

航空发动机的现况与未来

〔苏〕B.A. 波诺马廖夫 著

姚学敏 朱会生 译



国防工业出版社

V235
1010

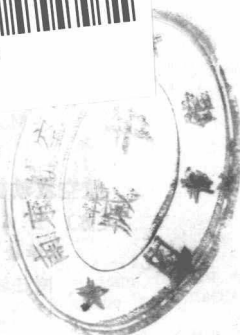
航空发动机的现况与未来

〔苏〕 B.A.波诺马廖夫 著

姚学敏 朱会生 译



30267388



国防工业出版社

640540

来未已民部时恢式空航

内 容 简 介

本书对现代军用和民用飞行器的燃气涡轮发动机作了系统的评介,分析了工作过程参数对发动机结构的影响,着重论述燃气涡轮发动机在研制过程中出现的问题及其解决办法,还研究了西方各国使用最广的批生产发动机和正在试验的发动机的特点。

本书根据公开发表的资料撰写,可供航空工业、空军、民航部门从事发动机科研、设计、工艺、使用、维护、管理工作的人员,以及航空院校师生参考。

全书编入插图 116 幅,书后附有发动机索引和 55 本参考文献目录。

НАСТОЯЩЕЕ И БУДУЩЕЕ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Б. А. Пономарев

Военное Издательство

Министерства Обороны СССР

Москва 1982

*

航空发动机的现况与未来

〔苏〕 Б. А. 波诺马廖夫 著

姚学敏 朱会生 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

河北省涿州中学印刷厂印装

*

850×1168 $1/32$ 印张 $7\frac{1}{2}$ 197千字

1987年11月第一版 1987年11月第一次印刷 印数: 0,001—1,420册

ISBN7-118-00112-0/V8 定价: 1.70元

译者说明

本文系根据苏联1982年出版的同名著作翻译。本书作者在大量参考资料基础上,比较全面地、系统地详述和分析了西方军、民用飞行器上各种类型的现代燃气涡轮发动机的现状、设计思想、结构特点、研制的方法和过程、维护方式的演变、新技术和新材料的采用,以及可能的发展途径和研制更完善、更可靠的航空发动机尚须解决的问题。

本书的特点是内容极为丰富,图文并茂,论述深入浅出。我们相信,本书将使读者开阔视野,增长知识,尤其是工程技术和科研人员可以从现代航空燃气涡轮发动机的研制方法,以及研制、使用中出现的经验和教训中获取借鉴和教益。

本书原文中的一些明显错误都做了更正,必要时才加以注释。鉴于资料来源不同,特别是研制中的发动机的参数和结构还在变化,除与其它报道有重要差别外都不加注说明。

在本书翻译过程中,得到了许多同行的关心和帮助,梁述民工程师和邓家琛工程师为本书审阅了部分译稿,在此谨表示衷心的感谢。

由于本书涉及技术领域很广,译者水平有限,译文中难免有不妥和错误之处,诚恳地请读者指正。

目 录

绪论	1
第一章 现代航空燃气涡轮发动机的工作过程、参数、类型特点和特性	6
第二章 工作过程参数对航空燃气涡轮发动机结构的影响	31
第三章 现代航空燃气涡轮发动机研制方法学	73
第四章 批生产飞机和直升机的燃气涡轮发动机	89
第五章 设计和试验中的航空发动机	152
第六章 垂直和短距起落飞机的发动机	185
第七章 无人驾驶飞行器的发动机	201
第八章 燃气涡轮发动机在航空中的应用和发展前景	211
参考文献	233

绪 论

航空上一切最重大的成就，在某种程度上无一不与发动机参数及特性的改善或新型发动机的研制成功有关。特别是在第二次世界大战后，燃气涡轮发动机(ГТД)取代了活塞式发动机，飞机的飞行速度、高度和航程才得以大大增加。燃气涡轮发动机具有良好的速度特性。推力随飞行速度增加而增大，并在高超音速时达到最大值，而且可保证动力装置在燃油消耗量、外廓尺寸和重量都适当的条件下发出较大的功率。

战后最初几年，军用飞机(歼击机和轰炸机)基本上都使用涡轮喷气发动机(ТРД)。晚些时候加力涡轮喷气发动机(ТРДФ)开始用在军用飞机上。加之飞机气动性能的改善，飞行速度才开始突破音速，以后甚至达到了高超音速。

五十年代初，苏联研制了一些不同类型的装涡轮喷气发动机(加力式涡轮喷气发动机)的飞机：米格-15和米格-17歼击机、伊尔-28和图-16轰炸机，以及稍迟的飞行战术性能优越的米格-21超音速歼击机，并为民航研制了世界上第一架喷气客机——图-104。

飞行速度增大时，涡轮喷气发动机(加力式涡轮喷气发动机)的推力在亚音速变化不大；速度继续增大，推力随之增大，而在高超音速时达到最大值。因此，这种发动机用于超音速飞行很有效。但是，涡轮喷气发动机，尤其是加力式涡轮喷气发动机，在低亚音速时经济性较差，所以在战后初期，低亚音速耗油率低、起飞推进功率大的涡轮螺旋桨发动机(ТВД)在民用和军用运输机上得到广泛使用。

苏联研制了一些性能参数和可靠性在当时均属第一流的装涡轮螺旋桨发动机的客机：图-114、伊尔-18、安-24等等。其中的一部分飞机，迄今仍在有效地为苏联民航总局和一些外国航空公

司所使用。装涡轮螺旋桨发动机的战略轰炸机、军用运输机(安-8、安-12),以及装4台大功率涡轮螺旋桨发动机的安-22巨型运输机曾被纳入空军装备。

但是,涡轮螺旋桨发动机装有减速器,发动机的经济性随着飞行速度的提高而变差,并且螺旋桨发出的噪音很大。要克服这些缺点,就必须采用其他类型的发动机。因此,涡轮螺旋桨发动机现在只用在某些普通亚音速飞机上。

近些年来,涡轮风扇发动机(ДТРД)●在各种类型飞机上得到了最为广泛的应用。在亚音速飞行时,这种发动机兼有涡轮喷气发动机推进功率大和涡轮螺旋桨发动机经济性好两方面的优点。加力式涡轮风扇发动机(ДТРДФ)可提供足够大的推力使飞行速度达到超音速,而在亚音速飞行(关闭加力燃烧室)时,其经济性尚可,耗油率亦小。涡轮风扇发动机可以满足现代军用飞机多工作状态这一重要要求。涡轮风扇发动机和加力式涡轮风扇发动机上述的这些优点,决定了它们在现代军用和民用航空中会获得广泛使用。

装4台大推力涡轮风扇发动机的伊尔-62远程客机,现正在苏联民航总局的各条航线上有效地使用,其巡航速度可达850km/h,航程超过10000km。在第九个五年计划期间,装涡轮风扇发动机的图-154干线客机和伊尔-76重型运输机开始投入了定期航班。装3台涡轮风扇发动机的雅克-40喷气式客机,正在中程航线上有效地使用。装加力涡轮风扇发动机的超音速客机在第十个五年计划初进入航线使用,而在五年计划末,将出现装涡轮风扇发动机的伊尔-86“空中汽车”宽机身飞机,和装有既经济、噪音又小的涡轮风扇发动机的雅克-42中程客机。

涡轮风扇发动机也广泛用于各种用途的军用亚音速飞机和超音速飞机。

自七十年代起,人们对涡轮风扇发动机的兴趣日益增长,以

● 根据本书出版过程中才实行的国家标准 ГОСТ23851-79, 涡轮风扇发动机的代号为ТРДД, 加力涡轮风扇发动机为ТРДДФ。

致提供给大多数新设计的军用和民用飞机，以及其它飞行器的发动机，只有各型涡轮风扇发动机和加力涡轮风扇发动机才能最大限度地满足现代和未来飞行器对发动机的各项要求。

在军用和民用直升机方面，现在基本上仍采用燃气涡轮发动机的一种衍生型——涡轮轴发动机，直升机的旋翼通过涡轮轴发动机特有的自由涡轮带动。例如，米-6直升飞机的发动机就是这种大功率的涡轮轴发动机。

各类航空燃气涡轮发动机，在气动性能、结构和工艺方面尽管达到了很高的水平，但仍有良好的发展前景，这可以由燃气涡轮发动机的推力、耗油率及比重随发动机生产年分变化的统计数据（图1）得到证实。这些数据表明，发动机性能参数在不断改善，而这正是不断改进现用发动机和出现新型燃气涡轮发动机的结果。

苏联各科学研究所、学院、设计局的科学家和科技人员，经过共同努力，大大地促进了航空燃气涡轮发动机理论的发展，使发动机的结构日臻完善。苏联科学家Б. С. 斯捷奇金早在1929年就研究了空气发动机基本原理，并发表了理论专著。1937年苏联航空设计师А. М. 柳利卡提出了内外涵混合排气的涡轮风扇发动机的设计方案。战后，经各科学研究所（首先是以П. И. 巴拉诺夫命名的全苏中央航空发动机制造研究所）、著名设计师В. Я. 克利莫夫、А. А. 米库林、С. К. 图曼斯基、А. М. 柳利卡、Н. Д. 库兹涅佐夫、В. А. 多勃雷宁、А. Г. 伊夫琴科、С. П. 伊佐托夫、П. А. 索洛维约夫、В. А. 洛塔列夫等领导的设计局，以及苏联各工厂专家们的共同努力，研制出一些技术性能具有现代水平、寿命长、可靠性高的先进喷气发动机。

通用电气公司、普拉特·惠特尼公司（美国）、罗尔斯·罗伊斯公司（英国）、法国国家航空发动机研究及制造公司（法国）等资本主义国家大型航空发动机制造公司，在研制各种用途的发动机方面也取得了一定的成就，在发动机设计和工艺上有许多新的突破。近些年来，国外正在应用令人瞩目的新型发动机研制方

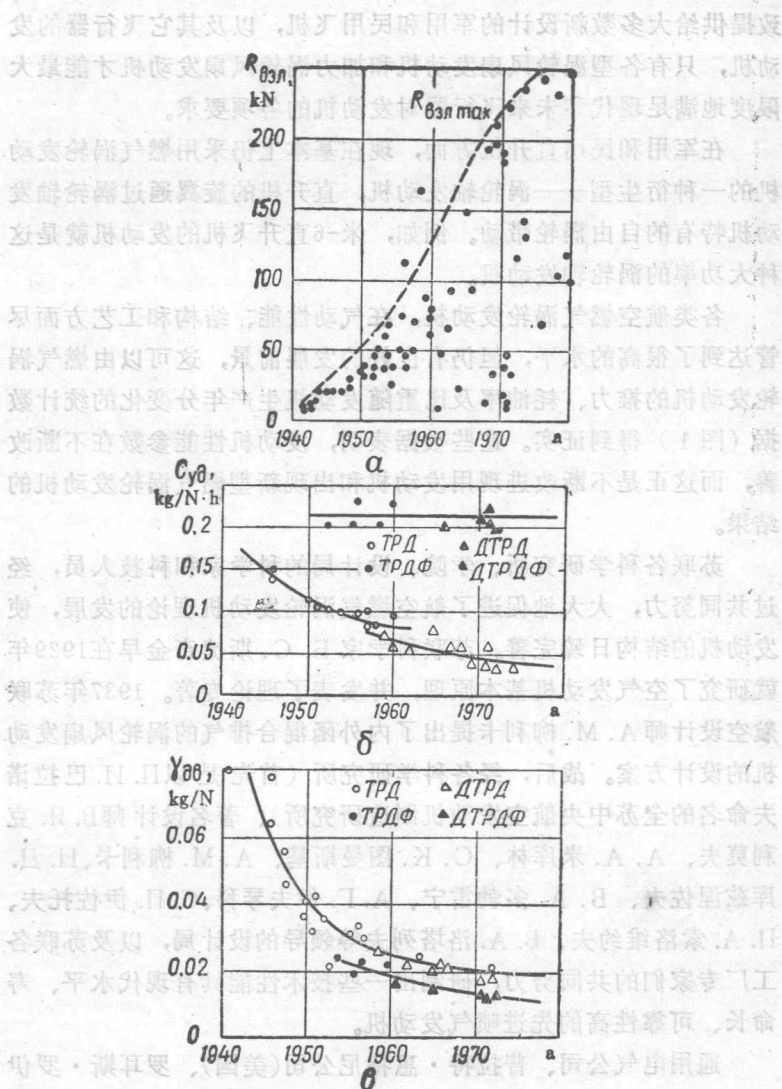


图1 航空燃气涡轮发动机在起飞状态的主要参数随生产年分发展的情况

a —推力, δ —耗油率, ϵ —比重。

法学。

现代航空燃气涡轮发动机的参数、研制方法学和结构，与前几代燃气涡轮发动机的参数、研制方法学和结构相比，具有显著的特点。本书以国外使用最广的批生产发动机和一些正在试验的发动机为例，向读者介绍航空燃气涡轮发动机的参数、结构特点，以及发展前景。同时应该指出的是，由于摘录来源不同，同一发动机的数据可能有些差异。而且，随着发动机的发展，这些数据也在变化。

第一章 现代航空燃气涡轮发动机的 工作过程、参数、类型特点和特性

工作过程

燃气涡轮发动机工作过程的原理是热力循环。所有航空燃气涡轮发动机都按共同的热力循环进行工作，该循环包括三个热力过程，即：空气在进气道和压气机内的压缩过程、空气在燃烧室内与燃料混合燃烧的加热过程，以及所形成的高温高压燃气在涡轮和排气装置内的膨胀过程。各种类型燃气涡轮发动机均设有由压气机、燃烧室和涡轮组成的燃气发生器。燃气发生器出口的燃气流，压力大且温度高，即势能大，这是因为燃气拥有的膨胀功比压气机需要的空气压缩功要大得多的缘故。根据燃气涡轮发动机的类型可以采用不同的方法，把这些剩余势能（热力循环有效功）转换成发动机的推力或功率。

航空燃气涡轮发动机有三种基本类型：涡轮喷气发动机、涡轮风扇发动机和涡轮螺旋桨发动机（涡轮轴发动机）。

在涡轮喷气发动机中（图2），燃气在喷管内膨胀时，几乎全部剩余势能都转换成了动能，燃气流加速到很高的速度而产生推力。为提高燃气流速，增大推力，有些涡轮喷气发动机的燃气发生器的后面设有加力燃烧室，向燃气补充供油。

在亚音速飞行时，涡轮喷气发动机能提供足够的推力，动力装置的经济性还好；接通加力虽可增大推力，但是发动机的经济性却变差了，所以加力只能短时间使用。当飞机以相当高的超音速作远距离飞行时，接通加力就显得有利，因为这时推力可增大几倍，而耗油率却增加得不多。因此，涡轮喷气发动机被用于军用和民用的亚音速飞机，而军用超音速飞机则采用加力式涡轮喷气发动机。此外，加力式涡轮喷气发动机也适用于超音速客机。

在涡轮风扇发动机中，推力通常由两个同轴函道(通道)——燃气函道和空气函道产生，空气流和燃气流既可通过分开的喷管排出，也可先进行混合，混合气流再通过共同的喷管排出。

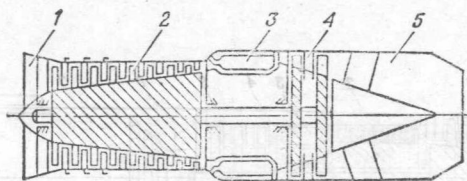


图2 涡轮喷气发动机原理图

1—进气装置；2—压气机；3—燃烧室；4—涡轮；5—排气装置。

内涵(又称第一函道或燃气函道)是涡轮风扇发动机的燃气发生器，其工作与涡轮喷气发动机相同。燃气势能部分用于产生推力，而另一部分则传递给外涵。外涵(又称第二函道或空气函道)是压缩空气发生器，由进气装置、外涵压气机(风扇)、环形通道和喷管组成。压缩空气的能量转变为外涵的推力，而风扇压缩空气所消耗的功由内涵涡轮供给。

带有分开喷管的发动机，其推力是内外涵推力的总和。推力比随着发动机参数及工作状态的改变在很大的范围内变化。带有共同喷管的涡轮风扇发动机的涡轮压气机部分的工作，与带分开喷管的涡轮风扇发动机类似。但经涡轮膨胀后的内涵燃气流要在混合室内与外涵空气流进行混合。燃气和空气的混合气在喷管内膨胀到高速，而产生发动机推力。由于喷管前的截面温度场均匀，所以这种发动机与带有分开喷管的发动机相比，推力的能有所增加，经济性也会有所改善。

涡轮风扇发动机排出的燃气速度较低，燃气射流的动能损失较小，因此这种发动机在亚音速飞行时的经济性很好。必须指出的是，由于同样原因，涡轮风扇发动机的燃气射流的噪声级比涡轮喷气发动机的低，因为喷射气流的噪声级在很大程度上取决于喷气速度。

在混合器后面装设的加力燃烧室(图3), 可用来大幅度增加涡轮风扇发动机的推力, 其工作与加力式涡轮喷气发动机加力燃烧室类似。外涵加力型的涡轮风扇发动机(ДТРДФ II)也在进行研究。

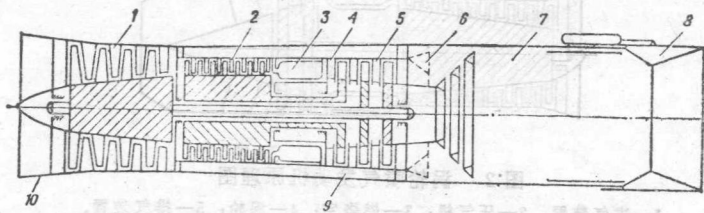


图3 内外涵气流混合后加力的涡轮风扇发动机原理图

1—风扇; 2—高压压气机; 3—燃烧室; 4—高压涡轮; 5—低压涡轮; 6—混合器; 7—加力燃烧室; 8—可调喷管; 9—外涵道; 10—进气装置。

与加力式涡轮喷气发动机相比, 加力式涡轮风扇发动机在亚音速飞行时, 具有较好的经济性, 而在大推力超音速飞行时, 耗油率几乎与加力式涡轮喷气发动机相同。

应该指出, 航空燃气涡轮发动机就其经济性而言, 在任何飞行速度下靠涡轮后补燃来加力, 总不如提高涡轮前燃气温度来增加推力那么有效。其中也说明了为什么随着航空技术的发展, 不仅非加力发动机, 而且加力发动机也在不断提高涡轮前燃气温度。

在涡轮螺旋桨发动机(图4)中, 涡轮内燃气的绝大部分剩余势能转变为飞机螺旋桨的传动功率, 继而转换成螺旋桨的拉力, 剩余势能则转换成喷气流的动能, 即喷气推力。因而涡轮螺旋桨发动机的推进力由两部分组成。经过螺旋桨加速的空气流速不高, 空气射流动能的损失比涡轮风扇发动机小, 这就决定了涡轮螺旋桨发动机在低亚音速飞行时具有较好的经济性。随着飞行速度增大, 值得注意的是, 由于螺旋桨效率降低, 涡轮螺旋桨发动机的经济性要变差。为使涡轮压气机转子和螺旋桨轴都能在最佳转数协调地工作, 须采用传动比为5:1至15:1的减速器。因而动力装置

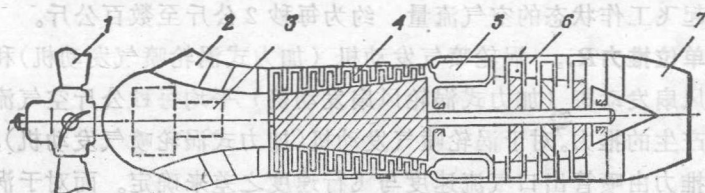


图4 涡轮螺旋桨发动机原理图

1—螺旋桨；2—进气装置；3—减速器；4—压气机；5—燃烧室；
6—涡轮；7—排气装置。

的结构重量增大，使用变得复杂。因为这些原因，在亚音速运输机和亚音速客机上的涡轮螺旋桨发动机，实际上已被涡轮风扇发动机所取代。现在涡轮螺旋桨发动机仅用在某些低速飞行的运输机上。

直升机用的涡轮轴发动机，是燃气涡轮发动机的一种派生型，其工作过程与涡轮螺旋桨发动机相似，而燃气剩余势能转换成功率，则是由与燃气发生器分开的自由涡轮来实现的。自由涡轮轴转速和旋翼转速相差很大，须在这样条件下把自由涡轮的功率传给旋翼轴，直升机主减速器就是用于这个目的。该附件是独立的，未列入发动机结构，传动比为20:1至50:1。

主要参数

航空燃气涡轮发动机用下列主要参数来表征：推力（功率）、空气流量、单位推力（单位功率）、耗油率、比重、使用寿命和外廓尺寸。推力、重量、使用寿命、外廓尺寸等这样的参数，可以用来判断发动机各个方面性能的优劣；评比发动机的完善程度所采用的参数是相对值（单位推力，耗油率，比重等）。

发动机推力 R 涡轮喷气发动机（加力式涡轮喷气发动机）和涡轮风扇发动机（加力式涡轮风扇发动机）所产生的、作用在飞行器的发动机固定接头上的力。推力也就是发动机喷管排出的燃气射流（燃气-空气射流）的反作用力。

空气流量 G 单位时间通过发动机的空气重量。它用于确定发动机的功率和外廓尺寸（首先是直径）。现代航空燃气涡轮发动

机在起飞工作状态的空气流量，约为每秒 2 公斤至数百公斤。

单位推力 R_{y_n} 涡轮喷气发动机（加力式涡轮喷气发动机）和涡轮风扇发动机（加力式涡轮风扇发动机）平均每秒公斤空气流量所产生的推力。对于涡轮喷气发动机（加力式涡轮喷气发动机），单位推力由喷管出口气流速度与飞行速度之差来确定。而对于涡轮风扇发动机（加力式涡轮风扇发动机），在分开排气的条件下则由喷管出口气流速度、飞行速度和内外涵空气流量比来确定单位推力。由单位推力可确定发动机的径向尺寸；在推力不变的情况下，增大单位推力可减小通过发动机的空气流量，因而其径向尺寸减小，重量减轻。

耗油率 C_{y_n} 涡轮喷气发动机（加力式涡轮喷气发动机）和涡轮风扇发动机（加力涡轮风扇发动机）每产生一公斤推力每小时所消耗的燃料量。它是发动机经济性的表征，用于确定飞行器的航程和续航时间。

发动机比重 γ_n 发动机的重量与起飞状态最大推力之比。它在很大的程度上决定了动力装置的重量，因而也决定了飞行器的主要性能。此外， γ_n 还标志着发动机在热力、结构和工艺方面的完善程度。

使用寿命 预先规定的发动机使用期限。

当量功率（总功率） $N_{n\lambda}$ 这一概念用于涡轮螺旋桨发动机和涡轮轴发动机。总推力由螺旋桨推力和喷气推力组成（涡轮轴发动机的喷气推力接近于零）。设想总推力全由螺旋桨产生，我们就把转动这样的螺旋桨所需的功率理解为当量功率。

单位功率 N_{y_n} 当量功率与进入发动机的空气流量之比。

涡轮螺旋桨发动机和涡轮轴发动机耗油率 C 小时燃料消耗量与当量功率之比。

涡轮螺旋桨发动机的单位功率和耗油率，就它们自己的物理意义而言，与涡轮喷气发动机（涡轮风扇发动机）的 R_{y_n} 和 C_{y_n} 相似。

工作过程参数 确定航空燃气涡轮发动机工作过程效率的工作过程参数有：发动机的总增压比 $\pi_{\kappa\epsilon}^*$ 、涡轮前燃气温度 T_r^* ，发

动机的风扇、压气机和涡轮等部件的效率，以及进气装置、燃烧室、排气装置等的压力损失。对于加力式发动机，工作过程参数还有加力燃烧室的燃气温度 T_{ϕ}^* 。而函道比 m （外函空气流量与内函空气流量之比）和外函增压比 π_{gen}^* ，则是涡轮风扇发动机的工作过程参数。涡轮螺旋桨发动机的当量功由螺旋桨推力与喷气推力之比和螺旋桨效率确定。

函道比在很大程度上决定了涡轮风扇发动机的主要指标、单位参数、发动机特性和结构形式。 $m \geq 4$ 的涡轮风扇发动机称为高函道比发动机，而 $m \leq 2.5$ 的发动机称为中、低函道比发动机。高函道比单级风扇发动机有时称为涡轮风扇。函道比 $m = 0$ 的发动机没有外函，可以认为这是涡轮风扇发动机的特殊情况，这时涡轮风扇发动机就变成了涡轮喷气发动机；发动机函道比很高（ $m > 30$ ），其风扇很接近螺旋桨，这时涡轮风扇发动机就变成涡轮螺旋桨发动机。

燃气涡轮发动机工作过程参数经常在进行改善，同时也保证了航空技术的不断发展。

各种类型燃气涡轮发动机的特点

航空燃气涡轮发动机有各种各样的配置形式。这些形式按下列结构特征和部件来区分：压气机转子的数量（单转子、双转子、三转子）；涡轮是否冷却；压气机的类型（离心式或轴流式）及调节方法（放气、可调静子叶片、把压气机分成几个转子）；燃烧室的类型（环形燃烧室、环管燃烧室、单管燃烧室）；有无加力燃烧室等。

现在，涡轮喷气发动机和加力式涡轮喷气发动机在军用航空中获得广泛应用，并被用于各种用途的飞行器。装有这些发动机的军用飞机，作为所有发达国家的现役装备，将继续得到有效的使用，不过现在已不设计装涡轮喷气发动机和加力式涡轮喷气发动机的新型战斗机。

涡轮喷气发动机常用于亚音速军用飞机和民用飞机。例如：

“阿塔”8K-50发动机用于“超军旗”舰载歼击机；J 57(图5)用于B-52G轰炸机；“威派尔”600用于HS-125行政机；小推力的WR2-6用于无人驾驶靶机等等。加力式涡轮喷气发动机常用于超音速飞机。例如：J 79发动机用于“鬼怪”式歼击机；“奥林普斯”593用于“协和”超音速客机等。涡轮喷气发动机和加力式涡轮喷气发动机的主要性能数据范围很宽：涡轮喷气发动机的起飞推力，从耗油率 $C_{y_{п.взл}}=0.1\sim0.115\text{kg}/\text{N}\cdot\text{h}$ 时的15kN，至 $C_{y_{п.взл}}=0.09\sim0.11\text{kg}/\text{N}\cdot\text{h}$ 时的85kN；加力式涡轮喷气发动机的起飞推力为22~173kN， $C_{\Phi_{п.взл}}=0.195\sim0.205\text{kg}/\text{N}\cdot\text{h}$ 。涡轮喷气发动机和加力式涡轮喷气发动机具有适中的热力参数：中、小推力等级发动机的增压比 $\pi_{\pi}^*=6\sim12$ ，涡轮前燃气温度 $T_r^*=1100\sim1250\text{K}$ ；大推力发动机的 $\pi_{\pi}^*=12\sim15.5$ ， $T_r^*=1300\sim1450\text{K}$ 。这些涡轮喷气发动机和加力式涡轮喷气发动机都采用了静子叶片可调的多级轴流式压气机。如J 79发动机前6级静子叶片和进气导流叶片均可调节，或者象“奥林普斯”593发动机那样采用双转子压气机。 π_{π}^* 不高的发动机，主要采用中间级放气的方法使压气机工作稳定。例如J 85涡轮喷气发动机，在压气机的第3、4、5级后设有放气活门。应该指出， π_{π}^* 值高的发动机，在采用其它调节方法的同时也可用放气方法对压气机进行调节。如， $\pi_{\pi}^*=14.5$ 的J 52涡轮喷气发动机虽采用了双转子压气机，也还是设有放气活门，在起动和向工作状态过渡的过程中使发动机自动放气。涡轮喷气发动机和加力式涡轮喷气发动机有1~3级涡轮，其中第1级涡轮或其导向器通常都是气冷式结构，例如J 79、“阿塔”9K、J 85等发动机的涡轮是气冷式涡轮。涡轮喷气发动机和加力式涡轮喷气发动机上采用的燃烧室是环形燃烧室和环管燃烧室。

这些发动机的涡轮压气机通常采用三支承结构（J 79、“阿塔”9K、J 85），而双轴发动机中低压转子用三点支承，高压转子用两点支承（“奥林普斯”593）。

涡轮喷气发动机上采用结构简单的不可调亚音速收敛喷管。加力式涡轮喷气发动机的喷口结构复杂，其喉道和出口面积均可