

飞机构造与强度

邵长林 编

南京航空航天大学

2001年11月

V22/1027



2008047606

V22
1027-1

前 言

本书是适应我国民航学院“飞机构造与强度”课程教学的迫切需要而编写的。考虑到民航机务工程人才培养的特点，在本书编写时主要阐明飞机部件与组件结构设计采用的基本概念、原理和方法，并对民航飞机结构的构造和传力分析进行了较详细的叙述，内容包括飞机的外载荷、机翼、机身和起落架等。

现代民用飞机采用复合材料结构有逐步增加的趋势，故本书单列一章介绍先进复合材料结构设计的概念。

考虑到机务工程专业已开设有飞机系统课(内含飞机操纵系统)，故未把飞机操纵系统结构的内容列入，以避免重复。

通过本课程的学习，机务工程专业的学生可掌握民航飞机构造与强度方面的主要概念和知识。飞机设计知识浩如烟海，受课程学时和篇幅的限制，本书没有详细叙述民航适航条例及强度计算方面的细致方法，有兴趣的读者可阅读有关的规范和手册。

本书在编写时参考和引用了多本飞机结构设计和民航飞机结构维护方面的书籍(详见参考文献)，在此一并向这些书籍和文献的作者们致以最诚挚的谢意。

南京航空航天大学的王伟群女士为本书的计算机录入，硕士生王建兵为本书的修改和编排付出了艰巨的劳动，在此向他们表示感谢。

最后，南京航空航天大学丁运亮教授审查了本书全稿，并提出了许多宝贵的修改意见，在此向他致以最衷心的感谢。

对于书中的疏忽之处和缺点，请读者不吝指正，以便更正。

编者

2008047606

目 录

第一章 绪 论.....	1
1.1 飞机设计过程概述.....	1
1.2 飞机结构设计的基本要求及其分析.....	3
1.3 飞机结构设计的内容、特点、步骤及其发展.....	6
第二章 飞机的外载荷.....	10
2.1 飞机的外载荷.....	10
2.2 飞机的过载.....	15
2.3 飞机的最大使用过载和最大允许速压.....	18
2.4 安全系数与剩余强度.....	20
第三章 机 翼.....	24
3.1 机翼的构造概况.....	24
3.2 机翼的外载荷和力图.....	29
3.3 机翼结构的传力分析.....	33
3.4 机翼结构的应力分析.....	48
第四章 操纵面结构、修正升力结构及辅助操纵结构.....	66
4.1 操纵面结构.....	66
4.2 修正升力的结构.....	72
4.3 大型飞机的操纵系统.....	78
4.4 副翼和尾翼的受力分析.....	84
第五章 机身结构受力分析.....	92
5.1 机身的功用、要求和典型机身结构.....	92
5.2 机身结构的外载荷、力图与传力分析.....	96
5.3 机身横截面的应力分析.....	102
5.4 机身隔框的受力分析.....	106
5.5 飞机结构开口区的受力分析.....	114
第六章 飞机的稳定性及飞行主控制.....	138
6.1 飞机的稳定性.....	138
6.2 飞行主控制.....	142
第七章 飞机起落架.....	145
7.1 起落架的类型.....	145
7.2 起落架的调整、支撑和收起.....	149
7.3 起落架系统的地面维护检查和调整.....	156
7.4 前起落架转弯系统.....	157

7.5	机轮.....	159
7.6	飞机的刹车.....	160
7.7	飞机的轮胎.....	172
第八章 先进复合材料.....		177
8.1	先进复合材料.....	179
8.2	飞机复合材料结构设计.....	197
8.3	复合材料结构的检测.....	228
习题.....		236
101	236
102	236
103	236
104	236
105	236
106	236
107	236
108	236
109	236
110	236
111	236
112	236
113	236
114	236
115	236
116	236
117	236
118	236
119	236
120	236
121	236
122	236
123	236
124	236
125	236
126	236
127	236
128	236
129	236
130	236
131	236
132	236
133	236
134	236
135	236
136	236
137	236
138	236
139	236
140	236
141	236
142	236
143	236
144	236
145	236
146	236
147	236
148	236
149	236
150	236
151	236
152	236
153	236
154	236
155	236
156	236
157	236
158	236
159	236
160	236

第一章 绪论

1.1 飞机设计过程概述

1.1.1 飞机的功用与对飞机的要求

飞机按其功用可分为军用和民用两大类。军用飞机的功用主要是完成规定的空战任务、空对地战斗任务或军事运输任务。民用飞机的功用主要是空运旅客或货物,也可用于护林、农业生产、医疗救护、空中勘测和体育运动等。

为了完成各种任务,对飞机就有不同的技术要求。对于军用飞机,这些要求称为战术技术要求;对于民用飞机,这些要求称为使用技术要求。这些技术要求,通常用下述一些技术指标表示:飞机的最大速度、升限、航程或作战半径、着陆距离和起飞距离、载重、机动性指标(如加速性能、最小盘旋半径、爬升性能等)和使用寿命等。还有一些技术要求则属于不能用数据定量地表示的,如是否能全天候飞行,对机场的要求,对飞机使用维修的要求等。

从飞机的发展来看,第四代歼击机更注重飞机的稳定性和操纵性、敏捷性、隐身性、生存性及重量等要求,以保证所设计的飞机具有高于敌机的作战效率和性能。

对现代民航飞机最突出的要求则是安全、经济和舒适,必须满足适航条例所规定的要求。

1.1.2 飞机设计的主要内容

飞机设计一般可分为概念设计、初步设计和详细设计三个阶段。

1.1.2.1 飞机概念设计

概念设计一般是采用经验的或半经验的估算方法在纸面和计算机上进行。因此,设计师的经验和判断力往往起很重要的作用,其设计内容包括:

- 用概念设计方法来评估概念草图(即方案评比);
- 定性分析;
- 早期风洞实验进行初步验证;
- 进行适当的详细分析计算,包括重量、重心计算、气动力估算等;
- 最后进行多种方案的评比,即交换选择。

1.1.2.2 飞机初步设计

飞机初步设计又称打样设计,其内容包括:

- 飞机部件和零构件的结构打样设计；
- 主要受力部件的设计分析；
- 理论模线的绘制；
- 系统打样设计；
- 全尺寸发展(研究)，建造 1:1 的实体模型；
- 进行实际成本估算等。

1.1.2.3 飞机详细设计

飞机详细设计阶段应完成下述设计内容：

- 飞机部件的详细设计和分析，如结构的应力分析，损伤容限和安全寿命分析；对系统进行可靠性的分析等，发出原型机制造的全套图纸和技术资料；
- 生产设计，如制造飞机零部件的工装夹具设计；
- 试验，如结构试验、系统试验和飞机飞行性能的地面模拟试验等。

在民航飞机设计的上述三个阶段中，自始至终都要满足民用航空器适航的要求。

1.1.3 民用航空器的适航管理概述

1.1.3.1 适航

什么叫适航(Airworthiness)? 英国牛津字典的解释是“fit to fly”，意思是“适于飞行”。这一解释似乎过于简单，难以概况受到许多工程技术问题和人为因素影响的适航内涵。但仔细推敲，将会感到这个解释很中肯。因为，航空器是否“适于飞行”，是适航管理部门是否对该型机颁发适航证的基础，而适航管理部门只有在对直接影响飞行安全的飞机设计、制造与维修等方面进行审查，并得出满意的结论之后，才能认为该飞机“适于飞行”而对其颁发适航证。所以，“适于飞行”这一解释精辟地概括了适航工作的内容。

什么样的飞机才算“适航的”飞机？国际上比较普遍的看法是，倘若飞机同时满足下述各点，便是适航的飞机：

- 1) 飞机型号设计符合相应的适航标准并获得适航当局的批准；
- 2) 飞机由取得适航当局批准的单位制造，经过检查确认符合型号设计；
- 3) 飞机由持有合格证件的人员按照适航当局批准的大纲进行维修，并贯彻执行了相应的适航指令；
- 4) 飞机在上述检查和维修中没有发现重大故障，不需进行大的修理和调整。

上述四个方面是相互联系而不是孤立存在的。而在设计—制造—维修这条锁链中，最主要的环节就是设计。这是因为对于民航飞机的结构及其各种系统与设备的种种构思都密切影响甚至决定着制造和维修这两个环节。比如，只有在飞机结构设计时努力排除任何部位可能隐藏的故障缺陷，或者给维修检查提供必要的接近通道或窗口，才能使维修符合规

定的要求。另一方面,即使是精心设计的符合适航标准的飞机,如果脱离其他两个环节同样精心的工作,也不可能成为适航的飞机。所以,飞机是否适航,又取决于上述那条锁链的整体。

1.1.3.2 美国联邦航空条例 FAR

现在世界上很多民用航空发达国家都制定了相应的进行适航管理的法规性文件体系,其中,美国联邦航空局(FAA)所制定“联邦航空条例(FAR)”被广泛接受和采纳。目前,我国民用航空也采用这个文件体系。

FAR 共包含 70 部联邦航空条例(1990 年版)。其中, FAR 23 部和 FAR 25 部为固定翼飞机制订了飞机、发动机和螺旋桨的设计、材料、工艺质量、结构和性能的安全所必需的最低标准。

FAR 23 部适用于 9 座或其以下、最大审定起飞重量为 12500 磅或其以下的普通类、通用类或特技类的飞机;以及 19 座或其以下、最大审定起飞重量为 19000 磅或其以下的通勤类飞机。

FAR 25 部适用于运输类飞机。

在这些标准中均包含 7 个部份,即

A 分部是总论,规定了适用范围;

B 分部是飞行,规定了飞机的性能、操纵性和稳定性方面的要求;

C 分部是结构,规定了载荷和强度方面的要求;

D 分部是设计与制造,规定了结构,布置等方面的要求;

E 分部是动力装置,规定了发动机及其各系统的安装要求;

F 分部是设备,规定了各种机载设备的安装要求;

G 分部是使用和限制资料,规定了必须确立的使用限制和对飞行手册内容的要求。

上述这些内容,在飞机的研制过程中均应得到充分的遵守,以设计和制造出满足适航性要求的民用飞机。

1.2 飞机结构设计的基本要求及其分析

在飞机结构设计时,设计人员应当使所设计的结构,满足适航性条例中规定的对结构的一些基本要求。在设计中,如何全面考虑这些要求设计出理想的结构,如何满足这些相互间既有矛盾,又有促进作用的下述四个基本要求,是结构设计人员的基本功。

1.2.1 气动要求

当结构与气动外形有关时,结构设计应使结构构造的外形能满足规定的外形准确度要求和表面质量要求。这些要求主要与气动阻力和升力特性有关。为了保证飞机具有良好的气动特性,机翼、尾翼与机身等部件表面要光滑、均匀,不容许有突变。

1.2.2 重量要求

结构设计应保证结构在承受各种规定的载荷状态下，具有足够的强度，不产生不能容许的残余变形；具有足够的刚度与采取其他措施以避免出现不能容许的气动弹性问题与振动问题；具有足够的寿命等。在保证上述条件得到满足的同时，应使结构的重量尽可能轻。

这一条要求可以概括为强度(刚度)-重量要求，也简称为最小重量要求，或简称为重量要求。

1.2.3 使用维护要求

为了确保飞机的各个部份(包括装在飞机内的电子设备、燃油系统等各个重要设备和系统以及主要结构)能经常安全可靠地工作，需要在规定的周期内，检查各个指定需要检查的地方，如发现损伤，则需要修理或更换。

对于军用飞机，则更需要缩短维护及检修工作的时间，以保证飞机及时地处于临战状态。而对于民用飞机，由于要求其使用寿命较长，因此要求严格按照民用飞机适航条例所规定的使用维修大纲的要求对飞机进行维护检查。

为了保证维护、检修工作的高质量、高速度进行，在结构上需要布置合理的分离面与各种开口。

1.2.4 工艺要求

要求飞机结构的工艺性要好，即加工要快、成本要低等。这些需结合产品的产量、机种、需要迫切性与加工条件等综合考虑。

1.2.5 对这些基本要求的分析

以上这些基本要求，相互之间是互相联系、互相制约的，有些还是相互矛盾的。当然在处理得当时，在某些情况下也会相互促进。因此需要分析这些要求之间的相互关系，分清主次，综合考虑。

气动要求一般讲，是一种“前提性”要求，即设计出的结构必须满足气动要求，并在满足气动条件下，要求结构重量尽量轻、使用方便、工艺性良好等，但对于结构设计人员来讲，在这方面需要考虑的工作量并不多，在考虑结构方案时照顾到这一点使其能够满足即行，不是我们的主要精力所在。

例如在机翼与尾翼的前缘，一般不布置桁条而只布置翼肋，这是因为前缘形状对阻力、升力的影响较大。加上桁条后，前缘在受到气动作用下变形后，截面的形状特性较差(图1.2-1)。

使用要求与气动要求类似，基本上也是一种前提性要求。即根据飞机的机种、使用特点规定了使用、维护要求。因此，要求结构有与之相应的“开敞性”，即在结构上必须有相应设计分离面和开口，以保证维护人员有接近结构内部的装载或内部结构的通道。

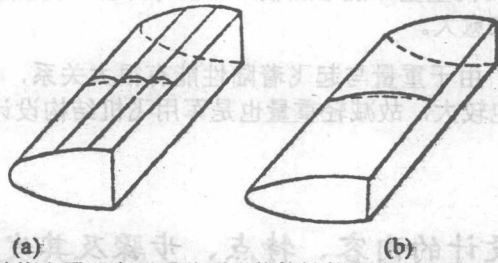


图 1.2-1 前缘结构布置对变形后截面形状特性的影响 (只示出上半部)
 (a) 前缘布置有桁条时的情况; (b) 前缘不布置桁条的情况。

尽管由于有这些分离面和开口, 结构重量要有所增加, 但一般还是需要布置的, 故使用要求也是一种前提性要求。从另一方面看, 若部位安排中某些分离面和开口会显著增加结构的重量, 则也可适当调整一下分离面和开口的位置及其大小和形状。

对于结构设计人员来讲, 考虑使用要求所需化费的工作量也不多, 只要在考虑结构方案时综合考虑即可。

当然, 我们还需强调指出, 虽然考虑气动要求与使用要求并不需较多时间, 但它们还是重要要求, 必须认真对待, 而且应该在开始考虑方案时就加以重视, 把它们处理好。

工艺要求是一种“条件性”要求、“发展性”要求。即工艺性好是结合一定条件的, 如产品数量、加工条件等。但这里所说的加工条件又可以发展的。例如适合重量要求的某结构元件形状可能要较大的机械加工量, 这从过去的传统看可能是工艺性不好; 但近代飞机的重要元件往往机械加工量很大, 这是因为现在对结构重量减轻的要求更迫切, 而加工能力 (如程控机床的出现) 也提高很快。但也需注意, 在某些情况下 (譬如战时急需增加作战飞机的数量), 工艺要求 (例如要求生产周期短) 也可能成为主要要求。

一个优秀的设计员应在设计初期就综合考虑各个要求, 并予以解决。考虑工艺要求虽不需用大量时间, 但却需要在设计结构方案阶段就很好考虑, 而在细节设计时也需要随时注意。

一个优秀的设计员应尽量发展这些要求相互协调的一面; 而减少它们相互矛盾的一面。这就要求设计人员尽量地了解工厂的生产条件, 经常与工艺人员协商, 尤需要注意在设计方案确定前, 就应该先征求工艺人员的意见, 而不是设计完图纸后再去征求意见。在设计方案确定后作细节设计时, 也需经常与工艺人员相联系。

设计人员与工艺人员的紧密配合、相互协作、互相促进, 是设计人员必须具备的基本观点之一。

重量要求一般讲, 是飞机结构设计的主要要求。

例如, 对于一架现代喷气式旅客机, 使用寿命一般为 20 年, 飞行小时可达 60,000h。一架总重 100t 的飞机其结构重量约为 30t, 若结构设计人员使其重量减轻 100kg (只减轻了总结构重量的 0.33%), 而能多载乘客一名或货物 100kg。飞机速度设为 900km/h, 吨一公里小时收入设为 0.5 元, 则能多收益

$$60,000 \times 900 \times 0.1 \times 0.5 = 2\,700\,000 \text{ 元}$$

故减轻 0.33% 结构重量即能增加收入 270 万元, 可见随着飞机寿命的增加, 减轻结构重量的经济利益愈来愈大。

至于军用飞机, 由于重量与起飞着陆性能有很大关系, 与航程关系也较大, 与爬升率等机动性指标关系也较大, 故减轻重量也是军用飞机结构设计的主要要求。

1.3 飞机结构设计的内容、特点、步骤及其发展

1.3.1 结构与结构设计的含意

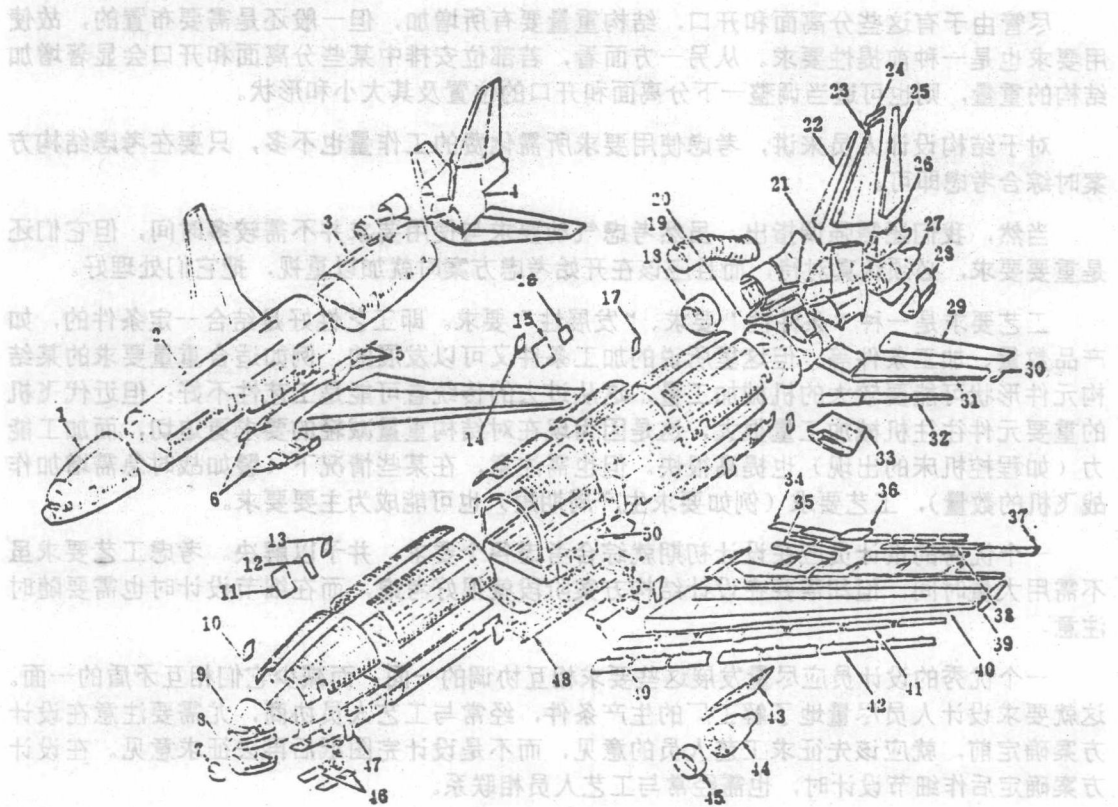


图 1.3-1 L-1011 旅客机结构分解图

- 1—前机身; 2—中机身; 3—后机身; 4—尾段; 5—整流罩; 6—整流罩; 7—雷达天线罩;
- 8—乘员舱下部组件; 9—乘员舱上部组件; 10—客舱舱门(1); 11—前货舱舱门; 12—厨房舱门(1);
- 13—客舱舱门(2); 14—客舱舱门(3); 15—中货舱舱门(2); 16—后货舱舱门(3); 17—应急出口舱门(5);
- 18—发动机进气口; 19—S形进气道; 20—气密框; 21—机身尾段结构; 22—垂直安定面前缘;
- 23—垂直安定面翼盒; 24—垂直安定面翼尖; 25—方向舵; 26—中发动机(即2号发动机)支持结构;
- 27—2号发动机; 28—2号发动机整流罩; 29—升降舵; 30—水平安定面翼尖; 31—水平安定面前缘;
- 32—水平安定面前缘; 33—辅助动力装置舱门; 34—机翼扰流板(6块); 35—襟翼的缝翼(4块);
- 36—内副翼; 37—外副翼; 38—襟翼(4块); 39—机翼翼尖; 40—机翼受力翼盒; 41—机翼前缘;
- 42—前缘缝翼(7块); 43—客舱舱门(4); 44—发动机舱; 45—发动机舱前罩圈; 46—前起落架舱门;
- 47—客舱舱门; 48—机身龙骨梁组件; 49—主起落架舱门; 50—机翼中央翼盒。

“结构”是一个常用的术语，但它的含意有时却有所不同，这里写出其常用的含意。一个“结构”，由几个或几千个零件结合在一起所构成，能承受指定的外载，满足规定强度、刚度、寿命等要求。这种结构往往指受力结构。只用以维持外形或仅供装饰用的元件，我们就不包括在结构内。譬如低速飞机上的机翼蒙布，尽管也受局部气动力，由于它不参与整个机翼的受力，故不看作作为结构元件；至于旅客机客舱内的装饰板，当然也不能看作作为结构元件。

一架飞机的整个结构，通常包含机翼、尾翼、机身、发动机短舱、起落架、操纵系统及其他系统的受力结构等部件结构或组件结构。

机身这样一个大结构，通常称为部件结构。机身又可沿纵向分成几个大段，这样的一大段结构常称为组件结构。组件结构还可以分为小组件、构件等结构。零件为不需装配的基本单位。构件由很少几个零件装配而成。零件与构件（零、构件）常称为元件。图 1.3-1 为 L-1011 旅客机的结构分解图。图中既示出了设计分离面（即使用分离面），又示出了工艺分离面。

“结构设计”是指根据结构设计的原始条件，结合结构设计的基本要求，提出合理的设计方案以及进行具体细节考虑，绘制出结构图纸，在需要时还需写出相应的技术文件，以使生产单位能根据这些图纸和技术文件进行生产。

结构设计的图纸有打样图、协调图、装配图、零件图之分。

结构打样图也就是部件或组件的结构设计草图。部件打样图需把部件的结构方案、协调关系与装配关系确定下来。在结构打样阶段，常常还需画一些协调图以明确重要部件、复杂部件的协调关系。结构打样图与协调图是不与生产单位见面的，它是设计员在进一步具体设计时所需要的中间过程图纸。

零件图应表示出生产该零件所需的一切依据。装配图示出零件间(或构件间、组件间、部件间)的装配关系。当然，在需要时还可辅助以技术文件。零件图与装配图是生产图纸，供生产单位生产使用。

1.3.2. 飞机结构设计的基本内容

飞机结构设计主要指机体结构设计。机体结构通常包含机翼结构、尾翼结构、机身结构、发动机舱结构与起落架结构。

通常，先经过部件的结构打样设计（画出部件打样图），再经过组件的打样设计（画出组件打样图），零构件设计（画出零构件图纸），组件结构设计（画出组件装配图），部件结构设计（画出部件装配图）。

现以部件结构打样设计为例，给出设计过程中的各个典型阶段。

- (1) 了解结构的使用条件，生产条件和协调关系；
- (2) 通过计算或试验（或计算加试验）确定外载，确定安全系数；
- (3) 选定结构设计方案；
- (4) 初步确定结构的内部协调与装配关系；
- (5) 作一定的细节考虑，为组件打样作好准备；
- (6) 进行粗略的估算、或结合经验、或参考原准机、或者结合起来初步确定部件结构

的一些基本尺寸:

(7) 画出打样图;

(8) 对基本尺寸进行强度校核:若强度不够,则修改尺寸后再校核,再修改图纸。

1.3.3 飞机结构设计的典型方法

在二十世纪五十年代以前,飞机结构设计与其他民用结构设计一样,也是处于定性设计阶段。即结构设计人员,根据所设计对象的具体要求、条件,结合已有经验与设计原理、知识进行定性分析,选出合理的设计方案;再根据已有经验与设计原理、设计知识进行粗略估算以选择主要截面尺寸;再进行强度校核(强度校核是一专门术语,可包括强度、刚度、寿命等校核)以验算截面尺寸能否保证安全。如果满足强度要求,即认为设计完毕;当强度不够,或设计人员认为剩余强度太大、想进一步改进设计以减轻结构重量(突出重量要求是飞机结构设计与其他民用结构设计的不同处),则进行改设计,即设计员通过定性分析与粗略估算修改主要截面尺寸,然后再进行强度校核;一般重复1~2次即认为满意,当然,最终设计还是应满足强度校核要求。

这里有两个特点值得注意。一为结构方案在定性选择后是不再修改的;一为选择主要截面尺寸是根据粗略计算确定的,因此必须有合适的粗略估算方法才行。

随着飞机飞行速度的提高,三角机翼、小展弦比机翼日益得到广泛应用。随着飞机总重的增加,机身隔框尺寸随着增大,因此就必需考虑其弹性变形对计算内力的影响。由于机翼、机身外形出现了上述变化,故长期用于计算大展弦比直机翼与小尺寸机身的工程梁理论,就不能再应用于上述外形的结构了,这就使通过估算确定截面尺寸出现了困难。

六十年代以后,由于出现了电子计算机、应力分析的有限元素法以及优化数学,使飞机结构设计从定性设计向前发展了。

用有限元素法进行应力分析,从方法的原理上看,可以解任意复杂形状与复杂的结构,但其计算工作量很大。有了电子计算机,就能高效地进行计算,使这种方法有了实际计算的可能。因此电子计算机的出现,使我们可以采用复杂的受力模型,运用有限元素法进行计算,这就大大增加了计算能力,即计算对象可以不受或很少受到限制,计算精度也可大大提高。当然,若结构特征符合工程粗略计算应用范围,即在这一范围内误差很小,则仍可用工程粗略计算方法进行估算,或甚至进行初步校核。由于计算速度提高了,计算能力也提高了,故可以不只选择一个方案,而是定性选择出较好的2~3个方案,分别进行选择截面、强度校核,修改截面、再强度校核,重复2~3次得出这2~3个方案的各自最终截面。最后还要进行重量比较,综合考虑,以选定一个最终方案(当然包含与此方案对应的截面),在整个过程中,尽量利用电子计算机这一工具,这就是计算机辅助设计。

在计算机辅助设计中,还有一些地方不够理想。即对于不能用粗略方法估算截面的结构,很难选取初始尺寸。这是因为有限元素法只能在有了截面后才可以进行计算;并且在修改截面时,对于用有限元素法计算之后的大量计算结果,难以找到什么修改规律。因此在初始截面的选取与修改上,“人为”的因素还是很大,即于设计员本人的设计水平、经验关系很大。

为了改进上述缺点,试图找到修改规律,并且希望通过这种修改规律来达到优化或近优解,并且要求它与初始值的选取关系不大。人们应用电子计算机和有限元素法,结合

优化数学与优化设计的原理和准则，提出了结构优化设计方法。

结构优化设计方法通常是从某一初始值（矢量）开始，按一定的规律迭代，逐步趋向优化解。

目前的结构优化设计方法，应用在截面尺寸的（包含杆元的截面面积、板元的厚度等）优化是有成效的。它以重量为目标函数，强度、刚度等为约束条件，保证在满足约束条件下，重量尽量轻，也就是说它只反映了重量要求。由于重量要求是结构的主要要求，故这样的元件尺寸优化是很有意义的。对于选择方案的优化，目前尚不成熟，只能初步解决一些问题。关于结构优化设计，可参考有关文献。

图 1-1-1 所示为飞机机翼的平面视图，图中建立了坐标系，x 轴沿翼展方向，y 轴沿弦长方向。图中还标出了翼型的气动中心、重心等位置。

图 1-1-1 飞机机翼的平面视图

图 1-1-2 所示为飞机机翼的剖面视图，图中建立了坐标系，x 轴沿弦长方向，y 轴沿厚度方向。图中还标出了翼型的气动中心、重心等位置。

(1-1.2)

$$\begin{cases} Y_0 = C \\ P_0 = X_0 \end{cases}$$

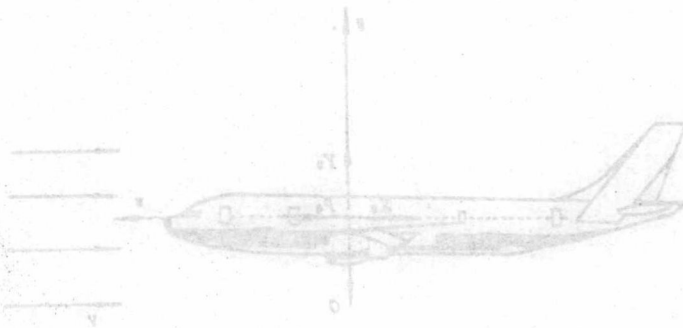


图 1-1-2 飞机机翼的剖面视图

图 1-1-3 飞机机翼的剖面视图

图 1-1-3 所示为飞机机翼的剖面视图，图中建立了坐标系，x 轴沿弦长方向，y 轴沿厚度方向。图中还标出了翼型的气动中心、重心等位置。

第二章 飞机的外载荷

2.1 飞机的外载荷

飞机在飞行、起飞、着陆及地面停机过程中，作用在飞机上的外力称为飞机的外载荷。这些外载荷是空气动力、惯性力以及飞机着陆、地面滑行和停机时地面的反作用力。这里只介绍飞机在飞行时的外载荷。

飞机在飞行中，作用在飞机上的外载荷主要有飞机的重力、升力、阻力和发动机的推（拉）力。飞行状态改变或受到不稳气流的影响时，飞机的升力会发生很大的变化。

2.1.1 飞机平飞外载荷

飞机做等速直线水平飞行时，作用在飞机上的外载荷有：升力 Y_0 、阻力 X_0 、重力 G 和推（拉）力 P_0 ，如图 2.1-1 所示。为便于分析，近似地认为这些都通过飞机的重心，而且 P_0 、 X_0 和 Y_0 、 G 分别与飞机坐标轴 x 和 y 重合。由于是等速直线水平飞行，因此

$$\left. \begin{aligned} Y_0 &= G \\ P_0 &= X_0 \end{aligned} \right\} \quad (2.1-1)$$

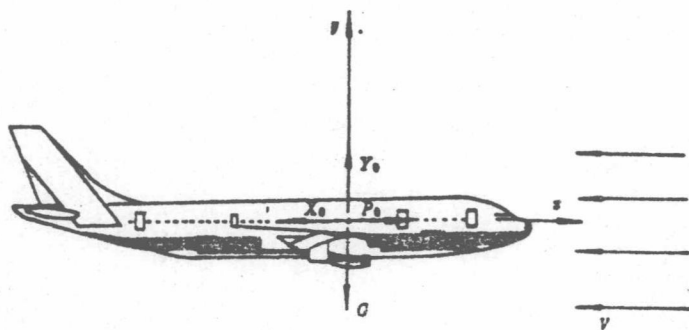


图 2.1-1 等速直线水平飞行时，作用在飞机上的外载荷

2.1.2 飞机机动飞行外载荷

飞机在飞行过程中，经常需要在不同平面内做曲线飞行，这样的飞行称为机动飞行。飞机做机动飞行时的受载情况比等速直线水平飞行要复杂得多。为了便于分析，我们把这种复杂飞行情况分解为垂直平面内与水平平面内的两种基本的机动飞行。

2.1.2.1 垂直平面内机动飞行受载情况

飞机在垂直平面内做曲线飞行的受载情况如图 2.1-2 所示。这时作用在飞机上的外载荷仍有重力、升力、阻力和推力。但是，这些外载荷是不平衡的。由于在一般的机动飞行情况下，存在两种加速度：

$a_t = dV/dt$ —— 由于飞行速度 V 的改变而产生的切线加速度；

$a_n = V^2/r$ —— 由于飞行曲线有曲率半径 r 而产生的向心加速度。

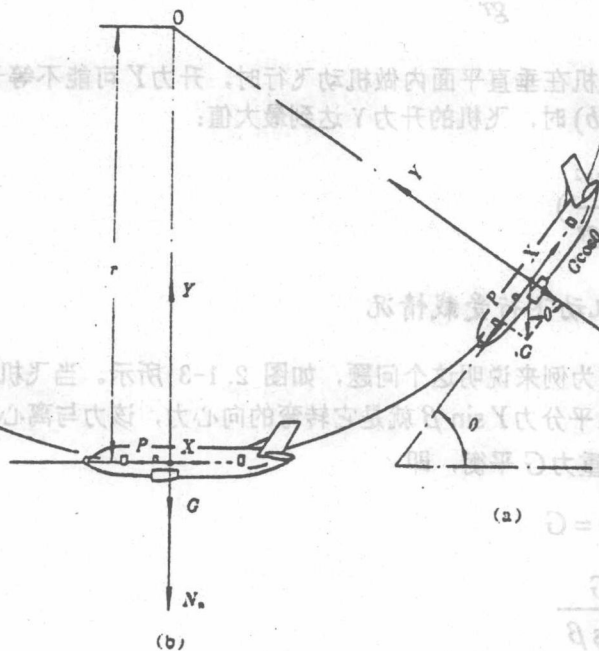


图 2.1-2 飞机在垂直平面内做机动飞行时的受载情况

所以，这时作用在飞机上的外载荷还有离心惯性力

$$N_n = \frac{mV^2}{r}$$

和切向惯性力

$$N_t = \frac{mdV}{dt}$$

在以上两式中， $m = G/g$ 为飞机的质量。

由于沿飞行曲线的切线方向的切线速度变化很小, $dV/dt \approx 0$, 故可略去不计。

根据达朗贝尔原理, 作用力与惯性力是相平衡的。把飞机在图 2.1-2 中位置(a)时的外载荷一起投影到半径 r 的方向上, 其总和应等于零。

$$Y - G \cos \theta - \frac{G}{g} \cdot \frac{V^2}{r} = 0$$

$$\text{或 } Y = G \left(\cos \theta + \frac{V^2}{gr} \right) \quad (2.1-4)$$

由上式可以看出, 飞机在垂直平面内做机动飞行时, 升力 Y 可能不等于重量 G 。当飞机处在图 2.1-2 中位置(b)时, 飞机的升力 Y 达到最大值:

$$Y = G \left(1 + \frac{V^2}{gr} \right) \quad (2.1-5)$$

2.1.2.2 水平平面内机动飞行受载情况

下面以飞机水平盘旋为例来说明这个问题, 如图 2.1-3 所示。当飞机盘旋时, 它具有一定的倾斜角 β 。这时水平分力 $Y \sin \beta$ 就是它转弯的向心力, 该力与离心惯性力 N_n 平衡; 垂直分力 $Y \cos \beta$ 与飞机重力 G 平衡, 即

$$Y \cos \beta = G$$

$$\text{或 } Y = \frac{G}{\cos \beta} \quad (2.1-6)$$

因为 $\cos \beta$ 总是小于 1 的, 所以升力总是大于飞机的重量。

实际飞行中, 由于受到发动机推力和机翼临界迎角的限制, 飞机能够产生的升力是有限的, 所以飞机转弯的最大倾斜角也是有限的。一般运输机正常转弯的最大倾角为 $30 \sim 40^\circ$ 。

2.1.3 飞机突风外载荷

由于地球表面受热程度不均匀和地形起伏等条件的影响, 大气中常常会产生各种方向的不稳定气流 (即突风)。因此, 当飞机在空中飞行时, 不稳定气流就会对飞机形成所

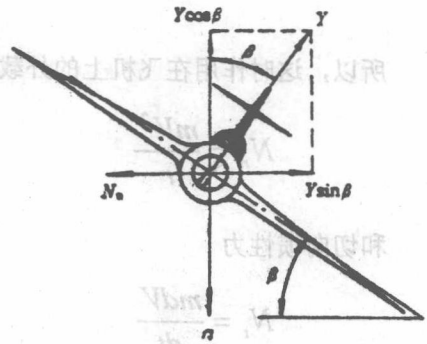


图 2.1-3 飞机在水平盘旋时的外载荷

谓突风载荷。同样，为了便于分析，我们把飞机在飞行中所遇到的各种不同方向的突风，分解为水平突风和垂直突风两种情况来研究。

2.1.3.1 水平突风外载荷

当飞机以平飞速度 V_0 飞行时，作用在飞机上的升力为

$$(2.1-7) \quad Y_0 = \frac{1}{2} \rho V_0^2 C_Y S \quad (\text{克施}) \quad \frac{W}{V} = (\rho \Delta) g t = \rho \Delta$$

式中 ρ —— 飞机所在高度处的大气密度；

S —— 机翼面积；

C_Y —— 全机的升力系数，它取决于飞机的外形参数和飞行参数（包括飞行姿态和飞行 M 数）。

假设飞机以平飞速度 V_0 做水平飞行时，遇到风速为 ΔV 的逆航向突风，如图 2.1-4 所示。这时，相对于飞机的气流速度等于原来飞机平飞速度 V_0 加上水平突风速度 ΔV ，即

$$(2.1-8) \quad V = V_0 + \Delta V$$

所以，在这种情况下飞机的升力为

$$(2.1-9) \quad Y = Y_0 + \Delta Y = \frac{1}{2} \rho (V_0 + \Delta V)^2 C_Y S$$

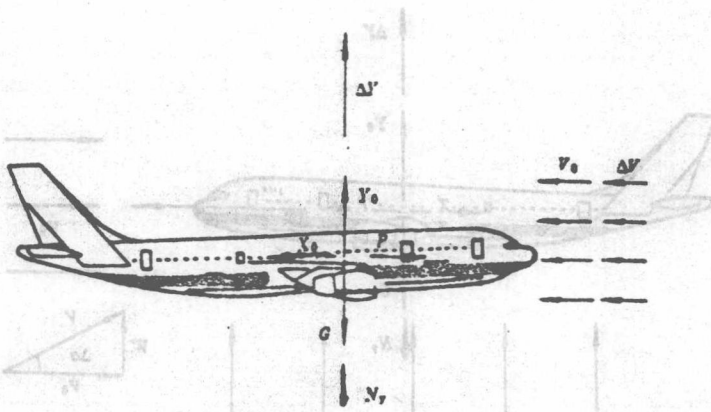


图 2.1-4 飞机遇到水平突风时的外载荷

由于水平突风速度 ΔV 比飞机平飞速度 V_0 小得多，即使在很强烈的突风中， $\Delta V/V_0$ 的数值也不会超过 0.15，所以升力变化是很有限的。