

文章编号: 1000-8055(2006) 02-0241-07

# 核心机及其派生发动机发展的方法

黄顺洲<sup>1,2</sup>, 胡 骏<sup>1</sup>, 江和甫<sup>2</sup>

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016;

2. 中国燃气涡轮研究院, 四川 成都 610500)

摘要: 核心机及其派生发动机发展的方法研究表明, 可以通过增大空气流量和增大核心机的循环功来实现发动机推力增大, 但需要在发动机设计中事先考虑工作转速、流通能力和叶轮机功率等储备。在核心机基础上进行发动机系列化发展, 原则上可以采用保持高压压气机设计换算转速不变, 或者保持最高燃气温度不变的技术措施, 实际应用中上述两种方法都采用。因此, 在核心机及基本发动机研制中, 既要有燃气温度和转速的储备, 又要有高压压气机性能的储备。但是, 在核心机基础上研制大涵道比涡扇发动机和小涵道比加力涡扇发动机的技术途径是不同的。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 核心机; 发动机; 派生发展

中图分类号: V23 文献标识码: A

## Investigation of Core Engine and Derivative Aero-Engine Development HUANG Shun-zhou<sup>1,2</sup>, HU Jun<sup>1</sup>, JIANG He-fu<sup>2</sup>

(1. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. China Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500, China)

Abstract: The investigation of core engine and derivative aero-engine development was presented. The increase in engine thrust can be realized by increasing air flow or cycle power of the core engine. But the margin of rotor speed, flow capacity and power needed of the turbomachinery should be considered early in the design stage. Serial development based on the core engine can be done by keeping the corrected speed of the high-pressure compressor constant, or keeping the maximum gas temperature constant. In practice, both of the foregoing approaches were adopted. Therefore, the margin of the maximum gas temperature, rotor speed and capability of HP compressor are required during the development of core engine and baseline aero-engine. However, the approaches in developing high bypass ratio engine and low bypass ratio engine are different.

Key words: aerospace propulsion system; core engine; aero-engine; derivative engine

我国在进行航空发动机研制的同时, 也积极开展核心机及其派生发动机的研究, 并取得了一定成就。在“八五”期间, 我国自行研制的中等推

力发动机的核心机完成了地面和高空性能试验, 并达到了设计指标; “九五”期间完成了中等推力发动机验证机的设计; “十五”期间对中等推力发

收稿日期: 2005- 05- 13; 修订日期: 2005- 10- 13

作者简介: 黄顺洲(1961- ), 男, 四川广汉人, 南京航空航天大学能源与动力学院博士生, 中国燃气涡轮研究院研究员, 主要从事航空宇航推进理论与工程的研究。

动机的风扇和低压涡轮进行了改进设计,为在核心机基础上进行发动机的派生发展提供了技术储备。与此同时,还开展了性能更高的发动机核心机预先研究,已完成部件关键技术的试验验证。通过核心部件(压气机、燃烧室、涡轮)、核心机和发动机关键技术研究,我国已经基本掌握了航空发动机关键部件、核心机及核心机派生发展的关键技术。在此基础上,提出了满足我国武器装备多样化需求的航空发动机 5 个核心机及派生发展不同用途的发动机发展思路<sup>[1]</sup>。

多用途核心机作为动力装置的基本部分,通过配置不同用途的低压系统,形成适用于各类航空器的系列动力装置,可以达到减少发动机发展和翻修成本,缩短研制周期,加快技术向产品转化的目的。核心机系列发展的道路一直以来同样受到了航空发达国家的高度重视,并成为发动机系列发展的主要技术途径。

20 世纪 80 年代末,美国等航空强国就实施了一系列有关核心机技术的重大研究计划,取得了丰硕成果。ATEGG 计划形成了在同一核心机基础上发展不同推力等级的涡轮发动机的技术途径;在 IHPTET 技术发展计划的第二和第三阶段,安排了 XTC66 核心机和 XTC67 变循环核心机研制,其目的是验证 F119 推力增大型技术方案;在 VATTE 计划中将一种通用核心机技术研究列为重点。GE 公司在同一核心机基础上发展出了军用的 F101、F110 和民用的 CFM56 系列发动机。法国在 M88 核心机研制基础上,经过不断改进,发展了推重比 10 一级的 M88-III 发动机。

核心机是涡扇发动机极其重要的组成部分,包括了发动机系统中温度最高、压力最大、转速最高的组件和系统(压气机、燃烧室、高压涡轮、传动等)。所以,核心机性能的掌握程度是发动机改型或者新发动机研制能否成功的关键。同时,核心机还包含了发动机压缩系统的主要部分,在核心机压气机中实现了发动机的大部分总增压比,因此,核心机的重量可占到发动机重量的 40%~50%。据统计,在发动机研制过程中发生的 80% 以上的技术问题都与核心机密切相关。因此,利用核心机技术,进行发动机派生发展不仅能够大幅度减少发动机的研制风险,而且能够大大缩短研制周期。

在核心机及基本发动机基础上进行不同推力不同用途的系列发动机发展,在国外已经得到了普遍推广。在发动机全寿命期内其发展的技术途径具有巨大的优越性。因此,进行核心机及其发

动机派生发展的方法研究是十分必要的。本文着重介绍核心机性能的表述方法、核心机试验研究的重要性和发动机派生发展的主要方法以及派生发展中应注意的有关问题。

## 1 核心机性能的基本参数

描述核心机综合性能的基本参数主要有:

$$P_{\text{core}} = P_{t, \text{HT}, \text{out}} / P_{t, \text{HC}, \text{in}}$$

$$H_{\text{ore}} = T_{t, \text{HT}, \text{out}} / T_{t, \text{HC}, \text{in}}$$

$$L_{\text{core}} = R \times \frac{k}{k-1} \times T_{t, \text{HC}, \text{in}} \times H_{\text{ore}} \times$$

$$(1 + f_a - X) \times (1 - P_{\text{core}}^{(k-1)/k})$$

$$\text{SLC} = \frac{W_f}{L_{\text{core}} \times W_{a, \text{in}}}$$

式中:

$P_{\text{core}}$ ——核心机压比,核心机出口燃气总压  $P_{t, \text{HT}, \text{out}}$  与进口空气总压  $P_{t, \text{HC}, \text{in}}$  之比;

$H_{\text{ore}}$ ——核心机温比,核心机出口燃气总温  $T_{t, \text{HT}, \text{out}}$  与进口空气总温  $T_{t, \text{HC}, \text{in}}$  之比;

$L_{\text{core}}$ ——单位循环功,核心机出口单位燃气等熵膨胀到进口总压时可发出的功(率);

$\text{SLC}$ ——单位循环功耗油率;

$W_f$ ——燃油消耗量;

$W_{a, \text{in}}$ ——核心机进口质量流量;

$f_a$ ——核心机油气比;

$X$ ——核心机空气泄漏量。

因此,核心机的特征参数主要包括循环功、单位循环功耗油率以及核心机温比和压比。因此,核心机性能研究的主要任务之一就是要确定核心机特征参数与核心机工作状态的关系。

## 2 核心机综合特性

由于核心机技术是发动机研制中最为关键的技术,因此应将发动机的核心机作为单独的系统进行研究,以便解决发动机研制中的主要技术问题。目前,研究核心机的基本方法同样包含数值分析和试验研究两种方法。通过建立核心机中的压气机、燃烧室和高压涡轮的数学模型,同时考虑冷却和传热的影响,可以较准确的模拟核心机的工作性能。但是由于在核心机中存在着许多不确定因素,如:在涡轮部件中主流燃气和冷却空气之间复杂的能量与质量交换,气流温度变化对构件间隙的影响等,难以建立完全符合实际工作情况的数学模型,因此,必须在接近于真实工作条件下对

核心机进行试验研究,以便修改和完善核心机的数学模型,完全得到核心机的综合性能,评价核心机的工作有效性。

核心机换算参数之间的相互关系可以用综合特性来表示,主要包括核心机压比、温比、循环功和循环功耗油率与转子换算转速和进口换算空气流量的关系。与压气机特性图的作用一样,核心机综合特性图是在核心机基础上进行发动机派生发展研究中,提供设计者使用的最完整的核心机性能形式,它包含了损失影响、部件匹配性、工作能力和稳定裕度储备等信息。在使用中通常利用核心机控制规律来保证核心机工作特性与派生发动机总体参数及其它部件之间的匹配性。

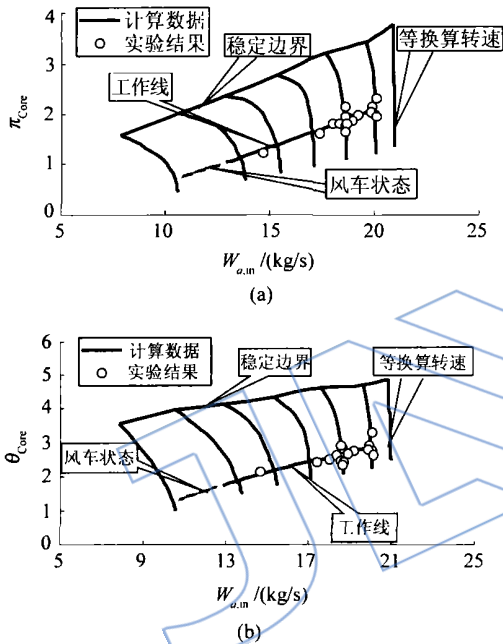


图 1 核心机综合特性示意图

Fig. 1 The characteristics of the core engine

根据计算得到的某核心机综合特性与试验特性的比较如图 1(a)和(b)所示。在核心机综合特性图上,给出了等核心机换算转速(类似于压气机特性图上的等换算转速)条件下的核心机压比和温比与进口换算流量的关系。可以看出,同一换算转速下,当喷口面积(在发动机中为低压涡轮导向器面积)增大时,将引起涡轮落压比增大和压气机增压比减小,其结果是核心机压比急剧降低。

核心机可能的工作范围是由核心机自转状态和部件工作能力储备决定的。其工作范围的上边界仍然是核心机中压气机的稳定边界,下边界由最大喷口面积(在发动机中为低压涡轮导向器面

积)确定的。在核心机增压比等于或小于 1 的区域,核心机并没有有效工作,即单位循环功小于于零。这一区域的工作状态只有在核心机风车状态下,或在核心机的高空性能试验中才出现。

### 3 核心机的试验研究

随着现代飞机性能的不不断提高,对发动机性能的要求也越来越高。由于发动机工作压力和温度的不断提高,以及核心机流道尺寸的不断减小,影响发动机部件工作的因素明显增大,这些影响主要集中在转速最高和热力负荷最大的核心机中。为了发现和解决这些问题,以及核心机派生发展等需要,都必须进行核心机的试验研究,这是核心机研制中的一项重要研究内容。

在地面台或加温加压(或高空台)试验器上对核心机进行试验研究,可以检查核心机部件和系统在接近发动机真实条件下的工作情况;同时,通过改变喷管面积来确定核心机的工作性能和参数的变化范围,以便确定其部件在外部环境条件下的最佳工作条件。核心机在地面台或加温加压(或高空台)试验器的试验为核心机研究提供了以下可能:

- (1) 在核心机的压力、温度、强度范围内,研究核心机流道的气动和热力特性;
- (2) 校准核心机的数学模型,在较大范围内研究压气机、燃烧室和涡轮的工作特性;
- (3) 确定压气机的稳定性储备;
- (4) 通过改变进口压力与排气压力的比值,来研究不同压比情况下的核心机性能;
- (5) 分别改变进口压力和温度,简单进行雷诺数对部件特性的影响研究;
- (6) 详细研究各系统在外涵工作条件下的有效性;
- (7) 研究压气机叶片的动力学特性;
- (8) 研究传热对核心机过渡过程的影响,确定压气机和涡轮的径向间隙随转子转速和进口条件的变化规律;
- (9) 确定核心机在不同飞行条件下的自转特性,特别是在小转速时详细研究飞/发附件加载对自转转速的影响;
- (10) 获得燃烧室的点火特性,优化供油规律;
- (11) 优化过渡过程的核心机控制规律;
- (12) 确定起动过程中的压气机稳定裕度,优化扩大稳定裕度的调节计划;

(13) 验证所需的起动机功率、优化起动供油规律。

同时,对起动系统、空气系统、传动润滑系统、控制系统和机械系统等的设计可行性进行综合试验验证,对核心机的结构完整性、可靠性等进行初步验证。

在高空台上试验获得的某核心机的节流特性与计算特性的比较如图 2 所示。图中右支为核心机正常工作条件下的节流特性,随着转速的提高,核心机的单位循环功增大,而循环油耗率降低。图中左支为核心机压比小于 1 条件下的节流特性,核心机单位循环功小于零。

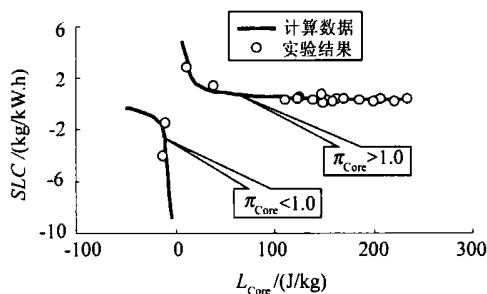


图 2 试验得到的核心机特性示意图

Fig. 2 The characteristics of the core engine acquired through test

核心机在高空台上试验时,可以根据飞行高度和速度的变化来调节核心机进口的温度和压力,从而可以模拟更宽广的进口参数和状态变化范围。通过分析所获得的试验数据,可以验证和修改实际使用的核心机的数学模型,提高发动机整机性能预测的正确性,同时为在核心机基础上进行发动机的派生发展提供了技术基础和支持。

## 4 发动机派生发展的主要方法

世界各国的发动机研制经验表明,现代最有效的发动机研制方法是以典型部件方案、核心机和基本发动机为基础,开发不同推力不同用途的发动机。据统计,一个系列的发动机研制总的持续时间可达 25~30 年,因此,往往在基本发动机方案设计中就考虑后续的发动机系列发展,这种继承性保证了在发动机派生发展中降低各主要组件的全寿命费用的可能性,提高了派生发动机的使用性和经济性。

据统计,当代民用或军用飞机在投入使用后的服役期不少于 20~30 年,而且还有延长的趋势。在此期间,飞机功能的扩展、载重量的增加和

完成更加复杂任务的要求都是以飞机起飞重量的相应增加为前提,因此对发动机提出了增大推力等要求。美国 F15 和 F16 战斗机的起飞重量在大约使用 15 年后增加了 15%~40%,为了保持和增大在起飞和飞行状态下的飞机推重比,必须相应增大发动机推力,这是保证飞机使用性、机动性的最主要条件。

### 4.1 发动机增大推力的主要方法

在成熟的发动机基础上增大推力可以采用以下技术途径:

- (1) 增加发动机空气流量;
- (2) 增大发动机单位推力。

为了增加发动机空气流量,可以直接增加风扇流量或者提高风扇增压比,即采用更大功率的风扇来实现;所以,为了在基本发动机基础上增大推力,在发动机设计中应事先考虑相应的能力储备。其中最重要的是工作转速、流通能力和叶轮机功率的储备。因此,在基本发动机的核心机中也要有相应的储备。这种能力储备会导致基本发动机结构尺寸偏大,即其重量和尺寸与最佳技术方案相比都有增加,但是,由于降低了研制开发的总费用而从系列发展中得到了补偿。

为了提高涡扇发动机设计状态的增压比,可以提高低压压气机和/或高压压气机的增压比。为此,在大涵道比涡扇发动机中,增压压气机获得了广泛应用。因此,在核心机结构设计中也必须事先考虑具有传输大功率和大扭矩的低压轴穿过。

增大发动机单位推力的最有效途径是增大核心机的循环功。可以通过增加内涵空气流量,并同时提高压气机增压比和涡轮前燃气温度,以及提高有效工作效率(提高部件效率、减少漏气等)的办法来实现。

压气机前增加零级压气机级来提高发动机增压比,最大的问题在于基本核心机的设计参数会受到干扰。高压压气机压缩功的增加必然导致涡轮前最高燃气温度和/或高压涡轮膨胀比的增加。因此,事先考虑到核心机压气机物理及换算转速的储备可以减低对增压压气机增压比的要求,并缓和与此有关的其他矛盾。

由于使用要求不同,大涵道比涡扇发动机(亚声速飞机用)与小涵道比加力涡扇发动机(超声速机动飞机用)的发展途径是不同的。在保持核心机结构不变时,大涵道比涡扇发动机增大推力的技术途径实际上受到增大增压比和涵道比的限制。不仅单位推力不增加,而且,在超过最佳参数后增

压比和涵道比的增大会导致发动机经济性下降。所以, 在增大增压比和涵道比的同时, 由于不能大幅度提高涡轮前燃气温度, 因此, 大涵道比涡扇发动机的推力增大是非常有限的。而小涵道比加力涡扇发动机增大推力, 在保持核心机结构不变时, 增加空气流量的同时还可以改变循环参数, 即提高涡轮前燃气温度。

4.2 核心机基础上发动机派生发展的主要途径

在核心机基础上派生发展系列发动机, 原则上主要有两条主要的技术途径, 一是保持压气机设计换算转速不变, 二是保持最高燃气温度不变。

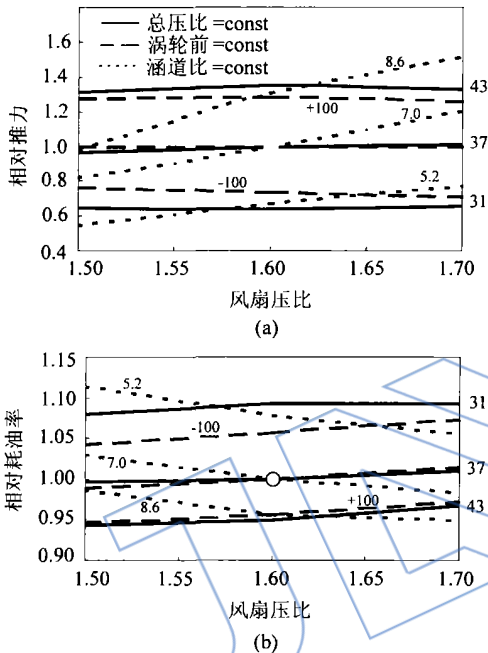


图 3 核心机基础上派生发展的发动机相对起飞推力与其它循环参数的关系示意图

Fig. 3 The relative take-off thrust and other cycle parameters of engines derived from the core engine

4.2.1 保持压气机设计换算转速不变

在保持压气机设计换算转速不变的情况下, 通过改变低压压气机增压比来增大(减小)发动机增压比, 必然导致涡轮前燃气温度随核心机进口温度的增加(减小)而增加(减小)。因此, 在巡航推力与起飞推力比值不变的条件下, 当风扇增压比一定时, 随着涡轮前燃气温度的增加, 最佳涵道比增大; 在增压比和涵道比同时增加的情况下, 总空气流量增大, 推力也随之增大。此时, 耗油率因有效效率的提高而有所降低。例如, 当风扇增压比为 1.6、总增压比从 37 增大到 43 时, 涵道比增加大

约为 1.8, 最高燃气温度提高近 120 K, 此时起飞推力增加约为 35%, 耗油率降低约为 5% (见图 3 (a) 和 (b))。因此, 为了保证发动机系列发展的需求, 不仅要求核心机有相应的燃气温度储备, 还需要有相应的核心机转速储备, 以及具有传输大功率和大扭矩的低压轴穿过的几何储备。当减小总增压比时, 情况与上述的分析结果相反, 亦即当推力减小时, 与基本发动机的情况相比, 核心机的强度将出现过剩现象。

在一定范围内, 具有最大起飞推力的涡扇发动机基本上有最高的工作参数, 并相应地有较好的经济性和较高的推重比。与此相比, 最小起飞推力的发动机的巡航经济性可以恶化 15%~20%, 而其推重比可恶化 1.4~1.8 倍。

4.2.2 保持最高燃气温度不变

在这种情况下, 高压压气机特性图上的工作点位置取决于最大状态下的转速和功率消耗, 也即随着风扇增压比的增加(减少), 工作点将沿着核心机工作线向下(上)移动。与基本发动机相比, 风扇增压比的增加将导致循环功的减小, 从而, 发动机推力减小, 这是由于在一定的风扇增压比下, 最佳涵道比减小了。

因此, 需要预先考虑核心机派生发展中比基本发动机推力更大的发展情况, 即需要考虑压气机特性的换算流量储备。从而带来基本发动机中压气机的空气流量过剩。从实际核心机的派生发展分析表明, 应用中既采用第一种方法, 又采用第二种方法, 也就是说, 在核心机及基本发动机研制中, 既要有燃气温度和转速的储备, 又要有高压压气机性能的储备。

实践表明, 在核心机基础上派生发展的大涵道比涡扇发动机, 其发动机起飞推力可以在 2 倍增长的范围内保持良好的经济性。在此范围内, 近 2/3 是通过改变最大起飞状态下涡轮风扇组合的尺寸和功率来保证的, 而近 1/3 是对应于节流改型。因此, 以一个多用途核心机为基础, 实现涡扇发动机推力的 2 倍变化从技术经济观点看是正确的, 尽管其中的一部分发动机(较小推力)的经济性、外廓尺寸和重量特性较差。需要指出的是, 由于在系列核心机中, 较大推力的发动机具有相对较高的热力参数, 因此, 这种技术措施丝毫没有降低涡扇发动机研制的技术难度。

4.3 派生发展中可能存在的问题

在发动机的派生发展过程中, 主要遇到的有

以下技术问题:

#### 4.3.1 压力平衡问题

对涵道比不大的加力涡扇发动机来说,在核心机或者基本发动机基础上进行系列化发展的有效方法,是在与基本发动机外廓尺寸限制和互换性要求相同的条件下增大发动机推力的改型研制。其主要目标是在总空气流量增大时保持发动机流道的横向尺寸不变,这时,在带有气流掺混装置的涡扇发动机中将遇到由核心机参数、风扇增压比和涵道比之间的相互影响而引起的压力平衡问题。因此,在发动机总空气流量增大时,往往要利用核心机的储备能力来解决压力平衡问题。但是,由于核心机的储备能力有限,在不对核心机进行适应性修改的前提下,发动机推力的增长是有限的。

#### 4.3.2 气动稳定性问题

在核心机基础上,增大涡扇发动机推力的主要手段是增大空气流量,这借助于增大发动机增压比并保持或者减小涵道比可以实现。为此,必须在低压轴上使用工作于内涵通道中的增压压气机,这样,在机动飞机用的加力涡扇发动机中,将会带来在加速过程和在低转速工作时的气动稳定性问题。为了解决低压压气机在降低转速情况下,在稳态和过渡态中发生的有关气动稳定性问题,通常在其后面装有可调放气门。

#### 4.3.3 尺寸非最佳问题

仅仅依靠提高风扇增压比来增大发动机增压比,通常必须提高涡轮前燃气温度以保证两个涵道气流混合后的压力平衡。所以,必须利用高压压气机中压缩功的能力储备,或者更换第一级或增加零级压气机级。事先预留的高压压气机物理和换算转速储备可以解决改型发展中的气动性能和强度问题。为此,由于在核心机和基本发动机中事先考虑了各种能力储备,使得基本发动机的尺寸与最佳设计方案相比,核心机出现了尺寸非最佳现象。

因此,实现加力涡扇发动机推力增大改进的条件是同时增加空气流量和改变循环参数(见图4)。在这种情况下,与基本发动机的互换性由相对增压比更高的风扇来保证。为保证核心机最小的改动工作量,其核心部件必须具有相应的循环温度和最大转速储备。

#### 4.3.4 压缩功分配问题

为了减少研制费用和缩短研制周期,往往在

军用发动机基础上发展民用发动机。在核心机基础上进行发动机派生发展中,遇到了必须保证大涵道比涡扇发动机有足够高的增压比的问题。由于在小涵道比涡扇发动机中,随着最高燃气温度的增加,高压压气机功在总压缩功中的分配比例随着下降,高压压气机的设计增压比将相应降低。因此,这一问题在现代高性能发动机发展过程中随着最高燃气温度的增加而变得更加尖锐。

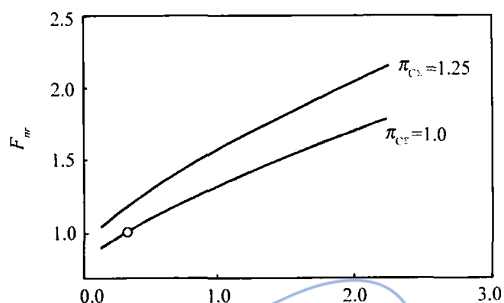


图4 涡扇发动机推力增长(相对)示意图

Fig. 4 The increase of the thrust (relative value) of the turbofan engine

#### 4.3.5 压气机加级问题

在具有先进性能参数的、级数较少的小涵道比涡扇发动机的核心机基础上,发展大涵道比涡扇发动机中常常伴随着核心机的较大变更。主要是因为核心机的压气机增压比较小,将压气机增压比提高到12~16,这样才能保证发动机增压比在28~40的水平。可以在高压压气机后面加级或更换前面级组;同时,为了降低涡轮前最高燃气温度,需要有相应的寿命期衰减、高压涡轮设计膨胀比增大、直径增大等方面的基础储备。在使用带减速器的超高涵道比的涡扇发动机或原始增压比不高的涡桨发动机的核心机基础上进行发动机派生发展时,可以采用由低压涡轮直接驱动的高转速低级数的低压压气机。

因此,为了避免、解决或缓解上述派生发展中的问题和矛盾,应在涵道比不大的加力涡扇发动机及其核心机基础上,针对派生发展新一代超声速和亚声速飞机用发动机的需要,确定对核心机性能和结构设计的主要要求。加力涡扇发动机最重要的特点是在飞行循环中状态的多变和大状态所占份额大,这是按低周寿命保证结构强度的决定性因素。因此,核心机部件的持久强度决定了在客机和运输机上使用的长寿命和高经济性的发动机的使用条件,以及用于发电、输气、坦克和舰船

等的航改燃机的使用条件。

## 5 结 论

本文通过核心机及其发动机派生发展的方法研究, 以及派生发展中应注意的有关问题讨论。可以得到如下结论:

(1) 在成熟发动机基础上提高推力, 可以采用增大空气流量或者增加核心机循环功等措施。但需要在基本发动机设计中事先考虑相应的性能储备, 其中最重要的是工作转速、流通能力和叶轮机的功率储备。

(2) 在核心机基础上进行发动机派生发展时, 原则上可以采用保持压气机设计换算转速不变, 或者保持起飞状态最高燃气温度不变的技术措施。实际应用中两种方法都采用。但是, 研制大涵道比涡扇发动机和小涵道比加力涡扇发动机的技术途径是不同的。

(3) 在保持设计换算转速不变的条件下, 为了保证系列发动机发展的需求, 不仅要求核心机有相应的燃气温度储备, 还要求有相应的核心机转速储备, 以及具有传输大功率和大扭矩的低压轴穿过的几何储备。

(4) 在保持最高燃气温度不变的条件下, 需要预先考虑压气机的换算流量储备。

(5) 以一个多用途核心机为基础, 实现涡扇发动机推力的 2 倍变化, 从技术经济性角度分析是正确的。

(6) 在发动机的派生发展过程中, 主要会遇到压力平衡、气动稳定性、尺寸非最佳、压缩功分配、压气机加级等技术问题。

(7) 应在涵道比不大的加力涡扇发动机及其核心机基础上, 针对派生发展新一代超声速和亚声速飞机用发动机的需要, 确定对核心机性能和结构设计的主要要求。

## 参考文献:

- [1] 江和甫, 黄顺洲, 周人治. 系列核心机及派生发展的航空发动机发展思路[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2004, (1): 1~5.  
Jiang hefu, Huang shunzhou, Zhou renzhi. Idea of Aero-Engine Development by "Core-Engines in Series and Derivation" [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2004, (1): 1~5.
- [2] 世界飞机手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 1994.
- [3] Jane's Aero-Engines [R]. ISSUE, Bill Gunston OBE. FRAES, 2002.
- [4] Bolin George W., Jr. Field, Kevin J. Burnes, Robert. F414 Engine Today and Growth Potential for 21st Century Fighter Mission Challenges[R]. ISABE Paper: 99~7113.