



## 航空活塞式发动机的性能

### 本章关键词

有效功率(effective power) 单位燃油消耗率(specific fuel consumption)

有效效率(effective efficiency) 发动机工作状态(engine operating condition)

本章主要介绍航空活塞式发动机的主要性能指标、发动机的综合性能曲线和发动机的常见工作状态。

### 3.1 航空活塞式发动机的主要性能指标

#### 3.1.1 做功能力

##### 1. 指示功率

气体在汽缸内经过一个理论循环通过活塞所做的循环功叫做指示功。由于在膨胀冲程中气体对活塞做膨胀功,在压缩冲程中活塞压缩气体而消耗压缩功,因此,经过一个循环做的指示功等于膨胀功减去压缩功。

发动机的指示功率是指单位时间内整个发动机所做的指示功,即为组成发动机的所有汽缸的指示功与每秒完成的工作循环数之积。

##### 2. 机械损失及摩擦功率

机械损失主要包括:摩擦损失;进、排气损失,即进、排气过程中,克服压差所耗的功;附属工作系统耗功。以上三项机械损失造成的功率损失,合称为摩擦功率。

此外,带增压器的活塞式发动机,还需要通过曲轴消耗增压器功率。增压式发动机的机械损失造成的功率损失应为摩擦功率和增压器消耗功率之和。

##### 3. 有效功率

发动机输送给螺旋桨的功率称为有效功率,通常所谓的发动机功率指的就是有效功率。

吸气式发动机的有效功率等于指示功率减去摩擦功率;增压式发动机的有效功率等于指示功率减去摩擦功率和增压器功率。



影响有效功率的因素很多,除发动机转速、进气压力外,还有进气温度、大气压力和温度、油气比、滑油温度、飞行速度等。在使用转速范围内,发动机转速越高则有效功率越大。进气压力增加或进气温度降低,有效功率增大;随飞行高度升高,大气温度和压力均减小,则有效功率逐渐减小,并且增压式发动机的有效功率随高度增加而减小的速度比吸气式发动机的大。余气系数 $\alpha=0.8\sim 0.9$ 时有效功率最大,偏离此范围时有效功率减小。滑油温度保持在要求的温度范围内,有效功率高,否则有效功率降低。飞行速度高,汽缸充填量大,有效功率大,否则有效功率小。

### 3.1.2 经济性

#### 1. 机械效率

发动机的有效功率与指示功率之比,亦即有效功与指示功之比,称为发动机的机械效率。机械效率越大,有效功率所占指示功率的份额越多,机械损失越少。

#### 2. 有效效率

发动机在每一个工作循环中所做的有效功和该循环中所加燃料的理论发热量之比,叫做发动机的有效效率。有效效率计入了燃料的理论发热量转换为有效功过程中的热损失和机械损失的总损失。

吸气式发动机的有效效率为 $20\%\sim 30\%$ ;增压式发动机的有效效率为 $16\%\sim 28\%$ 。

有效效率表示发动机中热的利用程度。

#### 3. 单位燃油消耗率

实际上更常使用单位燃油消耗率来表述发动机的经济性指标。

每小时内每产生单位功率所消耗的燃料质量,称为单位燃油消耗率。燃油消耗率是描述航空活塞式发动机经济性的主要参数之一。单位燃油消耗率越小,则发动机的经济性越好。

影响单位油耗的主要因素有余气系数和机械损失。当混合气的余气系数等于最佳经济余气系数,即 $\alpha=1.05\sim 1.1$ 时,燃油消耗率最低;当余气系数偏离此范围时,燃油消耗率将增加。机械损失越小,发动机工作效率越高,燃料热利用率也越高,燃油消耗率越低。

## 3.2 航空活塞式发动机的使用性能

### 3.2.1 发动机的综合性能曲线

将发动机转速、进气压力、飞行高度对发动机功率的影响综合到一起即可得到发动机的综合性能曲线。图 3.1 和图 3.2 分别为某吸气式发动机和某增压式发动机的综合特性曲线。图中,左侧曲线为标准海平面下,转速、进气压力和发动机功率的关系;右侧曲线为节气门全开时,转速、飞行高度、进气压力与发动机功率的关系。

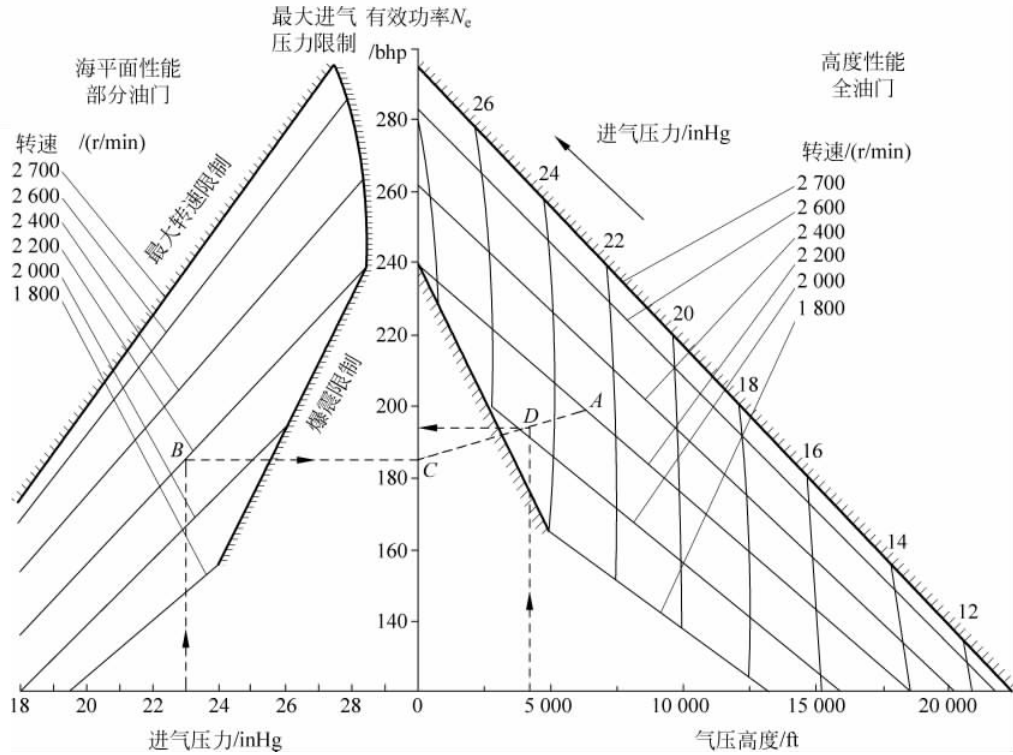


图 3.1 吸气式发动机综合特性曲线

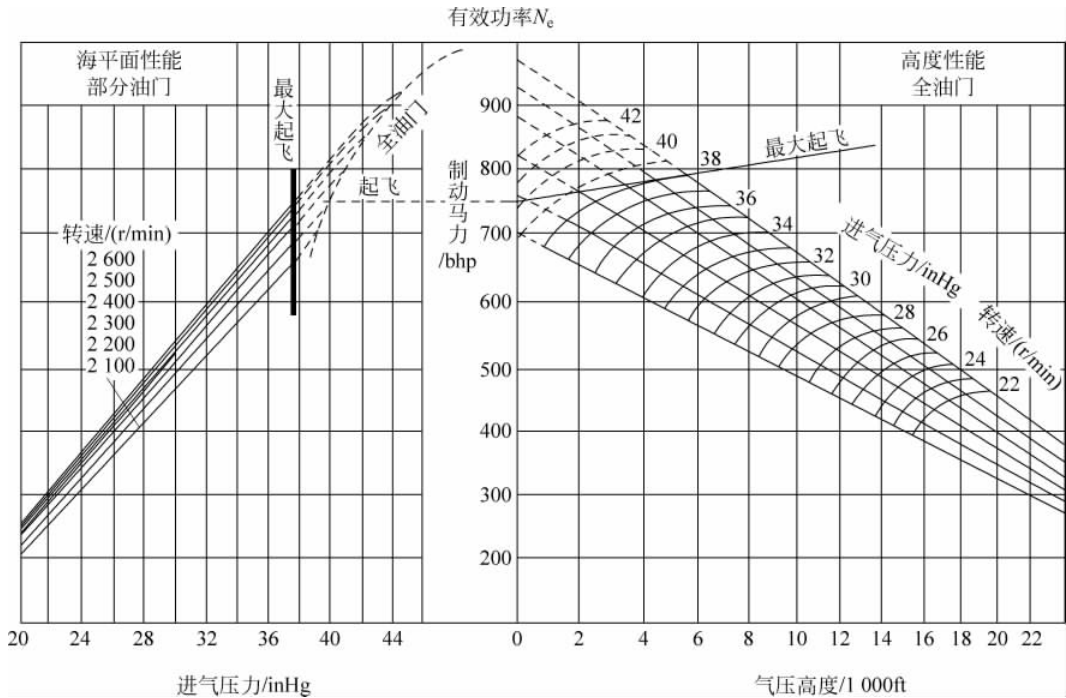


图 3.2 增压式发动机综合特性曲线



通过发动机综合特性曲线,可以清晰地看出转速、进气压力、飞行高度对发动机功率的影响。例如,某吸气式发动机在标准海平面,进气压力为 23inHg(1inHg=3 386.39Pa),转速为 2 200r/min 工作时(图 3.1 中 B 点),可查到发动机功率为 184hp(1hp=745.699 9W)(图 3.1 中 C 点)。若该发动机以同样的工作状态在空中工作,则发动机工作的最高高度为 6 250ft(1ft=0.304 8m)(图 3.1 中 D 点),对应的发动机功率为 200hp(图 3.1 中 A 点)。这是由于大气温度降低,充填量增加的缘故。将 A 点和 C 点连成直线就可得到发动机在同工作状态下,飞行高度(大气温度)对发动机功率的修正。如飞行高度为 4 000ft 时,可查到图 3.1 中 D 点,此时发动机的功率为 192hp。一般来说,此时大气温度每变化  $6^{\circ}\text{F}^*$ ,则发动机功率变化 1%。

### 3.2.2 发动机的常见工作状态

#### 1. 起飞工作状态

发动机使用全油门和最大转速工作的状态称为起飞工作状态,此时发动机可发出最大使用功率。

飞机在紧急起飞、短跑道、高温或高原机场起飞时,为尽可能缩短滑跑距离,可使用起飞工作状态;当飞机复飞或快速爬升时,为获得最大上升率,也可使用起飞工作状态。

在起飞工作状态下,发动机承受的热负荷和机械负荷最大,其连续工作时间不得超过 5min。特别是增压式发动机,由于此时进气压力较大,飞行使用中应严格遵守最大进气压力和最大转速的限制,在冬季高气压机场飞行时尤其应注意。

#### 2. 额定工作状态

额定工作状态是发动机设计时所规定的基准工作状态。该状态下的发动机参数称为额定参数,分别为:额定进气压力、额定转速和额定功率。额定功率比起飞状态低 10%~15%,额定转速比最大转速小 100~200r/min。

额定状态常用于飞机正常起飞、大功率爬升和大速度平飞。连续使用时间通常不超过 1h。

#### 3. 最大连续工作状态

发动机可长时间连续发出最大功率的工作状态,称为最大连续工作状态。该工作状态下的发动机功率为额定功率的 90%。发动机转速为额定转速的 96.6%。

最大连续工作状态常用于飞机爬升和大速度平飞,连续使用时间不受限制。

#### 4. 巡航工作状态

飞机巡航飞行时发动机的工作状态称为巡航工作状态。该状态下发动机功率较小,一般为额定功率的 30%~75%。在实际飞行时,驾驶员应根据飞行任务的需要,通过混合比杆操纵杆设置最佳功率状态或最佳经济状态。

\* 华氏度  $t_F$  与摄氏度  $t$  的换算公式为  $t_F = \frac{9}{5}t + 32$ 。



## 5. 慢车工作状态

慢车工作状态是指发动机稳定、连续工作的最小转速工作状态。此时,发动机油门位于最后,发动机的功率为额定状态的7%左右,发动机转速为最小转速。

慢车状态用于飞机着陆、快速下降、地面滑行等。发动机在慢车状态工作时,混合气为富油,发动机温度较低,电嘴容易积炭;同时发动机工作的稳定性较差,应尽可能缩短慢车状态使用时间。

## 本章小结

本章主要介绍航空活塞式发动机的性能,包括航空活塞式发动机的性能指标和航空活塞式发动机的使用性能。

航空活塞式发动机的主要性能指标包括两方面,表征做功能力的指标为:指示功率、摩擦功率和有效功率;表征发动机经济性的指标为:机械效率、有效效率和单位燃油消耗率。

发动机综合特性曲线,可以综合体现转速、进气压力、飞行高度对发动机功率的影响。

发动机的常见工作状态包括:起飞工作状态、额定工作状态、最大连续工作状态、巡航工作状态和慢车工作状态。

## 复习与思考

1. 表征航空活塞发动机做功能力的主要性能指标是什么?
2. 转速不变,有效功率随进气压力如何变化?
3. 进气压力不变,有效功率随转速如何变化?
4. 表征航空活塞式发动机经济性的主要性能指标有哪些?

## 阅读

### 探秘航空发动机发展历程(下)——燃气涡轮发动机时期

航空发动机发展历程第二个时期从第二次世界大战结束至今。60年来,航空燃气涡轮发动机取代了活塞式发动机,开创了喷气时代,居航空动力的主导地位。在技术发展的推动下,涡轮喷气发动机、涡轮风扇发动机、涡轮螺旋桨发动机、桨扇发动机和涡轮轴发动机在不同时期在不同的飞行领域内发挥着各自的作用,使航空器性能跨上一个又一个新的台阶。

#### 1. 涡喷/涡扇发动机

英国的惠特爾和德国的奥海因分别在1937年7月14日和1937年9月研制成功离心式涡轮喷气发动机WU和HeS3B。前者推力为530daN,但1941年5月15日首次试飞的格罗斯特公司E28/39飞机装的是其改进型W1B,推力为540daN,推重比2.20。后者推力为490daN,推重比1.38,于1939年8月27日率先装在亨克尔公司的He-178飞机上试飞



成功。这是世界上第一架试飞成功的喷气式飞机,开创了喷气推进新时代和航空事业的新纪元。

世界上第一台实用的涡轮喷气发动机是德国的尤莫-004,1940年10月开始台架试车,1941年12月推力达到980daN,1942年7月18日装在梅塞施米特 Me-262 飞机上试飞成功。自1944年9月至1945年5月,Me-262共击落盟军飞机613架,自己损失200架(包括非战斗损失)。英国的第一种实用涡轮喷气发动机是1943年4月罗罗公司推出的威兰德,推力为755daN,推重比2.0。该发动机当年投入生产后即装备“流星”战斗机,于1944年5月交给英国空军使用。该机曾在英吉利海峡上空成功地拦截了德国的V-1导弹。

战后,美、苏、法通过买专利,或借助从德国取得的资料和人员,陆续发展了本国第一代涡轮喷气发动机。其中,美国通用电气公司的J47轴流式涡喷发动机和苏联克里莫夫设计局的RD-45离心式涡喷发动机的推力都在2650daN左右,推重比为2~3,它们分别在1949年和1948年装在F-86和米格-15战斗机上服役。这两种飞机在朝鲜战争期间展开了你死我活的空战。20世纪50年代初,加力燃烧室的采用使发动机在短时间内能够大幅提高推力,为飞机突破声障提供足够的推力。典型的发动机有美国的J57和苏联的RD-9B,它们的加力推力分别为7000daN和3250daN,推重比各为3.5和4.5。它们分别装在超声速的单发F-100和双发米格-19战斗机上。

在20世纪50年代末和60年代初,各国研制了适合M2以上飞机的一批涡喷发动机,如J79、J75、埃汶、奥林帕斯、阿塔9C、R-11和R-13,推重比已达5~6。在60年代中期还发展出用于M3一级飞机的J58和R-31涡喷发动机。到70年代初,用于“协和”超声速客机的奥林帕斯593涡喷发动机定型,最大推力达到17000daN。

涡扇发动机的发展源于第二次世界大战。世界上第一台运转的涡轮风扇发动机是德国戴姆勒-奔驰研制的DB670(或109-007),于1943年4月在实验台上达到840千克推力,但因技术困难及战争原因没能获得进一步发展。世界上第一种批量生产的涡扇发动机是1959年定型的英国康维,推力为5730daN,用于VC-10、DC-8和波音707客机。涵道比有0.3和0.6两种,耗油率比同时期的涡喷发动机低10%~20%。1960年,美国在JT3C涡喷发动机的基础上改型研制成功JT3D涡扇发动机,推力超过7700daN,涵道比1.4,用于波音707和DC-8客机以及军用运输机。

以后,涡扇发动机向低涵道比的军用加力发动机和高涵道比的民用发动机的两个方向发展。在低涵道比军用加力涡扇发动机方面,20世纪60年代,英、美在民用涡扇发动机的基础上研制出斯贝-MK202和TF30,分别用于英国购买的“鬼怪”F-4M/K战斗机和美国的F111(后又用于F-14战斗机)。它们的推重比与同时期的涡喷发动机差不多,但中间耗油率低,使飞机航程大大增加。在70—80年代,各国研制出推重比8一级的涡扇发动机,如美国的F100、F404、F110,西欧三国的RB199,苏联的RD-33和AL-31F。它们装备目前在一线的第三战斗机,如F-15、F-16、F-18、“狂风”、米格-29和苏-27。目前,推重比10一级的涡扇发动机已研制成功,即将投入服役。它们包括美国的F-22/F119、西欧的EFA2000/EJ200和法国的“阵风”/M88。其中,F-22/F119具有第四代战斗机代表性特征——超声速巡航、短距起落、超机动性和隐身能力。

自20世纪70年代第一代推力在20000daN以上的高涵道比(4~6)涡扇发动机投入使用以来,开创了大型宽体客机的新时代。后来,又发展出推力小于20000daN的不同推力级



的高涵道比涡扇发动机,广泛用于各种干线和支线客机。10 000~15 000daN 推力级的 CFM56 系列已生产 13 000 多台,并创造了机上寿命超过 30 000h 的记录。民用涡扇发动机自投入使用以来,已使巡航耗油率降低一半,噪声下降 20dB,CO、UHC、NOX 分别减少 70%、90%、45%。90 年代中期装备波音 777 投入使用的第二代高涵道比(6~9)涡扇发动机的推力超过 35 000daN。其中,通用电气公司 GE90-115B 在 2003 年 2 月创造了 56 900daN 的发动机推力世界纪录。目前,普惠公司正在研制新一代涡扇发动机 PW8000,这种齿轮传动涡扇发动机,推力为 11 000~16 000daN,涵道比 11,耗油率下降 9%。

## 2. 涡桨/涡轴发动机

第一台涡轮螺旋桨发动机为匈牙利于 1937 年设计、1940 年试运转的 Jendrassik Cs-1。该机原计划用于本国 Varga RMI-1 X/H 型双引擎侦察/轰炸机但该机项目被取消。1942 年,英国开始研制本国第一台涡桨发动机罗罗 RB50 Trent。该机于 1944 年 6 月首次运转,经过 633h 试车后于 1945 年 9 月 20 日安装在一台格罗斯特“流星”战斗机上,并做了 298h 飞行实验。以后,英国、美国和苏联陆续研制出多种涡桨发动机,如达特、T56、AI-20 和 AI-24。这些涡桨发动机的耗油率低,起飞推力大,装备了一些重要的运输机和轰炸机。美国在 1956 年服役的涡桨发动机 T56/501,装于 C-130 运输机、P3-C 侦察机和 E-2C 预警机。它的功率范围为 2 580~4 414kW,有多个军民用系列,已生产了 17 000 多台,出口到 50 多个国家和地区,是世界上生产数量最多的涡桨发动机之一,至今还在生产。苏联的 HK-12M 的最大功率达 11 000kW,用于图-95“熊”式轰炸机、安-22 军用运输机和图-114 民用运输机。终因螺旋桨在吸收功率、尺寸和飞行速度方面的限制,在大型飞机上涡轮螺旋桨发动机逐步被涡轮风扇发动机所取代,但在中小型运输机和通用飞机上仍有一席之地。其中美国普惠公司的 PT6A 发动机是典型代表,40 年来,这个功率范围为 350~1 100kW 的发动机系列已发展出 30 多个改型,用于 144 个国家的近百种飞机,共生产了 30 000 多台。20 世纪 90 年代,美国在 T56 和 T406 的基础上研制出新一代高速支线飞机用的 AE2100 是当时最先进的涡桨发动机,功率范围为 2 983~5 966kW,其起飞耗油率特低,为 0.249kg/(kW·h)。

最近西欧四国决定为欧洲中型军用运输机 A400M 研制 TP400 涡桨发动机。该发动机以法国的 M88 的核心机为基础,功率为 7 460kW。

20 世纪 80 年代后期,掀起了一阵性能上介于涡桨发动机和涡扇发动机之间的桨扇发动机热。一些著名的发动机公司都在不同程度上进行了预计和试验,其中通用电气公司的无涵道风扇(UDF)GE36 曾进行了飞行试验。由于种种原因,只有俄罗斯和乌克兰的安-70/D-27 进入工程研制并计划批生产装备部队。但因飞机技术老化、发动机噪声不符合欧洲标准和试验中发生的问题较多,之后俄乌双方作出放弃装备该机的决定。

从 1950 年法国透博梅卡公司研制出 206kW 的阿都斯特 I 型涡轴发动机并装备美国的 S52-5 直升机上首飞成功以后,涡轮轴发动机在直升机领域逐步取代活塞式发动机而成为最主要的动力装置。半个世纪以来,涡轮轴发动机已成功地发展出四代,功重比已从 2kW/daN 提高到 6.8~7.1kW/daN。第三代涡轴发动机是 20 世纪 70 年代设计,80 年代投产的产品。主要代表机型有马基拉、T700-GE-701A 和 TV3-117VM,装备 AS322“超美洲豹”、UH-60A、AH-64A、米-24 和卡-52。第四代涡轴发动机是 20 世纪 80 年代末 90 年代初开始



研制的新一代发动机,代表机型有英、法联合研制的 RTM322、美国的 T800-LHT-800、德法英联合研制的 MTR390 和俄罗斯的 TVD1500,用于 NH-90、EH-101、WAH-64、RAH-66“科曼奇”、PAH-2/HAP/HAC“虎”和卡-52。世界上最大的涡轮轴发动机是乌克兰的 D-136,起飞功率为 7 500kW,装两台发动机的米-26 直升机可运载 20t 的货物。以 T406 涡轮轴发动机为动力的倾转旋翼机 V-22 突破常规旋翼机 400km/h 的飞行速度上限,一下子提高到 638km/h。

航空燃气涡轮发动机问世以后在技术上取得的重大进步可用下列数字表明:

服役的战斗机发动机推重比从 2 提高到 7~9,已经定型并即将投入使用的达 9~10。民用大涵道比涡扇发动机的最大推力已超过 50 000daN,巡航耗油率从 50 年代涡喷发动机 1.0kg/(daN·h)下降到 0.55kg/(daN·h),噪声已下降 20dB,CO、UHC 和 NO<sub>x</sub> 分别下降 70%、90%和 45%。

服役的直升机用涡轴发动机的功重比从 2kW/daN 提高到 4.6~6.1kW/daN,已经定型并即将投入使用的达 6.8~7.1kW/daN。

发动机可靠性和耐久性倍增,军用发动机空中停车率一般为(0.2~0.4)/1 000 发动机飞行小时,民用发动机为(0.002~0.02)/1 000 发动机飞行小时。战斗机发动机整机定型要求通过 4 300~6 000TAC 循环试验,相当于平时使用 10 多年,热端零件寿命达到 2 000h;民用发动机热端部件寿命,为 7 000~10 000h,整机的机上寿命达到 15 000~20 000h,也相当于使用 10 年左右。

总之,航空涡轮发动机已经发展得相当成熟,为各种航空器的发展作出了重要贡献,其中包 M3 一级的战斗/侦察机,具有超声速巡航、隐身、短距起落和超机动能力的战斗机、亚声速垂直起落战斗机、满足 180min 双发干线客机延长航程(ETOPS)要求的宽体客机、有效载重达 20t 的巨型直升机和速度超过 600km/h 的倾转旋翼机。同时,还为各种航空改型轻型地面燃气轮机打下基础。

来源: www.xilu.com

原文链接: [http://junshi.xilu.com/2011/0527/news\\_343\\_161152.html](http://junshi.xilu.com/2011/0527/news_343_161152.html)



ARTICLE

下篇



# 航空燃气涡轮发动机

