

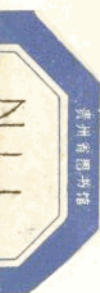
出国考察技术总结报告

国外航天器温控技术的新发展

1

航天工业部第七〇七研究所

一九八三年



国外航天器温控技术的新发展

国外航天器温控技术的新发展

彭芝生 杨炳尉 殴阳水吾

美国航空与宇航学会 (AIAA) 和机械工程师学会 (ASME) 在美国密苏里州圣路易斯市联合举办了第三届热物理会议。应大会主席 P·E·Bauer 的邀请, 中国宇航学会组成三人热物理小组参加了会议。会后参观考察了美国普林斯顿大学航空机械系、华盛顿宇航技术博物馆、波士顿 little 公司、麻省理工学院宇航系等单位。

第三届热物理会议是一次较大型的学术交流会, 内容广泛, 涉及热物理学各个领域。AIAA 举办了 37 次学术报告会, 发表了 209 篇论文; ASME 举办了 28 次报告会, 发表了 170 篇论文。从内容上看, 与我国研究工作关系最密切的是卫星温控、热结构、热设计等方面的研究论文, 故较详细地介绍国外航天器温控技术的新发展。由于美国哥伦比亚号航天飞机多次试飞成功, 有关再入飞行器高速气动热力过程分析及防热技术的研究论文, 均集中在航天飞机轨道器的再入过程方面, 直接讨论弹道式再入飞行器的文章很少, 仅就有关计算流体力学和传热理论的研究情况作一简介。

一、航天器的热设计

这次会议发表的有关航天器热设计的文章虽不多, 但内容很广, 不仅涉及到整星和单项部件的热设计和分析, 还包括地面热模拟试验和轨道飞行热性能的分析等。这些文章反映了国外目前的水平和今后发展的动向。

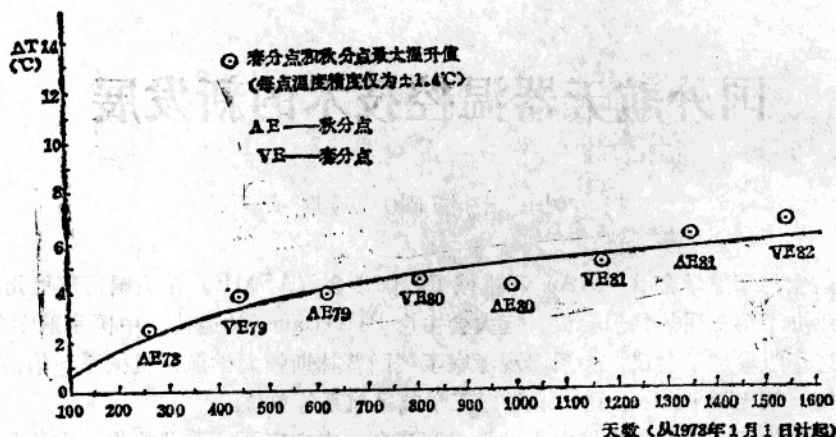
1. 整星的热设计

在五篇有关整星热设计的文章中, 三篇是介绍通信卫星热设计的。介绍了 ANIK C-1 的热真空试验结果^[1], OTS-2 三年半空间热试验结果^[2], 以及 Intelsat V 热设计、试验和飞行结果^[3]。

ANIK C-1 是由美国休斯公司承包研制的加拿大国内通信卫星, 采用自旋稳定姿控系统和内、外筒套装的太阳电池壳结构。在 14 天的地面热真空试验中, 模拟了两种极端的热工况——最小耗功的转移轨道和最大耗功的同步轨道, 结果证明试验前的预测值与试验值相符。

OTS-2 是由欧洲空间局研制的轨道试验通信卫星, 采用三轴稳定姿控系统和伸展式太阳电池帆板结构。该星 1978 年 5 月入轨, 至今已有四年, 取得了大量的飞行数据, 为热分析提供了有利的依据。从遥测数据发现, 星上温度随飞行时间而增高 (图 1)。温度增高的真正原因不很清楚, 最大可能是飞行开始时二次表面镜 (OSR) 表面受到污染, 引起太阳吸收系数增大的结果。为了消除这种影响, 建议采取措施防止发动机点火时羽流质点的

污染；在 OSR 背面贴加热片，通过飞行初期的加热，可起到驱散一些污染物的作用。鉴



于上述两颗卫星的热设计已在过去的热物理会议上介绍过^[4,5,6]，在此不再详述。

Intelsat 五号是 1980 年 12 月入轨的第一颗采用三轴稳定姿控系统的国际通信卫星，它由主体、天线舱和太阳电池帆板组成（图 2）。除主体的热设计由法国承担外，其余都由美国福特航空公司研制。该星的热设计要求：在 7 年的飞行时间内，保证卫星及其部件都处于所要求的温度范围；采用被动式温控措施，如有必要也可使用电加热器，并要有备份；在鉴定性试验中，所测温度要比预测值有 11°C 的余量，而蓄电池和推进剂在最低温

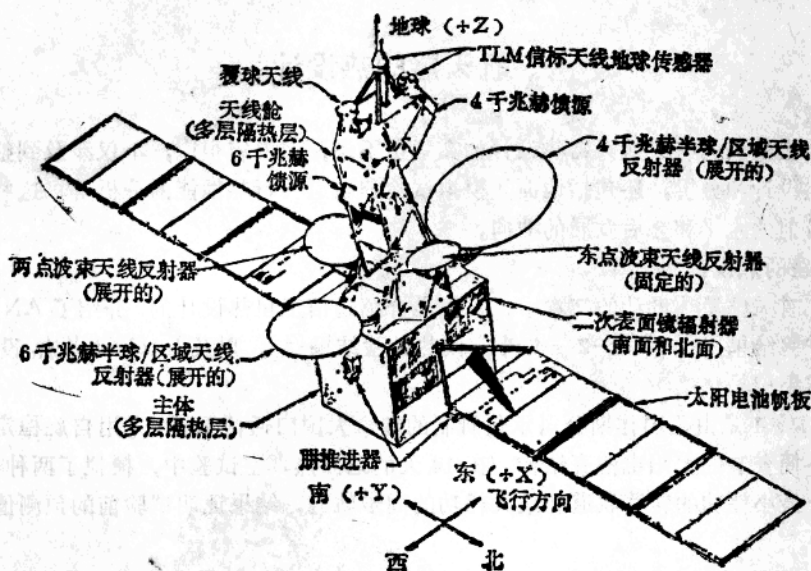


图2 国际通信卫星五号

度条件下要有 6°C 的余量；在验收试验中，所测温度比预测值要有 6°C 的余量。为了满足这些要求，通过合理布局仪器设备，喷涂合适的温控涂层，贴石英 OSR 作为散热面，包扎多层隔热材料保温，以及用电加热器对要求温度变化小的部件（推进剂、阀门等）加热

热真空试验分三步进行:首先进行研制阶段的红外热模拟试验,验证卫星热设计的正确性,取得红外热模拟试验技术。试验件有的用模型,也有的用原型。第二步进行太阳热模拟试验,进一步验证各部件的热设计,试件用原型。第三步做原型红外热模拟验收试验。所有红外热试验都在福特航空公司的直径为 11.9 米的真空缸内进行。国际通信卫星 五 号的原型红外热模拟试验的布局如图 3 所示。太阳热模拟试验是在加利福尼亚州 Pasadena

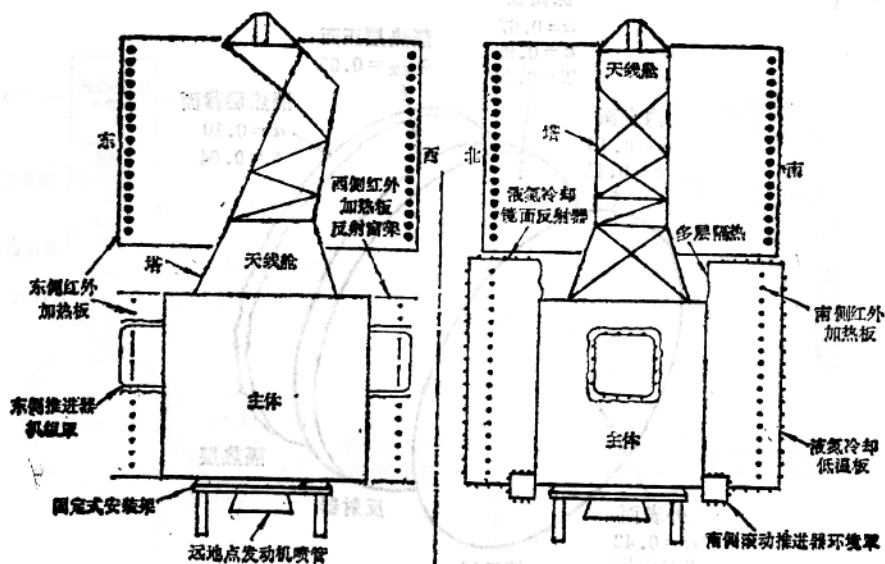


图 3 国际通信卫星五号的红外热模拟装置

Intelsat V 经过一年多的空间飞行后,取得了许多遥测数据。这些数据与该星入轨后夏至、二分点和冬至时的温度预测值对比,对主舱来说,偏差在 $\pm 3^{\circ}\text{C}$ 以内的数据占 81%,偏差在 $\pm 5^{\circ}\text{C}$ 以内的数据占 94%,全部数据的偏差都在 $\pm 8^{\circ}\text{C}$ 以内;对推进剂阀门来说,偏差在 $\pm 5^{\circ}\text{C}$ 以内的数据占 85%,偏差在 $\pm 10^{\circ}\text{C}$ 以内数据占 96%,全部数据的偏差都在 13°C 以内。另外,根据遥测数据与太阳热模拟试验数据的对比,预测每个电子仪器在 7 年飞行时间内的最高温度和最低温度,也都在设计允许的范围之内,但比设计预定值高 $6 \sim 9^{\circ}\text{C}$ 。

值得注意的是, 该星飞行一年后, 于 1981 年 12 月 21 日冬至获得的日照面遥测温度值, 比 1980 年 12 月的数据高, 且远大于仅仅由于 OSR 的退化所引起的温度增加值。所以不能认为星上平均温度逐日增高只是由于 OSR 性质退化所引起的, 还应考虑其它因素的影响。

2. 单项部件的热设计

休斯航空公司为解决通信卫星 (HS 376 卫星) 上 76 英寸抛物面天线反射器因入射阳

光方位的改变引起温度很大波动和结构变形,建立了力学数学模型和热学数学模型^[7]。通过分析计算,提出了温控措施。即在天线反射器正面装一层挡日屏,在它的背面球凸面上复盖多层隔热材料,如图4所示。挡日屏是一层外表面涂铕,内表面镀铝并有腐蚀过的网格状条纹线的Kapton薄膜。铕能增加表面太阳反射率,又起电接地作用;而铝层可阻止98%的阳光透入,又能大量地反射来自反射器表面的红外热辐射。背面的多层隔热材料起着保温作用。通过太阳模拟热真空试验,证明这种温控措施是可行的。

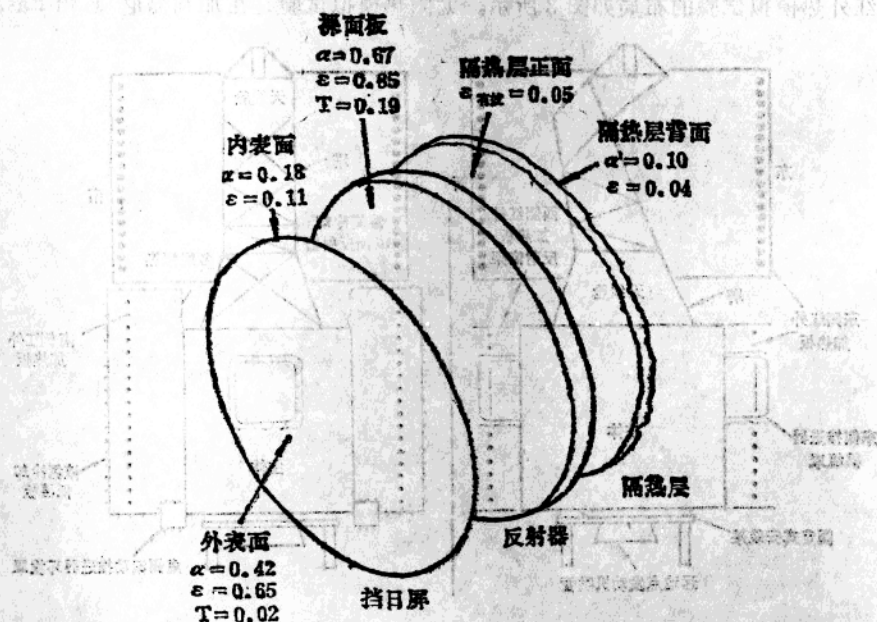


图4 天线反射器的温控

为了使宇宙空间天文观测站的摄像机获得高度清晰的图像,对热设计提出了很高的要求:长期工作温度稳定在 $17^{\circ}\text{C} \pm 2^{\circ}\text{C}$; 在 24 小时的工作时间内,光学系统工作架纵向温度梯度变化小于 0.5°C , 而平均温度变化小于 0.25°C 。针对这样严格的温控要求,文献^[8]介绍了热设计措施:采用多层隔热材料保温;由计算机控制的电加热器进行加热;用辐射面散热。通过热试验,所有温控要求都能得到满足。

3. 其他的热设计

液氢是空间飞行器的一种很优越的推进剂,而用热能直接转换成电能则是一种很有发展前途的空间能源。为了适应未来的星际航行的需要,美国 Pasadena 喷气推进实验室对这些问题提出了新的设计思想,正在进行深入的研究。文献^[9]介绍了利用低温度热进行致冷,解决液氢在星际航行中长期贮存的保温问题。它的工作原理是用五镍化镧(LaNi_5)粉末大量吸附 1 个大气压、290 K 的氢气,被加热到 390 K,氢气压力上升为 40 个大气压,启动双向止回阀 (diode check valve),流过一组串联的空间辐射器和热交换器,如图 5 所示。当气体到达焦耳——汤姆逊阀门时,温度为 30 K;通过此阀门后,由于进一步膨胀,压力降到 1 个大气压,气温再次下降,部分氢气被凝结成液氢。这样,来自液氢贮箱的热量,使蒸发的氢气被凝结成液氢,以达到温控目的。根据详细的综合分析,31 公

斤重的制冷系统，提供 0.48 瓦的致冷量，能满足直径为 2.3 米贮箱冷却的需要。由于该系统无运动部件，工作可靠，重量轻，寿命长，又能利用核电池的废热或太阳能作热源，因此在星际航行中很有发展前途，可能用来冷却航天器上的传感器。

文献^[10]介绍了热能直接转换成电能的碱金属热电转换器。它的转换效率可达 15~40%，又无运动部件，作为未来空间航行用的能源系统有重要意义。该系统工作原理如图 6

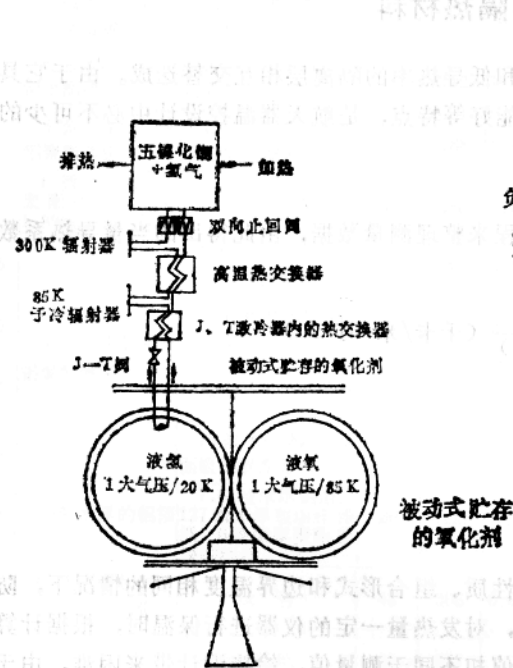


图 5 用于液氢贮箱温控的分子吸附制冷系统

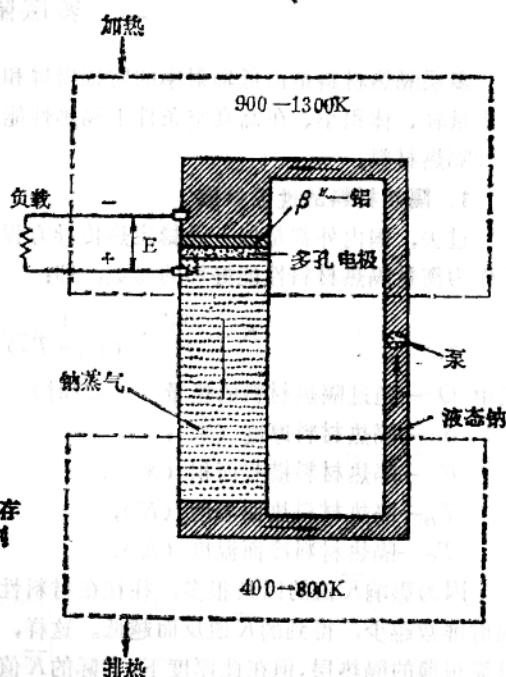


图 6 热电转换系统工作原理图

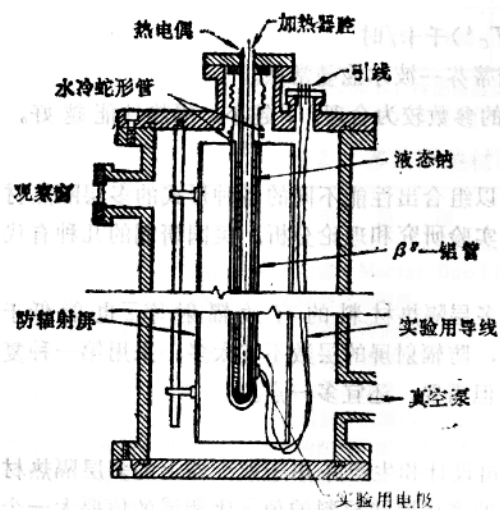


图 7 实验用的非循环热电装置

所示。工质钠在两个不同温度和压力的储热器之间进行闭式循环时，由于固体电介质 β'' ——铝能使钠原子分解成带正电荷的钠离子和电子，只让钠离子通过，这样在其两侧产生电位差。显然，它是把钠蒸气绝热膨胀做的功直接转换成电能的装置。

Pasadena 喷气推进实验室已研制了一个实验用的非循环热电转换装置，如图 7 所示。经过初步实验，证明了这种系统的可行性，为获得最佳性能，还需继续进行深入的研究。

综上所述，当前国外在航天器的热设计中，主要是采取被动式温控；热真空模

拟试验,既采用红外热模拟,也采用太阳热模拟,因红外热模拟耗费较少,故采用较多,考虑到未来星际航行的需要,正在开展一些预研工作,提出了新的设计思想,具有一定的参考价值。

二、多层隔热材料

多层隔热材料是由低辐射率的防辐射屏和低导热率的隔离层相互交替迭成。由于它具有重量轻、体积小、在高真空条件下隔热性能好等特点,是航天器温控设计中必不可少的一种隔热材料。

1. 隔热材料的性能参数

过去,国内外都是以一元稳定热传导方程来整理测量数据,由此得出的当量导热系数 $\bar{K}$ 作为衡量隔热材料性能好坏的参数,即:

$$\bar{K} = \frac{\delta Q}{F} \cdot \frac{1}{(T_H - T_C)} \quad (\text{千卡/米} \cdot \text{时} \cdot K)$$

式中 Q —通过隔热材料的热量 (千卡/时);

δ —隔热材料厚度 (米);

F —隔热材料横截面积 (米²);

T_H —隔热材料热面温度 (K);

T_C —隔热材料冷面温度 (K)。

因为影响 $\bar{K}$ 值的因素很多,往往在材料性质、组合形式和边界温度相同的情况下,防辐射屏数越少,得到的 $\bar{K}$ 值反而越低。这样,对发热量一定的仪器进行保温时,根据计算只需很薄的隔热层,但在此厚度下,实际的 $\bar{K}$ 值却不同于测量值,给热设计带来困难。由于这种复合材料内的传热方式主要是辐射换热,所以现在用辐射换热公式来整理测量数据。辐射换热公式为:

$$Q = \bar{\epsilon} \sigma F (T_H^4 - T_C^4) \quad \text{千卡/时}$$

式中 $\sigma = 4.96 \times 10^{-8}$ 千卡/米²·时·K⁴——斯蒂芬—波尔兹曼常数。

由此得出的有效辐射率 $\bar{\epsilon}$ 作为衡量热性能的参数较为合理。 $\bar{\epsilon}$ 越小,隔热性能越好。

2. 隔热材料性能

防辐射屏或隔离层材料或数量的不同,可以组合出性能不同的各种形式的多层隔热材料。为了获得满意的结果,国外曾进行大量的实验研究和理论分析。美国研制的几种有代表性的多层隔热材料的性能如表 1 所示。

从表 1 中看出,即使采用 5 层防辐射屏,多层隔热材料的有效辐射率 $\bar{\epsilon}$ 也能低于 0.0025。按照航天器热设计对隔热材料的要求,防辐射屏的层数不宜太多,采用第一种复合形式较好;而在多层隔热系统中,隔离层不但需要,还宜多一点。

3. 隔热材料的应用

多层隔热材料应用很广,表 2 是 Little 公司设计和生产并用于航天器上的多层隔热材料。从表 1 和表 2 对比中可以看出,实际应用的多层隔热材料的值 $\bar{\epsilon}$ 比测试的值要大一个数量级以上。这是由于包扎时松紧度不均、边缘搭接不良等多种因素所致。从中可以看

出, 包扎的防辐射屏数以 10 层左右为宜。

表 1 多层隔热材料的性能

No	防 辐 射 屏	隔 离 层	防辐射 屏 数	多层系统重量		多层系统表面积		热 流		每层防辐 射屏的有 效辐射率	总的有 效辐射 率
				克/米 ²	磅 英尺 ²	米 ²	英尺 ²	瓦/米 ²	英热量 单 位 时·英尺 ²		
1	6 微米厚双面镀 金聚酯薄膜	每层防辐射屏有 3 层真丝网	5	137	0.028	3.67	39.5	1.04	0.33	1.2×10^{-2}	0.0024
2	6 微米厚双面镀 铝聚酯薄膜	每层防辐射屏有 2 层真丝网	5	112	0.023	3.67	39.5	1.35	0.43	1.7×10^{-2}	0.0034
3	6 微米厚双面镀 铝聚酯薄膜	每层防辐射屏有 2 层玻璃纤维纸	5	288	0.059	3.67	39.5	1.67	0.53	1.8×10^{-2}	0.0036
4	6 微米厚双面镀 铝聚酯薄膜, 具有 1.88% 的开孔面积		5	288	0.059	3.67	39.5	3.28	1.04	3.6×10^{-2}	0.0072
5	6 微米厚双面镀 铝聚酯薄膜	0.5 毫米厚开孔型 聚氨酯泡沫塑料	10	234	0.048	2.19	23.6	1.23	0.39	2.6×10^{-2}	0.0026
6		0.9 毫米厚聚氨酯 泡沫塑料	37	1231	0.252	2.92	31.4	0.54	0.17	4.4×10^{-2}	0.0012
7		70 微米厚玻璃纤维纸	30	703	0.144	5.48	59.0	1.42	0.45	9.3×10^{-2}	0.0031
8		13 微米厚 起皱 双 面镀铝聚酯薄膜	36	527	0.108			1.92	0.61	15.1×10^{-2}	0.0042
9	76 微米厚的铝箔	7.6 微米厚铝箔, 127 微米厚玻璃纤 维纸, 6 微米厚聚 酯薄膜的组合	20	5227	1.07	>2.67	>29	3.09	0.98	13.4×10^{-2}	0.0067
10	6 微米厚起皱单 面镀铝聚酯薄膜	没 有	42	308	0.063	>2.69	>29	1.89	0.60	17.2×10^{-2}	0.0041
11		玻璃纤维纸	29	977	0.20	0.16	1.76	0.76	0.24	4.64×10^{-2}	0.0016
12	6 微米厚的铝箔	人造丝织品	36	1124	0.23	1.09	11.7	0.57	0.18	4.34×10^{-2}	0.0012
13		玻璃纤维网	21	830	0.17	0.28	3.02	1.83	0.58	8.2×10^{-2}	0.0039

注: 1). 热流是在热面温度为 300 K, 冷面温度为 77 K 时测量值;

2). 1—4 是由 Little 公司研制, 在 4 英尺直径贮箱量热计上测量的。

表 2 多层隔热材料在航天器上的应用

No	应 用 范 围	隔热面积 (英尺 ²)	防辐射屏数	有效辐射率
1	ALSEP 主动地震仪灰泥盒 (Mortar Box) 的隔热	2.2	18	0.0029
2	ALSEP 热流计的电子仪器盒的隔热	1.0	12	0.0027
3	EASEP 激光测矩仪反光镜矩阵的隔热	4.0	3	<0.05
4	APOLLO 17 月球表面重力仪的隔热	3.5	12	0.009
5	APOLLO 17 移动式重力仪的隔热	5.0	10	0.008
6	APOLLO 17 红外扫描辐射计的隔热	4.1	3	<0.05
7	液氮冷却探测器和镜头的红外传感器的隔热	18.7	11	0.0015
8	冷却探测器的被动式辐射器的隔热	1.0	5	<0.01
9	为 NASA/Goddard 飞行中心设计的大型空间望远镜的隔热	1000	10	0.006
10	麻省理工学院的 x 射线天文卫星 SAS 试验件的隔热	20	5	<0.010

在实际应用中,由于隔热的对象、要求和环境条件等不同,需要有多种组合形式的多层隔热材料。如表1所表明的,防辐射屏材料有铝箔和镀铝聚酯薄膜等;隔离层材料有真丝网、尼龙网、玻璃纤维纸、聚氨酯泡沫塑料等;每层防辐射屏的隔离层,有的用1层或2层,有的甚至用3层。值得提出的是,为了预防通信卫星上四级发动机点火时高温羽流的热辐射对星内仪器设备的影响,隔热屏可以使用由耐温性高的双面镀铝聚酰亚胺薄膜和玻璃纤维纸组成的多层隔热材料。因为高温羽流作用时间不长(几十秒),即使表面几层材料被烧坏,内部的多层隔热材料仍可防止热流传入。

4. 测试设备

为了对隔热材料的热性能和工艺进行深入的研究,至少应具备下列三种设备:

(1). 表面辐射率测定仪:测定防辐射屏表面的热辐射率,保证多层材料使用时的性能;

(2). 大贮箱量热计:测定包扎工艺对隔热性能和力学性能的影响;

(3). 导热仪:在模拟空间环境条件下测定材料的隔热性能。

当前,因对多层隔热材料的研究已较深入,应用也较成熟,所以从事该方面研究的人不多,技术上没有更大的突破。

三、热管技术

热管是传热学工程领域中的一项新技术。由于它的传热性能非常好,近二十年来,热管技术在国外得到了广泛的研究和多方面的应用。热管应用于航天器的主要目的,是提高温控系统的设计精度和解决一些特殊的传热问题。会议上发表的有关热管技术的论文虽然只有五篇,但内容涉及到换热机理的研究^[11]、性能的改善^[12]、新型热管的研制^[13,14,15]等。蜂窝板热管和双壁干线热管的设计思想,对我们很有启发。

1. 蜂窝板热管

蜂窝板热管是把热管的传热特性和蜂窝板的结构特性结合起来而构成的一种热管,其结构如图8所示。上下面板都粘结一层金属网,毛细力可使每个蜂窝格内的液体流动,这有助于液体的蒸发,也减小了面板上的温度梯度;蜂窝芯是由箔条编织成的筛网或把金属网贴到箔带上制成的,在毛细力作用下能使两面板之间的液体流动。另外,蜂窝芯的两端部开有槽口和小孔,便于格内的液体和蒸气相互流通。

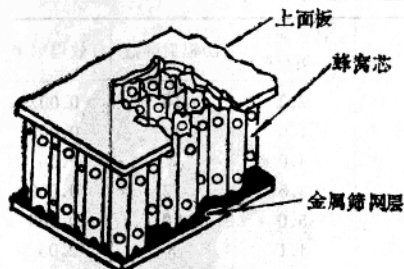


图8 蜂窝板热管结构

根据文献^[13]的报导,在 $101.6 \times 152.4 \times 25.4$ 毫米的蜂窝板上进行蜂窝芯充注钾工质和不充注钾工质的性能对比试验。其结果见图9和图10。从图10看出,蜂窝板热管可大大降低上、下两面板之间的温差。所以,NASA兰利研究中心把它应用于Airfram-Integrated Scramjet

发动机上,解决了壁面存在的热应力问题。把它作为冷却电子器件的安装板和要求面积大、变形小的结构件(如空间天线、空间站的辐射器等),也是很有发展前途的。

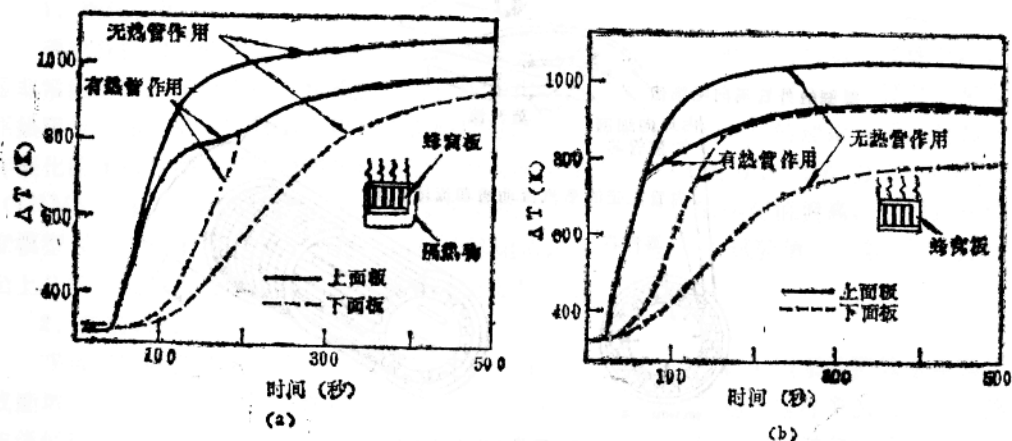


图9 蜂窝板在有热管和隔热物作用时温度变化对比
(a) 包扎隔热物 (b) 不包扎隔热物

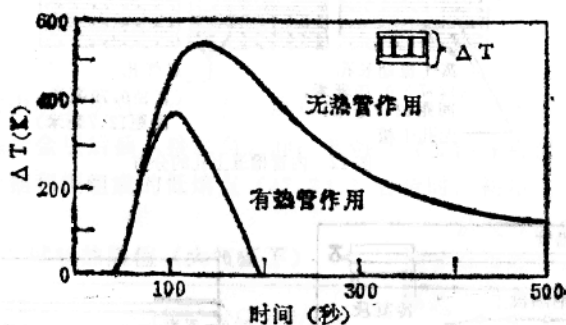


图10 蜂窝板在有热管作用时两面板间温差对比

2. 双壁干线热管

这是为进一步提高传热能力而研制的新型热管,其结构见图11。这种热管由两根同心管组成,内管外壁开有轴向槽道,外管内壁刻有周向细槽沟。把有毛细力的网管芯和蒸发段贮液管芯装在两管壁之间的空间内。内管主要起并联干线传输管芯的作用,且使蒸发段贮液管芯紧贴到外管上。由于网管芯与蒸发段管壁的接触很好,改善了传热性能,放宽了蒸发段干涸的限制。另外,在内管的蒸发段和凝结段上开有长孔,以使液体沿周向分布均匀,提高传热性能。在绝热段钻小孔,使干线相互通气。内管槽道上孔的分布如图12所示。

根据文献^[14]的报导,当外管外径为22.2毫米,内管外径为15.9毫米,长为1200毫米的铜—水热管处于水平位置时,不同热负荷下的轴向温度分布如图13和图14所示。由图看出,在两种不同冷却方式下,绝热段的温度仅在1℃的范围内变化,轴向传热能力1600瓦·米,径向热流密度达16瓦/厘米²。这种热管除传热能力大外,还具有加工容易,不存在绝热段携带、干线的蒸气阻塞、干线充满等问题。因此,该种热管在未来的大型航天器上,必将发挥更大的作用,并将广泛地应用到其他部门,以促进经济的发展。

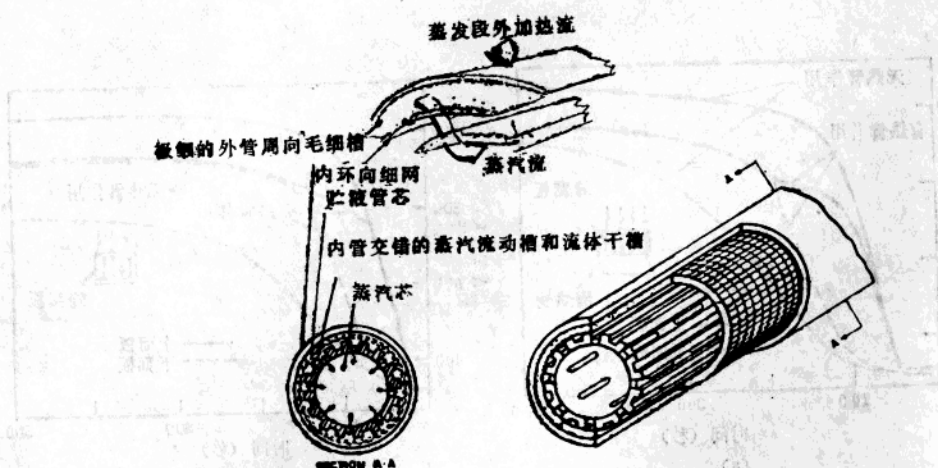


图 11 双壁干线热管结构

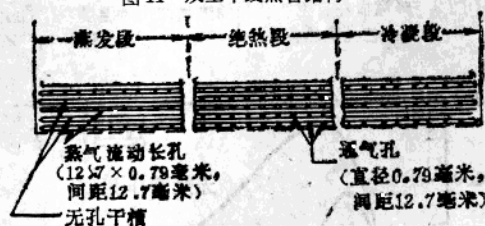


图 12 内管槽道上孔的分布

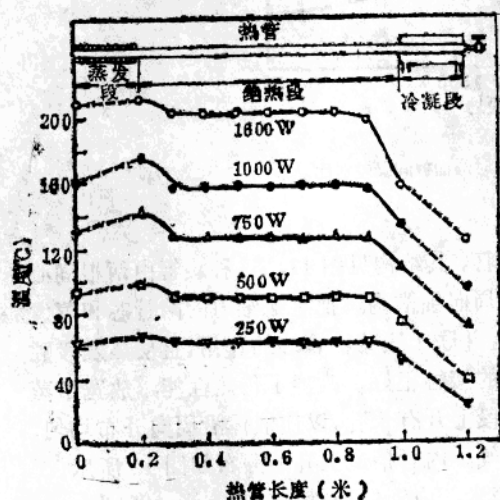


图 13 循环水冷却冷凝段时轴向温度场

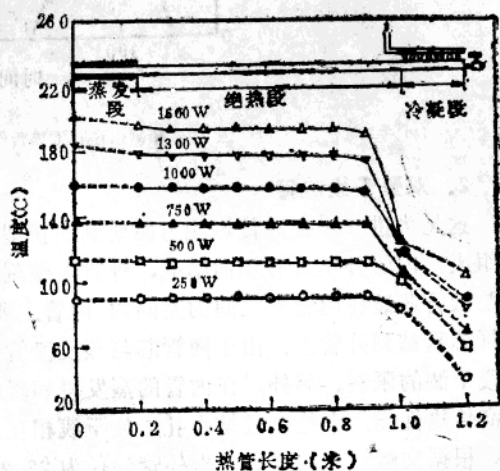


图 14 滴水/通风冷却冷凝段时轴向温度场

四、接触热阻

在航天器的热设计中，必定会遇到固体材料表面在各种接触条件下传热性能如何的问题。通常，两种材料相互接触时，在接触面间产生附加热阻。影响这种热阻的因素很多，加之用途不同对热阻值大小的要求也不一样，很多国家在理论分析和实验研究方面做了许

多工作。

1. 理论分析

理论分析的目的在于试图找到一个计算公式来表达各种因素对热阻的影响。实际上,这是非常困难的。所以有些人想通过理论分析找出包括一个或几个影响因素的计算公式来预测热阻值。如文献^[16]就是介绍从表面硬度分布对接触热阻影响进行的理论分析,且为冷作硬化的粗糙表面提出了预测接触热阻的无因次关系式。分析表明,用积分硬度模型(INM)计算的热阻值偏低,用整体硬度模型(BHM)计算的热阻值偏高,而用迭代硬度模型(ITM)计算的热阻值居上两种计算阻值之间,比较符合试验值。文献^[17]从理论上分析了接触面之间压力和温度的循环变化对热阻的影响。

2. 实验研究

采取措施降低接触热阻是实验研究的主要内容之一。当前,许多国家是把软金属薄片或酯填充在接触面之间,以解决工程应用中所存在的接触热阻问题。这种方法的缺点是热阻降低得不显著;需要足够大的压力才能使金属变形,或从缝隙中挤出过剩的填料。道格拉斯航空公司的 R·S·Cook^[18]等人提出了一种降低热阻的新方法,经实验证明是有效的。它的工作原理是将液化温度低于接触面工作温度的低熔点合金,置于接触缝隙之中。在工作温度时,因合金液化,充满于接触表面凹凸不平之中,形成一条连续的金属导热通道,接触热阻显著降低。

合金填加在缝隙中的方法有:在多孔金属薄片注入液态金属后插入接触面之间;在金属箔两表面涂液态合金层后插入接触面之间;低熔点合金薄片直接插入接触面之间。当使用由铋、锡、铅、钢和镉组成的低熔点(47.2℃)合金时,初步试验结果见表3。

表3 低熔点合金试验热阻值(大气压下)

No	填充材料	热阻(米 ² —°C/千卡/时)
1	含有合金的多孔金属薄片	4.10×10^{-5}
2	双面涂合金的金属薄片	1.84×10^{-5}
3	合金薄片	1.30×10^{-5}
4	无填料接触	37.5×10^{-5}

从表3中看出,在接触面之间填充合金薄片后,接触热阻可大大降低。但考虑到在航空和航天上应用时,由于惯性加速度的影响,会使缝隙内的液态合金泄露出来。因此,采用表面有沟槽、涂有低熔点合金的分隔薄片(图15),效果更令人满意,其测试热阻值如图16所示。

从图16中看出,无分隔薄片接触热阻随接触压力增大和表面粗糙度减小而降低;而有分隔薄片的接触热阻对接触压力和表面粗糙度的影响不很敏感,热阻值可达 3.41×10^{-5} 米²—°C/千卡/时。这种加分隔薄片降低热阻的新方法,除具有上述特点外,还由于在真空环境中无挥发物产生,不污染表面温控涂层,所以更适合在航天器上应用。同时,这也是解决高温接触热阻的一种好措施。

热流方向的改变对接触热阻的影响也是实验研究的内容之一。文献^[19]介绍了一种可改变热流方向而不必取走试件或改变接触状况的实验装置,如图17所示。它是用电加热

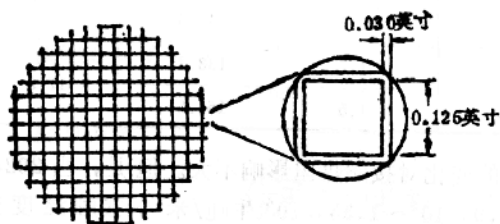


图15 分隔薄片

器作热源，用水冷却。试件直径为25.4毫米。改变热流方向时，对相同的两块2024—T4铝合金进行热阻试验，结果见表4。

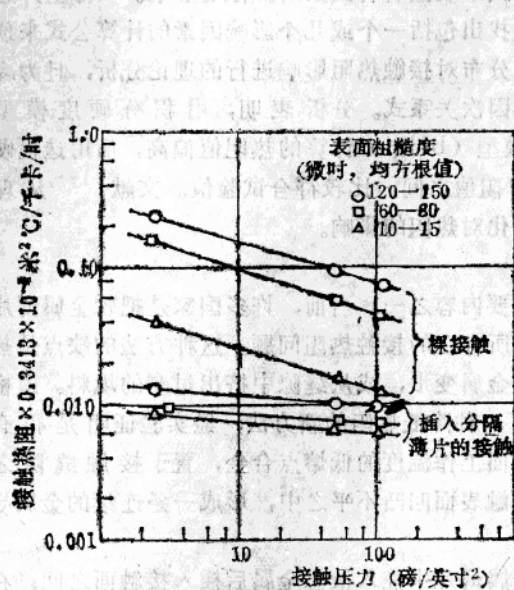


图16 6061—T6 铝合金接触表面间有无插入分隔薄片时的接触热阻值

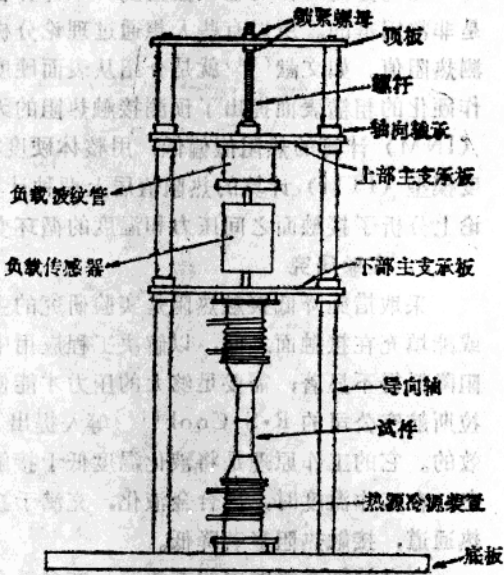


图17 接触热阻测试装置

表4 改变热流方向时2024—T4 铝合金的热阻值

试验	接触压力 (毫牛吨/米 ²)	接触面平均 温度(°C)	热流 (千焦尔/米 ² ·秒)	接触面之间 温差(°C)	接触热导千焦 (尔/米 ² ·秒·度)	变化百分比(%)
1	1.16	57	86.7	10.5	8.25	5.7
1(反向)	1.15	60	85.2	9.8	8.75	
2	4.17	117	206.1	3.4	60.1	1.0
2(反向)	4.14	114	218.8	3.7	59.5	
3	6.47	58	98.1	2.3	42.9	5.9
3(反向)	6.49	60	97.9	2.2	45.6	
4	10.16	117	221.4	1.7	133.2	17.3
4(反向)	10.45	128	243.8	1.5	161.1	

从表4中看出，在相同材料时热流方向的变化对接触热阻影响不大。但是，当2024-T4铝合金/304不锈钢在表观接触压力为 $68.9 \times 10^3 \sim 1.33 \times 10^5$ 牛吨/米²、接触温度升到195°C时的测量值，发现热流方向对热阻有影响，热流从铝合金到不锈钢时的热阻值比其热流反向时的热阻值要小。

对于接触热阻的研究，理论分析可预测到各种因素对热阻的影响，实验研究能解决工程应用上的问题，并为理论分析提供数据。但从过去发表的文章的内容看，尽管推导出了各种计算热阻的理论公式，距实际应用仍有一定的距离，所以当前还是以实验研究为主，

用以解决工程中的具体问题。

五、计算流体力学和传热理论

在第三届热物理会议上,有关流体力学和传热理论的论文比较多,内容包括从跨音速到高超音速层流与湍流的传热,高温空气的辐射传热,有化学反应和高温电离的激波层流场及传热计算等,这些报告多数是结合美国当前的航天器的热防护设计工作的。这里我们仅谈及一些典型的结果,足以看到他们这方面理论研究的现状。

1. 航天器迎风面气动加热计算与飞行试验结果的比较

为了设计航天器的热防护系统,必须精确计算其气动加热率。在大攻角情况下,对一个复杂的三维形状的物体,考虑高焓和变熵流动的影响是很需要的。近年来,已经研究了几种近似方法计算三维形状的物体的气动加热。这些方法一般基于三维附面层的分析,其中最大的困难是确定无粘流场、表面流线及其计算中的度量系数。这些参数可从压力分布的测量中得出,或是从三维无粘流场解得出。在热流率的计算中所需要的压力参数,不可能通过实验得出压力分布的详细结果。虽然近几年来,三维流场的计算已获得了某些进展,但是对于像航天器这种形状和飞行条件来说,并没有得出整个无粘流场解的有用结果。即使解航天器这样复杂形状的无粘流场的计算程序是可行的,但在使用上却是相当昂贵的,因此用于气动加热这种类型的计算将是不合适的。计算航天飞机迎风面对称平面上的气动加热率,一种近似方法是,用一个零攻角的等价轴对称物体来进行处理。在攻角从 25° 到 40° 一个很宽的流动条件范围内,这种类型的处理方法能较快地给出比较精确的结果。

文献^[20]介绍了一种近似工程计算方法,不仅能计算迎风面对称平面上的气动加热率,而且可以应用到迎风面对称平面以外的地方。计算结果与风洞试验和飞行试验数据进行过比较,计算的平衡气动加热率与飞行试验的测量数据是非常符合的。

迎风面对称平面 $\xi = 0$ 时,流动的基本方程为横向动量方程、流动方向动量方程及能量方程,具体如下:

横向动量方程:

$$(l^* f'')' + f f'' + \beta [\theta - (f')^2] = 0 \quad (1)$$

流动方向动量方程:

$$(l^* c')' + f c' = 0 \quad (2)$$

能量方程:

$$\left(\frac{l^*}{p_r} g'\right)' + f g' + \Omega' = 0 \quad (3)$$

边界条件:

$$\eta = 0 \quad f = f' = c = 0 \quad (4)$$

$$g = g_w \quad (5)$$

$$\eta \rightarrow \infty \quad f' = c = g = 1 \quad (5)$$

用隐式的、有限差分方法求解。流动介质为空气,并处于热力学平衡状态,求解时,

需要输入从无粘流场得出的边缘条件, 如 u_∞ 、 w_∞ 、 P 和 H_∞ 。求航天器的迎风面对称平面上任一点的表面压力, 利用切锥法。其中锥半角等于局部流动偏转角 (即局部的物面倾斜角 + 攻角), 迎风面的对称面上的侧向速度 $u_s = 0$, 因此仅需要确定流动方向的速度 w_s 。在飞行条件下, 熵层的吞没效应是很重要的。在分析中, 熵层吞没效应对层流和湍流是通过相关曲线来考虑。对层流, 熵层的吞没效应通过参数 $\overline{S}_L$ 来关联:

$$\overline{S}_L = \frac{S/R_\infty}{(R_\infty/R_n)^{1/3}} \quad (6)$$

对湍流是通过参数 $\overline{S}_T$ 来关联:

$$\overline{S}_T = \frac{S/R_\infty}{(R_\infty/R_n)^{1/9}} \quad (7)$$

在迎风面对称平面上任一点 E 的气动加热率为:

$$q_w = \frac{l_w H_\infty}{P_r} \sqrt{(\rho\mu)_s \left(\frac{du_s}{dx} \right)_{x=0} \left(\frac{\partial g}{\partial \eta} \right)_w} \quad (8)$$

式中

$$l_w = \frac{(\rho\mu)_w}{(\rho\mu)_s} \quad (9)$$

$\left(\frac{\partial g}{\partial \eta} \right)_w$ 为壁面总焓梯度, 由附面层方程求解得出。

$\left(\frac{du_s}{dx} \right)_{x=0}$ 为侧向速度梯度

对于圆柱体

$$\left(\frac{du_s}{dx} \right)_{x=0} = \frac{1}{L} \sqrt{-\frac{p_0}{\rho_0} K_p} \quad (10)$$

式中

$$K_p = \left[\frac{d\left(\frac{P}{P_0}\right)}{d\left(\frac{X}{L}\right)} \right]_{x=0} \quad (11)$$

K_p 对流动条件和攻角的变化是不敏感的, 可以确定 k_p 的有效值。这篇文章用参考攻角为 35° 的实验数据, 给出 K_p 的有效值为:

$$(K_p)_{eff} = \left(\frac{\sin \alpha}{\sin 35^\circ} \right) \left(\frac{\rho_s / \rho_\infty}{b} \right) (K_p)_{\alpha=35^\circ} \quad (12)$$

Z/L	$(K_p)_{\alpha=35^\circ}$
0.050	-474.44
0.100	-160.56
0.150	-86.20
0.200	-58.43
0.300	-36.76
0.400	-28.09
0.500	-21.26
0.600	-15.63

2. 定常 N—S 方程的四阶精度型差分格式

标准的二阶精度，即三点有限差分离散化已构成大多数流体力学方程数值解的基础。对于流动特性梯度很大的区域中一些复杂的问题来说，标准的二阶精度的方法就不那么适合了，因为要达到所要求的精度，就需要增加网格点的数目。在某些情形，特别是对于三维问题，可能已超过计算机的容量。为了得到比较好的精度，就要求高阶差分方程。

高阶差分公式要求增加节点数，例如为了获得四阶精度，要求五点离散。应用增加节点数，导致在边界上，以及在边界附近出现计算上的困难。最近几年已经提出了高精度的差分方法，这些处理方法一般产生的截断误差要稍低于五点离散化方法的结果，并且可从相应的 Taylor 级数展开式或 Spline 插值多项式推导出来，前一种称为 Compact 格式，后一种称为 Spline 配置方法。

在文献^[21]中对二维定常 N—S 方程的数值解，构成了一个四阶精度的差分格式。其中 N—S 方程是用流函数 ψ 和涡量 ω 表示的。涡量方程中一阶导数的系数接近于网格点上的值，方程变换后仅包含有二阶导数，对二阶导数写出差分关系式后，给出一个包含有指数函数的差分方程。对流函数的方程和涡传递方程四阶精度的 Compact 差分方程来说，方程的求解采用逐次的点松弛法得出。以流函数 ψ 和涡量 ω 表示的二维定常 N—S 方程为：

$$\nabla^2 \psi = -\omega \quad (13)$$

$$\nabla^2 \omega + R_\epsilon (\psi_x \omega_y - \psi_y \omega_x) = 0 \quad (14)$$

式中 R_ϵ 为雷诺数。

四阶精度的 Compact 差分关系：

在节点 i 对函数 $F(x)$ 的四阶精度 Compact 近似可以表示为：

$$(F_x)_i = \left(\frac{D_0}{1 + D_+ D_- \frac{h^2}{6}} \right) F_i \quad (15)$$

$$(F_{xx})_i = \left(\frac{D_+ D_-}{1 + D_+ D_- \frac{h^2}{12}} \right) F_i \quad (16)$$

式中 $D_0 F_i = \frac{1}{2h} (F_{i+1} - F_{i-1}) \quad (17)$

$$D_+ F_i = \frac{1}{h} (F_{i+1} - F_i) \quad (18)$$

$$D_- F_i = \frac{1}{h} (F_i - F_{i-1}) \quad (19)$$

导数表示为：

$$(F_x)_i = (F_i)', \quad (F_{xx})_i = F_i'' \quad (20)$$

组合方程为：

$$\frac{1}{6} F'_{i+1} + \frac{2}{3} F'_i + \frac{1}{6} F'_{i-1} = \frac{1}{2h} (F_{i+1} - F_{i-1}) \quad (21)$$