

AMS-02 航天探测器热控制系统静力分析与实验研究

闫法义, 程 林, 邹 勇

(山东大学热科学与工程研究中心, 济南 250061)

摘 要: 基于阿尔法磁谱仪(AMS-02)发射、着陆和在轨运行三种工况,用有限元方法对 AMS-02 热控制系统进行了静力学分析。考虑了发射和着陆极限工况下运载工具与 AMS-02 的载荷耦合,AMS-02 热控制系统的设计载荷系数用沿 AMS-02 坐标系三个坐标轴方向的重力加速度和角加速度等效表示。计算得到了 AMS-02 热控制系统各组件的位移和应力。数值分析结果与实际测试结果进行了对比,吻合较好,验证了该静力分析方法的有效性,为最终优化设计提供了依据。

关键词: AMS-02 热控制系统; 有限元法; 静力分析; 载荷耦合分析; 静力测试

中图分类号: V414

文献标识码: A

文章编号: 1000-1328(2009)05-2097-06

DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2009.05.059

0 引言

静力学分析是航天器结构分析的重要内容,是航天器进行强度、稳定性和失效校核的基础。有限元分析法可以预测航天器结构的数值行为,是航天器设计与优化的强有力工具。与普通仪器不同,在进行结构分析时,航天器的计算载荷繁多、复杂,航天器在其生命周期内要经历发射、在轨运行和着陆三种工况。不仅要计算航天器的惯性载荷、强制位移载荷、声载荷等,还要考虑在发射和着陆时各种载荷与运载工具之间的振动耦合^[1-2]。因而,正确地加载计算载荷不仅是航天器有限元静力分析的关键,更是结构优化的基础。

AMS-02 是一个大型粒子物理探测器,将被安装到国际空间站上运行至少三年^[3]。本文以 AMS-02 热控制系统的制造为工程背景,研究了航天探测器热控制系统的有限元静力分析方法,对比了测试结果与有限元分析结果,验证了该分析方法的有效性。

1 静力分析需求

AMS-02 热控制系统静力分析主要求解在极限载荷工况下部件的位移和最大应力,文中采用有限元软件 MSC. NASTRAN 线性静力分析求解器对其进行线性静力分析。位移分析用以确定结构是否满

足刚度要求;各主要受力部件的最大应力包括求解板片的最大 Von Mises 应力和杆的最大组合应力进行极限强度和屈服强度校验。

热控制系统组件的安全裕度(Margin of Safety, MoS)是评价其在极限载荷作用下是否失效的标准,所有值必须为正。安全裕度定义如下^[4]:

对于屈服强度,校验标准为:

$$\text{MoS}_Y = \frac{\sigma_Y}{SF_Y \cdot \sigma_{Load}} - 1.0 \quad (1)$$

对于极限强度,校验标准为:

$$\text{MoS}_U = \frac{\sigma_U}{SF_U \cdot \sigma_{Load}} - 1.0 \quad (2)$$

式(1)、(2)中, σ_Y 为材料的屈服强度, σ_U 为材料的极限强度, SF_Y 为屈服强度安全系数, SF_U 为极限强度安全系数, σ_{Load} 是由外部载荷确定的最大等效应力。在热控制系统的组件没有安全失效的情况下,其屈服强度安全系数 SF_Y 为 1.25,极限强度安全系数 SF_U 为 2.0^[4]。

根据以前 AMS-02 热控制系统的分析结果,在探测器操作和非操作两种状态下,AMS-02 热控制系统各组件的温度范围为 $-40 \sim 80^\circ\text{C}$,热控制系统的温度梯度较小,温度变化对组件性能的影响也较小^[5]。因此在本研究中为简化计算,忽略了温度场的影响。

2 有限元建模

图 1 所示为 AMS-02 的整体结构图。阿尔法磁谱仪由强磁体和一组精密探测器组成。其中,实现 AMS 科学目标的关键是一个能在宇宙空间条件下运行的强磁体,以区分带电粒子电荷的符号,精确测量它们的动量,并配合其它测量,识别粒子种类,该强磁铁被置于真空舱(Vacuum Case)中。AMS 内部探测器由以下部分组成:穿越辐射探测器(TRD),飞行时间计数器(TOF),硅微条径迹探测器(Tracker),环像切仑可夫计数器(RICH),电磁量能器(ECAL),触发及数据采集系统等。各组件及子探测器集成装配在探测器唯一支架(USS)上。

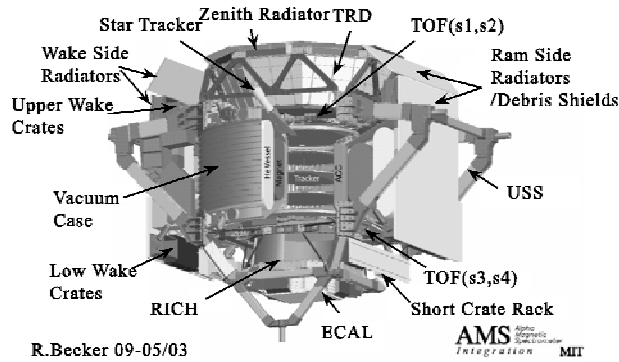


图 1 AMS-02 整体结构
Fig. 1 General view of the AMS-02

如图 2 所示,AMS-02 热控制系统主要由 RAM 侧热控制部分和 WAKE 侧热控制部分组成,并被安装在 USS 上。TCS 主要包括 WAKE 侧散热板(WAKE Radiator)、RAM 侧散热板(RAM Radiator),以及安装于其上的电子箱和与 USS 相连的支架 Bracket(上、中、下)。RAM 和 WAKE 侧散热板分别由主散热板和 Tracker 散热板(Tracker Radiator)组成。通过支架,该两侧热控制部分被安装于 USS 上。支架通过螺钉与电子箱、USS 等连接,为刚性连接^[6]。

电子箱分为电子组件箱(Crate)和功率分配箱(XPD),由连接件(Link)和螺钉连接并被安装在主散热板上。主散热板和 Tracker 散热板为蜂窝结构,主要由环路热管、发泡材料 ROHACELL 和外面的铝合金辐射片组成,并被高粘度胶粘贴在一起。另外,Tracker 散热板上装有四个低温冷却器。限于篇幅,

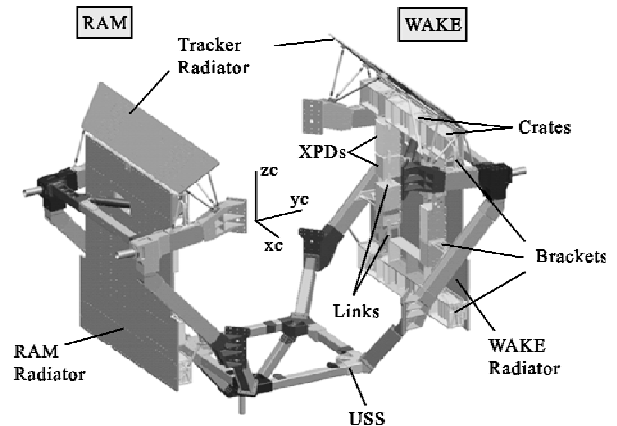


图 2 TCS 结构及 USS 装配结构图
Fig. 2 Structure of the TCS on the USS

本文以 WAKE 侧热控制部分为研究对象进行静力分析。

2.1 热控制系统有限元模型

图 3 所示为 WAKE 侧热控制部分的有限元模型。电子箱板和散热板为简单的板片结构,形状规则,在划分网格时采用四边形平板单元(Quad),网格较密以保证计算精度。电子箱内部元件和散热板内部的热管则划分为简单的梁单元(Bar)。对于主要的受力部件电子箱连接件和支架则应用四面体(Tet)单元。连接处的紧固件按照梁单元划分网格。在有限元模型中共有 2448 个实体单元,69295 个板单元,12094 个梁单元。

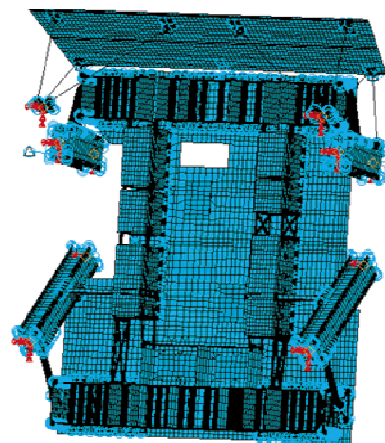


图 3 WAKE 侧热控制系统有限元模型及约束
Fig. 3 Finite element model and constraints of the WAKE TCS

2.2 元素组、材料特性的定义

有限元分析的元素组、材料特性的定义见表 1。

表 1 元素组及材料特性^[7]
Table 1 Elements and material properties^[7]

组件	上支架	中支架	下支架		主散热板	Tracker 散热板	电子组件箱	功率分配箱	电子箱连接件
单元形式	板单元 体单元	板单元 杆单元	板单元	杆单元	板单元	板单元	板单元	板单元	体单元
材料	AL 7075 T7352	AL 7075 T7351	AL7075 T7351	AL 6061 T651	AL 2024 T81	AL 2024 T81	AL 7075 T7351	AL 7075 T7351	AL 7075 T7351
密度(kg/m ³)	2796	2796	2796	2713	2768	2768	2796	2796	2796
弹性模量(MPa)	70327	71016	71016	68258	72395	72395	71016	71016	71016
泊松比	0.33	0.33	0.33	0.33	0.33	0.33	0.33	0.33	0.33
屈服强度(MPa)	285.2	298.2	298.2	226.8	375.9	375.9	298.2	298.2	298.2
极限强度(MPa)	369.4	369.4	369.4	271.7	434.2	434.2	369.4	369.4	369.4

2.3 约束

如图 3 所示,WAKE 侧热控制部分通过支架(上、中、下)与探测器整体支架 USS 相连。这些连接通过 8 个单点约束(6 自由度)与刚性单元(RBE2)相连,另外两个单点约束(6 自由度)则用来约束 Tracker Radiator。

3 载荷工况

AMS-02 热控制系统的计算载荷主要由系统惯性载荷,约束引起的强迫位移载荷,声载荷和舱外运动载荷组成。

(1) 惯性载荷

系统的惯性载荷根据整个 AMS-02 的有限元模型计算得到。

(2) 强迫位移载荷

强迫位移载荷是一种将假定的载荷作用于航空器二级结构(如 AMS-02 热控制系统)的方法。当 AMS-02 被发射时,必将产生较大的拉伸和旋转位移,应计算强迫位移载荷对热控制系统的作用。上述载荷可简化为作用(拉或者压)于热控制系统和 USS 相连处的特定有限元模型节点上,从而求得相应的等效应力。根据 NASA 提供的热控制系统沿惯性坐标系 X、Y、Z 方向的位移和绕其旋转的弧度^[8],可以计算得到强迫位移载荷。

(3) 声载荷

在 AMS-02 发射时,强随机噪声产生共振引起声载荷,并且它将添加到惯性载荷和强迫位移载荷上。在计算热控制系统载荷时,第一,定义声载荷作用的区域。除电子箱后区域的散热板外,所有散热板均为声载荷作用区域。第二,计算该区域散热板的质量和惯性力。第三,计算声载荷作用于上述区

域的力(根据文献[4],该力 3 倍于声载荷作用区域的惯性力)。最后,将第二、三所得力之和除以声载荷作用区域的面积,可计算出作用于散热板上的等效压力,并将该压力应用到有限元模型中。

(4) 舱外运动载荷

舱外运动载荷仅为 AMS-02 在太空中绕轨道运行时,主要作用于热控制系统外部结构的载荷。舱外运动载荷主要分为出舱和意外碰撞两种情况。出舱载荷垂直于热控制系统的表面,大小为 889.6N;意外碰撞载荷则是随机的,沿任意方向,大小为 556N^[4]。分别选择电子箱侧板,散热板中心以及散热板与电子箱相连的点作为运载载荷作用的位置进行计算。

AMS-02 要经历发射、在轨运行和着陆三种工况,因而要承受三种工况下载荷的分别作用。表 2 总结了三种载荷工况下 AMS-02 WAKE 侧热控制部分所受的载荷。在发射和着陆时,每种工况又包含 64 种子工况;在轨运行时则有 12 种子工况。这 140 种载荷工况在有限元分析时分别予以加载,从而可求得热控制系统各部件可能产生的最大位移和最大应力^[4]。

表 2 WAKE 热控制部分载荷工况汇总

Table 2 Summary of Load cases of WAKE side TCS

载荷子工况	惯性载荷	强制位移载荷	声载荷	舱外运动载荷	载荷工况
1001-1064	是	是	是	-	发射
2001-2064	是	是	-	-	着陆
6001-6012	-	-	-	是	在轨运行

根据波音公司提供的航天飞机发射和着陆受力函数模型^[9],对 AMS-02 与航天飞机的飞行耦合进行了分析。分析目的是求得设计载荷系数,分析结

果如表 3 所示^[4]。设计载荷系数用沿坐标系三个坐标轴方向的重力加速度 $N(g)$ 和角加速度 $R(\text{rad}/\text{s}^2)$ 表示。

表 3 发射和着陆工况下设计载荷系数

Table 3 Design load factors of launch and landing cases

Load Case	N_x (g)	N_y (g)	N_z (g)	R_x (rad/sec ²)	R_y (rad/sec ²)	R_z (rad/sec ²)
1001-1064	+3.7	+1.4	+1.4	+4.5	+8.4	+3.9
	-0.4	-1.6	-1.5	-4.1	-11.0	-4.1
2001-2064	+1.7	+1.1	+2.7	+12.5	+14.7	+12.1
	-2.0	-1.1	-7.4	-11.1	-18.1	-10.0

4 分析结果

运用大型有限元分析软件 MSC. NASTRAN 对 AMS-02 热控制系统进行了静力分析,求得了 WAKE 侧热控制部分的位移和各关键受力部件的应力,为其装配分析和安全校验提供了依据。

4.1 位移

WAKE 侧热控制部分极限载荷工况(发射)下的变形见图 4,最大位移发生在主散热板的下部节点 622831 处,其值为 12.6 毫米。

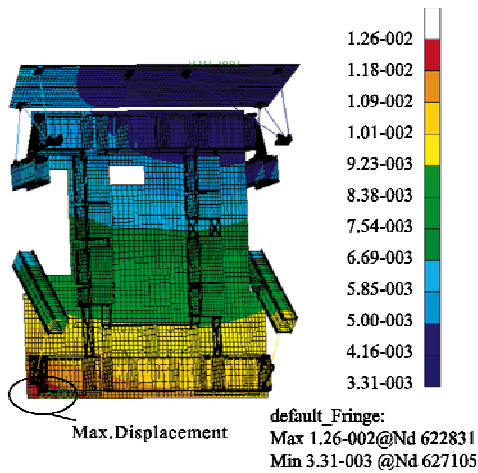


图 4 WAKE 侧热控制部分位移云图

Fig. 4 Deformation distribution of the WAKE radiator

4.2 应力

以热控制系统上支架的应力分析为例,图 5 和图 6 中所示应力是作用于上支架的应力分析结果。WAKE 侧热控制部分上支架板壳单元受力的极限工况下,最大冯氏应力为 144MPa;上支架体单元受力的极限工况下最大冯氏应力为 165MPa。根据方

程(1)、(2),可以求得上支架的安全裕度(见表 4)。类似地,可求得作用于热控制系统其它关键受力部件上的最大应力及安全裕度(见表 4)。

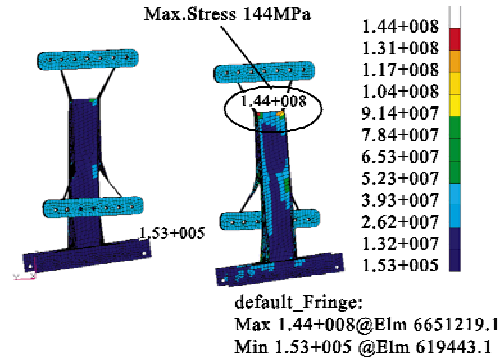


图 5 WAKE 侧热控制部分板单元应力云图

Fig. 5 Stress distribution of the top bracket plate for the

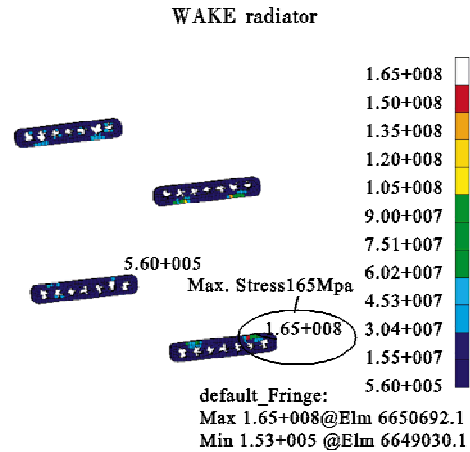


图 6 WAKE 侧热控制部分体单元应力云图

Fig. 6 Stress distribution of the top bracket solid for the

表 4 WAKE 侧热控制部分关键组件最大应力及安全裕度

Table 4 Maximum stresses and MoS of the key parts in the

WAKE side TCS

组件	单元形式	最大应力 (MPa)	MoS _y	MoS _l
上支架	板单元	144	0.58	0.28
	体单元	165	0.38	0.12
中支架	板单元	146	0.63	0.27
	杆单元	175	0.36	0.06
下支架	板单元	79	2.02	1.34
	杆单元	10	17.1	12.6
主散热板	板单元	121	1.49	0.79
Tracker 散热板	板单元	190	0.58	0.14
电子箱	板单元	165	0.45	0.12
功率分配箱	板单元	150	0.59	0.23
电子箱连接件	体单元	139	0.72	0.33

从表 4 可以看出,WAKE 侧热控制部分关键受力部件的安全裕度均为正,表明这些组件是安全的。对于下支架、主散热板等安全裕度较高的组件,仍然有优化的空间,从而减轻其质量、降低发射费用。RAM 侧热控制部分的静力分析可以按上述方法进行,不再赘述。

4.3 分析与测试结果对比

AMS-02 装配完成后进行了静力学测试,对热控制部分关键受力部件支架、连接件等进行了应变测试^[10],如图 7 所示为 AMS-02 测试组构图。测试中模拟上述三种工况的载荷加载到 AMS-02 上,用应变仪测量支架、连接件和散热板等组件上的应变。载荷从 0 按 10% 的增量增加到最大值,然后按 10% 递减到 0。限于篇幅,这里仅给出发射工况下的部分测量结果(LC 102)。图 8 为 WAKE 侧热控制部分测量结果与数值分析结果对比。图中应变仪 1002 和应变仪 1001 分别布于图 2 中 WAKE 侧热控制部分的左、右上支架体单元上,应变仪 1003 和 1004 分别布于左、右中支架的杆单元上。图 8 中,虚线为预期的有限元分析结果,实线为测试结果。从结果的比对可以看出,应变测量值和预期值吻合较好。考虑应变仪的迟滞效应带来的测量误差的影响,根据上支架、中支架材料的应力-应变曲线^[7]可知,预期应力值和实测应力值之差在有限元分析应力的 10% 以内,验证了文中所述静力学分析方法的有效性。

在太空工作的阿尔法磁谱仪是一复杂系统,限于篇幅,本文提供了 AMS-02 热控制系统的静力分析部分,其相关的动态特性分析将另文陈述。

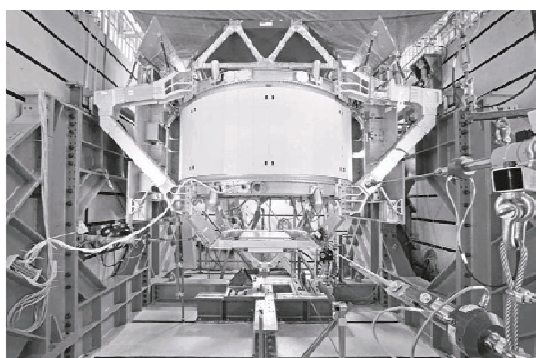


图 7 AMS-02 测试组构图

Fig. 7 Photo of the test set-up in iABG

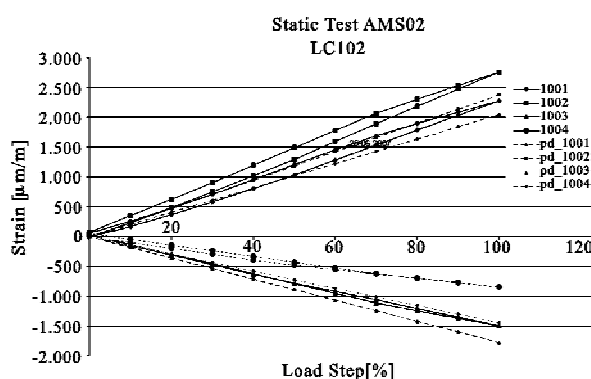


图 8 工况 LC 102 下预期值与实测应变值对比^[10]

Fig. 8 Comparison between the predicted strains and the test strains during test LC 102^[10]

5 结论

本文将设计载荷系数用等效重力加速度和角加速度表达,用有限元法对 AMS-02 热控制系统进行了加载计算,预测了 WAKE 侧热控制部分的静力学数值行为。得到了 WAKE 侧热控制部分极限载荷工况下最大位移发生的区域,计算了各关键受力组件的最大应力并进行了安全校核。文中所述有限元数值分析结果与实测结果进行了比较,吻合良好,表明该计算方法完全适用于 AMS-02 的设计分析,该研究为最终的设计和优化提供了依据。

参考文献:

- [1] Calvi A. Uncertainty-based loads analysis for spacecraft: Finite element model validation and dynamic responses [J]. *Computers and Structures*, 2005, 83: 1103 - 1112.
- [2] Scharton T and Vujeich M. Combined Loads. Vibration and modal testing of the QuikSCAT spacecraft [J]. *Journal of the Institute of Environmental Sciences and Technology*, 1999, 42(5): 36 - 42.
- [3] Barao F. AMS-alpha magnetic spectrometer on the international space station [J]. *Nuclear Instruments and Methods in Physics Research A*, 2004, 535(1-2): 134 - 138.
- [4] Martin T D. Alpha Magnetic Spectrometer-02 Structural Verification Plan for the Space Transportation System and International Space Station [R]. JSC-28792 Rev. B, NASA Space and Life Sciences Directorate Flight Project Division, December 2001-Rev. B.
- [5] XIN Gong-ming, DU Wen-jing, et al. Main and Tracker Radiator Thermal Analysis Report [R]. AMSTCS-TN-CGS-004, Carlo Gavazzi Space, 2008.

- [6] 闫法义, 程林, 等. 一种热控制器紧固件连接的安全分析与校验研究[J]. 机械科学与技术, 2008, 27 (9): 1146 - 1150. [YAN Fa-yi, CHENG Lin, et al. Safety analysis and verification for the connection of fasteners in a spacecraft thermal control system[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2008, 27(9): 1146 - 1150 (in Chinese)].
- [7] MIL-HDBK-5. Metallic Materials and Elements for Aerospace Vehicle Structures[S]. Aeronautical System Center, 1998, 8 (2): 8 - 113.
- [8] NASA. Attached Payload Interface Requirements Document [R]. SSP-57003, Johnson Space Center, Houston, Texas, 1999.
- [9] Boeing. Space Shuttle Structural Math Model and Forcing Function Delivery (TM 270-400-99-081)[R]. Downey, California, 1999, 30.
- [10] Albrecht W. AMS-02 Static and Modal Tests-Test Report; Static Tests[R]. B-TA 4086, IABG, 2007.

作者简介: 闫法义(1978 -), 男, 博士生, 研究方向为复杂产品创新设计与结构分析、虚拟现实技术。

通信地址: 山东省济南市山东大学南校区 88 号信箱(250061)

电话: (0531)88399598

E-mail: fayi_yan@yahoo.com.cn

Static Analysis and Experimental Study of the AMS-02 Thermal Control System

YAN Fa-yi, CHENG Lin, ZOU Yong

(Institute of Thermal Science and Technology, Shandong University, Jinan 250061, China)

Abstract: The static analysis of the Alpha Magnetic Spectrometer (AMS-02) thermal control system (TCS) was performed by applying Finite Element Method. Load cases of launch, landing and on-orbit were imposed on the AMS-02 TCS respectively. In the launch case and landing case, the coupled load analysis for the AMS-02 and the space shuttle vehicle were carried out to get the design load factors, which were equivalently represented by acceleration of gravity and angular acceleration along three coordinate axes in the AMS-02 coordinate system. By comparison, the displacements and stresses of the TCS about the predicted numerical results are very close with that of the test results. It is proved that the static analysis and the load analysis method in this paper are effective. The study in this paper can provide the basis for the final design and optimization of the structure for the AMS-02 TCS.

Key words: AMS-02 TCS; FEM; Static analysis; Coupled load analysis; Static test