V262
24

普通高等教育“九五”国家重点教材

现代飞机制造技术

范玉青　编著

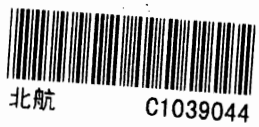
090217





北京航空航天大学出版社

http://www.　cn



北航　C1039044

内 容 简 介

本书在论述传统飞机制造技术的基础上，以飞机产品数字化模型为主线，贯穿整个产品的设计制造过程。在详细描述这一过程的各环节中，说明产品的数字化建模、数据传递、拓延和控制技术，同时体现产品数据管理、工艺信息管理、企业资源计划、并行工程、精良生产、虚拟制造以及先进质量体系等一系列新思想。

本书是飞行器制造工程专业的教材，也可作为航空、航天工业各工厂和研究所从事飞行器设计制造技术人员和管理人员的参考用书。

图书在版编目(CIP)数据

现代飞机制造技术/范玉青编著. —北京：北京航空航天大学出版社，2001.5

ISBN 7-81012-475-7

Ⅰ.现… Ⅱ.范… Ⅲ.飞机 制造 Ⅳ.V262

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2000)第 84283 号

现代飞机制造技术

范玉青 编著

责任编辑 马广云

*

北京航空航天大学出版社出版发行

北京市海淀区学院路 37 号 邮编：100083 发行部电话：(010)82317024

http://www.buaapress.com.cn

E-mail:pressell@publica.bj.cninfo.net

涿州市新华印刷有限公司印装 各地书店经销

*

开本：787 × 1092 1/16 印张：38.75 字数：992 千字

2001 年 6 月第 1 版 2005 年 2 月第 3 次印刷 印数：2 501~4 000 册

ISBN 7 - 81012 - 475 - 7/V · 034 定价：44.00 元

序

国家教委(现国家教育部)在1996年正式立项,将"航空航天类专业人才培养方案和教学内容体系改革"列入"面向21世纪高等工程教育教学内容和课程体系改革计划"之内,且飞行器制造工程专业是其试点专业之一。教材建设是教学改革的一个重要方面,而飞行器制造工程专业现有的教材内容陈旧,且系统性差,难以体现现代航空制造技术的综合性、系统性和先进性;因此,教学内容体系的改革呼唤着一批高水平新教材的出现,《现代飞机制造技术》一书的编写则是一个良好的开端。

目前,我国航空工厂传统的飞机制造工艺正在向现代飞机制造技术过渡。在过渡阶段,两种体系兼顾并存,新老方法综合应用。《现代飞机制造技术》一书充分考虑了这一情况,符合我国国情。

近30年来,飞机制造技术发生了根本性的变革,特别是波音777飞机的问世,标志着飞机制造从过去使用模线—样板—量规—标准样件—零件成形模具与装配型架的模拟量传递体系,转变为全机外形数字化定义—飞机结构三维建模—数字化预装配—数控加工—数控检测的数字量传递体系。本书参考与借鉴了美国波音商用飞机公司的制造技术,对上述转变进行了全面、深刻的论述;考虑到设计、制造和管理三者之间密不可分的内在联系,阐述了产品数据管理和制造资源计划等相关技术;在以上基础上,勾画出了基于数字化产品定义、实施并行工程的现代飞行器制造体系,并阐述了它的主要内容。

本书是作者在深入调查研究、查阅大量资料的基础上写成的。全书内容丰富翔实,涉及面广,信息量大。其中有许多弥足珍贵的统计数字,它们涉及到许多技术人员共同或各自关注的问题。本书的另一个特色是面向工程应用,且原理与工程实践紧密结合。

航空宇航制造工程学科是航空宇航科学与技术的主干学科,是一门综合性很强的学科。飞行器本身的高性能、高要求决定了它必须采用先进的制造技术;因此,该学科本身既是航空、航天这一高科技的重要组成部分,同时又汇集了许多当代杰出的工程技术成就(包括数字化技术、并行工程、虚拟制造、工业工程等)。该学科是研究、开发、应用和推广这些高新技术的最活跃、最有生气的领域之一,因此,与其他相关学科和相关工业部门(如汽车、船舶、机械、轻工等)也有密切的关系。本书的出版不仅对航空航天类专业人才的培养、航空航天工业的现代化建设有一定的现实意义,而且对相关专业和相关工业部门也有参考价值。

周儒荣

1999年2月于南京

前　言*

飞机是一个庞大而复杂的、驶离地面的飞行器系统，是人类制造的一种最复杂的高技术产品。现代飞机具有外形气动要求严格、设计更改频繁、产品构型众多、零件材料和形状各异、内部结构复杂、空间十分紧凑、各类系统布置密集和零组件数量巨大等特点。因此，飞机制造技术是难度大、工程艰巨、协作面广、管理困难且需要投入巨额资金的综合性高技术产业。长期以来飞机制造业总是反映着人类的最新科学技术成就。特别是近二三十年来，计算机技术尤其是数字化技术及其应用发展迅速，已渗透到制造技术的各个环节中，使传统的飞机制造技术发生了根本性变革。因此，在本书的编写过程中，力求反映制造技术的这一变革，同时注意到其他最新的制造技术、生产组织与管理方法等方面内容。这些通过下述编写思想体现出来。

- 飞机的制造过程实质上是对一个产品进行数字建模、数据传递、拓延和加工处理的过程。最终形成的飞机产品可以看作是数据的物质表现。
- 飞机产品的设计与制造、技术与管理以及生产过程与质量控制彼此不可分割，通过并行工程的实施把它们综合、协调、集成起来。
- 在注意单项技术有一定深度的同时，扩大知识面，强调总体的全局观念，提倡创新思想，面向知识经济时代的挑战。
- 从我国经济发展需要出发，走改革开放之路，树立经济观念，加强市场意识，为提高企业参与竞争的能力服务。

基于上述思想，本书的内容大致安排如下：

- 首先讲述传统的飞机制造技术，特别是有关飞机产品定义的模拟量传递方法及其体系。它不仅在现阶段的飞机制造中有现实意义，而且是建立数字化飞机制造技术这一概念的基础。
- 全书以产品数字建模(包括产品的几何与结构、制造工艺与管理信息、数字测量、质量控制等内容)为主线，涉及到飞机制造中产品设计、制造、管理和质量等方面的技术人员共同关心的问题。
- 在有关章节中涉及到了制造技术的最新发展，包括一系列新思想和新概念，如虚拟制造技术、精益生产、并行工程、产品数据管理和制造资源计划等。
- 主要参考 Boeing Commercial Airplane Group (美国波音商用飞机公司，本书后面简称波音公司)的制造技术，结合我国飞机制造技术多年积累起来的经验及其实际应用情况，侧重新的飞机制造体系及其相关问题的描述，对单项技术仅作有选择的论述。

邀请了多方面专家和有关技术人员参与本书的编写，因此，本书是在集思广益的基础上，结合我们近几年的科研工作而完成的。全书分四篇，共十八章。各章编写的分工如下：第六章由李宁编写；第九、十三章由杨玺编写；第十章由林岗山编写；第十一、十二章由蒋辉编写；第十四章由林晓星编写；第十五章由梅中义编写；第十六章由关世伟编写；第十七、十八章由张徽元

* 本书得到了航空预研项目 H48.4.2 和航空基础科学基金项目 99H51123 的资助。

编写；其余各章由范玉青编写，并负责全书内容的筹划和综合。范立工负责本书文字和图表的计算机输入。

在本书历时5年的编写过程中，作者对我国主要的飞机制造厂、设计和工艺研究所进行了调研，得到了许多同行专家的大力支持和帮助。这使作者方便地收集了我国飞机制造技术多年积累起来的经验和科研技术成果（如飞机制造厂提供的宝贵资料、技术文件、研究论文、产品信息和航空制造工程手册等），并参阅了兄弟院校的原有教材。所参阅或借鉴内容的资料目录全部列入每章后的参考文献中。在此谨向所有提供资料的同行，特别是沈阳和上海飞机制造厂的有关领导、专家和技术人员表示衷心的感谢。唐荣锡教授对本书的编写给予了热情的关心和积极的指导；南京航空航天大学周儒荣教授详细地审阅了本书，并提出了宝贵的意见，在此表示谢意。

由于本书编写人员的时间、知识和经验有限，本书无论是在章节结构、内容编排、题材取舍方面，还是在技术水平和文字描述等方面，难免会有处理不妥、疏忽错漏之处；书中亦有概念衔接不紧、深浅程度不一的情况，甚至还会有谬误之处。恳请广大读者批评指正，以便今后本书的修订。

本书是飞行器制造工程专业本科生和研究生的专业教材。对于从事飞行器设计、制造和管理工作的广大技术人员也有参考价值。

北京航空航天大学
范玉青
1999年2月

目　录

第一篇　飞机制造基本原理和方法

第一章　传统的飞机制造模式

1.1　飞机研制工作的一般过程　(3)
1.2　飞机制造技术的特殊要求　(6)
1.2.1　制作实物模型样机　(7)
1.2.2　飞机外形严格的气动要求和结构的互换协调　(9)
1.2.3　严格控制飞机的结构重量　(10)
1.3　飞机制造的基本方法及其特点　(10)
1.3.1　设计分离面与工艺分离面　(11)
1.3.2　飞机装配准确度　(14)
1.3.3　模线样板法工作原理　(21)
1.4　飞机装配过程　(22)
1.4.1　工艺基准　(22)
1.4.2　装配定位　(25)
1.4.3　装配工艺过程　(28)
1.4.4　装配工艺设计主要内容　(31)
1.5　飞机总装配及机场车间工作　(33)
1.5.1　飞机总装配　(33)
1.5.2　机场车间工作　(38)
思考题　(39)
参考文献　(39)

第二章　飞机制造中的尺寸传递体系及其实现

2.1　飞机制造的互换和协调　(40)
2.1.1　互换和协调的基本概念　(40)
2.1.2　飞机制造中的互换要求　(41)
2.1.3　保证互换性的意义　(43)
2.2　保证互换协调的尺寸传递原理　(43)
2.2.1　保证协调准确度的基本方法　(44)
2.2.2　按独立制造原则进行协调　(44)
2.2.3　按相互联系原则进行协调　(46)
2.2.4　按相互修配原则进行协调　(47)
2.2.5　3种尺寸传递原则的应用　(48)
2.3　典型的尺寸传递体系　(49)
2.3.1　对尺寸传递体系的设计要求　(49)
2.3.2　模线样板-标准样件协调系统　(50)
2.3.3　模线样板-局部标准样件协调系统　(51)
2.3.4　以飞机外形的数学模型为基础的协调系统——数字量尺寸传递体系　(53)
2.4　模线样板技术　(56)
2.4.1　模线样板技术的内容和作用　(56)
2.4.2　我国模线样板技术的发展　(57)
2.4.3　理论模线　(57)
2.4.4　结构模线　(60)
2.4.5　常用样板　(62)
2.4.6　样板的分类和基本用途　(65)
2.5　CAD技术在模线设计中的应用　(70)
2.5.1　建立数学模型和模线的自动绘制　(70)
2.5.2　结构模线CAD软件分类及技术准备工作　(71)
2.5.3　交互式图形设计　(72)
2.6　互换协调方法的典型实例及协调图表的设计　(73)
2.6.1　飞机钣金零件的重点协调部位及协调方法　(74)
2.6.2　典型飞机结构的协调路线　(78)
2.6.3　互换协调图表的设计　(82)
思考题　(83)
参考文献　(83)

第三章　飞机制造工艺装备

3.1　工艺装备的作用和分类　(84)
3.1.1　概　述　(84)
3.1.2　飞机工艺装备的作用　(84)
3.1.3　飞机工艺装备的分类　(86)

3.1.4 选择工艺装备的原则 (88)
3.2 标准工艺装备的设计和制造 (89)
3.2.1 标准工艺装备的定义、分类和技术要求 (89)
3.2.2 标准工艺装备设计的基本要求 (94)
3.2.3 各类标准工艺装备的结构特点 (95)
3.2.4 标准工艺装备制造的协调方法 (97)
3.2.5 确定标准工艺装备的因素 (99)
3.2.6 标准工艺装备的结构设计 (101)
3.2.7 标准工艺装备的制造 (102)
3.3 装配工艺装备的设计和制造 (102)
3.3.1 装配工艺装备的种类、结构和功用 (102)
3.3.2 装配工艺装备的设计原则 (104)
3.3.3 装配型架设计的一般问题 (105)
3.3.4 型架骨架的构造 (107)
3.3.5 型架的外形定位件及夹紧件 (109)
3.3.6 型架的接头定位件 (110)
3.3.7 飞机装配型架的安装 (110)
3.4 飞机生产准备技术的发展 (113)
3.4.1 飞机装配定位的简化 (113)
3.4.2 工艺装备结构和设计的改变 (113)
3.4.3 工艺装备制造的改进 (114)
思考题 (115)
参考文献 (115)

第二篇 飞机产品的数字建模及并行工程的实施

第四章 飞机产品数字建模技术

4.1 产品数字模型在飞机设计和制造过程中的地位和作用 (119)
4.1.1 产品几何形状和尺寸的正确传递是制造工作的关键 (119)
4.1.2 波音公司对数字化产品定义的试验过程 (120)
4.1.3 产品数字建模的内容及效果 (121)
4.2 产品数字建模技术及其应用 (125)
4.2.1 采用产品数字建模技术的企业运行方式 (125)
4.2.2 基于产品数字建模的工程设计过程 (127)
4.2.3 基于产品数字模型的制造工程 (133)
4.2.4 工程设计数据的发放和管理 (138)
4.3 基于数字化产品定义的制造工程计算机系统 (140)
思考题 (142)
参考文献 (142)

第五章 并行工程在飞机制造中的实施

5.1 并行产品定义 CPD (144)
5.1.1 CPD 的主要内容和关键因素 (144)
5.1.2 综合设计评审 (146)
5.2 并行产品定义的组织方式 (147)
5.2.1 IPT 的组织方式 (148)
5.2.2 IPT 的运行环境和工作方式 (149)
5.2.3 CPD 执行过程 (156)
5.3 IPT 的结构、成员和任务 (157)
5.3.1 IPT 的层次结构和上层组织 (157)
5.3.2 IPT 的组织方法 (157)
5.3.3 IPT 的作用和职责 (158)
5.3.4 职能部门的作用 (160)
5.3.5 IPT 和职能部门的分工 (161)
5.3.6 IPT 运行环境中的管理 (162)
5.4 实施并行工程的几点启示 (163)
5.4.1 并行工程与企业文化的关系 (163)
5.4.2 改进过程是关键 (163)
5.4.3 实施并行工程是一个渐进过程 (163)
5.4.4 并行工程的实施关键在领导 (164)
思考题 (164)
参考文献 (164)

第六章 产品数据管理和制造资源计划

6.1 现代制造业的发展和面临的问题 (166)
6.2 产品数据管理技术 PDM 概述 (166)
6.2.1 PDM 的发展背景 (166)
6.2.2 实施 PDM 是企业发展的迫切需要 (168)
6.2.3 有关 PDM 的基本概念 (169)
6.2.4 PDM 的应用范围与特点 (170)

6.2.5 PDM 的功能 (172)
6.3 PDM 与信息集成的关系 (180)
6.3.1 PDM 应该是 CAD/CAPP/CAM 的集成平台 (180)
6.3.2 PDM 应该是产品信息传递的桥梁 (181)
6.3.3 PDM 能够支持并行工程的实施 (182)
6.4 PDM 技术的发展和应用 (183)
6.4.1 PDM 的发展趋势 (183)
6.4.2 实施 PDM 须注意的地方 (186)
6.5 主要 PDM 软件 (186)
6.6 制造资源计划 MRP Ⅱ 概述 (187)
6.6.1 MRP Ⅱ 的发展 (187)
6.6.2 什么是 MRP Ⅱ (188)
6.7 供应链 (190)
6.8 MRP Ⅱ 的基础数据 (191)
6.9 生产计划与主生产计划 (193)
6.9.1 生产计划 (193)
6.9.2 主生产计划 (193)
6.10 物料表和物料需求计划 (194)
6.10.1 物料表 (195)
6.10.2 物料需求计划 (197)
6.11 能力需求计划 (200)
6.11.1 工作中心 (200)
6.11.2 粗能力计划 (201)
6.11.3 能力需求计划 (201)
6.12 车间作业管理 (202)
6.13 库存管理 (202)
6.13.1 库存控制 (203)
6.13.2 采购管理 (203)
6.14 成本管理 (204)
6.14.1 产品成本的构成 (204)
6.14.2 MRP Ⅱ 中的成本类型 (204)
6.14.3 MRP Ⅱ 中的成本计算方法 (204)
6.14.4 成本差异分析 (205)
6.15 企业资源计划和智能资源计划系统简介 (205)
6.15.1 企业资源计划 (205)
6.15.2 智能资源计划 (208)
6.16 MRP Ⅱ 的实施 (208)
6.16.1 MRP Ⅱ 实施的关键 (208)
6.16.2 MRP Ⅱ 实施的过程 (209)
6.17 典型 MRP Ⅱ /ERP 系统 (210)
思考题 (211)
参考文献 (212)
第七章 飞机构型定义、控制和制造资源管理
7.1 从产品数字化、并行定义到 PDM 技术应用 (213)
7.1.1 商业竞争形势 (213)
7.1.2 突破性战略措施 (213)
7.2 DCAC/MRM 系统结构及其软件系统 (215)
7.2.1 DCAC/MRM 系统结构 (215)
7.2.2 DCAC/MRM 采用的软件系统 (218)
7.3 DCAC/MRM 系统关键要素 (220)
7.3.1 DCAC/MRM 系统与精益生产 (220)
7.3.2 精简作业流 TBS (221)
7.3.3 简化构型管理 SCM (222)
7.3.4 单一产品数据源 SSPD (228)
7.3.5 改进物料管理 TMM (229)
7.4 DCAC/MRM 工作原理 (230)
7.4.1 DCAC/MRM 系统工作过程 (230)
7.4.2 采办工作集中与分散相结合 (235)
7.4.3 选型、模块和零部件 (235)
7.4.4 简化有效性管理的实施 (238)
7.4.5 预转换工作 (240)
7.4.6 投产飞机 (245)
7.4.7 确定预测需求 (246)
7.4.8 供应商规范计划 (250)
7.4.9 工艺装备产品 (250)
7.4.10 产品定义数据发放 (250)
7.4.11 供应商条码 (251)
7.5 DCAC/MRM 系统的实现措施和步骤 (251)
7.5.1 实现措施 (252)
7.5.2 实施步骤 (253)
思考题 (254)

参考文献 (254)

第三篇 飞机产品数据的生成、传递、拓延和管理

第八章 综合工作说明 IWS 的内容和作用

8.1 有关数字化产品定义的几个问题 (257)
8.1.1 飞机部件基准线图 (257)
8.1.2 飞机设计制造中的编号规则 (259)
8.1.3 区域控制码 (260)
8.1.4 项目工艺总方案 (261)
8.2 硬件可变性控制 HVC (266)
8.2.1 关键特性 (266)
8.2.2 HVC 的内容 (267)
8.2.3 HVC/AQS 产品定义 (268)
8.2.4 HVC 测量点 (269)
8.2.5 工艺装备定位计划 (269)
8.2.6 协调单 (271)
8.3 综合工作说明 IWS 的内容及其作用 (273)
8.3.1 IWS 的概念 (273)
8.3.2 IWS 的建立及演化过程 (273)
8.3.3 IWS 的文档结构 (274)
8.3.4 IWS 的作用 (276)
8.4 IWS 实例 (277)
思考题 (281)
参考文献 (281)

第九章 自动零件表 APL 的结构和内容

9.1 APL 系统和 APL 表 (283)
9.1.1 APL 系统和 APL 表概念 (283)
9.1.2 APL 相关词语说明 (283)
9.1.3 飞机标识号说明 (285)
9.2 APL 系统的组成和工作步骤 (286)
9.2.1 APL 系统的组成 (286)
9.2.2 APL 系统的工作步骤 (287)
9.3 APL 输入表 (288)
9.3.1 APL 封面页 (288)
9.3.2 APL 应用表 (288)
9.3.3 APL 注释页 (290)
9.3.4 APL 零件表 (290)
9.3.5 APL 先期图纸更改单和带应用表的 APL 先期图纸更改单 (291)
9.4 APL 表输入说明 (291)
9.4.1 APL 封面页输入 (291)
9.4.2 APL 应用表输入 (292)
9.4.3 APL 注释页输入 (293)
9.4.4 APL 零件表输入 (293)
9.5 APL 表中数据的关系 (294)
9.5.1 APL 表与图纸页的关系 (294)
9.5.2 APL 表内部的关系 (295)
9.5.3 APL 表之间的关系 (296)
9.5.4 其他相关内容 (297)
9.6 APL 表维护 (298)
9.6.1 更改的实施和行为代码 (298)
9.6.2 APL 应用表维护 (299)
9.6.3 APL 零件表维护 (299)
9.6.4 装配件/安装件生成 (300)
9.6.5 整个 APL 表的生成、删除和恢复 (300)
9.7 APL 表发放 (301)
9.7.1 标 题 (301)
9.7.2 应用表 (301)
9.7.3 更改段 (302)
9.7.4 零件应用索引 (303)
9.7.5 装配件细目表 (303)
9.7.6 注释表 (305)
9.7.7 零件表索引 (305)
9.8 APL 在制造中的地位和应用 (306)
9.8.1 APL 系统的地位 (306)
9.8.2 APL 表与 IWS 的关系 (308)
9.8.3 APL 表与工程数据集的关系 (308)
9.8.4 APL 表生成 E-BOM 的过程 (309)
9.8.5 APL 表与 SSPD 的关系 (310)
9.8.6 APL 表与 PDM 的关系 (311)
9.9 APL 表的新发展 (311)
9.9.1 PDM 生成物料表 (312)
9.9.2 零件表 PL (314)
9.9.3 制造零部件零件表 MPPL (315)
9.9.4 供应商计划零件表 SPPL (315)
9.9.5 供应商定制零件表 SCPL (316)
9.9.6 数据表 (317)

9.9.7 从 APL 到 PDM (317)
思考题 (318)
参考文献 (318)
第十章 计算机辅助飞机设计制造支撑软件——CATIA
10.1 CATIA 系统简介 (319)
10.2 CATIA 系统体系结构 (319)
10.2.1 面向虚拟产品的高度集成化体系 (319)
10.2.2 基于混合模型的造型方法 (320)
10.2.3 支持并行工程设计的系统结构 (320)
10.2.4 基于人工智能技术的知识工程结构 (320)
10.2.5 基于网络的协同工作环境 (321)
10.2.6 开放性的体系结构 (321)
10.3 CATIA 系统有关概念 (322)
10.3.1 项目文件 (322)
10.3.2 模型和 SESSION (323)
10.3.3 工作空间 (323)
10.3.4 几何集 (324)
10.3.5 CATIA 模型的组织管理结构 (324)
10.3.6 层及层过滤器 (324)
10.3.7 工作模式 (326)
10.4 CATIA 有关几何元素的结构及数学表示 (326)
10.4.1 CATIA 线架元素的数学定义 (326)
10.4.2 CATIA 曲面元素的结构及数学表示 (326)
10.4.3 CATIA 实体元素的结构及表示 (328)
10.4.4 CATIA 二维工程绘图的基本结构 (329)
10.5 应用 CATIA 系统进行数字化建模的基本过程 (330)
10.6 CATIA 软件主要功能 (331)
10.6.1 CATIA 线架造型 (332)
10.6.2 CATIA 曲面造型 (333)
10.6.3 CATIA 实体造型 (335)
10.6.4 CATIA 三维参数化造型 (337)
10.6.5 CATIA 的特征造型 (338)
10.6.6 CATIA 装配 (338)
10.6.7 CATIA 装配模拟 (339)
10.6.8 CATIA 系统的工程分析 (339)
10.6.9 运动机构模拟分析 (339)
10.6.10 CATIA NC 加工 (340)
10.7 CATIA 二次开发平台 (341)
10.7.1 CATIA 二次开发平台简介 (341)
10.7.2 CATIA 几何接口 (341)
10.7.3 批处理程序 (342)
10.7.4 IUA 编程 (343)
10.7.5 GII 开发平台简介 (346)
10.8 CATIA 系统的应用 (351)
思考题 (351)
参考文献 (351)
第十一章 工程数据集的结构和管理
11.1 概 述 (352)
11.1.1 工程数据集 (352)
11.1.2 工程数据集的分类 (353)
11.2 CATIA 数据集结构 (354)
11.2.1 CATIA 模型 (354)
11.2.2 模型和 CATIA 图页的划分 (355)
11.2.3 层的管理 (355)
11.3 三维模型 (358)
11.3.1 三维模型结构 (358)
11.3.2 模型内部的层次关系 (358)
11.3.3 参考模型 (359)
11.4 二维模型 (359)
11.4.1 二维模型结构 (359)
11.4.2 种子模型 (360)
11.4.3 边 框 (361)
11.4.4 保留区 (362)
11.4.5 辅助视图 (362)
11.5 工程数据集的命名 (363)
11.5.1 基本命名法 (363)
11.5.2 CATIA 数据集的命名 (364)
11.6 应用实例 (367)
11.6.1 实例 1——水平尾翼安定面 (367)
11.6.2 实例 2——平尾翼肋 (372)
思考题 (374)
参考文献 (374)

第十二章 飞机结构件与工艺装备数字建模方法

12.1 概 述 (376)
12.1.1 结构件建模 (376)
12.1.2 CATIA 建模方法 (377)
12.2 建模规则 (377)
12.2.1 坐标系 (377)
12.2.2 坐标系的使用 (378)
12.2.3 误 差 (380)
12.2.4 模型的合理性与“清洁”性 (380)
12.2.5 模型的建立 (380)
12.3 建模中几何元素的使用 (381)
12.3.1 点 (381)
12.3.2 线 框 (382)
12.3.3 曲 面 (384)
12.3.4 实 体 (384)
12.4 典型模型或零件的建模方法及规定 (385)
12.4.1 主尺寸表面模型 (385)
12.4.2 管路装配/安装件建模方法 (390)
12.4.3 钣金件建模方法 (391)
12.4.4 机加件建模方法 (393)
12.4.5 铸件和锻件建模方法 (393)
12.4.6 复合材料建模方法 (393)
12.5 数字化预装配 (396)
12.6 在并行工程环境中的结构设计 (398)
12.6.1 波音 737-700 项目并行工程的工作环境 (398)
12.6.2 结构件设计过程 (398)
12.7 结构件数字建模实例 (402)
12.7.1 实例 1 (402)
12.7.2 实例 2 (404)
12.8 装配工艺装备数字建模实例 (405)
思考题 (409)
参考文献 (410)

第十三章 飞机制造工艺信息和工艺流程设计

13.1 相关概念 (411)
13.1.1 制造工艺信息 (411)
13.1.2 飞机制造工艺流程 (413)
13.2 飞机制造工艺文件 (413)
13.2.1 制造工艺文件的分类和编制内容 (413)
13.2.2 制造工艺文件的编制依据 (414)
13.2.3 WBS 的拓延 (415)
13.2.4 SOW 的拓延 (416)
13.2.5 一号流程 (416)
13.2.6 承诺进度计划 (419)
13.2.7 制造工艺方案 (420)
13.2.8 工艺规程 (422)
13.2.9 工作指令 (424)
13.2.10 工作包文件 (426)
13.2.11 集成物料表 (426)
13.3 飞机制造工艺流程设计 (426)
13.3.1 飞机制造工艺流程设计的步骤 (427)
13.3.2 E-BOM 的内容和产品结构树 (429)
13.3.3 按制造模块划分 ACC (431)
13.3.4 装配工艺树的生成 (434)
13.3.5 将 ACC 划分为 POS (437)
13.3.6 在 POS 中定义 JOB (438)
13.3.7 按 JOB 的顺序形成 STEP (440)
13.3.8 生成工步描述 (440)
13.4 飞机制造工艺流程时间计算 (442)
13.4.1 自顶向下估算 (442)
13.4.2 自低向上计算 (444)
13.4.3 批量生产周期计算 (446)
13.5 飞机制造工艺信息管理系统和装配流程设计系统 (448)
13.5.1 飞机制造工艺信息管理系统 (448)
13.5.2 飞机装配流程设计系统 (449)
思考题 (450)
参考文献 (450)

第四篇 飞机零件制造及质量控制方法

第十四章 基于特征的整体结构件数控加工

14.1 特征概念与飞机结构件特征分析 (453)
14.1.1 特征概念 (453)
14.1.2 飞机整体结构件数控加工的

工艺分析 (454)
14.2 飞机整体结构件制造特征的归纳和表达 (456)
14.2.1 特征归纳原则 (456)
14.2.2 特征的表达 (458)
14.3 特征信息模型及信息集成 (461)
14.3.1 特征的描述方法 (461)
14.3.2 零件的特征信息模型 (461)
14.3.3 特征信息在集成系统中的应用 (463)
14.4 特征定义方法 (464)
14.5 特征与工艺决策 (465)
14.5.1 工艺知识处理 (465)
14.5.2 工艺决策 (467)
14.6 特征加工的刀位自动计算 (468)
14.7 CAD/CAPP/CAM 系统的应用效果与前景 (470)
思考题 (471)
参考文献 (471)
第十五章 飞机钣金零件成形方法
15.1 飞机钣金零件分类 (472)
15.1.1 分类原则及方法 (472)
15.1.2 飞机钣金零件分类图 (472)
15.2 传统的钣金零件成形方法 (475)
15.2.1 压　延 (475)
15.2.2 局部成形 (477)
15.2.3 翻　边 (477)
15.2.4 弯　曲 (478)
15.2.5 拉　形 (478)
15.2.6 胀　形 (479)
15.2.7 旋压与旋薄 (480)
15.3 钣金成形的计算机模拟 (481)
15.3.1 钣金成形模拟的发展 (481)
15.3.2 模拟的意义 (482)
15.3.3 模拟的主要方法和模拟软件系统的基本结构 (482)
15.3.4 现有的分析模拟软件系统 (484)
15.3.5 钣金成形过程计算机仿真技术路线 (486)
15.3.6 网格重划技术 (488)
15.3.7 钣金成形数值模拟的发展趋势 (489)
15.4 模具的计算机辅助设计与制造 (490)
15.4.1 模具 CAD/CAM 系统的配置、功能和效果 (490)
15.4.2 典型模具 CAD/CAM (490)
15.5 钣金成形中的毛料展开 (495)
15.5.1 钣金件毛料展开概述 (495)
15.5.2 任意曲面的展开 (495)
15.5.3 旋转面的毛料展开 (496)
15.5.4 展开毛料外轮廓的确定 (496)
思考题 (497)
参考文献 (497)
第十六章 飞机结构胶接技术
16.1 胶接技术的发展与应用 (498)
16.1.1 胶接技术发展简史 (498)
16.1.2 胶粘剂的应用 (498)
16.1.3 胶接技术的特点 (499)
16.2 胶接机理 (500)
16.2.1 胶接接头的结构组织 (500)
16.2.2 胶接理论 (501)
16.3 胶接接头的设计 (502)
16.3.1 胶接接头的受力分析 (502)
16.3.2 胶接接头的结构形式 (502)
16.3.3 胶粘剂的选择 (506)
16.3.4 被粘物的表面处理 (506)
16.4 胶接工艺过程 (508)
16.4.1 预装配 (509)
16.4.2 处理被粘物表面 (509)
16.4.3 涂　胶 (509)
16.4.4 装　配 (510)
16.4.5 固　化 (510)
16.4.6 常用胶接工艺方案 (510)
16.5 胶接设备 (513)
16.6 胶接工艺装备及协调线路 (515)
16.6.1 胶接工艺装备特点 (515)
16.6.2 胶接工艺装备的技术要求 (515)
16.6.3 胶接工艺装备的类别和用途 (515)
16.6.4 协调依据及容差分配 (517)
16.7 胶接质量检测和胶接性能测试 (518)

16.7.1 胶接质量检测 (518)
16.7.2 胶接性能测试 (518)
16.8 胶接铝蜂窝夹层结构 (520)
16.8.1 蜂窝夹层结构简介 (520)
16.8.2 蜂窝夹层结构的制造 (521)
16.9 特种胶接结构简介 (523)
16.9.1 铝合金胶接复合层板 (523)
16.9.2 纤维增强铝合金胶接层板 (524)
16.9.3 芳纶纸蜂窝芯材的结构 (524)
16.9.4 消音蜂窝壁板的制造 (525)
思考题 (525)
参考文献 (525)
第十七章 数字测量技术及其应用
17.1 三坐标测量机系统 (526)
17.1.1 三坐标测量机的基本性能 (526)
17.1.2 三坐标测量机的机械系统 (531)
17.1.3 数控三坐标测量机 CNC 系统 (537)
17.1.4 三坐标测量机的软件系统 (537)
17.1.5 三坐标测量机的选用原则 (539)
17.1.6 测量实例 (540)
17.2 计算机辅助电子经纬仪 CAT 工业测量系统及其应用 (542)
17.2.1 CAT 系统的组成和特点 (542)
17.2.2 CAT 系统的建立 (546)
17.2.3 CAT 系统工作原理 (550)
17.2.4 对飞机装配型架设计的影响 (551)
17.2.5 型架制造 (552)
17.2.6 应用中发现的问题及其解决方法 (553)
17.2.7 CAT 系统使用中应注意的基本问题 (554)
17.2.8 CAT 系统的应用情况 (555)
17.3 数字测量技术及其应用的发展 (555)
17.3.1 数字测量技术的应用日益广泛 (556)
17.3.2 非接触式测量的三坐标测量机 (556)
17.3.3 基于激光测量的逆向工程 (557)
17.3.4 注重测量软件的发展 (557)
思考题 (558)
参考文献 (558)
第十八章 飞机制造业中的质量保证体系
18.1 概 论 (559)
18.1.1 质量管理发展概况 (559)
18.1.2 几个基本质量概念 (560)
18.1.3 质量管理和质量保证的标准化 (563)
18.1.4 制造过程质量控制的主要统计技术 (564)
18.2 飞机质量工程的几个重要环节 (570)
18.2.1 制造过程 (570)
18.2.2 特种工艺控制 (570)
18.2.3 工量具、设备的校准和控制 (570)
18.2.4 工艺装备管理和控制 (571)
18.2.5 不合格品审理控制系统 (572)
18.2.6 印章与合格证控制 (573)
18.2.7 架次记录控制 (573)
18.3 质量体系 (574)
18.3.1 基本质量体系 (575)
18.3.2 先进质量体系 (575)
18.3.3 先进质量概念 (575)
18.3.4 先进质量体系的实施过程 (579)
18.3.5 先进质量体系的主要环节 (579)
18.3.6 关键特性——先进质量的第一步 (588)
18.3.7 关键特性的符号表示方法 (588)
18.3.8 风险分析 (590)
18.3.9 关键特性实例 (593)
18.3.10 先进质量体系的管理机构和实施步骤 (597)
思考题 (598)
参考文献 (598)
缩略语表

第一篇

飞机制造基本原理和方法

第一章　传统的飞机制造模式
第二章　飞机制造中的尺寸传递体系及其实现
第三章　飞机制造工艺装备

第一章　传统的飞机制造模式

飞机制造技术及其模式是随着一个国家的科学与技术的进步而不断发展的。社会的需求和市场的竞争也推动着飞机制造技术的不断更新和制造模式的不断改进。

1.1　飞机研制工作的一般过程

在航空技术高度发达的今天，研制一种新型飞机，从设计方案的提出、试制生产到投入使用，一般都要经过几年甚至十几年的时间，这是一个很复杂的过程。简单地归纳起来，飞机研制工作的一般过程大致如图 1.1 和图 1.2 所示。

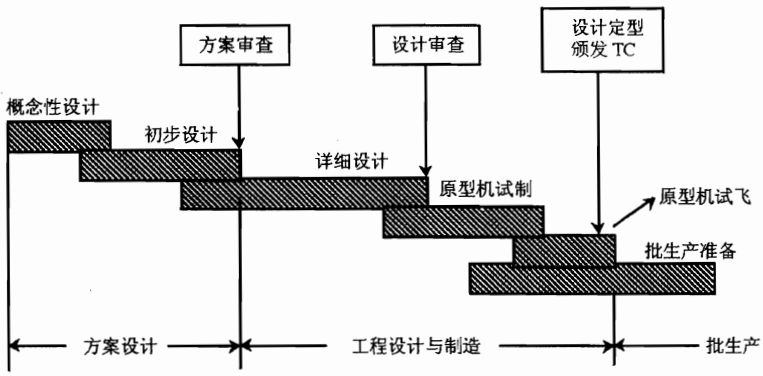


图 1.1　飞机研制工作的一般过程

按设计工作内容的粗细程度和先后次序来分，飞机设计工作可以划分为 3 个不同但又有内在联系的阶段：概念性设计阶段、初步设计阶段、详细设计阶段。

1）概念性设计阶段

在飞机开始进行设计之前，首先由使用部门提出或由使用部门与设计部门共同拟定飞机的设计要求。在概念性设计阶段，应对飞机的设计要求进行充分的分析、研究和论证。有的文献把这部分工作称为外部设计。

概念性设计阶段的任务是根据飞机的设计要求，对所要设计的飞机进行全面的构思，形成粗略的关于飞机设计方案的基本概念，并草拟一个或几个能满足设计要求的初步设计方案。具体的工作内容主要包括：初步选定飞机的形式，进行气动外形布局；初步选择飞机的主要基本参数；选定发动机和主要的机载设备；初步选择各主要部件的主要几何参数；粗略绘制飞机的三面草图；初步考虑飞机的总体布置方案，并进行初步的性能估算，检查其是否符合飞机设计要求所给定的性能指标，然后对所拟定的初步方案进行修改整理，并进行专门的评比和论证，选定最合理的方案，经主管部门批准后，继续进行下一阶段的设计工作。

概念性设计阶段的工作通常多限于纸面上，不需要做很多实验，所需费用较少。为了缩短设计周期，可以用计算机进行辅助设计，采用已有的程序系统来选择参数，估算性能，以及修改

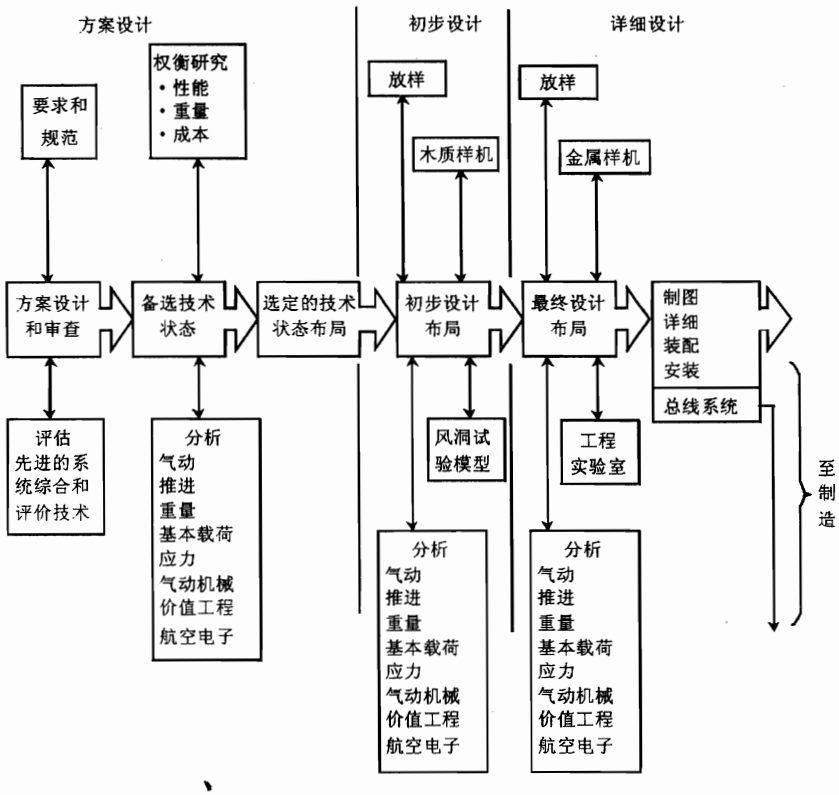


图 1.2 飞机研制各阶段的内容和关系

外形布局。因此,在这个阶段中,通常可以多选择几个方案进行对比,经过充分论证后,从中选出最理想的初步方案。该方案要具有足够的先进性且实际可行,并作为进一步设计的基础。这个阶段的工作虽然花钱和耗时都不很多,但却非常重要。一般对飞机设计工作具有全局性影响的重大决策,有很大一部分都是在这个阶段做出的。

2) 初步设计阶段

初步设计阶段的任务是对前面草拟的飞机设计方案进行修改和补充,使其进一步地明确和具体化,最终给出完整的飞机总体设计方案。这一阶段的主要工作包括:修改、补充和完善飞机的几何外形设计,给出完整的飞机三面图和理论外形;全面布置安排各种机载设备、各个系统和有效载荷;初步布置飞机结构的承力系统和主要的承力构件;进行较为详细的重量① 计算和重心定位;进行比较精确的气动力性能计算和操纵性、稳定性计算;给出详细的飞机总体布置图。在此设计阶段,通常还要对飞机及其各系统进行一系列的试验研究工作;制造吹风模型并进行大量的吹风试验。有时还需要制造全尺寸的样机,用于协调各系统和内部装载布置。因此,与概念性设计阶段的工作相比,该阶段要耗费较多的时间和资金,并且需要各有关专业

① 在 GB 3102.3—93 中重量是物体在特定参考系中获得其加速度等于当地自由落体加速度时的力。质量在 SI 单位制中是 7 个基本量之一,单位为 kg。但在我国航空部门,"质量"一词用于说明产品或工作的好坏、优劣,认为"质量"为航空工业的"生命",故本书以"重量"代替 SI 单位制中的"质量",其单位为 kg。

部门的参加和配合，协调解决在设计中所遇到的各种技术问题。要经过多次反复，最终给出完整的总体设计方案。由于各种图纸和技术文件已经过多轮的修改，并且经过了专项试验的验证，故可作为正式的方案提交审查和论证。论证通过后，飞机总体方案的设计工作便告一段落，可以转入下一阶段进行详细设计。

3）详细设计阶段

详细设计（也称为生产设计）阶段的工作主要是进行飞机的结构设计，包括部件设计和零构件设计。设计完成后，要给出飞机各个部件和各个系统的总图、装配图、零件图，以及详细的重量计算和强度计算报告。此阶段的工作量很大，而且还要进行许多试验，包括静强度试验、动强度试验、寿命试验和各系统的地面台架试验等。

下一步的工作是试制原型机和进行地面试验，包括全机静、动力试验和各系统的地面试验。如果发现问题，则要对原型机进行修改。把问题解决后，再进行试飞。试飞合格后，按照实际和试飞的情况，对设计进行最后修改。然后申请设计定型，由国家有关部门审查，发给型号合格证书。至此，整个设计过程完成。下一步则转入批量生产。

如前所述，飞机研制是一个很复杂的过程。通常为了方便，把整个飞机研制工作划分为若干个阶段。研制工作阶段的划分与各飞机公司工程部门的组织分工有关，因此，各阶段的名称和内涵也不统一。

飞机研制工作具有下述明显的特点。

1）性能良好的飞机是先进科学技术和创造性劳动的产物

飞机的研制工作必须要具有创造性，这是十分明显的。假如飞机研制方案没有创新和特色，那么飞机研制工作也就从根本上失去了意义。不能指望在落后的设计方案的基础上，研制出先进的飞机来。特别是在世界航空领域存在激烈竞争的今天，飞机设计工作中的创造性显得尤为重要。这首先要求飞机设计工作者具有创新精神，勇于探索，能进行创造性的构思，并且要具有渊博的理论知识和丰富的实践经验。这对于保证设计的成功，或者说对于保证研制工作的创造性，无疑是很重要的。但是，从另一方面来看，由于现代飞机设计是一种复杂的系统工程，与普通的工程设计及一般美术作品的创造过程不同，仅靠作者的热情和丰富的想像力是不行的，必须要有先进的科学技术和强大的工业基础做后盾，才能保证创造的成功。也就是说，在飞机研制过程中，应设法避免创新的盲目性，尽量减少因无根据的决策而带来的风险；因此，在研制中所采用的各种新技术都要经过预先研究，或者在设计过程中广泛进行试验验证。

航空科学技术的预研工作是非常重要的，其目的是为飞机设计工作建立科学技术储备。没有这种储备，就不可能使所设计的方案真正具有创造性和先进性。例如，在没有研制出可用的喷气发动机以及在空气动力研究中没有解决后掠翼问题之前，突破音障、设计超声速飞机只能是空想。

2）飞机研制工作是一个反复迭代、逐步逼近的过程

实际上，在整个飞机的研制过程中，各设计阶段之间也要进行反复迭代，逐渐逼近。例如，在初步确定飞机总体方案后，要进行飞机的详细设计。在详细设计阶段，要完成飞机各部件、各系统和零构件的设计，并需要进行大量精确的计算工作和试验研究，所得的精确的几何数据和重量数据，又成了进一步修改和完善总体方案的依据。根据这些详细、精确的数据，才能最终完成飞机的重量计算、重心定位和内部布置工作。因此，这也是一个更大范围内的反复迭代、逐渐逼近过程。总之，可以说反复迭代、逐渐逼近是整个飞机研制工作的一大特点，而在总体方案设

计阶段尤其明显。飞机设计工作之所以具有这种特点，是由飞机设计要求的多样性和矛盾性所造成的。对一架飞机各方面的设计要求非常多，无论是在飞行、使用和维护性能方面，还是在安全性、经济性以及军用飞机的作战性能等方面，都有一系列的具体要求；而各种要求之间又往往是互相矛盾的。例如，要增大飞机的飞行速度，就需要减少机翼的面积，并采用相对厚度较薄的翼型，而这就与降低起飞和着陆速度、减小滑跑距离的要求相矛盾。此外，机翼参数还与结构的强度、重量以及内部容积的利用有关。许多因素互相影响，有些因素则是互为因果，这就是造成飞机总体方案设计工作需要反复迭代的基本原因。

3）研制成功的飞机是多种专业综合和协调的最终结果

现代飞机的构造很复杂。机载设备的种类和所占比例的不断增加，使飞机设计工作涉及空气动力、结构强度、航空发动机、自动控制、电子技术、航空材料和先进制造工艺等多种专业技术领域，且需要众多的各类专业技术人员参加；因此，现代飞机设计实际上是一种依靠集体智慧进行创造的工作，需要各专业之间的分工、合作和密切配合，特别要注意对各方面进行综合与协调。如果大家各持已见，只顾自己的专业面而不考虑全局，不注意综合与协调，那么一定不会研制出好的飞机来。

飞机是一种复杂的工程系统，它由许多个专业的子系统组成。好的飞机设计方案，必然是对其各个专业子系统进行了综合和协调之后产生的。若不进行综合与协调，而孤立地把各子系统都搞成最优的，则合成后形成的飞机方案肯定不会是最优的。因此，飞机研制工作实际上就是一个对飞机的各种设计要求和各个专业进行综合与协调的过程。

以上列举了飞机研制工作的3个主要特点，当然这些不是飞机研制工作的全部。飞机设计与制造技术属于应用科学，具有实践性强、理论基础面宽等固有特性，并且还具有要求高、难度大、耗费资金多、技术涉及面广、协作关系复杂、工作量大以及为适应市场需求不允许研制周期过长等一系列特点。

1.2 飞机制造技术的特殊要求

飞机是一种重于空气的飞行器。它是一种依靠自身的动力产生升力来支持其自身在空中飞行的特殊机器。它或用于空运人员、物资，或用于空中作战。在结构上飞机有以下几个主要部分：主要用于装载人员、物资和燃料的机身；主要用于产生升力及装载燃料的机翼；控制飞行方向和保证飞行稳定性的襟翼、副翼、尾翼及其操纵系统；用于起飞和着陆的起落架及其辅助系统；用于导航通信等的仪表、特设系统；安装动力装置的发动机短舱（有些飞机没有这一结构，它的发动机装在机身内）等。

由于飞机在空中高速飞行，空运人员、物资或空中作战这些使用特点，使得它与在地面上使用的一般机械不同。既要求飞机结构绝对安全可靠；又要求它结构轻巧，不能有超过使用强度要求（包括一定的安全系数）的多余重量；还要求机体外形符合空气动力学原理，使飞行中的升力与阻力比达到最大，升力与重力比达到最小。因此，飞机结构不但尺寸大、外形复杂，而且其机体结构主要是由大量形状复杂、连接面多、工艺刚性小以及在加工和装配过程中都会产生变形的钣金件或非金属薄壁零件组成的薄壳结构，这就决定了它有对制造过程与一般机械制造不同的特殊要求。

1.2.1　制作实物模型样机

当一个设计组经过研究定出飞机的完整外形(至少已有三面图形)以及其他初步设想后，即可着手建造飞机的实物模型(样机，mockup)。建造这种模型的目的，主要是使设计人员和工程师们能够正确地调配和使用机内的空间。例如，座椅和货柜的安排，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，可活动部分的运动情形等。其中构件、支撑件和机上任何设备都必须准确地安放在适当的位置，这是在一般工程图上无法准确做到的。这样所有制造好或选购后的构件，在装配时可避免由于构件之间位置的干涉或者其他原因导致无法安装而必须返工的情况。返工不仅会造成经济上的很大浪费，而且会延误飞机的整个研制进度。负责飞机总装配的技术人员对此都有极其深切的体会。

实物模型基本上是飞机的整体或某部分的全尺寸模型。越是复杂的部分，越是需要实物模型，例如，机翼和发动机区域。美国波音公司往往是制造全机实物模型，如为波音 747、757 和 767 都做了全机实物模型。而洛克希德公司的 L-1011 宽机身飞机是把机身与机翼分开制造实物模型的。其机翼部分的实物模型又名为“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。这种实物模型以金属为主，有些模型上采用木材。至于采用金属还是木材并无硬性规定，取决于哪一种更方便、经济。但须有一定的强度，以便能承受结构本身的重量以及装配时工作人员的体重。另一个常见的实物模型是驾驶舱部分，如波音 767 的飞行员驾驶舱。这是非常重要的一部分，必须确定舱内仪器面板和操纵系统的位置、风挡和窗户的视线以及座椅位置等。这些工作单靠二维图形是无法设计、布置的。

一般情况下，发动机以及机翼前缘和后缘处的操纵装置、电线、缆索、液压导管、防冰热气管等，都要在实物模型中进行适当的安排。此外，为方便维护，还要在结构的某些地方开口；因此，如果没有实物模型的帮助，则很难做到有效的设计安排。

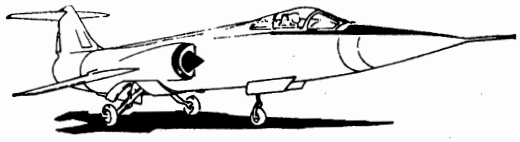
为使民航运输飞机在没有造出之前，就能让航空公司以及其他使用人员观赏到机舱内部的实景，并判断旅客实际使用时是否方便、舒适等，也应制造实物模型。实物模型做好后，邀请有关人员上机试坐。这样可事先了解乘客的意见，以便改进内部装饰和座椅的设计、安排。另外，对于各种运输机(专门运输军用物资及车辆)也应做实物模型。这种实物样机可以用来进行实际装货和卸货的模拟试验，以确保设计的正确性。例如，洛克希德公司的 C-5A 军用运输机就进行了这种模拟试验。

另外，在军用飞机上，还应考虑机枪、机炮、炸弹和火箭等的安装，它们都须先在实物模型上预装。在战斗机上起落架的收放运动比在运输机上更复杂(因为空间小)，例如美国 F-104 飞机的起落架图(见图 1.3)，其运动机构和相关构件都很复杂。如果无起落架的实物模型，则难以安排妥当并保证设计正确无误。

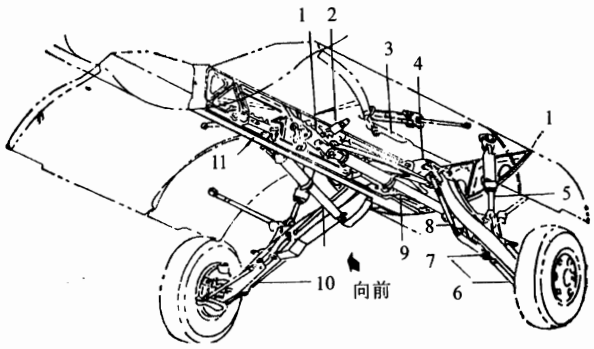
对上述的实物模型进行各种模拟装配和模拟试验后，反过来再完善设计图纸，如图 1.4 所示。

从以上介绍的很多关于实物模型的应用情况可知，实物模型的主要作用有 6 项：① 改良或改进设计；② 有效地利用空间；③ 确保具有优良的可达到性；④ 将来能达到完善的维护；⑤ 协助设计良好的密封物和整流罩；⑥ 使结构处于最佳位置，获得最有效的设计性能，并避免构件之间发生干涉现象。当在设计工作的进行过程中需要更动设计时，亦可参考实物模型。

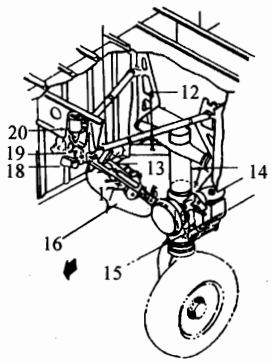
随着飞机设计或研制阶段的进展，需要制作不同级别的实物模型样机。例如，波音公司把



(a) 起落架外观



(b) 主起落架



(c) 前起落架

1—H 型连杆；2—下后锁作动筒；3—上阻力连杆；4—轭座；5—液压弹簧；6—机轮下定位杆；7—曲柄；8—机轮上定位杆；9—阻力支柱作动筒；10—起落架支柱；11—龙骨梁；12—作动筒；13—上阻力连杆；14—减震支柱；15—下位锁；16—阻力支柱组件；17—下位锁止动器；18—上位锁钩；19—上位锁开关；20—上位锁作动筒

图 1.3 F-104 飞机起落架

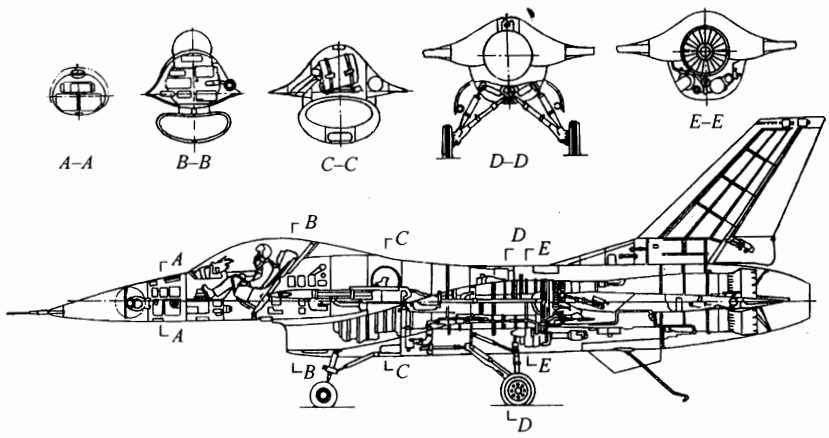


图 1.4 飞机总体布置图

样机分为 3 级。

(1) 1 级样机。1 级样机是用最少的零件、廉价的物料制造的全尺寸飞机。它供设计人员进行实物研究，熟悉机体情况，并帮助工程设计小组分配各自专业设备的空间。

(2) 2 级样机。2 级样机是质量更高的全尺寸样机。它供设计人员在发出设计图纸之前检查设计内容时使用。各种导管、电线电缆、液压管路和操纵系统等都安装在样机内，以保证设计时给出足够的空间余量。制造此样机时使用高级木料、金属或塑料。其制造尺寸也非常接近实

际公差尺寸。

(3) 3 级样机。 3 级样机是全尺寸金属样机。它用以规划和制定精确的制造工艺程序。所用材料几乎全部是生产用材料。所有结构和设备都按生产公差要求进行制造。这一全尺寸金属样机是以后飞机投产的原始制造依据，要保证所制造飞机的外形气动要求，保证各部件的互换协调以及飞机的各项性能要求。

飞机样机的制作过程是极其费事且耗费资金、时间的。它对飞机研制周期的影响很大，是飞机制造过程中的关键环节。后面章节中介绍的产品三维数字化定义首先是为解决这一关键技术而发展起来的。

1.2.2　飞机外形严格的气动要求和结构的互换协调

飞机的机翼、尾翼和机身等部件的几何外形参数与飞机的总体设计性能密切相关。机翼翼型及其在机翼上的配置情况，对气动特性影响极大。显然，只有选用良好的翼型并进行正确的配置，才可能保证机翼具有良好的气动特性。

在通常情况下进行机翼设计时，首先要从翼型手册等文献资料中查出有关翼型的几何数据和气动参数，并进行对比分析，选出最能满足设计要求的翼型。一般来说，翼型都由专门的研究部门给出，其种类和数目是很多的。

在过去的几十年中，飞机设计工作者都是从众多现有的翼型中选定所需要的翼型，而从不考虑自己设计新的翼型。有时对现有的翼型虽然不尽满意，但也无法改动。近来，这种情况有了变化，在飞机设计过程中有时要修改翼型或创造新的翼型。例如，高速旅客机为了竞争，常需要新的翼型。而在客观上，计算机用于翼型设计加快了翼型设计的速度，也使在飞机设计过程中(包括预研期间)修改和创造新翼型成为可能。为了在飞机总体设计过程中能正确地选择翼型，或根据飞机的速度范围、所需的压力分布研制新的翼型，设计者需要全面分析翼型参数对气动特性的影响。

通常，机身是飞机机体结构中构造最复杂的一个部件。在选择机身几何参数、确定机身外形时，必须协调考虑以下诸方面的要求：

- 应该有足够大的内部容积，以保证满足内部装载的使用要求；
- 使气动阻力最小；
- 有利于进行结构布置，具有足够的结构高度，便于连接和安装机翼、尾翼等其他部件。

虽然要求所设计的机身能够同时全面满足各个方面的要求，但是，对机身外形几何参数进行初步选择时，对于不同的飞机所考虑的侧重点是不同的。对于低速飞机的机身，通常主要按照其内部装载的需要以及连接安装机翼等其他部件的要求进行设计，同时考虑按气动力的要求，对其外形进行适当的修正；而对于高速飞机，尤其是超声速飞机，则应着重考虑气动外形的要求，同时协调内部装载和连接其他部件的问题。

这里需要特别强调的是，几十年来当飞机设计人员完成飞机的外形设计后，他们给出的设计结果仅是飞机各部件(机翼、尾翼和机身)的一系列切面数据(型值点列)，部分区域给出一些二维曲线方程，而不是全机外形的精确描述。根据这样的设计结果(图纸和一系列数据表格)，工厂不能直接制造飞机，而不得不采用传统造船业中的“放样技术”来精确地描述全机外形，即所谓的模线样板工作法以及后来的建立全机外形数学模型方法，并以此作为生产中传递飞机外形和结构的几何形状和尺寸的原始依据。

在飞机制造过程中，其工艺方法应保证飞机气动力外形的准确度要求，即实际制造出来的飞机外形相对于理论外形的偏差应在设计要求之内。对不同的机型及同一机型上的不同部分，则有不同的准确度要求。一般高速飞机比低速飞机要求高；在同一飞机上，机翼部件比机身类部件要求高；在同一部件上，在最大截面以前比最大截面以后要求高。此外，还包括波纹度和表面平滑度要求。波纹度是指相邻两波峰间的波谷深度与波长的比值。表面平滑度包括铆钉、螺钉、点焊等处的局部凸凹和蒙皮对缝处的阶差等。还应保证飞机各部件间相对位置的准确度，它主要包括：机翼、尾翼相对于机身的下反角(或上反角)、安装角和后掠角的准确度，各活动翼面相对于固定翼面(安定面)的偏转角、吻合性、配合间隙和剪刀差的准确度，机身各段的同轴度等。

由于飞机结构型面复杂、尺寸大、刚度小，以及装配连接时容易产生变形等，使飞机在制造中要保证气动力外形和结构的互换协调比较困难，需要采用一些不同于一般机械制造的特殊方法来保证这些要求。

1.2.3 严格控制飞机的结构重量

除非一个飞机公司的所有工程师都关心飞机的结构重量，否则，这家公司就难以研制出性能优良的飞机。固然，结构重量工程师能够估计或计算飞机及其组件的重量；但要真正减少重量，还得依靠设计工程师、应力工程师和制造工程师等全体人员的共同努力。从图 1.5 可以看出，结构重量上很小的差别就能影响飞机的性能是优良还是低劣。若将一架成功样机的结构和装备重量增加 5%，由此而引起的燃料或有用载重的减少就可能导致合同被取消。因为运输机的总重量极限是规定的，如果增加飞机空载重量，那么就得减少燃料或有用载重，以求抵偿。

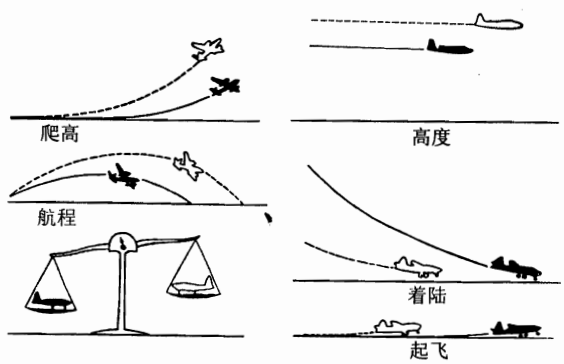


图 1.5 结构重量在飞机性能中的意义

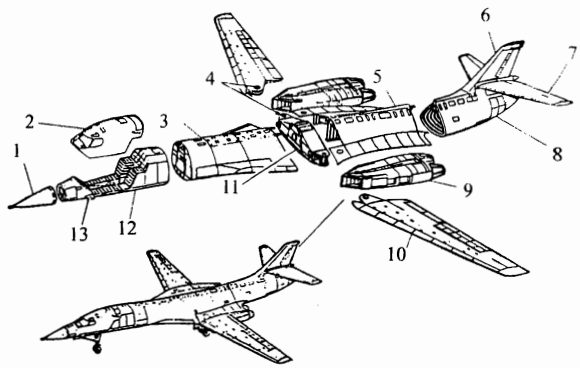
由历年来对飞机结构的重量分析表明：无论是螺旋桨飞机还是喷气飞机，其结构重量在起飞总重(或总飞行重量，指使用中实际达到的重量)中所占的百分比是相同的；因此，在飞机制造过程的各个环节中，都应严格按照设计要求进行，以保证飞机的结构重量及重心位置完全符合设计要求。

1.3 飞机制造的基本方法及其特点

飞机制造过程的主要环节是飞机的装配。飞机装配过程就是将大量的飞机零件按图纸、技术条件进行组合、连接的过程。由于飞机结构复杂，零件及连接件数量又多，且大多数零件在自身重量下刚度较小，而组合成的外形又有严格的技术要求，故飞机装配除有一般机械产品装配的共同性原理外，还有一些有别于其他行业的制造特点。

1.3.1　设计分离面与工艺分离面

飞机的机体由几万甚至几十万个零件组成。根据使用功能、维护修理、运输方便等方面的需要，设计人员将整架飞机在结构上要划分为许多部件、段件和组件，例如机身、机翼、垂直尾翼、水平尾翼、襟翼、副翼、升降舵、方向舵、发动机舱、各种舱门、口盖等。上述这些部件、段件和组合件之间一般都采用可拆卸的连接。它们之间所形成的可拆卸的分离面称之为设计分离面，如图1.6所示，它大体上是按设计分离面绘出的B-1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

图1.6　按设计分离面绘出的B-1(可变后掠翼)军用飞机结构分解图

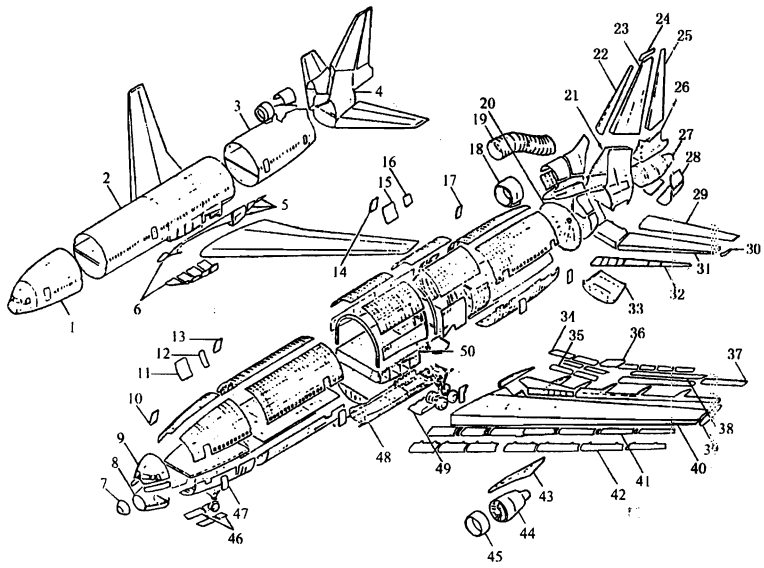
在一般机械制造中，由于绝大部分零件是形状比较规则、刚性比较大的机械加工件，因此，它们在制造、装配过程中不易产生变形。产品的制造方法是：利用机床设备，按工程设计图纸上的尺寸和公差直接加工出产品的零件，再由装配钳工按零件的配合关系装配起来。在装配时不采用或很少采用夹具。产品的装配准确度主要取决于零件的制造准确度。按尺寸链理论，其装配误差由零件制造误差积累而成。

在飞机制造中，由于飞机结构上的特点，除了那些形状规则、刚性好的机械加工零件外，大多数的零件，特别是那些形状复杂、尺寸大、刚性小的钣金零件，都必须用体现零件尺寸和形状的专用工艺装备(本书中的“工艺装备”在图和表中简称为工装)来制造，以保证其形状和尺寸的准确度。其装配过程也与一般机械制造不同。为了将那些形状复杂、尺寸大、刚性小、易变形的零件装配成形状和尺寸符合设计准确度要求的产品，不但需要采用体现产品尺寸和形状的专用装配型架对产品进行装配，而且不能在一个工作地、在一台装配型架上完成对整个机体的装配工作，需要将其划分为许多较小而简单的板件和组件。除飞机机体按设计分离面划分为部件、段件和组件外，为了生产上的需要，再将部件进一步划分为段件，将段件进一步划分为板件和组件，例如机身、机翼的壁板、框、翼肋、梁、机身下部、机翼的缘、翼尖等。这些板件、段件或组件之间一般采用不可拆卸的连接，它们的分离面称为工艺分离面，如图1.7所示。图中大体上按工艺分离面绘出了L-1011飞机的结构分解图。

图1.8和图1.9是按工艺分离面把机翼划分成段件和板件的示意图。图1.10是按工艺分离面把机身划分成段件和板件(或组合件)的示意图。整架飞机装配流程图示例如图1.11所示。

若工艺分离面划分合理，则这种将整架飞机的各部件按工艺分离面进一步划分成段件、板件的做法将有明显的技术经济效果，便于安排和组织生产。这种划分有如下两个主要优点：

首先，增加了平行装配工作面，为提高装配工作的机械化和自动化程度创造了条件。目前国内外已设计有各种型式的自动铆接机。有的铆接机自动化程度很高，如可钻孔、划窝、送铆

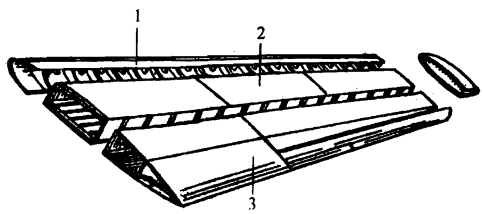


1－前机身；2－中机身；3－后机身；4－机身尾端；5、6－整流罩；7－雷达天线罩；8－乘员舱下部组件；9－乘员舱上部组件；10－客舱舱门〈2〉；11－前货舱舱门〈1〉；12－厨房舱门〈1〉；13－客舱舱门〈3〉；14－客舱舱门〈4〉；15－中货舱舱门〈2〉；16－后货舱舱门〈3〉；17－紧急出口舱门〈5〉；18－发动机进气口；19－S形进气道；20－后隔框；21－机身尾端结构；22－前缘；23－垂直安定面；24－翼尖；25－方向舵；26－中发动机支持结构；27－2号发动机；28－2号发动机整流罩；29－升降舵；30－翼尖；31－水平安定面；32－前缘；33－辅助动力装置舱门和壁板；34－扰流板(6块)；35－襟翼的缝翼(4块)；36－内侧副翼；37－外侧副翼；38－襟翼；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 1.7 按工艺分离面绘出的 L-1011(固定翼)民用飞机结构分解图

钉、铆接和铣平埋头铆钉钉头等。若在铆接机上配置专用托架及计算机控制装置，则可以自动调平和确定钉孔位置，进一步还可自动调整工艺参数。但现有铆接机一般只适用于板件结构，故部件板件化的程度已成为评定结构工艺性的重要指标之一。

其次，由于改善了装配工作的开敞性，有利于提高产品的装配质量。当部件划分为板件后，装配工作的开敞性得到改善，连接工作则可以采用机械化设备。以铆接为例，可用压铆代替锤铆，从而可改善劳动条件，提高产品质量，缩短装配周期。



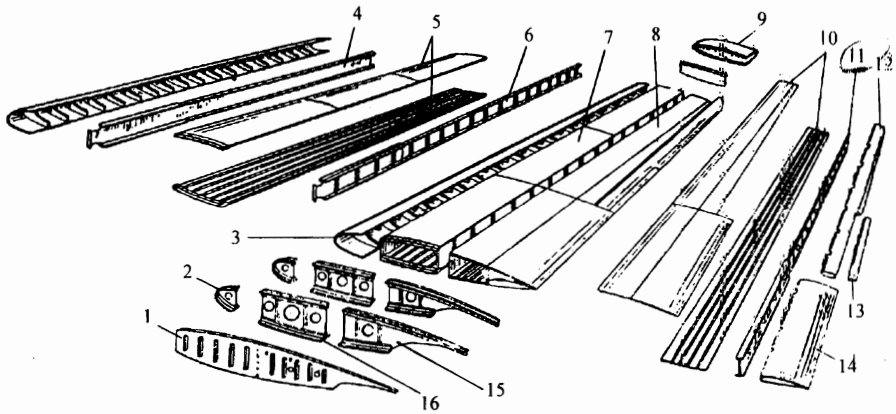
1－前段；2－中段；3－后段

图 1.8 机翼划分成段件示意图

因此，在结构设计中应尽量提高板件化程度。

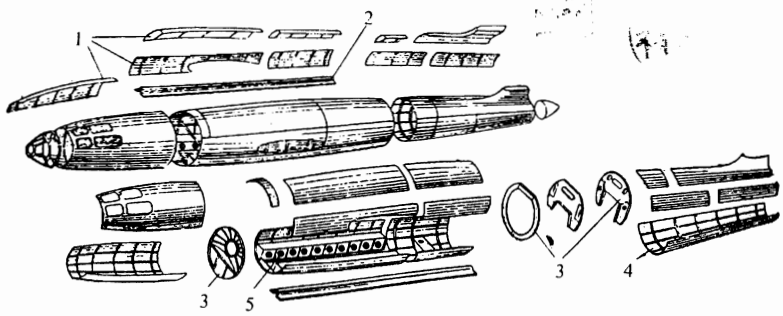
在现代飞机结构中，有些部件的板件化程度高达90%。根据统计资料，这可将劳动生产率提高0.35～2.30倍，装配周期缩短1/4～1/3，连接工作的机械化系数提高到80%。

由上述可知，在飞机设计过程中，对飞机结构的划分工作应进行周密的考虑和研究，以便求出最合理的划分方案。这是一项极为重要的设计任务，因为它不仅要满足结构和使用上的要求，而且同时还要满足生产上的要求。



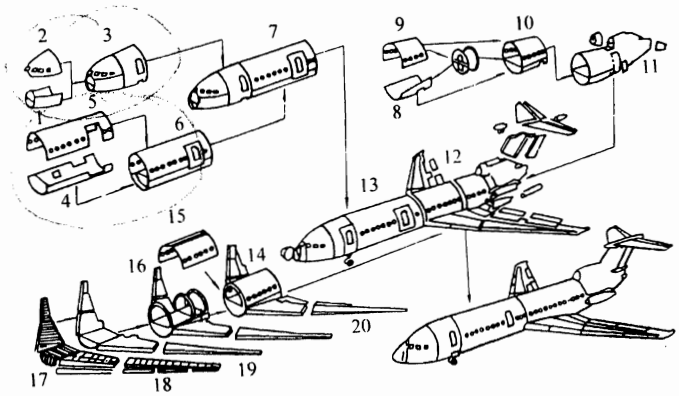
1—翼肋；2—前缘翼肋；3—机翼前缘；4—机翼前梁；5—机翼中段上、下壁板；6—机翼后梁；7—机翼中段；8—机翼后部；9—翼尖；10—机翼后部上、下壁板；11—机翼后部纵墙；12—副翼；13—副翼调整片；14—襟翼；15—翼肋后段；16—翼肋中段

图 1.9　机翼划分成段件和板件示意图



1—侧板件；2—中段大梁；3—隔框；4—机身后段下板件；5—机身中段下板件

图 1.10　机身各段划分为段件和板件示意图



1—机头下部装配；2—座舱；3—机头部分总装；4—前机身下壁板装配；5—前机身上壁板装配；6—前机身上下壁板对合；7—前机身总装；8—后机身下壁板装配；9—后机身上壁板装配；10—后机身上、下壁板对合；11—后机身总装；12—尾翼在飞机上安装；13—前机身、机身中段、后机身对合；14—机身中段安装左右侧壁；15—机身中段上壁板装配；16—机身中段下部结构装配；17—机翼骨架装配；18—外翼骨架装配；19—机翼、外翼蒙皮装配；20—机翼和外翼对合

图 1.11　某客机装配流程示意图

对于飞机结构的划分，其重要意义不仅表现在需要综合考虑结构、使用和生产上的要求，而且由于划分的结果必然会涉及强度、重量和气动方面的问题，因此，在决定划分方案时，必须综合研究上述各方面的因素，分析矛盾的各个方面，以求得合理的结构划分方案。

应当指出的是，在飞机设计时，考虑工艺分离面的部位、形式和数量必须从成批生产的要求出发。固然，在试验飞机设计时还不能肯定是否能投入成批生产；但在设计阶段如果不考虑成批生产对飞机划分所提出的要求，那么在试制以后，若转入成批生产，那么再要增减或修改各种分离面的部位和形式，将会有很大的困难，甚至是不可能的。

对于飞机结构上已具备的工艺分离面，在生产中是否加以利用，即在生产上是否按此分离面将工件分散装配，取决于综合的技术经济分析结果。例如，在机翼装配时，如果结构上前、后梁处存在工艺分离面，那么当产量大时，可将前、后两段分别在两个装配型架上装配，然后在机翼总装型架上将此两段与机翼中段的板件和翼肋等装配成机翼；当在试造或产量少时，为减少装配夹具及型架的品种和数量，各段的装配都在机翼总装型架上完成，无需分段装配。换言之，结构上固然有工艺分离面，但考虑到具体的生产情况，也可以不加利用。

1.3.2 飞机装配准确度

1.3.2.1 装配准确度要求

部件准确度的技术要求一般包括以下几个方面。

1. 部件气动力外形准确度

1）外形要求

对于不同型别的飞机，其要求是不同的。图 1.12 为高速歼击机各部件的外形要求示意图。由图 1.12 可见，对于外形准确度，翼面部件比机身部件要求高，部件最大剖面之前比最大剖面之后要求高。

外形波纹度是指一定范围内的波高误差。如图 1.13 所示，L 为部件外形波纹的波长，$y_n, y_{n+1}, y_{n+2}, \cdots$ 为实际外形的波峰与波谷位置离等距卡板（或等距样板）工作外缘的距离，则外形波纹度 λ 定义为

$$\lambda = \frac{h}{L}$$

式中

$$h = y_{n+1} - \frac{y_n + y_{n+2}}{2}$$

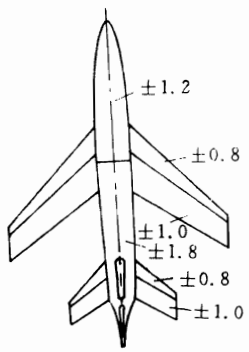
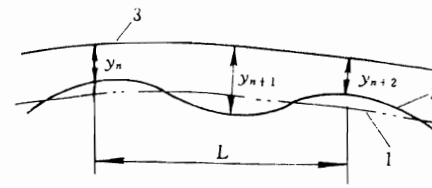


图 1.12 飞机各部件外形要求示例



1—理论外形；2—实际外形；3—等距卡板的工作外缘

图 1.13 部件外形波纹度

高速歼击机允许的翼面展向波纹度不大于 0.5/400。由于机翼一般为单曲度部件，可用直尺沿等百分比(如 5%、10%、15%、20%、40%、60%和 80%)弦线处进行检查。用直尺检查波纹度时，$y_n=y_{n+2}=0$，故 $h=y_{n+1}$。

由于要检查出外形的正向误差，所以必须使用等距样板。当要检查各截面间的相对扭转和相对位移时，则必须用部件检验型架或在装配型架上安装检验卡板(即各截面的等距检验卡板)进行检验。这时检验出的外形误差是外形的综合误差。

2) 表面平滑度要求

表面不平滑度误差包括铆钉、螺钉、焊点处的局部凸凹缺陷，蒙皮对缝间隙和阶差等(见图 1.14)。

蒙皮对缝间隙允许值是按平行和垂直气流方向分别规定的，对缝阶差允许值是按顺气流和逆气流方向分别规定的。

对结构比较复杂、难以保证精密配合的部位，则根据具体情况制定允许值。例如，对于“三叉戟”型旅客机的乘客舱门与周围机身配合处，允许的间隙是，上部为(7.0±1.9) mm，侧部为(4.4±1.9) mm，下部为(3.8±2.5) mm；允许与机身的阶差是，凸出为 2.5 mm，凹进为 5.0 mm。

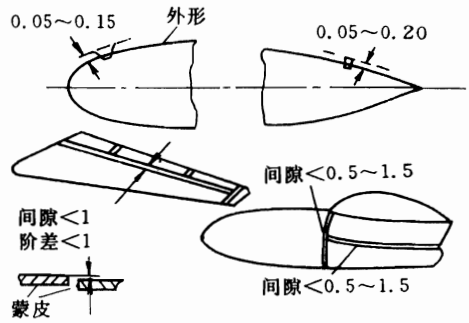


图 1.14　表面平滑度要求示例
(图中数字单位为 mm)

2. 部件内部组合件和零件的位置准确度

部件内部组合件和零件的位置准确度是对基准轴线的位置要求，如大梁轴线、翼肋轴线、隔框轴线、长桁轴线等的实际装配位置相对于理论轴线的位置偏差。一般规定梁轴线允许的位置偏差和不平度范围为±0.5 mm～±1.0 mm，普通肋轴线的位置偏差范围为±1 mm～±2 mm，长桁的位置偏差为±2 mm 等。

3. 部件间相对位置的准确度

表示机尾翼相对于机身的位置准确度参数是上反角 β(或下反角)、安装角 α 和后掠角(见图 1.15)。一般将其允差值换算成线性尺寸在飞机水平测量时检验。

表示各操纵面相对于固定翼面的位置准确度参数是阶差、剪刀差和间隙(见图 1.16)。

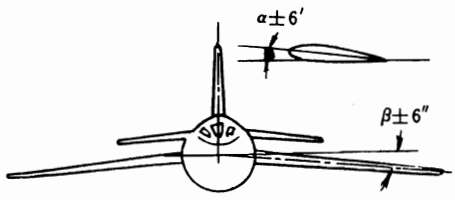
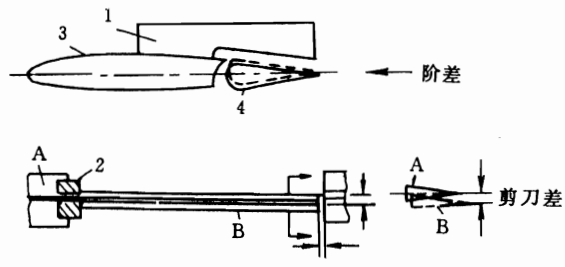


图 1.15　部件间相对位置的准确度要求



A－机翼；B－副翼

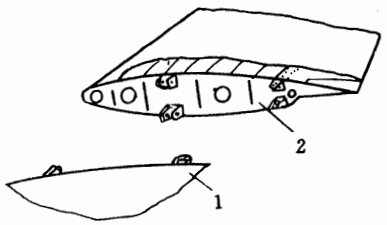
1－检验卡板；2－型架；3－机翼外形；4－副翼外形

图 1.16　副翼相对于机翼的位置的准确度要求

表示机身各段间的相对位置准确度参数是同轴度。同轴度本身的要求并不高，一般在几毫米以内，但必须保证各段对接处的阶差不超过表面平滑度的要求。

在机体分解中已经介绍过，部件与部件之间一般采用可卸连接，故在保证上述部件间相对位置准确度的同时，还必须保证设计分离面（即对接接合）的准确度要求。

部件设计分离面，例如机身与机翼、机身与机身之间，一般采用叉耳式接头或围框式（凸缘式）接头，如图 1.17 和图 1.18 所示。



1—外翼；2—中翼

图 1.17 叉耳式接头

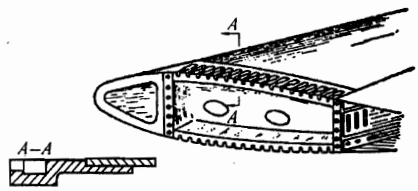


图 1.18 围框式接头

叉耳式接头的配合要求是：孔与螺栓一般为间隙配合 H8/h7 或 H9/f9 等。在叉耳宽度方向上，当配合尺寸有公称间隙时，间隙值一般为 0.2～1.0 mm；当无公称间隙时，一般为间隙配合。

围框式接头的技术要求是：孔与螺栓的配合通常留有间隙，即孔径公称尺寸比螺栓直径公称尺寸一般大 0.2～0.5 mm。接头对接面允许局部存在 0.1～0.2 mm 的间隙，但接触面积之和占总面积的百分比一般不低于 70%。

由上述可见，部件装配完后，当部件对接时，既要符合部件间相对位置的准确度要求，又要符合对接接合的准确度要求，这在工艺上一般是比较困难的；因此，在结构设计时应仔细地考虑结合面的工艺性。归纳起来，装配准确度的主要内容如表 1.1 所列。

表 1.1 装配准确度主要内容

项 目	内 容	说 明
部件气动力外形准确度	外形型值要求	部件实际切面外形相对理论切面外形的偏差
	外形波纹度要求	一定范围内波高的偏差，即相邻两波峰间的波谷深度与波长的比值。对部件沿横向和纵向气动外形均有波纹度要求
	表面平滑度要求	1. 蒙皮口盖对缝间隙及阶差的偏差。对顺气流和垂直方向的偏差有不同要求 2. 螺栓（钉）头、铆钉头、焊点相对蒙皮凸凹量偏差
部件间相对位置准确度	机翼、尾翼位置要求	上（下）反角、后掠角、安装角的偏差以及对称性偏差
	操纵面位置要求	操纵面相对定翼面外形阶差、剪刀差、缝隙间隙偏差，通常称为操纵面的吻合性要求
部件内部结构件位置准确度	基准轴线位置要求	隔框轴线、翼肋轴线、大梁轴线、长桁轴线的实际位置与理论位置的偏差，即框、肋、梁、长桁装配位置要求
结构件间配合准确度	不可卸零件间配合要求	零件贴合面之间的间隙偏差
	叉耳式对接接头配合要求	1. 沿耳宽方向叉耳之间的间隙偏差 2. 对接孔的同轴度偏差
	围框式对接接头配合要求	1. 对接面之间的间隙偏差 2. 对接孔的同轴度偏差
部件功能性准确度	重量、重心、重量平衡、清洁度、密封性、接触电阻、表面保护、操纵性等	产品图样和设计技术条件所规定的装配技术要求

与保证一般机械产品装配准确度相比，保证飞机装配准确度的难点是：一般机械产品零件的刚度大，连接产生的变形小，故装配准确度主要取决于零件的制造准确度。根据尺寸链理论，其装配误差由零件的制造误差积累而成。而飞机零件大多为钣金零件或薄壁机械加工件，一般刚度较小，所以，飞机装配是由大量刚度较小的零件在空间组合、连接的结果；故飞机装配准确度在很大程度上取决于装配型架(夹具)的准确度。此外，在飞机装配中还有定位和连接产生的应力和变形(如铆接应力和变形、焊接应力和变形)，装配件从装配型架上取下后还要产生变形等。因此，在飞机制造中要采取一定的方法和措施，以保证飞机装配的准确度。

1.3.2.2　制造准确度和协调准确度的基本概念

飞机零件、组合件或部件的制造准确度是指产品的实际尺寸与图纸上所规定的名义尺寸相符合的程度。符合程度越高，则制造准确度越高，也就是说，制造误差越小。

协调准确度是指两个飞机零件、组合件或部件之间相配合部位的实际几何形状和尺寸相符合的程度。此种相符合的程度越高，则协调准确度越高，也就是说，协调误差越小。

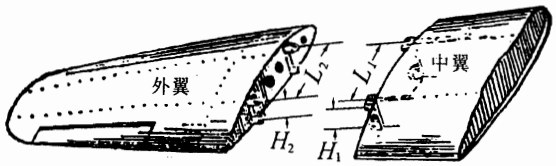


图 1.19　中翼和外翼之间的设计分离面

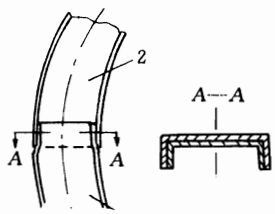
图 1.19 为中翼和外翼之间的设计分离面。设计规定前、后接头之间的距离为 L，而中翼和外翼制成后的实际尺寸分别为 L_1 及 L_2。两者的制造误差分别为 $\Delta_1=L_1-L$ 和 $\Delta_2=L_2-L$。把中翼和外翼对接在一起，则接头间的协调误差 $\Delta=L_1-L_2=\Delta_1-\Delta_2$。在这个例子中，$L$ 一般为自由尺寸，制造误差 Δ_1 和 Δ_2 一般比较大，协调误差 Δ 也较大。但协调误差 Δ 大就不能满足前、后接头在叉耳宽度方向上的间隙要求。可见协调准确度的要求一般要高于制造准确度的要求。

互换和协调是两个概念。互换是指同一种工件之间的一致性。协调是指相配合的工件之间，其配合尺寸、形状的一致性。协调可以通过相互修配来达到，也可以通过控制制造误差来达到。所以说，互换的一定是协调的，但协调的并不一定是互换的。

在成批生产中，采用分散装配的原则固然带来了一系列优越性，但同时也增加了协调问题。在装配过程中，协调内容一般有以下两方面。

1) 工件与工件之间的协调

图 1.20 所示为机身隔框结构，是由上、下两个零件相连接的。这两个零件一般是用橡皮成形模在液压机上成形的。显然，若两个零件相配合处的协调误差过大，则无法连接，或不能符合连接处的间隙要求。为保证上述协调要求，必须使制造这两个零件的模具也是相互协调的。



又如机翼骨架装配时，要求纵向骨架和横向骨架(如翼梁和翼肋)的外形在交点处协调一致，否则，蒙皮与骨架就不能很好地贴合。为此，制造翼肋的模具与加工翼梁的模具、夹具必须是相互协调的。

2) 工件与装配夹具(型架)之间的协调

在机翼装配中，其装配过程是：前梁由前梁夹具装配成组合件，前梁、前肋及前段蒙皮由机翼前段型架组装成机翼前段，再将机翼前段组合件在机翼总装型架内组装成机翼。为保证前梁组合件与机翼前段及机翼前段与机翼总装型架的定位器相贴合，3 个夹具(型架)之间应

1.
位
定位可靠
孔定位的方

可见，为保证装配工作的顺利进行，有共同协调尺寸的各个工艺装备之间必须是相互协调的。在生产实践中，往往由于尺寸和形状不协调，延误了装配进度。故在制定工艺总方案时，对协调问题应予以高度重视。

1.3.2.3 提高装配准确度的补偿方法

为保证飞机装配工作顺利进行，希望进入装配各阶段的零件、组合件和部件具有生产互换性。生产互换性是指这些零件、组合件和部件具有这样一种性能：其几何形状和物理机械性能能保持在一定误差之内，在装配时不需要任何修配和补充加工，而装配后完全满足规定的技术要求。可见，具有生产互换性的零件、组合件和部件对组织装配工作是十分有利的。因为在装配过程中，可以不要对工件进行试装和修配，能减少大量的手工修配工作量，节省大量工时，缩短装配周期，有利于组织均衡的、有节奏的生产。因此，在一般机械制造的大批或大量生产中，主要采用生产互换方法。在飞机成批生产中，也希望尽可能多地采用这种方法。实际上，在飞机成批生产中，许多钣金零件、机械加工件、装配各阶段的装配单元、部件都采用生产互换的方法，即在装配中不需要修配和补充加工。

但对结构复杂、协调尺寸较多的部位，或在零件、组合件的刚度较小且装配变形又无法预先估计的情况下，过分提高零件、组合件的制造准确度和协调准确度，在经济上是不合理的，在技术上也难以达到。因此，在飞机制造中，也采用了各种补偿方法。

补偿方法就是零件、组合件或部件的某些尺寸在装配时可进行加工或调整，这可以部分抵消零件制造和装配的误差，最后能够达到技术条件所规定的准确度要求。

在产品准确度要求比较高的情况下，采用补偿方法可以在不过分提高零件、组合件准确度的条件下，在装配以后使装配件获得比较高的准确度。这样，装配工作量可能要增加一些，但从零件制造及装配工作综合来看，其技术经济效果还是有利的。

在飞机装配中，常用的补偿方法有以下几种。

1）修　配

例如，机身或机翼蒙皮的尺寸一般比较大，有时长达 5～6 m，且零件刚度又小；而在装配时，蒙皮之间的对缝间隙有时要求又很严，一般小于 1.5 mm。如果单靠零件制造的准确度来达到这样的间隙要求，实际上是很困难的。因此，在蒙皮制造时，在边缘处留出一定的加工余量；在装配时和相邻的蒙皮相互修配，以达到预定的间隙要求，这就是修配方法。

在飞机装配中，凡是准确度要求较高的配合尺寸，在零件加工中用一般方法难以达到时，或者在零件制造时虽能达到，但预计由于零件、组合件（例如蒙皮边缘、桁条端头、整流罩边缘、舱盖和舱门边缘等）变形，难以在装配后达到预定的要求时，多半是在装配时利用修配的方法来达到。

在图 1.19 中，为保证中翼和外翼 2 个部件相对位置的准确度要求，在试造或小批量生产时，也可以通过修配的方法来达到。其方法如下：考虑到前梁和后梁在叉耳宽度方向上的间隙要求容易达到，而难点在孔和螺栓的配合上，因此，对接接头上的孔都留有加工余量；根据水平测量点通过光学仪器把两部件调整到应有位置上，然后将两个部件对接接头的孔一起加工到最后尺寸。

修配方法多半是手工操作。在相互修配时，要反复试装和修合，工作量比较大。在成批生产中，应尽量少用修配方法。

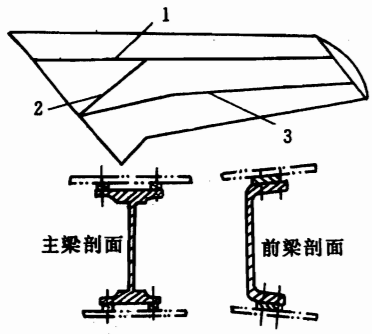
2）装配后精加工

采用上述相互修配的方法来达到配合要求时，修配好后的零件、组合件或部件不具有互换

性。如果要求互换，则应在装配时分别单独按样板或在精加工台上进行加工。

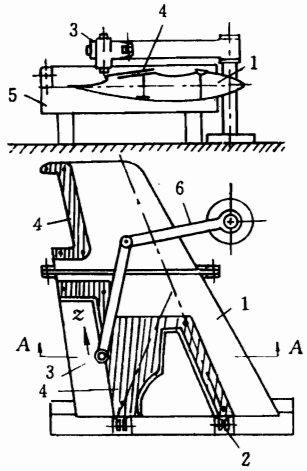
图 1.21 为歼击机翼梁布置示意图。由于主梁和前梁不布置在等百分比弦线上，其外缘是双曲度表面，因此，要在零件加工中使其外形符合技术要求比较困难。在设计时其外缘表面上附加了几根硬铝条，从工艺上预先在硬铝条上留有加工余量。待梁架装配完后，在精加工台上根据靠模铣切加工硬铝条。这样加工出来的梁架外缘是互换的。

图 1.22 为用于加工机翼的副翼、襟翼和起落架护板舱对合边缘的精加工台示意图。



1－前梁；2－主梁；3－后梁

图 1.21　机翼翼梁布置示意图



1－机翼；2－接头定位器；3－主轴；4－样板；5－卡板；6－转臂

图 1.22　用于加工机翼的副翼、襟翼和起落架护板舱对合边缘的精加工台示意图

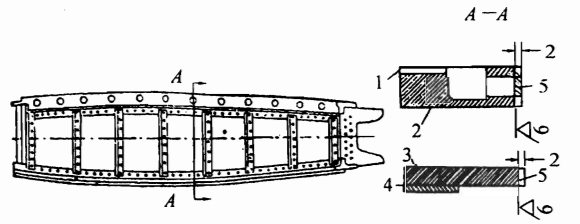
图 1.23 为飞机机翼接头精加工示意图。为对接平面和对接孔预先留出一定的加工余量。部件装配完后，在精加工台上根据靠模铣切对接平面以及扩孔和铰孔等。

精加工台是专用设备。在该设备内除按钻模、样板加工对接接头外，一般不进行其他装配工作。由于精加工是部件装配的最后关键工作，必须慎重进行。

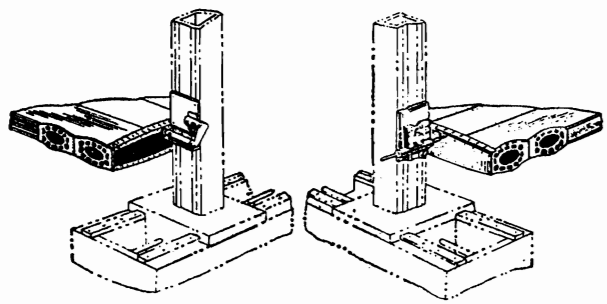
为确保部件间相对位置的准确度，部件在精加工台内的状态应尽量与全机水平测量时的状态相一致，定位时应注意避免产生强迫应力。

对于一架飞机，哪些组合件和部件需要精加工，应根据飞机结构、产量、零件加工和装配等实际情况而定。

应当指出的是，虽然采用修配方法



(a) 加工余量示意图



(b) 外翼精加工示意图

1－上板件；2、3－对接型材；4－下板件；5－加工余量

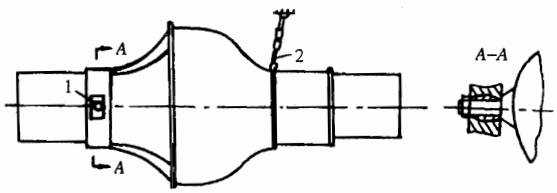
图 1.23　外翼和中翼对接分离面的精加工示意图

和装配后精加工都能达到装配准确度要求，但这两种方法是有本质区别的。修配方法是对两个相配合的零件、组合件或部件进行相互修配，相互修配后不具有互换性。而装配后精加工是工件装配后在专用设备上对其单独地依据样板、钻模或靠模进一步加工。精加工后，工件具有互换性。

3）可调补偿件

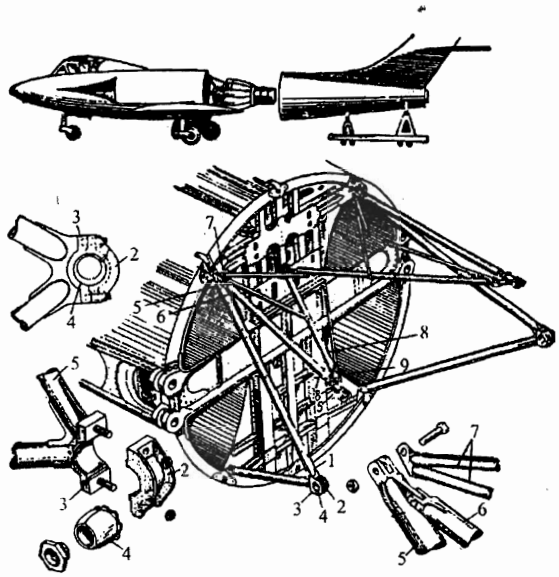
为保证装配准确度符合要求，除上述方法外，也可采用结构补偿。图 1.24 为发动机与机身连接示意图。主接头上装有球面衬套，以补偿机身两接头和发动机主接头的不同轴度。利用辅助接头上的可调螺杆，可调整发动机轴线与机身的相对位置。

图 1.25 为发动机通过发动机架与机身的连接示意图。通过偏心球面衬套 4 和可调螺杆 7，可调整发动机相对于机身的位置。



1－主接头；2－辅助接头

图 1.24 机身与发动机连接示意图 1



1、5、6、7、8、9－发动机架及其附件；2－接头盖；3－主接头；4－偏心衬套

图 1.25 机身与发动机连接示意图 2

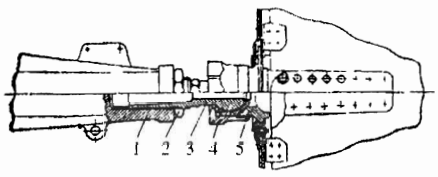
图 1.26 为另一种用于调整相对位置的补偿结构。利用衬套和球形杆之间的螺纹来连接调整轴向尺寸，调整完后用锁紧螺帽固定；利用球面接触来补偿轴线的角度误差，调整完后用固定螺帽固定。

图 1.27 为机身与机翼连接示意图。接头的连接采用摇杆、球面、齿垫等各种补偿，用以调整部件间的相对位置。

可见，利用补偿结构可以降低对部件装配的准确度要求，部件间相对位置的准确度可通过调整来达到。为了使装配工作能够顺利进行，在结构设计时，应尽量减少复杂的协调关系。

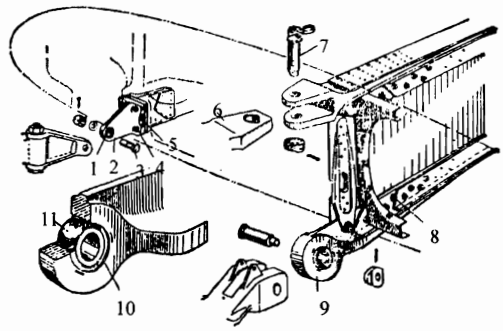
在飞机设计中应注意补偿件的应用。波音 707 型旅客机在装配时允许在接头支架处加垫钢片，以调整高低和轴向位置。钢垫片的单层厚为 0.05 mm，平时像千层纸一样粘结在一起；装配时根据需要撕下几层垫在支架下面，直到接头定位器的定位销能自由转动为止。

综上所述，合理地使用结构补偿件和在设计中采用工艺补偿方法，是保证产品质量和互换协调的有效方法之一。



1—衬套；2—锁紧螺帽；3—球形杆；
4—固定螺帽；5—球形座

图 1.26　机身与发动机连接示意图 3



1、11—球形衬套；2—耳片；3、4、8—螺栓；5—齿纹座；
6—机身接头；7—销子；9—耳座；10—球形座

图 1.27　机身与机翼连接示意图

1.3.3　模线样板法工作原理

从零件加工到部件装配经过了许多生产环节，每个环节都会产生制造误差。为了保证制造准确度和协调准确度，除了采用上述补偿方法以外，还必须保证所使用的大量工艺装备本身的制造准确度和相关的工艺装备之间的协调准确度。为此，在飞机制造中，工艺装备的制造应遵循一定的协调路线。也就是说，每个飞机制造企业在生产过程中都应建立十分完整的产品尺寸传递体系。

由于飞机外形是复杂的曲面，而它的协调准确度要求又很高，如果采用一般机器制造的保证互换性的方法，则是很难达到协调准确度要求的。因此，在飞机制造中，引用了传统造船业中的“放样技术”作为生产中传递几何形状和尺寸的原始依据。依此，形成了飞机制造中保证互换性的方法——模线样板工作法。

模线样板工作法是按相互联系制造原则建立的。根据这种方法，在飞机制造中尺寸传递过程可表述如下：首先将飞机部件、组合件的外形和结构，按 1∶1 的尺寸在专门的图板上准确地画出飞机的真实外形和结构形状，这就是模线。在生产中，模线就作为飞机外形和结构形状的原始依据。然后，根据模线加工出具有工件真实外形的平板，这就是样板。在生产中，样板即作为加工或检验各种工艺装备、测量工件外形的量具。

图 1.28 是采用模线样板工作法保证机翼部件某个切面的工艺装备之间以及零件之间相互协调的原理示意图。由图 1.28 可知：模线有理论模线和结构模线之分，生产样板种类繁多。用样板再去制造各种工艺装备模具，利用模具去成形各种飞机零件。这就是典型的以实物模拟量为基础的产品尺寸传递体系，或称为以模线样板为基础的协调系统。工程技术人员长期以来就是用这种方法来保证飞机的制造准确度和协调准确度。

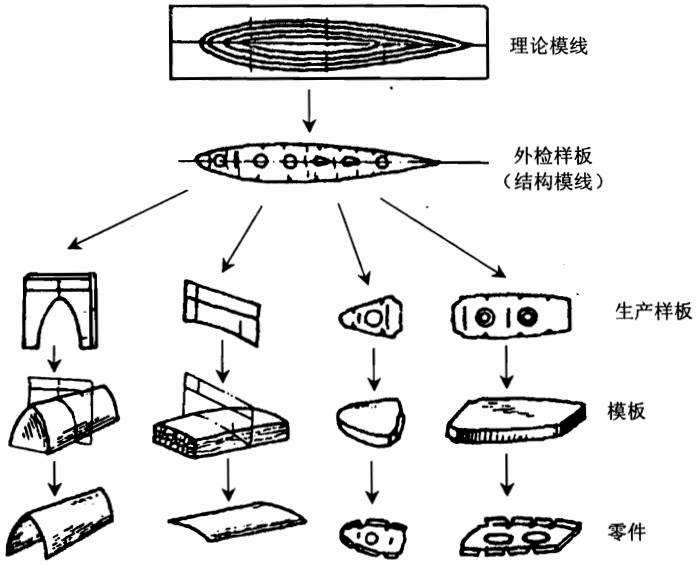


图 1.28 模线样板工作法工作原理示意图

1.4 飞机装配过程

1.4.1 工艺基准

基准就是确定结构件之间相对位置的一些点、线、面。产品设计需要建立这样的基准。例如飞机水平基准线、对称轴线、翼弦平面、弦线、梁轴线、长桁轴线、框轴线、肋轴线等，统称为设计基准。

设计基准一般都是不存在于结构表面上的点、线、面。在生产中往往无法直接利用设计基准。因此，在装配过程中要建立装配工艺基准。它是存在于结构件表面上的点、线、面，可以用来确定结构件的装配位置。

在国外，有把不存在于结构上的设计基准，用标识物标记在结构上的作法。这种标记不但在装配时可以利用，而且还可长期保存。这是一种比较好的作法。例如，飞机水平基准线、飞机对称轴线都可以采用这种方法标记在结构件表面上。

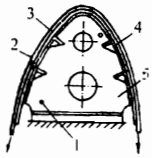
工艺基准按功能分有如下 3 类：

- 定位基准：用以确定结构件在设备或工艺装备上的相对位置；
- 装配基准：用以确定结构件之间的相对位置；
- 测量基准：用于测量结构件装配位置尺寸的起始位置。

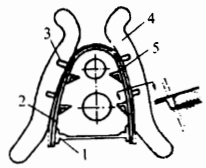
飞机各部件的外形准确度关系到飞机的飞行性能；因此，在装配过程中，如何提高外形准确度是飞机装配中比较重要的一个问题。

在装配过程中，使用两种装配基准，即以骨架为基准和以蒙皮外形为基准。

以骨架为基准的装配示意图如图 1.29 所示。图 1.29(a)的装配过程如下：翼肋按定位孔定位，铆上桁条，组成骨架，放上蒙皮，用橡皮绳或钢带拉紧，然后进行骨架与蒙皮的铆接。图 1.29(b) 的装配过程如下：翼肋按卡板定位，与大梁、桁条等组成骨架后，放上蒙皮，用卡板压



1—定位孔；2—蒙皮；3—橡皮绳；
4—桁条；5—翼肋
(a) 不带卡板翼肋装配



1—大梁；2—翼肋；3—蒙皮厚度垫片；
4—卡板；5—蒙皮
(b) 带卡板翼肋装配

图 1.29　以骨架为基准的装配示意图

紧，然后进行骨架与蒙皮的铆接。

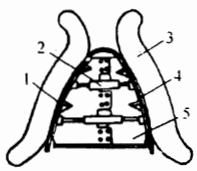
显然，这种以骨架为基准进行装配的方法，其误差积累是“由内向外”的，最后积累的误差反映在部件外形上。部件外形误差由以下几项误差积累而成，即

- 骨架零件制造的外形误差；
- 骨架的装配误差；
- 蒙皮的厚度误差；
- 蒙皮和骨架由于贴合不紧而产生的误差；
- 装配后产生的变形。

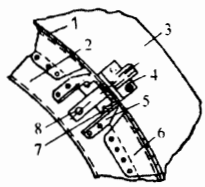
可见，部件外形准确度主要取决于零件制造后骨架装配的准确度。为了提高外形准确度，必须提高零件制造准确度和骨架装配准确度以及减少装配变形等。

为了满足上述要求，在结构设计和装配方法上，出现了以蒙皮外形为基准的装配方法。

以蒙皮外形为基准进行装配的典型结构和装配示意图如图 1.30 所示。图 1.30(a)的装配过程如下：因为在结构上翼肋分成两个半部，首先将半肋和桁条铆在蒙皮上，然后用撑杆将蒙皮顶紧在卡板上，最后将两个半肋连接在一起。图 1.30(b)的装配过程如下：蒙皮、桁条和补偿片首先装配成板件，然后在型架内按卡板外形定位，用工艺螺栓将板件紧贴在卡板外形上，最后将补偿片和长桁上的角片与隔框铆接在一起。



1—桁条；2—撑杆；3—卡板；
4—蒙皮；5—翼肋
(a) 示例 1



1—蒙皮；2—隔框；3—卡板；4—角钢；5—角片；
6—补偿片；7—桁条；8—工艺螺栓
(b) 示例 2

图 1.30　以蒙皮外形为基准的装配示意图

这类结构装配的误差积累是“由外向内”的，积累的误差在内部骨架连接时用补偿的方法来消除。部件外形的准确度主要取决于装配型架的制造准确度和装配后的变形。这种装配方法消除了蒙皮厚度误差，减少了骨架零件制造误差对外形的影响。部件外形误差由以下几项误差积累而成，即

- 装配型架卡板的外形误差；

· 蒙皮和卡板外形之间由于贴合不紧而产生的误差；

· 装配后产生的变形。

显然，采用什么基准进行装配取决于部件的结构。两种装配基准的比较如表 1.2 所列。

表 1.2 两种装配基准的比较

种 类	以骨架为基准	以蒙皮为基准
结构特点	肋、隔板、框等骨架零件为整体式结构，无外形补偿件	1. 翼肋、隔板由上、下两半组成，用重叠补偿连接 2. 翼面类部件采用弦平面分离面，上、下半肋一般不连接 3. 翼肋、隔板、框等与蒙皮之间设有补偿件
装配过程	首先定位骨架，然后将蒙皮装在骨架上，用力压紧，蒙皮与骨架进行铆接	1. 无补偿件的结构：按卡板定位蒙皮，安装半肋施压紧力，并与蒙皮铆接，对合连接上、下半肋 2. 有补偿件的结构：定位翼肋腹板(或框)，按卡板定位蒙皮并加力使其贴合卡板，安装补偿件与蒙皮和肋腹板(或框)铆接。亦可将补偿件带在壁板上，定位后补偿件与肋(或框)连接
装配误差	装配误差“由内向外”积累，误差反映在部件外形上	装配误差“由外向内”积累，误差通过结构补偿件消除
外形误差组成	1. 骨架零件外形误差 2. 骨架装配误差 3. 蒙皮厚度误差 4. 蒙皮与骨架贴合间隙 5. 装配变形	1. 卡板外形误差 2. 蒙皮与卡板之间的贴合间隙 3. 装配变形
特点	累积误差反映在部件外形上，使其准确度降低。若提高部件外形准确度，则必须提高骨架零件的外形准确度和骨架装配、定位准确度	利用补偿能获得较高的部件外形准确度
应用范围	1. 外形准确度要求较低的部件 2. 翼型高度较小，不便于采用结构补偿的部件	外型准确度要求高的部件，且结构布置和连接通路都能满足要求

近年来，由于飞机速度不断提高，一般采用厚蒙皮或整体壁板结构。这类零件和结构由于刚度较大，难以在装配型架内通过外力进行校形。在结构和工艺上要采取其他各种措施，甚至采用提高整体结构件的加工准确度，以确保外形准确度的要求。

例如在图 1.21 所示的歼击机机翼的梁架中，当梁架装配完后，在专用精加工台上对其进行外形加工。从梁架装配方法来看，其误差积累方向是“由内向外”的；但从梁架的外形来看，其积累误差通过精加工而消除了。

图 1.31 所示为壁板化机翼结构示意图。由于前、中、后翼肋和前、后梁都有弦向分离面，就有可能预先分成壁板来装配。例如，上翼面可分解成 3 个板件，下翼面也可分解成 3 个板件。其装配过程大致如下：首先在机翼中段型架内将中段上、下壁板紧贴在卡板上，选择合适的垫片，将上、下半梁装配起来；然后在机翼总装型架内将前、后段的上、下壁板紧贴在卡板上，与机翼中段组合并铆接。这个装配过程就是以蒙皮外形为基准的装配方法。

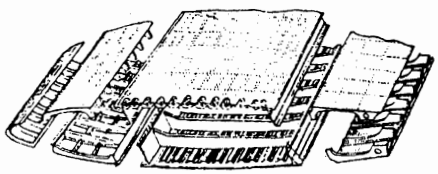


图 1.31 壁板化机翼结构示意图

可见，在结构设计和制定工艺方案时，应合理地使用各种补偿方法，以得到准确的飞机外形。

在选择定位基准和装配基准时应遵循以下 4 个原则：

(1) 装配定位基准与设计基准统一的原则。结构件定位应尽可能直接利用设计基准作为装配定位基准。对于不能利用的，应通过工艺装备间接地实现基准的统一。例如，机翼翼肋的位置在图样上是用肋轴线确定的，当定位翼肋时，应选择翼肋轴线面作为定位基准。

(2) 装配定位基准与零件加工基准统一的原则。应尽量使装配定位基准与零件加工基准相统一；若二者不统一，则应进行协调。例如整体翼肋、整体大梁数控加工时的定位基准孔，在装配夹具内定位时，采用该孔作为装配定位基准能保证较高的位置准确度。

(3) 装配基准与定位基准重合的原则。当部件或分部件为叉耳对接或围框式对接时，这些接头或平面在部件(或分部件)装配时是定位基准，在部件对接时是装配基准，亦即装配基准与定位基准统一。

(4) 基准不变的原则。在部件的整个装配过程中，每道工序及每一个装配阶段(装配单元)都用同一基准进行定位，即构件的二次定位应采用同一定位基准。在机翼前梁装配时，若以前梁接头对接孔作为定位基准，则在前梁与前缘对合、部件总装时，均应以该接头对接孔作为定位基准。

1.4.2　装配定位

在装配过程中，首先要确定零件、组合件、板件、段件之间的相对位置，这就是定位问题。在装配工作中，对定位有如下要求：

- 保证定位符合飞机图纸和技术条件中所规定的准确度要求；
- 定位和固定要操作简单且可靠；
- 所用的工艺装备简单，制造费用少。

在飞机装配中，常用的定位方法有以下 3 种，即用划线定位、用装配孔定位和用装配夹具(型架)定位。

1.4.2.1　用划线定位

用划线定位即根据飞机图纸用通用量具来划线定位(见图 1.32)。这种方法的定位准确度较低，一般用于刚度较大、位置准确度要求不高的部件。对于图 1.32 中翼肋组合件上的加强角材，由于其位置准确度要求不高，可用划线定位。但上、下缘条的位置准确与否直接影响部件的空气动力外形，故不宜用划线定位。另外，用划线定位效率低，在成批生产中应尽量不用或少用这种方法。

由于划线定位通用性大，故在成批生产中不失为一种辅助的定位方法。例如，翼肋、隔框或大梁上的加强角材，仪表板的支架，飞机的铆钉及焊点位置等，有时是用划线确定位置的。

为了提高划线定位的工作效率，可以通过透明的胶板，用接触照相法将结构尺寸、连接件的形状和位置晒在零件上。这样可节省划线时间，提高零件定位的准确度。

1.4.2.2　用装配孔定位

上述翼肋组合件可用装配孔确定其零件的相对位置，如图 1.33 所示。方法是在装配时用预先在零件上制出的装配孔来定位。当用装配孔确定两个零件的相对位置时，装配孔的数量应不少于两个。装配孔的数量取决于零件的尺寸和刚度。对于尺寸大、刚度小的零件，装配孔的数量应适当增多。

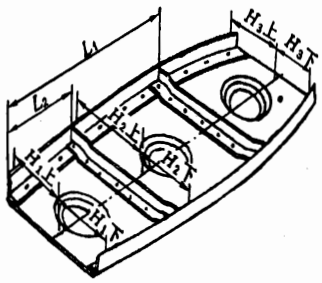


图 1.32 用划线定位示意图

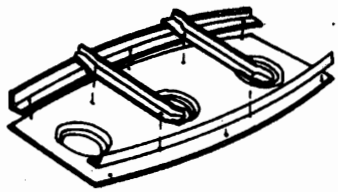


图 1.33 用装配孔定位示意图

为保证相连接的零件之间的装配孔是协调的，一般是采用模线样板法。首先按 1∶1 的尺寸准确地在铝板上画出组合件的结构图(结构模线)，在结构图上标出装配孔；然后以结构图为标准分别制造各零件钻孔用的样板，零件上的装配孔则按各自的样板钻孔。装配孔的加工和协调路线如图 1.34 所示。由于各个零件上装配孔的位置是根据同一个标准制出的，因此，能保证装配孔之间的协调。

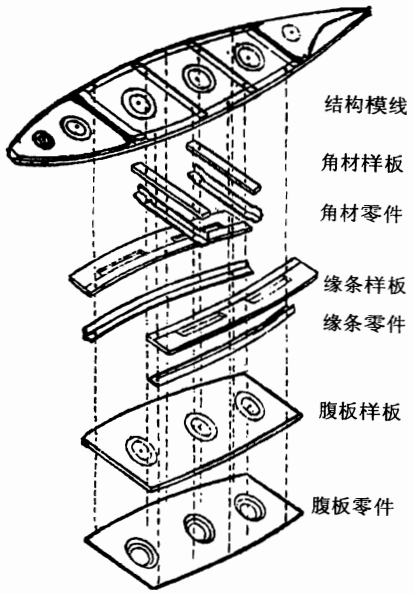


图 1.34 翼肋组合件装配孔的加工和协调路线示意图

装配孔定位的准确度取决于装配孔的协调方法。显然协调环节越多，积累误差就越大。但由于用装配孔装配不需要使用专用夹具，故在成批生产中，在保证准确度的前提下，应推广装配孔定位方法的应用。例如，平板、单曲度和曲度变化不大的双曲度外形板件，都可采用装配孔方法进行装配。

用装配孔装配板件之前，在各个零件的部分铆钉位置上，预先按样板分别钻出装配孔(一般是每隔 400 mm 左右钻一个装配孔，孔径比铆钉孔小一号)。装配时各零件之间的相对位置就按这些装配孔来确定。另外，为减少划线工作量，一般是将装配孔和导孔联合使用，即导孔-装配孔方法。它是在骨架零件上(或者在其中一个零件上)全部钻出铆钉孔(尺寸比铆接的钉孔小一号)。当零件按装配孔定位并夹紧后，就可按骨架上的导孔钻出连接零件的全部铆钉孔。

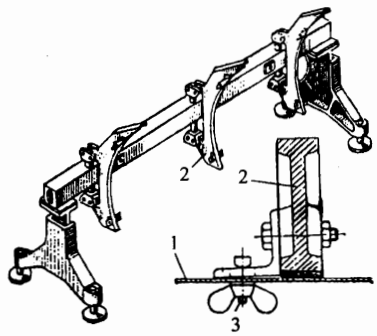
有时为提高板件装配时的刚度，也可使用一些简单的型架，如图 1.35 所示。在蒙皮上预先留出耳片，按样板在耳片上钻出定位孔。此孔在型架上用工艺螺钉进行定位与固定，这样就提高了蒙皮的刚度。此时按蒙皮上预先已钻制好的装配孔来定位固定其他零件。装配完成下架再除掉蒙皮上的耳片。这种方法使用的型架很简单，它实际上是起一个托架的作用。若将型架做成转动式的，则工作更方便，开敞性也好。

点焊和胶接结构的板件也可采用装配孔定位。定位后送到点焊机上焊接或在胶接设备内胶接。

1.4.2.3 用装配夹具(型架)定位

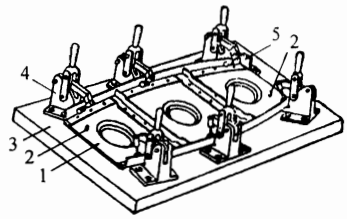
当用装配夹具定位上述翼肋组合件时(见图 1.36)，腹板则以定位孔通过装配夹具上的定位销来定位；上、下缘条则以外形定位夹紧件和挡块定位，用定位夹紧件夹紧；加强角材也可用

定位夹紧件定位(图中未示),由于加强角材位置准确度的要求不高,一般可用划线方法或用装配孔方法来定位。由图 1.36 可见,这种定位方法的定位准确度取决于装配夹具的准确度;故为确保工件装配的准确度,必须首先保证装配夹具的准确度。



1—蒙皮;2—托板;3—工艺螺钉

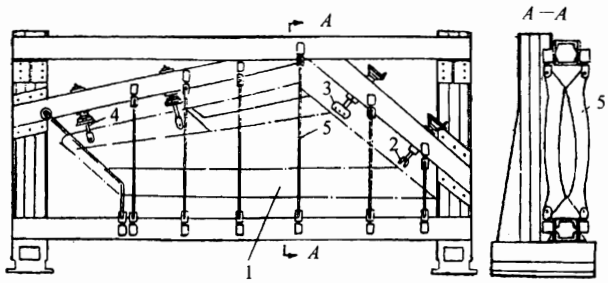
图 1.35　以装配孔定位的壁板装配型架示意图



1—翼肋腹板;2—定位销;3—夹具底座;
4—定位夹紧件;5—挡块

图 1.36　用装配夹具定位示意图

图 1.37 为机翼装配型架示意图。机翼外形由卡板定位,机翼接头和副翼悬挂接头由代表产品之间连接关系的接头定位器来定位。由于飞机零件、组合件的尺寸大、刚度小,所以,在飞机装配中装配夹具的功能与一般机械产品装配夹具的功能有本质的区别。机械产品装配夹具的主要用途是提高劳动生产率,而飞机装配夹具是保证零组件在空间具有相对准确的位置所必不可少的。另外,飞机装配夹具除了起定位作用外,还有校正零件形状和限制装配变形的作用;因此,飞机装配夹具的定位件不遵守"六点定位原则",往往采用多定位面的"超六点定位",即"超定位"方法。在图 1.37 所示的型架内工作时,通过零件、组合件在型架内的装配,可发现不协调的地方。检查或修正的依据就是型架定位器的工作面。根据工艺规程对不协调部位进行敲修或施加垫片。另外,为减少装配变形,铆接工作应在定位器打开数目最少的情况下进行。因为机翼接头的位置准确性会影响机翼和机身的相对位置,副翼悬挂接头的位置准确性关系到副翼转动的灵活性、外形吻合性等,所以,这些接头定位器非万不得已应自始至终不打开。型架卡板影响机翼外形的准确度,故铆接工作应在卡板打开数目最少的情况下进行。



1—机翼;2—前梁接头定位器;3—主梁接头定位器;
4—副翼悬挂接头定位器;5—卡板

图 1.37　机翼装配型架示意图

在成批生产中,为了扩大装配工作面,采用分散装配原则,故在夹具定位时存在着大量的二次定位。二次定位是指装配过程中某些外形及接头已经装配好,而下一个装配阶段又在另一个夹具上再次定位。由于夹具的制造误差和产品的装配误差给二次定位带来了困难,一般采用游动结构或较小尺寸的定位销来解决这个问题。

由于飞机装配中采用大量的装配夹具,因而制造费用大,生产准备期长,工作面不开敞。比较复杂的装配夹具应提前投产,不要影响生产进度。为改善装配时的工艺通路,应在定位可靠的前提下,除用夹具作为主要定位方法外,对不太复杂的组合件或板件可采用装配孔定位的方

法。对无协调要求及定位准确度要求不高的部位，也可采用划线定位方法或基准件定位方法。归结起来，定位方法的分类和特点如表 1.3 所列。

表 1.3 定位方法的分类及特点

类 别	方 法	特 点	选 用
画线定位法	1. 用通用量具和画线工具划线 2. 用专用样板划线 3. 用明胶模线晒相方法	1. 简便易行 2. 装配准确度较低 3. 工作效率低 4. 节省工艺装备费用	1. 新机研制时尽可能采用 2. 成批生产时，简单的、易于测量的、准确度要求不高的零件定位 3. 作为其他定位方法的辅助定位
基准件定位法	以产品结构件上的某些点、线来确定待装件的位置	1. 简便易行，节省工艺装备，装配开敞，协调性好 2. 基准件必须具有较好的刚性和位置准确度	1. 有配合关系且尺寸或形状相一致的零件之间的装配 2. 与其他定位方法混合使用 3. 刚性好的整体结构件装配
装配孔定位法	在相互连接的零件(组合件)上，按一定的协调路线分别制出孔，装配时零件以对应的孔定位来确定零件(组合件)的相互位置	1. 定位迅速、方便 2. 不用或仅用简易的工艺装备 3. 定位准确度比工艺装备定位的低，比画线定位的高	1. 单曲度和平滑双曲度壁板中蒙皮、长桁、框的装配 2. 内部加强件的定位 3. 平面组合件非外形零件的定位 4. 组合件与组合件之间的定位
装配夹具定位法	利用型架(如精加工台)定位确定结构件的装配位置或加工位置	1. 定位准确度高 2. 限制装配变形或强迫低刚性结构件符合工艺装备 3. 能保证互换部件的协调 4. 生产准备周期长	应用广泛的定位方法，能保证各类结构件的装配准确度要求

1.4.3 装配工艺过程

飞机机体是结构复杂、要求严格的产品。为保证装配工作顺利进行，工作时必须依据装配工艺规程进行。

新机装配工艺规程是根据产品结构、技术条件和生产规模制定的。首先按部件编制装配方案。各部件装配方案包括部件的工艺分离面图表、部件装配图表(或称装配流程图)、装配指令性工艺规程、工艺装备协调图表和工艺装备品种表。

部件装配指令性工艺规程包括部件装配各阶段的内容，装配基准，定位方法，装配用的主要工艺装备、设备和检验方法，以及主要零件和组合件等的供应状态和交付状态等。装配图表是以图表形式表示装配的分散程度、装配顺序、平行工作内容以及主要工艺装备等。在装配图表的纵向加上时间坐标，则可清楚地看出装配各阶段所需时间以及部件装配的总周期。

在部件装配指令性工艺规程基础上，制定装配各阶段的工作工艺规程。工作工艺规程是实现装配工作的依据。

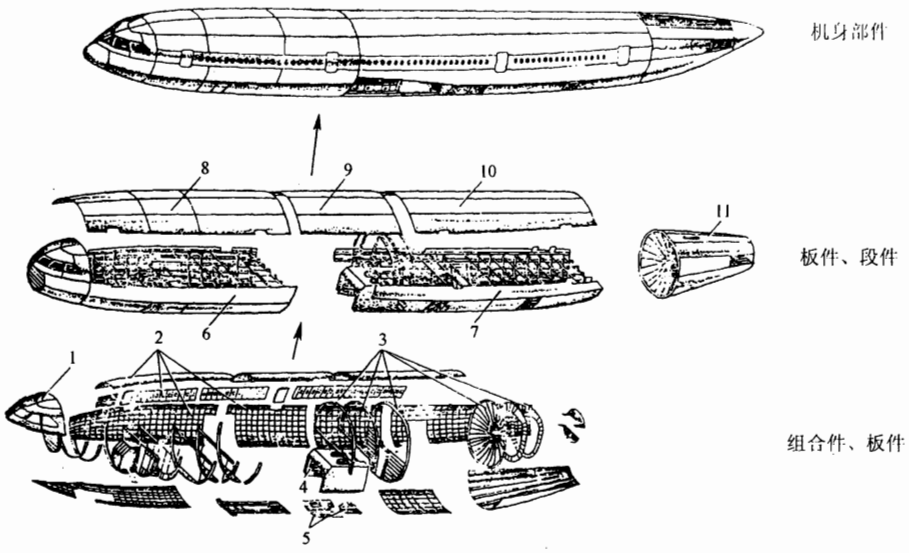
在制定部件装配方案时，应根据生产规模仔细地研究结构的工艺分离面。在成批生产中，因为要尽量扩大平行工作面，故应充分利用工艺分离面。一般产量越大，装配分散程度也应越大，这种装配原则称为分散装配原则。但在试制或小批量生产时，如果仍采用分散装配原则，则经济上是不合理的。这种情况下应采用集中装配原则，即装配工作主要集中在部件总装型架内进行。

下面以成批生产为例，仅从装配单元的划分和补偿结构的应用上来说明制定装配方案应注意的问题。

1.4.3.1　装配单元的划分

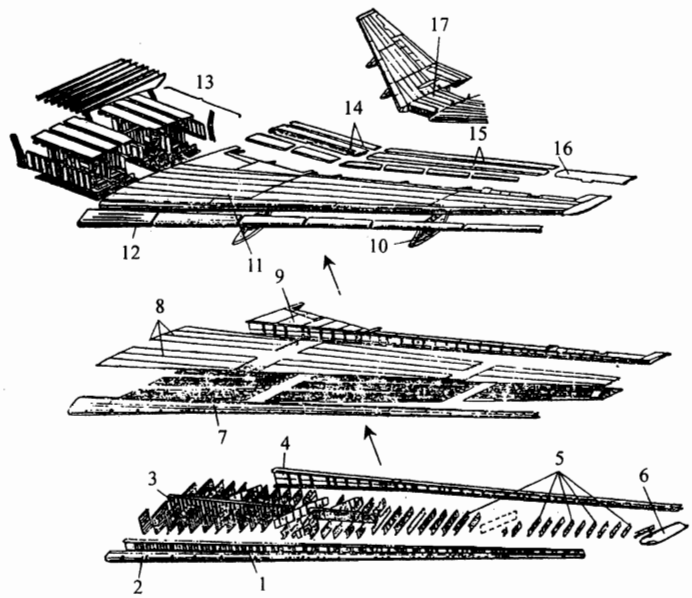
在成批生产中，一般采用分散装配原则。但能否进行工艺分解则取决于部件结构。为提高装配的机械化程度，应特别注意提高部件的板件化程度。

图 1.38、图 1.39 分别为伊尔-86 型旅客机的机身和机翼装配各阶段划分的装配单元。



1—驾驶舱组合件；2—侧板件；3—隔框；4—起落架舱；5—舱盖；6—前下部；
7—后下部；8—前上板件；9—中上板件；10—后上板件；11—尾段

图 1.38　伊尔-86 机身工艺分解图



1—前梁；2—外翼前缘；3—中梁；4—后梁；5—翼肋；6—翼尖；7—外翼前段；8—外翼上、下板件；9—外翼后段；
10—发动机吊舱；11—外翼；12—前襟翼；13—中翼组合件；14—襟翼；15、16—副翼；17—中翼

图 1.39　伊尔-86 机翼工艺分解图

法。对无协调要求及定位准确度要求不高的部位，也可采用划线定位方法或基准件定位方法。归结起来，定位方法的分类和特点如表 1.3 所列。

表 1.3 定位方法的分类及特点

类 别	方 法	特 点	选 用
画线定位法	1. 用通用量具和画线工具划线 2. 用专用样板划线 3. 用明胶模线晒相方法	1. 简便易行 2. 装配准确度较低 3. 工作效率低 4. 节省工艺装备费用	1. 新机研制时尽可能采用 2. 成批生产时，简单的、易于测量的、准确度要求不高的零件定位 3. 作为其他定位方法的辅助定位
基准件定位法	以产品结构件上的某些点、线来确定待装件的位置	1. 简便易行，节省工艺装备，装配开敞，协调性好 2. 基准件必须具有较好的刚性和位置准确度	1. 有配合关系且尺寸或形状相一致的零件之间的装配 2. 与其他定位方法混合使用 3. 刚性好的整体结构件装配
装配孔定位法	在相互连接的零件(组合件)上，按一定的协调路线分别制出孔，装配时零件以对应的孔定位来确定零件(组合件)的相互位置	1. 定位迅速、方便 2. 不用或仅用简易的工艺装备 3. 定位准确度比工艺装备定位的低，比画线定位的高	1. 单曲度和平滑双曲度壁板中蒙皮、长桁、框的装配 2. 内部加强件的定位 3. 平面组合件非外形零件的定位 4. 组合件与组合件之间的定位
装配夹具定位法	利用型架(如精加工台)定位确定结构件的装配位置或加工位置	1. 定位准确度高 2. 限制装配变形或强迫低刚性结构件符合工艺装备 3. 能保证互换部件的协调 4. 生产准备周期长	应用广泛的定位方法，能保证各类结构件的装配准确度要求

1.4.3 装配工艺过程

飞机机体是结构复杂、要求严格的产品。为保证装配工作顺利进行，工作时必须依据装配工艺规程进行。

新机装配工艺规程是根据产品结构、技术条件和生产规模制定的。首先按部件编制装配方案。各部件装配方案包括部件的工艺分离面图表、部件装配图表(或称装配流程图)、装配指令性工艺规程、工艺装备协调图表和工艺装备品种表。

部件装配指令性工艺规程包括部件装配各阶段的内容，装配基准，定位方法，装配用的主要工艺装备、设备和检验方法，以及主要零件和组合件等的供应状态和交付状态等。装配图表是以图表形式表示装配的分散程度、装配顺序、平行工作内容以及主要工艺装备等。在装配图表的纵向加上时间坐标，则可清楚地看出装配各阶段所需时间以及部件装配的总周期。

在部件装配指令性工艺规程基础上，制定装配各阶段的工作工艺规程。工作工艺规程是实现装配工作的依据。

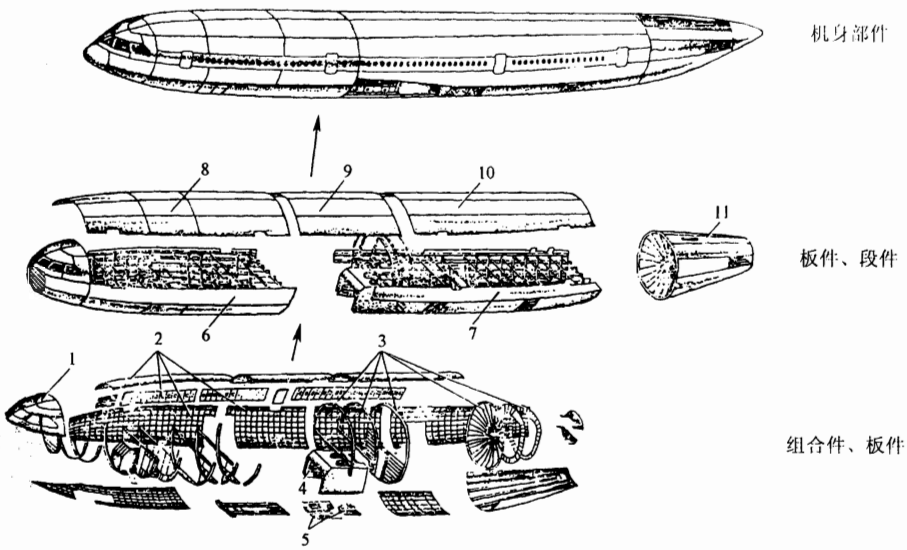
在制定部件装配方案时，应根据生产规模仔细地研究结构的工艺分离面。在成批生产中，因为要尽量扩大平行工作面，故应充分利用工艺分离面。一般产量越大，装配分散程度也应越大，这种装配原则称为分散装配原则。但在试制或小批量生产时，如果仍采用分散装配原则，则经济上是不合理的。这种情况下应采用集中装配原则，即装配工作主要集中在部件总装型架内进行。

下面以成批生产为例，仅从装配单元的划分和补偿结构的应用上来说明制定装配方案应注意的问题。

1.4.3.1　装配单元的划分

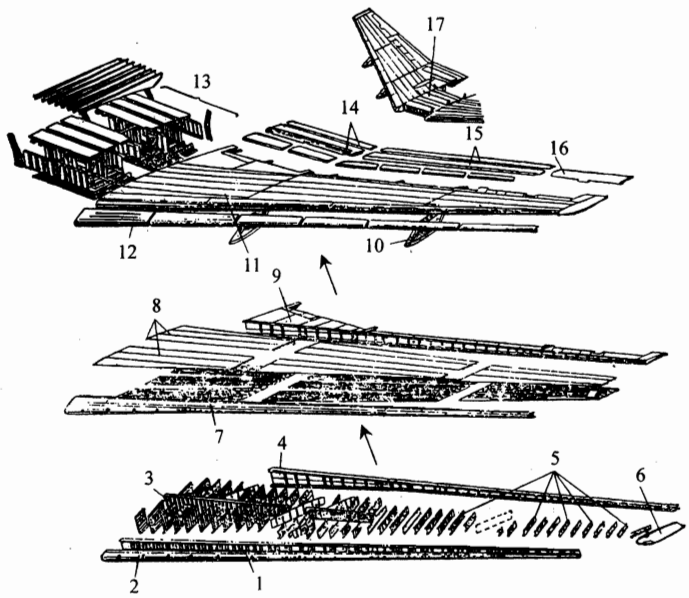
在成批生产中，一般采用分散装配原则。但能否进行工艺分解则取决于部件结构。为提高装配的机械化程度，应特别注意提高部件的板件化程度。

图 1.38、图 1.39 分别为伊尔-86 型旅客机的机身和机翼装配各阶段划分的装配单元。



1—驾驶舱组合件；2—侧板件；3—隔框；4—起落架舱；5—舱盖；6—前下部；
7—后下部；8—前上板件；9—中上板件；10—后上板件；11—尾段

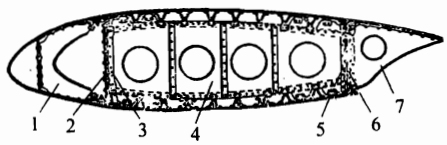
图 1.38　伊尔-86 机身工艺分解图



1—前梁；2—外翼前缘；3—中梁；4—后梁；5—翼肋；6—翼尖；7—外翼前段；8—外翼上、下板件；9—外翼后段；
10—发动机吊舱；11—外翼；12—前襟翼；13—中翼组合件；14—襟翼；15、16—副翼；17—中翼

图 1.39　伊尔-86 机翼工艺分解图

但结构工艺分离面组合的先后次序可能有好几种方案。例如图 1.40 的机翼结构，其组合方案可能如图 1.41 或图 1.42 所示。

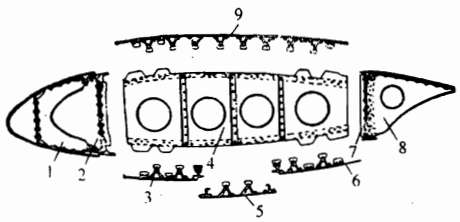


1—机翼前缘；2—前梁；3、5—梁和翼肋中段的连接角材；4—翼肋中段；6—后梁；7—机翼后缘

图 1.40 机翼的典型切面结构示意图

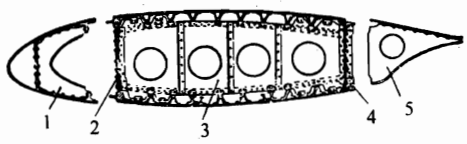
图 1.41 所示的方案 1 是：将前梁划分到前段上，将后梁划分到后段上，中段上、下蒙皮预先分别与长桁连接，然后在机翼总装型架内组合并铆接。

图 1.42 所示的方案 2 是：把前梁、后梁、翼肋中段、上下板件铆接成中段，前段不带前梁，后段不带后梁，然后在机翼总装型架内组合并铆接。



1、2—带前梁的机翼前段；3—1 号下板件；4—翼肋中段；5—可卸板件；6—下板件；7、8—带后梁的机翼后段；9—上板件

图 1.41 机翼段划分示意图 1



1—不带前梁的机翼前段；2、3、4—由前梁，后梁，翼肋中段和上、下板件组成的机翼中段；5—不带后梁的机翼后段

图 1.42 机翼段划分示意图 2

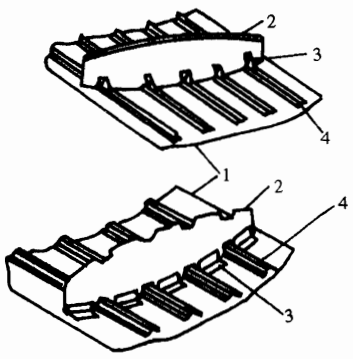
上述两种方案从工艺上讲都是可行的。对于方案 1，前、后段工艺刚度大，对保证前、后段的外形有利，但总装工作量比方案 2 大。对于方案 2，前、后段工艺刚度小，但总装工作量少些。在考虑方案时，切不要把翼肋中段和上、下板件预先组合在一起，因为这种组合件内无前梁和后梁，工艺刚度小，同时，这个组合件和前、后段连接时也较困难。

部件结构形式是各种各样的，在工艺分解时可能会碰到这样或那样的复杂情况；但选择方案时应考虑构造上的可能性、工艺上的开敞性、装配单元的工艺刚度，以及是否有利于尺寸和形状的协调，是否有利于减少部件总装阶段的工作量等。在实践工作中，往往会在各种方案中出现矛盾的情况，此时要根据具体情况，即产量大小及工厂经验等，权衡主次，以求得合理解决。

1.4.3.2 补偿结构的合理利用

产品装配的难易在很大程度上取决于部件的结构，即结构的工艺性。故在飞机设计时，应审查结构的工艺性。

在结构已经确定的情况下，工艺人员应合理使用各种补偿结构。在图 1.40 所示的机翼结构中，中肋是通过角片与前、后梁腹板相连接的。正确制定装配次序可使这两个角片起到补偿中肋零件长度制造误差的作用；为此，角片应首先与前、后梁组合，不要先与中肋组合。



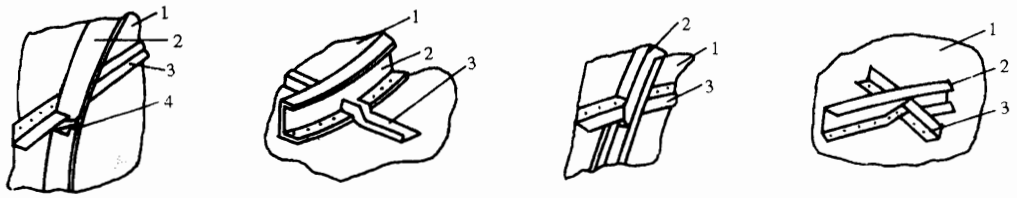
1—蒙皮；2—翼肋；3—补偿片；4—长桁

图 1.43 机翼结构局部示意图

图 1.43 为机翼结构局部示意图。正确制定装配次序可使补偿片起到减少部件外形误差的作用。从装配方案来看，

若蒙皮与长桁、腹板与补偿片分别组成组合件，然后在总装型架内连接也是可行的。但在这种方案中补偿片起不了应有的作用。

图 1.44 为几种蒙皮、长桁和隔框连接示意图。从工艺性看，(c)结构最好，因这种结构的蒙皮可先与长桁组成板件，然后在型架中与隔框连接在一起。其次为(a)结构，在这种结构中，隔框与长桁通过补偿片连接在一起。虽然长桁是分段的，但蒙皮和长桁仍有可能先组合成板件，然后在型架中与隔框连接在一起，最后通过补偿片将隔框与长桁连接起来。再其次是(b)结构，此方案中桁条打下陷与隔框、蒙皮连接在一起，所以，在工艺上无法将蒙皮与长桁先组成板件。一般是在型架上先将蒙皮与隔框连接在一起，然后连接各段的长桁。工艺性最差的是(d)结构，此方案中隔框打下陷与长桁、蒙皮相连接，所以，在工艺上必须首先将隔框与长桁进行暂铆(所用铆钉为比图纸小一号的埋头铆钉)，待骨架装配完后，装上蒙皮，设法钻掉暂铆铆钉，再将 3 者铆在一起。使用补偿结构时，一定要注意装配过程中允许使用的补偿量。图 1.45 是机翼装配过程示意图。



(a) 桁条用角片与隔框连接　(b) 桁条下陷段与隔框、蒙皮连接　(c) 桁条与隔框不直接连接　(d) 隔框下陷段与桁条、蒙皮相连接

1—蒙皮；2—隔框；3—长桁；4—补偿片

图 1.44　几种蒙皮、长桁和隔框连接方案示意图

在编制部件指令性装配工艺规程时，还应注意下述两点：

- 尽量增加段、部件架外工作量；
- 尽量减少飞机总装配工作量。

采取以上两个措施，有利于减少复杂的段件和部件型架的数量，有利于缩短飞机总装配的工作周期。

在图 1.45 的机翼装配中，安排了机翼架外工作，也就是机翼在型架内装配到具有足够刚度时，即取出型架，然后在架外完成其余的补铆和安装试验工作。补铆工作是指在架内已经定位而转移到架外的钻铆工作，以及一些对部件气动力外形的接头位置准确度影响不大的装配工作。安装试验工作是将系统安装和试验工作尽量安排在部件装配阶段完成，以减少飞机总装配的工作量。

1.4.4　装配工艺设计主要内容

部件装配工艺设计是为部件装配提供工艺技术上的准备。它贯穿于飞机设计、试制和批生产的全过程。部件装配工艺设计在飞机生产各个阶段的工作重点虽然不同，但其主要内容包括以下几个方面。

1) 装配单元的划分

根据飞机的结构工艺特征，合理地进行工艺分解，将部件划分为装配单元。

2) 确定装配基准和装配定位方法

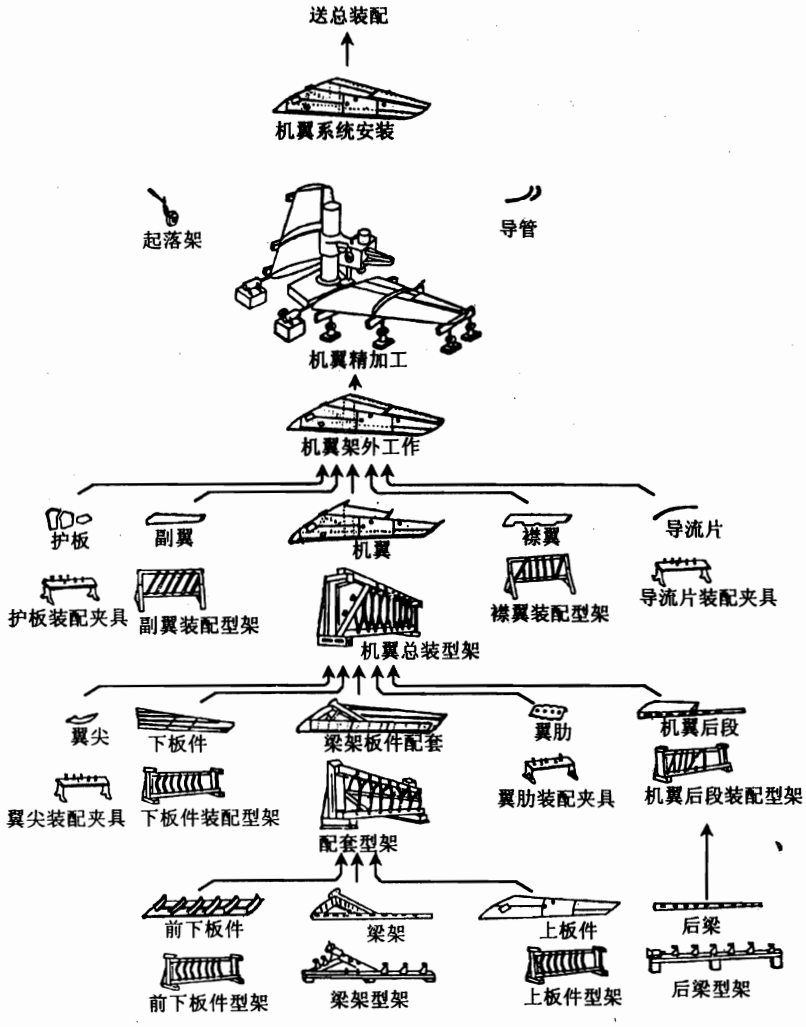


图 1.45 机翼装配过程示意图

部件装配基准是指为保证飞机外形的准确度所采用的外形零件定位基准。装配基准是根据飞机气动外形的准确度要求在飞机结构设计时确定的。装配工艺设计的任务是采用合理的工艺方法和工艺装备来保证装配基准的实现。

装配定位方法是指确定装配单元中各组成元素相互位置的方法。定位方法是在保证产品图样和技术条件要求的前提下，综合考虑了操作简便、定位可靠、质量稳定、开敞性好、工艺装备费用低和生产准备周期短等因素之后选定的。

3）选择保证准确度、互换性和装配协调的工艺方法

为了保证部件的准确度和互换协调要求，必须制定合理的工艺方法和协调方法。其内容包括：制定装配协调方案，确定协调路线，选择标准工艺装备，确定工艺装备与工艺装备之间的协调关系，利用设计补偿和工艺补偿的措施等。

4）确定各装配元素的供应技术状态

供应技术状态是对装配单元中各组成元素在符合图样规定外而提出的其他要求，也就是对零件、组件、部件提出的工艺状态要求。

5）确定装配过程中的工序、工步组成和各构造元素的装配顺序

装配过程中的工序、工步组成包括：装配前的准备工作，零件和组件的定位、夹紧、连接，系统和成品的安装，互换部位的精加工，各种调整、试验、检查、清洗、称重和移交工作，工序检验和总检等。装配顺序是指装配单元中各构造元素的先后安装次序。

6）选定所需的工具、设备和工艺装备

工作内容包括：

- 编制通用工具清单；
- 选择通用设备及专用设备的型号、规格、数量；
- 申请工艺装备的项目、数量，并对工艺装备的功用、结构、性能提出设计技术要求。

工艺装备包括以下几类：

- 标准工艺装备：包括标准样件、标准模型、标准平板、标准量规以及制造标准的过渡工艺装备等。
- 装配工艺装备：包括装配夹具（型架）、对合型架、精加工型架、安装定位模型（量规、样板）、补铆夹具、专用钻孔装置、钻孔样板（钻模）等。
- 检验试验工艺装备：包括测量台、试验台、振动台、清洗台、检验型架、平衡夹具、试验夹具等。
- 地面设备：包括吊挂、托架、推车、千斤顶、工作梯等。
- 专用刀量具：包括钻头、扩孔钻、铰（拉、镗）刀、锪钻、塞规（尺）及其他专用测量工具等。
- 专用工具：包括用于拧紧、夹紧、密封、铆接、钻孔等工具。
- 二类工具：顶把、冲头等。

7）零件、标准件、材料的配套

主要内容包括：

- 按工序对零件（含成品）、标准件进行配套；
- 计算材料（基本材料、辅助材料）定额；
- 按部件汇总标准件、材料。

8）进行工作场地的工艺布置

工艺布置的内容包括：概算装配车间总面积，准备原始资料，绘制车间平面工艺布置图。

1.5　飞机总装配及机场车间工作

飞机总装配是部件装配过程的延续，是飞机装配工作的最后阶段。飞机总装配的任务是将飞机各部件对接成整架飞机，在飞机上安装各种设备、装置和系统，并进行调整、试验和检验。

机场车间的工作是飞机总装配过程的延续。机场车间的工作任务是将总装配车间送来的飞机进行最后的地面试验和空中试飞检验。

1.5.1　飞机总装配

1.5.1.1　飞机总装配任务

飞机总装配工作量的大小主要取决于飞机的结构和装配工艺装备，同时也与生产规模和

工厂技术水平有关。

飞机总装配大致包括以下几项工作：

- 飞机机体各部件的对接和水平测量工作；
- 发动机的安装调整、油箱以及燃油和滑油系统的安装试验、发动机操纵系统的安装调整；
- 液压和冷气系统的设备、附件和导管的安装、敷设和试验；
- 起落架及其收放机构、信号系统的安装、调整和试验；
- 飞机操纵系统的安装与调整；
- 电气、无线电、仪表设备和电缆的安装、敷设和试验；
- 高空救生设备的安装和试验；
- 特种设备的安装和试验。

由于每一个系统在结构、技术要求和工艺方法上差别甚大，这就使得在生产过程中，不仅所采用的工艺过程复杂多样，而且必须配置各种不同专业的工人和技术人员。

由于飞机的机体封闭，又要在有限的机体内安装数量很多的各种设备、装置和系统，且这些系统、设备在空间又相互交错，因此，飞机总装配难以实现机械化，也不利于提高总装配的劳动生产率。特别是歼击机，空间更小，只能容纳一人进舱工作。在总装配工作中有很多调整、试验工作在进行时，又不允许飞机上同时进行其他工作。由于上述原因，飞机总装配的劳动量比较大，一般占飞机制造总劳动量的 8%～20%；总装配周期占百分比更大，可达 25%～40%。此外，飞机总装配占用的生产面积大，要求使用高度和跨度较大的厂房。因此，如何减少总装配工作量，有节奏地进行装配工作，是总装配工作中很重要的问题。

在成批生产中，飞机总装配采用流水生产的组织形式。图 1.46 所示为总装配过程示意图。在总装时，基准部件(机身)沿着流水线移动，其他部件则在总装的不同阶段进入装配。各系统、设备、附件等也在各个不同的阶段安装到飞机上去，并进行调整和试验，最后总装出整架飞机。

为节省总装配占用的生产面积，布置总装配流水线时应认真考虑飞机的安排方案。

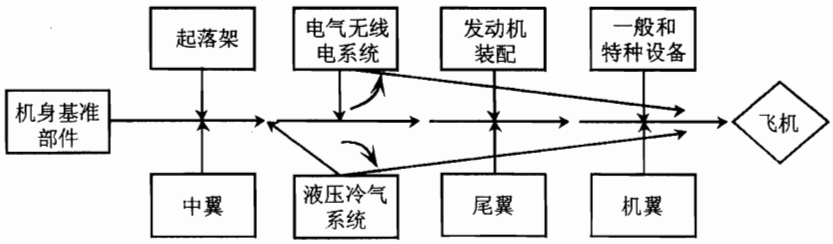


图 1.46 总装配过程示意图

在总装配工作中，凡必须在机上安装调试的工作称为装配站工作，不在机上的总装配工作(各种准备及组合工作)称为工作台工作。流水作业的基础就是安装、调试工作的节奏化；因此，组织流水生产就是将机体对接、安装和调试等工作划分为许多工序，然后根据飞机结构，将必须在机上工作的若干工序组合成一个任务。而完成该任务的时间应等于或倍比于流水线生产的节奏时间。这个任务就是某装配站上的工作内容。节奏系指流水线上连续生产两架飞机的时间间隔。

必须指出，由于飞机结构的特点，飞机上每一个系统往往不是在一个装配站上完全装上去

的，而是分散在流水线的几个站上陆续装上的。由此可见，组织飞机总装配的流水作业是极为复杂的技术工作。

为了减少飞机总装配工作量和缩短飞机总装配周期，应尽可能地把总装配工作安排在部件装配阶段完成。即把每个部件装配成模块（功能较完整的部件），在飞机总装配时把这些模块对接起来即可。在编制总装配工作的流水作业时，应尽可能地把总装配工作安排在工作台上完成。

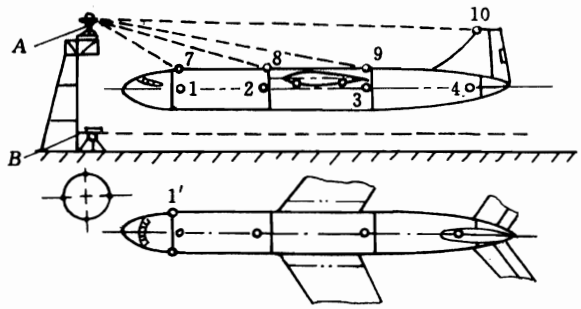
1.5.1.2　飞机各部件的对接及水平测量工作

飞机各部件装配完成后，即被送到总装配车间进行对接，如机身各段的对接、机身和机翼的对接等。现在一般采用模块式对接技术，即把机身和机翼各段作为模块放置在可调的对接车上，用激光作为基准，可方便地完成飞机的对接工作。如中美合作生产的干线飞机 MD-90-30 就是这样完成对接的。在成批生产中，由于各部件是互换的，对接比较简单。若对接面是补偿结构，则在对接时须进行调整，在试造生产时，须对部件接头进行补充加工，工作量较大。

目前，一般采用水平测量的方法来调整和检验各部件间的相对位置。当部件装配时，在部件表面规定的位置上，按型架上专用指示器作出测量点的记号（涂红色漆的冲坑、凸头或空心铆钉等）。这些记号称为水平测量点，它实际上是将飞机理论轴线转移到部件表面的测量依据。因此，在测量过程中，只要检查这些点的相对位置数值，就可借以确定部件间的相对位置是否符合技术要求。

图 1.47 为水平测量原理图。机体表面上的各测量点都在部件装配时标出。测量时以机身 2 段为基准，用水平仪将测量点 1、2 和 1′调在同一个水平面内，再用经纬仪将测量点 7、8 调在同一个垂直面内，随后用水平仪和经纬仪分别测量点 3、4、9 和 10，即可确定机身的同轴度。

机翼的安装角、上反角（下反角）、舵面转角也可用同样的方法测量。如图 1.48 所示，首先将飞机调平，机翼的安装角、下反角分别通过测量点的差值 a、b 来检查；活动翼面的开启角通过 c、d 来检查；机翼的后掠角仅测量其对称性，用卷尺测量机翼两端头处测量点至机身测量点的距离来检查。



A－经纬线；B－水平仪

图 1.47　水平测量原理示意图

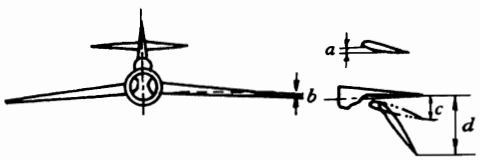


图 1.48　翼面测量示意图

图 1.49 为歼击机水平测量点分布示意图。该机水平测量的支撑要求如图 1.50 所示。用水平仪根据图 1.49 的 1、2 两测量点调整纵向水平，根据 3、4 两测量点调整横向水平。在飞机已调平情况下，测量和检查各测量点间的差值。

为提高水平测量的效率，可以设计专用的水平测量台。水平测量台的结构原理是：把测量

点指示器固定在可靠的基座上，将飞机用千斤顶固定于测量台中应有的位置上，根据测量点指示器读出的数据，即可测得各部件间的相对位置是否符合技术要求。

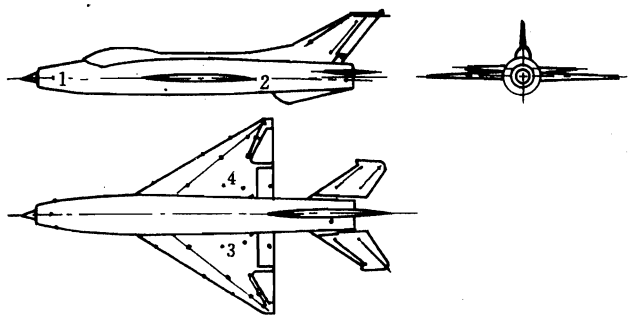


图 1.49 歼击机水平测量点分布示意图

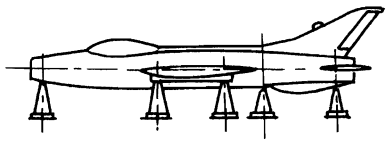


图 1.50 水平测量时的支撑要求

1.5.1.3 各系统设备的安装、调整和检验

1. 安装依据——样机的作用

飞机总装配的安装依据是图纸和技术条件。但是，因飞机结构要充分利用机内有限的空间，管路、线路及各种附件等的布置很少是设计在同一个平面内的。而安装图纸难以表达这种空间的复杂关系，故图纸往往仅是原理图或半安装图；因此，安装工作往往还要用样机作为安装的补充依据。样机是根据设计和制造的需要按 1∶1 尺寸制造的飞机某些部件的模型。在样机上根据实际结构完成各系统的安装，并经过设计部门、检验部门和使用单位进行审查、鉴定。这个补充依据对安装工作的顺利进行十分有利。

对于管路中的弯管零件，可以通过样机取得正确的形状和尺寸，作为以后生产弯管零件的依据，并协调弯管零件的工艺装备等。对于电气线路，也可通过样机取得正确的长度和安装位置，以此作为制造电缆的依据。

由此可见，样机在飞机总装配中起着十分重要的作用。

2. 安装工作的划分

在飞机制造中，特别是在成批生产中，不能在飞机各部件完全装配、对接以后，才开始安装工作；也不能逐个系统顺序地安装。否则，不仅安装工作周期长，而且因工作条件差，或者无法安装，或者不易保证安装质量。有时先安装的系统会妨碍后面的安装工作；后面进行的安装工作，又可能会损坏先前安装好的系统。因此，要根据飞机结构，妥善安排安装工作的先后顺序。

为了减少飞机总装配工作量，缩短飞机总装配周期，应尽可能地把系统的安装、调整和试验工作安排到部件装配阶段来完成；在总装车间内应尽可能地把工作安排在工作台上完成。图 1.51 及图 1.52 分别为液压、冷气系统的部件附件和导管图。为了减少装配站的工作，可将上述系统的附件和导管在工作台上预先组合，将其固定在固定板上，进行局部的调整和试验。在装配站上的工作仅仅是将固定板装上飞机、接通管路。这样许多附件、导管就不用在飞机上逐个地安装了，从而可改善安装工作条件和缩短飞机总装配周期。

对于各个系统的电缆，可根据其长度和走向预先在样板工作台上组合、通电。装上飞机时，只要把电缆固定在飞机上的卡箍内，连好插线座即可。

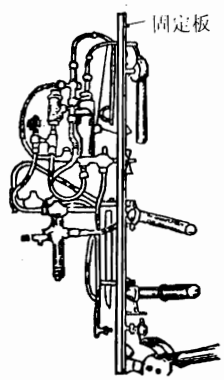
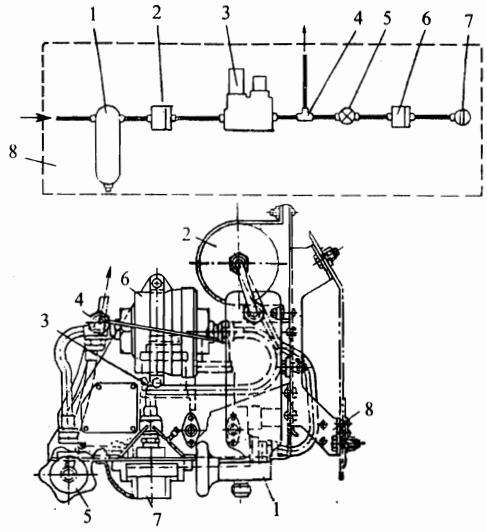


图 1.51　将液压系统的部分附件和导管安装在固定板上



1－集油器；2－冷气滤；3－压力自动调节器；4－三通接头；5－开关；6－调节器；7－充气嘴；8－固定板

图 1.52　将冷气系统的部分附件和导管安装在固定板上

对于发动机装置，可在装配站外预先在发动机上安装液压泵、压气机、进气管、滑油和燃油导管、电缆等，并进行局部的系统试验，甚至可预装发动机机罩等。

总之，通过各种方法，尽量减少机上的工作时间，以缩短飞机的总装配周期。

飞机总装配是飞机装配的最后阶段，其工作特点是内容复杂、专业性强、工作面窄、杂物难以排队；因此，机上工作应尽量减少切削工作（或用带自动吸屑的风钻），要提防工具或标准件遗落在机体内。安装试验工作完毕后，要检查机内有无多余物。归纳起来，飞机总装配作业有下述一些特点：

- 手工操作是飞机总装配作业的基本方法。目前，国外仅有个别工厂采用机器人进行机翼和机身的对接工作，但自动化、智能化仍是努力的方向。
- 飞机总装配是飞机高科技、多专业属性的集中反映。总装配涉及的工种多、专业性强，而且专业间的接口多、交叉多、综合程度高、技术复杂，因此，要由不同专业的人来共同完成系统的安装、调试、检测和联试工作。
- 协调关系复杂是飞机总装配的技术难点。减少技术协调问题的出路在于下决心制造金属的工程样机和功能样机，或者采用三维计算机辅助设计来解决多种部件和各系统间的空间协调问题。
- 功能调试是总装配工作的重点。系统功能调试是对系统装配工作质量的总检验。调试的某些差错或疏忽会造成重大的恶性事故。功能试验要重视首次通电、供压和充气（高压）。飞机总装配的首次通电、供压和充气是系统功能调试中的重要环节，也是最容易出问题的环节，一定要做到万无一失。因此，要做到如下几点：
  - 确保功能系统安装正确。电气线路应经过导通、绝缘和短接来检查证明连接的正确性。要保证管路系统连接正确，带方向性的活门、附件安装方向正确。

- 确保被操纵件的运动方向正确，运动不受阻碍。
- 确保通电、供压、充气系统与无关系统隔离。电气系统可通过断开电源开关或绝缘电缆等方法进行隔离，管路系统可通过关闭阀门、断电、架装隔离开关或用堵头堵塞等方法进行隔离。
- 调试操作人员应有良好的专业素质和极强的责任心。对待差错和失误要有实事求是的精神，不推卸责任。

· 高完整性要求是飞机总装配的基本任务。不能漏装或错装任何一个装配元件，不能漏测、漏检、错检任何一个性能参数；否则，就有可能危及系统的使用功能甚至安全。

· 严格检验、严格操作是确保飞机高质量、高可靠性要求的重要依据。要严格控制多余物。

1.5.2 机场车间工作

机场车间的工作是飞机生产的最后阶段。在这一阶段的工作完成后，飞机即移交给使用单位。机场车间的工作内容包括：在总装配车间验收飞机，进行飞机地面检验和试验，进行飞行前的准备，飞行试验，排除故障，最后移交给订货方。

1）验收飞机

飞机总装配工作结束后，由机场车间与总装配车间共同检查飞机的总装配质量。飞机验收按一定的提纲进行，其主要内容为检查飞机的外表情况、仪表和设备的成套性，根据车间分工进行某些系统检验。

2）地面试验

地面试验包括发动机试车前的试验和发动机试车情况下的试验。

· 各系统的检验和试验：如全机的电气、无线电和仪表系统的试验，液压、冷气和操纵系统的试验，发动机操纵和燃油、滑油系统的试验等。其中有些试验工作是为了保证飞机质量，在总装配后再重复进行一遍。

· 罗盘校正：检查罗盘的指示是否正确，并修正其误差。为使罗盘校正不受周围磁性物质的影响，罗盘校正场应远离建筑物百米以上。

· 热校靶和投弹试验：热校靶的目的是检查机炮、照相枪和瞄准具安装是否准确，控制操纵机构和系统的工作是否正常。投弹试验是检查飞机的投弹系统。投弹试验是用模型在专设的投弹场内进行的。

上述工作完毕后，加注燃油、滑油，准备发动机试车。在发动机试车时，除检查发动机装置本身外，还要在发动机开车的情况下，检查飞机各系统的工作情况。

3）飞行前准备

例如加添燃油、滑油等，对飞机各部分和各系统进行外表检查。为保证质量，飞机的外表检查应按一定顺序进行。

4）飞行试验

对于成批生产的飞机，其飞行试验有如下两种：

· 移交试飞：对每架飞机必须进行移交试飞。试飞时检查的项目不多，只对飞机的主要性能进行鉴定。

· 成批试飞：从一批飞机中抽出少数几架飞机进行检查。检查的项目比前者多，以便更

全面地检查这一批飞机的制造质量。

成批生产的飞机在试飞合格后将移交给订货方。移交时除飞机本身外，还包括备件，随机工具，飞机、发动机、仪表和设备的合格证、履历书，各种操作和维修手册。

思 考 题

(1) 阐述飞机制造的主要阶段及样机在制造过程中的作用。

(2) 传统飞机制造技术的主要特点是什么？

(3) 说明装配基准和装配定位方法。

(4) 飞机装配工艺设计的主要内容及应注意的问题是什么？

参 考 文 献

1　王云渤，等. 飞机装配工艺学. 北京：国防工业出版社，1990

2　刘忠梁. 飞机装配协调互换问题与装配型架设计安装. 北京：航空工业出版社，1991

3　《航空制造工程手册》飞机工艺装备分编委会. 飞机工艺装备. 北京：航空工业出版社，1994

4　《航空制造工程手册》飞机装配分编委会. 飞机装配. 北京：航空工业出版社，1993

5　巴布什金 A H. 飞机结构装配方法. 崔连信译. 北京：航空工业出版社，1990

6　陈同安. 飞机制造工艺技术指南. 沈阳飞机工业(集团)有限公司内部材料，1996

7　程宝蕖. 飞机制造协调准确度与容差分配. 北京：航空工业出版社，1987

8　程宝蕖，崔赞斌. 飞机制造互换协调技术. 北京：国防工业出版社，1990

9　姚任远，蔡青，等. 飞机装配技术. 北京：国防工业出版社，1993

10　牛春匀. 实用飞机结构设计(上、下册). 北京：国防工业出版社，1991

11　杨景佐，曹名. 飞机总体设计. 北京：航空工业出版社，1991

12　北京航空工艺研究所. MD-82 飞机工艺分析. 北京：航空工业出版社，1991

第二章　飞机制造中的尺寸传递体系及其实现

由传统的飞机制造模式可知，由于飞机产品的特殊性，飞机制造技术及其过程与一般的机械制造有着明显的不同，有自己的独特之处。其中关键之一是，如何保证通过种种环节制造出来的飞机，其几何形状和尺寸是设计人员所需要的，不仅使飞机能顺利地装配出来，而且能满足使用和维护的需要。怎样使图纸上飞机的几何形状和尺寸能正确无误地传递到最后的产品上，且其零件、部件是互换协调的，这就是制造工程的任务。因此，需要技术人员采取一系列技术措施来保证这一任务的实现。

2.1　飞机制造的互换和协调

2.1.1　互换和协调的基本概念

飞机制造中的互换性（即完全互换性）是指，相互配合的飞机结构单元（部件、组件或零件）在分别制造后进行装配或安装时，除设计规定的调整外，不需选配和补充加工（如切割、锉铣、钻铰、敲修等），即能满足所有几何尺寸、形位参数和物理功能上的要求。飞机制造中的互换性包括几何形状互换性和物理功能互换性两个方面的内容。它是由飞机结构和生产上的特点所决定的。互换性只是对同一飞机结构单元而言的。

协调性则是指，两个或多个相互配合或对接的飞机结构单元之间、飞机结构单元与它们的工艺装备之间、成套的工艺装备之间，配合尺寸和形状的一致性程度。一致性程度越高，则其协调性越好，协调准确度越高。协调性仅指几何参数而言。

应当指出：不应把保证飞机制造中的互换性和协调性与追求高准确度（即实际尺寸与设计尺寸的一致程度）混为一谈。例如，对有足够设计补偿和无设计补偿的两种设计分离面，在其制造准确度相同时，前者能毫无困难地达到互换和协调要求，而后者则不能。对工艺分离面也是如此。

飞机结构单元的互换性按性质可分为两种：一种是使用互换性，另一种是生产互换性（或称为装配互换性）。

使用互换性是指，为了保证飞机的正常使用，对在使用中可能损坏的机体部件、组合件（如机翼、尾翼、活动面、各种舱门、口盖等）或成品件（如发动机、特种设备、仪表、油箱等），要求具有不经挑选和补充加工就能更换，并在更换后不影响飞机使用性能的特性。

飞机上的成品件虽然装在机体上，但不是飞机制造厂本身所生产的；因此，对机体和成品件的互换性又称为外部互换性，对机体内各结构单元的互换性称为内部互换性。

对于一些组合件（如双曲度的舱门、口盖等），由于某些配合部位的形状很复杂（如蒙皮四周与机体的对缝，往往是一条复杂的空间曲线），若要达到完全互换，那么，或者在技术上很困

难，或者在经济上很不合理。在这种情况下，更换这些组合件或部件时，应允许在现场进行修配或补充加工来达到使用要求。这样的组合件或部件称为具有替换性（又称为不完全互换）。

生产互换性是指，为了保证生产的正常进行，对飞机的零件、装配件、段件和部件在装配或对接时，不经挑选或修配就能满足装配或对接要求而不影响产品装配质量的特性。要求具有生产互换性的范围比使用互换性的范围要广得多。

这里需要强调的是互换性与协调性的关系，即协调性是保证互换性的必要条件。只有在解决了结构元件之间协调性的基础上，才有条件全面深入地解决互换性问题。而达到了协调性的结构元件，并非都具有互换性；达到了互换性的结构元件，则必然具有协调性。鉴于上述联系，在飞机制造中，通常把这两个不同概念的术语合称为互换协调。

2.1.2　飞机制造中的互换要求

1. 气动力外形的互换要求

气动力外形的互换是飞机产品的特殊要求，因为气动力性能是评价飞机产品性能的一个极为主要的内容。而飞机的大部分零件都是与气动外形有关的，有的是直接构成飞机的外形，有的是通过与其他零件装配后对飞机的气动外形产生影响。

气动力外形的互换包括两个内容：一是组合件和部件本身的气动力外形达到互换要求；二是组合件、部件安装在飞机上后，达到与相邻组合件和部件相对位置的技术要求。例如，当机翼部件在总装时，或在使用中因损坏而更换时，用任一机翼装上飞机后，飞机的上反角、安装角和后掠角等有关相对位置的几何参数，也应完全符合技术条件的要求。

2. 部件对接接头的互换要求

要求互换的组合件或部件，在与相邻的组合件或部件相对接时，应当不需要任何修配或补充加工即能接合在一起，而且对接后能达到规定的技术要求。

因为飞机各部分之间往往采用空间多点的复杂连接形式，所以，保证互换要求也需要采用一些特殊的方法。现以某机的中翼和外翼对接为例，介绍它们对对接的要求，包括：

- 对接接头叉耳间的配合要求和对接螺栓孔的同心度要求；
- 对接处蒙皮对缝的间隙要求；
- 对接处两个部件端面的切面外形的吻合性要求；
- 两个部件内各种导管、电缆等在对接面处连接的技术要求。

前3项要求都直接影响飞机的气动性能。而第1项除了与部件的气动力性能有关外，还与部件之间的连接强度有关。因此，这些要求都很严格。

根据上述要求，在飞机生产过程中，如果采用一般机器制造的公差配合制度和通用量具，则是难以保证互换要求的，必须采用特殊的保证互换的方法。又因为飞机构造上的特点，有的内容难以做到完全互换，所以，对这些内容只能要求达到一定程度的互换。例如，对于部件间蒙皮对接缝的间隙要求，可在蒙皮边缘留一定的加工余量，在装配时通过修配来达到间隙要求。

3. 强度互换要求

对于零件、组合件和部件，它们的物理机械性能和加工尺寸应保持在一定的误差范围内，以保证产品的强度和使用可靠性。

4. 重量（包括重心）互换要求

飞机的重量及重心对飞机的性能有重要影响，因此，要求生产出的组合件和部件的重量及

重心应符合技术条件的规定。

较详细的互换性分类及含义如表 2.1 所列。飞机零件、组合件、部件在其接合部位的互换性内容通常如表 2.2 所列。

表 2.1 互换性分类及含义

分类	类别	含义
按性质	生产互换	在飞机的生产过程中，要求参加装配的零件、组合件、部件所具有的互换性
	使用互换	飞机在外场使用维护中，需要经常更换（替换）的零件、组合件、部件所具有的互换性。工厂须为外场提供这类备件，因此，使用互换也可称为备件互换
按制造分工	厂内互换	在飞机工厂内部范围内，生产的同类产品间具有的互换性
	厂际互换	多家工厂协作生产的同类产品或有互换要求的相邻产品间具有的互换性
	国际互换	国际协作生产的同类产品或有互换要求的相邻产品间具有的互换性
按互换级	互换——完全互换	一个零件、组合件或部件能代替同一图号（名称）的另一个零件、组合件或部件。在装配或安装时，仅需用连接件（螺栓、螺母、螺钉、垫圈、销子等），而不需要补充加工（切割、锉修、钻铰、敲修等）便能满足所有物理、功能和结构的要求
	替换——交点互换	一个零件、组合件或部件能代替同一图号（名称）的另一个零件、组合件或部件。在安装时，不需要对交点作钻孔、铰孔或锉修等补充加工，仅需要在其他的部位进行少量的修整，如切割、锉修、敲修等，便能满足所有物理、功能和结构的要求
	替换	一个零件、组合件或部件能代替同一图号（名称）的另一个零件、组合件或部件。在安装时，需要进行包括交点在内的补充加工（钻孔、铰孔、锉修、敲修等）才能满足所有物理、功能和结构的要求
按互换部位	外部互换	整架飞机结构与其他成品之间的互换性，如发动机、座椅、仪表、无线电设备等特设成品及厨房等
	内部互换	属于飞机结构本身部件、组件或零件的互换性，如副翼、襟翼、机翼、检查口盖等
按提出部门	工程部门的要求	根据飞机的使用要求和经验积累所确定的基本互换要求（项目），如活动面、易损坏部位和部件、活动口盖等
	合同部门的要求	当合同部门与客户签订合同时，由客户在工程部门提出的要求的基础上新增的项目，并经制造部门研究认为可以实现者
	计划及制造部门的要求	根据计划及制造的必要性、方便性或经济性而确定的项目
按互换程度	A 类	连接交点的配合情况和同轴度要求
	B 类	连接部位的外形吻合性要求
	C 类	连接部件的配合间隙要求
	D 类	活动件的运动灵活性和操纵灵活性（包括运动行程和偏转角度要求）

表 2.2 互换性内容

范围	互换性内容	主要参数
几何参数方面	外形互换——与飞机外形有关的接合部位符合设计技术要求	外廓尺寸、外形偏差、阶差、间隙等
	交点互换——结构设计分离面处接合接头的尺寸精度和位置符合设计技术要求	接头间的同轴度、配合关系等
	配合互换——相互连接的部件、组件，其配合部位或安装位置的几何参数符合设计技术要求	机尾翼的安装角，上、下反角，后掠角，活动面吻合性，对称性，舱门口盖之间的间隙等
物理参数方面	飞机部件、组件的强度、重量、重心、刚度等符合设计要求	强度、刚度、重量、重心等
使用性能方面	带有运动性质的部件、组件，其操纵运动情况符合设计要求	操纵灵活性、运动灵活性

2.1.3　保证互换性的意义

在飞机制造中，当飞机的零件、组合件、段件和部件具有生产和使用互换性时，不但可以减少装配和对接时的修配工作量，节省大量工时，缩短生产周期，降低生产成本，有利于组织有节奏的批量生产，而且可避免出现由于强迫装配而产生的装配变形，以及飞机结构内产生的装配残余应力和局部应力的集中(这种集中对飞机的使用寿命和安全有害)。同时，当飞机某个零件、组合件、段件或部件在使用中被损坏后，能用备件迅速更换，不会由于局部的损坏而影响飞机的正常使用，从而可延长飞机的使用寿命，保证飞机的使用性能。因此，保证飞机零件、部件生产和使用的互换性，对飞机的制造和使用都有重要意义。

但是，飞机机体的结构和形状都很复杂，并且零件的数量多、尺寸大、刚性小，容易产生变形；在飞机制造过程中工艺流程长，所用工艺装备的种类和数量繁多，产生误差的环节多。因此，影响互换、协调的因素很多。然而，用户日益要求提高产品的使用性能，制造中又要保证飞机结构件具有协调和互换的高度准确性。长期以来保证互换、协调就成为飞机制造中的难点，也是飞机制造技术不同于一般机械制造技术的重要之处，这正是飞机制造技术的特点；因此，飞机制造的工程技术人员一直苦苦寻求提高飞机制造准确度的各种方法和途径。直到近几年来计算机技术的迅速发展和数字化技术的全面应用，飞机制造技术中的互换协调问题才得到较好的解决。特别是波音公司在研制波音 777 和波音 737-700 飞机过程中，采用了全数字化技术，不仅提高了飞机性能，保证了产品的质量，而且大幅度地缩短了飞机的研制周期，降低了飞机制造成本，最大限度地满足了客户的要求。

2.2　保证互换协调的尺寸传递原理

从保证飞机产品几何准确度的角度来看，产品的制造过程乃是将产品图样上的理论尺寸以最小的误差传递到产品上去的过程。在采用传统的飞机制造模式来制造薄壁结构的飞机时，由于飞机结构的特点，大部分的结构零件，特别是与外形有关的零件，多为尺寸大、刚性小、形状和配合关系复杂、容易变形的钣金零件和型材零件。这些零件不能用一般的机械加工方法来制造，而是利用大量标准和专用的工艺装备来制造。这些工艺装备能以实物模拟量体现产品的尺寸和形状。在将这些零件装配成组合件和部件时，其装配准确度和互换性的保证方法，也不能像一般机械产品那样靠零件的制造准确度本身来保证，而必须要以上述装配工艺装备来保证。因此，要保证飞机的制造准确度以及生产中的协调性和互换性，首先必须保证各类生产工艺装备的制造准确度和协调准确度。工艺装备不仅是制造产品的手段，而且是保证产品装配协调和互换的依据。在飞机制造中，将产品理论尺寸传递到工艺装备上去往往要经过很多传递环节和多次反复的移形过程；因此，保证各类成套工艺装备间的协调性，就成为飞机制造中的突出问题。在制定产品的装配和协调方案时，要十分注意选择合理的、能保证各类工艺装备协调的尺寸传递体系(通常称之为协调路线)。

工艺装备的协调路线是，根据所采用的尺寸传递体系说明，由产品图纸通过实物模拟量(模线、样板、标准工艺装备)或数字信息(产品几何数学模型等)，将机体上某一配合或对接部位中一个或一组协调的尺寸和形状，传递到有关工艺装备上去的传递环节、传递关系和传递流程图。

2.2.1 保证协调准确度的基本方法

无论是采用一般机器制造中的公差配合制度，还是采用模线样板方法作为飞机制造中保证互换性的方法，产品互换性的基础都是保证生产准确度、制造准确度和协调准确度。

我们知道，制造任何一种零件，其几何形状和尺寸的形成一般都是根据图纸所确定的理论形状和尺寸，在生产中通过一定的量具、工艺装备（夹具、模具等）或机床而获得的。在这一过程中，首先需要根据标准的尺度和量具，制造出生产过程中使用的各种测量工具或仪器；然后用它们制造各种工艺装备；最后通过工艺装备或机床来加工出工件的形状和尺寸。由此可见，整个生产过程是尺寸的传递过程。

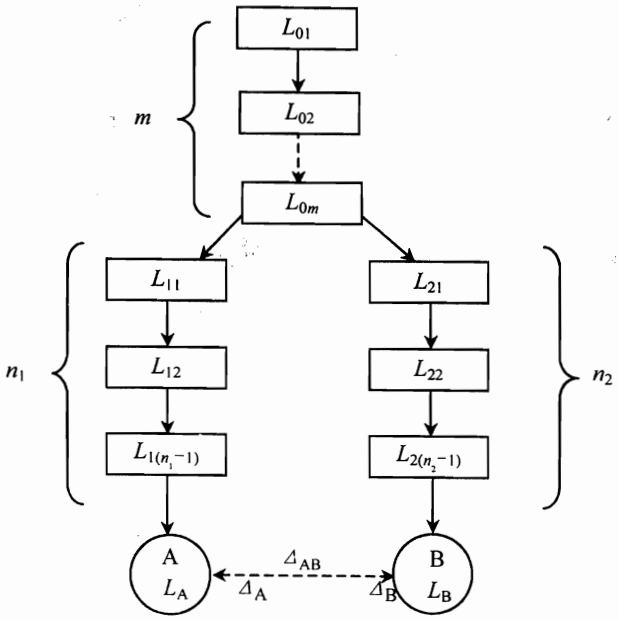


图 2.1 尺寸 L 的制造与协调路线

显然，要使两个相互配合零件的同名尺寸相互协调，它们的尺寸传递过程之间就必然存在一定的联系。如图 2.1 所示，零件 A 和 B 是要相互协调的。假定 L_A 和 L_B 是协调尺寸，则它们的形成经过了许多次尺寸传递，其中有的是两个尺寸公共的环节，有的是两个尺寸各自的环节。后者将产生两个尺寸的协调误差 Δ_{AB}。

可以用一个联系因数 K 来表示两个零件在尺寸传递过程中的联系紧密程度，即

$$K = \frac{2m}{(n_1 + n_2)}$$

式中：m——尺寸传递中公共环节的数量；

n_1、n_2——零件 A、B 尺寸传递中各自环节的数量。

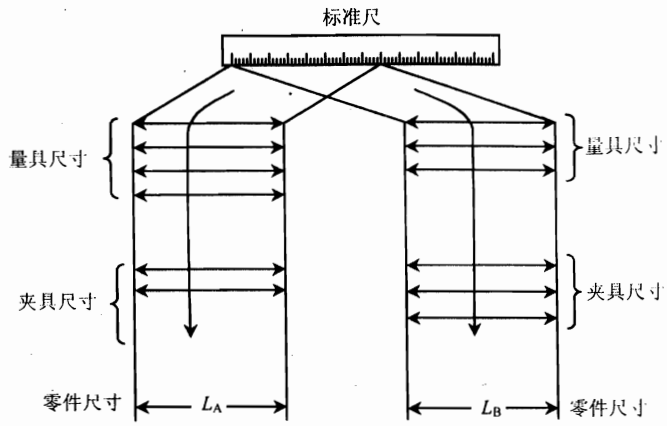
若 $m=1$，则两个零件在尺寸传递中只有一个公共环节。此时 K 值最小，相当于两个零件各自独立制造。随着 m 值的增大，K 值亦增大，两个零件有关尺寸的联系愈加密切。若 $n_1=n_2=1$，则此时 K 值最大，这表明两个零件相当于修配制造，协调性最佳。

基于这一原理，在生产中有 3 种不同原则来取得 L_A、L_B 两个尺寸协调的过程，也即 3 种尺寸传递的过程：独立制造原则、相互联系原则和相互修配（或补偿）原则。

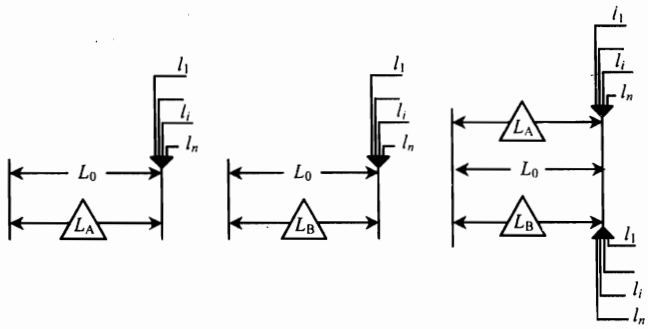
下面详细讨论各种协调原则的原理和特点。

2.2.2 按独立制造原则进行协调

这种协调原则传递尺寸的过程如图 2.2 所示。它是以标准尺上所定的原始尺寸来开始尺寸传递的。对于 L_A 和 L_B，原始尺寸是它们发生联系的环节，被称为公共环节。在这里，尺寸传递过程中只有一个公共环节，以后的各个环节都是单独进行的，所以，称它为独立制造原则。此



(a) 尺寸传递原理



(b) 尺寸传递误差分配

图 2.2　按独立制造原则传递尺寸的过程

时，制造误差的方程式可以写成下列形式：

$$\Delta_A = \Delta_0 + \sum_{i=1}^{n_1} \Delta_i$$

$$\Delta_B = \Delta_0 + \sum_{j=1}^{n_2} \Delta_j$$

式中：Δ_0——原始尺寸的误差；

Δ_i——零件 A 尺寸传递中的第 i 个环节的误差；

Δ_j——零件 B 尺寸传递中的第 j 个环节的误差；

n_1、n_2——分别为零件 A、B 尺寸链的环节总数量。

因此，零件 A 和 B 尺寸的协调误差 Δ_{AB} 可表示为

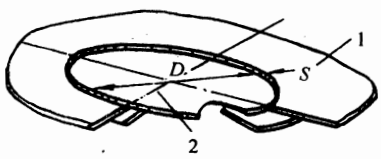
$$\Delta_{AB} = \Delta_A - \Delta_B = \sum_{i=1}^{n_1} \Delta_i - \sum_{j=1}^{n_2} \Delta_j$$

协调误差带公式为

$$\omega_{AB} = \sum_{i=1}^{n_1} \omega_i + \sum_{j=1}^{n_2} \omega_j$$

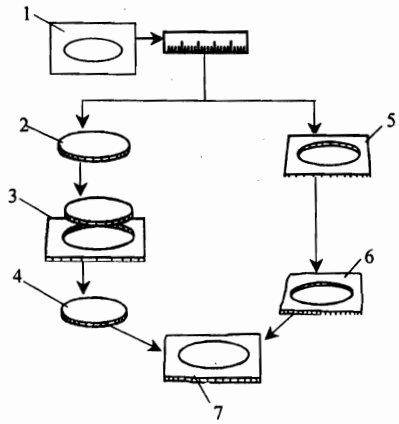
由此得出一个重要结论：对于相互配合的零件，当按独立制造原则对其进行协调时，协调准确度实际上要低于各个零件本身的制造准确度。

现以图 2.3 所示的口盖与蒙皮的协调为例，讨论这种协调原则的应用。对口盖与蒙皮开口之间的间隙要求比较小，而且要均匀。但是，口盖直径 D 的偏差即使是几毫米，且在使用上并不造成任何困难，也不会对飞机性能有任何影响。由此可见，对两个零件协调准确度的要求比每个零件制造准确度的要求要高。但是，按照独立制造原则，分别制造口盖和蒙皮，如图 2.4 所示。其过程是：根据口盖和蒙皮开口的设计尺寸，通过测量工具分别制造口盖和蒙皮开口的样板；然后按照口盖的样板制造口盖的冲模，用冲模冲制口盖零件；同时，根据蒙皮开口的样板在蒙皮上开口。当采用这种方法时，为了保证两个零件有比较高的协调准确度，要求各个样板和模具等应具有更高的制造准确度。



1—蒙皮；2—口盖

图 2.3 蒙皮与口盖协调

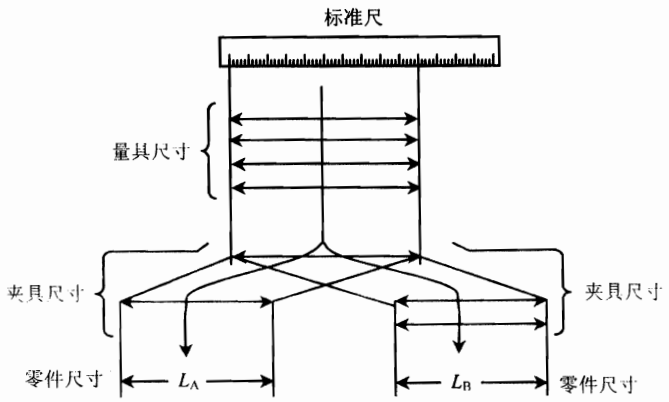


1—设计图纸与尺寸；2—口盖样板；3—口盖冲模；4—口盖；5—蒙皮开口样板；6—蒙皮；7—口盖与蒙皮

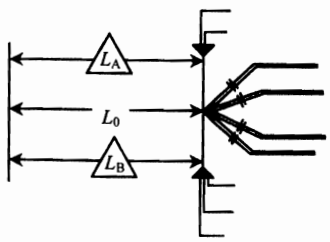
图 2.4 按独立制造原则制造口盖与蒙皮

2.2.3 按相互联系原则进行协调

按相互联系原则传递尺寸的过程如图 2.5 所示。当零件按相互联系制造原则进行协调时，



(a) 尺寸传递原理



(b) 尺寸传递误差分配

图 2.5 按相互联系制造原则传递尺寸的过程

零件之间的协调准确度只取决于各零件尺寸单独传递的那些环节，而尺寸传递过程中公共环节的准确度，并不影响零件之间的协调准确度。此时，制造误差的方程式可写成下列形式：

$$\Delta_A=\Delta_0+\sum_{k=1}^{m}\Delta_k+\sum_{i=m+1}^{n_1}\Delta_i$$

$$\Delta_B=\Delta_0+\sum_{k=1}^{m}\Delta_k+\sum_{j=m+1}^{n_2}\Delta_j$$

式中：Δ_k——m 个公共环节中第 k 个环节的误差；

Δ_i——零件 A 尺寸传递过程中单独有的第 i 个环节的误差；

Δ_j——零件 B 尺寸传递过程中单独有的第 j 个环节的误差。

因此，零件 A 和 B 尺寸的协调误差 Δ_{AB} 可表示为

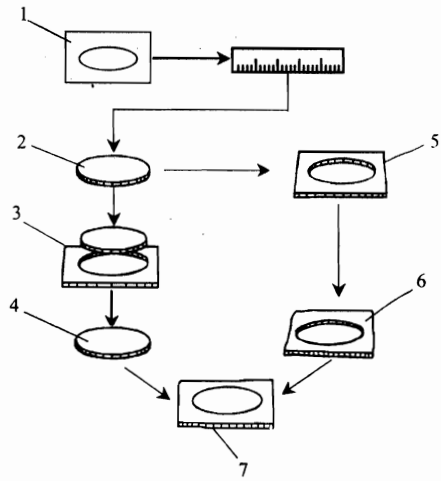
$$\Delta_{AB}=\Delta_A-\Delta_B=\sum_{i=m+1}^{n_1}\Delta_i-\sum_{j=m+1}^{n_2}\Delta_j$$

协调误差带的基本公式为

$$\omega_{AB}=\sum_{i=m+1}^{n_1}\omega_i+\sum_{j=m+1}^{n_2}\omega_j$$

从这里又得出一个重要结论：如果其他条件相同，那么当采用独立制造和相互联系制造两种不同的协调原则时，即使零件制造的准确度相同，得到的协调准确度也不同。按相互联系制造原则能得到更高的协调准确度。而且，在尺寸传递过程中，公共环节数量愈多，协调准确度也就愈高。

现仍以前面列举的口盖与蒙皮协调为例来说明这种协调过程，如图 2.6 所示。首先通过测量工具按图纸上的设计尺寸加工出口盖样板。这块样板就作为加工口盖和蒙皮的共同标准，即按样板加工口盖，按样板在蒙皮上制出孔。此时，口盖样板加工的准确度只影响零件的制造准确度，而不影响零件之间的协调准确度。



1—设计图纸与尺寸；2—样板；3—口盖冲模；4—口盖；5—蒙皮开口；6—蒙皮；7—口盖与蒙皮

图 2.6　按相互联系原则制造口盖与蒙皮

2.2.4　按相互修配原则进行协调

按相互修配原则传递尺寸的过程如图 2.7 所示，它的联系系数 K 最大。在一般情况下，按这种协调原则比按相互联系制造原则能够达到更高的协调准确度。此时，制造误差的方程式也可写成下列形式：

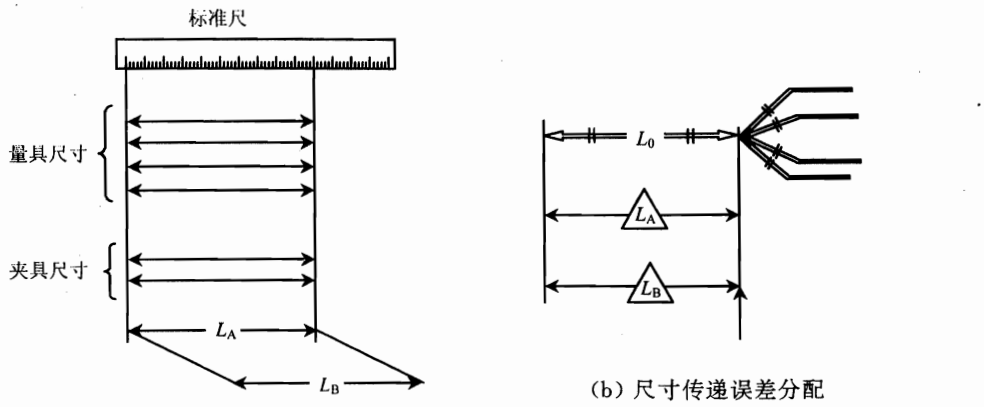
$$\Delta_A=\Delta_0+\sum_{k=1}^{m}\Delta_k$$

$$\Delta_B=\Delta_0+\sum_{k=1}^{m}\Delta_k+\Delta_{m+1}=\Delta_A+\Delta_{m+1}$$

式中：Δ_{m+1}——零件 A 尺寸传递给零件 B 的环节误差。

因此，零件 A 和 B 的协调误差 Δ_{AB} 可表示为

$$\Delta_{AB}=\Delta_A-\Delta_B=\Delta_{m+1}$$



(a) 尺寸传递原理　　(b) 尺寸传递误差分配

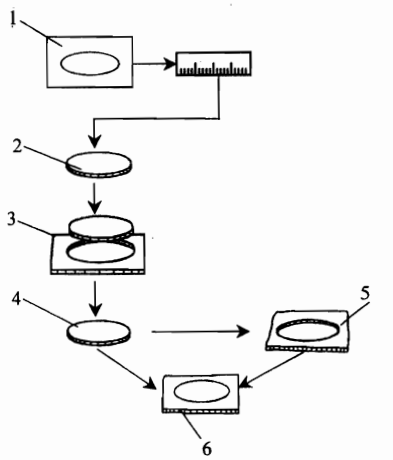
图 2.7　按相互修配原则协调两个零件尺寸

协调误差带基本公式为

$$\omega_{AB}=\omega_{m+1}$$

由此可以得出另一个结论：当采用相互修配原则进行协调时，协调准确度仅决定于将零件 A 的尺寸传递给零件 B 这一环节的准确度。

再以前面所举的口盖和蒙皮为例，说明相互修配原则的应用。如图 2.8 所示，根据口盖的设计尺寸制造口盖样板，按样板加工冲模，由冲模制造口盖，然后，按口盖零件加工蒙皮上的开口；或者先按口盖样板加工蒙皮上的开口，再按开口的实际形状加工口盖。采用这种方法可以保证较高的协调准确度。但是应当指出，相互修配的零件不能互换。



1—设计图纸尺寸；2—口盖样板；3—口盖冲模；4—口盖；5—蒙皮；6—口盖与蒙皮

图 2.8　按相互修配原则制造口盖与蒙皮

2.2.5　3 种尺寸传递原则的应用

上面讨论了 3 种不同的协调原则(或尺寸传递体系)的基本原理和特点，本节则介绍它们在飞机制造中的应用。

(1) 根据飞机构造和制造的特点，对于与气动外形有关的零件，要达到较高的制造准确度比较困难，或者在经济上不合理。但是，为了保证互换，首先必须保证协调准确度。实际上，在飞机生产中出现的大量问题是协调方面的问题。若采用独立制造原则，为了达到协调准确度的要求，就必须对零件的制造准确度提出更高的要求。这一点用目前常规的制造方法是难以做到的。

(2) 对形状复杂的零件采用相互联系制造原则。在制造过程中，将那些技术难度大、制造准确度不可能达到很高的环节，作为尺寸传递的公共环节，这样就能显著地提高零件之间的协调准确度。由于飞机构造上的特点，采用这种原则来保证协调具有特别重要的现实意义。而独立制造原则仅适用于那些形状比较简单的零件，例如起落架、操纵系统等机械加工类零件。

(3) 采用独立制造原则便于组织生产，能够平行、独立地制造零件、组合件或部件以及各种工艺装备，故扩大了制造工作面。这有利于缩短生产准备期，也便于开展广泛的协作。而当

采用相互联系制造原则时，生产中所用的工艺装备都必须按一定的协调关系依次制造，显然使生产准备期拖长。

(4) 按相互修配原则进行协调，虽然能够保证零件之间有很好的协调性，但不能满足零件互换性的要求。而且修配劳动量大，装配周期长。只有当其他协调原则在技术上和经济上都不合理，而且不要求零件具有互换性时，才采用这一协调原则。一般在飞机成批生产中都尽量少用该协调原则，而在飞机试制中应用较多。

计算机辅助设计和计算机辅助制造技术的迅速发展，即数字化产品定义的逐步推广，为在飞机制造中广泛采用独立制造原则创造了条件。飞机的外形可以通过建立相应的数学模型来准确地加以描述，飞机结构件的几何形状和尺寸也可以准确地存储在计算机内。在此基础上，产品的几何信息就直接传递给计算机绘图设备和数控加工设备，以输出图形和进行加工。这样，机械加工零件、成形模具以及与外形有关的工艺定位件等工艺装备，可以达到很高的制造准确度。这不但保证了协调要求，还可能提高协调准确度。因此，随着计算机辅助设计和计算机辅助制造技术应用的深入，飞机产品的全数字化定义有利于在飞机制造中实现独立制造原则以及实施并行工程，这是飞机制造技术的发展方向。

2.3　典型的尺寸传递体系

在飞机制造中，尺寸和形状的传递过程可以归纳为 3 种方式，即按图样尺寸和公差传递、按模拟量传递和按数字量传递。传递原理及其适用范围如表 2.3 所列。

表 2.3　传递方式及其适用范围

类　别	传递方式	适用范围
按图样尺寸和公差传递	以在产品图样上注明的尺寸公差为依据，借助通用机床设备和测量工具来测量其数值，获得需要的尺寸和形状	用于一般机械加工零件、起落架、液压附件和连接关系简单的成品件等
按模拟量传递	以 1∶1 尺寸的实物模拟量(如模线样板、标准样件、模型等)作为原始移形依据和移形工具，按相互联系的协调路线，将尺寸、形状传递到有关的工艺装备和结构元件上	用于与外形有关且协调关系复杂的钣金零件，机械加工零件，装配部件、组件，以及分离处难以按尺寸控制的接合部位等
按数字量传递	以计算机和数控技术为手段，以飞机数学模型为基础，以数字量传递方式来获得工艺装备和结构元件的尺寸、形状	用于数控绘制模线、加工样板以及与外形有关的工艺装备和机械加工零件。特别适用于难以用常规方法加工并涉及曲面外形的工艺装备和整体机械加工件的制造

2.3.1　对尺寸传递体系的设计要求

第一章已经提到，用模线样板方法来协调产品的形状和尺寸是传统飞机制造中尺寸传递的特点。这个方法是基于产品相互联系制造的原则，借助形状和尺寸的专门实物样件，从飞机图纸传递形状和尺寸到所制造的零件和产品上。而在这个过程中，原始尺寸所形成的一些误差，也伴随着形状和尺寸的传递而转移。这些误差的积累(相加或相减)最终体现到产品最后的形状和尺寸上。由此可知，协调路线设计得如何会直接影响产品的制造准确度和协调准确度。因此，对设计协调路线提出的基本要求是：保证飞机零件、组合件、段件和部件的互换性，即保证它们主要的几何参数——外形、接头和分离面的互换性。

协调路线的设计受到产品的构造、工艺特点和生产条件等诸因素的制约，但它应该保证在制造各阶段中尺寸和形状(特别是相配合表面)的制造准确度和协调性。

设计协调路线应特别注意保证基准零件或组合件的准确度。在装配时，如果以蒙皮表面为基准在装配型架内定位，那么必须保证制造蒙皮的工艺装备和装配型架能很好地协调；如果以零件骨架为基准在装配型架内定位，则要注意零件骨架外形和装配型架卡板能很好地协调；如果按装配孔装配，则必须保证制造基准零件的工艺装备之间的协调等。

同时，协调路线的设计应当满足：从模线、样板、工艺装备直到零件的形状和尺寸，其传递环节应尽可能少，且这些环节的误差量为最小，而其中公共环节的数量为最大。

在飞机生产中，以模线样板为基础的工件、工艺装备以及它们之间在几何形状与尺寸上的协调系统，可大致归结为模线样板-标准样件、模线样板-局部标准样件两种典型的协调系统，即两种模拟量尺寸传递体系。此外，由于各工厂的技术条件、传统习惯以及装配方法不同，工件形状与尺寸的协调过程也有些差别。

2.3.2 模线样板-标准样件协调系统

模线样板-标准样件协调系统是一种适于成批生产小型飞机的协调系统。它的原始依据是模线样板。根据样板来制造安装标准样件，通过安装标准样件来制造装配型架。也可以直接用样板安装一些平面组合件的装配夹具。安装标准样件可以造成组合式的、分别用于制造各有关工件的装配夹具。也可以单独制造组合件标准样件，但须经过部件反标准样件协调。

零件生产工艺装备的制造依据随零件形状的类型而异。对于平面弯曲零件或单曲度的零件和板件，它们的形状和尺寸是通过取自理论模线和结构模线的成套生产样板来协调的，并用这些样板来制造与检验零件和工艺装备(如成形模或型胎)。

如果用平面形状样板来确定空间表面形状，则其特点是不能连续地确定整个表面。切面样板的外形是连续的，而用其构成的空间表面则是不连续的。因此，无论是平面样板的位置误差，还是在给定切面之间用手工方法进行的光滑过渡加工，都将导致产生空间表面形状的附加误差。如果采用空间立体的协调依据，则其协调过程的特点是可连续地确定空间形状。这种协调依据保证了具有复杂曲面外形的飞机零件之间的协调准确度。因此，对于双曲度零件，则通过切面样板制造的外形标准样件来协调。这类零件的成形模具(例如制造蒙皮的拉伸模)是经过由外形样件制造的过渡模而翻制成的。由于引用了外形标准样件，从而解决了用平面样板无法解决的复杂空间表面外形的协调问题。这不仅保证了零件工艺装备之间的协调，还保证了零件工艺装备与装配工艺装备之间的协调。

图 2.9 所示为模线样板-标准样件协调系统原理图。图 2.10 是该协调系统的示意图。两个图中的构造模线和外检样板具有相同的性质。

该协调系统有以下特点：

- 对复杂型面使用外形标准样件来协调，这提高了零件的协调性；
- 在生产中出现不协调问题时，检查方便、直观。

但是，制造标准样件的周期长，技术要求高，所需费用多。例如，我国 20 世纪 60 年代初的歼-6 全机标准样件的制造费用当时为 3 000 万元，现在制造这种样件可能需要几亿元。而对于大、中型飞机，制造标准样件还存在种种问题。因此，现在这个协调路线已不适用。

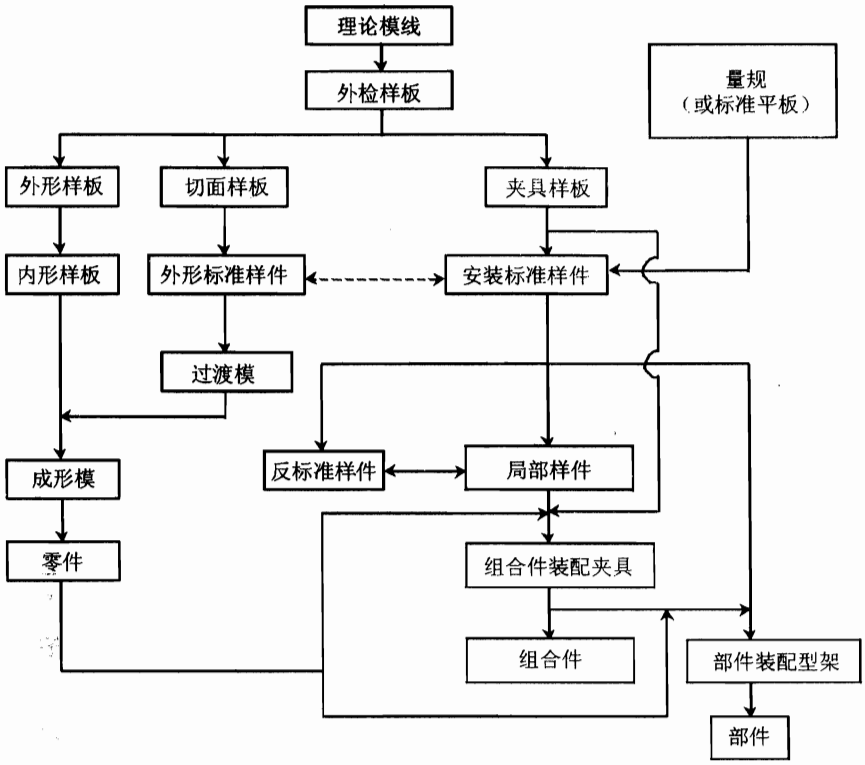


图 2.9　模线样板-标准样件协调系统原理图

2.3.3　模线样板-局部标准样件协调系统

模线样板-局部标准样件协调系统是当前飞机生产中常用的一种协调系统。它采用型架装配机、划线钻孔台和光学仪器等通用工具，并附加平面样板和局部标准样件作为协调全部工艺装备的依据。在装配型架的安装中，由于使用光学仪器，进而发展到使用激光准直仪，大大提高了装配型架安装的准确度。因此，这个协调系统虽然不用大尺寸的安装标准样件，而在装配工艺装备之间仍然可以获得较好的协调性。

图 2.11 所示为模线样板-局部标准样件协调系统原理图。图 2.12 为这种协调系统的示意图。这个协调系统的特点是：

- 省去了全机安装标准样件，只制造局部的标准样件。为了保证复杂型面的协调，也只制造局部外形标准样件。
- 使用通用的工具（例如型架装配机、划线钻孔台和光学仪器）制造装配型架以及其他工艺装备。这不仅提高了制造精度，还减少了安装型架的时间。据估计，用激光准直仪安装型架比用普通光学仪器可节约 50%～60%的调试时间。尤其在安装大尺寸的装配型架时，其优越性更为突出。

由上可见，这种协调系统克服了模线样板-标准样件协调系统的缺点。因而在国内飞机工厂中被广泛采用。

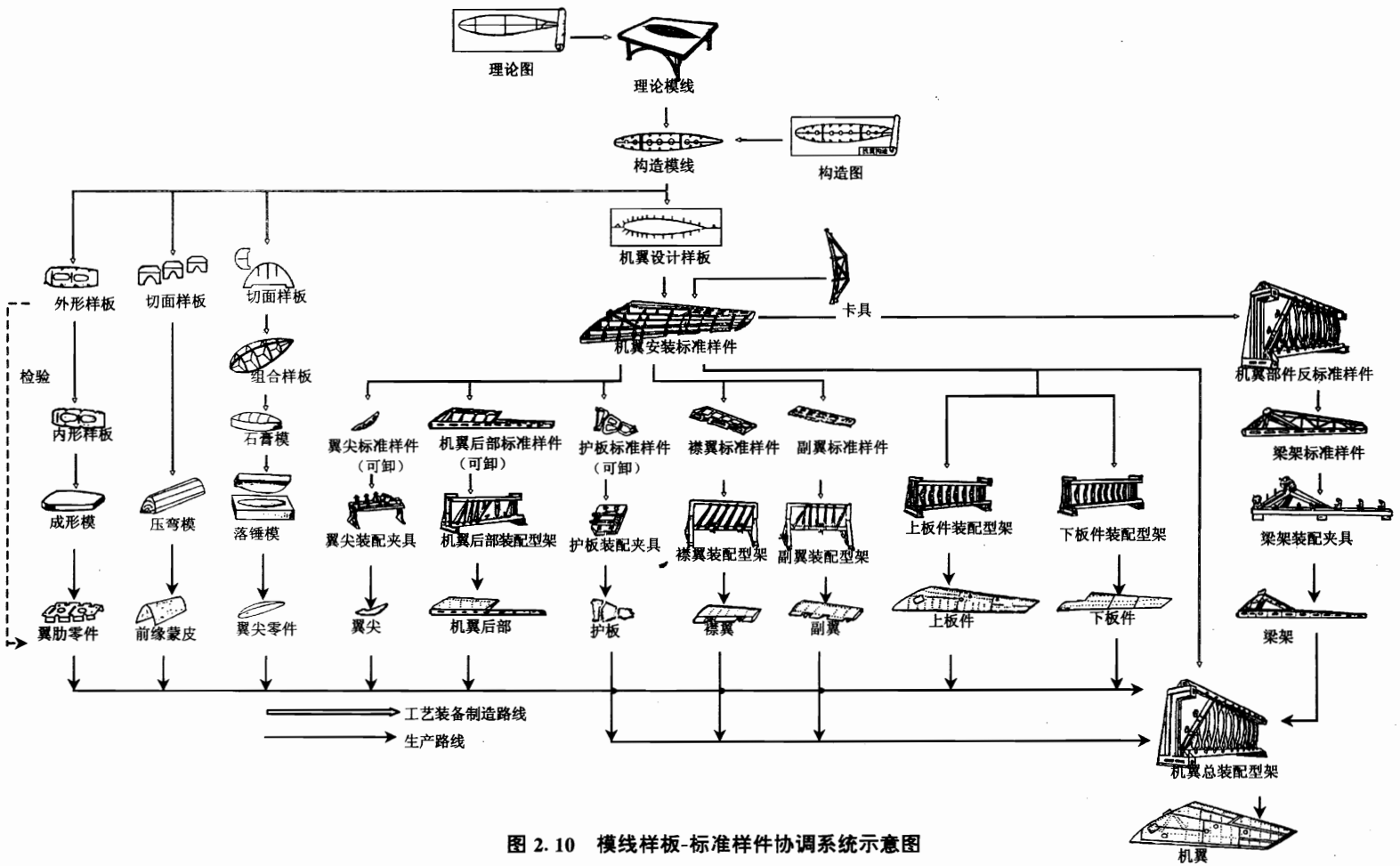


图 2.10　模线样板-标准样件协调系统示意图

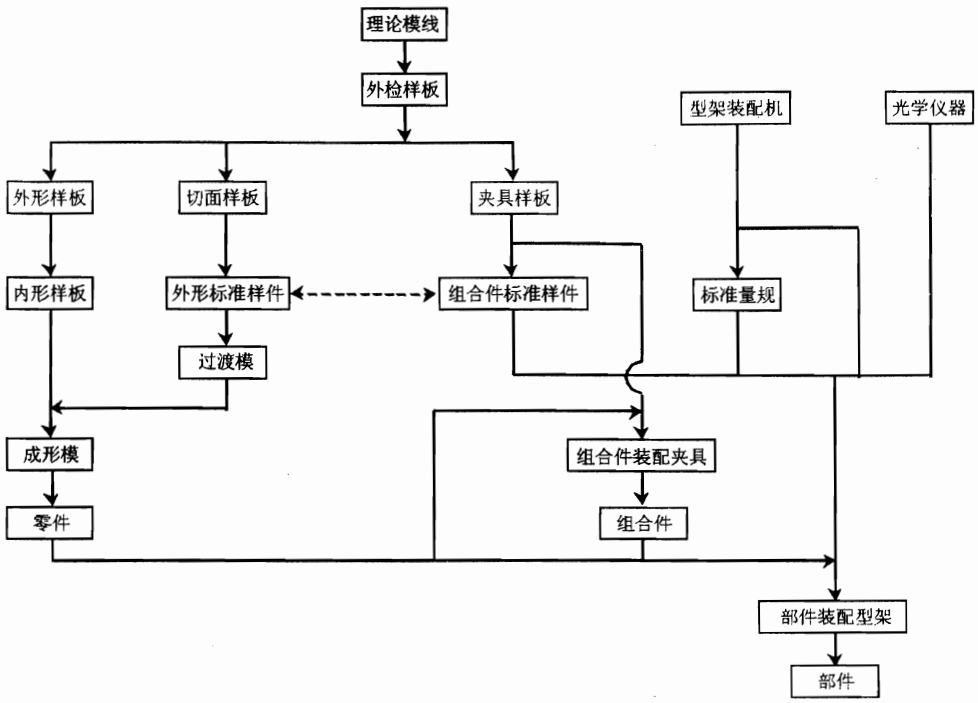


图 2.11　模线样板-局部标准样件协调系统原理图

2.3.4　以飞机外形的数学模型为基础的协调系统——数字量尺寸传递体系

在飞机制造中，过去传统方式采用的是模线样板-局部标准样件协调系统。它的特点是：采用相互联系的制造方法，在制造过程中通过实物的模拟量（模线、样板、标准样件）来传递产品的形状和尺寸，以达到生产工艺装备之间的协调性和零件、装配件和部件的互换性。这种协调系统的主要问题如下：

- 工艺装备的制造须严格按协调路线规定的先后次序进行，平行作业受到很大限制；
- 在模线、样板、标准样件和生产工艺装备制造中，手工劳动量占很大比重，生产准备周期很长，制造费用很大；
- 尺寸传递过程的环节多、路线长，每个环节的移形误差大，难以提高产品的制造准确度。

因此，在飞机制造中，迫切需要采用新的技术以改变这种状况。计算机和数控技术刚一出现，就在飞机制造中展示出广阔的应用前景。同时，飞机制造技术的发展又推动了数控技术的发展，先后研制出首先在飞机制造中应用的数控铣床、数控绘图机和数控测量机等。在计算机和数控技术发展的基础上，计算机辅助设计与计算机辅助制造（CAD/CAM）技术在飞机制造中也得到了很快的发展和应用，并带动了其他制造业也采用计算机辅助设计与制造技术。

经过多年的发展，到目前为止，计算机辅助设计与制造技术在飞机制造中已用于许多方面，并取得了显著的技术经济效果，传统的模线样板-局部标准样件的协调系统已产生了很大

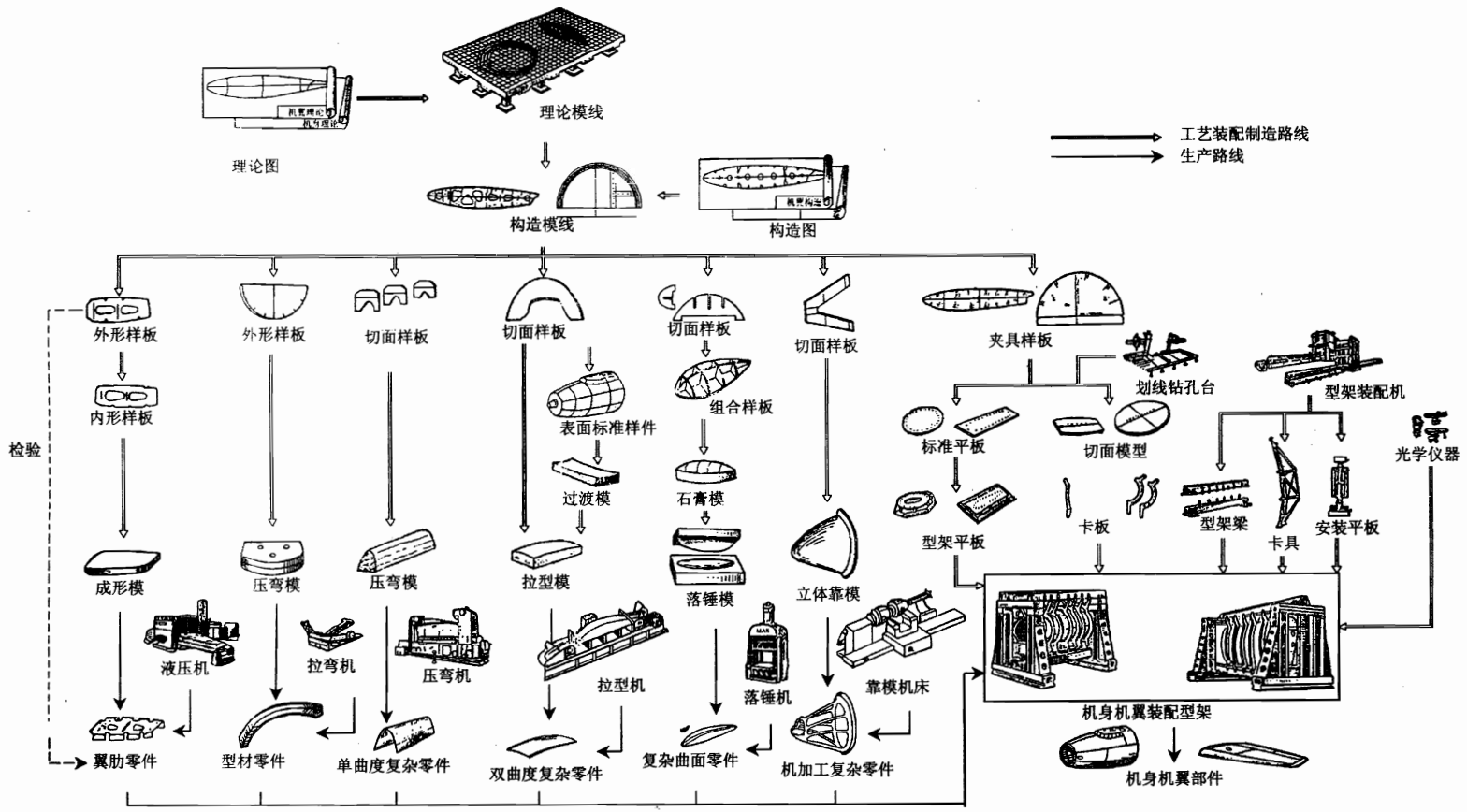


图 2.12　模线样板-局部标准样件协调系统示意图

的变化。归纳起来有以下几个方面：

(1) 用计算机建立飞机外形和部分内部结构的几何模型，并将其作为应用于飞机制造过程中各个环节统一的几何数据库。通过数控绘图机来绘制理论模线、结构模线和飞机生产图纸，大大提高了理论模线、结构模线和飞机生产图纸的质量和绘制效率。在计算机内存储的飞机外形和部分内部结构的精确几何模型成为飞机制造的原始依据。

(2) 在工艺装备制造方面，对必要的且形状和协调关系复杂的组合件的标准样件、用于钣金零件制造的大量成形模具、装配型架上内形板和外形卡板等，可以采用数控加工和数控测量技术。对于工艺装备数控加工所需要的有关形状和尺寸的几何数据，可以直接从飞机的几何数据库中提取，而不再需要经过模线和样板等尺寸传递过程。这样可以大大提高工艺装备的制造准确度和协调准确度，提高加工效率，缩短生产准备周期。

(3) 在零件制造方面，由于现代飞机上采用了很多整体结构件，这些重要的飞机零件，包括整体框、整体肋、整体梁和整体壁板等，也采用了数控加工和数控测量，从而大大提高了零件加工的制造准确度和协调准确度，减少了尺寸传递的许多中间环节。

由上述可知，在飞机制造中采用了计算机辅助设计与制造技术以后，使传统的模线样板-局部标准样件协调系统产生了很大的变化。由于在飞机制造中采用了计算机和数控加工等新技术，就出现了以飞机外形的数学模型为基础的协调系统。这种新协调系统的特点是，可以应用独立制造原则，通过建立统一的精确飞机几何数据库，将飞机外形和内部结构的几何信息直接传递给数控设备，进行飞机零件和工艺装备的数控加工。因此，在新的协调系统中，可以省掉许多样板和标准工艺装备。

采用以飞机外形的数学模型为基础的协调原理框图如图 2.13 所示。它的协调系统示意图如图 2.14 所示。

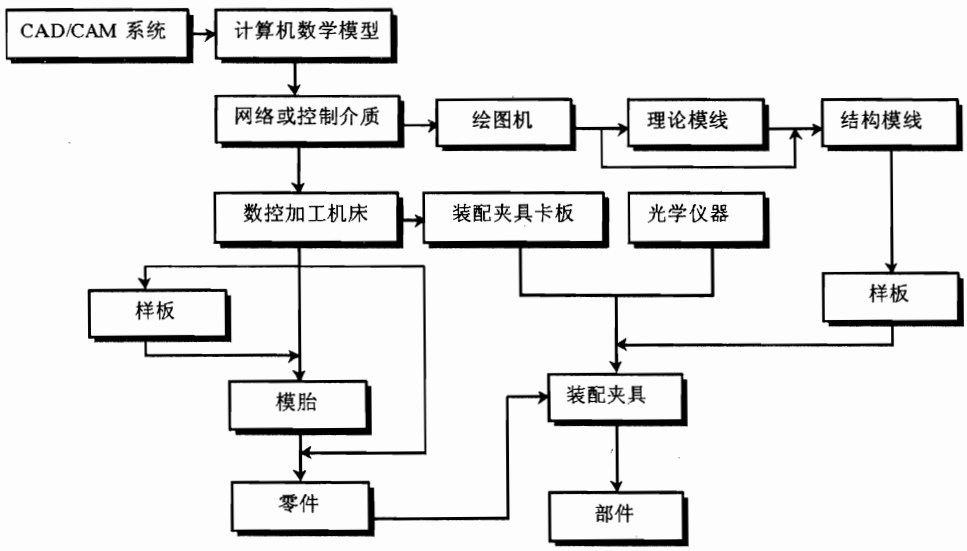


图 2.13　以飞机外形的数学模型为基础的协调系统原理框图

在 20 世纪 90 年代后，以美国波音公司为代表的飞机制造厂家，在全面采用数字化技术(即建立全机的三维数字实体模型)的基础上，改进飞机设计技术，实现了真正的飞机“无纸”设

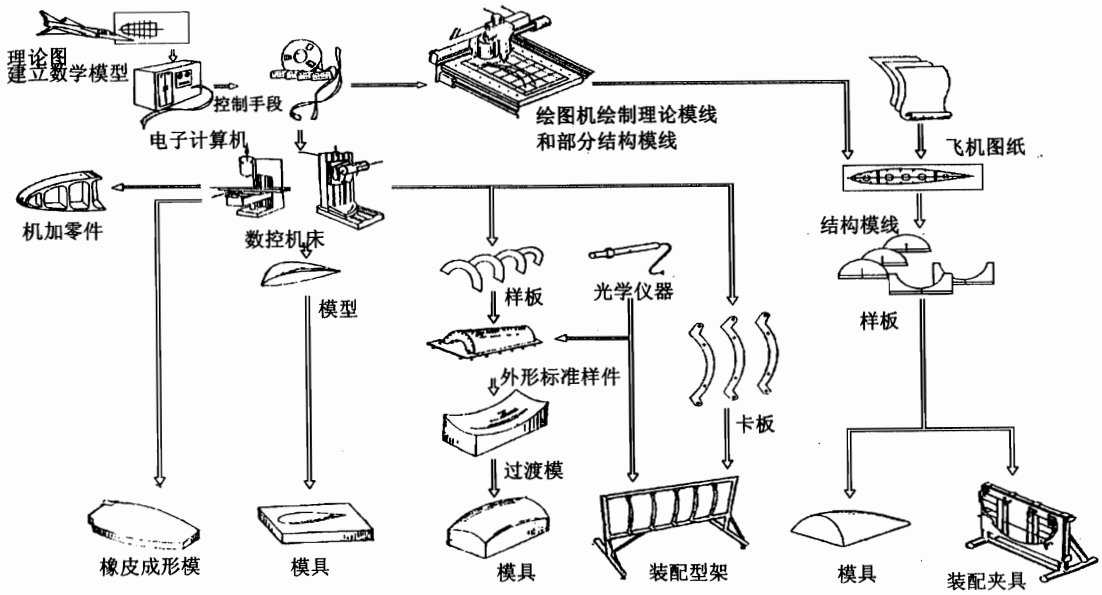


图 2.14 以飞机外形的数学模型为基础的协调系统示意图

计、虚拟制造技术，使飞机制造过程中的互换协调问题大为简化，并得到了较好的解决。

2.4 模线样板技术

2.4.1 模线样板技术的内容和作用

飞机必须具有光滑流线且合乎气动力学要求的几何形状，其大量零件具有与气动力外形有关的曲线或曲面外形，且要求互相协调。同时，飞机零件大部分用板材制造，其尺寸较大，刚度差，不便用通用量具来度量其外形尺寸。因此，在飞机制造中必须采用一种与一般机器制造业不同的技术——模线样板技术，以保证制造出的各种工艺装备和零件互相协调，并能顺利进行装配，制造出符合设计要求的飞机。

模线技术起源于造船工业，20 世纪 40 年代已传入飞机制造业中。随着飞机性能的提高，其结构日益复杂，对气动力外形的精度要求也愈来愈高。同时，由于新工艺、新技术、新设备的出现，模线样板技术也不断发展。现今飞机制造业中的模线样板技术不论在规模上，还是在技术程度上，都远远超过了以往用于造船工业中的模线技术。

模线样板技术包括模线和样板两部分内容。模线是由模线设计员根据设计所发出的图纸而绘制的图样；样板则是按照模线或数据而加工成的专用量具。模线通常又分成理论模线和结构模线两大类。理论模线按飞机理论图绘制。它表示飞机部件的理论外形（气动力外形）和各种轴线（坐标基准线和各种结构轴线），主要用于绘制结构模线时确定理论外形和各种轴线，也供加工样板用。它是飞机外形的原始依据。结构模线是根据设计所发出的结构图来绘制的，主要用于加工各种样板。结构模线的绘制过程也是对飞机结构协调的验证过程。由此可知，模线样板是传统飞机制造技术中尺寸传递的主要方法。因此，模线样板是飞机从设计到制造之间的桥梁，是飞机几何尺寸的原始依据，是飞机制造过程中保证各类零件、组件、部件尺寸协调的主要手段。模线样板的质量直接影响飞机制造的质量和新机试制工作的顺利进行。同时，模线样

板生产是飞机制造的第一步，飞机的大部分零件和工艺装备都需要按模线样板制造，模线样板的生产进度直接影响新飞机的试制进度。因此，提高模线样板的质量和生产效率有很重要的意义。

2.4.2　我国模线样板技术的发展

我国的模线样板技术是随着航空工业的建立而发展起来的，至今已有约 40 年的历史，其间大致经历了 4 个发展阶段。

第 1 阶段：1952～1958 年。各飞机厂刚刚组建模线样板车间，开始用手工计算和几何作图来绘制模线，采用喷漆的钢板作为图板，用钢针画线，手工移形。

第 2 阶段：1959～1963 年。开始应用二次曲线等解析计算法来计算飞机理论外形，应用画线钻孔台来钻制图板和样板上的基准孔以及画基准线，提高了理论模线的绘制精度以及外形检验样板(结构模线)、样件样板、夹具样板等的制造和定位精度。

第 3 阶段：1964～1970 年。开始应用聚酯薄膜绘制模线，并应用接触晒相法复制模线和移形，提高了模线和样板的移形精度和样板的生产效率。

第 4 阶段：从 20 世纪 70 年代初开始至今。随着计算机技术发展起来的 CAD/CAM 技术的引入，对传统的模线样板技术产生了并将继续产生重大影响。

近几年来，我国各飞机制造厂都引进或自行开发了几何建模和图形绘制软件，并在不同范围内、不同程度上实现了自动化数控绘制模线，较大地提高了模线的绘制精度和效率，使模线设计员基本上摆脱了传统的手工作业方式。

数控绘图机保证了模线绘制的重复精度，并可以对称或重复绘制模线，减少了用于移形的标准样板，扩大了样板制造的平行工作面，提高了样板的制造效率。

CAD 技术的发展使得产品设计和模线设计正在逐步靠拢。在新机研制中，已广泛采用统一的飞机外形数学模型。模线 CAD 数据库已愈来愈多地为数控加工和数控测量提供各类数据。模线设计已可直接调用产品设计的图形信息。国际上广为流行的“无尺寸图”技术(即图纸模线合一)正逐步为人们所重视，在我国设计“无尺寸图”的技术和条件已逐步成熟。随着 CAD 技术的进步，模线样板技术正迎来一个新的发展阶段。

国外大型飞机制造虽已广泛采用 CAD/CAM 技术，但模线样板仍然是老机型的主要制造依据，例如 MD-82 飞机就使用大量的模线样板。模线有 3 种，即理论模线、结构模线和专用模线。其中结构模线占 85%，其次是专用模线，理论模线很少用。

2.4.3　理论模线

按照飞机理论图纸和飞机工艺要求进行设计，以飞机部件、组件的理论外形和结构轴线为主要绘制内容，以 1∶1 的比例精确地画在金属平板或聚酯薄膜上的图样，被称为飞机理论模线。

在应用飞机外形数学模型和数控绘图技术之前，理论模线是保证飞机外形的结构轴线正确与协调的惟一原始依据，是绘制结构模线和制造样板的主要依据之一。

应用计算机建立飞机外形数学模型并采用数控绘图技术以后，理论模线的地位发生了变化，不再是主要的原始制造依据。它的用途如下：

· 作为飞机外形数学模型的直观精确图像，并验证飞机外形数学模型的正确性(包括光

滑流线性)。

- 作为数字量到模拟量之间的桥梁和 CAD/CAM 技术的辅助手段;用于校核结构模线的剖面外形、结构轴线和斜角值,校核从飞机外形数学模型算出的各种数据;作为某些样板的制造或检验依据;量取某些外形或结构轴线的数据。

随着 CAD/CAM 技术及其应用深度和广度的提高,理论模线的作用和重要性将进一步减弱。

理论模线设计的依据有飞机理论图(或飞机外形测绘数据表)、飞机结构图、研制工艺方案、部件互换协调图表、主要的表面标准样件样板图和夹具样板图、有关模线样板和 CAD/CAM 技术应用的技术文件等。

在进行理论模线设计工作之前,必须认真阅读和审查上述图纸资料,对飞机理论图的阅读和审查尤为重要。

对飞机理论图应进行以下方面的审查,即

- 部件外形定义符合飞机设计要求和工艺要求。
- 部件外形定义要保证几何可能性和惟一性,无冗余和矛盾尺寸。
- 所定义的曲面能完整地覆盖部件表面,无缺漏或重叠。
- 保证各部分外形的协调性。例如,曲面间的光滑拼接、运动部分之间的合理间隙、相关部件之间的协调等。
- 外形定义方法要便于建立外形数学模型和采用数控绘图,例如:
  - 曲面划分要合理。相互拼接的几块小曲面最好合并,但复杂曲面应分解为几块较简单的曲面;
  - 各曲面尽可能采用统一的数学形式给出;
  - 避免或减少局部造型,例如鼓包或凹陷;
  - 尽量用曲线、曲面代替直线、平面,避免折点和棱线;
  - 离散点曲线的型值点应均匀分布。
- 外形沿横向和纵向的流线要光滑,包括:
  - 线条具有符合设计要求的凹凸性或直线性,没有多余的拐点;
  - 离散点曲线的曲率变化均匀,线条流线光滑;
  - 离散点曲线尽量改为二次曲线;
  - 相互对接的二次曲线段在对接点上满足共轭条件。

对理论模线提出如下绘制要求:

- 理论模线的基准线和主要结构轴线位置以及按坐标数据绘制理论外形产生的公差范围为±0.1 mm~±0.15 mm。对于轴线的宽度、直线度,平行直线间的平行度,垂线的垂直度以及角度,其公差都应保证在规定的公差要求范围之内。
- 理论模线上纵、横切面同一尺寸的公差(有时称理论外形线交点协调)应在 0.1~0.2 mm以内。
- 对于对称部件仅画其右部件,对于对称外形仅画其右半侧。这样可避免由重复绘制所引起的不一致性。
- 模线视图方向一般情况应遵守由左向右看、由上向下看、由后向前看的原则。
- 由于蒙皮厚度的各部分往往是不相同的,为了不使骨架外形出现台阶,故对理论外形

(理论图给出的飞机外形)和蒙皮外形(飞机实际外形)视飞机速度和部件不同作不同的规定。对于高速飞机的翼面类部件,其蒙皮外形应定为与理论外形一致;对于低速飞机各部件以及大型飞机的机身和短舱等部件,可以把其骨架外形定为理论外形。

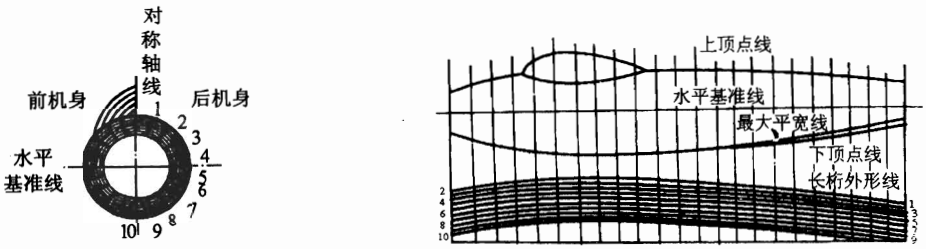
MD-82 飞机的理论模线与国产机种的模线大同小异。其特点是:模线绘制在明胶板上,并允许拼接;线条很均匀;在模线图板上划出坐标网格,但不划基准孔;数据标记采用多个坐标系,例如,在平尾综合切面理论模线上,前缘、前后梁之间的肋、尾翼基准肋和升降舵都分别按各自的坐标系给出数据。

在理论模线的绘制方法中,飞机的理论模线一般以部件或分部件为单位进行绘制。部件理论模线分为机身前段、机身后段、机翼、水平尾翼、垂直尾翼、发动机短舱和起落架舱等。分部件理论模线的划分随飞机型别的不同而不同。一般有襟翼、襟翼舱、副翼、翼尖、驾驶舱、尾舱、舱门、各种整流罩和油箱等。分部件理论模线必须按相关部件理论模线来协调绘出。

根据飞机各部件外形的特点,理论模线可归结为两种类型:一类是单曲度外形的部件,例如机翼和尾翼等;另一类是双曲度外形的部件,例如机身和发动机短舱等。两种类型部件具有不同的理论外形,可分别介绍如下。

1. 机身理论模线

图 2.15 所示为机身理论模线示意图。它的绘制依据是飞机理论图。



(a) 机身综合切面模线　　(b) 机身平面模线

图 2.15　机身理论模线示意图

机身的理论模线包括机身综合切面模线、机身平面模线(包括机身侧视投影和俯视投影)、压缩模线和真实外形(不是投影外形)的长桁模线。

在机身理论模线上有设计基准线(水平基准线和对称轴线)、外形线、长桁轴线以及其他结构轴线。因为机身外形是左右对称的,所以,机身隔框切面外形相对于对称轴线只画一半。

综合切面模线是以水平基准线和对称轴线为重叠基准,将横切面的外形以 1∶1 比例重叠绘制在一起的模线图。短舱则以水平基准线和垂直基准线为重叠基准画出。如果是翼面类部件,则以翼弦线为重叠基准。

平面模线是以 1∶1 的比例画出的。对于大型飞机,由于其尺寸过大,只有对比较复杂的部件(如机身前段和尾段)才按 1∶1 比例画出平面模线。而对外形比较简单的中段,可不画平面模线,或只画压缩模线。

压缩模线是将部件纵向切面的外形沿纵向以 1∶5 或 1∶10 的比例、沿横向以 1∶1 比例画出的。压缩模线的作用是:检查部件外形曲线是否为光滑流线和提供量取尺寸。

像机身和发动机短舱这类部件的外形,可利用平切面法、母线法和曲面片法等给出。有关

曲面造型技术可参阅有关书籍，这里不作介绍。

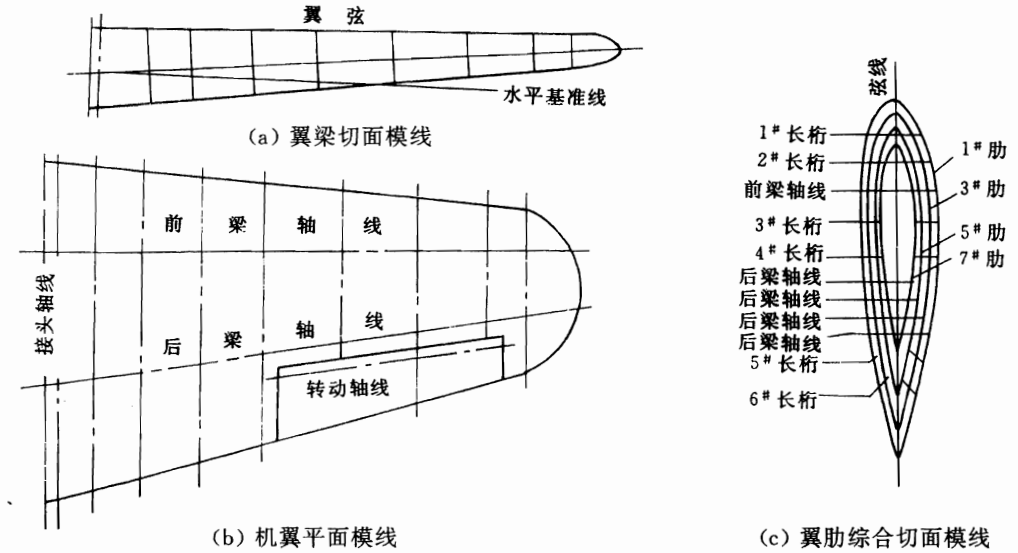
2. 机翼理论模线

飞机翼面类型的部件，例如机翼、水平尾翼、垂直尾翼、襟翼、副翼等(除翼尖外)，其外形特点是：曲线一般是单曲度的。这些部件以几个基准翼肋切面外形(即翼型)为控制曲线，在基准翼肋外形之间的同一百分比弦长处用直线相连，形成单曲度曲面。这种以直线为母线紧贴着两端的控制曲线滑动而产生的曲面，在数学上称为直纹曲面。

下面以机翼理论模线为例，介绍这类部件理论模线的绘制内容及方法。

机翼理论模线包括 3 个部分，即翼肋综合切面模线(即把各翼肋切面外形按统一的弦线重叠画在一起)、平面投影模线和翼梁切面模线。其中最主要的是翼肋综合切面模线，它是绘制各翼肋切面结构模线和加工样板的主要依据。

图 2.16 为机翼理论模线示意图。从该图中可以看出，在机翼综合切面模线上，画有各翼肋切面的外形线、桁条的结构位置线、在各翼肋切面上翼梁的结构轴线。这些线条都是绘制结构模线和加工样板所必需的。



(a) 翼梁切面模线

(b) 机翼平面模线

(c) 翼肋综合切面模线

图 2.16 机翼理论模线示意图

如何画平面模线视结构和外形而定，或画局部的，或不画。

对于机翼理论模线，一般先画基准翼肋外形，因为在机翼理论图上会给出几个基准翼肋位置和翼型数据；而对于中间各翼肋的外形数据，则可以根据直母线外形的特点，利用相似比例关系计算出来。

2.4.4 结构模线

2.4.4.1 结构模线的作用

结构模线是对飞机部件某个切面按 1∶1 比例绘制的结构装配图。在结构模线上绘制的内容有设计基准线，以及该切面上全部零件的外形和所在位置。结构模线上的切面外形线是从理论模线复制来的，或者可按理论模线加工出部件某个切面的真实外形；因而，结构模线也称之为外形检验样板。同时，在该切面外形线内划出结构装配图。

根据结构模线绘制的内容，它在飞机制造中的主要作用如下：

- 以 1∶1 比例准确地确定飞机内部的结构形状和尺寸，因此，它作为保证飞机内部结构协调的依据。
- 作为用于加工生产的各种样板的依据。
- 为制造样件、装配型架、模具和夹具等工艺装备，量取一些经过模线协调的尺寸。

2.4.4.2　结构模线的绘制要求

在飞机部件的结构模线上，画有部件的各主要切面的结构，例如机翼或尾翼的大梁切面、各翼肋切面和机身隔框切面等。为了协调每个切面上的全部结构，对一个切面上的结构不分开绘制。另外，由于结构模线是按 1∶1 比例画出的，因而无须加注尺寸。而且对零件形状一般不取剖面图，而是通过各种符号来表示，例如零件弯边高度和角度、减轻孔的形状和加强梗的形状等。同时，为了保证零件与装配件尺寸协调，在结构模线上还绘制各种工艺孔，如基准孔、定位孔、导孔等，如图 2.17 所示。

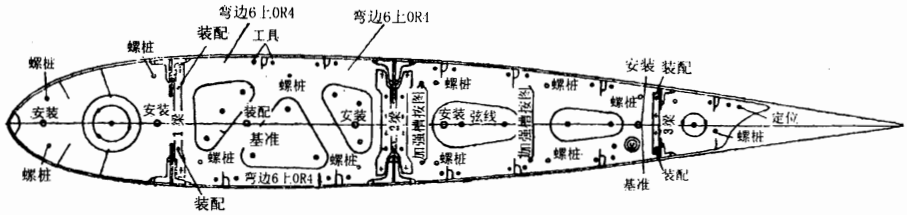


图 2.17　机翼某切面的结构模线示意图

结构模线的主要结构轴线位置、外形线和角度等的绘制公差要求与理论模线相同。

2.4.4.3　结构模线的绘制方法

绘制结构模线使用两种底板：一种是金属图板，另一种是明胶板。由于使用两种不同的底板，使得绘制结构模线的方法也不同。

1. 金属图板结构模线

金属图板结构模线可分为不加工出外形和加工出外形两种。加工出外形的结构模线通常被称为外形检验样板，简称外检，如图 2.17 所示。这种样板属于基本样板，是制造生产样板的依据。

外形检验样板制造过程大致如下：按理论模线移形于厚度为 1.5～2.0 mm 的冷轧低碳钢板上，加工出样板外形并喷漆，在样板上绘制内部结构并进行协调。为了保护样板上的线条和标记，一般在完成结构绘制之后，可加喷一层油基清漆。

理论外形线的移形是关键工作，直接影响产品的准确度。传统的移形采用手工方法。这种方法是将描图纸盖在理论模线上，然后描绘理论外形线，接着将它再复描到结构模线底板上。还有的是直接按理论模线外形的坐标数据来画。显然，这种移形的生产效率和精确度都较低。

2. 明胶板结构模线

近年来，由于采用了明胶板结构模线，也称 PCM(Photo Contact Master)图，使模线移形与绘制的方法有了较大变化。这种方法的实质是：将结构模线上的理论外形和主要结构轴线，直接通过正像反射法(将透明胶板聚酯薄膜的一面涂上感光剂，把它复贴在理论模线图上，然后用光线照射，再进行显影)，从理论模线图板上移形过来。这种方法改变了直接按坐标数据或用描图纸描绘的旧方法。同时，将画在明胶板上的全部结构模线用接触照相法晒在金属图板

(一般用铝板)上。这种图板被称为照相图板。照相图板用于制造和检验样板。明胶板上的模线则起底图作用,不直接用于生产。

使用明胶板画模线具有如下优点:

- 便于模线的协调、移形和复制,提高了移形的准确度和生产率;
- 可以用接触照相法晒制样板毛料,加工方便,有效地缩短了样板制造周期;
- 可以用明胶板结构模线直接在装配型架卡板和钣金型胎毛坯上晒制所需的外形,以加速工艺装备的制造;
- 模线底板轻便,便于使用和保管。

但是,明胶板结构模线当前还存在着一定的问题。虽然聚脂薄膜尺寸稳定性较好,但其稳定性还是不如金属板,受温度和湿度的影响仍比较大,容易变形。为了减少使用中尺寸的变化,在明胶板使用前要对材料进行人工老化处理,以防变形。同时,在明胶板模线图板上画出尺寸检验标记线。在量取尺寸或复制照相图板之前,首先按原来方法检查这个尺寸的变化(一般尺寸变化量应不超过 0.1/1 000 mm),或者按照相图板检验。

透明胶板是一种聚酯薄膜,它的厚度在 0.10～0.12 mm 之间,宽度为 1 200 mm。如果薄膜宽度尺寸不够,则可以将结构图纸分段或将薄膜胶合使用。绘制模线时应保持室温在 18～30℃之间,相对湿度在 50%～70%范围内。模线完成后,应把工作的温度和湿度标注在模线图板上。

3. 结构模线上的各种工艺孔

在保证零件和装配件的尺寸协调方面,样板上的工艺孔起着非常重要的作用。它们在制造工艺装备以及装配过程中是主要的工艺基准,或是在零件上钻孔的依据。

工艺孔的孔径分别为 8.0、5.2、2.7 mm,要根据孔的用途不同而定。各种工艺孔(除导孔外)在结构模线上的布置如图 2.17 所示。

MD-82 飞机结构模线有单件模线和组合件模线两种。前者多为非平面组合件总图上的零件模线,后者多用于无尺寸图纸上的平面组合件。MD-82 飞机工程图分为有尺寸标注图和无尺寸标注图两类,对应的结构模线也不一样。无尺寸标注的工程图纸与相应的结构模线图形相同,只是标记各异,在结构模线上增加了工艺装备标记(零件图号、模线室印章、工艺装备名称、更改状况等)、指示零件边缘的标记、销钉孔标记以及装配工艺装备的晒相图板标记。在有尺寸标注的工程图纸上,对各个零件都绘制单件模线。仅少数的单件模线的图形是按工程图的尺寸绘制的,而多数是根据工程图的数据库信息绘制的,以消除转换误差,提高模线精度和绘制效率。对曲面零件还绘制出毛料展开模线和切面模线。

2.4.5 常用样板

样板是一种平面量具,是加工和检验带曲面外形的零件、装配件和相应工艺装备的依据。

飞机制造中所用样板的主要特点是它们之间必须相互协调。因为在这里样板起着制造、协调、检验零件和工艺装备的作用,因此,要求样板之间有着相互协调的关系。生产中使用的样板种类繁多。现将几种最常用的样板分述如下。

2.4.5.1 外形样板

图 2.18 所示为翼肋前段的外形样板。外形样板一般用于检验平面弯边零件、平板零件和单曲度型材零件。外形样板也是制造与协调成套零件样板的依据,直接作为成形模具的加工

依据。

外形样板通过样板的外廓边缘线和样板上的标记符号来表示出整个零件的形状。对于无弯边的平板零件，样板的外缘就是零件的外廓形状；对于有弯边的零件，样板外缘是零件弯边处外形交叉线所形成的轮廓线，如图 2.19(a)和(b)所示；对于双弯边零件，外形样板的外缘与零件的外形关系如图 2.19(c)所示。零件的弯边在样板上的标记如“弯边 15 上 $R3$”，这说明该零件弯边高度为 15 mm，弯边方向向上，弯曲半径为 3 mm，弯边角度为 90°。

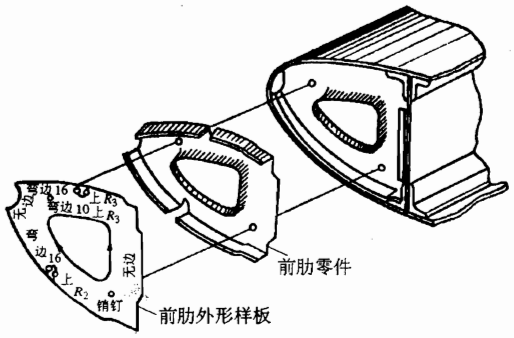
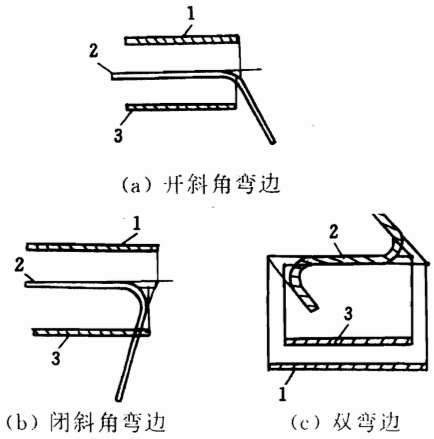


图 2.18　翼肋前段的外形样板



1—外形样板；2—零件；3—内形样板

图 2.19　样板外形取法

2.4.5.2　内形样板

内形样板是零件成形模的制造依据，也是检验零件成形模的样板。

内形样板的外缘是由零件弯边外、内形交叉线所构成的曲线。内形样板与外形样板之间外缘位置的差值为 s，如图 2.20 所示，其计算公式如下：

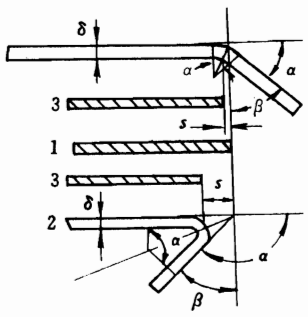
$$s = \tan\left(\frac{\pi/2 \pm \beta}{2}\right) \cdot \delta = \tan\frac{\alpha}{2} \cdot \delta$$

式中：δ——零件材料厚度；

β——弯边斜角值；

α——闭斜角 $\alpha=\pi/2-\beta$，开斜角 $\alpha=\pi/2+\beta$。

在生产中，为了减少样板数量，现在基本上不再使用内形样板，而直接按外形样板和角度样板来制造与检验零件的成形模，如图 2.21 所示。



1—外形样板；2—零件；3—内形样板

图 2.20　内、外形样板差值

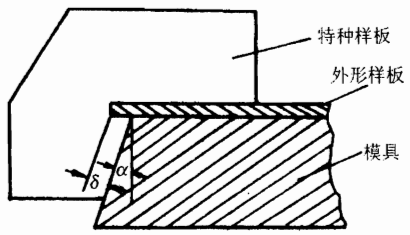


图 2.21　按外形样板和角度样板加工模具

2.4.5.3 展开样板

对于弯边线为直线的零件，其毛料尺寸可以通过直接计算得到。对于弯边线为曲线的零件，也可以根据弯角大小、弯曲半径、弯边高度等把零件的展开尺寸大致地计算出来，求得零件展开后的形状。根据零件展开后的形状制成的样板称之为展开样板。而对形状复杂的钣金零件，其毛料形状只能通过反复试验求得。按所求得的形状制成的样板，称之为毛料样板。

图 2.22 所示为制造隔框零件时使用的几种样板。

2.4.5.4 切面样板

对于形状复杂的立体零件(例如双曲度蒙皮)，必须用一组切面样板才能把零件的形状控制住，如图 2.23 所示。为制造与检验这类模具和零件，必须用多种切面样板，例如切面内形、切面外形、反切面内形和反切面外形。它们之间的尺寸关系如下：

切面内形＋零件材料厚度＝切面外形

反切面内形－零件材料厚度＝反切面外形

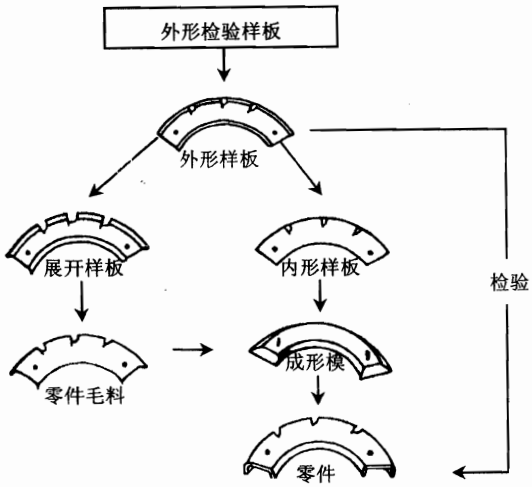


图 2.22 制造隔框零件使用的成套样板

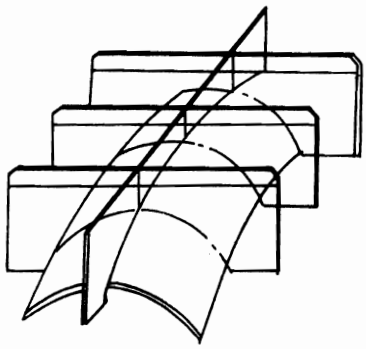


图 2.23 机身双曲度蒙皮使用的切面样板

这 4 种切面样板及其用途如图 2.24 所示。为了保证一组切面样板在使用中相互位置准确，在每块样板上必须刻有基准线，如图 2.25 所示。如果对形状复杂的模具采用数控加工和数控测量，则有时可以不用切面样板。

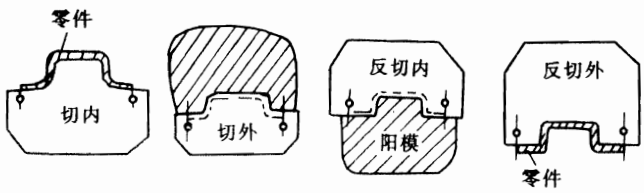


图 2.24 4 种切面样板及其用途

2.4.5.5 下料样板、切钻样板、夹具样板

它们分别用于：在下料设备中下料；在具有复杂立体形状的零件上切割边缘和钻孔；制造装配夹具。它们的形状如图 2.26 所示。

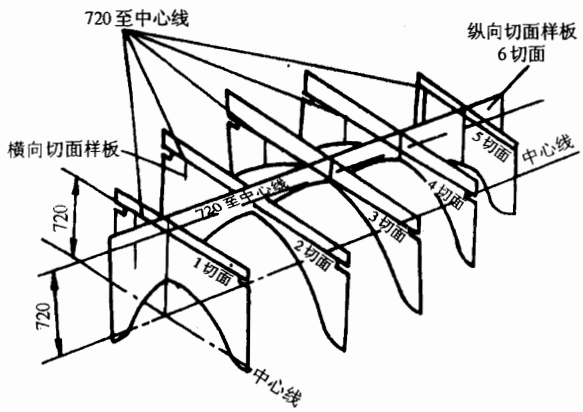


图 2.25　成套切面样板组合

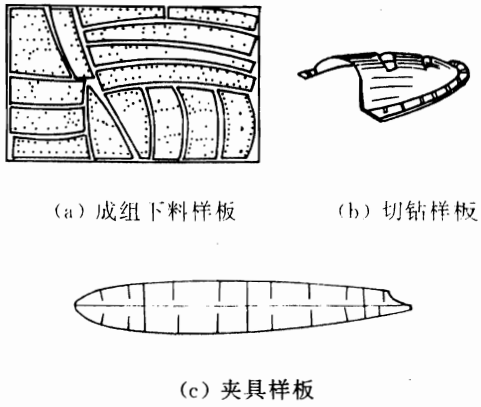


图 2.26　生产样板

随着飞机零件和工艺装备制造技术的发展，数控加工和数控测量比重不断增长，生产样板的数量也将逐渐减少。计算机辅助设计和计算机辅助制造技术的推广应用，使模线样板工作法有了新的进展。

2.4.6　样板的分类和基本用途

样板是一种专用刚性量具。它按模线或数据制造，表示飞机零件、组件、部件真实形状，在其上刻有标记并钻有工艺孔。样板的分类、名称和基本用途如表 2.4 所列。

表 2.4　样板的分类、名称和基本用途

样板分类	样板品种			基本用途
	样板名称		简　称	
基本样板	晒相图板①		相板	1. 制造、检验样板 2. 制造、检验零件和工艺装备
生产样板	外形样板		外型	1. 制造成套零件样板 2. 制造和检验模具及零件
	内形样板		内形	制造零件的成形模具。常被外形样板代替
	展开样板		展开	零件的下料及制造冲切模
	切面样板	切面外形样板	切外	制造和检验模具或零件
		反切面外形样板	反切外	
		切面内形样板	切内	
		反切面内形样板	反切内	
	钻孔样板		钻孔	钻(或冲)零件上的孔
	夹具样板		夹具	制造、安装标准样件或装配、检验夹具
	表面标准样件样板		样件	制造表面标准样件
	机加样板		机加	加工和检验机加零件上与理论外形或结构协调有关的部分
	专用样板		专用	按工艺需要确定，例如化铣样板
标准样板	按需要选用			1. 作为用于制造生产样板的过渡样板 2. 检修和复制生产样板

① 晒相图板：简称相板，为按聚酯模线采用接触晒相法晒出的图板。它可以代替生产样板使用，也可以作为样板、工艺装备以及零件的制造和检验依据。相板的材料有铝板和聚酯片基两种。

样板上还有各种工艺孔和标注。工艺孔的名称和标记如表 2.5 所列。

表 2.5 工艺孔的名称和标记

工艺孔名称		基准孔	安装孔	定位孔	销钉孔	工具孔	装配孔	导 孔	工序孔
标 记	Ⅰ	JZ	AZ	DW	XD	GJ	ZP		GX
	Ⅱ	基准	安装	定位	销钉	工具	装配		工序

样板标记配合样板工作边的形状，用以表达零件、组合件、部件及其工艺装备的几何形状和工艺特征，并且作为零件、组合件、部件及其工艺制造和检验的依据。

从如下几类零件的典型成形过程中还可以看到样板的基本用途，即

· 平面类零件，如图 2.27 所示。

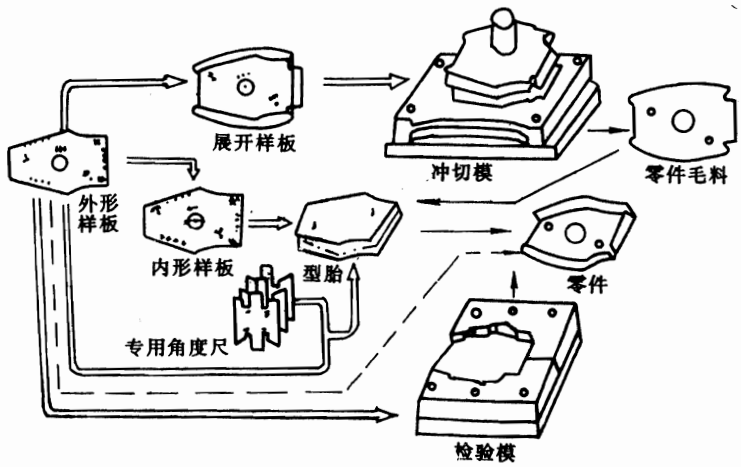


图 2.27 平面类零件典型成形工艺

· 蒙皮类零件，如图 2.28 所示。

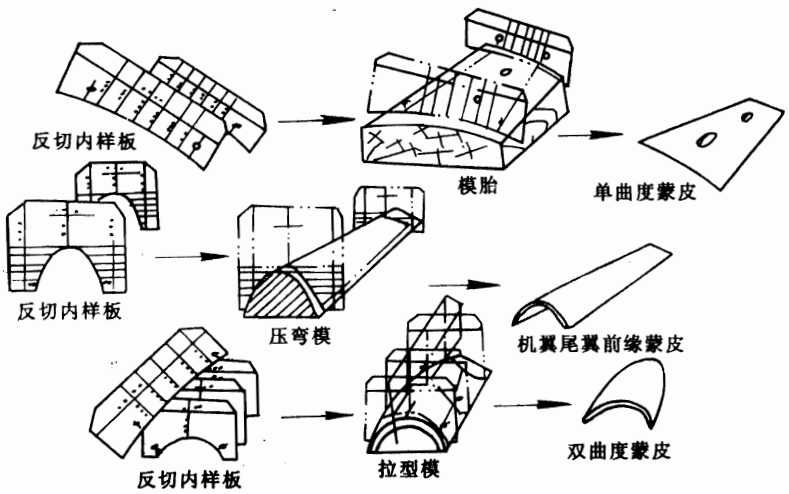


图 2.28 蒙皮类零件典型成形工艺

· 形状复杂的蒙皮类零件，如图 2.29 所示。

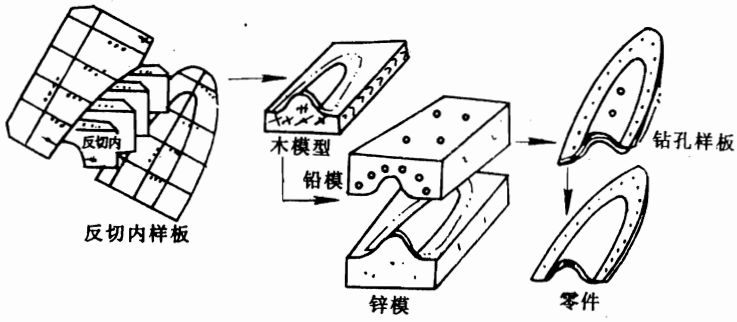


图 2.29　形状复杂的蒙皮类零件典型成形工艺

· 单曲度标准挤压型材零件，如图 2.30 所示。

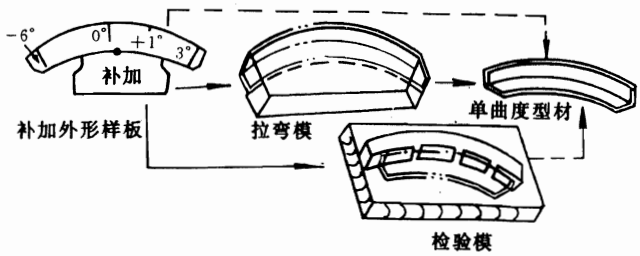


图 2.30　单曲度标准挤压型材零件典型成形工艺

各类零件选择样板示例如表 2.6 所列。

表 2.6　各类零件选择样板示例

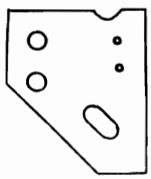
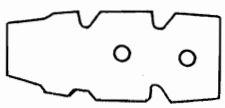
零件类别	零件形状特点	零件简图	样板品种
框和肋类平面零件	无弯边		外形
框和肋类平面零件	无弯边，有长桁缺口和通孔		1. 外形 2. 专用(用于长桁缺口)
框和肋类平面零件	有弯边		1. 外形 2. 专用(用于长桁缺口) 3. 展开(用于批生产)

表 2.6 （续）

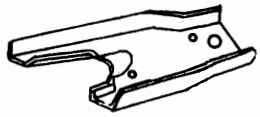
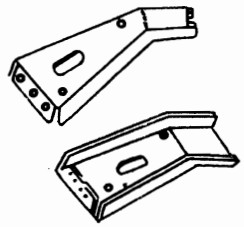
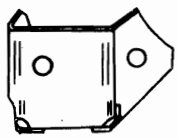
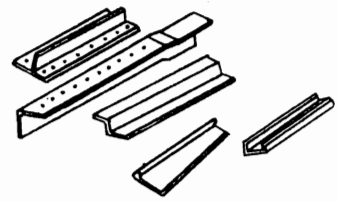
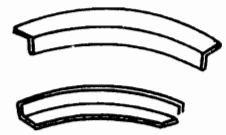
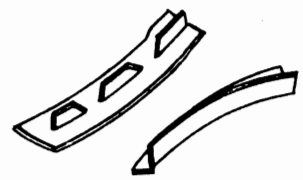
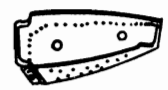
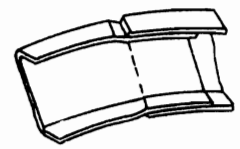
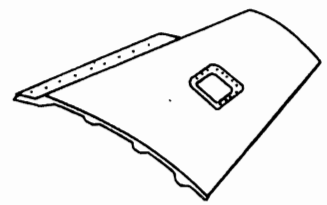
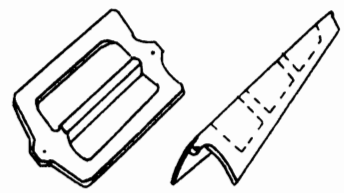
零件类别	零件形状特点	零件简图	样板品种
框和肋类平面零件	腹板平面，凸（凹）鼓包		1. 外形 2. 反切内（部）（用于加工鼓包） 3. 展开（用于批生产，按试压件制造）
	弯边面有曲度		1. 外形 2. 反切内（部） 3. 展开（用于批生产，按试压件制造）
	腹板平面，有弯折		1. 外形或外形（展） 2. 反切内（或反切外）
	盒形		1. 外形（带外形（侧）） 2. 展开（用于批生产）
蒙皮类零件	有曲度无弯边的带板或加强板等		1. 反切内（或反切外） 2. 展开（用于批生产，按模胎制造）
	单曲面、双曲面蒙皮或加强蒙皮零件		1. 反切内 2. 切内（或反切外） 3. 展开（用于批生产，按模胎制造）
	形状复杂的蒙皮、整流罩零件		1. 反切内 2. 切外 3. 外形（投）

表 2.6 （续）

零件类别	零件形状特点	零件简图	样板品种
标准挤压型材零件	平直		1. 外形 2. 钻孔(用于批生产)
	单曲度		外形
	双曲度或扭曲		1. 切外 2. 反切内
机械加工零件	外形与飞机外形有关		1. 机械加工(外形) 2. 机械加工(反切外)
	外形与飞机外形有关并带孔		1. 机械加工(外形) 2. 机械加工(反切外) 3. 机械加工(钻孔)
	有套合和被套合关系		外形(带套合件工艺间隙)
整体壁板零件	零件外形与飞机外形有关，且部分厚度须经机械加工铣切加工		1. 反切内 2. 切内(或反切外) 3. 展开(供铣切和切割用)
	零件外形与飞机外形有关，且厚度有变化，须经化铣加工		1. 反切内 2. 切内(或反切外) 3. 化铣(成形)(用于曲度大的零件) 4. 化铣(展开)(用于曲度小的零件) 5. 化铣(外形)(用于平面无弯边的零件)

2.5 CAD 技术在模线设计中的应用

2.5.1 建立数学模型和模线的自动绘制

长期以来，模线的绘制一直是用手工操作的。模线设计员根据理论图精心测量成千上万个数据，并逐点连成外形线，经反复协调，直到线条光滑为止。然后以此为依据，制造各种样板和标准样件，作为在生产中传递外形的依据。对于这种靠实物传递几何信息的方法，如果中间环节多，则制造误差的积累会直接降低产品的制造准确度和协调准确度。同时，各种样件都是不标注尺寸的模拟量，即使有先进的数控技术可供利用，还必须先将模拟数据转换为数字信息，这也是非常不方便的。

计算机和数控技术的迅速发展，迫切要求在飞机制造中改进传统的模线样板工作法，以适应飞机产品生产的需要。建立数学模型是将传递外形几何信息由传统的通过实物方式改变为通过数字方式的一个重要步骤。

在 20 世纪 60 年代以前，模线主要是靠手工绘制。在 20 世纪 60 年代初出现了数控绘图机，它现在已成为飞机设计制造一体化系统中，计算机输出设备的一个不可缺少的组成部分。采用数控绘图机可自动绘制飞机理论模线、结构模线等，给模线绘制工作带来了根本的改革。进入 20 世纪 70 年代之后，自动绘图已日益得到广泛的应用。

机械系统的绘图速度一般为 10 000 mm/min 左右，高速者可达 60 000 mm/min。高精度绘图的精度不低于±0.02 mm。用数控绘图机自动绘图不仅提高了绘图速度，而且也提高了绘图精度。它能完成手工绘图在短时间内不能完成的图形。

特别是进入 20 世纪 80 年代后，微机和 CAD 技术的迅速发展，为建立飞机外形数学模型以及实现结构模线的计算机辅助设计和绘制，提供了很好的软、硬件平台。利用 CAD 技术进行结构模线的设计流程如图 2.31 所示。图 2.32 所示是利用全机数学模型绘制的全机外形图。

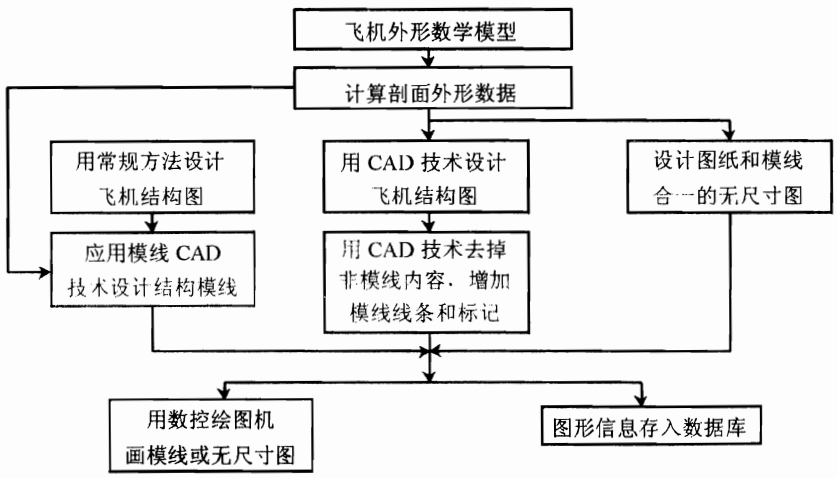


图 2.31 应用 CAD 技术设计结构模线的工作流程图

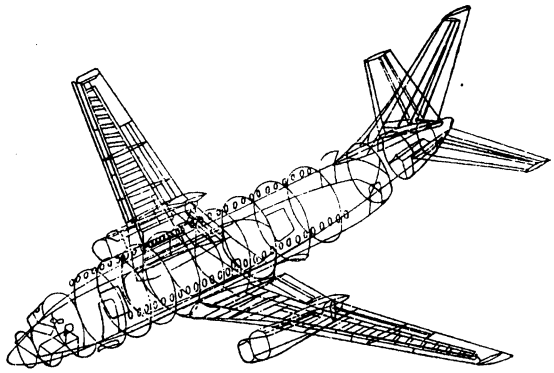


图 2.32　计算机绘制的全机外形图

2.5.2　结构模线 CAD 软件分类及技术准备工作

2.5.2.1　用于绘制结构模线的 CAD 软件分类

(1) 批处理式 CAD 软件系统。批处理式 CAD 软件系统一般是指这样一种程序系统：当定义图形的几何参数以及描述图形生成与处理过程时，程序语言一次性地顺序输入到计算机中，计算机按顺序执行后，自动生成所设计的图形信息。例如 SKC-HT 系统、AD-88 绘图系统、飞龙-79 绘图系统等属于此类系统。批处理式 CAD 软件在推动模线 CAD 技术发展的进程中，曾起过积极的作用。进入 20 世纪 90 年代后，由于交互式 CAD 技术的发展，各飞机工厂模线设计所用的批处理软件，已全部由交互式 CAD 软件所代替。

(2) 交互式 CAD 软件系统。交互式 CAD 软件系统一般是指这样一种软件系统：它利用计算机以及图形显示器、鼠标器等人机交互设备，以人机对话方式进行图形设计和修改，并生成、存储或输出图形信息。例如 Micro CADAM、Plus CADAM、Auto CAD 等系统属于此类系统。当然其他大型的商品化 CAD 软件，例如 CATIA、UG Ⅱ、CADDS Ⅴ 和 PRO/E 等系统，都能很好地用来设计结构模线。

2.5.2.2　结构模线绘制的技术准备工作

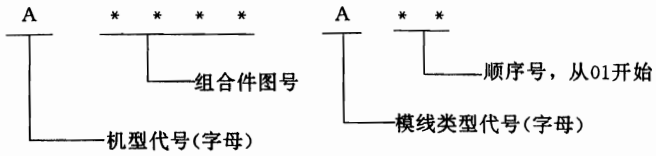
1. 建立标准图形库

- 标准图形的选择。标准图形应是由基本图形元素构成且较常用的图形，例如标准的长桁缺口、减轻孔等。
- 标准图形基准点的选择。标准图形的基准点是调用标准图形时，用以确定它在视图中位置的点。基准点一般选在标准图形的某一角点(如左下角)或图形的特征点(如图形的中心、长桁轴线与外形线的交点等)上。

2. 图形文件的命名

应用交互式软件设计且以数据形式存储在计算机中的图形，通常被称为图形文件。为图形文件命名时，要注意便于归档管理和易于检索。下面是一个命名图形文件的例子。

图形文件名由 8 位字符组成，其构成如下：



3. 剖面理论外形曲线的传递

可采用数据传递和图形传递两种方式，如图 2.33 所示。

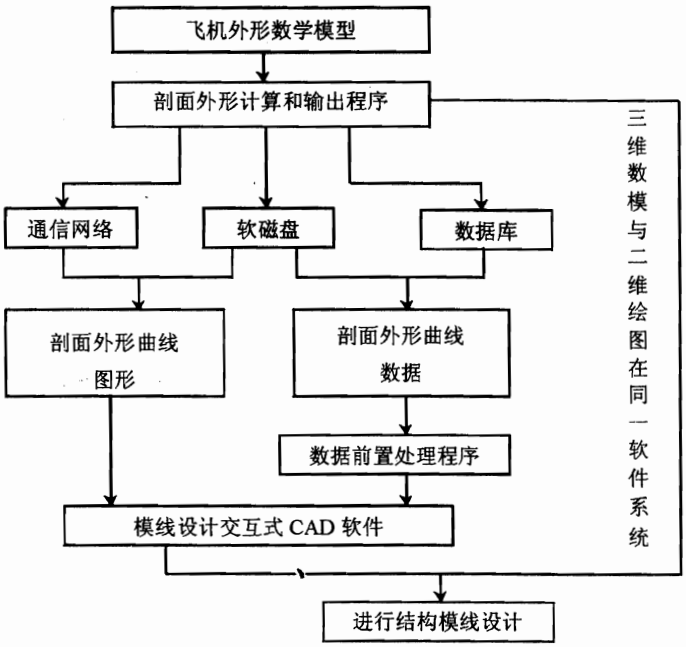


图 2.33 剖面理论外形曲线的传递

4. 结构图形数据的准备

- 消化图纸，弄清各种图形尺寸、基准关系、协调关系等；
- 找出须从其他图纸中查阅的尺寸，计算出图纸中未直接给出的数据。

2.5.3 交互式图形设计

利用交互式绘图系统进行模线设计时，工作内容大体如下：

- 生成剖面理论外形曲线。 以图形方式传递时，设计者可直接收到曲线的图形；以数据方式传递时，数据要经过前置处理程序的转换处理，才能生成相应的曲线图形。
- 设计结构模线图。 使用交互式 CAD 软件提供的各种绘图功能，进行结构模线图的设计。在设计过程中，应充分利用“样图”功能和“成组处理”功能，以提高效率。
- 标注文字和标记符号。 为便于识图和避免差错，应标注必要的标记，例如图号、基准线名称等。标注多少应根据模线图和绘图机情况而定。
- 检查与修改。 在交互式设计过程中和设计完成以后，按表 2.7 所列内容进行检查与修改。
- 图形文件的管理。 应将图形文件的有关信息，例如机型、组合件图号、图形文件名、设

计员名、完成日期、幅面大小、更改情况、存放位置等，记入管理信息数据库，以便检索应用。更改模线图时，必须相应地更改已存储的图形文件和管理信息。

表 2.7　对采用交互式 CAD 软件设计的图形的检查

检查方式	检查内容
目　视	(1) 图面布置是否合适；(2) 图形元素是否有遗漏；(3) 是否有明显错误
应用分析功能	(1) 基准位置是否正确；(2) 元素间相对关系是否正确；(3) 元素的定义数据是否正确

应用交互式 CAD 软件设计结构模线的工作流程如图 2.34 所示。

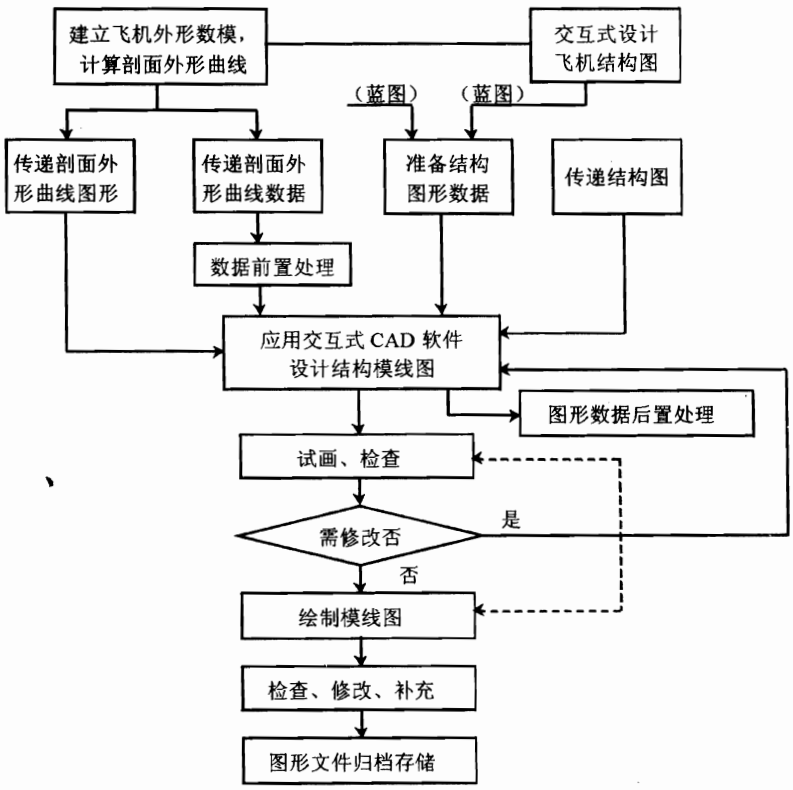


图 2.34　应用交互式 CAD 软件设计结构模线的工作流程图

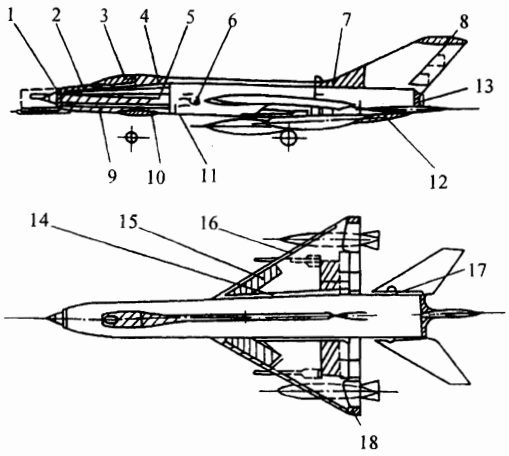
2.6　互换协调方法的典型实例及协调图表的设计

目前我国的飞机制造业正处于由应用以模线样板为基础的模拟量尺寸传递体系，向建立全机电子样件的全数字化尺寸传递体系的过渡阶段。在一个互换协调方法中，常常在建立了飞机外形数学模型的同时，局部还采用模线样板和局部标准样件的工作方法，以保证飞机能被经济、有效地制造出来。这要取决于每个工厂各自的技术水平和装备情况。为了帮助初学者能真正理解飞机制造中不同尺寸传递体系的互换协调工作原理，本节列举几个工厂的实际应用实例。

2.6.1 飞机钣金零件的重点协调部位及协调方法

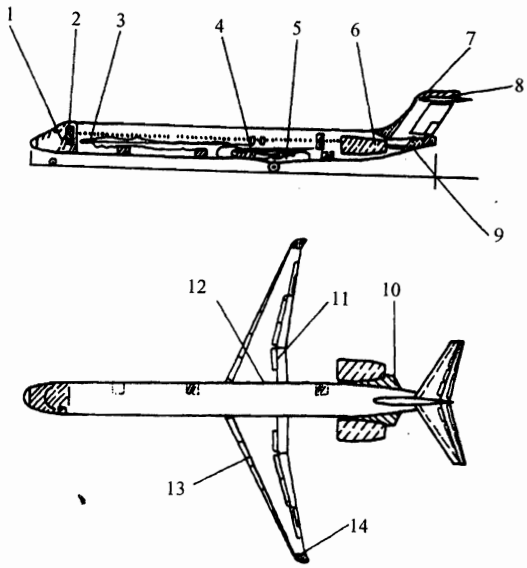
飞机的机体主要由大量外形复杂的钣金零件组成。它们经常是互换协调的难点。因此，在新机研制、试制和批生产的工艺准备工作中，哪些飞机部位的钣金零件需要编制协调图表以及选择的数量多少，都会直接影响研制(试制)周期、互换协调质量和成本。因此，应根据不同的机型和结构特点作出正确决策。

首先，须了解主要飞机机种上需要重点进行协调的部位。歼击机的重点协调部位如图 2.35 所示，大型旅客机的重点协调部位如图 2.36 所示，直升机的重点协调部位如图 2.37 所示。



1－机头罩；2－上舱口盖；3－座舱；4－后舱口盖；5－侧壁；6－风道；7－垂尾整流罩；8－垂尾上整流罩；9－护板；10－炮盖；11－减速板；12－导流片；13－机尾罩；14－机身机翼整流包皮；15－整体油箱；16－机翼前缘；17－平尾整流罩；18－机翼翼尖

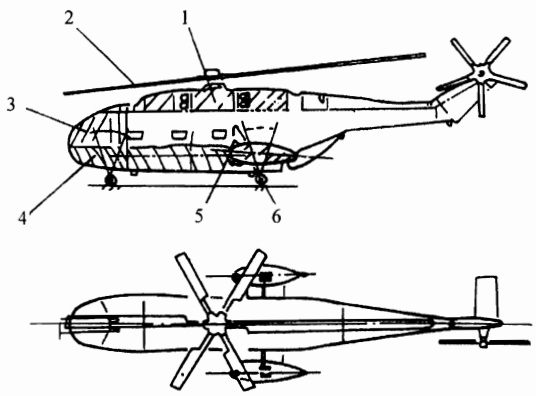
图 2.35 歼击机的重点协调部位



1－机头；2－各种门；3－地板；4－主起护板；5－主起落架舱门；6－发动机舱；7－平尾前缘；8－垂尾整流罩；9－机尾罩；10－吊挂；11－襟翼舱；12－机身机翼整流片；13－机翼前缘；14－机翼翼尖

图 2.36 大型客机的重点协调部位

在我国现阶段，对于钣金零件所采取的协调方法，即尺寸传递体系，大体上为模拟量传递、数字量传递和模拟量与数字量混合传递 3 种方式。它们各自的特征及应用范围如表 2.8 所列。其中数字量与模拟量混合传递的综合应用方法，其协调系统图如图 2.38 所示。图 2.39 和图 2.40 分别为对两类钣金零件用不同的尺寸传递方式进行协调的示意图。



1－整流罩；2－旋翼；3－座舱；4－舱体；5－舱门；6－短翼、子翼

图 2.37 直升机的重点协调部位

表 2.8　基本协调方法的优缺点和应用范围

方　式	方　法	特　征	优缺点	钣金零件制造应用范围
模拟量传递	模线样板工作法	以模线样板作为钣金零件协调的主要依据，用切面模型、量规、标准平板，通过一定的坐标系统（如划线钻空台、型架装配机、光学仪器等）安装型架，从而保证全机外形和交点的协调	1. 样板法结构简单，加工方便，成本低；可以平行制造工艺装备，生产准备周期短；对解决控制切面外缘的协调是有效的 2. 对非控制切面的流线区制造误差大，不能满足配合面的协调	适用于框板、肋骨、长桁等骨架零件，与蒙皮结合的弯边或外形简单、协调准确度要求不高的钣金零件协调
	标准样件工作法	以标准样件作为钣金零件协调的主要依据，用标准样件制造和安装型架，而以立体的移形工艺装备作为复杂外形的钣金零件工艺装备的依据。在平面与立体的转换过程中，大部分采用了塑造法。对平面或单曲度钣金零件则通过样板来保证协调	1. 协调路线短，协调准确度高；便于工艺装备制造、复制和检修；对于解决控制切面外缘协调和配合面协调都是有效的 2. 不能平行制造工艺装备，生产准备周期长；对于钣金零件，标准样件的工作面往往是不完整的，无法按标准样件制造；成本高	适用于外形复杂、协调准确度要求高的少数钣金零件的协调
	表面样件工作法	以表面标准样件作为钣金零件协调的主要依据，用表面标准样件、量规和光学仪器制造、安装型架；通过移形工艺装备制造和协调钣金零件，这是协调的主要手段	1. 蒙皮表面流线性好；蒙皮与骨架、蒙皮与型架卡板之间的协调性好；减少了金属标准样件 2. 采用木质表面标准样件，容易变形，影响准确度，使用前须检查、返修	适用于外形复杂、大面积贴合的所有钣金零件、组合件、部件的协调
数字量传递	CAD／CAM 工作法	将钣金零件协调过程数字化（建立数学模型），输入计算机并进行计算和处理，以控制数控设备，加工和测量所需要的零件、工艺装备、标准工艺装备等	1. 直接进行数字量尺寸和形状的传递，减少了环节误差积累，制造准确度和协调准确度高；扩大了平行工作面，减少了劳动强度，显著地缩短了生产准备周期；减少了大量标准工艺装备、移形工艺装备和零件工艺装备，从而降低了成本；减少了库房占有面积；加速了企业生产组织、技术管理的改革和科学现代化进程 2. 但必须具备一定的物质条件，一次投资较大	适用于协调关系复杂的组合件、部件和关键的工艺装备制造上，技术经济效果最佳，但不一定完全取代传统的模拟量传递法
模拟量与数字量混合传递	综合应用法	具有模拟量传递和数字量传递的特征，是两者协调方法的综合应用，是从模拟量传递法向数字量传递法的过渡	1. 一方面采用了 CAD/CAM 技术，另一方面保持了传统的模拟量传递协调方法。从技术经济分析看，该方法是对现有和可能提供的有限物质条件和技术条件所允许的最佳方案 2. 两个协调方法和检验依据同时出现容易混淆分界面，造成人为的差错。采用模拟量的检验依据去检验按数字量直接加工的产品时，对检验的结果应作具体分析，否则易造成检查结果失误	对于协调关系复杂的组合件、部件和关键的工艺装备制造应用较好，在尚不完全具备 CAD/CAM 物质和技术条件时采用

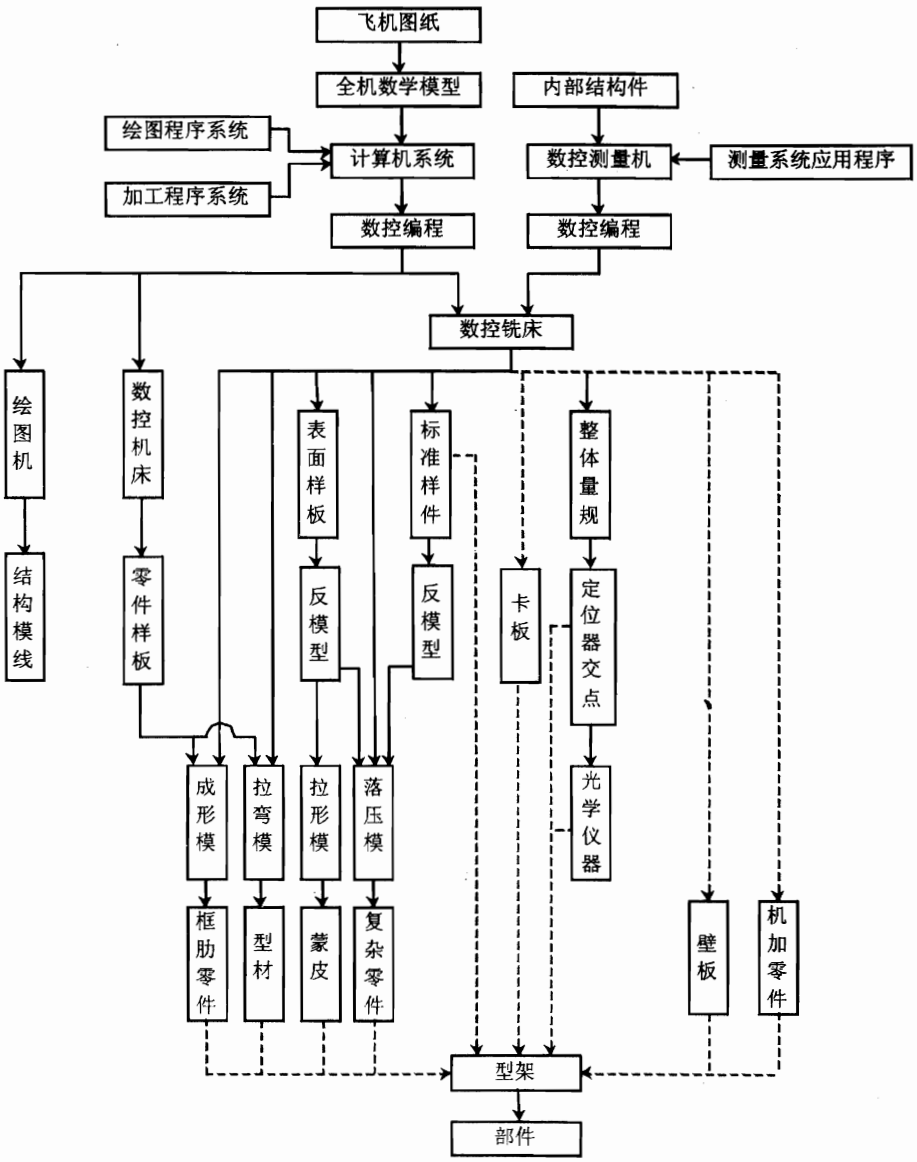


图 2.38 综合应用法的协调系统图

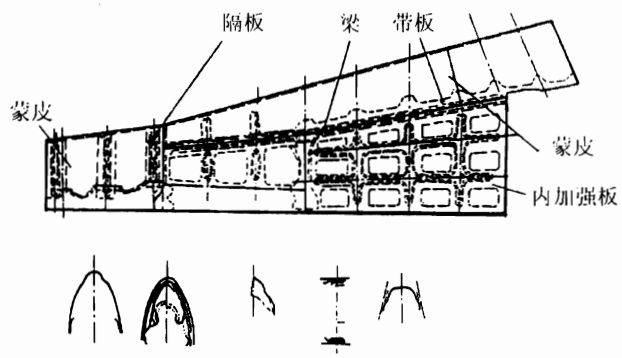
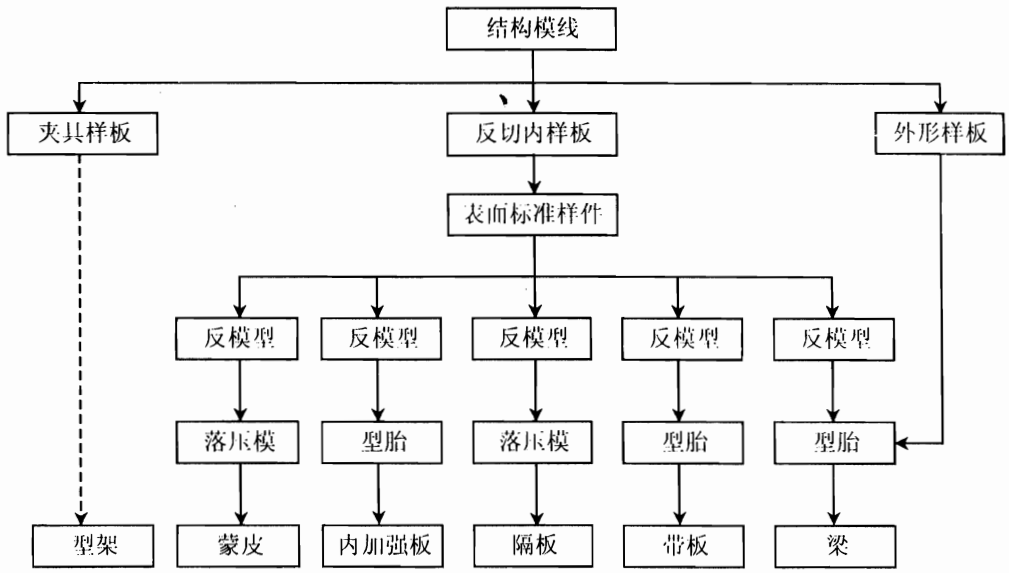
协调部位	双曲度变化较大的机头、机身、整流罩、进气道、翼根包皮等部件
结构特点示意图	
协调方法	整体式表面标准样件工作法
协调图表	

图 2.39　对钣金零件用模拟量进行协调的示意图

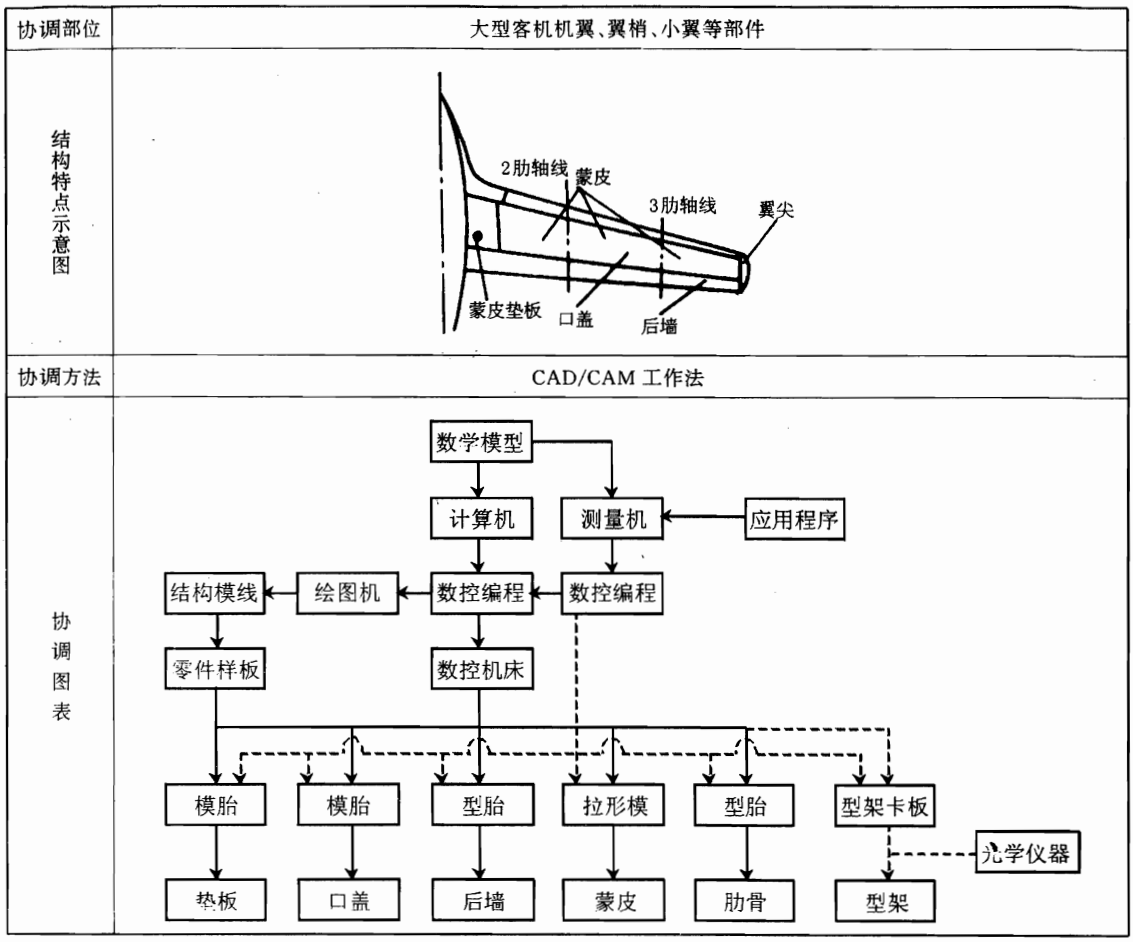


图 2.40 对钣金零件用数字量进行协调的示意图

2.6.2 典型飞机结构的协调路线

前面已经提到，在飞机制造中越来越广泛地应用 CAD/CAM 技术是发展的必然趋势。在广泛应用 CAD/CAM 技术的情况下，飞机制造中所采用的协调路线，与常规的模线样板和标准样件的协调路线相比，产生了质的变化，即由模拟量的几何模型传递方式转变为数字量的几何模型传递方式。这里再用飞机结构中常用的两类典型结构的协调路线为例，具体说明这两种协调路线的差别。

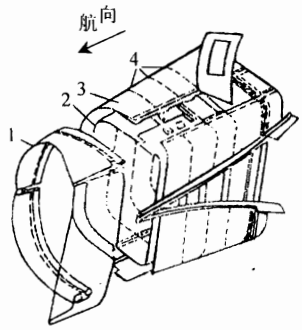
2.6.2.1 由钣金件构成的段件的典型协调路线

对于外形比较规则且以钣金件为主构成的飞机段件或部件，例如机身等的剖面段和翼面类部件等，在制造过程中部件的外形比较容易控制，采用常规的模线样板和局部标准样件协调路线，一般能保证产品和工艺装备之间的协调。但对外形比较复杂的段件(或空间组合件)，例如座舱段、进气道、机尾罩等，一般还要采用表面标准样件、过渡模等较复杂的协调路线，以达到工艺装备之间的协调。即使如此，因移形次数过多，协调路线过长，仍难以保证产品外形的准确度和零件配合面之间相互协调，这往往成为生产中的关键问题。

因此，对外形比较复杂的段件应当采用 CAD/CAM 技术，直接按飞机外形数据和工艺装

备图样上的数据，用数控加工方法来加工模具。这样不仅可以大大提高工艺装备的制造和协调准确度，可靠地保证工艺装备之间的协调性，还可以缩短生产准备周期。

例如，图 2.41 所示是机身两侧由钣金件构成的进气道前段，其外形和结构均较复杂。前面的唇口部分为双曲度的焊接件，其外形复杂且准确度要求很高。唇口后面部分有内、外蒙皮，其内形和外形要求均较高。内、外蒙皮与隔框外形均有配合要求。对外形如此复杂的进气道前段，若采用常规的模线样板-标准样件协调路线，则协调路线较长。典型的协调路线如图 2.42 所示。即使如此，也较难以保证工艺装备之间的协调。



1—唇口；2—内蒙皮；3—外蒙皮；4—隔框

图.2.41　机身侧进气道前段结构示意图

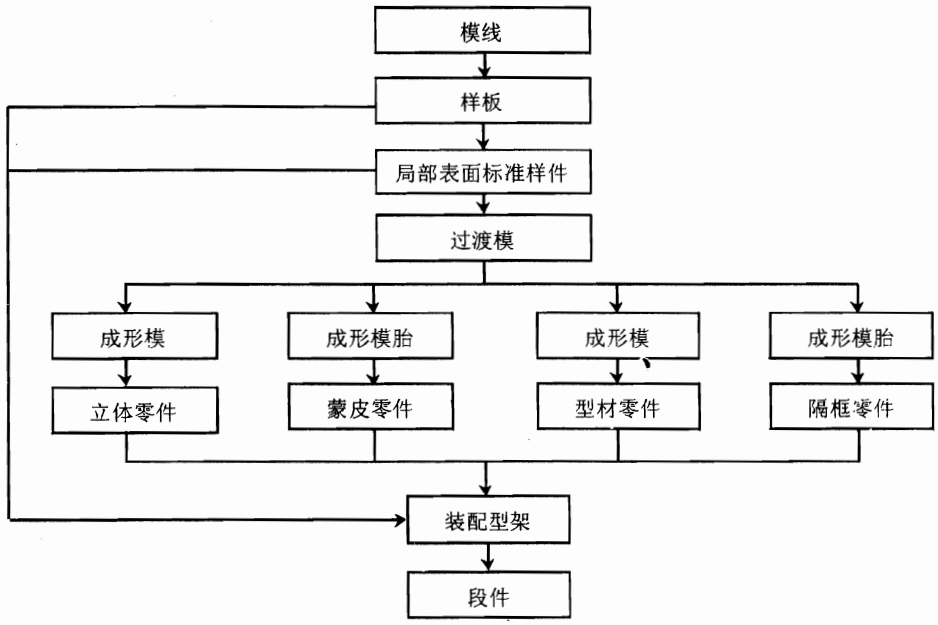


图 2.42　进气道前段常规的典型协调路线

若应用 CAD/CAM 技术，则钣金零件的成形模和型架卡板可直接按飞机外形几何模型采用数控加工。其典型的协调路线如图 2.43 所示。采用这种协调路线有以下优点：

- 提高了模具和型架卡板的制造和协调准确度。对模具和卡板直接按飞机外形数据用数控加工和数控测量来检验。外形和尺寸的加工误差一般可控制在 0.1 mm 以内，局部最大也只有 0.2～0.3 mm。由于取消了局部表面标准样件和过渡模等环节，缩短了协调路线，协调准确度可提高 2～3 倍，从而保证了工艺装备之间的协调性。
- 提高了工艺装备加工的效率。当采用常规的协调方法时，工艺装备制造中的手工劳动量比重很大；而用数控加工可实现工艺装备制造的机械化和自动化，从而可提高加工效率。
- 缩短了生产准备周期。由于减少了大量的样板，取消了表面标准样件和过渡模等环节，各工艺装备可平行制造，从而显著缩短了生产准备周期。

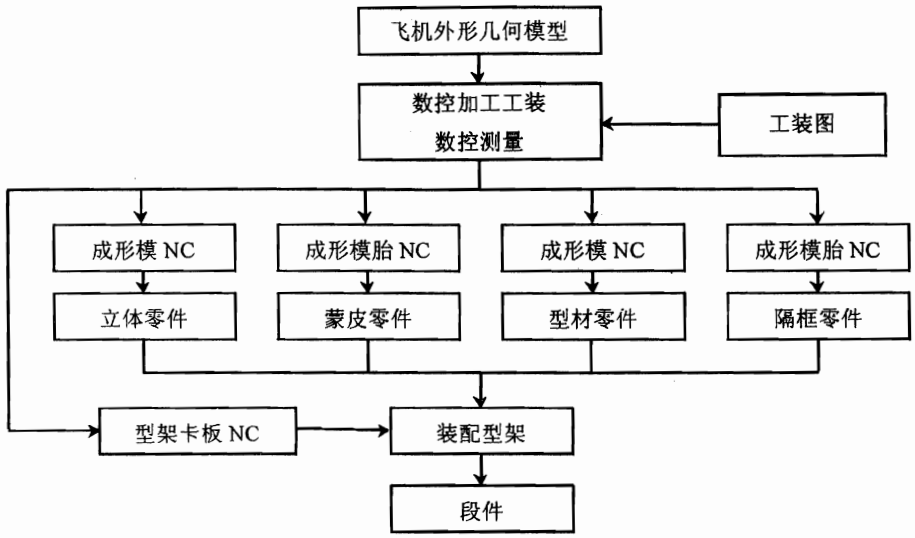
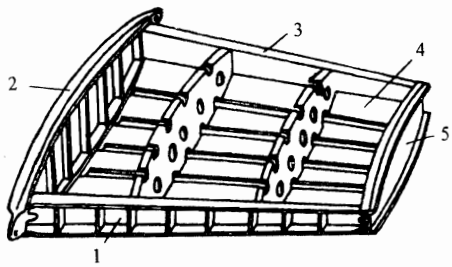


图 2.43 对进气道前段采用 CAD/CAM 技术的典型协调路线

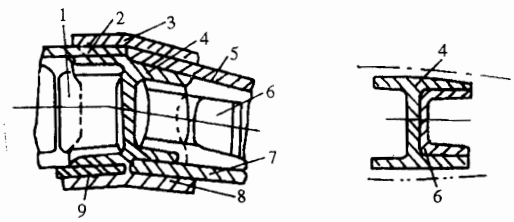
2.6.2.2 由整体结构件构成的段件的典型协调路线

在现代飞机上典型的机翼翼盒是由整体结构件构成的装配件，如图 2.44 所示。机翼翼盒一般是由整体梁、整体墙、整体翼肋和整体壁板构成。对整体结构件的外形与它们之间配合表面的配合要求均很高。例如，两端肋、梁和整体壁板之间相连接的典型结构如图 2.45 所示。



1－前梁；2－根肋；3－后梁；
4－下壁板(上壁板未示出)；5－端肋

图 2.44 由整体结构件构成的机翼翼盒典型结构示意图



1－中央翼后梁；2－中央翼上壁板；3－上带板；
4－根肋；5－中外翼上壁板；6－中外翼后梁；
7－中外翼下壁板；8－下带板；9－中央翼下壁板

图 2.45 机翼翼盒的端肋、梁和壁板相连接的典型结构剖面示意图

对这类结构若用常规的模线样板和标准样件的协调方法，需要按样板制造整体梁、墙和翼肋的标准样件。这些标准样件还要经过协调加工和对合检验，以保证这些标准样件之间的协调，然后按各自的标准样件加工机床夹具和检验修合夹具。其典型的协调路线如图 2.46 所示。在协调路线中即使采用了标准样件，由于在移形过程中主要靠手工加工，准确度不高，因此，很难保证整体结构件的外形与配合面之间的协调要求，需要在装配阶段进行大量的研合和修配工作。

对这类结构采用 CAD/CAM 技术势在必行。对这些整体结构件，只有采用数控加工和数控测量检查，才能从根本上解决整体结构件的制造和协调问题。采用 CAD/CAM 技术的典型

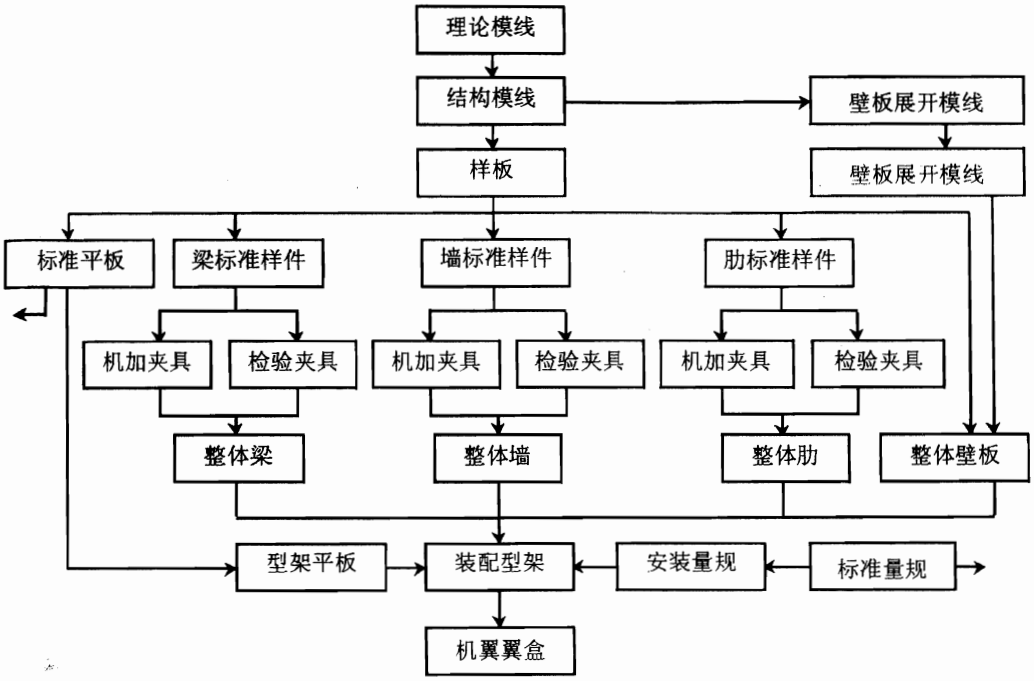


图 2.46　机翼翼盒常规的典型协调路线

协调路线如图 2.47 所示。

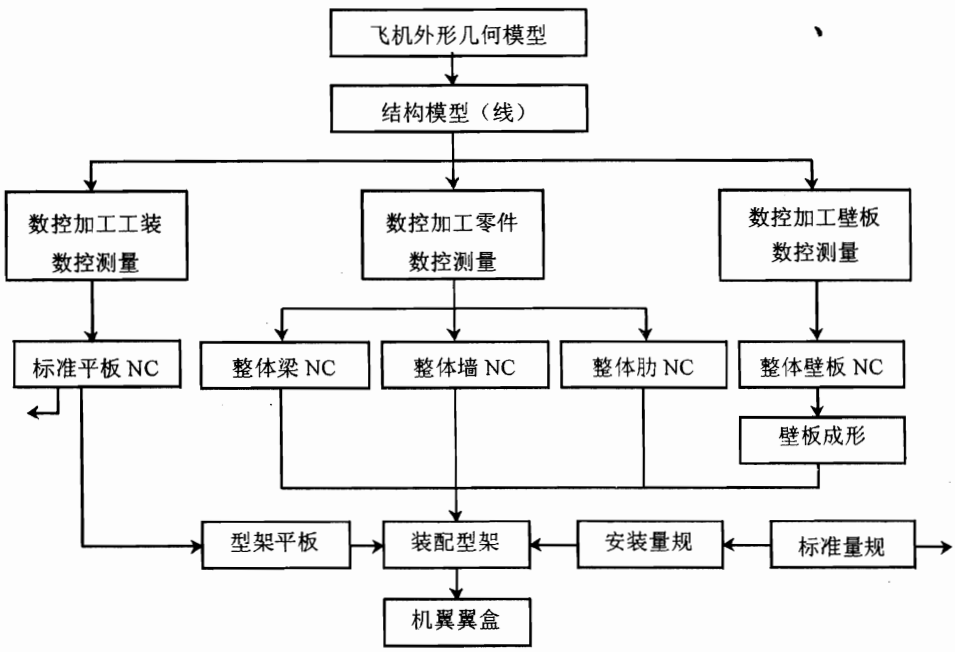


图 2.47　对机翼翼盒用 CAD/CAM 技术的典型协调路线

由于这些整体结构件是直接根据计算机内存储的飞机外形和结构模线的数据进行加工和数控测量检验的，因此可达到比较高的加工准确度。

当然，由于飞机整体结构件的外形尺寸大而截面尺寸小，在加工过程中很容易产生变形。如何减小加工过程中所产生的变形则是关键问题。产生变形的主要原因是加工后引起零件内部应力的重新分布；因此，消除加工变形的根本措施是对毛胚进行消除非均匀内应力的预处理。一般毛胚应采用预拉伸板。根据毛胚材料不同，其预拉伸量一般为1%～3%。对尺寸较小的毛胚，应尽量用模锻件。此外，在加工过程中还需要采取以下技术措施：

- 采用多次、分层、对称加工的方法，分粗加工、半精加工和精加工几个阶段来进行加工，使材料中的内应力逐步释放，以减少由于内应力而引起的变形；
- 控制切削用量和切削速度，尽量减少由于切削力而引起的变形，有时用高速切削；
- 充分使用冷却液和选择理想的冷却方法，尽量减少由于切削热而引起的变形。

采用上述措施后，整体结构件外形的加工误差一般可控制在0.3 mm以内，其他尺寸的误差范围一般可控制在±0.2 mm～±0.3 mm。这样就可以保证整体结构件的外形准确度和配合面之间的协调性，整体壁板之间的对缝也可以达到装配要求，从而在装配过程中可实现无余量装配，大大减少了装配工作中研合和修配的手工工作量。

应当指出，在采用CAD/CAM技术的情况下，在协调路线中，对于部件之间的对合面和接头，根据对接的结构形式，仍须采用标准平板或标准量规，以保证对接的配合面和孔之间的协调性。此时，标准平板也应采用数控加工和数控测量来检验。

2.6.3 互换协调图表的设计

互换协调图表（互换协调系统图）表示了零件制造工艺、装配工艺装备和标准工艺装备之间的制造关系、从属关系及协调关系。通过协调图表的设计，使飞机零件、组合件、部件的制造依据达到完整、正确、协调、统一，确保飞机零件、组合件、部件的互换与协调。互换协调图表是指令性的工艺文件，是编制其他有关工艺文件的依据。

互换协调图表应包括以下组成部分：

- 协调程序图：用以表示由原始依据到零件、组合件、部件所用的各类工艺装备的协调关系，它是互换协调图表的最主要内容。
- 标准工艺装备目录：由产品图号、标准工艺装备名称、标准工艺装备图号、数量、申请单位、设计单位、制造单位、使用车间和必要的说明等各项组成。
- 标题栏：应有相应各部门的签字，包括编制、校对、质审、审核、批准及有关部门会签栏等内容。
- 附注：在图面上无法表示的内容和协调关系，可用文字加以说明。

互换协调图表的设计原则大体如下：

- 应充分、全面地表示出有协调要求的零件、组合件和部件。原则上凡工艺装备之间有协调制造关系的零件、组合件和部件项目，均应列入协调图表。其内容如下：
  - 凡与外形有关及尺寸协调关系较复杂的零件、组件、部件，均应编入互换协调图表中；
  - 互换协调图表要确定机械加工零件、钣金零件以及装配部件和组件所需要的制造用工艺装备及检验工艺装备；
  - 协调用于制造各类工艺装备的原始制造依据，例如模线样板、标准工艺装备、过渡工艺装备等，均应纳入协调图表中，并表示出它们之间的纵横协调关系；
  - 对接分离面处的工艺交接状态及主要移形环节的工艺容差，可以在互换协调图表中

表示出来。

- 应尽量缩短协调路线，使协调过程合理，以便减少工艺装备制造过程中的累积误差。应尽可能使有相互协调关系的工艺装备的误差趋于一致，以有利于两者的协调性。
- 选择可靠的协调依据，使形状、尺寸可被准确传递并且误差最小。例如，对导管的协调，选用实样作为协调依据。
- 零件制造与部件、组合件装配应尽可能采用同一制造依据，以提高零件与部件、组件工艺装备间的协调准确度。
- 应用 CAD/CAM 技术时要考虑成套协调性，原则上应在一个部件、组合件或关键部位上完整地采用该技术。例如，用数学模型表示飞机外形的零件、组合件、部件时，其模线应由数控绘图机绘制；对于与外形有关的可数控加工的零件、工艺装备和标准工艺装备，其外形应按飞机数学模型数据进行数控加工。检验依据为采用数控测量或按照数控加工的样板。
- 对同一部件的各类不同专业的互换协调图表应同时编制，以便取得协调。

思 考 题

(1) 在飞机制造中有哪些主要的互换要求？
(2) 3 种尺寸传递原则的各自特点及其应用是什么？
(3) 模线样板在协调系统中起什么作用？
(4) 现阶段我国飞机工厂常用的协调系统是什么？试作一分析。
(5) 由模拟量尺寸传递体系向数字量尺寸传递体系过渡中应解决哪些问题？

参 考 文 献

1　《航空制造工程手册》飞机模线样板编委会. 飞机模线样板. 北京：航空工业出版社，1993
2　王云渤，等. 飞机装配工艺学. 北京：国防工业出版社，1990
3　《航空制造工程手册》飞机钣金工艺编委会. 飞机钣金工艺. 北京：航空工业出版社，1992
4　《航空制造工程手册》飞机工艺装备编委会. 飞机工艺装备. 北京：航空工业出版社，1994
5　程宝蕖. 飞机制造协调准确度与容差分配. 北京：航空工业出版社，1987
6　程宝蕖，崔赞斌. 飞机制造互换协调技术. 北京：国防工业出版社，1990
7　柯雷辛 B H. 飞机生产工艺准备. 张敬儒译. 北京：航空工业出版社，1989
8　唐荣锡. 计算机辅助飞机制造. 北京：航空工业出版社，1993
9　刘忠梁. 飞机装配协调互换问题与装配型架设计安装. 北京：航空工业出版社，1991
10　李永根. 修配法装配中零件制造与装配协调剖析. 航空工艺技术，1995(4)
11　北京航空工艺研究所. MD-82 飞机工艺分析. 北京：航空工业出版社，1991

第三章　飞机制造工艺装备

3.1　工艺装备的作用和分类

3.1.1　概　述

由于飞机产品的结构和工作环境不同于一般机械产品，所以，在传统的飞机制造过程中，除了采用各种通用机床、常用工具和试验设备外，还须针对不同机型的零件、组合件、部件，制造专用工艺装备，如型架、夹具、模具、标准样件、量规等。这些专用工艺装备用于对工件进行加工成形、装配安装、测量检查，以及在工艺装备之间进行协调移形。它们对保证飞机零件、部件的质量，提高劳动生产率和减轻工人劳动强度有着重大的影响。在飞机研制过程中，特别在成批生产中，飞机零件的数量很大、结构复杂、要求高，相互间又有协调关系，因此，在飞机制造中不得不采用大量的工艺装备。对苏-27 飞机全机采用工艺装备总数约达 61 881 项，比原歼击机增加很多。其中标准工艺装备约为 687 项，生产用工艺装备约为 61 194 项。在生产用的工艺装备中，零件工艺装备约为 59 689 项，装配工艺装备约为 870 项，试验设备（含地面设备）约为 635 项。在 MD-82 飞机生产中，原麦道公司采用的工艺装备种类繁多、数量巨大，总数高达 135 000 多项。这样，在设计制造工艺装备时，要占用很多人力和很长周期（一般约占飞机研制周期的 1/3），要耗费大量资金。而且当生产机型改变时，这么多工艺装备基本上不能再用。这样，工艺装备的选用和制造当然就成为飞机制造中一个十分重要的任务。

飞机工艺装备分为两个大类：一类为生产工艺装备。这类装备直接用于零件的成形和飞机装配过程中。例如，模具用于成形零件，型架用于把零件装配成部件等。另一类为标准工艺装备。这类装备作为生产工艺装备的制造依据和统一的标准，例如用于安装型架的标准样件、取制成形模具的标准模型（表面标准样件）等。

设计、制造飞机工艺装备的主要内容，已从传统的机械加工向机电结合、数字测量方向发展。飞机制造技术所涉及的领域相当广泛，它包括装配、铸造、锻造、成形、机械加工、特种加工、焊接、热处理和表面处理、工艺检测等方面，这就决定了工艺装备的多样性。随着现代科学技术最新成果的不断涌现，飞机制造技术已转向了新的发展方向：采用新的综合技术协调工作法，建立以飞机产品数字建模技术为主导，并广泛采用新技术和综合化的完整工艺制造体系。新一代飞机将由新一代的制造工艺来实现，这必然引起工艺装备设计和制造技术的根本性变革。

3.1.2　飞机工艺装备的作用

飞机工艺装备是飞机制造中必备的一种设备或工具，用来保证飞机产品的质量，提高劳动生产率，减轻劳动强度，降低产品成本，从而提高产品的竞争能力。首先是保证产品的质量，其中最重要的是，保证所设计飞机的几何外形和尺寸，通过工艺装备准确地将其传递到最终产品上。由第二章的论述可知，若没有标准工艺装备，就无法保证飞机产品的外形准确度和部件间的协调互换。在很多情况下，如果没有部件装配用的型架和零件成形用的模具，就无法生产出

合格的飞机产品。飞机制造用的工艺装备的作用具体体现在下述几个方面。

3.1.2.1　保证飞机制造的质量

1. 产品的几何参数准确度

由飞机产品的特点决定了大多数飞机零件形状复杂，几何参数多，不能单靠零件自身的尺寸准确度来保证最后产品形状和尺寸的准确度；因此，在飞机制造过程中，产品几何参数的准确度要用多种相互协调的工艺装备来保证。就几何参数的特征而言，可将其分类如下：

1）外形准确度

飞机的外形由严格的气动布局所决定，所以，多数飞机零部件都具有单曲度或双曲度的外形。

2）相对位置准确度

- 零件与零件之间的相对位置。在飞机部件装配过程中，须确定零件、组件之间的相对位置。例如，在前机身总装配型架中，用标准平板来定位前后机身对接接头或对接孔的位置，用定位器来定位机身机翼接头的位置，用若干对卡板来确定机身外形的位置，从而确定了前机身外形和各主要接头之间的相对位置。
- 工件与刀具之间的相对位置。在很多零件的加工或装配过程中，要由夹具来保证加工所用刀具和被加工件的相对位置，以此确保加工准确度。
- 工件与机床之间的相对位置。当夹具在机床上安装固定后，工件在机床上的初始位置就得到了确定，便于进行以后的加工工序。
- 工件与量具之间的相对位置。在检验夹具中，工件和量具均按夹具定位，用专用的或通用的量具来检查工件的几何参数。

还应该注意到，在加工过程中，工件的几何形状和相对位置有时不一定符合要求。这是因为零件成形时可能有变形回弹，以及装配时可能产生较大的焊接或铆接变形。这就需要进行检查、测量、分析，找出原因，以高速工艺方法来修正工艺装备（模具、夹具）的尺寸，使得工件在成形或装配后，其形状尺寸能符合设计技术要求。

保证产品几何参数的准确度，不仅限于工艺装备形状、尺寸的正确性，而且对于飞机零件中尺寸大、壁薄、刚性差的零件，还可用工艺装备提高其工艺刚度。对于低刚性零件的定位，可以用多于理论上所需的 6 个自由度来约束，即增加定位器、夹紧器的数量和接触面积以提高工艺刚度，从而减少工件的工艺变形。

对于工艺装备之间的移形，传统的方法是采用几何参数的模拟量传递，以保证工艺装备几何参数的准确、协调，也即采用串行方式的、相互联系的协调制造方法。在产品数字化建模以后，则采用数控加工的数字量传递方法以保证工艺装备制造准确度，也即采用并行方式的相互独立的制造方法。目前，国内已局部应用了该方法。美国波音、欧洲空中客车等公司已广泛采用了这一方法。

2. 物理参数准确度

近代飞机采用了多种多样的新结构、新工艺，如胶接、钎焊、电子束焊、电加工、超塑成形/扩散连接、复合材料结构连接、激光切割等。这些工艺过程要求控制各种物理参数，如温度、压力、电流、时间、光照度等。对这些参数的控制，有一部分由机床设备完成，还有一部分须由工艺装备或由机床通过工艺装备来完成。因此，工艺装备在保证飞机产品质量方面的第二项作用是产生、测量和控制物理参数。

例如，导弹弹翼的胶接夹具的作用，除了确定弹翼剖面的几何形状外，还须控制胶接过程所需的温度和压力。热量由电热毯产生，夹具应设有供电装置、电流控制装置、温度测量和控制装置；胶接压力由空气压力袋产生，夹具应有供气管路阀门、压力测量与控制装置。

由此可见，随着工艺技术的发展，工艺装备正在由单纯的机械装置向包括机、电、液、气、光、计算机的综合装置发展，从而不断提出新的任务和研究课题。

3.1.2.2 提高劳动生产率及减轻劳动强度

工艺装备上的定位器、夹紧器，应保证定位可靠，操作方便、迅速。如果采用气动、液压装置来夹紧，机电控制则会使工作效率更高。对于型架卡板的升举，采用气动液压装置或机械平衡都可以减轻工人劳动强度，方便工作。对于笨重的工件，可以在型架上设置下架装置来吊挂、运送。工人的劳动工作姿态对提高劳动生产率、减轻劳动强度有明显的影响。夹具有时设计成可以转动的。在铆接和焊接时，夹具的尺寸、高度也要适合工人操作姿态的要求和工具的可达性。现代的人机工程学是研究人与机器(工艺装备)之间的关系，以求得其间最佳的适应，在人体测量学的基础上，研究工艺装备的尺寸和功能，以充分发挥人的因素，提高效率，确保安全。

此外，还有机械手的应用以及自动化的研究等，都是提高劳动生产率、减轻劳动强度的有效途径。

提高劳动生产率可以缩短飞机的生产周期。而且，劳动工时的减少也是飞机生产成本降低的主要因素。

3.1.2.3 降低产品成本

除了减少人力消耗、提高工作效率外，一种设计合理的工艺装备还能降低原材料消耗。例如，若毛坯在机床夹具中定位合理，则可以减少毛坯的加工余量。设计落料模具时，合理的排样和定位可以提高板料的利用率。若工艺装备供电、供气等系统的设计合理，则可以降低能源消耗，减少能量散失等。这些物力消耗的减少也可降低飞机产品的成本。

3.1.3 飞机工艺装备的分类

在飞机生产过程中，要用很多各种各样的工艺装备，以及一定数量必需的标准工艺装备，这是因为飞机结构件与一般机械产品有不同的特点：工件外形多为复杂的曲面，其连接接头的结构形式和空间相对关系也较特殊，精度要求又高；钣金件的尺寸大而刚度低；全机有较多形状特殊的结构零件等。这些都决定了难以用一般的通用量具来测量检查它们的形状和尺寸，而必须用专用的标准工艺装备来作为生产工艺装备的制造、检查和协调的依据。

3.1.3.1 标准工艺装备

标准工艺装备是这样一种刚性模拟量：它以实体(物)形式来体现产品某一部分外形、对接接头、孔系之间的相对位置准确度在产品图纸规定的公差范围之内。它确定了产品部件、组合件或零件各表面(或外形)、接头、孔系之间的相对正确位置。标准工艺装备的功用是，作为标准尺度，用于制造、协调、检验、复制用其他制造方法不能达到协调准确度要求的有关工艺装备，确定有关工艺装备之间重要接头、外形、孔系定位件的相对位置。标准工艺装备中的标准量规和标准平板，有时还用于协调综合标准样件上各对接接头或孔系的相对位置，以达到机体部件、组合件、零件、附件的协调和互换性要求。

在飞机制造的传统工艺方法中，用于制造、协调生产工艺装备的标准工艺装备种类较多。特别是在完全用模拟量制造与协调工艺装备的体系中，它们除了作为平面形状和尺寸的依

据——模线样板外，还具有以下功能：

- 作为制造与协调成组叉耳接头对接、平面多孔对接分离面上的协调依据——对接接头标准样件（通常叫标准量规）和平面多孔对接标准样件（通常叫标准平板）；
- 作为制造与协调机体外形的依据——外形标准样件（也称表面标准样件）；
- 作为制造与协调曲面外形与对接接头的依据——综合标准样件（也称安装标准样件）；
- 作为制造与协调复杂机械加工零件和焊接零件的协调依据——零件标准样件；
- 作为制造与协调上述标准工艺装备依据的协调台和反标准样件。

在采用数字化产品定义和数控加工技术协调体系后，上述标准工艺装备的种类和数量显著减少。

3.1.3.2　生产工艺装备

直接用于飞机制造和装配的工艺装备被称为生产工艺装备。大体将其分为以下几种。

1. 毛坯工艺装备

如锻模、铸模等，虽然不一定都对产品的最后尺寸有影响，但往往对材料的物理、机械性能和劳动生产率有较大影响。

2. 零件工艺装备

主要包括用于钣金零件成形的各种模具、机械加工零件的夹具，以及用于非金属材料零件成形的工艺装备等。当采用某种加工工艺时，它们保证制造出来的零件的形状、尺寸和材料性能都在规定要求的范围内。

组合夹具是一种由通用化元件组成，并可以根据需要组装的夹具，适用于试制或小批量生产机械加工。它由基础件、支撑件、定位件、导向件、压紧件、紧固件、连接件、组合件和其他件组成，分为孔系和槽系两大系列。

3. 装配工艺装备

装配工艺装备是指飞机制造中在铆接、焊接和胶接等装配工艺过程中所使用的装备。工厂常把装配工艺装备通称为装配夹具，但在实际生产中又按不同的工艺方法命名装配夹具，如铆接夹具、焊接夹具和胶接夹具等。在铆接装配夹具中，又将一些尺寸较大、结构较复杂的装配夹具称为装配型架。

4. 检验工艺装备

典型的检验工艺装备包括部件检验型架、零件检验夹具和检验模等，用于检查形状复杂、对接接头相对位置参数复杂的工件。这种工艺装备既能保证要求的检验准确度，也能使检查工作方便，提高劳动生产率。经过检验合格的工件能保证达到要求的互换、协调性。它们也是根据标准工艺装备制造的。此类检验工艺装备数量不多，一般是采用简易的检验工具和样板，或者利用原有的装配夹具，再在其上附加检验用的卡板、检验器等附件。

5. 精加工型架

当成批生产时，在部件装配车间中，经常采用部件的精加工型架（精加工台）以保证部件的互换、协调要求。工件在此专用机床上定位夹紧后，用专用动力头、刀具，对对接接头等零件的孔进行扩孔、铰孔，对端面进行铣切，以消除装配过程中产生的变形等误差，达到最后的相对几何位置加工精度和表面粗糙度。有的还铣切部件端面蒙皮余量，以满足部件的对合要求。精加工型架对保证产品互换、协调的作用很大。

由于精加工工作是在部件装配车间中进行的，而其作用又是要消除装配过程中的综合误

差(积累误差),所以,在一些飞机工厂,有时也可将其划分在装配型架类中;但其技术工作特性与铆接装配本身是不一样的。

6. 辅助工艺装备

为了使工人操作方便,常设置一些工作梯、工作台,以及专用的起重运输、吊挂装置等。一般说来,只对它们提出使用方便的要求,而它们不直接参与产品的制造和装配。辅助工艺装备对于提高劳动生产率往往起着相当大的作用。

3.1.4 选择工艺装备的原则

飞机工艺装备对保证飞机的产品质量和批量生产起着重要作用。要合理地选用其品种和数量。若工艺装备数量过多,则要耗用大量资金,占用很长的生产准备时间,从而造成浪费;而若数量过少,则又不能保证产品的质量和批量生产的要求。在西方国家歼击机机体的研制过程中,工艺装备的费用占总研制经费(约近 10 亿美元)的 16.5%～19.5%。20 世纪 60 年代,我国某型歼击机的制造采用了标准样件工作法,其工艺装备总数为 20 700 项。其中标准工艺装备为 640 项,装配工艺装备为 660 项,零件工艺装备为 17 750 项,拼装夹具为 1 650 项,总造价为 4 000 万元。工艺装备的设计、制造周期约为一年半或更长。

在新机型试制时,选择工艺装备是一项非常重要的工作。通常,先制定试制工艺总方案,规定工艺原则,例如产品工艺分离面的划分、互换协调方案、工艺装备选择系数等。并且在协调图表中表示标准工艺装备和各类生产工艺装备之间的协调关系。

选择工艺装备的品种和数量,应根据满足产品的总产量、最高年产量的需要以及保证产品质量为前提。具体要考虑以下主要因素:

1) 产品结构的特点

产品的结构形式、工艺分离面的划分、连接形式和技术要求等是确定选择工艺装备品种和数量的重要因素。如果采用整体框、肋,则所需零件工艺装备少。如果工艺分离面划分得少,则所需装配工艺装备和标准工艺装备的品种也少。当技术要求高、对接接头形式复杂时,对工艺装备的技术要求也就较高,且数量要求也较多。在对飞机结构进行工艺性审查时,也要同时考虑工艺方案、工艺装备的选择问题。

对于歼击机,其机体较小,外形准确度要求高,因此,所采用的标准样件的种类和数量也就较多。相对而言,对于大型飞机的大部件则不采用安装标准样件,且其他标准工艺装备也用得少些。

2) 生产性质和产量

对新机的研制、试制、小批量生产、正常批量生产,以至改型等,都有不同的周期要求和投资条件。

对新机研制的要求是,尽快造出试验机,尽量少用标准工艺装备。当试制并要转入不同产量的批量生产时,所用工艺装备品种的数量就要恰当,既要保证能较快地研制出新机,又要为转入批量生产、增加工艺装备作准备。当产量大时,所用工艺装备就要多一些。

3) 互换协调的要求

对互换协调性要求高、协调关系复杂的工件,其所用的标准工艺装备、检验工艺装备以及生产工艺装备都可能多些,以保证协调要求。而对于互换性部件,如果没有结构的设计补偿,则常采用精加工设备,以达到对接互换的要求。

4）工厂的技术条件和发展水平

工厂的技术水平高低、传统性特点，尤其是工艺装备协调的传统经验以及研究、发展水平，都是应该考虑的因素。

当选定飞机工艺装备后，由工艺人员拟定、发出工艺装备设计任务书，提出对该工艺装备的技术要求，再由工艺装备设计人员进行设计、出图。

3.2　标准工艺装备的设计和制造

3.2.1　标准工艺装备的定义、分类和技术要求

3.2.1.1　标准工艺装备的定义

标准工艺装备（也可简称标准工艺装备或标工）以1∶1的真实尺寸来体现产品某些部位的几何形状和尺寸的刚性实体。它作为用于制造、检验和协调生产的工艺装备的模拟量标准，是保证生产用的工艺装备之间、产品部件和组件之间的尺寸和形状协调与互换的重要依据。

标准工艺装备必须具有足够的刚度，以保持其尺寸和形状的稳定性；同时，它应比生产用工艺装备具有更高的准确度。用标准工艺装备模拟量进行传递的协调方法和用数字量进行传递的协调方法，同是飞机制造工艺中保证协调互换的重要方法和手段，尽管在不同的技术发展阶段有所侧重。

3.2.1.2　标准工艺装备的种类

标准工艺装备的种类可分为标准样件、标准量规、标准平板等。其中标准样件又可分为安装标准样件、表面标准样件和反标准样件。

（1）标准量规。对于部件、段件间叉耳式的交点连接，常采用成对的正反量规来保证工艺装备交点的协调，并用以安装对应的标准样件上的交点。当两个以上工厂生产同一机种时，则用以保证厂际互换。由于量规具有使用简便、精度高等优点，所以，即使采用产品数字建模和数控加工技术，量规仍被采用。原始量规通常利用型架装配机或光学仪器来安装。

（2）标准平板（结合平板）。若部件、段件间的结合部位是用多个螺栓连接的，则采用标准平板，用以保证相应工艺装备对应的螺栓孔和销钉孔的协调一致。对于标准平板上的孔，在精密坐标镗床或数控机床上进行加工，以保证准确度。当标准平板带有切面外形时，其外形按模线样板加工。

（3）综合标准样件（安装标准样件）。包括能组成全机标准样件的部件标准样件、段件标准样件、组合件标准样件以及零件标准样件。部件、段件、组合件样件常被设计成分解式结构，以便于使用。安装标准样件具有真实、精确的切面外形和接头。用它来制造、检查、协调型架。

（4）表面标准样件。具有部件、段件外形且不带交点接头的实体，用以塑造、协调蒙皮拉型模和各有关模具，也可以从它上面取制样板，或制成局部的表面样件，用以安装型架定位器。

（5）反标准样件。用以协调安装标准样件和表面标准样件，协调和检查部件、段件、组合件标准样件。其结构形式类似于型架。飞机座舱座椅部分的反标准样件常被设计成对合台。为了减少标准工艺装备的数量，有时可用型架或样板来代替反标准样件。

标准工艺装备的具体分类及其说明如表3.1所列。

表 3.1 标准工艺装备的分类

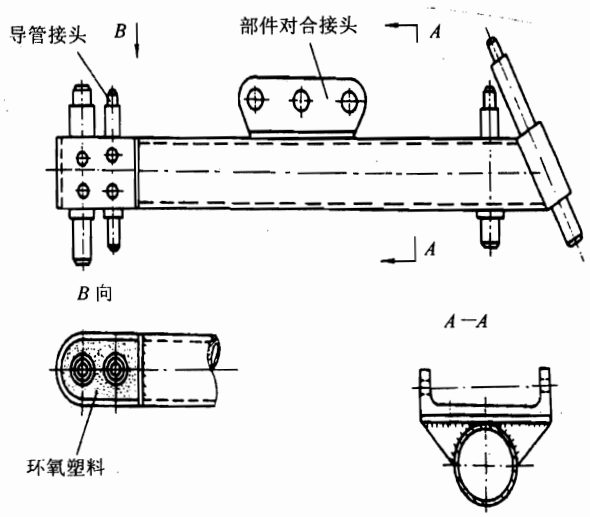
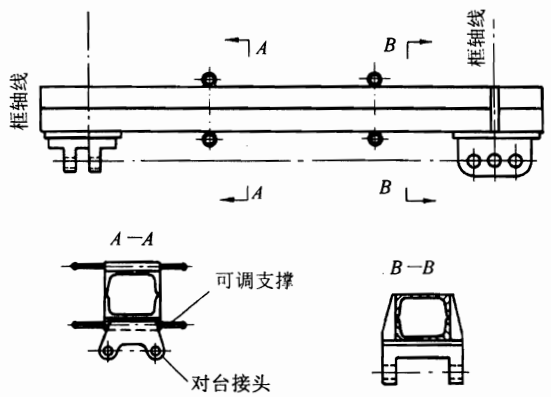
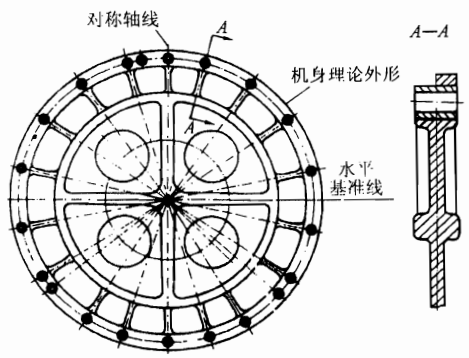
名称		图例	说明
标准量规	导管接头标准量规		协调部件对接面之间液压、燃油等系统导管对接接头的位位置
	对合接头标准量规		1. 用于控制产品部件、组件接头的对合协调，以及保证部件、组件的互换 2. 协调标工之间对合接头的位置 3. 协调型架之间对合接头定位器的位置
标准平板			协调标准样件、装配型架等多孔对接平面上的孔位

表 3.1 （续）

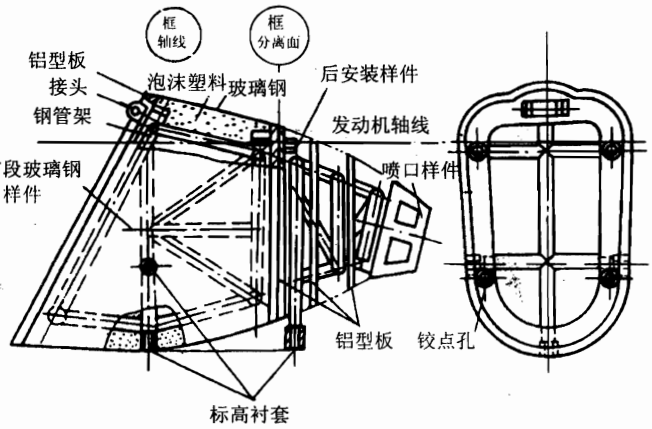
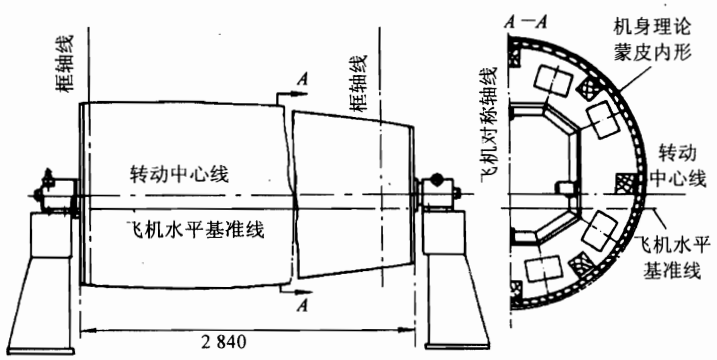
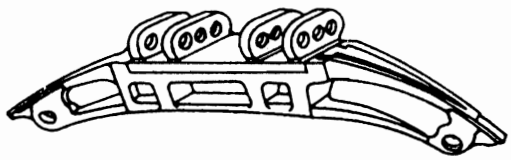
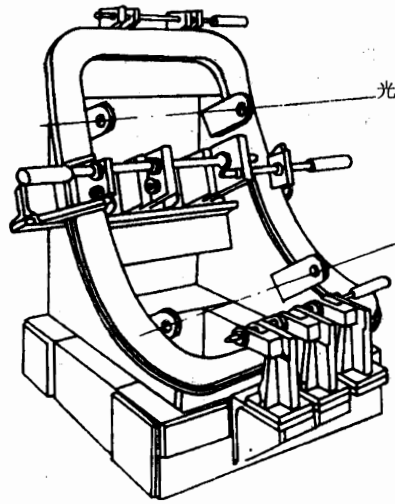
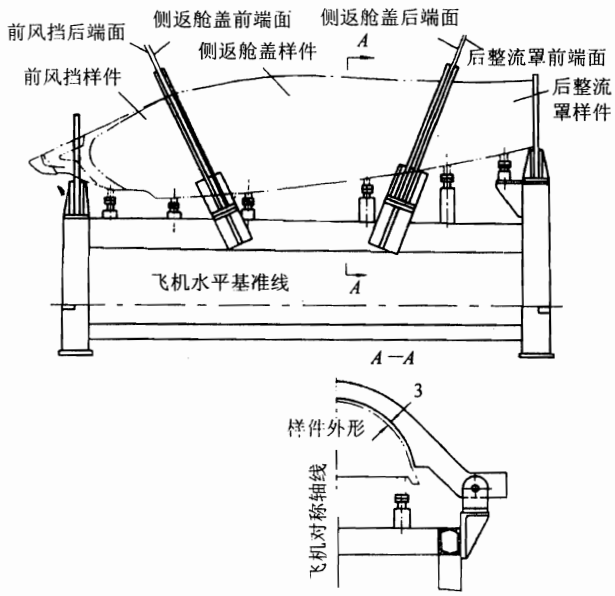
名　称		图　例	说　明
标准样件	整体标准样件		具有产品部件较完整的外形和接头，用于安装部件和组合件装配工艺装备。在结构上可能是整体的，也可能是组合式的
	局部标准样件		局部标准样件是配合光学工具或机械坐标设备来安装型架的依据，用于协调产品局部复杂部位
	表面标准样件		表面标准样件是协调复杂曲面外形钣金零件的标准工艺装备，有时也用来协调装配型架的外形定位件
	零件标准样件		用于制造和协调要求较高的零件工艺装备。当组装成局部或组件样件时，又可用来协调装配工艺装备

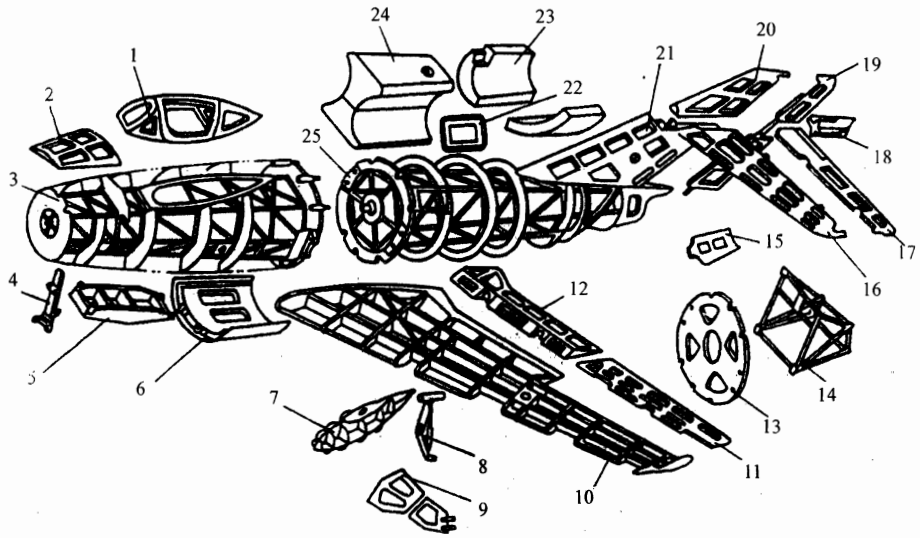
表 3.1 （续）

名 称	图 例	说 明
反标准样件		按标准样件制造，用于制造和协调零件、组件标准样件。是保证零件、组件样件与整体样件的协调依据
对合协调台		对合协调台为参加对合的标准工艺装备提供定位基准，用于协调成组量规和局部标准样件。有时也可用来协调装配型架的定位件

3.2.1.3 标准工艺装备应用示例

1. 整体标准样件的应用

采用能相互对合协调的部件、段件、组件以至零件的全套标准样件，作为制造与协调各类生产用工艺装备的主要依据。其特点是，协调互换性好，可提前发现不协调问题，便于过程的协调与工艺装备的复制；但成套标准样件的制造周期长，成本高，大型样件使用不便。因此，它不适用于新机研制和小批量生产。图 3.1 所示为采用整体式标准样件的全机标准样件分布示意图。



1－座舱盖样件；2－特设舱盖样件；3－前机身样件；4－前起落架样件；5－炮架样件；6－下舱口盖样件；7－副油箱样件；8－主起落架样件；9－机轮护板样件；10－机翼样件；11－副翼样件；12－襟翼样件；13－前后机身标准平板；14－发动机架样件；15－减速板样件；16－水平安定面样件；17－升降舵样件；18－尾锥整流罩样件；19－方向舵样件；20－上垂直安定面样件；21－下垂直安定面样件；22－口盖样件；23－油箱样件；24－软油箱标准模胎；25－后机身样件

图 3.1　全机标准样件分布示意图

2. 局部标准样件的应用

采用局部标准样件、量规、样板配合型架装配机和光学工具的综合协调法，与整体标准样件法相比，具有结构简单、标准工艺装备少等特点。因此，其生产准备周期较短，成本较低；但协调环节多，难于预先发现不协调问题，工艺装备的检修复制较麻烦。采用局部标准样件的协调方法，特别适用大、小各类机型的新机研制，小批量生产，以及大、中型飞机的批量生产。图 3.2 所示为采用局部标准样件和量规的全机标准工艺装备分布示意图。

苏-27 飞机部件的标准样件大都采用组合式结构，即由若干分（局部）样件组合成整体样件，作为安装大型型架、精加工台的依据。这样把样件分解后，又可作为段件、组合件及零件工艺装备的协调依据。它的全机标准样件分为 5 大部分，即前机身标准样件、进气道标准样件、后机身标准样件、中央翼标准样件和外翼标准样件。

3.2.1.4　标准工艺装备的主要技术要求

（1）协调性高。因为标准工艺装备是保证成套工艺装备和产品的协调准确度与制造准确度的依据，必须保证成套标准工艺装备之间具有良好的协调性和必要的制造准确度。在有协调要求的标准工艺装备之间，使用前必须对其进行协调性检查。未经协调性检查或协调性检查不合格的标准工艺装备严禁用于生产。标准工艺装备上的交点（接头）应尽量采用固定式结构，而避免采用活动式结构。若使用上有要求，也可设计成活动式结构。

（2）长期的稳定性。这也是一项重要的技术要求。凡是用焊接、铸造和冷轧钢材制造的标准工艺装备构件（如焊接的标准工艺装备骨架，用冷轧钢板或铸件制造的标准平板等），在加工或安装工作交点之前，都必须进行用于消除内应力的热处理。对工作交点、工作孔、基准孔等，

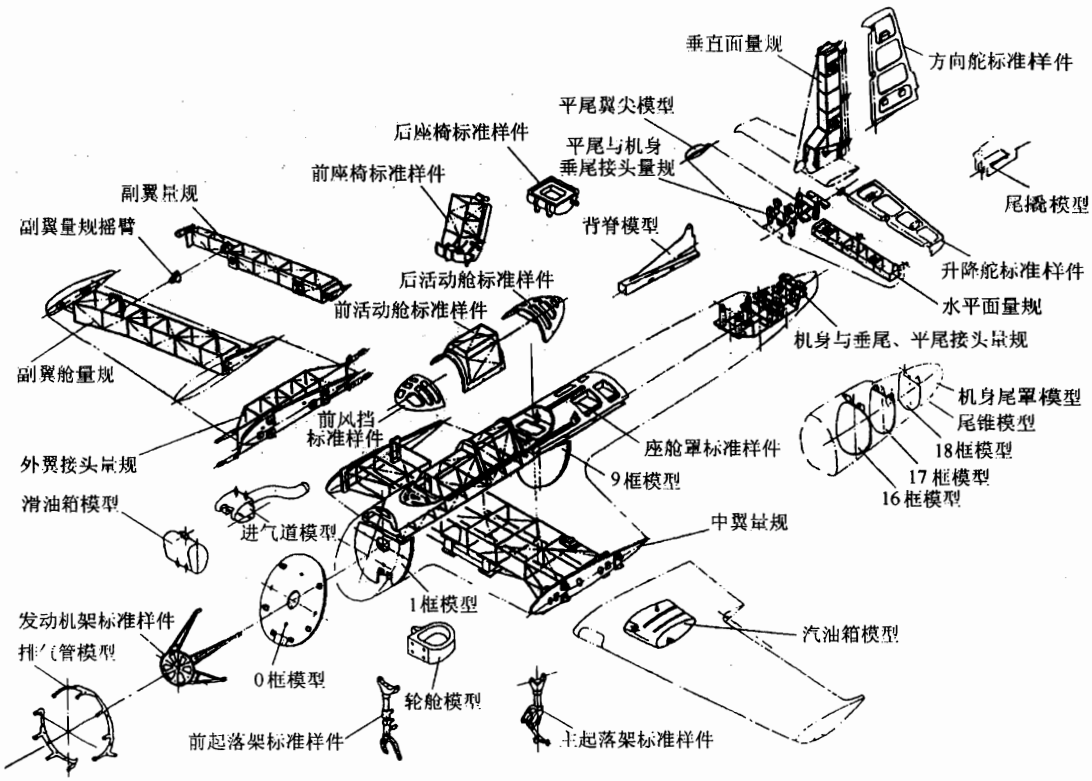


图 3.2 采用局部标准样件和量规的全机标准工艺装备分布示意图

都必须进行淬火处理或压淬火衬套，以提高耐磨性。对于骨架材料，除钢材外，有条件时还应尽量选用与产品材料的热膨胀系数相同的铝材或玻璃钢，以减小热膨胀引起的误差。

(3) 刚性好。 标准工艺装备结构的刚性是保证其长期稳定性的基础，因此，它必须具有足够的结构刚性。其自身重量所产生的挠度在任何方向上都不得大于产品准确度的 1/3。要特别注意重要交点的骨架连接部位的局部刚度(如杯套与骨架连接部位的局部刚度)。要注意采用合理的结构布局，以减轻其结构重量，增加刚度。对于标准工艺装备的骨架，可采用由壁厚小、断面尺寸小的管材焊接成的空间桁架式结构。

(4) 合适的精度和表面粗糙度。 标准工艺装备工作部位的精度，一般应为产品公差的 1/4～1/3。工作部位的表面粗糙度应不大于 Ra1.6，其工作和配合部位一般应采用 H7/f7 配合。在 100 mm 的长度上，交点(接头)上孔轴线对工作面的垂直度偏差不应大于 0.05 mm。

(5) 防止变形和便于搬动。 为防止变形和在搬运过程中损坏，对尺寸较大的标准工艺装备，应设有专用的支承和吊运装置，其位置可布置在距端头约 1/4 全长的地方。

3.2.2 标准工艺装备设计的基本要求

从上述标准工艺装备的作用及主要技术要求出发，在标准工艺装备设计中，应考虑如下几个重要问题。

3.2.2.1 设计基准

标准工艺装备的设计基准应符合以下原则：

- 标准工艺装备的设计基准应力求同产品的设计基准相一致；
- 只有当工艺上有要求，并有利于提高标准工艺装备的制造精度和协调性时，才可采用不同于产品设计基准的转换基准；
- 相邻部件、组合件的标准工艺装备，其设计基准应尽量一致；
- 设计基准、工艺基准和检验基准应尽量一致。

3.2.2.2　刚　度

为防止标准工艺装备在使用和运输过程中产生变形，工艺装备的结构必须具有足够的刚度；同时，必须考虑使用的方便性，不应太笨重。在标准工艺装备的结构设计中，解决刚度问题可采用以下方法：

- 根据产品结构尺寸、形状的特点，合理选择标准工艺装备的主体骨架结构，以保证其刚度。
- 注意局部刚度的加强，特别是重要交点接头、标高板与骨架的连接部位，以及标准样件分离面对接部位等。
- 对于机翼大梁类标准样件，由于其展向太长，若采用整体刚性结构，则会过于笨重而影响使用；因此，可采用“分段”组合结构。就其整体来说属于柔性结构，使用时用光学测量方法进行调装。
- 由于产品结构形状和尺寸的限制，当标准工艺装备的刚性难以保证时，可通过采用加强架和标高架以及增加标高支点数量等方法，来增强标准工艺装备的刚性。

3.2.2.3　尺寸稳定性

标准工艺装备必须具有稳定的尺寸关系和必要的使用条件要求。

- 对于标准工艺装备焊接构架和锻铸件，在进行精加工和安装其他元件之前，都必须进行时效处理，以消除结构内应力。
- 为克服温度对标准工艺装备尺寸稳定性的影响，应尽可能采用线膨胀系数相近的材料，并合理布置结构，还应规定大部件标准工艺装备对合检查和使用时的温度。

3.2.3　各类标准工艺装备的结构特点

3.2.3.1　标准量规

标准量规（简称量规）按用途可分为两类：一类是用于协调制造标准工艺装备和作为厂际互换协调的原始依据，具有较强的刚性，一般不直接用于协调制造生产用工艺装备；另一类是直接用来协调制造生产用工艺装备的标准量规。

标准量规在结构上具有以下特点：

- 一般由骨架、接头和支承元件组成；
- 常带有与有关标准工艺装备相协调一致的标高系统或在型架上的定位系统；
- 当采用光学工具法时，标准量规必须带有基准定位叉耳、目标孔和工具球等测量定位基准元件；
- 为了协调的需要，标准量规上可带有局部外形；
- 需要时标准量规可组合使用。

3.2.3.2 标准平板

标准平板是保证端面对接孔协调的原始依据。按其用途可划分为两类：一类是用于协调标准工艺装备的，称之为标准平板(或模板)。它一般不直接用于安装型架定位件，而仅作为协调标准工艺装备的原始依据。另一类是只供安装型架定位件用的，一般称为结合平板(或模板)。

标准平板的结构具有以下特点：

- 具有对接端面的全部孔，其孔径常为产品孔的最后尺寸。
- 用于协调标准样件的标准平板，可以制出外形，也可不带外形。
- 标准平板上必须有使用位置的明确标志，例如“顺(逆)航向”、“上”、“下”、“左”、“右”，以及“用于××轴线面”等标记。
- 对于以凸缘衬套端面为平面基准的标准平板，应在其中选定位置基本上均匀分布的3个孔来作为基准点，将由此3孔衬套端面所组成的平面作为标准平板的测量和使用基准平面，以保持其基准稳定性。其他孔相对于基准平面的平面度误差不大于0.05 mm。

3.2.3.3 整体标准样件

整体标准样件的结构具有以下特点：

- 具有产品部件、组合件的较完整的外形和交点接头，是协调制造装配工艺装备的依据；
- 具有完整的标高定位系统，以保证样件使用状态的一致性和稳定性；
- 具有完整的测量基准元件；
- 具有产品主要的结构轴线(面)、重要的零件外形线、重要螺栓孔和其他孔的位置。

整体标准样件又分为整体铸铝结构样件、玻璃钢结构样件、构架式结构样件和组合式结构样件。组合式结构样件是为模拟飞机的结构分离面和工艺分离面的划分而设计的，能很好地保证飞机制造过程中的协调性。

3.2.3.4 局部标准样件

在飞机部件结构和外形有较复杂协调要求的局部部位所选取的样件，称为局部标准样件。

局部标准样件的结构具有以下特点：

- 可以制成局部切面外形，也可以制成全型面外形；
- 一般带有交点接头和对接孔；
- 有完整的标高定位和测量基准系统。

3.2.3.5 零件标准样件

对于形状尺寸比较复杂、协调性要求高的产品零件，或对于那些要保证其尺寸和形状稳定性的产品零件，可以选用零件标准样件，以达到协调互换之目的。零件标准样件主要用于协调零件工艺装备。它也可以是组合式标准样件的一个结构组成部分，用于协调装配工艺装备。

零件标准样件的结构具有以下特点：

- 零件标准样件的结构形式一般与产品零件近似，为提高零件标准样件的刚性，在非协调工作面处，可适当增加其厚度。
- 对平面型零件标准样件(如翼肋样件)，一般用LY12铝板制造；对于形状比较复杂、结构刚性较差和重要的接头样件，一般采用钢件制造。
- 零件标准样件一般应有1个基准平面和至少2个定位孔(工艺孔)作为样件的定位

基准。

3.2.3.6　反标准样件

反标准样件是保证零件样件或组合件样件与部件样件协调一致的依据，也是保证分解式样件组合后的准确度和稳定状态的依据。反标准样件也是复制和检修标准样件的依据。

反标准样件的结构具有以下特点：

- 反标准样件一般都具有与标准样件相对应的外形和接头定位件，以及定位样件的标高板或定位孔；
- 为避免标准样件在反标准样件中的强迫对合，除必须的基准面和接头外，其他外形和接头定位件都应留有 3～5 mm 的等距间隙；
- 反标准样件应具有足够的结构刚度。

3.2.3.7　对合协调台

对合协调台结构具有以下特点：

- 对合协调台用于这样一些标准工艺装备：它们有协调关系，但又不具备在正确几何关系条件下对局部标准工艺装备进行对合协调检查。对合协调台完全不同于反标准样件的结构原理。
- 对合协调台必须具有供参加对合的所有标准工艺装备或基准标准工艺装备定位用的定位基准(用尺寸控制)，以控制参与对合协调的标准工艺装备的位置正确性。

3.2.3.8　表面标准样件

表面标准样件的结构具有以下特点：

- 表面标准样件是协调双曲面外形钣金零件的成形、检验工艺装备的依据；
- 表面标准样件有完整的表面外形，其表面刻有产品结构轴线、零件结构线和边缘线，并标记出各种刻线的名称或产品图号；
- 根据不同用途和外形复杂情况，表面标准样件可采用正的或反的外形表面；
- 为方便成形模具的制造和移形，常将表面标准样件制成蒙皮内形。

表面标准样件是气动外形的移形依据。图 3.3 所示是以表面标准样件为依据的协调过程示意图。

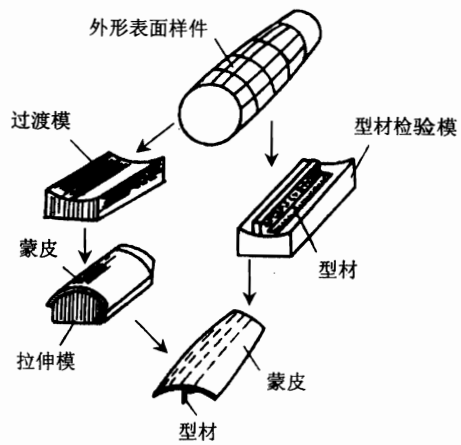


图 3.3　表面标准样件协调过程示意图

表面标准样件具有以下几种结构：转动式、固定框架式、铸铝平台式、构架样板式和非金属框架式等结构。

3.2.4　标准工艺装备制造的协调方法

标准工艺装备制造过程中的协调方法，是标准工艺装备在设计过程中须具体设计的一个重要内容。它涉及到标准工艺装备的结构方案、设计基准以及整个制造方法。

标准工艺装备之间的协调方法，可分为直接协调、间接协调和加入尺寸控制环节等 3 种基本方法。

3.2.4.1 直接协调法

直接协调法是指有协调关系的两个标准工艺装备之间，通过直接移制进行协调的方法。这一方法又分为型面的移制、对合交点的协调、孔型的移制和成套标准工艺装备的协调等。

(1) 型面的移制。主要应用在如下3个方面：从表面样件上取制外形件、套合件的协调过程以及对合件的协调过程，例如，整流罩样件与机体样件贴合面的移制、结构件贴合面的移制或截面外形件的协调等。

(2) 对合交点的协调。在标准工艺装备之间，对其对合交点(指对合接头上部件之间的接合点，是"位置"概念)必须进行对合协调(可能是移制，也可能是进行对合检查)。在协调过程中必须注意：① 必须有定位基准，以作为再次检查的基准，或控制其正确的空间位置；② 当标准工艺装备用做产品机械工件的协调依据时，必须控制其孔的垂直度。

(3) 孔型的移制。孔型是指一组孔的相对孔位，例如副翼的一个悬挂支臂同机翼后梁平面上的接合孔之间的相对位置。孔型的移制涉及孔型的位置问题。移制过程中应以基准孔为定位基准，并统一基准孔的定位尺寸要素。

(4) 成套标准工艺装备的协调。对成套标准工艺装备，一般应采用对合方式进行协调，采用常用光学仪器作为测量工具。

3.2.4.2 间接协调

间接协调是指两个标准工艺装备之间，不是以直接对合的方式达到协调，而是借助于一个过渡工艺装备的移制手段来达到协调。

当两相邻的标准工艺装备因结构原因不能直接进行对合协调时，则采取过渡协调方法。例如，进气道样件的前部须与下盖样件的前端在对合台上进行协调，但由于结构封闭而不便操作，所以只能采取过渡方法来进行协调。

3.2.4.3 加入尺寸控制环节的协调法

一般来讲，在整个协调链中，某些环节采取尺寸控制方法是普遍存在的，例如采用机械坐标设备安装方法和光学工具测量方法等。这里所说的"尺寸控制"，是指协调部位所加入的某种尺寸控制方法。一般有下述几种方法：

(1) 等距型面移制。当标准工艺装备的型面与移制依据的型面之间存在一个等距离时，对该等距离尺寸则按公差控制。

(2) 按尺寸控制更换件。更换件是指对于在同一标准工艺装备上的同一个部位放置的不同功用且有协调关系的两个元件，因结构上的干涉而对该两个元件采取分别放置方法。

(3) 转换几何要素方式。转换几何要素方式是指将型面用其他易于测量或加工的几何要素来表达的方式。这种方式可以提高型面制造工艺性和位置准确度。一般是用孔来表达，其孔位的确定则应考虑型面的设计基准或几何特征。例如，对于圆柱型面襟翼滑轨与滑轮架的协调方法，可以完全采用结构模拟方法设计两个标准工艺装备，也可以采用准确镗制且为特征位置的孔来表达滑轮架与滑轨之间的相对位置关系。

(4) 局部型面数控加工。对于相邻两个标准样件，若其中一个采用数控方法加工，而另一个又采用样板钳工加工，那么两种加工方法引起的误差，将有可能造成两个样件在分离面处的外形不协调。因此，可将按样板加工的那一个样件在分离面处的截面外形也采用数控加工方法，以作为按样板加工时的流线基准。数控加工时的定位基准是分离面上的基准孔。

3.2.4.4　协调方法实例

设计标准工艺装备的协调过程往往都涉及到以标准工艺装备为协调依据的整个协调过 程(包括生产用工艺装备),所以,图 3.4 的示例中也适当表示出了生产用工艺装备。它是某歼 击机在机翼上主起落架护板标准工艺装备的制造协调过程。

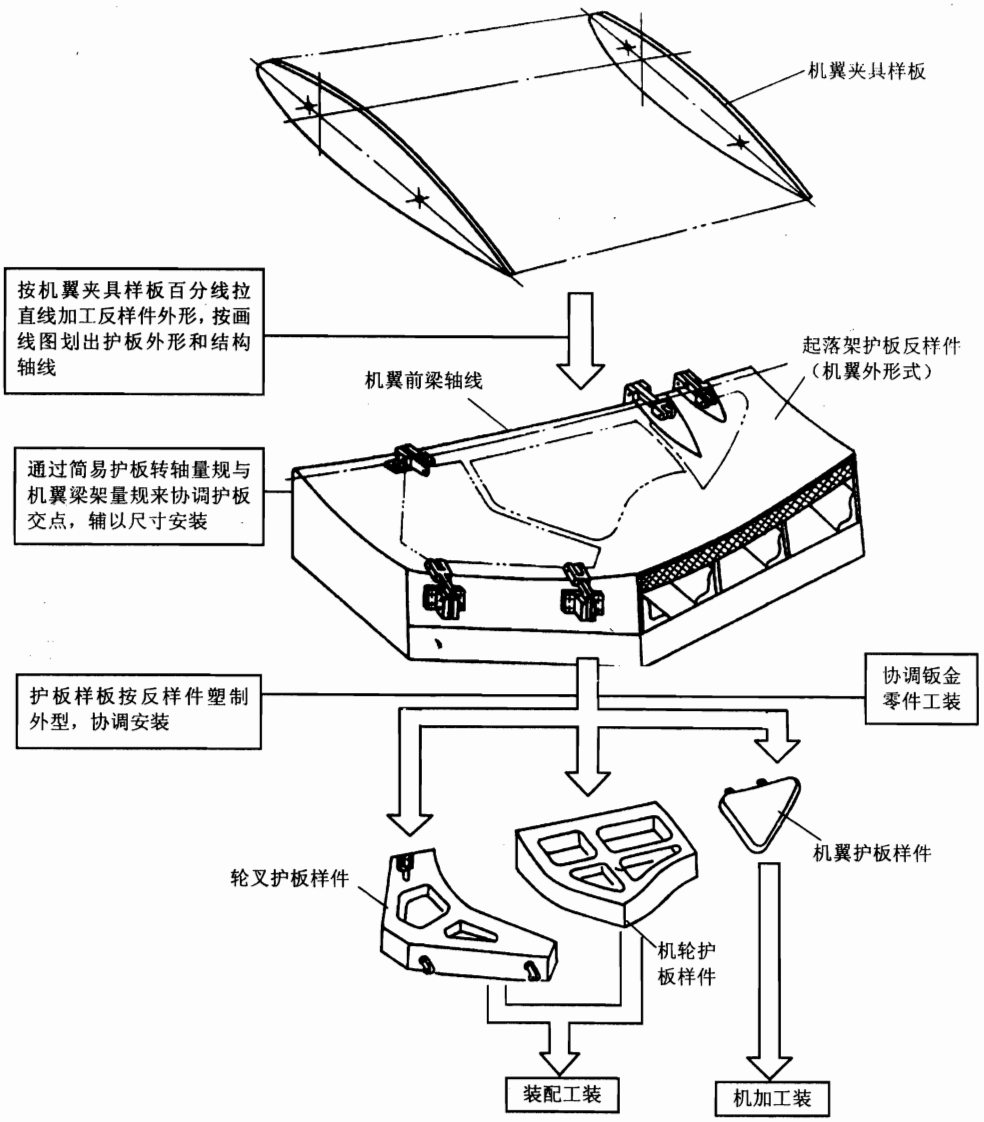


图 3.4　机翼护板标准工艺装备的协调过程

图 3.5 所示为某机机身舱门样件的协调过程。在表面标准样件上,制出舱门与机身连接的铰链接头,以此为依据,通过反样件(即图中所示的检验样规)来协调制造用于型架安装的样件(即图中所示安装样规)。

3.2.5　确定标准工艺装备的因素

在传统的飞机设计制造过程中,选用哪些标准工艺装备取决于多方面因素,例如飞机大

小、互换性要求、产量大小、生产阶段以及各厂在互换协调方法上的技术基础。对于结构复杂、互换协调要求高的歼击机，一般机型较小，所以常采用标准样件工作法；而对于结构较简单的飞机或大型飞机，则采用基准孔工作法，对标准工艺装备的选择较少。最重要的是，应根据飞机产品的具体结构来确定标准工艺装备的种类和数量。

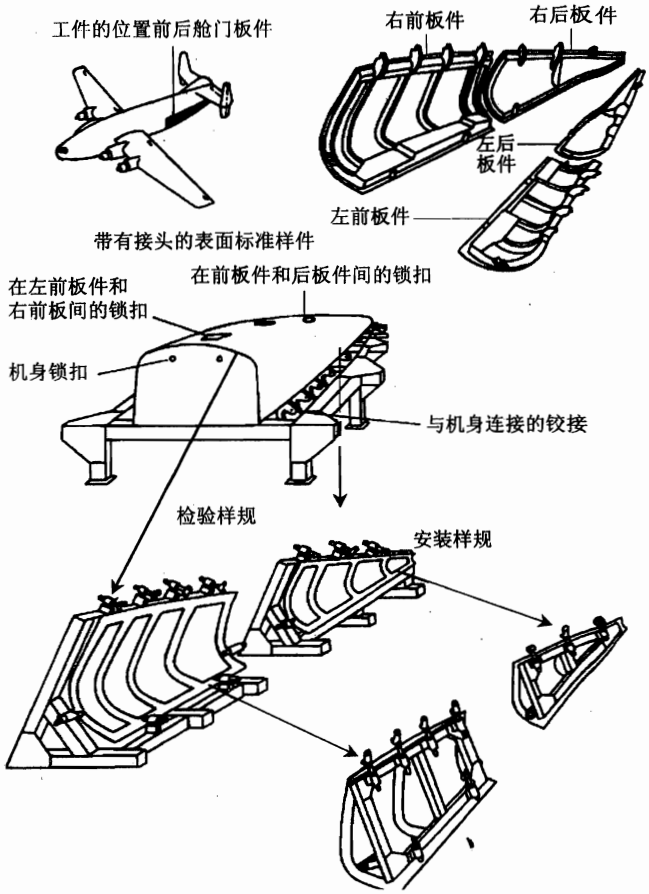


图 3.5 按表面样件协调安装样件

在按照飞机部件结构的内部划分关系和几何特征来考虑标准样件的选择时，一般对结构主要分离面（设计分离面）、接头、支臂、活动舱面、保证外形的双曲面零件和组合件等，应选择标准工艺装备，导管可以选择标准实样。具体考虑因素如下：

（1）对于飞机部件分离面处的结合接头、导管、钢索引出端头等，为保证协调与互换，应选择标准量规或结合平板。除机身机翼结合接头标准量规外，对于有些左、右对称结构件，只选择一件。例如，水平尾翼（上、下翼面对称）交点量规只制作一件，左、右共用。

（2）一般应按产品设计分离面分别选择部件标准样件，如前机身、后机身、机翼、尾翼、座舱盖等。但是，除了按产品设计分离面分解成若干个标准样件外，还必须根据工艺分离面的划分程度，在确保标准样件刚度和精度的前提下，增加若干个样件的设计分离面，以缩短制造周期和便于使用。

（3）对于形状复杂的主要受力构件，如机翼的主梁、前梁、整体油箱的骨架零件等，已有的结构补偿难以保证分别加工的协调性。当装配尺寸采用补充加工又不经济时，可以采用零件标准样件。这些零件标准样件须选用一套反标准样件来进行配套协调，也可以利用夹具或型架代替。

（4）对于装配协调性要求高的钣金零件，如座舱盖、风档、机尾罩、机头罩、W 形梁等，应通过标准样件取反模型或反样件来进行协调。

（5）对于曲度不大、刚性较差的钣金零件，通过样板即能控制容差达到协调，一般不选择标准样件。对于形状尺寸及配合位置需要经过试装才能确定的钣金零件，可不选择标准工艺装备，而以标准实样代替样件。

（6）对于直线尺寸的配合，凡用测量工具通过控制尺寸容差即能保证协调精度的零件，一

般不选择标准工艺装备。

(7) 虽属于配合面，但工艺装备不多，且选择标准工艺装备又不经济时，可以通过工艺装备直接对合。

(8) 应用计算机辅助设计来辅助制造技术时，可直接传递数字量，即通过数控加工，将飞机形状和尺寸直接传递到零件上，靠零件自身形状和尺寸的准确度来保证最后装配的组件或部件符合设计要求。因此，标准工艺装备的选择数量明显减少。例如，全数字化定义的波音737-700飞机，其标准工艺装备仅保留少数量规和标准平板，它的48段和81段，即机身后段以及水平尾翼和垂直尾翼的标准工艺装备，由原来的32件减少到5件；而其生产工艺装备的数量减少不多，主要装配工艺装备由55段减少到43段，其他机械工艺装备由30件减少到26件。

3.2.6　标准工艺装备的结构设计

标准样件的具体结构设计包括：基准设计、骨架设计、外形设计、对合接头设计及结构本身的设计。

1. 基准设计

基准设计包括设计基准、制造基准、使用基准和检验基准的设计。为了提高精度和改善制造工艺性，基准应力求一致。标准样件的设计基准普遍采用飞机的设计基准，即水平基准线、对称轴线、弦线和框肋轴线等。除了基本坐标系以外，还有辅助坐标系(平行的辅助坐标系统、倾斜的辅助坐标系统)。

为了使标准样件的制造、使用方便可靠，在标准样件上安装有标高板、基准块(或基准面)，刻有基准线，或打上基准点。标高系统是标准样件的使用基准，也是制造基准。对标高系统的要求是：有足够的刚性，能保证重复定位的一致性和对合位置的正确性。基准块和基准平面是检验基准。标准样件在使用和运输过程中可能产生局部变形，从而影响使用精度。通过基准平面(水平或对称平面)，应用测量工具调整好标高板，校正标准样件在使用过程中的弹性变形，从而使标准样件处于正确的使用状态。

2. 骨架设计

标准样件的骨架是标准样件的主体，它是连接外形零件、对合接头、标高系统及其他零件和组合件的基础构件。它的型式有构架式和整体式两种。构架式骨架一般是由无缝钢管或槽钢焊接而成的空间构架，要有能减少其变形的措施，增加其刚性。整体式骨架常用铸件，它适用于中小型标准样件。整体式骨架有时采用玻璃钢环氧塑料做表层，内部填充环氧发泡塑料。

3. 外形设计

标准样件外形的确定取决于以下因素：它的用途、移形精度和工作量、对合协调要求、外形制造工艺性以及经济性等。

4. 对合接头设计

标准样件对合接头的设计可分为两个主要部分：一是接头对合的工作部位，这一部分应模拟产品的对合接头来进行设计；另一部分是接头与标准样件骨架联接的部位，它应根据标准样件的结构情况来进行设计。标准样件的接头必须有足够的刚度，合理的精度、粗糙度、表面硬度以及良好的工艺性。

3.2.7 标准工艺装备的制造

1. 样件骨架的制造

当加工样件铸造骨架时，主要是加工出定位基准面。加工前应先检查样件外形、框(肋)轴线面、壁厚、交点安装面的加工余量，并选择好粗定位的基准。

在对样件骨架焊接制造时，焊接会导致样件骨架变形。因为焊接变形不易控制，所以，为达到设计图纸的要求，一般采用以下方法去掉余量，即在骨架的纵向放余量，并在两端焊上连接平板，然后进行机械加工。

2. 样件外形的制造

对标准样件骨架的对接面、基准面进行机械加工后，再进行样件型面的加工和接头的安装。样件外形的加工应根据样件的结构、工厂的技术条件、CAD/CAM 的应用水平情况而定，一般采用移形法或按数字量进行数控加工。

3. 标准样件接头的安装

一般按图纸尺寸在坐标平台上或型架装配机上进行安装。对于要求协调互换的接头，则按量规或与其相关联的接头进行对合协调安装。

3.3 装配工艺装备的设计和制造

3.3.1 装配工艺装备的种类、结构和功用

3.3.1.1 装配工艺装备的种类

由于飞机结构不同于一般机械，在它的装配过程中，不能单靠零件自身形状和尺寸的加工准确性来装配出合格的部件，而须采用一些特殊的装配工艺装备，如表 3.2 所列。它们是一些专用生产装备，在完成飞机产品从零组件到部件的装配以及总装配过程中，用以控制其形状几何参数，且具有定位功能。装配型架是其中主要的一类。型架的种类很多，按其用途或工作性质可划分为装配型架、对合型架、精加工型架(或称精加工台)、检验型架等。其中大量的是装配型架。按装配对象(工件)的连接方法，又可将装配型架划分为铆接装配型架、胶接装配型架、焊接装配型架等。根据目前的技术状况，其中数量最多的是铆接装配型架。装配型架按工序又可划分为组合件装配型架(夹具)、板件装配型架、部件总装配型架等。下面主要介绍装配型架，特别是铆接装配型架。

装配型架又称为装配夹具。一般把尺寸较大的称为装配型架，而把尺寸较小的称为装配夹具。二者并无严格、明确的界限。

3.3.1.2 装配型架的结构

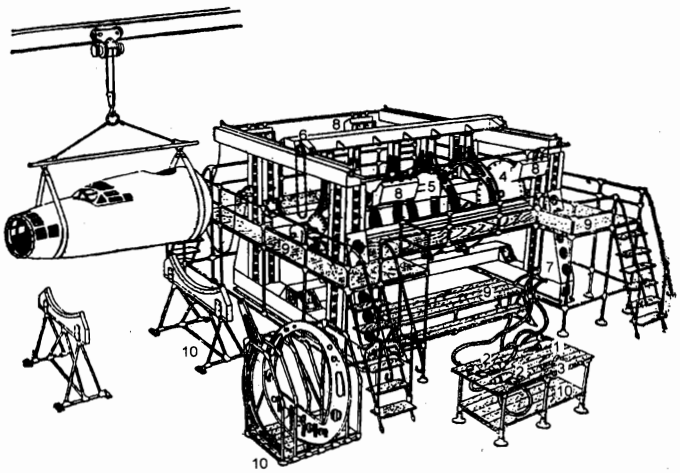
装配型架一般由以下几部分组成(见图 3.6)。

(1) 骨架。 它是型架的基体，用以固定和支撑定位件、夹紧件等其他元件，保持各元件空间位置的准确度和稳定性。骨架应具有足够的刚度。

(2) 定位件。 它是型架的主要工作元件，用以保证工件在装配过程中具有准确的位置。定位件应准确可靠、使用方便，不致损伤工件表面。夹紧件一般是与定位件配合使用，被称为定位夹紧件。

表 3.2　装配工艺装备分类

类　别	工艺装备名称	说　明
铆接装配类	装配型架、装配夹具	装配型架、夹具具有独立的定位系统，而不依靠另一工艺装备或产品来完成本工艺阶段的定位装配。“型架”和“夹具”之间没有严格的定义上的区分，习惯上称大型装配夹具为型架，称小型装配夹具为夹具
	安装夹具	当用于安装交点接头时，安装夹具有时也称为安装量规。一般是按产品上已制出的孔或已装好的接头等，将其定位在产品上，然后再按该夹具将待装零件定位在该产品上来完成其装配工作
	安装量规	
	钻模	多用于较精确孔的钻制，以保证孔的协调性或孔的垂直度。钻模并不一定都独立存在，它往往附属于装配夹具或安装夹具，作为其结构组成部分
	钻孔样板	一般用于铆钉孔的钻制，以提高钻孔工效
	补铆夹具	补铆夹具只具有较少的定位部位，用以控制协调部位的几何形状。采用该夹具的目的是为了减少产品在装配型架上的装配周期
检测类	对合台	一般用于部件的对接，有时也用于组件的对合配套。它具有装配和检测功能
	平衡台	用于转动部件或零件、组件的静平衡调试。根据其功能特点，又可分为舵面平衡台和高速旋转体静平衡台
	水平测量台	水平测量台是为了飞机的最终水平测量目的而在部件阶段进行水平测量的工艺装备。它模拟飞机的结构关系(定位)，以水平测量的方式来检测部件外形的几何参数
	检验夹具、量规	检验夹具、量规是根据协调互换的要求来控制产品尺寸或外形的工艺装备。根据不同的要求，可能是直接检查所指的尺寸或外形，也可能是模拟检查产品的运动可靠性。将产品放于其上者，一般称为检验夹具；放在产品上进行检查者，一般称为检验量规(或模型)
	其他	不包括在上述类别中的其他检验工艺装备，例如操纵系统中的非几何参数的某些检验卡具等
精加工类	精加工型架	精加工型架是完成部件对合部位精加工工序的型架，它包括定位系统和动力装置
	其他精加工装置	附属装配型架结构上的精加工装置。根据与被加工部位的结构关系，该装置的定位基准可能是在型架结构上，也可能是在产品上的相关部位



1、2、3—铆接装配工具；4—围框接头的定位件(型架平板)；5—外形定位件(卡板)；
6—梁；7—立柱；8—照明装置；9—工作梯；10—工作台及托台

图 3.6　装配型架的结构

(3) 辅助设备。　包括工作踏板、工作梯、托架、工作台、起重吊挂、地面运输车、照明设备、压缩空气管路等。辅助设备也是保证工作方便、安全，减轻劳动强度，提高生产率所必不可少的型架组成部分。

3.3.1.3 装配型架的功能

装配型架主要用来保证产品的准确度及互换性。即保证进入装配的零件、组合件、板件或段件在装配时定位准确，保持其具有正确的形状和一定的工艺刚度，以便进行连接；在装配过程中限制其连接变形，使连接装配后的产品符合图纸及技术条件的要求，即满足产品准确度及互换协调的要求。

与一般机床夹具相比，型架除了起定位与夹紧零件的作用外，还要保证零件的形状准确。由于飞机钣金零件尺寸大而刚度小，所以，为保证产品的准确度，第一，要保持零件准确的形状。为此，型架定位件的数量要根据零件或装配件的刚度而适当加多，要有一定的“过定位”。这样才能保证工件在装配过程中，既具有准确形状，又具有必需的工艺刚度。第二，无论是铆接，还是胶接和焊接，在连接时都会产生不同程度的变形。装配型架或夹具要能够限制工件的这种变形。第三，在一般机械制造中，保证产品互换性主要是通过公差、配合制度和通用量具来实现。而在飞机制造中，则是采用一套特殊的保证互换协调的方法，其中包括相互协调的成套的装配型架。在飞机生产中常常采用分散装配的原则。一个部件的装配工作，往往不只采用一个装配型架，而是采用一套装配型架。在产量相当大时，甚至要采用几套同样的型架。所以，装配型架的品种多且数量大。这就要求它们彼此之间，以及它们与零件的工艺装备之间，都要相互协调。因此，型架的另一特点就是它的成套性和协调性。

同时还要考虑改善劳动条件，提高装配工作生产效率，降低成本。由于飞机形状复杂且刚度又小，在飞机装配工作中，采用型架就更能发挥装配夹具的定位夹紧迅速可靠的效果。通过装配型架将工件安放在适当的工作位置，操作方便，从而提高工作效率。

3.3.2 装配工艺装备的设计原则

装配工艺装备的设计质量，同其他生产用工艺装备一样，是以产品质量、工作效率、操作安全性和成本作为衡量标准的，并以此作为设计工作所遵循的基本准则。因此，装配工艺装备设计的基本原则及技术要求应包括以下几个方面。

1）使用性

- 满足装配工艺要求；
- 定位件及压紧件的操作简单，定位合理，压紧可靠，活动构件应便于开启和工作位置的恢复；
- 工作开敞，操作条件好，产品的上架和出架方式合理。

2）协调性

- 定位系统的设计应保证工艺装备之间的协调性，并合理确定其制造协调方法；
- 要从结构设计上考虑到，在工艺装备的制造上（指工艺性）能更好地达到工艺装备之间的协调性；
- 对于加入尺寸控制环节（即数字传递环节）的定位件，必须确定合理的定位或转换基准，以减少安装误差。

3）稳定性

- 刚度合理，重要构件应消除应力；
- 根据产品的尺寸大小和精度要求情况，在工艺装备结构设计上应有消除或减少温度因素对协调影响的相应措施；

- 工艺装备在地坪上的安放，应优先采用“三点”支承或“多点可调”支承，以消除地基下沉对型架准确度的影响，或便于恢复型架的总体精度。

4）经济性

- 在满足使用要求的前提下，工艺装备的结构造价应较低，并具有良好的制造工艺性；
- 在工艺装备结构上，应适当考虑产品改型对其提出改造的可行性；
- 在工艺装备的选择及其结构设计中，必须处理好新机研制、试制和转批生产3者的关系；
- 便于工艺装备的故障检修；
- 类似产品（如框、肋等）的工艺装备结构，必须尽量同一化（指结构相似、零件相似或相同），以利于工艺装备的制造；
- 合理利用原材料，尽量采用标准件，优先采用储备的标准件。

5）安全性

- 在产品的定位和压紧过程中，应有必要的保护措施，以防止产品被划伤；型架同产品之间必须有足够的空间和必要的保护措施，以保证产品在出架时不致因摆动而被碰伤。
- 大型活动构件应有配重或省力装置。在操作者的活动区域内，工艺装备零件不得有锐角和锐边，以利于安全。
- 对较重的可卸构件，应设置起吊装置和存放支承；对承力较大的构件，必须经过强度校核。

6）先进性

注意采用先进结构和先进工艺方法，以提高工艺装备的使用性，降低工艺装备的制造费用。

3.3.3　装配型架设计的一般问题

3.3.3.1　型架设计的原始资料

在飞机部件的设计阶段，在其工艺性审查过程中，结合对部件装配方案的考虑，对各装配型架的基本方案就有了初步的设想。在新机试制过程中，当拟定部件指令性工艺规程时，基本上确定了所有装配型架的品种、数量及基本方案。一般来说，当型架设计人员着手设计时，其设计要求及技术条件已经基本上确定，并以文件形式予以说明了。

型架设计所必需的原始资料有以下几种。

1）型架设计任务单

型架设计任务单（或工艺装备申请单）是设计人员接受任务、安排工作的依据。在任务单中指出所要设计型架的工件图号、名称、型架功能、数量，以及同其他型架的关系。

2）装配件的结构图纸与技术条件

通过熟悉产品图纸及技术条件，掌握装配对象的结构特点，了解与装配准确度、协调互换等有关的技术要求。同时，还应熟悉相配合的组合件或部件的结构，因为它可能给所设计的型架提出补充要求。

在新产品设计阶段，正式产品结构图纸可能尚未完成。为了提前进行生产准备工作，这时，可根据理论图及必要的产品结构打样图，进行夹具或型架的草图设计。

3) 产品装配方案或指令性工艺规程和工艺装备协调图表

型架设计人员在研究了上述文件之后，应当掌握：

- 在该型架上进行装配的零件、装配件的供应状态和先后顺序；
- 该产品的装配工艺过程，包括在型架内定位的零件、组合件及其定位方式，所使用的工具和设备(如铆接中所用的风钻、铆枪和手提压铆机等)；
- 该型架的协调关系及安装型架所用的标准工艺装备，即制造和协调依据；
- 与该型架内的装配工艺过程有关的其他工艺规程。

4) 型架设计技术条件

这是装配工艺员根据产品图纸、技术条件、指令性装配工艺规程及工艺装备协调图表等指令性工艺文件，从工艺和使用的角度对型架提出的具体要求。它以文件形式附于型架设计任务单中。实际上，它常常是工艺人员与型架设计人员协商后写成的。其内容包括：

- 在型架内需要完成的工作、进入装配的零件及装配件的定位基准，特别是部件外形定位件和主要接头定位件的形式及定位尺寸(如果是工序尺寸，则应注明加工余量)；
- 型架的制造依据和安装方法；
- 对型架构造的原则性意见，如装配对象在型架内的放置状态、型架骨架的结构形式，最好画出草图；
- 在型架内完成装配后工件的出架方式和方向、出架用的设备；
- 对辅助设备的要求，如对冷气管路、照明布置的要求，以及其他特殊要求。

设计的夹具或型架，应该技术先进，经济合理，使用方便。这在很大程度上决定于技术条件制定得是否合理。

5) 型架元件及结构的标准化资料

标准化资料主要是指航空工业部门颁布的标准，特别是工厂现有库存的标准件成品、在制品清册，以及停止使用的型架清册。对生产准备车间的加工设备情况、工厂的生产条件及传统技术经验、其他单位的先进经验等，也都应了解与掌握。

3.3.3.2 型架设计的内容和步骤

熟悉原始资料之后，主要工作是根据型架设计的技术条件，开始着手型架的设计。为了使设计工作顺利进行，一般可把设计工作分为 3 个阶段：① 拟定草图或型架设计方案；② 绘制工作总图；③ 绘制零件图。在实际工作中，通常是先绘制一部分工作总图(基准线、轮廓线和位置尺寸)，再绘出零件图，最后完成工作总图。

设计草图或拟定型架设计方案应确定的主要内容如下：

- 型架的设计基准；
- 装配对象在型架中的放置状态；
- 工件的定位基准，主要定位件的形式和布置方式，尺寸公差；
- 工件的出架方式；
- 型架的安装方法；
- 型架的结构形式；
- 骨架刚度的验算，型架支承与地基的估算；
- 温度对型架准确度的影响。

3.3.3.3　型架设计基准的选择

型架设计与其他机械设计一样，必须首先正确地选择设计基准，根据它来确定型架上各个零件和装配件的相对位置。如果基准选择不当，则在设计过程中确定工作尺寸和检验这些尺寸时，将会遇到困难，且会降低型架准确度和延长安装周期。

一般情况下，应以飞机部件的设计基准作为成套装配型架和成套标准工艺装备的设计基准。这样，可以避免基准转换时繁杂的计算，也可消除制造时由于基准转换引起的误差积累。在具体选择时应注意：

- 对相邻部件的装配型架（例如中翼-外翼-副翼-襟翼装配型架），或者同一部件中不同组合件的装配型架（例如机翼中的前缘-梁-板件装配型架），都应当选择同一设计基准轴线。
- 选择型架设计基准时，还应力求简化尺寸的计算，以便制造及检验。
- 型架设计基准的选择要与安装方法相适应。例如，用型架装配机安装型架时，要求有3根相互垂直的坐标轴线作为基准；用划线钻孔台安装卡板端头或塑造卡板工作面时，要求基准线垂直于各框或肋的平面，各安装尺寸都应是50 mm的倍数。

3.3.3.4　装配对象在型架中的放置状态

工件在型架中的放置状态应使工人在最有利的工作姿态下进行工作，即应使工人的大部分操作是在站立姿态下，工作高度在1.1～1.4 m范围内。此外，还应考虑节省车间面积。

工件在型架上的放置状态样式很多，可根据上述原则，结合工件结构特点和装配工作内容予以确定。对一般尺寸的梁、隔框、翼肋等平面型组合件，可在非转动式夹具内平放或竖放，但最好采用转动式夹具。对大尺寸框类或圆形结构件，如大型机身隔板、机头罩等，可设计成转动式夹具。对于板件，一般都采用立放。机身类的段、部件的放置状态大多与飞机的飞行状态一致。这样放置可使隔框处于垂直位置，使定位件布置方便，特别是使型架卡板布置合理。同时，大型飞机机身装配时往往以座舱地板作为定位基准。地板处于水平位置，对装配工作有利。对于翼面类部件，习惯于垂直放置，即前缘向下。这样放置适合于采用卡板定位的型架，装配工作可以从两面接近，也便于前缘内部的操作。翼面类部件的精加工型架多采用平放，因为主要操作是在接头区，水平放置便于机翼在架内定位、加工操作和吊运工件，也便于精加工头的布置。

3.3.3.5　出架方式

工件在型架内装配完以后的出架方式是型架结构方案中的主要问题之一，对型架结构影响较大。若出架方式选择得好，则不但可以简化型架结构，出架安全，不致损伤工件，还可节省厂房面积，简化搬动设备。对于较小的工件，出架较为简单，只要有关的定位夹紧件能收缩足够的尺寸，就能取出工件。对于大尺寸部件，尤其是大型飞机的大部件，出架方式应该认真考虑。大尺寸部件一般有3种出架方式：从型架上方吊出，纵向出架，侧向出架。

3.3.4　型架骨架的构造

装配型架由骨架、定位件、夹紧件和辅助设备等几部分组成。骨架的结构形式大体可分为框架式（见图3.7）、组合式（见图3.8）、分散式（见图3.9）和整体底座式（见图3.10）4类。

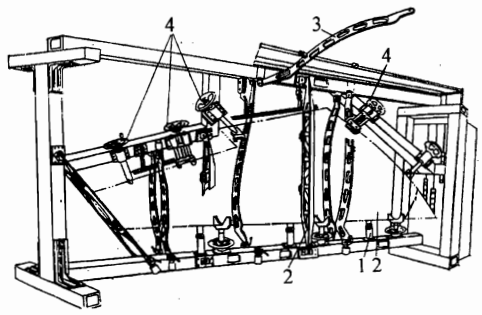
3.3.4.1　框架式

这种骨架是由槽钢或钢管焊成的框架，如图3.7所示。它多用于隔框、翼肋、大梁等平面形

状的组合件、板件，以及小型立体组合件、段件(如翼尖、舱门、小尺寸的尾翼)。框架的放置方式多为竖放和转动式的，也有平放的。转动式框架既便于操作，又可节省车间面积，但只限于尺寸不大的框架。竖放式框架可用地脚螺栓固定在专用的基础上；也可直接安放在地坪上，用混凝土固定；还可通过 3 点支承或 4 点可调(螺旋)支承，浮置于地坪上而不与地坪固定。后者搬迁方便，且地基有变形时，可随时调整。

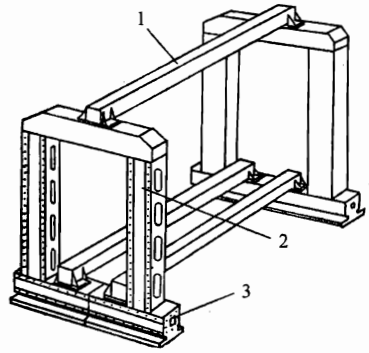
3.3.4.2 组合式

组合式骨架一般是由底座、立柱、支臂、梁等标准化元件组成，如图 3.8 所示。



1—前缘标高板；2—转接标高梁；3—卡板；4—接头定位器

图 3.7 机翼总装配型架



1—梁；2—立柱；3—底座

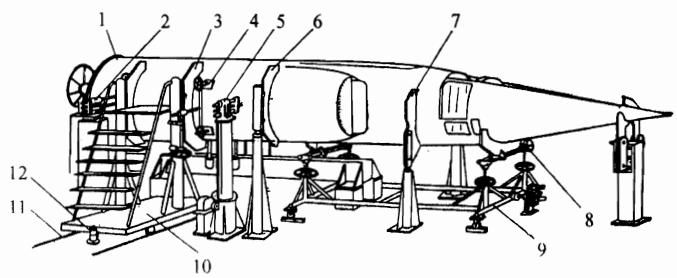
图 3.8 组合式骨架

梁一般是由槽钢焊成封闭的匣形剖面。为减小焊接变形及工作量，槽钢对焊时常采用断续焊缝。梁通过螺栓固定在底座或立柱上。定位件(包括卡板)及夹紧件大都固定在梁上。立柱、底座、支臂的材料一般采用铸铁，表面加工出间距为 100 mm 的孔，以便通过螺栓互相连接。

组合式骨架的主要特点是规格化、标准化程度高。它类似于积木式结构，因此，使设计和制造都有可能缩短周期。当机型改变时，元件大多可重复使用。但如果机型稳定生产多年，这一优越性就不显著。

3.3.4.3 分散式

分散式骨架的特点是，型架不设整体骨架，各个定位夹紧件固定在分散的金属骨架上。这些分散的骨架以车间地基为基础，一般用槽钢或钢管焊成。分散的骨架靠车间地基把它们连成一个整体，如图 3.9 所示。型架定位件的尺寸稳定性主要取决于车间地基和型架基础的稳固程度。



1—型架平板；2、5—接头定位器；3、4—架车上的卡板和接头定位器；6、7—卡板；8—横向调整手轮；9、10—架车；11—导轨；12—架车定位插销

图 3.9 前机身总装型架

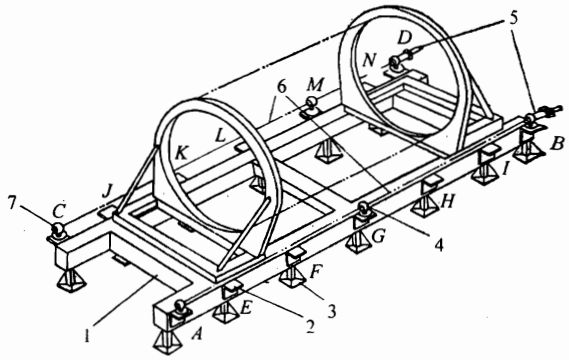
这种骨架的主要优点是：取消了整体骨架，大大节省了材料，与组合式型架相比，可节省约 50%的金属；而且型架结构大大简化，比较开敞，有利于架内装配工作的进行。分散式骨架主要适用于大尺寸的装配型架，尤其是比较复杂的机身总装型架。有的大型机翼总装型架也采

用这种骨架。这时，翼弦面水平放置可减少整个型架的高度。分散式骨架往往与架车、内型板配合使用，这样更可以显出它结构的优越性。而且，还经常将工作台与骨架结合在一起，这对大型飞机来说，可大大简化型架。

采用分散式骨架则要求车间地基比较稳固。若地基有不均匀下沉，那么对型架准确度影响极大。这是它的致命弱点。

3.3.4.4　整体底座式（多支点可调支承）

整体底座式骨架的特点是，型架的骨架中有一个整体的底座，底座用多支点可调支承支撑在车间地面上，型架的其他骨架及所有的定位夹紧元件都固定在底座上，如图 3.10 所示。这种形式的骨架可降低对地基的要求。地基如果有变动，则可调整各支承点以保持底座的正确位置，从而保证型架准确度的稳定性。



1－底座；2－角铁；3－可调支承；4－光学站；5－准直望远镜；6－基准视线；7－基准光学站

图 3.10　底座式型架

底座式骨架的优点是，通过定期检查可消除地基变动的影响；型架是浮动的，搬移比较方便；当底座材料选用铝时，与飞机部件的胀缩一致，可自由伸缩。这种形式骨架的缺点是耗费金属多，一台大型部件装配型架需要几十吨金属。整体式底座原来是焊接结构，近来波音公司采用了铸造的标准块体。当型架比较大时，其底座可由几块标准块体直接拼接而成，如图 3.11 所示，从而解决了底座的重复使用问题。

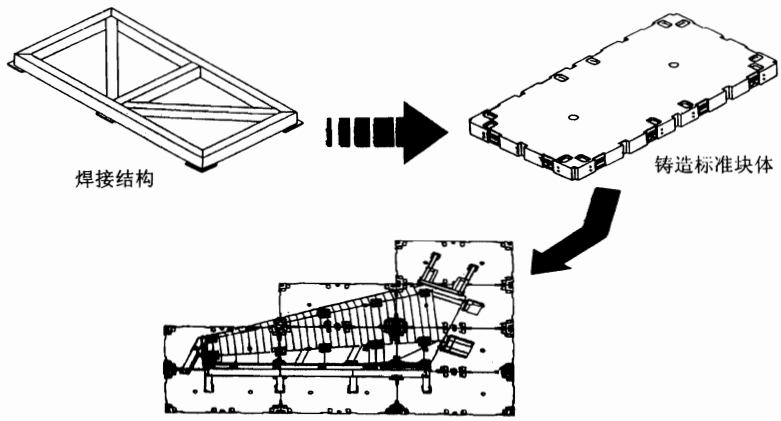
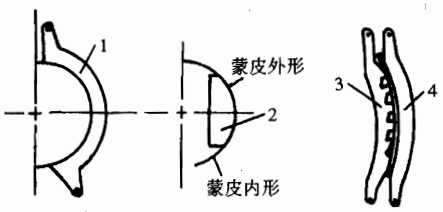


图 3.11　型架底座的发展

3.3.5　型架的外形定位件及夹紧件

型架的外形定位件用来确定飞机部件的气动力外形。它一般可分为 3 类：卡板、内型板和包络式定位面板（或称包络板）。卡板和内型板仅能定位某些切面外形，包络板则可定位整个空间曲面外形。卡板及包络板一般位于部件外形的外侧，如图 3.12(a)所示；内型板一般用于定



(a) 型架卡板 (b) 型架内型板 (c) 型架外卡板和内型板

1—卡板；2—内型板；3—内卡板；4—外卡板

图 3.12 型架外形定位件

位蒙皮内形，如图 3.12(b)所示。有些板件型架，除了使用卡板之外，还使用内卡板，如图 3.12(c) 所示。内卡板与内型板的区别是：后者是外形定位件，而前者对外形表面来说只是个夹紧件(但两者都能定位长桁)；因此，内卡板要与外卡板配合使用。

卡板的工作表面可以是飞机的蒙皮外形，也可以是骨架外形(蒙皮内形)。在一些以骨架为基准的装配型架上，有时要求卡板既能定位骨架外形，又能在装配蒙皮时起夹紧蒙皮的作用，从而又要求卡板带蒙皮外形。为兼顾这两个方面，将卡板的工作表面加工成蒙皮外形，而在卡板表面上分布一些局部的活动垫板。垫板的工作面就是骨架零件的外形。垫板的侧面还有靠板，用以确定骨架零件(如隔框或翼肋)的位置。当用卡板夹紧蒙皮时，必须把靠板退出，同时把垫板置于旁边的槽内，不致与蒙皮相碰。卡板的侧平面应位于骨架零件的平面上。如果蒙皮与骨架是用半圆头铆钉(不是用埋头铆钉)铆接，则钉头要突出蒙皮外表面。为避免钉头与卡板工作表面相碰，须在卡板与铆钉头接触处局部钻孔。

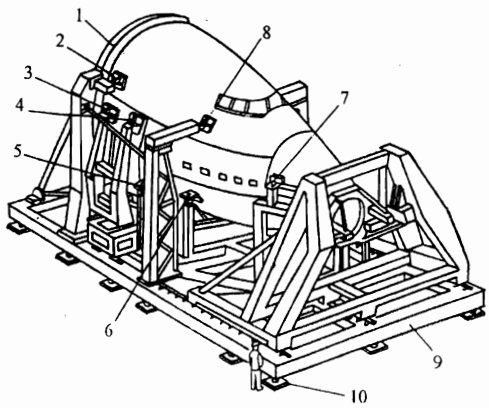
当卡板用于以蒙皮为基准的装配型架时，骨架零件(如补偿片等)是按蒙皮内表面定位的；因此，只要求卡板能确定蒙皮的外表面，即其工作面是蒙皮外形。为了保证蒙皮能紧靠卡板工作面，对蒙皮采用多种夹紧方式。

对卡板的工作表面外形，常采用按切面模型进行塑造，或按独立制造原则直接进行数控加工。

3.3.6 型架的接头定位件

为保证各部件的互换和对接接头的协调，在装配型架上要有接头定位件。对于这些接头定位件，用于叉耳接头的称为叉耳式接头定位件，简称为接头定位件；用于围框式接头(凸缘连接接头)的则称为型架平板；还有一种重要的接头定位件称为工艺接头。

工艺接头用于部件装配或对合过程中的补充定位或转化定位。补充定位是当产品的可定位部位不足或因组件的刚度较差时，对合理定位方式的补充；转化定位主要是为了简化型架结构。例如，将外形定位转化为接头定位(见图 3.13)，或采用某种工艺件来建立产品组件之间的定位关系等。为了能起到定位作用，也为了能承受板件甚至整个大型部件的重量，接头定位件应具有一定的精度、足够的刚度和强度。



1—型架平板；2～8—工艺接头；9—型架底座；10—可调支承

图 3.13 工艺接头用于段件装配

3.3.7 飞机装配型架的安装

飞机制造中一个很重要的特点就是，在飞机装配时采用了许多大尺寸且结构复杂的装配

型架。装配型架的制造包括型架元件(即型架骨架元件和定位夹紧件)的加工和型架的安装。对型架元件采用一般的机械加工方法就可以达到技术条件的要求,而保证各定位件在大尺寸的型架骨架上的安装准确度则是比较困难的。

首先,能否保证飞机装配的准确度,在很大程度上取决于装配型架的准确度,而且主要是型架安装的准确度。这一点与一般机械制造有很大差别。在一般机械制造中,主要零件是刚度比较大的机械加工件,机器装配的准确度主要取决于零件加工的准确度和装配时少量的补充加工或调整,而不需要采用结构复杂的大型装配夹具。由于飞机结构复杂,大量采用尺寸大而刚度小的薄板、型材零件。为满足飞机的外形要求,在装配的各阶段,包括组合件装配、板件装配、段件装配和部件装配阶段,都必须采用大尺寸的、结构复杂的装配型架,以保证装配的准确度。因此,型架的准确度对保证飞机装配的准确度起决定性作用。

为了保证飞机装配的准确度,必然要对型架制造的准确度提出更高的要求。例如,在一台十几米长的大型装配型架上有许多卡板,各卡板安装以后,其工作面所形成的曲面外形的准确度,一般要求应比产品外形的准确度高 3～5 倍,即公差为 0.2 mm 左右。此外,还要保证各接头定位件与这些外形卡板相对位置的准确度。因此,这就需要发展大尺寸空间位置精密测量技术。型架安装用的各种方法,就是为了解决这个技术问题而产生和发展起来的。

其次,每个部件在各个装配阶段,都采用了各不相同的装配型架;因此,在型架的安装中,还要保证这些型架之间的协调准确度。在飞机产量比较大的情况下,某些型架可能需要复制几台,必须保证这几台型架的一致性。还要保证装配型架和零件加工工艺装备的协调准确度。为此,就需要采用一套标准工艺装备,编制合理的工艺装备制造与协调路线。因此,型架的安装技术与保证工艺装备之间的协调方法密切相关。

其三,在飞机的成批生产中,所使用的装配型架和标准工艺装备的数量多,结构复杂,制造工作量很大(需要上百万个工时)。在飞机工厂需要设置专门的型架制造车间,以完成型架的制造和日常定期检修任务。如何提高型架安装效率,缩短生产准备周期,降低型架的制造费用,也是型架安装技术中需要解决的重要问题。

基于对上面一些问题的考虑,从飞机制造发展的早期阶段至今,型架的装配技术也有了很大的发展。其发展过程如下:

1) 用通用测量工具安装型架

在飞机制造发展的早期阶段,对大尺寸型架的安装采用的是空间拉线和吊线的方法,用通用测量工具进行测量。

用通用测量工具安装型架的方法是一种简单、原始的方法。对于小型装配型架(或夹具),可以使用钳工平台。在平台上划出型架的结构位置线(平面投影位置线),并利用直角尺和高度尺建立起空间坐标系。对于大尺寸型架,可以用细钢丝在型架骨架上建立纵向基准线、水平基准线和横向基准线,并以这些实际的线作为型架安装时测量用的基准线。对于带曲线外形的定位件,还要借助于样板在空间进行定位。这种方法虽然很简单,但安装时既很费时间,又很不准确。

2) 用标准样件安装型架

在第二次世界大战期间,飞机的产量迅速增长,对飞机制造准确度和互换性的要求也大大提高。为适应这一发展需要,出现了新的型架安装方法。其中一种方法是用标准样件安装型架。

用标准样件安装型架的方法是,对于小型战斗机,用一套与实物 1∶1 尺寸的标准样件来

安装各种型架，用以加快型架的安装，保证型架之间的协调，并解决几个工厂同时生产一种飞机时各部件之间的互换问题。但这种方法也有它的缺点：一套大尺寸标准样件的制造费用很高；制造周期又长；标准样件的尺寸大而又笨重，使用和运输都不方便，也容易变形和损坏。例如，我国 20 世纪 60 年代的歼-6 全机标准样件，当时耗资人民币 3 000 万余元，今天就需人民币几亿元，足见其制造费用之高。

3）用型架装配机安装型架

在飞机制造中，为了提高型架安装的准确度，在第二次世界大战期间，美国曾研究出另外一种型架安装方法，即用大型工具坞安装型架。它实质上是一个大型空间坐标架，由 3 组相互垂直的坐标尺组成，即第 1 组为纵坐标尺，第 2 组为由纵坐标尺定位且可移动的垂直坐标尺，第 3 组为由垂直坐标尺定位的横坐标尺。

每个坐标尺都经过精确的加工和定位安装，保证严格的互相平行和垂直。据称：18 m 长的 4 条纵坐标尺，其平行度沿全长要控制在 0.025 mm 以内。在每个坐标尺上都有一排用坐标镗床精密加工的等间距的孔。在坐标尺上两个孔之间的尺寸，可以通过小的精密孔板来确定。这样，就可以在工具坞中准确地确定空间任意点的坐标位置。

当安装型架时，将整个型架骨架放在工具坞中，并按型架定位件在型架中的位置，定位好垂直坐标尺和横坐标尺。型架的定位件通过工具孔定位在定位板上，定位板则通过基准孔定位在横坐标尺上。定位件定位以后，用浇注的方法将其固定在型架的骨架上。

在用工具坞安装型架方法的基础上，为了提高型架安装工作的效率，前苏联曾把工具坞机床化，将其发展成为型架装配机。其纵坐标尺固定在可纵向移动的工作台的侧面，台面靠电机和机械传动机构拖动；垂直坐标尺则固定在机床的龙门架上。这样，就克服了用工具坞时需要经常移动笨重的垂直坐标尺和横坐标尺的缺点。但是，因型架装配机的尺寸不宜过大，就不可能将大型的装配型架整个安装在型架装配机中。因此，型架必须设计成组合式的，只能将型架的梁安装在型架装配机上。

4）用光学仪器安装型架

为了解决上述几种型架安装方法中存在的问题，在 20 世纪 50 年代初，发展了一种以光学仪器的视线为基准线的型架安装方法。以光学视线作为基准线来安装型架十分准确，而且，型架的尺寸和结构形式不受限制。这种方法后来成为安装型架的主要方法。

用光学仪器建立的光学视线作为安装型架的基准线，其优点是明显的。它克服了用一般机械方法建立空间测量基准所带来的许多缺点，诸如：因大型机械设备的制造精度不高、刚度不足而产生自重挠度，因温度变化而产生变形等。此外，因光学仪器比较精巧，可直接安装在型架的骨架上；型架的安装和检修比较方便，使用比较灵活。多配备一些光学仪器可以平行安装多台型架，缩短生产准备周期。

5）用激光准直仪安装型架

为了克服使用光学仪器时操作效率低和大距离测量精度低的缺点，20 世纪 60 年代，在型架安装中开始用激光光束代替光学视线。

用激光光束作为安装型架的基准线有许多优点。因激光是有色的可见光，便于操作者寻找目标和观测；因此，用激光光束作为基准线，既具有拉钢丝的直观性，又具有光学视线的准确性。激光光束还具有良好的方向性，发散度比较小，在型架安装所需的距离范围内，光束的直径基本不变；因此，对大距离的测量比较准确。激光光束还可以为光敏目标所接收，光束和目标之

间不同心度的偏差可以用电压表指示出来，从而可避免人为的观测误差。若将光束和目标中心偏差的电参数输送给自动控制系统，则可实现自动定位。用激光光束进行定位和安装时，观测和调整可由一个人进行，从而可提高工作效率，节省人力。由于上述原因，激光准直仪很快在型架安装中得到了应用。

6）用 CAT 技术安装型架

在激光准直仪应用的基础上，随着计算机技术的飞速发展，产生了把二者结合起来应用的计算机辅助经纬仪 CAT(Computer Aided Theodolite)测量技术。CAT 测量技术使光学仪器的定位不再依赖于工具轴和光学站，它使型架的安装更加方便、直观，可省去大量的计算工作。并且这种光学安装系统实现了与产品数字模型相结合，产品工艺装备可直接由传输到 CAT 系统中的数据集直接制造出来。这一数据集就是实质上的标准工艺装备，而不再需要模拟量形式的标准工艺装备。CAT 技术使工作效率和安装质量得到了大幅度的提高。在我国为波音公司制造波音 737-700 尾段时所使用的型架，就是用这种方法安装的。

3.4　飞机生产准备技术的发展

长期以来，飞机结构件以钣金件为主。由于钣金件的刚性小，在装配过程中须采用大量的工艺装配来保证飞机结构的刚性。在现代飞机结构中，大量应用整体框、肋和梁以及整体壁板，它们便于进行数控加工。例如，在某型号歼击机的研制中，机翼机械加工结构件占总量的 90% 以上。由于机械加工结构件刚性好、精度高，与传统飞机相比，生产准备工作发生了很大变化。一般把传统和现代这两种类型的飞机区分为“软壳”式和“硬壳”式飞机。MD-90 属于“半硬壳”式飞机，新型战斗机常是“硬壳”式飞机。新的“硬壳”式飞机结构给生产准备工作带来了很多变化。

3.4.1　飞机装配定位的简化

“软壳”式飞机结构以钣金件为主，铆接工作量大。在这种飞机结构中，工艺分离面的合理划分具有重要的技术、经济意义，而大量的铆接结构又给工艺分离面的划分带来了多种可能。因此，合理的工艺分离面划分一般要经过试制、批生产等几个阶段才能定型。“硬壳”式飞机结构主要以整体机械加工件为主，铆接结构大幅度减少，工艺分离面的划分得以简化。铆接结构的减少，使得划分工艺分离面的选择余地也很小。在某型号工程的装配厂房中，已看不到框、梁、壁板的装配夹具，所有的飞机装配工艺装备只有 10 余台。

“硬壳”式飞机的装配定位主要采用孔系定位。一方面，由于机械加工结构件的刚性好、型面加工精度高、结构性能好，便于采用孔系定位；另一方面，铆接结构整体刚性增大，不再需要像在“软壳”式飞机中那样使用以外形卡板为主的定位方式。

3.4.2　工艺装备结构和设计的改变

3.4.2.1　工艺装备结构的改变

（1）大量采用孔定位件。在刚性好的结构件上，直接利用结构孔定位。为了能够使用孔定位件，要事先在结构件上留取工艺孔。如果在结构件区域内无法或不允许留取工艺孔，则采取附加工艺凸台的办法，待实现装配后，再将工艺凸台铣切掉。

(2) 采用多支点可调支撑。 在新机研制中，所有装配工艺装备均采用多支点可调的支撑形式，以便将地基的不均匀变形对工艺装备精度的影响限制在局部范围内。这是一种“以动制动”的制约方式，型架结构也变得轻巧，焊接框架的截面尺寸普遍减小。另外，采用多支点可调支撑给吊装、搬运带来很大的方便。

(3) 在民机生产中则走向另一极端。 装配型架及其地基极坚固、刚性好。与之相应，整个厂房是封闭式空调，以防止温差对飞机装配的影响。例如，我国为波音公司生产的波音737-700尾段，其装配型架比我国军机的型架要庞大和笨重得多。这主要是考虑这种机型一般要生产20余年，每月要达到20多架份，为了保证飞机制造的质量，这是必要的技术措施。

3.4.2.2 柔性装配工艺装备

为了缩短生产准备周期，向产品工艺装备提出了“柔性”要求。同时，现代飞机制造业的系列化特点，使得同类型飞机的工艺装备基本相同或相似，为实现产品工艺装备的“柔性”提供了可能。提高产品工艺装备“柔性”的方式目前有如下两种。

(1) 拼装型架方式。 用标准化、系列化的型架元件来拼装型架。当进行新型飞机研制时，仍可重用原来的型架元件来拼出新的工艺装备。早在20世纪五六十年代，我国就用标准化的底座、立柱、支臂等来拼装型架骨架；但这些元件均为铸铁件，其结构粗笨，后来被较轻巧的焊接框架所取代。新型的拼装型架很少采用铸铁件，多为高精度机械加工件，且拼出的工艺装备结构轻巧。拼装元件不仅用于构造型架骨架，而且也用于在梁上固定和转接型架定位器。

(2) 可卸定位件方式。 即型架骨架基本不变，而分布于骨架上的定位器全部作成可拆卸的。这样，当生产任务发生变化时，只需更换新的定位器即可，从而可达到工艺装备制造的快速反应。将型架定位器做成全部可拆卸的，在我国飞机生产中还不多见。从近几年与国外进行的转包生产中可以看到，英、美等国采用这种做法比较多，例如MD-80、MD-90的大部分工艺装备都采用这种形式。而且，如果二次换装的定位器需要在骨架结构上新增骨架元件来满足定位器固定的要求，那么，新增的骨架元件也做成可拆卸的。

3.4.2.3 建立工艺装备的三维数字模型

随着CAD/CAM技术的普遍应用，以及飞机结构件采用整体机械加工工件为主的“硬壳”式飞机的发展，飞机装配工艺装备的设计将采用与飞机产品同样的设计方法和设计环境。首先建立工艺装备的三维数字实体模型，进行飞机的装配过程模拟。当满足飞机装配工艺要求后，再绘制生产用图纸，如图3.14所示。该图展示了波音737-700尾段扭力盒壁板件装配的三维数字实体模型。

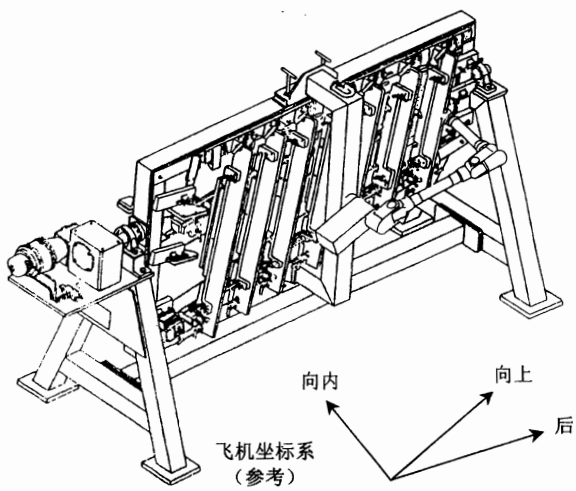


图3.14 扭力盒装配型架数字模型

3.4.3 工艺装备制造的改进

在波音777、波音737-700等新型客机以及我国的型号工程中，采用了以数

字定义为主的协调手段。在工艺装备元件上，与外形有关的型面均采用数控加工；与相对位置(站位)有关的尺寸由工艺装备元件上的坐标孔来确定。坐标孔也由数控加工获得。使用光学仪器安装型架，并在部分型架安装中采用以电子经纬仪为代表的新一代CAT光学工具系统(有人称之为第三代安装技术)。出于技术经济因素上的考虑，仍采用一定数量的标准工艺装备和样件，以保证工艺装备之间的协调。在型号工程中以机身为例，前、中机身分4段对合型架没有完整的机身安装样件；用中、后机身对接平板，机翼、机身对接平板，主起落架量规等，来协调安装型架上有对接关系的交点定位件。在波音737-700的尾段中，情况是类似的，机身尾段与机身中段之间用安装平板进行协调，垂直尾翼、水平尾翼与机身尾段之间用标准量规进行协调。

由此可知，在现代飞机制造中，正在逐渐摆脱以实物模拟量传递且相互联系的串行制造方式，取而代之的是以三维数字量传递的并行独立制造方式。

思 考 题

(1) 在传统的飞机制造中，工艺装备的作用和分类有哪些？

(2) 确定飞机制造工艺装备时应考虑哪些因素？

(3) 在传统的飞机制造中，有哪些标准工艺装备？它们起什么作用？

(4) 主要装配工艺装备有哪些？说明各自功能。

(5) 在传统的飞机制造中，装配型架是怎样安装并保证协调的？

(6) 说明现代飞机制造中数字量传递的协调方法。

(7) 采用以数字量传递为主的协调方法后，对飞机生产准备工作有什么影响？

参 考 文 献

1　王云渤，等. 飞机装配工艺学. 北京：国防工业出版社，1984

2　薛振海，赵振亚. 飞机工艺装备设计与制造. 北京：国防工业出版社，1992

3　刘忠梁. 飞机装配协调互换问题与装配型架设计安装. 北京：航空工业出版社，1991

4　程宝蕖. 飞机制造协调准确度与容差分配. 北京：航空工业出版社，1987

5　程宝蕖，崔赞斌. 飞机制造互换协调技术. 北京：国防工业出版社，1990

6　《航空制造工程手册》飞机工艺装备分编委会. 飞机工艺装备. 北京：航空工业出版社，1994

7　北京航空工艺研究所. 苏-27飞机工艺分析. 北京航空工艺研究所内部资料，1998

8　陈家富. 多支点可调支承型架的设计. 航空工艺技术，1996 (6)

9　郑国磊，等. 飞机装配型架CAD系统. 航空制造工程，1996 (9)

10　季鹏斌，黄永江，唐荣锡. 飞机生产准备技术的发展. 航空制造工程，1997(1)

11　吴玉忠，孔繁霁. MD-90-30飞机尾段结构工艺性分析. 航空制造工程，1996 (3)

12　BCAG. 737-700 empennage operations review. 1995

13　BCAG. Computer aided theodolite measurement technology. 1995

14　北京航空工艺研究所. MD-82飞机工艺分析. 北京：航空工业出版社，1991

第二篇

飞机产品的数字建模及并行工程的实施

第四章　飞机产品数字建模技术
第五章　并行工程在飞机制造中的实施
第六章　产品数据管理和制造资源计划
第七章　飞机构型定义、控制和制造资源管理

第四章　飞机产品数字建模技术

4.1　产品数字模型在飞机设计和制造过程中的地位和作用

4.1.1　产品几何形状和尺寸的正确传递是制造工作的关键

如何使产品的设计几何形状和尺寸，通过生产过程正确无误地传递到最后的产品上，这是制造工作的本质。

前面论述的飞机制造原理和方法中，着重说明了飞机制造中的尺寸传递体系及其实现方法，具体说明了这一思想在飞机制造中的体现。长期以来，飞机制造中一直使用模线样板-标准样件的模拟量尺寸传递方法，因而造成飞机制造周期长、成本高以及质量问题多，阻碍着飞机制造技术的发展。数控技术和CAD技术的出现，使这一状况有了根本性的改变。下面以美国波音公司在20世纪80年代末和90年代初提出的战略性企业运行计划为例，来说明这一改变过程的思想。

面对竞争激烈的世界商用飞机市场，以及用户对飞机越来越高的要求（更优越的性能、更高的可靠性、更舒适、更经济），飞机制造公司就应不断推出新型号飞机来满足市场需求。自然，公司在寻求更好的飞机制造方法的同时，必须降低成本，提高生产率，减少消耗，缩短研制周期。问题在于，波音公司在开发和研制新飞机中，将采用什么样的新方法来达到上述要求，并保持它在世界航空工业界的领导地位及它的发展动力。波音公司从以前项目的大量数据统计和分析中得出结论，在设计过程的很多环节中，还有许多潜在的重大改进余地。

统计数据表明，只要采取措施来减少设计更改、错误和返工现象，就存在着节省资金的巨大潜力。从设计到工艺计划、工艺装备设计、零件制造和装配的过程中，飞机零部件的成本激剧增加。现今，工程设计要花费产品投资的10%，但它对以后环节90%的经费起着决定性的作用。波音公司认识到，要通过从根本上减少设计更改、错误和返工现象，来缩短产品的制造周期，降低成本和增强企业竞争能力的矛盾焦点集中在产品几何上，如图4.1所示。

由图4.1可知，从市场上的客户提出对飞机产品的要求到波音公司交付产品给客户，经过了一系列的复杂过程。首先，产品项目的管理部门提出集成进度计划IS（Integrated Scheduling）和较详细的有关产品的工作说明，设计部门再进行产品设计，即确定产品的几何形状和尺寸。然后对产品进行各项分析研究。一旦最后确定了产品的设计，通过自动零件表APL（Automated Part List）系统和自动零件发放APR（Automated Part Release）系统，生成和发放产品的设计及其集成（配套）零件表。通过公司的产品信息共享SHARE系统、导线电缆信息和发放系统WIRS（Wire Information and Release System）、在线计划系统OLP（On-Line Planning）、制造装配和安装数据系统MAIDS（Manufacturing Assembly and Installation Data System）等，制定生产计划。根据生产计划（包括工艺计划），通过进度要求和订单分析系统SROA（Scheduled Requirements and Order Analysis System）及采购控制联机系统PCOS（Purchasing Control Online System）进行库存管理IM（Inventory Management）和采购订单

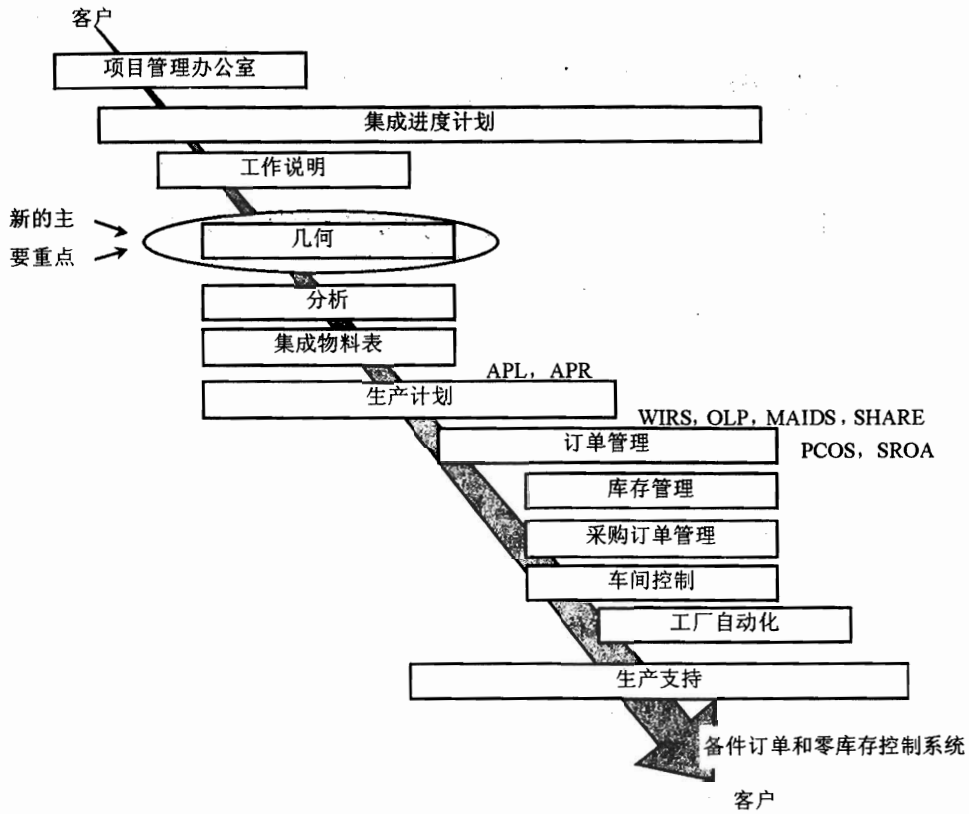


图 4.1 波音公司的战略性企业运行系统计划

管理 POM(Purchase Order Management)。最后，控制车间进行自动化生产，直至整架飞机装配出来。通过试飞后交付给客户，并且公司利用备件订单和无库房库存控制系统，对客户进行产品的支持性服务工作。

从波音公司的这一过程可看出，当产品设计阶段确定了产品的几何形状和尺寸后，相继还有庞大而复杂的工艺设计、进度计划、库存和采购、生产控制及后勤支持这一系列工作。因此，在产品制造的早期阶段——产品设计阶段，一旦改变了产品的几何形状和尺寸，将会严重地影响庞大的一系列后续环节，扰乱正常的生产秩序和节奏，在很大程度上引起飞机制造成本的增加和制造周期的延长。因此，波音公司提出，保证产品几何形状和尺寸的正确传递是制造工作的关键所在。

4.1.2 波音公司对数字化产品定义的试验过程

在波音公司的战略性企业运行系统计划中，虽有很多潜在领域可以改进飞机项目的研制工作，但波音公司考虑到 4.1.1 小节所述原因，把精力集中在产品的几何定义上。这样有利于公司把有限的资源和时间放到产品的有关几何形状和尺寸(即产品的数字化定义)上，以产生最大的直接效益和最大的长期潜在效益，特别是对于将来整个飞机制造工作的自动化有着不可估量的影响。基于这一思想，波音公司在多种机型上的不同部位进行了很多试验工作，直到在 1990 年研制的波音 777 新机上全面展开应用。

波音公司在这些试验的基础上，收集了大量的数据并进行了分析。在产品设计中采用了三维数字化定义和数字化预装配 DPA(Digital Pre-Assembly)技术后，收到了十分明显的效果，使产品设计后的更改大幅度地减少。如图 4.2 所示，最下面一条曲线的斜率很小，说明采用三维设计后，因设计更改而补充发放的图纸数量很少。图中其他曲线表示，采用二维 CAD 系统绘制图形与通常使用的聚脂薄膜 MYLAR 图(图纸和模线合一)方法情况类似，在设计图纸发放 40 个月，甚至 50 个月后，还继续有大量的设计更改补充图在发放。

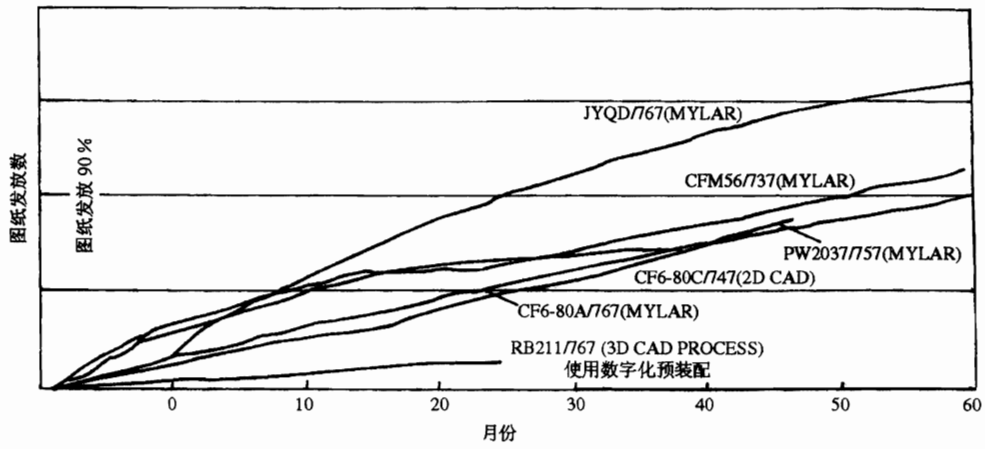


图 4.2　数字化预装配和二维聚脂薄膜图对设计更改影响比较图

图 4.3 说明对波音 767 部件采用了三维数字化产品定义、数字化预装配技术后，因各种设计更改的减少而导致成本上升的减少，与未采用这一技术设计的波音 747 飞机相比，设计更改成本降低了一半多。这一经济效益是十分显著的。为此，波音公司在设计制造 20 世纪内最大的双发运输机波音 777 时，全面推广了产品三维数字化定义和预装配技术。

4.1.3　产品数字建模的内容及效果

在工程技术界，通常把蓝图比作工程师的语言。上述三维数字建模(其核心是实体造型)在产品设计中实际应用后，这一说法将受到实体造型新技术的严重挑战。这是因为，传统的工程设计方法是设计人员在图纸上利用几个不同投影视图来表示一个三维产品的设计模型，在图纸上还有很多人为规定、标准、符号和文字描述。对于一个较为复杂的部件，需要用若干张图纸。尽管这样，图纸上还尽是密密麻麻的各种线条、符号和标记等。然后，工艺、生产和管理等部门的人员，再认真阅读这些图纸，弄懂设计意图，通过不同视图的描述，想像出设计模型的每一个细节。此项工作是何等的困难和艰苦。由于一个人的能力是有限的，设计人员不可能由每个视图中所画的所有线条、符号和标记，来正确无误地描述一个三维零件模型。尽管有层层设计主管的检查和审批，但图纸上的错误还是不可避免的。对于一个复杂零件，如航空液压部件中的壳体零件，由于它过于复杂，以至于设计人员无法直接在图纸上进行设计，而是采用一块透明的有机玻璃。设计员把它拿到车间和工人边加工边进行设计，经过半年的艰苦工作后才能给出产品的最后设计图纸。因此，传统的设计方法严重影响着产品的设计制造周期和产品质量。

当利用实体建模软件进行产品设计时，设计人员可在计算机上直接进行三维设计，尤如孩

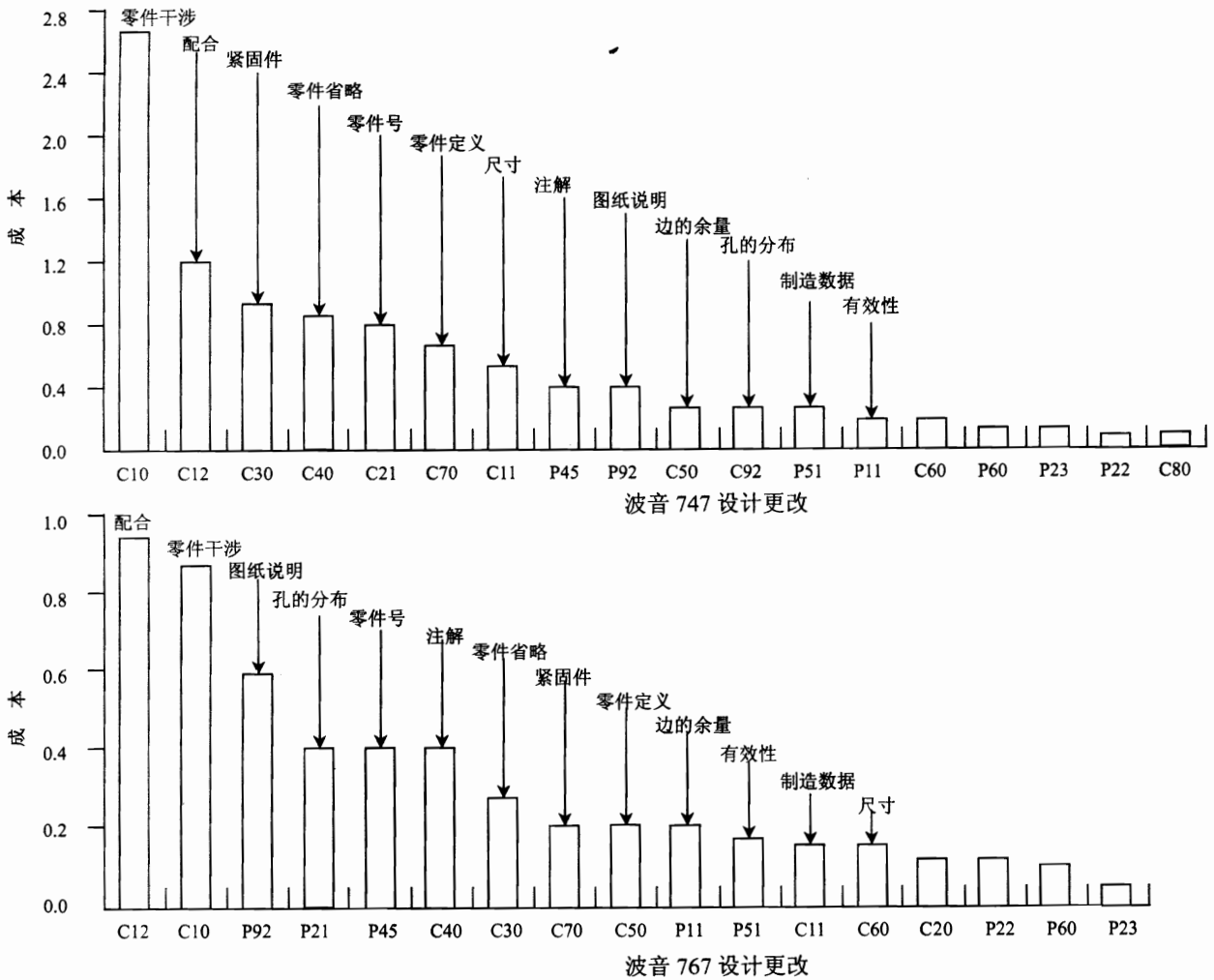


图 4.3　波音 747 和 767 设计更改对成本的影响

子玩积木游戏，马上可在屏幕上见到所设计产品的真实三维模型。因此，这是工程设计方法的一个突破，将从根本上改变传统的设计方法。在波音 777 客机的机体设计中，大部分零件 50％的细节是用三维实体设计的。这反映了产品设计中的一个总趋势，即产品零件的形状和结构越复杂，更改越频繁，则采用三维实体软件进行设计的优越性则越突出。

当零件在计算机中建立三维数字模型后，工程师就可在计算机上很方便地进行后续环节的设计工作，如部件的模拟装配、总体布置、管路敷设、运动模拟、干涉检查、数控加工程编及模拟等。因此，它为实现计算机集成制造和在并行工程思想指导下整个生产环节采用统一的产品信息模型奠定了基础。

波音公司在这一思想指导下，从波音 767-X 项目开始，采取了一系列重大技术措施来改进几何设计的定义，并把目标瞄准提高飞机制造质量、降低成本和缩短周期上。这一开创性工作的核心体现在 3 个主要设计方面：100％数字化产品定义 DPD(Digital Product Definition)、三维实体模型数字化预装配 DPA(Digital Pre-Assembly)和并行产品定义 CPD(Concurrent Product Definition)。

1. 100％数字化产品定义 DPD

飞机零件的数字化产品定义 DPD 就是用 CATIA(Computer Aided Three-dimensional Interactive Application)系统进行零件的三维建模。CATIA 是法国达索飞机公司的系统注册商标。它有一些突出的优点：可以建立飞机零件的三维实体模型，并可方便地通过在计算机上进行装配来检查零件的干涉和配合不协调情况；可准确地进行重量、平衡和应力分析；零件几何的可视化便于设计和制造人员从美学方面理解零件的构造；很容易从实体模型提取它的截面图，便于数控加工的程序设计，产品的三维分解图也很容易建立起来；利用 CAD 数据可方便地生成技术出版资料。

所有零件的三维设计结果是惟一的权威性数据集，可供所有的后续环节使用。用户评审的惟一依据是这套数据集，而不再是图纸。每个零件的数据集包含它的三维模型，也给出二维图形，并标有尺寸和公差。对于数控加工，可利用三维的线框和表面模型数据。数据集的内容将基本上按波音标准(D6-52000)或波音绘图标准(BDS)构造。

2. 三维实体模型数字化预装配 DPA

数字化预装配 DPA 是一个在计算机上进行零件造型和装配的过程，可实现在零件进行加工前就进行配合检查。DPA 的成功依赖于零件设计的彼此共享。DPA 的使用将会降低设计更改成本。

随着新的 DPA 软件工具的出现，设计的职责将包括对配合面的干涉检查，其精确度可达到前所未有的程度。DPA 的目标是在发放设计以前就消除干涉现象。设计人员可存取相关设计来进行设计综合工作。实际上，这些从来就是设计员的职责，但直到现在他们尚无可利用的工具来完成上述工作。其他功能，如工程分析、材料选用、工艺计划、工艺装备设计以及用户支持等，也可存取相关设计，及早把反馈信息提供给设计员。

DPA 还将用来进行结构与系统布局、管路安装、导线走向等设计集成，以及论证零件的可安装和可拆卸性。

3. 并行产品定义 CPD

并行产品定义 CPD 是一个系统工程方法。它包括产品各部分的同时设计和综合，以及有关工程、制造和支持相关性协调的处理。这一方法使开发人员一开始就能考虑到产品生命周期

里的所有环节，包括从项目规划到产品交付的有关质量、成本、周期和用户要求等。

当 CPD 得到有效应用后，它将提供以下效益：

- 在早期产品设计中，由于工程更改单的激剧减少，设计质量将会得到提高；
- 由于把产品设计和制造的顺序方式改变成并行方式，将减少产品开发时间；
- 通过使多种功能和学科集成到产品设计过程中，将降低制造成本；
- 通过产品和设计过程的优化处理，可大大减少废品和返工现象。

除上述 3 方面的设计工作外，还有如下多方面工作与它们配合。

- 组织产品协同设计组 IPT(Integrated Product Team)。按工程运筹观点，把设计、制造、材料、财务以及其他有关工作人员组织起来，共同开发一个修改、出错和返工更少的设计。组织 IPT 可具有一次和按时(one time，on time)完成设计的优点。
- 工艺装备设计数字化定义和预装配。可利用 100%数字化定义的零件工程数据库，对工艺装备进行设计、制造和验证。
- 利用零件对工艺装备、工艺装备对工艺装备的关系进行数字化预装配。使用三维数据库来模拟零件和工艺装备的物理模型的装配，并验证它们之间的配合、功能和装配关系。
- 制造拓延数据。制造工程还要进一步标识零件的关键特性。为了安装、装配的设施以及零件的制造环境等，尚需在数据库中增加有关制造的其他信息。
- 使用数据库中的产品数据生成工艺计划和产品生产的三维图解。
- 利用工艺装备对工艺装备、工艺装备对零件的关系数据库，进行工艺装备及工艺装备之间使用的协调。
- 生成设计、制造、试验和飞机交付的综合性计划。
- 综合工作说明 IWS(Integrated Work Statement)。随着产品设计和制造工作的进展，综合工作说明不断扩充，包括工程数据(工程说明和材料表)、制造工程数据、工艺装备工程数据、财务和一些其他计划表。
- 自动报废控制 ADC(Automated Discrepancy Control)。ADC 利用电子传递、可见性、跟踪、状态、老化、签字管理等功能来缩短报废标签处理时间，并可扩充统计控制和报表的生成功能。
- 物料表 BOM(Bill Of Material)。利用联机的逻辑驱动系统——工程标准分发系统 ESDS(Engineering Standards Distribution System)，代替通常的标准和资料处理方法，可减少图纸和材料表之间的不匹配情况。
- CATIA 还可用来对地面支持设备进行三维设计和数字化装配，以及出版技术资料。

采用三维数字化产品定义的设计新方法后，从设计到用户服务支持都引起了根本性变化，如表 4.1 所列。

波音 777 飞机是波音公司第一次“无纸”设计和制造的运输机。在此过程中，波音公司扩充的 CATIA 系统功能的主要优点是改进了数据通信，使结构设计人员能与其他人员一起方便地解决设计问题。波音公司鼓励工程设计人员尽早和尽量使用 CATIA 系统，以达到共享数据的目的；使他们认识到 CATIA 系统是一个强大的设计工具，便于实现并行工程，减少设计时间和设计更改。CATIA 系统的预装配检查允许设计人员直观地看到零部件，询问是否有不协调或干涉现象；还可方便地测定间隙，确定公差，以及分析零件重量、平衡和应力等。

表 4.1　新旧方法对比表

工作类别	新方法	旧方法
工程设计	·在 CATIA 上设计和发放所有零件 ·在数字化预装配中定义所有管道、导线、电缆和绝缘隔热层 ·预装配数字飞机，以保证零件的协调 ·在数字化预装配中解决进一步的问题 ·在 CATIA 上生成生产工艺分解图	·聚脂薄膜图(图模合一) ·实物模型 ·实物模型 ·在实际飞机生产中 ·利用实物模型
工程分析	·使用 CAD 数据进行二维检查、打印，并完成分析 ·在零件设计发放前完成载荷分析	·聚脂薄膜图 ·在有效日期内完成
制造计划	·与设计员并行工作 ·定义工程零件结构树 ·在 CATIA 上建立图解工艺计划 ·在数据库中标识零件关键特征，来协助控制零件的可变性	·顺序工作 ·部分零件 ·绘制工程图 ·未做
工艺装备设计	·与产品设计员并行工作 ·在 CATIA 上设计和发放所有工艺装备 ·在 CATIA 上解决工艺装备的干涉问题 ·保证零件和工艺装备完全协调	·顺序工作 ·聚脂薄膜图 ·在工艺装备制造中解决 ·在工艺装备安装中解决
NC 程序编制	·与设计员并行工作 ·在 CATIA 上生成和验证 NC 走刀路径	·顺序工作 ·用其他系统
用户服务支持	·与设计员并行工作 ·在 CATIA 上设计和发放所有地面设备 ·利用工程数字化数据出版技术文件 ·数字化预装配保证零件和地面设备的协调	·顺序工作 ·聚脂薄膜图 ·图解法 ·在零件和工艺装备制造中解决
工作方式	设计、计划、工艺装备和其他人员的设计准备工作都在同一产品协同设计组中进行	分开在不同组织中

从总体上，波音公司认为利用这一技术的预定目标已经超过，使设计更改和返工率减少了50%以上。到1994年飞机出厂，与过去项目相比，装配时出现的问题减少了50%～80%。对于制造来说，设计更改和返工现象是影响成本的最大因素，由此可看到这些百分数的意义。波音777生产一线的工人也强调指出，数字化设计很有效，他们随便拿几个零件来装配就像玩一种积木一样方便。

4.2　产品数字建模技术及其应用

4.2.1　采用产品数字建模技术的企业运行方式

在飞机的设计和制造过程中，全面应用产品的数字建模技术就是平常所说的“无纸”设计/制造技术。“无纸”，并不是说不再需要图纸，而是意味着不再在图板上进行产品的设计工作，是在计算机上进行产品的三维数字建模、数字化预装配后，再由三维模型生成工程图纸。它相应有一整套数字化产品信息的发放、更改、跟踪和控制系统。这样，对企业的组织结构、管理方法及其运作方式产生一系列的影响。美国波音公司采用产品数字建模技术后，飞机产品的开发全过程如图 4.4 所示。下面以图 4.4 为例，对该开发全过程作一介绍。

利用产品数字化建模新方法的波音 767-X 项目一开始，根据航空公司、市场和销售提供的信息建立用户需求文档——初始工作说明 IWS(Initial Work Statements)，并把它送入客户订货说明系统 CIS(Customer Introduction/reorder System)。这些项目一旦建立起来，产品协

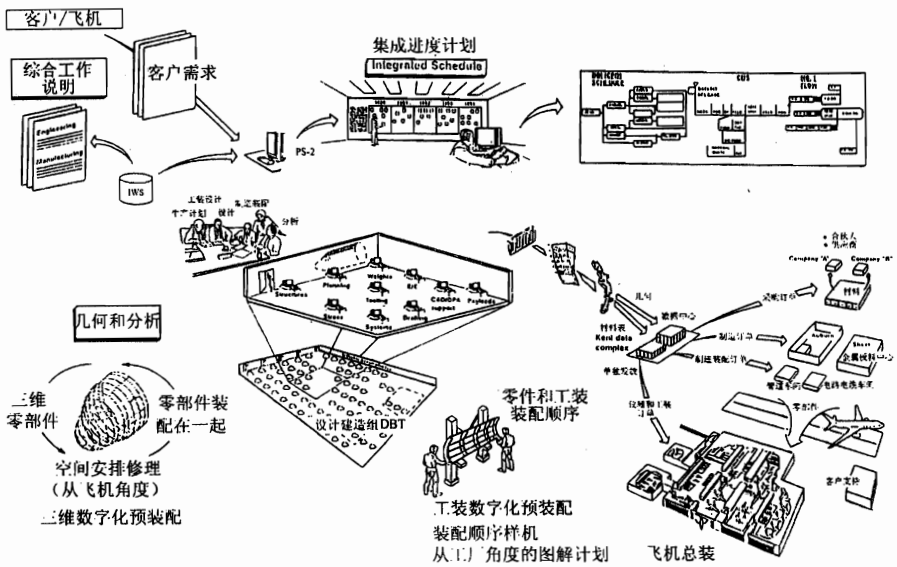


图 4.4 波音公司采用产品数字建模技术进行飞机产品开发全过程示意图

同设计组 IPT 则把初始工作说明输入综合工作说明 IWS(Integrated Work Statement)系统中，以便拟订产品设计的第一阶段工作说明，即有关产品设计的基本数据。

制造部门利用这些工作说明确定产品的初始需求日期，然后把他们所需的工作说明(有关工艺计划、工艺装备设计等数据)添加到综合工作说明 IWS 中。集成进度计划 IS(Integrated Scheduling)系统利用初始制造需求日期建立工程综合进度表。然后，制造部门确定他们的承诺进度计划 CDS(Commitment Delivery Schedule)。并利用 Puget Sound 标准流动时间，生成首架飞机一号流程图，如图 4.4 的右上角部分所示。

工程设计部门随着总的设计工作的进展，随时更新综合工作说明 IWS。每个设计员利用数字化预装配方法，在给定的空间里建立所有零件的三维数字化模型。数字化预装配类似于实物样件，要确定它们的对接界面，检查设计集成，确定有无干涉现象，安排管线系统并支持所有设计开发工作，如图 4.4 的左下角部分所示。

产品协同设计组 IPT 进行结构和主要系统的设计工作。在这一设计过程中，允许制造计划、工艺装备设计、生产车间、NC 编程、用户服务部门的成员以及协作对象、供应商等其他有关人员一起参加，如图 4.4 的中间部分所示。产品协同设计组 IPT 在此过程中，可以从制造部门的成员和其他产品协同设计组的参加者那里，获得工艺性和维护性的反馈信息。制造计划部门可利用三维数字模型生成图解计划表。工艺装备设计部门利用数字化预装配检查零件和工艺装备、工艺装备和工艺装备之间的干涉及界面配合情况。用户服务支持部门利用三维和二维数据，开发地面支持设备并进行技术文档的出版。然后由产品协同设计组 IPT 处理一系列反馈信息。最后进行干涉和配合面检查。至此，零件设计才算完成，才可把零件模型以数据集形式发放到制造部门。

这时，所有零件和工艺装备的设计被当做惟一的权威性三维和二维数据集。几何模型被送到华盛顿州的 Bellevue 计算中心，并把它们存到集成数据管理 IDM 系统中。零件表送到 Kent

Computing Complex，并把它们存入自动零件表 APL 系统中。现存的业务系统用来发送制造指令以及管道和电缆订单。100%的数字化产品定义可以由绘图机输出，以供供应商制定计划和进行概预算使用。以后这些数据还将用来驱动数控机床。

零件制造出来后，进行装配和安装工作。若还有少数零件有问题，则由工程设计组或产品协同设计组 IPT 负责对零件重新评审设计，然后作适当修改，再重新进行数字化预装配来检查干涉和配合情况，并发放设计。

飞机制造完成后，进行飞行试验。鉴定合格后，再交付给航空公司。用户服务部门支持飞机在它生命周期里的整个工作。

4.2.2　基于产品数字建模的工程设计过程

4.2.2.1　建立飞机数字化内部轮廓 DIP

飞机产品工程设计从公司的销售和市场部门获取的用户需求信息开始。飞机总体设计组经过对飞机的航程、所需燃油、载客量、总体性能及制造成本等进行分析后，得出的数据就作为进行初步产品数字建模(或称为数字化产品定义)的依据，并建立飞机总体定义，它包括飞机的描述文档、三面图、外形气动布局和飞机内部轮廓图，如图 4.5 所示。飞机内部轮廓图包括系统

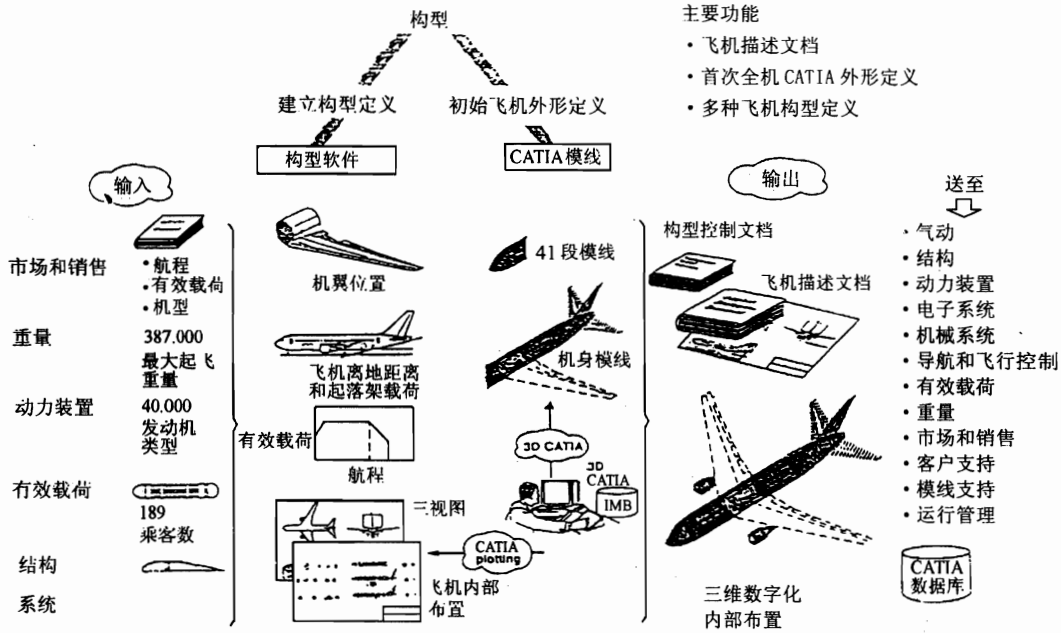


图 4.5　飞机总体设计

安排、空间分配和高速外形线等。通常将飞机内部轮廓图绘制成二维图形，现在设计人员把它建成三维实体模型(在 CATIA 系统上)。这个三维实体模型被称为数字内部轮廓 DIP(Digital Inboard Profile)，如图 4.6 所示。DIP 代表了波音公司初始的一级数字样机。样机仍沿用传统的飞机制造概念，如第一章中所述。DIP 的模型数据是由各工程部门提供的。所有结构和各种系统都分别构造成三维实体模型，由飞机总体设计组把这些三维实体模型综合起来，进行适当的调整并扩充一些新内容，即进行初步的数字化预装配；同时，飞机气动组开发出飞机的气动

外形，利用 CATIA 系统的曲面造型功能来描述飞机的最终外形定义，并把它存储起来。

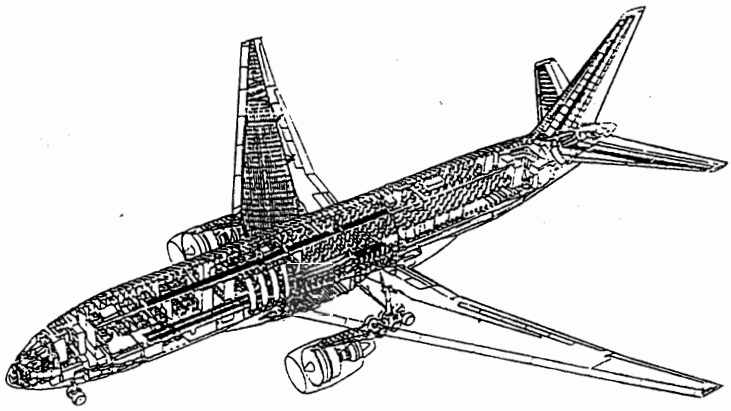


图 4.6 飞机数字内部轮廓模型示例

4.2.2.2 建立数字样机与数字化预装配 DPA

波音公司从波音 767-X 项目开始，利用 CAD/CAM 系统进行数字化产品定义工作。工程设计部门负责对每个零件进行三维数字建模，接着进行数字化预装配，即建立数字样机（也可称为电子样机）。通常的 1 级和 2 级实物样机被在计算机上进行的数字化模拟预装配所替代。1 级、2 级和 3 级样机（见图 4.7）的术语是代表按通常标准划分的设计过程不同的阶段。采用数字化预装配技术后，因产品的设计进程大体相同，所以，仍旧采用这一术语来说明产品开发的不同阶段。一般说来，所有零部件的数字模型应尽可能设计得精确。在早期设计阶段，在快速研究飞机总体布置期间最好能保证使用 1 级和 2 级类型的实体模型，而为生产发放的产品设计应该是零部件的精确数字模型。

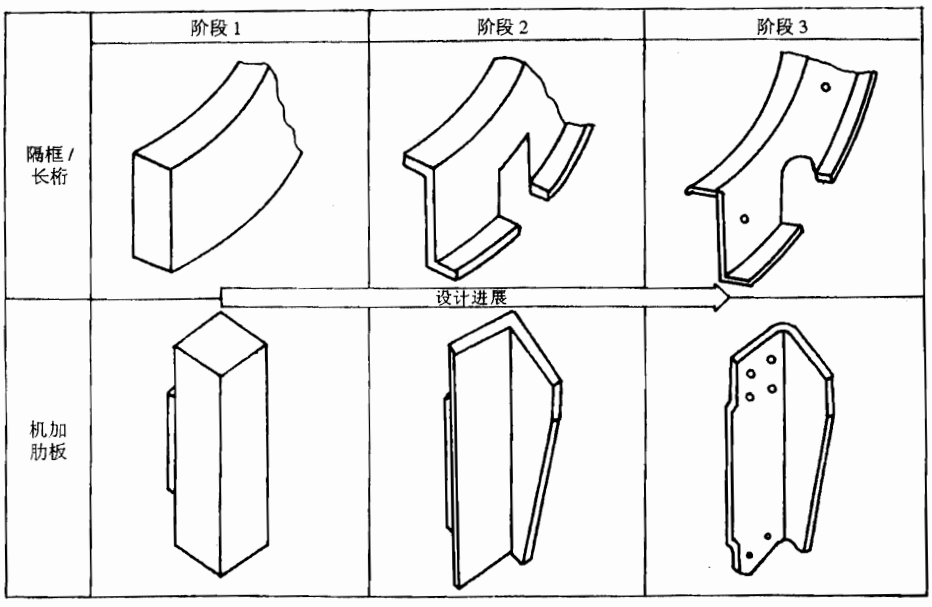


图 4.7 数字样机定义

对数字化预装配 DPA 的有关术语说明如下：

(1) 第 1 阶段数字化预装配(1 级数字样机)。 在此阶段建立零部件的基本形状和包容空间，并协调各工程设计组之间的空间位置安排的飞机空间定义。1 级数字样机用来支持所谓的“初步结构和系统界面定义”的飞机设计工作。4.2.2.1 条中所述的三维实体数字内部轮廓定义构成了 1 级数字样机。

(2) 第 2 阶段数字化预装配(2 级数字样机)。在生产设计数据集发放之前，第 2 阶段数字化预装配为工程部门用来进一步进行产品开发，验证设计构型等。已经用它对飞机结构设计和不同设计组之间的界面进行了协调，零部件外形已确定下来，但还未进行详细设计。在这一阶段，DPA 的工作进展主要体现在，为飞机的可达性、可维护性、可服务性、足够的可靠性、价值工程、人机工程以及支持装备的兼容性等进行了尽可能的详细设计，但尚未进行详细的装配和安装设计。大家所熟悉的有关飞机的制造工程，如工艺装备设计以及描述装配顺序的工艺计划，正在进行之中。波音公司称此阶段为“结构的系统贯穿和主要支撑定义”的设计里程碑。

(3) 第 3 阶段数字化预装配(3 级数字样机)。在此阶段，对详细设计零部件进行完整的数字化预装配，诸如对有关飞机上的管道系统、导线束、控制电缆、绝缘毯、空气管路、燃油管线、液压管路、导线夹压板、角片支架、紧固件和连接孔等制造和安装进行最后计算机描述。这就完成了最后阶段的数字化预装配设计工作，使所有工程数据在发放之前即可解决它们之间的干涉问题。

向用户介绍飞机的数字化预装配模型将不断更新，直至飞机最后交付。进行上述数字化预装配设计后，工程部门一般不再要求制造传统的 1 级、2 级和 3 级实物样机；但对于飞机部分内部系统和构件高度密集的区域，如飞行驾驶室面板和旅客上方的救生系统等，还须制造实物样机。这些部分的实物样机并不是为零部件的工程设计所需，而是用来进行产品验证和安装的工作环境试验。

系统的工艺计划和零件定义都要达到足够详细，以使所有的结构界面和相互贯穿都能被定义，并能及时配合结构设计的初步发放。所有绝缘毯、各种管线、液压系统、环境控制系统、燃油管路、用水和排水系统软管、供氧系统以及构件安装界面等都被定义建模，以便在结构发放的数据集中都能很好地安装并贯穿配合。它们的界面都被定义，以支持结构的首次发放。

数字化预装配 DPA 是一个过程，它利用很多有关计算机模型的文件，其中包括零部件布置、装配和模型安装。当设计人员、系统分析人员、工艺计划人员以及工艺装备设计人员需要时，就可以把这些模型组装起来，在计算机上完成飞机的装配模拟工作。对所有零部件都构造成三维实体模型，用来检查设计集成的各种状态、干涉和界面对接情况。整架飞机的所有干涉情况可以标识出来，并在预装配过程中解决干涉问题。飞机的预装配规模受计算机的计算能力和存储空间大小的限制，所以一般可以分段进行。一个产品数字化预装配过程大体上经历以下几个阶段：

- 创建模型。 设计人员利用三维实体元件，在三维空间中建立产品的空间布置和安装模型。
- 共享模型。 设计人员通过软件输入有关有效性信息和位置数据，即可进入三维零部件模型库，共享产品模型信息。
- 管理 DPA 数据。 DPA 行政管理人员检查模型的内容、格式和特征数据，将附带模型创建历史的复制模型存入共享文件中，以备设计组成员需要时使用。

- 查找模型。设计人员可在给定范围里查找所有零组件。可根据所需零组件的位置和有效性从数据库中找到它们。
- 检查干涉。设计人员可通过数字化预装配 DPA，来检查飞机某部分的干涉情况，并验证界面的匹配、孔的轴线对准和空间区域安排等情况。
- 解决存在的问题。设计人员利用联机操作的返回文件，来传送模型中存在的问题；通过通信和协调解决所有发现的问题或关心的问题。
- 再共享设计。经过上次数字化预装配后，被修改的模型再次进入共享数据库。这样一次又一次地进行反复循环设计，直至完成所有零组件的设计并能将其很好地装配在一起。

另外，在数字化预装配中，设计人员要综合从工程分析、测试和制造中返回的大量信息。因此，数字化预装配模型的数据管理工作极其繁琐且工作量极大，需要有专门一个组来进行数字化预装配的行政管理工作。这个组管理 DPA 的共享模型，并要确保所有模型使用者很容易对模型进行存取，在数据发放时进行最后工艺过程的检查。

4.2.2.3 主尺寸表面 MDS 定义

飞机气动部门的技术人员，对气动布局、气动性能、稳定性和可控制性进行研究后，确定飞机的最终气动性能，如飞机性能、飞行速度和航程、飞机的有效载荷、飞行性能和控制系统要求等，并确定飞机的气动外形（包括机翼形状、整个机翼和发动机短舱的外形）。模线设计组（仍沿用原有名称）人员利用上述气动设计结果、飞机数字内部轮廓模型 DIP 和结构数据，在 CATIA CAD 系统上建立飞机的气动表面定义，称为主尺寸表面 MDS（Master Dimension Surfaces），如图 4.8 所示，类似于我国的飞机外形数学模型。这架飞机三维外形数字模型和它的数字内部轮廓模型合在一起组成了三维数字化产品定义。这一数字化产品定义代表着一个十分有意义的变化，它可以直接起到三维飞机模线的作用，并可用于三维飞机零组件的定义构型，也可用于后续的制造、工艺装备设计、产品检验和数控加工编程等环节。

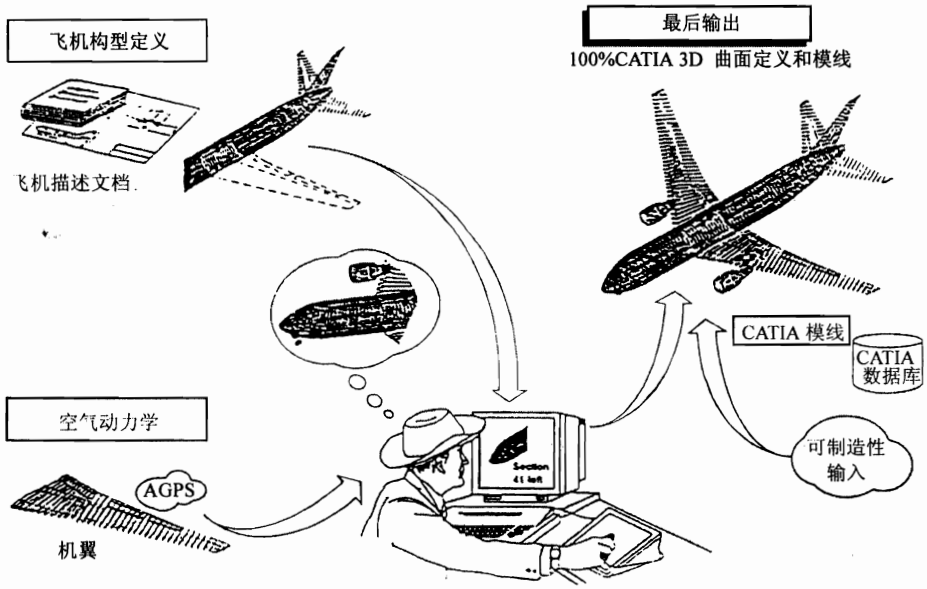


图 4.8 主尺寸表面 MDS 定义

主尺寸表面定义完全由计算机生成，并作为数字控制的 CATIA 三维曲面定义存储在数据库中。它对每一块曲面都标识有数字和修改版本字母，以便于后续的设计和制造环节中各部门的技术人员调用。

4.2.2.4　几何结构设计和零件表生成

在飞机的主尺寸表面 MDS 定义和数字内部轮廓模型 DIP 构成的飞机数字化产品定义（如图 4.9 中所谓“三维透明飞机”）的基础上，进一步对零组件进行结构设计。作为一般规则，此阶段的所有零组件都应构造成精确的三维实体模型（见图 4.10）。但是，也应根据当时的技术水平、设备能力和设计周期等条件，在产品协同设计组成员间进行协商，来确定是否对全部零组件都要设计到每个细节。例如，将来要加工掉的零件的内部倒圆角，以及一些不可卸连接件的孔等可以省略。另外，有些零件，如蒙皮、长桁和鼓包等，当构造成实体模型时，若技术上有困难，也可以通过在产品协同设计组内协商例外处理。把这些零组件的实体模型再进一步进行数字化预装配，进行零件对零件和零件对工艺装备的设计集成，检查所有零组件配合情况，进行重量分析，检查维护的可达性，检查是否有异常情况，是否满足功能需要等。同时，结构设计人员还应考虑所有系统在结构中的贯穿、连接件的位置、支架分布和过渡表面等多种情况，以及是否有干涉和留有必要的间隙。然后再由三维实体模型生成二维工程图纸，并标注尺寸和公差等，构成惟一的授权数据集。

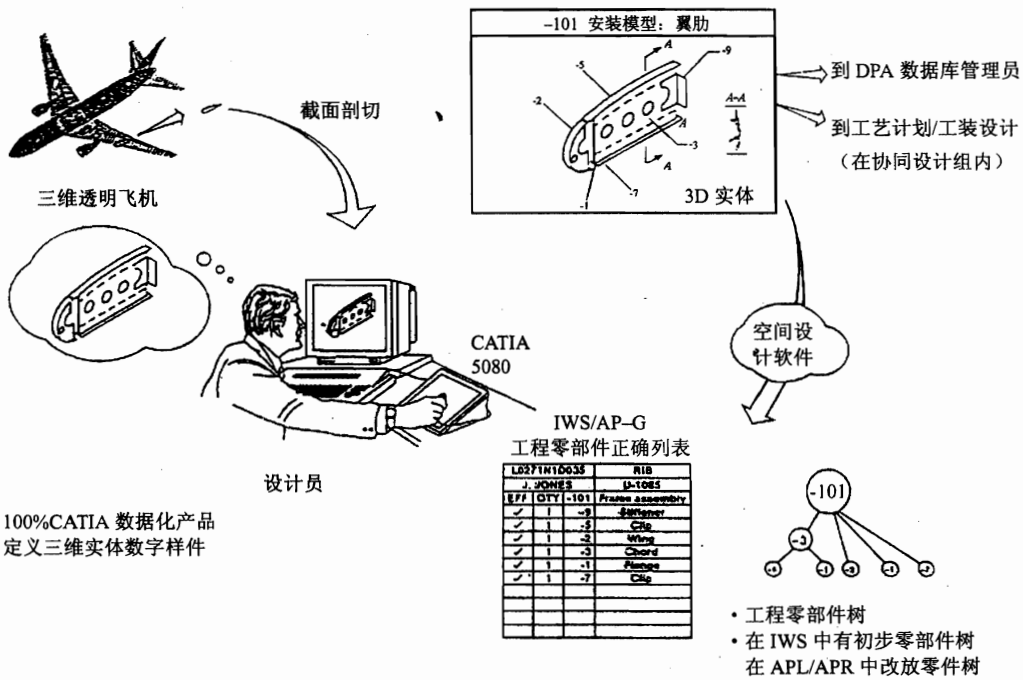


图 4.9　几何设计和零件表生成

在此设计阶段，设计人员在产品协同设计组 IPT 中与分析、制造工艺、工艺装备设计、材料、客户服务和其他相关人员一起工作。设计人员一方面听取他们的反馈意见，改进产品的设计；另一方面也协助他们的工作，支持他们制定制造计划（包括关键特征和定位计划），一起作

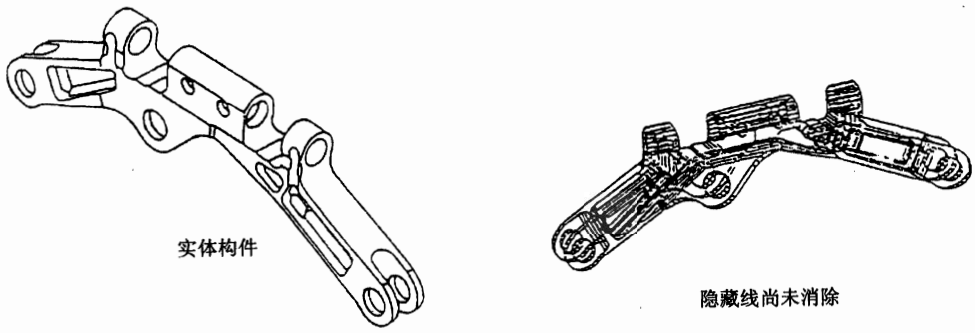


图 4.10 零件的实体模型

出是公司自己制造还是外购的决定，共同确定装配的要求等。此阶段还有一项重要的设计工作，即设计人员和制造工艺人员共同商定如何建立和控制产品零件树(产品结构树)，如图 4.9 右下角部分所示。现阶段的工作都是在产品协同设计组 IPT 内进行的，其工作结果体现在综合工作说明 IWS 中。此时，产品设计尚未发放。

当结构设计人员进行了详细设计，且每个零组件的几何形状和尺寸正确无误后，把产品的几何定义(三维实体模型和二维图形、数控加工表面信息，以及机构运动模拟信息)存入到数据库，并由集成数据管理 IDM(Integrated Data Management)系统进行管理。同时，对于在综合工作说明 IWS 中的产品结构树以及其他相关的工艺信息，则通过自动零件表生成器 APLG (Automated Parts List Generator)，将其输入到自动零件表系统中，如图 4.11 所示。由此可知，产品的设计结果体现在两个方面，一方面是产品的几何信息，它存储在 IDM 系统中的数据集中；另一方面是产品的非几何信息，包括产品结构树和工艺信息，它存储于 APL 系统中。当然，这两部分信息是密切相关、不可分割的；否则，产品信息就不完整。这两部分信息的相关性是通过产品图号或零件号来实现的。它应由统一的系统来管理。在后面章节中论述的产品数据管理系统将用于实现这一功能。

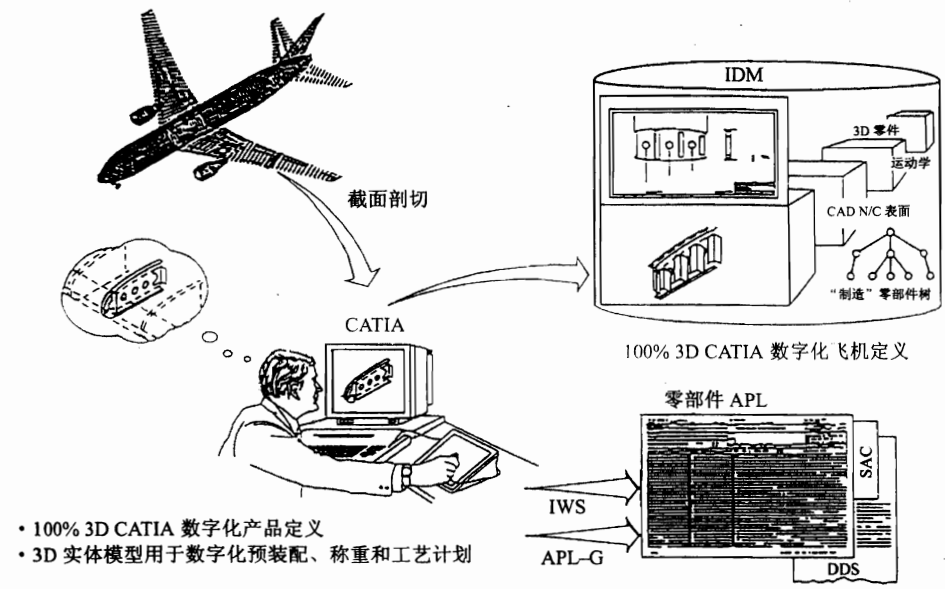


图 4.11 结构设计

4.2.2.5　产品数字建模的其他相关工作

飞机的产品数字建模除了上述产品外形和内部结构的三维数字定义外，还有很多系统数字建模和其他的相关工作。

与飞机形状和结构密切相关的绝缘毯设计就是飞机产品数字建模的重要工作之一。绝缘毯包裹在整架飞机的内侧壁上，用来防潮、隔热和防噪音等。它们的形状各异且块数多。例如波音 767-X 民航机上，绝缘毯就有 2 500 块之多，且 50%绝缘毯的形状各不相同，依附在不同的零件上。采用三维数字化定义后，不仅可省去三维实物样件，而且可以将它们展开后进行计算机辅助排样下料。这样，最大限度地减少了废料和返工现象。

数字化预装配技术为飞行驾驶舱的设计提供了很方便的条件。可以进行人机工程设计，包括布置飞行仪表板，分析驾驶员视觉范围，设计飞机控制的操作，确定黑匣子位置，设计驾驶员救生系统等。也可省掉 1、2 和 3 级实物样件。还有环境控制系统中的各种系统，如空调系统、冷却系统等，其各种管线和相关设备的布置和安装，也用类似方法进行设计。对于多种液压管路，利用数字化预装配方法可方便地进行管路的布置和安装，不仅可省去三维实物样件，而且其管路数据可直接用来驱动数控弯管机。

为了加速设计进度，提高工作效率，波音公司预先开发了标准零件库。典型的标准件有连接件、紧固件、垫片、垫圈、轴承、液压系统管接头和夹紧件。还可存储公司制造工艺信息，这样设计人员在设计过程中，在计算机系统上可以直接提取它们。利用成组技术，对飞机上已用过的零件也建立一个库，这样，设计人员只需修改所要零件的几个参数就可设计出新的零件。设计步骤如下：① 依据外形检取零件；② 选择特征；③ 输入相关尺寸；④ 考察零件库中的选择项；⑤ 选择零件并评审几何；⑥ 使用原有的零件或修改已用过的零件。这样，使用已有零件，可以省掉重新进行工艺计划、工艺装备设计和制造、数控编程以及其他一些有关发放一个新零件的耗时费工的工作。

4.2.3　基于产品数字模型的制造工程

飞机的制造工程大体上是与飞机的设计工作同时展开的，制造技术人员和设计员在同一产品协同设计组中并行工作。

4.2.3.1　产品结构分解和关键特性的确定

在飞机产品的初步设计阶段，飞机的三维数字模型还是单一的整体模型。此时，制造技术人员需要和设计人员(包括客户)一起，共同研究确定怎样把飞机整体模型分解成部件、组件和零件，以及基于这些零组件的装配件和安装件，直到最后如何将飞机装配出来，如图 4.12 所示。设计人员、工艺计划人员和工艺装备设计人员共同进行详细的设计改进、车间工作中心的工作分解，以及其他有关制造工艺的研究和准备工作。

工艺人员和设计人员在产品协同设计组 IPT 里还有一个重要工作，即共同确定零组件或装配件的关键特性 KC(Key Characteristics)，如图 4.13 所示。对零组件不可能按指定的尺寸正确无误地制造出来，制造出的零件尺寸一般在所标尺寸的允许公差范围内。这些公差就是零组件的关键特性。但并不是一个零件上的所有尺寸和形状都是关键特性。关键特性的数量和范围对以后减少零组件的制造问题有着十分重要的意义，对产品的最后性能和疲劳强度也有很大影响；因此，确定关键特性的工作极其重要，要慎重进行。在产品协同设计组中的每个成员(设计、制造、工艺装备、材料等部门的代表)都有权参与确定大多数结构件的关键特性。在制造

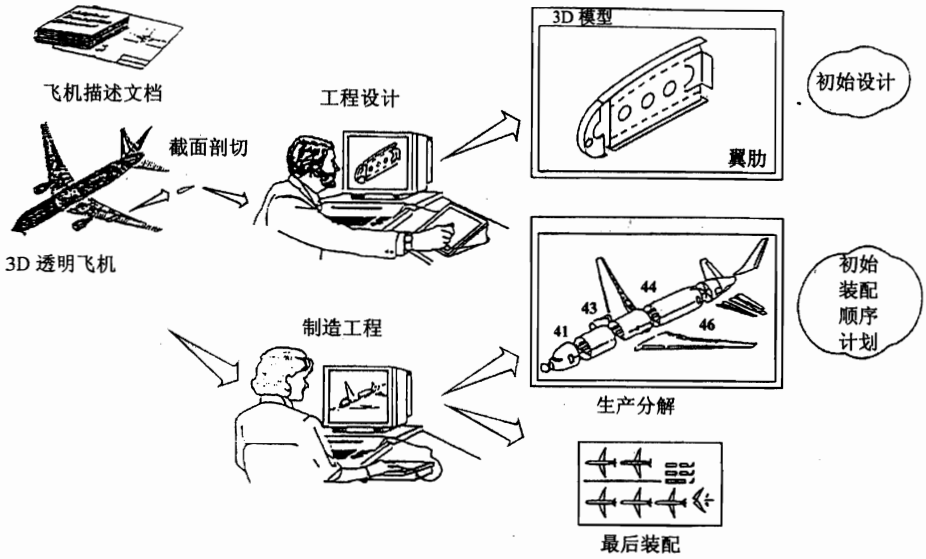


图 4.12 产品结构分解

过程中，由零件组装成组件，再由组件装配成部件。从这一关系可知，关键特性也是一个树形结构。它们之间是相互影响的，是由上到下逐步定义的。因此，对于在零件制造过程中的加工定位、在装配过程中定位基准的选择以及工艺装备的确定等，都应细致考虑其关键特性。

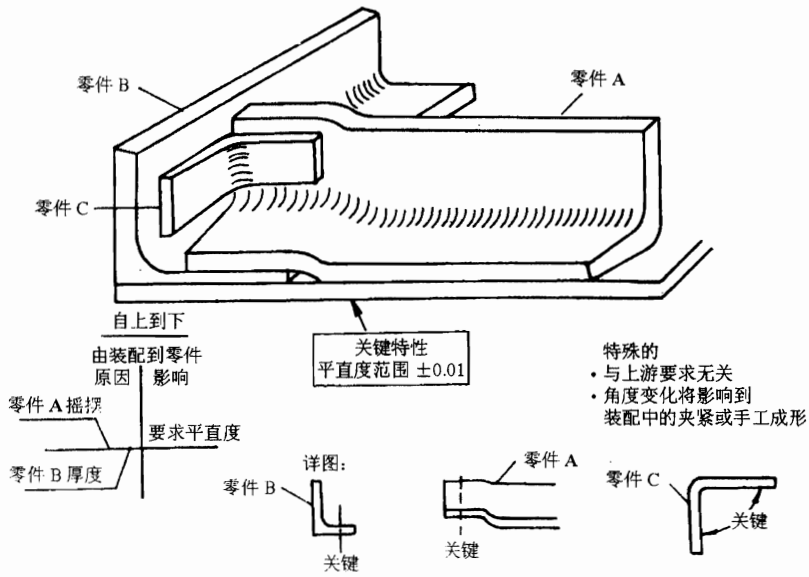


图 4.13 关键特性示例

4.2.3.2 三维工艺装备设计与工艺计划

工艺装备工程部门在开始工艺装备设计时，是与制造工程部门一起来共同确定重要定义表面和尺寸(包括零部件发放以前标识的关键特性)的。工艺装备设计与产品设计一样，也首先是进行三维建模(实体模型)；然后工艺装备设计人员利用三维零部件模型进行工艺装备的数字化预装配，检查零部件对工艺装备、工艺装备对工艺装备是否有干涉和留有足够的空间，如

图 4.14 所示。这样，大大改进了装配的可行性，并可以直观显示装配过程，从而减少了零部件和工艺装备设计的更改现象。工艺装备设计人员在产品协同设计组中，是同产品设计及工艺计划人员并行工作的。工艺装备设计人员检查所设计零件的可生产性，协助标识零件的关键特性，且能很方便地把产品设计人员所关心的、与他们设计产品有关的信息（如可生产性、定位表面、尺寸和公差等）返馈给他们。这些返馈信息就溶入到产品设计中，从而可减少产品设计发放后的补充更改工作。

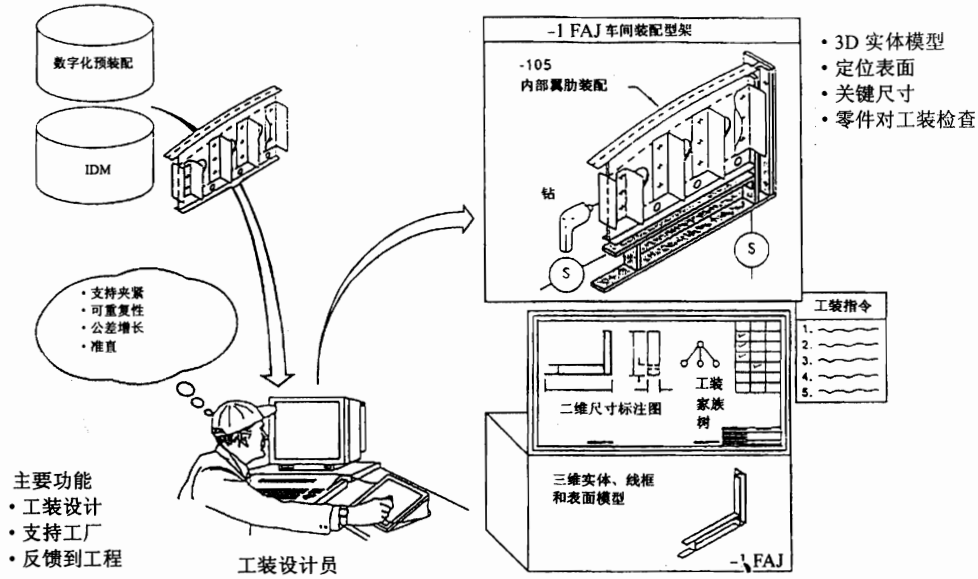


图 4.14　工艺装备的三维建模

工艺装备是一种机械装置，它们支持着飞机零部件制造和装配的全过程。工艺装备的范围很广，包括各种模具、机加卡具、装配型架、标准工艺装备、运输装置、脚手架、测试设备、专用钻孔设备和刀量具等。工艺装备部门还要负责在整个飞机制造过程中对工艺装备的配套、维护和检修工作。

零件工艺设计人员确定零件因制造过程的需要而留有的余量、导孔和其他要求，如图 4.15 所示。零件在制造过程中不同阶段的状态可以存放在不同的层（layer）中，以方便使用。这些工艺数据与产品设计数据一起组成了单一产品定义包，即制造拓延数据集 MED（Manufacturing Enhanced Dataset）。它需要设计、工艺计划和工艺装备设计人员共同签字才有效。

4.2.3.3　数控加工和工厂车间布置

产品的数字化定义过程给数控加工程编人员一个很好的机会。即在产品设计发放之前，他们就可以在产品协同设计组中构造数控加工表面，定义零件数控加工所需的线框和表面模型，并且可以在计算机上进行数控加工过程的模拟，验证所设计的走刀路线是否正确。这种数控程编人员、产品设计及制造工艺人员在一起商定的数字化产品定义，已经考虑到数控加工过程的各种问题，包括：零件的表面定义是否有利于数控加工，加工过程中是否有工艺问题，是否有刀具干涉和过切等情况。这种数字化产品定义发出后，将有利于提高生产效率，减少设计更改和返工现象，对缩短整个制造周期也十分有利。

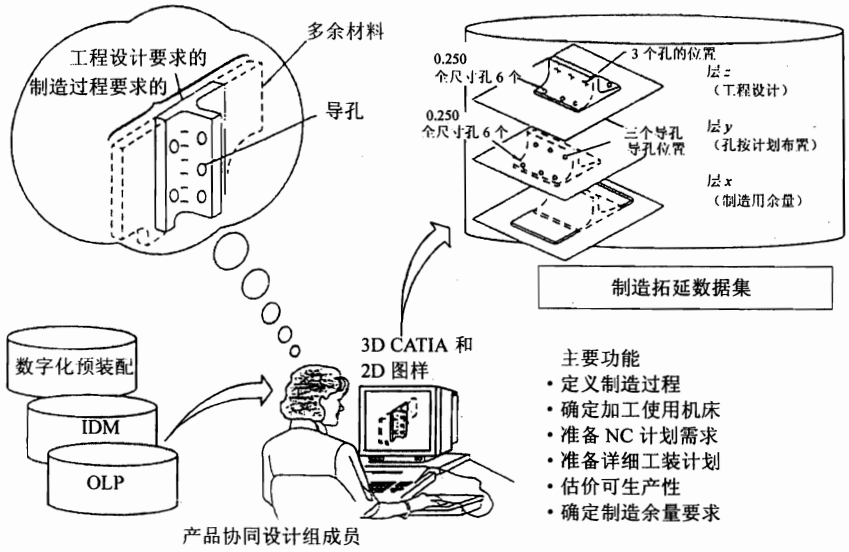


图 4.15 零件工艺设计

制造工程部门在定义产品零组件和工艺装备的三维数字化模型的同时，还可以构造整个车间的三维模型。这样，在计算机上可以模拟零部件直至整架飞机的装配过程，验证零组件对工艺装备和工艺装备对工艺装备的界面、工艺装备的机构运动情况、运输设备在车间内的移动甚至整架飞机在工厂内移动情况。

利用数字化方法进行工厂的车间布置，可以实现下列目标：

- 在飞机装配过程中可以进行静态和动态的干涉检查；
- 进行装配工人的视界检查；
- 在进行数字工艺装备设计的同时，可以进行定位和配合检查；
- 进行实际的装配过程（包括安装顺序）的可视性检查；
- 利用数字化样件可以方便地绘制生产图解和各种维护手册；
- 校验关键特性；
- 可以在计算机上进行实际生产中人员和设备的可达性检查。

4.2.3.4 客户支持服务

在产品协同设计组中，客户服务部门的人员有机会和工程设计人员并行工作，利用 CAD 软件在计算机上构造地面支持装备 GSE（Ground Support Equipment）的三维实体模型。客户代表可以在计算机上进行地面支持装备的数字化预装配，检查地面支持装备与飞机零部件之间的配合和使用情况，如图 4.16 所示。

客户支持部门还可以充分利用工程设计和工程制造部门建立的三维产品数字模型，进行技术出版物的图形（例如产品的三维分解图（也称爆炸图）和各种手册中的三维图形）准备工作。原来用手工绘制图形时，这一工作极其费工耗时，且成本很高。现在采用数字化技术，不仅提高了效率，而且图形精确，能完全反映工程设计的实际数据，如图 4.17 所示。

4.2.3.5 硬件可变性控制 HVC 和质量管理

硬件可变性控制 HVC（Hardware Variability Control）是一种用来管理由于零件制造的偏差而引起的更改、出错和返工的方法。它是通过尽量减少零部间的段面划分和综合考虑控制零

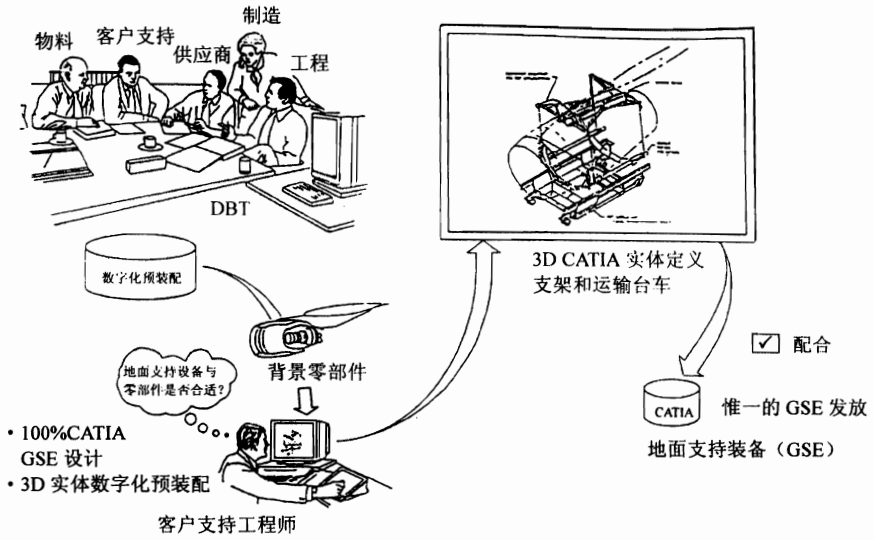


图 4.16　地面支持设备设计

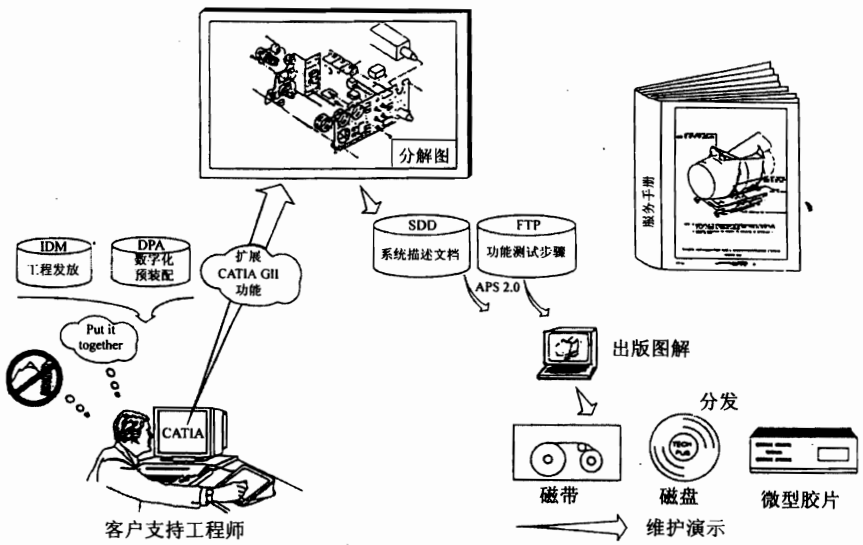


图 4.17　技术资料出版工作

部件关键特性的选择方法来实现的，并利用两个有力的质量杠杆——关键特性和统计过程控制 SPC(Statistical Process Control)来完成。

采用硬件可变性控制在产品协同设计组里拟订制造界面管理计划 MIMP(Manufacturing Interface Management Plan)。该工作首先确定飞机的段面控制图。它把整架飞机按级分解成安装件和装配件，再分解成零组件，并按照飞机的实际建造过程来标识装配界面和零部件的关键特性，如图 4.18 所示。关于硬件可变性控制 HVC 详见 8.2.2 小节。

这一方法主要是为满足制造可变性控制 MVC(Manufacturing Variability Control)的需要而产生的。它利用了 80/20 原理，即 80%的装配界面问题是由于 20%的零件问题而引起的。因此，产品协同设计组负责标识关键特性 KC，利用它来控制硬件的可变性(偏差)，将这些数

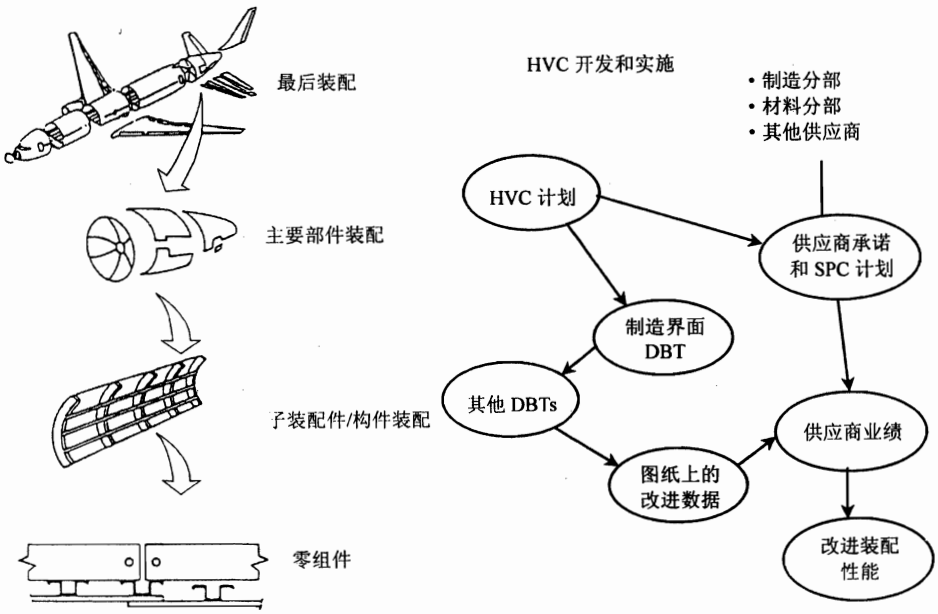


图 4.18 硬件可变性控制 HVC

据记录在产品设计图纸上，并针对这些要求与供应商们进行协调。供应商们则利用统计过程控制 SPC 方法，来为产品协同设计组提供反馈信息，并验证它的一致性。

在产品协同设计组中，质量控制计划人员与制造工程师一起，根据首件检验要求等制定产品检验计划、校核计划和一致性计划等，并负责检验工程设计履行各种制造标准情况，评审由工程设计、工艺计划和工艺装备设计人员在 CAD 系统上产生的数据集，最后还须通过国家航空管理部门的审查。质量控制的检查人员会同车间技工和电工等人员，检查在产品设计和制造过程中，这些质量计划是否按规定完全得到执行。

4.2.4 工程设计数据的发放和管理

4.2.4.1 数字化产品模型内容

数字化产品模型的重要内容之一是数据集。它包含零部件的三维实体模型和相应的二维视图（通常的工程图纸）。视图可以由绘图机输出，供后续环节中各部门使用。线框模型和表面模型是为工厂数控加工提供零件加工表面的定义数据、零部件对接面的几何数据。不管是线框、表面还是实体的数据，它们都分别存放在 CAD 系统模型的不同层上，都包含在数据集中。数字化产品模型除上述数据外，还有很多与产品直接有关的设计、分析、制造工程数据，如重量和应力分析数据、飞机外形模型、产品结构树、飞机安装和装配过程模型，以及最后的各种设计文档等，如图 4.19 所示。这些数字化产品模型的数据都统一存放在数据库中，由集成数据管理系统 IDMS 负责存储、建立关系和提供各种类型数据（工程设计、制造工程和工艺装备设计等）的构型控制，并可通过多种介质（网络、磁盘、磁带等）进行产品数据的发放。

4.2.4.2 工程设计数据的发放

工程设计数据的发放和控制由公司的一个专门单位负责。为准备工程设计数据的发放，产品协同设计组中的设计人员把产品数据（包括 CAD 系统的数字模型）传输到 IDM 数据库中，

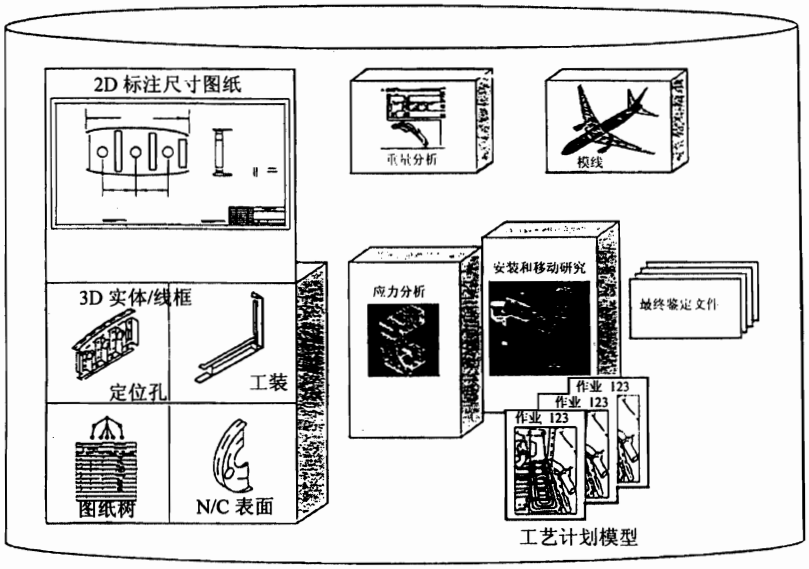


图 4.19　CAD 系统的数字化产品模型内容示例

并将这些数据设置为冻结状态，以便数据被各部门共享。这种数字发放包有 CAD 系统生成的模型，其中包括产品的三维实体数字模型、二维图形数据和其他后续环节需要的数据，如产品零件表数据等。在数据发放前须办理电子批准手续，列出发放包的内容；同时，还须检查发放包内容的完整性、发放授权、相应的数据集特征的入口，以及程序是否与批准的要求相符，带标注的图形是否能被绘出，最后数字化预装配干涉检查时是否有问题等。然后，通过多种介质进行产品数据的发放，如图 4.20 所示。

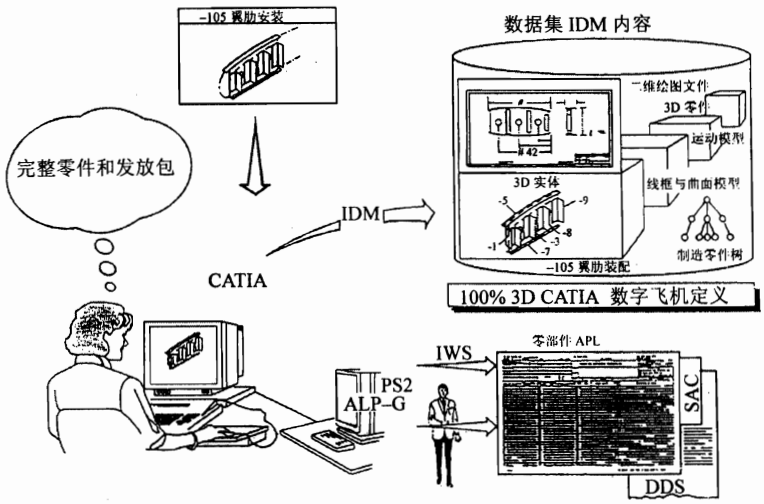


图 4.20　工程设计数据发放

每一个数据集中的内容是类似的，其格式是标准的。它是惟一的零部件几何定义授权。数据集中有零部件的等轴侧图、各视图投影及尺寸标注。它们可以通过绘图机绘出，以便用于车

间生产和一般质量检验，甚至用于供应商的估价和投标等。

产品的零件结构树应尽可能按实际装配和安装的工艺过程给出，以便消除工艺构型号。

工艺装备设计数据的发放过程和工程设计数据的发放过程大体相似，如图 4.21 所示。在工艺装备的数据集中也包括三维实体数字定义和二维工程图纸，它也是工艺装备设计的惟一授权。在产品协同设计组中，工艺装备设计人员在与其他成员协商的基础上，还给出工艺装备材料需求、设备要求、协调单和量规卡片等。

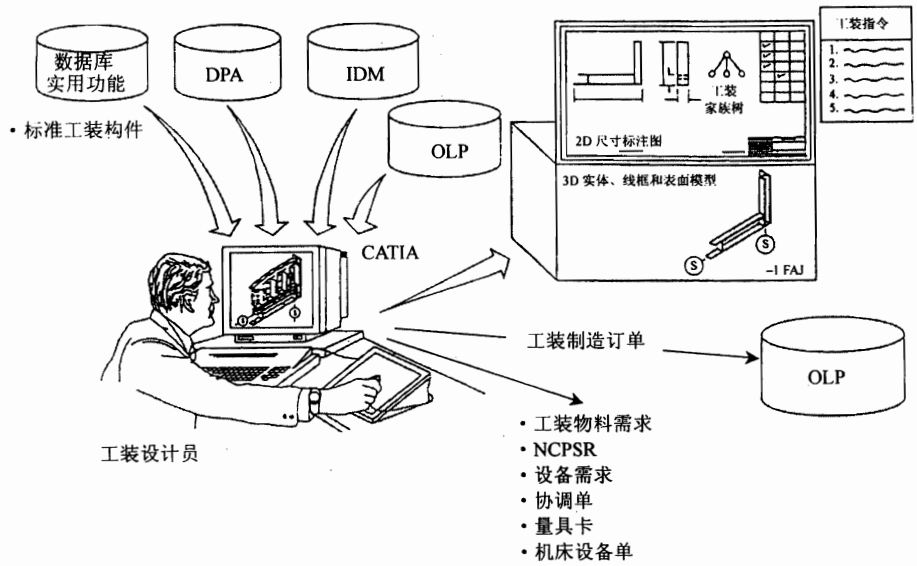


图 4.21 工艺装备设计数据发放

4.3 基于数字化产品定义的制造工程计算机系统

飞机是一种最复杂的高技术机械、电子和控制一体化产品。它的零部件数量巨大；装配层次多、关系复杂，所需工艺装备品种繁多；为适应市场需要，设计更改频繁，同型号机种又有多种不同构型，因而造成生产的组织和管理工作头绪太多；零部件又有自制件、标准件、外购件和外协件等不同类型；每架次飞机有严格的交付日期，生产又有节奏安排。因此，在飞机制造过程中，生产进度计划、零部件采购、各种工艺装备配套、库存管理、成本核算、能力安排以及零部件短缺处理和跟踪都是很困难的工作。每个飞机制造公司在长期工作经验积累的基础上，都有自己成套的计算机系统。波音公司制造工程的计算机系统如图 4.22 所示。

在波音公司庞大而复杂的制造工程计算机系统中，大约有 800 多个专用的软件。这些软件在数千台工作站和上万台微机上运行。在图 4.22 所示的计算机系统中，仅表示出几个主要的功能模块。大体上有制造装配工艺系统、进度计划系统、订单系统、库存管理系统、零件短缺处理和跟踪系统等。而且，只有对产品进行全数字化定义后，这些内容和结构各不相同的子系统才有可能集成在一起，组成一个庞大而统一的计算机系统。该系统的数据源头是产品协同设计组的工作结果综合工作说明 IWS。IWS 中有产品结构、制造工艺、工艺装备设计等信息，由它

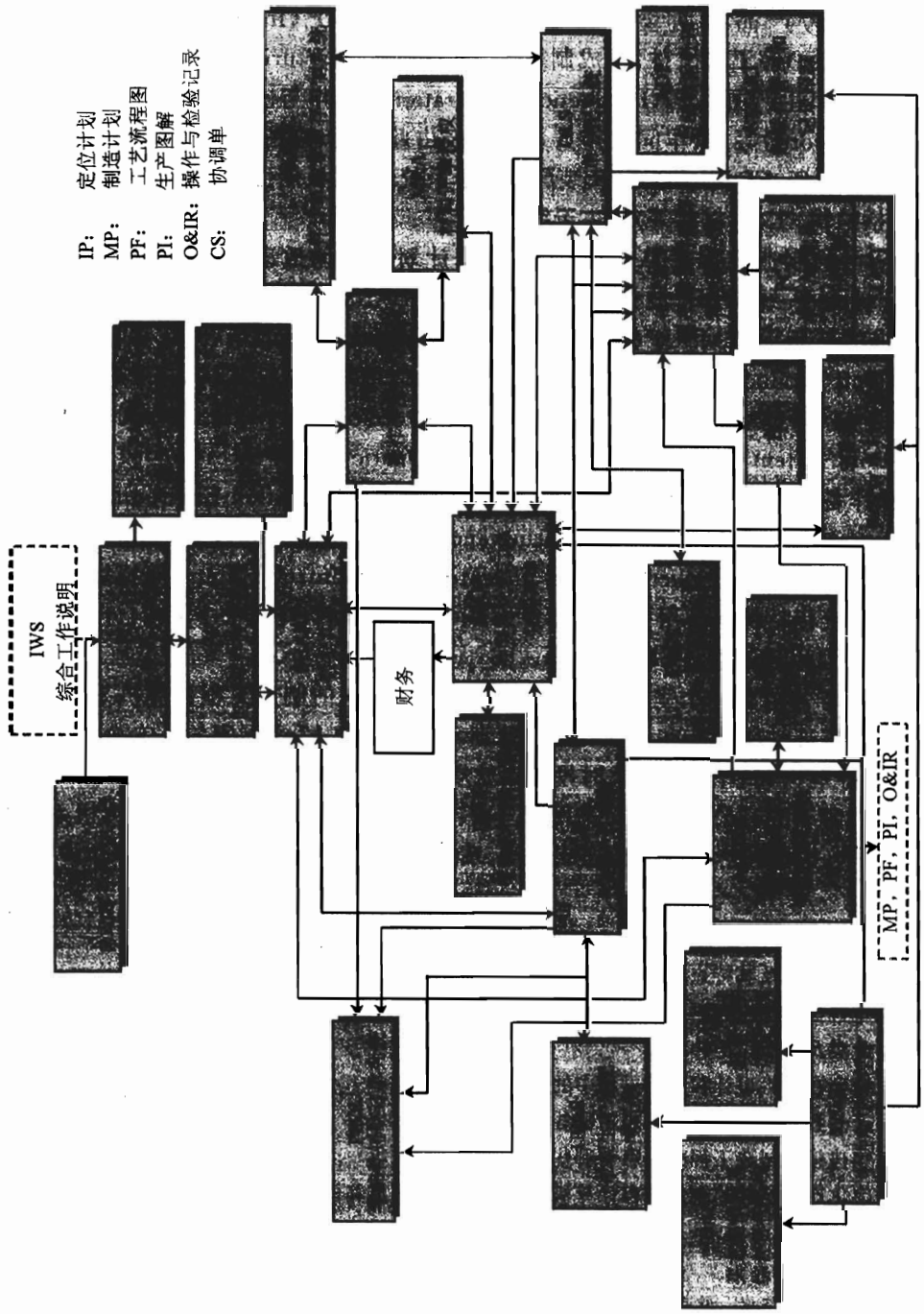


图 4.22　波音公司的制造工程主线计算机系统

进一步生成自动零件表 APL。在 APL 中有详细的零部件结构、制造方法、工艺规范以及有关材料参数等多项信息。经自动零件发放 APR 系统后，产品信息可以供公司各职能部门共享。

制造工程部门从数据共享 SHARE 系统中取得产品信息后，通过制造装配和安装数据系统 MAIDS，并参考产品协同设计组制定的定位计划 IP（Index Plan）和协调单 CS（Coordination Sheet）等工艺文件，生成制造计划 MP（Manufacturing Plan）以及工艺流程图 PF（Process Flow）、生产图解 PI（Production Illustration）、操作与检验记录 O&IR（Operation and Inspection Record）等，供车间生产人员使用。由此可见，在图 4.22 中，从 APL 系统经 MAIDS 系统生成 MP、FP、PI 和 O&IR 装配工艺子系统，是飞机制造工程中生成、传递和控制产品数据（包括结构、工艺、材料等）的主干线。

在波音公司的制造工程计算机系统中，进度计划系统包括进度需求和订单分析系统 SROA、在线计划系统 OLP、波音自动进度系统 BASS（Boeing Automated Scheduling System）、主进度更新程序 MSUP（Master Schedules Update Program）和单架生产装配进度计划 UPAS（Unit Production Assembly Schedule）等；订单系统包括 SROA、采购控制联机系统 PCOS、进度订单列表系统 SOLS（Scheduled Order Listing System）、订单分配系统 OLS（Order Location System）和自动数据处理 ADP（Automatic Data Processing）模块等；库存管理系统包括操作备用构型环境 OSCE（Operation Spares Configuration Environment）、备件订单和零库存控制系统 SONIC（Spares Ordering and Non-stop Inventory Control）、生产/零部件库存和控制系统 PICS（Production/Parts Inventory and Control System）等模块；零部件短缺处理和跟踪系统包括操作备用构型环境 OSCE、零部件短缺订单列表 PSOL、订单分配系统 OLS 及短缺件管理和记录跟踪 SMART 等。

正是由于波音公司有一个完整的、基于数字化产品定义的制造工程计算机系统，使波音 777 的 13 250 个零部件能分布在美洲、欧洲、亚洲和大洋洲的 13 个国家的 545 个工厂中进行生产，并且能很好地将其装配起来，按时投入到航空市场中。

本章大致说明了波音公司在全面采用产品数字建模技术后，其制造工程计算机系统的基本概念、框架结构、内容和产品数据传递状况等。系统中的详细内容将在以后章节作详细说明。

思 考 题

（1）产品几何模型的种类及其特点有哪些？
（2）产品数字模型包括哪些内容？
（3）产品特征的分类及其作用是什么？
（4）产品数字化模型在飞机设计和制造过程中的特殊意义是什么？
（5）波音公司的产品数字建模技术应用包括哪些内容？
（6）基于产品数字建模的制造工程的内容有哪些？
（7）阐述基于数字化产品定义的制造工程计算机系统的框架结构及其内容。

参 考 文 献

1 唐荣锡. CAD/CAM 技术. 北京：北京航空航天大学出版社，1994
2 唐荣锡. 计算机辅助飞机制造. 北京：航空工业出版社，1993
3 范玉青，冯秀娟，周建华. CAD 软件设计. 北京：北京航空航天大学出版社，1996
4 陈祝林. 产品设计与三维 CAD 系统. 上海：同济大学出版社，1996

5　范玉青. 产品三维数字化定义在波音飞机公司的应用. 航空工艺技术，1996(2)
6　范玉青. 波音公司的无纸设计/制造技术. 计算机辅助设计与制造，1996(6)
7　赵新力. 现代飞机设计与制造工程的一些新技术新方法——访美国波音公司. 航空工艺技术，1995(3)
8　BCAG. Preferred process overview—— 3D digital product definition. 1989

第五章　并行工程在飞机制造中的实施

5.1　并行产品定义 CPD

波音公司并行产品定义 CPD(Concurrent Product Definition)是把当前的产品设计和它们的相关过程(包括产品制造和支持服务)集成在一起的系统工程方法,也就是前述的实施并行工程。这一方法试图促使产品开发人员从整体出发,考虑产品生命周期里的各种因素,从概念设计直至质量控制、成本、进度和客户使用要求等各种相关问题的处理。波音公司在波音777的研制工作中就实现了这一战略设想。其组织形式有一个大的突破,把原来的顺序(串行)研制过程改成并行研制过程,如图5.1所示。把过去的产品开发 PD、设计 D、分析 A、发放 R、计划 P、工艺装备 T、数控编程 NC 和产品控制 PC 等顺序进行方式改成并行方式,即把工程、计划、工艺装备、制造、材料、质量控制、财务和客户支持等方面组织在一起,共同进行产品设计。这里的设计是广义的。波音公司在波音777的研制中,打破了按职能划分的组织形式,按上述并行工程思想改成依据功能(如机械、电气、结构、载荷和综合等)划分的设计建造组 DBT(Design Build Team)。在波音737改型设计中,又进一步改成按产品(如机翼、机身和动力系统等)划分的产品协同设计组 IPT。将来计划采用按过程管理的组织方式,将能发挥更高的效能,如图5.2所示。

5.1.1　CPD 的主要内容和关键因素

波音公司的产品协同设计组 IPT 进行并行产品定义 CPD 工作所实现的主要内容如下:

- 结构和系统设计工作同时展开,并支持设计发放日期的分析;
- 尽早并不断地从所有 IP 成员那里取得反馈信息,以便改进设计;
- 关键零件的详细设计、装配和安装计划工作在设计发放前同时完成;
- 当发放零件设计时,关键工艺装备设计也已完成;
- 在产品设计发放时,预先完成 NC 计划和它们的程序设计;
- 在工程发放以前有更多的产品设计数据,这些数据反映了作为即将投产飞机的主要信息,包括自动零件表 APL 和几何数据(几何模型和图纸);
- 并行地开发地面支持装备、验收合格后的文档、功能测试规范和用户使用的技术出版物等。

并行产品定义的目标,是使 IPT 的成员在同一个任务中工作到足够详细的地步,以保证项目的后续环节得到满意的要求,而没有出错、更改和返工现象。要达到这一目标,组织并行产品定义有如下6个关键因素:

- IPT 的成员由来自结构、重量、分析、动力、载荷、电子、液压、工艺装备、飞行控制、绘图、财务、CAD/DPA(数字化预装配)支持、客户服务、质量保证等部门人员组成。他们是各功能部门的全权代表,而且强调他们必须在同一房间里工作。在 IPT 中分核心成员和支持成员两种。

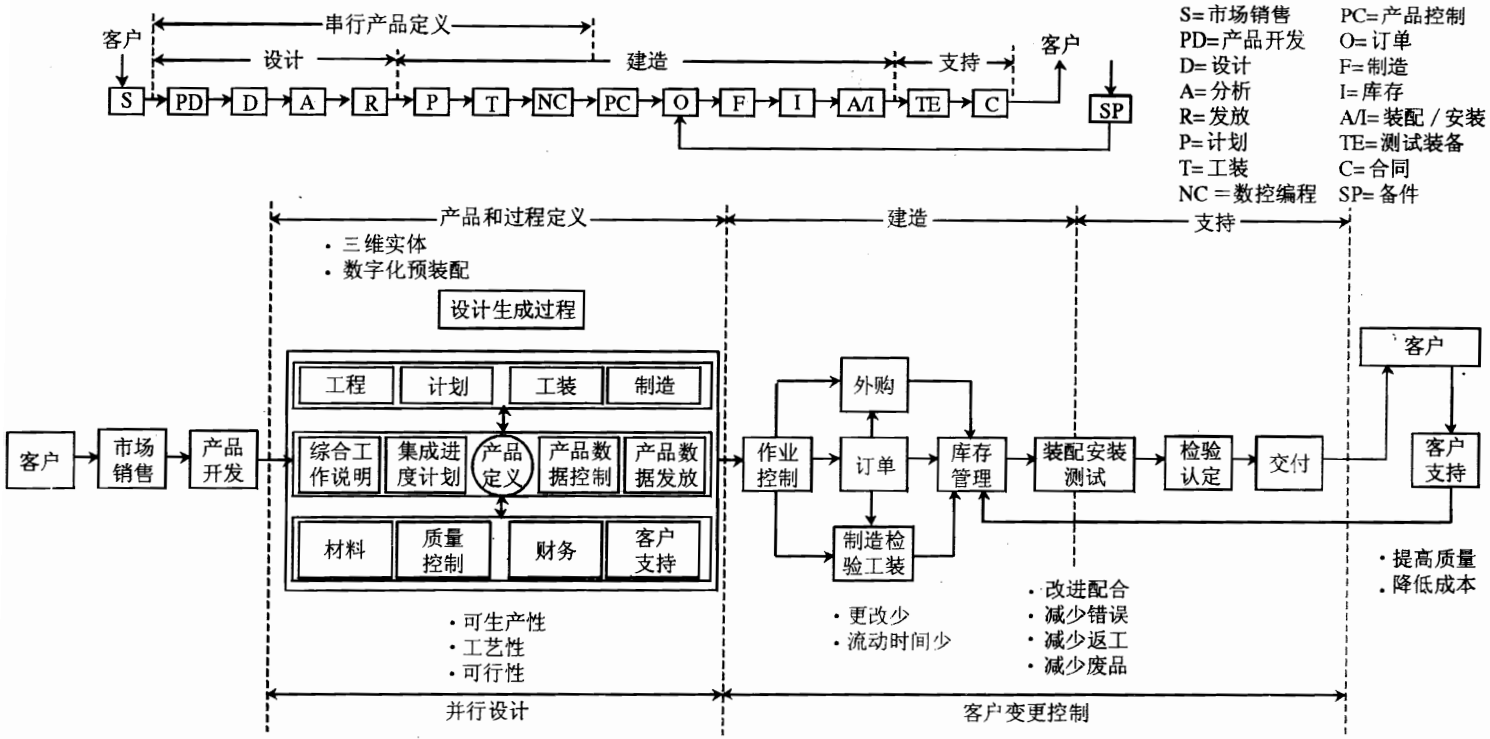


图 5.1　顺序和并行两种产品定义方式比较

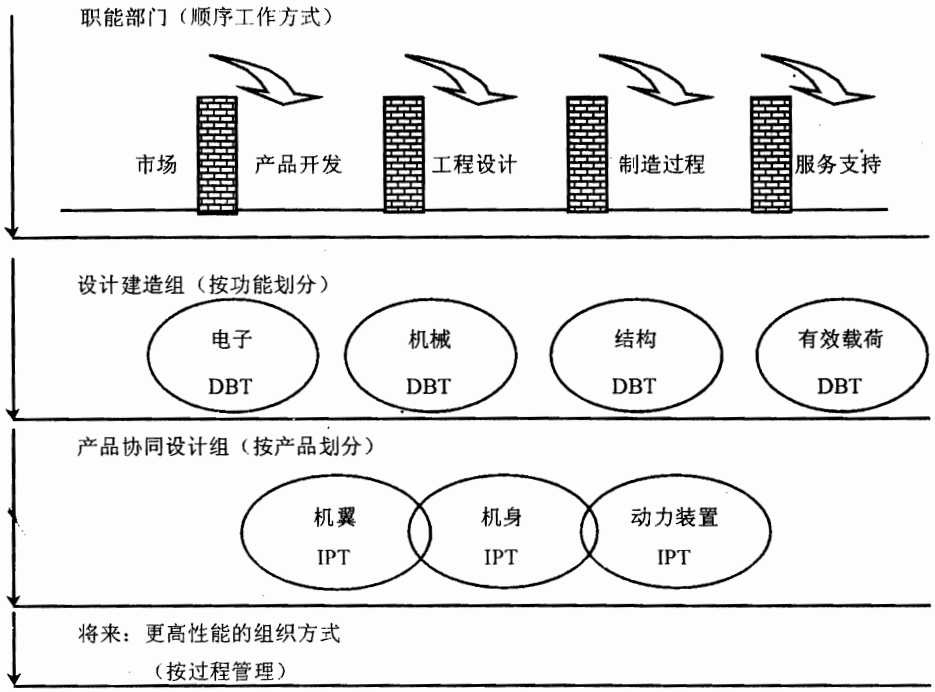


图 5.2 并行工程组织方式的演变过程

- 在 IPT 每个成员心目中，必须具有对整个项目或产品高度负责的精神，即必须关心产品设计、制造、装配和服务各个环节。
- 因为在产品开发过程中，对 IPT 的成员随着工作进程应进行适当的调整，所以，在组织并行产品定义时，对工程设计、制造工程、工艺装备设计、工业工程等人员的需要应做一个计划。
- 对产品的几何设计、综合工作说明、零件表、工艺计划、工艺装备设计、NC 编程和检验计划等，要经过 DBT 或 IPT 全体成员评审通过后才能发放，且要 IPT 成员在有关文件上签字后才有效。
- 在 IPT 工作中，通过综合工作说明 IWS 文件协调，对所有任务，包括产品设计、工艺计划、零件制造、工艺装备设计、飞机的装配和安装等，制定彼此衔接的统一的进度计划。
- 要有按需求组织 IPT 的支持性组织机构。

5.1.2 综合设计评审

综合设计评审 IDR(Integrated Design Reviews)是实现并行产品定义的重要组成部分。产品协同设计组 IPT 用它来保证在产品设计发放前，完成所有有关设计构件的研究、几何、分析、图号树、工艺装备设计依据和数控加工表面确定工作。评审工作还将扩充并行产品定义的循环，有效地改进产品设计质量。

参加综合设计评审的各方面代表在不同发放阶段定期开会评审。他们在产品定义发放前评审所有的设计工作。在进行综合设计评审时，不仅有全体 IPT 成员参加，还有来自质量控制、材料供应、产品服务等部门以及合作者和供应商等多方代表。他们还定期碰头评审最新的

构型状态或提出更改建议。

下面就工艺装备设计过程中3个阶段评审内容进行说明。

1. 初步设计评审

当工艺装备设计工作进行到25%左右时，应进行一次初步设计评审。初步设计评审将评审下列内容：

- 设计要求；
- 工程设计信息(产品模型及图纸)；
- 制造方案；
- 装配定位方案；
- 材料类型；
- 最大轮廓尺寸；
- 夹紧方式；
- 要求提前期较长的工艺装备材料；
- 说明关键特性KC的硬件可变性控制HVC。

2. 重要设计评审

当工艺装备设计工作进行到大概50%的时候，要进行重要设计评审。重要设计评审，将评审如下内容：

- 对工艺装备详细设计(如材料表、尺寸、内容和容差等方面)的初步审查；
- 关键特性KC的硬件可变性控制HVC；
- 数控加工要求；
- 工艺装备使用说明。

3. 最后设计评审(设计批准)

最后设计评审主要是检查工艺装备设计是否符合设计规范要求，是否采纳了前次的设计评审建议，然后决定工艺装备设计能否被接受。这时，工艺装备设计大概完成到90%，工艺装备工程经理(或指定代表)将通过协调单(coordination sheet)表示批准设计。最后设计评审的内容如下：

- 审查前次的评审建议是否解决；
- 审查工艺装备设计的校对过程；
- 审查工艺装备使用说明书；
- 获得设计工作组的一致同意；
- 发放工艺装备设计。

通过最后设计评审后，设计人员须按阶段评审的要求，写出评审内容及有关问题的解决方案，并请各参加人员签名，表示一致同意通过最后设计评审。

5.2　并行产品定义的组织方式

飞机设计过程大体分概念设计、初步设计和详细设计等几个阶段，即设计工作是逐步由粗到细的过程。设计建造组DBT也按这一过程组织。由于波音777是一架全新设计的飞机，其设计过程完全体现了这一思想。在波音777设计过程的早期阶段，仅有下列几个设计建造组

DBT：总体飞机集成组、飞机系统集成组、机头和主座舱飞机集成组、非压力舱机身机翼集成组、结构和发动机集成组、飞行舱集成组。

在波音777飞机研制最高峰时曾组织过238个DBT，总共成员有8 000余人。其中工程师6 000名，他们分别在4 000余台计算机工作站上做设计工作，交换产品数字信息。这些工作站与IBM主机系统联网，可以说是世界上规模最大的计算机系统。在波音777 41舱段的DBT中，就有重量、结构、绘图、有效载荷、计划、工艺装备设计、推进系统、飞行控制、电气、分析、财务、飞行面板、环境控制、液压系统、CAD/DPA支持、客户服务和质量保证等部门人员组成。

美国原麦道公司也采取了类似的组织形式设计军用战斗机F-18E/F。此项工程分别在原麦道公司的425台CAD/CAM工作站和诺斯罗普-格鲁门公司的310台CAD/CAM工作站上进行。EDS公司在UG Ⅱ软件上做了大量的开发工作，建立了虚拟产品开发环境，以便于设计建造组的设计工作。这些设计建造组对30 000个以上飞机构件进行了协同设计和评审工作。

5.2.1 IPT的组织方式

DBT的组织方式在波音777飞机的研制过程中取得了明显的效果。DBT在工程设计发放以前，找到并消除了12 000处矛盾问题。为此，波音公司在波音737-700的改型研制过程中，在吸取DBT的经验基础上组织了IPT。它是按产品(机身、机翼、发动机短舱等)组织IPT的。整个波音737-X研制项目的组织机构如图5.3所示，最上层是项目经理，经理下面有3个

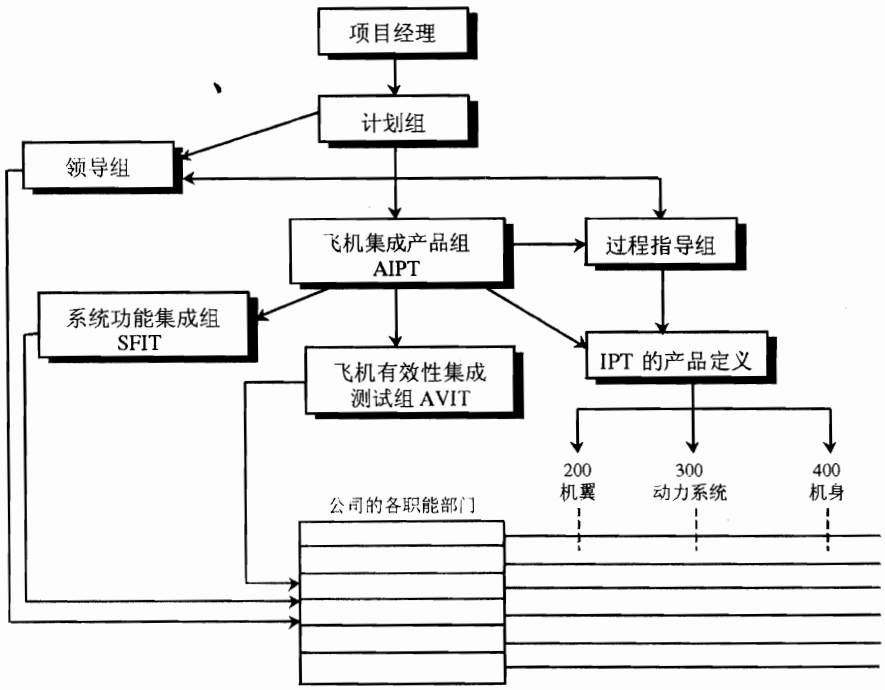


图5.3 波音737-X研制项目的组织机构

负责管理和协调工作的组织：

· 计划组 负责确定任务目标和重点项目，处理各种倡议及批准项目实施过程的资源

配置；

- 领导组　保证项目内各项工作的通信联系和协调；
- 过程指导组　负责指导和贯彻波音 737-X 项目研制的优化过程。

下面说明负责业务的各 IPT 的工作内容。

1. 飞机集成产品组 AIPT

由图 5.3 中可以看出，飞机集成产品组 AIPT(Airplane Integration Product Team)位于整个波音 737-X 项目组织机构的核心位置。它负责飞机在设计阶段的全部集成活动，包括系统、结构、制造、质量保证等。当波音 737-X 由工程设计转到生产阶段时，AIPT 将改变其成员、功能。在图 5.4 中可以看出 AIPT 的组成。其成员有总工程师，机身、机翼和动力系统的 IPT 负责人，以及质量控制和生产方面的技术负责人。他们的职责是：负责全机级的飞机数字化定义、数字化预装配的评审，负责初步设计、重要(关键)设计的阶段性评审，负责图号树、各大部件之间的连接、检测的集成、安全性的分析和评审；提出需要控制的关键特性、生存性分析、气动平滑性；定义更改控制的责任制、集成级的任务分解结构等。

2. 系统功能集成组 SFIT

系统功能集成组 SFIT(Systems Functionality Integration Team)是在 AIPT 下面负责抓飞机系统和功能集成的一个综合性组。

飞机系统是指航空电子系统(含飞行面板)、电气系统、环境控制系统、燃油系统、飞行控制/液压系统、起落架系统、有效载荷系统和动力系统。

功能集成包括决定和实施一个合适的系统结构、功能管理接口，确认和查证系统要求和性能特征(包括设计的鲁棒性)，指导各层 IPT 来保证各系统和分系统的设计与整个飞机级的设计是一致的和协调的。其任务是应用系统工具方法并在波音 737-X 的 IPT 环境内，开发出一个符合总体要求、平衡协调的整个飞机系统，图 5.5 中的虚线框内表示了 SFIT 的组成。

3. 飞机有效性集成测试组 AVIT

飞机有效性集成测试组 AVIT(Airplane Validation Integrated Test Team)的任务是定义、计划并完成实验室、地面和飞行实验以搜集数据，用来确认飞机是否达到设计要求。

4. 生成产品定义的 3 级 IPT

3 级产品协同设计组 IPT 是产品定义(设计)的主体，如图 5.4 所示。IPT 大体上分成 3 个层次：

- 第 1 层为 3 大部件，即机身/尾段、机翼和动力系统，各有一个 IPT 负责；
- 第 2 层为由以上 3 大部件分解的若干段件，每一个段件由一个 2 级 IPT 负责；
- 第 3 层为进一步细划的构件(或组合件)，由大量的 3 级 IPT 负责每个具体构件的设计工作。

IPT 的成员来自各公司的各职能部门(专业机构)，如工程、生产、质量控制、市场销售、财务管理和器材供应等。图 5.6 所示为以机翼为实例的产品定义 IPT 组织形式。IPT 的大小和工作内容是依据产品的工作分解结构 WBS 而设定的。

5.2.2　IPT 的运行环境和工作方式

每一个 IPT 要有一个经过批准的合同，其中含有任务要求、所负责产品的详细描述、需要进行的各项工作、最后的工作结果(图纸、数据等)以及 IPT 的组成名单。采用了 IPT 的组织形

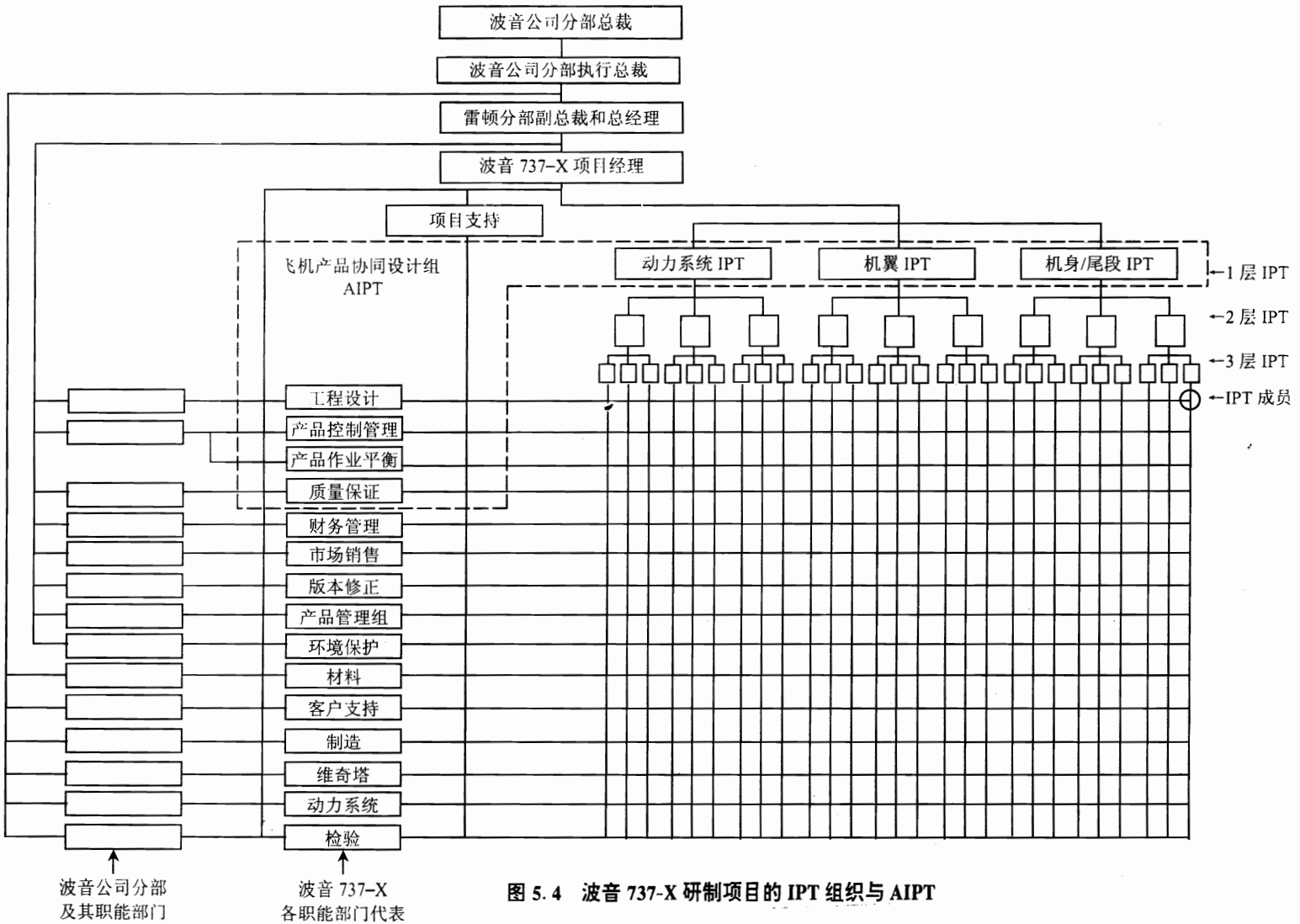


图 5.4　波音 737-X 研制项目的 IPT 组织与 AIPT

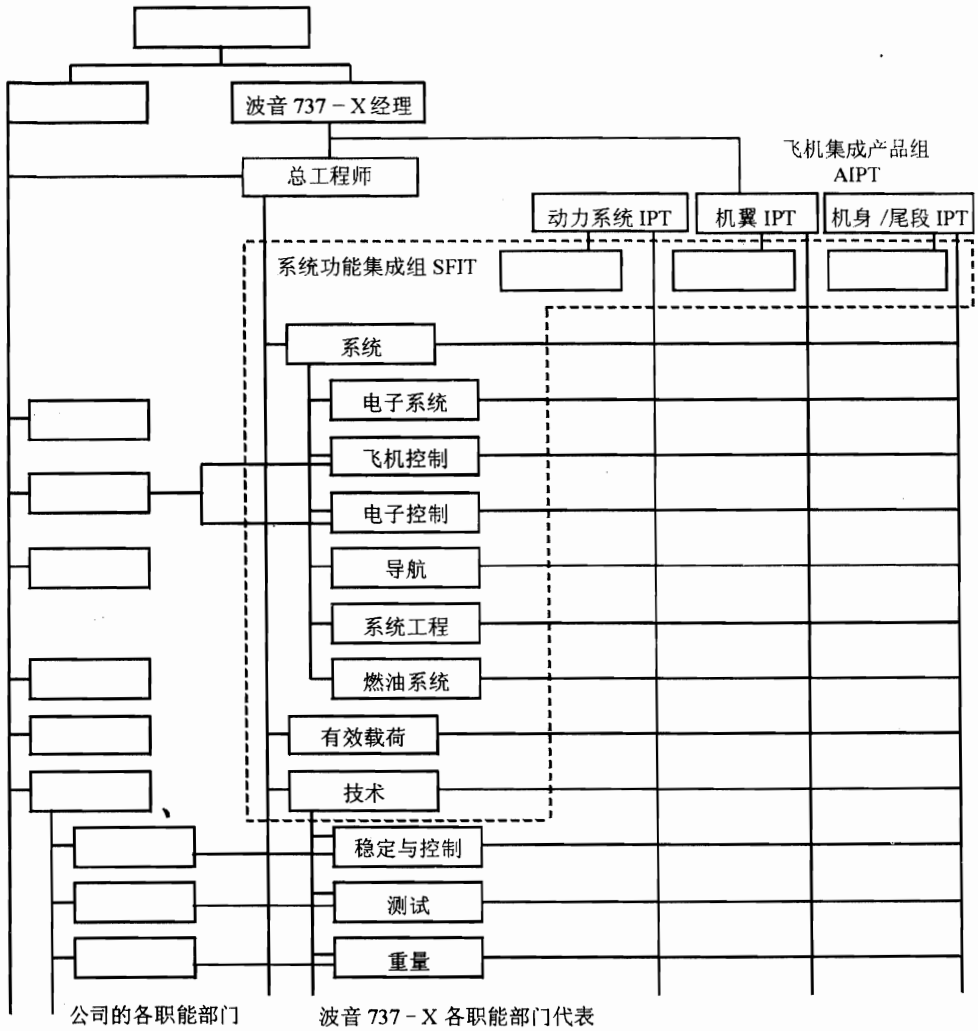


图 5.5　波音 737-X 研制项目的系统功能集成组 SFIT

式带来了在人员、预算、资源配置、工作分工以及对工作表现的考核等一系列管理上的改变，可以说是一次管理制度上的重大改革。

并行产品定义不仅有严密的组织 IPT 的层次结构，而且有一系列的良好工具、有效的管理方式和一整套的措施相配套，如图 5.7 所示，它是波音公司进行并行产品定义的并行工程轮，是实施并行工程必不可少的工作环境。

在图 5.7 中，产品协同设计组 IPT 位于并行工程轮的轴心位置，它起综合控制和协调的作用，也体现了并行工程以人为中心的新的生产组织原则。波音公司的并行工程轮有 8 根辐条，分别表示为数字化产品定义 DPD、数字化预装配 DPA、数字化工艺装备定义 DTD、数字化装配过程设计 DAS、有效性配套管理 ETM、综合工作说明 IWS、集成进度计划 IS 和硬件有效性控制 HVC 等。这是支持波音公司实施并行工程的支柱性配套技术措施。并行产品定义在 IPT 内是反复循环、逐步深入细化的滚动工作方式。下面简要地把它的关键工具和方法作一说明。

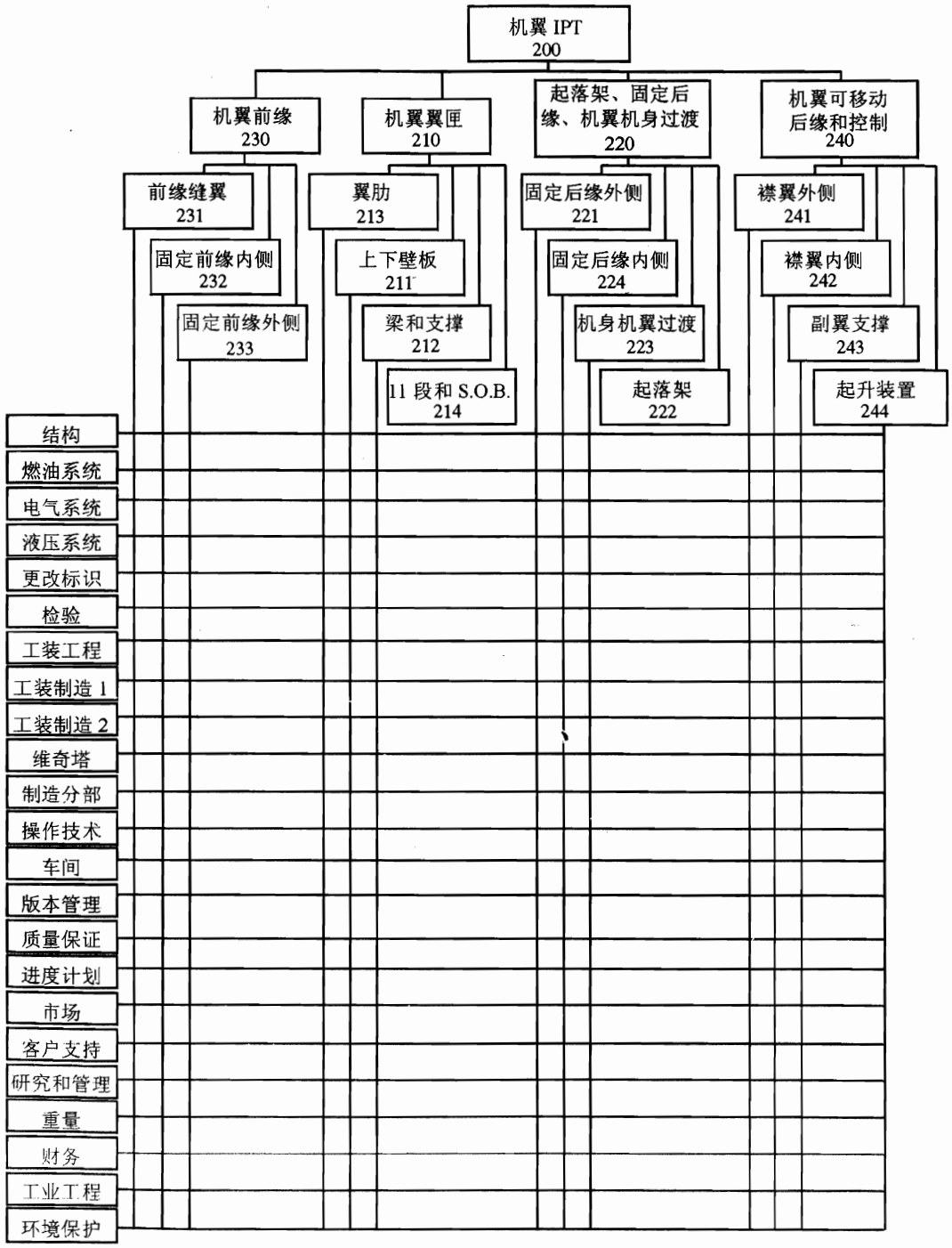


图 5.6 机翼 IPT 实例

1. 数字化产品定义 DPD

文中多次提到的“产品定义”可理解为内容广泛的“产品设计”，它不仅把制造中的工艺要求考虑到产品的设计中去，还实现多种 DFX，即把可装配性、可靠性和可维护性等都设计到产品的模型中。

波音公司自 20 世纪 80 年代初就开始使用法国达索公司的 CATIA 软件，设计人员在工作站上建立产品零件的三维模型。模型分三维实体和三维线框两种，由三维实体模型生成零件在图纸上的各个视图，再由人工标注尺寸公差、符号标记、文字说明、协调点坐标、局部视图以及标题栏等，组成工程图纸。这是产品定义验收的依据，最具有权威性。三维模型和二维图纸组成零件的数据集(data set)。由于三维实体模型占有的资源太多，所以，在 IPT 内常用零件的三维线框模型进行设计协调工作。

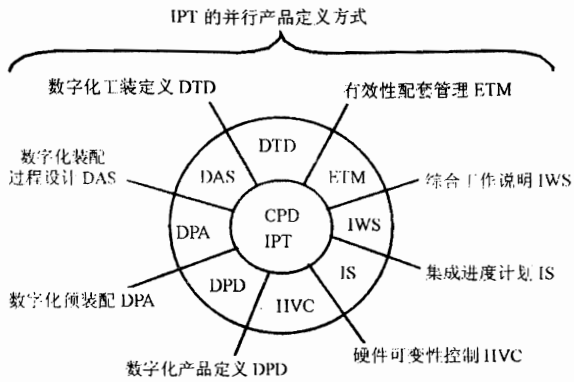


图 5.7　IPT 的并行产品定义工作环境(并行工程轮)

在设计初期将三维实体模型存入 EPIC(Electronic Preassembly Interaction on CATIA)库中。EPIC 是电子预装配交互库。它便于产品模型在并行工程的环境中进行预装配，便于产品的修改，它是一个变化中的模型。

经过完整的设计流程后，将产品的三维模型、二维图纸及有关说明，组成一个包存入 DIRRECT(Digital Information Repository for Release, Exchange, Control and Tracking)数据库中。DIRRECT 是用于产品数据的发放、交换、控制和跟踪的数字信息库。所有经批准的数据集存放于此库中，并由此发放到全世界各个生产厂。DPD 的设计过程是一个反复迭代的过程，即 DPD-DPA 反复迭代，模型数据在 EPIC 库内共享，并进行 DPD-DAS 和 DTD 之间的迭代设计，直到设计最后批准，组成数据集存入 DIRRECT 库中，如图 5.8 所示。

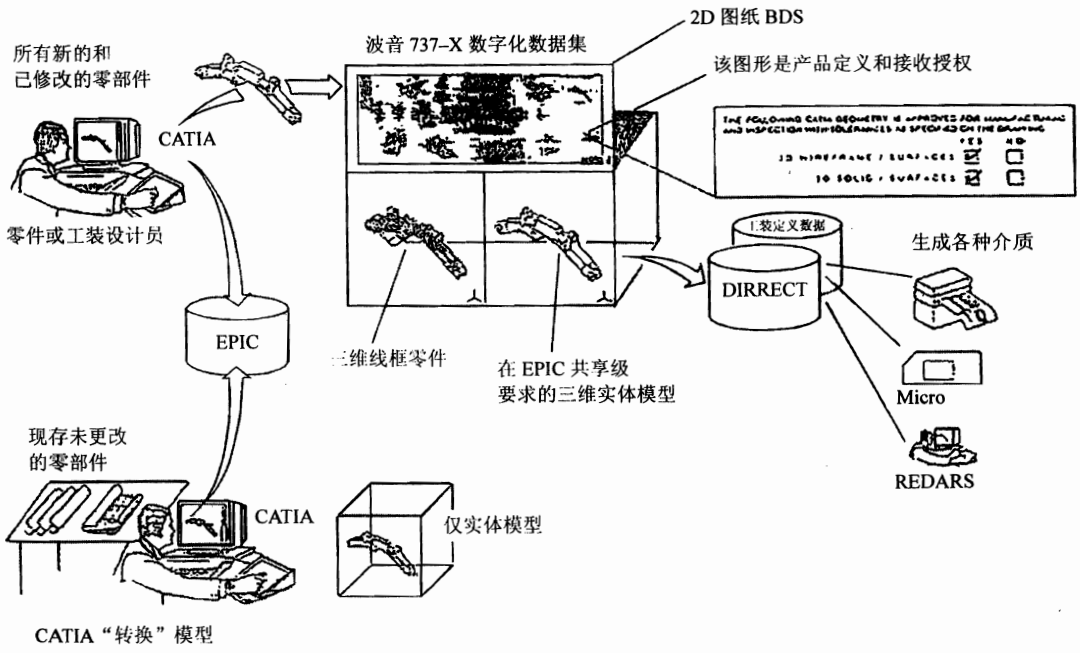


图 5.8　数字化产品定义示意图

2. 数字化预装配 DPA

进行数字化预装配的目的是为了大幅度地减少飞机研制过程中的设计错误、设计更改和返工现象。也就是在产品数据集发放之前，在 IPT 的工作站网络环境中，尽量做好产品数字化模型的计算机装配仿真模拟工作，确保产品各构件之间有良好的配合。

DPA 的设计过程大体上是，各 IPT 的零件和工艺装备设计人员将在 CATIA 上生成的三维实体模型存入 EPIC 数据库中，以便各 IPT 的成员共享；IPT 内各有关成员在 EPIC 库中可提取模型进行各种检查，并输入他们所负责部分的信息，检索装配应有的全部零件或工具，进行数字化预装配、定位和干涉检查；通过可视化软件 FlyThru，定期提交 IPT 进行评审；审查通过后将 2D/3D 数据集预发放，并存入 DIRRECT 数据库中；通过 DPA 解决了所有的干涉和接口匹配问题及所有的 DFX 问题后，才认为 DPA 过程结束，才可批准数据集正式发放，如图 5.9 所示。DPA 和 DPD 的实现过程及其数据管理如图 5.10 所示。

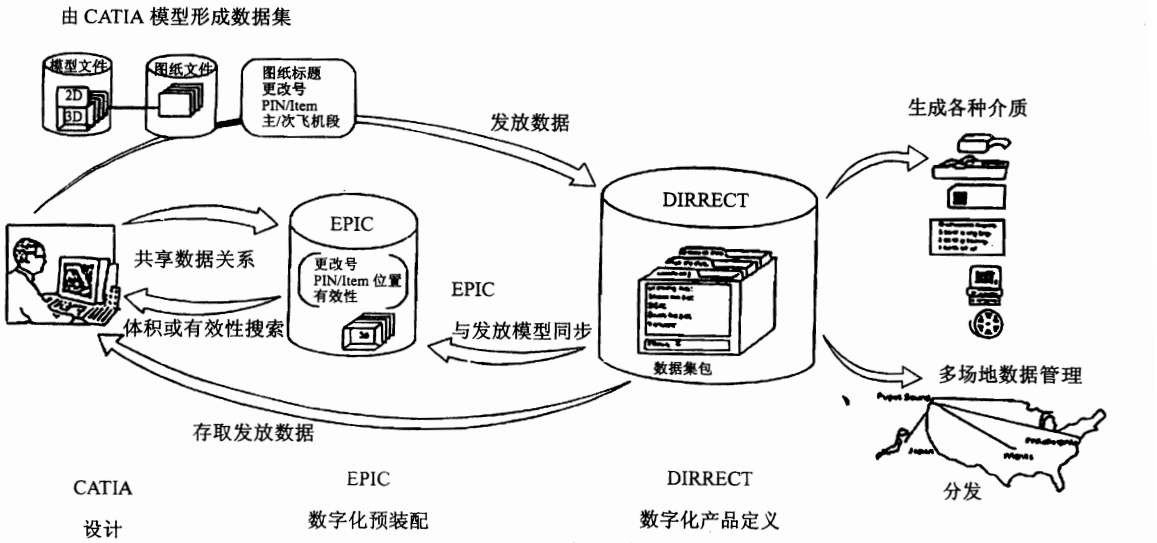


图 5.9 数字化预装配过程示意图

波音公司为了方便地实现数字化预装配，在 CATIA 软件上开发了干涉识别软件 CLASH、干涉追踪备忘软件 MEMO 和可视化软件 FlyThru。其中 FlyThru 软件具有虚拟现实功能。目前它在计算机的总装模型中可以同时存放 500 个零件。人们在计算机前相当于在实际环境中边走边观察飞机的装配模型。

3. 数字化装配过程设计 DAS

数字化装配过程设计 DAS 软件是波音 737-X 在波音 777 研制过程的基础上新增加的一个功能。它为描述飞机装配过程的精确步骤制定了一套几何模型和文件综合属性信息。它可使工艺工程师和车间工程师在对零件和工艺装备进行设计的同时，并行地确定装配顺序的定义，进一步扩大并行工程的范围。由于飞机的零部件非常多，工模夹具的数量也很大，因此，装配过程非常复杂，零件与零件之间的配合、工模夹具与零件之间的配合、工模夹具本身之间的协调等问题，都会在装配过程中反映出来。而装配顺序在设计阶段考虑得很少，所以，按设计数据集(包括图号树)并不一定能很好地进行装配。因此，工艺和车间工程师采用 DAS 定义出装配顺序(也就是装配工艺流程)；依据设计工程师定义的整个飞机模型，用 BuildIt 软件把它分解到最底层零件级的实体模型；然后，再把这些实体模型在工作站中用图形按照工艺人员定义的装配顺序装配起来；找出工程设计装配的结果与工艺计划装配的结果之间的差异，并通过改

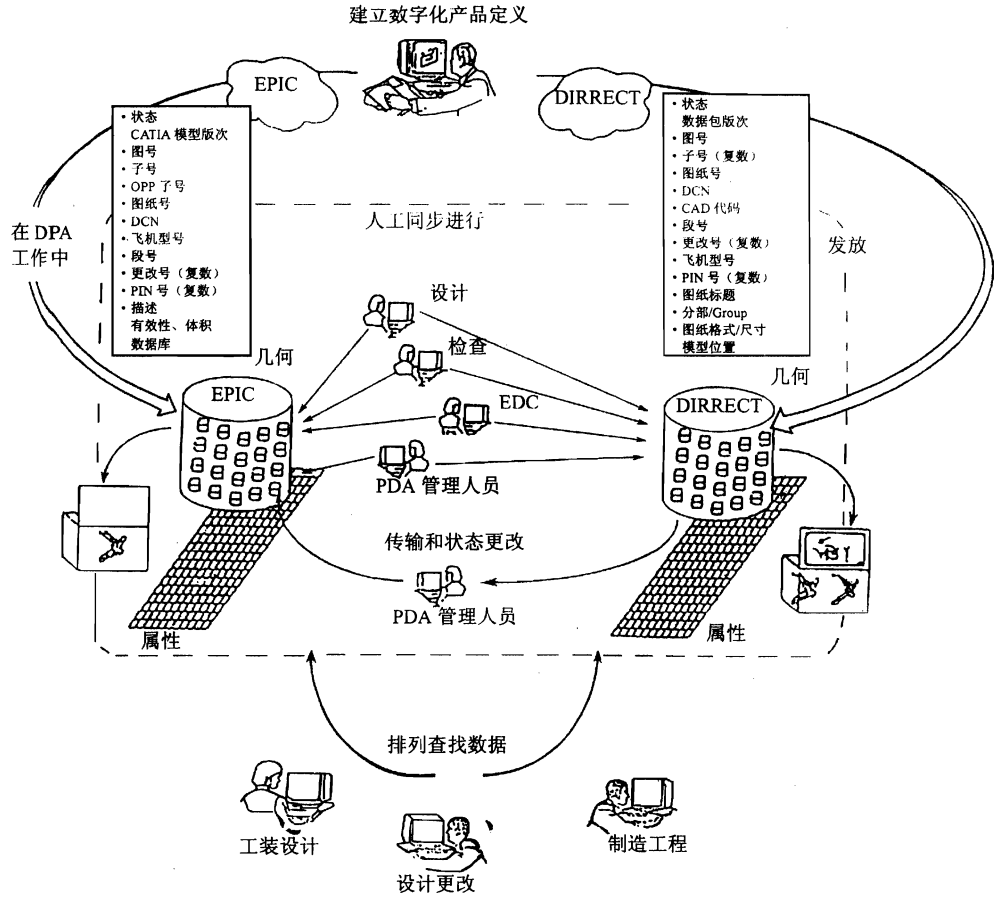


图 5.10　DPA 和 DPD 的实现过程及其数据管理

变顺序或零件来消灭这些差异，如图 5.11 所示。由于制定出“为制造而设计(design as built)”的装配定义，这样做出的图号树能真实反映出工艺装配顺序，可以在设计零件、工艺装备的同时，也设计出车间工艺流程，从而可节省大量的工艺准备时间，减少后续环节的返工现象。

4. 数字化工艺装备定义 DTD

数字化工艺装备定义 DTD(Digital Tool Definition)是确定工艺装备需求和设计工艺装备的过程。该过程与零件设计、制造计划并行进行。DTD 借助于零件设计环境所用的工具，如 DPA/DPD、EPIC、FlyThru、CATIA 等软件。

数字化工艺装备定义的步骤大体如下：

- 根据综合工作说明 IWS 和集成进度计划 IS，识别出关键界面和早期发放的数据集。
- 在 IPT 内定义工艺装备的三维实体模型。通过数字化预装配，在使用环境条件下验证所设计的工艺装备。检查的重点是工艺装备-零件和工艺装备-工艺装备间的协调和配合。确认无误后，再由三维实体模型生成二维工艺装备图纸，形成数据集。
- 数据集由 IPT 和工艺管理部门共同批准后发放。
- 把发放的三维/二维数据集输入到工艺装备数据库中。
- 利用三维工艺装备数据集驱动 CNC 机床加工工艺装备零件，并用计算机辅助测量系统对工艺装备的关键特性搜集数据。用测量数据与三维实体模型和二维图纸相比较，

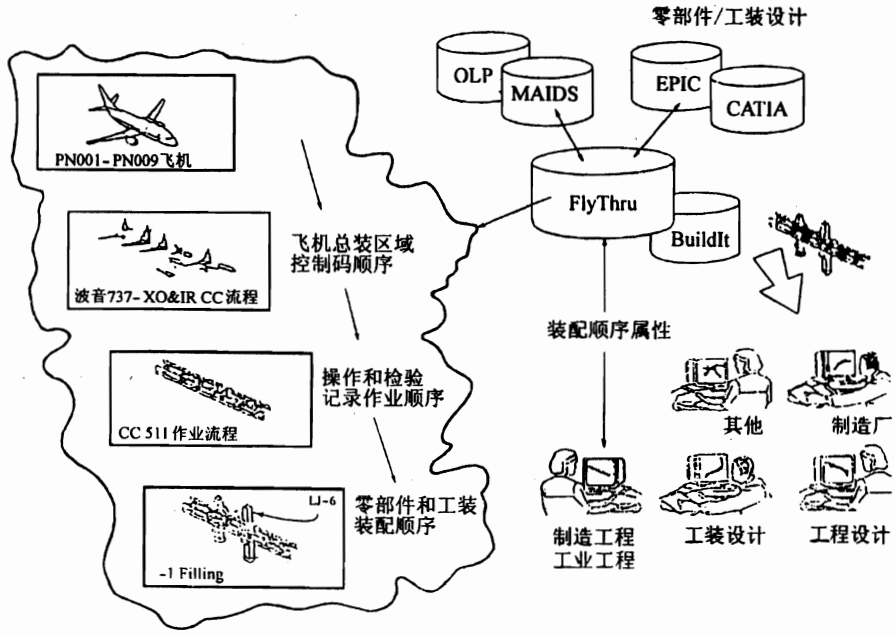


图 5.11 数字化装配过程设计图

并处理可能出现的差异。

有关综合工作说明 IWS、集成进度计划 IS、有效性配套管理 ETM 和硬件可变性控制 HVC 等，将在其他章节中说明。

5.2.3 CPD 执行过程

有了上述 DPD、DTD、DPA、DAS、EPIC 数据库，以及 FlyThru、BuildIt 软件后，就可真正实现并行产品定义 CPD。其执行过程的流程如图 5.12 所示。首先创建零部件和工艺装备的三

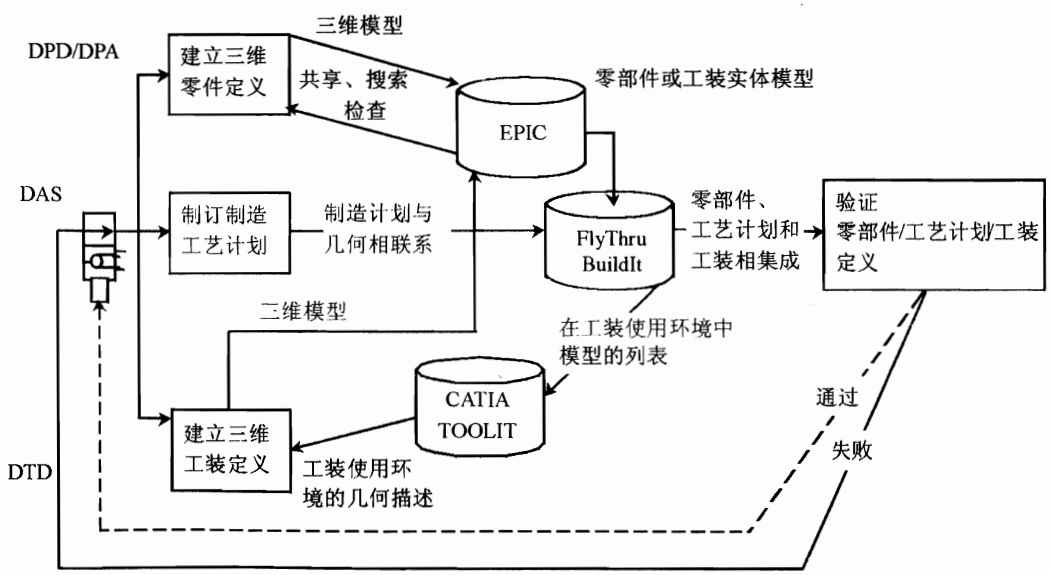


图 5.12 并行产品定义过程框图

维模型，并存入 EPIC 库进行预装配；与此同时，制定装配制造工艺计划，这一计划是与产品和工艺装备的几何模型定义相关的。然后通过 FlyThru、BuildIt 软件进行装配顺序检查，合格后再将零部件、工艺装备和工艺计划集成在一起进行发放。与此同时，还有相应的配套组织措施，即组织产品协同设计组 IPT，全权负责产品的设计和制造工作。这些 IPT 在集成的进度计划下统一安排工作，以保证产品按时交付。

5.3　IPT 的结构、成员和任务

5.3.1　IPT 的层次结构和上层组织

产品协同设计组 IPT 在波音 737-X 项目中，是根据产品的工作量划成相应的层次结构。它的划分基础是产品的工作分解结构 WBS。波音 737-X 飞机及其相应的 IPT 分解成 3 层结构。IPT 的第 1 层是飞机的主要 3 大部件（机翼、机身和动力装置）。每一部件的 IPT 又进一步分成第 2 层 IPT，第 2 层 IPT 再分成第 3 层 IPT。第 3 层 IPT 是典型的、完全由功能交叉的成员组成的工作班子，它们与产品的构件相对应，如图 5.6 所示。第 1 层和第 2 层 IPT 起集成其下层 IPT 工作内容的作用，其成员由其下层 IPT 的领导和关键人员组成。

由图 5.4 可看出，飞机集成产品组 AIPT 位于整个 IPT 结构的上层。它负责整架飞机的综合工作，包括系统、结构、建模和鉴定合格等一系列工作，以确保波音 737 飞机继续在市场上起领导作用。它有 4 项具体工作：

- 综合集成一层各 IPT 的工作；
- 综合系统功能与飞机的实际结构；
- 把飞机的设计、生产和计划 3 类活动集成在一起；
- 领导管理 IPT 和各职能部门共同的协作过程。

AIPT 有下列成员：总工程师，产品定义部门、生产集成部门、各 IPT（动力装置、机翼和机身）的领导，IPT 间的通信和界面管理人员，以及质量保证部门等人员。

系统功能集成组 SFIT（System Functionality Integration Team）的职责是确保系统的各部分能综合在一起很好地工作，并满足飞机功能的要求（如电子系统和液压系统是兼容的）。SFIT 负责系统之间的功能集成，而且保证从整架飞机系统要求到各系统实现的跟踪能力。SFIT 与各 IPT 成员一起工作，不仅要满足系统功能的要求，而且对它们在飞机上的实际安装位置也要很好地协调。

SFIT 成员包括：系统集成组领导，电气系统、飞行控制和液压系统、航空电子、系统工程、燃油系统、有效载荷系统、环境控制系统、技术部门的人员，以及机身、机翼和动力装置系统等人员。

5.3.2　IPT 的组织方法

为了确保 IPT 具有清楚的方向和有序的结构，下面以图 5.6 所示的机翼 IPT 实例来说明组织 IPT 的准则。

1. IPT 的契约

每一个 IPT 有一份经批准的、文档形式的契约。此份契约中清楚地定义了该 IPT 的目的

和工作内容。IPT 契约是确保波音 737-X 项目中的每个成员理解 IPT 的工作范围及边界的关键。每份 IPT 契约至少应包括下列内容：

- 任务说明：清楚地说明该组的目标。
- 产品描述：对该组负责的产品有专门的说明。
- 工作说明：明确描述该组应做的工作。
- 交付内容：规定该组最后应交付的工作结果(如图纸、数据等)。
- 成员花名册：列出该组成员名单及他们所代表的职能部门。

2. IPT 的编号

在整个 IPT 层次结构中，每一个 IPT 负责产品的一个特定部分；因此，每个 IPT 将有一个代号。这个代号反映它在波音 737-X 项目结构中的位置及其联系。IPT 的编号方法如表 5.1 所列。在表 5.1 中，100 系列数字留作项目管理层用。

表 5.1 IPT 的编号方法

IPT 层次	机 翼	动力装置	机 身
第 1 层	200	300	400
第 2 层	2X0	3X0	4X0
第 3 层	2XX	3XX	4XX

为了得到一个新的 IPT 编号，须与负责并行产品定义的实施部门取得联系。在发出 IPT 新编号前，需要取得下列信息：

- IPT 名称　新 IPT 领导姓名及电话号；
- 工作说明　说明与上一层 IPT 的关系；
- 该组契约的副本　上一层 IPT 负责人的批准签字。

5.3.3 IPT 的作用和职责

由于并行产品定义是一项新工作，为了使每一个人、每一件事都有章可循，波音公司管理并行产品定义的主要方法之一是，对与项目有关的每一个工作和职责都有一整套明确的定义。并行产品定义的工作过程是基于公司职能部门和 IPT 之间清楚的通信交流，以及波音 737 组内成员之间清楚的信息交流。因此，必须明确阐明他们的作用和职责，而且可以方便地利用项目的每个成员。虽然项目的每个成员都有明确的作用和职责，但 IPT 仍作为一个整体组织来考虑。

1. 波音 737 项目 IPT 成员的作用和职责

- 在整个工作中采用连续工作环境中协调解决的方式，而不是会议驱动方式；
- 完成 IPT 要求的项目的需求分析、设计定义、制造生产和支持服务；
- 拟订计划并保证质量达到预期目标；
- 应用某种度量来估价工作进展，且提供足够数据后才能作更改；
- 通过集成进度计划 IS 确定和管理工作量；
- 通过协调来支持交叉功能之间的通信交流；
- 向职能部门和 IPT 报告工作，但主要是对 IPT 负责；
- 参与 IPT 的各项活动和决策；
- 理解和使用并行产品定义的优化工作方法。

2. 波音 737 项目第 3 层 IPT 领导的作用和职责

- 管理波音 737 项目的第 3 层产品构件；
- 保证所有产品零组件装配合适并能工作；

- 对数字化定义的产品进行数字化预装配 DPA 的整体校验；
- 拟定 IPT 的培训要求；
- 利用某种度量和集成进度计划 IS 来管理项目的进展；
- 谈判 IPT 的交付任务；
- 理解、认可并完成 IPT 的交付任务；
- 负责解决自己 IPT 的问题和第 2 层 IPT 提出的主要问题；
- 与职能部门合作制定支持 IPT 的工作环境；
- 在一个连续工作环境中协调完成工作，而不是通过会议驱动方式；
- 确保所有 IPT 的产品和工作过程是集成配套的；
- 建立产品质量目标并保证它的一致性；
- 使用 FlyThru/DPA/DAS/DTD 等软件来保证产品的集成。

3. 波音 737 项目第 2 层 IPT 领导的作用和职责

- 管理波音 737 项目的第 2 层产品组件；
- 部署和交流政策；
- 建立产品质量目标、性能度量，并保证一致性；
- 拟定 IPT 培训要求；
- 保证所有零组件能很好地装配和一起工作；
- 拟定由 IPT 解决的问题；
- 对数字化定义的产品进行整体 DPA 校验；
- 使用某种度量和集成进度计划估价工作进展；
- 将所有第 3 层 IPT 负责人召集在一起，保证界面和集成进度计划的明确定义；
- 管理第 2 层资源/预算/进度，以及在 IPT 之间按需要进行分配和调整；
- 确保 IPT 之间的集成；
- 使用 FlyThru/DPA/DAS/DTD 等软件，保证产品的集成；
- 批准第 3 层 IPT 的契约；
- 向 IPT 领导和职能部门代表交流项目信息(由上到下)；
- 与职能部门代表协调 IPT 的需求(如工作量、关键技术等)；
- 负责组织和实现标准化工作(如设计指南、工艺装备计划等)；
- 负责第 2 层 IPT 从设计阶段到生产阶段的最后转移。

4. 波音 737 项目第 1 层 IPT 领导的作用和职责

这一层 IPT 领导的作用和职责与第 2 层 IPT 领导的前 9 项作用和职责相类似。从第 10 项以后的作用和职责如下：

- 管理 IPT 的预算；
- 保证所有 IPT 产品和进程的各部分的集成；
- 批准第 2 层 IPT 契约；
- 定义和交流 IPT 契约；
- 为了能执行 IPT 契约，制定、实施和交流计划(由上而下)；
- 定义支持 IPT 结构和选择 IPT 领导人员；
- 解决 IPT 提出的问题；

- 提供 IPT 的行政管理人员；
- 达到所有项目的目标。

5. IPT 行政管理人员的作用和职责

- 通过工作条款日志更新和维护日常活动项目；
- 不断更新和维护 IPT 研究的决定和经验教训；
- 维护或有必要时出版 IPT 会议记录；
- 建立和维护 IPT 所有会议的全年日程表；
- 维护 IPT 契约、IPT 成员资格花名册和 IPT 工作度量；
- 维护交流通信设施；
- 维护所有报告材料文件和 IPT 工作过程文档；
- 调整新的 IPT 成员以适应 IPT 运作程序；
- 当需要时，协调有关计算机和其他设备。

5.3.4 职能部门的作用

1. 功能代表的作用和职责

- 重点解决功能方面的问题；
- 部署和交流政策；
- 为建立产品质量目标和性能度量提供输入，并保证其一致性；
- 拟定有关雇员培训计划中的技术训练要求；
- 用某种度量和集成进度计划 IS 估价工作进展；
- 提出由 IPT 应解决的问题；
- 保证在 IPT 之间产品定义/生产/支持维护要求的集成；
- 保证飞机功能的集成以及在 IPT 之间的连续性；
- 从职能部门获得技术和资源以支持 IPT 的工作；
- 作为职能部门和项目之间的联系通道，起到与 737 项目的协调作用；
- 支持多层 IPT 的工作；
- 代表职能部门授权，对 IPT 成员负责；
- 与 IPT 领导一起为职能部门支持 IPT 确定预算；
- 从 IPT 领导哪里取得信息，作为实施作业管理和对 IPT 成员的标志仪式；
- 负责飞机一级的功能分析和确认。

2. 职能部门的作用和职责

- 确保应用到各 IPT 内和 IPT 与 IPT 之间的所有功能要求和标准操作的一致性；
- 负责保证职能部门对 IPT 技术和资源上的支持；
- 保证将功能授权和职责授予 IPT；
- 与各 IPT 一起为职能部门支持 IPT 来确定预算；
- 保持住作为职能部门应具备的技术力量；
- 负责不扩散的活动，如资金、研究和开发；
- 负责授权功能代表的资格；
- 为功能代表提供资源和配备人员以支持他们的工作。

5.3.5　IPT 和职能部门的分工

波音 737-X 项目有一个开创性的工作声明，即每一个人应实现他们的承诺。为了保证每一个人意识到他们的工作结果——交付内容是 IPT 和职能部门所期望的，表 5.2 列出了 IPT 和职能部门主要负责的交付内容。这是指导性的文件，是由 IPT 和职能部门共同制定的。表中“主要负责”的意思是，由他们解决所有冲突问题和交出最后工作结果。此表的内容仅是项目开始时列出的。随着项目的进展，还须不断加入交付内容。

表 5.2　交付分工表

交付内容	产品协同设计组 IPT	职能部门	交付内容	产品协同设计组 IPT	职能部门
飞机构型(或配置)		主要负责	操作和检验记录		主要负责
合格证书计划		主要负责	操作计划更改要求	主要负责	
更改加入需求	主要负责		安装计划	主要负责	
提交更改	主要负责		初步集成产品评审/关键集成产品评审	主要负责	
数据集转换	主要负责		动力供给工艺装备和标准装备更改定义	主要负责	
工业工程文件	主要负责		可生产性	主要负责	
图纸树	主要负责		产品质量计划	主要负责	
设计要求和目标		主要负责	购置装备文档	主要负责	
工程联络要求	主要负责		拒收单标志签发	主要负责	
工程数据集发放	主要负责		规范控制图	共同负责	共同负责
首件检验	主要负责		服务公报和服务信件		主要负责
完全集成的承诺开发进度计划	主要负责		系统和构件的评审		主要负责
功能测试文档		主要负责	系统分离	主要负责	
硬件可变性控制 HVC 计划	主要负责		备件供给		主要负责
界面控制文档/数字界面定义	共同负责	负责系统	供应合同管理		主要负责
集成进度计划	主要负责		供应商资格审查		主要负责
互换性和可替代性	主要负责		工艺装备设计需求TDR	主要负责	
维护和飞行训练		主要负责	测试计划		主要负责
维护和操作手册		主要负责	工艺装备数据集发放	主要负责	
第 1 层和第 2 层计划造买决定		主要负责	工艺装备定位计划	主要负责	
第 3 层计划造买决定	主要负责		职业研究	主要负责	
管理硬件标准化	主要负责	定义需求	工作分解结构 WBS	主要负责	
管理软件标准化		主要负责	消耗和返工许可	主要负责	
制造计划	主要负责		工作说明	主要负责	
最小装备列表		主要负责			

5.3.6 IPT 运行环境中的管理

为了改变企业组织工作环境的方式，首先要求企业改变怎样管理人员、预算、资源和工作分解的方式，以及怎样度量企业的工作等。

1. 管理系统

IPT 组织结构为 3 个具有世界级竞争性的管理系统提供基础。这 3 个管理系统是：政策管理、日常工作管理和交叉功能管理，如图 5.13 所示。图中表示出了这 3 个系统彼此关系和运作方式，其中 3 个组将在这些系统间交互工作，即

- 计划组：政策管理。
- 领导组：通信交流和政策的实现。
- IPT：日常工作管理和交叉功能管理。

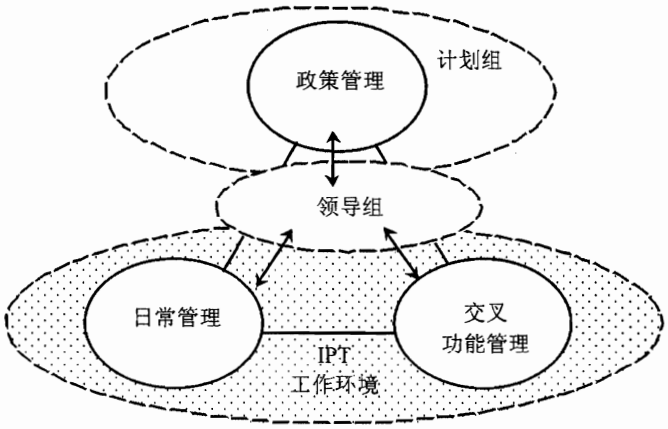


图 5.13 管理系统关系图

2. 人员管理

IPT 引起的最深刻的变化之一是，IPT 的每个成员日常工作接受产品组而不是功能组指导，IPT 的每个成员同时与这两个组织一起工作。另外，IPT 人员的进出仅仅依据 IPT 与职能部门之间的协议进行。

IPT 的领导负责管理 IPT 的工作人员，并负责 IPT 成员在支持该组产品的设计定义和生产中各种活动的日常管理。个别雇员可能支持多个 IPT 的工作。这种情况则为其设定一个主要 IPT，以确保该雇员的资源要求（设备、计算机等）得到满足。

功能代表负责为 IPT 提供具有必要技术的雇员，并保证他们在各自学科中的技术优势。功能代表和 IPT 的经理一起负责批准和签发雇员的工作表现、工资调整单以及聘用通知书等。

3. 任务和预算管理

工作分解结构 WBS 为在 IPT 和职能部门之间的工作分配提供了基础。这种工作分配是依据 IPT 和波音 737 项目功能代表之间的相互协议来实现的。

这里要强调的是，除个别项目须与职能部门协商以外，IPT 负责所有产品的定义；但功能工作情况应由波音 737 项目的功能代表认可，由功能代表按职能部门的要求执行。

对于波音 737 项目职能部门和 IPT 的预算，是根据工作分解结构 WBS/综合工作说明 IWS 而确定的。WBS/IWS 的工作任务将分配给 IPT 或某个职能部门。一定的 WBS/IWS 工作任务分配给职能部门后，将有相应的预算。支持部门（后勤）在部分工作时间所需的预算将直接从波音 737 项目办取得。

4. 资源管理

IPT 负责为使组内每一个成员完成他们任务而提供必要的资源，如计算机、差旅费、培训和装备所需空间等。功能代表的职责是为 IPT 经理预测其组内工作人员的需要提供依据。

波音 737 项目的功能代表负责为他们的功能工作人员提供全部必要的资源。这些人员做支持波音 737 项目的工作，但不属于任一 IPT。

5. 度　量

每一个 IPT 领导有责任使用对 IPT 工作表现最有意义的描述尺度来度量传统的预算、进度和品质的衡量方法。在很多情况下，新的优化过程将要求用新的度量方法来估价企业所达到的项目目标的程度。该优化过程(即并行产品定义过程)的工作人员将推荐一个新的用以度量 IPT 工作表现的方案。

6. 工作培训

对 IPT 成员的培训是 IPT 管理人员和功能代表的共同责任。功能代表负责制定该功能技术所需的培训要求。这些培训要求将以文档形式编制在雇员培训计划中。而 IPT 领导有责任制定对各自 IPT 工作的培训要求，并批准所有参加 IPT 人员的培训进度计划。

5.4　实施并行工程的几点启示

5.4.1　并行工程与企业文化的关系

在 21 世纪，国际上商业竞争将空前激烈。世界各大公司为了提高其世界级的竞争能力，采用了 CIMS、并行工程 CE、集成化产品开发 IPD、敏捷制造 AM 和精益生产 LP 等各种先进技术。总的目的是 4 个字母 T、Q、C、S，即缩短研制生产周期以提早使产品进入市场，以质量取胜，降低成本，改善售后服务。

美国国防部早在 20 世纪 80 年代初就已提出来了并行工程的概念，美国防务分析研究所(IDA)于 1986 年就给并行工程下了明确的定义。并行工程提出虽早，但很长一段时间未能贯彻实施。其主要原因是大公司在组织管理方式上不能适应，它们不愿改变原有的管理体制和企业文化；因此，实施并行工程阻力很大。近些年来，美欧长时期的经济衰退促使各大公司不得不改组其研制生产过程和上层管理体制，大量裁减高中级管理人员，对多层次的官僚体制进行“减肥”，压缩对研制生产过程非增值部分。不断优化和改进这一过程，使并行工程在近年来得以长足发展。从国内外的经验来看，可得出：“并行工程的进展与官僚主义的大小成反比”。并行工程不单纯是一个科学技术问题，它更主要是一个组织问题、企业文化问题。

5.4.2　改进过程是关键

强调研制生产过程是个大趋势，现在从很多方面都强调“过程”和“改进过程”。在质量管理方面的 ISO9000 就是强调抓生产过程和生产过程的改进。用控制生产过程的质量来控制产品的质量。在软件开发方面，美国卡内基-梅隆大学的软件工程研究所(SEI)提出了软件质量的 5 个成熟度等级，并提出了通过不断改进软件开发过程来提高软件成熟度等级。在波音公司，把研制生产出一个家族的新型飞机与建立、改进和完善一套优化过程并列提出，作为项目经理和 IPT 需要拿出的两个成品。既要出成果又要出“过程”，可见其对“过程”的重视程度。本章的主体也就是强调波音 777 和波音 737-X 项目的研制过程。

5.4.3　实施并行工程是一个渐进过程

波音公司所以能很好地应用并行工程，不是一蹴而就的，而是因为它有 20 年 CAD/CAM

的应用历史。波音 777 采用并行工程(在波音公司不用“并行工程”这个词,而是用并行产品定义 CPD 和产品协同设计组 IPT)取得巨大的成功,是波音公司从事 CAD/CAM/DPA 多年经验积累的结果。无论是在硬件环境的建设上,还是在软件应用的熟练程度上,波音公司是下了多年功夫的。这是一个渐进的过程,同时也是一个由量变到质变的过程。没有 4 000 多台工作站联网、庞大后台主机簇的支持及广大有经验的 CAX 应用技术队伍,很难设想整架飞机规模的并行工程能开展得起来。

波音公司采用旧瓶装新酒的方法也是值得借鉴的。它的管理外壳及许多管理术语都多少保持了原来的风貌;但注入了许多并行工程的内容,其内核已发生变化,既适应原工作人员的习惯,又进行了实质性的改变。最根本性的改变的是协同工作,打破壁垒——专业间的壁垒、机关间的壁垒、公司与客户及外购单位间的壁垒,充分共享信息资源,发挥信息社会的长处。不仅要在技术上一体化,而且在组织上也要一体化,最终要在思想上一体化。公司领导曾强调,那些不能与他人协同工作的人,就不能参加到波音 777 和波音 737-X 的队伍中来。

5.4.4 并行工程的实施关键在领导

要对硬件、软件、网络等基础设施有计划、分步骤地投资以进行技术改造,培养大批能从事于 CAX 方面的技术人员,以及开发一批工程设计应用软件,如预装配用的 EPIC 数据库、类似 FlyThru 等的可视化软件。这些都需要企业领导下决心。更困难的是从管理体制和组织结构上进行根本性的改变,按产品协同设计组来改组,组成各种团队。这样实际上是改变了现在的分工形式,打破了各专业部门之间的界限,也削弱了现存各机关部门之间的权利分配现状。以上种种改变能否贯彻执行完全取决于主要领导的决心和意志。波音公司的总裁 Ron Woodard 曾说过:“在波音公司虽然已具备了很好的基础条件,并在 CAD/CAM、DPA 等方面都有多年经验,但在波音公司推行并行工程仍然遇到许多阻力。他和几位副总裁团结一致,克服阻力,不达目的决不罢休,最后才取得现在这样的成绩。实际上是在波音公司内部从上到下地进行了一次技术管理的革命。只有公司主要领导人有高瞻远瞩的洞察力,有在世界范围内竞争取胜的决心和魄力,才能在这个公司全面开展并行工程。

思 考 题

(1) 阐述并行工程中信息流和物料流的关系。
(2) 说明并行工程轮的内容及作用。
(3) 并行工程的关键技术及其作用是什么?
(4) 说明波音公司产品协同设计组 IPT 的结构。
(5) 说明波音公司实施并行工程的工作环境和工具。
(6) 说明产品协同设计组 IPT 和职能部门的各自职责。
(7) 实施并行工程要解决哪些关键问题?

参 考 文 献

1 《机械工程科学技术前沿》编委会. 机械工程科学技术前沿. 北京:机械工业出版社,1996
2 范玉青. 波音公司的并行产品定义工作方式. 航空计算机应用,1997(11)
3 邓宏筹. 并行工程及敏捷制造. 航空工艺技术,1996(2)
4 赵新力. 现代飞机设计与制造工程的一些新技术新方法——访美国波音公司. 航空工艺技术,1995(3)
5 张义江,黄辉光. 并行工程应用的某些实例. 航空制造工程,1992(11)

6 BCAG. IPT roadmap. 1994
7 BCAG, Boeing DCAC acronyms, abbreviations and symbols. 1996
8 BCAG. Preferred process overview——3D digital product definition. 1989
9 Bennett G R. The application of virtual prototying in the development of complex aerospace products. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 1997, 69(1)
10 Buchholz K. Concurrent engineering offers ripple benefits. Aerospace Engineering, 1996(9)
11 Trego L. Concurrent engineering tools. Aerospace Engineering, 1996(9)

第六章　产品数据管理和制造资源计划

6.1　现代制造业的发展和面临的问题

从20世纪五六十年代至今，随着现代制造业的进步和发展，企业的生产能力、技术水平、产品的品种和性能都较过去有了长足的进步。同时，许多现代的管理思想和技术手段（如JIT、CAD/CAM等）也被利用于生产实践，并取得了很大的成功。到20世纪80年代，更加激烈的市场竞争是制造业所面临的共同问题。在竞争中技术因素也变得越来越重要。如果企业丧失了技术优势，就必定会丧失其竞争优势。因此，谋求技术优势是现代制造业所追求的共同目标。为了紧跟不断变化的市场竞争的需求，对企业的管理方法和技术也不断地在其广度和深度上进行了完善。在这期间，西方发达国家的制造技术大致经过了3个阶段的变化，如表6.1所列。

表6.1　现代制造技术发展的3个阶段

年代(20世纪)	竞争方式	制造焦点	制造环境	制造支持系统	影响产品生产的因素
50～60	价格	设备效率	按库存生产	MRP	制造能力
70～80	质量、价格、交付周期	JIT和TQM	按订单生产	CAD/CAM和MRPⅡ	生产系统产生的集成数据
90	产品多样性、交付周期、质量、价格	精益生产、敏捷制造	按订单装配、设计	CAD/CAM、PDM、ERP	供应链集成

由表6.1可以看出，现代制造业为提高企业在市场中的竞争力，在采用先进的管理模式以提高生产率的同时，纷纷采用先进的计算机技术来进行企业的辅助管理。随着计算机技术的日趋成熟，计算机技术在企业中的应用已从物料需求计划MRP（Material Requirement Planning）、制造资源计划MRPⅡ（Manufacturing Resource Planning）以及CAD/CAM应用，向更高层次的产品数据管理PDM（Product Data Management）和企业资源计划ERP（Enterprise Resource Planning）方向发展。尤其是20世纪90年代以来，越来越多的企业，特别是国外的一些较先进的企业，已成功地将PDM和ERP技术应用于企业实际中，并取得了巨大的效益。PDM和ERP技术不仅是未来企业计算机应用的发展方向之一，而且被公认是现代制造业在竞争中制胜的有效武器。本章主要就PDM和ERP技术的相关概念、功能等方面，来对PDM和ERP技术进行阐述，以便对这两种先进技术有一个基本的了解。

6.2　产品数据管理技术PDM概述

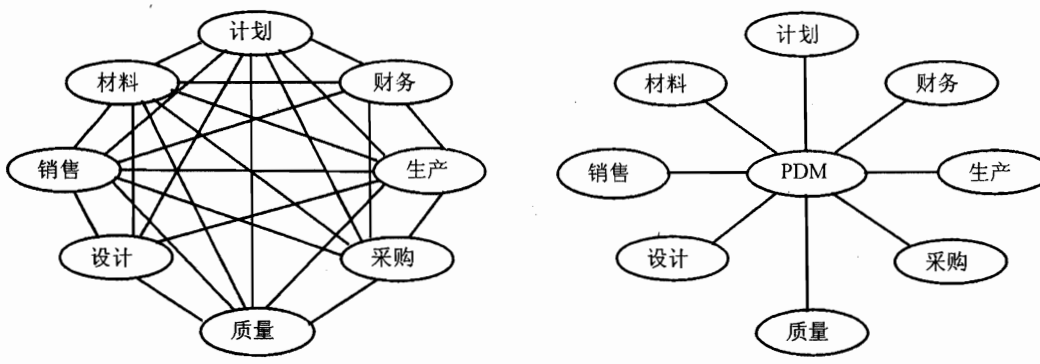
6.2.1　PDM的发展背景

随着现代科学技术的迅速发展，现代制造工业企业正面临着迅速发展的计算机技术所引起的信息爆炸。在企业里的多种硬件平台上运行的众多软件系统，每天都在产生大量有关产品

的各式各样的数据信息。在产品和工程设计领域，现在的企业所必须面对和关心的问题是：如何对各种大量信息进行保存；如何实现企业内部以及企业之间共享这些信息；如何控制各类人员对系统的使用权限；如何保证所存储的企业产品信息的安全；如何有效地监控企业中的工作流程等等。上述这些问题是在以下情况下出现的，即产品市场越来越国际化，市场竞争形势日趋激烈，企业为了生存和取得更大的发展必须不断加快产品的更新换代，提高产品质量，降低产品成本，提高企业围绕产品的服务。

计算机辅助技术 CAX 的采用，使产品从设计到生产的整个过程发生了根本性的变化，极大地提高了设计的效率和质量及产品的可靠性，缩短了产品的开发周期；但是，由于缺乏系统的理论指导，使得对上述各个单元技术的发展及其在企业中的综合应用缺乏统一的考虑。它们从而因缺乏统一的通信协议、数据模型和协同方式而成为企业中的一个个所谓的“自动化孤岛”（参见图 6.1）。在实际应用中，一方面由于电子文档存在不够直观的缺点，工程技术人员要花费大量的时间查找所需要的信息，而且各种计算机应用系统之间的兼容性又很难保证；另一方面设计本身就是一个相当复杂的过程，涉及到人员的组织管理、任务分配、工作进度的协调、信息交流及共享等问题。如果没有一个统一的产品数据管理系统来管理产品的所有技术信息和控制信息，并使之保持一致，则很难保证设计的质量与效率。

大量的产品数据（如项目计划、设计数据、产品模型、工程图纸、技术规范、工艺资料、NC 加工文件、电子表格、视频和音频信息、有关零件的各种数据等）是伴随着产品整个生命周期的副产品。它们存储于图纸文件和各种文档中，有些甚至作为某些经验存储于工程技术人员的头脑中。它们涉及到企业的各个部门，如计划、设计、生产、材料、采购、质量和销售部门。这些部门运行着很多不兼容的软件，各部门之间彼此还要相互引用这些数据。为了使用方便，他们不得不保留大量类似、重复的数据。这些数据被以不同格式存储在不同的介质上，彼此相互独立，可靠性差，如图 6.1(a)所示。而且大部分企业仍然使用以纸质文件为基础的方法来管理、控制和协调以计算机为基础的数字化信息，乃至整个企业的产品开发过程。这种大部分仍旧依靠人工进行管理的方法，不仅极其浪费工时，而且很容易造成错误发生，导致企业各个部门之间互相“扯皮”现象严重，工作效率低下。目前，企业的产品数据管理和应用 CAD 的现状所存在的问题，归纳为以下几个方面。



(a) 企业原有的数据关系　　(b) 采用 PDM 后的数据关系

图 6.1　两种产品数据组织结构

(1) 信息共享程度低。企业的计算机辅助工具都是一些离散孤立的系统。这些互不兼容

的软件所产生的数据不能统一由一个企业级的计算机软件系统来管理，而且常常以不同的格式和介质来存储，如不同的硬盘、软盘、光盘等。特别是数据存储于不同的计算机系统中，包括大型机、小型机、工作站和个人计算机等，而这些系统甚至可能还没有联成网络，从而无法在设计、工艺和制造等部门之间有效地实现信息共享与传递。正是由于所使用的软硬件及其环境（如操作系统、网络环境、数据库、应用系统、数据格式、存储介质、人和组织等）不同，从而使企业已有的产品数字信息的共享程度较低。

（2）信息传递速度慢。在大部分企业中，信息传递主要是通过书面文件、报表及电话等联络方式，因而无法及时收集如工艺规划和制造过程中的反馈信息，不能实时反映设计过程中的变化，甚至无法随时跟踪整个产品设计和制造的进展情况。

（3）业务管理落后。虽然企业已经采用了计算机辅助工具，这在一定程度上实现了绘图、设计的计算机化，可是，有关产品的其他技术资料依然采用手工管理方式。另外，在CAD/CAM技术的推广应用中，各种格式的图形、数据、文字等数字信息还是沿用过去对纸质文件的管理方法，对文件缺乏有效的版本管理，从而造成不必要的设计更改。同时，由于缺少迅速有效的检索产品数据文件的手段，造成设计的复用性差。

（4）设计方式陈旧。长期以来，产品开发沿用传统的顺序工程方法，遵循“概念设计→详细设计→工艺过程设计→加工制造→实验验证→设计修改”的流程。但由于该方法在设计的早期阶段不能全面地考虑后续环节的可制造性、可装配性、质量保证等多种因素，使所制造的产品存在许多缺陷。这就必然要求对设计进行更改，因而构成了从概念设计到设计修改的大循环。而且还可能在不同的环节多次重复这一过程，造成设计改动量大、产品开发周期长、成本高等状况，因而难以适应激烈的市场竞争。

（5）支撑技术不配套。在数据管理方面，企业仍然停留在使用大型商用关系数据库（如Oracle、Sybase、Ingres等）的层次上。由于这些数据库不能有效地管理图形、图像等非结构数据，更无法实现过程管理、配置管理以及对应用工具的集成，从而不能满足在异构与分布式计算机环境中企业内各类应用之间实现信息集成、功能集成和过程集成。

（6）几乎任何两个不同的应用软件都不能直接分享或交换数据。据世界3大信息咨询公司之一的CIMdata公司的调查，目前，在现代企业中每天大约有2/3～3/4的设计、管理工程技术人员不是在专心于他们自己的本职工作，而是在开会讨论、等待或处理各种数据信息，以促使他们相互之间能够进行沟通，加深了解，并掌握对方的工作情况与进度。据英国的调查，由于从工程设计到制造控制系统缺乏统一的产品数据管理，导致产品构型工时增加20%，成本上升10%。

6.2.2 实施PDM是企业发展的迫切需要

对于任何事物，只要有需求就会有它发展的空间和环境，PDM也不例外。国外在20世纪80年代末开始研究并在90年代初开始在国际市场上形成软件产品。在国内，正是由于我国CAD技术的推广应用受到了前所未有的重视，已由20世纪六七十年代的技术萌芽期进入成熟期。工程设计单位的CAD普及率已达到80%，机械行业骨干企业的CAD普及率达到30%以上。开始甩掉图板的企业、公司、设计院所已超过万家。同时，CAD人才的队伍也在逐步发展壮大。

根据国内目前的发展状况，同时由于国家将发展CAD产业作为“八五”和“九五”期间的

重点，企业对于 PDM 的关心程度也在日趋增加。它们不仅希望利用 CAD 进行绘图设计，而且希望能够对整个企业的运作过程与信息进行统一管理。PDM 是随着计算机技术在各种工程领域广泛而深入的应用而产生的。它以产品为中心，通过计算机网络与数据库等技术，把所有与产品相关的信息和过程集成起来，使产品数据在其生命周期内保持一致、最新和安全，从而可促进新产品的设计与开发，缩短产品的开发周期和上市时间，使企业赢得主动权和竞争优势，增强竞争力。

PDM 可以管理的数据范围非常广泛，包括各种与产品相关的信息，如电子文档、数据文件及数据库等。只要是经常与产品数据打交道的人，都可以使用 PDM。几乎在每个现代企事业单位的每个部门的人员，如总经理、厂长、技术专家、总工程师、工程项目经理、工程师、信息主管、设计人员、CAD/CAM/CAE 使用者、系统管理员、会计资产评估人员、采购人员、市场/营销人员等等，都要用到 PDM，都可能从中受益。总之，PDM 触及到现代企业的每个角落。运用 PDM 技术可以使企业的工作方式得到改造。部门内部以及部门之间的工作方式，已经由原来的“扔过墙”方式（见图 5.2 上部）转变成为一种协调进行、并行工作的方式。这样可以使部门内部以及部门之间的联系得到增强，信息的交流与反馈更加通畅，如图 6.1(b)所示。

利用 PDM 实现的软件系统，是在先进制造技术思想的指导下，通过网络技术（Internet/Intranet）、数据库技术、对象技术（DCOM 或 CORBA）等，提供一个系统集成的框架平台。它使 CAD/CAPP/CAM/CAE、MIS 或 MRP Ⅱ /ERP 等系统，通过该平台进行集成，实现信息集成、共享，将市场/客户信息、设计数据、工艺信息、仓储信息、产品结构、构型管理数据等存入数据库，使设计、工艺、生产、支持和管理等工作可以同时或尽早进行。同时，对上述这些数据的管理又可以进行分而治之。利用 PDM 可以尽可能地减少企业信息的冗余，缩短产品的开发周期，达到企业信息最大程度的共享。

著名的 CIMdata 公司为企业购买 PDM 提供咨询。据最近完成的关于实施 PDM 的报告指出：在被调查的企业中有 98%的企业计划实施 PDM。很明显，PDM 正在成为当前企业的热点。

总之，随着市场竞争的日益激烈，不断开发出用户需求的新产品并占领市场已成为企业的生命线。随着时间的推移和企业对原有数据资源重复使用的要求，对产品数据和工作流程的管理技术的需求变得越来越迫切。产品数据管理 PDM 是企业实施并行工程和 CAD/CAM/CAE 不可缺少的重要组成部分，是实现并行工程和产品数字化设计/制造的支撑技术。在企业中实施 PDM 将能达到“在正确的时间，将正确的数据，以正确的方式，传送给正确的人，并完成正确的操作”。

6.2.3　有关 PDM 的基本概念

在企业中实施的 PDM 技术是企业重构和发展中一项必不可少的重大基础结构技术。应用 PDM 技术，对于企业的管理模式、企业数据信息的生成与分配方式、企业中人员的工作思维方式，都是一种变革。企业内各项先进的管理计划，例如，企业经营过程的重构、并行工程、CALS 计划、ISO9000 国际质量认证等，其实施都离不开 PDM 技术的应用。最近国外提出的加速新产品进入市场的虚拟产品开发（VPD）新技术，同样也是以 PDM 作为主要的支持技术。例如，著名的 IBM 公司把 PDM 作为一种战略技术来采用。这样在其经营过程中，压缩过程变化的非增值时间达 70%，选择零部件的效率提高 35%，冗余大量减少。据统计，每减少 1%的冗

余部件，可以使 IBM 公司因减少过量的库存、废品、返工和供货限制而增加 2 亿美元以上的产出。可以说 PDM 是推动当前企业重构或改革的一项主要使能技术，是企业提高自身竞争力必须具备的手段。

6.2.3.1 什么是 PDM

到目前为止，对 PDM 并没有一个很完整的确切定义。PDM 本身包含的技术内容很多，并且 PDM 的概念不是一成不变的，它将随着 CAD/CAM 技术、计算机技术、网络技术等的不断发展而不断更新。目前，较为通用的定义是专门从事 PDM 和 CIM 相关技术咨询业务的国际公司——CIMdata 公司所给出的定义，即 PDM 是一种软件框架，利用这个框架可以帮助企业实现对与产品有关的数据、开发过程以及使用者进行集成与管理。PDM 系统可以实现对设计、制造和生产过程中需要的大量数据进行跟踪和支持。PDM 技术可以认为是对工程数据管理 EDM、文档管理 DM、产品信息管理 PIM、技术数据管理 TDM、技术信息管理 TIM、图像管理 IM 以及其他产品定义信息管理技术的一种概括与扩展。PDM 以软件为基础，是一门管理所有与产品相关的信息（包括工程规范、电子文档、扫描图像、CAD/CAE/CAM 文件、产品结构、产品订单、供应商状况等）和所有与产品相关的过程（包括工作流程、审批/发放过程、工程更改等）的技术。它提供产品全生命周期的信息管理，并可在企业范围内，为设计与制造建立一个并行化的产品开发协作环境。它将整个企业视为一体，能跨越整个工程技术群体，是促使产品快速开发和业务过程快速转化的使能器；也是在分布式企业管理模式的基础上，与其他应用系统建立直接联系的重要工具。

从产品来看，PDM 系统可以帮助组织产品设计、完善结构修改、跟踪进展中的设计，及时方便地找出存档数据以及相关的产品信息；从过程来看，PDM 系统可以帮助协调组织，诸如设计审查、批准和变更，工作流优化，以及产品发布过程事件。PDM 系统的设计体现了并行工程、敏捷制造和精良生产等新概念。

PDM 实现了对从概念设计、计算分析、详细设计、工艺流程设计、制造加工、文档信息、销售维护直至产品消亡这一整个产品生命周期内及其各个阶段的相关数据的管理。它使产品数据在整个产品生命周期内保持一致、最新、共享及安全，成为真正实现并行工程、数字化设计制造的基础。

6.2.3.2 PDM 的体系结构产品数据管理技术的发展背景

根据系统的使用范围不同，PDM 的体系结构会有所不同。目前大多数的 PDM 系统开发商几乎都采用客户机/服务器方式（即 C/S 方式）或 B/S 方式进行开发，如图 6.2 所示。

PDM 系统以基于广域网络环境下的分布式数据库处理技术为核心支撑，采用一种广义上的客户机/服务器系统结构，使用面向对象的系统设计方法，实现对产品在其整个生命周期内的信息管理、协调控制、工作流程管理以及项目进展管理等功能，使得在企业范围内建立起一个并行化产品开发和协作工作的环境。

6.2.4 PDM 的应用范围与特点

PDM 的应用范围非常广阔。从本质上说，PDM 应该适用于各种各样的产业部门。如图6.3 所示，以 PDM 为内核扩展出的各种管理系统可以支持多种工程要求。

PDM 技术不仅是一种单纯的软件技术，同时它还包括了一种思想、文化与方法。在企业中实施 PDM 不仅是进行软硬环境的设置，同时还需要将 PDM 思想与方法融入到企业的日常管

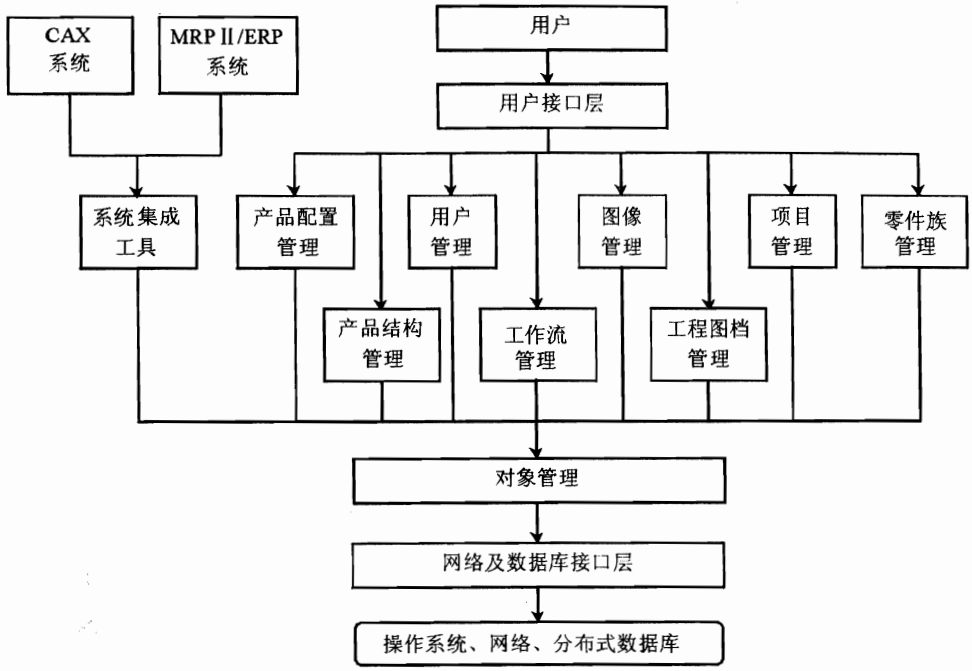


图 6.2　PDM 系统的体系结构

理与设计生产中去。只有这样才能在企业中实施好 PDM，才能产生应有的管理和经济效益。

对于 PDM 系统，根据其功能、规模大小、开放程度等区别，可大致分为两类：一类是面向设计组，针对于具体研究开发项目，主要以一两种应用软件为集成内容，使用规模在几台至百台左右，运行在局域网络环境中。这种 PDM 系统可称其为项目组级 PDM。目前，在全球应用最为广泛的项目组级产品是 Form Tech 公司的 TDM（Tea Data Manager）产品。该产品既单独销售，也以 OEM 方式与应用软件合作销售。另一类 PDM 系统是高层次的企业级 PDM 系统。它具有前面提到的所有功能，可按用户需求以任意规模组成多机种、多网络环境、多数据库、多分布式服务器、多种应用一起集成且跨

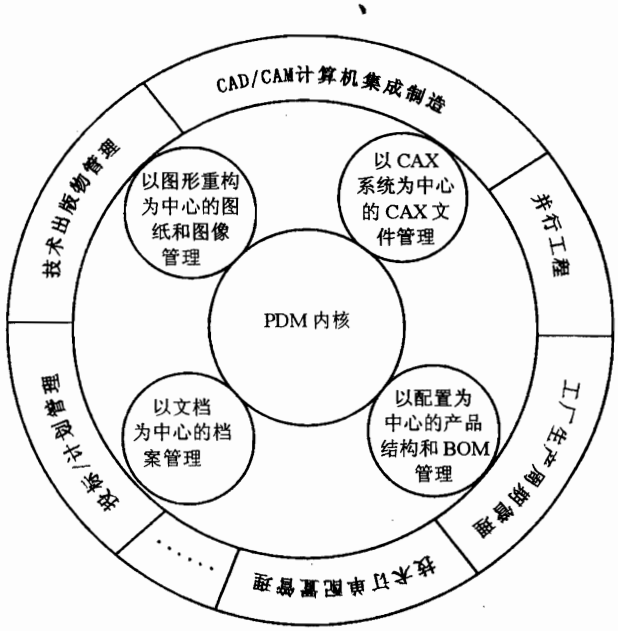


图 6.3　PDM 系统的应用范围

企业、跨地区的超大型 PDM 系统，为企业提供基于并行工程思想的完整解决方案。目前，世界上只有为数不多的几个 PDM 系统具有此功能，如 SDRC 公司的 Metaphase、Sherpa 公司的 PDM Ⅱ 等。那些游离在这两种 PDM 系统之间的产品，目前尚无法定位，因为它们还需要很长的开发时间。从目前状况来说，无法构成企业级应用的 PDM 系统则应归类于项目组级 PDM。

一种完善的 PDM 系统必须具有以下特点：

- 能够有效、可控和自动地访问开发和生产的应用及过程，访问有关的文件和数据。
- 为了可控地访问产品数据，系统必须有防止数据未经批准就使用的安全机构。根据信息敏感度、用户权限和数据的生命周期/状态，安全性应有利于优化和加强对信息的访问。
- 为了有效地访问产品数据，系统需要具备友好的人-机界面和机制来访问与处理产品数据。
- 具有适用性广的描述零部件、产品、相关文件和数据的模型能力。
- 提供产品、零部件、有关文件的分类方法。要求这些分类方法能够支持现有产品配置数据的重复利用，并对产品整个生命周期的长短和产品质量产生重大影响。
- 应具有一整套预定义管理产品配置及其长短相关变化的工作过程。这套过程至少要包括如下内容：
  - 进行需要和问题的通信与交流；
  - 识别和跟踪所做的工作；
  - 在部分产品配置数据发放之前评审能否发布；
  - 向后续环节的系统发放相关的信息。

除了处理这些过程外，还需要支持一些非正规的工作流。这样可允许任何用户在引用任何其所需要的产品数据的同时，能与其他用户进行通信与交流。

以上是一个 PDM 系统应具备的基本特点。作为一个企业级的 PDM 系统，还须具备如下特点：

- 能够让不同地域的人员在产品设计和交付上共同工作，即可进行异地设计工作；
- 能够集中控制项目文件，同时系统的分布式环境能够满足需要使用该文件的用户进行快速访问的要求；
- 在企业内部允许有半自主的工作组存在，即允许这些工作组进行独立工作，在需要它们的时候，这些工作组能够相互参与到对方的工作过程中去；
- 允许负责成品某一部分的一个工作组始终与其他的工作组保持联系，以便当成品定义发生变化时，能使其他工作组得到当前最新数据；
- 必须能较容易地管理遍布于多个工程设计、制造和供应厂商的产品配置；
- 当确定产品在什么地方进行设计和制造时，能够使企业具有选择上的灵活性；
- 可以扩大规模，让大量的用户参加进来，并行完成某种产品的开发；
- 能够与企业中的各种已有的系统进行很好的集成。

6.2.5 PDM 的功能

PDM 技术是 20 世纪 90 年代出现的应用技术。它早期是计算机辅助设计的文件系统。发

展到现在，它更强调的是产品信息共享。它扩大了产品开发建模的含义，其范围包括产品设计、资源配置、加工制造、计划调度、采购销售及市场开发等诸多方面，是把整个企业作为一个整体来进行考虑的。据CIMdata公司对世界上现有PDM系统的发展进行的调查结果可认为，目前PDM系统应包括的功能一般分为两个部分：用户功能(user functions)和公共实用功能(utility functions)。

(1) 用户功能。 它是PDM系统提供给用户的主要功能，包括对系统中数据进行存取、检索和管理等如下5类功能：数据仓库和文档管理、工作流和过程管理、产品结构管理、分类和检索、项目管理。

(2) 公共实用功能。 它是PDM系统提供的配套支持功能。它直接与用户的运行环境进行交互，通过封装、裁剪等手段，使用户与实际的操作系统隔离，并使PDM系统能够在用户环境中运行。公共实用功能主要包括如下4类：通信和告示、数据传输和变换、图像信息管理、行政管理。

PDM系统在企业中的具体实施主要是为了满足企业的需要，使企业能够方便灵活地进行产品数据管理，自动地进行产品数据分配，在需要时能够及时获得所需数据。为使不同地点、不同部门的人员，在同一个虚拟的协同工作环境下和同一个数字产品模型上一起工作，PDM所具有的功能要远比CAD和工程技术群体的文档管理器功能强大得多。它是企业所有信息的主要载体。而且在集成的产品开发过程中，可以对它们进行创建、管理和分发。

6.2.5.1 用户功能

1. 数据仓库及文档管理

这一功能定义了PDM系统中对数据的处理能力，包括存取信息的安全性授权，支持零件和文档的版次管理和更新，定义和维护零件、文档及文件之间的关系，同时还用来定义其他相关支持工作。

数据仓库(data vault)是PDM系统的核心。目前，它一般建立在关系型数据库系统的基础上，主要保证数据的安全性和完整性，并支持各种查询和检索功能。它通过建立在数据库之上的相关联指针，建立不同类型或者异构的产品数据之间的联系，实现文档的层次与联系控制。用户可以利用数据仓库来管理存储于异构介质上的产品电子文档。数据仓库通过权限来保证产品数据的安全性。面向对象的数据组织方式能够提供快速有效的信息访问，实现信息透明、过程透明，而无需了解应用软件的运行路径、安装版本以及文档的物理位置等信息。所有描述产品、部件或零件的数据都由PDM统一管理，并自动集中修改。

数据或文档在数据仓库中的逻辑结构是分层的树形结构。产品数据分别放在3个区域中，即数据仓库(data vault)、工作组区域(workgroup area)和用户个人区域 (user area)。设计工作过程中的数据存放在工作组区域，设计的有效数据存放在数据仓库中。

由于PDM管理的是产品整个生命周期中所包含的全部数据，因此，对数据的定义和划分至关重要。在工程设计与制造过程中所涉及到的数据包括工程设计与分析数据，产品模型数据，产品图形数据，专家知识与推理规则，以及产品的加工、制造和装配数据等。将这些数据可以大致分成如下几类：

- 原始档案。包括合同、产品设计任务书、需求分析、可行性论证报告和产品设计说明书等文件。
- 设计文档。包括工程设计与分析数据。在工程设计数据中，一部分是各种设计过程的

规范和标准，以及产品的技术参数；另一部分是设计过程中生成的数据。另外，还有产品模型数据、产品图形信息、各类工作报告、验收标准及加工 NC 代码等。

- 工艺文档。工艺文档包括工艺数据和工艺知识。工艺数据是指 CAPP 系统在工艺设计过程中所使用和产生的数据。它分为静态与动态两类。静态工艺数据主要是指在工艺设计手册上已经标准化和规范化的工艺数据，以及标准工艺规程等；动态工艺数据主要指在工艺规划过程中所产生的相关信息。工艺知识是指支持 CAPP 系统工艺决策所需的规则。工艺知识主要分为选择性规则和决策性规则两大类。
- 生产管理数据。生产计划与管理指的是对产品生产过程的计划与管理。生产中的数据可分为两类：一类是基础数据，这类数据比较稳定；另一类是动态数据，这类数据有一定的时间性，且相对比较独立，不受其他数据存在与否的影响。无论是哪类数据，都要求准确、完整，其准确度应在 95%以上。物料表的准确度应更高，为 98%～99%。
- 维修服务数据。如常用备件清单、维修记录和使用手册等说明文件。
- 专用文档。如电子行业的电气原理图或布线图、印刷电路板图和零件插件图等。

与上述分类相对应，在 PDM 系统中可以把上述几类数据相应划分成为 5 种类型文件进行管理。划分的类型如下：

- 图形文件。由不同 CAD 软件产生的描述产品模型和图形的文件。
- 文本文件。描述产品或部件、零件性能的文件。
- 数据文件。为了优化零部件的设计，所进行的各种有限元分析、机构运动模拟、试验测试等产生的数据文件。
- 表格文件。表格文件包括有关产品或部件、零件的产品定义信息和结构关联信息。产品定义信息包括基本属性和特征参数；结构关联信息描述零件或组件、部件、产品之间的关联信息，如物料表。
- 多媒体文件。为了描述产品及产品各个部位的真实形象，可以在计算机上用渲染技术产生出逼真的图像。对于复杂的装配过程，还可以用计算机进行动态模拟，并在附加的技术指导下生成音、像文件。这些多媒体文件可生动地反映产品的性能指标、生产过程、维修指南等信息。如果管理信息需要多媒体的支持，那么，现行数据库管理系统的功能还须进一步扩充。

在产品生命周期内，为了完整地描述产品、部件或零件，可以将与产品、部件或零件有关的所有文件集中起来，建立一个完整的描述对象的文件夹(folder)。在文件夹中可以分层次地组织各种不同类型的文件。

对于上述文件类型，在 PDM 系统中可以用两种方法进行存储。一种方法是整体存储法，即保持文件的完整性。这些文件中的数据不能与文件脱离，一旦脱离就失去了意义。这种存储方法亦可称为“数据打包”。另一种方法是分解存储法，即文件中的数据可以从文件中提取。这些数据都具有独立的意义，将其分门别类地存放在关系型数据库中，以便对文件内容进行检索和统计。这种存储方法亦可称为“数据打散”。对于不同的 CAD 系统产生的图形文件，各自内部都有相应的数据管理机制。PDM 系统不能也没有必要对图形文件中的各个元素分别进行管理，而只需将文件的整体、名称代号以及标题栏中的基本属性和特征参数放到关系型数据库中进行管理即可。有限元分析等应用程序所产生的数据文件往往具有数据量大、可读性差等特点，只有在该数据的生成环境下，才会获得清晰的结果。因此，对这样的数据文件，除了具有特

殊的特征参数外，对文件也只能作为一个整体进行管理。在数据文件中，产品定义信息中的数据可以作为一种属性。当查询时，这些属性就像关键字一样，便于用户快速查询到相应的有关文件。通过这些关键字，可以把同类型的数据进行分类和统计。在文本文件记录的各种技术要求、更改说明和使用方法中，除了个别特殊信息需要进行分类检索和统计外，一般都按整体进行文件管理。

2. 产品结构管理

产品结构管理 PSM(Product Structure Management)的基本功能是支持用户开发、维护和浏览产品结构，支持用户为零件和文档开发(定义)出相应的结构。这些结构可以把各种产品的所有零件和文档组织起来(按对象定义它们之间的关系)。它以数据仓库为底层支持，以物料表 BOM 形式表示的产品结构为组织核心，把定义最终产品的所有工程数据和文档联系起来，对产品对象及其相互之间的联系进行维护和管理。产品对象之间的联系不仅包括产品、部件、零件之间的多对多的装配联系，而且包括其他的相关数据，如制造数据、成本数据、维护数据等。产品结构管理能够建立完善的物料表 BOM，实现版本控制，高效、灵活地检索与查询最新的产品数据，实现对产品数据的安全性和完整性控制。

产品结构管理能够使企业的各个部门在产品的整个生命周期内共享统一的产品配置，并且对应不同阶段的产品定义，生成相应产品结构的不同视图，如设计视图、工艺视图、制造视图、装运视图和维护视图等，如图 6.4 所示。

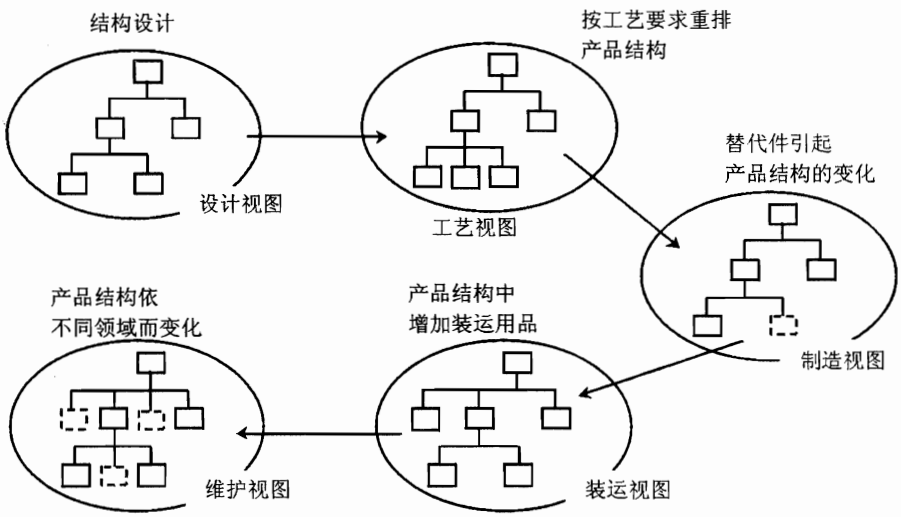


图 6.4　产品结构的演变

通过产品结构管理可以实现以下目标：

- 集中管理产品数据资源及使用权限。
- 统一管理产品生命周期内全部数据的有效性。
- 保证各部门物料表 BOM 的一致性。
- 提供用户关心的不同类型的产品配置信息。大多数令人满意的产品是用户自己配置的产品结构，所以要增加用户可选性。这就使配置变得复杂化。
- 提供灵活的产品数据配置模式。为了降低成本，要求零件替换灵活，尽量选择标准零件，或根据当地可用性资源选择替代品，以最低的成本来满足设计要求。目标是：最多

的产品类型，最少的零件数。

产品结构分解是制造业的一项基础工作，也是企业在产品管理中的主要工作之一。通过将产品数据进行分解，产生相应的产品结构，并在系统中以树结构形式（称为产品结构树）显示出来，以自行车为例，如图 6.5 所示。

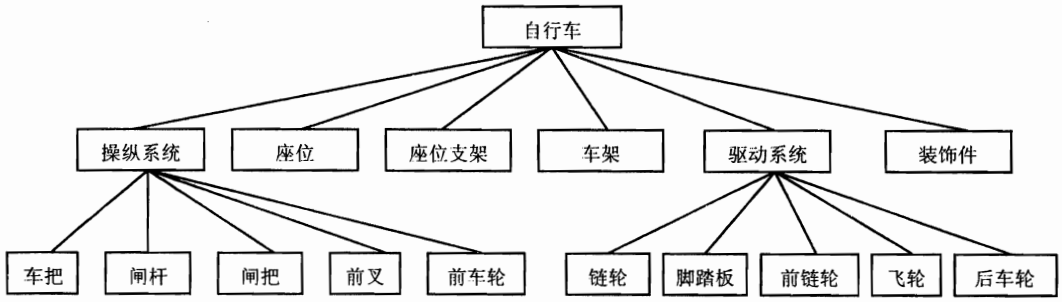


图 6.5 产品结构树示例

在产品管理中，产品对零件的需要量的计算（即产品分解计算）广泛用于产品的生产计划编制、物资采购计划编制和新产品开发中。如果企业生产多种系列产品，且产品结构又很复杂，那么在编制生产作业计划时，产品结构分解是非常耗时的计算工作。若产品对零件的需求是独立的，则可用产品零件汇总表方式表示；若产品的需求是相关的，则一般采用产品结构树来表示。

产品结构树是由产品装配系统图、产品零部件明细表（包括通用件、标准件、自制件、外购件、外协件、原材料）产生的。产品结构树以树状方式描述。树中各结点分别表示部件或组件，叶结点为零件。这种图视方式反映了产品、零部件之间的层次关系。有了产品结构树，管理者即可分层展开，走不同的分支，直观地找到自己所要的数据，而不用考虑其物理位置。每个零部件都有其属性和各种规范，如零件的图纸、材料、重量、尺寸、颜色，以及组成部件的零件数目等，如图 6.6 所示。由于对象实例被分散地存放在网络中的若干结点上，为实现面向对象数据模型到关系数据模型的转换，将对象的描述属性转换为关系数据库中二维表信息。结构树的每个结点都连接着相关的零部件属性，每个零部件都有相关的文档，如各零件的二维图纸、三维模型、技术说明、各部件的装配图等。这些文件都存放在文件服务器内。一个企业可能有多个文件服务器，甚至有的文件服务器在异地。数据仓库是一个逻辑单元，它连接数据库和文件系统，使描述零部件的文件信息与结点上的相关零部件有机地连接在一起，实现不同类型的产品数据管理，形成完整的产品结构化信息树。

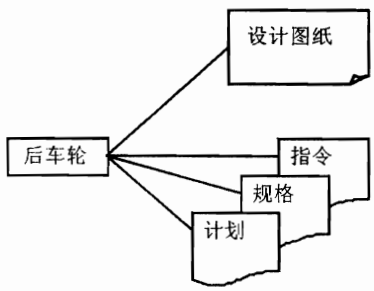


图 6.6 产品结构与相关属性

产品结构树的建立要根据企业的管理模式来决定。有的企业把一个系列的产品用一棵树表示，而有的企业一个产品就用一棵树表示。产品结构树的层次也要根据企业的产品复杂程度决定，多则 6～7 层，少的也要 2～3 层。

产品结构管理模块还可很好地支持产品模型的配置或称构型（configuration）工作，并可以通过正常的修改过程管理配置的更改，同时还考虑到与物料需求计划 MRP 的接口。在企业中，不同的部门需要不同的组织视图。例如，制造部门关心如何完成产品的装配和测试，需要什

么材料，按什么顺序；经营计划部门需要成本分析，关心什么时间使用什么零件，需要多少费用。对应于产品生命周期的不同阶段，不同的物料表 BOM 代表了同一产品从不同角度定义的信息。产品结构管理 PSM 把产品定义的全部数据，包括几何信息、分析结果、技术说明、工艺文件等，都与产品结构建立了联系，使用户能够很方便地知道某一项变化所造成的影响。多视图为不同部门提供了从不同角度来配置 BOM 的功能。例如，制造部门在制造视图中需要包含工艺信息，并把这些信息传到物料需求计划 MRP 环境中。对于产品可以定义多层视图的 BOM。多层视图功能并不需要高级配置管理技巧，从任何一个 BOM 视图中均可访问产品的全部数据。

产品结构配置原则是由用户自行选择的，可以根据产品的版本或工作状态来决定。PSM 还支持有效性管理，例如，根据日期、系列号或供应商的供应情况来配置，从而确保生产制造的正常进行。PSM 不仅可以针对于已确定版本的产品对象的固定结构，还可以是若干个版本的组合，如图 6.7 所示。根据指定版本进行配置时，可以根据日期的有效性或系列号有效规则来配置产品，产生指定的 BOM，以供用户编辑和查阅，如图 6.8 所示。用户还可以指定输出一个包括所有版本的全部零部件的产品清单，从而对样机进行修改，生成新的产品。变量化表示产品的配置可以根据可选项的定义和产品配置规则来决定。例如，在设计汽车仪表面板时，同一个型号的汽车有各种型号的立体声收音机可供选择。不同的汽车可以根据自己的规则，选择不同的立体声收音机。如果需要对仪表面板进行修改，那么，设计人员可以规定全部变量依然有效。反过来，针对某个型号汽车的 BOM，根据变量定义规则可以提供一个精确的配置方案。对于自行车可选择有否防雨装置，如图 6.9 所示。

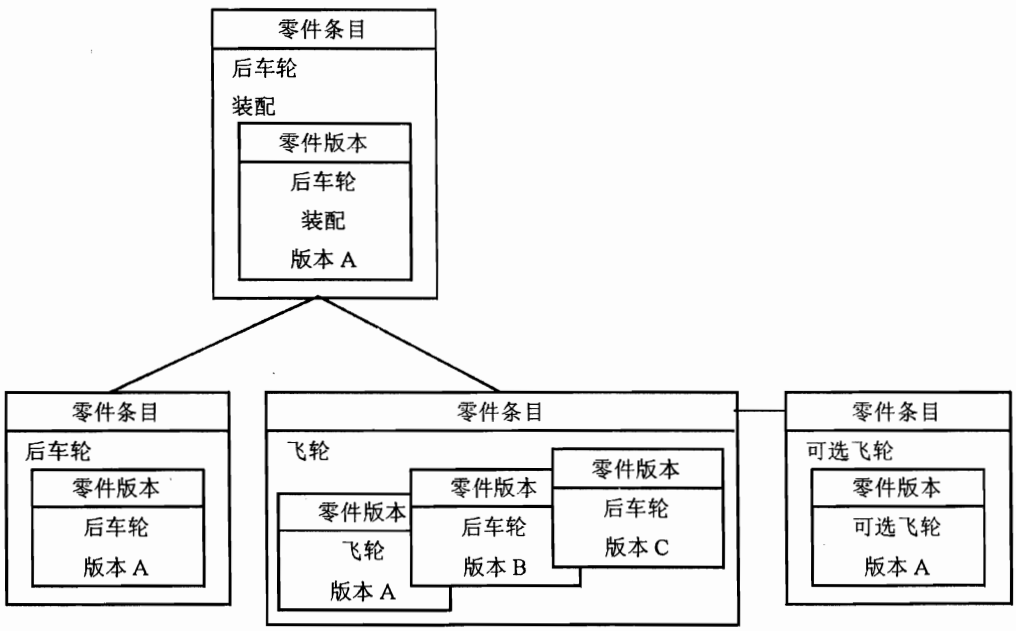


图 6.7　不同版本的产品结构树

产品结构管理的实现一般应与 STEP 的系列 41(基本产品数据模型)、系列 44(产品结构管理)以及应用协议 AP214 的定义相一致，因为 STEP 的这些标准已经为正确处理产品结构管理指出了方向。

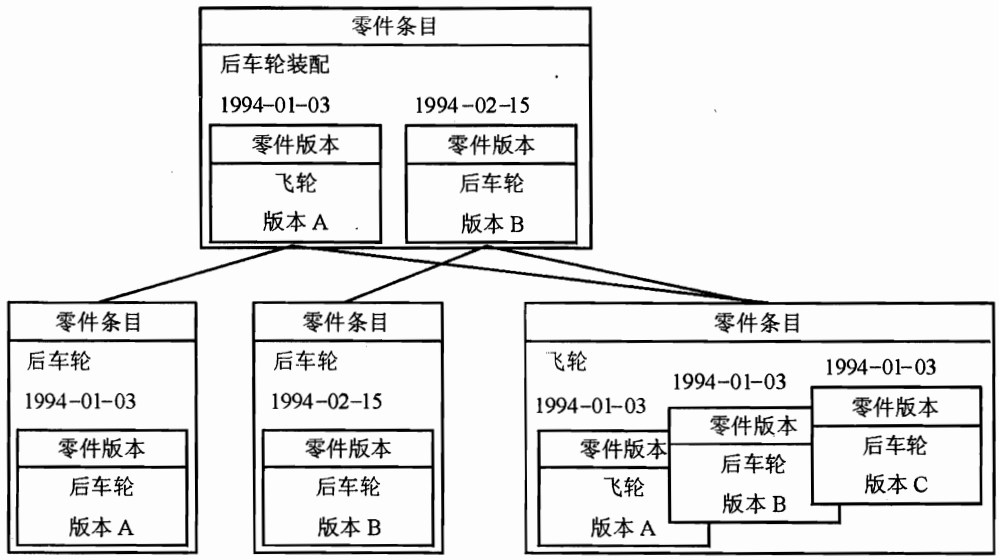


图 6.8 不同日期的产品结构树

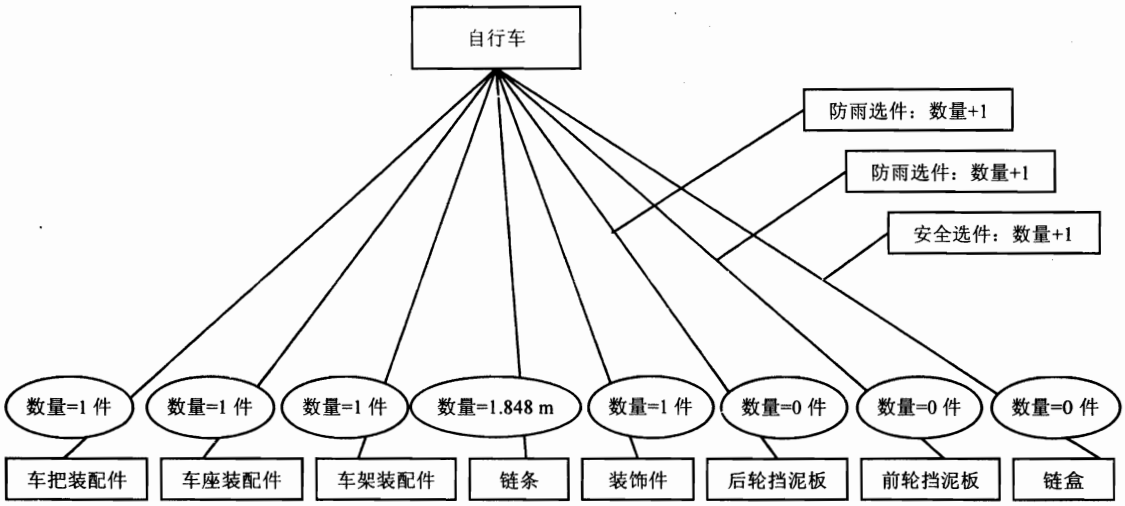


图 6.9 不同构型的产品结构树

3. 工作流和过程管理

工作流(workflow)和过程(process)是更改管理的重要部分。它主要实现产品设计与修改过程的定义、跟踪与控制，包括设计过程的步骤定义、在处理过程中相关步骤的规则、每一步骤批准的规定、对技术人员工作分配的支持。其中有发放步骤的开发和管理，包括工程数据的提交与修改、行政监督跟踪与批准管理、文档的分布控制、支持事件标识的通告、工作更改要求、更改指令、更改通知与消息的分发等自动通知控制。它是项目管理的基础，主要管理当一个用户对数据进行操作时会发生什么，管理人与人之间的数据流动，以及在一个项目的生命周期内跟踪所有事务和数据的活动。修改后的产品数据经提交、审批及最后登记，变为新版本的产品数据。这一模块为产品开发过程的自动管理提供了保证，并支持企业产品开发过程重组，以获得最大的经济效益。

工作流和过程管理主要包括审批流程管理和更改流程管理。过去对图纸的审批都是在白图上用手工签字。而使用 CAD 后，对计算机文件就无法沿用手工签字的方法来进行校对、审批及控制发放。过去手工签字时，有些领导不仅签上自己的名字，而且还要写上自己的意见。这些审批记录需要长期保存，以备查询。PDM 采用电子邮件方式对文件进行提交、审批和发放，用友好的窗口界面提示各有关领导进行审批，并采用电子记录方式永久保存审批者的意见。例如，领导的签字可以扫描到计算机里，并存入某一库中。需要时可根据密码或权限将其调出来。更改流程管理实质上是审批流程管理的一个特例。

4. 分类和检索功能

PDM 系统能够以多种方式支持分类和检索功能。零件、文档和其他项目通过系统的这一功能，可按照它们的特性进行查找。查找过程的实现可以基于系统定义的任何特性。

PDM 系统需要管理大量的数据。为了较好地建立、使用和维护这些数据，PDM 系统提供了快速方便的分类技术。它与面向对象技术相结合，将具有相似特性的数据划为一类，并赋予其一定的属性和方法，使用户能够在分布式环境中高效地查询文档、数据、零件、标准元件、过程等对象。分类功能是实现快速查询的支持技术之一。常用的分类技术包括使用智能化的零件序号技术、成组技术、搜索/检索技术、零件建库技术。

分类管理是将企业生产的所有零件按其设计和工艺上的相似性进行分类，形成零件族。每一零件族中的诸零件具有相似的设计或制造特性。分类管理为提高单件、小批量生产的经济效益开辟了新的途径。PDM 提供了分类管理功能。通过系统定义和管理零件分层结构的柔性能力，实现具有层次化的分类结构所支持的“零件族树”的概念，为解决分类问题以及真正方便地使用标准件、过程和组装功能等，层次分类结构提供了一个好方法。利用分层能力，用户可以动态地管理分类模式。通过层次分类结构可以合理制定各零件族的相似性标准。这也是分类编码取得满意结果的关键。相似性标准与分类的目的和要求密切相关，其基本内容包括设计与制造两方面。用户首先定义零件族的层次结构，然后定义特定零件与相应零件族的关系。这样用户可以通过零件族结构直接找到同类件。

5. 项目管理

项目管理 PM(Program Management)是在项目实施过程中实现其计划、组织、人员及相关数据的管理与配置，进行项目运行状态的监视，完成计划的反馈。项目管理是建立在工作流管理基础之上的一种管理。项目管理模块首先提供一种方法，用来定义企业所承担项目的工作分解结构 WBS(Work Breakdown Structure)。这种结构是为完成企业的项目所必需的。它将总项目分解成为各个分项任务和子任务，并构成一个层次网络结构，然后进行进度计划、关键路径分析、资源管理，以及其他一些与项目有关的功能。同时，PDM 系统还应提供一个接口，能够使项目的 WBS 与企业的其他资源管理系统进行衔接，以便后续工作的进行。到目前为止，项目管理在 PDM 系统中考虑较少，许多 PDM 系统只能提供工作流程活动的状态信息。

6.2.5.2　公共实用功能

1. 通信和告示

在 PDM 系统中，通信和告示功能实现了有事件触发时的消息传递和发布。在很多情况下，当某种类型的事件在 PDM 系统中发生时，系统需要能够方便而有效地将有关消息分发给相关的用户。例如，当用户从库中调用的数据被更改之后，系统就应该及时地将更改事件通知该用户。同时，通过日志记录来检查判别文档的有效性。当有一个新的数字信息版本产生后，

也需要及时通知相关的用户，在 PDM 系统中，可以通过 Email 来实现该功能。

2. 数据传输和变换

为众多的 PDM 系统用户实现用户相互之间以及用户与系统之间的数据移动是通过数据传输和变换功能来实现的。通过该功能可以实现：无论用户处在网络中的哪个位置上，PDM 系统都能够自动地检索到有关的数据，并将文件和文档递交给相关的用户。系统可以通过文件簿功能，将一个或一组文件的数据在用户之间传递。在传递过程中，通过数据变换功能，可以实现由一种用户生成的数据格式自动转换成另一种用户所需的数据格式，而不用在传输前进行任何数据变换。对于较好的 PDM 系统，其数据变换是依据国际标准 STEP 的数据结构进行的，即可以用 STEP 格式读入由 CAD 系统生成的数据。当然，首先系统要能够支持常用的数据交换格式，如 IGES、VDA、SET 等。

3. 图像信息管理

这一功能是 PDM 系统最基本的功能。它实现了对系统中各种文件数据的显示，允许 CAD 和其他各种应用所产生的图形、图像、文档等数据能够方便地被用户观看、注释或圈阅。用户可以浏览到产品的图纸信息以及产品模型的图形等。

4. 行政管理

PDM 系统的操作和维护一般都由系统管理员负责。系统管理员可以是一个或一组人员。他们主要负责系统运行过程中的配置、用户定义、用户权限的分配和系统中数据库的维护等工作。例如，相关的数据管理工作包括：定义物理数据存储位置，定义逻辑数据层次（数据仓库、工作组和用户），定义数据族；相关的行政管理工作包括：定义用户和用户组，建立与维护存取控制和权限，归档数据等。

以上简要地介绍了 PDM 系统应具备的功能。能够实现上述所有功能的商用系统还较少。较完善的系统也只能实现其中大部分的功能，有的功能构件还有待于进一步发展和完善。但是，作为商用系统，一般都实现了包括文档管理、产品结构（配置）管理及工作流程管理等最基本的功能，并能对产品的整个生命周期进行较完整的描述和控制；因此，在企业中实施 PDM 技术能够起到增加效益、降低成本的作用。这一思想已经普遍为大家所认同。

6.3 PDM 与信息集成的关系

6.3.1 PDM 应该是 CAD/CAPP/CAM 的集成平台

在一个企业内部，通常会使用多种应用软件，如从设计部门的 CAD、工艺部门的 CAPP、制造部门的 CAM 等软件，到办公系统的字处理软件、数据表格软件等。这些应用软件产生的数据大多需要统一管理。由于应用软件的种类及版本具有多样性，所以，PDM 系统需要向用户提供可与应用软件进行集成的功能。

目前，已有许多性能优良且商品化的独立 CAD、CAM、CAPP 系统。CAD 系统无法把产品定义信息直接传递到后续环节中，因而阻碍了计算机应用技术的进一步发展。人们很快发现，只有当 CAD 系统一次性输入的产品定义信息能在后续环节（如 CAPP、CAM）中一再被应用才是最经济的；因此，人们首先致力于把已经存在的 CAD、CAPP、CAM 系统，通过工程数据库及有关应用接口，实现 CAD/CAM/CAPP 的集成。这样才能实现设计生产的自动化。自 20

世纪 70 年代起，人们就开始研究 CAD、CAPP、CAM 之间数据和信息的自动化传递与转换问题，包括采用 IGES 和 STEP 标准进行数据交换，即 3C 集成技术。目前，PDM 系统是最好的 3C 集成平台。它可以把与产品有关的信息统一管理起来，并将信息按不同的用途，分门别类地进行有条不紊的管理、传递和跟踪。不同的 CAD/CAPP/CAM 系统都可从 PDM 中提取各自所需要的信息，再把结果放回 PDM 中，从而真正实现 3C 集成，如图 6.10 所示。

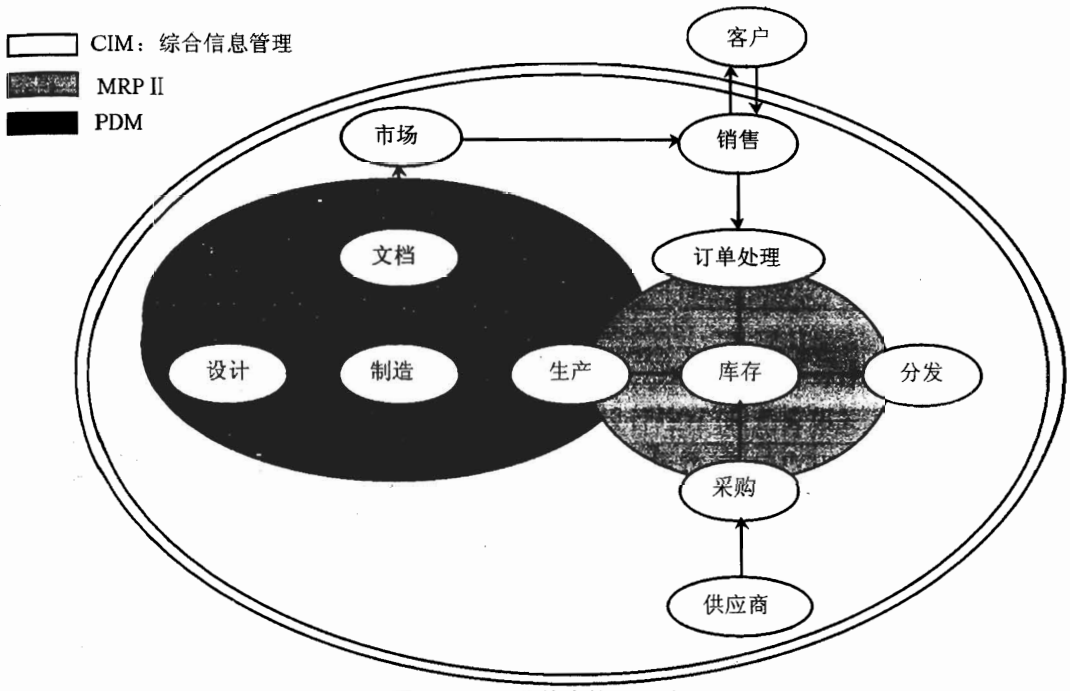


图 6.10　企业信息管理环境

6.3.2　PDM 应该是产品信息传递的桥梁

PDM 系统与应用软件进行集成，将产品数据进行封装，使应用软件生成或输入的数据成为 PDM 系统可以识别的数据，以便对其进行管理。此外，PDM 系统还应进行工具封装，最好能够实现软件之间的互操作。人、财、物、产、供、销 6 大部门是企业的经营管理与决策部门。目前，人们已将信息管理系统 MIS 和制造资源计划 MRP Ⅱ 集成在一起，成为企业资源计划 ERP 系统。其功能和作用相当于图 6.10 中的综合信息管理系统。PDM 作为 3C 的集成平台，用计算机技术完整地描述了产品整个生命周期的数据和模型，是企业资源计划 ERP 中有关产品定义信息全部的来源。PDM 是产品设计与工艺部门之间、管理信息系统与制造资源系统之间信息传递的桥梁。它使制造信息系统 MIS 和制造资源计划 MRP Ⅱ 从 PDM 集成平台自动得到所需的产品信息，如物料表 BOM，而无需再人工用键盘输入。企业资源计划 ERP 也可通过 PDM 这一桥梁将有关信息自动传递或交换给 3C 系统。

由上述可得出，PDM 系统应该是 CIMS 的集成框架。所谓“集成框架”，是指在异构、分布式计算机环境中，能使企业内各类应用系统实现信息集成、功能集成和过程集成的软件系统。信息集成平台的发展经历了计算机、局域网络、集中式数据库、分布式数据库等阶段。随着 CIMS 技术的不断深入发展和应用规模的不断扩大，企业集成信息模型越来越复杂，因此，对

信息控制和维护的有效性、可靠性和实时性的要求越来越高。这就迫切需要寻求更高层次上的集成技术，以便能够提供高层次的信息集成管理机制，从而提高CIMS的运作效率。目前，国内外的技术人员对新一代信息集成平台做了大量的研究开发工作，也推出了多种平台，典型的是面向对象数据库及面向对象工程数据库管理系统。虽然这些面向对象技术已部分商品化，但还没有在企业中得到全面应用和成功实施，技术仍不成熟。具有对象特性的数据库二次开发环境，由于其开放性、可靠性等方面的明显不足，无法胜任CIMS大规模实时应用的需求。而在关系型数据库基础上开发的具有对象特性的PDM系统，由于其技术的先进性和合理性，近年来得到了飞速发展和应用。它已成为新一代信息集成平台中最为成熟的技术，是支持并行工程领域的框架系统。PDM不仅向ERP自动传递所需的全部产品定义信息，而且在ERP中生成的与产品有关的生产计划、材料、维修服务等信息，也可由PDM系统统一管理和传递，如图6.11所示。

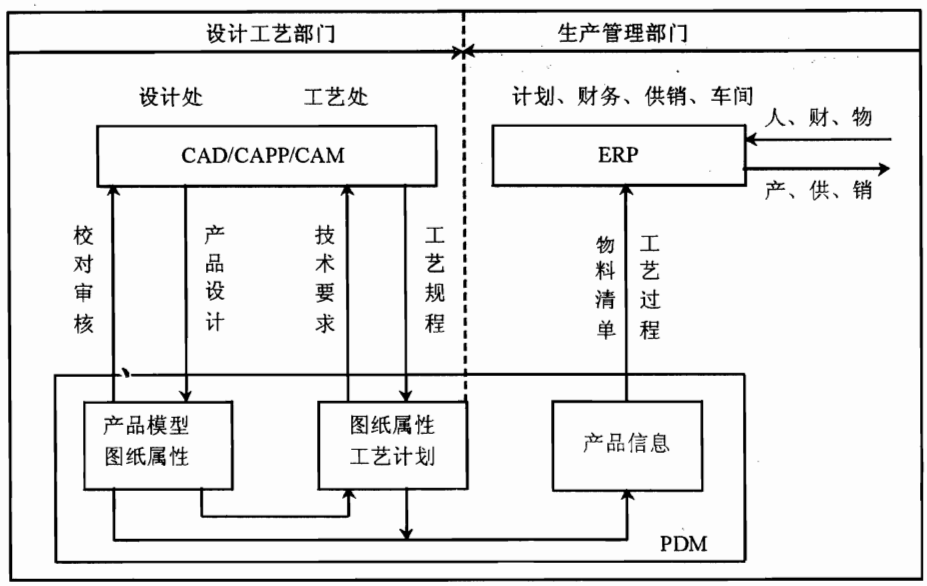


图6.11 PDM是企业CIMS的集成框架

6.3.3 PDM能够支持并行工程的实施

并行工程以缩短产品开发周期、降低成本、提高质量为目标。它把先进的管理思想和先进的自动化技术结合起来，采用集成化和并行化的思想设计产品及其相关过程，在产品开发的早期阶段就充分考虑产品生命周期中相关环节的影响，力争设计一次完成，并且将产品开发过程的其他阶段尽量往前提。它在原有信息集成的基础上，更强调功能上和过程上的集成。并在优化和重组产品开发过程的同时，不仅要实现多学科领域专家群体协同工作，而且要求把产品信息和开发过程有机地集成起来，做到把正确的信息，在正确的时间，以正确的方式，传递给正确的人。这是目前最高层次的信息管理要求。

PDM在突出产品数据管理的基础上，正逐步完善其作为制造业领域集成框架的功能，为并行工程的实施提供更强有力的自动化环境。PDM系统对集成的支持首先表现在它应具有最小集成，即CAD产品和MRP/ERP软件的集成；其次，在集成的深度和鲁棒性上，不但能在

PDM 系统中启动应用软件，而且对于完全的集成而言，还能在应用软件中直接进行 PDM 操作(如入库、提档操作)，以及能在两系统之间进行数据交换和消息传递；最后，也是最为重要的一点，就是 PDM 跟踪应用软件的能力，或者说是应用软件厂家对某种集成的在线支持。随着 PDM 技术和各种软件技术的不断发展，PDM 系统与应用系统之间的集成也逐步向基于规则和标准数据转换的方向发展。集成技术越来越方便简洁。

6.4　PDM 技术的发展和应用

6.4.1　PDM 的发展趋势

PDM 作为一种技术，其本身随着 CIMS、并行工程、敏捷制造的发展而不断更新，其功能也越来越完善。纵观各种 PDM 系统的体系和市场需要，大致可以归纳出 PDM 的主流发展方向与趋势如下。

6.4.1.1　采用面向对象技术

目前，大多数企业都采用大型商用关系数据库作为企业数据的惟一管理手段；但这些数据库存在着以下缺陷：① 面向记录；② 它们都不支持设计过程，缺乏对相关工作的协调机制；③ 对应用工具无法实现封装。因此，它们不能满足 PDM 的需要。而 PDM 对产品数据的管理充分体现了面向对象的思想，为企业从传统的关系数据库向面向对象数据库的转变打下了坚实的基础。由于 PDM 建立在 OODBMS 基础上，因而增强了系统的开放性、柔性和缝合性。面向对象技术近几年来得到了较大的发展与应用。这项技术已成为 20 世纪 90 年代软件开发技术发展的主流。它提高了程序代码的重用性和开放性，使编程效率大大提高。它在 PDM 领域的应用，包括面向对象的 PDM 系统结构、面向对象的产品数据定义，以及将面向对象数据库作为底层支持，使 PDM 系统与其他系统的集成更具有开放性，从而提高了 PDM 产品的集成能力。

6.4.1.2　采用 Web 使能技术

PDM 基于 Internet/Intranet 平台已是必然。基于像 Netscape 这样的 Web 浏览器是一种易被用户接受的通用用户界面，可以使多种信息同时显示在屏幕上。对于数据查询功能与报告功能要求较高的 PDM 来说，使用 Web 技术，将使 PDM 技术与系统随着 Internet 和 Intranet 一起更加大众化；因此，应充分利用 Internet/Intranet 网络环境提供的丰富资源，开发结构轻巧、用户界面友好、成本低的 PDM 系统。

传统的客户/服务器方式随着企业应用的不断扩展出现了问题，即客户端需要相当多的硬件资源和复杂的软件客户化工作，也就是所谓的“肥”客户问题。解决这一问题的办法是加入一个中间应用层，即应用服务器，如图 6.12 左部所示。

Internet 的兴起和浏览器的出现，使 Internet 深入到世界上的每一个角落，并且能够很方便地被访问。在 Internet 上，使用浏览器并通过 HTTP 协议访问 Web 服务器。Web 服务器上存储以超文本标记语言(HTML)描述的页面，把这些页面提供给查询的最终用户，在其 Web 浏览器中显示。基于 Web 的客户/服务器的模式，利用 Web 浏览器作为系统客户端，Web 服务器作为系统服务器，并以数据库服务器作为后台数据支持。它与 C/S 体系结构比较，如图 6.12 所示。利用基于 Web 的客户/服务器模式(B/S 结构)可以很容易地实现以下功能：

- 零管理客户：创建在布置、分发、维护方面比集中式服务器要求更少的商业应用，如表6.2所列。
- 通用客户访问：实现从局域网到世界范围的对任何客户、任何平台的访问。

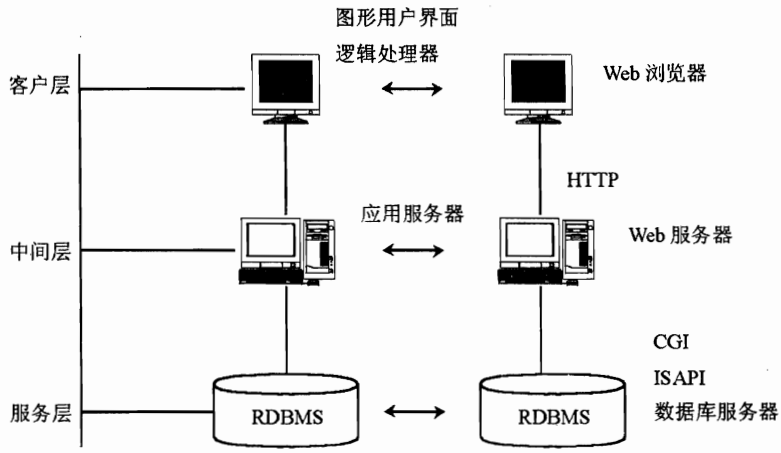


图 6.12 C/S 和 Internet 体系结构对比图

应用 Internet/Intranet 技术实现企业级的产品数据管理(即以 WWW 技术为基础，系统基本的结构模式是服务器/浏览器方式)将把产品数据管理延伸到局域网之外，数据的使用者可以透明地访问其他平台或操作系统上的数据，也使自己局域网内的数据被别的企业用户共享。WWW 技术支持多种机型和操作系统，使分布式数据库管理和异型网络的连接成为可能。更重要的是，通过 WWW 技术，可以使企业内部的 Intranet 既可通过接入的方式成为 Internet 的一部分，也可独立自成体系，具有很好的伸缩性。

Web 技术和 PDM 技术之间有相似之处，如表 6.3 所列。在 Web 技术上实现 PDM 技术具有很好的基础。尤其是Web具有很好的开放体系，允许软件厂家对Web的功能进行扩展。例

表 6.2 基于 Web 与传统应用的比较表

比较内容	客户/服务器应用	基于 Web 的数据库应用
需要支持的网络协议	IPX/SPX TCP/IP NetBEUI	TCP/IP
操作系统/运行环境	Windows 95/NT Mac UNIX	Browser
应用提交，客户端需要安装的内容	数据库驱动器 应用运行时间	Zero

表 6.3 Web 和 PDM 技术概念模式的比较

比较内容	Web 技术	PDM 技术
软件体系	客户机/服务器	客户机/服务器
应用的技术	各种计算机技术	大部分计算机技术
应用的层次	极广	较广
处理的对象	各种信息	工程信息
网络适应范围	各种异构网络	涉及异构问题
信息要求	共享和安全性	共享性及安全可控性
软件开放性	较强	较强
面向的最终用户	各社会阶层	企业各个阶层

如，有很多公司在开发一些中间件。通过中间件可以使用户较轻松地访问数据库中的数据，还可以利用 JAVA 语言进行开发以增强浏览器的交互性。Web 体系结构已经不再局限于仅仅提供文字、图像给用户浏览，而为进行更为复杂的系统开发提供了条件。PDM 系统本身既然是一

种系统框架，就要具有很好的开放性与扩展性，以适应不断变化的产品管理要求。二者之间具有很强的互补性。如图 6.13 为二者在体系结构上的映射关系。

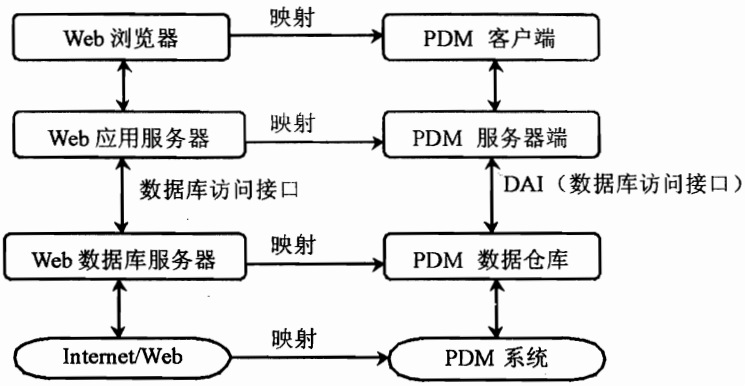


图 6.13　PDM 与 Web 应用体系之间的映射关系

从映射关系可以看出，Web 的开放结构完全可以支持 PDM 系统的体系结构。由于今后进行的 Web 开发将更多地支持面向对象特性，使得在 PDM 系统中可以利用组件技术，进行即插即用的功能扩展。另外，PDM 的系统开发使用的是浏览器/服务器模式，即利用浏览器作为产品管理前台，以 Web 网页作为客户与服务器之间的交互体现，由客户端提出请求，所有的系统运算和数据请求均由服务器端完成，各种系统应用都安装在服务器端，利用各种与平台无关的协议和开发语言解决系统的异构问题，从而可以充分保护系统现有资源与软硬件环境。

同时，由于 PDM 的数据传送与管理是基于 Internet/Intranet 的，因而在安全性方面增加了更多困难。保证 PDM 网络环境上的数据既有良好的开放性，又有可靠的安全性，则是一项值得注意的重要工作。

6.4.1.3　采用联邦式机制

对于大型企业，特别是跨地域的企业，仅使用一套客户机/服务器式的 PDM 系统是很难将全企业的产品及过程信息管理起来的；因此，常常需要安装多套 PDM 系统。而多套 PDM 系统之间也是需要“互相拜访”的。采用联邦式机制就可以满足这种需求。该机制是提高产品数据管理能力的一种有力方式。这项技术已在 Metaphase2.3 中得到实现。

6.4.1.4　信息描述标准化

在应用系统中，由于描述对象的语言各不相同，而造成系统之间互不兼容。信息描述的标准化是提高 PDM 系统适应性和促进系统集成的基础。

6.4.1.5　PDM 与其他应用系统的封装与集成

把企业新、老应用程序及其所产生的数据类型定义成新的类，建立这些类与其他已有的类之间的联系，实现应用程序在 PDM 软件中的封装，使现存的应用程序能较好地融入到新的集成框架中。PDM 和物料需求计划 MRP 都以产品结构为核心；但 MRP 是以面向物料与生产过程为主，而 PDM 更多的是面向产品和产品配置。企业应实现 PDM 与 MRP 的集成。

6.4.1.6　虚拟产品开发环境中的 PDM

PDM 在虚拟设计、虚拟制造和虚拟产品开发环境中，通过一个即时观察、分析、通信和修改的产品数字模型，并行、协同地完成产品开发过程的设计、分析、制造、市场营销及其服务。

6.4.1.7 框架化和企业化

目前，越来越多的企业都希望有这样一种框架：它能使企业拥有的软件系统都集成于此框架中，实现产品数据与开发过程乃至生产过程的集成与管理，支持企业的并行工程。PDM 系统在覆盖企业产品数据和工作流程等方面具有得天独厚的优势；因此，许多 PDM 厂家为使其产品更好地满足企业要求，已经或正在使用 CORBA 标准和技术，以实现系统的企业化和框架化。

6.4.2 实施 PDM 须注意的地方

在市场竞争日趋激烈的今天，产品设计质量与周期决定着企业的兴衰存亡。产品数据管理 PDM 系统作为软件系统，具有其自身的功能特点；但是，要在企业实施并用好 PDM 系统，难度很大。PDM 实施原则与 CIM 实施原则一样，即效益驱动、总体规划、分步实施、重点突破。

PDM 系统是企业信息加工的软件平台，它管理着企业的产品数据和企业的工作人员，属于管理软件范畴。实施 PDM 是企业的整体行为，涉及到企业的传统过程、组织和文件；因此，企业的核心领导要充分认识到 PDM 的重要性，并下决心将其应用到企业中去，这是成功实施 PDM 的重要保证。除此之外，对于国内的众多企业而言，还要注意克服以下几个问题：

- 数字化产品设计没有全面铺开。例如，有些企业设计仍用图板、尺、规，管理仍用底图、档案、卷柜。
- 领导对数字数据缺乏足够的重视。例如，有些企业在用 CAD 出图后只保存底图图纸，对计算机文件却无人问津。
- 企业数据管理制度不完善。例如，很多企业都有多个部门维护同一种数据，形成都管又都不管的现象。另外，数据管理缺乏严格的制度，数据流向混乱，缺乏有效控制。
- 企业技术力量薄弱。例如，有些企业缺乏计算机运行维护能力，更没有应用开发人员。
- 缺少具有相当技术支持能力的计算机软件伙伴。PDM 所涉及的技术广泛，包括计算机网络、数据库、CAX、协同工作、集成与开发等。它主要是为企业提供一个集成化的框架，具体如何实施要根据企业具体情况而定，即 PDM 具有鲜明的企业特性。而各个企业需求差异又很大，因此，PDM 的实施一定要根据企业的情况进行所谓的“客户化”工作。这就需要企业与电脑公司、应用单位和开发单位的有效合作，在充分调研的基础上进行实施。

6.5 主要 PDM 软件

PDM 技术的兴起和发展，已经产生并形成了一个相关的新产业，涌现出一大批 PDM 软件供应厂商。这些供应厂商将他们的产品按照服务对象进行分类，有的产品是支持全企业的，有的产品是支持工作团体或部门的，还有的产品是面向专用产品数据管理系统的。支持全企业的 PDM 能对企业的产品从初始概念设计到制造的整个开发过程进行管理，给产品开发者提供方便的存取、批准和发放过程，是设计和制造的有效手段。国外一些公司应用 PDM 系统情况如下：

- 英国 Marconi 公司国防系统在初步使用 PDM 技术后，单就工程所节约的时间，每年可节省 1 100 万美元。

- 世界上3大咨询公司之一的CIMdata公司列出美国军事工业采用PDM技术后的实例：美国B2轰炸机项目节约了4 900万美元，为先进的攻击机设计的发动机项目节省85%的开发时间。
- 美国Ford汽车公司计划投资4 900万美元发展PDM软件的应用。
- 美国Hughes空间和通讯公司将花1 500万美元应用PDM技术。美国其他大公司，如波音公司、AT&T贝尔实验室、Schlumberger公司、Rockwell公司和AEG公司等，都在积极采用PDM技术。

表6.4　国际上知名的PDM软件系统概况

PDM供应商	PDM产品	首次安装日期/年
Autodesk	Workcenter	1995
Autotrol	Centra	1995
Computervision	EDM/Optegra	1988
Cmstat	Cmstat	1988
EDS Unigraphics	Information Manager	1990
Formtek	TDM	1992
Hewlett-Packard	Workmanager	1992
IBM	Product Manager	1992
Matrix	Matrix	1992
Metaphase	Metaphase	1993
Sherpa	PIMS	1990
Workgroup Technology	CMS	1992

基于这种应用的背景，目前，国外很多计算机公司都纷纷推出自己的产品数据管理系统，如表6.4所列。

其中美国CV公司的Optegra产品数据管理系统，在1996年整个产品数据管理系统中的销售排名第一。在国内的企业中，购买的主要产品是SDRC公司的Metaphase Seris2、IBM公司的Product Manager和EDS的Information Manager等系统。

6.6　制造资源计划MRP Ⅱ概述

6.6.1　MRP Ⅱ的发展

自从20世纪40年代物料需求计划MRP(Material Requirements Planning)的思想被提出以来，随着计算机技术的发展，计算机辅助生产管理信息系统也从物料需求计划MRP、制造资源计划MRP Ⅱ(Manufacturing Resource Planning)发展到企业资源计划ERP(Enterprise Resource Planning)。其作用也不断地得到人们的认可，并成为提高企业效益、增强企业竞争力的有效手段之一。

MRP Ⅱ是一种企业管理软件。它的基本原理是将企业的生产系统及其经营活动按照一定的处理逻辑和规则进行建模，并在此模型基础上，利用计算机来进行各种业务活动的处理，以保证企业制造资源的合理利用和生产能力与经营需求的优化平衡。

MRP Ⅱ的核心是MRP，而ERP又是MRP Ⅱ的发展和扩充。

物料需求计划MRP，是由美国生产与库存控制协会APICS提出的。它在产品结构的基础上，根据产品结构各层次物料的从属关系，以每个物料为计划对象，以完工日期为时间基准来倒排计划，按提前期长短来区别各个物料下达计划时间的先后顺序。按照这种对物料的处理逻

辑，可使物料在需要的时候已经就位，而在不需要的时候又不会过早地积压，从而达到减少库存量和资金占用的目的。

以库存管理为核心的MRP，虽然大大改善了物料需求计划的可信度和准确性，但它只说明了物料的数量需求和时间需求，而没有将计划的可行性考虑在内。事实上，企业外部的市场需求变化和企业内部生产能力、各种资源信息总是处于不断的变化之中。为了能适时地调整计划和确保执行计划的可行性，就必须保证企业上下和内外信息的及时沟通。既要有自上而下的目标和计划信息，又要有自下而上的执行和反馈信息。于是，在MRP的基础上，又引入了能力计划和执行计划的功能，从而进一步发展成为闭环的MRP。随后，闭环MRP进一步发展。为使计划与控制能同企业的经营状况和效益指标联系起来，财务会计管理、成本管理等内容也成为MRP系统的重要组成部分。这样，通过物流信息和资金流信息的统一，形成了一个完整的经营生产信息系统。

1977年，针对当时功能不断完善、范围不断扩大的MRP发展状况，美国《现代物料搬运(Modern Materials Handling)》杂志主编首先提出了新的MRP概念——制造资源计划MRP Ⅱ (Manufacturing Resource Planning)。之所以称为MRP Ⅱ，是为了同物料需求计划MRP相区别，MRP Ⅱ并不是取代MRP，而仍以MRP为核心。

20世纪80年代末，随着科学技术的进步和经济的繁荣，市场竞争日益激烈，市场和客户的需求成为企业生存的根本，那种仅仅面向生产经营的管理方式已不再适应全球化的市场竞争环境。为了适应市场的需求，企业都在延长自己的产品线，更加注重产品的质量控制、销售和售后服务等环节。同时，制造业企业一方面发现仅靠自己企业的资源已很难取得市场竞争的优势，还必须把经营过程中的有关各方面，如供应商、客户、制造工厂、分销网络等，纳入一个紧密的供应链中，才能有效地安排企业的产、供、销；另一方面，在一些企业中同时并存多种生产方式，需要用不同的方法来制定生产计划。显然，传统的MRP Ⅱ软件所具有的功能已不能满足企业全范围管理信息系统的需要。20世纪90年代，更先进的ERP——企业资源计划思想被提出并应用于部分大企业中。

ERP不仅是在MRP Ⅱ功能上的完善和发展，更重要的是，它融合了其他先进的生产管理方法(如JIT、OPT等)，采用了最新的计算机技术，并突破了传统MRP Ⅱ仅仅适用于制造业的局限，其应用已扩大至包括服务业、商业等领域。目前，成功的ERP软件已有德国SAP公司的R/3 System、荷兰BAAN公司的BAAN Ⅳ等多种。

我国自20世纪70年代末引入第一套MRP Ⅱ软件后，至今已有上百家企业采用了MRP Ⅱ和ERP系统。其中一大批起步较早、发展较好的企业已取得了很好的效益，其影响也逐渐深入人心。一些有实力的公司和企业在引进、吸收、消化国外MRP Ⅱ系统的基础上，还自主开发了一些适合我国国情的MRP Ⅱ和ERP系统。

今天，MRP Ⅱ的发展已日臻完善，而ERP的功能也在不断增强。作为企业管理信息系统的核心，MRP Ⅱ和ERP使企业经营管理信息高度集成，成为当今制造业改进管理、提高效益的有效技术手段之一。

6.6.2 什么是MRP Ⅱ

MRP Ⅱ是对一个制造业的所有资源编制计划，并进行监控与管理的软件系统。MRP Ⅱ通过对企业生产经营活动的建模，模拟企业的生产经营活动，以此来精确地编制企业未来的生产

计划和供应商的供应计划，更好地编制人力需求计划和人力资源计划，并可以方便地对几种计划方案进行测试与评价。例如，MRP Ⅱ中的物料需求计划 MRP，就是根据主生产计划要生产的项目、库存状况和物料表，模拟未来库存状况，预计未来缺件情况，编制计划订单，并按生产提前期提前下达订单，以避免未来生产中的缺件情况，保证主生产计划的实现。

MRP Ⅱ是一个以管理人员为主人的模块化人-机交互系统。MRP Ⅱ中的每一个模块都有其明确的管理目标。一般的 MRP Ⅱ系统至少要由基础数据管理（包括 BOM、工作中心数据、工艺路线等数据）、生产计划 PP（Production Planning）、主生产计划 MPS（Master Production Schedual）、物料需求计划 MRP（Material Requirements Planning）、粗能力计划 RCCP（Rough Cut Capacity Planning）、能力需求计划 CRP（Capacity Requirements Planning）、库存管理 IM（Inventory Management）、采购管理 PM（Procurement Management）、车间作业控制 SFC（Shop Floor Control）等几个关键环节和一些辅助模块组成。编制合理的生产计划是有效地运行一个企业的基础。MRP Ⅱ的计划编制是从上到下、由粗到细进行的。其运行过程如下：

- 编制生产计划。确定产品大类的产量、产值。
- 编制主生产计划。它规定了在计划时间内，每一个生产周期最终产品的计划生产量。
- 编制物料需求计划和能力需求计划。通过物料表 BOM 的形式，将产品按结构分解。在考虑现有库存的前提下，对 BOM 中的自制件编制生产计划，对外购件则编制采购计划。用能力需求计划对生产计划的编制进行验证，以及对生产负荷与能力进行平衡，并提供必要的反馈信息。在无法平衡时，可以向上改动主生产计划，重新进行运算。
- 下达订单。对自制件下达加工订单，对外购件下达订购订单。
- 编制车间作业计划，并开始执行。车间作业计划将零件的加工按工序分解，把各零件各工序的加工任务以任务调度单和工票的形式下达车间，并根据负荷情况安排机器和班组。

计划的实施是从下而上执行的。当发现问题时，逐级向上进行必要的修正。

在 MRP Ⅱ中，各模块按科学的处理逻辑组成一个闭环系统。在系统的运行过程中，计划的实施是由上而下执行的。同时，各模块还必须不断地提供反馈信息。当发现问题时，逐级向上反馈，以便进行过程控制及作必要的修订，保证计划的可行性和准确性。图6.14是 MRP Ⅱ闭环系统的逻辑流程图。

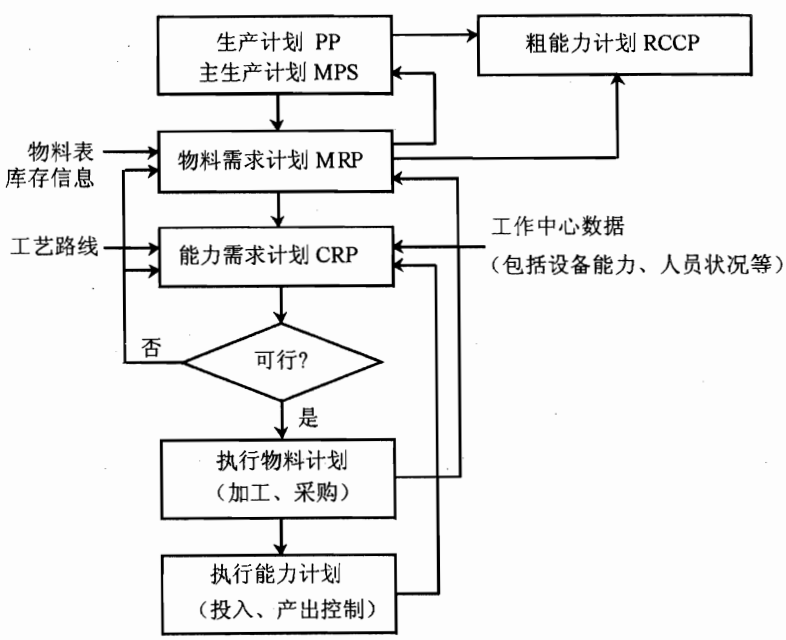


图 6.14　MRP Ⅱ闭环系统的逻辑流程图

由图 6.14 可以看出，MRP Ⅱ的计划层次是一个

由宏观到微观、由战略到战术、由粗到细的深化过程。它把需求与供给结合起来，体现了一个完整的计划与控制系统，实现了企业管理信息最基本的集成。

下面将主要就生产计划、物料需求计划、库存管理、能力管理、车间作业控制以及产品成本管理等方面来说明 MRP Ⅱ 系统中的有关概念和原理。

6.7 供应链

供应链是 MRP Ⅱ 的重要概念之一。在理解 MRP Ⅱ 之前，先对供应链进行简要的叙述。

任何制造业在进行生产制造活动时，都是根据客户或市场的需求，开发产品，购进原材料，加工制造出成品，再以商品的形式销售给客户，并提供售后服务。在这个过程中，生产所需的物料从供方开始，沿着各个环节（原材料—在制品—半成品—成品—商品）向需方移动。每一个环节都存在需方与供方的对应关系，形成一个首尾相接的长链，称为供应链（supply chain）。在供应链中，伴随着物资的流动，每一个环节的加工制造过程及其相关的业务活动都会消耗一定的资源。资源消耗引起的资金流出作为产品的成本流向下一环节，直到加工对象流入市场成为商品，资金才会重新流回企业，并产生利润；因此，资金流也是供应链的重要组成部分之一。为了合理地利用资金，加快资金周转，必须通过企业的财务成本管理系统来控制供应链上的各项经营生产业务活动，或者说，通过资金的流动来控制物料的流动。

物料在供应链上移动的过程中，供应链的每一环节都要通过一定的人、财、物的投入，使待加工件满足下一环节的需求。这样，供应链的每一环节都在不断赋予被加工对象以新的附加价值。其总价值也随之不断增加，最终由初始的原材料（待加工件）变成具有一定市场价值（使用价值）的商品；因此，供应链也有增值链的含义，即每一环节都应是被加工对象增值的过程。企业为了提高产品的竞争力，减少生产成本，形成价格上的优势，就要尽可能地减少供应链上一切非增值的过程和环节。这与精益生产 LP（Lean Production）的思想是一致的。

企业的一切生产经营活动，都是通过供应链以一定的物料和资金流动过程来体现的。而每一个环节和过程的活动又是由一定的信息来驱动和控制的，如客户订单、计划、工艺、质量、成本、设备、人员等等。显然，信息的流动贯穿于整个供应链中。供应链中的信息大致可分为两种类型，其中需求信息（如预测、订单、销售合同、市场和用户意见、主生产计划、物料需求计划等）同物料流动方向相反，从需方向供方移动；由需求引发的供给信息（如收货入库单、完工报告、提货发运单等），同物料一起沿着供应链从供方向需方流动。

显然，企业整个供应链中的信息流动是十分复杂的，并依企业的不同而不同。如何把这些错综复杂的信息紧密有效地集成起来，是现代企业必须解决的问题。传统的手工作业方式显然难以胜任日益增多的信息处理工作，只能利用计算机手段来解决。

MRP Ⅱ 所要解决的问题就是，怎样处理好供应链上各个环节的供需矛盾，并对这些环节进行有效的管理，实现各子系统间的紧密联系、配合与平衡。MRP Ⅱ 是一种面向企业供应链的管理。它的基本思想就是，把企业的原材料采购、生产制造、销售服务等流程看做一个紧密连接的供应链，从供应链的概念出发改变企业的经营战略思想，着眼于供应链上物料的增值过程，并利用计算机手段来对供应链上的信息进行管理，保证物料、资金、信息的快速流动。随着市场经济的发展，供应链所涉及的范围也在不断扩大。传统的 MRP Ⅱ 侧重于企业内部的供应链管理；而现代企业都认识到，仅仅把企业作为一个封闭的系统已不可能，面对激烈的竞争，要想生

存和发展就必须把企业融入整个市场之中；因此，新的 ERP 思想扩大了供应链的范围，把企业供应链扩展至企业外部，将供应商、制造分厂、分销网络和客户等也都纳入系统管理范围之内；在企业内部则划分成几个相互协同作业的支持子系统，如财物、市场营销、生产制造、质量控制、服务维护、工程技术等。这就为企业实现跨国、跨地区的多工厂、多地点的联合经营运作提供了可能。有关 ERP 将在 6.15 节中介绍。

6.8　MRP Ⅱ 的基础数据

作为一种企业信息管理系统，MRP Ⅱ 要进行大量的数据处理。它所提供的信息的价值在于人们能利用这些数据来作出正确的决策或作为优化的依据。但 MRP Ⅱ 自身不是一个自动优化系统，它无法判断数据的真伪。显然，输入数据的不准确或缺乏真实性是不可能得到真实可信的结果的，也就起不到它应有的作用；而数据不准往往也是推行 MRP Ⅱ 失败的主要原因之一。因此，基础数据的规范性、准确性、及时性和完整性是实现信息集成和计算机辅助企业管理的基本要求，也是保证系统顺利有效运行的前提。例如，APICS 按一定的考核指标将实施 MRP Ⅱ 的企业划分为 A、B、C、D 4 个定级标准。其中 A 级 MRP Ⅱ 企业的考核标准中要求物料表的准确性接近 100%，因为物料表如果不准，运行 MRP Ⅱ 的结果可能完全失去意义。

任何 MRP Ⅱ 的运行都需要数据的支持。这些数据中，有的只需一次性输入；有的相对改动频率较小，称为静态数据（如物料表、工作中心能力等）；有些数据则需要不断地更新，称为动态数据（如客户合同、库存记录等）。主要基础数据的相互关系及输入顺序见图 6.15。

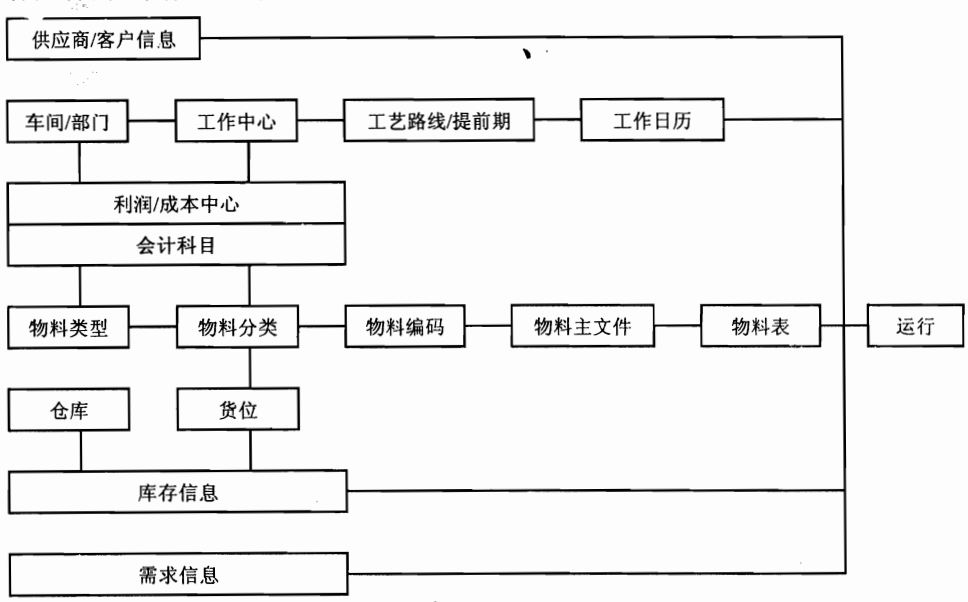


图 6.15　基础数据相互关系及输入顺序

为便于对图 6.15 中描述的基础数据有一个基本的概念，这里有必要对一些主要的基础数据进行解释。

1. 物料类型和物料分类

物料类型主要说明物料的来源，即某种物料是自制、外购，还是外协。MRP 系统运算时要

根据物料类型来决定对该物料是生成加工计划、采购计划，还是外协计划。此外，物料类型还要说明物料在计划中的特征，如装配中的基本组件和可选件、配套出售件、虚拟件等。在 MRP Ⅱ 中，物料类型一般由字母或数字来进行标识。

物料分类的基本作用是用于查询库存物料。例如，可把物料按其属性分为钢材、化工材料、机电配件等，而其中钢材又可细分为板材、型材、棒材等。只要有管理上的需要，就可以按要求进行物料的逐级分类，以便于实现对物料的统计、分析、查询等。

2. 物料编码

物料编码是为了方便计算机进行物料管理而建立的一种编码系统。

物料编码最基本的要求是编码的惟一性。所谓惟一性就是说，同一种物料，不论出现在什么产品上，只能用同一个代码；而不同的物料，哪怕只有极微小的差别，也不得用同一个代码。编码的长度依软件的要求而不同，一般在 15～20 位之间。

编制物料编码体系时，在保证编码惟一性的前提下，也可参考企业现有的设计图号或成组编码体系，以及相应的国家和行业标准，以使编码易于被员工接受。另外，确定物料编码的原则时，不仅要考虑到当前的方便，而且要考虑到以后发展扩充的需求。

3. 物料主文件

每一种物料都有一份对该物料信息进行描述的文档，称为物料主文件。它说明了物料的各种参数、属性及其有关信息，以反映物料同各个管理功能之间的联系。物料主文件中的数据项很多，其中主要的数据项如下：

- 与设计管理有关的信息，如图号、物料名称、重量、体积、设计修改号、版本等；
- 与物料管理有关的信息，如计量单位、成品率、ABC* 码、仓库和货位、现有库存量、安全库存量、最大库存限额、批量规则和调整因素、循环盘点间隔期以及供应商代码等；
- 与计划管理有关的信息，如独立需求和相关需求标识、需求时界和计划时界、提前期、计划员码、成组码、工艺路线码等；
- 与销售管理有关的信息，如销售员代码、计划价格、折扣计算等；
- 与成本管理有关的信息，如标准单位成本、实际单位成本、采购费用等；
- 与质量管理有关的信息，如批号、待验期、最长保存期等。

在以上数据中，有些直接影响 MRP 的运算结果，如提前期、成品率、安全库存、批量规则等。在确定这些数据时要特别慎重。物料主文件包含一些动态数据，如现有库存量、实际成本等。这些数据的维护一般是通过与相关模块的集成来进行更新维护的。

物料主文件中包含了每一种物料绝大部分的属性定义。它涉及该物料在设计、工艺、制造、计划等多方面的数字化产品定义信息。显然，数据准确度的要求和数据的繁杂使得对物料主文件的维护十分困难，而事实上物料主文件中的许多数据都是由 PDM 来存储并管理的；因此，可以把物料主文件作为 MRP Ⅱ 和 PDM 联结的纽带，利用数据转换和传输接口实现 MRP Ⅱ 和 PDM 系统间的数据交换和紧密集。这样不仅能充分利用已有的信息资源，而且可以大大提高数据处理的效率、准确性和一致性。

---

* 对于库存的所有物料，按全年货币价值从大到小划分为 3 大类，分别称为 A 类、B 类和 C 类。A 类价值最高，受到高度重视；B 类物料受重视程度较差；C 类价值最低，仅进行例行控制。ABC 分类的原则是放松对最低价值物料的管理而节省精力，从而可以把最高价值的物料管理得更好。

4. 工作日历

工作日历也称为生产日历，它说明企业各部门、车间或工作中心在一年中可以工作或生产的日期。工作日历是由用户来设定的。在运行MPS或MRP时，要根据工作日历安排任务。例如，在遇到休息日、节假日、设备检修日时，系统会自动越过这些时间，而不会在此期间安排任务。

6.9　生产计划与主生产计划

6.9.1　生产计划

生产计划PP(Production Plan)或称为生产规划，是一个较为宏观的计划。它主要考虑企业的经营计划、期末预计库存或期末未完成订单目标、资源能力和限制等因素，并对产品大类和产品组编制生产计划。生产计划规定了每一类产品的生产水平，并规定每年或每月的生产速率，或者这两种生产速率。其详细程度和计划展望期的分段取决于不同的市场和制造环境，对于不同的企业都会不同。表6.5是某汽车公司的生产计划。

表6.5　某汽车公司的生产计划　　辆

时间/月份	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	总计
轿车类	100	120	120	100	110	100	120	130	130	120	120	100	1 370
卡车类	50	60	50	50	50	60	60	60	60	50	50	50	650
汇　总	150	180	170	150	160	160	180	190	190	170	170	150	2 020

在上例中，计划展望期为一年并分解到月；计划的对象是某一类产品，而不是某一个产品；在产出量上，只规划了月产量、年产量等汇总性质的数据。更详细的生产计划将由主生产计划来解决。

6.9.2　主生产计划

主生产计划MPS(Master Production Schedule)是MRP Ⅱ系统中一个重要的计划层次。MPS在MRP Ⅱ中起到了将宏观计划向微观计划过渡、承上启下的枢纽作用。生产计划编制完成后，需要由主生产计划MPS将它转换成特定的产品或特定的产品部件计划(见表6.6)。这样才能开始编制物料需求计划和能力需求计划。

表6.6　简化的主生产计划示例　　辆

时　间	第1周	第2周	第3周	第4周	第5周	第6周	第7周	第8周	第9周	第10周
1.9 L普通轿车	15	18	16	15	15	12	10	12	10	13
2.0 L豪华轿车	10	7	9	10	15	18	20	18	15	12
周小计	25	25	25	25	30	30	30	30	25	25

主生产计划反映了真正的需求，是物料需求计划的主要输入。它驱动MRP编制物料生产计划。为使MRP的输出准确可靠，就必须保证MPS的需求量和需求时间都是符合事实的，计划是现实可行的；因此，主生产计划的制定是否得当，是关系到MRP Ⅱ系统成败的重要因素。

6.9.2.1 计划的对象与方法

主生产计划的计划对象是把生产规划中的产品系列具体化以后的最终成品。最终成品通常是独立需求件;但由于制造环境不同,作为计划对象的最终成品的含义也不相同。一般来说,制造环境可分为3种,如图6.16所示。

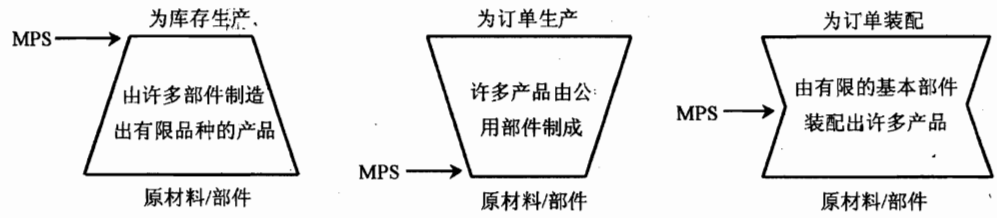


图6.16 不同制造环境下的MPS

(1) *为库存生产*(MTS,Make To Stock)。也称为现货生产,是用大量的原材料和部件通过装配、组合而制造出品种有限而量大的最终项目。MPS通常是最终产品(如电视机)的生产计划。此类产品的结构呈A型,MPS的对象位于产品结构的顶层。

(2) *为订单生产*(MTO,Make To Order)。也称为订货生产,是用少量品种的原材料和部件制造品种多而量大的最终项目(如用同一钢号钢材可轧制出不同型号的钢材)。MPS一般是原材料和部件的生产计划。此类产品的结构呈V型,MPS的对象位于产品结构的底层。

(3) *为订单装配*(ATO,Assemble To Order)。也称为订货组装,是按用户订单要求,利用通用件、基本组件和可选件生产出具有较多选择性的产品(如装配生产具有不同附件的计算机)。此类产品的结构呈X型,MPS的对象位于产品结构的腰部。

6.9.2.2 计划的重排与部分修订

在实际生产中,计划的变动是不可避免的、经常性的工作。产品结构或工艺的变动、采购件脱期、客户追加订单等,都会造成MPS和MRP的修改。在手工作业时,计划的修改是一件工作量大而烦琐的工作,无疑,采用MRP Ⅱ可以大大减轻计划人员的劳动强度。在MRP Ⅱ中修改MPS或MRP有如下两种方法:

(1) *全重排法*。采用全重排法就是将MPS完全重新制定,重新展开物料表,重新进行物料需求的计算,原有的计划订单都会被系统删除并重新编排。全重排法的优点是可将计划全部理顺一遍,以避免差错。由于全重排法计算量大、运行时间长,重排计划的间隔时间要根据产品结构的复杂程度、物料数量的多少、计划准确度的要求、计划变动的影响等因素来决定。

(2) *净改变法*。净改变法只对订单中有变动的部分进行局部修改。这种方法一般改动量比较少,例如,只变动部分产品结构、需求量、需求日期等。运行时,只计算受变动影响的部分物料,修改量少,计算时间短,可以随时进行。但是,大量频繁地局部修改会造成全局性的差错,因此,隔一定时间还必须用全重排法将计划理顺一遍。

6.10 物料表和物料需求计划

任何一个企业在组织生产时,都要回答如下4个基本问题:即要生产什么?产品由什么组成?已有了什么?必须制造和采购什么?

生产什么的问题已由生产计划和主生产计划作了回答；已有了什么是后面库存管理的内容；而产品由什么组成和必须制造和采购什么，是由物料表 BOM 和物料需求计划 MRP 来解决的。本节将主要就这两个问题来讨论。

6.10.1　物料表

在 PDM 的产品结构(配置)管理中，以自行车产品为例介绍了产品结构树。产品结构树是一种分解或展开产品结构的图示方法(见图 6.5)。但为了便于计算机对产品结构进行识别，必须把用图形表示的产品结构转换成数据格式。这种用数据格式来表述产品结构的文件就是物料表 BOM。

物料表对产品结构提供最基本的信息，是 MRP 进行产品拆零的基础。它同产品结构树说明的内容是一致的，表述了产品各零部件之间的装配关系。在所有基础数据中，物料表的涉及面最广，企业各个业务部门都要依据统一的物料表来进行工作。可以说物料表是 MRP Ⅱ 中联系与沟通企业各项业务的纽带。

6.10.1.1　物料表 BOM 的生成

BOM 是 MRP Ⅱ 系统的主导文件。BOM 中包含了构成父件或装配件的所有子装配件、零部件和原材料等信息。BOM 作为物料需求计划的主要输入数据，为计划的编制提供依据。

BOM 的生成主要分如下 3 步：

1. 零件清单的生成

BOM 生成的第一个步骤是由产品设计人员从产品图纸中提取相应的数据，并生成包括产品所有零部件及组件的清单。如果企业应用了 PDM 系统，并实现了同 MRP Ⅱ 的有效集成，那么 BOM 也可直接从 PDM 系统中提取，这无疑将大大减少数据输入的工作量，提高数据的准确性。

2. 单级 BOM 的开发

单级 BOM 是一种基本的 BOM。单级 BOM 仅列出了那些父项所直接使用的零件(部件)。而并不列出用于父项的任何装配件的零部件。这些装配件有自己的单级 BOM。单级 BOM 至少提供以下信息：父项的零部件清单、零件号、每个零件的简短描述、生产该父项的各零件数量、储存或发放的零件计量单位。

图 6.17 和图 6.18 表明了如何根据产品结构树来生成单级 BOM。在图 6.18 中，产品号为 A1001 的某显示终端产品是由零件号为 B1001 的机箱、零件号为 B1002 的键盘两种零(部)件组成。因为是单级 BOM，它仅仅反映了一级组件，B1001 和 B1002 的子装配件并未在 BOM 中列出来。如果产品 A1001 是由外购装配件组装生产，那么图 6.18 的单级 BOM 就可以用来计划其物料需求；但如果产品的子装配件需要自行生产，那么就需要使用多级 BOM 了。

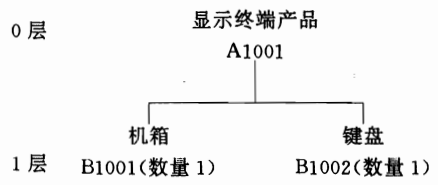


图 6.17　显示终端产品的产品结构树

零件号：A1001 XX 型显示终端			
零件号	说　明	每台件数	单　位
B1001	机箱组件	1	个
B1002	键盘组件	1	个

图 6.18　简化的单级物料表示例

3. 多级 BOM 的开发和工艺路线的制定

1) 多级 BOM

多级 BOM 在逻辑上可以看做是一串单级 BOM 连接在一起。按装配层次，无论是直接还是间接的，用于制造父项的外购件或自制件均在多级 BOM 中反映出来。如果上例中的键盘组件需要自己来制造，那么产品的结构树就要继续向下延伸，如图 6.19 所示。

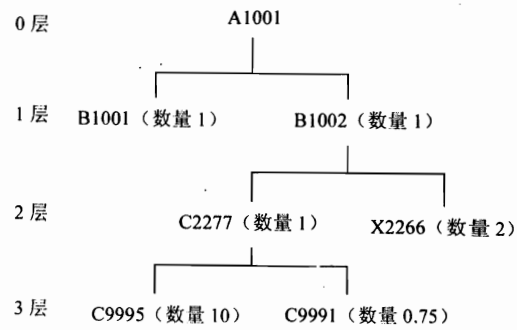


图 6.19 多层产品结构树

2) 工艺路线

产品结构树在 BOM 中定义完之后，制造工程部门或加工生产部门就要决定 BOM 中的每个项目是自制还是外购。对于自制件，工程部门就要设计它的工艺路线。工艺路线主要根据工艺过程卡来编制，是描述零部件加工或装配过程的文件。

工艺路线信息可用于编制能力需求计划。MRP Ⅱ 中的工艺路线不完全等同于工艺技术中所讲的工艺路线。它除了包括工艺过程卡中的工序顺序、工序名称、加工时间等项目外，还包括了物料的传送时间、排队时间、外协费用等信息。

什么物料挂在 BOM 中，或以什么方式在 BOM 中表示是非常灵活的。例如，为了管理方便，可将同一零件的不同状态(如不同的颜色)作为不同的物料加以对待；再例如，为说明模具消耗同加工件数之间的关系，可将模具挂在被加工零件的下层。可见，BOM 的建立和维护并不是一项简单的工作，需要熟悉产品设计、工艺、制造、管理的专门人员来完成。

6.10.1.2 物料表的种类

物料表的种类如下：

- 缩排式物料表。这是一种常用的物料表格式。图 6.20 就是一种典型的缩排式物料表。它用缩排的层次号说明各物料之间的层次关系，同时还说明数量关系计算单位、有效日期、提前期、成品率、ABC 编码，以及是自制件还是外购件。

零件号：A1001 XX 型显示终端										
层 次	物料号	物料名称	计量单位	数 量	类 型	生效日期	失效日期	成品率/%	累计提前期/天	ABC 码
1	B1001	机箱	个	1	B	980101	990601	1.00	30.0	A
1	B1002	键盘	个	1	M	980101	999999	0.98	27.0	B
.2	C2277	键盘体	个	1	M	980101	999999	0.80	23.0	B
..3	Z9995	螺钉	个	10	B	980101	999999	1.00	10.0	C
..3	Z9991	钢板	m^2	0.75	B	980101	999999	0.98	20.0	C
.2	X2266	按钮键	套	2	B	980101	999999	1.00	30.0	C

* 类型栏中，M 为自制件，B 为外购件。表中日期 999999 代表无限迟。

图 6.20 缩排式物料表示例

- 汇总的物料表。这种格式主要说明一个产品所需要或消耗的各种物料。每种物料只显示一次，仅反映汇总量，不说明层次关系。

- 反查用物料表。用来查询任何一个物料都在哪些产品中出现。它自底向上地搜索(反查)所有产品的物料表,列出它的直属父项(单层反查)直至顶层的最终产品(多层反查)。
- 成本物料表。用来说明每项物料的材料费、人工费和间接费以及总值,从成本构成来说明物料的单件价值及其合计价值。

6.10.1.3　虚拟件

虚拟件是建立物料表经常用到的一种说明产品结构的形式。它可以出现在产品结构的任一层,并用物料类型来标识。虚拟件常用于以下几种情况:

1. 作为一种过渡件

在实际的生产过程中,往往会遇到这样的情况,即在进行装配时,产品图纸上所定义的某子装配件(如图6.21中的P),在实际装配过程中并不一定真正装配在一起才传送至其父项X,而可能是分别以零部件状态A和B直接传送至其父项进行装配。这种实际装配过程与工程定义不相符合的情况就需要使用虚拟件的方法来解决。

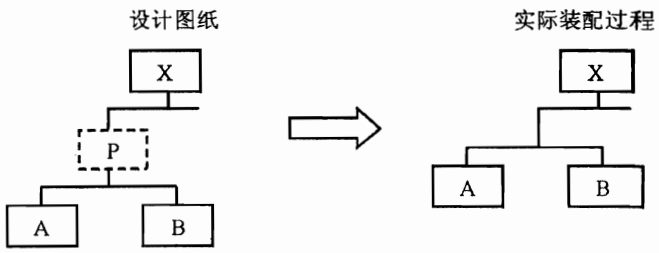


图6.21　虚拟件的定义

这种类型的虚拟件提前期为零,一般无需存储,只有虚拟件的子件才有出入库事务。

2. 代表一组规格和数量完全相同的物料

为了简化库存发料和计划处理的过程,在BOM中往往将产品中一组规格和数量完全相同的物料利用一个代表件来代替。例如,某电子系列产品的不同印刷电路板上都具有某个电子器件,而这个电子器件中的元件和芯片总是完全相同的。类似这样的组件就可作为虚拟件来进行处理。这种类型的虚拟件也无需加工,提前期也同样为零,但它们可以有库存。

3. 产品中具有一系列可选物料的基本组件

这些基本组件也具有虚拟件的性质,这些基本组件在产品中是必须要有的,但只能选择一种。例如,电子挂钟的外壳,只能选择一种样式或颜色。这种类型的虚拟件可用于预测,是一个没有具体化的抽象物料。这里提到的MRP Ⅱ虚拟件概念和PDM中的产品构型管理思想是一致的。

6.10.2　物料需求计划

6.10.2.1　MRP Ⅱ的输入数据

1. 主生产计划MPS

物料需求计划MRP(Material Requirement Planning)子系统是由MPS中所列的计划数量与时间周期来驱动的。MRP用这些数据来完成它的基本功能——按时间周期排列采购物料订单或生产物料订单。由于由MPS驱动MRP,所以,为使MRP有效,MPS必须可行。需要注意的是,MRP并没有考虑能力问题,MRP认为在MPS被批准之前,所需的生产能力已通过粗能力需求计划的验算。另外,MRP还认为MPS在划分各时间周期内的生产产量时,已经考虑了采购和制造所需物料的提前期。

2. 独立需求的预测

在MRP子系统中，大部分的需求项目是与其他的项目需求有关的。也就是说，可由其他的项目需求来计算得到。这种需求项目称为相关需求。相关需求的计算由MRP完成。当一个项目的需求不能直接从另一个项目的需求计算得到时，这种需求称为独立需求。这种需求不能准确地计算出来，而是要通过预测得出。大部分的独立需求是对最终项目和产成品的需求。例如，圆珠笔的生产，其最终产品笔是独立需求。它通过预测得到，通过预测结果安排一定数量笔的生产计划。MRP按计划好的数量再计算相关需求，例如笔芯、弹簧等的需求。如果还要生产一定的替换笔芯以供出售，则这部分笔芯便成为独立需求。

独立需求的计划通常包括在MPS中，但一些特殊的订单如服务件订单、备件订单、厂内需求订单，一些用于实验、样品、维修等特殊目的的订单等，往往不包括在MPS计划中；可是，MRP安排物料时又必须把这些因素考虑在内。因此，独立需求的预测也是MRP的主要数据来源之一。

3. 库存文件

库存文件提供给MRP可用库存的数量、批量、提前期等计划数据。

(1) 计划入库量。计划入库指正在执行中的订单上的数量，也称为已订货量。

(2) 预计库存。预计库存是现有库存中，扣除了预留给其他用途的已分配量，是可用于需求计算的那部分库存。

(3) 批量。计划投入量并不总等于净需求，往往受工艺、设备条件或采购条件等的影响。为节约成本，需要作一些批量上的调整。确定批量的算法有多种，如固定批量法、经济订货批量法、直接批量法、固定周期批量法等。

(4) 提前期。提前期是执行某活动需要的时间量，即从开始到完成这项活动所消耗的时间。对采购来讲，这段时间是指某项目从订货、入库一直到该项目成为下一级生产可用项目的时间。对制造或装配来讲，提前期时间包括：针对需求的订单准备与检出时间、物料移动时间、准备时间、排队时间、加工时间、检查及运送入库时间等。

4. 物料表BOM

如在6.10.1小节所描述，物料表是产品组件的一种表达。MRP用它来把MPS中的订单分解成对部件和材料的需求订单。

6.10.2.2 MRP的处理逻辑和基本算法

MRP是采购或制造订单的分时间段计划，是主生产计划的详细化。下面通过一个例子来说明MRP的处理逻辑和基本算法。图6.22是产品A的产品结构树。A由两个B和一个C组成。根据制定好的主生产计划，产品A的产量是每周10个。并且已知，项目B的提前期为2周，预计库存为65个，固定订货批量为40个，并在第4周将有40个计划入库量。项目C的提前期为3周，预计库存为30个，固定订货批量为30个，第3周将有30个的计划入库量。另外，C在每个周期还有5个独立需求。利用上面所述的4个方面的MRP输入数据，以项目B为例来说明MRP的处理逻辑和运算过程(见图6.23)。

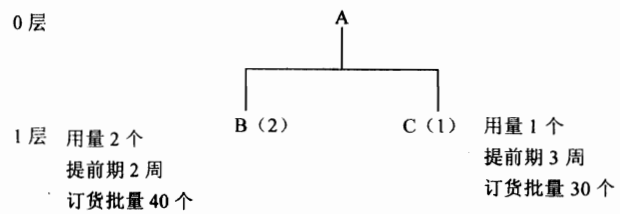


图6.22 产品A的产品结构图

个

周期（1 周期=1 周）		1	2	3	4	5	6	7	8
项目 A									
毛需求									
计划入库									
预计入库									
净需求									
计划订单入库									
计划订单下达		10	10	10	10	10	10	10	10
项目 B		每一个 A 需要 2 个 B							
毛需求		20	20	20	20	20	20	20	20
计划入库					40				
预计入库	65	45	25	5	25	5	−15	−35	−55
净需求		0	0	0	0	0	15	20	20
计划订单入库							40		40
计划订单下达					40		40		
项目 C		每一个 A 需要 1 个 C，每周包含 5 个独立需求							
毛需求		15	15	15	15	15	15	15	15
计划入库				30					
预计入库	30	15	0	15	0	−15	−30	−45	−60
净需求		0	0	0	0	15	15	15	15
计划订单入库						30		30	
计划订单下达			30		30				

图 6.23　MRP 的运算过程

1. 计算项目 B 的毛需求

毛需求由主生产计划来决定，它是一个项目的相关需求和独立需求的总和。在作一个较低层(层 1 或更低)的计划时，其子项的毛需求就由父项的计划订单来决定。

本例中 B 为相关需求项目，它的消耗定额(即用量)为 2 个。为计算 B 在第 1 周的相关需求，就要将 A 的计划下达量同 B 的消耗定额相乘，即

A 的计划订单×B 的消耗定额＝相关需求的数量

10 个×2＝20 个

由于项目 C 有独立需求，所以，C 的毛需求还必须加上独立需求的数量，即

10 个×1＋5 个＝15 个

2. 计算项目 B 的净需求

为计算项目 B 在第 1 周内的净需求，必须得到该周的毛需求量和库存量。将现有量减去需求量，即可得到现有量余额，这在 MRP 中称为供给和需求的平衡。

MRP 把第 1 周的库存量和所有计划接收量相加，然后扣除毛需求量，即可得到下一周的预计可用量。这个算法在第 2 周以及所有周期上重复进行。当预计库存量耗尽时，就得到了净需求量，即表明现有库存已不能满足生产的需要，需要下达订单来补充物料的需求。

在第 1 周期，计算公式为

供给		需求		可用量
现有库存量＋计划接收量	−	已分配＋毛需求	＝	预计库存量

在第 2 周期以后，计算公式为

$$\underbrace{\text{前期预计库存量}+\text{计划接收量}}_{\text{供给}}-\underbrace{\text{毛需求}}_{\text{需求}}=\underbrace{\text{预计库存量}}_{\text{可用量}}$$

项目 B 在第 1 周期的现有库存量为 65 个，毛需求量为 20 个，则预计库存量为 65 个－20 个＝45 个。

因为预计库存可用量大于需求量，项目 B 在第 1 周期的净需求量为 0 个，应继续下一周期的计算。在第 2 周期中，将预计库存量 45 个减去毛需求 20 个，即得到第 2 周期的期末预计库存量 25 个。到第 4 周期时，计划接收量为 40 个，预计库存量为 5 个，这时的期末预计库存量为 5 个＋45 个－20 个＝30 个。在第 6 个周期中，产生了第 1 个净需求。第 7、8 周期均累加净需求量，这时就需要安排计划订单来满足这些净需求了。

6.10.2.3 计划订单的数量和下达日期

如果有净需求存在，MRP 就要用计划生产订单去消除它。MRP 运用批量原则来计算计划订单接收量。由于项目 B 有数量为 40 个的固定批量，它能满足第 6、7 周期的净需求。而到第 8 周期时，该批量耗尽，需要再产生一个新的附加接收批量 40 个的计划。

计划订单下达的日期是由要求的提前期来确定的。项目 B 的提前期为两周，那么计划订单的下达应比入库时间早两个周期，如图 6.23 中箭头所示。

如果考虑安全库存，那么在第 1 周期扣除毛需求之前，一般把它看作是现有库存的已扣除量。把安全库存当做第 1 个需求量，这个量就不会在 MRP 计算过程中被消耗。

6.11 能力需求计划

6.11.1 工作中心

工作中心是各种生产能力单元的统称，也是发生加工成本的实体。它是一个广义的概念，除设备外还可以是人员或面积等，并不是指常说的数控加工中心。

1. 工作中心的划分和作用

在编制工艺路线之前，首先要划定工作中心，建立工作中心文件。工作中心的划定比较灵活，可依企业的实际情况来划分。它可以是一台机床、一条生产线、一个班组，甚至一个车间等。工作中心文件是 MRP Ⅱ 的重要文件之一，它包含了每一个工作中心的能力数据和成本数据。工作中心的作用主要包括 4 个方面：

- 作为平衡负荷与能力的基本单元，是运行能力计划的计算对象；
- 作为车间作业任务分配和编制详细进度的基本单元；
- 计算加工成本的主要数据来源；
- 作为车间作业计划完成情况的数据采集点。

2. 关键工作中心

关键或瓶颈工序的工作中心必须单独划出。作为粗能力计划的对象。关键工作中心是制约企业产出量的主要因素。关键工作中心主要包括经常满负荷运转的工作中心、需要熟练工人操作且不能任意代替的工作中心、工艺独特的专用设备、贵重设备等。关键工作中心并不是一成不变的，它可以随产品组合和产量的不同而变化。

6.11.2　粗能力计划

粗能力计划 RCCP（Rough Cut Capacity Planning）的处理过程是将成品的计划转换成对相关工作中心的能力需求。它可以在能力使用方面评价主生产计划的可执行性。粗能力计划忽略了一些基本信息，而只对主生产计划所需的关键生产能力作一粗略的估算，以便简化和加快能力需求计划的处理工程。表 6.7 是粗能力计划和能力需求计划的对比。

表 6.7　粗能力计划和能力需求计划的对比

对比项	粗能力计划	能力需求计划
计划阶段	MPS	MPS
负荷	独立需求量	BOM 展开
能力	关键工作中心	全部工作中心
负荷/能力关系	资源清单/关键工艺路线	工艺路线
订单	计划及确认	全部订单
现有库存量	不考虑	考虑
提前量	偏置天数	开始/完成日期
批量	因需定量	批量规则
工作日历	企业通用日历	工作中心日历

运行粗能力计划可分为两个步骤：第 1 步，首先建立资源清单，说明每种产品的数量及各月占用关键工作中心的负荷小时数，同时与关键工作中心的能力进行对比。图 6.24 是资源清单的一个例子。第 2 步，在产品的计划期内，对超负荷的关键工作中心，要进一步确定其负荷出现的时段。因为关键工作中心并不一定出现在 0 层计划的独立需求工艺路线中，而可能在其下层的某个子件中才用到，所以，必须确定这些物料使用关键工作中心的日期与最终产品完工日期之间的时间间隔。这个时间间隔称为偏置天数或提前偏置期。计算关键工作中心的负荷时，只有说明发生这个负荷时相对于 MPS 最终产品完工日期的偏置天数，才能说明出现超负荷的具体时段。

关键工作中心			产品计划数量/(个/月)					月能力/h		
编　码	名称	能力单位	A	B	C	D	E	需　用	可　用	最　大
			15	60	20	10	30			
			月负荷量/(h/月)							
1100	数控冲	h	25	30	30	5	40	130	140	160
4230	大立车	h	30	80	40	10	50	210	256	320
4700	铣镗床	h	50	50	60	40	20	220	240	320
5200	装　配	m^2	300	100	50	30	20	500	500	500

图 6.24　资源清单示例

粗能力计划是配合主生产计划运行的。当能力同负荷出现矛盾时，可通过调整 MPS 来进行平衡，经确认后才可作为 MRP 的输入。

6.11.3　能力需求计划

能力需求计划的对象是工作中心的能力。运行能力需求计划，是根据物料需求计划中加工件的数量和需求时段以及它们在各自工艺路线中使用的工作中心和占用时间，与工作中心在该时段的可用能力进行对比，进而生成生产能力需求报表和工作中心负荷图。如果满足负荷条件，则计划可行；否则，采用调整措施来满足负荷条件。总之，能力需求计划是把物料需求转换成能力需求。它不但考虑 MRP 的计划订单，还要考虑已下达但尚未完成的订单所需的负荷。

粗能力计划和能力需求计划都可以用直方图或报表的形式来直观地表示工作中心负荷情况。如果个别时段负荷超过能力，但在某个时期的累计负荷没有超过累计能力，则说明能力还是可以调整的。能力需求计划只说明能力需求情况，并提供信息，但不能直接提供解决方案。要处理能力与需求之间的矛盾，还是要靠计划人员根据运算结果来进行。

图 6.25 是能力需求计划的逻辑流程图和能力直方图。

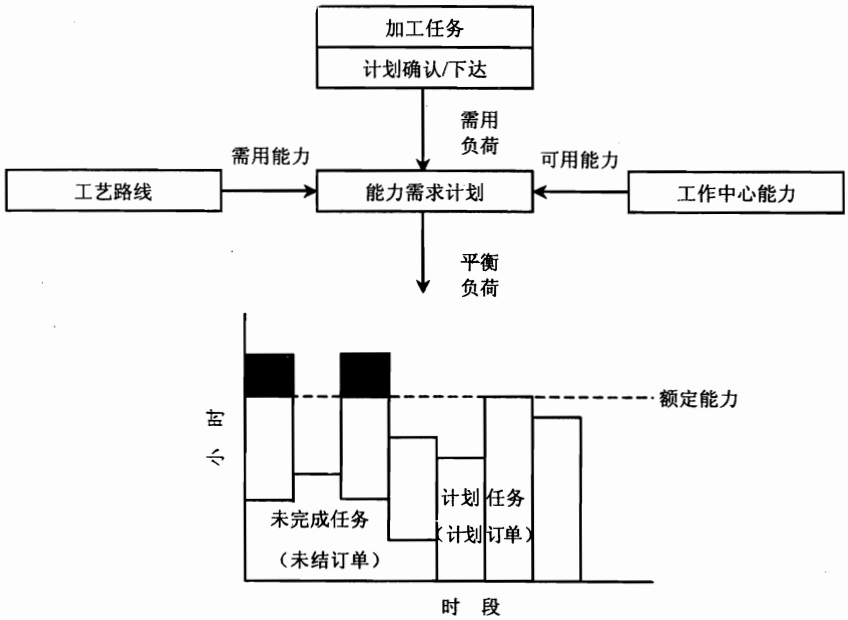


图 6.25 能力需求计划的逻辑流程图和能力直方图

6.12 车间作业管理

车间作业管理主要用来管理车间的生产准备情况，监控车间现场和计划的实施。其主要功能如下：

- 核实物料需求计划和项目计划系统产生的订单。
- 下达生产订单。
- 搜集反馈信息以监控生产。
- 采取调整措施。如果预计拖期，则应采取的措施包括：加班加点，转包生产，转变生产能力。如果仍不能解决问题，则要反馈信息，修改 MRP 和 MPS。
- 车间数据采集。

6.13 库存管理

库存的主要功能是在供需之间建立缓冲区，缓解供需之间的供求矛盾，保证物料流动和生产的顺利进行。库存管理是企业管理的重要组成部分。库存占用企业大量的资金，有效地选择合理的库存管理方法来进行库存管理，会促进销售，减少制造成本并提高效益。

6.13.1　库存控制

库存是计划的结果，因此，库存管理的首要任务就是根据产品计划的要求来控制库存。MRP Ⅱ就是将库存管理纳入严格的计划控制之下，来实现对库存物料的管理。这样才能对库存物料的品种、数量和存储时间进行有效的控制，从而保证库存的准确，满足客户和市场的需求，并实现库存量的控制，加速库存周转，降低成本。

1. 库存目的

控制库存所考虑的第一个问题就库存的目的。如果库存没有目的，就没有存储的必要。库存主要有以下几种目的：

- 安全库存：为了预防供需双方不可预测的波动和提高用户服务水平而在库存中保有的一定项目数量。
- 季节性储备或预期储备：考虑季节因素或设备检修需要事先储备的物料。
- 批量库存：受供应、加工、运输包装或折扣等因素影响而可能超出实际需要的库存数量。
- 在途库存：包括企业内在工序之间因传递、等待、缓冲而形成的在制品库存数量，在运输、分销过程中所占用的保有库存数量。
- 囤积库存：企业为防止物料价格上涨而预先储存的库存数量。

2. 库存费用

库存费用是控制库存所考虑的第 2 个问题。库存费用包括如下 4 个方面：

- 物料价值：物料的单位成本或计划价格。
- 订货费：为了获取物料而需要支付的准备、运输、管理等费用。
- 保管费：保存物料所需支付的费用，如利息、折旧、损耗、保险等。
- 短缺损失：由于物料短缺而造成的经济损失。

以上几项费用相互影响，相互制约。控制库存就是要针对不同的库存目的，权衡这些费用，使总费用最低，以实现降低成本的目的。

6.13.2　采购管理

MRP 的运行结果，一方面是生成计划的加工单，另一方面就是生成建议的采购单。采购作业管理在 MRP Ⅱ 逻辑流程图中与车间管理并列，同属计划的执行层。在 MRP Ⅱ 中，采购作业管理的主要过程和内容如下：

- 建立供应商档案。系统通过对各供应商的报价、运输条件的比较，向供应商执行采购作业。
- 生成请购单。为谨慎起见，MRP 运算先生成建议请购单，经确认审批通过后，再形成正式的采购单。
- 下达采购单。与供方签定协议，按要求的交货条件进行物料采购。
- 采购单的跟踪。在 MRP Ⅱ 系统中，可根据系统的提示或运用电子数据交换 EDI (Electronic Data Interchange)来跟踪、查询供方的加工进展情况，控制进度，并作好运输安排。
- 验收、入库和结算。对接收到的物料进行验收、入库等库存事务的处理，并进行付款的结算。

6.14 成本管理

产品成本是综合反映企业生产经营活动的一项重要经济指标，是衡量企业技术和管理水平的主要指标。加强成本管理，可促使企业对生产经营过程的各个环节加强管理，并及时发现各方面的问题，有利于企业生产经营管理工作的改进。

6.14.1 产品成本的构成

在MRP Ⅱ中，产品的成本主要是指生产成本，主要包括直接材料、直接人工和制造费用。企业管理费因与产品成本的计算不发生直接联系，不再计入产品成本，这样才能较准确地反映产品的实际生产成本。产品成本的构成如图6.26所示。

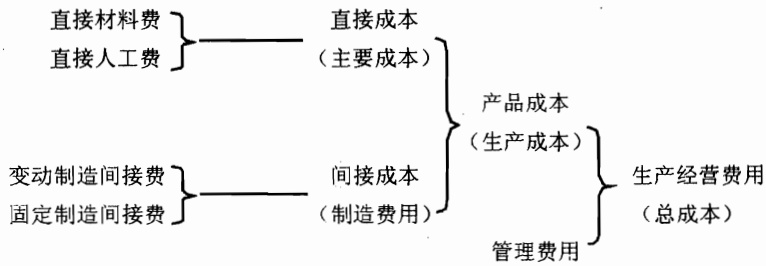


图6.26 产品成本的构成

6.14.2 、MRP Ⅱ中的成本类型

（1）标准成本。标准成本是一种预计成本，是在正常生产条件下的平均成本，也可以称之为目标成本。它是经营的目标和评价的尺度，具有相对的稳定性，反映了在一定时期内计划要达到的成本标准。实际成本与标准成本之间的差异，是成本分析的主要依据。

（2）实际成本。实际成本是生产过程中实际发生的成本，主要根据结算加工单或采购单的实际数据来确定。计算实际成本的方法通常有加权平均法、移动平均法、最后进价法等。

（3）模拟成本。模拟成本是MRP Ⅱ系统为方便计划的模拟进行而设定的一种模拟成本数据。它的主要作用是，通过对成本数据多次模拟，为用户提出一组较为准确的成本数据，作为制定标准成本的依据。

6.14.3 MRP Ⅱ中的成本计算方法

MRP Ⅱ系统是按成本发生的实际过程来计算产品成本的。它的计算基础是产品结构，所以，在实际应用中要注意MRP Ⅱ与PDM的集成。在制造业中，所有产品生产都要从原材料或外购件的采购开始，也就是说，产品结构中所有最底层的物料都是外购件。这一层发生的成本是采购进货价和采购间接费（指采购管理费、运输费、保管费等）。二者之和构成产品成本中的直接材料费。这时还没有发生加工成本。如图6.27中C、D、E件。

原材料进入上一层后，如果有了加工或装配作业，则必将发生加工成本。加工成本主要是直接人工费。而间接成本要通过分摊计入底层以外各层物料的成本中，而不是集中在产品结构顶层分摊。每一层的增量成本由该层的直接人工费与分配的间接费之和构成，而该层的合计成

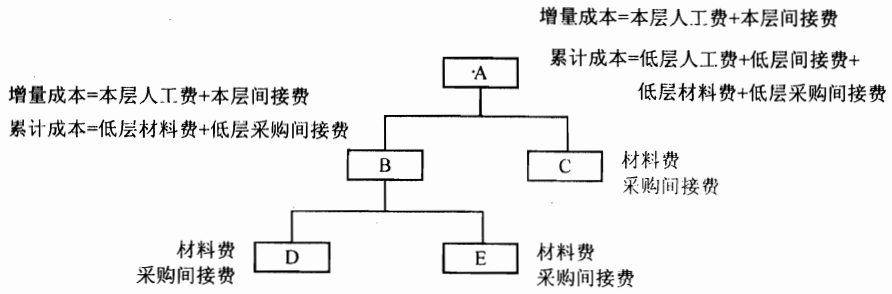


图 6.27　产品成本滚动计算法

本由该层的增量成本与该层下一层的累计成本之和构成。如此逐层累加，当计算到达顶层时，便得到顶层最终产品的成本。直接人工费和间接费分配的计算方法如下：

直接人工费＝人工费率(工作中心文件)×工作小时数(工艺路线文件)

间接费分配＝间接费率(工作中心文件)×工作小时数(工艺路线文件)

这种按照产品结构树逐层自低向高累加，直到计算出最终产品成本的方法称为成本滚动计算法。它反映了产品成本发生和增加的实际过程；但是，这种做法的计算量是很大的，手工管理很难作到。由于滚动计算法对成本结构分解较细，它便于财会人员按不同要求进行汇总。而且当产品结构中任何层次的任何物料成本发生变化时，也可以方便地计算出整台产品的成本变化，为产品价格的调整提供了可靠的依据。

6.14.4　成本差异分析

实际成本与标准成本之间的差异称为成本差异。成本差异分析是管理会计的重要内容。它是一种重点管理的方法，即把管理人员的精力有重点地放在差异较大的问题上。

实际成本低于标准成本时的差异称为有利差异，即成本节约，用负数表示；反之，称为不利差异，即成本超支，用正数表示。不论差异是正数还是负数，只要差异超过了规定的允差，都应进行差异分析。

在现代管理会计中，成本差异分析的类目划分得比较细，主要包括直接材料成本差异、直接人工成本差异、变动间接费差异、固定间接费差异等。有兴趣的读者可参阅有关的财务管理书籍。

6.15　企业资源计划和智能资源计划系统简介

6.15.1　企业资源计划

企业资源计划 ERP(Enterprise Resource Planning)的名称是由美国著名的咨询公司 GARTNER GROUP 总结了 MRP Ⅱ 软件的发展趋势后首先提出的，目前还没有一个确切的定义。但该公司通过一系列的功能标准来对 ERP 进行界定，以区别 ERP 和传统的 MRP Ⅱ 系统。界定主要包括如下 4 个方面：

- 超越 MRP Ⅱ 范围的集成功能；
- 支持混合方式的制造环境；

· 支持动态的监控能力，支持模拟分析和决策；

· 支持开放的客户/服务器计算环境。

作为一种企业管理软件，ERP 把企业作为一个有机整体。它从整体优化的角度出发，运用科学的方法，以全新的体系结构，把客户需求与企业内部的制造活动、供应商的制造资源结合在一起，旨在体现完全按客户需求进行制造的思想。并且，它对企业各种制造资源和产、供、销、财务等各个环节进行合理有效的计划、组织、控制和调整，使它们在生产过程中协调有序，并充分发挥作用，从而提高企业的管理水平和经济效益。

以上界定的 4 个方面是相对 MRP Ⅱ，并从系统的功能扩展、应用范围、决策支持和运行环境等方面来进行评价和界定的。下面将从这 4 个方面来对 ERP 的内涵进行论述。

6.15.1.1 ERP 在功能上的扩展

ERP 是由 MRP Ⅱ 演变而来的，并在 MRP Ⅱ 的基础上扩展了它的管理范围。ERP 在计划与控制方面，突破了 MRP Ⅱ 的计划原则；在管理信息内容方面，更加广泛地包括了企业全部管理信息。它既涵盖了传统 MRP Ⅱ 的所有功能，又在其基础上有所发展和扩充。在 ERP 中，把 MRP Ⅱ 系统中对制造环节的管理作为它的一个子系统，但许多原有的 MRP Ⅱ 功能在 ERP 中变得更加灵活。ERP 在功能上的扩展主要包括以下几个方面：

1）加入了新的管理模式

近十几年来出现并日趋成熟的计划原理包括准时(JIT)生产、优化生产技术(OPT)、按类各别生产(OKP)、有限能力计划(FCS)、敏捷制造(AM)等新的管理思想。ERP 将这些新的计划哲理加入到系统之中，使之成为实用的技术，满足了不同生产类型企业的需要。

2）扩大了系统在企业内部的功能和管理的范围

为了使企业内部的整个经营管理信息系统更加协调有序，ERP 进一步扩展了企业信息集成的范围，增加了一些新的功能，如质量控制、运输、分销、售后服务、市场开发、人事管理、项目管理、配方管理、融资投资管理、获利分析、经营风险管理等功能子系统。

3）将系统管理功能延伸到企业之外

ERP 是一种面向供应链的管理。在企业趋于专业化分工和国际化生产与销售的形式下，企业内部的计划、采购、销售等环节与企业外部的供应商、分销商紧密相连。利用电子数据交换 EDI 和 Internet 等方式，ERP 通过与外部企业的直接联系，使企业的合作伙伴成为企业顺利完成自己经营和生产计划十分重要的一环。另外，由于 ERP 中 EDI 的应用和无纸管理的需求，一些 ERP 系统还增加了工作流(work flow)功能。工作流功能可以对产生的电子文档进行管理和控制，使这些电子文档能在要求的时间并按规定的路线送到指定的人员那里。显然，对工作流的管理使得 ERP 功能扩展到了办公自动化和业务流程的控制领域之中。

6.15.1.2 ERP 的应用范围

传统的 MRP Ⅱ 是把企业归类为几种典型的生产方式来进行管理，例如重复制造、批量生产、按订单装配、按库存生产、流水作业生产、单件作业等，针对每一种生产类型都有对应的管理标准。而许多企业的生产方式是“多品种小批量”和“大批量生产”两种情况或多种情况并存，这就在一定程度上限制了 MRP Ⅱ 的使用范围。ERP 将 MRP Ⅱ 的基本思想加以扩大，从基于物料和制造的优化，扩大到企业更大范围的综合优化。ERP 能更好地支持和管理混合型制造环境，满足了企业多元化经营的需求。支持混合生产模式是系统最基本的特征之一。

6.15.1.3　ERP 中的模拟分析和决策支持的扩展

一般的 MRP Ⅱ 系统不具备上层决策支持功能。它只能提高企业内部的运作效率，而无法为企业的项目决策提供可靠的依据，也不能对生产计划进行有效的监控。相对来说，MRP Ⅱ 计划的稳定性和实时性较差，基本上是一种事后控制。而 ERP 通过计划的及时滚动来控制整个生产过程，强调企业的事中和事前的控制能力。ERP 通过对供应链上的各个环节的协调和控制，可以将设计、制造、销售、运输等环节集成起来，并行地进行各种相关的作业，保证这些计划的顺利进行。并在这些信息集成的基础上，事先对计划的执行情况进行模拟分析，以保证计划的正确性。同时，为使企业管理人员能从 ERP 中获取进行宏观决策分析所需的数据，还引入了决策支持系统 DSS(Decision Support System)。DSS 可为企业的项目决策提供最优的解决方案，并在执行中定期监控，及时给出改进的方案和效果评估。

6.15.1.4　ERP 的运行环境

为适应市场的快速变化，企业不得不采取多元化经营、资产重组和业务过程重构等策略来动态地调整经营战略。这些都要求企业管理信息系统的底层具有一种开放的体系结构，并在企业内部和外部实现更为广泛的信息集成。于是，在 ERP 的界定中，已明确地放弃了主机/终端的文件存储方式，而在定位于开放的软硬件平台 C/S (Client/Server)体系结构基础上，以关系数据库 RDBMS、第 4 代语言 4GL 和基于图形的用户界面 GUI 为特征。

近年来，随着 Intranet/Internet 技术的发展和电子商务的日益成熟，以浏览器为客户机的网络计算方式被看做是目前 C/S 结构的最终发展方向。国外一些大的 ERP 软件商已将他们的 ERP 系统的某些部件转向了 Web 平台。另外值得一提的是，由于台式机性能的增强，Windows NT 平台已成为大多数企业选择服务器的对象，尤其对中小企业的吸引力更大。鉴于 Windows NT 平台的日渐流行和较优的性能价格比，它已成为 ERP 系统的主要操作系统之一。

除了具有 MRP Ⅱ 的基本功能模块外，ERP 还新增加了一些新的功能。主要新功能如下：

(1) 工作流管理和项目管理。 在 PDM 部分中已介绍了有关工作流管理和项目管理的基本概念。ERP 中的工作流和项目管理的目标同 PDM 是一致的；但由于各自系统本身的限制，ERP 更容易得到生产、计划等方面的数据，而 PDM 则更容易把工程设计、制造等方面的数据集成起来。

(2) 质量管理。 质量管理的主要功能包括计量管理、质量体系管理、质量控制管理等。

(3) 决策支持系统 DSS。 决策支持系统是通过对企业内外的需求和系统中的数据进行分析，为企业的项目决策提供最优的解决方案。其主要功能包括数据提取、联机分析处理、报表生成等功能。

(4) 供应链管理。 供应链管理是 ERP 发展的一个重要方向，它是在跨地区、多企业之间实现动态联盟的决定性条件之一。供应链管理的目标是围绕市场需求，使供应链管理整体获得最佳的经济效益。它能在企业间互相提供透明的供需信息和信息的及时共享，从而把供需双方甚至多方纳入到一个紧密的体系中来，从而实现企业间各种资源的合理利用和共享，提高企业对市场的响应速度。

(5) 同 Internet 连接的电子贸易。同 Internet 连接的电子贸易是 ERP 系统的发展趋势之一，它使得企业与客户之间可以通过 Internet 来进行贸易活动。其内容主要包括电子产品目录、客户订单确认、订单状态跟踪以及货币支付等功能。系统还要适应国际金融发展趋势。例

如，由于欧元(EURO)的使用，新的 ERP 还要求支持欧元的货币单位换算和支付。

此外，在一些 ERP 系统中还有设备管理、运输管理和实验室管理等功能。

6.15.2 智能资源计划

在市场导向的作用下，用户的需求成为许多企业生产产品的驱动因素；而产品的生命周期却越来越短，消费者对产品的要求也越来越趋于多品种和多变性。在这种业务环境下，一方面，要求企业必须根据动态多变的市场去作出正确的判断，然后作出决策，并经常、快速地根据新的决策去改变产品、计划和生产线；另一方面，要求企业生产每一种产品的提前期尽可能短而且可控，这样才能迅速生产出市场要求的产品。传统的企业管理思想和模式基本上都是基于一种面向事务处理的、按逻辑顺序来处理事件的管理，均不能对无法预料的事件和变化作出快速反应。于是，国外理论界又提出了智能资源计划 IRP(Inteiligent Resource Planning)的思想。

IRP 是一种具有智能及优化功能的管理思想和模式，它打破了以前所有那些“面向事务处理”的管理模式。它可以使管理人员按照设定的目标去寻找一种最佳的方案并迅速执行它。这样就可以紧紧跟踪甚至超前于市场的需求变化，快速作出正确的决策，随之改变原有的计划，并以最快的速度执行这些变化。

在现阶段所有的“面向事务处理”的管理软件，都是按传统的制造业方式来进行管理的。它们所能解答的仅仅是，“生产什么”、“用什么生产”、“已有了什么”、“还缺什么”、“计划何时下达”等；而 IRP 则上升到另一个高度。它除了解答上述问题外，还能解答什么将是市场最需要的产品，如何实现以最正确的方式、在最恰当的时间内、在最好的场所、由最合适的人员来进行生产；然后以最畅通的渠道将产品提交到市场，尽快完成资本循环，并且具有最小和可控的生产提前期。这些都是 IRP 以前的管理方法所无法解决的。同时，IRP 还将解决以前无法解决的协同制造和约束资源等问题。

目前，一些西方发达国家的理论界正在对 IRP 作进一步的探讨和理论研究。要具体运用并通过计算机软件系统来实现这些管理思想，而且真正解决实际企业现代化管理的问题尚需一段时日。

6.16 MRP Ⅱ的实施

6.16.1 MRP Ⅱ实施的关键

MRP Ⅱ是现代生产管理技术和企业管理思想利用先进计算机技术的实现。它体现了市场经济条件下以效益为驱动、以客户需求为目标的思想。应该认识到，MRP Ⅱ不仅是一种技术，更是一种哲理，是对计划经济下传统生产管理思想的一种彻底变革。

任何一个 MRP Ⅱ系统的实施能否在企业中取得成功并获得效益，关键在于现场的实施和应用。必须充分意识到实施的难度。如果没有改革的决心、科学的实施方法和有力的技术支持，那么即使采用了先进的软件，也难保证取得应有的成效，反而会造成巨大的浪费。所以说，实施是 MRP Ⅱ系统成败关键的重要环节。MRP Ⅱ系统的实施关键主要在下面几点：

1) 企业领导的参与和支持

与 CAD/CAM 等单元技术不同，MRP Ⅱ属于企业级系统，涉及到企业各有关管理部门和

车间等单位。它需要在统一的计划下，自上而下协调地开展工作。因此，这项工作需要具有调控权的厂级领导参与，才能行之有效地开展；而单凭计算中心的技术人员进行指挥调度是极为困难的。另外，MRP Ⅱ的实施不是某个局部的技术改造，它将引起整个企业管理机制、机构、管理模式和方法的重大变化。特别是在我国的一些企业中，推广应用 MRP Ⅱ系统不可避免地要涉及对传统手工管理模式的改造。这种对管理机制和模式的重大变革，是属于企业的重大决策，因此，更需要企业领导班子组织有关人员进行周密而慎重的讨论，并做出决策。鉴于这些原因，有人把 MRP Ⅱ的实施叫做“厂长工程”或“一把手工程”。可见企业领导的支持和重视才是系统实施成功的关键。如果把 CAD/CAM 的实施看做一种部门行为，那么 MRP Ⅱ的实施则是一种企业行为，因为如果没有各部门间的互相配合、协调，则 MRP Ⅱ只能是一种摆设，不可能为企业带来应有的效益。另一方面，MRP Ⅱ系统实施投资大，周期长（少则 6 个月，多则 1～2 年），短期内回报率低，是一种具有风险性的投资。企业领导必须下决心投入较大的人力、物力和资金，并监督这些资金的合理使用；因此，这项工作从立项开始就需要得到企业领导的支持。

2）认真做好项目的前期准备工作

有人说 MRP Ⅱ系统的成功是“三分技术、七分管理、十二分数据”，这是十分正确的；因此，项目实施的前期数据准备工作是十分重要的。另外，MRP Ⅱ软件的费用和实施费用较大，而且，并不是任何一种 MRP Ⅱ软件都适合任何工厂，因此，项目的前期调研工作是必不可少的。只有找到企业的瓶颈所在，选好软件才能用好软件，为项目的成功实施提供保障。

3）制定周密的实施计划和严格的规章制度

企业实施 MRP Ⅱ系统是一项复杂的工程，因此，必须加强对项目的科学管理。要制定严密的进度计划和实施工作规范，明确工作内容、工作职责分工、工作程序和工作要求，提出各岗位的目标和考核方法，并把此项工作列入企业领导的议事日程，进行经常的监督和检查，及时发现问题和偏差，避免造成巨大损失。

4）注重培养企业自己的系统应用人员

由于我国计算机应用技术起步较晚，企业的技术力量还很薄弱。只有使所有参与系统实施的人员，包括企业的领导者，都了解系统实施的工作方法和规范，系统的实施才能顺利进行下去。另外，在实施过程中，还要加强培训，注重骨干队伍的培养。这个骨干队伍应由计算机人员与管理人员共同组成。这些企业自己的骨干人员才是系统实施成功的保证。

6.16.2　MRP Ⅱ实施的过程

MRP Ⅱ的实施一般都要经过项目组织安排、需求分析、系统设计、详细设计、系统客户化及二次开发、系统安装调试、试运行、培训等过程（见表 6.8）。其中培训的过程应贯穿系统实施的始终。

分步实施是实施 MRP Ⅱ的一个重要的原则。在系统实施前必须首先做好规划，确定系统的近期、远期和分阶段目标。近期目标应该现实可行，在其实施的过程中积累经验，以便为以后的工作打下良好的基础。合理的近期目标易于实现，可以尽快产生效益，激发其他部门实施的积极性，同时，也使企业文化的转变有一个过渡过程。

表 6.8 MRP Ⅱ实施的过程

实施过程	内 容
项目组织安排	企业领导牵头下包括管理、生产、计算机等各部门人员的项目小组
需求分析	以供应链为线索，对企业的人、财、物、产、供、销等各个环节进行诊断和分析，关键是要找出制约企业的“瓶颈”所在
系统设计	针对“瓶颈”问题确定系统的实施方案、软硬件的配置，并规划系统所需的模块结构以及信息和功能模型等
详细设计	在系统初步设计的基础上，细化信息和功能模型，明确系统目标的实现途径和各模块的输出/输入要求
系统客户化及二次开发	针对企业的生产方式、行业特点、业务流程来进行客户化和二次开发工作，包括物料编码、各类统计报表定制、应用软件接口等
系统安装调试	包括网络、系统软硬件的安装和调试，利用模拟数据来测试系统的稳定性、可靠性和数据传输的通畅性
试运行	先以一个车间或事业部为试点，保持原来的管理体系同步运转。系统成功后才能实现系统切换并推广至整个企业。一般要经过基本 MRP→闭环 MRP→ MRP Ⅱ →ERP 的过程
培训	企业全员培训

现在的大多数企业都很重视按照 ISO9000 标准建立企业的质量管理和保证体系，这在时间和资源上好像与 MRP Ⅱ 的实施有冲突。其实这两种项目是相辅相成的，它们的目标都是让企业管理的各个环节更规范有序，二者并不矛盾。同时抓 MRP Ⅱ 和 ISO9000 两个项目，相互促进，不但能消除它们之间的矛盾，还能起到事半功倍的作用。

作为一项系统工程，MRP Ⅱ 实施的每一个步骤都不是绝对孤立的。在每一个阶段的实施过程中，都会有相应的培训、分析、设计和开发任务；因此，做好系统实施的组织管理工作是成功的必要保障之一。

6.17 典型 MRP Ⅱ /ERP 系统

在信息技术高度发展的今天，在制造企业中，如果没有一套高度综合的业务应用软件，那么企业要想生存并进行有效竞争几乎是不可能的。巨大的市场需求和计算机技术的飞速发展，极大地推动了 MRP Ⅱ 和 ERP 技术的进步，使之成为软件业发展最为迅速的行业之一。1996～1998 年，MRP Ⅱ 和 ERP 市场的年复合增长率为 35%，产值达 150 亿美元。表 6.9 中列出了国外主要一些MRP Ⅱ /ERP 软件系统。

先进的 MRP Ⅱ /ERP 系统不仅支持混合制造模式，而且其应用已扩大至金融证券、交通运输、商业与零售业、能源、高科技产业、宾馆酒店等行业，并针对各行业提供专门的解决方案。在众多的 MRP Ⅱ /ERP 软件供应商中，SAP 和 BAAN 公司是发展最快的两家公司，其软件产品也被认为代表了当今 MRP Ⅱ /ERP 发展的最高水平。它们所具有的共同特点是，基本覆盖了企业供应链上的所有环节，并采用了先进的动态企业建模

表 6.9 国外主要 MRP Ⅱ /ERP 软件系统

软件开发商	MRP Ⅱ (ERP)产品
德国 SAP 公司	R3/System
荷兰 BAAN 公司	BAAN Ⅳ
美国 SSA 公司	BPCS/CS
美国 CA 公司	CA-MK
美国四班公司	Manufacturing Software Series
美国 Symix 公司	Symix
美国 Oracle 公司	Oracle Cooperative Application

DEM 技术，支持 Internet 电子贸易等。

思　考　题

(1) 为什么说 PDM 是 20 世纪 90 年代新技术？其应用背景是什么？

(2) 说明 PDM 的体系结构和应用范围。

(3) 说明 PDM 的主要功能及其作用。

(4) 企业实施 PDM 的步骤和应注意的问题是什么？

(5) 简述什么是供应链？

(6) 什么是物料表？虚拟件的作用有哪些？

(7) MRP Ⅱ 系统有哪些主要功能？它们之间的关系是怎样的？

(8) MRP Ⅱ 实施的关键是什么？

(9) ERP 是怎样界定的？它的特点是什么？

(10) 已知：项目 B 及 X 的产品结构树，B 的提前期为 1 周，X 的提前期为 2 周；项目 B 由 1 个 D 和 1 个 E 组成，现有库存量 160 个；项目 X 由 2 个 D 和 1 个 G 组成，现有库存量 15 个；项目 D 的提前期为 1 周，批量为 400 个，现有库存量 200 个。按上面的已知条件和下表中的数据，将按批量组织的项目 B 及 X 的计划订单分解为对项目 D 的需求。



个

项目号	工作内容		第 1 周	第 2 周	第 3 周	第 4 周	第 5 周
B	毛需求				300	60	200
	计划入库						
	预计库存	160					
	净需求				140	60	200
	计划订单入库				200		200
	计划订单下达			200		200	
X	毛需求			100		200	
	计划入库	15		90			
	预计库存						
	净需求						
	计划订单入库			200		200	
	计划订单下达						
D	毛需求						
	计划入库	200					
	预计库存						
	净需求						
	计划订单入库						
	计划订单下达						

参考文献

1 范玉青，褚兴军. 产品数据管理的现状、功能和目标. CAD/CAM 计算机辅助设计与制造，1997(1)

2 褚兴军，范玉青. 产品数据管理研究. 航空制造工程，1997(2)

3 范玉青. 产品数据管理 PDM 与波音公司的应用策略. 航空工艺技术，1997(4)

4 徐健. 基于 Web 技术的产品结构管理与信息发布的研究与实现：[学位论文]. 北京：北京航空航天大学，1998

5 褚兴军，范玉青. 基于 Web 技术的产品数据管理研究. 北京航空航天大学学报，1999(2)

6 温永棠. MRP Ⅱ 制造资源计划系统. 北京：机械工业出版社，1994

7 陈启申. MRP Ⅱ 制造资源计划基础. 北京：企业管理出版社，1997

8 陈兵兵. ERP——企业资源计划. 计算机辅助设计与制造，1998(5)

9 陈绍文. 从 MRP Ⅱ 到 ERP 和它们的新发展. 航空计算机应用，1998(5)

10 Sherpa Parallax C V. A prescription for manufacturing's ill. Manufacturing Computer Solutions, 1996(1)

11 Miller John Mackrell. Program review of matra datavision's euclid design manager PDM program. CIMdata, 1996

12 Andersen Consulting. Face to face the benefitits of integrating design and production. Manufacturing Computer Solutions, 1995(5)

13 PTC. Pro/PDM-parametric design manager. 美国 PTC 公司内部资料，1995

14 Colin Haynes. Planning takes off at Lucas. Manufacturing Computer Solution, 1996(4)

15 John Dwyer. Keep your balance on the way to market. Manufacturing Computer Solution, 1995(3)

16 Annie Gregory. PDM focus-part two, the team. Manufacturing Computer Solution, 1994(1)

17 Annie Gregory. PDM focus-part three, procedures. Manufacturing Computer Solutions, 1995(1/2)

18 Peter Penhallow. PDM focus-part four, the system. Manufacturing Computer Solutions, 1995(3)

19 Ian Bowman. PDM focus-part five, the roll out. Manufacturing Computer Solutions, 1995(4)

20 CV, Warwick University. PDM focus-part six. the futrue. Manufacturing Computer Solutions. 1995(5)

21 Charlie Fischer, Joe Koszarek. From option to parts, plans & tools. SDRC PDM User Conferecne, 1996

22 BCAG. DCAC/MRM integrated conceptual object model. Release A. 1, Proposed, Revision 8, 1996

23 Ron Woodard. Supplier update on DCAC/MRM: a message from Ron Woodard. Boeing Commercial Airplane Group, 1995

24 BCAG. PDM-generated parts lists and data lists for suppliers. Release A. 1, 1997

25 BCAG. DCAC/MRM new business processes-release A1. Supplier Symposium, 1998

第七章　飞机构型定义、控制和制造资源管理

7.1　从产品数字化、并行定义到 PDM 技术应用

飞机制造公司长期以来面对着两个具有挑战性的问题：一是飞机产品外形有严格的气动要求，其内部结构复杂，零件数量大，系统繁杂，技术指标多且要求高，从而导致新机研制周期长，产品成本高。二是商用飞机是典型的小批量、多品种的高技术产品，而且国际市场的竞争愈演愈烈。从市场竞争角度，要求大幅度降低产品成本，缩短研制周期，进一步提高产品质量和服务水平。这是各飞机制造公司领导长期为之奋斗的目标，也是波音公司高层领导特别重视飞机的行销、设计和装配工作的原因。他们对飞机的整个研制工作作了深入分析后得出结论：要达到上述目的，就须采取有效措施减少设计更改、错误和返工现象，使零件易于装配，减少零件间干涉、配合面不协调、孔轴线对不准等现象。而解决这些问题的关键步骤是建立产品的三维数字化模型(实体模型)。为了验证这一思想，波音公司先在产品的部分系统和小部件上作试验。例如，早在 1986 年，在波音 747-400 的液压管路和部分结构上进行了试验，后来分别在波音 767-200、波音 737-500 和波音 757 等机种上进行了部分试验，取得了预想的结果。随着计算机技术的飞速发展，波音公司在前面试验的基础上，在波音 777 新机种研制过程中，全面采用产品几何模型三维数字化技术。与此同时，波音公司在生产组织管理上贯穿了并行工程思想，采取了相应的有效措施。在整个波音 777 研制过程中，波音公司建立了产品的设计建造组 DBT (Design Build Team)，在后来的波音 737-700 改型设计中，将 DBT 又进一步发展，称之为产品协同设计组 IPT(Integrated Product Team)。采取 IPT 的组织形式进行并行产品定义工作，实施并行工程。但波音公司的努力并非到此为止。

7.1.1　商业竞争形势

到 20 世纪 90 年代，特别是面临新世纪来临之际，各飞机制造公司看到了未来庞大的飞机市场，如图 7.1 所示。图 7.1 中显示出，1996～2015 年世界民机总的需求量(包括新增加的飞机和需要替代原有飞行机队的飞机)达 1.1×10^{12}美元。但是，飞机制造公司面临来自两方面的压力：一方面是各飞机制造公司之间的竞争；另一方面，由于不断的通货膨胀，飞机购买价格(按每一个座位计)逐年上升得更快，而乘飞机的平均票价在缓慢地下降。这二者之间存在很大矛盾，所以，要采取一切措施来降低飞机的造价才是出路。

7.1.2　突破性战略措施

从飞机的整个研制过程(即从客户提出对飞机的用户要求开始，直至飞机设计、制造、交付出厂以及投入航线后的服务工作)来看，飞机的研制过程是一个庞大的系统工程。首先，有关飞机产品的信息量大。例如，我国与原麦道公司合作的干线飞机中，美方向我国提供重量达 12 000 kg 的技术文档资料。我国正在研制中的某型号工程，产品设计图纸达 4 万余张。若把各

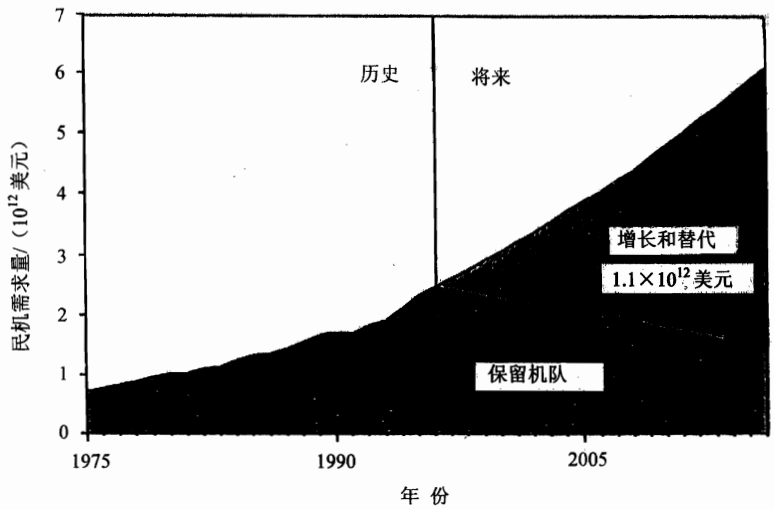


图 7.1 世界民机市场需求(1996～2015 年)

种技术文件和其他资料(包括设计、工艺、制造、工艺装备、管理和质量控制等)总算起来,产品设计图纸达 150 万余张,总共有几十吨的重量。如此巨大的有关飞机产品的数据怎样管理?现代工业企业又正面临着迅速发展的计算机技术引起的信息爆炸,企业里在多种硬件平台(波音公司有 6 000 多台不同型号工作站、几百套主机系统和几万台微机)上运行着不同的软件系统(波音公司有自己的应用软件达 800 多种)的信息如何集成?各种技术人员每天仍旧由手工处理大量的纸质文件来控制产品数字化信息的严重不协调状况,以及由许多不同合作伙伴组成的现代大型企业集团要求协调工作。这些都是现代大型企业所患的疑难病症。波音公司的产品三维数字化和产品并行定义两大技术尚未完全解除这一病症。由于这些技术的作用范围有限,未对整个企业产生全局性影响,为此,波音公司从整个飞机研制过程的系统出发,把自己作为世界级企业,从全球经济发展状况着眼,把很多零部件扩散到劳动力成本低的其他国家去制造,而仅把核心产品及其制造过程留在自己公司内部进行,这就是所谓的造/买(make/buy)决策。同时,采取精益生产的原则并借助于实践经验,集中力量消除公司内部制造和支持过程中的一切浪费现象和无用的环节;重新安排和改进工作区域,以保证工作流连续并达到最大的有效性。而且采用 20 世纪 90 年代发展起来的产品数据管理 PDM 技术,实施飞机构型定义与控制/制造资源管理 DCAC/MRM(Define and Control Airplane Configuration/Manufacturing Resource Management)计划,以实现全面的产品数据管理。由于波音公司几十年来的不断发展和扩充,公司内部已分成若干个相对独立的部门。它们有各自的产品和目标,其各自的生产过程和信息系统在公司内部不仅不集成,反而相互牵制。有些系统技术老化。工程设计部 95% 的工作是不增值的重复性工作。这些都是企业的瓶颈。为此,波音公司总裁 Ron Woodard 于 1994 年制定了这一突破性的飞机制造战略性计划,以达到飞机研制周期缩短 50%、出现的问题减少一半、成本降低 25%以及较大地提高客户满意程度的目的。DCAC/MRM 的宏观过程和信息流程如图 7.2 所示。整个系统的飞机构型生成、工艺计划和制造资源管理几大部分都建立在 PDM 基础上,由它进行集成、彼此协调和统一管理。

波音公司的数字化产品定义(建立实体模型)、并行产品定义和 DCAC/MRM 计划这 3 大技术措施当然是不可分割、相辅相成的,也是彼此促进的。波音公司这 3 大技术也是世界航空

制造业技术发展的共同道路。

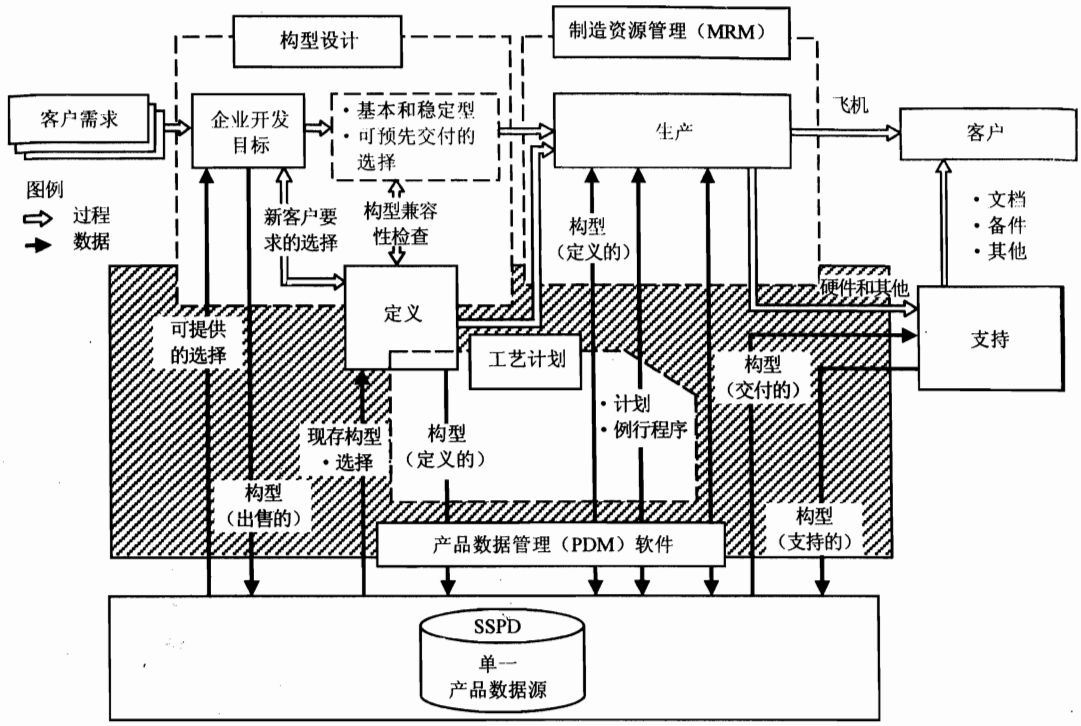


图 7.2　DCAC/MRM 宏观过程和信息流程图

7.2　DCAC/MRM 系统结构及其软件系统

7.2.1　DCAC/MRM 系统结构

多年的实践证明，波音公司原有的飞机研制过程的技术手段、组织方式和管理方法是有效的；但是，为了在激烈的航空市场上使公司保持更强的竞争能力，并占有更大的市场份额，波音公司的高层领导认为，公司的飞机整个研制过程和方法还有很大的改进余地，特别需要在下述 3 个方面改进，即精简化（simplification）、现代化（modernization）和柔性化（flexibility），以降低产品成本，缩短研制周期，提高产品质量和客户对产品的满意程度。经过周密规划，提出了基于产品数据管理的飞机构型定义与控制/制造资源管理（DCAC/MRM）计划，其大致流程和实施内容如图 7.3 所示。从图 7.3 中可以看出，整个 DCAC/MRM 庞大系统由 5 大部分组成，即商业需求、产品定义、飞机生产、产品支持和商业资源。图中左上角“任务”栏中明确说明了实施这一计划的根本目的：重新考虑并从根本上精简与飞机构型定义和生产相关的全部过程。图中右上角“关键因素”栏中列出了如下 4 项：单一产品数据源 SSPD（Single Source of Product Data）、简化构型管理 SCM（Simplified Configuration Management）、精简作业流 TBS（Tailored Business Streams）和改进物料管理 TMM（Tailored Materials Management）。整个 DCAC/MRM 系统以单一产品数据源为基础，以精简作业流 TBS 为主线来组织和管理整个波音公司的飞机设计构型、工艺计划、生产制造和服务支持的全过程。波音公司实施 DCAC/

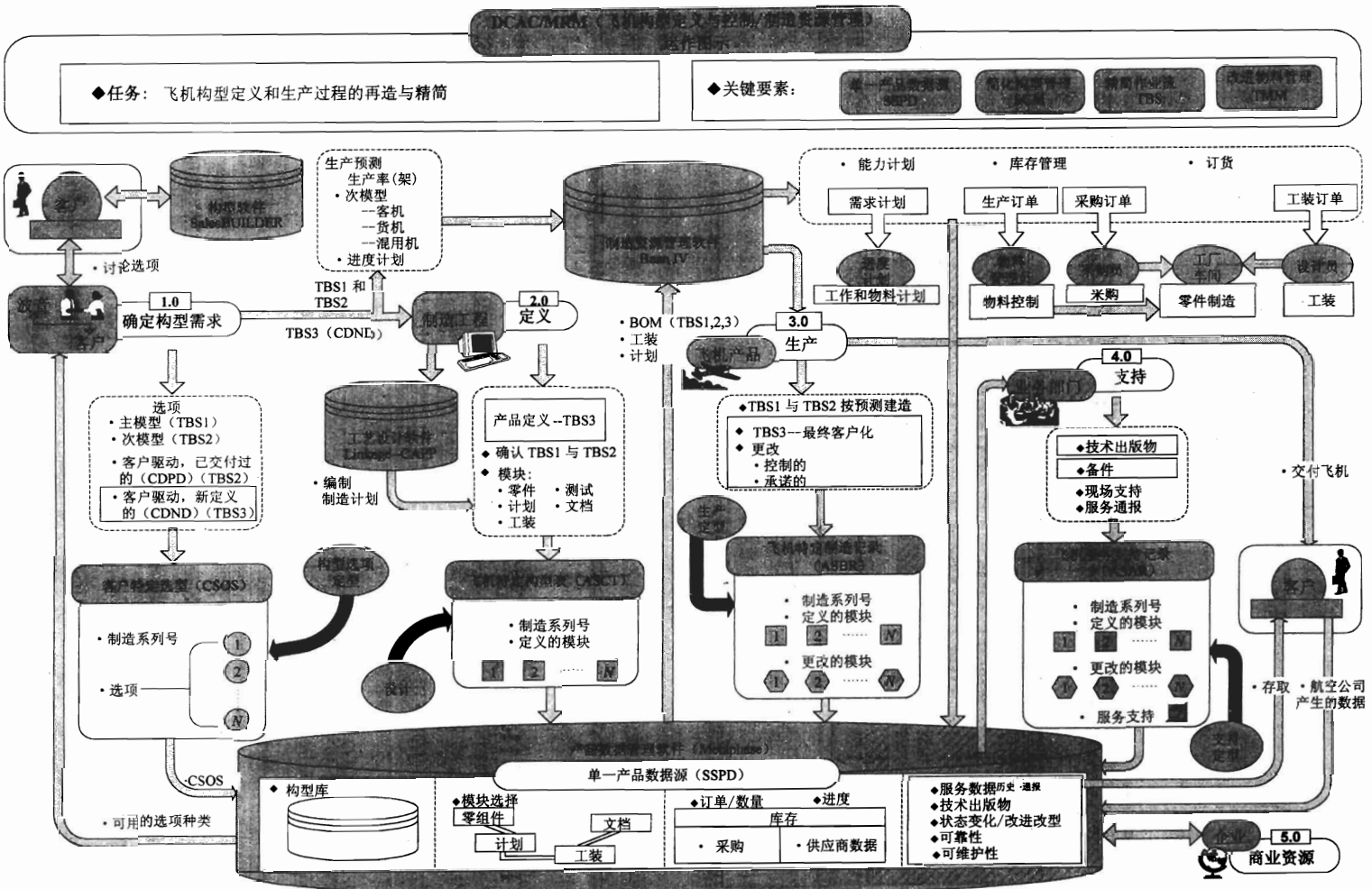


图 7.3　DCAC/MRM 流程

MRM 系统的思想精髓，与我国企业实施合理化工程，进行标准化、模块化和系列化设计与管理有不谋而合之处。

精简作业流 TBS 是把整个公司的产品部(组)件、工作过程、人员分配、工艺装备等分成如下 3 大作业流。

(1) 精简作业流 1(TBS1)。即主要的或稳定件作业流，例如飞机的机体、机翼等主要部件。对客户来说，这类作业流是不会变的，它们是飞机的主体，所以，称它为主模型(major model)。由这类部件组织起来的作业流称为精简作业流 1(TBS1)。

(2) 精简作业流 2(TBS2)。飞机上的有些部件，例如发动机、通信设备、起落架、轮子和刹车系统等，是由客户选择而定的。这些部件对整架飞机来说所占成份较少，所以称之为飞机的次模型(minor model)。当用户提出这些部件后，一般不必重新设计，可由承制厂当即供货(提前交付)，所以亦称之为客户驱动、提前交付型 CDPD (Customer-Driven, Previously Delivered)。由这种类型部件组成的作业流称为精简作业流 2(TBS2)。

(3) 精简作业流 3(TBS3)。客户对自己所订购飞机的一些部件，如厨房、机内装饰和座位安排等，有一些特殊要求，波音公司设计部门需要按客户要求重新设计这些部件，并影响到制造工艺、生产安排等后续一系列环节。波音公司称之为客户驱动、新设计型 CDND(Customer-Driven, Newly Defined)。按这类组件构成的作业流称为精简作业流 3(TBS3)。

客户只需按这 3 种分类选择所需飞机，波音公司设计部门按客户的选择进行飞机的构型定义并进行控制。波音公司称这种客户最终所要的飞机型号为客户特定选择方案 CSOS (Customer-Specific Option Selection)，并赋予 CSOS 惟一的制造系列号 MSN(Manufacturing Serial Number)。客户新选定的飞机方案按制造系列号存入 DCAC/MRM 系统的单一产品数据源中。其存储方式按产品结构树进行组织，大致如图 7.4 所示。以后的一切有关此飞机的设计、工艺、制造、管理和服务工作均按单一产品数据源 SSPD 中的制造系列号所表明的产品结构树进行，体现了按架次管理的实际情况。这些工作正是如图 7.3 中左边一列的“确定构型需求”所要说明的。

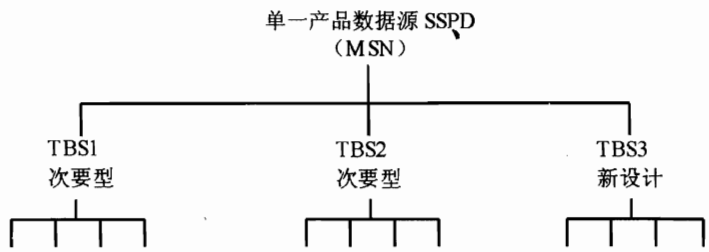


图 7.4　产品结构树

在客户特定选择方案 CSOS 中，仅对属于精简作业流 TBS3 中的零组件，需要设计部门利用 CATIA 软件进行真正的设计工作，工艺人员利用 CIMLINC 公司的 Linkage 软件进行工艺设计；而对属于精简作业流 TBS1 和 TBS2 中的部件，仅需进行有效性检查即可。DCAC 系统在单一产品数据源中，根据制造系列号生成飞机特定构型表 ASCT (Airplane Specific Configuration Table)，进一步增加有关产品的设计、工艺和制造信息，如图 7.3 中的第 2 列的“定义”所说明的内容。

属于精简作业流 TBS1 和 TBS2 中的零部件可以进行生产预测工作安排。利用 BAAN 公司的 ERP 软件支持的制造资源管理 MRM 系统，根据制造系列号 MSN，从单一产品数据源中提取有关产品的物料表、工艺装备和计划等信息，进行飞机生产准备、飞机生产能力计划、生产进度安排、库存管理、订单确定等一系列工作。然后进行对生产的控制和管理，直至交付飞机，

如图 7.3 中第 3 列“生产”所说明的内容。

最后按制造系列号进行产品的技术资料出版、备件准备等一系列工作，并进行外场支持和建立服务通报等，如图 7.3 中第 4 列“支持”所说明的内容。

在上述 4 个过程中所产生的有关产品的所有数据和信息，统一存储在单一产品数据源 SSPD 中，并由它来统一管理和控制。

7.2.2 DCAC/MRM 采用的软件系统

前面已提到，波音公司近 40 年来，各部门为了自己的业务工作各自建立了一整套计算机信息系统，用来支持产品设计、制造工程、资源管理、质量控制、进度计划直至服务支持等各项工作。整个波音公司这类软件系统达 800 多个，仅支持产品开发和生产过程的子系统就有 400 余个。这些软件在当时开发时没有统一规划和总体设计，因此，它们彼此难以集成，信息难以交换，甚至有些是相互制约的。目前看来，这些系统的软件技术已很落后，已远远不能满足作为世界级的大型公司企业管理的需要，且很难支持产品的数字化定义、并行工程的实施、造/买决策管理、精益生产和产品数据管理等先进技术的应用。为此，波音公司下决心逐步淘汰这些过时的软件系统，而采用国际上如下 4 个大型商品化 COTS(Commercial Off-The-Shelf)软件：

- Trilogy 公司的产品构型软件 Builder；
- Baan 公司的制造资源管理软件 Baan Ⅳ；
- CIMLINC 公司的计算机辅助工艺设计软件 Lingkage；
- SDRC 公司的产品数据管理软件 Metaphase。

并且通过产品数据管理软件建立单一产品数据源 SSPD，不仅管理整个飞机的构型工作，而且实现庞大的 DCAC/MRM 计划的系统结构及其软件功能，用来支持整个公司分布在 72 个不同场所的 45 000 名雇员在 40 000 台各种工作站上进行工作，如图 7.5 和图 7.6 所示。DCAC/MRM 系统是基于开放式标准、客户机-服务器计算机系统结构及网络环境的。通过 Orbix 公司的对象需求分配器 ORB(Object Request Broker)软件，把 4 大商品化 COTS 软件系统 Baan Ⅳ、Metaphase、Linkage 和 Trilogy 很好地集成在一起；通过 MON(Messaging Oriented Middleware)软件，使 4 个商品化软件与公司现有的生产系统集成起来，如图 7.7 所示。

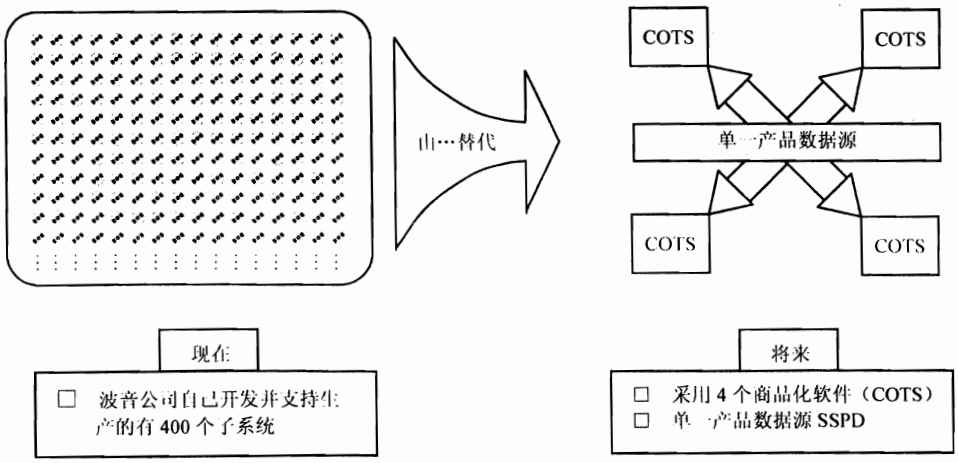


图 7.5 单一产品数据源信息系统

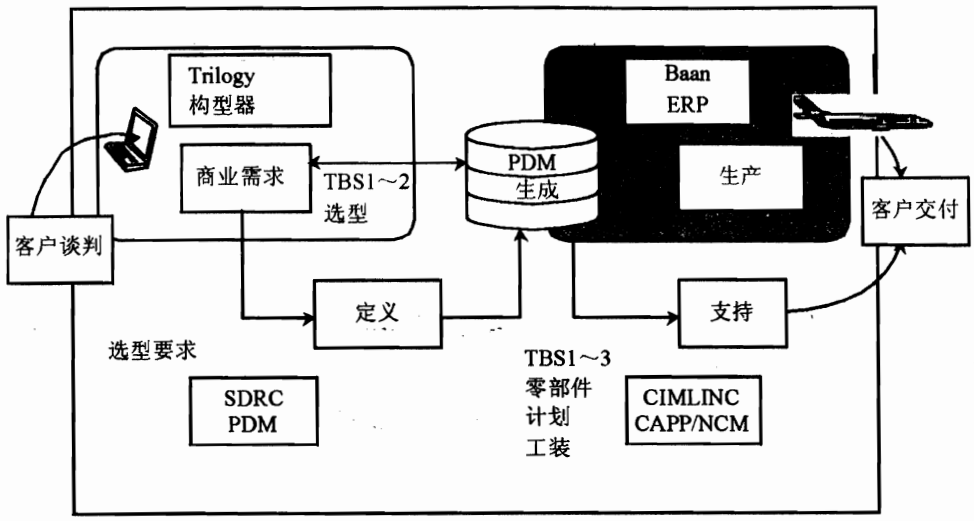
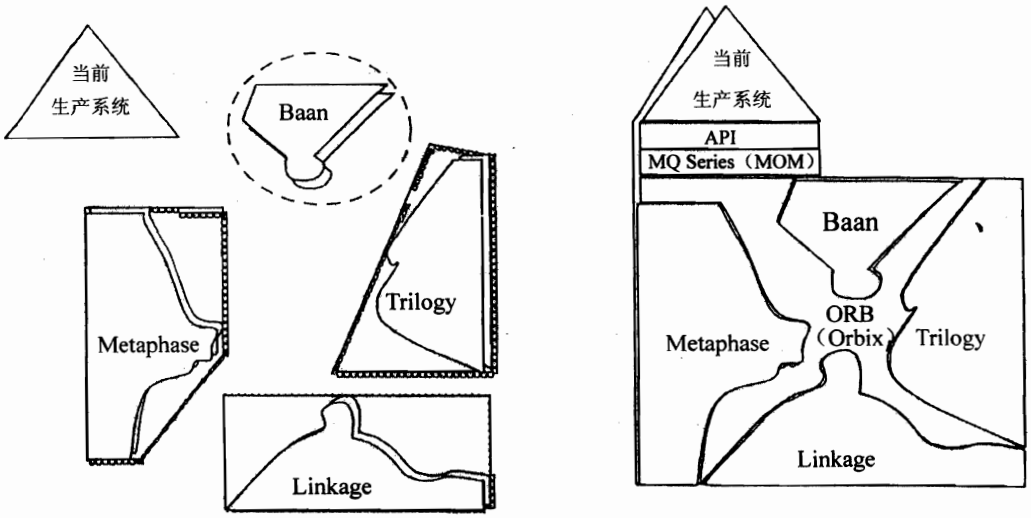


图 7.6　DCAC/MRM 系统中应用的四大 COTS 软件



（a）独立的 COTS/生产系统　　（b）DCAC/MRM 集成系统

图 7.7　独立的 COTS/生产系统与 DCAC/MRM 集成系统

由此可知，波音公司应用了最新发展的先进产品数据管理软件技术，并使 DCAC/MRM 集成系统达到以下目标：

- 柔性化：从企业内部和外部的需求出发，考虑到能容纳将来技术发展和更改的余地。
- 可扩充性：可以满足将来用户业务和数据不断增长和扩充的需要。
- 可靠性：保证产品数据的一致性、交付服务的相关性。
- 高性能：尽量减少与集成层面相关的经常性开销费用。
- 重用性：可支持各种应用和服务，开发出稳定和可重复使用的界面。

7.3 DCAC/MRM 系统关键要素

7.3.1 DCAC/MRM 系统与精益生产

前面提到，波音公司于 1994 年以公司总裁为首提出了 3 大突破性技术措施：造/买决策、精益生产 LP 和 DCAC/MRM 系统。其中造/买决策实际上就是大协作生产组织模式，包括国际间协作。这里需要强调的是，DCAC/MRM 与精益生产在技术上是密切相关的，在内容上是不可分割的，其思想是一脉相承的。为此，这里需要对波音公司的精益生产思想作一说明。

精益生产是公司生产战略中的一个关键因素。它的一整套原理和策略旨在消除公司内部制造过程和支持服务过程中的一切浪费和无用(非增值)环节。精益生产的内容包括更新和改进工作区域，把一个零部件的相关工艺过程或相近零部件的制造过程相对集中起来，建立制造单元，以便达到连续工作流并发挥最大的效益，即通常所说的大流程、专业化、小封闭方式。对一个制造对象的工艺过程尽量集中，保证不间断地连续进行，以便缩短生产路线，发挥最大效益。同时，还应用牵引式生产(pull production)和零部件配套地交付到使用位置上等技术。

精益生产的实现过程是基于下述一些原理：

- 鉴别出有价值的作业流。要弄清楚生产过程中的每一步，帮助确定哪些步骤实际上在完成生产流程中是不必要的。其价值可以设想成在如下 3 个基本流程中，即
  - 物料流(产品)：由原材料到最后成品。
  - 信息流：从订单到交付。
  - 新产品定义开发流：由概念到市场。
- 快速地确定价值。通过消除一切无用环节，实现上述 3 个基本工作流连续有效流动，即工作流不再有停顿、重新开始、返工循环和旁路等。
- 牵引价值来自客户。仅当工作流程中每一个人员准备好后工作才开始。客户需求提供了生产开始的信号，即工作流程启动的信号。一旦启动，工作流就连续有效地执行下去。
- 消除无用环节。通过适时 JIT(Just-In-Time)生产和连续质量改进 CQI(Continuous Quality Improvement)技术消除无用环节。波音公司在这些方面已经进行了多年工作，使生产过程的效率更高、能力更强。
- 追求完善。当上述 4 项原则实施到位后，为达到更好的目标，向实现零缺陷、零短缺和零事故等方向继续进行改进和完善而作最后努力。

波音公司进行过细致调研，许多公司实现精益生产技术后收到了丰硕的成效。平均成效如下：循环时间缩短 85%，库存降低 85%，废品和返工率减少 45%，备件减少 18%，产品质量提高 25%。

因此，波音公司把精益生产和 DCAC/MRM 系统紧密地统一筹划，主要体现在以下 4 个方面：精简作业流 TBS、简化构型管理 SCM、单一产品数据源 SSPD、改进物料管理 TMM。

过去，波音 717 飞机的整流罩金属外壳要在流水线上行程 5 200 m，花费 43 天才能制作完毕。现在只需行程 1 300 m，用 7 天即可完成。过去每月完成两架波音 737-700 飞机所需零部件的生产任务都感到困难，而现在人员精简后，却能生产 23 架份的零部件。同时，工作面积减

少了一半。生产经理和工程师们从铺着地毯的办公室搬到工厂一层的生产车间，好让工人容易找到他们，而且也更接近工作本身。层层划分的管理等级被取消，工种划分从 200 种减为 28 种，工人不再无所事事。

7.3.2　精简作业流 TBS

为满足民机市场客户的需要，波音公司原有的作业系统把每一架飞机作为一个完整的惟一有效的作业单位。每架飞机都要经过客户订单、工程设计、工艺计划、制造装配、验收交付的一系列全过程。尽管每架飞机之间大部分零部件是相同的，而工程师们仍须忙于图纸重新编号，有的图纸仅需要略作修改。据统计，工程师们 95%的工作对于整个作业流而言是没有价值的。即大部分重复性工作未解决重复使用的问题，因此提出了作业分流的想法。

把大部分基本和稳定的零部件划做 TBS1，把这一作业流中的零部件、人员、工艺过程和相关工艺装备有机地组织在一起。这些基本和稳定的零部件分别对应波音飞机家族的飞机主模型。例如，波音 737、747、757、767 和 777 是一样的，无需工程设计人员作任何工作就可投入生产线，并按预测组织和安排生产。而飞机的次模型，例如波音 737-300、400、500、600、700 和 800，还包括飞机起落架、发动机等，是根据客户的选型确定的，也无需作设计更改，可直接投入生产线。这一精简作业流称为 TBS2。这样，一架飞机的大部分零部件可划分到这两个作业流中，一方面很好地解决了大部分零部件直接重复使用问题(这里的重复使用不仅指零部件本身，而且包括人员、工艺计划和生产设备等)，另一方面也消除了很多无用、非增值的各种工程环节。这样极大地提高了有效性，降低了成本，缩短了周期，也是精益生产原理的具体体现。波音公司对飞机主模型、次模型的划分，以及它们与客户选型(options)的关系，如图 7.8 所示。

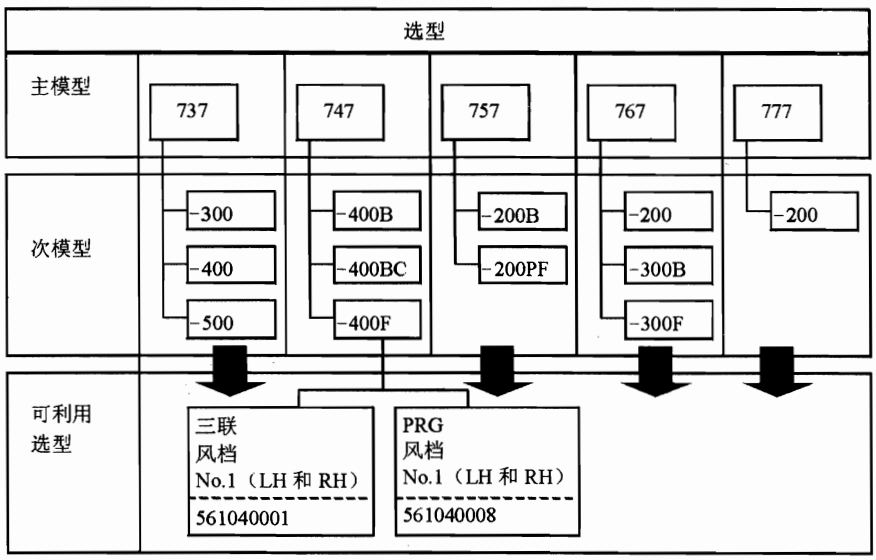


图 7.8　客户选型与飞机主模型和次模型的关系

把那些由客户选型惟一确定的、新的零部件划为 TBS3。它们彼此是不同的，而且没有现成的零部件可供选择，需要进行工程设计、工艺计划和生产制造等一系列工作。这样，波音公司的整个作业工作流就分成 3 种类型，解决了大部分产品定义数据的重用性问题。波音公司对整个企业的工作组织方式进行了根本性的调整，如图 7.9 所示。

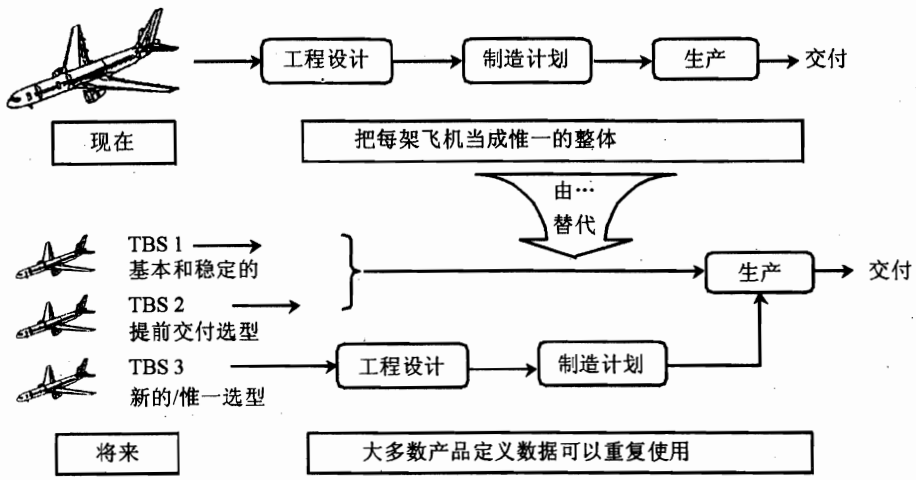


图 7.9 波音公司飞机制造过程作业流的变革

7.3.3 简化构型管理 SCM

7.3.3.1 模块化组织单元

上述的精简作业流按零部件的设计、工艺计划、工艺装备和支持文档等，组织在一起构成模块。模块成为企业活动的基础，它是与客户谈判选型的依据。客户的选型都将有相应的模块与之对应。因此，模块将成为企业组织生产的单元，如图 7.10 所示。

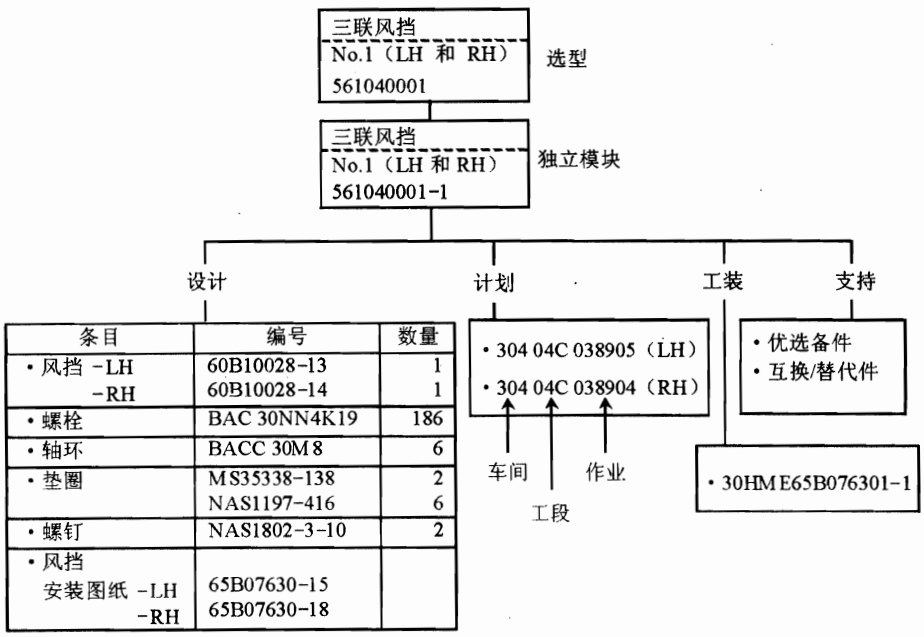


图 7.10 选型、模块和零部件的关系示例

从图 7.10 中可知，当客户确定选型三联风档后，与之对应有独立的模块。这一模块有三联风档的设计、相应的工艺计划、工艺装备和支持文档。设计中包括零部件的数字模型、图纸和产品结构树等信息。工艺计划中包括零部件将在什么车间、在哪一个工位和按什么作业制造，工

艺装备中包括在制造过程中将用到什么工艺装备，在支持文档中有推荐备件以及可互换和替代零件表等。

7.3.3.2　简化构型管理

原来是把图纸作为有效性依据，即在图纸上(相应的物料表中)标明哪些零部件对哪一架次飞机有效。大多数情况是同一张图纸对很多架次飞机有效，并在图纸上相应作出有效性标注。因此，大多数工程技术人员忙于这样毫无创造性的手工劳动，且人工操作容易出错，从而造成这种系统十分复杂，使用和管理困难。这种基于图纸的有效性控制方法存在着大量无价值的多余活动，为此，波音公司把它改造成基于零件号的构型方法：对于每架飞机有一个飞机特定构型表 ASCT(Airplane Specific Configuration Table)，表中定义了该架飞机有哪些零部件构成，且零部件与模块相联系。这样，一个自动化系统不仅消除了很多出错可能性，而且大幅度地降低了人工的重复劳动，提高了效率，如图 7.11 和 7.12 所示。

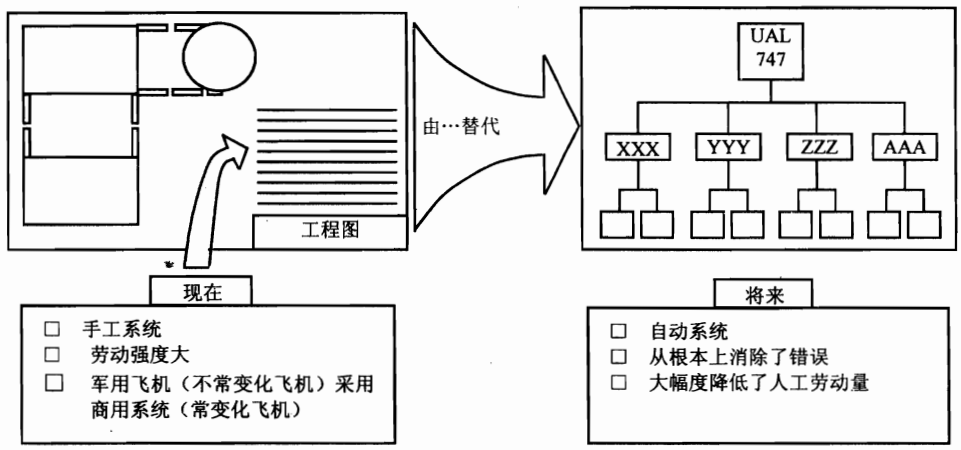
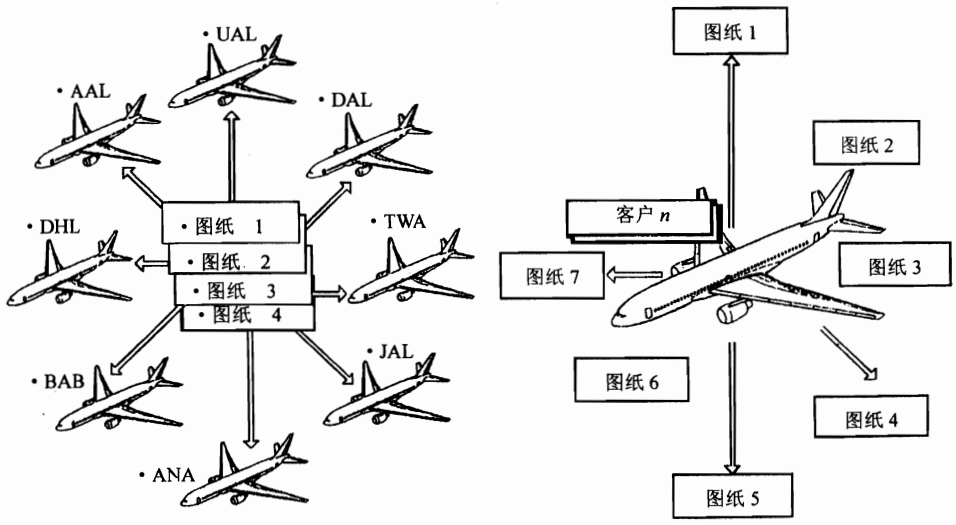


图 7.11　简化构型管理



(a) 原来的构型方法　　(b) 按架次的构型方法

图 7.12　构型有效性控制的两种不同方法

另一个重要措施是，过去对每种型号飞机都有一架基线(baseline)飞机。通过对此基线飞机上增加或减少零部件，最终形成客户所需飞机。而现在不再有基线飞机，仅通过“增加”零部件，即通过客户选型，就确定客户所需飞机。因为前面已经提到，飞机零部件已模块化。由模块组成飞机构型表，不再需要对原有图纸重新标记有效性，如图 7.13 所示。

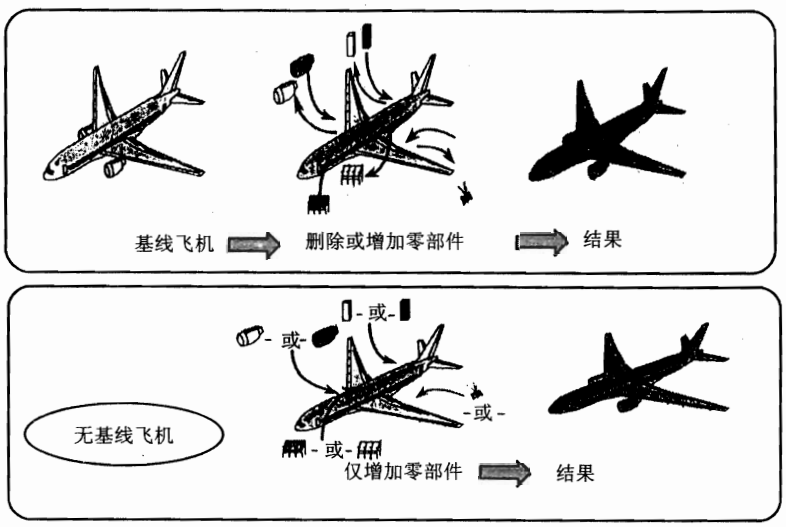


图 7.13 构型过程的改变

下面较详细地对有效性控制的变化作一说明。如图 7.14 所示，飞机结构的最上层是各系统的集成件，而每一系统是功能的集成件。每一功能由多个安装件组成，安装件又由装配件组成，装配件又由多个零组件构成。随零部件的复杂性不同，也有不同层次之分。对具体一架飞机的有效性渗透到从顶层到最低层的各层图纸中，因此有效性控制十分复杂。而现在改成仅对

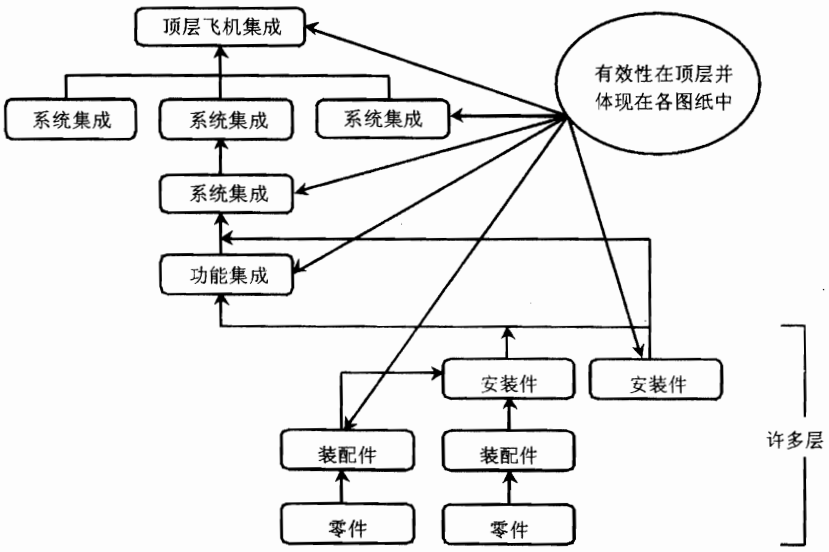


图 7.14 图纸树各层中都有有效性标识

组成飞机的主模型、次模型的模块以及其他选择项才进行有效性控制，对模块以下的安装件、装配件和零组件不再作有效性标识，因为它们直接从属于它们的模块。这样大大简化了有效性的控制工作，如图 7.15 所示。

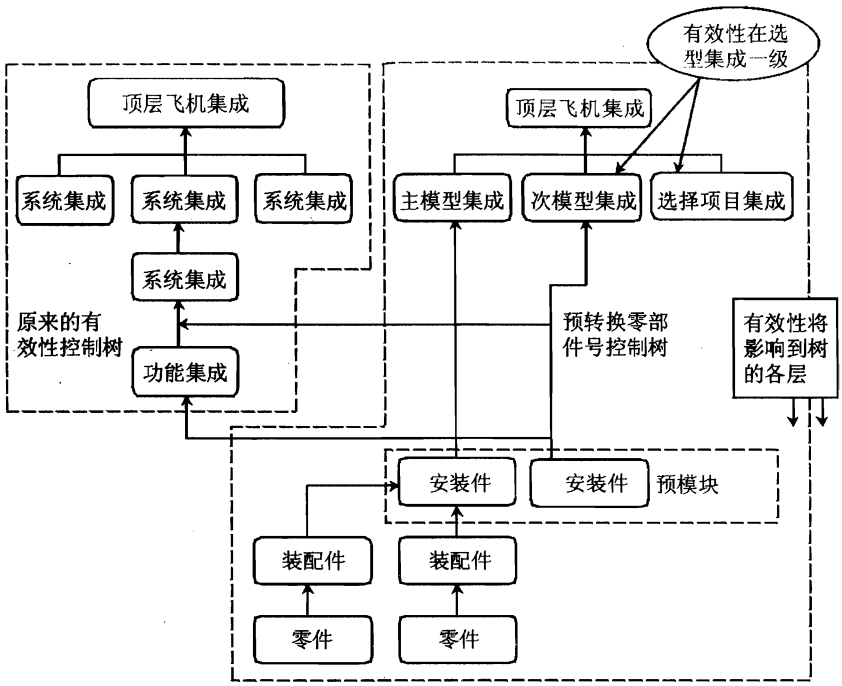


图 7.15　有效性由图纸树中各层移到上层模块

下面以一实例来说明原有有效性控制方法的复杂性，如图 7.16 所示。这张图是图号为“140A4812”的 1156 框(起支撑水平安定面作用)的零件表中的一张。其中 140A4812-678 是一个安装件，它由图中所列 148A2601-1、148A2601-2…等 10 个零件装配而成。在每一个零件后都有一系列由 2 个字母和 3 个数字组成的字符串，如 YA001-YA009、YC001-YC003…。这些是有效性控制代码。其中“Y”表示 737，“A”表示美国航空公司订的飞机(001～009 共 9 架)，而“C”表示中国航空公司订的飞机(001～003 共 3 架)。这样，加上后面的数字有效性控制码表示该零组件是哪家航空公司为哪几架飞机订的。对于承包商(制造厂)而言，他们从波音公司取得这种零件表，按有效性代码搜索出他们具体制造的每架飞机的零件号及其相关信息。对于由成千上万个零组件构成的部件而言，针对每一架飞机，这种搜索工作都要进行一次。这一手工搜索工作不仅费工耗时，而且难以保证数据的正确性和一致性。在新型号飞机制造过程中，设计部门还不断频频发出设计更改单，制造部门也应立即采取相应更改措施。对于有几十万个零件的飞机来说，怎样保证每一个设计更改通过制造部门能最后落实到交付出厂的飞机上，这是一个很大问题。我国为原麦道公司制造的 MD-90 飞机，就存在这个问题，手工无法校对。最后我国制造的 MD-90 飞机是否恰恰是设计部门所设计的，即使用计算机来帮助校对，也是难以实现的。因此，波音公司采取前述方法，仅对上层模块进行有效性控制，使飞机构型工作大为简化。如图 7.17 中新的零件表，对部件进行选型和模块标识，而对零组件则没有有效性标识了。承包商(承制厂)直接按此表制造飞机，不需再作任何查找，其优越性是显而易见的。

---零部件表	公司办公室　西雅图 WA 98124	代码 81205	修订日期 11-26-96	PL 140A4812	修订字母
表的名称：水平安定面支持框，站位 1156，功能集成		分部	合同号		图纸

••• 零部件使用索引 •••

零部件号	所在零部件号
–678	–
148A2601–1	–678*
148A2601–2	–678*
148A2602–1	–678
148A2603–1	–678*
148A2603–2	–678*
148A2603–3	–678*
148A2650–1	–678*
148A2650–2	–678*
148A2650–5	–678*
148A2650–6	–678*

••• 装配分解表 •••

注解代码 注解
–DP　仅有图纸零件表 PL

所要数量	零部件或标识号	名称或说明	注解	REV SYM
–	–678	框集成		
INSTL	–678	框集成	–DP　仅有图纸零件表 PL	
1	148A2601–1	框复板安装	–LM　737–X　YA001–YA009，YA201–YA202，YA231–YA236，YA251–YA251，YA301–YA302，YC001–YC003，YE001–YE001	C
1	148A2601–2	框复板安装	–LM　737–X　YA010–YA199，YA203–YA230，YA237–YA250，YA252–YA299，YA303–YB999，YC004–TD999，YE002–YF999，YX001–YX003	C
1	148A2602–1	侧受力梁安装	–	
1	148A2603–1	托架安装	–LM　737–X　YA001–YA002	D
1	148A2603–2	托架安装	–LM　737–X　YA003–YA005，YA201–YA202，YA231–YA231，YC001–YC003	D
1	148A2603–3	托架安装	–LM　737–X　YA006–YA199，YA203–YA230，YA232–YA999，YB001–YB999，YC004–YF999，YX001–YX003	D
1	148A2650–1	活页梁安装	–LM　737–X　YA001–YA005，YA231–YA231	B
1	148A2650–2	活页梁安装	–LM　737–X　YA001–YA005，YA231–YA231	B
1	148A2650–5	活页梁安装	–LM　737–X　YA006–YZ230，YA232–YF999，YX001–YX003	B
1	148A2650–6	活页梁安装	–LM　737–X　YA006–YZ230，YA232–YF999，YX001–YX003	B

图 7.16　原有零件表中的有效性控制

Figure 6.19. Photograph of interior of Rolls-Royce fan noise test facility.

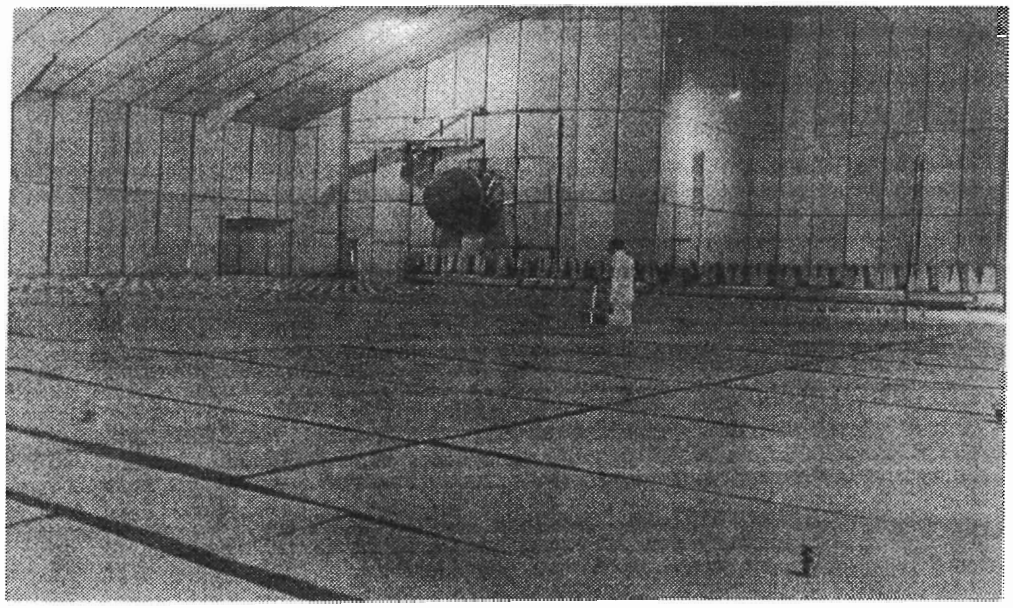


Figure 6.20. Photograph of RAE–Pyestock absorber facility test section. (Crown Copyright – RAE)

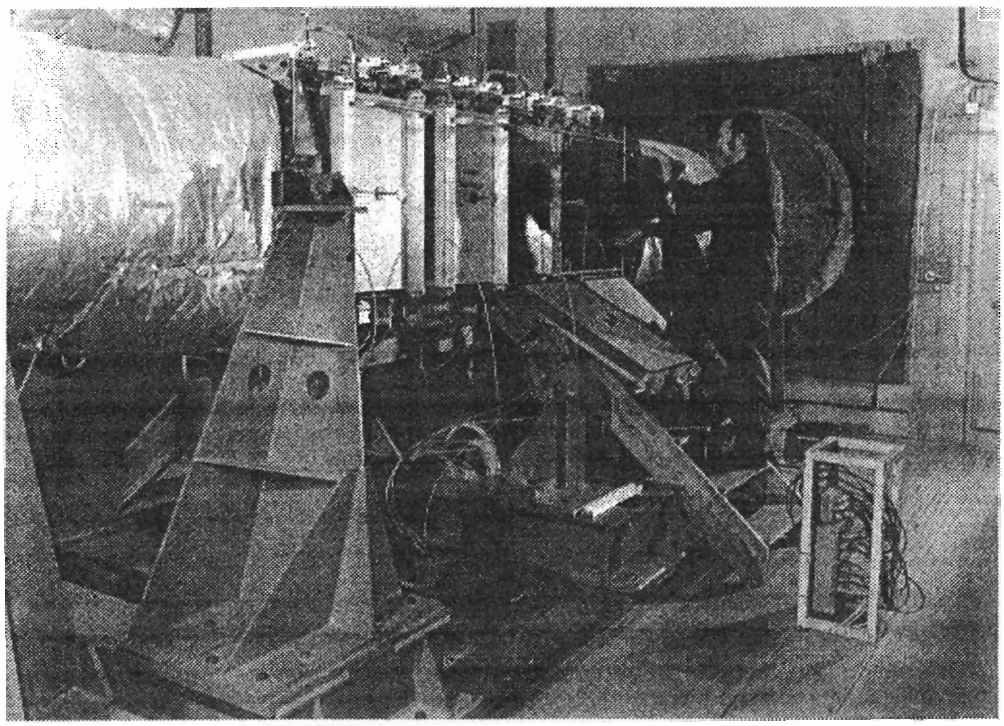
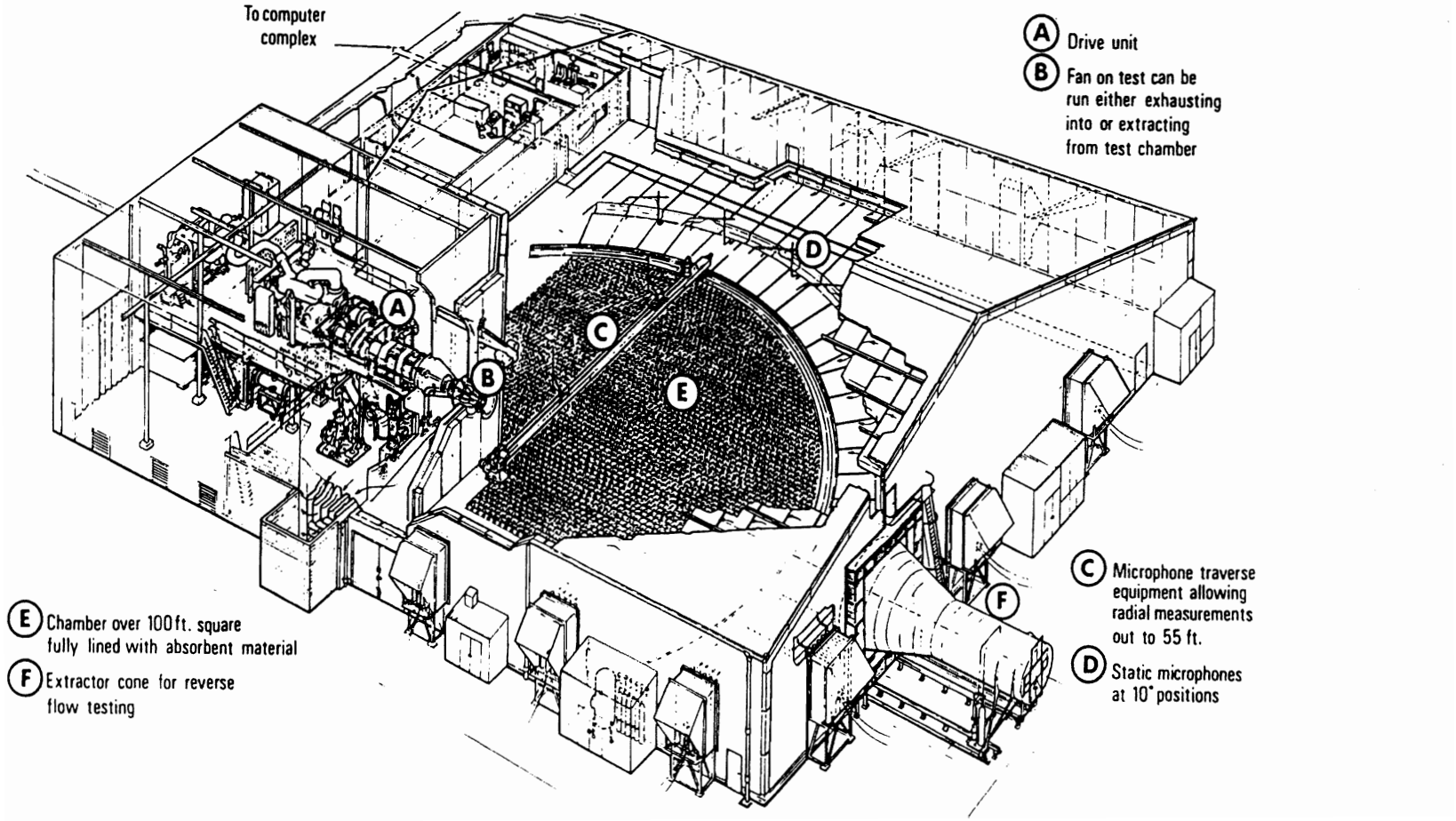


Figure 6.18. Diagram of Rolls-Royce fan noise test facility.



(notably Boeing with its transonic wind tunnel) and government and industry establishments (e.g., the Dutch–German wind tunnel in the Netherlands, and the Aircraft Research Association and RAE in England). Although most of these facilities are being devoted to work on advanced rotors at the present time, established jet noise facilities have been equipped with additional flow streams to effectively echo the wind-tunnel environment at smaller scales.

The wind tunnels already mentioned, and others, have provided valuable data on conventional propeller and high-cruise-speed "open-rotor" performance in recent years, and they will be an essential feature of any developments in this arena. Open rotors, embracing both propeller and helicopter rotors, have to be tested in a moving medium, whereas the major components of ducted-rotor gas turbine engines, even full-scale power-plants, can be tested statically and adjustments made to closely approximate flight conditions. Provided that the entry and exit conditions can be made compatible with the relevant flight conditions, tests on fans, compressors and turbines can be conducted on static facilities. Manufacturers in Europe and the United States have all utilised such facilities, one example being that already discussed in the context of noise, the U.K. test facility at the RAE.

Perhaps the first major compressor facility to be commissioned was that owned by Rolls-Royce in the United Kingdom, which is illustrated schematically in Figure 6.18 and photographically in Figure 6.19. Driven by a steam-powered turbine unit from a salvaged destroyer sunk in World War II (which was the cheapest power source available when it was commissioned in 1966), this facility allows compressors up to almost a metre in diameter to be tested either exhausting into or obtaining inflow air from the anechoic chamber. In either mode, inflow air-conditioning is necessary to ensure that data are not affected by turbulence–rotor interactions (see Chapter 3). Interestingly, it was on this facility that much of the early work on inflow distortion was conducted, and it was unfortunate that, in common with many other facilities, several years' work on interaction tones was confused by inflow distortion effects.

One useful feature of the facility is that it has the capability to measure noise in three dimensions. The traverse boom, which can move between 0° and 120° to the inlet axis, carries microphones that can also move in a radial direction. A separate set of measuring equipment operates in the "azimuthal" mode, to provide full spatial definition.

Figure 6.16. RAE–Pystock National Test Facility – a view from the exhaust duct. (Crown Copyright – RAE)

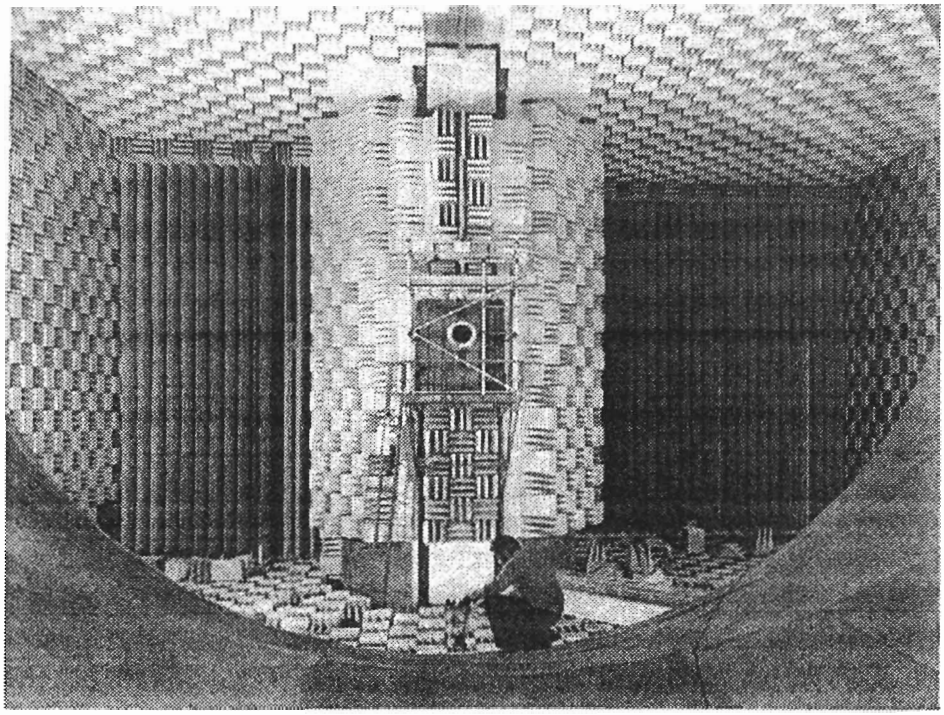
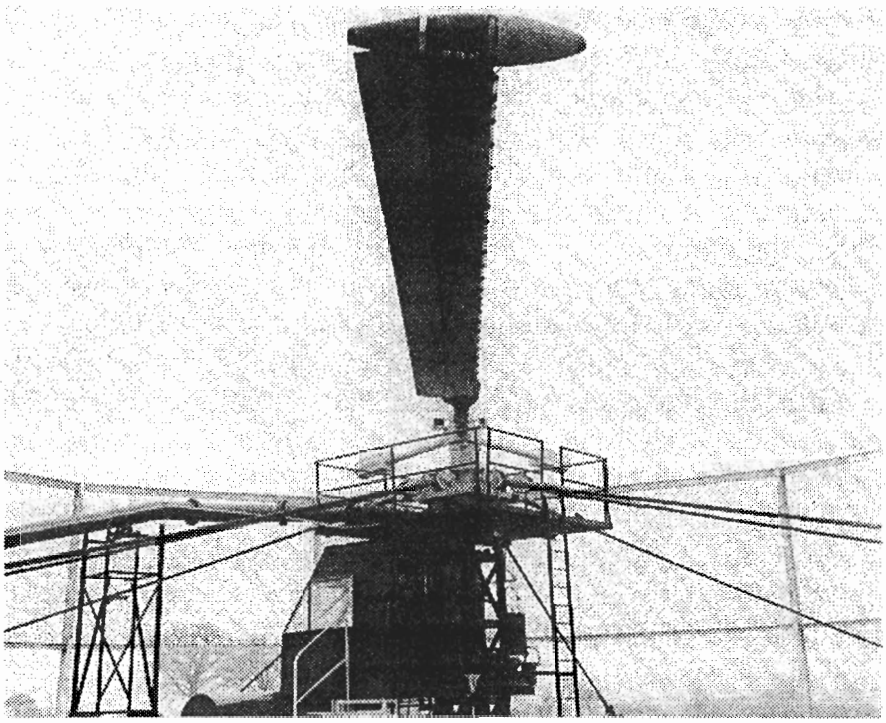
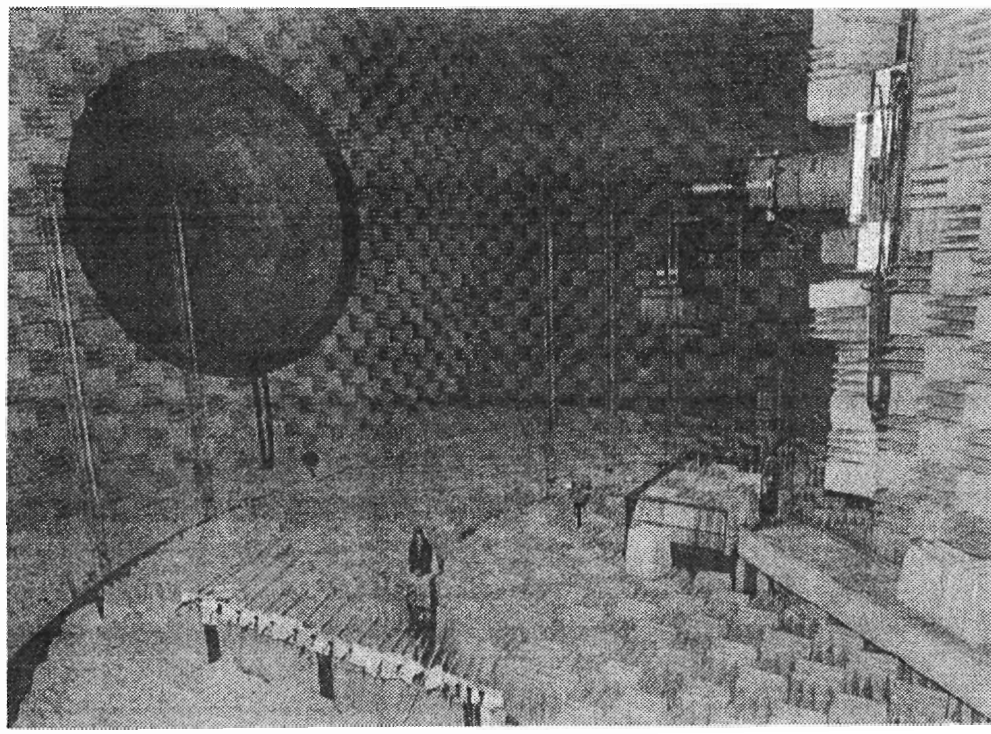


Figure 6.17. Photograph of Rolls-Royce jet noise "Spinning Rig".



in the jet were having a major influence on conclusions, a range of "forward-speed" facilities was utilised (incidentally, what fixed-wing aircraft flies with "backwards-speed"?). Some manufacturers relied on aircraft flight tests supported by static engine data, whereas others developed unique facilities. In France, an experimental railway train[340–1] formed the basis of the speed corrections that found their way into one definitive prediction procedure; in the United Kingdom, a tip-jet helicopter rig[342] was used (see Fig. 6.17), with the data being averaged over several revolutions. In other cases, microphones were mounted on or trailed behind chase aircraft to acquire information on source variation with flight speed and on radiation directivity, in flight. It was not until work on aerodynamically "clean" wind tunnels[343–50] began to unscramble the various secondary source effects, and propagation effects in the moving wind-tunnel medium and its shear layer (where measurements were taken outside the tunnel working section), that the various other facilities fell into disuse. Nowadays, speed effects are usually examined in high-quality acoustic test sections of wind tunnels. These exist, for example, at selected manufacturers

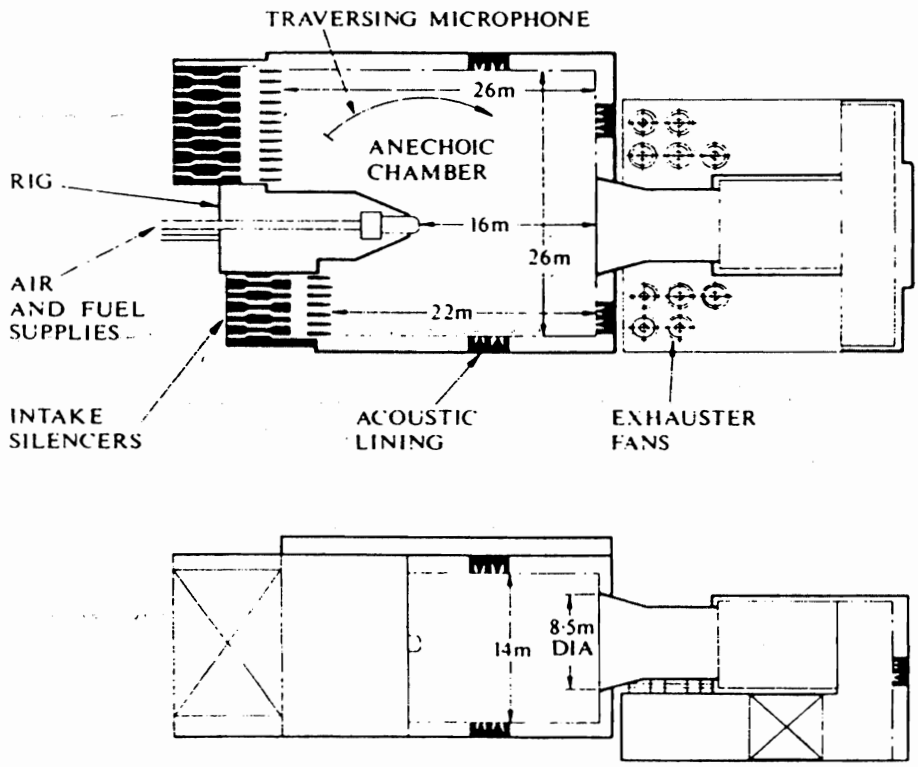
Figure 6.15. General view of RAE–Pyestock National Test Facility anechoic chamber. (Crown Copyright – RAE)



procedure,[947] spurred efforts to improve test standards, to the point where there are now excellent facilities available, particularly in Europe and the United States. One such facility, at the Pyestock site of the Royal Aircraft Establishment (RAE) in England, is illustrated schematically in Figure 6.14, with the test chamber being shown in the photographs of Figures 6.15 and 6.16. This facility not only has the capability of testing single- and dual-stream jets, hot or cold, with simulated flight conditions via a tertiary flow, but it can also test small turbines, hot or cold. The important feature of this, and other similar facilities, is the attention paid to removing secondary sources of noise upstream of the test section. This is most important if reliable high-frequency data are to be obtained.

One of the issues that vexed jet-noise research workers for a long time was the apparently anomalous source effects resulting from changes in environment between static and flight test conditions, and with changes in flight speed of the aircraft (primarily up to around 0.3 M_n for community noise purposes, and even up to 0.8 M_n for cabin effects). Until researchers recognised that sources other than those

Figure 6.14. Diagram of RAE–Pyestock National Test Facility. (Crown Copyright – RAE)



engine test, with information being provided at three selected frequencies. At the lower frequency end of the spectrum, the sources within the jet are seen to be distributed downstream of the nozzle, whereas increasing frequency progressively reveals the importance of the internally generated sources – those from the fan, the turbine and combustor systems. Chapter 3.7 provides another example from a full-scale engine test, in Figure 3.42.

Not surprisingly, source location arrays, such as that shown in Figure 6.12, are a regular feature of some component research facilities. An example of their use is also given in Section 3.7, where a model of a modern high-bypass exhaust system was tested in a secondary flow system to simulate the effects of flight. As discussed, two distinctly different sources of jet noise were revealed, one close to the nozzle and one a significant distance downstream. Since this model did not contain any turbomachinery or combustion system upstream of the nozzle exit, source location clearly supported the theories propounding the presence of more than one significant noise-producing region in this type of jet. This kind of experimental technique adds credence to theoretical analyses, promotes a greater understanding of noise and assists in the development of predictive techniques.

6.4 Test facilities

Tests of the kind just referred to require more than good measurement and analysis systems; they require good test facilities. Over the years, a range of facilities has been developed around the world that will allow detailed examination of all the major component noise sources in the absence of extraneous influences.

In the 1950s, jet noise was a primary concern of manufacturers, government research establishments and universities in manufacturing nations, all of which boasted at least one, and often more, jet noise research rigs. These varied from (cold) compressed air systems exhausting into an open space through more elaborate indoor facilities (with temperature variability) to full-scale open-air engine test stands. As the science developed, there was a realisation that secondary noise sources, coupled with poor aerodynamics within many of these test rigs, were combining to contaminate the acquired data and that erroneous conclusions were being drawn. This was particularly true of the effects of flight speed on the mixing, shock-associated noise and other internal sources.

Comparison of data acquired by several major organisations, in an international attempt to agree on a harmonised jet-noise prediction

Nevertheless, the technique has now been developed to an almost fully automated state, such that a computer-managed interpretation of the source description at a selected frequency can indicate its component entities. Figure 6.13 illustrates a typical result from a full-scale

Figure 6.12. Microphone positioning for source location measurements on a jet noise rig. (Crown Copyright – RAE)

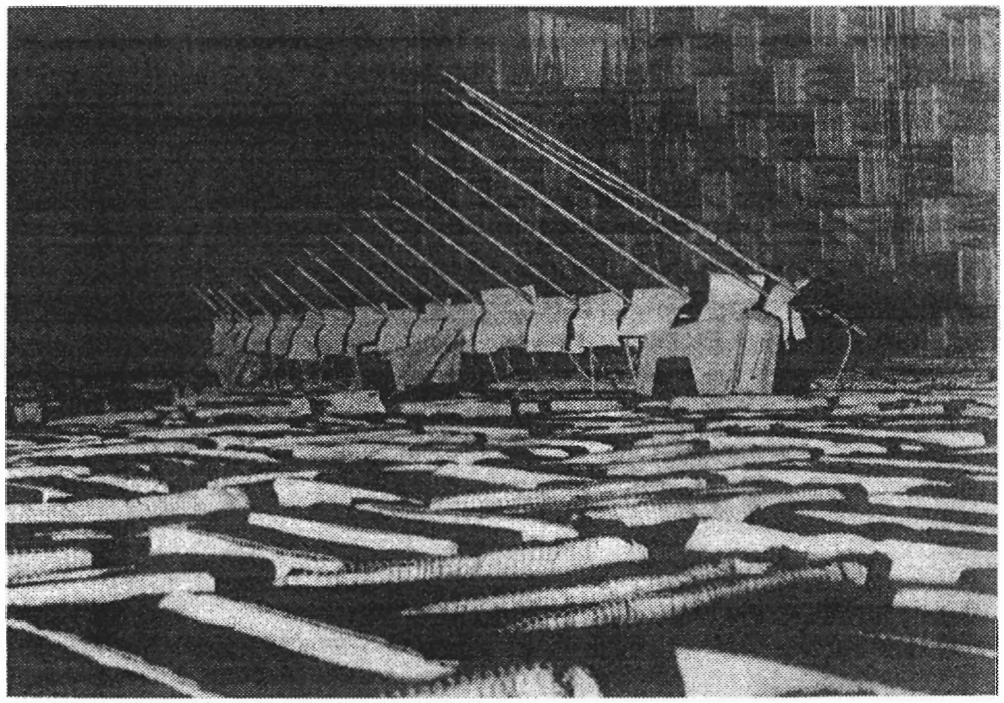
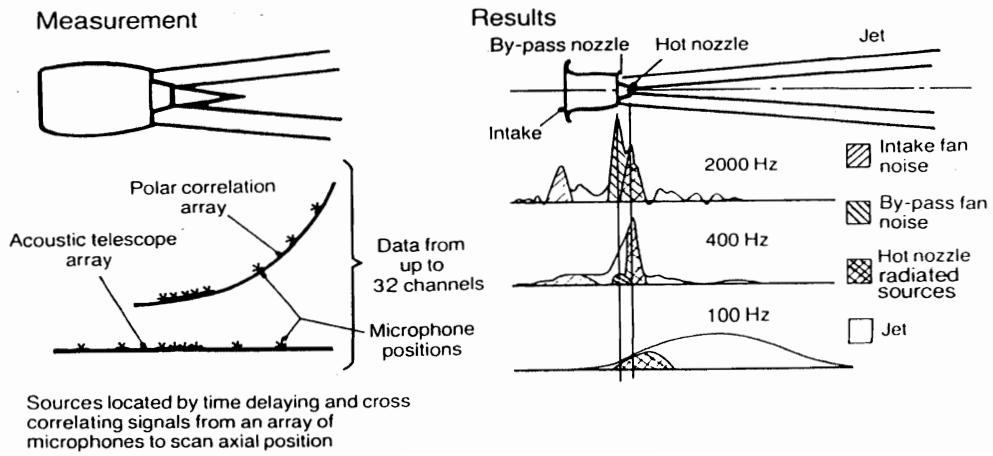


Figure 6.13. Source location.



Other acoustic facilities used in the aircraft business include those for examining the performance of acoustic absorbers, for studying other sources (such as combustion noise) and for examining acoustic fatigue properties of materials that are going to have to withstand high-intensity sound fields.

Facilities for investigating performance of acoustic materials range from laboratory-scale impedance tubes to almost full-scale test sections, with flow, that can simulate both the cylindrical and annular types of engine-intake and fan-duct systems. Figure 6.20 shows the test section of the RAE absorber facility at Pyestock.

Work on combustion noise always tends to be confused by the presence of jet mixing noise in the exhaust system from the rig, where the noise measurements are normally taken. The use of cooled microphone probes within the combustion chamber is one alternative approach to data acquisition, but thus far it has not proved successful in determining either the level of or the leading parameters associated with the combustion noise process. Acoustic fatigue work is conducted in reverberant chambers with high-intensity drivers capable of simulating both discrete and broadband sources. With the advent of the much quieter turbofan engine, structural fatigue has become less of problem in parts of the civil aeroplane close to the engine, although it is still a concern in military aircraft having high pressure-ratio jets. However, methods of predicting fatigue characteristics have improved,[946] and the amount of experimental work has diminished accordingly.

For the reader who is interested in test facilities for aeroacoustic work, there is no single reference that will identify the wide range that exists. However, government departments in most noise-conscious countries are aware of their own, their industries' and overseas facilities.

6.5 Packaging for public consumption

Thus far we have briefly discussed some of the technical aspects of measuring and analysing aircraft-related sounds. Most of the technical issues are straightforward and any problems are usually resolved in the scientific community. Nevertheless, over the past thirty years, the apparently simple process of firstly measuring aircraft noise and then presenting the results to the public has posed significant and often unresolved problems in the pseudopolitical arena. These have ranged from the basic logistics of having to measure noise at diverse points around the aircraft flight track and relating these data to the aircraft's position in space and the pertaining atmospheric conditions,

to prescribing the method of correcting data to standardised reference conditions so as to allow a "sanitised" set of numbers to be released for public consumption.

All the self-inflicted wounds arising from the cultivation of a thorny noise certification process have demanded treatment in the form of considerable investment in equipment and techniques, so as to improve the accuracy and confidence in measurement. Nowadays, the accuracy of the measuring equipment is expected to be good enough to produce repeatable results in terms of tenths of decibels, whilst overall EPNL repeatability in a flight test series can be less than a decibel. This includes all the variations due to changing climatic conditions, aircraft variables (including the pilot) and system inaccuracies. Static test repeatability is even better.

This state of the art has been achieved without significant change in the basic modus operandi. As discussed, recordings are usually made "in the field", on magnetic tape, subsequently analysed in the laboratory and then processed to allow data normalisation to reference conditions. The systems have become more accurate and reliable, with better signal-to-noise characteristics, and are now being improved further in moving from the analogue to the digital mode. Equipment manufacturers have developed a range of excellent systems to measure noise, some specifically aimed at the aircraft business. If any criticism is to be levelled at the overall method of aircraft noise quantification, it should be directed not at those responsible for the development of the electronic systems, but at those who have specified the way in which the systems should be used and then how data are parcelled and presented to the public.

It is here that we experience at first hand the impact of bureaucratic intransigence. In developing standards, multinational committees often agree on a "lowest-common-denominator" political solution to a technical issue and then subsequently fail to rectify basic errors when the opportunities arise because their actions must be palatable to the majority of the participants. Moreover, because such activity has its origins in public pressure, any decisions must also be "salable" to the public – that is, always assuming that "the public" are interested! As a result, several basic problems have been overlooked for some time. In brief, these problems are related to the way in which measurements are taken, the way in which data are corrected and the "reference" conditions to which they are corrected. Let us consider some of the most important ones.

6.5.1 *Microphone positioning*

The overall process of measuring aircraft noise to any defined standard is expensive and time-consuming. Hence, it is surprising to find that, after almost one-third of a century of aircraft noise measurement, the international standards still allow the microphone to be positioned in a manner that leads to the greatest possible contamination and confusion in the data so acquired. In aircraft noise certification, one of the most closely controlled noise-measurement processes, the applicant undertaking compliance-demonstration testing, in pursuit of a noise certificate, is instructed to place the microphone:

> . . . approximately 1.2 metres (4 ft) above . . . relatively flat terrain having no excessive sound absorption characteristics such as might be caused by thick, matted, or tall grass, shrubs or wooded areas.

ICAO Annex 16,[1] from which this quotation is taken, reads more like a gardening guide than a scientific document!

The reason for the 1.2-m specification is lost in the annals of time. On the one hand, it is rumoured to have been a misprint for 1.5 m, which approximates the height of the ears when one is in a standing position; on the other hand it may be an approximation of the ear height when one is relaxing, in a seated posture. Either way, it is nonsense, for few people actually listen to aircraft noise out in the open, seated on a park bench (well away from matted grass), with their biaural systems above an (almost) acoustically hard surface. Most aircraft noise is experienced inside a building, often with doors and windows closed, when sleep, conversation, thought or entertainment are disrupted by the sound signal that manages to transmit itself through the building structure. This situation has little or no relevance to the way in which data on aircraft noise are acquired.

The choice of a 1.2-m-high microphone position imposes a ground-reflection interference pattern on the actual noise data that is virtually impossible to unscramble in order to allow the results to be put to good scientific use. As illustrated in Figure 6.21, the direct and reflected waves from the aircraft noise source will interfere between the limits of pressure doubling and cancellation. The precise details of the interference pattern will be a function of the speed of sound (and hence day temperature), frequency, the source and receiver heights and propagation angles of the direct and reflected sound-wave. With the microphone at a height of 1.2 m, there are major cancellations in

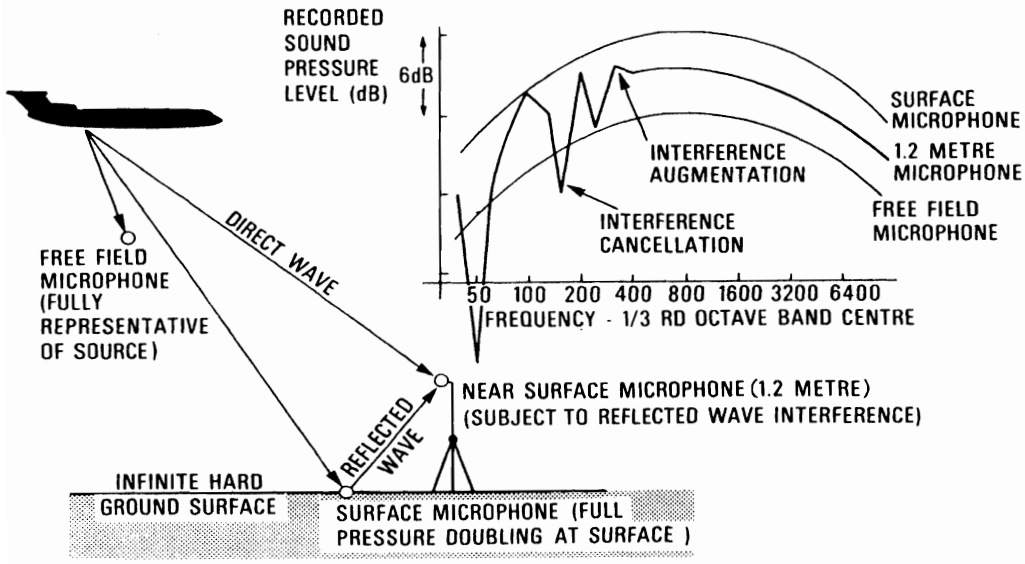
the lower $\frac{1}{3}$-octaves of the audible range, and the higher frequencies are affected according to the "softness", or acoustic impedance, of the ground surface. Most natural surfaces are absorptive at high frequencies, those with a dry fibrous texture close to 100%. Thus, the "excessive" clause of Annex 16 turns out to be nonsense.

Although it might be possible to correct for all these effects during the relevant period of an aircraft noise–time history if the ground surface were truly acoustically hard (i.e., totally reflecting), it is only possible to approximate the effect when measurements are taken over natural terrain of an unknown impedance.

Further complications arise as a result of a normal Doppler frequency shift in the aircraft noise source. All these effects are best illustrated by reference to Figure 6.22, where an aircraft flyover time history has been analysed in the same way as in Figures 6.4 and 6.5. Here, depth of shading represents the strength of the sound signal, the vertical axis indicates frequency and the horizontal base time. The ground-reflection interference pattern appears as the dark and light shaded pattern, with more sharply defined tones from the aircraft engine progressively decreasing in frequency (due to Doppler shifting) as the aircraft approaches and then recedes from the overhead position.

Since the interference pattern reduces in frequency as the aircraft is approaching, it is possible for Doppler-affected discrete tones to run either down a region of ground-reflection cancellation or a region of

Figure 6.21. Effect of microphone location on measured spectrum.

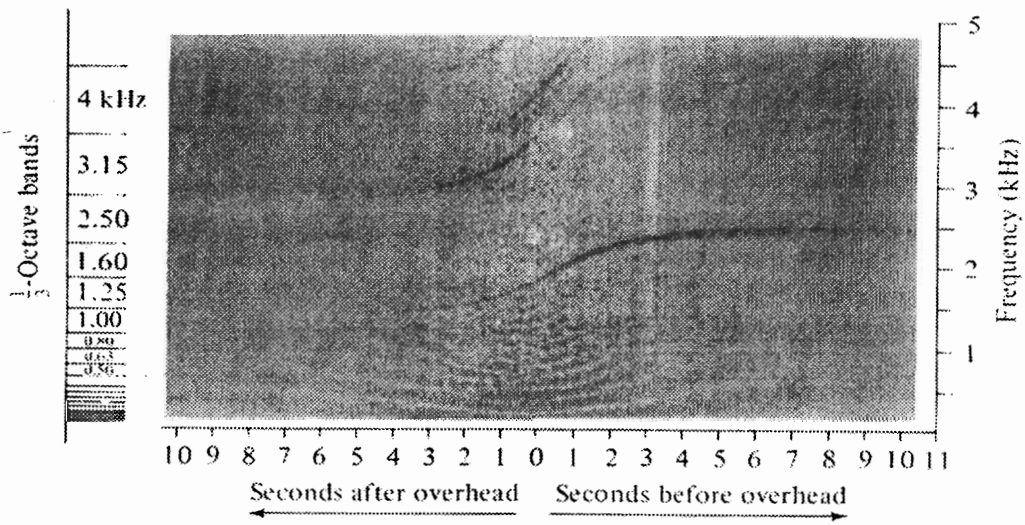


augmentation. The problem is less acute with the high-frequency tones of a typical fan or turbojet engine, but strong low-frequency propeller tones can fall either on a wave or in a trough of the interference pattern and either be augmented by 3 dB or completely "lost" by cancellation. Moreover, because of the narrow bandwidth of the lower $\frac{1}{3}$-octaves, one augmentation or cancellation can consume a complete band. As the aircraft flies away, the tones ride through the peaks and troughs in the interference pattern and the problem is less severe.

Figure 6.23 is a good example of the complete "loss" of the fundamental tone in a propeller-powered aircraft flight test, due to the interference cancellation of the 80-Hz band at a height of 1.2 m. Conversely, the second harmonic at 160 Hz is augmented, to almost the same level as that recorded with the ground-based systems.

Clearly, if data from an aircraft noise test are to be used for research purposes, different measurement procedures have to be invoked that avoid or, at least, minimise the effects of ground reflections. Over the years these have ranged, typically, from embedding microphones flush with an available (or artificially created) hard surface, to measuring at a height many times greater than the 1.2 m specified internationally. In fact, as discussed earlier in this chapter, some organisations have conducted experimental work at the top of bridge towers, others have used microphones at the top of 10-m masts and many have used microphones mounted in plates or boards, large and small.[917–27] Nevertheless, all data so acquired are inadmissible in computing the

Figure 6.22. The presence of genuine tones from a turbofan engine in the ground-reflection interference pattern from a 1.2-m-high microphone.

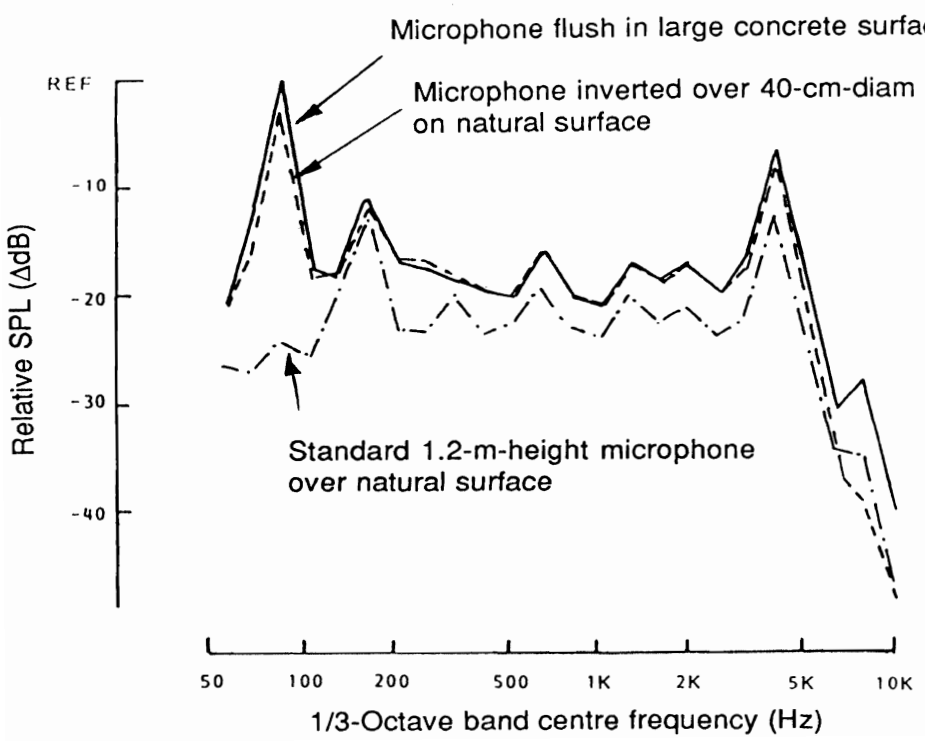


certification EPNL of the aircraft, for which the 1.2-m microphone height has been inviolate. Other data can only be "used in evidence" of the absence of a genuine tone and the consequent avoidance of a low-frequency "tone" correction due solely to the ground effect.

Whilst the "1.2 metres above . . . relatively flat terrain" requirement has caused many serious technical problems over the years, it has had its amusing side. One organisation, rehearsing their first-ever noise certification test, and operating at a local airfield in an area with several natural lakes, found the 6500-m take-off point was in the middle of a large stretch of water. Rather than going to the extra expense of moving their tests to an airfield much further away from home, they resorted to constructing a large raft. Even though the local humidity was fairly high and the raft covered with artificial turf to soften the surface on which an engineer was to have to squat for several hours, the whole contraption managed to conform with international requirements. After all, a lake is "relatively flat and free from thick, matted or tall grass, shrubs or wooded areas"!

On the test day, the raft was duly towed into the middle of the lake, and the most gullible engineer amongst the team was established "on

Figure 6.23. Typical turboprop-powered aircraft $\frac{1}{3}$-octave spectra from 1.2-m-high and ground-level microphones.



station". At the end of the test programme and in the gathering gloom, the sense of relief that all had gone to plan was so great that the main test team completely overlooked the recording engineer, who was very much alone and nearly invisible through the mist. Despite calls for attention, the communications system was closed down and the hapless soul on his unlit raft watched the team's hazy car headlights disappear. Fortunately, his absence was noted when the team sat down to dinner over an hour later – otherwise he might still be there!

Just what all this has to do with the 1.2-m-high microphone may well have escaped the reader. If so, it is worth considering just what relevance complying with certification requirements with a microphone 1.2 m above a carpeted raft in the middle of a lake has to the airport noise issue. The answer, of course, is nothing at all. So, perhaps, we should disassociate the mode of noise measurement for the purposes of certification from the everyday indoor–outdoor situation. This is what the scientific community has been pressing for over the past decade, and a chink of light is now beginning to show under the administrative door. As discussed earlier in this chapter, an alternative measurement system for propeller-powered light aircraft was recommended by ICAO's Committee on Aviation Environmental Protection (CAEP)[3] in mid-1986. This decision bore heavily on work conducted in the United Kingdom[922–5] during the late 1970s and early 1980s but, surprisingly, has been resisted by one major nation on the "NIH"* principle, even though they accepted the ICAO committee decision at the time.

The result of this political stubbornness is that manufacturers of light aircraft will have to do two certification tests, the extra one for the benefit of the dissenting state.

Worse still is the fact that the absolute noise levels reported from the two test procedures are likely to be substantially different, the difference varying according to the actual fundamental frequency of the propeller tone on the test day. As shown in Figure 6.24, for a propeller noise source with an 8-dB harmonic decay rate, as the tone frequency is varied (either as a result of the choice of blade numbers or changing rotational speed), there can be as much as a 7-EPNdB difference between the levels measured 1.2 m above ground, for a constant free-field source level. How, one wonders, will a difference of this magnitude mean anything to the "public", who are unlikely to understand the niceties of ground-reflection interference effects? Moreover, what would their reaction be if they realised that the aircraft designer could select a fundamental frequency that would give him the lowest cer-

* Not Invented Here.

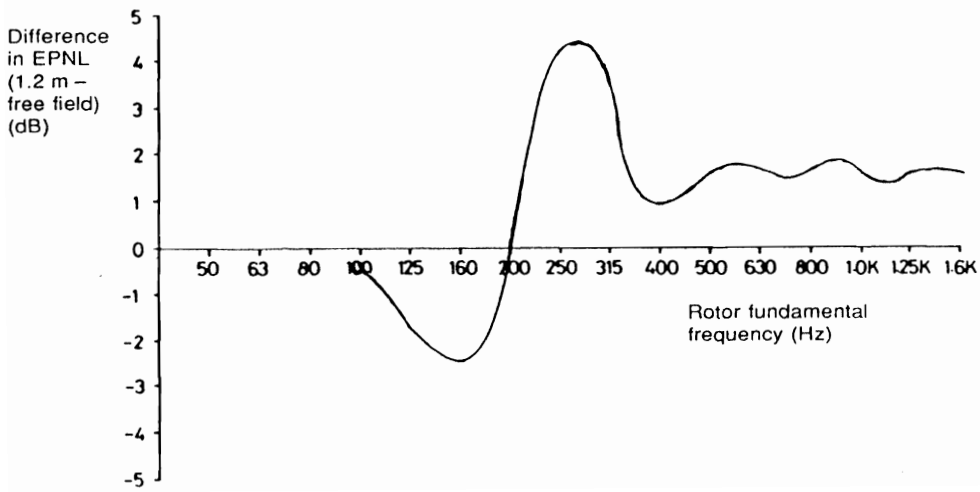
tification value without affecting the intensity of the source, providing the test procedure was based on the 1.2-m microphone position!

6.5.2 *Correcting for atmospheric absorption of sound*

We spend our lives at the bottom of an ocean of air, our vital atmosphere. Sound is merely the progression of small pressure fluctuations in this atmosphere and, like the ground, the atmosphere absorbs sound. If this were not the case, we would still be hearing sounds that were generated many years ago. The rate at which sound is attenuated is a function of several factors, including two fundamental conditions of the atmosphere: its temperature and its water content. A third factor, source intensity, can confuse the issue at very high levels of sound, for the propagation can be nonlinear.[231] However, generally speaking, as both temperature (T) and relative humidity (RH) increase, sound absorption decreases. Absorption also decreases with a reduction in sound frequency, and below 1 kHz it is very small and almost independent of RH and T.

Over the years, theoretical evaluations combined with laboratory experiments have made it possible to quantify the effects of temperature and water content at any chosen frequency within the audible range.[222–30] In all cases, experimental studies have utilised a homogeneous atmosphere, and have dealt with the behaviour of discrete frequencies. Unfortunately, that section of the earth's atmosphere through which aircraft noise propagates is far from homogeneous, and its variability has a large effect upon the perception of the complex

Figure 6.24. Difference between true (free-field) propeller noise levels and those measured when using a 1.2-m-high microphone.



mixture of random (broadband) and discrete sounds that are generated by the wide range of commercial aircraft. From the technical standpoint, the situation is further complicated by the noise measurement and analysis process, which, for convenience, utilises $\frac{1}{3}$-octave (or broader) bandwidths. These bandwidths encompass ranges of frequencies that are subject to different degrees of atmospheric attenuation. Nowhere is the effect of atmospheric attenuation "flat" across a finite bandwidth.

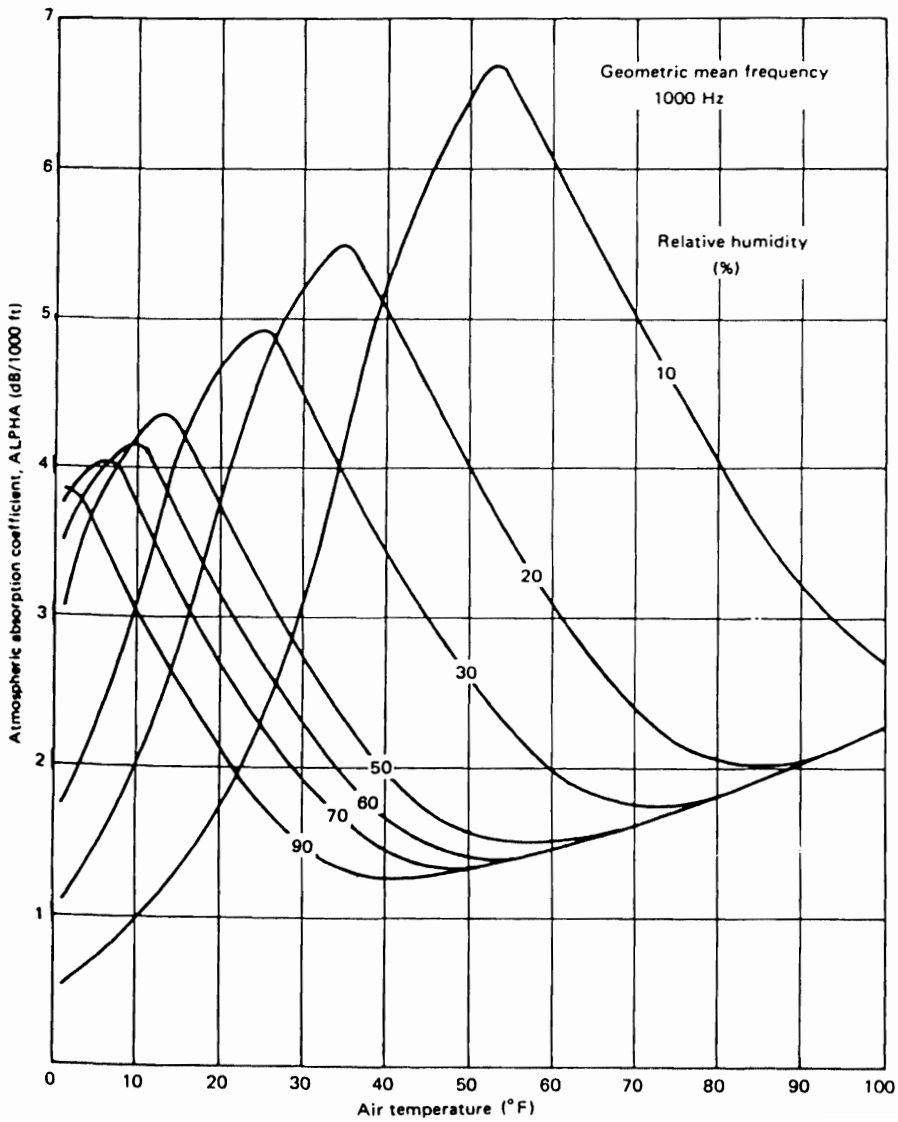
Moreover, not only do temperature and humidity vary with changes in altitude (both decline as one gets farther away from the earth's surface), but the various effects that result from the rotation of the earth and the associated daily heating-and-cooling cycle produce conditions that are far from repeatable and extremely difficult to predict, even on a short-term basis. The noise heard on the ground as an aircraft departs from or approaches an airport has to propagate between the source and the receiver through the most unstable part of the atmosphere, that is, the region closest to the ground, where it washes the uneven surface of the earth and creates a turbulent boundary layer. The unstable nature of the medium can create large perceptible noise differences on a daily, and even on an hourly, basis. Equally, a given aircraft type can produce different long-term average noise levels at different airports around the world simply as a result of the wide variations in average local climate.

Agreed absorption characteristics of the atmosphere, for the purposes of correcting aircraft noise data, have been prescribed from the process of melding together the theoretical considerations with both laboratory and aircraft flight test data. These have been published in various forms,[222–30] for example, as in Figure 6.25. This set[229] of "agreed" characteristics has been relied upon for many years but, at the same time, has been criticised for not being technically accurate, and improved relationships[225] have been developed. Equally, the standard or reference condition to which noise data are corrected has also been criticised, from both technical and policy standpoints. Clearly, the vagaries of the world climate have to be accepted in the process of measuring, analysing, correcting and then presenting aircraft noise data in a harmonised fashion but, in so doing, everything possible should be done to ensure that only random errors influence the final answer. A statistically relevant statement of an aircraft's noise, or annoyance, has to be as appropriate to the residents of Bombay as it is to those of Paris or Los Angeles; otherwise the point of any harmonised statement or certification process is brought into question.

Therefore, although it is bad enough that decisions over the placement of the microphone create anomalies in the data recording, it is wholly unacceptable that allowance for the significant effects in the atmosphere is treated in an equally cavalier fashion. Let us look more closely at the situation.

Historically, the possibility of large variations in measured, and hence "reported", noise levels was recognised in the early days of aircraft noise measurement. At that time it was creditable to achieve about 3–5-dB repeatability in measurements of the same aircraft,

Figure 6.25. Typical atmospheric noise absorption chart (from SAE ARP 866).



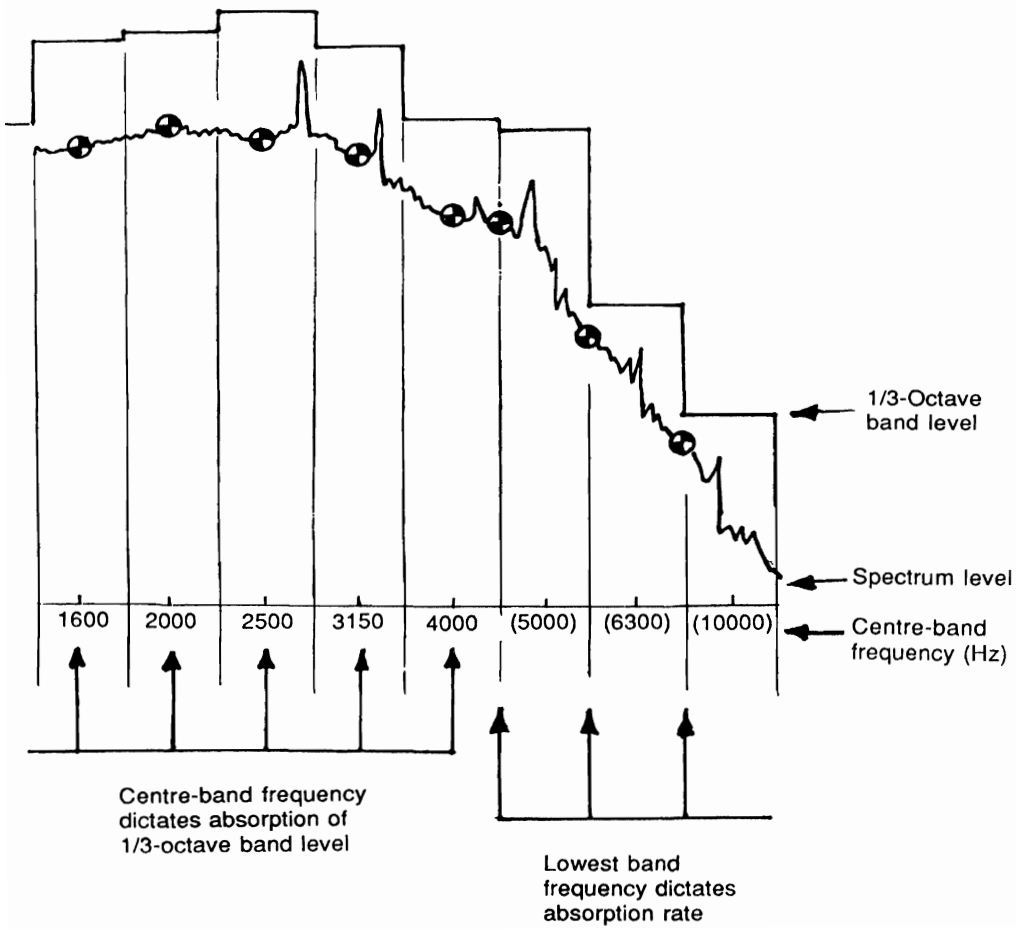
simply because of the inadequacy of the measuring systems and the lack of definition of harmonised test procedures. Correction for local atmospheric conditions was of secondary importance only, and it was not until noise-measurement systems and aircraft-position tracking techniques improved that the question of the atmospheric absorption of sound became a meaningful issue.

Once this point had been reached, an attempt was made to average out the many variables in the "real" (varying) atmosphere by allying the idealised laboratory data on single-frequency attenuation rates to the database of aircraft noise measurements acquired over a period of several years. This process made it possible to identify the main variables and incorporate the observed effects into a recognised set of standard atmospheric absorption tables.[229] These present the complex absorptive properties of the atmosphere on an average basis in convenient bandwidths ($\frac{1}{3}$-octave and whole octave). For this to be possible, however, the averaging process has to allow for the large variations in source spectra that characterise different aircraft types, the effects of changes in spectra with distance and, what is particularly important, the impact of conducting evaluations on a $\frac{1}{3}$-octave, rather than single-frequency basis. Widely different energy distributions exist even within a $\frac{1}{3}$-octave band, and these distributions change with increasing distance from the source as atmospheric absorption takes its toll on the higher frequencies. No single-number absorption value can exist that will reflect what happens in any higher $\frac{1}{3}$-octave band since the distribution of source energy varies from aircraft to aircraft, and then changes significantly according to distance from the source. Nevertheless, for "engineering" purposes some simplifying assumptions have to be made about the controlling band frequency (see Fig. 6.26). Generally, rapidly falling energy levels across the higher $\frac{1}{3}$-octaves are a feature of aircraft noise spectra and, here, the assumption is made that the lowest frequency of the band dictates absorption rates. Conversely, because source characteristics are generally "flatter" and atmospheric absorption effects are not so powerful in the low to mid frequencies, below 5000 Hz the centre frequency of the band is assumed to control. Unfortunately, these assumptions lead to a "kink" in the otherwise progressive change in absorption with frequency, which is of no importance when corrections are made to account for slight changes in day conditions at a given distance from the aircraft, but which can lead to large errors when measured data are extrapolated over large distances; for this reason, noise-contour computation takes a different approach to standardising attenuation rates.

Nevertheless, the assumptions outlined above are adequate for the purposes of data correction in a certification flight test, provided that the actual atmospheric conditions fall close to reference conditions and that the operation of the aircraft is closely controlled to provide minimum variation in flight tracks – in other words, provided that only small net corrections have to be made. It is when day conditions differ from those specified in the reference that problems arise. Then there is no hiding from the fact that the accepted reference atmosphere to which aircraft noise data are corrected is nonsense, and a good example of an early bad, albeit innocent, decision being perpetuated as an administrative convenience.

Those responsible for establishing the early noise certification criteria recognised that aircraft noise levels were reported differently in various parts of the world and, in particular, were higher when the

Figure 6.26. Selection of frequency to represent absorption characteristics of a $\frac{1}{3}$-octave band.

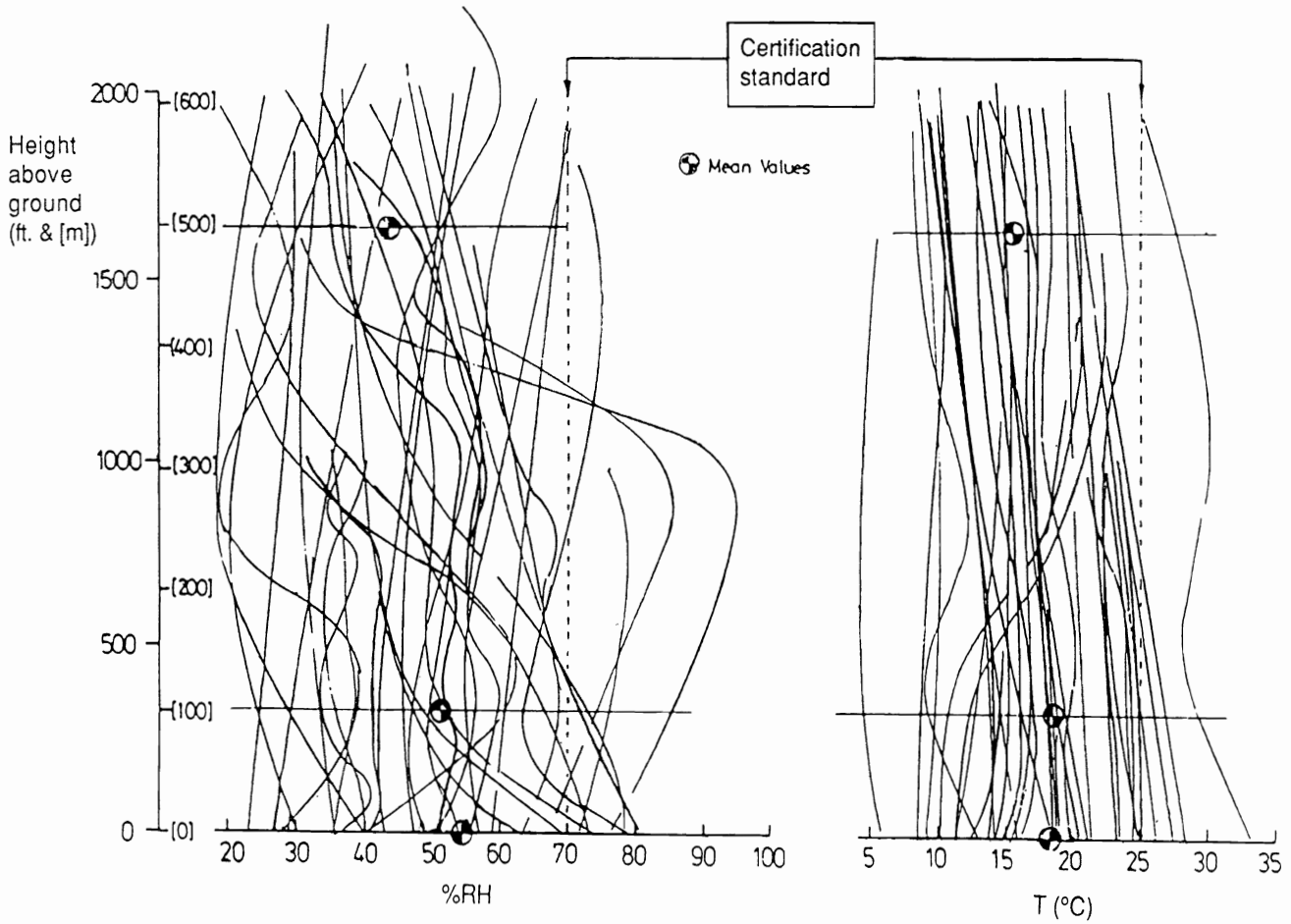


local climatic conditions were warm and humid. A DC8 operating out of Miami in July might well record a noise level over 5PNdB higher than the same aircraft operating out of Stockholm on a cold, dry February day. Any standårdised certification test has to recognise this difference and provide for the correction of locally measured noise levels (and aircraft performance) to a harmonised reference condition. But, what should the standard reference condition be? The well-meaning thoughts of those wrestling with the problem in the early unenlightened days departed from good practice and, as a result, have left a legacy of overcorrected test data. Those thoughts were based upon the fact that certification was being developed to "protect the public", and therefore the "declared" noise values from individual aircraft tests should appear as high as possible. This was done so that the public could not claim that they were suffering higher levels around the airport than the levels published in certification data.

This meant that "minimum absorption" had to exist in the correction process. As a result, both a high temperature (25 °C) and relative humidity level (70%) were established as the reference conditions. Worse still was the fact that the atmosphere was prescribed to be homogeneous, when in reality both relative humidity and temperature vary considerably, on average, decreasing with increasing altitude (see Fig. 6.27). Hence, the majority of the reduction in sound that takes place naturally when an aircraft operates at an airport was deliberately excluded from the published certificated values, and artificially high noise values have regularly reflected the definitive production standard of a given aircraft type. The problem was actually recognised in the early days, for a special reference condition with a higher attenuation rate (15 °C, 60% RH) was incorporated into Annex 16 for use by countries conducting tests in a cold climate (e.g., the Soviet Union). However, the "declared" levels had to be adjusted upwards by 1dB when published alongside results from the rest of the "warmer" countries.

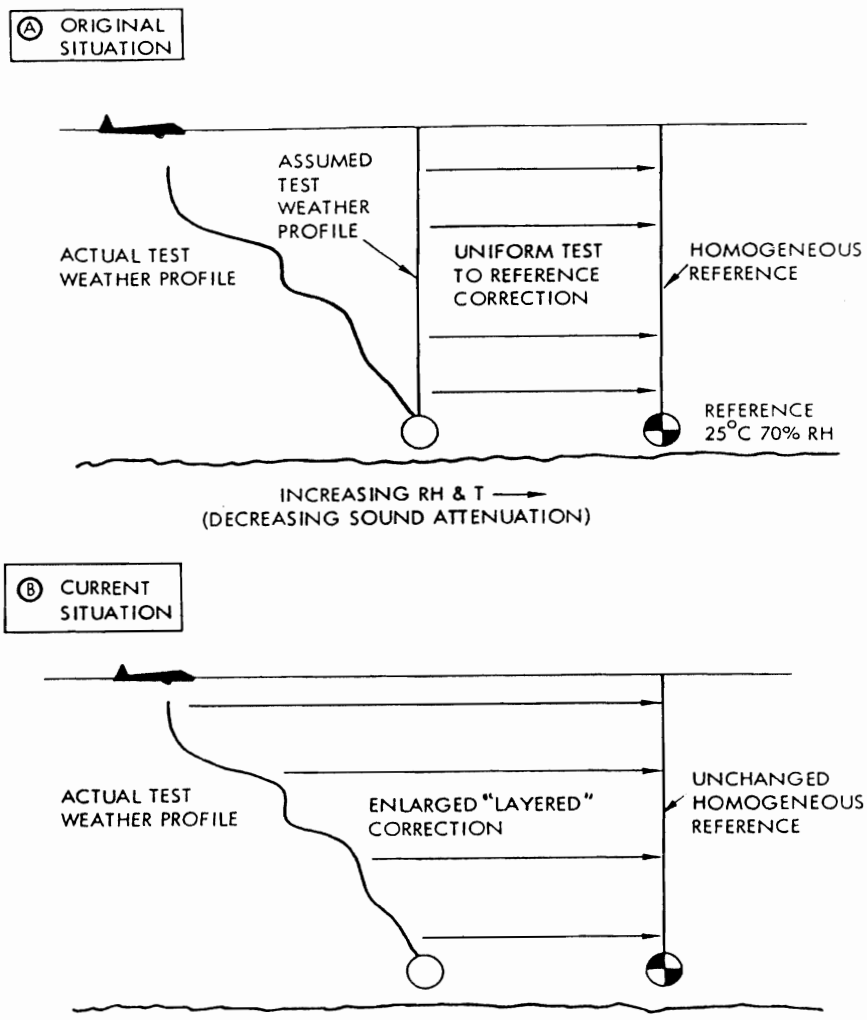
Even though the fundamental problem was registered early on, the correction process has been tampered with over the years in a way that has tended to make matters worse by further artificially increasing the published noise values. In demonstrating compliance with the original noise requirements, prevailing atmospheric conditions were measured by temperature sensors placed 10 m above the ground (Fig. 6.28(a)), and the conditions recorded at that position were assumed to exist along the entire sound-propagation path from the aircraft to the ground. In other words, homogeneity was assumed in both the test and

Figure 6.27. Typical atmospheric conditions reported during noise testing.



reference day cases and data correction was uniform over the entire noise propagation path. This allowed a simple "one-shot" application of the relevant correction. Subsequently, however, the correction process was supposedly made more "realistic" by a requirement to measure atmospheric conditions over the entire sound propagation path between the aircraft and the ground and to correct for all the varying differences in atmospheric absorption between the observed conditions and the artificial homogeneous reference atmosphere (Fig. 6.28(b)). Naturally, this move merely served to increase the "declared" noise value associated with a given aircraft type for, as Figure 6.27 has already illustrated, absorption rates increase as temperatures and rela-

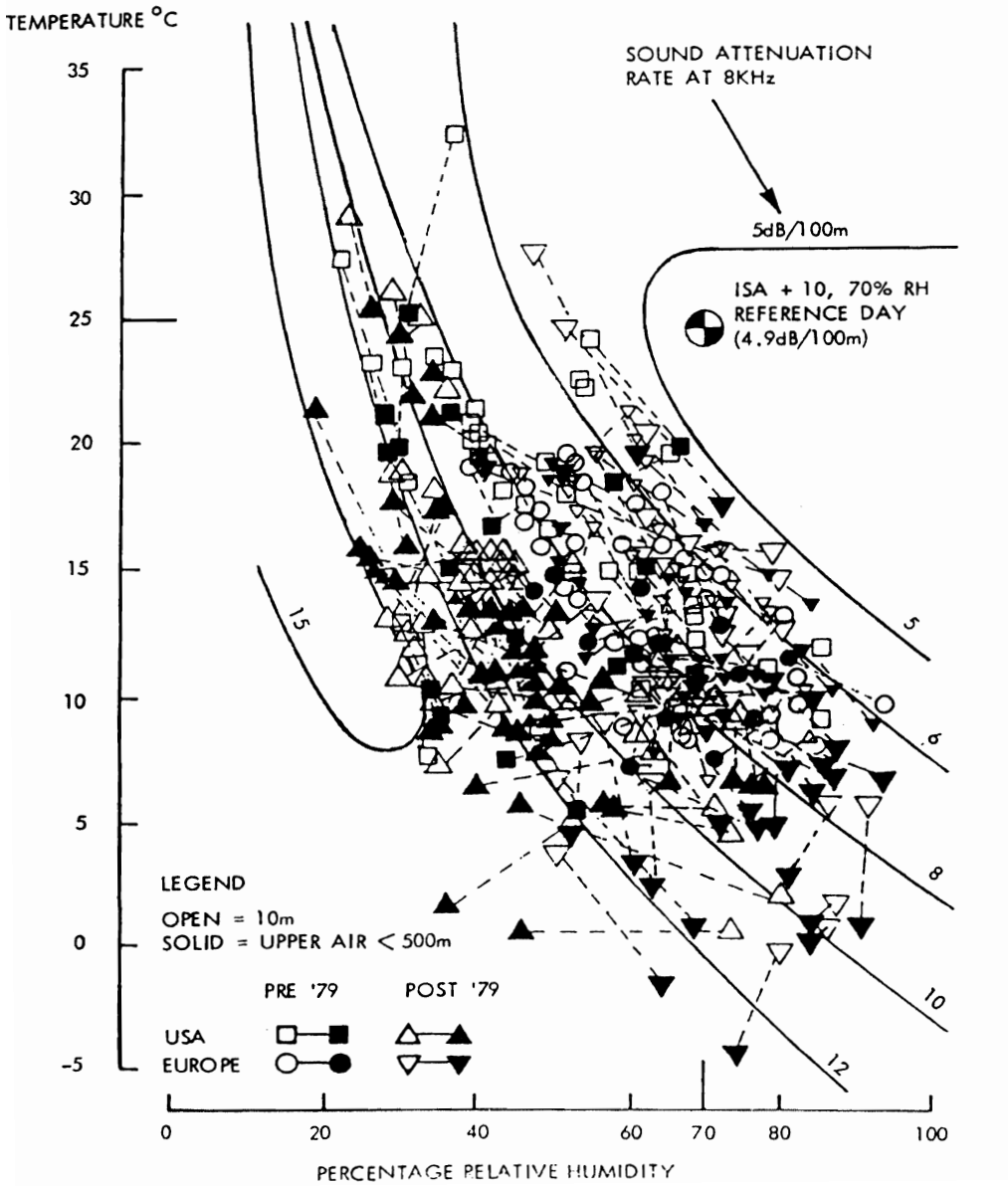
Figure 6.28. The impact of the atmospheric layering process on correction of noise test data.



tive humidities decrease with increasing altitude. At the test altitude, the prevailing conditions can often be 10–15 °C and 20–40% RH lower than the homogeneous reference dictates they should be!

Figure 6.29 summarises the shortcomings well. It presents contours of constant sound attenuation rate (due to atmospheric absorption alone), within a matrix of temperature and relative humidity, for a frequency of 8 kHz. The reference condition of 25 °C, 70% RH

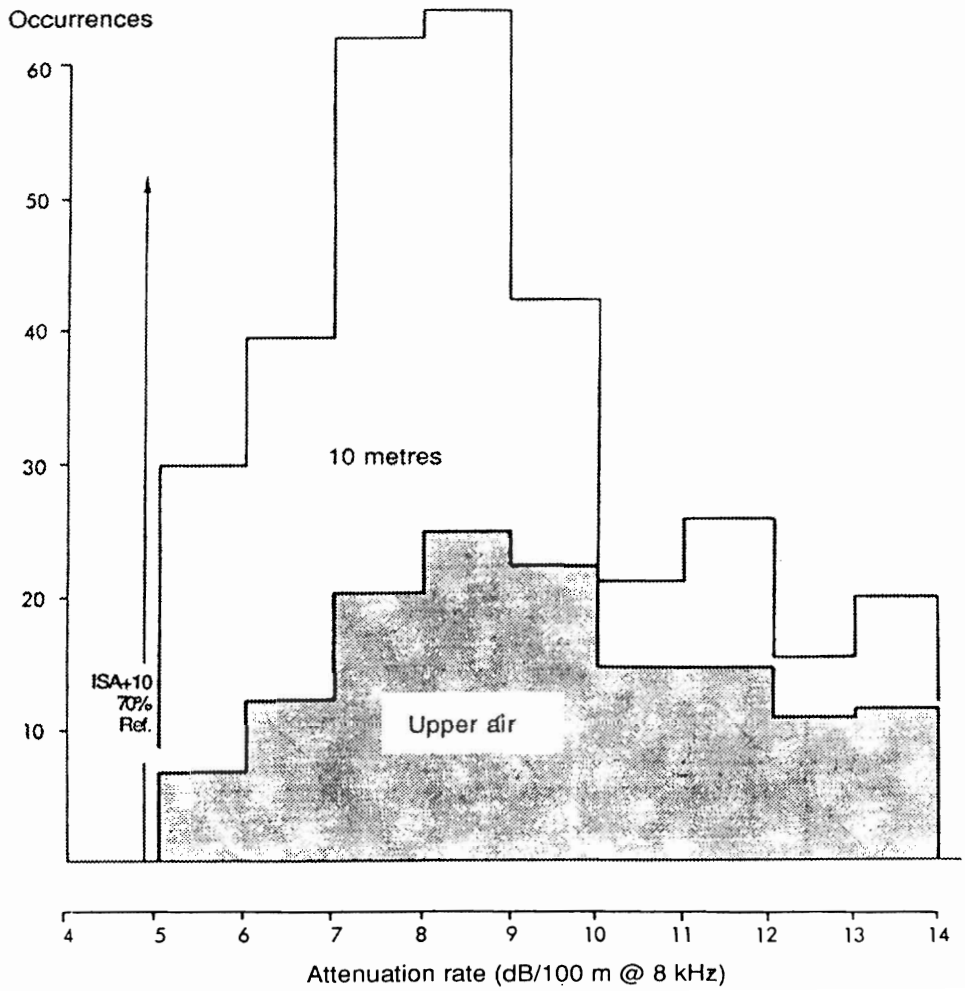
Figure 6.29. Measured test day conditions compared to Reference – the impact on attenuation rate at 8 kHz.



corresponds to an attenuation rate of only 4.8 dB per 100m, whereas actual atmospheric conditions measured during flight noise testing at a number of North American and European test airfields have rates two to three times higher. Actual atmospheric conditions never reflected the reference during the testing summarised, and in all cases the measured noise levels required upward adjustment, by a considerable amount; to conform with international standards: on average, some 3 dB per 100 m.

The true measure of disparity is better expressed in Figure 6.30, which offers a histogram of observed sound attenuation rates. This shows that noise produced during a take-off noise test conducted in

Figure 6.30. Histogram of 10-m and upper-air attenuation rates during aircraft noise testing: typical test day conditions reported from Europe and the United States.



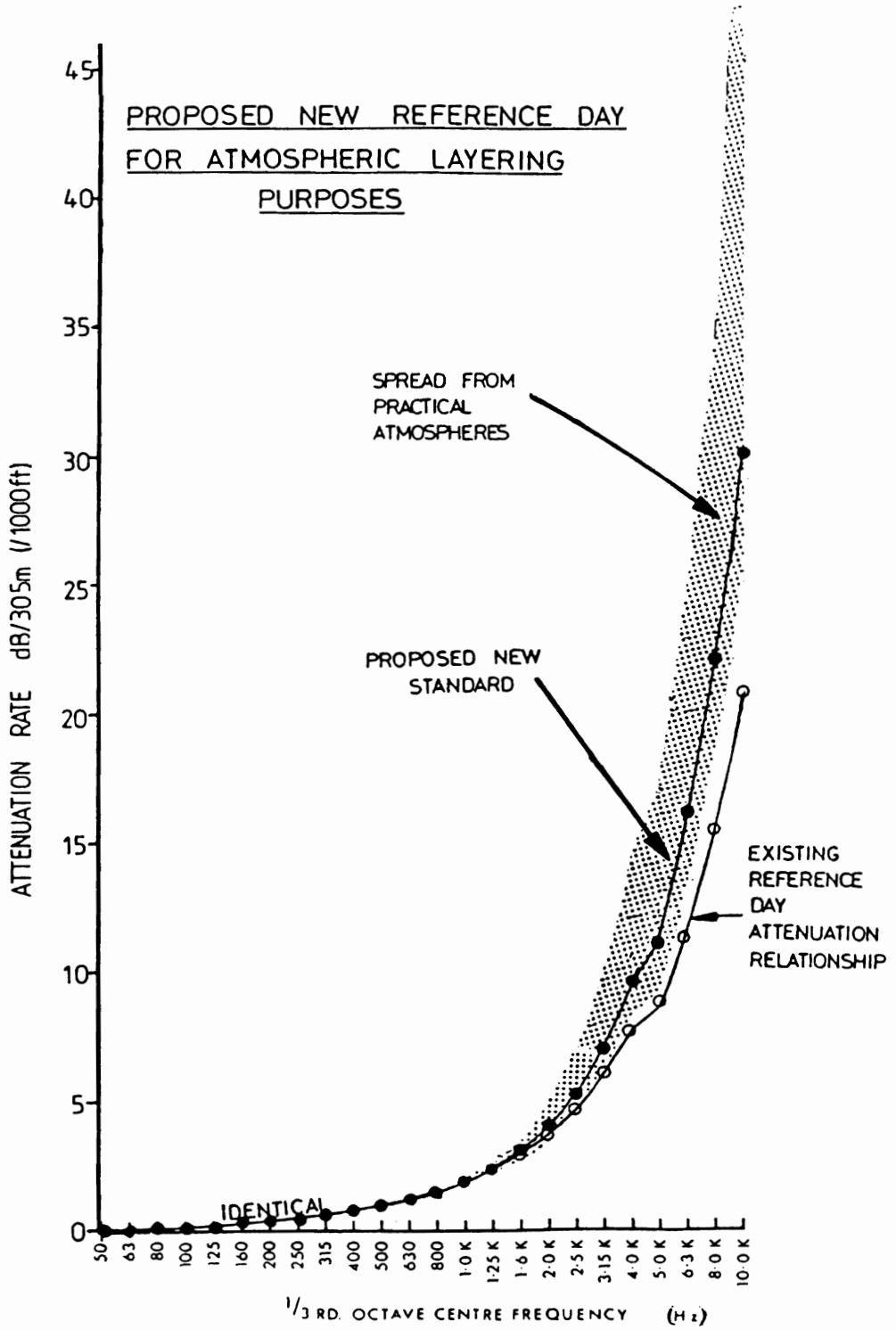
average conditions would experience an attenuation rate of about 8 dB per 100 m. This would mean that, for an altitude of, say, 600–700 m, the noise generated by a test aeroplane would suffer 8-kHz $\frac{1}{3}$-octave-band sound absorption of some 50 dB in propagation down to the microphone on the ground immediately beneath it. The reference condition would decree that a reduction of only 30 dB should take place, and the measured 8kHz band level should be adjusted upwards by some 20 dB. On cold, dry, test days the upward adjustments would be even greater.

Obviously, the correction of noise data from one condition to another places heavy reliance on the validity of the atmospheric absorption data, and the way in which it is applied to $\frac{1}{3}$-octave bands. Small errors are magnified many times over large distances and the accuracy of the atmospheric absorption tables and implied assumptions are of critical importance in determining the reliability and reality of noise levels reported from different test sites with different climatic conditions. Thus far, however, the only positive move to recognise the reality of average, rather than extreme, atmospheric conditions has come in the sphere of noise-contour predictions, for these have to relate to everyday monitored noise levels.

For many years individual nations had their own home-grown contour-prediction methodologies, but in the late 1970s it became increasingly obvious that this was only a recipe for one thing – confusion. Accordingly, there has been a coming together of minds on the subject, reflected in the harmonised noise-contour calculation process proposed by ICAO.[990] This method relies on a reference condition that is based not on an arbitrary temperature or relative humidity, but on the relationship between frequency and sound absorption as determined from the range of real atmospheric conditions at the world's airports. Figure 6.31 reproduces the relationship, as proposed but rejected by ICAO for certification purposes in 1983.

Clearly, it is one thing to think you know how wet or hot average conditions are, but quite another to appreciate the technical problems associated with decisions taken by amateur weather experts! It is to be hoped that, in the coming years, the wider use of the new reference absorption standard in noise-contour computations will persuade authorities around the world to adopt this standard for the purposes of certification and will lead them to examine the case for updating the standard atmospheric absorption tables in the light of modern studies of the physical relationships that dictate how sound decays in the atmosphere.

Figure 6.31. Reference day attenuation rates, as now used in contour computation.



6.5.3 The tone correction

The process of establishing a noise-annoyance rating scale has dragged for many years. As explained in Chapter 1, the basic noise level–frequency–annoyance relationship used in the calculation of PNdB had to be modified in the late 1950s following the realisation that college students had rather better hearing than the average citizen. Nevertheless, to this day, some exposure indices still use the original PNdB scale, the excuse being that the information that flows from government departments must be "consistent" from year to year! Hence, it can be appreciated that the development of the more complex effective perceived noise scale gave ample opportunity for "bureaucratic meddling". One such example is the approach to the topic of the tone correction.

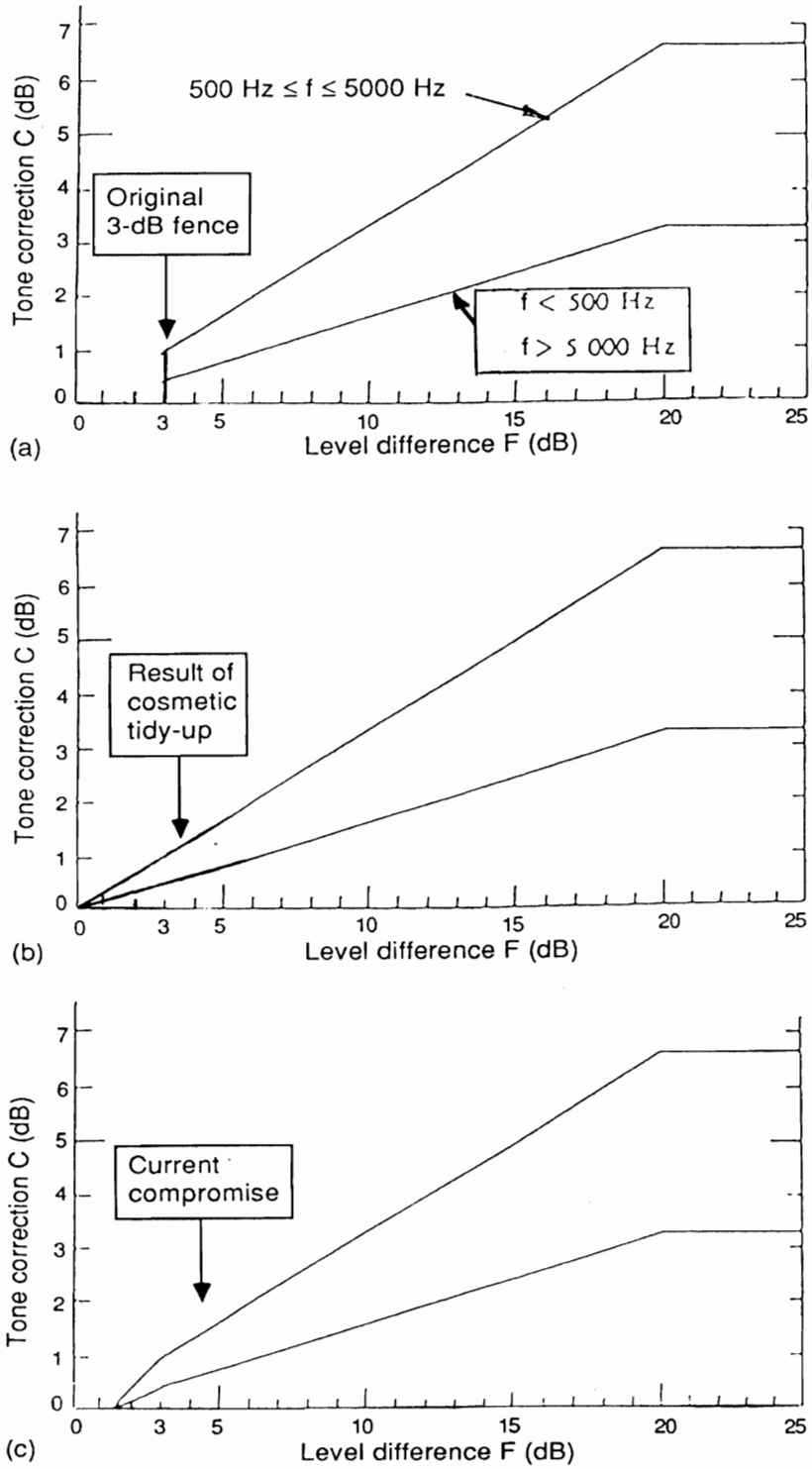
A "tone correction" was first introduced into the process of annoyance description as a result of the annoying whine from engines like the earliest turbofan, the two-stage PW-JT3D. The tones from this machine often protruded well in excess of 10 dB above the $\frac{1}{3}$-octave broadband level, justifiably labelling the later Boeing 707 and DC8 aircraft as two of the most annoying aircraft ever produced. Laboratory experiments,[135–8] aimed at representing the presence of excessively protrusive discrete tones, indicated that these were more annoying than indicated by the basic perceived noise (PNL) scale. Accordingly, an additional annoyance factor or tone "penalty" was developed and applied to the basic PNL level, as part of the original effective perceived noise scale.[133]

The experimental evidence on which the tone correction was based was (and still is) somewhat limited, but at large tone protrusions it generally presented a consistent story. However, where the tone protrusion was small, it was extremely difficult to see any discrimination against tone-free spectra. Therefore, to avoid any argument, the early published work made the sensible technical judgment that no tone corection should be applied if the protrusion was less than 3 dB with respect to the local $\frac{1}{3}$-octave background spectrum level. This "threshold" was to apply to the most annoying frequency bands and a larger, 6-dB, threshold to less sensitive bands.

Although the 6-dB figure was never used, the 3-dB threshold, or "fence" as it has become known, was accepted for the purposes of the early noise certification scheme, and was used for computing EPNL. The relationship used is shown in Figure 6.32(a).

This correction stood unchallenged for many years, that is, until the tidy-mindedness of one national delegation led to the suggestion that

Figure 6.32. Effect of technopoliticking on scientific issues – the tone correction.



ICAO should delete the 3-dB fence and extend the tone correction down to the origin. The idea was seized upon by several members of ICAO's Committee on Aircraft Noise as a presentationally attractive, technically sensible, generally tidy and therefore a wholly acceptable "minor technical adjustment". The change was duly incorporated into Annex 16, as per Figure 6.32(b). The problem was that the matter had not been thoroughly considered before adoption, and it gave rise to tremendous complications the moment it was first used.

For example, the ground-interference peaks and troughs induced in using a 1.2-m-high microphone were, on analysis, construed by the system to be a series of discrete tones. These then required the application of a tone "penalty". Clearly this was utter nonsense. Previously, where there had been any low-frequency ground-reflection peaks and troughs that exceeded the threshold fence of 3 dB, they were generally ignored and discounted in the accounting process as "pseudotones". However, the deletion of the 3-dB fence immediately extended the range of pseudotones from the lowest $\frac{1}{3}$-octaves through the total frequency range, causing confusion with real tones in the mid to high frequencies and a whole new game of tone identification and accounting was set in motion. For example, the only genuine protrusive tone in the spectrum of Figure 6.33 is at 3000 Hz; all the discontinuities below 3000 Hz are the result of ground-interference effects at the 1.2-m-high microphone and should be discounted.

Even the standardised absorption properties of the atmosphere could lead to anomalous tone corrections! The reason for this was the discontinuity in the atmospheric tables, already discussed. When any smooth source spectrum is extrapolated using the standard atmospheric absorption tables, it develops a 4–5-kHz "kink". As Figure 6.34 shows, a smooth jet noise source was debited with a "tone" correction of around $\frac{3}{4}$ dB when it was extrapolated to a distance of 250 m using the standard absorption tables! This $\frac{3}{4}$ dB is due to the kink but, because of the second-order nature of the spectrum, a whole series of small tone penalties can also be computed.

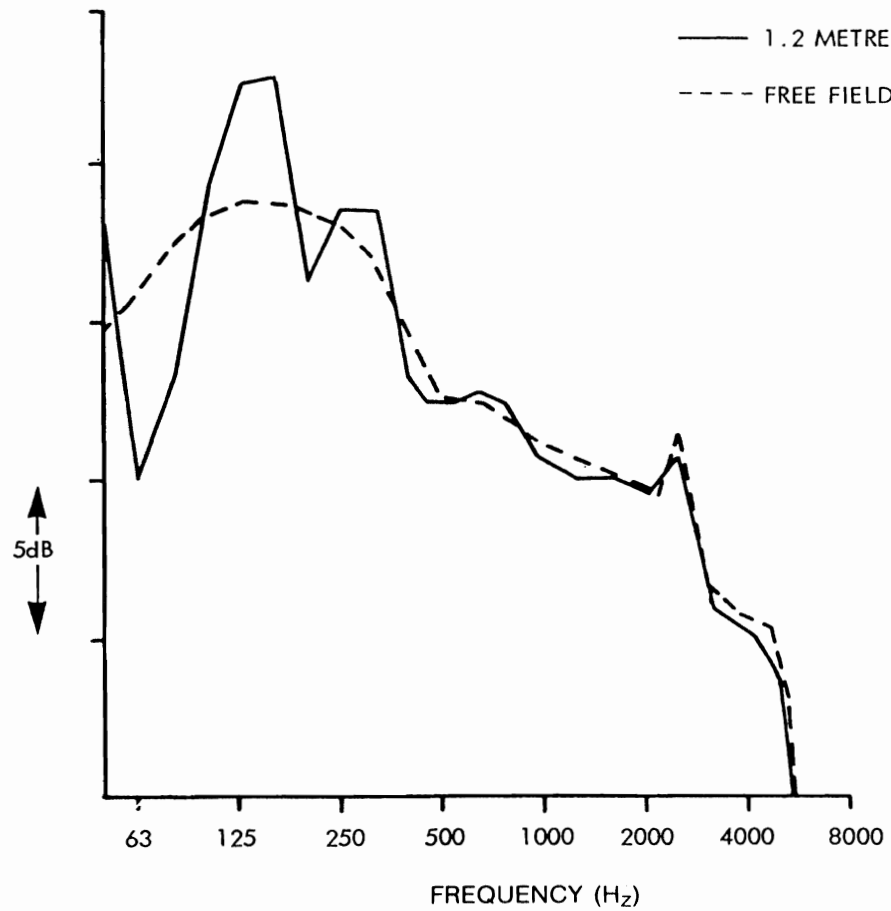
Faced with this sort of anomaly, the rulemakers of ICAO were eventually forced to relent – but, predictably, not completely. It would have represented tremendous loss of face for some to revert to the original and well-tried 3-dB fence. So, there had to be a compromise, even though there had been no new scientific evidence on the subject. That compromise is shown in Figure 6.32(c) – a sloping fence, starting at 1.5 dB and mating in with the main slope at 3dB! Literally a "halfway house" solution, it is scientifically insupportable, but a good political compromise (that still produces erroneous penalties)!

6.5.4 *The background noise problem – or, Consider the bumble-bee*

For many years, the presence of background noise, whether it be genuine local ambient noise, wind noise on the microphone or electronic noise in the measurement and analysis systems, has presented problems in correcting measured data that are corrupted. If noise measurements were taken close enough to the aircraft there would be no background noise problem. However, they are not and, depending on the source character of the aircraft, its altitude and the properties of the atmosphere pertaining on the day of the test, local ambient and the electronic system noise can mask some of the signal. Genuine ambient noise (wind and other sources) affects low frequencies, whereas noise from the electronic system affects high frequencies (see Figure 6.35).

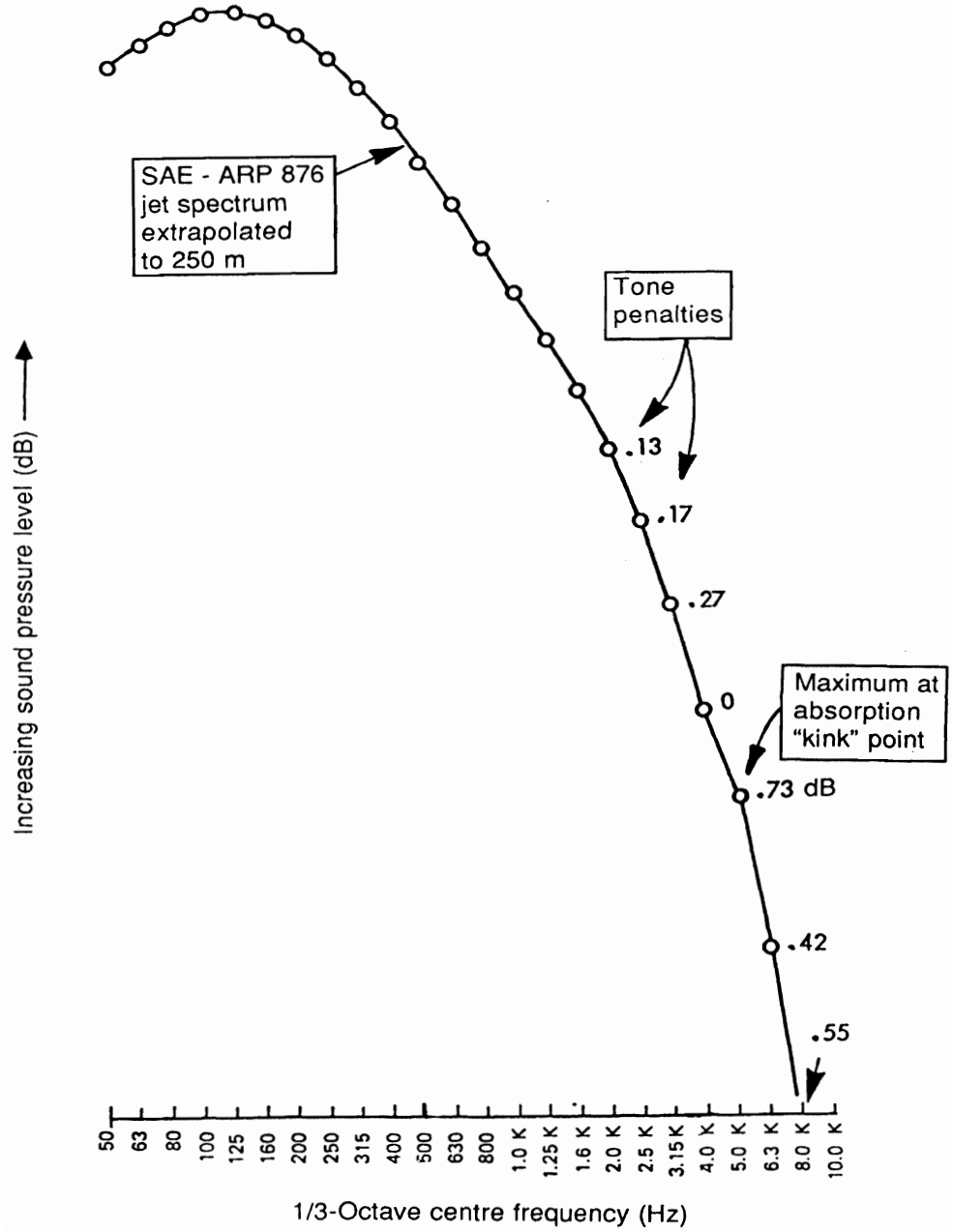
It is clear that some attention needs to he given to corrupted data, for the signal from a relatively quiet aircraft undergoing a noise cer-

Figure 6.33. Genuine and pseudotones in a high-bypass-powered aircraft spectrum.



tification take-off test can have up to ten $\frac{1}{3}$-octaves influenced by background noise, particularly near the "skirt" of the 10-dB-down time history. Over the years, several correction procedures have been proposed, all of which rely on an assumption about the nature of the aircraft noise signal before it was swamped by the ambient noise. As a

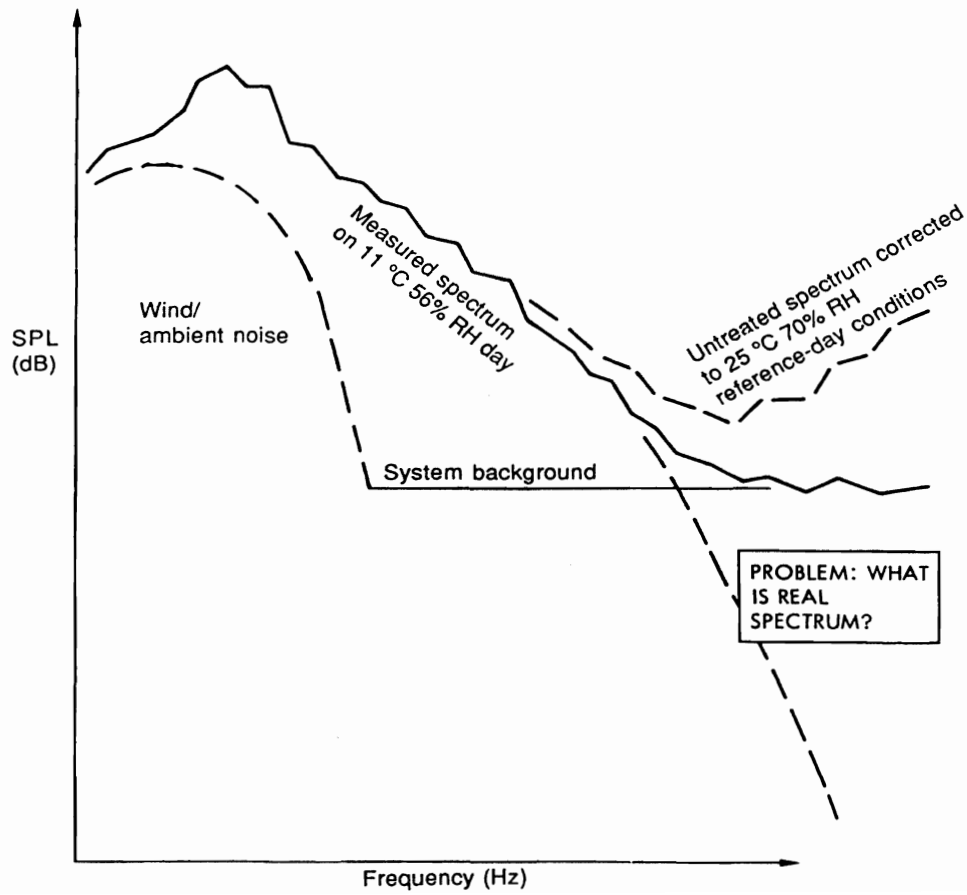
Figure 6.34. Example of broadband noise tone penalties.



result, the correction processes are riddled with bureaucratic guidelines. For example, Appendix 2, Section 3.5.6, of ICAO Annex 16 gives the prospective problem owner the following instructions:

> The ambient noise, including both acoustical background and electrical noise of the measurement system, shall be recorded at the measurement points with the system gain set at the levels used for the aeroplane noise measurements, at appropriate times during each test day. The recorded aeroplane noise data shall be accepted only if the ambient noise levels when analysed in the same way and quoted in PNL (see Section 4.1.3(a)) are at least 20 dB below the maximum PNL of the aeroplane.
>
> Aeroplane sound pressure levels within the 10 dB-down

Figure 6.35. The background noise problem – ambient and system noise interfering with the aircraft sound signal.



> points shall exceed the mean ambient noise levels determined above by at least 3 dB in each $\frac{1}{3}$-octave band or be adjusted using a method similar to that shown in Attachment G. Where more than seven consecutive $\frac{1}{3}$-octaves are within 3 dB of the ambient noise levels a time frequency interpolation of the noise data shall be performed using a procedure such as described in 2.2 of Attachment G or by other such equivalent procedure approved by the certificating authority.

Attachment G then explains how to make an "official guess" as to what the aircraft noise level might have been if the background had not been quite so high. This is a time-consuming and highly dubious process that makes a mockery of determining whether an aircraft is too noisy or not. The system has simply grown to fill the available administrative time.

On the other hand, it is the author's belief that agreement on an international standard background level could put the problem to bed once and for all. The concept of a standard background level is not new, but it is untried. It would probably be equally useful in the context of noise exposure contours as it would to the certification process. Low-level contours spread wide across the community, where local ambient levels may already be the dominant source. Moreover, most exposure methods contain a sizable element to account for the frequency of aircraft movements into and out of the airport; often, this can amount to ten times the logarithm of the number of movements being added to the actual noise level. Therefore, in principle, an aircraft producing less than the genuine background noise could, if it operated in sufficient numbers, contribute significantly to overall exposure – even though it were never heard!

By analogy, consider the carefree bumble-bee. Flying lazily through the garden, it is audible above the local ambient, probably producing a trivial 60 EPNdB or so in a 10–15-sec flypast. A modern twin-jet aircraft overflying the same garden will be some 20 EPNdB noisier. Hence, in the passage of an hour, the innocent meanderings of a few bumble-bees could, in noise exposure terms, be equal to the take-off of a modern twin-jet. Indeed, with their "tone" correction and, if they hovered for any considerable period and extended their "duration", they might even have a bigger noise impact!

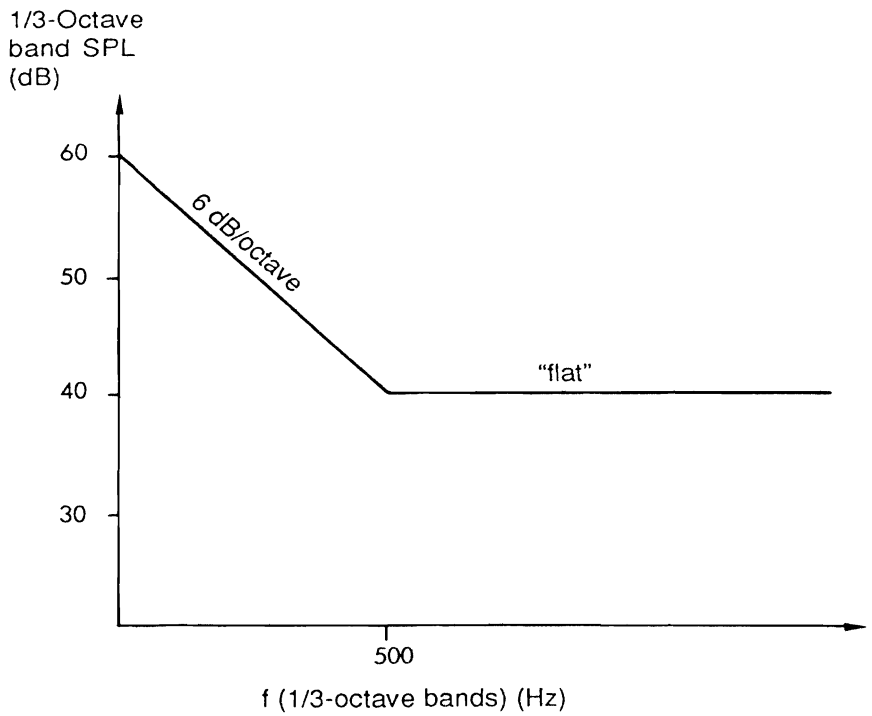
Obviously, this is an unreal situation but, surely, the sensible solution would be to disregard any noise generated by an aircraft that fell below a modest ambient background level. We should recognise that

we live surrounded by natural and man-made sounds and that an aircraft close to the everyday ambient is, in fact, virtually zero in environmental consequence. It should not be too difficult to agree on an inconsequential background level and describe its characteristics as a function of frequency. By reference to Figure 6.36, this would probably take the form of a spectrum shape that fell with increasing frequency (to reflect natural background noise caused by atmospheric turbulence and wind), until it met a horizontal "floor" (which would just exceed the electronic background noise present in good-quality recording and analysis systems). That shown in Figure 6.36, in fact, equates with a noise level of around 65 PNdB, which is significantly below the value considered relevant in contour mapping and more than 20 dB below the lowest noise certification criterion.

6.5.5 *Summary*

If the foregoing key items were addressed in a positive manner, many of the current technical difficulties arising from technopolitical decisions could be swept aside. Measurements could be made free from ground-reflection contamination, large atmospheric absorption corrections avoided and inconsequential tones and background noises

Figure 6.36. Suggested standard background noise level.



ignored. The whole aircraft noise measurement, analysis and public presentation process would be far cleaner, more direct and representative of the environment of the "customers", the airport neighbours. Currently, they are led to believe that published levels provide a fair basis for comparison, which they do not.

7

Aircraft noise prediction

Aircraft noise prediction involves two types of activities: predicting the noise of an individual aircraft and assessing the cumulative effect of the complex pattern of operations in and out of a specific airport. The latter depends on the former for a wide range of aircraft types.

7.1 Aircraft noise

Without available direct measurements, the only method of assessing the impact of a completely new aircraft or power-plant design is to utilise a reliable prediction procedure. Such a procedure may be able to make use of a limited amount of directly relevant data, for example, engine test data where a development programme is under way, or it may have to rely entirely upon empirical component prediction procedures. The latter situation arises at the advanced project stage of any new aircraft design – a current example could be an aircraft with propfans or a second-generation supersonic transport with a novel variable-cycle propulsion system concept.

To be successful, aircraft noise prediction must be based on a reliable definition of aircraft performance and a confident prediction of the noise characteristics of the power-plant (as a function of power setting, altitude and flight speed). Where there are substantial and related measured data to support a new concept, their projection to the new aircraft situation can follow fairly well-defined routes. For example, if the new aircraft incorporates power-plants that are not much different from versions already in service, flight test data can be transposed fairly simply to a new situation. Where the measured information is obtained from static engine tests during the development programme, methods are being established for transposing these data to the flight situation.[2,6] The least predictable mode of operation embraces the totally new aeroplane concept. Under these circum-

stances it is necessary to rely upon accumulated past experience in the form of component-based predictive procedures.

The objective of this chapter is not to provide a total detailed prediction procedure, for no such preferred methodology exists. The purpose here is to explain the necessary elements and then to direct the reader towards the most reliable current information, via references and the summary of prediction methods presented in Table 7.1. Note that light aircraft are not included in the present discussion.

Figure 7.1 outlines the minimum elements necessary to provide a credible estimate of the noise of a given airframe–power-plant combination. The main features may be expanded as follows.

7.1.1 Power-plant design details and performance characteristics

At the very minimum, there should be either a design scheme for the power-plant in question and a knowledge of how the individual noise-producing component areas perform, or a credible extrapolation or interpolation of both noise and performance data from a similar power-plant. If the latter exists, then the detailed component procedures described next become unnecessary.

7.1.2 Component noise prediction procedures

A suite of component noise prediction procedures is required that allows all the significant noise sources to be related to leading engine performance parameters before being integrated to reflect the noise of the total system, including any reductions resulting from specific noise-control actions. The necessary depth of detail and breadth of coverage of the component procedures are related directly to the type of propulsion system, the design of aircraft in question and the aims of the prediction exercise. For example, prediction of certification-type noise levels will demand a knowledge of all the sources that lie within 10 dB of the peak level, whereas a prediction of notional levels at large distances will be controlled by the low-frequency sources, and it might be possible to ignore others.

In any prediction, it is normally the propulsion system noise that controls the situation, and this must be the principal concern. Fundamentally, there are three types of propulsion system to consider, the jet (or turbofan), the propeller and the lifting rotor of the helicopter. Let us consider firstly the jet, as the prime offender over the years, and then address the others later. Typical "jet" noise sources, as they affect the overall flyover noise–time history, are given in Figure 7.2.

With zero- or modest-bypass-ratio engines, it is necessary to have procedures covering:

Table 7.1. *Summary of noise prediction methods*

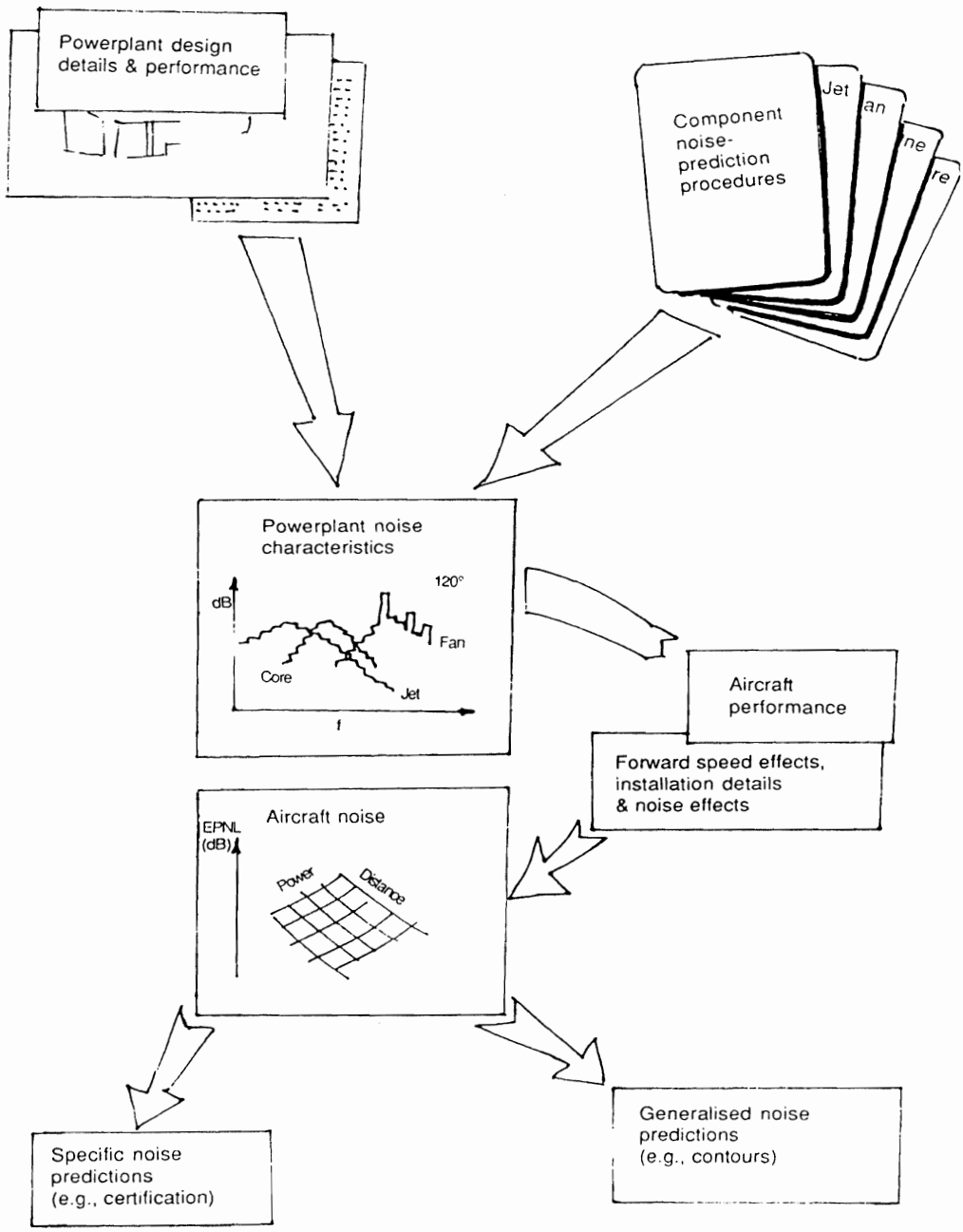
Noise source	Primary methods	Supplemental info
Engine-order tones (buzzsaw)	ESDU[945] NASA TMX-71763[962]*	
Subsonic fan	NASA TMX-71763*	Benzakein & Morgan[961]
Compressor	NASA TMX-71763*	Smith & House[964]
Turbine	NASA TMX-73566[968]*	Matta et al.[969] Mathews et al.[967] Smith & Bushell[491]*
Combustion	SAE ARP 876C[947] Appendix D	NASA TMX-71627 Ho & Doyle Emmerling et al.*
Jet (single-flow, round nozzle)	SAE ARP 876C* Appendix A	ESDU NASA TMX-71618[949]* NASA TMX-81470*
Shock-associated	SAE ARP 876C* Appendix B	NASA TMX-79-155
Jet (coaxial flows)		SAE AIR 1905[956] NASA TMX-71618 NASA TP-1301* (inverted) NASA CR-3176*
Jet suppressors		ICAO-CAN-WGE[804]
Flight effects		Bryce[954] Cocking[951] NASA TMX-79155[952]
Airframe	Fink, FAA Report RD-27-29	NASA TND 7821 NASA CR-2714
Blown flaps	NASA TMX-71768[983]	
Absorptive liners	Kershaw & House[966]	
Propellers	SAE AIR 1407[970] NASA TMX-83199[986]	
Helicopters	NASA TMX-80200[973]	
Whole aircraft (SSTs only)	NASA TM-83199[986] ICAO[20]*	
Contours	FAA-INM[994]	ICAO[990] SAE[991] ECAC[992]
Acoustic fatigue	ESDU[960]	

Note: NASA TM-83199[986] [Aircraft Noise Prediction Program (ANOPP)] covers all engine components, using references marked with an asterisk.

(a) *Jet mixing noise:* Here, spectral levels are normally required as a function of the jet (relative) velocity, its massflow and temperature.

(b) *Shock-associated noise:* This will normally provide a spectral description as a function of jet pressure ratio, for a circular

Figure 7.1. The essential elements of aircraft noise prediction.



convergent nozzle. Most real engine designs would attempt to minimise the effect of shock and jet noise either by controlling shock structure via a convergent-divergent nozzle or affecting both the shock and the mixing processes with an exhaust suppressor. Hence due allowances would need to be made.

The above sources dominate the noise at full engine power, but for lower power conditions on this type of engine it is necessary also to cover

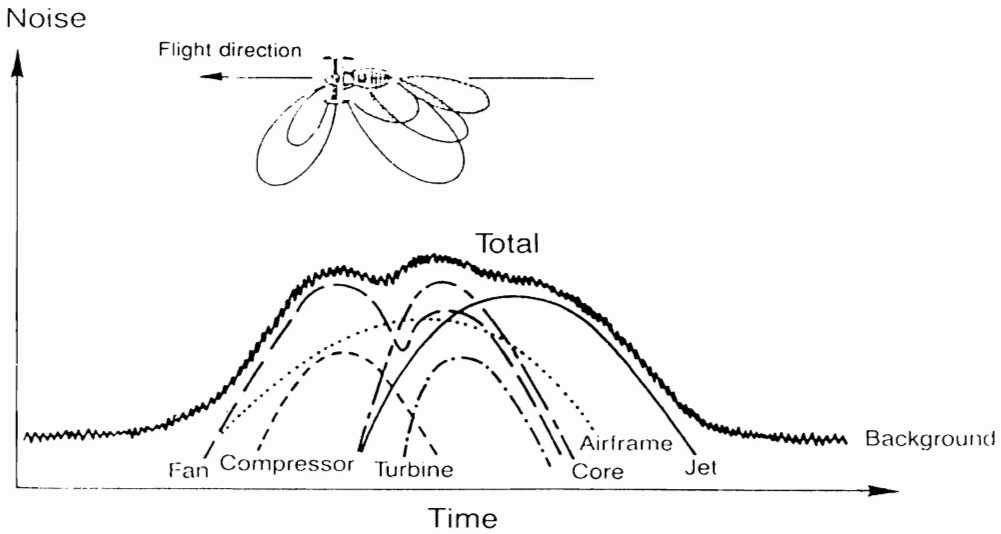
(c) *Compressor noise:* Here both the tonal and broadband components are normally correlated in terms of rotor tipspeed, with corrections for massflow and rotor–stator row separation. This will allow a prediction of the noise from the engine inlet and, in the case of a bypass engine, should allow consideration of compressor noise propagated down the bypass duct.

Even so, it will also be necessary to complete the prediction of nozzle-radiated sources with a method for

(d) *Turbine noise:* The tonal and broadband content is most likely to be related to the tipspeed of the rotating blades, with corrections for massflow and the spacing between the fixed and rotating stages.

In the case of the turbofan, the source balance is somewhat different from the "jet". Fan noise often dominates in all conditions, although jet noise is still important at high powers and the combustion system may also be relevant. Hence, as well as methods covering compressor and turbine sources, the turbofan also requires

Figure 7.2. The sources of relevance in a flyover-noise–time history.



(e) *Low-velocity/coaxial jet mixing noise:* This will usually be based upon primary jet velocity but will have corrections for primary and secondary velocity and massflow ratios.

Also required is a method for

(f) *Combustion noise*

and, most important, a comprehensive prediction procedure for

(g) *Fan noise:* This must define both tonal and broadband content as radiated forwards through the intake and rearwards through the bypass duct. The method will also have to consider "buzz" tones when the bladespeed is supersonic and also cover the general question of any interaction with the core compressor.

With respect to the total power-plant installation, all internal source levels will need to be adjusted to take account of control measures such as the use of acoustically absorbent material in the intake and the bypass duct. Hence, it is important to have also a method of computing

(h) *Duct attenuation:* This affects fan, core compressor, turbine and combustor noise.

For all the above component sources, it is necessary to make appropriate corrections for changes in flight speed between the take-off and the approach conditions, and to allow for any amplification and/or shielding effects that the aircraft structure may have on the individual sources, or for new sources that might be created (e.g., jet–flap interactions). There are no readily available methods for computing these effects but, generally speaking, engines mounted under the wing will experience amplification effects whereas those mounted to the rear of the fuselage will have the benefit of shielding effects both beneath and to the side of the aircraft flight track. All these effects are normally no greater than 3 dB.

7.1.3 Aircraft noise characteristics

The above factors make it possible to predict the component spectral levels in the far-field at any given angle to the flight path. Unless it is a requirement to maintain spectral information in fine detail throughout the noise–time history of an aircraft flyover, it is normal to integrate total flyover noise energy to produce a single-number expression of the noise of a single event at a given power setting (e.g., EPNL, peak PNL, peak dBA or SEL). However, before this process can take place, it is necessary to include another relevant source:

(i) *Aircraft self-noise, or airframe noise:* This source of noise varies not only with flight speed and mass of the aeroplane, but also with the configuration. As discussed in Chapter 3, the most important features are usually the flaps and landing gear, which have their biggest effect during the landing approach. The procedure used to predict airframe noise should provide spectral information if this source is to be integrated into the total flyover level in the same way as the engine components. Otherwise, an approximate method of adding airframe noise in terms of the chosen descriptive noise unit is necessary. Either way, on most modern aircraft, airframe noise can add up to 3 EPNL to the turbofan noise on the landing approach, but less than 1 EPNL at other conditions. It will be less significant at all conditions if the power-plant is of low bypass ratio (say, no more than 1 EPNdB).

Having compiled a suite of noise prediction procedures for the power-plant (including the airframe and installation effects), these should now be allied to the aircraft performance so that a "carpet" of noise against engine power and distance can be constructed for the relevant flight speeds. For example, take-off flight speeds are usually in the region of 0.25–0.3 Mn and the approach is about 0.2 Mn. This carpet of noise, power and distance will only apply to the one-engine "over-flight" condition, and it will then be necessary to make further adjustments for other factors. For example, it is necessary to take into account the effects of having more than one engine on the aircraft, and the position of the engines. It may be that some special installation effect can be computed from previous data; or there may be some shielding of the noise by virtue of the installation. Examples of these are the interaction between the jet from a wing-mounted engine and the wing flaps, and the centre engine installation of the trijet. In the latter case, noise from the inlet is not heard beneath the aeroplane, but it becomes progressively audible as the observer moves to the side of the flight track.

So-called lateral attenuation, which often includes the absorption of sound propagating for large distances over the ground and the effects of the measurement position (ground reflection) also have to be taken into account. When these are accounted for, the complex noise signals received from the aeroplane can be integrated and expressed on an appropriate scale (EPNL, SEL etc.). When this is repeated for a range of aircraft flight conditions and engine power settings, the comprehensive noise database for a particular aircraft may then be used to

provide an indication of likely certification levels. Equally, it may form the basis of the input into a contour prediction program for the purposes of evaluating noise impact at a particular airport.

7.1.4 Propeller power-plants

The procedures for predicting the noise from propeller-powered aircraft are identical to those for the jet, except that the components are different. On some propeller power-plants the compressor and turbine methods outlined in (c) and (d) above may be useful, but it is the propeller itself that normally dominates the situation – certainly at full power, and often at the lowest powers for the landing approach. Hence there is a fundamental need for comprehensive prediction procedure

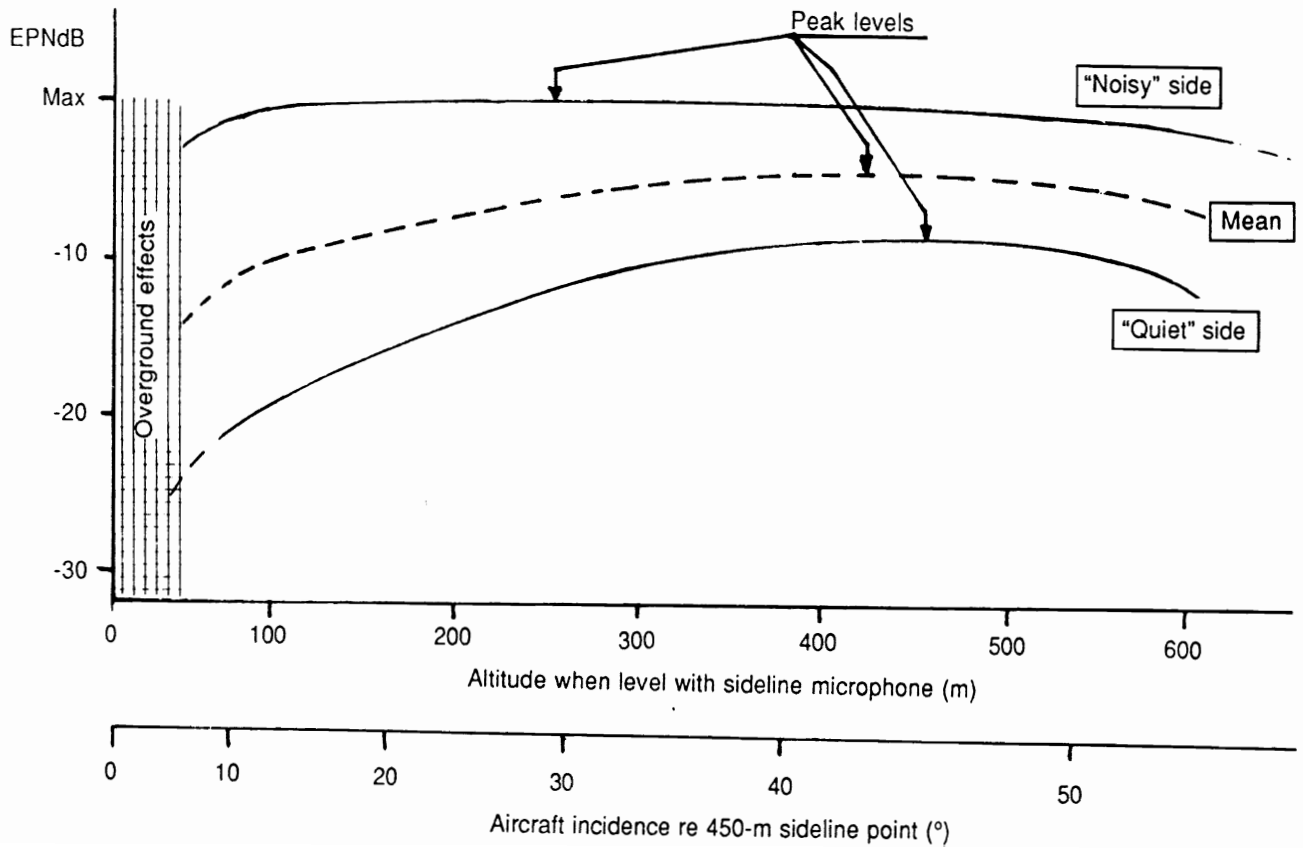
(j) *Propeller noise:* This should take into account the tonal and broadband components, as well as any interactive effects brought about by two-row configurations, such as those being proposed for high-speed application. In addition, the method needs to take into account the effects of asymmetry in the flow (to cover the effect of aircraft attitude) and, where appropriate, the effect of changing propeller pitch. Equally, the propeller-wake interaction with the wing of the aircraft (in a conventional "tractor" installation), or the interactive effect of a wing wake or pylon mount wake entering the propeller flow to disturb the otherwise uniform inflow (in a "pusher" installation), need to be taken into account.

Unfortunately, there is only a limited amount of published information on propeller noise prediction, and generalised references have to be relied upon. Note that the noise from the exhaust (jet) of a propeller power-plant is usually of no consequence.

A noise–power–distance map of information can be constructed for a propeller-powered aircraft in the flyover mode in exactly the same way as the jet, after due consideration of any installation effects. It is the prediction of the noise to the side of the flight track that becomes somewhat more difficult, for, although ground-reflection effects are identical for all aircraft, the lateral effects with an unducted rotor are not. The noise signals propagating to either side of the aircraft are quite different.

Figure 7.3 illustrates the magnitude of the difference, often a minimum of 5 EPNdB at the peak in the noise–time history and as much as 10 EPNdB at other times. There are believed to be at least two reasons for this effect.

Figure 7.3. Observed asymmetric effects in the noise radiated to each side of a propeller-powered aircraft.

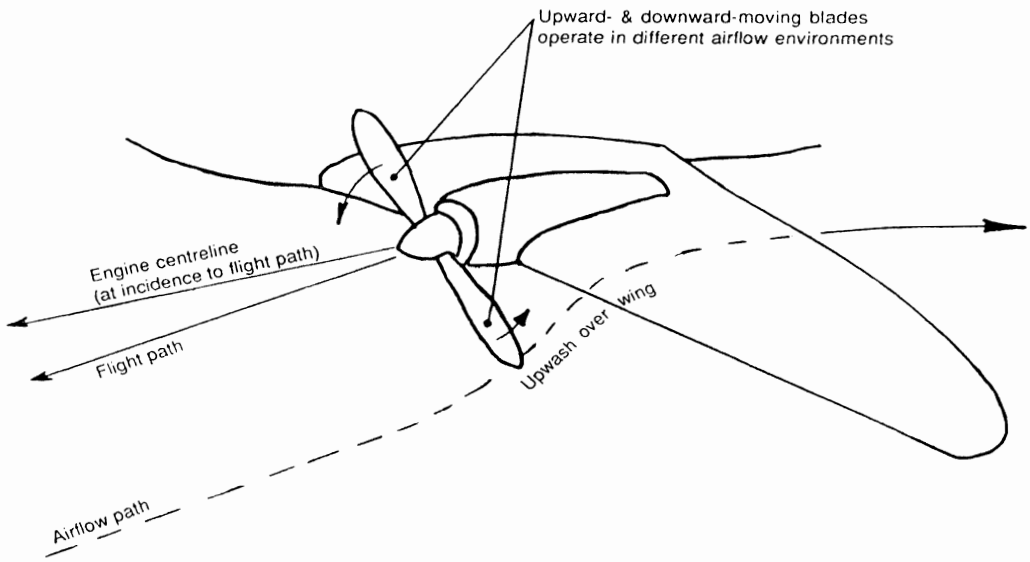


Firstly, there is a source effect for, during take-off and landing, the airflow into the propeller is seldom in the direction of the axis of the rotor. Aircraft incidence to the flight path and upwash effects over the wing can set the propeller rotor axis at considerable incidence to the free-stream flow direction (Fig. 7.4). As a consequence, when the propeller is moving upwards, it is at a different incidence to the free-stream flow than when it is moving downwards, and also has a marginally lower tipspeed. Although the side-to-side variations in aerodynamic loading are not so great, it is a situation analogous to the moving helicopter (see Chapter 3), where the source noise and radiation characteristics are quite different on the two sides of the rotor. Hence, depending on whether the propeller rotates clockwise or counterclockwise, the noise to one side of the aircraft will be higher or lower than to the other.

Secondly, and either amplifying or negating the above effect, when the engines are mounted conventionally on the aircraft wing, there is a marked side-to-side effect resulting from fuselage shielding or reflection effects. Again, the direction of the effect is a function of the direction of propeller rotation. Figure 7.5 explains the situation.

Noise generated in the high-velocity region at the tip of each propeller blade, and propagating strongly in the direction of rotation, is normally free to radiate tangentially from the rotor disc. However, in the installation shown, with each propeller rotating in a counterclockwise direction (when viewed from the front of the aircraft), noise

Figure 7.4. Asymmetric noise generation effects due to wing airflow upwash into a propeller.

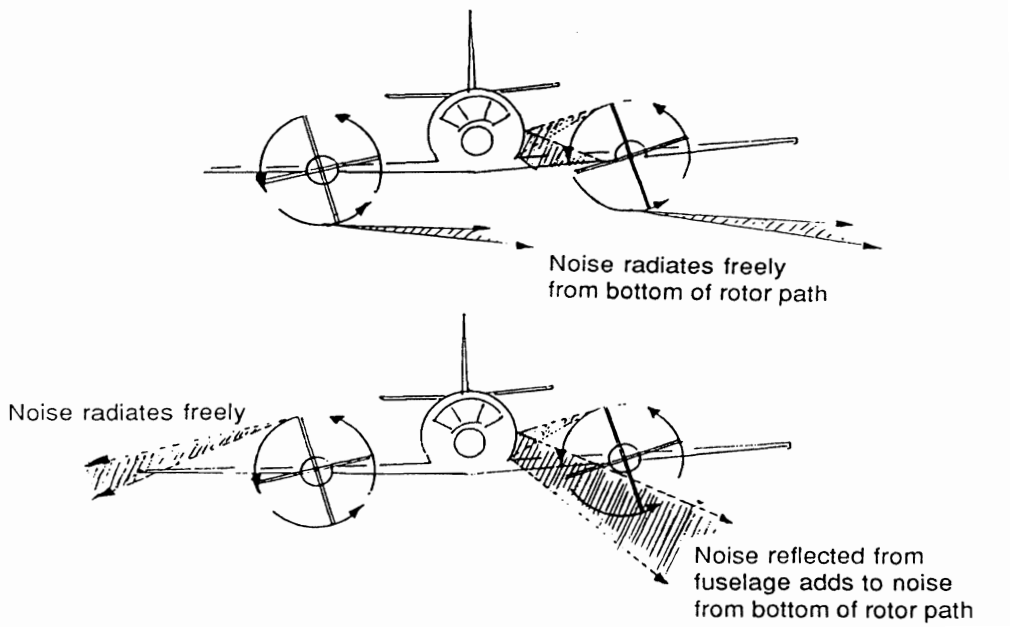


generated when the blade is moving through the top of its trajectory is free to radiate from the starboard propeller in a starboard direction, but that from the port propeller suffers physical interruption from the fuselage. Consequently, the noise level received on the port side of the aircraft will be higher than that received on the starboard side, both by virtue of the shielding of the port propeller by the fuselage and possible reflective amplification of the noise signals from the bottom of the propellers, which radiate in the port direction without interruption.

As already observed, differences in noise level as measured on either side of propeller-powered installations can be considerable. However, the differences can be eliminated if the power-plants are "handed", with for example a counterclockwise rotational direction on the port side being balanced by a clockwise rotation direction on the starboard side. In this way, both the generation and propagation effects are identical on both sides of the aeroplane, one side of the installation being a mirror image of the other. Such power-plant handing is not usual, for it demands duplication of many parts, but it can be considered a way of eliminating any extremely high noise levels to one side of an aircraft.

Another large difference between propeller and engine noise prediction lies in the ability to use data acquired statically. The aerodynamic performance of a propeller run statically, and hence the noise charac-

Figure 7.5. Shielding and reflection of propeller noise to the side of the aircraft.



teristics, are wholly unrepresentative of those under forward speed conditions.[610–14] Whereas some noise components on the jet engine may be transposed directly to the flight régime and others may be transposed with due allowance for generative effects and both Doppler frequency and amplification effects, this is not the situation with the propeller. Only the noise of the power source (engine) can be considered broadly to be the same in flight as on the ground.

It should also be noted that ground-reflection interference has a far greater impact on the low-frequency tones generated by a propeller than on the equivalent tones generated in the higher frequencies by the fan, compressor and turbine units of either a jet engine or a turboprop unit. The fundamental tone can be completely augmented or cancelled, as shown earlier in Figure 6.23.

7.1.5 The helicopter

In the case of the helicopter, methods developed for jet and propeller power-plants are of little relevance. The unique effects of having an "advancing" and "retreating" blade in the main rotor of a helicopter, coupled with the nonaxial inflow conditions of a tail rotor make helicopter noise prediction extremely difficult. The additional effects of blade slap, which are frequently a function of the way in which the flying machine is operated, and interactive effects between the main and tail rotors (or tandem main rotors) almost make each type of helicopter unique. Nevertheless, attempts have been made to quantify the detailed component noise sources, which can be used in building a picture of the main noise features of a helicopter,[972–4] and one attempt has been made at a generalised prediction procedure.[973] Otherwise, a helicopter is such a special vehicle that prediction of its noise characteristics is normally only possible by a specialist in that industry. At this stage, with the civil helicopter fleet being only the size of the large propeller fleet and often operated on unusual routes, the subject must be regarded as being of local, rather than widespread interest. The general provisions of noise certification will give some guidance to the likely total noise output of helicopters of varying weights, and hence mission duties.

7.2 Aircraft noise contours

The presentation of noise impact by the use of contours of constant noise level plotted on a local map is a visual way of expressing either the general situation or a change in noise "entropy". Contours have been used for many years by local government, national author-

ities, airports and aircraft manufacturers and, in most cases, the selection of the noise measure and the absolute level of the contours plotted has been a function of the particular objective of the exercise. For example, an aircraft manufacturer wishing to indicate the degree of improvement in a new aircraft over an older version will choose both the noise measure and the absolute level of the contours to indicate that large areas around an airport see a benefit from the operation of the new aircraft. A local authority will use the same ploy to try to demonstrate to the public that the actions it has taken have resulted in a significant improvement in the local environment, whereas a group of antinoise campaigners may use the opposite tactics, selecting a unit and a level that show minimum change.

This is not to say that everybody who uses a contour presentation is acting in an underhand or devious manner! It is natural that one should want to support in any reasonable way possible the case that is being made. A similar philosophy applies to the way in which noise exposure indices are constructed. The creator of an index will use his or her best judgment in including or excluding those elements seen as relevant or irrelevant in the particular circumstances. A local authority may well favour the use of a dBA-based index, because it bears some relevance to local statutes concerning industrial and urban noise control. A national body will probably use a scale based upon the noise certification unit, since the available database may be expressed largely in terms of that unit. A manufacturer will use a multiplicity of units – those that satisfy the needs of national and local authorities, and those that present the best case to the airline customers.

Hence, it is not surprising to find that a multitude of noise-contour calculations and presentation procedures have been developed over the years. Every nation seems to have constructed its own measure of aircraft noise exposure, and experience has shown that no two procedures solve a problem in exactly the same way. For example, the noise pattern at one European airport on the boundary between two nations was evaluated using the two different methods established by the nations concerned. Quite different impact assessments emerged, which led to different policies being proposed and the two countries to conduct an urgent appraisal of the methods used. Unfortunately, as in these cases, nationally instituted rating scales and contour computation procedures have often been recognised by being included in a statute which, if subject to change, would take several years to unscramble. Whilst this is unfortunate, on the brighter side, the kind of mismatch mentioned above has meant that the 1980s have seen a considerable

effort devoted to seeking international harmonisation of both indices and contour prediction procedures. Over the coming years, these moves are likely to affect many of the predictive methods that are now established in the legal structure of major nations, and impact future airport noise-control policy.

In the United States, the noise exposure forecast (NEF) was used for many years as a tool to shape the conclusions of important environmental impact statements. Although the NEF has now been replaced by the DNL, the FAA-devised computer-based integrated noise model (INM) is still used to examine the situation at the nation's major airports. Japan and Italy have used a version of ICAO's recommended weighted equivalent continuous perceived noise level (WECPNL) to express the changing situation around their airports. In the United Kingdom, the noise and number index (NNI) has been allied to national legislation for a number of years, and officially computed NNI contours have heen published annually to indicate the changing situation around the United Kingdom's major airports. Contour area has also been used to dictate the acceptability of particular aircraft for operation at night. Many other nations have their own indices and contour calculation programmes, ten of which are listed in Appendix 1.

The one thing that all contour prediction routines have in common is that they require a credible input, both in terms of the noise of individual aircraft and their aerodynamic performance. Otherwise it is quite simply a case of "rubbish in – rubbish out". Along the way, each programme has to include assumptions about the way in which noise is generated and radiated by the aircraft, and how it propagates to the observer on the ground under the wide range of operational techniques that are used. Some of these assumptions have varied from model to model because of a lack of understanding of the physics or the use of different background databases. Many technical and political issues were highlighted in the late 1970s, and a genuine effort has been made in recent years to iron out all the differences, so as to produce a harmonised "recommended" prediction procedure.[990] The typical procedure is addressed in Appendix 5, but let us deal here with some of the major issues.

7.2.1 Technical problems

Technical problems are mainly associated with predicting the way in which noise propagates from an aircraft to any chosen position on the ground below. Generally speaking, the only noise information available to the inventor of a contour prediction program is that resulting from noise certification testing or ad hoc/airport monitoring

data. Flight noise testing is extremely expensive, and "quality" tests outside the sphere of noise certification are not normally conducted unless there is some clear and specific research or development objective, and the information is rarely published at an early date. Moreover, although certification testing is a source of good data, apart from limited information to the side of the aeroplane at one fixed distance, it is concerned only with noise data acquired directly beneath the aircraft flight track. Although these tests relate to both the take-off and approach phases of operation, the data they yield are reliable for only a small percentage of the total land area affected by an aircraft operation. This is because the biggest unknowns are the way in which the noise radiation pattern is affected by aircraft manoeuvres and propagation changes as the observer moves from beneath the aircraft flight track to a position some distance to the side.

Observations over the years have suggested that there is normally an appreciable reduction in the noise received at positions to the side of the aircraft flight track compared to measurements taken beneath the aircraft. This effect is known generally as "lateral attenuation". Some contour prediction programmes use empirically based corrections for lateral attenuation effects, others merely use hypothetical adjustments. For many years, there was no consensus or referenceable documentation to provide confidence in any of the methods being used.

Accordingly, when some nations started to use noise contours in a pseudoregulatory manner (for example, in allocating night operational quotas between airlines) and others threatened to use contours in rigid certification-type structures, all concerned became interested. In particular, it focused attention on those issues that had a big effect on noise-impacted areas, like lateral attenuation. Much of this activity occurred at about the same time that moves were being made in Europe to harmonise contour methodologies, through the European Civil Aviation Conference (ECAC),[992] an organisation composed of twenty-two member states. It was in Europe that there was greatest conflict between neighbouring nations in the presentation and interpretation of noise exposure information, for Europe has nothing equivalent to the federal preemption possible by the FAA. The European Economic Community (EEC)[993] is the nearest equivalent, but it is a young organisation and, despite the fact that it is dedicated to environmental preservation, its edicts are applicable to only just over half the number of countries that subscribe to ECAC.

ECAC worked hard for about two years in trying to put together a harmonised contour methodology, during which time many of the technical problems were exposed, as well as ECAC's determination to

solve them. In this, they sought help from the wider technical community, and in particular members of the U.S. Society of Automotive Engineers (SAE) who, in turn, were prompted to accelerate their own technical programmes.[991] One of these, which is vital to the successful development of any contour procedure, was the development of a credible lateral attenuation methodology. In a comparatively short time, new experimental evidence was gathered to supplement evidence that had existed for several years, and a simplified relationship between lateral attenuation, distance and angle of elevation of the aircraft was developed.[995] This procedure rapidly found its way into the emerging U.S. and European models.

Finally, in the wider interests of harmonisation, those member states of ICAO that were a party to the developing European and U.S. methodologies joined forces to encourage the development of an international methodology,[990] which was published in 1988. Thus far, nobody has offered a computer program or database that will allow the ICAO, SAE or ECAC methods to be used to model the airport situation. However, the FAA's integrated noise model[994] is freely available and, because the FAA has declared an intent to make it compatible with international thinking by 1990, it may well be used more and more on an international basis.

7.2.2 *Elements of contour methodology*

To be able to model the noise heard on the ground as an aircraft performs either a take-off or landing procedure, a prediction programme requires a substantial quantity of input data, along with significant manipulative capabilities. The essential input requirements are a noise–power–distance "map" and a full performance statement for the aeroplane. The noise input must, of course, be in a unit compatible with the programme, which may conduct its own time integration or may be input directly with an "integrated" unit, such as the EPNL or SEL.

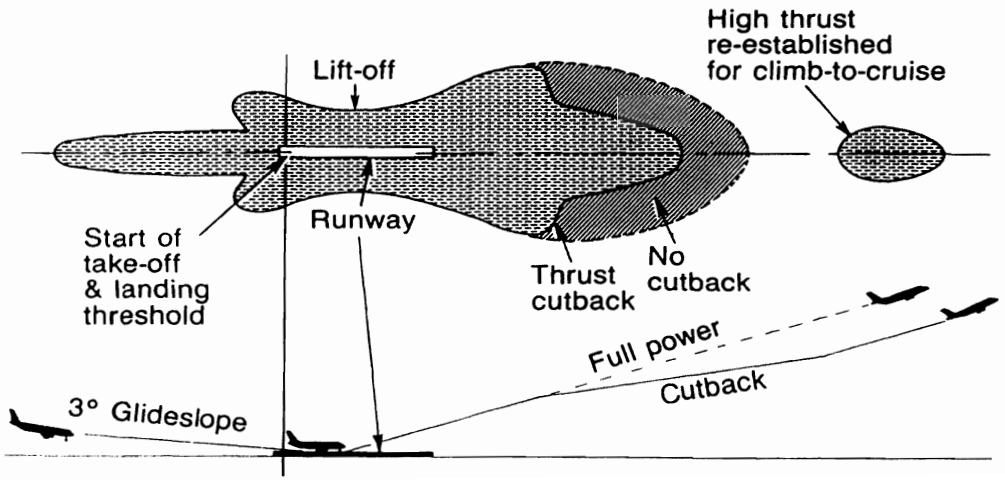
The manipulative capabilities, apart from the possibility of time integration, need to include the ability to deal with changes in engine power, flight speed, flight track, distance to and angle subtended by the observer. Over and above the elements necessary to compute the noise of the aircraft whilst it is airborne and climbing from or descending into the airport, there are issues relating to the period of time that the aircraft spends close to or actually on the runway that have a significant effect on the overall size of the contour. In a typical operation (Fig. 7.6), an aircraft will be stationary at the end of the runway prior to take-off and the engines will be gradually increased to full

power. In most cases these days, the brakes are released before full power is achieved, but sometimes the aircraft is held on the brakes for a few seconds whilst a systems check is conducted. Under these circumstances, there is a large lobe of noise radiated rearwards to either side of the aircraft, which is essentially constant in time until the brakes are released; but it may be necessary to compute its impact on the community in terms of a time-integrated unit. This is not easy!

Once the brakes have been released and the aircraft accelerates down the runway, the situation is more predictable, although, as yet, not as well as might be hoped.[998–9] This is because the process is complicated by a number of effects. Normally, jet noise decreases as the shear between the jet and the environment decreases with increasing aircraft speed. With a high-bypass-ratio turbofan or propeller, the effect is not so marked, although the aerodynamic conditions are changing substantially and the noise from the fan may also decrease. Moreover, during the whole of the ground-roll process and for the early part of the climb after take-off, the noise radiated by all aircraft types undergoes considerable reduction due to the effects of overground attenuation.[232–5] Equally, there may be some shielding of noise from an engine on the remote side of the fuselage, and so the noise pattern radiated can be extremely complex.

Once the aircraft has left the ground and begins to climb, it comes out of the effects of shielding and overground attenuation progressively and, at an altitude in the region of 300 m, the noise reaches its peak level and is free to radiate to the community virtually unaffected by installation or local topographical features. From this point on, the calculation of the noise level on the ground usually becomes compara-

Figure 7.6. A typical noise footprint.



tively simple, apart from allowances for changes in engine power, aircraft configuration, flight speed, flight track and distance, already referred to. Other elements to consider include the use of power cut-back as a means of reducing noise close to the airport. As Figure 7.6 shows, this has the effect of slimming the contour locally, but when high power is later restored for the climb-to-cruise altitude, engine noise rises and an "island" of increased noise is created.

From the foregoing, it is not surprising that many computational procedures have been developed, and that different authors have different opinions on how each element should be tackled. Frequently, there are differences in both the source and the interpretation of technical information that provides quantification of the various physical effects. The moves towards harmonisation by ICAO and other international organisations are an attempt to bridge the gap between the many authors and interpretations of technical information from

Table 7.2. *Summary of differences between SAE, ECAC and ICAO contour methodologies*

Item	SAE	ECAC	ICAO
Cumulative noise measure	Day–night level (DNL)	L_{eq}(A) preferred	Most OK
Input noise descriptor	Sound-exposure level (SEL)	SEL and peak dBA	SEL and peak dBA
Reference atmosphere	Identical, being set in terms of a given attenuation rate, not ARP 866, % RH & T		
Noise/power/distance data source	Certification (layered and unlayered) Other tests Predictions	Certification (layered) Predictions	Certification (layered and unlayered)
Aircraft performance input	Equations supplied (coefficients are not supplied)	Prescribed flight profiles, with equations to give variants	
Reference conditions	Identically framed for atmosphere, wind, runway altitude, aircraft mass and engine power		
1. Lateral attenuation	SAE AIR 1746 used in all cases		
2. Take-off ground roll	Same polynomial directivity used in all cases		
3. In-flight turns	Outline method	Detailed method	Example method
4. Flight path dispersion	Need noted only	Data given to allow calculation of effect	
5. Noise grouping	Indicated possible	Detailed guidance	Indicated possible

various sources. Even so, there are still some differences between the major methods, the most important of which appear in Table 7.2.

7.2.3 Validation and accuracy of contours

It must be recognised that contours are extremely sensitive to small changes in input sound level. For example, it can be shown easily that a change of some 4–5 dB in the level of source noise will effect a doubling (or halving) of the area of ground enclosed by a given contour of constant level. If, therefore, the accuracy of the input noise data is only, say, ±1 dB, then the contour area could vary by as much as 40%. This is no insignificant change and is the fundamental reason why single-event contour areas, or "footprints", have not been readily seized upon as a methodology for certification, or used widely as an airport noise control.

Because of this sensitivity to assumed source level, contour prediction procedures are widely recommended for only one purpose, the long-term indication of the variation in noise exposure around a given airport resulting from changes in the operational pattern and/or aircraft fleet mix. Contours embracing large areas of land can only be regarded as a planning guide, since their reliability is inversely proportional to distance from the airport. The greater the distance from the airport, the greater the variability due to overground or "lateral" attenuation effects and changes in atmospheric absorption resulting from the ever-varying conditions of temperature, humidity, wind and turbulence.

It is really only the contours reflecting the higher levels, that is, those closest to the aircraft flight track, that are reliable enough to form the basis for absolute assessments, or that might be related to the "published" certification levels of any given aircraft type. For example, the width and length of a close-in take-off contour and the length of an approach contour could be calculated from the levels at the three certification measuring positions (see Section 8.5).

Despite the general sensitivity of contour area to accuracy of input, "validation" of methodologies has been attempted, and average monitoring data have been within ±2 dB of predictions in many cases.[991] This gives a good measure of credibility of the input in what is an extremely complex systems analysis process, but it still means that the long-term average contour areas can be predicted in error by up to 80%. Hence, they can really only be used to estimate any change to the annoyance level likely at a particular point in the community, and not to indicate the absolute level of noise at any given point.

8

Prospects for the future

Over the years, much has been said about the future. Usually, environmentalists predict that worse is to come, the industry expects a rosy future, whilst governments try to present a "balanced" view.

The future always depends on the starting point; and no two observers, or victims of aircraft noise, have the same viewpoint. Some live near well-developed and possibly operationally saturated airports and therefore experience the benefits of advancing technology in the form of lower individual aircraft noise levels and a generally improving environment; others are adjacent to new or expanding fields, where the growth in the number of operations is the overriding factor; a small percentage of people would complain in any case – if aircraft were silent there would be some who would perceive a "stealth" factor.

The importance of aircraft noise in society in the future will be a function of several factors. Uppermost are whether the manufacturing industry will be successful in advancing noise control technology, whether air transportation is going to expand to any significant degree and how sensibly government and airport operators apply controls. All these factors bear examination in trying to build a picture of the future, as does the question of whether the available noise-forecasting tools are right for the job. This is most important; the weighting applied to individual elements of forecasting methods must be examined, since they can have a tremendous influence on predicted trends in noise "exposure" and, hence, any decisions based on those predictions.

The main elements that bear examination, probably in order of importance, are as follows:

> *The status of technology,* that is, the absolute noise level imposed on the public by each aircraft movement, including

duration and spectral abnormality factors (tones, whines, screeches, rotor slap, propeller beating, etc.).

The operational pattern at the airport, that is, the frequency of aircraft movements over critical communities, and hence the degree of intrusion on life.

The local environment, in particular the normal ambient noise level – which is always lower at night, and hence makes aircraft seem more annoying.

The economic situation, whether it is the controlling factor in the health of the air transport system or whether it is only important locally in terms of the prosperity of the airport and the community that relies upon it for its wealth.

Each of the above elements has to be considered carefully, for absolute noise levels are a function of advancing technology and airline decisions on which aircraft to buy; frequency is a function of economic activity and fleet mix; the ambient level varies not only with time of day, but also locality. As regards economic factors, who can predict the world or national economic situation in the medium-term future? Therefore, let us discuss those elements that are predictable with some confidence and then proceed to develop a general forecast of the future situation.

8.1 Fleet size and composition

The steady growth of the free-world commercial jet fleet has already been catalogued at the start of this book, in Figure 1.1. From its starting point in the 1950s, the number of jet aircraft has grown to over 8000 at an average rate of expansion of some 4% per annum. This growth has included the development of larger aircraft, to satisfy a continuing growth in demand for "available seat-miles" (ASMs), the industry's capacity indicator, of around 5% per annum since the mid-1970s (Fig. 8.1). By comparison, the fleet of major propeller-powered aircraft has remained almost constant in number, at around 2000, making the total commercial fleet of the order of 10000 aircraft. Although there are tentative plans for the reemergence of propeller power-plants of an advanced nature, all the aircraft currently being delivered or on offer for sale to the airlines with a seating capacity approaching a hundred or more are jet powered.

From projections of capacity requirements through to the next century (Fig. 8.2), which assume world economic and political stability, the likely increase in demand for seats is expected to be at least 4%

per annum. Even with due allowances for the steady increase in the size of each new aircraft development, the growth in fleet numbers is likely to be some 2–3% per annum, a rate of expansion that will lead to a jet-alone total of over 10 000 at the turn of the century.[46] On the basis of number of movements alone, this growth would be equal to an increase in noise exposure of over 1 dB globally. Fortunately, however, individual aircraft noise levels have been reduced considerably, and still tend to fall year by year – not by very much, but, as Figure 8.3

Figure 8.1. Historic growth of total free-world aircraft capacity in available seat-miles (ASMs).

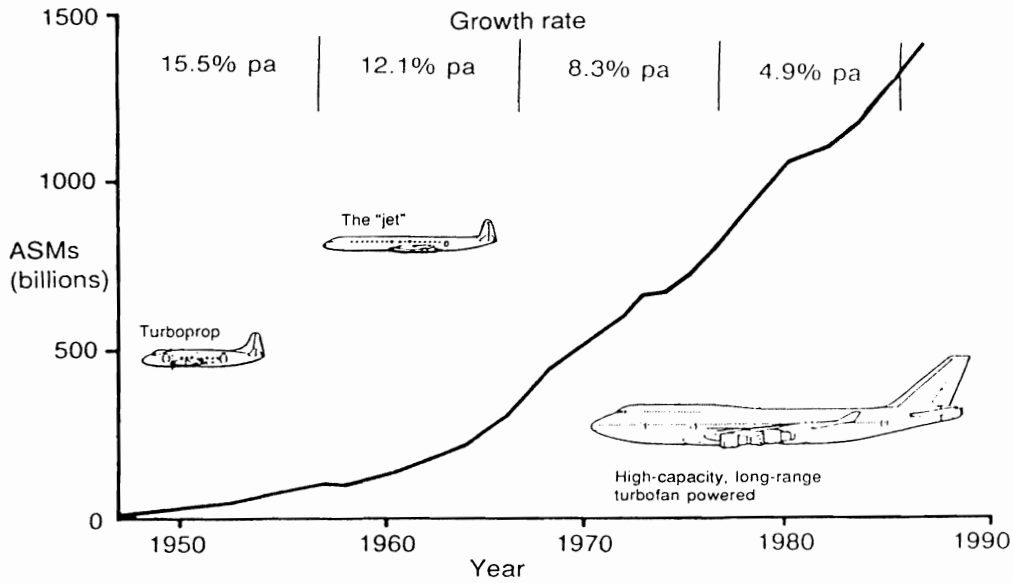


Figure 8.2. Forecast growth of ASMs by aircraft size.

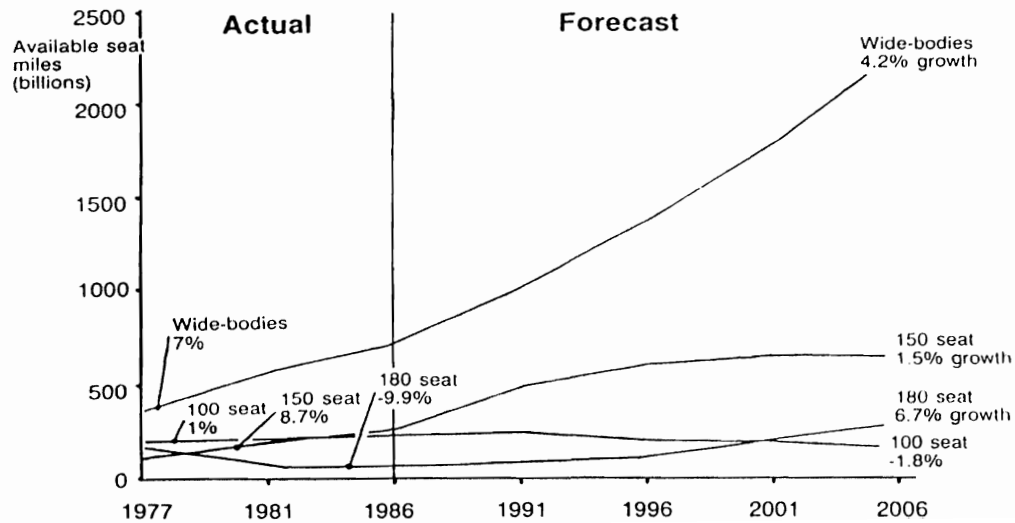
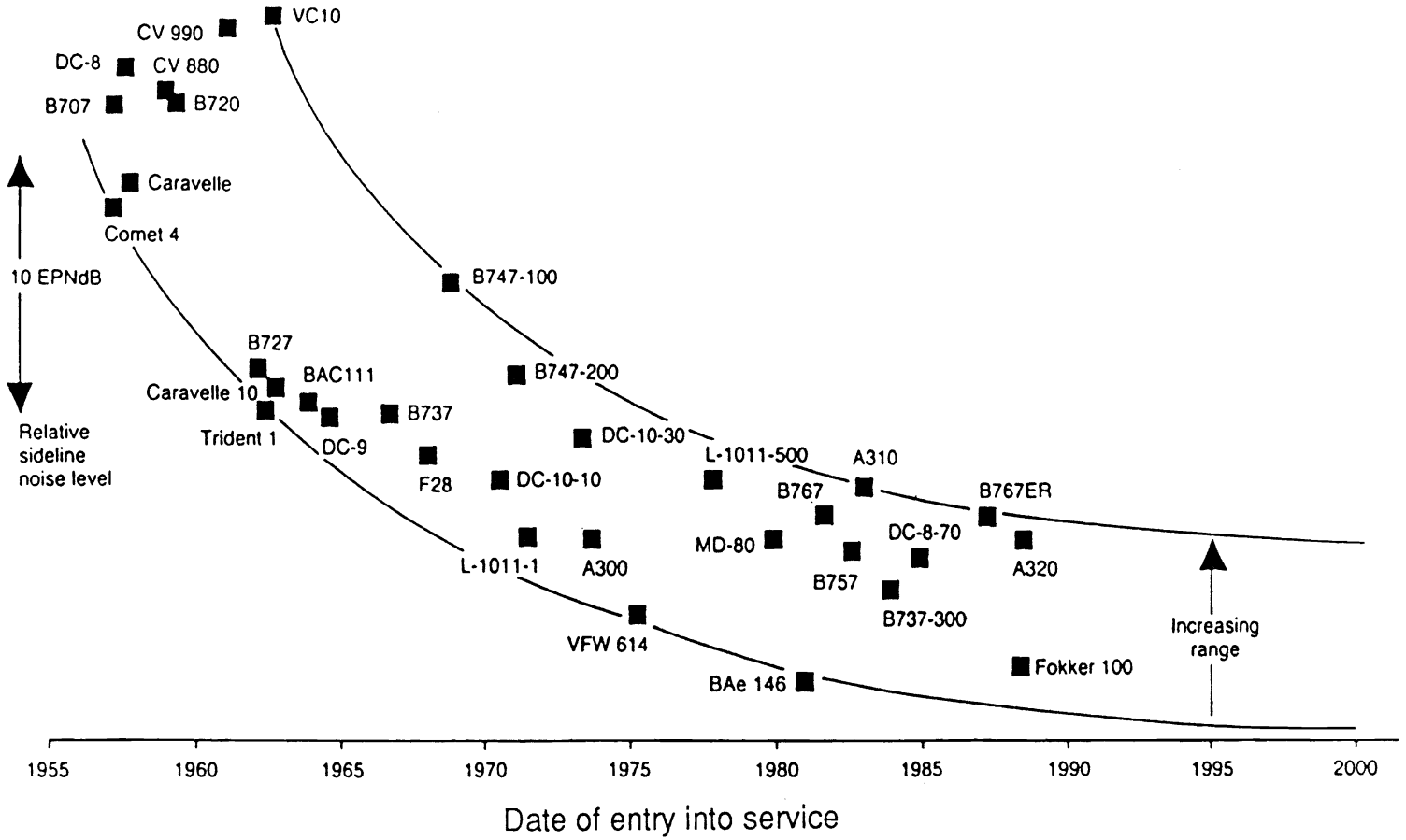


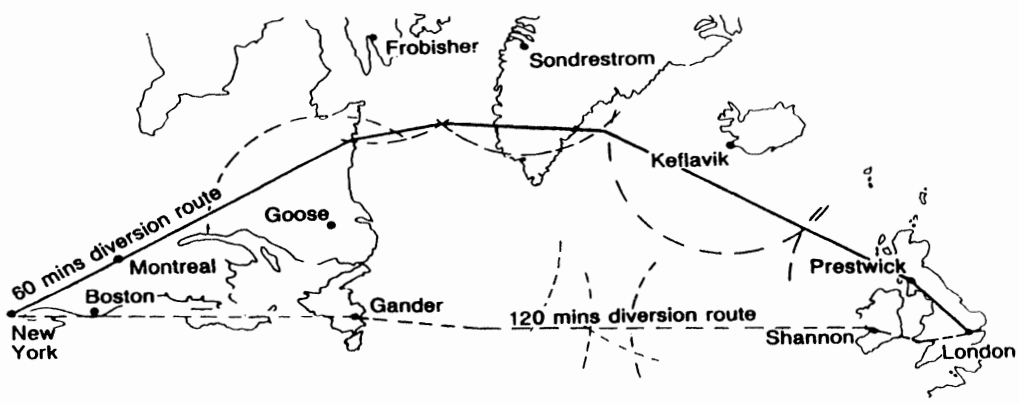
Figure 8.3. Progress of aircraft noise control.



shows, the trend is still downwards. Moreover, just as important is the way in which the mix of aircraft types in the fleet is changing.

Although the fleet has grown by over 1000 aircraft in the past five years, the number of three- and four-engined aircraft has actually fallen. This is because the twin is no longer merely the traditional small-capacity short-range workhorse. Many twins now carry twice as many passengers as the older long-range four-engined types, such as the B707 and DC8 and, moreover, in late 1983, Air Canada broke new ground when it used a twin-engined aircraft on the transatlantic route – historically, a "hazardous" long-range operation and hitherto the sole province of aircraft with at least three engines. Since then, there has been a significant change in attitude towards the twin, which has allowed many long-distance routes to be opened up to this type of aircraft. The previous restrictions, which meant that a twin always had to be no more than sixty minutes away from a diversion airfield in case an engine failed, are being relaxed to reflect the fact that modern aircraft engines are an order of magnitude more reliable than they were in the days of the piston engine, when the rules were laid down, and that it is aircraft systems rather than engine reliability that dictate how long an aircraft may safely stay aloft. As a result, the airlines are now able to consider the option of using "extended-range" (ER) twin-engined aircraft over a much greater proportion of their route network, without flying much further than aircraft with three or four engines, as would normally be the case in such operations as the transatlantic sector (see Fig. 8.4). Moreover, in turn, the ER-twin means fewer engines in the maintenance circuit, with an attendant lower spare-parts inventory, and some savings in fuel consumption as a

Figure 8.4. Different transatlantic crossing routes for 60- and 120-minute single-engine diversions.



result of improvements in the aerodynamics of a "cleaner" wing and reduced structure weight.

Coincidentally, the airport neighbour should be pleased for, as Table 8.1 shows, the twin is quieter than the trijet, which in turn is quieter than the "quadripod". This is in part due to the fact that the twins listed are lighter than the other aircraft, but it is not the main factor; nor is it because the twin has the least number of engines, for the thrust required to keep a given size of airframe airborne is unchanged. Much of the improved noise comes as a result of the twin climbing away from the airport much faster than the others, thus putting a much greater distance between itself and the community. Like the range restrictions applied to the twin, this higher climb rate results from the airworthiness (safety) requirements, which demand that an aircraft be capable of becoming airborne even if it experiences a one-engine failure during the most critical part of the take-off run. This means that a twin has 100% more thrust than it needs to get off the ground, a trijet 50% more, but a four-engined type only 33%. The twin is analogous to the high-performance sports car when compared to the family "coach and four".

The overall impact of the predicted increased demand for capacity allied to the changing "shape" of the world fleet is such that some 70–80% of aircraft could be twins by the early years of the next century, compared with around 40% today (see Fig. 8.5). Because of the trend towards twins, individual aircraft noise levels in the commu-

Table 8.1. *Noise levels of modern turbofan-powered aircraft*

	Perceived noise – EPNL	
	Take-off	Approach
Four-engined		
Boeing 747	104	106
Three-engined		
Douglas DC10	98	106
Lockheed TriStar	98	102
Two-engined		
Boeing 767	89	102
Airbus A300	90	102
Boeing 757	86	98
Airbus A320	85	92
Fokker 100	84	93

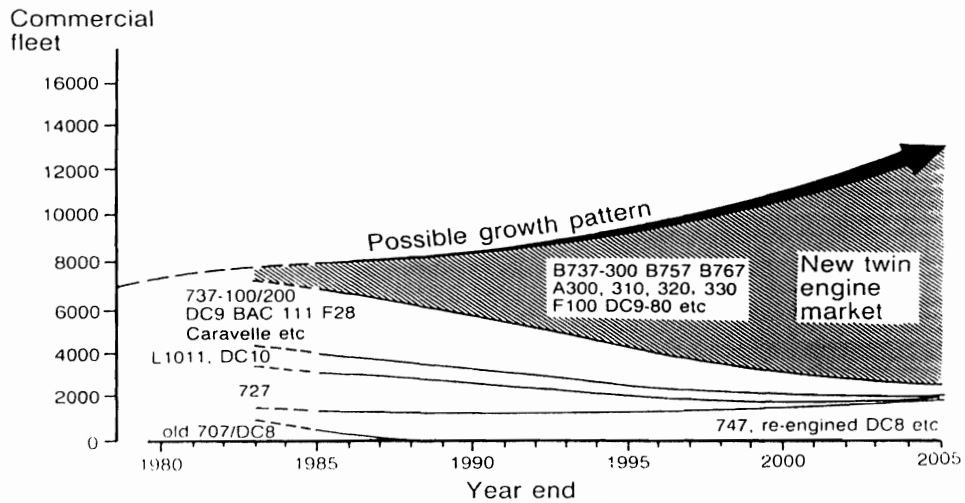
nity will continue to fall without any further advances in noise-control technology.

8.2 Technology

The 1970s heralded a step-change in the technology of engine noise control, and a new breed of much quieter aircraft. This was aided by improvements in the aerodynamics of the airframe, which resulted in less thrust being required to lift each kilogram of aircraft weight. As previously discussed, that step-change was a side-effect of the move to the high-bypass-ratio turbofan, made possible by advances in materials and core-engine cooling technology. No second such step-change has yet emerged, nor is it foreseen. In fact, the much vaunted fuel-efficient advanced "propfan" is still in the gestation period and, while its future viability will depend heavily upon fuel price, other important factors include its attendant and new noise problems.

As to what can nowadays be described as a "conventional" turbofan, one design-cycle change that may occur in the cause of improved fuel efficiency is the growth of the single-stage fan to a bypass ratio in the 10–15 region, with an attendant reduction in fan-pressure ratio. The commercial success of such an engine cycle will depend upon whether higher component efficiencies can be achieved and the overall aerodynamic drag of the power-plant can be minimised. Just what the "optimum" cycle is from the point of view of thermodynamic and propulsive efficiencies, is a moving target. As component efficiencies take the benefits from research and development and as core engine

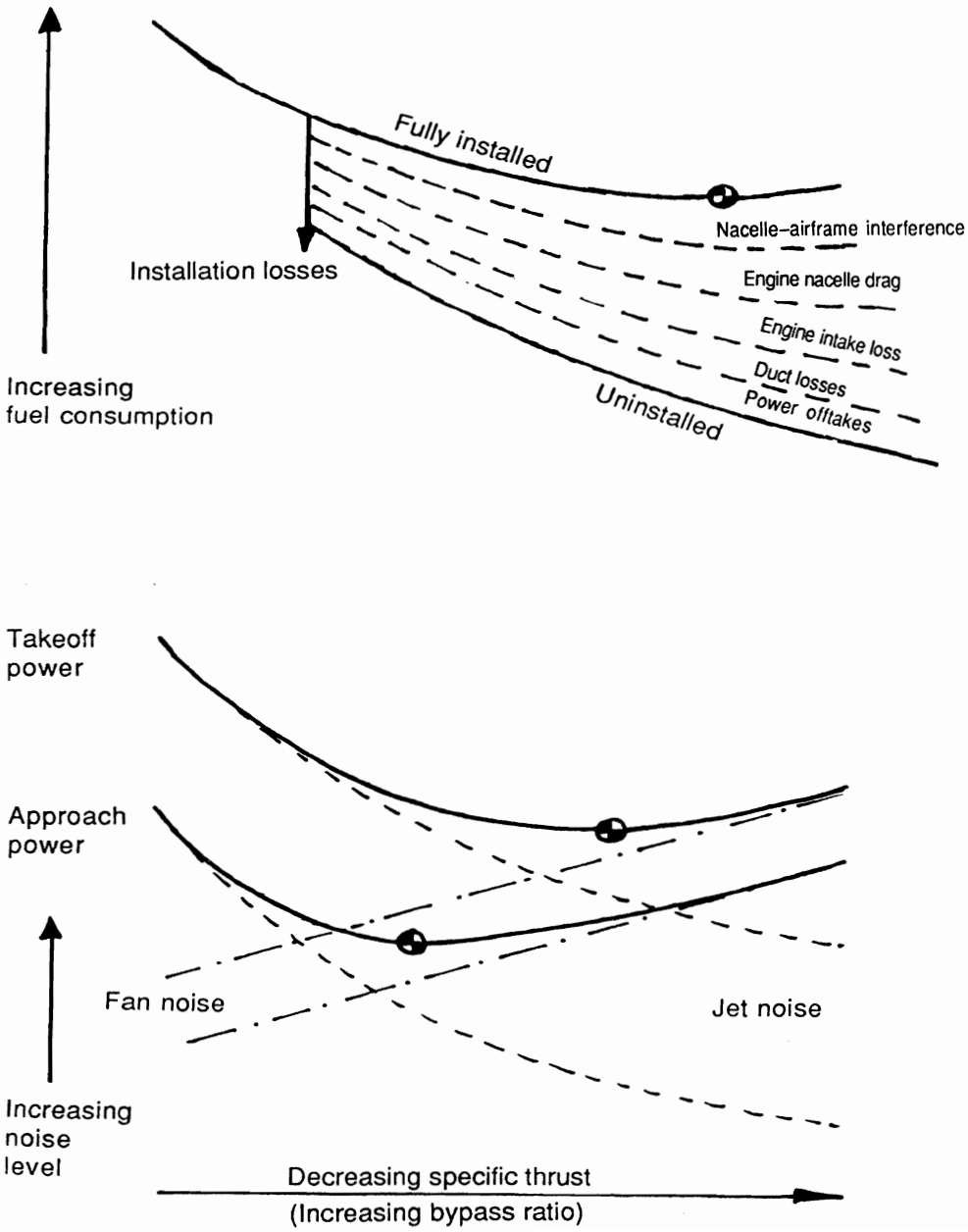
Figure 8.5. Projected growth of the world fleet.



temperatures rise, it will become possible to design for improved propulsive efficiency. Figure 8.6 amplifies this point.

At any point in time, the optimum bypass ratio or, more correctly, the optimum specific thrust (thrust per unit mass of air used) for a given installation is a function of several factors over and above the "performance" of the engine in its broadest sense, before installation

Figure 8.6. Optimising a power-plant design for performance and noise.



on the aircraft. As the upper half of Figure 8.6 shows, reducing fuel consumption goes hand in hand with reducing specific thrust of the engine, the optimum being dictated by the level of component efficiencies available. However, the complex process of creating a complete power-plant, including the manner of its installation onto an airframe, produces a series of penalties against the basic performance of the "bare" engine. Firstly, the aircraft requires air and power offtakes from the engine to provide essential aircraft and passenger life-support systems. These are not a function of the performance of the engine or the way it is installed on the aircraft, but they are a function of the aircraft size and range. They are demands that would be placed on any power-plant, irrespective of its design philosophy. However, there are several performance penalties that are related to the power-plant.

Firstly, there are the losses that are a function of the particular engine design and its "isolated" features. These include aerodynamic effects within the air and gasflow passages (pressure and drag losses in the intake, bypass and core-engine exhaust ducts) and the external drag resulting from airflow over the nacelle. In addition, there are the "installation" losses associated with the particular location of the engine on the airframe. These can have a major effect on final performance, in that the power-plant has to be able to accommodate local airflow patterns – upwash over the wing being one. Also, there are significant interference effects between the power-plant nacelle and the adjacent aircraft surface, whether it be the wing or the fuselage (depending on where the engine is mounted). All these losses are a unique function of the particular installation – for example, a side-of-fuselage or centre-engine installation in the tail of a trijet can produce greater losses than the freely suspended mount from a wing.

Hence the final "fully installed" performance of a particular power-plant in a particular airframe is unique to that combination. What is common to all installations is the fact that any apparent improvement in fuel consumption in the bare-engine design, contingent upon reducing specific thrust, becomes eroded as all the installation losses are acounted. It follows that the lower the specific thrust, and hence the higher the diameter of the engine for a particular overall thrust, the greater the drag losses associated with the larger surfaces. Eventually these overcome the benefits arising from reducing specific thrust. The current "fully installed" optimum for an all-new engine design stands at a specific thrust of around 5–10, or a bypass ratio of roughly 10 : 1. This can be compared with the situation twenty-five years ago, when the optimum bypass ratio was around 2 : 1; and fifteen years ago, when

turbine cooling and combustor technology had allowed higher temperatures to be accommodated, and the JT9D, RB211 and CF6 "big fan" engines emerged with bypass ratios around 5 : 1. Undoubtedly, in another fifteen years, the optimum may well be of the order of 20. Technology does not stand still for long.

Nowadays, the dilemma that designers face when they are about to freeze the details of a new power-plant is not limited to considerations of overall performance. Noise has a considerable impact. Shown in the bottom of Figure 8.6 are the equivalent relationships between noise and specific thrust for the two important operational conditions of high power (for take-off) and low power (for approach). At low power, jet noise is of little significance but, because of the importance of noise from the turbomachine, the optimum point for minimum approach noise is at a comparatively high specific thrust (or low bypass ratio). It is for this reason that the low-bypass-ratio JT8D-200 series engine makes the MD 80 one of the quietest aircraft on approach. But, take-off is another story for, at high power, jet noise is more important and there is a delicate balance between the returns from reducing specific thrust and reducing jet noise whilst at the same time increasing noise from the bigger turbomachine. What is certain is that the optimum noise design point is never the same for the take-off and the approach conditions and that, invariably, neither of these two optima is coincident with the performance optimum. The designer, therefore, has to be very careful in choosing the specific thrust that will give the greatest performance benefit but still allow the aircraft freedom of operation at noise-sensitive airports.

In noise terms, the modern turbofan is an extremely complex machine. The tonal and broadband noise resulting from interactions in the early stages of compression, and in the turbine unit, combine with noise from the combustor and jet mixing process to produce a multitude of sources of almost equal importance. Gone are the days when a single source (jet mixing noise) dominated the situation. Taken across the operational power range, there are now a minimum of eight engine sources to consider, plus the airframe self-generated noise, which appear in different orders of priority depending upon the flight condition.

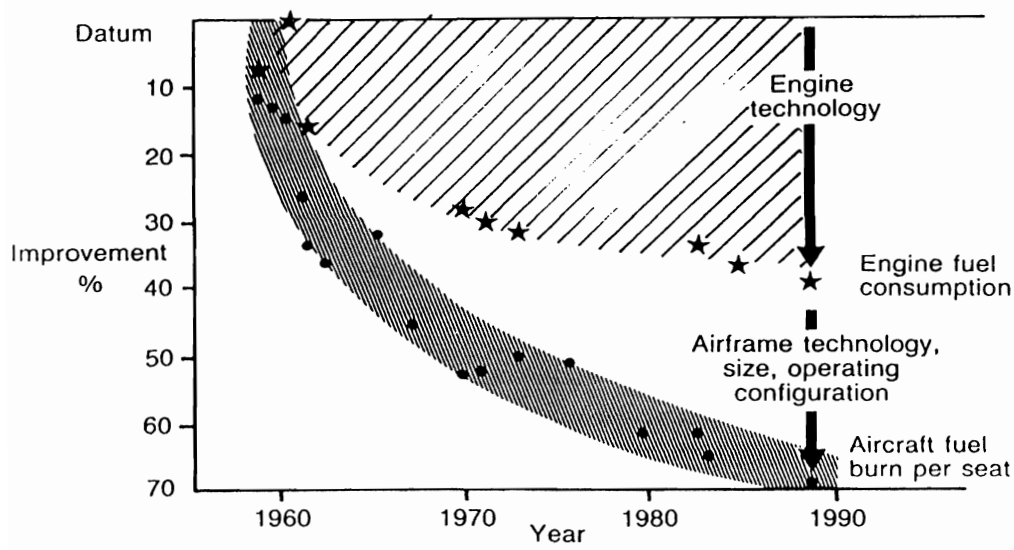
Research is not only producing smaller returns, but is becoming more expensive as bigger and more complicated turbomachines are required to conduct meaningful experimental work. The added complication of new sources associated with the open rotor only serves to emphasise that we are close to a technology "floor". The designer is

finding it increasingly difficult to absorb the benefits of improved component performance alongside associated needs for shorter and shorter engine ducting, without causing sufficient noise to be generated to bring the final power-plant/airframe combination into violation with noise certification and local airport noise requirements.

If one considers the rate of progress over the past twenty-five years, as exemplified in Figure 8.3, it is difficult to be optimistic about noise improvements in the future. If technology progresses at the same rate (for the same engine cycle) as has been achieved over the past fifteen years, during the era of the turbofan, the remainder of this century is likely to see only about a 1–2-dB improvement in the noise generated at full engine thrust. Moreover, if bypass ratios do move beyond a value of about 10, then there will be a detrimental effect in that it will be more difficult to use sound-absorbent materials in engine ducts, for they will be shorter (relatively) with respect to engine diameter. This is particularly important at powers less than the maximum thrust used for the early stages of take-off, because the noise trend against bypass ratio is already upwards rather than downwards at approach power, and could soon follow the same pattern higher up the power range.

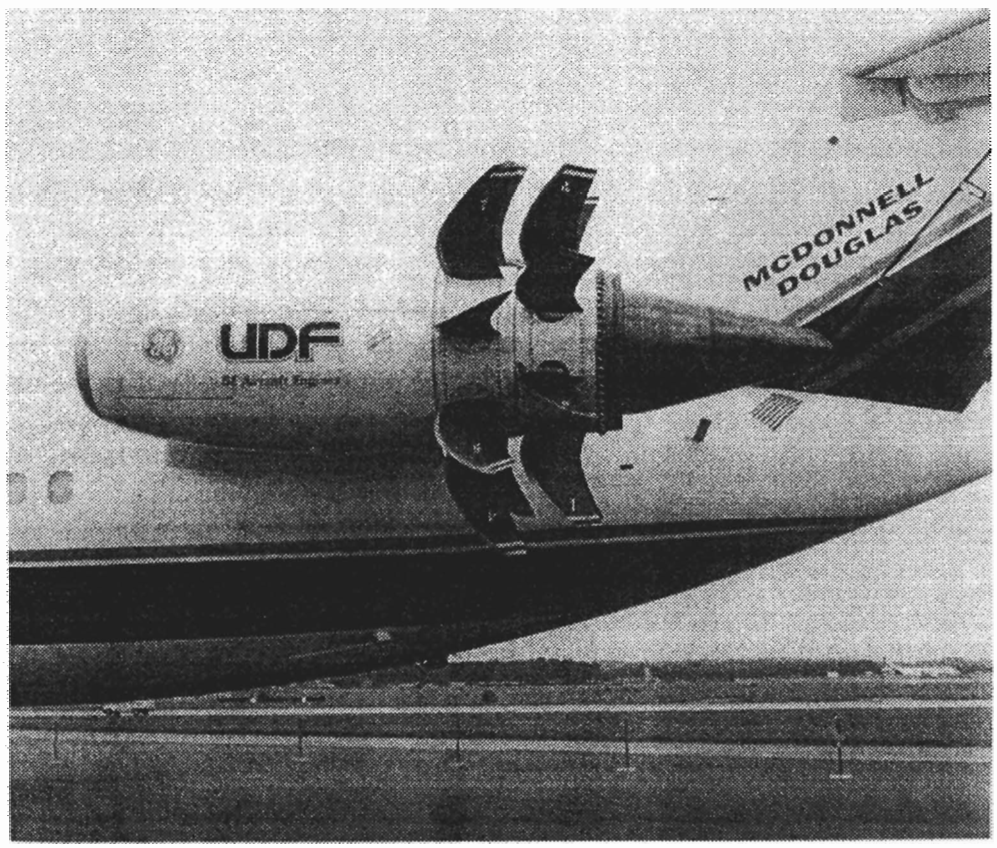
Designs will move forward,[37–43] driven by the necessity of maintaining the historic trend of reducing fuel consumption to create additional range or capacity, or simply to reduce the cost of every seat-mile available (Fig. 8.7). Unfortunately, the noise trend against bypass ratio

Figure 8.7. Typical improving trend in fuel efficiency – long-range four-engined aircraft example.



may be upwards at all power conditions. The open-rotor concept, or advanced propeller, with an effective bypass ratio of the order of tens rather than units, has to have all its noise control designed into the basic turbomachine. By definition, an "open" rotor has no encircling duct in which secondary noise control may be achieved by the use of absorbent material. With a single-stage propeller this is not too difficult, for there are known techniques for minimising the major sources of a given design configuration; but with modern high-speed designs, where there are two counterrotating rows of propeller blades, each interacting with the other, the problem is not straightforward. Propfans have been flying in demonstrator form since 1986, the most well-known type being a counterrotating two-stage "pusher" device, as shown in Figure 8.8. In its early flying, one demonstrator power-plant had reported problems with blade excitation, and another with cabin noise at cruise, and both investigated how much of a limitation noise was likely to be with such concepts.

Figure 8.8. The GE-UDF (unducted fan) on a McDonnell Douglas flight demonstration vehicle.



Surprisingly, however, this design constraint is not necessarily associated with noise as perceived by the communities around the airport, but as that transmitted to the passenger cabin during cruise operation. During take-off and landing, flight speeds are low and, providing the tipspeed of the open rotor is subsonic, the limitations are in the interactive process between blade rows, and the distribution of the lift forces over the surface of each blade. However, because cruise speeds of around 0.8 M_n have to be achieved to be competitive with jet-powered aircraft over longer ranges, "helical" blade tipspeeds are bound to be supersonic. Shock patterns radiate from the blades, virtually unattenuated over the short distance between the power-plant and the fuselage, to excite the local structure and cause cabin noise levels far in excess of those currently accepted by the fare-paying public, even over short distances. This problem can be solved in one of two ways, or by a combination of both, that is, through design control in the definition of the blade geometry and noise suppression between the outer surface of the fuselage and the cosmetic inner surface of the passenger cabin. Both are penalties; the former slaps a direct cost on performance whilst the latter uses up valuable pay-load or ability to carry fuel-weight for long-range operations. Both affect the overall mission capability of the aircraft.

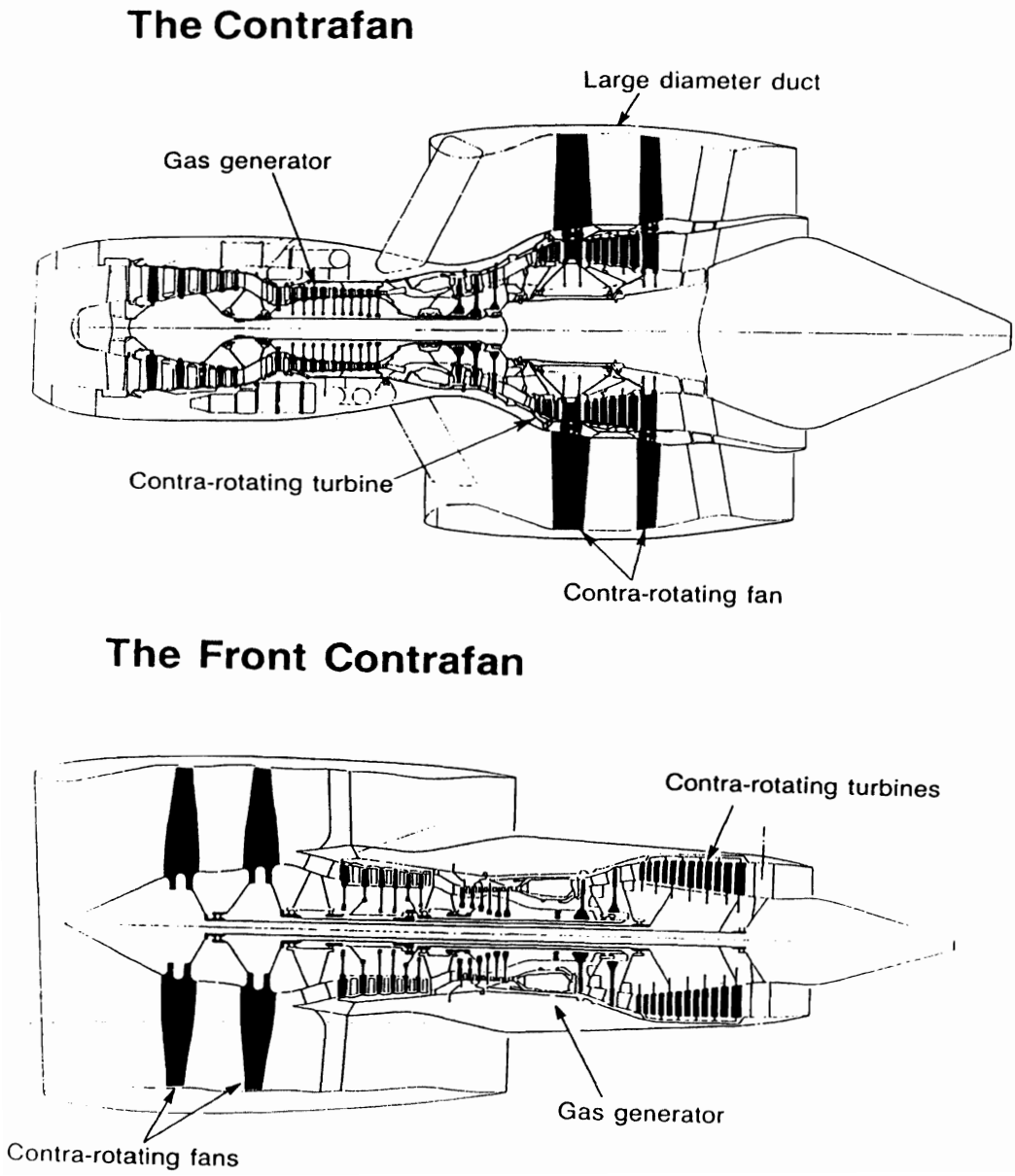
It is clear that, if such designs are to become a production reality, any performance penalty for reducing cabin noise can only be allowed to be a small proportion of the potential savings in fuel consumption that arise from the open-rotor design cycle. Equally, other technical issues have to be addressed; for example, the extremely swept open-rotor blade has to be constructed in a manner that guards against any possibility of failure and consequent risk to adjoining structures, including the other power-plants. At the time this book was being written, it was not clear whether the open-rotor concept could emerge much before the mid-1990s as a competitive force in the air transport business. There are also indications that the fuel consumption gains may be much smaller than anticipated as ducted power-plant technology advances year on year.

Opinions on the future of ducted power-plants are likely to follow two general paths: Some, as already mentioned, will favour the use of lower-pressure ratios in large single-stage front fans, as per current high-bypass engines but with the added complication of a gearbox. Others will favour a counterrotating two-stage fan driven by an independent free power turbine mounted on the rear of the engine assembly, or at the front of the engine, as is the case today (Fig. 8.9). At the

time of writing, no prototype vehicle has yet appeared to justify the savings in fuel consumption claimed for any of these concepts, which are often referred to as ultra-high-bypass ratios or UHBRs, but a good deal of effort is being put into the research programmes that are necessary to acquire the technology from which to go forward to development.

Whichever way they progress, if UHBRs are to offer appreciable

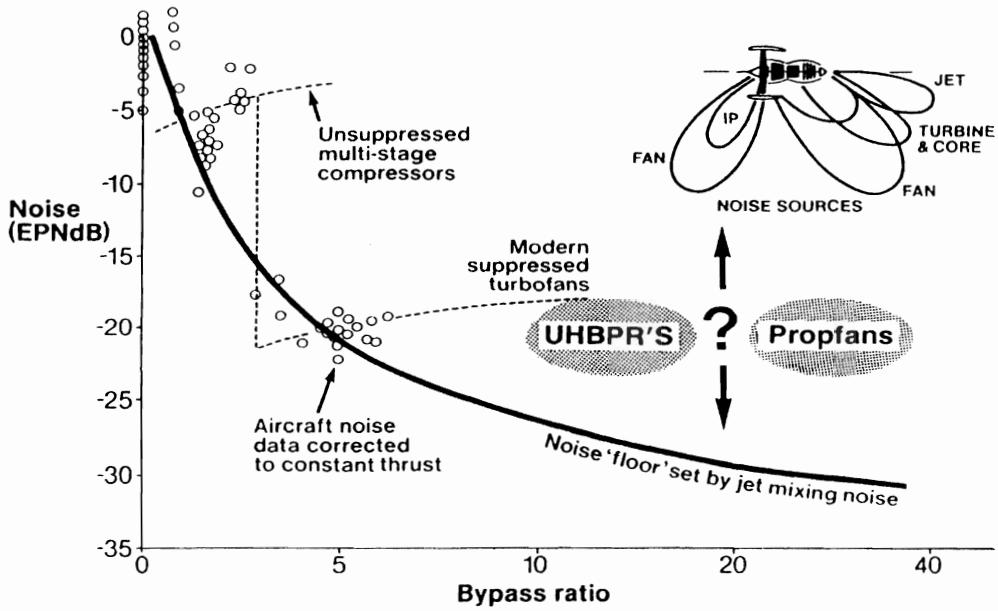
Figure 8.9. Two counterrotating ducted fan concepts.



improvements in fuel consumption, their large-diameter fan assemblies will have to be "cowled" with minimum drag loss. To achieve this, the nacelles are likely to be short, thin lipped and lightweight. They will undoubtedly reduce, by a significant margin, the area available for the application of acoustic linings. This, in itself, may mean that the noise will not be containable to standards currently demonstrated by high-bypass-ratio technology, for both the UHBRs and the prop-fans lie beyond the range of experience. As Figure 8.10 indicates, the noise factor may delay their emergence for several years, for they must be as quiet as contemporary turbofans to be a realistic commercial proposition.

On balance, therefore, one can postulate that there will be little change in the average noise level of the modern turbofan-powered commercial fleet through to the early years of the next century. There may well be some improvement in the application of noise-control technology to conventional turbofans, but emerging new and radically different designs will pose problems that the manufacturers will do well to solve to anything like the degree of success on the turbofan. It would be imprudent to assume any improvements in technology will result in a continuing downward trend in overall noise from all individual aircraft types. At some point there has to be a technology floor, possibly the self-noise of the airframe, and certainly there is no indica-

Figure 8.10. Noise source variation with bypass ratio – the ultra-high-bypass-ratio (UHBR) problem.



tion yet of a step-change in improvement equivalent to that which resulted from the introduction of the high-bypass turbofan.

8.3 Future noise exposure trends

At the start of this chapter, four issues were cited as being important in building a picture of the trend in noise exposure. With respect to two of them, the future shape and size of the world aircraft fleet and its associated noise output, we are able to make a judgment from previous discussions. The two issues not addressed thus far are the impact of time of day or, more correctly, intrusiveness of any external noise source above the local ambient level, and the impact of the economic climate on human reaction. Fortunately, both of these factors can be ignored in developing a generalised picture of noise exposure, for they are merely perturbations, albeit significant in some cases, in the general flow of events. Night usually follows day; and who would stake his or her life on a prediction of even the medium-term world economic climate?

To look at noise exposure in an ideal fashion, one has to select individual airports that are representative of the various types that exist around the world and examine the impact of changing the aircraft "mix" and the detailed operational pattern. Clearly, this is an enormous task and, although it has been attempted in detail for a number of the world's most significant airports, the conclusions therefrom change with time as public attitudes and "fashions" change, both in terms of exposure units and modelling techniques. It is possible, however, to make a broad judgment of the general situation by considering the way in which the world fleet is changing, that is, by inspecting trends in the number of aircraft available to ply their trade and the changing engine design philosophy – the factor that controls the noise signature that serves as a particular aircraft's trademark. A simplified scenario takes the form of that illustrated in Table 8.2. In this table, a "snapshot" has been taken of the world fleet at a particular point in time. To minimise complexity, the snapshot has been focused against a background of six critical aircraft groups – two-, three- and four-engined types, each at old and new technology standards. In this context, old and new technologies refer to low- and high-bypass engines, respectively, and the resultant six groups represent distinct noise characteristics.

For each of these categories of aircraft, certain assumptions have been made about the average number of times that the aircraft will operate each day. No distinction has been drawn between the number of operations that old and new technology two- and four-engined

aircraft will perform, but there is a marginal difference in the case of the trijet. This is because many of the modern trijets are long-range aircraft, whereas the previous generation of trijets were largely medium-range aircraft. This means that the older trijets are likely to operate more frequently than their modern counterpart.

As far as noise level is concerned, the selection of the six categories was partly predicated on this issue since, if one consults the published listings of certificated noise levels (e.g., Appendix 6), it is possible to attribute an average value to each group. The subsequent application of a $10 \log_{10} N$ factor to account for the number of movements, allows a "world fleet" noise value to be calculated for each category, which can then be integrated to give a total "world exposure" level. This analysis, if conducted annually, provides an indication of the general trend in aircraft noise exposure. Let us try to "predict" the past.

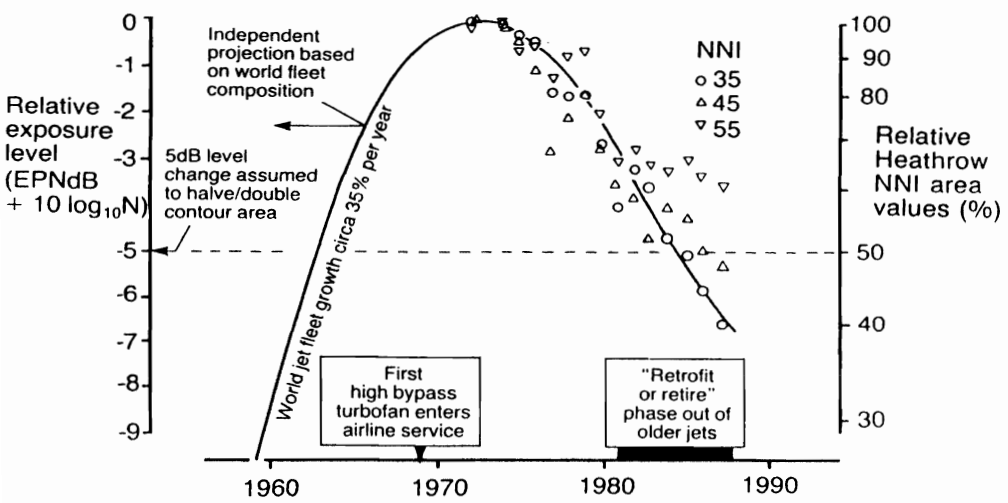
Figure 8.11 plots the predicted trend from annual analyses against the left-hand scale and, as an indicator of validity, also shows the relative contour areas of the 35-, 45-, and 55-NNI values for London–Heathrow Airport on the right-hand scale. Although Heathrow is a large international airport, many of the so-called international flights cover distances no greater than those covered by domestic operations in mainland Europe or other major areas, such as the United States. For example, London to Ireland and London to France are classified as international routes, despite the fact that they only involve short-distance operations. Hence, the mix of aircraft using Heathrow, in being a broad cross-section of short-, medium- and long-range types, is probably typical of the world fleet composition, and the noise trends at Heathrow might be expected to fall in line with a world fleet projection.

Table 8.2. *Noise exposure methodology*

Aircraft type	Numbers in service (N)	Operations per day (θ)	$10 \log_{10}$ ($N \times \theta$)	Typical take-off noise (EPNL)	EPNL + $10 \log_{10}$ ($N\theta$)
Old four-engined	700	2	31.5	114	145.5
New four-engined	550	2	30.5	107	137.5
Old trijets	1700	4	35.5	102	137.5
New trijets	580	3	30.5	98	128.5
Old twins	2250	6	36.5	98	134.5
New twins	425	6	29.5	90	119.5
			World fleet exposure level		147.5

It is comforting to note that, since the early 1970s when NNI values were first published, there has been a basic trend at the 35- and 45-NNI levels very similar to that projected on the simplistic world fleet basis. The 35- and 45-NNI levels are experienced by large sections of the public near Heathrow; the 55-NNI level is limited to just outside the airport boundary and is heavily influenced by the noise just before landing and the subsequent use of thrust-reverse, as well as by noise before the start of take-off and during the early part of the take-off ground-roll. Hence, the lesser decline of the 55-NNI area can be explained and is of lesser significance. Also, the perturbations in the annual trend at the lower NNI values can be attributed to the under-utilisation of available aircraft in the recession of the late 1970s coupled with the increase in economic activity in the mid-1980s. Recent years have also been influenced by the continued use of some extremely noisy old aircraft until they were "outlawed" in Europe at the end of 1986. Moreover, NNI values more generally tend to be biased upwards in comparison with other exposure metrics as a result of the use of a $15 \log_{10} N$ factor for number of operations (N) in the NNI, rather than the $10 \log_{10} N$ of the projection. Overall, therefore, we can be fairly pleased with the performance of the simple model. Having said that, any argument over past events is probably academic, since it is what the future projection says that is important in judging whether or not there is going to be a continued noise problem. Figure 8.12 looks to the future by developing the projection of Figure 8.11 through to the early years of the next century.

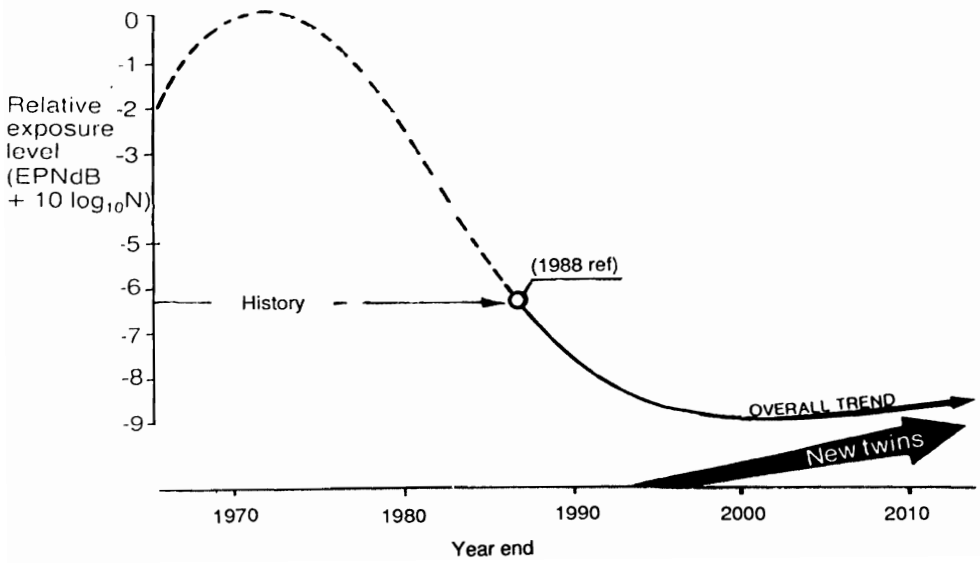
Figure 8.11. Comparison of projected aircraft noise trends with published noise and number index (NNI) contour areas around London–Heathrow Airport.



Surprisingly, even though older aircraft continue to be replaced by their much quieter modern counterparts, the trend for an improved noise climate is brought to a halt before the end of this century. This depressing and possibly erroneous forecast results, quite simply, from the importance attributed to the frequency of operation overriding the noise reductions accruing from the continuing application of high-bypass technology. Although the vast new twin-engine aircraft market indicated earlier will embody the best in turbofan engine noise control, sheer numbers override – at least, that is, if we assume that it is appropriate to continue to apply a $10\log_{10}N$ correction for the number of movements.

This point does need debating, for it is extremely important in that it greatly affects the overall conclusions about noise trends. For example, Figure 8.13 shows the impact of four different, yet quite feasible, scenarios. Firstly, we can either choose to include or ignore the remaining old noisy B707 and DC8 types that are still numbered amongst the total world fleet population, since they virtually never appear at major airports and their noise problem is reserved for "underdeveloped" areas. Secondly, we could reduce the significance of the number of operations as aircraft become quieter and this, combined with the B707/DC8 issue, would provide a range of trends that would allow conclusions to be drawn, ranging from "do nothing; everything is going to get better for the next twenty years" to "plan for an upturn in airport annoyance before the end of the century".

Figure 8.12. Projected noise exposure trends.

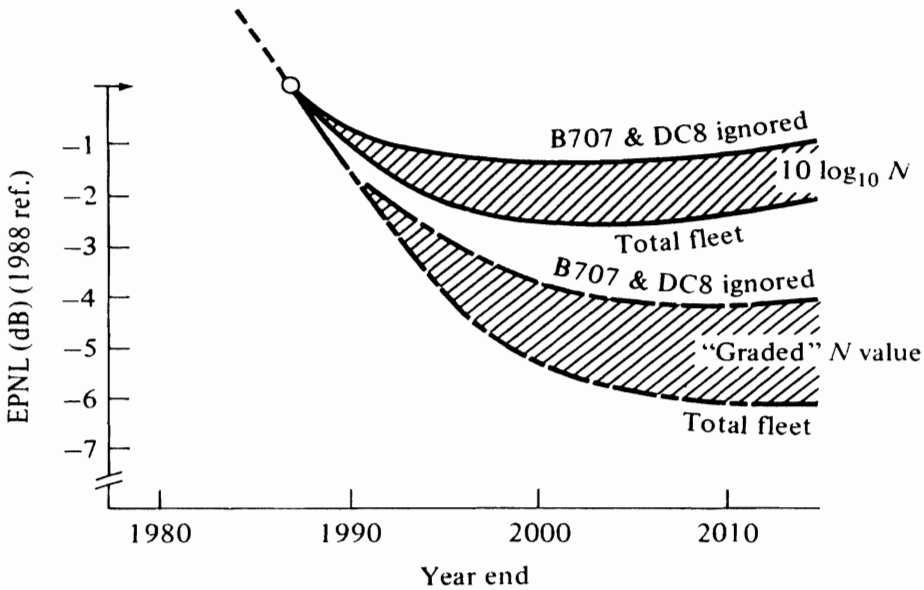


Such a dichotomy merely indicates how sensitive exposure indices are to changes in "opinion" and shows that they cannot always be relied upon entirely in making decisions. For example, one cannot allow future research and development plans to be dependent upon suspect judgments made in the psychoacoustic field, for it takes far longer to apply the beneficial findings of noise research than it takes to alter the ingredients of an exposure model!

Nevertheless, if we look at the facts surrounding the attribution of different levels of importance to the "intrusion" element of frequency of operations, we can support the more optimistic trend for the future. The reason for this, expressed diagrammatically in Figure 8.14, is that the importance attributed to the frequency factor must vary according to absolute noise level, which, in turn, relates to annoyance level, depending upon the time of day. The fact that the NNI was devised in the 1960s and most other indices in the 1970s suggests that we should be looking to a value of less than $10 \log_{10} N$ as the fleet becomes even quieter in the 1990s, and that we should be using different values in different communities and at different times of the day because the mean local noise levels are different.

Put simply, the $15 \log_{10} N$ factor used in the NNI has always been unrealistic since the metric was developed in an era when jet aircraft were both novel and extremely noisy and, as has been explained in

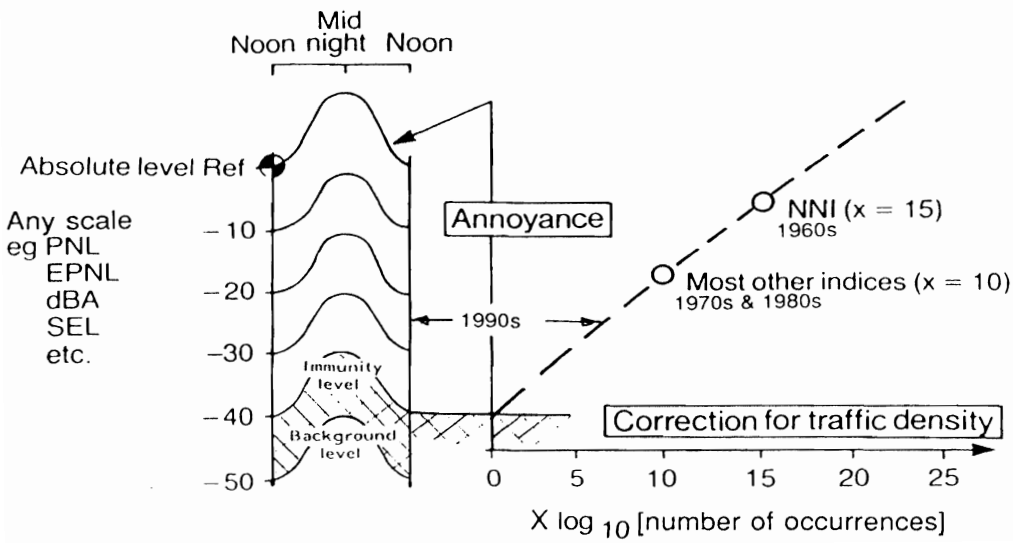
Figure 8.13. The importance of the number of operations in noise exposure evaluation.



Chapter 1, "number" was not uncorrelated with absolute level in the baseline social surveys. Other noise indices, developed subsequently in the United States and in areas where air travel is a common feature of everyday life, utilise the lower value of $10\log_{10}N$. Even so, these later metrics were developed from data acquired at a time when the fleet was still dominated by fairly noisy low-bypass-ratio-powered aircraft. In other words they were, and still often are, considerably noisier than the aircraft that are now progressively replacing them. Nobody has yet experienced an "all-turbofan" environment – even the most recent study in the United Kingdom,[152] which finally recommended that a value of 9 or $10\log_{10}N$ should be used in the NNI, was constructed around surveys of reactions to operations of the 1960s and 1970s, which were nearly all old-technology aircraft. By the time the higher in-service noise levels fall further – by as much as 10 dB at a given aircraft size – it is more than likely that the importance of the number of operations will have diminished considerably. Certainly, when aircraft noise levels fall below the general background level, there can be no impact from the number of operations, other than pure emotion about aircraft.

Figure 8.14 postulates that, although a correction of $10\log_{10}N$ is appropriate to areas affected by comparatively high levels of noise (i.e., those very close to the airport), a lower value of $5–7\log_{10}N$ will probably be more appropriate to the bulk of communities as noise levels fall progressively through to the end of this century.

Figure 8.14. The reducing importance of the number of operations as aircraft noise levels fall.



This being the case, then the likely overall trend in noise exposure (at constant noise technology) should be downwards for the next twenty years or so – perhaps not by as much as indicated by the lowest curve in Figure 8.13, but quite possibly by the amount indicated towards the top of the "graded" band. That would be a further improvement of about 60% of that already realised from the application of the turbofan.

This is an important conclusion, which, at first sight, suggests that the manufacturing industry can fold up its research programmes and sit back and wait for the application of high-bypass technology to solve the airport noise problem. Of course, this is extremely unlikely to reflect the true picture. New and expanding airports will always experience an increase in noise exposure. Moreover, what of new aircraft types and the new sound character that open rotors will generate? What about future supersonic aeroplanes? What about the wider use of helicopters? All these represent a substantial challenge in containing the situation, rather than improving it, for they lie outside the bounds of the generalised trend in noise versus bypass ratio given in Figure 8.10. For this reason, the industry worldwide has judged that it is not yet the time to cut back on noise research and, indeed, in several of the new technology areas, is expanding its activity.

Although we can hope that the situation will continue to improve, both the industry and government must plan ahead as far as a quarter of a century to ensure that the noise problem will not reemerge to the same degree as it did in the 1960s. This planning must take the form of structuring research programmes, efforts to control airport noise and international legislation to meet the needs of the twenty-first century. The developing fleet of new, quieter aircraft must be encouraged at the expense of the geriatrics, which must be phased out of service as quickly as possible.[51] The proposed moves in this direction in both Europe and the United States[30] must be enacted. The cost is by no means unacceptable to the business and, with the U.S. airlines[31] ready to cooperate in return for limited immunity at the airport, there must be some hope that positive action will result.

8.4 The direction of legislation

The foregoing sections have described the likely trends in airport noise through the next century. The achievement of an improved environment is as much a function of society's willingness to control the situation through legislation as it is the manufacturers' ability to make technological advances.

Noise legislation has grown out of hand, without any serious inspection of its continuing appropriateness to a changing airport noise climate. Since the original FAR Part 36 and ICAO Annex 16 were adopted in the early 1970s, there have been more amendments and modifications than new types of aircraft produced. In less than two decades ICAO has maintained active working groups that have been considering each class of aircraft and have held nine full-blown meetings on the subject and have scheduled a tenth for 1991. In the United States, FAR Part 36 has been modified on fifteen occasions and augmented by a technical "bible" of do's and don'ts in testing. With these changes, the political infant's insatiable appetite had caused it to grow from a simple "new aircraft-type" certification concept, affecting only the noisier jets, to consume all other jets, propeller aircraft (light and heavy separately), supersonic transports, and helicopters. In its time, and in its quest for power, it has also looked hungrily at the noise caused by thrust reversers and auxiliary power units. However, during the whole of this process of refinement, the one element that has never been addressed, with any positive outcome, is the relationship between noise certification and everyday operation, and the meaningfulness of the certification process in actually controlling noise at the airport. It is one thing to specify a series of standards the manufacturer has to meet, but quite another to determine a clear policy on the control of noise at the airport, and to act accordingly.

In the late 1970s, ICAO made an attempt to alter the basic framework of its noise certification scheme so that it would relate more closely to operational reality. However, all the various proposals were discounted on the basis that "the devil you know is better than the devil you don't". Despite this, and the fact that it was always stated publicly that noise certification was a tool for controlling source noise, not an operational (airport) tool, even the FAA fell into the trap of publishing listings of aircraft noise levels based on certificated data,[35] in a form that they thought might be useful to airport operators in determining their local operating rules. They even went so far as to devise night-operation strictures for their own Washington National Airport,[12] which were based on certificated noise numbers, albeit converted to the more generally applicable dBA scale.

As a result of all the attention it has received over the years, the noise certification process is now so complicated, time-consuming and expensive to the industry that one has to question its relevance. The three-point, fixed-distance, concept has outlived its usefulness – for one thing, some aircraft have become so quiet that measuring them at

the original three reference points presents problems in interference from everyday background noise and, for another, the measuring distances are only representative of large airports. To be useful over the remainder of the century, the current noise certification structure needs to be dismantled, and only the successful technical components used to reassemble a system that is directed both at controlling airport noise and at providing an incentive to the manufacturer to do better than the standards demand. In my opinion, this would require an enlightened approach, which, unfortunately, is probably beyond the reach of established government thinking for it needs to embrace radical features, such as the abolition of the fixed-measurement distance and the noise-versus-number-of-engines-and-weight syndrome. The reasoning is as follows:

Although most nations have adopted the standards laid down in ICAO Annex 16 as a basic requirement to be met by the aircraft manufacturer, they all tend to devise their own separate control measures to deal with the problem at notoriously noise-sensitive airports. In some cases, national controls have been established. Examples include landing fees "graded" according to noise generated,[15] operational restrictions at night,[36] and refusals to permit older aircraft to be imported and added to the national register.[9] In establishing these subsidiary control measures, a popular indicator of noise impact is the size of a contour or constant noise level, reflecting the long-term noise exposure pattern at the airport, or the individual noise "footprint" that each aircraft movement stamps on the local community. Usually, there is a particular contour (set at a critical noise level) that defines the boundary between acceptability and unacceptability, and in some cases defines the way in which the public are treated. For example, in the United Kingdom, the 55 NNI contour is used to determine whether local residents can claim financial support in the cause of insulating their houses against aircraft noise[16] and the 35 NNI contour is generally regarded as the boundary of disturbance. Contour area was also used for ten years to define whether or not particular aircraft could use London's major airports at night and, recently, the concept has been extended for a further five years[36] to encourage wider use of the quieter types now entering service.

The use of contours to indicate a boundary of acceptability avoids some of the pitfalls of defining aircraft as "quiet" or "noisy" according to certification status, where absolute noise levels can vary widely in satisfying a standard whose critical dimensions are weight and number of engines. To say that aircraft that can comply with a particular

certification requirement meet a superior technology standard and, by implication, those that cannot are unacceptably noisy causes no end of confusion. In the late 1970s, one U.S. airline satisfied its local airport requirements by replacing some older aircraft (those that could not meet the basic requirements of FAR 36) with aircraft that were compliant, and by implication environmentally acceptable, only to find that the new aircraft were, in fact, noisier in service and produced a higher complaint rate because they were physically bigger! It is easy to see how a fully laden 450-passenger quiet Boeing 747 at some 400 tonnes can cause far more annoyance than a noncompliant small but older aircraft with less than 100 seats. On take-off, the quiet Boeing 747 is allowed to generate up to 16 EPNdB more noise than the noisy smaller aircraft! This represents a threefold increase in annoyance and, clearly, is ridiculous when used as an operational bill of health. Equally odd is the fact that the same Boeing 747 can be deemed compliant with the latest requirements and operate from the same airports over the same routes as a DC10 that is up to 3 EPNdB quieter but is considered noncompliant because, in having one less engine, it has to satisfy a more stringent noise standard!

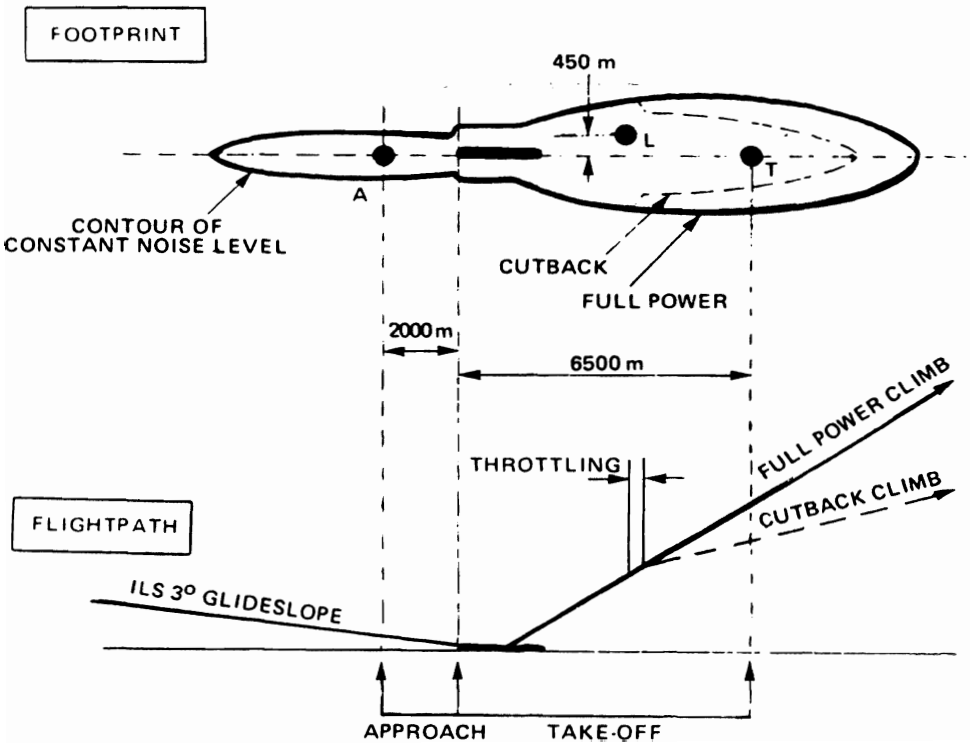
This is why noise certification and, in particular, its inappropriate application to the wider sphere of airport noise control, causes so many problems. One is forced to ask the fundamental question, "If contour-based methodologies are appropriate in addressing the real problem at the airport, why should they not be used in the noise certification process?" Arguments mustered in opposition to a contour-based process, apart from the fact that the noise business will have to get out of its established rut, are fairly tenuous. Some of them come from the industry, which has learned to live with FAR Part 36 and Annex 16 and the officials who administer them, and fear that change would automatically mean increased severity (as has usually been the case in the past). However, the majority of objections come from administrators, who argue that the public would not understand major change; but how much of the general public understands the complexities of noise certification in the first place? The only credible counterargument is that contours are extremely difficult to compute with accuracy, and even more difficult to validate experimentally (see Section 7.2). Hence, it follows that one could never hope to develop a certification scheme that relied on the precise definition of the detailed noise footprint from any given aircraft operation. To fully define an individual noise footprint, numerous measurements of the take-off and approach noise at different distances and different power settings

would be necessary. This would be an extremely expensive business and would put even greater emphasis on the need for a stable test atmosphere than the current certification requirements do, with consequent increased delays to test programmes. Even so, this is no insuperable barrier to the use of the contour philosophy in certification, or indeed to the retention of the three basic measuring points, albeit on a "floating" basis.

8.5 The "pseudofootprint"

There are many variables to consider when computing the individual contour of constant annoyance, or footprint, associated with a single aircraft operation, but a standardised and idealised "pseudofootprint" could be calculated for the purposes of noise certification. The approach and take-off segments that comprise the total footprint of an aircraft operation into and out of an airport are shown in Figure 8.15, and they can be approximated simply and quite acceptably by ellipses. Three conditions have to be considered, take-off with full power, take-off with "cutback", and approach-to-landing. Cutback refers to operation at reduced engine power for noise abatement pur-

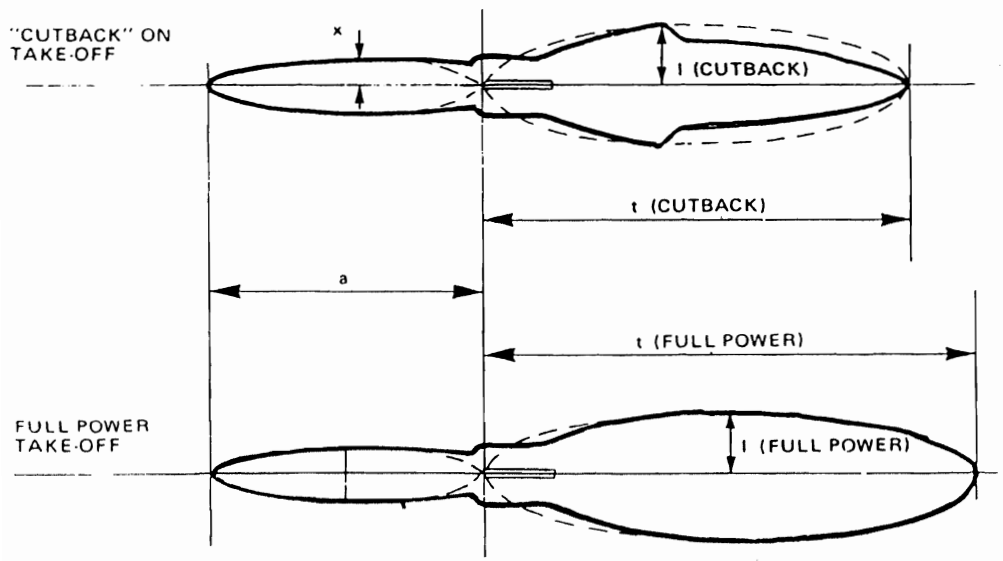
Figure 8.15. The noise footprint.



poses and is permitted in the legislation, once a safe altitude has been reached. As is shown in Figure 8.16, simple ellipses fit the shape of the (full-power) take-off and approach contours extremely well, but there is a divergence in the case of take-off cutback, where the slimming of the contour after power reduction is not well represented. On the other hand, the cutback procedure is a noise abatement device of somewhat dubious overall impact in the community. For one thing, high-bypass-ratio engines have a far "flatter" noise-versus-thrust relationship than older jets and, for another, any benefits from cutback are critically dependent upon local urban development patterns (see Section 2.4). Moreover, for air traffic control reasons, cutback is being used less and less, and, even where it is used, any lower noise levels in the vicinity of the airport as a result of power reduction are counterbalanced by a reduced aircraft climb path and, often, an increase in noise downstream of the airport when higher engine power is reestablished for the climb to cruising altitude. There is no magic in the process, for the total energy required to get the aircraft to cruise altitude remains the same no matter how the procedures are juggled.

Hence, any overestimation of the area made in a footprint-approximation exercise might well reflect the fact that the procedure is not worth all that it appears to be at first sight. On balance, therefore, the simple elliptical approximation of the pseudofootprint is probably more appropriate for the purpose of examining the relative annoyance

Figure 8.16. Approximation of footprint area with ellipses.



of different aircraft than the several current "indicators" derived from the certification process.

From Figure 8.16, it can be appreciated that all that would be necessary to establish the area of a pseudofootprint would be a determination of the "closure distances" to the longitudinal and lateral boundaries of the contour of a selected noise level, for both the take-off and approach cases. In practice, this would mean determining the length of both the take-off and approach ellipses (T and A), but only the width of the take-off contour (L). The approach contour, in being generated from the constant-speed, constant-thrust descent down a fixed 3° approach path, produces an ellipse of a regular aspect ratio, and the width is predetermined by the length and does not need measuring. The three closure distances that do need to be determined could be ascertained from tests via a simple modification to the current certification process – that is, by making the three measuring points "float" so as to determine the position at which any particular aircraft generated a chosen noise level, rather than by determining a noise level at a fixed distance, as is currently done. Providing the reference noise level was chosen sensibly, there would be few technical difficulties.

In fact, the benefits would extend to the technicalities of testing for compliance demonstration. For example, some of the laborious and detailed correction procedures and equivalencies that have been built up over the years could be abolished. The important tasks would be to anchor the policy in respect of the mode of certification control in a contour-based philosophy and to select the most appropriate noise level to act as the reference.

8.6 The "reference" noise level

Here, there are two interrelated factors to consider: the noise unit and the reference noise level. Any basic change in the certification scheme would allow authorities to consider changing the noise unit embodied in the process. Many people feel that the EPNdB has now outlived its usefulness and that a simpler and more widely appreciated unit is needed, preferably that recommended for noise-contour purposes – the sound exposure level, or SEL. This is a duration-corrected dBA-based measure, which, if used, would provide for better airport noise read-across since local airport noise restrictions and associated monitoring processes often adopt the dBA. But it is a separate debate and, for the moment, let us assume that the EPNL is to continue to be the definitive rating scale.

This being the case, the selection of the standard reference noise level of the scheme would have to be decided on the basis of the few important criteria:

> *relevance:* In terms of the airport noise scene – by encompassing that proportion of the local population who can honestly be defined as affected adversely or "impacted" by aircraft noise.
>
> *sensibility:* From the technical standpoint – high enough to ensure that there were no data loss or background noise problem in the measurement process, as is the case with current requirements.
>
> *meaningfulness:* In terms of today's noise requirements – for continuity, that is, somewhere in the range of noise levels currently specified in the rules.

Since today's requirements span a wide range of EPNL values, between 89 and 108 (which represents a fourfold change in annoyance), this latter constraint is not particularly restrictive. However, from the point of view of ease of measurement, the value ought to be towards the upper end of the current scale rather than the lower end, to avoid the signal being corrupted by local ambient and data-system background noise. Consideration of a level that might be appropriate in terms of community reaction leads to the same conclusion; a figure as low as 90 EPNL only borders on the fringes of reality, in that it would produce large closure distances and extremely large and suspect contour areas; conversely, a level of 110 EPNdB is only experienced very close to the airport runway.

On balance, a value of 100 EPNL would seem to satisfy most criteria, since it would not produce noise contour areas so large as to be meaningless, or substantially different from any "real" contour that might be established from operational measurements.

8.7 Certification control

As to the mode of certification control, this could either be done by applying a constraint on the overall pseudofootprint area, or by the more direct application of upper limits to the distances from the airport at which 100 EPNdB is attained. The certification limit, either in terms of the closure-distance or footprint area, needs defining. That is the political problem.

If one looks at the numerical values that result from computing the pseudocontour area, or integrated noise area INA, at 100 EPNL for a

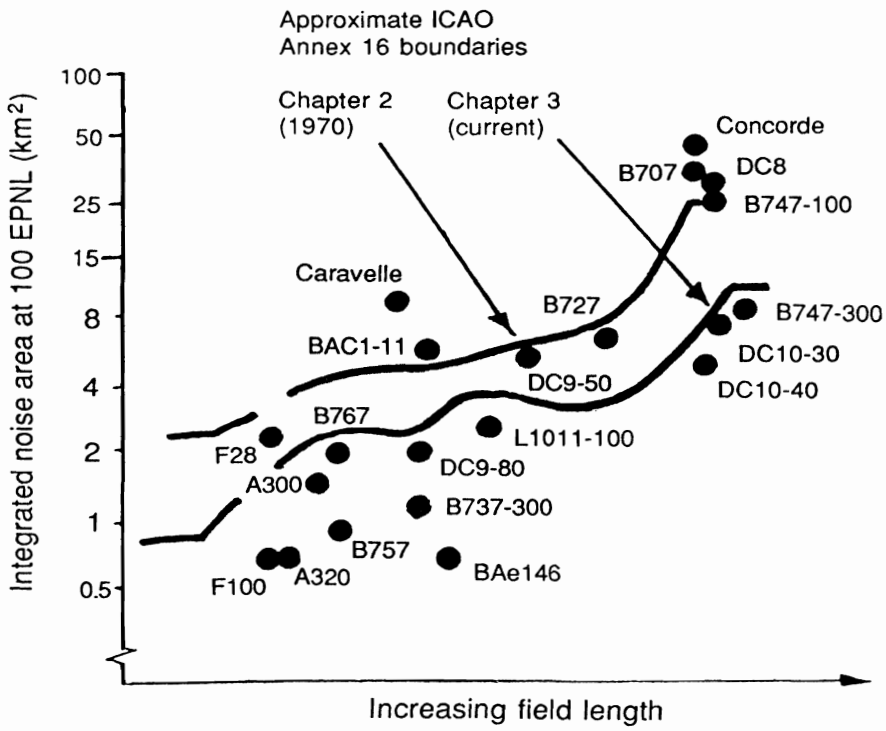
range of aircraft, one arrives at the listing of the form shown in Table 8.3. Although only "guesstimates" from published noise data, there is a tremendous range of areas, from as high as several thousands of hectares, or tens of square kilometres, in the case of older aircraft, to less than 1 km^2 with modern types. This makes it clear just what the 19-dB spread of the current Annex 16 requirements means in terms of population affected by aircraft noise. To understand what such large area variations mean, it is necessary to plot these data in a different manner to that currently utilised, that is, not simply on an aircraft take-off weight scale, but in a way that reflects the performance capability of each aircraft out of a given airport and compares its noise with that of other aircraft using the same runways.

Table 8.3. *Construction of the integrated noise area metric*

Aircraft	Typical certification levels (EPNL)			Approx. 100 EPNL closures (km)			INA (km^2)
	Lateral	Take-off	Approach	*l*	*t*	*a*	
Concorde	116	110	116	2	10	11	50
Boeing 707	112	112	115	1.54	11	10	42
DC8-60	108	115	115	1	14	10	38
B747-100	103	110	114	0.77	10	9.5	27
Caravelle 10	102	97	107	0.54	6.0	6.0	10.7
B747-2/300	101	105	106	0.55	8.2	3.8	9.0
DC10-30	99	103	107	0.41	7.2	4.2	7.4
B727-200	103	100	103	0.58	6.5	2.8	7.1
DC9-50	103	97	102	0.58	4.7	2.5	5.3
DC10-40	96	100	105	0.32	6.5	3.4	5.0
B737-200	102	95	103	0.54	4.1	2.8	4.7
BAC1-11 3/400	103	94	102	0.60	3.9	2.5	4.7
L1011-100	95	97	103	0.25	5.0	2.5	3.0
F28-4000	98	101	101	0.38	2.9	2.3	2.6
B767	96	87	102	0.30	2.2	2.5	2.0
MD (DC9)-83	97	92	94	0.33	3.2	1.2	1.9
Airbus 300	92	90	102	0.20	2.6	2.3	1.6
B737-300	92	85	100	0.19	2.0	2.0	1.2
B757	93	85	95	0.22	2.0	1.2	0.9
Airbus 320	92	86	92	0.19	2.1	0.8	0.7
BAe 146	88	85	96	0.13	2.0	1.3	0.7
Fokker 100	90	86	94	0.16	2.1	1.1	0.7
Approximate ICAO Chapter 3 equivalents:							
Maximum limit	103	106	105	0.58	8.0	4.0	10
100-tonne trijet	98	96	102	0.38	5.0	2.3	4
Small twinjet	94	89	98	0.27	2.5	1.7	1.5

The simplest indicator of the size of airport that any given aircraft can utilise is the aircraft's "field length" under all-engines-operating conditions. This dictates the minimum distance in which an aircraft can take off or brake to a standstill after landing. In Figure 8.17, the 100 EPNdB INA has been plotted against aircraft field length. Naturally, those aircraft requiring the longest runways appear highest on the INA scale. These are usually the long-range three- and four-engined types, with a long take-off run. Here, some considerable contour area is attributable to the ground-roll régime and, because the climb performance of these aircraft is not sparkling, the take-off contour is extended even further. Also plotted on this illustration is a rough indication of where the original and latest certification requirements fall. The ragged representation of contour area afforded by the certification criteria results partly from the original decision to treat noise levels as a function of weight and partly from the 1977 modification to introduce the number of engines as a crude performance parameter. There is no clear relationship between airfield performance and the noise limits imposed. Had contour area been used as a basis for the original

Figure 8.17. Integrated noise areas compared with noise certification requirements.



certification requirement, straight lines or second-order curves would have been drawn against field performance rather than aircraft weight, and some of the currently "compliant" aircraft would not have been awarded a noise certificate; equally, some "official" renegades might well be upright citizens. Such a situation might have better reflected general public opinion, for it is noise that awakens people and not the aircraft's pay-load, range, number of engines or certification category!

However, because of the wealth of experience gained and measured data taken, any new certification methodology would have to make allowances for decisions taken in the past. Therefore, in the first instance, if the new scheme were made applicable only to "new type designs", it could be objectively framed to stand the system in good stead for the future.

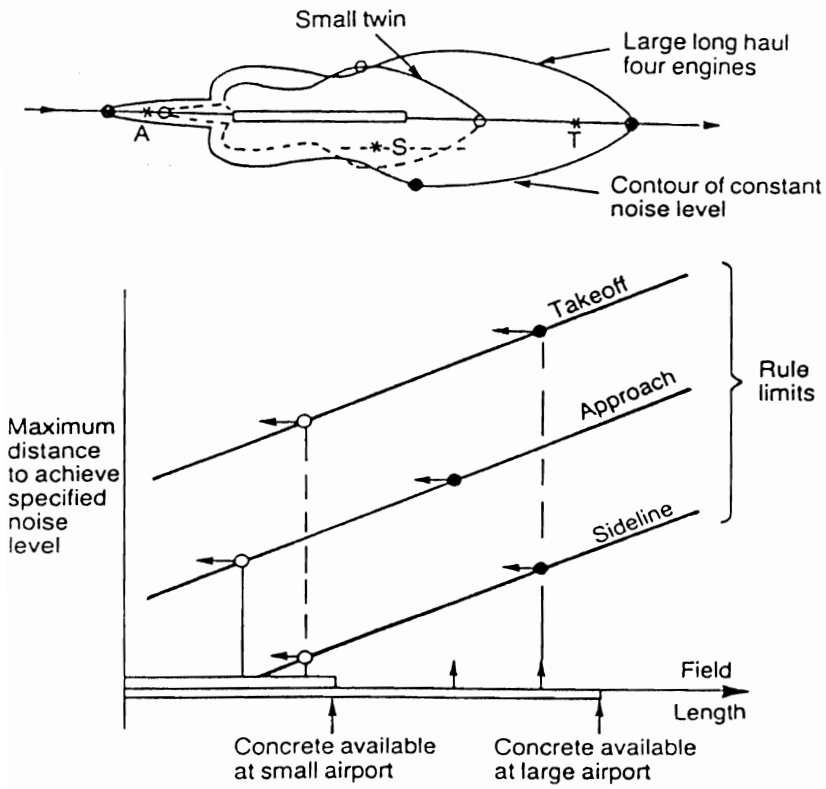
This could be accomplished by relating the maximum permitted closure distances to those achieved by Annex 16 (Chapter 3) compliant aircraft today, but on a field performance basis rather than on an aircraft take-off weight scale. Since field performance defines the smallest airport that an aircraft can use, it has a bearing on the proximity of the community in day-to-day operations and, hence, perceived annoyance. Short-runway aircraft would be expected to have smaller closure distances than aircraft operating solely from long runways at large international airports (see Fig. 8.18).

One useful advantage would be that there would no longer be any need for a trade-off allowance. This is today's escape clause for an aircraft that is critical under one of the three certification reference conditions but well-compliant under either of the others. Some aircraft have had to rely on the maximum trade allowance to meet the noise rules, with the result that they may be classified in a "quieter" bracket than they deserve. Under a performance-related scheme, if an aircraft failed to meet the standard, it would have to take a field-length penalty in operation, by an amount sufficient to allow it to meet the standard at the greater closure distance, whether it be sideline, take-off or approach. This could well exclude operations from critical (shorter) fields, and the pressure would certainly be on to "fix" the problem by quietening the aircraft. The clear advantage would be that no aircraft would fail to receive a noise certificate, but some might well be restricted to using only the largest airports, where they would not be offensive, until their noise had been reduced. Alternatively, like today, they could take a penalty via a reduced take-off weight, giving a better rate of climb and reducing the footprint closure distance.

8.8 Relationship to the airport

The areas plotted in Figure 8.17 actually do give some direct indication of overall annoyance, although they neglect the fact that there is an effectively "sterile" area owned by the airport, which is proportional in size to airport capacity, and which should be subtracted from the INA before the scale could be considered an absolute indicator of annoyance. Subtraction of the airport area from the equation would then give some indication of the number of people (or area of land) influenced by a particular aircraft in its everyday operation. As an example, in Figure 8.19, an area notionally attributable to the airport property limits has been plotted and the relative annoyance of different aircraft now becomes a function of how far any given aircraft INA protrudes beyond the airport property boundary. Interestingly, taken on an average basis, the aircraft INA values plotted fall substantially parallel to the property boundary line, indicating that perhaps a ratio of aircraft INA to notional airport area might be another way of

Figure 8.18. Certification standards set according to principal contour dimensions.



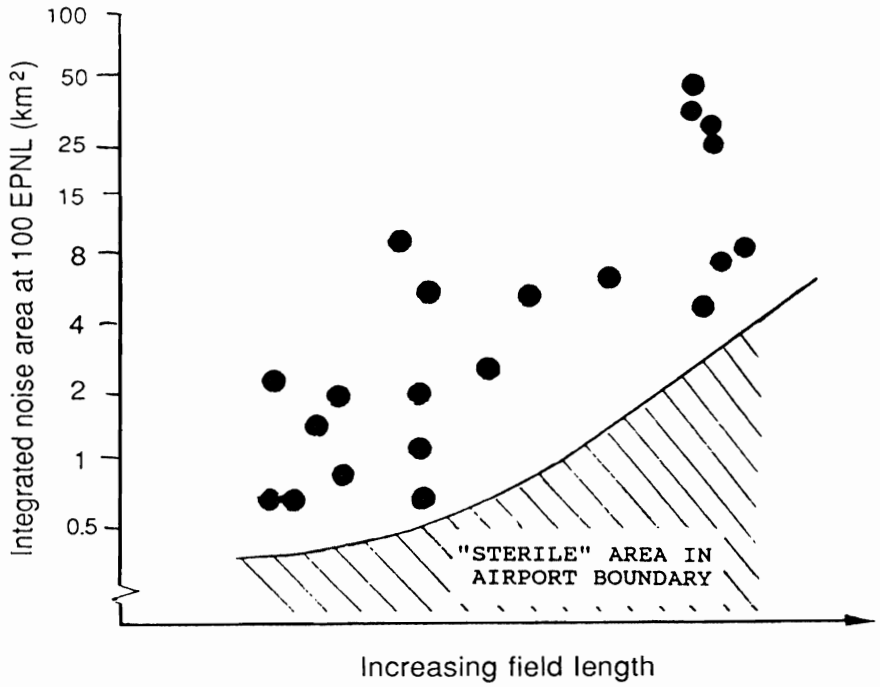
providing an indicator of annoyance. Perhaps this is a concept that might find favour with the airport operator?

8.9 The future – a summary

Common sense, or a "seat-of-the-pants feel" for the future airport noise situation, suggests that things are going to get progressively better as modern technology replaces the older engines in the airline fleet. Established noise exposure methodologies deny this by predicting an upsurge in the noise problem in about ten years' time. The reason for this is entirely the effect of the increasing number of aircraft in the world fleet. We shall have to wait to see whether the methodologies are wrong, or whether the aircraft noise control "business" is to flourish. In the meantime, the industry cannot afford to sit on its hands and travel hopefully, for it needs to ensure that its products satisfy future environmental demands. Noise is an operational shackle that needs to be cut away to allow the airlines to concentrate on more important issues.

If the problem does remain with us as the fleet grows, progressively

Figure 8.19. The relationship between integrated noise area and size of airport.



tougher, yet enlightened, legislation should be used to encourage competition and reward technical excellence in producing quieter aircraft. At present, it is left to those individual airport authorities who are at liberty to set their own noise limits to force that competition and reward the better product. Government should take a leaf from the local airports book and echo their more positive approach to the problem by updating legislation to meet the needs of the twenty-first century.

9

Review

The aircraft noise problem is an environmental "minus" that was born alongside the commercial gas turbine aeroengine more than thirty years ago. The issue came to a head in the 1960s, around the time when the number of jet-powered aircraft in the commercial fleet first exceeded the number of propeller-powered aircraft. During that decade, significant sums of money were expended in research and development exercises directed at quietening the exhaust noise of the subsonic fleet and in researching the noise of even higher-velocity jets that would have been a major problem if the supersonic transport had become a commercial success. Later in the 1960s, with the advent of the bypass-engine cycle, the emphasis was more on the noise generated inside the engine, with the large proportion of the extensive research funds necessary being provided by the taxpayers in those nations with aircraft- and engine-manufacturing capabilities.

Government action was not only limited to supplying the funds for research contracts, but major nations cooperated on a political front to develop noise certification requirements that were demanded of the manufacturers of all new aircraft produced from 1970 onwards. Coincidentally, technology moved forward and produced the high-bypass or turbofan-engine cycle, which, in reaping the benefits of the accelerated noise programmes of the 1960s, was only about one-quarter as noisy as the engines it replaced. Initially, however, the turbofan cycle was limited in its application to the new breed of larger wide-body jets, which had at least twice the passenger-carrying capacity of their forebears. As a result, the heavily utilised medium- and short-range sectors of the market remained powered by older engines with a high noise output. It was not until the 1980s, when, for sound commercial reasons (including meeting noise limits at airports), turbofan technology began

to spread into this sector of the fleet and the benefits of the research work of the 1960s began to be felt fully, some twenty years on. Some of the older aircraft with many years of useful life ahead of them were, and still are being, reengined with turbofans.[44]

Even so, such is the working life of a commercial aeroplane that, even today as we look forward to the twenty-first century, still less than 50% of the fleet is made up of aircraft that are powered by turbofan engines. It will be well into the next century before all the older aircraft naturally work their way out of the fleet or are reengined with turbofans. By that time, and barring a world upheaval, the commercial fleet will have grown by over 50%, and this bigger fleet will be operating in ever-more congested flight patterns around the world's major airports. Where airports reach the limit of their capacity, new airport developments will bring the noise issue to a wider sector of the community.

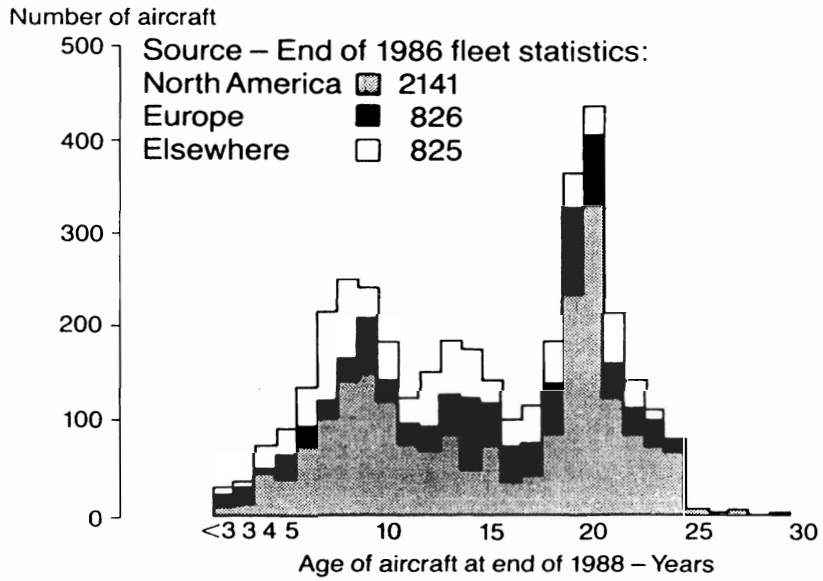
Despite the reductions in absolute noise level that modern technology will bring to the high proportion of the fleet that is still "noisy", conventional techniques for predicting noise exposure do not foresee a continuing decline in the noise problem through to the next century. Indeed, they indicate an upswing in the problem in about ten years owing to the increased number of operations. It may well be, as has already been argued, that these predictions are not valid in the climate where individual aircraft noise levels are declining, but industry and government alike cannot afford to assume that the problem is now going to disappear. One major aircraft programme suffered badly from the assumption of success rather than having the technology available; that was the Concorde, an aircraft that would never have achieved noise certification under the original subsonic rules of 1970, let alone met today's regulations.

From industry's standpoint, the message has been well taken and there is ample evidence of continuing research programmes directed both at the conventional turbofan and new propulsion concepts, including the open rotor. From the government's standpoint, there must be a realisation that the controls hitherto exercised have been negatively structured and have failed to encourage competition throughout industry. They have not, however, failed to add to the industry's cost burden. The application of noise technology to the modern turbofan, at least sufficient to satisfy the latest certification standards, costs up to 1% in fuel consumption plus the loss of pay-load to the tune of one passenger and associated luggage per engine. In the mid-1970s, the largely cosmetic application of the original certification rules to the

fleet of low-bypass-ratio-powered aircraft cost anything up to three times the fuel consumption penalty, by virtue of the aerodynamic losses caused by jet noise suppressors and internal nacelle treatment that had to be accommodated. It has been estimated that, combining the cost of the restrictions placed on operations, including the extra distance flown in using "quiet" corridors, with the costs incurred by the public and government, more than $1 billion changes hands each year in the pursuit of ways to minimise aircraft noise. Any new legislative initiatives from what has proved to be an administrative growth-industry in the past twenty years, must now be seen to be cost-effective. Those noise-control actions already taken that could be described as cost-effective, in that they have both reduced noise and encouraged competition, are restrictions imposed by local airport authorities, not generally by national governments. Here, the proof of quiet technology brings with it rewards in the form of greater freedom of operation.

The noise problem has thus far been limited to the developed and relatively prosperous nations. As air transport spreads its attractions to new areas, there will be increased awareness of the noise issue and environmental demands from nations hitherto passive on the subject. Whilst the industry bears a heavy responsibility for ensuring that its products are environmentally acceptable, both in existing and new markets, government bears the responsibility for ensuring that protec-

Figure 9.1. Age and distribution of the short- and medium-range "Stage 2" aircraft fleet.



tion of the environment is encouraged directly, and that legal controls are exercised in an enlightened and rewarding manner. A suggested alternative approach to legislation has been given in Chapter 8.

In my opinion, whatever the predictive routines and the weighting factors embodied in the variety of existing exposure methodologies indicate about the future, the airport noise situation will continue to improve. Today, close on 4000 aircraft, or half of the total commercial fleet, consist of old and noisy medium-ranged aircraft, most of which are powered by the JT8D, the most numerous civil jet engine ever produced. However, as Figure 9.1 shows, around half of these have now used up a high proportion of their useful life and will be retired well before the end of the century. The remainder are currently a target for reengining with turbofans,[44] and one only has to recognise the way in which engines like the CFM-56, the IAE-V2500 and the RR-Tay will be replacing the JT8 in the coming years to realise that the problem of jet mixing noise will soon be a thing of the past. One day, jet noise may well be replaced by other sounds – low-frequency drones from open rotors or midfrequency whines from extremely high bypass-ratio turbofans – but the deafening roar of the jets of the 1960s should never be with us again. Legislation assures us of that; modern technology allows such an assurance to be made.

APPENDIX 1

Noise levels, scales and indices

The terms "level", "scale" and "index" are widely used in aircraft noise assessment. **Level** is taken to mean the quantity of noise, whether it be based purely on the physical measurement (e.g., sound pressure level) or subject to subsequent adjustment for human perception (e.g., perceived noise level). The level is measured against a **scale** (e.g., perceived noise level is assessed against the perceived noise scale, in units of PNdB). The term noise **index** refers to a numerical description of the impact of noise on the human being, taking into account not only the measured level and any adjustment for physical reaction, but also other factors such as duration and number of occurrences, and the ambient background level. The following are the most commonly used units, scales and indices:

deciBel (decibel): dB – The deciBel is a measure, on a logarithmic scale, of the magnitude of a particular sound intensity by reference to a standard quantity that represents the threshold of hearing. The sound pressure level L is, therefore, given by:

$$L = 10 \log_{10}(P/P_{ref})^2 \text{ dB}$$

or

$$20 \log_{10}(P/P_{ref}) \text{ dB},$$

where

$$P_{ref} = 20 \text{ } \mu\text{Pa}.$$

Note: Table A.1.1 identifies the relationship between pressure, intensity and sound pressure level (SPL) for some common sounds.

Weighted sound pressure level – This is a sound pressure level weighted to reflect human interpretation of the loudness of sounds at different frequencies. Table A.1.2 identifies the A, B, C, D and N weightings.

A-Weighted SPL: dB(A) *or* L_A *or* dBA – This weighting relationship has been approximated on measuring instruments by a single electronic filtering network, and a close approximation of the A-weighted sound pressure level can be obtained directly by using many commercial sound-level meters.

B-Weighted SPL: dB(B) *or* L_B *or* dBB – The B weighting is similar to the A weighting but reflects human reaction to loudness at a level 40 dB higher. In practice it has little use, since it offers no clear advantage over the A weighting.

C-Weighted SPL: dB(C) *or* L_C *or* dBC – The C weighting is similar to both the A and B weightings except that it reflects human reaction to loudness at a level 30 dB higher than the B weighting (i.e., 70 dB higher than the A weighting). Again it offers no clear advantage over the A weighting network, but it has been used to describe sonic boom overpressures.

D-Weighted SPL: dB(D) *or* L_D *or* dBD – The D weighting exists solely for the purposes of describing aircraft noise and, unlike the A, B and C scales, it is based on annoyance rather than loudness and has been used in airport-monitoring systems as the basis of an approximation of PNdB.

N-Weighted SPL: dB(N) *or* dBN – The N weighting was established by the SAE in ARP 1080 in an attempt to produce an alternative to existing weightings of the late 1960s. It is based on the 40-Noy relationship

Table A.1.1. *Relationship between sound pressure, relative intensity and SPL*

Description of noise	Sound pressure (Pa)	Relative intensity	Sound pressure level, L (dB)
	200	10^{14}	140
Permanent hearing damage		10^{13}	130
Threshold of pain	20	10^{12}	120
Very noisy jet		10^{11}	110
Discothèque			
Steel riveter at 5 m	2	10^{10}	100
Inside noisy bus			
Noisy factory		10^{9}	90
Old subway train interior			
Noisy traffic in city	0.2	10^{8}	80
Loud party conversation			
Average factory		10^{7}	70
Supermarket			
Loud conversation	0.02	10^{6}	60
Busy office			
Average office		10^{5}	50
Living room			
Public park	0.002	10^{4}	40
Library			
Private office		10^{3}	30
Bedroom			
Whisper	0.0002	10^{2}	20
Soundproof room		10	10
Threshold of hearing (reference pressure)	0.00002	1	0

of the PNdB scale and follows closely the dBD weighting over its (smaller) frequency range.

Noise level: NL – This is an A-weighted sound pressure level as measured directly using a sound-level meter on "slow" response, as per ANSI 4-1983. It is specified by the California Department of Transport for monitoring airport noise.

Perceived noise level: PNL *or* L_{PN} (in units of PNdB) – Again, this is a weighted sound-pressure level, but in this case the weighting reflects human annoyance to sounds at different frequencies and levels. The scale was devised specifically for the purpose of describing aircraft noise, and is the basis for the effective perceived noise level.

Table A.1.2. *Weighting schemes – based on loudness (A, B and C) and annoyance (D and N)*

Frequency (Hz)	Correction (dB)				
	A	B	C	D	N
20	−50.5	−24.2	− 6.2	−20.6	—
25	−44.7	−20.4	− 4.4	−18.7	—
31.5	−39.4	−17.1	− 3.0	−16.7	—
40	−34.6	−14.2	− 2.0	−14.7	−14
50	−30.2	−11.6	− 1.3	−12.8	−12
63	−26.2	− 9.3	− 0.8	−10.9	−11
80	−22.5	− 7.4	− 0.5	− 9.0	− 9
100	−19.1	− 5.6	− 0.3	− 7.2	− 7
125	−16.1	− 4.2	− 0.2	− 5.5	− 6
160	−13.4	− 3.0	− 0.1	− 4.0	− 5
200	−10.9	− 2.0	0.0	− 2.6	− 3
250	− 8.6	− 1.3	0.0	− 1.6	− 2
315	− 6.6	− 0.8	0.0	− 0.8	− 1
400	− 4.8	− 0.5	0.0	− 0.4	0
500	− 3.2	− 0.3	0.0	− 0.3	0
630	− 1.9	− 0.1	0.0	− 0.5	0
800	− 0.8	0.0	0.0	− 0.6	0
1 000	0.0	0.0	0.0	0.0	0
1 250	0.6	0.0	0.0	2.0	2
1 600	1.0	0.0	− 0.1	4.9	6
2 000	1.2	− 0.1	− 0.2	7.9	8
2 500	1.3	− 0.2	− 0.2	10.4	10
3 150	1.2	− 0.4	− 0.5	11.6	11
4 000	1.0	− 0.7	− 0.8	11.1	11
5 000	0.5	− 1.2	− 1.3	9.6	10
6 300	− 0.1	− 1.9	− 2.0	7.6	9
8 000	− 1.1	− 2.9	− 3.0	5.5	6
10 000	− 2.5	− 4.3	− 4.4	3.4	3
12 500	− 4.3	− 6.1	− 6.2	1.4	0
16 000	− 6.6	− 8.4	− 8.5	− 0.7	—
20 000	− 9.3	−11.1	−11.2	− 2.7	—

Tone-corrected perceived noise level: PNLT *or* L_{TPN} (in units of PNdB) – This unit recognises the impact of a protrusive discrete tone on human annoyance by adding a penalty to the perceived noise level. It represents an intermediate step in computing EPNL.

Effective perceived noise level: EPNL *or* L_{EPN} (in units of EPNdB) – The EPNdB is the internationally recognised unit for describing the noise of a single aircraft operation. It was developed primarily for the purposes of aircraft noise certification and uses the earlier established perceived noise level as its basic noise measure. Additionally, it accounts for protrusive discrete tones via the PNLT and for the period during which the noise is 10 dB below its peak (tone-corrected) value, in what is referred to as a duration correction.

Note: The full calculation procedure for effective perceived noise level is given in Appendix 4.

Sound Exposure Level: SEL *or* L_{AE} – This is a dBA-based unit that accounts for duration in the same manner as the EPNdB but, unlike EPNdB, does not correct for discrete tone protrusion. It has been recommended for use in contour analyses by ICAO, ECAC and SAE.

Single-event noise exposure level: SENEL – A variant on the SEL, using a cut-off threshold level below which the energy is discounted. The main use is in noise monitoring, where a threshold trigger avoids the need for continuous recording.

Noise and number index: NNI – The NNI is of British origin and was probably the first noise exposure index to address the aircraft noise issue. It is based on the average (peak) perceived noise level over the daytime period 0700–1900, in the three summer months. It allows for the number of operations (N) by adding $15 \log_{10} N$. It only includes events above 80 PNdB, a level that is considered to be the threshold of annoyance.

Isopsophic index: I – This French index is similar in concept to the NNI, but it covers a twenty-four-hour period with a night-time weighting of 6 or 10 dB, depending on the frequency of operations.

Day/night equivalent sound level: DNL *or* L_{DN} – This is an L_{eq}-type, dBA-based rating that is unique to the United States. The energy is averaged over a twenty-four-hour period but night-time events are weighted by the addition of 10 dBA.

Hourly noise level: HNL – Another U.S. (Californian) index, the HNL is based on the noise energy measured over the period of one hour.

Community noise equivalent level: CNEL *or* L_{CNE} – This is a variant on the DNL. It originated in California and was subsequently adopted by Denmark. Like the DNL, it makes use of the dBA, but with a night-time penalty of 10 dBA and also an evening weighting of 5 dBA.

Total noise load *or* **Kosten unit:** B – This is a rating developed in the Netherlands and is based on dBA. It subdivides the twenty-four-hour period into nine units, with a variety of weighting factors, depending upon sampled community response.

Noise exposure forecast: NEF – This was developed in the United States and was used by the federal auhorities for many years in developing airport noise policies. It was based on the EPNL and drew a distinction between day and night-time operations.

Composite noise rating: CNR – The CNR is an NNI-type unit based on peak PNdB, but with a 13-dB night weighting.

Day/evening night level: DEN *or* L_{DEN} – This is a Danish unit, which, like the CNEL, is based on dBA but draws three distinctions – day, evening and night.

Equivalent level: $L_{eq}(A)$ – This is the unit recommended by the EEC, being a dBA-based L_{eq} derivative that can either be used on a twelve- or twenty-four-hour basis (with different normalisation corrections).

Storindex: Q – This is an L_{eq}-type unit that has a 5-dB weighting for night-time operation and finds favour in the Federal Republic of Germany. An Austrian version uses a 10-dB night weighting.

Weighted equivalent continuous perceived noise level: WECPNL *or* L_{WECPN} – This is the unit that was originally recommended by ICAO for international harmonisation purposes. It is based on the EPNL and draws a distinction between day and night. In practice, it has found little favour other than in Japan, where it is used in a modified form, and in Italy and Brazil.

APPENDIX 2

Abbreviations and acronyms

a	speed of sound (sometimes)
AA	Administration de l'Aeronautique (Belgium)
AACC	Airport Associations Co-ordinating Council (see also AOCI)
AASC	Airworthiness Authorities Steering Committee (European)
ABNT	Associação Brasileira de Normas Técnicas
AEA	Association of European Airlines
AECMA	Association Européenne des Constructeurs de Matériel Aerospatial
AET	Airfields Environment Trust (United Kingdom)
AFNOR	Association Française de Normalisation
AGARD	Advisory Group for Aerospace Research and Development (European)
AI	Airbus Industrie
AIA	Aerospace Industries Association (variously applied in different countries; e.g., in Italy, Associazone Industrie Aerospaziali)
AIAA	American Institute of Aeronautics and Astronautics
AMD/BA	Avions Marcel Dassault-Breguet
ANCAT	Abatement of Nuisance Caused by Air Transport (ECAC noise subgroup)
ANOPP	Aircraft Noise Prediction Program (NASA Langley)
ANPRM	Advance Notice of Proposed Rule Making (United States)
ANSI	American National Standards Institute
ANTEWG	Aircraft Noise Technical Experts Working Group (EEC noise subgroup)
AOCI	Airport Operators Council International
ARA	Alfa Romeo Avio
AS	Société Nationale Industrielle Aerospatiale
ASME	American Society of Mechanical Engineers
ASTM	American Society for Testing and Materials
ATC	air traffic control
B	Kosten Unit – Dutch noise exposure index
BAe	British Aerospace plc
BCAC	Boeing Commercial Airplane Company

BCAR	British Civil Airworthiness Requirements – Section N is Noise
BDLI	Bundersverband der Deutschen Luft-und-Baumfar Industrie E.V
BIPM	International Bureau of Weights and Measures
BNA	Bureau of National Affairs (United States)
BPF	blade-passing frequency
BSI	British Standards Institute
c	speed of sound (other times)
CAA	Canadian Acoustical Association
CAA	Civil Aviation Authority/Administration (various)
CANAR	Consequences of Aircraft Noise Abatement Regulations – EEC contour programme
CAS	China Association for Standardisation
CEC	Commission of the European Communities (see EEC)
CEE	International Commission for Conformity Certification of Electrical Equipment (*also* IEC)
CNEL	Community Noise Equivalent Level (Californian index)
CNR	composite noise rating
cps	cycles per second (see also Hz)
dB	deciBel (commonly, decibel)
dB(A) or dBA	A-weighted sound level (also, B-, C-, D-weighted)
DCA	Directorate of Civil Aviation (Denmark)
DGAC	Direction Générale de l'Aviation Civile (France)
DGQ	Direcção-Geral da Qualidade (Portugal)
DIN	Deutsches Institut für Normung
DNL	day–night equivalent sound level – U.S. index
DoE	Department of the Environment (United Kingdom)
DOT	Department of Transportation (United States – parent body of FAA)
DS	Dansk Standardiseringsraad (Denmark)
DTI	Department of Trade and Industry (United Kingdom)
DTp	Department of Transport (United Kingdom)
ECAC	European Civil Aviation Conference (22 states)
EEC or EC	European (Economic) Community
EIA	Electronic Industries Association (United States)
ELOT	Hellenic Organisation for Standardisation
EPA	Environmental Protection Agency (United States)
EPNL	effective perceived noise level
FAA	Federal Aviation Administration (United States)
FAR Part 36	noise regulations of FARs
FARs	Federal Aviation Regulations (United States)
GARTEUR	European Group for Aeronautical Technological Research
GE	GE Aircraft Engines (General Electric subsidiary)
GIFAS	Groupement des Industries Françaises Aeronautiques et Spatiales
GOST	State Committee for Standards (Soviet Union)
HS	Hamilton Standard (Division of United Technologies)
HUD	Department of Housing and Urban Development (United States)

Hz	Hertz (frequency in cycles per second)
I	Isopsophic Index – French exposure index
IATA	International Air Transport Association
IBN	Institut Belge de Normalisation
ICAO	International Civil Aviation Organisation
ICCAIA	International Coordinating Council of Aerospace Industries Associations (AIAs of Europe, United States, Canada and Japan)
IEC	International Electrotechnical Commission
IEC	*See* CEE
IEEE	Institute of Electrical and Electronic Engineers (United States)
IIRS	Institute for Industrial Research and Standards (Eire)
INM	Integrated Noise Model – FAA contour programme and aircraft noise database
IoA	Institute of Acoustics (United Kingdom)
IRANOR	Instituto Español de Normalización
ISI	India Standards Institution
ISO	International Standards Organisation
ISVR	Institute of Sound and Vibration Research (of U.K. Southampton University)
JAEC	Japanese Aero Engine Company
JAR	Joint Airworthiness Requirements (European)
JISC	Japanese Industrial Standards Committee
KEBS	Kenya Bureau of Standards
kN	kilonewton – unit of force used in measuring thrust
L_{eq}	equivalent continuous sound level
L_x	. . . level, where x is the scale (e.g., L_{eq}, L_{PN}, L_{AX} etc.)
LAC	Lockheed Aircraft Corporation
LAX	A-weighted sound level (i.e., L_{AX}) *or* Los Angeles International Airport
LBA	Luftfahrt Bundesamt (Federal Republic of Germany)
MDC	McDonnell Douglas Corporation
NASA	National Aeronautics and Space Administration (United States)
NCF	Noise Control Foundation (United States)
NEF	noise exposure forecast – U.S. index
NNI	Nederlands Normalisatie-instituut
NNI	noise and number index – U.K. exposure index
NOISEMAP	U.S. Air Force noise contour program
NPL	National Physical Laboratory (United Kingdom)
NPRM	Notice of Proposed Rule Making (United States)
NSF	Norges Standardiseringforbund
OASPL	overall sound pressure level
OECD	Organisation for Economic Co-operation and Development (Europe)
ON	Osterreichisches Normungsinstitut
ONERA	Office Nationale d'Etudes et de Recherches Aeronautiques

Pa	pascal – unit of pressure, also called torr
PNL	perceived noise level
PNLT	tone-corrected PNL
PNYA	Port Authority of New York (and New Jersey)
PSI	Pakistan Standards Institute
PWA	Pratt and Whitney Aircraft (Division of United Technologies)
Q	Storindex – Federal German Republic noise exposure metric
RAI	Registrano Aeronautico Italiano
RLD	Rijksluchtvaartdienst (Netherlands Certificating Authority)
RR	Rolls-Royce plc
SAA	Standards Association of Australia
SABS	South Africa Bureau of Standards
SAE	Society of Automotive Engineers (United States)
SANZ	Standards Association of New Zealand
SCC	Standards Council of Canada
SEL	sound exposure level
SENEL	single-event noise exposure level
SFS	Suomen Standardisoimiliitt (Finland)
SII	Standards Institution of Israel
SIL	speech-interference level
SIRIM	Standards and Industrial Research of Malaysia
SIS	Standardiseringskommissionen i Sverige (Sweden)
SISIR	Singapore Institute of Standards and Industrial Research
SNECMA	Société Nationale d'Etude et de Construction de Moteurs d'Aviation
SPL	sound-pressure level
UNESCO	United Nations Educational, Scientific and Cultural Organisation
UT	United Technologies
WECPNL	weighted equivalent perceived noise level – ICAO's original recommended contour metric
WHO	World Health Organisation
YDNI	Badan Kerjasama Standardisasi (Indonesia)

APPENDIX 3

Useful addresses: partial listing of organisations concerned with noise in aerospace-manufacturing nations

Abatement of Nuisance Caused by Air Transport (ANCAT)
(Subgroup of ECAC – *see* ECAC)

Administration de l'Aeronautique (AA)
Direction Technique
Rue de la Fusée 90
B-1130 Brussels, Belgium

Advisory Group for Aerospace Research and Development (AGARD)
7 Rue Ancelle
F-92200, Neuilly-sur-Seine, France

Aerospace Industries Association (AIA)
1250 Eye Street, N.W.
Washington, D.C. 20005, USA

Airfields Environment Trust (AET)
17–19 Redcroft Way
London SE1 1TA, England

Airworthiness Authorities Steering Committee (AASC)
(Europe – *see* JAR)

Airbus Industrie (AI)
BP No. 33
31700 Blagnac, France

Airport Associations Coordinating Council (AACC)
P.O. Box 125, Ch-125
Geneva 15, Switzerland

American Institute for Aeronautics and Astronautics (AIAA)
1633 Broadway
New York, New York 10019, USA

American National Standards Institute (ANSI)
1430 Broadway
New York, New York 10018, USA

American Society of Mechanical Engineers (ASME)
345 East 47th Street
New York, New York 10017, USA

American Society for Testing and Materials (ASTM)
1916 Race Street
Philadelphia, Pennsylvania 19103, USA

Associaçao Brasileira de Normas Técnicas (ABNT)
Av. 13 de Maio, No. 13–28 andar
Caixa Postal 1680
CEP:20.003-Rio de Janeiro-RJ, Brazil

Association of European Airlines (AEA)
Avenue Lousie 350, Bt 4
B-1050 Brussels, Belgium

Association Européenne des Constructeurs de Matériel Aerospatial (AECMA)
88 Boulevarde Malesherbes
F-75008, Paris, France

Association Française de Normalisation (AFNOR)
Tour Europe, Cedex 7
92080 Paris La Defense, France

Association Suisse de Normalisation (SNV)
Kirchenweg 4, Postfa
8032 Zurich, Switzerland

Associazione Industrie Aerospaziali (AIA)
Via Nazionale 200
00184 – Rome, Italy

Avions Marcel Dassault-Breguet Aviation (AMD/BA)
Direction Technique, BP 24
33701 Merignac, France

Badan Kerjasama Standardisasi LIPI-YDNI (YDNI)
Jln. Teuku Chik Ditiro 43
P.O. Box 250
Jakarta, Indonesia

Boeing Commercial Airplane Company (BCAC)
P.O. Box 3707
Seattle, Washington 98124, USA

British Aerospace plc (BAe)
Civil Aircraft Division
Barnet Bypass, Hatfield
Hertfordshire, AL10 9TL, England

British Standards Institute (BSI)
2 Park Street
London W1A 2BS, England

Bureau International des Poid et Mesures (BIPM)
Pavillon de Breteuil
92310 Sèvres, France

Bureau of National Affairs, Inc. (BNA)
(Publishers of *Noise Regulation Reporter*)
1231 25th Street, N.W.
Washington, D.C. 20037, USA

Canadian Acoustical Association (CAA)
P.O. Box 3651, Station C
Ottawa, Ontario K1Y 4J7, Canada

China Association for Standardisation (CAS)
P.O. Box 820
Beijing, China

Civil Aviation Authority (CAA)
Aviation House
South Area, Gatwick Airport
West Sussex RH6 OYR, England

Commission of the European Communities (CEC, EEC or EC)
Rue de la Loi
B-1049 Brussels, Belgium

Dansk Standardiseringsraad (DS)
Aurehojvej 12, Postbox 77
DK-2900 Hellerup, Denmark

Department of the Environment (DOE)
2 Marsham Street
London SW1P 3EB, England

Department of Transport (DTp)
2 Marsham Street
London SW1P 3EB, England

Department of Transportation (DOT)
Parent Department of FAA – *see* FAA

Deutsches Institut für Normung (DIN)
Burggrafenstrasse 4–10, Postfach 1107
D-1000 Berlin 30, Federal Republic of Germany

Direcção-Geral da Qualidade (DGQ)
Rua Jose Estevao, 83-A
1199 Lisboa Codex, Portugal

Direction Generale de l'Aviation Civile (DGAC)
246 Rue Lecourbe
75732 Paris Cedex 15, France

Directorate of Civil Aviation (DCA)
P.O. Box 744
DK-2450, Copenhagen, Denmark

Electronic Industries Association (EIA)
2001 Eye Street, N.W.
Washington D.C. 20006, USA

Ente Nazionale Italiano di Unificazione (UNI)
Piazza Armando Diaz 2
1-20123 Milano, Italy

Environmental Protection Agency (EPA)
Office of Environmental Control
401 Main Street, S.W.
Washington, D.C. 20460, USA

European Civil Aviation Conference (ECAC)
3 Bis Villas Emile Bergerat
F-92522, Neuilly-sur-Seine, France

Federal Aviation Administration (FAA)
800 Independence Ave., S.W.
Washington, D.C. 20591, USA

Federal Ministry of Transport (LBA)
Department of Civil Aviation
Kennedyallee, Postfach 20 0100
D-5300 Bonn 2, Federal Republic of Germany

Fokker Aircraft-BV (Fokker)
Postbus 7600
1117 ZJ, Schiphol, The Netherlands

GE Aircraft Engines (GE)
One Neumann Way
Cincinnati, Ohio 45220, USA

Groupement des Industries Françaises Aeronautiques et Spatiales (GIFAS)
4 Rue Galilee
75782 Paris Cedex 16, France

Hamilton Standard (HS, Division of UTC)
Bradley Field Road
Windsor Locks, Connecticut 06096, USA

Hellenic Organization for Standardization (ELOT)
Didotou 15
106 80 Athens, Greece

India Standards Institution (ISI)
Manak Bhavan
9 Bejadur Shah Zafar Marg
New Delhi 110002, India

Institut Belge de Normalisation (IBN)
Av. de la Brabanconne, 29
B-1040, Bruxelles, Belgium

Institute of Acoustics (IoA)
25 Chambers Street
Edinburgh EH1 1HU, Scotland

Institute of Electrical and Electronic Engineers (IEEE)
345 East 47th Street
New York, New York 10017, USA

Institute for Industrial Research and Standards (IIRS)
Ballymum Road
Dublin – 9, Eire

Institute of Sound and Vibration Research (ISVR)
University of Southampton
Highfield
Southampton SO9 5NH, England

Instituto Español de Normalización (IRANOR)
Calle Fernandex de la Hoz, 52
Madrid 10, Spain

Institutul Roman de Standardizare (IRS)
Casuta Postala 63–87
Bucharest 1, Rumania

International Air Transport Association (IATA)
2000 Peel Street
Montréal, Québec H3A 2R4, Canada

International Civil Aviation Organisation (ICAO)
1000 Sherbrooke Street West, Suite 400
Montréal, Québec H3A 2R2, Canada

International Commission for Conformity Certification of Electrical Equipment (Commission Internationale de Certification de Conformité de l'Equipement Electrique) (IEC, or CEC)
Utrechtesecrey 310
6812 AR Arnhem, The Netherlands

International Co-ordinating Council of Aerospace Industries Associations (ICCAIA)
1250 Eye Street, N.W.
Washington, D.C. 20005, USA

International Electrotechnical Commission (IEC)
3 Rue de Varembe
1211 Genève 20, Switzerland

International Standards Organisation (ISO)
1 Rue de Varembe
1211 Genève 20, Switzerland

Japanese Industrial Standards Committee (JISC)
c/o Standards Department
Agency of Industrial Science and Technology
Ministry of International Trade and Industry
1-3-1, Ksumigaseki
Chiyoda-ku, Tokyo 100, Japan

Joint Airworthiness Requirements Secretariat (JARS)
Aviation House
South Area, Gatwick Airport
West Sussex RH6 OYR, England

Kenya Bureau of Standards (KEBS)
Off Mombasa Road
Behind Belle Vue Cinema
P.O. Box 54974
Nairobi, Kenya

Lockheed Aircraft Corporation (LAC)
P.O. Box 551
Burbank, California 91503, USA

McDonnell Douglas Corporation (MDC)
3855 Lakewood Boulevard
Long Beach, California 90846, USA

National Aeronautics and Space Administration (NASA)
Headquarters
600 Independence Ave, S.W.
Washington, D.C. 20546, USA
Regional Research Establishments:
Ames Research Center
MS 247–1
Moffett Field, California 99035, USA
Lewis Research Center
Cleveland, Ohio 44135, USA
Langley Research Center
MS 461
Hampton, Virginia 23665, USA

National Physical Laboratory (NPL)
Queens Road, Teddington
Middlesex TW11 0LW, England

Nederlands Normalisatie-institut (NNI)
Kalfjeslaan 2
P.O. Box 5059
2600 GB Delft, The Netherlands

Noise Control Foundation (NCF)
P.O. Box 2469
Arlington Branch
Poughkeepsie, New York 12603, USA

Norges Standardiseringsforbund (NSF)
Postboks 7020 Homansbyen
N-Oslo 3, Norway

Office National d'Etudes et de Recherches Aeronautiques (ONERA)
29 Avenue de la Division Leclerc
92-Chatillon, Paris, France

Organisation for Economic Co-operation and Development (OECD)
2 Rue André Pascal
Paris 16, France

Osterreichisches Normungsinstitut (ON)
Heinestrasse 38
Postfact 130
A-1021 Wien, Austria

Pakistan Standards Institution (PSI)
39 Garden Road
Sadda, Karachi-3, Pakistan

Pratt and Whitney Aircraft (PWA)
400 Main Street
East Hartford, Connecticut 06108, USA

Product Standards Agency (PSA)
Ministry of Trade and Industry
361 Sen. Gil J. Puyat Avenue
Makat, Metro Manila 3117
Manila, Philippines

Registro Aeronautico Italiano (RAI)
Corso di Porto Romana 46
20122 Milano, Italy

Rijksluchtvaartinspectie (RLD)
Postbus 7555
1117 ZH Schiphol, The Netherlands

Rolls-Royce plc (RR)
65 Buckingham Gate
London SW1 6AT, England

Short Brothers plc (Shorts)
P.O. Box 241
Airport Road
Belfast BT3 9DZ, Northern Ireland

Singapore Institute of Standards and Industrial Research (SISIR)
Maxwell Road
P.O. Box 2611
Singapore 9046

Société Nationale Industrielle Aerospatiale (AS)
37 Boulevard de Montmorency
75 Paris, France

Society of Automotive Engineers (SAE)
400 Commonwealth Drive
Warrendale, Pennsylvania 15096, USA

South African Bureau of Standards (SABS)
Private Bag X191
Pretoria 0001, Republic of South Africa

Standardiseringskommissionen i Sverige (SIS)
Tegnergatan 11
Box 3 295
S-103 66 Stockholm, Sweden

Standards Association of Australia (SAA)
Standards House
80–86 Arthur Street
North Sydney, NSW 2060, Australia

Standards Association of New Zealand (SANZ)
Private Bag
Wellington, New Zealand

Standards Council of Canada (SCC)
International Standardization Branch
2000 Argentia Road, Suite 2-401
Mississauga, Ontario, Canada

Standards and Industrial Research Institute of Malaysia (SIRIM)
Lot 10810, Phase 3
Federal Highway, P.O. Box 35
Shah Alam, Selangor, Malaysia

Standards Institution of Israel (SII)
42 University Street
Tel Aviv 69977, Israel

Suomen Standardisoimiliitt r.y. (SFS)
P.O. Box 205
SF-0012 Helsinki 12, Finland

United Nations Educational, Scientific and Cultural Organisation (UNESCO)
7 Place de Fontenoy
F-75700, Paris, France

USSR State Committee for Standards (GOST)
Leninsky Prospekt 9
Moskva 117049, USSR

World Health Organisation (WHO)
Avenue Appia
1211 Genève, Switzerland

APPENDIX 4

*Calculation of effective perceived noise-level data from measured noise data: excerpts from ICAO Annex 16**

4.1 General

4.1.1 The basic element in the noise certification criteria shall be the noise evaluation measure designated effective perceived noise level, EPNL, in units of EPNdB, which is a single number evaluator of the subjective effects of aeroplane noise on human beings. Simply stated, EPNL shall consist of instantaneous perceived noise level, PNL, corrected for spectral irregularities (the correction, called "tone correction factor", is made for the maximum tone only at each increment of time) and for duration.

4.1.2 Three basic physical properties of sound pressure shall be measured: level, frequency distribution, and time variation. More specifically, the instantaneous sound pressure level in each of 24 one-third octave bands of the noise shall be required for each 500 ms increment of time during the aeroplane flyover.

4.1.3 The calculation procedure which utilizes physical measurements of noise to derive the EPNL evaluation measure of subjective response shall consist of the following five steps:

a) the 24 one-third octave bands of sound pressure level are converted to perceived noisiness by means of a noy table. The noy values are combined and then converted to instantaneous perceived noise levels, PNL(k);

b) a tone correction factor, $C(k)$ is calculated for each spectrum to account for the subjective response to the presence of spectral irregularities;

* Reprinted by permission.

Table 2-1. Perceived noisiness (noys) as a function of sound pressure level

	One-third Octave band centre frequencies (Hz)																							
SPL	50	63	80	100	125	160	200	250	315	400	500	630	800	1000	1250	1600	2000	2500	3150	4000	5000	6300	8000	10000
4																			0.10					
5																		0.10	0.11	0.10				
6																		0.11	0.12	0.11	0.10			
7																		0.12	0.14	0.13	0.11			
8																		0.14	0.16	0.14	0.13			
9																	0.10	0.16	0.17	0.16	0.14			
10																	0.11	0.17	0.19	0.18	0.16	0.10		
11																	0.13	0.19	0.22	0.21	0.18	0.12		
12																0.10	0.14	0.22	0.24	0.24	0.21	0.14		
13																0.11	0.16	0.24	0.27	0.27	0.24	0.16		
14																0.13	0.18	0.27	0.30	0.30	0.27	0.19		
15															0.10	0.14	0.21	0.30	0.33	0.33	0.30	0.22		
16										0.10	0.10	0.10	0.10	0.10	0.11	0.16	0.24	0.33	0.35	0.35	0.33	0.26		
17										0.11	0.11	0.11	0.11	0.11	0.13	0.18	0.27	0.35	0.38	0.38	0.35	0.30	0.10	
18									0.10	0.13	0.13	0.13	0.13	0.13	0.15	0.21	0.30	0.38	0.41	0.41	0.38	0.33	0.12	
19									0.11	0.14	0.14	0.14	0.14	0.14	0.17	0.24	0.33	0.41	0.45	0.45	0.41	0.36	0.14	
20									0.13	0.16	0.16	0.16	0.16	0.16	0.20	0.27	0.36	0.45	0.49	0.49	0.45	0.39	0.17	
21								0.10	0.14	0.18	0.18	0.18	0.18	0.18	0.23	0.30	0.39	0.49	0.53	0.53	0.49	0.42	0.21	0.10
22								0.11	0.16	0.21	0.21	0.21	0.21	0.21	0.26	0.33	0.42	0.53	0.57	0.57	0.53	0.46	0.25	0.11
23								0.13	0.18	0.24	0.24	0.24	0.24	0.24	0.30	0.36	0.46	0.57	0.62	0.62	0.57	0.50	0.30	0.13
24							0.10	0.14	0.21	0.27	0.27	0.27	0.27	0.27	0.33	0.40	0.50	0.62	0.67	0.67	0.62	0.55	0.33	0.15
25							0.11	0.16	0.24	0.30	0.30	0.30	0.30	0.30	0.35	0.43	0.55	0.67	0.73	0.73	0.67	0.60	0.36	0.17
26							0.13	0.18	0.27	0.33	0.33	0.33	0.33	0.33	0.38	0.48	0.60	0.73	0.79	0.79	0.73	0.65	0.39	0.20
27						0.10	0.14	0.21	0.30	0.35	0.35	0.35	0.35	0.35	0.41	0.52	0.65	0.79	0.85	0.85	0.79	0.71	0.42	0.23
28						0.11	0.16	0.24	0.33	0.38	0.38	0.38	0.38	0.38	0.45	0.57	0.71	0.85	0.92	0.92	0.85	0.77	0.46	0.26
29						0.13	0.18	0.27	0.35	0.41	0.41	0.41	0.41	0.41	0.49	0.63	0.77	0.92	1.00	1.00	0.92	0.84	0.50	0.30

30					0.10	0.14	0.21	0.30	0.38	0.45	0.45	0.45	0.45	0.45	0.53	0.69	0.84	1.00	1.07	1.07	1.00	0.92	0.55	0.33
31					0.11	0.16	0.24	0.33	0.41	0.49	0.49	0.49	0.49	0.49	0.57	0.76	0.93	1.07	1.15	1.15	1.07	1.00	0.60	0.37
32					0.13	0.18	0.27	0.36	0.45	0.53	0.53	0.53	0.53	0.53	0.62	0.83	1.00	1.15	1.23	1.23	1.15	1.07	0.65	0.41
33					0.14	0.21	0.30	0.39	0.49	0.57	0.57	0.57	0.57	0.57	0.67	0.91	1.07	1.23	1.32	1.32	1.23	1.15	0.71	0.45
34				0.10	0.16	0.24	0.33	0.42	0.53	0.62	0.62	0.62	0.62	0.62	0.73	1.00	1.15	1.32	1.41	1.41	1.32	1.23	0.77	0.50
35				0.11	0.18	0.27	0.36	0.46	0.57	0.67	0.67	0.67	0.67	0.67	0.79	1.07	1.23	1.41	1.51	1.51	1.41	1.32	0.84	0.55
36				0.13	0.21	0.30	0.40	0.50	0.62	0.73	0.73	0.73	0.73	0.73	0.85	1.15	1.32	1.51	1.62	1.62	1.51	1.41	0.92	0.61
37				0.15	0.24	0.33	0.43	0.55	0.67	0.79	0.79	0.79	0.79	0.79	0.92	1.23	1.41	1.62	1.74	1.74	1.62	1.51	1.00	0.67
38				0.17	0.27	0.37	0.48	0.60	0.73	0.85	0.85	0.85	0.85	0.85	1.00	1.32	1.51	1.74	1.86	1.86	1.74	1.62	1.10	0.74
39			0.10	0.20	0.30	0.41	0.52	0.65	0.79	0.92	0.92	0.92	0.92	0.92	1.07	1.41	1.62	1.86	1.99	1.99	1.86	1.74	1.21	0.82
40			0.12	0.23	0.33	0.45	0.57	0.71	0.85	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00	1.15	1.51	1.74	1.99	2.14	2.14	1.99	1.86	1.34	0.90
41			0.14	0.26	0.37	0.50	0.63	0.77	0.92	1.07	1.07	1.07	1.07	1.07	1.23	1.62	1.86	2.14	2.29	2.29	2.14	1.99	1.48	1.00
42			0.16	0.30	0.41	0.55	0.69	0.84	1.00	1.15	1.15	1.15	1.15	1.15	1.32	1.74	1.99	2.29	2.45	2.45	2.29	2.14	1.63	1.10
43			0.19	0.33	0.45	0.61	0.76	0.92	1.07	1.23	1.23	1.23	1.23	1.23	1.41	1.86	2.14	2.45	2.63	2.63	2.45	2.29	1.79	1.21
44		0.10	0.22	0.37	0.50	0.67	0.83	1.00	1.15	1.32	1.32	1.32	1.32	1.32	1.52	1.99	2.29	2.63	2.81	2.81	2.63	2.45	1.99	1.34
45		0.12	0.26	0.42	0.55	0.74	0.91	1.08	1.24	1.41	1.41	1.41	1.41	1.41	1.62	2.14	2.45	2.81	3.02	3.02	2.81	2.63	2.14	1.48
46		0.14	0.30	0.46	0.61	0.82	1.00	1.16	1.33	1.52	1.52	1.52	1.52	1.52	1.74	2.29	2.63	3.02	3.23	3.23	3.02	2.81	2.29	1.63
47		0.16	0.34	0.52	0.67	0.90	1.08	1.25	1.42	1.62	1.62	1.62	1.62	1.62	1.87	2.45	2.81	3.23	3.46	3.46	3.23	3.02	2.45	1.79
48		0.19	0.38	0.58	0.74	1.00	1.17	1.34	1.53	1.74	1.74	1.74	1.74	1.74	2.00	2.63	3.02	3.46	3.71	3.71	3.46	3.23	2.63	1.98
49	0.10	0.22	0.43	0.65	0.82	1.08	1.26	1.45	1.64	1.87	1.87	1.87	1.87	1.87	2.14	2.81	3.23	3.71	3.97	3.97	3.71	3.46	2.81	2.18
50	0.12	0.26	0.49	0.72	0.90	1.17	1.36	1.56	1.76	2.00	2.00	2.00	2.00	2.00	2.30	3.02	3.46	3.97	4.26	4.26	3.97	3.71	3.02	2.40
51	0.14	0.30	0.55	0.80	1.00	1.26	1.47	1.68	1.89	2.14	2.14	2.14	2.14	2.14	2.46	3.23	3.71	4.26	4.56	4.56	4.26	3.97	3.23	2.63
52	0.17	0.34	0.62	0.90	1.08	1.36	1.58	1.80	2.03	2.30	2.30	2.30	2.30	2.30	2.64	3.46	3.97	4.56	4.89	4.89	4.56	4.26	3.46	2.81
53	0.21	0.39	0.70	1.00	1.18	1.47	1.71	1.94	2.17	2.46	2.46	2.46	2.46	2.46	2.83	3.71	4.26	4.89	5.24	5.24	4.89	4.56	3.71	3.02
54	0.25	0.45	0.79	1.09	1.28	1.58	1.85	2.09	2.33	2.64	2.64	2.64	2.64	2.64	3.03	3.97	4.56	5.24	5.61	5.61	5.24	4.89	3.97	3.23
55	0.30	0.51	0.89	1.15	1.35	1.71	2.00	2.25	2.50	2.83	2.83	2.83	2.83	2.83	3.25	4.26	4.89	5.61	6.01	6.01	5.61	5.24	4.26	3.46
56	0.34	0.59	1.00	1.29	1.50	1.85	2.15	2.42	2.69	3.03	3.03	3.03	3.03	3.03	3.48	4.56	5.24	6.01	6.44	6.44	6.01	5.61	4.56	3.71
57	0.39	0.67	1.09	1.40	1.63	2.00	2.33	2.61	2.88	3.25	3.25	3.25	3.25	3.25	3.73	4.89	5.61	6.44	6.90	6.90	6.44	6.01	4.89	3.97
58	0.45	0.77	1.18	1.53	1.77	2.15	2.51	2.81	3.10	3.48	3.48	3.48	3.48	3.48	4.00	5.24	6.01	6.90	7.39	7.39	6.90	6.44	5.24	4.26
59	0.51	0.87	1.29	1.66	1.92	2.33	2.71	3.03	3.32	3.73	3.73	3.73	3.73	3.73	4.29	5.61	6.44	7.39	7.92	7.92	7.39	6.90	5.61	4.56

Table 2-1. (*Cont.*)

SPL	50	63	80	100	125	160	200	250	315	400	500	630	800	1000	1250	1600	2000	2500	3150	4000	5000	6300	8000	10000
60	0.59	1.00	1.40	1.81	2.08	2.51	2.93	3.26	3.57	4.00	4.00	4.00	4.00	4.00	4.59	6.01	6.90	7.92	8.49	8.49	7.92	7.39	6.01	4.89
61	0.67	1.10	1.53	1.97	2.26	2.71	3.16	3.51	3.83	4.29	4.29	4.29	4.29	4.29	4.92	6.44	7.39	8.49	9.09	9.09	8.49	7.92	6.44	5.24
62	0.77	1.21	1.66	2.15	2.45	2.93	3.41	3.78	4.11	4.59	4.59	4.59	4.59	4.59	5.28	6.90	7.92	9.09	9.74	9.74	9.09	8.49	6.90	5.61
63	0.87	1.32	1.81	2.34	2.65	3.16	3.69	4.06	4.41	4.92	4.92	4.92	4.92	4.92	5.66	7.39	8.49	9.74	10.4	10.4	9.74	9.09	7.39	6.01
64	1.00	1.45	1.97	2.54	2.88	3.41	3.98	4.38	4.73	5.28	5.28	5.28	5.28	5.28	6.06	7.92	9.09	10.4	11.2	11.2	10.4	9.74	7.92	6.44
65	1.11	1.60	2.15	2.77	3.12	3.69	4.30	4.71	5.08	5.66	5.66	5.66	5.66	5.66	6.50	8.49	9.74	11.2	12.0	12.0	11.2	10.4	8.49	6.90
66	1.22	1.75	2.34	3.01	3.39	3.99	4.64	5.07	5.45	6.06	6.06	6.06	6.06	6.06	6.96	9.09	10.4	12.0	12.8	12.8	12.0	11.2	9.09	7.39
67	1.35	1.92	2.54	3.28	3.68	4.30	5.01	5.46	5.85	6.50	6.50	6.50	6.50	6.50	7.46	9.74	11.2	12.8	13.8	13.8	12.8	12.0	9.74	7.92
68	1.49	2.11	2.77	3.57	3.99	4.64	5.41	5.88	6.27	6.96	6.96	6.96	6.96	6.96	8.00	10.4	12.0	13.8	14.7	14.7	13.8	12.8	10.4	8.49
69	1.65	2.32	3.01	3.88	4.33	5.01	5.84	6.33	6.73	7.46	7.46	7.46	7.46	7.46	8.57	11.2	12.8	14.7	15.8	15.8	14.7	13.8	11.2	9.09
70	1.82	2.55	3.28	4.23	4.69	5.41	6.31	6.81	7.23	8.00	8.00	8.00	8.00	8.00	9.19	12.0	13.8	15.8	16.9	16.9	15.8	14.7	12.0	9.74
71	2.02	2.79	3.57	4.60	5.09	5.84	6.81	7.33	7.75	8.57	8.57	8.57	8.57	8.57	9.85	12.8	14.7	16.9	18.1	18.1	16.9	15.8	12.8	10.4
72	2.23	3.07	3.88	5.01	5.52	6.31	7.36	7.90	8.32	9.19	9.19	9.19	9.19	9.19	10.6	13.8	15.8	18.1	19.4	19.4	18.1	16.9	13.8	11.2
73	2.46	3.37	4.23	5.45	5.99	6.81	7.94	8.50	8.93	9.85	9.85	9.85	9.85	9.85	11.3	14.7	16.9	19.4	20.8	20.8	19.4	18.1	14.7	12.0
74	2.72	3.70	4.60	5.94	6.50	7.36	8.57	9.15	9.59	10.6	10.6	10.6	10.6	10.6	12.1	15.8	18.1	20.8	22.3	22.3	20.8	19.4	15.8	12.8
75	3.01	4.06	5.01	6.46	7.05	7.94	9.19	9.85	10.3	11.3	11.3	11.3	11.3	11.3	13.0	16.9	19.4	22.3	23.9	23.9	22.3	20.8	16.9	13.8
76	3.32	4.46	5.45	7.03	7.65	8.57	9.85	10.6	11.0	12.1	12.1	12.1	12.1	12.1	13.9	18.1	20.8	23.9	25.6	25.6	23.9	22.3	18.1	14.7
77	3.67	4.89	5.94	7.66	8.29	9.19	10.6	11.3	11.8	13.0	13.0	13.0	13.0	13.0	14.9	19.4	22.3	25.6	27.4	27.4	25.6	23.9	19.4	15.8
78	4.06	5.37	6.46	8.33	9.00	9.85	11.3	12.1	12.7	13.9	13.9	13.9	13.9	13.9	16.0	20.8	23.9	27.4	29.4	29.4	27.4	25.6	20.8	16.9
79	4.49	5.90	7.03	9.07	9.76	10.6	12.1	13.0	13.6	14.9	14.9	14.9	14.9	14.9	17.1	22.3	25.6	29.4	31.5	31.5	29.4	27.4	22.3	18.1
80	4.96	6.48	7.66	9.85	10.6	11.3	13.0	13.9	14.6	16.0	16.0	16.0	16.0	16.0	16.4	23.9	27.4	31.5	33.7	33.7	31.5	29.4	23.9	19.4
81	5.48	7.11	8.33	10.6	11.3	12.1	13.9	14.9	15.7	17.1	17.1	17.1	17.1	17.1	19.7	25.6	29.4	33.7	36.1	36.1	33.7	31.5	25.6	20.8
82	6.06	7.81	9.07	11.3	12.1	13.0	14.9	16.0	16.9	18.4	18.4	18.4	18.4	18.4	21.1	27.4	31.5	36.1	38.7	38.7	36.1	33.7	27.4	22.3
83	6.70	8.57	9.87	12.1	13.0	13.9	16.0	17.1	18.1	19.7	19.7	19.7	19.7	19.7	22.6	29.4	33.7	38.7	41.5	41.5	38.7	36.1	29.4	23.9
84	7.41	9.41	10.7	13.0	13.9	14.9	17.1	18.4	19.4	21.1	21.1	21.1	21.1	21.1	24.3	31.5	36.1	41.5	44.4	44.4	41.5	38.7	31.5	25.6
85	8.19	10.3	11.7	13.9	14.9	16.0	18.4	19.7	20.8	22.6	22.6	22.6	22.6	22.6	26.0	33.7	38.7	44.4	47.6	47.6	44.4	41.5	33.7	27.4
86	9.05	11.3	12.7	14.9	16.0	17.1	19.7	21.1	22.4	24.3	24.3	24.3	24.3	24.3	27.9	36.1	41.5	47.6	51.0	51.0	47.6	44.4	36.1	29.4
87	10.0	12.1	13.9	16.0	17.1	18.4	21.1	22.6	24.0	26.0	26.0	26.0	26.0	26.0	29.9	38.7	44.4	51.0	54.7	54.7	51.0	47.6	38.7	31.5
88	11.1	13.0	14.9	17.1	18.4	19.7	22.6	24.3	25.8	27.9	27.9	27.9	27.9	27.9	32.0	41.5	47.6	54.7	58.6	58.6	54.7	51.0	41.5	33.7
89	12.2	13.9	16.0	18.4	19.7	21.1	24.3	26.0	27.7	29.9	29.9	29.9	29.9	29.9	34.3	44.4	51.0	58.6	62.7	62.7	58.6	54.7	44.4	36.1

90	13.5	14.9	17.1	19.7	21.1	22.6	26.0	27.9	29.7	32.0	32.0	32.0	32.0	32.0	36.8	47.6	54.7	62.7	67.2	67.2	62.7	58.6	47.6	38.7
91	14.9	16.0	18.4	21.1	22.6	24.3	27.9	29.9	31.8	34.3	34.3	34.3	34.3	34.3	39.4	51.0	58.6	67.2	72.0	72.0	67.2	62.7	51.0	41.5
92	16.0	17.1	19.7	22.6	24.3	26.0	29.9	32.0	34.2	36.8	36.8	36.8	36.8	36.8	42.2	54.7	62.7	72.0	77.2	77.2	72.0	67.2	54.7	44.4
93	17.1	18.4	21.1	24.3	26.0	27.9	32.0	34.3	36.7	39.4	39.4	39.4	39.4	39.4	45.3	58.6	67.2	77.2	82.7	82.7	77.2	72.0	58.6	47.6
94	18.4	19.7	22.6	26.0	27.9	29.9	34.3	36.8	39.4	42.2	42.2	42.2	42.2	42.2	48.5	62.7	72.0	82.7	88.6	88.6	82.7	77.2	62.7	51.0
95	19.7	21.1	24.3	27.9	29.9	32.0	36.8	39.4	42.2	45.3	45.3	45.3	45.3	45.3	52.0	67.2	77.2	88.6	94.9	94.9	88.6	82.7	67.2	54.7
96	21.1	22.6	26.0	29.9	32.0	34.3	39.4	42.2	45.3	48.5	48.5	48.5	48.5	48.5	55.7	72.0	82.7	94.9	102	102	94.9	88.6	72.0	58.6
97	22.6	24.3	27.9	32.0	34.3	36.8	42.2	45.3	48.5	52.0	52.0	52.0	52.0	52.0	59.7	77.2	88.6	102	109	109	102	94.9	77.2	62.7
98	24.3	26.0	29.9	34.3	36.8	39.4	45.3	48.5	52.0	55.7	55.7	55.7	55.7	55.7	64.0	82.7	94.9	109	117	117	109	102	82.7	67.2
99	26.0	27.9	32.0	36.8	39.4	42.2	48.5	52.0	55.7	59.7	59.7	59.7	59.7	59.7	68.6	88.6	102	117	125	125	117	109	88.6	72.0
100	27.9	29.9	34.3	39.4	42.2	45.3	52.0	55.7	59.7	64.0	64.0	64.0	64.0	64.0	73.5	94.9	109	125	134	134	125	117	94.9	77.2
101	29.9	32.0	36.8	42.2	45.3	48.5	55.7	59.7	64.0	68.6	68.6	68.6	68.6	68.6	78.8	102	117	134	144	144	134	125	102	82.7
102	32.0	34.3	39.4	45.3	48.5	52.0	59.7	64.0	68.6	73.5	73.5	73.5	73.5	73.5	84.4	109	125	144	154	154	144	134	109	88.6
103	34.3	36.8	42.2	48.5	52.0	55.7	64.0	68.6	73.5	78.8	78.8	78.8	78.8	78.8	90.5	117	134	154	165	165	154	144	117	94.9
104	36.8	39.4	45.3	52.0	55.7	59.7	68.6	73.5	78.8	84.4	84.4	84.4	84.4	84.4	97.0	125	144	165	177	177	165	154	125	102
105	39.4	42.2	48.5	55.7	59.7	64.0	73.5	78.8	84.4	90.5	90.5	90.5	90.5	90.5	104	134	154	177	189	189	177	165	134	109
106	42.2	45.3	52.0	59.7	64.0	68.6	78.8	84.4	90.5	97.0	97.0	97.0	97.0	97.0	111	144	165	189	203	203	189	177	144	117
107	45.3	46.5	55.7	64.0	68.6	73.5	84.4	90.5	97.0	104	104	104	104	104	119	154	177	203	217	217	203	189	154	125
108	48.5	52.0	59.7	68.6	73.5	78.8	90.5	97.0	104	111	111	111	111	111	128	165	189	217	233	233	217	203	165	134
109	52.0	55.7	64.0	73.5	78.8	84.4	97.0	104	111	119	119	119	119	119	137	177	203	233	249	249	233	217	177	144
110	55.7	59.7	68.6	78.8	84.4	90.5	104	111	119	128	128	128	128	128	147	189	217	249	267	267	249	233	189	154
111	59.7	64.0	73.5	84.4	90.5	97.0	111	119	128	137	137	137	137	137	158	203	233	267	286	286	267	249	203	165
112	64.0	68.6	78.8	90.5	97.0	104	119	128	137	147	147	147	147	147	169	217	249	286	307	307	286	267	217	177
113	68.6	73.5	84.4	97.0	104	111	128	137	147	158	158	158	158	158	181	233	267	307	329	329	307	286	233	189
114	73.5	78.8	90.5	104	111	119	137	147	158	169	169	169	169	169	194	249	286	329	352	352	329	307	243	203
115	78.8	84.4	97.0	111	119	128	147	158	169	181	181	181	181	181	208	267	307	352	377	377	352	329	267	217
116	84.4	90.5	104	119	128	137	158	169	181	194	194	194	194	194	223	286	329	377	404	404	377	352	286	233
117	90.5	97.0	111	128	137	147	169	181	194	208	208	208	208	208	239	307	352	404	433	433	404	377	307	249
118	97.0	104	119	137	147	158	181	194	208	223	223	223	223	223	256	329	377	433	464	464	433	404	329	267
119	104	111	128	147	158	169	194	208	223	239	239	239	239	239	274	352	404	464	497	497	464	433	352	286

Table 2-1. (*Cont.*)

SPL	50	63	80	100	125	160	200	250	315	400	500	630	800	1000	1250	1600	2000	2500	3150	4000	5000	6300	8000	10000
120	111	119	137	158	169	181	208	223	239	256	256	256	256	256	294	377	433	497	533	533	497	464	377	307
121	119	128	147	169	181	194	223	239	256	274	274	274	274	274	315	404	464	533	571	571	533	497	404	329
122	128	137	158	181	194	208	239	256	274	294	294	294	294	294	338	433	497	571	611	611	571	533	433	352
123	137	147	169	194	208	223	256	274	294	315	315	315	315	315	362	464	533	611	655	655	611	571	464	377
124	147	158	181	208	223	239	274	294	315	338	338	338	338	338	388	497	571	655	702	702	655	611	497	404
125	158	169	194	223	239	256	294	315	338	362	362	362	362	362	416	533	611	702	752	752	702	655	533	433
126	169	181	208	239	256	274	315	338	362	388	388	388	388	388	446	571	655	752	806	806	752	702	571	464
127	181	194	223	256	274	294	338	362	388	416	416	416	416	416	478	611	702	806	863	863	806	752	611	497
128	194	208	239	274	294	315	362	388	416	446	446	446	446	446	512	655	752	863	925	925	863	806	655	533
129	208	223	256	294	315	338	388	416	446	478	478	478	478	478	549	702	806	925	991	991	925	863	702	571
130	223	239	274	315	338	362	416	446	478	512	512	512	512	512	588	752	863	991	1062	1062	991	925	752	611
131	239	256	294	338	362	388	446	478	512	549	549	549	549	549	630	806	925	1062	1137	1137	1062	991	806	655
132	256	274	315	362	388	416	478	512	549	588	588	588	588	588	676	863	991	1137	1219	1219	1137	1062	863	702
133	274	294	338	388	416	446	512	549	588	630	630	630	630	630	724	925	1062	1219	1306	1306	1219	1137	925	752
134	294	315	362	416	446	478	549	588	630	676	676	676	676	676	776	991	1137	1306	1399	1399	1306	1219	991	806
135	315	338	388	446	478	512	588	630	676	724	724	724	724	724	832	1062	1219	1399	1499	1499	1399	1306	1062	863
136	338	362	416	478	512	549	630	676	724	776	776	776	776	776	891	1137	1306	1499	1606	1606	1499	1399	1137	925
137	362	388	446	512	549	588	676	724	776	832	832	832	832	832	955	1219	1399	1606	1721	1721	1606	1499	1219	991
138	388	416	478	549	588	630	724	776	832	891	891	891	891	891	1024	1306	1499	1721	1844	1844	1721	1606	1306	1062
139	416	446	512	588	630	676	776	832	891	955	955	955	955	955	1098	1399	1606	1844	1975	1975	1844	1721	1399	1137
140	446	478	549	630	676	724	832	891	955	1024	1024	1024	1024	1024	1176	1499	1721	1975			1975	1844	1499	1219
141	478	512	588	676	724	776	891	955	1024	1098	1098	1098	1098	1098	1261	1606	1844					1975	1606	1306
142	512	549	630	724	776	832	955	1024	1098	1176	1176	1176	1176	1176	1351	1721	1975						1721	1399
143	549	588	676	776	832	891	1024	1098	1176	1261	1261	1261	1261	1261	1448	1844							1844	1499
144	588	630	724	832	891	955	1098	1176	1261	1351	1351	1351	1351	1351	1552	1975							1975	1606
145	630	676	776	891	955	1024	1176	1261	1351	1448	1448	1488	1448	1448	1664									1721
146	676	724	832	955	1024	1098	1261	1351	1448	1552	1552	1552	1552	1552	1783									1844
147	724	776	891	1024	1098	1176	1351	1448	1552	1664	1664	1664	1664	1664	1911									1975
148	776	832	955	1098	1176	1261	1448	1552	1664	1783	1783	1783	1783	1783	2040									
149	832	891	1024	1176	1261	1351	1552	1664	1783	1911	1911	1911	1911	1911										
150	891																							

c) the tone correction factor is added to the perceived noise level to obtain tone corrected perceived noise levels, PNLT(k), at each one-half second increment of time:

$$\text{PNLT}(k) = \text{PNL}(k) + C(k)$$

The instantaneous values of tone corrected perceived noise level are derived and the maximum value, PNLTM, is determined;

d) a duration correction factor, D, is computed by integration under the curve of tone corrected perceived noise level versus time;

e) effective perceived noise level, EPNL, is determined by the algebraic sum of the maximum tone corrected perceived noise level and the duration correction factor:

$$\text{EPNL} = \text{PNLTM} + D$$

4.2 Perceived noise level

4.2.1 Instantaneous perceived noise levels, PNL(k), shall be calculated from instantaneous one-third octave band sound pressure levels, SPL (i, k) as follows:

Step 1. Convert each one-third octave band SPL (i, k), from 50 to 10 000 Hz, to perceived noisiness n (i, k), by reference to Table 2-1, or to the mathematical formulation of the noy table given in Section 7.

Step 2. Combine the perceived noisiness values, n (i, k), found in step 1 by the following formula:

$$N(k) = n(k) + 0.15 \left\{ \left[\sum_{i=1}^{24} n\,(i,\,k) \right] - n(k) \right\}$$

$$= 0.85\, n(k) + 0.15 \sum_{i=1}^{24} n\,(i,\,k)$$

where n (k) is the largest of the 24 values of n (i, k) and N (k) is the total perceived noisiness.

Step 3. Convert the total perceived noisiness, N (k), into perceived noise level, PNL(k), by the following

formula:

$$\mathrm{PNL}(k) = 40.0 + \frac{10}{\log 2} \log N(k)$$

which is plotted in Figure 2-4. PNL(k) may also be obtained by choosing $N(k)$ in the 1 000 Hz column of Table 2-1 and then reading the corresponding value of SPL(i, k) which, at 1 000 Hz, equals PNL(k).

4.3 Correction for spectral irregularities

4.3.1 Noise having pronounced spectral irregularities (for example, the maximum discrete frequency components or tones) shall be adjusted by the correction factor $C(k)$ calculated as follows:

Step 1. Starting with the corrected sound pressure level in the 80 Hz one-third octave band (band number 3), calculate the changes in sound pressure level (or "slopes") in the remainder of the one-third octave bands as follows:

$s(3, k)$ = no value

$s(4, k) = \mathrm{SPL}(4, k) - \mathrm{SPL}(3, k)$

•

•

$s(i, k) = \mathrm{SPL}(i, k) - \mathrm{SPL}(i-1, k)$

•

•

$s(24, k) = \mathrm{SPL}(24, k) - \mathrm{SPL}(23, k)$

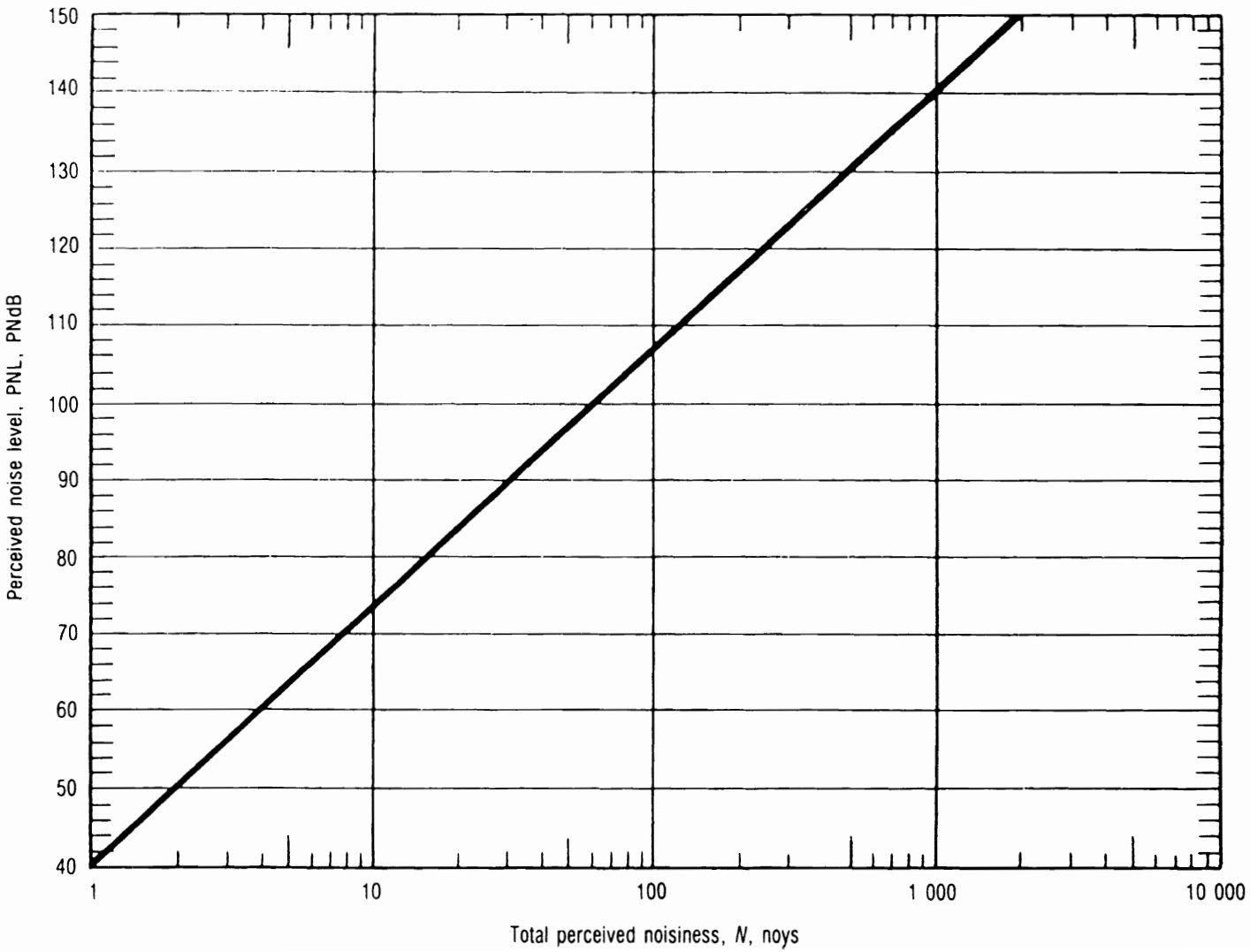
Step 2. Encircle the value of the slope, $s(i, k)$, where the absolute value of the change in slope is greater than five; that is, where:

$$|\Delta s(i, k)| = |s(i, k) - s(i-1, k)| > 5$$

Step 3.

a) If the encircled value of the slope $s(i, k)$, is positive and algebraically greater than the slope $s(i-1, k)$ encircle SPL(i, k).

Figure 2-4. Perceived noise level as a function of total perceived noisiness



b) If the encircled value of the slope $s\,(i,\ k)$ is zero or negative and the slope $s\,(i-1,\ k)$ is positive, encircle $\mathrm{SPL}(i-1,\ k)$.

c) For all other cases, no sound pressure level value is to be encircled.

Step 4. Compute new adjusted sound pressure levels $\mathrm{SPL}'(i,\ k)$ as follows:

a) For non-encircled sound pressure levels, let the new sound pressure levels equal the original sound pressure levels, $\mathrm{SPL}'(i,\ k) = \mathrm{SPL}(i,\ k)$.

b) For encircled sound pressure levels in bands 1 to 23 inclusive, let the new sound pressure level equal the arithmetic average of the preceding and following sound pressure levels:

$$\mathrm{SPL}'(i,\ k) = \tfrac{1}{2}\left[\mathrm{SPL}(i-1,\ k) + \mathrm{SPL}(i+1,\ k)\right]$$

c) If the sound pressure level in the highest frequency band ($i = 24$) is encircled, let the new sound pressure level in that band equal:

$$\mathrm{SPL}'(24,\ k) = \mathrm{SPL}(23,\ k) + s\,(23,\ k)$$

Step 5. Recompute new slope $s'(i,\ k)$, including one for an imaginary 25-th band, as follows:

$$s'(3,\ k) = s'(4,\ k)$$

$$s'(4,\ k) = \mathrm{SPL}'(4,\ k) - \mathrm{SPL}'(3,\ k)$$

•
•

$$s'(i,\ k) = \mathrm{SPL}'(i,\ k) - \mathrm{SPL}'(i-1,\ k)$$

•
•

$$s'(24,\ k) = \mathrm{SPL}'(24,\ k) - \mathrm{SPL}'(23,\ k)$$

$$s'(25,\ k) = s'(24,\ k)$$

Step 6. For i from 3 to 23 compute the arithmetic average of the three adjacent slopes as follows:

Step 7. Compute final one-third octave-band sound pressure levels, SPL″(*i, k*), by beginning with band number 3 and proceeding to band number 24 as follows:

$$\mathrm{SPL''}(3, k) = \mathrm{SPL}(3, k)$$

$$\mathrm{SPL''}(4, k) = \mathrm{SPL''}(3, k) + \overline{s}(3, k)$$

•

•

$$\mathrm{SPL''}(i, k) = \mathrm{SPL''}(i - 1, k) + \overline{s}(i - 1, k)$$

•

•

$$\mathrm{SPL''}(24, k) = \mathrm{SPL''}(23, k) + \overline{s}(23, k)$$

Step 8. Calculate the differences, $F(i, k)$ between the original sound pressure level and the final background sound pressure level as follows:

$$F(i, k) = \mathrm{SPL}(i, k) - \mathrm{SPL''}(i, k)$$

and note only values equal to or greater than one and a half.

Step 9. For each of the relevant one-third octave bands (3 to 24), determine tone correction factors from the sound pressure level differences F(*i, k*) and Table 2-2.

Step 10. Designate the largest of the tone correction factors, determined in Step 9, as $C(k)$. An example of the tone correction procedure is given in Table 2-3.

Tone corrected perceived noise levels PNLT(k) shall be determined by adding the $C(k)$ values to corresponding PNL(k) values, that is:

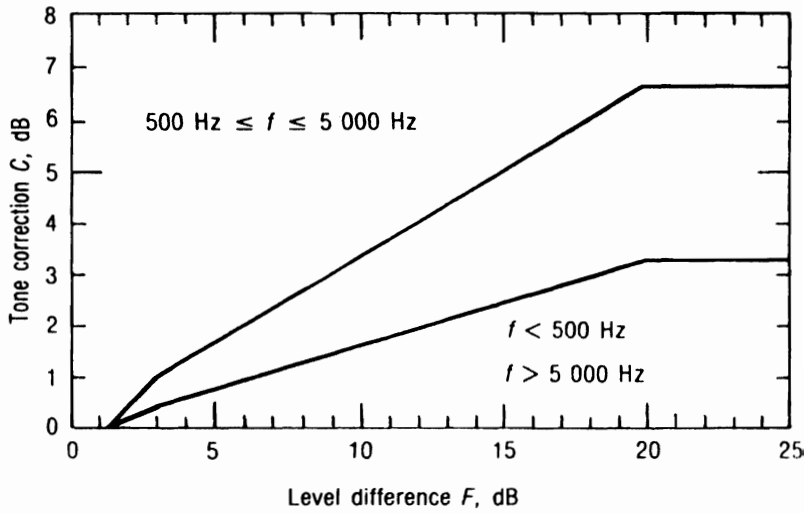
$$\mathrm{PNLT}(k) = \mathrm{PNL}(k) + C(k)$$

For any i-th one-third octave band, at any k-th increment of time, for which the tone correction factor is suspected to result from something other than (or in addition to) an actual tone (or any spectral irregularity other than aeroplane noise), an additional analysis shall be made using a filter with a bandwidth narrower than one-third of an octave. If the narrow band analysis corroborates these suspicions, then a revised value for the background sound pressure level SPL″(*i, k*), shall be determined from the narrow band analysis and used to compute a revised tone correction factor for that particular one-third octave band.

Note.— Other methods of rejecting spurious tone corrections such as those described in 2.1.5.1 a), 3.1.4 and Appendix 2 of the Environmental Technical Manual on the use of Procedures in the Noise Certification of Aircraft *(Doc 9501) may be used.*

4.3.2 This procedure will underestimate EPNL if an important tone is of a frequency such that it is recorded in two adjacent one-third octave bands. It shall be

Table 2-2. Tone Correction Factors



Frequency f, Hz	Level difference F, dB	Tone correction C, dB
$50 \leq f < 500$	$1½^* \leq F < 3$	$F/3 - ½$
	$3 \leq F < 20$	$F/6$
	$20 \leq F$	$3⅓$
$500 \leq f \leq 5\,000$	$1½^* \leq F < 3$	$2F/3 - 1$
	$3 \leq F < 20$	$F/3$
	$20 \leq F$	$6⅔$
$5\,000 < f \leq 10\,000$	$1½^* \leq F < 3$	$F/3 - ½$
	$3 \leq F < 20$	F/6
	$20 \leq F$	$3⅓$

* See Step 8, 4.3.1.

demonstrated to the satisfaction of the certificating authority:

either that this has not occurred,

or that if it has occurred that the tone correction has been adjusted to the value it would have had if the tone had been recorded fully in a single one-third octave band.

4.4 Maximum tone corrected perceived noise level

4.4.1 The maximum tone corrected perceived noise level, PNLTM, shall be the maximum calculated value of the tone corrected perceived noise level PNLT(k). It shall be calculated in accordance with the procedure of 4.3. To obtain a satisfactory noise time history, measurements shall be made at 500 ms time intervals.

Note.— Figure 2-5 is an example of a flyover noise time history where the maximum value is clearly indicated.

4.4.2 If there are no pronounced irregularities in the spectrum, even when examined by a narrow-band analysis, then the procedure of 4.3 shall be disregarded since PNLT(k) would be identically equal to PNL(k). For this case, PNLTM shall be the maximum value of PNL(k) and would equal PNLM.

4.5 Duration correction

4.5.1 The duration correction factor D determined by the integration technique shall be defined by the expression:

$$D = 10 \log \left[\left(\frac{1}{T} \right) \int_{t(1)}^{t(2)} \text{antilog} \ \frac{\text{PNLT}}{10} \right] dt \ - \ \text{PNLTM}$$

where T is a normalizing time constant, PNLTM is the maximum value of PNLT, t(1) is the first point of time after which PNLT becomes greater than PNLTM − 10 and t(2) is the point of time after which PNLT remains constantly less than PNLTM − 10.

Table 2-3. Example of tone correction calculation for a turbofan engine

①	②	③	④	⑤	⑥	⑦	⑧	⑨	⑩	⑪
Band (i)	f Hz	SPL dB	S dB Step 1	$1\Delta S1$ dB Step 2	SPL′ dB Step 4	S′ dB Step 5	$\bar{S}$ dB Step 6	SPL″ dB Step 7	F dB Step 8	C dB Step 9
1	50	—	—	—	—	—	—	—	—	—
2	63	—	—	—	—	—	—	—	—	—
3	80	70	—	—	70	− 8	−2⅓	70	—	
4	100	62	− 8	—	62	− 8	+3⅓	67⅔	—	
5	125	(70)	+(8)	16	71	+ 9	+6⅔	71	—	
6	160	80	+10	2	80	+ 9	+2⅔	77⅔	2⅓	0.39
7	200	82	+(2)	8	82	+ 2	−1⅓	80⅓	1⅔	0.28
8	250	(83)	+ 1	1	79	− 3	−1⅓	79	4	0.66
9	315	76	−(7)	8	76	− 3	+ ⅓	77⅔	—	
10	400	(80)	+(4)	11	78	+ 2	+1	78	2	0.33
11	500	80	0	4	80	+ 2	0	79	1	0.33
12	630	79	− 1	1	79	− 1	0	79	—	
13	800	78	− 1	0	78	− 1	− ⅓	79	—	
14	1 000	80	+ 2	3	80	+ 2	− ⅔	78⅔	1⅓	0.44
15	1 250	78	− 2	4	78	− 2	− ⅓	78	—	

16	1 600	76	− 2	0	76	− 2	+ ⅓	77⅔	—	
17	2 000	79	+ 3	5	79	+ 3	+1	78	1	0.33
18	2 500	(85)	+ 6	3	79	0	− ⅓	79	6	[2]
19	3 150	79	−(6)	12	79	0	−2⅔	78⅔	⅓	0.11
20	4 000	78	− 1	5	78	− 1	−6⅓	76	2	0.66
21	5 000	71	−(7)	6	71	− 7	−8	69⅔	1⅓	0.44
22	6 300	60	−11	4	60	−11	−8⅔	61⅔	—	
23	8 000	54	− 6	5	54	− 6	−8	53	1	0.16
24	10 000	45	− 9	3	45	− 9	—	45	—	
						− 9				

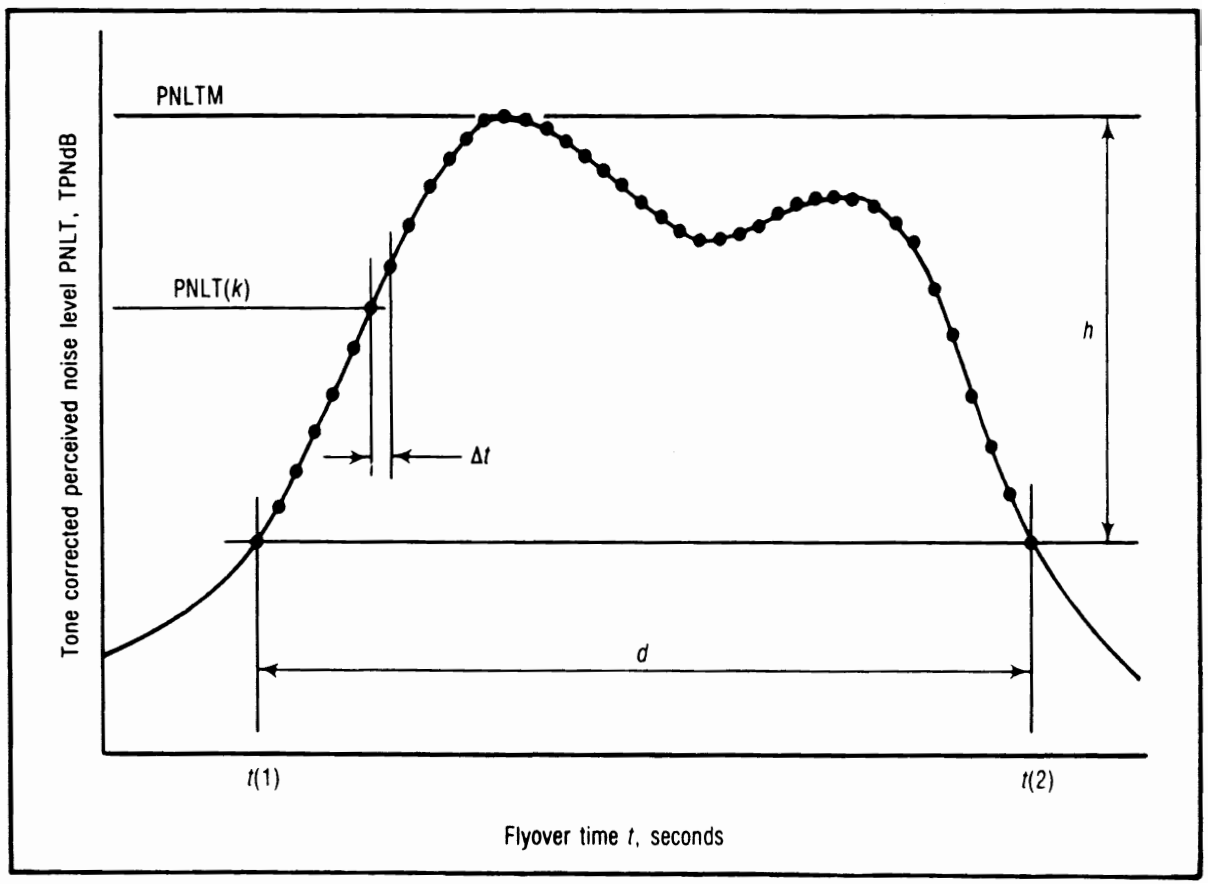
Step 1	(3)(*i*) — (3)(*i*−1)
Step 2	|(4)(*i*) — (4)(*i*−1)|
Step 3	see instructions
Step 4	see instructions
Step 5	(6)(*i*) — (6)(*i*−1)

Step 6	[(7)(*i*)+(7)(*i*+1)+ +(7)(*i*+2)]÷3
Step 7	(9)(*i*−1)+(8)(*i*−1)
Step 8	(3)(*i*) — (9)(*i*)
Step 9	see Table 2-2

Note.— Steps 5 and 6 may be eliminated in the calculations if desired. In this case in the example shown in Table 2-3, columns (7) and (8) should be removed and existing columns (9), (10) and (11) become (7), (8) and (9) covering new steps 5, 6 and 7 respectively. The existing steps 5, 6, 7, 8 and 9 in 4.3.1 are then replaced by:

STEP 5 [(6)(i − 1) + (6) i + (6)(i + 1)] ÷ 3
STEP 6 (3)(i) − (7)(i) *if* > 0
STEP 7 *See Table 2-2.*

Figure 2-5. Example of perceived noise level corrected for tones as a function of aeroplane flyover time



4.5.2 Since PNLT is calculated from measured values of SPL, there will, in general, be no obvious equation for PNLT as a function of time. Consequently, the equation shall be rewritten with a summation sign instead of an integral sign as follows:

$$D = 10 \log \left[\left(\frac{1}{T} \right) \sum_{k=0}^{d/\Delta t} \Delta t \cdot \text{antilog} \frac{\text{PNLT}(k)}{10} \right] - \text{PNLTM}$$

where Δt is the length of the equal increments of time for which PNLT(k) is calculated and d is the time interval to the nearest 1.0 s during which PNLT(k) remains greater or equal to PNLTM − 10.

4.5.3 To obtain a satisfactory history of the perceived noise level,

a) half-second time intervals for Δt, or

b) a shorter time interval with approved limits and constants,

shall be used.

4.5.4 The following values for T and Δt shall be used in calculating D in the procedure given in 4.5.2:

$$T = 10 \text{ s, and}$$
$$\Delta t = 0.5 \text{ s}$$

Using the above values, the equation for D becomes

$$D = 10 \log \left[\sum_{k=0}^{2d} \text{antilog} \frac{\text{PNLT}(k)}{10} \right] - \text{PNLTM} - 13$$

where the integer d is the duration time defined by the points corresponding to the values PNLTM − 10.

4.5.5 If in the procedures given in 4.5.2, the limits of PNLTM − 10 fall between the calculated PNLT(k) values (the usual case), the PNLT(k) values defining the limits of the duration interval shall be chosen from the PNLT(k) values closest to PNLTM − 10.

4.6 Effective perceived noise level

4.6.1 The total subjective effect of an aeroplane flyover, designated effective perceived noise level, EPNL, shall be equal to the algebraic sum of the maximum value of the tone corrected perceived noise level, PNLTM, and the duration correction D. That is:

$$\text{EPNL} = \text{PNLTM} + D$$

where PNLTM and D are calculated in accordance with the procedures given in 4.2, 4.3, 4.4 and 4.5.

APPENDIX 5

Calculation of aircraft noise contours around airports

Noise contours, or statements of the noise level heard at various positions on the ground around an airport, are computed rather than measured because of the large areas of ground covered and the length of time over which noise data have to be averaged.

The noise at any point on the ground in the vicinity of an aircraft operation will depend upon a number of factors. Uppermost amongst these are the types of aircraft and their power-plant; the power, flap setting and airspeed conditions throughout the operation; the distances from the points on the ground to the aircraft; and the effect of local topography and weather on propagation of the noise. Most airport operations will include a variety of aircraft and flight procedures and a wide range of operational weights. Because of the large quantity of data (which can be regarded as aircraft or airport specific) required to compute the noise of each individual operation, it is normal to make certain simplifications to reflect average noise exposure over long time periods. These time periods may range from as little as one day to several months.

The normal process of computation embraces three main steps:

1. the calculation of noise level from individual aircraft movements at a matrix of observation points around the airport;
2. the integration of all the individual noise levels over a defined period of time; and
3. the interpolation and plotting of the information in the form of noise contours.

The simplifying assumptions that are most frequently made include the noise levels of "groups" of similar aircraft types, average climatic conditions and the average operational pattern over the time period in question. Given the necessary computer power and dedication, it is possible to produce contours from a far more detailed study of individual operations, but this is unusual. Either way, the following information is required to allow the contour calculation process to be undertaken:

aircraft types that use the airport;

noise–power–distance relationships for each type;

aircraft performance data for each type;

routes used in departure and arrival;

number of movements on each route within the period chosen;

operational data typical to each route, including aircraft mass, power setting, speed and configuration through the different flight segments; and

airport-related data, including meteorological conditions and physical alignment of runways.

The airport operator will normally provide information on aircraft types and the number of movements. The aircraft manufacturer will be the source of noise and performance data, and the airlines or operators are the best source for operational and flight data. Arrival and departure routings are normally determined by the Air Traffic Control Authority.

As discussed in Section 7.2, there has now been considerable standardisation in the methods of deriving noise and performance data, as well as the general effects that influence noise projections, and in contour calculation processes. The International Civil Aviation Organisation (ICAO) has published a recommended method[990] for computing noise contours around airports, in which the following critical elements are discussed:

A5.1 Noise–power–distance information

Noise–power–distance data usually take the form illustrated in Figure A.5.1. They are based on measurements taken under defined conditions (usually certification tests) at a particular distance, but are extrapolated by the manufacturer to cover a range of distances under sound propagation conditions that have been determined as the average of those occurring at a representative sample of major world airports. Note, these are not the same conditions as are assumed in noise certification. The noise–power–distance curves cover a range of relevant power settings, with defined aircraft configurations as used during normal take-off and approach procedures. These will usually be sufficient to cover the individual segments in a total operation (illustrated in Fig. A.5.2) and will allow noise calculation at all sound-pressure levels that are relevant in the community. There is normally a lower-level cut-off in the noise data, higher than the urban background level but no higher than what would be considered as the threshold of community annoyance.

A5.2 Aircraft performance data

Reference flight profiles, associated engine thrust information and aircraft speeds are normally required from the aircraft manufacturers of a given aircraft type when it undertakes two typical operations. These embrace a take-off at 85% of maximum take-off mass, including a noise abatement cut-back procedure to minimise community disturbance; and a 3° approach profile for which the thrust is that needed to land the aircraft at 90% of maximum landing mass.

In addition, coefficients relating aircraft performance to altitude, tempera-

Figure A.5.1. Noise – power – distance curves for an individual aircraft.

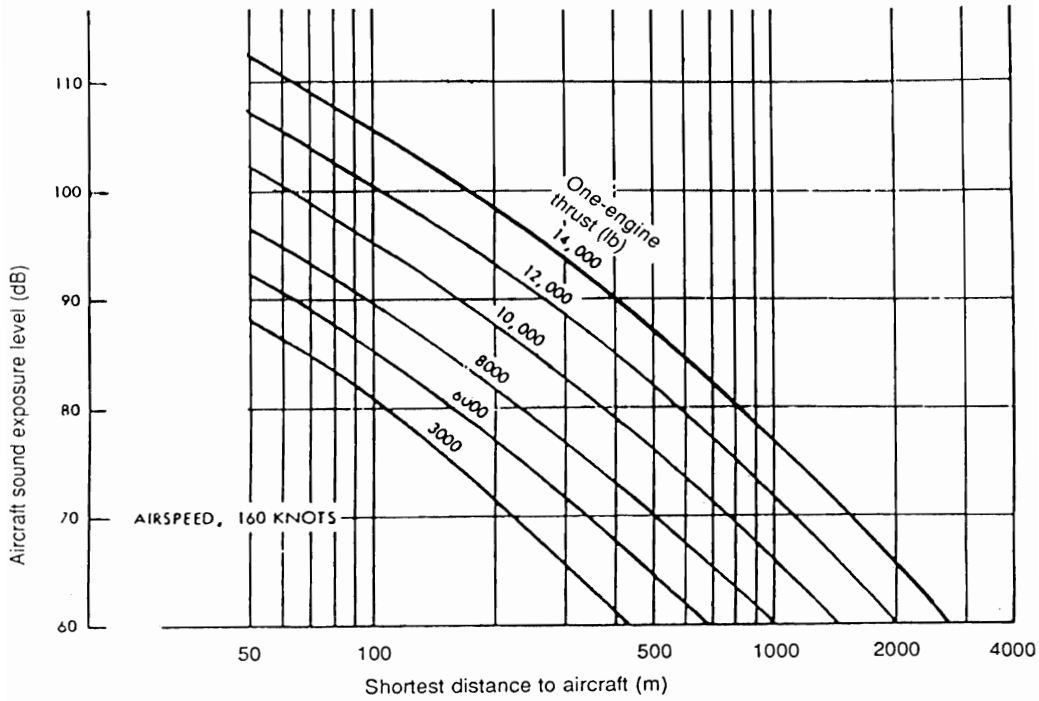
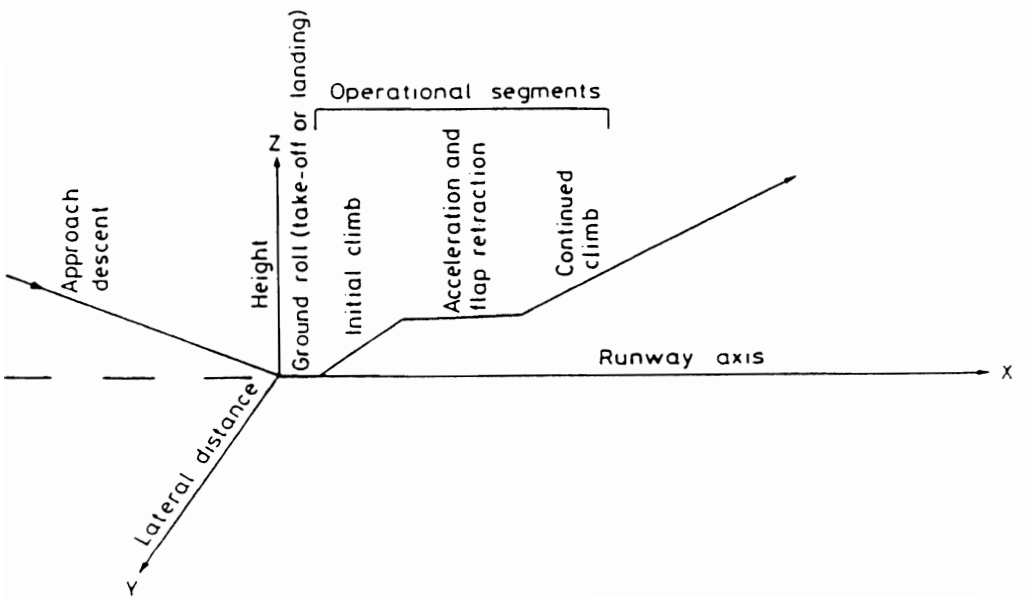


Figure A.5.1. Noise–power–distance curves for an individual aircraft.



ture, wind, aeroplane weight and engine thrust are provided to allow other flight profiles to be computed as differences from the reference profiles.

A5.3 Calculation method

For each aircraft movement (arrival or departure), aircraft position information and engine thrust details are computed throughout the various operational segments. At any selected point on the ground (J in Fig. A.5.3) the shortest distance to the flight path is calculated and the noise data are interpolated for that distance (d) and the engine thrust. The aircraft position information has to allow for some lateral displacement of the actual ground track from the nominal to account for the natural dispersion (variability) that takes place in everyday operations. Corrections also have to be applied for overground and other lateral attenuation effects to account for the natural reduction of noise to the side of the take-off run and the early part of the climb, and for directivity characteristics before the start of the take-off run. Other corrections also need to be applied throughout the flight envelope for aircraft speed changes and for changes in noise duration that occur during an aircraft turn (e.g., the noise stays at a constant level at the centre of radius of a turn, but has a much shorter duration on the outside of the turn radius).

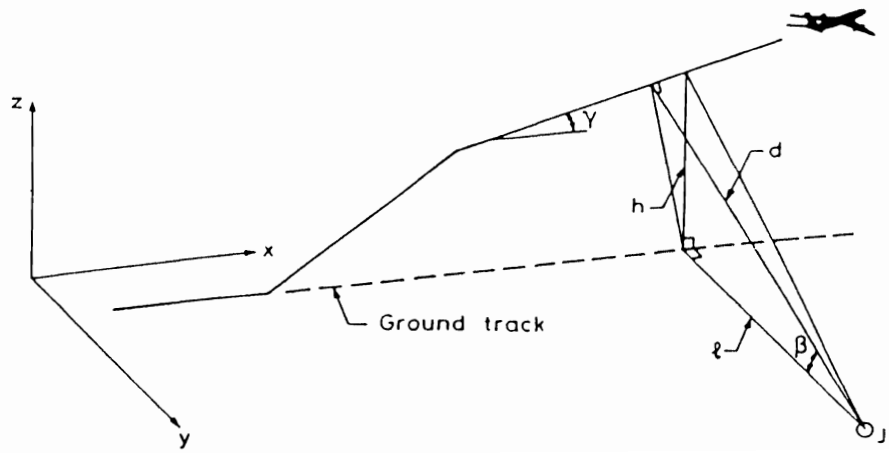
Hence, the noise level at any point J arising from an individual aircraft movement is expressed by the following formula:

$$L_J = L(X,d) + \Delta(\beta,l) + \Delta_D(Q) + \Delta_S(V) + \Delta_T(T),$$

where

$L(X,d)$ = noise level interpolated from the noise-thrust-distance data,
$\Delta(\beta,l)$ = extra ground attenuation (a function of the elevation angle β and distance to the ground track l),
$\Delta_D(Q)$ = correction for directivity behind the start of roll (a function of the angle Q subtended to the rear of the aircraft),

Figure A.5.3. Geometry of an observation point and an aircraft flight path.



$\Delta_S(V)$ = correction for aeroplane speed V, and
$\Delta_T(T)$ = correction for changes in duration during turns, a function of time T.

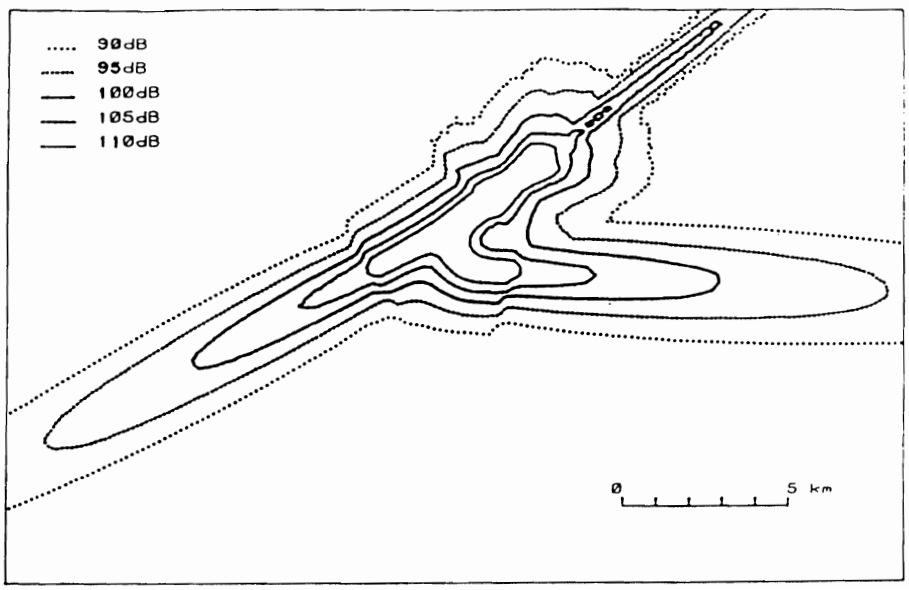
To represent a pattern of operations at an airport, the above calculation is repeated for the same point on the ground for all movements of various aircraft during the time period of interest. The whole process is repeated at a sufficient number of other points on the ground to permit contours to be plotted. The type of contour plot that will emerge from an automated computer output system is shown in Figure A.5.4. This can then be related to the map of the local district.

For ease of computation, it might not be practical to account for each movement, and there may well be a case for "grouping" aircraft of the same type, or similar types having almost the same noise characteristics.

A5.4 Current shortcomings

Although there has been general agreement on the contour calculation process, even the combined efforts of ICAO, the SAE and ECAC have failed to produce a complete suite of high-reliability subroutines to the total programme. Those that are deficient in some respect include the way in which the take-off ground-roll phase of operation is treated and the "broad-brush" relationship for lateral attenuation. Equally, although the method does notionally apply to propeller-powered aircraft as well as to jet- and turbofan-powered aircraft, it does not apply to helicopters, owing to the unique directivity patterns of their noise sources and the particular difficulties of specifying flight patterns. There is also some doubt as to the credibility of the method where airfields are used purely for general aviation purposes, because of the

Figure A.5.4. A typical set of airport noise contours obtained from computer printout.



irregularity of flight patterns and because of the difficulty and cost of gathering the necessary background noise and performance data on the aircraft types concerned.

It should be recognised that noise contours are primarily intended to apply at commercial airports, where the bulk of operations are from jet- and turbofan-powered aircraft, and should really be restricted to determining changes in the long-term average conditions, not absolute contour dimensions or boundaries between the acceptable and the unacceptable.

APPENDIX 6

Typical aircraft noise levels

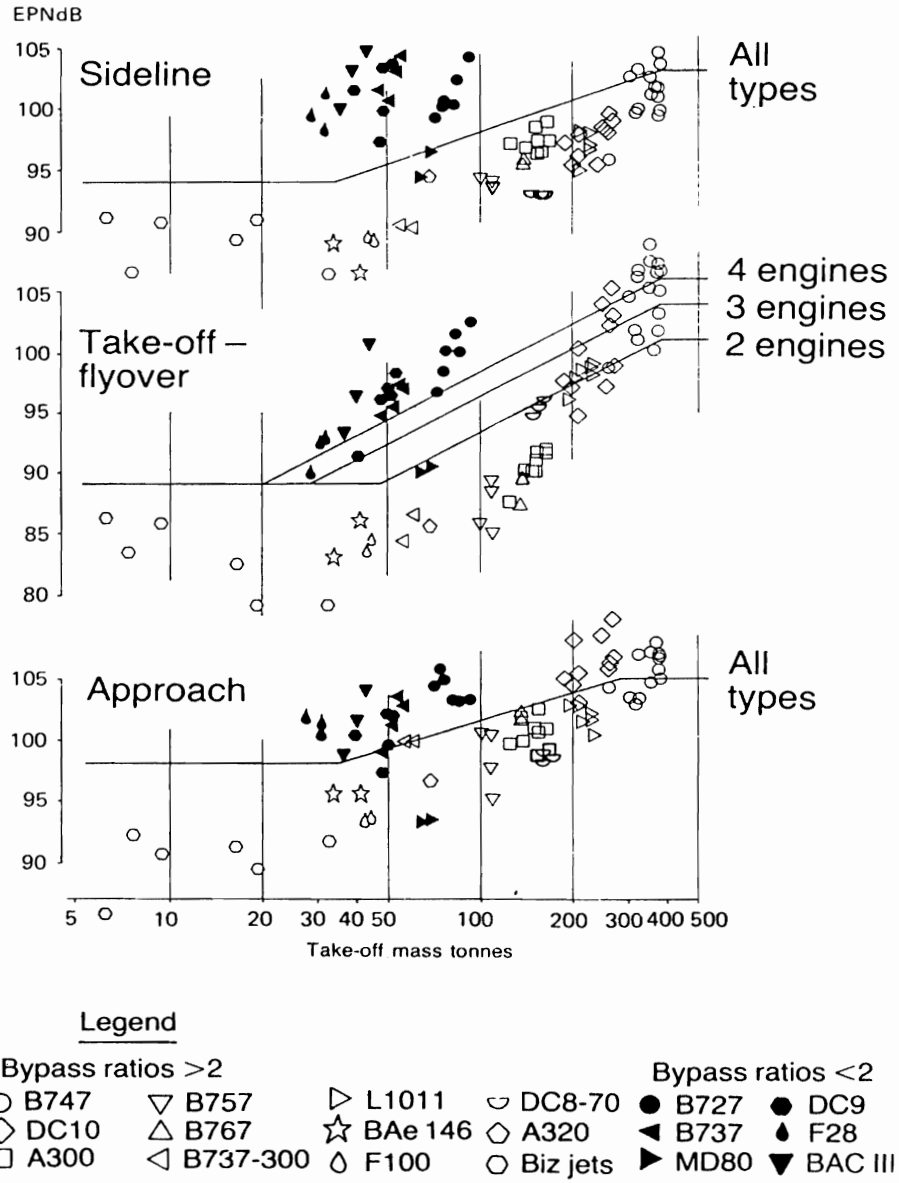
Data are summarised in Table A.6.1. and Figure A.6.1.

Table A.6.1. *Aircraft noise levels at certification measurement points*

Aircraft type	450-m sideline (EPNL)	6.5-km take-off		2-km approach	
		(EPNL)	(dBA)	(EPNL)	(dBA)
Boeing 707	115	114	104	118	105
Boeing 727	102	101	88	104	91
Boeing 737	101	96	87	102	92
Boeing 747	101	105	96	105	97
Boeing 757	94	89	71	97	86
Boeing 767	96	90	74	102	89
Douglas DC8	114	114	102	117	104
Douglas DC8-70	93	95	85	99	88
Douglas DC9	102	97	87	102	90
Douglas DC10/MD11	98	100	90	106	94
Douglas MD80	96	90	82	93	84
Lockheed L1011	96	98	86	102	91
Airbus A300	96	91	78	102	91
Airbus A310	97	89	76	100	89
Airbus A320	93	85	72	92	81
BAe Trident	106	105	95	105	95
BAe 1-11	103	96	88	102	92
BAe 146	88	85	74	96	86
Fokker F28	100	93	79	101	93
Fokker F100	89	84	72	93	83
Concorde	119	119	113	116	109
Old business jets	102	100	85	105	88
Gulfstream 4	86	79	67	91	81

Sources: ICAO and FAA published measured or estimated data for certification conditions. Figures quoted are typical of popular production models, and are for guidance only. For definitive data consult manufacturers or referenced documentation.[35]

Figure A.6.1. Typical aircraft noise level (ICAO Annex 16, Chapter 3 rules).



References

The references in this book do not appear in numerical order. The reason for this is simply that all the references have been categorised by subject matter, and appear within the following ten broad topics:

1.	Legal, operational and general	*Starts at Reference* 1
2.	Standards, units, noise impact and rating	100
3.	General aeroacoustics and noise	200
4.	Jet noise	
	Shock noise	300
	Mixing noise	310
	Flight effects	340
	Coaxial flows	360
	Other effects	370
	Theory and practice	380
5.	Turbomachinery	
	Compressors	400
	Fan noise sources	420
	Subsonic fans	430
	Supersonic fans	450
	Distortion and flight effects	460
	Ray theory	480
	Turbines	490
6.	Duct acoustics	
	Unlined ducts	500
	Lined ducts	530
	Theory and practice	550
7.	Open rotors	
	Subsonic propellers	600
	Flight effects	610
	Supersonic propellers	620
	Installation effects	640
	Helicopter noise	680

8. Other sources
- Airframe noise 700
- Sonic boom 720
- Combustion noise 740
- Installation effects 760
- Miscellaneous 780

9. Noise control
- General 800
- Subsonic jets 820
- Supersonic jets 830
- Turbofans 850
- Open rotors 880
- Miscellaneous 890

10. Noise measurement, analysis and prediction
- Standards and measurement methods 900
- Jet noise 945
- Turbomachinery noise 960
- Propeller and helicopter 970
- Combustion 975
- Airframe 980
- Noise contours 985

Legal, operational and general

1. Anon. (1988). "International Standards and Recommended Practices – Environmental Protection – Annex 16 to the Convention on International Civil Aviation; Volume 1, Aircraft Noise. Second Edition – 1988" (first published simply as "Aircraft Noise" in 1971 and then reissued in 1975, 1977 and 1981). International Civil Aviation Organisation (ICAO), Montreal.
2. Anon. (1988). "ICAO Environmental Technical Manual on the Use of Procedures in the Noise Certification of Aircraft". ICAO Doc. 9501-AN/929.
3. Anon. (1969 onwards). Reports of the 1969 Special ICAO Meeting and subsequent seven meetings of the Committee on Aircraft Noise (CAN/1, /2, /3 et seq.), held between 1970 and 1983; and the 1st meeting of the Committee on Aviation Environmental Protection (CAEP) in 1986.
4. Blatt, J. D. (1 September 1965). Letter from Federal Aviation Agency (now Federal Aviation Administration) to United States (U.S.) industry proposing federal action to control aircraft noise.
5. Anon. (1969 onwards). "Federal Aviation Regulations (FAR), Part 36. Noise Standards: Aircraft Type and Airworthiness Certification". U.S. Department of Transportation (DOT); Federal Aviation Administration (FAA), Washington D.C.
6. Anon. "Noise Certification Test and Analysis Procedures". FAA Advisory Circular AC 36-4 (and updates A, B, C et seq.).
7. Anon. "British Civil Airworthiness Requirements; Section N, Noise". Civil Aviation Authority (CAA), London.
8. Anon. (1981). "Subpart E – Operating Noise Limits" (and subsequent amendments). Part 91 of U.S. Federal Aviation Regulations, FAA.
9. Anon. (1979 and 83). "Council Directive 80/51/EEC on the Limitation of Noise Emissions from Subsonic Aircraft" and Amendment 83/206. Council of the European Communities (EC).

10. Anon. (1985). "Amended Commercial Airline Access Plan and Regulation, 1st April 1985 – 31st March 1990". John Wayne Airport, Orange County, Calif., USA.
11. Anon. (1970). "Noise Standards" (and proposed Amendment of 29 September 1987). California Department of Aeronautics, Administrative Code Register 70, No. 48, Chapter 9.
12. Anon. (1981). "National Capital Aiports". New Paragraph 159.40 in Federal Aviation Regulations, Part 159. FAA; Federal Register, 27 November 1981.
13. Anon. (1974). "Opposition to Two-Segment Approach Surprises Agencies". Aviation Daily, 31 July 1974.
14. Arde, Inc. and Town and City, Inc. (1966). "Study of Optimum Use of Land Exposed to Aircraft Landing and Takeoff Noise". U.S. National Aeronautics and Space Administration (NASA), Contractor Report (CR) 410.
15. Anon. (1986). "Landing Fees Provide over $2 million in Aid to Paris Airport Neighbours". Noise Regulation Reporter, U.S. Bureau of National Affairs, September 1986.
16. Anon. (1973). "Noise Insulation Regulations". U.K. Department of the Environment (DoE), HMSO, London.
17. Owen, Kenneth. (1982). "Concorde. A New Shape in the Sky". Jane's Publishing Company Ltd., London.
18. Hooker, S. G. (1984). "Not Much of an Engineer: An Autobiography". Airlife Publications.
19. Coleman, W. T., Jr. (1976). "The Secretary's Decision on Concorde Supersonic Transport". U.S. DOT.
20. Smith, M. J. T. (Chairman) (1978). "Report of Working Group E (to ICAO Committee on Aircraft Noise) on SST Noise Prediction Methods". Final report, 15 June 1978; Interim Report, 21 March 1978. ICAO.
21. Graf, D. A. (1987). "Hypersonic Civil Transports Environmental and Economic Feasibility". American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), Paper AIAA 87-2952.
22. Morris, S. J., Jr., and Weidner, J. P. (1987). "Propulsion System Issues for the High-Speed Civil Transport Study". AIAA 87-2938.
23. Welge, H. R., and Graf, D. A. (1987). "Vehicle Concept Design Consideration for Future High-Speed Commercial Flight". AIAA 87-2927.
24. Calder, P. H., and Gupta, P. C. (1975). "Future SST Engines, with Particular Reference to the Olympus-593 Evaluation and Concorde Experience". Society of Automotive Engineers (SAE) 751056.
25. Dusa, D. J. (1987). "High Mach Propulsion System Installation and Exhaust System Design Considerations". AIAA 87-2941.
26. Hay, J. A. (1976). "Concorde Community Noise". SAE 760898.
27. Pianko, M. (1975). "Methodology of Aircraft (Noise) Nuisance Certification". L'Aeronautique et l'Astronautique, No. 54.
28. Smith, M. J. T. (1982). "The Impact and Future Direction of Aircraft Noise Certification". Noise Control Engineering 18 (2).
29. SKS Group Ltd. (1985). "Transcript of Proceedings: FAA Public Hearing, 10 Dec 1985" (held in response to House of Representatives Report 99-256, instructing the FAA to report on ways of modernising the U.S. fleet). FAA.
30. Anon. (1986). "Alternative Available to Accelerate Commercial Aircraft Fleet Modernisation". FAA report to U.S. Senate and House Appropriations Committees.
31. Reilly, J. D. (Ch) (1987). "Report of the Working Group on Aircraft Noise/Airport Capacity". Industry Task Force Letter and Report to FAA Administrator.
32. Strang, W. J., and McKinlay, R. H. (1978). "Concorde in Service". U.K. Institution of Mechanical Engineers (I. Mech. E.), Proc 192 (38).
33. Anon. (1980). "Airport Environmental Handbook". FAA.

34. Anon. (1978). "Harmony with Aviation – The Environmental Process". U.S. DOT.
35. Anon. "Advisory Circulars, Airplane Noise Levels, Estimated and Certificated". AC-36-1, 2 and 3 (and/or updates 1A, B, et seq.). FAA.
36. Anon. (1987). "Review of Night Restrictions Policy" (at Heathrow and Gatwick Airports). Consultation Papers, U.K. Dept of Transport (DTp).
37. Miller, S. C., and Bennett, H. (1986). "Future Trends in Propulsion". Proc. ICAS Vol. 1, pp. 25–40.
38. Eckardt, D. (1986). "Technical/Economic Evaluation of New Propfan Concepts in Comparison with the Turbofan of the 1990s" (in German). BMFT, Statusseminar ueber Luftfahrtforschung und Luftfahrttechnologie, Munich.)
39. Miller, S. C. (1987). "Future Trends – A European View". AIAA Proc. ISABE Paper 87-2941.
40. Sadler, J. H. R. (1987). "Trends in Civil Aircraft Propulsion". I. Mech. Eng. Aerospace Technology Conference, Birmingham, England.
41. Borradaile, J. A. (1988). "Towards the Optimum Ultra High Bypass Ratio (UHBR) Engine". AIAA-88-2954.
42. Brathney, J. A. (Feb. 1985). "Is the Unducted Fan Tomorrow's Subsonic Engine?" Aeropace Engineering.
43. Anon. (1988). "Resurgence of the Prop". Aviation Week and Space Technology (AWST), 25 January 1988.
44. Smith, M. J. T., and Szewczyk, V. M. (1988). "What Should Be Done with Those Noisy Old Aircraft?" European Noise Legislation Conference, London, 2 September 1988. Avmark International Ltd.
45. Anon. (1984). "Information on Levels of Environmental Noise Requisite to Protect Public Health and Welfare with an Adequate Margin of Safety". U.S. Environmental Protection Agency (EPA).
46. Anon. (1987). "International Air Transport: Building for Growth". AWST, 9 November 1987.
47. Smith, M. J. T, Lowrie, B. W., Brooks, J. R., and Bushell, K. W. (1988). "Future SST Noise – Lessons from the Past". AIAA 88-2989.
48. Driver, C. (1987). "Report of Working Group on Aircraft Research and Development (Battelle Institute, Columbus, Ohio)". Eagle Inc.
49. Sutton, O. G. (1955). "The Science of Flight". Penguin Books Ltd.
50. Heller, H. (1982). "Propeller Aircraft Noise Certification and Flight Testing". DFVLR Report Mitt. 82.16.
51. Strack, W. C., and Morris, S. J. (1988). "The Challenges and Opportunities of Supersonic Transport Propulsion Technology". AIAA-88-2985.
52. Powell, R. D. (1989). "Potential Liability for Federal Preemption of Noise In and Around Airports – Exploding the Myth". American Bar Association; Forum Committee on Air and Space, February 1989.

Standards, units, noise impact and rating

100. Anon. "Octave, half-octave and third-octave band filters intended for the analysis of sounds and vibrations". Commission Electrotechnique Internationale (IEC), Geneva. IEC 225.
101. Zwicker, E. (1961). "Subdivision of the Audible Frequency Range into Critical Bands (Frequensgruppen)". Journal of the Acoustical Society of America (J. Ac. Soc. Am.) 33:248.
102. Anon. "Preferred Frequencies for Acoustical Measurements". International Organisation for Standards (ISO), Geneva. ISO 266.
103. Anon. "Frequency Weighting for the Measurement of Aircraft Noise". IEC 537.
104. Fletcher, H., and Munson, W. A. (1933). "Loudness, Its Definition, Measurement and Calculation". J. Ac. Soc. Am. 5:82.

105. Kryter, K. D. (1970). "The Effects of Noise on Man". Academic Press, New York.
106. Kryter, K. D. (1984). "Physiological, Psychological and Social Effects of Noise". NASA Publication 1115.
107. Anon. "Noise Assessment with Respect to Community Response". ISO R1996.
108. Anon. (1977). "Impact of Noise on People". DOT.
109. Ollerhead, J. B. (1978). "Predicting Public Reaction to Noise from Mixed Sources". Inter-noise 78:579–84.
110. Hall, F. L. (1982). "Community Response to Noise: Is All Noise the Same?" J. Ac. Soc. Am. 70(6).
111. Newman, J. S., and Beattie, K. R. (1985). "Aviation Noise Effects". FAA Report No. FAA-EE 85-2.
112. Rylander, R., and Sorensen, S. (1972). "Annoyance Reactions from Aircraft Noise Exposure". Journal of Sound and Vibration (J. S. Vib.) 24(4):419–44.
113. Kryter, K. D. (1959). "Scaling Human Reactions to the Sound from Aircraft". J. Ac. Soc. Am. 31:415–29.
114. Finke, H. O., Martin, R., Guski, R., Rohrmann, B., Schumer, R., and Schumer-Kohrs, A. (1982). "Effects of Aircraft Noise on Man". J. Ac. Soc. Am. 72:1222–42.
115. Ollerhead, J. B. (1971). "An Evaluation of Methods for Scaling Aircraft Noise Perception". NASA CR-1883.
116. Robinson, D. W. (1970). "The Assessment of Noise, With Particular Reference to Aircraft". Royal Aeronautical Society (RAeS) Journal (April):147–60.
117. Sorensen, S., Berglund, K., and Rylander, R. (1973). "Reaction Patterns in Annoyance Response to Aircraft Noise". Proc. Int. Conf. Noise as a Public Health Problem, Dubrovnik.
118. Galloway, W. J. (1974). "Community Noise Exposure Resulting from Aircraft Operations: Technical Review". AMRC-TR-73-106.
119. Richards, E. J., and Ollerhead, J. B. (1973). "Noise Burden Factor – New Way of Rating Airport Noise". J. S. Vib. 7(12).
120. Galloway, W. J., and Bishop, D. E. (1970). "Noise Exposure Forecasts: Evolution, Evaluation, Extensions and Land Use Interpretations". FAA Report 70-9.
121. Pearson, K. (1974). "Handbook of Noise Ratings". NASA CR-2376.
122. Anon. "Acoustics – Expression of Physical and Subjective Magnitudes of Sound or Noise in Air". ISO R131.
123. Anon. "Normal Equal Loudness Contours for Pure Tones and Threshold of Hearing under Free-Field Conditions". ISO R226.
124. Anon. "Method for Calculating Loudness Level". ISO 532.
125. Stevens, S. S. (1961). "Procedure for Calculating Loudness; Mk. VI." J. Ac. Soc. Am. 33:1577.
126. Robinson, D. W., and Dadson, R. S. (1956). "A Re-determination of the Equal Loudness Relation for Pure Tones". British Journal of Applied Physics (B. J. App. Phys.) 7:166.
127. Kryter, K. D. (1968). "Concepts of Perceived Noisiness, Their Implementation and Application". J. Ac. Soc. Am. 43:344.
128. Young, R. W., and Peterson, A. (1969). "On Estimating Noisiness of Aircraft Sounds". J. Ac. Soc. Am. 45:834.
129. Berglund, B., Berglund, U., and Lindvall, T. (1975). "Scaling Loudness, Noisiness and Annoyance of Aircraft Noise". J. Ac. Soc. Am. 57:930–4.
130. Kryter, K. D., and Pearsons, K. S. (1964). "Modification of Noy Tables". J. Ac. Soc. Am. 36:394.
131. Kryter, K. D. (1969). "Possible Modifications to Procedures for the Calculation of Perceived Noisiness". NASA Report CR-1635.
132. Anon. "Definitions and Procedures for Computing the Perceived Noise Level of Aircraft Noise". SAE ARP 865A

133. Anon. "Definitions and Procedures for Computing the Effective Perceived Noise Level for Aircraft Flyover Noise". SAE ARP 1071.
134. Anon. "Frequency Weighting Network for Approximation of Perceived Noise Level for Aircraft Noise". SAE ARP 1080.
135. Kryter, K. D., and Pearsons, K. S. (1963). "Some Effects of Spectral Content and Duration on Perceived Noise Level". J. Ac. Soc. Am. 35:886.
136. Kryter, K. D. (1966). "Review of Methods for Measuring the Loudness and Noisiness of Complex Sounds". NASA CR-422.
137. Pearsons, K. S., Horonjeff, R. D., and Bishop, D. E. (1968). "Noisiness of Tones Plus Noise". NASA CR-1117.
138. Wells, R. J. (1969). "Calculation of an Annoyance Level for Sounds Containing Multiple Pure Tones". 78th Ac. Soc. Am. Mtg.
139. Anon. (1966). "The Effect of Duration and Background Noise Level on Perceived Noisiness". U.S. FAA ADS-78.
140. Bullen, R. B., and Hede, A. J. (1983). "Time of Day Corrections in Measures of Aircraft Noise Exposure". J. Ac. Soc. Am. 73:1624–30.
141. Schultz, J. (1972). "Community Noise Rating". Applied Acoustics Supplement 1.
142. Burck, W., and Grutzmacher, M. (1965). "Aircraft Noise; Its measurement and Evaluation, Its Significance for Community Planning, and Measures for Its Abatement". Report for the German Federal Ministry of Health, Gottingen.
143. Robinson, D. W. (1971). "Towards a Unified System of Noise Assessment" J. S. Vib. 14:279. (See also NPL Aero Report Ac. 38, March 1969.)
144. Davies, L. I. C. (1977). "A Guide to the Calculation of NNI". Civil Aviation Authority (CAA), U.K. Directorate of Operational Research and Analysis (DORA), Report DORA 7908, 2d edition.
145. Wilson, A. H. (Ch.) (1963). "Noise – Final Report of the Committee on the Problem of Noise". Her Majesty's Stationery Office (HMSO), London. (Reprinted, 1973.)
146. McKennel, A. C. (1963). "Aircraft Noise Annoyance around London (Heathrow) Airport: The Social Survey". Central Office of Information (COI), London. Report 55337.
147. Rice, C. G. (1977). "Investigation of the Trade-off Effects of Aircraft Noise and Number". J. S. Vib. 52:325–44.
148. Rice, C. G. (1978). "Trade-off Effects of Aircraft Noise and Number". Proc. Intern. Commission of Biological Effects of Noise, Frieberg, Germany.
149. Powell, C. A. (1980). "Annoyance due to Multiple Airplane Noise Exposure". NASA TP-1706.
150. Rylander, R., Bjorkman, M., Ahrlin, U., Sorensen, S., and Berglund, K. (1980). "Aircraft Noise Annoyance Contours: Importance of Overflight Frequency and Noise Level". J. S. Vib. 69:586.
151. Anon. (1971). "Second Survey of Aircraft Annoyance around London (Heathrow) Airport". MIL Research Limited, HMSO.
152. Brooker, P., Critchley, J. B., Monkman, D. J. and Richmond, C. (1985). "United Kingdom Aircraft Noise Index Study : Main Report". CAA Report DR 8402.
153. Rice, C. G. (1982). "A Synthesis of Studies on Noise-Induced Sleep Disturbance". Institute of Sound and Vibration Research (ISVR), Memorandum 623, University of Southampton.
154. Borsky, P. N. (1976). "Sleep Interference and Annoyance by Aircraft Noise". Sound and Vibration, 18–21 December.
155. Ollerhead, J. B. (1977). "Variation of Community Noise Sensitivity with Time of Day". Inter-noise 77:B692–7.
156. Anon. (1980). "Aircraft Noise and Sleep Disturbance". CAA (DORA), Final Report 8008.

157. Anon. (1980). "Time-of-Day Corrections to Aircraft Noise Metrics". NASA CP 2135.
158. Taylor, S. M. Hall, F. L., and Bernie, S. E. (1980). "Effect of Background Levels on Community Response to Aircraft Noise". J. S. Vib. 71(2).
159. Anon. (1978). "A Guide to the Measurement and Prediction of the Equivalent Continuous Sound Level". Noise Advisory Council, HMSO, London.
160. Anon. (1977). "The Economic Impact of Noise". U.S. National Bureau of Standards.
161. Anon. (1980). "Environmental Health Criteria 12 (1980) Noise". World Health Organisation (WHO), Geneva.
162. Anon. (1980). "La Gêne Causée Par le Bruit Autours des Aeroports". Translation available as NASA TM-75784.
163. Bastenier, H., Klosterkoetter, W., and Large, J. B. (1975). "Damage and Annoyance Caused by Noise". Commission of the European Communities: EUR.5398e.
164. Emperly, J. A. (1987). Letter to FAA Rules Docket AGC-204 No. 25206 in response to FAA ANPRM 87-2: "Noise and Emission Standards for Aircraft Powered by Advanced Turboprop (Propfan) Engines".
165. Anon. (1975). "Concorde Supersonic Transport Aircraft: Final Environmental Impact Statement". DOT.
166. Ollerhead, J. B. (1973). "Scaling Aircraft Noise Perception". J. S. Vib. 26(3):361–88.
167. MAN – Acoustics and Noise. (1975). "Noise Certification Criteria and Implementation Considerations for V/STOL". FAA RD-75-190.
168. McCurdy, D. A., and Powell, C. A. (1984). "Annoyance Caused by Propeller Airplane Flyover Noise". NASA TP 2356.
169. McCurdy, D. A., and Powell, C. A. (1984). "Quantification of Advanced Turboprop Flyover Noise Annoyance". AIAA 84-2293.
170. McCurdy, D. A., Leatherwood, J. D., and Shepherd, K. P. (1986). "Advanced Turboprop Aircraft Noise Annoyance: A Review of Recent NASA Research". AIAA-86-1959.
171. McCurdy, D. A. (1988). "Annoyance Caused by Advanced Turboprop Aircraft Flyover Noise". NASA TP-2782.
172. Ollerhead, J. B. (1982). "Laboratory Studies of Scales for Measuring Helicopter Noise". NASA CR 3610.
173. Molino, J. A. (1982). "Should Helicopter Noise Be Measured Differently from Other Aircraft Noise?". NASA CR 3609.

General aeroacoustics and noise

200. Rayleigh, Lord. (1896). "The Theory of Sound". 2d ed., chap. 21. Macmillan. (Republished by Dover, 1945.)
201. Lighthill, M. J. (1954). "On Sound Generated Aerodynamically. General Theory (I) and Turbulence as a Source of Sound (II)". Proc. Roy. Soc. A221:564–87, A222:1–34.
202. Frey, A. R., and Kinsler, L. E. (1982). "Fundamentals of Acoustics". 3d ed. Wiley, Chichester.
203. Dowling, A. P., and Ffowcs-Williams, J. E. (1983). "Sound and Sources of Sound". Ellis Horwood Ltd., Chichester.
204. Pierce, A. D. (1986). "Acoustics; An introduction to its Physical Principles". McGraw-Hill, New York.
205. Goldstein, M. E. (1976). "Aeroacoustics". McGraw-Hill, New York.
206. Morse, P. M., and Ingard, K. V. (1968). "Theoretical Acoustics". McGraw-Hill, New York.

207. Goldstein, M. E. (1979). "General Aspects of the Theory of Aerodynamic Sound". Am. Phys. Soc. Fluid Symposium Paper AC2.
208. Cargill, A. M. (1983). "Sound Propagation through Fluctuating Flows – Its Significance in Aeroacoustics". AIAA 83-0697.
209. Kempton, A. J. (1977). "Efficient Sources of Aerodynamic Sound". Ph.D. thesis, Cambridge University.
210. White, R. G., and Walker, J. G. (Ed.). (1982). "Noise and Vibration". Ellis Horwood Ltd., Chichester.
211. Nelson, P. M. (Ed.). (1987). "Transportation Noise Reference Book". Butterworth, London.
212. Ffowcs Williams, J. E., and Hawkings, D. L. (1969). "Sound Generation by Turbulence and Surface in Arbitrary Motion". Phil. Trans. Roy. Soc. A264:321–42.
213. Dean, L. W. (1971). "Broadband Noise Generation by Aerofoils in Turbulent Flow". AIAA 71-587.
214. Muller, E. A. (Ed.). (1979). "Mechanisms of Sound Generation in Flows". Symp. Proc. Gottingen., Springer Verlag, Berlin.
215. Howe, M. S. (1975). "The Generation of Sound by Aerodynamic Sources in an Inhomogeneous Steady Flow". J. Fluid Mech. 67:597-610.
216. Cargill, A. M. (1983). "Sound Propagation through Fluctuating Flow – Its Significance in Aeroacoustics". AIAA 83-0697.
217. Kempton A. J. (1977). "Acoustic Scattering by Density Gradients". J. Fluid Mech. 83(3).
218. Dowling, A. P., Ffowcs Williams, J. E., and Goldstein, M. E. (1978). "Sound Production in a Moving Stream". Phil. Trans. Roy. Soc. (London) A288:321–49.
219. Powell, A. (1964). "Theory of Vortex Sound". J. Ac. Soc. Am. 36:177–95.
220. Campos, L. M. B. C. (1978). "The Spectral Broadening of Sound by Turbulent Shear Layers. Parts 1 and 2". J. Fluid Mech. 89:723–83.
221. Anon. (1975). "Acoustics". Progress in Aeronautics, vols. 37 and 38. American Institute of Aeronautics and Astronautics.
222. Evans, L. B., and Bazley, E. N. (1956). "The Absorption of Sound in Air at Audio Frequencies". Acoustica 6:238.
223. Harris, C. M. (1966). "Absorption of Sound in Air versus Humidity and Temperature". J. Ac. Soc. Am. 40:148–62.
224. Evans, L. B., Bass, H. E., and Sutherland, L. C. (1972). "Atmospheric Absorption of Sound: Theoretical Predictions". J. Ac. Soc. Am. 51:1565–75.
225. Anon. (1978). "Method for the Calculation of Absorption of Sound by the Atmosphere". American National Bureau of Standards, Washington, D.C., ANSI S126.
226. Piercy, J. E., Embleton, T. F. W., and Sutherland, L. C. (1977). "Review of Noise Propagation in the Atmosphere". J. Ac. Soc. Am. 61:1403–18.
227. Bazley, E. N. (1975). "Sound Absorption in Air up to 100 kHz". National Physical Laboratory, Eng. Report Ac. 74.
228. Sutherland, L. C., and Bass, H. E. (1979). "Influence of Atmospheric Absorption on the Propagation of Bands of Noise". J. Ac. Soc. Am. 66(3).
229. Anon. "Standard Values of Atmospheric Absorption as a Function of Temperature and Humidity for Use in Evaluating Aircraft Flyover Noise". SAE ARP 866A.
230. Anon. "Engineering Sciences Data: Noise Sub-series, Vol. 3: Sound Propagation". Engineering Sciences Data Unit (ESDU) International Ltd., London.
231. Howell, G. P., and Morphey, C. L. (1983). "Effects of Non-linear Propagation on Long-Range Noise Attenuation". AIAA 83-0700.
232. Sutherland, L. C. (1972). "Sound Propagation over Open Terrain from a Source Near the Ground". 84th Acoustical Soc. Am. Meeting.

233. Parkin, P. H., and Scholes, W. E. (1964). "The Horizontal Propagation of Sound from a Jet Engine Close to the Ground at Radlett". J. S. Vib. 1(1):1–13.
234. Parkin. P. H., and Scholes, W. E. (1965). "The Horizontal Propagation of Sound from a Jet Engine Close to the Ground at Hatfield". J. S. Vib. 2(4):353–74.
235. Pao, S. P., Wenzel, A. R., and Oncley, P. B. (1978). "Prediction of Ground Effects on Aircraft Noise". NASA TP-1104.
240. Davies, P. O. A. L. (1973). "Structure of Turbulence". J. S. Vib. 28:513–26.
241. Davies, P. O. A. L., and Yule, A. J. (1975). "Coherent Structures in Turbulence". J. Fluid Mech. 69:513-37.
242. Wille, R. (1963). "Growth of Velocity Fluctuations Leading to Turbulence in a Free Shear Layer". Hermann Fottinger Institut, Berlin. AFOSR Technical Report.
243. Anon. (1973). "Noise Mechanisms". AGARD Conference Preprint No. 13.
244. Anon. (1976). "Aircraft Noise Generation, Emission and Reduction". AGARD Lecture Series No. 77.
245. Anon. (1976). "Aerodynamic Noise". AGARD Lecture Series No. 80.

Jet noise

300. Lighthill, M. J. (1953). "On the Energy Scattered from the Interaction of Turbulence with Shock or Sound Waves". Proc. Cambridge Phil. Soc. 49:531–55.
301. Powell, A. (1953). "On the Mechanisms of Choked Jet Noise". Proc. Phys. Soc. 866:1139–50.
302. Ribner, H. S, (1955). "Shock Turbulence Interaction and the Generation of Sound". NASA Report 1233.
303. Hammit, A. G. (1961). "The Oscillations and Noise of an Overpressure Sonic Jet". Journal of Aerospace Sciences 28:673–80.
304. Hay, J. A., and Rose, E. G. (1970). "In-Flight Shock Cell Noise". J. S. Vib. 11:411–20.
305. Hardin, J. C. (1973). "Analysis of Noise Produced by an Orderly Structure of Turbulent Jets". NASA TN D-7242.
306. Fisher, M. J., and Harper-Bourne, M. (1973). "The Noise from Shock Waves in Supersonic Jets". Advisory Group for Aerospace Research and Development (AGARD) C. P. 131, "Noise Mechanisms".
307. Tanna, H. K. (1977). "An Experimental Study of Jet Noise, Part 2: Shock Associated Noise". J. S. Vib. 51:429–44.
308. Simcox, C. D. (1971). "Effects of Temperature and Shock Structure on Choked Jet Noise Characteristics". AIAA 71-582.
309. Seiner, J. M., and Norum, T. D. (1980). "Aerodynamic Aspects of Shock Containing Jet Plumes". AIAA-80-0965.
310. Ffowcs-Williams, J. E., Simpson, J., and Virchis, V. J. (1975). "Crackle – An Annoying Component of Jet Noise". J. Fluid Mech. 71.
311. Hansen, R. G. (1952). "The Noise Field of a Turbo Jet Engine". J. Ac. Soc. Am. 24(2).
312. Richards, E. J. (1953). "Research on Aerodynamic Noise from Jets and Associated Problems". RAeS Journal 57(509).
313. Hubbard, H. H., and Lassiter, L. W. (1953). "Experimental Studies of Jet Noise". J. Ac. Soc. Am. 25(3).
314. Anon. (Symposium) (1954). "Aeronautical Acoustics – In Particular, Jet Noise". RAeS Journal 58(520).
315. Greatrex, F. B. (1955). "Jet Noise". 5th International Aeroacoustics Conference.
316. Davies, P. O. A. L., Fisher, M. J., and Barrett, M. J. (1963). "Turbulence in the Mixing Region of a Round Jet". J. Fluid Mech. 15:337–67.
317. Lau, J. C., and Fisher, M. J. (1975). "The Vortex Sheet Structure of 'Turbulent' Jets: Part 1". J. Fluid Mech. 67:299–377.

318. Yule, A. J. (1978). "Large Scale Structure in the Mixing Layer of a Round Jet". J. Fluid Mech. 89:413–32.
319. Michalke, A. (1971). "Instabilitat eines Kompressiblen Runden Freistrahls". Z. Flugwiss 19:319–28.
320. von Glahn, U. H., Groesbeck, D., and Goodykoontz, J. (1973). "Velocity Decay and Acoustic Characteristics of Various Nozzle Geometries in Forward Flight". AIAA 73-629.
321. Moore, C. J., and Brierly, D. H. (1979). "Shear Layer Instability Noise Produced by Various Jet Nozzle Configurations". Proc. of Symposium on Mechanics of Sound Generated in Flows, Cottingen, Springer-Varlag, Berlin.
322 Moore, C. J. (1977). "The Role of Shear-Layer Instability Waves in Jet Exhaust Noise". J. Fluid Mech. 80(2).
323. Ffowcs-Williams, J. E. (1963). "Noise from Turbulence Convected at High Speed" Trans. Roy. Soc. A225:469–503.
324. Tanna, H. K., Dean, P. D., and Burrin, R. H. (1976). "The Generation of Radiation of Supersonic Jet Noise". U.S. Air Force Propulsion Laboratory Technical Report AFAPL-TR-76-65.
325. Tester, B. J., Morris, P. J., Lau, J. C., and Tanna, H. K. (1978). "The Generation, Radiation and Prediction of Supersonic Jet Noise". U.S. Air Force Aeropropulsion Laboratory Technical Report No. AFAPL-TR-78-85, Vol. 1.
326. Bushell, K. W. (1976). "Gas Turbine Engine Exhaust Noise". AGARD Lecture Series 80 – "Aerodynamic Noise".
327. Tanna, H. K. (1977). "Experimental Study of Jet Noise, Part 1: Turbulent Mixing Noise". J. S. Vib. 50:405–28.
328. Hoch, R. G., Duponchel, J. P., Cocking, B. J., and Bryce, W. D. (1973). "Studies of the Influence of Density on Jet Noise". J. S. Vib. 28(4):649–68.
329. Cocking, B. J. (1974). "The Effect of Temperature on Subsonic Jet Noise". National Gas Turbine Establishment (NGTE), Report No. R331.
330. Szewczyk, V., Morfey, C. M., and Tester, B. J. (1977). "New Scaling Laws for Hot and Cold Jet Mixing Noise Based on a High Frequency Model". AIAA 77-1287.
331. Morfey, C. L., Szewczyk, V. M., and Tester, B. J. (1978). "New Scaling Laws for Hot and Cold Jet Mixing Noise Based on a Geometric Acoustics Model". J. S. Vib., 61:255–92.
340. Hoch, R. G., and Berthelot, M. (1986). "Use of the Bertain Aerotrain for the Investigation of Flight Effects on Aircraft Engine Exhaust Noise". AIAA 76-534.
341. Drevet, P., Duponchel, J. P., and Jacques, J. R. (1976). "Effect of Flight on the Noise from a Convergent Nozzle as Observed on the Bertain Aerotrain". AIAA 76-557.
342. Smith, W. (1974). "The Use of a Rotating Arm Facility to Study Flight Effects on Jet Noise". Proc. Int. Symposium on Air Breathing Engines, Sheffield, Eng.
343. Cocking, B. J., and Bryce, W. D. (1975). "Subsonic Jet Noise in Flight Based on Some Recent Wind-Tunnel Tests". AIAA 75-462.
344. Cocking, B. J. (1976). "The Effect of Flight on Subsonic Jet Noise". AIAA 76-555.
345. Bryce, W. D., and Pinker, R. A. (1977). "The Noise from Unheated Supersonic Jets in Simulated Flight". AIAA 77-1327.
346. Way, D. J., and Francis, E. M. (1977). "The Simulation of Flight Effects on Jet Noise Using Co-Flowing Air Streams". AIAA 77-1305.
347. Ahuja, K. K., Tanna, H. K., and Tester, B. J. (1979). "Effects of Simulated Forward Flight on Jet Noise, Shock Noise and Internal Noise". AIAA 79-0615.
348. Blankenship, G. L., et al. (1977). "Effects of Forward Motion on Engine Noise". NASA CR-134954, October.
349. Low, J. K. (1977). "Effects of Forward Motion on Jet and Core Noise". AIAA 77-1330.

350. Bushell, K. W. (1975). "Measurement and Prediction of Jet Noise in Flight" AIAA 75-461.
351. Ahuja, K. K., Tester, B. J., and Tanna, H. K. (1978). "The Free Jet as a Simulator of Forward Velocity Effects on Jet Noise". NASA CR-3056.
352. Ahuja, K. K., Tester, B. J., and Tanna, H. K. (1981). "An Experimental Study of Transmission, Reflection and Scattering of Sound in a Free Jet Flight Simulation Facility and Comparison with Theory". J. S. Vib. 75:51–85.
353. Burrin, R. H., Ahuja, K. K., and Salikuddin, M. (1987). "High Speed Effects on Noise Propagation". AIAA-87-0013.
360. Goodykoontz, J. H. (1979). "Experimental Study of Coaxial Nozzle Exhaust Noise". AIAA 79-0631.
361. Szewczyk, V. M. (1979). "Co-axial Jet Noise in Flight". AIAA 79-0636.
362. Stevens, R. C. K., Bryce, W. D., and Szewczyk, V. M. (1983). "Model and Fullscale Studies of the Exhaust Noise from a Bypass Engine in Flight". AIAA 83-0751.
363. Cargill, A. M., and Duponchel, J. P. (1977). "The Noise Characteristics of Inverted Velocity Profile Co-annular Jets". AIAA 77-1263.
364. Packman, A. B., and Kozlowski, H. (1976). "Jet Noise Characteristics of Unsuppressed Duct Burning Turbofan Exhaust System". AIAA 76-149.
365. Pao, S. P. (1979). "A Correlation of Mixing Noise for Coannular Jets with an Inverted Velocity Profile". NASA TP-1301.
366. Strange, P. J. R., Podmore, G., Fisher, M. J., and Tester, B. J. (1984). "Coaxial Jet Noise Source Distributions". AIAA 84-2361.
370. Partharasathy, S. P., Cuffel, R., and Massier, P. F. (1978)."Influence of Internally Generated Pure Tones on the Broadband Noise Radiated from a Jet". AIAA 16(5):538–40.
371. Crow, S. C. (1972). "Acoustic Gain of a Turbulent Jet". Am. Phys. Soc. Paper 1E6.
372. Bechert, D., and Pfizenmaier, E. (1976). "On the Amplification of Broadband Jet Noise by a Pure Tone Excitation". AIAA 76-489.
373. Deneuville, P., and Jacques, J. R. (1977). "Jet Noise Amplification. A Practically Important Problem". AIAA 77-1368.
374. Ahuja, K. K. (1972). "An Experimental Study of Subsonic Jet Noise with Particular Reference to the Effects of Upstream Disturbances". M. Phil. thesis, University of London.
375. Way, D. T., and Turner, B. A. (1982). "Model Test Demonstrating Under-wing Installation Effects on Engine Exhaust Noise". AIAA 80-1048.
376. Southern, I. S. (1980). "Exhaust Noise in Flight: The Role of Acoustic Installation Effects". AIAA 80-1045.
377. Bashforth, S. (1981). "The Effect of Flight and the Presence of an Airframe on Exhaust Noise". AIAA 81-2029.
380. Lush, P. A. (1971). "Measurement of Subsonic Jet Noise and Comparison with Theory". J. Fluid Mech. 46(3):477–500.
381. Mani, R. (1972). "A Moving Source Problem Relevant to Jet Noise". J. S. Vib. 25: 337–47.
382. Lilley, G. M., Morris, P. J., and Tester, B. J. (1973). "On the Theory of Jet Noise and Its Applications". AIAA 73-987.
383. Ahuja, K. K., and Bushell, K. W. (1973). "An Experimental Study of Subsonic Jet Noise and Comparison with Theory". J. S. Vib. 30(3):317–41.
384. Ahuja, K. K. (1973). "Correlation and Prediction of Jet Noise". J. S. Vib. 29(2).
385. Davies, P. O. A. L., Hardin, J. C., Edwards, A. V. J., and Mason, J. P. (1973). "A Potential Flow Model for the Calculation of Jet Noise". AIAA 75-441.
386. Tester, B. J., and Morphey, C. L. (1975). "Developments in Jet Noise Modelling – Theoretical Predictions and Comparisons with Measured Data". AIAA 75-447.

387. Kempton, A. J. (1977). "Acoustic Scattering by Density Gradients." J. Fluid Mech. 83(3).
388. Ffowcs Williams, J. E., and Kempton, A. J. (1978). "The Noise from the Large-Scale Structure of a Jet". J. Fluid Mech. 84(4).
389. Tester, B. J., and Szewczyk, V. M. (1979). "Jet Mixing Noise – Comparison of Measurement and Theory". AIAA 79-0570.
390. Cargill, A. M. (1982). "The Radiation of High-Frequency Sound from a Jet Pipe". AIAA 80-0970 and J. S. Vib. 83(3).
391. Cargill, A. M. (1982). "Low-Frequency Sound Radiation due to the Interaction of Unsteady Flow with a Jet Pipe". J. Fluid Mech. 121.
392. Lu, H. Y. (1986). "An Emprical Model for Prediction of Coaxial Jet Noise in Ambient Flow". AIAA 86-1912.
393. Ahuja, K. K., Tester, B. J., and Tanna, H. K. (1987). "Calculation of Far Field Jet Noise Spectra from Near Field Measurements with True Source Location". J. S. Vib. 116(3):415–26.

Turbomachinery noise

400. Kemp, N. H., and Sears, W. R. (1953). "Aerodynamic Interference between Moving Blade Rows". Journal of the Aeronautical Sciences 20(9):585–97.
401. Kemp, N. H., and Sears, W. R. (1955). "The Unsteady Forces due to Viscous Wakes in Turbomachines". Journal of the Aeronautical Sciences 22(7).
402. Sharland, I. J. (1962). "Sources of Noise in Axial Flow Fans". J. S. Vib. 1(3):302–22.
403. Tyler, J. M., and Sofrin, T. G. (1962). "Axial Flow Compressor Noise Studies". SAE Transactions 70:309.
404. Hetherington, R. (February 1963). "Compressor Noise Generated by Fluctuating Lift Resulting from Rotor-Stator Interaction". AIAA Journal 1:473–74.
405. Bragg, S. L., and Bridge, R. (1964). "Noise from Turbojet Compressors". RAeS Journal 68:1–10.
406. Smith, M. J. T., and House, M. E. (1967). "Internally Generated Noise from Gas Turbine Engines – Measurement and Prediction". ASME Journal of Engineering for Power 89:177–90.
407. Lowson, M. V. (1970). "Theoretical Analysis of Compressor Noise". J. Ac. Soc. Am. 47(1):371–85.
408. Morfey, C. L. (1972). "The Acoustics of Axial Flow Machines". J. S. Vib. 22(4):445–66.
409. Hanson, D. B. (1974). "Spectrum of Rotor Noise Caused by Inlet Guide Vane Wakes". J. Ac. Soc. Am. 55(6):1247–51.
410. Kaji, D., and Okazaki, T. (1970). "Propagation of Sound Waves Through a Blade Row". J. S. Vib. 11(3):355–75.
411. Philpot, M. G. (1975). "The Role of Rotor Blockage in the Propagation of Fan Noise Interaction Tones". AIAA 75-447.
412. Cumpsty, N. A. (1977). "A Critical Review of Turbomachinery Noise". J. Fluids Eng., Trans. ASME 99, ser. 1 (2):278–93.
420. Barry, B., and Moore, C. J. (1971). "Subsonic Fan Noise". J. S. Vib. 17(2).
421. Lowrie, B. W. (1976). "Fan Noise". AGARD Lecture Series No. 80.
422. Morfey, C. L. (1973). "Rotating Blades and Aerodynamic Sound". J. S. Vib. 28(3):587–617.
423. Mather, J. S. B., Savidge, J., and Fisher, M. J. (1971). "New Observations on Tone Generation in Fans". J. S. Vib. 16.
424. Lowson, M. V., Whatmore, A. R., and Whitfield, C. E. (1973). "Source Mechanisms for Rotor Noise Radiation". NASA CR-2077.

425. Hanson, D. B. (1975). "Study of Noise Sources in a Subsonic Fan Using Measured Blade Pressures and Acoustic Theory". NASA CR-2574.
426. Mugridge, B. D., and Morfey, C. L. (1975). "Sources of Noise in Axial Flow Fans". J. Ac. Soc. Am. 5(5):Pt.I.
430. Moore, C. J. (1972). "In-duct Investigation of Subsonic Fan Rotor Alone Noise". J. Ac. Soc. Amer. 55(1).
431. Metzger, F. B. (1973). "Analytical Parametric Investigations of Low Pressure Ratio Fans". NASA CR-2188.
432. Magliozzi, B. (1973). "Noise and Wake Structure Measurements in a Subsonic Tipspeed Fan". NASA CR-2323.
433. Kaji, S., and Okazaki, T. (1970). "Generation of Sound by Rotor-Stator Interaction". J. S. Vib. 13(3):281–307.
434. Cumpsty, N. A. (1972). "Tone Noise from Rotor/Stator Interactions in High Speed Fans". J. S. Vib. 24(3):393–409.
435. Schwaller, P. J. G., Parry, A. B., Oliver, M. J., and Eccleston, A. (1984). "Farfield Measurement and Mode Analysis of the Effect of Vane/Blade Ratio on Fan Noise". AIAA 84-2280.
436. Moore, C. J. (1972). "Analysis of Fan Noise In-Ducts". Brit. Acoustical Soc. 2(1).
437. Moore, C. J. (1980). "The Asymmetric Radiation Patterns of Interacting Duct Modes". Acoustica 47(1).
438. Osborne, C. (1973). "Compressible Unsteady Interactions between Blade Rows". AIAA Journal 11:340–6.
439. Ffowcs Williams, J. E., and Hawkings, D. L. (1969). "Theory Relating to the Noise of Rotating Machinery". J. S. Vib. 10(1):10–21.
440. Mani, R. (1970). "Discrete Frequency Noise Generation from an Axial Flow Fan Blade Row". Journal of Basic Engineering Trans. ASME ser. D 92:37–43.
441. Lipstein, N. J., and Mani, R. (1972). "Experimental Investigation of Discrete Frequency Noise Generated by Unsteady Blade Forces". J. Basic Engineering, Trans. ASME ser. D 92:155–64.
442. Hanson, B. (1973). "Unified Analysis of Fan Stator Noise". J. Ac. Soc. Am. 54(6):1571–91.
443. Morfey, C. L. (1970). "Broadband Sound Radiated from Subsonic Rotors". NASA SP-304, Pt. II.
444. Ginder, R. B., and Newby, D. R. (1976). "A Study of Factors Affecting the Broadband Noise of High Speed Fans". AIAA 76-567.
445. Mugridge, B. D. (1971). "Acoustic Radiation from Aerofoils with Turbulent Boundary Layers". J. S. Vib. 16(4).
446. Ginder, R. B., and Newby, D. R. (1977). "An Improved Correlation for the Broadband Noise of High Speed Fans". J. of Aircraft 14:844–9.
450. Kaji, S. (1975). "Noncompact Source Effect on the Prediction of Tone Noise from a Fan Rotor". AIAA 75-446.
451. Morfey, C. L., and Fisher, M. J. (1970). "Shock-Wave Radiation from a Supersonic Ducted Rotor". Aeronautical Journal 74:579–85.
452. Sofrin, T. G., and Pickett, G. F. (1970). "Multiple Pure Tone Noise Generated by Fans at Supersonic Tip Speeds". NASA SP-304. Pt. II.
453. Hawkings, D. (1971). "Multiple Tone Generation by Transonic Compressors". J. S. Vib. 17(2):241–50.
454. Kurosaka, M. (1971). "A Note on Multiple Pure Tone Noise". J. S. Vib. 19(4):453–62.
455. Stratford, B. S., and Newby, D. R. (1977). "A New Look at the Generation of Buzz-Saw Noise". AIAA 77-1343.
456. Cargill, A. M. (1983). "Shock Waves ahead of a Fan with Non-Uniform Blades". AIAA Journal 21.

460. Mani, R. (1973). "Noise due to Interaction of Inlet Turbulence with Isolated Stators and Rotors". J. S. Vib. 17(2):251–60.
461. Cumpsty, N. A., and Lowrie, B. W. (1974). "The Cause of Tone Generation by Aero-Engine Fans at High Subsonic Speeds and the Effect of Forward Speed." ASME J. Eng. for Power 96(3):228–34.
462. Hanson, D. B.(1974). "Spectrum of Rotor Noise Caused by Atmospheric Turbulence". J. Ac. Soc. Am. 56(1):110–26.
463. Pickett, G. F. (1974). "Effects on Non-uniform Inflow on Fan Noise". Spring Meeting of Ac. Soc. Am.
464. Feiler, C. E., and Merriman, J. E. (1974). "Effects of Forward Velocity and Acoustic Treatment on Inlet Fan Noise". AIAA 74-946.
465. Hanson, D. B. (1975). "Measurements of Static Inlet Turbulence". AIAA 75-467.
466. Grosche, F. R., and Stiewitt, H. (1977). "Investigation of Rotor Noise Source Mechanisms with Forward Speed". AIAA Journal 17(12).
467. Roundhill, J. P., and Schaut, L. A. (1975). "Model and Full Scale Test Results Relating to Fan Noise In-flight Effects". AIAA 75-465.
468. Lowrie, B. W. (1975). "Simulation of Flight Effects on Aero-Engine Fan Noise". AIAA 75-463.
469. Cocking, B. J., and Ginder, R. B. (1977). "The Effect of an Inlet Flow Conditioner on Fan Distortion Tones". AIAA 77-1324.
480. Kempton, A. J. (1979). "Ray-Theory Approach for High-Frequency Engine-Intake Noise". Proc. of Symposium on Mechanics of Sound Generated in Flows, Gottingen. Springer-Verlag, Berlin.
481. Kempton, A. J. (1980). "Ray-Theory to Predict the Propagation of Broadband Fan-Noise". AIAA 80-0968.
482. Kempton, A. J., and Smith, M. G. (1981). "Ray-Theory Predictions of the Sound Radiated from Realistic Engine Intakes". AIAA 81-1982.
490. Smith, M. J. T. (1968). "The Problem of Turbine Noise in the Civil Gas Turbine Engine". ICAS 68-35.
491. Smith, M. J. T., and Bushell, K. W. (1969). "Turbine Noise – Its Significance in the Civil Aircraft Noise Problem". ASME Paper 69-WA/ST-12.
492. Kazin, S. B., Matta, R. K., et al. (1974). "Core-Engine Noise Control Program: Volume I – Identification of Component Noise Sources". FAA-RD-74-125.
493. Mathews, D. C., and Peracchio, A. A. (1974). "Progress in Core Engine and Turbine Noise Technology". AIAA 74-948.
494. Kazin, S. B., and Matta, R. K. (1975). "Turbine Noise Generation, Reduction and Prediction". AIAA 75-449.
495. Fletcher, J. S., and Smith, P. H. (1975). "The Noise Behaviour of Aero Engine Turbine Tones". AIAA 75-466.
496. Pickett, G. F. (1974). "Turbine Noise Due to Turbulence and Temperature Fluctuations". Paper to 8th International Congress on Acoustics, London.
497. Cumpsty, N. S., and Marble, F. E. (1977). "The Interaction of Entropy Fluctuations with Turbine Blade Rows: A Mechanism of Turbojet Engine Noise". Proc. Roy. Soc. London, ser. A. 357:323–44.

Duct acoustics and absorbent liners

500. Vaidya, P. G., and Dean, P. D. (1977). "The State of the Art of Duct Acoustics". AIAA 77-1279.
501. Morfey, C. L. (1964). "Rotating Pressure Patterns in Ducts; Their Generation and Transmission". J. S. Vib. 1:60–87.
502. Morfey, C. L. (1969). "A Note on the Radiation Efficiency of Acoustic Duct Modes". J. S. Vib. 9:367–72.

503. Morfey, C. L. (1971). "Sound Generation and Transmission in Ducts with Flow". J S. Vib. 14:37–55.
504. Mungur, P., and Gladwell, G. M. L. (1969). "Acoustic Wave Propagation in a Sheared Fluid Contained in a Duct". J. S. Vib. 9:28–48.
505. Savkar, S. D. (1975). "Radiation of Cylindrical Duct Acoustic Modes with Flow Mismatch." J. S. Vib. 42(3):363–86.
506. Nayfeh, A. H., Sun, J., and Telionis, D. P. (1974). "Effects of Transverse Velocity and Temperature Gradients on Sound Attenuation in Two-dimensional Ducts". J. S. Vib. 34(4):505–17.
507. Nayfeh, A. H., and Tsai, M. S. (1974). "Non-linear Acoustic Propagation in Two-dimensional Ducts". J. Ac. Soc. Am. 55(6):1100–72.
508. Kapur, A., and Mungur, P. (1972). "On the Propagation of Sound in a Rectangular Duct with Gradients of Mean Flow and Temperature in Both Transverse Directions". J. S. Vib. 23:401–4.
509. Cummings, A. J. (1974). "Sound Transmission in Curved Duct Bends". J. S. Vib. 35:451–77.
510. Cummings, A. J. (1975). "Sound Transmission in a Folded Annular Duct". J. S. Vib. 41:375–9.
511. Lansing, D. L., Drischler, J. A., and Pusey, C. G. (1970). "Radiation of Sound from an Unflanged Circular Duct with Flow", Paper to 79th Meeting of Acoustical Society of America.
512. Mungur, P., Plumblee, H. E., and Doak, P. E. (1974). "Analysis of Acoustic Radiation in a Jet Flow Environment". J. S. Vib. 36:21–52.
513. Davies, P. O. A. L., and Halliday, R. F. (1981). "Radiation of Sound by a Hot Exhaust". J. S. Vib. 76:591–4.
530. Scott, R. A. (1946). "The Propagation of Sound between Walls of Porous Material". Proc. Phys. Soc. Lond. 58:358–68.
531. Rice, E. J. (1968). "Attenuation of Sound in Soft Walled Ducts". NASA TMX-52442.
532. Bokor, A. (1969). "Attenuation of Sound in Lined Ducts".J. S. Vib. 10(3):390– 403.
533. Snow, D. J., and Lowson, M. V. (1975). "Attenuation of Spiral Modes in a Circular and Annular Lined Duct". J. S. Vib. 25(3).
534. McCormick, M. A. (1975). "The Attenuation of Sound in Lined Rectangular Ducts Containing Uniform Flow". J. S. Vib. 39(1).
535. Mungur, P., and Plumblee, H. E., Jr. (1969). "Propagation and Attenuation of Sound in a Soft-walled Annular Duct Containing a Sheared Flow. Basic Aerodynamic Noise Research". NASA, SP-207:305–27.
536. Nayfeh, A. H., Sun., J., and Telionis, D. P. (1974). "Effect of Bulk-reacting Liners on Wave Propagation in Ducts". AIAA Journal, 12(6):838–43.
537. Atvars, J., and Mangiarotty, R. A. (1970). "Parametric Studies of the Acoustic Behaviour of Duct Lining Materials". J. Ac. Soc. Am. 48(3): Pt. 3, 815–25.
538. Kurtze, U. J., and Ver, I. L. (1972). "Sound Attenuation in Ducts Lined with Non-isotropic Material". J. S. Vib., 24(2):177–287.
539. Tester, B. J. (1972). Sound Attenuation in Lined Ducts Containing Subsonic Mean Flow". Ph.D. Thesis, University of Southampton.
540. Ko, S. H. (1972). "Sound Attenuation in Acoustically Lined Circular Ducts in the Presence of Uniform Flow and Shear Flow". J. S. Vib. 22:193–210.
541. Tack, D. M., and Lambert, R. F. (1965). "Influence of Shear Flow on Sound Attenuation in Lined Ducts". J. Ac. Soc. Am. 38(4).
542. Tester, B. J. (1973). "The Optimization of Modal Sound Attenuation in Ducts, in the Absence of Mean Flow". J. S. Vib. 27:477–513.
543. Kurtze, U. J. and Allen, C. M. (1971). "Influence of Flow and High Sound Level on the Attenuation in a Lined Duct". J. Ac. Soc. Am. 49(5):Pt. 2, 1943–7.

544. Candell, S. (1973). "Acoustic Radiation from the End of a 2-Dimensional Duct. Effects of Uniform Flow and Duct Lining". J. S. Vib. 28(1):1–13.
550. Plumblee, H. E., Dean, P. D., Wynne, G. A., and Burrin, R. H. (1973). "Sound Propagation in the Radiation from Acoustically Lined Flow Ducts; A Comparison of Experiment and Theory". NASA CR-2306.
551. Webber, C. J. (1980). "The Development of Acoustic Absorbers for Turbofan Engines". AGARD CP 42 "Aircraft Engine Noise and Sonic Boom".
552. Syed, A. A., and Bennett, S. C. (1978). "Comparison of Measured Broadband Noise Attenuation Spectra from Circular Flow Ducts and from Lined Engine Intakes with Predictions". J. S. Vib. 56(4).
553. Kempton, A. J. (1983). "Ray-Theory and Mode-Theory Predictions of Intake-Liner Performance – A Comparison with Engine Measurements". AIAA 83-0711.
554. Delaney, M. E., and Bazeley, E. N. (1969). "Acoustic Characteristics of Fibrous Absorbent Materials". NPL Aero Report Ac. 37.
555. Armstrong, D. L. (1971). "Acoustic Grazing Flow Impedance Using Waveguide Principles" NASA CR-120848.
556. Nayfeh, A. H., Kaiser, J. E., and Telionis, D. P. (1975). "The Acoustics of Aircraft Engine-Duct Systems". AIAA Journal 13:130–53.
577. Zorumski, W. E. (1973). "Acoustic Impedance of Curved Multilayered Duct Liners". NASA-TN-D-7277.

Propeller noise

600. Gutin, L. J. (1936). "On the Sound Field of a Rotating Propeller". Physikalische Zeitschrift det Sowjetunion 9(1). Translated as NACA Tech. Memo 1195.
601. Hicks, L., and Hubbard, H. H. (1947). "Comparision of Sound Emission from Two-Blade, Four-Blade, and Seven-Blade Propellers". NACA TN 1354.
602. Hubbard, H. H., and Lassiter, L. W. (1952). "Sound from a Two-Blade Propeller at Supersonic Tip Speeds". NACA Report 1079.
603. Garrick, I. E., and Watkins, C. E. (1954). "A Theoretical Study of the Effect of Forward Speed on the Free-Space Sound Pressure Field around Propellers". NACA Report 1198. (See also Watkins and Durling [1956], NACA TN 3809.)
604. Morfey, C. L. (1973) "Rotating Blades and Aerodynamic Sound". J. S. Vib. 28:587–17.
605. Heller, H., Kallergis, M., Ahlswede, M., and Dobrzynski, W. (1979). "Rotational and Vortex-Noise of Propellers in the 100 to 150 kW class". AIAA 79-1611.
606. Patterson, R. W., et al. (May 1973). "Vortex Noise of Isolated Airfoils," Journal of Aircraft 10(4):296–302.
607. Hanson, D. B. (1979). "The Influence of Propeller Design Parameters on Farfield Harmonic Noise in Forward Flight". AIAA 79-0609.
608. Williams, J. (Ed.) (1982). "Propeller Performance and Noise". Ven Karman Institute (Belgium) Lecture Series Publication 1982-08.
609. Anon. (1984). "Aerodynamics and Acoustics of Propellers". AGARD Conference Proceedings No. 366.
610. Magliozzi, B. (1977). "The Influence of Forward Flight on Propeller Noise". NASA CR-145105.
611. Trebble, W. J. G., Williams, K. J., and Donnelly, R. P. (1981). "Comparative Acoustic Wind Tunnel Measurements and Theoretical Correlation on Subsonic Aircraft Propellers: Full Scale and Model Scale". AIAA 81-2004.
612. Bonneau, H., Wilford, D. F., and Wood, L. (1984). "An Investigation of In-flight Near-Field Propeller Noise Generation and Transmission". AGARD Conference Proceedings No. 366.
613. Grosche, F. R., and Stiewitt, H. (1984). "Aeroacoustic Wind Tunnel Measurements on Propeller Noise". AGARD Conference Proceedings No. 366.

614. Trebble, W. G., Williams, J., and Donnelly, R. P. (1984). "Some Aeroacoustic Wind Tunnel Measurements, Theoretical Predictions and Flight Test Correlations on Subsonic Aircraft Propellers". AGARD Conference Proceedings No. 366.
615. Kallergis, M., and Neubauer, R. F. (1983). "Propeller Nearfield and Noise Radiation to the Farfield". Proc. InterNoise.
616. Bass, R. M. (1983). "An Historical Review of Propeller Developments". RAeS Aeron. Journal, Paper No. 1089.
617. Hanson, D. B. (1987). "Propeller and Propfan Aeroacoustics". AIAA 87-2655.
620. Magliozzi, B. (1984). "Advanced Turboprop Noise: A Historical Review". AIAA 84-2261.
621. Parzych, D. J., Magliozzi, B., and Metzger, F. B. (1987). "Prop-Fan/Turboprop Acoustic Terminology". SAE 871839.
623. Hawkings, D. L., and Lowson, M. V. (1975). "Noise of High Speed Rotors". AIAA 75-450.
624. Brooks, B. M., and Metzger, F. B. (1979). "Acoustic Test and Analysis of Three Advanced Turboprop Models". Final Report NASA Contract NAS3-20614.
625. Hanson, D. B. (1976). "Near Field Noise of High Speed Propellers in Forward Flight". AIAA 76-565.
626. Hawkings, D. L., and Lowson, M. V. (1974). "Theory of Open Supersonic Rotor Noise". J. S. Vib. 36(11):1–20.
627. Glegg, S., and Wills, C. R. (1979). "High Speed Rotor Thickness Noise". Proc. Inst. Ac. 20.GS.
628. Anon. (1984) "Aerodynamics and Acoustics of Propellers". AGARD Conference Proceedings No. 336.
629. Farassat, F., and Succi, G. P. (1980). "A Review of Propeller Discrete Frequency Technology with Emphasis on Two Current Mehods for Time-Domain Calculations". J. S. Vib. 71:399–419.
630. Hanson, D. B. (1983). "Compressible Helicoidal Surface Theory for Propeller Aerodynamics and Noise". AIAA Journal 21:881–89.
631. Farassat, F. (1984). "The Unified Acoustic and Aerodynamic Prediction of Advanced Propellers in the Time Domain". AIAA 84-2303.
632. Parry, A. B., and Crighton, D. G. (1986). "Theoretical Prediction of Single-Rotation Propeller Noise". AIAA 86-1891.
633. Watanabe, T. (1987). "Prediction of Counter-rotation Propeller Noise". AIAA 87-2658.
640. Bradley, A. J. (1986). "A Study of the Rotor/Rotor Interaction Tones from a Contra-Rotating Propeller-Driven Aircraft". AIAA 86-1894.
641. Hanson, D. B. (1984). "Noise of Counter-Rotation Propellers". AIAA 84-2305.
650. Gregorek, G. M., Hoffmann, M. J., and Newman, R. L. (1984). "Flight Measurements on the Effect of Angle of Attack on Propeller Acoustics". AIAA 84-2348.
651. Padula, S. L., and Block, P. J. W. (1985). "Predicted Changes in Advance Turboprop Noise with Shaft Angle of Attack." J. Propulsion 1(5):381–7.
652. Burrin, R. H., and Salikuddin, M. (1983), "Sources of Installed Propeller Noise". AIAA 83-0744.
653. Block, P. J. W. (1984). "Installation Noise of Model SR and CR Propellers". NASEA TM 8570.
654. Heidelberg. L. J., Rice, E. J., and Dahl, M. D. (1983). "Installation Effects on the Noise of a Model High Speed Propeller". AIAA 84-2346.
655. Wilford, D. F., and Bonneau, H. (1983). Flyover Noise Measurements for Turbo-Prop Aircraft". AIAA 83–0746.
680. Leverton, J. W. (1971). "The Sound of Rotorcraft". RAeS Aeron. Journ 75:385-97.
681. Leverton, J. W., Pollard, J. S., and Wills, C. R. (1975). "Main Rotor Wake/Tail Rotor Interaction". First European Rotorcraft Forum, Paper 25.

682. Schmitz, F. H., and Yu, Y. H. (1983). "Helicopter Impulsive Noise: Theoretical and Experimental Status". NASA TM 84390.
683. Splettstoesser, W. R., Schultz, K. J., Boxwell, D. A., and Schmitz, F. H. (1984). "Helicopter Model Rotor-Blade Vortex Interaction Noise: Scalability and Parametric Variations". Tenth European Rotorcraft Forum, Paper 18.
684. Schlegel, R. G., King, R. J., and Mull, H. R. (1966). "Helicopter Rotor Noise Generation and Propagation". U.S.A. AVLABS Tech. Rep. 66-4.
685. Lowson, M. V., and Ollerhead, J. B. (1969). "Studies of Helicopter Rotor Noise". U.S.A. AVLABS Report 68-80.
686. Lowson, M. V., and Ollerhead, J. B. (1969). "A Theoretical Study of Helicopter Rotor Noise". J. S. Vib. 9:197–222.
687. Lowson, M. V., Whatmore, A. R., and Whitfield, L. E. (1973). "Source Mechanisms for Rotor Noise Radiation". NASA CR 2077.
688. Tadghighi, H., and Cheeseman, I. C. (1983). "A Study of Helicopter Rotor Noise, with Special Reference to Tail Rotors, Using an Acoustic Windtunnel". Vertica 7:9–32.
689. Wright, S. E. (1969). "Sound Radiation from a Lifting Rotor Generated by Asymmetric Disk Loading". J. S. Vib. 9:223–40.
690. George, A. R., and Chou, S. T. (1983). "Comparison of Broadband Noise Mechanisms, Analyses, and Experiments on Helicopters, Propellers and Wind Turbines". AIAA Paper 83–0690.
691. Aravamundan, K. S., and Harris, W. L. (1979). "Low Frequency Broadband Noise Generated by a Model Rotor". J. Ac. Soc. Am. 66(2):522.
692. Aravamundan, K. S., Lee, A., and Harris, W. L. (1978). "A Simplified Mach Number Scaling Law for Helicopter Rotor Noise". J. S. Vib. 57(4):555–70.
693. Paterson, R. W., and Amiet, R. K. (1979). "Noise of a Model Helicopter Rotor due to Ingestion of Turbulence". NASA CR-3213.
694. Hubbard, H. H., and Maglieri, D. J. (1960). "Noise Characteristics of Helicopter Rotors at Tip Speeds up to 900 Feet per Second". J. Ac. Soc. Am. 32: 1105–7.
695. Anon. (1987). "Helicopter Noise Measurement Repeatability Programme". Final Report. FAA-EE-87-2.

Other noise sources

700. Gibson, J. S. (1974). "Recent Developments at the Ultimate Noise Barrier". ICAS 74-59.
701. Hardin, J. C. (1976). "Airframe Self-noise – Four Years of Research". NASA TMX-73908.
702. Heller, H. H., and Dobrzynski, W. M. (1978). "A Comprehensive Review of Airframe Noise Research". ICAS Paper No. GL-03.
703. Paterson, R. W., Vogt, P. G., Fink, M. R., and Munch, C. L. (1973). "Vortex Noise of Isolated Aerofoils". Journal of Aircraft, 10:296–302.
704. Revell, J. D. (1975). "Induced Drag Effect on Airframe Noise". AIAA 75-497.
705. Heller, H. H., and Dobrzynski, W. M. (1976). "Sound Radiation from Aircraft Wheel-Well/Landing Gear Configurations". AIAA 76-552.
706. Tam, C. K. W. (1974). "Discrete Tones of Isolated Airfoils". J. Ac. Soc. Am. 55(6):1173–7.
707. Fethney, P. (1975). "An Experimental Study of Airframe Self-noise". AIAA 75-511.
708. Fethney, P., and Jelly, A. H. (1980). "Airframe Self-noise Studies on the Lockheed L1011 TriStar Aircraft". AIAA 80-1061.
709. Hayden, R. E., Kadman, Y., Bliss, D. B., and Africk, S. A. (1975). "Diagnostic Calculations of Airframe-Radiated Noise". AIAA 75-485.

710. Fink, M. R., and Schinker, R. H. (1979). "Airframe Noise Component Interaction Studies". NASA CR-3110.
720. Witham, G. B. (1952). "The Flow Pattern of a Supersonic Projectile". Communication on Pure and Applied Mathematics, 5:301–48.
721. Warren, C. H. E. (1954). "Noise Associated with Supersonic Flight". JRAes 58.
722. Whitham, G. B. (1956). "On the Propagation of Weak Shock Waves". J. Fluid Mech. 1:Pt. 3.
723. Walkden, F. (1958). "The Shock Pattern of a Wing-Body Combination, Far from the Flight Path". Aero. Quart. 9:Pt. 2.
724. Struble, R. A., Stewart, C. E., Brown, E. A., and Ritten, A. (1957). "Theoretical Investigations of Sonic Boom Phenomena". WADC Tech. Rep. 57-412.
725. Hayes, W. D. (1971). "Sonic Boom". Annual Review of Fluid Mechanics 3:269–90.
726. Morris, J. (1960). "An Investigation of Lifting on the Intensity of Sonic Booms". JRAeS 64.
727. Ferri, A., Siclari, M., and Ting, L. (1973). "Sonic Boom Analysis for High Altitude Flight at High Mach Number". AIAA 73-1034.
728. Anon. (1972 and 1973). "ICAO Sonic Boom Committee". Reports of 1st and 2d Meetings, ICAO Docs 9011, 9064.
729. Nixon, C. W., and Hubbard, H. H. (1965). "Results of USAF-NASA-FAA Flight Program to Study Community Responses to Sonic Booms in the Greater St. Louis Area". NASA TN D-2705.
730. Borsky, P. N. (1972). "Sonic Boom Exposure Effect". J. S. Vib. 20:527.
731. Thackray, R. I., Touchstone, R. M., and Bailey, J. P. (1974). "A Comparison of the Startle Effects Resulting from Exposure to Two Levels of Simulated Sonic Boom". J. S. Vib. 33:379–89.
732. Rickley, E. J., and Pierce, A. D. (1980) "Detection and Assessment of Secondary Sonic Booms in New England". FAA-AEE-80-22.
733. Hershey, R. L., Kevala, R. J., and Burns, S. L. (1975). "Analysis of the Effect of Concorde Aircraft Noise on Historic Structures". FAA-RD-75-118.
734. Clarkson, B. L., and Mayes, W. H. (1972). "Sonic-boom-induced Building Structure Responses including Damage". J. Ac. Soc. Am. 51:Pt. 3, 742–57.
735. Anon. (1974). "Operational Aspects of the Sonic Boom". British Aircraft Corporation and Aerospatiale joint publication No. C606.
736. Borsky, P. N. (1965). "Community Reaction to Sonic Booms in the Oklahoma City Area". National Opinion Research Centre AMRL-TR-65-37.
737. Anon. (1967). "Sonic Boom: A Review of Current Knowledge and Developments". Boeing Document D6A10598-1.
740. Bragg, S. L. (1963). "Combustion Noise". Journal of the Institute of Fuel 36: 12–16.
741. Grande, E. (1973). "A Review of Core Engine Noise". AIAA 73-1026.
742. Strahle, W. C., and Shivashankara, B. N. (1976). "Combustion Generated Noise in Gas Turbine Combustors". Journal of Engineering for Power. Trans. ASME 98:242–6.
743. Crighton, D. G. (1975). "Mechanisms of Excess Jet Noise". Conference on Noise Mechanisms, AGARD CP-131.
744. Gerend, R. P., Kumasake, H. A., and Roundhill, J. P. (1973). "Core Engine Noise". AIAA 73-1027.
745. Strahle, W. C. (1973). "A Review of Combustion Generated Noise". AIAA 73-1023.
746. Arnold, J. S. (July 1972). "Generation of Combustion Noise". J. Ac. Soc. Am. 52(1): Pt. 1, 5–12.
747. Chiu, H. H., and Summerfield, M. (1974). "Theory of Combustion Noise". Acta Astronautica 1:967–84.

748. Hurle, I. R., Price, R. B., Sugden, T. M., and Thomas, A. (1968). "Sound Emission from Open Turbulent Premixed Flames". Proc. Roy. Soc. London ser. A, 303:409–27.
749. Shivashankara, B. N., Strahle, W. C., and Handley, J. C. (1973). "Combustion Noise Radiation by Open Turbulent Flames". AIAA 73-1025.
750. Strahle, W. C. (1971). "On Combustion Generated Noise". J. Fluid Mech. 48:Pt. 2, 399–414.
751. Cumpsty, N. A., and Marble, F. E. (1977). "Core Noise from Jet Engines". J. S. Vib. 54(3):297–309.
752. Strahle, W. C. (1975). "The Convergence of Theory and Experiment in Direct Combustion Generated Noise". AIAA 75-522.
753. Abdelhamid, A. N., Harrje, D. T. Plett, E. G., and Summerfield, M. (1973). "Noise Characteristics of Combustion Augmented High-Speed Jets". AIAA 73-189.
754. Pickett, G. F. (1975). "Core Engine Noise due to Temperature Fluctuations Convecting through Turbine Blade Rows". AIAA 75-528.
755. Kazin, S. B., and Emmerling, J. J. (1974). "Low Frequency Core Engine Noise". ASME 74-WA/Aero.2.
756. Chiu, H. H., Plett, E. G., and Summerfield, M. (1973). "Noise Generated by Ducted Combustion Systems". AIAA 73-1024.
757. Hoch, R. G., Thomas, P., and Weiss, E. (1975). "An Experimental Investigation of the Core Engine Noise of a Turbofan Engine". AIAA paper 75-526.
760. Bryce, W. D., and Stevens, R. C. K. (1975). "An Investigation of the Noise from a Scale Model of an Engine Exhaust System". AIAA 75-459.
761. Bryce, W. D. (1979). "Experiments Concerning the Anomalous Behaviour of Aero Engine Exhaust Noise in Flight". AIAA 79-0648.
780. Hehmann, H. W. (1973). "Self-Generated Noise of Duct Treatment". 86th Meeting, Acoustical Society of America.
781. Tsui, C. Y., and Flandro, G. A. (1977). "Self-induced Sound Generation by Flow over Perforated Duct Liners". J. S. Vib. 50:315–31.
782. Bauer, A. B., and Chapkis, R. L. (1977). "Noise Generated by Boundary Layer Interaction with Perforated Acoustic Liners". Journal of Aircraft 14:157–60.
790. Higginson, R. F., and Rennie, R. J. (1977). "Noise from Engine Thrust Reversal on Landing". National Physical Lab., Eng. Report Ac. 83.

Aircraft noise control

800. Harris, C. M. (1957). "Handbook of Noise Control". McGraw-Hill, New York.
801. Beranek, L. L. (1960). "Noise Reduction". McGraw Hill, New York.
802. Beranek, L. L. (Ed.) (1971). "Noise and Vibration Control". McGraw Hill, New York.
803. Richards, E. J., and Mead, D. J. (1968). "Noise and Acoustic Fatigue". John Wiley and Sons, New York.
804. Anon. (1981). "Assessment of Technological Progress Made in Reduction of Noise from Subsonic and Supersonic Jet Aeroplanes". ICAO Circular 157-AN/101.
805. Bragdon, C. R. (1974). "Environmental Noise Control Programs in the United States". J. S. Vib. 11(12).
806. Harris, A. S. (1980). "Designing for Noise Control at Air Carrier Airports: Runway Layout and Use". Noise Control Engineering.
807. Greatrex, F. B. (1965). "Reducing the Annoyance from Aircraft Noise". Discovery, May 1965.
808. Greatrex, F. B. (1966). "The Economics of Aircraft Noise Suppression". ICAS, 66-5.

809. Dawson, L. G., and Sills, T. D. (1972). "An End to Aircraft Noise?" JRAeS 76.
810. Smith, M. J. T. (1973). "Quieter Aero-Engines: Cause and Effect". British Acoustical Society 1972 Silver Medal Address.
811. Smith, M. J. T. (1982). "Has Anybody Noticed the Improving Aircraft Noise Situation?". RAeS Aerospace Journal, 9(6).
812. Smith, M. J. T. (1986). "Aircraft Noise Control". World Aerospace Profile.
820. Greatrex, F. B., and Brown, D. M. (1958) "Progress in Jet Engine Noise Reduction". ICAS, First Congress, Madrid.
821. Greatrex, F. B. (1960). "By-Pass Engine Noise". SAE National Aeronautic Meeting, New York.
822. Conrad, E. W., and Ciepluch, C. C. (1972). "Jet Aircraft Engine Noise Reduction". NASA TMX-68131.
823. Yamamoto, K., Brausch, J. F., Balsa, T. F., Janardan, B. A., and Knott, R. (1984). "Experimental Investigation of Shock Cell Noise Reduction for Single Stream Nozzles in Simulated Flight". Final Report NASA-CR-3845. (See also NASA-CR-3846 for Dual Stream Nozzles.)
824. Crouch, R. W., Coughlin, C. L., and Paynter, G. L. (1976). "Nozzle Exit Flow profile Shaping for Jet Noise Reduction". AIAA 76-511.
825. Schwartz, I. R. (1973). "Jet Noise Suppression by Swirling the Jet Flow". AIAA 73-1003.
826. Brooks, J. R., and Woodrow, R. J. (1975). "Silencing an Executive Aircraft". Noise Control Engineering 5:66–74.
827. Grande, E., Brown, D., Sutherland, L., and Tedrick, R. (1973). "Small Turbine Engine Noise Reduction." Vol. II, AFAPL-TR-73-79, Air Force Aero Propulsion Laboratory.
830. Busemann, A. (1955). "The Relation between Minimising Drag and Noise at Supersonic speeds". Proc. Conf. on High-Speed Aeronautics. Polytech. Inst. of Brooklyn.
831. McClean, F. E., and Strout, B. L. (1966). "Design Methods for Minimisation of Sonic Boom Pressure Field Disturbances". J. Ac. Soc. Am. 39:2.
832. Seebass, R., and George, A. R. (1972). "Sonic Boom Minimization". J. Ac. Soc. Am. 51:686–94.
833. Kane, E. J. (1973). "A Study to Determine the Feasibility of a Low-Sonic-Boom Supersonic Aircraft". AIAA 73-1035.
834. Simcox, C. D., Armstrong, R. S., and Atvars, J. (1975). "Recent Advances in Exhaust Systems for Jet Noise Suppression of High Speed Aircraft". AIAA 75-333.
835. Hoch, R. G., and Hawkins, R. (1973). "Recent Studies into Concorde Noise Reduction". AGARD C.P.131, "Noise Mechanisms".
836. Calder, P. H., and Gupta, P. C. (1977). "The Application of New Technology for Performance Improvement and Noise Reduction of Supersonic Transport Aircraft". AIAA & SAW Propulsion Conference, Orlando, Fla.
837. Hiatt, D. L., McKaig, M. B., et al. (1973). "727 Noise Retrofit Feasibility". Three-Part Report No. FAA-RD-72-40.
838. Brooks, J. R., McKinnon, R. A., and Johnson, E. S. (1980). "Results from Flight Noise Tests on a Viper Turbojet Fitted with Ejector-Suppressor Nozzle Systems". AIAA 80-1028.
839. Fitzsimmons, R. D., McKennon, R. A., and Johnson, E. S. (1979). "Flight Test and Tunnel Test Results of the MDC Mechanical Jet Noise Suppressor". NASA CP-2108.
840. Gupta, P. C. (1980). "Advanced Olympus for Next Generation Supersonic Transport". SAE 800732.
841. Anon. (1972). "Concorde – Airport Noise and Silencing Programme". Report to

ICAO by the four Concorde partner companies, issued by British Aircraft Corporation as report DO/JAH/LG/8904.
845. Kester, J. E. (1974). "Status of the JT8D Refan Noise Reduction Program". Proc. Inter-noise, 145–50.
846. Wilson, N. J. (1988). "Developing the Rolls-Royce Tay". ASME 88-GT-302.
851. Smith, M. J. T. (1976). "Quietening a Quiet Engine – The RB211 Demonstrator Programme". SAE 760897.
852. Burdsall, E. A., and Urban, R. H. (1973). "Fan-Compressor Noise: Prediction, Research and Reduction Studies". FAA-RD-71-73.
853. Rao, G. V. R. (1971). "Study of Non-Radial Stators for Noise Reduction". NASA CR-1882.
854. Embleton, T. F. W., and Thiessen, G. J. (1970). "Noise Reduction of Compressors Using Segmented Stator Blades". Canadian Aero. and Space J. (Nov. 1970):369–73.
855. Lumsdaine, E. (1972). "Development of a Sonic Inlet for Jet Aircraft". InterNoise 72, Proceedings.
856. Klujber, F. (1973). "Development of Sonic Inlets for Turbofan Engines". Journal of Aircraft, October.
857. Groth, H. W. (1974). "Sonic Inlet Noise Attenuation and Performance with a J-85 Turbojet Engine as a Noise Source". AIAA 74-91.
858. Koch, R. L., Ciskowski, T. M., and Garzon, J. R. (1974). "Turbofan Noise Reduction Using a Near Sonic Inlet". AIAA Paper 74-1098.
859. Sloan, D., and Farquhar, B. E. (1975). "The Refracting Inlet: A New Concept for Aircraft Inlet Noise Suppression". ASME 75-GT-71.
860. Sarin, S. L., and Cornelisse, D. A. (1977). "A Novel Concept for Suppression of Internally Generated Aircraft Engine Noise". AIAA 77-1356.
861. Kazin, S. B., et al. (1973). "Acoustic Testing of 1.5 Pressure Ratio Low Tip Speed Fan with Casing Tip Bleed (QEP Fan B Scale Model)". NASA CR-120822.
862. Moore, C. J. (1975). "Reduction of Fan Noise by Annulus Boundary layer Removal". J. S. Vib. 43(4).
863. Karamcheti, K., and Yu, Y. H. (1975). "Aerodynamic Design of a Rotor Blade for Minimum Noise Radiation". AIAA 74-571.
864. Graham, R. R. (1934). "The Silent Flight of Owls". JRAeS 38:837–43.
865. Hersh, A. S., and Hayden, R. E. (1971). "Aerodynamic Sound Radiation from Lifting Surfaces with and without Leading Edge Serrations". NASA CR-114370.
866. Kazin, S. B., Paas, J. E., and Minzner, W. R. (1973). "Acoustic Testing of a 1.5 Pressure-Ratio Low-Tipspeed Fan with a Serrated Rotor". NASA CR-12084.
867. Soderman, P. T. (1973). "Leading Edge Serrations Which Reduce the Noise of Low Speed Rotors". NASA TND-7371.
868. Ko, S. H. (1971). "Sound Attenuation in Lined Rectangular Ducts with Flow and Its Application to the Reduction of Aircraft Engine Noise". J. Ac. Soc. Am. 50(6):Pt. 1, 1418–32.
869. Thompson, J. R., and Smith, M. J. T. (1970). "Minimum Noise Pod Design". SAE, 700805.
870. Kazin, S. B., Matta, R. K., Bilwakesh, K. R., et al. (1974). "Core Engine Noise Control Program: Vol II- Identification of Noise Generation and Suppression Mechanisms". FAA-RD-74-125.
880. Healy, G. J. (1972). "Investigation of Propeller Vortex Noise including the Effects of Boundary Layer Control". Lockheed-California Report.
881. Succi, G. P. (1979). "Design of Quiet Efficient Propellers". SAE 790584.
882. Metzger, F. B. (1980). "Progress in Propeller/Prop-Fan Noise Technology". AIAA 80-0856.
883. Bowes, M. A. (1972). "Test and Evaluation of a Quiet Helicopter Configuration HH-43B". Technical Report 71-31, U.S. Air Mobility Research and Development Laboratory.

884. Lyon, R. H., Mark, W. D., and Pyle, R. W., Jr. (1973). "Synthesis of Helicopter Rotor Tips for Less Noise". J. Ac. Soc. Am. 53(2):607–18.
885. Magliozzi, B. (1976 and 1979). "V/STOL Rotary Propulsor Noise Prediction and Reduction". FAA-RD-76-49 and FAA-RD-79-107.
890. Kempton, A. J. (1976). "The Ambiguity of Acoustic Sources – A Possibility for Active Control?" J. S. Vib. 48(4).
891. Prydy, R. A., Revel, J. D., Balena, F. J., and Hayward, J. L. (1983). "Evaluation of Interior Noise Control Treatments for High Speed Propfan-Powered Aircraft". AIAA 83-0693.
892. Pope, L. D., Wilby, E. G., Willis, C. M., and Mayes, W. H. (1983). "Aircraft Interior Noise Models: Sidewall Trim, Stiffened Structures and Cabin Acoustics with Floor Partition". J. S. Vib. 89(3).

Noise measurement, analysis and prediction

900. Anon. "Sound System Equipment". IEC 268 and Supplements.
901. Anon. "Sound Level Meters". IEC 651.
902. Anon. "Recommendations for Sound Level Meters". IEC 123.
903. Anon. "Precision Sound Level Meters". IEC 179 and Supplement 179A, "Additional Characteristics for the Measurement of Impulsive Sounds".
904. Anon. "Electro-acoustical Measuring Equipment for Aircraft Noise Certification". IEC 561.
905. Anon. "Description and Measurement of Physical Properties of Sonic Booms". ISO 2249.
906. Anon. "Procedure for Describing Aircraft Noise Heard on the Ground". ISO3891.
907. Anon. "Measurement of Noise inside Aircraft". ISO DIS 5129.
908. Anon. "Type Measurements of Aircraft Interior Noise in Cruise". SAE ARP 1323.
909. Anon. "Measurement of Exterior Noise Produced by Aircraft Auxiliary Power Units (APUs)" SAE ARP 1307.
910. Hassal, J. R., and Zaveri, K. (1971). "Acoustic Noise Measurements". Bruel and Kjaer.
911. Bentley, L. R. (1980). "The Measurement of Aero Gas Turbine Noise". NASA Report PNR-90032.
912. Taniguchi, H. H., and Rasmussen, G. (1979). "Selection and Use of Microphones for Engine and Aircraft Noise Measurements". J. S. Vib. 13:12–20.
913. Anon. "Measurement of Noise from Gas Turbine Engines during Static Operation". SAE AIR 1846.
914. Anon. "Methods of Controlling Distortion of Inlet Airflow during Static Acoustical Tests of Turbofan Engines and Fan Rigs". SAE AIR 1935.
915. Lowrie, B. W., and Newby, D. R. (1977). "The Design and Calibration of a Distortion-Reducing Screen for Fan Noise Testing". AIAA 77-1323.
916. Ginder, R. B., Kenison, R. C., and Smith, A. D. (1979). "Considerations for the Design of Inlet Flow Conditioners for Static Fan Noise Testing". AIAA 79-065.
917. Smith, M. J. T. (1977). "International Aircraft Noise Measurement Procedures: Expensive Acquisition of Poor Quality Data". AIAA 77-1371.
918. Anon. "Practical Methods to Obtain Free-Field Sound Pressure Levels from Acoustical Measurements over Ground Surfaces". SAE AIR 1672.
919. Anon. "Noise Data Sheets; Volume 5, Sound Propagation". ESDU, London.
920. Willshire, W. L., and Nystrom, P. A. (1982). "Investigation of the Effects of Microphone Position and Orientation on Near-Ground Noise Measurements". NASA TP-2004.
921. Smith, M. J. T. (1989). "Bringing Aircraft Noise Testing Down to Earth". European Propulsion Forum, Paper No. 6, RAeS.

922. Payne, R. C., and Miller, G. E. (1984). "A Theoretical Appraisal of the Use of Ground Plane Microphones for Aircraft Noise Measurement". NPL Report Ac. 103.
923. Payne, R. C. (1985). "An Experimental Appraisal of the Use of Ground Plane Microphones for Aircraft Noise Measurement". NPL Report Ac. 104.
924. Pernett, D. F., and Payne, R. C. (1976). "The Effects of Small Variations in the Height of a Microphone above Ground Surface in the Measurement of Aircraft Noise". NPL Ac. 77.
925. Smith, M. J. T. (1986). "Aircraft Noise Measurement – Alternatives to the Standard 1.2m Microphone Height". AIAA 86-1960.
926. Anon. (1988). "Ground-Plane Microphone Configuration for Propeller-Driven Light-Aircraft Noise Measurement". SAE ARP-4055.
927. Brooks, J. R. (1977). "Flight Noise Studies on a Turbojet Using Microphones Mounted on a 450ft Tower". AIAA 77-1325.
928. Anon. "Comparison of Ground Runup and Flyover Noise Levels". SAE AIR 1216.
929. Harper-Bourne, M. (1970). "Optical Measurements of Jet Turbulence". ISVR Memo 398.
930. Fisher, M. J., and Davies, P. O. A. L. (1964). "Correlation Measurements in a Non-Frozen Pattern of Turbulence". J. Fluid Mech. 18:97–116.
931. Kinns, R. (1976). "Binaural Source Location" J. S. Vib. 44.
932. Kinns, R. (1976). "Experiments Using Binaural Source Location". J. S. Vib. 44(2).
933. Flynn, E. O., and Kinns, R. (1976). "Multiplicative Signal Processing for Sound Source Location in Jet Engines". J. S. Vib. 44.
934. Billingsley, J., and Kinns, R. (1976). "The Acoustic Telescope". J. S. Vib. 48(4).
935. Tester, B. J., and Fisher, M. J. (1981). "Engine Noise Source Breakdown: Theory, Simulation and Results". AIAA 81-2040.
936. Fisher, M. J., and Tester, B. J. (1984). "A Review of Source Location/Assessment Techniques". Ten Years of Research; von Karman Institute.
937. Fisher, M. J., Harper-Bourne, M., and Glegg, S. A. L. (1977). "Jet Engine Source Location: The Polar Correlation Technique". J. S. Vib. 51(1).
938. Pack, P. M. W., and Strange, P. J. R. (1987). "Recent Developments in Source Location". AIAA 87-2685.
939. Howell, G., Bradley, A. J., McCormick, M. A., and Brown, J. D. (1984). "De-Dopplerisation and Acoustic Imaging of Aircraft Flyover Measurements". AIAA and NASA Aeroacoustics Conference, Williamsburg, Va.
940. Lowrie, B. W., Morfey, C. L., and Tester, B. J. (1977). "Far Field Methods of Duct Mode Detection for Broadband Noise Source". AIAA 77-1331.
941. Moore, C. J. (1979). "The Measurement of Radial and Circumferential Modes in Annular and Circular Ducts". J. S. Vib. 62(2).
942. Tester, B. J., Cargill, A. M., and Barry, B. (1979). "Fan Duct Mode Detection in the Far Field: Simulation, Measurement and Anaylsis". AIAA 79-0580.
943. Cargill, A. M. (1980). "Fan Noise Source Location from Far Field Measurements". AIAA 80-1054.
944. Holbeche, T. A., and Hazell, A. F. (1981). "A Novel Airborne Technique for Free-Field Measurements of Aircraft Noise above the Flight Path with Application to Noise Shielding Studies". AIAA 81-2028.
945. Anon. "Noise Data Sheets; Volume 1 and 2, General and Noise Estimation". ESDU, London.
946. Anon. "Acoustic Fatigue Data Sheets". ESDU, London.
947. Anon. "Gas Turbine Jet Exhaust Noise Prediction". SAE ARP 876C.
948. Bushell, K. W. (1971). "A Survey of Low Velocity and Coaxial Jet Noise with Application to Prediction" J. S. Vib. 17(2):271–82.
949. Stone, J. R. (1974). "Interim Prediction Method for Jet Noise". NASA TMX-71618.

950. Jaeck, C. L. (1977). "Empirical Jet Noise Predictions for Single and Dual Flow Jets with and without Suppressor Nozzles". Boeing Company Documents D6-42929, 1 and 2.
951. Cocking, B. J. (1977). "A Prediction Method for the Effects of Flight on Subsonic Jet Noise". J. S. Vib. 53(3):435–53.
952. Stone, J. R. (1979). "An Improved Method for Predicting the Effects of Flight on Jet Mixing Noise". NASA TMX 79-155.
953. Bushell, K. W. (1975). "Measurement and Prediction of Jet Noise in Flight". AIAA 75-461.
954. Bryce, W. D. (1984). "The Prediction of Static-to-Flight Changes in Jet Noise". AIAA 84-2358.
955. Lu, H. Y. (1986). "An Empirical Model for Prediction of Coaxial Jet Noise in Ambient Flow". AIAA 86-1912.
956. Anon. "Gas Turbine Co-axial Exhaust Flow Noise Prediction". SAE AIR 1905.
957. Pao, S. P. (1979). "A Correlation of Mixing Noise from Coannular Jets with Inverted Velocity Profiles". NASA TP-1301.
958. Russell, J. W. (1979). "A Method for Predicting the Noise Levels of Coannular Jets with Inverted Velocity Profiles". NASA CR-3176.
959. Stone, J. R. (1977). "An Empirical Model for Inverted-Velocity-Profile Jet Noise Prediction". NASA TMX-73552.
960. Green, A. R. "Development of a Buzz-Saw Noise Prediction Method". ESDU Data Sheet, London.
961. Benzakein, M. J., and Morgan, W. R. (1969). "Analytical Prediction of Fan/Compressor Noise". ASME 69-WA/GT-10.
962. Heidman, M. F. (1976 and 1979 Update). "Interim Prediction Procedure for Fan and Compressor Source Noise". NASA TMX-71763.
963. Tyler, J. M., and Sofrin, T. B. (1961). "Axial Flow Compressor Noise Studies". Trans. SAE, pp. 309–32.
964. Smith, M. J. T., and House, M. E. (1967). "Internally Generated Noise from Gas Turbine Engines – Measurement and Prediction." ASME J. Eng. and Power 89.
965. Philpot, M. G. (1975). "The Role of Rotor Blockage in the Propagation of Fan Noise Interaction Tones". AIAA 75-447.
966. Kershaw, R. J., and House, M. E. (1982). "Sound-Absorbent Duct Design". Chapter 21 of Ref. 210.
967. Mathews, C. C., Nagel, R. T., and Kester, J. D. (1975). "Review of Theory and Methods for Turbine Noise Prediction". AIAA 75-540.
968. Krejsa, E. A., and Valerino, M. F. (1977). "Interim Prediction Method for Turbine Noise". NASA TMX-73566.
969. Matta, R. K., Sandusky, G. T., and Doyle, V. L. (1977). "GE Core Engine Noise Investigation – Low Emission Engines". FAA RD-77-4.
970. Anon. "Prediction Procedure for Near-field and Far-field Propeller Noise". SAE AIR 1407.
971. Farassat, F. (1983). "Linear Acoustic Formulas for Calculation of Rotating Blade Noise". AIAA J. 19(9):1122–30.
972. Farassat, F., and Succi, G. P. (1983). "The Prediction of Helicopter Rotor Discrete Frequency Noise". Vertica 309–20.
973. Pegg, R. J. (1979). "A Summary and Evaluation of Semi-empirical Methods for the Prediction of Helicopter Rotor Noise". NASA TM-80200.
974. Farassat, F. (1975). "Theory of Noise Generation from Moving Bodies with Application to Helicopter Rotors". NASA TR-451.
975. Ho, P. Y., and Tedrick, R. N. (1972). "Combustion Noise Prediction Techniques for Small Gas Turbine Engines" Proc. InterNoise.

976. Emmerling, J. J., Kazin, S. B., Matta, R. K., et al. (1974 and 1976). "Core Engine Noise Control Program: Vol. III – Prediction Methods". FAA-RD-74-125 and Supplement.
977. Mathews, D. C., and Rekos, N. F., Jr. (1976). "Direct Combustion Generated Noise in Turbopropulsion Systems – Prediction and Measurement". AIAA 76-579.
978. Ho, P. Y., and Doyle, V. L. (1979). "Combustion Noise Prediction Update". AIAA 79-0588.
979. Huff, R. G., Clark, B. J., and Dorsch, R. G. (1974). "Interim Prediction Method for Low Frequency Core Engine Noise". NASA TMX-71627.
980. Fink, M. R. (1979). "Noise Component Method for Airframe Noise". Journal of Aircraft" 16:659–65.
981. Hardin, J. C., Fratello, D. J., Hayden, R. E., Kadman, Y., and Africk, S. (1975). "Prediction of Airframe Noise". NASA TND-7821.
982. Bliss, D. B., and Hayden, R. E. (1976). "Landing-Gear and Cavity Noise Prediction". NASA CR-2714.
983. Dorsch, R. G., Clark, B. J., and Reseshotko, M. (1975). "Interim Prediction Method for Externally Blown Flap Noise". NASA TM X-71768.
985. Raney, J. P., Padula, S. L., and Zorumski, W. E. (1981). "NASA Progress in Aircraft Noise Prediction". NASA TM-81915.
986. Zorumski, W. E. (1982 and 1986). "Aircraft Noise Prediction Program. Theoretical Manual". NASA TM-83199, (3 Pts.).
987. Pao, S. P., Wenzel, A. R., and Oncley, P. B. (1978). "Prediction of Ground Effects on Aircraft Noise". NASA TP-1104.
988. Dunn, D. G., and Peart, N. A. (1973). "Aircraft Noise Source and Contour Estimation". NASA CR-114649.
989. Galloway, W. J. (1980). "Airport Noise Contour Predictions – Improving Their Accuracy". Proc. Inter Noise.
990. Anon. (1988). "Recommended Method for Computing Noise Contours around Airports". ICAO Circular, 205-AN/1/25.
991. Anon. "Procedure for the Calculation of Airplane Noise in the Vicinity of Airports". SAE AIR 1845.
992. Anon. (1986). "Standard Method of Computing Noise Contours around Civil Airports". European Civil Aviation Conference, Paris, Doc. No. 29.
993. Anon. (1982). "The Consequences of Aircraft Noise Abatement Regulations (CANAR-Airport Noise Contour and Single Event Footprint Calculation)", and Information Bulletin No. 1, Commission of the European Communities.
994. Anon. (1982). "Federal Aviation Administration Integrated Noise Model-Version 3 Users Guide". U.S. Dept. of Transportation Report FAA-EE-81-17.
995. Anon. "Prediction Method for Lateral Attenuation of Airplane Noise during Take-off and Landing". SAE AIR 1751.
996. Anon. "Noise Data Sheets Volume 4, Sound Propagation 2". ESDU, London.
997. Speakman, J. D. (1980). "NOISEMAP – The USAF's Computer Program for Predicting Noise Exposure around an Airport". Proc. Inter Noise.
998. Davies, L. I. C. (1982). "Ground-Roll Noise Modelling in the DORA Noise and Number Index Computer Model and Measurements at Heathrow Airport", Civil Aviation Authority, Report DORA 8204.
999. Svane, C. (1987). "Flight Effect on Aircraft Noise during the Ground Roll". Danish Acoustical Institute Report 138.

Index

Note: Common abbreviations have been used throughout this book and in this index. For complete organisational titles and noise unit identifications reference should be made to Appendix 2 (pp. 290–3). Pages showing figures or tables are followed by the letter "f" or "t", respectively.

above-the-wing installation, 111
absorption, *see* atmosphere, noise absorption
acoustic fatigue, *see* fatigue
acoustic liners, 62, 94, 100, 131, 133–4, 138, 141–50, 229t, 232, 256–7
  structures, 143, 147–9
  testing, 199
active cancellation/damping, 115, 116
aeroelasticity, 65
aerofoil, 43
Aerospatiale/BAC Concorde, *see* Concorde
afterburning, *see* reheating
Airbus Industrie
  A300, 27, 251t, 275t, 325t
  A310, 325t
  A320, 42f, 251t, 275t, 325t
Air Canada, 250
aircraft noise
  levels, 248, 249f, 275t, 324–5
  testing, 75, 199
aircraft types, 2f, 59f; *see also specific manufacturer*
airfield performance, *see* performance
airframe noise, 41–6, 229t, 233
Air France, 159, 160
airline fleet
  capacity, 34, 247–8
  growth, 1, 2f, 22, 32, 147, 251–2, 282
airports, 35f, 36, 278–9; *see also airport city name*
air traffic control, 36–7
airworthiness, *see* certification
ambient noise, *see* background noise
amplifier, 178
anechoic test chamber, 147, 183, 194f, 195f, 196
annoyance, 4–9
  nighttime, 15
approach, noise control, 12, 37, 38f
"area ratio", 126f
ASMs, 247–8
aspect ratio, 135
asymmetry, *see* propeller noise
atmosphere
  conditions, 122, 179, 206–17
  "layering", 182, 213
  measurements, 179, 180, 181
  noise absorption (or attenuation), 4, 12, 15, 65, 90, 122, 131, 182, 206–17, 245, 320
  refraction, 161, 183
  turbulence, 62, 64, 73, 106; *see also* turbulence
  upper, 49–50
audibility, *see* hearing
auxiliary power units (APUs), 117
AVRO Vulcan, 171
"azimuthal" measurements, 196

B, *see* Kosten unit
background noise, 10, 15, 221–5, 247, 261, 269, 274
"bang alley", 161
Bahrein airport, 160
Bel, 3
blade
  direction, helicopter, 103
  noise control, 135–7
  "skewing", 150
  "slap", 103, 105, 107f

blade (*cont.*)
spacing, 67, 78, 136, 139, 231
"stagger", 137
wake, 53–5, 62–4, 79, 105, 136
bleed-valve noise, 100, 139–40, 141f
"blow-in" (intake) doors, 114, 136
Boeing
B707, 21, 25, 28, 31, 32, 93, 129f, 130f, 155, 218, 264, 275t, 325t
B727, 22, 27, 32, 275t, 325t
B737, 22, 27, 30, 32, 275t, 325t
B747, 24, 27, 30, 93, 251t, 270, 275t, 325t
B757, 93, 251t, 275t, 325t
B767, 251t, 275t, 325t
Boston airport, 36
boundary layer, 43, 53, 62, 106, 114, 207
bow wave, 47, 161
British Aerospace
ATP, 56
BAe 146, 30, 275t, 325t
Nimrod, 21
British Aircraft Corporation
BAC 1–11, 22, 132, 177, 275t
TSR2, 163
British Airways, 159
broadband noise, *see specific component*
bubbling sounds, 105
buckets and spades, 164, 167
bulk absorber, 143–7
bumble-bee, sound of, 224
bureaucracy, 218, 223
"buried" nozzle, 94
buzz, 119
buzzsaw noise, 66, 67f, 134–5, 149, 229t
bypass engine working cycle, 57–60
bypass ratio, engine, 61f
definition, 57, 61
optimum, 253–5

cabin
air systems, 43, 114, 117
noise, 42, 55, 114–16
trim, 66, 115
CAEP and CAN, 11, 24, 205
cascade reverser, 97–9
cavity resonance, 118
certification
airworthiness, 13, 29, 37, 250
noise, 6, 23–31, 156, 171–2, 176, 185, 201, 267–80, 281
limits, 25
measuring points, 12, 24, 25f
severity, 26, 28
chord, 41, 46, 135
Churchill, Sir Winston, 21
chuted nozzle, 122–6, 127f, 130, 167–8
clamshell, 164
CNEL, 288
CNR, 288
coaxial jet mixing noise, 90–6, 232
combustion chamber, 83, 100–1
combustion noise, 90, 100–1, 118, 134, 139, 152, 232
testing, 199
compression ratio, 60
compressor noise, *see* fan
testing, 77,196
Concorde, 31, 34, 46, 48, 49, 51, 99, 115, 116, 153–75, 275t, 282, 325t
engine, *see* Olympus
fuel efficiency, 153
reheat, 163
sonic boom, 49, 161
con–di nozzle, 87
cone of silence, 89, 122
Congress (U.S.), 22, 33
contour, noise, 17, 209, 216, 217f, 229t, 233, 238–45, 269–78, 319–24
calculation, 319–24
closure points, 273
validation, 245
contrafan, 258–60
counter rotation, 52, 55, 259f
Convair 880/990, 155
core noise, 102
corrugated nozzle, 122, 124, 125f, 168–9
"crackle", 83, 120
curfew, *see* night operations
cutback (power reduction), 37, 160, 244, 271–2
"cut-off" (tones), 72, 74–5, 83, 136, 139
cycles per second (cps), 4
cyclic effects, 55

Dakar airport, 160
damage, structural, 161
dB, *see* deciBel
dBA, 4, 15, 35, 115, 185, 232, 239, 285
dBB, C, D, and N, 15, 286
deciBel (decibel, dB), 3, 285
de Havilland
Comet, 21, 52, 57
Ghost, 21, 52
Trident, 113
DEN, 289
Denver airport, 36
design cycle, *see* jet engine, working cycle
digital equipment, 178
directional routing, 39
discrete tone, *see* tones; *see also specific engine component*
dispersion, flight path, 322
displaced threshold, 39
DNL (or LDN), 15–6, 34, 240, 288
DOC, 23
Doppler amplification, 90, 238
Doppler frequency shifting, 202, 238

DOT, 157
Douglas
  DC8, 21, 25, 31, 32, 93, 131f, 155, 218, 264, 275t
  DC9, 22, 27, 32, 275t
  DC10, 24, 27, 30, 251t, 271, 275t
drag, 37, 124
duct flow effects, 146
duct propagation, 72, 149
duration (and correction), 12, 13, 15, 313, 322

ECAC, 33, 241–2, 244, 323
eddy convection, 88, 163
EEC, 33, 241, 244
EIS, 158
ejector, 94, 123, 127–32, 172, 175
emergency power, 38
engine
  failure, 29, 37
  jet, *see* jet engine
  noise control, 36, 120–52
  noise testing, 78, 95, 178, 185–9, 190f, 199
  types, 59f; *see also specific manufacturer*
EPA, 159
EPNL, EPNdB, 6, 12, 23–31, 35, 107, 176, 185, 232, 242, 273, 275t, 288, 301–18
  calculation method (EPNL), 301–18
equivalent procedures, 273
everyday sounds, 5, 8, 9
exhaust duct lining, 94
exhaust noise, *see* jet noise
exposure, *see* noise exposure
extended range operations, 250–1

FAA, 22–31, 33–4, 156–9, 177, 240–1
facilities, *see* test facilities
fan
  geometry, 60, 72, 135
  interaction tones, 64, 78, 134
  noise (and compressor), 62–78, 134–5, 137f, 229t, 231–2, 253f
    broadband, 62–4, 134
    control, 134, 138f
    testing, 77, 196, 197f, 198f
  turbulence, interaction, 74
FAR Part 36, 24–7, 177, 270
far-field, 42, 232
Farnborough Air Show, 14
fatigue, 87, 116–17, 199, 229t
FEA, 159
feedback, 87
field length, 276
fingers, 168
fishtail jet, 114, 165, 166f
flames, 103
flap noise, 42, 108, 229t, 232, 233
fleet, *see* airline fleet
flight effects, 229t
  fans and propellers, 53, 74–8, 196, 232, 238, 243
  jets, 90, 102, 152, 167, 193–4, 232, 243
flow
  resistance, 145–9
  visualisation, 83, 84f, 164, 166, 169–70
  see also inlet flow distortion
fluid absorption, 147
flutter, 119
flyover noise, 179, 182–3, 231f
FM equipment, 178
Fokker
  F28, 130f, 275f, 325t
  F100, 30, 251t, 275t, 325t
footprint, 243–4,271, 272f
  see also "pseudofootprint"
foreign object damage, 65, 135
"forward speed" effects, *see* flight effects
frequency of operations, *see* number of events
fuel
  consumption, 153, 250, 256
  price, 153, 155f
funny sounding noises (FSNs), 118–19
fuselage
  noise, 41–43
  shielding, 108, 243

General Electric
  CF6, 93, 255
  GE/Snecma CFM56, 284
  UDF, 257
grazing incidence microphone, 179
ground absorption, 201–2
ground reflection, 12, 32, 49, 106, 182, 185, 201–5, 233, 238

Hawker Siddeley
  HS 125, 132
  HS 748, 56
  Trident, 22, 32, 113
"haystacking", 79–82
"hazardous" operations, 37, 39
hearing
  frequency range, 4, 6f
  intensity range, 3, 7f
Heathrow, *see* London airport
Heathrow Social Surveys, 14
helical tipspeed, 53, 55, 103–4
helicopter noise, 12, 32t, 103–7, 114, 238, 323
  blade direction, 103, 104f
Hertz (Hz), 4
high bypass, *see* turbofan engine
HNL, 288
"hoot", 118

hostile environment, 141–3
HOTOL, 174
house insulation grants, 40, 269
hovering, 106
hovertrain, 90, 194
"howl", 119
HUD, 23, 291
human reaction, 19
humidity, *see* atmostphere, conditions
hushkits, 27, 28, 31, 134
hydraulic systems, 117

I, *see* isopsophic index
ICAO, 10–1, 17, 24–31, 171–2, 178, 185, 205, 216, 242–4, 268–9, 320, 323
  Annex 16 13, 24, 26f, 30f, 177, 201, 220–4, 269, 270
IEC, 178
igniter, 101
ILS 3° approach, 38
impedance (ground), 199, 202
impulsive sound, 107
incidence effects, 64, 138
inlet flow
  control screen, 76, 78f
  distortion, 55, 68, 137, 152, 188
installation effects, *see* power-plant installation
insulation, house, 15, 40, 269
intake, 136
integrated noise area (INA), 274–8, 279f
integrated noise model (INM), 240
interaction tone, *see* tones; *see also specific engine component*
interference
  fan tones, 67, 70
  ground, 32, 49, 182, 201
internal combustion engine, 57, 58f
internal noise, 133
International Aero Engines (IAE) V2500, 174f, 284
inverted velocity profile, 91, 172
ISO, 4, 5t, 178
isopsophic index, *I*, 288

jet decay, 83, 85f
jet engine
  noise sources, 60–102, 230, 255
  working cycle, 57–60, 132, 172, 175, 252
jet exhaust
  mixers, 60, 91–94, 139
  noise, 83–97, 139, 231
  see also mixers
jet frequency effects, 122
jet noise, 32t, 229t
  amplification, 97, 232
  excess, 102
  suppression, 120–34, 152
  testing, 90, 190, 191f, 193, 195f
Jet Noise Panel 156, 167
jet temperature effects, 88
jet velocity,
  decay, 83
  significance, 57–60
John Wayne Airport, 34–5

kinetic effects, 88
Kosten unit, (B), 288

laminar flow, 63
landing, 321f
  charges, 31, 33, 40, 269
landing gear, 42, 45f, 46f
land-use planning, 39–40
lateral attenuation, 51, 97, 233, 241, 243, 245, 322
LDN, *see* DNL
legislation, *see* certification
Leq, 17, 18f, 289
lifting rotor, 103
"linear" liner, 148
loading noise, 54, 105–6
lobed nozzle, 129
"local" operating rules, 34–9, 177, 283
Lockheed
  Jetstar, 111
  L1011 TriStar, 24, 27, 43, 45f, 109f, 110, 251t, 275, 325t
London airport (Heathrow), 22, 40, 159, 160, 262, 263f
Los Angeles airport, 39
loudness, 4
low-bypass-ratio cycle, 57–60, 120–34

Mach number, 47, 55, 72, 154, 162, 233
Mach waves, 163
magnetic tape, 178, 200
managed drag approach, 37
McDonnell Douglas
  MD80, 255, 275t
  MD90-UDF Propfan Demonstrator, 257
measurement, 178–99
microphone, 178–9
  inverted, 184–5, 186f
  positioning, 74, 179, 183, 190f, 191f, 201–5
military aircraft, 33, 46, 57, 116–7, 122
Minneapolis airport, 36
mixers (exhaust), 60, 84f, 93, 100, 134, 139, 140f
  noise (jet), 86f, 88–97, 121–33, 230
  see also coaxial jet mixing noise
monitoring, 22, 36, 177, 216
Montreal airports, 40
"multiple layer" liner, 148

NASA, 23, 157
National Test Facility (U.K.), *see* RAE, Pyestock
NEF, 15, 160, 240, 288
New York airports, 22, 34, 159–60
New York Port Authority, 160
NGTE, 157
night operations, 15, 32–3, 240, 268, 269
NL, 287
NNI, 14–15, 240, 262–3, 265, 269, 288
Noise Abatement Act, 21
noise certification *see* certification
noise control, *see specific component*
  progress, 249
noise exposure, 1–3, 12–19, 246–8, 261–7, 282
"noise impacted zone", 20, 40, 160
noise–power–distance plots, 320–3
noise prediction
  aircraft, 227–45
  contours, 238
  gas-turbine engines, 229
  helicopters, 238
  propellers, 234
"nonaddition" rule, 33, 269
nonlinear propagation, 206
nonuniform flow, 54
"notched" nozzle, 165–6
Noy, 7–8, 301–8
nozzle guide vane (NGV), 77, 79, 101
NPRM, 23
number of engines, 27–28
number of events/operations, 13, 264–6
"N" wave, 47–8, 51
"N" weighting, 15

OASPL, 9f, 10, 182–3
octave and ⅓-octave, 5,6f, 209
offloading (weight), 35–6
oil injection, 83
older aircraft 19, 36, 262t, 283f, 284
open rotor, *see* propfan
operational controls/restrictions, 31, 32, 38, 39
operational phase-out ("ban"), 31–3
Orange County airport, 36
Orient Express, 173
OST, 23
overground attenuation, *see* lateral attenuation
"overpressure", *see* sonic boom
owls, 150
ozone layer, 154

Pan Amercian, 159
Paris airports, 39, 159
pascal (Pa), 3, 47
performance
  aircraft, 253–5, 258, 320–2
  engine, 29, 37, 251, 256, 276
perceived noise level and scale, *see* PNL
perception, noise, 3, 4
piano keyboard, 4
pitch control, 104, 106
plug nozzle, 168–9
PNL, PNdB, 5–7, 9f, 14, 171f, 232, 287, 301–8, 309f, 316f
PNLT, 10, 12, 288, 307–13
porosity, *see* flow resistance
power-plant installation, 109f, 111f, 253f
  above wing, 111, 112f
  effects, 107–14, 232, 233, 254
  under wing, 108, 110f, 112f, 232
Pratt & Whitney
  JT3&4, 21, 22
  JT3D, 27, 93, 138, 218
  JT8D, 22, 27, 32, 33, 93, 133, 174f, 284
    re-fan, 174f, 175, 255
  JT9D, 255
  2037, 94, 174f
"preferred" frequencies (ISO), 4, 5t
president (U.S.), 22
pressure
  doubling, 184, 201
  fields, 55, 64–5, 137f
  wave, 47, 65
  see also SPL
Prestwick airport, 22
production cut-off, 32
propeller
  blade geometry, 53
  noise, 12, 32t, 51–7, 103, 114, 184f, 206f, 229t, 234, 257–8, 322
    asymmetry, 56, 103, 104f, 234–7
propfan, 12, 52, 55, 115, 196, 227, 255, 257–60, 282
"pseudofootprint", 271–8
pseudopolitical arena, 199
"pseudotones", 220, 221f
Pyestock, *see* RAE
pylon effects, 137

Q, *see* Storindex
"quotas", airport noise, 36

RAE, 43
  Pyestock National Test Facility, 94, 193, 194f, 195f, 198f, 199
random sound/noise, 7
rate of descent, 106
reflection
  duct, 147f
  ground, 12, 32, 49, 106, 182, 185, 201–5, 233, 238
  upper atmosphere, 49
  wing, 108–13
refraction, 50, 79, 81f, 102, 183
reheating, 83, 119, 163

research/R&D, 21, 91, 117, 156–7, 252, 255, 265, 267, 281, 282
resistance, *see* flow resistance
Rio de Janero airport, 160
roar, 103
Rolls-Royce, 195f, 196, 197f, 198f
  Avon, 21
  Conway, 22
  Dart, 52
  Olympus, 157, 163, 164, 165f, 171, 174f
  RB211, 73, 75f, 77, 93, 94, 174f, 255
  Spey, 27, 32, 130f, 133, 174f
  Tay, 133, 174f, 284
  Viper, 132
rotor
  blade numbers, 72–4, 136
  blockage, 73, 136
rumble, 118
runway clearance, 137

SAE, 15, 185, 242, 244, 323
scattering, noise, 110, 183
Schlieren photogrephy, 169, 170f
scintillation, noise signal, 182
"screech", 86–7, 103
"scrubbing" drag, 124
scuttle, 113
secondary sonic boom, 49f, 50, 161
second-hand aircraft, 36
Senate (U.S.), 23
SEL, 15, 18, 232, 242, 273, 288
SENEL, 288
shadowgraph, 164f, 166f, 170f
Shannon airport, 22
shear layer, 79, 88
shielding, aircraft, 108–13, 232, 243
  aerodynamic, 112
shock (propeller), 53
shock-associated noise, 86–7, 90, 120, 122, 169, 229t, 230–1
"shocked" jet, 83, 84f, 85f
shock strength, 65
single-stage fan, *see* fan
slap, *see* blade "slap"
slats, 41
sleep disturbance, 17, 269
snubbers, 135
social surveys, 14, 17
sonic boom, 31, 46–51, 161
  "overpressure", 47–8 49f, 151
  prohibition 32, 50, 159
  secondary, 48f, 50, 161
sound, intensity, 3
sound level meter, 4, 15, 16f
source location, 94, 95, 96f, 189–92
Soviet Union, 211
spades, 167–9
speech communication, 115
SPL, 3, 285–6, 302–6t; *see also* OASPL
"Stage 3" (FAR 36), 30
stall, 104, 119
"startle" effect, 49
Storindex (Q), 288
Sud Aviation Caravelle, 22, 32, 275t
sum and difference tones, 72, 136
supercritical/supersonic jet, 83–9, 120–33, 164
supersonic cruise, 46, 132, 162
supersonic transport (SST), 49, 50, 57, 91
Supersonic Transport Aircraft Committee (STAC), 155
suppressor nozzle, 87, 120–34, 152, 168, 169f
  performance, 124–7, 172, 173f

take-off, 321f
  noise, 12, 30f, 37
  performance, *see* performance, aircraft
"tailpipe" noise, 102
tailplane reflections, 109
tail rotor noise, 103–4
tape recorder, 178, 180
target reverser, 98–9, 164–5
"technopoliticking", 10–11, 199–256
temperature
  fluctuations, 103
  inversion, 50
test facilities 157, 185–99
  anechoic, 147, 183, 196
thickness noise, 54
"three-quarter" cowl, 95
threshold
  of annoyance, 15, 288
  displacement, 39
  of hearing 3, 286t
thrust
  loss, 124–7, 171f, 173f
  requirements, 29, 57, 251
  reverser
    Concorde, 164–7
    noise, 97
    types, 97–9, 100f, 128, 164–7
"thump", *see* blade "slap"
time of day, 15–17
tip jet, 80, 90
tip vortex, 103–6, 110
tone, 10, 43–4, 53–7, 64–83, 104–8, 134, 137, 206–10, 221f
  correction, 10, 11, 12, 204, 218–20, 222f, 308, 314–15t, 316f
Toronto airport, 40
tracking equipment, aircraft, 180, 209
trade-off allowance, 277
Trans World Airlines, 159
tubular nozzle, 122, 127, 128, 130
turbine
  assembly layout, 78
  noise, 77–83, 134–8, 229t, 231

radiation, 79, 81f
testing, 190, 191
tone haystacking, 79
turbofan engine, 26, 43, 73f, 90, 92f, 93f, 142f 153, 162, 203f, 231–2, 251t, 314–15t
cycle, 58, 60
turbulence, 40, 51, 62–4, 97, 101, 106, 114, 115
control, 76–7, 196
see also atmosphere, turbulence
two-segment approach, 39
two-stream exhaust, *see* coaxial jet mixing noise

UHBR, 259–60
undercarriage noise, 42
unsteady loading, 55–6
upper atmosphere (reflection), 49

variable cycle engine, 172, 175, 227
velocity ratio, 95
VFW 614, 111, 112f
vibration, 43, 96, 114, 115, 119
dampers, *see* snubbers
Vickers
VC 10, 22, 25, 73, 75f, 110, 112f, 155
Viscount, 52
visualisation, *see* flow, visualisation
vorticity/vortex shedding, 44, 106

wake interaction, *see* tones
Washington (D.C.) airports, 34, 40, 159–60, 268
water table, 163, 164f
WECPNL, 240, 288
weighting scales, 4, 287t
wheelbays, 41, 119
wheel brakes, 97
"widebodies", 26
wide chord fan, 135
wind tunnels, 90, 194
winglet, 110
wing
shielding/reflection, 108–13
upwash, 54, 236, 254
wake, 112
see also power-plant installion
world fleet, *see* airline fleet