

基于等效板的含离散源损伤机翼结构分析^{*}

冯振宇,付胜海,解江

(中国民航大学天津市民用航空器适航与维修重点实验室,天津 300300)

[摘要] 研究离散源损伤对机翼结构的影响,可以大幅度提高飞机在不良损伤事故下的生存能力。由于机翼内部结构复杂,很难对含离散源损伤机翼结构进行精确分析,而且精确的建模和仿真在建模与计算过程中往往也非常耗时。因此,以含离散源损伤机翼为对象,采用有限元优化设计方法,确立了一种机翼结构等效板模型的建模方法。建立的等效板模型可对含离散源损伤机翼实现快速、准确的静力学和动力学分析。

关键词: 离散源损伤;机翼结构;优化设计;等效板;模态;有限元分析

Structural Analysis of Wing With Discrete Source Damage Based on Method of Equivalent Plate

FENG Zhenyu, FU Shenghai, XIE Jiang

(Tianjin Key Laboratory of Civil Aircraft Airworthiness and Maintenance,
Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

[ABSTRACT] The study of the influence of the discrete source damage on the wing structure can greatly improve the survivability of the aircraft under bad injury. Due to the complexity of the inner structure of wing, it is difficult to analyze the wing structure with discrete source damage accurately; what's more, precise modeling and simulation is often very time-consuming in the process of modeling and calculation. Therefore, in this paper, the object of study is the wing with the discrete source damage; and the author establishes the modeling method of the equivalent plate model of the wing structure. More importantly, the establishment of the model of the equivalent plate can realize the rapid and precise analysis of the wing with the discrete source damage in statics and dynamics.

Keywords: Discrete source damage; Wing structure; Optimization design; Equivalent plate; Modal; Finite element analysis

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2016.04.099

机翼和机身结构的安全性直接关系到飞机的安全,因此相关的飞机设计规范或适航条例对机翼机身结构的安全性均有明确的规定,其中一个重要的内容就是要求机翼和机身结构在带有离散源损伤的情况下,保证安全飞行^[1]。因机翼和机身结构复杂,设计难度大,而等效方法提出一种简单的方案或设想,使某些特性和规律等方面的性能和指标相同,即真实结构与等效模型之间的某些特性可以彼此互换,而分析结论一致,从而通过简化使问题化繁为简,快速得到解决办法。因此,简化部分机翼结构,使用等效设计方法建立精确的机翼结构模型,对于快速有效的分析机翼特性具有重要作用。

本文把压缩载荷作用下的含离散源损伤加筋板模型作为机翼结构^[2],采用 Nastran 优化设计方法,使优化设计之后的含离散源损伤不加筋板模型的静、动力学特性和含离散源损伤加筋板模型的静、动力学特性达到等效,从而使优化设计之后的不加筋板模型与机翼结构是等效结构,进而在等效模型上展开进一步分析和研究。这对于快速、有效的分析含离散源损伤机翼结构的力学特性具有重要作用。

1 离散源损伤初始模型建立

为研究含离散源损伤机翼结构的静、动力学特性,建立含离散源损伤不加筋板模型并作为初始模型;建立含离散源损伤加筋板模型即机翼结构模型并作为目标

* 基金项目:中央高校项目(ZXH2012B004)。

模型。使优化设计之后的初始模型和目标模型的静、动力学特性达到等效。含离散源损伤加筋板模型试件的几何尺寸如图 1 所示。

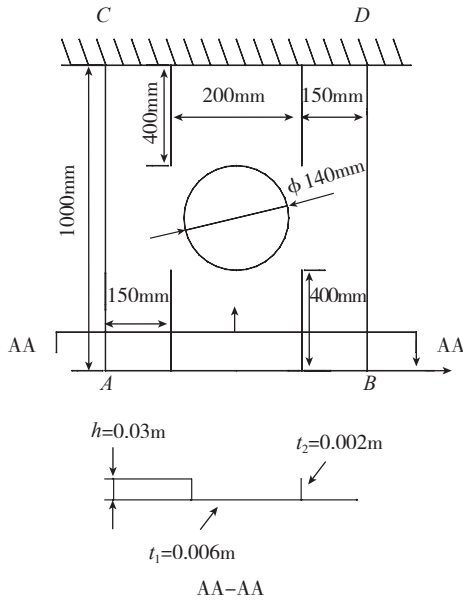


图1 含离散源损伤加筋板几何参数

Fig. 1 Geometric parameters of stiffened plate with discrete source damage

模型均采用薄铝板材料,具体材料参数如表 1 所示。

表1 材料参数

材料	铝
弹性模量 /Pa	7×10^{10}
泊松比	0.3
密度 / ($\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$)	2700

目标模型和初始模型的离散源损伤位置和几何尺寸相同,平面厚度相同且都不穿过两侧加强筋位置,具体如图 2 所示。

两个板模型的网格划分方向和大小相同,为得到更精确的计算结果,在离散源损伤周围对网格采取加密精细化处理。因为本文优化设计分析过程仅在线性范围内展开,因此对初始模型进行预加载仿真分析,确保优

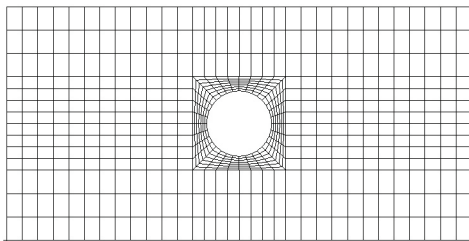


图2 含离散源损伤不加筋板模型

Fig.2 Unstiffened plate model with discrete sources damage

化设计过程不出现非线性变化等因素的影响。

通过 PATRAN 有限元分析可知,其自由端 Z 向变形位移和最大应力水平如图 3、图 4 所示:

在对初始模型的仿真分析中,由分析结果可知:节点最大变形位移的百分比函数是 7.99%,安全系数 $0.0615 < n_s$,均符合相关的国家技术标准^[3]要求。因此,初始模型符合小变形要求和强度理论要求,后续的优化设计过程不会出现非线性等问题。

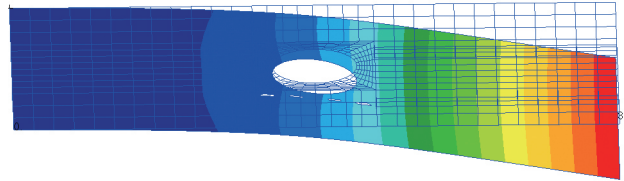


图3 最大变形位移图

Fig.3 The biggest deformation displacement diagram

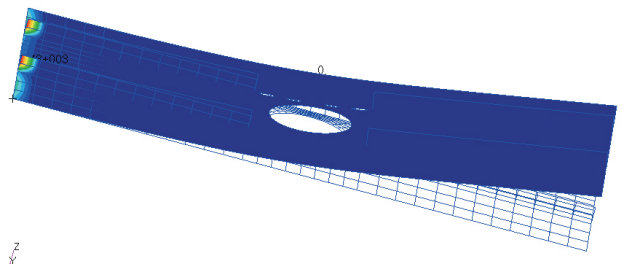


图4 最大应力图

Fig.4 The biggest stress diagram

2 Nastran 优化设计原理

Nastran 优化设计程序基本原理^[4]如下:

寻找一组合适的设计变量:

$$\{x\} = \{x_1, x_2, \dots, x_n\},$$

使目标函数的值达到最小:

$$\text{minimize} = F(x),$$

满足约束条件:

$$\text{区间约束条件: } X^L_i \leq X_i \leq X^U_i, i = 1, 2, \dots, n,$$

$$\text{不等式约束条件: } G_j(x) \leq 0 \quad j=1, 2, \dots, L,$$

等式约束条件:

$$H_k(x) = 0 \quad k=1, 2, \dots, k,$$

Nastran 求解器对于优化设计,设置了 3 种优化算法。其中第 3 种方法是 3 种算法的核心,也是默认的优化算法^[5]。

设 \bar{x}^0 为优化设计初始确定量,改进的可行方向法的设计变量方程为:

$$\bar{x}^{k+1} = \bar{x}^k + \alpha \cdot \bar{s}^{k+1},$$

其中, \bar{s}^{k+1} 为第 $k+1$ 次迭代的搜索方向,是满足条件 θ_j 和可行条件 $\nabla g(\bar{x}) \cdot \bar{s} \leq a$, a 为标量的步长值。Nastran 软件

对可行性方向阀的主要改进在于:在约束边界条件上,搜索方向 \bar{s}^{k+1} 的选择是下面这个子优化分析问题的解:

$$\begin{aligned} & \text{Minimize } \nabla f(\bar{x}) + \sum_{j=1}^m \lambda_j \nabla g(\bar{x}) = 0, \lambda_j \geq 0, j = 1, 2, \dots, m; \\ & \text{Subject to } \nabla g(\bar{x}) \cdot \bar{s} \leq 0, j \in J(\text{临界约束集}), \\ & \bar{s} \cdot \bar{s} \leq 1 \end{aligned} \quad (1)$$

通过以上约束方程得到的搜索方向 s 紧贴着临界约束的边界移动,使目标函数逐渐下降。自动迭代运算直至出现最优结果,则停止计算。

3 静力学等效分析

基于 Nastran 优化设计原理展开对初始模型的优化设计分析,在静力学特性的基础上,通过优化设计计算,建立与目标模型静力学特性一致的静力学等效模型,若达到等效,则称优化设计之后的不加筋板模型为静力学等效模型。

设计变量:设计变量取板的厚度,设置如图 5 所示。通过优化 T_1 、 T_2 、 T_3 三部分板厚,使初始模型与目标模型的静力学特性相同。初始厚度设置均为 0.006m。

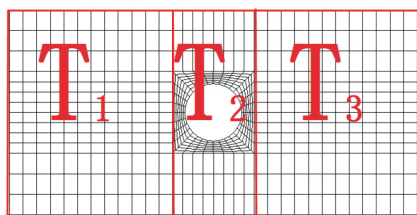


图5 优化设计变量

Fig.5 Optimization of the design variables

优化设计的目标函数:

$$\Phi = \sum_{i=1}^N (w_i^E - w_i^F)^2,$$

式中, N 是板模型的节点数量; w_i^E 是优化设计之后板模型第 i 节点位移; w_i^F 是与优化设计之后板模型第 i 节点相对应的目标模型第 i 节点的变形位移^[6]。

将包含初始模型几何尺寸、设计变量、目标函数等参数组成的优化设计程序提交 Nastran 求解器 SOL200 迭代计算^[7],设计变量 T 的变化如表 2 所示。

如表 2 中所示,经过 5 次迭代运算,找到了使目标函数 Φ 趋于最小的 T 值。把厚度最优的设计变量数值分别赋予 T_1 、 T_2 、 T_3 ,在 Patran 中重构初始模型并进行计算分析。验证优化设计后的不加筋板模型与目标模型之间各对应节点变形位移和模态频率是否相同。

本文选取图 5 的静力优化后不加筋板模型和目标

模型互相对应的 15 个节点的变形位移作对比分析,此 15 个节点均为同一平面直线上最大的位移变形节点。验证对比如表 3 所示。频率结果对比如表 4 所示。

表 3 中,分别赋予优化迭代计算后的 3 个板厚值 T 之后,静力学优化设计后的不加筋板模型各节点变形位移与目标模型对应各节点变形位移数值基本相同,静力学特性基本达到等效,可称此优化设计后的模型为静力学等效模型,即建立了静力学等效。表 4 中的动力学特性模态频率方面,静力学等效模型和目标模型之间的模态频率仍相差较大,静力学等效模型在动力学方面的等效性则较差。因此,需要在静力学等效的基础上,继续展开对静力学等效模型的模态频率特性作进一步优化分析。

表2 静力学优化设计变量变化 m

板厚	T_1	T_2	T_3
初始值	0.006	0.006	0.006
第一次循环	0.00812	0.00728	0.00608
第二次循环	0.01059	0.00592	0.00759
第三次循环	0.01043	0.00578	0.01011
第四次循环	0.01030	0.00593	0.01013
第五次循环	0.01034	0.00593	0.01013

表3 静力学优化设计变形位移对比

节点编号	目标模型 /m	静力学优化设计后 /m	误差百分数 /%
432	0.00762	0.00672	11.863
436	0.00746	0.00657	11.871
440	0.00730	0.00643	11.880
444	0.00714	0.00629	11.890
448	0.00698	0.00615	11.900
452	0.00682	0.00601	11.910
456	0.00666	0.00586	11.921
460	0.00650	0.00572	11.932
465	0.00981	0.00863	12.064
469	0.01205	0.01057	12.312
473	0.01432	0.01254	12.431
477	0.01660	0.01454	12.438
481	0.01891	0.01656	12.416
485	0.02123	0.01859	12.400
489	0.02356	0.02064	12.410

表4 静力学优化设计模态频率对比 Hz

阶数	静力学优化设计后	目标模型	初始模型
1	7.0619	8.3607	5.0149
2	30.734	22.557	20.857
3	40.484	43.751	30.645
4	113.58	73.426	68.817
5	131.29	122.62	87.316

4 动力学等效分析

在静力学等效模型和目标模型的各节点变形位移相同的基础上,同时对模态频率展开优化设计分析,从而使动力学优化设计后的不加筋板模型与目标模型的变形位移和模态频率都相同,达到静、动力学特性同时等效的目的。根据 Nastran 优化设计原理和动力学特性,改善优化设计程序中目标函数、响应参数和限制条件的设置。

优化设计变量:板厚变化 T_1, T_2, T_3

MPC 约束:所有节点的变形位移的最小二乘最小

优化设计目标函数:

$$\Phi = \sum_{i=1}^N (F_i^u - F_i^v)^2, i=1,2,\dots,n,$$

其中, N 是板模型的节点数量; F_i^u 是目标模型的频率; F_i^v 动力学优化设计后板模型的频率^[8]。

把修改之后的 Nastran 优化设计程序重新提交 SOL200 求解器求解计算,在静力学等效的基础上进行动力学优化设计计算。

动力学优化计算结果如表 5 所示。

表5 动力学优化设计变量变化

板厚	T_1	T_2	T_3
初始值	0.01034	0.00593	0.01013
第一次循环	0.00992	0.00650	0.00923
第二次循环	0.00974	0.00723	0.00622
第三次循环	0.00960	0.00802	0.00596
第四次循环	0.00953	0.00825	0.00511
第五次循环	0.00992	0.00650	0.00923

表6 动力学优化设计变形位移对比

结点编号	目标模型 /m	动力学优化设计 /m	百分比 /%
432	0.00762	0.00830	-8.8842
436	0.00746	0.00817	-9.5246
440	0.00730	0.00804	-10.1928
444	0.00714	0.00792	-10.8908
448	0.00698	0.00779	-11.6206
452	0.00682	0.00766	-12.3849
456	0.00666	0.00754	-13.1863
460	0.00650	0.00741	-14.0279
465	0.00981	0.01008	-2.6827
469	0.01205	0.01201	0.3526
473	0.01432	0.01409	1.5956
477	0.01660	0.01630	1.8566
481	0.01891	0.01859	1.6467
485	0.02123	0.02096	1.2462
489	0.02356	0.02337	0.8229

表 5 中的板厚度变量 T 在经过 5 次迭代计算后,设计变量趋于稳定,目标函数 Φ 的最小二乘最小,目标函数取得最小值。把厚度最优的 T 值分别赋予板厚,在 Patran 仿真分析程序中对动力学优化模型进行静、动力学分析计算,提取数据文件。检验动力学优化设计后不加筋板模型节点变形位移和模态频率与目标模型各节点变形位移和频率是否相等。检验结果如表 6 所示。模态频率对比如表 7 所示。

表7 动力学优化设计模态频率对比

阶数	目标函数 /Hz	动力学优化设计后	误差 /%
1	8.3607	8.2514	1.3073
2	22.557	29.744	-31.8615
3	43.751	38.996	10.8683
4	73.426	81.845	-11.4660
5	122.62	105.5	13.9618

其中,动力学优化设计板和目标模型的前 3 阶的弯曲和扭转振型如图 6 所示。

从表 6、表 7 中可以看出,优化设计迭代计算之后,

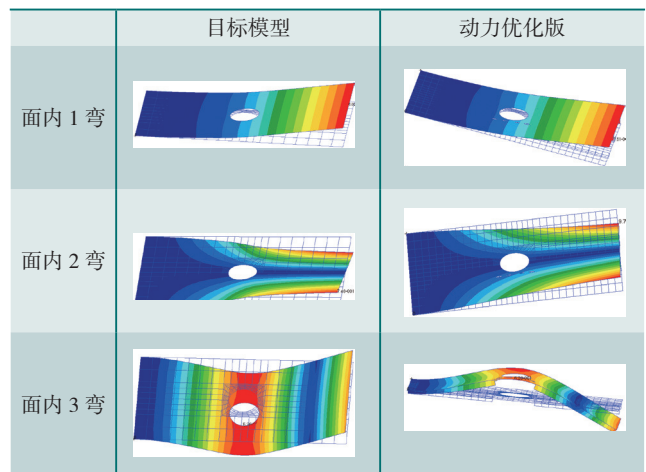


图6 有限元模型振型对比图

Fig.6 Finite element model of vibration mode comparison chart

动力学优化设计后的不加筋板模型各节点变形位移与目标模型各节点变形位移基本一致,模态频率也基本一致。静、动力学特性基本达到等效,可称此优化设计后的板模型为静、动力学等效模型。

5 算例

美国 NASA 兰利研究中心研发的 AGARD 445.6 机翼是一个国际上公认的用于在风洞中进行颤振试验的跨音速标准颤振计算模型。其试验结果可以和利用仿真分析软件计算的跨音速颤振结果进行对比验证^[9]。

本文选取这一标模试验,验证 Nastran 动力学优化

设计程序在模型等效处理上的有效性,进而分析本文编制的 Nastran 优化程序的有效性。

AGARD 445.6 机翼翼型为 NACA65A004,是具有明显跨音速气动特性的变厚度薄形机翼,展长为762mm,1/4 弦线的后掠角为 45° ,机翼展弦比(展长与平均弦长的比值)为 1.62,机翼根梢比(翼梢与翼根部的比值)为 0.66。

在 Nastran 优化设计程序中,图 7 建立的机翼模型是壳单元。AGARD 445.6 机翼用匀质大的桃花芯木层合薄板制成,其二维模型如图 7 所示。

在 Nastran 优化设计程序中,图 7 建立的机翼模型是壳单元,AGARD 445.6 机翼用匀质大的桃花芯木层合薄板制成,其具体材料参数如表 8 所示。

用桃花心木层合板制成的 AGARD445.6 机翼试验

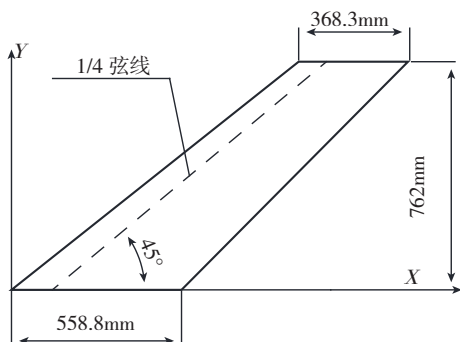


图7 AGARD 445.6 机翼二维模型
Fig.7 AGARD 445.6 two-dimensional wing model

表8 AGARD 445.6机翼的材料参数

材料特性	数值
弹性模量 E_{11} /MPa	3.246×10^3
弹性模量 E_{22} /MPa	4.16×10^2
剪切模量 G_{12} /MPa	4.2×10^2
泊松比 μ	0.31
密度 ρ ($\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$)	381.98

表9 AGARD 445.6机翼的固有频率表

固有频率计算 (Hz)					
模态	1	2	3	4	
试验值	9.7	38.1	38.1	98.5	
本文方法	计算值	9.42	38	54.62	95.09
	误差 /%	-2.92	-0.27	7.74	-3.46
Goura 的方法	计算值	9.67	36.87	50.26	90
	误差 /%	-0.31	-3.23	-0.87	-8.63
Kolonay 的方法	计算值	9.63	37.12	50.5	89.94
	误差 /%	-0.72	-2.57	-0.39	-8.69
Ryan 的方法	计算值	9.46	39.44	49.71	94.39
	误差 /%	-2.47	3.52	-1.95	-4.17

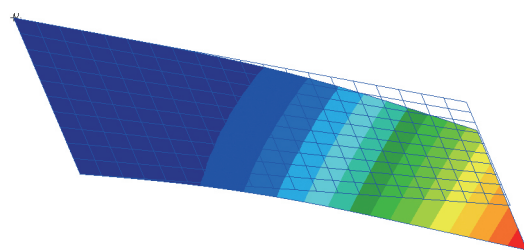
模型自然模态分布范围较宽,取前 4 阶计算结果。

表 9 为本文的计算结果与 Goura^[10]、Kolonay^[11]、Ryan^[12] 计算结果和试验结果比较的数据。

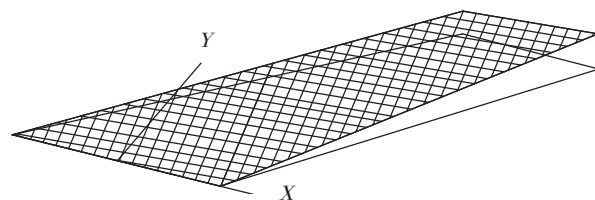
AGARD 445.6 机翼的固有频率比较,如表 9 所示。

取机翼前 4 阶模态的固有频率数值与 Goura、Kolonay 和 Ryan 的计算结果进行比较分析,本文的计算结果与试验值较为接近。固有模态云图如图 8 (a)~图 10 (a) 所示,与文献 [13] 给出的模态图 8 (b)~图 10 (b) 比较。

需要指出的是:图 8~图 11 中的固有频率值是文献给出的计算参考结果,不是试验结果。所以这个值与表 9 中列举的值并不相同。图 8 中本文计算的模态图 8 (a) 是向下,文献 [13] 给出图 8 (b) 则是向上,这只是相位相差 180° ,振型仍然是一致的。图 8~图 11

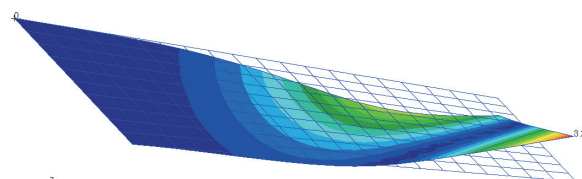


(a) 本文计算的第 1 阶模态图

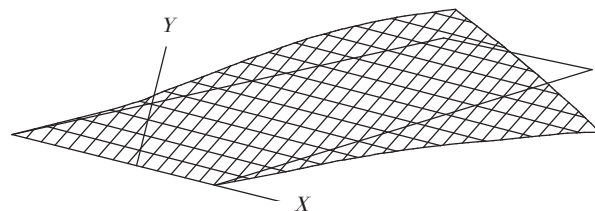


(b) 文献 [13] 的第 1 阶模态图

图8 AGARD 445.6机翼第1阶模态对比图
Fig.8 AGARD 445.6 wing for the first modal contrast



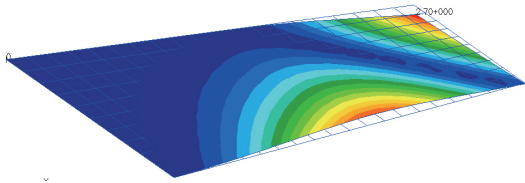
(a) 本文计算的第 2 阶模态图



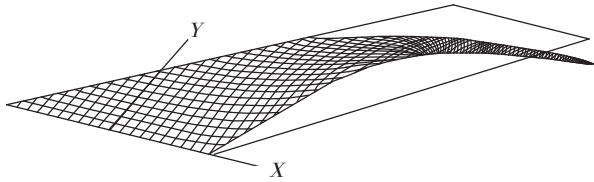
(b) 文献 [13] 的第 2 阶模态图

图9 AGARD 445.6机翼第2阶模态对比图
Fig. 9 AGARD 445.6 wing for the second modal contrast

中振型没有相位差,本文计算的固有模态结果与文献[13]给出的模态是吻合的^[14]。

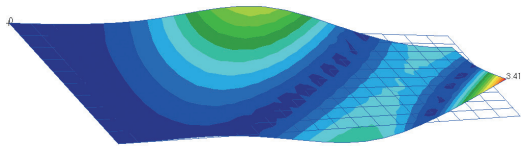


(a) 本文计算的第3阶模态图

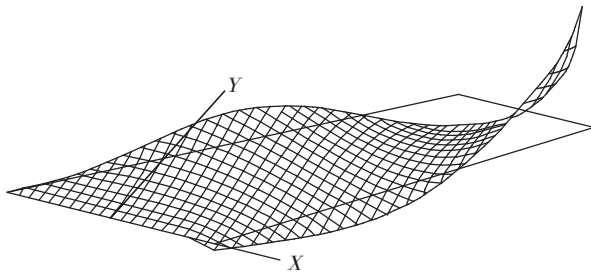


(b) 文献[13]的第3阶模态图

图10 AGARD 445.6机翼第3阶模态对比图
Fig.10 AGARD 445.6 wing for the third modal contrast



(a) 本文计算的第4阶模态图



(b) 文献[13]的第4阶模态图

图11 AGARD 445.6机翼第4阶模态对比图
Fig.11 AGARD 445.6 wing for the fourth modal contrast

6 结论

本文提出基于优化设计的等效分析方法,在针对含离散源损伤的机翼结构进行静、动力学分析的过程中,本方法只需要知道含离散源损伤的机翼结构的基本几何参数即可分析机翼结构的静、动力学特性。利用等效方法,使用参数化建模,内部自动迭代运算,计算效率高,适合于机翼结构初始设计阶段的快速建模分析。

采用本文开发的 Nanstran 优化设计程序对含离散源损伤机翼结构特性进行分析时,为准确对含离散源损伤机翼结构的仿真分析,要注意对约束、变量控制以及目标函数的选择和控制。

参考文献

- [1] 杜凯, 矫桂琼, 王翔. 含离散源损伤复合材料加筋板的拉伸特性[J]. 复合材料学报, 2008,8:181-186.
DU Kai, JIAO Guiqiong, WANG Xiang. Tensile properties of stiffened composite panels with discrete source damage [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2008,8:181-186.
- [2] KRISHNAMURTHY T, BRIAN H. Mason. Equivalent plate analysis of aircraft wing with discrete source damage[C]// 7th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Confere, 2006. AIAA 2006-2218.
- [3] GB/T228.1-2010 金属材料拉伸试验第1部分: 室温试验方法[S].
GB/T228.1-2010 Test of metallic materials - Part 1 Tensile .RT Test Method [S].
- [4] 马爱军, 周传月. Patran 和 Nastran 有限元分析专业教程[M]. 北京: 清华大学出版社, 2005.
MA AiJun, ZHOU ChuanYue. Patran and Nastran finite element analysis professional tutorial [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2005.
- [5] 程鹏. MSC/NASTRAN 优化设计方法的讨论[J]. 航天器工程, 1996,5: 221-225.
CHENG Peng. The MSC/NASTRAN discuss of optimization design method [J]. Spacecraft Engineering, 1996,5: 221-225.
- [6] KRISHNAMURTHY T, Frequency response of an aircraft wing with discrete source damage using equivalent plate analysis [C]// 8th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Confere, 2007. AIAA, 2007-2144.
- [7] 李增刚. Nastran 快速入门与实例[M]. 北京: 国防工业出版社, 2007,6:128-130.
LI ZengGang. Nastran quick start and example[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2007.
- [8] KRISHNAMURTHY T. Frequencies and flutter speed estimation for damaged aircraft wing using scaled equivalent plate analysis[C]// NASA Langley Research Center, Hampton, VA 23681, U.S.A., 2010.
- [9] 史爱明, 杨永年, 叶正寅. 两种跨声速气动弹性问题分析研究[J]. 空气动力学学报, 2005,23: 414-418.
SHI AiMing, YANG YongNian, YE ZhengYin. Investigation of two aeroelasticity problems in transonic flow[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2005,23: 414-418.
- [10] GOURA, LAURE G S. Time marching analysis of flutter using computational fluid dynamics[D]. Glasgow: University of Glasgow, 2001.
- [11] Kolonay, R. M. Unsteady aeroelastic optimization in the transonic regime [D]. U S A: Purdue University, 1996.
- [12] RYAN J, BEAUBIEN, FRED N, et al. Time and frequency domain fluttersolutions for the AGARD 445.6 wing[R]. Ottawa: Carleton University. 2005.
- [13] YATES C E, AGARD standard aeroelastic configurations for dynamic response - AGARD 445.6 Wing[R]. 1985.
- [14] 袁鹏程, 非定常跨音速机翼的颤振分析[D]. 浙江: 浙江大学, 2011.
YUAN PengCheng, Flutter analysis of unsteady transonic wing [D]. Zhejiang: Zhejiang University, 2011.

(责编 古京)