

概 论

达道安

30 多年来，航天技术得到重大的发展，它的发展不仅改变了人类生产及生活活动，而且推动和促进了科学技术的进步，由此产生和形成了一些新的学科，其中包括空间低温技术。这些学科的发展又把航天技术推到更高的水平。1981 年，在罗马召开的第 32 届国际宇航联合会年会上，按照人类活动领域的历史发展程序，把陆地称为人类的第一环境；海洋称为第二环境；大气层称为第三环境；外层空间称为第四环境。低温是外层空间的特殊的环境条件之一，而低温技术又是航天技术的重要组成部分。

1.1 空间低温技术的研究范畴

空间低温技术是在空间环境中应用低温技术时所派生的技术。它既是原来的低温技术的一部分，又包含有空间应用的独特内容，因而是航天技术与低温技术相结合的产物。

和空间低温技术有关的空间环境主要有：无限的容积、3 K 的背景辐射、真空、微重力、辐射和反照等，这些特殊条件不同程度地影响和改变了低温获得、传热等方面的原理和规律。

本书并不打算将空间低温技术涉及的所有内容一一加以详述。例如，火箭发动机中的低温技术在书中没有提及，在《导弹

与《航天丛书》中另有专著介绍。基于同样的原因，空间环模设备中的低温技术也只介绍了其中的低温流程。鉴于低温超导的空间应用还远远没有达到实用化阶段，书中也没有提及，但其重要性是不能低估的。在空间低温性能的测试方面，只介绍了航天材料的低温性能测试和低温温度、流量、液面和密度的测量在航天中的应用，其它的低温物性参数的测试，读者可以从一般的低温工程和低温实验技术的专著中找到。

本书所涉及的内容有如下几个方面：

(1) 低温获得技术在航天中的应用

有两个低温技术术语目前国内外都没有统一，这就是制冷机和致冷器。在中文期刊和书籍中，“制”与“致”常有混用。在英文书刊中制冷机是refrigerator，制冷器是cooler。本书统一用“制”。制冷机指的是主动式低温获得装置，制冷器是指被动式低温获得装置，前者在低温获得的过程中，必须付出一定的能量；后者在低温获得的过程中不需要付出能量，而利用外界的冷源。

在第三章中，详尽地介绍了辐射制冷器和固体制冷器的原理、计算方法和应用实例，空间应用的小型 and 微型制冷器是近 20 年发展起来的。使用的温度范围从室温到 0.1 K，或更低，制冷功率由几微瓦到几瓦；寿命由几十天到 3~5 年，目前已提出 10~15 年的长寿命要求。

辐射制冷是空间低温技术中应用最多的一种制冷技术，这是根据辐射热交换的原理作成的制冷系统，可以利用宇宙空间的无限性和冷背景来吸收温度高的物体辐射出的热能从而获得低温，达到制冷的目的。

固体制冷器是利用固体制冷剂的蒸气压与相平衡的温度间的对应关系，依靠制冷剂的直接升华来获得低温，从而达到制冷的目的。常用的固体制冷剂有固态氮、固态甲烷、固态二氧化碳。固体制冷器在航天技术中已进入实用阶段。

除此而外，还详细介绍了在航天技术中已经获得应用的焦耳-汤姆森 (Joule-Thomson) 节流制冷器、斯特林 (Stirling) 制

冷机、维留米尔(Vuilleumier)制冷机、吉福德-麦克马洪(Gifford-McMahon)制冷机、逆布雷顿(Brayton)制冷机、沙尔文(Solvay)制冷机、磁制冷机、稀释制冷机、吸收式制冷机等低温获得装置。

(2) 空间材料低温性能的评价

航天器的许多系统工作在低温条件下，材料是否满足低温要求是成功设计的关键之一。氢氧火箭发动机、氢氧燃料电池、红外传感器及空间环境模拟设备等，都要根据航天材料的低温性能评价而进行设计，材料选择必须考虑在使用环境下工作的可靠性、使用寿命、经济性、可加工性等一系列问题。航天材料的低温性能包括材料在低温下的强度、韧性；材料在低温下的热学、电学、磁学和光学性能；材料与空间环境的相容性。

一般说来，所有材料的性能都随着使用温度的降低而变化，研究温度下降过程中材料性能变化的规律性以及空间环境的适应性当然就成为空间低温技术的重要内容之一。

20多年来，我国先后研制成功了多种空间低温材料性能的测试装置，取得了大量的实验数据，本书系统地介绍了这些测试装置和实验结果。不少结果是首次正式发表。书中重点介绍了：拉伸性能的测试装置、冲击性能的测试装置、断裂韧性测试装置、扭转性能测试装置、疲劳性能测试装置、比热容的测试装置、热导率的测试装置、线胀系数的测试装置、电学性能的测试装置、磁学性能的测试装置、光学性能的测试装置、硬质泡沫材料闭孔率的测试装置、渗透系数的测试装置、应力相容性的测试装置。大量的结果以图表的形式给出，这些研究结果多数在我国的航天低温材料的选用中得到应用。

(3) 低温介质的空间贮存

为了减少体积和提高贮存密度，航天用的低温介质都是以低温流体的形式贮存和运送的。常用的贮存方式有：超临界压力下单相低温液体贮存、亚临界压力下两相低温流体贮存。在使用贮存流体时，不同于地面重力场的情况，要考虑气-液的相分离。在

微重力的状态下，这个问题的解决非常困难，十分复杂，要利用气-液表面张力差才能实行比较有效的分离。

(4) 微重力下热量和质量的输运

微重力系指在任何一个非惯性系中，惯性力和引力接近于平衡时的情况，该非惯性系即处于微重力状态。根据广义相对论的等价原理，物体的某个部分的引力场和惯性力场的叠加场接近于零的状态就称为微重力状态。在微重力状态下，自然对流基本消失，而由表面张力和浓度梯度引起的马兰哥尼 (Marangoni) 对流成为主要的传热手段。微重力状态下物质的沉降和浮泛基本消失，气体在液体中均匀地混合。气-液两相不易分离，不能方便地进行单相液体的输运，不易控制质量流率，因而要研究微重力条件下的气-液两相分离技术。

(5) 空间低温环境的地面模拟

由于航天发射成本和试验方法的限制，空间低温技术的研究不可能都到遥远的宇宙空间去做，必须设法在地面上进行。对辐射热过程来说，宇宙空间的无限性可以用器壁的辐射吸收率接近1的有限容器来模拟，约3 K的辐射背景可以根据不同试验要求用液氮或更低温度等效。实验已经证明，这是一种经济而有效的方法，已经广泛应用。

1.2 空间低温技术的特点^[1~3]

空间环境的特殊性能决定了低温技术在空间工作中的独特性。其研究方法自然是如何从地面应用转向航天应用。对于原有的低温物理和低温工程的成果存在着继承和延伸的双重问题。

(1) 空间制冷技术^[1,2]

各种航天器在执行各自的飞行任务中，都对低温获得技术提出了特殊的要求。其共同的要求有：

a. 高可靠性

可靠性是航天器设计中的一项重要的指标。制冷机或制冷器

的故障会导致有关航天任务的失败。因此，平均无故障时间应当满足使用寿命的要求。这是一项不容易实现的指标。

b. 启动时间快

用于导弹上的低温获得装置对此要求十分严格。对于航天器来说，这个要求不必苛求。在导弹中使用的微型制冷器的启动时间要求很短，以便在短时间内达到工作温度，从而命中指定的攻击目标。

c. 功耗小

航天器上的能源十分珍贵，不可能提供几百瓦的功率给低温获得装置。因此，对功耗要进行严格的限制。

d. 质量轻、体积小

这是对安装在航天器上的一切零部件和仪器设备的基本要求。目前，卫星上使用的斯特林制冷机的质量已经低达 1.25 kg (77 K, 1 W)。响尾蛇导弹用的微型焦耳-汤姆逊节流型制冷器的冷头质量仅有 6 g。对体积也必须进行严格的限制。

e. 振动、噪音与干扰

无论是红外探测器还是低温电子学系统用的制冷机、制冷器，都要求振动小、噪音低、不干扰其它的仪器和设备。

f. 光学系统的污染

航天器无论是在发射、入轨、变轨阶段，还是正式工作过程中，都要特别注意与低温获得装置耦合的光学系统的防污染问题。必须有特别的防污染装置，并应有一旦被污染后的消除污染的措施。否则，将使红外系统的性能降低。

在实际的设计过程中，对上述要求必须根据使用温度和制冷功率进行综合平衡。

(2) 空间低温材料性能的测试

这个问题涉及到空间低温技术对材料的基本要求和测试装置的研制这两方面的内容：

1) 对材料的基本要求是应当具有足够的强度、韧性；材料、工质、环境间必须具有合适的热学、电学、磁学和光学性能；在

选材过程中适当考虑经济性。

2) 低温性能的测试装置

目前尚无正式出版的国产材料的低温性能参数的手册。因此，介绍空间材料的低温性能的测试装置并系统给出对于国产材料的测试结果就显得十分重要了。在第七章中将涉及到这个问题。根据空间低温技术对材料的特殊要求而在地面上研制各种各样的低温性能的测试装置，是各国的航天科技工作者所走过的共同道路。

由于这类装置还没有达到市场销售的地步，各国所用的低温材料间的可比性又很差，这方面的结果远远没有达到完善的程度。何况航天产业的发展水平在很大的程度上推动着新材料的开发。这就使得性能测试技术必须随着新材料的出现而不断改进和完善。

共同特点是如何适应空间环境？在体积小、质量轻、能耗小、可靠性高、价格较低的要求下作到高强度、耐冲击振动以及适应空间环境的变化。其研究方法是将地面上的研究成果扩大使用到空间。这需要一个不断创新的过程。本书是第一本系统介绍空间低温技术的专业性著作。

1.3 空间低温技术的应用

空间低温技术的应用主要涉及到如下方面：

(1) 火箭推进剂^[3]

液氢-液氧是优良的火箭燃料，其比冲比煤油-液氧约高30%，生成物是水，不污染环境。国外从50年代开始研制小推力的氢氧发动机。60年代美国研制成功了882 kN推力的J-2氢氧发动机。它已用于土星5号运载火箭，完成了登月飞行任务。美国的航天飞机中装有1.176 MN液氢-液氧推进剂。它的轨道器上的三台液氢-液氧主发动机可以产生6.272 MN的推力，日本也研制成功了推力为98 kN的氢氧发动机。

此外，液氢还可以作为电火箭发动机和未来的核火箭发动机

的工作介质。

采用液氢-液氧燃料后，对地面设备提出了许多要求。必须有液氢、液氧加注系统；液氢铁路、公路运输车及补给车；氢氧输送管道；加泄控制台；自动监测与记录系统；废气排放与处理系统等多种与低温技术有关的设备。

使用液氢-液氧推进剂涉及到许多问题。首先需要研究和解决的是火箭发动机及低温贮箱的选材和评价；各种低温密封、低温隔热、输送、泵压、预冷以及低温传感器、液面及流量控制、安全保证等一系列与空间低温技术有关的问题。为了提高液氢的密度和汽化潜热，缩小贮箱容积和减少贮存损耗，为了克服液氢在贮箱中的晃动而引起的飞行不稳定，还须将液氢制成氢浆、氢胶或氢浆凝胶。仅以含 60% 固氢的氢浆来说，它的密度比饱和液氢的密度增加 16.5%，热容提高 86 J/g。这对低温液体的长期贮存具有很大的实用意义。

(2) 空间红外遥感及电子设备

很多侦察、通信、气象、资源等卫星都采用了红外遥感器，相应地面系统采用了低噪音接收设备。为了降低红外本底噪音、提高系统分辨率(武器的命中率)、拓宽频带和加快响应速度，必须使红外装置在超低温条件下工作。装有微型制冷器的高灵敏的红外探测器可以测出地面上 0.5°C 的温度变化，还可以探测潜海深度 60 m 以内的潜艇活动。在一些侦察卫星中，配有微型制冷器制冷的红外探测器和红外相机。

使用微型制冷器后，通过卫星可以发现装有伪装的导弹发射架，可以分辨出真假弹头，还可以降低通信卫星中的冷参量放大器的噪音，提高接收机的灵敏度。

(3) 地面模拟试验

在航天器的地面模拟试验中，低温技术本身兼有创造真空条件和超低温环境的作用。火箭发动机的高空模拟试验与航天器的模拟试验有相似之处，例如，都要模拟空间的冷黑和真空环境条件。不同之处在于火箭发动机的环境模拟试验主要研究高空环境

对发动机工作的影响及性能的变化。

另外，火箭发动机试验时要喷出大量的高速、高温、强腐蚀性气体，为了在试验舱内维持动态的真空条件，必须有大排气量的抽气系统，在很大程度上必须依靠低温技术。

除了上述几个方面而外，本书中所介绍的空间材料的低温性能的测试、低温流体的空间贮存、航天科学中的低温温度测量等方面的内容都是直接用于航天技术中的基础技术。

1.4 发展趋势

从总体上来说，空间低温技术已经基本成熟，适应了航天技术发展的需要，其中一些领域，如空间制冷器、空间制冷机的性能还会有新的突破，超导的空间应用将会不断扩大，许多新型的空间科学实验还将会对空间低温技术提出新的要求。

(1) 低温获得

a. 大型液化设备^[3]

液氢用作火箭发动机燃料以后，国外在 60 年代就已建成日产量为 60 t 的液氢工厂。当时，美国的液氢日产量已达 200 t。氦液化设备的使用量也不断增加，最大的氦液化装置已达 3000 L/h。这方面的工作主要围绕长期可靠运行、提高效率、降低能耗、提高自动化水平而进行。

b. 微型制冷技术

在空间技术中应用的制冷方法较多，各种方法都有其优缺点。当前的工作可以分为如下的几大类：

(a) 闭式循环制冷机

研制工作的重点是长寿命、低噪音的制冷机。这类制冷机的最大应用市场是军事工业中的夜视仪和导弹制导的红外传感器冷却。这些传感器大多用 Hg CdTe、InSb、PbS 作为探测器材料。在约 80 K 的温度下需要 0.1~1 W 的制冷量。用于空间探测时，需要更高的灵敏度，其寿命至少为 2 年。正在研制的有寿命为 5~10

年的制冷机。为尽量降低振动，这类制冷机的结构也不断有所改进。

(b) 开式循环制冷装置

对于杜瓦瓶，输液式和气体节流式比较成熟，用于空间时，还应向小型、微型化方向发展。以固体升华原理为基础的固体制冷器的研究十分活跃。改进性能、增加寿命是研制工作的方向。

(c) 辐射制冷器

研制工作的重点是配合低温热管使用。要求寿命长、使用可靠、质量轻。这是直接利用空间的低温条件进行制冷的装置。

(d) 混合制冷装置

是由辐射制冷器、固体制冷器和低温热管共同组成的制冷装置。是用于空间中的制冷温度更低的低温获得装置，目前尚未实用。在性能好、体积小、寿命长等方面的要求都达到以后才能获得更多空间应用。

(2) 低温隔热

凡是应用低温的地方，都存在着隔热的问题。隔热效率的提高对空间低温技术的发展起着重要的作用。近代的低温隔热方法主要有：1) 装填隔热材料的隔热；2) 高真空隔热；3) 真空粉末隔热；4) 多层隔热。

目前性能最好的隔热方式是多层隔热和微球隔热。由于这两种方法的隔热性能比真空粉末绝热方法好得多，又叫做“超隔热”。多层隔热是在真空夹层中放置多层高反射率薄膜的方法，大大降低了辐射传热，其表观热导率低至 $1 \times 10^{-4} \text{mW}/(\text{cm} \cdot \text{K})$ ，这是所有隔热方式中热导率最低的一种。多层隔热技术远未达到止境，其薄膜材料的选择和抽空方法都在完善之中。微球隔热法是选用直径为 $15 \sim 150 \mu\text{m}$ 的中空玻璃微球作为真空粉末隔热的粉末材料。为加强反辐射效果，在微球上可镀铝等低发射率的涂层。在空间应用中，微球隔热还处于实验研制阶段，尚未实用化。

所有的高效隔热都以真空夹层为前提。在某些情况下，例如火箭燃料箱中，为使用方便，已经选用聚氨酯泡沫作为隔热层，

免除了真空条件。

空间低温技术还在向纵深发展，未来对低温系统的要求将仍然是质量轻、功耗小、体积小、高可靠性。空间技术的需求所代表的新研究课题将是空间低温技术发展的新的动力。

参 考 文 献

- (1) Walker, G., "Cryocoolers", New York, A Division of Plenum publishing corporation, 1983.
- (2) Donabedian, M., "Survey of cryogenic cooling technique", AD 755—780, 1973.
- (3) 李式模等, "氢能源的开发和应用 (二)", 《低温与特气》, 第2期, 1987.

空间环境的热物理特性

达道安

在轨道上运行的航天器处于真实的空间热环境之中，其换热过程直接与航天器的平衡温度有关。所有的设计都要全面考虑空间环境的热物理特性。由于低温是重要的空间环境之一，空间环境的热物理特性与空间低温技术的关系更为密切，本章在简略地介绍空间环境的热物理特性的同时，汇总了地面模拟试验的误差分析中所得到的结果。

2.1 辐射特性和温度

航天器在广阔的宇宙空间中运行。宇宙空间对任何辐射的吸收率为 1，没有辐射的再反射，是理想的绝对黑体。这个环境称为辐射沉或热沉环境。

宇宙空间的平衡温度究竟是多少呢？40 年代末，科学家预言起源于大爆炸的宇宙，辐射冷却到现在，仍有约 25K 的黑体谱。1965 年，美国贝尔实验室的青年科学家彭齐阿斯 (Penzias) 和威尔逊 (Wilson) 在研究银河系辐射源实验的接收系统中，在波长 7.5cm 处接收到一个来历不明的噪音源。经过反复观测并排除仪器可能的故障和误差后，断定这是一种还无法解释的宇宙辐射源，

其辐射温度约为 3 K。这个观测结果说明无源的宇宙微波背景辐射的平均温度约为 3 K。由于物质才具有发射本领，在地球上接收到来自宇宙空间的 3 K 辐射讯号，说明宇宙真空的本质是物质的。

宇宙空间是具有背景温度约为 3 K 及吸收率为 1 的冷黑空间。这一特性在空间上是均匀的各向同性的，而且不随时间而变化。

通常用太阳常数描述地球大气层上界的太阳辐射强度。太阳常数的数值，是指在平均日地距离地球大气层上界垂直于太阳光线的单位面积上单位时间内所接收到的太阳辐射能源。由于地球以椭圆形轨道绕太阳运行，太阳与地球之间的距离不断变化。地球与太阳的平均距离为 $1.496 \times 10^8 \text{ km}$ ，轨道偏心率为 0.0167。太阳辐射强度和距离平方成反比，因而辐射强度不断变化。但日地间距变化的相对值很小，所以，太阳辐射强度可认为几乎不变，因此太阳常数也不变化。

根据近年来，气球、航天器测量的大量数据总结整理，太阳

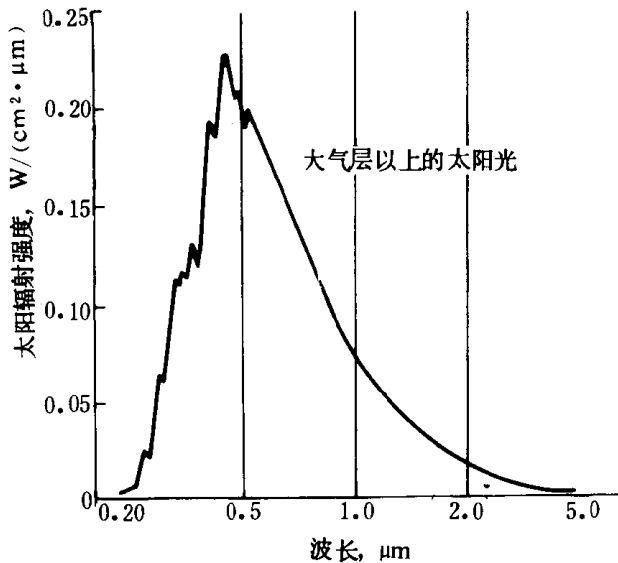


图 2.1-1 在太阳-地球平均距离处的太阳能光谱分布

常数的数值取 $1353\text{W}/\text{m}^2$ 时，太阳光谱的能量分布曲线由图 2.1-1 给出。

(1) 太阳辐射

直接的太阳辐射在很大程度上影响着宇宙空间（太阳系）的温度。太阳连续发出的电磁波具有全光谱、全方位特性，在整个光谱范围内，其强度是不均匀的。波长 $225\sim 700\text{nm}$ ，输出能量占整个太阳能的 99.78%；其余的 0.19% 在 700nm 以上；0.03% 在 225nm 以下。在可见光范围（ $400\sim 700\text{nm}$ ）内，约占总能量的 36%。在距太阳的距离一定时，可以把照在行星或航天器上的太阳能量流的值视为一个常数。太阳黑子、耀斑的活动会引起谱线较大的变化，例如，宇宙射线、 γ 射线、X射线及无线电波的变化。但对总能量流的影响很小，可以忽略。表 2.1-1 列出了太阳到行星的能流值。

表 2.1-1 入射到行星的太阳能流

行星	轨道偏心率	距太阳的平均距离(A.U.)	太阳能流(W/m^2)	太阳能流变化(%)
水星	0.206	0.387	9200	+58 -31
金星	0.007	0.723	2666	± 1
地球	0.017	1.000	1396	± 3.4
火星	0.093	1.524	590	+22 -17
木星	0.048	5.203	51	± 10
土星	0.056	9.539	11	± 11
天王星	0.047	19.191	3.7	± 10
海王星	0.009	30.071	1.5	± 2
冥王星	0.249	39.457	0.92	+78 -36

太阳能来自内部的核变过程，温度约为 6000K 。连续光谱相应于 $4500\sim 7000\text{K}$ 的黑体辐射谱的加权平均值，平均温度接近于 6000K 。光谱曲线完全符合 6000K 的黑体辐射谱(图 2.1-2)。

入射到地球的太阳光不是严格平行的，准直角为 $32'$ 。因此，在地球背面会产生阴影区和半阴影区(图 2.1-3)。对于距地球较

远处运行的航天器，半阴影区运行的时间十分重要，在热设计时必须予以考虑。

(2) 地球和行星的辐射

入射到行星上的太阳辐射波反射和散射后又返回到宇宙空间，其余被行星和大气层吸收。为保持行星的热平衡，吸收的能量必须再发射出来。吸收速率决定了能量辐射流的能量辐射速率，决定了行星的温度。

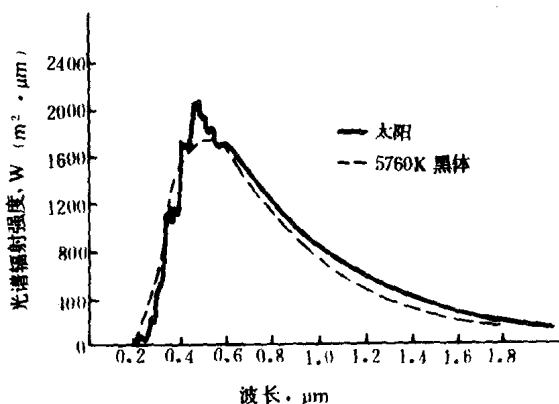


图 2.1-2 太阳光谱辐射强度曲线

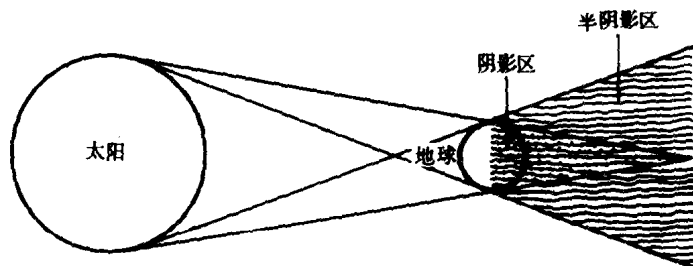


图 2.1-3 太阳辐射的准直角

设入射到行星上的太阳能流为 Q_{in} ，则

$$Q_{in} = q_s A_s \quad (2.1-1)$$

式中 q_s ——入射到行星单位表面上的太阳能流；
 A_s ——行星的直径截面。

入射太阳光被反射的散射的能流为 Q_a ，则

$$Q_a = a q_s A_s \quad (2.1-2)$$

式中 a ——反照因子。若行星吸收太阳光的能流为 Q_b ，则

$$Q_b = Q_{in} - Q_a \quad (2.1-3)$$

行星辐射能流为 Q_c ，则

$$Q_c = \sigma \epsilon A T^4 \quad (2.1-4)$$

式中 T ——行星温度；

A ——总表面积；

ϵ ——行星发射率；

σ ——斯蒂芬-波尔兹曼常数。

热平衡时，行星吸收的热流和辐射热流相等，从式(2.1-3)和式(2.1-4)有

$$T^4 = \frac{(1-a) q_s}{4 \sigma \epsilon} \quad (2.1-5)$$

显然，行星的温度不是一个常数。例如，水星和月球的向阳面和背阳面有很大的温差。计算出一个行星的发射率 ϵ 的合理的平均值相当困难。实际上，行星的温度可以测出。把行星看作是

表 2.1-2 行星的等效黑体温度

星 体	辐射温度(K)	
	白 天	夜 间
水 星	600	150
金 星	230	230
地 球	250	250
月 球	375	120
火 星	240	120
木 星	130	130
土 星	115	115

以同一速率辐射能量的等效黑体时，行星的温度可以推算出来。一些星体的等效黑体温度如表 2.1-2 所示。

由于“温室效应”的存在，地球表面的平均温度比理论值约高 45K。大气层中的 CO_2 和 H_2O 强烈吸收来自地球表面的红外辐射，然后再发射，其中一部分返回到较低层或表面上，使之保持一个较高温度的水平，形成了“温室效应”。

在地球的较低的大气层中，温度随高度的增加以 $6.5\text{K}/\text{km}$ 的速度降低。这种现象发生在对流层，其顶高为 12km 。在顶部， CO_2 和 H_2O 非常稀薄，辐射直接向着太空，温度不再降低，对流大大减小。此处温度为 218K ，比计算的有效辐射温度低，这一差别来自如下事实：对 $8 \sim 12 \mu\text{m}$ 的波长，大气层是透明的，该波长的表面辐射直接逃逸到太空中去了。因此，地球的总辐射能主要由两部分构成：一是 218K 发射体的黑体辐射；另一是位于地球表面 288K 发射体的黑体辐射，它的辐射要经过大气吸收，计算得到的 255K 是一个等效黑体的辐射温度。

泰洛斯(TIROS)气象卫星用仪器观测了来自地球的红外辐射并绘制了云图。来自地球和大气层的辐射波长为 $7 \sim 30 \mu\text{m}$ ；直接来自地球的光谱为 $8 \sim 11 \mu\text{m}$ 。

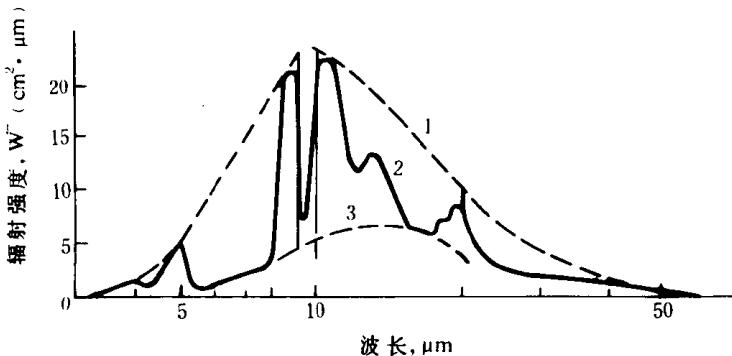


图 2.1-4 地球辐射的光谱分布
—288K 黑体辐射；2—通过大气窗的表面发射；3—218K 黑体辐射(阴天)

从图 2.1-4 可知，地球辐射的特征温度为 288K 。它的一部分波长可以穿透大气层，总辐射能的 17% 被辐射掉。另一部分对大