

## 评述

## 大流量比涡扇发动机的发展

陈 光

(北京航空学院)

## 摘 要

本文概述并评介了第二代、第三代大流量比涡扇发动机的发展途径,以及为提高发动机性能所采取的主要技术措施。并对我国发动机的发展提出了一些意见。

## 一、概 述

推力大、耗油率低的大流量比涡扇发动机于七十年代初期投入使用以来,迄今不过十五年时间,却已发展了几十种型号、三代产品。第一代为最初投入使用的JT9D、RB211-22B、RB211-524、CF6-6、CF6-50等,这些发动机目前仍在航线上广泛使用。第二代是缩小推力的,如CFM56、RJ500、PW2037、RB211-535E4等<sup>[1]</sup>。第三代为八十年代开始发展的,拟于今后三、五年投入使用的,如CF6-80C2(已于1985底投入使用)、PW4000、V2500等<sup>[2,3,4]</sup>,其特点是耗油率更低、零件数目大减,使用寿命增加,性能衰退较缓等。例如普·惠公司的PW4000与该公司的性能最好的JT9D(JT9D-7R4)相比,在外廓尺寸未变的条件下,耗油率下降7~11%,推重比由5.3提高到6.5以上,零件数目减少一半多,维护费减少1/4,而单位推力的价格基本不变<sup>[5]</sup>。民用大流量比涡扇发动机的高速发展,一方面是由于大型客机要求发动机的性能更好、安全可靠、使用费用低廉,另一方面也是由于竞争激烈的民航客机销售市场刺激的结果。各厂家为了能在市场竞争中取得优势,都是竭尽全力地发挥各自技术特长,汲取其它厂家、行业的先进技术,改进部件及发动机的性能,并发展新型号的机种。这种技术上的竞争,推进了喷气技术的发展,它们的发展途径及发展中所采用的先进技术,有许多都是可以借鉴的。

本文将着重论述并分析大流量比涡扇发动机由第一代发展到第二、三代时所采用的主要技术措施与发展途径。

## 二、发 展 途 径

大流量比涡扇发动机的发展途径,大致有三类:

1. 对已服役的发动机进行不断改进、改型,使性能逐步提高,最终由量变到质变,衍生出新的发动机。如JT9D由1970年首次定型的JT9D-3A开始,经过多年的改进,由-3A型发

展了-7A、-7J……等,最后发展了由结构到性能均有较大改善的JT9D-7R<sub>1</sub><sup>[5]</sup>。

2. 将已服役、性能较好的发动机进行缩小衍生生成新的发动机。这种缩小改型中,一般是保留原有的核心部分,只是将风扇按所需推力进行缩小,相应地改动低压涡轮,例如RB211-535即是RB211-22B的缩型<sup>[1]</sup>。缩型后的发动机也采用前述的方法进行不断改进。

3. 直接发展新型号的发动机,如CFM56、RJ500、PW2037、PW4000、V2500等。在直接发展的新型发动机中,几乎全是由多国合作研制的,其原因主要是对民用大发动机的要求愈来愈高,同时也是为了能在市场竞争中取得优势。发展这些发动机的过程必然是耗资巨大、旷日持久的。合作研制,既可分担巨额的资金,也可采用各家的技术特长,承担的技术风险较小,同时还可利用各自国家的影响来加强在市场竞争中的地位。这些发动机,虽是发展的新型号,但也都采用了各家研制成熟机种的技术、甚至整个部件,以及各家新发展的一些技术。

### 三 特点与措施

概括起来,新近投入使用或正在研制的第二代、第三代大流量比涡扇发动机的主要特点是:适应性较广(每种发动机推力范围较广,可满足不同使用者的要求),耗油率低,性能衰退趋势较缓,零件数目少,使用寿命长等。为了达到这些要求,相应地采用如下的一些措施及先进技术:

#### 1. 关键参数留有较大裕度

涡轮前燃气温度是影响发动机性能、可靠性及寿命的关键参数。目前,多数民用发动机均没有用到金属材料所允许的极限温度,而留有较大裕度,例如RB211-524正常使用的温度与定型时的温度间有130—150℃的裕度,CFM56正常使用的温度比试验时的温度低110℃等。

在燃气温度上留有较大裕度,除能保证发动机热端部件安全可靠工作外,还能使发动机在某些情况下能超温工作,为双发飞机采用自动性能储备(APR)系统<sup>⊙</sup>提供了可能性。另外,发动机可供选用的推力范围较广,能满足不同使用者的需要,也为发展留有一定的潜力。

#### 2. 减少性能衰退

大型涡扇发动机使用时限较长,一般可用五、六年,甚至更长。但是,随着使用时间的增长,发动机的部件效率会下降,因而耗油率及排气温度均会上升。这种随着发动机使用时间加长而带来的性能衰退,会给使用者带来较大的经济损失。由于目前大中型客机,一般均可采用几种不同型号的发动机,因此航空公司在订购飞机选用发动机型号时,不仅考虑交付时发动机的性能,而且还要考虑到性能衰退的趋势。为此,目前发展的各型大发动机,均采用了一些防止性能衰退过大的措施,现列举如下:

##### (1) 双层机匣

将发动机的机匣作成双层的,外层机匣作为承受并传递负荷的承力结构,内层仅作为气流通道的轮廓。这样,即使在承力结构有较大变形时,由于内层机匣不随之变形,仍能保持均匀的叶尖间隙<sup>[6]</sup>。RB211的涡轮,燃烧室,高、中压压气机均做成双层机匣,是采用双层机匣最多的机型,加上其它一些措施后,它的性能衰退趋势较缓,但也使发动机重量增加约100kg。CFM56、PW2037、PW4000、V2500等发动机则在高压压气机后几级至燃烧室头

⊙ 双发飞机飞行中,如一台发动机停车,另一台发动机自动加大推力,以保障飞行安全的系统

部处作成双层机匣,因为该处系核心机直径最小处,容易变形,作成双层机匣后,增大了发动机的纵向刚性,能保持末几级压气机的叶尖间隙均匀。

### (2) 缩短支点间距离

转子支点间距离过长,会使转子在工作中易于变形。因此缩短支点间距离也是保持发动机性能的有效措施,同时它还能缩短发动机长度。目前缩短支点间距离的措施有:a 发展短的环形燃烧室;b 发展性能较好的高压比、大焓降的压气机、涡轮,以减少级数;c 改变支承方案,如JT9D低压转子只有二个支点,使低压轴过长,易于变形,在发展为PW4000时,增加了一个支点,缩短了支点间距离。

### (3) 防止外来物对气流通道内零件造成损伤

外来物进入发动机会使叶片变形、损坏,即使未造成发动机损坏,也会使某些部件的性能变坏,影响发动机性能。因此,除加强风扇叶片抗击外物打击的能力外,还应尽量减少砂、石等外物进入核心部分。目前采用的措施有:在风扇与低压压气机间留有较大缝隙;将进入核心的通道作成弧形,并开有排泄外物的缝槽,使流入核心部分的气流在拐弯时,外物在离心力作用下甩到外涵道;改变叶型,或在叶片涂以抗磨蚀的涂层,使叶片前缘不易被外来物磨蚀等。

## 3. 减少零件数目

与军用发动机一样,民用涡扇发动机也向减少零件数、简化结构的方向发展,以降低发动机的重量及成本,提高发动机的寿命。新一代的涡扇发动机零件数目明显少于其第一代。减少零件数的主要措施有:提高转速(相应地要提高轮盘材料的强度);采用先进的技术,减少压气机、涡轮的级数;压气机中采用可减少叶片数的可控扩散度叶型;采用焊接的压气机转子;采用铸焊结合的整体中介机匣,整体铸造的燃烧室扩压器与外机匣;改变支承方案以取消涡轮级间承力机匣等。

自RB211在民用发动机中首先采用焊接转子以来,焊接转子已广泛地在第二、三代发动机中采用。一般是将相同材料的盘、鼓焊接成一体,然后再用螺栓将不同材料焊接的转子连接成为整个转子。转子的焊接方法有:惯性摩擦焊、电子束焊等。

提高压气机平均级增压比,不仅使转子支点间距离缩短,而且零件数目也可减少。例如CF6-50压气机的平均级增压比为1.194,增压比12共用了14级,而CFM56级增压比提高到1.305,增压比11只有9级。因此CFM56与CF6-50相比,轮盘与叶片数分别少36%与27%。目前民用发动机平均级增压比最高者为V2500的1.349,它的10级压气机增压比高达20。

普·惠公司发展PW4000时,采用了下述一些措施,使零件数目比JT9D的少54%:在低压压气机中采用第二代可控扩散度叶型,叶片数减少9%;在高压压气机中,提高转速27%;采用焊接转子及第二代可控扩散度叶型,零件数减少41%;在燃烧室中,采用整体铸造的扩压器与机匣等,零件数减少60%;高压涡轮由于提高转速等措施,零件数减少55%;低压涡轮采用三元流设计,零件数减少9%等。

## 4. 改进部件设计

### (1) 风扇叶片

为了提高风扇叶片抗振能力及防止外物击伤能力,大部分风扇叶片均有1~2个中间凸台,这些凸台对风扇性能影响较大,一般会使效率降低1~1.5%。为此,改进或取消凸台已成为各厂家的研究课题。如JT9D风扇叶片原有二个凸台,当改型为JT9D-7R4时,取消了一个

JALSP

分别用较好与较次的材料作成,内壁作成分段的,两层间有冷却空气流过,以提高火焰筒的寿命<sup>[12、13]</sup>,在V2500上采用了类似的结构。普·惠公司目前又在双层壁结构的基础上发展一种称为浮壁式的火焰筒<sup>[14]</sup>。

#### (4) 涡轮

冷却空气通过小预旋喷嘴加速后流入涡轮工作叶片的措施,目前已获广泛应用,以便降低冷却空气的温度,减少损失。加上在叶片上采用较先进的冷却技术和隔热涂层后,可以减少冷却空气量,降低发动机耗油率。PW4000的涡轮冷却空气量比JT9D少26%<sup>[4]</sup>。CFM56采用单级高焓降高压涡轮,使进入工作叶片的燃气温度比CF6-50的低50℃,加上只需冷却一级,冷却空气量比CF6-50的低很多。由于局部气膜冷却方法采用渐多,冷却空气中如混有尘埃,会造成冷却孔道的堵塞,因此在引冷却空气的流路中,应安装分离尘埃的装置。另外,为提高低压涡轮的效率及作功能力,CFM56-5、PW4000、CF6-80C2等上,将涡轮后的承力机匣传力支板作成叶片的形状,起到半级涡轮的作用。

#### (5) 弹性支座与挤压油膜

弹性支座与挤压油膜仍然在大型涡扇发动机、特别是在新近发展的发动机上采用。例如早期的RB211上采用了挤压油膜<sup>[8]</sup>,新近发展的PW2037、PW4000、V2500上,采用了弹性支座与挤压油膜<sup>[5]</sup>。这三型发动机的高压转子前轴承(滚珠)采用了杆式弹性支座及挤压油膜,低压转子后轴承(滚棒)采用了挤压油膜。这是减少发动机振动、提高发动机寿命的一项重要措施。

#### (5) 其它

此外,还采取了一些其它改进部件设计的措施,如在三转子涡扇发动机中,将外涵、内涵分别排气改为由共用的喷管排气,可提高风扇效率,降低排气损失及噪音,反推时增大反向推力,因此,RB211-535E4采用了这种方案<sup>[6]</sup>。

又如,取消涡轮级间承力机匣,可降低发动机长度,减少损失,当然要相应改变转子支承方案,如CF6-50发展为CF6-80时,即取消了这种级间承力机匣<sup>[2]</sup>。

### 5. 材料

#### (1) 涡轮叶片材料

已广泛采用定向凝固精铸的高温合金,与此同时,单晶叶片已由实验研究阶段进入发动机使用阶段,例如, JT9D-7R4、PW2037、PW4000、V2500等的高压涡轮1、2级工作叶片均已采用了单晶叶片。

#### (2) 粉末冶金的轮盘

采用粉末冶金的轮盘,能使原材料消耗降低50~75%、成本降低75%以上,因而已在民用涡扇发动机上采用,例如JT9D、PW2037、PW4000、V2500、CFM56等的高压涡轮盘及末级压气机轮盘均采用了这种毛坯。

#### (3) 非金属复合材料

非金属复合材料在发动机上的使用范围已逐渐扩大,除转子叶片、轴、轮盘等尚未使用外,冷端部件中已采用较多,例如在CFM56上:风扇出口机匣内壁的声学衬套用Kevlar49、环氧树脂、Hytrel5526及Hytrel4659等复合材料组成的蜂窝结构;风扇转子进气锥用Kinel5504玻璃钢;风扇转子轴上安装的油气分离器采用聚酰胺-酰亚胺 Torlon4203L;前滑油腔封严件

采用Kinel玻璃钢；低压压气机气流通道内壁用环氧玻璃钢，外壁用Kermid5504。

## 6. 间隙控制

压气机、涡轮转子叶尖与机匣内环面间的间隙（叶尖间隙）对发动机性能影响较大，特别是对于大流量比涡扇发动机，由于总增压力很高，末几级压气机与高压涡轮叶片高度不大，相对间隙值大，间隙对性能影响更为突出。另外，当发动机工作时，还会由于工况变化使叶尖间隙有较大的变化，因此要采取措施来保持在使用时、特别是在巡航条件下有较小的间隙。可采用的措施有：

（1）保证装配与工作时沿圆周有较均匀的叶尖间隙，主要要求机匣有较好的刚性，以保证内孔的圆度。有时在机匣内表面涂以易磨涂层，转子叶尖处覆以耐磨材料，装配时，将转子作为磨轮，在机匣中磨削出一个同心圆环，以保证叶尖间隙均匀。

### （2）主动间隙控制技术

发动机工作时，按预定规律（根据发动机的工况或飞机飞行高度等）调节冷却或加热涡轮，压气机的气流，以改变或保持叶尖间隙，这措施称为主动间隙控制。目前大多数发动机的高压涡轮中均采用，有的高压压气机后几级和有的低压涡轮也采用。通常是用冷却空气对机匣外壳进行冷却来调节间隙，但在PW4000的高压压气机中，却采用了热空气加温转子的方法来调节叶尖间隙。

### （3）被动间隙控制技术

指在发动机结构设计中，采取一些不随发动机工况变化而调节的措施，也称自主式间隙控制，一般采用的方法有：（a）采用线膨胀系数小的Incol903合金作机匣（高压压气机、低压涡轮机匣）；（b）引风扇后的空气对低压涡轮机匣冷却；（c）对单层机匣的高压压气机，引温度较低的空气到转子中心对转子进行冷却等。

## 7. 发动机的调节器

民用大型涡扇发动机的调节器已由早期的液压—机械式调节器逐渐过渡到全功能数字式电子调节器，例如PW2037、PW4000、V2500上均采用了全功能数字式电子调节器。但有些厂家认为全功能数字式电子调节器的发展费用高，带来的收益也许不会太显著，因而采用了在液压机械调节器的基础上，引入数字式电子调节器的某些功能，组成了液压机械-电子混合式调节器，CFM56、CF6-80、RB211-535E4等均采用这种调节器。

## 四、几点看法

综观国外大流量比涡扇发动机三代产品的发展，能够归纳出一些可供我国发展航空发动机中应该注意的几点意见：

### 1. 不断改进

定型的发动机，即使是先进的发动机，也不能多少年一贯制，不作改进，而是要不断改进。国外的许多发动机，在刚取得定型合格证时，就开始了改进计划，只有通过不断的改进，才能使发动机性能（推力、耗油率、性能衰减趋势、寿命、维护性等）不断提高，这不仅是市场竞争的需要，也是节约能源、提高发动机安全可靠、提高经济效益的需要。因此，要大力对已定型的发动机进行不断的改进工作。

### 2. 采取小步哲学

在不断改进发动机性能的过程中，应该采用小步哲学，即不断发现现有部件的不足之

处或潜在的提高性能的可能性,即使是微小之处也不放过,逐一予以解决,积少成多,由不断的量变达到最终的质变,使发动机性能有较大的突破。

### 3. 采用先进技术

在不断改进发动机的过程中,要尽量采用先进技术成果,不仅要能将其它国家,其它行业,其它发动机上的一些先进技术,经过消化后引进采用,且应开展一些基本理论与工程发展的研究,并尽快将这些成果运用到工程实际中。

### 4. 积累使用经验

积累、整理并分析现有发动机的使用经验,以及收集国外发动机研制,使用情况,也是对改进发动机的设计很有用的,因此要重视,并应组织人力开展这些工作。

## 参 考 文 献

- [1] 陈 光,“民用大流量比涡扇发动机及其第二代”,国外航空,1979年,第2期
- [2] 陈 光,“CF6-80大流量比涡扇发动机”,国际航空,1984年,第4期。
- [3] 朱伟亿,“五国共同研制V2500涡扇发动机”,国际航空,1984年,第5期。
- [4] 翮 发,“美国新研制的PW4000系列发动机”,国际航空,1983年,第10期。
- [5] 陈 光,“普·惠的三代大流量比涡扇发动机的发展”,北京航空学院,科研资料BH-B2034,1985年10月。
- [5] 周斯璠,“RB211发动机设计特点及其发展”,国际航空,1984年,第10期。
- [7] 周斯璠,“宽弦长风扇叶片”,国际航空,1984年,第6期。
- [8] 陈 光,“英国RB211三轴式涡轮风扇发动机”,国外航空技术,发动机类第37号,1975年12月1日。
- [9] SanpL.F. R., “Stste of the Art in Aircraft Gas Turbine Technology”, ASME Paper №85-IGT-87.
- [10] Behlke. R.F., “The Development of a Second-Generation of Controlled Diffusion Airfoils for Multistage Compressors”, ASME Paper №85-IGT-9
- [11] 石 靖,“涡轮中的二次流与倾斜叶片”,国际航空,1985年,第8期。
- [12] 周斯璠,“普·惠公司节能发动机的先进技术”,国际航空,1982年,第1期。
- [13] 李 烽,“通用电气公司的节能发动机”,国际航空,1982年,第1期。
- [14] 朱伟亿,“浮壁式燃烧室”,国际航空,1984年,第11期。
- [15] Cai Yu-Jin, “Increasing Surge Margin in an Axial Flow Compressor Using “End Bend Air-foils”, ASME Paper №85-IGT-25.

学会简讯

## “叶轮机气动弹性力学”短训班8月开办

叶轮机气动弹性力学是七十年代中期兴起的新兴学科,并由理论与应用力学国际联盟(IUTAM)正式命名。在我国,继1985年第一届全国流体——弹性交互作用学术会议之后,将于1987年在北京召开第二届会议。另外,IUTAM所属叶轮机气动弹性力学科学委员会决定第五届叶轮机气动弹性力学国际学术讨论会将于1989年在中国召开。

为了配合上述学术会议和提高我国有关科技人员的专业水平,中国航空学会动力专业委员会和中国力学学会流体力学专业委员会委托北京航空学院“叶轮机气动弹性力学”科研组,于1986年8月4日至26日在北航举办“叶轮机气动弹性力学”短训班。

(杨帆)

readily to establish the simplified mathematical model of gas turbine as a nonlinear system. At first, we calculate the linear model for the design point, and then in accordance with the variation of this dominant factor the dynamic model for the other operating points can be approximately determined (for steady and unsteady regimes). The feasibility of this method is proved by experiment.

## INTEGRATED DYNAMIC MODEL OF TWO-VARIABLE SUPERSONIC INLET-ENGINE COMBINATION

Yang Jianbo and Guan Yanshen

(Northwestern Polytechnical University)

### Abstract

An integrated dynamic model of a two-variable (normal shock position and engine speed) inlet-engine combination is formulated on the basis of the idea in author's former paper, but the effect of engine flow feedback on the inlet during transient period is taken into consideration and the matrix fraction description method is applied to transforming frequency domain into state space domain in the model. The results of a sample digital simulation for NASA 48cm inlet-J85 engine combination show that the method of formulation is satisfactory.

## REVIEWS AND SURVEYS

## DEVELOPMENT OF HIGH BY-PASS RATIO TURBOFAN ENGINES

Chen Guang

(Beijing Institute of Aeronautics and Astronautics)

### Abstract

The development of the second and the third generations of high by-pass ratio turbofan engines, as well as the technical measures for improving the performance of engine, are summarized and reviewed in this paper. Compared with their predecessors, the second and the third generations of high by-pass ratio turbofan engines have much lower SFC, fewer parts, lower rate of performance

deterioration and superior maintainability and reliability as well as some other advantages. To achieve this, a lot of significant advanced technologies have been developed and put in practice which are presented in brief in this paper. Finally, some remarks on aeroengine development in China have been made.

## TECHNICAL NOTES

### A STUDY ON FATIGUE CRACK PROPAGATION SUPERIMPOSING HIGH CYCLES ON LOW CYCLES FOR TURBINE MATERIALS

Tu Bailin, Niu kangmin, Wang Zhangan, Yan Minggao

(Institute of Aeronautical Materials)

The crack propagation under combined fatigue superimposing high frequency vibration with lower amplitude on low cycles with higher amplitude and its fractographic features for GH36 alloy are studied. Experimental results show that the high cycle damage will be a main factor when the amplitude ratio of high cycle to low cycle is larger than 0.98. Then, the surface deformation just ahead of the crack tip is decreased, each wide striation consisting of a number of parallel sub-striations produced by vibration stress and the cyclic hardening are increased. In this case, assessing of the FCG rate is basically independent of the LCF damage.

### EXPERIMENTAL INVESTIGATION ON HEAT TRANSFER CHARACTERISTICS FOR ARRAYS OF CIRCULAR JETS IMPINGING ON CURVILINEAR SURFACE WITH CROSSFLOW AND EJECTION HOLES

Li Liguo and Chang Haiping

(Nanjing Aeronautical Institute)

#### Abstract

The effects of curvilinear surface with ejection holes on the internal heat transfer coefficient of arrays of impinging have been investigated for simulation of the impingement cooled turbine vanes. The experiments show that both