

双路式涡轮喷气 发动机原理

C.M. 斯辽赫钦科 主编
〔苏〕 B.A. 索苏洛夫

赵振才 忻元鏊 译

611231

国防工业出版社

611231

V235.11/18

双路式涡轮喷气发动机原理

〔苏〕 C. M. 斯辽赫钦科 主编
B. A. 索苏洛夫

赵振才 忻元德 译

11K10/28



C0220691

国防工业出版社

内 容 简 介

本书共十三章。书中全面论述了双路式涡轮喷气发动机的基本工作原理、工作特性和调节规律，阐明了亚音速和超音速飞机用的双路式涡轮喷气发动机工作过程参数的最佳化方法，还分析了这种发动机的压气机与涡轮匹配的特点以及燃气空气通道的合理造型等。书中还专门论述了发动机噪音及有害排出物对周围环境的影响。本书可供从事航空发动机的科研和工程技术人员阅读，也可作为航空院校的补充教材。

ТЕОРИЯ ДВУХКОНТУРНЫХ
ТУРБОРЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ
С. М. ШЛЯХТЕНКО
В. А. СОСУНОВ
МОСКВА «МАШИНОСТРОЕНИЕ»

1979

*

双路式涡轮喷气发动机原理

С. М. 斯亚赫钦科
【苏】 В. А. 索苏诺夫 主编

赵振才 忻元德 译

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

国防工业出版社印刷厂印装

*

787×1092 1/16 印张 20 3/4 482千字

1986年1月第一版 1986年1月第一次印刷 印数：001—730册

统一书号：15034·2875 定价：4.25元

序 言

双路式（双函道）涡轮喷气发动机已逐渐成为亚音速和超音速飞行器上使用广泛的动力装置。这种发动机的应用范围还将进一步扩大，甚至用于高超音速的飞行器（ $M_\infty = 4 \sim 5$ 的涡轮冲压双路式涡轮喷气发动机）。近年来正是由于采用了双路式涡轮喷气发动机和加力双路式涡轮喷气发动机，才使空气喷气发动机的热力循环参数（压力和涡轮前燃气温度）达到了更高的数值和进一步提高其数值提供了可能性。双路式涡轮喷气发动机的发展，在很大程度上，决定了今后整个航空发动机制造业的进程。

这种发动机比单路式（单函道）涡轮喷气发动机的结构复杂，它的原理及其参数和特性的最佳化方法，也比单路式复杂得多。双路式涡轮喷气发动机参数和特性的最佳化方法在国内外的文献上直到目前尚未得到系统的阐述。在现有的教科书中，双路式涡轮喷气发动机原理所占的篇幅，也是与这种发动机发展的现有水平不相适应的，因此作者希望本书能弥补现有教科书的不足。本书可供在航空发动机和飞机动力装置部门工作的广大科学研究人员和工程技术人员阅读，亦可供航空和运输类高等院校的教师和研究生参考。

空气喷气发动机原理所包括的传统范围，由于航空动力装置以及对它们的要求的复杂化，实质上已变得比较广阔了。这就需要在书中编写一系列专门的章节（例如第二章、第五章、第八章、第九章、第十章、第十一章、第十二章和第十三章）。但是，本书只探讨了双路式涡轮喷气发动机的稳定特性，关于双路式涡轮喷气发动机的过渡状态特点和动态特点，读者可查阅文献〔45〕和〔46〕。

本书是根据作者的理论研究材料和授课讲稿并分析、整理了国内外文献而编写的。统计资料所涉及的是外国公司的发动机。计算例题仅具有综合的性质，而不是指某一具体发动机型号。

本书参加编写的作者有●：B. II. 杰缅切洛克，Л. H. 德鲁齐宁，A. Л. 帕尔霍莫夫，B. A. 索苏洛夫，M. M. 茨霍符烈鲍夫，C. M. 斯辽赫钦科和A. C. 埃里别利娜。本书详阅者是科学院院士 A. M. 刘里卡。

● 过于冗长，作了适当删节。——译者

目 录

主要符号	1
概论	5
B.1 航空发动机发展的因素	7
B.2 双路式涡轮喷气发动机的定义和分类	10
B.3 双路式涡轮喷气发动机的主要优点	13
B.4 航空发动机的发展趋势	15

第一篇 双路式涡轮喷气发动机的一般原理问题

第一章 双路式涡轮喷气发动机的一般原理	23
1.1 气流不混合不加力的双路式涡轮喷气发动机的热力循环	24
1.2 外路带加力燃烧室的双路式涡轮喷气发动机的循环功	32
1.3 气流混合的不加力双路式涡轮喷气发动机的热力循环特点	36
1.4 有共用加力燃烧室的双路式涡轮喷气发动机的循环功	41
1.5 双路式涡轮喷气发动机的燃气发生器	47
1.6 双路式涡轮喷气发动机的有效效率和热效率	48
1.7 作为推进器的双路式涡轮喷气发动机	55
1.8 双路式涡轮喷气发动机的总效率	62
1.9 作为航空发动机的双路式涡轮喷气发动机的单位参数	66
1.10 作为气动系统和机械系统的双路式涡轮喷气发动机	69
第二章 航空发动机参数和特性的计算方法——双路式涡轮喷气发动机和 加力双路式涡轮喷气发动机的数学模型	72
2.1 对航空发动机计算方法的一般要求。燃气涡轮发动机数学模型的级别	72
2.2 在发动机计算中使用的参数之间的热力关系	73
2.3 流通部分给定时双路式涡轮喷气发动机特性的计算	74
2.4 在求流通部分截面时双路式涡轮喷气发动机在设计工作状态下的气动热力计 算和参数匹配	83
2.5 双路式涡轮喷气发动机不稳定工作状态的特性计算	86
2.6 燃气涡轮发动机主要组件和元件的数学模型	89
2.7 使用第二级数学模型来计算双路式涡轮喷气发动机的参数和特性	96

第二篇 亚音速和跨音速飞机用的双路式涡轮喷气发动机

第三章 无加力燃烧室的双路式涡轮喷气发动机的单位参数和工作过程参 数的最佳化	101
3.1 气流分开的双路式涡轮喷气发动机	101
3.2 气流混合的双路式涡轮喷气发动机	122
第四章 不加力双路式涡轮喷气发动机的特性和调节方法	127

4.1 气流分开的双路式涡轮喷气发动机的节流特性	127
4.2 气流混合的双路式涡轮喷气发动机节流状态的特性	138
4.3 双路式涡轮喷气发动机的高度-速度特性	142
第五章 发动机参数与飞机参数的匹配	148
5.1 对亚音速运输机用的发动机的要求	148
5.2 巡航推力与起飞推力的关系	148
5.3 动力装置的气动阻力	150
5.4 动力装置的气动阻力对双路式涡轮喷气发动机最佳参数的影响	153
5.5 亚音速飞机上的双路式涡轮喷气发动机参数的最佳化	157

第三篇 超音速飞机用的双路式涡轮喷气发动机

第六章 带加力燃烧室的双路式涡轮喷气发动机的单位参数	161
6.1 概论	161
6.2 在有共用加力燃烧室的双路式涡轮喷气发动机中工作过程参数对 $R_{y\pi}$ 和 C_R 的影响	162
6.3 有单独的加力燃烧室的双路式涡轮喷气发动机工作过程参数对单位参数的影响	171
第七章 带加力燃烧室的双路式涡轮喷气发动机的特性和调节规律	180
7.1 气流混合的加力双路式涡轮喷气发动机在最大工作状态下的高度-速度特性	180
7.2 气流混合的加力双路式涡轮喷气发动机的调节特性	189
7.3 在不同的飞行条件下气流混合的加力双路式涡轮喷气发动机特性的最佳化方法	192
7.4 加力双路式涡轮喷气发动机在最大加力状态下的调节规律	203
7.5 加力双路式涡轮喷气发动机在动力装置系统中的有效特性	210
7.6 外路有加力燃烧室的双路式涡轮喷气发动机的高度-速度特性和节流特性的特点	213
7.7 工作过程可变的加力双路式涡轮喷气发动机	218
7.8 设计工作状态的选择	220
第八章 工作过程可变的发动机	222
8.1 工作过程可变的发动机的用途和结构形式	222
8.2 工作过程可变的涡轮喷气发动机的单位参数与工作过程参数的关系	227
8.3 工作过程可变的涡轮喷气发动机的特性	229
第九章 高超音速涡轮冲压式发动机	231
9.1 涡轮冲压式发动机的分类	229
9.2 外路有加力燃烧室的双路式涡轮喷气发动机和气流混合的加力双路式涡轮喷气发动机在过渡到冲压状态时的工作过程特点和调节特性	235

第四篇 双路式涡轮喷气发动机的结构几何特性和质量特性

第十章 双路式涡轮喷气发动机结构形式的特点与空气燃气通道	
合理几何尺寸的选择	245
10.1 双路式涡轮喷气发动机的燃气发生器	245
10.2 双路式涡轮喷气发动机压气机与涡轮的匹配	250
第十一章 双路式发动机的质量特性	281
11.1 决定着双路式涡轮喷气发动机质量特性的主要因素	281
11.2 发动机结构的单位质量	283

11.3 双路式涡轮喷气发动机的比重与其结构形式和参数的关系	286
11.4 发动机在结构质量完善化方面的发展	288

第五篇 减少对周围环境的有害作用

第十二章 航空双路式涡轮喷气发动机的噪音	293
12.1 噪音的评定方法	293
12.2 飞机现场容许噪音级的标准	297
12.3 双路式涡轮喷气发动机的噪音源	298
12.4 降低发动机噪音的方法	305
第十三章 航空双路式涡轮喷气发动机的有害排出物	310
13.1 有害排出物的种类及其产生的原因	310
13.2 限制有害排出物的标准	313
13.3 降低有害排出物的途径	316
附录 I 亚音速飞机用的双路式涡轮喷气发动机的主要数据	320
附录 II 超音速飞机用的双路式涡轮喷气发动机的主要数据	322
参考文献	323

主要符号

- a —— 音速(米/秒);
- b —— 叶片弦长(米);
- c —— 轴向速度(米/秒);
- C_K —— 单位燃料消耗率(公斤/牛顿·小时);
- c_p —— 比热(焦耳/公斤·K);
- C_x —— 气动阻力系数;
- $D_{\text{нар}}$ —— 外径(米);
- d —— (毂的)内径(米);
- D —— 流通部分的平均直径(米);
- E —— 气流的总能量(焦耳/公斤);
- F —— 横截面面积(米²);
- f —— 频率(赫芝);
- $f(\lambda)$ —— 气流的无因次冲量;
- G_F —— 压气机的迎面流量(单位进口面积流量)(公斤/米²·秒);
- G —— 质量流量(公斤/秒);
- g —— 重力加速度(米/秒²)[●];
- H —— 飞行高度(公里);
- H_u —— 燃料的低热值(焦耳/公斤);
- $\bar{H}$ —— 级的平均增压系数;
- h —— 叶片高度(米);
- I —— 气流的单位冲量(米/秒);
- $I_{\text{ш}}$ —— 声强度(瓦特/米);
- i —— 焓(焦耳/公斤);
- $K, (\Delta K_r)$ —— 压气机稳定性系数(稳定工作裕度);
- K —— 机体的气动性能;
- k —— 绝热指数;
- L —— 长度, 直线尺寸(米); 单位功(焦耳/公斤);
- L —— 声压级或声功率级(分贝);
- L_0 —— 燃烧 1 公斤燃料所需要的理论空气量(公斤);
- l —— 无因次单位功; 长度(米);
- M —— 马赫数;
- M —— 质量(公斤);

● 原书误为米/秒。——译者

- m ——流量比(函道比);
 N ——功率(瓦特);
 n ——转数;
 p ——压力(帕);
 Q ——单位加热量(焦耳/公斤);
 q_v ——速度冲压(牛顿/米²);
 $q_m, q_{m\phi}, q_{m\Sigma}$ ——分别为主燃烧室、加力燃烧室和整个发动机的单位空气流量的燃料消耗量;
 $q(\lambda) = \rho v / (\rho v)$ ——无因次气流密度;
 R ——发动机的推力(牛顿);
 R_e ——发动机的有效推力(牛顿);
 R ——气体常数(焦耳/公斤·K);
 R_{yn} ——发动机的单位推力(牛顿·秒/公斤);
 r ——半径, 距离(米);
 r_{n3} ——飞机的起飞推重比;
 S ——表面积(米²);
 s ——熵(焦耳/公斤·K);
 T ——温度(K);
 t ——时间(秒);
 u ——圆周速度(米/秒);
 V ——飞行速度(米/秒);
 V ——体积(米³);
 v ——发动机中燃气的绝对速度(米/秒);
 W ——声功率(瓦特);
 w ——相对速度(米/秒);
 λ ——外部气动阻力(牛顿);
 α ——余气系数;
 β ——双路式涡轮喷气发动机的外路分流系数;
 γ_K ——发动机比重;
 η ——效率;
 η_r, η_ϕ ——分别为主燃烧室和加力燃烧室的完全燃烧系数;
 η_m ——机械效率;
 θ ——加热比;
 λ ——换算速度;
 μ_{n0} ——发动机结构的单位质量(每秒一公斤空气流量的发动机质量);
 μ_i ——在 i 截面上质量流量的变化系数;
 π ——发动机(循环)的总增压比;
 π_i —— i 元件的增压(降压)比;
 ρ ——密度(公斤/米³);

- σ ——总压恢复系数;
 τ, τ_i ——(对应于 π, π_i 的)增温(降温)比;
 Φ ——气流的总冲量(牛顿);
 φ_{ix} ——进气道流量系数;
 φ_c ——尾喷管速度系数。

注 脚

- 0 ——换算为标准大气状况 ($p_0=101.3$ 千帕, $T_0=288K$) 下的参
 数值;
 V ——气流的速度;
 * ——滞止气流参数(上注脚);
 * ——临界截面(下注脚);
 I ——双路式涡轮喷气发动机的内路(内函道);
 II ——双路式涡轮喷气发动机的外路(外函道);
 s ——理想(等熵)参数;
 B3 ——起飞状态;
 КР ——巡航状态;
 P ——设计状态, 膨胀;
 ϕ ——加力状态;
 e ——空气;
 B ——风扇及其后截面;
 i ——燃气, 燃烧产物;
 m ——燃料;
 H ——发动机前未扰动的空气;
 e ——进气道入口截面;
 BX ——进气道及其后截面;
 К. H ——低压压气机及其后截面;
 К. СР ——中压压气机及其后截面(在三轴式发动机中);
 К. В ——高压压气机(在三轴式发动机中);
 К ——双轴双路式涡轮喷气发动机的压气机及内路压气机的后截面;
 К. С ——主燃烧室及其后截面;
 Г ——高压涡轮第一个工作轮前的截面;
 Г. К ——高压压气机涡轮及其后截面;
 Т. С ——中压压气机涡轮及其后截面(在三轴式发动机中);
 Т. В ——风扇涡轮;
 Т ——涡轮及其后截面;
 ТК ——涡轮压气机;
 ТВ ——涡轮风扇;
 CM ——混合室的后截面;

x ——加力燃烧室的“冷”截面;

ϕ ——加力燃烧室出口截面;

c ——尾喷管切口截面;

$\Gamma\Gamma$ ——燃气发生器;

ΓM ——功率发生器。

缩 写 词

ВРД——空气喷气发动机;

ПВРД——冲压式空气喷气发动机;

ГТД——燃气涡轮发动机;

ТРД——单路式涡轮喷气发动机;

ТВД——涡轮螺旋桨发动机;

ТРДФ——带加力燃烧室的单路式涡轮喷气发动机;

ТРДД——两路分开的双路式涡轮喷气发动机;

ТРДД_{с.м}——气流混合的双路式涡轮喷气发动机;

ТРДДФ₁——外路有加力燃烧室的双路式涡轮喷气发动机;

ТРДДФ₁₊₁——两路各有加力燃烧室的双路式涡轮喷气发动机;

ТРДДФ_{с.м}——带共用加力燃烧室的双路式涡轮喷气发动机;

ТРДП——涡轮冲压式发动机;

ТРДДП——以双路式发动机为基础的涡轮冲压式发动机;

ТРДИ——工作过程可变的涡轮喷气发动机;

СВВП——垂直起落飞机;

СКВП——短距离起落飞机;

СПС——超音速旅客机;

СУ——动力装置。

概 论

工程师、现科学院院士刘里卡 (А. М. Люлька) 早在战前就设计出了第一台双路式 (双涵道) 涡轮喷气发动机 (图 B.1)。但是, 制造高效能的双路式涡轮喷气发动机, 需要掌握相当高水平的热力循环参数, 解决一系列复杂的设计工艺和气体动力学问题, 而所有这些在喷气技术发展的初期都是不可能做到的。因此, 最初的涡轮喷气发动机都是按照单路式涡轮喷气发动机的结构形式制造的, 直到六十年代初才开始广泛采用了双路式涡轮喷气发动机 (涡轮风扇喷气发动机)。苏联制造了众所周知的旅客机 Ту-124、Ту-134、Ил-62、Ту-154 和 Як-40, 在这些飞机上安装的发动机就是由总设计师 П. А. 索洛乌耶夫设计的双路式涡轮喷气发动机 Д-20П、Д-30、Д30КУ, 由总设计师 Н. Д. 库兹涅佐夫设计的双路式涡轮喷气发动机 НК-8 和由总设计师 В. А. 洛塔列夫设计的双路式涡轮喷气发动机 АИ-25。

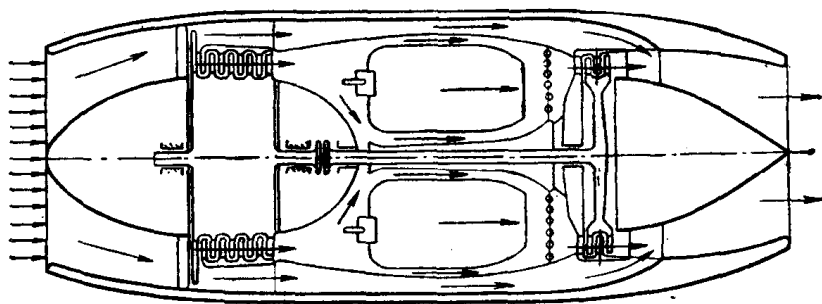


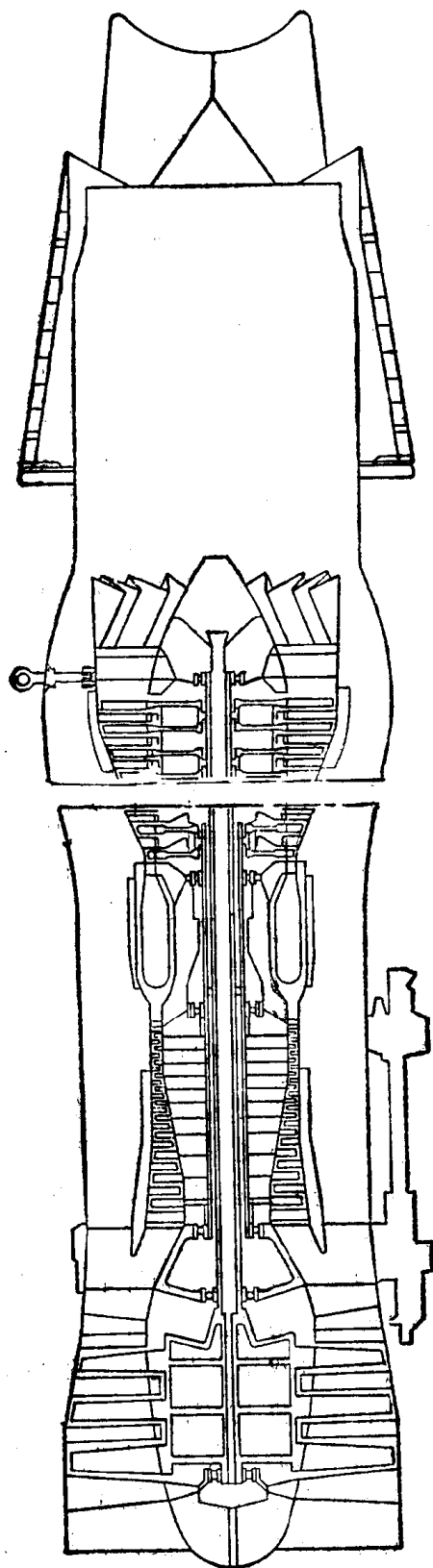
图 B.1 A. M. 刘里卡设计的双路式涡轮喷气发动机示意图

在这个时期, 国外也制造了许多种双路式涡轮喷气发动机, 在各种不同用途的旅客机和运输机上得到了广泛的应用, 例如英国罗耳斯-罗伊斯公司的“康维”和“斯贝”双路式涡轮喷气发动机、美国普拉特-惠特尼公司的 JT3D 和 JT8D 型双路式涡轮喷气发动机, 以及其他型号等等 (见附录 I)。

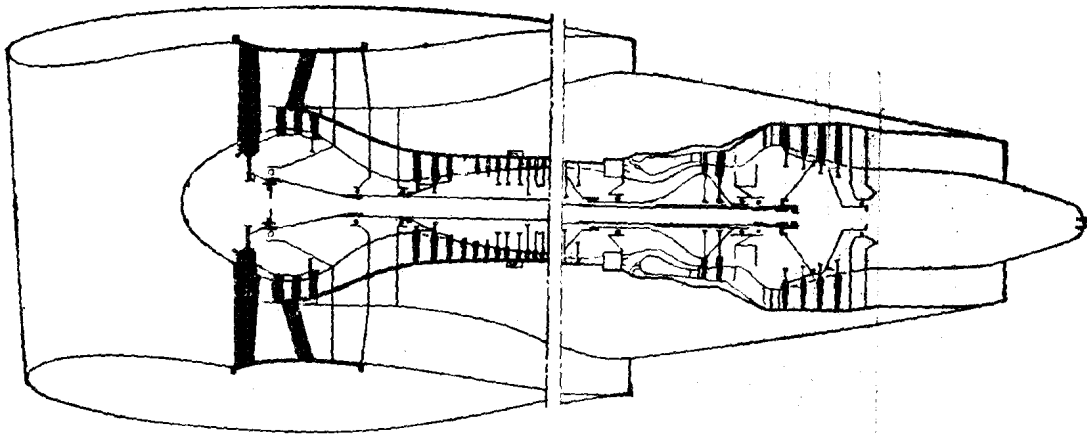
在总设计师、科学院院士 Н. Д. 库兹涅佐夫领导下, 在苏联制造了超音速旅客机用的世界上第一批加力双路式涡轮喷气发动机。

就是在这个时期, 带加力燃烧室的双路式涡轮喷气发动机开始应用到各种不同飞行高度的多工作状态的超音速和亚音速飞机上⁽²¹⁾。

七十年代初出现了新一代双路式涡轮喷气发动机, 它们具有很高的热力性能和结构工艺水平, 可用于多工作状态的亚音速飞机上。例如, 下列用于宽机身客机的高流量比 (高涵道比) 的一族双路式涡轮喷气发动机, 便属于这一代发动机: 如美国通用电气公司的 CF6 型发动机 (图 B.3)、美国普拉特-惠特尼公司的 JT9D 型发动机、英国罗耳斯-罗伊斯的 R. B. 211 型发动机、苏联 Як-42 飞机用的 Д36 型发动机; F-15 飞机用的 F-100 型加力式发动机, 以及其他等等 (见附录 I 和 II)。



图B.2 Д-30KV型双路式涡轮喷气发动机示意图 ($R \approx 110$ 千牛顿, $m \approx 2.4$)



图B.3 美国通用电气公司的CF6-50型双路式喷气发动机示意图
($R \approx 214$ 千牛顿, $m = 4.4$)

航空发动机的改进过程正在不断地发展着。但是这个过程要受到一系列客观因素的影响,下面我们就来探讨一下其中的几个因素。

B.1 航空发动机发展的因素

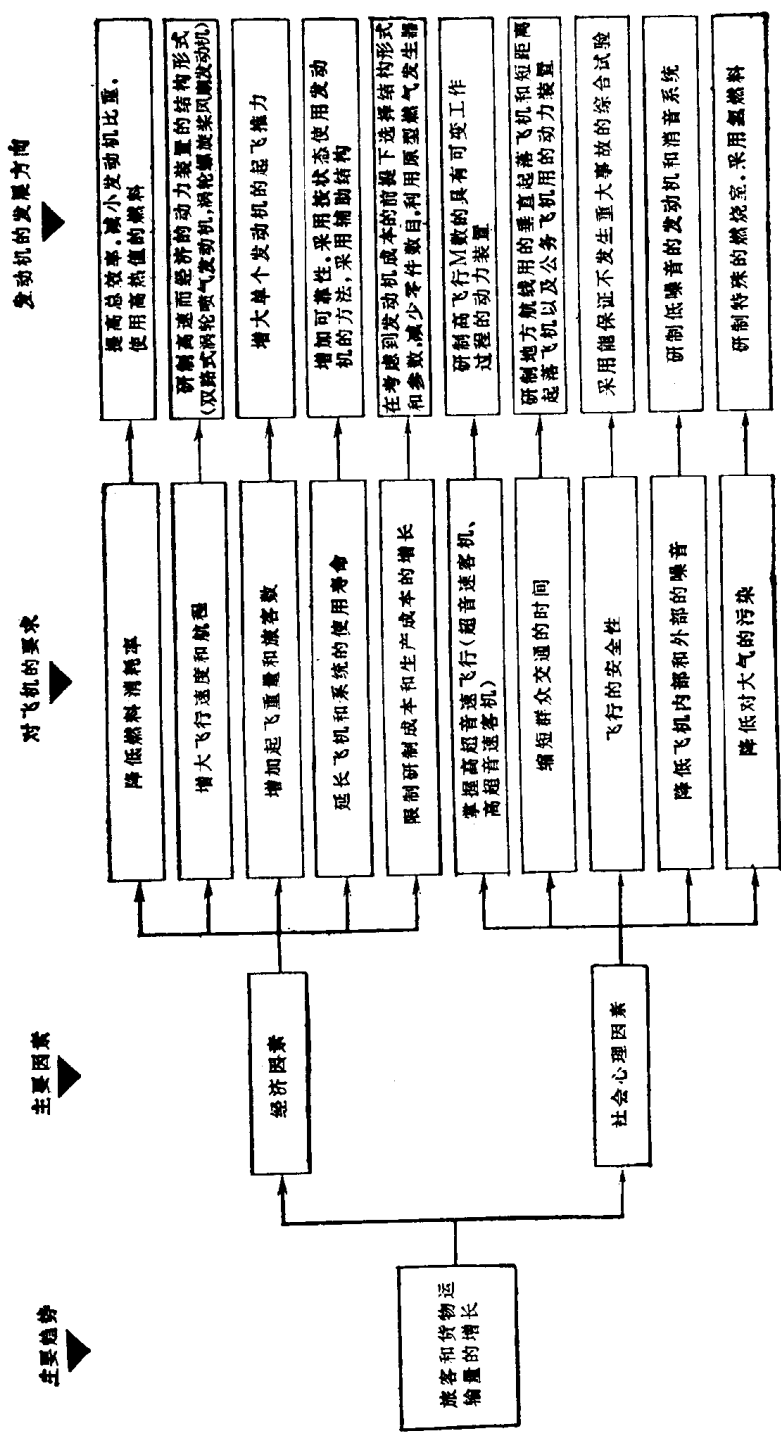
飞行器获得性质上全新的指标和使用范围,在很大程度上,是由航空发动机的技术发展来决定的。例如,由于采用燃气涡轮喷气发动机而在航空技术上发生的飞跃性变革以及垂直起落飞机的出现,便是如此。另一方面,在业已发展成熟的航空系统中,飞行器发展的趋势,对飞行器客观要求的改变,都会对发动机产生巨大的直接影响,并决定着发动机改进的方向。

各个作用因素的影响,在旅客机和运输机方面表现得最为明显。下面我们按下述四个有关联的方面来进行探讨:即主要趋势、主要决定性因素、对飞机的主要要求和发动机改进的主要方向(图B.4)。

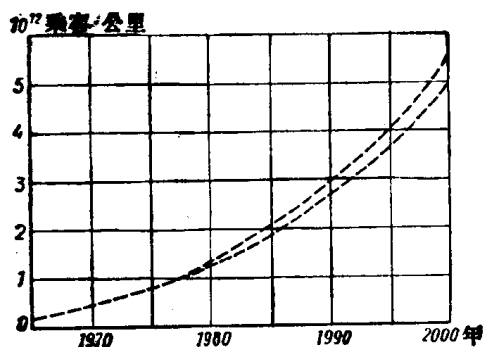
航空运输业的主要趋势,是对旅客运输量不断的日益增长的客观需要(图B.5)。可以预料在不久的将来货物的航空运输量也会有迅速的增长。目前大部分运输机还都是亚音速航行。但是可以认为,在1985~1990年之后有很大一部分运输量将由超音速客机来完成。总的说来,作为运输的一种方式,航空的作用正在不断地增长。

对飞机和发动机型号发生影响的主要决定性因素可以分为两个:经济因素和社会心理因素。

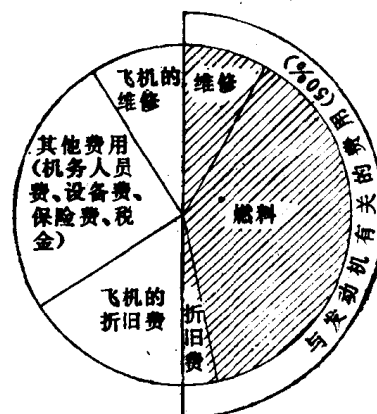
经济因素 包括运输成本的降低、飞机使用效率的提高和经营费用的减少,等等。在经济因素中,发动机起的作用是特别大的。据波音公司的估计^[75],在宽机身飞机的经



图B.4 对航空运输业发展有影响的因素



图B.5 国际民航组织成员国客运量增长情况的预测



图B.6 宽机身飞机的经营费用的分布情况⁽⁷⁵⁾

营费用中，与发动机直接或间接有关的费用，约占40~50%（图B.6）。

社会心理因素 包括缩短交通时间、要求舒适方便、保证飞行安全，并降低对周围环境的影响到最低限度等。

以上两种因素都对飞机和发动机提出了具体要求，决定着它们发展的主要方向（见图B.4）。上述因素尤其是促进了人们采用快速而经济的双路式涡轮喷气发动机来代替亚音速飞机上的单路式涡轮喷气发动机和涡轮螺旋桨发动机，同时决定了增大起飞推力、增大发动机在飞行中的总效率和减少发动机比重的趋势，并且上述因素也促使人们去研制超音速旅客机和垂直起落或短距离起落飞机用的发动机，去制造带有辅助结构和能全面诊断故障系统以及有害排出物少、噪音低的发动机。当前，发动机的可靠性和使用寿命已得到很大的提高。与此同时，在设计方法上也表现出了尽可能降低新发动机的研制成本和生产成本（迅速增大转子的圆周速度、减少级数和零件数、使用原型燃气发生器等）。所有这些趋势，看来在将来也会保持下去。

由于碳氢燃料的使用量日益增长，而其自然资源又很有限，所以，对空中运输最大限度地节约燃料的要求，就显得特别重要了。这个要求可以通过不同的途径来满足——改善飞机的使用情况，利用最佳的飞行高度和速度，研制新型飞机和新型经济的发动机（双路式涡轮喷气发动机或高速的螺旋桨风扇发动机）。在将来可望掌握新型的航空燃料——液体氢。氢燃料发动机的最大特点是燃料消耗率低，有害排出物少。

上面讲了在航空发展的现阶段影响到发动机型别的各个因素。看来，即使对这些因素作极其简要的评述，也足以表明，要想选择动力装置合理的结构形式和参数，就必须把它作为热机（循环的有效效率）、推进器（飞行效率和总效率）、机械结构（燃气发生器的形式、压气机和涡轮的几何匹配与运动学匹配、复杂程度低，质量小）和对周围环境的有害源等等来进行综合分析。这种分析还应当考虑到发动机在飞机动力装置系统中

的具体用途和条件。

如果不广泛使用电子计算机，不研制出发动机及其元件的数学模型，以及在研究和制造发动机的所有阶段不采用最佳的自动化设计方法，要想在广泛的范围内进行详尽的分析，那是不可能的。

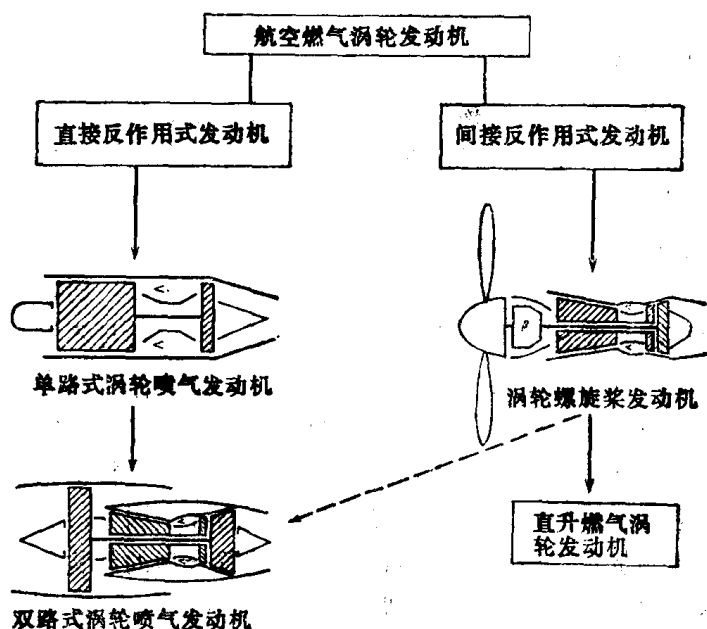
发动机（尤其是远景发动机）的性能和特性，最好是在发动机各种不同参数的真实配合下进行分析，各种参数要符合元件气动和设计工艺的一定完善水平。因此，对所分析的发动机参数的选择，应着眼于发动机将来可能投入使用的（或想像的）时间，并预估航空发动机的主要完善指标来进行。

上面所指出的特点扩大了航空空气喷气发动机现代理论所应当加以研究的范围。

人们早已观察到这样一个总的倾向，就是航空发动机的结构日趋复杂，航空发动机的研制、生产和经营成本不断增长，因此，必须研究这些经济指标与发动机结构形式和参数之间的相互关系，并根据飞机-发动机系统的综合技术经济性来深入研究选择发动机最佳参数的方法^[40, 50, 70]。

B.2 双路式涡轮喷气发动机的定义和分类

航空燃气涡轮发动机，根据其反作用推力的构成原则，可以分为两类：直接反作用式发动机（由于发动机工作的结果直接产生反作用推力）和间接反作用式发动机（发动机产生轴功率，带动推进器旋转，从而产生反作用推力）（图B.7）。双路式涡轮喷气发动机是一种特殊类型的航空燃气涡轮发动机，总的说来，它属于直接反作用式发动机，但是，双路式涡轮喷气发动机的个别结构形式（例如具有变距单级风扇的高流量比的双路式涡轮喷气发动机和带有外伸涡轮风扇的双路式涡轮喷气发动机，等等）却具有间接反作用式发动机（涡轮螺旋桨发动机）的特征。



图B.7 航空燃气涡轮发动机按照反作用推力形成原则的分类