

飞机推进系统 技术与设计

〔美〕 G. C. Oates 等编著



航空工业出版社

313 3120 5

V23
10

HK/3/2/

飞机推进系统技术与设计

〔美〕 G.C.Oates 等编著

陈大光 张 津
朱之丽 唐耿林 译

陈大光 等校

航空工业出版社

1992

(京) 新登字161号

内 容 提 要

本书主要论述推进系统的设计和性能如何受飞机性能要求的影响, 以及如何对发动机与飞机空气动力特性之间出现的矛盾的要求进行协调, 以获得最佳匹配。

本书共分七章。前六章介绍组成推进系统的进气道、发动机及尾喷管的工作原理及其匹配, 第七章专门介绍了气动弹性和非定常空气动力学问题。全书不仅介绍工作原理, 还以相当大的篇幅介绍了使用中出现的問題, 研究发展中的试验技术和代表当前水平的解决问题的方法。

本书可作为教学参考书, 也可供从事飞机和发动机研究、设计的工程技术人员阅读参考。

飞机推进系统技术与设计

〔美〕G. C. Oates 等编著

陈大光 张 津 译
朱之丽 唐耿林
陈大光 等校

航空工业出版社出版发行

(北京市安定门外小关东里14号)

— 邮政编码: 100029 —

全国各地新华书店经售

航空工业出版社印刷厂印刷

1992年3月第1版

1992年3月第1次印刷

开本: 787×1092毫米1/16 印张: 20 1/16

印数: 1—1200

字数: 500千字

ISBN 7-80046-439-3/V·107

定价: 14.50元

译 者 的 话

在飞机的飞行速度由亚音速跨入超声速的过程中出现了发动机严重不稳定问题。人们逐步认识到这是组成推进系统的进气道、发动机和尾喷管在飞行包线某些范围内不匹配造成的。在几十年的超声速飞机的研制与使用实践中克服了许多复杂的技术问题，获得了不少规律性的认识，也积累了大量实际经验，出版了许多有关进气道、尾喷管和发动机方面的专著。但是，作为一个完整的推进系统，由于问题复杂，涉及多种领域，至今还缺乏对其完整的和系统的论述。本书全面论述了推进系统各组成部分的工作原理及其匹配问题，因此十分适合我国飞机和发动机发展的需要，这也正是我们翻译本书的目的。

参与本书翻译工作的有陈大光（第一章），唐耿林（第二章、第七章），张 津（第三章、第六章），朱之丽（第四章、第五章）。

本书的翻译工作得到中国航空发动机总公司的大力支持，航空航天部科技委吴大观委员对全书作了全面、认真的审阅，游黄宽同志也对本书部分章节作了校对和文字修改，在此对以上单位和同志表示衷心感谢。

由于本书内容涉及面广，译者水平有限，错误或不妥之处在所难免，欢迎读者批评指正。

前 言

《飞机推进系统技术与设计》是三卷本教科书中的第三卷，它原是已故Gordon C. Oates教授提议并组织编写的，本书全面论述了今天飞机推进技术的现有知识和技术水平。我完成了这一卷的编辑工作，谨以此卷纪念被誉为当代飞机推进器理论和设计的伟大开拓者Oates教授，痛失他对飞机推进技术界（包括工业界和学术界）所具有的影响。

这部三卷本教科书的第一卷是《燃气涡轮和火箭推进气动热力学》，它论述推进系统循环分析及其在确定燃气涡轮推进器的设计和非设计状态性能中的应用。本卷包括用于燃气涡轮的空气动力学理论和热力学理论的相应部分，还论述了火箭推进器的基本原理。第二卷是《航空发动机部件气动热力学》，它主要论述与推进系统各部件有关的相应的空气动力学和热力学现象。主要内容包括涡轮冷却、旋转机械中的附面层分析、发动机噪声、燃料燃烧和加力燃烧室。

本卷，即第三卷是《飞机推进系统技术与设计》，它主要论述推进系统的设计和特点如何受飞机性能要求的影响。本卷还广泛论述了如何协调推进发动机与飞机空气动力特性间经常出现的相互矛盾的要求，以获得推进器与机体系统间的最佳匹配。本卷的重要部分是第一章，它以概述飞机发动机的选型、设计和研制所包含的各个步骤的办法综合了这三卷的所有资料。这一章精练地阐述了燃气涡轮推进系统遵循的一些主要物理原理。其余六章分别论述了燃烧技术、发动机/飞机性能匹配、进气道和进气道/发动机一体化设计、可调收敛/扩张喷管的空气动力学、发动机不稳定性、气动弹性和非定常空气动力学。

这卷书还尽量提供飞机推进系统设计方面的最新信息。本书适于作为航空发动机高等课程的教材，并对航空发动机设计工作者也是特别有用的参考书。

目 录

第一章 飞机推进系统设计与发展

符号.....	(1)
§ 1.1 引言	(2)
§ 1.2 发动机设计目标.....	(3)
§ 1.3 热力学参数对发动机性能的影响.....	(5)
§ 1.4 推力的产生.....	(9)
§ 1.5 燃气涡轮推进发动机的非设计状态性能.....	(16)
§ 1.6 可用能量的损失.....	(30)
§ 1.7 气动部件间的相互关系.....	(38)
§ 1.8 与其它专业间的相互影响.....	(44)
§ 1.9 先进的流动计算.....	(47)
§ 1.10 典型发动机的发展过程.....	(48)
附录 离心压气机.....	(49)
参考文献.....	(60)

第二章 涡轮推进燃烧技术

§ 2.1 引言	(61)
§ 2.2 燃烧室系统描述和定义.....	(61)
§ 2.3 部件考虑.....	(65)
§ 2.4 设计方法.....	(76)
§ 2.5 未来的技术要求.....	(79)
§ 2.6 结论	(91)
参考文献.....	(93)

第三章 发动机和机体性能匹配

§ 3.1 引言	(98)
§ 3.2 飞行任务分析.....	(98)
§ 3.3 发动机/飞机匹配的优化.....	(119)
§ 3.4 敏感性和影响系数.....	(128)
§ 3.5 燃气涡轮发动机的计算机模拟.....	(131)
参考文献.....	(138)

第四章 进气道和进气道/发动机一体化设计

§ 4.1 引言	(139)
§ 4.2 一个成功的进气道/发动机一体化设计计划的要素.....	(139)
§ 4.3 亚声速进气道/发动机工作要求的确定.....	(140)

§ 4.4 超声速进气道/发动机工作要求的确定	(144)
§ 4.5 发动机对进气道设计的影响	(149)
§ 4.6 进气道对发动机设计的影响	(155)
§ 4.7 进气道/发动机系统的有效性	(160)
参考文献	(171)

第五章 可调收敛-扩张尾喷管的空气动力学

§ 5.1 引言	(173)
§ 5.2 喷管概念	(174)
§ 5.3 性能预估	(175)
§ 5.4 气动载荷估算	(190)

第六章 发动机工作适用性

符号	(194)
§ 6.1 引言	(194)
§ 6.2 定义	(195)
§ 6.3 稳定性评定	(199)
§ 6.4 气动界面	(203)
§ 6.5 总压畸变	(204)
§ 6.6 总温畸变	(211)
§ 6.7 平面波	(214)
§ 6.8 可恢复性	(215)
§ 6.9 分析技术	(216)
§ 6.10 小结	(220)
参考文献	(221)

第七章 气动弹性力学和非定常空气动力学

符号	(224)
§ 7.1 引言	(228)
§ 7.2 叶轮机颤振的回顾	(229)
§ 7.3 叶轮机颤振状态的简单概述	(230)
§ 7.4 飞机机翼颤振的基本考虑	(232)
§ 7.5 叶轮机颤振和机翼颤振间的基本差异	(239)
§ 7.6 孤立翼型的非定常空气动力学基本原理	(242)
§ 7.7 叶栅叶型的非定常空气动力学理论	(294)
§ 7.8 动态失速-经验与实验	(268)
§ 7.9 叶片-盘-叶冠耦合稳定性理论	(287)
参考文献	(301)

第一章 飞机推进系统设计与发展

符 号

A	面积	N	转速
ΔA	面积增量	N_s	比速
a_T	按滞止温度计算的声速	n	流动平面或流动投影面内流 线法向长度
B	风扇发动机涵道比	Δn	流线间的距离增量
b	径向叶片的通道高度	P	总压
C_p	等压比热	P_{SL}	海平面标准压力
C_v	定容比热	p	静压
E_{EJ}	传给发动机主喷气射流的单 位机械能, 式 (1.18)	Q	容积流量
E_F	传给风扇的单位机械能, 式 (1.19)	R	气体常数
E_G	发动机产生的总单位机械 能, 式 (1.3b)	R_c	流线曲率半径
E_N	发动机净单位机械能, 式 (1.11)	r	半径
E_P	来自螺旋桨或送至螺旋桨的可用 单位机械能, 式 (1.15)	ΔS	熵增量
E_{PT}	动力涡轮产生的单位机械 能, 式 (1.17)	T	相对于静止坐标的总温
F_G	由 E_G 得到的单位推力, 式 (1.12)	T_{SL}	海平面标准温度
F_{PJ}	由螺旋桨滑流得到的单位推 力, 式 (1.15)	T'	相对于转动坐标的总温
F_S	推进系统的总单位推力, 式 (1.19)	T^*	折合温度 $T - [(\gamma - 1)/2] (V^2/\gamma g R)$
g	重力加速度	ΔT	温度变化
H_F	燃油低热值	t	静温
ΔH	单位能的变化	U	转子切线速度, ωr
J	热功当量	V	流体速度
$(L/D)_{AV}$	一段飞行范围内平均升阻比	V_j	喷射速度
l	两相邻径向叶片间的距离	V_{FJ}	风扇涵道喷射有效速度
M_0	飞行马赫数	V_{PJ}	螺旋桨滑流有效速度
		V_0	飞行速度
		ΔV	速度增量
		W_{fuel}	燃油重量
		W_{LO}	起飞重量
		$\dot{W}$	质量流量
		$\dot{W}_E$	通过发动机的质量流量
		$\dot{W}_F$	燃油质量流量

$W_{p,i}$	螺旋滑流的质量流量	ρ	气体密度
ΔW	面积增量引起的质量流量增量	ψ	质量流量函数, 式 (1.26a)
γ	比热比, C_p/C_v	ω	角速度
δ	P/P_{sL}	ω_a	燃气角速度
ξ	可用单位机械能损失	ω_r	转子角速度
θ	T/T_{sL}	注脚	
η	压缩效率, 式 (1.4)	0 至 9	参看图 1.1
η_{ad}	压气机绝热效率	a	属于流体的
η_E	发动机效率	C	压气机
η_{EN}	发动机尾喷管效率	C, I	压气机进口
η_{ex}	膨胀过程效率	C, O	压气机出口
η_F	风扇效率	IN	内转子或高压部分
η_{FN}	风扇涵道喷管效率	M	平均的
η_{FT}	传动风扇的涡轮效率	OUT	外转子或低压部分
η_I	进气道效率	r	径向部件
η_P	螺旋桨效率	T, I	涡轮进口
η_{PT}	包括全部传动损失的动力涡轮效率	T, O	涡轮出口
μ	动量函数, 式 (1.26c), 或粘度	Z	轴向分量
		θ	切向分量

§ 1.1 引言

本书是论述将空气动力学和热力学原理应用于飞机推进系统的燃气涡轮发动机的三卷本教科书中的第三卷。第一卷^[1]论述推进系统循环分析及其在确定发动机的设计与非设计性能方面的应用, 也论述了适用于发动机的空气动力学及热力学原理的有关部分。此外, 还论述了火箭发动机的基本原理。

第二卷^[2]主要论述与喷气发动机部件有关的空气动力学现象和热力学现象, 也包含关于涡轮冷却的重要问题。这一卷还论述了正在继续发展的附面层分析所必需的技术的现状, 其中有一章论述了关于发动机噪声方面的空气动力学的发展。还有两章专门论述燃油的燃烧: 一章是论述基本原理, 另一章是论述其在加力燃烧室中的应用。

本卷第二章中继续论述了燃烧这个题目, 并详细阐述了主燃烧室设计中所包含的主要环节。本卷其余各章则论述发动机的设计和特点如何受飞机的设计目标和飞机给发动机提供的环境的影响。还论述了飞机设计的自由度如何受发动机的固有特性的限制。本书还广泛论述协调发动机与飞机在空气动力学方面经常出现的相互矛盾的要求, 以达到用户的需要及获得有竞争力的产品。

第一章旨在用概述发动机的选型、设计和研制的办法综述了这三卷书所论述的资料。这一综述从考虑发动机所起的作用开始, 接着讨论了影响发动机循环变量选择的诸因素。论述了控制燃气涡轮发动机转速和部件尺寸的诸多考虑因素, 包括发动机部件安排所必须注意的

问题。特别阐述了引起损失的原因及其对发动机性能的影响。本章最后展望发动机的改进和机遇，并叙述了发动机发展中遇到的典型问题。附录简述了离心压气机的特点及其在许多推进装置中的应用。在其它地方将不再论述离心压气机。

我们知道处理这些问题及有关问题已建立了许多计算机程序，其中有些是专利，还有一些则可在市场上公开买到。由于可以获得专门的计算程序，所以编写本章是为了提高读者对起主导作用的物理概念的认识，而不只是列出工作方程。

§ 1.2 发动机设计目标

所有飞机都代表为获得预期的效益所做的投资。很明显，商用飞机的制造和出售便是为了用投资来得到利润的。虽然对于许多军用飞机来说，从投资得到的利润是不好确定的，但是军用飞机也可期望能提供某种确定的可以用货币表示的收益。因此，在决定设计、研制和生产一种新型的或改型的飞机发动机之前总要进行相应的经济分析。所考虑的成本包括采购费用和使用此种飞机及其发动机的全部费用。

经济研究中的一个不可缺少的部分是对提出的飞行器及其动力装置进行初步设计。本卷第三章和参考文献 3 论述了在这种初步设计中必须考虑的许多细节。

发动机及其燃油的要求对此种经济研究的结果的影响特别重要。例如，对远程飞机来说，所要求的燃油重量可能是酬载重量的 4 倍。因此这类发动机的低油耗是显而易见的。同时，这类飞机中发动机本身的重量就可能超过酬载的 40%。因而承载发动机和燃油所需的附加飞机结构的重量比飞机打算达到的酬载重 4.5 倍。此处要指出的是任何给定的飞行任务所需的燃油重量都可用下面的 Breguet 航程公式（参看本书第三章）表示：

$$\frac{W_{fuel}}{W_{to}} = 1 - \exp \left[- \frac{\text{航程}}{JH_F((\eta_E \eta_P)(L/D)_{Av})} \right] \quad (1.1)$$

对于远程飞机来说，这一比值可高达 0.4。请注意， $(L/D)_{Av}$ 是按气动考虑进行优化的。推进效率（参看参考文献 1 中的第五章）可表示为

$$\eta_P = \frac{1}{(F_S/2\dot{W}_E V_o) + 1} \quad (1.2)$$

这种效率取决于 $F/\dot{W}$ ，而 $F/\dot{W}$ 随发动机类型（涡喷、涡扇或涡桨）不同而变化。它也取决于生产厂所选用的喷管或螺桨的特性。

参考文献 7 中的第七章分析了控制发动机效率的一些因素，而这些因素将在下一节再一次述及。现在已足以看出，推进效率几乎完全取决于发动机的设计和飞机的工作状态。

时间长而且耗资大的研究工作已使发动机效率有了显著的提高而且可望在将来得到更大的提高。有充分理由证明，单是节省燃油这一收获就使研究费用变成一种有收益的投资。然而这项节支并不是唯一的报酬，因为减少燃油重量还可使得飞机和发动机所需的尺寸减小。进一步采购费也有所降低。自然，酬载的增加常常是由于节省的燃油量而获得的。单位酬载的总成本因此减小下来，而这才是根本目标。实践中，飞机设计师可以用不同的方法提高发动机效率，以优化其设计值。

我们不要忘记，采用减小产生给定推力所需的发动机尺寸和重量的办法也可自然地增加

收益。因为发动机代表着重量、惯性和陀螺力的集中，这便需要增加飞机的结构重量。虽然远程飞机的发动机重量只是占起飞总重的5%左右，但是发动机各种装置所造成的实际重量会大一些，这是因为需要额外的飞机重量来支承和包容发动机。我们也应注意到，许多发动机装置对气动力是不利因素。它们使周围气流产生不期望有的局部速度和速度梯度，这一现象能使式(1.1)中的 L/D 值显著降低。

由于发动机是个集中的重量，所以它能进一步对 L/D 产生不利影响，这是因为飞机的重心必须加以控制以保持固有的安定性。但应注意的是，主动控制技术可以缓解这一问题。

有许多类型的飞机其发动机重量比远程飞机所需的发动机重量要大。当期望飞机作高机动飞行或获得高加速性时，起飞总重的15%以上将被发动机所占用。能垂直举起重载的直升机也属于这类飞机。在此种情况下，输出给定功率的发动机其重量的降低可产生显著效益。

参考文献4用丰富的资料综述了改进的发动机的价值。该文献对提高发动机效率和提高发动机单位重量的功率输出的作用进行了量化。该参考文献还提请注意，飞机的最终成本受对于使用寿命、可靠性、制造成本、维护和修理费用起决定性作用的机械结构特点的影响。这一特点，从设计一开始便必须为热力部件和气动力部件设计师所认识，以免在一个方面取得的节省被另一方面的耗费所抵消。

总之，重要的设计目标是热效率高及发动机单位体积和重量的功率输出大。这些设计目标往往是互相矛盾的，而且燃油价格的变动使其难以调和。所有设计无论如何都不应有费用高昂的以及制造上的困难，以免提高性能所得到的经济效益被抵消。发动机所有关键件都应是易于接近的，以减小维修困难。气动零件也应尽可能坚固，以避免意外损伤的可能性。这种措施不仅可减少修理费用，同时也可减少为提供良好服务所需的备用设备数量。

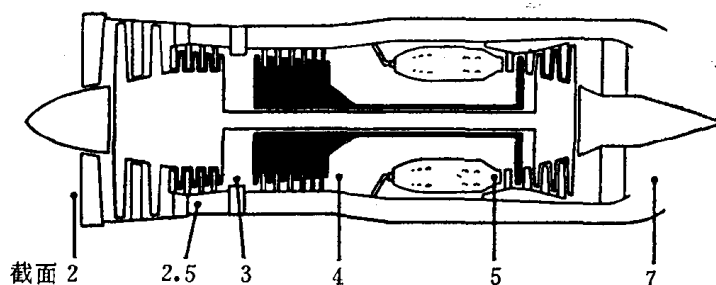
仅以下面的意见来结束这一节：设计和发展一种新发动机是很费钱的，要得力地和严格地应用许多技术和资源；而且是有风险的。只是发展一种发动机就需10多亿美元，有竞争性的设计必须接近技术的极限。这个论点并不只局限于气动力设计和热力设计，它也适用于诸如结构设计和开发材料性能等方面。设计师们也会面临控制系统和作动器的设计及制造和装配的方法等问题。在每个设计组预计到其决策将会使别的设计组工作发生困难时，便必须在学科范围内以及在学科之间作出许多明智的折衷。将这些努力综合起来便需要有兼具技术和管理才能的杰出人材。

风险因素的出现是由于发动机复杂的缘故，以及在技术新领域存在着许多现象的相互影响的缘故，这些现象使得不可能完全预知发动机将怎样对它所需的各种各样的工作条件作出反应。另一种风险与设计可靠性的预测有关系。新发动机的100个零件中有99个能在恶劣的环境中在一段时间内，譬如1000个工作小时能完美无缺地工作，便常常是决定生产新发动机的一个因素。如果一个零件形状新颖，是用新材料制造的，或用于新的苛刻环境，则它的可靠性总是被怀疑的，除非它在许多台发动机上实际已有1000小时或更长的工作时间才认为是可靠的（尽管改进的加速试验技术已提高了缩短试验的置信度，但这一点仍然是正确的）。如果过早失效成为问题，则发动机制造厂必须花费大量资金来排除产生故障的原因。否则，其发动机的价值将下降。

顺便提一句，如果一个关键零件的寿命大大超过1000小时的目标值，设计者被认为“太保守”——这个零件被认为“太重”或“太昂贵”！

§ 1.3 热力学参数对发动机性能的影响

图1.1所示为一个燃气涡轮发动机基本构型草图。压气机将机械能转换成压力能并提高截面2至3间的空气总压。(截面编号与标准结构的一致,参看参考文献1的图5.1)。当发动机向前运动时,附加的气动能将相对运动的动能转换为压力。燃料在燃烧室内燃烧对截面3与4间的空气加热并使其温度升高。截面3与4间的涡轮使截面4的可用能的一部分或几乎全部转换为机械能。这部分机械能的一部分传给压气机形成截面2与3间的压缩过程。另一部分机械能可以传送给推进器如螺旋桨或风扇。在截面5剩余的全部压力能都用来使燃气加速至速度 V_5 ,并且每单位质量空气的动能 $V_5^2/2$ 代表从发动机输出的功率。在加力燃烧室中可再加入热能以进一步增大 V_5 和输出功率。



P_i (psia)	14.7	28	60	233	220	29
T_i (°F)	59°	190°	355°	800°	1720°	890°

图 1.1 燃气涡轮发动机部件的基本排列

发动机设计师目前可用的热力学参数有质量流量、传递给压气机的能量和涡轮进口及加力燃烧室出口的温度。对一个给定的设计这些值的,选择必须要在一定的尺寸和重量目标下产生需要的机械能和效率。

飞机的发动机产生的功率,其形式可以是轴功率、喷气动能或两者都存在。发动机的功率和效率是发动机制造者的主要考虑。借助螺旋桨或喷管将功率转为推力。这一节我们首先讨论决定发动机功率和效率的因素。首先研究定比热气体,因为这样易于得出结果并可将其推广。然后再考虑实际气体的影响。最后,研究由可用功率产生推力的问题并且列举影响功率转换为推力的各个变量。

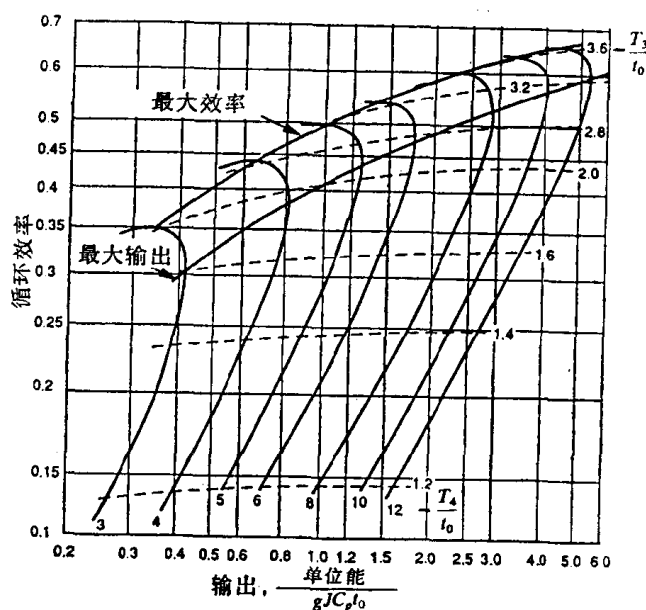


图 1.2 循环性能, $\eta^* c \eta_{ex} = 0.90$

按理想气体分析

参考文献1的第七章指出了将循环参数与发动机性能联系在一起所需的热力学计算。下面的论述是以使用理想气体和参考文献1中所述的物理学原理为基础的。这方面的论述将压

缩和膨胀过程合并而使问题简化。传送给整个压缩过程的能量是 $C_p(T_3 - t_0)$ 。膨胀过程输出的能量是 $C_p(T_4 - t_0)$ 。(要记住我们假设的是理想气体,其 C_p 和 γ 都是常数)。发动机的输出为

$$\text{功率} = \dot{W}_E J C_p [(T_4 - t_0) - (T_3 - t_0)] \quad (1.3a)$$

为方便起见,压缩过程的压比定义为 P_4/P_0 。那么膨胀比就是 $P_4/P_3 = P_4/P_0$ 。

也是为了方便,我们将压缩效率定义为

$$\eta_c^* = \frac{1 - \left(\frac{P_0}{P_4}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}{1 - \frac{t_0}{T_3}} \quad (1.4)$$

这个表达式代表压缩后可用能量与实际加给压缩过程的能量之比。应该和通常使用的压气机绝热效率区别清楚,绝热效率为

$$\eta_{ad} = \frac{\left(\frac{P_4}{P_0}\right)^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}} - 1}{\frac{T_3}{t_0} - 1}$$

膨胀效率与常用的涡轮效率是一样的

$$\eta_{ex} = \frac{1 - t_0/T_4}{1 - (P_0/P_4)^{(\gamma-1)/\gamma}} \quad (1.5)$$

η^* 和 η_{ex} 的概念也可表示发动机其它部件的效率。

当式(1.3a)和(1.4)与式(1.5)联立使用时,我们得到发动机的单位功为

$$E_c = \frac{\text{功率}}{\dot{W}_E} g = g J C_p t_0 \left(\eta_c^* \cdot \eta_{ex} \frac{T_4}{t_0} - \frac{T_3}{t_0} \right) \left(1 - \frac{t_0}{T_3} \right) \quad (1.3b)$$

而效率则为

$$\eta_E = \frac{\left(\eta_c^* \cdot \eta_{ex} \frac{T_4}{t_0} - \frac{T_3}{t_0} \right) \left(1 - \frac{t_0}{T_3} \right)}{\frac{T_4}{t_0} - \frac{T_3}{t_0}} \quad (1.6)$$

图1.2示出当 $\eta_c^* \cdot \eta_{ex}$ 保持0.9不变时这些方程的变化趋势,给出了发动机效率与 $E_c/gJ C_p t_0$ 的关系曲线, $E_c/gJ C_p t_0$ 就是输出功与发动机进气道内单位质量流量的焓之比。参变量是 T_4/t_0 和 T_3/t_0 。人们可以确认 $\eta_c^* \cdot \eta_{ex}$ 主要是发动机类型、涡轮进口温度和技术水平的函数,其次才是 T_3/t_0 。 $\eta_c^* \cdot \eta_{ex}$ 取值0.9对于现代不加力超声速飞机的发动机来说是适用的。该图本身已显示出按最大输出功和最大效率设计的发动机各参数可选择的范围。

很明显,提高 T_4/t_0 和 T_3/t_0 对发动机的输出功和效率都有好处。发动机效率最高对应

⊖ 原文误为 $\left(\frac{P_4}{P_0}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}-1}$ ——译者注。

的 T_3/t_0 值高于最大输出功, 因此为要发动机效率最高便要付出使用大的压气机和涡轮及发动机等较重的代价。如果由此而节省的燃油重量十分小, 则其结果是飞机重量和阻力增加。

值得注意的是, 我们也可将式(1.3a)表示为

$$E_c = gJC_p T_3 \left[1 - \left(\frac{P_{3'}}{P_5} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} \right] \quad (1.3b)$$

参考文献1的第七章中概述的过程表明, 在 T_3 固定的情况下, 如果 T_3/t_0 从1开始增加, 则 T_3 连续下降。而 $P_5/P_{3'}$ 值却上升, 起初增加很快, 然后越来越慢, 直到该值也下降为止。

$P_5/P_{3'}$ 的增加抵消了 T_3 的下降, 直到功率达最大值。在 T_3/t_0 较高时, T_3 值的下降控制了整个趋势和功率下降。功率的变化率很小直到 $P_5/P_{3'}$ 也开始下降为止, 而后功率输出迅速下降。由于输入下降快于输出下降, 所以效率继续改善, 这种情况在最大效率点时便互相抵消。

部件效率的变化能对发动机性能产生巨大影响。这种情况如图1.3和图1.4所示, 图1.3示出: 与给定 T_3/t_0 时所获得的最大发动机输出有关联的发动机效率和该最大输出的关系曲线, 而图1.4则示出了可能达到的最高效率与相应的功率的关系曲线。这些曲线的方程式是通过式(1.3)和式(1.6)对 T_3/t_0 求导并令其为零得到的。对最大功率, 其结果是

$$\frac{T_3}{t_0} = \sqrt{\eta^* \eta_{ex} \frac{T_4}{t_0}} \quad (1.7)$$

对最高效率, 其结果是

$$T_3/t_0 = \left(\frac{\sqrt{1+\phi}-1}{\phi} \right) \frac{T_4}{T_0} \quad (1.8)$$

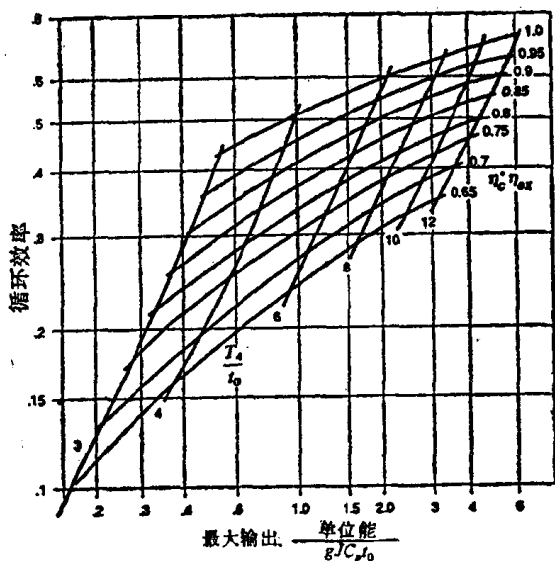


图 1.3 以 $\eta^* \eta_{ex}$ 为参变量时最大输出及其相应的循环效率

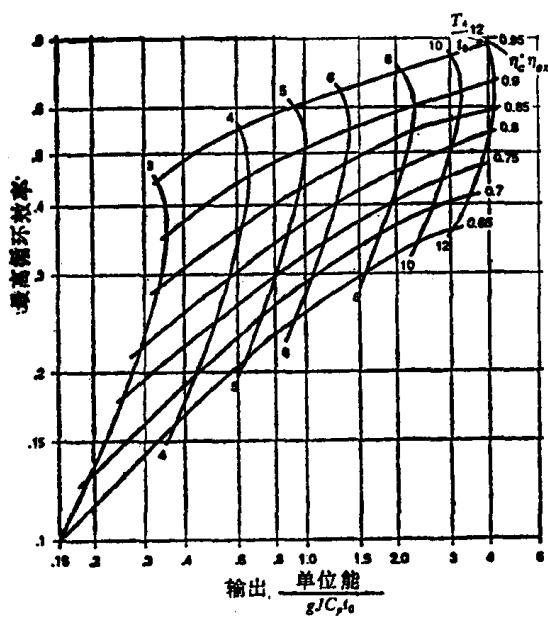


图 1.4 以 $\eta^* \eta_{ex}$ 作为参变量, 最高效率与其相应的输出

对单位输出能。这是一个理想的关系，在真实情况下，我们应该将 E_G 再乘以效率 η_{EN} 。

净单位可用能量是

$$E_N = (V_j^2 - V_0^2)/2 \quad (1.11)$$

或

$$\frac{E_N}{gJC_p t_0} = \frac{E_G}{gJC_p t_0} - \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2$$

从图1.2横坐标上减去 $((\gamma - 1)/2)M_0^2$ 可得到可用推进能。

每单位质量流量的推力可用下式计算：

$$F_G = (V_j - V_0) = V_0 \left(\sqrt{\frac{2E_G}{V_0^2}} - 1 \right) \quad (1.12)$$

(再一次假设了质量流量不变。)

实际产生的单位推进能量是 $V_0(V_j - V_0)$ 。按照式(1.11)，推进效率为

$$\eta_p = \frac{2V_0}{V_j + V_0} \quad (1.13a)$$

上式与式(1.2)一致，它可写成

$$\eta_p = \frac{1}{(F_G/2V_0) + 1} = \frac{2}{\sqrt{2E_G/V_0^2} + 1} \quad (1.13b)$$

E_G 值控制 F_G/V_0 和 η_p 。图1.6示出这些关系。我们可以看出，高的推进效率对大的 F_G/V_0 或 E_G/V_0^2 不利。

这一特性肯定是一件倒霉事，并且它确实使喷气发动机发展初期的财政保证扫兴。然而这些发动机的早期支持者预见到该设计具有比往复式发动机更大的空气重量流量，并因此具有每单位发动机重量可产生更大的推力的潜在能力。尽管可用的技术限制了 η_0 和 η_{ex} 值只能在0.8至0.85之间， T_3/t_0 和 T_4/t_0 的值分别限制于1.6和4.0左右，但是战斗机的需用推力，却可以用比之被代替的往复式发动机小得多轻得多的发动机来获得。再者，所构成的飞机不需要螺旋桨。这些优点便可以补偿由于效率低所带来的航程损失；而且可放弃一些航程，以便研制出赶上和超过对方的飞机。

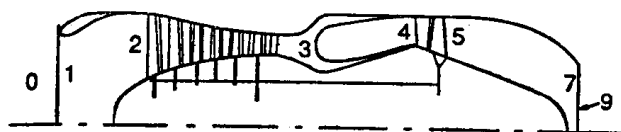


图 1.5 涡喷发动机示意图

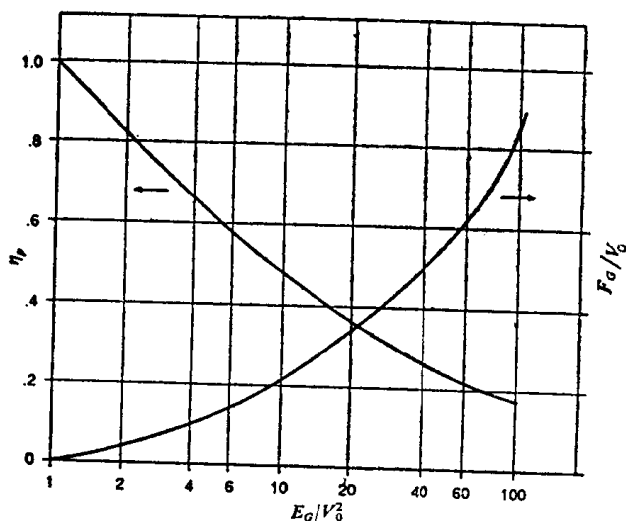


图 1.6 单位推力和推进效率随喷射气流动能的变化

确地指示出一组特定的循环条件较另一组条件的优越性。第三栏表示，在空气压缩过程假设一组固定不变的气体物性及在热燃气的膨胀过程假设另一组固定不变的物性的最后结果。这些结果与实际情况相当吻合，而且这种方法在用手计算器进行初步估算时常常采用。

表 1.1 实际气体物性的影响

$V_0 = 0$			
$t_0 = 520^\circ \text{R} (288.6 \text{K})$		涡轮效率 = 0.88	
$p_3/p_0 = 20$		压气机绝热效率 = 0.85	
$(p_2/p_1)(p_4/p_3)(p_8/p_5) = 0.92$		压气机效率 = 1.00	
	$C_p = 0.24$	实际气体 $C_p = 0.21$ (压气机), 0.274 (涡轮)	
物 性	$\gamma = 1.4$	$\gamma = 1.4$ (压气机), 1.333 (涡轮)	
ΔH (压气机)	1.99	1.98	1.99
ΔH (燃油)	387	475	488
ΔH (涡轮)	353	377	369
输出 ΔH (发动机)	154	179	171
η (发动机)	0.40	0.38	0.35

要指出的是，即使是参考文献 5 中的一些表也未考虑所有可能的误差。考虑湿度往往是必须的。更进一步说，当温度改变时，虽然时间很短但也需一定时间才能使一个分子内原子的振动和转动达到稳定，特别是当温度下降时，分子内部的转动和振动能量转换成直线运动的动能时更是如此。当温度随时间变化很大时，用这些表计算的结果是有误差的，因为在涡轮中没有足够的时间达到稳定。然而大部分源于这一因素的误差不能测得，因为这些误差一般小于燃气涡轮中不可避免的测量误差。

一个较严重的问题是离解现象。这个题目在参考文献 2 的第一章中作了介绍。实质上，只有小量的但要引起注意的是 CO 和 OH 在温度约高于 1800K 时从 CO_2 和 H_2O 分子中分离出来。这一离解表示燃烧不完全，从而阻止所有燃油能量的充分利用。离解还改变比热值，从而当使用某些燃气物性表时就会进一步引入误差。我们注意到另一些表（例如参考文献 6）声称提供了离解状态下的数据。可是，当温度变化很快时，便会经受在温度与达到平衡比热之间的另一种时间延误，从而又引起误差。

人们建议关于热力学的标准教科书（例如参考文献 7）对离解和其它变化的气体物性作进一步研究。了解这些现象对于正确判读某些发动机数据是很必要的。

§ 1.4 推力的产生

涡轮喷气发动机

在涡喷发动机中（图 1.5），发动机产生的全部能量都变成从喷管排入大气中的气体的动能。形成的高速喷射气流产生推力。如果经过发动机和喷管的质量流量不变，则

$$E_G = V_j^2/2 \quad (1.10)$$

在这一节中，假设所有速度都是均匀的。这就是图 1.2 横坐标表示的能量——它是发动机的相

式中

$$\phi = \frac{1}{\eta_c^* \eta_{ex}} \left[\frac{T_4}{t_0} (1 - \eta_c^* \eta_{ex}) - 1 \right] \quad (1.9)$$

这些关系只是当 T_4/t_0 在感兴趣的范围之内并且 $\eta_c^* \eta_{ex}$ 变化不大时才是可靠的，但这一点似乎只是个次要问题。

$\eta_c^* \eta_{ex}$ 值可从亚声速涡轮发动机的 0.7 变化到超声速飞行的 0.9。进气道的高 η_c^* 值和喷管膨胀的高 η_{ex} 值说明了在高飞行速度下二者之积很高。

虽然发动机效率更为敏感，但从图 1.3 和图 1.4 上我们注意到，高的部件效率可使发动机的输出和效率都得到好处。我们也注意到，在最高效率点上 $\eta_c^* \eta_{ex}$ 大约在超过 0.9 时功率下降。还注意到，当式 (1.8) 中所有效率为 1 时， T_4/t_0 趋近于 1，且式 (1.3) 中相应的 E_0 值为零。因此，实际发动机可达到的效率有一个极限。

当一个设计中高的输出功是主要目标时，要设法使 $\eta_c^* \eta_{ex} T_4$ 的乘积尽可能大。只要这个乘积是增加的，牺牲 η_{ex} 以提高 T_4 才是值得的。

当寻求高发动机效率时，涡轮进口温度与部件效率的相互关系更为复杂。对图 1.4 的观察表明，提高 T_4/t_0 只有当涡轮冷却带来的效率下降很小时才真有好处。

写这一节的目的是为了较深入了解决定发动机功率和效率的因素。我们发现高涡轮进口温度确实是所希望的，然而，如果它对部件效率的不良影响太大的话，则涡轮进口温度只能有选择地提高。当不加注意地对涡轮叶片提供冷却空气时，这是很危险的；有关这一问题的细节可参看参考文献 2 的第四和第五章。我们已注意到，对高的涡轮前温度的无止境的潜在效益的需求业已促进了对只需很少冷却或不需冷却便可承受高温高应力的材料的研究。陶瓷和由碳制造出来的材料便是一些实例，它们可以代表当前的研究成果。

实际气体对计算性能的影响

注意，前面我们曾假设 C_p 和 γ 为常数。当分子线速度平方的均值代表分子全部能量时，这个概念是正确的。然而当分子有两个或更多原子时，原子便互绕旋转和振动；这个能量被气体所吸收。随着温度的增加，越来越多的能量就是按这种方式被转换了，这样， C_p 值不断增加而同时 γ 值下降。我们注意到空气几乎全部由双原子的氧气和氮气组成，并且随着空气温度的增加 C_p 增加因而 γ 减小。燃烧后我们也发现有大量三原子成分——二氧化碳和水蒸汽。因此，燃烧使 C_p 进一步增加而 γ 进一步降低。气体常数也减小。现在我们需要确定这些改变如何影响我们对发动机热力设计的思考。

实际气体物性的影响的抽查结果示于表 1.1。这些结果很典型。表中示出了假设的循环的固定条件。计算的气体物性是：压缩过程焓增量、为获得规定的涡轮进口温度用燃油提供的热能、在膨胀过程中转换成机械能的焓、发动机产生的能量和发动机效率。表中的第一栏示出：假设 C_p 为 0.24 和 γ 为 1.4 所得的结果。

第 2 栏表示用空气和燃烧产物的实际气体物性计算所得的结果。气体物性数据可在参考文献 5 中查得（该参考文献提供了做这类循环计算所必须的全部数据。许多手册中都转载了参考文献 5 中的相应数据并被许多燃气涡轮专业的人员所采用。）要注意的是，基于前面简化的假设所得的性能估算值有明显的误差。但是经验表明，用简化假设的办法，通常仍可正