

闵桂荣 郭舜 著

航天器热控制

(第二版)

· · · · ·

33411504

V416

02-2



中国科学院科学出版基金资助出版

航天器热控制 (第二版)

闵桂荣 郭



11/57/20



C0405855

科学出版社

1998

内 容 简 介

本书阐述了航天器(以人造地球卫星为主)的热控制原理、方法以及热控制系统的设计和航天器的热模拟试验,较为系统地归纳并介绍了有关航天热物理技术应用方面的成就。

本书共分八章,包括:辐射传热基础、空间环境及航天器的热平衡、被动热控技术、主动热控技术、航天器热计算、空间热辐射器、航天器的热设计以及航天器的热模拟试验。

本书主要供从事航天器研究、设计和生产的科技人员以及从事有关航天热物理方面研究工作的科技人员参考,亦可作为高等院校航天工程、工程热物理等专业的教学参考书。

图书在版编目(CIP)数据

航天器热控制/闵桂荣,郭舜著.-北京:科学出版社,

1998.7

ISBN 7-03-006404-6

I. 航… II. ①闵… ②郭… III. 航天器-热控制

IV. V 448.2

中国版本图书馆 CIP 数据核字(97)第 26803 号

科学出版社出版

北京东黄城根北街 16 号

邮政编码: 100717

中国科学院印刷厂印刷

新华书店北京发行所发行 各地新华书店经售

*

1985 年 8 月第 一 版 开本:850×1168 1/32

1998 年 7 月第 二 版 印张:17

1998 年 7 月第二次印刷 字数:444 000

印数:1 201—2 400

定 价: 34.00 元

第二版序言

本书第一版于80年代初交付出版,至今已有15年了。70年代后期,文化大革命十年动乱结束,百业待兴。当时作者受中国科技大学之托,为该校热物理专业高年级学生讲授航天器热控制专题。由于缺少现成教材,作者只好根据自己多年从事航天科技工作的经验编写了该专题讲义。从80年代初开始,航天研制单位逐年增加新成员,并培养研究生,希望出版航天技术方面的专著。当时,据有关方面的建议,将《航天器热控制》讲义增补扩充,由科学出版社出版。十多年来该专著作为青年学生的学习教材和航天器研制人员的参考书发挥了积极的作用。

80年代以来,世界航天事业发展迅速。我国航天活动也从试验阶段进入应用阶段,并积极研究开发各种新型航天器。由于历史上的原因,航天部门正面临新老研究人员大量更换时期。航天热控系统新人员的大量补充,需要学习本专业的基础知识。为此,有关方面建议修订再版以概述基本原理为主要内容的《航天器热控制》一书。

再版之前作者对原书进行了仔细的审核,认为该书的基本原理和技术内容的论述是好的,因此保留了原版的全部内容。本书首先简要地介绍了传热学基础知识和航天系统的基本概念。之后,结合空间热环境叙述了航天器的热平衡及其影响因素,记述了航天器热控制基本原理和基本技术。热计算方面,在介绍航天工程设计中常用的热网络技术之前,先用简化数学分析法求解不同航天器的典型温度分布,从而有助于初学者全面了解航天热物理的概念。热模拟试验方面,先叙述基本原理进而提出近似模拟的理论和技術。多年的实践证明,这种循序渐进、由表及里的叙述过程,对初学者是有益的。

十几年来,航天热控制技术有了许多进步。再版中我们在有关章节增补了一些新内容,其中特别注意引用了我国科技人员创新的研究结果。

如果说本书初版时,在国内外未见有类似的航天器热控制纵论的专著,那么最近十几年来,国内外已相继出版了这类书籍,如国内航天丛书的《卫星热控制技术》,美国 David G. Gilmore 主编的“Satellite Thermal Control Handbook”,以及俄罗斯的有关专著,等等。但从内容看,各有不同的侧重点,有的专著偏重工程设计应用性质,有的则侧重航天热控制中的某部分专门技术,而本书则是以综合论述航天器热控制的基本原理为重点,这对为获得比较系统的概论知识的初学人员更有价值。当然,书中列举的各种理论、方法和技术,以及有关工程数据,对于从事航天器热控制的研制人员和其他热工领域科技人员均有参考意义。

闵桂荣 郭 舜

1998. 2. 10

目 录

绪论	(1)
第一章 传热学基础	(5)
§ 1-1 辐射换热	(5)
1. 基本概念和定义	(5)
2. 热辐射基本定律	(10)
3. 物体间的辐射换热	(16)
4. 辐射角系数计算	(25)
§ 1-2 热传导	(47)
1. 有内热源的一维稳定导热	(47)
2. 半无限大物体的不稳定导热	(49)
3. 周期性的受热和冷却	(51)
§ 1-3 对流换热	(53)
1. 基本知识	(53)
2. 受迫对流换热的经验公式	(55)
3. 自然对流换热的经验公式	(56)
第二章 空间环境与航天器热平衡	(58)
§ 2-1 宇宙真空和低温	(59)
§ 2-2 太阳辐射	(60)
1. 太阳能辐射密度	(60)
2. 太阳辐射光谱	(61)
§ 2-3 地球和其它行星环境	(65)
1. 地球的一些基本参数	(65)
2. 地球大气层	(66)
3. 地球-大气层的热辐射和反照	(69)
4. 近地空间的粒子辐射	(73)
5. 月亮和行星环境	(77)

§ 2-4	航天器及其系统组成	(78)
§ 2-5	航天器在宇宙空间的热平衡	(83)
第三章	航天器的被动热控技术	(90)
§ 3-1	热控涂层	(91)
1.	物体表面的辐射率和吸收率	(91)
2.	热控涂层的分类	(93)
3.	其它涂层	(100)
4.	热控涂层的使用原则	(105)
§ 3-2	多层隔热材料	(110)
1.	多层隔热系统的基本隔热原理	(110)
2.	多层隔热系统的组成	(114)
3.	影响多层隔热系统隔热性能的因素	(115)
4.	多层隔热系统的设计考虑	(132)
§ 3-3	热管	(140)
1.	工作原理	(141)
2.	最大热流和工作限	(147)
3.	热管在航天器上的应用	(151)
4.	热管的选择	(157)
§ 3-4	相变材料热控	(160)
1.	相变材料热控系统的热分析	(161)
2.	相变材料的性质	(165)
3.	相变材料在航天器热控中的应用	(171)
§ 3-5	其它被动热控技术	(172)
1.	接触热阻和导热填料	(172)
2.	电加热器	(177)
3.	泡沫隔热材料和无机纤维隔热材料	(180)
第四章	航天器的主动热控技术	(184)
§ 4-1	辐射式主动热控方法	(186)
1.	热控百叶窗	(186)
2.	热控旋转盘	(192)
3.	新型辐射式主动热控机构	(196)
§ 4-2	传导式主动热控方法	(200)

1. 接触式热开关	(201)
2. 可控热管	(204)
§ 4-3 对流主动热控方法	(212)
1. 气体循环热控系统	(213)
2. 液体循环热控系统	(216)
3. 两相流体回路热控系统	(221)
4. 毛细抽吸两相流体环路热控系统	(234)
§ 4-4 电热热控方法	(240)
§ 4-5 航天器致冷方法	(243)
1. 相变致冷	(246)
2. 热电致冷	(249)
3. 焦耳-汤姆逊(J-T)致冷器	(253)
4. 斯特林致冷机	(255)
5. 维勒米尔致冷机	(257)
6. 致冷系统的选择	(261)
第五章 航天器热计算	(264)
§ 5-1 轨道参数计算	(266)
1. 航天器在空间的位置	(267)
2. 轨道摄动	(270)
3. 太阳对人造地球卫星的照射	(271)
4. 地球卫星轨道阴影的持续时间	(276)
§ 5-2 空间热流计算	(282)
1. 太阳对航天器的加热(q_1)	(283)
2. 行星对航天器的红外加热(q_3)	(286)
3. 行星对航天器的太阳反射加热(q_2)	(292)
4. 任意形状表面外热流计算	(296)
§ 5-3 航天器温度计算	(300)
1. 航天器在空间的热交换方程	(301)
2. 薄壁稳态温度场计算	(302)
3. 薄壁非稳态温度场计算	(308)
4. 航天器内部温度场计算	(313)
5. 航天器热网络理论与修正方法	(321)

第六章 空间热辐射器	(330)
§ 6-1 热辐射器的一般工作原理	(330)
§ 6-2 热辐射肋片	(332)
1. 梯形截面肋片的计算	(333)
2. 肋效率的确定	(335)
3. 最小重量肋片	(337)
§ 6-3 辐射器与热源的耦合形式及辐射致冷	(341)
1. 直接耦合系统	(342)
2. 对流耦合系统	(344)
3. 热管耦合及其它耦合形式的辐射器	(355)
4. 液滴辐射器(LDR)	(358)
5. 辐射致冷	(359)
§ 6-4 辐射器排热系统的设计问题	(365)
1. 辐射器排热系统的方案选择及热泵排热系统	(365)
2. 辐射器参数的选择和确定	(369)
3. 航天器上热辐射器应用简介	(372)
第七章 航天器的热设计	(376)
§ 7-1 航天器热设计的任务和原则	(377)
1. 热设计的任务	(377)
2. 热设计的原则	(379)
§ 7-2 热控系统的方案设计	(381)
1. 热设计的基本条件	(381)
2. 设计工况的选择	(382)
3. 热控措施的选择	(384)
§ 7-3 关于热设计中的几个专门问题	(387)
1. 关于内热源问题	(387)
2. 太阳能电池的热控制	(389)
3. 卫星天线热控制	(392)
4. 行波管热控制	(395)
5. 远地点发动机热控制	(396)
6. 再入航天器的防热	(397)
§ 7-4 航天器热设计示例简介	(414)

1. 通信广播卫星	(415)
2. 地球观察卫星	(419)
3. 中国科学实验卫星	(420)
4. 深空探测器	(423)
5. 空间站	(425)
第八章 航天器热模拟试验	(430)
§ 8-1 空间热环境模拟设备	(430)
1. 真空模拟	(430)
2. 低温热沉模拟	(431)
3. 外热流模拟	(433)
§ 8-2 航天器热平衡试验方法	(443)
1. 试验卫星模型	(443)
2. 试验工况确定	(444)
3. 试验过程及其参数确定	(445)
4. 非稳态热平衡试验	(448)
§ 8-3 航天器热相似试验方法	(453)
1. 热相似准则的推导	(454)
2. 航天器热相似方法中的几个技术问题	(455)
§ 8-4 未来大型航天器热模拟试验问题	(457)
附录一 绝对温度四次方值及对应的 $E_{b\lambda, \max}$, $E_{b, 0 \sim \infty}$, λ_{\max} 值	(461)
附录二 地球大气高度、温度、压力和密度	(474)
附录三 常用航天金属材料热物理性质表	(476)
附录四 常用航天非金属材料常温下热物理性质表	(504)
附录五 常用航天材料半球总辐射率 ϵ_{th}	(507)
附录六 常用航天材料法向太阳吸收率 α_{sn} (常温)	(514)
参考文献	(517)
索引	(524)

绪 论

自从 1957 年人类第一次把人造卫星送入绕地球运行轨道以来,航天技术已得到了迅速的发展.至今技术先进国家已相继成功地发射了 4000 多颗各种类型的航天器,包括各种用途的人造地球卫星、载人飞船、轨道站和各种深空探测器.航天技术已从科学试验阶段跨入各种实际应用阶段.据统计,应用卫星约占所发射的航天器总数的 2/3 以上,为军事部门、工农业生产和科学教育、文化事业作出了巨大的贡献.今后,将会有越来越多的国家加入航天技术研制和应用的行列中来.

我国于 1970 年 4 月成功地发射了自己研制的第一颗人造地球卫星,其重量为 173 千克,星上装有“东方红”乐音发生器及各种实验仪器设备.随后,我国又陆续研制和成功地发射了多种科学技术试验卫星,特别是从 1975 年起多次成功地发射了可回收卫星,并按预定计划安全返回地面,从而成为世界上第三个掌握了可返回卫星技术的国家.80 年代以来,我国相继成功地研制和发射了多颗地球同步轨道通讯卫星、太阳同步气象卫星以及其它应用卫星.所有这些成就都为国家经济和国防建设、为我国社会进步作出了重大贡献,也为我国航天事业的进一步发展奠定了基础.

航天器在飞行过程中要经受极为恶劣的热环境,其温度可从摄氏零下 200 多度变至数千度以上.一个典型的航天器工作过程一般要经历四个阶段,即地面段、上升段、轨道段和返回段.这四个阶段的热环境差别很大.地面段是指航天器处于发射场发射架上的环境条件下的工作状态,它取决于发射场的地理气象条件.不同地区冬、夏和昼、夜气温变化很大,冬天会把仪器设备冻坏,夏天在工作状况下,航天器内部仪器又有可能出现过热.上升段是指航天器在运载火箭的运送下离开地面进入运行轨道的飞行过程.此时

航天器的速度从零开始逐渐加大,穿过稠密的大气层,达到第一宇宙速度.它的表面受到强烈的气动加热,温度急剧上升,高达摄氏几百度.此后,高温的航天器进入运行轨道,轨道上的超高真空环境是天然的热绝缘体,它使航天器的高温外壳不易冷却,而热传导的滞后现象导致舱内仪器设备的温度继续上升.轨道段是指航天器入轨后在轨道上长期运行的阶段.这是航天器执行任务的主要阶段,航天器在轨道上的工作寿命从几天至10年以上.在轨道上航天器要长期经受太阳、行星和空间低温热沉的交替加热和冷却,引起高低温的剧烈变化,其变化幅度可达 $\pm 200^{\circ}\text{C}$.返回段是指航天器脱离运行轨道再入大气层返回地面的飞行过程.航天器以极高的速度穿过大气层,巨大的动能在大气阻尼下转变为大气的热能,气体温度迅速上升到数千度之高,给航天器以强烈的气动加热.

因此,为保证航天器能正常工作,要研究航天器热控制.航天器热控制可以简单定义为,控制航天器内外的热交换过程,使其热平衡温度处于规定范围内的技术,又称之为航天器的温度控制.世界上所有的航天器都必须对它们进行合理的热控制设计,并研制有效的和可靠的热控制系统,否则必将导致飞行的失败.这类例子是经常遇到的.航天技术发展的初期阶段,国外由于人造卫星的热设计不周而导致卫星内部温度过高或过低,引起电子设备停止工作的情况常有报道.即使在70年代和80年代,航天器热控制失效而影响正常飞行计划的例子仍然不少.例如,1973年美国发射重达80多吨的天空实验室,由于发射时外表面温控涂层被损坏,入轨后工作舱的平均温度高达 $50\sim 60^{\circ}\text{C}$,被迫改变原定的试验计划.因此,为了保证航天器的安全,各国的宇航研制部门对航天器的热控制系统都给予高度的重视,进行了大量的研究、发展和飞行试验工作.

多年来航天热物理学家已成功地解决了各种航天器在宇宙空间长期工作的温度控制问题.他们进行了大量宇航热物理基础的研究,发展了航天器各种被动式和主动式热控制技术,制定了标准

热设计和热计算方法,建立了各种地面热模拟试验设备和测试手段.通过一系列研究,成功地解决了各种航天器在地球附近的轨道上、月球和各行星际环境中,以及它们在上升段和再入大气层的热控制问题,使得卫星、飞船在极为恶劣的热环境中,可按预定的计划正常工作.我国航天器的热控制技术,30多年来在全国各有关单位的共同努力下,取得了很好的成绩^[1].我国已发射的各种航天器的热控制系统都得到了圆满成功.与此同时,还积极开展了许多热控制新技术预先研究工作,为我国航天事业的进一步发展,提供了良好的技术基础.航天器热控制的许多单项新技术,也为一般工农业生产等部门提供了技术革新的手段.譬如,航天技术中研制的热管、超级隔热材料、热控涂层等技术,就与太阳能利用、低温工程、节能工程、建筑工程等方面的技术改造和革新有着密切的关系.

如上所述,一个典型的航天器的飞行过程可分为四个阶段.空间轨道段运行是所有各种类型航天器共有的,也是主要的飞行阶段.卫星、飞船在此期间要完成各种预定的任务(例如通信广播、导航定位、对地球观察、科学探测等).这个阶段的热控制称为轨道段或空间段热控制.地面段、上升段和返回段是为完成航天器在轨道段任务所必需的准备和过渡过程,其热控制统称为过渡段的热控制.只有部分卫星需要考虑过渡段的热控制设计,因为许多卫星不需要返回地面,发射过程又有整流罩保护,而且航天飞机的研制和使用,大大减少了卫星对过渡段热控制的要求.所以,本书主要叙述航天器在轨道段的热控制技术.

本书共分八章.第一章叙述辐射、传导和对流传热的基本概念、定律和计算方法.第二章扼要叙述了航天器飞行环境的特点和基本物理参数,航天器原理及其在宇宙空间的热平衡.第三章阐述了航天器被动热控制原理及其基本方法,并简单地介绍了各种热控材料、元件的热性能.第四章介绍了航天器主动热控制的基本原理,包括辐射式、传导式和对流式主动温度控制方法.第五章叙述了航天器在空间的轨道计算、热流计算和温度计算.第六章叙述了

热辐射器排热原理、热计算和设计原则。第七章阐述了航天器热控制系统设计的原则、方案选择和有关问题。第八章叙述了空间热环境模拟试验设备、热平衡试验方法和热相似技术等问题。本书可供从事航天热控制的研制人员和高等学校热物理专业的师生参考，也可供采用航天热物理新技术的其它部门参考。

第一章 传热学基础

航天器热控制技术的理论基础是传热学. 本章将简要地介绍与航天器热控制直接有关的传热学基本知识. 掌握这些知识对深入了解航天器内外热交换过程、进行航天器的热设计和热试验是至关重要的.

航天器是在真空度极高的宇宙空间里运行的, 因此航天器与外界环境之间的换热均以热辐射的方式进行. 即使在航天器内部, 辐射热交换的方式也占有重要的地位.

§ 1-1 辐射换热

1. 基本概念和定义

辐射换热是建立在物体存在热辐射这一事实的基础上的. 我们知道, 具有绝对温度零度以上的任何物体都能发生电磁辐射. 热辐射是电磁辐射中的一种.

所有的电磁辐射都具有一定的波长 λ 和频率 ν , 波长和频率的乘积为一常数, 即为光速 $c = 3 \times 10^{10}$ 厘米/秒(真空中),

$$c = \lambda\nu \quad (1-1)$$

所谓热辐射, 一般是指波长在 0.1~100 微米范围内的电磁辐射, 其中包括波长在 0.35~0.75 微米之间的可见光. 图 1-1 表示出热辐射在电磁辐射波谱中的位置.

固体的热辐射能的大小只取决于其表面的温度和表面热物理性质. 其辐射光谱可以是连续的, 也可以是选择性的. 固体表面的热辐射是半球向的, 而对于投射到表面上的热辐射可能是镜面反射的, 也可能是漫反射的. 下面简略介绍有关热辐射的一些基本概

念. 为简单起见, 下文一般将热辐射简称为辐射.

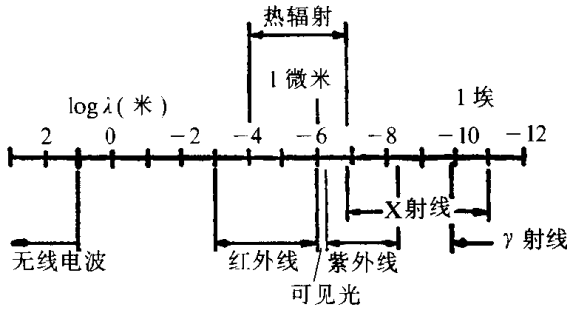


图 1-1 电磁辐射波谱

辐射本领 E 物体表面单位时间、单位面积上发射出去的热能, 叫做辐射本领. 辐射本领又称为发射本领、辐射密度等.

单色辐射本领 E_λ 是指物体表面在某一特定波长处无限小波段 $d\lambda$ 内的辐射本领, 即

$$E_\lambda = \frac{dE}{d\lambda} \quad (1-2)$$

单色辐射本领又称光谱辐射密度.

从物体表面辐射的热能, 由各种波长的能量组成. 因此, 在不特别加以说明的情况下, 物体的辐射本领通常还指波长由 $\lambda=0$ 到 $\lambda=\infty$ 的总的热辐射能, 即

$$E = \int_0^\infty E_\lambda d\lambda \quad (1-3)$$

所以物体表面的辐射本领又称为积分辐射本领或总辐射本领.

辐射强度 J 是物体表面单位时间、单位面积、沿某一方向 φ 在单位立体角内辐射的总能量(图 1-2):

$$J = \frac{dE}{\cos\varphi d\omega} \quad (1-4)$$

因此, 物体在其表面整个半球方向上的辐射能量为

$$E := \int_{2\pi} J \cos\varphi d\omega \quad (1-5)$$

由于辐射强度与方向无关,故有

$$E = J \int_{2\pi} \cos\varphi d\omega = \pi J \quad (1-6)$$

所以,在不加特别说明的情况下,辐射本领就是指表面向整个半球方向的全部辐射,故又称为半球辐射或全辐射。

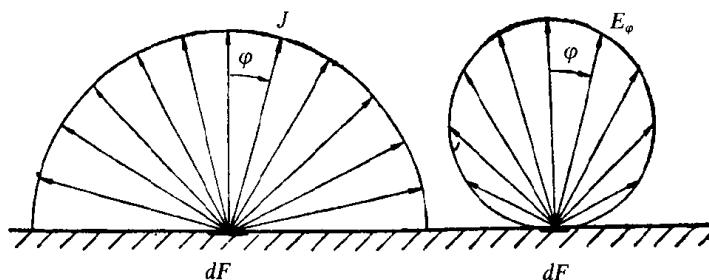


图 1-2 绝对黑体的辐射强度 J 和角辐射密度 E_φ 空间分布图

单色辐射强度 J_λ 在某特定波长处一无限小波段 $d\lambda$ 内的辐射强度,称为单色辐射强度,又叫做光谱辐射强度:

$$J_\lambda = \frac{dJ}{d\lambda} \quad (1-7)$$

因此,物体表面在某方向上的总辐射强度即为

$$J = \int_0^\infty J_\lambda d\lambda \quad (1-8)$$

吸收、反射和透射 当辐射能入射到某物体表面时,其中一部分能量被吸收,一部分能量被反射出去,另一部分能量则穿透物体而去(图 1-3). 这三部分能量各自所占总的投落的辐射能量的百分比,分别称为吸收率 α 、反射率 ρ 和穿透率 τ . 由于能量守恒,有

$$\alpha + \rho + \tau = 1 \quad (1-9)$$