

燃气涡轮发动机 气动热力学理论及其应用

(下 册)

〔美〕 G.C. 奥茨 主编

张逸民 沈炳正 李燕生 等译

吴大观 沈炳正 校

国防工业出版社

360758

燃气涡轮发动机 气动热力学理论及其应用

(下 册)

〔美〕 G.C.奥茨 主编
张逸民 沈炳正 李燕生 等译
吴大观 沈炳正 校

国防工业出版社

(京)新登字106号

内 容 简 介

本书从理论与实践上系统地阐述了燃气涡轮发动机气动设计40年来取得的成就,内容十分丰富。译本分为上、下册出版。上册详细分析了燃气涡轮发动机热力循环及非设计工况的性能,并采用了特有的、完整的一套计算公式,适用于编写程序。下册讲述燃气涡轮发动机的整体及主要部件的设计理论、设计方法和应考虑的主要问题、极限参数等,并首次公布了某些先进发动机有关的具体数据,对颤振、喘振、噪音给出了详细的分析,指明了当前采用的措施和今后研究方向。对发动机安装效应,地面、高空试车,风洞模拟,飞行试验等都作了详细阐述。书中在三元流理论方面还引述了吴仲华教授的首创贡献。

本书是继30年前钱学森博士在美国主编《喷气推进》一书出版之后的又一本喷气推进方面的优秀著作。它的翻译出版,将提供我国从事燃气涡轮发动机方面的设计、制造、科研人员、工程技术干部和院校师生一本重要参考书。对从事气动、传热、燃烧、叶轮机械、工程热物理方面的科技工作者也有很大参考价值。

D1167/10

THE AEROTHERMODYNAMICS OF AIRCRAFT GAS TURBINE ENGINES

G. C. Oates

AIAA, INC. 1978

*

燃气涡轮发动机 气动热力学理论及其应用

(下 册)

[美] G. C. 奥茨 主编

张逸民 沈炳正 李燕生 等译

吴大观 沈炳正 校

责任编辑 林国方

*

国防工业出版社出版发行

(北京市海淀区紫竹院南路23号)

(邮政编码 100044)

新华书店经售

国防工业出版社印刷厂印装

*

787×1092毫米 16开本 印张44³/₄ 1049千字

1992年1月第一版 1992年1月第一次印刷 印数: 001—800册

ISBN 7-118-00784-6/V·61 定价: 36.10元

译者的话

美国空军科研局 (AFOSR)、空军航空推进研究所 (AFAPL)、空军系统司令部 (AFSC)、莱特帕特森航空研究所 (WPAFB) 等单位组织并资助编写了一份技术报告“航空燃气涡轮发动机的气动热力学”(The Aerothermodynamics of Aircraft Gas Turbine Engines)。1978年10月以美国军事技术情报处科技文献报告书的形式出版 (编号为AD-AO59784)。该书由美国航空燃气涡轮方面24位科学家、教授、高级工程师共同编写。编写用了三年时间。美国空军航空推进研究所涡轮发动机部主任幸普森 (E.C. Simpson) 为该书写的序言中指出, 编写该书的目的是为航空燃气涡轮方面提供一本较完整的技术书籍。上一次与此相应的书籍是由钱学森博士主编的 (指“喷气推进” Jet Propulsion, 苏联曾把它译成俄文本出版), 被工厂、科研、教育机构广泛采用, 流传达30年之久, 起了较好的作用。现在“航空燃气涡轮发动机的气动热力学”主编华盛顿大学奥茨 (G.C. Oates) 教授在绪言中指出, 编写该书是为航空燃气涡轮发动机设计方面提供一本经典著作。书中从理论及实践两个方面阐述了燃气涡轮发动机气动设计四十年来所取得的进展, 介绍了当前水平、发展方向及所取得的技术效果。它可作为研究生、大学生的教科书, 科研设计人员的设计手册, 研究指南和工厂工程师研究工作的指导。

奥茨教授把他编写的十章关于航空推进气动热力学理论方面的内容作了一些修订, 增添了燃烧过程对效率的影响、超音速进气道性能及进口参数的平均方法, 修改了涡扇发动机性能优化的方法等。修订后在1984年10月由美国航天与航空学会 (AIAA) 作为教育丛书之一出版, 书名为“燃气涡轮与火箭推进的气动热力学”(Aerothermodynamics of Gas Turbine and Rocket Propulsion)。新版出版费用曾获得美空军莱特帕特森空军基地、空军航空推进实验室等单位的资助。该书曾在华盛顿大学航天与航空工程系用作大学生及研究生的教科书, 为此在每章后还增加了习题。

根据上述情况, 译者认为该书具有较高的参考价值, 在航空工业部发动机管理局大力支持下, 决定翻译出版该书, 定名为“燃气涡轮发动机气动热力学理论及其应用”。由于该书字数较多, 故分为上、下两册出版。上册基本上按1984年出版的新版本翻译。因考虑到该书内容主要是有关燃气涡轮方面的, 故删去了关于火箭方面的内容——新版中的第三章化学火箭、第四章非化学火箭未译, 仍采用1978年版中第三章层流粘性流及第四章湍流。

译本上册共十一章, 主要是气动热力学理论方面的内容, 这十一章全是奥茨教授编著的。本书所提供的发动机性能设计初步方法, 对涡喷、涡桨发动机 (包括加力) 的热力循环及非设计工况性能进行的分析, 采用了特有的, 较系统完整的一套计算公式。这些方程式是用迭代法求数值解, 能与当前袖珍计算器 (如TI-59、PC-1500等) 以及微电脑普遍使用的情况相适应, 书中公式次序编排也适用于上机计算。下册包括1978年版的第一章, 第九章及第十三章至第二十六章, 在译本中1978年版第一章改为下册的绪论, 第九章改为第十二章 (因上册共十一章), 第十三章至第二十六章不变。下册主要涉及航空

涡轮发动机整体及部件设计, 讲述了各主要部件设计的理论基础 (如三元流、燃烧学、噪声、颤振等)、设计方法和应考虑的主要问题及极限参数等, 并首次公布了美国一些先进发动机有关的具体数据 (如JT9D涡轮部件数据、TF-39、F-100、F-101环形燃烧室数据等), 并对整机颤振、喘振、噪声、安装效应等专题, 给出了理论分析、当前采用的解决措施及今后研究方向。

本书可供航空、宇航、发电、交通运输、石油等部门从事燃气涡轮方面的设计、科研人员、技术领导干部、大学生、研究生、教师、空军及民航使用维护人员作为主要参考书及手册使用。对从事气动、燃烧、叶轮机械、工程热物理方面技术工作的人员也具有很大的参考价值。

本书下册绪论、第12章、13章、15章、20章、21章、23章由张逸民译, 第14章、17章、18章、19章由李燕生译, 第24章、25章由汪增彦译, 第16章由吴国玠译, 第22章、26章由沈炳正译, 全书由吴大观、沈炳正审校。

本书出版承航空工业部发动机管理局大力支持并资助, 特此致谢。

目 录

绪论	1
0.1 初步述评	1
0.2 影响推进发动机设计的因素	8
0.3 非设计工况分析及有关的问题	21
0.4 发动机内的流动特性	34
0.5 气动部件的相互关系	45
0.6 与其他专业的相互关系	49
0.7 先进流动计算的要点	52
0.8 典型发动机发展过程简述	53
第十二章 发动机/飞机性能匹配	55
12.0 引言	55
12.1 飞行任务分析	55
12.2 发动机/飞机匹配的优化	77
12.3 敏感度与效应系数	85
12.4 燃气涡轮发动机的计算机模拟	88
12.5 参考文献	96
第十三章 进气道/发动机一体化分析	97
13.0 引言	97
13.1 成功的进气道/发动机一体化计划的要点	98
13.2 进气道/发动机系统的确立	116
13.3 参考文献	126
第十四章 可变缩-放排气喷管气体动力学	128
14.0 引言	128
14.1 喷管的概念	129
14.2 性能预估	130
14.3 气动载荷预估	143
第十五章 燃烧基础	147
15.0 引言	147
15.1 化学	147
15.2 热力学	152
15.3 气动力学及扩散过程	157
15.4 燃烧参数	162
15.5 喷气燃料	166
15.6 小结	168
15.7 参考文献	169
第十六章 涡轮机械中附面层的计算	171
16.0 引言	171

16.1	二维和轴对称附面层	173
16.2	三元附面层	220
16.3	附面层分离	231
16.4	湍流模型	240
16.5	结束语	258
16.6	参考文献	259
第十七章 轴流压气机空气动力学		267
17.0	引言	267
17.1	轴流压气机的名词和术语	267
17.2	轴流压气机中的流动特性	273
17.3	轴流压气机装置气动设计的目的	280
17.4	压气机设计体系的组成部分——技术要点	281
17.5	现有的和正在拟订的设计体系的内容——技术基础	282
17.6	部件和结构的实验开发	298
17.7	轴流压气机性能的发展趋势	299
17.8	后记	302
17.9	参考文献及其说明	302
17.10	符号表	314
第十八章 涡轮空气动力学		317
18.0	引言	317
18.1	涡轮叶型的特性	319
18.2	设计中考虑的一些问题	321
18.3	性能	324
18.4	叶型空气动力学	326
18.5	端壁空气动力学	334
18.6	寄生损失	340
18.7	结构方面的激振	342
18.8	级的性能	343
18.9	展望	345
18.10	后记	346
18.11	参考文献	346
第十九章 涡轮的冷却		349
19.0	引言	349
19.1	冷却设计问题	350
19.2	叶片冷却	353
19.3	端壁的冷却	371
19.4	结论	373
19.5	符号表	374
19.6	参考文献	376
第二十章 涡轮推进燃烧技术		378
20.0	引言	378
20.1	燃烧系统描述/定义	378
20.2	部件分析	382

20.3 设计工具	393
20.4 未来的要求	397
20.5 结论	409
20.6 参考文献	411
第二十一章 加力燃烧室	414
21.0 引言	414
21.1 扩压器	416
21.2 燃料喷射、雾化及蒸发	417
21.3 点火	420
21.4 稳定过程	421
21.5 在预混及均相燃料-空气混合物中的火焰扩展	437
21.6 尾喷管及燃油控制系统	459
21.7 完整加力燃烧室系统	463
21.8 燃烧不稳定性	466
21.9 参考文献	470
21.10 进一步的读物	471
第二十二章 空气弹性和非定常气动力学	473
22.0 引言	473
22.1 涡轮机械颤振概述	473
22.2 非定常气动力学	487
22.3 稳定性理论和应用	518
22.4 符号表	527
22.5 参考文献	531
第二十三章 发动机稳定性分析	538
23.0 引言	538
23.1 发动机稳定性因子	538
23.2 稳定性与性能权衡	547
23.3 参考文献	547
第二十四章 发动机噪声	548
24.1 引言	548
24.2 关于噪声的尺度和标定	550
24.3 函道声学导言	553
24.4 压气机和风扇的噪声	557
24.5 涡轮噪声	571
24.6 核心噪声	574
24.7 声学处理	579
24.8 结论性述评和展望	584
24.9 参考文献	585
第二十五章 喷气噪声	589
25.1 引言	589
25.2 拉埃特海尔理论	591
25.3 拉埃特海尔理论的结论并与实验的比较	593
25.4 声学平均流动的相互作用	600

VI

25.5	从具有任意上游滞止压力和滞止温度的喷管来的喷气噪声的预测	603
25.6	喷气流动中的附加噪声	604
25.7	向前飞行对喷气噪声的影响	606
25.8	后记	607
25.9	参考文献	608
第二十六章 发动机装置的系统观点		609
26.1	引言	609
26.2	发动机-机体一体化, 进气道和排气道设计考虑	614
26.3	飞机性能的预估	657
26.4	性能一体化方法	662
26.5	性能的验证	687
26.6	推力和阻力的不定性	700
26.7	后记	706
26.8	参考文献	708

绪 论

R.O.布尔洛克

(Robert O. Bullock)

亚利桑那航空研究制造公司

0.1 初步述评

研究出一种有竞争性的飞机燃气涡轮发动机的设计是工程上最复杂任务之一。飞机性能对其发动机尺寸、重量和耗油率的减小如此敏感,以致必须要求每个发动机零件具有最大的有效性。另一方面,不应超过任何零件的气动和机械的负载能力,因为其潜在的后果可能是灾难性的。所以,工程设计发展必须基于下列准则:

(1) 必须知道飞机燃气涡轮发动机每个零件目前可利用的最大气动和机械效能及负载能力。

(2) 必须知道如何设计以求精确地达到而又不超过目前可利用的最大气动和机械效能以及最大负载能力。

(3) 必须认识到提高每个零件最大效能及负载能力所需的研究课题。

为了确定与扩大这些极限所需要的工程专业包括气动力学、热力学、控制、应力分析、振动和声学、燃烧、传热、润滑、仪表、制造和检验。如果来实现设计目标,所有这些专业必须共同起作用。

众所周知、燃气涡轮发动机的有效功率来源于热力学循环。为了满足改善发动机功率和耗油率的要求,需借助于增加:

(1) 循环效率;

(2) 循环最高温度。

提高这些参数而不牺牲其可靠性,曾经是而且将继续是燃气轮机工程的两个主要目标。

0.1.1 历史

一个多世纪以来,燃气轮机潜在的简单性曾吸引了许多发明创造的愿望。如图0.1-1所示,在一根轴上安装旋转的压气机和涡轮,而在它们之间插入一个热源(燃烧室),什么能比它更简单呢?遗憾的是那时气动力学与材料技术的发展还不足以构成一台有用的发动机;部件效率太低而且可使用的涡轮材料在高温下的强度过份地限制了可采用的循环最高温度(即涡轮进口处燃气温度)。

然而,在这些领域中坚持了工作,从而逐步为涡轮喷气发动机在1939年8月27日首次飞行成功铺平了道路。汉斯万·奥海因在德国发明并发展的发动机是He-S 3 B示于图0.1-1中。它发出约408kg(900lb)推力,并用作图0.1-2所示飞机He178的动力。

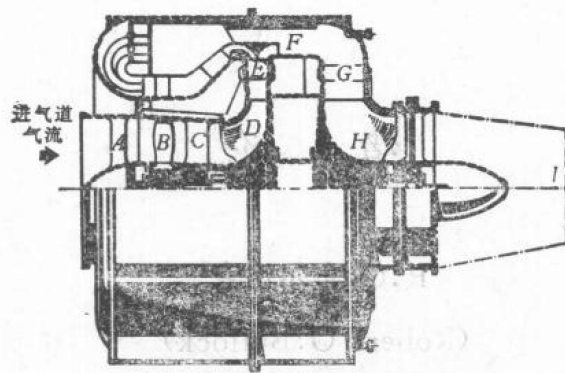


图0.1-1 海因克尔 (Heinkel) He-S3B涡轮喷气
发动机剖面图——第一次飞行成功的喷气发动机

- A—进气道导向叶片； F—燃气室；
B—轴流式压气机转子； G—径向涡轮导向器；
C—轴流式压气机静子； H—径向涡轮转子；
D—离心式压气机转子； I—排气喷管；
E—离心式压气机扩压器。

进气道气流首先被单级轴流式压气机压缩，然后再被离心式压气机压缩。工质在燃烧室中加热。然后，燃气先后通过涡轮与排气喷管膨胀。涡轮驱动压气机并提供辅助动力。排气在尾喷管中膨胀结果形成排气射流。

弗兰克·惠特勒爵士在英国也进行了喷气发动机的发展工作。他的1930年专利预先提出了一种可能工作的发动机的大多数主要部件。他的W 1 发动机产生390kg(860lb)推力作为格洛斯特E28/39飞机动力，在1941年5月14日进行了初次飞行。(遗憾的是，本书未能利用该发动机的照片。)这次飞行无疑可以提前几年，如果其计划得到适当的财政支持。(可是，这个推迟有一似是而非的理由，参看0.2.3.2节。)简言之，喷气飞机需要在高速下飞行，但适用于一般高速的外部空气动力学技术甚至三十年代末还未齐备)。

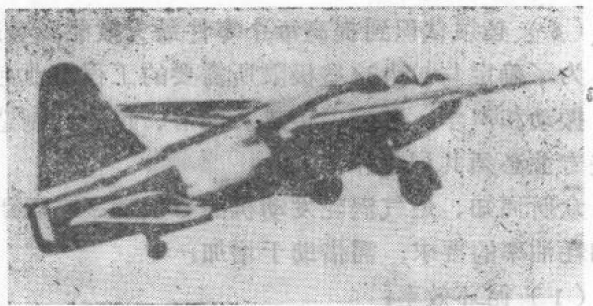


图0.1-2 海因克尔He-178——装备涡轮喷气
发动机飞行的第一架飞机

首先感到涡轮喷气发动机冲击的领域是国防。涡轮喷气发动机重量较活塞式发动机重量显著下降，并取消了螺旋桨。结果，飞机可飞得较以前快得多，从而实际上保证了局部空中优势。因此，强烈地促进了政府在发展燃气涡轮发动机及高速飞机技术方面的投资。为了竞争，迫使工业对这些技术也作出大量投资。由于部件效率增加和涡轮前温度提高的必然结果，燃气轮机得到了显著的改善。由于每公斤推力的发动机尺寸和重量额外的减小带来了进一步的改善。这些减小由应力与振动分析的进展中得来，从而又提供了更佳的结构效率。具有更高应力重量比材料的发展也在各种发动机部件中逐渐采用，以进一步减轻重量。

除了涡轮喷气发动机的改进外，效率高的涡轮螺旋桨发动机和涡轮风扇发动机也发展了。随着发动机与飞机技术的改进，设计了具有加力燃烧、远航程和超音速飞机。这种

发展的副产品是民航运输的革命。使得一夜之间就可飞到世界上的许多区域。

0.1.2 发动机和发动机装置的几个例子

为防务目的生产的发动机和飞机的几个例子在图0.1-3~图0.1-16中给出。在本章以下各段中将给出正文及图注的说明。

图0.1-3给出了带加力燃烧室的单轴涡轮喷气发动机J85-21。它是通用电气(GE)公司制造的。在广泛采用涡轮风扇发动机之前,这种发动机代表中继的设计。

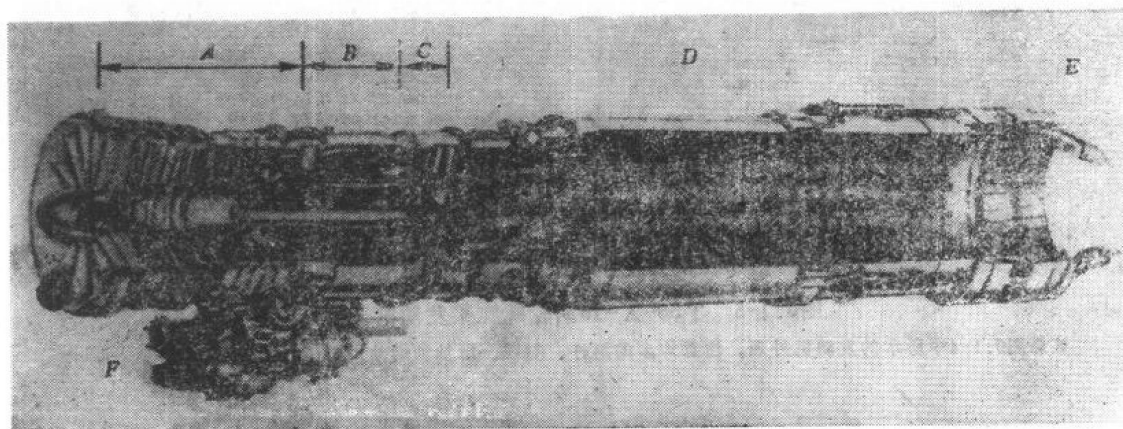


图0.1-3 带加力燃烧室的喷气发动机剖面图

A—多级轴流式压气机; D—加力燃烧室;
B—燃烧室; E—可变排气喷管;
C—多级涡轮; F—附件。

根据涡轮前总温、发动机尺寸和重量、飞行速度和飞机任务,多级压气机提供所需要的压比,加力燃烧室加热排气以升高其温度。这在短时间内提供额外的推力。用于加力燃烧的排气喷管面积大于不加力燃烧情况。

图0.1-4给出了达特劳伊特·迪萨耳·艾利森(Detroit Diesel Allison)涡轮螺旋桨发动机剖面图。当重量和效率使它们比活塞式发动机更加经济时,这种类型的发动机

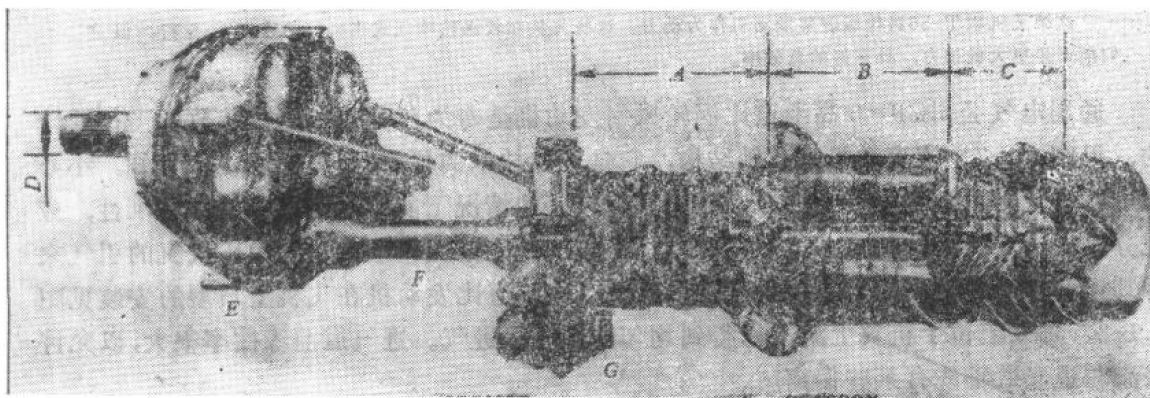


图0.1-4 T56-A-15涡轮螺旋桨发动机剖面图

A—多级轴流式压气机; E—齿轮箱;
B—燃烧室; F—传动轴;
C—多级涡轮; G—安装附件的设施。
D—螺旋桨轴;

涡轮吸收了燃烧后大部分可用能。在驱动压气机之后剩下多余的能量驱动螺旋桨轴上的螺旋桨。由于螺旋桨转速比发动机低得多,需要齿轮箱。传动轴长度取决于装置(图0.1-6)。

就问世了。在本书所介绍的技术实用之前，该发动机也是中继设计。带有全部附件的整台发动机视图示于图0.1-5。发动机安装在飞机上的方式例如图0.1-6所示。可观察到发动机的安装在一定程度上干扰机翼上的流动。该图直观地显示出发动机直径极小化的重要性。

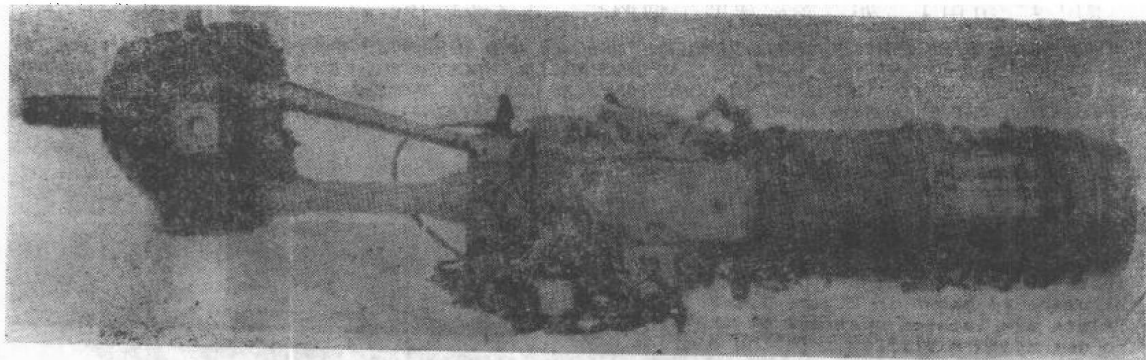


图0.1-5 T56-A-15涡轮螺旋桨发动机

这是图0.1-4中所示的发动机外观。注意许多的附件、导线、滑油和燃油的导管。

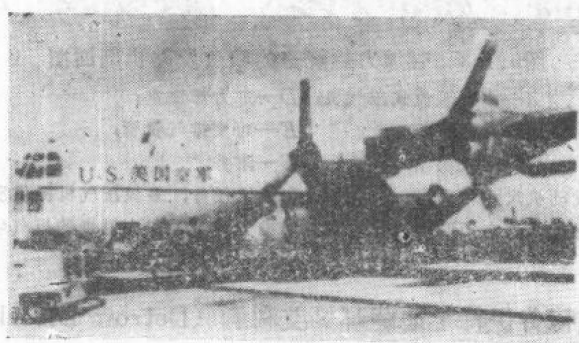


图0.1-6 美国空军AC-130

这架飞机以T-56涡轮螺旋桨发动机作为动力。这些飞机在较涡轮喷气式飞机低的速度下飞行，但它们能产生更大的推力，具有好的总效率。

通用电气公司CF-6高涵道比涡轮风扇发动机是专为在高亚音速马赫数下飞行设计的，见图0.1-7。该发动机是双轴结构，它是现代技术的代表。研究图0.1-7可知，小心地进行设计可以达到紧凑性并且在重量相对较轻的情况下能够达到满意的结构刚性，应充分利用这一昂贵的特点。虽然其机理还不很清楚，但已采取措施利用压气机的引气来冷却涡轮。于是使高的涡轮前温度得以实现。高涵道比发动机在飞机上典型的安装见图0.1-8。进气道位于机翼上游，以得到均匀的发动机进气。进气道前缘曲率很大，以允许来流与进气道轴线有某些偏离。

下面二张插图0.1-9和图0.1-10示出了二台涡扇发动机，它是兼作超音速和亚音速飞行所需的类型。这些发动机也是现代发动机技术的代表。也使用涡轮冷却。未提供全部发动机零件的标称，因为仅引入了一种新零件。该零件就是气流混合器，设计该混合器的目的是使外涵气流与发动机气流有效地混合。再次示出涡轮机械和主燃烧室的紧凑性。注意到附件与管路构成了整个发动机体积的相当大部分。加力燃烧室体积似乎大得不相称。然而，这有利于获得良好的燃烧效率和性能损失不大的混合。

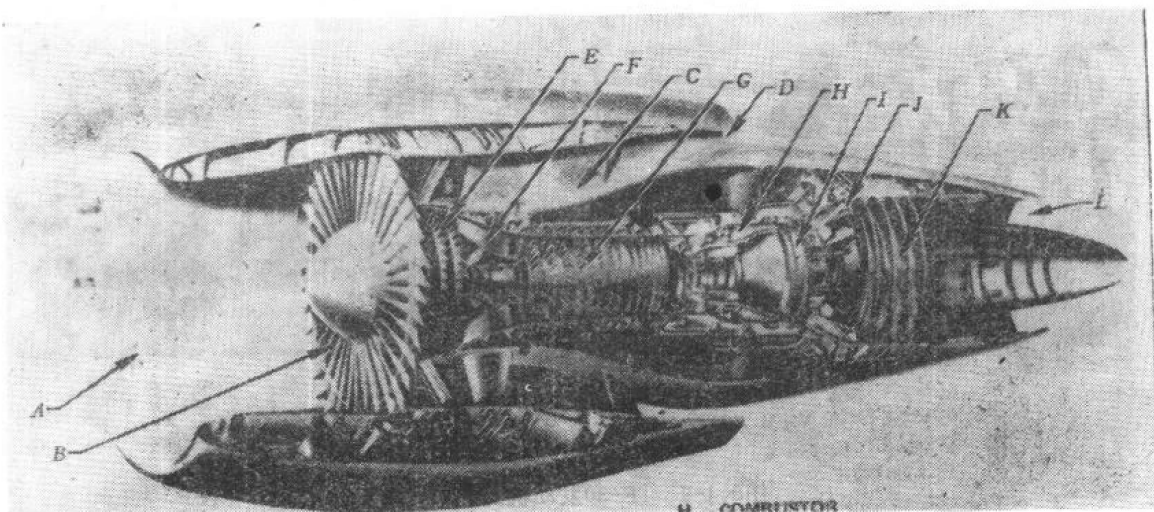


图0.1-7 CF-6涡轮风扇发动机剖面图

A—进气道；B—风扇；C—外涵气流出口函道；D—外涵气流喷管；
E—与风扇在同一轴上的多级压气机（“低压”压气机）；F—过渡导管；
G—多级压气机（在另一轴上的“高压”压气机）；H—燃烧室；
I—多级“高压”涡轮，驱动高压压气机；J—燃气过渡段；K—多级“低压”涡轮，驱动低压压气机及风扇；L—发动机气流的排气喷管。

该发动机代表涡轮喷气发动机和涡轮螺旋桨发动机的混合型。风扇压缩后的气流，大部分通过风扇喷管排出。其余的气流进一步由两个分别驱动的串联的压气机压缩。涡轮的膨胀压比相应地较图0.1-4中所示的发动机为小。



图0.1-8 美国空军E-4飞机

这飞机代表安装高涵道比涡轮风扇发动机的典型。像这样的飞机可在马赫数高于0.8速度时飞行并仍能在空中逗留许多小时。注意发动机如何连接在机翼上。其目的是使发动机的干扰效应减为最小。还注意到高涵道比需要较大的起落架以保持发动机与地面之间的间隙。起落架重量增加的结果总是抵消掉发动机精心设计的效果。这是许多例子中的一个，这些例子表明在发动机设计中没有多少项目可脱离飞机目标而进行。

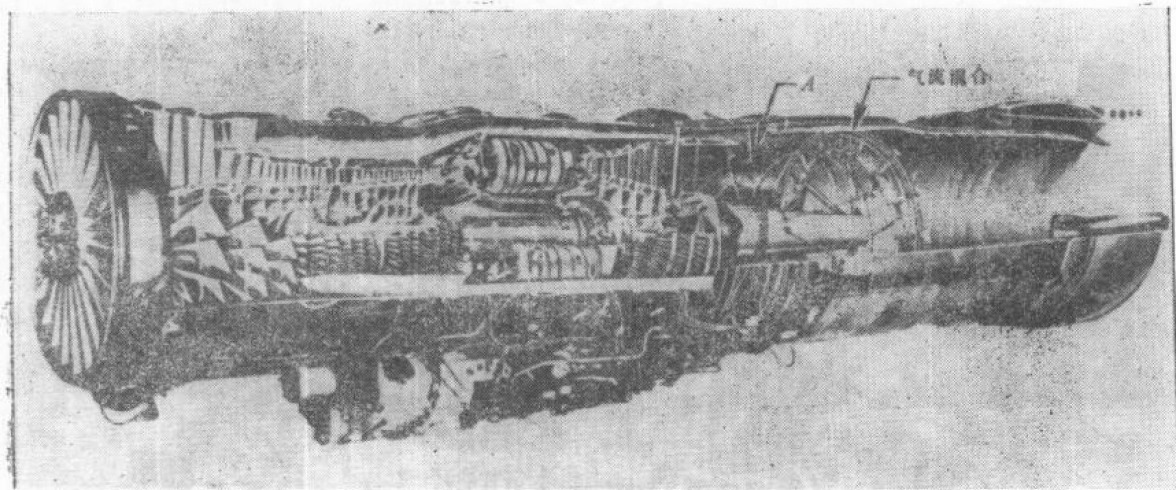


图0.1-9 TF-30发动机的剖面图

风扇级数较多可提供超音速飞行时有效运转所需的高增压比。对风扇气流及发动机气流两者的均使用加力燃烧。在两股气流合并的A点，必须小心地使设计压力平衡。

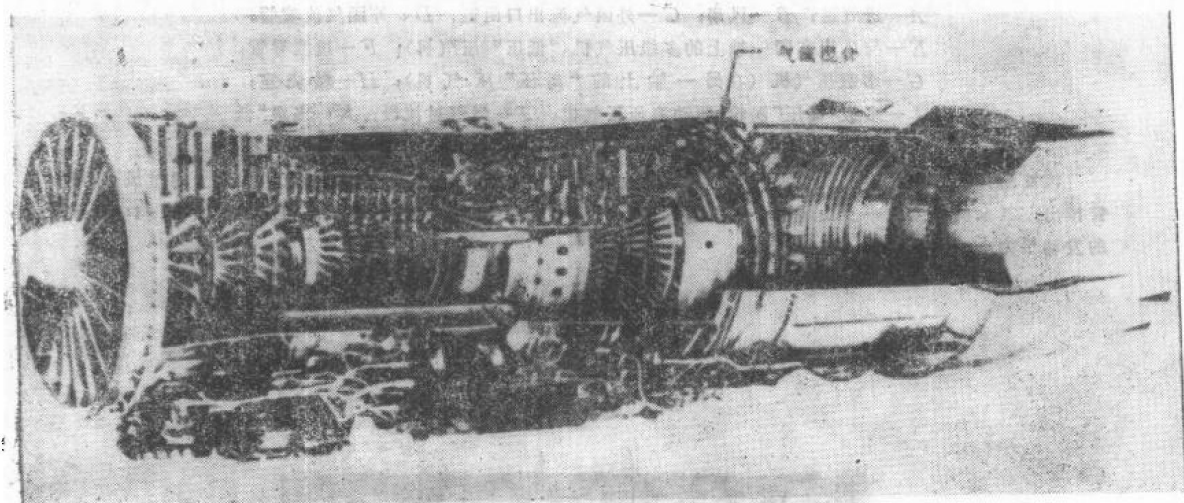


图0.1-10 F100发动机的剖面图（见图0.9的）

图0.1-11～图0.1-16选示出一些在不同飞行状态下具有超音速能力的飞机。与图0.1-6及图0.1-8所描绘的发动机装置相反，超音速飞机发动机必须紧靠机身。发动机装置排开的空气应与飞机其余部排开的空气系统地混合，否则超音速阻力太大。

图0.1-11和图0.1-12给出了起飞和爬高时典型的飞机姿态。对于进气道过大的攻角或偏航角可能引起发动机进气道空气流经尖缘。这对于良好协调的、紧凑的发动机造成很大的混乱，在设计和决定进气道位置时必须十分小心。

图0.1-13和图0.1-14给出了发动机进气道安装在飞机之下这一类型飞机的二张其他方向侧视图。

图0.1-15和图0.1-16所示发动机安装在机身两侧。不论发动机如何安装及其尺寸大小，在目前整个飞行速度与高度范围内，进入发动机内部或围绕其周围的气流都不可能获得良好的流动。抓住这一问题对于许多正视困难的设计师而言是相当重要的。

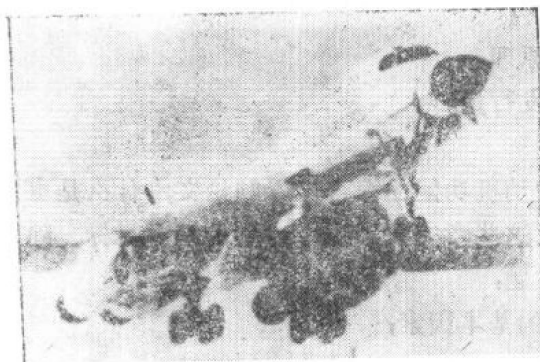


图0.1-11 刚起飞后的美空军B-1轰炸机



图0.1-12 刚起飞后的美空军F-16



图0.1-13 飞行中美空军F-16

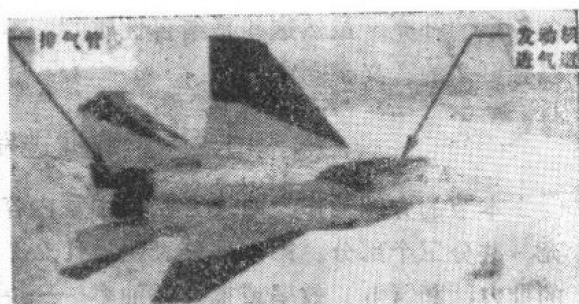


图0.1-14 飞行中美空军F-15

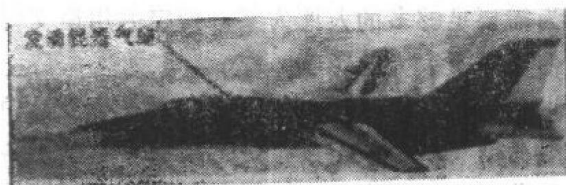


图0.1-15 飞行中美空军F-111



图0.1-16 飞行中美空军F-5E

虽然燃气涡轮推进发动机已走过很长的路，但许多问题还有待于解决，大量的改进有待于采取。那些了解自己及周围领域的数学和物理的发动机研制者将获得进展。

0.1.3 本书目的

如上所述，燃气涡轮发动机的发展成果是许多工程专业取得惊人进展的结果。在这些专业中突出的是气动热力学领域的工作。从这个领域开始引出了发动机的概念并确立了发动机效率。气动热力学家所获得的经验（有时是教训）是新设计方法的基础。他们也对燃气轮机未来的研究范围提供指导。

本出版物评述了飞机燃气轮机中气动热力学的进展，由曾参与这些技术进展并作出贡献的专家们写作。本出版物具有下列目标：

- (1) 提供一本论述发动机基本气动热力学的研究生水平的教科书；
- (2) 回顾技术发展水平，部件问题和设计方法；

- (3) 对于管理燃气轮机的研究工作是有用的指导;
- (4) 对工业中新工程师所需研究途径的指导;
- (5) 反映涡轮发动机界一般设计与发展的原理;
- (6) 作为有用的政府技术出版物有很大的发行量。

0.1.4 本书计划

第一章到第二十六章提供了飞机燃气涡轮发动机功能的综合性专题论文, 什么是重要的气动热力学问题? 如何着手解决这些问题。这些章完成了这个计划的基本目标。除这些章中所提供的材料外, 读者还应熟悉下列主题:

- (1) 影响燃气涡轮发动机设计目标和方向的基本因素;
- (2) 燃气轮机部件之间相互关系;
- (3) 气动热力学同燃气轮机制造有关的其他工程专业之间相互依赖的关系。

本章谈到这些主题, 预先指出了燃气涡轮发动机许多重要的设计根据, 作为本书其余各章的补充。虽然这些是绪言性质的, 本章中某些意见如与以后相应各章一起阅读可以有更多的意义。

0.2 影响推进发动机设计的因素

本节介绍既作为对读者阅读本章内容的引导, 也作为后面各章中重要材料的补充。共分三个部分。第一部分表明为什么二个关键参变数——(a) 推进系统单位重量的推力, 和 (b) 效率或推力耗油率——决定了一台发动机的有效性。第二部分简单地讨论控制发动机功率和热效率的热力学因素。第三部分讨论把发动机功率转变为推进功率的方案。

0.2.1 发动机性能对飞机性能的影响

每架飞机要在经济上合理才能生存, 因为需要足够多的人愿为某一特定的用途支付必需的代价。因而发动机的设计受到其本身使用成本很大的影响。

根据定义, 飞机必须把给定的有效载荷沿着飞行航迹运送指定距离。而飞行航迹中每点的速度和高度是规定的。为了运输有效载荷。飞机必须携带推进系统和足够的燃料才能完成任务。可惜推进系统的重量与有效载荷常常是相当的, 而燃料的重量可以超过有效载荷几倍。因而推进系统和燃油重量以及发动机效率在确定任何飞机的经济价值中是重要的因素。这些参数的相对重要性随许多因素而变化。其中突出的是燃料价格和供应以及燃料性质。

0.2.1.1 决定发动机尺寸的因素

对设计优良的飞机而言, 常常有一个或几个飞行状态要求推进系统能产生最大有效推力。这个要求决定了推进系统的尺寸和重量。在飞行任务的任一点, 推力由下式决定,

$$\tau_e = \text{阻力} + M_g \times a$$

式中 阻力——气动阻力所形成的力;

M_g ——飞机质量;

a ——加速度 (指飞机加速度及其相当的重力分量);

τ_e ——有效推力。

对需要垂直起飞能力、短距起飞或很大机动性的飞机而言, 加速度项是主要的。于