



中航证券金融研究所

分析师：李欣

证券执业证书号：S0640515070001

研究助理：董俊业

证券执业证书号：S0640118010019

邮箱：dongjy@avicsec.com

## 世界航空涡轮发动机： 从产品衍变看行业发展

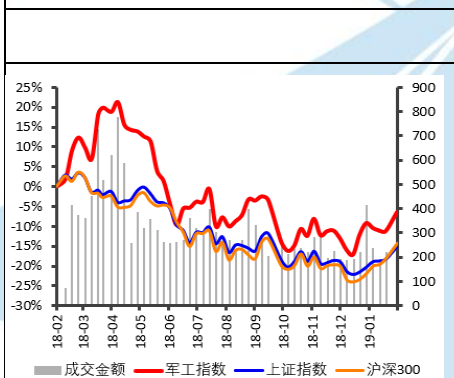
行业分类：军工

2019年2月14日

行业投资评级	增持
军工指数(2019.1.29)	940.15
军工指数涨跌幅	11.81%
基础数据 (2019.2.14)	

上证指数	2719.70
深证成指	8098.98
沪深300	3402.14
创业板指	1361.94

近一年军工与沪深300指数走势对比图



资料来源：wind，中航证券金融研究所

### 行业观点：

世界航空发动机发展一百年来，经历了诸多技术突破和行业变革，从军事到民用，相关产业取得了长足进步，活塞、涡喷、涡扇、涡桨、涡轴等发动机相继问世。由于高技术、高投入、长周期、高风险等特点，世界航空发动机产业形成了明显、典型的寡头垄断格局，其发展历史、产品衍变、技术趋势、使用经验等对我国发展相对滞后的航空发动机产业具有极为重要的参考和借鉴意义。

“两机”专项中的航空发动机重大专项已于“十三五”期间全面启动实施，规模达千亿的专项资金正在向全产业投放，极大地推动着相关产业快速发展，旨在突破航空发动机关键技术，推动先进战斗机发动机、大型客机发动机、先进直升机发动机等产品的研制，优化我国航空发动机自主创新的基础研究、技术与产品研发和产业体系等。

但是，航空发动机是一个极其复杂的机械，其工作条件十分恶劣，要求其内部温度很高且不断变化；要承受高转速及各种环境或机动飞行带来的影响；要限制质量及体积的同时产生强大推力；要长时间可靠地工作且精确地调节控制等等，因此，航空发动机的研制和生产是一项极其复杂的系统工程。

本文旨在介绍世界航空涡轮发动机的发展历程、衍变类型、结构零件、涡轮叶片以及航空发动机技术发展趋势，目的是梳理航空产业链的投资框架，为其他机构或投资者提供信息参考。

### 风险提示：

军、民用航空发动机项目研制缓慢，低于产业发展预期。

股市有风险 入市须谨慎

中航证券金融研究所发布

证券研究报告

请务必阅读正文后的免责条款部分

联系地址：深圳市深南大道3024号航空大厦29楼

公司网址：www.avicsec.com

联系电话：0755-83692635

传真：0755-83688539

## 内 容 目 录

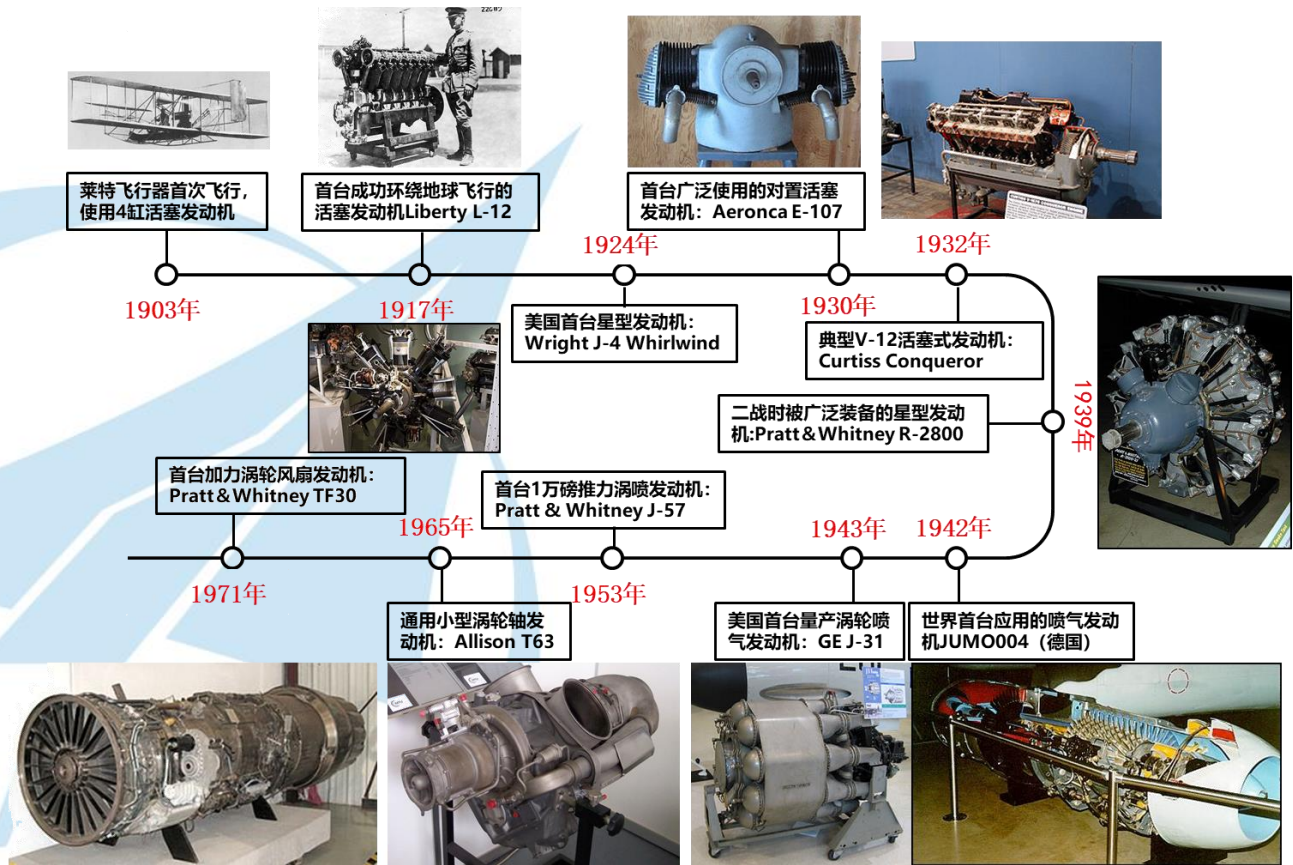
一、航空发动机发展历史 .....	3
二、涡喷发动机工作原理 .....	5
三、航空发动机性能要求 .....	6
四、航空发动机衍变类型 .....	10
五、航空发动机结构要求 .....	15
六、涡轮叶片发展及制造 .....	20
七、航空发动机发展方向 .....	23

## 图 表 目 录

图表 1 世界航空发动机发展历史 .....	3
图表 2 星型活塞发动机及工作原理 .....	4
图表 3 早期装备涡轮喷气式发动机的经典飞机.....	5
图表 4 涡轮喷气发动机工作原理 .....	6
图表 5 航空发动机主要性能要求 .....	7
图表 6 航空发动机矢量喷口 .....	9
图表 7 第一代至第五代航空发动机推重比对比.....	10
图表 8 航空涡轮发动机的衍变 .....	11
图表 9 世界五款现役数量最多的战斗机及动力系统.....	12
图表 10 世界第五代战机及其设计的动力系统.....	13
图表 11 世界五款现役数量最多的运输机及其动力系统.....	13
图表 12 世界五款现役数量最多的直升机及其动力系统.....	14
图表 13 通用电气 GEnx 发动机、横剖图及主要零部件.....	16
图表 14 涡轮与压气机的差别 .....	19
图表 15 航空发动机叶片 .....	20
图表 16 航空发动机叶片材料 .....	20
图表 17 航空发动机分代情况 .....	22
图表 18 航空发动机叶片、构造及工作原理.....	23
图表 19 GE 第六代涡扇发动机 .....	24
图表 20 未来即将面世的民用涡扇发动机 .....	25

航空发动机为飞机飞行提供动力，其研制与生产是航空产业发展中的核心环节。回顾世界航空产业发展历史，每一个里程碑式的成就均与航空发动机的技术进步紧密相关，例如，涡轮喷气发动机（以下简称“涡喷发动机”）的出现使得人类的航空活动扩大至平流层；加力燃烧室的采用使得飞机可以突破声障作超音速飞行；旋转喷口发动机使得飞机垂直起降成为现实；大涵道比涡扇发动机的问世使得大型远程宽体客机得以成功等等。因此，航空发动机在狭义上为航空器提供飞行的动力，广义上是整个航空工业发展的驱动力。本文将重点介绍涡轮发动机的发展历程、衍变类型、性能要求、零部件组成、涡轮叶片以及航空发动机技术的发展趋势。

图表 1 世界航空发动机发展历史



资料来源：网络信息 中航证券金融研究所整理

## 一、航空发动机发展历史

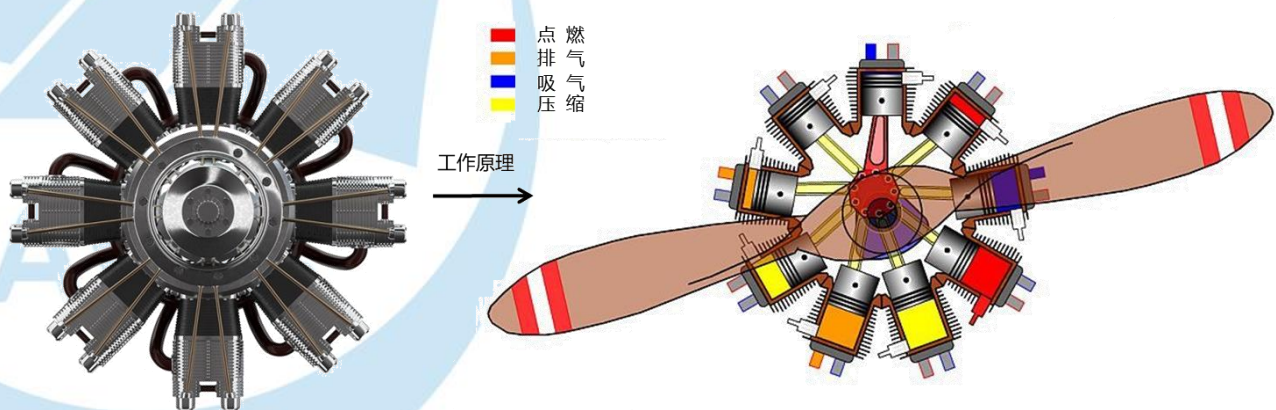
在第二次世界大战中，各类型飞机装载的发动机均是活塞式发动机。这种发动机工作时只输出功率，不能直接产生推进飞机前进的推力或拉力，因此需采用螺旋桨作为推进器，螺旋桨由发动机带转后在桨叶上产生推进飞机前进的拉力。活塞式发动机与螺旋桨组成的飞机动力装置在二战期间获得了极大的发展，



成为战斗机、轰炸机和运输机的动力系统。但是，该动力系统限制了飞机飞行速度的再次提高，主要是因为推进飞机前进的推进功率与飞机飞行速度的三次方成正比。当飞机速度增大后，维持飞行动力所需的大功率活塞式发动机无法实现。其次，当飞机飞行速度增大后，空气作用在桨叶叶尖处的相对速度快速提高，超出声速很多，导致能量损失激增，使桨叶的效率大幅度降低。采用活塞式发动机作动力的飞机，飞行速度受到了严格的限制，不可能接近声速，更不可能达到声速或者超过声速。因此，二战期间，较为先进的飞机飞行速度也仅有 750~800km/h。

在二战后期，部分国家已经开始研制涡喷发动机，但实际用于飞机却是在二十世纪四十年代末期。由于涡喷发动机具有活塞式发动机无法比拟的优点，快速改变了航空工业的发展方向，飞机性能得到了大幅提升。首先，涡喷发动机本身既是热机又是推进器，直接产生推进飞机前进的推力，而不像活塞式发动机需要用限制飞机飞行速度的螺旋桨作推进器。其次，作为这两种发动机工质的空气，流进涡喷发动机的流量比活塞式发动机多几十倍甚至更多。最后，在活塞式发动机中，曲轴每转二转，单个气缸才能完成吸气、压缩、混合气燃烧、膨胀做功和排气的一个循环；在涡喷发动机中，这五个过程是同时进行的，即只要启动，涡喷发动机就不断地做功产生推力。由于这些原因，涡喷发动机做功能力及效率远远大于活塞发动机，其产生的巨大推力能使得飞机克服高速飞行时的极大阻力达到更高速度，使飞行速度在较短的时间内接近声速，超过声速，甚至达到声速的数倍。

图表 2 星型活塞发动机及工作原理



资料来源：网络信息 中航证券金融研究所整理

四十年代后期，英国、美国、苏联等国家先后研制成功了第一代实用型涡喷发动机，并发展了多种实用型以涡喷发动机为动力的喷气式战斗机。五十年代初期，在中国抗美援朝战争，中国人民志愿军的空军驾驶米格-15 喷气式战斗机与美国联军的 F-86 喷气式战斗机展开了英勇的空中搏斗，这是世界上首次出

现的作战双方均用喷气式战斗机的空战。自此，新研制的战斗机均以涡喷发动机为动力系统，而那些在二战中耀武扬威、不可一世的以活塞式发动机为动力的战斗机则纷纷退出了历史主要舞台。除了战斗机外，轰炸机也开始逐步采用先进的喷气发动机。喷气式轰炸机的出现时间较喷气战斗机稍晚，以轻型战术轰炸机居多，例如，苏联伊尔-28于1948年首飞，它之后在苏联空军及海军服役达三十年。

涡喷发动机在战斗机的使用中不断地改进与发展，逐步采用了各种先进技术，使性能不断提高，同时也促进了战斗机的进一步升级。此外，涡喷发动机也开始用于民用客机。1952年，世界第一种喷气式民用客机—英国“彗星”客机—正式投入使用，标志着新一代民用客机的诞生。与以活塞发动机为动力的老式客机相比，新一代喷气式客机具有载客量更大、飞行速度更大、飞行高度更高、航程更远等特点。1956年之后，苏联图-104、美国波音707等大型喷气式民用客机先后投入使用，标志着大型民用客机进入喷气式发动机时代。1968年至1969年，巡航速度达到声速二倍的苏联的图-144、法国和英国联合研制的“协和式”超声速民机也先后投入试飞，标志着涡喷发动机能使大型民用客机的飞行速度成倍地超过声速。

图表 3 早期装备涡轮喷气式发动机的经典飞机



资料来源：网络信息 中航证券金融研究所整理

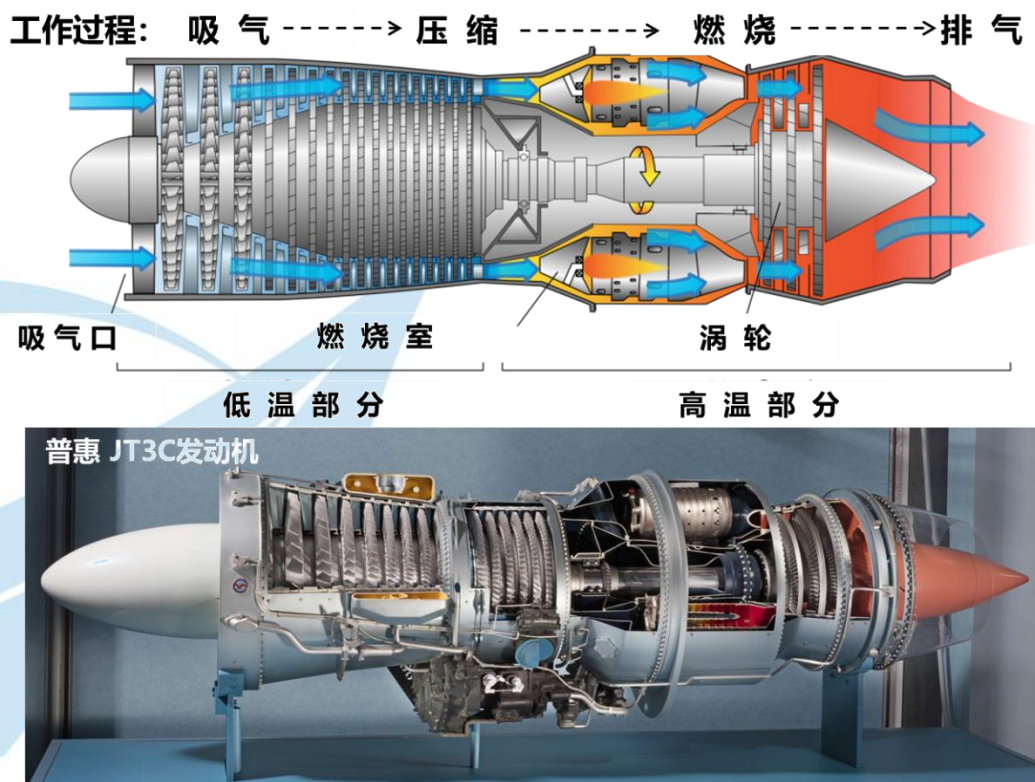
## 二、涡喷发动机工作原理

涡轮喷气发动机简称“涡喷发动机”，通常由进气道、压气机、燃烧室、涡轮和尾喷管组成，部分军用发动机的涡轮和尾喷管之间还有加力燃烧室。涡喷发动机属于热机，工作时首先从进气道吸入空气，由于飞行速度是变化的，压气机将进气速度控制在合适的范围并提高吸入的空气的压力。压气机主要为扇叶形式，叶片转动对气流做功，使气流的压力、温度升高。随后高压气流进入燃烧室，室内的燃油喷嘴射出



油料与空气混合后被点火，产生高温高压燃气向后排出。高温高压燃气在流过高压涡轮时，部分内能在涡轮中膨胀转化为机械能，驱动涡轮旋转。由于高压涡轮同压气机装在同一根轴上，因此也驱动着压气机旋转，从而反复的增压吸入的空气。最后，从高压涡轮中流出的高温高压燃气在尾喷管中继续膨胀，高速从尾部喷口向后排出。这一速度比气流进入发动机的速度大得多，从而产生了对发动机的反作用推力，驱使飞机向前飞行。

图表 4 涡轮喷气发动机工作原理



资料来源：网络信息 中航证券金融研究所整理

涡喷发动机具有高空、高速、设计简便等优点，是较早实用化的主要涡轮发动机类型。但是，如果继续提高涡喷发动机的推力，则必须增加燃气在涡轮前的温度和增压比，这将会使排气速度增加而损失更多动能，导致提高推力和降低油耗等各类需求之间出现矛盾。为了满足各类设计的要求，涡喷发动机在之后数十年的时期内发生了一系列的技术突破和升级，通过多类型的衍生变形满足了在军事与民用领域的多种需求。

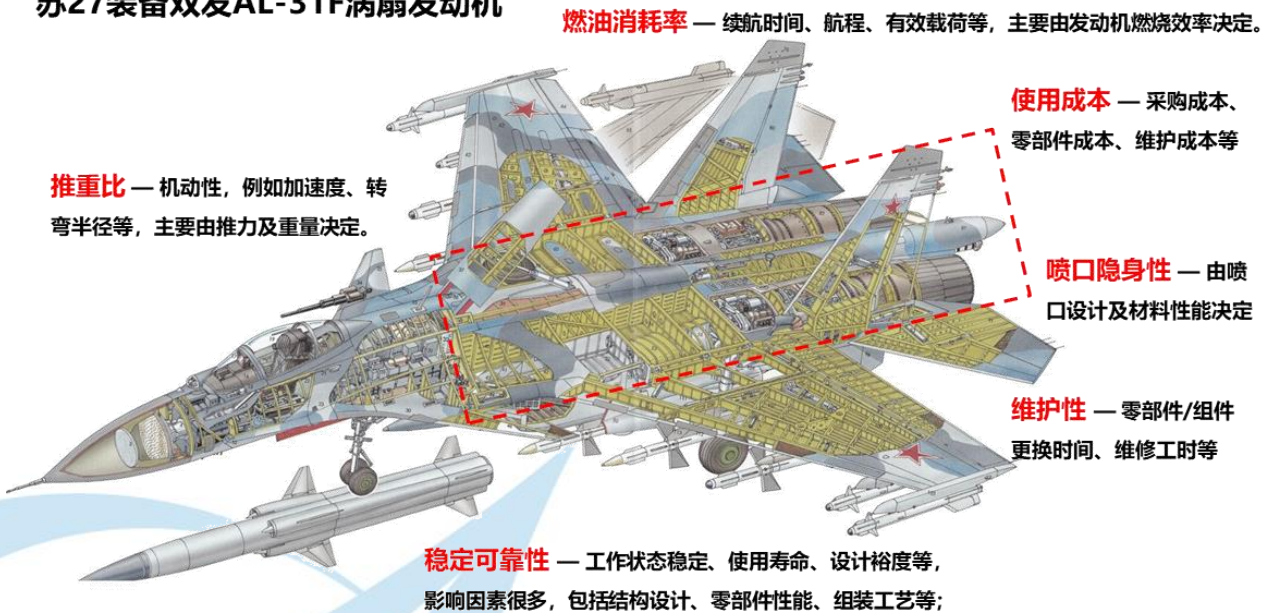
### 三、航空发动机性能要求

经过多年的应用与实践，军、民用飞机对涡轮发动机的主要性能要求可概括几个方面，即：推力或推

重比、耗油率、稳定可靠性及使用成本。

图表 5 航空发动机主要性能要求

### 苏27装备双发AL-31F涡扇发动机



资料来源：网络信息 中航证券金融研究所整理

#### （1）推重比

自第二次世界大战开始，为了飞得更快和更高，世界航空工业加速了涡喷发动机的研发和升级。五十年代中后期，量产机型依次突破了一倍音速（如 F-100、米格-19）和二倍音速（如 F-104/米格 21）。进入 60 年代，新研制的米格 25、YF-12 或 SR-71 更是突破了三倍音速。但是，经过几次局部战争，各个国家发现飞机的交战领域并不在目前飞机所得达到的高空高速极限范畴，继续追求高空高速在战术上已无实际意义，因此对飞机性能的要求转变为优异的机动性。空战过程中，在机动性上能胜过对方会更有获胜的可能。飞机的机动性一般包括加速性、爬升率和转弯半径。这些方面的性能主要决定于发动机的推力和飞机重量，而发动机的重量对飞机的总重量有很大的影响，所以，推重比就成为非常突出的一个航空发动机的性能指标。例如，具有良好机动性的飞机要求发动机推力和飞机重量的比值达到 1.1 以上，要达到这个指标，发动机的推重比通常要在 8 左右。由此可知，发动机推重比的意义重大。国外先进航空发动机的推重比已经达到 10 以上，有些甚至更高。目前，继续提升发动机推重比的工作主要是从热力气动原理和结构设计原理两个方面考虑，即提高单位推力或者采用高比强度的材料和合理的设计来降低发动机自身重量。

#### （2）燃油消耗率。

这个性能通常也叫发动机经济性。对于作战飞机来说，经济性好就意味着作战半径大，或者在离机场



一定距离的上空与敌机交战时可拥有更多的时间与对方周旋。例如战斗的关键时刻，如果在持续飞行时间上不如对方，由于油量不够而不得不返航，就会因此而失去获胜的机会或是自己处于被动的地位。所以，关于作战飞机省油的问题，它的价值绝非燃油的价值所能比拟的，燃油消耗速度可直接影响到一次战斗的成败。另一方面，对于民航飞机或军用运输机，由于发动机的经济性好，可以增加航程和续航时间，或在航程一定的情况下则可以增加有效载荷。飞机消耗燃油在成本中占比重较大，可达 30%左右。而且，对于远程飞机来说，如果能增加有效载荷，它的经济效益还要比省油本身的价值大得多。因此，减低单位燃油消耗率也是航空发动机研制的一个重要考虑因素。

### （3）稳定可靠性

航空发动机工作稳定是可靠性的一个重要方面。从概念来讲，工作稳定是从热力气动的角度考虑。当发动机离开设计状态时，例如发动机转速、飞行速度和高度发生变化，特别是飞机作各种机动飞行时，发动机是否会出现燃烧室熄火、进气道震动、热端部件过热等问题。飞机起飞和加速过程的性能也与发动机工作稳定可靠有关。为了获得优异的机动性，战斗机必须要有在广阔的时空范围内和急剧变化飞行姿态时都能保持稳定工作的发动机。此外，可靠性也要从结构强度的角度来考虑使用周期中保证结构完整性。如果发动机的可靠性好，而它的可靠使用寿命很短，那同样是没有意义的，所以可靠性也包括发动机的寿命因素。发动机的寿命通常是指两次返修之间发动机工作的时间，通常也叫返修间隔时限。战斗机的发动机寿命相对民机发动机的寿命较短，一般为数百小时但是，单纯的延长军机发动机寿命通常会引起其他性能的降低，例如加强易损零部件的结构强度会增加重量，从而引起推重比下降。另一方面，用于民航飞机或军用运输机的发动机寿命比较长，一般在几千小时乃至上万小时，主要是其工作状态相对稳定。

### （4）使用成本

使用成本，通常包括以下三方面的内容：燃油的消耗，这里着重是从燃油消耗的经济价值来考虑；购买发动机的费用，一种新发动机的最初购置费用通常与它的组成零部件价值直接有关；后期维护费用，主要包括维护的工时及更换零部件的费用。当前有不少发动机采用单元体结构，在外场就可以拆换部件，为此提供了极大的便利。

以上四个方面是对涡轮发动机的基本要求。不过，这些基本要求彼此之间存在矛盾。在实际设计中，为照顾一方面性能往往会使其其他方面的性能有所降低。此外，用于不同用途飞机的航空发动机在要求上也有不同的侧重。发动机设计工作正是在这种不断地克服矛盾的过程中前进的，根据飞机机种特点有所侧重地来考虑对发动机的要求。一般说用于歼击机的发动机更多的是考虑有较高的推重比，然后才是单位燃油消耗率。当然，同样是歼击机，还有不同的用途，例如前线歼击机、护航歼击机和截击歼击机等，它们对推重比和单位燃油消耗率方面的侧重程度都有不同的要求。而用于民航飞机或军用运输机的发动机则更多



的是考虑低的燃油消耗率和其他使用成本。

图表 6 航空发动机矢量喷口



资料来源：网络信息 中航证券金融研究所整理

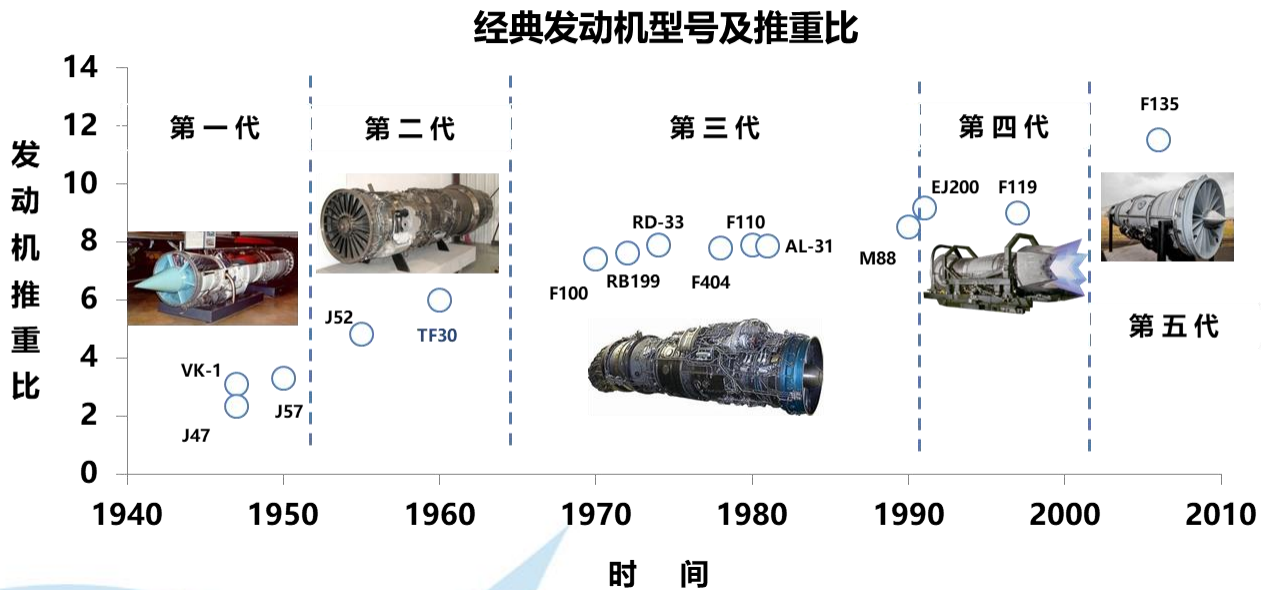
随着科技的发展，隐身性能（或称雷达反射面积）已经成为先进战机的重要指标，而发动机的进气口和尾喷口通常都是较强的雷达散射点和红外辐射源，所以也需要特殊考虑。最后，从飞机的出勤率来要求，航空发动机的维护性也是不可忽视的考虑因素。发动机是一个复杂的系统，维护工作量巨大。在一定自然环境和条件下，发动机的维护性的重要性不亚于对其他性能要求。

涡喷发动机和其他衍生类型的发动机在过去近百年的时间内都在围绕着提高涡轮前温度和相应的提升压气机增压比，使得单位推力上升的同时获得较低的单位燃油消耗率。这个研究方向不论在军用还是民用航空发动机领域内都是大有可为，但是高性能发动机的研制能否成功，或者说具有多高的水平，则取决于三个方面技术的协调发展，即先进的部件和整机的设计和实验技术，能满足各种不同性能要求的材料，以及先进的加工工艺技术。

关于军用航空发动机发展，欧洲及美国结合实际使用情况以及性能的提升，将现役军用航空发动机分为“五代”，部分经典航空发动机型号及其推重比信息可参见图。

21 世纪初第五代航空发动机出现，以美国的 F135 发动机和英美联合研制的 F136 发动机为代表，推重比超过 11，其中 F135 发动机已经大批量装备在 F-35 战斗机上。2010 年以后，依靠其强大的技术研发能力，美国已经开展第六代航空发动机的研发，预计推重比将达到 15 以上，据悉目前已取得了阶段性成果，并且第七代航空发动机也已经开展预研阶段。

图表 7 第一代至第五代航空发动机推重比对比



资料来源：网络信息 中航证券金融研究所整理

#### 四、航空发动机衍变类型

涡喷发动机通常包括进气道、压气机、燃烧室、涡轮和喷管五大部件，即涡轮只带动压气机，涡轮后的燃气直接排入大气产生推力。这是现代航空发动机的基本形式，也是发展其他航空发动机的基础。为了提高涡喷发动机性能，总的发展趋势是提高涡轮前燃气温度和压气机增压比。但是，在一定时期内，涡轮前燃气温度受到高温合金和冷却技术水平的限制，不可能随意提高。那么为了提高热效率，只有改善各部件的设计和性能，提高部件的效率。经过数十年的发展，航空发动机产业逐步渐变出了多种类型的航空发动机，主要类型如下：

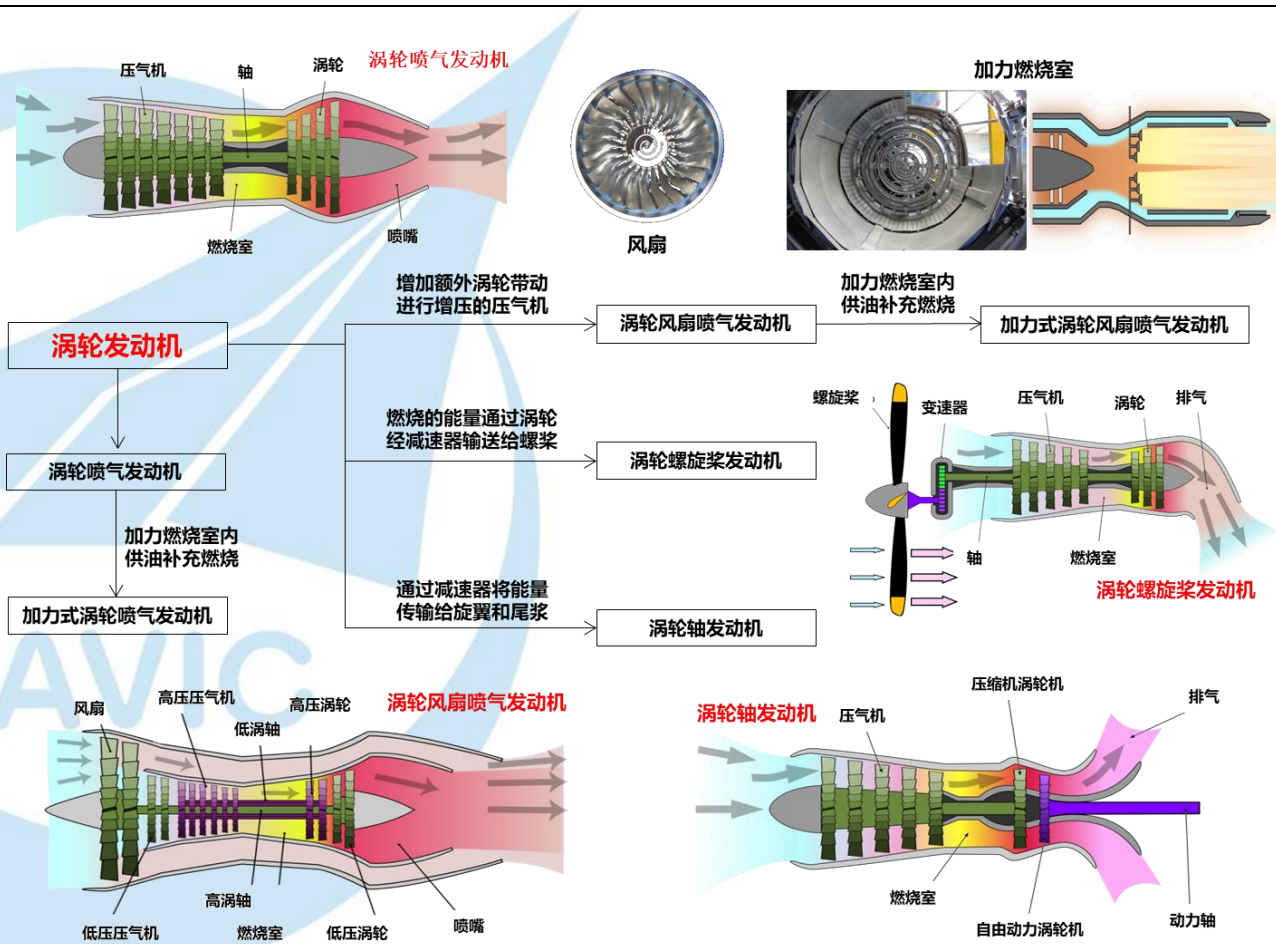
##### (1) 加力式涡喷发动机

为了增加涡喷发动机的循环功，可在涡轮后加热，这样就增加了附加的循环功。在涡轮前加热受到燃气温度的限制，不过由于在涡轮后没有转动件，而且还有大量氧气，因而可以再次供油补充燃烧加到更高的温度，如某型号的涡轮前燃气温度在 1600K 左右，涡轮后的加热温度可达 2000K，这种方式通常就叫复燃加力或燃烧加力。该发动机与原涡喷发动机不同的是增加了加力燃烧室。它的结构不复杂且增加的结构重量不多，但效果明显，高效地提高了发动机的推重比。所以，从 50 年代开始，几乎所有战斗机的发动机都采用了带加力燃烧室的涡轮喷气或带加力的涡轮风扇发动机。

##### (2) 涡轮风扇发动机

涡喷发动机在航空发展史中占据了重要的地位，做出了功不可灭的贡献，但是它还有严重的缺点，即耗油率过高，这是因为涡喷发动机的推力是用高速喷出的燃气得到的，喷气速度越高，推力也就越大。高速、高温的燃气由尾喷口流出发动机，使大量的能量排入大气，对于发动机而言，显然是一大笔能量的损失，因此涡喷发动机的经济性较差，耗油率较高。为提高效率，工程师们设计并制造出了涡轮风扇发动机，如图 8 所示。在带动压气机的涡轮之后再添加一个涡轮，用来带动对内外涵道气体同时进行增压的压气机，通常叫做风扇。这样的发动机就是涡轮风扇发动机。从结构上，通常把原来的压气机、燃烧室和涡轮叫作核心机。在风扇后，气流被分为两路：第一路（或称内涵道）气流进入高压压气机、燃烧室；第二路（或称外涵道）气流从燃烧室的外围通过。然后，两路气流可以分别从内外喷口排除，或混合后排除。这种发动机也称为双路式涡喷发动机，或双涵道涡喷发动机。

图表 8 航空涡轮发动机的衍生



资料来源：网络信息 中航证券金融研究所整理

涡轮风扇发动机是一种能产生大的推力而排气速度较低的发动机，与涡喷发动机相比，它的经济性有较大的改善，耗油率约降低 1/3。因此，当第一种实用型的涡轮风扇发动机“康维”在 1960 年出世后，很



快被各种新型旅客机所选用，有些原采用涡喷发动机作动力的旅客机，也换装了涡轮风扇发动机。例如，波音 707 飞机，原装有 4 台“JT3C”涡喷发动机，在这种形势下，立即将 JT3C 的前三级低压压气机的叶片加长改成涡轮风扇发动机“JT3D”，这样的改型，使发动机推力加大（起飞推力增加 50%，巡航推力增加 27%），耗油率降低（巡航耗油率降低 13%），大大改进了波音 707 的性能。

相比于涡喷发动机，涡轮风扇发动机提高了推进效率。特别是在飞行速度较低时，推进效率增加的效果更加明显。但是，当飞行速度相对较高时，效果就不明显了，甚至因为多了风扇和带动风扇的涡轮，在能量转换过程中有损失，反而不利于总效率的提高，这时候采用涡轮风扇发动机就不合适了。在目前的条件下，涡轮风扇发动机适合用于高亚音速巡航，所以，当前大中型的民航机或运输机，为了改善巡航经济型和起飞动力，都广泛采用涡轮风扇发动机。

涡轮风扇发动机在民航飞机和军用运输机上得到广泛地使用，特别是在大型飞机上更少有例外。它有三个主要特点：1、具有较低的单位燃油消耗率；2、起飞推力大；3、噪声小，主要是降低了排气速度。这三方面的突出优点就是不加力涡轮风扇发动机在当前大型民航机和军用运输机上能得到广泛使用和大力发展的原因。此外，这类发动机还可以用于垂直起落飞机，例如英国“鹞式”垂直起降战斗机和美国 F-35B 垂直起降隐形战机。

图表 9 世界五款现役数量最多的战斗机及动力系统

序号	型号	服役规模	市占率	动力系统	发动机类型
1	F-16	2269	15%	F100	加力式涡轮风扇发动机
2	F-18	1118	8%	F404	加力式涡轮风扇发动机
3	SU-27/30	967	7%	AL-31	加力式涡轮风扇发动机
4	F-15	901	6%	F100	加力式涡轮风扇发动机
5	MiG-29	820	6%	RD-33	加力式涡轮风扇发动机

资料来源：《World air forces 2018》 中航证券金融研究所整理

### （3）加力式涡轮风扇发动机

20 世纪 60 年代研制的旅客机大多都采用了这种低涵道比（1.5~2.5）的涡轮风扇发动机。由于涡轮风扇发动机有内外二个涵道，发动机的外径较大，因此，当时认为这种发动机适用于民用客机和大型军用飞机，但是不适合用于军用战斗机。但是，恰恰相反，不仅可以，而且在当前战斗机所要求的条件下非常合适，这主要采用了加力式涡轮风扇发动机。

20 世纪 60 年代中期，美国要发展用于 70 年代，比当时最先进的战斗机性能还要好的所谓“空中优势战斗机”。这种战斗机强调要具有高的机动性，要求飞机的推力重量比大于 1，为此，这就要求发动机具有

高的推重比和低的巡航耗油率。显然，涡喷发动机是不能满足这些要求的，于是利用涡轮风扇发动机耗油率低的特点，采用大量先进技术，发展了直径较小、推力大和推重比大的带加力燃烧室的加力式涡轮风扇发动机，并成功装备在 F-15 和 F-16 战斗机上。F-15 于 1972 年首飞，之后成为美国空军的装备投入服役，现在仍然是世界上主流战斗机之一，且被认为是第 3 代战斗机的代表机型。

图表 10 世界第五代战机及其设计的动力系统

序号	型号	制造国	动力系统	发动机类型
1	F-35	美国	F135	加力式涡轮风扇发动机
2	F-22	美国	F119	加力式涡轮风扇发动机
3	Su-57	俄罗斯	AL-41	加力式涡轮风扇发动机
4	J-20	中国	WS-15	加力式涡轮风扇发动机

资料来源：网络来源 中航证券金融研究所整理

燃烧室加力的方式可以有内涵加力、外涵加力和混合加力三种，很多时候发动机采用混合方式加力。即在结构上，就是增加了混合器和加力燃烧室。这类发动机的特点是合理地照顾了两个方面的，一方面巡航的时候不加力，可改善经济性，增加飞机的续航时间或作战半径。另一方面，是投入战斗时可加力，发出大推力，提高推重比，改善飞机的机动性，特别是在加力时，获得高速，在高速的条件下，加力的效果更加显著，但必须是小涵道比的加力式涡扇发动机。由于加力式涡轮风扇发动机具有可根据不同需而提高推重比和提高推进效率的突出优点，所以，目前较重视机动性的先进战机大多采用了加力式涡轮风扇发动机。因为这种飞机可以在起飞和巡航时不加力，突显省油的特点，可增加飞机的作战半径；当投入战斗时，发动机开启加力，提供高推重比，则可改善飞机的机动性。所以，这类发动机在先进战斗机上得到非常广泛使用。

#### （4）涡轮螺旋桨发动机

涡轮螺旋桨发动机出现于 50 年代初期，其在基本原理上与涵道风扇发动机无异，只是没有外涵壳体，并用螺旋桨代替了风扇。这种发动机的特点是核心发动机所产生的大部分能量都通过涡轮，经减速器输送给螺旋桨，由螺旋桨做推进功。试验数据显示，从喷口排出的燃气所具有的动能较少，在地面台架上试验时仅占总功率的 5% 左右。所以，涡轮螺旋桨发动机通常被认为不是单纯的涡喷发动机，而是一种混合推进装置。这种发动机可以用于低空低速的军用运输机或民航飞机，能获得较好的经济效益。

图表 11 世界五款现役数量最多的运输机及其动力系统

序号	型号	服役规模	市占率	动力系统	发动机类型
1	C-130/L-100	889	21%	T56	涡轮螺旋桨发动机

2	King Air	292	7%	PT6A	涡轮螺旋桨发动机
3	C295/CN235	274	7%	PW100/PW127G	涡轮螺旋桨发动机
4	C-17	274	7%	PW2000	涡轮风扇发动机
5	An-24/26	253	6%	AI-24	涡轮螺旋桨发动机

资料来源:《World air forces 2018》 中航证券金融研究所整理

50年代初出现了涡轮螺旋桨发动机耗油率低,性能稳定,且当时被飞机制造业寄予厚望。但是,由于超音速螺旋桨研制较迟缓,60年代以后人们的注意力逐步转向了涡轮风扇发动机。近年来,涡轮前温度的不断提高,而且预计未来还将继续提高,因而所要求的涡轮风扇发动机涵道比也将越来越大。因此,一些工程师们又开始设想着不带涵道外壳的风扇,这就预示新一代螺旋桨或将出现。根据相关新闻报道,国外某些单位研制的超音速螺旋桨已经取得一些成果。但必须指出,新一代涡轮螺旋桨发动机的广泛应用仍然还是一个相对较远期的目标,短时期内仍难以代替涡轮风扇发动机,主要是因为螺旋桨的效率及噪声的问题还需进一步改善。此外,涡轮前温度在短期内也不太可能有大幅度的提高。

#### (5) 涡轮轴发动机

涡轮轴发动机是用于直升机的,它与旋翼配合,构成了直升机的动力装置。直升机的飞行速度较低,时速一般在200-300km/h,个别武装直升机也有超过400km/h。直升机保持悬停状态时,推进器必须产生与直升机本身重量相等的升力才能保持平衡。从理论上讲,旋翼的直径越大越好,因为同样的核心机产生同样的循环功率,其所配合的旋翼直径越大,则在旋翼上所产生的升力越大。但是,事实上,由于在能量转换过程中有损失,旋翼也不可能无限大,所以旋翼的直径设计是被限制。一般情况,将通过旋翼的空气流量设计为通过涡轮轴发动机空气流量的500至1000倍。

图表 12 世界五款现役数量最多的直升机及其动力系统

序号	型号	服役规模	市场占比	动力系统	发动机类型
1	S-70/SH/UH-60	3842	19%	T700	涡轮轴发动机
2	Mi-8/17	2860	14%	TV2-117	涡轮轴发动机
3	UH-1	1413	7%	T53	涡轮轴发动机
4	AH-64	1171	6%	T700	涡轮轴发动机
5	Mi-24/35	926	5%	TV3-117	涡轮轴发动机

资料来源:《World air forces 2018》 中航证券金融研究所整理

涡轮轴发动机的特点是核心发动机所产生的循环功率基本上都是通过涡轮和减速器输给旋翼和尾桨。涡轮轴发动机本身排出的燃气一般不产生推力,排气的方向也比较多样,通常是从结构上考虑为多,例如



提供额外的小额动力或者用于吹散高温尾气降低热量的释放。

涡轮轴发动机在 50 年代初期出现之后就逐渐代替了直升机的活塞式发动机。目前，在 200kW 以上的动力装置中，涡轮轴发动机已经占据了统治地位。在较小功率的动力装置中，仍有少数使用活塞式发动机。涡轮轴发动机作为直升机的动力装置，与活塞式发动机相比，主要的优点是重量轻，体积小。例如，同样为功率 600kW 左右的涡轮轴发动机的重量还不到活塞式发动机的三分之一。其次，涡轮轴发动机没有往复运动的机件，产生的振动和噪音较少。不过，涡轮轴发动机的单位燃油消耗率较高。以小型的发动机为例，涡轮轴发动机与活塞式发动机之间相差约 30%。不过对于大型发动机，他们的单位燃油消耗率非常接近。此外，在制造成本方面，小型涡轮轴发动机比较昂贵，因而在民用小型航空装备领域，其仍需与活塞式发动机产生一番竞争。

#### （6）可变循环喷气发动机

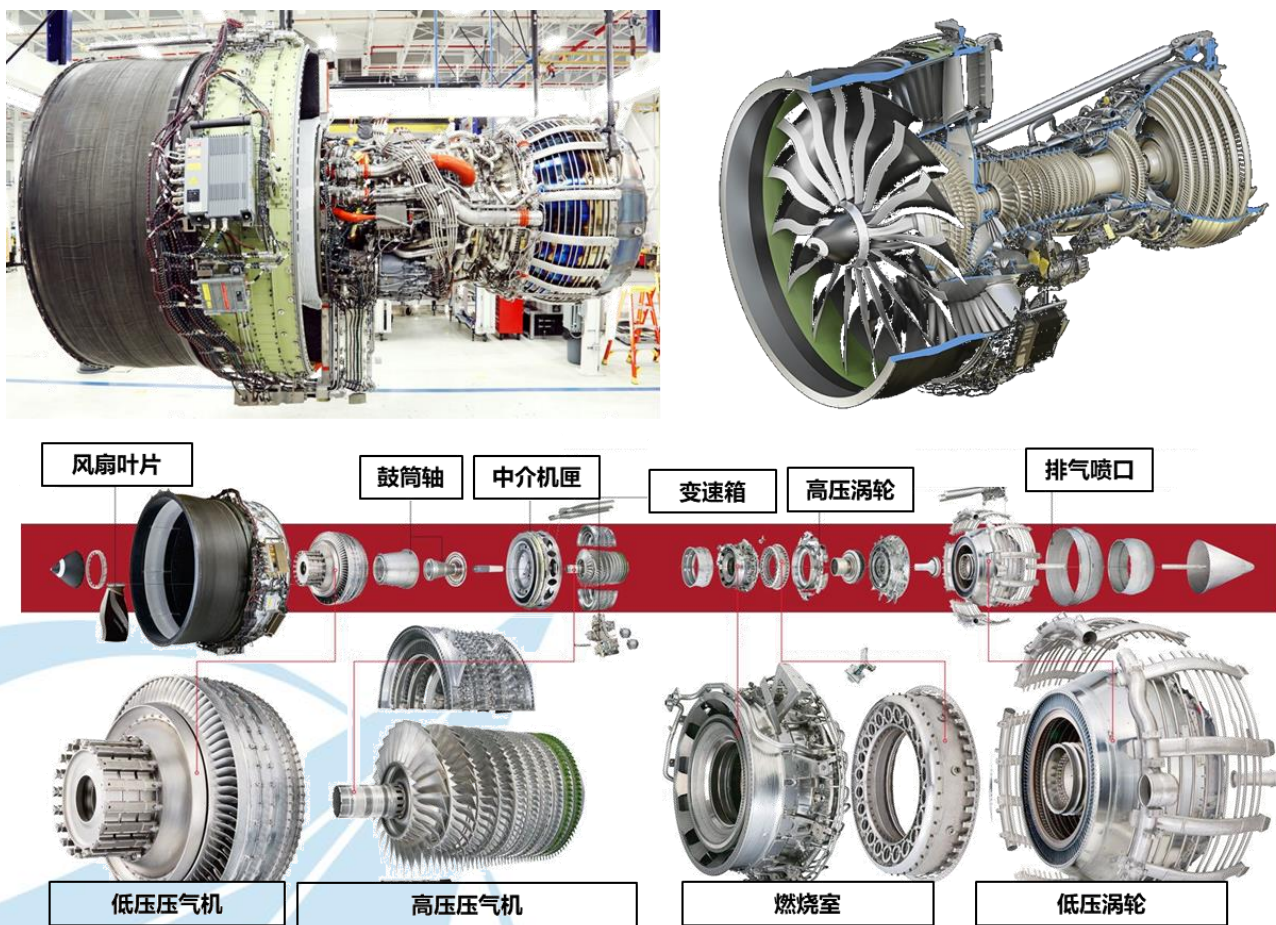
从上面各类发动机的介绍中，不难发现，需要什么样的发动机与飞行速度有很大的关系，但是飞机的飞行速度的变化的，特别是有些飞机被要求在较宽的飞行领域都能有良好的性能，这就要求有一种发动机可以根据不同的飞行状态，通过改变发动机内部流路的变化，使发动机热力循环发生变化，这样的发动机就叫做可变循环喷气发动机。一种比较少的变化，例如涡轮风扇发动机，可根据飞行速度的大小，主动地调节涵道比和涡轮功的分配，改善经济性能。另一种比较多的变化，是低速飞行的时候是涡喷发动机，高速飞行的时候变为冲压式喷气发动机。这不仅解决了冲压喷气发动机的起飞问题，而且还可以在低速飞行时正常使用，具有较高的循环热效率，该类型发动机也叫涡轮冲压组合式发动机。例如，美国 F120 发动机是一款典型的可变循环喷气发动机，虽然在 F-22 战机的动力系统竞争中败给了常规的 F119，但仍作为可替换发动机继续研制。

以上简单地介绍了涡轮发动机的多种衍生类型。由此看出，各类型发动机都不是彼此孤立的，而是紧密联系且相互渗透，共同构成了一个航空动力装置的体系。随着航空技术的进步，各个时期的要求以及各机种突出的问题都会发生变化。有些发动机是当前重点使用和发展的，但对于其他类型的发动机也要继续研制和发展。因为，在未来一定的条件下，例如技术上有所突破或客观上能发挥其特有的优势时，它们就有可能得到应用或发展。

## 五、航空发动机结构要求

涡轮发动机通常由进气道、压气机、燃烧室、涡轮和尾喷管五部分组成，部分军用发动机增加了加力燃烧室，以下针对这六个主要部件做简要介绍。

图表 13 通用电气 GEnx 发动机、横剖图及主要零部件



资料来源：网络来源 中航证券金融研究所整理

### （1）进气道

空气要经过一段管道，减速扩压，然后进入压气机，这段管道就是进气道，它是推进系统的一个组成部分。虽然有时进气道是飞机结构的一部分，但那只是结构上的需要而已。进气道在飞机上的位置安排有多重方案。如果发动机是外挂在机翼下或被安置在飞机尾部的支座上，进气道就是短舱的一部分，它的长度和形式完全可以根据发动机的要求而设计，但这种方案明显的增加外阻，一般多用于亚音速的飞机。进气道的位置安排形式变化比较多的是战斗机，包括机头进气、两侧进气、翼根进气等。早期的喷气式飞机多采用机头进气，后来因为飞机上电子设备多了，机头要安装雷达等电子设备，同时为了缩短进气道和改善驾驶员的视线，大都采用两侧、翼根或腹部进气。这种方案使气流在进气道中有多次拐弯，减少对雷达波的反射，也是隐身飞机的有利选择。不过，内部进气道设计所带来的问题是损失增加，更主要的还是在飞机做机动飞行时，迎角或侧滑角的影响，增加了进气道本身工作的不稳定性和压气机进口流场的不均匀



性。

进气道的设计形式主要取决于飞行速度。例如亚音速进气道，除了适合飞行速度小于 1 马赫的情况之外，也可以适用于小于 1.6 马赫的超音速飞行。在较高飞行速度时，就要改用超音速进气道，这种进气道随外界条件的变化性能比较敏感，一般还需要有调节结构。

## （2）压气机

压气机是航空涡轮发动机的一个重要组成部分，由进气系统、叶轮、扩压器和集气管四部分组成。压气机轴通过中间联轴节与涡轮轴相接，作用是接受涡轮的功对气流进行压缩，提高空气气压。目前，压气机主要有离心式和轴流式两种类型。

离心式压气机的结构简单可靠，性能比较稳定，但是由于它的效率较低，迎风面大，在 50 年代以后设计的较大推力的涡喷发动机中就不再出现了。不过，离心式压气机在小型的动力装置方面仍有一定的应用，例如巡航导弹、无人机驾驶侦察机、靶机或其他小型飞机上使用的动力装置。大量使用离心式压气机的是中小型直升机的动力装置，特别是小型直升机用的涡轮轴发动机，更是广泛地单独使用或与轴流式压气机配合。在小型动力装置上使用它，可以充分地发挥其优点，并能促使它原来一些缺点的转化，如效率问题，它就不比小型轴流式压气机差。此外，如果离心式压气机与轴流式配合使用，则迎面极大的问题也就不再突出了。因此，离心式压气机这些年来也得到了一定的发展。

轴流式压气机可以分为单转子和双转子。单转子压气机由一个转动件和静子件组成。转动件包括转子叶片（工作叶片）、轮盘和轴。轴流式压气机的级增压比相对较小，所以压气机通常由多级组成的。例如，双转子压气机由两个同心不同轴的压气机组成，前面的叫低压压气机，与低压涡轮一起构成低压转子；后面的叫高压压气机，与高压涡轮一起构成高压转子。工作中，两个转子没有机械上的固定连接，各自以不同的转速旋转工作。工作叶片是轴流压气机的重要零部件，其上作用着巨大的离心力、气体力和震动负荷，所以工作叶片由于振动而损坏是轴流压气机常见的故障之一。

## （3）燃烧室

燃烧室是燃油和空气进行混合燃烧把它们所具有的化学能转化为燃气热能的部件。空气来自压气机，燃气被输送到涡轮。因此，燃烧室的工作与涡轮发动机的其他部件的是非常密切的，其基本性能要求可概括如下：

1) 点火可靠，燃烧稳定。涡轮发动机在地面条件下启动是比较容易点火的，主要因为气压和温度都较高。但是，涡轮发动机在高空条件下熄火之后重新点火则比较困难，因为在高空熄火条件下发动机处于风车状态，压气机出口气流速度很大，大气压力和温度又都较低，即便是让飞机作俯冲的动作，有时也还很困难。所以，对于涡轮发动机来说，在一系列复杂的外界条件下，燃烧室能否保证可靠点火，保证稳定



燃烧而不被吹熄，就是燃烧室设计的主要目标。

2) 燃烧完全。燃油燃烧时绝大部分都通过燃烧把化学能转化为热能，提高了燃气的总焓，但也有一部分来不及燃烧而随着燃气流出燃烧室。燃烧室在设计状态下工作，释放热量的效率大约为 95%-98%。但是，在高空工作时，燃烧室内的气流压力较低，对燃烧效率有一定的影响，并且随着飞机高度的上升其燃烧效率也逐渐下降。

3) 压力损失小。气体流过燃烧室，有的直接参加燃烧，有的参加参混被加热，从而不可避免地存在着液体阻力和热阻，从而使气流的总压下降，这样将影响发动机的循环功，使得发动机推力下降和单位燃油消耗量上升。所以，应当力求减少气流在燃烧室内的总压损失。

4) 燃烧室出口温度应按所要求的规律分布。燃烧室比较短且流出的气体温度不均匀，为了保证涡轮叶片能可靠地工作，发动机设计要求燃烧室出口温度按一定的规律分布。基本可概括为：叶片的叶根及叶尖部位温度较低，在距离叶尖高度的 1/3 处温度可以达到最高值，这样有利于使得整个叶片接近于等强度。

5) 尺寸小，发热量大。缩短燃烧室长度不仅可减轻燃烧室的重量，还可以缩短压气机和涡轮之间的距离，从而减轻机匣和转子的重量，提升发动机的推重比。燃烧室的直径一般受到压气机和涡轮进出口尺寸的限制，从设计燃烧室的角度讲设计主动性比较少，所以主要是缩短燃烧室长度。

从上述的简述可知，这五方面的要求相互之间存在一定的矛盾，例如为了减轻重量而缩短燃烧室长度，但这将会影响燃烧程度、温度场的分布控制及在燃烧室头部的能量损失。所以，燃烧室的设计必须全面考虑，统筹兼顾，并根据任务要求突出主要方面。

#### （4）涡轮

涡轮是驱动压气机及其他附件的动力源。例如双轴式涡轮，它由高、低压涡轮组成并分别驱动高、低压压气机。每一个涡轮都可以分为转子和静子两个组件：

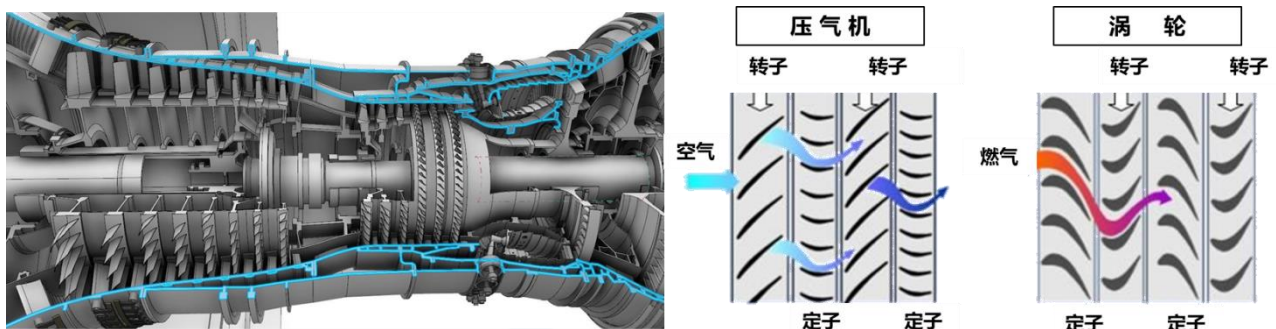
1) 涡轮转子，是由工作叶片、轮盘、轴及装在轴上的其他转动零件组成的一个整体。涡轮转子在高温及高转速状态下工作，并要传递大功率，所以它的工作条件非常恶劣。例如，一片 0.27kg 的普通涡轮叶片在高温工作时要承受 12t 以上的离心力，此外还要受到气动力矩的作用等。高温环境会使得叶片材料的极限强度下降，还会使得叶片材料产生蠕变和侵蚀。因此，涡轮叶片都是由耐热的高强度合金制成，例如镍基合金。

2) 涡轮静子，通常也叫导向器或喷嘴环，是由静子叶片（或叫导向叶片）、外环和内环等件组成。有时在它们之间还通过辐条和拉紧螺钉联系在一起，在内支撑上还装有涡轮轴承。作用在轴承上的力和静子叶片上的气动扭矩都通过叶片本身或辐条及拉紧螺栓传到外壳，外壳有时与涡轮外环制成一体。

涡轮是在高温下工作，继续提高涡轮前温度也是航空发动机发展的需要。近几十年来的实践表明，涡

轮前温度的不断提高主要是依赖于冷却技术的提升。对此，第一级导向叶片通常采用空心冷气叶片降温。而对于后面级的导向叶片，则根据设计条件可采用空心叶片等措施。工作叶片采用空气冷在过去比较少，但随着涡轮前燃气温度的不断提高及工艺水平的提高，目前工作叶片也需要进行冷却，例如有冲击冷却、对流冷却、气膜冷却和发汗冷却等不同的方式，特别是前三种方式已经在先进发动机中得到了广泛使用。

图表 14 涡轮与压气机的差别



资料来源：网络来源 中航证券金融研究所整理

涡轮和压气机都是叶轮机械，虽然有许多相似之处，但它们的功用和原理上是截然不同的。在能量转换方面，压气机是接受机械能，并把它转化为空气的压力位能和动能，而涡轮则把燃气的内能转化为机械能并把它向外输出，由此带来两者一系列相反的作用和过程。

#### （5）加力燃烧室

涡喷发动机在达到最大状态之后继续增加推力，就叫发动机加力。发动机加力有不同的方式，其中常用的一种是复燃加力，即在涡轮后再喷油燃烧。为了实现复燃加力，需要在涡轮后设置加力燃烧室。加力燃烧室与主燃烧室相比，有一些类似之处，但也有些不同之处，例如：

1) 点火可靠。与主燃烧室相比，其有利条件是来流温度高，有利于化学反应的进行。不利的条件是总气压偏低，气流速度高，来流含氧量偏低。相比之下，来流温度高仍起主导作用，一般情况下加力燃烧室里仍能可靠地点燃。只有在高空条件下会有一些困难。

2) 燃烧完全。在加力燃烧室里由于压力低，流速高，供油量大，完全燃烧的程度一般偏低。

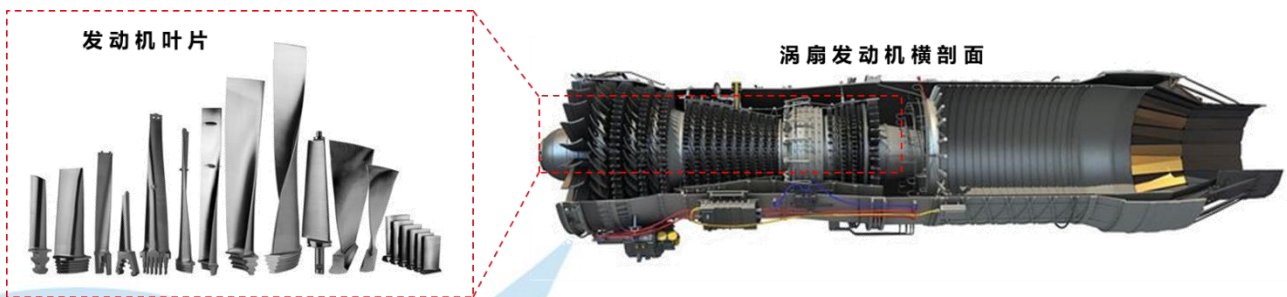
3) 燃烧振荡。加力燃烧室在工作时容易产生振荡燃烧，所以要设法避免。因为它的压力脉动幅度大，破坏性强，不仅损坏机件，而且可能很快引起熄火。

4) 总压损失小。涡轮排出的气体流速较大，虽然经过扩压，但由于受到径向尺寸的限制，其在燃烧区的流速仍然是较高的，因此在加力燃烧室里总压损失更大。

#### （6）喷管

喷管的主要功能有两个，首先是将涡轮（或加力燃烧室）流出的燃气膨胀加速，将燃气中的一部分热焓变为动能，高速从喷管排除从而产生反作用力；其次是通过调节喷管临界面积改变发动机的工作状态。除此之外，有的喷管还带有反推力装置，可以改变推力方向以缩短飞机着陆时的滑行距离或飞行动力方向；有的喷管还带有消音装置以减少排气的噪声。目前，先进战机已较多地使用了推力矢量喷管，即“矢量推力发动机”，对提高飞机性能具有明显的效用，例如改善机动性、增强格斗能力和缩短起飞距离等。

图表 15 航空发动机叶片



资料来源：网络来源 中航证券金融研究所整理

## 六、涡轮叶片发展及制造

航空燃气涡轮发动机中，各种叶片（风扇、压气机、涡轮的转子叶片与静子叶片）不仅数量大（一般有 3000~4000 件，甚至更多），而且要求高，它的工作好坏对发动机性能影响极大。当它们出现故障后，对发动机的可靠性与耐久性的影响是巨大的。例如，压气机前几级工作叶片如果折断，其断片随气流向后流时会打坏后面各级甚至涡轮的叶片。

另一方面，叶片特别是工作叶片工作条件又比较恶劣，它的叶尖切线速度很大（例如，GE90 高压压气机叶尖切线速度为 455m/s，高压涡轮还要大），所承受的离心负荷大，对于涡轮工作叶片，还要承受高的温度；叶片薄而长，特别是风扇叶片，在工作中会出现振动与共振问题；风扇叶片处于发动机进口处，易被发动机吸入的外来物（砂石、冰块与鸟等）打伤；流入发动机的空气往往会含带有沙尘，这些沙尘会磨蚀叶片表面；高温燃气中的某些杂质（例如硫）会对涡轮叶片造成腐蚀；沙尘如果进入涡轮工作叶片使冷却通道堵塞，会立即使叶片超温损坏等。

图表 16 航空发动机叶片材料

序号	分类	材料
1	风扇叶片	钛合金、树脂基复合材料
2	低压压气机叶片	钛合金



3	高压压气机叶片	钛合金、高温合金
4	低压涡轮叶片	单晶、定向、多晶高温合金
5	高压涡轮叶片	单晶高温合金，表面涂覆热障涂层

资料来源：网络来源 中航证券金融研究所整理

有时在发动机投入使用后较长的时间内，叶片不会出问题；但是随着使用时间增加后，叶片长期在砂尘的磨蚀下，原始型面被破坏，除影响性能外，还影响叶片的振动特性，会使原来不会出现振动的叶片，出现振动问题。例如，F/A-18 战斗/攻击机用的 F404 发动机，1980 年 5 月投入使用，发动机工作情况一直很好，但是，在累计使用时间超过 100 多万发动机飞行小时后的 1987 年，却出现了高压压气机 1 级与 3 级叶片共振断裂故障，断片卡在钛制叶片的叶尖与钛制机匣间，形成钛-钛相磨引起钛机匣着火，造成飞机失火而摔机。美国国防部于 1987 年 11 月宣布，当年美国海军共摔 F/A-18 战斗/攻击机 9 架，其中 4 架是由于叶片振动断裂引起的钛着火而造成的。

叶片是航空发动机最核心的零部件。不管是风扇叶片、压气机叶片，还是涡轮叶片都要承受不同的恶劣工况。其中，涡轮工作叶片在高温燃气包围下工作，不仅承受转子高速旋转时叶片自身的离心力、气动力、热应力以及振动负荷，而且在热燃气作用下还易于腐蚀。另外，由于航空发动机的工况不断变化，叶片还得经受冷热疲劳，所以它是发动机中工作条件最为恶劣的零件。涡轮叶片的高温强度对涡轮前燃气温度的选择起着决定性作用，从而对发动机性能产生很大的影响。航空发动机的发展过程始终围绕着如何提高涡轮前的燃气温度，例如：20 世纪 50 年代的发动机燃气温度仅为 1100K 左右，70 年代末发展的大型民用发动机的燃气温度则约为 1450~1550K，20 世纪 80 年代发展的军用及大型民用发动机的燃气温度则约 1650K，20 世纪末发展的，用于 21 世纪初的军用发动机燃气温度则高达 1850~1950K，甚至还要高达 2000K。为达到不断提高燃气温度的要求，一直是从两方面着手：研制与发展耐更高温的材料以及发展与改进叶片的冷却技术，以降低在高温燃气包围下叶片金属材料的温度。

风扇和压气机叶片主要以数控加工、精密锻造、超塑成形和扩散连接方法为主，辅以表面处理技术来完成叶片的高品质制造。涡轮叶片由于所处的环境更为恶劣，相较于风扇和压气机叶片，发动机对涡轮叶片的材料和加工工艺均都提出了更为严苛的要求。在工艺方法上，早期的工作叶片均采用高温合金锻造后经机械加工而成，随后采用熔模精密铸造制备。到了 20 世纪 80 年代则逐渐采用定向与单晶铸造的叶片。目前，涡轮叶片的制造普遍采用熔模铸造的方式，辅以磨削等其他一些加工方法，主要技术包括：

1) 无余量熔模铸造技术：这是一种能够直接制造具有复杂曲面，并省去叶身表面材料去除环节的技术。该技术能改善叶片的工作性能，提高其工作寿命，常用来制造定向或单晶空心无余量叶片，现已成为先进航空发动机涡轮叶片制造技术的重要发展趋势。该方法的关键技术之一是制造冷却结构的陶瓷型芯。

涡轮叶片的冷却效率越高，其内腔结构越是复杂，相应的陶瓷型芯结构也就更为复杂，最终导致对陶瓷型芯尺寸精度和铸造工艺的控制要求也就更高。

图表 17 航空发动机分代情况

类别	第二代	第三代	第四代	第五代
涡轮前温度	1300-1500K	1680-1750K	1850-1980K	2100-2200K
经典机型	贝斯MK202	F100、F110	F119, EJ200	F135
涡轮叶片	实心叶片	气膜冷却空心涡轮叶片	复合冷却空心叶片	双层壁超冷和铸冷涡轮叶片
叶片材质	定向合金和高温合金	第一代单晶和定向合金	第二代单晶合金	陶瓷基复材和第三代单晶合金

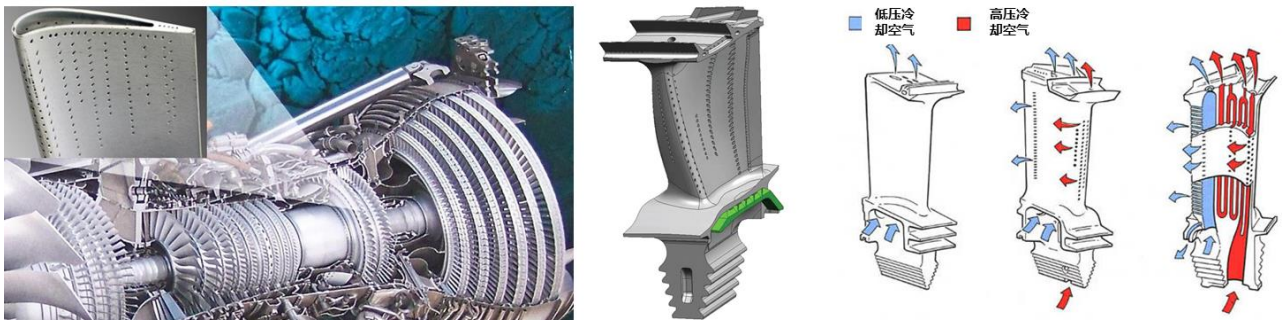
资料来源：网络来源 中航证券金融研究所整理

2) 定向凝固结晶控制技术：这是在熔模铸造型壳中使熔融合金沿着与热流相反的方向结晶凝固的一种铸造工艺。采用这种工艺成形的涡轮叶片具有很高的抗热疲劳和抗热冲击性。现如今，诸多集传统技术优势与最新工艺方法于一体的新型定向凝固技术不断涌现，包括区域熔化液态金属冷却法、电磁约束成形定向凝固法、深过冷定向凝固法、激光超高温梯度快速凝固技术以及连续定向凝固技术等。

再看涡轮叶片本身，为了完成由燃气化学能到转子机械能的转化，它在结构上主要由叶冠、叶身、缘板、叶根四部分组成。叶身的功能主要是实现叶片的气动特性，周向上相邻叶片的叶身之间构成气流通道，供高温、高压燃气流过并膨胀做功；同时，叶身型面还兼具调整气流方向的功能，保证气流进入排气系统时轴向速度均匀。缘板位于叶身与叶根之间，主要功能是形成独立的气流通道，保证高温燃气不会流入气流通道以外的涡轮盘、密封、支承等其他耐温性较差的部件。叶根的功能是连接叶片和轮盘，以便将功率传输到与轮盘相连的转子轴。叶冠的作用是减小叶尖由叶盆向叶背的漏气，提高涡轮效率，而且相邻叶片的叶冠之间的摩擦可以吸收震动能量，起到减振作用等。

目前，先进的燃气涡轮发动机的涡轮部位几乎都采用单晶空心叶片，即构型为空心结构的单晶叶片。它们长期服役于温度最高、应力最复杂、环境恶劣的条件下，要承受超过其金属融化温度数百摄氏度的高温和巨大离心拉伸应力，成为工况条件最为恶劣的航空零件，所以被誉为“王冠上的明珠”。为了冷却、减少应力、调频等目的而制成的只有一个晶粒、具有内部空腔的铸造叶片，整个叶片没有晶界，不仅消除了叶片上所有晶界避免裂纹源的产生，而且对叶片采用有效的复合冷却方式，以降低涡轮叶片在工作过程中的表面温度，应对逐渐提高的涡轮进口温度，大大提高了工作能力和自身寿命。

图表 18 航空发动机叶片、构造及工作原理



资料来源：网络来源 中航证券金融研究所整理

目前的涡轮叶片材料是高温合金，以 Ni 为基体，添加了 Cr、Co、W、Mo、Al 等众多合金元素。经过 20 多年的发展，目前出现了 20 多种单晶铸造高温合金。例如，第一代以镍基单晶高温合金 PWA1480、CMSX-2、Ren é N4 和我国生产的 DD3 为代表，其承温能力比最好的定向凝固铸造高温合金 PWA1422 有 25℃ 的优势；第二代以 PWA1484、CMSX-4、Ren é N5 和 DD6 为代表，比第一代又提高了 30℃ 左右；第三代单晶合金 Ren é N6、CMRX-10 和 DD9 等，比第一代耐温提高 60℃；目前正在研制的是以 MC-NG、TMS-138、TMS-162 等为代表的第四代和第五代单晶高温合金。

在涡喷 7 乙发动机研制过程，为了提高发动机性能，在原型机的基础上将涡轮前燃气温度提高了 100℃。对此，在其第一级涡轮转子叶片。叶片身部有九个径向小圆孔，下缘板和榫头之间有一段伸根，冷却空气由伸根两侧小孔流入叶片身内，进行对流冷却，这可使叶根温度降低 140℃ 左右。

关于冲击冷却叶片，在其空心叶片中装有导流片，导流片上开有小孔与缝隙，以便对准叶片内表面特别需要冷却的部位喷射冷却空气，加强冷却效果。随后冷却空气顺着叶片内壁面进行对流冷却，最后由叶片后缘排入燃气通道。这就是常用的气膜冷却技术。冷却空气由叶片端部进入叶片内腔，通过叶片壁面上大量小孔流出，在叶片表面形成一层气膜，将叶片与炽热的燃气隔开，达到冷却叶片的目的。气膜冷却的效果相对较好，一般可达 400-600℃。但这种叶片因表面小孔太多，制造工艺复杂，叶片强度收到一定的影响。此外，还必须指出，小孔容易堵塞，影响可靠工作，特别是对于小型动力装置尤为突出。

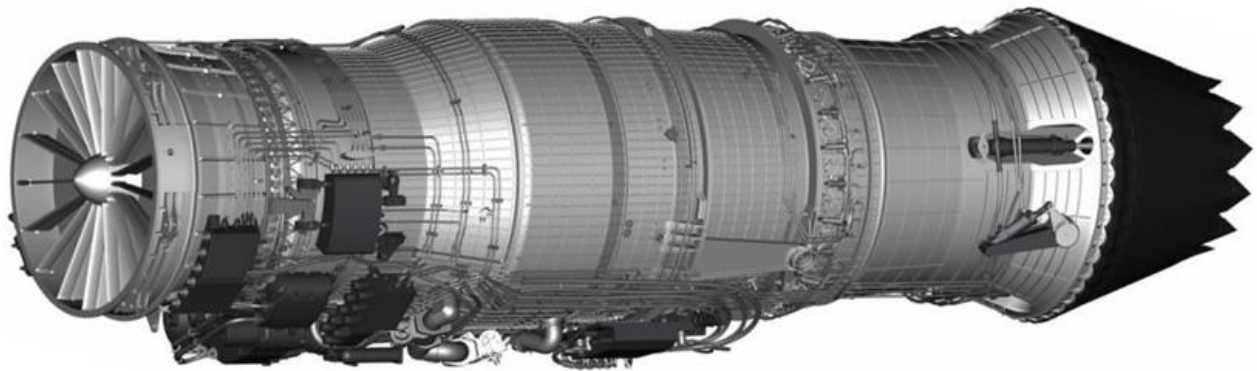
## 七、航空发动机发展方向

第二次世界大战之后，航空燃气涡轮发动机逐步取代了活塞式发动机，开创了喷气时代，成为航空动力的主导者。在科技技术持续创新的背景下，涡喷发动机、涡轮风扇发动机及涡轮螺旋桨发动机在不同时期展现了不同的优势，促使航空器的性能得到了稳步提升和多样式发展。



在国防科技领域内，先进战斗机使用的均为小涵道比涡扇发动机，目前已经发展至第五代。世界空军主力战斗机仍然主要搭载第三代航空发动机，其推重比约为 7-8、涡轮前温度约为 1600K 至 1750K。美国第四代战斗机 F-22 装载的 Pratt & Whitney F119 发动机是第四代的代表，F-35 的 Pratt & Whitney F135 是第五代军用航空发动机的代表，其推重已经超过 11、涡轮前温度约为 2100 至 2200K，其特点可概括为高推重比、小涵道比、高涡轮前温度。第五代航空发动机不仅具备较大的起飞推力以及高度的灵活性，还应满足超音速巡航能力等。2016 年，美国空军已经分别与 GE 和 Pratt & Whitney 签署合同，基于可变循环发动机项目（Adaptive Engine Transition Program, AETP）研发第六代航空发动机。该合同涵盖的工作预计于 2021 年底完成，未来或将为新型 F-35 战机提供动力。GE 公司表示，该发动机的设计将使得飞机活动范围扩大了 30% 以上，燃油效率提高 25%，和推力增加 10% 以上。此外，用于直升机的涡轴发动机也已经发展至第四代，而高性能无人机发动机也从早期的活塞发动机发展到涡扇发动机，例如美国“全球鹰”高空长航时无人机选用 AE3007H 发动机，最高飞行高度达到 19km 以上，滞空时间达到 30 多 h，发动机的寿命达到 10000h 以上。大型军用运输机采用的是大涵道比涡扇发动机，经过多年的发展，已经在安全性、可靠性和使用寿命方面取得了巨大进步和提升。

图表 19 GE 第六代涡扇发动机



资料来源：网络来源 中航证券金融研究所整理

在民用领域内，涡扇发动机已经成为民用干线客机市场的最重要的组成部分，并构建了符合不同级别干线客机、支线客机与喷气公务机所需的产品线。当然，发动机制作厂家一直都在研究通过提升热效率和涵道比来优化传统结构的大涵道比涡扇发动机的循环效率，并注重推广循环参数优化、气动设计整改和零件耐久性设计的分析，以此提升涡扇发动机的有效性，控制发动机的能源消耗。例如，罗罗公司已经将大涵道比涡扇发动机技术研究的项目整合为 Advance2X 项目，力求在 2020 年前将实现既定目标，使得发动机的能源消耗再降低 20%。

此外，齿轮传动涡扇发动机（GTF）也将继续获得发展，这一发动机类型就是让低压涡轮通过减速器来传动风扇的设计方案，先进的齿轮系统会让风扇在不同低压压气机和低压涡轮的速度下运行，并与现代化核心机实施组合，以此展现最低的运行成本，优化燃油效率和环保性。对于这项研究，普惠公司、德国MTU公司及俄罗斯等都进行了有关研究。其中，普惠公司已经在相关三维气动设计、轻质材料和压气机等方面的结构和技术探索中获取了一些成绩。罗罗公司公布的 UltraFan 方案也将包含 GTF 技术，并计划于在 2025 年服役，预计推力将会超出 100000 磅，涵道比也会提升到 15，总压比会达到 70，耗油率也将比遑达 700 发动机低 25%。

图表 20 未来即将面世的民用涡扇发动机

航空发动机型号	飞机型号	航空发动机厂商	上市时间
PW1900G	Embraer E-Jet E195-E2	Pratt & Whitney	2019 年
PW1400G	Irkut MC-21	Pratt & Whitney	2020 年
Aviadvigatel PD-14	Irkut MC-21	俄罗斯联合发动机制造集团	2020 年
PW1200G	Mitsubishi MRJ	Pratt & Whitney	2020 年
GE9X	Boeing 777X	GE Aviation	2020 年
PW1700G	Embraer E-Jet E175-E2	Pratt & Whitney	2021 年
Leap-1C	Comac C919	CFM International	2020 年-2021 年
CJ-1000AX	Comac C919	ACAE	2022 年

资料来源：《Commercial engines 2018》中航证券金融研究所整理

综合而言，未来军事和民用燃气涡轮发动机航空发动机在技术、产品发展的方向上基本一致，继续向着高推力、高可靠性、高安全性、良好维护性、低使用成本的方向发展，具体表现为：

1) 优化热力循环参数，即通过进一步提高压气机增压比和涡轮前燃气温度，降低耗油率和提高单位功率，使经济可承受性大幅提高；

2) 优化压气机和涡轮的气动设计，达到减少气体流阻损失、提高部件效率、扩大稳定工作边界、保持良好的性能、延长寿命、简化结构和减少零件数等目标。

3) 总体结构设计，未来 2000KW 以下涡桨发动机将倾向于双转子结构（即单转子燃气发生器 + 动力涡轮转子），压气机为轴流 + 离心组合式，采用多级动力涡轮（即自由涡轮）以求得到最佳的效率。2000kw 以上的涡桨发动机逐渐向三转子结构发展（双转子燃气发生器 + 动力涡轮转子），采用单元体设计和“视情”维护概念，简化外场维护保障要求，降低全寿命期使用成本等。

4) 新材料和材料工艺改进，新型复合材料的应用和新结构设计可减轻发动机重量，例如压气机采用

金属基复合材料不仅减轻了质量也提高了叶片切线速度，叶盘、整体叶环、对转涡轮等新结构的采用也减轻了部件质量。

5) 控制系统：未来全权限数字发动机控制器系统的发展趋势是采用分布式控制系统。与目前的集中式系统相比，分布式控制系统可以提高发动机的控制能力和可靠性，降低控制系统的复杂性和质量。同时采用光电敏感元件、高温电子设备和灵活的控制逻辑。控制系统的重量将大幅度减轻，环境适应性将进一步增强。

6) 零部件 3D 打印：3D 打印逐步实用化，满足航空发动机叶片型面复杂、零件众多、叶盘锻造加工工序纷繁复杂等要求。如通用电气公司与斯奈克玛合作采用 3D 打印 LEAP 发动机燃油喷嘴，将其耐久性提高了 4 倍，燃油效率提高 15%，重量降低 25%。

7) 变循环发动机：变循环发动机逐渐成熟，下一代可转换的涡喷/涡扇/冲压/涡轴发动机将会在不同速度范围内达到高的推进效率，在降低耗油率的同时，在提高飞机飞行速度等方面取得突破性进展。

8) 减速器：重载、高速、高效、轻质是其发展目标，其中新结构传动机构/零件（如面齿轮）、轴承/齿轮轴一体化设计、超高强度传动零件新材料和复合材料机匣等是研究方向。此外，国外已开始研究喷气旋翼和翼尖喷气发动机及液压传动减速系统。



AVIC



## 投资评级定义

我们设定的上市公司投资评级如下：

- 买入：预计未来六个月总回报超过综合指数增长水平，股价绝对值将会上涨。  
持有：预计未来六个月总回报与综合指数增长相若，股价绝对值通常会上涨。  
卖出：预计未来六个月总回报将低于综合指数增长水平，股价将不会上涨。

我们设定的行业投资评级如下：

- 增持：预计未来六个月行业增长水平高于中国国民经济增长水平。  
中性：预计未来六个月行业增长水平与中国国民经济增长水平相若。  
减持：预计未来六个月行业增长水平低于中国国民经济增长水平。

我们所定义的综合指数，是指该股票所在交易市场的综合指数，如果是在深圳挂牌上市的，则以深圳综合指数的涨跌幅作为参考基准，如果是在上海挂牌上市的，则以上海综合指数的涨跌幅作为参考基准。而我们所指的中国国民经济增长水平是以国家统计局所公布的国民生产总值的增长率作为参考基准。

## 分析师简介

李欣，SAC 执业证书号：S0640515070001，从事机械军工行业研究，探寻行业公司价值。

## 分析师承诺

负责本研究报告全部或部分内容的每一位证券分析师，在此申明，本报告清晰、准确地反映了分析师本人的研究观点。本人薪酬的任何部分过去不曾与、现在不与、未来也将不会与本报告中的具体推荐或观点直接或间接相关。

风险提示：投资者自主作出投资决策并自行承担投资风险，任何形式的分享证券投资收益或者分担证券投资损失的书面或口头承诺均为无效。

### 免责声明：

本报告并非针对或意图送发或为任何就送发、发布、可得到或使用本报告而使中航证券有限公司及其关联公司违反当地的法律或法规或可致使中航证券受制于法律或法规的任何地区、国家或其它管辖区域的公民或居民。除非另有显示，否则此报告中的材料的版权属于中航证券。未经中航证券事先书面授权，不得更改或以任何方式发送、复印本报告的材料、内容或其复印本给予任何其他人。

本报告所载的资料、工具及材料只提供给阁下作查照只用，并非作为或被视为出售或购买或认购证券或其他金融票据的邀请或向人作出邀请。中航证券未有采取行动以确保于本报告中所指的证券适合个别的投资者。本报告的内容并不构成对任何人的投资建议，而中航证券不会因接受本报告而视他们为其客户。

本报告所载资料的来源及观点的出处皆被中航证券认为可靠，但中航证券并不能担保其准确性或完整性，而中航证券不对因使用此报告的材料而引致的损失而负任何责任，除非该等损失因明确的法律或法规而引致。并不能依靠本报告以取代行使独立判断。中航证券可发出其它与本报告所载资料不一致及有不同结论的报告。本报告及该等报告反映分析员的不同设想、见解及分析方法。为免生疑，本报告所载的观点并不代表中航证券及关联公司的立场。

中航证券在法律许可的情况下可参与或投资本报告所提及的发行人的金融交易，向该等发行人提供服务或向他们要求给予生意，及或持有其证券或进行证券交易。中航证券于法律容许下可于发送材料前使用此报告中所载资料或意见或他们所根据的研究或分析。