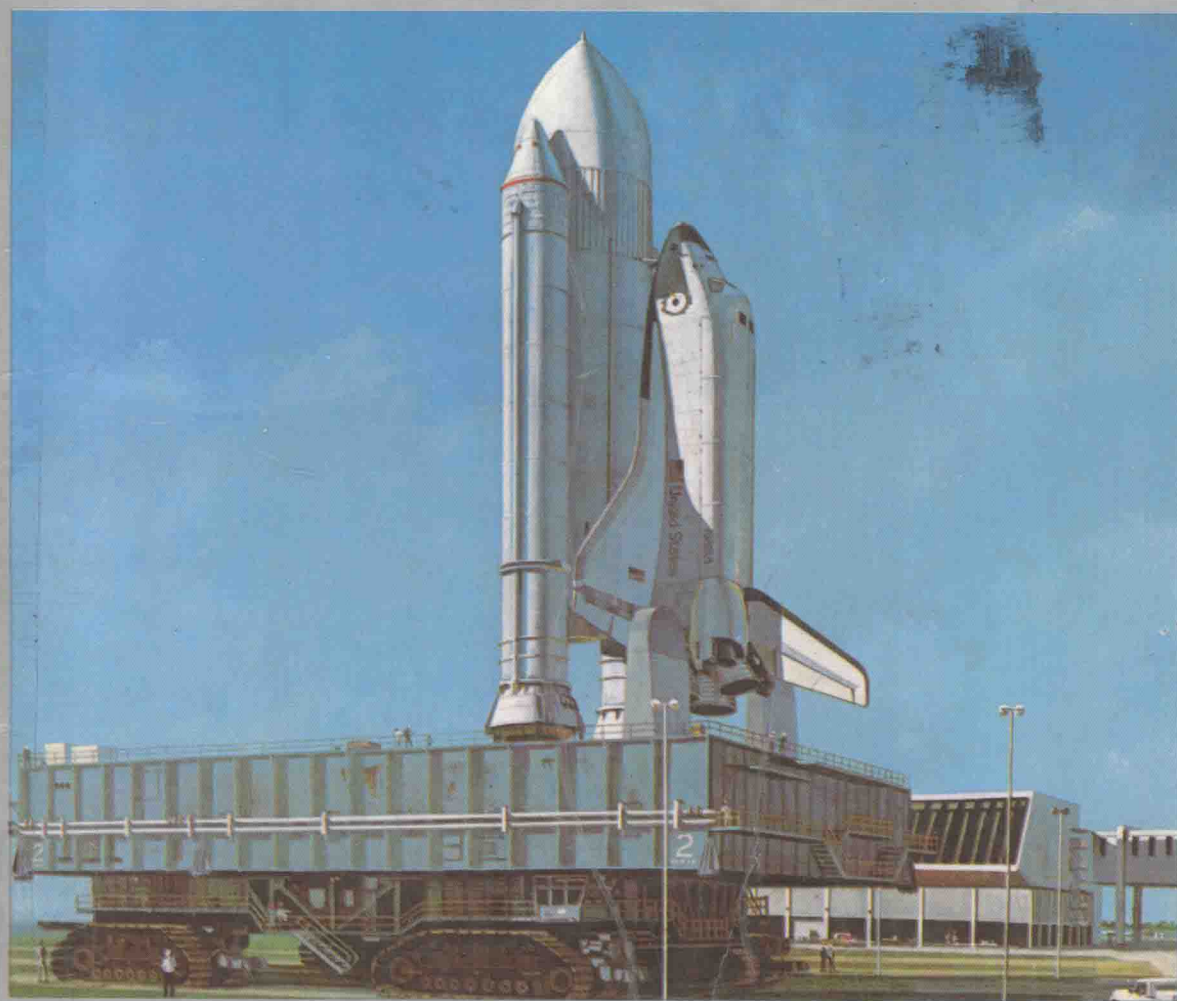


航天飞机运输系统



航空工业出版社

航天飞机运输系统

〔美〕罗克韦尔国际公司编

张钟林等译

纪绍钧 校

(内 部 发 行)

航空工业出版社

1 9 8 8

内 容 摘 要

本书较详细地介绍了航天飞机的用途、性能和使用方法。重点介绍固体火箭助推器、轨道器及各系统（热防护系统、轨道机动系统、反作用控制系统、供电系统、环境控制和生命保障系统、辅助动力装置、喷水系统、起落架系统、航空电子系统和警告系统等等）的结构、作用、设计准则和操作要求。这是一本比较难得的系统介绍航天飞机的书籍，全书约60多万字，361幅图，内容丰富，图文并茂。对从事航天飞机研究和设计的技术人员很有参考价值。也是航空院校教师、研究生、大学生一部很好的参考书。

航天飞机运输系统

〔美〕罗克韦尔国际公司编

张钟林等 译

纪绍钧 校

航空工业出版社出版

（北京安定门外北苑大院2号）

（内 部 发 行）

航空工业出版社印刷厂印刷

1988年7月第1版

1988年7月第1次印刷

787×1092毫米 1/16

印张：25

印数：1—3000

字数：640千字

ISBN 7-80046-93-2/V·12

定价：12.00元

译 者 的 话

《航天飞机运输系统》一书共分四大部分，即：空间运输系统、航天飞机结构、航天飞机系统及航天飞机运输系统的背景资料。全书较详细地介绍了航天飞机的用途、设计准则、主要结构尺寸、材料和各系统的组成及其控制原理等等，对我国从事航天飞机的研究和设计人员很有参考价值。本书由张钟林、李景忠、梁玉清、侯志兴、陈福玲、陈石卿、于敦、刘永慧、王恒斌、朱新桂、艾青、沈骥、卢成文、孙滨生、许伟武、许国楨、王念清等17位同志合译，由高级工程师纪绍钧同志审校。

该书在翻译出版中得到航空工业部科技委副主任、中国航天技术委员会专家组成员顾诵芬同志和有关领导的关心和支持，特此表示感谢！

目 录

1 空间运输系统

1.1 空间运输系统	(1)
1.1.1 航天飞机计划	(2)
1.1.2 航天飞机的要求	(3)
1.1.3 背景和状况	(5)
1.1.4 发射场	(6)
1.1.5 任务剖面	(8)
1.1.6 紧急中断发射	(11)
1.1.7 轨道飞行器的地面再次飞行准备	(14)
1.2 有效载荷	(15)
1.2.1 空间地球应用实验室-1 (OSTA-1)	(18)
1.2.2 空间材料加工	(30)
1.2.3 大气层、磁层和空间等离子体	(30)
1.2.4 空间望远镜	(31)
1.2.5 航天飞机的飞行	(34)
1.3 特种搭载小件	(55)
1.4 固体火箭助推器	(55)
1.5 外部油箱	(76)
1.6 主推进系统	(80)
1.7 轨道器与外部油箱的分离系统	(90)
1.8 航天飞机的坐标系统	(95)

2 航天飞机结构

2.1 轨道器结构	(97)
2.1.1 前机身	(99)
2.1.2 乘员舱	(103)
2.1.3 前机身和乘员舱弦窗	(113)
2.1.4 机翼	(114)
2.1.5 中机身	(119)
2.1.6 有效载荷舱门	(121)
2.1.7 后机身	(134)
2.1.8 垂直尾翼	(140)
2.2 被动热调节系统	(144)

2.3 吹洗、通气和排放系统.....	(146)
3 航天飞机系统	
3.1 热防护系统.....	(151)
3.2 轨道机动系统.....	(168)
3.3 反作用力控制系统.....	(172)
3.4 供电系统.....	(175)
3.4.1 反应剂的储存和分配.....	(176)
3.4.2 燃料电池装置.....	(178)
3.4.3 电力分配和控制.....	(179)
3.5 环境控制和生命保障系统.....	(180)
3.5.1 大气再生控制系统.....	(181)
3.5.2 水冷却回路分系统.....	(191)
3.5.3 主动热控制分系统.....	(192)
3.5.4 食品、水和废物的处理.....	(198)
3.5.5 压差隔离室支持分系统.....	(206)
3.5.6 便携式氧气分系统.....	(208)
3.5.7 弹射逃生服.....	(209)
3.5.8 抗荷服.....	(210)
3.6 辅助动力装置.....	(211)
3.7 喷水锅炉.....	(222)
3.8 液压系统.....	(228)
3.9 起落架系统.....	(239)
3.9.1 主起落架刹车.....	(246)
3.9.2 前轮操纵.....	(250)
3.10 航空电子系统.....	(253)
3.10.1 数据处理系统.....	(253)
3.10.2 测试设备.....	(264)
3.10.3 通讯.....	(274)
3.10.4 导航设备.....	(296)
3.10.5 制导、导航和控制.....	(315)
3.11 提醒/警告系统.....	(371)
3.12 测烟和防火.....	(374)
3.13 有效载荷的投放与回收系统.....	(375)
3.14 有效载荷的固定机构.....	(388)
4 航天飞机运输系统的背景资料	
4.1 轨道器的载机.....	(392)
4.2 轨道器进场与着陆试验计划.....	(393)

1 空间运输系统

1.1 空间运输系统

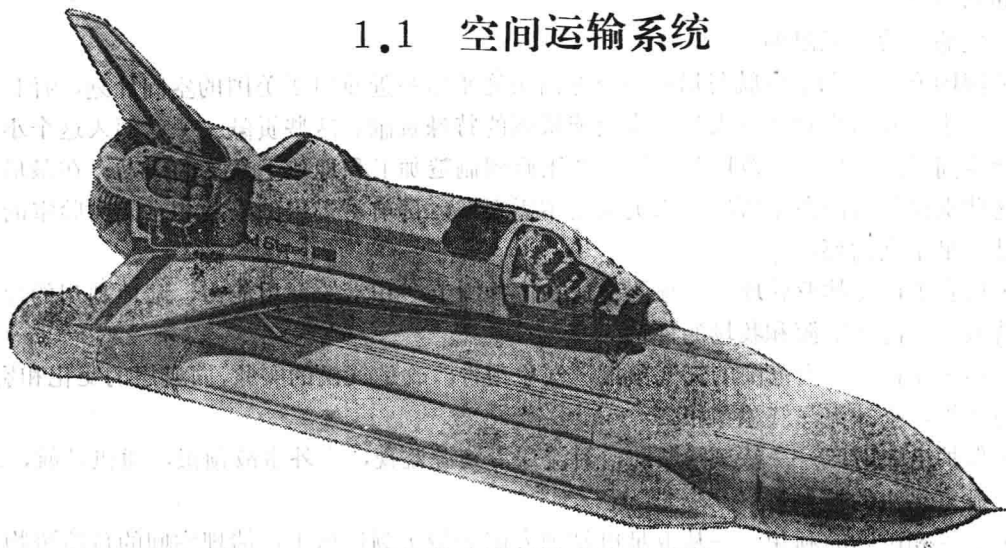


图 1-1 航天飞机系统/轨道飞行器

航天飞机 (Space Shuttle) 是美国最新式、最通用的载人航天器。和在此之前的航天器——“水星”、“双子星座”和“阿波罗”——不同，它是能重复使用、按服役多年而设计的象飞机一样的飞船，并且使宇宙飞行成为相对经济和平常的事情。

航天飞机将在空间利用方面提供前所未有的灵活性，它使得空间可以作为资源来看待，而不是作为敌对的环境去试验、考察和探索。

航天飞机使人类能利用宇宙中高真空和零重力的环境来进一步发展材料的加工。宇宙飞行展现了这个我们刚刚开始认识和利用的新天地。

我们地球周围的环境限制了某些材料的加工。在几乎所有的人类活动和工业加工中，重力是一种无所不在的力。它束缚我们的运动，产生必须予以克服的阻力，并且离析液体。它引起合金中的分层，带来玻璃中的杂质，化学制品中的离析，以及电子材料中的缺陷。

为航天飞行安排的实验将探索零重力和高真空的好处，实际上极微弱的万有引力是存在的，是地球上承受数值的 $1/3\ 000$ 到 $1/6\ 000$ ，也不是完全的真空是一个大气压的 $1/1$ 万亿。到目前为止从“阿波罗”、“天空实验室”和“阿波罗—联盟号”等试验计划的研究结果带回来在空间制成的材料，它比在地球上制造的任何东西都更加纯洁和规整——几乎是物理上理想的材料。如果我们能够制造达到其全部物理上热、化学、光学和电的理论潜力的材料，就能在医药、电子学、能源、测试仪器和建筑等方面取得重大突破。航天飞机和空间实验室的发展打开了对商业有吸引力的在太空加工材料的大门。

航天飞机大的载货能力和相对不苛刻的发射环境将使它能载运各式各样的卫星进入轨

道,包括以前一些由于尺寸、形状、重量或者对发射力敏感而不能发射的卫星。

航天飞机的乘员可以在太空修理失效的卫星,或者把卫星回收到货舱里带回地球上修理。航天飞机还可以用作高轨道卫星或星际飞行器的发射平台。

最后,航天飞机能够运送大的空间结构构件到轨道上,并且对建空间站的乘员提供支援。如此巨大的结构可能包括卫星电源系统、永久性空间站、多卫星服务平台,以及作轨道飞行的空间动力站。

太空的潜力是无限的。

美国国家航空和宇宙航行局的一个专门研究小组最近重温了美国的空间计划,并且指出了今后二十五年里它对造福人类的事业能做到的特殊贡献。这些贡献——已编入这个小组报告的“空间展望”中——范围从天气、通讯直到制造加工和地球上从事的活动。在最后一类中,这些贡献的目的在于解决“人类的基本需要”,目前看得出的卫星和空间实验室的用途是帮助满足下列需要:

- 粮食生产,林业管理——预测全球农作物的生产和水的可用能力,陆地利用的评估,树木储藏量,海生资源和牧场的评估。
- 环境保护——大范围的天气预报,气象预告,改造气候的实验,同温层的变化和影响,水质的监视,全球海洋气象预报。
- 保护生命财产——暴风雨跟踪,对流层污染源监视,意外事故预报,通讯导航,地震预测,有害昆虫的控制。
- 能量和矿物的利用——从卫星电站把太阳能传送到地球上,清理空间的危险废物,测绘世界地质学地图。
- 信息传送——国家间,洲际间,以及个人间的通讯。
- 空间环境的利用——基本的物理学和化学,材料科学,商品化的无机物加工,生物材料的研究,重力对地球范围内的生命、生理和病变过程的影响。
- 地球科学——地球的磁场,地壳动力学,海洋内部的性质和海洋动力学,低层大气的动力学和能量学,电离层/磁性层的耦合,以及同温层/散逸层的结构化学和动力学。

1.1.1 航天飞机计划

航天飞机是由美国国家航空和宇宙航行局(NASA)研制的。NASA将在整个八十年代协调和管理“空间运输系统”(NASA称之为全面的航天飞机计划),包括政府内部机构的要求以及国际的和联合的项目。NASA也监督民用和商用发射和空间飞行的要求。

航天飞机系统由四个基本部件组成:一个轨道飞行器,两个固体火箭助推器,一个用于装载燃料和氧化剂的外挂贮箱,以及三台主发动机。

轨道飞行器是由罗克韦尔国际公司位于加利福尼亚州的唐尼(Downey)工厂制造的。这个工厂还对整个航天运输系统总体负合同责任。轨道飞行器和总体合同都是在NASA的约翰逊(Johnson)空间中心(缩写JSC,位于得克萨斯州的休斯敦)的指导下工作的。

固体火箭助推器的发动机是由锡奥柯尔(Thiokol)公司的沃萨奇(Wasatch)分部制造的,外挂贮箱由马丁·玛丽埃塔(Martin Marietta)公司制造,航天飞机的主发动机由罗克韦尔公司的罗克苔茵分部制造。这些合同是在NASA乔治C.马歇尔航天飞行中心(MSFC,位于亚拉巴马州的亨茨维尔)的指导之下进行的。

1.1.2 航天飞机的要求

航天飞机将运送最多达29 484公斤(65 000英磅)的货物送入100~600海里(115~690法定英里)的近地轨道。这些货物(称之为商载)装在一个直径4.57米(15英尺)、长18米(60英尺)的舱里。它能从太空中带回来的货物总重为14 515公斤(32 000英磅)。

主要的系统要求是:轨道飞行器和两个固体火箭助推器是可以重复使用的,轨道飞行器再次起飞准备时间为160小时;这就是说,完成先前的任务着陆之后到准备好重返太空是160小时(两周,按每工作周80小时计)。

航天飞机其它的特点有:

- 轨道飞行器正常情况载三名宇航员组成的航行组,另加四名乘客。在紧急情况下,总共可载10人。

- 其基本任务是在空间7天。如增加补给,可在空间执行任务30天。

- 乘员舱具有只穿衬衫的环境,加速载荷决不会大于3g。

- 航天飞机可以在发射架上耸立多达24小时,并且在竖好之后的两小时内发射。

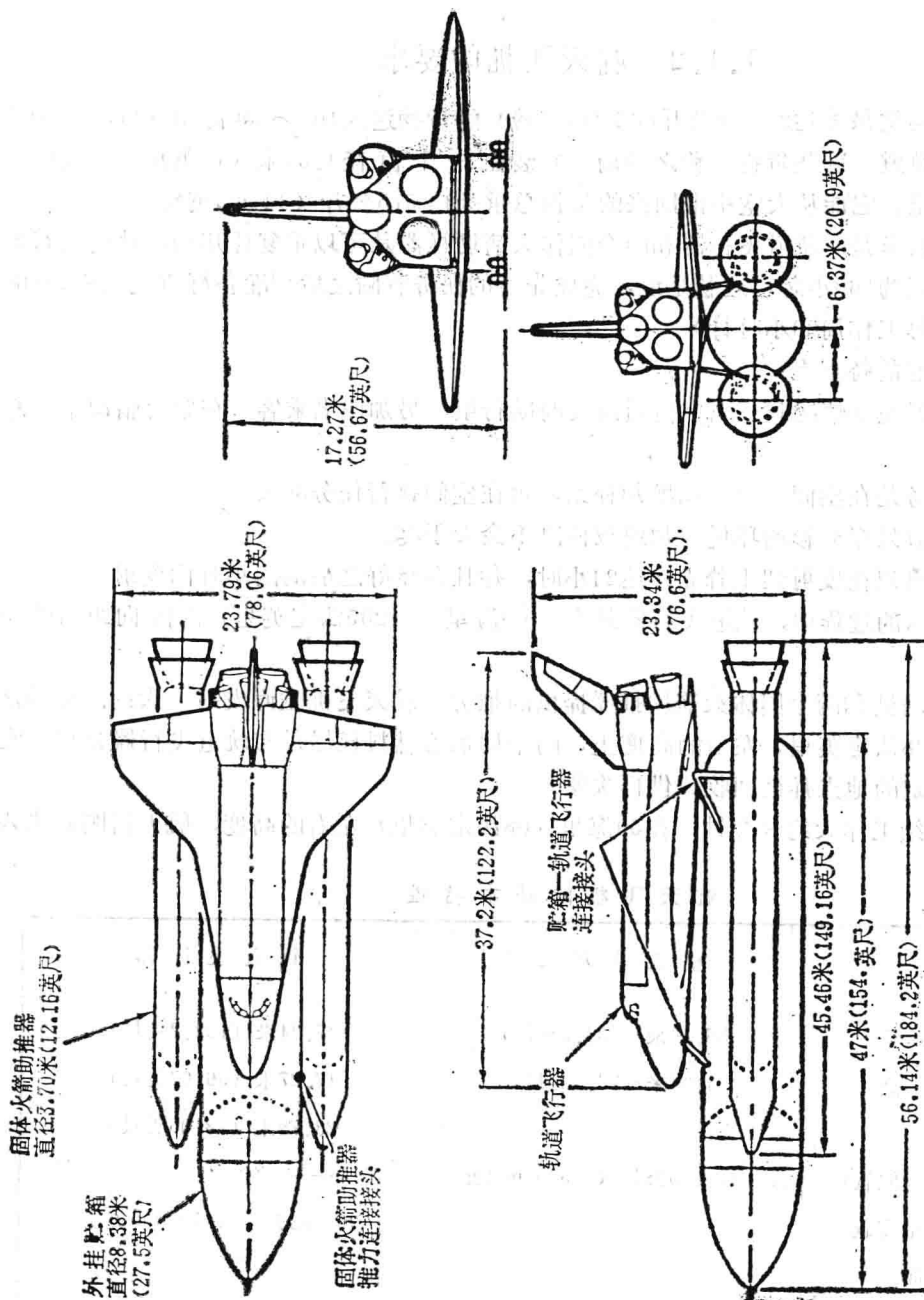
- 在返回地球的过程中,轨道飞行器具有1 100海里(1 265法定英里)的横向距离机动能力。

用三台主发动机和两个固体火箭助推器提供的推力,航天飞机垂直发射。大约两分钟之后,在24海里(28法定英里)左右的高度上,两个助推器燃料耗尽并与轨道飞行器分离。它们落入大洋中预定的地点并被回收以供再次使用。

主发动机继续工作大约8分钟,在59海里(68法定英里)左右的高度,航天器刚好进入

航天飞机的基本特性

	整架航天飞机	轨道飞行器
机 长	56.14米 (184.2英尺)	37.24米 (122.2英尺)
机 高	23.34米 (76.6英尺)	17.27米 (56.67英尺)
翼 展	—	23.79米 (78.06英尺)
起飞总重 (近似值)	2 041 200公斤 (4 500 000英磅)	—
着陆重量 (带商载)	—	96 163公斤 (212 000英磅)
推力 (海平面)		
固体火箭助推器	12 889 200牛顿 (单发) (2 900 000英磅)	—
轨道飞行器主发动机	—	1 668 000牛顿 (单台) (375 000英磅)
货 舱		
舱 长	—	18.28米 (60英尺)
直 径	—	4.57米 (15英尺)



轨道飞行器 68 040 公斤 (15 000 英镑) 净重* 航天飞机主发动机 375 000 英镑 推力
 固体火箭助推器 (2) 586 506 公斤 (1 293 004 英镑)
 外挂贮箱 743 253 公斤 (1 638 565 英镑) *加上有效载荷和可消耗的重量 (大约的)

图 1-2 航天飞机基本数据

轨道前，发动机熄火。外挂贮箱分离并沿弹道轨迹落入大洋的偏僻地区不再回收。

两台比较小的液体火箭发动机（轨道机动系统）用于轨道飞行器进入轨道，在轨道上机动，和再入大气层时减速。航天飞行器在轨道上的速度大约是7 743米/秒（25 405英尺/秒）；脱离轨道的速度减少为91米/秒（300英尺/秒）。

再入之后，无动力的轨道飞行器滑翔飞向地球并且象飞机那样在跑道上着陆。正常的着陆触地速度是184~196海里/小时（213~226英里/小时）。

为航天飞机备有两个发射场：肯尼迪空间中心（KSC），位于佛罗里达州，和范登堡（Vandenberg）空军基地，位于加利福尼亚州。正常情况下轨道飞行器在它起飞的场地着陆。

1.1.3 背景和状况

1972年7月26日，国家航空和宇宙航行局（NASA）选择了罗克韦尔公司位于加利福尼亚州唐尼（Downey）的空间运输系统研制和生产分部，作为工业合同商来设计、发展、试验和鉴定轨道飞行器。合同要求制造和试验两架轨道飞行器，一台全尺寸结构试验样机和一台主推进装置试验样机。NASA和空军对一个可重复使用的空间运输系统的定义和可行性研究持续了多年才选定这个承包商。

NASA先前已选定罗克韦尔公司的罗克苔茵分部来设计和发展航天飞机的主发动机（1972年3月31日）。继之而来的合同是马丁—玛丽埃塔公司搞外挂贮箱（1973年8月16日），锡奥柯耳公司的沃萨奇分部搞固体火箭助推器（1974年6月）。

除了轨道器的设计、发展、试验和鉴定合同之外，罗克韦尔公司的空间运输系统发展和生产分部还承担了整个航天飞机系统工业性总装配的合同责任。

第一架轨道航天飞机，“企业号”（OV-Orbiter Vehicle-101），于1976年9月17日出厂，1977年1月31日由陆路从罗克韦尔公司位于加利福尼亚州的帕姆代尔总装厂运往设在爱德华空军基地的德莱登飞行研究中心，以便执行进场着陆试验（ALT）计划。

进场着陆试验计划从1977年2月一直进行到11月，并且演示证明了轨道飞行器可以像飞机一样在大气中飞行和着陆。这个计划的组成是：

- 五次不载人的“系在载机背上”飞行，固定在一架专门改型的747航天飞机运载机（SCA）背上。
- 三次载人的“系在载机背上”飞行，飞行中两名宇航员操作了轨道飞行器的控制系统。
- 五次“自由”飞行，飞行中轨道飞行器被从载机（SCA）上释放出来，并且机动飞行到爱德华基地着陆。在前四次这样的飞行中着陆是在一个干湖床上；第五次飞行是模拟从空间返回的情况在爱德华基地的水泥主跑道上着陆。最后两次自由飞行是在没有尾锥情况下完成的，这是航天飞机从地球轨道真实着陆过程中的状态。

1978年3月13日，“企业号”被系在载机背上运到NASA位于亨茨维尔（亚拉巴马州）的马歇尔空间飞行中心去进行一系列组合的垂直地面振动试验。这些试验于1979年3月完成。1979年4月10日，“企业号”被运送到肯尼迪空间中心与外挂贮箱和固体火箭助推器组合，并借助于活动发射平台被运到39A综合发射中心。在39A综合发射中心，“企业号”作为一次实地演习，模拟飞行时与综合发射中心的检查校验工具相配合的情况。1979年8月16日，“企业号”又被运回爱德华空军基地的NASA德赖登研究中心，并于1979年10月30日由陆路

运回罗克韦尔公司的帕姆代尔 (Palmdale) 总装工厂。对某些部件做了整修以便用到正在帕姆代尔总装的其它飞行器上。“企业号”最终将用作范登堡 (Vandenberg) 空军基地的一个演习实物和配套的校验工具。它是作为试验飞行器制造的, 没有装航天飞行的设备。

第二个轨道飞行器 (OV-102), “哥伦比亚”号将第一个进入空间飞行。1979年3月8日, 它由陆路从帕姆代尔运往爱德华, 以便系在载机背上渡运到佛罗里达州肯尼迪空间中心。1979年3月25日到达肯尼迪空间中心, 开始了第一次飞入空间的准备。

“哥伦比亚”号在最初的发展飞行试验中将在爱德华空军基地着陆, 最后的发展飞行试验是在这个基地的水泥跑道上着陆。

结构试验样机, 在进行了11个月的紧张试验之后, 正在帕姆代尔的罗克韦尔公司总装车间里修理改装成能用的第二个轨道飞行器。其代号为OV-099, “挑战者” (Challenger)。

主推进装置试验样机 (MPTA-098) 由一个轨道飞行器的后机身, 一个用以模拟中机身的构架装置和航天飞机的主推进系统 (三台主发动机和外挂贮箱) 组成。这个试验结构存放在密西西比州的国家空间技术实验室, 从1978年至1981年间, 为了配合第一次航天飞行, 进行了一系列的静点火试验。

仿照有名的帆船, NASA给第一批四艘轨道飞行器命名, 按其投入使用的顺序, 它们是:

- “哥伦比亚” (OV-102), 根据于1836年下水的快速帆式战船命名, 它是第一个海军环球航行的舰船之一。“哥伦比亚”也是阿波罗11的指令舱的名字, 它曾载着尼尔·阿姆斯特朗, 迈克尔·柯林斯和爱德华 (巴兹)·奥尔德林于1969年7月20日首次在月球上着陆。

- “挑战者” (OV-099), 也是一艘海军舰船的名字, 它曾经从1872年到1876年对大西洋和太平洋做了长期的探险。它也曾被用于阿波罗计划中, 是阿波罗17登月舱的名字。

- “发现者” (OV-103), 是依照两艘舰船命名的, 一艘是亨利·哈德逊的船, 曾于1610~1611年企图寻找在大西洋和太平洋之间一条西北方向的通道, 却发现了哈德逊湾。另一艘是船长库克的船, 它发现了夏威夷群岛并探索了南阿拉斯加和西加拿大。

- “阿特兰蒂斯” (OV-104), 按照伍兹霍尔海洋学院1930~1966年使用的双桅船船名命名的, 这艘船在海洋研究中行驶了50多万英里。

1979年1月29日, NASA和罗克韦尔公司签订了合同: 制造两架新的轨道飞行器, OV-103和OV-104 (“发现者”和“阿特兰蒂斯”; 把结构试验样机 (STA) 改装为航天飞行的结构型式 (“挑战者”); 把“哥伦比亚”号从预研型改型为实际飞行所要求的结构形式。

1.1.4 发 射 场

在正常使用期间, 航天飞机将从肯尼迪空间中心和西部试验场 (范登堡空军基地) 发射。沿赤道轨道任务的航天飞机将在肯尼迪空间中心发射; 而沿极地轨道任务的将从西部试验场 (WTR) 发射。

轨道力学和任务要求的复杂性, 加上安全和侵犯外国领空和领土的可能性, 禁止从肯尼迪空间中心进行极地轨道的发射。

肯尼迪空间中心允许的轨道方位扇面是东北方向不小于 35° , 东南方向不小于 120° 。从肯尼迪空间中心向东的方位角读作 90° 。

方位角为 35° 的发射使得航天飞行器处于 57° 倾角的轨道。这就意味着, 航天飞机绕地球运行的轨迹将永远不会超过北纬 57° 或者低于南纬 57° 。

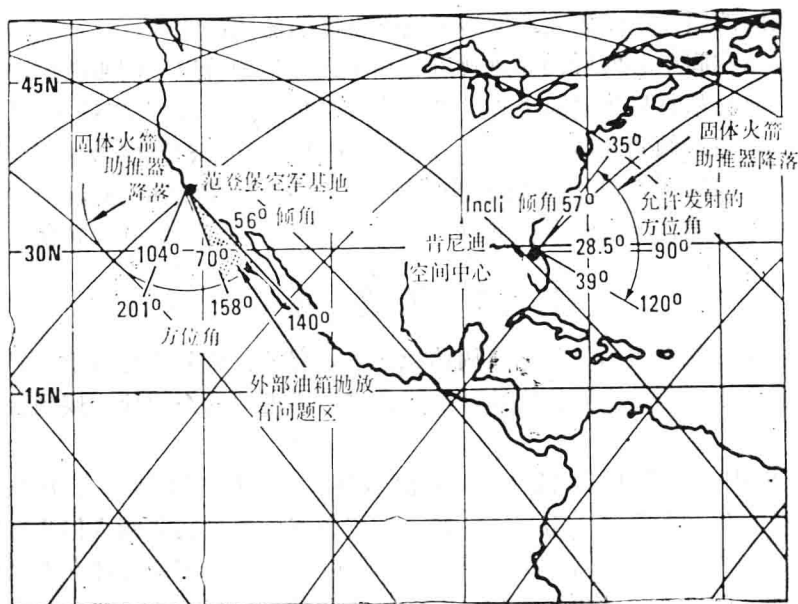


图 1-3 航天飞机发射场地

从肯尼迪空间中心以 120° 方位角发射的轨迹会使航天飞行器处于 39° 的轨道倾角里（不高于或低于赤道以北或以南 39° 纬度）。

这两个方位角， 35° 和 120° ，表示了肯尼迪空间中心的发射限制。任何更加向北或向南的发射方位角会使发射的航天飞行器飞越有人居住的陆地，对紧急中断发射的安全保证或者飞行器的分离条件产生不利的影响，或者因为固体火箭助推器或外挂贮箱可能落在外国领土或海域而带来不希望出现的麻烦。

西部试验场允许的发射轨道适合于进入南方、西南和东南极地轨道。

在西部试验场发射的限制是 201° 和 158° 。在发射方位角为 201° 时，航天飞行器进入倾角为 104° 的轨道。假如零度在发射场的正北，则轨迹在南北极子午线以东或以西 14° 的范围内。当发射方位角为 158° 时，航天飞行器会以 70° 的倾角进入轨道。轨迹在极地子午线以东或以西 20° 之内。像肯尼迪空间中心一样，西部试验场允许的发射方位角不会飞越有人居住区或者影响安全、紧急中断发射、分离，以及政治上的考虑。

任务要求和商务载荷重量引起的不利条件也是选择两个发射场的重要因素。

地球以大约每小时900海里的速度自西向东旋转。向东发射利用地球的旋转就象利用一块助跳板一样。举例来说，这意味着，航天飞机从肯尼迪空间中心发射，可以运载29 484公斤（65 000英磅）的商务载荷，但是，以 90° 倾角从西部试验场发射则只能运载18 144公斤（40 000英磅）。顺便提一下，在极地轨道发射中，地球的旋转速度也是轨道飞行器具有横跨1 100海里（1 265英里）的能力以提供紧急中断发射时绕行（AOA）能力的原因。

试图从肯尼迪空间中心发射航天飞行器并使其进入极地轨道，避开可居住的陆地是不经济的，因为航天飞机的商载会大量减少——下降到7 711公斤（17 000英磅）。向北方发射进入 $8^\circ \sim 20^\circ$ 方位角的极地轨道——就需要轨道穿越大陆陆地，并且不得不考虑许多安全、紧

急中断发射和政治上的限制。这就妨碍了从肯尼迪空间中心进行极地轨道的发射。

下列进入轨道的倾角和商务载重例举了航天飞机的能力：

1. 从肯尼迪空间中心发射的赤道轨道（用于近地地球轨道，同步轨道，或脱离地球引力的星际飞行）——从肯尼迪空间中心发射，轨道倾角 28.5° ，最大商载重量是29 484公斤（65 000英磅）；轨道倾角为 57° 时，最大商载重量是25 855公斤（57 000英磅）。

2. 从西部试验场（WTR）发射的极地轨道——轨道倾角为 90° 时，最大商载重量是18 144公斤（40 000英磅）或者是倾角 104° ，商载14 515公斤（32 000英磅）。

1.1.5 任务剖面

在发射状态下，轨道飞行器和两个固体火箭助推器连接到外挂贮箱上，并且都垂直（头朝上）置于发射台上。每一个固体火箭助推器在其后裙上用四个螺栓连接到活动的发射平台上。

飞行乘员发射时（直到起飞前30秒）用的紧急出口是利用滑线。有五条365米（1 200英尺）长的滑线，每一条系着一个篮子。每一个篮子正常是按装载两人但也能装三个人设计的。篮子直径1.5米（5英尺）、深106厘米（42英寸），用四根钢索挂在滑动机构下面。滑线将篮子送到地面的一个掩体里。掩体是为防护人员受到发射台上的爆炸伤害而设计的。

发射时，航天飞机的三个主发动机——由外挂贮箱供给液氢燃料和液氧氧化剂——首先点火。当点火已经完成，发动机处在适当的推力级工作时，就有一个信号发出点燃固体火箭助推器。在适当的推重比状态，八个托板螺栓上的引爆剂（小的爆炸物）被引爆，释放航天飞机而起飞。所有这些只用几秒钟。

最大动压（最大 q ）是在上升段初期达到的，正常情况下是在发射大约60秒以后，在10 241米（33 600英尺）高度上。

大约一分钟以后（两分钟进入上升段），两枚固体火箭助推器耗尽了其推进剂并被从外挂贮箱上抛掉。这是由轨道飞行器上的一个分离信号触发的。

当一些小发动机点火使助推器离开航天飞机后，助推器还短时间地继续上升，然后转弯并下降，在预定的高度上打开降落伞使其减速，以便安全溅落在大洋中。溅落将发生在离发射场大约141海里（162法定英里）的地方。助推器被回收和再次使用。

此时，轨道飞行器和外挂贮箱靠三台主发动机的推力继续上升。大约在发射后8分钟并且刚好略低于轨道速度时，根据轨道飞行器的指令三台主发动机关闭（main engine cutoff—MECO）并把外挂贮箱抛掉。

外挂贮箱继续按弹道轨道飞行并且进入大气层被烧蚀。在赤道轨道的情况下（由肯尼迪空间中心发射），它的预定溅落点是在印度洋，在由西部试验场发射的情况下，预定溅落点在太平洋最南端。

轨道飞行器后部的两套轨道机动系统（OMS）以两级点火的方式来完成进入地球轨道，并使航天飞机的轨道变圆。前面和后面的反作用控制系统的推力供轨道飞行器姿态（俯仰、偏航和滚转）控制和沿给定轴线进行小的平移机动。轨道飞行器是为在高度100~600海里（115~690法定英里）的地球轨道上工作而设计的。

在轨道工作结束时（从1天到30天），轨道飞行器被定向为尾翼朝前的姿态。两台轨道机动系统的发动机用来减速并使轨道飞行器脱离轨道。

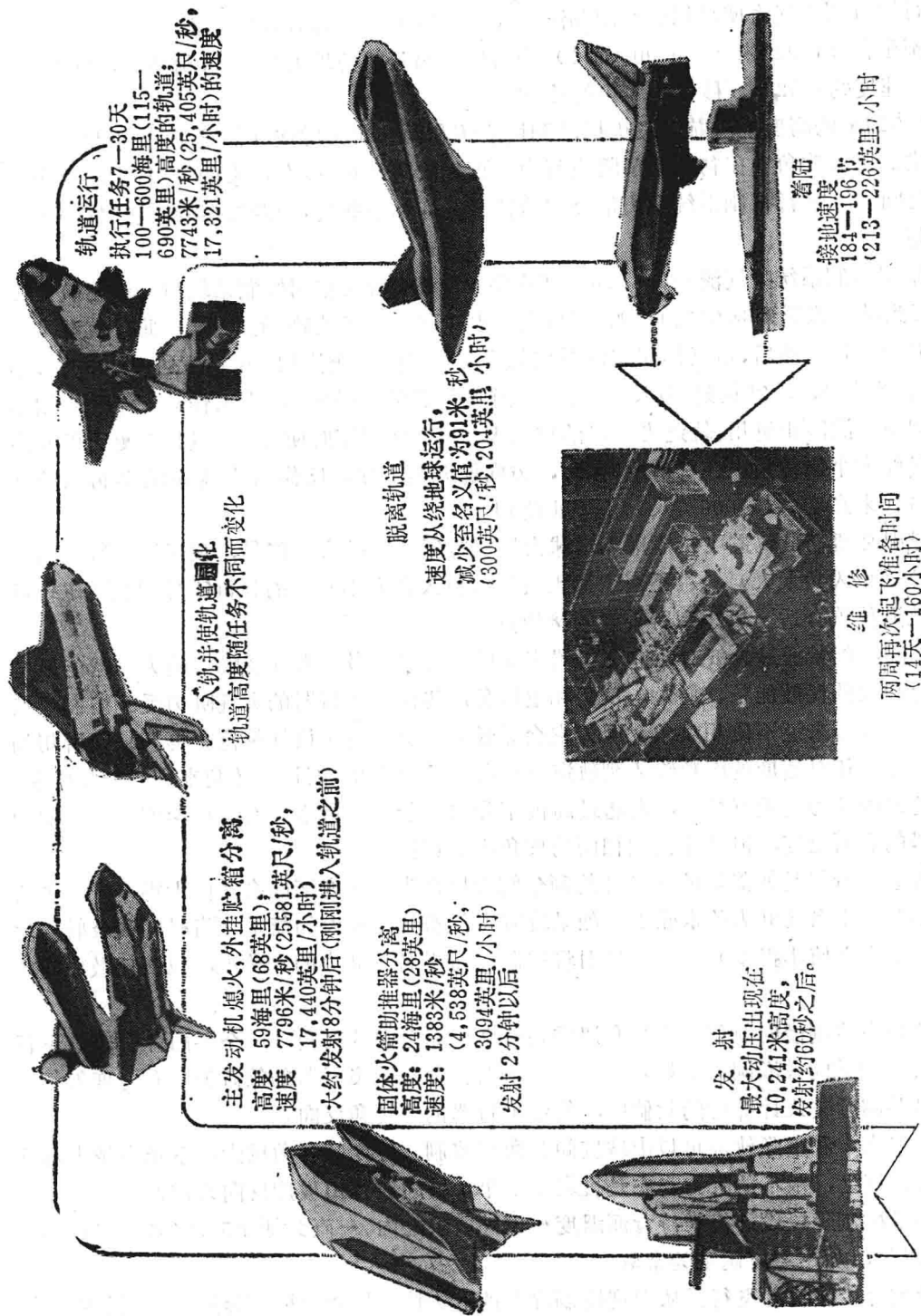


图 1-4 航天飞机任务剖面图

然后，反作用力控制系统的推进器转动轨道飞行器使之头朝前再入。这些推进器继续控制轨道飞行器直到大气密度足以使俯仰和滚转气动力控制面成为有效时为止。

再入预定在121 920米（400 000英尺）的高度，离着陆场地大约4 400海里（5 063法定英里）远，速度约7 620米/秒（25 000英尺/秒）。

在121 920米的高度上，航天飞机机动到横滚角和偏航角为零度（机翼呈水平状态），并达到预定的再入攻角（在初始的预研飞行中，再入攻角是 40° ；在后来的飞行中，攻角在 28° 到 38° 之间）。飞行控制系统发出指令用滚转、俯仰和偏航反作用控制系统的喷气流进行角速度阻尼。

前反作用控制系统喷气流在121 920米高度停止使用，后反作用控制系统喷气流使航天飞机机动，直到动压感受到68 927.474帕（517毫米汞柱/米²，10英磅/英尺²），此时轨道飞行器的副翼开始工作。然后，后反作用控制系统的横滚喷气流停止使用。在动压达137 988.27帕（1 035毫米汞柱/米²，20英磅/英尺²）时，轨道飞行器的升降舵开始工作，后反作用控制系统俯仰喷气流停止使用。轨道飞行器的减速板在M数10以下时使用，以期得到更大的正向朝下的升降舵配平偏转角。在马赫数3.5时，方向舵开始工作。反作用控制系统的偏航喷气流，在13 716米高度（45 000英尺）上停止使用。

再入导引必须耗散轨道飞行器进入地球大气层时所具有的大量能量，以保证轨道飞行器既不会烧掉（再入角太大），也不会飞离大气层（再入角太小）。而且再入导引也要使轨道飞行器的轨道位置合适，以达到所希望的接地点。

再入期间，能量通过大气对轨道飞行器表面的阻力来耗散。大气的阻力越大，越能以较陡的轨迹比较快的耗散能量。通常，攻角和滚转角能使任何飞行器的大气阻力受到控制。然而，对轨道飞行器来说不使用攻角，因为它会导致表面温度高于设计规范。再入期间所用的攻角程序，作为相对速度的函数输入到轨道飞行器的计算机里，而让滚转角来进行能量控制。增加滚转角减少升力的垂直分量，引起较高的下降率和能量耗散率。增加横滚速率也会增加轨道飞行器的表面温度，但是不会象相同的攻角指令那样强烈。

如果轨道飞行器是低能量的（当时的剩余航程比在当时速度下的名义值大得多），再入导引将控制在低于名义阻力的水准上。如果轨道飞行器具有过大的能量（当时的剩余航程比当时速度下的名义值小得多），再入导引将控制在高于名义阻力的水准上，以便耗散额外的能量。

滚转角用来控制横向航程。方位角误差是两个平面之间的夹角，一个平面含有轨道飞行器的位置矢量和航向校准圆柱正切点，另一个平面包含轨道飞行器的位置矢量和速度矢量。当方位角误差超过装入计算机的数值时，轨道飞行器的滚转角反向。

因此，下降率和下降轨迹可以由坡度倾斜角来控制。坡度倾斜角越大，下降率越大并且阻力也越大；反之，最小的阻力姿态是机翼呈水平。横向航程由坡度反向来控制。

再入热量控制阶段设计得维持背面温度在设计极限之内。一直到低于5 791米/秒（19 000英尺/秒）以前，加热率被确定为常数。

平衡滑翔阶段使轨道飞行器从温度控制阶段的阻力快速增加变换到等阻力阶段的阻力恒定。平衡滑翔飞行的定义是飞行轨迹角始终相等的飞行，轨迹角是指局部水平速度和局部垂直速度矢量之间的夹角。平衡滑翔飞行提供了最大下降航程的能力。它持续到阻力加速度达33英尺/秒²为止。

等阻力阶段开始于那一点,在研制飞行中攻角起初是 40° ,但逐渐下降到这个阶段结束时的大约 36° 。

过渡段是攻角继续下降的阶段,在再入的末端区能量管理(TAEM)界面,达到大约 14° 的攻角,25 298米(83 000英尺)左右的高度,每秒762米的速度(2 500英尺/秒),M2.5,并距着陆跑道52海里(59法定英里)。然后,控制转换到末端区能量管理制导。

在上述各再入阶段中,轨道飞行器的滚转指令使其保持在阻力曲线上并且控制横向航程。

末端区能量管理制导引导轨道飞行器到离半径为5 480米(18 000英尺)的两个航向校准圆柱区中的最近一个中,这两个圆柱区正切于进场终端跑道中心线并位于中心线两侧。在末端区能量管理制导过程中,过剩的能量用S形转弯来耗散,并在高能量情况下,利用减速板改变阻力、升阻比(L/D)和飞行轨迹角。这将增加地面航迹距离,因为轨道飞行器转弯离开最近的航向校准圆柱区(HAC),直到耗散了足够的能量才允许其进入正常进场着陆导引阶段,这个阶段开始于3 048米(10 000英尺)的高度。轨道飞行器也可以用接近于最大升阻比的速度,或者机翼呈水平状态的速度以使航程加长。航天飞机在大约14 935米(49 000英尺)的高度,离发射场22海里(25.3法定英里)左右的地方减速到亚音速。

在末端区能量管理制导阶段开始后,轨道飞行器转弯直到对准与最近的航向校准圆柱区相切的一点,并且继续飞到这一点,航路第一点(WP-1)。在航路第一点,末端区能量管理的航向校准阶段开始,接下去是在圆柱区内飞行,直到完成对准着陆跑道 $\pm 20^\circ$ 。在末端区能量管理结束前的阶段,轨道飞行器离开航向校准圆柱区俯冲向下以获得陡峭的下滑斜率,增加空速,并且压坡度飞行以便找到跑道中心线,继续飞行直到对准跑道中心线,处在场外的下滑航道上,并且保持空速。进场和着陆导引阶段以末端区能量管理结束前段完成为开始,并且以航天飞机返回停在跑道上为止。

进场和着陆轨道截获阶段开始于末端区能量管理的分界面并继续导引自动跟踪在场外的陡的下滑航道斜率上。进场着陆阶段开始于大约3 048米(10 000英尺)的高度,290 $\pm$ 12海里/小时的当量空速(EAS),离地点6.9海里(7.9法定英里)。自动着陆导引开始于引导轨道飞行器达到 -20° 的下滑斜率(这个角度超过民用航线进场的7倍),对准跑道前方0.86海里(1法定英里)的目标的那一点。航天飞机的减速板被置于保持适当速度的位置。在末端区能量管理的后一段和进场着陆时下降率大于3 048米/分钟(10 000英尺/分钟)(大约比民用航线标准的三级仪表进场角时的下沉率高20倍)。

在离地平面533米(1 750英尺)处,开始拉平前的机动,以便使航天飞机作 1.5° 的下滑,减速板开到所需要的位置,准备着陆。飞行机组乘员在这一点放下起落架。

最后阶段减少航天飞机的下降率到小于2.7米/秒(9英尺/秒)。接地发生在以184~196海里/小时(213~226英里/小时)的速度通过跑道入口大约762米(2 500英尺)之后。

1.1.6 紧急中断发射

根据不同需要,航天飞机有三种中断发射的方案。这就是中断后返回发射场(RTLS),中断后绕行一周(AOA)和中断后入轨(ATO)。

返回发射场 这种模式用于起飞后到第二种中断发射模式使用之前,一台主发动机失效的事故。返回发射场方案将在固体火箭助推器像正常爬升一样完成其正常推进期限并且被抛掉之后才开始。