

舱外航天服热控系统仿真

余敏贤 林贵平 王亮

(北京航空航天大学人机与环境研究所 北京 100083)

摘要

针对人体穿着航天服处于过热状态下的散热问题,在分别建立人体热调节系统、金属氢化物冷源和液冷服数学模型的基础上,将3个模型进行结合,对舱外航天服热控系统在5.5h的时间轴上进行综合的仿真计算,求出人体各节段的温度分布情况,液冷服的入口及出口水温,金属氢化物冷源的出口水温等参数,分析航天员的热舒适性,对航天服热控系统的设计有一定的指导作用,并为今后进一步的研究打下了基础。

关键词 舱外航天服; 人体热调节系统; 液冷服; 冷源

1 引言

舱外航天服热控系统是舱外航天服便携式生保系统的重要组成部分,主要包括液冷-通风服和冷源及人体本身。当进行人体温控时,液冷-通风服先后与人体和冷源进行热交换,从而将人体蓄积的热量带到冷源并最终通过冷源排向外界,达到散热的目的。为了提高液冷-通风服的可控性,以满足航天员的热舒适性要求,必须对人体热调节系统模型和航天服热控系统模型进行研究。

1968年, Buchberg 和 Harrah 首次将人体热调节系统数学模型和液冷服 (WCG Water Cooling Garment) 进行联合研究,成为用人体热调节系统模型解决工程实际问题的先驱。随着载人航天的发展,对穿着液冷通风服后人体热调节数学模型的研究越来越多。美国近年来在航天飞机的舱外航天服的热控设计中,大量采用航天服热控装置模型与人体热调节系统模型联合进行计算机模拟的方法来指导舱外航天服的设计工作,如 ASDA、SINDA 等软件,在美国舱外航天服便携式生保系统仿真软件 SINDA 模型中,采用了 41 结点人体热模型和航天服模型,包括各种航天服装备以及便携式生保系统等。

图1描述了航天服热控系统各个部分的工作流程图。

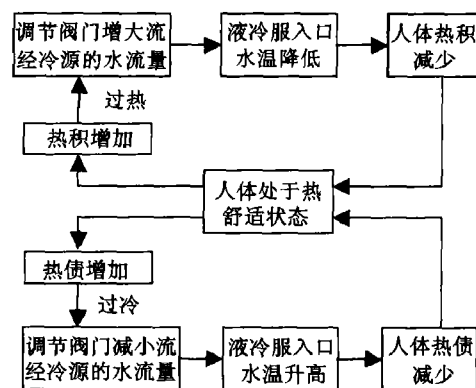


图1 航天服热控系统各个部分的工作流程

Fig.1 Working flowchart of EVA space suit thermal control system

2003-11-05 收到原稿, 2004-07-13 收到修定稿

织, 头部和躯干部考虑到还有大量的内脏、器官工作, 因此从里到外依次为内脏器官层、骨骼层 (这两层构成所谓的核心层)、肌肉层、皮下脂肪层和皮肤层共 5 层组织, 其中核心层包括人体的骨骼、脑部组织、胸肺部组织、腹部器官组织等部分。然后再根据人体的解剖学参数, 将人体在径向和周向上划分成适当的部分, 这样就将人体某一节段划分为三维的组织单元 (图 3), 并且每一个单元有自己的热物理性质。

人体中的热量传递是相当复杂的现象, 热量的产生作为细胞代谢的终产品以很复杂的形式分布在人体组织中。这些热量的排散是由人体组织的热特性被动控制, 而各组织的热特性又是随着毛细血管流、大循环血管流和外界散热机构的分布不同而不断变化的。根据人体的生理特性, 本文中的人体热模型充分考虑了以下因素在人体热调节系统中的作用, 这些因素分别是: 身体组织本身的热容量; 组织中由于温度梯度的存在导致的热传导 (包括沿轴向、径向和周向 3 个方向); 身体组织本身的代谢产热, 包括人体的基础代谢产热和寒颤过程中的代谢产热以及自主体力劳动过程中的代谢产热; 血液循环对组织的换热作用, 主要表现在大血管中血液流动产生的与组织间的对流换热, 血液对身体组织的灌注换热; 呼吸管道内气体与人体组织之间的热交换, 包括气体与组织的显热交换和潜热交换两部分。考虑到上述复杂因素, 对于血液在组织中的灌注过程, 仍然采用 Pennes 方程描述组织热传递。而在大血管的附近, 组织的传热不能用通常的生物热方程处理。因此, 方程中应该还要加上组织和血液之间的对流热传递, 得到如下方程:

$$\rho C = \frac{\partial T}{\partial t} = \nabla \cdot k \nabla T + \omega_b \rho_b C (T_o - T_v) + q_m + q_a + q_v + \delta \cdot q_{res}. \quad (1)$$

上式左边表示由于组织的温度变化引起的单位体积的热量累积。方程右边的 6 项依次分别代表单位体积单位时间内导入的热量, 毛细灌注带入的热量, 代谢产热, 大动脉与组织之间的对流换热, 大静脉与组织之间的对流换热和呼吸系统导入组织的热量。

本文中的人体热调节系统模型可以分为受控系统和控制系统两部分。受控系统即为上式所描述的人体组织热模型, 考虑到血液循环系统和呼吸系统在影响人体组织温度的同时也被人体组织温度及人体热调节系统的影响, 而控制系统则用数学模型来模拟人体的热调节功能, 包括血管舒缩、汗液蒸发以及寒颤、皮肤血液流量等。

2.2 金属氢化物冷源模型

舱外航天服冷源是保证航天员在出舱活动中热舒适性的重要部件。金属氢化物热泵通过储氢合金与氢之间的可逆化学反应来实现热量的传递, 它作为一种新型的冷源, 有望替代传统的水升华器。金属氢化物热泵是一种化学热泵, 它利用储氢合金在吸放氢时的热效应进行工作。根据是否向外界排放氢气, 可以将系统分为闭式和开放式两种形式, 闭式一般利用同温下具有不同氢压的两种金属氢化物组成工质对, 利用金属氢化物吸附和脱附氢气时的热效应产生泵热和制冷效果, 没有质量损耗; 而开式系统则利用一种工质在吸

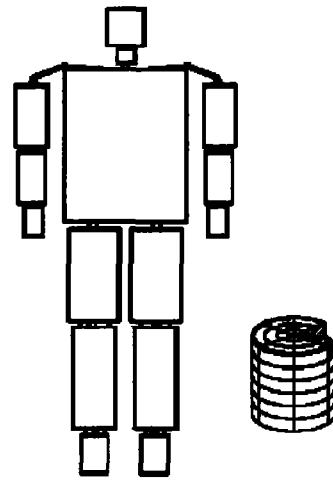


图 3 人体节段划分示意图

Fig.3 Human multi-element thermal model

放氢气的过程中的热效应, 达到泵热和制冷的效果, 其中的氢气单向流动, 存在质量损耗的问题. 开式系统的体积与目前舱外航天服主要采用的冷源水升华器相当, 但质量消耗仅为水升华器的 $1/9-1/5$.

闭式的金属氢化物热泵虽然没有质量的损耗, 但是整个系统的体积和质量却是远远大于开式金属氢化物冷源的. 反应床的设计应考虑其在航天服生保系统中的使用, 因而其结构形式可以为圆柱体, 也可以为长方体. 反应床中均匀安置多根管道, 管道内填充金属氢化物, 而冷冻水 (流经热泵的冷却水) 则在管道外流过 (如图 4), 通过管道壁与氢化物发生热交换, 实现热量的传递. 在管道中安置一根过滤管, 供氢化物放出的氢气通过并且阻止金属氢化物粉末通过. 氢气通过过滤管流出反应床, 再通过节流阀被排向太空.

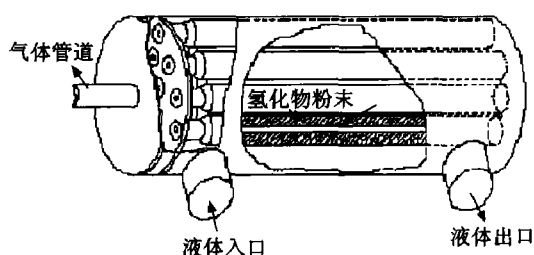


图 4 金属氢化物反应床结构

Fig.4 Structure of metal hydride bed

由于金属氢化物颗粒比较细小, 且反应床中的氢流速较低, 故忽略氢气与氢化物颗粒之间的对流换热, 反应床内的热量传递方式仅为导热. 考虑到反应床周向的几何结构和边界条件具有对称性, 故可将其看作二维, 即沿径向和轴向的导热问题. 结合二维非稳态、有内热源的导热平衡方程建立氢化物反应床的热平衡方程:

$$\frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\lambda}{\rho_h C} \left(\frac{\partial^2 T}{\partial r^2} + \frac{1}{r} \cdot \frac{\partial T}{\partial r} + \frac{\partial^2 T}{\partial z^2} \right) + \frac{\beta \Delta H}{C}. \quad (2)$$

其中, $\beta = \frac{1000[MH]}{2M_{MH}} \cdot \frac{\partial C}{\partial t}$ 为单位时间内每千克氢化物所吸收的氢气摩尔数, 在反应床吸附过程中为正值, 解吸过程中为负值, $[MH]$ 为金属氢化物分子中金属原子的个数, M_{MH} 为金属氢化物的摩尔质量; ΔH 为反应焓变, 单位为 $J/mol(H_2)$, 在吸附和解吸过程中均为正值; C 为反应床氢浓度, 定义为氢原子个数与氢化物分子中的金属原子个数之比; $\partial C/\partial t$ 为反应床氢浓度随时间的变化率. 通过设定合适的初始条件和边界条件可以对金属氢化物冷源的工作状态进行仿真.

2.3 舱外航天服液冷服模型

航天服的温控系统的热载荷主要来自人体代谢产热、生保系统设备产热和来自外部环境的热量, 其中人体代谢产热是最主要的. 在出舱航天服生保系统中, 由于人体的代谢产热很高, 仅仅采用通风的方法不能满足人体的热舒适性要求, 往往同时采用液冷和通风两种方式进行冷却.

舱外航天服液冷服采用全身多路直通式结构, 由基础服装、换热管网、水连接器、分支管组件及一件薄尼龙绸舒适衬里等组成. 基础服装用弹性纤维制作, 覆盖在人体除头、

手、足部位以外的皮肤表面, 基础服装为紧身服形式, 保证液冷服与皮肤之间的良好换热, 基础服装在换热管路与人体皮肤之间, 人体皮肤并不直接接触换热管路, 提高了液冷服穿着的舒适性. 航天员舱外活动产生的热量绝大部分通过液冷服带走, 保证了航天服内环境温度舒适, 工作效率高.

本文采用了美国航天飞机舱外航天服系统中采用的 UA 数学模型, 该模型建立了液冷服与人体皮肤之间换热的总体换热系数的关系式:

$$KF = 0.45KF_0[1 - 1.08 e^{-0.0166\dot{m}_{lcg}}]. \quad (3)$$

其中, 0.45 是考虑了内衣层对液冷水和皮肤之间的换热的影响而附加的因子, KF 及 $\dot{m}_{lcg}$ 分别为液冷服总传热系数及冷却水流量. 实验结果表明用该公式建立的液冷服模型得到的解与实验结果符合的相当好^[1].

3 舱外航天服热控系统仿真

在人体热调节系统数学模型的基础上, 将其与金属氢化物热泵冷源的数学模型和液冷服数学模型相结合, 编制了新的航天服热控系统的程序. 该程序中没有考虑通风服的传热传质情况, 对于没有液冷服覆盖的人体节段, 通风服带走的热量简化为一个固定的值. 该程序分别计算人体在 250 W 和 350 W 两种平均代谢水平下穿着液冷服时的热状态在 60 min 的推进情况和金属氢化物热泵冷源的工作在设定工作温度为 15°C 时在相同时间内的推进情况, 最后给出了一个 5.5 h 航天员出舱活动过程中热状态变化情况和金属氢化物热泵冷源的工作情况.

通过迭代得到液冷水在人体各个节段的分配情况后, 作者对人体穿着航天服在平均代谢率为 250 W 和 350 W 下的热状态进行了模拟计算, 程序每 3 min 对人体的热状态进行判断, 并适当的调节 TCV 阀门的档位, 最后根据 NASA 航天飞机热控系统仿真实验和计算中得到的人体在 5.5 h 中的代谢率变化情况, 对人体穿着航天服在这一段时间中的热状态进行模拟计算. 其中, TCV 阀门的档位也参照航天飞机舱外航天服的档位设计, 具体的阀门档位与流经冷源的液冷水的关系参见图 5.

3.1 状态 1

状态描述 计算对象穿着航天服, 平均代谢率 250 W, TCV 阀门档位如图 6. 冷源出口水温、液冷服进出口水温见图 7, 人体温度情况的计算结果见图 8—图 9.

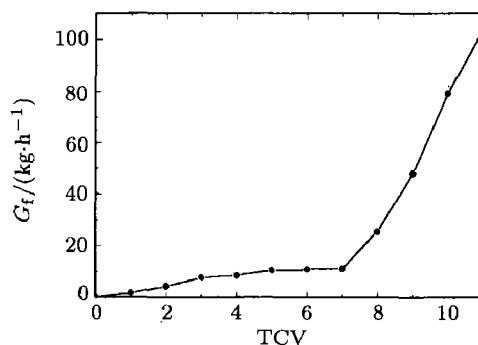


图 5 阀门档位与流经冷源的液冷水流量的对应关系

Fig.5 Valve opening corresponding to the flux of cooling water

冷源出口水温很快降到 15°C 左右并且一直维持恒定, 在 TCV 阀门位置一定的情况下, 液冷服入口水温随着出口水温的变化而变化. 人体的平均代谢率中等, 液冷服和通风服足够带走人体的代谢产热, 从而使人体处于较为舒适的热状态. 计算结果表面, 人体的核心温度稳定在 36.7°C — 36.95°C , 平均皮肤温度在 31°C — 33.5°C , 无过热或过冷现象. 从局部来看, 大腿和小腿都有皮肤温度偏低的状态, 而上臂和前臂温度略微偏高, 可以认为在大腿和小腿分配的液冷水略多.

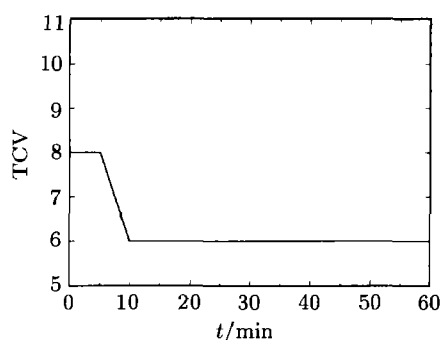


图6 TCV 阀门档位 (250 W)
Fig.6 Valve stations of TCV (250 W)

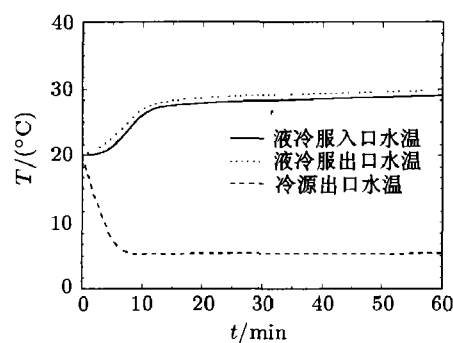


图7 冷源出口水温及液冷服进出口水温 (250 W)
Fig.7 Temperature of cooling water at the outlet of heat sink, the inlet and outlet of EVA space suit

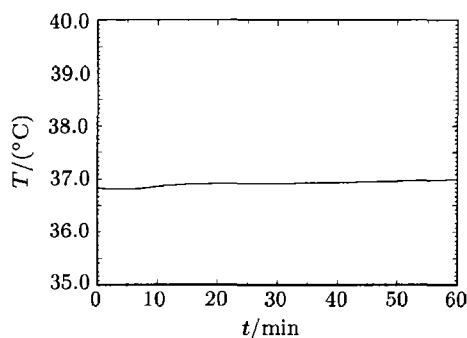


图8 代谢率为 250 W 时的核心温度
Fig.8 Core temperature at the metabolic heat 250 W

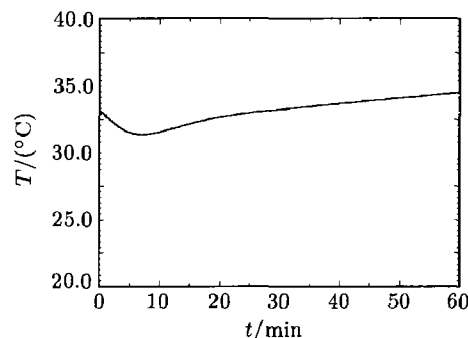


图9 代谢率为 250 W 时的平均皮肤温度
Fig.9 Mean skin temperature at the metabolic heat 250 W

3.2 状态 2

状态描述 计算对象穿着航天服, 平均代谢率 350 W, TCV 阀门档位如图 10. 冷源出口水温、液冷服进出口水温见图 11, 人体温度情况的计算结果见图 12 和图 13.

冷源的工作情况同人体平均代谢率为 250 W 的情况. 由于代谢量更大, 液冷服进口水温更低. 从计算结果可以看出, 虽然人体的平均代谢率很高, 但是由于液冷服和通风服的冷却作用, 人体核心温度维持在 36.7°C — 37.0°C , 皮肤温度在 31°C — 33°C , 处于一种比较舒适的热状态. 从局部来看, 大腿和小腿皮肤温度有偏低的现象, 而上臂和前臂温度则略微偏高, 说明液冷水在大腿和小腿分配的偏多, 而在上臂和前臂则偏少. 手和脚没有液冷服覆盖, 也没有强制对流通风, 因此温度稍高.

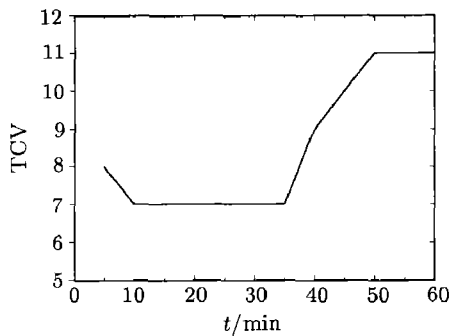


图 10 TCV 阀门档位 (350 W)

Fig.10 Valve stations of TCV (350 W)

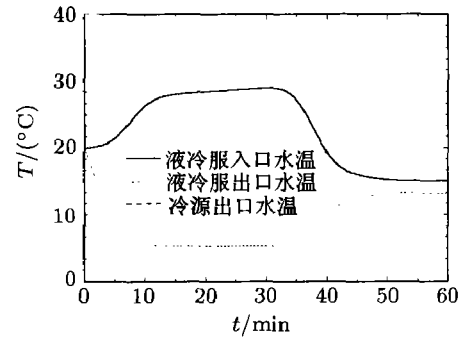


图 11 冷源出口水温及液冷服进出口水温 (350 W)

Fig.11 Temperature of cooling water at the outlet of heat sink, the inlet and outlet of EVA space suit

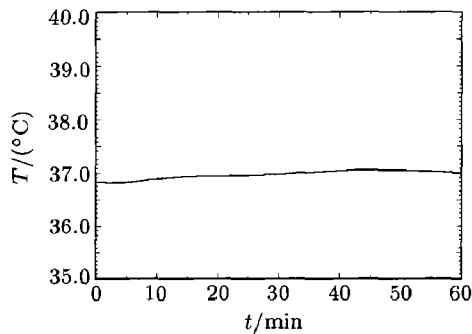


图 12 代谢率为 350 W 时的核心温度

Fig.12 Core temperature at the metabolic heat 350 W

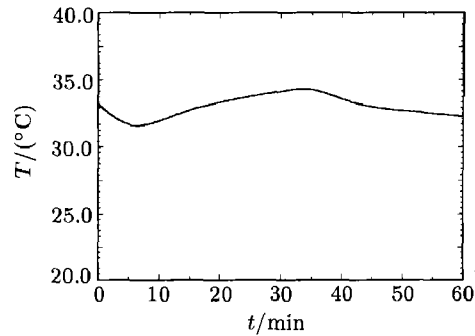


图 13 代谢率为 350 W 时的平均皮肤温度

Fig.13 Mean skin temperature at the metabolic heat 350 W

3.3 状态 3

状态描述 计算对象穿着航天服, 代谢率如图 14 所示, 每 3 min 对人体的热舒适状态进行一次判断, 从而对 TCV 阀门的档位进行相应的调节, 最后得到的 TCV 阀门位置如图 15 所示, 液冷服进出口水温及冷源出口水温示于图 16, 计算结果见图 17—图 18.

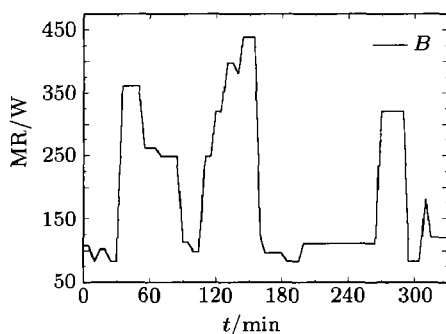


图 14 状态 3 代谢率

Fig.14 Metabolic heat 350 W at state 3

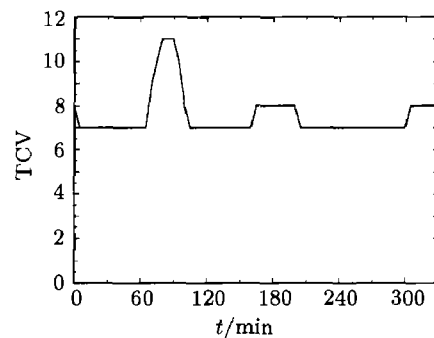


图 15 状态 3 TCV 阀门位置

Fig.15 Valve stations of TCV at states 3

首先需要说明的是, 该仿真过程的人体代谢率是根据美国航天飞机舱外航天服的实

验所得到的人体代谢的变化图线^[1], 经过作者的均化加工得到的. 考虑到是对航天服热控模型的校核, 认为这种均化方法是可行的.

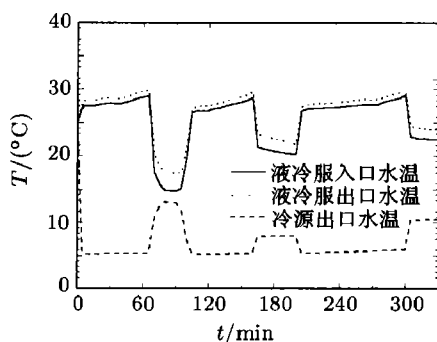


图 16 液冷服进出口水温及冷源出口水温

Fig.16 Temperature of cooling water at the outlet of heat sink, the inlet and outlet of EVA space suit

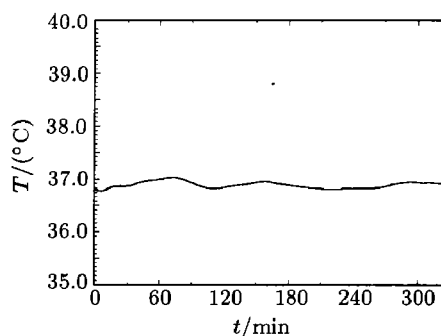


图 17 状态 3 人体核心温度

Fig.17 Core temperature at state 3

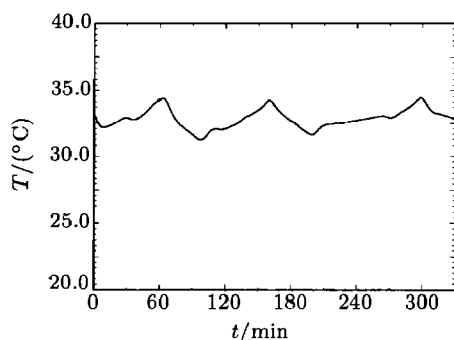


图 18 状态 3 人体平均皮肤温度

Fig.18 Mean skin temperature at states 3

从计算结果可以看出, 该航天服热控系统完全能够带走在整个仿真过程中人体产生的代谢产热和电子设备的产热, 从而达到在人体内部不形成热积的目的. 但是也能看到, 由于没有试验作为基础, 没有能够给出一个适应性更广的液冷水分布比例, 整个 5.5 h 的仿真过程中, 由于人体的代谢量变化较大, 能够更加完整地反应出冷却水流量在身体各个阶段分配的不合理, 比如说, 躯干部分和腿部分配的流量偏大, 这些部位温度落差较大, 而在手臂的水流量偏小, 整个仿真过程中手臂部位的平均皮肤温度偏高, 从而导致了人体局部的热舒适性得不到满足.

4 结论

本文在前人工作的基础上, 建立了舱外航天服热控系统的数学模型, 包括人体热调节系统数学模型, 金属氢化物热泵数学模型和舱外航天服液冷服的数学模型, 并对人体穿着舱外航天服的热状态进行仿真计算. 在这一步的工作中, 首先根据人体在 250 W 和 350 W 的平均代谢率下的热状态分析, 确定了液冷水在人体各个阶段的分配情况 (即液冷水流量分配设计), 再按此设计对人体穿着液冷服处于工作状态的 5.5 h 的热状态进行模拟. 求出人体各阶段的温度分布情况, 液冷服的入口及出口水温, 金属氢化物冷源的出口水温等参数, 分析航天员的热舒适性, 对航天服热控系统的设计具有一定的指导作用.

本文的人体热调节模型所采用的人体参数是按照国外相关研究的具体数值进行计算得到的. 中国人和外国人的差异还是比较大的, 在今后的工作中, 应该用相应的中国标准

人的具体参数代入模型中进行计算, 以期得到对我们的工作更有价值的结果. 人体参数的准确与否对模型的计算结果有相当大的关系, 比如前文提到人体皮肤层厚度对人体核心温度和皮肤温度都有较大的影响. 因此, 得到更为精确、更为合理的人体参数也是将来人体热调节模型发展的重要前提.

参 考 文 献

- [1] Campbell A B *et al.* Space suit thermal dynamics. *ASHRAE Trans.*, 2000, **106**:59—71
- [2] Campbell A B, Mays C, Nair S S, Miles J B, Lovine J V, Lin C H. PLSS Thermal Model Requirements for Control. SAE 972506
- [3] Abelson H I, Horowitz J S. Thermodynamic analysis of a metal-hydride heat pump. *AIAA 80-9427R, J. Ene.*, 1981, **5**(4):237—243
- [4] French J D, Viswanath A D, Nair S S, Miles J B, Lin C H. Human Thermal Model Response Analysis. SAE-981721
- [5] Boregowda S C, Tiwari S N, Chaturvedi S K, Hou G J-W. Numerical Simulation of Human Thermoregulation in Different Environment Conditions. AIAA 970137
- [6] Lin Guiping, Yu Minxian. Metal hydride heat pump and its application in the life support system of manned space flight. *Chin. J. Space Sci.*, 2002, **22**(2):177—183. in Chinese (林贵平, 余敏贤. 金属氢化物热泵及其在载人航天生保系统中的应用. *空间科学学报*, 2002, **22**(2):177—183)

A SIMULATION OF EVA SPACE SUIT THERMAL CONTROL SYSTEM

YU Minxian LIN Guiping WANG Liang

(*Institute of Man-Machine-Environment Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083*)

Abstract

In this paper, heat dissipation of the human on Liquid Cooling and Ventilation Garment (LCVG) are discussed by linking the mathematics models of human thermal control system, metal-hydride cold source and Liquid Cooling Garment (LCG). By simulating the EVA space suit thermal control system working condition for 5.5 h, the temperatures of every part in the body, the inlet and outlet of LCG and the outlet of the metal-hydride cold source were obtained. The result might be utilized in the design of EVA space suit thermal control system and further investigation.

Key words Extravehicular activity space suit, Human thermal control system, Liquid cooling garment (LCG), Cold source