

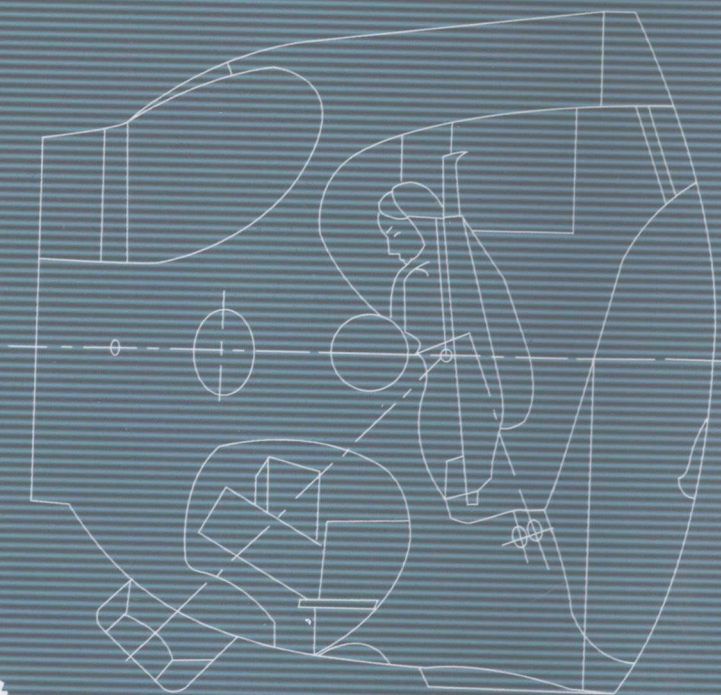
航空宇航科学与技术



国防科工委十五规划  
**教材**

# 载人航天生命保障技术

●林贵平 王普秀 编



北京航空航天大学出版社

北京理工大学出版社

西北工业大学出版社

哈尔滨工业大学出版社

哈尔滨工程大学出版社

# 第 1 章 绪 论

现代科学技术的发展使人类进入宇宙空间的梦想成为现实。自从 1961 年东方号首次完成绕地球的载人飞行以来,人类已经成功地进行了一系列的载人航天计划。载人航天是一项集国家政治、经济、军事、科技实力为一体的高难度系统工程,其必须突破的三大技术难题为研制大推力、高可靠性的运载工具,生命保障技术和可靠的救生及安全返回技术。

人类的生存依赖于地球生物圈。人在太空中,宇宙空间恶劣的环境因素如真空、辐射、超低温、微重力等,会威胁人的生命。如果没有一套完善的环境控制与生命保障系统,人不可能在这样的环境中生存。环境控制与生命保障系统 ECLSS(environmental control & life support system),简称环控生保系统,其任务是在航天器密闭座舱内创造一个适居的环境条件,并为航天员的生存提供必要的物质条件,保证航天员在航天器内的正常生命活动及工作效率。所谓适居的环境条件包括大气压力、气体成分、温度、湿度、振动、噪声、辐射、卫生条件等。物质条件包括氧气、水、食品等。环控生保系统同时还要保证航天器内仪表、设备正常工作和维持科学实验的环境条件等。环控生保系统直接关系到航天员工作和生活的舒适性,甚至生命安全,是载人航天器一个非常重要的系统,同时也是载人航天区别于非载人航天的一个重要标志。由于航天器中人的存在,使整个航天器的设计更为复杂。

## 1.1 环控生保系统的功能和组成

### 1.1.1 环控生保系统的功能

ECLSS 的两大功能包括:① 环境控制功能。实现航天器座舱内的环境控制,即大气压力控制、气体成分控制、温湿度控制。环境控制功能还包括噪声控制、辐射防护、防火等。② 生命保障功能。为航天员提供维持生命必需的物质条件和各种生活支持设施,解决航天飞行条件下,特别是轨道飞行条件下航天员进食、饮水和处理个人卫生所遇到的特殊困难,保证人的正常生理活动。环境控制与生命保障作为 ECLSS 的两大功能,实际上是密不可分的。具体而言,ECLSS 的主要功能包括:

- ① 维持飞行器内适宜的大气总压和氧分压;
- ② 提供航天员代谢所需要的氧气,补充由于座舱泄露等原因而消耗的氧气和氮气;
- ③ 处理二氧化碳和其他微量有害气体成分,保证座舱大气的洁净度;
- ④ 维持座舱内适宜的温度、湿度,保证舱内气体的流通;



- ⑤ 保障航天员饮用水和卫生用水的供应,实现水的回收和管理;
- ⑥ 收集处理航天员产生的生理废物和其他废弃物;
- ⑦ 提供航天员个人卫生系统、休息及娱乐设施;
- ⑧ 应急状态下的生命保障;
- ⑨ 出舱活动过程中的生命保障;
- ⑩ 实现烟火检测,提供必要的火情抑制措施。

### 1.1.2 环控生保系统的组成

为了实现环境控制与生命保障的基本功能,ECLSS由完成各自特定功能的分系统组成。按照NASA规范,ECLSS可以划分为供气调压、大气净化、温湿度控制、水管理、废物管理、火情检测与灭火、航天服等分系统。

#### 1. 供气调压分系统 ACS(atmosphere control and supply)

ACS向座舱提供足量的氧、氮气体,按要求控制座舱的大气总压和氧分压;应急工况下,控制压力应急转换时的座舱压力变化速度;实现航天员出舱活动或火情应急时的座舱泄压和复压;提供出舱活动前吸氧排氮的氧源;提供增压式水箱的气源。

#### 2. 大气净化分系统 AR(atmosphere revitalization)

AR监测和控制座舱大气中二氧化碳和其他微量有害气体的浓度;对于再生式环控生保系统,大气净化系统还要实现二氧化碳的还原和产氧。

#### 3. 温湿度控制分系统 THC(temperature and humidity control)

THC控制航天器舱内大气的温度和相对湿度,保证舱内气体有一定的流动速度,造成强迫对流,使舱内特别是航天员周围的气体成分、温度和湿度保持均匀;为舱内设备的冷却和食品冷藏提供冷源等。

#### 4. 水管理分系统 WRM(water recovery and management)

WRM为航天员储存足够的饮用水和卫生用水,提供饮用水和卫生用水装置;实现水的储存与分配,提供水的加热及冷却手段;收集储存和处理温、湿度控制分系统和航天服循环分系统分离出的冷凝水;对水质进行检测,并对水进行消毒处理;对尿液及其他废水进行回收和处理。

#### 5. 废物管理分系统 WM(waste management)

WM收集处理航天员的生理废弃物和日常生活的其他废弃物,如食品残渣、包装物、个人卫生用品等,为航天员创造一个卫生的环境。

#### 6. 火情检测和灭火分系统 FDS(fire detection and suppression)

FDS监测航天器座舱可能出现的烟火异常情况,抑制突发性火情,并及时发出报警信号;为航天员提供必要的灭火装置,设置灭火后相应的处理措施。



## 7. 航天服分系统(spacesuit)

航天服分为舱内航天服和舱外航天服两种。舱内航天服是座舱内环控系统的应急备份,对确保航天员的生命安全具有重要的意义。在主动段、返回段、变轨飞行和交会对接等事故多发段,航天员穿着舱内航天服;正常状况下处于常压运行状态,由座舱环境控制系统为航天员提供通风、净化、气体成分控制和温湿度控制。当座舱出现压力应急时,航天服自动充压,转入应急工况。舱外航天服则是航天员进行舱外活动的重要装置,包括服装和便携式生保系统两部分。

ECLSS 作为航天器大系统的一个组成部分,其正常工作还需要其他系统的配合,如电源系统、测量控制系统等。电源系统为 ECLSS 提供动力;测量控制系统是 ECLSS 的测量控制中枢,负责系统各主要参数的测量、显示和系统工作状态的监控等。

### 1.1.3 环控生保系统的分类

航天员在航天活动中所消耗的物质可以通过以下方式获得:

- (1) 在每次航天任务之前,准备好所有的消耗性物质,与航天器一起发射;
- (2) 在执行任务期间由货运飞船补充物质;
- (3) 对消耗的物质进行回收使用;
- (4) 对于星际探索,还可利用当地资源产生氧气等物质。

根据物质是否循环使用,环控生保系统分为非再生式(non-regenerative)和再生式(regenerative)两类。在再生式环控生保系统中,按照物质再生所基于的原理,又可分为物理/化学再生式和生物再生式环控生保系统。生物再生式环控生保系统又称为受控生态生保系统 CELSS (controlled ecology life support system)。

对于非再生式环控生保系统,氧气、水和食品等物质随航天器一起发射,或由货运航天器从地球运到载人航天器上进行再供应,并将废物经过简单处理后收集起来运回地球。这是一种完全开环的生命保障系统,即第一代载人航天生命保障系统。美国和苏联已成功地利用这种生命保障系统完成了短期(水星、双子座、阿波罗、航天飞机及东方号、上升号、联盟号航天计划)和较长期(天空实验室和礼炮 1~5 号空间站)的载人航天任务。非再生式环控生保系统的优点是系统可靠性和技术成熟度高、耗能小,并具有丰富的工程应用经验。缺点是物质的再供应量随任务时间和航天员人数线性上升。

物理化学再生法采用物理和化学方法再生座舱内的大气和水,但食品靠从地球上进行再供应,对废物仍采取收集储存处理的方式。这是部分闭环的生命保障系统,即第二代生命保障系统。苏联从礼炮 6 号空间站上开始第一次试验性使用半闭环生命保障系统,即增加了回收冷凝水和洗涤水的水再生系统。后来,俄罗斯和平号空间站上采用废水再生技术,并采用水电解产氧,可以保证航天员轨道飞行中几乎 100 % 的呼吸用氧和 97 % 的生活用水。但航天员食品是靠进步号飞船进行再供应,废物压实、消毒储存,由进步号飞船带回。美国也在物理/化学



再生式生命保障技术方面,尤其在二氧化碳浓缩、还原、水电解、水的回收与利用等方面进行了深入研究,取得了显著的成绩。物理/化学再生法的优点是可以减少物质的再供应量,缺点是不能从废弃物中生产出食品从而实现食品的再生。

生物再生法,即生物再生式生命保障技术。如果要进一步解决航天员的食物生产和废物再循环问题,则必须采取生物再生生命保障技术。这是完全密闭的生命保障技术,即第三代生命保障系统。对于近地球轨道以外的长期载人飞行任务,例如月球基地、载人星际探索等,物质的再供应很困难,采用生物再生式生命保障系统将更为适宜。

再生式环控生保系统由于实现了物质的循环利用,需要储存或者再供应的物质质量减少,适合于较长期的载人航天计划。再生式环控生保系统的缺点是技术成熟度较低、系统的功耗和热载荷增加。

航天生命保障技术的三种方法,即再供应方法、物理/化学再生法和生物再生法,具体采用哪一类生命保障技术,与载人航天的任务特征,包括航天计划的具体要求、任务时间、离地球距离、乘员组人数等有密切关系,同时还取决于技术难度和经费条件等其他因素。一般来说,非再生式环控生保系统适合于短期的载人航天活动,而再生式系统适合于中长期的载人航天活动。如图 1-1 所示为不同类型环控生保系统质量随飞行时间变化的相对关系。

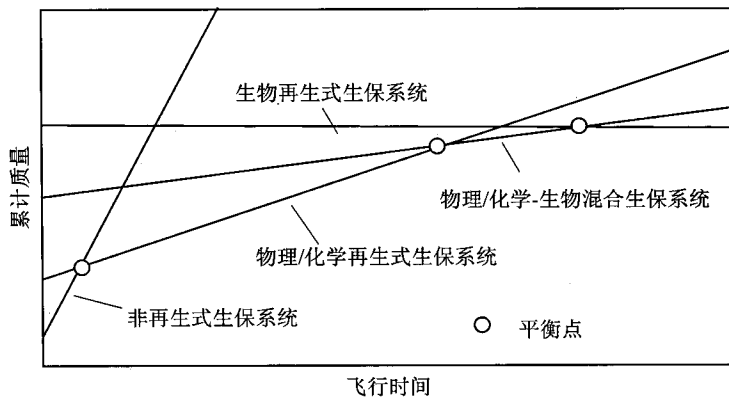


图 1-1 载人航天环控生保系统的比较

## 1.2 ECLSS 技术的发展及展望

当人类离开了其赖以生存的环境时,人的生命就会受到威胁。在载人航天飞行器出现之前,生命保障技术在其他领域已得到广泛应用,如住宅和办公室内的空气调节系统、消防队员所使用的消防服及设备、潜水员的潜水设备、飞机和潜艇的环控生保系统等。载人航天的环控



生保系统的很多技术是从飞机、潜艇发展而来,不过航天器的生命保障技术比飞机、潜艇要复杂得多。

### 1.2.1 飞机环控生保系统

飞机环控生保系统的任务是将飞机座舱内大气的压力、温度、气流速度、洁净度维持在允许范围之内,保证乘员不受高空低压和低温等环境因素的影响。因此,飞机环控生保系统的主要功能是环境控制功能,一般称为环境控制系统 ECS(environmental control system)。

与载人航天器座舱功能相同,飞机座舱将人与外界环境隔开,形成一个微小的可以进行环境控制的空间。它们之间的区别在于载人航天器的座舱是一个全密闭座舱,而飞机座舱是一个增压通风座舱。因此,在飞机环控系统中,二氧化碳和其他微量污染物可通过向外环境的通风得到控制,而载人航天需要有专门的系统来实现这些功能。飞机环控系统座舱增压源来自增压后的环境空气,航天生保系统的增压源来自储存的高压气体。目前大多数飞机的环境控制系统采用空气循环的原理,同时实现座舱的增压、冷却和通风。座舱的增压源来自发动机的引气,同时也是制冷和通风系统的动力源。由于大多数飞机飞行时间都比较短,飞机环境控制系统的主要功能是实现座舱内的压力和温度调节。载人航天环控生保系统的其他功能在飞机上并不十分重要,或者与载人航天器相比易于实现。

总之,飞机环境控制系统相对要简单得多。对于高性能战斗机,飞机还装备有供氧系统、抗过载个人防护装置以及应急条件下的弹射救生装置等,以保证飞行员的生命安全。图 1-2 是典型的战斗飞机环控系统图。

### 1.2.2 潜艇环控生保系统

潜艇是最类似于载人航天器的装置。它们周游在水下,很大程度与地球生物圈隔离。虽然潜艇和载人航天器环控生保系统的设计有许多相似之处,如氧分压控制、二氧化碳和其他微量污染物的处理与控制、产氧技术等。但相对而言,潜艇环控生保系统的设计要简单一些,这主要是由于以下几方面的原因:

潜艇周围有丰富的水,是一种可以利用的当地资源。潜艇所需要的饮用水、个人卫生用水等,可以通过蒸馏或其他方法,直接从海水中提取。通过电解水的方法可获得氧气。另外,废水和废气都可以直接排入大海。

由于重力的存在,潜艇可依靠水的静压使水加压,气液分离像地面一样容易。在空间微重力环境下,水的储存和分配系统只能使用风箱或囊式储箱,通过使风箱或囊中的气体加压到所需的压力,使水流到分配点。同时,微重力环境中不存在浮升力,这使得空间气液分离复杂化,只能运用表面张力或离心力原理加以分离。

潜艇不必携带氮气。对于航天器,氮气和其他气体(组成空间住所大气)逐渐地向空间真空环境泄漏,必须要有氧源和氮源补充这种泄漏,而潜艇很少有气体泄漏问题,因为它周围水

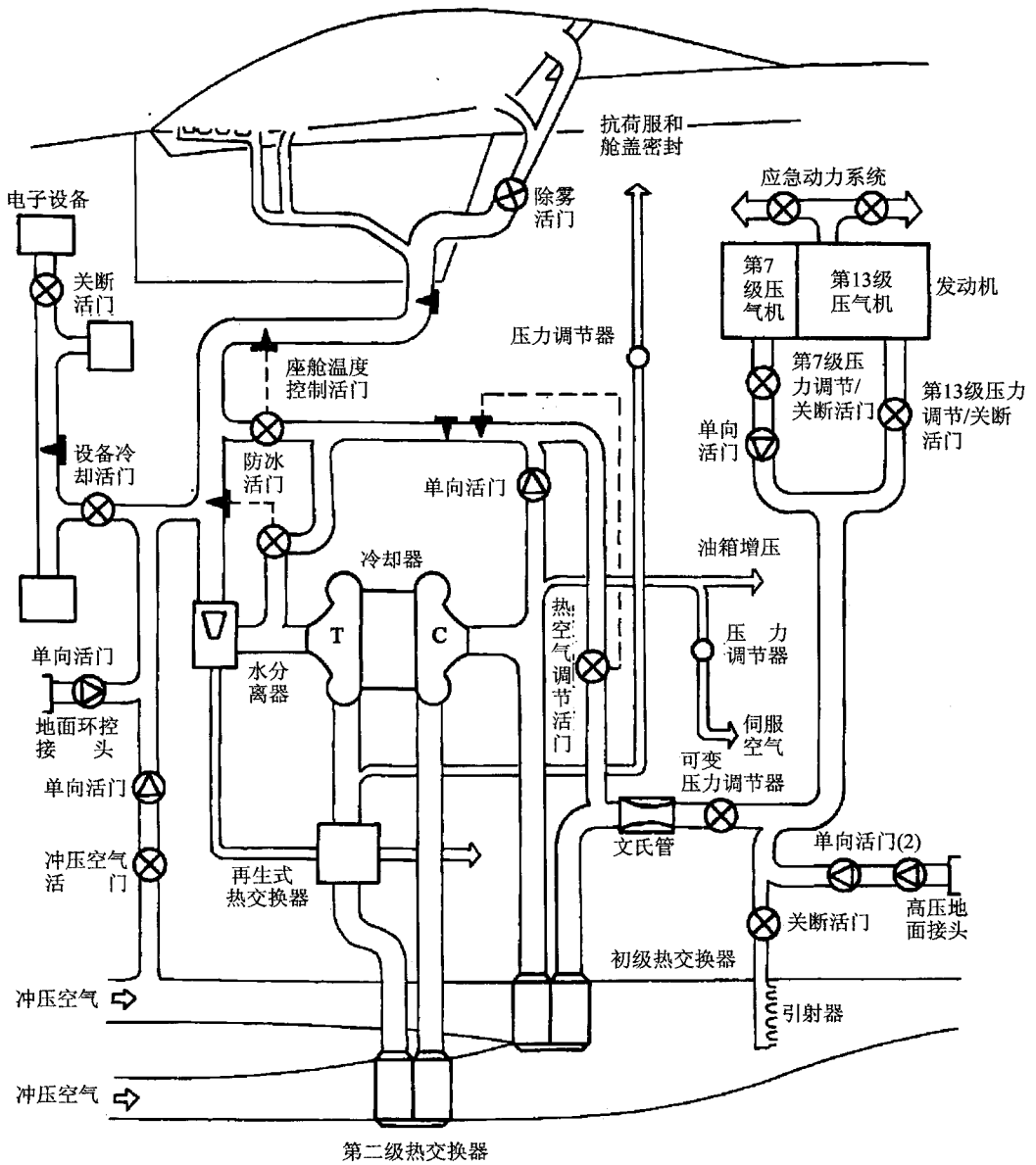


图 1-2 某战斗机环境控制系统原理图



的静压比内部大气压要高。另外,潜艇特别是核潜艇往往有充足的动力,在环控生保系统设计时,系统功耗不成为约束条件。

对于潜艇来说,对生命保障可靠性和安全性要求较低。如果生命保障系统出现故障,潜艇可以很快地回到水面或返回港口维修。潜艇消耗品的供应也较航天器简单。

图 1-3 给出了典型的潜艇环控生保系统原理图。

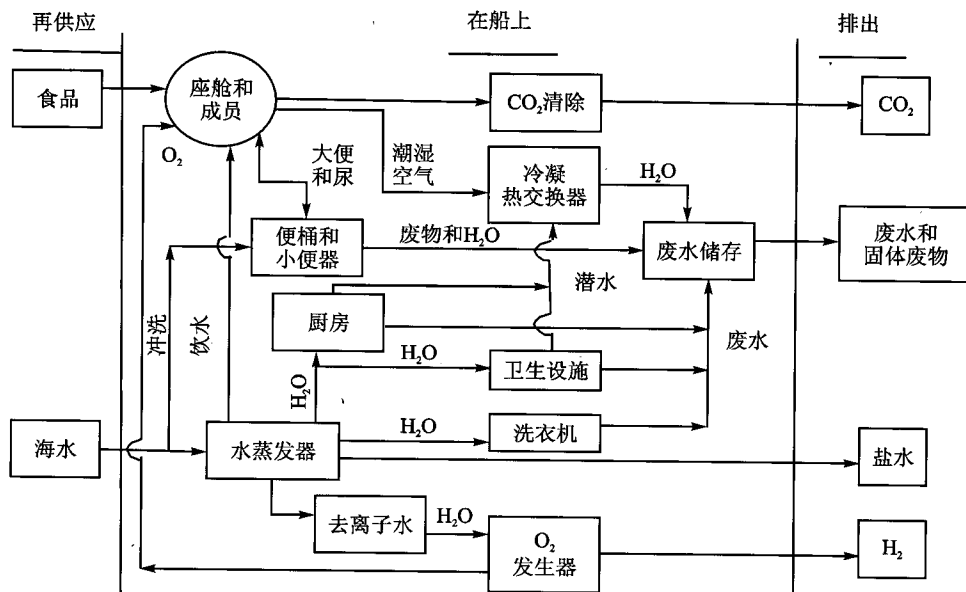


图 1-3 潜艇环控生保系统的原理图

### 1.2.3 阿波罗飞船的环控生保系统

迄今为止,已有三个国家发射了载人航天器,即美国、俄罗斯(原苏联)和中国。欧洲和日本由于参加国际空间站的建设具有环控生保系统设计的经验。大多数环控生保技术是由美国和俄罗斯在 20 世纪 50 年代发展起来的。我国环控生保技术研究和系统研制已有三十多年的历史。

在水星号(1961~1963 年)和双子星(1965~1966 年)计划中,美国成功进行了 16 次载人航天发射。之后,美国航空航天局(NASA)启动阿波罗计划,并在 1967 年 11 月成功进行了首次无人飞行,继而实现了人类登上月球的梦想。水星号、双子星以及阿波罗载人飞船的环控生保系统实质上是相同的,下面仅以阿波罗飞船为例介绍其环控生保系统的组成。

阿波罗飞船(1969~1975 年)包括一个指挥舱和一个登月舱。指挥舱和登月舱都具有独立的环控生保系统。阿波罗的指挥舱是一个圆锥形的加压舱,可容纳 3 名航天员。航天





员的可居容积为  $5.9 \text{ m}^3$ 。服务舱在指挥舱的底部。在阿波罗登月舱登月时,有两名航天员进入加压的登月舱内,该舱可居空间为  $4.5 \text{ m}^3$ 。第三名航天员仍留在指挥舱内,那时指挥舱在绕月轨道上飞行,等待登月舱从月球返回。阿波罗计划共进行了 11 次载人飞行,包括 6 次登月飞行任务。阿波罗 13 号飞行时间最短,为 5 d 22 h 55 min。由于储氧箱破裂而不得不终止飞行任务提前返回。阿波罗 17 号飞行时间最长,达 12 d 13 h 52 min,其中包括在月球表面停留 3 d。

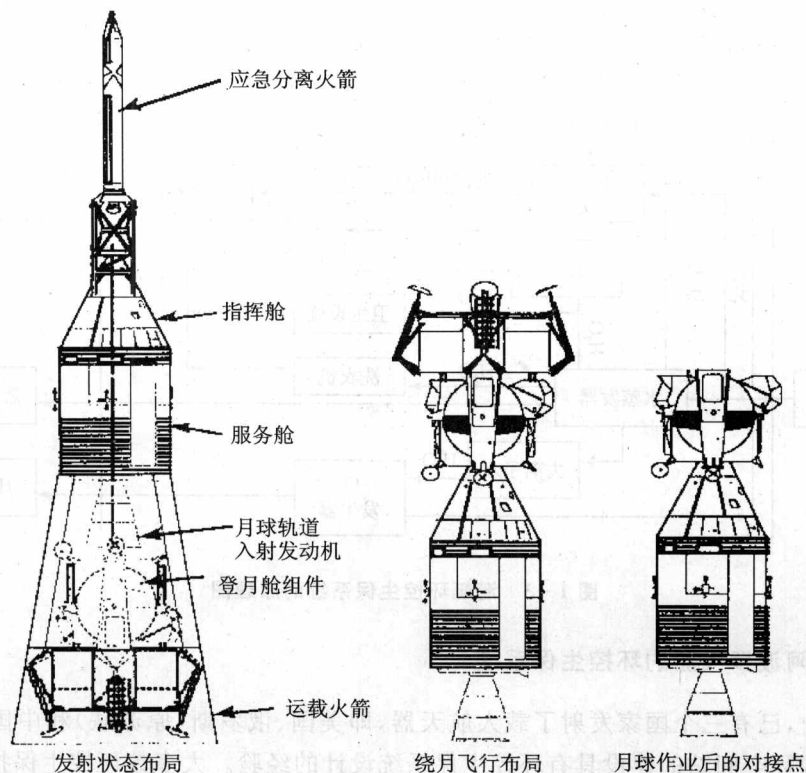


图 1-4 阿波罗指挥服务及登月舱布置图

### 1. 指挥舱环控生保系统

指挥舱的环控生保系统具有通风、温湿度控制、饮用水供应、污染物及二氧化碳净化、火情抑制与灭火、压力调节等功能。指挥舱的环控生保系统在舱内所占的空间为  $0.25 \text{ m}^3$ ,能连续工作 14 d。

压力制度: 压力为  $34.48 \text{ kPa}$  的纯氧环境。在 1967 年 1 月 27 日的一次模拟发射准备过程中,由于纯氧气体燃烧,使 3 名航天员遇难。为了增加发射的安全性,在发射前和发射时舱



内大气组成为氧气 60 %、氮气 40 %，舱压为 101.3 kPa。当飞船进入轨道后，舱内压力下降并逐步过渡到纯氧环境。

正常情况下，舱压控制在  $(34.48 \pm 1.38)$  kPa，通过冷凝式换热器将相对湿度控制在 40 %~70 % 之间，座舱大气温度控制在 21.1~26.7 °C 之间。

航天服通风回路：由两个并联的风机向航天服通风。正常情况下只有一个风机工作，通风流量为  $0.99 \text{ m}^3/\text{min}$ 。应急通风流量为  $0.95 \text{ m}^3/\text{min}$ ，最大供氧量为  $0.3 \text{ kg}/\text{min}$ 。

指挥舱内的通风：由两个风机实行。两个氧调器将座舱最大供氧量控制在  $0.59 \text{ kg}/\text{h}$ ，而手动控制阀允许的最大供氧量为  $3.27 \text{ kg}/\text{min}$ 。每个通风风机消耗 19 W 的交流电。正常情况下，两个风机同时工作，但航天员也可以关闭或打开其中任何一个。两个风机在发射和正常情况下的通风流量为  $4.84 \text{ m}^3/\text{min}$ ，在应急情况下风机停止工作。着陆后的通风是由着陆风机使舱内外气体循环而实行的。着陆风机为直流电驱动，用于指挥舱着陆后和回收阶段的通风。风机设有高、低和关闭三档供航天员选择。当大气压为 101.3 kPa 时，风机的最大和最小通流量分别为  $4.25 \text{ m}^3/\text{min}$  和  $2.83 \text{ m}^3/\text{min}$ 。在低压条件下，风机可以在更高的电压和转速下工作，通风量约为  $4.81 \text{ m}^3/\text{min}$ 。

热量传递：热量传递由主回路和辅助回路组成。辅助回路是主回路的备份，在主回路出现故障时使用。循环液体为乙二醇水溶液。主回路为电池、电子设备和液冷服提供冷却。当乙二醇水溶液流经航天服换热器、座舱换热器以及电子设备的冷板时吸收热量。升温后的乙二醇水溶液在流经位于服务舱的辐射器时，热量由辐射器辐射到太空中。两个辐射器位于服务舱相对的两侧，每个辐射器的面积为  $2.79 \text{ m}^2$ ，均有两套独立的冷却液通道。作为辐射器的补充和备份，冷却回路中还设有水升华器，用于航天服通风气体的冷却和乙二醇溶液的冷却（辐射器冷却能力不足时）。

用于电子设备冷却的冷板有两个独立的冷却液回路，次回路仅在主回路无法工作时为冷板提供冷却液。

污染物控制：二氧化碳和微量污染物的净化由位于航天服通风回路中的两个净化罐完成。每个净化罐装有足量的氢氧化锂和活性炭，当乘员人数为 3 人时，可以工作 12 h，将舱内二氧化碳分压控制在 1.01 kPa 以下。色谱仪能对座舱和航天服中的大气取样并监测出 28 种气体成分。

## 2. 登月舱环控生保系统

登月舱由上升段和下降段组成，垂直高度为 6.99 m。上升段由乘员舱、中舱和仪器舱组成。乘员舱和中舱为增压舱，为航天员在月球表面提供生存空间。下降段带有氧气、水等消耗物质、月球车和其他仪器设备。登月舱的设计仅能在真空环境中飞行，因此不能重返地球大气层。

压力制度：纯氧环境，氧分压设计值  $(33.1 \pm 1.38)$  kPa。允许的最低氧分压为 21.37 kPa。二氧化碳的最大允许浓度为 1.01 kPa。座舱相对湿度控制在 40 %~80 %。



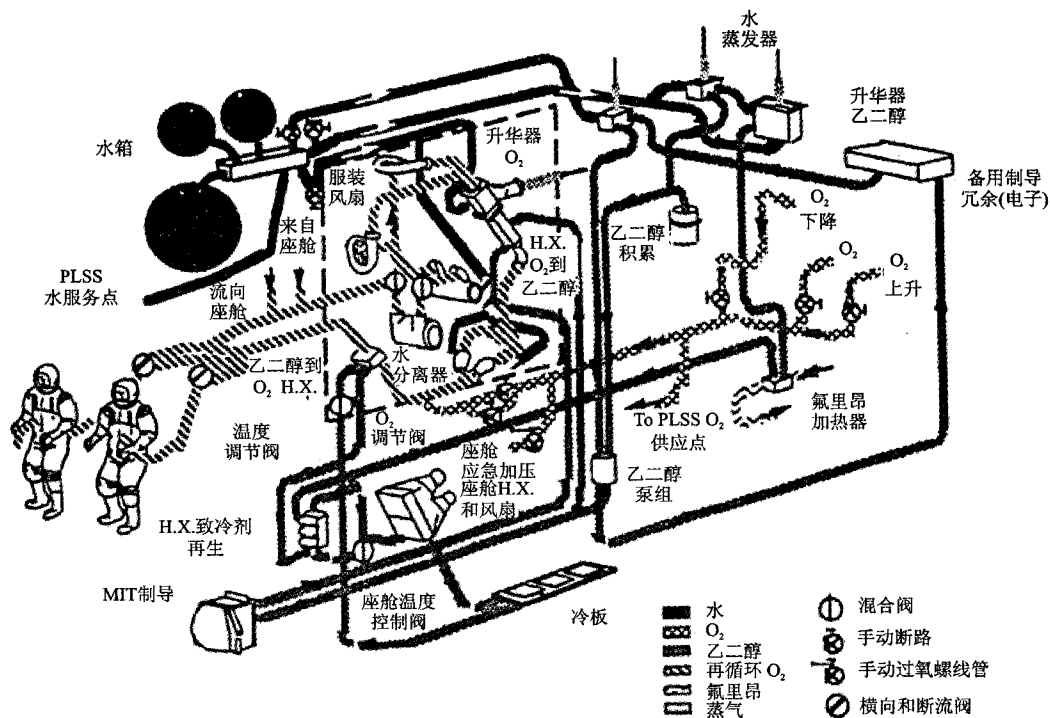


图 1-6 阿波罗登月舱环控生保系统简图

### 1.2.4 载人航天生保系统发展展望

在早期的载人航天活动中,由于任务时间比较短,采用了非再生式环控生保系统,食品、水和氧气等物质是同航天器一起发射并携带到太空中去的。座舱内二氧化碳的处理采用不可再生的氢氧化锂吸收,人体生理废物经过简单的处理之后,压实包装好带回地面。因此,该系统是一个完全的开环系统。随着载人航天技术的发展,任务持续的时间越来越长。为了满足中长期载人航天计划的需求,应尽可能实现物质的回收利用,以减少物质的再供应。如表 1-1 所列为物质回收利用后再供应的相对质量。

表 1-1 物质回收与再供应

| 方法        | 相对再供应质量 | 方法         | 相对再供应质量 |
|-----------|---------|------------|---------|
| 开放系统      | 100 %   | 从二氧化碳中回收氧气 | 20 %    |
| 水回收利用     | 45 %    | 从废物中生产食品   | 10 %    |
| 再生式二氧化碳处理 | 30 %    | 防止泄漏       | 5 %     |



从表 1-1 中可以看出,如果开环系统的再供应量为 100%,将水回收利用后,可以将物质的再供应量减少至 45%。因此,要首先研究水的回收利用技术。水的回收利用包括冷凝水和卫生用水的回收利用、从尿液中回收水等。冷凝水和卫生用水的回收是将其通过过滤除去固体物质,再经过净化装置除去有机物和无机物,然后进行消毒处理。回收后的水可以用作卫生用水和电解产氧用水。尿的回收可以通过膜蒸发来实现。蒸发出来的水经过冷凝、分离、消毒净化后加入微量元素,可达到饮用水的标准。一般来说,这些水是用来电解产氧。

一个人平均每天要产生 1 kg 的二氧化碳。在很多前期的载人航天活动中,二氧化碳是通过碱金属的氢氧化物来吸收处理的,其中用得最多的是氢氧化锂。氢氧化锂在吸收二氧化碳之后,不能再生使用。吸收 1 kg 的二氧化碳大约需要 2.1 kg 的氢氧化锂。对于中长期的载人航天活动,有必要研究再生式的二氧化碳处理技术。其中固态胺、分子筛吸附、金属氧化物吸收、电化学方法受到了广泛重视。采用分子筛吸附的再生式二氧化碳处理技术在天空实验室和和平号空间站中得到应用,吸附剂为沸石分子筛,结构形式有两床和四床等。近年来,美国又开始研究采用碳分子筛的二氧化碳吸附技术,其优点是碳分子筛的吸附性能不受大气湿度的影响,使整个系统的结构大大简化。同时,碳分子筛的再生温度较沸石分子筛低,系统能耗小。固态氨在潜艇环控生保系统中得到广泛应用。金属氧化物被认为是出舱航天服便携式生保系统中一种合适的二氧化碳处理技术。

采用以上两项技术之后,可以将物质的再供应量减少至开环系统的 30%。如果要进一步减少物质的再供应,必须研究从二氧化碳中回收氧气的技术,即二氧化碳的还原技术。正在研究的二氧化碳还原技术包括 Bosch 和 Sabatier 反应。二氧化碳的还原技术至今还没有在载人航天器上得到应用。

上面介绍的物质回收利用技术属物理/化学的方法,非常有效。但是,物理/化学的方法不能实现食品的再生,不能从废弃物中生产食品,而这一功能对于诸如载人星际探索这样的航天计划是十分必要的。要实现食品的再生,必须采用生物方法,也就是要研究生物再生的环控生保系统,要在航天器内营造一个类似地球生物圈的小生物圈。美国和俄罗斯在受控生态环控生保技术的研究方面进行了大量的工作。近 40 年来,美国在确定环境受控条件下对植物,尤其是农作物产生最多氧气、食物和水的环境因子、生长效率、长期稳定性等方面进行了研究。在大量地面实验的基础上,NASA 为国际空间站上应用生物再生生保技术做了许多准备:第一步是研制一台色拉机,为航天员生产部分新鲜蔬菜;第二步是研制一台再生水的生物装置,利用生物技术实现水的回收利用;第三步是研制满足航天员大部分食品要求的植物栽培装置。苏联/俄罗斯在受控生态生保技术的研究方面一直处于世界领先地位。早在 20 世纪 60 年代,苏联科学院西伯利亚生物物理研究所实施了“BIOS”计划,进行长期密闭生态系统实验。“BIOS-1”只有 12 m<sup>3</sup>,到 70 年代,建成“BIOS-3”,其种植面积为 63 m<sup>3</sup>,有人工气候室、乘员住所和控制间。这个系统与外界隔绝,空气和水实现全封闭循环,营养品实现部分闭路循环。完成了“人—藻类”密闭系统实验、“人—高等植物—微藻”密闭生态系统实验,连续实验 6 个月。



实验结果表明,该系统内部资源能满足乘员对氧气、食品和水等平均需求量的 95 %,只有人需要的动物食品、食盐、植物营养素以及个人卫生用品要在实验前放入。除了在地面进行模拟实验外,还在生物卫星、礼炮号和和平号空间站上进行了大量空间飞行实验。

随着载人航天事业的发展,航天生命保障技术已从初期的开环生保系统,发展到几乎密闭的生保系统。再生氧气和再生水技术的发展,将减少对地球再供应的依赖性,增加了远离地球进行长期太空探索的可能性。完全密闭的生物再生生命保障系统将为人定居于火星或更远星球铺平道路。生命保障技术的发展将使人类更深入探索太空的梦想变成现实。

### 思考题

1. ECLSS 的主要功能有哪些?
2. 载人航天生命保障系统由哪些分系统组成? 试简述各分系统的功能。
3. 载人航天生命保障系统分为哪几类?
4. 试说明载人航天生命保障系统与潜艇生命保障系统的异同。
5. 试述载人航天生保系统减少相对再供应质量的措施及发展过程。
6. 查阅国际空间站环控生保系统的相关资料,并写一篇读书报告。

## 第 2 章 空间环境

通常把地球大气层以外的领域称为宇宙空间,也称外层空间或太空,一般指离地球表面 160 km 以上的范围。太阳系以内的宇宙空间,可分为行星空间和行星际空间。行星空间是指行星引力的作用范围。地球引力(相对于太阳)作用边界以内的区域称为地球空间,是一个以地球为中心,半径达  $9.3 \times 10^5$  km(约 150 个地球半径)的球体。月球到地球的距离为  $3.84 \times 10^5$  km,月球相对于地球有自身的作用空间,其半径为  $6.6 \times 10^4$  km。

一般将距地球等于或大于地月距离的空间称为深空;将地球静止轨道高度 35 786 km 及其以下空间称为近地空间,通常情况下将近地空间的最低高度取为距地面 100 km,也有人认为近地空间是距地面 90 km 到  $6.5 \times 10^4$  km(约 10 个地球半径)的地球空间。实际上,近地空间可以是航天器环绕地球做轨道运动的整个空间范围。大多数航天器,如各种卫星、飞船、航天飞机、空间站等都运行在近地空间,载人飞船的运行轨道高度通常为 200~400 km。

在近地空间范围内,主要空间环境因素是地球高层大气、空间辐射、引力场和磁场等。外层空间环境与大气层内环境有很大的差别,如真空、失重、强辐射等。了解载人航天器所处的空间环境因素对于航天器及其生保系统的设计是十分必要的。

### 2.1 近地空间大气环境

#### 2.1.1 地球大气的结构

地球大气按照温度的垂直分布特性可分为 5 层:

##### 1. 对流层(troposphere)0~11 km

这是最接近海平面的一层,其厚度随纬度与季节等因素而变化,在地球的南北极约为海拔 7~8 km,在赤道上约为海拔 13~16 km,在中纬度和高纬度约为海拔 8~12 km。这层的空气质量,几乎占地球大气全部质量的 3/4,层内的风速、风向、压强、密度、温度和湿度等经常变化,风、雨、雷、雹等气象变化均发生在这一层。

##### 2. 平流层(stratosphere)11~50 km

从对流层顶端到海拔约 50 km 之间,大气无上、下对流,只有水平方向的流动,称为平流层,这一层的空气质量约占地球大气全部质量的 1/4。海拔 20 km 以下,层内气温一般保持在 216.6 K;海拔 20~32 km 之间,气温随高度而上升。平流层内的另一特点是水蒸气很



少。

### 3. 中间层 (mesosphere) 50~80 km

从平流层顶端到海拔约 80 km 之间为中间层。该层空气质量仅占地球大气全部质量的 1/3 000。在海拔 50~53 km 之间,气温随高度而上升,到海拔 53 km 处温度最高,可达 282.66 K。高度继续增加时气温反而下降,到 80 km 处降为 196.86 K。

### 4. 热层 (thermosphere) 80~800 km

海拔 80 km 以上,大气温度的急剧上升;到海拔 150 km 左右,可达 1 000 K;400 km 左右可达 1 500~1 600 K,故称为热层。

### 5. 外层 800~1 600 km

海拔 800~1 600 km 之间为外层。层内空气质量仅占地球大气全部质量的  $10^{-11}$ 。据测量数据推算,大气边界约位于海拔 2 000~3 000 km 处。

## 2.1.2 地球大气的物理特性

在海平面上,大气是由 78.08 % 的氮气、20.95 % 的氧气、0.93 % 的氩气、0.03 % 的二氧化碳以及少量的其他气体组成,此外还包括微量污染物、灰尘和烟粒子等。从海平面到海拔大约 80 km 高空,大气中各种气体的比例大致是恒定的。空气的平均相对分子质量为 28.96。其中,海拔 20~50 km 之间,因大气中臭氧的含量最大,故称为臭氧层;海拔 120 km 以上,大气中某些成分开始分解,部分氧分子离解成氧原子;海拔 300 km 以下,大气的主要成分是氧原子、氧分子和氮分子;海拔 600~700 km,主要成分是氩。不同海拔高度上大气密度的变化如表 2-1 所列。

表 2-1 不同海拔高度的大气密度

| 海拔高度/km | 大气密度                            | 海拔高度/km | 大气密度                     |
|---------|---------------------------------|---------|--------------------------|
| 0       | $\rho_0 = 1.225 \text{ kg/m}^3$ | 165     | $10^{-9} \times \rho_0$  |
| 18      | $10^{-1} \times \rho_0$         | 245     | $10^{-10} \times \rho_0$ |
| 33      | $10^{-2} \times \rho_0$         | 370     | $10^{-11} \times \rho_0$ |
| 49      | $10^{-3} \times \rho_0$         | 540     | $10^{-12} \times \rho_0$ |
| 67      | $10^{-4} \times \rho_0$         | 730     | $10^{-13} \times \rho_0$ |
| 82      | $10^{-5} \times \rho_0$         | 980     | $10^{-14} \times \rho_0$ |
| 96      | $10^{-6} \times \rho_0$         | 1 600   | $10^{-15} \times \rho_0$ |
| 110     | $10^{-7} \times \rho_0$         | 2 750   | $10^{-16} \times \rho_0$ |
| 125     | $10^{-8} \times \rho_0$         |         |                          |





大气压是由大气本身的质量引起的。海平面的标准大气压为 101.3 kPa。大气压随离地表高度的增加而下降,从海平面到 11 km 高度的范围内,大气压计算式如下:

$$p = p_0 \left( 1 - \frac{0.0065H}{288 \text{ km}} \right)^{5.225} \quad (2.1)$$

式中,  $H$  为距海平面的高度,单位为 km,  $p_0$  为海平面标准大气压力。

不同高度时的压力如表 2-2 所列,表中是中纬度、春秋时节及在中等太阳活动情况下的平均值。

由表 2-2 可知,在海拔 120 km 以下,平均每升高 16 km,大气压降低一个数量级。大气压力不仅与高度有关,而且随着纬度、季节及太阳的活动情况变化而有所不同。

表 2-2 不同海拔高度的大气压力

| 海拔高度/km | 大气压力                                      | 海拔高度/km | 大气压力                     |
|---------|---|---------|--------------------------|
| 0       | $\rho_0 = 1.01325 \times 10^5 \text{ Pa}$ | 135     | $\rho_0 \times 10^{-8}$  |
| 16      | $\rho_0 \times 10^{-1}$                   | 220     | $\rho_0 \times 10^{-9}$  |
| 31      | $\rho_0 \times 10^{-2}$                   | 350     | $\rho_0 \times 10^{-10}$ |
| 48      | $\rho_0 \times 10^{-3}$                   | 520     | $\rho_0 \times 10^{-11}$ |
| 65      | $\rho_0 \times 10^{-4}$                   | 730     | $\rho_0 \times 10^{-12}$ |
| 80      | $\rho_0 \times 10^{-5}$                   | 1 100   | $\rho_0 \times 10^{-13}$ |
| 92      | $\rho_0 \times 10^{-6}$                   | 2 100   | $\rho_0 \times 10^{-14}$ |
| 108     | $\rho_0 \times 10^{-7}$                   |         |                          |

海拔 0~300 km 之间的温度与海拔高度的关系,如图 2-1 所示。

必须指出,上面提到的空间大气温度(如在高空为 2 000 K)仅仅是大气温度,不是物体在空间的热平衡温度。2 000 K 的气体温度意味着气体分子具有很大的动能,但是由于宇宙空间气体密度极为稀薄,仅为海平面的  $\frac{1}{10^{16}} \sim \frac{1}{10^{15}}$ ,所以空间物体在单位时间内所碰撞到的气体数目寥寥无几,远不足以引起物体的热效应。

实际分析研究表明,不考虑太阳与行星的辐射,宇宙空间的能量密度在任何方向和任意时间都约为  $10^{-5} \text{ W/m}^2$ ,这相当于温度为 3 K 的黑体发出的热量。此外,在太空中,航天器表面发出的所有热辐射全被太空所吸收,没有二次反射,所以太空可以被看做理想黑体。上述环境称为空间冷黑环境,又称热沉。冷黑空间环境是航天器在轨道飞行中经历的主要环境之一。绕地运行的航天器与空间环境的热量交换主要依靠辐射进行,朝向太阳的表面温度可能达到 100 °C 以上,而背向太阳的表面则面对 3 K 的冷环境。