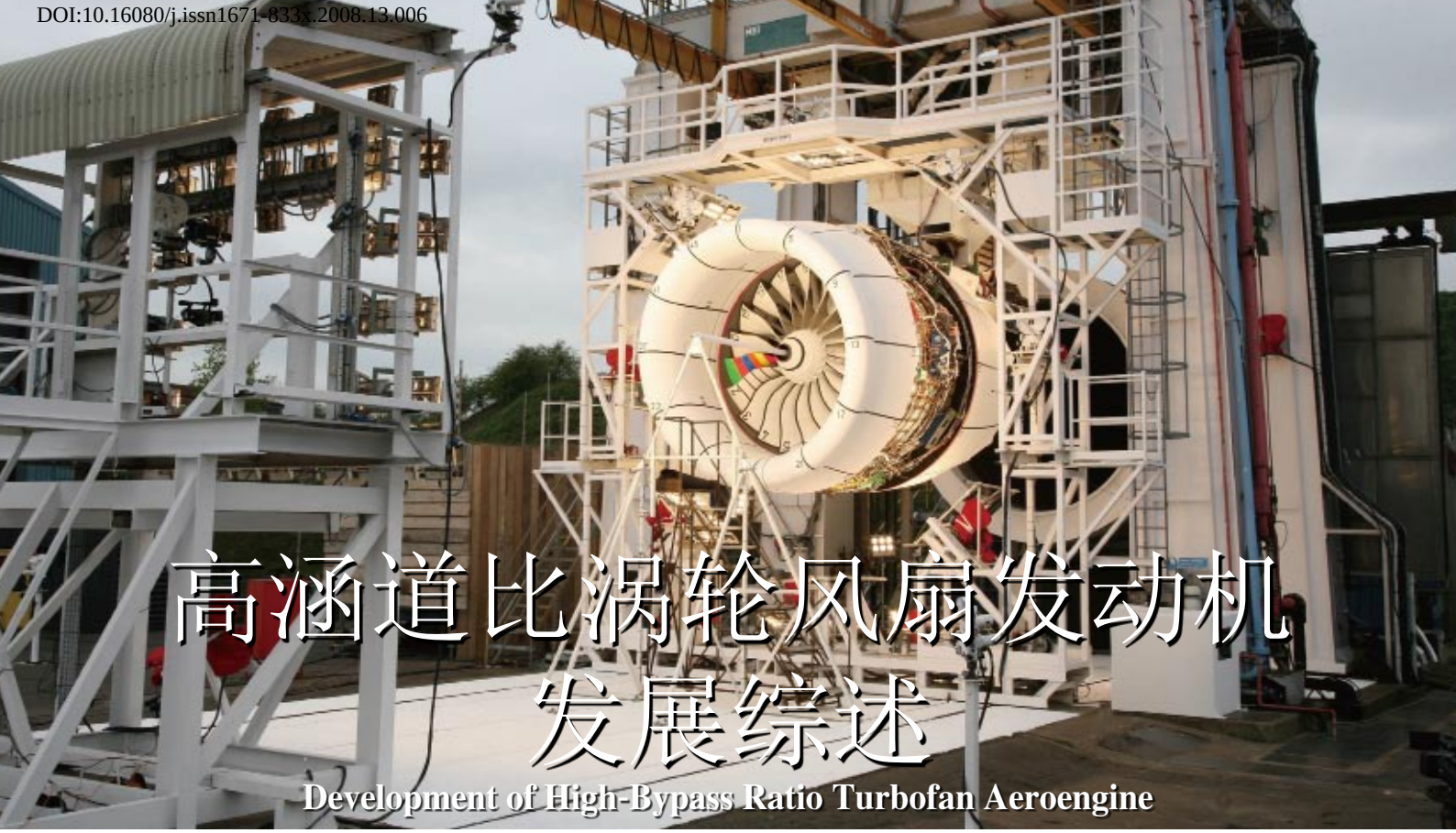
DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2008.13.006



高涵道比涡轮风扇发动机发展综述

Development of High-Bypass Ratio Turbofan Aeroengine

北京航空航天大学能源与动力工程学院　陈　光

陈　光

北京航空航天大学教授，中国航空学会理事，中国航空学会科普工作委员会委员，北京航空航天学会常务理事兼秘书长。长期从事航空发动机结构设计的课程教学、科研与生产工作。多次到航空发动机工厂、研究所进行有关航空技术的新发展与应用的专题讲座。

作为干线客机的动力，高涵道比涡扇发动机从诞生时起，就在满足飞机需要的前提下，不断完善性能，包括提高推力，降低发动机耗油率与性能衰减率，提高发动机可靠性与耐久性，降低发动机噪声值与排放值等。特别是进入21世纪后，为用户提供经济性好、能满足新世纪严格环保要求的发动机，已成为参与新型旅客机发动机市场竞争的必备条件。

高涵道比涡扇发动机发展历程

1970年1月，世界上第一型采用高涵道比涡轮风扇发动机的宽体客机波音747投入运营，不仅开创了民用航空史上新的篇章，而且将航空发动机的发展历程推到一个崭新的阶段——高涵道比涡轮风扇发动机时代。从此，不仅所有新研制的干线客机均采用了高涵道比涡扇发动机；而且一些老的客机，也用高涵道比涡扇发动机取代了原来使用的低涵道比涡扇发动机。在最近十余年时间中，支线客机也逐渐采用高涵道比涡扇发动机，我国正在研制的ARJ21支线客机就采用了CF34-10发动机即是其例。

波音公司与空中客车公司在近40年的时间内，发展了十余种载客量不同，航程各异的双发与四发干线客机，在各种客机中，又各自发展了载客量与航程各异的序列飞机，因此，自上世纪70年代初至今已有各型干线客机50～60种。

为满足这些客机的需要，世界上各大发动机公司发展了几十型高涵道比涡扇发动机，按推力级的大小来分，可分为为五个推力级：小推力级（89～134kN）、中推力级（170～190kN）、大推力级（230～260kN）、超大推力级（300～320kN）和特大

(C)1994-2023 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

推力级(330 ~ 454 kN)。

新形势下,发动机则向低成本、低污染(低噪声与低排放)与更高可靠性的方向发展,以适应为新世纪研制的豪华、舒适与经济的新型客机的需要。在这些发动机中,有用于A380的GP7200与Trent 900发动机,其推力为310 ~ 340kN;用于A340-500与A340-600的Trent 500发动机,其推力约为250kN;用于波音787的Trent 1000及GEnx,其推力为250 ~ 330kN。

发动机推力的大小是按飞机要求而定的,大推力的发动机并不一定是性能最好的发动机。大推力发动机具有零件尺寸大、加工量大、试验设施要求高等特点,会增加研制难度。而小推力的发动机,在同样的设计水平下研制要容易些,研制经费少,周期短。

纵观从上世纪70年代初投入使用的到2008年投入使用的高涵道比涡扇发动机,按照发动机所采用的循环参数与设计技术,大致可分为以下几个阶段:

(1)初期阶段:20世纪70年代初至80年代中。发动机总压比低,约为22 ~ 30,涵道比约为4.2 ~ 5.0,主要用于波音747-200/-300,L1011,DC-10,波音757等客机。这类发动机,基本采用了常规的设计技术、材料与制造工艺。

(2)中期阶段:20世纪80年代初至90年代初。发动机总压比约为28 ~ 34, 涵道比约为5.0 ~ 6.0,主要用于波音747-400,波音767等飞机上。此时的发动机在设计技术、材料、工艺以及调节器上均有较大的改进,例如叶型设计已由二维逐渐向准三维、全三维发展;整体焊接的压气机转子取代了螺栓连接的结构;定向结晶、单晶材料涡轮叶片以及粉末冶金的涡轮盘广泛被采用;全功能数字式燃油调节器FADEC取代了传统的燃油调节器等。

(3)近期阶段:90年代初至90年代末。发动机总压比约为34 ~ 40,涵道比约为6.0 ~ 8.0,主要用于A330、A340、波音777和波音A321等飞机上。此阶段的发动机采取了许多提高部件效率的措施,例如风扇、高压压气机与涡轮的叶片全部采用全三维设计,且风扇叶片由减振突肩的大展弦比设计改为无突肩小展弦比(宽弦)设计;为减轻风扇叶片的重量,三大发动机公司分别发展了复合材料、带芯与空心的风扇叶片;为了制造带芯的风扇叶片,发展了扩散连接/超塑性成型(DB/SPF)的加工方法;压气机中采用整环设计的外环;刷式封严装置用于气封与油封中;采用了性能更好的耐高温材料与涂层;新一代FADEC与完善维修性设计等等。这些技术不仅使发动机性能有大的提高,其可靠性与寿命也有较明显的提高。

(4)世纪交替阶段:20世纪末到现在。发动机总压比达到40 ~ 52,涵道比高达8.0 ~ 11.0,主要用于A380,A350XWB,波音787,波音747-8等飞机上。这一时期的发动机,在叶片设计中采用了新一代的三维气动设计;风扇叶片采用掠形设计;复合材料已用于制造尺寸较大的风扇机匣;低排放的燃烧室设计与完善的降噪设计使发动机不仅能满足21世纪严格的环保条例的要求,而且还有较大的裕度;高效的涡轮叶片冷却技术与智能化的发动机状态监视系统等。

在高涵道比涡扇发动机发展中,由于不断提高发动机涵道比、总压比以及部件效率,使发动机耗油率逐年降低。以罗·罗公司的发动机为例,其巡航耗油率(单位为kg/(daN·h))的变化情况从RB211-22B(1972年)的0.668,Trent 800(1996年)的0.571,Trent 500(2002年)的0.550,降到了Trent 900(2007年)的0.528,而将于2008年投入使用的Trent 1000的耗油率为0.516,也即从1972年到目前,罗·罗公司发动机的耗油率降低了22.7%,从1998年到目前的20年内,降低了13%。

发展特点

1 市场竞争剧烈

由于各种推力档次的发动机均有2 ~ 3种发动机可供选择,这样就形成了激烈的竞争局面。为此各公司均竭尽全力来提高发动机性能、可靠性与耐久性,以便在激烈的市场竞争中能获得更多的订货,也因此促进了新技术的发展,促使发动机得到不断的发展和提高。

2 多公司合作研制

研制一种新型发动机,即使发动机公司具备各种生产与试验设备,也需耗资10亿~15亿美元,甚至更多。

由于发动机研制费用高,风险大,因此,为了分摊资金,更好地打开市场,在技术上集各参与公司之长,多公司联合研制已成为一种趋势。如CFM56和V2500系列发动机就

罗·罗公司的Trent 900发动机

(C)1994-2023 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

是国际合作研制的产品；又如昔日的竞争对手——美国通用电气公司和普惠公司，为争取获得 A380 飞机所用发动机的市场地位，不得不联手组成 GE-P&W Engine Alliance（发动机联合体）合资公司，研制 GP7200 发动机。

另外，还有一些发动机是以某一公司为主，其他一些公司入伙（即投资比例较少）来研制的，如 PW4000 是以普惠公司为主研制的，德国、意大利、新加坡和日本等国的公司均有少量投资；又如，GEnx 是通用电气公司为主研制的，但有 35% 的份额为其它参与公司占有，它们是日本的石川岛播磨重工业公司（14%），意大利的 Avio 公司（12%）、瑞典的 Volvo Aero 公司（6%）和比利时的 Techspace Aero 公司（3%）。

CFM56-7B 发动机

3 发动机与飞机的关系

在高涵道比涡扇发动机发展初期，发动机与飞机是单一关系，即研制的发动机是专门为某型飞机研制的，而每型飞机仅采用一型发动机。但是到了上世纪 80 年代中期，则有“一机多发，一发多机”的研制关系。当时，为适应市场竞争的需要，在飞机和发动机研制中均考虑了如何扩大销路的问题，采取的办法是在飞机设计中，考虑到能让航空公司有选用不同发动机的机会，即“一机多发”而发动机研制时，也考虑到能适用于不同型号的飞机，即“一发多机”。为此，对发动机来讲，要求使用的推力范围广、附件和安装节等的安装位置可以更换等，以适应不同的飞机。

由飞机方面来看，波音 777 飞机能用 PW4084、GE90 和 Trent 800 三种发动机中的任一种。由发动机方面看，PW4000、CF6-80C2 及 RB211-525G/H 三种发动机均既可用于波音 747-400 飞机，也可用于波音 767、A300 等飞机上。

但是在世纪之交研制的飞机与发动机，又有了新的关系。为了竞争 A380 发动机市场的需要，美国两大发动机公司联手合作发展了 GP7200 发动机以与英国罗·罗公司的 Trent 900 竞争，而这两型发动机尚不能用于其它飞机。波音公司在研制波音 787 时，明确表示将普惠公司排出在外，因此只有罗·罗公司的 Trent 1000 与通用电气公司的 GEnx 作为它的动力。同时波音也提出任何一架波音 787 不论时间及地点，均能换装 2 型发动机中任一型的要求，将一机多发的原则扩展到一个新的领域。另外，有的飞机只提出要一家公司的发动机，例如，A340-500/600 只用罗·罗公司的 Trent 500 发动机，波音 747-8 飞机只用通用电气公司的 GEnx-2B67 发动机等。

4 耐久性、可靠性和维修性达到高水平

自 1970 年大型高涵道比涡扇发动机投入航线使用以来，可靠性、耐久性和维修性大大提高。就耐久性而言，目前一台发动机在飞机上连续使用 1 ~ 2 万多小时已不是少数了。

同样，发动机的可靠性也得到大幅度提高，以 RB211 系列发动机为例，它的第一个型号 RB211-22B，空中停车率在服役初期约为 0.7 次 / 1000h，经过 13 ~ 15 年才达到成熟期，降到 0.1 次 /1000h；可它的最后型号 RB211-524G/H，在服役初期就为 0.04 次 /1000h，2 年后即达到成熟期，为 0.02 次 /1000h。CFM56 系列是可靠性最高的发动机之一，其中 CFM56-3 的空中停车率约为 0.004 次 / 1000h，CFM56-5A 为 0.003 次 /1000h。

5 进行大量严格的试验

为了获得好的性能和高的可靠性与耐久性，在发动机研制中要进行大量试验。除了对零部件进行的性能、强度和振动试验外，还要对发动机在地面台架上、高空模拟试车台和飞行试车台以及今后所装飞机上进行大量试验。如用于波音 777 的 PW4084 发动机是在 PW4168（用于 A330）基础上改型的，它的核心部分及系统是经过严格研制试验和使用考验的，但在 PW4084 研制中，仍进行了大量试验。据统计，PW4084 用于研制试验的发动机共有 22 台，其中 10 台用于地面试验，12 台用于 5 架波音 777 进行飞行试验。当发动机投入使用时，已累计试验了 25000h 和 15000 个循环。随着对发动机的要求愈来愈高，今后的发动机还将进行更加严格的试验。

6 追求高的经济性

作为民用飞机的动力，具有高的经济性、减少航空公司的直接使用成本（DOC）是发动机的一项重要设计目标，为此，除要求发动机有低的耗油率外，还要求发动机寿命长，可靠性高，维修性好等。例如，A380 与波音 787 两型客机，要求它们发动机的 DOC 比波音 747 所用发动机的低 15% ~ 20%。

7 留有大的温度裕度

在高涵道比涡扇发动机设计中，涡轮叶片的耐温能力留有较大裕度，

(C)1994-2023 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

即发动机工作温度大大低于采用冷却后材料能承受的温度，取适航证时的涡轮温度一般比这个温度低60℃～80℃，而工作时比取证温度低40℃～70℃，这样温度裕度有100℃～150℃。例如，为波音787-3、-8与-9型客机设计的GEnx发动机排气温度分别有173℃、105℃与70℃的裕度，而GE90只有35℃。由于有大的温度裕度，从而大大提高了发动机的可靠性与耐久性。

8 广泛采用先进技术

为了获得性能优良、可靠性高、耐久性好的发动机，必须广泛采用先进技术，包括气动力学、机械设计、强度、振动、材料、工艺和控制等方面的最新研究成果。这样也使发动机得到不断发展。

改进衍生是发展发动机的重要途径

1 客机的发展要求不断提高发动机的推力

美国通用电气公司对13种喷气客机发展过程进行了调查分析，归纳出飞机发展规律之一是飞机载重量(即起飞总重)在投入使用后会不断增加，这可能是为了加大有效载重，也可能是为了加大航程，或者两者兼而有之。飞机在投入使用10年后，有些飞机的起飞总重会加大25%左右；而在10年中，改型的飞机约占全部飞机的75%，仅25%为初始型号，而且90%的初始型号是在头三年中售出的。例如：波音777-200型(1995年)的起飞总重为247t，-200ER型(1997年)为297t，到了-200LR型(2005年)则增大为340t，为-200型的约1.4倍。这一调查表明，为飞机提供的发动机需要有推力增长的潜力，以满足不断加大的飞机起飞总重的需要。

另一方面，新型客机的不断出现，要求有新的发动机来适应客机的要求。例如，1989年波音747的最新型号波音747-400投入使用，1993年空中客车公司推出A330，1995年波音公司又推出波音777。在不到六年时间内，相继有三种型号的客机投入使用，它们所用的发动机推力是逐渐加大的，且增幅较大，分别为260kN级、300kN级与340～500kN。

为了适应上述两方面的需要，发动机研制公司广泛采用改进衍生的措施来不断增加发动机的推力。

2 采用改进衍生的措施提高发动机推力

在已有性能较好的发动机基础上，可以在基本维持核心机结构不变的条件下，通过采用新技术、新设计，加大风扇直径，增加增压压气机级数，改进高压压气机、高压涡轮叶型设计，提高高压涡轮叶片材料与涂层的耐高温性能等来提高部件效率和发动机的推力。

加大风扇直径以提高发动机的空气流量，可提高推力；增加增压压气机级数，可提高进入高压压气机进口处空气的压强，从而提高了发动机总压比，且增大了流入核心机的空气流量，其结果是提高了发动机热效率与推力；由于风扇直径加大及增压压气机级数加大，势必增加低压涡轮级数；为了提高高压涡轮后燃气能量以驱动级数加多的低压涡轮，需对核心机部件在基本结构不变的条件下进行适当改进，以提高部件效率。

普惠公司为波音747-400、A330与波音777研制的三型PW4000发动机，是改进衍生途径的典型范例，采用了上述的几种措施。上世纪80年代中期，普惠公司在保持JT9D-7R4(用于波音747早期型号)外径不变的条件下，全新研制了风扇直径为2.38m的PW4000系列，其型号有PW4050、PW4052、PW4056、PW4152与PW4158等(型号后两位数字×1000表示以磅力为单位的推力值，1磅力=4.45N)，继而采取改进衍生措施发展了风扇直径为2.54m的PW4164与PW4168，随后，又发展了风扇直径为2.84m的PW4084、PW4090与PW4098。表1列出了PW4000系列发动机的结构数据与主要性能参数，从表可以看出它的改进衍生过程。

美国通用电气公司在GE90的发展中，也采用改进衍生的方法，使它的推力增幅达到1.5倍。GE90的第1个型号为GE90-75B，推力338kN，在总体结构未变的条件下，发展了推力分别为378kN、400kN、409kN与418kN的-85、-90、-92与-94四个型号；随后，将风扇直径加大0.14m(由3.12m增大为3.26m)、将增压压气机增加1级(由3级改为4级)，但将高压压气机级数减少1级(由10级改为9级)发展了GE90-110B(推力为489kN)与GE90-115B，后者的推力达到

PW4084 发动机

(C)1994-2023 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

表 1 PW4000 系列发动机结构参数与主要性能参数

发动机型号		PW4052,PW4158	PW4164,PW4168	PW4084,PW4090	PW4098
风扇直径 /m		2.39	2.54	2.84	2.84
空气流量 /(kg· s^{-1})		773.4		1088.6	1292.8
部件级数	风扇	1	1	1	1
	增压压气机	4	5	6	7
	高压压气机	11	11	11	11
	高压涡轮	2	2	2	2
	低压涡轮	4	5	7	7
总压比		26.3 ~ 32.3	32. ~ 35.4	34.2 ~ 46.4	46.4
涵道比		5.0 ~ 4.8	5.2 ~ 4.8	6.4 ~ 5.8	
推力 /kN		232 ~ 258	284 ~ 302	374 ~ 400	436
巡航耗油率 /(kg· daN^{-1}· h^{-1})		0.587	0.581	0.565	
所装飞机型号		波音 747-400 波音 767, A300	A330	波音 777-200 波音 777-200ER	波音 777-300
投入使用时间		1986.7	1994.12	1995.6	1999.8

511kN,为当前世界上推力最大的发动机。表 2 示出了 GE90 系列发动机的主要参数。

英国罗 · 罗公司一直在不断研究如何利用最新技术改进现有发动机,从而增强其性能。以用于 A330 的 Trent700 发动机为例,说明能够通过采用那些针对最新的发动机开发的技术而获益。Trent700 采用了独特的三轴设计,能够确保发动机零件数少,性能保持好。它采用的最新技术包括高强度、高效率的扩散连接 / 超塑性成型(DB/SPF)的钛金属宽弦风扇叶片等,这些技术可以为发动机提供一流的性能和可靠性。

(1) 宽弦风扇叶片,没有增压压气机。可使核心与外涵之间的分流环更接近中心线,且位置更加靠后,这为宽弦风扇叶片提供了将所有污垢分离至外涵的机会,能减少核心中的损坏和污垢堆积;

(2) 三轴设计中,各转子更短,大大提高了转子的刚度,使转子的弯曲度可以减少,这不仅能保持压气机与涡轮在工作中有较均匀的叶尖间隙,且不易使叶尖与机匣相磨碰;

(3) Trent700 采用了双层机匣的设计,由中压压气机到低压涡轮所有的机匣均做成双层的,其外层机匣作为承力与传力的构件,而内层机匣仅作为气流通道,这样,不论外层机匣在大负荷作用下可能产生多大的变形,内层机匣仍能保持足够的圆度,使之有较均匀的叶尖间隙,保持较高的效率;

(4) 高压涡轮工作叶片带冠,这是罗 · 罗公司的传统设计,其它公司的发动机尚未见到有采用的。由于高压涡轮工作叶片比中、低压涡轮叶片短,采用带冠后会大大降低相对泄漏损失,提高效率。高压涡轮工作叶片带冠要求有耐高温强度更好的材料和高效率的冷却技术。

3 性能优良的核心机是改进衍生的基础

国外的经验表明,在发动机研制与发展过程中,在既能满足飞机要求又能有较大发展潜力的前提下,利用最先进的技术,设计并生产一台性能优良的核心机是非常重要的。但是,并不是所有发动机的核心机均有发展潜力,例如,通用电气公司研制的第 1 型高涵道比涡扇发动机 CF6-6,其核心机沿用了 J79 军用涡轮喷气发动机多级压气机设计特

表 2 GE90 系列发动机主要参数

发动机型号		GE90-75B	GE90-85B	GE90-90B	GE90-94B	GE90-110B	GE90-115B
风扇直径 /m		3.12	3.12	3.12	3.12	3.26	3.26
空气流量 /(kg· s^{-1})		1360	1360	1482	1482	1640	1640
部件级数	风扇	1	1	1	1	1	1
	增压压气机	3	3	3	3	4	4
	高压压气机	10	10	10	10	9	9
	高压涡轮	2	2	2	2	2	2
	低压涡轮	6	6	6	6	6	6
总压比		39.3 ~ 45.5				39.3	
涵道比		8.6 ~ 8.3				8.4	
推力 /kN		338	378	400	418	489	511
巡航耗油率 /(kg· daN^{-1}· h^{-1})		0.538				0.550	
所装飞机型号		波音 777-200	波音 777-200ER	波音 777-200ER	波音 777-200ER	波音 777-200LR	波音 777-300ER
投入使用时间		1995.11	1995.11	1997.2	2000.11	2005 中	2004.3

(C)1994-2023 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

点，采用了16级的高压压气机，是所有高涵道比涡扇发动机中级数最多，也是结构复杂、零件多、重量大的发动机。因此，通用电气公司并未在它的基础上采取改进衍生的方法来发展推力增大的发动机，而是将核心机进行了改造，将高压压气机减少2级（14级）发展了CF6-50系列发动机。

CFM56的核心机是在用于B-1轰炸机的F101发动机核心机的基础上发展而成的，这是一款能适应小推力（85 ~ 150kN）范围的核心机。CFM56的第1个型号为CFM56-2，在基本保持核心机结构不变的情况下，通过改变风扇直径及增压压气机与低压涡轮级数，以改变发动机的空气流量、总压比与涵道比，达到增减发动机推力与降低耗油率的目的。CFM56被业内人士公认为是“通过一台好的核心机，发展多型能满足不同要求的发动机系列”发展途径的典范。

在采用核心机改进衍生措施发展系列发动机的过程中，并非核心机一成不变，而是随着技术的发展，在保持基本结构不变的条件下，不断用新技术对核心机的某些零、组件进行改进。最常用的方法是：将压气机与涡轮的叶片用准三元流、全三元流以及更先进的气动设计方法重新设计效率较高的叶片；在高压压气机、高压涡轮与低压涡轮中采用先进的主动间隙控制技术；用FADEC取代常规的液压机械燃油调节器，且不断升级；用耐温更高的材料与涂层更换涡轮叶片材料；提高高压涡轮工作叶片的冷却效率；改变气路中的封严结构以减少漏气损失；采取降低噪声与排放措施等。

有的发动机在改进衍生时，还对燃烧室进行较大的改进，例如从风扇直径2.39m的PW4000系列发展成风扇直径2.54m的PW4000系列时，其火焰筒的结构作了大的改变；同样，CFM56-5A发展成CFM56-5B时，燃烧室既可采用单环腔（SAC）也可采用双环腔（DAC）设计，由用户选择采用何种设计。对燃烧室进行的改进，均是为降低排放所采取的措施。

表3 Trent系列发动机主要参数

发动机型号		Trent700	Trent800	Trent500	Trent900	Trent1000
风扇直径/m		2.47	2.79	2.47	2.95	2.84
部件级数	风扇	1	1	1	1	1
	中压压气机	8	8	8	8	8
	高压压气机	6	6	6	6	6
	高压涡轮	1	1	1	1	1
	中压涡轮	1	1	1	1	1
	低压涡轮	4	5	5	5	6
总压比		33.7 ~ 35.5	34.5 ~ 41.9	34.8 ~ 36.3	36.5 ~ 39	50
涵道比		5	6	7.5	8	11
推力/kN		300 ~ 316	332 ~ 423	236 ~ 249	311 ~ 356	236 ~ 329
巡航耗油率/（kg·daN^{-1}·h^{-1}）		0.562	0.560	0.534	0.518	0.493
所装飞机型号		A330-200 A330-300 A330F	波音 777-200 波音 777-200ER 波音 777-300	A340-500 A340-600	A380-800 A380F	波音 787-3 波音 787-8 波音 787-9
投入使用时间		1995	1996	2002	2007	2008

在有的发动机发展中，还利用缩放原则在原有发动机上通过按比例缩小或放大，来发展新发动机。例如，罗·罗公司用于波音777的Trent 800，就是将Trent 700按比例放大，并采用当时的一些新技术研制成的；Trent 500的核心机是Trent 800核心机的80%缩型，而用于A380的Trent 900又是将Trent 500按比例放大而成的。当然在缩放过程中，均引入了当时的最新技术。表3为Trent遄达系列发动机主要参数。

Trent700 EP系列利用最新的Trent发动机工艺及设计技术，将发动机的燃油效率提高了1.3%，这意味着10年中每架飞机可以节约价值达300万美元的燃料。而且Trent700发动机在880万小时的运行经验中，有1/3的时间都在中东炎热的沙质环境中运行，机队所有该型发动机的额定推力为320kN（72000磅），现在它的性能保持优势依然在不断地接受检验中。Trent700超强的推力与卓越的燃料燃烧性能相结合，使该发动机成为采用新技术及改进衍生措施来提高发动机推力的优秀代表。

结束语

作为干线客机的动力，高涵道比涡扇发动机从诞生时起，就在满足飞机需要的前提下，不断完善性能，包括提高推力，降低发动机耗油率与性能衰减率，提高发动机可靠性与耐久性，降低发动机噪声值与排放值等。特别是进入21世纪后，为用户提供经济性好、能满足新世纪严格环保要求的发动机，已成为参与新型旅客机发动机市场竞争的必备条件。为此，需进行多方面的理论与试验研究，开发新的结构设计与新型金属、非金属及涂层材料，开展低排放燃烧室与降低噪声技术的研究，发展智能化的发动机维修技术等。在上述基础上，研制一台既能满足飞机要求，又有发展前途的性能优良的核心机是十分必要的。 （责编 侧卫）

(C)1994-2023 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net