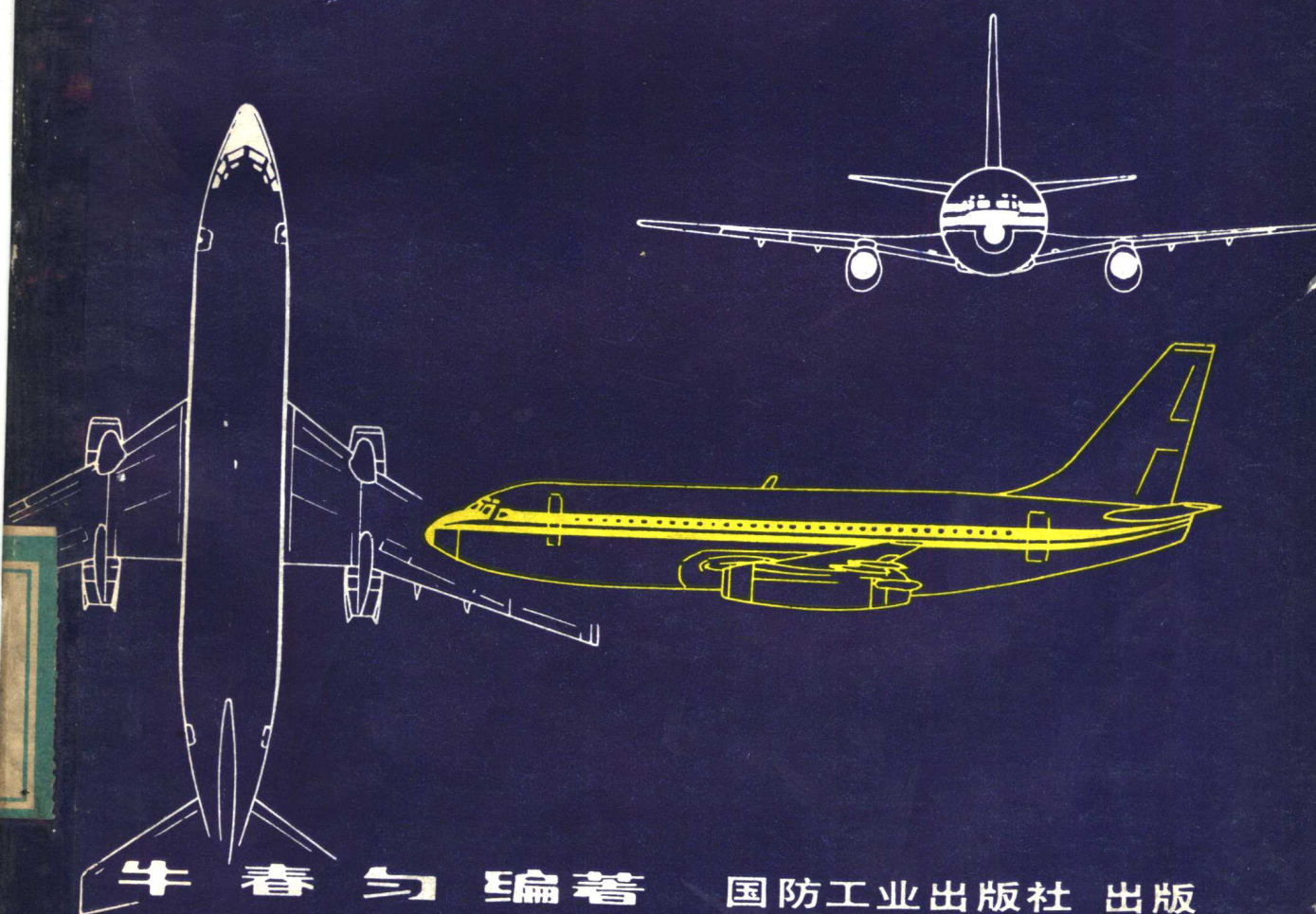


飞行器设计

(上册)



牛春匀 编著

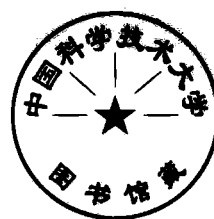
国防工业出版社 出版

实用飞机结构设计

(上 册)

牛春匀 编著

(Michael Chun-yung Niu)



国防工业出版社

内 容 简 介

本书分上下两册。上册包括:绪论、飞机载荷、飞机材料、结构的压屈及稳定性、开口和舱口的设计、结构的接头和紧固件、飞机的结构设计及其准则等七章。下册包括:机翼和尾翼设计、机身设计、起落架、发动机短舱和发动机安装、疲劳和破损-安全设计、复合材料结构和蜂窝结构、重量估计和控制、考虑制造的结构设计等八章。书中很多数据、曲线及图表可直接用于设计,还选择了一些例题说明其应用方法。

本书可供航空工程技术人员参考,亦可供航空高等院校作教学参考书用。

实 用 飞 机 结 构 设 计

(上 册)

牛春匀 编著

*

国防工业出版社出版

新华书店北京发行所发行 各地新华书店经售

国防工业出版社印刷厂印装

*

787×1092¹/₁₆ 印张26 606千字

1983年4月第一版 1983年4月第一次印刷 印数:0,001—2,100册

统一书号:15034·2445 定价:2.70元

序

《实用飞机结构设计》一书是著者多年来一直期望编写的。编写的主要目的是为实际工作人员以及大专院校学生提供一本实用书籍。本书是著者总结了从事飞机结构设计工作的经验编写而成的。书中对各种结构都有较详细的介绍,使读者能了解整架飞机的结构是如何设计的,而很多数据、曲线、图表都可直接应用于设计,还选择了一些有实际意义的例题说明它的应用方法,因此本书亦可作为一本实用手册。

飞机结构与一般地面工具的结构有很大区别,飞机结构的最主要特点是在安全原则下采用极轻的结构,并且在同类载荷而不同要求情况下所采用的结构型式亦将不同。设计重量轻的结构不但需要作精细的结构分析,而且结构型式设计也应适当,这才能达到目的。此外,民用飞机的制造成本以及长期使用下的腐蚀和疲劳都是重要问题。军用飞机是以完成某种军事任务为主要目的,因此重量问题占很重要地位,但其他方面也不能忽略。对所设计的飞机的要求必须先有一定程度的了解,才能针对某种型号飞机作出正确的设计,同时必须了解曾经使用过或考虑过的飞机的优缺点。这些都是设计人员必须掌握的。

本书基本上包括了所有必备的资料,但由于篇幅所限,不可能将所有细节资料全部收入本书。如读者对某项设计需要进一步了解,可参阅各章后面所列参考文献。本书虽不能提供设计时所需一切资料,但至少在飞机结构设计方面给读者一个相当全面的轮廓。著者尽了很大努力收集资料,但航空科学知识浩如烟海,其中遗漏疏忽之处在所难免,希望读者不吝指正,俾于再版时更正。

本书的出版曾得到陈维纯、施亚冷、翟暖晖等先生的大力相助,在此一并致以最诚挚的谢意。

编 著 者

目 录

第一章 绪论	1
§1 引言	1
§2 技术进展情况	3
§3 结构重量	7
§4 计算机辅助设计	8
§5 实体模型	11
第二章 飞机载荷	17
§1 引言	17
§2 空气动力学和气动弹性力学	26
§3 机动飞行	56
§4 基本数据	61
§5 机翼的设计载荷	74
§6 水平尾翼载荷和垂直尾翼载荷	85
§7 机身载荷和发动机载荷	93
§8 结构动载荷	99
§9 其它载荷	106
§10 典型飞机载荷计算例题	111
附录	
参考文献	
第三章 飞机材料	137
§1 引言	137
§2 材料特性	142
§3 材料的选择准则	148
§4 成本与制造	157
§5 材料的机械性质	160
§6 腐蚀	183
附录	
参考文献	
第四章 结构的压屈(屈曲、皱损)及稳定性	191
§1 引言	191
§2 柱和梁柱	196
§3 局部失稳强度	218
§4 薄板的压屈强度	221
§5 承力蒙皮结构	225
§6 整体加强结构	241
参考文献	

第五章 开口和舱口的设计	252
§1 引言	252
§2 剪切梁的开口	253
§3 翼面上的开口和检查口	269
§4 机身上的开口	281
§5 机身舱门的设计	306

参考文献

第六章 结构的接头和紧固件	319
§1 引言	319
§2 紧固件的选择和紧固件资料	321
§3 螺接和铆接	336
§4 接头	340
§5 焊接接头和胶接接头	356
§6 疲劳设计时需考虑的问题	359
§7 垫片的应用	375

参考文献

第七章 飞机的结构设计及其准则	383
§1 引言	383
§2 设计目标	383
§3 设计准则的由来	384
§4 飞行载荷准则	386
§5 地面载荷准则	389
§6 结构疲劳准则	395
§7 动载荷准则	396
§8 部件载荷准则	397
§9 结构设计准则的应用	401
§10 结构设计情况小结 (民用运输机)	404

参考文献

第一章 绪 论

§1 引 言

从图 1-1-1 和图 1-1-2 所示的现代喷气飞机可以看出，一架飞机的各种结构有许多方面需要加以设计。对于近音速或超音速远程飞机所作设计必须采取良好的空气动力外形组合；对于速度很低的情况，机翼可像雨伞那样把飞机支撑着。机翼还可作为油箱和发动机台架。全部结构都必须能经受住冰雹和雷电的袭击，还要能在各种气候腐蚀环境中工作而

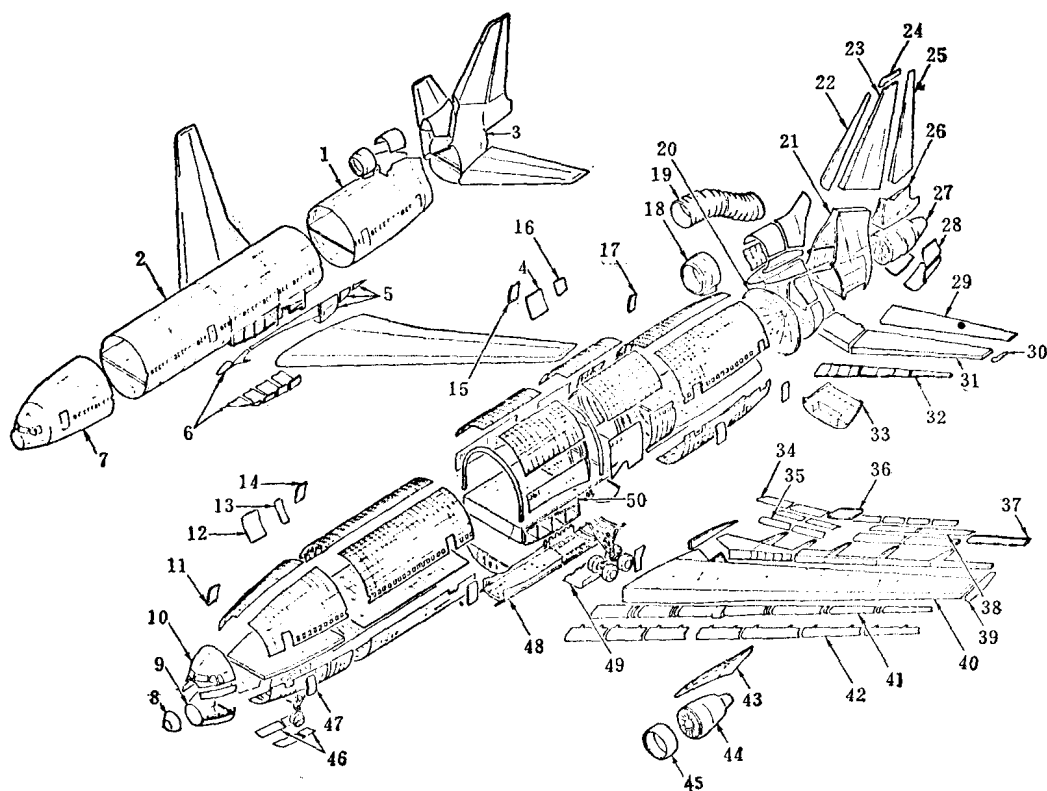


图1-1-1 L-1011 (固定翼) 民用飞机结构分解图

1—后机身；2—中机身；3—机身尾端；4—中货舱舱门<2>；5—整流罩；6—整流罩；7—前机身；8—雷达天线罩；9—乘员舱下部组件；10—乘员舱上部组件；11—客舱舱门<2>；12—前货舱舱门<1>；13—厨房舱门<1>；14—客舱舱门<3>；15—客舱舱门<4>；16—后货舱舱门<3>；17—紧急出口舱门<5>；18—发动机进气口；19—S形进气道；20—后隔框；21—机身尾端结构；22—前缘；23—垂直安定面；24—翼尖；25—方向舵；26—中发动机支持结构；27—2号发动机；28—2号发动机整流罩；29—升降舵；30—翼尖；31—水平安定面；32—前缘；33—辅助动力装置舱门和壁板；34—扰流板(6块)；35—襟翼的缝翼(4块)；36—内侧副翼；37—外侧副翼；38—襟翼(4块)；39—翼尖；40—机翼外侧壁板主框架；41—前缘缝翼(7块)；42—前缘；43—吊架；44—1号发动机；45—1号发动机整流罩；46—前起落架舱门；47—客舱舱门<1>；48—内龙骨组件；49—主起落架舱门；50—机翼中部主框架。

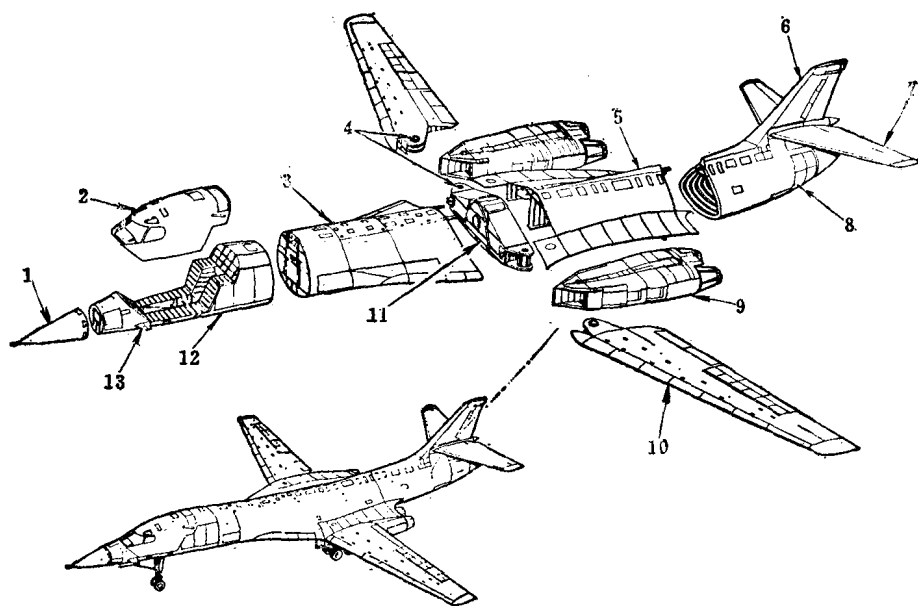


图1-1-2 B-1 (可变后掠翼) 军用飞机结构分解图

1—雷达天线罩；2—乘员(救生)舱；3—中机身前段；4—变后掠翼枢轴区；5—中机身后段；6—垂直安定面；7—水平安定面；8—后机身；9—吊舱(每吊舱两台发动机)；10—外翼；11—机翼贯串部分；12—前机身；13—低空飞行操纵舵。

有耐腐蚀能力。结构必须在最低限度维护的情况下工作十五年到二十年，而且其重量还必须比迄今所造的任一飞机都轻。设计还要采纳一切促进目前技术水平的新材料和新工艺规程。而使用新技术常常需要进一步发展更新的工艺规程。

一个好的全面的结构设计，在初步设计一开始就要包含所有这些因素。在开始进行初步设计时，设计师就要开出一套与上述要求相符的技术要求。但必须清楚地了解，在初步设计的过程中，设计师并不总是都能满足一套技术要求中的各项要求的。事实上，某些最低程度的要求难以达到是常有的事。这一来，就得采取折衷办法了。而折衷到什么程度，则要由设计师来判断。这里，必须记住：为了完成对飞机的指定用途最合适的设计，设计师一定要正确判断必需的修改和折衷究竟有什么价值。

设计师的第一项工作应该是使自己完全熟悉将要据以进行设计的那种飞机的规格。还有，要是这种飞机可能不止售给一家使用，那就应该设法得到有关将来可能对设计进行修改的一切资料。但要设计一种对任何使用者都适用的通用民航飞机，那是不可能的事。然而，往往可以设计一种飞机，使得将来的更改简单，既不影响结构效率，又不影响空气动力效率，而且，还不致使重量增加很多。

其次，设计师应该熟悉相近似的同类型的现有各种飞机。要搜集对现有飞机的各种反映，正面的和反面的意见，驾驶员的，乘客的，地面维护人员的以及其他工作人员的意见。设计师既不应应对现成的东西盲目照抄，又不应该不吸取别人的经验教训。

今天喷气飞机所追求的首要目标，就是在远程飞行中比过去的型别具有更大的有用载重和更高的速度。因此，设计师们要研究机翼和尾翼的许多形状和尺寸。应对高速至低速

空气动力的各种性能、燃料容量和航程、结构的扭转强度和重量特性以及各个系统的相容性等方面进行深入仔细的考虑。要把增压装置和横向操纵装置,尾翼上的俯仰和偏航装置,以及所有这些装置的尺寸先确定下来。当最终的构造形式决定以后,为了拟定进度表,还要向制造厂提供结构的工作说明。并且根据制造厂的设施条件、合同计划、原料的可获得性将进度表确定下来。

在过去二十年中,由于使用先进的复合材料结构可取得非常吸引人的结构效率,飞机工业界进行了大量的研究工作。先进的复合材料为大大减轻目前使用的金属结构的重量展示了光明的前景。并且,制造一个复合材料组件所需的零件数目,可能要比用金属合金制造同一组件所需零件的数目少得多。这样就能大量节省劳力,从而抵销了目前复合材料价格较高的缺点。由于有这些特点,再加上复合材料所固有的抗腐蚀能力,因之,对未来的飞机结构,它将成为有发展前景的材料(常用的金属材料与复合材料的比较可参阅本书第十三章)。

图 1-1-3 表示了飞机的各种结构,有助于读者熟悉和了解这些结构的名称和位置。飞机结构的功能可以总结为以下三点:

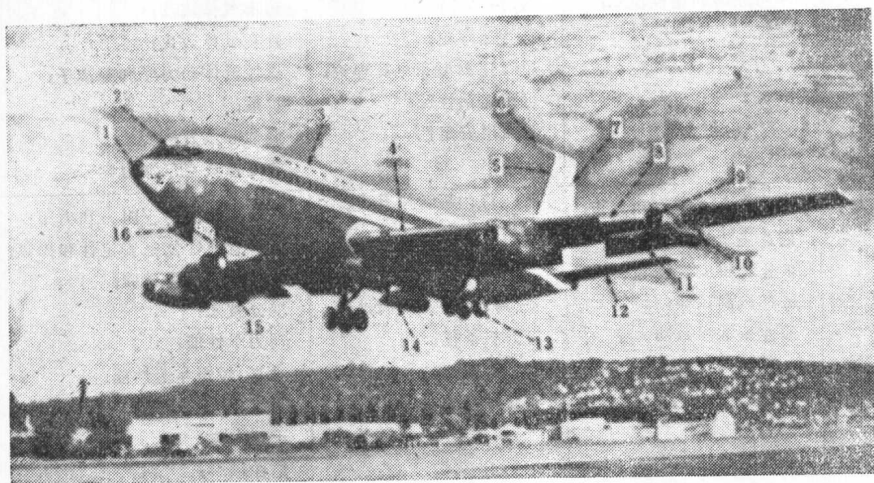


图1-1-3 现代飞机的部件

1—雷达天线罩; 2—驾驶舱; 3—机身; 4—机翼前缘; 5—垂直尾翼; 6—天线; 7—方向舵; 8—前缘襟翼; 9—喷气发动机; 10—消音器; 11—襟翼; 12—水平安定面; 13—起落架; 14—轮舱舱门; 15—前起落架; 16—前轮舱门。

1. 机体结构的强度一定要足以传递和平衡作用于飞机的空气动力载荷与合成惯性载荷。

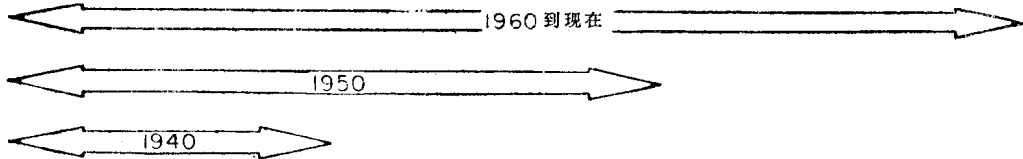
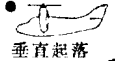
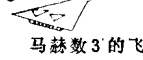
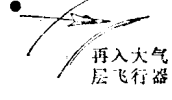
2. 机体结构的刚度一定要足以在各种载荷(即外部压力、内部的燃料或座舱压力)作用下,保持所需的空气动力外形。

3. 机体结构一定要有足够的刚度,或者产生变形而不致引起有害的空气动力效应,例如颤振不稳定性。

§ 2 技术进展情况

表 1-2-1 所示为航空工程的巨大变革。在近代,由于对安全要求越来越严格,结构设

表1-2-1 航空工程的进展

			
设计	 螺旋桨推进飞机	 亚音速喷气飞机  直升机  超音速导弹	 垂直起落  马赫数3的飞机  火箭助推器  人造卫星  再入大气层飞行器
理论空气动力学	理想流体流动; 低速翼型和机翼理论; 不可压缩的粘性流动; 湍流	气动热力学; 可压缩流; 激波; 跨音速理论; 超音速翼型和机翼理论; 可压缩粘性流; 附面层安定性	气动化学热力学; 高超音速流动和翼型理论; 稀薄气体流动; 真实气体效应; 磁性流体动力学和等离子; 扩散; 烧蚀和蒸发; 非定常流空气动力学
应用空气动力学	低速升力、阻力和力矩; 低速飞机性能; 低速飞机安定性和操纵; 低速风洞试验; 线性恒常参数动力学	亚、跨、超音速升力、阻力和力矩; 亚、跨、超音速性能; 亚、跨、超音速安定性和操纵; 亚、跨、超音速风洞试验; 直升机性能; 直升机安定性和操纵; 非线性动力学	高超音速升力、阻力和力矩; 高超音速性能、安定性和操纵; 高超音速风洞试验; 变分技术; 动力学性能; 垂直/短矩起落性能; 垂直/短矩起落安定性和操纵; 天体力学; 惯性耦合; 随时间变化的参数动力学; 随机过程
结构	材料强度; 桁架和横梁	基本的壳体理论; 基本的弹性; 颤振	高级壳体理论; 加劲壳体; 弹性和塑性安定性; 气动力弹性; 密封结构; 计算机辅助; 疲劳; 高温下的结构; 夹层结构

计方面经济竞争越来越激烈，它的进展更加速了。例如：

1903年~1915年

从莱特兄弟表演了实际的飞机飞行以后，动力、安定性和操纵问题成为压倒一切的考虑。一架飞机在完成一次飞行以后，只需要几周或几天的维修就能再次投入使用。当时，

强度考虑并非主要问题，结构分析只限于若干关键性部件的极限强度。

1915年~1930年

第一次世界大战加速了动力装置、安定性和操纵问题的解决，同时，由于在地面不断进行实验发动机的可靠性得到改进。

1930年~1940年

作运输用的金属飞机在此期间有了发展。设计和分析都只强调静态极限强度，而且，除了发动机以外，很少甚至根本不考虑机体的疲劳问题。

1940年~1955年

在此期间，越来越清楚地认识到疲劳与机体安全的关系——这是第二次世界大战期间技术发展所导致的性能水平的一项重大进展。静态强度更高的材料研究出来了，但疲劳强度却没有相应地提高。只有静态极限设计是不够的，因此结合疲劳设计的思想便发展起来了。

1955年~现在

进一步发现单依靠疲劳设计来提供安全是不够的；损伤容限，即受损伤的结构静态强度进入了设计领域。然而，要使结构具有破损安全性能，就必须规定适当的检查时间来发现和修理疲劳及损伤，以免裂纹扩展到足以造成重大事故的程度。这就是受损伤的结构疲劳寿命。

因此，今天设计要按：

静态极限（和屈服）强度；
机体的疲劳寿命（裂纹初生）；
受损伤后结构的静态残余强度；
受损伤的结构疲劳寿命（检查间隔）；
超音速飞机的热应力分析和设计。

结构设计师的目标是在飞机结构的无限期寿命中实现最大可能的安全。从经济上着眼，是不会把飞机随便废弃的。例如，某些古老的 DC-3 飞机，飞行已接近甚至超过了十万小时，但今天仍在使用。这个纪录之所以能够创造出来，只是由于有了破损安全结构，知道在什么时候，到什么地方寻找裂纹，以及在必要时更新若干关键性的零部件。

本书的目的就在于比较详尽地讨论设计程序，分析方法，材料特性以及为赶上或超过过去的结构安全记录所需的实验数据。这一切都以性能要求日益提高，环境条件日益恶劣以及复杂性日益增加为前提条件。

所有的机体结构设计都要经过以下几个阶段：

详细说明功能和设计准则；
确定从外部作用于飞机上的基本载荷；
计算内部元件或部件的载荷；
确定元件或部件的允许强度和安全系数；
试验证明或验证的试验计划（图 1-2-1）。

工程是按试验、经验、理论这样的顺序进行的。首先必须搞清楚具体的实际情况，也许还要根据经验对这些实际情况进行一番处理，才能利用“纯正的理论”。如果没认识到

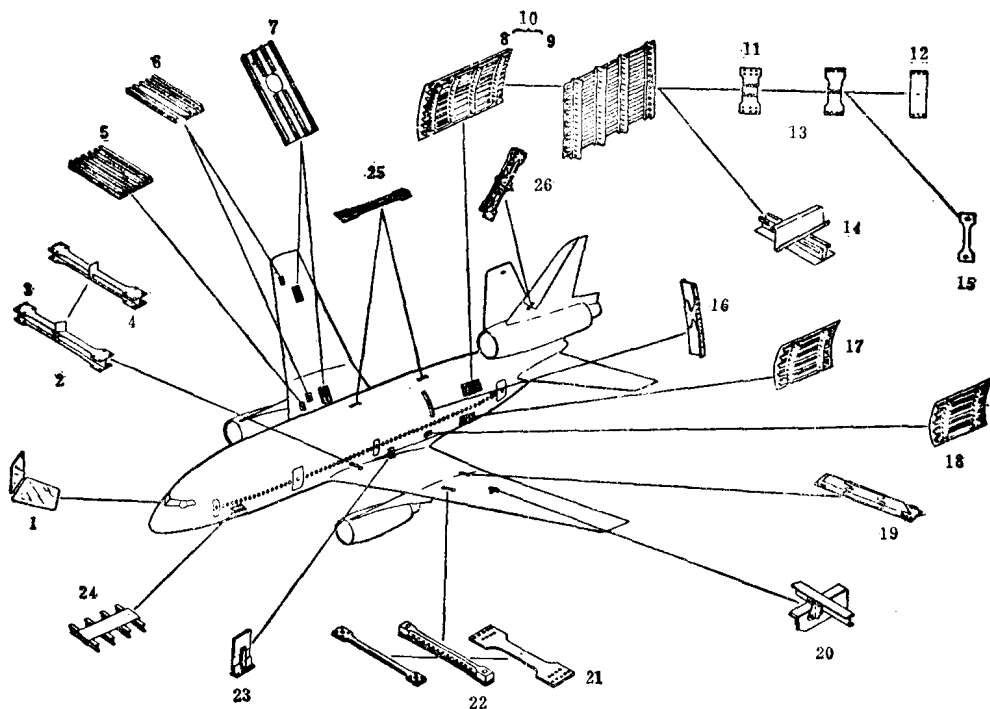


图1-2-1 研制试验

1—鸟撞击；2—桁条接缝；3—外侧的；4—内侧的；5—裂纹扩展和残余强度；6—压缩；7—疲劳和破坏安全；8—曲板；9—平板；10—裂纹扩展和破坏安全；11—纵向的蒙皮接缝；12—断裂闭性；13—基本结构；14—框与纵梁连接；15—材料疲劳；16—框接缝；17—压缩；18—剪切；19—翼梁缘条接缝；20—翼肋-桁条连接；21—断裂闭性；22—基本结构；23—机翼-机身T形接头；24—地板系统；25—桁条接缝；26—翼梁缘条接缝。

这种顺序，不进行彻底周密的试验来验证而只依赖理论分析，那就会导致灾难性的后果。

这并不是说不需要理论，而是说需要比理论更进一步的措施。可是，这样做的时候，在关键性的地方必须清楚地认识它的问题所在。图 1-2-2 所示的工程系统可用来处理任何一种情况，不管是一种设计方法也好，一个组件也好，或者一种飞行器的设计也好。而其中意义最为重大的是三个用粗黑线框起的部分：

实验室研制试验数据；

飞行试验数据；

鉴定或验证试验。

虚线箭头表示“数据反馈”，即利用实验数据来对飞机设计进行必要的修改。常规飞机基本载荷的飞行试验数据不大需要反馈。这是因为大量的研究和实验数据、实际经验以及关于这个题目的经过实践检验的理论早就存在了。根据模型数据可以预测出其基本载荷，而后的签证鉴定、验证试飞只是例行公事而已。

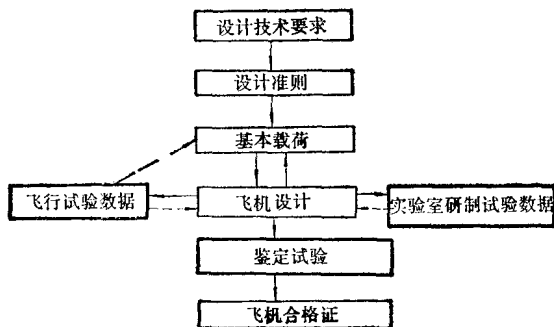


图1-2-2 飞机的设计、研制和鉴定

实验室研制试验对任何一种新飞行器计划中都是最重要的项目，对提出材料和形状的设计数据是如此，对检验新理论或新结构布置也是如此。如果有明确的设计目标和设计准则，又能严格坚持设计规则和研制试验评定，那么，鉴定试验就会顺利通过，而不致于在研制工作中花费不必要的大量资金及时间。

§ 3 结 构 重 量

确定结构尺寸的结构设计师或应力工程师应该关心重量，然而，目前似乎认为只有重量工程师才担心重量。可是，实际上除非一个公司的所有飞机工程师都关心重量，否则这家公司就难以设计出性能优良的飞机。固然，重量工程师能够估计或计算飞机及其组件的重量。但要真正减轻重量，还得依靠设计师和应力工程师的共同努力。从图 1-3-1 可以看出，重量上很小的差别就能影响飞机的性能是优良还是低劣。一架成功的样机的结构和装备若重量增加 5%，由此而引起的燃料或有用载重的减少，就可能使合同被取消。因为运输机的总重量极限是规定的，如果增加飞机空重，那么就得减少燃料或有用载重，以求抵偿。

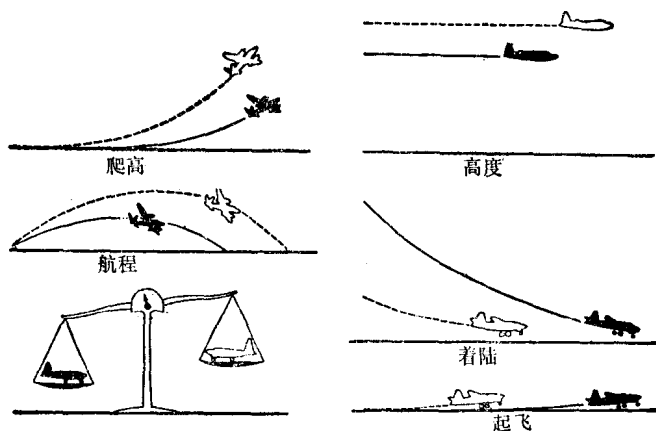


图1-3-1 重量在飞机性能中的意义

由历年来飞机结构的重量分析表明：无论螺旋桨飞机或喷气飞机结构重量在起飞总重（或总飞行重量）——指使用中实际达到的——中所占的百分数是相同的，如图 1-3-2 所示。

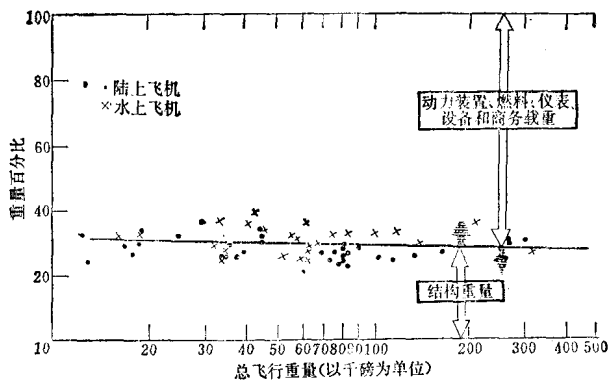


图1-3-2 飞机结构重量的比例

在设计阶段,要是性能和强度保持不变,则减轻结构重量就能节省燃料,飞机在同样的任务情形下从而可使用较小的发动机和较小的翼面来保持同样的翼面载荷等,节省下的飞机总重量却远大于单结构重量的减轻。

结构设计的目的在于提供这样一种结构,它既能使飞机(军用的或民用的)最有效地完成任务,又能使飞机在从开始设计直到废弃不用为止的整个过程中只耗费最少量的资金。这样,就有了一个据以判定结构设计成败的简单的准则。然而,单用结构重量的百分数来衡量整架飞机,或衡量结构本身的设计的成败是不够太充分的。例如,大家都熟悉有时在相应提高结构重量的情况下增大展弦比,可以节省巡航时的燃料,减轻飞机的总重量。了解了这种情况,而结构重量的百分数仍不失为衡量设计是否有效的一个有用的尺度。

§ 4 计算机辅助设计

由于不同的环境条件(飞行高度、速度等)、不同的构造、精细的零件以及分析范围的扩大和分析概念的拓展,对结构分析的要求,正在经历着一场变化。在这些分析要求的变化促进之下,数字式电子计算机及其有效应用在飞机设计中已经具有非常重要的地位。环境条件的变化促使了设计人员不断探求改善结构分析。高度和速度方面的变化不仅激发了人们探求重量更轻的结构,而且在高速飞行下还迫使人们考虑结构的受热情况。下面是一些对现代飞机设计的要求改变的因素:

- 不同的环境条件;
- 不同的构造;
- 精细的零件;
- 分析范围的扩大;
- 设计概念的拓展;
- 计算机的广泛应用。

如图 1-4-1 所示,是一种不连续性结构,位于机翼和机身连接处。这类结构的连接,应力一定会出现较大的重新分布,并且机身和机翼必定设计得具有不同的挠度。不管这种连接处的构造情况如何,主要的组件总是互相影响的。在组件的尺寸比例达到可作为梁来分析(理论上的分析)的地方,通常总是假定其中一个组件的特性,而相应地分析相连的另一个组件。上述机翼-机身接头,按这一步骤可以先假设机身作为机翼提供了一个悬臂支持的边界,然后,用梁的弯曲理论对机翼进行分析。

这种常规步骤实质上要保证出现在机翼和机身之间的那些分析的力是平衡的。遗憾的是,实际存在的弹性结构协调一致性,却往往迫使这两个主要结构之间形成与此不同的力分布。这样,就要改变这种简单的分析,以便确保在结构的不连续处既有力平衡,又有挠曲的协调一致。

大多数飞机构造都不仅力平衡必定得到满足,而且,弹性挠曲的协调一致也必定得到满足。这代表分析概念的一种新拓展,按照这种分析概念,必须改变分析技术,以便既包括平衡概念,又包括协调一致的概念。实际的结构载荷或应力分布,就是这两种概念给出的。然而,实际上,大多数结构(特别是飞机结构),是非常冗余的静不定的结构。换句话说,冗余结构的分析需要解很多个联立线性代数方程式。如果实际的冗余结构很庞大,有

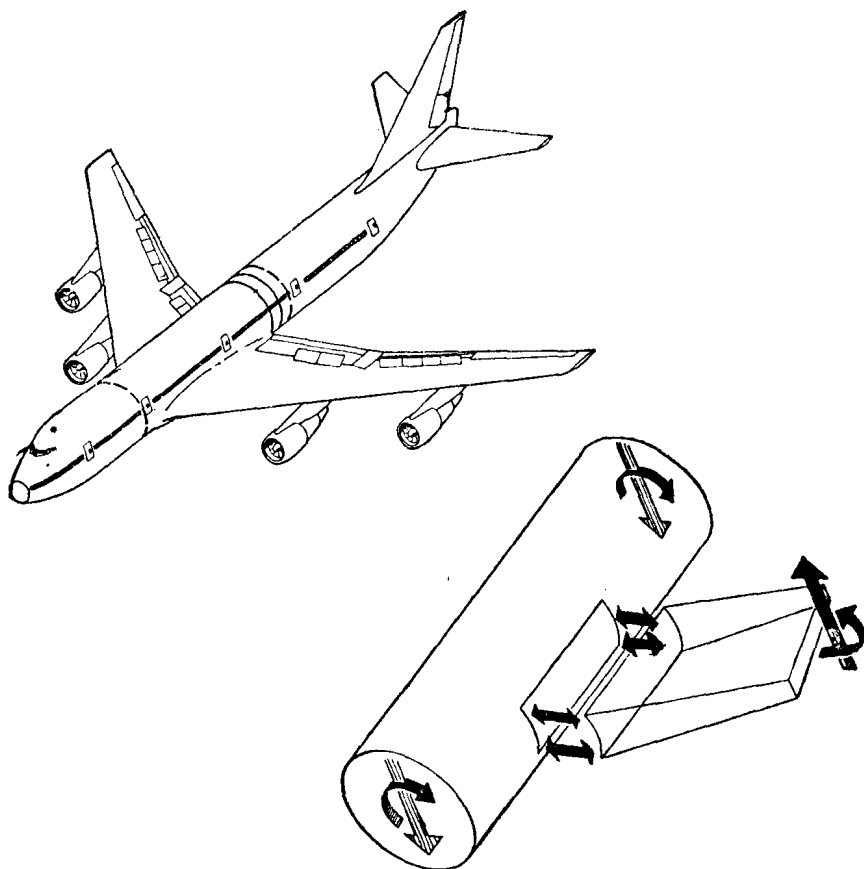


图1-4-1 平衡和协调一致的分析

关的联立方程组也就很庞大。很多工程师为了解决冗余结构问题，对相连接构件的相对力或相对位移特性进行若干假定，从而使用平衡方法而避免求解大量高阶的联立方程组。

结构应该具有什么特性才可以使用平衡方法。现将图 1-4-2 中一段均布 12 根等截面杆和等厚蒙皮的加劲圆筒作为一个例子。

如果假定蒙皮只传递纯剪力，那么，这个问题就有九个未知的加劲杆力。如图 1-4-2 所示，这个问题的应变能量解法将涉及解九个联立方程式，不仅导致沿横截面的线性位移，

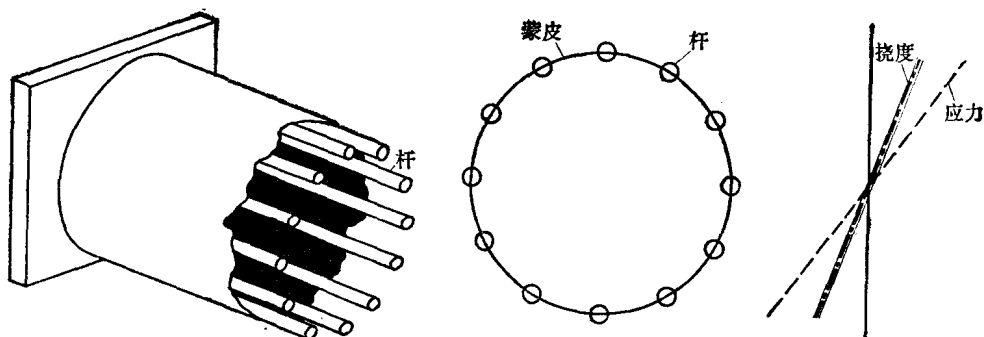


图1-4-2 均布加劲圆筒的应力和挠度分布

也导致线性应力。因此，如果作出九个适当的假定，或者与此类似，假若使用工程梁理论 ($\sigma = MC/I$ 平衡的方法)，那么，就会获得相同的结果，而用不着去解任何联立方程式。

作为第二个例子，如图 1-4-3 所示的非均布加劲固筒。这里，用如图 1-4-2 所示的同样的圆筒横截面、同样的加劲杆间隔和同样的壳体厚度。然而，加劲杆的横截面面积都不

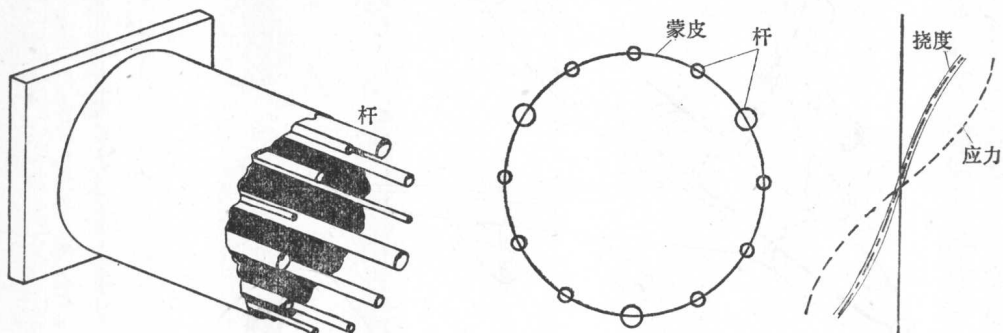


图1-4-3 不规则加劲圆筒的应力挠度分布

相等。图 1-4-3 所示非线性的应力分布和位移分布，是应用有限单元法得出的。从而获得处于平衡状态的应力，以及相应的协调一致的位移（这种方法要求解九个联立方程式）。很明显，在第二个例子中，仅用平衡的分析方法（即工程梁理论）就不适宜。由上述二例可以看出，仅使用平衡法分析就能得出正确结果是非常有限的。

分析实际结构需要进行大量的计算工作。正如所有的计算过程一样，要求可靠性和准确性高，并且速度快。很明显，当分析涉及求解成千上万个联立方程式时，数字式电子计算机就成了进行分析和计算所不可缺少的工具。

部件或零件的计算机图象程序 (Computer graphic programming) 设计，是利用字

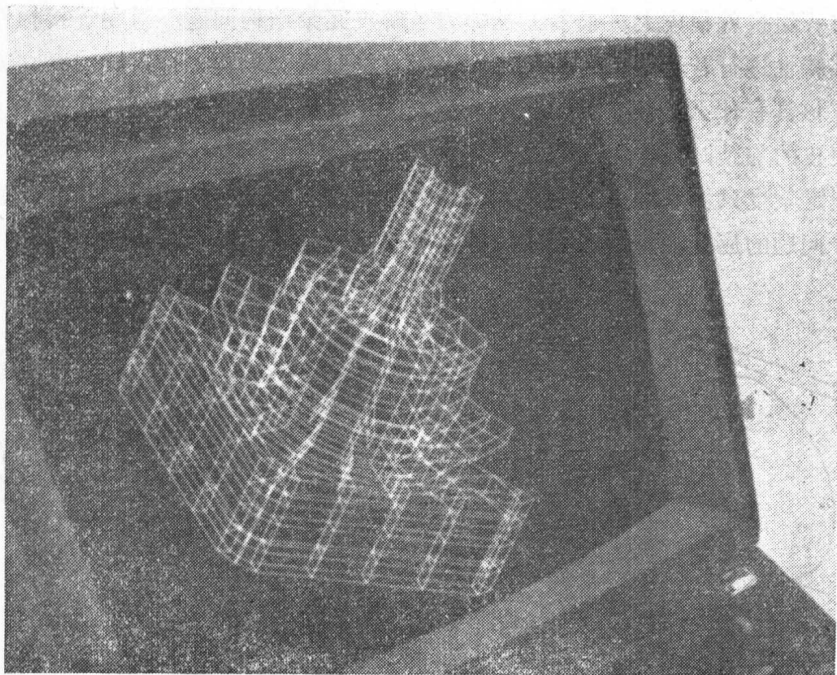


图1-4-4 计算机图象显示器

和图与计算机传递信息的一种方法。利用这种方法,就能形成所需的模型或部件的图象。其机械加工情景则在与计算机相连接的显示台荧光屏上模拟出来,用以检验所涉及的操作情况。图 1-4-4 是计算机图象显示的情景。

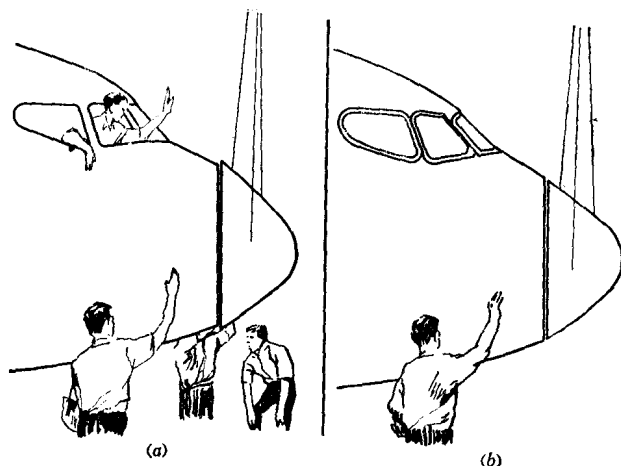


图1-4-5 减少昂贵的装配程序
(a) 常规装配, (b) 数控装配。

程序研制的主要目的在于简化部分程序设计过程,减少程序设计误差,降低生产准确的控制纸带的成本,缩短生产控制纸带所需的时间,从而缩短预生产的周期,如图1-4-5。

数控是通过使用控制纸带来模拟机床操作人员功能的一种方法。一个零件的几何形状用数学式描述,而且,经计算机与一部数控机床的坐标系统联系起来。在加进机械加工指令时,纸带上的信息就可控制机械加工操作。

§ 5 实体模型

当一个设计组,经过研究定出飞机完整外形(至少已有三面图形),加上其他初步的设想后,就可着手建造实体模型。建造这种模型的目的,主要使得设计人员及工程师们能够正确的调配和使用机内的空间。例如,座椅及货柜的安排,驾驶舱内的设计,机身内的管道、电线及缆索的安装,机翼前、后缘空间的利用,以及可活动部分的运动情形,等等。其中构件、支撑及机上任何的东西都必须准确地安放在适当的地方,这是在一般工程图上无法准确做到的。这样可避免所有构件选好后,在装配时由于构件之间的干扰或者其他原因无法安装而造成损失(并且又要花去一大笔钱,都是浪费的举动)。

实体模型基本上是飞机的整体或某部分的全尺寸实体模型,越是复杂的部分越是需要,例如,机翼及发动机区域。波音公司往往是采用制造全机的实体模型,如图 1-5-1 所示。而洛克希德公司的 L-1011 宽机身飞机是把机身与机翼分开的,其机翼部分实体模型(图 1-5-2),又称为“铁鸟”,翼面装有前缘缝翼和后缘襟翼,并装有可活动的设备及各种管道。这种实体模型是以金属为主,有些模型上是用木材。至于采用金属或者木材,完全看哪一种方便、经济,并无硬性规定。但需有一定程度的强度,能承受结构本身重量以及装配时工作人员的重量。另一个常见的实体模型是驾驶舱部分,如图 1-5-3,因为必须确定