

美国航宇局空间站推进系统的先进研制计划

美国航宇局为了给将来的空间站提供先进的技术,使空间站在性能、价格和应用方面的功能最佳,最近制订出推进系统的研制计划。计划包括空间站可用的推进系统部件的研究、评估和研制合同。路易斯研究中心承担:(1)为能在初始工作能力(IDC)空间站中使用的高推力和低推力推进系统提供技术;(2)为马歇尔飞行中心提供试车台试验的模型推进器(样机)和部件。

1985年10月,确定了推进系统方案。推进系统将由高推力(111.2—222.4 N)和低推力(0.2 N)推进器组成。高推力体系的推进剂将采用 H_2 或 H_2/O_2 组合,用常规的加热气体推进器或化学火箭发动机。低推力系统为电阻加热电离式发动机,用氢气或从环境控制和生气维持系统(ECLSS)可能得到的其他气体。对空间站推进系统的要求,主要是使用期限、低保养和简单性,其次是比冲和其它的一些性能。

路易斯研究中心的工作重点是氢/氧火箭发动机。目标是使总冲达到或超过 $8.9 \times 10^6 N \cdot s$,即可换算成在空间站有大约4—10年的实际使用期。氢/氧推进剂的主要性能指标和设计特征的比较列于下表中。

氢/氧推进器性能比较表

	洛克达因公司	航空喷气系统	贝尔航宇公司
推力, N	111.2	111.2	222.4
比冲, m/s	4070	4312	4021
面积比	30	100	40
燃烧室压力, P_a	6.9×10^5	5.2×10^5	5.2×10^5
喉部直径, mm	10.7	12.7	17.5
外径, mm	58.4	127.0	111.5
冷却型式	再生	再生	再生-薄膜

小氢/氧火箭发动机的现有工艺技术水平已经很高,推力水平为 $0.4—2.2 \times 10^4 N$ 。虽然显示的寿命仅几小时,但高推力的总冲已经超过计划目标;循环寿命也超过计划目标。本研制计划希望,用现有的工艺技术能达到和超过所需的目标;对提高空间站可行的推进器来说,不需要进行广泛的研究和研制工作。

在研制计划中有一个小型压缩机设计、制造和试验的合同,1985年8月开始执行。用这种小压缩机将氢气和氧气打入高压贮瓶。制造两台,其中一台给马歇尔飞行中心做试验,另一台由合同单位在路易斯研究中心做试验。

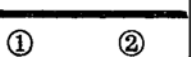
计划在路易斯研究中心进行研究的其他附件还有阀、调节器和传动电机。

低推力推进系统由多元推进剂电阻加热电离式发动机及其辅助元件组成。主要推进剂是氢气,但是这种发动机具有利用各种可能的推进剂的能力,包括空间站其他体系中可能有的过量气体产物。

研制电阻加热电离式发动机的奋斗目标是工作寿命达 10000 小时。现在卫星上的电阻加热电离式发动机的工作寿命大约 200 小时，组件的寿命已证明达到 1000 小时。如果电阻加热电离式发动机有 10000 小时的寿命，则在空间站可能呈现有大约 10 年的有效寿命。

洛克达因公司将根据合同于 1986 年 3 月提供电阻加热电离式发动机，以做自身特性试验和寿命试验，并给马歇尔飞行中心进行试车台试验。其他组件将在 1986 年和 1987 年度提供。

本 研 制 计 划 的 进 度 安 排

项 目	1985	1986	1987
空间站——B 阶段			
空间站推进系统试车台——马歇尔飞行中心			
组件工艺——路易斯研究中心			
推力室——航空喷气系统			
推力室——贝尔航宇公司			
推力室——真空特性			
气体压缩机			
阀/调节器			
传动电机			
组件寿命试验			
电阻加热电离式推进器			
电阻加热电离式发动机寿命/可靠性			

①：系统要求审查，②系统设计审查，

▽：交付给马歇尔飞行中心试车台的时间。

(戴耀松摘自 AIAA-85-1154)

法国新型核导弹 ASMP 使用整体式火箭冲压发动机

ASMP 导弹是法国国防部通过法国空军发起，法国夏蒂荣全国航空及宇航工业协会、战术发动机分部研制的中程投射式导弹。装有小型核弹头，1975 年开始研制，目前处于最后试验阶段，其初步作战能力将于 1986 年初用幻影 IVP 轰炸机来显示。

ASMP 导弹采用整体式火箭冲压发动机为动力。全国火药公司生产的固体助推器将导弹加速到超音速，这时固体发动机与导弹尾部脱离，侧边进气道打开，用煤油作燃料的冲压发动机点火。

ASMP 导弹相当长，尾部有四个十字操纵面，导弹两边是冲压发动机侧面进气道。风洞试验证明，该导弹弹体能产生足够的升力，无需翼面。冲压发动机装有国家航空空间研究院研究的旋流式燃烧室，其工艺独特，无火焰稳定器。火焰通过旋流稳定。采用增压燃油箱，