

飞行器气动布局设计及优化

—气动力优化设计原理

王良益 编写

南京航空学院空气动力学教研室

1988.12.

V211/1029



NUAA2012018965

V211
1029-1

前 言

随着航空、航天事业 迅猛发展的需要, 和电子计算机的普及与计算技术发展的条件, 气动力优化设计方法愈来愈受到重视和不断获得发展, 并日益显示它的优越和效益。优化设计的出现, 使设计者从被动地对设计方案进行校核进入主动的方案设计, 因而这是气动力设计上的一次飞跃。与传统的设计方法相比较, 其复杂性和困难程度要大得多, 这给科技工作者进一步深入研究与推广使用开辟了新的广阔天地。

作者正是在这样的前提下编写本书, 力图较系统、概括地介绍气动力优化设计的原理。为了使“优化”的目标比较明确, 因此先要介绍总体设计的轮廓及气动布局设计的基础。全书分两部分, 共六章。

第一章介绍总体设计的概貌, 包括飞机的研制过程及设计方法, 设计的原始依据, 主要参数、飞机型式、动力装置及气动布局的选择, 并简要介绍了随控布局的这一新的设计方法。使读者对气动力设计在总体设计中的地位、作用有一个较全面的、基本的了解。

第二、三章介绍超音速战斗机及航天飞机的设计特点, 以了解气动力优化设计的目标函数的物理内容。

上面就是第一部分的内容。

第二部分内容包括第四、五、六三章, 介绍气动力优化设计的概念、优化设计的基本数学方法及气动力优化设计的应用。

由于飞行器气动力优化设计本身就是一个复杂的系统工程。具体设计时要针对具体任务要求, 选择合适的具体优化方法, 其中包括设计者的知识、经验和习惯。因而, 本书着重在原理方面的论述, 以使读者学习本书后可获得进一步深入研究与运用气动力优化设计方法的钥匙。如能获此目的, 则作者将感到宽慰不已。

本书可作为本科生高年级选修课程和研究生课程的教材, 亦可供有关科技人员参考。

由于作者的水平有限, 加上具体编写的时间十分紧迫, 错误、疏漏之处难免, 敬请读者指正。

作 者

1988年12月25日

2012018965

目 录

第一部分 飞行器气动布局设计基础

第一章 飞机总体设计概述

1. 1	飞机的研制过程及设计方法	1
1. 1. 1	飞机的研制过程	1
1. 1. 2	飞机的设计方法	4
1. 1. 3	飞机设计方法的演变	6
1. 1. 4	飞机设计模型的型式	7
1. 2	设计的原始依据, 主要参数的选择	9
1. 2. 1	设计的原始依据	9
1. 2. 2	主要参数的选择	13
1. 3	飞机型式及动力装置的选择	19
1. 3. 1	飞机总体型式的选择	19
1. 3. 2	动力装置的选择	20
1. 4	飞机气动布局的选择	23
1. 4. 1	飞机的基本气动布局	23
1. 4. 2	飞机气动布局的选择	23
1. 4. 3	总体布局的结果	24
1. 5	随控布局设计方法简介	26
1. 5. 1	一般情况	26
1. 5. 2	几种随控布局技术项目	27

第二章 超音速战斗机气动布局的设计特点

2. 1	概述	31
2. 1. 1	超音速战斗机的发展历程	31
2. 1. 2	超音速战斗机的设计指导思想	33
2. 2	升力与阻力的几个问题	38
2. 2. 1	机翼和飞机的气动力中心	38

2. 2. 2	影响升力的几个因素	42
2. 2. 3	阻力的组成与影响因素	50
2. 2. 4	关于升阻比的讨论	61
2. 3	基本翼的设计与气动特性	62
2. 3. 1	三种基本平面形状机翼的气动特性比较	62
2. 3. 2	超音速战斗机采用基本翼的变化趋势	68
2. 3. 3	基本平面形状机翼的修形	71
2. 4	变后掠机翼的设计与气动特性	75
2. 4. 1	变几何形状和变后掠机翼	75
2. 4. 2	变后掠机翼的空气动力特性	77
2. 5	鸭式翼的设计与气动特性	82
2. 5. 1	两种鸭式翼	82
2. 5. 2	鸭式翼的空气动力特性	84
2. 6	边条机翼的设计与气动特性	88
2. 6. 1	边条翼和边条形状	88
2. 6. 2	边条机翼的空气动力特性	91
2. 7	试验中的新型机翼布局	94
2. 7. 1	前掠翼	94
2. 7. 2	斜翼	97
2. 8	尾翼的设计与气动特性	98
2. 8. 1	水平尾翼	98
2. 8. 2	垂直尾翼	106
2. 9	机身的设计与气动特性	112
2. 9. 1	一般机身布局	112
2. 9. 2	翼一身融合布局	117
2. 9. 3	进气道的设计原理	121

第三章 航天飞机气动布局的设计特点

3. 1	引言	124
3. 2	航天飞机空气动力学的特点	125
3. 2. 1	气动热问题	125
3. 2. 2	真实气体效应	129
3. 3	航天飞机气动布局的特点	132
3. 3. 1	设计要求及布局演变	132
3. 3. 2	机翼的气动设计	133

第二部分 飞行器气动力优化设计基础

第四章 优化设计方法概述

4. 1	为什么要研究设计方法	137
4. 2	气动力设计方法改进概况	138
4. 3	有关优化设计的术语及概念	138
4. 4	优化设计过程的形象化表达	141

第五章 常用的几种最优化数学方法

5. 1	函数及其极值的若干性质	143
5. 1. 1	函数的台劳逼近	143
5. 1. 2	函数的极值	144
5. 1. 3	函数极值的必要条件和充分条件	144
5. 1. 4	凸集合、凸函数、凸规划的概念	146
5. 2	一维无约束极值问题	148
5. 2. 1	引言	148
5. 2. 2	0.618法	149
5. 2. 3	牛顿法	153
5. 2. 4	平分法	155
5. 2. 5	三次插值法	157
5. 2. 6	简要的小结	161
5. 3	多维无约束极值问题	164
5. 3. 1	引言	164
5. 3. 2	梯度法	165
5. 3. 3	牛顿法	168
5. 3. 4	简要的小结	170
5. 4	线性规划的基本概念及基本原理	171
5. 4. 1	引言	171
5. 4. 2	线性规划问题的数学模型	171
5. 4. 3	线性规划的基本原理	173
5. 4. 4	线性规划问题的几种特殊情况	175
5. 5	非线性规划的基本概念及基本原理	177
5. 5. 1	引言	177

5. 5. 2	最优值和最优点	178
5. 5. 3	函数的极值	181
5. 5. 4	函数的凸性	185
5. 5. 5	非线性规划寻优方法概述	187

第六章 气动力优化设计的应用

6. 1	引言	189
6. 2	设计参数优化的图解分析法	190
6. 3	设计参数优化的数值算法	193

附录

附录 I	29种飞机的三面图及性能数据表	200
附录 II	美国研究过的十种航天飞机图及最后确定的航天飞机图	211

第一部份 飞行器气动布局设计基础

第一章 飞机总体设计概述

飞行器气动布局设计是飞行器总体设计中的重要部分，为了从全局观点出发掌握飞行器气动布局设计的基础（或基本原理），必需对飞行器总体设计有一个概貌性的了解。飞机是飞行器中的重要代表，为了既避免篇幅过长，又达到举一反三的作用，故本章只介绍飞机总体设计内容。

飞机总体设计是在飞机设计的初始阶段进行的一项综合性、全局性的设计工作，其任务是根据预定的设计要求，通过大量的调研、设计、计算、论证等工作，确定飞机的总体方案。飞机总体设计涉及的内容很广，本章概括介绍若干主要内容，包含飞机研制过程及设计方法；飞机设计的原始依据及主要技术参数选择；飞机型式、气动布局及动力装置的选择；新的飞机设计方法（随控布局设计）等。

1. 1 飞机的研制过程及设计方法

1. 1. 1 飞机的研制过程

飞机是一种利用空气动力原理进行飞行的飞行器。飞机靠燃油提供能量，籍助于空气介质产生使其运动 and 对其操纵的力。至今为止，飞机仍是有广泛用途和发展潜力的最流行的飞行器。

作为设计对象的现代飞机是一个极其复杂、反映现代科技水平的工程系统，具有大量的构件和与其数量的平方大概成正比地增长着的各种连接件，整架飞机的零件数目已十分惊人，如现代宽机身飞机机体零件数就超过一百万。

把飞机看作为一个工程系统，可将其分成若干个完成各种功能的子系统，总和在一起就决定了它的整体有效性能。其中有产生气动力的子系统，动力子系统，操纵、控制子系统，生命保障子系统以及导航子系统等。飞机的每个子系统，在其本身的综合体中都可能包括一些或繁或简的系统 and 元件。把飞机分成若干子系统是为了分析和研究问题的方便，决不意味着各子系统是完全独立的，而是相互联系和制约的。例如，现在超音速飞机广泛采用的整体化布局，就是为了达到使其效率最高的目标，把机翼、机身、动力装置和系统结合在一起来考虑的。

飞机的特点决定了在设计时需要考虑到系统的观点，这种观点的理论基础是最近出现并正在蓬勃发展的一门科学——系统工程学。

飞机的研制工作，从设计方案的提出到成批生产和投入使用，要经过一个很长的过

程。这里只研究其中关于飞机设计方面的问题。为了讲清楚飞机设计的复杂技术过程，可把它分为若干阶段。

一、拟定飞行设计要求阶段（有时称为外部设计阶段）

这一阶段，一般是在开始进行正式设计之前，由设计所和订货方共同拟定飞机设计要求。在此阶段对作为运输系统或军事系统组成部分的未来飞机的参数进行研究，并分析其在综合体中将发挥的作用与综合体其他组成部分之间的相互作用，在此基础上估计出新机必须具有的一般性能。同时要多种方案的计算、研究与优化，其结果是确定飞机的战术技术特性（对军用机）或经济技术特性（对民用机），从而定出对飞机的设计要求。

二、技术方案设计阶段（初步设计阶段）

本阶段目的是选择飞机的布局和确定飞机及其系统的基本参数的最佳组合，以保证满足设计要求，或提出必须修改设计要求的根据。此阶段要在对设计要求、设计所的经验和建议进行分析的基础上，形成所要设计飞机的构思，拟定出飞机的初步方案，并第一次近似地确定所设计飞机的几何、重量和能量基本特性，也形成了在各预定的飞行剖面内各航迹段操纵飞机的规律。在此阶段，通过对飞机外形的综合和基本尺寸的确定，把飞机的几何、重量和气动特性，发动机的高度—速度特性和节流特性，设备和装备的结构，飞行技术数据和航迹的研究等飞机设计的各个方面都联系在一起。

此阶段的结果是给出飞机合理方案的总体外形图和规定飞机的飞行技术性能、经济性和使用性能的技术文件。在这些技术文件的基础上，上级主管部门做出进一步继续进行设计是否合理的决定。

三、草图设计阶段

在本阶段中将前面所得到的飞机几何参数、重量参数和能量参数在具体的布置图中进一步具体化，以使之符合各种相互矛盾的要求，其中也包括使用上和工艺上的要求。

在总体布局过程中，要进行精确的飞机重心定位计算。在此之前，要在飞机机体各部件和动力装置的强度计算和重量计算，以及飞机装备、设备和有效载重等明细表的基础上编制出重量表。在进行草图设计过程中，通常要对飞机的各部件和各系统进行广泛的理论研究和实验研究，制作飞机及其各部件的吹风模型和进行风洞吹风试验。按试验所得的结果，进一步进行详细的气动力计算、操纵性和稳定性计算，以及气动弹性计算。在这些计算的基础上，对飞机的总体布置进行适当修改，调整重量计算；制造样机，协调飞机各组合件和各系统相互的空间位置，布置设备和评价空勤组和旅客的布置是否合理。

此阶段的结果是总体设计草图，它给出飞机特性的详细资料，以及主要组合件和各功能部分的外形、尺寸和相互位置。样机评审委员会对设计草图进行综合评价，以便做出选定工作设计方案和实现该方案的决策。

四、工作设计阶段

设计过程的最后阶段是工作设计，以实际实现前阶段所确定的飞机的参数和性能。在此阶段要编出对飞机各部件和各系统以及全机进行生产、安装、装配工作所需要的全

部技术文件，绘制飞机各部件的总图及其各部分的零件图和装配图，对所使用的新材料和新的结构型式进行试验研究，对结构进行静强度、动强度和寿命试验，对各设备系统、操纵系统和生命保障系统进行台架试验；同时还要对全部结构元件进行详细的重量计算和强度计算。根据此阶段所得到的资料，可以使设计数据更精确，并对前面各阶段的计算进行适当的修改。

整个设计过程还应包括制造试验用的原型机和进行地面试验及试飞的工作。因为在地面试验和试飞的过程中可以确定飞机的真实性能及满足战术技术要求的程度。根据试验和试飞的结果决定对设计的修改。

随着原型飞机的制造，飞机的生产技术文件和制造工艺也就确定下来了。

这阶段工作全部完成后，即可作出飞机投入成批生产的决定。

上述后面三个设计阶段亦可统称为内部设计阶段。

分析表明，设计工作是一个复杂的多阶段的过程。飞机设计实质上是一个反复迭代的过程，不仅在各基本设计阶段之间要进行迭代，而且在每一个设计阶段内也要进行迭代。图 1. 1 是整个设计工作过程的框图，它示出了飞机设计各阶段的地位和比重。

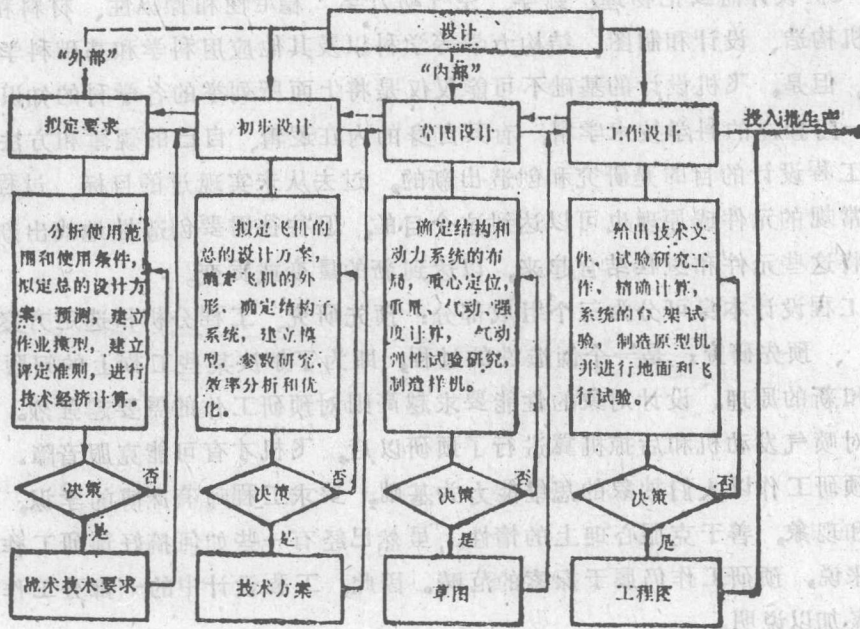


图 1. 1 飞机设计工作的各基本阶段

图 1. 2 示出了飞机各研制阶段所需费用和方案确定程度的百分比。显然，包括确定技术方案和进行草图设计等阶段的总体设计过程是研制新机最重要的阶段。这些阶段最多耗费 20~25% 的时间和不到 5~10% 的经费，但却要对设计方案作出 75~80% 的主要决策（技术上和组织上的）。

经常是，在早期设计阶段确定的方案的正确程度决定着整个设计的命运。因为早期设计阶段的错误不仅会对后来的设计和生产在经济上和时间上造成很大的浪费，而且还

往往决定着整个设计实现的可能性。

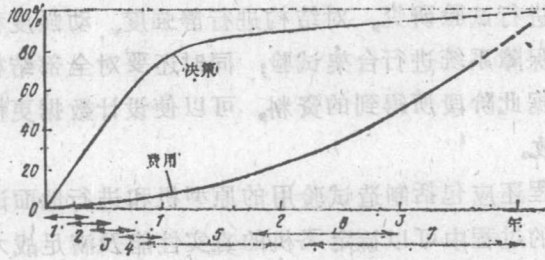


图 1. 2 飞机设计各阶段所需费用和方案确定程度 (%) 的变化曲线

1. 分析设计要求, 研究使用范围; 2 及 3. 初步设计工作;
4. 草图设计工作; 5. 工作设计; 6. 制造飞机及台架试验;
7. 飞行试验

1. 1. 2 飞机的设计方法

飞机设计需要把物理、数学、空气动力学、稳定性和操纵性、材料和工艺、经济学、发动机构造、设计和制图、结构力学等学科以及其他应用科学和基础科学的知识综合在一起。但是, 飞机设计的基础不可能仅仅是将上面所列举的各学科的知识相加在一起, 它是一门独立的科学技术学科, 有其自身的内在逻辑、自己的规律和方法。

工程设计的目的是研究和创造出新的, 过去从未实现过的目标、过程或系统。虽然利用常规的元素或原理也可以达到这个目的, 但往往需要创造性地找出新的和独创的方法, 将这些元素和过程结合起来, 以达到新的量变或质变。

工程设计本身可分为三个组成部分: 预先研究、工程分析和选定方案。

一、预先研究: 是一个创造性的过程, 即为了解决某些工程上的问题而研究出新的思路和新的原理。设计对象的性能要求越高则对预研工作的需要越强烈。例如, 显然只有在对喷气发动机和后掠机翼进行了预研以后, 飞机才有可能克服音障。

预研工作以人们抽象的思维能力为基础, 要求工程师有渊博的学识, 善于联系各种事物和现象, 善于克服心理上的惰性。虽然已经有一些如何搞好预研工作的方法, 但从整体来说, 预研工作仍属于探索的范畴。因此, 工程设计中的一部分工作当然很难用一些条条加以说明。

在整个设计过程中都伴随有预研工作, 但和预研工作关系最明显的是设计的初始阶段。此时要形成试图达到目标的基本想法(设计思想)。设计飞机时, 往往恰恰是由总设计师的独创想法确定未来飞机的设计思想。

在选定设计思想以后, 就确定了完成给定任务的可能方案, 但其是否符合物理规律和各种约束条件需要进行审查。这种审查叫做分析。

二、工程分析: 要求在允许的时间内和允许的费用条件下给出有关工程性质方面问题的有意义的答案。工程分析贯穿整个设计过程, 它保证能在设计的各阶段中选定解决问题的途径, 选择系统结构及其实现的技术措施, 研究布局 and 结构。在工程分析基础上,

比较和选择达到设计目标的技术方案。

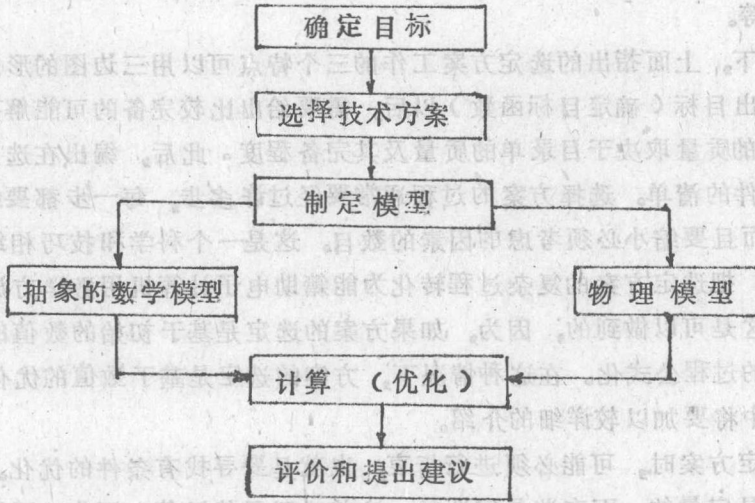


图 1. 3 工程分析过程图

图 1. 3 示出了工程分析过程的总图。

从系统图中看出，制定模型的工作在工程分析中占有特殊的地位。制定模型就是把所提出的概念变成用数学公式描述的（抽象的）系统或者是在物质上能够实现的（物理的）系统。模型反映了或再现了所研究的对象，并能代替所研究的对象。对模型进行研究就可以给出我们所需要的关于这一对象的资料。

模型有两类——物理的和数学的。物理模型具有与对象原形相同的属性。建立物理模型常常能够最完善地表示出所研究的现象，但是常常要耗费较多的时间和资金。数学模型是建立在对对象的数学描述与对象原形的相同性的基础之上的，又分为数值模型和分析模型。

分析模型可用以对现象进行一般性的研究，但是建立这种模型的可能性受到一些明显的困难的限制，最主要的是需要对所研究的现象进行重大简化。通常，分析模型只用于分析相对来说不太复杂的现象。数学模型中最通用的是数值模型，它可藉助电子计算机来实现。在现代，数值模型是研究复杂系统的基本方法。

虽然工程分析过程具有创造性的特点，但这种活动的基础是依靠合理的想法和各种专业知识。它比预研工作范围更窄一些。两种过程不同之处是预研工作是搜寻可能的、解决问题的方法，目的是建立更多的选择性。工程分析是对这些解决问题的方法进行研究，目的在于为各种可能性得出实际的结果。

三、工程设计的第三个组成部分——选定方案：它是在许多可能的方法中择优的过程。此过程有以下的特点：

1. 有目标。如果没有目标，则不存在选定方案了。
2. 具有选择路线的性质。这就是说具有若干个可以达到目标的方法。方法不同，则达到目标的可能性和所需的代价也不相同，而且并不总是足够明显的。因此，方案的选择往往伴随着不确定性。

3. 必须考虑的重要因素(约束)有几何(结构型式和外形尺寸)的、重量的、强度的和经济的等等。

在许多情况下,上面指出的选定方案工作的三个特点可以用三边图的形式来表示。

在确切地定出目标(确定目标函数)以后,需要给出比较完备的可能解决问题的目录单,因为方案的质量取决于目录单的质量及其完备程度。此后,编出在选定方案时应该考虑的限制条件的清单。选择方案的过程通常要经过许多步,每一步都要缩小备选设计方案的数目,而且要缩小必须考虑的因素的数目。这是一个科学和技巧相结合的很困难的过程。因此,把选定方案的复杂过程转化为能藉助电子计算机用数学方法求解的问题是很重要的。这是可以做到的,因为,如果方案的选定是基于初始的数值的因素,则可以使选定方案的过程公式化。在这种情况下,方案的选定是基于数值的优化方法,这在本书第二部分中将要加以较详细的介绍。

在准备和选定方案时,可能必须进行折衷,也就是要寻找有条件的优化。再加上原始因素经常不全是定量的,而有些是定性的,这就难于寻找极值。因此,工程师,常常只好选用某一方案继续搞下去,虽然他并不认为这种方案是最好的。选定方案的工作有可能在该方案进行分析研究和优选之前就得进行,可能只有第一次选择是合适的。因此,在设计工程师所应具有素质中,在复杂情况下的决策能力不是排在最后的。

设计分析是一个创造性的过程,可以归纳为迭代过程,其中三个组成部分是不可分割的。这个过程的框图如图 1.4 所示。

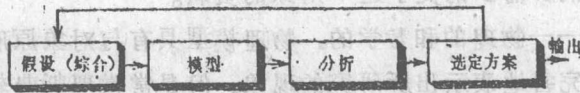


图 1.4 设计过程框图

此框图的实质是在对各种备选设计方案(输入的参数组)多次重复分析的基础上实现对新的技术目标的综合。

设计过程中进行优化有双重作用,一方面是保证从所研究的许多方案中做出最优的抉择。另一方面是保证在抉择方案内确定设计参数最有利的组合。

1. 1. 3 飞机设计方法的演变

飞机设计存在两种以不同的原理为基础的方法,即渐改和创新。

第一种设计方法是在一段时间内,用改进不很大的方法使产品得到改善。根据辩证的观点,渐改设计的同时也有创新。航空工业的发展经验证明,只有极少数的设计可以被认为是全新的,就是在研制这些飞机时也还有很大数量的技术措施是以过去的经验为基础的。因为这个原因,统计方法在整体上或在个别部分还一直为设计师所采用,由此形成了称为按原准机设计的方法。

第二种设计方法是在科学技术蓬勃发展下逐步形成的。由于飞机的重量特性、气动力特性、稳定性和操纵性、有效性等方面的计算方法的进一步发展,使确定飞机基本设计参数的解析法有了现实的发展基础。这种方法是建立在联合求解方程组的基础之上的,

这些方程组描述了飞机参数和性能之间的主要关系，同时考虑了各种约束条件。其结果是找出允许的（满足方程组的）设计方案。采用解析的方法，开辟了按改变设计参数和设计约束对飞机的技术经济性能所产生的影响来对参数进行研究的广阔的可能性。剩下的一步工作是找出最有利的（最优的）飞机参数，来满足所选定的设计方案完善性评定准则。

大约到六十年代中期，有了使飞机设计理论能够进一步发展的客观条件，主要是：

- 复杂技术系统的一般理论（系统工程）的发展；
- 能揭示形成飞机及其子系统的规律及一些现象实质的航空应用科学的发展；
- 数学领域的成就，首先是优化理论和数值方法方面的成就；
- 电子计算机的出现。

随着解决飞机某些构件的各种优化问题的经验的积累，电子计算机在解决这些问题时普遍得到更广泛的应用，从而逐渐地增加了可以同时优化的参数的数目。考虑到飞机的多用途和要求在使用期间易变的动态性，进一步完善了设计方案的评价准则。

与此同时，大系统设计的一般理论得到发展。在此基础上，飞机设计理论和实践逐渐地找到了符合逻辑的结果，保证了能真正科学地测算未来飞机的性能和参数。从前在飞机设计中就已经直观地应用了系统的概念，将设计过程分成若干阶段，而飞机则是划分成子系统和部件的。系统设计的基础是严格地按照调整好的综合途径考虑系统各组成部分之间的复杂关系和相互影响。系统设计（优化设计方法是它的组成部分）与广泛应用于个别结构和系统性能的优化程序不同。其区别是：综合（广义的）优化准则的应用；描述整个系统本质特征的数学模型的应用；数学优化方法、电子计算机的广泛使用。

1. 1. 4 飞机设计模型的模式

按照系统设计的方法，试图建立包括与设计工作有关的所有问题的万能的飞机设计模型是没有意义的。模型的模式，其完备性和可靠性不但取决于设计的工作阶段和设计任务，而且取决于所研制的飞机的型别。

当建立飞机设计模型时，要用到模型分析的分块原理。此原理的实质是将独立的各组关于几何、重量、气动力、经济性、布局及其他方面的飞机特性，分别组合在独立的方程组——“块”之中。这种方法的优点是：可以由各学科内行专家平行作业，设计任务变动时有较大的灵活性，同时这种模型在电子计算机上进行运算时也有一定的优点。

在“外部”设计阶段，数学模型分析的作用特别大，基本上是采用有效性模型和经济性模型来描述大量的各个系统和组成部分的功能——从行政管理系统到个别的技术装置。例如，在运输机的“外部”设计阶段，研究整个空运系统的模型，包括关于当前和今后的货物周转率的子模型（表示货物按重量、外形尺寸，按时间和空间尺度的分配），模拟航空港运输能力和机场服务条件，空中交通管制，维修基地等的子模型，描述工业上可以实现的新机批生产计划的子模型等等。在这些模型中给出了飞机一系列技术—经济特性。这些特性，在设计中可以作为技术指标。

在“内部”设计阶段所使用的模型则不同，要在很大程度上详细和完备地考虑影响

选择设计方案的各种因素。

按照模型分析的分块原则，在飞机性能和参数的关系中，分成反映其结构和功能的不同方面的和以不同的科学—技术学科为基础的各个组，组成一系列的子模型，主要有：

几何模型：描述飞机参数和其外形及尺寸特性之间的关系。用于在已选定的飞机总体布局 and 某些参数的情况下确定飞机的几何尺寸，如外形、面积、容积，以及机翼、尾翼和机身的截面积等。这种模型的数据用于重量、气动力和强度计算，飞机的内部布局，设计结果的制图，以及工艺装配和数控机床程序的制定。

重量模型：统一描述飞机几何形状与结构承力系统的特性之间、飞机构造与设备和装备的布置之间、飞机装载情况与全机及其各部件的重量之间的关系。

气动模型：将飞机的几何特性和气动力特性（在各种飞行状态下的气动阻力、升力、力矩的系数以及力和力矩的数值）联系起来。

动力装置模型：描述在各种飞行状态下，发动机的外廓尺寸和推力及耗油率之间的关系。

飞机动态模型：描述飞机的飞行性能和机动性能（速度范围、航程、爬升率、升限等）与飞机的气动力、重量特性和动力装置特性之间的函数关系。

操纵性和稳定性模型：描述飞机的几何特性、重量特性（惯性）及气动力特性与绕三轴的飞机静态及动态操纵性和稳定性之间的关系。

强度模型：用于揭示飞机的气动力、重量和几何特性与飞机结构受力构件的强度特性、强度水平和变形大小之间的联系。

内部布局和重心定位模型：可表示出飞机内部基本布局的空间相互关系。它说明操纵性和稳定性、气动力特性和重量特性与给定的使用性能和其他要求之间的复杂关系。

经济性模型：表示飞机的技术参数与其设计、生产和使用的费用之间的关系。

所列举的模型是建立在飞机的重量计算、气动力计算、强度计算、操纵性稳定性计算、动力装置计算等各种计算方法的基础之上。不同的方法有不同的精确度。采用哪种方法取决于设计阶段的不同和所要解决的问题的差异。确定选用何种方法的决定性因素，一方面是要有关于适用于解决所研究问题的各种方法的原始资料；另一方面，模型的复杂程度要适当。这时，必须考虑为了解决问题所需耗费的计算机机时的多少和能够在可以接受的时间内整理和分析计算结果的工作量。在设计过程中，有关设计对象的新资料随着设计的进展会不断地出现，因此，不论是在设计的各阶段或是在每一个设计阶段之中飞机的设计模型都要不断地发展和改进。

在设计的初始阶段，关于飞机设计的资料基本上只限于飞机的性能要求和与所设计飞机有类似用途的飞机过去的经验，要用半经验的方法对飞机进行计算。这种方法是基于简化的理论公式和能表示重要参数之间关系的近似方法。有时，这些公式中引进了一些在研究统计资料和试验资料的基础上得出的修正系数。

重量计算方法的基础基本上是受力构件所用材料的质量参数的近似方程。受力构件是指承受弯矩和剪力的构件。其他构件（接合件、开口、机构等）的质量根据实际采用结构的特性的统计关系和经验系数确定。

初步的气动计算方法是基于简化的理论计算公式。这些公式描述了飞机的大部件（机翼、机身、发动机吊舱、尾翼）的气动力特性与其基本几何参数（ λ 、 \bar{c} 、 χ 、 η 、 \dots ）以及飞行M数之间的关系。干扰问题是用从实验结果中得到的经验公式进行近似计算。

用技术完善程度相同的同族发动机的、具有足够精确度的理论计算方法计算推力P和耗油率 $c_p = f(M, H, n, \dots)$ 的近似值。这是确定动力装置特性的简化方法。由近似结果得出简单的参数关系，再按现有飞机的动力装置特性进行修正。

已经有了足够好的、计算飞机飞行性能和评价其有效性的工程方法。

用数学的方法描述飞机的布局，尤其是内部布置方面的研究很少。这是由于在进行飞机布局设计的过程中需要考虑的因素太多，很难把这么多的影响因素公式化。

将上述的各种方法统一于一个模型，即可找到构成飞机外形的参数组合。初步近似地定出飞机的参数以后，可以用反映模拟过程物理性质的理论关系式对模型进行更精确的修正，也可以对在设计过程中形成和出现的其他因素进行补充计算。

当研制全新的飞机时，则是缺乏过去的经验及预研成果的情况，没有物理模型分析，要得出飞机的外形是不可能的。有了完全能够真实反映实际对象的模型，才可以着手解决寻找可行的或最优的目标设计参数的问题。

从上面系统方法学的简单介绍可以得出这样的结论，没有电子计算机的广泛应用，这种方法实际上是不可能实现的。这种方法促进了以自动化设计系统为基础的自动化设计方法和结构设计方法的发展。

1. 2 设计的原始数据，主要参数的选择

1. 2. 1 设计的原始数据

进行飞机总体设计的原始依据，一是飞机的设计要求，二是飞机的设计规范和总体设计技术指标。对军用机而言，飞机的设计要求称为战术技术要求，民用机是经济（或使用）技术要求。下面以军用机为例说明。

一、飞机的战术技术要求

设计和研制任何一种产品，总是要经过两个阶段，一是分析任务，拟定设计要求；二是设计、制造以满足要求。因为设计要求是设计和制造新产品的依据。所以，拟定设计要求阶段的工作是十分重要的，一定要谨慎从事。

1. 飞机战术技术要求的拟定

首先，要研究所要设计飞机的用途和任务，以及在国防上或国民经济中需要的情况。设计要求提得合适，能为国家很快地设计制造出好飞机；如果要求提得不合适，则可能在进行了大量投资后被迫中途放弃，设计出来亦不能投产或制造出来以后不好使用，造成人力、物力的极大浪费。

通常，飞机设计要求由使用部门提出。例如由军事部门，根据国防需要，通过军事科研机构，在研究分析了航空技术发展水平，敌我双方的各种军事实力后，提出某一种

军用机型的设计要求。旅客机、货运机、农用机、航测机等机型的设计要求则应着重考虑民航部门和使用部门的意见，或直接从民航部门或者有关使用部门根据国民经济的需要而提出。

飞机设计要求也可由使用单位和设计单位共同拟定；或由使用单位委托设计单位拟定；甚至可由设计单位，根据实际的需要和可能自行拟定要求，并提出满足这一要求的设计方案，征求使用单位同意、经审查批准后确定下来。

当所定的设计要求不够完全时，设计单位的总设计师和总设计室可提出补充要求，作为以后设计的依据。

在拟定飞机的战术技术要求时，应对其基本任务及使用条件进行分析研究：

(1) 新设计飞机的任务是什么？（如歼击机还是轰炸机、格斗还是截击等？）

(2) 未来战争的设想和本国战略思想是什么？（如假想敌的情况，作战方式，新飞机的发展前途和生存力，本国的战略等？）

(3) 空军在未来战争的任务和战术使用原则如何？（如新机的作战方式，新机使用的武器，使用的条件及地区情况等？）

(4) 我方空军部队过去的使用经验和实战教训是什么？（如新机设计可以吸取的实战经验和教训，现有同类用途飞机的设计、制造、使用的经验，这类飞机的演变过程和发展趋势等？）

(5) 新机在技术上实现的可能程度有多大？（能在本国获得的技术力量和技术装备的条件等？）

(6) 对新飞机有何特殊要求？（如根据新机的主要任务和用途，应提出哪些特殊要求等？）

在研究战术技术要求时，可以采用理论分析方法，即把飞机完成战斗任务的过程作一些基本假设，简化成数学模型，然后解这些数学表达式，从中分析飞机构造参数与完成任务能力的关系。也可应用物理模拟方法，如利用飞行模拟器，驾驶员在模拟器内按目标飞行情况，作操纵动作，由计算机算出飞机的运动及姿态的变化，通过驾驶员在模拟器上的演习，可以比较真实地评价计划中飞机的作战能力。理论分析方法要作大量基本假设，有可能真实性很差；物理模拟要建造庞大的固定设备，投资较大。具体选用什么方法，要从实际出发。

2. 战术技术要求的基本内容

战术技术要求并没有固定的格式，一般可分为飞机的战术要求和技术要求两方面。

(1) 战术要求的主要内容有：

a. 飞机的类型。歼击机、强击机、轰炸机，……；

b. 飞机的战斗任务。作战对象，对付的武器、装备，保卫的目标与要求，……；

c. 飞机的作战方式。空战、轰炸、对地攻击，……；

d. 典型的作战任务剖面图。执行典型作战任务的航线剖面图，说明如何爬高、以何种高度与速度飞向战区，规定作战时间与高度，以何种速度与高度返航着陆；

e. 携带的武器。由于目前飞机往往能“一专多用”，所以，应提出各种不同任

务下的各种武器的搭配方案;

f. 新机的使用条件。 机场条件, 气象条件, 昼间还是全天候, ……;

g. 其他条件。 认为应强调的项目, 如某项性能不能低于某型飞机, 或指定使用某种型号的发动机, ……等。

(2) 技术性能要求的主要内容有:

a. 飞机的飞行技术性能。 速度与高度性能, 机动性能, 续航时间与航程, 起落性能等;

b. 对乘员、武器、设备提出的要求和指标。 确定飞机的有效载荷;

c. 使用维护要求、飞机的飞行品质要求、对座舱内部配置与视界的要求、生存力的要求等。 这些要求往往都由相应的规范或通用要求来规定, 如有新的要求就要专门提出;

d. 进度计划、设计制造周期、经济性指标及其他方面的要求。 飞机设计制造、试飞、批生产、装备部队的时间, 飞机的研制经费及生产成本, 飞机的改型、改进要求, 飞机的重量等。

二、飞机的设计规范和总体设计技术指标

进行飞机的总体方案设计, 不仅要满足飞机的战术技术要求, 而且还必须遵循飞机设计规范的有关规定和相应的总体设计技术指标。

1. 飞机的设计规范

飞机总体设计涉及到许多方面的问题, 包含气动、飞行品质、控制系统、动力装置、结构强度、刚度、重量控制、仪表设备、弹射救生、使用维护、材料与成品、武器装备等。这就需要许多由国家最权威的部门制订和颁发的规范、规定、标准和手册等文件, 作为飞机设计的依据。我国在积累多年的飞机设计经验的基础上, 已制订出不少这类文件可供使用, 但尚不够完备, 可适当参照外国的有关规范。在总体设计阶段可用的是: 苏联的飞机设计一般技术要求(O, T, T), 苏联民航机适航性规范, 英国的军用飞机规范MIL—F8785B、MIL—C—5011、MIL—A—8860, 美国空、海军的飞机设计要求(A, P, 970)等, 在使用时不要生搬硬套, 要考虑我国的实际情况。

2. 总体技术指标

在进行飞机总体设计时, 还应满足下列主要总体技术指标。

(1) 强度指标

飞机结构应满足的强度要求, 一般在强度规范中都有规定。但是, 还有几个关系全局的指标, 需在总体设计时, 根据飞机的战术技术要求来制订。

最大使用过载 $n_{y_{max}}$ 使用。 在飞机设计中, 主要是根据战术要求中飞机所必须的机动性能及飞行员承受过载能力来确定 $n_{y_{max}}$ 使用。歼击机等要求良好的机动性, 所以 $n_{y_{max}}$ 使用尽可能大些, 但受到飞行员承受过载能力的限制。一般飞行员在未使用抗荷装置的情况下, 在几秒钟时间内, 能承受正向过载(惯性力由头部指向臀部)不大