8月发射的欧洲交响乐卫星 (SYMPHONIE), 是由第一个欧洲液体远地点发动机从椭圆转移轨道送入同步轨道的。液体远地点发动机是由西德 MBB 公司研制的 40.7 公斤 (400 牛顿) 的发动机, 采用 $N_2O_4/A-50$ 作为推进剂, 比冲达到 305 秒, MBB 公司的 1.02 公斤 (10 牛顿) 发动机完成交响乐卫星的轨道和姿态控制机动, 用 N_2O_4/MMH 作为推进剂。

“一体化”液体双组元系统是将液体发动机和轨道/姿控发动机的推进剂供应系统合在一起, 因而能减轻系统重量。近五年来, 有一种用 N_2O_4/MMH “一体化”液体双组元推进系统作为远地点发动机和轨道/姿态控制发动机, 以代替固体远地点发动机和单组元肼的轨道姿控的趋势。这种“一体化”与利用固体远地点发动机的传统推进系统相比, “一体化”液体双组元推进系统有下列优点:

1. 性能好

固体远地点发动机的比冲较低, 不能多次启动, 其燃烧时间短和推力高的推进特性造成 ΔV 的残差散布及自旋稳定卫星的重量损失, 因而对其性能有不利影响。

液体双组元远地点发动机的比冲较高, 可减少推进剂重量和提高有效载荷的能力, 特别象 INTELSAT-VI 的工作寿命由原来的 7 年延长到 10 年, 要求有更大的推进剂贮箱来供应保持轨道位置进行机动所需的推进剂, 发动机的高性能对这种卫星就显得格外重要。另外, 由于液体远地点发动机具有多次启动的能力, 在它起始点火后可确定轨道, 精确至相继机动的大小和方向, 这将减少修正入轨散布误差的推进剂耗量。

2. 结构紧凑

可将整个推进剂系统装在飞行器舱体内, 避免在舱体尾端安装固体发动机, 从而可充分利用飞行器轮廓尺寸范围内的空间。

3. 灵活性好

对于固体发动机本身来说, 在三轴稳定状态下, 不可能实现远地点入轨, 因为固体远地点发动机推力较大, 会产生不能接受的干扰力矩。

液体远地点发动机既可用于自旋稳定, 又可用于三轴稳定。此外, 为实现远地点机动所加注的推进剂可在较大范围内变化, 这对采用不同运载工具的卫星设计影响较小。

4. 可靠性高

如果固体远地点发动机发生故障, 将导致卫星完全失败。“一体化”液体双组元系统的轨道/姿控发动机是性能较高的系统, 它和推力较高的液体远地点发动机采用相同的贮箱,

在远地点发动机发生故障时，卫星能否达到同步轨道，取决于卫星的能量状况，而这种轨道/姿控发动机能够提供支援，使卫星达到同步轨道。

由于这些原因，“一体化”液体双组元推进系统已成功地用于 1982 年 4 月发射的印度通讯卫星 INSAT-1 上。

不同类型的推进方式，无疑是由卫星性能、周期、寿命和可靠性要求以及容量的不同而综合考虑得出的。虽然目前大多数正在工作的通讯卫星是用固体或液体顶级的一次使用的运载工具送入同步转移轨道，并用固体发动机送入同步轨道，用单组元肼进行姿态和轨道控制，但其中一些将为新的更大的一类卫星所取代，如固体远地点发动机将为液体远地点发动机所取代，并作为星上推进系统的一部分，而“一体化”液体双组元推进系统将发挥更大的作用。有关卫星设计的发展情况如表 1-2 所示。

表 1-2 卫星设计的发展情况

类 型	运载工具	近地点入轨	远地点入轨	轨道控制
典型国内通讯卫星	雷 神	固体近地点发动机	液体远地点发动机	N_2H_4
INTELSAT-V	宇 宙 神	半人马座	液体远地点发动机	N_2H_4
INSAT	雷 神	PAM-D	“一体化”液体双组元系统	
L-SAT	阿 里·安	(三级)	“一体化”液体双组元系统	
TV-SAT	阿里安或航天飞机	(三级)或 PAM-A	“一体化”液体双组元系统	
LEASAT	航天飞机	民兵-III	液体远地点发动机	N_2H_4
TDRS	航天飞机	IUS (一级)	IUS (二级)	N_2H_4
INTELSAT-W	阿里安或航天飞机	三级或 SRM-1	“一体化”液体双组元系统	

为进一步提高液体双组元发动机的性能，目前美国正在进行电动机泵压式推进系统的研制，采用锂—亚硫酰—氯化物高能电池 (Lithium-thionyl-chloride)，其性能达到 200 瓦小时/磅，现正在进行地面试验的间歇工作以模拟长期工作寿命。喷气推进实验室正在为研制低 NPSH 泵而努力。一旦泵压式推进系统研制成功，将进一步促进液体双组元远地点发动机的发展，从而能保证更大的任务灵活性和轨道重量。

二、“一体化”液体双组元推进系统的应用

(一) 工作程序

1982 年 4 月 10 日发射的印度通讯卫星 INSAT-1 是应用“一体化”液体双组元推进系统的典型，其工作程序如下：

1. 1982 年 4 月 10 日用雷神运载火箭发射；
2. 用固体发动机有效载荷助推舱 PAM/STAR48 双旋进入同步转移轨道；
3. 转换到稳定自旋；
4. 消旋和定向机动；

5. 近地点爬高;
6. “一体化”双组元系统进行远地点机动, 第一次工作 34 分, 第二次工作 21 分;
7. 轨道修正;
8. 液体远地点发动机被隔离和排空;
9. 位置获得, 多次点火 15~180 秒;
10. 例行程序指示和机动;
11. 展开天线辅助设备。

(二) 性能和系统特征

INSAT-1 是美国福特宇航和通讯公司根据与印度政府、空间部门签订的合同生产的。马夸特公司承包推力室、组件、设计支持和试验, 洛克希德导弹和空间公司承包推进剂贮箱。

这个三轴稳定卫星首先采用“一体化”液体双组元 N_2O_4/MMH 系统, 为同步卫星射入转移轨道后, 提供所有推进机动。INSAT-1 发射重量为 1042 公斤, 其中推进剂重量为 590 公斤, 推进剂提供总冲能力为 182,000 公斤·秒, 工作寿命 7 年。系统包括一个 45.4 公斤推力的远地点推力室和 12 个 2.3 公斤推力的姿态和轨道控制推力室, 组成两组备份装置, 每组装置有 6 个推力室。这些推力室由两个钛合金贮箱供应推进剂 (见图 1-1)。贮箱用氦气增压。氦气从高压气瓶 (工作压力为 212 公斤/厘米²) 经减压降低压力, 对 N_2O_4 和 MMH 贮箱增压, 在远地点发动机工作时为系统提供 15.6 公斤/厘米² 的压力, 并以落压式工作, 在只有姿态和轨道控制推力室工作时为系统提供的最小压力为 12.8 公斤/厘米²。

系统中有 5 个电爆活门, 在卫星运行的不同阶段将推进系统的有关部分进行隔离。三个常闭活门 (No1-No3) 在起飞前准备和发射阶段将推进剂贮箱与增压气瓶和推力室隔离。这些活门在 345 公斤/厘米² 下工作时的氦气泄漏量小于 1×10^{-8} SCCS。二个常开活门位于远地点推力室的上游, 在完成远地点机动后, 常开电爆活门工作, 将远地点推力室与推进系统隔离, 以保证姿态和轨道控制推力室的正常工作。

为了防止飞行中推进剂的回流和蒸气的混合, 在 INSAT-1 推进剂贮箱的增压管路上设置两个单向活门。

过滤器位于 N_2O_4 和 MMH 管路中紧靠常闭电爆活门的下游以防止污染产物进入推进剂主系统的其余部分。

远地点机动后, 为了隔离氦气减压器和推进剂贮箱, 在氦气减压器出口和推进剂贮箱之间装有两个锁闭活门 (LVNo.1~No.2)。

为了在某个姿态和轨道控制推力室发生故障时能隔离备份姿态和轨道控制推力室组, 在供应两组姿态和轨道控制推力室的推进剂管路上装有 4 个锁闭活门 (LVNo.3-No.6)。

(三) 推力室

推力室是“一体化”液体双组元推进系统的一个技术关键。INSAT-1 所用的推力室是美国马夸特公司生产的 45.4 公斤 (100 磅) 推力的 R-4D-11 远地点推力室以及 2.3 公斤 (5 磅) 推力的 R-6C 姿态和轨道控制推力室。

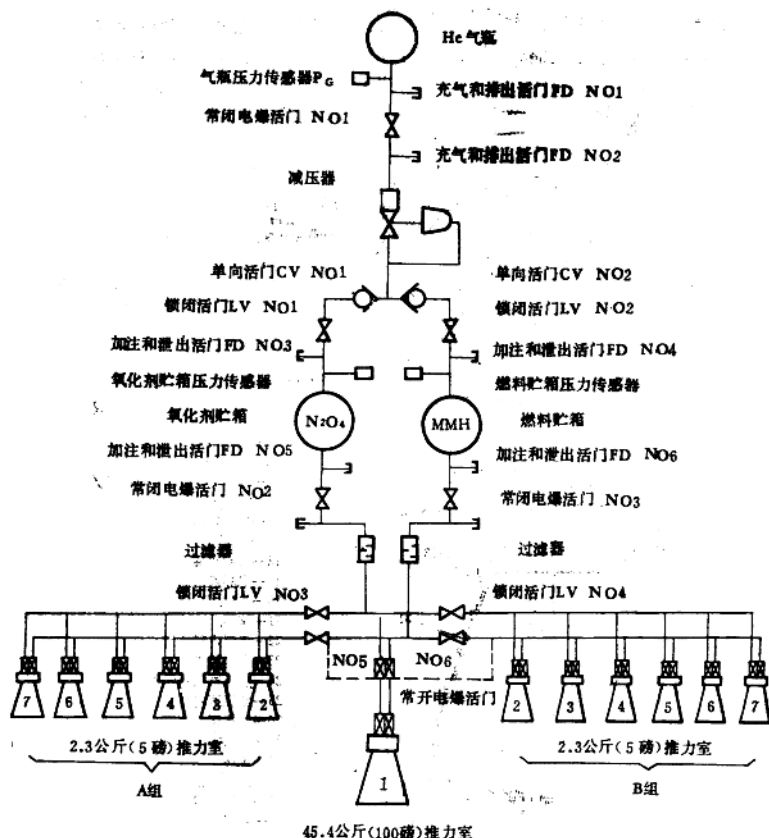


图 1-1 INSAT-1 “一体化”液体双组元推进系统

液体远地点推力室 R-4D-11 是由 R-4D 发展而来的。R-4D 开始是为阿波罗飞船研制的，推力 45.4 公斤，采用四氧化二氮为氧化剂，混肼-50 或甲肼为燃烧剂，稳定燃烧室压力为 6.8 公斤/厘米²，混合比为 1.8，比推力为 285 秒，提供稳定脉冲的时间为 12 毫秒，工作速率为 34 次/秒，可在 10 毫秒~500 秒的宽广区域内随意启动，冷启动次数超过 10000 次。在 R-4D 的发展过程中对喷注器的研制下了很大功夫，因为喷注器的设计是保证推力室良好性能的关键，它影响稳态和脉冲工作性能，也关系到燃烧室的传热和冷却。通过合理的喷注器设计并恰当地组织冷却，可防止燃烧室过热。完善的液膜内冷却可隔离炽热的燃烧室向电磁活门方面传递热量，防止推进剂在腔道内沸腾和磁性能的降低。此外，喷注器对点火压力峰的大小有很大作用，因而也影响到推力室的结构和强度。马夸特公司用了两年半研制时间才把 R-4D 喷注器最后定下来，采用 8 对互击二击式喷孔，并

在喷注器上采用 8 个液膜内冷却小孔，防止燃烧室和连接法兰处的高温，不使热量剧烈地传入头部及电磁活门而造成氧化剂的沸腾，特别在稳定工作关机几秒后再次点火时，由于推进剂在汽化状态下喷出，造成“热震燃烧”而破坏发动机。采用液膜内冷却后，连接法兰处温度由 1100℃ 降到了 400℃，电磁活门及头部温度由 150~260℃ 降到了 68℃。

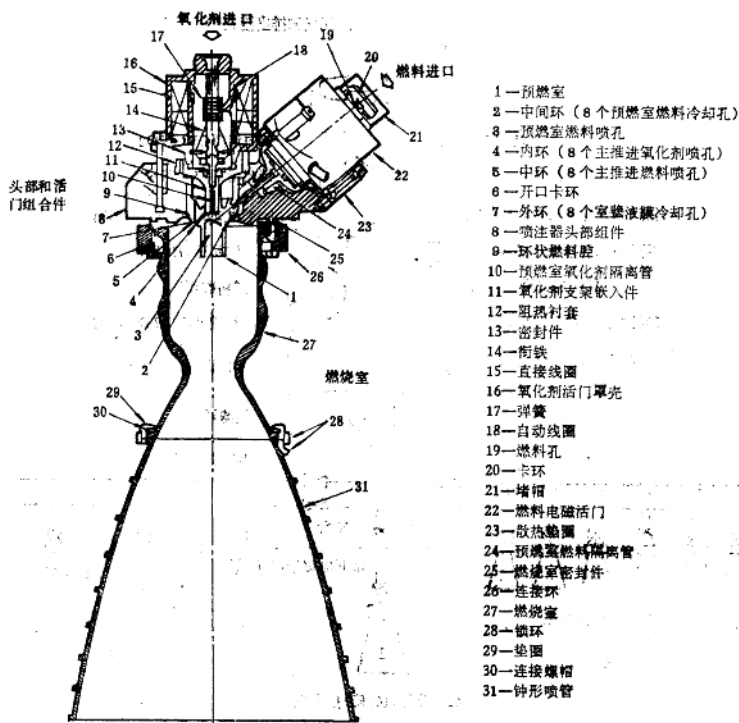


图 1-2 马夸特公司的 R-4D 推力室

“点火压力峰”也曾是 R-4D 推力室研制过程中的关键，点火硬启动现象曾造成 R-4D 的连续破坏，最后引入了预燃室，其设计能使预燃室的推进剂比主燃烧室早到 2 毫秒，并先在预燃室里产生 0.7—1.4 公斤/厘米² 的热燃气，对主燃烧室进行增压，使进入主燃烧室的推进剂平稳地引燃。

最终的 R-4D 喷注器如图 1-2 所示。在预燃室中央有一对喷孔，在预燃室外围有 8 对主推进喷孔，并各用 8 个燃料冷却孔分别对主燃烧室和预燃室进行冷却。燃料和氧化剂活门安装在隔热的不锈钢支架上。氧化剂喷嘴环由不锈钢制成而燃料喷嘴环由铝合金制成。

70 年代中，马夸特公司开始为航天飞机轨道器研制和鉴定反作用控制推力室，在阿波罗 R-4D 改进计划期间所取得的研制成果基础上作了一些改进，R-4D 改进型的最终发展

是在1977年开始进行的。INSAT-1用的R-4D-11推力室由钛合金喷注器和与之焊接的钨合金燃烧室及喷管组成。两个电磁活门与喷注器连接以控制推进剂的流动。喷注器的喷嘴型式为单排8个互击二击式和16个液膜冷却孔。采用单排喷注单元是为了易于减小推进剂腔道容积并提供稳定的脉冲。在液膜冷却孔中间布置16个声腔以抑制一次切向振型。喷注器内腔设计成使喷注器面和活门座之间的容积(滴流容积)为最小,以减少由于未燃烧反应物所带来的排气羽流污染,并显著改善短时燃烧的性能。R-4D-11的滴流容积只有阿波罗R-4D的一半。

R-4D-11用的是80%的钟形喷管,由钨合金镦压成型和化学铣切制成,与燃烧室用电子束焊连接。整个装置内表面有R-512A涂层以防止氧化。整个钨合金燃烧室身部用电子束焊与钛合金喷注器连接。

R-4D-11的推进剂活门为二个常闭、电磁操纵,同轴流动的菌形活门,每一活门有两个线圈,可根据响应、功率和可靠性的需要,进行并联或串联。推进剂活门和喷注器之间的接合面,由金属-金属球形密封和两个静密封件阻止泄漏,活门中金属镶嵌氟塑料的软阀座隔离来自喷注器方面的推进剂。R-4D-11推力室的性能如表1-3所示。

表 1-3 R-4D-11 推力室的性能

	额 定 值	变 化 范 围
推力	45.4 公斤 (100 磅)	22.7~68 公斤
供应压力	15.5 公斤/厘米 ²	7~24.6 公斤/厘米 ²
混合比	1.65	1.0~2.4
稳态比冲 ($c = 164$)	310 秒	
重量	3.36 公斤	
电压范围	18-42 伏直流电压	
最小瞬时冲量	0.27 公斤秒 (0.6 磅秒)	
最小电脉冲宽度	10 毫秒	
推力响应: 0~90% 推力	10 毫秒	
100~10% 推力	10 毫秒	
脉冲比冲	190 秒	
燃烧室最高温度	1260℃	

用于INSAT的R-4D-11鉴定要求总的燃烧时间为10982秒,启动次数为165次,单项燃烧最长时间为4.045秒,振动标准为12.8 g。

INSAT鉴定计划包括在INSAT卫星工作要求的系统工况变化范围内推力室的结构可靠性、性能和热特性。在执行鉴定计划过程中,推力室完成了二次4.045秒点火,以表明其完成INSAT飞行任务的可靠性。试验表明,推力室寿命直接与燃烧室温度和R-512A涂层损耗率有关。基于所表明的燃烧室工作温度1260℃,R-4D-11的计划寿命为30小时。

INSAT-1所用的姿态和轨道控制推力室是马夸特公司生产的0.23公斤R-6C推力室,其性能如表1-4所示。它与航天飞机的游动推力室有相同的设计特性,采用钨合金喷注器和燃烧室。燃烧室内表面有R-512A涂层以防止氧化。燃烧室用电子束焊与钨合金喷注器连接。两个挠性膜片支承导向电磁活门用来控制流向推力室的推进剂。喷注器由二个分开的6Al-4V钛合金喷嘴和钨合金法兰组成。采用单个二击式喷嘴可使喷孔直径增大,

减少由于污染引起的堵塞。燃料在进入活门前先流经喷注器的冷却通道，以保证喷注器的冷却。设计方案的适应性在 0.23 公斤~11.4 公斤推力范围内得到了证明。只要对燃烧室尺寸和喷注器孔径作少许变动，推力室就可在此推力范围内通用。活门可在 18~42 伏直流电压下工作，在 28 伏直流电压下打开响应为 5 毫秒，关闭响应为 4 毫秒。

表 1-4 R-6C 推力室的性能

	额 定 值	变 化 范 围
推力	2.3 公斤 (5 磅)	1.4~3.6 公斤
供应压力	15.5 公斤/厘米 ²	7~28 公斤/厘米 ²
混合比	1.65	1.0~2.4
稳态比脉 ($\epsilon = 100$)	290 秒	
重量	0.55 公斤	
电压范围	18~42 伏直流电压	
最小瞬时冲量	0.009 公斤秒 (0.02 磅秒)	
最小电脉冲宽度	6 毫秒	
推力响应: 0~90% 推力	5 毫秒	
100~10% 推力	6 毫秒	
脉冲比冲	190 秒	
燃烧室最高温度	1200°C	

用于 INSAT 的 R-6C 鉴定要求总的燃烧时间为 8700 秒，启动次数为 150000 次，单次燃烧最长时间为 2000 秒，振动标准为 22.2 g (有效值)。

(四) 推进剂贮箱

推进剂贮箱是“一体化”液体双组元推进系统的又一技术关键。INSAT-1 的推进剂贮箱是洛克希德导弹和空间公司生产的，由 6A1-4V 钛合金球形壳体制成，贮箱外径为 838 毫米，它由两个半球形钛合金锻件加工制成，增压和加注管路凸台以及内焊缝位于偏转贮箱极轴 20° 的轴线上。

贮箱内部装有推进剂控制装置。INSAT-1 在用固体发动机 PAM/STAR48 送入转移轨道后，推进剂控制装置必须工作可靠，直到推进剂耗尽。推进剂控制装置必须能按照入轨和轨道修正的要求提供推进剂，除了给发动机供应不夹气的推进剂，还必须使推进剂在对称于贮箱的轴线上定位。为了保持一定的定向精度和改变速度机动，保持卫星的重心偏差在允许范围内，使推进剂重心变化最小，因而排放增压气体是很必要的。此外，为了减少推进剂损失，避免使卫星承受力矩并防止关键设备污染，还必须保证无液排放增压气体。INSAT-1 的推进剂控制装置采用从中心支柱辐射的叶片装置，它利用表面张力将推进剂定位，并保持在贮箱出口，为所有位置机动提供足够的推进剂。推进剂控制装置也是由 6A1-4V 钛合金制成的。

(五) 气 瓶

INSAT-1 用的气瓶是美国林肯布鲁恩斯维克公司 (The Brunswick Corporation of

Lincoln Nebraska) 生产的, 内壁为 6A1-4V 钛合金, 外面缠绕凯芙拉纤维, 最大工作压力为 296 公斤/厘米², INSAT-1 的实际使用压力为 212 公斤/厘米², 爆破压力为 489 公斤/厘米²。

三、液体双组元推进系统的 N₂O₄ 流量衰减问题

在航天飞机的轨道机动发动机第一次飞行试验 OMS-1 中, 右轨道机动发动机氧化剂进口的压力突然下降, 发动机室压也相应下降约 0.28—0.56 公斤/厘米²。这一不正常现象对飞行性能影响不大。经检查, 右轨道机动发动机氧化剂进口滤网被脏物堵住约 50% 左右。这一现象证实发动机进口装滤网的必要性, 因此改用流通面积为所需 2.5 倍的滤网, 以减少脏物堵塞引起的压降。研究表明, 这一现象与在 N₂O₄ 中生成硝酸铁有关, 而硝酸铁的生成与 N₂O₄ 推进剂所含的 Fe、水分及 NO 量有关。

采用“一体化”液体双组元推进系统的卫星, 趋向更长的工作寿命, 对推进系统的可靠性要求更高。这些飞行任务将大都采用 N₂O₄ 和肼类燃料作为推进剂, 因此双组元发动机的 N₂O₄ 流量衰减就更成为研制工作中所关心的问题。美国的一些研究机构和公司继续在这方面进行大量的工作。根据美国喷气推进实验室 1981 年完成的为期十年的不锈钢与 N₂O₄ 相容性试验结果, 没有发现推进剂分解的现象, 但却有足够多的可溶铁生成的硝酸铁可溶胶滞体, 它能堵塞过滤网和喷孔而造成 N₂O₄ 的流量衰减。N₂O₄ 在 70°F 时, 若含 Fe 量为 3-5ppm, 或在 40°F 时, 含 Fe 量为 1ppm 时, 则一般会发生流量衰减。根据试验分析, 对于 CRES 不锈钢贮箱, 在 90°F 条件下贮存时, 推进剂中含 Fe 量将以每年小于 0.2ppm 的速率增长, 因此主要应控制加注推进剂中的含 Fe 量。减轻 N₂O₄ 流量衰减的方法如表 1-5 所示。

减轻 N₂O₄ 流量衰减的方法

处 理 方 法	处理后的含 Fe 量 ppm	
	理 论 值	实 际 测 量 值
蒸馏并 40°F 过滤	≥0.55	0.55
蒸馏并 40°F 过滤	≈0	0
流经分子筛	0	0.05
蒸馏通过分子筛	0	0

为减轻 N₂O₄ 流量衰减, 大量中等纯度的 N₂O₄ 可用分子筛得到, 而小量高纯度的 N₂O₄ 可用蒸馏通过分子筛得到。

参 考 文 献

- (1) AIAA-82-1193 Communication Satellite Propulsion: Evolution and Options.
- (2) Bipropellant Propulsion System For INSAT-1
- (3) AIAA-79-1302 Leasat Propulsion Subsystem

固体火箭发动机的内弹道、壳体及燃烧

余 利 风

一、发动机的内弹道

固体火箭发动机实测的内弹道和用经典方程所计算出来的内弹道是存在差别的,各个发动机预测的内弹道曲线与实际试车所获得的内弹道曲线有不同程度的偏差。多年来,固体火箭发动机的研制人员一直在努力改进内弹道特性的预示方法^{[1][2]}。

造成预测与实际试车偏差的原因是多方面的,固体火箭发动机的预测稳态值可以由下面方程计算:

$$P = \left(\frac{C^* \rho_p I_{r,e,j} A_b}{q A_i P_{r,e,j}^n} \right)^{\frac{1}{1-n}}$$

通用的方法是假定推进剂的密度 ρ_p 在整个药柱上为常数,推进剂特性速度 C^* 是压力 P 的弱函数。

$$C^* = C^*_{r,e,j} \left(\frac{P}{P_{r,e,j}} \right)^a$$

ρ_p 、 C^* 输入值的误差导致在点火期间的压力漂移。

喉面积 A_i 是喉径初值与喉衬材料烧蚀率 $\dot{e}$ 的函数。在现代喷管中,多数碳基材料喉径的烧蚀,除点火最初几秒外,均是时间的线性函数。在给定的压力范围内,烧蚀率随压力的变化与 C^* 随压力的变化是相同的,也就是

$$\dot{e} = \dot{e}_{r,e,j} \left(\frac{P}{P_{r,e,j}} \right)^\beta$$

$\dot{e}_{r,e,j}$ 或 β 的误差将导致曲线随时间的变形,引起预测曲线的增进与衰退。燃速指数 n 的值通常是由缩比发动机在有意义的压力范围内测得的,对于大多数碳氢推进剂,燃速是对数函数,即:

$$r = aP^n = r_{r,e,j} \left(\frac{P}{P_{r,e,j}} \right)^n$$

在某些压力下, n 值不是常数,而是取决于压力的。

由缩比发动机到全尺寸发动机燃速范围,同样是试验推进剂浇注过程的函数^[3]。在高压下,推进剂燃速是预批料时间的函数。这些试验发动机将产生明显的燃速尺寸因子的散布。

关于燃速有两个基本点:一是本体燃速尺寸因子,另一是由浇注的流动过程或者各种液体在推进剂交界面上的迁移所引起的燃速在空间上的散布。其本体燃速是不受流动与迁移影响的燃速。

本体燃速尺寸因子是缩比混合器和全尺寸混合器所得到推进剂试样之间的差别,约为

3~4%^[4]，通常可以忽略。缩比发动机和全尺寸发动机之间的尺寸因子典型值在 $\pm 2\%$ 以内，有的则达到 $\pm 6\%$ 。

一个好的发动机设计，其性能预测是必须的。预测的压力—时间曲线和推力—时间曲线与实测值的差别，一个重要因素就是“中部肉厚弹道不规则”所致。Thiokol公司的 $\phi 156$ 英寸（4米）和 $\phi 65$ 英寸（1.65米）的金属壳体发动机，使用碳氢推进剂和硝酸酯增塑的推进剂系统。喷气战略推进公司的260英寸发动机，LPC公司的156英寸发动机，从空间飞船的固体助推器（装药量为450吨），到战术火箭发动机（装药量450公斤），都出现沿药柱肉厚的燃速不均匀性。在药柱中部的燃速高，可以比预计值高达15%左右^[5]，并有规律地重现。这种中部肉厚弹道不规则性称为“驼峰影响”，在美国已经引起了注意。

美国空军推进实验室的固体火箭发动机有装药量从15磅~2000磅多种类型，他们研究了250种以上的推进剂配方，并进行了2500次以上的发动机点火，这些试验提供了可分析的“中部肉厚弹道反常”的数据。

空军喷气实验室的弹道试验与评价系统，也被用来评定弹道性能。由这些发动机点火测得的弹道曲线对研究“中部肉厚弹道不规则”现象是有效的。设计的发动机在一个较宽的工作范围内有最优的弹道参数，图2—1为发动机的结构简图，表2—1为发动机的尺寸^[3]。

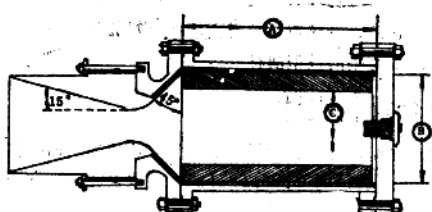


图 2—1 弹道评价系统试验用发动机

表 2—1 发动机的尺寸

发动机	推进剂重(磅)	A(英寸)	B(英寸)	C(英寸)
A	70	20.0	1.20	8.0
B	15	12.0	7.0	4.6

发动机 A 的推进剂是一种典型的配方，69% 为过氧酸铵，21% 为铝粉。工作压力为500~1600PSi，典型的不规则数值接近整个压力范围的6%。

发动机 B 出现的不规则数值则接近于5.5%，略低于发动机 A。通过一系列研究工作，得到如下几点结果：

1. 发动机工作压力、温度敏感性对不规则性没有可检测的影响。
2. 在15磅到2000磅推进剂的发动机中，发动机的几何尺寸对不规则性没有明显的影响。潜入喷管的不规则性略高于普通喷管，其差别在分析方法精度范围以内。
3. 铝粉的存在不直接影响不规则性，然而由于它在铝粉及过氧酸盐浓度和推进剂粘性上有影响，是第二位的影响因素。
4. 用含88~91%的固体含量和含18~23%的铝粉的碳氢推进剂验证氧化剂浓度的影响，则铝粉、过氧酸盐的含量和粒子的大小明显地影响着不规则性的机理。过氧酸铵粒子尺寸随着细粒度的增加导致较大的不规则性。
5. 在插管浇注过程中，推进剂药浆流入芯模与壳体壁之间的环形通道。推进剂流动中的最大速度是零切向力的位置（即在通道的中部），那里氧化剂细粒度多，形成燃速增大的不规则性^[6]。不规则性的开始值、峰值、结束和宽度是有重现性的，其大小在0~8%之间变化。

6. 在推进剂中不含有铝粉、过氯酸铵而含有高能粘合剂和奥克托今时, 未出现不规则性。

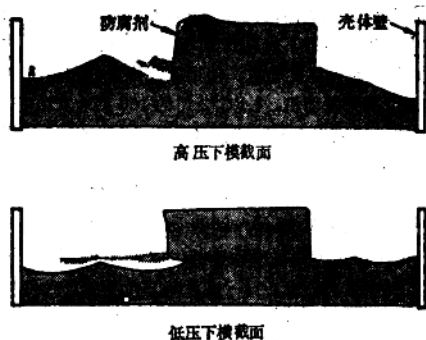


图 2—2 在不同压力值下熄火的药柱比较

正如前面所述, 由于浇注过程或者推进剂组分的迁移, 在药柱内燃速存在着空间的变化。有许多方法可用数量表示迁移在燃面上的影响, 各种液体推进剂, 包括常用的增塑剂和催化剂, 可以从推进剂运动到交界面材料中, 如绝热层、防腐剂、包覆层、火箭飞行器表面涂料等。端面燃烧缩比发动机 (5 英寸直径) 在高空室中试车时快速熄火, 图 2—2 表示高压与低压下熄火的药柱端面比较, 显示了端面燃烧药柱迁移后对燃速的影响。试验表明壳体绝热层交界面燃速

高于本体燃速 3%, 而防腐剂交界面燃速高于本体燃速 6%。

侵蚀燃烧强烈地影响着点火初始几秒的 $p-t$ 曲线, 关于高铝粉含量复合推进剂的侵蚀燃烧, 文献^[7]介绍了燃速与压力、气流速度、马赫数以及燃面轴向位置的基本关系, 但到目前为止, 还没有一个在理论上或实践上完整的模型演绎^[8]。

二、复合材料壳体

高强度轻量化的凯芙拉/环氧复合材料系统, 已广泛地用于美国的战略导弹与惯性级固体发动机壳体, 并且取得了成功。Throckmoller 等人^[9]介绍了复合壳体在内压试验时后端盖加反力和轴内压联合试验等模拟工作状态的静力试验。看来美国人很重视冷态的实验测定工作。美国全尺寸发动机的研制实践证明采用轻量化的可延伸喷嘴出口锥, 发动机的质量比可以超过 0.93, 达到了一个新的水平。

从会议看, 当前壳体复合材料技术的重点是实际应用性能的研究。在理论上已做了一定的工作, 如工程与数学力学界进行了壳体封头型面的研究工作。各国都很重视壳体受到内压作用时, 纤维处于等强度的条件下进行的。这种研究可以决定纤维在容器封头上的形状。用这种方法提出的数学与几何特性的问题解, 导致纤维必须沿着压力容器中间为短程线, 因按规定, 纤维在整个表面上的伸展属平衡位置, 但这种方法还有明显的限制。当封头和圆柱部分固定时, 只有相同的前后开口才是可能的。为了避免等张力的限制, 利用易于实现的工业缠绕技术, 发展了平衡封头的设计方法。这种方法提供了一个对不同尺寸, 具有不同开口结构的缠绕容器的简单解。然而在平衡封头下也有它的限制, 在生产不同结构的容器时, 随着工程经验的增加, 发现缠绕期间或缠绕之后有轻微的滑移存在, 这便降低了质量与结构性能。针对这一情况, J.P. Denost 提出了一种新的设计概念, 使具有不同两端开口的压力容器在保证缠绕过程以及在缠绕后的稳定性时, 建立了 $\psi = C'$ 设计方法, 实现了设计目标。

在纤维承受压力并在缠绕过程中控制纤维的稳定性下, 文献^[10]给出了物理原理、方

程的形式以及数值解，并得出了数值参数。利用下列数据表征结构性能的量值，并利用这些量值作为两种设计的基本数据：

$$\rho_0 = 0.541 \text{ 米 (壳体半径)}$$

$$L = 3.344 \text{ 米 (壳体长度)}$$

$$\rho_{F1} = 0.276 \text{ 米 (开口半径)}$$

$$\rho_{F2} = 0.128 \text{ 米 (开口半径)}$$

$$\sigma_f = 2.200 \times 10^8 \text{ 帕 (纤维应力)}$$

$$P = 12 \times 10^6 \text{ 帕 (内压力)}$$

$$X = 0.66 \text{ (纤维含量)}$$

两种不同的设计结果为：

	$\psi = C'$ 法	平面平衡法
前封头深度 (米)	0.343	0.348
后封头深度 (米)	0.354	0.351
圆柱段长 (米)	2.643	2.645
内容积 (米 ³)	2.904	2.896
复合材料重 (公斤)	92.530	92.034
性能因子 (q) (米)	3.84×10^4	3.85×10^4

由上可以看到，两种方法得到的性能是很接近的。在这两种设计中，前后封头获得的应力比为：

$$\text{后封头 } \left(\frac{\sigma_f}{\sigma_{f0}} \right)_{\max} = 1.08 \quad (\psi = C')$$

$$\left(\frac{\sigma_f}{\sigma_{f0}} \right)_{\max} = 1.10 \quad (\text{平面封头})$$

$$\text{前封头 } \left(\frac{\sigma_f}{\sigma_{f0}} \right)_{\min} = 0.94 \quad (\psi = C')$$

$$\left(\frac{\sigma_f}{\sigma_{f0}} \right)_{\min} = 0.89 \quad (\text{平面封头})$$

设计的容器经水压试验，破坏压力为 12.6×10^6 帕，而预测值为 12.0×10^6 帕，从分析方法来看是可行的，但有待于实践的进一步考验。

当前增强纤维复合材料成型压力容器的研究，其着重点是大直径的固体火箭发动机的壳体，对其在加工过程和使用中可能损坏的范围研究变得更为重要。固体火箭发动机壳体工作环境通常是 $65^\circ\text{F} \sim 90^\circ\text{F}$ 的范围，考虑推进剂的固化条件和热环境，温度可能扩展到热浸渍至 200°F 。NASA 在空间飞船计划中将用复合材料缠绕壳体代替 D6AC 钢作为固体火箭发动机壳体^[10]，湿度条件为 25—30% RH。纤维缠绕的航天飞机壳体要经受不同的环境，主要差别是要重复使用，在发射前要经过高温曝晒和盐水浸渍。在评价断裂韧性时，用下面的公式进行。

$$K_Q = \sigma_c \sqrt{\pi a F(a/b)}$$

式中 K_Q ——断裂韧性

σ_c ——临界应力

a, b ——裂纹长度与宽度的一半

F ——取决于 a/b 值的几何相关因子

对纤维缠绕断裂韧性进行试验,得出的 K_{Ic} 值和那些平板的报导相比较,基本上是一致的,误差在 5% 以内。然而,它在 77~250°F 的温度范围内,短期热浸渍条件下没有明显的变化。

K_{Ic} 值的大小取决于裂纹尺寸,当 a/b 等于 0.5~0.7 时,凯芙拉 49/AS4 石墨复合材料得到 K_{Ic} 等于 $56K_{Ic,i}/\sqrt{in}$,而 AS4 石墨迭层材料的断裂韧性值为 $57K_{Ic,i}/\sqrt{in}$,零度增强时的断裂韧性值为 $65K_{Ic,i}/\sqrt{in}$,可见温度没有明显的影响,其数据大约有 10% 的散布。在温度为 200°F 时,经盐水浸渍并曝晒,断裂韧性没有明显地减少。厚度对断裂韧性的影响不敏感。因此,凯芙拉/环氧系统与全石墨复合材料相近,对环境条件是不敏感的。

在不同结构形式的树脂系统下,凯芙拉强度的发挥也是不同的,文献^[11]提出了机理上的解释。复合材料壳体在进行液压试验时,由于内压力与湿气引起内部破坏^[12],通常在低于 40% 的爆破压力下,液压循环会造成微裂纹或龟裂。裂纹的数量随着压力的增加而增加,在泄压后成为壳体的永久特性。在爆破压力达到规定值的 80% 时,壳体材料产生明显的损坏和变软。强度减小量是压力值和加压时间的函数。不同载荷下,对复合材料壳体 S—901 玻璃纤维/环氧树脂的粘弹性蠕变性能进行了研究,从前封头缠绕壳体在 $\pm 20^\circ$ 和 $\pm 70^\circ$ 时取样,进行拉伸和四点弯曲加载试验,评定相对于低应力值下的滞后现象,找到类似于以前在相同加载条件下平板的特性。蠕变性能遵循下面的时间指数律:

$$D = D_0 + D_1 t^n$$

D 为蠕变柔度 (PSi^{-1}), D_0 为初始弹性柔度, D_1 与 n 定义为粘弹性响应特性。在线弹性范围内, n 等于 0.19,这与环氧树脂的相应值基本一致,在高应力值下, n 值由于复合材料内裂纹而增加,在第一与第二次加载循环下出现蠕变性能的最大不同,随后 n 值略有减少。这些问题的研究在实际应用中很重要,对于保证复合材料的质量与可靠性则是不可缺少的。

三、点火及燃烧

固体火箭发动机的设计,要求点火装置在有限的短时间里提供足够的热量,以点燃推进剂药柱,因而要求点火药的热含量高;点火药本身要易于点燃,并快速点燃主装药,从而减少点火的延迟时间;为了获得稳定的点火瞬变期间的 $P-t$ 曲线,要求点火药对压力与温度的敏感性要小。从使用要求出发,希望点火药吸水性小,抗老化性能好,成本低。以色列人^[13]进行了镁-特氟隆-氟橡胶 (MTV) 配方探索,指出这是一种适合于固体发动机的点火药;他用三种不同的配方制造,并进行内弹道的研究。这种配方含有 4% 的氟橡胶 A、两种粒子直径的特氟隆以及适量的固化剂。用小型发动机在 0.8~4.2 兆帕压力下,在药管内进行药丸点火,当含有 58% 的镁粉时这种配方获得很有希望的结果。它所计算的燃烧产物质量分数大于 50% 是凝固相。这种烟火剂材料固化后的燃速为 $r(\text{cm/sec})$ 等于 $1.69P(\text{MPa})^{0.22}$ 。药丸做过一系列的环境试验,并用于小型发动机。这种配方有较好的性能,热含量高,吸水性低,制造过程安全,燃速对温度与压力的敏感性小,药丸或药柱易于点燃,抗老化性好,成本低。

点火药性能的稳定性是研究点火瞬变过程的基础,从理论上或实践上探讨点火瞬变过