

美国 EMU 与 SAFER 技术状态

朱仁璋¹ 王鸿芳² 王晓光¹

(1 北京航空航天大学 2 中国空间技术研究院)

摘要 美国航天飞机与国际空间站的舱外活动航天员装备由舱外移动单元 (EMU) 及简易 EVA 自救装置 (SAFER) 组成, 其中 EMU 即舱外活动航天服系统, 包括航天服组件 (SSA)、生命保障系统 (LSS) 及 EMU 辅助设备; SAFER 为简化的机动装置, 用作航天员自救装置。此外, 借助数字相机, SAFER 也有可能用于检测工具。阐述微重力环境中美国舱外活动航天员装备的功能、组成以及相关技术的发展。

关键词 舱外活动 舱外移动单元 航天服 生保系统 机动装置

1 引言

航天员舱外活动 (EVA, Extravehicular Activity) 是载人航天工程的重大关键技术之一。载人航天器的在轨装配与维修, 空间有效载荷的布放、回收与照料, 以及在星体表面的探测与建站工作, 大都需要通过航天员的舱外活动才能有效完成。舱外活动可分为两类, 一类为在轨微重力环境下的舱外活动, 另一类为离轨在星体表面重力环境下的舱外活动。前者以美国航天飞机与前苏联/俄“联盟”号飞船及国际空间站为基地的舱外活动为代表, 后者为“阿波罗”登月以及未来在月球、火星等星体表面的舱外活动。美国航

天飞机与国际空间站舱外活动航天员装备由舱外移动单元 (EMU, Extravehicular Mobility Unit) 及简易 EVA 自救装置 (SAFER, Simplified Aid for Extravehicular Activity Rescue) 两部分组成 (参见图 1 与表 1)。

2 舱外移动单元 (EMU)

舱外移动单元 (EMU) 是美国专门为微重力环境下舱外活动研制的航天员基本装备 (即航天服系统), 主要为连为一体的航天服组件 (SSA, Space Suit Assembly) 与生命保障系统 (LSS, Life Support System) 构成的整体单元。此外, EMU 还包括相关的辅助设备。EMU 总质量约 113kg, 其中 SSA 的质量约 38kg, 标



(a) EVA 航天员装备组成部分

(b) 在 ISS EVA 期间的航天员

图 1 舱外活动航天员装备^[1,2]

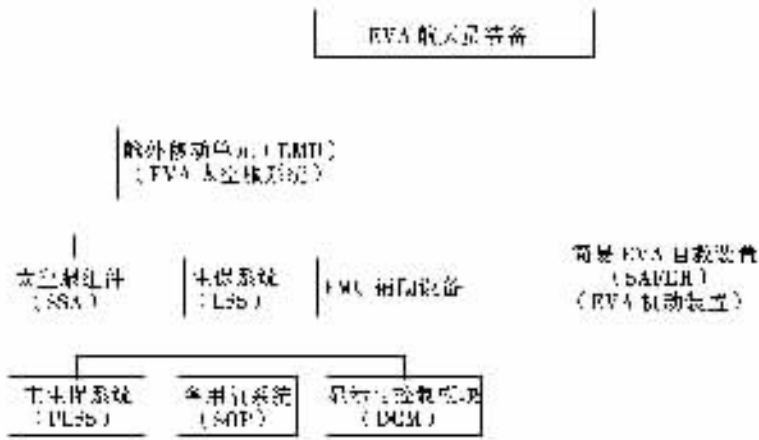


表 1 美国微重力环境中 EVA 航天员装备

称工作气压为 29.7kPa。

2.1 航天服组件(SSA)

EMU 航天服组件 (SSA) 仅用于航天员出舱活动,按系列标准尺寸制作(手套可定制),且可重复使用。SSA 是一个拟人承压容器,封套航天员的躯干、肢体和头部。SSA 在特定压力要求和泄漏准则下运作,当乘员执行舱外活动任务时,提供下列多种功能:①服装压力保持;②乘员移动;③乘员液冷分配,④氧气流通气体循环;⑤EMU 无线电的乘员心电图数据的下行传输;⑥乘员与 EMU 无线电

的接口;⑦乘员服内饮水;⑧尿液储存。

SSA 由下列部分组成(参见图 2):①硬质上躯干(HUT,Hard Upper Torso);②头盔;③舱外面窗组件(EVVA,Extravehicular Visor Assembly);④臂;⑤舱外手套;⑥下躯干组件(LTA,Lower Torso Assembly);⑦液冷通风服(LCVG,Liquid Cooling and Ventilation Garment);⑧通信组件(CCA,Communications Carrier Assembly);⑨服内饮水袋;⑩尿液收集装置(UCD,Urine Collection Device);⑪尿液吸收裤(MAG,Maximum Absorption Garment;或 DACT,Dis-

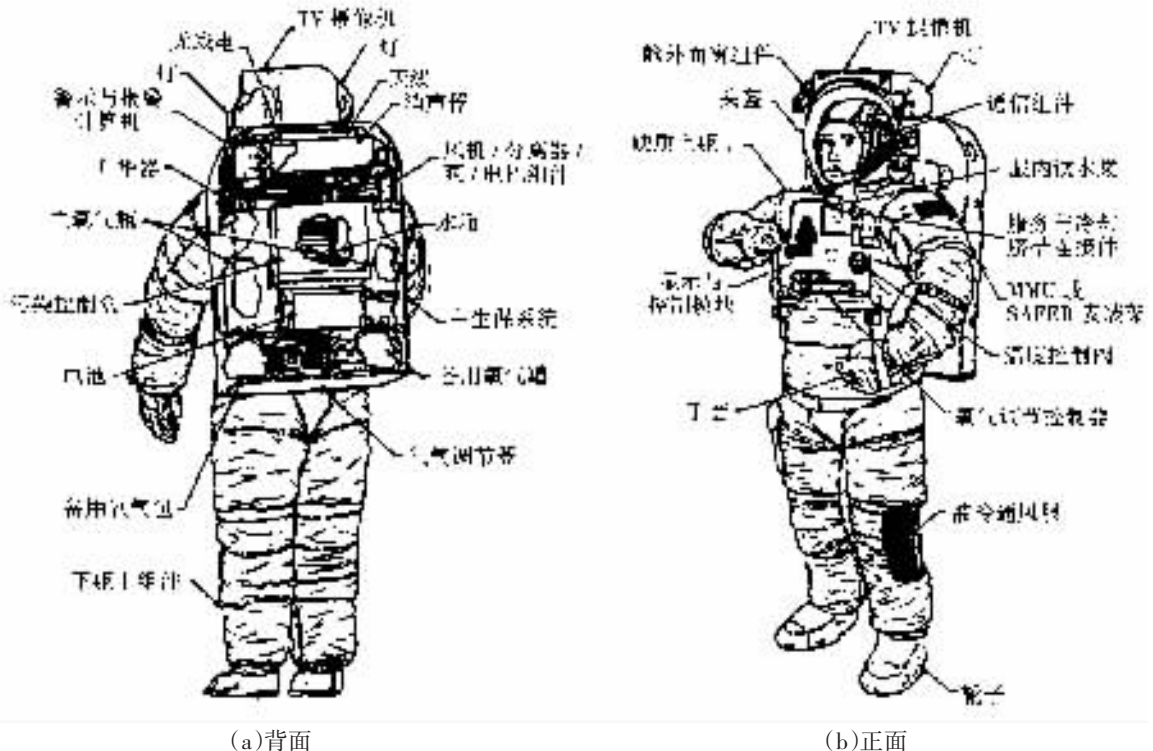


图 2 舱外移动单元(EMU)的主要部件^[34]

posable Absorption Containment Trunk)。SSA 部件标准尺码数见表 2, 可适合大多数航天员的身材。

表 2 SSA 部件标准尺码数

SSA 部件	标准尺码数	备注
HUT 硬壳	4	二维 HUT 有 2 个尺码
手套	9	也可定制
靴	2	“拖鞋衬套”有 6 个尺码
腰部轴承	6	
液冷通风服	6	
通信组件	6	
服内饮水袋	2	

SSA 为半刚性组件, 其中上躯干壳体与部件连接轴承等为硬质材料; 肢体等部件为软质材料。SSA 的软质部分由多层软质织物组成, 穿戴在硬质上躯干周围的肢体部分, 通过航天员左肩后面的接口垫, 在主生保系统与 HUT 之间传送水、氧、电与数据。SSA 的软质部分由液冷通风服(LCVG)、增压服(PG, Pressure Garment)、热与微流星防护服(TMG, Thermal and Micrometeoroid Garment)组成, 共有 14 层, 用于保护进行舱外活动的航天员。由里至外, 这 14 层织物如表 3 及图 3 所示。

表 3 SSA 软质织物层材料

SSA 软质部分	层序	材料
液冷通风服 (LCVG)	1	LCVG 衬垫(尼龙 tricot)
	2	LCVG 衬垫外层(尼龙/氨纶)
	3	LCVG 输水管
增压服(PG)	4	PG 气密层(涂有氨基甲酸乙酯的尼龙)
	5	PG 约束层(涤纶织物)
热与微流星防护服(TMG)	6	TMG 衬垫防裂层(氯丁橡胶尼龙)
	7-13	TMG 衬垫绝热层(多层绝热镀铝聚酯膜)
	14	TMG 外表层(正交织物)

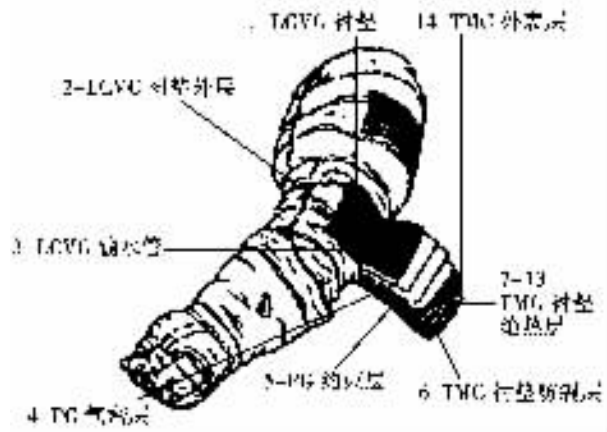


图 3 SSA 软质织物层层序^[1,4]

软质织物第 1、2、3 层为内层, 组成液冷通风服(LCVG)。第 4 层与第 5 层为中间层, 即增压服(PG)。增压服气密层由涂有氨基甲酸酯的尼龙构成, 约束层是限制压力的涤纶织物。第 6 层至第 14 层为外层, 组成热与微流星防护服(TMG)。TMG 衬垫防裂层在增压服的外表面, 由氯丁橡胶尼龙制成; 接着是 TMG 衬垫绝热层, 共有 7 层(即第 7 层至第 13 层), 由内含涤纶织物的叠层镀铝聚酯薄膜构成。TMG 外表层由正交织物(ortho-fabric)制成, 含高强度、高熔点材料。

2.1.1 硬质上躯干

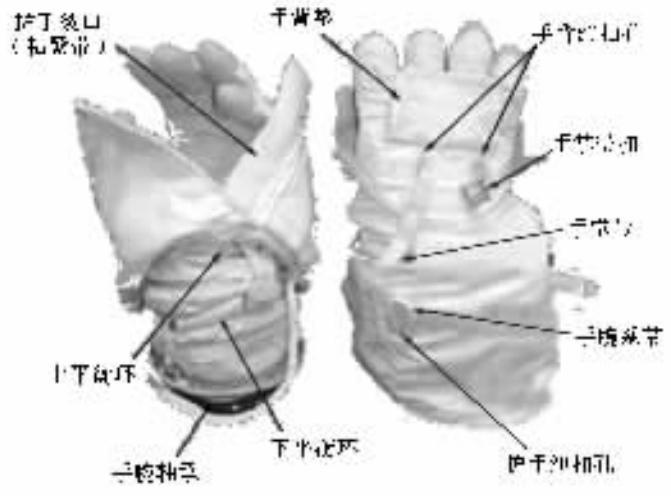
硬质上躯干(HUT)是刚性玻璃纤维背心, 为上躯干提供压力保持, 而且是 EMU 的中心部件, EMU 的机、电、液接口从 HUT 分出支线。HUT 也作为头盔和柔性臂部的连接点。HUT 有 4 种尺寸, 适应绝大多数乘员的身材。去掉臂部转动接头与波纹管组件的二维 HUT 有 2 种尺寸。HUT 包括下列部件: ①玻璃纤维壳(含水管和氧气管道); ②相配的卡扣; ③水管线路和通风管道组件; ④多路水连接器; ⑤EMU 导线束; ⑥肩部轴承组件; ⑦腰部分离环(被动部分); ⑧头盔分离环; ⑨热与微流星防护服(TMG)。其中, 硬质玻璃纤维壳为主生保系统(PLSS, Primary Life Support System)、显示与控制模块(DCM, Display and Control Module)、臂、头盔、服内饮水袋、导线束以及腰部封闭的上部件的安装提供结构支持; 此外, 硬壳上还有用于安装小型工作站工具载运器的连接装置。

2.1.2 头盔

头盔用于防护微流星体及太阳紫外与红外辐射。头盔设计为“适合所有人尺寸”的型式, 是一个围套头部的可分离的透明硬质耐压容器。头盔由高强度的聚碳酸酯材料构成, 通过压力密封颈环与服装相连, 可方便地戴上和脱掉。头盔内置通风组件, 固定在聚碳酸酯壳里面的后部, 用以播散遍及航天员面部的流入气体。头盔包括以下部分: ①硬质透明塑性压力泡罩; ②头盔(颈部)分离环; ③头盔放泄阀(purge valve); ④通风孔衬垫。在应急情况下, 头盔放泄阀可与备用氧气包(SOP, Secondary Oxygen Pack)一起使用, 排除呼出的二氧化碳。还有两种头盔器件供选择使用: 一种是菲涅耳透镜, 安装在头盔内部前方, 以改善显示控制模块的可见度; 另一种是与硬



(a) “4000 序列”手套组件



(b) “阶段 VI”手套组件

图 5 舱外手套^[1]

更高,成本更低。“阶段 VI”手套有下列特点:

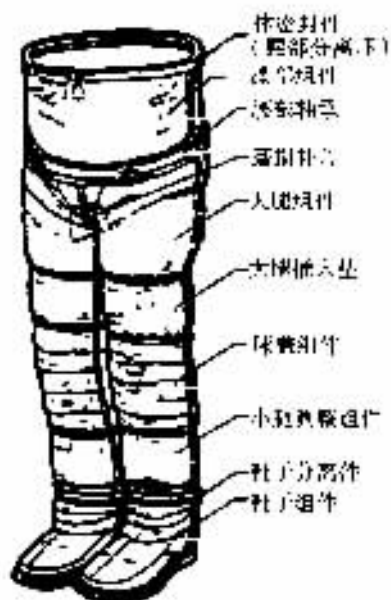
(1)“阶段 VI”手套设计了单层氨基甲酸乙酯气密层,可提供相同形状的手套保压层,与手套连接成一体时不会起皱,极大地改进了手套的舒适度和性能。为减小手指力矩,可加入旋绕纹,为弯曲提供附加的材料延伸长度。

(2)“阶段 VI”手套根据航天员手的形状设计。使用褶皱的轻质聚酯纤维,手指与拇指的活动连接设计成全纤维式,以减小力矩和增加触感。通过设计使手套与手尽量相似,减小手指与拇指连接力矩,获得整体舒适度。

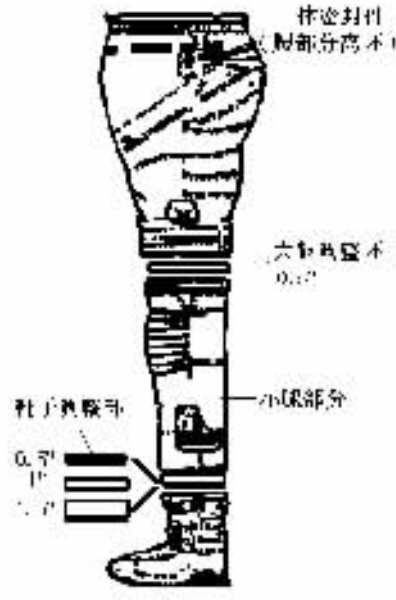
(3)为满足 ISS 组件的热要求,“阶段 VI”手套改进了绝缘性能,并有一个主动热系统。根据实验人员手的几何外形,在主要面接触放置毛毡绝缘层,包括手掌和指尖的特定区域。主动热系统由位于指尖的电阻加热器组成。此外,“阶段 VI”手套 TMG 允许对损坏或破旧的 TMG 进行在轨更换。

2.1.6 下躯干组件

下躯干组件(LTA)由一个柔韧的拟人耐压容器组成,环套腰部、下躯干、腿和脚,被视为 EMU 的腰、裤子和靴子,连接在 HUT 上面,并且在膝部与踝部有分离接头(参见图 6)。柔软的腰部与腰部轴承给航



(a)去掉 TMG 的下躯干组件



(b)放大的下躯干组件

图 6 下躯干组件^[4]

航天员提供较大的相对腰部的运动度,即弯曲与臀部转动(扭转)。LTA 包括以下部分:①腰部分离环(主动部分);②腰部组件;③裤子组件;④在腰部和裤子组件间的旋转腰部轴承;⑤连接安全系绳的固定夹;⑥靴子组件;⑦氨基甲酸酯气密层;⑧织物约束层;⑨用于腰部、裤子及靴子组件的热与微流星防护服(TMG)。

目前 EMU 靴底的设计目的不是为了行走,而是为了能够在零重力环境中实现机动,应对穿上靴子时施加在舱外活动乘员身上的作用载荷,(参见图7)。



图7 微重力环境舱外活动靴子^[9]

2.1.7 液冷通风服

液冷通风服(LCVG)是一套与乘员形体相称的贴身弹性服装,像长内衣穿在 PG 气密层里面,它含有液体冷却管道,气体通风导管,以及多重水、气连接器,通过 HUT 与主生保系统相连。LCVG 具有下列功能:①通过服内水循环管道网路,水围绕身体流动,使乘员保持凉爽;②通过服内气循环管道网路,从服装末端吸取通风气体并送回主生保系统,完成服装通风循环。LCVG 包括以下部分:①外部约束织物;②内部衬里组件;③可选的舒适衬垫;④生物医学袋;⑤剂量计袋;⑥水管网路;⑦并行管道组件;⑧通风导管网;⑨通风充气增压组件;⑩多重水连接器;⑪全部躯干拉链。HUT 与 LSS 部件之间的连接必须校准,使 LCVG 管道中的水与气的环流与回流通畅。

2.1.8 通信组件

通信组件(CCA)为航空飞行员便帽型式(见图2(b)),由纤维织物制成,它将舱外通信器接口与 EMU 无线电接口的电子设备设置在适当位置,为乘员通

信服务。CCA 包括舱外活动乘员之间或乘员与轨道器之间通信所必需的麦克风和耳机,它也允许舱外活动乘员通过轨道器通信系统与任务中心通话。CCA 包括以下部分:①“便帽”;②耳罩;③耳机;④耳封;⑤麦克风模块;⑥麦克风架;⑦总和模块(summing module);⑧相互连接配线;⑨接口电缆;⑩颈带;⑪乘员可选择的下颚带;⑫排汗吸收带。

2.1.9 服内饮水袋

服内饮水袋是一个绝缘的密封袋,系在 HUT 内部,为舱外活动乘员补给饮用水。饮水袋有 2 种尺寸,可容纳 0.6L(21 盎司)或 0.9143L(32 盎司)水。服内饮水袋包括下列部件:①贮囊;②进水阀;③饮水阀;④饮水管;⑤尼龙粘扣(velcro)连接装置。饮水管伸进头盔,航天员可通过吸管饮用。

2.1.10 尿液收集装置

尿液收集装置(UCD)是一次性使用的柔软容器,可容纳 0.9143L(32 盎司)的尿液。男性乘员在舱外活动期间将 UCD 置于 LCVG 里面,使用后当垃圾处理。UCD 包括下列部件:①收集袋;②连接带;③单向止回阀;④一次性滚转封套。

2.1.11 尿液吸收裤

尿液吸收裤(MAG 或 DACT)为多层非编织纤维材料(无纺布)制成的短裤,可快速吸收并储存尿液,主要为女性乘员使用。舱外活动期间,尿液吸收裤穿在 LCVG 里面,可吸纳 0.9143L(32 盎司)的尿液,一次性使用后当废物处理。

2.2 生命保障系统(LSS)

EMU 的生保系统(LSS,Life Support System)为舱外活动航天员提供安全的生活环境。乘员执行舱外活动时,LSS 提供多种功能:①提供呼吸用的纯氧,去除排出的二氧化碳;②服装增压,保持 EVA 期间服压为 0.3bar(标准 ISS 气压的 30%);③调节航天服内温度,使乘员保持凉爽;④乘员语音通信;⑤为乘员操作 EMU 提供显示和控制;⑥监测 EMU 消耗和操作状态;⑦连续 7h 的舱外活动生物医学监测。

按结构及主要功能,生保系统可划分为 3 部分:①主生保系统(PLSS);②备用氧系统(SOP);③显示与控制模块(DCM)。主生保系统是一个背负组合单元,备用氧系统是安装在主生保系统底部的单独单元。主生保系统和备用氧气包一起构成 EMU 背包,

安装在 HUT 后面；而显示与控制模块安装在 HUT 前面,便于航天员监视与操作。

2.2.1 主生保系统

主生保系统(PLSS)尺寸为 80×58.4×17.5cm,主要由下列部件组成:①主氧系统;②氧气流通回路;③冷凝回路;④供水回路;⑤液体传输系统。此外,主生保系统还包括电接口与电池,舱外通信器 EMU 设备,以及警示与报警系统(CWS, Caution and Warning System), (参见图 8)。

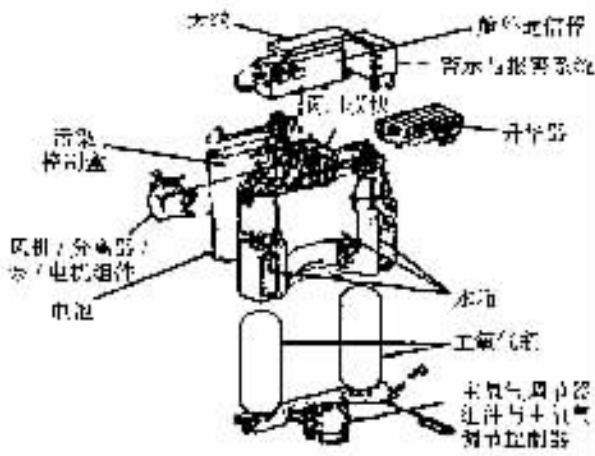


图 8 主生保系统的组成^[4]

(1) 主氧系统

主氧系统为舱外活动乘员提供呼吸用的氧气并满足压力要求。该系统有两个氧气瓶,共存贮 0.552kg (1.217lb)的氧气,压力约 5860.5kPa (850psia),温度为 32.2℃(90°F),足够正常的 7 小时舱外活动使用。主氧系统通过与轨道器环控生保系统的多路连接进行氧气加注,加注压力为 5860.5±344.7kPa (850±50psig)。主氧系统最小使用压力为 413.4kPa (60psi),执行多种功能,包括服内增压,呼吸供氧,以及水箱增压。主氧系统有两个调节器,可将压力降低到满足使用要求的 103.4kPa 和 29.6kPa。从 103.4kPa 调节器中出来的氧对水箱增压。从 29.6kPa 调节器中出来的氧进入氧气流通回路,即在舱外活动期间,当压力为 29.7±0.7kPa (4.3±0.1psid)时,主氧系统输氧进入流通回路。代谢消耗保持在 0.009~0.15kg/hr (0.02~0.33lb/hr)范围内。主氧系统包括下列部件:①氧气瓶;②氧气瓶压力传感器;③气流限制器;④氧气关闭阀;⑤氧气调节控制器;⑥服压调节器;⑦水压调节器;⑧高模式安全阀(high mode relief valve);⑨低

模式安全阀(low mode relief valve)。

(2) 氧气通风回路

氧气通风回路与航天服组件构成一个闭合环路。通风回路为呼吸提供氧气,为舱内活动和舱外活动运作提供服装增压,为冷却和去除呼出气体提供通风。氧气流动吸收热、湿气、二氧化碳以及其它污染物,这些气体混合物经通风回路部件从 EMU 中排除掉。该系统包括以下部件:①风机/水分离器;②吸湿材料(slurper)/升华器;③通风流动传感器/逆流止回阀;④服装压力传感器;⑤服装压力表;⑥污染物控制盒(CCC, Contaminant Control Cartridge);⑦二氧化碳传感器;⑧显示与控制模块(DCM)的放泄阀;⑨头盔放泄阀;⑩正压安全阀;⑪负压安全阀;⑫备用氧气包(SOP)检测袋;⑬消声器;⑭SOP 检测固定装置。CCC 是一个由氢氧化锂(LiOH)、活性炭和过滤器组成的集成系统,包含在一个单元中,用于清除服内环境中的污染物。CCC 可吸收 0.671kg (1.48lb)的二氧化碳,伴随在 7h 舱外活动期间代谢活动产生的热量为 7000Btu。CCC 安装在主生保分系统后面,可以在轨更换。在地面上,使用过的控制盒可再装填以备以后使用(参见图 9)。

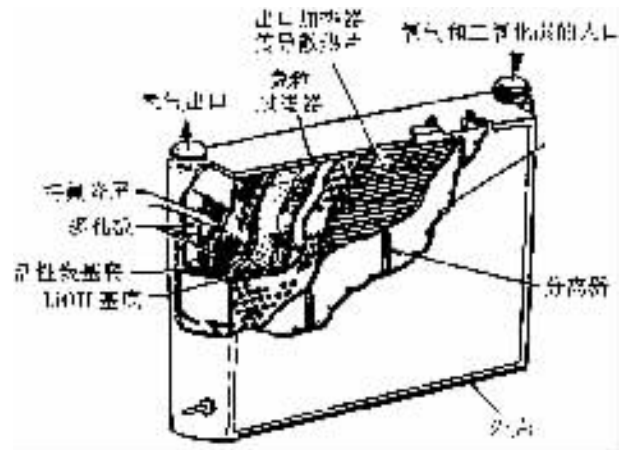


图 9 污染控制盒^[4]

氧气通风回路是一个氧气流通闭环系统,该系统由主氧系统与备用氧气包提供氧气。备用氧气包放置在主生保系统底部,在紧急情况下使用。流通的氧气通过一个插入 HUT 的进气管进入航天服,然后导管将氧气输送至头盔后部,导引至头的上面,接着沿着头盔前面的内侧向下流动。在进入头盔之前,需加热氧气,升温,以防遮光镜起雾。当氧气离开头盔进入服内其它部分时,混有航天员呼出的二氧化碳

和湿气;而来自汗液的更多的湿气,身体活动产生的热量,以及微量污染也与氧气一起进入嵌进 LCVG 的管道。通风气流由手足经通风管线返回上躯干,通风管线是 LCVG 的一部分。气体从上躯干返回至主生保系统。一个转速约 20000rpm 的离心式风机,以约 $0.17\text{m}^3/\text{s}$ 的速度将受污染的氧气收回进入主生保系统。

受污染的氧气回到主生保系统后,经过污染控制盒。二氧化碳与微量污染被污染控制盒的氢氧化锂与活性炭层过滤掉,然后,气体流经热交换器和升华器去除湿气。热交换器和升华器还对流经 LCVG 管路的水进行冷却,使气流中的湿气凝结出来。相对干的气体(大约冷却到 13°C)再循环进入服内之前,先通过一个二氧化碳传感器。当需要时,氧气由主生保系统中的供给与调节系统添加。万一服内的风机失效,可以打开服内的放泄阀。放泄阀启动开环氧气驱气净化模式,氧气由主氧气包和备用氧气包供给。在这个模式中,湿气和含有二氧化碳的气体在到达污染控制盒之前就已经被排放至航天服外。

(3) 冷凝回路

氧气流通循环的一个副产品是湿气。排汗和呼吸产生的水汽在升华器中冷凝,这样湿气便从流通氧气中分离,并由冷凝回路带走。(被冷凝回路带走的少量氧气由一个气体分离器提取,并送回氧气流通系统。)然后,冷凝水被送至供水回路的水箱中,增加水箱的供应量,最终在升华器中使用。这种方式增加了水箱中原有的供水量,因此主生保系统能够更长时间保持航天服冷却。

(4) 供水回路

供水回路包括消除热负荷的设备和水,热负荷是航天员、主生保系统和环境施加在系统上的;它也包括从通风回路中去除湿气,分离水汽并将它们返回各自回路的设备。供水回路功能包括:①排热;② LCVG 水补给;③通风回路冷凝分离与存储。系统由下列部件组成:①供水箱(两个主箱,1 个备用箱);②供水箱压力传感器;③备用箱止回阀;④供水压力调节器;⑤供水关闭阀;⑥供水压力传感器;⑦升华器;⑧供水安全阀;⑨冷凝水安全阀;⑩水分离器;⑪冷却液隔离阀。主供水箱和备用供水箱大约存储 4.57kg 水,压力为 204.6kPa (15psig)。在主箱供水耗尽的情况下,备用箱提供 30min 的水,用于 EMU

冷却。来自轨道器环控生保系统(ECLSS, Environment Control and Life Support System)的饮用水用于给供水箱装满或再补充。

利用主氧回路中的氧气压力,供水回路将水箱中的水输送至热交换器和升华器两个钢板内侧的空间。其中一钢板的外侧直接暴露在真空环境中,该板是多孔渗水的。随着水分从孔隙中蒸发,板的温度降低到冰点以下;而仍在多孔板内侧的水冻结,将孔隙封闭,供水回路中流向热交换器和升华器中的水停止流动。

(5) 液体传输系统

液体传输系统使用离心泵,使水产生约 $109\text{kg}/\text{hr}$ ($240\text{lb}/\text{hr}$) 的速度绕 LCVG 循环。该系统包括:①泵;②温度控制阀;③ LCVG;④气体捕集器;⑤泵启动阀;⑥泵止回阀;⑦升华器温度传感器;⑧服务与冷却脐带旁路阀。在舱内活动运作中,泵不仅使水流经过 EMU,而且还通过服务与冷却脐带流向轨道器的热交换器。

在热交换器和升华器的另外一块钢板的对侧是一个第二舱室,从液体传输回路流出的水流经此处。液体传输回路是一个闭环系统,与 LCVG 的管道相连。回路中的水由泵驱动,吸收体热。当加热的水进入热交换器和升华器时,热量通过铝壁传递到具有多孔壁的舱室,直接将壁孔中的冰升华成气体,排放至外太空。在这种方式下,传输回路中的水冷却并返回至 LCVG。升华器的冷却速率取决于航天员的工作负荷,工作负荷越大,进入水循环的热量也就越多,使得冰升华的速度越快,系统排放的热量也越多。

供水回路与液体传输回路联合提供制冷作用,使航天员保持凉爽。

(6) 电接口与电池

电接口位于显示与控制模块(DCM)与主生保系统(PLSS)、备用氧气包(SOP)、警示与报警系统(CWS)的电子部件之间。

电池安装在主生保分系统后部,为 EMU 所有电子部件运作提供电源。EMU 电池由 11 个密封的高电流密度银锌电池串联组成。对 7h 舱外活动任务,当标称电压为 16.5V dc 时,电池提供电能最小为 26.6amp-hr 。

(7) 舱外通信器 EMU 设备

舱外通信器(EVC, Extravehicular Communicator)

2.2.3 显示与控制模块

显示与控制模块(DCM)包含 EMU 系统标准运作与监测所有必须的控制与显示, 装有许多开关、阀门与显示器。DCM 包括下列部件:①POWER(电源)模式开关;②DISPL(显示)开关;③FAN(风机)开关;④COMM(通信)开关;⑤通信音量控制;⑥显

示亮度控制;⑦氧气调节控制器;⑧温度控制阀;⑨压力表;⑩DCM 放泄阀;⑪字母/数字显示 COMM(通信)模式选择器;⑫WATER(供水)开关。DCM 是一个小且形状不规则的箱形物, 安装在胸前 HUT 上, 表面覆盖 TMG, 该 TMG 包含控制和显示标记。(参见图 11)

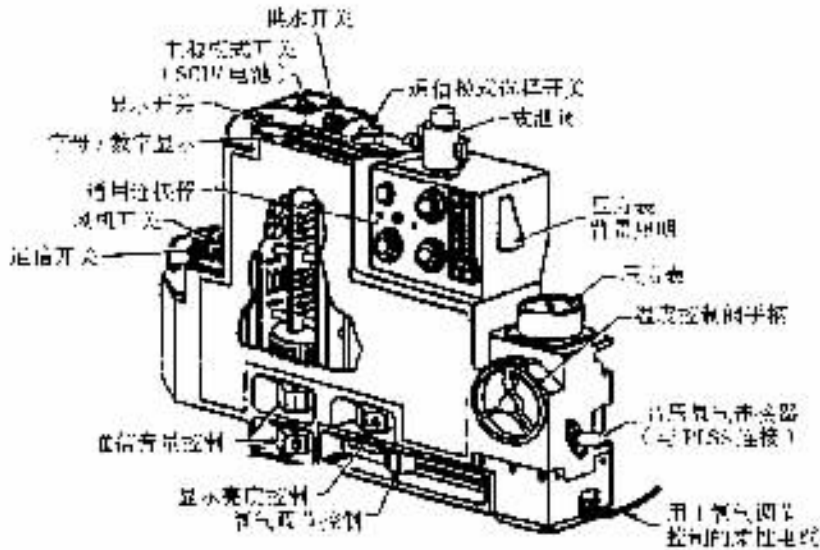


图 11 显示与控制模块^[4]

沿着 DCM 顶部的四个开关用于供电、供水、通信模式选择, 以及警示与报警。左侧顶部凸出一个放泄阀, 在舱外活动结束后, 用于航天服减压; 也可在应急情况下, 当氧气从主氧系统和备用氧气系统流出时, 去除热量和湿气。靠近前面的顶部有一个字母/数字显示器, 通过主生保系统内部的微处理器, 航天员能够读取显示器上的数据信息, 监测航天服各种回路的运行情况。从 DCM 顶部向下, 位于航天员右侧的一个小平台上, 有一个风机开关和一个按钮操纵的通信开关。航天员可以选择在所有的时间或仅需要时打开无线电信道。

2.3 EMU 辅助设备

EMU 辅助设备由在 EVA 全阶段期间(包括 EVA 运作前后在气闸中的时段)支持 EMU 的硬件组成。

(1)EMU 头盔灯光。安在头盔 EVVA 上, 在 EVA 任务期间提供两套功能独立的灯光, 用作便携式照明。

(2)EMU 剪刀。具有锯齿状刃口的钢刀具, 能切断从织物袋与带条到轻型钢缆与凯夫拉 (Kevlar) 绳索的任何东西。

(3)EMU 手腕镜。系在 EVA 手套腕部, 可使 EVA 航天员看见 EMU 前面的控制与显示。

(4)EVA 袖口核查单。由一个铝合金夹子装订的一套参考卡片, 系在手腕带上。卡片尺寸约为 10.16x12.7cm(4x5inch), 包含执行 EVA 任务及帮助 EMU 故障诊断与处理所需的程序和参考数据。

(5)食物棒。一个装在可食包装中的水果棒, 位于邻近服内饮水袋上饮水阀的颈环之上。

(6)服内饮水袋注射器。去除饮水袋中气体的装置。注射器的针插入饮水袋的进入阀, 用注射器将气体从袋中吸出。

(7)热防护连指手套。一个可调节的密封套, 由几层绝热盖和镀铝聚酯薄膜组成, 在手掌和手指内面有一层诺梅克斯(Nomex)毡。热防护手套共形地贴合舱外手套, 在极高与极低温度的作业区对手部提供更好的热防护。

(8)下躯干组件穿戴手柄。在穿戴下躯干组件时, 帮助硬质上躯干与下躯干组件的腰环的两半部份匹配的左右手柄。

(9)应急工具。在闭锁机构故障情况下, 用来分

离 LTA 与 HUT 腰环两半部分的撬杆。撬杆的使用可能损坏闭锁机构;因此,它只能在腰环分不开且航天员陷在航天服内时使用。

(10)高空病治疗适配器(BTA, Bends Treatment Adapter)。在轨治疗 EVA 航天员减压病(高空病)的急救设备, BTA 可将 EMU 转变为高压治疗室。

(11)SOP 检验装置。在 EVA 前的准备期间, 安装在 HUT 颈环半部分的飞行支持测试器件, 用以检验 SOP。

(12)DCM 塞套。系在 DCM 的多重连接器上的盖子。DCM 在服务与致冷脐带多重连接器移去后, 水开始从连接器漏泄的情况下应用。

(13)准备套件(为 EVA 准备 EMU 的必需品)。

(14)维护套件(常规 EMU 维护所需的附加设备)。

(15)生物套件(与生物医学仪器相关的设备)。

(16)气闸储物袋。一种诺梅克斯(Nomex)袋, 用于临时贮存和传送 EVA 之前与之后运作所使用的器件。在气闸减压前, 储物袋及袋内器件从气闸移出。

(17)EVA 袋。用来装载 EVA 期间可能用到的气闸内的各种器件(如照相机、热防护连指手套、工具箱等)。在 EVA 期间, EVA 袋留在气闸内。

此外, EMU 还包括下列与气闸有关的部件: ①补给和冷却脐带(用于连接气闸保障系统和 EMU, 包括用于供电, 通信, 补充氧气和水以及排水的管线, 在 EVA 之前为航天员提供保障, 并对主生保系统进行在轨充电); ②气闸适配器(气闸内的固定装置, 用于装配和存储气闸内的 EMU 以及用于穿脱航天服)。

3 简易 EVA 自救装置(SAFER)

在早期航天飞机飞行中, 航天员舱外活动的移动与定向应用载人机动单元(MMU, Manned Maneuvering Unit)(参见图 12)。MMU 约高 127cm, 宽 83cm, 深(长)69cm。在运载时, 为便于存储, MMU 控制器臂是折叠的。航天员出舱前, MMU 装备在生保系统背包上, 控制器臂完全展开后, MMU 深(长)增至 122cm, 且可有 13cm 的调节范围, 以适合不同臂长的航天员操作。MMU 装有气氮推进剂 5.9kg, 总质量为 148kg。MMU 仅在 1984 年的 3 次航天飞机使命(STS-41B, STS-41C, STS-51A)中使用过。应用 MMU, 无系绳连接的航天员到达离轨道器 100m 的



图 12 航天员 B. McCandless 应用 MMU 进行首次无系绳自由飞行(1984 年 2 月 7 日)^[1]

位置, 还执行了卫星捕获任务。

目前在舱外微重力环境中应用的机动系统是简易 EVA 自救装置(SAFER), 本质上, 它是载人机动单元(MMU)的小的简化型式, 为 EVA 乘员提供自由飞行自救能力, 即当双重安全系绳发生故障时, 航天员可应用 SAFER 返回航天器。因为 SAFER 仅用于自救, 并非为自由空间环境中的持续运作或常规运作设计的, 所以它没有 MMU 装备的推进剂容量和系统冗余。SAFER 仅装载 1.4kg 氮气, 总质量 37.7kg, 比 MMU 轻约 110kg。如图 13 所示, EVA 期间, SAFER 安装在 EMU(舱外移动单元)PLSS(主生保系统)的底部, 与 PLSS 侧面原有的框架相连; 但在发射、着陆与在轨运作时的储存是堆装式的。

为提供自救能力, SAFER 供给 13min 的推进和控制权限, 以稳定 EVA 乘员姿态, 并使 EVA 乘员返回航天器舱内。SAFER 有 24 个气氮(GN₂)推力器, 提供 6 自由度的机动控制, 即上下、左右、前后的平移, 以及滚转、俯仰、偏航方向的转动。手控器模块(HCM, Hand Controller Module)由一个控制柄和显示器组成, 装在位于 SAFER 单元底部模块盒内。当需要自救时, 释放出 HCM, 左手保持 HCM 稳定, 右手操作控制柄。SAFER 装在增压到 55.12MPa(8000psi)的容器罐里。这个装置可能提供的总的速度变化量是 3.05m/s(10ft/s), 即可把总重为 308kg(680lb)的航天员和 EMU 加速到 3.05m/s。滚转、俯仰和偏航的转速通过三轴光纤陀螺仪测量。控制软件利用陀螺仪的信号, 指令特定的推力器点火, 抵消转动。这项稳定航天员姿态的功能称为自动姿态保持。专用电池为推力器阀门、电子设备和 HCM 提供电

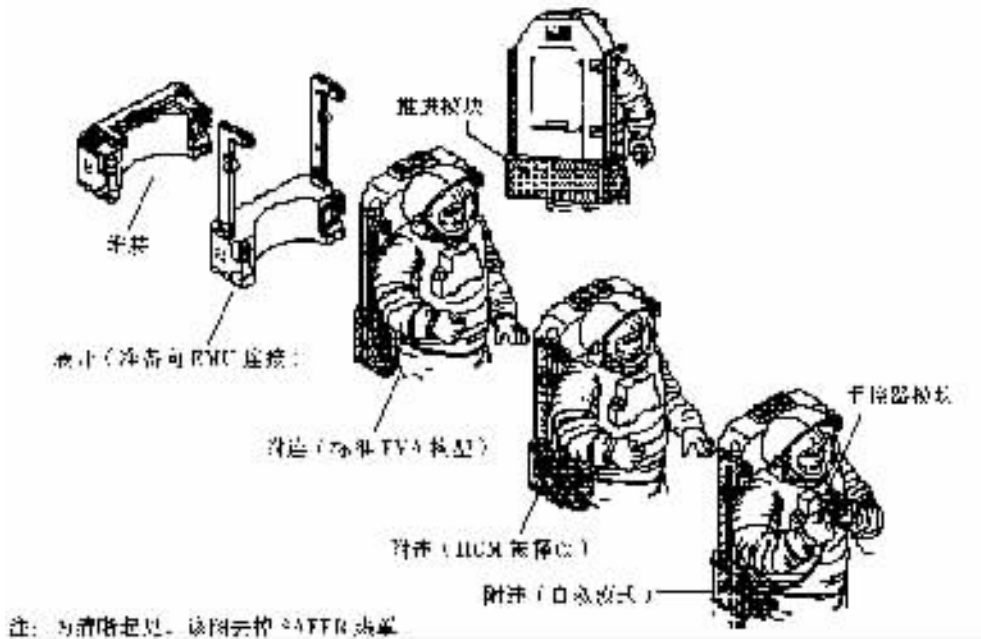


图 13 SAFER 向 EMU 的展开与连接^[1]

源。SAFER 上的电源和推进剂都是有限的资源。HCM 上的小型显示器容许航天员监视这些消耗品的剩余量。

4 EVA 航天员装备技术的发展

4.1 新型航天服系统

(1) 实验性航天服。目前正在研制的实验性航天服主要有 D-1(S1035X) 航天服与 MK III(H-I) 航天服。D-1 航天服设计基于航天飞机乘员在发射与返回阶段所穿的逃逸服(S1035), 为“全软”服, 主要由织物构成, 所含轴承最少。MK III(H-I) 航天服含有大量的石墨/环氧树脂敷层, 在主要铰接处有一系列灵活性高的连接组件。这两种航天服对星体表面的应用具有足够好的灵活性, 且重量轻。

(2) 机械反压服 (Mechanical Counter Pressure Suit) 概念。作为新的设计概念提出的机械反压服不同于现今使用的增压气密服。机械反压服与增压呼吸器联用, 机械提供外压。这类航天服有部份压力弹性服, 弹性服用轻柔的弹性织物替代刚性接头与轴承, 与全压力服相比, 扩大了触及范围, 增强了灵活性与触觉感。基于同样原理, 正在研究的还有直接贴着皮肤的“表皮服 (Skin suit)”。

(3) 变色龙航天服 (Chameleon Suit) 概念。对 EVA 航天服系统, 变色龙航天服是革命性概念。变色龙航天服通过改变绝热服的物质厚度控制热传导与

热对流, 并通过控制材料层的红外辐射率改变热辐射, 由航天服的外表面排除人体新陈代谢和设备运作产生的热量, 不使用消耗品即可实现对 EVA 航天员与设备的热管理。

(4) 先进的便携式生保系统。为满足持续时间更长以及在星体表面运作的舱外活动要求, 需要进一步提高生保系统性能与可靠性, 包括增强系统的坚固性、可维护性 (由航天员维护)、对技术变化的适应性, 以及减轻系统质量, 减小系统体积等。

4.2 SAFER 的检测功能

2003 年 2 月 1 日, “哥伦比亚”号航天飞机发射后 81.7s, 绝缘泡沫从外挂箱上脱落并撞击左机翼的前缘, 对热防护复合结构增强碳-碳 (RCC, Reinforced Carbon-Carbon) 造成损伤, 其结果导致再入期间热气与等离子体烧穿左机翼, 造成姿态失控以及航天器上无法承载的巨大应力, 使“哥伦比亚”号在得克萨斯州上空解体, 7 名航天员遇难。“哥伦比亚”号失事后, 人们认识到, 需要研发检测与修复航天飞机热防护系统 (TPS, Thermal Protection System) 的新方法。基本方法是在远距离操作器系统 (RMS, Remote Manipulator System) 上增加轨道器吊杆传感器系统 (OBSS, Orbiter Boom Sensor System)。为了弥补 RMS OBSS 的不足之处, SAFER 作为检测 TPS 的备份方案提出。

(下转第 44 页)