

曲面样条插值法在飞机测压 试验中的应用

Application of Surface Spline Interpolation Method in Aircraft Pressure Test

胡亮文 / Hu Liangwen

(中航通飞研究院有限公司, 珠海 519000)

(China Aviation General Aircraft Co., Ltd, Zhuhai 519000, China)

摘要:

飞机载荷设计中会涉及求解大量不同攻角和襟翼偏度的机翼气动压力分布, 而风洞测压试验所测得的压力分布是有限的, 如何选择一种合适的插值算法求出载荷设计中所需攻角和偏度的压力分布, 是飞机气动载荷设计中的重要环节。采用样条曲面系数插值法, 通过构造机翼压力分布的样条曲面函数, 得到两种攻角和偏度情况下的压力曲面, 进而插值出在两种攻角和偏度之间的任意一种攻角和偏度的压力曲面。将插值得到的压力数值和试验数据进行相似性对比分析发现: 插值和试验值的相似系数较高与试验数据吻合度好。

关键词: 样条曲面; 测压试验; 压力分布; 插值; 载荷设计

中图分类号: V211

文献标识码: A

[Abstract] Lots of wing pressure distribution data at different angles of attack and flap deflection are involved in the process of aircraft load designing, but the data from the pressure tests is generally limited. How to select an appropriate interpolation method for calculating the pressure distributing became especially important. In order to get the wing pressure distribution of an arbitrary attitude between two group angles of attack and flap deflection, which pressure distribution were constructed to two curved surface functions, and the interpolation method of curved surface coefficient was imported. According to the similarity comparing analysis between the interpolation and experiment results, it is known that the similitude coefficient between the interpolation value and experiment value is higher and has a good agreement with test data.

[Key words] spline surface; pressure test; pressure distribution; interpolation method; load design

0 引言

测压风洞试验是飞机载荷设计中重要数据的直接来源, 贯穿整个飞机气动载荷设计的主线, 对飞行载荷的设计流程起到关键性的作用。飞机气动载荷的设计计算需要大量姿态下的气动压力分布, 但实际测压试验测量的是有限个姿态下的压力值。针对这一问题, 传统做法多半采用的是基于局部假设的气动计算半经验公式法^[1-2]以及插值法^[3-13]。王明、陈丽^[14]等总结了飞机舱门类部件气动载荷的多种预测方法, 陈坚强、张益荣^[15]利用

Richardson 插值法并结合测压试验数据研究了 CFD 验证。

根据某型水陆两栖飞机载荷设计的需求, 结合风洞测压试验数据引入样条曲面函数, 采用样条曲面系数插值法插值出两种攻角和偏度之间任意一攻角和偏度的压力分布, 并将插值得到的压力分布和测压试验数据进行对比和验证。

1 样条曲面系数插值法

设测压试验点个数为 n , 每个测压点的位置坐标为 (x_i, y_i) , 将测压值看成测压点坐标的样条曲面

函数,即压力分布曲面函数^[16-17]为:

$$f(x_i, y_i) = a_0 + a_1 x_i + a_2 y_i + \sum_{j=1}^n F_j r_{ij}^2 \ln r_{ij}^2 \quad (1)$$

$$r_{ij} = \sqrt{(x_j - x_i)^2 + (y_j - y_i)^2}$$

边界条件:

$$\sum_{i=1}^n F_i = 0$$

$$\sum_{i=1}^n F_i x_i = 0 \quad (2)$$

$$\sum_{i=1}^n F_i y_i = 0$$

根据该曲面过所有测压点以及边界条件可以构成 $n+3$ 个方程组,由此便可以求出该曲面的各分项系数 $a_0, a_1, a_2, F_i (i \leq N)$ 。根据求得的曲面便可求出任意点的压力值且该曲面过所有测压点。设测压试验中有两种飞行姿态的攻角和偏度为 $(\alpha_1, \beta_1), (\alpha_2, \beta_2)$, 设其压力分布曲面函数为:

$$f_1(x_i, y_i, a_1, \delta_1) = b_0 + b_1 x_i + b_2 y_i + \sum_{j=1}^n b_j r_{ij}^2 \ln r_{ij}^2 \quad (3)$$

$$f_2(x_i, y_i, a_2, \delta_2) = c_0 + c_1 x_i + c_2 y_i + \sum_{j=1}^n c_j r_{ij}^2 \ln r_{ij}^2$$

设两种姿态之间有一种攻角和偏度 (α_3, β_3) 且

满足: $\alpha_1 \leq \alpha_3 \leq \alpha_2, \beta_1 \leq \beta_3 \leq \beta_2$, 该姿态下的曲面函数设为:

$$f_3(x_i, y_i, a_3, \delta_3) = d_0 + d_1 x_i + d_2 y_i + \sum_{j=1}^n d_j r_{ij}^2 \ln r_{ij}^2 \quad (4)$$

假设该曲面函数的分项系数和攻角、偏度成线性关系,即满足:

$$b_i = k' \alpha_1 + d' \beta_1 \quad (5)$$

$$c_i = k' \alpha_2 + d' \beta_2$$

根据已知的攻角和偏度的曲面系数,即可求出该两种攻角和偏度所对应的系数 k' 和 d' , 则两种姿态下任意一种姿态的曲面分项系数均可求出。

2 样条插值法与测压试验的评判

对于任意两组离散的数据,衡量其数据的拟合程度可以用相似系数来评判。相似方法中相似性判据对两组数据的相似程度起着重要的作用^[18],对于任意一种插值算法由于其自身算法的特性和假设,需要利用相似系数来衡量该插值计算的效果。设由姿态 $(\alpha_1, \beta_1), (\alpha_2, \beta_2)$ 求出姿态 (α_3, β_3) 情况下的曲面系数,根据测压点的坐标即可求出 (α_3, β_3) 姿态下的压力系数 $C_{p_i} (i=1, \dots, n)$, 然后将该数值与测压试验的结果进行对比即可求出两组离散

数据的相似系数。

3 算例

由已知两种情况下攻角 α_1, α_2 和偏度 β_1, β_2 的测压数据即可求出两种情况下的压力分布曲面函数,对于两种姿态下任意一种攻角和偏度 (α_3, β_3) , 假设压力分布曲面系数的线性关系便可插值出两种姿态之间任意一种姿态下的压力分布曲面的分项系数。分别选取 3 组测压试验数据作为考核对象,其基本参数及插值后与测压试验的相似系数如表 1 所示。

表 1 试验参数

	$\alpha_1 / ^\circ$	$\beta_1 / ^\circ$	$\alpha_2 / ^\circ$	$\beta_2 / ^\circ$	$\alpha_3 / ^\circ$	$\beta_3 / ^\circ$	ρ
一组	8	45	4	0	6	20	0.994
二组	9	45	15	0	14	5	0.996
三组	13	45	16	5	15	10	0.997

测压试验的数据是沿展向划分为 N 个剖面,沿着弦向划分为 M 个测压点,即每个测压试验点的坐标数据可以构成的矩阵。坐标的数据矩阵和测压点的值即可得到空间曲面四边形的气动网格。根据以上三组数据计算得到的压力分布与测验试验的比较如图 1 ~ 图 6 所示。

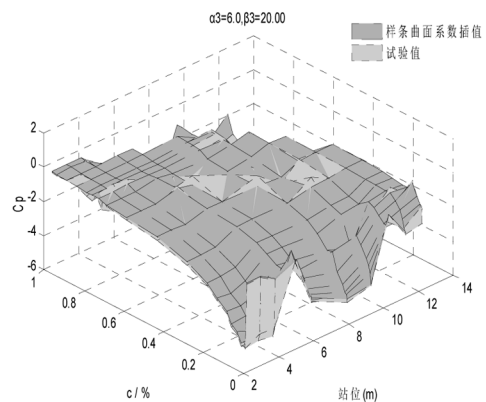


图 1 $\alpha=6^\circ, \beta=20^\circ$ 曲面系数插值与试验值的对比

由图 1 可以看出:攻角为 6° 、偏度为 20° 的姿态下,样条曲面系数插值得到的压力系数值与真实测压实验值很接近,两组数值曲面吻合度较高。对于某一特定剖面由图 2 可以看出:插值与实验值吻合度高,且在攻角 8° 、偏度 45° 与攻角 4° 、偏度 0° 的数值之间小范围内波动。

由图 3 看出:攻角为 14° 、偏度为 5° 的姿态下,插值与实验值的曲面比较吻合,由于该姿态比较靠

近姿态 2 即攻角 15° 、偏度为 0° 的情况,因此特定剖面的压力系数更加接近姿态 2 的数值。

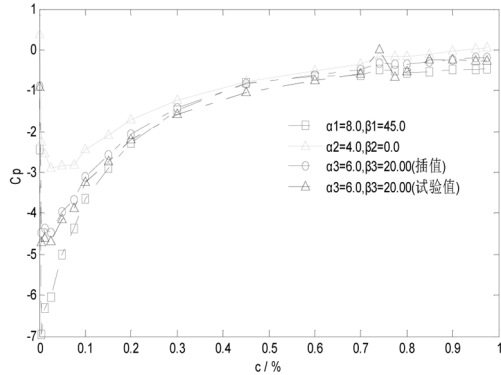


图 2 某剖面曲面系数插值与试验值的对比

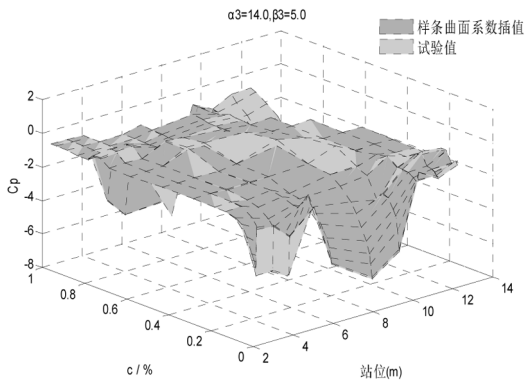


图 3 $\alpha = 14^\circ, \beta = 5^\circ$ 曲面系数插值与试验值的对比

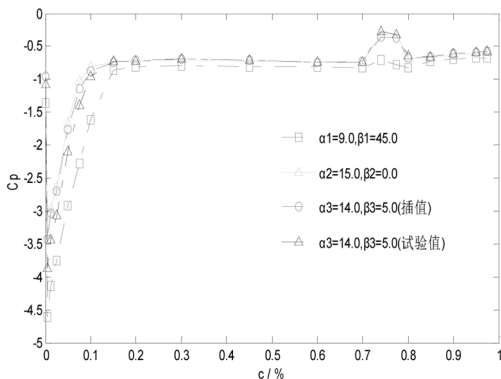


图 4 某剖面曲面系数插值与试验值的对比

由图 5 ~ 图 6 可以看出:插值和实验值相似程度较高,插值得到的数据在两种姿态之间上下浮动。综上所述:曲面系数插值法计算的数值和试验值的误差较小,相似程度较高。根据工程经验,一般认为襟翼的偏度在 25° 以下压力分布的关系接近为线性,该插值算法的应用范围是在襟翼偏度接近线性情况下,插值得到的数据更加可信。

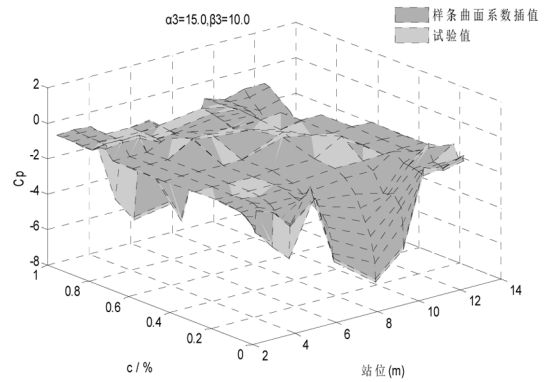


图 5 $\alpha = 15^\circ, \beta = 10^\circ$ 曲面系数插值与试验值的对比

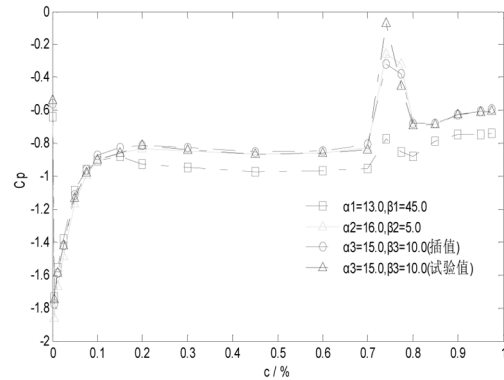


图 6 某剖面曲面系数插值与试验值的对比

4 结论

针对测压试验测量数据的有限性,构造压力分布的样条曲面函数,首先求出两种不同姿态下攻角和偏度的压力曲面函数的系数,根据得到的曲面系数插值出该两种姿态之间任意一种姿态的压力曲面函数的系数。由 3 组测压试验的数据和样条曲面系数插值法得到的数据进行比较可以得到如下结论:

(1) 采用样条压力曲面系数插值法求出的两种不同姿态之间的压力分布与测压试验值的相似度较高,比较接近实际的试验值

(2) 样条压力曲面系数插值法能够解决飞行载荷设计中测压试验数据的有限性,能够得到在测压试验中缺少的姿态数据

参考文献:

- [1] 江权伟,等.一种识别压力中心、攻角和气动力系数的方法[J].空气动力学学报,1980(1):40-41.
- [2] 赵亚男,钱杏芳.气动系数拟合方法以及误差研究[J].兵工学报,1991(4):7-8.

[3] 沈青,吕甘雨. 藉助边界有限元的局部方法[R]. 力学所报告,1987,9.

[4] 吕甘雨,沈青. 分析计算航天飞机气动系数的边界元局部方法[J]. 航空学报,1992(2):815-816.

[5] 陈钦豪,陈洪. 气动系数插值在捕获轨迹试验中得应用[J]. 气动实验与测量控制,1991(4):54-85.

[6] 李迎九,曾仕伦,等. 一种从自由飞行实验中提取空气动力学系数的新方法[J]. 南京航空航天大学学报,1997(4):331-333.

[7] 李鹏,顾宏斌,等. 三次样条插值法在气动导数计算中的应用[J]. 飞行力学,2008(2):74-76.

[8] 李寅,张峰. 攻角误差对拟合气动系数的影响[J]. 弹道学报,2001(4):69-70.

[9] 彭润艳,王正平. 估算飞机气动导数的多维最小二乘法研究[J]. 航空计算技术,2006,36(1):103-105.

[10] 王守觉. 神经网络的多维空间几何分析及其理论[J]. 电子学报,2002(1):1-3.

[11] 徐辉,张毅,等. 一种空气动力学系数拟合方法[J]. 弹箭与制导学报,2006(1):159-161.

[12] Barnes A G. Modeling Requirements in Flight Simulation [J]. Aeronautical Journal,1994,98(980):395-404.

[13] 黄礼耀,王国良. 某型飞机测压试验研究[J]. 洪都科技,2010,1:29-31.

[14] 王明,陈丽,等. 飞机舱门类部件气动载荷风洞试验研究[J]. 实验流体力学,2012(4):18-20.

[15] 陈坚强,张益荣. 基于 Richardson 插值法的 CFD 验证和确认方法的研究[J]. 空气动力学学报,2012(2):176-178.

[16] 赵永辉. 气动弹性力学与控制[M]. 北京:科学出版社,2007:251-252.

[17] 于哲峰,陈秀华等. 基于 PCL 的三维流体载荷向结构载荷转换方法[J]. 计算机辅助工程,2010(4):95-96.

[18] 阎惠芳,李社宗等. 常用相似形判据的检验和综合相似系数的使用[J]. 气象科技,2003(4):211-212.

(上接第 16 页)

11 所示,小碎片击中加强板后速度逐渐降低,速度降为零之后变为负值,说明小碎片被加强板反弹回去。

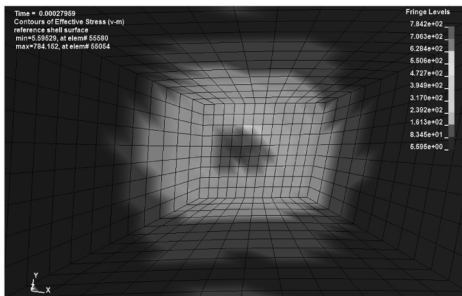


图 10 加强板 1.016mm 时的应力云图

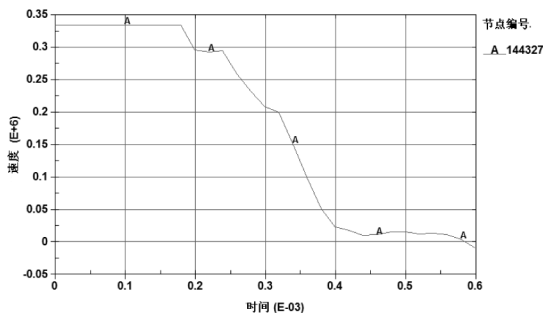


图 11 小碎片速度曲线

表 2 中三种厚度加强板的数值计算结果显示,当加强板厚度为 1.016mm 和 1.2mm 时,小碎片不能击穿周向防火墙碰撞区,保证了飞机的安全;从民用飞机经济性方面考虑,1.016mm 的加强板重量比 1.2mm 的加强板重量轻,所以 1.016mm 的加强

板方案即安全又经济。

4 结论

(1)在民用飞机设计时,必须考虑 APU 转子爆破的影响,应尽量避免将重要结构和系统设备布置在 APU 转子爆破的影响范围内。

(2)当无法避开 APU 转子爆破的影响范围时,可选择合适的加强板方案,并通过数值计算模拟小碎片对防火墙的冲击,校核防火墙的最大应力是否小于材料的破坏应力。最终使得 APU 防火墙满足 CCAR 25 中 25.903 及 AC20-128A 中转子爆破的相关要求。

参考文献:

[1] 中国民用航空局. CCAR25-R4 中国民用航空规章第 25 部:运输类飞机适航标准[S]. 北京:中国民用航空局,2011.

[2] AC20-128A Advisory Circular. Design considerations for minimizing hazards caused by uncontained turbine engine and auxiliary power unit rotor failure [S]. Boston: Federal Aviation Administration, 1997.

[3] TSO C77b Technology standard order. GAS Turbine Auxiliary Power Units[S]. Boston: Federal Aviation Administration, 2000.

[4] 艾林英. 发动机转子爆破碎片碰撞角度计算方法的研究[J]. 信息科技,2011,22:785-786.

[5] 杨万里. 转子爆破对飞机机体结构危害的风险量化方法研究[J]. 航空发动机,2012,38(3):29-33.