

载人航天器模拟舱保温性能对环控生保温湿度控制系统性能试验的影响

王 康

(中国航天员科研训练中心)

摘 要 环控生保系统温湿度控制子系统是载人航天器的关键子系统之一。其性能是否满足载人航天器座舱内温湿度控制要求,必须通过在具有保温绝热性能的模拟舱内进行检验之后做出合格的评价,才能交付使用。因此,分析和掌握在地面进行模拟试验时,模拟舱的保温绝热性能对舱内温湿度控制性能试验的影响和减弱这些影响的方法是十分必要的。

关键词 模拟舱 保温 环控生保 温湿度 性能试验

1 引 言

温湿度控制子系统是载人航天器环控生保系统的一个重要子系统,其性能好坏关系到密闭座舱内航天员能否安全、舒适的在舱内生活与工作,也影响到舱内其它设备能否有效工作^[1]。在交付飞行之前,必须通过地面模拟试验对其做出评价结论。

模拟试验要在相应的模拟舱内进行。特别是检验温湿度控制系统性能的试验,要求模拟舱既要有保证舱内气密性的壳体、还要求壳体具有与真实舱体热边界条件相似的保温性能。边界条件模拟的正确与否,会直接影响试验结果和对被试温湿度控制子系统的性能评价。毋庸置疑,地面试验模拟舱是环控生保系统性能试验的关键设备。

建造这样的设备,必须按照载人航天器座舱的边界条件,人为在实验室中模拟出相应的环境,包括舱体结构、容积、舱内舱外热边界条件、设备布局等。尤其对要使用于检验温湿度控制子系统的模拟舱,要求舱体具有气密性、舱壁保温性、设备安装相似性,即模拟舱要具有与真实舱体边界条件相似性、使用可靠性和价格合理性。

2 模拟舱壳体和保温绝热结构基本形式

制冷和采暖建筑物的围护结构即使采用相同的保温绝热材料,不同的结构形式和使用方法对保温效果影响很大^[2],模拟舱的保温结构设计同它相似。因此,要认真分析模拟舱体绝热保温的需求,从设计上保证舱壁保温效果最利于环控生保温湿度控制系统的试验检验。

以模拟舱进行环控生保系统性能试验时,被试设备和参试人员要位于密闭的壳体内。壳体必须是能够承受内外大气压差的气密结构,一般都采用真空容器结构形式制作,大部分情况下采用不锈钢或碳钢制成。

用钢材制成密闭壳体,气密性可以得到保证。但是,金属材料的导热及比热容等特性会对环控生保系统的温湿度控制性能试验带来影响。为减少其影响,必须对模拟舱壳体采取绝热保温措施。

绝热保温方法很多,常用的有绝热材料包敷法、真空夹层法、真空多层绝热法等。保温绝热材料也有多种多样、性能各异^[3]。使用不同方法和保温结构,保温效果会不同。常温下,通常采用保温材料包敷方式。结构上有三种形式:①在壳体内壁贴保温材料;②在壳体外壁贴保温材料;③在壳体内壁和外壁均粘贴保温材料。具体选择什么保温材料、几何形状、尺寸以及具体的绝热结构形式如何,要根据使用温度、场合通过传热计算来设计确定。

3 舱内传热及舱壁吸热储热状况分析

3.1 边界面上热传递的基本理论

热量通过舱壁结构的传递是导热、对流和辐射三种基本形式的综合作用。在传递中,要经过高温作用表面的吸热、舱壁结构的传热以及低温作用表面的放热三个过程。其中表面吸热与表面放热的机理是相同的,都是“表面热转移”,这种热转移既有结构表面与附近空气之间的对流和导热的传热作用,又有表面与周围其他表面的辐射传热作用。空气的对流和导热作用很难分开,一般将二者的综合效果放在一起考虑,统称为“对流换热”,舱内舱外空气与舱体壁面的换热就是对流换热。

根据大量的实验可知,单位时间内固体边界与流体间的对流换热量 Q 有如下关系^[4]:

$$Q = hS(T_w - T_\infty) \quad (1)$$

式中, h 为对流换热系数, S 为固体与流体接触的换热面积, T_w 为固体表面的温度, T_∞ 为流体的温度。

可见两种物质的交界面上对流换热在单位时间内的换热量与交界面表面换热特性 h 有关、与接触面积 S 成正比、与交界面处的温度差 $(T_w - T_\infty)$ 成正比。

根据热传导分析理论进一步分析对流换热系数 h , 在边界面上热流连续的条件下, 对流换热可通过 Biot 准则来描述:

$$Bi = \frac{L}{\frac{k}{\frac{1}{h}}} \quad (2)$$

式中, L 为固体材料的特征尺度, k 为固体材料的导热系数。该式表示的是固体导热热阻 (L/k) 与固体流体边界处对流换热热阻 $(1/h)$ 的比值。

在对流热阻一定的情况下, 当 Bi 数很小时, 说明固体材料导热热阻较小, 因而导热热流大, 固体流体交界面处传递的热量迅速被固体表面吸收并传到温度较低的区域。反之, 当 Bi 数较大时, 说明固体材料导热热阻较大, 因而导热热流小, 固体流体交界面处由于对流传递的热量不能迅速被固体表面吸收, 从而保留在空气中。

3.2 舱壁热容量和传热对舱内温度控制的影响

模拟舱一般位于实验室大厅里, 舱外是实验室内的大气环境, 温度为室温。进行环控生保系统性能试验时, 舱体密闭, 舱外舱内环境隔绝。在风机的作用

下舱内空气强迫流动, 会与所有的固气界面都发生对流换热。

试验中舱内有试验人员、并安装有照明灯具和电子设备, 温湿度控制子系统的冷凝干燥组件也安装在舱内。模拟舱内热交换平衡遵循能量守恒定律。

如果以 Q_i 表示舱内发出或吸收的热量, 设由各种热源进入舱内的热量为正, 从舱内向外散发或舱内吸收的热量为负, 舱内热平衡可由下式表示。

$$\begin{aligned} & Q_{\text{人员发热}} + Q_{\text{灯具发热}} + Q_{\text{设备发热}} - Q_{\text{冷干吸热}} \\ & = Q_{\text{舱内空气吸热}} + Q_{\text{舱壁吸放热}} \end{aligned} \quad (3)$$

其中, Q 为人员发热为舱内人员发出的热量; Q 为灯具发热为舱内照明灯具发出的热量; Q 为设备发热为舱内用电设备发出的热量; Q 为冷干吸热为冷凝干燥组件吸收的热量; Q 为舱壁吸放热是舱壁热交换的热量; Q 为舱内空气吸热为舱内空气的热量变化量。

如果 $Q_{\text{人员发热}} + Q_{\text{灯具发热}} + Q_{\text{设备发热}} > Q_{\text{冷干吸热}}$, 表明 $Q_{\text{空气吸热}} + Q_{\text{舱壁吸放热}} > 0$, 舱内温度就要升高。如果 $Q_{\text{人员发热}} + Q_{\text{灯具发热}} + Q_{\text{设备发热}} < Q_{\text{冷干吸热}}$, 表明舱内 $Q_{\text{空气吸热}} + Q_{\text{舱壁吸放热}} < 0$, 舱内温度就要降低。

由于舱内人员、照明灯具和电子设备发热, 在对流换热作用下, 会使舱内大气温度和内壁表面温度发生变化。温湿度控制系统冷凝干燥组件的作用就是要控制舱内大气的温湿度变化, 其控制能力足以吸收舱内发热源发出的热量。在冷凝干燥组件工作时, 将舱内空气温度控制在 $22 \pm 4^\circ\text{C}$ 。根据模拟试验的需要, 试验中舱内人员、照明灯具和电子设备发热量会由于人员和设备的不同状态而有所不同, 但是平均值基本恒定, 可以作为计算依据。

不同状态下人体耗能是不同的^[5], 但每天耗能平均值基本是确定的, 航天医学研究基础确定的航天器中工作的航天员平均耗能为 $145 \pm 5 \text{W/人} \cdot \text{天}$ ^[6], 认为其全部用于舱内发热即可得舱内人员最大平均发热功率。模拟舱内进行的模拟载人飞行试验^[7]中的供电电流和电压确定了灯具和设备发热的功率。如果舱内进 2 人时, 舱内发热总量如表 1 所示。

表 1 舱内发热量平均值

$Q_{\text{人员发热}}$ (W)	$Q_{\text{灯发热}}$ (W)	$Q_{\text{设备发热}}$ (W)	$Q_{\text{总发热量}}$ (W)
2×145	120	134	544

由表 1 中的数据可见,舱内人员发热、灯具发热和设备发热的平均功率为 544W。这种情况下,这是空气可以吸收热量的最大值。实际上这些热量只能是一部分用于加热舱内空气,而另一部分则用于加热舱体壁面材料,但总的作用都将使舱内温度发生变化。

舱内温度变化有变温阶段和恒温阶段。在变温阶段,舱内冷凝干燥组件、空气和舱壁争相吸放热。尤其是舱壁吸放热,其值直接与模拟舱体的热容量大小有关。恒温阶段舱壁没有吸放热,不影响舱内气温变化。

众所周知,质量为 M 的某种材料温度升高 $\Delta t^{\circ}\text{C}$ 时,吸收的热量可由下式表达:

$$Q=CM\Delta t \quad (4)$$

式中 C 为材料比热容; M 为材料的质量; Δt 为材料温度变化量; Q 为材料温度变化时所吸收的热量。对于固定的物体,升高 1°C 所吸收(或放出)的热量决定于比热容和物体质量的乘积,即 $\frac{Q}{\Delta t}=CM$;

假设模拟舱壳体是碳钢,圆筒形,外直径为 2.27m,壁厚为 10mm,长为 2.05m,两头封闭,封头壁厚也为 10mm。分别估算一下壳体内壁裸露钢材表面舱体热容量和内部贴有聚胺酯绝热保温层(保温层厚度从 5~100mm)的热容量,并进行对比分析它们对于舱内空气吸热的影响。

已知 $\rho_{\text{钢}}=7800\text{kg}/\text{m}^3$,钢的比热容 $C=0.47(\text{kJ}/\text{kg}^{\circ}\text{C})$,
 $\rho_{\text{聚氨酯}}=40\text{--}80\text{kg}/\text{m}^3$; 取其中间值进行计算 $\rho_{\text{聚氨酯}}\approx 50\text{kg}/\text{m}^3$,绝热保温材料的比热容受其容重的影响有所变化,但是一般在 $C=0.754\sim 1.047(\text{kJ}/\text{kg}^{\circ}\text{C})$,取聚氨酯具有最大的比热容 $C=1.047(\text{kJ}/\text{kg}^{\circ}\text{C})$ 。计算结果如图 1 所示。

由图 1 可见,10mm 厚裸露钢表面的舱体的热容量为 $830\text{kJ}/^{\circ}\text{C}$,聚胺酯绝热层的热容量随厚度增加而增加,到达 100mm 厚时热容量只有 $114\text{kJ}/^{\circ}\text{C}$,只有裸露金属舱壁热容量的约 1/8。

由表 1 知 2 人在舱内试验时,舱内发热功率平均值为 544W,转换为单位时间内发热量是 $W=32.64\text{kJ}/\text{min}$ 。

在强迫对流的作用下,舱内发热体产生的热量由空气携带迅速移动到达壁面处与裸露的金属壁面进行热交换。这些热量只有一部分用于加热舱内空

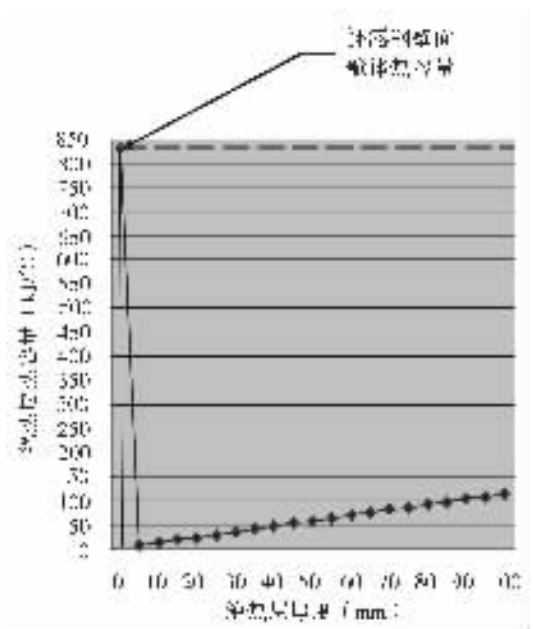


图 1 裸露钢壁舱体与内壁不同厚度绝热层的热容量关系图

气,而另一部分则用于加热舱体壁面材料。为计算方便,假设不管是裸露金属壁还是绝热材料壁,舱内仅有 50%发热量被舱壁吸收(裸露的金属舱壁的吸热性能比空气要好得多,决定了实际上裸露金属舱壁吸热要大于 50%),所以单位时间内被舱壁吸收的热量为 $16.32\text{kJ}/\text{min}$ 。通过热容量和单位时间舱壁吸热量计算,可知将裸露内表面的 10mm 厚钢质舱体温度提高 1°C 需要加热 50min 以上,而同样发热量时,将 100mm 厚聚氨酯绝热层温度提高 1°C 仅需要不到 6min,若是采用 10mm 厚的绝热层,则将聚氨酯绝热层温度提高 1°C 仅需要不到 1min。由此推断,裸露钢质舱体由于其导热性能好,热容量大,与舱内空气相比,它的温度上升比舱内空气慢,于是就会有舱内空气在变温过程中继续向舱壁散热,出现舱壁与冷凝干燥组件“争抢吸收”热量的现象,即舱壁也具有对舱内空气冷却降温的作用,从而对冷凝干燥组件的吸热性能的考核产生影响。这就是说,如果舱体壁面具有很好的导热性和很大的热容量,则这些热量的一部分被舱内裸露表面的金属材料吸收,将热量传递并储存到内壁材料内,不足以使舱内空气加温,因此就不能看出冷凝干燥组件是否需要工作,因而也就难以准确检验出温湿度控制系统设备的功能。但是反过来,如果舱内表面具有导热性能较差的绝热保温材料和较小的热容量,它就不能吸收和储存很多热量,则热量主要用于加热舱内空气,舱内空气的

温度就会明显变化,导致温湿度控制子系统对于较小的热量变化就进行控制,从而检验出温湿度控制子系统的性能来。

4 模拟舱绝热结构、材料选择及其它考虑

用于温湿度控制子系统试验的模拟舱,由于空气密闭性要求,承压壳体采用不锈钢或碳钢材料制成。但要消除金属舱壁对温湿度控制的影响,需要对其采取必要的绝热措施。即在金属壳体上,贴敷由绝热材料构成的绝热层。其方案和结构是否合理,对整个设备的工作性能影响很大。

进行绝热结构的设计,首先要进行绝热材料的选择。其次根据绝热材料性能参数和变温阶段的边界条件,进行必要的计算,确定绝热材料的厚度和绝热结构。

进行绝热计算的方法很多^[4]。舱体变温阶段舱壁结构的传热属于不稳定传热,以往采用稳定传热法(或所谓冷透热透法),认为舱内传热均为稳定传热过程来进行热计算,误差很大。随着计算机技术的发展,采用有限差分进行不稳定传热计算对模拟舱变温阶段的传热量和降温时间进行较为准确的计算已成为可能,所以可以利用其设计舱体绝热结构。

在舱体绝热保温结构中,绝热保温材料相对于舱体材料的排列顺序虽然在稳定传热过程中对传热量的影响不大,但是,对变温过程中的传热却有很大影响。

变温过程中,舱体结构的传热量有两部分组成:第一部分是舱内外温差引起的传热;另一部分是舱体本身的蓄热量变化引起的传热。舱内外温差与舱体的特性关系较小,而舱内壁热容量却与绝热保温材料相对于舱体材料的排列顺序直接相关。

真实载人航天器的座舱由于造价昂贵,在实际中难以模拟。所以设计中要从满足环控生保系统性能试验的角度出发,保证合理的绝热材料堆积排列顺序才能减小对舱壁保温性能不稳定传热的影响。

环控生保系统性能试验目的是考核常温下舱内发热时(功率约为 500-800W)温湿度控制子系统的的功能。为了达到这个目的,模拟试验舱舱体内表面的材料应是比热容小、导热性能差和容重小的保温材

料;而将热容量较大、导热性能强和容重大的结构材料尽可能布置在远离舱内壁的地方。这是这类舱体设计的一条基本原则^[8]。

用于进行环控生保系统温湿度控制性能试验的模拟舱应该在舱体的内表面进行保温绝热的处理,避免出现裸露的金属内表面。首选方法应当是在舱内表面贴敷绝热材料保温层。如果经济和外部空间条件允许的话,在舱体外部也采用保温绝热材料的包裹,对于性能模拟试验和进行环控生保系统的评价来讲效果会更好。

模拟舱除了保温层的材料及结构影响其保温性能外,舱体壳体上开设的法兰孔、传递窗口、舱门等结构因为其结构异样,导致舱壁界面突变,给保温层的贴敷造成困难。并且由于其需要留出操作面,也将导致保温层的断层或不连续性。在试验中由于法兰和舱门的结构处的热桥搭接会导致舱内外热量的传递增加,对模拟舱保温性能产生影响。如果其它壁面具有较好的保温绝热,则法兰和舱门还将成为舱体内外的热传递的主要通道。鉴于这个原因,在建造模拟舱的结构时就要考虑到:①电缆、管道等穿舱法兰的预留,无论从面积还是数量方面都要适当,够用即可;②舱门和法兰处内外也要进行绝热材料的包裹,尽量减小裸露的金属表面;③舱门和法兰的管道和电缆的连接接插件,尽量采用具有非金属件的过渡连接,并对管道和电缆进行绝热材料的包裹,防止和减小从管道和电缆导出的热量。

5 结 论

模拟舱裸露金属壳体内表面热容量大,绝热材料层内表面热容量小,这种差异会影响舱内较小发热源对舱内空气的加热状况。裸露金属表面由于其良好的导热性能在舱内可与冷凝干燥组件“争抢吸热”,导致部分热量被舱壁吸收。金属表面吸热后迅速将热量传递到远处,造成不断吸热,使舱体产生对舱内空气温度控制的作用,不仅如此,由于金属舱体蓄积热量,当舱内由于冷干组件吸热温度下降时,舱壁会放出热量,使本该下降的舱内气温下降速度降低,从而干扰冷干吸热量的计算,影响环控生保系统性能试验的结果。这样,即使在稳态热传递的情况下,也会造成空气温度变化迟缓于舱壁温

(下转第 50 页)