

上海市 电子计算机应用技术资料汇编

第六辑

(中国计算机用户协会上海分会 1982 年年会技术报告汇集)

上海市计算机委员会
上海市自动化学会 主编
上海科学技术情报研究所

上海科学技术文献出版社

目 录

数学模型及应用软件

1. 计算机辅助客机三面图设计与绘图.....上海市 640 研究所 林 伟等 (1)
2. 运动员形态、机能指标分析.....
.....上海市计算技术研究所 马效枫 上海交通大学 洪平凡 (14)
3. 国产 Holter 系统的软件设计上海市电气自动化研究所 梁德胜 (24)

数据处理及情报检索

4. DJS-100 汉字信息处理及汉字文件管理系统.....华东师范大学 刘福生等 (32)
5. 汉字办公室事务管理系统.....华东师范大学 刘福生 (44)
6. 公共交通“合理换乘法”辅助规划系统.....上海市公用事业研究所 陆鸣盛 (50)
7. 数据库和文件系统处理方式的比较.....上海市计算技术研究所 裴广生 (66)
8. 使用微机进行工业标准检索的探讨.....上海市电气自动化研究所 郑郁霖等 (76)

微 机 应 用

9. 跳水、水球微型计算机计时计分系统.....
.....上海市房屋管理科学技术研究所 杨绥农等 (87)
10. WZ-1 型智能水质分析仪上海铁道学院 章 群等 (95)
11. 微型机土壤污染数据管理系统上海市农业科学院 王遗宝等 (114)
12. 微机上进行科研经费管理上海科学技术大学 顾鸿基等 (123)
13. APPLE II 设备管理系统华东师范大学 刘福生等 (130)

数 值 计 算

14. 端点为四重节点的三次 B 样条曲线反算上海飞机制造厂 郑会琳等 (146)
15. 一类 $2k+1$ 对角线性方程组的快速追赶法及其稳定性
.....上海交通大学 高德荫 (156)

本汇编第十辑要目预告

1. 饲料配方设计的微型机决策管理系统..... 上海市农业科学院
2. 利用 dBASE-II 数据库进行多目标决策..... 上海机械学院
3. 眼震电图信号的微计算机处理..... 上海市第一人民医院 上海市计算技术研究所
4. 人类心理功能测试仪 华东师范大学
5. 低温生物显微镜研究与实验..... 上海机械学院
6. 微型机在人事管理上的应用..... 上海机械学院
7. 建筑工程项目管理信息系统..... 上海市房屋管理科学技术研究所
8. 煤气低压管网计算系统..... 上海市公用事业研究所
9. 中文会话型线切割自动编程系统..... 上海飞机制造厂
10. 微处理机实时数据采集处理系统..... 上海飞机制造厂
11. 坐标架智能定位系统..... 上海发电设备成套设计研究所
12. 微机设备管理系统..... 东海船厂
13. 计算机辅助计算实际气体的热力学特性参数..... 上海化工研究院
14. 微机图形显示接口和软件设计..... 上海市计算技术研究所
15. 局部应力-应变法估算疲劳寿命计算程序 上海 640 研究所
16. 空间块型结构三维有限元分析..... 上海 640 研究所
17. 高校课程表调度系统..... 同济大学
18. 递归算法与复合极值分布..... 华东师范大学
19. 本汇编第一至十辑目录索引..... 本汇编编辑部

计算机辅助客机三面图设计与绘图

上海市 640 研究所 林 伟 赵国强

一、 引 言

一架新飞机的设计过程,是一个反复协调、逐步深化的过程。在飞机的方案选择阶段,需对飞机的布局型式、尺寸大小、外形以及内部安排作研究决定。其方法是对翼载、后掠角、展弦比、机翼和尾翼位置等加以比较分析,从而选取最恰当的数值及安排。同时要对发动机进行比较分析,选取最适合飞机外形并能满足任务需求的发动机。所以,此阶段的主要特点是方案多,外形变动频繁。这样,作为飞机设计方案的直观表现型式(三面图的设计绘制)就成为一项重要的工作。利用计算机来辅助飞机三面图设计绘制,将有助于减少设计人员的重复性劳动,以便集中精力进行创造性的设计工作,从而提高了飞机设计质量和缩短设计周期。

为此,我们对计算机辅助飞机总体三面图设计绘制作了初步探索,研制了一个试验程序。只要用飞机的一些主要参数,就可以得到飞机的三面图。设计人员可以将众多的方案分别输入计算机,然后对其三面图进行分析比较。也可以依据三面图来检查设计方案是否合理,以便随时删改,直到设计方案满意为止。而先前留下的图形就作为设计过程进展的生动记录。

研制飞机三面图设计绘制程序的一个指导思想是:程序应能从少到像只有载客数、航程、发动机安装型式、机翼展弦比、梯形比、后掠角等这样一些输入就能构造出完整的飞机视图。其后,随着飞机设计的不断深入,输入数据相应地变得越来越详细,产生的三面图就越接近最终的形式。程序的这种能力是由于其内部存在一个参数自动生成模块。除必须输入的少量参数外,其它的各种参数都可由参数自动生成模块产生。但是,如果有输入数据可用,程序就会利用输入数据来完成三面图的设计与绘制,而不去理睬参数自动生成模块的结果。程序的这种特点便于将外界的分析计算结果与内部的自动生成数据适当地结合起来,使之适合于在不同的水平上构造三面图,满足总体设计不断深入的需要。

二、 总体参数计算

本节扼要地介绍参数自动生成模块中采用的飞机主要总体参数的计算方法。

1. 最大起飞总重 W_{TO}

飞机设计开始于对起飞总重 W_{TO} 的估算,因为它代表着整架飞机的大小。但在设计初期,资料不全,一切参数知之甚少。起飞总重的精确估算就成为非常困难的一步。对此,我们采用了根据统计规律近似估算的方法。可能出现的偏差要在第二轮设计循环中加以修正。

• 1 •

8610071

一般认为,民用飞机的最大起飞总重 W_{TO} 可以近似地当作载客数 P_{ax} , 最大航程 L_{max} 和飞机空重 W_{emp} 的线性函数。即:

$$W_{TO} = a \cdot P_{ax} + b \cdot L_{max} + c \cdot W_{emp} + d \quad (2.1)$$

经过对国外数十种客机的回归分析, (2.1) 式可以具体表示为:

$$W_{TO} = -33.648265 + 1.901559 W_{emp} + 3.582054 L_{max} + 0.157610 P_{ax} \quad (2.2)$$

同时,飞机空重 W_{emp} 又与最大起飞总重 W_{TO} 有关,如图 1 所示,或用 (2.3) 式表示:

$$W_{emp} = 1.156 W_{TO}^{0.9105} \quad (2.3)$$

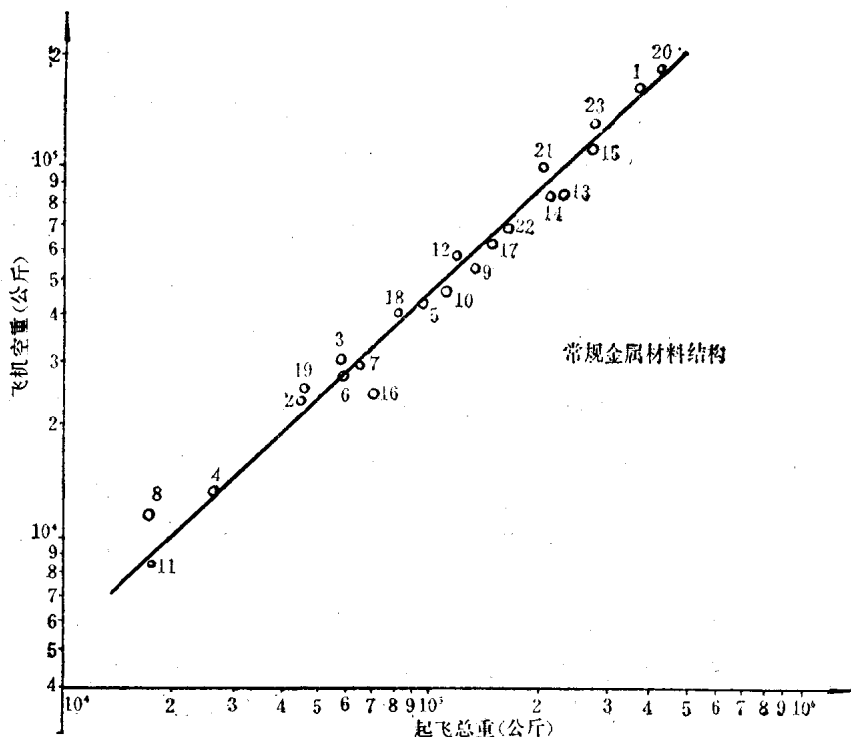


图1 飞机总重与空重的关系曲线

1—C5A, 2—C9, 3—C121C, 4—C123B, 5—C124C, 6—C130B, 7—C130E, 8—C131, 9—C133B, 10—C135B, 11—C140B, 12—C141A, 13—B52H, 14—B52E, 15—B70, 16—B58A, 17—波音 707-320B, 18—波音 727-200, 19—波音 737-200, 20—波音 747-200B, 21—洛克希德 L-1011, 22—道格拉斯 DC-8, 23—道格拉斯 DC-10

这样,已知载客数 P_{ax} 和最大航程 L_{max} , 根据 (2.2) 式和 (2.3) 式, 就能够求出飞机起飞总重 W_{TO} 。

需要指出,上述估算公式仅适用于常规的金属材料结构飞机。若采用高级复合材料,则飞机空重 W_{emp} 可以比上述结果轻百分之十六。

2. 起飞翼载选择

起飞翼载 (W_{TO}/S_w) 是一个十分重要的设计参数。它决定着机翼尺寸, 并影响飞机性能。翼载选择是根据设计任务要求中的航程、起落和巡航高度等决定的。在飞机设计的最初阶段, 可以从下述范围中选取。

远程客机(大于 5500 公里)	512~684 公斤/米 ³
中、远程客机	390~542 公斤/米 ³
短程客机	195~440 公斤/米 ³
轻型客机	49~146 公斤/米 ³

按上述方法选取翼载是非常粗糙的方法。所以最好是利用专门的参数优选程序来选取翼载(或机翼面积),使在该翼载和其它设计变量的最优组合下,目标值(经济性指标或重量指标)达到最佳。

3. 机身几何参数计算

在缺乏详细的机身数据时,可利用以下方法估算。

机身的主要参数有:机身总长 L_f , 机身最大宽度 W_f , 上、下头锥与机身直径之比 R_{ln} , R_{ld} , 上、下尾锥与机身直径之比 R_{tu} , R_{td} , 驾驶仓长度 L_{pc} 等。参见图 2。

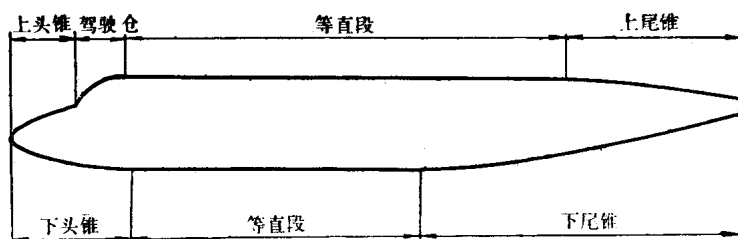


图2 机身示意图

上下机身假设分成头锥、驾驶仓(上机身有)、圆柱段和尾锥等几部分。

机身最大宽度 W_f 可按式计算:

$$W_f = S_{ab} \cdot W_s + A_s \cdot W_{as} + 0.3 \quad (2.4)$$

式中, S_{ab} 为客舱每排座椅数, W_s 为座椅宽度, A_s 为走道数, W_{as} 为走道宽度。

客舱长度 L_c 为:

$$L_c = (P_{ax} - 1) \cdot P_s / S_{ab} \quad (2.5)$$

式中, P_s ——座椅间距。

头锥直径 H_n 等于机身直径 H_o 和风档高度 H_k 之差:

$$H_n = H_o - H_k \quad (2.6)$$

于是,机身总长就成为下列几项之和:

$$L_f = R_{ln} \cdot H_n + L_{pc} + L_c + R_{lt} \cdot H_o \quad (2.7)$$

式中, R_{ln} 为头锥长度与直径之比, R_{lt} 为尾锥长度与直径之比, L_{pc} 为驾驶仓长度。

上机身部分有驾驶仓。除此之外,上、下机身的计算方法是相同的。

4. 机翼几何参数计算

机翼设计是整架飞机设计中最重要的一环。因此,对这部分必须给予足够的重视。经过试验计算,我们舍弃了常见的主梯形和双梯形法,采用了主梯形加前后缘修形法(参见图 3),使之更接近民用飞机机翼的设计实践。在设计机翼平面形状之前,机翼面积 S_w , 展弦比 AR , 主梯形根梢比 η , 四分之一弦线后掠角 $\chi_{1/4}$ 应给定或通过参数优化程序而得到。此外,一些附加参数如剖面斜置角 θ 、后掠角 χ_t 、机身最大宽度 W_f 以及后缘内段相对展长 K 最好

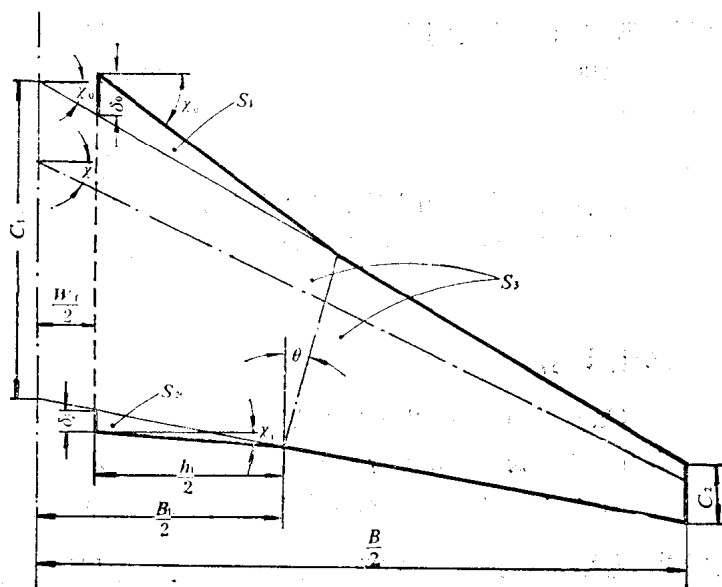


图3 机翼平面图

一同给出。

主梯形机翼计算的一些基本公式如下:

$$B = \sqrt{AR \cdot S_w} \quad (2.8)$$

$$C_1 = \eta \cdot C_2 \quad (2.9)$$

$$S_w = 2S_1 + 2S_2 + S_3 \quad (2.10)$$

$$\tan \chi_0 = \tan \chi_{1/4} + \frac{C_1 - C_2}{2B} \quad (2.11)$$

$$\tan \chi_1 = \tan \chi_{1/4} - \frac{3}{2} \cdot \frac{C_1 - C_2}{B} \quad (2.12)$$

$$B_1 = K \cdot B \quad (2.13)$$

$$C_2 = \frac{2 \cdot S_3}{B(\eta + 1)} \quad (2.14)$$

$$\bar{C}_w = \frac{2}{3} \cdot \frac{1 + \eta + \eta^2}{\eta(1 + \eta)} \cdot C_1 \quad (2.15)$$

$$C_0 = C_1 - \frac{W_f}{B} (C_1 - C_2) \quad (2.16)$$

上式中各符号的含义可见图3。根据主梯形基本公式和图3,我们可以进一步推导:

$$\begin{aligned} S_w &= 2S_1 + 2S_2 + S_3 = L_0 H_0 + L_1 H_1 + \frac{1}{2} C_2 \cdot B \cdot (\eta + 1) \\ &= \frac{1}{2} (K \cdot B - W_f) \left(\tan \chi_{1/4} - \tan \chi_t - \frac{3}{2} C_2 \cdot \frac{\eta - 1}{B} \right) \\ &\quad \cdot \left\{ \frac{1}{3} \left[\frac{\frac{B_1}{2} + \eta \cdot C_2 \tan \theta + \frac{B_1}{2} \tan \theta \left(\tan \chi_{1/4} - \frac{3}{2} C_2 \cdot \frac{\eta - 1}{B} \right)}{1 + \tan \theta \left(\tan \chi_{1/4} + \frac{1}{2} C_2 \cdot \frac{\eta - 1}{B} \right)} - \frac{W_f}{2} \right] \right. \\ &\quad \left. + \frac{1}{2} (K \cdot B - W_f) \right\} + \frac{1}{2} C_2 B (\eta + 1) \end{aligned} \quad (2.17)$$

有必要对(2.17)式进行简化:

$$\begin{aligned} \text{设: } a_1 &= \frac{1}{2}(K \cdot B - W_f)(\operatorname{tg} \chi_{1/4} - \operatorname{tg} \chi_i) \\ a_2 &= -\frac{3}{4}(K \cdot B - W_f) \frac{\eta - 1}{B} \\ a_3 &= \frac{1}{6} K \cdot B (1 + \operatorname{tg} \theta \operatorname{tg} \chi_{1/4}) \\ a_4 &= \frac{1}{3} \operatorname{tg} \theta \left[\eta - \frac{3}{4} K (\eta - 1) \right] \\ a_5 &= 1 + \operatorname{tg} \theta \operatorname{tg} \chi_{1/4} \\ a_6 &= \frac{1}{2} \operatorname{tg} \theta \cdot \frac{\eta - 1}{B} \\ a_7 &= \frac{1}{2} K \cdot B - W_f \\ a_8 &= \frac{1}{2} \cdot B (\eta + 1) \end{aligned}$$

代入(2.17)式后成为:

$$S_w = (a_1 + a_2 C_2) \left(\frac{a_3 + a_4 C_2}{a_5 + a_6 C_2} + a_7 \right) + a_8 C_2 \quad (2.18)$$

(2.18)式又可以进一步简化成

$$b_1 C_2^2 + b_2 C_2 + b_3 = 0 \quad (2.19)$$

式中, $b_1 = a_2 a_4 + a_2 a_6 a_7 + a_6 a_8$

$$b_2 = a_2 a_3 + a_1 a_4 + a_2 a_5 a_7 + a_1 a_6 a_7 + a_5 a_8 - a_6 \cdot S_w$$

$$b_3 = a_1 a_3 + a_1 a_5 a_7 - a_5 \cdot S_w$$

至此,有了一组合适的输入数据后,利用(2.19)式和基本公式就能求出梢弦长 C_2 ,进而求出图3所示的各个参数值。

机翼机身相对位置的确定,是一个困难的问题。尤其是尾吊布局更加困难。所以,机翼机身相对位置参数最好是利用另外的程序计算后作为已知数据输入。否则,本程序仅能依据不同型式(翼吊或尾吊)的一般分布规律作出大概的估计。

5. 尾翼几何参数计算

在计算尾翼的几何尺寸之前,首先应根据机身机翼参数求出相应的尾容量系数。平尾的容量系数可根据平尾的安装位置分别从图4或图5中查取。其中 R_{cg} 是飞机重心移动范围。

在程序中,平尾容量系数是按下式求得的:

低平尾布局时:

$$V_H = 0.6858 \cdot U \cdot R_{cg} + 0.2407 \cdot U + 1.09 \cdot R_{cg} + 0.223, R_{cg} \leq 0.3 \quad (2.20)$$

高平尾布局时:

$$V_H = 0.5357 \cdot U \cdot R_{cg} + 0.375 \cdot U + 1.1618 R_{cg} + 0.305, R_{cg} \leq 0.34 \quad (2.21)$$

(2.20)式和(2.21)式中的自变量 U 是机翼机身参数,可由下面的关系式推算:

$$U = \frac{W_f^2 L_f}{S_w \cdot \bar{C}_w} \quad (2.22)$$

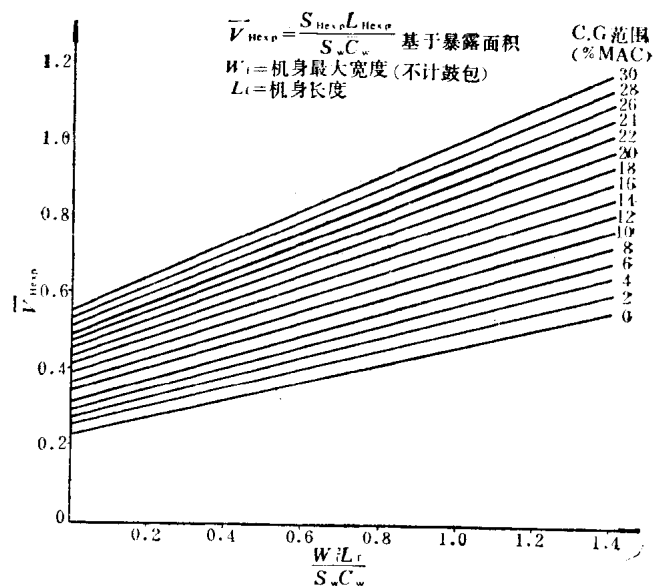


图4 平尾容积系数(低平尾)

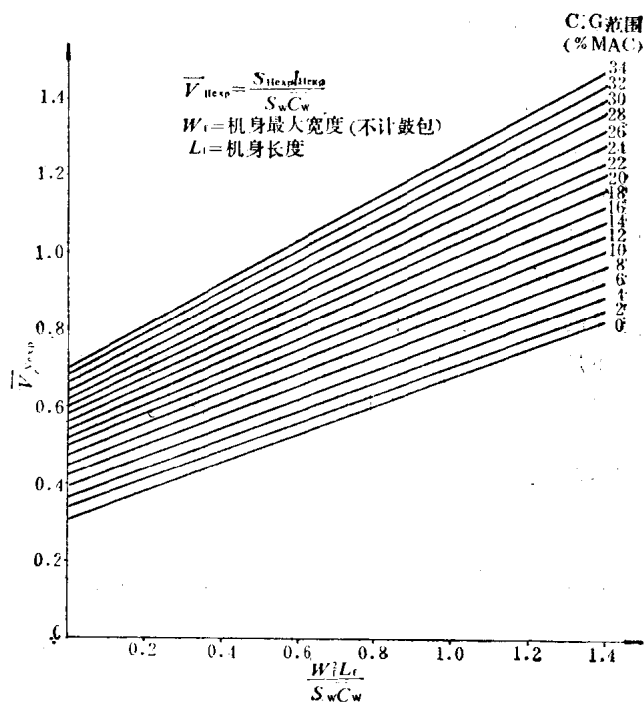


图5 平尾容积系数(T尾)

垂尾的容量系数也要根据平尾安装位置从图6中查取。

计算按下式进行:

翼吊低平尾布局:

$$V_v = 0.335U + 0.033 \quad (2.23)$$

尾吊低平尾布局:

$$V_v = 0.3022U + 0.0305 \quad (2.24)$$

T 平尾布局:

$$V_v = 0.2773U + 0.029 \quad (2.25)$$

其中的自变量 U 由下面关系式推算:

$$U = \frac{H_f^2 L_f}{S_w \cdot B} \quad (2.26)$$

有了尾容量系数之后, 就可以按以下的关系式进一步算出尾翼的面积。

平尾面积为:

$$S_H = V_H \cdot S_w \cdot \bar{C}_w \cdot \frac{1}{L_H} \quad (2.27)$$

垂尾面积为:

$$S_V = V_V \cdot S_w \cdot B \cdot \frac{1}{L_V} \quad (2.28)$$

上式中的尾翼面积 S_H 和 S_V , 尾翼力臂 L_H 和 L_V 均指暴露部分。

这样, 我们根据机翼机身的相对位置和机身总长就能初步估算出尾翼力臂 L_H 和 L_V 。进而求出尾翼面积 S_H 和 S_V 。当然, 先得到尾翼面积再求尾翼力臂也是可以的。至于尾翼的其它参数, 一部分可参照机翼几何参数得到(当然最好采用另外的程序计算), 另外一部分按照机翼主梯形基本公式计算而得。

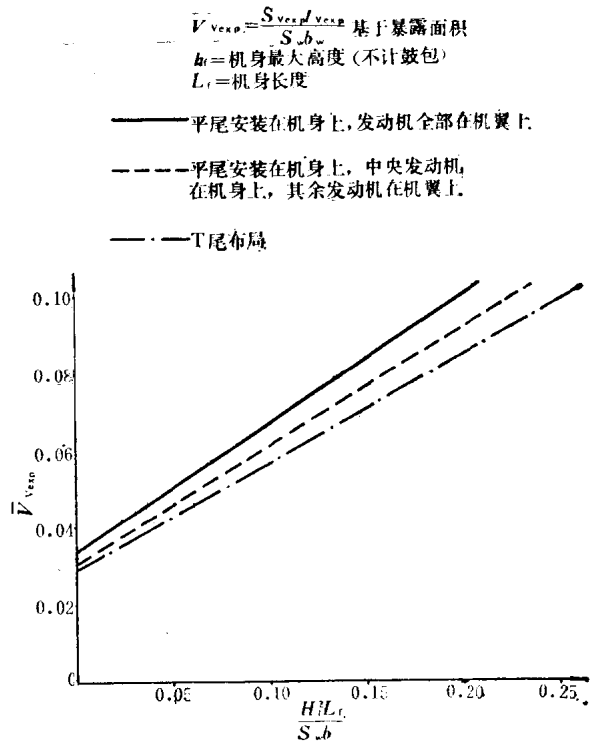


图6 垂尾容积系数

三、绘图曲线计算

绘图时采用的曲线形式有圆弧、二次曲线和三次曲线等。下面着重介绍一下二次曲线。

二次曲线的一般形式是:

$$Ax^2 + Bxy + Cy^2 + Dx + Ey + F = 0 \quad (3.1)$$

考虑到计算方便, 改成下述显式, 见图 7。

$$y = y_a + c(x - x_a) + d \pm \sqrt{a(x - x_a)^2 + b(x - x_a) + d^2} \quad (3.2)$$

式中的系数为:

$$a = c^2 - \frac{(\lambda_0 m_2^2 + m_1 m_3)}{1 + \lambda_0}$$

$$b = 2d(c - m_1)$$

$$c = \frac{2\lambda_0 m_2 + m_1 + m_3}{2(1 + \lambda_0)}$$

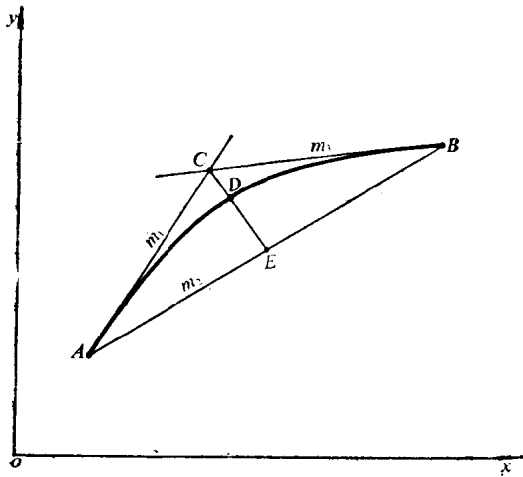


图7 二次曲线示意图

$$d = \frac{(m_2 - m_3)(x_b - x_a)}{2(1 + \lambda_0)}$$

$$\lambda_0 = \frac{[y_d - y_a - m_1(x_d - x_a)][y_d - y_b - m_3(x_d - x_b)]}{[y_d - y_a - m_2(x_d - x_a)]^2}$$

(3.2)式中根号前的符号可按 $d > 0$ 取负号, $d < 0$ 取正号选取。

考虑到 D 点的坐标值不容易给定, 引入 f 系数。

设
$$f = \frac{\overline{DE}}{\overline{CE}}$$

则

$$\begin{cases} x_d = x_e + f(x_c - x_e) \\ y_d = y_e + f(y_c - y_e) \end{cases} \quad (3.3)$$

图 7 中的 E 点是 $\overline{AB}$ 连线的中点。

这样, 只要给出了曲线的两个端点 A 、 B 的坐标和斜率以及 f 系数就能定义一条二次曲线。 f 系数是一个大于零小于 1 的数, 用以控制曲线的凹凸性。当遇到能够直接给出 D 点坐标的曲线, 如翼剖面等, 也可以根据 D 点坐标来反求 f 系数。

如果 A 、 B 端点斜率 m_1 、 m_3 出现 ∞ 时, 那么 (3.2) 式中的系数要按下式计算。

当 $m_1 = \infty$ 时:

$$\begin{aligned} a &= c^2 - m_2^2 + \frac{m_3}{\lambda_0} \\ b &= \frac{(m_3 - m_2)(x_b - x_a)}{\lambda_0} \\ c &= \frac{2m_2\lambda_0 - 1}{2\lambda_0} \\ d &= 0 \\ \lambda_0 &= - \frac{(x_d - x_a)[y_d - y_b - m_3(x_d - x_b)]}{[y_d - y_a - m_2(x_d - x_a)]^2} \end{aligned} \quad (3.4)$$

根号前的符号根据曲线的初始方向选取。

当 $m_3 = \infty$ 时:

$$\begin{aligned} a &= c^2 - \frac{m_2^2\lambda_0 - m_1}{\lambda_0} \\ b &= 2d(c - m_1) \\ c &= \frac{x_b - x_a}{2\lambda_0} \\ d &= - \frac{x_b - x_a}{2\lambda_0} \\ \lambda_0 &= - \frac{(x_d - x_b)[y_d - y_a - m_1(x_d - x_a)]}{[y_d - y_a - m_2(x_d - x_a)]^2} \end{aligned} \quad (3.5)$$

根号前的符号选择不变。

三次曲线主要用于分段曲线的绘制。限于篇幅, 圆弧和三次曲线计算方法从略。

四、程序设计特点

1. 参数自动生成模块

绘制出完整的飞机三面图所需的数据信息是相当多的, 即使是目前试验的简化形式, 也

必须有上百个数据。而这些数据在飞机设计的初期,是很难一起给出的。同时,忙于应付输入数据会大大分散设计人员的注意力。为此,在设计程序时,我们将输入参数分成两类。一类是基本参数,这是必须输入的参数。它主要用来确定飞机的型式和基本形状,包括载客数、航程、发动机数目和安装位置、机翼展弦比、后掠角、主梯形尖梢比、座椅排数和间距等。另一类是扩充参数,包括所有其它的参数。扩充参数由设计人员随意决定是否输入。如果某一扩充参数没有输入,程序就会采用参数自动生成模块产生的数据。反之,程序不去理睬参数自动生成模块。一般说来,扩充参数输入得越多,得到的结果就越能符合设计人员的意愿。

2. 曲线插值计算

曲线绘制时采用了直线逼近。在满足精度要求的条件下,恰当地选择插值点或步长,能够提高计算和绘图效率。我们在这方面作了一些尝试,见图8。允许逼近误差eps值是事先根据绘图要求和绘图机精度给定的。对于任一起点 P_i ,程序按照规定的eps值自动地计算出下一插值点 P_{i+1} 。如此反复进行,直至到达曲线的终点。这种做法既能保证绘图精度(不大于eps值),又能使作图的步骤最少。图8中,点 p_c 是曲线上与 P_i, P_{i+1} 连线相平行切线的切点。图中的 $x_{i+1}, y_{i+1}, x_c, y_c$ 是未知量。根据已知条件,可以列出下列方程组:

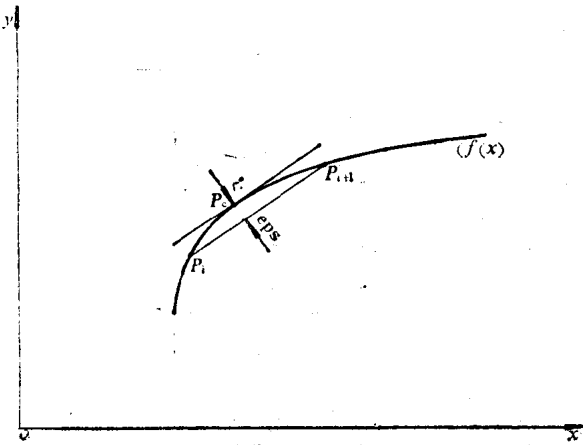


图8 曲线插值计算示意图

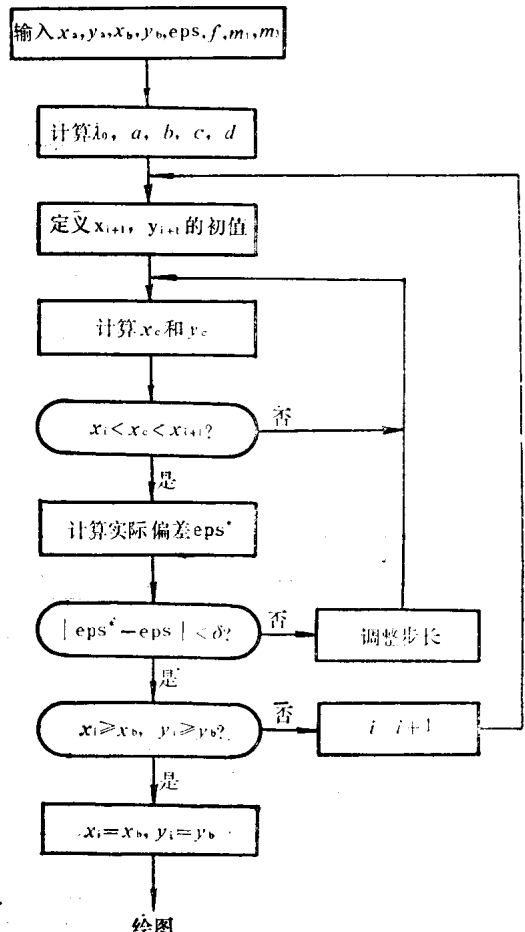


图9 曲线插值迭代框图

$$\begin{cases} y_{i+1} = f(x_{i+1}) \\ y_c = f(x_c) \\ f'(x_c) = \frac{y_{i+1} - y_i}{x_{i+1} - x_i} \\ eps = \frac{|(y_{i+1} - y_i)x_c + (x_{i+1} - x_i)y_c + y_i(x_{i+1} - x_i) - x_i(y_{i+1} - y_i)|}{\sqrt{(y_{i+1} - y_i)^2 + (x_{i+1} - x_i)^2}} \end{cases} \quad (4.1)$$

通过求解方程组(4.1),就可以精确地得到下一插值点 P_{i+1} 的坐标值。由于(4.1)是非线性方程组,求解采取了迭代法,见图9。

每次插值时,步长的初始值是用上一次计算的结果。在一般情况下,相邻的步长是差不多的,所以迭代应该是很快收敛的。通常迭代两次就可以确定新的插值点。一旦求出的插值点坐标值大于等于终点坐标值时,程序就会自动停止插值计算,并以终点作为最后的插值点。此外,当曲线是三次曲线时,还必须注意拐点的影响。

3. 相贯相切点计算

飞机各部件在视图上往往要发生重叠,同一部件的外形线也存在相交还是相切的问题。为了使外形线能够光滑过渡和消除隐藏部分,就要计算出相贯和相切点。目前已纳入程序的相贯计算子程序有:直线和直线相贯子程序,直线和圆弧相贯子程序,直线和二次曲线相贯子程序,圆弧和圆弧相贯子程序,圆弧和二次曲线相贯子程序,二次曲线和二次曲线相贯

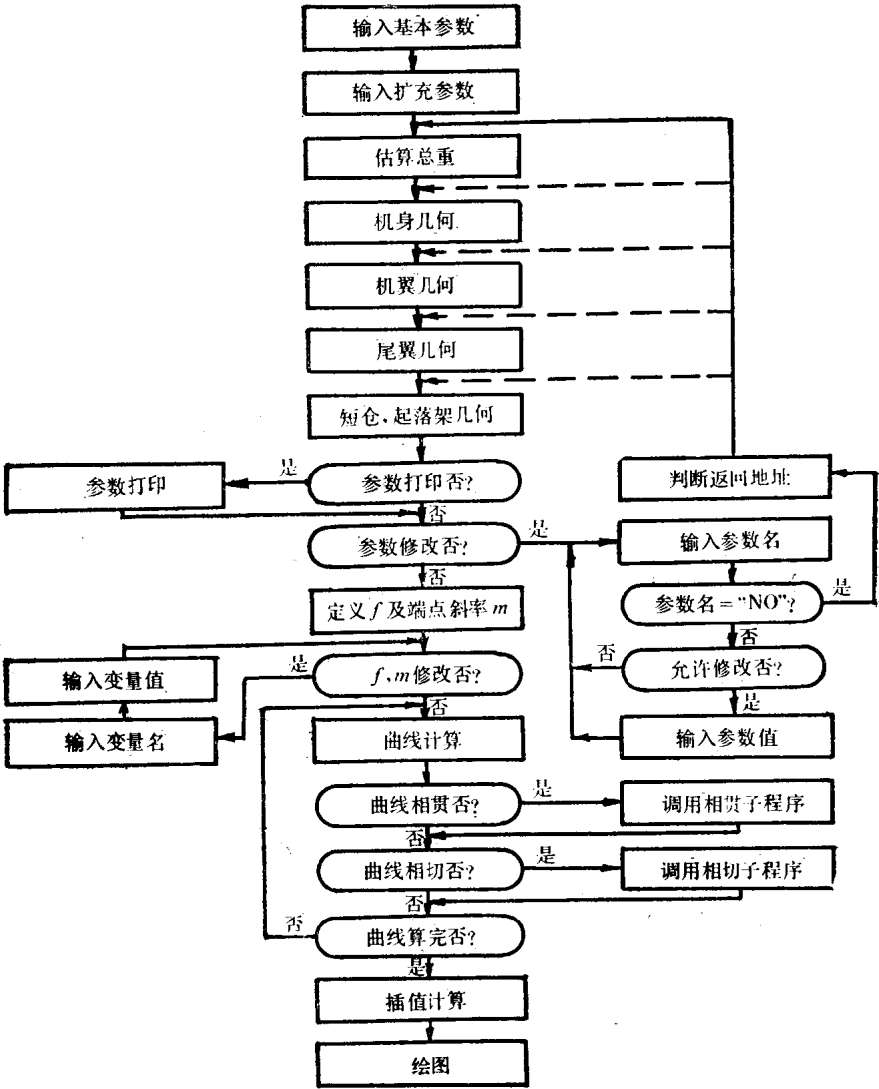


图10 程序流程框图

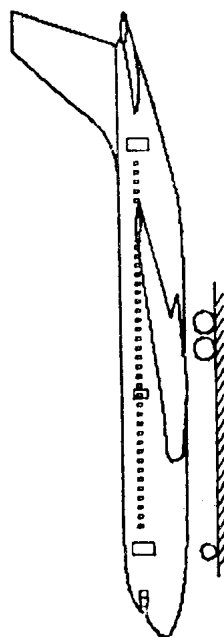
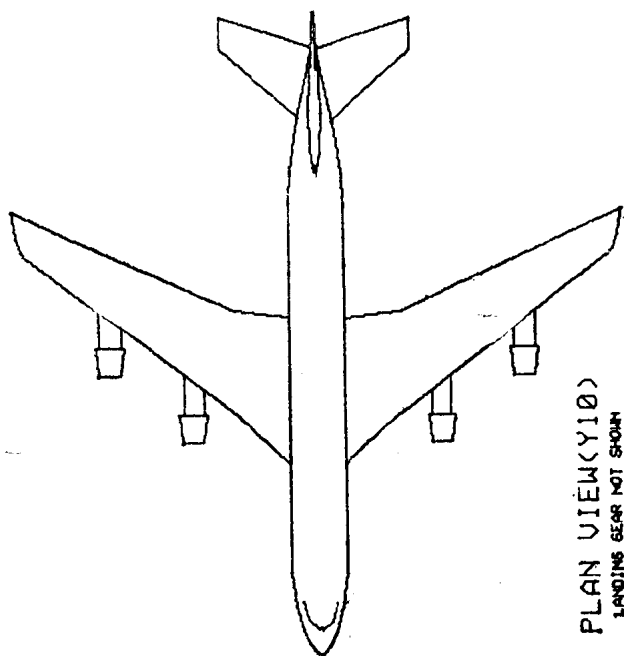


图 11 计算机绘制的 Y10 两视图

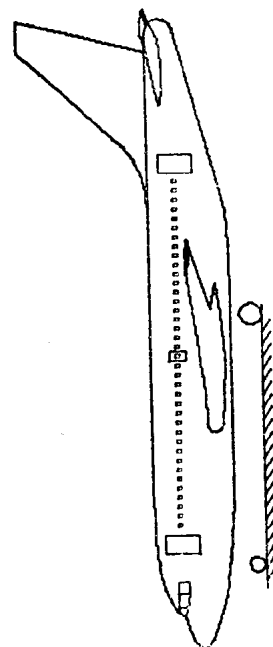
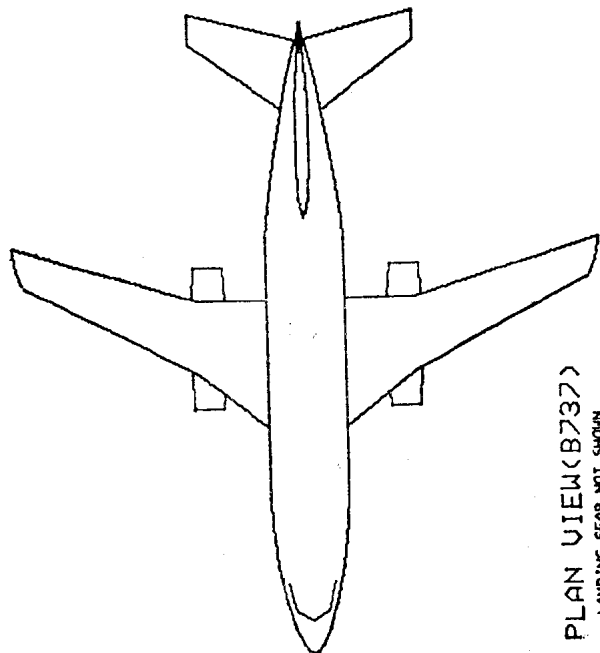


图 12 计算机绘制的 B737 两视图

子程序。相切计算子程序有:直线和圆弧相切子程序,直线和二次曲线相切子程序,圆弧和二次曲线相切子程序等。当两段曲线有可能相切或相贯时,调用相切相贯子程序,并利用相切相贯计算的结果作为曲线的始终点。当计算结果表明没有相贯时,则仍按照原先的始终点绘图。由于曲线相贯和相切的可能很多,所以调用相贯相切子程序也是相当频繁的,要花费不少计算时间。

4. 程序流程框图

图 10 是整个程序的流程框图。在框图设计中,着重考虑了程序运行时的参数修改。具体的做法是:在绘图曲线计算前,程序应自动暂停并询问使用者有无修改要求。如果需要修改,则应输入要修改的变量名和变量值。然后程序会根据所修改的变量作出判断返回到参数自动生成模块中去,进行下一循环计算,直至无需修改为止。在此需要指出,程序的运行顺序与扩充参数输入是有关系的。例如,输入了最大起飞总重之后,则总重的估算就不必进行了。输入了机身尺寸之后,则座椅排数、间距和走道数等就不必输入了。在程序运行中,修改了某参数之后,此类问题可能更多。修改了不同的参数,需要返回不同的地点,这要求程序自动作出判断。例如,修改了机翼的某一参数后,可能会导致整个机翼几何尺寸和尾翼尺寸的重新计算。而修改了发动机短舱尺寸,却不影响其它任何部件。

五、两个算例

我们将大型喷气客机 Y10 和 B737 的主要参数输入程序后,得到了它们的俯视图和侧视图,分别见图 11 和图 12。其中 Y10 客机输入了 27 个参数, B737 客机输入了 33 个参数。由于 PC1500 的小记录仪精度和尺寸都较小,所以俯视图上的起落架和侧视图上的发动机短舱都省略了。

六、结 论

这篇报告是将计算机辅助设计技术应用于飞机总体三面图设计与绘图的初步努力的结果,也是整个计算机辅助飞机设计研究过程中的一份进展报告。通过试验计算与绘图,程序对输入数据的处理及曲线计算方法是有效的,参数自动生成模块得到的结果与实际情况也是符合的。目前,还需要对它进行扩充,以增加许多新功能,使其能够用来观察飞机设计过程中的所有外形,并参与外形概貌分析和优化设计研究,成为飞机初步设计研究中的一项极有价值的工具。

参 考 文 献

- [1] 程不时,计算机辅助飞机设计,上海市 708 设计院三室技术情报组,1977 年。
- [2] 程不时,赵国强,任继业,吴嘉禄,吕德森,大型喷气式旅客机总体方案最佳设计程序 FJSJ-3,航空科技,HK 79017 1979. 9. 10。
- [3] 《电子计算机和数控技术在飞机制造中的应用》编写组,电子计算机和数控技术在飞机制造中的应用,国防工业出版社,1978 年。

- [4] V. A. Lee, H. G. Ball, E. A. Wadsworth, W. J. Moran, J. D. Mcleod, Computerized Aircraft Synthesis, J. of Aircraft, Vol. 4, No. 5, 1967.
- [5] Richard E. Wallace, A Computerized System for the Preliminary Design of Commercial Airplanes, AIAA paper 72-793.
- [6] Transport Aircraft Design Optimization Using Parametric Analysis Techniques, McDonnell Douglas Aircraft Company Report, 1979.

运动员形态、机能指标分析

上海市计算技术研究所 马效枫

上海交通大学 洪平凡

本文以分析运动员形态、机能指标的内在关系与结构为例,讨论了如何应用通用数据分析软件包 SPSS 解决实际中的多元分析问题,着重介绍了 SPSS 中因子分析过程的功能以及聚类分析法的应用,包括基本模型的建立及方法选择。

一、问题的背景与描述

上海体育科学研究所收集了全国几千名各种运动员的形态、机能指标,调查表的有关项目如下:

性别,年龄,骨龄,X1—身高,X2—坐高,X3—体重,X4—指距,X5—胸围,X6—肩宽,X7—髌宽,X8—髌宽,X9—上肢长,X10—上臂围松,X11—上臂围紧,X12—小腿长A,X13—小腿长B,X14—下肢长A,X15—下肢长B,X16—下肢长C,X17—跟腱长,X18—大腿围,X19—小腿围,X20—踝围,X21—手长,X22—手宽,X23—脚长,X24—脚宽,X25—足趾角度,X26—足背高,X27—臀厚,X28—肺活量,X29—背力,X30—腿力,X31—体前屈,X32—纵跳,X33—握力右,X34—握力左,X35—反应时。

显然,这些原始单项指标之间是相互有联系的。问题是对于某一类运动员,这些指标内部存在什么样的结构关系。多元分析的最终目的是通过数据分析为运动员选材建立有效的综合指标提供合理的依据。

二、总体分析方案概述

概括起来,我们的分析策略如下:

1. 建立 SPSS 系统文件。
2. 各项分析均施加于由性别构成的子文件,对于少年组还将再分为骨龄组。
3. 进行描述性初步统计分析。
4. 指标分为形态(X1 至 X27)和机能(X28 至 X35)两个子集。
5. 因子分析: 因子提取算法选用 PC、PAF 和 ML 三种,并进行比较,PC 仅作为初步分析。

公共因子个数的确定采用序贯法。最初 K 值的确定采用 Kaiser 准则,取特征值大于 1 的因子。

采用最大方差旋转法对载荷阵进行旋转。

各迭代精度控制均取系统内定值,即提取精度为 0.001,旋转精度为 0.0001。