

# 基于 VB 的强度/试飞试验数据处理 方法与可视化软件实现

## Data Processing and Visualization Software Based on Aircraft Strength/Flight Test of VB

李 源<sup>1</sup> 张亚滨<sup>2</sup> 李 书<sup>1</sup> 邱春图<sup>3</sup> / Li Yuan<sup>1</sup> Zhang Yabin<sup>2</sup> Li Shu<sup>1</sup> Qiu Chuntu<sup>3</sup>

(1. 北京航空航天大学, 北京 100191;

2. 北京机电工程研究所, 北京 100074; 3. 沈阳飞机设计研究所, 沈阳 110035)

(1. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China

2. Beijing Research Institute of Mechanical and Electrical Engineering, Beijing 100014, China

3. Shenyang Aircraft Design and Research Institute, Shenyang 110035, China)

### 摘 要:

针对飞机强度/试飞试验中庞大的数据量和繁杂的数据处理工作, 基于 Visual Basic 语言开发数据处理与可视化软件, 以试验数据文件作为输入源, 实现试验数据的自动化处理, 并通过界面的可视化功能以曲线形式显示试验点的数据变化情况, 便于试验人员观察与评估, 大大提高了试验效率。

**关键词:** Visual Basic; 数据处理; 可视化

**中图分类号:** V19

**文献标识码:** A

[Abstract] To solve the problem of the huge amount of data and the complicated data processing work in aircraft strength/flight test, this article developed data processing and visualization software based on Visual Basic. After read test data files, this software realized processing test data automatically and displayed data changes in form of curves, which was easy to observe and assess. The work efficiency was improved greatly.

[Key words] Visual Basic; data processing; visualization

## 0 引言

强度问题是飞机设计中至关重要的问题之一, 为了满足飞机设计的强度要求, 通常需要进行大量的地面载荷标定试验和试飞测试试验。载荷标定试验通过采集载荷数据和应变数据, 并进行回归分析, 得到载荷与应变之间的转换关系, 为确定试飞测试试验中的载荷提供依据。试飞测试试验通过将采集的应变数据和飞参数据转化成载荷数据, 用于对飞机进行强度分析。由此可见, 试验过程中对数据的采集和分析是飞机强度/试飞试验中的关键问题<sup>[1]</sup>。

在试验过程中, 为了保证数据的有效性和准确性, 采样周期一般为毫秒级, 采样时间长达数小时, 因此试验中的数据量极大, 而且需要实时进行线性回归处理、计算, 并对计算结果进行检验。在以往的型号

中, 数据处理完全依靠手工进行, 由于数据量极大, 计算方法复杂, 从而耗时、费力, 数据处理的准确度差, 且由于数据量庞大, 试验人员并不容易对数据结果进行直观、准确的判断, 这对飞机试验现场的工作极为不利, 因此通过开发相应软件, 对飞机强度/试飞试验中的数据进行自动化处理与可视化, 并逐渐形成一套完整的分析工具, 变得尤为重要。

## 1 设计原理

### 1.1 试验原理

为获得飞行的真实载荷, 在飞机需要测试载荷的部件结构的某些切面上布置测试剪力、弯矩、扭矩的应变计电桥, 通过地面校准试验获得外载荷与这些电桥应变计信号的转换关系, 即变换矩阵(直接校准法)或反变换矩阵(反校准法)。然后使用这

些转换关系和测试得到的飞行中电桥的应变计信号计算得到部件各切面的剪力、弯矩、扭矩,从而确定该部件的气动载荷。

为获得作用在飞机上的剪力、扭矩和弯矩,需要对飞机各部件进行校准试验。试验中,对飞机某个部件施加一组载荷,并同时测试单个或电桥组合的(通常是全桥或半桥电路)应变计的读数,然后使用施加的载荷和测得的这些应变计读数,估计联系载荷和应变信号的校准系数矩阵。校准通常用若干组集中载荷来进行,其中每种载荷都由力的大小、作用方向和作用点的组合来表征。

由于作用在飞机上的载荷是分布载荷,因此,描述分布载荷时必须限制在有限数量的参数内,可以选择某些切面上的弯矩、扭矩和剪力作为这些参数<sup>[1]</sup>。校准试验所选用的参数满足以下基本假设:

(1) 载荷参数(剪力、弯矩和扭矩)与校准施加的集中载荷呈线性关系;

(2) 载荷与测试电桥应变信号呈线性关系;

(3) 载荷校准符合叠加原理。

对于使用单向集中载荷,确定测试切面剪力  $Q$ 、弯矩  $M_w$  和扭矩  $M_n$  的情况,可按下述办法确定载荷参数。由于载荷参数与校准施加的集中载荷呈线性关系,载荷向量  $P$  很容易转换成载荷参数向量  $A$ 。把它们写成矩阵形式:

$$A = TP \quad (1)$$

式中:

$A$  为载荷参数矩阵,它的维数是  $n \times 1$ ;

$T$  为载荷系数矩阵,它的维数是  $n \times s$ ;

$P$  为载荷向量矩阵,它的维数是  $s \times 1$ ,该向量垂直于部件弦平面。

对某测试切面的载荷系数矩阵:

$$T = \begin{bmatrix} 1 & 1 & \dots & 1 \\ L_{w1} & L_{w2} & \dots & L_{ws} \\ L_{n1} & L_{n2} & \dots & L_{ns} \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中:

1 为剪力系数;

$L_{wi}$  为校准载荷点到测试切面的距离(弯矩力臂),如图 1 所示;

$L_{ni}$  为校准载荷点到刚性轴的距离(扭矩力臂),如图 1 所示。

载荷向量矩阵:

$$P = [p_1 \ p_2 \ \dots \ p_s]^T \quad (3)$$

由剪力  $Q$ 、弯矩  $M_w$  和扭矩  $M_n$  组成的载荷参数

矩阵:

$$A = [Q \ M_w \ \dots \ M_n]^T \quad (4)$$

所以:

$$\begin{bmatrix} Q \\ M_w \\ M_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 1 & \dots & 1 \\ L_{w1} & L_{w2} & \dots & L_{ws} \\ L_{n1} & L_{n2} & \dots & L_{ns} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p_1 \\ p_2 \\ \dots \\ p_s \end{bmatrix} \quad (5)$$

测试过程中的校准模型如图 1 所示。

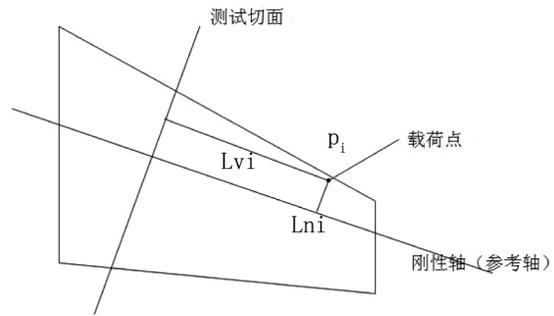


图 1 校准模型

## 1.2 校准原理

在得到测试载荷数据和电桥应变数据后,可以通过两种方法来得到载荷-应变的关系<sup>[2]</sup>。

### 1.2.1 直接校准法

直接校准法是指在载荷校准中可直接使用载荷参数~测试电桥应变信号的线性拟合关系确定校准矩阵。

除上文所述的载荷矩阵  $P$  和载荷参数向量  $A$  以外,还有应变信号向量矩阵  $\varepsilon$ :

$$\varepsilon = [\varepsilon_1 \ \dots \ \varepsilon_k]^T \quad (6)$$

应变计信号向量维数为  $(k \times 1)$ 。

由于载荷参数和施加的校准载荷呈线性关系,使用(5)式很容易转换成载荷参数向量  $A$ 。

$$A = K\varepsilon \quad (7)$$

式中:

$K$  为校准矩阵,它的维数是  $(n \times k)$ 。

这里需要指出(7)式之所以成立是基于前述的线性假设。

对于  $S$  个不同向量  $A$  及与之相应的向量,即  $S$  种校准载荷,写出(7)式这种关系式后,可把它们合并成为一个矩阵方程,见(8)、(9)式。此时,矩阵  $A$  的维数  $(n \times s)$  和矩阵  $\varepsilon$  的维数  $(k \times s)$ ,因此,矩阵  $K$  的维数  $(n \times k)$ 。

式中:

$\alpha_{ij}$  是指第  $j$  个校准载荷的第  $i$  个载荷参数值;

$\varepsilon_{ij}$  是指第  $j$  个校准载荷的第  $i$  个应变计信号值。

$$A = \begin{bmatrix} \alpha_{11} & \alpha_{12} & \cdots & \cdots & \alpha_{1s} \\ \alpha_{21} & \alpha_{22} & \cdots & \cdots & \alpha_{2s} \\ \cdots & \cdots & \cdots & \cdots & \cdots \\ \cdots & \cdots & \cdots & \cdots & \cdots \\ \alpha_{n1} & \alpha_{n2} & \cdots & \cdots & \alpha_{ns} \end{bmatrix} \quad (8)$$

$$\varepsilon = \begin{bmatrix} \varepsilon_{11} & \varepsilon_{12} & \cdots & \cdots & \varepsilon_{1s} \\ \varepsilon_{21} & \varepsilon_{22} & \cdots & \cdots & \varepsilon_{2s} \\ \cdots & \cdots & \cdots & \cdots & \cdots \\ \cdots & \cdots & \cdots & \cdots & \cdots \\ \varepsilon_{n1} & \varepsilon_{n2} & \cdots & \cdots & \varepsilon_{ns} \end{bmatrix} \quad (9)$$

估算矩阵  $K$  时,最常用的方法是最小二乘法,由(7)式进行矩阵变换即可确定矩阵  $K$ :

$$K = A\varepsilon^T(\varepsilon\varepsilon^T)^{-1} \quad (10)$$

应当注意,向量  $\varepsilon$  的维数不应少于独立载荷参数的数量。也就是独立测试向量  $\varepsilon$  应当与线性独立的全部载荷参数向量(即包含所有主要的独立载荷参数向量)的任何总和相适应。同时,向量  $\varepsilon$  的维数不应超过载荷参数全向量的维数。

由此可知,直接校准法使用的载荷参数向量的数目应等于测试应变信号向量的数目。所以这种方法是根据关系式(7)直接把测试的应变信号向量转换成载荷参数向量。

### 1.2.2 反校准法

反校准法是指在载荷校准中使用测试电桥应变信号~载荷参数的线性拟合关系确定反校准矩阵系数后,经过某些变换得到反变换矩阵。

反校准法将载荷参数向量转换成测试应变向量:

$$\varepsilon = K_1 A \quad (11)$$

反校准矩阵  $K_1$  的维数是  $(k \times n)$ 。

矩阵  $K_1$  的最小二乘法估值,见(12)式:

$$K_1 = \varepsilon A^T(AA^T)^{-1} \quad (12)$$

反校准矩阵  $K_1$  的任意元素  $K_{1ij} = \varepsilon_{ij} \alpha_i^T / (a_i a_i^T)$  反映的是第  $i$  个应变计信号与第  $j$  个校准载荷之间的关系,因此其可以通过线性拟合得到。

当使用(12)式或通过应变信号与载荷线性拟合确定了反校准矩阵  $K_1$  后,为求得载荷参数矩阵值,需要对反校准矩阵  $K_1$  求逆。此时有两种情况:

(1)若反校准矩阵  $K_1$  是方阵和非退化矩阵,可直接对矩阵  $K_1$  求逆,见(13)式:

$$K_{1n} = K_1^{-1} \quad (13)$$

(2)在最普遍的情况下,特别是当应变计的数

量超过主要参数数量时,需按最小二乘法公式,获得反变换矩阵  $K_{1n}$ 。

$$K_{1n} = (K_1^T K_1)^{-1} K_1^T \quad (14)$$

在求得反变换矩阵  $K_{1n}$  后,可按(15)式把测试的应变信号向量转换成载荷参数向量。

$$A = K_{1n} \varepsilon \quad (15)$$

## 2 软件的设计与实现

Visual Basic 语言采用可视化(Visual)、面向对象以及事件驱动的程序设计模式,大大简化了 Windows 平台下应用程序的设计,被公认为是编程效率最高的语言之一<sup>[3]</sup>,基于前文所述的设计原理,通过软件平台的开发,对飞机强度/试飞的数据进行处理,主要实现以下几个功能:

(1)对载荷标定试验的数据进行线性回归分析,得到变换矩阵和回归结论,并能够使用专门的数据对回归结果进行检验;

(2)利用(1)中得到的变换矩阵,对飞机试飞过程中的实测数据进行计算,得到实测载荷数据;

(3)以曲线的形式,实现强度试验中实测应变数据、静力试验数据以及应变许用值的对比;

(4)以曲线的形式,实现强度试验中无损检测数据与许用值的对比;

(5)以曲线或三维图的形式,实现飞机实际水平测量数据与标准水平测量数据的对比。

软件主要包括以下三个模块:

- (1)载荷标定试验回归分析模块;
- (2)载荷实测数据计算模块;
- (3)强度试飞与评估模块。

软件总体设计框图如图2所示。

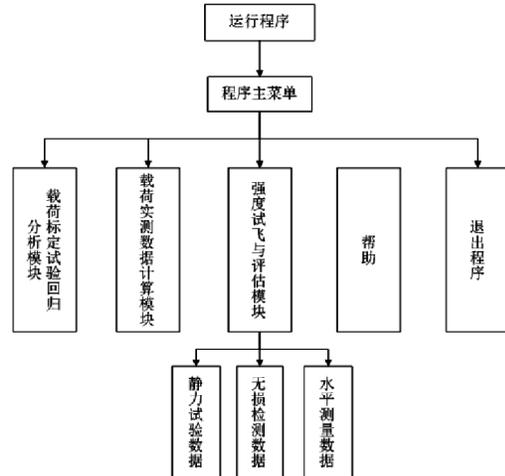


图2 软件总体框图

### 2.1 载荷标定试验回归分析模块

本模块通过读入载荷标定试验的数据文件,根据输入的回归参数,利用概率论与数理统计中的数理统计原理对飞机结构的实验数据进行线性回归分析,通过多元直接校准法(或多元反校准法),对载荷数据和应变数据进行运算,具体可以实现以下功能:

- (1) 得到回归分析的变换矩阵(或反变换矩阵);
- (2) 完成剪力、弯矩、扭矩、支反力等参数中一个或几个参数的回归;
- (3) 对回归结果进行方差分析、显著性检验,得到复相关系数  $r$  和回归结论;
- (4) 回归结束后使用变换矩阵(或反变换矩阵)进行验算,并求得验算得到的载荷参数与进行回归的载荷参数间的相对误差;
- (5) 可以利用专门检验回归结果的试验数据对回归结果进行检验。

由于试验过程中数据量巨大,出于人性化和易用性的原则,本模块计算所需的输入输出数据,均

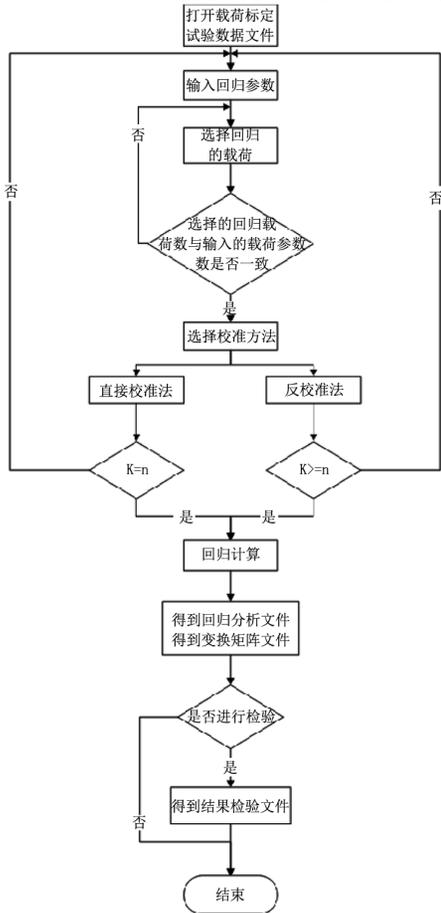


图3 载荷标定试验回归分析模块流程图

以文本形式存储。分析流程如图3所示。

### 2.2 载荷实测数据计算模块

本模块通过读入载荷实测数据文件和变换矩阵文件,根据输入的回归参数,利用矩阵理论对飞机实际飞行过程中的载荷数据进行计算,得到飞机实测载荷数据,本模块计算所需的输入输出数据,均以文本形式存储。分析流程如图4所示。

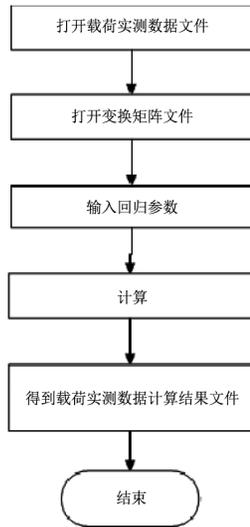


图4 载荷实测数据计算模块流程图

### 2.3 强度试飞与评估模块

本模块主要对飞机在强度试飞状态下的飞机结构完整性进行分析与评估,具体包括三个部分:

- (1) 静力试验数据的分析与评估;
- (2) 无损检测数据的分析与评估;
- (3) 水平测量数据的分析与评估。

为了更加直观地对测量数据进行评估,在读入测量数据之后,在程序界面上以曲线的形式实现试验数据与许用值的对比,从而实现试验数据的可视化与分析评估。同样由于测量数据量巨大,本模块在处理数据时,以 Excel 格式的文件作为数据输入源。本模块分析流程如图5所示。

## 3 算例

以某次飞机强度/试飞的试验数据为例,验证数据处理与可视化软件的应用。

软件的运行界面及详细的参数如图6所示。

运行载荷标定试验回归分析模块,打开输入数据文件,如图7所示。

输入回归分析相关参数,如图8所示。

程序对输入数据进行回归分析后,得到变换矩阵文件和结果检验文件,如图9和图10所示。

在对载荷标定试验的数据进行回归分析之后,即可得到表征载荷~应变之间关系的变换矩阵,从而可以进行飞机试飞实测数据的计算。运行载荷实测数据计算模块,打开输入实测数据文件和上一步计算得到的变换矩阵文件,实测数据文件如图 11 所示。

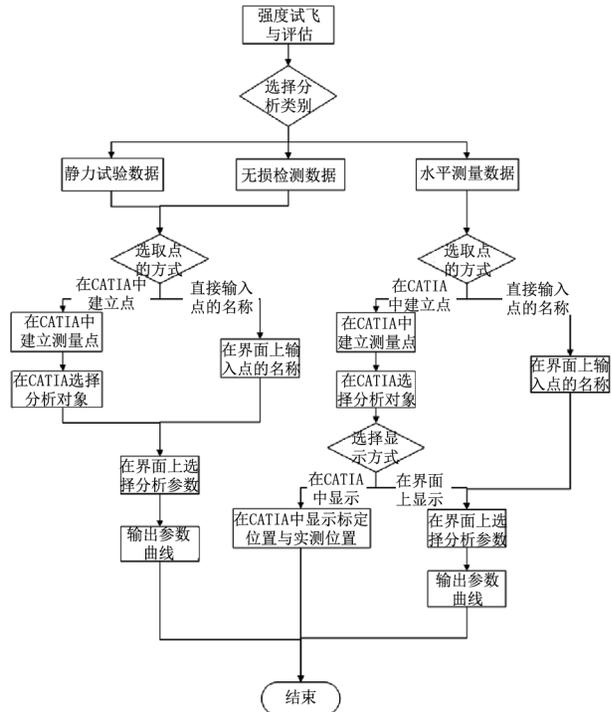


图 5 强度试飞与评估模块流程图



图 6 软件主界面

图 7 载荷标定试验输入数据文件



图 8 回归分析参数

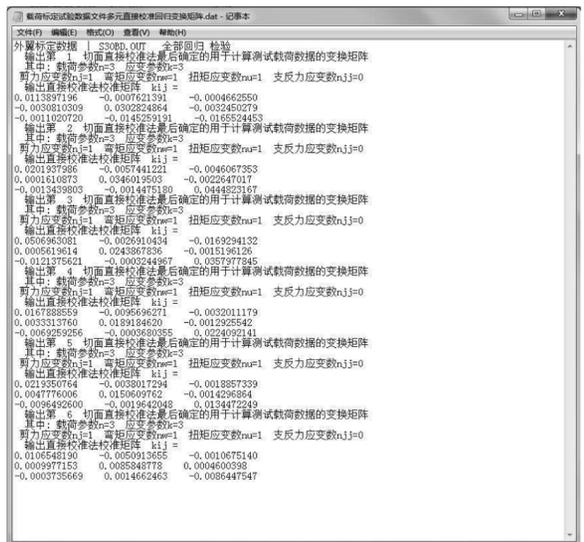


图 9 变换矩阵文件

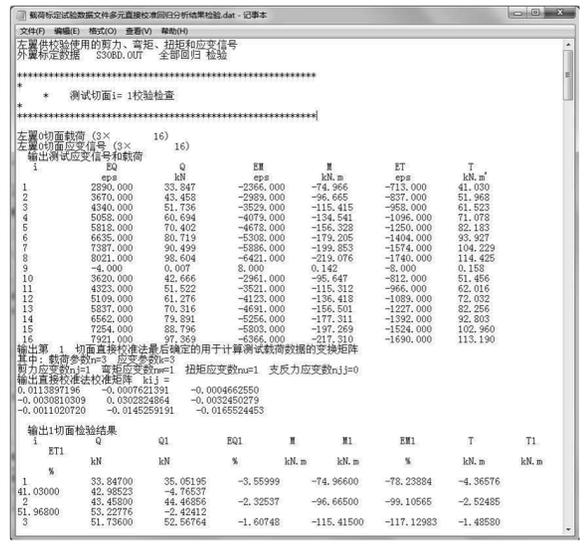


图 10 结果检验文件

2451.000	35471.000	4384.000	5168.000	6005.000	6687.000	7528.000	8222.000	2962.000	3694.000
4505.000	5174.000	5942.000	6765.000	7458.000	8208.000	3000.000	3763.000	4438.000	5137.000
5988.000	6754.000	7497.000	8179.000	2029.000	2752.000	3462.000	4208.000	5011.000	5751.000
6532.000	7194.000	1497.000	2904.000	3602.000	3991.000	5012.000	5359.000	6501.000	7296.000
1859.000	2681.000	3453.000	4250.000	5064.000	5776.000	6486.000	7198.000	7950.000	8636.000
2793.000	3414.000	3487.000	4961.000	5574.000	5692.000	7010.000	7676.000	8463.000	2306.000
2931.000	3333.000	3487.000	3487.000	7090.000	7812.000	3517.000	2745.000	3506.000	
4248.000	5031.000	5704.000	6526.000	7201.000	7963.000	8643.000	2149.000	2785.000	3540.000
4320.000	5134.000	5913.000	6702.000	7359.000	2228.000	2990.000	3656.000	4371.000	5183.000
5899.000	6531.000	7390.000	2008.000	2764.000	3414.000	4286.000	4949.000	5642.000	6376.000
7177.000	2124.000	2900.000	3531.000	4240.000	4943.000	5697.000	6496.000	7272.000	2038.000
2760.000	3445.000	4258.000	4954.000	5645.000	6453.000	7167.000	1385.000	2681.000	3473.000
4214.000	4952.000	5724.000	6447.000	7196.000	2941.000	3534.000	4355.000	5032.000	5821.000
6623.000	7466.000	8226.000	2925.000	3334.000	4551.000	5247.000	5905.000	6770.000	7516.000
8317.000	2112.000	2855.000	3438.000	4287.000	5019.000	5866.000	6615.000	7375.000	2092.000
2942.000	3698.000	4313.000	5029.000	5728.000	6597.000	7330.000	2648.000	3553.000	4397.000
5119.000	5942.000	6626.000	7292.000	8078.000	8772.000	2918.000	3627.000	4264.000	5054.000
5491.000	6592.000	7329.000	8012.000	8829.000	2693.000	3516.000	4384.000	4901.000	5849.000
6547.000	7390.000	8032.000	8753.000	2225.000	3623.000	4411.000	5062.000	5823.000	6559.000
7370.000	8126.000	8888.000	2852.000	3618.000	4378.000	5159.000	5822.000	6599.000	7300.000
8107.000	8761.000	2874.000	3627.000	4386.000	5078.000	5857.000	6642.000	7241.000	8101.000
8901.000	2122.000	3669.000	4399.000	5120.000	5821.000	6552.000	7177.000	8104.000	8856.000
2062.000	2794.000	3566.000	4275.000	4997.000	5817.000	6467.000	7297.000	2109.000	2876.000
3604.000	4321.000	5017.000	5823.000	6605.000	7285.000				
-2427.000	-2291.000	-3536.000	-4204.000	-4857.000	-4602.000	-6078.000	-6602.000	-2431.000	-3030.000
-3661.000	-4211.000	-4858.000	-4681.000	-5991.000	-4626.000	-2464.000	-3079.000	-3611.000	-4192.000
-4866.000	-5456.000	-6050.000	-6621.000	-1594.000	-2106.000	-2562.000	-3055.000	-3539.000	-4038.000
-4634.000	-4996.000	-1483.000	-2158.000	-2872.000	-2832.000	-3523.000	-3698.000	-4499.000	-5007.000
-1523.000	-2155.000	-2753.000	-3339.000	-3920.000	-4442.000	-4950.000	-5489.000	-6060.000	-6597.000
-2174.000	-2675.000	-2753.000	-3797.000	-4231.000	-4355.000	-5298.000	-5856.000	-6415.000	-2225.000
-2811.000	-3168.000	-3333.000	-4149.000	-4635.000	-5408.000	-6020.000	-6564.000	-2182.000	-2777.000
-3332.000	-3917.000	-4411.000	-4997.000	-5520.000	-6063.000	-6559.000	-1844.000	-2392.000	-3042.000
-3706.000	-4406.000	-5065.000	-5735.000	-6322.000	-1939.000	-2579.000	-3127.000	-3750.000	-4472.000
-5074.000	-5677.000	-6352.000	-1828.000	-2199.000	-2680.000	-3268.000	-3757.000	-4258.000	-4817.000
-5399.000	-1716.000	-2307.000	-2799.000	-3224.000	-3729.000	-4294.000	-4858.000	-5458.000	-1706.000

图 11 载荷实测数据文件

输入计算相关参数,如图 12 所示。



图 12 载荷实测输入参数

计算得到飞机试飞试验中实际的飞行载荷文件,如图 13 所示。

35.508	43.794	52.563	61.902	71.855	79.973	89.999	98.303	35.626	44.352
53.988	61.969	71.159	80.910	89.117	98.084	36.999	45.179	53.191	61.527
71.670	80.771	89.614	97.755	24.831	33.778	42.531	51.730	61.595	70.725
80.342	88.513	23.346	34.885	44.239	46.760	61.577	65.841	79.946	89.643
22.536	32.839	42.916	51.740	61.465	70.100	78.997	87.319	96.494	104.942
33.896	41.471	42.345	60.182	67.595	69.088	84.994	93.157	102.708	28.111
35.728	40.643	42.502	64.314	73.406	86.016	94.848	103.401	33.340	42.589
51.590	61.083	69.254	79.213	87.383	96.636	104.892	26.026	33.594	42.426
51.967	61.699	71.027	80.461	88.351	27.013	36.102	44.044	52.575	62.333
70.762	79.613	88.719	24.614	33.968	42.057	52.564	61.031	69.629	78.747
88.638	28.065	35.694	45.445	52.224	60.927	70.292	80.199	89.805	94.915
33.647	41.992	51.894	60.376	68.816	78.635	87.349	24.120	32.821	42.231
51.281	60.233	69.645	78.488	86.907	34.102	42.298	52.010	60.056	69.427
78.939	88.869	97.990	35.176	39.847	54.399	62.441	70.432	80.692	89.496
99.037	25.759	34.951	42.112	52.488	61.496	71.878	81.078	90.414	25.574
35.992	45.071	52.832	61.606	70.198	80.453	89.866	32.050	43.353	52.095
61.906	71.904	80.945	88.119	97.698	106.943	35.390	43.907	51.589	61.112
66.443	79.678	88.577	96.839	106.699	32.633	42.601	53.009	59.316	70.707
79.144	89.180	97.045	105.542	34.379	44.148	53.664	61.630	70.875	79.337
89.717	98.871	108.183	34.702	44.036	53.269	62.754	70.895	80.295	89.823
98.634	106.653	34.745	43.794	52.926	61.282	70.602	80.148	87.862	97.593
106.066	25.648	44.320	52.975	61.766	70.215	78.361	86.594	97.661	106.673
25.108	34.077	43.463	52.159	60.971	70.868	78.949	89.095	25.599	35.076
43.962	52.710	61.237	71.046	80.635	88.970				
-62.257	-101.990	-122.817	-144.369	-167.271	-186.324	-209.860	-228.358	-82.496	
-103.355									
-125.530	-144.652	-166.961	-189.038	-207.140	-229.095	-83.496	-105.022	-123.783	
-144.001									
-167.475	-188.214	-208.994	-228.815	-50.994	-66.491	-80.264	-95.220	-109.917	
-125.069									
-140.107	-153.863	-47.552	-68.213	-83.822	-88.356	-109.556	-114.608	-139.062	
-154.294									
-50.096	-70.663	-90.470	-109.543	-128.744	-146.071	-162.568	-180.379	-198.842	
-216.273									
-71.532	-87.711	-90.396	-124.813	-139.143	-142.888	-174.279	-192.171	-210.401	
-73.435									
-82.746	-104.351	-109.965	-136.170	-152.195	-177.668	-197.439	-215.326	-171.665	
-91.136									
-109.349	-128.575	-144.712	-163.945	-181.279	-198.357	-215.150	-61.446	-80.666	

图 13 实测载荷数据结果文件

强度试飞与评估模块包括三个部分,实现方法基本相同,在此以静力试验数据的分析与评估为

例,说明程序的功能。

静力试验数据的分析与评估主要是通过自动读入试验数据,将观测点的静力试验数据与许用值的对比以曲线的形式显示出来,更加直观、便捷,方便试验人员对结果进行观察和评估。打开静力试验数据文件如图 14 所示。

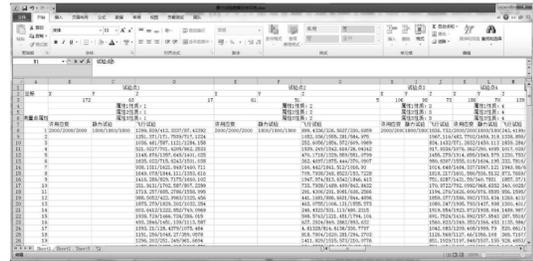


图 14 静力试验数据文件

运行程序界面,可以通过“直接输入观测点名称”或“在 CATIA 模型中选择观测点”两种方式在界面上显示关心的点的试验曲线,如图 15 ~ 图 18 所示。



图 15 静力试验数据界面

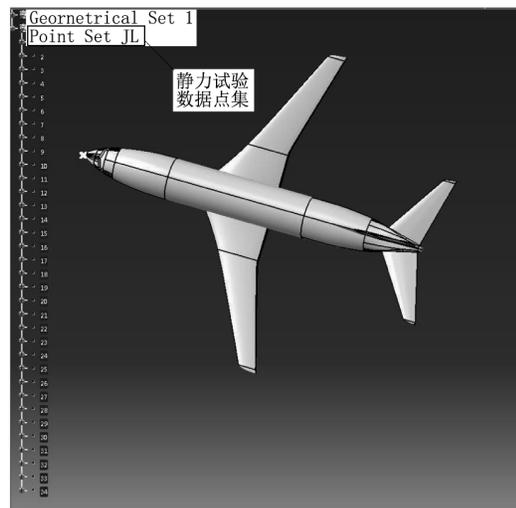


图 16 在 CATIA 中选择观测点

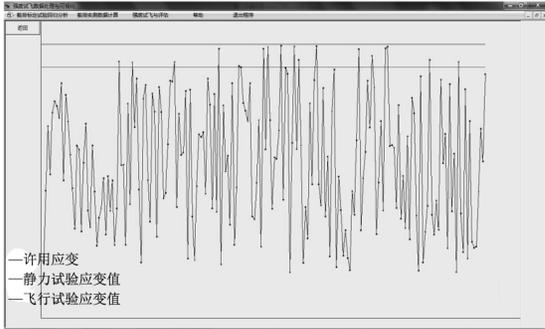


图 17 观测点试验曲线

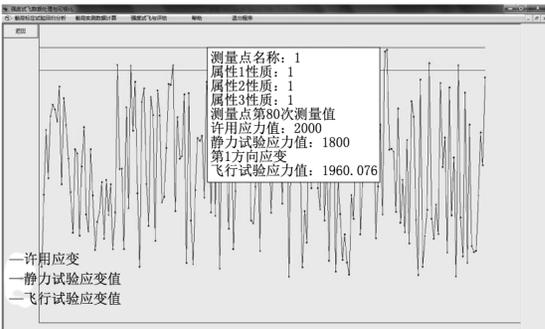


图 18 观察点任一采样时刻的详细信息

(上接第 75 页)  
强度最高的方向<sup>[5]</sup>。

出于结构需求,采用不锈钢 PH13-8Mo 方形棒材作为原材料。理论上应选材料的 L 向(长度方向)作为应力最高的方向,现实中受到了材料采购规格的限制。经强度校核最弱的 ST 方向亦可满足强度要求。最终的纤维方向定义如图 10 所示,L 方向同时垂直于 LT (Long Transverse) 与 ST (Short Transverse) 纤维方向。

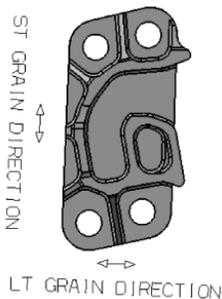


图 10 导向槽纤维方向

### 3 结论

本文介绍的某机型应急门口框结构上的典型零件——导向槽的设计实例,体现了先提升后翻转式打开的应急门的口框结构的支持方式与界面配

### 4 结论

本文利用 Visual Basic 编程语言高效的计算能力和强大的可视化显示能力,通过开发相应的数据处理与可视化程序,对飞机强度/试飞试验中产生的庞大数据进行处理,实现了数据处理的自动化与可视化,大大减轻了试验人员的工作量,提高了试验数据处理效率,并通过以可视化曲线的方式来表征测量数据的变化,便于试验人员对比、评估,该软件在未来的飞机试验中具有广阔的应用前景。

#### 参考文献:

- [1] M. П 克利亚奇科(苏),等著,杨吉晨译. 飞机强度飞行试验(静载荷)[M]. 航空航天部《ASST》系统工程办公室, 1992. 8. 18.
- [2] 阎楚良等编. 大型结构部件载荷试验方法研究[M]. 北京:北京机械结构强度研究中心,1998.
- [3] 明日科技等编著. Visual Basic 开发技术大全[M]. 北京:人民邮电出版社,2007.

合要求。该导向槽结构在同类民用飞机的半堵塞式舱门的口框结构中有一定通用性,对相似功能的零件设计有指导意义,同时,导向槽零件的齿形符合国际行业标准,飞机结构中的齿形配合设计均可以此作为参考。

在实现设计意图的基础上,怎样合理地定义尺寸和公差是设计工作的重要内容,尤其装配间的公差分配更是一项值得研究的课题。其定义的合理性是设计重点考虑的问题,它能为制造和整个工程带来方便和效益。

#### 参考文献:

- [1] 牛春匀. 实用飞机结构工程设计[M]. 北京:航空工业出版社,2008.
- [2] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册第 10 册:结构设计[M]. 北京:航空工业出版社,2001.
- [3] 许清清. 大型客机应急门运动机构仿真技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2012.
- [4] ASME Y14.5-2009. The American Society of Mechanical Engineers (ASME)[S]. 2009.
- [5] 牛春匀. 实用飞机结构应力分析及尺寸设计[M]. 北京:航空工业出版社,2009.