

文章编号: 1000-8349(2005)04-0355-08



有限元分析技术在空间太阳望远镜 结构设计中的应用

张 锐¹, 陈志远¹, 陈志平², 杨世模¹

(1. 中国科学院 国家天文台, 北京 100012; 2. 杭州电子科技大学 机电工程学院, 杭州 310018)

摘要: 有限元分析技术是现代工程领域中进行结构分析的一种数值方法, 已经广泛应用于天文仪器设计。它可使设计者了解被设计对象相应的特性, 发现强度或刚度等方面的薄弱点, 从而改进和优化设计。以空间太阳望远镜主桁架和主镜室的设计为例, 从几何建模、单元划分入手, 对静力学分析、模态分析、动态响应和热分析等各方面在空间太阳望远镜设计中的应用进行了阐述; 分析了有限元分析存在的误差、产生的原因以及如何减少误差; 叙述了有限元分析技术应用于天文仪器尤其是空间天文仪器的发展趋势。

关键词: 天文观测设备与技术; 有限元分析; 空间太阳望远镜; 结构分析; 模态分析; 动态响应; 热分析

中图分类号: P111.41; TH753^{+.1} **文献标识码:** A

1 引 言

有限元分析 (Finite Element Analysis, FEA) 技术是 20 世纪 50 年代末出现的处理固体力学的一种非常有效的数值方法。它采用计算机计算, 设计出人们期望的工程结果, 帮助人们用最快的速度、较少的试验次数、较低的成本实现研究目标。随着计算机技术的快速发展, 有限元分析技术迅速从结构工程强度分析计算扩展到各个学科领域。通过有限元分析, 设计人员在设计阶段就能比较精确地预测出被设计对象的技术性能, 从而减少设计成本、缩短设计和分析的循环周期、增加产品和工程的可靠性。

在空间太阳望远镜的结构设计中, 我们运用静力学和动态响应等分析对总体结构进行优化设计; 用热分析技术进行空间环境的热仿真分析、热影响分析研究; 用模态分析进行结构系统动力特性的研究。有限元分析的结果作为结构优化设计的理论基础, 起到了很好的指导作用。

收稿日期: 2005-05-30; 修回日期: 2005-07-22

2 有限元分析软件简介

目前常用的有限元分析软件主要包括以下几种：ANSYS、I-DEAS、PRO-E、MSC.NASTRAN/PATRAN、MSC.MARC 和 NE/NASTRAN 及 FEMAP 等。

我们使用的 MSC.NASTRAN/PATRAN 是世界上公认最佳的集几何访问、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。它功能全面、性能超越、应用广泛，是全球 CAE (Computer Aided Engineering) 工业标准的源代码程序^[1]，能有效解决各类大型复杂结构的强度、刚度、屈曲、模态、动力学、热力学及结构优化等问题。

3 空间太阳望远镜简介

空间太阳望远镜 (Space Solar Telescope, SST) 是中国第一个空间天文仪器计划，由中国科学院国家天文台进行样机研制。它的总体科学目标是通过协调的、多波段的、高分辨率的和不间断的观测，探测太阳大气中磁流体力学和磁流体力学过程中各种瞬变和稳态现象，实现太阳物理学的重大突破^[2]。具体科学目标如下：

(1) 探测太阳矢量磁场和速度场三维结构；(2) 研究太阳耀斑能量积累、存储和释放的物理机制；(3) 研究太阳大气精细结构，尤其是色球和日冕加热现象；(4) 研究太阳活动区在精细尺度上的演变；(5) 研究日地空间环境中的多种太阳瞬变现象；(6) 提供太阳活动预报及相关突变的多种参数。

4 有限元分析技术在空间太阳望远镜中的应用

4.1 静力学分析功能

线性静力学分析主要是研究线弹性结构的变形和应力，是工程结构分析和设计的最基本方法。通过有限元分析，可以找出设计中的薄弱环节和刚度、强度有余量的部位，为下一步设计提供理论基础。

图 1 为主镜室试验样机。对于空间太阳望远镜中的主镜 (直径为 1 m) 来说，静力学分析可以得到主镜的镜面变形，考察其在支撑状态下镜面面形变化是否能满足光学系统的要求。

对主镜室结构进行建模，得到有限元模型，如图 2 所示。主镜室结构通过基框凸缘上的 6 对螺栓与主桁架底部环梁连接。因此，对主镜室进行单独力学分析时，可认为螺栓的 6 个连接面为固定约束面。有限元模型中取相应的 6 个点为固定约束点。模型中共有 6090 个单元，5652 个实体单元，438 个壳单元和 27 个 MPC (Multi-Points Constraint)。MPC 用于模拟弹簧夹紧机构的夹紧作用。

我们用有限元分析技术分析主镜在不同受力状态下镜面变形的大小。地面调试状态在重力载荷的影响下，镜面变形必须小于 $0.015 \mu\text{m}$ (RMS)。地面调试状态采用经典的 hindle 支撑^[3]，选取 18 个支撑点，各个支撑点的位置如图 3 所示。有限元计算得到的镜面变形

(通过最佳拟合处理^[4])为 $0.014 \mu\text{m}$, 满足光学系统的要求, 变形云图如图 4 所示。



图 1 主镜室结构

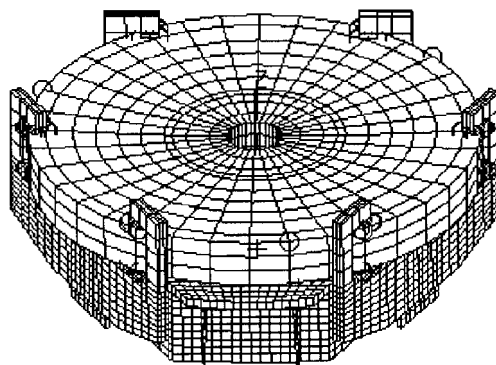


图 2 主镜室有限元模型图

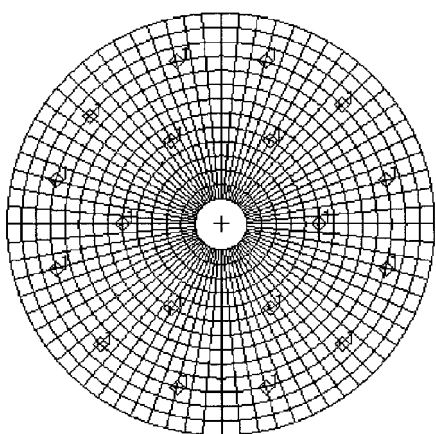


图 3 18 个支撑点的位置分布

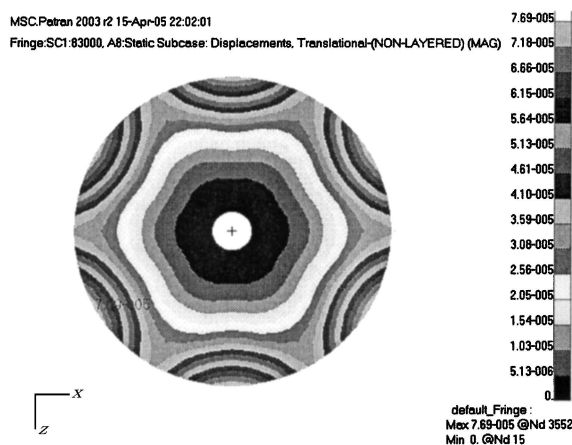


图 4 主镜变形云图

4.2 准静力分析功能

在主镜室结构中, 共用到 3 种不同材料: 微晶玻璃 (主镜)、钛合金 (基框等支撑系统)、热膨胀系数与微晶玻璃相近的因瓦合金 (Invar alloy, 固定于主镜侧向的两根杆)。3 种材料的物理特性列于表 1。

表 1 主镜室结构中的 3 种材料特性

材 料	密 度 $/10^{-6} \text{ kg} \cdot \text{mm}^{-3}$	泊松比	弹性模量 $/10^8 \text{ mN} \cdot \text{mm}^{-2}$
微晶玻璃	2.58	0.247	0.92
因瓦合金	8.12	0.250	1.34
钛合金	4.46	0.247	1.02

4.2.1 准静力分析条件

按照“CZ-4B”用户手册,加入安全系数后,主镜室将受到横向 3.6g、纵向 11.6g 和反向 -2g 加速度载荷的综合作用力。在此载荷下,结构承受的最大应力必须小于材料的屈服极限,以保证不产生永久变形。

4.2.2 “准静力载荷”对应的应力分析

施加“准静力载荷”,对结构进行应力分析,可获得结构的最大应力。这里主要分析 3 种材料所受的最大应力,然后与材料的屈服极限进行对比,结果如表 2 所示。

表 2 “准静力载荷”下的最大应力

结构材料	最大应力 /MPa	屈服极限 σ_b /MPa
微晶玻璃	8.03	35.8
因瓦合金	3.12	320
钛合金	6.39	686

从表 2 可以看出,每种材料所受的最大应力远远小于材料本身的屈服极限。其中微晶玻璃材料所受的最大应力只是材料屈服极限的 1/4;因瓦合金只是材料屈服极限的 1/100;钛合金材料则是 1/100。这说明结构的强度足够强,主镜室结构受卫星发射环境冲击时不会产生永久变形。

4.3 动力分析功能

进行模态分析和振动计算,可有效防止设计对象疲劳和被冲击破坏,以确保其安全。动力分析是分析软件最重要部分之一,也是软件分析水平高低的直接反映;模态分析主要是求解多自由度系统自由振动的固有频率和相应振型;瞬态响应分析是在时域内分析结构承受的载荷随时间变化时的动力响应^[5]。

模态试验的主要目标是结构动力特性分析,确定结构的各阶固有频率和各阶振型。结构模态试验需要有限元计算分析的支持。在试验前,应按实际结构的试验状态进行有限元建模和分析,目的是预先了解结构的主要模态特性,为模态试验的设计提供依据,提高试验质量。模态试验结果的数据与计算分析结果数据进行比较,通过分析误差产生原因,可以修正和优化物理、数学模型,使之更符合实际情况。试验结果和有限元分析结果都直接影响下一步设计和改进的方案。

我们对空间太阳望远镜主桁架进行了模态试验和分析。图 5 为主桁架试验样机三维示意图,图 6 是有限元计算得到的主桁架前 3 阶振型图,图 7 是模态试验得到的主桁架前 3 阶振型图。从图中可看到,试验得到的模态振型和计算得到的模态振型对应得很好,第一阶为局部振型,其余振型近似呼吸效应^[6]。表 3 是有限元计算与模态试验结果的对比。从中可以看出,试验所得频率均小于计算频率,主要原因是:主桁架为焊接件,而计算模型为刚性连接;试验中使用橡皮绳来模拟系统的自由悬挂状态,引进部分误差。模态参数的最大相对误差为 7.9%,说明计算结果是可信的。

表 3 有限元计算与模态试验结果对比

模态序号	试验频率 /Hz	计算频率 /Hz	相对误差 /%
1	62.20	65.526	5.08
2	79.96	81.200	1.53
3	80.81	87.742	7.90
4	85.54	89.192	4.09

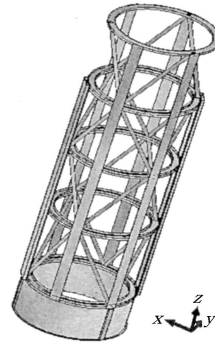


图 5 空间太阳望远镜的主桁架试验样机三维示意图

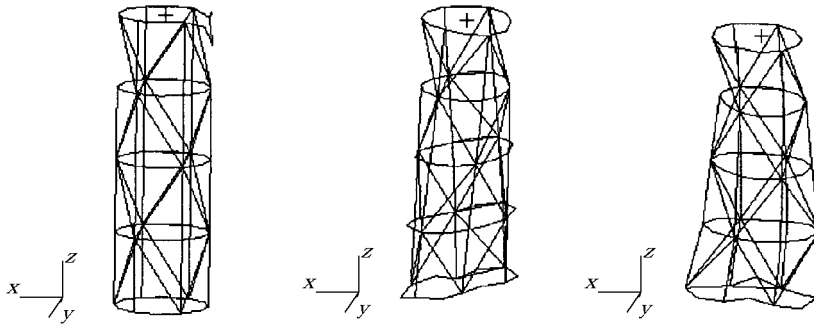


图 6 有限元计算得到的主桁架前 3 阶对应的振型图

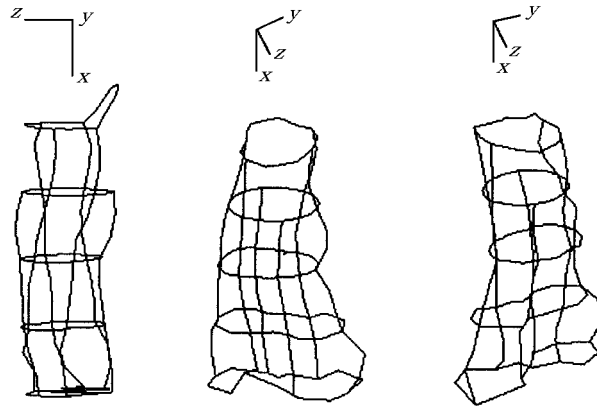


图 7 模态试验得到的主桁架前 3 阶振型图

4.4 热分析功能

空间结构的热分析主要包括轨道计算、外热流计算、温度场分析及热弹性分析。热分析的目的就是,根据空间太阳望远镜内、外受热情况及采取的热控措施,来确定望远镜各部分的温度变化规律,以便检验热设计是否已将关键部件的温度控制在所要求的范围内,热弹性变形是否超差,并预示给定条件下空间结构的实际运行温度,最终使各仪器的温度分布更加合理,确保光学元件的面形及离轴、离焦、倾斜等均在许用范围内^[2]。

热计算和热影响分析实际上是用有限元分析技术将它简化为在一定热工况(温度边界条件)下的力学计算与分析。给定一个边界温度,根据传热学原理用 NASTRAN/Thermal 模块进行热计算,求得温度场分布,并生成一个温度场的域函数,即以节点号和节点位置为自变量、以节点温度值为函数值的域函数(field)。然后将这个域函数作为力学计算的边界条件,引入到 NASTRAN/Structure 模型中。最后求解刚度矩阵方程,获得结构热变形。

我们对空间太阳望远镜的主镜进行热分析。图 8 为主镜轴向 10°C 温差的热变形^[2],其中(a)图为主镜的综合热变形,(b)图为沿 Z 轴方向的热变形。可以看出,沿 Z 轴方向的热变形更均匀。通过主镜室热控试验,可以验证有限元分析的正确性,并对新的主镜室的热设计提供理论基础和相应的试验数据。

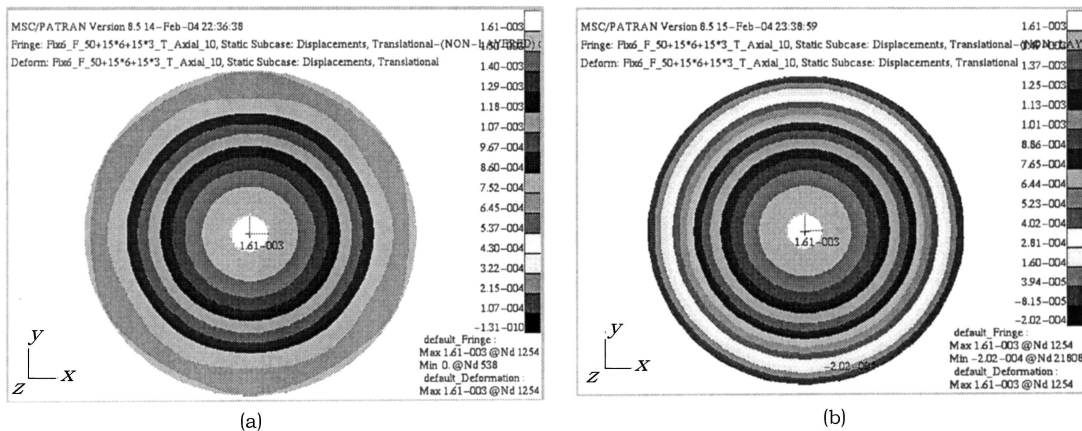


图 8 主镜轴向 10°C 温差的热变形

(a) 主镜的综合热变形; (b) 沿 Z 轴方向的热变形。

5 有限元分析的误差来源^[7]

有限元分析基于虚功原理,建立以虚位移为变量的泛函,并通过变分原理导出其控制方程。它在实际工程分析中的应用是通过对连续体进行物理离散(划分成单元)和数学离散(单元位移函数分片插值),然后再进行联立求解来实现的。因此用有限元分析技术进行工程分析的误差主要来自物理建模及其数学表达,此外还有输入参数误差等。图 9 为用有限元分析技术进行工程分析的误差来源及其分类。

(1) 物理模型误差

物理模型误差主要指有限元物理模型逼近真实结构的程度。有限元分析的物理模型是根据实际设计结构形状特点、材料类型、载荷形式、边界条件、分析计算类型、精度要求等诸多因素进行综合考虑、权衡建模的。

(2) 数学模型误差

数学模型误差主要由单元位移函数的多项式阶数偏低引起。在相同网格密度情况下, 单元尺寸相同, 位移函数多项式阶数越高, 相邻二次叠代间收敛误差越小, 相应求解精度也越高。

(3) 输入参数误差

输入参数误差主要由输入参数与实际数据差产生。在用有限元分析技术进行工程分析时, 所输入的参数主要包括: 结构属性描述, 如系统的阻尼、集中质量等; 材料属性描述, 如弹性模量、泊松比、密度、热膨胀系数等; 载荷函数描述, 如载荷大小、分布及随时间变化的函数表达式等。

上述误差的存在使得试验数据与有限元分析结果存在一定的偏离。因此, 有限元模型的建立、边界条件及数学模型的选取对计算结果有直接影响。

有限元分析的主要目的是利用分析和模拟仿真结果指导下一步的设计和试验。在建模过程中会引入相应的误差, 但通过试验得到数据, 然后与有限元分析计算结果对比, 修正有限元分析中的物理模型和数学模型, 可减少因物理建模和数学模型带来的误差, 使分析计算结果更接近实际情况。利用改进后的有限元模型进行更符合实际情况的计算, 其计算结果和试验结果对优化和改进设计都具有指导意义。在空间太阳望远镜设计中, 通常经过建模、计算、试验、修正模型、再计算和优化设计这样的流程来完成各个部分的结构设计。

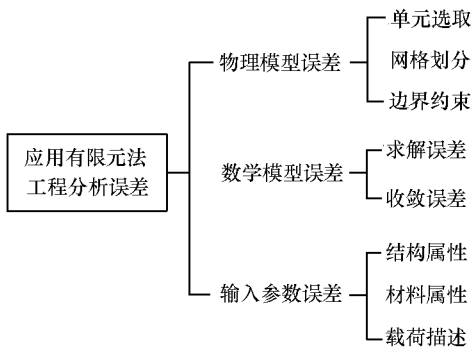


图9 有限元分析的误差来源

6 结论和展望

利用有限元分析技术来完成结构分析、优化和设计, 是空间太阳望远镜结构设计非常重要的一步。通过有限元分析和优化设计, 可以更清楚地了解设计中的薄弱环节以及刚度、强度有余量的部位, 为下一步设计提供相应的数据; 确定主镜支撑结构的最佳位置, 以保证在地面调试状态镜面变形满足光学系统的要求。其次, 热分析得到的结果可以看出温度变化形态和规律, 为热控试验提供可对比的数据, 并为热控设计提供科学的参考数据。通过分析计算结果与试验结果的误差, 还可修正和优化计算分析的数学模型和物理模型, 减少因建模带来的误差, 使有限元分析计算结果更接近实际情况。总之, 有限元分析技术在空间太阳望远镜设计中得到广泛应用, 并起着重要作用。

随着天文学家对天文仪器要求的提高, 天文仪器将从地面逐渐向空间转移。空间仪器除了在光学系统内的部件, 例如由于支撑结构和温度变化等引起的主镜镜面变形、整个光路中元件位置的保持、光学元件在发射过程中是否能够承受冲击和振动引起的破坏等方面存在困

难和挑战, 在整体结构设计方面同样面临很多问题, 例如支撑结构的强度和刚度、所能保持的精度以及整个仪器的可靠性等。有限元分析为空间仪器的设计提供可靠的理论数据和试验数据, 其相应的试验(模态、振动和热控等各种空间环境试验)数据, 可使有限元分析的计算结果更精确, 保证整个工程的顺利进行。

参考文献:

- [1] 陈志平. 博士论文, 北京: 中国科学院国家天文台, 2004: 6
- [2] Ai G X. *Adv. Space Res.*, 1998, 21: 305
- [3] Wilson R N. *Reflecting Telescope Optics*, Vol. II, Berlin: Springer Press, 1999: 242~274
- [4] 沈龙, 俞宪寿. *电信技术研究*, 1996, 5: 1
- [5] 陈志远. 博士论文, 北京: 中国科学院国家天文台, 2004: 97~100
- [6] 陈志平. *光电工程*, 2004, 12: 1
- [7] 卢铿, 吴清文, 牛晓明. *光学精密工程*, 1995, 12: 34

Application of Finite Element Method to the Structure Design of the Space Solar Telescope

ZHANG Rui¹, CHEN Zhi-yuan¹, CHEN Zhi-ping², YANG Shi-mo¹

(1. *National Astronomical Observatories, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100012, China*; 2. *Electronic & Engineering College, Hangzhou Dianzi University, Hangzhou 310018, China*)

Abstract: Finite Element Method (FEM), the primary numerical means to process structure analysis in the modern engineering field, is adopted widely in the design of astronomical instruments at present. It can help designers to find out various characteristics of the object, to discover the weakness in stiffness and strength, and to improve and optimize the design as well. It is also used widely in many processes during the designing of the Space Solar Telescope (SST), such as in the main truss and the primary cell. From the beginning of the geometry modeling and the finite element creating, many aspects such as linear static, modal analysis, transient response and thermal analysis are demonstrated in SST. The error existing in the FEM, why it exists, and how to reduce it are discussed. Finally, the development trend of FEM in the astronomical instruments especially the space astronomical instruments is presented.

Key words: astronomical facilities and technique; Finite Element Method; Space Solar Telescope (SST); structure analysis; modal analysis; transient response; thermal analysis