

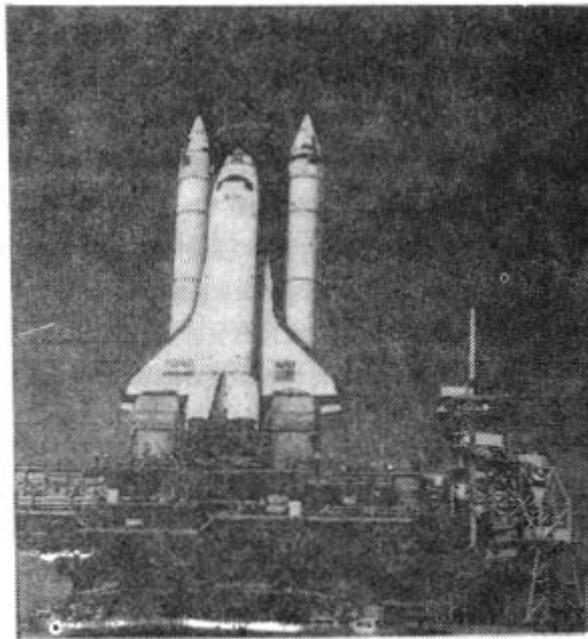
美国航天飞机 (SPACE SHUTTLE)

王丹阳

美国国家航空航天局(NASA)研制的航天飞机是世界上第一种往返于地面和宇宙空间的可重复使用的航天运载器。它由轨道飞行器、外贮箱和固体助推器组成。按设计要求每架轨道飞行器可重复使用 100 次，每次最多可将 29.5t 有效载荷送入 185-1110km 近地轨道，将 14.5t 有效载荷带回地面。轨道飞行器可载 3-7 人，在轨道上逗留 7-30 天，进行会合、对接、停靠，执行人员和货物运送，空间试验，卫星发射、检修和回收等任务。

航天飞机可从两个发射场发射。从肯尼迪角发射执行包括地球同步轨道在内的低倾角轨道任务，从范登堡空军基地发射执行包括极轨道在内的高倾角轨道任务。

航天飞机在发射场垂直起飞，上升过程中抛掷工作完毕的固体助推器壳体和外贮箱。助推器在海上回收、整修后供再次使用，外贮箱不回收。轨道飞行器执行任务后返回机场，水平着陆。轨道飞行器具有 2000km 横向机动能力。原规定轨道飞行器的维护周期为 160h，即 2 周后便可执行下一次任务。



美国航天飞机

到目前为止共有 6 架轨道飞行器，它们是 OV-101“企业号”(Enterprise)、OV-102“哥伦比亚号”(Columbia)、OV-099“挑战者号”(Challenger)、OV-103“发现者号”(Discovery)、OV-104“阿特兰蒂斯号”(Atlantis)和 OV-105“奋进号”(Endeavour)。“企业号”为试验机，其它 5 架为工作机，其中“挑战者号”已在 1986 年 1 月的事故中炸毁。

航天飞机的研究工作开始于 60 年代末。1969 年 9 月“阿波罗”首次登月后 2 个月，美国总统便指定美国空间工作组研究制定未来空间研究的方针和途径，当年该工作组正式提出研制包括航天飞机在内的新的空间运输系统。1971 年政府正式接受了此项建议，并由总统发出命令。自此便正式开始了航天飞机的研制工作。

研制工作共分 A、B、C、D 4 个阶段。A 阶段研究航天飞机外形，并提出进一步研究的要求和方向。B 阶段为技术经济指标确定和方案设计阶段。C 阶段进行技术设计，D 阶段为生产和飞行阶段，二者合称 C / D 阶段。

A 阶段开始于 1969 年。在该阶段提出两级全部重复使用的航天飞机方案。方案中助推器和轨道飞行器的连接方式各有不同，有腹部相接、背驮和并联等几种布局。大多为直机翼飞行器，设有 18.3m×4.6m 货舱，可载乘员 10 人，载货 11.3t。助推器将轨道飞行器送至高空后飞回发射场。推进系统全部采用液氧 / 液氢作为推进剂。

1970 年 3 月开始由北美洛克维尔(North America Rockwell)和麦克唐纳-道格拉斯(Mc-Donnell Douglas)公司承担 B 阶段研究工作。到 1971 年 6 月决定选用满足空军要求的 185km 轨道运载能力为 29.5t 并具有高横向机动能力的三角形机翼轨道飞行器方案。后来因苏联放弃登月竞赛，美国航天预算紧缩，航宇局被迫改变方案，将推进剂箱全部移至轨道飞行器外，并取消重复使用的载人助推器方案。

1972 年 1 月 15 日美国总统正式宣布研制全新的空间运输系统。当年 3 月确定了接近于现有状态的总体方案。载人回飞型助推器改为弹道回收的并联助推器，轨道飞行器缩小，主发动机由 2 台大推力发动机改为 3 台小推力发动机，贮箱移到机体外，姿控和机动发动机改用可贮推进剂。1970~1980 年期间方案变动的大致情况如表所示。

航天飞机方案演变

| 项 目 | 1970.6 | 1971.6 | 1972.6 | 1973.6 | 1974.2 | 1975.2 | 1976.2 | 1980.7 |
|------------------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|
| <u>全系统</u> | | | | | | | | |
| 长(m) | 81.4 | 88.4 | 61.6 | 55.2 | 56.08 | 56.08 | 56 | 56.14 |
| 起飞质量(10^4 kg) | 1.6 | 2.27 | 2.40 | 1.9 | 1.99 | 2.00 | 2.01 | 2.02 |
| 推力(10^3 kN) | 21.57 | 29.32 | 41.68 | 27.26 | 28.53 | 33.44 | 28.14 | 30.78 |
| <u>助推器</u> | | | | | | | | |
| 长(m) | 70.1 | 82 | 56.3 | 44.2 | 45.4 | 45.4 | 45.4 | 45.4 |
| 直径(m) | — | — | 3.9 | 3.59 | 3.72 | 3.72 | 3.7 | 3.7 |
| 翼展(m) | 42.9 | 43.9 | — | — | — | — | — | — |
| 是否载人 | 载人 | 载人 | 不载人 | 不载人 | 不载人 | 不载人 | 不载人 | 不载人 |
| 起飞质量(10^4 kg) | 1.2 | 1.9 | 1.47 | 1.05 | 1.15 | 1.16 | 1.16 | 1.17 |
| 推力(10^3 kN) | 21.57 | 29.32 | 36.68 | 22.26 | 23.53 | 28.44 | 23.14 | 25.8 |
| 发动机(台) | 12 | 12 | 2 | 2 | 2 | 2 | 2 | 2 |
| 分离时高度(km) | 78 | 73 | 40 | 43 | 48 | 50 | 44 | 44.5 |
| 分离时速度(m/s) | 2800 | 3300 | 1200 | 1400 | 1400 | 1400 | 1400 | 1388 |
| <u>轨道飞行器</u> | | | | | | | | |
| 长(m) | 58.5 | 62.8 | 38.17 | 37.4 | 37.2 | 37.2 | 37.2 | 37.2 |
| 翼展(m) | 38.1 | 32.6 | 25.6 | 23.77 | 23.79 | 23.79 | 23.79 | 23.79 |
| 起飞质量(10^4 kg) | 0.4 | 0.38 | 0.126 | 0.111 | 0.102 | 0.102 | 0.114 | 0.109 |
| 推力(10^3 kN) | 4.21 | 5.78 | 5.0 | 5.0 | 5.0 | 5.0 | 5.0 | 5.0 |
| 主发动机(台) | 2 | 2 | 3 | 3 | 3 | 3 | 3 | 3 |
| <u>外贮箱</u> | | | | | | | | |
| 长(m) | — | — | 55.47 | 47.36 | 46.9 | 46.87 | 46.84 | 47.0 |
| 直径(m) | — | — | 8.07 | 8.23 | 8.38 | 8.45 | 8.38 | 8.38 |
| 起飞质量(10^6 kg) | — | — | 0.808 | 0.739 | 0.739 | 0.734 | 0.736 | 0.743 |

1972年7月NASA指派约翰逊航天中心(Johnson Space Flight Center)负责轨道飞行器管理, 马歇尔航天飞行中心(Marshall Space Flight Center)负责轨道飞行器主发动机、外贮箱和固体助推器管理, 肯尼迪航天中心(Kennedy Space Center)负责航天飞机组件的组装、测试, 及发射, 此外由洛克维尔公司负责轨道飞行器的设计与研制、由马丁·玛丽埃塔·丹佛航空公司(Martin Marietta Denver Co.)负责外贮箱的研制与制造, 由莫顿聚硫橡胶公司(Morton Thiokol Co.)负责固体助推器的研制与制造, 由洛克达因公司(RocketdyneDiv)负责主发动机的研制。

第一架轨道飞行器“企业号”于1976年9月17日出厂。1977年2月开始进行进场着陆试验。试验分三组进行。第一组试验5次, 检验用波音747飞机驮飞时的稳定、颤振等特性, 轨道飞行器中不载人; 第二组作载人飞行试验, 共3次, 由飞行员检查轨道飞行器各系统的性能; 第三组试验5次, 飞行中轨道飞

行器与波音 747 飞机分离，滑翔飞行返回发射场，试验于 1977 年 11 月完成。之后，1978 年 3 月“企业号”被运往马歇尔航天飞行中心与外贮箱和固体火箭组装进行发射状态的地面振动试验，1979 年 4 月“企业号”运往肯尼迪发射场，在 39A 综合发射中心与固体助推器和外贮箱组合进行合练。1981 年 4 月开始飞行试验，原计划试飞 6 次，但实际在第 4 次飞行时已携带国防部卫星执行任务。到 1994 年底共发射 66 次，成功率 98.48%。

美国航天飞机的研制总费用(包括 4 次试飞的费用)为 124.43 亿美元(历年经费总和，未经折算)。1988 年 12 月 STS-27 任务的费用为 3.75 亿美元(当年币值)。

主要技术性能

| | | | |
|---|--------|------------------|------------|
| 量 | 全长 | 56. 14m | 轨道机动速度增 |
| | | 304~762. 5m / s | |
| 员 | 高 | 23. 34m | 乘 |
| | | 3~7 人(特殊情况 10 人) | |
| 量 | 起飞质量 | ≈2041t | 有效载荷质 |
| | | 入轨: 29. 5t | |
| 力 | 起飞推 | 30802. 7kN | 出轨: 14. 5t |
| 间 | 过载 | <3g | 额定地面周转时 |
| | | 14d | |
| 力 | 运行轨道高度 | 185. 0~1110km | 横向机动能 |
| | | ≈2000km | |
| | 轨道运行时间 | 7~30d | |

固体助推器

| | | |
|---|------------|------|
| 长 | 45. 46m | 推进剂质 |
| 量 | 2×503. 63t | |

| | | | |
|---------|---------------------------|-------|--------|
| 直径 | 3. 70m | 推进剂 | 氧化 |
| 剂: 过氯酸铵 | | | |
| 总质 | | | |
| 量 | 2×586. 51t | | 燃 料: 铝 |
| 粉 | | | |
| 结构质量 | 2×82. 88t | 海平面推 | |
| 力 | 2×12899. 2kN | | |
| | | 外贮箱 | |
| 长 | 47m | 结构质 | |
| 量 | 33503kg | | |
| 直径 | 8. 38m | 液氧质 | |
| 量 | 604195kg | | |
| 总质量 | 743253kg | 液氢质 | |
| 量 | 106606kg | | |
| | | 轨道飞行器 | |
| 长 | 37, 24m | 寿命 | 飞 |
| 行 100 次 | | | |
| 高 | 17. 27m | 主发动机 | 3 |
| 台 | | | |
| 翼展 | 23. 79m | 推进 | |
| 剂 | 液氧 / 液氢 | | |
| 货舱直径 | 4. 5m | 推力: 真 | |
| 空 | 3×2090. 7kN | | |
| 货舱长度 | 18. 3m | 海平 | |
| 面 | 3×1668. 1kN | | |
| 乘员舱容积 | 70. 8~80. 0m ² | 比冲: 真 | |
| 空 | 4464. 5N·s / kg | | |
| 结构质量 | 68. 04t | 海平 | |
| 面 | 3552. 5N·s / kg | | |

满载质量 $\approx 102\text{t}$ 轨道机动发动机推
力 $3 \times 26, 69\text{kN}$

力 $\approx 2000\text{km}$ 横向机动能

总 体 布 局

美国航天飞机由轨道飞行器、外贮箱、固体助推器三大部分和 27 个分系统组成。其组成和布局如图及表所示。

固体助推器

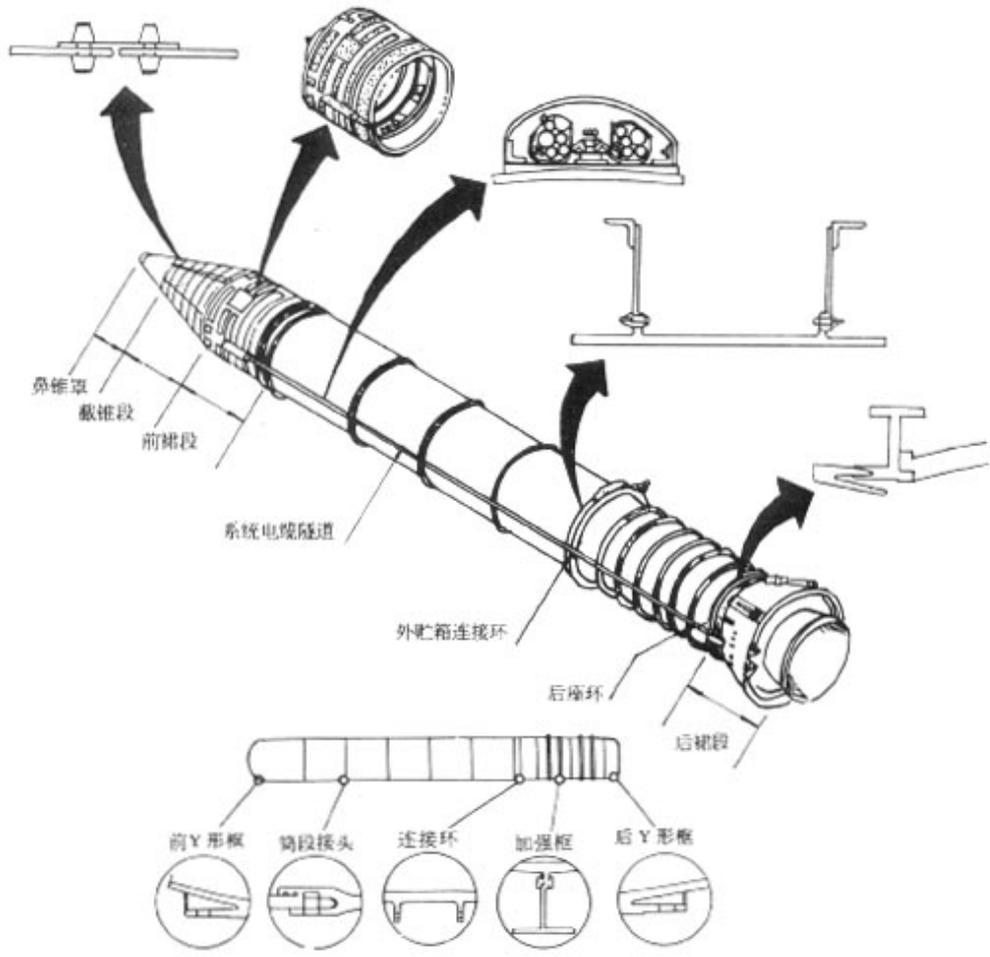
航天飞机固体助推器是至今使用的一种最大的也是第一种可重复使用的固体发动机。2 台助推器为航天飞机起飞到 45.7km 的上升段提供主要推力。设计要求每台至少使用 20 次。

助推器的主要组成部分有发动机、结构、分离系统、电子系统、飞行测量系统、配电系统、减速系统和靶场安全自毁系统等。

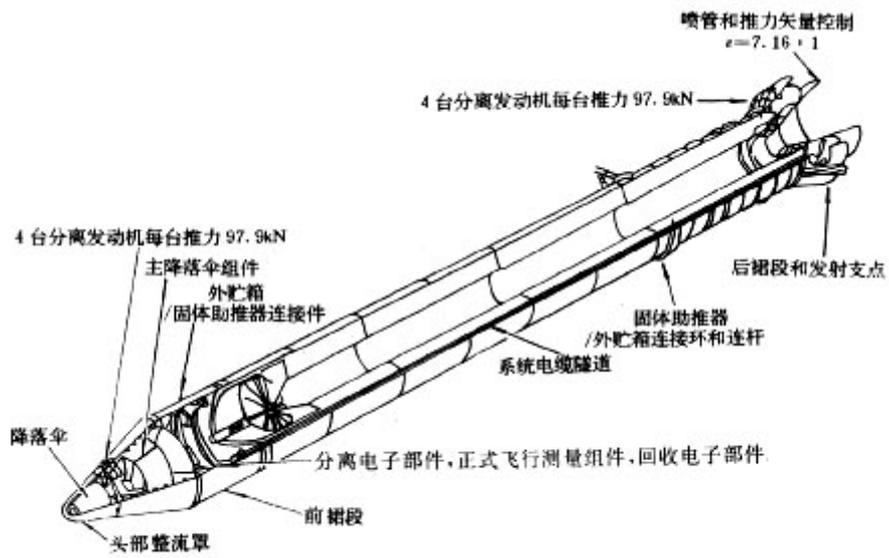
固体助推器可以互换，它们匹配成对使用，由于助推器喷管延伸段在发动机熄火后抛掉，因而它是一种部分重复使用组件。

结 构

助推器由鼻锥罩、截锥段、铣切前裙段、发动机壳段、外贮箱连接环、后座环、后裙段和电缆隧道组成。每台发动机壳体由 11 件 D6AC 材料壳段组成。



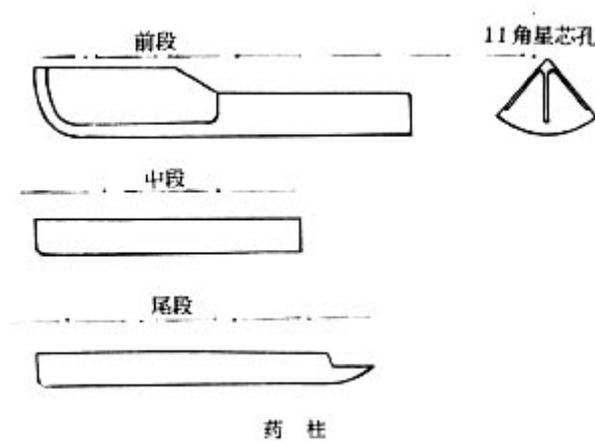
助推器结构



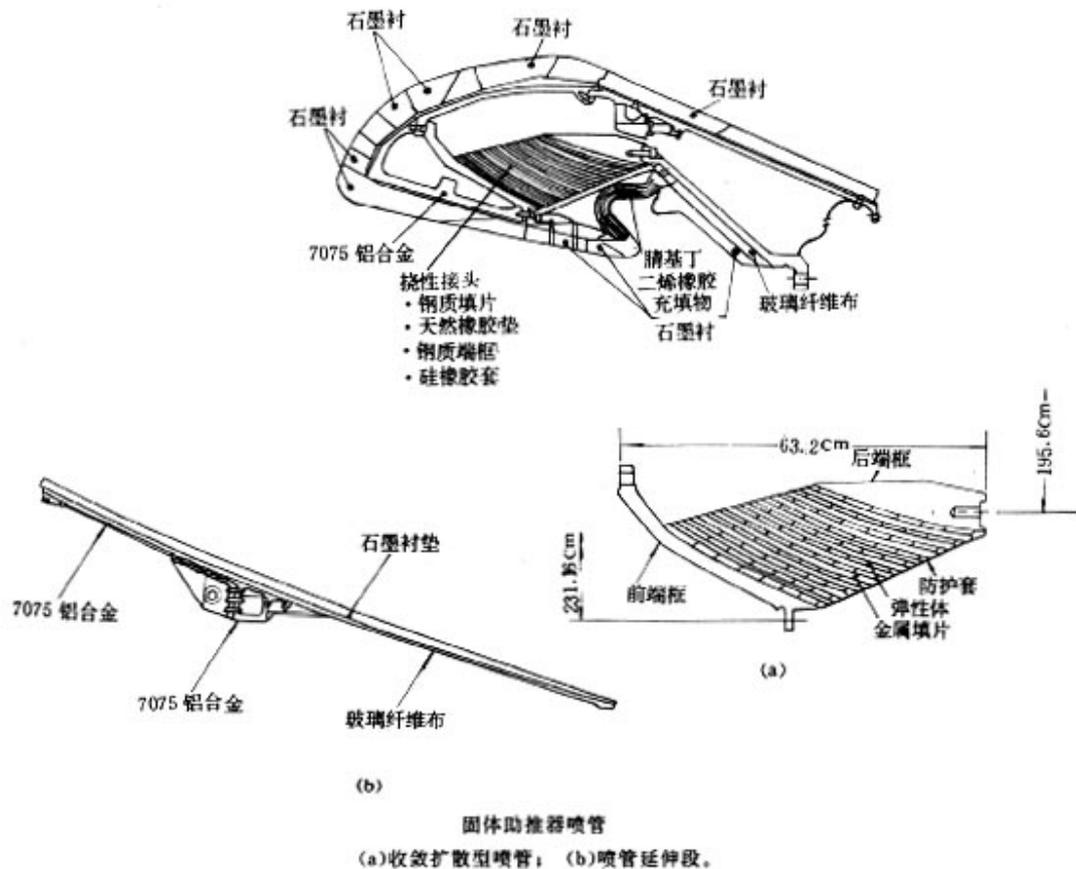
固体助推器

发 动 机

发动机药柱由氧化剂(69.93%过氯酸铵)、燃料(16%铝粉)、催化剂(0.07%氧化铁)、粘接剂(12.04%多聚物)和固化剂(1.96%环氧树脂)组成。发动机前部药柱芯孔呈11角星形、尾段和中段呈双截锥形。此种药柱芯孔布局可使发动机在起飞时提供高推力，到起飞后50s下降约1/3，以免运载器在最大动压段承受过高的应力。固体助推器可互换并配对使用。每台由4个药柱段组成，每对药柱段用同一批次的装药，以最大程度地降低助推器间的推力不平衡。



航天飞机固体发动机装有可摆动的收敛扩散型喷管(见下图)。喷管以其尾部挠性接头作为摆动机构。发动机的推力矢量控制是通过喷管摆动进行的，其各向摆动角为 8° 。喷管组成如图所示。喷管挠性接头由天然橡胶弹性体和钢质垫片夹层以及前、后端框组成。10层金属填片、11层弹性体和端框热粘在一起。喷管装有推力矢量作动器以及和发动机后壳段适配的连接结构。喷管延伸段在熄火后抛掉，以减轻挠性接头的撞击损伤。喷管膨胀比为7.16:1。



分离系统

航天飞机固体助推器分离系统由连接释放机构、分离发动机、分离电子系统及各种传感器组成。

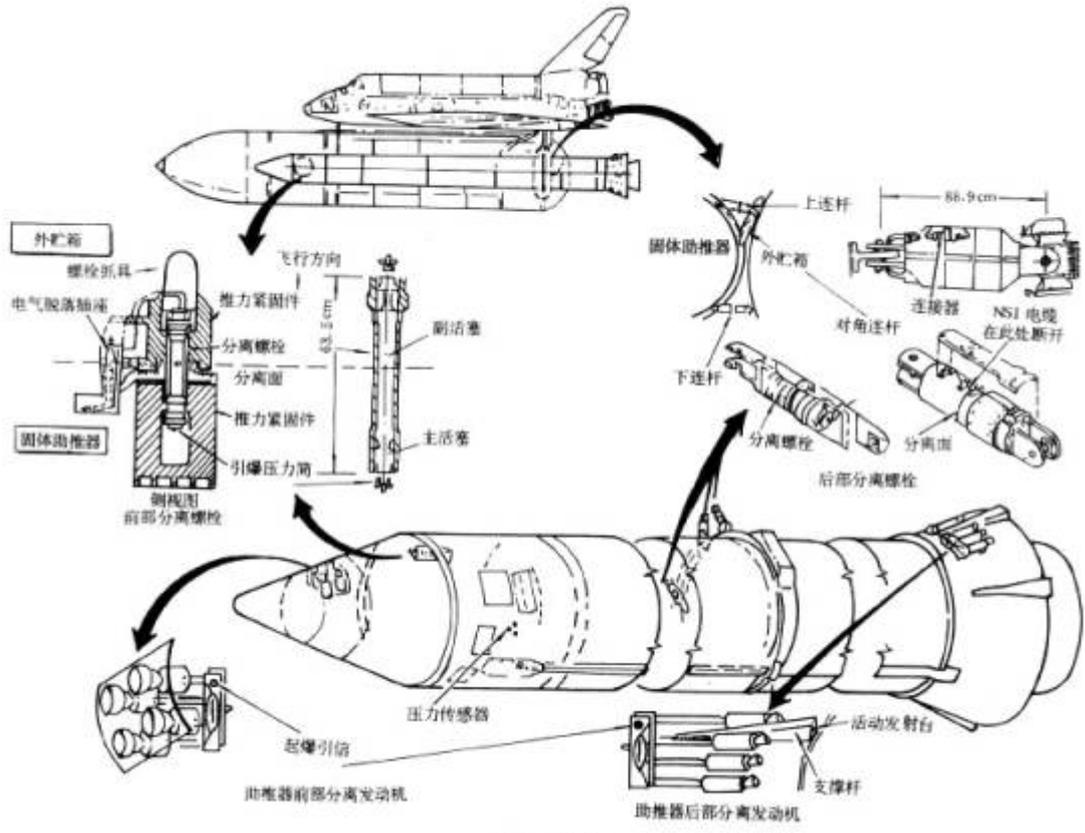
连接释放机构

固体助推器连接释放机构由 8 个连接结构和 8 个分离螺栓组成，每台助推器各 4 组。

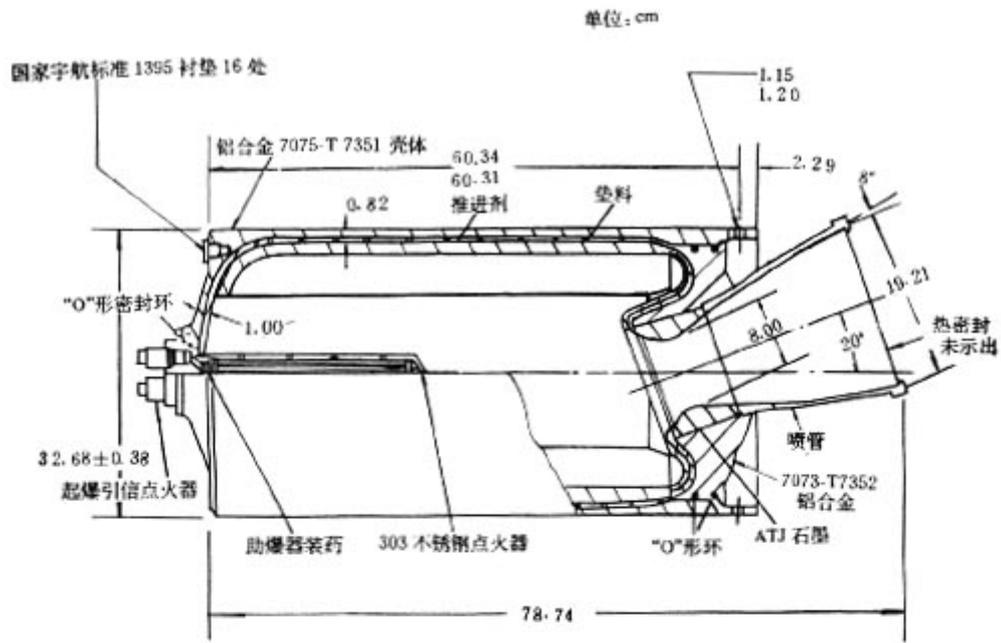
1. 前部连接结构 前部连接装置位于固体助推器前筒段，它是一种推力紧固件。其球形件允许固体助推器和外贮箱在分离前相对旋转 1° 。该装置有一铝合金蜂窝结构螺栓抓具，防止碎片散射。

2. 后部连接结构 固体助推器后部通过 3 根连杆与外贮箱相接。每根连杆都装有与前部相似的分离螺栓。后部分离系统满足以下特殊要求：1) 连杆需适应助推器和外贮箱之间 12.7~15.2cm 的纵向相对移动；2) 连杆传递 1746kN 轴向载荷；3) 连杆需传送来自轨道飞行器的指令；4) 0.01s 内完成分离。

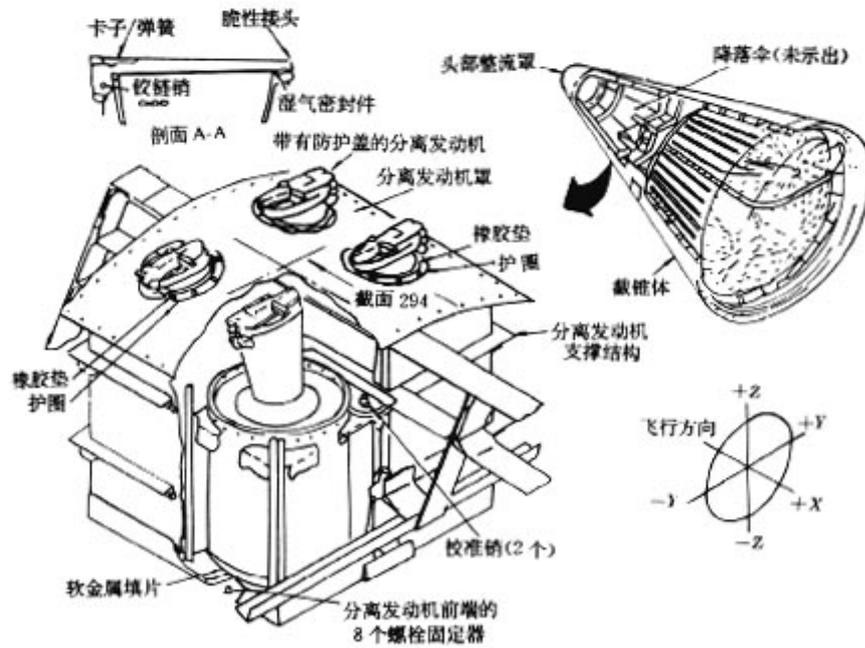
3 根连杆都安装在固体助推器的外贮箱连接环上。下连杆和对角连杆采用同一方案，可以互换。上连杆的设计较为复杂，需满足指令传输和信号测量的要求。



分离系统组件



固体助推器分离发动机



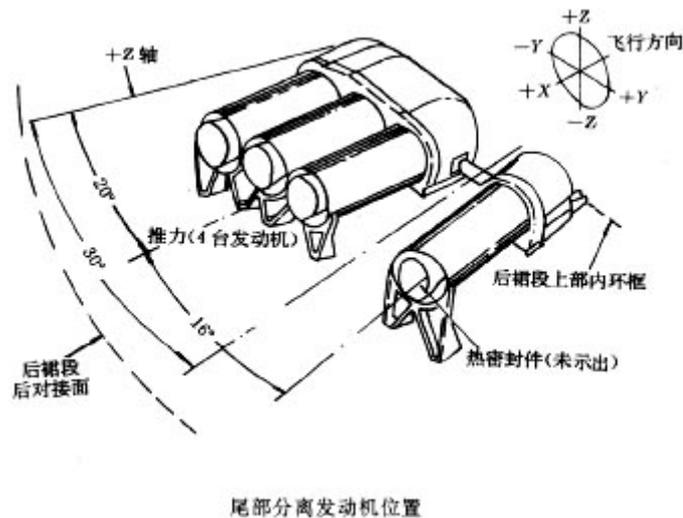
前部分离发动机位置及发动机防热罩

分离发动机

航天飞机 2 枚固体助推器各装 8 台固体分离发动机。前部 4 台、后部 4 台；发动机与前分离螺栓和连杆的分离起爆器同时点火。发动机工作 0.7s，每台产生推力 97.9kN。

前部 4 台发动机安装在截锥体靠轨道飞行器的一侧。航天飞机座落在发射台上时喷管向上。发动机防热罩保证航天飞机上升段热气流不灌入喷管冲击推进剂，以防发动机自动点火。此外，防热罩还必需保证分离发动机点火时无微粒射流影响轨道飞行器防热系统。前部发动机防护装置类似铰链盖或舱门。门打开时铰链受扭弯曲。铰链的弯曲使门的动能转为热能，门被制动后保持在一定位置，保护轨道飞行器免受射流影响。另有一锯齿扣装置，保证门不会在打开后再关上。

尾部分离发动机防护装置要简单得多。分离发动机点火时将其吹开。由于后部分离发动机位于裙段支撑柱部位，故有 3 台发动机位于支撑柱的一侧，另 1 台位于另一侧。



分离发动机和结构分离系统同时点火。冗余的分离信号送往前部和后部分离发动机系统，起动起爆器。起爆器的爆炸经 2 条起爆引信复式接头和 8 个起爆引信装置传至分离发动机点火器。

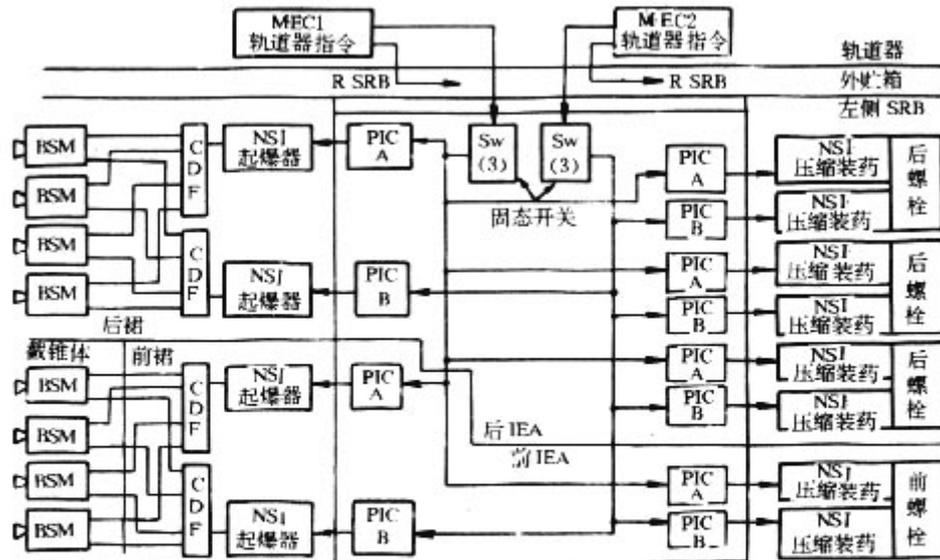
分离电子系统

固体助推器火工品装置和控制装置间由 2 台主事件控制器 (MEC) 进行信号传递和数据测量。分离系统通过 4 台尾部信号复合器 / 信号分离器 (MDM) 和 2 台 MEC 连接。固体助推器手动分离开关通过 4 台前部 MDM 与航天飞机通用计算机接口。

固体助推器电子和测量系统 (EIS) 提供轨道飞行器和固体助推器分离系统间的接口。该系统由集成电子组件 (IEA) 和火工品引爆控制器 (PIC) 组成。分离发动机和分离螺栓由 IEA 进行控制。尾部 IEA 提供信号调节和放大、指令传递、

数据分配、电力传输。位于助推器前部的组件通过尾部 IEA 向前部 IEA 传输。固体助推器向轨道飞行器输送的全部数据通过尾部 IEA 传输。

火工品引爆控制器是一种单通道电容放电装置。它要求发送预备信号，对电容器充电。然后送“点火 1”和“点火 2”指令放电，起爆火工品。PIC 由一组双冗余固体开关作动，开关通过 MEC 从通用计算机接受信号。



* 分离指令：解除保险，点火 1，点火 2

固体助推器分离系统框图

BSM—助推器分离发动机；CDF—限爆引信；IEA—集成电子组件；SRB—固体助推器；
MEC—主事件控制器；NSI—NASA 标准起爆器；SW—开关；PIC—火工品引爆器控制器；R—右侧

电 子 系 统

每台固体助推器有 2 套集成电子组件，助推器前后裙段各一套。前部组件负责在助推器熄火后指令抛掷喷管、释放鼻锥罩和截锥段、降落伞开伞、接通回收辅助装置。后部组件安装在外贮箱 / 固体助推器连接环上，它与前部电子组件以及轨道飞行器电子系统接口，为固体助推器提供点火指令和喷管推力矢量控制。每套电子组件含一信号复合器和信号分离器。它们在单一通道发送或接收 1 个以上信号、信息或信息单元。

推力矢量控制

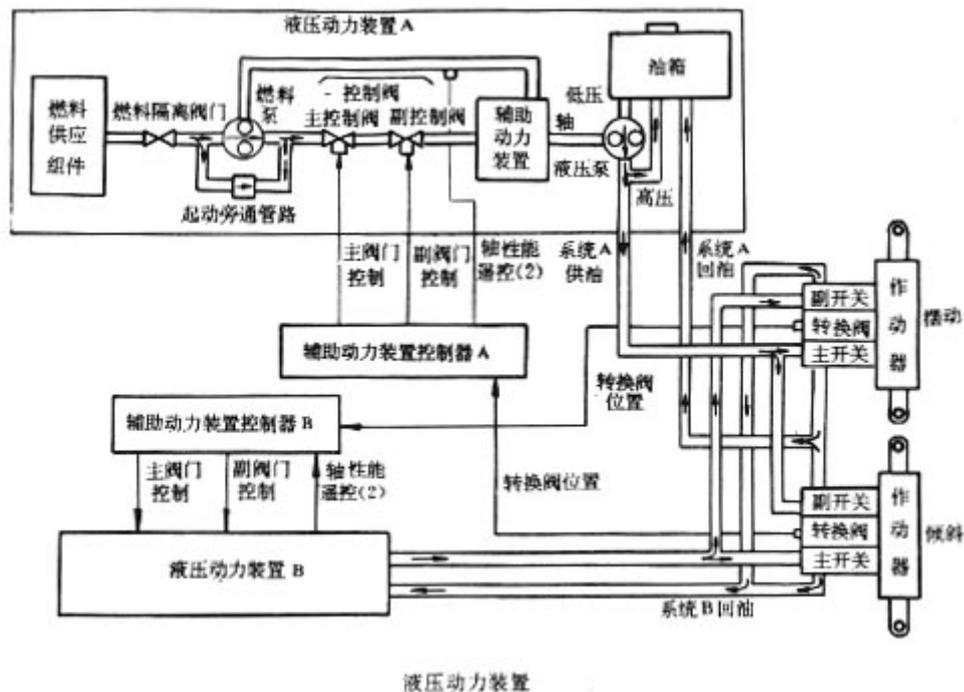
每台固体助推器有 3 台速率陀螺装置。它安装在固体助推器与外贮箱连接点前短壳内的前环框上。装置由俯仰速率陀螺和偏航速率陀螺组成。速率数据通过轨道飞行器前部信号复合器 / 信号分离器送往计算机。陀螺在助推器分离前 2~3s 从回路退出，转由轨道飞行器速率陀螺提供俯仰、偏航速率数据。

航天飞机控制系统的 4 个上升段推力矢量控制 (ATVC) 驱动器接收制导系统的指令，并将与指令成比例的电信号送往固体助推器的 2 个伺服作动器。

每个伺服作动器均由 4 个独立的二级伺服作动器组成。每个伺服作动器都有 4 个二级伺服作动阀门，由它们控制伺服作动器内的一个滑阀，滑阀确定作动筒的位置，控制推力矢量和运载器 的姿态。飞行控制系统向 4 个二级伺服阀发出 4 个相同的指令，由 4 个二级伺服作动器的综合作用确定滑阀位置，这样就可以防止个别错误的指令影响作动器动作。如果一个通道的错误指令持续时间超过预定时间，则所敏感到的压差会起动一选择阀门，隔离并中断有故障的伺服阀液路，利用其余 3 个通道和伺服阀控制作动器滑 阀。如出现第二个故障，用同样方法隔离，留下 2 条通道工作。每个作动器装有用来向推力矢量控制系统反馈位置信号的位置传感器。作动器还装有卸载组件，防止 喷管挠性接头在溅落时损坏。

液 压 系 统

每枚固体助推器有 2 套独立的液压动力装置 (HPU)。液压动力装置由辅助动力装置 (APU)、燃料供给组件 (FSM)、液压泵、油箱和相应的管路组成。辅助动力装置以肼为燃料，由它向液压泵输送动力。系统各装置位于固体助推器喷管和后裙段间的空间内。APU 控制器的电子组件装在助推器后部集成电子组件中。



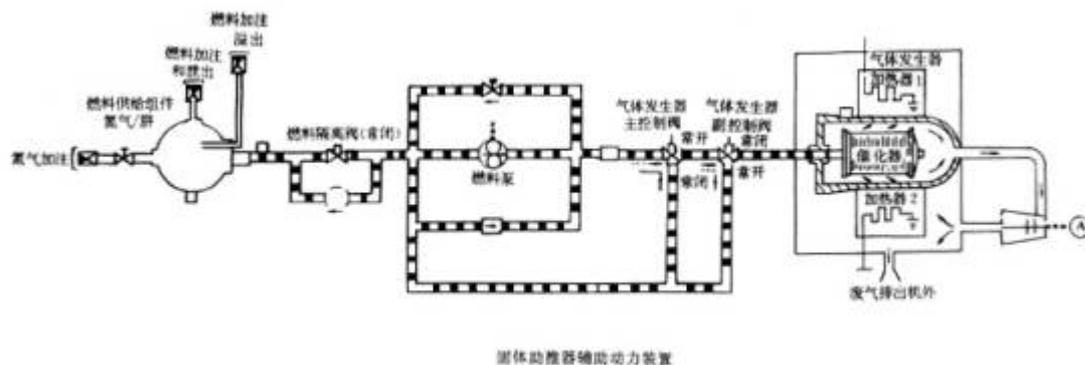
APU 推进剂供给组件可装肼 9.9kg，系统用 2.75MPa 高压氮气挤压输送推进剂。APU 起动时推进剂隔离阀打开。推进剂首先通过旁通管路，待泵出口压力大于旁通管路压力后，再全部供给推进剂泵。肼通过泵和控制阀门进入燃气发生器，由催化剂催化分解产生燃气。燃气进入 APU 二级燃气涡轮，由涡轮依次带

动 APU 齿轮箱、APU 燃料泵、液压泵和润滑油泵。涡轮废气流过气体发生器，对其进行冷却后经废气管排出机外。

当 APU 的转速达 100% 额定转速时，其主控制阀门关闭，由电子控制器控制转速。当主控制阀门逻辑线路失效时，由副控制阀门接替工作。转速控制极限为 112%。

液压动力装置与助推器的 2 个伺服作动器相接，一套为主液压源，另一套为副液压源。伺服作动器设有转换阀门，当液压降至 14.14MPa 时即可通过转换阀门转至副液压动力装置，由它为作动器提供动力。并由控制器控制 APU 的转速，为 2 个伺服作动器提供足够的液压。辅助动力装置的最高转速为 80640r/min。液压泵的转速为 3600r/min，提供液压 21.043 ± 0.3449 MPa，高压卸压阀门在液压达 25.18MPa 时卸压，以防系统超压。

固体助推器液压系统可重复使用。



自 毁 系 统

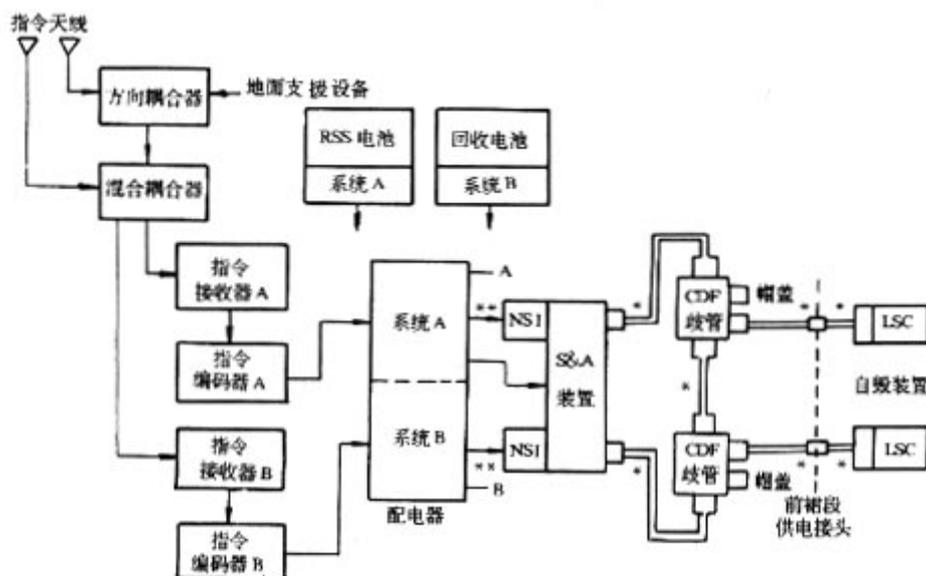
航天飞机共有 3 套自毁系统。2 枚助推器各 1 套、外贮箱 1 套。系统只接收地面发来的 2 种指令——允爆和起爆。

系统由天线耦合器(2 个)、指令接收机(2 台)、指令译码器(2 台)、分配器(1 台)、保险与解保装置、起爆引信集流管(2 个)和柔性聚能爆炸索(2 条)组成。

指令接收机应调节到靶场安全系统指令频率。指令译码器只起用一个编码通道以防其它无效频率信号进入分配器。分配器含有将自毁指令送往系统起爆器的逻辑电路。NASA 标准起爆器通过保险与解保装置点燃起爆引信，随后起爆柔性聚能爆炸索。发出的第一个指令是“允爆”，此时驾驶舱显示灯亮。第二个才是“起爆”指令。

2 枚固体助推器和外贮箱上的分配器是相互交连的。这样，一个固体助推器接受到的允爆和点火信号就会立即传至另一枚助推器和外贮箱并同时引爆自毁。

配电器 A 系统由自毁系统专用电池供电，B 系统与回收系统共用电源。

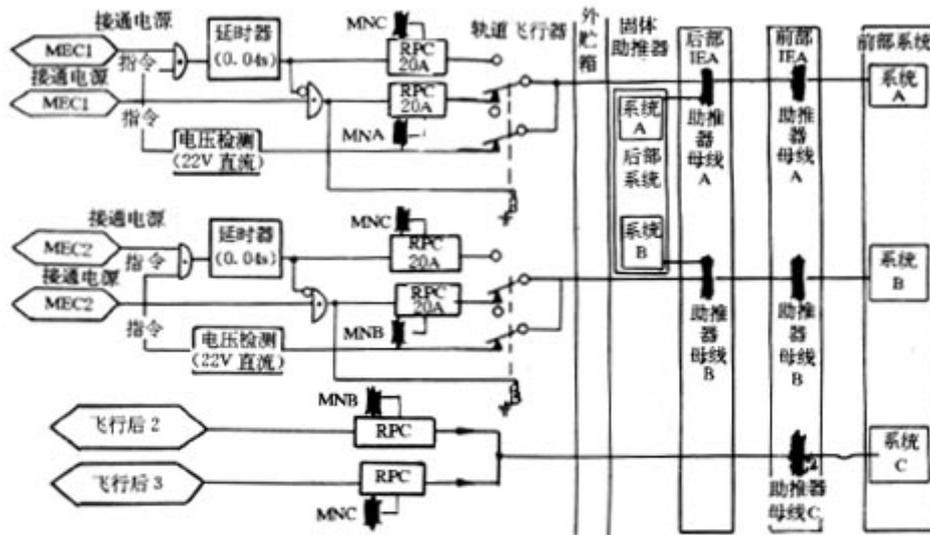


靶场安全系统框图

CDF—限爆引信；NSI—NASA 标准起爆器；LSC—柔性聚能爆炸索；
ARM—允爆；RSS—靶场安全系统；S&A—保险和解保；
* 限制引信；** 带适配器的 NSI 起爆器

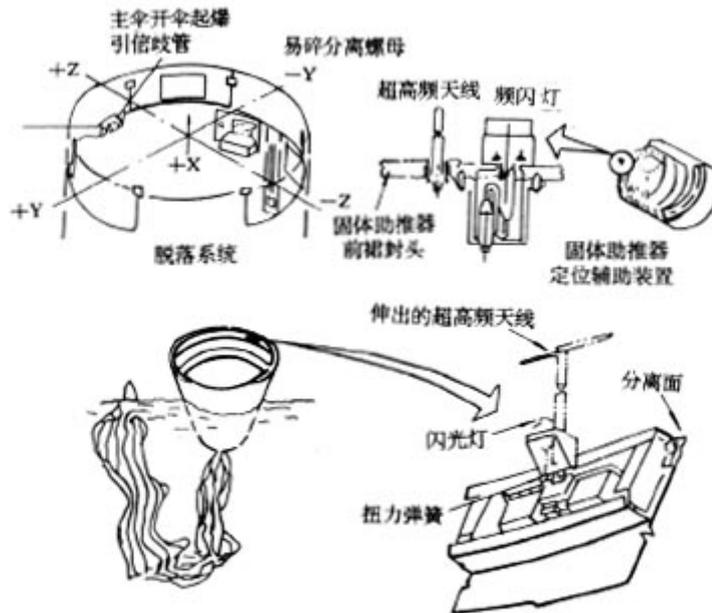
配 电 系 统

固体助推器配电系统如图所示。系统通过主直流母线由轨道飞行器电源供电。由轨道飞行器的主直流母线 C 向助推器 A、B 母线输送主电流，由轨道飞行器母线 B 向助推器母线 C 输送备用电流。这种配电方法使助推器在轨道飞行器某一母线供电失效时仍能工作。直流额定电压为 28V。上限 32V，下限 24V。



助推器配电系统

ET—外贮箱；IEA—集成电子组件；MEC—主事件控制器；RPC—电源遥控器；MN—主母线。



固体助推器降落伞分离和回收辅助装置

回收系统

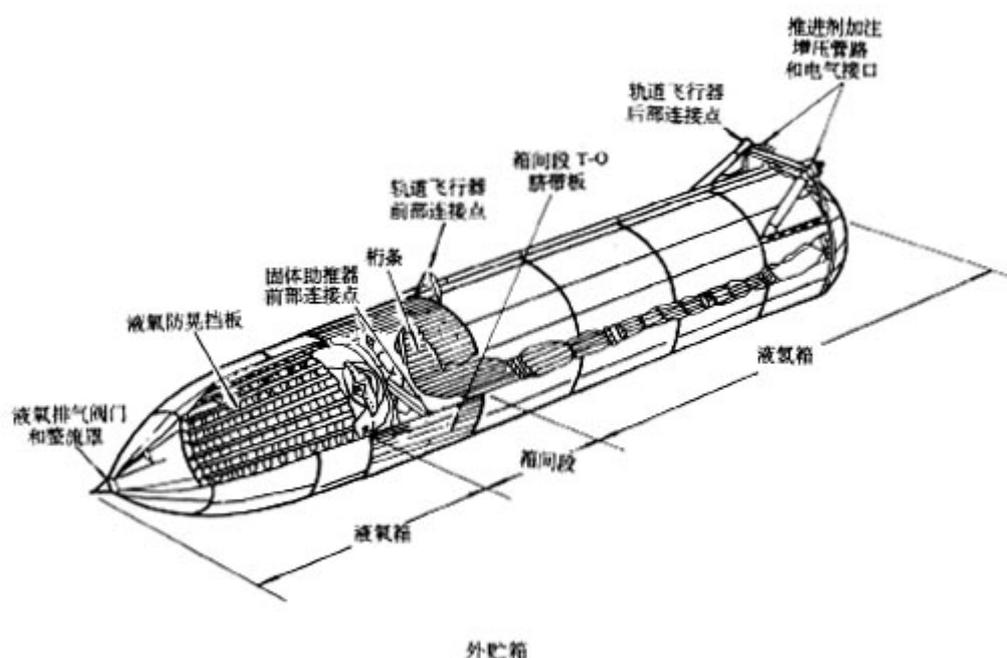
航天飞机固体助推器在工作结束，与外贮箱和轨道飞行器分离后在海上溅落回收。它的回收系统由用于分离鼻锥罩、截锥段、打开降落伞的各种火工品，装在截锥体顶部环框上的3个推力器，直径为3.5m的引导伞，直径为16m的减速伞，直径为35m的3个主伞以及装在各降落伞上的无线电发射机，闪光灯和声纳

信标组成，回收系统电源由 1、2 号截锥体电池和与靶场安全系统共用的回收电池组成(见前图)。

外 贮 箱

航天飞机轨道飞行器主发动机所用推进剂全部贮存于外贮箱中，主发动机关机后贮箱被抛掷，再入大气时解体并溅落于远洋中。

外贮箱是航天飞机加注后最重的一个组件。它由前部液氧箱、装有大部分电子组件的非增压箱间段和后部液氢箱组成。外贮箱长 47m、直径 8.38m、结构质量约 33503kg、加注后的质量约 743253kg。液氧加注质量 604195kg；液氢加注质量 101606kg。



外贮箱通过一前连接点和两个后连接点与轨道飞行器相接。其连接分离结构如图所示。尾部连接区设有在外贮箱和轨道飞行器之间输送液体和气体的管路以及输送电力及电信号的电缆。2 枚固体助推器和轨道飞行器之间的各种控制信号也通过此电缆传送。

液氧箱

液氧箱 为铝合金硬壳式结构，由化铣三角形网格结构件、板材、机械加工的紧固件和环形构件等预制件熔焊而成。贮箱在 137.3~151.0kPa 压力下工作。贮箱 装有控制流体状态的防晃、防涡流和防间歇流装置。一条直径 43.2cm 的输送管路穿过箱间段又穿出贮箱尾部与外贮箱和轨道飞行器快速脱落接头相接，每分钟 输送液氧 71979L。液氧箱的双锥形鼻锥可降低阻力和加热。此处装有上

升段大气数据系统,并作为一避雷针。液氧箱容积 552m³,直径 8.4m,长 16.64m,结构质量 5.647t。

箱间段

箱间段 为半硬壳式筒形结构,两端有与液氧箱和液氢箱连接的对接框。箱间段设有固体助推器前部连接点,通过连杆和紧固装置向液氧箱和液氢箱传递固体助推器载荷。箱间段装有外贮箱测量仪器和与地面设备对接的脐带板。通过脐带板输送吹除气体。箱间段由铝合金蒙皮、桁条和壁板组成。箱间段在飞行中排气。箱间段长 6.58m,质量 6.259t。

液氢箱

液氢箱 为半硬壳式结构,由熔焊筒段、5个环形隔框和椭球形前后底组成。其工作压力为 219.7~232.4kPa。贮箱中有防涡流缓冲器和将液氢通过直径 43cm的管路送往尾部左侧脐带的虹吸管出口。液氢流量为 184420L/min。液氢箱设有外贮箱/轨道飞行器前部连接撑杆、2个尾部连接紧固件、推力扩散结构和外贮箱/固体助推器后部连接结构。液氢箱直径 8.4m、长 29.48m、容积 1573m³、结构质量 14.451t。

隔热层

外贮箱覆有厚 1.27cm 的软木/环氧树脂复合材料层(喷涂或预成形件)和喷涂厚 2.54~5cm 的泡沫塑料隔热层。

排气阀

每个贮箱的前端设有排气和泄压阀门。此双功能阀门在发射前由地面氦气打开,进行排气,飞行中在液氢气枕压力达 164.8kPa 或液氧气枕压力达 247.1kPa 时打开。

液氢箱前端设有一单独的火工品作动翻转排气阀门。分离时阀门打开产生一脉冲,以辅助分离机动并提供更有利的外贮箱再入气动控制。

发射前氧化剂箱排气口由发射塔摆动臂上的盖帽罩住,吸去液氧蒸气防止贮箱结冰。倒数计时到 T-2min 时收回盖帽。

传感器

贮箱有 8 个推进剂耗尽传感器。4 个位于燃料箱底部,另 4 个位于输送管路快速脱落接头下游的轨道飞行器液氧输送管路歧管上。主发动机工作时,轨道飞行器计算机连续计算运载器的瞬时质量,一般主发动机按预定速度值关机。但一旦燃料或氧化剂的任意 2 个传感器敏感到推进剂耗尽时,发动机便随之关机。

氧化剂传感器置放在能使发动机最大限度利用氧化剂的位置，以保证在氧化剂泵空转前发动机有足够的时间关机。此外，按规定的6:1(液氧/液氢)混合比要求，多加498kg液氢，以保证主发动机在富燃料的状态下关机，否则发动机组件会受到烧蚀和严重的腐蚀。

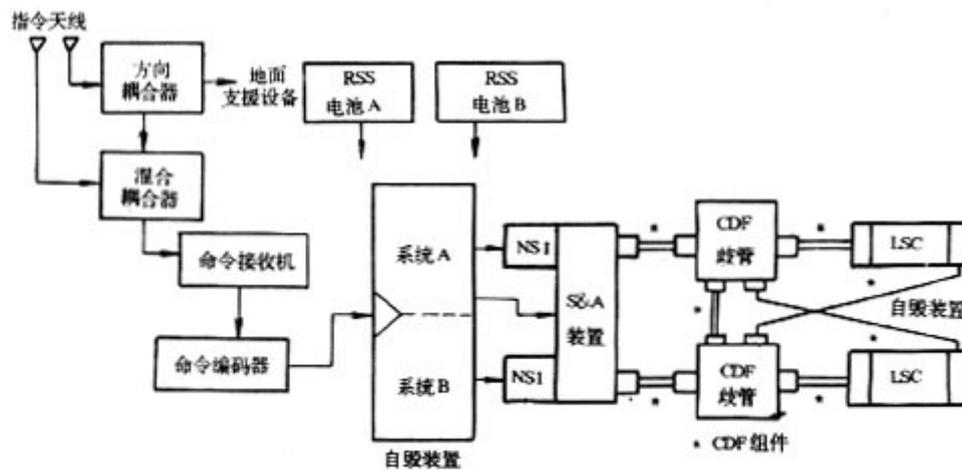
在2个贮箱的顶部装有4个监控气枕压力的压力传感器。

自毁系统

外贮箱靶场安全系统在接到自毁指令后爆破贮箱，消散推进剂。系统由电池、接收机、译码机、天线和火工品组成。

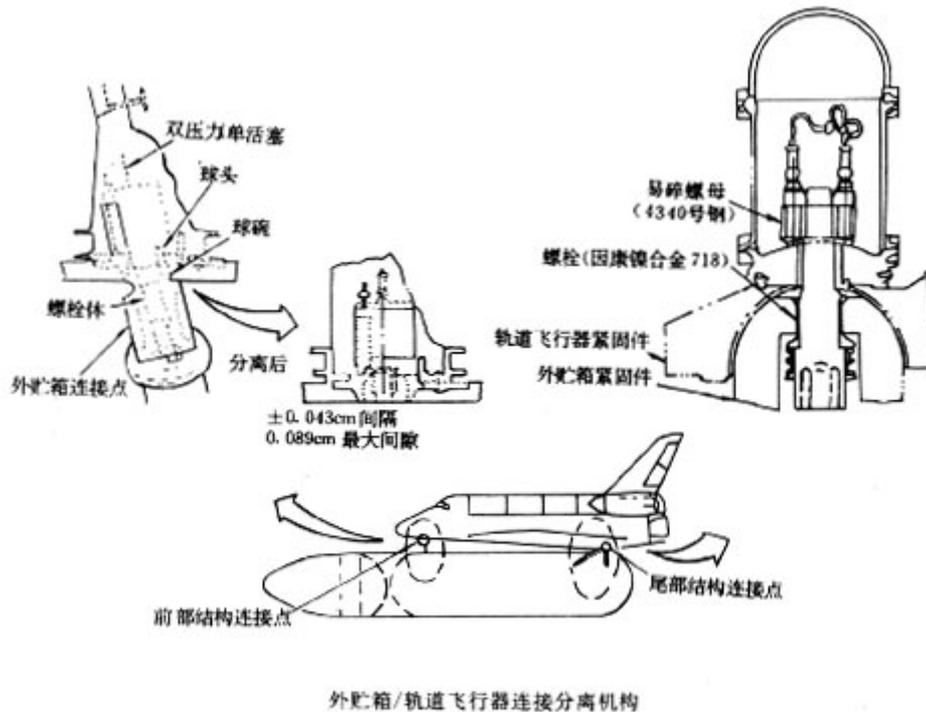
外贮箱 / 轨道飞行 2S 连接分离机构

外贮箱通过一前连接点和两个后连接点与轨道飞行器相接。其连接分离机构如图所示。前连接点的释放由剪切型分离螺栓完成。活塞切断螺栓体后将其下部推离球碗，活塞底部与球头、球碗外表面齐平。2个后连接点采用法兰盘式螺母释放装置。每个螺栓设有回缩弹簧。它们在螺母炸碎后将螺栓收回外贮箱一侧半球体内。螺母和双引爆器罩在轨道飞行器一侧的壳罩内，由它收集螺母碎片和引爆气体。



外贮箱自毁系统

RSS—靶场安全系统；NSI—NASA 标准起爆器；LSC—柔性聚能爆炸索；
S&A—保险和解保装置；CDF—限爆引信；*—限爆引信。



贮箱尾部连接区设有推进剂和气体输送管路及输送电力和信号的电缆。

外贮箱有 5 条脐带管路与轨道飞行器相接。液氧箱有 2 条，一条输液，另一条供气；液氢箱有 3 条：2 条输液，1 条供气。较细的液氢管为冷却回路，只在射前冷却时使用。此外在外贮箱上还设有 2 个在轨道飞行器、固体助推器和外贮箱间输送电力和信息的电缆脱落插座。

位于贮箱尾部的 2 块脐带板与轨道飞行器相应的脐带板对齐并用螺栓连接。外贮箱分离时螺栓由火工品装置断开。安全分离后舱门将输送管路和电缆部分的舱口关死。

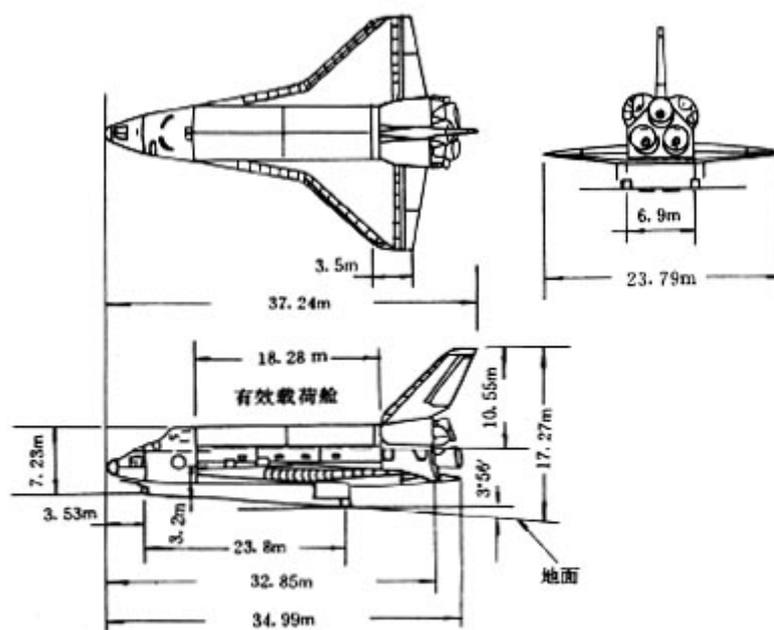
轨道飞行器 / 外贮箱脐带板分离机构由左右 2 套装置组成。每套含三组双起爆器法兰式螺母 / 螺栓。每一螺栓都装有回缩弹簧，释放螺母后将螺栓收回外贮箱一侧。螺母和双起爆器则收在轨道飞行器一侧的容器中。每块轨道飞行器脐带板有 3 个液压作动回缩器，它们在释放 3 套法兰式螺栓 / 螺母组合后，将脐带板收回约 6cm，断开脐带，释放液氢 / 液氧阀门间的流体并由主推进系统高压氦气关闭液氧 / 液氢主输送管路的断流阀门。每块轨道飞行器脐带板有 3 个跳簧，它们使轨道飞行器脐带板在与外贮箱脐带板分离后保持原位。

轨道飞行器上有 2 扇脐带舱门(127cm×127cm)，它们在外贮箱分离、左右脐带板收回后，封闭轨道飞行器结构上的开口。舱门在起飞和上升时，由前后 2 个中线闩锁咬住，全部打开。与外贮箱分离后，左、右舱门的 2 台双冗余交流·电机操纵机电作动器使中线闩锁转动 31°，松开舱门，收回闩锁并使之与隔热系统模线齐平。当舱门距完全关闭位置 5cm 时，闩锁机械开始工作，咬合 2 扇舱门

外缘处的滚轮将舱门推至关闭位置，闩锁驱动装置将舱门关死，准备入轨。舱门覆有可重复使用的防热层，防热瓦间由气动热阻挡件密封。

轨道飞行器

轨道飞行器是航天飞机唯一能全部重复使用的组件。它由结构系统、推进系统、防热系统、电子系统、环境控制与生命保障系统、电源与配电系统、辅助动力装置、液压系统、警告 / 报警系统、烟火检测和防火系统、有效载荷滞留、释放和回收系统组成。

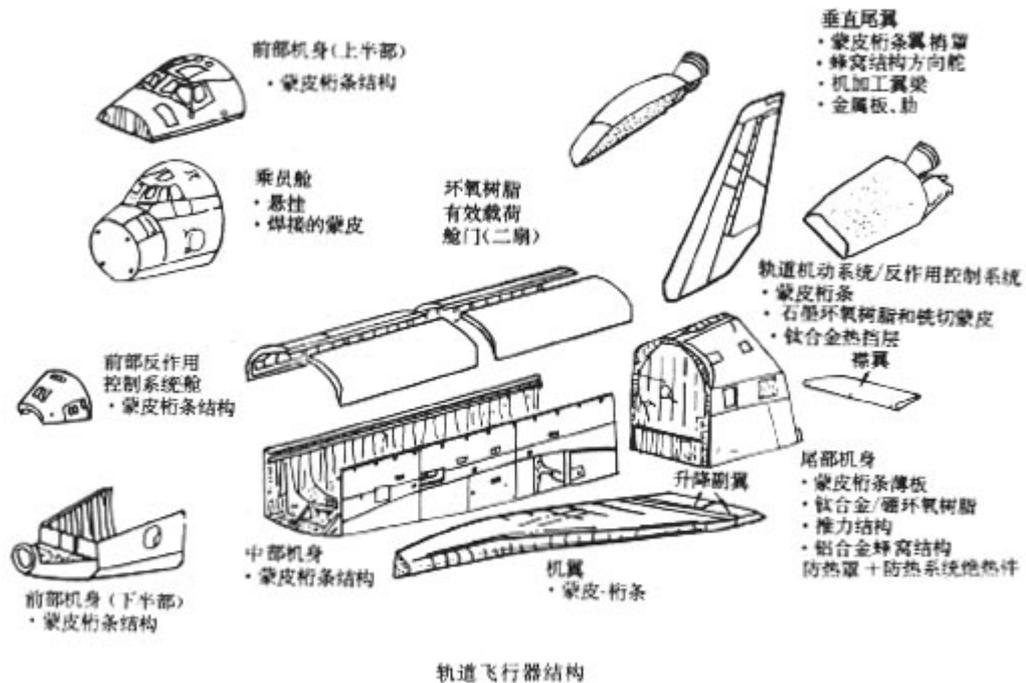


航天飞机轨道飞行器

结构系统

为取得最佳气动特性和机动性能，轨道飞行器设计成机翼 / 机身混合外形，具有常规飞机的结构特点。

轨道飞行器由前部机身、中部机身、尾部机身、机翼、襟翼、垂直尾翼以及辅助结构等部分组成。



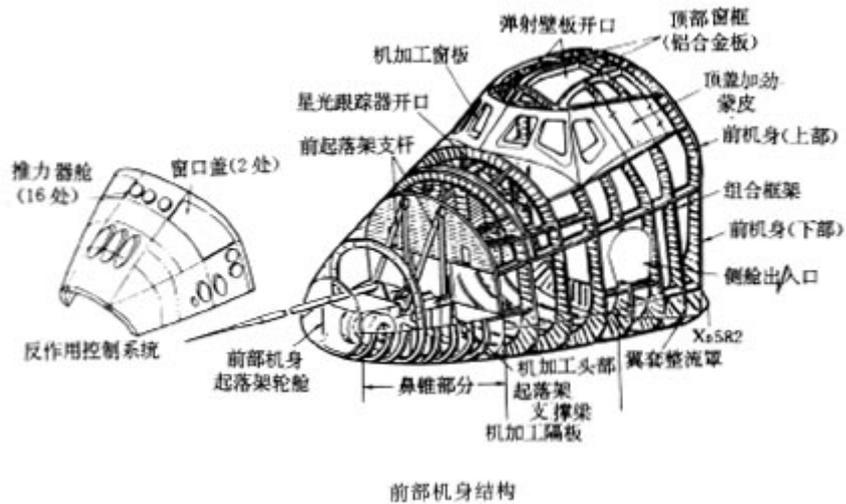
前部机身

前部机身分上、下两部分，机身内装有乘员舱并用来支撑反作用控制系统前舱、鼻锥罩、前部起落架轮舱、前部起落架和前部起落架舱门。

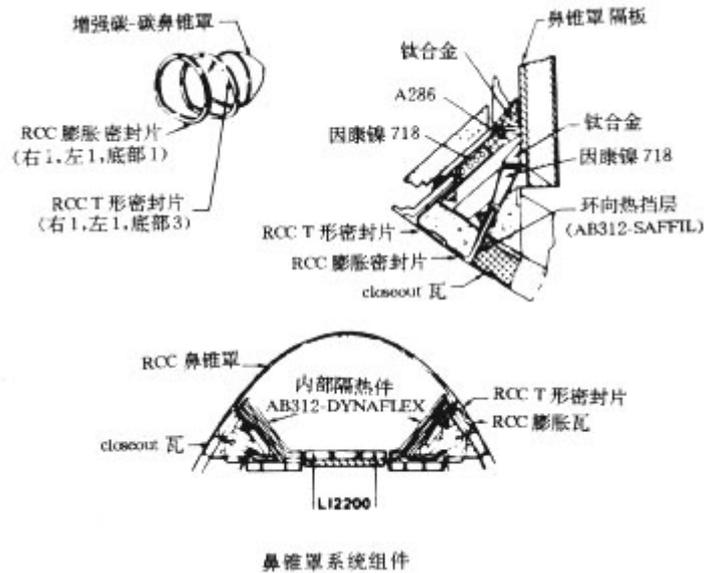
前部机身由普通的 2024 铝合金蒙皮 / 桁条壁板、框架及隔板组成。壁板由每隔 7.62~12.7cm 铆接有桁条的弯曲—拉伸成型蒙皮组成。框架则是铆接到壁板上去的。主框架的间隔为 76.2~91.44cm。X0378 截面处的前隔板为铝合金构件，由上、下两部分组成。上部是一些铆接和螺接在一起的平板，下部是机械加工件，隔板为鼻锥提供安装面。

鼻锥部分有大型的机加梁和支杆。前起落架舱由 2 根支撑梁、2 块上部 closeout 腹板、拉杆支撑短柱、前起落架支杆、作动器连接件和前起落架舱门连接件组成。左、右 2 扇起落架舱门是铰接在鼻锥上的。舱门为铝合金蜂窝结构。舱门的前、后两端均装有碰销用以在起落架缩回时关闭舱门。舱门除了热障层外，还装有压力密封件。

除 6 扇前窗、2 扇天花窗、侧舱窗口和前部反作用控制系统发动机周围一些部位外，前部机身全部用重复使用耐热瓦覆盖。鼻锥罩为增强碳—碳复合材料(RCC)结构。



鼻锥罩组件如图所示。连接件由因康镍 718 和 A286 不锈钢等耐热材料制成，它们位于整流罩深部以防过热。连接时考虑了热膨胀和结构位移等因素。由于 RCC 是一种良导体，因而附近的铝合金结构和金属连接件均用内部绝热件绝热以防超过温度极限。



前部机身上还有天线支撑、可伸展的大气数据探测仪、星光跟踪器观察孔舱门等结构。

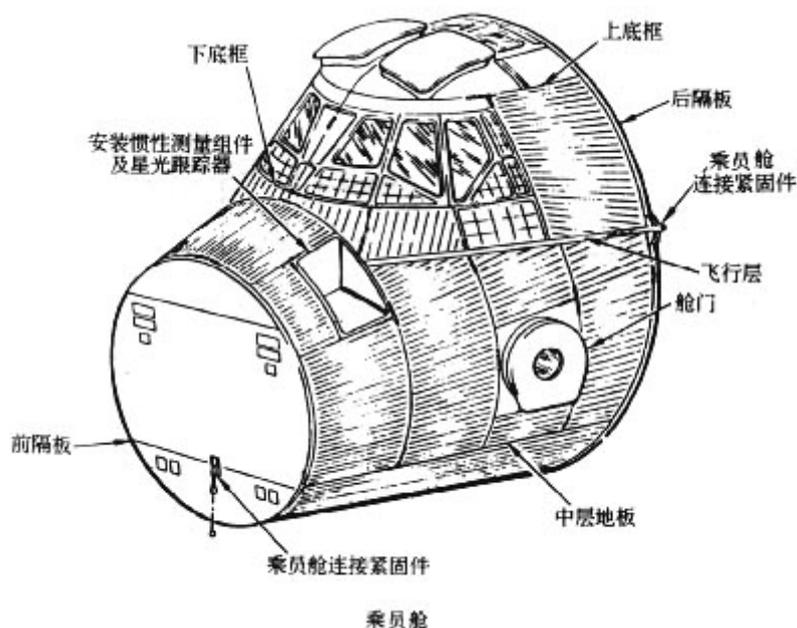
轨道飞行器/外贮箱前部连接点位于 X0378 隔板和前部起落架舱后的结构上。在前部机身和乘员舱之间，围绕风挡窗、顶部观察窗、乘员舱门窗和星光跟踪仪孔装有柔性罩以作吹除、排气控制。前部机身和有效载荷舱之间用位于 X0582 处的柔性隔板隔开。挡风窗的外层窗板安装于前部机身，窗框为机加部件。

前部反作用控制系统 (RCS) 舱体由 2024 铝合金蒙皮桁条壁板和框架组成。壁板由带有铆接加强件的单曲率、拉伸成形蒙皮组成。框架是铆接到壁板上去的。RCS 舱体是用 16 个紧固件连接到鼻锥和前部机身隔舱上去的, 舱体可以拆卸。RCS 舱体覆有隔热层和热挡层。

乘员舱

乘员舱 共有上、中、下三层, 由有整体加强桁条以及内连接凸缘的 2219 铝合金板加工而成。凸缘用来在内部连接焊接件以保证舱体密封。舱体取截锥形, 前、后舱壁均 为平面, 舱体与前机身只有 4 处连接点, 保证高度绝热。有 2 个连接点位于上层地板后隔板处, 法向载荷承力连杆位于前隔板中线处, 侧向载荷承力连杆位于后隔板 下段。

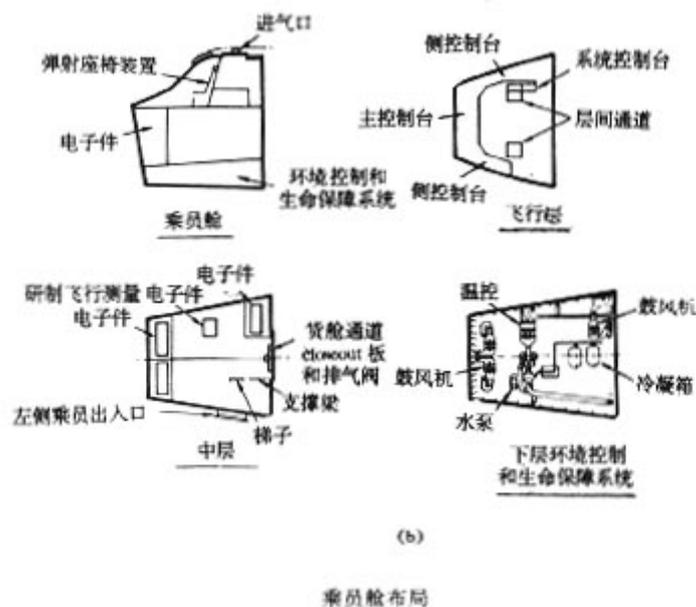
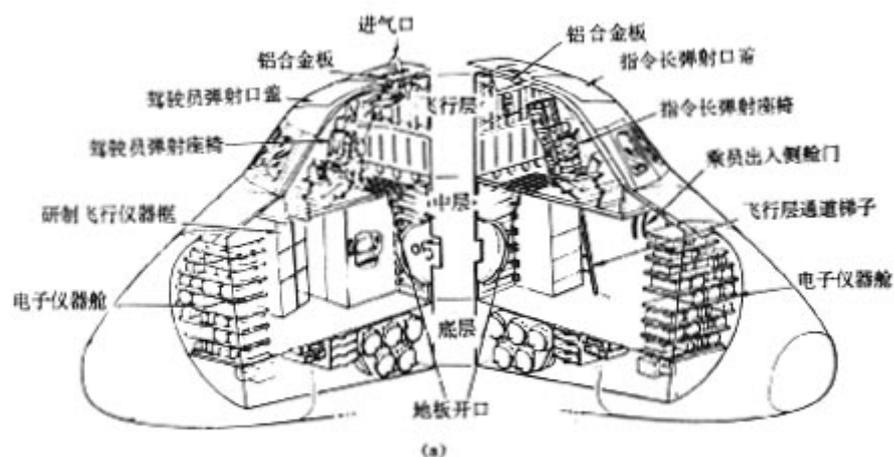
乘员舱有 3 个舱口: 正常活动进、出口、气闸 (Airlock) / 中舱进出口和通过后隔板进入有效载荷舱, 进行舱内、外活动的进出口。在乘员舱上装有风挡窗、天花窗、 后观察窗、侧舱门窗的第二层窗板。后隔舱有一可移动的壁板, 它是制造和组装时进出乘员舱的通道。也为安装和拆卸气闸提供了条件。



乘员舱由飞行层、中层和下部仪器舱组成。当中层装气闸时, 乘员舱的容积为 70.8m^3 , 当气闸装在有效载荷舱一侧时, 为 80.0m^3 。

飞行层 为最高层。该层共设 6 个工作台。指令长、驾驶员工作台装有飞行控制的各种仪器设备。任务专家工作台位于右侧, 装有监控、通信管理、有效载荷操作、有效载荷 / 轨道飞行器对接操作的控制和显示器。有效载荷专家工作台位于左侧, 负责监控、操纵货舱有效载荷、控制轨道飞行器和有效载荷间的环境和电气接口。轨道工作 台面向货舱, 在轨道运行时通过顶部和后部观察窗进行观察、监控。

在早期研制飞行中设有飞行员弹射系统。它由座椅、弹射逃逸口盖、能量传递系统程序装置以及地面进出用的非弹射壁板分离作动装置组成。弹射口盖是飞行员的紧急出口。飞行员也可在口盖弹射后连同座椅一同弹出。口盖由可压缩蜂窝结构减震垫、带有分离铰链的乘员舱、前机身持留缆绳、断开装置和推力器等组成。正式飞行时弹射座椅由工作座椅代替。

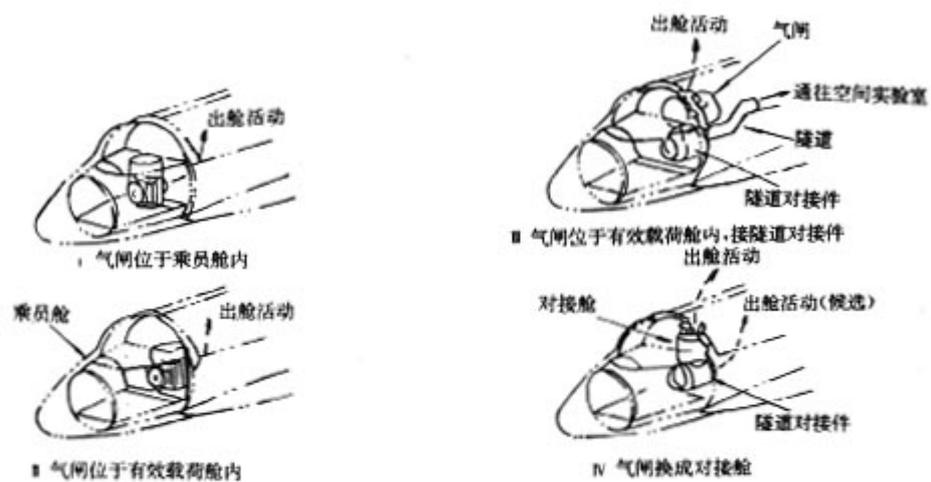


中层设有乘员舱设备和 3 个电子仪器舱。废物收集系统正前方为侧舱门，是乘员的正常出入口。气密舱门是用铰链、抗扭管和支撑件安装到乘员舱上去的，可以从内、外两侧打开和关闭。舱门直径 101cm，中央开有一个 25.4cm 直径观察窗。舱门压力密封。密封件在舱门关紧时由闭锁机械装置压紧。舱门和隔热瓦间嵌有一层康镍线网片和陶瓷纤维织物组成的隔热层。

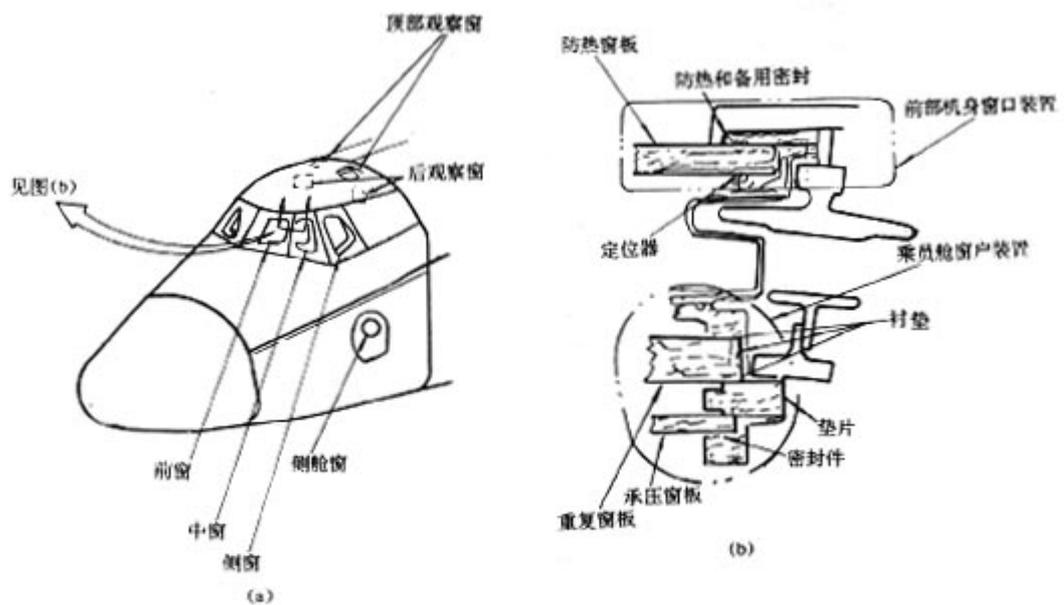
研制飞行中，中层装 2 个睡袋、2 个饮用水箱和测量组件。正式飞行中，增设厨房、3 个客座，如移去睡袋还可增设 3 个座位。中层沿四壁有 3.96m³ 设备存放空间，并设有进入下层的活动地板。

气闸位于中层，可同时容纳2个身穿宇航服的飞行员。舱外活动齿轮、检测板、再充气装置等全部装于内壁。需要时可将气闸从中层移至有效载荷舱内，这样飞行员便可不穿宇航服进入有效载荷舱的空间实验室内。如增设一隧道式对接件，并将气闸安置在对接件上方，则可提供乘员舱和空间实验室均不减压情况下的舱外活动能力。当气闸装在有效载荷舱内时则必须在气闸外装隔热层，以免受空间环境的影响。执行对接任务时可用对接舱代替气闸，也可将其装在隧道式对接件上。对接件可以伸缩，伸开时可容2个乘员，收拢时只能容纳一个。

轨道飞行器共有11扇观察窗；前部6扇，顶部2扇、后部2扇、侧舱门1扇。



气闸



轨道飞行器观察窗及窗剖面

轨道飞行器观察窗为3层结构。外层窗板与前部机身相接、中层和内层与乘员舱相接。外层为隔热层，采用耐熔氧化硅 CGW7940 钢化玻璃。外表面可承温 482℃，内表面可承温 426℃。内层为承压层，采用硅酸铝 CGW1732 回火玻璃，外表面镀有红外反射层。中层为隔热层和承压的备用层，取材同隔热层。内、外表面镀有高效抗反射镀层，以增强可见光传输。中层可在 115℃ 的高温下承受 59.29MPa 压力和 1.7% 相对湿度。每扇窗户均备有遮光 / 滤光罩以减弱入射光线。但它们只在需要时才装上。

观察窗尺寸

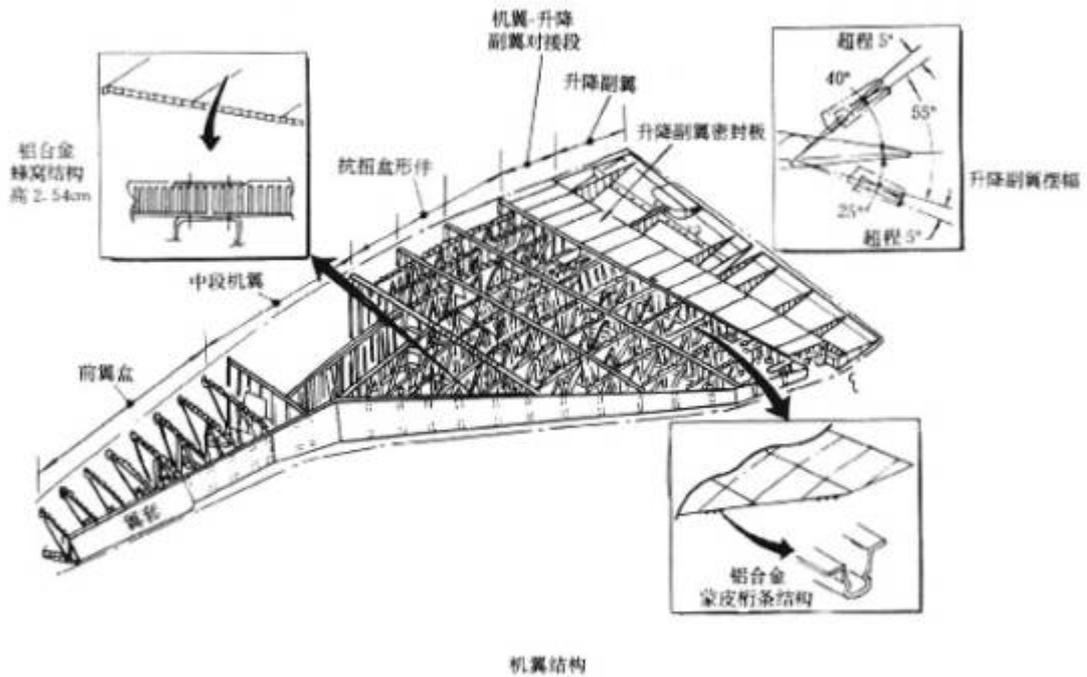
| 观察窗 | 对角线长 (cm) | | | 厚度 (cm) | | |
|-----|-----------|-------|-------|---------|------|------|
| | 外层 | 中层 | 内层 | 外层 | 中层 | 内层 |
| 前部 | 106.68 | 88.9 | 88.9 | 1.58 | 3.3 | 1.58 |
| 顶部 | 50.8×50.8 | | | 1.7 | 1.1 | 1.1 |
| 后部 | 37.0×27.0 | | | 0.7 | / | 0.7 |
| 侧舱 | 38.1 | 28.95 | 28.95 | 0.76 | 1.27 | 0.63 |

机翼

机翼为一气动升力面，为轨道飞行器提供升力和控制力。机翼由前翼盒、中段机翼(包括主起落架舱)、抗扭盒、前部翼梁、机翼 / 升降副翼对接段、升降副翼密封板、升降副翼和翼套组成。

机翼为多肋-翼梁 / 桁条加强蒙皮或者蜂窝结构铝合金壳体结构。机身段机翼长约 18, 28m，最大厚度 1.52m。

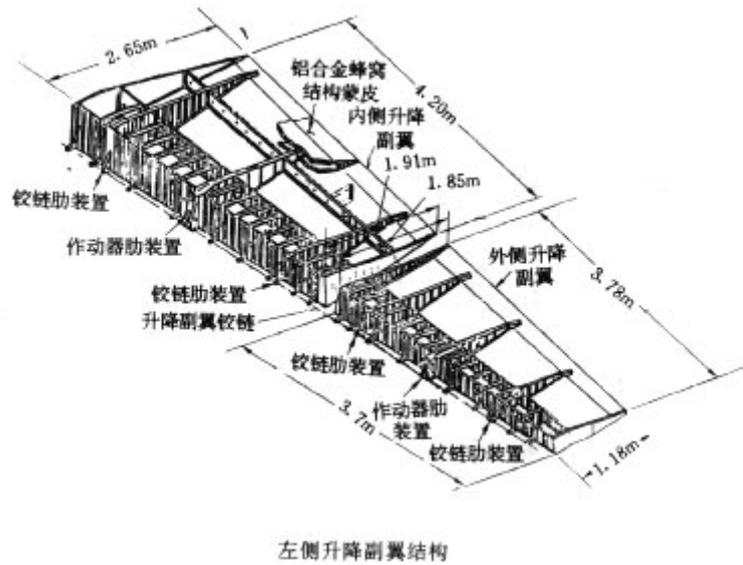
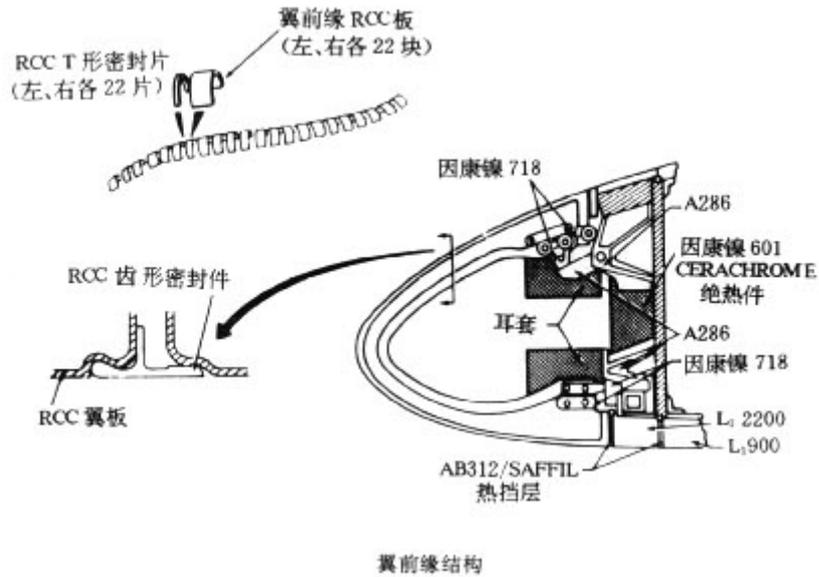
机翼最前部为翼盒，是主机翼的延伸，翼盒为铝合金肋、铝合金管组、支杆结构，覆有桁条加强的蒙皮。101、099 和 102 号轨道飞行器的前梁 closeout 件为铝合金蜂窝结构，103 为铝合金波纹结构。翼盒的前段设计成可以安装能重复使用的隔热瓦，后段的平面安装增强碳-碳翼前缘。



中段机翼为铝合金多肋-管系 / 蜂窝蒙皮结构。中段机翼内含主起落架，起落架舱门。中段机翼有一肋，用采支撑外侧主起落架舱门铰链、起落架耳轴和拉杆。内侧舱门的耳轴和拉杆连接在中部机身上。起落架舱门为普通的多肋 / 翼梁结构。

抗扭盒形部段为构架式多肋 / 城堡形肋帽结构，以与翼展方向加强蒙皮板的桁条相适应。为了将热载荷降至最低，4 条主翼梁采用波纹铝合金结构。但 103 号以后的轨道飞行器的 1249, 1307 翼梁、1191 翼梁外侧部分均改用石墨 / 环氧树脂腹梁。前部大梁为铝合金蜂窝结构，是增强碳-碳翼前缘的连接面。后翼梁则为升降副翼、铰式上部密封板液压 / 电气系统组件提供连接面。

抗扭盒 / 升降副翼对接段上表面由铰接板组成，它为机翼和升降副翼间的孔腔提供盖板。Yw=312.5 截面外侧的铰接板为因康镍蜂窝夹心结构，Yw=312.5 截面内侧的铰接板为钛合金蜂窝夹心结构。此处未覆盖防热瓦，因为所选材料能适应上表面高温。

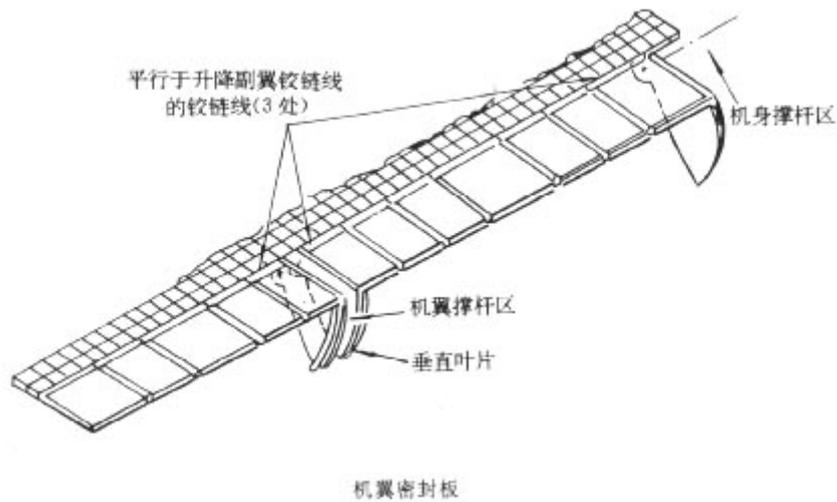


机翼尾部接有两扇升降副翼。副翼为铝合金多肋、梁 / 蜂窝蒙皮结构。两扇副翼各由 3 个铰链连接。飞行控制系统液压作动器连接在升降副翼前端。全部铰链力矩作用在这些点上，升降副翼可向上转动 40° ，向下转动 25° 。

主起落架舱门宽 1.53m、长 3.66m，在 102 号以前的轨道飞行器上为蒙皮桁条结构，099 号和 103 号以后的轨道飞行器则改为蜂窝结构。它由内侧的 3 个铰链，外侧的 3 个上位锁和前侧的 1 个上位锁支撑。

除升降副翼密封区外，机翼、主起落架舱门和升降副翼均覆盖有隔热层。升降副翼的下覆盖面进行热密封。主起落架舱门设有压力密封件和热挡层。

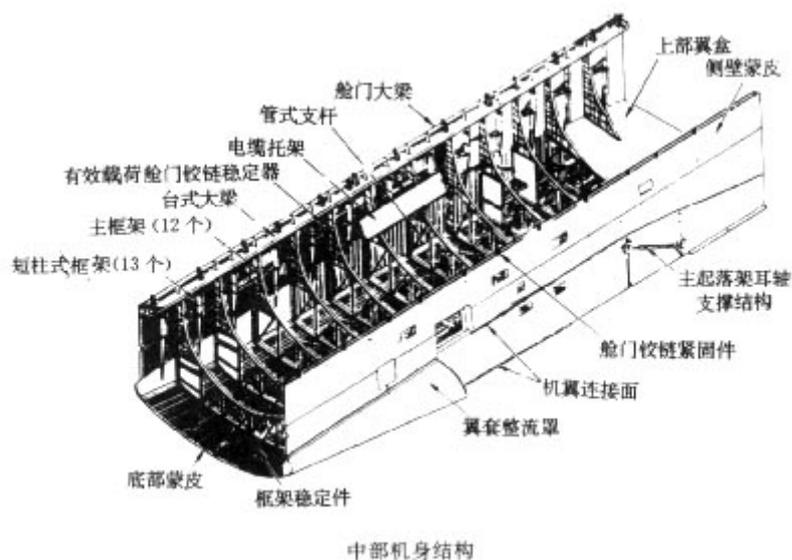
机翼与机身下表面沿中翼盒用抗剪螺栓连接，与机身上表面用抗拉螺栓连接。



中部机身

中部机身与前部机身、尾部机身和机翼对接。它支撑有效载荷舱门、铰链、系留紧固件及有效载荷。

中部机身的两端是开启的。其大梁与前部机身和尾部机身的隔框相接。中部机身为铝合金结构，长 18.28m、宽 5.18m、高 3.96m、质量 6.12t。



除X₀1040-X₀1037 截面靠机翼上方的壁板为铝合金蜂窝结构外，中部机身全部覆盖数控机加整体蒙皮，并具有纵向T形桁条。X₀1191-X₀1307 截面的底部壁板为夹层结构，承载机翼横向载荷和机体挠曲载荷。X₀1040-X₀1307 截面机翼对接段侧壁蒙皮也是机械加工蒙皮，但有法向T形桁条。X₀1278-X₀1307 截面机翼对接段侧壁蒙皮为夹层结构。

有 12 个用于稳定中部机身结构并承受机翼和有效载荷作用力的主框架。框架由法向侧部组件和水平方向的组件组成。侧向组件为机械加工件，水平方向为钛合金端头紧固件连接的硼铝管抗剪构架。此外还有 13 个侧壁短柱框架。

中部机身上端装有板式大梁和舱门大梁，在舱门大梁上装有 13 个有效载荷舱门铰链，台板式大梁也用来支撑和存放机械臂、Ku 波段天线和有效载荷作动系统。

中部机身X₀1191—X₀1307 段为中翼盒结构，它由下部蒙皮，上部翼盒蒙皮和 7 根纵向肋组成。中间肋由机加整体盖、剪切腹板和垂向加强件组成，其他 6 个为硼 / 铝管构架。X₀1191— X₀1307 上部翼盒蒙皮带有T形桁条。

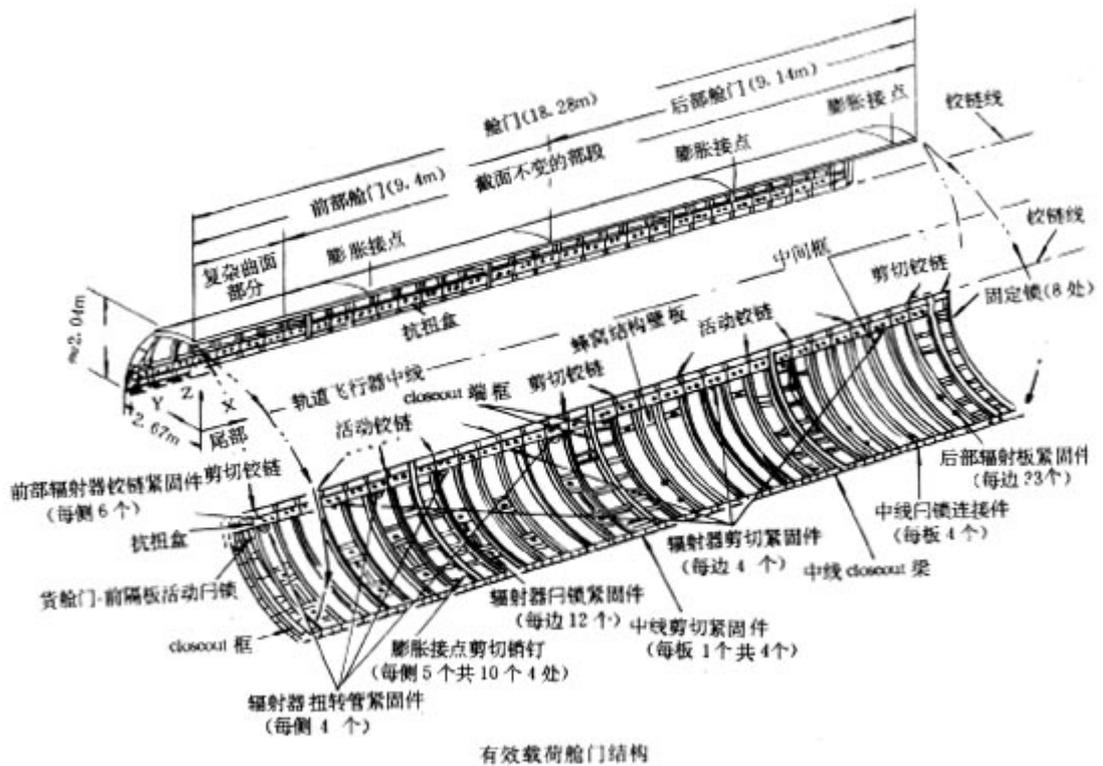
中翼盒侧壁为主起落架的内侧支撑点。起落架全部侧向载荷作用于中部机身结构上。

中部机身还装有 2 块支撑乘员舱—尾部机身导线的托板。机身底部的管路和导线由玻璃纤维垫板支撑。

中部机身由重复使用隔热瓦覆盖。

有效载荷舱门

两扇有效载荷舱门铰接于中部机身两侧，舱门沿顶部中线打开。舱门长 18.28m、弦 3.04m、直径 4.57m、面积 148.64m²。除最前部 2.54m 外，舱门轮廓不变。



每扇舱门由5段组成，除了尾部55.9cra外，各段均由圆周膨胀接点连接，前部9.15m舱门内装有可展开的辐射器，辐射板是铰接和锁定在舱门内表面上的。前部辐射板可在轨道中展开。它由机电作动系统操纵(开锁、闭锁、伸展、收回)。后部的辐射板是固定的。

两扇舱门各铰接在13个因康镍-718外铰链上(5个剪切铰链，8个活动铰链)。铰链的下半部连接在中部机身铰链和台板式大梁上，铰链绕双转动面轴承转动。舱门由专用的作动系统驱动到要求的开启或闭合位置。每套机械装置各由一台机电力驱动装置和6个转动齿轮作动器组成。转动作动器间由抗扭管连接，并与动力驱动装置、有效载荷舱门联动装置连接。

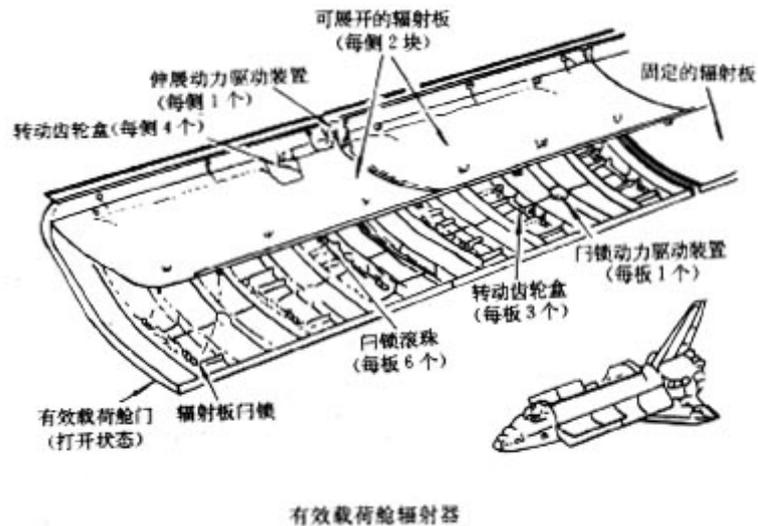
舱门关闭后被锁定于前部和尾部隔板和顶部中线。门锁系统由8组门锁机械装置组成。每组各由4个门锁以及相应的直角横杆、推杆、旋转杆、滚轴和一台机电作动器组成。此外在每扇舱门和4个膨胀接点上各有5个用来连接舱门段的惰性抗剪销钉。沿舱门顶部中线装有4个抗剪紧固连接件，前4段各一个。

舱门关闭时也被固定在尾部机身隔板上，但允许在前段机身处沿纵向移动。舱门亦可承受扭转载荷、气动压力载荷和有效载荷舱排气滞后压力。

舱门的主要结构是复合材料蜂窝/框架结构。面板由石墨/环氧树脂带和纤维方向为 $0^\circ / \pm 45^\circ / 0^\circ$ 的石墨环氧树脂织物组成。每张蒙皮的总厚为0.0406cm。Nomex蜂窝芯高1.52cm。蜂窝芯是用粘接剂粘到面板上去的。外蒙皮粘接有 200×200 铝丝避雷网。舱门共有28个中间框，8个膨胀接点closeout框，1个前部closeout框，1个后部closeout框。舱门框架由多层石墨/环氧树脂浸渍增强织物构成。宇航员舱外活动把手位于抗扭盒形件部位。

前、后机身界面、舱门顶部中线和圆周膨胀接点处均嵌有热密封件和压力密封件。舱门外表面覆有重复使用绝热物。

舱门可承受 163dB 噪声以及 $-112^{\circ}\text{C} \sim +57^{\circ}\text{C}$ 的温度变化。



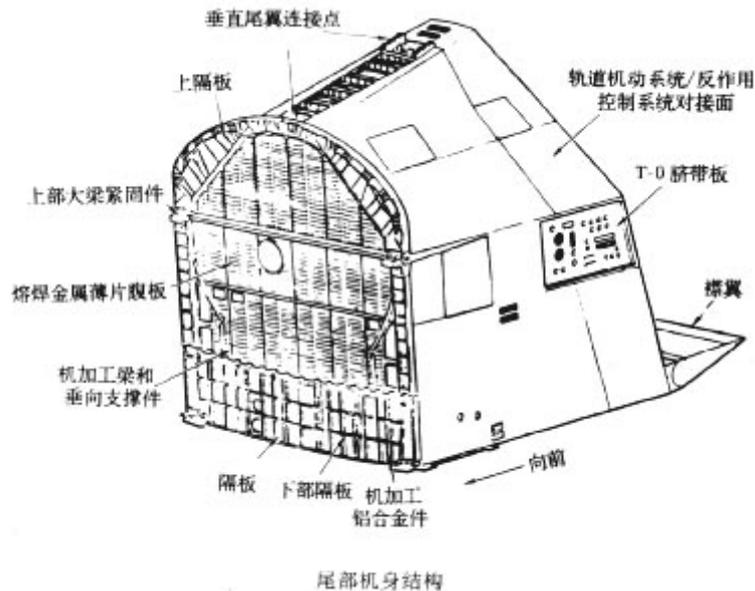
尾部机身

尾部机身由外壳、推力结构和内部辅助结构组成，长 5.48m、宽 6.7m、高 6.09m；尾部机身用来支撑以下结构或与其对接：3 台主发动机、轨道机动系统舱体、2 台轨道机动发动机、翼梁、垂直尾翼、襟翼、2 个外贮箱尾部连接件、2 个 T-0 脱落插座、3 个尾部电子仪器舱及防热罩。

1. 尾部机身外壳主要由整体机械加工铝合金蒙皮和框架组成，除了轨道机动系统舱体外均覆有防热材料。垂直尾翼支撑框、底板紧固件等高承载区采用机械加工扩散连接钛合金组件。低承载区采用一般的铝合金蒙皮桁条结构。

尾部机身前隔板是中部机身和有效载荷舱门的对接面，由机械加工熔焊铝合金薄板组成，其上部与垂直尾翼的前翼梁相搭接。

尾部机身底板有 2 扇脐带舱门，舱门由镀金属制成，有热屏障保护。舱门关闭后其裸露区由防热材料覆盖，舱门装有机电作动器。



上升和再入时，由底部防热罩和穹形防热罩防护尾部机身及其内部的设备。底部防热罩为铝合金机械加工件，与其相接的是一穹形蜂窝结构。该结构用来支撑塑性滑动密封装置并与主发动机因康镍结构防热罩相接。除因康镍结构部分外，防热罩均覆有隔热件。

2. 内部推力结构为一多组件螺接结构，它由主发动机承载框架结构、发动机对接装置、作动器、发动机、低压泵和推进剂管路支撑结构组成。轨道飞行器/外贮箱后部连接点位于大梁紧固件部位。

内部推力结构主要由 28 个机械加工的、扩散连接的钛合金框架组成。钛合金条是加温、加压后连接在一起的。扩散连接的钛合金条被熔成单一的多孔匀质物。它比一般的铸件轻而结实，其交界处看来似有一条焊缝而实际却是无填料的匀质母体金属。多数钛合金构件粘结硼 / 环氧树脂以加强其刚度并达到尽量减轻质量的目的。

尾部机身的上部推力结构除了垂直尾翼的支架用钛合金外，其他均为整体铝合金框架结构。

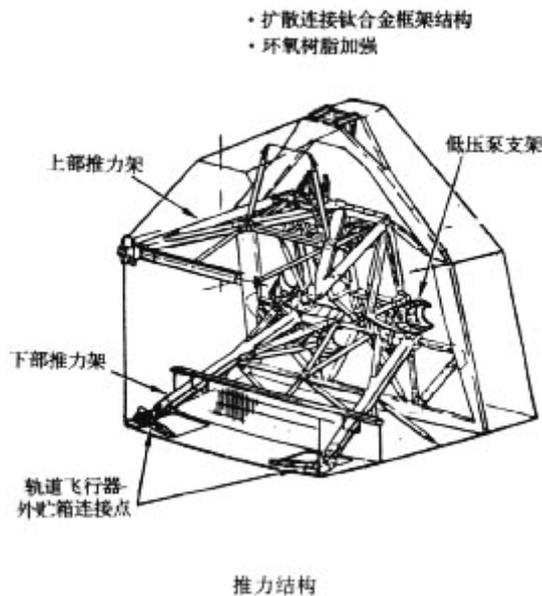
3. 副结构用来支撑各种内部设备。除了某些部位用钛合金和玻璃纤维对设备进行隔热外，副结构采用普通铝合金结构，由托架、肋、构架和紧固件等组成。

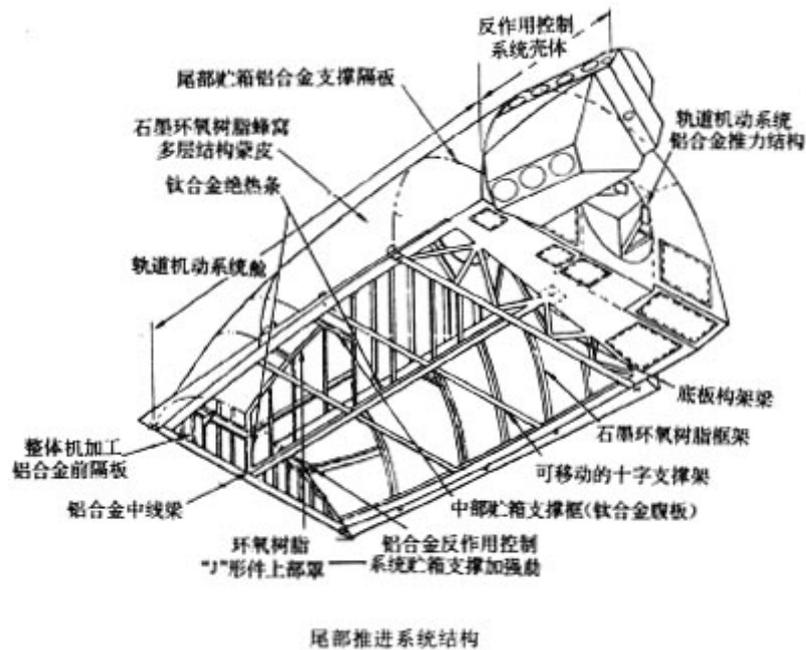
尾部推进系统结构

该部分结构由轨道机动系统舱体和反作用控制系统舱体两部分组成。结构材料为铝合金和石墨 / 环氧树脂复合材料。左、右两侧舱体长 6.45m、尾端宽 3.46m、前端宽 2.56m、面积 40.41m²。

1. 轨道机动系统舱体用 11 个螺栓连接于尾部机身壳体的肩板上，并用一可调节松紧的螺套与X₀1307 隔板相接，肩板 / X₀1307 界面处设压力密封层。舱体的组件和材料为：

- 1) 蒙皮：石墨 / 环氧树脂蜂窝多层结构。
- 2) 前隔板、后部贮箱支撑隔板、后隔板、底板构架梁：2124-T81 铝合金板。
- 3) 中线梁：2124-T81 铝合金板、钛合金加强筋、石墨环氧树脂罩。
- 4) 框架：石墨环氧树脂。
- 5) 轨道机动发动机推力结构：普通 2124-T851 铝合金结构。
- 6) 十字支撑架：铝合金等。
- 7) 紧固件；前部紧固件：2124-T851 铝合金；后部紧固件：A-286 不锈钢。





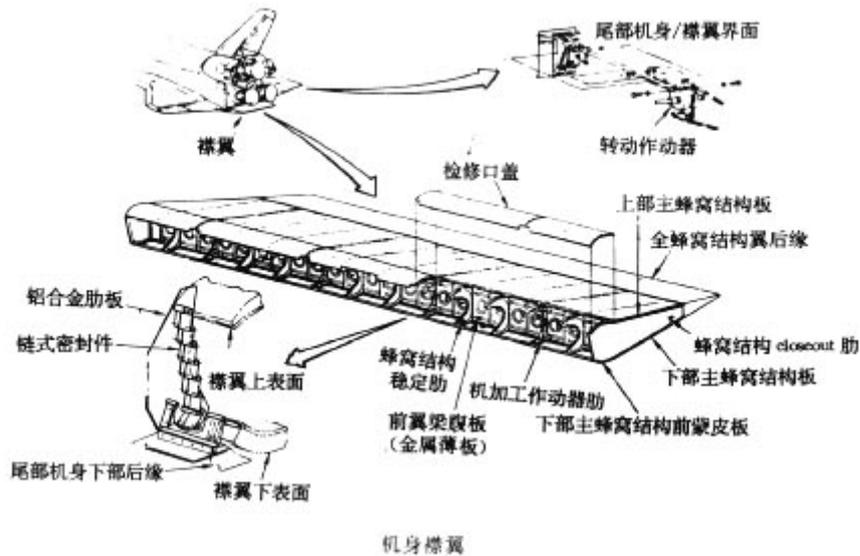
2. 反作用控制系统舱体搭接于轨道机动系统舱体。舱体的组件和材料为：

- 1) 平板式外蒙皮：机械加工铝合金件。
- 2) 曲形外蒙皮：石墨 / 环氧树脂蜂窝多层结构。
- 3) 前隔板：机械加工铝合金件。
- 4) 内框架和架子：普通铝合金 / 钛合金薄板。
- 5) 喷管安装面板：机械加工钛合金蒙皮。

尾部推进系统蒙皮有 24 个检修孔，舱体裸露区覆有重复使用表面隔热层，与尾部机身交界处设有压力密封层和绝热层。反作用控制系统喷管和重复使用表面隔热物之间装有热障层。

机身襟翼

襟翼为铝合金结构，由肋、襟梁、蒙皮和翼后缘装置组成。上、下部主蜂窝蒙皮用紧固件与肋、腹板及蜂窝结构翼后缘相接，加上上部前蜂窝结构蒙皮组成完整的襟翼结构。襟翼长 2.2m、宽 6.42m、最大厚度 0.46m。



再入时襟翼为三台主发动机提供热屏蔽，再入后为轨道飞行器大气飞行提供俯仰微调控制。

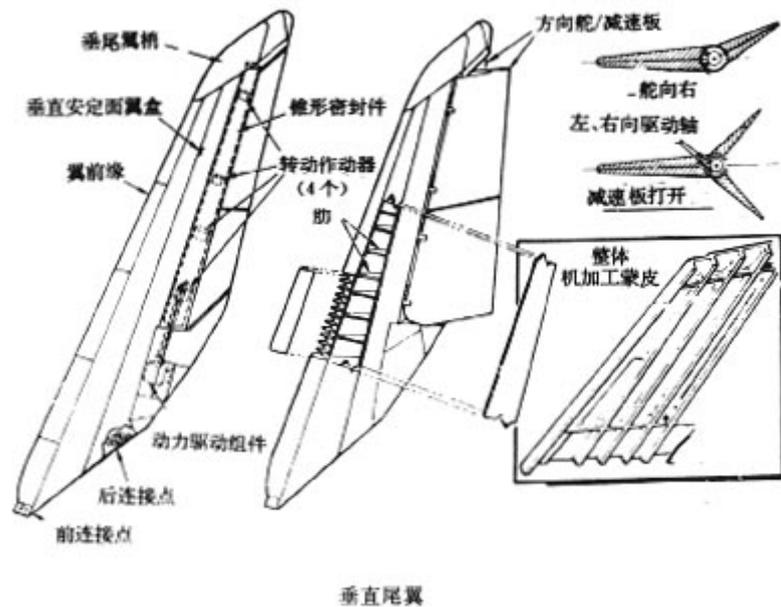
襟翼的上部蒙皮、前翼梁尾部和整个下蒙皮机械连接到肋上。上部前蒙皮由 5 块可移动的壁板组成，它们是用快速紧固装置与肋相连接的。有 4 个整体加工铝合金肋，它们通过自动对位轴承与尾部机身相对接。每根肋有 2 个轴承，通过它们与位于尾部机身的 4 个转动作动器相连接。除 4 个机械加工作动器肋外，还有 8 个稳定肋和 2 个封闭式肋。这些肋均由铝合金蜂窝芯体和化铣铝合金腹板组成。前翼梁腹板由带有卷边减重孔和加强波纹的化铣薄板组成。前翼梁腹板是通过加劲角铆接在肋上的。翼后缘装置由琴键链、化铣蒙皮、全空铝合金蜂窝芯、封闭式端肋和壁板组成，翼后缘的琴键链部分是通过链销与上、下主壁板相应的配对铰链部分相接的。有 2 条潮气排泄管路和 1 条液压流体排泄管路穿过翼后缘蜂窝芯以满足轨道飞行器水平方向和法向的排泄要求。

襟翼覆有可重复使用隔热物。其前部覆盖区铰接一压力 / 热密封件，它位于襟翼底面。此件用来屏蔽气流并防护结构气动热影响。

襟翼装到尾部机身后用防热塞充填开口区。

垂直尾翼

垂直尾翼为二铝合金结构件。101、102 和 099 号轨道飞行器的垂直尾翼由整体机械加工蒙皮、肋、尾翼盒零件、铝合金蜂窝结构方向舵 / 减速板、蒙皮桁条末梢和尾翼盒前缘组成。103 及其以后的轨道飞行器有一铝合金蜂窝结构末梢和一蜂窝结构尾翼盒前缘。铝合金蜂窝结构翼后缘下部置放动力驱动装置。垂直尾翼有一圆锥形密封件，其内置有 4 个转动作动器。除了圆锥形密封件外，38.4m²尾翼表面全部由防热件覆盖，圆锥形密封件部分裸露，部分覆盖防热件。尾翼是用其前翼梁上的 2 个抗拉螺栓和后翼梁上的 8 个抗剪螺栓连接到尾部机身上去的。



方向舵 / 减速板由液压动力装置 / 机械转动作动器系统驱动。当左、右向驱动轴向同一方向转动时可作 $\pm 27^\circ$ 方向控制；如两轴相反方向转动时，作减速控制(转 49. 30)。

垂直尾翼在发射时可承受 163dB 噪声环境，铝合金结构最高可承受 176. 67 $^\circ\text{C}$ 热环境、因康镍结构最高承受 643. 89 $^\circ\text{C}$ 热环境。

两块方向舵板和后缘含热挡密封件。垂直尾翼覆有可重复使用防热层。在垂直安定面和尾部机身的界面处也设有热挡层。

吹除、排气、排液系统

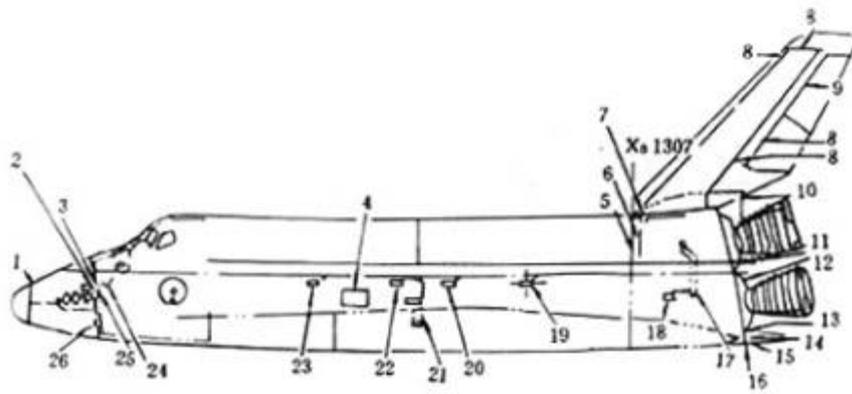
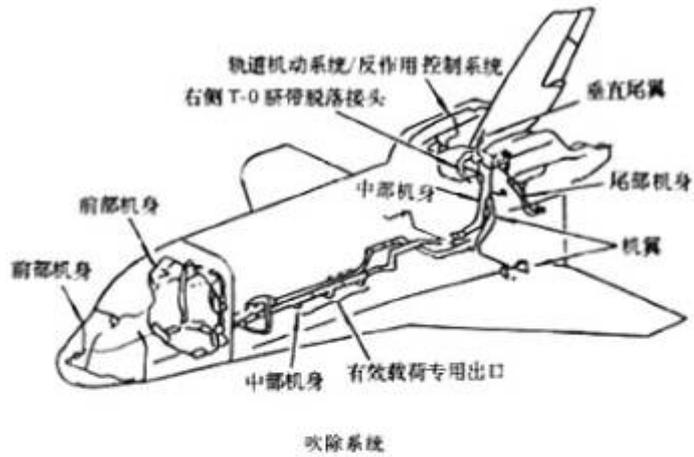
吹除系统在发射前和飞行后通过 T-o 脐带脱落接头从地面通过前部机身、轨道机动系统 / 反作用控制系统舱、机翼、垂直尾翼管路、中部机身管路、尾部机身管路，向轨道飞行器空腔输送空气进行吹除，为系统组件提供温控并防止危险气体的积聚。

排气系统用以在吹除时进行压差控制、上升时减压、轨道中排出气体分子、出轨下降时重新增压。轨道飞行器机身蒙皮共有 18 个排气孔。排气孔盖由机电作动器驱动并在飞行中按程序工作，以防吸气、高度声振和再入加热。

排液系统通过可塑孔、排泄管和脱落接头排出积聚的液体。

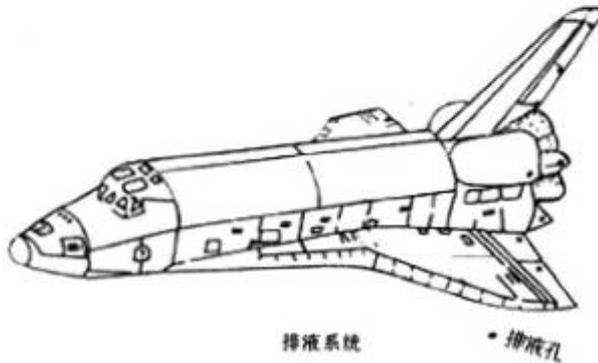
机窗空腔空调系统可防止湿气进入观察窗空腔并在飞行时空腔减压或再增压，也为这些区域在地面操作时提供吹除。

危险气体监测系统监测爆炸气体或毒气的积聚程度。机上抽样导管将舱体气体送至地面质谱仪，以便进行分析。



排气系统

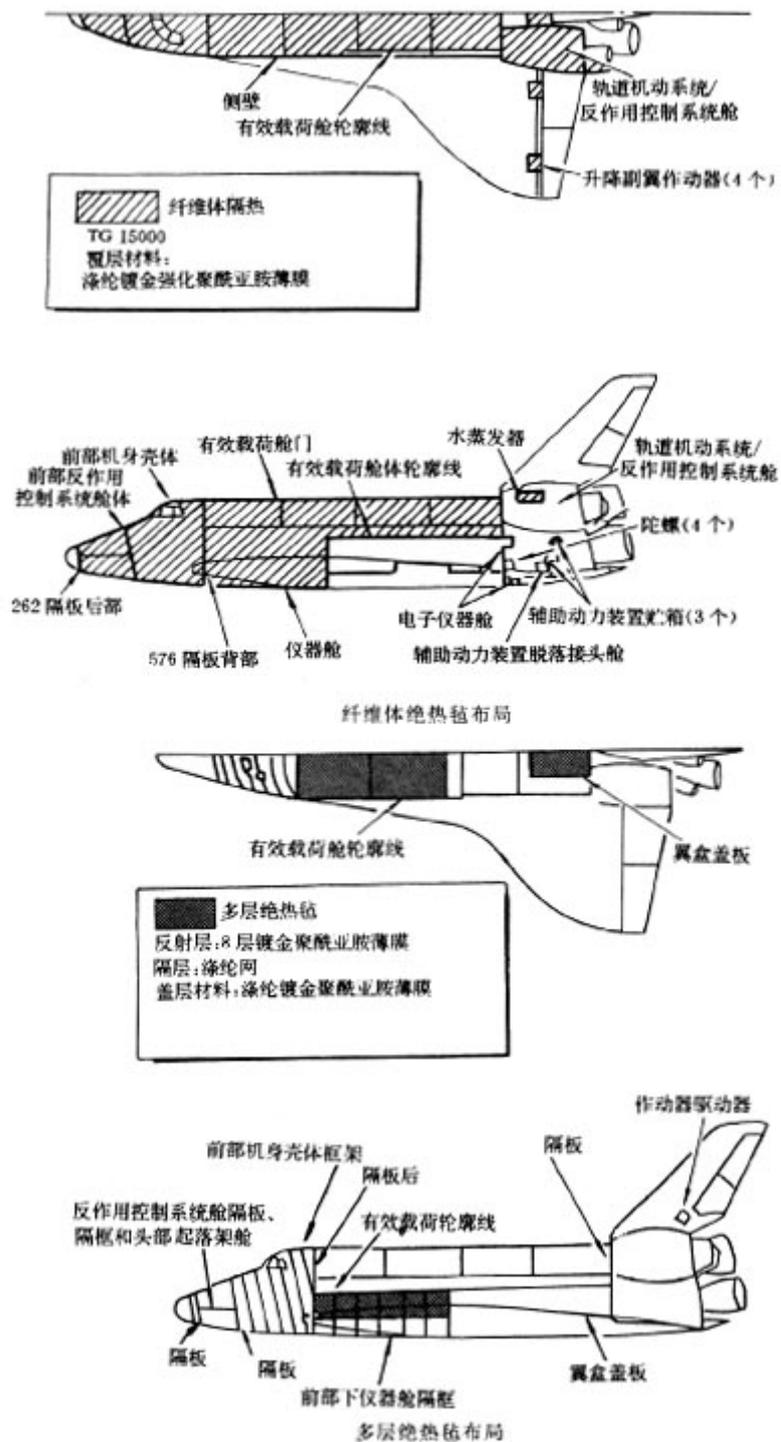
1. 自身排气间隙, 围绕鼻锥; 2. 向前部反作用控制系统打开的导管(带滤网); 3. 排气口 1—前部反作用控制系统导管(带滤网); 4. 中部机身脐带; 5. 单向阀(共 14 个, 此线以上 8 个, 以下 6 个); 6. 轨道机动系统/反作用控制系统舱排气孔; 7. 垂直尾翼到尾部机身, 带滤网; 8. 排气区; 9. 上部方向舵/减速板排气区; 10. 方向舵/减速板, 被动散热/排气; 11. 轨道机动系统/反作用控制系统; 12. 发动机-底部防热罩支座排气间隙; 13. 机身襟翼自身排气; 14. 机身襟翼排气孔; 15. 动密封; 16. 机身襟翼/防热罩间空腔; 17. 轨道机动系统/反作用控制系统导管和排气口 8; 18. 排气口 9; 19. 排气口 6; 20. 排气口 5; 21. 排气口 7; 22. 排气口 4; 23. 排气口 3; 24. 排气口 2(左侧或右侧); 25. 排气口 1(左侧或右侧); 26. 前起落架舱排气



排液系统

被动温控系统

轨道飞行器用主动和被动两种温控方法来维持分系统及其各种组件的温度环境。



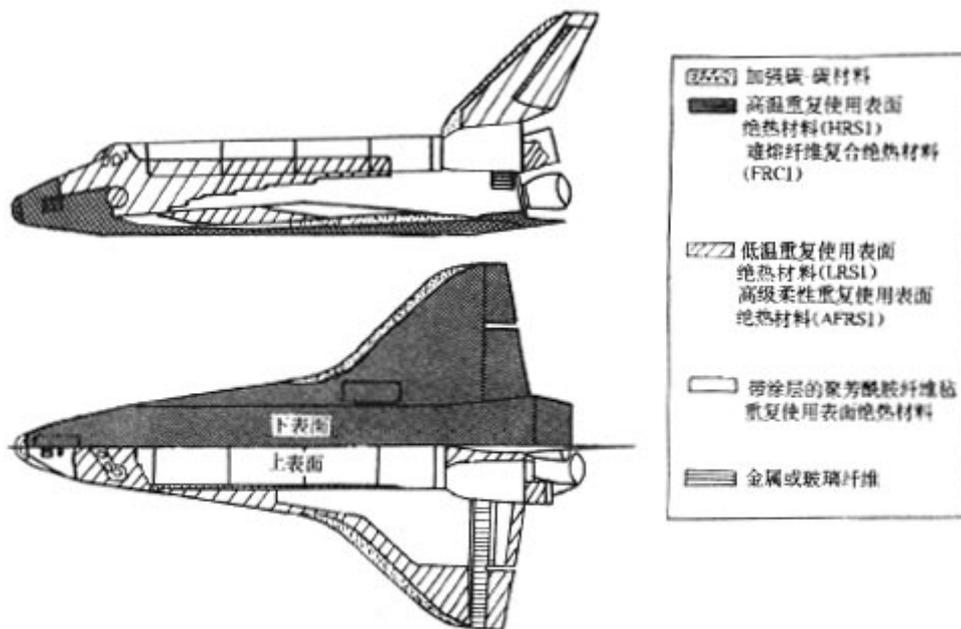
被动温控系统利用轨道飞行器的热源和散热器工作，并辅以绝热毡、镀层等其它方法。

有两种绝热毡：纤维体毡和多层结构毡(见前图)。纤维体毡由 $0.9\text{kg}/\text{m}^2$ 密度的纤维材料和缝合的加强的双镀金聚酰亚胺薄膜覆盖层组成。覆盖层每平方米设 145317 个排气孔。纤维毡缝有丝束以防在排气时起浪。

多层结构毡由 16 层穿孔、双镀金聚酰亚胺薄膜反射层和涤纶网隔层的叠层组成。其覆盖层、线束和镀金带与纤维体毡相类似。

防 热 系 统

轨道飞行器在发射和再入大气层时，其不同部位要经受 $317\sim 1648^\circ\text{C}$ 的高温，因而必须采用隔热措施，以确保飞行过程中飞行器的结构温度保持在可接受的范围内 (176°C 以下)。



099 号和 099 号以后的轨道飞行器隔热系统

设计要求系统重复使用 100 次。系统共采用了 8 种不同的隔热材料。它们是 1) 柔性重复使用表面绝热材料 (FRS1); 2) 低温重复使用表面绝热材料 (LRS1), 3) 高级柔性重复使用表面绝热材料 (AFR1); 4) 高温重复使用表面绝热材料 (HRS1); 5) 高温重复使用耐热纤维复合材料 (FRIC-HRS1); 6) 增强碳 / 碳材料; 7) 金属; 8) 二氧化硅织物。

柔性重复使用表面绝热材料 (FRS1)

FRS1 是一种带涂层的聚芳酰胺纤维 (NOMEX) 毡。这种材料用于再入时温度低于 371°C 和上升段温度低于 398°C 的部位，它们是：上部有效载荷舱门、中部机身和尾部机身侧面、上翼面和轨道机动系统 / 反作用控制系统舱。约有 50% 的轨道飞行器上表面为 FRS1 所覆盖。每块 FRS1 厚 $0.4\sim 1\text{cm}$ ，面积 $0.9\text{m}\times 1.2\text{m}$ 。

毡片直接粘贴在轨道飞行器外壳表面上。毡片涂有白色硅合成橡胶涂层，用以防水并提供所要求的热性能和光学性能。FRSI 的辐射率为 0.8, 太阳吸收率为 0.32。

毡片由 纤长 7.62cm、纤度 2 支的碱性聚芳酰胺纤维制成。纤维用制片机松结、疏通、制成顺长平行的薄片。将交错搭接的薄片送入编织机制成压片。2 个压片多趟来回缝制直至达到要求的强度。用滚压机压到要求的厚度，然后在选定压力下用加热的滚筒滚压并在约 260℃ 温度下热定型。FRSI 用硫化硅粘合剂在室温下与 外蒙皮粘接、固化并且用真空袋施压。粘合剂厚 0.02cm。

高温重复使用表面绝热材料(HRSI)

HRSI 用于 102 号轨道飞行器温度为 648–1260℃ 的部位，它们是前部机身、中部机身下表面、机翼下表面、垂直尾翼的某些部位和前部机身窗口周围。HRSI 有两种：鼻锥周围、主起落架舱周围、鼻锥罩界面、机翼前缘、外贮箱输送管路舱门、垂直尾翼前缘采用 9.9kg / m² 密度 HRSI 瓦，其它部位采用 4kg / m² 密度 HRSI 瓦。

HRSI 瓦 15.24cm 见方，采用 25.4~50.8 / 1m 厚的低密度、轻质、99.7% 高纯度二氧化硅非晶纤维绝热材料。厚度变化在 2.54~12cm 之间。

将含有粘合液的纤维与水混合后浇注入模，形成多孔软块。然后再加浇胶质二氧化硅粘合剂溶液，烧结变硬，切割成块并加工到要求的尺寸。HRSI 瓦顶部和侧面用四硅化合物硼-硅酸盐混合粉末与液体载体混合后喷涂到瓦面上，喷涂层厚 406.4~457.2 μm。然后用加热炉加热到 1260℃，形成黑色涂层。涂层表面辐射率和太阳吸收率均为 0.85，陶瓷层热处理后用硅树脂进行防水处理。

HRSI 瓦和轨道飞行器蒙皮间设应力隔离垫(SIP)，使防热瓦免受结构拱曲、膨胀和声振的影响而破坏。应力隔离垫由 0.23cm 或 0.40cm 厚的聚芳酰胺纤维毡制成。在室温下将 SIP / 防热瓦粘接到轨道飞行器结构上。与轨道飞行器结构相比，HRSI 瓦的热胀、冷缩率较小，故在瓦间留出 635~1651 μm 宽的接缝以免瓦块相互挤压。在间隙底部用聚芳酰胺纤维毡制成的填条隔热。填条厚 0.23cm 或 0.4cm、宽 1.9cm，与 SIP 同时粘贴到结构上。填条防水，可抗 426℃ 高温。

由于制作应力隔离垫时会产生纤维极化，曾将部分 HRSI 瓦换用密化 HRSI 瓦，使应力集中于应力隔离垫 / 防热瓦粘接面上。瓦块用一种氨稳定形粘接剂 Ludoxas 进行密化。当其与二氧化硅片混合时变成胶泥，与水混合，干后结成一硬表面。涂层渗入 4kg / m³ 密度瓦 0.27cm，9.9kg / m³ 密度瓦 0.17cm，使 HRSI 瓦 / 应力隔离垫系统的强度和刚度增加一倍。

高温重复使用耐熔纤维复合材料(FRCI-12、FRCI-10、HRSI)防热瓦 099 号

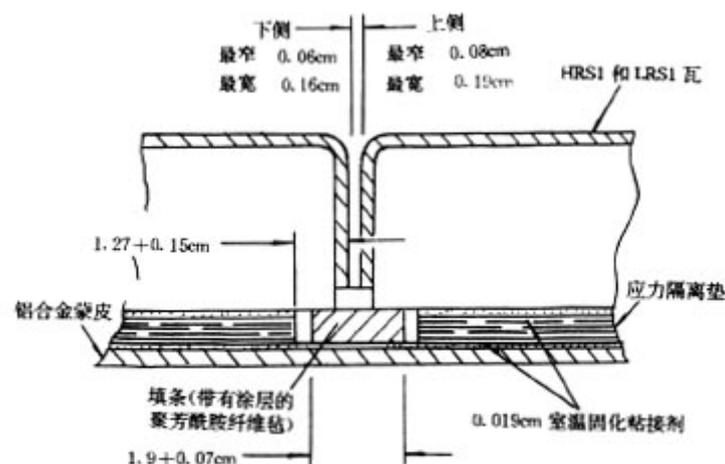
轨道飞行器的部分密度为 9.9kg / m³ 的 HRSI 瓦用密度为 5.4kg / m³ 的 FRCI-12 瓦

代替。099号以后的轨道飞行器用FRCI-12替代全部 $9.9\text{kg}/\text{m}^3$ 密度HRSI瓦。轨道飞行器103和104也用密度为 $5.4\text{kg}/\text{m}^3$ 的FRCI-10HRSI替代 $4.0\text{kg}/\text{m}^3$ HRSI。

FRCI-12和FRCI-10HRSI采用由20%的铝硼硅酸盐和80%的纯二氧化硅纤维制成的复合纤维耐熔材料。铝硼硅酸盐的膨胀系数比99.7%纯度的二氧化硅大10倍，在纤维基体中起预缩凝固加强条作用。

FRCI-12和FRCI-10HRSI瓦的玻璃涂层在固化时压缩不易龟裂，其质量比HRSI瓦小10%，抗拉强度大3倍，使用温度高约 37°C 。

加工工艺基本同HRSI瓦，只是稀浆在浇注前进行“湿端”预粘合，烧结温度较高。



102 轨道飞行器 HRSI(LRSI)/蒙皮界面

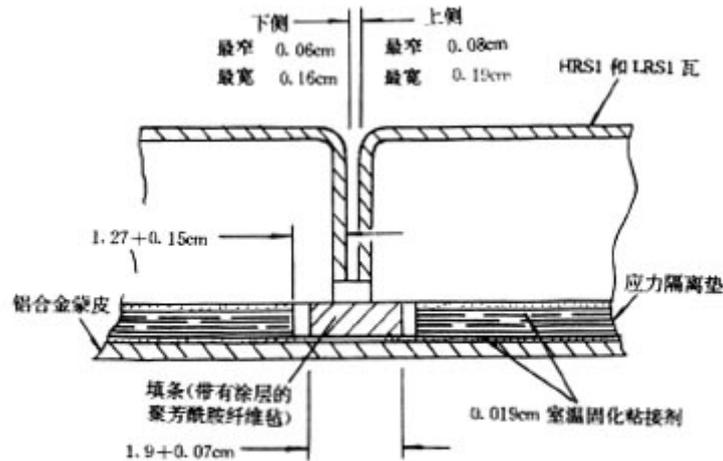
低温重复使用表面绝热材料(LRSI)

LRSI用于102号轨道飞行器 $371\sim 648^\circ\text{C}$ 部位，它们是有有效载荷舱门的下部、前部、中部和底部机身、上翼面和垂直尾翼。

LRSI瓦的结构、制造工艺和粘接方法同HRSI瓦。只是瓦块薄($0.5\sim 3.0\text{cm}$)、面积小($20\text{cm}\times 20\text{cm}$)，顶面和侧面覆盖 $10\mu\text{m}$ 厚的白色光学防潮层。涂层由二氧化硅和用来取得光学性能的二氧化铝组成。LRSI也进行防水处理，辐射率0.8，太阳吸收率0.32。

高级柔性重复使用表面绝热被覆层(AFRS1)

099 和以后的轨道飞行器用 (AFRSI) 代替 LRSI 瓦。AFRSI 由二氧化硅 (玻璃) 和 99.7% 非晶玻璃纤维组成。玻璃纤维由普通石英砂制成, 粗 $1\sim 2\mu\text{m}$, 用石英线缝在 2 层二氧化硅玻璃布之间。AFRSI 涂有防潮层。AFRSI 密度 $2.7\text{kg}/\text{m}^3$, 厚 $0.31\sim 1.27\text{cm}$ 。AFRSI 被式结构层用室温固化硅树脂直接粘贴在轨道飞行器结构上。硅胶层厚 0.02cm 。



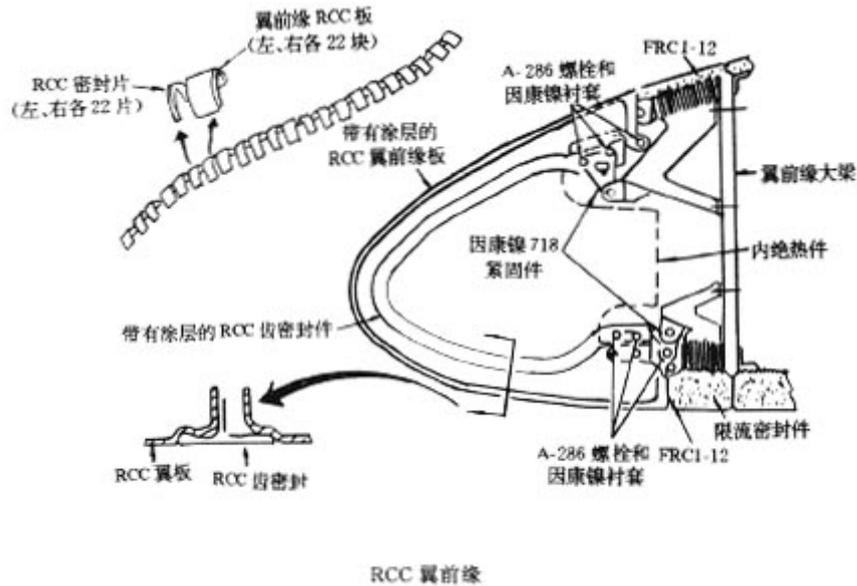
102 轨道飞行器 HRSI(LRSI)/蒙皮界面

增强碳—碳材料 (RCC)

轨道飞行器鼻锥和翼前缘用增强碳—碳材料板保护, 使其在 1260°C 以上的高温下保持形状不变。翼前缘用 44 块 RCC 板, 每个机翼 22 块, 鼻锥部分只用 1 块。

RCC 的加工过程是: 将涂过石墨和用酚醛树脂浸渍过的尼龙织物叠层放在高压釜中固化, 固化后在高温下进行热解, 提出树脂, 将其转化为碳。然后加工件在真空室中用糖醛乙醇转化为碳。此过程重复三次直至达到标准为止。将该材料和由铝、硅、碳化物组成的无水混合物一起放在一干馏釜中, 将干馏釜放入加热炉中加热, 并在氩气中进行。用阶段—时间—湿度循环法将温度升至 1760°C , 无水混合物和碳—碳材料层转化为灰白色碳化硅层, 保护碳—碳材料免受氧化。为进一步加强其抗氧化性能, 再用四乙基原硅酸盐浸渍。

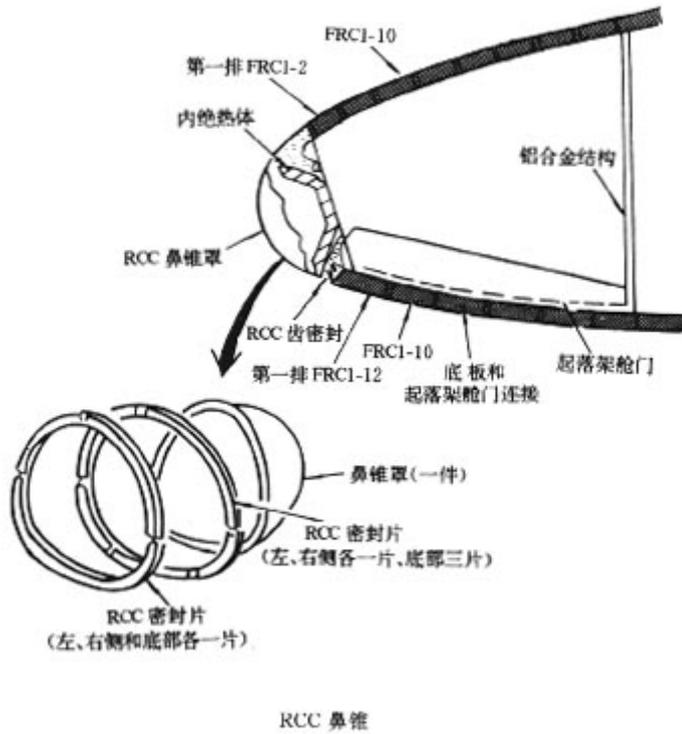
RCC 叠层轻而坚固, 它能促进热滞区和温度较低部位的交叉辐射, 这样就能降低翼前缘 (见图) 滞止温度和温度梯度。RCC 的工作温度为 $-121\sim +1648^\circ\text{C}$, 它能承受爬高及再入时的高疲劳载荷。



RCC 板是机械铰接在机翼上的，以减少因机翼变形而产生的加载。每个翼前缘板中的 RCC“齿密封”件可作横向移动，允许 RCC 和轨道飞行器翼前缘后面温度较低的结构之间有热膨胀差。此外它也用来防止再入时热边界层气流直接进入翼前缘空腔。

由于碳不是一种良绝热体，所以其邻近的铝合金和其它金属附件要作内绝热，以防超过极限温度。因康镍 718 和 A-286 紧固件被螺接在 RCC 组件的凸缘上并连接到铝合金翼梁和鼻锥舱壁上。用因康镍覆盖 DYNAFLEX 绝热层，防护金属连接件和翼梁免受由 RCC 机翼板侧向而来的热辐射。

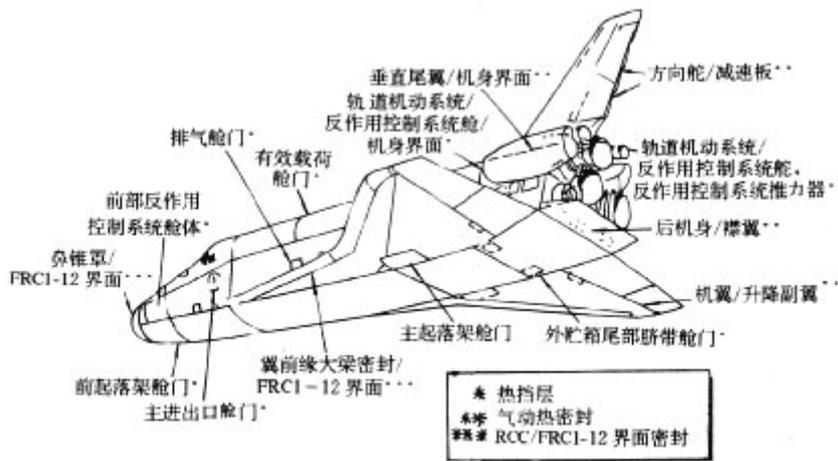
在 102 轨道飞行器上鼻锥罩用充填二氧化硅纤维的陶瓷纤维罩及 99.7% 纯度的二氧化硅 HRSI 瓦进行内绝热。099 号及其以后的轨道飞行器用充填二氧化硅纤维的陶瓷纤维罩及 FRCI 瓦作为内绝热材料。



RCC 鼻锥

热挡层

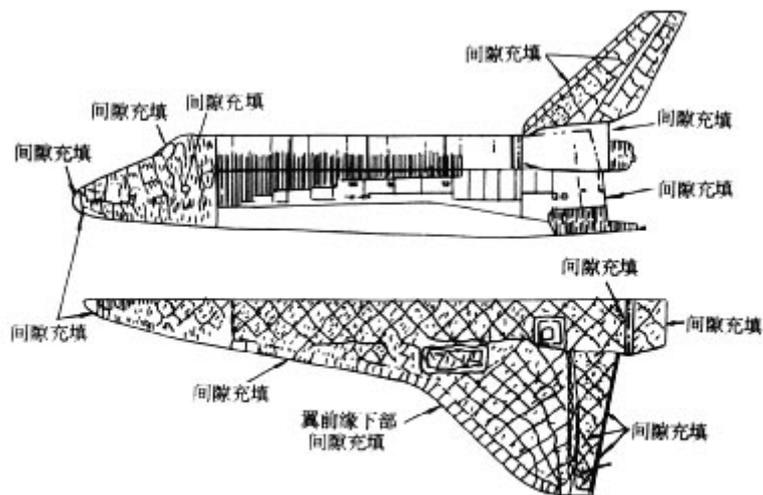
轨道飞行器各个组件和防热系统接壤区的 closeout 体均须用热挡层防护，其部位如图所示。采用的材料有白色 AB312 陶瓷氧化铝、四氧化三硼、二氧化硅纤维(用于 102 号轨道飞行器)，黑色 AB312 陶瓷纤维(用于 099 号及其以后的轨道飞行器)、内装有因康镍 X750 丝制成的管形弹簧的二氧化硅纤维套管、氧化铝垫层、石英线和可机械加工的 MACOR 陶瓷。



热挡层

间隙填料

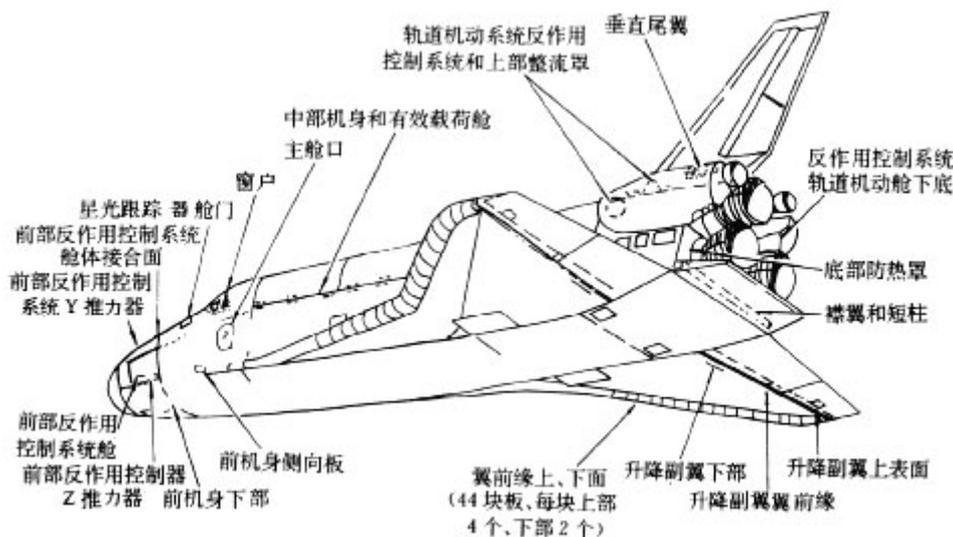
在表面压力梯度可能引起边界层气流穿入瓦隙的部位，要用填料充填间隙，以尽量减少间隙加热。102号轨道飞行器用白色AB312陶瓷氧化铝、三氧化二硼、二氧化硅纤维织物作瓦隙填料。099号及其以后的轨道飞行器用黑色的AB312陶瓷纤维织物作瓦隙填料。前部机身鼻锥前缘风罩、侧部舱门、机翼、垂直尾翼、升降副翼的尾部边缘、方向舵/减速板、机身襟翼和主发动机热防护罩周围和壳体内用充填有氧化铝纤维的织物套防护。



防热瓦间隙充填部位

插头和塞件

轨道飞行器某些部位的陶瓷瓦上嵌有熔化二氧化硅嵌线插头和塞件，以便通过这些开口穿过瓦块移动舱门或通道盖板的部件，其部位如图所示。



插头和塞件部位

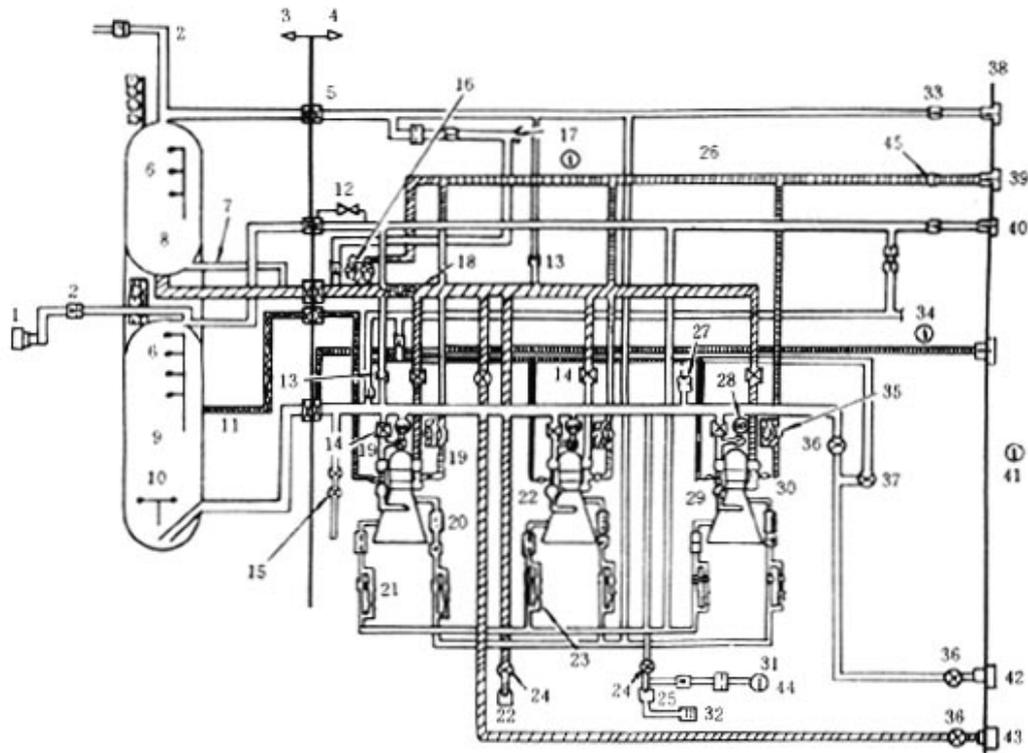
推进系统

航天飞机轨道飞行器推进系统由主推进系统、轨道机动系统和反作用控制系统组成。

主推进系统

航天飞机主推进系统由主发动机、外贮箱、推进剂输送、管理、加注与泄出、调节、增压控制、气动和吹除等分系统组成。

除外贮箱和部分输送管路以及氦气瓶外，系统的其它组件均位于轨道飞行器尾部机身。氦气瓶置放于有效载荷舱下的中部机身后侧。



主推进系统简图

1. 液氢排气脱落接头; 2. 排气阀; 3. 外贮箱; 4. 轨道飞行器; 5. 脱落接头; 6. 液位传感器; 7. 防间隙流导管; 8. 液氧; 9. 液氢; 10. 液位传感器(发动机关机); 11. 液氢再循环; 12. 增压管路排气; 13. ΔP 计量泵前阀门; 14. 泵前阀门; 15. “返回发射场”中止飞行排液阀; 16. Pogo 蓄压器阀门; 17. 液氧箱氮气增压; 18. 发动机关机传感器; 19. 涡轮泵; 20. 热交换器; 21. 典型的电磁阀; 22. 再循环阀; 23. 气动控制; 24. 关机阀门; 25. 减压阀; 26. 液氧机外放液; 27. 热减压阀; 28. 再循环泵; 29. 主燃料阀门; 30. 主氧化剂阀门; 31. “返回发射场”中止飞行; 32. 火箭抑制器; 33. 液氧箱氮气预增压; 34. 氮气补充加压; 35. 液氧放液止回阀门; 36. 加注阀; 37. 补充加注阀; 38. 地面系统; 39. 液氧放液脱落接头; 40. 液氧箱氮气预增压; 41. 由氮气气源而来; 42. 液氢加注脱落接头; 43. 液氧加注脱落接头; 44. 歧管压力; 45. 机外放液阀。

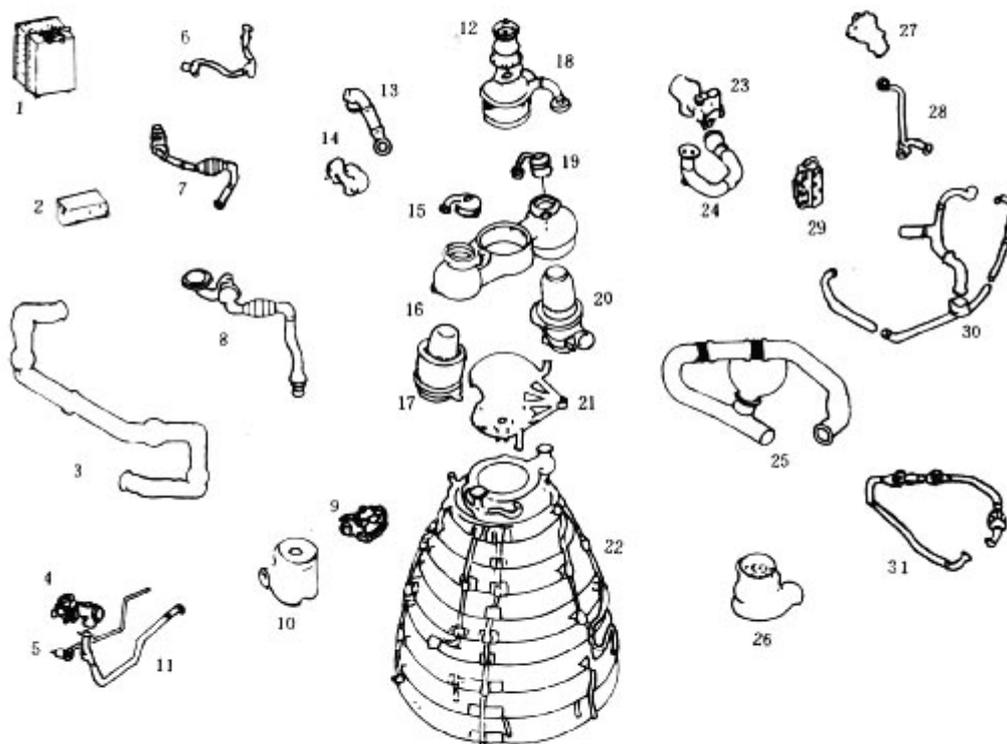
主发动机

航天飞机主发动机为泵压输送、高压补燃液氧 / 液氢发动机。发动机在地面点火，提供上升

入轨的速度增量，同时也可在因故障需中止飞行时使用。发动机推力可调，调节范围为 65%—109%，因而可将运载器过载限制在 3g 以内，也可在较高的高度上中止飞行。

主发动机性能表

| | | | |
|--------|--------------|---------|--------------|
| 发动机高 | 4.3m | 混合比 | 6 : 1 |
| 结构质量 | ≈3.8t | 喷管出口直径 | 2.39m |
| 真空推力 | 2090.7kN | 膨胀比 | 77.5 : 1 |
| 海平面推力 | 1668.1kN | 额定工作时间 | 480s |
| 真空比冲 | 4464N · s/kg | 总使用时间 | 7.5h |
| 海平面比冲 | 3552N · s/kg | 使用次数 | 55次 |
| 推力调节范围 | 65~109% | 发动机摆动范围 | ±8.5°(偏航、滚动) |
| 推进剂 | 液氧/液氢 | | ±10.5°(俯仰) |



主发动机主要组件

1. 控制器; 2. FASCOS 控制器; 3. 低压燃料管路; 4. 燃料预燃室液氧阀门; 5. 液氧放液阀门; 6. 燃料放液阀门;
7. 低压燃料涡轮泵驱动导管; 8. 低压燃料涡轮泵排液导管; 9. 燃烧室冷却阀门; 10. 低压燃料涡轮泵;
11. 燃料预燃室液氧输送导管; 12. 摆动轴承; 13. 高压燃料导管; 主燃料阀门; 15. 燃料预燃室; 16. 燃气歧管; 17. 高压燃料涡轮泵;
18. 喷注器; 19. 氧化剂预燃室; 20. 高压氧化剂涡轮泵; 21. 主燃烧室; 22. 喷管; 23. 主氧化剂阀门;
24. 高压液氧导管; 25. 低压氧化剂导管; 26. 低压氧化剂涡轮泵; 27. 氧化剂预燃室氧化剂阀门; 28. 氧化剂预燃室氧化剂输送导管;
29. 气动控制装置; 30. 燃气歧管冷却导管; 31. 低压氧化剂涡轮泵涡轮驱动导管。

1. 主发动机主要组件

涡轮泵：该系统共有 4 台涡轮泵，低压燃料、氧化剂涡轮泵各 1 台，高压燃料、氧化剂涡轮泵各 1 台。

两台低压涡轮泵与推进剂导管相联并支撑在一固定的位置。每台低压泵的出口用一柔性导管与高压泵入口相联，以便发动机摆动进行推力矢量控制。低压泵为轴流泵，以较低的转速工作，为高压泵提供必要的压头。低压氧化剂泵的额定转速为 5151r / min；燃料泵的额定转速为 14644r / min。

高压燃料涡轮泵是一种三级离心泵，直接由一台两级燃气涡轮驱动。涡轮泵安装在燃气歧管上。涡轮泵的泵后管路为预燃室、喷管和燃烧室冷却循环管路提供液氢。高压氧化剂泵也安装在燃气歧管上，由 2 台离心泵(主离心泵和预燃室离心泵)组成。2 台泵共用一轴，由 1 台两级燃气涡轮驱动。主涡轮泵为主燃烧室喷注器、热交换器、低压氧化剂泵和预燃室氧化剂离心泵提供液氧。预燃室氧化剂离心泵用于提高氧化剂压力，并将其送往燃料和氧化剂预燃室。

燃气歧管是发动机支撑预燃室、高压泵、主喷注器、主燃烧室和热交换器的结构支柱。通过燃气歧管使燃料和氧化剂预燃室与主燃烧室连通。

预燃室：2 个预燃室焊接在燃气歧管上，产生驱动高压涡轮装置的低混合比富氢燃气。预燃室由一单通路燃烧室、燃料冷却套和装有隔板的同轴元件喷注器组成。

主喷注器采用隔板和同轴元件方案。喷注器双面板用汽化氢冷却。发动机摆动轴螺接于主喷注器，全部装置可摆动，作飞行推力矢量控制。主喷注器基本上为一全焊接装置，由结构件、同轴喷射组件、2 块多孔金属板和增强电火花点火器组成。

主燃烧室：为一圆柱形再生冷却组件。燃气喷出燃烧室，以 5:1 膨胀比膨胀。燃烧室用法兰连接在燃气歧管上，并由 NARLOG-Z(含银和二氧化铝的铜合金)冷却管路和高强度镍合金套进行冷却。

喷管装置：由歧管和喷管组成，喷管与歧管焊接并通过歧管的法兰与主燃烧室连接。

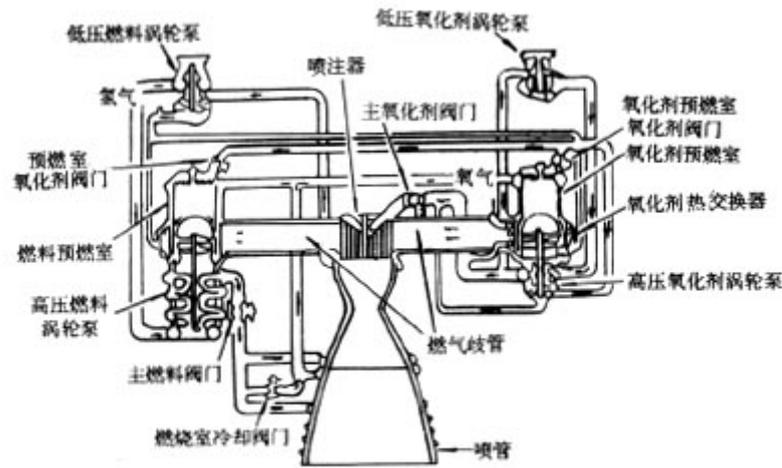
燃料再生冷却、80.6%钟形喷管膨胀比 77.5:1，长约 3.05m，出口直径 2.39m。它螺接在主燃烧室 5:1 膨胀比截面处。歧管由歧管壳、扩散器、混合器、推力室冷却阀壳和推力室冷却管路组成。喷管由 1080 根连接于喷管前端冷却出口歧管和喷管出口处的冷却入口歧管的管子组成。

发动机控制器由 3 个减震紧固件连接在发动机上。它是一种固态集成电路组件，由数字计算机和相应的电子件组成。它与发动机传感器、作动器和电火花点火器配合可进行发动机闭路控制、发动机测试、发动机极限监控、起动准备状态检验、起动和关机程序控制、收集发动机维护数据。控制器组件被集装在一采用冷却措施的密封、增压壳体内。

飞行加速度安全关机系统由电子件、电缆和加速度计组成，它敏感 2 台高压涡轮泵的震动，当超过预定值时，其数值传送给发动机控制器。

2、主发动机工作流程

发动机工作流程如图所示。



主发动机工作流程图

航天飞机主发动机采用分级燃烧循环。推进剂在低混合比、低压、低温下在预燃室部分燃烧。之后，再在高混合比、高压、高温下在主燃烧室全部燃烧。

两台低压涡轮泵低速工作，使贮箱处于低压环境。其作用是给高压泵提供足够的入口压头，使高压泵在高速下工作，并由低压泵向高压泵输送推进剂。

高压氧化剂泵输出的推进剂有 75% 流向主燃烧室，约 10% 流向预燃烧室离心泵。由该泵将压力提高到预燃室要求值。另有一小部分推进剂通过热交换器，用于氧化剂箱增压和纵向耦合振动 (Pogo) 抑制。氧化剂驱动液压涡轮泵，后者驱动低压氧化剂涡轮泵，然后再循环进入高压氧化剂涡轮泵。

高压燃料涡轮泵输出的推进剂有 20% 用来冷却主燃烧室、驱动低压燃料涡轮泵、冷却燃气歧管和喷注器，并给燃料箱增压。剩余的推进剂对喷管进行冷却后送往预燃室。由预燃室产生的富油燃气蒸气先驱动高压涡轮泵，然后流入主喷注器与补加的氧化剂和燃料混合喷入主燃烧室。

外贮箱增压

外贮箱由地面加注的氢气和液头提供发动机起动前的泵入口压力，发动机建压后由推进剂蒸气压力维持贮箱压力。

推进剂输送系统

系统通过 2 条直径 43cm 的管路从外贮箱向轨道飞行器主发动机输送液氢、液氧。在轨道飞行器机身尾部处，2 条 43cm 直径管路各分为 3 条 30cm 直径管路通往 3 台主发动机。

氦气存贮和供给系统

系统分为气动和发动机氦气存贮和供给 2 个子系统。前者为推进剂管理系统中的气动作动阀门提供氦气作动压力、辅助主推进系统排液并在再入前对推进剂管路再增压。后者在飞行中对发动机进行吹除和应急起动(关闭)推进剂阀门。

推进剂管理系统

该系统用来控制外贮箱推进剂加注，从发动机引出气体通过 2 条气体脐带管路送回贮箱以维持贮箱压力并为主发动机提供低压备用关机。发动机工作时推进剂通过 2 条脐带、歧管、管路和阀门送往发动机。

轨道飞行器共有 2 条 43cm 直径推进剂输送管路、6 条 30cm 直径推进剂输送管路和 6 条 1.6cm 直径增压管路。

液压摆动作动器

每台主发动机有 2 个液压摆动伺服作动器，1 个用于俯仰，另 1 个用于偏航。

液压由推力矢量控制系统隔离阀门控制。共有 3 套液压系统，每套装有 1 个这样的隔离阀门。当 3 个阀门打开时，液压便送往伺服作动器。每个作动器只与其中的 2 套液压系统相接，1 套工作，1 套备用。它们与每个作动器中的 1 个转换阀门相接，当敏感到主液压系统失效时，会自动切换到备用系统以防推力矢量控制失效。

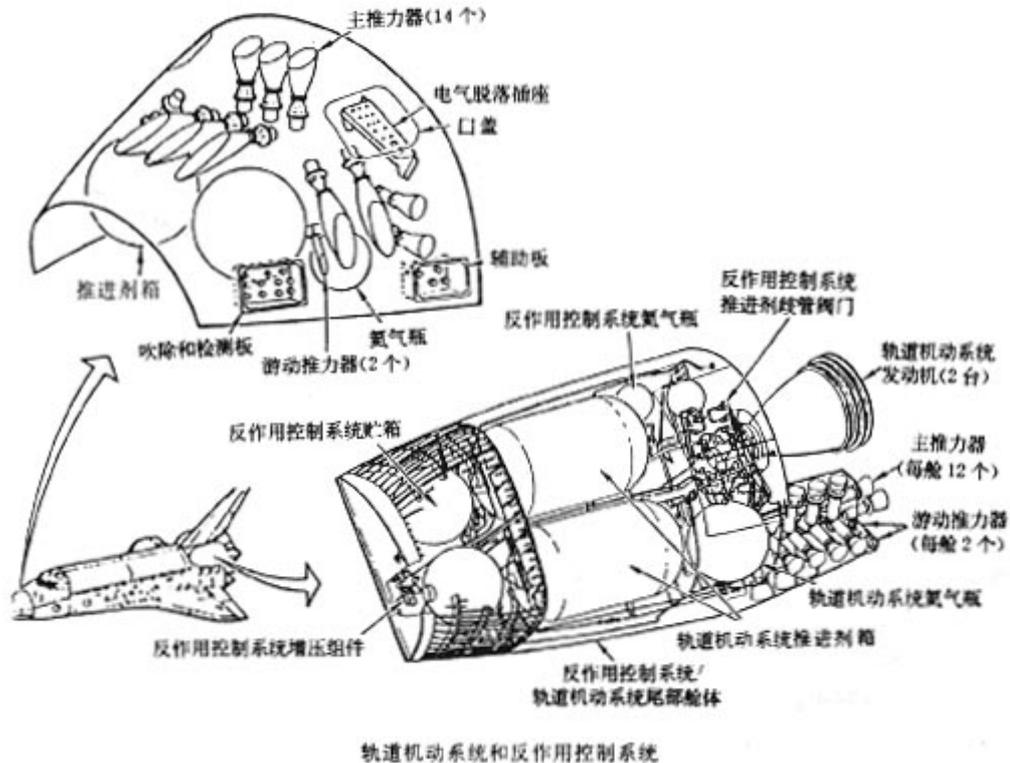
轨道机动系统

轨道机动系统(OMS)为入轨、轨道转移、会合、出轨提供速度增量。系统由 2 个独立的部分组成，它们装在尾部机身两侧的舱体内。该系统能给携带有 29.45t 有效载荷并已与外贮箱分离的轨道飞行器提供 304m/s 速度增量。安装在有效载荷舱尾部的 3 个副贮箱所装的推进剂和气体，可补加 3×152.5 m/s 速度增量，这样可使总 AV 提高为 762.5m/s。再入前剩余推进剂从尾部 2 个排液管排出。

每个 OMS 舱装有推力为 26.69kN 的挤压式输送再生冷却摆动发动机、燃料箱、氧化剂箱、高压氦气瓶、推进剂挤压输送调节器、控制器和推进剂分配系统。

OMS 发动机特性

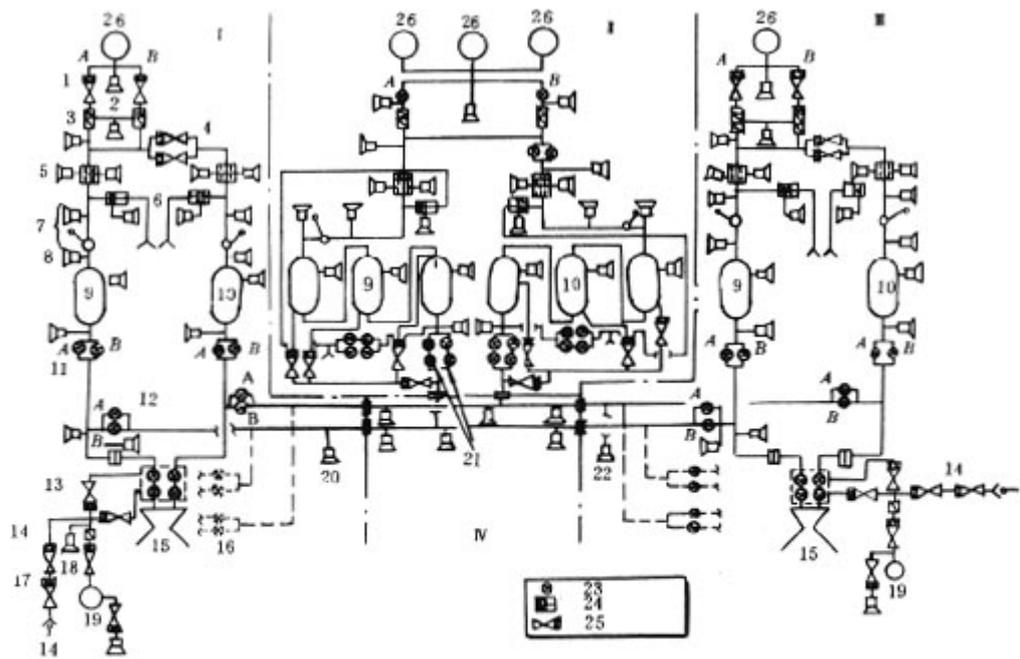
| | | | |
|-------|---------------|---------|----------------|
| 真空推力 | 26.69kN | 混合比(最大) | 1.65 |
| 比冲 | 3069N·s/kg | 膨胀比 | 55:1 |
| 燃烧室压力 | 858.1kPa | 摆动范围 | 俯仰±6° 偏航±7° |
| 推进剂质量 | 四氧化二氮 一甲基肼 | 结构质量 | 117kg |
| | 6743kg | | |
| | 4086kg | | |



OMS 发动机可重复使用 100 次，起动 1000 次，总工作时间 15h，最短点火时间 2s，每秒提供 0.9~1.8m/s 的速度增量。每台发动机装有 2 个机电作动器，进行偏航和俯仰摆动，系统的正常工作模式为一台 OMS 发动机工作。

每个推进剂箱装有推进剂捕获装置、测量装置和推进剂分配系统。推进剂连通管具有为任一 OMS 发动机从任一贮箱提供推进剂的能力。位于轨道机动系统连通管间的转接管路和尾部反作用控制系统 (RCS) 推进剂歧管可为 RCS 提供 453kg 推进剂，供轨道内机动用，也可为 2 个尾部 RCS 交叉输送推进剂。

OMS 用舱壁和设于管路和 OMS 结构上的加热器进行温控，使推进剂温度保持在 4~37℃ 之间。



轨道机动系统简图

I 左舱:1. 氮气隔离阀门;2. 氮气加注;3. 调节器;4. 蒸气隔离阀门;5. 测试阀门;6. 减压阀门;7. 地面测试;8. 贮箱排气;9. 一甲基肼;10. 四氧化二氮;11. 贮箱隔离阀门;12. 交叉输送阀门;13. 发动机控制阀门;14. 通往燃料歧管;15. OMS 发动机;16. RCS 内连阀门;17. 吹除阀门;18. 发动机压力阀门;19. 氮气;20. 燃料加注; I 有效载荷舱附件;21. A、B 组推进剂备用隔离阀门; III 右舱;22. 氧化剂加注; IV 后部机身;23. 发动机工作阀门;24. 电爆减压阀门;25. 电磁阀 W/过滤器;26. 氮气瓶。

反作用控制系统

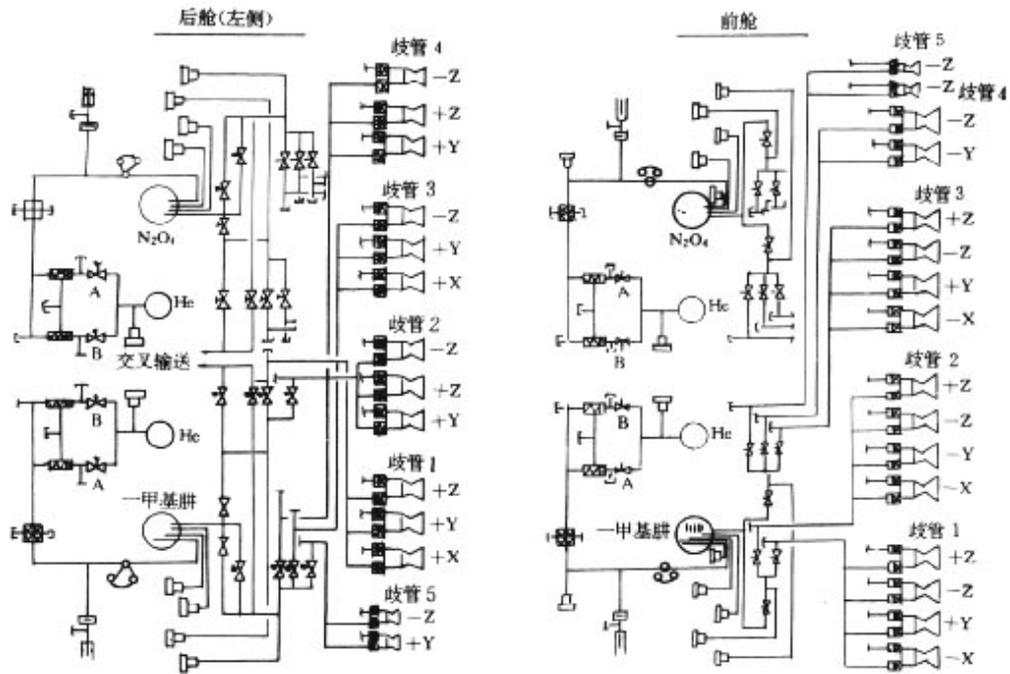
反作用控制系统(RCS)由。个独立的部分组成。一部分装在驾驶舱前部,另两部分装在尾部 OMS 舱内。RCS 提供姿态控制和轨道飞行器三轴平移。外贮箱分离、入轨和轨道机动时三部分同时工作,返回地面的姿态控制只用尾部 2 套 RCS。

每套 RCS 由 2 个高压氮气瓶、贮箱压力控制器、减压阀、推进剂箱;推进剂分配系统、主推力器和游动推力器组成。每个贮箱设推进剂捕获系统,在各种状态下为贮箱 出口供液。系统共有 38 个主推力器,前部 14 个,尾部两侧各 12 个;6 个游动推力器,前部 2 个、尾部两侧各 2 个(推力器性能见表)。RCS 采用 OMS 同样的推进剂。尾部左右 RCS 以及 RCS 和 OMS 之间通过交流电机输送阀门交叉供液。

RCS 发动机采用镉金属燃烧室,内壁燃料液膜冷却和喷管辐射冷却。燃烧室和喷管设防热层,以防止 1013~1315℃ 高温辐射进入轨道飞行器结构。用加热器使推进剂温度保持在 15~37℃ 之间。

推力器性能表

| | 主推力器 | | 游动推力器 | |
|------------|------------|-----------|--------------|--------------|
| | 主推力器 | 游动推力器 | 主推力器 | 游动推力器 |
| 推力(N) | 3870 | 106 | 1~150 | 1~125 |
| 燃烧室压力(MPa) | 1.0434 | 0.7551 | 稳态模式 脉冲模式 | 0.08 0.08 |
| 混合比 | 1.6 | 1.6 | 7100 | 7100 |
| 推进剂质量(kg) | 氧化剂 674 | | 50000 | 500000 |
| | 燃料 421 | | 20000 | 125000 |
| 膨胀比 | 22:1~30:1 | 20:7~50:1 | | |



反作用控制系统简图

电子系统

航天飞机电子系统由数据处理系统、测量系统、通信系统、辅助导航系统和制导、导航、控制系统组成。系统共有 300 多个主要电子“黑盒子”，由 300 多公里长的电缆连接，分布于航天飞机的各个部位，并通过公用数据母线与系统的 5 台计算机相接。

数据处理系统为航天飞机各分系统提供计算机监控。系统为多冗余系统，由 5 台完全相同的通用计算机、2 台进行大容量存储的海量存储器、28 条进行数据传输的时分、串行数字数据母线、9 台进行数据组合和格式化的信号复合器 / 信号分离器、3 个发动机接口和 4 台多功能电视显示装置组成。

系统采用多台计算机的冗余组合方案是为了在某台计算机发生故障时，100% 地覆盖有故障的计算机，由组内其它计算机保障任务正常进行。为保证故障后航天飞机仍能继续正常工作，需要 3 台计算机，因为只有这样才能在确认有故障的计算机后由系统否决其计算结果。如果要求在出现第 2 次故障仍能继续飞行，保证安全返回地面则至少要用 4 台计算机。第 5 台计算机采用完全不同的软件以检查软件错误，作为产生软件错误时的后备机。

硬 件

IBMAP101 通用计算机(GPC)

每台通用计算机由中央存储器、中央处理机(CPU)和输入 / 输出处理机(IOP)组成。中央存储器容量为 106496 字，由 CPU 和 IOP 共用。GPC 内存共分 9 个存储组。CPU 的功能是对数据进行逻辑运算、对 IOP 进行程序控制、控制并处理中断、控制传感器等冗余系统。每台计算机的 CPU 容量为 81920 字。计算机与各系统间的数据传输由 IOP 在 CPU 的控制下进行。IOP 从 CPU 接收数据，格式化并转换成命令后送往各系统，它也从各系统接收数据，格式化后送往 CPU。每台计算机的 IOP 容量为 24576 字。CPU 和 IOP 高 19.05cm、宽 25.7cm、长 49.53cm、质量 25.85kg。

海量存储器(MM)

为了完成各阶段的计算任务约需 40 万字的容量。除中央存储器外还可将 34 兆的信息存入 2 台磁带机。可将全部软件装入磁带机，需用时将所需程序转入内存。关键程序和数据同时装入 2 台磁带机。一般情况下一台使用，另一台备用，也可通过 2 条单独的母线同时使用。磁带机高 19.05cm、宽 29.21cm、长 38.1cm、质量 9.97kg。

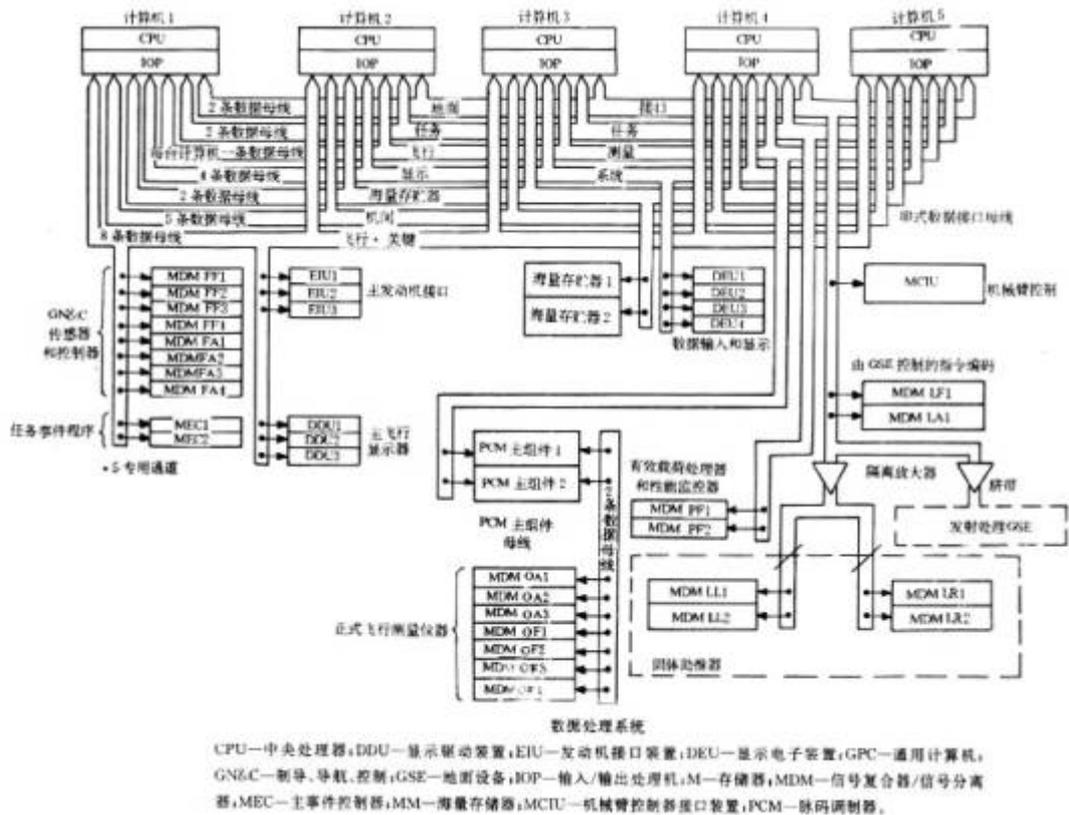
多功能显示系统

系统使机组人员具有机装软件接口以及控制机装软件的能力。机组人员可通过它观察航天飞机数据、监视错误和故障信息。系统由显示装置电子组件(DEU)、键盘(KBU)、显示装置(DU，包括阴极射线管 CRT)组成，驾驶层前中央显示 / 控制台有 3 台 DU / CRT，2 台 KBU，后中央显示台有 DU / CRT、KBU 各 1 台，系统用 4 台 DEU 存储显示数据、提供接口、进行显示、更新和再生、检测 KBU 输入错误并将输入信息回送给显示装置，3 台 KBU 为机组人员提供软件操作和管理的控制接口。

数据母线

计算机的输入 / 输出处理机有 28 个独立的处理器，分别控制 28 条数据母线。

系统采用脉码调制、时分多路转换的数据传输技术，通道用多路转换器连接在一起。按离散信息用一串二进制脉冲信号将信息编码到任意指定通道。信息传输字长为 28 位。头 3 位用于同步并指出信息是命令还是数据，下 5 位指明信息的源或目的。如是命令，则以后的 19 位指明要进行哪一种数据传输或操作；如是数据则其中的 16 位是数据本身，3 位指明数据的有效度，每个字的最后一位都是奇校验位。



28 路数据母线通过多路转换器接口适配器(MIA)与 IOP 相接。MIA 响应离散信号，传输或接收可用数据的要求，接收、转换、校验串行数据。

28 路数据母线按功能分为 7 组：机间通信 5 条、海量存储器 2 条、显示系统 2 条、有效载荷操作 2 条、飞行测量 5 条、飞行关键传感器和控制器 8 条。

信号复合器 / 信号分离器 (MDM)

数据母线网络和大部分分系统之间的接口适配是通过 MDM 完成的。MDM 对与数字数据母线有关的数据串进行时分信号复合 / 信号分离，调节数据。它实际上是一种从数据母线取送数据的转换器。

MDM 从各系统接收上百个-5~+5V 直流和 28V 直流离散模拟信号以及串行字或数字字, 将这些模拟信号转换成数字 / 串行输出信号并通过母线输送到计算机和脉码调制主组件去, MDM 也从计算机向各系统输送数据。

脉码调制器 (PCM)

计算机将串行 / 数字下行数据通过测量母线送往脉码调制主组件, 与测量数据及有效载荷数据混合后送往地面下行遥测装置。PCM 也将测量信号变成串行数字送往遥测装置。从 PCM 主组件而来的航天飞机非关键数据通过 4 条测量母线送往各计算机并在 CRT 显示。

PCM 主组件含有一用来访问分系统数据的可编程序只读存储器 (PROM)、一存储系统数据的随机存取存储器 (RAM) 和一存储从计算机而来, 送往地面下行遥测装置的数据的存储器。

定时器

全部数据由 3 个主定时器 (MTU) 定时。由定时器提供格林威治标准时间 (GMT)、任务经过时间和事件时间。系统软件从主定时器或计算机内部时钟选择 GMT, 并经常由 MTU 更新, 进行计时冗余管理。MTU 也负责向其它电路送同步信号。宇航员可通过 CRT 显示装置控制计时软件。

软 件

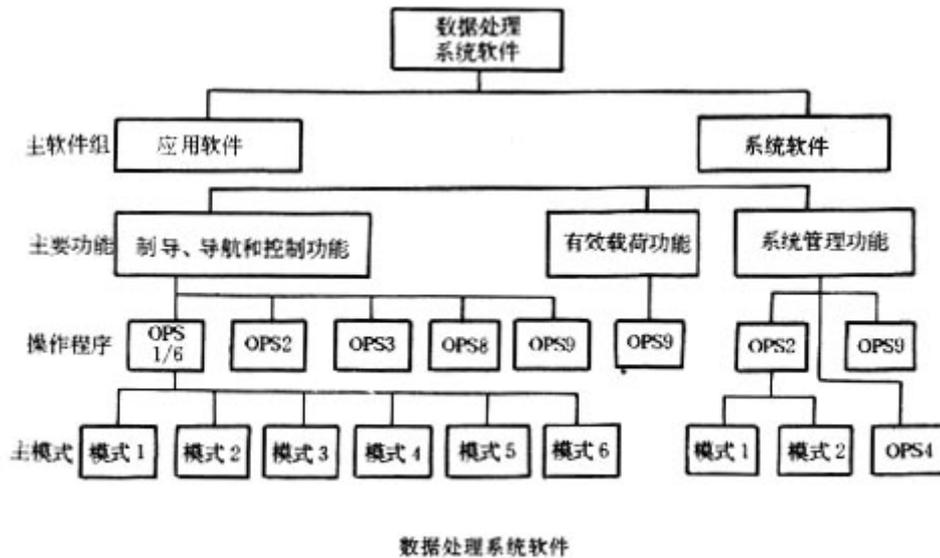
由航天飞机轨道飞行器计算机存储和执行的软件是空间飞行中最复杂的程序, 由它们来操纵航天飞机各个方面和各个阶段的活动。

软件分系统软件和应用软件两类。各程序编写成可由单台计算机执行, 也可由多台计算机执行。多台计算机执行模式设计用于执行发射、上升、再入、中止飞行等关键飞行阶段的工作。

系统软件由飞行计算机操纵程序、用户接口程序和系统控制程序组成。飞行计算机操作程序负责控制处理机、监控键盘系统参数、分配计算机资源、有次序地中断程序、提供高优先级活动以及更新计算机存储器。用户接口程序提供处理机务人员命令和请求的指令。系统控制程序用来对计算机进行初始化, 在关键飞行段安排多计算机操纵模式。

应用软件有特殊软件程序、系统管理程序和有效载荷处理程序及航天飞机检测程序 4 种。特殊软件程序用来在发射、上升、轨道机动、再入和着陆各阶段对航天飞机进行制导、导航和控制, 系统管理程序用来检测航天飞机各分系统、检查机组人员的显示器和控制器工作是否正常、更新惯性测量组件状态矢量。此外该组程序还包括装订主发动机计算机内存的指令和检测测量系统的指令。有效载荷处理程序是一组控制、监控有效载荷的指令, 它们可根据有效载荷性质进行修改。航天飞机检测程序用来维护数据管理、进行性能监控和特殊的处理。

程序用 HAL / S(高阶组合语言 / 航天飞机) 语言编写而成。程序按功能分组存入各内存组。需要时可从海量存储器提取程序，并按所需要功能的操作程序重新组合内存。



应用软件的最高层程序是操作程序(OPS)。每一组 OPS 是一组用来完成阶段面向任务的特殊软件。OPS 还可分为几个主模式，每一模式代表 OPS 任务段的一个部分，如 OPS1 就可分为 6 个主模式。OPS 功能软件会通过 CRT 显示某些数据格式和组态，但它们不能为宇航员所改动，只能提供信息。OPS 专家功能软件，可在 CRT 显示并允许宇航员用键盘输入信息、操纵和监控航天飞机工作。

数据通信

机间通信

4 条机间总线交叉连接 4 台计算机。每台计算机均可访问由其它几台计算机所接收或传输的数据状态，以检验 4 台计算机的计算结果是否一致。各计算机装同样的软件，4 条总线各与一台以命令模式工作的计算机相接。对此条总线来说，其它 3 台计算机均以收听模式工作。各台计算机均具有从其它 3 台计算机接收数据、向其它计算机 输送数据、请求数据并完成冗余机组要求之任务的能力。

4 条机间总线不与任何航天飞机其它分系统相接。

计算机与分系统间的通信

1. GPC 与制导、导航、控制系统间的数据通信 8 条 GPC 飞行关键母线分 2 组与 4 台计算机相接。FC-1~FC-4 母线输送驾驶层飞行员控制系统、显示装置和前部制导、导航、控制 (GNLC) 系统的命令和数据，FC-5~FC-8 母线输送后部

GN&LC 系统的数据和命令。组内 1 条母线分配给一以命令模式工作的计算机。以命令模式工作的计算机通过其专用母线向航天飞机有关系统发出数据请求和命令，其余 3 条母线分配给其它 3 台以收听模式工作的计算机，收听以命令模式工作的计算机信息。

GN&C 系统各组件与各 MDM 和飞行关键母线相接，各台计算机通过它们向 GN&C 系统组件发送命令、请求数据。

GN& C 系统组件的冗余度变化在 2~4 之间。冗余管理软件可以从冗余组件中选择一组可用于飞行控制，制导和导航的数据；也可以发现超过容差的数据，找出有故障的组件并将故障通知飞行人员及数据收集软件。如对于 4 冗余组件，软件选择 3 个组件并取其中值，第 4 件备用，待 3 件中有 1 件出故障时，方启用第 4 件。如余下的 3 件中又有 1 件出了故障，则将模式降低为 2，取其平均值。2 件中再出故障时模式降为 1，只能输送它所收到的数据。

进行非关键性轨道飞行时只用 1-2 台计算机进行 GN&C 工作，其它几台用于有效载荷操作和系统管理，也可停止工作留作备用。

2. GPC 与主发动机间的数据通信 3 个主发动机接口输送计算机命令和主发动机控制器的数据。发动机点火、摆动、节流、关机等功能都是由主发动机控制器用 GPC 所计算的制导方程的输入信号进行控制的。

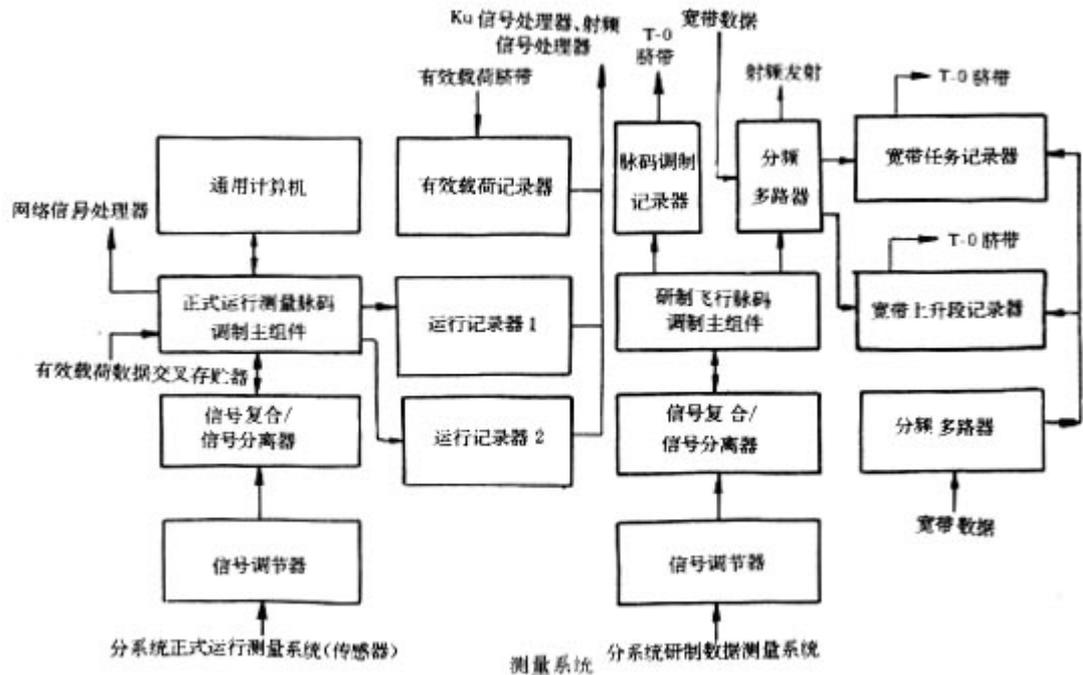
3. GPC 与主事件控制器(MEC)间的数据通信 GPC 通过飞行关键母线与 2 台 MEC 进行通信。由 GPC 控制的 2 台 MEC 提供火工品保险 / 解保信号、火工品点火信号和轨道飞行器 / 外贮箱、外贮箱 / 固体助推器分离信号。

4. GPC 与有效载荷间的数据通信 由 2 条有效载荷数据母线传输有效载荷状态参数。有效载荷数据隔行扫描器把有效载荷数据集中送入轨道飞行器电子件后送往地面遥测装置。

5. GPC 与地面设备及固体助推器间的数据通信 由 2 条地面接口母线实现 GPC 与地面设备及固体助推器间的通信。由接口装置数据母线隔离放大器的接收部分、发现低电平编码信号、去噪音并将信号解码为标准数字数据。放大器的传输部分将数据重新编码并以全振幅在低噪音的条件下传输数据。

测 量 系 统

测量系统由传感器、信号调节器、脉码调制编码设备、多频多路设备、脉码调制记录器、模拟记录器、定时装置、机上测试装置组成。系统分 2 个独立的功能系统：正式运行测量系统和研制飞行测量系统。后者只在研制飞行阶段使用。



正式运行测量系统

正式运行测量系统敏感、收集并调节数据，对数据进行数字化、格式化并进行分配以供显示、遥测、记录和测试，为机上系统提供脉码调制记录、话音记录和定时。系统由 2 个脉码调制主组件、2 个运行记录器、主定时装置和各种信号复合 / 信号分离器、信号调节器和传感器组成。

信号调节器

系统共有 13 个信号调节器，调节约 1200 条通道、约 100 个研制飞行测量数据。研制飞行时 6 个宽带信号调节器向分频多路器输送信号，正式飞行时向面板显示器、警报与预警系统和相应的信号复合 / 信号分离器 (MDM) 传送信号。MDM 将模拟信号转换成串式数字数据，并按请求将数据送往脉码调制主组件。共有 45 个高级传感器。

脉码调制主组件

组件接受 3250 个 MDM 数据和机上计算机下行表数据，并将数据存储在存储器内，数据作周期性更新。脉码调制主组件 (PCMMU) 有 2 个格式存储器——可程序只读存储器和随机存取存储器。PCMMU 利用所存储的格式将数据组成 128kb / s 和 64kb / s 脉码调制遥测数据流并送往网络信号处理器，由处理器将 128kb / s 数据送往运行记录器并将 128kb / s 和 64kb / s 数据送往 S 波段应答机，向地面传输，在后来的飞行中用 Ku 波段发射机发射。PCM-MU 也按请求向机上计算机输送数据。

双冗余脉码调制主组件每次只一台工作，工作组件由飞行员通过面板控制。

有效载荷交叉存取器

正式飞行中采用有效载荷交叉存储器，最多可同时从 5 个搭接的和 1 个未搭接的有效载荷接受数据，进行交叉作业后送往脉码调制主组件，暂存其存储器中，由 PCMMU 格式化器和机上计算机访问。

主定时器

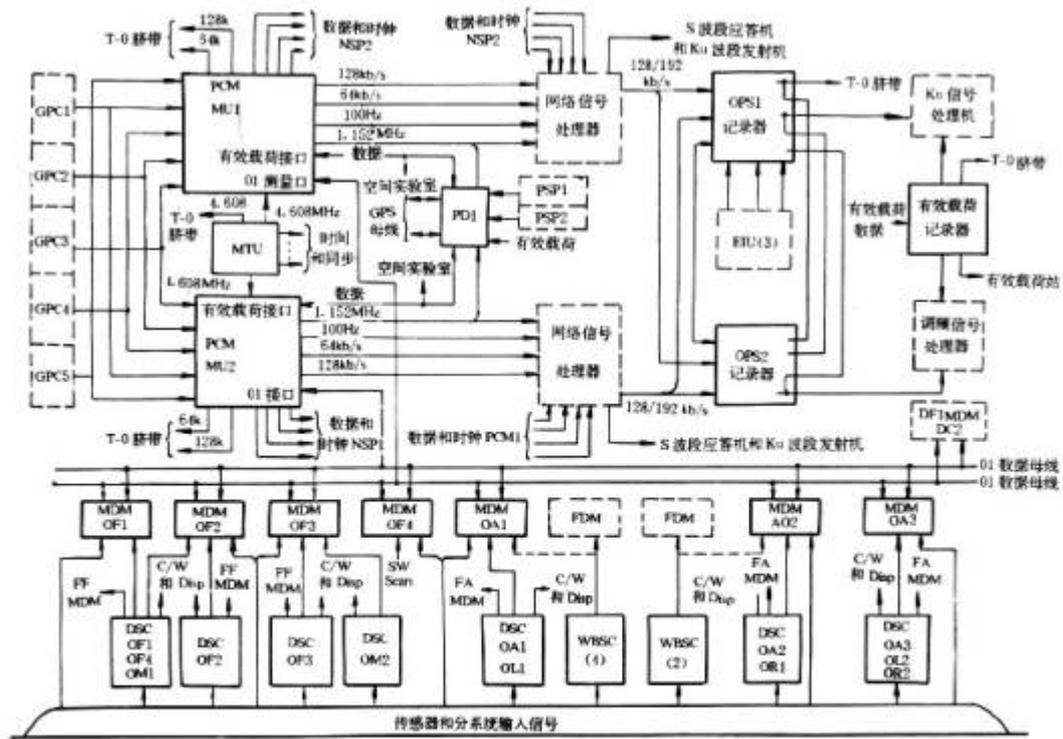
主定时器是一种稳定型晶体控制时源。它为机上计算机、脉码调制主组件、分频多路器和各种时间显示面板提供程序时间基准信号，它也向测量系统和其他系统提供同步信号。主定时器含 3 个格林威治平时 (GMT) 累加器和 3 个任务消逝时间 (MCT) 累加器。6 台独立的累加器同时工作，它们均可由地面通过上行线由机上计算机重置或更新数据，也可由宇航员通过面板键盘改动，两个累加器的累加数均为 364d23h59min59s999. 875ms。

调频信号处理 9S

处理器从发动机的 3 个接口、视频开关组件、运行记录器、有效载荷记录器等组件接收信号和数据，处理器按指令选择接收其中的一个组件的信号并由 S 波段射频发射机输出，经下行线路传输至地面。

运行记录器

记录器可按地面指令由宇航员通过显示控制面板键盘和记录器面板开关控制，从网络信号处理器输入 128kb / s 脉码调制数据、192kb / s 复合信号，此外 1 号记录器以 60kb / s 速率接收 3 个通道的主发动机数据。



正式运行测量系统
 C/W—警告/报警;DF1—研制飞行测量;DISP—显示;DSC—专用信号调节器;EIU—发动机接口组件;FDM—分频多路器;GPC—通用计算机;MU—主定时器;MDM—信号复合/信号分离器;OPS—运行;PCMMU—脉码调制主定时器;POI—有效载荷显示测量;OI—运行测量;NSP—网络信号处理器;PSP—有效载荷信号处理器;SW Scan—短波扫描;WBSC—复带,信号调节器

在维护 / 环路模式中一台作为维护记录器，另一台作为环路记录器。后者记录正式运行 PCMMU 的串行输出信号，作暂时存储。数据以按序转换 12、13 和 14 磁道的环路形式记录。维护记录器用来永久储存 2 种数据——由环路记录器来的异常数据和快速环路脉码调制数据，当维护记录器的第 11 个磁道记满时发出信号，提醒用户在 2 个记录器之间切换环路和维护功能。切换按网络信号处理器上行命令或宇航员指令进行。

有效载荷记录器

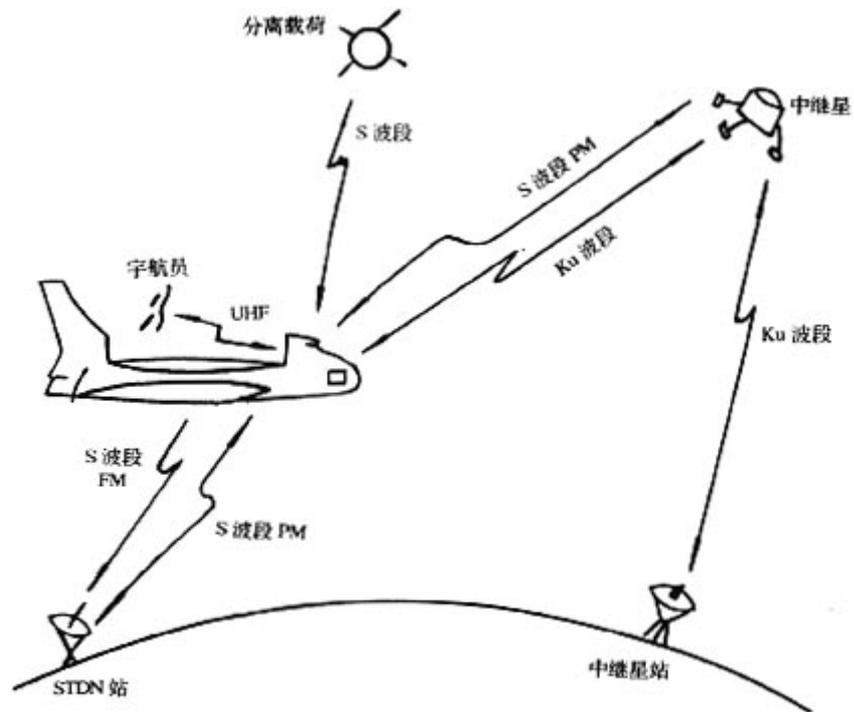
记录器用来记录有效载荷数据并在飞行中通过 S 波段应答机和 Ku 波段发射机转储数据。记录器的硬件同运行记录器。

研制飞行测量系统

系统为研制飞行提供附加测量。系统敏感、收集、调节数据，对数据进行数字化、格式化、分频分路、分配和记录。其设备包括 2 个脉码调制主组件、3 个记录器、9 个分频多路器和各种信号复合 / 信号分离器、信号调节器和传感器。

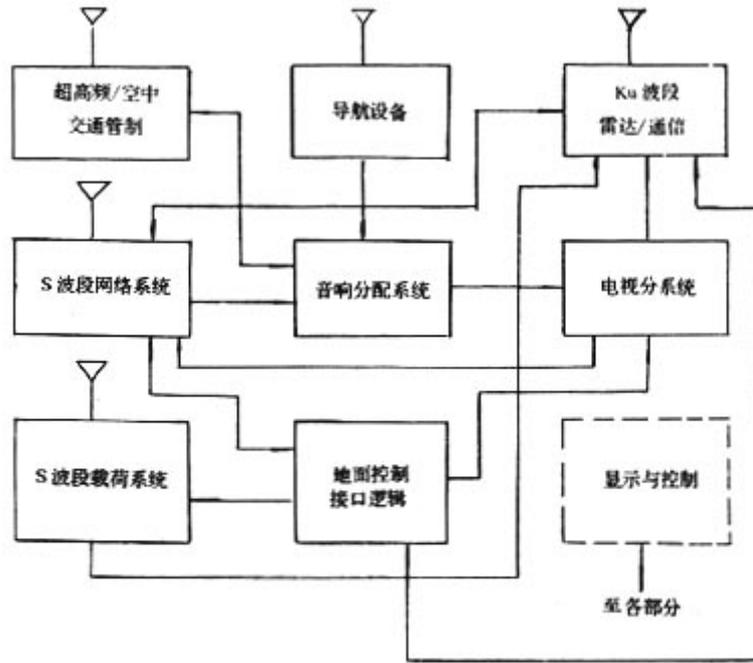
通信与跟踪系统

系统由机载和机外两部分组成，机外部分又可分为天—天通信和天—地通信两大系统。



轨道飞行器通信线路示意图
STDN—空间跟踪数据网；UHF—超高频；PM—调相

机载部分通信与跟踪系统由超高频空中交通管制系统、S 波段网络系统、S 波段载荷系统、音响分配系统、地面控制接口逻辑、Ku 波段雷达通信系统和电视系统组成。



轨道飞行器机载部分通信与跟踪系统示意图

航天飞机正式运行时通信与跟踪系统的功能为：1) 选择和维持完成任务要求的射频通信线路，处理和分配接收到的命令信号和数据；2) 为地面站双路多普勒速度跟踪返回射频通信线路载波。在上升、再入和着陆过程中提供往返测距音响调制；3) 为政府装备的设备的定位、操作和接口提供解码和编(密)码，以处理：a) 从地面站接收并向地面站发送国防部任务的话音和数据；b) 向分离的国防部有效载荷输送、接收数据；4) 为大气飞行产生射频导航辅助设备信息和空中交通管制语音；5) 在轨道飞行器内部乘员工作站之间提供音频语音通信，与连接的有效载荷通过硬件进行通信，与地面站及释放的载人有效载荷通过射频通信线路进行联系；6) 产生、传送和分配闭路电视信号并通过射频线路向地面产生并传送彩色电视或闭路电视录像；7) 捕获、跟踪交会目标；8) 捕获、跟踪、接收 NASA 中继卫星的信息或向它输送信息。

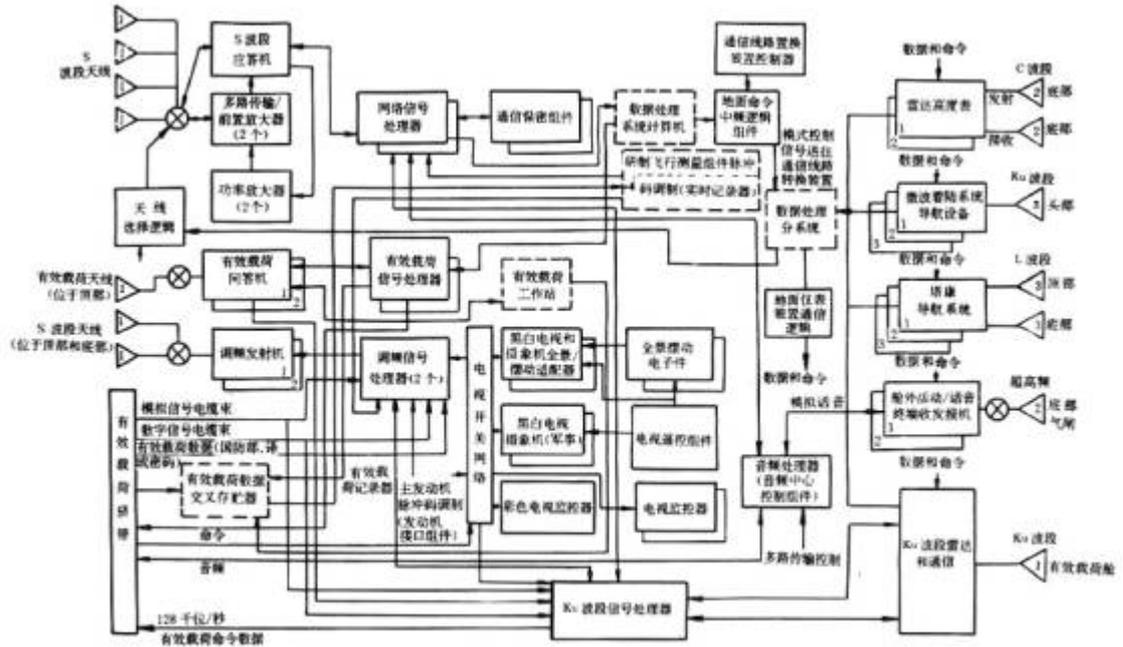
轨道飞行器共有 29 付天线，用来与地面站、释放的有效载荷和进行舱外活动的宇航员进行通信，通过这些天线以 S、Ku、L 和 C 波段频率发射和接收数据。

S 波段网络系统

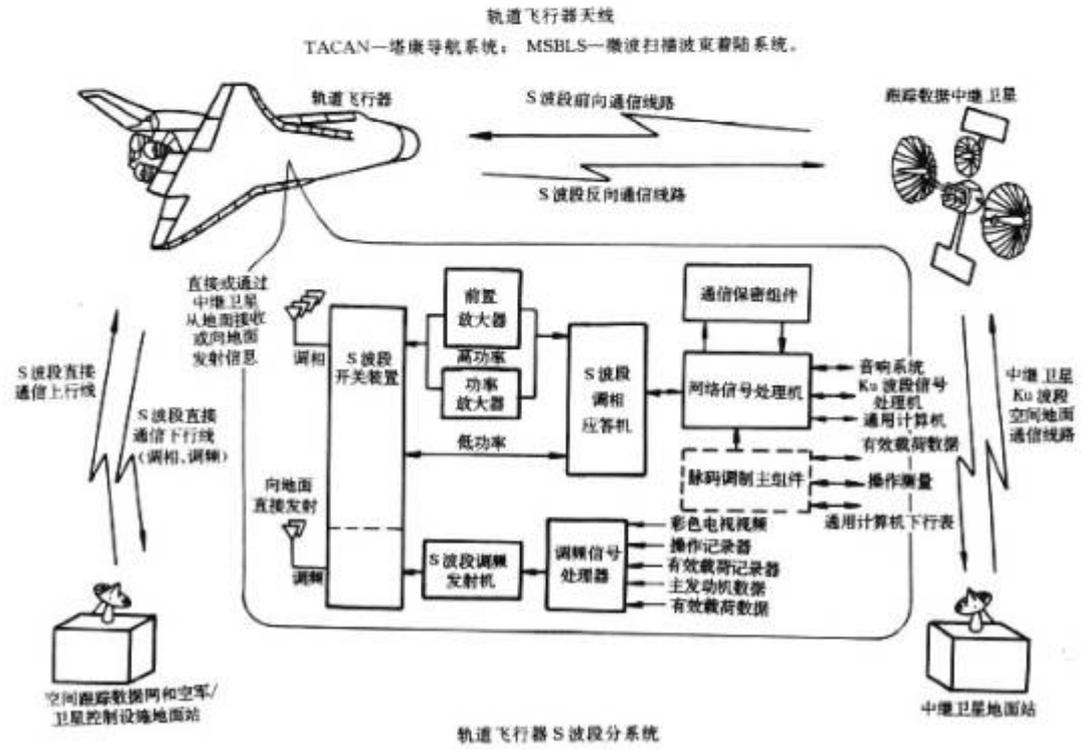
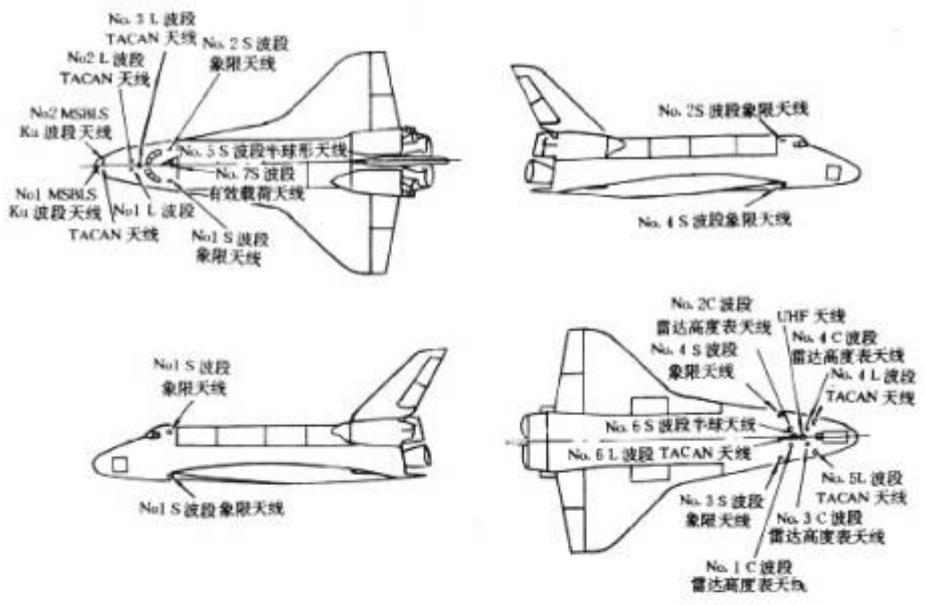
S 波段网络系统是天-地通信系统的一部分，它通过空间跟踪数据网络或中继卫星系统为航天飞机提供与地面的联系。

在航天飞机的发射、再入和着陆过程中，由 S 波段通信线路与地面联系或通过中继卫星与地面通信。在轨道飞行中，当不用中继卫星 Ku-波段，或轨道飞行

器姿态不适用于 Ku 波段通信，或有效载荷舱门关闭时，用 S 波段通信线路与地面通信。



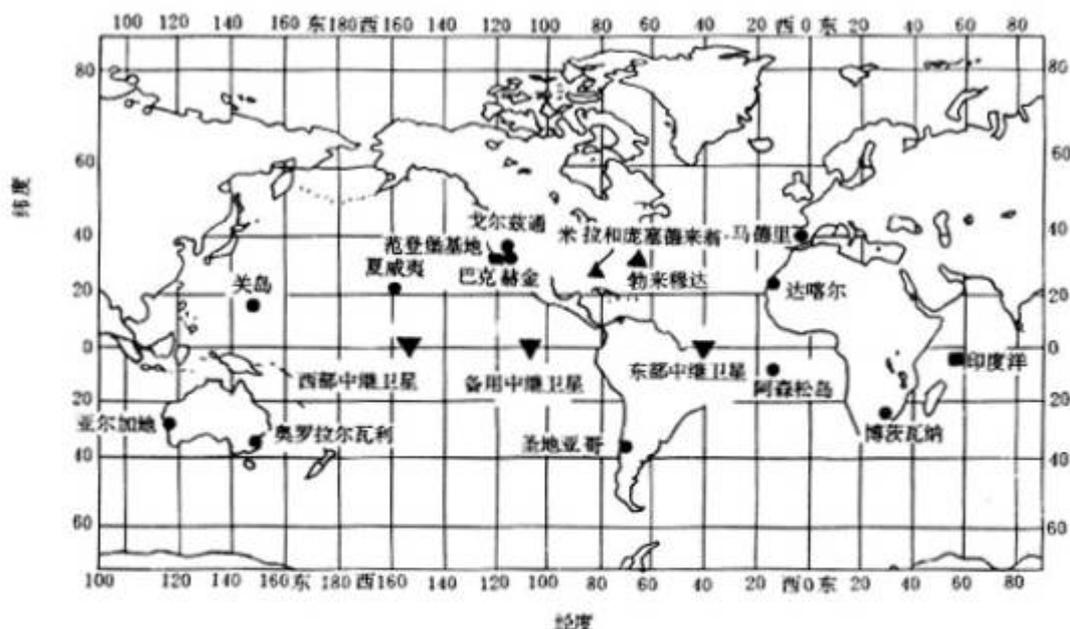
通信跟踪系统功能框图



通信网络

系统共有 3 种通信网络模式：NASA 地面—空间跟踪数据网络模式、美国空军空间—地面通信线路系统模式、跟踪与数据中继卫星模式。

S 波段地面-空间网络如图所示,由 13 个 NASA 地面站和 2 个美国空军卫星控制设施遥控站组成。中继卫星系统在航天飞机第 6 次飞行以后使用。系统由 2 颗工作星和 1 颗备用星组成。中继卫星工作后地面站减少。



航天飞机 S 波段网络

- 空军/卫星控制设施地面站
- 地面空间飞行跟踪数据网络地面站
- 以上用于轨道飞行器飞行试验和首次战斗机护航队飞行。
- ▲—地面站
- ▼—地球同步轨道卫星 } 用于中继卫星运行。

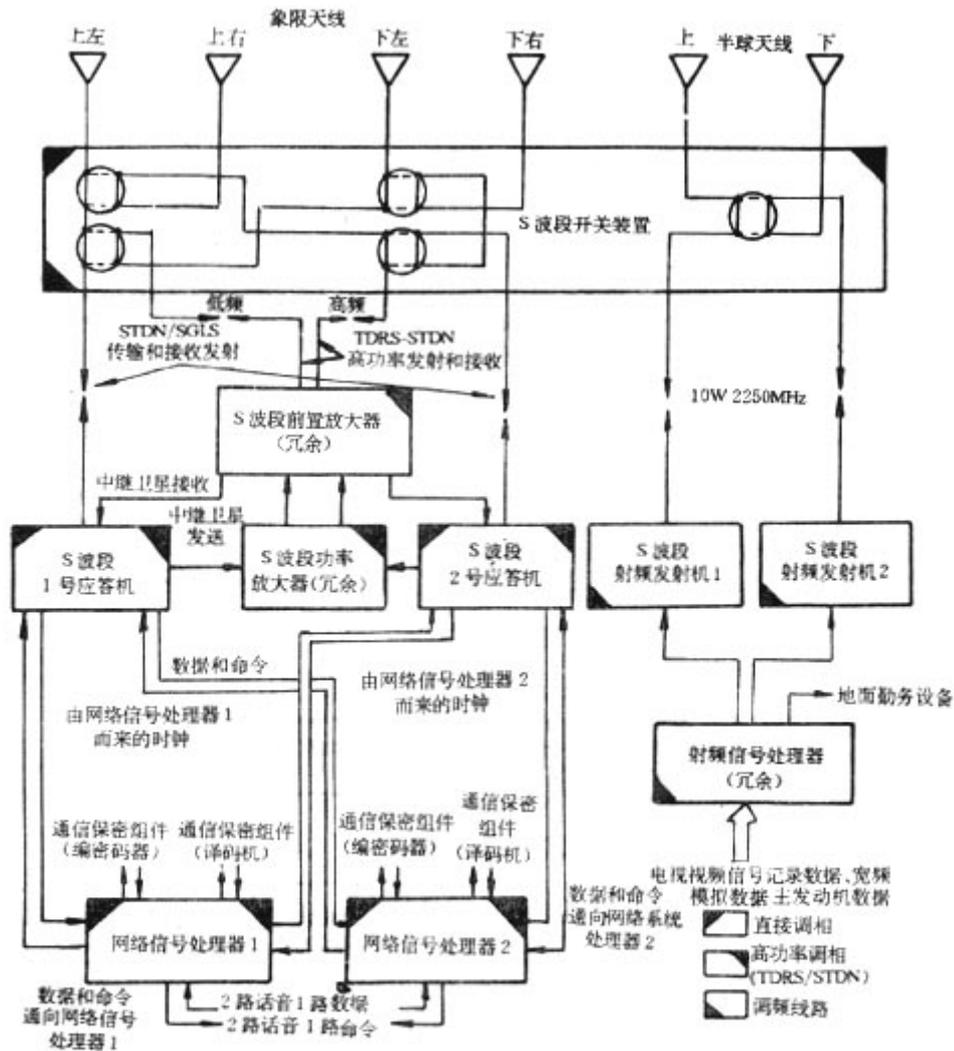
信息传输组合

S 波段通信系统在 1700~2300MHz 频段工作,波段各通信线路功能及调制技术如下表所示。

网络通信设备

S 波段 网络通信设备由 10 个线路可置换装置(LRU)和相应的天线组成。这 10 个 LRU 是:网络应答机(2 台)前置放大器、功率放大器、开关装置、调频发射机(2 台)、调频信号处理器和网络信号处理器(2 台)。除了天线开关内接点和前置放大器内的双工器、天线及其相应的射频电缆外,系统采用冗余措施。全部 LRU 采用 28V 直流母线。每件 LRU 可由 2 条冗余母线中的任一母线操作。硬件是环境密封的,用冷却板冷却。

如图所示，S 波段网络通信设备按功能可分为调相和调频两部分。二者唯一公用的装置是天线转换装置。该装置为调频和调相系统提供相似的但又是独立的射频信号路由服务。调频系统只为直接通信线路提供服务。调相设备有 4 种运行模式，2 种低功率(空间地面网络系统和空间跟踪数据网络)直接通信线路，另 2 种为高功率(地面空间跟踪数据网络和卫星中继)通信线路。运行模式的系统控制信号均路由地面通信接口逻辑并由前向通信线路命令进行组态控制。在发生意外事故时，可通过机上控制面板向计算机输入信号，进行控制。



S 波段网络通信设备

TDRS—数据跟踪中继卫星;STDN—空间飞行跟踪数据网;SGLS—空间地面通信线路分系统

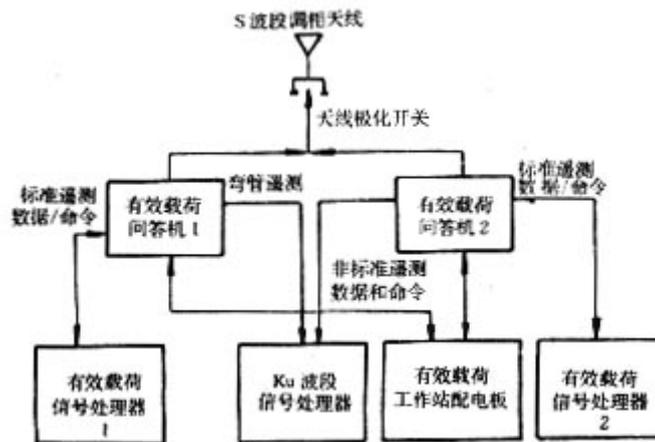
S 波段通信线路

| 通信线路 | 传输的信息 | 调制技术 | 射频(MHz) |
|-------------------------------|------------------------------|---------------|--------------------------|
| 轨道飞行器-STDN ^① 下行线 | 遥测(高、低数据速率)、语音(1或2路)测距、双路多普勒 | 调相 | 高频 2287.5 低频 2217.5 |
| 轨道飞行器-STDN 下行线 | 有效载荷数据、记录的数据、电视 | 调频 | 高频 2250 低频 2205 |
| STDN-轨道飞行器上行线 | 命令、语音(1或2路)、测距 | 调相或相移键控 | 高频 2106.4 低频 2041.9 |
| 轨道飞行器-TDRS ^② 返向线 | 遥测(高、低数据速率)、语音(1或2路)、双路多普勒 | 相移键控 | 高频 2287.5 低频 2217.5 |
| TDRS-轨道飞行器前向线 | 命令、语音(1或2路) | 相移键控 /展布频谱 | 高频 2106.4 低频 2041.95 |
| 轨道飞行器-AF/SCF ^③ 下行线 | 遥测(高、低数据速率)、语音(1或2路)、双路多普勒 | 调相 | 高频 2287.5 低频 2217.5 |
| 轨道飞行器-AF/SCF 下行线 | 记录的数据 | 调频 | |
| AF/SCF-轨道飞行器上行线 | 命令、语音(1或2路) | 调相 | 高频 1831.78 低频 1776.73 |

注:①STDN——空间跟踪数据网络;②TDRS——跟踪数据中继卫星;③AF/SCF——空军/卫星控制设施。

S 波段有效载荷通信系统

S 波段有效载荷通信系统是轨道飞行器与分离的有效载荷进行通信的主要手段,是天-天通信系统的一部分。它可为多个有效载荷目标服务。



S 波段有效载荷通信系统

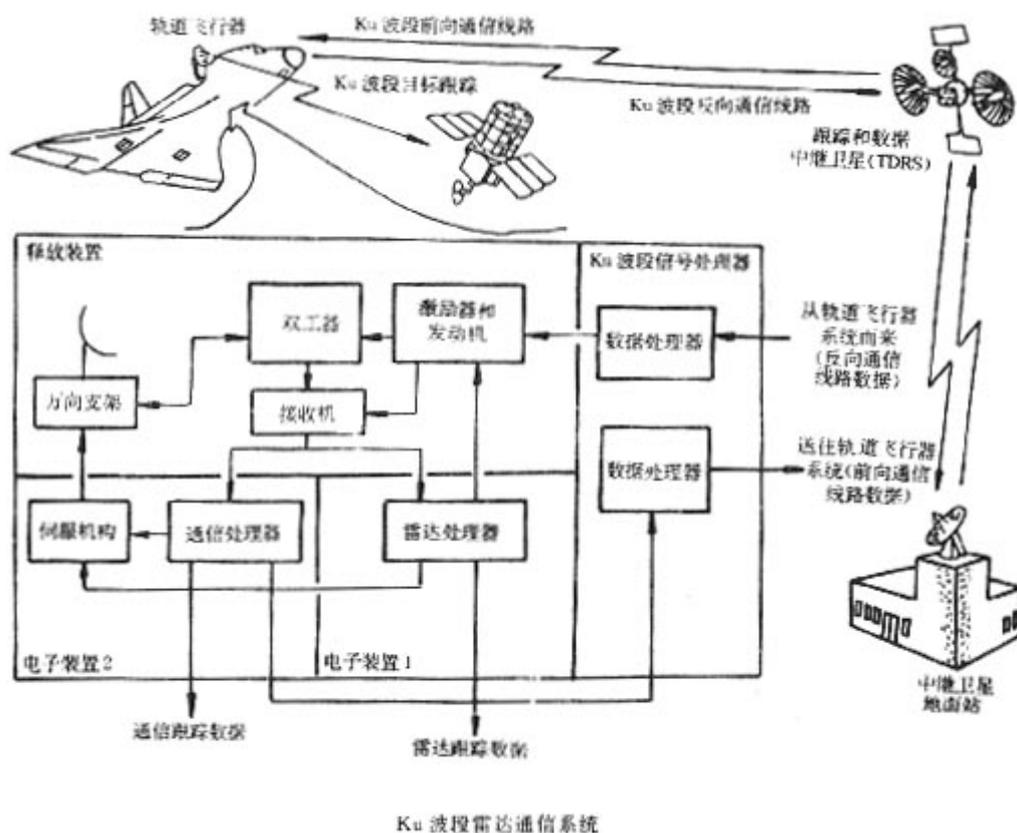
系统由 2 个有效载荷应答机和 2 个有效载荷信号处理器组成。非标准化或标准化的遥测数据格式均能以 Ku 波段弯管模式送往地面。非标准遥测数据必须在机上进行处理以供显示、记录或监控。这些数据被送往有效载荷站分配面板,

在那里再送往有效载荷信号处理器。处理器也能用来产生一非标准命令格式，并将其送往有效载荷问答机及送往分离的有效载荷。

Ku 波段雷达通信系统

Ku 波段雷达通信系统可作交会雷达使用或通信，但 2 种功能不能同时完成。作交会雷达使用时，以脉冲多普勒方式工作，确定交会目标的坐标，作为通信系统时，则属天-地通信系统的一部分，通过中继卫星传送高达 50Mb / s 速率的数据。

系统由释放装置、电子装置 1、电子装置 2 和信号处理器装置组成(见图)。可展开的 91cm 直径天线安装在右侧有效载荷舱门大梁上。上升时天线装在有效载荷舱内。舱门打开后天线可展开伸出轨道器外。



系统以雷达模式工作时完成以下工作；

1) 搜索、发现和跟踪无源(未放大的)和有源(应答机)目标；2) 为轨道飞行器会合作业测量和提供目标数据(临近速度、距离、角速度、角度)，3) 从(向)轨道飞行器提供显示和命令/控制信号流。系统可在 22kin 范围内探测、捕获

并自动跟踪无源目标。当目标装上信标应答机后,跟踪距离可扩大到 556km 左右。当雷达方向对准跟踪目标的矢量后便可在 60s 或更少的时间内捕获目标,并可在最大距离到最小距离 30m 的范围内提供目标瞄准线距离、临近速度、相对轨道飞行器会合轴(Z 轴)的角度、角速度等。

通过中继卫星进行通信时 ku 波段有 2 种模式。模式 1 可从搭载的有效载荷传输最高达 50Mb / s 宽带数据和 2Mb / s 操作、储存试验数据及 192kb / s 操作数据。模式 2 可从轨道飞行器—搭载的有效载荷传输 4.5Mb/s 有效载荷数字数据和 2Mb / s 存储或试验数据及 192kb / s 轨道飞行器实时操作数据。前向(地面到轨道飞行器)通信线路可传输 216kb / s,其中轨道飞行器 72kb / s,有效载荷 128kb / s,其它数据 16kb / s。前向通信线路也可传输 72kb / s 采用卷积码技术的密码信号。

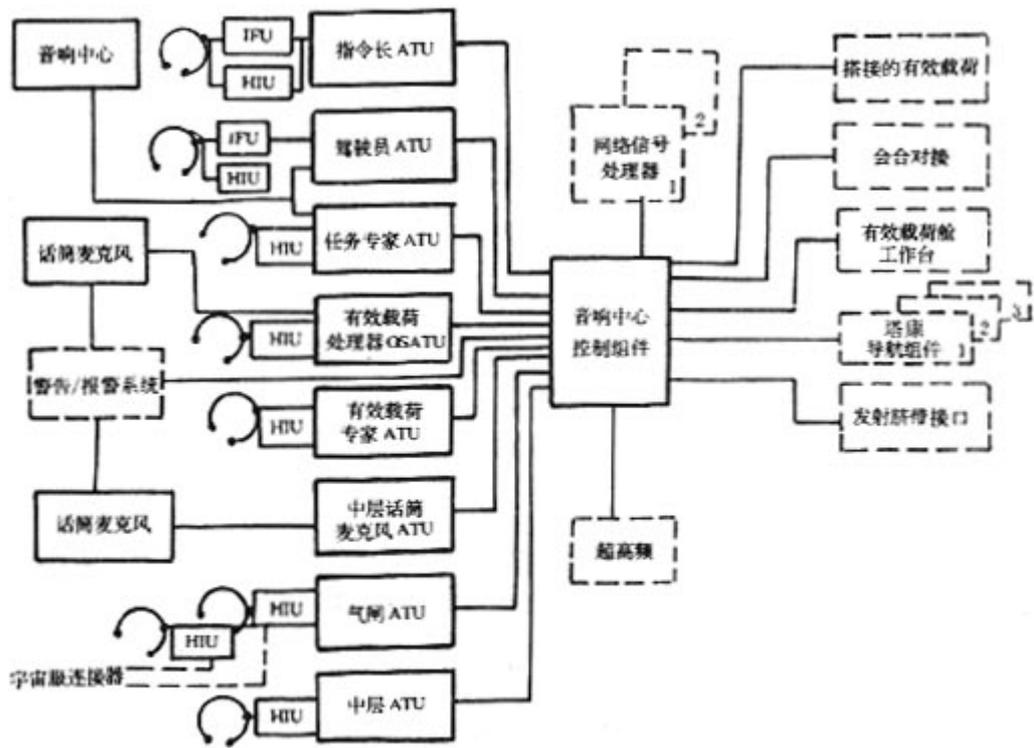
超高频 / 空中交通管制系统

该系统主要用于与舱外宇航员双向话音通信、心电图遥测、起飞与着陆时保持对地通信联络,与伴飞飞机联队联络及进行救援通信等。

系统由 2 台舱外活动 / 空中交通管制收发报机和 2 付超高频波段天线组成。系统可以 196.8 和 259.7MHz 2 种频率发射。系统的 2 付天线,1 付安装在轨道飞行器前机身下部的蒙皮上,另 1 付装在有效载荷舱前部,此天线只用于舱外活动的空对空通信。通过控制面板 可选择 5 种工作状态。所有外部超高频发射均通过音响中心控制组件向超高频发射机发射或从发射机接收。

音响系统

该系统负责飞行员之间和飞行员与地勤人员之间的相互通信。系统也能在某设备发生故障、发生紧急状况时接收预警和警告音响信号,从地面跟踪站接收塔康导航系统识别信号并在飞行中提供与搭载的有效载荷、有效载荷舱和交会对接机构间的通信。



音响分配系统

ATU—音响终端机;IFU—接口装置;HIU—头盔接口装置;OS—工作台。

系统由音响中心、音响中心控制器、音响终端、头戴耳机接口和接口装置组成。

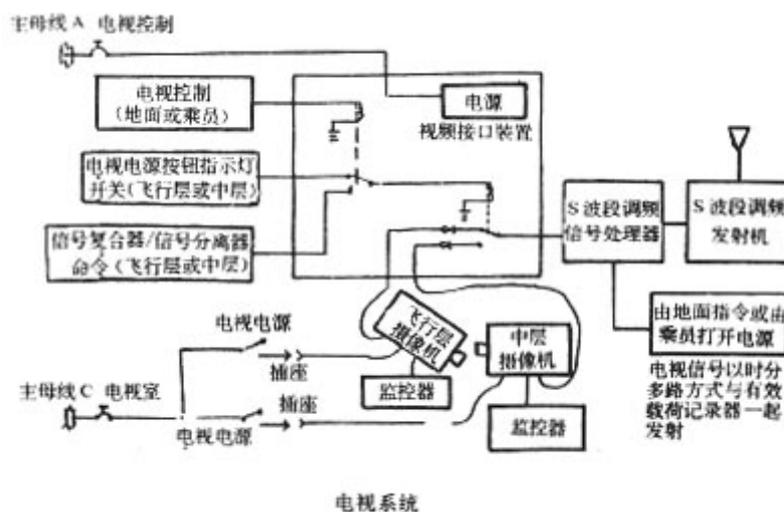
音响分配系统通过网络信号处理器与 S 波段、Ku 波段通信系统接口进行外部空对地话音信号的发送和接收,通过超高频系统的收发报机发射和接收外部空对地和空对空话音信号,系统也与发射脐带相连接,进行发射前和发射时的话音通信。

系统最重要的部件是位于乘员舱中层前电子仪器舱的音响中心控制组件。所有送往音响终端或从它而来的音响信号(空对空、空对地、警告/预警、塔康导航系统识别和内部通信)都通过音响中心控制组件作通道处理,它作为一中心交换台来识别转换和分配全部输入和输出的话音信号。音响中心控制器与 8 台音响终端、网络信号处理器、超高频收发报机、警告和报警系统、3 个塔康导航系统组件和发射脐带接口。组件的全部音响信号电路都是冗余的。

电视系统

在开始几次的研制飞行中采用“阿波罗—联盟”号试验计划的设备,后换用新研制的闭路系统。电视系统由 2 台摄像机及其监控装置和视频接口装置组成。摄像机通过监控器电缆向其取景监控器提供电力和信号。视频接口装置由电视机

和射频发射设备间的接口以及摄像机选择逻辑接口组成。电视摄像机信号送往 S 波段调频信号处理器与记录器，向地面传输。

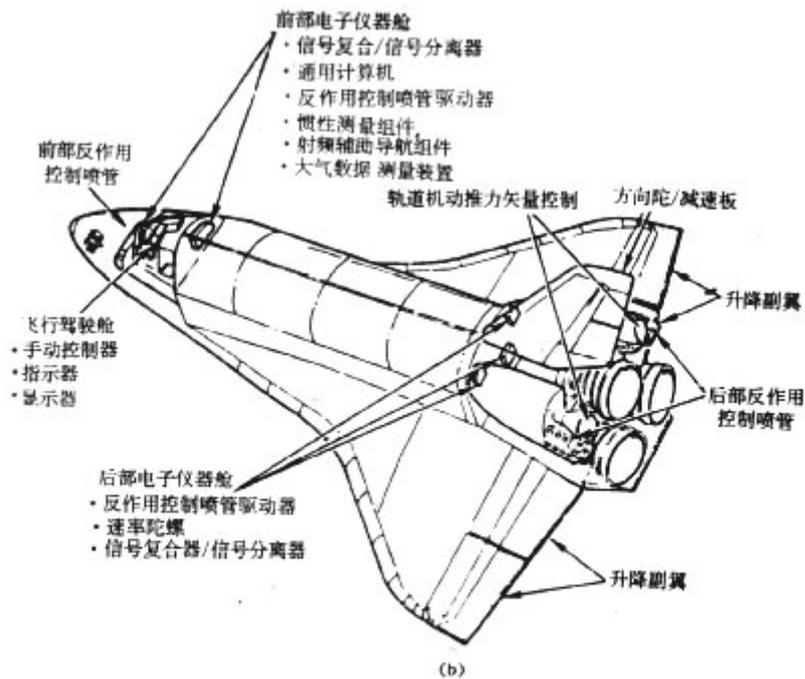
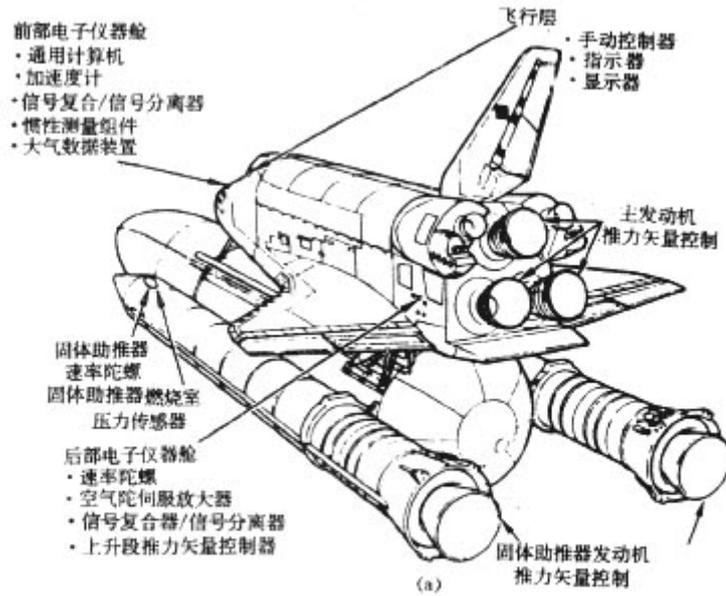


制导、导航和控制系统

系统为 4 冗余、全数字、全电缆飞行系统。它能满足发射、上升、入轨、轨道运行和操作、出轨、再入、着陆等飞行段的各种要求以保障安全飞行并可靠地完成各种飞行任务。

系统采用冗余技术，它与其他分系统共用电子系统的四冗余计算机组进行软件存储、计算并提供各种工作指令。此外为了保证系统工作准确无误还采用了其他冗余组件，如惯性测量组件、大气数据系统、塔康导航系统、雷达高度表等。

系统采用自动和手动 2 种操作模式。自动模式由计算机操纵全部飞行过程。采用手动模式时由宇航员通过各种手动控制器控制，但轨道飞行器上没有可供宇航员直接操纵各系统的机械联动装置。通过手动控制器发出的指令必须通过计算机进行处理后再送往各工作系统，因而该系统又称为全数字、全电缆飞行系统。



制导、导航与控制系统硬件

航天飞机通用计算机不具备全部任务的存储能力。任务各阶段的软件程序先装入磁带机，只有在准备转入下一飞行段时才将相应程序转入计算机内存。起飞时计算机只装有上升到轨道机动系统点火进入圆轨道的飞程序以及返回发射场中止飞程序。如中途需要采用其它中止飞行模式时，则要在轨道机动系统第一次点火后改变装订内容。

制导、导航、控制应用软件的最高计算频率为 25Hz。敏感器输入信号到产生作动器指令的时间为 $20\mu\text{s}$ 或更短。航天飞机通用计算机可按不同的需要以各种频率进行计算，使计算能力，更好地适应实际计算要求。例如上升时每 2s 计算 1 次制导参数，而导航参数则每 4s 计算 1 次就够了，但惯性测量组件却需要每秒处理 1 次。

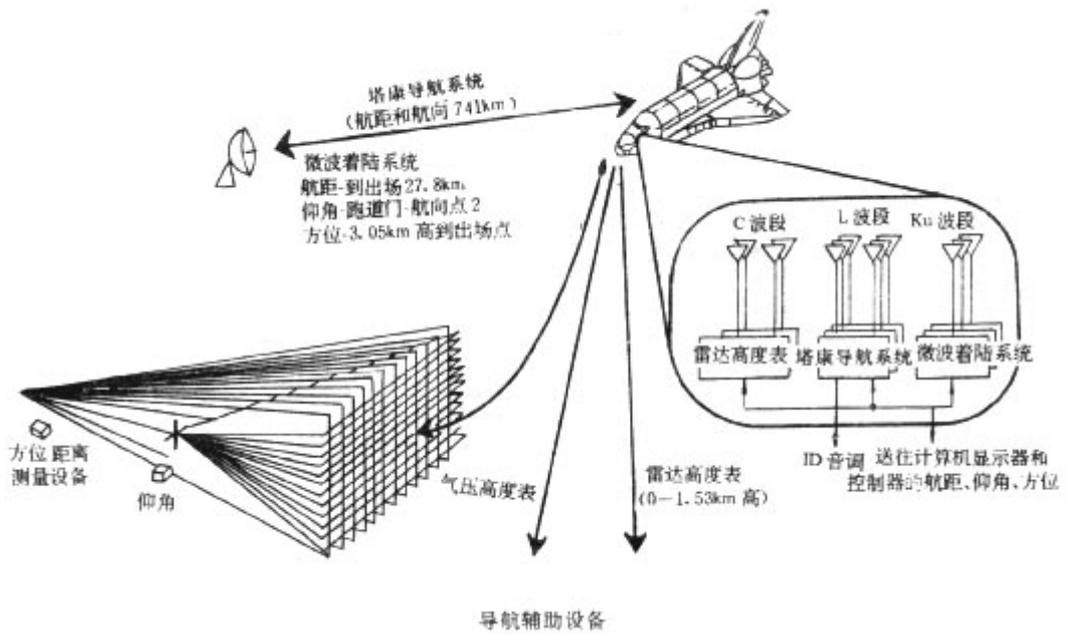
导航系统

航天飞机机载导航系统负责确定状态矢量——位置和速度，以及根据状态矢量确定向制导系统或飞行显示装置提供的其它参数，如加速度、攻角等。

航天飞机动力飞行段的实时状态根据惯性测量组件所敏感到的加速度来确定。滑行段实时状态矢量则是通过对运动方程积分进行数字计算而求得的。惯性测量组件的校准以及用这些组件测得的状态矢量的精度将随时间的推移而恶化，因而需在轨道中不断用天体导航测量仪对惯性测量组件进行校正。

由于航天飞机要作精确的定点着陆，故在再入时，还需利用塔康导航系统、微波着陆系统、大气数据系统和雷达高度表等导航辅助设备。3 台惯性测量组件保持初始基准，并在微波着陆系统捕获目标前提供速度变化信息。再入时，从 $M<3$ 到着陆，大气数据系统要为制导、控制和飞行员专用显示装置提供飞行器在大气中运动的有关信息，作为塔康导航的备用信息。塔康导航系统从 44km 高空开始进行航程和航向测量，直到微波着陆系统开始工作或一直工作到着陆。微波着陆系统为着陆提供最后 13~16km 的准确位置数据。当轨道飞行器飞至 2.7km 时开始起用雷达高度表。

此外导航系统还将完成转换、定时系统利用、显示；制导和飞行控制的用户处理等与导航有关的其它功能。



系统硬件

系统由惯性测量组件(IMU)、星光跟踪器(ST)、飞行员光学瞄准仪(COAS)、塔康导航组件(TACAN)、微波扫描着陆系统(MSBL)、大气数据系统(ADS)和雷达高度表(RA)组成。

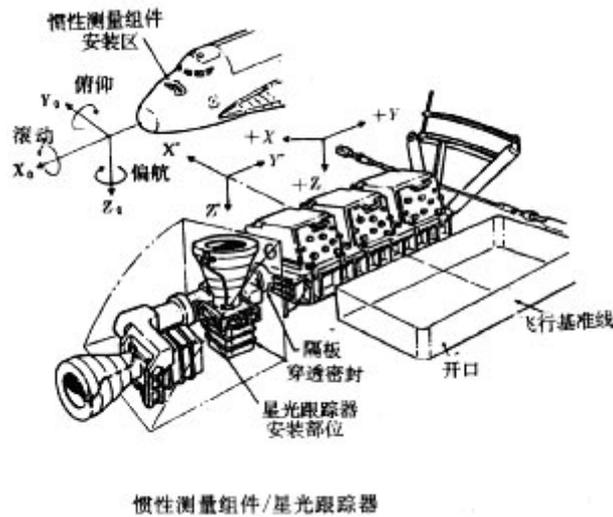
导航装置

| 装 置 | 件数 | 射前 | 爬高 | 在轨 | 出轨 | 着陆 |
|-----------|------|----|----|----|----|----|
| 通用 | | | | | | |
| 主定时器 | 1(a) | ✓ | ✓ | ✓ | ✓ | ✓ |
| 位移 | | | | | | |
| 惯性测量组件 | 3 | ✓ | ✓ | ✓ | ✓ | ✓ |
| 塔康导航系统 | 3 | | | | ✓ | |
| 大气数据系统 | (b) | | | | ✓ | |
| 微波扫描着陆系统 | 3 | | | | ✓ | |
| 雷达高度表 | 2 | | | | ✓ | |
| 转动 | | | | | | |
| 惯性测量组件 | | ✓ | ✓ | ✓ | ✓ | ✓ |
| 速率陀螺 | 4 | | ✓ | | ✓ | ✓ |
| 星光跟踪器 | 2 | | | ✓ | | |

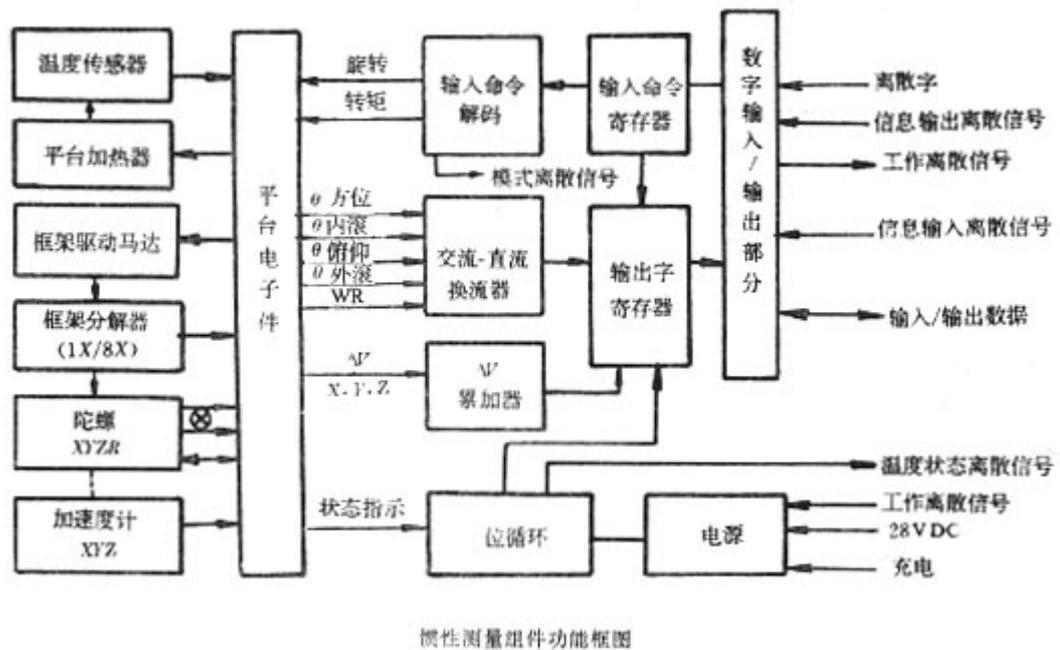
a. 2个振荡器, 3个寄存器;

b. 2个探测器, 4个传感器。

1. 惯性测量组件 该组件由 4 框架、全姿态惯性稳定平台和相应的设备组成。它们是，万向架结构、陀螺仪、加速度计、电源、平台电子件、接口电子件、内部测试装置、温控循环装置以及各种设备安装件。组件质量 25. 6kg、体积 0. 042m³。

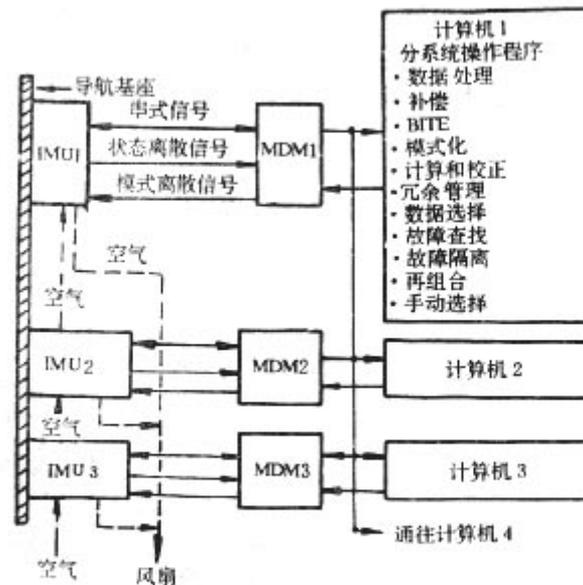


3 套惯性测量组件 (IMU) 成排安装在导航基座上。其俯仰轴与航天飞机俯仰轴重合，前端向下倾斜 10. 6° ± 0. 5° 。



IMU 用 2 个加速度计敏感加速度和 2 个二自由度转子陀螺提供平台的惯性稳定。

陀螺敏感台体扰动并产生驱动平台稳定回路的信号。每个 IMU 陀螺有 2 个输出轴，绕垂直于旋转轴的任意轴的角度位移会引起绕第三正交轴的转动，它包含着 2 个轴的转动分量，相应框架被偏转，使陀螺旋转恢复原位。这种应航天飞机运动而产生的框架转动形成平台的惯性稳定。IMU 可以在通用计算机控制下，将台体定向到任意姿态，/ 产生相对于当地法向基准的速度和姿态，为惯性飞行操作提供姿态数据。



惯性系统简图

IMU—惯性测量组件；

MDM—信号复合与信号分离器。

IMU 的 2 个摆式加速度计 (1 个为单自由度，另 1 个为二自由度加速度计) 正交固定在台体上，运动的加速度使加速度计摆锤相对台体产生运动。加速度计敏感此运动，并施一电压予以抵销。将电压转换成脉冲信息累加，并将累加值通过前部信号复合 / 信号分离器送往计算机。其中 1 个加速度计敏感沿 Z 轴的 ΔV 。

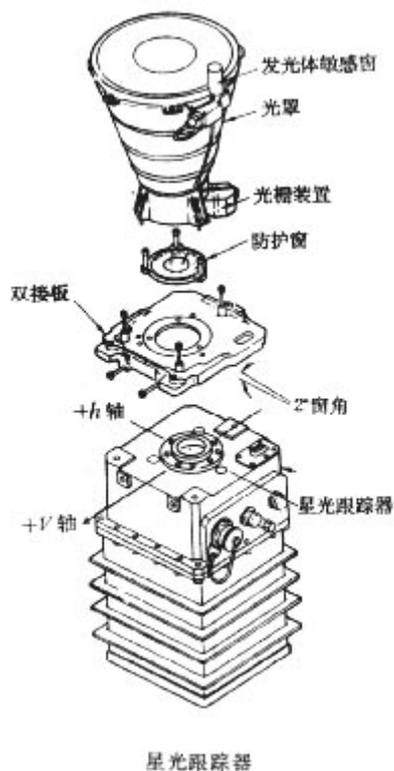
IMU 框架由外向里的安装顺序是外滚动框架、俯仰框架、内滚动框架和方位框架。外滚动框架围绕与壳体相连的框轴转动，由陀螺和加速度计组成的稳定元件组装在方位框架上。外滚动框架对内滚动框架是冗余的，它由内滚动框架受到扰动所产生的误差信号所驱动。俯仰框架相对外滚动框架转动 90° ，并对内滚动框架产生扰动时会使框架倒转。这将使外滚动框架高速转动，可防止出现“框架倒转” (gimbal flip) 现象。

系统由 操作程序 (SOP) 和冗余管理 (RM) 程序 2 组软件进行控制。SOP 负责：将 IMU 的数据处理成入轨和飞行控制用户程序所需的数据；控制 IMU 模式，如加热、校正、校直、射前姿态等；使稳定元件相对外部某基准 (往往是相对另一

个 IMU)再定位; 处理硬件状态信息; 监控 IMU 输出信号; 为 RM 提供 IMU 状态信息 (BITE); 提供地面测试和校准等。RM 保证实现故障-工作 / 故障-安全的要求。

惯性系统在航天飞机制导、入轨和飞行控制中占极重要的地位, 它所提供的速度数据是爬高、入轨和再入到黑障区飞行段导航数据的唯一来源。IMU 也是全部制导和控制的主要姿态基准。

2、星光跟踪器 2 个星光跟踪器(ST)用来在轨道中校准 IMU, 它们位于乘员舱前部轨道飞行器 IMU 导航基座左侧延伸部分。这种星光跟踪器是一种捷联、宽视野、图像分析、光电跟踪装置, 由光罩和电子装置组成。



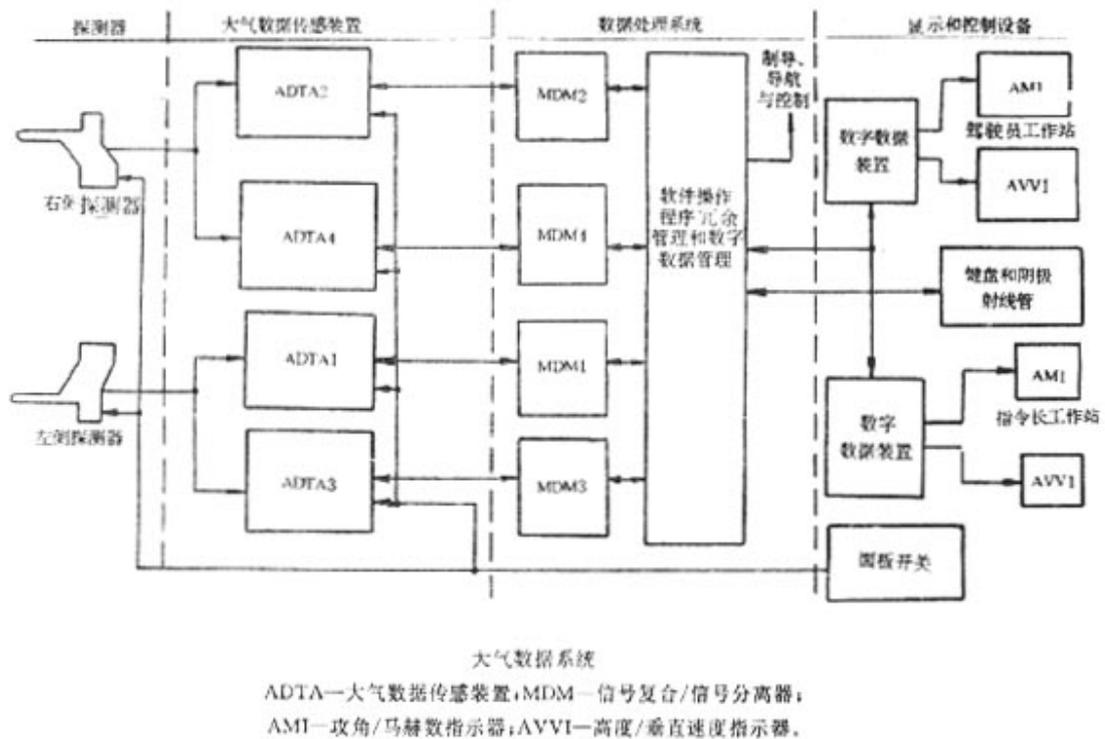
星光跟踪器的主要功能是搜索和跟踪 50 颗最亮的导航星体, 获知星光跟踪器与轨道飞行器以及星体在空间的位置关系, 便可确定轨道飞行器到星体间的视线矢量。用 2 个 视线矢量可确定轨道飞行器的惯性姿态。星光跟踪器校准 IMU, 并提供从轨道飞行器到某目标的角度数据, 通过信号复合 / 信号分离器送往计算机。当 IMU 误差大于 0.5° 时, 便需用飞行员光学瞄准仪将 IMU 重新校正到 0.5° 内, 然后再用星光跟踪器精确校正。

3、飞行员光学瞄准仪 飞行员可用飞行员光学瞄准仪(COAS)瞄准发光体。、仪器由一光学瞄准器和发光十字线组成。COAS 在 IMU 误差大于 0.5 或 ST 发生故障时使用。它也可用来直观检查点火姿态和 ST 的工作状态, 在轨道对接时, 还可用它测量距离和转动速率。

飞行员手动机动轨道飞行器，使发光体落入十字线中心。确定从 COAS 到星体的矢量。利用 2 个星体的视线矢量便可确定轨道飞行器在惯性空间的姿态并与 IMU 所确定的姿态进行对比并校正。

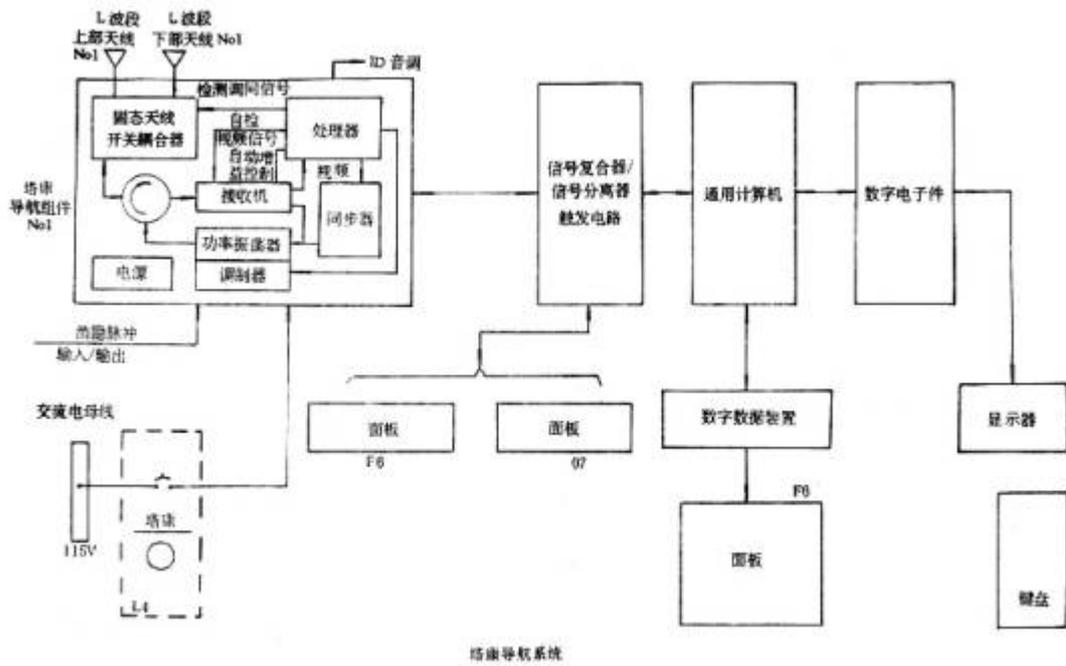
4、大气数据系统 大气数据系统(ADS)提供轨道飞行器在大气中运动的有关信息，以补充和修正制导、导航和控制软件的计算结果，并通过攻角 / 马赫数指示器、高度 / 垂直速度指示器等专用装置向飞行员提供信息，以对轨道飞行器作有效控制。

ADS 由位于轨道飞行器两侧的 2 个可伸展的探测器和 4 台大气数据传感装置组成。探测器测量环境温度与压力，然后将数据送往大气数据传感装置作进一步处理后供飞行软件使用。



5、塔康导航系统 轨道飞行器装有 3 台以 L 波段频率工作的塔康导航(TACAN)组件。组件以冗余方式工作，向地面站提供航程和航向信息。组件的主要部件有收发报机、天线、 TACAN 控制寄存器、TACAN 控制面板等。

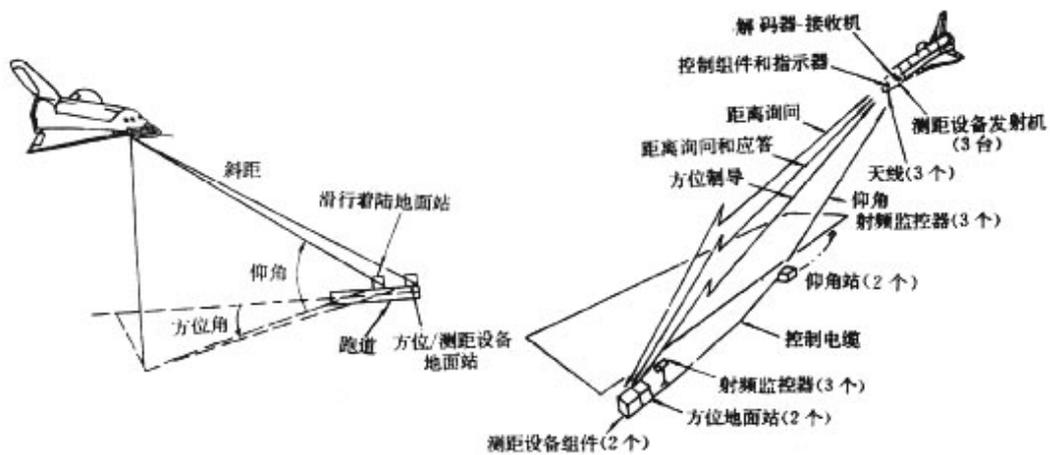
TACAN 系统的地面部分是全球导航系统的一部分。一般在离开黑障区进入末区能量管理段后要用几个地面站，在软件中共编入 10 个 TACAN 地面站，捕获段：3 个站、导航段 6 个站、着陆场 1 个站。



6、微波扫描着陆系统 微波扫描着陆系统 (MSBLS) 由地面和机上两部分组成。装置具有解码和计算能力；当与目标跑道有关的通道被选定时，MSBLS 机上部分从地面站接收仰角、方位和航程数据。系统为着陆提供最后 13—16km 的准确位置数据，它在末区能量管理、进场着陆和“返回发射场中止飞行”中使用。

轨道飞行器装有 3 台独立的 MSBLS 装置。装置由一 Ku 波段射频装置和一解码器组成。每台 Ku 波段收发报机用其解码器和计算能力确定轨道飞行器相对于 MSBLS 地面站的仰角、方位角和距离。系统向轨道飞行器提供高精度三维位置信息进行操纵信息计算，使轨道飞行器沿合适的轨道飞行。

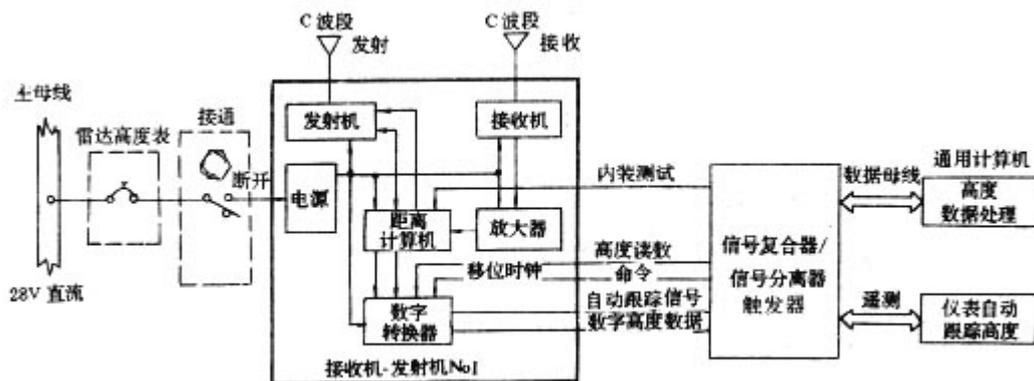
系统的地面部分由 2 个掩体 (仰角掩体和方位 / 测距装置掩体) 组成。前者靠近规定的着陆点，后者靠近跑道终点。跑道两端都设有掩体，因而从两个方向都能着陆。



微波扫瞄着陆系统及其射频通信线路

7、雷达高度表 雷达高度表(RA)是“自动着陆”系统的主要传感装置，它用来在轨道飞行器接近跑道门时，从30m高度到着陆为止的制导。RA可不借助于地面站直接测量高度和数据有效性信息，并将其转换成适当的格式送往专用显示装置和选择滤波器进行有效性试验或计算平均值，供自动着陆模式使用。

轨道飞行器共有2套雷达高度表系统，各带一接收-发射天线。系统是独立的，可同时工作而互不干扰。



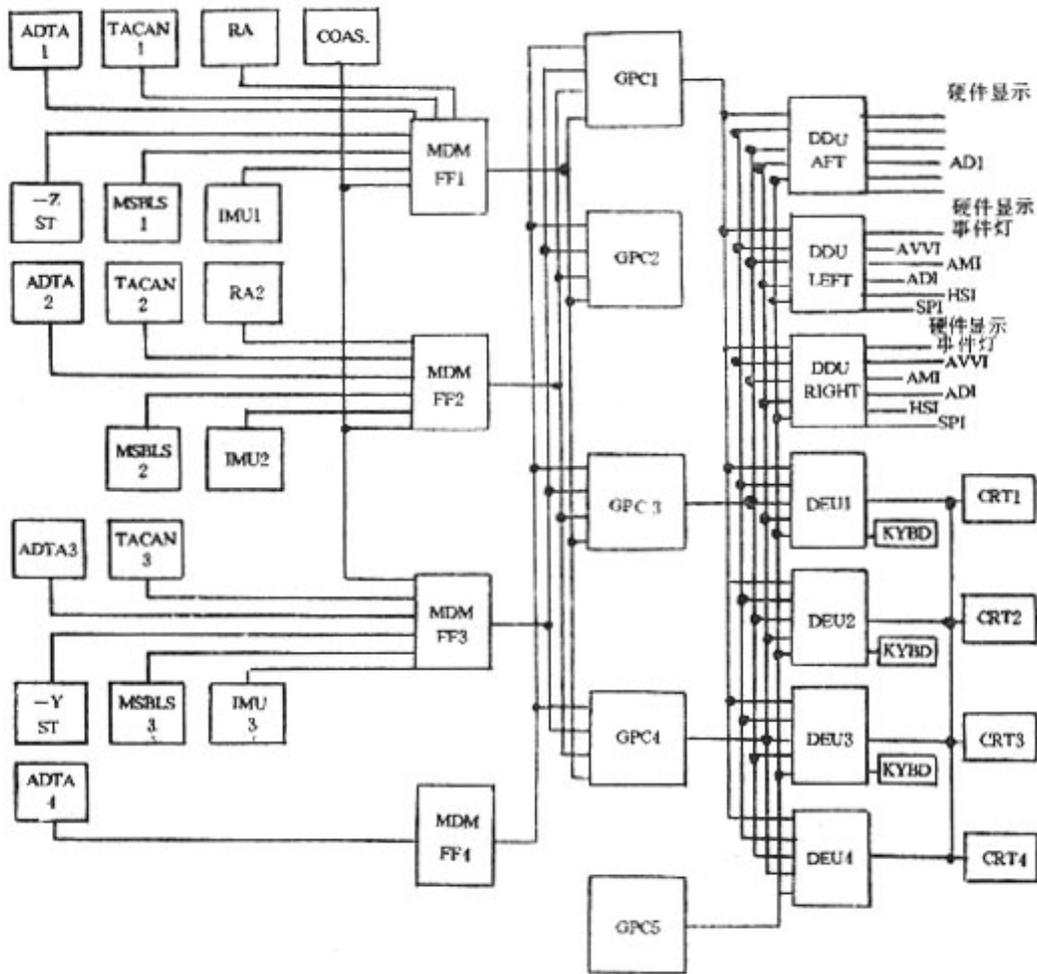
雷达高度表框图

工作机理

导航系统进行冗余操作。全部处理过程通过数字数据处理系统进行。传感器均通过信号复合/信号分离器(MDM)与计算机相接，每台计算机被指定命令一条或几条数据母线。飞行计算操作系统(FCOS)以一定的循环率起动执行程序并

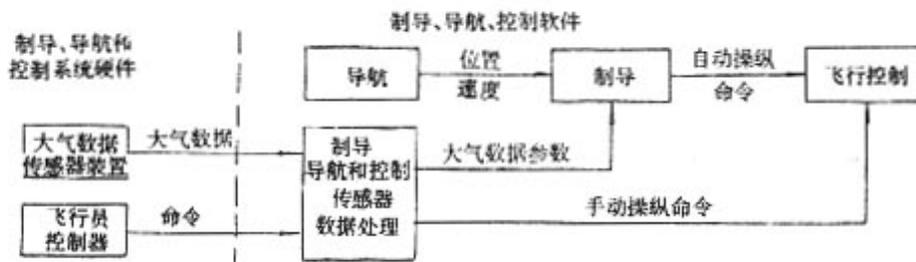
向 MDM 发出命令要求提供一组输入数据,通过 MDM 和数据母线到达计算机的制导 / 控制硬 件数据要由相应的分系统操作软件 (SOP) 进行处理。之后将数据送往由冗余管理系统 (RM) 控制的选择滤波器 (SF) 并由用户参数处理器 (UPP) 进行处理。UPP 为制导、控制、显示及 其它用户计算提供与状态有关的参数。

上述导航部分以 6. 25Hz 高速进行操作, 状态测定、UPP 数据更新每 4s 进行一次, 用 MS-BLS 时每 2s 一次。



导航系统框图

ADTA—大气数据传感器装置;AMI—马赫数指示器;ADI—姿态控制指示器;AVVI—高度、法向速度指示器;COAS—飞行员光学瞄准仪;CRT—阴极射线管;DDU—显示驱动器;DEU—显示电子组件;GPC—通用计算机;HSI—水平状态指示器;IMU—惯性测量组件;KYBD—键盘;MDMFF—信号复合/信号分离触发器;MSBLA—微波扫描着陆系统;RA—雷达高度表;ST—星光跟踪仪;SPI—表面位置指示器;TACSN—塔康导航系统。



制导接口

制导系统

制导系统从导航系统接收状态矢量信息，从飞行控制系统接收模式离散信息和大气数据系统信号。然后制导系统以航天飞机实时状态矢量为基础确定飞行剖

面，计算使航天飞机沿此轨迹飞行的各种指令，并将自动飞行制导输出信号送往飞行控制系统，将操纵信息送往飞行员显示装置。

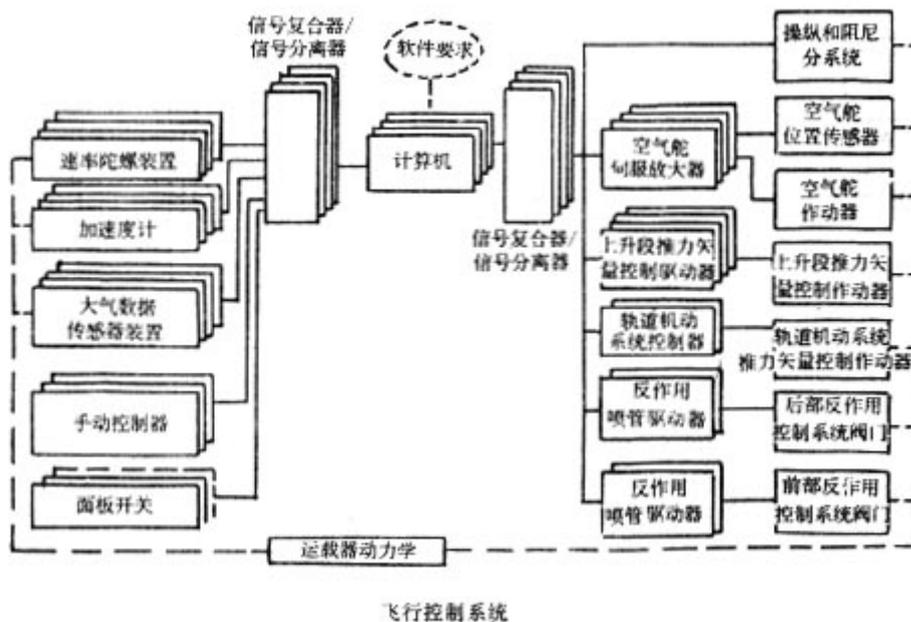
控制系统

飞行控制系统从导航系统接收姿态和速度数据，从制导系统接收滚动、偏航、俯仰和制动命令以及由飞行员通过手动控制器送来的命令。系统将这些命令以及航天飞机动态信息(姿态、速度、加速度)输入控制方程处理成各种硬件命令(发动机点火、摆动、空气舵偏转命令等)。飞行控制输出命令取决于所要求的姿态、空气舵位置、飞行速度、加速度与实际值之间的差值。

系统有“自动”和“手动”2种模式可供选择。

系统硬件

系统组成见图。



1、速率陀螺装置 系统共有 6 台固体助推器速率陀螺装置(RGA)和 4 台轨道飞行器速率陀螺装置。

在上升、再入和中止飞行时，轨道飞行器速率陀螺提供速率偏差和稳定航天飞机的反馈信息并通过飞行层姿态控制指示器速率指针显示。每台装置由 3 个单自由度速率陀螺组成，敏感滚动、俯仰和偏航速率。该装置需要有 5min 的预热时间。并用氟利昂冷却回路冷却。

系统用固体助推器速率陀螺提供第一上升段反馈信息和从起飞到固体助推器 / 外贮箱分离前 3s 的速率。2 台固体助推器各装 3 台陀螺装置，每台装置只含 2 个陀螺，用来敏感俯仰和偏航速率。陀螺在助推器分离前 2~3s 从回路退出。

2、加速度计装置 4 台轨道飞行器加速度计装置(AA)用来在上升和再入段提供加速度偏差的反馈信息，用于稳定航天飞机和末区能量管理—进场 / 着陆升降副翼卸载。

每台装置由 2 个单轴加速度计组成，敏感横向和法向偏航和俯仰加速度值。加速度计利用摆式光束和光电二极管读出加速度值，装置采用对流冷却，需要有 5min 的预热时间。

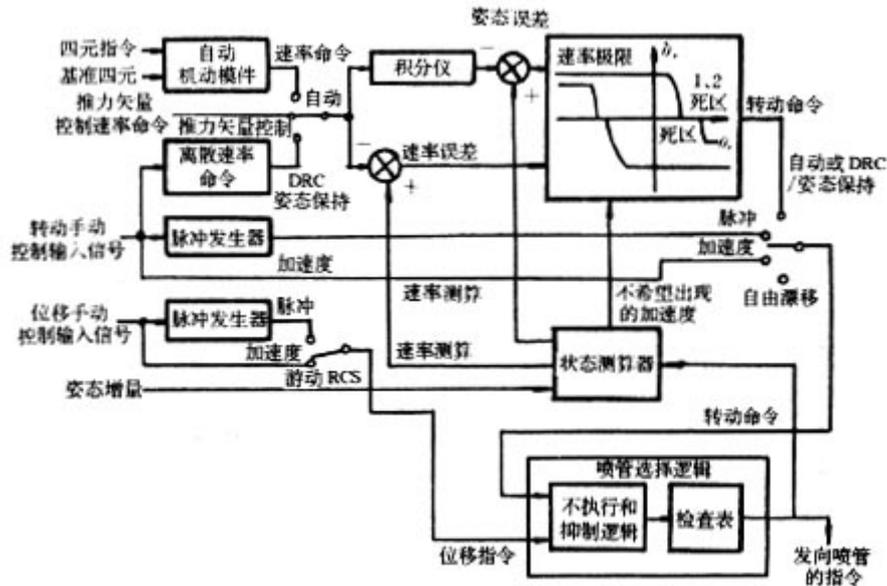
3、转动手动控制器 飞行员可用转动手动控制器(RHC)操纵轨道机动发动机或反作用控制系统发动机，使轨道飞行器绕 3 个轴转动，轨道飞行器装有 3 台 RHC，指令长、驾驶员工作台、后部工作台各一台。每个转动控制器有 9 个传感器，3 个一组地敏感俯仰、滚动、偏航偏转。传感器产生一与 RHC 偏转成比例的电信号。3 个传感器各以 1、2、3 通道为代号，通道由冗余管理软件选择，每个通道由相应驱动器的电源供电。

4. 位移手动控制器 位移手动控制器(THC)控制反作用控制系统，使轨道飞行器沿 3 个轴移动。轨道飞行器共有 2 个位移手动控制器，各安装在指令长和后部工作台上，每个 THC 有 6 个 3 接点开关，3 个轴正负方向各 1 个。

5. 人—机接口 飞行员通过以下装置与飞行控制系统接口。它们是：飞行控制系统按钮指示器、轨道数控自动驾驶指示器、事件指示灯、姿态控制指示器、阴极射线管及键盘。

6. 上升段推力矢量控制器 系统有 4 个上升段推力矢量控制器(ATVC)。制导系统的指令送至 ATV 驱动器后，驱动器再将与指令成比例的电信号送往各主发动机和固体助推器伺服作动器。

7. 主发动机 / 固体助推器伺服作动器 该作动器由 4 个独立的二级伺服作动器组成。它们接收从 ATV 而来的信号。每个作动器都有 4 个二级伺服作动器阀门，由它们控制伺服作动器内的一个滑阀，滑阀 确定作动器的位置以及相应的发动机的位置。飞行控制系统向 4 个二级伺服阀门发出 4 个相应的指令，由它们的综合作用确定阀门位置，以防错误指令影响作动器动作。如错误指令时间超过指定值，则有故障的阀门液路就会被隔离而利用其它通道和阀门控制作动器滑阀。



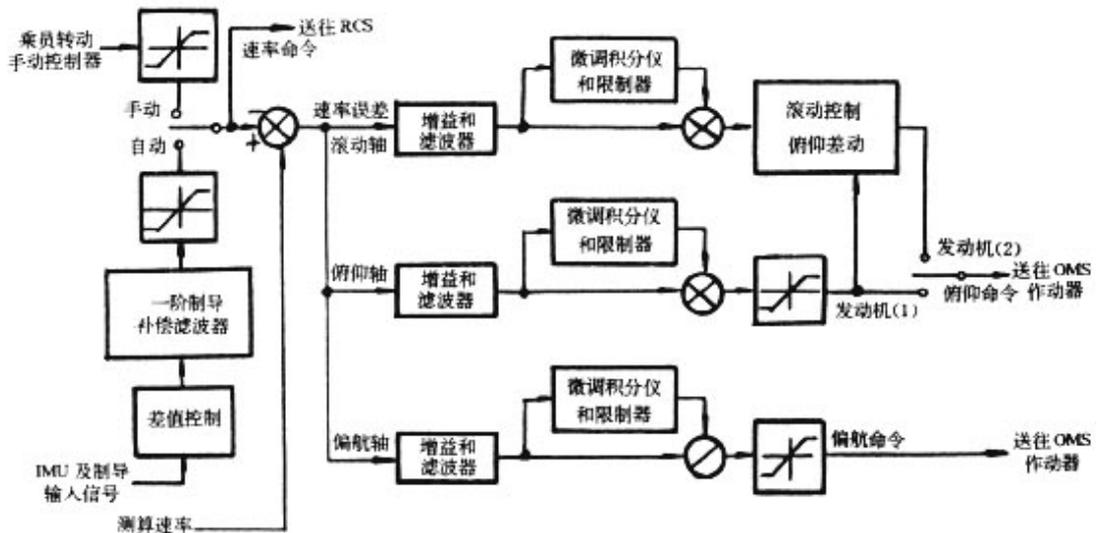
反作用控制系统轨道数控自动驾驶仪框图

8. 反作用控制系统 反作用控制系统(RCS)由 38 个主推力器和 6 个游动推力器组成。主推力器用来作主要的转动和全部位移机动，每个主推力器推力 3870N、最短点火时间 $80 \mu s$ 。游动推力器用作微调，推力 106N、最短点火时间亦 $80 \mu s$ 。

反作用 控制系统数控自动驾驶仪(见前图)以 12.5Hz 速度工作。状态测算器以从姿态处理器而来的姿态增量为基础计算姿态和姿态转动率，由喷管选择逻辑 / 喷管点火指令导出角速率增值。姿态处理器从惯性测量组件接收主要输入信号。测算的姿态和速率与转动指令相对比，进行处理后将偏差信息送往飞行段控制器。根据抛物线和线性转换曲线确定喷管点火时间并产生转动指令，选择适当的喷管点火。

9. 轨道机动系统 轨道机动系统(OMS)有 2 台轨道机动发动机，每台推力 26.69kN，发动机可以摆动并由双冗余俯仰和偏航作动器控制，俯仰作动器轴线与轨道飞行器 X-Y 面呈 15.9° 夹角，偏航作动器呈 0.5° 夹角。

采用自动推力矢量控制时，由交叉操纵功能产生一速度操纵指令(代表预定速度方向的制导指令矢量和实际速度增量矢量间的差值)，进行适当的滤波和换算后将速率偏差操纵信号送往推力矢量控制滤波器和微调积分仪，产生作动器位置指令。OMS 与 RCS 形成一闭环的控制系统以免因 OMS / RCS 故障而产生较大的姿态和速率偏差。



轨道机动系统推力矢量控制轨道数控自动驾驶仪框图

10. 空气舵 轨道飞行器有 7 个空气舵。4 个升降副翼上下偏转作俯仰机动，两侧升降副翼向相反方向偏转作滚动机动。襟翼位于后机身尾部下侧，再入时为 3 台主发动机提供热防护，进入大气后提供俯仰修正，减小升降副翼的转角。方向舵 / 减速板同时向左或向右偏转时作偏航机动；向相反方向开启时，增加气动阻力使飞行器减速。

空气舵伺服放大器 空气舵伺服放大器 (ASA) 从控制系统软件接收命令并使作动器液压阀门置位。ASA 从空气舵接收反馈信号与位置指令，加工后提供一伺服回路，接通升降副翼、方向舵 / 减速板等 4 个独立回路中的一条回路。襟翼用 3 条伺服回路，共有 4 条飞行控制通道 (ASA+作动器伺服阀门+反馈信息传感器+ASA)，4 个 ASA 用氟利昂冷却回路冷却。

空气舵伺服作动器 各空气舵由专用伺服作动器摆动。由轨道飞行器液压系统提供液压，由转换阀门选择主液压源，其它作备用。

每个伺服作动器各从 4 个 ASA 接收 4 个指令信号，每一伺服通道由 1 个二级伺服阀组成，阀驱动调制活塞。4 个活塞沿一共同轴累加，并对此机械轴产生一定位滑阀的力。由滑阀控制送往作动筒的液压工质流量，控制作动筒移动的方向，从而将空气舵置于所要求的位置。到达理想位置时，动力线圈将作动筒锁定在该位置上。如 4 条伺服控制通道中有 1 条发生故障时，电磁隔离阀门就会从有故障的通道移走液压，使液压旁通。

每个伺服作动器作动筒有 4 条线位移传感器和 4 个辅助压差传感器。线位移传感器为 ASA 相应的回路提供位置反馈信息，并与伺服回路的位置指令信号相加。作动筒辅助压差传感器的信息相加产生一与差值信号成比例的电动-液压阀门驱动电流，使作动器定位。

软件系统

由飞行控制软件选择操作程序 / 主模式，对航天飞机进行控制。机载计算机装订的操作程序 / 主模式如图、表所示。



航天飞机飞行操作程序

OPS—操作程序;SRB—固体助推器;MM—主模式;

OMS—轨道机动系统;ET—外贮箱;ME—主发动机;DAP—数控自动驾驶

数控自动驾驶(DAP)软件由上升推力矢量控制(ATVC)、主推进系统(MPS)命令处理、固体助推器处理、空气舵控制和再组态逻辑组成;GNLC—制导、导航和控制

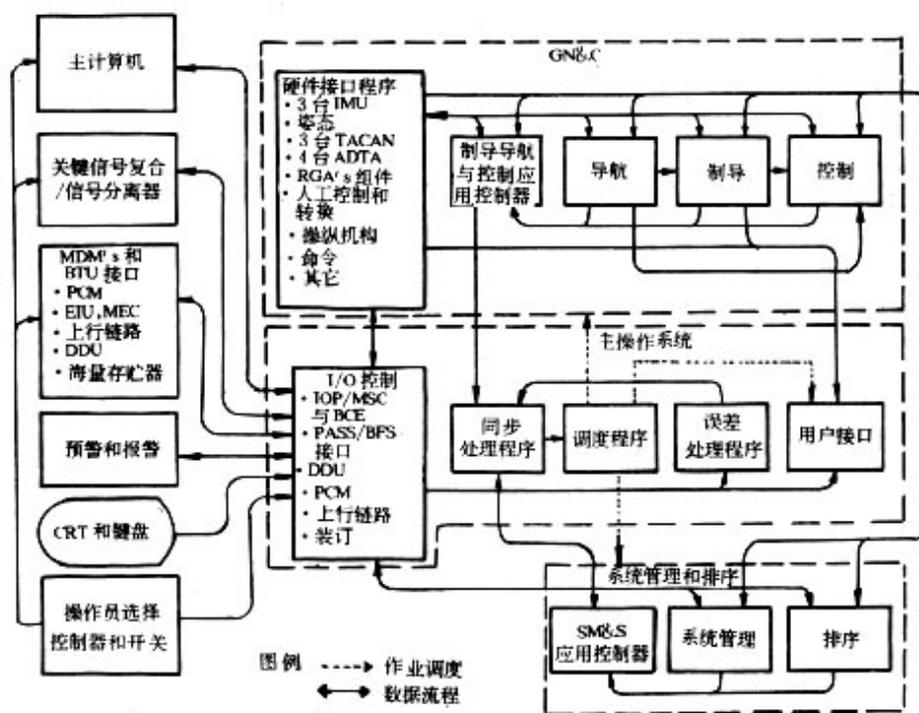
DAP 产生加速度变化、微调、升降副翼卸载程序,DAP 再组态逻辑是飞行控制软件的辅助软件,它应控制模式变化、故障状态变化和事件发生的状况,产生数控自动驾驶和制导/操纵模式排序和初始化所需要的指示符。姿态处理与制导和操纵软件接口为后者提供实时姿态信息,进行飞行控制计算并消除指令姿态与实际姿态间的误差。

航天飞机飞行操作程序与模式

| 飞行操作程序 | 主模式 | 说明 | 飞行操作程序 | 主模式 | 说明 |
|--------|-------|------------------|--------|-------|--------------|
| OPS1 | MM101 | 射前 | OPS3 | MM301 | 出轨前 |
| | MM102 | 第一上升段 | | MM302 | 出轨操作 |
| | MM103 | 第二上升段 | | MM303 | 再入前监控 |
| | MM104 | OMS 第一次点火——入轨 | | MM304 | 再入 |
| | MM105 | OMS 第二次点火——进入圆轨道 | | MM305 | 末区能量管理,进场与着陆 |
| | MM106 | 入轨滑行 | OPS6 | | 返回发射场,中止飞行 |
| OPS2 | MM201 | 轨道运行 | OPS8 | | 轨道测试 |
| | | | OPS9 | | 飞行前地面测试 |

备用飞行控制系统

备用飞行控制系统(BFC) 只在特别紧急的状况下起用。它由第 5 台通用计算机控制并采用独立的软件,所采用的控制方程与主飞行控制系统相似,但它是一种单字符串飞行控制系统。这样可以避免产生与主计算机或主系统软件同样的问题。BPC 与主飞行控制系统同时工作,但禁止信号输出,系统由宇航员手动起动。



备用飞行控制系统

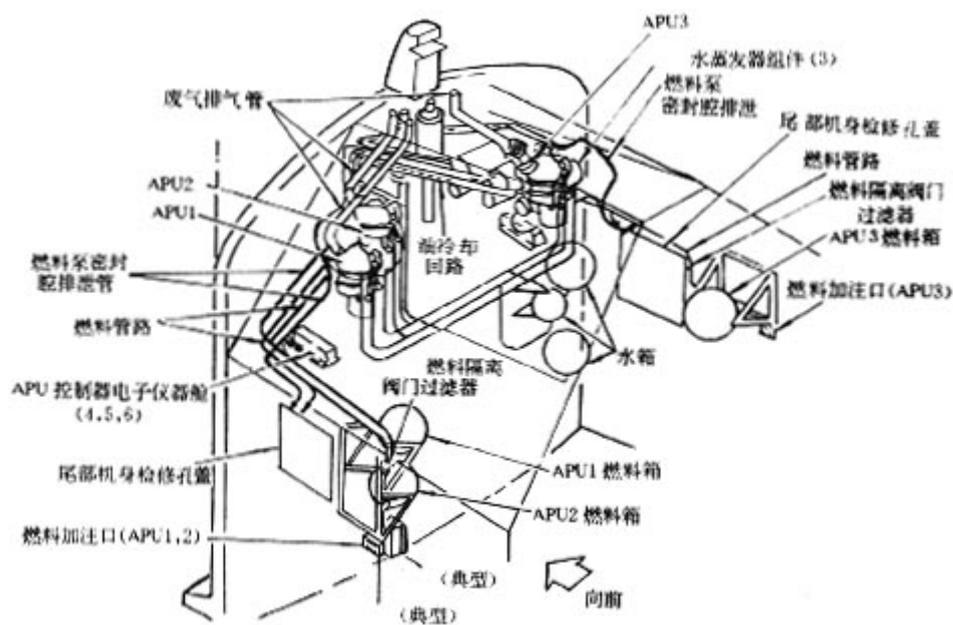
ADTA—大气数据测量装置;BCE—备用控制设备;BFS—备用飞行控制系统;BTU—基本传输设备;CRT—阴极射线管;DDU—显示器驱动器;EIU—发动机接口装置;GN&C—制导、导航与控制;IMU—惯性测量装置;I/O—输入/输出;IOP—输入输出处理器;MDM—信号复合/信号分离器;MEC—主事件控制器;MSC—主存储器控制器;PASS—程序作动信号系统;PCM—脉码调制;RGA—速率陀螺组件;SM&S—系统管理和排序;TACAN—塔康导航系统。

辅助动力装置系统

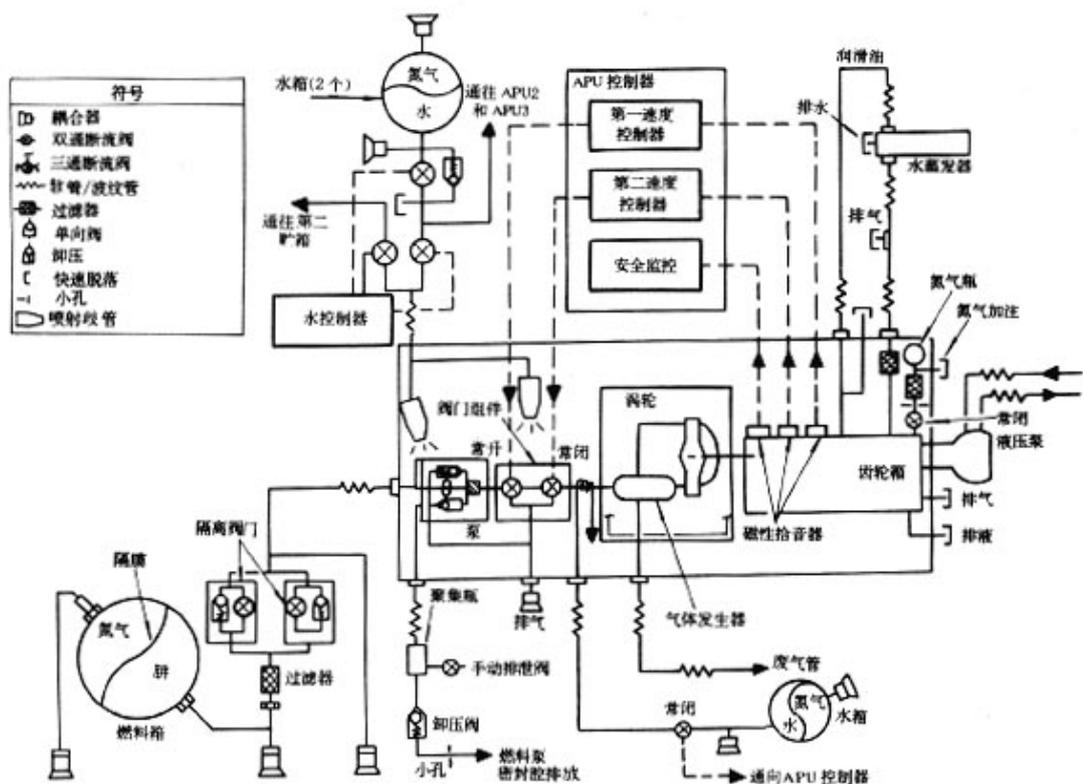
系统由 3 套独立的辅助动力装置 (APU) 组成。APU 是一种用肼作推进剂，为轨道飞行器液压泵提供机械传动力的装置。3 套 APU 及其燃料系统虽相互隔绝，但 3 套 液压系统却是压力连通的。这样便可保证在 1 台 APU 或 1 套液压系统出现故障时，由其它 2 套来调节总的液压载荷。第 2 套系统再出现故障时，第 3 套系统尚可产生 足够的液压动力，但以降低的速率驱动全部作动器。

3 套 APU / 液压泵系统在发射和助推段工作。它们为 3 台主发动机提供推进剂阀门控制、主发动机推力矢量控制、助推段升降副翼气动卸载控制。除轨道检测外，APU / 液压泵系统在轨道飞行期间是不工作的。它们在出轨前启动作出轨检测。在再入、着陆和进场的大气飞行段为轨道飞行器空气舵作液压定位，为起落架释放、控制、制动提供液压动力。

APU 位于轨道飞行器尾部机身。每套 APU 由燃料箱、燃料分配和加注系统、APU 控制器、排气管路、润滑油冷却系统、燃料 / 润滑油排泄孔和管路及温控系统组成。电加热器系统和隔热装置将系统温度控制为 7.2°C ，以防燃料冻结、保持油的粘度，并将 APU 工作时向轨道飞行器散射的热量减至最低。电子控制器负责 APU 射前关键状态参数的测试、APU 工作控制 (启动、速度控制、关机、冗余管理) 和 APU 工作前和停止工作后的温度控制。燃料分配和加注系统包括过滤器、燃料流量控制阀门、加注、排泄耦合器和测试耦合器。APU 在超出极限转速时自动关机。每台 APU 功率为 $99.3\sim 108.9\text{kW}$ 。



辅助动力装置组件分布



辅助动力装置系统简图

系统共有3个燃料箱，每个装肼158kg，燃料箱隔膜一侧为增压氮气，它正推隔膜将肼在0.55~2.45MPa压力下送往燃料泵入口，由燃料泵将压力增加到10.3MPa。高压燃料通过燃气发生器控制阀门后送往气体发生器。气体发生器在8.65MPa下将燃料催化分解为气体。然后气体被送往1台二级涡轮。涡轮废气冷却燃气发生器后被排出APU外。当涡轮达到额定转速后，由气体发生器控制阀门、电子控制器和速度传感器将转速控制在±8%之内。涡轮轴上装有3台冗余的速度传感器，为电子控制器提供脉冲速度信号，涡轮的第一额定工作速度为75000r/min。如果第1模式速度控制失败则自动起动81000r/min的第2速度控制模式。第2模式也可在要求APU有更大的承载能力时通过手动起动。如果第2控制模式也失败了，则会自动起动83000r/min的备用控制模式。如果两种模式均失败时，APU就会在转速达93000r/min时自动关机。

转动的涡轮通过齿轮箱驱动燃料泵、润滑油泵和液压泵。齿轮箱的设计以活塞蓄油器为特点。蓄油器容量可变，蓄油器同时也是齿轮箱壁，使润滑油系统可在任意姿态和零重力状态下工作。齿轮箱润滑油流经液压系统水喷射蒸发器进行冷却。

气体发生器冷却系统用于热再起动。3个气体发生器共用一氮气正推水箱。燃料泵水冷却系统在APU在轨关机后起动，以防因吸热在燃料系统中产生气体。该系统为双冗余系统，每套由氮气正推水箱、管路、控制阀和水喷射器组成。

每个 APU 宽 45cm、高 55cm、长 50cm。APU 的无维护工作时间为 50h，气体发生器寿命 20h，如更换催化装置，则可延长至 60h。

液 压 系 统

系统由 3 套独立的液压系统组成。每套各由用于产生、控制、分配监控和使用液压的组件组成。轨道飞行器可用 3 套液压系统中的任意 2 套来完成从主发动机关机到出场的任务。但是在最恶劣的下降条件下要求用 2 套系统提供空气舵最大转动速率。因而液压系统只能达到故障安全，而不是故障工作 / 故障安全。

每套液压系统由各自的泵、油箱、油冷却器、控制器、显示及分配系统组成。系统由辅助动力装置 APU 驱动的 20.6MPa 变排量泵提供液压。

发射前，轨道飞行器利用机上电动循环泵提供液压，直到 APU 起动。上升段由 APU—驱动泵提供液压，进行主发动机摆动和阀门控制。上升段结束后，在外贮箱分离前，脐带收进轨道飞行器，APU 在推进剂排泄后关闭。各系统的在轨温控由电加热器和低压 / 低流量电动循环泵完成。在出轨 / 再入段由 APU 驱动液压泵提供空气舵操纵液压动力，脐带回收，主发动机摆动和控制液压液路关闭。系统在着陆前为起落架开锁、下放和着陆后的刹车—止滑系统提供液压。

液压动力系统

液压泵

系统采用变排量液压泵。每台变排量液压泵装有电动减压阀，由各自的压力开关进行控制。在 APU 起动前，需使开关处于“低”挡位置。开关置于“低”挡时，减压阀打开，油泵出口压力由正常的 19.91~21.28MPa 降为 3.43~6.86MPa。APU 起动后压力开关从“低”位进到正常压力位置，压力恢复到正常值。APU 处于额定转速，油泵工作压力为 20.03MPa 时，油泵排量为 0~0.238m³/min；APU 高速转动，油泵压力为 20.7MPa 时，油泵排量为 0.263m³/min。

过滤器组件

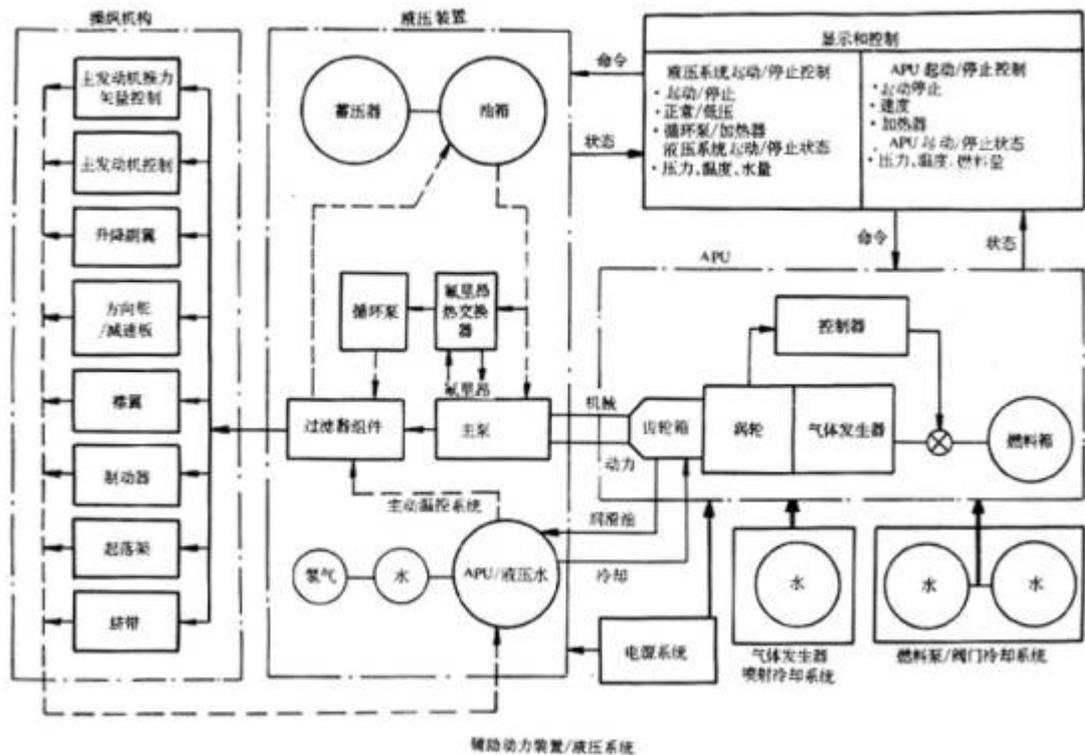
每套液压系统中，除了液压泵壳体排油和通往油箱的油管路中各装有一过滤器外，还装有一过滤器组件，过滤进入和排出液压泵的液压工质。组件装有监控油泵出口压力的压力传感器，当油压超过 26.43MPa 时，组件的高压安全阀门将高压油排放到回油管路中以降低油压。

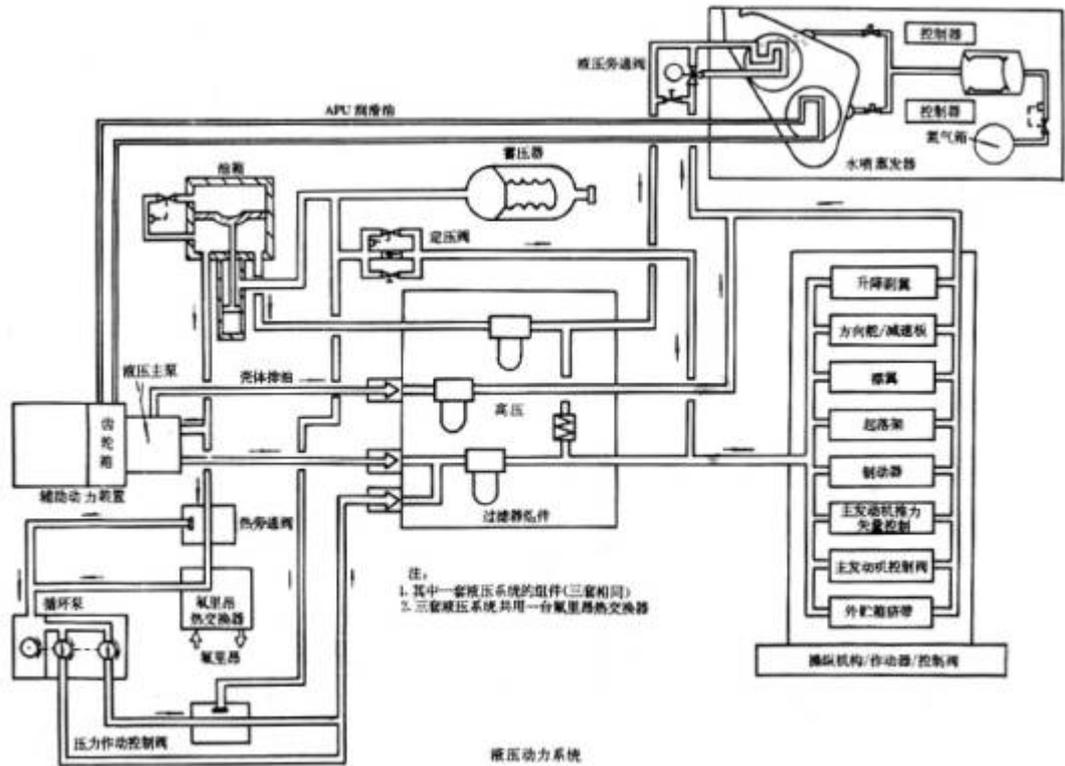
水喷蒸发器

各液压系统的回油管路均通往各自的水喷蒸发器，3台水喷蒸发器在发射前、助推段、在轨测试、出轨、再入、进场着陆过程中为各自的液压系统和APU润滑油系统提供膨胀吸热。在通向水喷蒸发器的回油管路上装有液压工质控制阀门。它在液压工质压力超过329.5kPa时打开，只允许在通过水喷蒸发器的压差为343.2kPa时，每分钟通过0.162m³工质。否则便会在出现0.236m³/min峰值流量时使压降加大9倍，而影响液压系统的工作。系统还装有温度控制器分流阀。温度上升至98℃时，分流阀使工质通过水喷蒸发器进行冷却。

油箱

各液压系统回油管路上的油箱向主液压泵和循环泵提供液压工质。油箱内装有一个油箱一侧和蓄压器一侧的面积比为40:1的活塞，它由系统的液压作动，向主液压泵和循环泵提供增压的工质。油箱的MIL-H-83282液压工质容量为30321cm³。油箱设减压阀，在压差达833.8kPa时卸压，以防油箱超压。





蓄压器

活塞蓄压器用来阻尼压力脉动并将主液压泵和循环泵的压力脉动降至最低，蓄压器在 11.33~12.03MPa 压力下，预加注 243cm³ 氮气。液压工质的容量为 129cm³。

定压阀在高空起动状态下自动关闭，拦截积聚的液压，使油箱以正压向主液压泵和循环泵送油。每个蓄压器均设有地面操作泄压阀。

循环泵

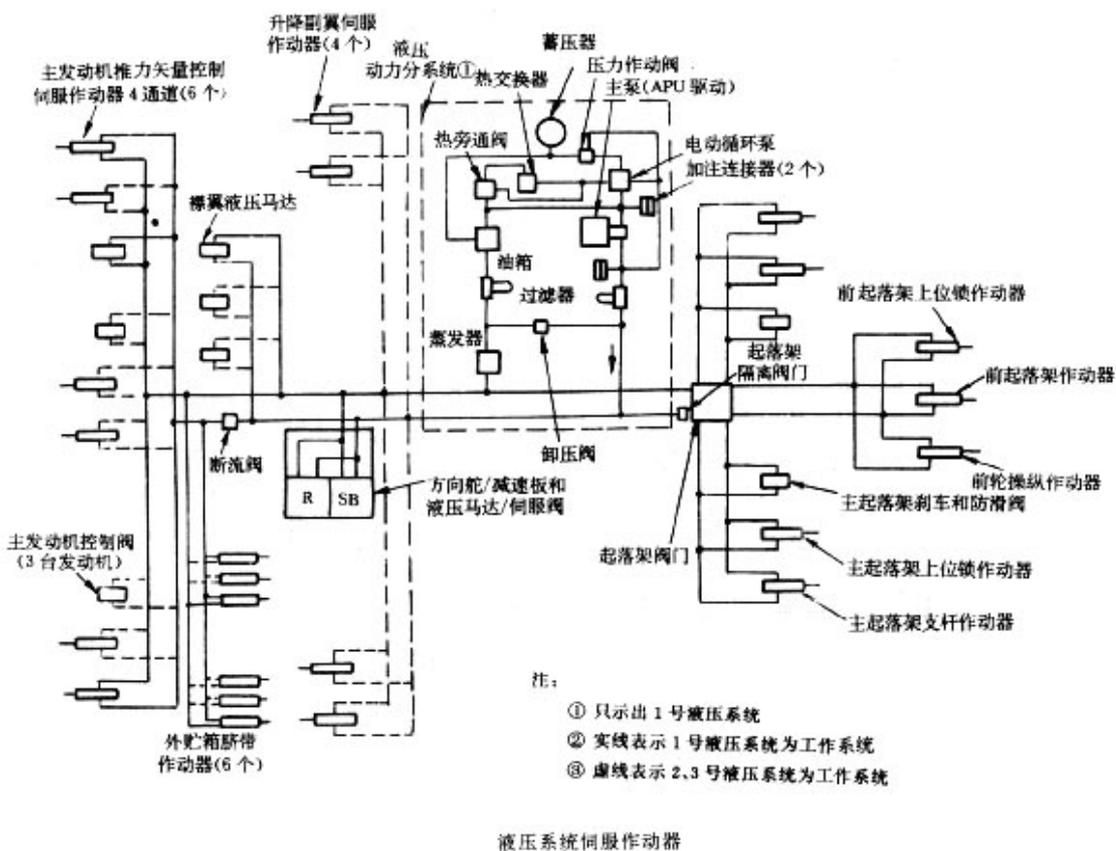
电动循环泵用于液压工质的温控。循环泵由高压和低压二级齿轮泵组成。齿轮泵由备有自主式变换器的 28V 直流感应电机驱动。油流入泵前绕流电子组件再通过电机以防电子件过热。低压级在 2.4MPa 压力下每分钟输油 10.9L。循环泵在发射前到 APU 起动前使液压工质保持在要求的温度范围内；轨道中通过从主动温控系统氟利昂 21 冷却回路 / 液压热交换器向液压系统传热的方法对液压工质进行轨道温控；着陆 / 出场，APU 关机后，循环泵通过水喷蒸发器控制工质升温。

隔热物和电加热器

在不适用循环泵进行温控的油滞区，采用隔热物和电加热器，在机身襟翼差分齿轮箱、方向舵、减速板混合齿轮、4 个升降作动器、尾部机身襟翼 A 和 B 密封腔排泄管和方向舵、制动器排泄管都装有电加热器。

伺服作动器

4 块升降副翼各由平衡活塞伺服作动器驱动并由 4 个电动液压伺服阀(4 通道)控制。伺服阀合力驱动作动器动力滑阀。方向舵 / 减速板和机身襟翼由伺服控制液压马达操纵和机械传动作动器驱动。



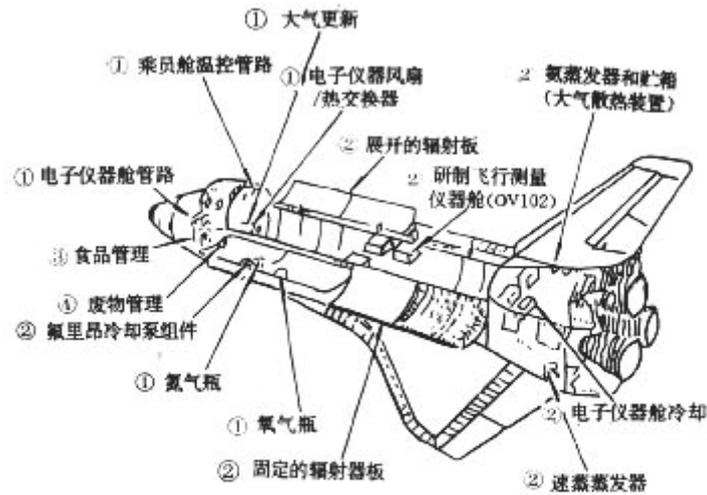
主发动机推力矢量控制由线性平衡活塞伺服阀提供，俯仰轴和偏航轴各 1 个。伺服作动器由 4 个与作动器组装在一起的电动液压伺服阀(4 通道)控制。

主起落架区装有主起落架支杆和上位锁线性作动器、主起落架和前部起落架控制阀以及主起落架刹车 / 防滑阀门。前轮区装有前轮操纵作动器、前着陆架支杆作动器和上位锁线性作动器。

轨道飞行器、外贮箱推进剂脐带由靠近轨道飞行器下部蒙皮的主推进剂管路附近的液压作动器收回。

环境控制和生命保障系统

环境控制和生命保障系统由大气更新系统、主动温控系统、食品、水、废物处理系统和气闸保障系统组成。

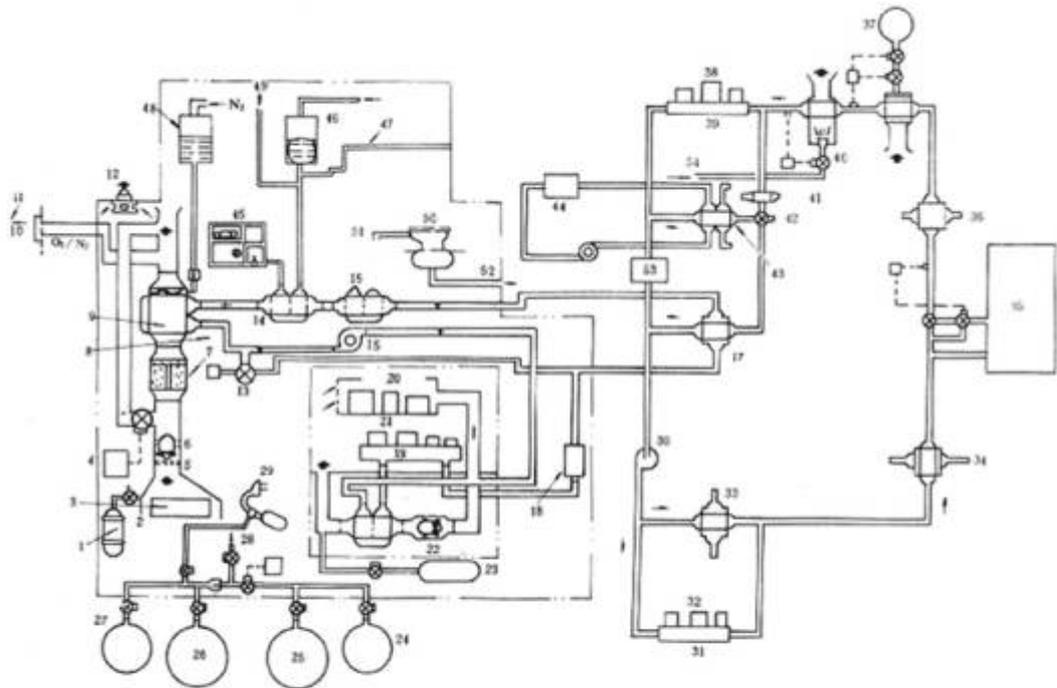


环境控制和生命保障系统布局

①—大气更新；②—主动温控；
③—饮用水；④—废物处理(液体、固体)。

大气更新系统

系统由乘员舱空气回路、水冷却回路和大气压力控制系统组成。系统在执行任务过程中连续工作，为乘员和机载电子设备提供空调环境。其主要功能是：(1) 大气压力控制；(2) 湿度、二氧化碳、气味和温度控制；(3) 电子设备温控；(4) 冷却出舱活动乘员液体冷却套；(5) 对机载空间实验室进行空调。

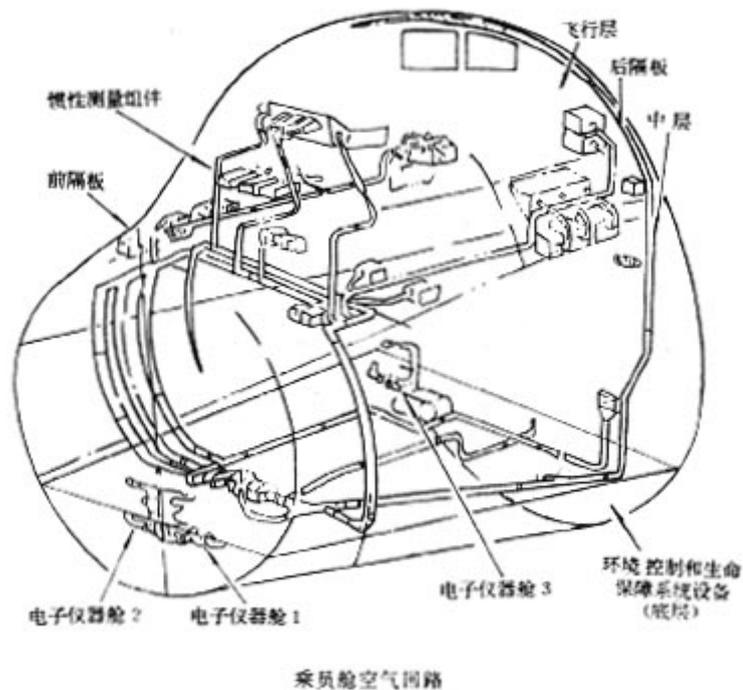


环境控制和生命保障系统简图

1. 灭火器; 2. 乘员舱湿度; 3. 乘员舱电子件; 4. 乘员舱湿度控制器; 5. 过滤器; 6. 风扇; 7. 氢氧化锂; 8. 惯性测量组件热交换器和风扇; 9. 乘员舱热交换器; 10. 气闸舱门; 11. 通往增压有效载荷组件; 12. 释放舱压; 13. 水阻控制阀门; 14. 水冷却器; 15. 水泵; 16. 液体冷却热交换器; 17. 交换器; 18. 结构加热; 19. 冷却板冷却; 20. 空气冷却; 21. 电气装置设备; 22. 风扇; 23. 氟利昂; 24. 乘员舱增压氧气瓶(20.5MPa); 25. 氧气瓶(20.5MPa); 26. 低温氧气瓶(6.18MPa); 27. 乘员舱增压氧气瓶(20.55MPa); 28. 分压控制; 29. 轻便供氧系统; 30. 氟利昂泵; 31. 中部机身冷却板; 32. 电气设备; 33. 燃料电池热交换器; 34. 增压系统热交换器; 35. 制氧器; 36. 地面保障系统热交换器; 37. 氧气瓶; 38. 电气设备; 39. 后部电子仪器舱冷却板; 40. 通流蒸发器; 41. 氧气分离器; 42. 流量比例阀门; 43. 有效载荷热交换器; 44. 研製; 飞行测量仪器冷却板; 45. 食品管理; 46. 饮用水箱; 47. 通流蒸发器; 48. 冷藏罐和尿液存储罐; 49. 从燃料电池来的水; 50. 废物处理; 51. 通往冷藏罐和尿液存储罐; 52. 出口; 53. 速率陀螺; 54. 来自水系统。

空气回路

乘员舱布有送气和回气的管路，舱内空气经 $300\ \mu\text{m}$ 过滤器过滤后用 1—2 台风扇排出舱外，并送往氢氧化锂容器除去二氧化碳，用活性炭除去异味和微量污染。之后空气被引向热交换器，由水冷却回路冷却，分离湿气水分后送回乘员舱，并将湿度控制在 $3.8\sim 16^\circ\text{C}$ 露点范围内，温度调节在 $18\sim 26^\circ\text{C}$ 之间。此外乘员舱还设有专门用于冷却 3 个惯性测量组件和 3 个电子仪器舱的空气回路。



各电子仪器舱均设有电子件空气冷却组件，它由 2 台风扇，若干个单向阀门、1 台热交换器和相应的管路组成风扇分离器、热交换器、废水箱、氢氧化锂过滤器、一氧化碳组件均置于舱底。

4 人乘员组任务中，氢氧化锂箱每 12h 置换一次，一氧化碳装置每飞行一次置换一次。

水冷却回路

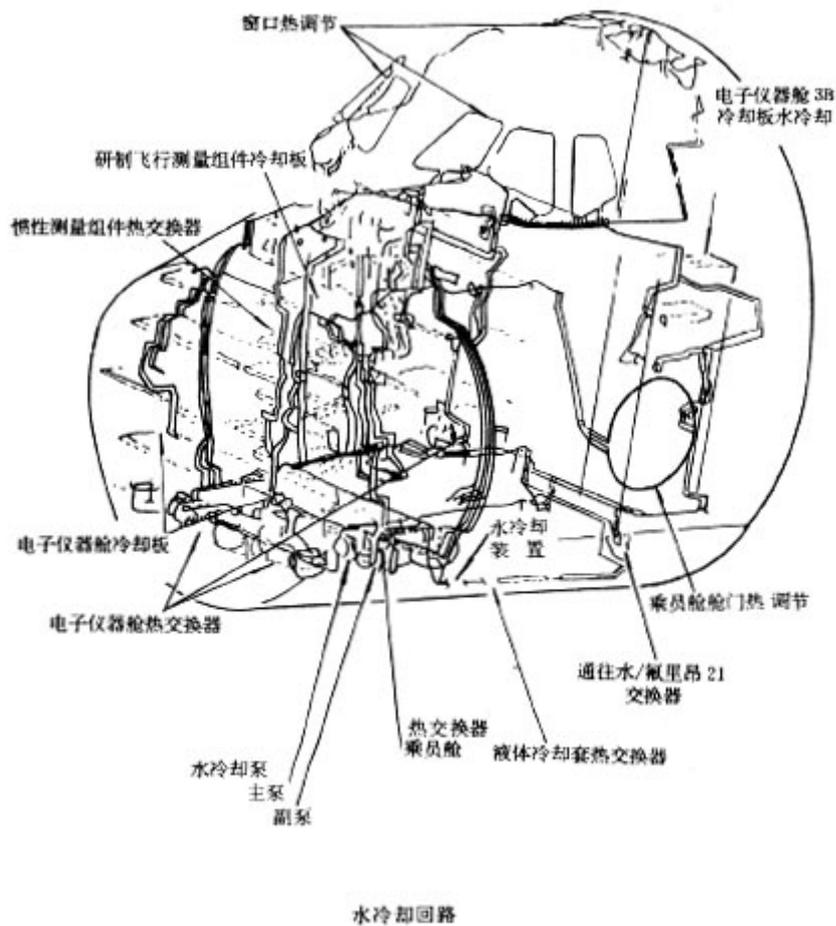
回路系统通过空气、水热交换器吸收热量，并用将水冷却回路的热量传递给氟利昂冷却回路的方法来调节乘员舱的温度。

系统设 2 条并排布置的回路，它们可同时或单独使用。水从水泵流出后进入 3 条平行的管路，经过各电子设备冷却板后合并一路通往水 / 氟利昂热交换器，将热量传送给氟利昂冷却回路。水冷却回路设有流量调节孔。

系统保证从再入到着陆，直到乘员出舱后 15min 乘员舱温度不超过 32℃。

压力控制系统

乘员舱由压力控制系统增压到 101.3 ± 1.37 kPa，并保持 70%氮气和 21%氧气的比例。氧气由超临界低温氧气瓶供给系统和急用氧气供给系统提供，氮气由位于中部机身底舱前部的氮气供给系统提供。系统设有保护舱体结构的正、负压力安全阀门。正压安全阀门使舱内外压差保持为 106.9~110.4 kPa，负压安全阀门将舱体压差限制在 6.8 kPa 以下。



主动温控系统

主动温控系统由氟利昂冷却系统、电子件冷却板网络以及 3 个散热器(辐射器、速蒸蒸发器和氨沸腾器)组成。

主动温控系统在整个任务期间为轨道飞行器散发热量。地面操作阶段(测试、射前、着陆后)由氟利昂冷却回路的热交换器和地面冷却系统散发轨道飞行器热量。

T+125s 时启动速蒸蒸发器，散发由氟利昂冷却回路来的轨道飞行器热量。蒸发器一直工作到有效载荷舱门打开。舱门打开后，连接在前部舱门的辐射器板展开，散发热量。当热载荷超过辐射器散热能力时，速蒸蒸发器自动启动，轨道作业后辐射器收回，有效载荷舱门关闭，准备再入，此时速蒸蒸发器重新开始工作。从 36.58km 高度起开始用氨沸腾器散发氟利昂冷却回路热量。

氟利昂-21 冷却回路系统

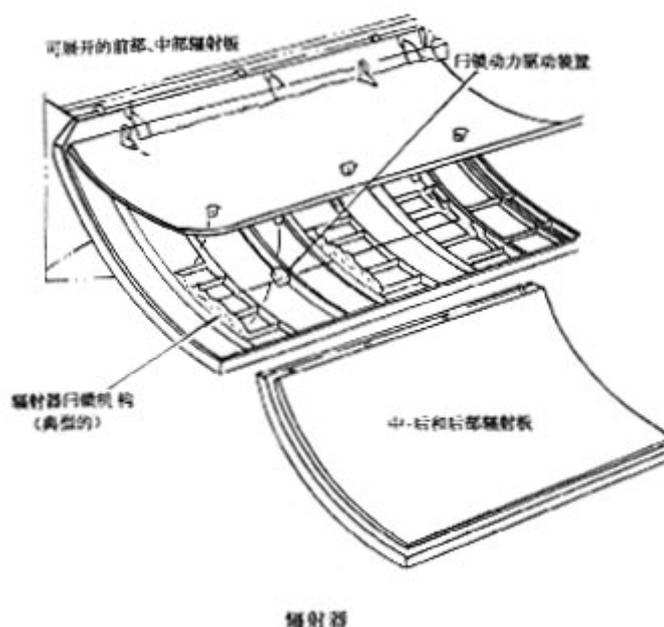
系统有 2 套完全相同的回路，2 套回路同时工作，当其中 1 套出现故障时，另 1 套仍可维持低动力再入。每套回路有 2 台氟利昂冷却泵，1 台工作、1 台备用。回路还各有一供氟利昂热膨胀，为冷却泵施加一正吸压头的蓄液器。

辐射器

辐射器由前部 4 块可展开的辐射板、后部 4 块固定辐射板和 2 个辐射器流量控制装置组成。上升和再入时，前部 4 块辐射板由 6 台马达驱动并锁定在有效载荷舱门上。入轨后舱门打开，由马达驱动 / 转矩 / 管杆装置将辐射板以 33.5° 夹角打开，辐射板正反两面均暴露于空间以增加辐射量。后部 4 块辐射板用球头连接装置固定在 2 扇有效载荷舱门上。

辐射板由 3.2m 宽、4.59m 长的铝合金蜂窝面板组成。前部辐射板正反两面均覆有 2.2cm 厚的面板。每块面板内表面粘接有 68 根内径为 0.332cm 的纵向管路。管路间隙 4.82cm。面板外表面尚粘有镀银泰氟隆带。后部固定辐射板只一面覆有芯体高度为 L 27cm 的蜂窝板，且只在暴露面布有管路并粘贴镀层。辐射板只设 26 条间隙 12.5cm、内径 0.45cm 的纵向管路。

辐射板与 2 条氟利昂冷却回路相连接，氟利昂旁通辐射器，由流量控制器将辐射器出口温度控制为 3.3°C 。超过 4.4°C 时，速蒸蒸发器自动起动。



速蒸蒸发器

系统共有 2 台速蒸蒸发器。上升和再入时同时起动，轨道工作时只起动 1 台。当其中 1 台出故障时尚可低动力再入。

温热的氟利昂-21 液流从冷却回路流经蒸发器散热芯。散热芯一端的喷嘴向散热芯的内芯喷水，水蒸发成汽，冷却氟利昂-21。

氨沸腾器

沸腾器为薄壳管形件，共有 2 条氨通路。氟利昂冷却回路从氨管路上方通过，得到冷却。调节氨流量使氟利昂-21 温度保持为 1.1°C 。

食品、水、废物管理系统

系统为宇航员提供基本生活保障。

食品管理系统

轨道飞行器备有食物贮藏、备餐和就餐用的各种设备，正常工作日每天为宇航员供 3 顿正餐和小吃，再入时只供一顿正餐。此外还有 96 小时的压缩食品。系统是按 2 人 1 天到 7 人 30 天的方案设计的。

水管理系统

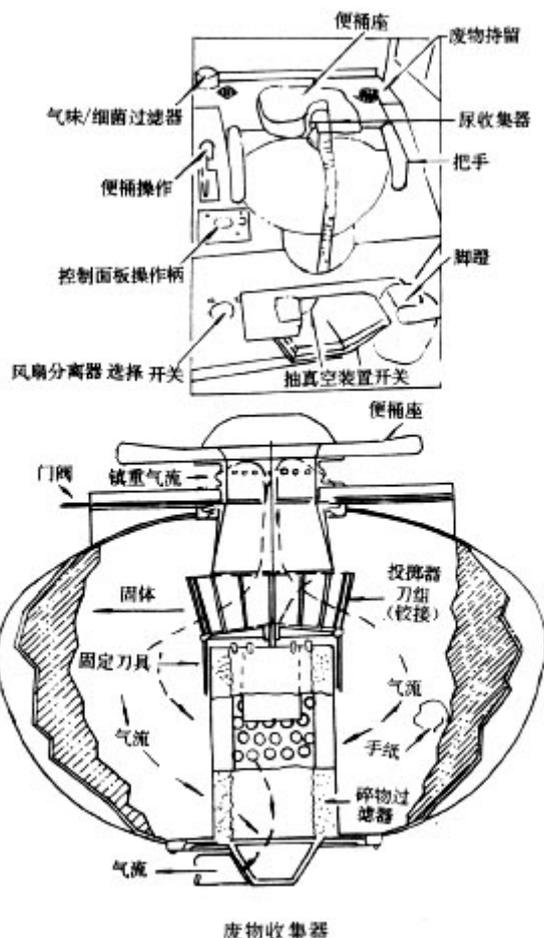
系统为宇航员提供 449kg 饮用水。饮用水由燃料电池产生，每小时最多可生产 5.89kg 水。由燃料电池产生的富氢水通过氢收集器除去水中 95% 过剩的氢气。收集器由一组对氢气有亲合力的银钯合金管组成。所收集的氢气通过排气口排出机外，水送往由 6 个水箱组成的水系统。系统设有水冷却器，可选用温水或冷水。冷却器将热量反射给空气冷却回路。

废物处理系统

废物处理系统在失重环境下收集、处理和存贮固体和液体废物(大小便、呕吐物、汗、厨房废水、废纸等)。

废液处理装置从尿液收集器、卫生台和舱外活动组件收集废液。尿收集器为一带有杯状容器的软管。空气 / 液体混合物被送入风扇分离器，空气由细菌过滤器过滤后送回乘员舱，废液泵入废液箱。

固体废物处理装置由便桶、风扇分离器和由投掷器、盖板和脚蹬组成的贮存器组成。便桶每小时最多可用 4 次，可存贮 210 人天的真空抽干粪便和废纸。



废物收集装置的工作过程是：打开阀门控制器，起动马达。当投掷器转速达1500r/min时，铰刀向外展开。前推门阀控制器打开门阀，由镇重气流(ballastair)将粪便送入便桶，刀具将粪便切碎，甩入便桶内壁。薄纸向投掷器刀具上部移动，然后收集到收集器底部。镇重气流通过碎物过滤器和水过滤器后通往风扇分离器。当控制系统开关打到呕吐位置时，刀具转速减慢，刀具不展开，呕吐袋进入便桶。便桶不用时由真空排气系统将废物内的水分收干并灭菌。

气闸

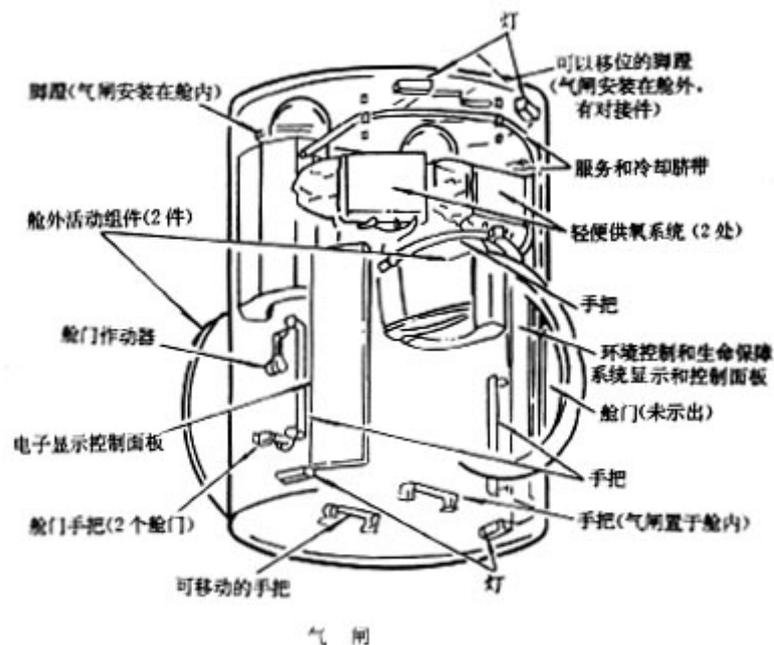
气闸是乘员从座舱进入有效载荷舱或出舱活动的必经通道。安装气闸后出舱活动时，乘员舱便无需再减压。

气闸长2.1m、内径1.6m、容积4.24m³，有2扇直径为1.01m、宽0.91m的D型开口、2扇压力密封舱门及各种配件。

通过舱门的平衡阀从气闸内部或乘员舱中层对气闸增压以平衡乘员舱和气闸间的压力。从气闸内部向机体外排气进行泄压。

气闸最多可提供 7h 的舱内外活动能力，气闸保障系统可提供气闸增压或减压、舱外活动设备充电、液体冷却套水冷却、预呼吸保障、舱外活动设备检测、通信等服务。

舱外活动供应站为舱外活动组件提供氧气、进行 废水处理和电池充电。由大气更新系统向供应站充填板供氧、供水。处理的废水送往废水处理系统。在出舱活动中通过服务 / 冷却脐带向舱外活动组件供氧、供气、 供电并进行通信，由液体冷却套系统通过脐带和热交换器，向乘员提供冷气并将吸收的热量传输给氟利昂冷却回路。舱外活动组件罩有冷却套，套内布有很多冷却循环软管。



轻便供氧系统

每一乘员备有一轻便供氧系统以备在乘员舱大气受污染、舱外抢救、着陆后轨道飞行器四周大气受污染时紧急供氧以及出舱活动时作预呼吸用。

系统由面盔、再呼吸回路、热交换器、氧气瓶、二氧化碳吸收和冷凝液收集器组成。系统可独立工作或与大气更新系统连接使用，系统尚设有一为面具提供通信的电缆。

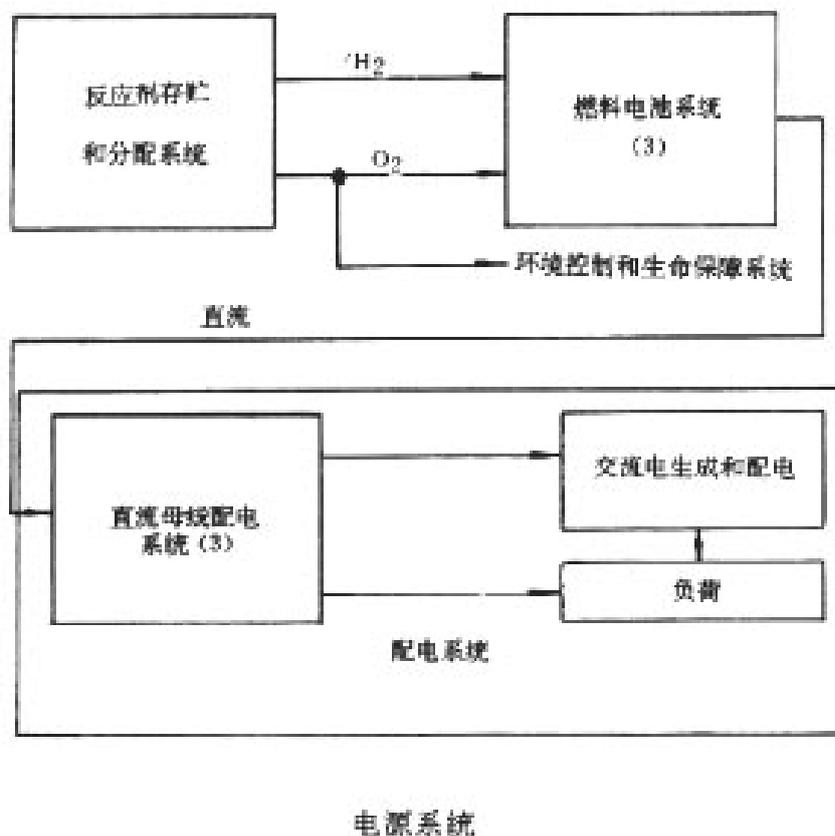
宇航服

1、研制飞行时，宇航员必须在上升和出轨再入时穿戴弹射逃逸服，该服质量约 10kg，由增压服外罩、头盔，手套和靴子组成。增压服是一种双层连体服。

2、耐过载服质量 2.2kg，可帮助血液循环并防止承受过载时出现脱水现象。正式飞行中宇航员必需穿耐过载服再入。在研制飞行中必须与弹射逃逸服配合使用。

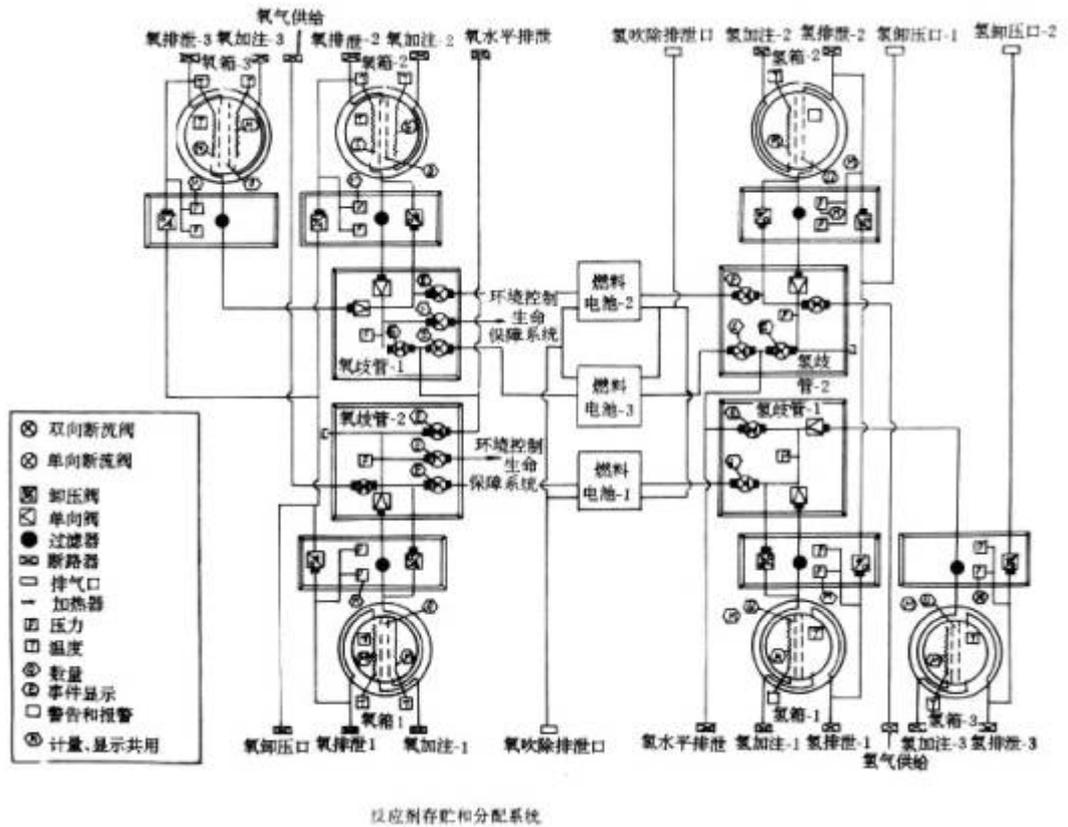
电 源 系 统

电源系统由反应剂存贮和分配系统、产生电力的燃料电池装置和配电系统组成。



反应剂存贮和分配系统

系统为 3 个燃料电池装置提供反应剂，为环境控制和生命保障系统提供乘员舱增压用氧气。氢和氧在超临界条件下贮存在双壁、真空隔层的绝热球形瓶中，每一贮瓶都设有多个绝热装置和用来在减压时为反应剂补充能量、进行压力控制的加热器。贮瓶具有测量反应剂剩余量的能力。系统在 6.18MPa 下供氧，在 1.72MPa 下供氢。到燃料电池装置后压力调节为 0.38~0.44MPa。加热器由测量和控制装置控制，每个贮瓶都装有过滤器、单向阀门和安全阀门。重要功能均按双冗余设计，配有双冗余组件。系统的断流开关可使任一贮瓶向任一燃料电池装置或环境控制生命保障系统输送反应剂，或在分配歧管处隔离故障。3 对杜瓦瓶装液氢 125.03kg，液氧 1061.38kg。每个液氧杜瓦瓶还装有 25.37kg 环控生保系统用氧，此外还带有一部分紧急备用反应剂。



燃料电池装置

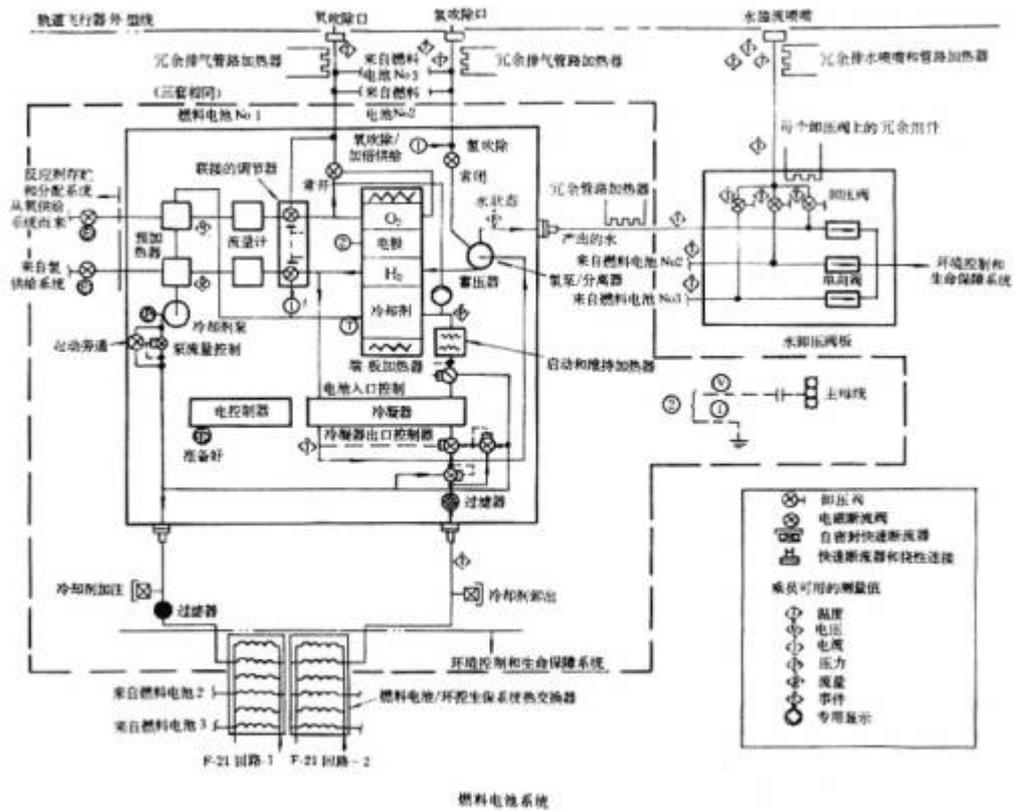
3个燃料电池通过化学反应产生28V直流电，在起飞后为航天飞机供电。发射前由地面设备供电。3个燃料电池装置各与反应剂分配系统、排热系统和配电系统相接。燃料电池装置还产生副产品——热和水。热量直接传至燃料电池热交换器，过剩的热量由氟利昂冷却回路带走，水送往饮用水系统。

燃料电池可重复使用并再起动。

每个燃料电池装置由发生化学反应的电源段，以及与其相接的密集附件段组成，由后者监控电源段的性能。

每个电池的电源段或电池堆由2个串联32个电池的并联于堆组成。电池含电解液氢氧化钾和水、氧电极(阴极)和氢电极(阳极)。反应剂进入电池装置，由预加热器加热到4.4℃或更高的温度后经过滤器进入组合式双气体调节器组件。

从电池堆引出的，由反应产生的氢和水蒸气与由反应剂存贮分配系统来的氢混合后进入冷凝器。其废热被输往燃料电池冷却系统，温度降低，蒸气冷凝为水。用离心泵将水分离并送往饮用水系统。



燃料电池冷却系统采用液态氟化烃 (FC-40) 作致冷剂，系统将来自燃料电池的废热通过燃料电池热交换器传输给中部机身氟利昂-21 冷却回路。经过内部温控将电池堆的工作温度保持在 93℃ 左右。

每个燃料电池质量 91kg、长 101cm、高 43cm、宽 35cm。系统连续功率为 14kW，峰值功率为 24kW，电压 27.5~32.5V。平均功率为 4.5kW 时，电池的维护寿命为 2000h 或 9000kWh。功率提高时寿命以非线性比例下降，当平均功率为 6.7kW 时，寿命降低一半，为 1000h 或 6700kWh。

配电系统

燃料电池产生的直流电输往配电系统 3 条主母线。每个燃料电池通过位于配电装置内的电源控制器 (由直流电机驱动的 500A 遥控开关) 与相应的母线相接。配电装置向位于轨道飞行器各部位的电源控制器装置 (PCA) 的母线供电。电源控制器装置和负荷控制器装置 (LCA) 用遥控开关装置配电。PCA 装有电源遥控器，它们是一些固态遥控开关装置、用来分配 20A 的负荷和作远距离转换中继。LCA 装有混合电路装置，由固态逻辑开关和 5A 或低于 5A 的遥控开关组成。

另有 3 条特种母线，由飞行层显示和控制开关控制。向失效的主直流或交流母线和重要的非电源系统负荷和开关供电。

相应于 12kW 和 2kW 功率的燃料电池额定电压为 22.5~32.5V，主母线额定电压为 27~32V。

每条直流主母线向 3 个固态、单相换流器供电。这样共有 9 个换流器组成 1 个换流器系统，将直流电转换成交流电后送往交流母线，由这些母线向飞行层和 中层显示和控制面板、有效载荷舱释放机械、有效载荷、主发动机控制器和有效 载荷舱门送电。

轨道飞行器共有 10 个马达控制器装置用来向排气盖、大气数据装置舱门、 有效载荷舱门等交流马达供电，马达控制装置由主母线、交流母线、混合继电器 等组成。

电源系统的各种参数送往飞行层面板进行显示、控制和传输。

起落架系统

系统采用常规飞机三点式起落架。每一起落架均由 2 个机轮和轮胎组成。前 轮可操纵转向。2 个主起落架带有防滑刹车装置。系统还包括由高强度，抗腐蚀 合金钢、铝合金、不锈钢和铝铜合金制成的减震组件。

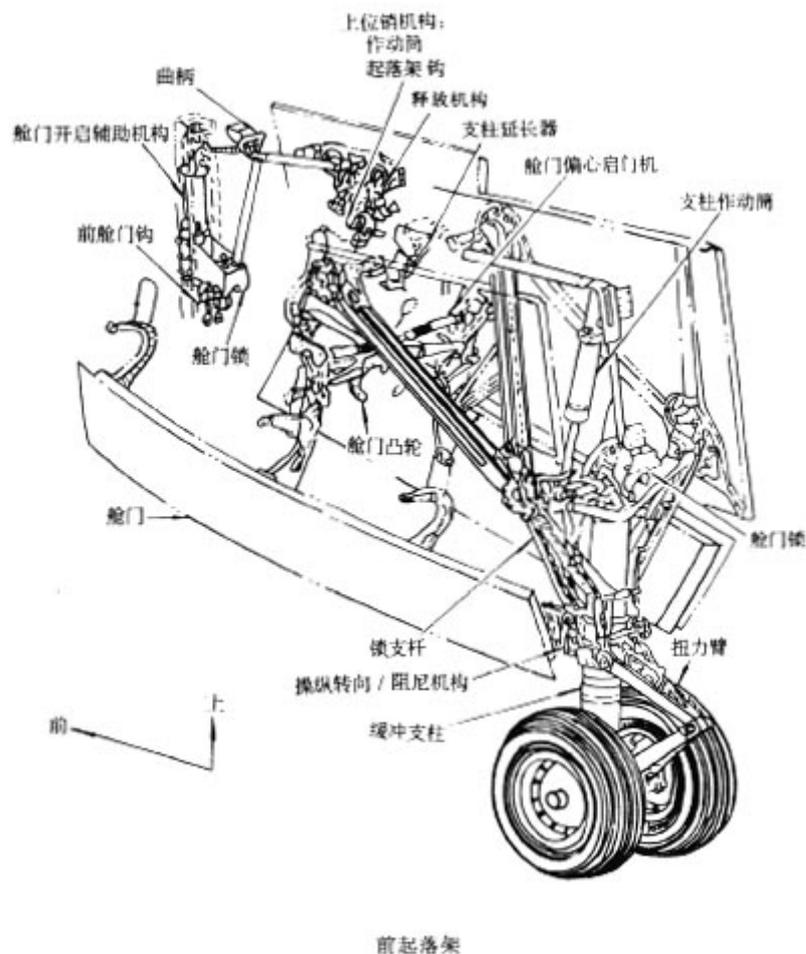
起落架的减震组件是一种装有氮气和液压工质的气动液压减震器。由于轨道 飞行器是在零重力状态下工作的，因而用移动隔膜将氮气和液压工质隔开，以保 证良好的减震效果。

起落架支柱上覆有镉钛金属镀层和硝基甲酸乙酯以作空间飞行防护。轮毂为 铸铝铆接件，涂底漆和 2 层硝基甲酸乙酯。

起落架在轨道飞行器进场时由指令长或驾驶员用控制台按钮控制下放，起落 架在按动按钮后 10s 内全部下落。

由液压释放上位锁钩，在弹簧、液压压力和起落架作动筒的作用下起落架自 动下落。当液压系统发生故障时也可用火工品作动器打开上位锁钩，起落架全部 下落后由弹簧锁住。

前起落架和主起落架舱门由连接在舱门和机身上的连杆打开。支柱凸轮转 动，驱动连杆，起落架外伸，当上位锁打开，起落架开始下落时，舱门打开。起 落架支柱作动器含有控制下落速度的液压缓冲器，防止下落连动机构受损。起落 架只能在飞行速度小于 555km/h 时下放。



起落架不能在飞行中收起。地面回收起落架时，由液压动力收回起落架，机械连动装置关闭舱门，上位锁将起落架锁定在舱内。起落架舱门由高温重复使用表面隔热瓦和热挡层隔热。

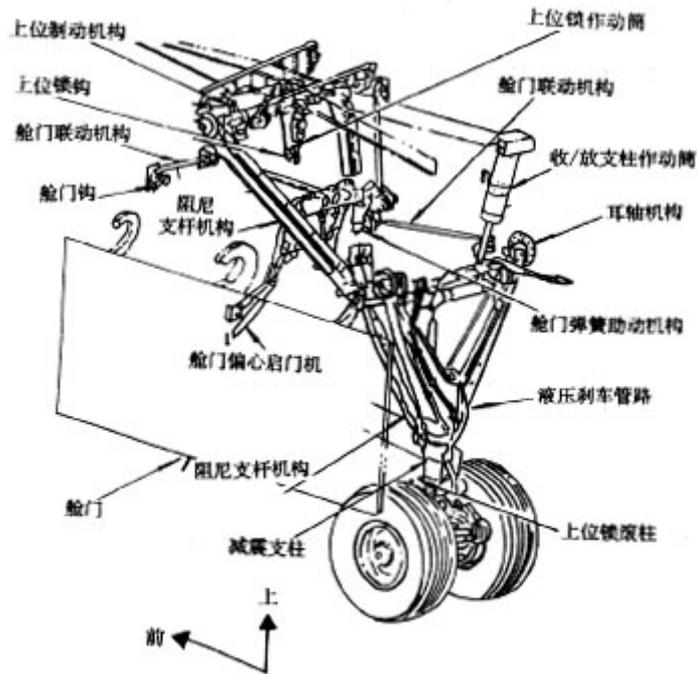
1号液压系统是打开起落架上位锁的唯一动力源。火工品起爆器作为备用系统。1号液压系统也是前起落架操纵作动器的唯一液压源。主起落架用1号和2号液压系统作为主要动力源，3号系统作为备用动力源。

前起落架轮胎尺寸为 $81.28\text{cm} \times 22.35\text{cm}$ ，其正常充气压力为 2.06MPa ，它能承受不低于 3.2 倍充气压力的突发压力。前起落架轮胎可承受的最大总载荷 200.17kN ，最高速度为 416.25km/h 。前起落架减震支柱的冲程为 55cm 。防止起落架和轮胎破坏的抬头速度为 $9.4^\circ/\text{s}$ ， 3.3m/s 。

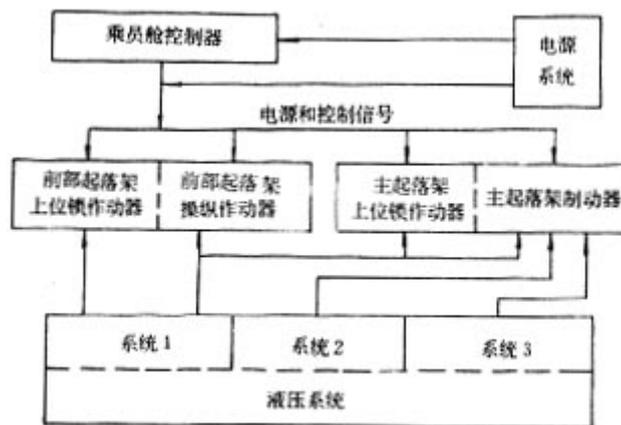
主起落架轮胎尺寸为 $113.79\text{cm} \times 40.64 \sim 53.34\text{cm}$ ，正常充气压力为 2.16MPa ，可承受的最大试验载荷为 547kN 。如轨道飞行器以 $60\% / 40\%$ 的比例对一个支柱的2个轮胎分配载荷，则轮胎的最大载荷各为 547kN 和 366.6kN ，作用于支柱的载荷为 913.7kN 。主起落架减震支柱的冲程为 40cm 。轨道飞行器总质量为 85276kg 时主起落架的允许下降速度为 2.9m/s ，总质量为 102513kg 时允许下降速度为 1.8m/s 。而侧风速为 23m/s 时，总质量为 85276kg 的轨道

飞行器的主起落架的下降速度为 1.8m/s 。总质量为 102513k8 的轨道飞行器的主起落架的下降速度为 1.5m/s 。

起落架轮胎的寿命是正常起落 5 次。



主起落架



起落架系统接口

主起落架的 4 个机轮上均装有电动液压盘式刹车和防滑系统。

盘式制动装置由 9 个盘片、4 个转子和 5 个定子组成。带有碳衬里的铍合金转子装在机轮内侧，随机轮而转动。同样材料的定子装在轮轴外侧，它们不随机

轮转动。刹车时刹车装置的 8 个液压作动器同时对盘片加压。作动器 4 个一组，各由液压系统 1 和 2 驱动。液压系统 3 为备用系统。

刹车系统的防滑部分可防止刹车时轮胎打滑、机轮锁定和轮胎受损。每个机轮联有 2 个速度传感器，向防滑监控电路传送旋转速度信息，当机轮转速约低于 4 个机轮的 30% 时(机轮锁住或打滑时)，该轮控制阀的防滑线圈激励，倒转制动线圈的极向，截断通往该轮刹车的液压直到轮速再次上升。如果机轮转速约低于各机轮平均转速的 30% 达 2s 时，机轮可能漏气，此时相邻机轮的液压被限制在 5.49 到 6.9MPa 范围内以防止制动或损坏轮胎。防滑系统不适于在 18.5~27.8km/h 时起用，这可能会导致丧失手动刹车功能。系统设有故障检测逻辑线路。

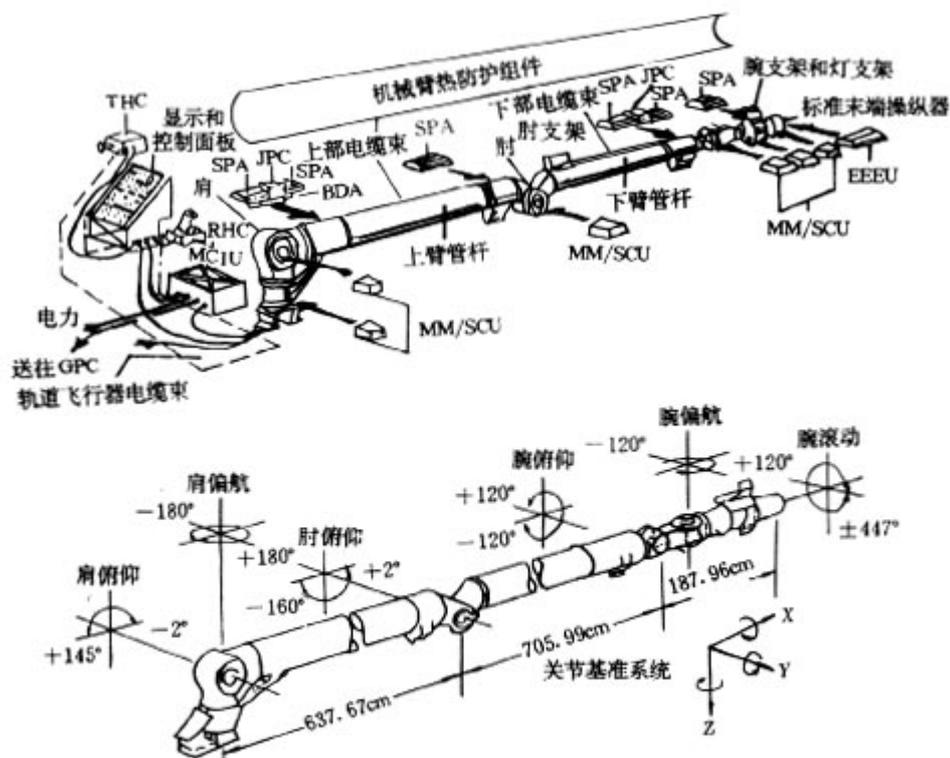
正常停机时，在总质量为 85272kg 的轨道飞行器开始刹车时的速度为 283km/h 的情况下，使轨道飞行器停止移动所需距离为 871m，液压压力为 10.29MPa。应急停机时，当总质量为 102513kg 的轨道飞行器开始刹车时的速度为 329km/h 时，停机距离为 1330m，液压压力为 10.29MPa。

刹车的寿命是 5 次正常能量停机着陆，如有一次应急停机，便需进行检修。

有效载荷释放和回收系统

遥控机械臂系统(RMS)是有效载荷释放和回收系统的机械臂部分，它可将有效载荷从货舱机动到释放位置释放，它也可用来捕获并回收自由飞行的有效载荷。

遥控机械臂系统由机械臂、RMS 显示 / 控制面板(包括转动和位移手动控制器)、机械臂控制器—轨道飞行器计算机接口装置组成。多数任务只要求一付机械臂，一般装在货舱左侧大梁。也可在左、右两侧大梁各装一机械臂，但一次只能使用一付，因为系统只备一个软件包和一套显示和控制面板硬件。



遥控机械臂系统

BDA—备用驱动放大器；D&C—显示和控制；EEEU—末端操纵器电子组件；GPC—通用计算机；JPC—关节功率调节器；MCIU—遥控机械臂控制器接口装置；MM/SCU—马达模数/信号调节器；RHC—转动手动控制器；SPA—伺服功率放大器；THC—位移手动控制器。

机械臂

机械臂为长 15.32m、直径 38cm 的 6 自由度组件，它可移动并安置直径 4.5m、长 18m、质量 29484kg 的有效载荷。

机械肩 由关节、电子设备盒、臂管杆和臂部撑杆组成。共有 2 条臂管，上臂管连接肩和肘关节、下臂管连接肘关节和腕关节。管杆由石墨 / 环氧树脂制成，直径 33cm，上管杆长 5m、下管杆长 6m，由金属关节连接。一付臂的质量为 42kg。关节和电子仪器盒由铝合金制成。肩部支杆只在发射时使用以降低作用于肩俯仰齿轮系 系统的俯仰轴力矩。

机械臂 由标准或专用末端操纵器操纵，末端操纵器可捕获有效载荷，并按要求的时间牢牢地将有效载荷抓住。专用操纵器由有效载荷研制者设计。标准末端操纵器有 2 种功能：捕获 / 释放和牢抓 / 放松。操纵装在 RMS 转动手动控制器上的一个开关，转动一含有 3 条线形套的内壳装置，套住或放开装在有效载荷上的标准抓具紧固件，完成捕获 / 释放功能；将线形套拉入末端操纵器尾部或向操纵器开启端移动完成抓牢 / 放松功能。后者可通过自动或手动操纵飞行层控制面板的开关实现。

在机械臂的腕关节部分装有 1 台闭路电视摄像机和一观察灯。下臂肘关节装有闭路电视摄像机和全景 / 俯仰摆动装置。

RMS 设有被动和主动 2 种温控系统。被动温控系统由多层(镀金聚酰亚胺薄膜、涤纶 SCRIN 布和 BETA 布)隔热被和防热涂层组成。主动温控系统由供 520W28V 直流电的加热器组成, 每臂 26 个。加热器系统采用冗余母线, 以便在一条 母线失效时由另一条供电。加热器自动工作使关节内温度维持在一 25℃ 以上。当相应的温度达 0℃ 时, 加热器电路分别关闭。每付臂由 12 个半导体温度计监控温度。温度在飞行层工作站显示。

机械臂的各个关节由电动马达驱动。关节驱动系统由一台作动关节的直流驱动马达, 控制输出速度的输出齿轮泵、一台装在齿轮箱输出轴上的光学编码器和马达输出轴上的一台机械制动器组成。

末端操纵器驱动系统由直流驱动马达、线形套制动器和夹紧装置、放松滑轮和差动装置组成。另设一弹簧机械作为后备释放措施。

关节马达转速计是敏感运动的主要手段。转速计数据由控制方程将输入驱动命令转换成机械臂每个关节解析的要求输出速率。

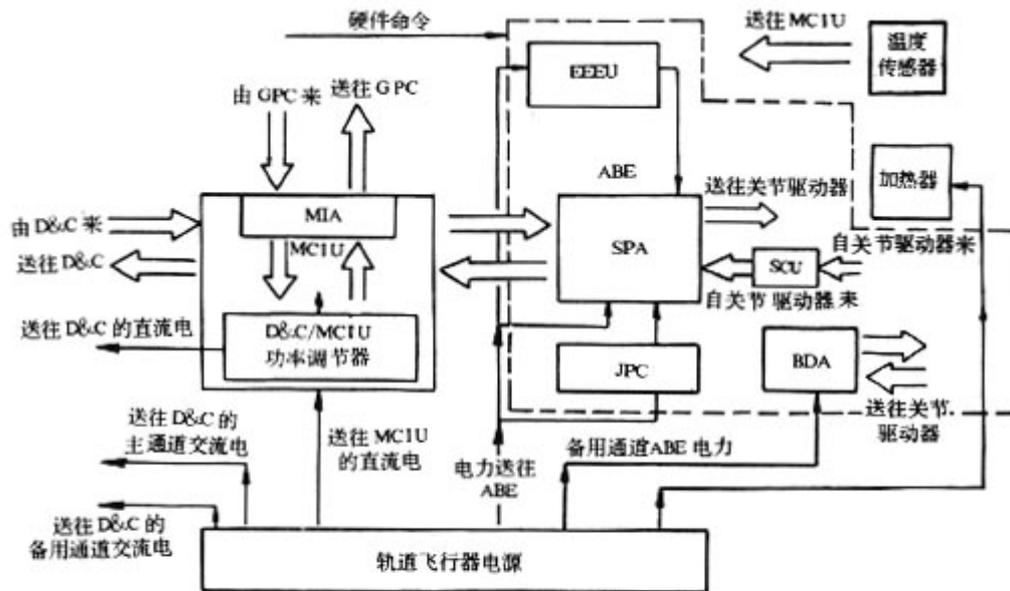
轨道器 大梁有 4 个主连接点。机械臂的定位机构(MPM)位于肩偏航支座。此处装有抛掷机构和缆绳切割器, 它们用于在发生机械臂不能回收的重大故障时, 使机械臂与 轨道飞行器分离以关闭有效载荷舱门。共有 3 个机械臂固位门锁机构(MRL), 将机械臂支撑在肘、腕俯仰、腕偏航电子仪器盒上。关闭货舱时 MPM 和 MRL 向 货舱内侧滚动。MRL 对每一门锁滚轴施力 8884. 8kN, 以在发射时牢牢固定机械臂。

显示和控制系统

系统由 显示和控制面板、位移和转动手动控制器(THC, RHC)组成。系统为任务专家和机械臂提供接口。位移手动控制器提供机械臂顶部的 X、r、Z 轴位移, 转动 手动控制器主要用来机动腕关节的俯仰、偏航和滚动; 显示和控制面板提供警告 / 报警信号、操作模式、机械臂状态、命令和实际达到的速率、各关节角数字读出信 息或末端操纵器相对于选择的坐标系统的位置等。

电气系统

遥控机械臂通过接口装置(MCIU)与轨道飞行器通用计算机(GPC)接口。平移和转动手动控制器控制信号通过 MCIU 送往 GPC。GPC 将重新格式化的命令信号通过 MCIU 送回机械臂, 通过串式数据母线将速率命令送往向关节马达提供驱动功率的电子伺服功率放大器 (SPA), GPC 每 80ms 与 MCIP 通信一次。



遥控机械臂系统电气系统框图

D&C—显示与控制;GPC—通用计算机;MIA—信号复合器接口装置;MCIU—遥控机械臂接口装置;EEEEU—末端操纵器电子组件;ABE—机械臂电子组件;SPA—伺服功率放大器;JPC—关节功率调节器;SCU—信号调节器;BDA—备用驱动放大器。

机械臂 控制软件贮存于 GPC 中。共有 10 个软件组，完成命令计算、提供 THC、RHC 命令接口、驱动信号装置、测量仪表和其它信号发送器、起动数字显示和提供警 告报警信息等。在自动模式中 GPC 提供 4 条预编程的自动臂端轨迹，也可通过键盘由操作员送入自动程序，命令臂端按预定轨迹运动。

共有 6 个伺服功率放大器 (SPA)，每个关节伺服马达各 1 个。肩电子组件含有 2 个 SPA (俯仰和偏航关节各 1 个)、1 个关节功率调节器、为各种母线提供肩和肘 SPA 所需电压的 DC— DC 转换器和备用驱动放大器。肘电子组件只装 1 个驱动肘关节马达的 SPA。腕滚动电子组件由腕关节马达 SPA 组成。

机械臂采用 28V 直流电。显示和控制面板采用直流电和 400Hz、115V 单相照明交流电。工作时遥控机械臂系统最高要求 1kW、28V 直流驱动功率和 1050W 直流温控功率。

系统工作模式

系统可通过开关选择 5 种模式：自动、手动增强、手动单关节驱动、直接驱动和手动备用驱动。

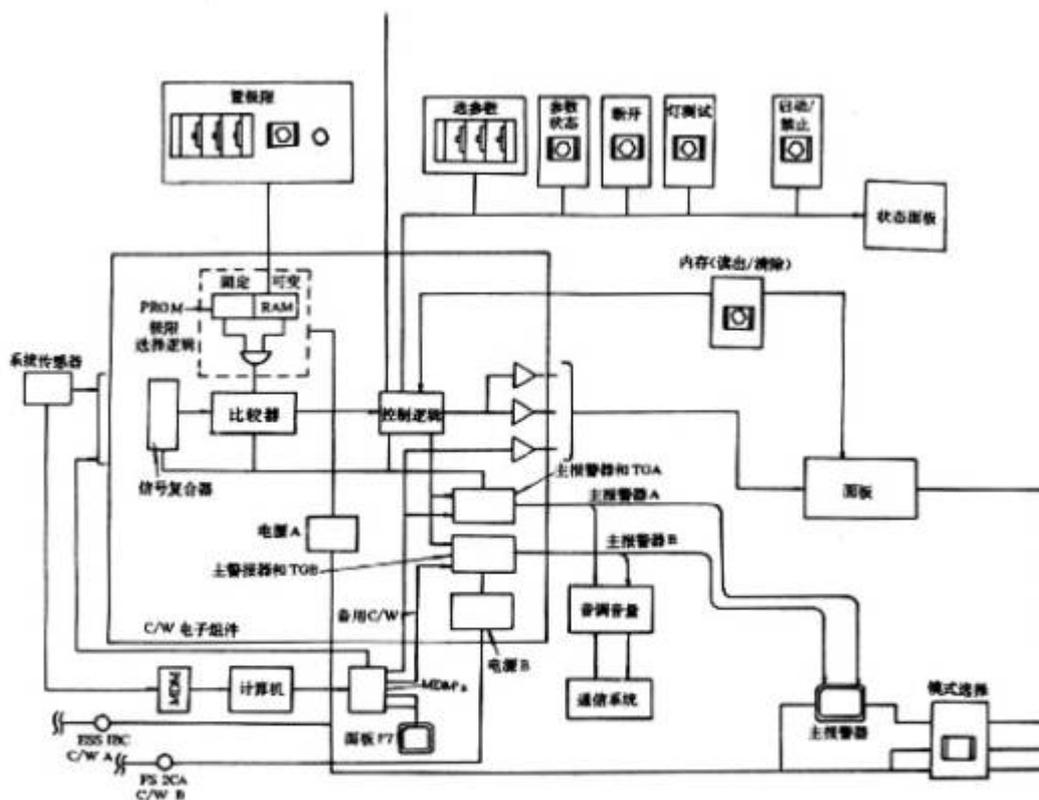
警告与报警系统

警告与报警(C/W)系统由硬件和电子件组成。当某系统超出工作极限时,它向乘员发出光学信号或音响信号。

光学信号有:4盏“主警报”按钮指示灯、位于飞行层前部显示板的40盏灯阵和位于后部面板的20盏灯阵。音响信号为送往乘员头盔和话筒盒的375Hz和1000Hz间的交替响声。

另外还有3种音响信号:从烟火检测系统来的警笛声、从乘员舱压差AP/时差Ar传感器来的喇叭声和从机上计算机来的连续声响。

主C/W系统共有上升、正常和确认3种工作模式。



警告与报警系统硬件

ESS—主要的;FS—飞行安全;MDM—信号复合器/信号分离器;TG—音响发生器;
C/W—警告与报警;PROM—可编程只读存储器;RAM—随机存取存储器

系统直接从传感器、信号调节器或从前部信号复合器/信号分离器接收120个输入信号。这些信号送往一个信号复合系统,信号可以是0~5V直流模拟信号,也可以是0、5、28V直流离散信号,它们用来进行高、低或极限检测。如果参数在100ms内连续8次超过其极限就会接通C/W音响、飞行层前部面板报警灯和4盏主报警灯,并将参数存入内存。按下4个主警报按钮中的一个,

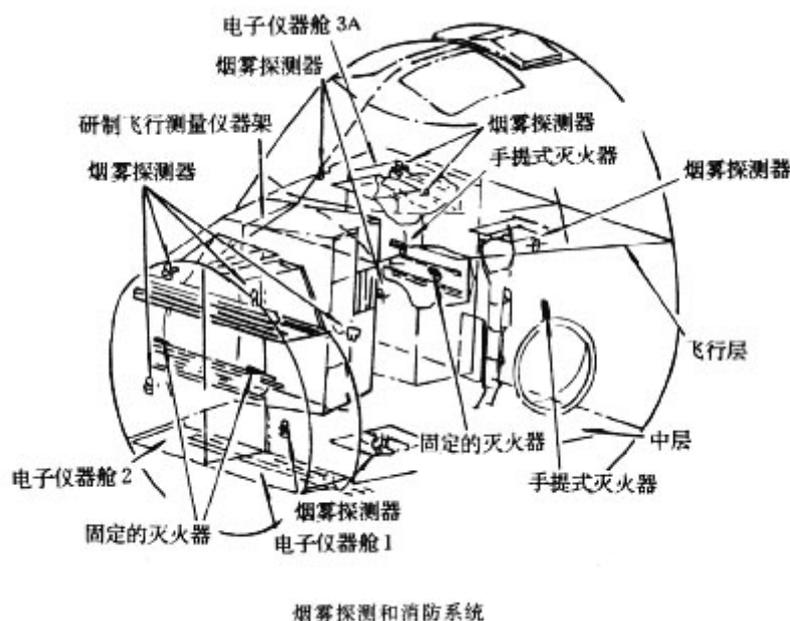
音响便中断，但 C / W 灯仍点亮直到超过极限的状况被纠正为止。以上是正常模式。在上升模式下，指令长警报按钮指示灯不亮。在确认模式下如果不按下指令长或驾驶员站的主警报按钮，那么在超过极限状态时 40 盏指示灯都不亮。

备用警告和报警系统是系统管理检测和指示、制导导航和控制系统以及备用飞行系统软件程序的一部分。备用 C / W 和主系统一样对同样的状态作出响应。

系统管理警告程序用于向飞行员报告发生了可能导致警报 / 报警的情况，或者可能要求另作处理的情况。当一参数超过其极限时，飞行层前部显示 / 控制台“SMALERT”灯亮，并向主 C / W 系统送一信号，打开系统管理音响和阴极射线管显示器。

烟雾探测和消防系统

系统由烟雾探测器、报警装置和灭火器组成。系统在乘员舱、乘员舱的电子仪器舱和有效载荷舱进行烟雾探测和灭火。



电离探测器敏感烟雾浓度和浓度变化，触发器报警，向乘员舱飞行层显示 / 控制面板的性能监控系统提供浓度信息。乘员舱的电子仪器舱 1、2 和 3A 各装 2 个探测器，乘员舱装 3 个探测器。当航天飞机装载空间实验室时，在货舱内也安装这种探测器。

乘员舱的电子仪器舱 1、2 或 3A 由安装在各舱内的遥控灭火器灭火。其它地区厨手提式灭火器灭火。

乘员舱电子仪器舱 1、2 或 3A 的烟雾电离探测器在烟雾浓度大于 $2000 \pm 200 \text{pg} / \text{m}^3$ 时，或在 20s 内 8 次连续计数的烟雾量增加速度为 $20 \text{pg} / \text{m}'$ 时触发，显示 / 控制面板信号灯亮，飞行员耳机发出报警声。

电子仪器舱 1、2 和 3A 都各装一氟利昂-1301 (溴三氟甲烷) 灭火器。灭火器用面板开关 (打开灭火器) 和按钮 (关闭灭火器) 控制。

探测系统和灭火系统的各种参数可遥测。

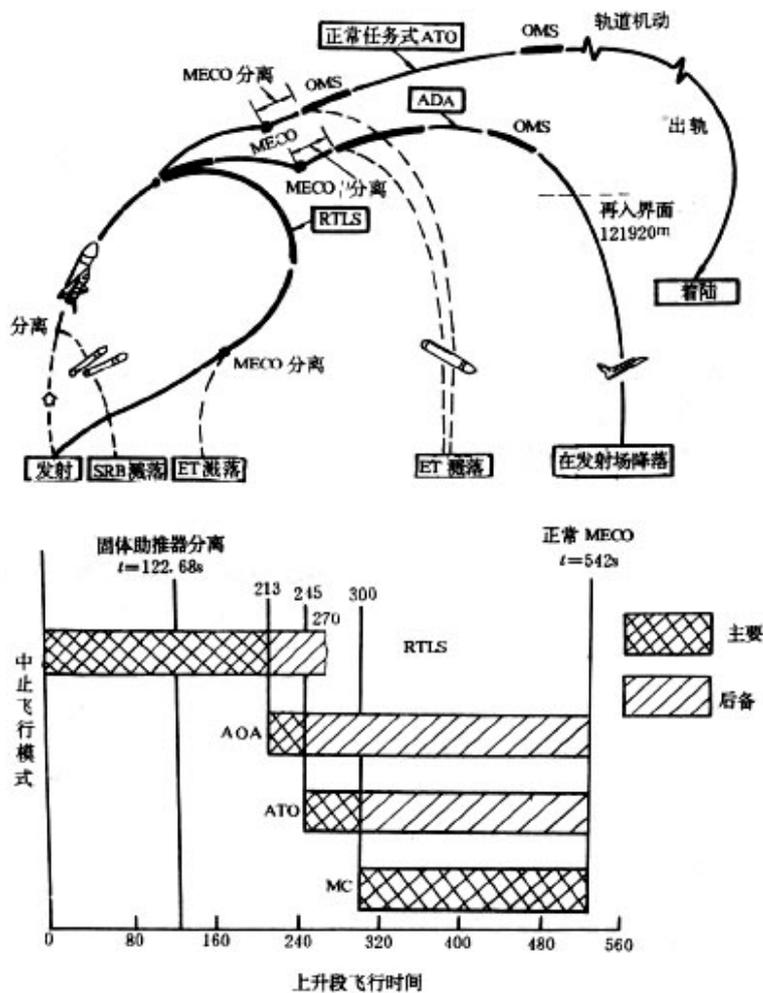
飞行层环境控制和生命保障系统压力通风系统和左、右回气导管烟雾探测器的情况也在飞行层面板显示。

乘员舱使用手提式灭火器。灭火剂为 HALON-1301 (一溴三氟甲烷)。

HALON-1301 可将快速燃烧 (烟雾、热、氧枯竭、高温分解物-Co) 的危险度降至最低。其中 2 个灭火器位于乘员舱中层，2 个位于飞行层。在显示 / 控制面板后起火时，可通过面板火孔舱口触发灭火器喷管。

飞 行 程 序

航天飞机飞行过程如图所式，由射前准备、发射、上升、入轨、轨道运行、出轨、再入、末区能量管理、进场和着陆等阶段组成。



航天飞机正常任务和中止飞行剖面

AOA—绕地球一周中止飞行;ATO—入轨中止飞行;ET—外贮箱;MECO—主发动机关机;MC—任务完成(最早的 MC 为 300s,此后有一台发动机发生故障也不用中止飞行);OMS—轨道机动系统;RTLS—返回发射场中止飞行;SRB—固体助推器。

射前准备和发射

T - 20s 前的射前功能乘发射场地面计算网发射系统控制。轨道飞行器计算机在 T - 20s 装订软件,组织 4 机冗余系统并在 T - 20s~T - 0s 内与发射系统进行交互。T - 25s 以前的倒数计时由发射处理系统控制, T - 25s 起由机上计算机控制事件程序,并按机上时钟执行各种功能。

T - 8s 前向主发动机发出“准备好”起动命令,在接到主发动机“准备好”的响应后,以 120 μs 间隔连续向主发动机发出 3 次起动指令。当 3 台主发动机均达到 90%推力时,向固体助推器发出“点火-1 命令, 40 μs 后发出“点火-2”命令,并将“点火-2”命令和推重比达到 1, 航天飞机起飞(固体助推器点火后 0.3s)的时刻定为 T - 0。

如在 T-3s 发生故障，如贮箱破裂，发射台可能被毁的情况下，宇航员出舱，乘发射塔电梯下至地面，或用滑绳系统降至地面，系统可使宇航员在 2 分钟内迅速离开发射塔。

上升

航天飞机在起飞后分 2 段上升，从起飞到固体助推器分离为第一上升段，由助推器和主发动机提供推力并对其作平行控制。从固体助推器分离到入轨为第二上升段。

飞机起飞越过脐带塔时，开始滚动和俯仰机动。起飞后 60s，于 10241m 高度达最大动压。起飞后 2min，当航天飞机速度达 1383m/s、高度达 45km 时助推器与轨道飞行器/外贮箱分离。8 台小固体发动机将助推器推离外贮箱，进入弹道轨道，用降落伞在海上溅落后回收供再次使用。

抛掷固体助推器后，轨道飞行器/外贮箱继续上升。助推器分离后 1s，高度达 54km 时开始制导操纵轨道飞行器。轨道飞行器 3 台主发动机共累计工作 9min。当轨道飞行器速度达 7797m/s、高度达 109.33km 时，主发动机关机，主发动机关机前 10s 开始主发动机关机程序，3s 后指令主发动机以每秒 10% 推力的速度节流到 65% 推力，维持 6.7s 后关机。

主发动机关机后要有 18s 的轨道飞行器/外贮箱联接滑行时间，滑行中关闭断流阀门，收回脱落插座。轨道飞行器/外贮箱分离程序起动，再联接滑行 11s 后，外贮箱与轨道飞行器分离。外贮箱翻转系统在贮箱分离后产生 10~50°/s 的翻转速度、贮箱沿亚轨道于 56388m 高空运动，再入大气层解体，残骸溅落于海洋。

中止飞行

在上升过程中如发生故障，有 3 种可使轨道飞行器和宇航员安全返回地面的中止飞行程序。它们是返回发射场 (RTLS) 中止飞行、绕地球一周 (AOA) 中止飞行和入轨 (ATO) 中止飞行。

1、返回发射场中止飞行 这种方法在 3 台发动机中的一台推力衰减或在上升的头 3.5 min 内发生其它故障时采用。故障发生后用正常工作的主发动机继续飞行，待固体助推器分离，轨道飞行器/外贮箱送至约 10.7km 高度时，作俯仰面反转机动以保证轨道飞行器向着陆场跑道飞行。当主发动机推进剂完全耗尽时，飞行器作俯冲机动，外贮箱分离后开始先以自动控制模式，后由驾驶员手控滑翔飞回发射场。

2、绕地球一周中止飞行 如在起飞后 3.5min 到入轨的飞行过程中出现故障则轨道飞行器已不可能立即返回机场，而必须采用绕地球一周中止飞行程序。轨道飞行器在绕地球一周后进入弹道轨道，返回大气层，然后降落于霍洛曼空军基地或爱德华兹空军基地。其飞行剖面与正常飞行一样，只要求在主发动机熄火后增加数次轨道机动点火。

3、入轨中止飞行 起飞后 4min 到进入最终轨道过程中如果有 1 台主发动机出故障则可采用此种中止飞行方式。它在时间上要求并不苛刻，无需急于返回。飞行器可进入一低轨道，待完成部分任务后返回发射场。如果故障发生在主发动机即将关机前，那么稍稍多用一些轨道机动系统推进剂便可达到正常完成任务的目的，经周密安排便可安全再入，返回发射场。

入轨

主发动机关机后 2rain 轨道机动系统 (OMS) 进行第一次点火，提高椭圆轨道高度。OMS 第二次点火将轨道飞行器送入任务规定圆轨道，此后轨道飞行器便开始滑行。

轨道运行

达到预定轨道后重新调配轨道飞行器各系统，开始执行轨道任务。任务执行期可从几小时到 30 天。

轨道检测

出轨前约 5.5h 开始对再入时须用的各分系统进行测试，共约 15min。测试分二部分进行。第一部分包括对辅助动力装置液压系统的测试。测试后辅助动力装置停止工作。第二部分包括飞行员全部专用显示装置的测试、辅助导航系统的自检等。

出轨

出轨时需要降低轨道速度以便轨道飞行器再入大气。出轨时用 2 台 OMS 发动机提供推力，为建立合适的再入速度和航程提供条件。轨道飞行器机动到尾部向前的出轨姿态。

出轨前宇航员要将轨道飞行器机动到一 Z 轴指向太阳的位置。出轨前 2h，环控生保系统速蒸蒸发器工作，冷却氟利昂-21 冷却回路，辐射器停止工作，有效载荷舱门关闭，并对惯性测量组件进行校正，停止星光跟踪器工作。出轨前 50min 用反作用控制系统 (RCS) 喷管机动到出轨姿态。出轨前 30min，OMS 完成出轨点火准备。OMS 出轨点火 2 次。最后宇航员用 RCS 喷管将飞行器机动到头部向前的姿态，准备再入。

再入

出轨后下降到再入界面(开始敏感到气动力，界面高 121921m)前 5min 由宇航员起动再入制导、导航和飞行控制程序。飞行控制是自动的，但制导、导航控制系统的工作尚需宇航员监控。

轨道飞行器飞至 121.9km 高空后进入再入前飞行段。轨道飞行器机动到零滚动角、零偏航角和预先确定的再入攻角 $28^{\circ} \sim 38^{\circ}$ 。飞行控制系统向 RCS 喷管发出指令,在保持姿态下降低速率直到敏感到 0.176g 和 5069.9Pa 动压为止。此时空气舵开始工作,与 RCS 一起控制轨道飞行器。

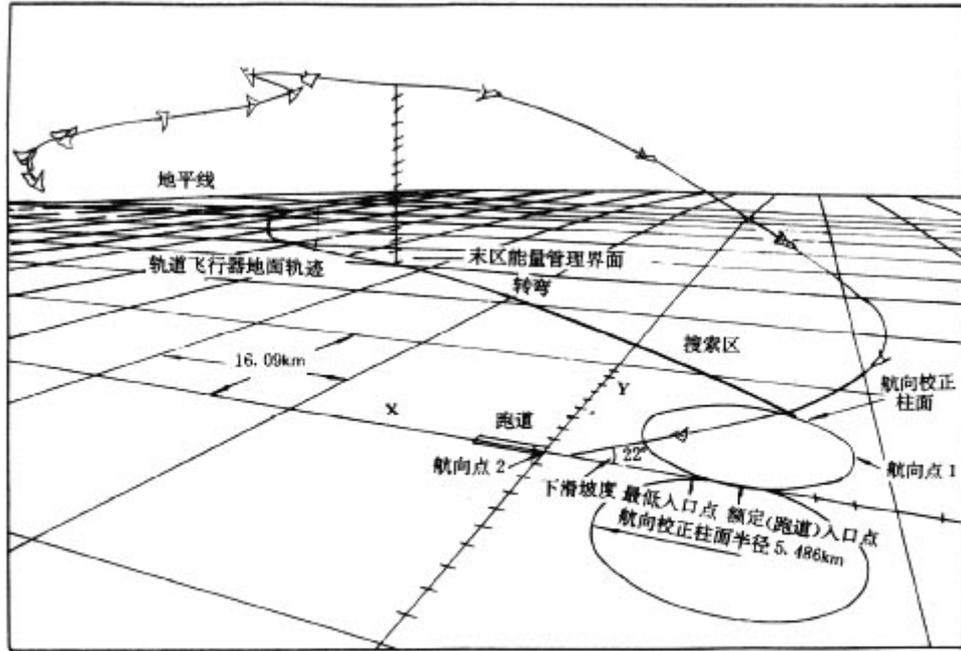
再入后,轨道飞行器约于 80km 高空进入黑障区,该区一直延续到 54.8km 高度,无线电信号中断约 20min。当高度达 25298m,速度达 762m/s,马赫数达 2.5 时攻角下降为 14° 。此后便转入末区能量管理段。

末区能量管理

末区能量管理(TAEM)制导将轨道飞行器导向半径为 5486m 的 2 个校正柱面(HAC)。2 个 HAC 在进场末端的两侧,与跑道中线相切。末区能量管理中用 S 形转弯来消除能量,并利用减速板改变高能条件下的阻力、升阻比和飞行轨迹,直至能进行正常的自动着陆搜索为止。搜索是在 3048m 高空的正常再入点开始的。搜索时轨道飞行器一直转弯到与最近的 HAC 相切并继续转弯到航向点 WP-1。接着开始航向校正,直到与跑道的夹角等于 $\pm 20^{\circ}$ 。TAEM 结束前离开 HAC,向下俯冲并搜索下滑坡度直到搜索到跑道中线为止。

自动着陆

自动着陆导航将轨道飞行器引入以跑道前 1.59km 点为目标的一 20° 下滑坡度(为一般飞机的 7 倍)。离地面 533m 时,开始机动,飞行器作 1.5° 下滑。离地面 152m 时,下放起落架。在飞行末段使飞行下沉速度下降到 2.7m/s 以下,飞行器在过跑道门约 762m 处以 340.4~362.2km/h 速度着陆。



末区能量管理

飞行记录

截止 1994 年底美国航天飞机共执行 66 次任务，失败 1 次，成功率 98.4%。

飞行记录

| 序号 | 任务号 | 轨道飞行器 | 发射日期 | 乘员人数 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 飞行时间 h : min : s | 备注 |
|----|------------------|-------|------------|------|---|--------------------------|-------------|-------------|----------------|----------------|---------------------|--|
| | | | | | 名称 | 质量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾角 (°) | 周期 (min) | | |
| 1 | STS-1 | 哥伦比亚号 | 1981.4.12 | 2 | 研制飞行仪器装置 DF1 气动系数鉴定组件 ACIP | | 238 | 250 | 40.35 | 89.26 | 54 : 30 : 0 | 首次试飞 |
| 2 | STS-2 | 哥伦比亚号 | 1981.11.12 | 2 | 空间大地应用卫星-1 OSTA-1 | 2542 | 255 | 265 | 38.03 | 89.57 | 48 : 0 : 0 | 试飞 |
| 3 | STS-3 | 哥伦比亚号 | 1981.3.22 | 2 | 空间科学部有效载荷 OSS-1 FDI | | 244 | 255 | 38.02 | 89.36 | 192 : 04 : 49 | 试飞 |
| 4 | STS-4 | 哥伦比亚号 | 1982.6.27 | 2 | 国防部有效载荷 82-1 DF1 | | 296 | 301 | 28.52 | 90.33 | 169 : 11 : 11 | 最后一次试飞 |
| 5 | STS-5 | 哥伦比亚号 | 1982.11.11 | 4 | 商业卫星系统通信卫星 SBS-C 加拿大通信卫星 TELESAT6 | 580 ^a 2100 | | 317 | 28.47 | 90.49 | 122 : 14 : 23 | 首次正式运行 西经 94° 上空 |
| 6 | STS-6 | 挑战者号 | 1983.4.4 | 4 | 微型数据收集系统 MI- NI-MADS 数据跟踪中继卫星 TDRS-A | 1500 | 280 | 290 | 28.46 | 90.0 | 120 : 23 : 42 | 挑战者号首飞 西经 41° 上空 |
| 7 | STS-7 | 挑战者号 | 1983.6.18 | 5 | 西德有效载荷 SPAS-1 加拿大通信卫星-7 帕拉帕 PALAPA-3 | 1500 1238 1200 | 295 | 320 | 28.46 | 90.52 | 146 : 23 : 59 | 妇女首次参加航天飞机飞行 |
| 8 | STS-8 | 挑战者号 | 1983.8.30 | 5 | 机械臂试验物,科技试验装置 印度通信卫星 INSAT-1B | 1152 | 294 | 301 | 28.46 | 90.31 | 145 : 08 : 40 | 首次夜间着陆 东经 74° 上空 |
| 9 | STS-9 | 哥伦比亚号 | 1983.11.28 | 6 | 空间实验室 SPACE-LAB | | 242 | 254 | 57.02 | 89.14 | 223 : 47 : 24 | 外国宇航员首次参加飞行 |
| 10 | STS-10 (41-B) | 挑战者号 | 1984.2.3 | 5 | 西联星 WESTAR-6 帕拉帕-B2 | ~1200 ~1200 | 306 303 | 322 1216 | 28.46 27.67 | 90.61 99.83 | 191 : 15 : 55 | 首次出舱活动 PAM 故障, 卫星未达预定轨道 PAM 故障, 卫星未达预定轨道 |

| 序号 | 任务号 | 轨道飞行器 | 发射日期 | 乘员人数 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 飞行时间 h : min : s | 备注 |
|----|------------------|-------|-----------|------|-----------------------|------------------|-------------|-------------|-----------|-------------|---------------------|--|
| | | | | | 名称 | 质量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾角 (°) | 周期 (min) | | |
| 11 | STS-13 (41-C) | 挑战者号 | 1984.4.6 | 5 | 乳胶反应实验装置 | | 218 | 465 | 28.51 | 91.18 | 167 : 04 : 00 | 飞行主要任务:回收、维修、释放太阳峰期卫星 |
| | | | | | 长期曝露装置 LDEF | | 477 | 479 | 28.50 | 93.98 | | |
| 12 | STS-41D | 发现者号 | 1984.8.30 | 6 | | | 297 | 314 | 28.47 | 90.43 | | 第一位商业卫星专家参加飞行 西经 101°上空 西经 105°上空 西经 125°上空 |
| | | | | | 休斯通信卫星 SBS-4 | 1117 | 地球同步轨道 | | | | | |
| | | | | | 辛康 SYCOM V-2 | | 地球同步轨道 | | | | | |
| | | | | | 电星 TELSTAR-3C | 1225 | 地球同步轨道 | | | | | |
| 13 | STS-41G | 挑战者号 | 1984.10.5 | 7 | 航天飞机成像雷达 SIR-B | | 364 | 359 | 57.0 | 91.56 | 197 : 23 : 30 | 轨道加注试验 |
| | | | | | 地球辐射预算卫星 ERBS | | 599 | 608 | 56.0 | 96.72 | | |
| 14 | STS-51A | 发现者号 | 1984.11.8 | 5 | | | 294 | 298 | 28.47 | 90.24 | 179 : 40 : 00 | 首次回收卫星 (西联星-6, 帕拉帕-B2) |
| | | | | | 兄弟 ANIK D2 辛康 V-3 | 1100 | 地球同步轨道 | | | | | |
| 15 | STS-51C | 发现者号 | 1985.1.24 | 5 | | | 300 | 300 | 28.5 | 90.0 | 73 : 33 : 00 | |
| | | | | | 美国空军秘密卫星 | | 地球同步轨道 | | | | | |
| 16 | STS-51D | 发现者号 | 1985.4.12 | 7 | | | 315 | 460 | 28.52 | 91.12 | 167 : 56 : 00 | 未达预定轨道 |
| | | | | | 加拿大通信卫星 3-1 辛康 V-3 | ~1000 ~7500 | 地球同步轨道 | | | | | |
| 17 | STS-51B | 挑战者号 | 1985.4.29 | 7 | 空间实验室 3 | | 346 | 358 | 57.00 | 91.56 | 148 : 00 : 00 | 航空交通管理雷达校正 |
| | | | | | 努沙特 NUSAT | 52 | 346 | 355 | 57.00 | 91.52 | | |
| 18 | STS-51G | 发现者号 | 1985.6.17 | 7 | | | 356 | 352 | 28.47 | 91.84 | 169 : 39 : 00 | 西经 113.5°上空 东经 26°上空 西经 76°上空 |
| | | | | | 墨西哥通信卫星 MORELOSI | 512 ² | 地球同步轨道 | | | | | |
| | | | | | 阿拉伯通信卫星 ARASAT IB | 1270 | 地球同步轨道 | | | | | |
| | | | | | 电星 3D | 630 ² | 地球同步轨道 | | | | | |

| 序号 | 任务号 | 轨道飞行器 | 发射日期 | 乘员人数 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 飞行时间 h : min : s | 备注 |
|----|---------|--------|------------|------|------------------------|-------------------|-------------|-------------|-----------|-------------|---------------------|---------------------|
| | | | | | 名称 | 质量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾角 (°) | 周期 (min) | | |
| 19 | STS-51F | 挑战者号 | 1985.7.29 | 7 | 天文研究自由飞行平台 SPARTAN | 1008 | 355 | 391 | 28.47 | 91.82 | 190 : 45 : 00 | |
| | | | | | 空间实验室-2 | | 311 | 319 | 49.48 | 90.76 | | |
| 20 | STS-51I | 发现者号 | 1985.8.27 | 5 | 等离子体诊断组件 PDP | 160 | 312 | 320 | 49.48 | 90.78 | 109 : 03 : 00 | 回收 辛康 N-3 |
| | | | | | 澳大利亚通信卫星 AUSSAT 1 | 655 [△] | 地球同步轨道 | | | | | 东经 158° 上空 |
| | | | | | 美国卫星公司通信卫星 ASCI | 1300 | 地球同步轨道 | | | | 西经 81° 上空 | |
| | | | | | 辛康 N-4 | 1400 [△] | 地球同步轨道 | | | | 东经 178° 上空 | |
| 21 | STS-51J | 阿特兰蒂斯号 | 1985.10.3 | 5 | | | 476 | 515 | 28.52 | 94.34 | 105 : 45 : 00 | 阿特兰蒂斯号首飞 |
| | | | | | 国防部卫星通信系统卫星 DSCS-3 | | 地球同步轨道 | | | | | |
| | | | | | USA11 | ~1000 | | | | | | |
| | | | | | USA12 | ~1000 | | | | | | |
| 22 | STS-61A | 挑战者号 | 1985.10.30 | 8 | 空间实验室 D-1 | | 322 | 333 | 56.99 | 91.05 | 168 : 44 : 00 | |
| 23 | STS-61B | 阿特兰蒂斯号 | 1985.11.27 | 7 | | | 357 | 366 | 28.46 | 91.59 | 165 : 52 : 00 | |
| | | | | | 墨西哥通信卫星-2 | 512 [△] | 地球同步轨道 | | | | 西经 116° 上空 | |
| | | | | | 澳大利亚通信卫星-2 | 655 [△] | 地球同步轨道 | | | | 东经 156° 上空 | |
| | | | | | 美国通信卫星 RCA AMERICOM K2 | 1100 | 地球同步轨道 | | | | 西经 81° 上空 | |
| | | | | | 空间站距离保持练习目标飞行器 OEX | | 386 | 382 | 28.48 | 91.87 | | |
| 24 | STS-61C | 哥伦比亚号 | 1986.1.12 | 7 | | | 324 | 346 | 28.47 | 91.05 | 147 : 04 : 00 | 任务包括 SDI 试验 |
| | | | | | 商业通信卫星 RCA SATCOM K1 | 1100 | 地球同步轨道 | | | | 西经 85° 上空 | |
| 25 | STS-51L | 挑战者号 | 1986.1.28 | 5 | 数据跟踪中继卫星-B | | | | | | | 挑战者号炸毁 ^① |
| | | | | | 斯巴坦-哈雷卫星 | | | | | | | |
| 26 | STS-26 | 发现者号 | 1988.9.29 | 5 | | | 299 | 304 | 28.42 | 90.36 | 98 : 00 : 00 | |
| | | | | | 数据跟踪中继卫星-C | | 地球同步轨道 | | | | | |

| 序号 | 任务号 | 轨道飞行器 | 发射日期 | 乘员人数 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 飞行时间 h : min : s | 备注 |
|----|--------|--------|------------|------|-------------------------------|------------|-------------|-------------|-----------|-------------|---------------------|-------------------------------------|
| | | | | | 名称 | 质量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾角 (°) | 周期 (min) | | |
| 27 | STS-27 | 阿特兰蒂斯号 | 1988.12.2 | 5 | 军用卫星 LACROSSE | | 444 | 451 | 56.99 | 93.51 | 105 : 05 : 24 | |
| 28 | STS-29 | 发现者号 | 1989.3.13 | 5 | 数据跟踪中继卫星-D | | 667 | 692 | 55.97 | 98.32 | | |
| 29 | STS-30 | 阿特兰蒂斯号 | 1989.5.4 | 5 | 玛盖兰 MAGELLAN | | 301 | 332 | 28.46 | 90.67 | 119 : 39 : 40 | 西经41°上空 测绘金星表面 |
| 30 | STS-28 | 哥伦比亚号 | 1989.8.8 | 5 | 国防部秘密卫星 USA40 USA41 | | 295 | 303 | 28.89 | 90.31 | 96 : 56 : 33 | 新一代可机动的照相侦察卫星 小型机动侦察卫星 |
| 31 | STS-34 | 阿特兰蒂斯号 | 1989.10.18 | 8 | 伽利略木星探测器 GALILEO 等 | | 299 | 334 | 34.32 | 90.69 | 119 : 41 : 00 | |
| 32 | STS-33 | 发现者号 | 1989.11.23 | 5 | 电子侦察卫星 ELINT | | 237 | 561 | 28.46 | 92.35 | 120 : 07 : 00 | |
| 33 | STS-32 | 哥伦比亚号 | 1990.1.9 | 5 | 辛康 N-05 | | 293 | 358 | 28.5 | 90.85 | 240 : 70 : 32 | 回收 LEDF |
| 34 | STS-35 | 阿特兰蒂斯号 | 1990.2.28 | 5 | 照相和电子侦察卫星 AFP-731 | | 34858 | 36362 | 1.41 | 1426.9 | | 太平洋上空 |
| 35 | STS-31 | 发现者号 | 1990.4.24 | 5 | 哈勃天文望远镜 HST | 11600 | 243 | 254 | 62.0 | 89.47 | 106 : 19 : 43 | |
| 36 | STS-41 | 发现者号 | 1990.10.6 | 5 | 尤里赛斯 ULYSSES | | 613 | 621 | 28.47 | 96.85 | 121 : 16 : 6 | 用惯性上面级 + PAM-S 从有效载荷舱发射的飞往木星的日心轨道卫星 |
| 37 | STS-38 | 阿特兰蒂斯号 | 1990.11.15 | 5 | 电子侦察卫星 ELINT | | 285 | 302 | 28.47 | 90.31 | 98 : 10 : 4 | |
| 38 | STS-35 | 哥伦比亚号 | 1990.12.2 | 7 | 天文观察器 ASTRO-1 | | 211 | 267 | 28.47 | 89.19 | 117 : 55 : 22 | 研究紫外线和 x 射线 |

| 序号 | 任务号 | 轨道飞行器 | 发射日期 | 乘员人数 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 飞行时间 h : min : s | 备注 |
|----|--------|--------|------------|------|---|------------|-------------|-------------|-----------|-------------|---------------------|------------------------|
| | | | | | 名称 | 质量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾角 (°) | 周期 (min) | | |
| 39 | STS-37 | 亚特兰蒂斯号 | 1991.4.5 | 5 | 7射线观察器 GRO | | 446 | 462 | 28.45 | 93.48 | 143 : 32 : 42 | 2人出舱活动2次 共10h49min |
| 40 | STS-39 | 发现者号 | 1991.4.28 | 7 | 红外线背景图像测绘自由飞行平台 IBSS/ SPAS 2-1 多用途试验箱 MPEC 化学物逸出观察卫星 C 化学物逸出观察卫星 B 化学物逸出观察卫星 A | | 253 | 268 | 56.99 | 89.68 | 199 : 22 : 21 | |
| 41 | STS-40 | 哥伦比亚号 | 1991.6.5 | 7 | 空间实验室 | | 279 | 297 | 39.01 | 90.13 | 218 : 14 : 20 | |
| 42 | STS-43 | 亚特兰蒂斯号 | 1991.8.2 | 5 | 数据跟踪中继卫星-E | | 209 | 331 | 28.47 | 90.64 | 213 : 21 : 25 | |
| 43 | STS-48 | 发现者号 | 1991.9.12 | 5 | 上层空间研究卫星 UARS 上升微粒监控器 APM | | 564 | 575 | 56.99 | 96.02 | 128 : 26 : 38 | |
| 44 | STS-44 | 亚特兰蒂斯号 | 1991.11.24 | 6 | 国防部秘密卫星 DSP-16 | | 361.4 | 363 | 28.5 | | 166 : 50 : 42 | |
| 45 | STS-42 | 发现者号 | 1992.1.22 | 7 | 国际微重力实验室 IML-1 | | 294 | 306 | 57 | | 193 : 14 : 44 | |
| 46 | STS-45 | 亚特兰蒂斯号 | 1992.3.24 | | 应用与科学大气实验室 ATLAS-1 | | 292 | 302 | 57 | 90.42 | 214 : 9 : 0 | |
| 47 | STS-49 | 奋进号 | 1992.5.7 | 7 | | | 344 | 362 | 28.31 | 91.40 | | 奋进号第一次飞行 |
| 48 | STS-50 | 哥伦比亚号 | 1992.6.25 | 7 | 美国微重力实验室 USML-1 | | 305 | 305 | 28.47 | 90.38 | 331 : 30 : 4 | |
| 49 | STS-46 | 亚特兰蒂斯号 | 1992.7.30 | 7 | 尤里加-1 EURECA-1 绳系卫星系统 TSS | | 228 | 236 | 28.48 | 88.94 | 191 : 16 : 10 | 释放 EU-RECA-1 绳系卫星试验 |

| 序号 | 任务号 | 轨道飞行器 | 发射日期 | 乘员人数 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 飞行时间 h : min : s | 备注 |
|----|--------|-------|------------|------|---|------------|-------------|-------------|-----------|-------------|---------------------|--|
| | | | | | 名称 | 质量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾角 (°) | 周期 (min) | | |
| 50 | STS-47 | 奋进号 | 1992.9.12 | 7 | 空间实验室-J | | 299 | 310 | 57.0 | 90.5 | 190 : 31 : 11 | 美日合作进行44次材料和生命科学试验;第一对夫妇同机执行任务 |
| 51 | STS-52 | 哥伦比亚号 | 1992.10.22 | 6 | 美国微重力有效载荷 USMP-1 加拿大试验物 CANEX2 意大利 ASI 公司卫星 LAGEOS 2 加拿大目标组件 CTA | | 206 | 215 | 28.47 | 88.51 | 236 : 56 : 13 | |
| 52 | STS-53 | 发现者号 | 1992.12.2 | 5 | 美国防部卫星 DOD-1 | 87565 | 318 | 331 | 57.0 | 91.01 | 175 : 19 : 19 | |
| 53 | STS-54 | 奋进号 | 1993.1.13 | 5 | 数据跟踪中继卫星 F | 93000 | 304 | 333 | 28.47 | 90.89 | | |
| 54 | STS-56 | 发现者号 | 1993.4.8 | 6 | 航天飞机自主式天文研究工具 SPARTAN-201 应用与科学大气实验室 ATLAS 2 | 93682 | 293 | 302 | 57.01 | 90.46 | 222 : 9 : 21 | SPARTAN (201)自由飞行体4月11日释放,4月13日回收。 |
| 55 | STS-55 | 哥伦比亚号 | 1993.4.26 | 7 | 空间实验室-D2 | 103191 | 297 | 304 | 28.46 | 90.53 | 238 : 13 : 0 | 截止 93.5.6 航天飞机累计飞行 365 天 23 小时 28 分,运送 670 个有效载荷,共 822 吨,带回地面 425 吨有效载荷。空间实验室累计工作 96 天 13 小时 |

| 序号 | 任务号 | 轨道飞行器 | 发射日期 | 乘员人数 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 飞行时间 h : min : s | 备注 |
|----|--------|-------|------------|------|--------------------------|----------------|-------------|-------------|-----------|-------------|---------------------|---|
| | | | | | 名称 | 质量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾角 (°) | 周期 (min) | | |
| 56 | STS-57 | 奋进号 | 1993.6.21 | 6 | 哈勃望远镜-1 | 101656 4367 | 475 | 482 | 28.46 | 94.17 | 192 : 00 : 00 | 未发射有效载荷,与欧洲尤里加-1交会,并将其回收,带回地面 |
| 57 | STS-51 | 发现者号 | 1993.9.12 | 6 | 通信卫星 ACTS | 1474 | 35708 | 35929 | 0.21 | 1438 | 243 : 55 : 18 | 9月13日发射,9月19日回收,带回地面 |
| 58 | STS-58 | 哥伦比亚号 | 1993.10.18 | 6 | 生命科学空间实验室 | 103146 | 282 | 292 | 39.02 | 90.21 | 336 : 12 : 00 | |
| 59 | STS-61 | 奋进号 | 1993.12.2 | 7 | 美国-德天文物理有效载荷 ORFEUS-SPAS | 3207 | 273 | 306 | 28.46 | 90.30 | | 12月4日将发生故障的哈勃望远镜捕回有效载荷舱,12月10日将修复的望远镜送回轨道 |
| 60 | STS-60 | 发现者号 | 1994.2.3 | 6 | 哈勃望远镜-2 | 4282 | 347 | 359 | 56.99 | 91.6 | 223 : 00 : 12 | 载第一位俄罗斯宇航员 固定于货舱内 共3对 |
| 61 | STS-62 | 哥伦比亚号 | 1994.3.4 | 5 | 轨道碎片雷达检查球体 ODERACS A~F | ~5 | 335 | 356 | 56.99 | 91.45 | | 研究热传导,微重力等 |
| 62 | STS-59 | 奋进号 | 1994.4.9 | 6 | BREMSAT | 63 | 340 | 357 | 56.98 | 91.51 | | |
| | | | | | 美国微重力有效载荷-2 USMP-2 | 4357 | 297 | 305 | 39.01 | 90.54 | 335 : 17 : 00 | |
| | | | | | 航宇技术室 OAST-2 | 2626 | | | | | | |
| | | | | | 空间雷达实验室-1 SRL-1 | 9697 | 213 | 225 | 57.0 | 88.88 | 269 : 46 : 00 | 留在货舱内 |

| 序号 | 任务号 | 轨道飞行器 | 发射日期 | 乘员人数 | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | 飞行时间 h : min : s | 备注 | |
|----|--------|--------|-----------|------|------------------------|------------|-------------|-------------|-----------|---------------------|---------------|----------------|
| | | | | | 名称 | 质量 (kg) | 近地点 (km) | 远地点 (km) | 倾角 (°) | | | 周期 (min) |
| 63 | STS-63 | 哥伦比亚号 | 1994.7.8 | 7 | 国际微重力实验室-2 IML-2 | 103710 | 300 | 304 | 28.45 | 90.55 | 354 : 00 : 00 | |
| 64 | STS-64 | 发现者号 | 1994.9.9 | 6 | 斯巴坦 201 SPARTAN 201 | 95671 | 254 | 266 | 57.01 | 89.71 | 170 : 48 : 00 | 13日风翼舱发射,15日回收 |
| 65 | STS-65 | 奋进号 | 1994.9.30 | 6 | 空间雷达实验室-2 | 101170 | 214 | 227 | 57.0 | 88.9 | 269 : 45 : 00 | 留在货舱内 |
| 66 | STS-66 | 阿特兰蒂斯号 | 1994.11.3 | 6 | 天文观察平台 CRISTA-SPAS | 95191 | 295 | 312 | 57.0 | 90.59 | 262 : 34 : 00 | 美-德联合试验 |

△不含推进剂

①右侧固体助推器尾部装配接头压力密封失效,火焰窜出烧破外贮箱,液氧箱破裂,液氢涌出所产生的瞬时推力使液氧箱冲至箱间段。此时下接点与外贮箱脱开而转动的右侧助推器撞击箱间段和液氧箱下部,结构破裂导致液氧、液氢混合而爆炸。

发展与改进

美国宇航局正在研究用以在 21 世纪初取代现有航天飞机的新型载人航天器。

共有 2 种方案。一种是“发展型方案”,即以现有航天飞机的设计为基础进行改进。其改进步骤是: 1. 研制先进的固体助推器,使运载能力提高 5435kg, 2. 研制乘员逃逸舱代替逃逸杆系统; 3. 提高主发动机寿命; 4. 换成可重复使用的液体助推器; 5. 研制重复使用回飞型助推器,取消外贮箱。

另一种是“革新方案”,即研制全新的“先进载人发射系统”(AMLS)。考虑的方案有: 1. 有效载荷舱移至机身之上的全部重复使用 2 级入轨 Shuttle-2 方案; 2. 部分重复使用运载器。轨道飞行器的可重复使用回飞型助推器与一次使用芯级火箭相接; 3. 与使神 / 阿里安 5 和 HOPE / H-II 相似的运载系统; 4. 吸气式水平起降运载系统。