

普通高等教育“九五”国家级重点教材

# 现代飞机总体综合设计

主 编 李为吉  
编 者 李为吉 王和平 王正平  
艾剑良 杨华保

西北工业大学出版社

**【内容简介】** 本书对现代飞机总体设计的基本原理和方法做了系统简明的阐述,强调了飞机总体设计的综合协调、折衷权衡、反复迭代等特点。全书共七章,内容有:飞机初始设计参数的确定、飞机布局的初步设计、飞机布局设计的详细分析、费用分析、飞机作战效能分析、飞机设计中的主动控制技术。

本书是航空高等院校飞行器设计专业本科生的教材,也可供研究生和从事飞机设计工作的工程技术人员参考。

### 图书在版编目(CIP)数据

现代飞机总体综合设计/李为吉主编;王和平等编.西安:西北工业大学出版社,2001  
ISBN 7-5612-1357-3

I. 现… II. ①李…②王… III. 飞机—总体综合—设计—高等学校—教材  
IV. V221

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2001)第 15126 号

出版发行:西北工业大学出版社

通信地址:西安市友谊西路 127 号 邮编:710072 电话:(029) 8493844

网 址: <http://www.nwpup.com>

印刷者:西安市向阳印刷厂

开 本:787 mm×1 092 mm 1/16

印 张:15

字 数:354 千字

版 次:2001 年 12 月第 1 版 2001 年 12 月第 1 次印刷

印 数:1~1 500 册

定 价:17.00 元

# 前 言



本书是航空高等院校飞行器设计专业本科生的必修课教材，重点讲述了飞机总体设计的基本原理和方法。强调飞机总体设计的综合协调、折衷权衡、反复迭代等特点，通过几个循环，由简到繁完成飞机的总体设计，锻炼增强学生的综合分析和决策问题的能力。

本书是国家教育部批准的普通高等教育“九五”国家级重点教材。为保证质量，广泛征求了航空工业界和教育界人士的意见。在此特别对航空系统工程研究所所长郑强研究员、上海飞机设计研究所程不时研究员及总体室主任施永毅研究员、空军工程大学侯洛源教授、南京航空航天大学姚卫星教授、成都飞机设计研究所副总设计师戴川研究员表示感谢。感谢他们对教材大纲和内容所提出的建设性意见和宝贵的建议。

参加编写工作的有西北工业大学飞机设计教研室的李为吉、王和平、王正平、艾剑良、杨华保。全书由李为吉统稿。

编 者

2000年9月

# 主要符号表

符号	定义	单位
$A$	机翼展弦比	
$b$	机翼翼展	m
$b_a$	副翼翼展	m
$b_f$	襟翼翼展	m
$b_t$	轮胎宽度	m
$c$	机翼弦长	m
$c'$	襟翼放下时的机翼弦长	m
$c''$	前缘襟翼放下时的机翼弦长	m
$\bar{c}$	机翼平均气动弦长	m
$c_f$	襟翼弦长	m
$C_f$	当量蒙皮摩擦阻力系数	
$C_D$	阻力系数	
$C_{D0}$	零升阻力系数	
$C_l$	翼剖面升力系数	
$C_{l,\alpha}$	翼剖面升力线斜率	1/rad
$C_{l,\alpha f}$	襟翼放下时的翼剖面升力线斜率	1/rad
$C_{l,\alpha f}$	由于襟翼弯曲引起的翼剖面升力线斜率	1/rad
$C_l$	升力系数	
$C_m$	俯仰力矩系数	
$D$	阻力	N
$d_p, D_p$	螺旋桨的直径	m
$d_t, D_t$	轮胎直径	m
$d_f, D_f$	机身直径	m

$E$	待机时间	h
$e$	奥斯瓦尔德效率系数	
$f$	当量废阻面积	$m^2$
$g$	重力加速度	$m/s^2$
$h$	高度	m
$i_w$	机翼安装角	( $^\circ$ )
$K_\Delta$	后掠角修正系数	
$K_f$	开裂式襟翼修正系数	
$K_\lambda$	尖削比修正系数	
$K'$	简单襟翼的修正系数	
$L$	升力	N
$L/D$	升阻比	
$L_f$	机身长度	m
$l_m$	主起落架到全机重心的距离	m
$l_n$	前起落架到全机重心的距离	m
$Ma$	马赫数	
$n$	过载	
$n_p$	螺旋桨桨叶的数目	
$n_s$	支柱的数目	
$N$	发动机的数目	
$P$	功率、马力	hp
$P_{bl}$	桨叶的单位面积功率	hp/ $m^2$
$P_n$	前起落架支柱的载荷	N
$P_m$	主起落架支柱的载荷	N
$q$	动压	N/ $m^2$
$R$	航程	m
$Re$	雷诺数	
$S$	机翼面积	$m^2$
$S_{wet}$	机翼浸湿面积	$m^2$
$S_{wf}$	襟翼翼面积	$m^2$
$t$	时间	s, min, h
$t/c$	相对厚度	

$T$	推力	N
$v$	绝对空速	km/h
$W$	重量	N
$X$	推力或功率	N 或 hp
$x, y, z$	从参考点到某一部件重心的距离	m
$x_v, x_h, x_c$	从重心到某一翼面焦点的距离	m
$Y_i$	发动机航向力矩的力臂	m
希腊字母		
$\alpha$	迎角	(°)
$\beta$	侧滑角	(°)
$\lambda$	尖削比	
$\Delta$	后掠角	(°)
$\pi$	3.1415926	
$\Gamma$	上反角	(°)
$\rho$	大气密度	kg/m <sup>3</sup>
$\sigma$	大气密度比	
$\theta_{fc}$	机身锥角	(°)
$\phi$	横向地面间隙角	(°)
$\theta$	纵向地面间隙角(擦地角)	(°)
$\theta_{lof}$	纵向翻滚角	(°)
$\epsilon$	下洗角	(°)
$\epsilon_t$	扭转角	(°)
$\eta$	展向站位	m
$\psi$	横向翻滚角	(°)
$\mu_G$	地面摩擦系数	
$\delta$	压力比	
$\gamma$	航迹角	(°)
$\theta$	温度比	

# 目 录



第一章 绪言	1
第二章 飞机初始设计参数的确定	4
2.1 介绍	4
2.2 确定起飞总重 $W_{TO}$ , 空重 $W_E$ 和任务油重 $W_F$	4
2.3 确定翼面积 $S$ , 起飞推力 $T_{TO}$ 和最大升力系数 $C_{L,max}$	10
第三章 飞机布局的初步设计	20
3.1 飞机初始布局设计任务	20
3.2 布局设计的具体步骤	22
3.3 总体布局的选择	26
3.4 座舱和机身方案设计	36
3.5 推进系统的选择	38
3.6 确定机翼平面和横向操纵面的形状与位置的初步方法	42
3.7 验证净机翼 $C_{L,max}$ 和确定增升装置参数的初步方法	45
3.8 确定尾翼及控制面的位置和尺寸的初步方法	49
3.9 确定起落架尺寸及位置的初步方法	50
3.10 飞机重量和平衡的初步分析	54
3.11 分析稳定性和操纵性的初步方法	56
3.12 确定阻力的初步方法	59
3.13 初步设计的结果: 初步的三面图	61
3.14 初步设计实例	62
第四章 飞机布局设计的详细分析	70
4.1 引言	70
4.2 飞机的升阻特性分析	70
4.3 重量分析	110
4.4 推进装置特性分析	120
4.5 飞机性能分析	132

<b>第五章 费用分析</b> .....	161
5.1 引言 .....	161
5.2 寿命周期费用的构成 .....	162
5.3 费用估算方法 .....	164
5.4 研究、发展、试验与鉴定费用和生产费用 .....	164
5.5 使用与维护费用 .....	167
5.6 飞机的效/费准则.....	169
5.2 航空公司运营问题 .....	170
<b>第六章 飞机作战效能分析</b> .....	174
6.1 概述 .....	174
6.2 飞机作战能力的评估方法 .....	177
6.3 多任务攻击机概念综合设计的基本原理 .....	194
<b>第七章 飞机设计中的主动控制技术</b> .....	200
7.1 概述 .....	200
7.2 主动控制技术的基本功能及其对飞机性能和战术技术的影响 .....	201
7.3 电传操纵系统 .....	220
<b>参考文献</b> .....	227

# 第一章 绪 言

飞机设计是一项复杂和周期很长的的工作,在工业部门通常分几个阶段进行。

首先拟订设计要求,它是由使用方(军方或民航)负责。现代军用飞机从设计要求的制定到开始服役使用一般都需要 10 年以上的的时间,要准确预计 10 年后的政治、经济、技术环境是相当困难的。一架军用机的全寿命费用达数百亿元的量级,因而军用飞机设计要求的研究和制定是一项非常重要和影响巨大的工作。军用飞机设计要求的研究和制定一般都有专门的机构和人员进行。民用飞机主要强调安全性、经济性和舒适性,其设计要求一般由飞机公司提出初步设想,经过与可能用户的商讨,并经过市场调查和分析讨论后制定的。

第二阶段是概念设计,它与设计要求阶段有重叠,因为有时要通过概念设计来使设计要求制定得更为合理和具体化。概念设计的目的是对飞机的气动布局、性能、重量水平、航空电子、武器、所需新技术、费用和市场前景等方面进行初步和方向性的探讨。概念设计中还对设计要求中各项目的指标进行分析,适当降低那些对性能影响不大,但可能降低技术风险和发展费用的设计要求,有可能提出一套合理组合的设计要求。概念设计中设计师的经验和判断力起重要作用,往往采用经验或半经验的分析方法。

第三阶段是初步设计,它包括两部分内容:方案设计和打样设计。方案设计,首先根据设计要求在概念设计的基础上,进行多种气动布局方案的对比和研究,以及机翼、机身、尾翼的形状、设计参数的确定。飞机的内部布置要同时进行。这时,各个专业都要介入,如结构的传力路线设计、新材料新工艺的选用、各系统的原理设计、全机重量重心估计、飞机性能计算和飞行品质分析,检查设计方案能否满足设计要求。飞机方案设计中充满着矛盾,要通过各种方案的研究来评价、拆衷和综合,不断进行改进,直到获得一个满足要求的综合最佳方案。打样设计,在方案设计阶段主要是确定飞机总体布局,对结构和系统的考虑比较粗略,在详细设计之前,结构和系统还需要一个初步设计的过程,这个过程为打样设计。在打样设计阶段要进行下列工作:

(1) 气动力分析和风洞试验,进行全机载荷计算,性能和飞行剖面计算,操纵性和稳定性分析和气动弹性分析等。制造不同的模型,进行高低速风洞试验,提供原始气动力数据。

(2) 结构打样设计。对主要受力部件进行初步设计和分析,选择合适的结构形式、新材料、新工艺和重量估算。

(3) 系统打样设计。对所有系统进行原理设计,确定主要附件和系统的功能和功率。对管道、电缆进行初步设计和通路协调。

(4) 全机布置协调。一般是在全尺寸图纸上进行,画出全套协调图。随着计算机技术的发展,全机布置协调,运动机构及间隙检查,可在计算机屏幕上进行。

(5) 样机审查。在打样设计后期要制造全尺寸样机,用户在全尺寸飞机和真实座舱环境中检查是否符合使用要求。在样机审查批准以后,冻结设计状态,详细设计才能开始。

第四阶段是详细设计,其主要任务是:

- (1) 结构和系统的详细设计和分析。
- (2) 根据初步设计中总体设计参数的调整,进行新一轮的风洞试验和气动力计算。
- (3) 进行飞机维修性、生存力分析和研制费用、经济性评估。最终发出生产图纸和资料。

第五阶段为原型机试制。为加快研制进度,现代飞机都制造多架原型机进行试飞。

第六阶段为试飞。

在试飞结束获得设计定型或型号合格证后才能进入第七阶段。

第七阶段为成批生产。

第八阶段为使用和改型。对已投入使用的飞机进行改进改型,扩大它的功能和延长使用寿命,世界各国都很重视这一途径。

为了使航空高等院校学生学习掌握飞机设计的基本概念、原理和方法,从飞机总体设计和飞机结构设计两个方面,分别以两本教材加以介绍。飞机总体设计是在使用方提出特定设计要求的条件下,选择并确定飞机布局形式和总体设计参数,经过计算、分析、修正,使所设计出来的飞机以优良的性能,最大限度的满足使用方的要求。飞机总体设计是反复迭代逐渐逼近的过程。满足设计要求,可以有多种可行的方案,确定总体设计参数和进行分析,也有不同工作量和精度的方法。飞机总体设计涉及到多种学科领域,如空气动力学、结构强度、航空发动机、自动控制、电子技术、材料及工艺等,特别需要各方面的综合协调。本书作为航空高等院校本科生教材,强调培养学生的综合和决策问题的能力,内容安排上也是由简到繁,通过几个循环,完成飞机的总体设计。

飞机设计任务书的要求包括飞机的装载、航程、起飞着陆场长、余油、爬升与机动性要求和必须要满足的设计规范。本书第二章用比较简单的工程计算方法快速确定最重要的飞机总体设计参数:起飞总重、空重、任务油重、最大推力、机翼面积和展弦比、最大升力系数等,以满足设计任务书的要求。在此基础上,以较少的工作量提出一个系统的方法解决飞机布局设计问题,它包括选择总体布局、机身方案、推进装置类型和布置、机翼和尾翼设计参数、增升装置类型和布置、起落架类型和布置、飞机各主要系统、结构布置和费用估计等。对每项内容都给出具体设计步骤以完成飞机布局的初步设计,确定飞机总体方案的可行性,给出飞机初步设计的三面图,这是第三章的内容。有了飞机三面图,可以按图对飞机设计进行详细分析。详细分析的内容有:飞机升阻特性分析,给出空气动力系数的计算公式和变化曲线;飞机重量分析,包括由近似分类重量法得出的最初的重量平衡,以及用详细的统计公式估算各类部件的重量和重心包线;推进装置特性分析,提供喷气发动机、涡轮螺桨发动机、活塞发动机的净推力估算方法;飞机性能分析,包括对稳定水平飞行、稳定爬升和下降飞行、水平盘旋飞行、下滑飞行和起飞着陆的分析以及单位剩余功率图、使用包线的计算绘制等。根据分析结果验证飞机设计方案能否满足设计任务书的要求,修改总体设计参数,最终得到满意的设计。虽然是飞机布局设计的详细分析,也还属于工程计算范畴,这是第四章的内容。

为了适应现代飞机总体设计的要求,我们还介绍了下列内容:第五章费用分析,这是不同于飞机性能准则的另一个决定设计方案取舍的重要方面,费用分析是基于统计式分析估算方法。它包括了寿命周期费用要素;费用估算方法;研究、发展、试验、鉴定与生产费用;使用维护费用;飞机效/费准则;航空公司运营问题;民用航空使用经济性分析。第六章飞机作战效能分析。军用飞机完成预定作战任务能力的大小,通过作战效能这一概念进行综合评估,这是评价军用飞机设计好坏的重要方面。本章介绍了飞机作战效能评估的特点,飞机作战能力评估方

法和多任务攻击机概念综合设计的基本原理。第七章是飞机设计中的主动控制技术。在飞机设计的初始阶段考虑电传飞机控制系统对总体设计的影响。在各种飞行状态下,通过主动控制技术,使作用在飞机上的气动力按照需要变化,从而使飞机性能达到最佳。本章介绍主动控制技术的基本功能及其对飞机性能的影响,飞机综合飞行/推力控制,飞机综合飞行/火力控制以及电传操纵系统。

本书强调了飞机总体设计的综合协调、折衷权衡、反复迭代等特点,在各个阶段都尽量给出具体的设计步骤。本书吸收了国内外一些成功的飞机设计的经验数据、计算公式,对学生掌握飞机总体设计方法很有帮助。目前在现代飞机总体综合设计中,常用的多学科设计优化技术(Multidisciplinary Design Optimization)以及一些先进的优化设计方法,我们已进行了专题研究。对这些问题的介绍,由于篇幅限制,本教材难以容纳,我们将在另外的专著中论述。

为配合学生学习掌握飞机总体设计的知识和设计方法,我们还编写了一套飞机总体设计软件(ACD-1)及详细的使用手册。学生利用这一软件,可以实现飞机总体设计的各个环节和全部过程,对设计方案进行权衡,改变设计参数,提高飞机性能。软件和使用手册将另外单独发行。有需要者,可直接与西北工业大学 502 教研室联系。

## 第二章 飞机初始设计参数的确定

### 2.1 介 绍

本章的目的是为了使航空专业的学生能熟悉飞机设计过程中所用的设计决策方法,了解飞机设计的任务来源与如何进行最初阶段的设计工作。“初始尺寸的确定”和“初始设计”这两个词表示的便是这一阶段的设计任务。初始设计阶段之后的情况很大程度上取决于初始设计阶段的结果和实际的市场利润。如果初始设计阶段的结果可以满足预定的设计要求,则可以进行飞机的详细设计,如果初始设计的结果中发现了某些问题(如某种技术上的不足,或缺乏数据库等),那么就要进一步的改进初始方案,研究解决问题的方案,直到问题被解决之后,形成最终分解任务书,进行飞机的全尺寸开发研制。如果研制表明在可接受的周期和费用内不能解决这些问题,该设计项目将被废弃。

初始设计主要是确定如下飞机设计参数:

- (1) 起飞总重  $W_{TO}$ ;
- (2) 空重  $W_E$ ;
- (3) 任务油重  $W_F$ ;
- (4) 最大起飞需要推力  $T_{TO}$  或起飞功率  $P_{TO}$ ;
- (5) 机翼面积  $S$  和机翼展弦比  $A$ ;
- (6) 最大许用升力系数(干净)  $C_{L,max}$ ;
- (7) 起飞最大升力系数  $C_{L,max,TO}$ ;
- (8) 着陆最大许用升力系数  $C_{L,max,L}$  或  $C_{L,max,PA}$ 。

本章中假设飞机的任务要求是已知的,任务书中定义的典型参数有:

- (1) 装载和装载类型;
- (2) 航程或待机要求;
- (3) 起飞着陆场长;
- (4) 余油;
- (5) 爬升要求;
- (6) 机动要求;
- (7) 鉴定基准(例如:实验、航标或军用标准)。

### 2.2 确定起飞总重 $W_{TO}$ , 空重 $W_E$ , 和任务油重 $W_F$

飞机必须在带有装载物的情况下达到航程、航时、速度和巡航速度的目标。估算为了完成任务阶段的飞机最小质量和燃油重量是很重要的。对一定的任务要求,本节提供了一种快速估

计起飞总重  $W_{TO}$ 、空重  $W_E$ 、任务油重  $W_F$  的方法。

该方法适用于如下 12 种飞机：

- (1) 自制螺旋桨飞机；
- (2) 单发螺旋桨飞机；
- (3) 双发螺旋桨飞机；
- (4) 农业飞机；
- (5) 公务机；
- (6) 涡轮螺旋桨支线飞机；
- (7) 喷气运输机；
- (8) 军用教练机；
- (9) 战斗机；
- (10) 军用巡逻机, 轰炸机和运输机；
- (11) 飞艇、水陆两用飞机；
- (12) 超音速巡航飞机。

### 2.2.1 方法的概述

可以将飞机起飞总重表示为如下几项：

$$W_{TO} = W_{OE} + W_F + W_{PL} \quad (2.1)$$

式中  $W_{OE}$  —— 飞机运行空重；  
 $W_F$  —— 飞机任务油重；  
 $W_{PL}$  —— 飞机有效装载重量。

而  $W_{OE}$  通常记为

$$W_{OE} = W_E + W_{ifo} + W_{crew} \quad (2.2)$$

其中  $W_E$  —— 空重；  
 $W_{ifo}$  —— 死油重；  
 $W_{crew}$  —— 乘员重。

空重有时又可写成如下形式：

$$W_E = W_{ME} + W_{FEQ} \quad (2.3)$$

式中  $W_{ME}$  —— 飞机结构重量；  
 $W_{FEQ}$  —— 固定设备重量。

固定设备重可以包括航电设备、空调设备、特殊雷达设备、辅助动力装置(APU)、内部装置和内部装饰和其他用于完成该任务而带的设备的重量。

此时有两点值得注意：

- (1) 从最底层考虑, 估算需要的燃油重量  $W_F$  是不难的。
- (2) 统计数据表明, 对先前提及的 12 种飞机,  $\lg W_{TO}$  和  $\lg W_E$  之间存在线性关系。

基于这两点, 求  $W_{TO}$ ,  $W_E$  和  $W_F$  将包含以下 7 个步骤：

- 第 1 步, 确定任务装载重量  $W_{PL}$ ；
- 第 2 步, 猜测一个起飞重量值  $W_{TOguess}$ ；
- 第 3 步, 确定任务油重  $W_F$ ；

第 4 步,确定  $W_{OE}$  的试探值:

$$W_{OEent} = W_{TOguess} - W_F - W_{PL} \quad (2.4)$$

第 5 步,求  $W_E$  的试探值

$$W_{Eent} = W_{OEent} - W_{ifo} - W_{crew} \quad (2.5)$$

$W_{ifo}$  大约为  $W_{TO}$  的 0.5% 或更多,通常可以忽略不计。2.2.2 节中将讲述如何确定  $W_{crew}$  数值的方法。

第 6 步,按 2.2.5 节中的方法求  $W_E$  的许可值;

第 7 步,比较  $W_{Eent}$  和第五、第六步得来的值,然后改变  $W_{TOguess}$  的值,重复第三至第六步,一直迭代下去,直到  $W_{Eent}$  和  $W_E$  的差值小于指定的误差值。在这一阶段,误差值通常取 0.5%。

### 2.2.2 确定飞机装载重量 $W_{PL}$ 和人员重量 $W_{crew}$

飞机装载重量  $W_{PL}$ ,通常已在任务要求中给出。 $W_{PL}$  包括以下各项:

- (1) 乘员和行李;
- (2) 货物;
- (3) 军用装载,如:弹药、炸弹、导弹和各种外挂物。

对于作短程飞行的旅客机,每个旅客重 75 kg,带行李 10 kg;对远程飞行每个旅客带行李 15 kg。

机组人员重量  $W_{crew}$  是由如下方式确定的:

旅客机:机组人员包括驾驶舱内的乘员和飞机乘务人员,人员数目还取决于旅客总数。对机组成员,一般重量为 80 kg,所带行李 10 kg。

军用飞机:对军机飞行员,重量取为 100 kg,因为他们带有附加设备。

### 2.2.3 对起飞总重量 $W_{TO}$ 的估计

$W_{TOguess}$  的初始值通常是按具有类似任务和类型的飞机重量类比而来,如果无法类比,则任意给一个估计值。

### 2.2.4 任务油重 $W_F$ 的确定

在 2.2.1 节中,第 3 步曾表明确定  $W_F$  是不难的,本节将提供求  $W_F$  的方法。

任务油重  $W_F$  可写为

$$W_F = W_{Fused} + W_{Fres} \quad (2.6)$$

式中  $W_{Fused}$  —— 任务期间耗去的燃油重量;

$W_{Fres}$  —— 执行任务所必需的余油。

任务余油量通常按下列方式规定:

- (1) 作为消耗燃油的一部分;
- (2) 使飞机可以抵达另外机场的附加航程需要;
- (3) 满足待机时间要求的油量。

为了确定执行飞行任务时耗去的油量,通常采用燃油系数法,即飞行任务被分成若干段(见图 2.1)。每一段的油耗按简单计算公式或由经验确定。给定某一飞机的任务剖面,把任务剖面分成许多任务段,每一段给予编号并给出起始重量和结束重量。每个任务段燃油系数是段

末重量与本段开始时的重量之比。下一步是为每一任务段的燃油系数分配一个数,这可以按如下方法进行:

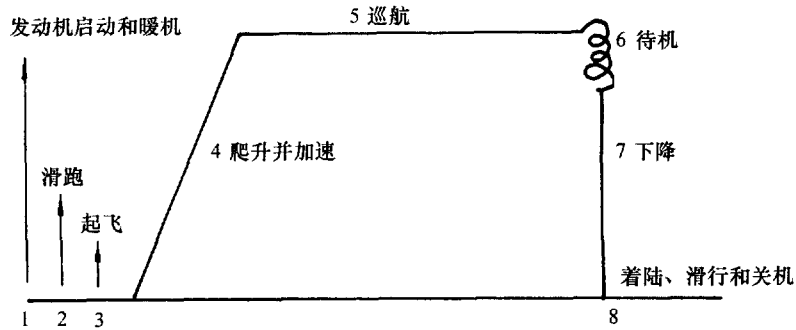


图 2.1 典型飞机任务剖面

第 1 段:发动机启动和暖机。起始重量为  $W_{TO}$ ,终止重量为  $W_1$ ,本段燃油系数为  $W_1/W_{TO}$ 。该系数的参考数据约为  $0.99 \sim 0.998$ 。

第 2 段:滑跑。开始重量为  $W_1$ ,终止重量为  $W_2$ ,燃油系数为  $W_2/W_1$ 。该系数的参考数据约为  $0.99 \sim 0.998$ 。

第 3 段:起飞。开始重量为  $W_2$ ,终止重量为  $W_3$ ,本段燃油系数为  $W_3/W_2$ 。该系数的参考数据约为  $0.99 \sim 0.998$ 。

第 4 段:爬升到巡航高度并加速到巡航速度。开始重量为  $W_3$ ,终止重量为  $W_4$ ,本段燃油系数  $W_4/W_3$  的参考数据约为  $0.98 \sim 0.995$ 。

第 5 段:巡航。起始重量为  $W_4$ ,终止重量为  $W_5$ ,本段燃油系数  $W_5/W_4$  的参考数据约为  $0.863 \sim 0.99$ 。

第 6 段:待机。起始重量  $W_5$ ,终止重量为  $W_6$ ,本段燃油系数  $W_6/W_5$  的参考数据约为  $0.99 \sim 0.995$ 。

第 7 段:下降。开始重量为  $W_6$ ,终止重量为  $W_7$ 。 $W_7/W_6$  的参考数据约为  $0.985 \sim 0.995$ 。

第 8 段:着陆、滑行和关机。起始重量为  $W_7$ ,终止重量  $W_8$ , $W_8/W_7$  的参考数据约为  $0.99 \sim 0.998$ 。

这样即可求出任务燃油系数  $M_{ff}$ :

$$M_{ff} = (W_1/W_{TO}) \prod_{i=1}^7 (W_{i+1}/W_i) \quad (2.7)$$

式中  $W_{TO}$  —— 起飞总重;

$W_1$  —— 发动机启动和暖机阶段末的飞机重量;

$W_i, W_{i+1}$  —— 飞行剖面中每一个任务段的起始和终止重量。

任务中使用的燃油,  $W_{Fused}$  为

$$W_{Fused} = (1 - M_{ff})W_{TO} \quad (2.8)$$

任务燃油重量,  $W_F$  最终为

$$W_F = (1 - M_{ff})W_{TO} + W_{Pres} \quad (2.9)$$

### 2.2.5 求 $W_E$ 的许可值

由  $W_{TO}$  求  $W_E$  的方法可参照已有同类机种的统计结果,也可以利用如下公式估算:

$$W_E = \lg^{-1}[(\lg W_{TO} - A)/B] \quad (2.10)$$

参数  $A, B$  为线性回归常数,见表 2.1。

表 2.1 线性回归常数  $A, B$

序号	飞机类型	$A$	$B$
1	自制螺旋桨飞机	0.344 1	0.951 9
	复合材料制造	0.822 2	0.805 0
2	单发螺旋桨飞机	-0.144	1.116 2
3	双发螺旋桨飞机	0.096 6	1.029 8
	复合材料制造	0.113 0	1.040 3
4	农业飞机	-0.439 8	1.194 6
5	公务机	0.267 8	0.997 9
6	涡轮螺旋桨支线飞机	0.377 4	0.964 7
7	喷气运输机	0.083	1.038 3
8	喷气军用教练机	0.663 2	0.864
	涡轮螺旋桨军用教练机	-1.404 1	1.466
	无二级涡轮螺旋桨军用教练机	0.167 7	0.997 8
	活塞式螺旋桨军用教练机	0.562 7	0.876 1
9	带外挂喷气战斗机	0.509 1	0.950 5
	不带外挂喷气战斗机	0.136 2	1.011 6
	带外挂涡轮桨战斗机	0.270 5	0.983 0
10	军用巡逻机,轰炸机和运输机喷气式	-0.200 9	1.103 7
	涡轮螺旋桨式	-0.417 9	1.144 6
11	飞艇,水陆两用飞机	0.170 3	1.008 3
12	超音速巡航飞机	0.422 1	0.987 6

### 2.2.6 敏度分析

很明显,从 2.2.4 节中求出的诸数据取决于航程和航时方程中各参数的取法。

本节将探讨如下各参数改变时对  $W_{TO}$  的影响:

- (1) 有效装载  $W_{PL}$ ;
- (2) 空重  $W_E$ ;
- (3) 航程  $R$ ;
- (4) 航时  $E$ ;
- (5) 升阻比  $L/D$ ;

- (6) 耗油率  $C_p$  或  $C_i$ ;
- (7) 螺旋桨效率  $\eta_p$ 。

新飞机的基本重量确定了之后,有必要对上述 7 个参数进行敏度分析。这么做的目的是:

- (1) 确定哪个参数对设计影响最大。
- (2) 确定为了满足新的任务要求,应对哪些方面进行改进。
- (3) 如果将参数  $L/D, C_p$  或  $C_i, \eta_p$  取得乐观一些,则可以提供这些参数变动对设计影响的快速估算。

#### 一、用于求起飞重量敏度的分析方法

由式(2.4)和式(2.5),可以有

$$W_E = W_{TO} - W_F - W_{PL} - W_{ifo} - W_{crew} \quad (2.11)$$

式(2.6)还可写为

$$W_F = (1 - M_{ff})W_{TO} + W_{Fres} \quad (2.12)$$

余油  $W_{Fres}$  可写为

$$W_{Fres} = M_{res}(1 - M_{ff})W_{TO} \quad (2.13)$$

式中  $M_{res}$ ——余油对任务油耗之比。

如果再引入  $M_{ifo}$ ,用于表示死油对起飞重量之比,则

$$W_E = W_{TO} \{1 - (1 + M_{res})(1 - M_{ff}) - M_{ifo}\} - (W_{PL} + W_{crew}) \quad (2.14)$$

后者又可写为

$$W_E = CW_{TO} - D \quad (2.15)$$

其中

$$C = \{1 - (1 + M_{res})(1 - M_{ff}) - M_{ifo}\} \quad (2.16)$$

且

$$D = (W_{PL} + W_{crew}) + W_{Pexp} \quad (2.17)$$

$W_E$  可以从式(2.10)和式(2.14)中删去,于是有

$$\lg W_{TO} = A + B \lg(CW_{TO} - D) \quad (2.18)$$

参数  $A, B$  为线性回归常数,见表 2.1,参数  $C, D$  为式(2.16), (2.17) 中的常数。

可以看出,式(2.18)也提供了一种解决 2.2.4 节中迭代计算的公式。

如果欲求出某些参数  $Y$  对  $W_{TO}$  的敏度,也可以通过式(2.18)求偏导。这样有

$$(1/W_{TO})\partial W_{TO}/\partial Y = B(W_{TO}\partial C/\partial Y + C\partial W_{TO}/\partial Y - \partial D/\partial Y)/(CW_{TO} - D) \quad (2.19)$$

由于  $A, B$  两参数仅与飞机类型有关,故  $\partial A/\partial Y, \partial B/\partial Y$  为 0。

由式(2.19),可求得

$$\partial W_{TO}/\partial Y = B(W_{TO}^2\partial C/\partial Y - W_{TO}\partial D/\partial Y)/[C(1 - B)W_{TO} - D] \quad (2.20)$$

参数  $Y$  可以是(1)~(7)项中的任意一个参数。

于是可以求出如下敏度参数:起飞重量对装载的敏度,起飞重量对空重的敏度,起飞重量对航程、航时、速度、耗油率、螺旋桨效率和升阻比的敏度。

#### 二、起飞重量对装载的敏度

如果  $Y = W_{PL}$ , 则

$$\partial W_{TO}/\partial W_{PL} = BW_{TO}[D - C(1 - B)W_{TO}]^{-1} \quad (2.21)$$

导数  $\partial W_{TO}/\partial W_{PL}$  称为飞机对装载的增长因子。