

航天器典型防护结构节点分离 FEM 的 数值模拟

张晓天¹, 谌颖², 贾光辉¹, 黄海¹

(1. 北京航空航天大学宇航学院, 北京 100191; 2. 北京控制工程研究所, 北京 100190)

摘 要: 建立了一种航天器防护结构超高速碰撞数值模拟的节点分离有限元方法。通过重合节点网格转换和添加节点集约束建立了节点分离有限元模型。在显式积分迭代中, 将达到断裂判据的节点集解离, 从而生成裂纹。对网格畸变问题进行分析, 并建立了几何识别方法, 进而删除畸变单元, 改善了算法的稳定性。应用节点分离方法模拟了单层板超高速撞击问题, 并分析了撞击速度对弹丸变形程度和碎片云形状的影响。应用节点分离方法对 Whipple 防护结构、填充式防护结构和多层网结构进行了模拟, 获得了与实验一致的结果。多种算例表明, 节点分离有限元方法改善了以往断裂侵蚀有限元方法处理网格畸变、碎片云模拟以及二次碎片云碰撞等方面的能力, 对典型防护结构模拟具有很好的适用性, 能够成为光滑粒子流体动力学 (SPH) 方法的有效补充和替代。

关键词: 空间碎片; 超高速撞击; 数值模拟; 有限元; 结构分析

中图分类号: V412.4 文献标识码: A 文章编号: 1000-1328(2013)05-0597-08

DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2013.05.001

Node-Separation FEM Simulation of Typical Spacecraft Protective Structure

ZHANG Xiao-tian¹, CHEN Ying², JIA Guang-hui¹, HUANG Hai¹

(1. School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100190, China)

Abstract: A node-separation finite element method (FEM) for spacecraft protective structure hypervelocity impact simulation is developed in this paper. By the conversion of the mesh into coincident node mesh and adding set constraints, a node-separation FEM model is built. In the explicit integration iteration, the node sets which meet the fracture criteria are released, and then the crack is generated. By the analysis of the mesh distortion, a geometric identification approach is built. The distorted elements are deleted from the model and the stability of the method is improved. Node-separation FEM is applied to simulate the single plate hypervelocity impact problem and to analyze the influence of the impact velocity on the deformation of the impactor residual and the debris cloud shape. The node-separation FEM is also applied to simulate Whipple shield, Stuffed shield and Multilayer mesh shield. The simulated result shows good agreement with the experimental test. Various simulation examples indicate that the node-separation FEM improves the mesh distortion treatment, debris cloud simulation and secondary debris contact compared with the traditional fracture erosion FEM. The node-separation FEM is well adapted to typical spacecraft protective structure, it can be an available supplement and surrogate of Smoothed Particle Hydrodynamics (SPH) method.

Key words: Space debris; Hypervelocity impact; Numerical simulation; FEM; Structure analysis

0 引言

载人航天器设计中,必须考虑航天器对空间碎片撞击的防护问题^[1]。所谓空间碎片是指由人类的太空活动产生的滞留轨道的废弃物。这包括废弃卫星、运载火箭末级,以及在轨物体爆炸或碰撞解体产生大量的微小碎片^[2]。

空间碎片严重威胁了航天活动的安全。1991年俄罗斯导航卫星 COSMOS - 1934 与同一系列卫星 COSMOS - 926 的碎片相撞^[3];1996年法国电子侦察卫星 Cerise 的重力梯度杆与 Ariane 火箭的残骸相撞断裂^[3],造成卫星姿态失去控制;2009年发生了人类航天史上首次两个完整航天器的在轨碰撞——Iridium33 和 Comos2251 的太空碰撞事件^[4],等等。此外,航天器被微小碎片撞击的记录则更加频繁。1992 - 2002 年间,美国航天飞机舷窗被撞击 1578 次,造成舷窗更换 98 次^[5]。

为了进行防护结构设计,必须对空间碎片撞击防护结构的动力学过程进行分析。由于空间碎片速度大,撞击过程伴随有大量材料的断裂破碎甚至相变,这一类问题为超高速撞击问题。随着我国载人航天事业的推进,对空间碎片防护结构超高速撞击问题的研究成果也日益增多^[6-7]。

SPH(Smoothed Particles Hydrodynamics)方法是目前广泛应用于超高速撞击的数值方法。它不使用网格,而使用离散的粒子群模拟连续的物质^[8-9]。经典的有限元方法难以模拟超高速撞击问题中碎片云的产生,结果往往失真。文献[10 - 11]分析了各种数值模拟方法对超高速撞击问题的适用性,得出结论 SPH 方法适用性较强,而有限元方法基本不适用于超高速撞击问题。

节点分离有限元是一种对有限元断裂机制的改进方法,文献[12]使用软件 LS-dyna 中的节点分离有限元模拟了低速侵彻问题。文献[13]使用节点分离有限元模拟了杆式弹丸侵彻复合靶板问题。文献[14]对节点分离有限元方法的基本原理进行了梳理,并将其应用于超高速撞击碎片云模拟,以三层板问题为例给出了实验验证和方法计算效率分析,表明了节点分离有限元能够模拟超高速撞击碎片云,并且在计算效率方面存在一定优势。

本文进一步深入分析超高速撞击问题中有限元方法容易发生网格畸变的内在原因,提出单元相变是引发网格畸变的重要因素,并以此为出发点设计网格畸变处理策略;进而将节点分离有限元方法应用于多种典型的航天器防护结构数值模拟问题,结果表明了该方法对于航天器防护结构分析具有较强适用性,能够成为 SPH 方法的有效补充和替代。

1 有限元方法难以模拟碎片云原因分析

有限元方法在建立计算网格的时候一般包含两个步骤:建立几何体和将几何体划分成网格单元。这样对于连续物体建立的网格也是连续的。而在断裂破碎仿真中,由于物体内部会产生裂纹,需要一种方法将原本连续的网格割裂开来,这种方法称为断裂机制。现在广泛使用的断裂机制是断裂侵蚀方法^[15],所谓“侵蚀(erosion)”是指单元删除,计算程序逐一检验每个单元的状态,一旦达到预先设定的断裂准则,则判断单元断裂,并且删除单元。由于删除了单元,在原本连续的网格中就可以模拟裂纹的出现。

单元删除虽然解决了裂纹的产生,但也带来了一些问题。首先,在断裂问题中,材料的状态变化依次是弹性、塑性、断裂、破碎(大程度的断裂)。在超高速撞击问题中,材料的断裂程度比较大,并常以“碎片云”状出现。因此,当使用断裂侵蚀有限元方法模拟这种问题时,原本应该成为碎片的那些材料的单元会在达到破碎状态前首先达到断裂状态,或者说碎片在从物体本体上脱落前首先会经过裂纹产生与扩展的过程,然而在这个过程中,这些单元会被程序判断为达到断裂状态,而被程序删除。故在其后的计算中就没有碎片产生了。

另外,侵蚀方法将单元删除的同时,也将该单元所具有的动能从系统中删除了。因此使用侵蚀算法,计算模型整个系统的总能量随着动力学演化是逐渐减少的,不能保证能量守恒。文献[15]中提出了能量补偿的方案,将删除单元的能量分摊在周围未删除的单元上。但由于超高速撞击问题是一个宏观、细观尺度综合的问题,实验中所观察到的材料的充分破碎是经由物体与物体、物体与碎片、碎片与碎片相互碰撞形成的。而断裂侵蚀在碎片脱离本体之

前就将其删除了,即使进行了能量补偿,碎片的体积、接触作用,以及碎片之间的二次碰撞都是难以补偿的。

图 1 给出了典型超高速撞击实例,上半部为实验中获得 X 光照片,下半部为使用断裂侵蚀有限元方法得到的仿真结果。图 2 给出了整个仿真过程的系统总能量,可以看到系统总能量损失了约 70%。

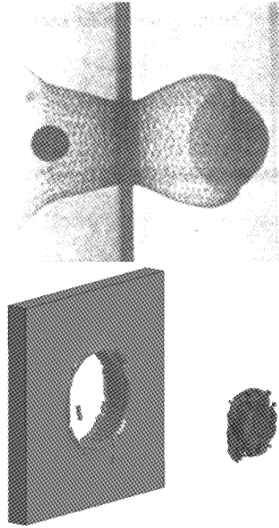


图 1 实验与断裂侵蚀有限元结果对比

Fig. 1 Comparison of the test and fracture erosion FEM output

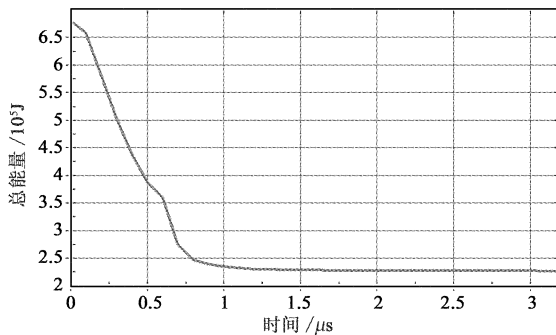


图 2 断裂侵蚀总能量曲线

Fig. 2 Total energy curve of fracture erosion method

2 节点分离有限元方法

2.1 节点分离断裂机制

为了改善有限元方法模拟超高速撞击碎片云的能力,引入节点分离断裂机制。在常规的有限元网格中,相邻的单元是共用节点的,而在节点分离有限元中,节点被按照其从属的单元数目进行复制,然后

每一个单元分配一个独立的节点(如图 3 所示)。用 N_i 表示有限元网格中的第 i 个节点, E^H 表示第 H 个单元,定义节点单元从属集合为:

$$AE_i = \{E^H \mid N_i \in E^H\} \quad (1)$$

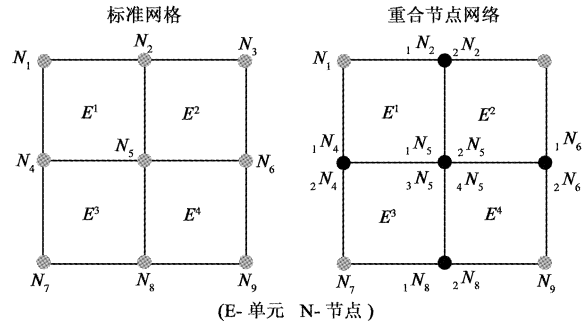


图 3 标准网格和重合节点网格对比

Fig. 3 Stand mesh and node-coincident mesh

将节点 N_i 按照 AE_i 集合元素个数进行复制,第 j 个复制节点用 jN_i 表示, jN_i 具有和 N_i 完全相同的坐标和速度矢量。定义节点集合如式(2),其中 $|\cdot|$ 表示集合中的元素个数:

$$S_i = \{jN_i \mid 1N_i, 2N_i, \dots, |AE_i|N_i\} \quad (2)$$

在仿真初始时刻,为每一个集合 S_i 添加约束,使得 S_i 内所有节点在运动与变形中共享统一的自由度。通过两个步骤实现:(1) 每个节点按其所属单元计算加速度;(2) 将节点集平均值作为公共值,如下式所示:

$$a_{S_i} = \frac{1}{|S_i|} \sum_{N_j \in S_i} m^{H_j} a_j \quad (3)$$

其中 a_j 为 N_j 的加速度矢量,由其所在单元 E^{H_j} 内计算得到; m^{H_j} 为 E^{H_j} 的质量; a_{S_i} 为 S_i 的公共加速度。随着时间积分,在变形中达到断裂阈值的节点集将被解离,约束被释放,此后网格就在解离节点集的位置上生成了裂纹。

2.2 LS-dyna 的节点分离方法分析

LS-dyna 软件中提供了为节点集添加约束的关键字,通过有效塑性应变阈值的方式可以控制计算中约束的解离。LS-dyna 给出的示例中提供了一个低速球撞板问题的算例(撞击速度 89m/s),使用了节点分离有限元方法。其中球使用实体有限元单元,材料为刚体,忽略其变形;板使用了 4 节点壳单元,弹塑性材料模型。板使用了节点分离技术进行了建模和约束。图 4 给出了该算例的仿真结果。

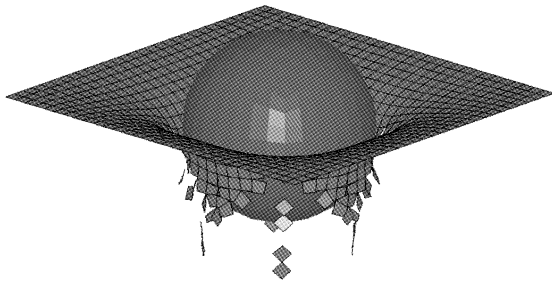


图 4 LS-dyna 节点分离算例

Fig. 4 LS-dyna node-separation method example

将这种方法应用于超高速撞击问题。在上述算例基础上将撞击速度调整为 6000m/s; 将材料模型替换为适用于超高速撞击的 Johnson-Cook 模型, 进行仿真计算。

图 5 给出了仿真结果(1/2 模型), 虽然仿真计算能够继续进行, 但可明显看到很多单元变形是失真的。由于弹丸产生的碎片也是超高速撞击分析关注的重点, 因此下面把弹丸的实体单元也换用节点分离网格, 得到如图 6 的仿真结果, 某些单元发生了严重畸变, 计算强制停止。

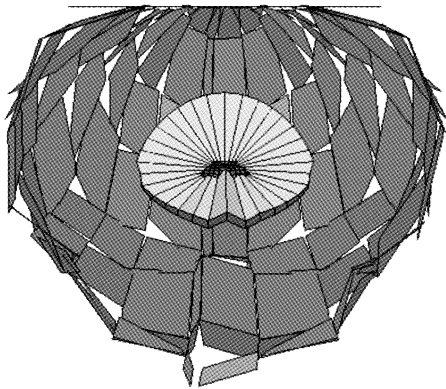


图 5 速度更改后的仿真结果

Fig. 5 Simulation output with changed velocity

图 5 和图 6 表现出了应用 LS-dyna 节点分离方法仿真超高速撞击的典型问题: 单元失真变形和单元网格畸变。

为了解决这两个问题, 最直接的改进思路是将节点分离与断裂侵蚀方法相结合, 利用断裂侵蚀删除畸变单元。但这种方法也会导致问题, 太弱的侵蚀条件依然无法抑制网格畸变; 而太强的侵蚀条件又会导致删除太多单元, 难以模拟碎片云的产生。

2.3 单元变形失真与网格畸变分析

为了分析单元非真实变形和网格畸变产生的内

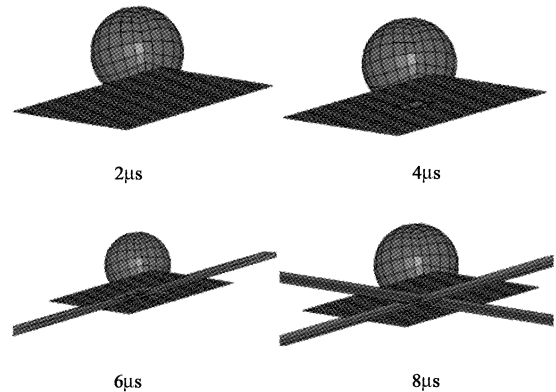


图 6 弹丸换用节点分离方法仿真结果

Fig. 6 Simulation output with the impactor changed to node-separation FEM

在原因, 从仿真结果中提取单元有限塑性应变分布, 如图 7 所示。图中的严重畸变单元为 2391 号单元, 图中可见该单元的有效塑性应变只有 0.22 左右。可以近似理解为该单元变形程度为初始状态的 20%。然而从图中畸变单元与正常单元大小的对比明显可以看出单元实际的变形程度超过 2000%。而本算例中设定单元断裂侵蚀准则为有效塑性应变阈值等于 1, 单元显然没有被删除。一个变形超过 2000% 的单元, 有效塑性应变却只有 0.22, 这是不符合实际的。

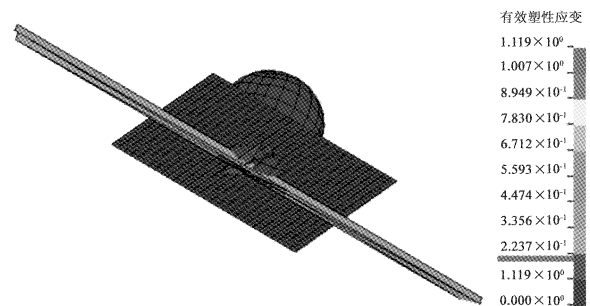


图 7 单元有效塑性应变云图

Fig. 7 Contour of effective plastic strain

弹丸超高速穿透靶板时部分材料变形剧烈, 作用过程只有微秒时间量级, 热量来不及扩散, 因此会造成变形剧烈的材料发生相变。超高速撞击仿真所使用的材料模型中材料的屈服应力受应变硬化、应变率硬化和热软化的影响。下式给出了 Johnson-Cook 本构模型公式^[16]:

$$\sigma_Y = (A + B\varepsilon^n)(1 + C\ln\dot{\varepsilon}^*)(1 - T^{*m}) \quad (4)$$

从公式中可见屈服应力随温度当量上升而按指

数规律减小。在数值模拟算法中,当单元温度等于材料熔点时,温度当量等于1,屈服应力置0,单元的偏应力张量元素全部置0。该单元此后只有球应力(压强),塑性应变不再增加,同时单元在外部剪切力作用下可发生任意变形。

图5和图6中的单元非真实变形和单元畸变都是由于单元熔化后受到了剪切作用。而图7中的现象是因为单元已熔化,塑性应变保持融化时刻的值不再变化。由于塑性应变不再增加,因此只要单元熔化时刻的塑性应变没有达到断裂侵蚀阈值,单元就不会被删除。这样的单元保留下来很容易引发单元网格畸变,产生自穿透和负体积,进而在声速计算中出现复数声速的问题,导致计算被强制终止。

2.4 单元畸变处理方法

单元发生畸变的重要原因是相变的连锁反应,因此要处理畸变关键是要处理相变单元。有两种可行途径:(1)相变侵蚀:每个时间步末提取单元温度,删除温度达到熔点的单元;(2)畸变侵蚀:每个时间步末分析单元的几何形状,删除几何形状发生畸变的单元。

发生相变的单元未必一定会发生畸变,并且理论上材料即使发生了相变,其质量和速度仍然存在,仍有可能为结构的变形带来贡献。因此,畸变侵蚀比相变侵蚀能够更多地保留材料。另外,在较大的显式积分时间步下,过大的变形速率也容易导致网格畸变,畸变侵蚀方法对于这种情况引发的畸变也具有抑制作用。综上,本文采用畸变侵蚀的方法来处理单元畸变。

网格畸变通常表现为网格自穿透,它会引发单元构型变换矩阵奇异或者出现负体积等问题。图8给出了8节点单元自穿透的示意图。在有限元大变形问题中,虽然单元初始为8节点六面体,但是随着单元变形,8个节点的自由度是独立的,因此并没有额外因素能够保证初始共面的4个节点依然能共面。所以严格来说,8节点单元的几何体在大变形问题中要按照由12个三角形面构成的12面体处理。因此通常使用基于有限元插值的几何应变和体积计算方法在极端情况下会出现问题,不一定能反映出单元出现了自穿透。

更加严格的方法如图8所示,单元的每个节点

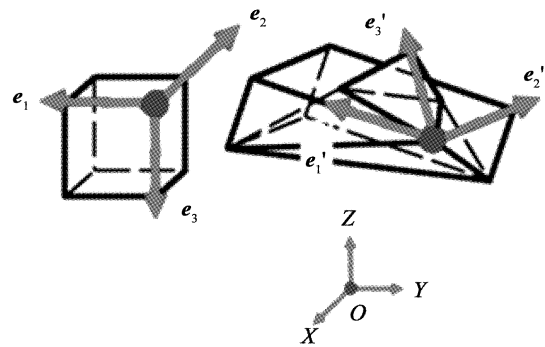


图8 网格畸变的判别

Fig. 8 Judgment of element distortion

要逐一判断是否出现自穿透。在某个节点处,取与节点相连的三条边构造三个向量,初始时刻令三个向量呈右手直角坐标系,如果某条边发生自穿透,那么该坐标系将由右手系变为左手系。因此,只要计算初始坐标系到当前坐标系的 Jacobian 行列式,如果为负,表明单元畸变。按这种方法能够准确识别单元畸变,进而将其删除,保障计算继续进行。

3 典型防护结构数值模拟

通过对 LS-dyna 二次开发,可以实现带有畸变侵蚀的节点分离有限元方法。本节对典型防护结构进行数值模拟,包括:单层板、Whipple 防护结构、填充式防护结构、多层网结构。这些算例表明,经改进的节点分离有限元方法能够适用于典型航天器防护结构的超高速撞击数值模拟。

3.1 单层板结构

单层板结构的物理背景是航天器的铝合金板舱壁在不加防护措施的情况下直接受到空间碎片撞击。单层板问题是防护结构研究的基准参照,也是验证数值模拟方法的有效对象。

图9给出了应用节点分离有限元方法的仿真结果。球形铝弹丸以 6.5km/s 的速度撞击铝防护板。对比图1中给出的单板撞击实验 X 光照片和断裂侵蚀有限元方法的仿真结果,可见节点分离方法显著改善了有限元仿真碎片云的能力。

由于单元畸变的条件要弱于单元断裂条件,故使用节点分离加畸变侵蚀的方法虽然同样要删除(侵蚀)单元,但是删除的数目较断裂侵蚀要少很多,保留了系统能量,提高了计算结果真实性。

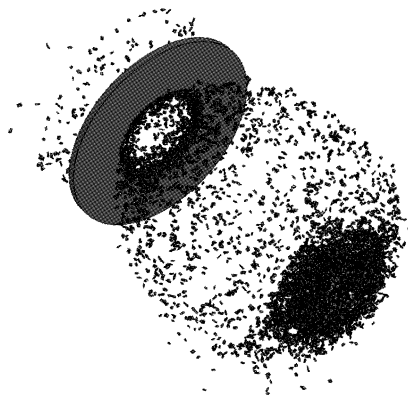


图 9 节点分离有限元单层板结构模拟

Fig. 9 Single plate simulation with node-separation FEM

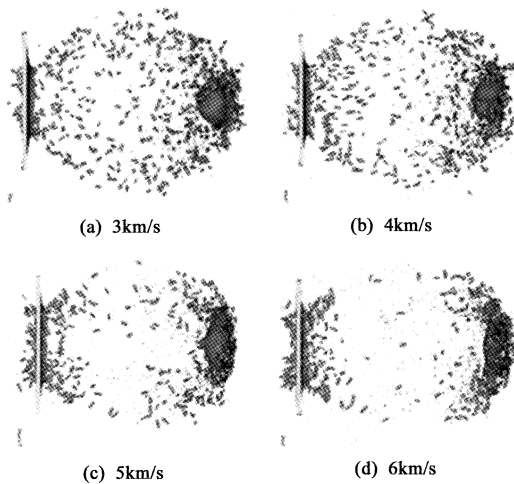


图 10 不同撞击速度下碎片云对比

Fig. 10 Debris comparison for different impact velocity

图 10 给出了不同撞击速度下的碎片云对比。可以发现,随着撞击速度的增大,被保留下来有限元单元逐渐减少,这表明有更多的材料发生了相变,进而被侵蚀。弹丸残余部分的形状也有区别:3km/s 时弹丸并没有完全破碎,还能够看出球形的轮廓;7km/s 时弹丸已完全破碎了。此外,碎片云的飞散角随撞击速度变化不大,本算例中约为 70° 。

3.2 Whipple 与填充式防护结构

Whipple 防护结构是指在单层板结构前面一定距离处放置一块铝合金防护屏。空间碎片穿透防护屏后发生破碎,经过一段距离的扩散,撞击轴向比冲量峰值被有效弱化。研究表明,同等面密度的 Whipple 防护结构和单层板结构相比,能够抵御能量更大的空间碎片撞击。Whipple 防护结构具有简单可靠的优点,被应用于国际空间站和天宫一号等

长期留轨载人航天器上。图 11 给出了应用节点分离有限元方法模拟 Whipple 防护结构的算例,表明该方法能够有效模拟二次碎片云与后板的进一步撞击。

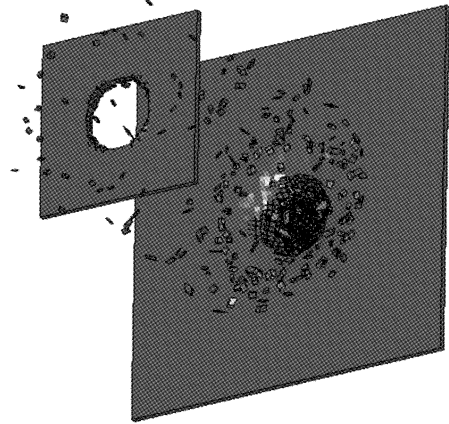


图 11 节点分离有限元 Whipple 防护结构模拟

Fig. 11 Whipple shield simulation with node-separation FEM

表 1 给出了 Whipple 防护结构的节点分离有限元仿真结果和 Cour-Palais/Christiansen 撞击极限方程^[17]计算结果的对比。结构的防护屏和后墙均为铝合金材料,防护屏厚度 1.6mm,后墙厚度 3.2mm,间距 100mm。表中给出了 3km/s 和 7km/s 两个特征速度下的对比。 d_1 Simu 和 d_2 Simu 代表仿真中两种弹丸直径工况。 d_c Simu 为仿真极限直径, d_c BLE 为极限方程计算得到的极限直径。两者一致性较好,表明了仿真结果的有效性。

表 1 仿真结果与撞击极限方程比较

Table 1 Comparison of simulation output with BLE

v	d_1 Simu	d_2 Simu	d_c Simu	d_c BLE
3km/s	4mm 穿透	3.5mm 未穿	3.75mm	3.8mm
7km/s	6mm 穿透	5.2mm 未穿	5.6mm	5.8mm

填充式防护结构是在 Whipple 防护结构的两层板之间插入一个填充层,进一步提高防护能力。典型填充层有高强度纤维和陶瓷复合材料(Kevlar/Nextel)。这种防护结构被应用于国际空间站上,最大能够抵御 1cm 直径空间碎片撞击。图 12 为节点分离有限元方法模拟填充式防护结构的结果。

3.3 多层铝网防护结构

铝网能够对碎片形成有效的切割作用,将大碎片分解为小碎片。铝网既可以独立作为 Whipple 防护结构的前板,也可以作为填充式防护结构的填充层使用。

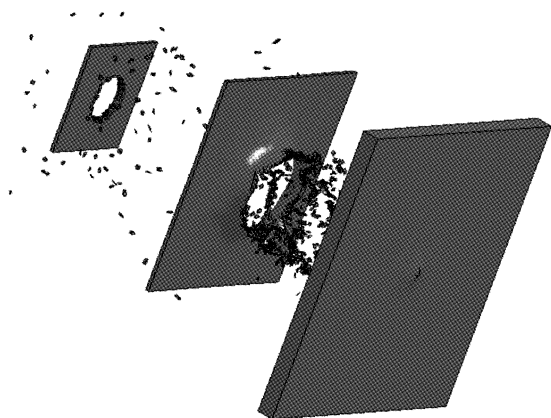


图12 节点分离有限元填充式防护结构模拟

Fig.12 Stuffed shield simulation with node-separation FEM

图13中给出了使用节点分离有限元方法模拟多层网结构的示例。网结构一般多层组合使用,相邻两层之间按照“节点对网孔”的方式对齐。这样既能够对碎片进行切割,又能避免小碎片从网孔中直接穿过。图中的算例共包含5层网,二次碎片云中的碎片明显比 Whipple 防护结构前板(均质板)后碎片云中更加分散,这验证了铝网的切割作用。

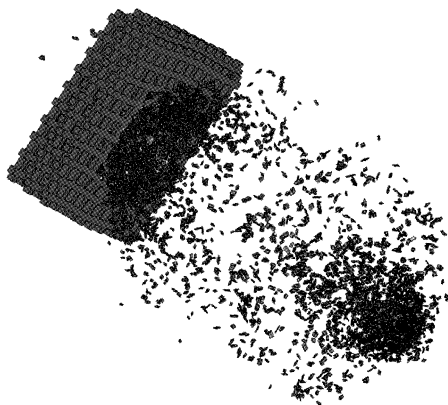


图13 节点分离有限元多层网结构模拟

Fig.13 Multi-mesh simulation with node-separation FEM

4 结 论

本文对基于节点分离有限元方法的航天器典型防护结构数值模拟问题进行了研究,得到如下结论:

(1) 断裂侵蚀方法大量删除单元导致了系统物质和能量的损失;超高速撞击问题中局部材料相变是诱发单元畸变的重要原因;通过畸变侵蚀方法识别畸变单元能够有效抑制相变引发的网格畸变,配合节点分离断裂机制,能够大幅度减少单元的删除;

(2) 单层板、Whipple 防护结构、填充式防护结构、多层网结构的超高速撞击算例表明节点分离有限元方法对于航天器典型防护结构的模拟具有很好的适用性,能够成为 SPH 方法的有效补充和替代。

参 考 文 献

- [1] 袁俊刚,曲广吉,孙治国,等. 空间碎片防护结构设计优化理论方法研究[J]. 宇航学报, 2007, 28(2): 243-248. [Yuan Jun-gang, Qu Guang-ji, Sun Zhi-guo, et al. Optimization methodology for shield structure against space debris[J]. Journal of Astronautics, 2007, 28(2): 243-248.]
- [2] Wright D. Space debris[J]. Physics Today, 2007, 60(10): 35-40.
- [3] Orbital Debris Program Office. History of on-orbit satellite fragmentations (14th edition) [R]. NASA/TM-2008-214779, 2008.
- [4] Pardini C, Anselmo L. Physical properties and long-term evolution of the debris clouds produced by two catastrophic collisions in earth orbit[J]. Advances in Space Research, 2011, 48(3): 557-569.
- [5] Christiansen E L, Hyde J L, Bernhard R P. Space shuttle debris and meteoroid impacts[J]. Advances in Space Research, 2004, 34(5): 1097-1103.
- [6] 刘滨涛,贾光辉,黄海. Kevlar 层合板超高速撞击数值建模及参数识别[J]. 宇航学报, 2011, 32(2): 261-266. [Liu Binta, Jia Guang-hui, Huang Hai. Numerical modeling and parameter identification for kevlar laminate under the condition of hypervelocity impact[J]. Journal of Astronautics, 2011, 32(2): 261-266.]
- [7] 柳森,李毅,黄洁,等. 弹丸超高速撞击单层和多层板结构的碎片特征研究[J]. 宇航学报, 2010, 31(6): 1672-1677. [Liu Sen, Li Yi, Huang Jie, et al. Debris cloud characteristics of mono-and multi-plates under hypervelocity impact[J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(6): 1672-1677.]
- [8] Liu G R, Liu M B. Smoothed particle hydrodynamics: a meshfree particle method [M]. Singapore: World Scientific Publishing Company, 2003:30-32.
- [9] Johnson G R, Stryk R A, Beissel S R. SPH for high velocity impact computations [J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 1996, 57(4): 573-580.
- [10] 乐莉,闫军,钟秋海. 超高速撞击仿真算法分析[J]. 系统仿真学报, 2004, 16(9): 1941-1943. [Le Li, Yan Jun, Zhong Qui-hai. Simulations of debris impacts using three different algorithms[J]. Journal of System Simulation, 2004, 16(9): 1941-1943.]
- [11] 贾光辉,黄海,胡震东. 超高速撞击数值仿真结果分析[J]. 爆炸与冲击, 2005, 25(1): 47-53. [Jia Guang-hui, Huang

- Hai, Hu Zhen-dong. Simulation analyse of hypervelocity impact perforation[J]. *Explosion and Shock Waves*, 2005, 25(1):47-53.]
- [12] Knight N F, Jaunky N, Lawson R E, et al. Penetration simulation for uncontained engine debris impact on fuselage-like panels using LS-DYNA [J]. *Finite Elements in Analysis and Design*, 2000, 36(2): 99-133.
- [13] Lee M, Kim E Y, Yoo Y H. Simulation of high speed impact into ceramic composite systems using cohesive-law fracture model [J]. *International Journal of Impact Engineering*, 2008, 35(12): 1636-1641.
- [14] 张晓天,贾光辉,黄海. 基于节点分离 Lagrange 有限元方法的超高速碰撞碎片云数值模拟[J]. *爆炸与冲击*, 2010, 30(5): 499-504. [Zhang Xiao-tian, Jia Guang-hui, Huang Hai. Simulation of hypervelocity-impact debris clouds using a Lagrange FEM with node separation [J]. *Explosion and Shock Waves*, 2010, 30(5): 499-504.]
- [15] Johnson G R, Stryk R A. Eroding interface and improved tetrahedral element algorithms for high-velocity impact computations in three dimensions [J]. *International Journal of Impact Engineering*, 1987, 5(1-4): 411-421.
- [16] Johnson G R, Cook W H. Fracture characteristics of three metals subjected to various strains, strain rates, temperatures and pressures[J]. *Engineering Fracture Mechanics*, 1985, 26(4): 251-268.
- [17] Reimerdes H G, Nölke D, Schäfer F. Modified Cour-Palais/Christiansen damage equations for double-wall structures [J]. *International Journal of Impact Engineering*, 2006, 33(1-12): 645-654.

作者简介:

张晓天(1984-),男,博士,讲师,主要从事超高速碰撞动力学与结构动力学研究。

通信地址:北京航空航天大学新主楼 B1127(100191)

电话:(010)82338404

E-mail:zhangxiaotian@buaa.edu.cn

(编辑:曹亚君)