

文章编号: 1000-8055(2008)06-0961-15

风扇/压气机气动设计技术发展趋势 ——用于大型客机的大涵道比涡扇发动机

陈懋章, 刘宝杰

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083)

摘 要: 分析了大型客机使用的当代先进大涵道比涡扇发动机及其下一代的风扇/压气机气动设计技术的现状和发展趋势,探讨了我国研制高性能大涵道比涡扇发动机在风扇/压气机方面所面临的严峻挑战,以及为了满足我国研制大涵道比涡扇发动机的需求,需要在风扇/压气机气动研究方面尽快展开的一些关键研究。

关 键 词: 大型客机; 大涵道比发动机; 风扇; 压气机; 气动设计; 噪声

中图分类号: V231

文献标识码: A

Fan/ compressor aero design trend and challenge on the development of high bypass ratio turbofan

CHEN Mao-zhang, LIU Bao-jie

(School of Jet Propulsion,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Trend of fan/ compressor aero design technologies for the development of high bypass ratio turbofans are analyzed, and the challenges that would be encountered in the development of our high performance large bypass ratio turbofan are discussed. Finally, some key technologies that need to be breakthrough are proposed.

Key words: large commercial airplane; high bypass ratio; fan; compressor; aero design; noise

20 世纪 30 年代末 Frank Whittle 和 Hans von Ohain 相继发明了划时代的喷气发动机,从此推动人类进入了一个崭新的时代——喷气时代。经过 60 多年持续不断的发展和创新,航空发动机和飞机的性能日益提高,已对人类社会的各个方面产生了重大而深远的影响。航空燃气涡轮发动机以其先进性和复杂性成为一个国家科技水平、军事实力和综合国力的重要标志之一。

在各种航空燃气涡轮发动机中,军用发动机更主要追求高的推重比/功重比;而民用发动机则有更多方面的技术要求,如经济性、安全可靠性和

环保等。与涡轮喷气发动机相比,涡轮风扇发动机由于其特有的技术优势,自上世纪 50 年代以来,在军用和民用航空发动机中一直占据主流地位。目前我国已将大型民用客机正式列为中长期发展规划中的重大专项,而世界干线客机的动力 100%均采用涡轮风扇发动机,这种状态在未来相当长的时期内不会有根本性的变化。作为大型客机的动力装置,涡轮风扇发动机的主要优势在于:不仅能提供较快的飞行速度,而且具有良好的经济性、安全性、可靠性和维修性,也能满足国际民航组织等提出的环保等方面的要求。

收稿日期: 2007-09-09; 修订日期: 2008-04-17

基金项目: 973 课题(2007CB210103)

作者简介: 陈懋章(1936 -),男,四川成都人,中国工程院院士,教授,博士生导师,主要研究方向为航空发动机、叶轮机气动力学。

E-mail: chenmz@buaa.edu.cn.

目前现役大型客机的典型技术指标如下:

- 飞行速度:800~850 km/h ($Ma=0.75\sim0.8,11$ km 高空);
- 巡航耗油率:0.55~0.6 kg/daN·h;
- 空中停车率:不大于 0.002~0.005 次/1 000 飞行小时;
- 寿命约 5 万小时.

目前大涵道比涡扇发动机的循环压比已经提高到 40 左右,涡轮前温度已提高到 1 400~1 500 °C 的水平,下一代高涵道比涡扇发动机的循环压比将提高到 50 左右,温度将再提高 100 °C 左右.半个多世纪以来航空涡轮发动机总效率的提高依赖于推进效率和循环效率不断提高的情况,这也将是 21 世纪航空发动机效率提高的规律,到 2020 年左右,高涵道比涡扇发动机的耗油率将比目前水平进一步降低 15%~20%.表 1 列出了典型大涵道比涡扇发动机的发展历程和循环参数.

进入 21 世纪后,大涵道比涡扇发动机的性能在进一步提高的同时,更加重视大幅度降低污染物排放和噪声.表 2 给出了美国和欧盟制定中长期技术发展目标,以满足未来社会发展的需求.如图 1 所示,随着新的适航条例的实施,对于飞行噪声的控制越来越严格.如图 2 所示,飞行噪声由发

动机噪声和飞机噪声两部分构成,而发动机产生的噪声则远大于飞机.发动机噪声主要来源于风扇、喷流、燃烧和涡轮,其中风扇噪声和喷流噪声较大,因此美国和欧盟在过去 20 年投入大量人力、物力和财力加强对发动机各种降噪技术的研究,为了达到更低的噪声水平,甚至不惜牺牲一些气动性能.为了满足未来发展的需要,美国和欧盟近期都制定了专门的噪声研究大型国家级规划,例如美国在 1994 - 2001 年实施的先进亚音速技术计划(AST)部署了降噪技术计划,从 2001 年又开始实施的安静飞机技术研究计划(QAT),初期投资 1 亿美元,该计划自 2004 年起加大了投资力度;而欧盟从 2001 年开始实施为期 5 年的相应计划——SILENCER,是欧洲有史以来关于噪声研究的最大计划,投资高达 1.1 亿欧元.

图 3 给出了 GE90 发动机目前采用的主要降噪技术,从中可以看出,为了降低噪声,当代大涵道比涡扇发动机不但大量采用声衬,而且在发动机的气动设计上采取了大量措施.因此,过去 20 年大涵道比涡扇发动机降噪技术已经成为发动机气动设计技术的一个重要组成部分,特别是风扇和排气系统的设计,噪声水平已经成为发动机气动设计的一个重要指标.

表 1 典型涡扇发动机的发展历程和循环参数
Table 1 Turbo fan engine advancement and their cycle parameters

取证时间	1977 - 1992 年	1993 - 2007 年	2008 年以后
典型发动机	RB211, PW4000, CFM56, V2500, PW2037, JT9D, CF6-80C2/ E1	Trent800, PW4084, GE90, Trent900, GP7200	GENx, Trent1000, PW8000
涵道比	4~6	6~9	10~15
风扇压比	1.7	1.5~1.6	1.3~1.4
总增压比	25~30	38~45	50~60
涡轮前温度/ K	1 500~1 570	1 570~1 850	> 1 900
巡航耗油率/ (kg/ daN·h)	0.58~0.7	0.565~0.6	0.5~0.55

表 2 欧盟和美国中长期发展目标^[1]
Table 2 Euro and USA mid- and long-term requirements for aero engines

	Datum	2007 - 2010	Vision 2020 (EU:ACARE)	US(A TE- Vision)	
				2010 年	2025 年
Fuel Consumption/ CO ₂	Base	- (7~10) % FB	- 50 % incl. Airframe	- 25 %	- 50 %
Noise, rel ICAO Stage 3, cum.	- (14~18) dB	- (30~33) dB	- 40 dB	- 45 dB	- 75 dB
Sfc (Engine)	Basis	8 %~12 %	- (15~20) %	-	-
Thrust-to-weight, PPS	3.6~4.5	≥4	≥4	-	-
NO _x Emissions rel ICAO '96	- 30 %	- 40 %	- 80 %	- 70 %	- 80 %

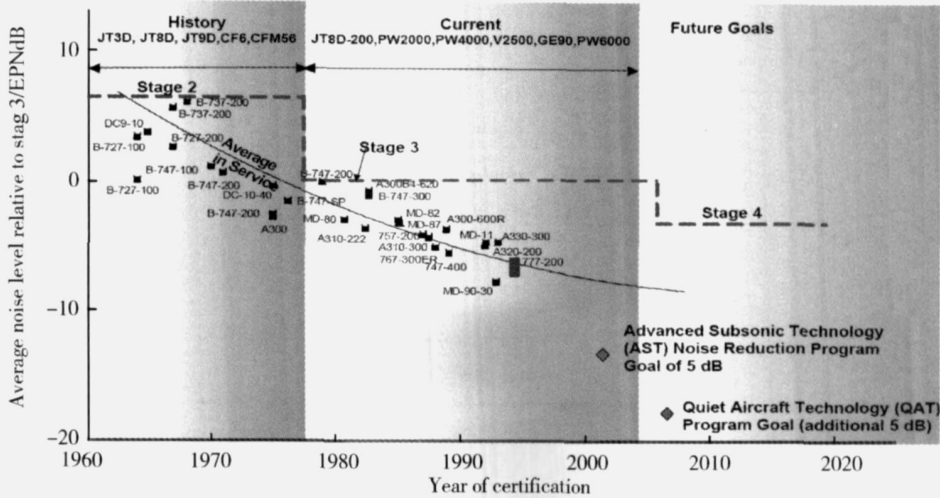


图 1 航空涡轮发动机噪声不断降低^[2]
Fig. 1 Engine noise reduction

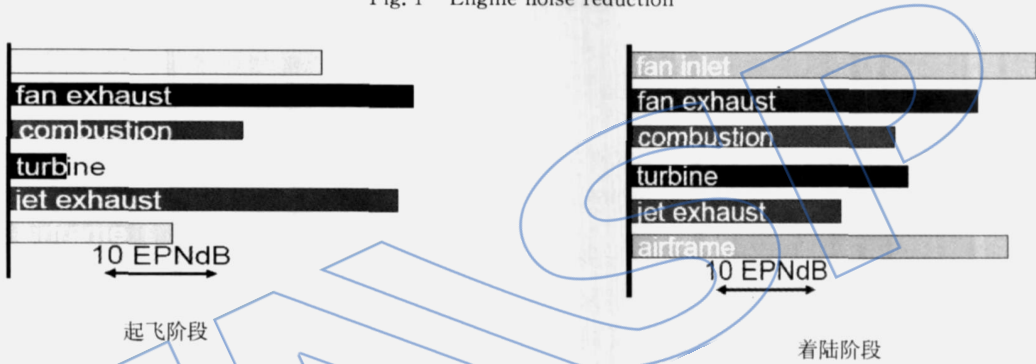


图 2 飞行噪声的主要来源^[3]
Fig. 2 Noise sources on conventional aircraft

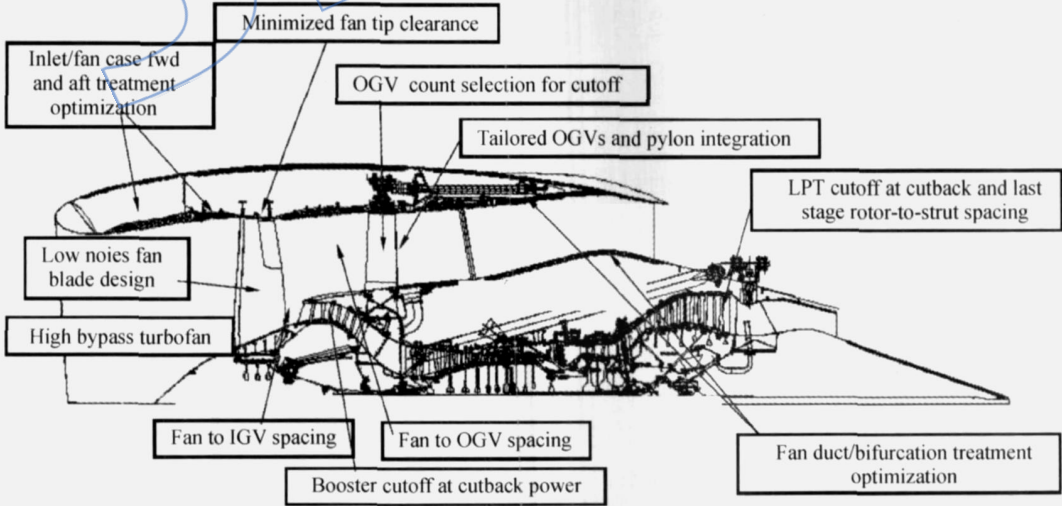


图 3 GE90 发动机采用的降噪技术 (Gliebe, 2003)
Fig. 3 Noise reduction technologies used in GE90 engine

图 4 给出了 GE 公司风扇/压气机气动设计技术的演变,从中可以看出,自 20 世纪 80 年代以来,航空发动机风扇/压气机的气动设计技术先以准三维为主;90 年代以来则逐渐建立起了以三维

CFD 技术为核心的现代设计体系,使其逐渐摆脱了耗资多、周期长、风险大、主要依靠完备实验数据库的“传统设计方法”。本文下面将以大涵道比涡扇发动机为背景,重点分析过去 20 年其风扇/

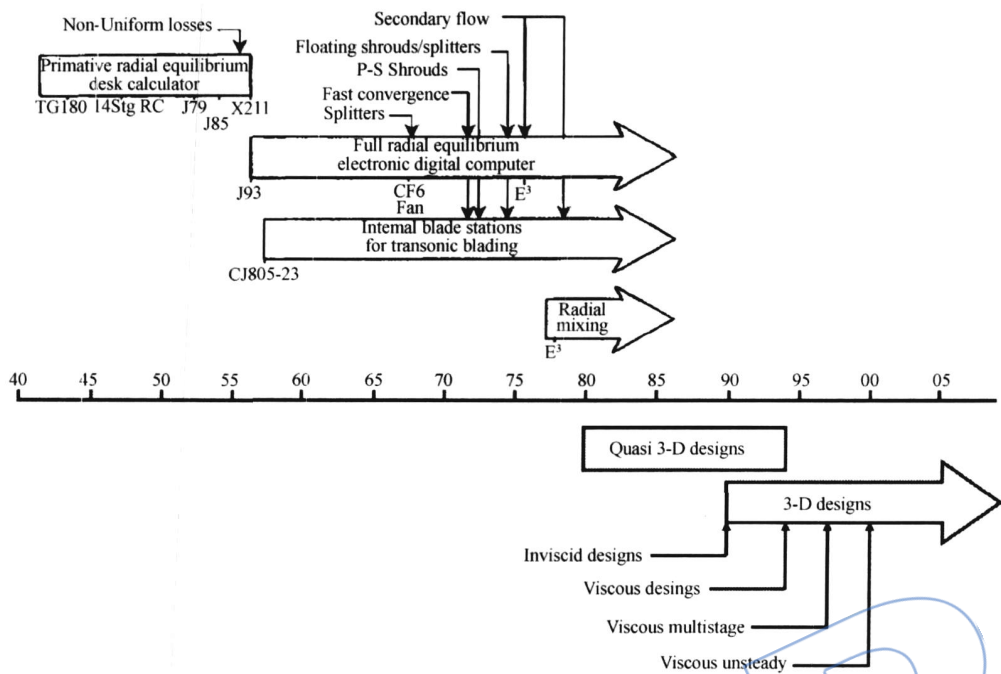


图 4 GE 公司风扇/压气机气动设计技术的演变^[4-5]
Fig. 4 GE compressor aero design system evolution

压气机气动设计技术的发展现状,及其进一步的发展趋势,总结其技术难点,旨在说明我国将来发展高性能大涵道比涡扇发动机在风扇和压气机方面将面临的一些挑战,以及亟待突破的一些关键技术,从而为我国明确大涵道比涡扇发动机的技术发展途径提供参考。

1 风扇气动设计技术与发展趋势

1.1 风扇气动设计技术现状

过去 20 年,风扇宽弦空心钛合金叶片以及复合材料叶片制造技术的突破,使得风扇的机械性能大幅度提高,促使涡扇发动机的涵道比不断增加,从而有效提高了发动机的推进效率,而且突肩的取消,也使得风扇的效率明显提高。图 5 给出了 RR 公司风扇效率的演变过程,从中可以看出,20 世纪 90 年代以来,随着风扇/压气机的三维气动设计技术的提高,通过采用三维气动造型,实现了风扇内部流场的定制设计,使得风扇的效率进一步提高。

大涵道比风扇叶片之所以能够实现先进掠型设计的关键在于突破了宽弦空心叶片或复合材料叶片的制造技术。与传统造型相比,如图 6 所示,当前大涵道比风扇基本都采用复合掠型的设计,叶片中上部后掠,实现通道激波的后掠,从而降低激波损失;叶片尖部前掠,从而有效提高风扇的失

速裕度;此外,宽弦设计本身还会进一步促使激波在空间的倾斜,再加上叶型的定制设计,从而使得激波损失,以及相应的附面层损失和二次流损失明显降低,风扇设计点的效率比常规造型的风扇有明显改善。图 7 给出了 GE 公司 GE90-115B 掠型风扇与常规造型风扇性能的对比。除上述设计点风扇效率明显提高之外,先进掠型风扇另外一个明显的优势是其堵塞流量也有所增加,从而使得发动机的起飞推力相应增大。

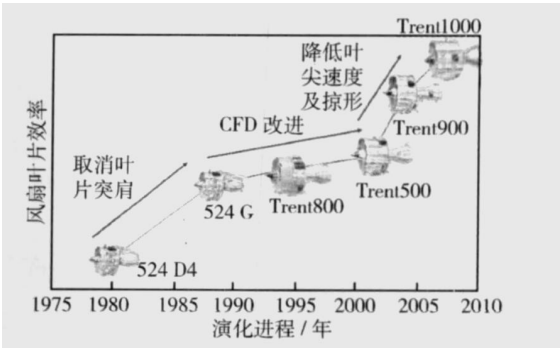


图 5 RR 公司涡扇发动机风扇效率的演化^[6]
Fig. 5 Fan efficiency advancement of RR turbofans

为了满足未来适航条例关于噪声水平的要求,当前先进的大涵道比风扇设计中已开始将风扇的噪声水平作为重要的设计指标之一,同时将噪声的分析和评估直接纳入风扇的气动设计体系与流程。下面以 GE90 发动机为例(图 3),简单分析现阶段大涵道比风扇气动设计上采用的降噪技

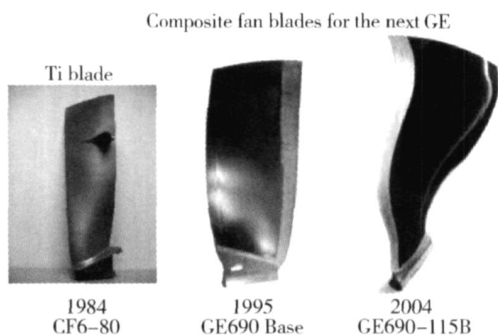
图 6 GE 公司掠型风扇的演化^[7]

Fig. 6 GE commercial fan evolution

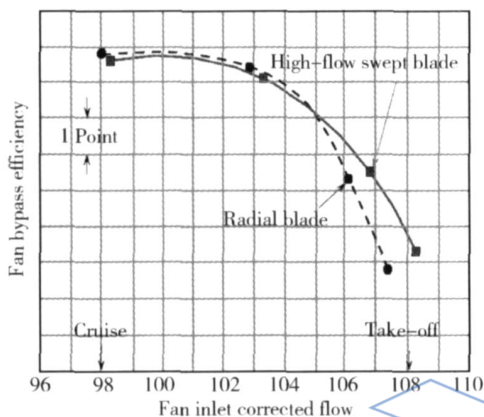
图 7 掠型风扇与常规风扇性能对比^[7]

Fig. 7 Swept fan blade performance

术(不包括声衬技术)。

◆风扇转子设计:选取低的叶尖切线速度,重视降低尾迹的宽度和强度。

◆拉大转子与静子间距:明显增加转子与风扇外涵出口导叶的间距,适当增大转子与增压级进口导叶的间距。

◆出口导叶叶片数的选择:通过外涵出口导叶叶片数的选择,使之能够截断转子叶片通过频率成份的噪声模式向下游的传播。

1.2 风扇气动设计发展趋势

为 B787 飞机研制的即将投入使用的 GEnx 和 TRENT1000 发动机代表了当今大涵道比涡扇发动机的先进水平,其涵道比已经达到 10 一级,发动机的噪声水平比 FAR36 第 3 阶段的规定低近 30 dB;而三大发动机公司预研的 2020 年前后投入使用的高涵道比发动机的涵道比将增加到 12 以上,全面实现表 2 中的目标值。

在未来更高涵道比风扇设计中,其最大的挑战来自于降噪,以及由此引发的推力、重量等问题。图 8 给出了新一代发动机主要采用的降噪技术,主要是从风扇、声衬、短舱和锯齿形喷口

(Chevron nozzle) 几方面入手,其中风扇设计采取的先进降噪技术主要包括以下几方面^[8-10]:

◆进一步降低风扇转子的叶尖切线速度(转子噪声近似与叶尖速度的 4 次方成比例);

◆对叶片造型,特别是出口导叶造型采用子午午后倾、弯掠等三维优化气动造型;

◆以降噪为目标对风扇加功量分布等一些重要设计参数进行优化;

◆加强风扇部件全流场中尾迹和分离等各种旋涡流动的控制。

上述几项技术中最有效的,也是难度最大的就是进一步降低转子的叶尖切线速度,如图 9 所示,对于涵道比在 10 左右的发动机,其叶尖切线速度已经降到声速左右,现有风扇结构形式和驱动方式还不需要改变;但是未来涵道比 12 以上风扇的叶尖切线速度下降到声速以下时,现有双转子的发动机风扇驱动方式和结构形式必须进行创新,由此将引发一些新的气动设计问题。随着风扇涵道比的不断增加,风扇叶尖切线速度的不断降低,会带来两方面的问题:一是风扇增压级的切线速度非常低,其加功增压能力严重不足;二是风扇压比持续降低,导致发动机的起飞推力明显损失。由于 RR 公司采用三转子发动机,所以不存在增压级的问题,但是 GE 和 PW 公司则面临严峻的

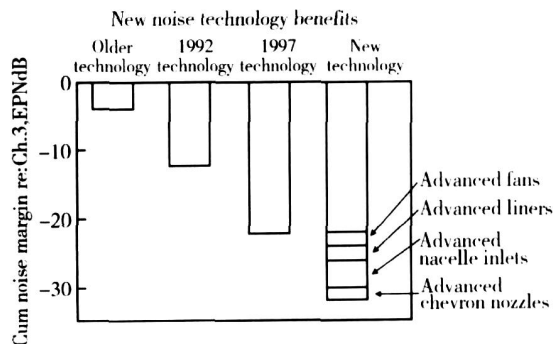
图 8 GE 公司发动机先进降噪技术^[9]

Fig. 8 GE advanced noise reduction technologies

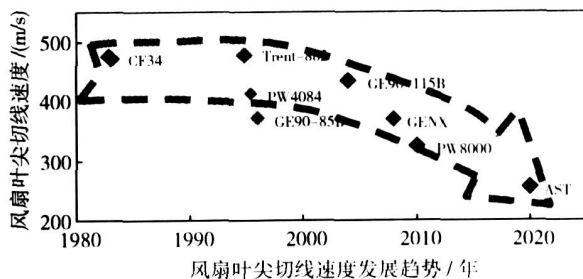


图 9 大涵道比风扇叶尖切线速度的变化趋势

Fig. 9 Tip speed trend of high bypass ratio fan blade

挑战,为此提出了创新的发动机结构形式.

1. 2. 1 齿轮驱动风扇

除了上述提到的增压级问题之外,随着涵道比的增加涡扇发动机的低压转速不断降低,导致当代涡扇发动机低压涡轮级数多、尺寸大,成为决定发动机的成本和重量的关键因素,这些问题在涵道比 12 以上的涡扇发动机研制上更加突出.解决这些问题的一个有效途径就是采用齿轮驱动风扇,如图 10 所示,风扇不再由低压涡轮轴直接驱动,而是通过一个 3 : 1 的体内减速器将低压转速降低后再驱动风扇. PW, PWC, Fiat Avio 和 MTU 对该技术已进行了 15 年的攻关,目前正在进行全尺寸的试验验证,其难点主要在于小尺寸、大功率、长寿命、高可靠性体内减速器的研制,以及风扇支承形式等结构设计上^[11].

如图 10 所示,齿轮驱动风扇有以下几方面的优点:

- ◆摆脱了涡轮转速的制约,能够获得更高的涵道比,从而提高发动机的推进效率;
- ◆能够获得更低的叶尖切线速度,从而进一步降低风扇噪声;
- ◆低压涡轮能够采用较适合的转速,使级数减少一半左右,从而大幅度降低发动机的成本和重量;
- ◆增压级的加功增压能力大幅度增加,能够以更少的级数获得更高的压比.

低叶尖切线速度自然决定了风扇的增压比有所降低,到 2020 年高涵道比风扇的叶尖切线速度在 260 m/s 左右,相应的设计压比会在 1.3 左右.这样的风扇虽然能够获得更高一点的效率,但是由于风扇压比的明显降低,会损失较大的起飞推

力,这一方面需要在发动机的循环参数选择上进行平衡;另一方面需要加大风扇的通流能力,通过提高其来流马赫数以增大起飞推力,其起飞状态风扇来流马赫数会增加到 0.6 以上.因此,除了低噪声之外,高通流、高负荷、高效率是高涵道比低叶尖切线速度风扇气动设计的目标和挑战.

1. 2. 2 对转风扇

与 PW 等公司致力于发展的齿轮驱动风扇不同,GE 公司为应对未来高涵道比涡扇发动机的挑战,提出了低压系统对转的发动机概念.低压系统对转发动机采用了两级对转风扇,辅助增压级与转速更高一些的第二级风扇连在一起,为了实现这样的工作方式,发动机必须采用三转子技术,通过使低压涡轮对转,实现风扇的对转,这与常规三转子发动机相比,结构和支撑形式更为复杂一些,因此其技术挑战也是相当大的.

由于同样采用低叶尖切线速度,对转风扇各自的转速并不高,但是通过对转,它可以加大涡轮的作功能力,从而减少低压涡轮的级数,达到减轻重量,降低成本的目的.与齿轮驱动风扇相比,对转风扇有一个优势,其每一级转子的压比并不高,但是两级的总压比则接近当前较高切线速度风扇的增压比,从而能够获得更大的推力.

从气动设计上两级对转风扇若要获得比现有风扇更高的效率,其关键在于第二级转子的设计,因为它的速度三角形可能不利于实现高效率.此外,由于对转风扇转子之间,以及第二级转子与出口导叶之间的轴向间距不能拉大到单级风扇时的距离,因此其转子相互作用形成的噪声,以及转子

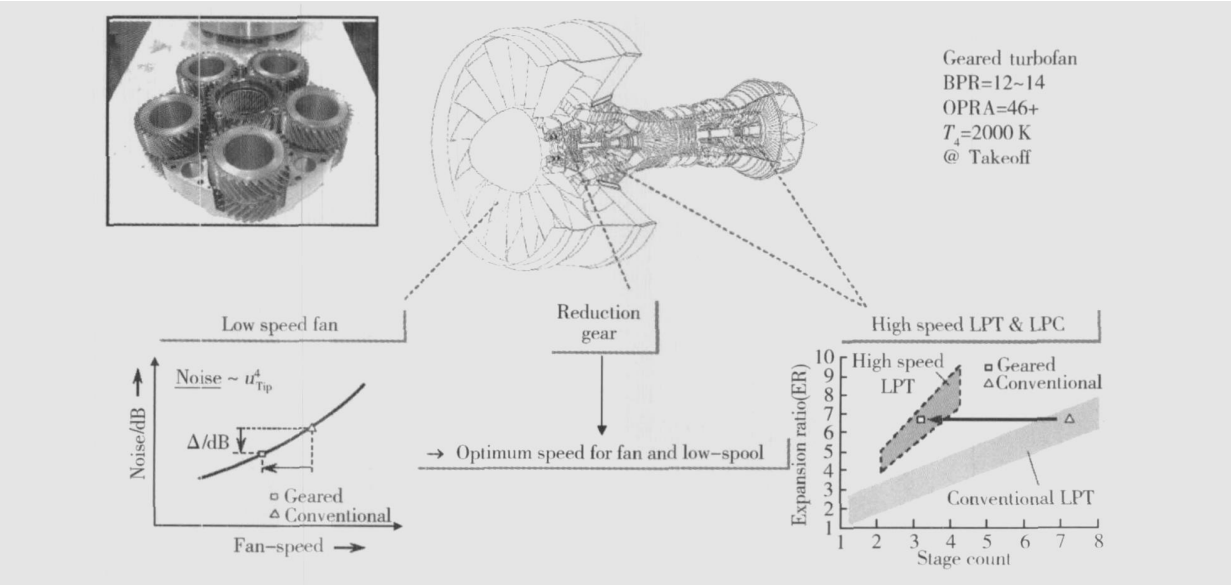


图 10 齿轮驱动风扇发动机及其优势^[11]

Fig. 10 Geared turbofan

与出口导叶相互作用形成的噪声将有所增加,需要其它降噪措施加以弥补。

与齿轮驱动风扇相比,低压系统对转方案技术难度更大,若干关键问题尚待解决。

2 压气机先进设计技术与发展趋势

在当代大涵道比涡扇发动机中,风扇/压气机部件仍占到发动机总长度的 50%~60%,重量的 40%~50%,制造成本的 35%~40%,维修成本的 30%(K. Steffens, 2001)。在压气机气动力学、计算流体力学和计算结构力学都取得了很大进展的今天,高压压气机的研制依然是高风险、高难度的工作,高压压气机的设计至今依然是发动机研制中的技术瓶颈之一。

现阶段,乃至未来相当长的一段时间内,对高压压气机的要求分别体现在以下三个方面:

1) 性能

- 在宽的转速范围内有高的效率
- 级压比高
- 轴向长度短(更少的级数)
- 重量轻
- 长期使用的性能衰减慢

2) 安全性

- 抗外物打伤能力强
- 良好的机匣包容性
- 叶片、盘、轴和整个部件可靠性高
- 转子动力学稳定性好
- 有足够的失速裕度和抗进气气流畸变能力

3) 成本

- 制造成本低
- 维修成本低
- 鲁棒性好

如前面图 4 所示,过去 20 年高压压气机的设计已经发展到多级全三维造型阶段,下面结合图 11 给出的 GE90 发动机高压压气机的发展历程,分析高压压气机气动性能不断提高所采取的主要关键技术。在美国高效节能发动机(E³)计划的支持下,在 20 世纪 80 年代初,GE 公司依靠丰富的高压压气机设计经验,基于二维/准三维的传统设计体系,成功研制出了 10 级压比 23 的高压压气机,为 GE 公司之后的 20 年保持世界领先水平奠定了坚实的基础,到目前为止,它所达到的压比仍然是世界之最。过去 20 年,GE 公司利用三维设计技术对其不断进行改进和提高,图 11 给出了其中重要的发展里程碑。改进的最主要手段就是采用全三维造型技术,如图 12 所示,高压压气机的通流能力,常用转速(流量)范围内的效率,特别是设计点效率均有明显提高。同期 RR 公司也发展自己的三维设计技术,通过采用叶片三维气动造型使其 Trent500 和 Trent900 发动机高压压气机的效率明显提高(图 13)。

在 20 世纪 90 年代,三维气动造型技术提高压气机效率的主要措施是消除或改善各排叶片内部的分离,特别是角区的分离流动;而过去 10 年,随着对三维气动造型技术认识的不断深化,三维气动造型技术同样用于改善通道主流的流动情

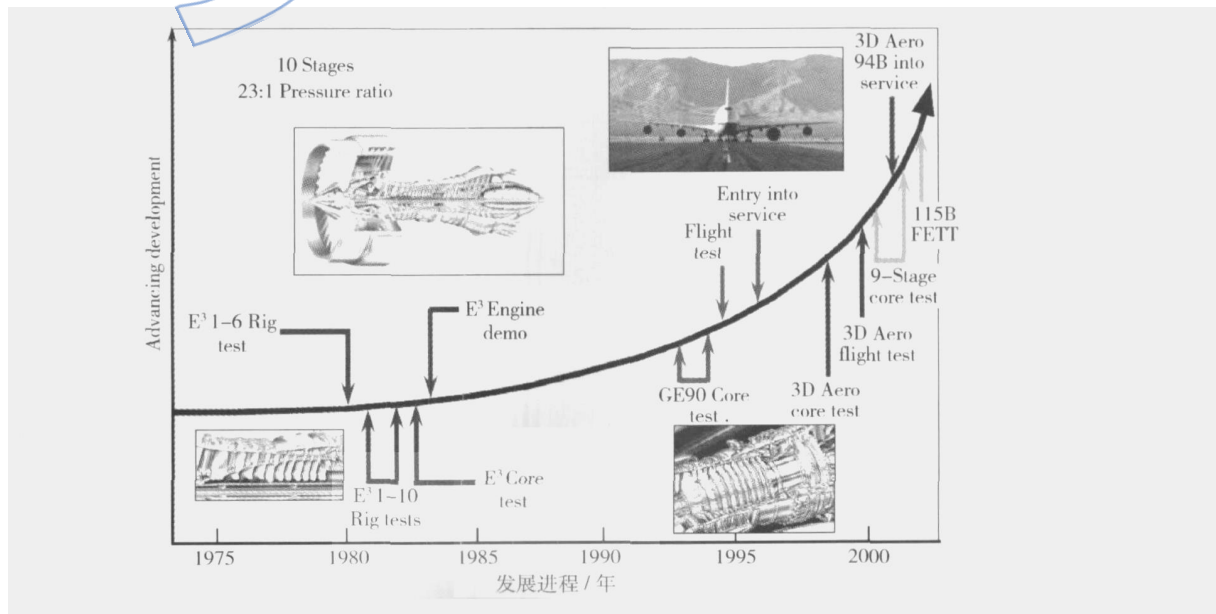


图 11 GE90 发动机高压压气机发展里程碑^[7]

Fig. 11 GE90 HP compressor development

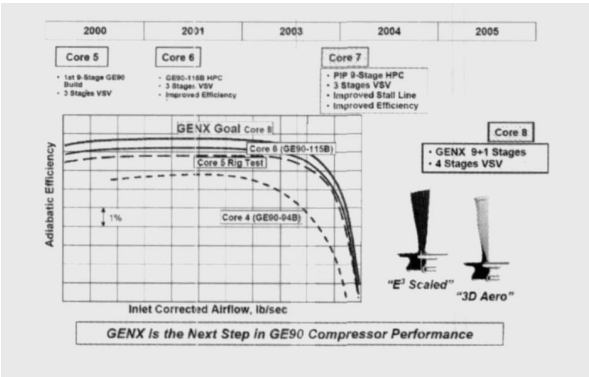


图 12 GE 高压压气机特性对比^[7]

Fig. 12 Performance advancement of GE90 HP compressor 况,进一步降低了通道主流的流动损失;同时通过加大转子叶片前掠,在稳步提高压气机的级负荷的同时,有效地提高了压气机的失速裕度。

在先进材料和整体叶盘结构的支持下,高压压气机的叶尖切线速度能够进一步提高,再利用三维气动造型技术,各大发动机公司不断向更高级压比的高压压气机发起挑战。图 14 给出了各种发动机压气机级数及其能够获得的压比的关系图,其中决定性的衡量指标就是平均级压比。到目前为止民用大发动机用的高压压气机的前沿水平分别是 MTU 研制成功的 6 级压比 11 的高压压气机,其平均级压比接近 1.5,应用对象是中小推力级别的发动机,例如 PW6000,由单级高压涡轮驱动;另一个就是前面提到的 GE90 高压压气机,10 级压比 23,其平均级压比接近 1.4,应用对象是大推力级别的发动机,由两级高压涡轮驱动。其他更高级负荷的尝试到目前为止都失败了,包括 PW 公司自己研制的 PW6000 高压压气机,以及

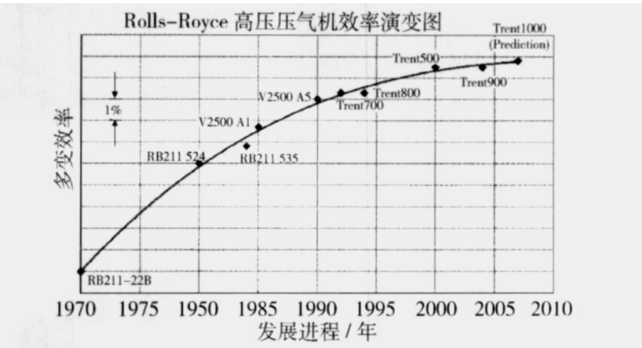


图 13 RR 涡扇发动机高压压气机效率^[6]

Fig. 13 HP compressor development of RR turbofans

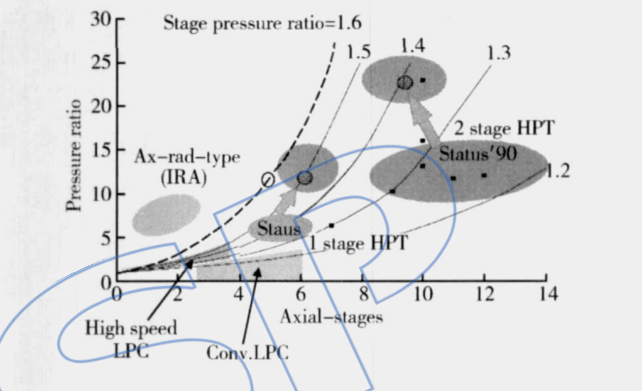


图 14 高压压气机压比与级数的关系^[11]

Fig. 14 HP compressor design trends

GE 公司研制的 TECH56 高压压气机。

根据前面提到的对于高压压气机的三方面要求,随着材料、结构和工艺,以及压气机设计技术的进一步发展,未来高涵道比发动机的高压压气机性能将进一步提高。现阶段研发的一些先进技术,如图 15 所示,将用于研制未来更性能的高压压气机。

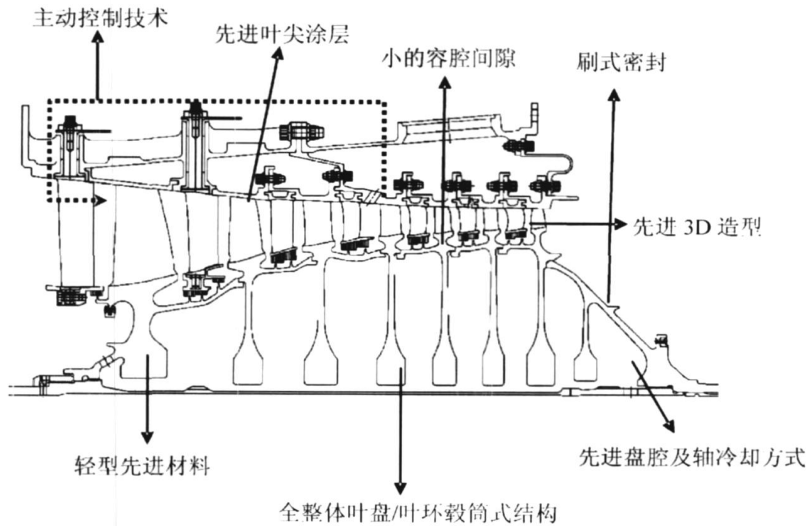


图 15 高压压气机先进设计技术^[11]

Fig. 15 Advanced design technologies of HP compressor

3 我国大涵道比发动机风扇/ 高压压气机面临的技术问题和议

过去我国航空发动机发展一直以军机为主, 虽然军用和民用发动机有大量共用技术, 但由于军用涡扇发动机主要追求高推重比, 与民用大涵道比涡扇发动机的性能指标要求有重大差别, 所以结构和研制技术也存在重要差别; 相对于军机而言, 我国更是缺乏大涵道比涡扇发动机的研制经验. 十五期间在 APTD 计划的支持下, 才开始了发展军用大涵道比涡扇发动机的预研, 所以缺乏研制大涵道比涡扇发动机的技术、经验和积累. 国外经过 50 年的发展, 经过几次更新换代, 目前已经达到了非常高的水平. 考虑到我国民用大涵道比涡扇发动机将在 2015 - 2020 年投入使用, 而那时国外又进一步发展到了更高涵道比涡扇发动机的阶段, 因此我国在民用大涵道比涡扇发动机的研制上面临非常严峻的挑战.

现状与要求之间的巨大反差, 决定了研制任务的艰巨性, 但也带来了从未有过的好发展机遇. 我们应当理清关键问题, 统一规划, 有针对性地加强基础研究和试验验证, 一方面为大涵道比的工程研制提供技术支撑(补课), 另一方面就是要发展和储备未来更高涵道比涡扇发动机研制的先进理论、方法和设计技术(储备), 从而使我国未来第二代高涵道比涡扇发动机能够达到当时的国际先进水平.

下面就我们的认识, 谈谈我国在大涵道比风扇/ 压气机部件气动设计上面临的一些主要技术

问题, 这也是我们当前亟待解决的从基础研究到工程研制的一些关键问题. 我们所面临的主要问题是基础研究薄弱, 预先研究储备不足.

发动机的研制规律表明, 发动机性能的提高源于发动机先进技术的不断突破与成功应用, 如图 16 所示, RR 公司即将投入使用的 TRENT1000 发动机和下一代的 TRENT 发动机的高性能是建立在他们过去 20 年来以及未来十几年所发展的、并经过了验证的各种先进技术的基础之上的, 而且这些先进技术都是在发动机研制之前就已经储备好了, 并在预先研究阶段进行了试验验证. 相比之下, 我国将要进行的大涵道比涡扇发动机的研制, 一些关键技术的预先研究储备不足, 难以很快达到国际先进水平. 为了解决这个问题, 我国需要在现阶段就大力部署一系列关键先进技术的预先研究, 创造相应的实验研究条件, 其中既要包括国际上目前已经掌握并已应用的、而我们还没有的关键技术, 也要包括国际上正在为下一代发动机预研的关键技术.

3.1 尽快建设一些关键研究设备

3.1.1 风扇噪声实验研究台

发动机作为有史以来最为复杂的旋转热力-推进机械, 其内部存在各种复杂的流动、传热、燃烧等气动热力现象, 以及强烈的流体间、流体与固体间的相互作用, 这些复杂的流动及相互作用产生了频率成份复杂的各种离散噪声和宽频噪声. 因此, 从气动声学的角度看, 发动机也许是当今最为复杂、最难研究的噪声对象, 在机理、分析手段和方法, 以及控制技术等各方面研究上都存在非

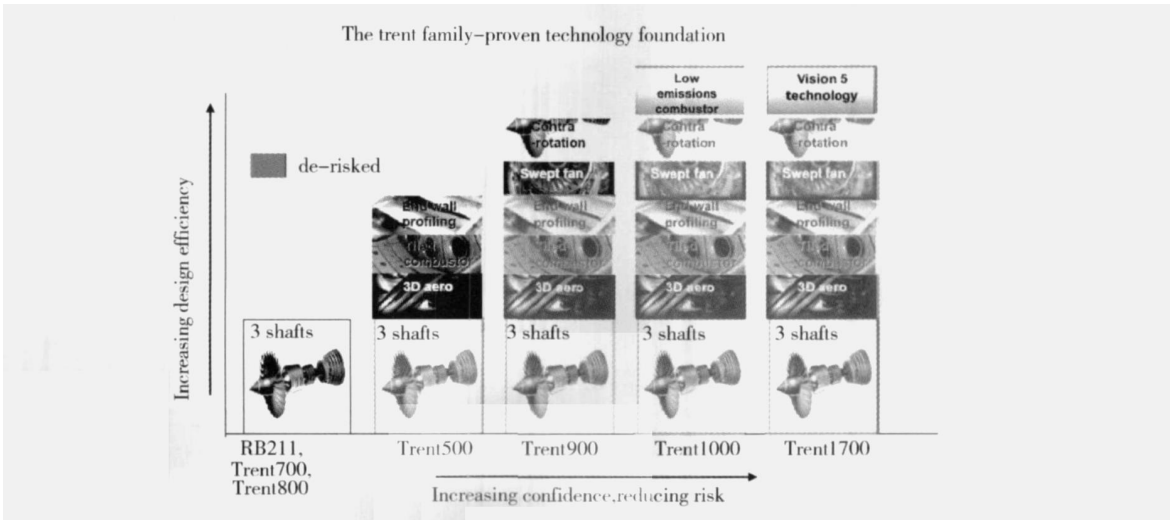


图 16 RR 公司 TRENT 发动机新技术的验证与应用

Fig. 16 New rechnologies validation and application in TRENT engines

常大的难度.例如,噪声分析与预测方法所需要达到的流场计算精度远远超过了准确预测气动性能需要的精度;风扇、喷流噪声试验环境要比性能试验环境苛刻得多,对流场的测量精度也远远超过了气动性能试验的要求.

由于发展民航的需要,美国和欧洲自 20 世纪 60 年代就开始了发动机噪声进行系统的研究,过去 20 年更是成为竞争的核心之一,投入大量的财力和物力,建立起了完善的从基础研究到应用研究的各种关键设备,图 17 到图 19 给出了一些典型的实验平台^[8,10].相比之下,我国发动机行业还没有这些关键研究设备.这是需要纳入规划,尽快建立的.

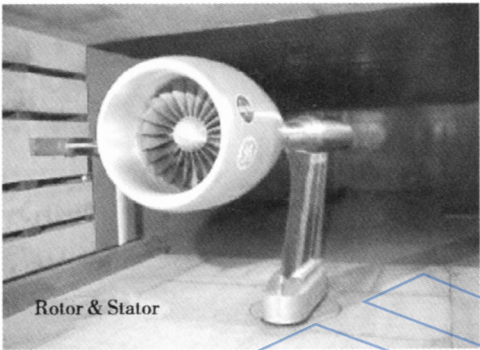


图 17 风扇气动与噪声风洞试验

Fig. 17 Fan aero-acoustic testing in wind tunnel

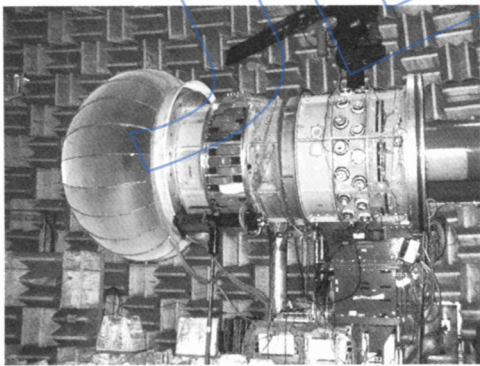


图 18 风扇噪声研究试验台

Fig. 18 Fan noise control research facility

3.1.2 低速大尺寸多级压气机实验台

虽然我国目前拥有开展多级压气机研究的多项高速试验设备和手段,但是面向大涵道比涡扇发动机要求的高效率高负荷多级高压压气机的研制,我们还缺少一种关键研究手段——多级低速大尺寸压气机实验台及相应的实验技术.众所周知,全尺寸高速多级高压压气机加工和试验成本较高、周期长,测量难度大,实验危险性高,特别是

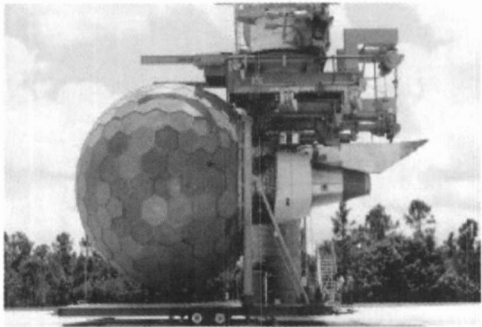


图 19 发动机噪声测量试验场(Lord, 2004)

Fig. 19 Engine noise test

后面级通道狭窄,在高速设备上开展多级压气机后面级内部复杂流动机理、先进设计理论与方法的研究,以及要实现压气机气动设计的优化,其费用和周期都是无法承受的.国外在发展高压压气机过程中,走出了一条能够解决多级压气机中后面级研究的经济、高效、可靠的路子,就是多级低速大尺寸压气机模拟实验台(多级压气机前面级由于存在激波,不能用低速模拟的方法进行研究,必须进行高速实验研究).

自 20 世纪 70 年代,GE 率先将多级低速大尺寸压气机实验装置成功用于高压压气机基础研究、关键技术验证和型号研制,为 GE 高压压气机的发展做出了重要贡献^[12].之后,PW 和 RR 公司也开始广泛采用该技术;MTU 公司为了发展高性能高压压气机,90 年代中期在 Dresden 理工大学建设了与 GE 公司类似的多级低速大尺寸压气机实验台.各大发动机公司之所以重视高压压气机低速模拟技术,就是因为其加工和实验成本只有全尺寸高速实验件的几十分之一,可以详细测量其内部流场,加工、装配和实验都非常灵活,能够以较少的投入对各种先进设计理论和方法进行大量的系统的实验研究与验证.此外,其详细测量结果可为多级压气机 CFD 技术的校验与改进提供丰富的实验数据.

下面仅以 GE 公司发展高压压气机三维气动造型方面的例子来说明如何利用该技术发展其先进设计技术.图 20 给出了 GE 公司高压压气机低速大尺寸模拟试验台的照片,及其发展三维气动造型的压气机实验台截面图,以及转子的三维气动造型叶片.前面图 11 和图 12 给出了 GE 公司过去 20 年基于 E³ 高压压气机发展各种先进三维造型高性能压气机的里程碑,GE 公司高压压气机后面级的三维气动造型技术就是在图 20 的低速大尺寸压气机实验台上进行系统研究与验证

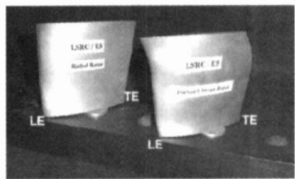
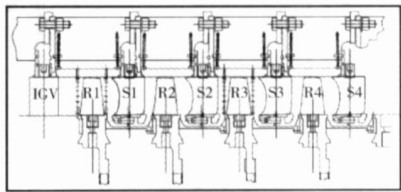
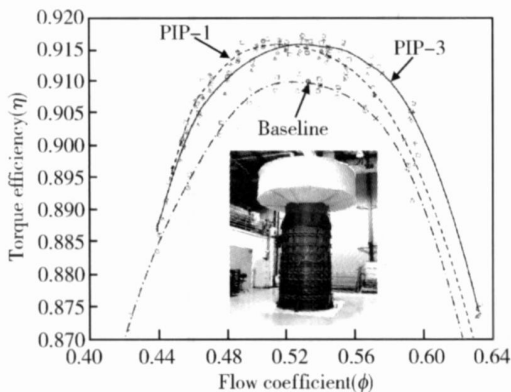


图 20 高压压气机多级低速模拟试验技术

Fig. 20 Large low speed research facility of GE

的,图中给出了两种改进方案与 E³ 原型压气机性能曲线对比. GE 公司正是利用这种实验研究手段,发展了各种定制叶型技术,得到了各种量体裁衣似的针对当地具体流动情况的各种解决措施,如前加载、后加载、转捩控制、叶尖间隙泄漏补偿等叶型技术和端弯、三维气动造型等,消除了气流分离,提高了效率和失速裕度,为 GE 公司成功研制 E³ 发动机做出了基础性贡献^[12].而这些针对当地具体流场的“定制”措施,在高速实验台上是很难做出的,因为在高速台上很难测出当地具体流场结构细节.如果 GE 公司全部采用高速全尺寸试验,完成上述高压压气机三维气动造型的优化,其花费不但是目前的上百倍,而且其研制周期根本无法保证.

应该强调指出,即使在计算流体力学已得到长足发展的今天,这种低速大尺寸多级压气机实验台仍然是不可替代的,后面将要指出,主要是由于对湍流流动预估能力的限制,CFD 技术还难以完全解决高性能多级压气机研制问题.

3.2 设计理论、方法和设计体系需要改进与完善

3.2.1 风扇噪声

美国和欧洲自 20 世纪 60 年代就开始展开风扇噪声产生与传播机理及控制方法的研究,经过几十年的研究,目前对风扇离散噪声产生的机理已有了相当深入的了解,特别是过去 20 年,在风扇离散噪声预测技术和控制技术上也取得了非常大的进展,使得当代高性能风扇的离散噪声及其前传噪声水平都大幅度降低.相比之下,在风扇宽频噪声的预测技术,以及风扇后传噪声的控制上还有相当大的潜力可挖,这自然成为美国和欧洲下一阶段相关研究的重点.

随着对风扇噪声设计水平要求的不断提高,

国际上关于噪声应用基础研究的重点放在了结合先进的 CFD 技术,发展能够更为准确预测离散噪声和宽频噪声产生与传播的各种先进数值模拟技术上,以及各种先进降噪技术上,重点围绕以下四个方面展开^[13]:

- ◆评估当前 CFD 技术对于各种离散噪声源的预测能力,研究将宽频噪声源预测加入到 CFD 技术中的可行性;
- ◆发展 CFD 技术与声传播和辐射计算技术的接口技术,以及从声源到远场的全声场预测技术;
- ◆利用实验测量结果校验上述模型和技术;
- ◆发展低噪声风扇设计新概念、方法和设计技术.

为了能够给噪声分析和预测的各种理论模型和计算方法提供可靠的实验测量数据,国外为此发展了各种先进的测试技术,图 21 和图 22 给出了国外一些典型实验测量情况的照片.这些先进的测试技术,以及风扇噪声的预测分析方法,是我国未来建立和发展风扇噪声分析系统的理论和技术基础.长期以来,我国对民用大涵道比涡扇发动机的研究开展较少,对于风扇噪声的可靠预测分析方法和各种先进的降噪技术技术贮备不足,在这方面与国际先进水平存在相当大的差距,这是我国民用大涵比涡扇发动机研究亟待弥补的重要一课.为此,我们需要建立风扇噪声分析系统.

风扇噪声分析系统目前在我国尚处于空白,因此在未来的 5~10 年的时间,需要下大力气尽快建立起能够支撑我国先进大涵道比涡扇发动机研制的风扇噪声分析系统.与国外几十年的积累相比,我国在这方面需要跨越式发展,能否跨越的关键在于我国能否围绕先进风扇噪声分析系统所需要的设计技术,系统地开展相关基础研究、应用

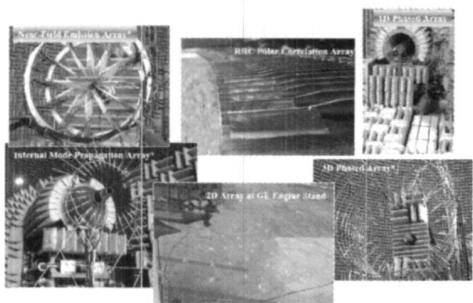


图 21 声源分布测量
Fig. 21 Source distribution measurement

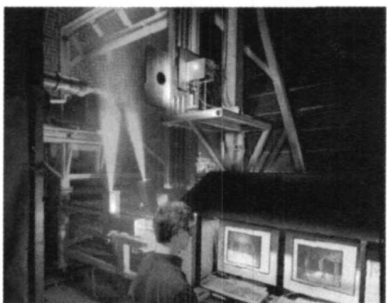


图 22 流场先进激光测量技术
Fig. 22 Flow diagnostics by laser measurement technique

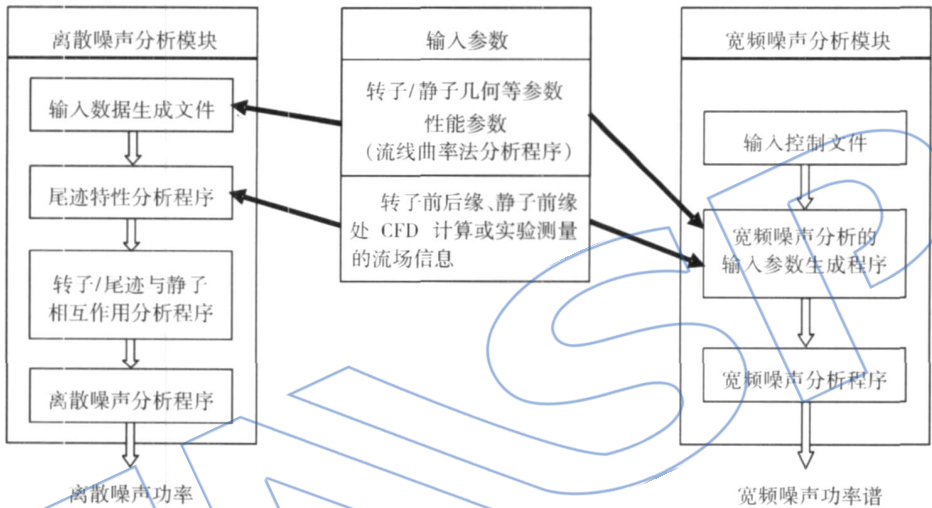


图 23 PW 公司风扇噪声分析系统
Fig. 23 Fan noise analysis system of PW

基础研究和预先研究,利用后劲优势又快又好地建立起先进风扇噪声分析系统。

图 23 是 PW 公司风扇噪声分析系统,它由两大模块组成,分别是离散噪声 (Tone noise) 分析模块和宽频噪声 (Broadband noise) 分析模块,两大模块各个程序的详细说明请参阅文献[14]。

建立起风扇噪声分析系统以后,就可以将其与风扇的气动设计系统耦合在一起,发展建立风扇气动-噪声耦合分析系统,从而具备低噪声高性能大涵道比风扇的设计能力。

3.2.2 计算流体力学(CFD)与风扇/压气机设计体系的完善与验证

作为当代风扇/压气机三维气动设计体系的核心,CFD 技术成为研制高性能风扇/压气机的关键手段之一^[15]。目前在风扇/压气机基础研究中已经开始采用三维非定常 CFD 技术,以及更为先进可靠的 LES 等方法,但是由于计算资源的限制等问题,在未来相当长的一段时间内风扇/压气机的工程设计中三维定常 CFD 技术仍将起重要

作用。20 世纪 90 年代以来国内外在风扇/压气机的研制上开始广泛且深入地应用定常数值模拟技术,但在实践中三维定常 CFD 技术既带来过成功的经验,也有失败的教训,因此国外各大发动机研究机构都在不断发展和完善有源程序的风扇/压气机 CFD 软件,并一直利用各种详细测量试验数据对其进行不断的校准和改进^[16]。相比之下,我们国家风扇/压气机的研制还是以商用 CFD 软件为主,因此在计算的精度和可靠性上,特别是对于多级压气机的计算还存在很大的不确定性,迫切需要向以自行发展的 CFD 软件转变,并重视以下几个方面的研究。

湍流模型和大涡模拟:鉴于风扇/压气机内部的复杂流动情况,特别是多级压气机,未来相当时间也难以发展出普适的湍流模型,所以必须加强对现有湍流模型的适用性分析,校验各种情况下的计算精度,积累计算经验,提高风扇/压气机模拟的可靠性(噪声的可靠分析和预测强烈依赖 CFD 计算结果的可靠性)。此外,必须加强湍流转

振模型的研究与应用,因为它是准确模拟许多流动现象的关键。

由于难以发展出普适的湍流模型,且计算机能力提高很快,所以一段时期以来,国际上出现一种看法,即用大涡模拟 LES 处理叶轮机内部复杂流动问题,其优点是:

- 避开了大尺度意义下的湍流模型问题,而可代之以亚格子尺度的模型模拟,这种模型对边界几何条件的相关性更低,具有更高的各向同性,因而有更高的通用性;

- 本身是非定常的,因而对于处理叶轮机内转静子之间固有的非定常问题具有先天的优势,对于研究动静叶相互作用,如上游尾迹对下游边界层的非定常扫掠和转捩等问题也很自然。

这种方法是有前途的,但仍需解决一些难题,特别是亚格子尺度的模拟问题,当然也需要具备相应的计算资源。

确定性应力模型:除湍流模型之外,当前多级风扇/压气机模拟不够准确的另一个重要原因就是它不能很好处理转静子流场的周向非均匀性和非定常性的影响,而在定常框架内计及这种效应的一种有效方法就是确定性应力模型。美国 GE 和 PW 公司都将其风扇/压气机设计体系中的 CFD 程序改进为基于确定应力模型的三维定常程序,成为高性能多级压气机研制的先进手段。

可控扩散叶型的转捩机制与模型:可控扩散叶型是设计高效率高负荷高压压气机的一项关键技术,目前我国国家虽然能够设计可控扩散叶型,但是由于在其流动机理,特别是考虑上下游相互作用的转捩机制及其模型方面还缺乏开展系统、深入的研究工作,缺乏多级环境下可靠的转捩模型的支持,难以设计出高性能的可控扩散叶型,而且有可能导致设计的失败。

高压压气机三维气动造型的流动机制:叶片三维气动造型是对弯叶片和掠叶片的进一步发展,是设计体系从二维/准三维发展到三维的必然结果,也是过去 20 年风扇/压气机性能明显提高的核心措施。从 GE、RR、MTU 公司的三维气动造型压气机性能的不断提高可以看出,国外对于高压压气机三维气动造型流动机制的理解早已超出了利用其控制角区分离的认识,已经发展到了能够利用三维气动造型进一步降低主流区损失,提高负荷的地步。相比之下,我国对于高压压气机三维气动造型机理的研究和认识还不够深入,开展的实验研究和试验验证工作非常匮乏。

程序的校验与完善:鉴于三维定常 CFD 技术的上述缺陷,以及风扇/压气机内部流动的复杂性,以及越来越高的计算精度要求,对三维定常 CFD 需要不断地进行校验和完善。由于系统、可靠、准确的实验数据的匮乏,我国在风扇/压气机 CFD 模拟的精度和可靠性上与国际先进水平存在巨大差距,这在相当大程度上制约了我国研制的风扇和压气机最终所能达到的水平,特别是大涵道比涡扇发动机要求的高效率。

3.3 与型号紧密相关的几项关键预研

3.3.1 涵道比 6~8 高性能低噪声风扇设计技术与试验验证

进行这方面的研究就是要突破和掌握具有当代现役发动机先进水平的风扇设计技术,并进行试验验证。重点是要突破风扇先进掠型设计技术,建立和发展风扇噪声分析与预测技术,形成气动与噪声耦合设计体系,掌握低噪声风扇气动设计技术,以及先进声衬研制技术。

根据国际当前大涵道比涡扇发动机风扇的水平,预研的高性能低噪声风扇应当达到以下技术指标:

- 涵道比:6~8;
- 叶尖切线速度:350~370 m/s;
- 压比:1.5 左右;
- 外涵效率:0.9 以上;
- 噪声:比常规设计降低 4~5 EPNdB。

3.3.2 高效率高负荷高压压气机先进设计技术与试验验证

高效率高负荷高压压气机先进设计技术的研究,就是要储备具有国际先进水平的高压压气机的先进设计技术,为我国下一代大涵道比涡扇发动机储备关键技术,重点要突破先进可控扩散叶型设计技术、高压压气机三维气动造型技术、容腔间隙设计技术和压气机主动控制技术,以及先进封严、先进盘轴冷却、先进叶尖涂层和整体叶盘榫筒式结构等设计技术。

根据国际先进高压压气机及其发展趋势,预研的高压压气机应该达到以下性能指标:

- | 1 级高压涡轮驱动 | 2 级高压涡轮驱动 |
|-----------|-----------|
| ●压比:11~13 | ●压比:18~20 |
| ●级数:6~7 | ●级数:8~10 |
| ●效率:0.88 | ●效率:0.88 |

3.3.3 涵道比 12 以上风扇设计技术与试验验证

与涵道比 8 以下的涡扇发动机不同,前面已经提到未来高涵道比涡扇发动机必须进行发动机

的结构创新才有可能研制出涵道比 12 以上的涡扇发动机,目前看只有两种方案:一是 PW 公司主导的齿轮驱动风扇技术;二是 GE 公司提出的低压系统对转技术(必然是三转子技术),取消了低压涡轮级间导叶。无论哪种技术方案,难度都是非常大的。因此我国未来研制涵道比 12 以上的涡扇发动机,必须尽早储备这类关键技术,否则在 10 年以后,我们将面临一个难以跨越的技术障碍。

根据国际当前正在预研的高涵道比涡扇发动机风扇的水平,我国将来开展的这类高性能低噪声风扇的技术指标也应当达到当时国际预研的先进水平:

- 涵道比:12 以上;
- 叶尖切线速度:250~280 m/s;
- 压比:1.3 左右;
- 外涵效率:0.91 以上;
- 噪声:比当前先进水平降低~4 EPNdB。

3.4 大力加强试验研究分析能力,提高试验研究水平

认真研究航空技术先进国家风扇/高压压气机发展历程和研制经验,对于解决我们今天所面临的问题仍是十分有益的。

J79 发动机是在 20 世纪 50 年代开始研制的,美国那时计算预估真实流动的能力仍很低(低于中国现有的能力),然而 J79 发动机研制成功了,而且研制出了一台很好的高压压气机,级数多达 17 级;在当时计算能力不高的条件下,高压压气机的研制主要只能靠试验。

20 年之后,美国开始了新一代发动机——E³ 发动机的预研,美国当时的准三维设计体系已相对成熟。那时 GE 公司虽然没有全三维分析软件,但其经过大量改进和试验验证的准三维体系预估流场的能力已高于中国现在的水平。即使这样,当时 E³ 发动机高压压气机的研制仍然进行 2 轮反复,才达到了设计指标。1980 年 1 月开始进行的试验发现叶根性能不好,于是决定对前面级叶片加以修改;1981 年 4 月,对组装了改进后叶片的 10 级压气机进行了试验,结果表明,前段根部性能得到了改善,但压气机性能和失速裕度仍不足,于是,又对叶片做了修改设计,最终达到了设计要求。而这两次修改设计的依据都是来源于对大量试验测量结果的深入分析,因此高压压气机气动试验的作用不仅在于测试性能,更重要的是探测出问题所在,从而为修改设计提供依据,而我国在这方面还有待进一步提高。

除上述全尺寸高速压气机试验之外,前面已

经提到 GE 公司为研制高压压气机还创造了一套专门的试验研究技术-低速大尺寸压气机试验技术,它在 E³ 发动机高压压气机的研制中也发挥了重要作用。

虽然目前国际上高压压气机的设计技术已经发展到了多级全三维阶段,但是总结各大研究机构的研究经验,可以看出当前的三维设计体系只能适当减少压气机设计反复的次数,但是本质上,多级高压压气机的最终调试还是要靠试验技术加以解决。从上述实例可以得到以下重要的启示:

1) 美国在发展高压压气机过程中,流场分析模拟技术和试验研究技术都发挥了重要作用,前期试验的作用则更大。正是二者紧密地结合,以及不断地发展,完善和提高,才达到了今天如此强大、高水平的研制能力。

2) 应该强调,美国的当时的型号试验研究和相关的预研并没有采用多么高精尖的测量技术,如 E³ 发动机高压压气机的试验采用的都是常规测量技术。其中,最值得中国借鉴的,一是测量的准确度和可信度,二是试验分析,即流场诊断技术。后者,就是利用理论分析、流场数值分析与试验结果进行对比研究,准确诊断出问题,从而制定可行的技术改进措施。

总之,为了进一步提高中国高性能大涵道比风扇/高压压气机的研制能力,不仅需要加强软件开发,提高软件精度,更应提高试验研究水平,提高测试精度,提高理论、计算与试验相结合的综合研究分析能力。

4 结 论

大涵道比涡扇发动机以其高循环参数、低耗油率、低污染、低噪声、高可靠性和长寿命等显著特点,代表了一个国家民用航空发动机技术的最高水平,也是一个国家科技水平和创新能力的重要标志。

经过 40 年的发展,国际大涵道比涡扇发动机的研制已步入成熟期,各方面技术指标不断提高,目前达到了很高的水准。为 B787 飞机研制的 GENx 和 TREN T1000 发动机马上就将投入使用,其涵道比已经达到 10 一级,而在 2020 年左右,发动机的涵道比将达到 12 以上,其耗油率将进一步降低 10%~15%,噪声进一步降低 10~15 dB,NO_x 排放进一步降低 40%。相比之下,我国虽然在军用小涵道比涡扇发动机的研制方面积累了一定的经验,拥有比较完整的研制能力和较完

善的研制体系,而且军用与民用发动机有许多共用技术,但是由于大涵道比涡扇发动机技术目标和结构形式与小涵道比存在一些重要差别,而我们针对这些要求已开展的研究工作远不足以提供工程型号所需的技术支持,因此我国发展大涵道比涡扇发动机应有针对性地加强基础研究和试验验证,一方面为即将开展的大涵道比的工程研制提供技术支撑(补课),另一方面就是要发展和储备未来更高涵道比涡扇发动机研制的先进理论、方法和设计技术(储备),从而使我国未来第二代高涵道比涡扇发动机能够达到当时国际的先进水平。

在当代大涵道比涡扇发动机中,风扇和压气机部件仍占到发动机总长度的50%~60%,重量的40%~50%,制造成本的35%~40%,维修成本的30%。在压气机气动力学、计算流体力学和计算结构力学都日趋成熟的今天,高效率、高负荷风扇和高压压气机的设计依然是高风险、高难度的研制工作,特别是高压压气机的设计依然是发动机研制中的瓶颈之一。我国研制大涵道比涡扇发动机在风扇/压气机气动方面需要解决以下几个问题:

1) 尽快建设一些关键研究设备:纳入规划,尽快建立风扇噪声实验研究设备和低速大尺寸多级压气机实验台;

2) 设计理论、方法和设计体系需要改进与完善:发展风扇噪声预估分析系统,改进完善验证风扇/高压压气机设计理论和系统;

3) 逐步开展与型号紧密相关的几项关键预研:涵道比6~8的风扇研制,高效率、高负荷、高压压气机研制,涵道比12风扇的先期性研究;

4) 加强实验研究分析能力,提高实验研究水平。

大飞机的立项,给我国大涵道比涡扇发动机的研制,乃至全行业的发展带来了前所未有的良好发展机遇,但大涵道比涡扇发动机的研究是一项长期而艰巨的任务,我国面临着严峻的挑战。我们相信,经过统一规划,精心组织,通过长期不懈的奋斗,我们一定能够抓住契机,尽快赶上国际先进水平。

参考文献:

- [1] Paul K, Klaus R, Jens T. Technology preparation for green aero engines[R]. AIAA Paper 2003-2790.
- [2] Huff D. Technologies for turbofan noise reduction[R].

- United Kingdom: 10th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Manchester, May 11, 2004.
- [3] Dowling A, Greitzer E. The silent aircraft initiative - overview[R]. Reno: 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 9th January 2007.
- [4] Wisler D C. Compressor and fan aerodynamic design[R]. Beijing: Lecture at Tsinghua University, 2006.
- [5] Smith L H. Axial compressor aerodesign evolution at general electric[J]. Journal of Turbomachinery, 2002, 124: 321-330.
- [6] 陈光. 波音787用发动机设计特点[R]. 北京: 北京航空航天大学, 2007.
- [7] Wadia A R. Some advances in fan and compressor aero at GE aircraft engines[R]. Beijing: Lecture at Tsinghua University, 2005.
- [8] Huff D. Technologies for turbofan noise reduction[R]. Manchester, United Kingdom: 10th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, May 11, 2004.
- [9] Giebe P, Dodds W. Practical technology solutions for future aircraft engine noise and emissions reduction[R]. Monterey, California: AIAA/AAAF Aircraft Noise and Emissions Reduction Symposium, May 24-26, 2005.
- [10] Lord W K. Aircraft noise source reduction technology[R]. Palm Springs, CA: Airport Noise Symposium, March 2, 2004.
- [11] Waschka W, Rüt K, Humhauser W, et al. ATFF HDV: Design of a new 7 stage innovative compressor for 10-18 klbf thrust[R]. ISABE-2005-1266.
- [12] Wisler D C, Halstead D E, Beacher B F. Improving compressor and turbine performance through cost-effective low-speed testing[R]. ISABE-99-7073.
- [13] Fitzpatrick J A. Review: Aeroacoustics research in Europe: The CEAS-ASC report on 2004 highlights[J]. Journal of Sound and Vibration, 2005, 288: 1-32.
- [14] Topol D A, Ingram C L, Larkin M J, et al. Advanced subsonic technology (AST) 22-inch low noise research fan rig preliminary design of ADP-type fan 3[R]. NASA/CR-2004-212718.
- [15] 陈懋章. 叶轮机气动力学研究及其发展趋势[C]//中国航空学会第五届动力年会论文集. 北京: 中国航空学会, 2003: 17-39.
CHEN Maozhang. Some progresses and tendency of Turbomachinery Aerodynamics. Propulsion Branch of the Aeronautic and Astronautic Acad., Sept. Beijing, 2003: 17-39.
- [16] 刘宝杰, 邹正平, 严明, 等. 叶轮机CFD技术现状及其发展趋势[J]. 航空学报, 2002, 23(5): 394-404.
LIU Baojie, ZOU Zhengping, Yan Ming, et al. Present status and future development of CFD in turbomachinery[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2002, 23(5): 394-404.