

# 航天器系统热分析综述

屈金祥\*

(中国科学院上海技术物理研究所, 上海, 200083)

**摘 要** 本文对航天器系统热分析和航天领域常用热分析软件作了具体的介绍。航天器系统的热计算主要包括外热流计算、轨道计算和温度场计算。温度场的计算方法主要有六种: 热网络理论和计算方法、热网络试验修正算法、热网络综合辐射系数修正法、有限元算法、蒙特卡罗洛-节点法和精细算法, 而等温化思想是减少热计算量的必要手段。本文又给出了低温光学系统中的集成热分析方法的具体实施过程。

**关键词** 热分析 热计算 航天器系统 温度计算 外热流 轨道计算

## 1 引言

随着空间技术的飞速发展, 对地观测、大气观测以及天体观测等航天任务逐渐走向多元化。这些任务都需要对系统或局部进行热设计, 计算机技术的成功使用为数值计算开辟了广阔的领域, 使得热设计技术逐步走向成熟。航天器的各个部分对温度有不同的要求, 大部分星上仪器设备要求处于一定的温度范围之内, 而且有些设备要求温度的波动幅度很小, 因此必须对航天器进行温度控制。而通过计算分析温度场, 就可以为热控方案的优化提供可靠的理论依据。

航天器的热分析主要包括轨道计算、外热流计算和温度计算三个方面。热计算的目的是根据航天器内外热状况及热控制措施来确定航天器各部分的温度变化规律, 以便检验热设计是否已将各部分的温度控制在所要求的温度范围之内以及在给定的运行条件下是否预示航天器的实际运行温度。

航天器的热计算工作一般要贯穿于航天器设计研制的全过程以及航天器的发射和运行过程。

首先, 热计算要为热设计提供基本依据, 如外热流的大小、航天器各部分受阳光照射的

角度和照射时间等;

第二, 热设计过程中需要通过热计算来确定各种热控措施的效果, 进行热优化设计;

第三, 为热环境模拟试验提供环境变化的依据;

第四, 预示航天器在轨道寿命期内的各种温度变化, 包括预示偏离设计运行工况可能产生的温度偏差。

随着近代电子计算机的应用, 热分析方法已成为航天器热设计中的一种比较成熟的手段。目前普遍采用的热分析方法是热网络法, 如美国 NASA 的 SINDA 软件, 欧洲 ESA 的 ESATAN 软件以及中国空间技术研究院的热分析软件。国内目前常用的热计算软件为: NEVADA 和 SINDA, 前者主要用于建模、节点划分以及空间外热流和辐射换热系数的计算; 后者主要用于温度场的计算。航天器热分析的基本内容可以用热分析技术流程图来表示, 如图 1 所示。

图 1 清晰地表明了一个完整的航天器热分析所包含的过程。先根据原型和某些假设条件, 建立热网络模型; 根据轨道条件、航天器结构及热物性参数, 进行角系数、辐射交换因子、空间外热流和网络系数的计算, 由此得到热网络数学模型; 用原型热平衡试验数据作热网络修正, 得到完善的热网络数学模型; 根据这一

\* 2002 级硕士研究生

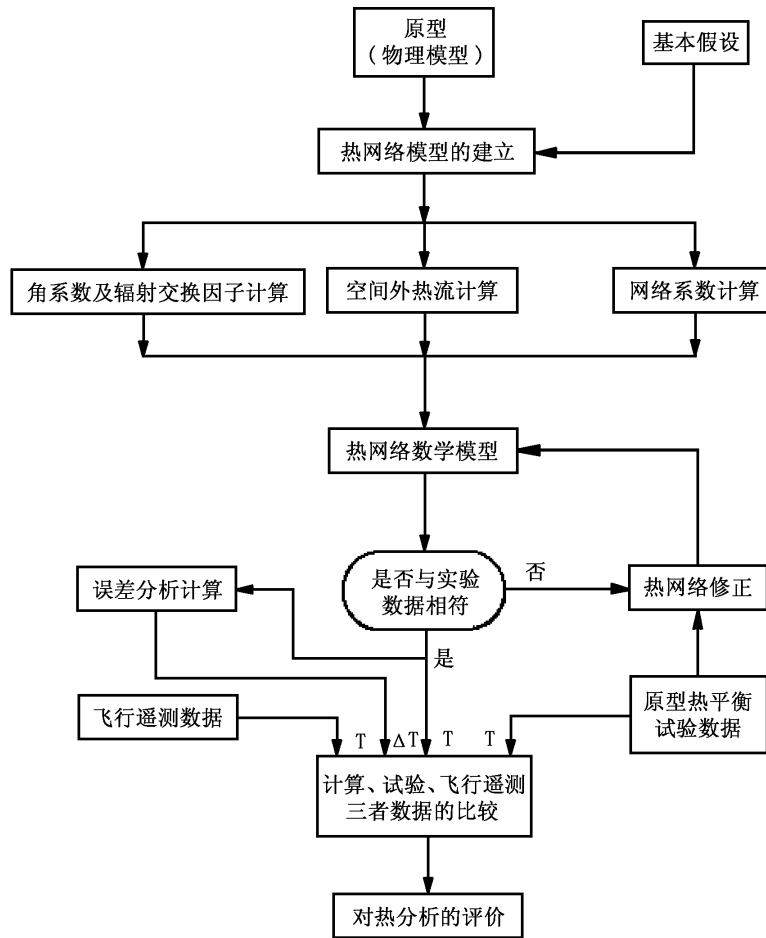


图 1

完善的数学模型及其误差分析计算，可以预计某些参数变化的影响，预计航天器各仪器、部件在空间飞行的温度；然后将计算、试验和飞行遥测数据进行比较，作出热分析评价。

航天器热分析在整个热控设计中是一个份量较重的工作，所遇到的情况往往非常复杂，因此所得到的数据也是近似的结果。但是对于实际应用来说，即使能进行精确计算，也不一定有必要。因此在航天器热设计中常常采用各种简化的计算方法。

## 2 外热流轨道参数计算

在卫星热分析、卫星热平衡试验和卫星热真空试验中，均需要计算卫星接受的空间外热流。空间外热流主要是指太阳辐射、地球反照太阳辐射和地球红外辐射外热流。为了确定航天器外热流的分布，首先必须确定它在空间任

意时刻的位置和姿态，此外还需要计算航天器至行星表面的当地距离、航天器的阴影时间和轨道参数等。空间外热流计算需要计算轨道参数，以确定卫星、太阳和地球三者之间的空间几何关系。在轨道参数计算中，太阳黄经，升交点赤经和近地点辐角的初值  $\psi_0$ 、 $\Omega_0$  和  $\omega_0$  一般是作为卫星受热分析的条件，由卫星总体提供。但是当卫星处于预研阶段时，总体上就很难提供以上参数，因此可以参考球面天文学理论和有关资料确定它们的公式。利用这些公式，根据卫星的发射日期、发射点和入轨点等参数，就可计算出这三个参数。

## 3 热流分析

为了计算航天器的温度分布，需要知道宇宙空间热源投射在航天器表面的辐射热流分布，航天器在太阳系内的主要热源是太阳辐射。当

航天器在卫星附近运转时,还会被由行星反射的太阳光加热和行星辐射加热。由于宇宙空间中的气体非常稀薄,因而气体对流加热可以忽略不计。

#### 4 温度计算

航天器的温度计算是热设计和轨道飞行预示的重要手段。

##### (1) 航天器在空间的热交换方程

对航天器任意一微元体(节点),其空间热交换方程可用下式表示:

$$\begin{aligned} & (\alpha_s S \phi_{1,j} + \alpha_s \bar{E}_{ro} \phi_{2,j} + \varepsilon_e E_{io} \phi_{3,j}) F_j \\ & + \sum_{k=1}^m B_{kj} F_k \varepsilon_k \sigma T_k^4 + Q_j + \sum_{k=1}^n (T_j - T_k) \\ & = G_j C_j \frac{\Delta T_i}{\Delta \tau} + F_j (\varepsilon_{ej} + \varepsilon_{ij}) \sigma T_j^4 \end{aligned} \quad (1)$$

由式(1)可以看出要获得整个航天器的温度场的分析解是非常困难的,几乎不能实现。随着现代计算机的发展,已经可以用数值计算方法快速地求得航天器在各种工况下的温度分布。目前航天领域普遍采用的是节点网络法。

薄壁稳态温度场计算和薄壁非稳态温度场计算可参考文献[1]。

##### (2) 航天器内部温度场计算

航天器内部的温度计算相当复杂,因为一方面航天器外壳温度会随几何位置和时间不断变化,另一方面航天器内部仪器设备的实际排列组合和连接方式使它们与壳体之间和仪器之间的换热关系变得比较复杂。对于热流条件为稳定的状态,温度计算可相应有所简化。对于热流为周期交变加热的状态,现已证明在辐射传热的航天器内部可以采用轨道周期积分平均热流代替交变热流作为边界条件,从而把非稳态问题当作稳态处理。其详细的计算理论和计算方法可参考文献[1]。

#### 5 热分析计算方法

##### (1) 热网络理论和计算方法

目前国内外航天器热计算中普遍采用节点网络法(也称集总参数法)。这种方法原理简单,适应性强,因此得到了广泛应用。但是这种方法精度不高。因为模型简化以及模型系数中的传导系数较难选取,这会导致一定的偏差,有时候这种偏差会很大。

为了进行热计算,将航天器划分为若干一定大小的单元。单元体的几何中心称为节点。单元体之间的传导、辐射或对流关系可以用节点间的网络关系来表示。由能量平衡原理可知,流进单元体的热量与单元体自身发热量之和等于流出单元体的热量与内能变化之和。节点网络关系可以表达这种能量平衡并得到能量平衡方程,即航天器热网络方程。节点*i*对应的单元体热量平衡方程可以用下面的热网络方程表示:

$$\begin{aligned} & \sum_s D_{ji} (T_j - T_i) + \sum_r R_{ji} \sigma (T_j^4 - T_i^4) \\ & + Q_i = (GC)_i \frac{dT_i}{d\tau} \end{aligned} \quad (2)$$

航天器每一个单元体对应的节点都可以建立上述热网络方程。设航天器共有*n*个单元体,则可得到*n*个方程。由此组成的非线性方程组就可以求解*n*个节点温度值。

##### (2) 热网络试验修正算法

利用热平衡试验数据对热模型及其系数进行修正是1967年首先由M.Toussaint提出的。1969年和1970年,NASA先后发表了热网络修正的可行性研究及应用论证报告。20世纪70年代末,S.Shimoji(Japan)等提出了用统计回归法进行热网络修正的方法。但是这些方法与实际存在较大的差距,系数修正的结果并不理想,其主要原因是修正的传导和辐射系数过多;航天器内部节点间温差较小;有些节点无温度测量值。

热网络法计算得到的温度值与试验测量值之间存在偏差,造成这种误差的原因主要有模型误差、模型系数误差和数值计算误差,其中以传导系数的选取误差影响最大。利用试验数据对模型及其系数修正则可以减小这些偏差。

节点  $i$  热平衡方程可以表示如下:

$$\sum_s D_{ji}(T_j - T_i) + \sum_r R_{ji}\sigma(T_j^4 - T_i^4) + Q_i - (GC)_i \frac{dT_i}{d\tau} = 0 \quad (3)$$

选取  $D_{ji}$ 、 $R_{ji}$  和  $(GC)_i$  的近似值  $D'_{ji}$ 、 $R'_{ji}$  和  $(GC)'_i$  后, 可得到如下方程

$$\sum_s D'_{ji}(T'_j - T'_i) + \sum_r R'_{ji}\sigma(T'^4_j - T'^4_i) - T'^4_i + Q_i - (GC)'_i \frac{dT'_i}{d\tau} = U'_i \quad (4)$$

式中,  $U'_i$  为方程的残差,  $T'_i$  和  $T'_j$  为温度计算值。

若  $D'_{ji}$ 、 $R'_{ji}$  和  $(GC)'_i$  与实际值之间有误差, 温度计算值与实际值之间就会有差距。一般说来, 前者的偏差越大, 后者的偏差也就越大。若不考虑试验测量值  $T''_i$  的误差, 则

$$T_i = T''_i \quad (5)$$

用试验值代入方程有

$$\sum_s D'_{ji}(T''_j - T''_i) + \sum_r R'_{ji}\sigma(T''^4_j - T''^4_i) + Q_i - (GC)'_i \frac{dT''_i}{d\tau} = U''_i \quad (6)$$

近似值与实际值的偏差越大,  $U''_i$  的绝对值就越大。修正系数  $D'_{ji}$ 、 $R'_{ji}$  和  $(GC)'_i$  使每一节点方程的残差项  $U''_i \rightarrow 0$ 。这是热网络修正所要研究的课题。热网络修正方法共有三种: 最小二乘法、卡尔曼滤波法和统计回归法。

为了减少热网络模型与实际情况之间的偏差, 一般要求控制体单元内部的温度保持均匀, 或者温差较小。这是因为对辐射而言, 当控制体单元各辐射表面的温差较小时, 只有用面平均温度来计算控制体单元之间的辐射换热, 其误差才不致于很大; 而对传导而言, 只有当控制体单元温度均匀时, 该单元与相邻单元之间的传导热流才会比较均匀, 从而使控制体之间传导热流的计算结果与实际偏差较小。

(3) 热网络综合辐射系数修正法

热网络试验修正的三种方法与实际应用之间存在较大的差距, 因为需要修正的系数过多, 内部节点间温差较大, 有些节点无温度测量值; 一般所用的例子中的节点数量不多, 而且许多待定系数偏差在百分之几十。热网络综合辐射系数修正法解决了上面的困难, 使得热网络修正在实际中获得了应用。

以稳态修正为例, 它的热平衡方程可表示为:

$$\sum_s D_{ji}(T_j - T_i) + \sum_r R_{ji}\sigma(T_j^4 - T_i^4) + Q_i = 0 \quad (7)$$

令

$$R_{ji} = R'_{ji} + \Delta R_{ji} \quad (8)$$

式中,  $R_{ji}$ 、 $R'(ji)$  和  $\Delta R_{ji}$  分别为辐射系数实际值、计算值以及两者之差。将 (8) 式代入 (7) 式, 经过理论推导 (参考参阅资料 1) 可得到满足温度测量值的方程

$$\sum_s D_{ji}(T''_j - T''_i) + \alpha_2\sigma T''^4_i - \alpha_1\sigma T''^4_i = - \left[ Q_i + \sum_r R'_{ji}\sigma(T''^4_j - T''^4_i) \right] \quad (9)$$

这样, 热网络修正可归结为对 (9) 式中的系数  $D_{ji}$  (共  $s$  个)、 $\alpha_1$  和  $\alpha_2$  的确定, 而这些系数可采用最小二乘法进行回归而得到。在得到系数的回归值后, 需作回归诊断, 其中包括回归方程的显著性检验、回归系数的显著性检验、残差检验、相关性检验。

(4) 有限元算法

以空间飞行器抛物面天线反射器的有限元热分析为例, 结合有限元理论可以推导出每个单元的以矩阵形式表示的微分方程组

$$CT + (K + R)T = P + N \quad (10)$$

具体推导过程可参阅参考资料 [3]; 其中  $C$  为热容矩阵,  $K$  为导热矩阵,  $R$  为辐射交换矩阵,  $T$  为节点矩阵,  $P$  为所加的线性热载荷,  $N$  为与温度有关的非线性热载荷。

试验结果表明,有限元法是求解大型、复杂空间飞行器部件温度场的一种行之有效的方法,特别是对热稳定性要求较高的空间飞行器部件。

节点网络法在国内外得到了广泛的应用,但它自身有无法克服的缺点:热网络模型模拟实际结构的能力差,处理复杂形状物体时显得灵活性和适应性不够;用节点代替一定尺寸的单元体是比较粗糙的;目前空间飞行器的结构热分析是先用节点网络法计算温度场,再用有限元法计算热变形,由于热模型和结构模型本质上的不同,所以两者之间要进行繁琐的数据转换,这样不仅费时,而且还会导致计算精度的下降。有限元法则有如下特点:它的单元划分比较灵活,能够比较准确地模拟实际结构,建模精度高;它在每个单元内部寻找温度场的近似分布,在计算温度时充分考虑了相关单元

$$Q_{T_j} = Q_i^p + \sum_{m=1}^{M_j} \left[ \varepsilon_{i,m} q_{i,m}^I + \sum_{j=1}^{NR} \sum_{l=1}^{L_j} (1 - \varepsilon_{j,i}) \times q_{j,l}^I RD_{j,l,i,m}^I \right] + \sum_{m=1}^{M_i} \left[ \alpha_{i,m}^S q_{i,m}^S + \sum_{j=1}^{NR} \sum_{l=1}^{L_j} (1 - \alpha_{j,l}^S) q_{j,l}^S RD_{j,l,i,m}^S \right] \quad (12)$$

对划分为 N 各节点的温度场,可有 N 各热网络方程组成的非线性方程组,在稳态条件下,(12)式的右端为零。由(11)和(12)式可以确定节点间的辐射网络系数和各节点的总热源,再根据各节点间的接触条件求出传导系数。

将蒙特卡罗洛法和热网络法相结合来进行航天器热分析,对系统的复杂结构和部件表面的辐射特性有很好的适应性,计算精度也较高,但计算量较大。

#### (6) 精细计算法

本方法是通过将精细时程积分法和状态空间转移法相结合来计算瞬态非线性温度场的方法,它具有收敛性好、稳定性好、计算精度逼近精确解、可以取较大的时间步长等特点。详细理论及其方法见参考文献[5]。

## 6 等温化技术 - 减少热分析计算量的必要手段

热设计者很早就提出了等温化的设计思

节点温度的影响;它还可以使热分析模型和结构模型统一起来,能够用一个统一的有限元模型进行热分析和结构分析,从而可减少计算量和提高计算精度。

#### (5) 蒙特卡罗 - 节点法

本方法是利用热网络法的节点热平衡分析的优点,但不用角系数来求解网络系数,而采用蒙特卡罗洛法计算各节点表面单元的红外辐射传递系数,以消除角系数计算中的不合理假设,并引入太阳光辐射传递系数来考虑航天器各表面单元间的太阳光外热流的多次发射。

根据能量守恒的原理和蒙特卡罗洛理论,可以推导出辐射网络系数  $R_{i,j}$  和  $Q_{T_j}$  总热源为(推导过程见参考文献[4]):

$$R_{i,j} = \sum_{m=1}^{M_i} \sum_{l=1}^{L_j} \varepsilon_{i,m} A_{i,m} RD_{i,m,j,l}^I \quad (11)$$

想,以简化热控系统,提高系统水平和可靠性。这是因为如果卫星外壳以及内部各仪器设备的温度相差很大,这会给航天器热控系统的设计及工艺带来很大的复杂性。

首先,在设计计算时,由于各处温度不等,需要计算的热节点就会很多,有时可达数百或上千个。这样不仅计算复杂,工作量大,而且还会影响计算的精确性。

其次,为了使发热功率不同的仪器均处于一个合适的温度范围内,需要采用不同的温控措施。而采用不同的温控措施不仅会增加复杂性,还会增加系统的重量和功耗,甚至把一部分工作带到卫星总装阶段完成,不利于缩短装配和制造周期。因此有人就提出等温化的设计思想。

等温化设计就是采用某些技术使不同的仪器设备的温度趋于均匀化。它可以是局部等温化,也可以是近于整体均匀化。对于热设计而

言, 等温化是使原来温度高低不同的很多仪器设备联系成近于一个等温度的“大”的热节点。

当前实现等温化的技术途径一般有:

a. 采用密封舱结构, 内部充有气体。用风扇强迫气流循环, 以达到舱内温度均匀。此项技术在苏联的航天器上用得较多, 但是不适用于长寿命的应用卫星。

b. 利用热管技术使仪器安装板成为一个均匀板, 减少仪器与安装板之间的热阻, 使安装板上各仪器温度近于均匀。

c. 流体循环换热回路, 这已在国外载人航天器上应用。它是利用循环流体管路通过仪器设备的冷却板吸收热量再通过辐射器向空间排散热量的, 然后再回来吸收热量, 不断地循环工作。

d. 毛细抽吸两相环 (CPL)。这是较流体循环性能更好、可靠性更高的换热系统。由于是蒸发-凝结换热, 传热性能好, 温度均匀。

目前我国发展的各种应用卫星, 用热管技术实现等温化更为实际和有效。国外正积极发展此项技术。我国于 1985 年开始等温化技术的预先研究。1987 年该技术首先被 FY-2 气象卫星所采用。

总之, 等温化技术是提高系统水平和可靠性的有效新技术, 是今后卫星热控技术的重要发展方向, 它大大地简化了热分析计算的工作量。

## 7 低温光学系统的集成热分析法

与传统的热分析有所不同, 它是在轨道计算、外热流计算、温度场分析及热弹性分析基础上再加上光学分析, 最后以系统的光学性能 (如光学传递函数) 作为热设计评价的标准, 极大地提高了热分析的精度。由于这种方法综合考虑了热、光、材料和结构等因素对系统的影响, 因此被称为集成热分析方法。它也可以推广应用到其它低温光学系统的热分析方面。

集成分析法代表着工程热分析的最高水平, 这种方法首先采用热分析软件进行温度场

分析, 再对温度场进行热弹性分析, 把获得的光学元件的热弹性分析用特定软件转化为 Zernike 多项式, 最后导入光学分析软件 (ZEMAX) 中, 可求得光学系统的光学传递函数和各类光学像差, 并进行热分析综合评价。

## 8 航天领域主要用的热分析软件

### (1) SINDA/G

SINDA/G 软件是目前世界上最权威的热设计软件, 来源于美国航天工业, 共有 39 年的研发历史。SINDA/G 软件于 1996 年进入中国, 已成功地应用于我国载人航天工程和多颗卫星、载荷的热设计。

它是美国 Network Analysis, Inc 公司的产品, 用于温度场和热控制计算, 是基于集总参数和热阻-热容节点网络, 采用有限差分数值方法设计开发的专业热分析软件, 包括大量计算求解器、库函数和开放式用户开发环境。20 多年来, 已成功解决了航天、汽车和电子学领域中的最复杂的技术难题。

该软件可以提供实时图形显示模型的运行状况, 包括 CPU 运行时间、收敛性和时间步长, 以及任何用户希望实时监控的变量, 如温度、热流等, 其计算速度是常规算法的 1000 倍以上。与其它热分析软件相比, 它的计算速度更快, 数值稳定性更高, 精度更高。

### (2) NEVADA

NEVADA 软件是世界上第一个商业化的辐射分析软件, 基于 Monte-Carlo 方法和电磁辐射理论, 真实地模拟了各种复杂的辐射换热过程, 至今已有 36 年的研发历史。主要应用于美国国防和航天工业, 数以百计的卫星、星际宇航器和各种航天载荷的分析和设计都是用 NEVADA 软件进行的, 是美国航空航天局 (NASA) 的首选辐射分析软件。此外, NEVADA 还成功地应用于光学设计与分析、高真空污染分析、红外信号、熔炉设计、高能物理、太阳能系统优化, 以及其他以电磁波辐射为主的领域。

NEVADA 软件是美国 TAC Technologies 公司的产品, 于 1996 年开始进入中国航天领域, 已成

功地应用于我国载人航天工程和多颗卫星、载荷的热设计,是目前最权威和最可靠的辐射热计算软件。NEVADA 软件在辐射热分析方面具有其他软件所不具备的优越性能。由于采用了最先进的自动体元划分技术,新版本 NEVADA 软件的计算速度提高了 100 倍左右。它支持连续的计算,计算精度可以累加,可获得超高的计算精度,计算模型的节点少,速度会,精确可靠。

### (3) ANSYS

ANSYS 热分析包括热传导、热对流和热辐射三种传递方式。它首先通过热-电磁耦合分析,确定航天器中包括电磁发热的所有主要热源,然后考虑设备之间的热传导和热辐射以及航天器与外层空间之间的辐射,计算分析设备的温度场。

### (4) MSC/NASTRAN+PATRAN

MSC/Nastran 是世界上功能最全面、性能超群、应用最广泛的大型通用结构有限元分析软件,也是全球 CAE 工业标准的原代码程序。在国际合作和国际招标中,成为首选的工程分析和校验工具。能够有效解决各类大型复杂结构的强度、刚度、屈曲、模态、动力学、热力学、非线性、(噪)声学、流体-结构耦合、气动弹性、超单元、惯性释放及结构优化等问题。通过 MSC/NASTRAN 的分析可确保各个零部件及整个系统在最合理的环境下正常工作,获得最佳性能。

MSC/PATRAN 集几何访问、有限元建模、分析求解及数据可视化于一体的新一代框架式软件系统,通过其全新的“并行工程概念”和无可比拟的工程应用模块,将世界所有著名的 CAD/CAE/CAM/CAT(测试)软件系统及用户自编程序自然地融为一体。MSC.PATRAN 独有的 SGM(单一几何模型)技术可直接在几何模型一级访问各类 CAD 软件数据库系统,包括 UG、Pro/ENGINEER、CATIA、CADD5、Euclid、SolidEdge、Solidworks、AutoDesk MDT 及 I-DEAS 等任意 CAD/CAM 软件数据库。

### (5) ZEMAX

ZEMAX 是美国 Focus Software Inc. 开发的光学设计软件,可做光学组件设计与照明系统的照度分析,也可建立反射、折射、绕射等光学模型,并结合优化、公差等分析功能,是一套可以运算 Sequential 及 Non-Sequential 的软件。它是一套综合性的光学软件,在集成热分析中可求得光学系统的光学传递函数和各类光学像差,对光学系统进行综合热评价。

## 8 总结与展望

随着电子计算机的应用,航天器热分析逐渐地走向成熟,并且开始用专业的热分析软件进行热分析。国内目前较流行的软件有 NEVADA 和 SINDA,也有用 MSC/PATRAN、MSC/NASTRAN、MSC/MARC 和 ANSYS 作为热分析软件的。集成分析法代表着工程热分析的最高水平,它将成为今后低温光学系统热分析的主要手段。

在热分析的过程中,要将热分析和热试验结果进行比较,其目的就是找出它们各自的问题所在,进而找出热控设计的不足,改善热控效果。热分析先于热试验进行,因此它可以提供许多有价值的信息,便于确定热试验温度测点的布置、加热功率的大小、试验结果的预测等。热试验获取的结果是工作情况的反映,是验证热分析时所作的种种假设恰当与否的有效手段。通过对比,能够找出热分析时数学模型建立、材料属性、热工作载荷及其它出世条件和边界条件的确定等方面的不足,在初样设计中对热分析加以完善,并为今后的热分析积累丰富的经验。

在美国和其它一些空间技术非常发达的国家,工程分析已在航空航天领域的工程设计方面起主导作用。他们的一些用专用软件等进行过分析并获得通过的设计方案已不需专家审批就可以直接加工,而试验则变成了专门的鉴定手段。这是因为他们的工程分析水平已经非常高,能够比较准确地模拟实际情况。他们已度

过了试验与分析的紧密合作期，掌握了足够多经验并将之融合进工程分析中。热试验与热分析是相互促进、互为补充的，加强二者的合作是提高热控设计水平的必由之路。它能够逐步提高热分析的准确性，减少热试验次数，节约大量的试验费用，提高航天器的可靠性。

**参考文献**

[1] 闵桂荣, 郭舜. 航天器热控 (第二版). 科学出版社, 1998.  
 [2] 翁建华, 潘增富. 航天器热网络模型及其系数修正方法. 中国空间科学技术, 1995.8.  
 [3] 张立华. 有限元法在空间飞行器天线反射器热分析中的应用. 中国空间科学技术, 1999.2.  
 [4] 凤贤, 夏新林, 刘顺隆. 航天器温度场的蒙特卡罗洛法计算. 哈尔滨工程大学学报, Oct., 2001.

[5] 安翔, 张铎. 太阳能电池阵瞬态非线性温度场的精细算法. 中国空间科学技术, 2001.4.  
 [6] SPACECRAFT THERMAL CONTROL HANDBOOK, Martin Donabedian, The aerospace corporation, Aerospace Press, 2003.  
 [7] A THERMAL ANALYSIS APPROACH FOR THE MARS ODYSSEY SPACECRAFT'S SOLAR ARRAY John A. Dec and Ruth M. Amundsen AIAA 36th thermophysics conference 23-26 June 2003.  
 [8] A COMPARISON OF THERMAL NETWORK CORRECTION METHODS Sadao Shimoji AIAA 16th Thermophysics Conference June 23-25, 1981.  
 [9] THERMAL NETWORK CORRECTION TECHNIQUES T. Ishimoto and H. M. Pan AIAA Papers, 1970.

**国外专利介绍**

**单片铅-盐红外辐射探测器及制作方法**

美国专利 US6734516

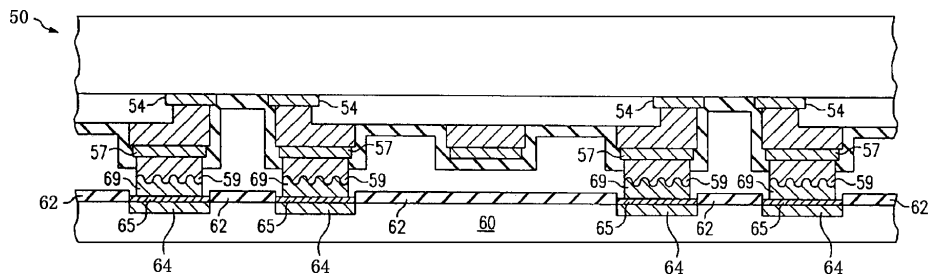
(2004年5月11日授权)

目前有多种高性能混成红外探测器存在,如HgCdTe或InSb等。这些探测器需要低温致冷,成本较高。除此之外,还有两种工作温度接近室温的红外探测器,如微测辐射热计和InGaAs探测器,遗憾的是,微测辐

射热计的时间常数较长,而InGaAs探测器需要用复杂的分子束外延沉积技术制备。

本发明提供一种无需低温致冷就具备良好性能的混成铅-盐红外探测器。该探测器包括一个焦平面列阵,该焦平面列阵的衬底上有一层经过刻划的敏化层。这层经过刻划的敏化层构成了二维列阵中的许多个分区,每个分区都有一个电接触,分区之间有一个公共的栅极。本发明的优点是,可以容易地制成短波红外和中波红外探测器。

本专利文献共17页,其中有7张插图。



高 编译

**简 讯**

**全光纤红外多光谱辐射计**

据《Applied Optics》杂志报道,以色列研究人员与美国研究人员最近通过合作,研制出了一种全光纤红外多光谱辐射计。这种全光纤红外多光谱辐射计中的不同光谱区是通过用空心玻璃波导作为滤光片而获

得的。采用空心玻璃波导的好处是,当使用双波段红外探测器时,每个空心玻璃波导可以用作两个不同光谱波光片。另外,比起常用的体材料红外滤光片来,空心玻璃波导的价格要便宜得多。

这种新型全光纤红外多光谱辐射计可以用于在室温下测量灰体的温度和发射率。

□ 高国龙