

二、氢氧火箭发动机的研制和生产成本

20多年来, 国外研制的氢氧火箭发动机见表 2。

表 2 欧、美、日液氧-液氢火箭发动机性能

发 动 机 名 称	HM 7 A (法国)	HM 7 B (法国)	HM 60 (法国)	J-2 (美国)	J-2 S (美国)	RL-10A3 -3 (美国)	航天飞机 主发动机 (美国)	LE-5 (日本)
真空推力(kN)	61.6	62.7	900	1044	1180	67	2090	100
真空比推力(m/s)	4340	4357.6	4356	4169	4267.4	4356	4465.5	4336
额定混合比	4.43	4.80	5.1	5.5	5.5	5.0	6.0	5.5
燃烧室压力(MPa)	3.0	3.5	10.0	5.36	8.6	2.7	20.7	34.3
嘴管面积比	62.5	82.5	93	27.5	40	57	77.5	140
发动机总流量(kg/s)	14.2	14.4	206	250	277	15.8	468	—
发动机尺寸								
高度:(m)	1.71	1.91	4.0	3.38	3.38	1.78	4.24	2.7
直径:(m)	0.938	0.984	2.3	1.98	1.98	1.00	2.39	1.65
燃烧时间(s)	563	731	291	470	—	450	480	—
重 量(kg)	149	155	1450	1542	1556	132	3000	230
开始研制时间	1973	1980	1984	1960	—	1958	1972	1977
投入使用时间	1979	1983	1992	1966	不用	1963	1981	1986
应 用	H 8	H 10	H 60	S II-S IV B	—	人马座 S IV	哥伦比亚 号轨道器	H-1 二级火箭

注: HM7B是HM7A的改型, 1983年用于阿里安 2 和 3, HM7A实际就是阿里安-1上的HM7, J-2 S 是 J-2的改型, 未应用。HM7和航天飞机主发动机不能再起动。J-2, RL10和HM60可再起动。

1. 美国RL10发动机和航天飞机主发动机(SSME)

RL10类型发动机的性能和成本见表 3。

表 3 RL10型发动机性能和成本

	推 力 (kN)	燃 烧 室 力 压 MPa	面 积 比	比 推 力 m/s	重 量 kg	寿 命	成 本 (百万美元)
RL-10	66.72	2.76	57	4296.8	131.7	60点火 2.5小时	< 1
RL10衍生 II B	66.72	2.76	205	4483.2	200.7	190次点火 5 小时	35.7
RL10IV	66.72	6.3	401	4610.7	192.5	300点火 10小时	71.8

RL10类型发动机的研制计划持续执行了十年, 它直接用于一次使用的人马座临时性上面级, 还可以满足于可重复使用的人马座临时性上面级的要求, 每台生产成本不到 1 百万美元。RL10衍生 I 方案发动机的研制费为3500万到4500万美元。用一单级的 RL10衍生 I 发动

机取代两台RL10A-3-3发动机,则可重复使用的人马座临时性上面级可以发展为一种满足航天拖船性能要求的飞行器。

美国航天飞机主发动机(SSME)的研制和生产成本见表5。

表5 SSME发动机的历年研制和生产成本(亿美元)

年 代	79财年	80财年	81财年	82财年	合 计
研 制 (含试验和鉴定)	1.727	1.406	1.340	1.270	5.743
生 产	0.757	1.236	1.215	1.050	4.256

由表5可知,航天飞机主发动机研制费用到82年财政年末止已高达5亿多美元。它的生产成本也很高,如按使用的5台计算,每台约0.85亿美元。

2. 法国和西欧的氢氧火箭发动机

欧洲航天局批准的法国空间研究中心提出的阿里安5P计划中,阿里安5P要采用一台HM60大型低温发动机和两台大型固体助推器作动力。该计划到1995年完成时总费用估计为21.2亿美元。

HM60发动机于1984年正式开始研制,研制方案有三:

- (1) 推力为80~130吨的高压补燃发动机,总研制经费约需67亿法郎,研制周期为13年。
- (2) 推力为75~90吨的燃气发生器发动机,总研制经费约需45亿法郎,研制周期为8.5年。
- (3) 推力为80~130吨的燃气发生器发动机,总研制经费约需51亿法郎,研制周期为10.5年。

补燃发动机的研制经费比较贵,周期也长,而且欧洲也缺乏研制补燃发动机的成熟经验,因此已被法国空间研究中心拒绝。在燃气发生器发动机方案中,从经费、周期及推力对发动机的重量影响三方面综合考虑,确定HM60发动机最佳研制方案为90~100吨推力,其总研制费用约需50亿法郎。

3. 日本的氢氧火箭发动机

H-2火箭的研制费用估计约8.5~12亿美元(1984年币值),其中四分之一的费用用于研制新型发动机LE-7(推力为14吨),约2.1~3亿美元。

H-1运载火箭的研制费用大约为8亿美元(1980年币值),其中三分之一用于研制LE-5发动机,约2.7亿美元。

参 考 资 料

- 〔1〕 DMS-missiles & satellites(Europe)-ARIANE(data).August.1985.
- 〔2〕 DMS-missiles & spacecraft-space shuttle.November.1985.
- 〔3〕 DMS-missiles & satellites(Europe)-ARIANE(analysis).August.1985.
- 〔4〕 国外导弹与航天:1985年,3期;1985年,12期;1984年,9期;1982年,10期;1982年,12期。
- 〔5〕 国外导弹技术:1985年8月。

一种垂直起落单级空间运输系统动力装置方案

Escher, W.J.D等人在1986年美国22届联合推进会议上发表了有关以吸气式组合发动机为动力的垂直起落单级空间运输系统方案。作者一反过去吸气式发动机多适用于水平起落方案的通常看法,大胆提出了这一新颖方案,详细论述该方案的优点,并作了大量分析工作,这对人们颇有启发。

1. 垂直起落单级空间运输系统的优点

(1) 由于采用垂直上升飞行轨道,降低了对机翼及有关气动面控制的要求,从而减小了重量和成本,起落装置结构简单,重量轻,载荷分布好。

(2) 飞行器易于采用轴对称方案,这对要求充分利用前锥体予压缩和迎面气流捕获面积的冲压发动机非常有利。

(3) 可采用圆截面的推进剂箱,重量轻,设计成本低,可大大提高设计标准化程度,减少零部件数量。

(4) 地面服务设施少,降低了对人员服务的要求并缩短了飞行器的维修周期。

(5) 采用360°全方位上升轨道;从而提高了工作的灵活性。

(6) 具有在无准备的牢固场地上紧急着陆能力,从而大大提高飞行安全性能。

(7) 没有像水平起落方案对起飞重量的限制,从而可以大大提高有效载荷等。

2. 吸气式组合发动机为动力的垂直起落单级空间运输系统设计方案

图1是这种方案的简图。这种轴对称飞行器基本上由长球形液氢容器所占据,并和前锥体及后截锥构成一体。小的变尺寸与不变尺寸的气动面机构等距的安放在各推进舱之间。12个推进舱均匀地分布在飞行器的最大直径上。在推进舱之间装有特殊设计的变几何尺寸的气流调节装置,与临近的推进舱一起,可以对飞行器空气动力学与控制、气流予压缩和附面层分离等起多种功能。在这些多功能气动机构的后端伸出12个起落支腿。这些承受冲波和巨大负荷的结构部件在其与地面接触的一端置有载荷分布垫。这些支腿在起飞后可以全部收起。有效载荷、飞行员和乘员置于后部可分离的舱段内(自主式空间生活舱,可再入和着陆),因而比较安全。从地面上安放有效载荷和乘员登机都比较容易,勿需支持塔架和升降设备等。

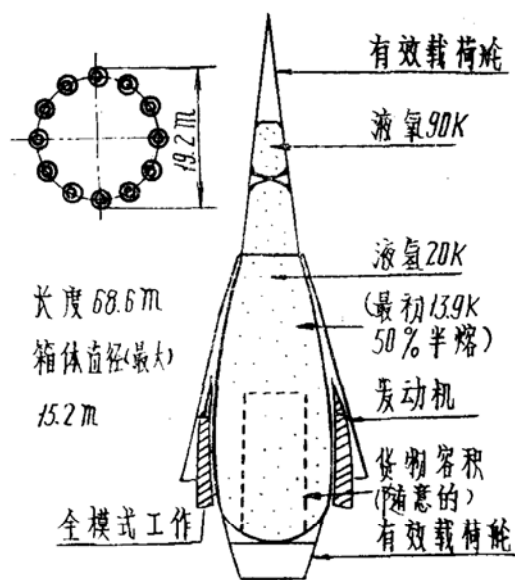


图1 飞行器简单剖面图

3. 吸气式组合发动机系统

图2给出了这种发动机的简图。全称应叫做再循环增压式超燃冲压雷斯发动机(RSSL)。图3给出它的性能。它基本反映了发动机从起飞到着陆整个飞行剖面内的工作模式。发动机从起飞开始依次按以下模式工作: