

飞机机体疲劳定寿载荷计算

王世安

(贵州飞机设计研究所, 贵州 安顺 561000)

摘要:飞机机体的疲劳载荷对确定飞机的使用寿命有着非常重要的作用。给出一种计算飞机疲劳载荷的方法,并对某型飞机疲劳载荷进行了计算,收到较好效果。该方法是通过数值模拟结果或测压实验结果进行积分获取飞机机体各部件的载荷分布和载荷作用点,并根据飞机的运动平衡方程进行载荷平衡修正以获得最终用于设计的疲劳载荷。

关键词:飞机;疲劳载荷;寿命;平衡

中图分类号: V211.3 **文献标识码:** A **文章编号:** 1009 - 3516(2004)04 - 0008 - 05

飞机的使用寿命是飞机的一项重要技术指标,要计算飞机的使用寿命,需要提供合理的飞机疲劳载荷,在型号研制中进行飞机疲劳载荷计算目前有两条途径:一是根据飞机部件测力风洞实验获得各部件的总载荷,再根据全机测压实验数据获得相应的载荷分布,这种计算方式的准确度依赖于飞机部件测力风洞实验的准确性;二是直接根据全机测压实验数据积分获得总载荷,载荷分布取相应全机测压实验数据,避免了对飞机部件测力风洞实验数据和全机测压实验数据的修正。

1 计算方法

在计算中,对测压实验数据进行插值和积分,获得相应的载荷及其分布。

1.1 机身载荷及其分布计算

因机身曲面比较复杂,按常规的积分方法从测压实验数据获得机身轴向载荷分布非常困难,下面按基于线积分思想进行机身载荷及其分布的计算。

1.1.1 剖面积分

设机身第 K 个测压剖面如图 1 所示, $A, i-1, i, i+1, B$ 为测压点,它们对应的单位法向量分别为 $\{n_{xA}, n_{yA}, n_{zA}\}, \{n_{xi-1}, n_{yi-1}, n_{zi-1}\}, \{n_{xi}, n_{yi}, n_{zi}\}, \{n_{xB}, n_{yB}, n_{zB}\}$, 对应实验的压强系数分别为: $C_{pA}, C_{pi-1}, C_{pi}, C_{pB}$ 机身第 K 个测压剖面点数为 n_k 。仅就法向力说明剖面的积分方法。

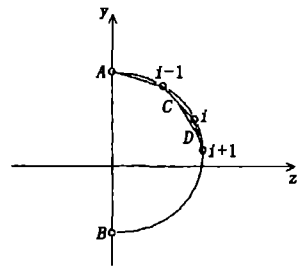


图 1 剖面示意

对于除边界点 A, B 以外的点,求出第 $i-1$ 点和第 i 点的中点坐标 $C(y1, z1)$, 第 i 点和第 $i+1$ 点的中点坐标 $D(y2, z2)$, 进而求出 C, D 点的距离 d_i , 即:

$$y1 = \frac{y_{i-1} + y_i}{2}, z1 = \frac{z_{i-1} + z_i}{2}, y2 = \frac{y_i + y_{i+1}}{2}, z1 = \frac{z_i + z_{i+1}}{2}, \quad (1)$$

对边界点 A , 求出 A 与其邻近点的中点,取该中点到 y 轴的距离作为 d_A , 边界点 B 按同样方法求出 d_B 。这样,机身第 K 个测压剖面单位长度法向力 F_k 按如下公式得到:

$$F_k = C_{pA} n_{yA} d_A + \sum_{i=1}^{n_k-2} C_{pi} n_{yi} d_i + C_{pB} n_{yB} d_B \quad (2)$$

收稿日期:2003 - 11 - 07

基金项目:中航一集团型号项目

作者简介:王世安(1971 -),男,贵州安顺人,高级工程师,主要从事信息与计算科学、计算流体力学等研究。

1.1.2 轴向积分

在各测压剖面单位长度法向力求出后, 插值到载荷计算模型对应结点上(按三次样条进行插值), 再按轴向进行积分, 可求出机身的总气动载荷。

载荷计算模型轴向站位点分布如图 2 所示, $1, \dots, i-1, i, i+1, \dots, N$ 为站位点, 它们对应的剖面单位长度法向力分别为 $F_1, \dots, F_{i-1}, F_i, F_{i+1}, \dots, F_N$ 。

载荷计算模型轴向站位点数为 N 。对于除端点 $1, N$ 以外的点, 求出第 $i-1$ 点和 i 点中点坐标 x_1 , 第 i 点和第 $i+1$ 点的中点坐标 x_2 , 进而求出这两点的距离 d_i 。即 $d_i = x_2 - x_1$ 。

对于端点 1 , 求出与其邻近点距离的一半作为 d_1 , 对于端点 N 按同样的方法求出 d_N 。

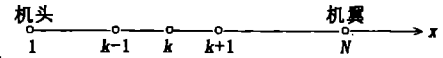


图 2 轴向站位示意

机身总法向力 F 按如下公式求出: $F = \sum_{k=1}^N F_k d_k$ 。

求出机身总法向力之后, 还应求出法向力的轴向作用点 X_p , 设 $1, \dots, i-1, i, i+1, \dots, N$ 站位点在给定坐标系下的轴向坐标分别为 $x_1, \dots, x_{i-1}, x_i, x_{i+1}, \dots, x_N$ 。则有 $X_p = (\sum_{k=1}^N F_k d_k x_k) / F$ 。

1.2 翼面载荷及其分布计算

对于机翼、平尾、垂尾的载荷计算, 采用分块插值和分块积分的方法获得相应翼面的载荷及其分布。

如图 3 所示, 将翼面划分成 n 块, 第 i 块的面积是 S_i , 沿展向按等百分比弦长划分, 沿弦向按平行于根弦划分。

第 i 块的压心在其面心, 设其坐标为 (x_i, z_i) , 对第 i 块的压强系数 C_{p_i} , 根据测压实验结果按分块插值方法获得, 这样就得到了翼面的压力分布。要得到翼面的总载荷 F_y 和压心 (x, z) , 按下式计算:

$$F_y = \sum_{i=1}^n C_{p_i} q S_i, x = (\sum_{i=1}^n C_{p_i} q S_i x_i) / F_y, z = (\sum_{i=1}^n C_{p_i} q S_i z_i) / F_y, q \text{ 为速压。}$$

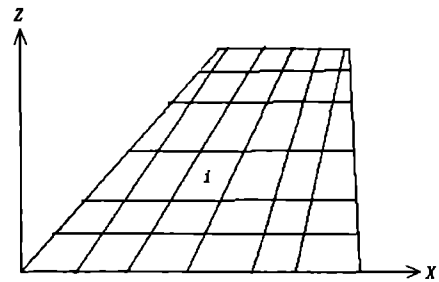


图 3 翼面分块示意

2 载荷平衡协调

由于所使用原始数据的差异以及插值和积分所带来的误差等原因, 导致计算的载荷在飞机各部件的分配中不能协调平衡, 因此, 需要将机翼、机身、平尾、垂尾等部件和载荷点的参数进行综合地协调与修正, 给出配套、协调、平衡且反映实际飞行的载荷。

2.1 总载荷平衡的方法

无论任何时刻, 飞行参数对应的全机飞行载荷动态平衡均应该满足飞机运动方程的约束。即:

$$\begin{aligned} F_y &= n_y G; F_x = n_x G; \sum M_x = I_x \frac{d\omega_x}{dt} + (I_x - I_y) \omega_y \omega_z + I_{xy} (\omega_y \omega_z - \frac{d\omega_z}{dt}); \\ \sum M_y &= I_x \frac{d\omega_y}{dt} + (I_x - I_z) \omega_x \omega_z + I_{xy} (\omega_x \omega_z - \frac{d\omega_z}{dt}); \\ \sum M_z &= I_z \frac{d\omega_z}{dt} + (I_y - I_z) \omega_x \omega_y + I_{xy} (\omega_x^2 \omega_y^2) \end{aligned} \tag{3}$$

当按 1.2 节的方法计算出载荷后, 会带来气动力和气动力矩的微小误差, 导致上述等式的不平衡。引进这些误差后的方程见式(4)。

所谓全机飞行载荷的动态平衡及其修正, 就是在载荷计算中采取一定的措施修正上述方程组的右端项, 使得上面这组不平衡方程变为平衡方程。为达到这个目的, 先认定惯性力和惯性力矩是可靠的, 从而采取修正气动力 F_y, F_x 和气动力矩 $\sum M_x, \sum M_y, \sum M_z$ 的办法来获得全机的动态载荷平衡。

在平衡计算中不更改所有的飞行参数, 根据气动力和气动力矩的误差量直接调整全机的压力分布, 使新得到的气动力和气动力矩满足全机动态平衡方程, 最终达到载荷平衡的目的。

$$\begin{aligned} \Delta F_y &= n_y G - F_y; \Delta F_z = n_z G - F_z; \Delta M_x = - \sum M_x = I_x \frac{d\omega_x}{dt} + (I_x - I_y) \omega_y \omega_z + I_{xy} (\omega_y \omega_z - \frac{d\omega_x}{dt}); \\ \Delta M_y &= - \sum M_y = I_y \frac{d\omega_y}{dt} + (I_x - I_z) \omega_x \omega_z + I_{xy} (\omega_x \omega_z - \frac{d\omega_y}{dt}); \\ \Delta M_z &= - \sum M_z = I_z \frac{d\omega_z}{dt} + (I_y - I_x) \omega_x \omega_y + I_{xy} (\omega_x^2 \omega_z^2) \end{aligned} \tag{4}$$

2.2 压强分布的修正和协调

2.2.1 翼面压强分布与弦向压心的匹配协调

需要将翼面压心移到相应平衡后的压心上来。同时压强分布也应进行协调,为此,采取以下方法进行压强分布的协调:

1)协调原则:①翼面总压心的移动应正好是所要求的 Δx_p ;②不改变整个翼面的总法向力系数;③不改变整个翼面的展向分布(即展向压心不变);④后缘处应满足库塔定理。

2)协调方法:设 Δx_p 为整个翼面所要求的弦向压心移动量(向后为正); N_p 为展向剖面数; N_i 为沿展向第 i 个剖面的小块数; $c_{yi} = \sum_{j=1}^{N_i} \frac{S_{ij} \Delta C_{p_{ij}}}{S_i}$ 为沿展向第 i 个剖面的法向力系数($i=1 \sim N_p$); S_{ij} 为第 i 剖面上第 j 小块的面积($k=1 \sim N_i$); x_i 为第 i 剖面 c_{yi} 的作用点相对该剖面前缘的坐标(向后为正),并令:
 $\bar{x}_i = x_i/b_i$, b_i 为第 i 剖面的弦长;令 x_{ij} 为第 i 剖面上第 j 小块面心相对该剖面前缘的坐标,并令
 $\bar{x}_{ij} = x_{ij}/b_i$, $\Delta c_{p_{ij}}$ 为第 i 剖面上第 j 小块上的平均压差系数, $\Delta c_{p_{ij}}$ 是为了修正 Δx_p 而在第 i 剖面上第 j 小块面心上所附加的压差系数。

各剖面压心的弦向移动量:令 Δx_i 为第 i 剖面压心的弦向移动量,其弦向相对移动量为 $D_i = \Delta x_i/b_i$;并设各剖面的弦向相对移动量相等且为 D ,即 $D = D_i$ 则根据 1) 中的①条要求应有:
 $\Delta x_p \sum_{i=1}^{N_p} c_{yi} s_i = \sum_{i=1}^{N_p} c_{yi} s_i \Delta x_i$
 $= \sum_{i=1}^{N_p} c_{yi} s_i \frac{\Delta x_i b_i}{b_i} = D \sum_{i=1}^{N_p} c_{yi} s_i b_i$ 。因此有 $D = (\Delta x_p \sum_{i=1}^{N_p} c_{yi} s_i) / \sum_{i=1}^{N_p} c_{yi} s_i b_i$ 。

各剖面弦向附加压力分布 $\Delta c_{p_{ij}}$ 的计算:令 $\Delta c_{p_{ij}} = A_i \bar{x}_{ij}^2 + B_i \bar{x}_{ij} + C_i$ 。则根据 1) 中第②条要求有
 $\sum_{j=1}^{N_i} \Delta c_{p_{ij}} S_{ij} = 0$, 即 $A_i \sum_{j=1}^{N_i} \bar{x}_{ij}^2 s_{ij} + B_i \sum_{j=1}^{N_i} \bar{x}_{ij} s_{ij} + C_i s_i = 0$ 。

根据 1) 中第①条要求有 $\Delta x_i c_{yi} s_i = \sum_{j=1}^{N_i} \Delta c_{p_{ij}} s_{ij} \bar{x}_{ij} = b_i \sum_{j=1}^{N_i} \Delta c_{p_{ij}} s_{ij} \bar{x}_{ij} = b_i (A_i \sum_{j=1}^{N_i} s_{ij} \bar{x}_{ij}^3 + B_i \sum_{j=1}^{N_i} s_{ij} \bar{x}_{ij}^2 + C_i \sum_{j=1}^{N_i} s_{ij} \bar{x}_{ij})$
 ,即: $A_i \sum_{j=1}^{N_i} s_{ij} \bar{x}_{ij}^3 + B_i \sum_{j=1}^{N_i} s_{ij} \bar{x}_{ij}^2 + C_i \sum_{j=1}^{N_i} s_{ij} \bar{x}_{ij} = D c_{yi} s_i b_i$ 。

根据 ①、②、③ 三条要求,我们可以得到:

$$A_i \sum_{j=1}^{N_i} \bar{x}_{ij}^2 s_{ij} + B_i \sum_{j=1}^{N_i} \bar{x}_{ij} s_{ij} + C_i s_i = 0; A_i \sum_{j=1}^{N_i} \bar{x}_{ij}^3 s_{ij} + B_i \sum_{j=1}^{N_i} \bar{x}_{ij}^2 s_{ij} + C_i \sum_{j=1}^{N_i} \bar{x}_{ij} s_{ij} = D c_{yi} s_i; A_i + B_i + C_i = 0 \tag{5}$$

解此 3 个方程可得到 A_i, B_i, C_i , 见式(6)。

$$\left\{ \begin{aligned} A_i &= \frac{D c_{yi} s_i (s_i - \sum_{j=1}^{N_i} \bar{x}_{ij} s_{ij})}{(\sum_{j=1}^{N_i} \bar{x}_{ij}^2 s_{ij})^2 + (\sum_{j=1}^{N_i} \bar{x}_{ij} s_{ij})^2 + s_i (\sum_{j=1}^{N_i} \bar{x}_{ij}^3 s_{ij} - \sum_{j=1}^{N_i} \bar{x}_{ij}^2 s_{ij}) - \sum_{j=1}^{N_i} \bar{x}_{ij} s_{ij} (\sum_{j=1}^{N_i} \bar{x}_{ij}^3 s_{ij} + \sum_{j=1}^{N_i} \bar{x}_{ij}^2 s_{ij})} \\ B_i &= \frac{-D c_{yi} s_i (s_i - \sum_{j=1}^{N_i} \bar{x}_{ij} s_{ij})}{(\sum_{j=1}^{N_i} \bar{x}_{ij}^2 s_{ij})^2 + (\sum_{j=1}^{N_i} \bar{x}_{ij} s_{ij})^2 + s_i (\sum_{j=1}^{N_i} \bar{x}_{ij}^3 s_{ij} - \sum_{j=1}^{N_i} \bar{x}_{ij}^2 s_{ij}) - \sum_{j=1}^{N_i} \bar{x}_{ij} s_{ij} (\sum_{j=1}^{N_i} \bar{x}_{ij}^3 s_{ij} + \sum_{j=1}^{N_i} \bar{x}_{ij}^2 s_{ij})} \\ C_i &= \frac{D c_{yi} s_i (\sum_{j=1}^{N_i} \bar{x}_{ij} s_{ij} - \sum_{j=1}^{N_i} \bar{x}_{ij}^2 s_{ij})}{(\sum_{j=1}^{N_i} \bar{x}_{ij}^2 s_{ij})^2 + (\sum_{j=1}^{N_i} \bar{x}_{ij} s_{ij})^2 + s_i (\sum_{j=1}^{N_i} \bar{x}_{ij}^3 s_{ij} - \sum_{j=1}^{N_i} \bar{x}_{ij}^2 s_{ij}) - \sum_{j=1}^{N_i} \bar{x}_{ij} s_{ij} (\sum_{j=1}^{N_i} \bar{x}_{ij}^3 s_{ij} + \sum_{j=1}^{N_i} \bar{x}_{ij}^2 s_{ij})} \end{aligned} \right. \tag{6}$$

从而唯一地确定了 $\Delta c_{p_{ij}}$ 。将 $\Delta c_{p_{ij}} + \Delta c_{p_{ij}}$ 作为第 i 剖面第 j 小块的压差系数, 即可得到与 Δx_p 相匹配协调的压强分布了。

2.2.2 翼面压强分布与展向压心的匹配协调

与弦向同样的原因展向也应进行压力分布的协调。

1) 协调原则: ① 修正各剖面的法向力系数(即对第 i 剖面的 $\Delta c_{p_{ij}}$ 同乘一个放大系数 k_i) 使得修正后翼面展向总压心的移动量 Δz_p 应正好是所要求的值; ② 不改变整个翼面的总法向力系数; ③ 不改变整个翼面的弦向分布。

2) 协调方法: 令 $K_i = a_i \bar{z} + b_i$, \bar{z}_i 为第 i 剖面展向压心相对坐标, 设根部剖面不修正, 得 $c_i = 0$, 则有:

$$\begin{cases} a_i \sum_{i=1}^{N_p} c_{yi} s_i \bar{z}_i + b_i \sum_{i=1}^{N_p} c_{yi} s_i = \sum_{i=1}^{N_p} c_{yi} s_i \\ a_i \sum_{i=1}^{N_p} c_{yi} s_i \bar{z}_i^2 + b_i \sum_{i=1}^{N_p} c_{yi} s_i \bar{z}_i = \sum_{i=1}^{N_p} c_{yi} s_i \bar{z}_i + \bar{z}_p \sum_{i=1}^{N_p} c_{yi} s_i \end{cases} \quad (7)$$

解这两个方程组可以获得展向各剖面 c_{yi} 的放大系数 K_i 的两个系数:

$$\begin{cases} a_i = \frac{-\bar{z}_p (\sum_{i=1}^{N_p} c_{yi} s_i)^2}{(\sum_{i=1}^{N_p} c_{yi} s_i \bar{z}_i)^2 - \sum_{i=1}^{N_p} c_{yi} s_i \sum_{i=1}^{N_p} c_{yi} s_i \bar{z}_i^2} \\ b_i = \frac{-\sum_{i=1}^{N_p} c_{yi} s_i (\sum_{i=1}^{N_p} c_{yi} s_i \bar{z}_i^2 + \bar{z}_p \sum_{i=1}^{N_p} c_{yi} s_i \bar{z}_i) + (\sum_{i=1}^{N_p} c_{yi} s_i \bar{z}_i)^2}{(\sum_{i=1}^{N_p} c_{yi} s_i \bar{z}_i)^2 - \sum_{i=1}^{N_p} c_{yi} s_i \sum_{i=1}^{N_p} c_{yi} s_i \bar{z}_i^2} \end{cases} \quad (8)$$

这就唯一地确定了 K_i 。将 $\Delta c_{p_{ij}}$ 乘上 K_i 再进行全翼面的积分则可获得满足 1) 要求的翼面压心了。

展向协调处理后, 整个翼面的弦向压心将会改变, 这是不希望的。解决的办法是先协调处理展向分布, 再协调处理弦向分布, 则此一问题将自动消除。

对协调后的压力分布再一次进行检查, 对不合理的点进行人工调整。

2.2.3 机身载荷分布的协调修正

如 1.1.2 节一样, 设机身剖面单位长度法向力分布为 $F_1, \dots, F_{k-1}, F_k, F_{k+1}, \dots, F_N$ 。轴向站位点数为 N , 坐标原点设定在机头, 机身总长度为 L , 由此有 $x_1 = 0, x_N = L$ 。

机身的总法向力 F 和绕重心的力矩 K 按如下公式得到:

$$F = \sum_{k=1}^N F_k d_k; M = \sum_{k=1}^N F_k d_k x_k \quad (9)$$

在按力和力矩平衡方程修正后, 可得到机身的总法向力 F_s 和绕重心的力矩 M_s , 将此作为已知量, 把上面根据测压实验数据得到的机身总法向力 F 、绕重心的力矩 M 以及相应分布修正到与 F_s 和 M_s 一致。

首先将式(2) 轴向分布 $F_k (k = 1, \dots, N)$ 乘以修正因子 k_s , 使 $F_s = k_s F$ 。因此, 有 $k_s = F_s / F$

接下来要附加一个轴向载荷分布 $F_{yfk} (k = 1, \dots, N)$, 这个附加的载荷分布应该对力没有贡献, 而应该有一个附加的力矩贡献, 即由式(9), 有:

$$k_s \sum_{k=1}^N F_{yfk} d_k = 0; k_s \sum_{k=1}^N F_{yfk} d_k x_k = M_s - M \quad (10)$$

这里, 我们设机身附加载荷分布的形式为 $F_{yfk} = A \sin(\omega x_k)$ 。

对于边界上, 不改变机头尖和机尾端点的载荷分布值, 因此应有当 $x_1 = 0$ 时, $F_{yfk} = 0$; 当 $x_N = L$ 时, $F_{yfk} = 0$ 。因而 $\omega = 2\pi/L$ 。

由式(10) 式可以得到

$$A = (M_s - M) / (k_s \sum_{k=1}^N d_k x_k \sin(2\pi x_k / L)) \quad (11)$$

这样得到的 $F_{yfk} (k = 1, \dots, N)$ 满足式(10)。由此可以得出协调修正后机身载荷分布 $F_{zfk} (k = 1, \dots, N)$ $F_{zfk} = k_s (F_k + F_{yfk})$ 。

3 计算结果

表1~表3给出了本文计算结果与数值计算结果的比较,机身载荷是整个机身载荷,其它部件载荷是单个部件载荷, P_y 、 P_x 、 P_{pw} 分别表示的是机身法向载荷、机翼法向载荷、平尾法向载荷, X_p 、 Z_p 分别为各翼面的弦向压心、展向压心, M 为马赫数, n_y 是飞行过载。

表1 机身载荷计算结果与数值计算结果比较

M	n_y	P_y /kg(本文计算)	P_y /kg(数值计算)
0.7	3.5	4 612.8	4 510.9
1.05	3.5	5 770.6	5 702.5
1.45	3.5	5 001.5	4 986.1

表2 机翼载荷计算结果与数值计算结果比较

M	n_y	P_x /kg		X_p /m		Z_p /m	
		本文计算	数值计算	本文计算	数值计算	本文计算	数值计算
0.7	3.5	9 342.0	9 422.7	3.671 7	3.701 1	2.053 6	2.035 5
1.05	3.5	9 022.7	9 104.3	4.215 6	4.224 4	2.169 7	2.107 1
1.45	3.5	8 743.6	8 865.1	4.300 5	4.361 3	2.085 8	1.971 5

表3 平尾载荷计算结果与数值计算结果比较

M	n_y	P_x /kg		X_p /m		Z_p /m	
		本文计算	数值计算	本文计算	数值计算	本文计算	数值计算
0.7	3.5	356.6	332.2	2.459 7	2.306 5	1.179 4	1.108 3
1.05	3.5	97.0	85.3	3.593 6	3.625 2	1.447 3	1.467 3
1.45	3.5	760.7	780.6	2.588 4	2.580 3	1.208 4	1.184 4

从以上计算结果比较可以看出,本文的计算结果与数值计算结果是比较接近的,本文的计算方法在飞机型号研制中是行之有效的,并在型号研制中得到了应用。

参考文献:

- [1] Jameson. Calculation of Inviscid Transonic Flow Over A Complete Aircraft[R]. AIAA Paper 86-0103, 1986.
- [2] Swanson R C, Turkel E. Artificial Dissipation and Central Difference Schemes for The Euler and Navier-Stokes Equations[R]. AIAA Paper 87-1107, 1987.
- [3] 王世安. CFD在飞机设计中的应用[J]. 航空科学技术, 2002, (6): 33-36.
- [4] 朱自强. 应用计算流体力学[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 1998.
- [5] 王世安. 一种测压试验数据与部件测力试验数据的协调处理方法[J]. 流体力学实验与测量, 2003, (3): 71-75.
- [6] 王世安. 飞机机身载荷分布协调修正方法研究[J]. 飞行试验, 2003, (3): 18-20.

(编辑:姚树峰)

Research on Load Calculation of Determining Fatigue Life of an Aircraft

WANG Shi-an

(Guizhou Institute of Aircraft Design and Research, Anshun, Guizhou 561000, China)

Abstract: The fatigue load of an aircraft plays a very important role in determining the service life of the aircraft. A method of calculating aircraft fatigue load is given in this paper, which is applied to a certain type of aircraft and effective in practice. The fatigue load finally used for designing is achieved first by integrating the numerical value simulation results or the pressure measuring test results to obtain the load distribution over and the acting point of load on each part of an aircraft body, and then performing load balance correction according to the equation of motion balance of aircraft.

Key words: aircraft; fatigue load; life; balance