

基于惯性释放的细节有限元模型分析



张鹤*

航空工业沈阳飞机设计研究所, 辽宁 沈阳 110035

摘要:本文简要地介绍了惯性释放的概念与原理,通过两个算例说明在静力学求解问题中将惯性释放应用于细节模型中的具体方法,将算例的计算结果与试验结果对比说明基于惯性释放的细节有限元模型分析方法的正确性,并且阐述了该方法的后续发展方向。

关键词:惯性释放;静力学求解;细节有限元模型

中图分类号:V223

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2019.09.013

通常静力学求解中,细节有限元模型的加载及约束方法是采用 global-local 方法对总体有限元模型的位移计算结果进行插值得到细节有限元模型的位移边界条件或者根据结构的受力特点直接对细节模型施加简支或固支约束。但是对于位移插值方法,当细节有限元模型的网格尺寸是总体有限元模型的 1/10 或更小的时候,会在边界上产生附加载荷(相比于实际的受力状态),致使计算结果错误。对于直接对细节模型施加简支或固支约束的方法,往往造成细节有限元模型边界的刚度模拟十分不准确,计算结果与试验结果相差很大。

从总体模型中提取结构的力的边界条件施加到细节有限元模型中,并采用惯性释放方法计算可以有效避免上述两个方法产生的问题。本文简要地介绍了惯性释放方法的原理,并通过两个算例说明静力学求解中基于惯性释放的细节有限元模型分析方法,并用算例证明该方法的准确性。

1 惯性释放简介

1.1 概念

飞行中的飞机、行驶中的汽车等运动中的物体存在刚性位移,在对这类物体进行有限元模型分析时,其刚度矩阵奇异,此时应用惯性释放即可解决此问题^[1-4]。

1.2 原理

根据结构动力学理论分析方法有如下微分方程^[4-9]:

$$M\ddot{d} + Kd = P \quad (1)$$

式中: M 为结构的质量阵; K 为结构的刚度阵; P 为结构所受的外载荷; d 为结构结点的位移相应。

应用惯性释放算法时,首先假定结构为刚体,采用刚体运动学得到在外载 P 作用下个节点的加速度 $\ddot{d}$ 。之后结合质量阵 M 与 $\ddot{d}$ 构造惯性力矢量,惯性力与外载荷构成平衡力系。

将惯性力载荷与外载荷同时施加到自由结构上,求解方程(2)得到结构的位移。

$$Kd = P - M\ddot{d} \quad (2)$$

为了解决结构没有约束刚度阵奇异的问题,分析时仍假设其处于一种“静态”的平衡状态。通过在合适的节点约束 6 个自由度来消除结构刚度阵的奇异性,这个节点就是惯性释放中的支撑点。并且由于惯性力已释放,支撑点上没有约束反力,所以不会影响结构的局部变形及结构的传力路径。

1.3 本文中的具体应用原理

静力学求解中,总体有限元模型为载荷平衡模型,取出局部作为细节模型的力的边界条件,力的边界条件仍是平衡的,即式(1)中的 $\ddot{d}=0$,细节模型中不会附加惯性力。惯性释放对于平衡系统和非平衡系统均适用^[10],对于细节模型,加载从总体有限元提取出的力的边界条件,细节模型即为一个平衡系统,适合使用惯性释放。

2 惯性释放在细节模型中的应用

本文将使用两个例子说明惯性释放在细节模型中的应用。

(1) 算例 1

通过简单结构的细节有限元模型应用惯性释放后的计

收稿日期:2019-08-02; 退修日期:2019-08-23; 录用日期:2019-08-30

*通信作者. Tel.: 18640395799 E-mail: 873248616@qq.com

引用格式: Zhang He. DFEM analysis with the application of inertia relief[J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(09): 92-95. 张鹤. 基于惯性释放的细节有限元模型分析[J]. 航空科学技术, 2019, 30(09): 92-95.

算结果与细化后的总体模型的计算结果比较,说明惯性释放应用于细节模型的具体方法及基于惯性释放的细节有限元模型分析方法的正确性。

(2) 算例 2

以某飞机的集中力接头作为细节模型应用惯性计算结果与试验结果对比,进一步说明惯性释放方法应用于细节模型的正确性。

2.1 算例 1

一厚板的大小为 $1000\text{mm} \times 500\text{mm}$, 在其一侧固支约束, 另施加载荷, $F_y=12000\text{N}$, $F_x=6000\text{N}$, 其总体有限元模型如图 1 所示, 总体有限元模型的网格大小为 $50\text{mm} \times 50\text{mm}$, 计算得到各节点的节点力。

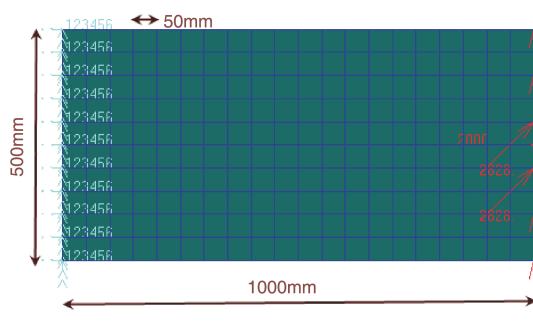


图1 算例1总体有限元模型示意图
Fig.1 GFEM of example1

关注计算结果的区域大小为 $300\text{mm} \times 200\text{mm}$, 取大小 $400\text{mm} \times 300\text{mm}$ 作为细节模型, 选取的关注位置及细节模型边界如图 2 中所示, 本算例中惯性释放计算细节有限元模型的步骤为: (1) 提取总体模型中力的边界条件; (2) 将提取的力的边界条件加载到细节模型 (细节模型的网格尺寸为 $5\text{mm} \times 5\text{mm}$) 中, 加载后的细节有限元模型如图 3 所示; (3) 采用惯性释放计算细节有限元模型。

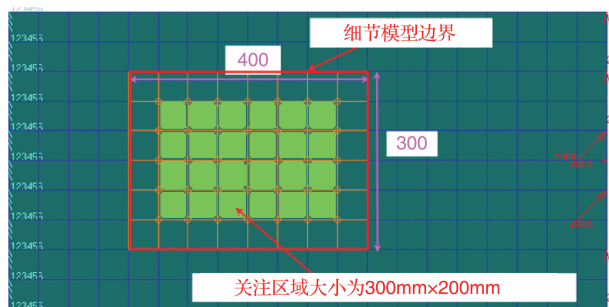


图2 算例1关注区域及细节模型边界示意图
Fig.2 Schematic interest area and DFEM boundary of example1

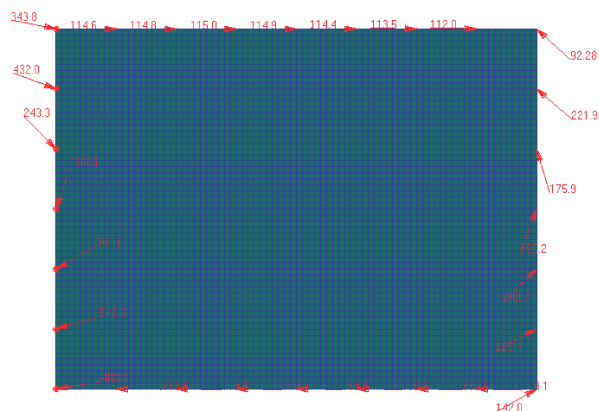


图3 算例1细节模型加载示意图
Fig.3 Schematic of example 1 DFEM loading

计算后关注区域的应力云图如4所示。整体模型细化后(网格尺寸为5mm×5mm),关注区域的应力云图如图5所示。

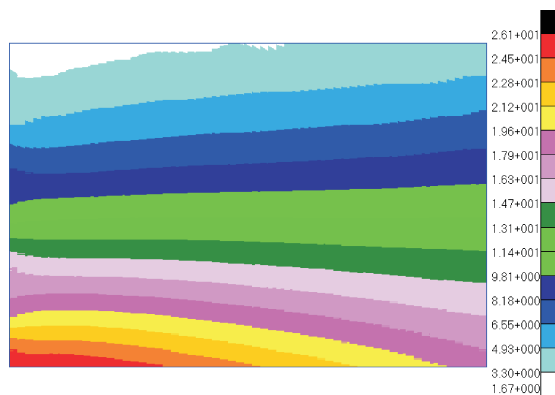


图4 算例1惯性释放方法得到的关注区域细节模型应力云图
Fig.4 Stress ribbon image of interest area in example 1
DFEM by IR

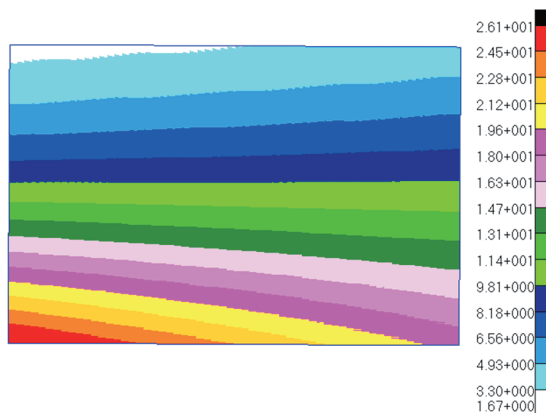


图5 算例1整体模型细化后的关注区域的应力云图
Fig.5 Stress ribbon image of interest area in refined example 1 GFEM

对比图4和图5可知,两种计算方法的计算结果除边界区域由于加载的原因引起的较小差别外,应力分布基本一致,选取细节模型的边界两个单元及中心位置的单元应力进行对比,对比结果见表1。

表1 不同计算方法下应力计算结果对比
Table1 Comparison of stress in different methods

单元位置	整体模型 计算结果/MPa	惯性释放 计算结果/MPa	惯性释放 计算误差/%
图3左上角	2.71	1.92	29
图3左下角	26.9	25.6	-4.83
图3中心位置	10.4	10.4	0

根据表1及图4和图5的计算结果可知,惯性释放方法在边界处的计算结果误差较大,远离边界处的应力计算结果准确。所以采用惯性释放计算方法时,关注区域应位于细节模型中心处,避免计算误差。

2.2 算例2

某飞机集中力接头结构示意图如图6所示,图中标出的1号位置和2号位置为重点关注位置。采用以下两种方法对该结构进行计算分析。

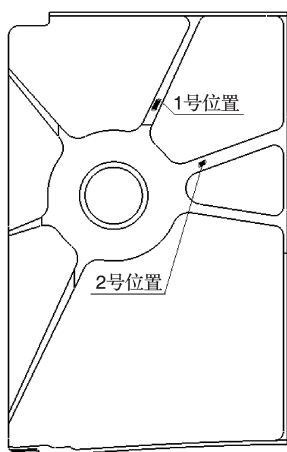


图6 某飞机集中力接头结构示意图

Fig.6 Schematic of concentrated force joint in some aircraft

(1)在总体模型中提取该集中力接头的力的边界条件加载至接头的细节有限元模型中,在接头处施加集中载荷并采用惯性释放方法计算。

(2)根据接头的周边的支持,对接头结构的细节模型四边进行简支约束并在接头处施加集中载荷后计算。

将以上两种计算方法得到的关注部位的计算结果与试

验结果进行对比,见表2,不同方法与试验结果的相对误差如图7所示。分析可知四边简支约束下的计算结果误差较大,采用惯性释放的方法对细节有限元模型分析得到的结果与试验结果的误差在10%以内,符合工程要求。

表2 不同计算方法下关注位置的应变与试验结果对比
Table 2 Comparison between test result and computing result in different methods

计算/试验方法	1号位置应变/ $\mu\epsilon$	2号位置/ $\mu\epsilon$
试验结果	-3884	-4635
接头四边加简支约束计算结果	-2729	-6258
惯性释放方法计算结果	-3459	-4784

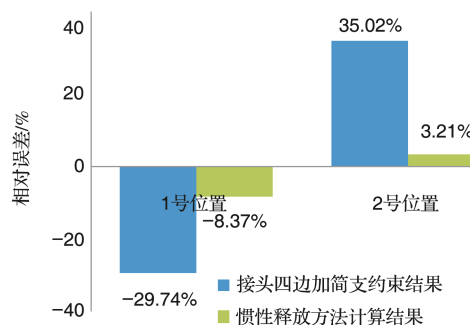


图7 不同计算方法计算结果与试验结果的相对误差

Fig.7 Schematic of relative difference between test result and computing result in different methods

3 结论

本文简述了惯性释放的原理,通过两个算例说明惯性释放方法在细节模型中使用的具体方法及该方法的正确性,其中,算例1对比了细化的总体有限元模型与惯性释放方法的细节有限元模型计算结果的误差,中心区域的计算误差为0;算例2与试验结果相比较,计算误差在10%以内,说明惯性释放方法应用到细节有限元模型中可以较为准确的模拟结构的受力状态。

本文中使用的惯性释放的方法是从总体模型中提取力的边界条件直接加载到细节有限元模型中,由于细节模型有限元网格尺寸往往较总体模型网格尺寸小得多,这样会导致总体模型中直接提取力的边界条件加载到细节模型上会引起局部应力集中,所以用现有方法数值仿真关注部位的应力分布往往细节模型相对于关注区域要大一些。未来研究的方向是根据细节模型单元刚度与总体模型单元刚度将总体模型中力的边界条件较为“均匀”地加载到细节有限元模型中,进一步缩小细节有限元模型的规模。

参考文献

- [1] 李增刚. Nastran 快速入门与实例[M]. 北京: 国防工业出版社, 2007.
- Li Zenggang. Quick start and instance for nastran[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2007. (in Chinese)
- [2] 王阳. 大型复杂船体结构焊接变形分析方法的研究及应用[D]. 上海: 上海交通大学, 2015.
- Wang Yang. Investigation and application on the analysis methods of welding distortion in large-scale and complex marine structures[D]. Shanghai: Shanghai Jiaotong University, 2015. (in Chinese)
- [3] Agrawal H. Static analysis using the inertia relief technique to evaluate a hood structure for slam / drop loads[D]. California, USA: MSC, 1988.
- [4] Kuo E Y, Kelkar S G. Vehicle body structural durability analysis [R]. USA: SAE Paper NO. 951096.
- [5] 阎琨, 程耿东. 惯性释放方法在结构耐撞性拓扑优化中的应用和改进[J]. 计算力学学报, 2015, 32(3): 293-338.
- Yan Kun, Cheng Gengdong. Numerical analysis of rupture development mechanism for surrounding rock on digging within deep tunnel[J]. Chinese Journal of Computational Mechanics, 2015, 32(3): 293-338. (in Chinese)
- [6] Senthilvel V. Transient dynamic fatigue analysis using inertia relief approach with modal resonance augmentation[C]//SAE Technical Paper Series, 2002.
- [7] Majid A, Babak B. Automotive body fatigue analysis. inertia relief or transient dynamics[C]//SAE Technical Paper Series, 1999.
- [8] 曲鹏. 小型气垫船结构强度有限元分析研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2013.
- Qu Peng. Hovercraft structure strength finite element research [D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2013. (in Chinese)
- [9] Jeffrey A Morgan, Roy R Craig Jr. Comparison of three component mode synthesis methods for non-proportionally damped systems[D]. USA: AIAA-2000-1653, 2000.
- [10] Lin L. A study of inertia relief analysis [C]//52nd AIAA Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, 2011. (责任编辑 王为)

作者简介

张鹤(1988—)女, 硕士, 工程师。主要研究方向: 机体强度设计分析。

Tel: 18640395799

E-mail: 873248616@qq.com

DFEM Analysis with the Application of Inertia Relief

Zhang He*

AIVC Shenyang Aircraft Design & Research Institute, Shenyang 110035, China

Abstract: This paper introduces the conception and theory of inertia relief, illustrates the specific method of the inertia relief application to DFEM and the validity of the method with the comparison of computing results and test results by two examples, and also introduces the development trend of this method.

Key Words: static analysis; inertia relief; DFEM

Received: 2019-08-02; Revised: 2019-08-23; Accepted: 2019-08-30

*Corresponding author. Tel.: 18640395799 E-mail: 873248616@qq.com