

MSC/NASTRAN软件在复杂结构力学特性分析中的应用*

Mechanical Analysis of Complex Structures Using MSC/NASTRAN Software System

蒙上阳** 唐国金 雷勇军

Meng Shangyang Tang Guojin Lei Yongjun

(国防科学技术大学航天与材料工程学院 湖南省长沙市 410073)

(College of Aerospace and Material Eng., National Univ. of Defence Tech., Changsha, Hunan, 410073, China)

摘要 利用 MSC/NASTRAN有限元分析软件分析运载火箭仪器舱的屈曲与振动、撞击岩石、固体导弹装药结构完整性、气动加热对固体导弹应力场的影响、运载火箭竖立状态振型等 5个复杂结构力学特性,结果表明, MSC/NASTRAN的分析精度较高。

关键词 复杂结构 模态 碰撞 结构完整性 应力分析 MSC/NASTRAN 软件
中图法分类号 V 435

Abstract The mechanical performance of some complex structures in various application fields is analyzed with the employment of MSC/NASTRAN software system, such as the vibration and stability analyses of fore instrument-cabin of certain missile, the dynamic response of a kind of launch vehicle, the analysis of structure integrity of solid rocket motor and impact response of mountain rock, etc. Meanwhile some experiences are gathered in building finite element models for static, dynamic, free vibration and transient response of complex structures in the application of MSC/NASTRAN software system.

Key words complex structures, natural mode, impact response, structure integrity, stress analysis, MSC/NASTRAN software system

随着社会发展的需要,在各个领域中出现了越来越多的复杂结构,这些结构在工作过程中会承受多种外载荷的联合作用,其应力、应变、位移、热变形及振动响应等问题的分析均比较复杂。过去由于计算机的限制,对复杂结构的力学分析常感到力不从心,近十年来随着计算机技术和图形设备性能的不断提高,结构 CAD/CAM 技术的迅速发展,以及计算力学理论的进一步完善,结构 CAE 技术如今已成功地应用于各种工程部门的结构设计。采用先进的结构 CAE 分析软件进行结构设计与分析,有利于节约研制费用、缩短研制周期,提高产品竞争能力。同时可以全面、精确分析设计对象的物理状态,寻找最优参数,以便进行经济合理的结构设计。以有限元法为基础的各种通用结构 CAE 分析软件现阶段种类非常多,它

们以各自的优势在各自的工程部门得到了成功的应用。一些著名结构分析软件包括 MSC/NASTRAN, ANSYS, ABAQUS, MARCD, SAP91 等。而其中由美国宇航局支持发展的 NASTRAN 软件以其完备的前后处理技术、优化的数值求解方法、全面的结构分析能力已成为有限元分析软件的典范。下面仅就几个具体例子对 MSC/NASTRAN 在结构分析中的应用做简单介绍。

1 复杂结构力学特性分析

1.1 某型号运载火箭仪器舱的屈曲与振动模态分析

仪器舱是火箭结构的重要组成部分,一般位于火箭上部,其主要功能是为火箭的各种仪器设备提供有效的安装空间和正常的工作环境。

在火箭工作过程中,仪器舱要承受较大的外载荷作用,包括轴向力、弯矩、剪力、外压和振动载荷等,因此,仪器舱也是火箭结构的承载部件。针对不同的设计用途和不同的承载情况,仪器舱所采用的结构形

2001-09-19 收稿, 2001-11-29 修回。

* 国家教委骨干教师资助计划项目。

** 现为国防科学技术大学在读博士,工作单位:桂林陆军学院。

式也不同,主要包括薄壁密框、桁梁式薄壁加筋、整体壁板网格加筋、夹层薄壁的圆柱壳或截锥壳等结构形式

由于仪器舱内的仪器设备起到控制、稳定火箭正常飞行的关键性作用,所以在仪器舱的结构设计过程中,必须根据初步设计给出的外载荷情况、可靠性指标及总体设计参数等,针对不同的设计模型,包括仪器设备的不同安装位置、加筋形式和位置、开口大小和位置等因素建立合适的分析模型,进行仪器舱的强度刚度分析、稳定性计算和振动特性分析,以便为结构设计提供合理的理论依据,从多个分析模型中选择出最优的结构设计方案。

针对某型号运载火箭的复合材料前仪器舱的振动与稳定性问题,采用四边形四节点板壳单元 (QUAD4) 和两节点梁单元 (BAR) 为该仪器舱建立了 144种不同的有限元分析模型,这些模型主要考虑了材料的铺层方向、边界条件、开口位置和开口补强方式等不同因素的组合。如图 1所示为仪器舱的结构模型及网格划分。图 2给出了该结构的轴压屈曲模态和一阶自由振动模态的示意图

1.2 对岩石撞击的分析

碰撞是一种非常常见的现象,如车辆的碰撞、船体触礁和子弹的侵彻等。对碰撞现象的分析与模拟所具有的重要价值是显而易见的。碰撞事故的发生对乘员保护十分重要,同时被撞物的破坏程度分析也是很重要的。

1999年 12月 11日,“99张家界国际特技飞行大奖赛——飞机穿越天门洞”的表演,实现了人类首次架机穿越天然山洞的壮举。在这次活动的筹划期间,担心万一失败发生飞机撞在洞壁上造成岩石崩塌,世上独一无二的自然风光不再,也是人类的巨大遗憾。

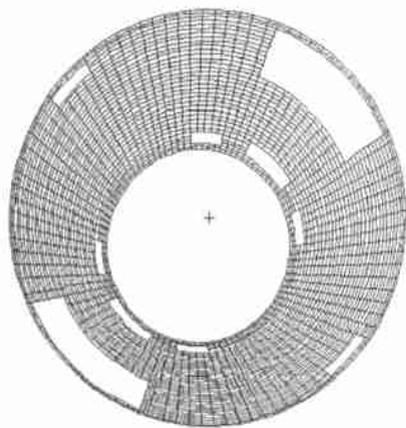
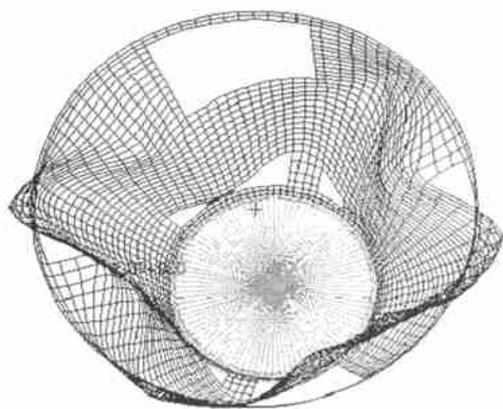
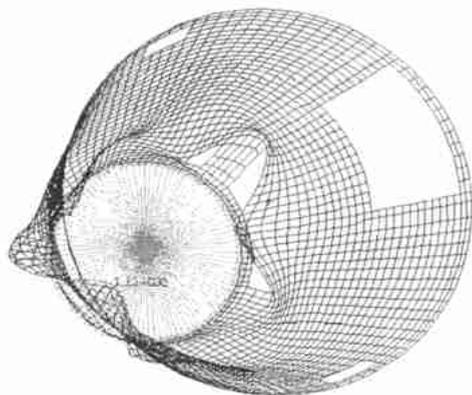


图 1 仪器舱的结构模型及网格划分

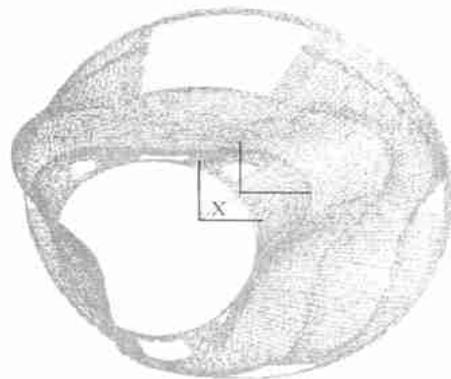
Fig. 1 Structure model and finite element mesh of instrument-cabin



(a)



(b)



(c)

图 2 轴压屈曲模态和一阶自由振动模态

Fig. 2 Buckling waveform under axial compression and free vibration mode

(a) 轴外压联合失稳时的屈曲波形; (b) 轴压屈曲波形; (c) 自由振动模态 (加密网格) (a) Buckling waveform under combined axial compression and external pressures; (b) Buckling waveform under axial compression; (c) Free vibration mode (fine mesh)

那么如果意外真的发生了,岩石会不会崩塌呢?这是能否举行表演活动的关键之所在。

为了较准确分析当发生飞机碰撞洞体后,对洞体的破坏程度(主要是洞壁岩石的破坏区域),我们受中国平安保险公司长沙分公司的委托,采用 MSC/NASTRAN 软件分析了碰撞可能造成的破坏区域,为保险公司的承保提供理论依据。计算中取碰撞时间是 8×10^{-5} s,并假设碰撞时,飞机的动能和燃料的爆炸能全部转化为岩石破坏所需的能量。计算结果表明,碰撞所引起的破坏区域相对天门洞来说是比较小的,破坏区域是一种局部现象,碰撞位置的变化不会引起破坏区域的扩大,即使发生飞机碰撞洞体事故,只会引起一个可修复的锥形破坏区域,不会对天门洞的景观造成影响。

如图 3 所示为计算天门洞岩碰撞问题的有限元网格示意图。图 4 为碰撞点在洞体左侧时的应力分布图。

1.3 固体导弹装药结构完整性分析

根据固体导弹在生产及使用过程中所承受的主要载荷(固化降温、内压、轴向过载等),分析其结构完整性,即分析在各种载荷的联合作用下发动机装药是否满足强度、变形及断裂力学准则的要求,另外,固体导弹的装药为粘弹性材料。图 5 为药柱有限元网格划分图,图 6 (a)、(b) 为危险截面及整个药柱的应变场。

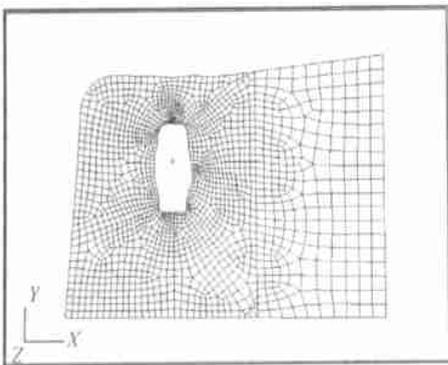
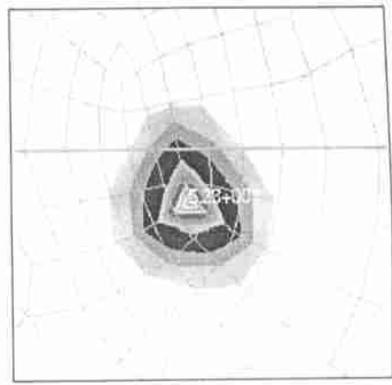
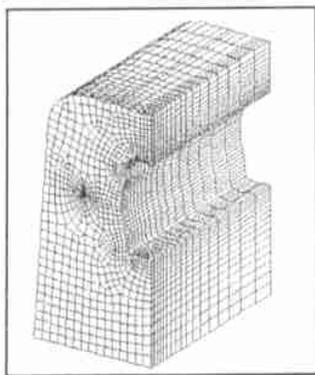
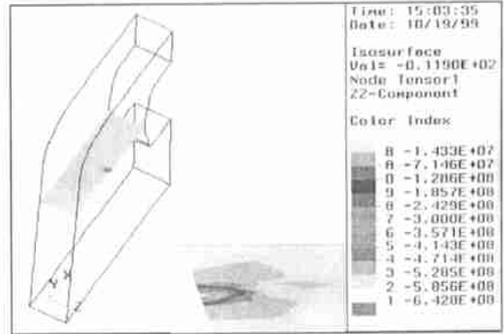


图 3 有限元网格划分

Fig. 3 Finite element mesh



(a)



(b)

图 4 碰撞点在洞体左侧时的应力分布

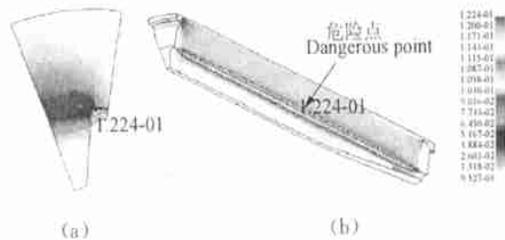
Fig. 4 Stress distribution of impact zone in the left side of cave

(a) 撞击点应力分布正视图; (b) 撞击点于 XZ 面上的应力分布。(a) Front view of stress distribution in impact zone; (b) Stress distribution of impact zone in XZ plane



图 5 固体火箭发动机有限元模型

Fig. 5 Finite element model of solid rocket motor



(a)

(b)

图 6 危险截面及整个药柱的应变场

Fig. 6 Strain distribution on dangerous section and motor grain

(a) 药柱危险截面的应变分布; (b) 药柱的应变分布。(a) Strain distribution on dangerous section; (b) Strain distribution of motor grain

计算结果表明,发动机药柱在固化降温、内压及

轴向过载的作用时,最危险位置位于发动机中部

1.4 气动加热对固体导弹应力场的影响

导弹吊挂在飞机下要承受气动热载荷的作用,气动热会使导弹表面温度升高。由于导弹壳体、包覆层、绝热层和药柱的热膨胀系数不同,自然就会引起热应力及形变。飞机在空中飞行一般为 2~3 马赫,可根据边界层理论,近似计算出导弹的表面温度,近似公式为:

$$\frac{T_s - T_0}{T_0} \approx 0.2 M^2,$$

式中: T_s 是边界层的温度,即导弹的表面温度 (K), T_0 是外界空气的温度 (K), M 为马赫数

如果导弹吊挂于飞机下作长时间飞行,此时整个导弹表面温度分布是均匀的,当取马赫数为 1.5 时,由上式得表面温度为: 433.1K,以此温度模拟导弹呈吊挂状态随飞机飞行的气动热对发动机结构完整性的影响,取表面温度为 433.1 K,如图 7 (a)、(b) 分别为发动机在 1990 s (约半小时) 时的温度及应力场。

计算结果表明,在气动热的作用下,发动机最危险的位置位于前端壳体与包覆层粘接部分。

1.5 CZ-2E 运载火箭竖立状态动特性分析

运载火箭的整体动力学特性是火箭总体设计过程中非常重要的设计参数,它对火箭的发射精度和控制系统的控制特性具有重要影响。运载火箭发射之前,竖立在发射架上,外界环境对火箭的力学状态会有较大影响,如温度变化和风载等。同时,火箭处于竖立状态时,加注前和加注后的振动模态也存在差异,如图 8 所示。为了保证发射可靠性和提高发射精度,有必要进行运载火箭竖立状态动特性分析和风载动响应分析。

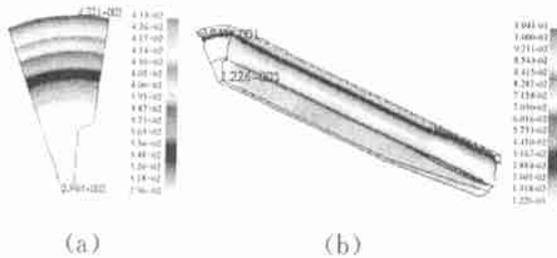


图 7 发动机在 1990 s 时的温度及应力场

Fig. 7 Distributions of temperature and stress of motor grain at 1990th second

(a) 中截面上的温度分布; (b) 1990 s 时的应力分布。

(a) Temperature distribution on mid-section; (b) stress distribution of motor grain at 1990th second

本文采用一维梁单元建立了 CZ-2E 运载火箭竖立状态的有限元离散模型。计算中将推进剂液体的质量处理为集中质量或线分布质量,边界条件是芯级尾

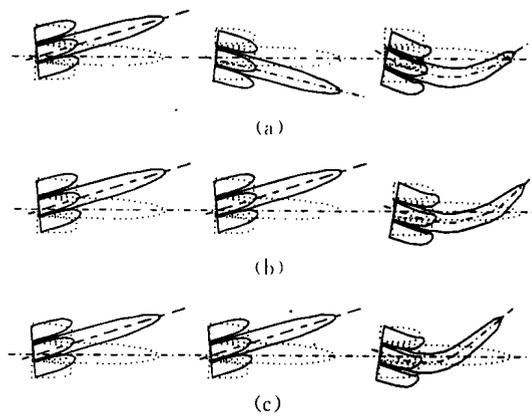


图 8 竖直状态的前 3 阶振型示意图

Fig. 8 The first three vibration modes of the erecting launch vehicle

(a) 加注前,火箭的前 3 阶振型; (b) 只加注燃烧剂,火箭的前 3 阶振型; (c) 加注后,火箭的前 3 阶振型

(a) The first three order modes before injected; (b) The first three modes in only being inject fuel; (c) The first three modes after injected with propellant

端固支。图 8 给出了运载火箭竖立状态的前几阶振型的示意图。

2 结语

上面简述了 MSC/NASTRAN 在航天器仪器舱、固体导弹发动机装药及碰撞等问题上的运用,可见其分析精度是较高的,是对复杂结构力学分析的得力助手。MSC/NASTRAN 是一个高度开放的系统,随着认识的深入无疑会在新的科学和技术领域得到成功的应用。

参考文献

- 1 王心清,李兴泉等.结构设计.北京:宇航出版社,1994.
- 2 MSC公司 1998年中国用户年会论文集.北京:MSC公司北京办事处编印,1998.
- 3 谢贻权,何福保.弹性和塑性力学中的有限元法.北京:机械工业出版社,1983.
- 4 贾乃华.宇航物理.北京:科学出版社,1990.
- 5 Strinatha H R, Lewis R W. A finite element method for thermoviscoelastic analysis of plane problems. Computer Methods in Appl Mech, 1981, 25: IAA-05-p0705.
- 6 Zienkiewicz O C, Watson M, King I P. A numerical method of viscoelastic stress analyses. Int J Mech Sci, 1968, 10.
- 7 王 锐,田维平.固体火箭发动机前、后翼药柱三维有限元分析.推进技术,1997,(4).

(责任编辑:黎贞崇)