

DOI:10.3969/j.issn.1001-4551.2013.04.009

某型飞机机翼弯曲变形的仿真计算

陈 佳,袁朝辉*,鹿思嘉

(西北工业大学 自动化学院, 陕西 西安 710129)

摘要: 飞机在飞行过程中机翼会发生弯曲变形,从而影响飞机控制系统中机械备份钢索传动装置的正常工作。因此在地面上建立机翼的模型,并使其弯曲变形,且接近实际的变形状态是十分必要的。为解决模拟机翼弯曲变形并使其接近实际变形状态的问题,建立了机翼的简易模型,以等宽、等厚、等截面的悬臂梁作为模拟机翼的简化模型,推导了力与挠度方程组,并考虑了机翼的自身重量和钢索操纵力对模拟机翼挠度的影响,经过一系列计算得到当有10点作用在悬臂梁时,模拟机翼的挠曲状态最接近机翼的实际挠曲状态,并推算得到10个作用点的坐标和作用力的大小,最后利用CATIA中的有限元分析进行了受力分析位移的仿真。通过对比仿真后的挠度和计算所得挠度可知,计算所得到的期望点的挠度与仿真所得误差很小,对比结果验证了计算的合理性。

关键词: 飞机; 弯曲变形; 机翼模型; 力与挠度方程组; 仿真

中图分类号: V224; TH123 文献标志码: A

文章编号: 1001-4551(2013)04-0422-04

Simulation and calculation of bending deformation of certain aircraft wing

CHEN Jia, YUAN Zhao-hui, LU Si-jia

(College of Automation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China)

Abstract: The normal work of cable transmission equipped in the flight control system of an aircraft will be affected during the flight of an aircraft. So it is sufficient by establishing the model of airfoil on the ground, and making it bend closely to the actual deformation. In order to solve the problem of airfoil model bending deformation closely to actual deformation, a simple model of airfoil which is aquilate, isopachous and prismatic cantilever was established. The equation sets of strength and deflection were derived. The effect of airfoil weight and steal cable operating force on the deflection of simulation wing was considered. The deflection state of simulation wing was closed to the actual deflection state when there were ten points acting on the cantilever. The coordinates of action point and the size of force were also calculated and obtained. Then the finite element of CATIA was analyzed. Comparing the deflection of simulation and the deflection of calculation, the result shows the rationality of calculation according to the small error of calculation desired points deformation and simulation result.

Key words: aircraft; bending deformation; airfoil simulation; equation sets of strength and deflection; simulation

0 引 言

某型飞机控制系统中装有机电备份的钢索传动装置^[1],当其在飞行过程中因受到气动载荷使得机翼产生弯曲变形,尤其是大型飞机的机翼,会有较大的变形量。机翼的弯曲变形会对装在机翼中的钢索传

动装置的正常工作造成影响,因此,研究者有必要在地面模拟一侧机翼弯曲状态,以此来分析对钢索传动装置的影响。

本研究建立机翼的简化模型,以等宽、等厚、等截面的悬臂梁作为模拟机翼,推导任意 n 点等截面悬臂梁的力与挠度方程组,并考虑了梁上钢索操纵力与梁

收稿日期: 2012-10-12

作者简介: 陈 佳(1985-),男,山西大同人,主要从事伺服控制方面的研究. E-mail: chenjiadh658@126.com

通信联系人: 袁朝辉,男,博士,教授,博士生导师. E-mail: Yuanzhhh@nwpu.edu.cn

自身重量对模拟机翼挠度的影响,通过力与挠度方程组推算得到当有10个点作用在模拟机翼上时,机翼的挠曲状态最接近实际的挠曲状态,并计算得到10个作用点的坐标和作用力的大小。最后在CATIA中,利用得到的10个作用点坐标和作用力的大小对模拟机翼进行有限元分析,以验证计算的合理性。

1 模拟机翼横梁作用力计算

1.1 模拟机翼简化模型

由于应用背景为分析机翼弯曲变形对机翼中钢索传动装置正常工作的影响,而本研究主要是模拟机翼的真实弯曲变形情况,进行机翼弯曲变形的仿真计算,实际应用中等宽、等厚、等截面的悬臂梁又易于加工,因此本研究将模拟机翼设计为等宽、等厚、等截面的悬臂梁^[2]的简易模型^[3-4],其作用原理如图1所示。

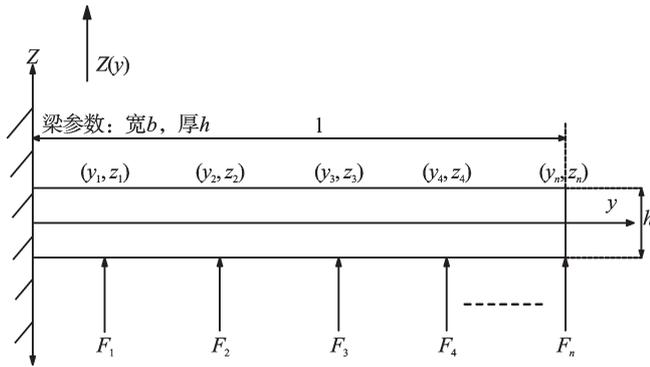


图1 横梁作用力计算示意图

h —梁的厚度; l —梁的长度; $F_i(i=1,2,3\cdots,n)$ —作用点的作用力; $((y_i, z_i), i=1,2,3\cdots,n)$ —作用点的坐标; $z(y)$ —梁的挠度,方向平行于 z 轴向上。

图1中,建立了 y, z 直角坐标系。梁在弯曲变形后轴线在坐标平面内的函数表达式称为梁的挠度曲线方程,用 $z = z(y)$ 描述^[5]。

假设:

(1) 悬臂梁为等宽等厚度等截面,宽度为 b ,厚度为 h 。

(2) 共有 n 个力作用点,作用点的坐标分别为 $(y_i, i=1,2,\cdots,n)$,对应的挠度分别为 $(z_i(y_i), y_{i-1} < y < y_i, i=1,2,\cdots,n)$,从而有各作用点坐标 $(y_i, z_i(y_i), i=1,2,\cdots,n)$ 。

求:当 $(y_i, z_i(y_i), i=1,2,\cdots,n)$ 为希望值 $(y_i, z_i, i=1,2,\cdots,n)$ 时,对应的 $(F_i, i=1,2,\cdots,n)$ 。

1.2 多点力悬臂梁挠度计算

当有 n 个作用点时,弯矩与挠度为:

$$M_i(y) = \sum_{j=i}^n [-F_j \cdot (y_j - y)], i=1,2,\dots,n \quad (1)$$

$$z_i(y) = \sum_{j=i}^n \frac{F_j}{6EI} \cdot (y - y_j)^3 + C_i y + D_i, i=1,2,\dots,n \quad (2)$$

$$\tan \varphi_i = \frac{dz_i(y)}{dy} = \sum_{j=i}^n \frac{F_j}{2EI} \cdot (y - y_j)^2 + C_i, i=1,2,\dots,n \quad (3)$$

式中: $M_i(y)$ —弯矩; $z_i(y)$ —挠度; φ_i —机翼挠曲面与横截面偏角; F_j —第 j 作用点上的作用力; EI —梁的弯曲刚度; C, D —常数。

边界条件为:

$$y = y_i, z_i(y_i) = \hat{z}_i, i=1,2,\dots,n$$

$$y = y_{i-1}, z_i(y_{i-1}) = \hat{z}_{(i-1)}, i=1,2,\dots,n$$

$$y_0 = 0, \hat{z}_0 = 0$$

$$\frac{dz_i(y_{i-1})}{dy} = \frac{dz_{i-1}(y_{i-1})}{dy}, i=2,3,\dots,n$$

$$\frac{dz_1(y_0)}{dy} = 0$$

任意 n 点等截面悬臂梁的力与挠度方程组为:

$$\begin{cases} \sum_{j=i}^n \frac{(y_i - y_j)^3}{6EI} \cdot F_j + y_i C_i + D_i = \hat{z}_i, i=1,2,\dots,n \\ \sum_{j=i}^n \frac{(y_{i-1} - y_j)^3}{6EI} \cdot F_j + y_{i-1} C_i + D_i = \hat{z}_{(i-1)}, i=1,2,\dots,n \\ C_i - C_{i-1} = 0, i=2,3,\dots,n \\ \sum_{j=1}^n \frac{(y_0 - y_j)^2}{2EI} \cdot F_j + C_1 = 0 \end{cases} \quad (4)$$

其中:

$$y_0 = 0, \hat{z}_0 = 0。$$

设当 $y_{i-1} < y < y_i$ 时,该段惯性矩为 $I_i = bh^3/12, i=1,2,\dots,n$,则任意 n 点分段等截面的台阶状悬臂梁的力与挠度方程组为:

$$\begin{cases} \sum_{j=i}^n \frac{(y_i - y_j)^3}{6EI_j} \cdot F_j + y_i C_i + D_i = \hat{z}_i, i=1,2,\dots,n \\ \sum_{j=i}^n \frac{(y_{i-1} - y_j)^3}{6EI_j} \cdot F_j + y_{i-1} C_i + D_i = \hat{z}_{(i-1)}, i=1,2,\dots,n \\ C_i - C_{i-1} = 0, i=2,3,\dots,n \\ \sum_{j=1}^n \frac{(y_0 - y_j)^2}{2EI_j} \cdot F_j + C_1 = 0 \end{cases} \quad (5)$$

其中:

$$y_0 = 0, \hat{z}_0 = 0。$$

2 模拟机翼设计

2.1 钢索操纵力影响分析

试验过程中,钢索的操纵力变化可达200 N,假设其作用在模拟机翼的末端,受力情况如图2所示。

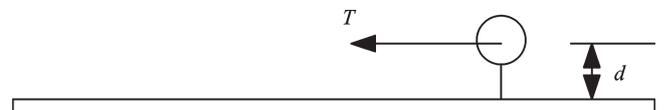


图2 操纵力分析示意图

T —钢索的操纵力, d — T 与梁表面的垂直距离。

末端挠度公式为:

$$z = \frac{Td}{EI} \cdot \frac{1}{2}y^2 \quad (6)$$

且: $I = bh^3/12$ 。

式中: T, d, y, E — 已确定值; B — 梁的宽度, 已知; h — 梁的厚度, 未知。

取: $T = 200 \text{ N}$, $d = 200 \text{ mm}$, $E = 2 \times 10^{11} \text{ Pa}$, $b = 0.5 \text{ m}$, $y = 20 \text{ m}$ 。

当 $h = 30 \text{ mm}$ 时, $z = 35.56 \text{ mm}$; 当 $h = 40 \text{ mm}$ 时, $z = 15 \text{ mm}$; 当 $h = 50 \text{ mm}$ 时, $z = 7.68 \text{ mm}$ 。

实际应用中, 在模拟机翼挠曲变形后, 钢索作用力方向会改变, 其对悬臂支点的力臂会减小, 所造成的挠度影响小于上述计算值。

2.2 变形量与作用点的作用力

首先本研究通过对飞机数模进行计算, 获得真实机翼的挠曲挠度值, 可以得到梁上期望点的挠度和角度。模拟机翼是一个悬臂梁, 由于选用等宽、等厚、等截面的梁, 利用公式(4)来求已知挠度的作用力。根据实际机翼长度, 模拟机翼翼展设计为 20 m。由试验件的安装尺寸, 并按最大的试件宽度, 模拟机翼的宽度设计为 500 mm。综合 2.1 节的钢索张力对模拟机翼形变影响, 模拟机翼的厚度选择 50 mm, 可满足要求。

按照实际飞机状况, 最大挠度为 1.4 m, 按照已知的期望点逐个加入作用点, 并经过计算得到合适的作用点坐标和作用力大小, 使模拟机翼的挠曲状态最接近实际状况。通过公式(4)和 Matlab 计算^[6], 分别得到

表1 重力对机翼产生的形变

作用点位置 /mm	重力 /N	最大形变 /mm	作用点位置 /mm	重力 /N	最大形变 /mm
1 500	2 866.5	0.120 93	11 670	5 159.7	1.269 47
3 000	2 866.5	0.120 93	15 600	7 510.23	5.698 24
6 450	6 592.95	3.384 13	17 330	3 306.03	0.213 97
8 970	4 815.72	0.963 32	18 650	2 522.52	0.072 52

由表 1 可得到, 在 2、3 号作用点和 5、6 号作用点之间的机翼由于重力作用造成的形变较大, 笔者在此处增加两个作用点, 通过计算可知, 当作用力分别为 6 592.95 N 和 7 510.23 N, 即可抵消重力及其对机翼产生的形变影响。

综上所述, 本研究选择长 20 m, 宽 0.5 m, 厚 0.05 m 的机翼, 作用点个数为 10 个, 各作用点和作用力大小如表 2 所示, 作用后的挠度和角度与期望值的对比如表 3 所示。

3 仿真分析

本研究选择 45 号钢作为模拟机翼的材料, 在厚度

1~9 个作用点作用在梁上期望点时的挠度和角度, 并与期望点上的期望的挠度和角度对比可知, 当有 8 个作用点时, 挠度误差和角度误差是最小的。本研究在计算被试件的挠度时, 没有考虑模拟机翼的自身重量, 现按照 8 个作用点计算, 作用点之间的机翼可看作简支梁, 示意图如图 3 所示。

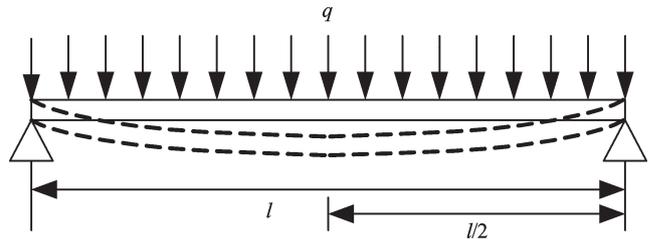


图3 简支梁示意图

机翼自身重量可看做均匀分布载荷^[7-8], 其最大挠度计算公式如下:

$$y = -\frac{5ql^4}{384EI} \quad (7)$$

式中: y — 挠度, q — 均布载荷, EI — 梁的弯曲刚度, l — 两支架之间的距离。

最大挠度点为简支梁的横向坐标中心, 重力产生的均布载荷可用下式计算:

$$q = bh\rho g = 0.5 \times 0.05 \times 7.8 \times 10^3 \times 9.8 = 1\ 911 \text{ N/m}$$

式中: b — 梁的宽度, h — 梁的厚度, ρ — 材料的密度。

按照 8 点作用时的作用点与作用力, 笔者计算出由重力造成的各作用点之间的最大形变, 如表 1 所示。

表2 10点作用的位置及其施加力

X/mm	F/N	X/mm	F/N
1 500	16 300.9	11 670	-491.2
3 000	-2 865.8	13 655	7 510.2
4 725	6 592.9	15 600	989.3
6 450	-63.4	17 330	-8 765.1
8 970	-248.3	18 650	7 992.2

为 50 mm 时对机翼施加力, 位移和力的数值如表 2 所示, 在 CATIA 环境下进行有限元分析^[9-10], 所得仿真位移形变量如图 4 所示, 根据 CATIA 的分析得到模拟机翼的变形量仿真结果如表 4 所示, 通过对比表中计算挠度和仿真结果, 验证了计算的合理性。

表3 10点作用的挠度和角度及其对比

被试件位置/mm	被试件期望挠度/mm	被试件期望角度/(°)	挠度/mm	角度/(°)	挠度误差/mm	角度误差/(°)
310	0.751 72	0.577	0.86	0.6	-0.11	0.269
1 310	12.203	0.746	11.91	0.7	0.29	-0.093
2 810	36.234	1.112	36.30	1.1	-0.08	0.026
4 060	64.681	1.509	64.65	1.5	0.02	-0.007
5 010	92.560	1.860	92.60	1.9	-0.05	-0.001
6 185	135.596	2.344	135.61	2.3	-0.01	0.003
7 580	200.343	2.980	200.34	3.0	0.01	-0.001
8 705	264.299	3.532	264.30	3.5	0	-0.000 45
10 205	366.976	4.306	367.01	4.3	-0.03	-0.001
12 755	589.473	5.672	589.45	5.7	0.02	0.001
14 255	749.106	6.475	749.16	6.5	-0.05	-0.005
15 355	879.556	7.049	879.61	7.0	-0.05	0.009
17 085	1 106.829	7.909	1 106.66	7.9	0.17	-0.028
18 405	1 297.413	8.514	1 297.93	8.5	-0.52	0.074

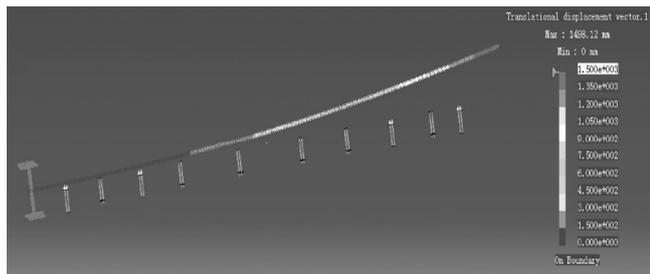


图4 50 mm厚机翼受力分析位移图

表4 模拟机翼的变形量仿真结果

被试件挠度/mm	被试件挠度仿真/mm	被试件挠度/mm	被试件挠度仿真/mm
0.75	0.70	367	365
12.2	11.6	589	591
36.2	35.3	749	752
64.7	63.1	880	882
92.6	90.6	1 107	1 109
135.6	132.5	1 297	1 302
200.3	198.8		
264.3	264.2		

4 结束语

本研究建立了模拟机翼的模型,即翼展为20 m,翼宽为500 mm,厚度为50 mm的等宽、等厚、等截面的悬臂梁,推导了任意n点等截面悬臂梁的力与挠度方程组与任意n点分段等截面的台阶状悬臂梁的力与挠度方程组。笔者根据飞机飞行过程中的实际变形情况以及已知的期望点的挠度和角度,考虑了钢索操纵力和梁自身重量的影响,通过力与挠度方程

组推算得到了10个作用点的坐标和作用力的大小,经过计算可知,10个点作用时模拟机翼的挠曲状态最接近实际的挠曲状态,最后利用CATIA的有限元分析验证了计算的合理性。

参考文献(References):

- [1] 宋静波. 飞机构造基础[M]. 北京:航空工业出版社, 2004.
- [2] 孙训方. 材料力学[M]. 5版. 北京:高等教育出版社, 2002.
- [3] ALMAJID A, TAYA M. Analysis of out of plane displacement and stress field in a piezocomposite plate with functionally graded microstructure [J]. *International Journal of Solids and Structures*, 2001(38):3377-3391.
- [4] WU X H, CHEN C Q, SHEN Y P, et al. A high order theory for functionally graded piezoelectric shells [J]. *International Journal of Solids and Structures*, 2002, 39(20): 5325-5433.
- [5] 黄炯,于嘉宾,张明. 基于虚拟仪器的悬臂梁弯曲试验台的研究[J]. *辽东学院学报*, 2008, 15(3): 1-2.
- [6] 王正林,刘明. 精通Matlab7[M]. 北京:电子工业出版社, 2006.
- [7] 于涛,仲政. 均布载荷作用下功能梯度悬臂梁弯曲问题的解析解[J]. *固体力学学报*, 2006, 27(1): 1-2
- [8] 张燕娇,苏继龙. 微机电系统中悬臂梁固定端的应力分析[J]. *机电工程技术*, 2011, 40(11): 96-99.
- [9] 唐盛禹. CATIA有限元分析命令详解与实例[M]. 北京:机械工业出版社, 2005.
- [10] 刑迪雄,张琦. 基于CATIA V5的工业机器人运动学仿真研究[J]. *机械*, 2011, 38(1): 57-61.

[编辑:张翔]