

文章编号:1000-8055(2012)06-1243-06

柔性机翼承载能力的试验与预测

王志飞, 王 华, 王 伟, 贾青萍
(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 对柔性机翼进行了承载能力的试验及预测研究, 首先对柔性机翼的翼型结构进行建模, 并对充气机翼的结构进行了分析和优化; 其次应用正交试法确定出影响柔性机翼承载能力的主要影响因素, 以优化后的结果建立实物模型和主要影响因素为变量进行试验; 最后以大量的试验数据为训练样本建立改进的神经网络模型, 并进行承载能力预测. 试验与预测结果对比研究表明: 在初始阶段, 柔性机翼在压强一定时, 载荷与挠度近似呈线性关系; 在同一气压值下, 载荷增加到一定值时, 载荷与挠度的关系曲线呈近似线性关系, 而是斜率突然减小; 神经网络测试值和试验实测值最大相对误差与标准方差只有 12% 和 0.39%, 人工神经网络解析方法可以用于对充气机翼抗弯刚度的分析.

关 键 词: 柔性机翼; 弯曲变形; 正交试验; BP (back propagation) 神经网络; 挠度预测

中图分类号: V224

文献标志码: A

Experimental and prediction study for bearing capacity of inflatable wing

WANG Zhi-fei, WANG Hua, WANG Wei, JIA Qin-ping

(School of Astronautics,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Experimental and prediction study for bearing capacity of inflatable wing have been done and described in this paper. Firstly, model of aerofoil was established, structure of inflatable wing was analyzed and optimized, then method of orthogonal experiment was used to ascertain the main impact of influence bearing capacity and experimental of inflatable wing was finished for bearing capacity. Artificial neural network was finally adopted to predict bearing capacity. The results show that: (1) In the initial experiment, at the same pressure, the relationship between loading and deflection approximately abides by linearity relations. When reached the fixed pressure, the relationship between loading and deflection is also linearity, but the slope abruptly increases. (2) The relative error between the predicted result and the experiment result is 12%, and standard deviation 0.39%, and show that the bearing capacity prediction model of neural net work can predict the bearing capacity of inflatable wing accurately and rapidly.

Key words: inflatable wing; bending deformation; orthogonal experiment;
back propagation neural network; deflection prediction

柔性机翼是在刚性翼的基础上, 结合仿生学原理提出的新概念翼, 因其在低雷诺数环境

收稿日期: 2011-07-05

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20120704.1152.201206.1243_007.html

基金项目: 航天基金(CASC0105)

作者简介: 王志飞(1981—), 男, 内蒙古鄂尔多斯人, 博士生, 主要从事弹载飞行器总体设计研究.

下具有较好的气动特性和抗风性等优点,而得到国内外广泛研究^[1]。另外柔性机翼具有可快速拆装、便于运输(体积小、质量轻)、展开速度快、可重复使用等优点,非常适用于空间比较狭小无人飞行器。作为一种柔性结构,柔性机翼的最显著的缺点就是强度、刚度较低。国内外对柔性进行了一定的研究,文献[2-3]主要对充气式柔性机翼进行了强度和刚度理论分析与仿真,以及气动特性的风洞试验研究,文献[4-8]对充气式柔性机翼进行了低空和高空的空中抛撒、展开飞行试验,以及刚化和形变的研究;文献[1]通过对柔性翼试验模型的风洞试验进行了柔性翼的布局研究。文献[9]进行了充气机翼的结构设计、加工方法研究及可行性进行了验证。文献[10]对柔性机翼的失效条件,利用 FLUENT 软件对一种自行设计的充气机翼进行了气动分析与标准翼型机翼进行了对比研究。从目前的研究情况来看,柔性机翼的研究还处在发展阶段,尤其对柔性机翼结构设计还没有形成系统的设计方法和理论分析研究体系。

本文继续柔性机翼承载能力和气动特性分析的研究,对一种拉筋式柔性机翼进行结构分析和优化,以优化后的结果建立实物模型,对试验模型进行承载能力的试验,以大量试验数据为训练样本建立改进的神经网络模型进行预测模型,并对试验与预测结果进行对比研究,为柔性机翼的设计提供理论依据。

1 柔性机翼结构及建模仿真

柔性机翼的主要构件只有蒙皮和翼肋,蒙皮内部沿翼展方向布置有多条织物桁条与机翼上下表面垂直相连,将机翼分为相互连通的隔舱,称之为拉筋,如图 1 所示。拉筋与机翼蒙皮的材料相同,

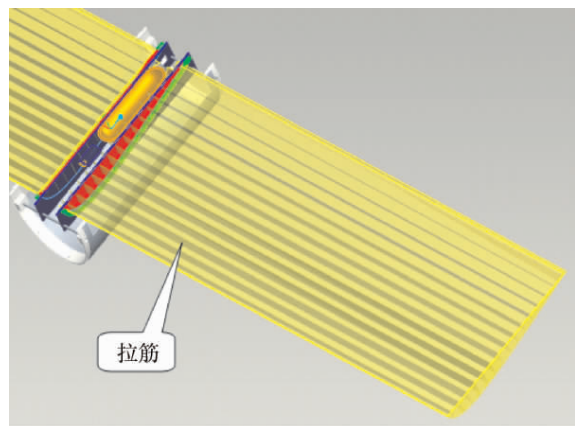


图 1 柔性机翼示意图

Fig. 1 Diagram for inflatable wing

在柔性机翼中起附加支承作用。有了拉筋的附加支承约束来张紧翼面,柔性机翼可以满足其自身较大的跨度和展弦比要求,形成所需要的翼型,同时还能使机翼的结构强度和刚度增加。

柔性机翼翼剖面上的各个小隔舱相当于二维翼型的一组内接圆,拉筋相当于相邻两内接圆之间的公共弦。基于这个原理,在确定柔性机翼的翼型之后,在其中弧线上选取若干点作为各内接圆圆心,圆心的数量和间距根据形状控制要求和加工能力来定,以各圆心到翼型上下表面的距离为半径作圆,各圆相交就得到的就是柔性机翼的外形。调整圆心位置即可以改变翼剖面的形状,从而得到所需的翼型。为更好地对充气式机翼的进行结构分析和优化,并随时得到最新的优化结果,本文采用 MATLAB 语言对柔性机翼的翼型结构进行建模如图 2 所示,以方便在设计过程中随时调节翼型的参数,以获得最合适的充气式机翼的外形。

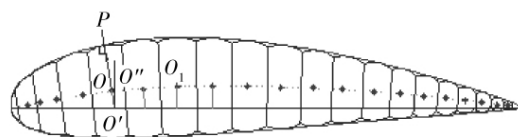


图 2 柔性机翼的结构建模原理示意图

Fig. 2 Diagram for model of aerofoil

2 试验设备与模型

如图 3 所示,试验设备由机翼固定架,沙袋模拟均布载荷装置(均布载荷由平铺的沙袋模拟)、充气装置等组成。



图 3 柔性机翼载试验装置

Fig. 3 Equipment of loading test

柔性机翼翼型的选取主要兼顾柔性机翼刚度

和气动性能的要求,所以本试验所用的柔性机翼选择厚度较大的 NACA4424 中单边翼展长为 1 000 mm、弦长为 300 mm,以增强机翼的刚度,如图 4 所示。



图 4 试验模型照片

Fig. 4 Photos of inflatable wing

3 柔性机翼承载能力试验

3.1 试验主要影响因素的确定

参考相关文献[10-11],考查的因素确定为 3 个(C_1 为充气气压, C_2 为施加均布载荷, C_3 为机翼隔舱数目)因此,采用最小正交表即 4 因素 3 水平的正交表 $L_9(3^4)$ 进行表头设计(如表 1)。

表 1 正交试验因素水平表

Table 1 Orthogonal testing factors and levels

因素	水平			
	1	2	3	4
C_1 /kPa	52	85	103	145
C_2 /N	9.8	39.2	58.8	98.0
C_3	15	16	17	18

柔性机翼必须在这整个巡航期间内都保持稳定的外形,故要求机翼内部气体的泄漏速度要足够低,以使内压保持在一个足够能维持机翼正常工作状态的水平。因此,在试验的初始阶段要进行气密性检验,检测后以机翼发生弯曲变形大小(挠度)作为指标进行试验。详见表 2。

通过试验得到样本数据,可按以下步骤进行数据处理,并得到一些相关的结论。

1) 由表 2 的各列因素分别计算每一种水平下的试验值的平均数

$$\begin{cases} K_{A1} = (Y_1 + Y_2 + Y_3)/3 \\ K_{A2} = (Y_4 + Y_5 + Y_6)/3 \\ K_{A3} = (Y_7 + Y_8 + Y_9)/3 \end{cases} \quad (1)$$

$$\begin{cases} K_{B1} = (Y_1 + Y_4 + Y_7)/3 \\ K_{B2} = (Y_2 + Y_5 + Y_8)/3 \\ K_{B3} = (Y_3 + Y_6 + Y_9)/3 \end{cases} \quad (2)$$

$$\begin{cases} K_{C1} = (Y_1 + Y_6 + Y_8)/3 \\ K_{C2} = (Y_2 + Y_4 + Y_9)/3 \\ K_{C3} = (Y_3 + Y_5 + Y_7)/3 \end{cases} \quad (3)$$

2) 离差能反映平均值的分布,平均值比较分散说明因子影响比较大,比较集中说明影响比较小。计算公式如下:

$$S = \left(\frac{I}{3} - \frac{T}{9} \right)^2 + \left(\frac{II}{3} - \frac{T}{9} \right)^2 + \left(\frac{III}{3} - \frac{T}{9} \right)^2 \quad (4)$$

式中 I, II, III 是 1, 2, 3 位级导致的结果之和; T 为所有试验之和。

通过上述计算确定出主要影响因素依次是气压、均布载荷和机翼隔舱数目。

表 2 正交试验表及结果

Table 2 Result of orthogonal experiment

序号	组合水平				挠度/ mm
	1	2	拟水平	4	
试验 1	1	1	1	1	35.15
试验 2	1	2	2	2	97.63
试验 3	1	3	3	3	143.82
试验 4	2	1	2	3	13.57
试验 5	2	2	3	1	52.59
试验 6	2	3	1	2	54.42
试验 7	3	1	3	2	43.46
试验 8	3	2	1	3	37.38
试验 9	3	3	2	1	88.41

3.2 柔性机翼承载能力试验

对于单侧的柔性机翼,可以看作是固定在机身上的一个悬臂梁^[12]。根据文献[12]建立柔性机翼受载弯曲变形的力学模型

$$y = \frac{-q(l-x)^4 - 4ql^3x + ql^4}{24EI} \quad (5)$$

在翼尖处挠度最大

$$y_{\max} = \frac{ql^4}{8EI} \quad (6)$$

式中 y 为所计算横剖面的挠度; x 为所计算横剖面

离翼根的距离; E 为充气式机翼材料的弹性模量。

由文献[10]可知柔性机翼弯曲变形分析模型可以指导柔性机翼受载后的变形分析, 所以本文采用如图 3 所示试验系统, 机翼所受的近似均布载荷由平铺的沙袋模拟。

试验步骤具体如下:

1) 参考值的确定, 将柔性机翼固定在支架上, 充气至 50 kPa, 测量其翼尖部位与地面的距离;

2) 加载变形(挠度), 将气压增大至 60 kPa, 充气至 60 kPa 后测量翼尖到地面的距离; 再分别测量在机翼上表面加均布载荷 19.6, 78.4 N 后翼尖到地面的距离;

3) 将气压增大至 80, 100 kPa, 按照第二步中的方法分别测量不同载荷情况下翼尖到地面的距离;

4) 保压性, 将机翼充气至 50 kPa 后开始保压(静置不动), 压力表显示压力降至 38 kPa, 下降幅度约为 25%;

5) 外形保持, 充气到 100 kPa 时, 柔性机翼的二维翼型与标准翼型基本吻合。将在不同的气压和载荷条件下, 测得的左、右机翼翼尖部位的挠度值;

6) 承载能力, 通过上述步骤的准备后, 给机翼充入不同气压值的空气, 相对每一气压给机翼加载, 并记录每一载荷下翼尖相对基准面的尺寸, 试验结果如图 5 所示。

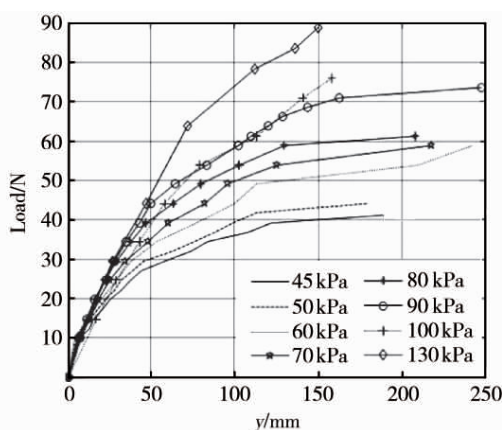


图 5 不同气压下载荷与挠度的试验关系曲线

Fig. 5 Test data curve for wing load as a function of wingtip deflection on different pressures

4 基于神经网络的承载能力预测

柔性机翼本身的材料特性受到多种因素影

响, 一般难以用数学、力学模型准确描述, 加上外界因素的不确定, 线性的分析方法所得结果往往和实际值相差很大, 而人工神经网络的一个重要特点是能够较有效地解决非线性问题, 而且在工程得到了广泛的应用。然而, 在实际应用中, 传统 BP(back propagation)神经网络算法主要存在网络隐含层的层数以及隐含层神经元数的选取尚无理论指导, 而是根据经验选取, 因此, 网络往往有很大的冗余性, 也增加了网络学习的时间。从神经网络在模式识别中的发展来看, 网络结构的优化问题和网络学习问题还亟待进一步解决和提高^[13]。

4.1 学习算法的选择

基于梯度的优化技术被 BP 神经网络算法广泛的采用^[14], 其权值可以表示如下:

$$v(n+1) = v(n) - \eta Hg \quad (7)$$

式中 v 为权值矩阵; n 为迭代次数; η 为正数步长; g 为目标函数对 v 的梯度; H 为正定矩阵, 通过乘以 H 梯度偏移, 确定可行下降方向。为了简化计算, 采用高斯-牛顿法

$$v(n+1) = v(n) - \frac{1}{2} (I^T I)^{-1} g \quad (8)$$

考虑到 $I^T I$ 实际应用中不一定正定, 因此采用 Marquardt 的高斯-牛顿修正算法。

$$w(n+1) = w(n) - \frac{1}{2} (I^T I + \lambda J)^{-1} g \quad (9)$$

式中 λ 为某个非负数, 可处理病态矩阵 $I^T I$ 。

4.2 BP 神经网络结构设计

为了确保神经网络的非线性逼近, 采取前馈式神经网络, 即改进 BP 神经网络, 建立承载能力预测模型。前馈式神经网络由三层神经元组成, 分别是输入层、隐含层与输出层。输入层由分别由 C_1 充气气压, C_2 施加均布载荷, C_3 机翼隔舱数目, 6 个隐含层分别为 $Y_i (i = 1, 2, \dots, 6)$, 和一个输出层挠度(Y), V_{ji} 是输入层与隐含层的连接权值, W_{jk} 是隐含层与输出层的连接权值如图 6 所示。

4.3 人工神经网络模型的优化

为了避免传统试探法的缺点, 本研究采用了一种新的参数优化方法——建模参数全排列组合训练^[15]。即采用 MATLAB 编程, 利用循环嵌套对全部预设的参数进行全排列组合的建模训练。由于部分参数组合可能引起训练震荡与模型精度的起伏, 采用对每一种组合均进行 10 次建模训练, 最后对输出的各模型平均相关系数和平均训练误

差作综合比较,最终得出最优的建模参数,结果如表 3 所示.

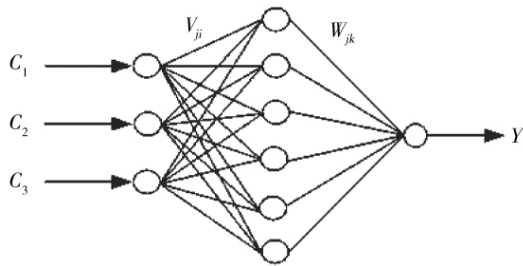


图 6 3-6-1 BP 神经网络结构
Fig. 6 Structure of a 3-6-1 back propagation network

由表 3 可知两种方法确定的参数在隐层神经元个数及学习速率方面完全不同.学习速率及动量项系数对较小量的数据样本训练无影响,而两类模型比较由全排列组合训练得到参数所构建的模型具有较高的平均相关系数和较低的平均误差.

表 3 试探法参数与全排列组合训练参数的比较
Table 3 Comparison between the common parameters and the improved parameters

确定参数方法	试探法	全排列组合训练
隐层神经元个数	3	6
传递函数	logsig	tansig
学习速率	均可	均可
动量项系数	均可	均可
平均相关系数	0.75	0.81
平均误差/%	3.92	3.45

按照正交试验设计表 $L_9(3^4)$ 的要求安排了 3 个影响弯曲变形的参数见表 4,通过承载能力的试验结果,建立训练样本集,设计变量的取值.

判断所建立模型的泛化能力、是否有效逼近样本所蕴含的规律、以及能否准确地预测承载能力,最直接最客观的指标是随机非训练样本的模拟输出值是否接近检验样本的试验值其测试结果.在随机选取 5 组未经训练的试验数据对进行连续 5 次预测如表 5 所示.

表 4 设计变量的取值
Table 4 Values of design variables

设计变量	名称	下限	步长	上限
p/kPa	气压	70	10	130
G/N	均布载荷	9.8	9.8	68.6
n	拉筋数目	13	1	19

5 试验结果与预测结果的分析

在加载的初始阶段,当气压不变时,施加的均布载荷和挠度之间近乎线性关系,且斜率基本与气压值无关;当均布载荷增加到 20 N 时,斜率随均布载荷增加在不断地减小,当均布载荷增加到 30 N 时,施加的均布载荷和挠度不再呈线性关系.

利用完成训练的改进的神经网络预测模型连续进行 5 次预测,通过神经网络预测值与测试样本输出(试验值)的对比与分析见表 5,人工神经网络的测试值和弯曲变形的试验值相对误差与标准方差范围分别为 5%~12% 和 0.19%~0.39%,同时也发现,最大相对误差 12%.这是由于出现较大误差处样本数据的训练、确认数据相对不足,以致相应的部分拟合能力减弱,但从精度上看这样的误差是可接受的,这也表明增加训练样本将有助于提高模型的预测和泛化能力.本文建立的神经网络模型能准确地反映输入与输出间的非线性映射关系,验证了神经网络模型具有准确性与可靠性.此外,在多次预测过程中,还应

表 5 神经网络承载能力预测
Table 5 Bearing prediction testing of the artificial neural network

样本号	挠度/mm	人工神经网络承载能力预测值/mm					相对误差/%	标准方差/%
		1	2	3	4	5		
1	55.03	55.12	54.96	54.98	55.09	55.06	9	0.19
2	65.19	65.21	65.27	65.09	65.16	65.17	10	0.17
3	30.86	30.89	30.78	30.88	30.97	30.94	11	0.24
4	45.23	45.30	45.34	45.31	45.18	45.17	12	0.25
5	28.91	28.91	28.96	28.89	28.96	28.94	5	0.39

预测数据进行合理取舍,尽量减少因个别误差对最终预测结果的影响。

6 结 论

通过上述分析可以得出如下结论:

1) 从柔性机翼的成型原理出发,分析柔性机翼的结构特点和实现方案,建立充气式机翼的结构仿真模型,并对柔性机翼的结构进行了优化。

2) 通过对柔性机翼承载能力试验分析,在加载的初始阶段,当气压不变时,施加的均布载荷和挠度之间近乎线性关系,且斜率基本与气压值无关;当均布载荷增加到一定值时,施加的均布载荷和挠度不再呈线性关系。

3) 建立改进的 BP 神经网络模型在预测柔性机翼的承载能力所对应的挠度时,具有较高的精度,其预测值和试验实测值最大相对误差与标准方差只有 12% 和 0.39%,从精度上看这样的误差是可接受的,所以改进的 BP 神经网络模型预测柔性机翼的承载能力具有可行性,从而指导柔性机翼设计,具有较高的应用价值。

参考文献:

- [1] 李占科,徐顶国,牛文. 不同柔度的柔性翼气动特性试验[J]. 航空动力学报,2011,26(1):136-140.
LI Zhanke, XU Dinguo, NIU Wen. Investigation on aerodynamic characteristics of flexible wing with different flexibilities[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(1): 136-140. (in Chinese)
- [2] Usui M, Simpson A, Smith S, et al. Development and flight testing of a UAV with inflatable/rigidizable wings[R]. AIAA 2004-1373, 2004.
- [3] Simpson A, Rawashdeh O, Jacob J, et al. Flying on air: UAV flight testing with inflatable wing technology[R]. AIAA 2004-6570, 2004.
- [4] Cadogan D, Smith T, Uhelsky F, et al. Morphing inflatable wing development for compact package unmanned aerial vehicles[R]. AIAA 2004-1807, 2004.
- [5] Allred R E, Hoyt A E, Harrah L A, et al. Light curing rigidizable inflatable wing[R]. AIAA 2004-1809, 2004.
- [6] Allred R E, Hoyt A E, Harrah L A, et al. Light rigidizable inflatable wings for UAVS: resin and manufacturing development[R]. AIAA 2005-1882, 2005.
- [7] Simpson A, Coulombe N, Jacob J, et al. Morphing of inflatable wings[R]. AIAA 2004-1503, 2004.
- [8] Kearns J D, Usui M, Smith S W, et al. Development of U V-curable inflatable wings for low-density flight applications[R]. AIAA 2004-1503, 2004.
- [9] 吕强,叶正寅,李栋. 充气结构机翼的设计和试验研究[J]. 飞行力学, 2007, 25(4): 77-80.
LÜ Qiang, YE Zhengyin, LI Dong. Design and capability analysis of an aircraft with inflatable wing[J]. Flight Dynamics, 2007, 25(4): 77-80. (in Chinese)
- [10] 王伟,王华,贾青萍. 充气机翼承载能力和气动特性分析[J]. 航空动力学报, 2010, 25(10): 2296-2301.
WANG Wei, WANG Hua, JIA Qingping. Analysis on bearing capacity and aerodynamic performance of an inflatable wing[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(10): 2296-2301. (in Chinese)
- [11] 王志飞,王华,贾青萍,等. 基于人工神经网络的柔性机翼挠度预测[J]. 北京航空航天大学学报, 2011, 37(4): 405-408.
WANG Zhifei, WANG Hua, JIA Qingping, et al. Flexural rigidity prediction for inflatable wing based on BP neural network[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(4): 405-408. (in Chinese)
- [12] 贾青萍. 充气机翼的结构设计与性能分析[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2008.
JIA Qingping. Structure design and performance analysis of inflatable wings[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008. (in Chinese)
- [13] 王越,曹长修. BP 网络局部极小产生的原因分析及避免[J]. 计算机工程, 2002, 28(6): 35-37.
WANG Yue, CAO Changxiu. Analysis of local minimization for BP algorithm and its avoidance method[J]. Computer Engineering, 2002, 28(6): 35-37. (in Chinese)
- [14] 张丹,张卫红. 基于铸件热应力及变形的人工神经网络和遗传算法优化方法[J]. 航空学报, 2006, 27(4): 697-702.
ZHANG Dan, ZHANG Weihong. Optimization of thermal stress by neural and deformation of the casting during solidification network and genetic algorithm[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(4): 697-702. (in Chinese)
- [15] LIU Bin, PAN Fusheng, ZHANG Jing, et al. Improvement and application of neural network models in development of wrought magnesium alloys[J]. Transaction of Nonferrous Metals Society of China, 2011, 34(3): 44-48.