

表1 SSME发射一览表 (1985年5月为止)

发 顺 序 号	任 务 号	发 射 日 期	轨 道 级	额 定 的 推 力 值
1	STS-1	4-12-81	哥伦比亚	100%
2	STS-2	11-12-81	哥伦比亚	100%
3	STS-3	3-22-82	哥伦比亚	100%
4	STS-4	6-27-82	哥伦比亚	100%
5	STS-5	11-11-82	哥伦比亚	100%
6	STS-6	4-04-83	挑战者号	104%
7	STS-7	6-18-83	挑战者号	104%
8	STS-8	8-30-83	挑战者号	100%
9	STS-9(41-A)	11-28-83	哥伦比亚	104%
10	STS-11(41-B)	2-03-84	挑战者号	100%
11	STS-13(41-C)	4-06-84	挑战者号	104%
12	STS-14(41-D)	8-30-84	发现者号	104%
13	STS-17(41-G)	10-05-84	挑战者号	100%
14	STS-19(51-A)	11-08-84	发现者号	104%
15	STS-20(51-C)	1-24-85	发现者号	104%
16	STS-23(51-D)	4-12-85	发现者号	100%
17	STS-24(51-B)	4-29-85	哥伦比亚	104%

在使用中,曾出现过几次不大的故障。如在STS-8任务的发动机关车时,一台发动机(2017号)的燃料预燃室电火花点火器氧化剂管道破裂,而另一台发动机(2015号)的氧化剂预燃室的喷注器在电火花点火室处有烧蚀现象(由氢管道中杂质引起)。另外,在再入时,在少数发动机上有过热痕迹。这些故障经过修改、更换元件或重新设计热防护系统,问题就解决了。

在17次发射中,所有发动机的最大推力只达到104%,而未能达到原定计划的109%。其主要原因为涡轮泵的转子动力学稳定性所限制。为了将推力值提高到109%的水平,为SSME发动机制订了改进计划。SSME的地面鉴定试验已经证明,在109%的推力下,发动机的工作寿命是长的(见图1)。

图1表明,头部、燃烧室、喷管、控制器、二个低压燃料泵都没有什么问题。只有高压涡轮泵由于它们的高功率密度,因而有些元件的磨损比较厉害,需要更换。这些元件主要是涡轮叶片和轴承。为此在1983年开始了为提高这些元件寿命的改进工作。计划中的项目有:

1. 高压燃料涡轮泵 (HPFTP) 改进

(1) 降低涡轮的工作温度

在全功率试验及鉴定试验时,HPFTP

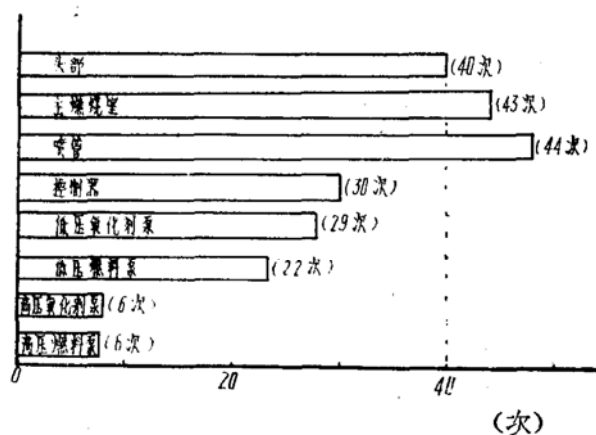


图1 在109%推力试验中各组件折合成飞行次数的最大工作寿命

的涡轮工作温度大约为1028~1056 K。而在飞行时, 涡轮叶片容许的温度是1089 K, 安全余量太小。降低温度的具体措施为:

- ① 增加涡轮出口管道的面积以减少涡轮的反压, 从而提高涡轮的效率;
- ② 减少第一级和第二级涡轮叶片外径处的密封间隙以减少旁通流量;
- ③ 增加泵入口的流通面积以影响 HPFTP 的吸入性能。

这些措施的综合影响, 可使温度下降, 这个结果已为 8 次改进后的 HPFTP 实验所证实。温度的降低, 大大改善了涡轮所有元件的环境, 从而也就提高了寿命。

(2) 提高涡轮二级叶片的寿命

在早期的研制和鉴定试验中就曾发现在涡轮第二级叶片的下游末端有小的裂纹。金相学的研究确认裂纹是由热变形引起的, 而热变形是由工作气体(热燃气)与冷却剂之间的温度差引起的, 在这种高稳态载荷及高变载荷作用下, 就会引起疲劳裂纹(这裂纹起始于叶片末梢和槽之间联结半径处)。这种裂纹虽然未导致叶片疲劳, 但却限制了叶片的工作时间, 经常要拆卸涡轮泵以便更换叶片。为此, 采用了下列措施:

- ① 修改裂纹发生区的末梢形状, 以消除应力集中;
- ② 对末梢表面进行喷丸加工, 从而创造一个阻止拉伸疲劳的压缩层;
- ③ 用三层, 等离子涂层涂到下游的末端, 以减少盘的冷却剂对叶片末端的影响。

采用上述三个措施的 5 组叶片已成功地进行了试验, 而且有一组已经历了全功率状态的鉴定试验。

(3) 改变焊接结构, 提高涡轮末端的寿命。

2. 高压氧化剂涡轮泵的改进

主要有转子动力学稳定性的改进, 轴承寿命的提高以及涡轮第一级叶片寿命的提高。到1985年 5 月, 经过鉴定, SSME性能已有明显改进。

三、SSME的改进方案

在论证即时发射飞行器(ON-DEMAND VEHICLES)的发动机系统时, Kirby, F.M. 提出经过改进设计的SSME可以满足要求。为了这个目的, SSME主要改进项目有加大推力到额定值的 115%; 改用高性能喷管 $\varepsilon = 77.5:1$; 改进低压燃料涡轮泵; 拆去推进剂箱增压副系统; 拆去POGO抑制副系统; 发动机节流能力可达25%; 减少发动机质量; 改进LOX 泵密封以及减少发动机拆修时间等。改进后的发动机性能如下:

推进剂	LOX/LH ₂	混合比	6.0
海平面推力	$1.95 \times 10^6 \text{ N}$	延伸喷管长	5.56m
真空推力	$2.24/2.34 \times 10^6 \text{ N}$	收缩喷管长	3.53m
燃烧室压力	$2182 \times 10^4 \text{ Pa}$	头部直径	$2.77 \times 2.40 \text{ m}$
面积比(双钟形喷管)	55/150	喷管出口直径	3.21m
海平面比冲	3855m/s	重量	3082kg
真空比冲	4429/5528 m/s	氧化剂入口压力	$20.02 \times 10^4 \text{ Pa}$
		燃烧剂入口压力	$20.02 \times 10^4 \text{ Pa}$

具体地说, 各项重大改进有:

1. 增加推力的措施是增加喉部直径。

2. 由于这种飞行器是类似于水平起飞单级入轨的飞行器, 那么其推进剂箱的几何形状及相对于发动机入口的位置与现行的航天飞机不相同。这时, 不仅推进剂箱压力很低, 而且推进剂的液柱静压也很小, 其结果是发动机入口压力也很小, 这样就不适于地面起动。为了克服这种使高压泵起动的压力不足, 就要在低压燃料涡轮泵上加一个辅助动力装置来提高压力。改进方案是在泵的轴上装一个电动机。

3. 根据 Pratt and Whitney 的研制经验, 在 SSME 上改用双位置喷管。在低高度以小面积比 ($\epsilon = 55$) 工作, 而在高度大时转到高面积比 ($\epsilon = 150$) 工作。一般说来, ϵ 增加一倍, 比冲可提高 100m/s 左右。

4. 除比冲以外, 发动机的质量对飞行器总的性能也有很大的影响。SSME 在当时来说结构质量算轻的, 它采用高强度材料 (Inconel 718), 和先进的设计技术 (如弄成扇形的凸缘焊接接头)。最近十年, 技术又发展了, 因此就又有可能会更换更轻的元件, 而使整个发动机变轻。

4. 减轻发动机质量的措施有

(1) 燃烧室用石墨环氧树脂套代替 Inconel 718, 其质量可减轻一半;

(2) 控制器采用现代化的微电子元件, 可以减少 45kg ;

此外还通过使用复合材料及修改设计等途径, 减轻元件的质量。

5. 这种飞行器要求得到命令就能发射。因此, 希望尽可能减少每次飞行之间的拆修时间。SSME 的常规保养时间已经从 STS-3 的 164 小时减少到 STS-8 的 136 小时, 预计到 1986 年只要 32 小时。

四、增加 SSME 推力的新方案

Richard, M. Clayton 和 Lloyd, H. Back 等人对增加 SSME 的推力提出了一个新的方案。他们用一个锥形喷管延伸段, 在延伸段内贴上一层烧蚀层。这个烧蚀层可以提供能控制的喷管膨胀比, 在发射和初始飞行段 ($30 \sim 60$ 秒) 以小的膨胀比工作。这种方案要求是比较严格的, 首先, 烧蚀层的缩减要求光滑而且不引起扰动, 因为扰动会引起流动分离。同时还要在圆周方向上, 烧蚀层的衰减在整个表面上必须是均匀的, 以避免产生侧向力。此外烧蚀层的衰退速率还要与航天飞机的上升过程相匹配。

美国喷气推进实验室 (JPL) 已着手进行工作, 主要要解决的问题有确定延伸喷管/烧蚀层区的近壁流动环境; 选择合适的烧蚀层材料; 构思延伸段/烧蚀层几何结构方案。

喷管的圆锥段长 1.37m , 面积比可达 $100:1$, 圆锥段内放置烧蚀层材料, 形成一个圆柱段, 从而其面积比为 $77.5:1$ 。以保证起动及早期飞行 ($30 \sim 60$ 秒) 段不产生流动分离。

图 2 简单地描述了圆锥延伸段/烧蚀层的几何形状。烧蚀层的整个厚度为 15.3cm , 达到 5791m 高度的飞行时间为 44 秒, 平均烧蚀率为 0.35cm/s 。当烧蚀层全部烧完时, 其真空比冲可达 4494.9m/s 。比原有的 SSME 的比冲

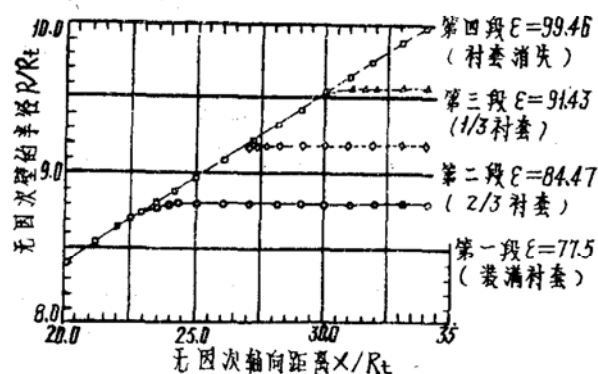


图 2 烧蚀层衰减四个阶段的喷管外形

4443m/s增加1.1%。这样一来，航天飞机的载荷可以增加2631kg。

使用的衬套层材料有两种：

第一种是被动式，主要采用低密度烧蚀绝热材料，它原先曾用于作为先进的上面级发动机的内壳绝热材料，其成分为：18%酚醛微球，75%聚合粘结剂，7%固化附加物。这种材料的优点是质量轻（密度为0.64g/cm³），费用低，容易用于喷管延伸段，烧蚀速率靠得住。但这种材料未在高速区内使用过，必须用实验方法决定烧蚀速率。

每个SSME将用这种材料509kg，一架航天飞机则要用1527kg这种材料，约占全部推进剂（固体推进剂加液体推进剂）的0.09%。

第二种是主动式，这主要指采用固体推进剂，选用的配方有下列三种，如表2所示。

这三种推进剂的燃速比较低。其侵蚀燃烧速率可用下列经验公式求得：

$$r = 4.45 \times 10^{-7} (MP)^{0.71}$$

表2 候选的固体推进剂衬套材料

配 料 / 性 能	推 进 剂		
	SSM—1	SSM—2	SSM—8
配方 (%)			
NH ₄ ClO ₄	79.00	85.50	78.00
Al ₂ O ₃	—	—	0.50
Fe ₂ O ₃	—	—	0.50
C (石墨)	0.5	0.50	0.50
HTPB粘结剂	20.5	14.00	20.50
性 能			
燃 速 (cm/s)	1.50	1.45	1.52
(P = 10.3MPa)			
密 度 (g/cm ³)	1.58	1.69	1.59

其估值范围为：0.18~0.28cm/s，它取决于表面位置，与0.35cm/s值相接近。应当注意到，上述公式是从高亚音速和4MPa条件下得到的，而现在的条件是 $4.0 < M < 4.4$, $27.6 < P < 56.5$ kPa。因此还得用实验方法来确定侵蚀燃烧速率。

固体推进剂的平均密度按1.63g/cm³计算时，每个SSME要用1306kg，一架航天飞机则要用3918kg，相当航天飞机全部推进剂的0.23%。

参 考 文 献

1. Klatt, F. P.; Space shuttle main engine operational status. AIAA-85-1325.
2. Hale, J. R. and Klatt, F. P.; SSME improvements for routine shuttle operations. AIAA-85-1163.
3. Kirby, F. M.; SSME modifications for on-demand launch vehicles. 1984, JANAF, Propulsion Conference.
4. Clayton, R. M and Back, L. H.; Thrust improvement with ablative insert nozzle extension. J. «Propulsion and Power», Vol, 2, No.1, JAN-FEB1986.

航天飞机轨道机动发动机 方 案 探 讨

丁 丰 年

摘 要

本文提出了航天飞机轨道发动机设计应遵循的原则。对该类型发动机设计中的几个主要技术问题：发动机推力、推进剂选用、推力室冷却、发动机性能等作了分析。文中列举了可贮存的自然推进剂及液氧/烃类推进剂分别使用挤压式或泵压式等四种方案，并对这四种方案作了详细的说明和优缺点对比分析。

主题词：1. 轨道机动发动机

一、引 言

航天飞机轨道机动发动机为轨道器入轨、轨道修整、轨道转移、交会及出轨等提供动力。是航天飞机轨道器主要动力装置之一。无论是垂直起飞水平着陆的航天飞机或是水平起落的航天飞机都需要这种发动机。这种发动机是在高真空工作，能多次启动、重复使用，可靠性要求很高的高空发动机。

通常情况下，根据控制系统的要求，轨道机动发动机是位于轨道器尾部两边，具有双向摇摆能力的两台相同的发动机所组成。

轨道机动发动机的主要技术要求包括：发动机推力、推进剂类型、发动机性能、发动机多次工作及重复使用次数，发动机双向摇摆能力及发动机维护与勤务工作要求。

轨道机动发动机设计所遵循的原则：

1. 发动机的可靠性是整个发动机设计的关键。这种发动机要完成航天飞机载人及运货飞行，需要保证它多次启动、重复使用、安全可靠。相对于一次启动的常规液体火箭发动机来说，其研制难度要大得多，可靠性显得更加突出。

2. 希望发动机的性能在保证可靠性的前提下比冲值尽可能提高。

3. 发动机的维护使用要方便。

4. 尽量减少研制经费与发射费用。

本文将根据上述原则，对轨道机动发动机提出初步方案。

二、轨道机动发动机设计中几个问题的考虑

1. 发动机推力

发动机推力是根据航天飞机轨道器的飞行任务要求由总体部确定的，它的大小与各种影响因素有关，一般来说，推力在4903~29420 N之间。与助推级相比，它的推力很小。

2. 推进剂的选用

(1) 轨道机动发动机推进剂要求 性能高，毒性小，维护使用方便，费用低；能多次