

燃气涡轮发动机 气动热力学理论及其应用

(上 册)

[美]G.C.奥茨 著

张逸民 李燕生 译

吴大观 沈炳正 校

683709

国防工业出版社

683709

V231/13V1

燃气涡轮发动机气动热力学 理论及其应用

(上册)

〔美〕 G.C.奥茨 著

张逸民 李燕生 译

吴大观 沈炳正 校



C0173034

国防工业出版社

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四十年来取得的成就,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。

本书是继三十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。

THE AEROTHERMODYNAMICS OF
AIRCRAFT GAS TURBINE ENGINES

G. C. Oates

AIAA, INC. 1984

燃气涡轮发动机气动热力学理论及其应用

(上册)

[美] G. C. 奥茨 著

张逸民 李燕生 译

吴大观 沈炳正 校

责任编辑 林国方

国防工业出版社出版

新华书店北京发行所发行 各地新华书店经售

河北涿州市治林印刷厂印装

787×1092 1/16 印张16¹/₂ 376千字

1988年5月第一版 1988年5月第一次印刷 印数: 00,001—01,170册

ISBN7-118-00029-9/V3 定价: 4.40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-A059784)。该书由美国航空燃气涡轮方面34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辛普森(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,流传达三十年之久,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,这十一章原文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、舰船、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、传热、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。

本书上册第1~8章由张逸民译，第9~11章由李燕生译。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。

前 言

编写本书的意图是为研究生以及大学生提供一本合适的关于推进学课程的通用教材。因此使用这本书，在内容上可能会有某些重复。但是在大多数研究生班中都可找到许多材料，同大学生中所用的有某些重复，笔者认为这是适宜的。

在华盛顿大学，我们曾把这本书既用作研究生的又用作大学生的推进学课程的教科书。课程延续了二个学期，在这两个学期中所考虑的典型题目如下：

大学生

- 对绪言（第一章）进行讨论并指定为课外阅读材料，绪言可看作是“不用方程式的推进论述”。

- 复习热力学及准一元流。因为在非设计工况性能分析中常要用到其结论，故着重分析质量流量特性的表达式。

- 在预测火箭喷管性能中首先应用了热力学与流体力学。然后复习了化学流体力学，以便估算火箭燃烧室的状态。

- 通常，推迟到第二学期才考虑固体推进剂和非化学火箭。所研究的深度取决于课题重点是放在航空还是在航天方面。

- 从理想循环分析的概念开始介绍空气喷气发动机。简单的设计趋向变得显而易见，方程式的简明性使各种优化解稍易于理解，并使学生有时间来编写他自己的计算机程序。通常，时间上的限制不允许分析混合排气的涡轮风扇发动机。

- 通过对部件量度的定义引入实际发动机的影响，强调了附加阻力与进气道前缘吸气之间关系。

- 详细考察了几个经过挑选的非理想循环的例题，并要求学生“设计”一台发动机。这里，学生应该认识到没有关于任务和有关飞机结构的详细资料，就不能合适地确定这类设计。

- 把设计概念扩展到非设计工况估算，于是固定几何发动机的局限性影响就被显示出来。

- 本课以研究叶轮机基本的气体动力学作为结束（约 2 / 3 学期），并通过自由涡流理论（及其限制）和简单径向平衡概念及其例题以引入三元流效应。

研究生

- 简单地复习第一章和第二章并作为指定阅读材料。

- 在研究生课程中不研究火箭，把主题直接引入到理想循环分析比较适宜。强调优化解方法并详细研究混合排气涡轮风扇发动机。

- 复习部件性能量度方式，重点放在确定合适的平均数值上。详细研究超音速进气道性能估算。

- 详细研究几种类型发动机的设计和非设计工况的例题，包括考虑部件损失。

· 既研究涡轮又研究压气机的叶片气体动力学, 包括通流理论与叶栅理论。

· 本课程以当前感兴趣的课题作为结束, 诸如发动机在失速后的情况, 进气道畸变的影响等等。

在整个教科书中曾努力把材料展现成易于获得计算例题。推导所需的方程式在代数上常较复杂和有些繁琐, 然而所获得的方程组可在现代计算器或小型计算机上容易地进行计算, 这在一定程度上表明所作的努力是合理的。在这方面, 在第 2~11 章中都提供了习题, 要求学生尽可能多做题目以提高学生的解题技术和通过有关的分析提高对所预测的发动机和部件情况的理解。

G. C. 奥茨

华盛顿州·西雅图, 华盛顿大学

目 录

第一章 绪论	1
1.1 目的	1
1.2 空气喷气发动机	1
1.3 小结	8
第二章 热力学和流体准一元流动	9
2.1 引言	9
2.2 定义	9
2.3 热力学定律	10
2.4 热力学第零定律	10
2.5 热力学第一定律	10
2.6 可逆过程	11
2.7 导出属性——焓和比热	11
2.8 热力学第二定律	12
2.9 吉布斯 (Gibbs) 方程	13
2.10 吉布斯函数和亥姆霍兹 (Helmholtz) 函数	13
2.11 马克斯威尔关系式	13
2.12 属性之间的通用关系式	14
2.13 理想气体	15
2.14 流体准一元流动	16
2.15 第一定律用于流动系统——控制容积	18
2.16 槽流方程	22
2.17 滞止属性	23
2.18 槽道中属性变化	24
2.19 喷管流动方程	31
习题	32
参考文献	36
第三章 层流粘性流	37
3.1 引言	37
3.2 古艾特流 (Couette)——不可压缩流体	37
3.3 粘性力与惯性力之间的相对效应	43
3.4 附面层	45
3.5 分离	45
参考文献	46
第四章 湍流	47
4.1 引言	47
4.2 某些实验结果	47

4.3 包括湍流度(雷诺应力)的动量方程	49
4.4 附面层内力的平衡——估算平衡长度	50
4.5 附面层内湍流度的产生和破坏	51
4.6 附面层的区域	53
参考文献	61
第五章 理想循环分析	62
5.1 引言	62
5.2 符号表示法	62
5.3 理想部件情况	64
5.4 理想热力循环	65
5.5 在有限马赫数下燃烧的影响	66
5.6 推进效率 η_p	67
5.7 单位制	68
5.8 理想涡轮喷气发动机	69
5.9 耗油率特点解释	73
5.10 最大推力涡轮喷气发动机	75
5.11 具有加力燃烧的理想涡轮喷气发动机	77
5.12 分开排气涡轮风扇发动机	80
5.13 混合排气理想涡轮风扇发动机	85
5.14 理想等压混合器	91
5.15 理想加力式涡轮风扇发动机	93
习题	95
第六章 部件性能	102
6.1 绪言	102
6.2 推力方程	102
6.3 平均值	107
6.4 进气道	111
6.5 压气机	117
6.6 燃烧室	121
6.7 涡轮	123
6.8 喷管	125
6.9 部件性能指标汇总	125
习题	126
参考文献	129
第七章 非理想循环分析	130
7.1 引言	130
7.2 方程式的数值解	130
7.3 涡轮喷气发动机	131
7.4 涡轮风扇发动机	136
7.5 涡轮螺旋桨或螺旋桨风扇发动机	147
7.6 小结及结论	153
习题	153

第八章 发动机非设计工况性能	159
8.1 引言	159
8.2 涡轮喷气发动机非设计工况分析	159
8.3 涡轮风扇发动机非设计工况	170
8.4 涡轮螺旋桨发动机非设计工况分析	172
8.5 部件特性的应用	175
习题	182
参考文献	184
第九章 叶片空气动力学基本理论	185
9.1 引言	185
9.2 流经叶列的二元不可压缩流	187
9.3 自由涡流	195
9.4 径向平衡流	199
9.5 可压缩性的作用	206
习题	212
参考文献	214
第十章 通流理论	215
10.1 引言	215
10.2 通流方程	215
10.3 激盘	219
10.4 积分关系式	220
10.5 解法示例	222
10.6 通流理论中的最新的问题	231
习题	233
参考文献	235
第十一章 叶栅流动	236
11.1 引言	236
11.2 叶栅损失	237
11.3 叶栅的符号	239
11.4 几种计算方法	240
习题	250
参考文献	253

第一章 绪 论

1.1 目 的

由空气喷气发动机和火箭发动机产生的推进力在本质上是相似的，从一个或多个气流产生向后的动量中就获得推力。在火箭的情况下，推进气体来源于运载火箭上的推进剂，而在空气喷气发动机中大部分的推进气体来源于运载器周围的自由空气。本卷提出并解释火箭与空气喷气发动机的气动热力学，详细阐述在发动机部件中流体与热力学过程的机理并显示发动机的总体性能及与飞行器（以该发动机为动力）之间的相互作用。

飞机与火箭发动机各种部件之间相互作用以及整台发动机与飞行器之间相互作用的性质需要广泛使用简化的物理模型以提供性能水平的解析估计。因此，详细的计算虽然在概念上是易懂的，但在代数运算上常很复杂。由于这个理由，绪论中用纯叙述性措词概述火箭与空气喷气发动机的许多特点。在随后的各章中将推导所需的解析方法以支持本章所述的情况。

1.2 空气喷气发动机

一、性能量度和发动机选择的考虑

空气喷气发动机两个最通用的性能量度是单位推力（推力除以通过发动机空气的质量流率）与耗油率（燃油的质量流率除以发动机的推力）。这些性能量度与更基本的效率量度——发动机的热效率和推进效率——相联系。

应该注意发动机（有用的）机械输出完全是在一股或几股排气流中的动能产生率（注意到对于热力学家，动能与功完全等效）。对于飞机发动机设计师而言，排气流的动能已幸而成为适宜于提供推力的形式。与地面燃气涡轮发动机（作为例子）相反，地面燃气涡轮必须设计有随后的涡轮级把排气流的动能转换成轴功率。这些随后的涡轮级具有更多的部件损失，导致发动机热效率显著低于相应的飞机发动机。因为动能与功的等效性，动能产生率与热（化学）能输入率之比就是热效率。

在传输给飞行器的有效能量中，发动机输出能量被利用的完善程度用推进效率作为量度。它定义为传输给飞行器功率与动能产生率之比。

简单的变换表明：推进效率的增加将伴随单位推力减小，这种情况使设计者左右为难。耗油率与热效率与推进效率乘积成反比（还与飞行速度成正比）。于是，显然希望增加推进效率以降低耗油率。但因单位推力减少，相应地发动机输送的空气量不可避免地必须增加（以保持同样的推力水平）。发动机输送的空气量增加的要求会导致困难的发动机安装问题。例如使用具有高函道比的很大直径的风扇可能需要很长的起落架，也许还需要一个齿轮箱，以使风扇叶尖速度与驱动风扇的涡轮叶尖速度更好地匹配。

显然，最佳选择主要取决于“任务”。这样，对于远程运输飞机因为耗油率是主要考虑因素，合理的设计宜选用高函道比和低风扇增压比的发动机。图 1.1 给出了最近投入



图1.1 PW2037 涡轮风扇发动机

商用的PW2037发动机。该发动机具有函道比 5.8 和风扇增压比 1.4 (给出了高的推进效率, 因而得到低的耗油率, 但其单位推力也低)。发动机具有高的压气机增压比(≈ 32), 这有助于给出很高的热效率, 但也在某种程度上更降低了单位推力。

军用环境的极端性能要求导致选择完全不同的设计方案, 在高马赫数飞行或在跨音速马赫数机动飞行下要求高的单位推力。因此, 发现低的风扇函道比和高的风扇增压比是合适的。甚至在这种情况下, 这类飞机必须具有可接受的亚音速巡航能力, 因此, 不可避免地要在高单位推力和低耗油率之间折中。这类多用途飞机所要求的折中在某种程度上易于通过采用加力燃烧来达到, 加力燃烧大大增加了在高性能条件下的单位推力, 因此, 对于亚音速巡航允许使用燃油效率高的系统。图 1.2 给出了普拉特、惠特尼 F100 加力燃烧涡轮风扇发动机。值得注意, 该发动机具有增压比 ≈ 3 和函道比为 0.78 的三级压气机。压气机增压比是 25, 对于这一类发动机而言是较高的, 采用该增压比很明显有助于亚音速燃油效率。



图1.2 P & WF-100 加力燃烧涡轮风扇发动机

对起飞推力与巡航推力的要求可能矛盾, 也极大地影响选择合适的发动机。显然, 在飞行速度为零的情况下, 提供给定推力水平所需的功率正比于排气速度 (反比于质量

流量)。而在高飞行速度下需要更大的功率,因此低单位推力的发动机根据起飞推力的要求确定其尺寸,在高飞行速度下会发现其功率不足(如通常涡轮螺旋桨发动机的情况)。相反地,具有很高单位推力的(涡轮喷气)发动机为了满足起飞推力要求必须采用较大的尺寸,因此在亚音速巡航飞行时,又变得功率太大。后者的情况在巡航时,又需要减小油门运行,这样就相应地减小了压气机的增压比,而使热效率降低。

值得注意,为在马赫数高达0.8条件下飞行设计的很高功率涡轮风扇(图1.3)的新近发展。这类发动机是如此强有力以致在起飞状态下只在部分节流状态下工作,因此可以使用较轻的齿轮箱并可防止桨叶失速。也值得注意在民用航线上普遍采用的涡轮风扇发动机能在起飞推力和巡航推力的要求之间获得很好的平衡。



图1.3 在风洞中高桨盘负载涡轮风扇试验模型

二、发动机部件

飞机涡轮发动机的主要部件是进气道,压气机(和风扇),燃烧室,涡轮及尾喷管。在本节中将简要叙述每个部件的工作原理,设计极限及实际上仍存在的问题。

三、进气道

进气道的设计特征主要取决于该进气道是在亚音速还是在超音速下飞行。在任一种情况下,进气道的要求是对进入压气机(或风扇)面的空气提供尽可能高的(滞止)压力及尽可能小的滞止压力和滞止温度的变化。无论对超音速或亚音速飞行,近代设计实践规定进气道输送空气的速度在风扇或压气机进口面处马赫数约为0.45。显然,即使在(高)亚音速区域飞行,进气道也必须使空气显著减速(扩压)。

在极端的攻角条件和大空气流量要求下(例如当双发飞机在起飞时有一台发动机损坏时)延缓分离以及在跨音速飞行时延缓内激波和外激波的形成,这些要求支配了亚音速进气道的设计。这两个要求趋于矛盾,因为稍微“厚”而低的进气前缘最适宜于高攻角的要求,而薄的进气前缘最适宜于高马赫数要求。随着高速电子计算机出现,就允许解析估算复杂流场及相关的损失,大大地帮助了最佳折中设计的现代化发展。与亚音速进气道相比,估算超音速进气道内的损失是一个较容易的任务,简单的理由在于超音速情况下的主要损失发生在穿过激波时,所以可利用相对简单的激波公式来估算。更精确的

计算需要估算边界层和分离损失。

对于超音速进气道，可能有许多设计方案，从简单的正激波进气道（在进气道前缘前方流场中有一个简单的正激波）直到内部、外部或混合压缩进气道，如图 1.4 所示。

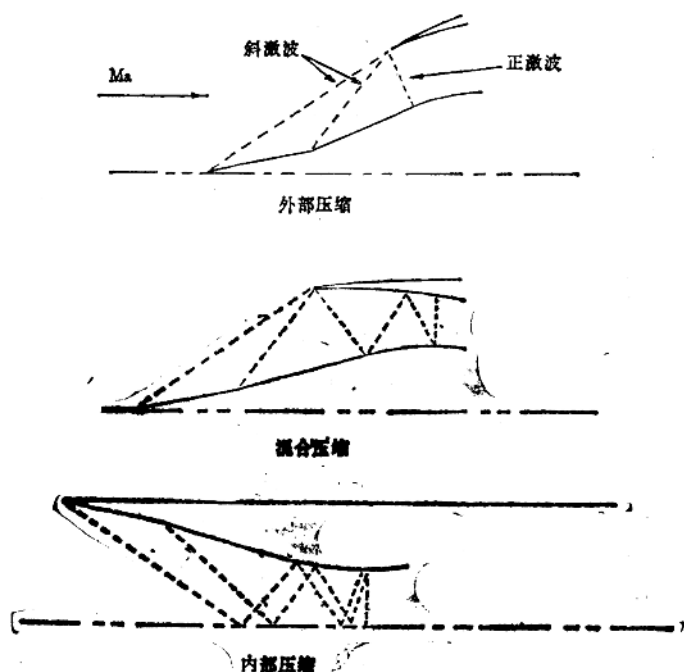


图 1.4 超音速进气道

进气道及其有关控制系统的设计是非常重要的，尤其是具有在很高马赫数下飞行能力的飞机。在给定马赫数下最佳性能需要精确地确定进气道几何。〔这样，激波强度以及壁上的撞击点（在吸气槽附近）可以被精确地确定〕。当这样的进气道在非设计马赫数飞行时，如果进气道性能不允许显著恶化，则必须使进气道发生复杂的几何形状改变。

应当指出，与适当地确定飞机飞行包线相配合，同时要在一个宽广范围内提供可接受的进气道性能是很困难的。必须的变几何以及作动设备使飞行器重量大为增加，如要坚持高马赫数的飞行能力会大大影响在低马赫数下的飞机性能。这种情况对于军用飞机更是常见，发现战斗机在严峻的机动飞行时飞机的能量损失非常严重，而大多数真正战斗发生在马赫数为 1 附近。很明显，具有简单正激波进气道的 F-16 飞机的设计就是为了在较低马赫数区域内获得优化性能。

四、压气机和风扇

有两大类压气机用于飞机燃气涡轮发动机，即离心式与轴流式。在离心式压气机中，空气在接近轴线处进入压气机并被“离心”地摔到外径处。接着出口空气的旋流被除去，并且空气在进入另外压气机级或进入燃烧室之前进行扩压。离心式压气机具有坚固和产生高的级增压比的优点。此外，在较小尺寸时易于制造。离心式压气机的缺点一

般是比轴流式压气机效率低，并且它具有比进气道流通截面大的横截面积。在现代用途中，离心式压气机被用于较小尺寸的发动机或较大发动机中的最后一级（在轴流式压气机之后）。

轴流式压气机用于大多数较大的燃气涡轮发动机。在这样的压气机中，空气在旋转叶列（转子）中产生了附加的焓，通常在转子中动能和静压两者都增加。静子叶列去除某些旋转速度，致使其动能减少结果使静压增加。当在转子叶片吸力面上反向的压力梯度变得如此严重以致出现流动分离时，就出现了一个通过轴流式压气机叶列的极限压力升高。当出现显著分离时，整台压气机可能喘振（即出现大规模倒流）或造成旋转失速。旋转失速就是流体，在几个转子叶片中失速（变得几乎滞止）而失速流体的“流团”围绕转子叶列旋转。旋转失速的状态是特别危险的，因为当转子叶片进入或脱离失速时可能发生很大的振动压力。

为了使每级达到高的极限压力升高，按每个叶列中静压升高几乎是常数的原则来设计压气机级是有利的（这样每个叶列都不会过早地失速）。把在转子中静压增高除以通过该级的静压增高所得的比值定义为反力度 R ，它是转子叶列负载平衡完善程度的量度。然而，详细研究设计时发现，反力度不可避免地会随直径增加而增大。与此有关的结果是：静子叶列性能在轮毂处受到限制，而转子叶列通常在叶尖处受到限制。更进一步，由于 R 沿半径变化的影响造成具有大轮毂比叶列比小轮毂比叶列在可能达到的压力升高中有更多的限制。这结果本身向设计者提供了另一种折中：为了达到同样的增压比，具有小轮毂比的压气机比大轮毂比的压气机需要较少的级数，但是为了输送同样数量的空气就需要较大的外径。

一般说来，随着压气机增压比的增加燃油效率增加。然而，最佳增压比受到某些设计极限与折中的限制。假如压气机在低空条件下（高的周围压力）要使用到其最大能力，具有很高增压比的压气机可能需要非常重的机匣。此外，高压力趋向于增加机匣的膨胀和变形。由于绕过叶尖的流动，这样膨胀的效应导致损失增加，对于很高增压比的压气机这种情况甚至更加恶化，因为即使在大发动机中高压的转子叶片也是很短的，其叶尖泄漏影响到其流场的很大部分（按比例计）。

高增压比也要兼顾非设计工况性能。显然，压气机环形截面的总收缩应如此选择，使其在设计状态下，压气机中到处具有正确的轴向速度。因此，在非设计工况下运行时其轴向速度分布对这时的转子叶片速度而言是不适当的。例如，好像在启动时出现的那样在很低转子叶片速度下存在的情况。这时通过每个级后压力的增加以及密度的增加远远低于压气机在设计转速时所能达到的。其结果是当空气向后进入收缩的环形截面时其轴向流速必须大大增加。该效应可能如此严重，以致流动可能趋近于“堵塞”（马赫数近于1）。在这种情况下，气流趋向于驱动后面的转子叶片（“风车”），而形成的背压会减慢进入的气流并引起前面的转子叶片失速。

考虑到这些非设计工况的要求，已导致几种灵巧的“调定”。因此，现代高增压比压气机利用“放气阀门”从中间转子叶列处放出一部分空气，以减少随后各级的轴向速度。压气机的前面几级装备有可调静子，使气流能流向转子的转动方向，以减小攻角和失速趋向。最后，现代压气机采用“多转子”，使一部分压气机由与其相配的那部分涡轮驱动。这样做，每段压气机（及其相关的涡轮）趋向于调整其转速以便更好地适合相

应的轴向速度。

当大发动机缩尺以用于较小飞机时就出现模化问题。间隙问题将显然地变得严重,而且高压转子叶片可能变得特别小。由于这些理由,最后一级采用离心式压气机常是有利的。另一个重要问题发生在设计小尺寸压气机或风扇的第一排叶列。所有飞机压气机必须有足够的裕度承受鸟击,要求在保持气动性能的同时提供所需要的结构完整性,在小尺寸发动机中完成这一任务要比大尺寸发动机更艰巨。

五、燃烧室

燃烧室在工作时把燃油雾化喷射到中间“火焰稳定”区,在该区中燃油液滴蒸发并点燃在燃烧区中富油燃气与通过燃烧室衬筒孔进入的冷却空气相混合。好的燃烧室设计目标是达到燃油完全燃烧而压力损失最小。如果压降不过分大,则必须采用足够的混合以尽可能减少“热点”的出现。

当前发展的努力目标是:减少污染物排放,燃烧代用燃油,及在非设计工况稳定和有效地工作。

六、涡轮

所有的飞机涡轮发动机实际上都采用轴流式涡轮。它表面上与轴流式压气机的逆运行相似,然而,一个涡轮级性能的工程限制与压气机级性能的工程限制大不相同。在涡轮中发生的大的压降显著地减少了在吸力面流动分离的趋向,所以涡轮级可以设计得具有很大的压力比。然而,进入涡轮的燃气温度很高,初始的涡轮级必须利用压气机出口处的空气通过涡轮叶片来冷却。

涡轮冷却具有相当严重的性能损失,所以要很重视发展高温材料以允许使用高的涡轮进气温度,而仅需提供最少的冷却。这样的材料必须在一种特殊要求的环境中存在,因为不仅遇到高温,而且温度与离心应力两者都经常在循环。必须有高的尺寸稳定性,因为如果发生了过度的蠕变(由高的热应力和离心应力引起的),就可能出现转子叶片叶尖与外环之间过份的摩擦。叶尖摩擦问题如此严重,以致在近年已引入了“主动间隙控制”。借助于主动冷却涡轮环外壁以达到适当的叶尖间隙来实现主动间隙控制。

七、尾喷管

飞机燃气涡轮发动机最后一个部件——尾喷管——把高压排气加速至接近周围压力。主要设计困难出现在企图用于具有宽广飞行马赫数能力的飞机尾喷管上。在大范围马赫数下飞行引起冲压增压比在大范围内变化。其结果是尾喷管压比也在大范围内变化。当尾喷管出口压力与周围大气压相差不大时,出现最佳的尾喷管性能;因此对于工作压力比变化范围大的尾喷管,必须有可能实现具体的变几何。

为了与外部流场匹配良好,所需的几何约束的结果是:尾喷管性能的主要影响趋向于用出口压力失配和安装效应(通过“船尾”阻力或排气卷流反压的效应)对安装推力的影响来表示。

对用于要求面积变化大的任务或利用推力向量的任务,现在研究二元尾喷管,因为其几何变化比较地容易。二元喷管几何的灵活性的另一可能的优点是能利用这种灵活性把热-寻导向武器与内部热表面隔离开。