

复合材料加筋板结构的二级协同优化设计方法

吴莉莉 姚卫星

(南京航空航天大学飞行器先进设计技术重点学科实验室,南京,210016)

摘要:针对复合材料加筋板结构的布局和铺层优化问题,发展了一种二级优化设计技术。第一级采用基于近似模型技术的布局优化方法,以筋条形式、个数、截面形状和铺层厚度作为设计变量,以结构质量最轻为目标函数,实现加筋板结构布局形式和截面尺寸的布局优化;第二级借助于等效弯曲刚度法和遗传算法,考虑层合板的制造和工艺约束,以层合板的各铺层角作为设计变量,以层合板弯曲刚度系数与上一级优化所给最优弯曲刚度系数之间的误差最小为目标,实现了复合材料加筋板在固定铺层层数下的铺层顺序优化;在二级优化的基础上,通过协调稳定性约束,实现综合优化。算例表明:采用二级优化设计方法,可以很好地实现复合材料加筋板的布局优化设计。

关键词:复合材料;加筋板;近似模型;布局优化;等效弯曲刚度;铺层顺序优化

中图分类号:V214.1;TU318

文献标识码:A

文章编号:1005-2615(2011)05-0645-05

Two-Level Collaborative Optimum Design Method for Composite Stiffened Panel

Wu Lili, Yao Weixing

(Key Laboratory of Fundamental Science of Advanced Design Technology of Flight Vehicle,
Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: A layout optimum design formation for composite stiffened panel is proposed. This formation is composed of three steps. Firstly, a parametric finite element model is set up and the approximate model is used to construct the objective function of layout variables and size variables, and then to optimize the objective function by minimizing the mass of the panel to obtain the layout and size of the stiffened panel under the given stacking sequence. Secondly, the equivalent bending stiffness and the genetic algorithm are employed to deal with the ply stacking sequence optimization, where the requirements of manufacture and technics are considered. And finally the results from the layout optimization and stacking sequence optimization are collaboratively optimized and thus the optimal composite stiffened panel is determined. The optimization design of a composite stiffened panel under compressive and shear loading is conducted to demonstrate the effectiveness.

Key words: composite; stiffened panel; approximate model; layout optimization; equivalent bending stiffness; ply stacking sequence optimization

航空航天结构、风力发电叶片等的质量是重要的性能指标之一。复合材料加筋板结构可实现结构强度、刚度、稳定性等性能的综合平衡,已被广泛应用于飞机翼面结构、大尺寸叶片主梁区结构等。复

合材料加筋板结构布局优化设计日益受到研究者关注。

近年来,国内外研究人员大多采用数值分析方法进行加筋板优化设计研究。Blair等人^[1]将快速建

基金项目:国家重点基础研究发展计划(“九七三”计划)(2007CB714600)资助项目;教育部长江学者创新团队(Irt0906)资助项目;江苏高校优势学科建设工程资助项目。

收稿日期:2011-04-29;**修订日期:**2011-08-20

通讯作者:姚卫星,男,教授,博士生导师,1957年1月,E-mail:wxyao@nuaa.edu.cn。

模方法应用于翼面结构初始设计阶段,进行结构的布局设计。张仲祯等人^[2]将 Patran 参数化建模与 Isight 优化软件相结合,提出了同时考虑布局优化和尺寸优化的两级优化方法。由于代理模型技术可以减少计算量,Rikards、张柱国等^[3-4]将代理模型技术引用到了加筋板结构设计优化中,提高了优化效率。近些年来,国内外众多学者将遗传算法应用于复合材料的铺层顺序优化^[5],遗传算法可以比较容易地解决铺层顺序的组合优化问题,但是铺层还要受到结构强度、刚度、稳定性等方面的影响,另外当铺层数量较多时,优化分析时间十分巨大,几乎没有工程实用价值。针对这一问题,国内外一些学者^[6-11]提出通过引入层合板的铺层厚度和弯曲刚度参数作为中间设计变量,实现层合板铺层顺序的优化。

可以看出,复合材料结构布局优化设计灵活且复杂,传统的数学规划法或准则法很难解决这类问题。为了克服这些困难,本文发展了一种二级优化的方法,以减小问题求解规模,实现尺寸、布局和铺层的综合优化设计。

1 加筋板结构

对于复合材料加筋板结构布局优化问题,主要的设计变量包括:加筋条剖面形状的选择,常用的有开剖面的L形、T形、J形、I形、 π 形,闭剖面的帽形、泡形、II形等;加强筋位置的确定,主要有间距的选择和方向的选择;截面尺寸,加筋腹板的高度、缘条的宽度、铺层厚度,蒙皮铺层厚度;蒙皮和加强筋的铺层顺序。其中剖面形状的选择和筋条个数、铺层顺序均为离散设计变量,加筋截面尺寸和铺层厚度设计变量为连续设计变量,这些变量互相耦合,且具有不同的量级和量纲,对结构质量的影响不同。

2 二级优化设计方法

2.1 布局优化

在本级优化中分为两个层次进行,初始铺层顺序为 $[45/0/-45/90]_s$;系统层的布局设计变量共4个,包括筋条剖面形式、筋条个数 n 、筋条高度 b_w 和宽度 b_f (图1);子系统层的尺寸设计变量共9个,包括蒙皮 $0^\circ, \pm 45^\circ$ 和 90° 铺层的厚度 t_{m0}, t_{m4}, t_{m9} ;水平缘条 $0^\circ, \pm 45^\circ$ 和 90° 铺层的厚度 t_{h0}, t_{h4}, t_{h9} ;垂直缘条 $0^\circ, \pm 45^\circ$ 和 90° 铺层的厚度 t_{v0}, t_{v4}, t_{v9} 。

本级优化的基本思想是首先依据工程问题,选取系统层设计变量,确定其变量取值范围,采用拉丁超立方试验设计方法在设计变量空间中确定样

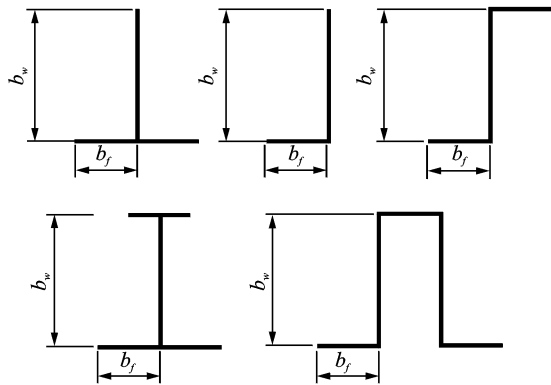


图1 5种筋条剖面形状以及变量定义

本点集,对各个样本点利用 Patran 中的 PCL 语言编程实现参数化建模形成尺寸优化的有限元模型,求出各系统层布局设计变量下的满足约束条件的加筋板结构的最轻质量,即为样本点的响应值,利用这些样本点和响应值建立系统层的近似模型;然后利用多岛遗传算法优化此近似模型,并将近似模型得到的优化解传递给子系统层,子系统层优化给定筋条形式、筋条个数,筋条截面尺寸下的加筋板的铺层厚度,分析比较系统层和子系统层优化后加筋板结构的质量,如果两者误差在给定的误差范围内(本文算例取5%),认为满足精度,迭代结束,如果不满足精度要求,则将子系统层结果作为新的样本点,更新近似模型,重复上述操作,直到精度满足要求。优化流程见图2,优化模型如下

$$\begin{aligned} \min \quad & m(x_i) \\ \text{s. t.} \quad & \lambda(x_i) \geq \lambda^* \\ & \epsilon_j(x_i) \leq [\epsilon_j] \quad j = 1, 2, 3 \\ & x_{iL} \leq x_i \leq x_{iU} \end{aligned} \quad (1)$$

式中: x_i 为第 i 个设计变量; x_{iL}, x_{iU} 为设计变量上下限; $m(x_i)$ 为加筋板结构质量; $\lambda(x_i)$ 为屈曲因子; λ^* 为稳定性约束的下限值; $[\epsilon_j]$ 为应变约束。

通过本级优化可以得到满足约束条件的复合材料加筋板的最优布局和尺寸。

2.2 铺层优化

利用上一级优化得到的几何截面参数,本级优化采用基于等效弯曲刚度的方法解决铺层顺序优化的问题^[7]。其基本思想是:认为两个铺层顺序不同的层合板的弯曲刚度相同时,它们具有相同的屈曲因子,见图3。该方法的具体实施过程是:将第一级优化得到的辅助层合板的各个铺层厚度,求解得到目标层合板的量纲一的等效弯曲刚度系数 W_1^* , W_2^* 和 W_3^* ,在此基础之上通过基于等效弯曲刚度方法,以层合板的弯曲刚度参数与上一层优化给出

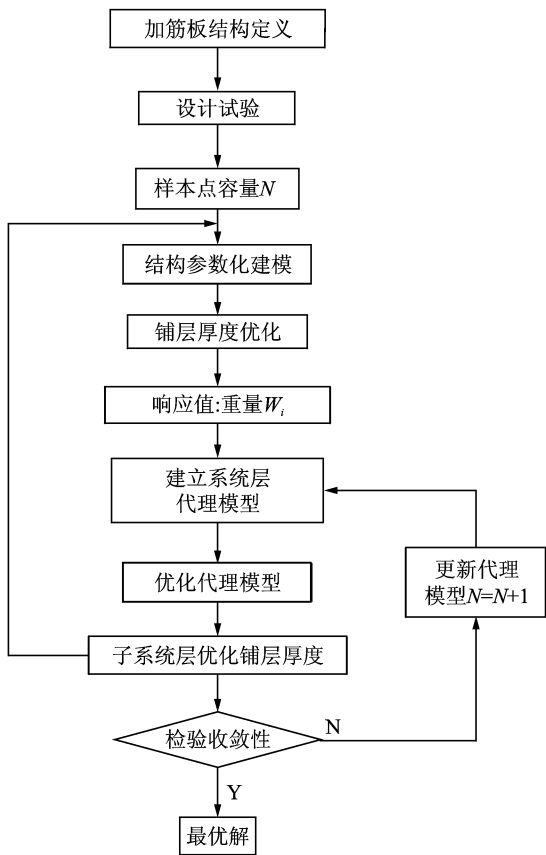


图2 布局优化流程图

的最优弯曲刚度参数之间的误差最小为目标,考虑层合板的制造和工艺约束,应用多岛遗传算法,求出满足给定层合板铺层厚度和最优弯曲刚度参数要求的层合板最优铺层结构。

层合板量纲一化的弯曲刚度参数 $W_0^*, W_1^*, W_2^*, W_3^*, W_4^*$ 为

$$\begin{bmatrix} W_0^* \\ W_1^* \\ W_2^* \\ W_3^* \\ W_4^* \end{bmatrix} = \frac{12}{t^3} z^{t/2} \begin{bmatrix} 1 \\ \cos 2\theta_z \\ \cos 4\theta_z \\ \sin 2\theta_z \\ \sin 4\theta_z \end{bmatrix} dz \quad (2)$$

式中 t 为层合板厚度。由于工程结构中用到的层合板的铺层角度一般都选择 $0^\circ, \pm 45^\circ$ 和 90° 这 4 种标准铺层,量纲一弯曲刚度参数满足^[11]: $W_0^* \equiv 1, W_4^* \equiv 0, -1 \leq W_1^*, W_2^*, W_3^* \leq 1$ 。

辅助层合板量纲一等效刚度参数为

$$\begin{cases} W_1^* = \left(\frac{t_1+t_2+t_3}{t}\right)^3 - \left(\frac{t_1+t_2}{t}\right)^3 - \left(\frac{t_1}{t}\right)^3 \\ W_2^* = 2\left(\frac{t_1}{t}\right)^3 - 2\left(\frac{t_1+t_2}{t}\right)^3 + 2\left(\frac{t_1+t_2+t_3}{t}\right)^3 - 1 \\ W_3^* = \left(\frac{t_1}{t}\right)^3 - \left(\frac{t_1+t_2}{t}\right)^3 - \left(\frac{t_1+t_2+t_3}{t}\right)^3 + 1 \end{cases} \quad (3)$$

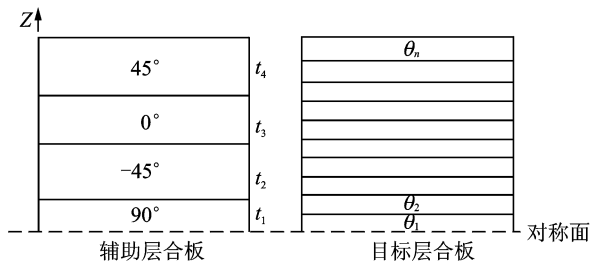


图3 等效弯曲刚度的层合板

目标层合板量纲一等效刚度参数为

$$\begin{cases} W_1^* = \frac{1}{n^3} \sum_{k=1}^n [k^3 - (k-1)^3] \cos 2\theta_k \\ W_2^* = \frac{1}{n^3} \sum_{k=1}^n [k^3 - (k-1)^3] \cos 4\theta_k \\ W_3^* = \frac{1}{n^3} \sum_{k=1}^n [k^3 - (k-1)^3] \sin 2\theta_k \end{cases} \quad (4)$$

式中: t 为层合板总厚度的一半; n 为目标层合板的铺层总层数的一半。当辅助层合板和目标层合板的厚度、弯曲刚度参数均相等时,认为它们的弯曲刚度相同。

根据第一级优化后得到的辅助层合板的铺层厚度,算出层合板的最优弯曲刚度参数 $W_{1opti}^*, W_{2opti}^*, W_{3opti}^*$ 。对于给定铺层厚度即层数已知的对称均衡铺层层合板结构,以各层铺设角作为设计变量,使得结构的弯曲刚度参数 W_1^*, W_2^*, W_3^* 最接近于最优值 $W_{1opti}^*, W_{2opti}^*, W_{3opti}^*$,这是一个非线性规划求解问题

$$\begin{cases} \text{find } \theta = [\theta_1 \ \theta_2 \ \dots \ \theta_n]^T \\ \text{min } \sqrt{(W_1^* - W_{1opti}^*)^2 + (W_2^* - W_{2opti}^*)^2 + (W_3^* - W_{3opti}^*)^2} \end{cases} \quad (5)$$

式中 θ_k 对应铺层顺序中的每层的铺层角。本文选用标准铺层角对称均衡铺层, θ_k 为 $0^\circ, \pm 45^\circ$ 和 90° 中的某一个值。假设 $0^\circ, \pm 45^\circ$ 和 90° 的铺层层数分别为 n_1, n_2, n_3, n_4 ,通过多岛遗传算法实现上述非线性规划的优化问题,找到最佳铺层结构。

2.3 协同综合

布局优化时已经给定了铺层顺序,对应有一个屈曲因子(即对应一个屈曲载荷)。在完成铺层优化后,屈曲因子应该会提高,可能超过了设计要求。因此,如果强度等其他约束还没有达到边界,还应该在布局优化和铺层顺序优化之间迭代。本文提出了一种协同综合的办法,以实现加筋板结构的综合最优。

对应于式(1),给定一系列的临界屈曲因子 λ_i^* ,得到一系列相应的布局优化最优解 W_i^0 。对这一系列布局最优解,应用式(5)优化得到一系列铺层优化最优解 W_i^d ,通过比较这两组最优解,可以找到

正好满足各种约束的最佳结构,然后对此最优解进行校核,最后进行尺寸圆整,见图4。

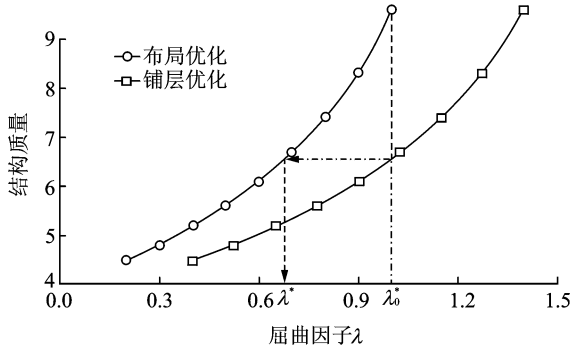


图4 屈曲因子的协同综合

3 算例

3.1 结构描述

本节以文献[12]中3.4.1节中第3种情况的复合材料加筋板为原型进行优化。该板长370 mm,宽390 mm。蒙皮初始铺层为 $[45/-45/0/90/-45/45/90/45/-45/0_3/-45/45/90]_s$,共29层;竖直缘条初始铺层为 $[\pm 45_4/0/90_2/\pm 45/0_3/-45/0_4/45_2/0_4/-45/0_3/-45/45/90/0_{12}]_s$,共80层;水平缘条初始铺层为 $[90/45/-45/0_3/-45/0_4/45]_s$,共24层。铺层材料性能参数见表1。加筋板宽度方向有3个等距的T形加强筋,加筋板四边简支,受压剪复合载荷,如图5所示。文献[12]给出的屈曲载荷的计算值为 $N_x=482.8 \text{ N/mm}$, $N_{xy}=343.1 \text{ mm}$;试验结果为 $N_x=516.0 \text{ N/mm}$, $N_{xy}=366.7 \text{ mm}$ 。

表1 材料性能

E_1/GPa	E_2/GPa	G/GPa	μ	$\rho/(\text{kg} \cdot \text{mm}^{-3})$	t/mm
125.0	7.2	4.7	0.33	1.5E-6	0.117

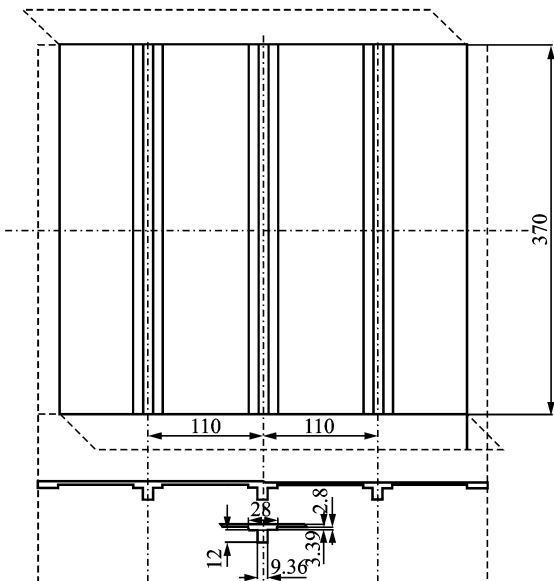


图5 加筋板结构模型

3.2 初始结构分析

利用MSC.Patran建立整体加筋板结构有限元模型,并以壳单元模拟蒙皮和筋条的腹板和缘条,受压剪复合载荷,本文取实验值: $N_x=516.0 \text{ N/mm}$, $N_{xy}=366.7 \text{ mm}$,应用NASTRAN进行线性屈曲分析,求得结构线性屈曲因子为0.973,最大应变为 $\epsilon_x \text{ max}=2.090 \mu\epsilon$, $\epsilon_y \text{ max}=2.070 \mu\epsilon$, $\gamma_{12 \text{ max}}=2.410 \mu\epsilon$ 。初始结构质量1.136 kg。

3.3 结构布局优化

在MSC.Patran下运用PCL语言和Parametric Modeling方法建立参数化结构模型,系统层设计变量的取值范围见表2所示。其中截面形式中,1代表L形,2代表T形,3代表工形,4代表Z形,5代表帽形,见图1。

表2 系统层设计变量空间

变量类型	变量名称	取值范围
离散变量	加强筋截面形式 shape	{1,2,3,4,5}
	加强筋数量 n	{1,2,3,4,5}
连续变量	加强筋腹板高度 b_w/mm	20~30
	加强筋缘条宽度 b_f/mm	6~18

采用拉丁超立方选取样本点50个,并通过有限元分析得到各个样本点对应的响应值。布局优化的结果为:加强筋的形式为L形,加强筋数量n为5。对应于不同临界屈曲因子 λ^* 的布局优化结果见表3,4。表中的厚度已进行了圆整(单层厚度0.117 mm)。

表3 布局优化后质量

λ^*	1.0	0.9	0.8	0.7
圆整前/kg	0.558 6	0.536 9	0.514 8	0.452 3
圆整后/kg	0.607 7	0.550 5	0.530 5	0.460 4

表4 布局优化后各元件的厚度

元件	λ^*	$t_{45^\circ/-45^\circ}/\text{mm}$	t_{0°/mm	t_{90°/mm	$t_{\text{总}}/\text{mm}$
蒙皮	1	0.117	0.585	0.234	1.872
	0.9	0.117	0.585	0.117	1.638
	0.8	0.117	0.585	0.117	1.638
	0.7	0.117	0.468	0.117	1.404
水平缘条	1	0.117	0.234	0.117	1.170
	0.9	0.117	0.234	0.117	1.170
	0.8	0.117	0.117	0.117	0.936
垂直缘条	1	0.117	0.351	0.117	1.404
	0.9	0.117	0.234	0.117	1.170
	0.8	0.117	0.234	0.117	1.170
	0.7	0.117	0.234	0.117	1.170

3.4 铺层优化

按照2.2节中提出的基于等效弯曲刚度的方

法,对表3,4的结果优化铺层顺序,优化结果见表5,6。

表5 铺层优化后屈曲因子

m/kg	$\lambda_{布局}$	$\lambda_{铺层}$
0.607 7	1.105 5	1.265 2
0.530 5	0.870 1	0.964 4
0.460 4	0.564 4	0.667 3

表6 铺层优化后的铺层顺序

$\lambda_{铺层}$	蒙皮	水平缘条	垂直缘条
1.265 2	[45/-45/90 ₂ /0/-45 ₂ /0 ₂] _s	[45/0/-45/0/90] _s	[45/0 ₂ /-45/0/90] _s
0.964 4	[45/90/-45 ₂ /0 ₂ /-45 ₂] _s	[45/-45/0 ₂] _s	[45/0/-45/0/90] _s
0.667 3	[45/-45/90/0/-45/0/90] _s	[45/-45/0 ₂] _s	[45/-45/0 ₂] _s

3.5 协同综合

由表5可知,质量为0.530 5 kg的铺层优化后的屈曲因子0.964与本题的实验结果基本一致,因此不必再返回优化尺寸。否则,首先选择一个最接近满足屈曲设计要求的铺层顺序,再返回优化参数 b_w 和 b_f ,以达到最优。最终的优化结果见表7,结构质量从初始的1.136 kg减到了0.530 5 kg,减重效果明显。

表7 布局优化结果

形状	n	$b_w/$ mm	$b_f/$ mm	$\epsilon_{xmax}/$ $\mu\epsilon$	$\epsilon_{ymax}/$ $\mu\epsilon$	$\gamma_{12max}/$ $\mu\epsilon$	λ	m/kg
L形	5	30	10.8	2 590	2 520	3 270	0.964 4	0.530 56

4 结束语

本文主要针对加筋板布局优化问题发展了一种分级协同优化方法,它将复合材料加筋板结构的布局优化问题分解成两个易于求解的子问题。其优点是能够减少设计变量的数量,降低结构分析的非线性程度,且不会限制优化设计的灵活性。算例表明,这一优化模型方法合理,效果明显,结果可靠,可以适用于比较广泛应用的复合材料加筋板布局优化问题。

参考文献:

- [1] Blair M, Hill S, Weisshaar T A. Rapid modeling with innovative structural concepts[R]. AIAA-98-1755, 1998.
- [2] 张仲祯,余雄庆,胡添元. 飞翼式飞行器结构布局与构件尺寸的两级优化[J]. 计算机辅助工程, 2009, 18(1):27-30.
- [3] Rikards R, Abramovich H, Auzins J, et al. Surrogate models for optimum design of stiffened composite shells[J]. Composite Structures, 2004, 63(2): 243-251.
- [4] 张柱国,姚卫星,刘克龙. 基于进化Kriging模型的金属加筋板结构布局优化方法[J]. 南京航空航天大学学报, 2008, 40(4):497-500.
- [5] 晏飞,李为吉. 基于自适应遗传算法的复合材料层合板铺层顺序优化方法[J]. 西北工业大学学报, 2001, 19(1):156-159.
- [6] Visser I. Aeroelastic and strength optimization of a composite aircraft wing using a multilevel approach[R]. AIAA-99-1258, 1999.
- [7] 乔巍,姚卫星. 复合材料加筋板铺层优化设计的等效弯曲刚度法[J]. 计算力学学报, 2011, 28(1): 158-162.
- [8] Hirano Y, Todoroki A. Fractal branch and bound method for stacking-sequence optimization of composite delta wing[R]. AIAA-2004-6439, 2004.
- [9] Miki M. Optimum design of laminated composite plates using lamination parameters[J]. AIAA Journal, 1993, 31(5):275-283.
- [10] Liu B, Haftka R T. Maximization of buckling loads of composite panels using flexural lamination parameters[J]. Structural and Multidisciplinary Optimization, 2004, 26(2):28-36.
- [11] Haftka R T, Walsh R L. Stacking-sequence optimization for buckling of laminated plates by integer programming[J]. AIAA Journal, 1992, 30(3):814-819.
- [12] 中国航空研究院. 复合材料结构稳定性分析指南[M]. 北京:航空工业出版社, 2002.