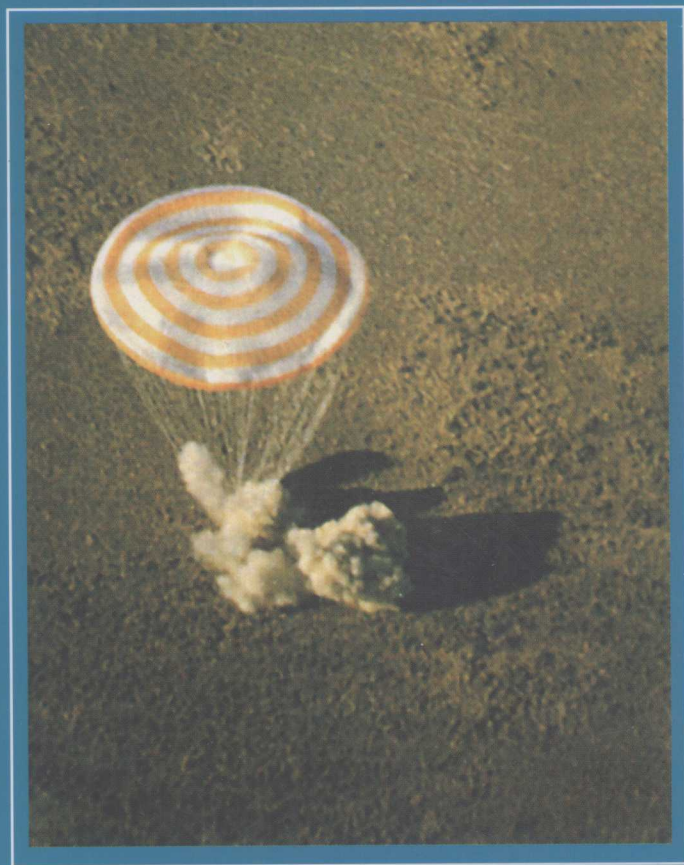


# 空间飞行器设计

主编 马宗诚



中国标准出版社

V47  
3

# 空间飞行器设计

主编 马宗诚

编译 俞济成 李秉勤

戴维序 游 巍

中国标准出版社

## 内 容 简 介

本书是在忠实的翻译俄罗斯的航天技术老前辈萨马拉特殊设计局总师、总经理阿依卡兹洛夫的原著“空间飞行器设计”一书的基础上，添加本书主编对俄多年合作中积累的有关空间飞行器方面的资料编撰而成。它的内容丰富详实，介绍了俄罗斯设计空间飞行器的指导思想和设计思路，以及一些具体的俄罗斯空间飞行器的参数和指标。它会对我国从事航天技术的领导、科技人员有一定的参考和借鉴的价值；对于在高等学校中从事航天技术教学的老师和从事航天技术学习的大学生们也具有参考借鉴的价值。

## 图书在版编目（CIP）数据

空间飞行器设计/马宗诚主编.—北京：中国标准出版社，2003.9

ISBN 7-5066-1575-4

I. 空… II. 马… III. 航天器-设计

中国版本图书馆 CIP 数据核字（2003）第 12925 号

### 空间飞行器设计

主编 马宗诚

\*

中国标准出版社出版

北京复兴门外三里河北街 16 号

邮政编码：100045

电 话：68522112

中国文联印刷厂印刷

版权专有 不得翻印

\*

开本：787×1092 1/16 印张：21.5 字数：504 千字

2003 年 9 月第一版

2003 年 9 月第 1 次印刷

\*

ISBN 7-5066-1575-4

印数：1—1000 定价：40.00 元

## 编 者 序

空间飞行器这个名词在第二次世界大战后，即40年代的时候是一个鲜为人知的，只是在世界上个别科学家的大脑中时而闪现的稀有名词。50年代随着前苏联发射的第一颗人造地球卫星的上天，世界上的人们已经开始知道什么是空间飞行器？和什么是人造地球卫星？60年代随着苏、美两个超级大国把人类送入宇宙空间，世界上的人们开始知道，人类自己也能够冲破地球的束缚，步入宇宙空间，遨游于太空。70年代一些致力于发展自己民族和国家的领袖和他们的先进分子已经清楚地认识到为了民族的自强，为了能够自立于世界民族之林必须发展自己国家的航天事业。世界上一些先进的国家开始发射自己的空间飞行器；虽然现在看来，这些空间飞行器只能是初期的、简单的，但是它们体现了一个民族、一个国家的志气、奋斗精神。我国正是在这种志气和精神的鼓舞下，在新中国、共产党的领导下实现了上述的愿望。在1970年4月24日一举发射成功了我国的第一颗人造地球卫星——“东方红-1号”，我国成为世界上第四个独立自主研制、发射卫星的国家。从此开始了我国发展航天技术事业的光辉历程——1971年3月3日发射了我国第一颗科学试验卫星——“实践-1号”；1975年11月26日发射并回收成功我国的第一颗返回式人造地球卫星，我国成为世界上第三个能够独立自主发射并回收卫星的国家；1981年9月21日我国成功地第一次发射了“一箭三星”地球物理探测系列卫星，我国成为第三个能够独立自主发射一箭多星的国家；1984年4月8日我国发射并定点成功第一颗同步轨道通信卫星“东方红-2号”，成为世界上第四个能够独立自主发射同步轨道通信卫星的国家；1999年10月14日我国成功地发射了第一颗“资源-1号”，并获得了大量的有用的资源信息；1997年我国成功地发射了第一颗实时传输型对地观测卫星并获得了大量有用信息。1999年11月20日我国成功地发射并安全回收了第一艘宇宙飞船——“神舟-1号”，成为世界上第三个独立自主研制、并成功发射宇宙飞船的国家。

所有这一切都说明了我们的国家已经在航天技术领域步入了世界的先进行列。在世界上航天技术迅速发展的今天，各个国家都致力于自己国家的发展；希图闯出自己的一条发展航天技术的道路。我国在发展自己的航天技术的过程中毫无例外地也要学习其他国家的先进经验。世界上，在航天技术方面得到比较充分发展并取得了很大成绩的国家有：美国、俄罗斯或前苏联等国家。在航天技术发展的过程中，我们的方针是独立自主、自力更生为主不排除外援，也不乞求外援。对于国外的东西，我们是取其精华，去其糟粕，以利于我国航天事业的发展。

空间飞行器是高科技的产物，空间飞行器的设计是高科技领域内各种学科相互交织、相互协调的复杂过程，至今世界上尚没有一本能够全面描述空间飞行器的全面设计过程的科技读物。92年前苏联解体后俄罗斯出版社曾一度放松了保密审查，俄罗斯的航天技术专家和学者们在此期间编写了一些有关航天技术的读物，以期将他们各自的设计方法、设计思想能够流传后世。这里借鉴了俄罗斯专家、科学院院士、俄罗斯萨马拉特殊设计局总师、总经理季米特里·依利奇·卡兹洛夫编写的《空间飞行器设计》一书为蓝本并汇集了一系列俄罗斯专家编写的关于空间飞行器的总体设计方面

的资料，内容比较丰富。其内容共分十二章，包括了空间飞行器的一般概念、结构与气动力的问题、总体设计、返回舱的设计、空间飞行器上的控制系统、供电系统、热制度的保障系统、空间飞行器上的发动机系统、载人飞行的特点和安全、载人飞行的生命保障系统等。这样的一个组合能够反映出现在我们涉及的空间飞行器的全貌；能够了解到俄罗斯及前苏联在空间飞行器的设计方面的思路、着手方法、关心的细节、处理的方法等；参考他们的设计思路和方法将有助于展宽我们的总体设计思路，有利于我们今后的总体设计，提高我们的设计水平。

在本书的成稿过程中，得到了各个方面的支持与帮助，尤其是在整理稿件的过程中得到了北京市西颐实验学校小学部教导处主任，高级教师张嘉珠的大力支持，对稿子的审查、核对做了大量的细致的工作。为此，本书的编者对张嘉珠的辛勤劳动表示感谢！

本书的出版过程中得到了中国空间技术研究院总体专业技术部主任于登云的大力支持，为此我们这里表示诚挚的感谢！

本书在编译过程中尤其是后期，正值编译者患重病恢复期，为了使本书早日与读者见面，在病中进行复审更改。在审稿中难免有这样那样的错误。敬请读者在阅读时本着对编者的关心与爱护提出批评指正。本书编者万分感谢！

编者 马宗诚  
2002年9月25日

# 目 录

第一章 空间飞行器的一般概论	(1)
1.1 低轨道自动空间飞行器的特点	(1)
1.2 空间飞行器的分类	(2)
1.3 空间飞行器的主要技术特性	(16)
1.4 对空间飞行器及其结构的总体要求	(19)
1.5 空间技术综合体的组成	(21)
第二章 空间飞行器对于力学载荷参数的强度保证以及高空气体动力学	(24)
2.1 空间飞行器对于力学载荷参数强度保证的总体要求	(24)
2.2 空间飞行器使用条件的分析和载荷计算情况的确定	(25)
2.3 在空间飞行器载荷计算准则中外部作用参数特性的确定和数学模型的分析	(26)
2.4 空间飞行器结构的内力因素和动载荷加速度概率特性的确定	(53)
2.5 空间飞行器(力学作用)的试验方法和标准条件	(78)
2.6 控制力学载荷参数技术方案的确定和实施	(91)
2.7 空间飞行器结构承载能力的确定	(94)
2.8 空间飞行器力学载荷参数的强度试验校验	(95)
2.9 实物在使用时,测得的实际力学载荷参数的处理和分析	(98)
2.10 空气体动力学	(102)
第三章 空间飞行器的总体设计	(107)
3.1 空间飞行器结构设计特点	(107)
3.2 研究总体结构合成方案是空间飞行器设计时最复杂和责任最重大的任务	(112)
3.3 总体合成方案和设备机组、设备系统	(122)
3.4 设计空间飞行器时的质量评估	(138)
第四章 空间飞行器的舱段设计	(143)
4.1 返回舱	(143)
4.2 返回舱的气动加热	(157)
4.3 热保护系统的设计	(161)
4.4 仪器舱的结构和组成	(170)
4.5 设备舱	(174)
第五章 空间飞行器的控制系统	(176)
5.1 空间飞行器控制系统采用的控制方法	(176)
5.2 利用地面综合控制体实现空间飞行器的工艺控制回路	(180)
5.3 编制典型的空间飞行器控制程序	(185)
5.4 空间飞行器典型控制回路的编制	(187)
5.5 设计地面综合控制体系的目的和任务,设计过程的自动化	(188)

5.6	利用飞控中心的设备实施空间飞行器飞行控制的组织	(191)
第六章	空间飞行器载控制综合体	(197)
6.1	任务的提出和空间飞行器载综合控制体的优化	(197)
6.2	解决合成星上控制组合任务的途径	(200)
6.3	星上控制组合的有效性准则和指标	(202)
6.4	星上控制综合体结构组成的任务	(204)
6.5	确定星上控制系统的组合组成的主要前提条件和它们的特点	(205)
6.6	对地观测空间飞行器解决完成任务方法对星上控制组合构成的影响	(206)
6.7	观测用空间飞行器的功能控制方法	(207)
6.8	观测用空间飞行器载设备的控制定律和控制算法对空间飞行器载控制组合结构的影响	(209)
6.9	使用空间飞行器载组合对观测用空间飞行器控制组织过程的分析	(210)
6.10	构建空间飞行器载控制组合结构的方法问题	(217)
6.11	几种可能的空间飞行器载控制组合的结构方案	(219)
第七章	空间飞行器的能源系统	(226)
7.1	系统的目的任务和对它的主要的技术要求	(226)
7.2	在太阳能电池基础上建立的供电系统	(228)
7.3	建立于太阳能集能器、热电机变换装置的供电系统	(229)
7.4	在核反应堆基础上建造的供电系统	(231)
7.5	供电系统组成各个部分的工作	(235)
第八章	空间飞行器的热制度保障	(244)
8.1	被动热制度保障(温控)方法	(244)
8.2	热制度保障系统	(247)
8.3	俄罗斯"资源"型空间飞行器的具有气-液循环、百叶窗热辐射型温度控制系统	(249)
8.4	具有旋转辐射热交换器的气-液热控系统	(251)
8.5	正比式流量调节器	(253)
8.6	继电式流量调节器	(255)
8.7	四风扇式气-液设备	(256)
8.8	液-液热交换器	(258)
8.9	风扇机	(259)
8.10	液体泵综合体	(260)
8.11	液体缓冲器、泄放阀门、液体汇流器	(266)
第九章	发动机及发动机装置	(272)
9.1	低轨道空间飞行器发动机的分类	(272)
9.2	用于空间飞行器轨道修正液体发动机装置	(272)

9.3	统一发动机装置	(275)
9.4	固体火箭发动机及发动机装置	(280)
9.5	发动机装置在地面应进行的准备工作	(281)
第十章	载人飞行及其安全问题	(283)
10.1	载人飞船的一般概况	(283)
10.2	“联盟号”运载火箭、载人飞船应急救生系统的一般问题	(285)
10.3	应急救生系统设置的目的是、应急救生系统的工作图以及应急救生系统的组织原则	(286)
10.4	应急救生系统的系统组成	(288)
10.5	“故障”信号获取后, 运载火箭的职能	(289)
10.6	可分离头部的布局、应急救生系统置于风罩内机构的功能以及在正常飞行、故障状态下的工作原理	(291)
10.7	应急救生系统的发动机组合和风罩的分离发动机	(291)
10.8	应急救生系统在发射弹道不同阶段的工作顺序	(292)
10.9	可分离头部的气动特性。应急救生发动机系统气流对可分离头部结构气动力及气动热的作用	(295)
10.9	计算相对运动初始参数的确定以及可分离头部载荷、结构强度保障	(297)
第十一章	载人飞船上的生命保障系统	(302)
11.1	生命保障系统的一般知识和系统分类	(302)
11.2	生保系统的组成和用途	(306)
11.3	生命保障系统保障的环境条件	(307)
11.4	生命保障系统需要完成的质量和能量的交换	(309)
11.5	飞行环境对生命保障系统的要求	(313)
第十二章	空间飞行器研制过程中的科技管理和计算机应用	(316)
12.1	概论	(316)
12.2	项目组织	(319)
12.3	项目计划	(322)
12.4	项目控制	(326)
12.5	项目质量管理	(334)



# 第一章 空间飞行器的一般概述

## § 1.1 低轨道自动空间飞行器的特点

根据国际航空联合会的相应规定宇宙飞行的高度应不低于 100km。一般低轨道自动空间飞行器的最低飞行高度在 120~140km,自动空间飞行器的最低飞行高度被理解为椭圆轨道的近地点。自动空间飞行器在执行任务时的飞行轨道高度很少到达 140~150km 的高度,其主要原因是在这样的轨道高度上大气阻力已有较明显的影响。

在选择低轨道自动空间飞行器的飞行图时,必须考虑大气阻力的影响。为此对总体布局、飞行器外部设备布局、飞行器的分系统组成均要提出补充要求;实际上是要对全部空间飞行器提出补充要求。

由于大气阻力的影响,在空间飞行器的组成中必须考虑到修正系统的发动机、发动机的燃料储备,该发动机及燃料的储备均是为了不断的给空间飞行器提供补充速度,用以平衡大气阻力造成的空间飞行器的失速,从而能够保持低轨道空间飞行器完成职能任务所需要的轨道参数。给出的维持轨道参数、发动机冲量脉冲频率取决于大气阻力的大小及对维持轨道精度的要求;而补充燃料储存量的多少与空间飞行器在轨工作时间的长短有关。若要减少维持轨道参数发动机所消耗补充燃料的储存量,则可采取减少垂直于空间飞行器在轨运动速度矢量方向的截面积的方法。上述的技术状态提供了选择空间飞行器水平方向结构布局图和应沿空间飞行器速度矢量方向布置大面积的外部设施(太阳电池阵、无线天线和超高频设备)的原则。这样就能够确定空间飞行器的总体布局图和舱段之间的关系。由于轨道维持发动机的存在,它将影响总体轨道飞行图并将导致空间飞行器有效载荷所占重量的降低。

空间飞行器相对于其质心的气动力矩是质心与气动力中心之间的不平衡所造成。长期的、稳定的气动力矩的作用造成姿控发动机系统附加燃料的消耗或是造成姿控用动量轮动量的附加消耗。减少大气阻力矩的措施是设计相对空间飞行器质心对称的大气阻力矩的结构总体布局、加大姿控发动机的推力储备、动量轮的动量储备。空间飞行器相对质心的大气阻力矩应在其在轨的任何飞行状态下予以保持、同样在其外部装置(太阳电池阵、大型天线)的工作状态发生变化时也应保持。这样的要求应在飞行的过程中随着燃料及其各种组分的(燃料、压缩气体、胶片)消耗、位置的转移,其质心发生变化的情况下严格控制。一般由于一系列的客观因素的制约,不可能将空间飞行器相对质心的大气阻力矩做到理想的一致。在此情况下不得不采用大气阻力平衡器,该大气阻力平衡器可以是固定的,也可以是可控制的,显然这些都将导致空间飞行器有效载荷比份的降低。

在低轨道上飞行的空间飞行器还将有附加气动热流的作用,这是由于空间飞行器与稀薄大气层中的气体分子碰撞的结果所致;热流的密度与空间飞行器飞行的高度有关。高度越低其热流密度越大。附加分子热流在设计空间飞行器的温控系统、置于舱外仪器、设备的热制度保障时应予以考虑。有时为了防止分子热流的侵扰,在设计温控系统、仪器、设

备、甚至整个空间飞行器时采用专门的热防护屏、热防护罩等。

在低轨道飞行的空间飞行器其复杂原因还在于，当空间飞行器处于非正常状态、失去控制时，其同时也失去了气动特性；大气阻力对空间飞行器的制动，它可能使其坠入人口稠密的生活区；这是绝对不能允许的。为此在低轨道空间飞行器上专门设置监测全部飞行期间状态的系统，当该空间飞行器出现上述非正常、失控状态时，将其及时摧毁；使其解体为能够全部在大气层中烧毁的碎片。

自动空间飞行器的控制是通过在地面站可见区内给空间飞行器输入遥控指令或时间程序指令。对于低轨道的空间飞行器其过顶时间是比较短的（4~7分钟/圈）。每天的过顶次数不会超过2~4次。其他的飞行时间，则由自动空间飞行器星上自主控制系统实施控制。现代化的自动空间飞行器可以连续自主飞行数天。类似的自动空间飞行器的控制制度将对全部空间飞行器分系统提出一系列的补充要求，保障各个系统的高度自动化、备份手段、备有故障诊断和消除设施。在一系列的非设计状态下，控制系统能够自主地将非正常状态恢复到正常工作状态。

正是上述的一系列的特点使低轨道空间飞行器被单独列为一个独立的空间飞行器类型。

## § 1.2 空间飞行器的分类

各种类型的低轨道空间飞行器以及它们在国民经济、科学技术广泛领域的应用促使它们按各自的特点被划分类别。

### 按用途分类

根据低轨道自动空间飞行器特点，按用途划分其类别最为重要。空间飞行器用途是其主要的特点，在确定战术技术指标、选取飞行图、决定结构总体布局图、编制分系统的组成及其技术性能时它将起到决定性的作用；尤其是在制定用于空间飞行器地面试验设备、地面发射设备、飞行控制设备、信息的接受—处理设备的技术性能指标时空间飞行器的用途将起到根本的影响。

根据空间飞行器的用途可以将轨道空间飞行器划分为国民经济型、科学探测型等多种类型的空间飞行器。

现在已知的国民经济型空间飞行器又可以分为完成各个行业需要的不同类型的空间飞行器，例如观测地球表面型、各种信息搜集传递型、利用空间微重力场制造各种不同的合金及各种生物制品的空间飞行器。对地观测空间飞行器可以解决地球资源的调查，监视地球环境，在自然灾害时提供大面积的信息保障等等。

按照对地观测的手段又可分为照相式、光电式、雷达式；可以把不同形式的观测方法同时置于一个空间飞行器上。利用照相式的空间飞行器是将照于底片上的信息利用返回式卫星将其置于返回舱中送回地面或置于返回单体中将其送回地面。

在初期的一系列对地照相观测卫星中，返回舱将曝光后的胶片及其相机全部装载返回地面。此后将该相机进行检测后重复使用。前苏联第一代用于国民经济的调查地球资源的空间飞行器被命名为“气窗”，它的总体外观图绘于图 1.1 中。它的主要技术参数如下：

空间飞行器“气窗”的主要技术参数：

在轨道高度 200km 的地面分辨率 (设定单位值)

在黑白底片上.....20~30

在彩色底片上.....30~50

在轨道高度 200km 的照片覆盖地表宽度.....180km

在轨道高度 200km 的照片覆盖地表面积.....1700 万 km<sup>2</sup>

工作轨道：

最低轨道高度.....210~229km

最高轨道高度.....255~275km

观测纬度范围.....南纬、北纬 82° 之间

速度储备.....42m/s

在轨存活时间.....小于 13 天

空间飞行器的质量.....小于 6100kg

运载火箭类型.....“联盟号”。

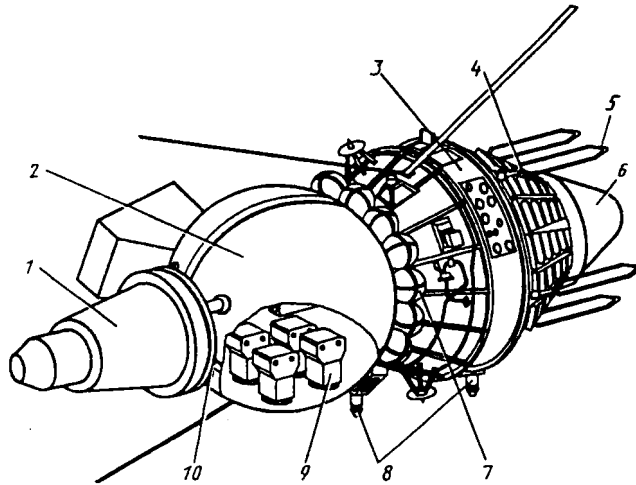


图 1.1 空间飞行器“气窗”总体外观.

1—综合发动机；2—返回舱；3—仪器舱；4—温控用百叶窗；5—仪器舱；6—固体火箭发动机；7—执行机构储氮气的球型储箱；8—运动控制系统传感器；9—多区域对地观测照相组合；10—专用分离系统

空间飞行器“气窗”利用多谱段对地进行观测以获取国民经济各个行业所需的资料。空间飞行器“气窗”上装有五台照相机，每台相机覆盖地面辐射的一个谱段；全部相机覆盖的谱段为 510~850nm。利用滤光片、采用相应的胶片、照相机的调节，可以获得在各个谱段高分辨率的图象。空间飞行器“气窗”的飞行结果用在了地质勘探、农业经济、土壤改良、石油矿藏寻找、森林开发、渔业生产以及科学研究。从 1975 至 1985 年期间共发射了 23 颗“气窗”空间飞行器。在空间飞行器“气窗”成果的支持下建立了地球资源及环

境调查方法保障体系。在此基础上建立了专门的宇宙空间“资源”保障系统，由两种空间飞行器组成：“资源—φ1”和“资源—φ2”。在利用地球资源及环境调查方法保障体系的初期，“资源—φ1”提供了不同谱段的、同步的、不同比例关系的、具有较之“气窗”分辨率高的地面照相信息。该信息为研究自然界慢速变化现象、了解资源储备情况、监视自然环境条件、地球自然资源的清理及文件化、绘制地图等问题起到了积极作用。空间飞行器“资源—φ1”的外观图绘于图 1.2 中，其主要技术参数列述如下：

空间飞行器“资源—φ1”的主要技术参数

在轨道高度 200km 的地面分辨率 (设定单位值)	
第一个相机 (在分光胶片上) .....	10~11
第二个相机 (在黑白底片上) .....	31~33
在轨道高度 250km 的照片覆盖地表宽度	
第一个相机 (在分光胶片上) .....	147km
第二个相机 (在黑白底片上) .....	225km
在轨道高度 250km 的照片覆盖地表面积	
第一个相机 (在分光胶片上) .....	7600 万 km <sup>2</sup>
第二个相机 (在黑白底片上) .....	2700 万 km <sup>2</sup>
近圆轨道高度 .....	250~400km
观测纬度范围 .....	南纬、北纬 82° 之间
速度储备 .....	114 m/s
在轨存活时间 .....	小于 25 天(其中包括 11 天为漂移时间)
空间飞行器的质量 .....	小于 6300kg
运载火箭类型 .....	“联盟号”

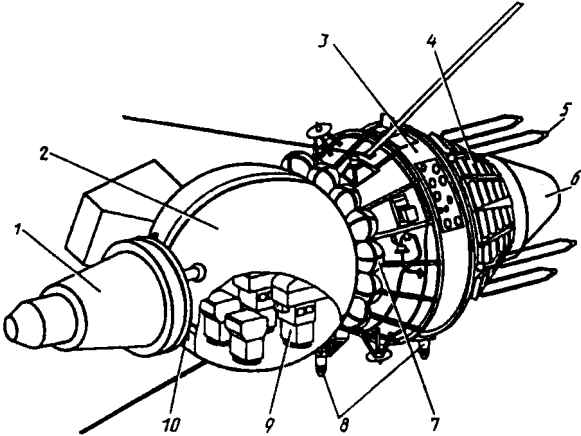


图 1.2 空间飞行器“资源—φ1”的外观图

空间飞行器“资源—φ1”上携带有返回舱及多光谱可多次使用相机。它覆盖的谱段由510~850nm。为建立被照底片之间的联系，星上还设有星相机。自1979年至1990年共发射了46颗“资源—φ1”空间飞行器。

空间飞行器“资源—φ2”用多光谱拍摄地面，其所用辐射谱段为可见光及近红外。“资源—φ2”上携带了第一代四通道相机，利用它可以获得高质量的、新谱段的信息；经过合成处理得到高清晰度的彩色图片。空间飞行器“资源—φ2”的外观绘于图1.3中；其主要技术指标如下：

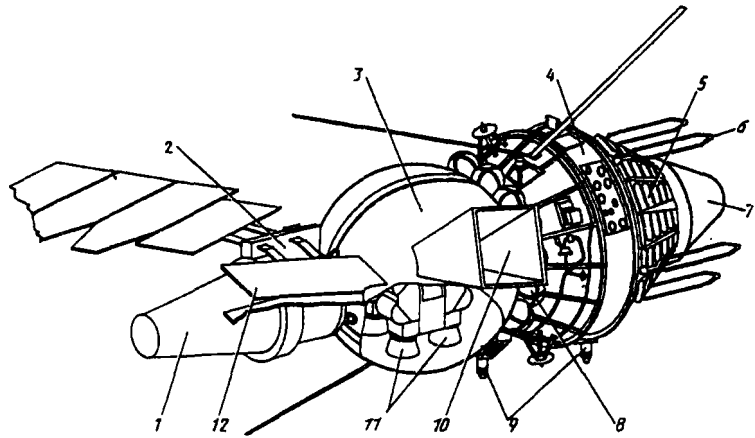


图 1.3 空间飞行器“资源—φ2”的外观

- 1—组合发动机装置；2—悬挂舱；3—返回舱；4—仪器舱；5—温控系统百叶窗；  
 6—无线测控天线；7—固体火箭发动机；8—执行机构用氮气球形储箱；  
 9—运动控制系统敏感元件；10—星相机遮光罩；11—四谱段相机；12—太阳能电池阵。

空间飞行器“资源—φ2”的其主要技术指标：

在轨道高度 250km 的地面分辨率 (设定单位值)	
在分光胶片上.....	15~18
在黑白底片上.....	9~12
照片测光精度 %	
绝对精度.....	15
通道之间的相对精度.....	5
在轨道高度 250Km 的照片覆盖地表宽度.....	150km
在轨道高度 250Km 的照片覆盖地表面积.....	2070 万 km <sup>2</sup>
谱段数.....	6 个中的 4 个
近圆轨道高度.....	210~450km
椭圆轨道高度:	

最低高度.....	170~250km
最高高度.....	250~400km
轨道面倾角.....	62.8° ~82.6°
在轨存活时间.....	30 天
空间飞行器的质量.....	小于 6450 kg
运载火箭类型.....	“联盟号”。

该相机在谱宽为 400~850nm 的 6 个谱段内选择 4 个谱段对地面进行拍照。为了实施照片之间的连接，星上采用了星相机。在 1987 年至 1990 年发射了 5 颗“资源—φ2”型的空间飞行器。

随着用户对照相型空间飞行器胶片分辨率的提高，初期阶段采用了增长相机焦距的办法（图 1.4）。然而，随着相机焦距的增长、相机尺寸的增大很难在空间飞行器的舱内进行布置，因此为了使相机的结构更加紧凑采用了折返式相机（图 1.4, 6）。当空间飞行器的有效空间被充分利用后，在当时的条件下为了进一步提高地面分辨率，只得采取降低轨道飞行高度到极限的方法。这样的方法导致在此类空间飞行器的结构、布局、系统的组成、飞行程序图的巨大变化。

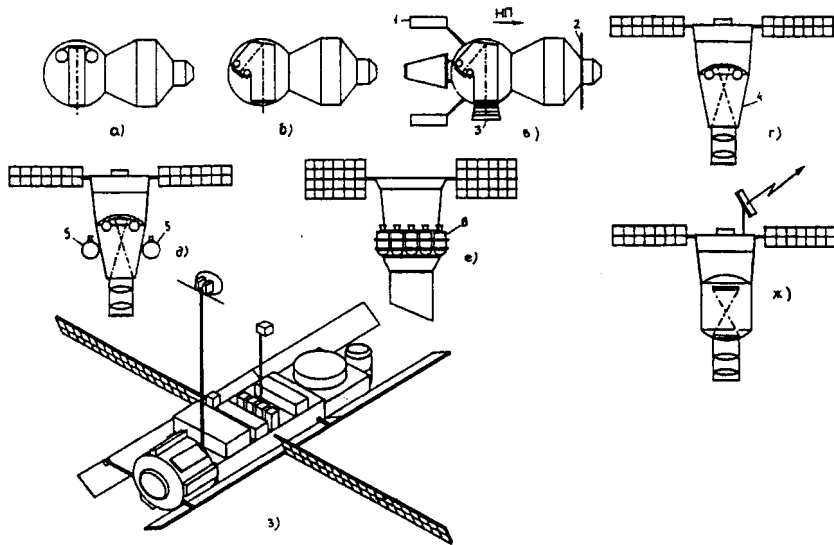


图 1.4 对地观测资源卫星空间飞行器的变化图。

a—具有无光轴折返的相机的空间飞行器；b—具有光轴折返相机的空间飞行器；c—低轨道对地观测卫星及其气动平衡器(1)，热屏蔽层(2)和遮光(3)；d—空间飞行器的返回舱(4)作为照相机舱的空间飞行器；e—多体回收型空间飞行器及其实时送回胶片的返回舱(5)；f—具有实时送回胶片返回舱自动控制器(6)的空间飞行器；g—实时传输型对地观测空间飞行器(光—电转换型)；h—综合对地观测型空间飞行器

由于高空大气阻力在低轨道的影响，在设计此类空间飞行器时必须尽量使其纵轴的截面达到最小（若该空间飞行器的飞行速度矢量与纵轴平行）。为了平衡由于大气阻力造成的空间飞行器的减速，在空间飞行器上必须增加轨道维持系统，其中的轨道修正发动机应能多次启动。降低空间飞行器的用于轨道维持的燃料量又是另外的一个问题：采用在椭圆轨道近地点附近降焦段进行拍照的方法可以最大限度地降低燃料储量。为了降低由于大气造成在拍照时刻对空间飞行器姿态和稳定的扰动力矩，采用专门的气动平衡器。防止空间飞行器的头部受到稀薄大气流的冲刷、产生热量的影响，在头部设置防热屏和高性能的温控措施。照相机镜头处设置遮光罩是为了保障其光学系统有稳定的热环境，遮光罩的进光口盖只是在照相机拍照时打开。该类空间飞行器的外观图绘于图 1.4 中。

进一步关于质量备份的研究表明采取将相机与空间飞行器结构合并的方法是一条很好的出路。在沿这条道路的研究中，首先应合并的是返回舱的结构与相机结构。由于该种飞行器在轨的存活寿命不长，首先应考虑的是将昂贵的相机回收再利用。可实施的典型方案是将返回舱的结构也作为相机的结构。在此方案中相机的物镜置于返回舱底拉伸出的锥形端口上，而相机本体与胶片盒则置于返回舱头部承力构件上（图 1.4 r）。返回舱底拉伸出的锥形端可以做相机的壳体，这样不仅可以减轻了结构的重量，而且可以使相机充分利用空间飞行器的空间尽力达到最大的焦距。在开始实施返回之前相机的物镜将缩回返回舱与胶片同时保存。这样的一种解决方案可以在严格限制有效载荷质量情况下，完成增大焦距、提高地面分辨率的要求。当大大增长焦距的情况下，将允许提高轨道的飞行高度并可采用纵向布置的空间飞行器飞行图。

照相相对地观测空间飞行器的最大的一个不足是它的照相信息不能以足够快的速度送交给用户。照相时刻到胶片回到地面时刻等于空间飞行器在轨道上的有效存活时间。在这一段时间内，由于信息的动态性，它将失去其真实性，不可能反映动态过程。为了均衡这一缺点可以采用多体回收型空间飞行器，达到部分解决上述问题。该空间飞行器将向地面送回微型返回舱，其中载有部分拍摄过的胶片，这样可以比较实时的向地面传送动态信息（图 1.4 д）。为了进一步提高实时性，就必须在一个空间飞行器上增加所带的微型返回舱的数量。

在这样的空间飞行器上，每个单体与母舱分离之前将胶片送入分离舱，根据命令该单体将记录于胶片上的信息送回地面。为了完成上述众多单体的收片、控制、分离的工作程序，在空间飞行器上设有智能机械手——它出现于总体布局、总体控制中；这样就开始研制新一代照片型空间飞行器（图 1.4 e）。这样按照对地观测照片型空间飞行器的发展过程、结构组成和功能可以将其分为 4~5 种类型。

然而，用户对自动、对地空间飞行器的要求在不断提高（无论是对它的实时性、还是对它的分辨率的要求）。前苏联积累了丰富经验，目的任务提出的高要求与现实技术状态的局限性，要求寻求新的获得、处理、传递信息的方法；研制利用光—电系统实时收集信息，并利用无线通道以数字形式传输到地面的空间飞行器。在此情况下置于相机焦点处的胶片将被光—电电子耦合敏感器件（CCD）所代替。信息将由地面信息图形的变化在焦面上获取并以二进制码的形式输送到地面；经地面信息处理系统的处理获取所需的图象。这样，空间飞行器上的返回舱就失去了它存在的意义；代之而来的是无线传输系统及其天线（图 1.4 ж）。初期图象信息的传递采用了两种形式：当空间飞行器飞过地面接收站可观测区时

将所获信息直接发送给地面站；信息将记录于空间飞行器的记录装置上并在空间飞行器飞经地面接收站可观测区时将其回放，通过无线系统传输给地面站。然而，此种形式信息的传递将制约了远离地面站地区信息的传递能力。解决这样一个问题的方法是采用新的宇宙空间系统：在对地观测空间飞行器工作的同时，在地球同步轨道或在大椭圆轨道上设置几个中继通信卫星。这样的类似系统可以近于实时地传输几乎全球各个地区的地面图象。此种系统进一步发展的目的是增大观察的区域范围、综合效果和降低系统的造价。为了达到完整地解决上述提出的问题，例如，对于地球资源遥感卫星就应采用多谱段的对地观测方式，即采用红外谱段、超短波谱段。采用多谱段的对地观测可以保证全天候、全时段的对地球表面的监视。在空间飞行器的结构壳体内外安装大量的仪器、设备，如可见光的、红外的、超短波的各种仪器、设备将导致空间飞行器平台的诞生。这样也就产生了不同于过去的设计方法：即朝着多用途、模块化的方向发展。在这样的设计思想指导下，设计出的空间飞行器，在无需做大的变动的情况下，只在其允许的范围内更改它的有效载荷（既目的任务用的仪器设备）即能形成新的空间飞行器。这样设计出的空间飞行器就好象是由两部分组成，有效载荷部分及空间飞行器保障系统部分。空间飞行器保障部分包括结构、用于保障空间飞行器在给定的时间内、在轨道上有效存活的、以及为保障飞行器能够正常完成其职能作用的各个系统。在此情况下，结构的连接、职能部分与目的任务部分的连接将是刚性的或是比较刚性的；在重新布局时，目的任务部分将做小的变动或不变动。这样的空间飞行器就变成了多功能空间飞行器各种有效载荷载体。模块建立的水平可以达到系统级、设备级，例如：控制系统舱、温控舱、能源舱。结构和系统模块的建立可以为用户提供柔性的、可变目的、任务的空间飞行器。例如为了增大空间飞行器的供电能力，可以在飞行器上设置两个能源舱。飞行器上的各个分系统均可按不同的原则、根据用户可能要求的发展建立自己的模块。这样飞行器就好象在一定的范围内具备了提供各种有效载荷使用的多功能飞行器。因此，也把这种飞行器叫做适配模块化飞行器。适配模块化飞行器的结构特点是可以比较自由地承载（如图 1.4, 3）。承力结构处于承载形式，在它们上边将安装服务系统模块和飞行器任务目的模块。类似的模块结构的制造、组装和维护工艺在俄罗斯已经形成规范。

### 用于解决工艺问题的空间飞行器

利用宇宙空间条件在自动空间飞行器上生产一些材料是自动空间飞行器的特点之一，它们的主要方向是：

- 利用返回舱、多体、其他手段将生产的材料送回地面；
- 利用强大的电源系统供给生产装置；
- 在生产过程中提供微重力场的条件。

最初的此类空间飞行器是前苏联“光子号”（“фотон”）空间飞行器（图 1.5 a），该种飞行器的主要任务是为在宇宙空间提供试验平台、调试在轨工艺试验设备。工艺设备的任务包括：获取失重条件下的半导体材料、定向结晶增长法获取金属的合成、获取体固化和化学气体传媒。

利用电泳法净化和分离生物体中的活性物质以及为了研究蛋白结晶过程的工艺；



在微重力条件下获取单一色散小球、合成沸石、拉取晶体；  
在微重力条件下对液体进行的各种试验等。

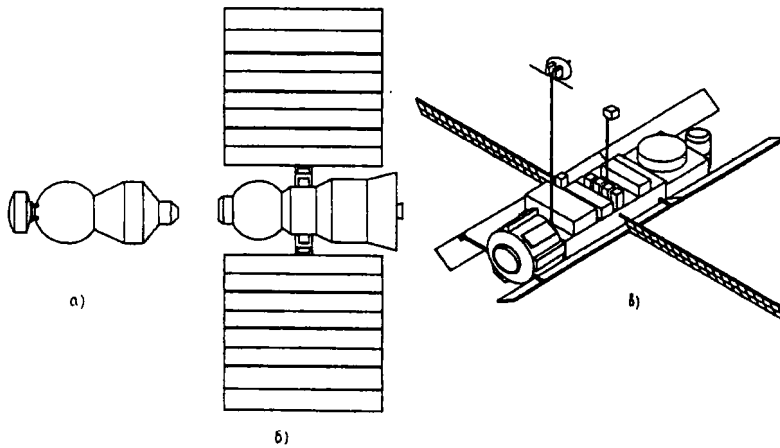


图 1.5 工艺型空间飞行器的演变过程。

a—采用化学电源的试验型空间飞行器；b—采用太阳能电池阵供电的、一次性回收的空间飞行器；c—今后将采用的自动化工业生产平台

空间飞行器“光子”号的外观图绘于图 1.6 中，下面列出了它的总体指标：

轨道参数：

最大高度.....	394km
最小高度.....	226km;
轨道平面与赤道平面的夹角° ° .....	62.8°
在轨有效存活时间.....	16 天
空间飞行器质量.....	6190kg
工艺设备质量.....	404kg
日平均所需功率.....	400W
运载火箭的类型.....	“联盟号”

返回舱的软着陆将提供保持返回舱、工艺设备完整性的必要前提。在经过对返回舱的防热层、工艺设备的检修、处理可以再重复使用。该飞行器的供电能力由于在供电舱内增加化学电源组合而增加了容量。具有压缩气体作为姿控的发动机在制动火箭点火前，将飞行器置于点火姿态。为了进行微重力条件下的试验，在试验的全过程中姿控发动机将全部关闭。自 1985 年至 1990 年期间总共发射了 6 颗“光子”空间飞行器。

前苏联在发展此种形式空间飞行器的基础上进一步研制了“HNKA—T”飞行器（图 1.5, 6）；它的结构不同于前者，主要特点是安装了大功率的太阳电池阵。在采用太阳电池阵供电系统后，用于科学研究的空间飞行器的特性及在轨存活寿命较之“光子”空间飞行器增加了将近三倍。科学研究的空间飞行器的总体外形绘于图 1.7 中。在此方向的进一步发展将是建立宇宙空间工厂（宇宙空间平台）。在这样的宇宙空间平台上生产的各种产品将