

# 飞机总体设计阶段机翼结构质量分配方法研究

王和平

(西北工业大学 飞机系, 陕西 西安 710072)

**摘 要:**提出了一种机翼结构质量分配方法,能根据飞机总体设计参数,把机翼结构质量分配到承弯结构、承剪结构、分布气动载荷所需结构、起落架安装影响结构等12个功能结构部分。建立了飞机总体设计阶段机翼结构质量分配的分析模型,然后根据现有飞机机翼的质量和飞机总体几何参数,用参数优化方法确定了该分析模型中的结构修正系数,从而得到一个机翼结构质量分配模型。用8架飞机的机翼所完成的算例证明了该方法的有效性和合理性。

**关 键 词:**飞机总体设计,机翼结构质量,质量分配,歼击机

中图分类号:V211, V211.91

文献标识码:A

文章编号:1000-2758(2001)02-0242-04

飞机总体设计的一个重要任务就是要合理地分配飞机结构质量<sup>[1~5]</sup>,常用的方法有部件重量系数法、统计公式法等。这些方法只能将飞机的结构质量分配到飞机结构部件,如机翼<sup>[6~7]</sup>、机身、平尾、垂尾等,而无法将部件结构质量再细分到各部件的功能部分,这样就势必影响到飞机总体设计方案的合理性和先进性,为随后的初步设计和详细设计留下隐患。本文研究如何根据飞机总体设计参数把机翼质量分配到各功能结构部分的问题,得到一个机翼结构质量分配模型。

如图1所示,机翼质量 $W_w$ 分为基本翼箱结构质量 $W_{box}$ 和次结构质量 $W_{sub}$ 两大类。其中基本翼箱结构质量 $W_{box}$ 分为承弯结构质量 $W_b$ 、承剪结构质量 $W_s$ 、分布气动载荷所需结构质量 $W_{ld}$ 、起落架安装影响结构质量 $W_{ad}$ 、外挂物安装影响结构质量 $W_{ps}$ 、油箱安装影响结构质量 $W_{tr}$ 6大部分(图2)。而次结构质量 $W_{sub}$ 又分为前缘结构质量 $W_{le}$ 、后缘结构质量 $W_{te}$ 、襟翼结构质量 $W_{fl}$ 、副翼结构质量 $W_{sa}$ 、机翼机身接头质量 $W_{fw}$ 以及其他杂项元件结构质量 $W_{ms}$ 6大部分(图3)。各结构部分计算公式见表1,其中变量含义见表2。

## 1 机翼结构质量分配的分析模型

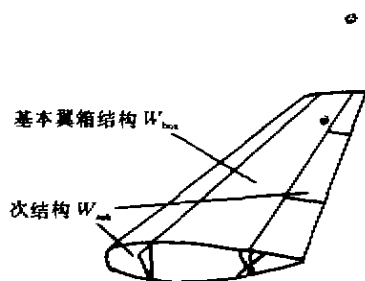


图1 基本翼箱结构和次结构

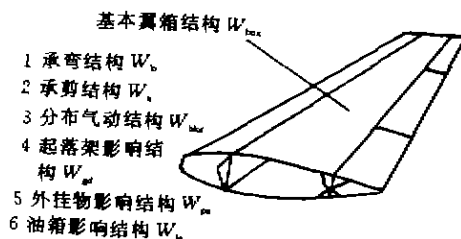


图2 基本翼箱结构

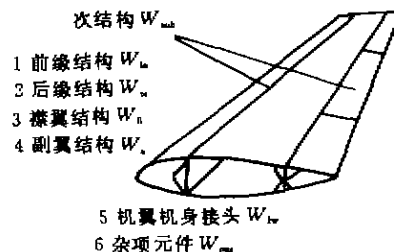


图3 次结构

收稿日期:1999-04-26

作者简介:王和平(1955-),西北工业大学副教授,主要从事飞机总体综合设计技术和飞机重量工程方面的研究。

表1 机翼12个功能结构部分质量计算公式<sup>[8]</sup>

功 能 结 构	计 算 公 式
1 承弯结构质量	$W_b = k_1 k_2 A_n G (B/2)^2 / (T_c C_r (\cos X)^4)$
2 承剪结构质量	$W_s = k_3 A_n G (B/2)^2 / (\cos X)^2$
3 气动载荷分布结构质量	$W_{bkd} = k_4 (B/2) C_r^2 T_c / (\cos X)$
4 起落架安装影响结构质量	$W_{gd} = G(G + 7\,880) / (G + 3\,999\,530)$
5 外挂物安装影响结构质量	$W_{ps} = 0.015 G_v$
6 油箱安装影响结构质量	$W_t = 0.014 W_f$
7 前缘结构质量	$W_{le} = 0.0157\,6 (G/S) (0.05S) / T_c^{0.25}$
8 后缘结构质量	$W_{lc} = 0.016\,00 (G/S) (0.15S) / T_c^{0.25}$
9 襟翼安装结构质量	$W_{fl} = 9.76 k_5 S_f$
10 副翼安装结构质量	$W_{fa} = 9.76 k_6 S_f$
11 机翼机身接头质量	$W_{fw} = 0.158 \times 0.453\,5 C_r / (0.025\,4 \sqrt{\cos X})$
12 杂项质量	$W_{ms} = 0.15 \times 4.88 S$

表2 表1中的变量说明

变 量	含 义	变 量	含 义
$k_1$	后掠角系数	$k_2$	气动弯曲载荷系数
$A_n$	设计过载	$G$	飞机设计重量/kg
$B$	机翼翼展/m	$T_c$	机翼相对厚度
$C_r$	机翼根弦/m	$X$	机翼中线后掠角/(°)
$k_3$	气动剪切载荷系数	$k_4$	气动分布载荷系数
$k_5$	襟翼结构系数	$k_6$	副翼结构系数
$G_v$	外挂物重量/kg	$W_f$	机翼内燃油重量/kg
$S_f$	襟翼面积/m <sup>2</sup>	$S_f$	副翼面积/m <sup>2</sup>

根据表1各项可得机翼结构质量计算公式

$$W_{wr} = W_b + W_s + W_{bkd} + W_{gd} + W_{ps} + W_{le} + W_{lc} + W_f + W_t + W_{fw} + W_{ms} \quad (1)$$

## 2 确定结构质量修正系数

为了提高计算精度,用现有歼击机机翼质量数据对(1)式进行修正,将(1)式改写为

$$W_{wr} = a_1 W_b^{a_2} + a_3 W_s^{a_4} + a_5 W_{bkd}^{a_6} + a_7 W_{gd}^{a_8} + a_9 W_{ps}^{a_{10}} + a_{11} W_{le}^{a_{12}} + a_{13} W_{lc}^{a_{14}} + a_{15} W_f^{a_{16}} + a_{17} W_t^{a_{18}} + a_{19} W_{fw}^{a_{20}} + a_{21} W_{ms}^{a_{22}} \quad (2)$$

(2)式中的  $a_1$  到  $a_{22}$  为结构修正参数,可用参数优化

方法来确定,首先选定初值为

$$a_1 = a_3 = a_5 = a_7 = a_9 = 0.95 \\ a_2 = a_4 = a_6 = a_8 = a_{10} = 1.0 \quad (3)$$

再用优化方法来选择  $a_1$  到  $a_{22}$  的数值,使8种型号飞机机翼参数代入(2)式的计算结果  $W_{wr}$  与其真实重量  $W_{wt}$  的差的平方和为最小

$$\min(FI) = \min\left(\sum_{i=1}^8 (W_{wr} - W_{wt})^2\right) \quad (4)$$

$a_1$  到  $a_{22}$  的优化结果为

$$a_1 = 0.997\,8 \quad a_2 = 0.999\,5 \quad a_3 = 0.954\,6 \\ a_4 = 0.986\,9 \quad a_5 = 0.964\,5 \quad a_6 = 0.911\,1 \\ a_7 = 0.956\,9 \quad a_8 = 0.989\,4 \quad a_9 = 0.993\,7 \\ a_{10} = 0.985\,1 \quad (5)$$

把(5)式代入(2)式的机翼结构质量计算公式,

此时(2)式中的 12 项分别代表了 12 个功能结构部分的质量。据此,可在飞机总体设计阶段对机翼结构质量进行合理的分配,也为机翼结构设计打下基础。

### 3 算 例

由 8 种机型飞机机翼的数据,用(2)式计算得到的机翼质量分配结果见表 3。

表 3 机翼相对质量分配表(功能部分质量/机翼质量)

	机翼 1	机翼 2	机翼 3	机翼 4	机翼 5	机翼 6	机翼 7	机翼 8
$W_b$	0.351	0.318	0.356	0.491	0.483	0.415	0.341	0.370
$W_s$	0.303	0.349	0.304	0.316	0.269	0.305	0.408	0.285
$W_{bkt}$	0.053	0.060	0.037	0.032	0.031	0.033	0.048	0.056
$W_{gd}$	0.039	0.044	0.027	0.024	0.022	0.024	0.027	0.035
$W_{ps}$	0.012	0.010	0.009	0.007	0.007	0.008	0.009	0.012
$W_{lc}$	0.011	0.009	0.008	0.007	0.006	0.007	0.008	0.011
$W_{le}$	0.021	0.018	0.017	0.010	0.011	0.013	0.013	0.020
$W_{te}$	0.063	0.056	0.052	0.034	0.036	0.038	0.039	0.060
$W_n$	0.047	0.048	0.072	0.025	0.055	0.061	0.035	0.049
$W_a$	0.043	0.041	0.062	0.022	0.042	0.051	0.031	0.043
$W_{tw}$	0.032	0.028	0.029	0.013	0.014	0.018	0.020	0.033
$W_{ms}$	0.025	0.024	0.027	0.017	0.024	0.027	0.021	0.026
$W_{sub}$	0.231	0.210	0.259	0.123	0.182	0.208	0.159	0.231
$W_{box}$	0.769	0.790	0.741	0.877	0.818	0.792	0.841	0.769

从表 3 可知,机翼主翼箱结构  $W_{box}$  的相对质量为 0.741 至 0.877,次结构  $W_{sub}$  的相对质量为 0.123 至 0.259,承弯结构的相对质量为 0.318 至 0.483,承剪结构的相对质量为 0.269 至 0.408 等。这样,就

为机翼结构设计打下了基础。

用该机翼结构质量分配模型,在飞机总体设计阶段对两架新研制飞机的机翼结构质量进行预测和分配,其结果见表 4。

表 4 新设计飞机机翼质量分配结果

	$W_b$	$W_s$	$W_{bkt}$	$W_{gd}$	$W_{ps}$	$W_{lc}$	$W_{le}$	$W_{te}$	$W_n$	$W_a$	$W_{tw}$	$W_{ms}$	$W_{sub}$	$W_{box}$
X—X	0.355	0.342	0.045	0.043	0.008	0.009	0.018	0.048	0.039	0.041	0.028	0.024	0.198	0.802
Y—Y	0.341	0.323	0.053	0.050	0.009	0.010	0.020	0.054	0.045	0.041	0.029	0.025	0.214	0.786

## 4 结 论

(1) 本文建立的机翼质量分配模型是合理的,能反映出飞机总体参数、机翼结构参数及结构布置

情况对各部分质量的影响。

(2) 求解结构修正系数的优化方法是有效的,计算快速、简洁。

(3) 提高了在飞机总体设计阶段预测机翼结构质量的准确度。

## 参考文献:

- [1] 王和平,宋民新.飞机翼面类结构质量分布自动算法研究.航空学报,1997,18(6):725~727

- [2] 王和平. 歼击机总体参数的多目标优化设计方法. 西北工业大学学报, 1998, 16(1): 94~98
- [3] 王和平. 飞机重量预测的非线性统计分析方法. 西北工业大学学报, 1994, 12(2): 184~189
- [4] 王和平. 飞机重量统计分析方法研究: [硕士论文]. 西安: 西北工业大学, 1986
- [5] 王和平. 飞机总体参数与作战效能的综合研究: [博士论文]. 西安: 西北工业大学, 1998
- [6] Udin S V. Wing Mass Formula for Subsonic Aircraft. J Aircraft, 1992, 29(4): 725~727
- [7] Udin S V. Wing Mass Formula for Twin Fuselage Aircraft. J Aircraft, 1992, 29(5): 907~914
- [8] Hopton J P. A Practical Approach to the Problem of Structure Weight Estimation for Preliminary Design. SAWE TP-127, 1955

## A Method for Wing Functional Structural Weight Distribution in Aircraft Configuration Design

Wang Heping

(Department of Aircraft Engineering, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072)

**Abstract:** A method for wing functional structural weight distribution in aircraft configuration design is presented. The data of 8 fighter wings are used to produce this method. First, a weight function based on mechanics is produced to identify a suitable model function for the functional weight estimation. Geometric and loading parameters that are likely to appear in the weight function model are also identified. The wing weight function model consists of 12 parts: bending structure, shear structure, aerodynamic load distributing structure, landing gear mount affected structure, store mount affected structure, fuel tank mount affected structure, leading edge structure, trailing edge structure, flap structure, aileron structure, wing-body joint structure and other miscellaneous structures. The fundamental wing box weight equations are sensitive to all the major design parameters such as aspect ratio, sweep angle, wing area, thickness/chord ratios, loading conditions, etc. They are explicit equations having a theoretical basis and are not simple statistical fits. Second, the parameter optimization method is used to fit a non-linear weight function model to data gathered from 8 present fighter wings. Several techniques are employed in order to minimize the number of required present fighter wings and to maintain good accuracy. Next, several analysis techniques are used to find regions of the design space where reasonable fighter wing designs could occur.

At last, the method of the wing functional structural weight distribution produced in this paper can be directly used for conventional-style fighter's preliminary design.

**Key words:** fighter's preliminary design, wing weight, wing functional structural weight distribution, parameter optimization