

文章编号: 1000-8055(2002)01-001-15

风扇/压气机技术发展和对今后工作的建议

陈矛章

(北京航空航天大学 动力系, 北京 100083)

摘要: 风扇/压气机是航空涡轮发动机的关键部件之一, 高推重比发动机对它们提出了更高的要求, 出现了一些新的技术问题需要加以研究解决。本文评述了风扇/压气机的发展趋势, 对于提高其性能的主要措施——如高叶片速度, 低展弦比, 高通流进口级, 掠形叶片技术, 大小叶片气动布局等都作了详尽程度不同的评述。风扇/压气机内的非定常流动不仅影响气动性能, 而且影响可靠性, 如高周疲劳、失速和颤振等, 应加强研究。现代计算流体力学为我们提供了跨越式发展的可能性。本文对今后工作提出了建议。

关键词: 风扇; 压气机; 叶片; 非定常流

中图分类号: V 235. 13⁺ 1;

文献标识码: A

Development of Fan/Compressor Techniques and Suggestions on Further Researches

CHEN Mao-zhang

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

Abstract: Fan/compressor is one of the key components of turbo-jet engines. As higher performance is demanded by the engines with higher thrust/weight ratio, some new techniques appeared and were needed to be further studied. The development trend of fan/compressor is described. The main measures for improving performance, such as high blade speed, low aspect ratio, high through-flow inlet stage, swept blade, splitted vane rotor, are discussed. Unsteady flow in fan/compressor not only affects its gasdynamic performance, but also reliability, since high cycle fatigue, stall and flutter will cause serious machine damage. CFD provides possibility of fast development of our fan/compressor techniques. Further researches are proposed in this paper.

Key words: fan; compressors; blade; unsteady flow

1 引言

现代飞机不断提高的战术技术指标对航空发动机提出了非常高的要求。高温、高压、高转速而又要求高可靠性、长寿命和轻重量是其基本特点。在这些高而又相互矛盾的要求的推动促进下, 作为发动机技术支柱的气动热力学、材料学、结构力学和结构设计技术以及工艺技术已发展到了很高

的水平。发动机就是建立在这些学科基础上的综合高技术产品。

从系统的观点看, 发动机以部件技术为基础, 通过精确的、能全面协调的总体集成匹配技术才得以设计研制成功。风扇/压气机是涡轮发动机的一个重要部件, 技术含量高, 难度大, 常成为阻碍研制成功的关键部件。高推重比发动机对风扇/压气机提出了更高的要求, 出现了一些新的技术问

题需要加以研究、解决。本文的目的就是在这个背景下,评述风扇/压气机的发展趋势、可能采用的新技术、需要解决的问题以及解决这些问题的途径。本文主要涉及有关风扇/压气机气动力学方面的问题。

2 风扇/压气机的发展趋势

在过去 40~50 年里,风扇/压气机性能水平有了很大的提高,主要表现在在满足失速裕度条件下,单级压比、总压比和效率都有所提高。表 1 是美国几台典型核心压气机的情况。

此表中前 3 个型号约相差 20 年,第四个型号是 80 年代产品。由表可见,前三者的总压比相差不大,但级数明显减少,单级增压比明显提高,而 GE-E3 提高的幅度则更大。

据统计,风扇的效率也在不断提高,例如,从 1970 年到 1985 年,风扇绝热效率峰值的平均值约从 0.825 提高到了 0.88,进步是很明显的。

这些成就的取得主要归因于以下因素:

2.1 改进了的设计、研制、试验技术

设计技术:在 80 年代中期以前,当时气动设

计最先进的手段是 S2 流面的通流程序和 S1 流面程序,全三维程序尚未大规模投入工程使用,但由于引入了可靠的经验统计数据和试验关联关系,例如扩张因子关联、失速裕度关联和效率关联,使设计已经达到了相当高的水平。

叶型:对双圆弧和多圆弧叶型的深入研究和成功应用突破了亚音压气机的限制,跨越到超音压气机的技术时代。这对于此后的大幅度提高性能具有极其重要的意义。

核心压气机:低速大尺寸试验装置是当时研制核心压气机的重要设备。端弯则是当时发现的提高核心压气机性能的一种有效手段。

这些技术进步大大提高了设计研制水平,为采用下述的一些措施提供了技术保证。

2.2 叶尖切线速度不断提高

由表 1 可见,核心压气机的叶尖切线速度不断提高。表 2 列出了几台典型现役军机的风扇或低压压气机的数据。

某国为研制用于未来战斗机的发动机,对压气机和风扇进行了大量的远远超过现役机种水平的先期性设计试验研究,其数据列于表 3。

表 1 美国的几台典型核心压气机

型号	总压比	叶尖切线速度(换算)/(m/s)	级数	平均级压比	H_T
CJ805	12.5	291.0	17	1.16	0.257
CF6-50	13	359.7	14	1.20	0.209
CFM56	12	396.2	9	1.32	0.255
GE-E3	23	455.7	10	1.368	0.244

表 2 典型现役军机的风扇或低压压气机的数据

型号	总压比	叶尖速/(m/s)	级数	H_T
ALF31Φ	3.62	470	4	0.172
PT33	3.15	430	4	0.179
WP13	3.34	398	3	0.316
F404	3.66	491	3	0.214
F110	3.2	440	3	0.234

表 3 某国风扇/压气机先期性研究

型号	压比	绝热效率	轮毂比	叶尖速/(m/s)	H_T
单级A	2.3	0.84	0.41	577	0.28
单级B	3.2	0.86	0.41	630	0.335
双级	4.57	0.83		577	0.285
三级	8.07	0.82		577	0.289

由表 2 和表 3 可见, 现役机种的叶尖速, 大体在 $440\sim 490\text{ m/s}$ 之间, 而在先期的研究中, 其速度则有高达 630 m/s 的。

提高叶尖速度在气动方面有很大好处, 因为对于现在常用的衡量气动负荷水平的 3 种方式, 即扩张因子 D 、加功量系数 H_T 和静压升系数 $\Delta p/q$, 当提高叶尖速度时这几种气动负荷水平参数都是下降的。总之, 提高叶尖切线速度, 有利于降低气动负荷水平, 有利于提高单级增压比, 有利于提高失速裕度。

提高叶尖切线速度也受到一定限制。首先是气动方面, 因为这将增大动叶进口的相对 Ma 数, 如果叶型设计不好, 波后边界层内流体分离会带来很大损失。从现役军机使用情况看, 以及从国内外的研究看, 波后边界层分离的问题并不像过去设想的那么严重, 在预期的可以达到的速度范围内, 提高叶尖切线速度在气动上总是利大于弊的。

提高叶尖切线速度将受到材料强度的限制, 对振动、对可靠性都可能产生不利影响, 所以要权衡利弊。

2 3 更低的展弦比

统计表明, 过去 $40\sim 50$ 年内, 叶片展弦比一直在降低: 从 1950 年到 1985 年, 压气机的平均展弦比约从 3.5 下降到 1.6, 风扇的则由 4.5 下降到 2.0, 下降的趋势是非常明显的。低展弦比的主要好处是: 更好的耐用性, 更低的成本, 大体相同的轴向长度, 更好的抗失速能力, 更少的零件数,

大体相同的重量, 通常更高的效率。对于风扇或低压压气机, 降低展弦比是否一定有利于缩短轴向长度, 尚不十分肯定, 但对于核心压气机, 这大体是肯定的。低展弦比对气动性能的影响见表 4。

总之, 降低展弦比是提高级的负荷能力和抗失速能力的有效措施, 这主要是因为叶面和端壁的增压梯度减小造成的。

2 4 更高的稠度

更高的稠度有利于降低气动负荷。对于现代的高负荷风扇, 动叶根部稠度达到 3.0 左右是允许的。

以上所述主要反映了 80 年代中期以前的情况, 在那以后, 甚至在将来的一段时期内, 可能仍会保持这种发展趋势, 所不同的是, 设计水平会有很大提高, 特别是计算技术的巨大成就会在某些方面带来革命性的飞跃。

3 美国“综合高性能涡轮发动机技术”(IHPTET)等计划

美国于 1988 年开始实施的 IHPTET 计划^[1], 希望在世纪交替之际, 超越技术上的障碍, 使推进系统比现有能力提高 1 倍, 即在 2003 年完成第三阶段计划时所具有的能力, 可使推重比达到 $15\sim 20$, 耗油率降低 40%。

为达到此目标, 在风扇/压气机方面, 则要在保持高效率 and 足够失速裕度的条件下实现以更少的级数达到更高的压比, 例如, 整个风扇从现在通常用的 3~4 级减少为只用 1~2 级; 而核心压气机则只用 3~4 级。第三阶段的某些目标现已提前达到, 例如, 一个单级风扇转子在试验时已达到了 F100-PW-200 三级风扇的压比, 且效率很高。在空气动力学方面, 对于轴流式风扇/压气机, IHPTET 计划提出的主要研究课题是: 高通流设计, 弯掠叶片和大小叶片。以非定常全三维流场数值模拟为主要研究内容的计算流体力学是达到上述目标的主要技术支持。

为了同美国竞争, 以英国为主, 意大利和德国共同参与与实施了先进核心军用发动机计划的第二阶段(ACME-II), 英、法又联合实施了先进军用发动机技术计划(AMET)。北大西洋公约组织, 俄罗斯也都有类似计划。在风扇/压气机方面的研究内容大致相同。

下面将按 IHPTET 计划提出的课题讨论用于高推比发动机的风扇/压气机的有关技术问题。

表 4 低展弦比对气动性能的影响

项 目	效率	抗失速能力
更高的弦长雷诺数	有利	有利
更厚的叶片边界层	不利	有利
更低的端壁边界层增长率	有利	有利
更低的径向间隙/弦长比	有利	有利
更低的轴向间隙/弦长比	有利	有利
更低的叶厚/弦长比	有利	有利
子午面内激波更斜	有利	有利
不需阻尼凸台	有利	
更大的扭曲造成局部叶面与径向更大的夹角	不利	不利
更好的叶型质量	有利	有利
较少的腐蚀	有利	有利
相对较小的进口不均匀性	有利	有利

4 高通流进口级

高通流进口级既可减小迎风面积,也可减轻重量。达到高通流的措施有二:

(1) 提高进口轴向 Ma 数。这一方面可减小迎风面积,也可提高加功能力。轴向 Ma 数过高,易使叶片通道内堵塞,效率较低。综合平衡后,进口级轴向 Ma 数可能提高到 0.65 左右。实际上 WP13 原型已达到此水平,他们可能正是用此措施以弥补叶片速度低,加功能力低的不足,但效率低,仅 0.795 左右。

(2) 减小转子进口轮毂比。现在风扇和低压压气机进口的轮毂比约在 0.4 左右,若能减小到 0.3,则迎风面积可减小到 0.923,这是很可观的。轮毂比的减小一方面受到气动设计的限制,加功困难,使动叶根部转角过大,也使其下游静叶根部进口 Ma 数可能过高。另一方面,受到结构强度限制,整体叶盘是很好的解决办法。

5 掠形叶片技术

5.1 问题的提出

前已指出,不断提高叶尖切线速度是过去几

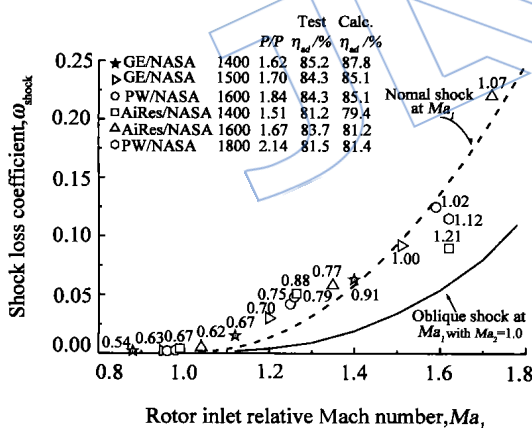


图 1 某些高速风扇叶栅损失系数与 Ma 数的关系

Fig. 1 The relations between the loss coefficient and Mach number in some high speed fans

十年的重要发展趋势,并在将来一段时期内会继续保持这种趋势,因为这是提高单级增压比的有效途径。从空气动力学的观点看,提高叶尖切线速度的主要障碍是由由此引起的气流相对 Ma 数相应增大后,流动损失的增加。图 1 为若干高速风扇叶栅损失系数的试验值与计算值^[2]。由图可见,随着气流 Ma 数的增大,特别是当 $Ma > 1.2 \sim 1.3$ 后,损失系数剧增。所以,怎样在 Ma 数增加的条件下使

损失的增加保持在可以接受的水平,这就是采用更高的叶尖切线速时在气动方面所面临的一个关键问题。而掠形方案则是极具吸引人的一条出路。

在 40 年代,掠形方案已成功用于飞机机翼的设计以降低跨音和超音飞行时的阻力。这一成功一直鼓励着内流工作者将此思想用于风扇/压气机的设计。在国外也断断续续有这方面的报道。例如某国单级压比 3.2 的风扇试件,为处理高达 630 m/s 的叶尖速度所带来的问题而采用了马刀形的大后掠方案。美国则在 70 年代开展了 QF-12 低噪音风扇研究。80 年代以来,美国的多个机构以不同的思想开展了这方面的研究,现将其主要结果评述如下。

5.2 美国空军 Wright 实验室的研究

Wennerstrom 博士在受聘为北京航空航天大学名誉教授所写的个人材料中写道:我对高负荷跨音风扇/压气机气动设计的贡献,一是提倡采用小展弦比,另一则是将掠形方案引入设计,作为可选择的设计几何参数之一。Wright 实验室的研究工作充分体现了他的思想。早在 1971 年,该实验室的前身 Wright-Patterson 空军基地的空军推进实验室就开展了高通流压气机计划 (HTFC)^[3],前后完成了 8 个转子和 2 个静子的试验。其主要技术特点是小展弦比,小轮毂比和适当的叶尖切线速度,当时尚未将叶片前缘掠形有意识地作为一个设计参数。1985 年左右,该实验室开展了一个叫做“叶片参数研究”的计划,其目的是对上述试件进行系统参数研究,这时已将

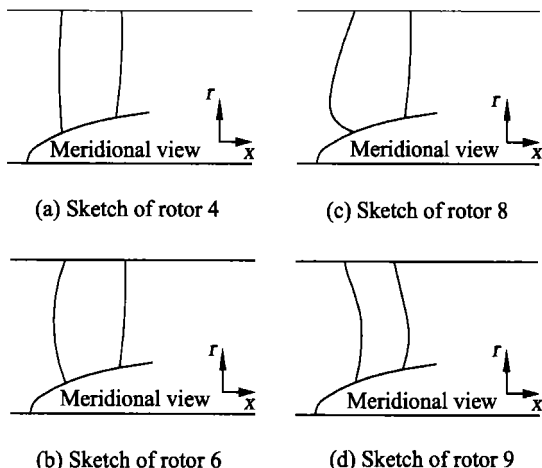


图 2 具有不同前缘掠型的 4 个转子

Fig. 2 Four rotors with different swept shape at leading edge

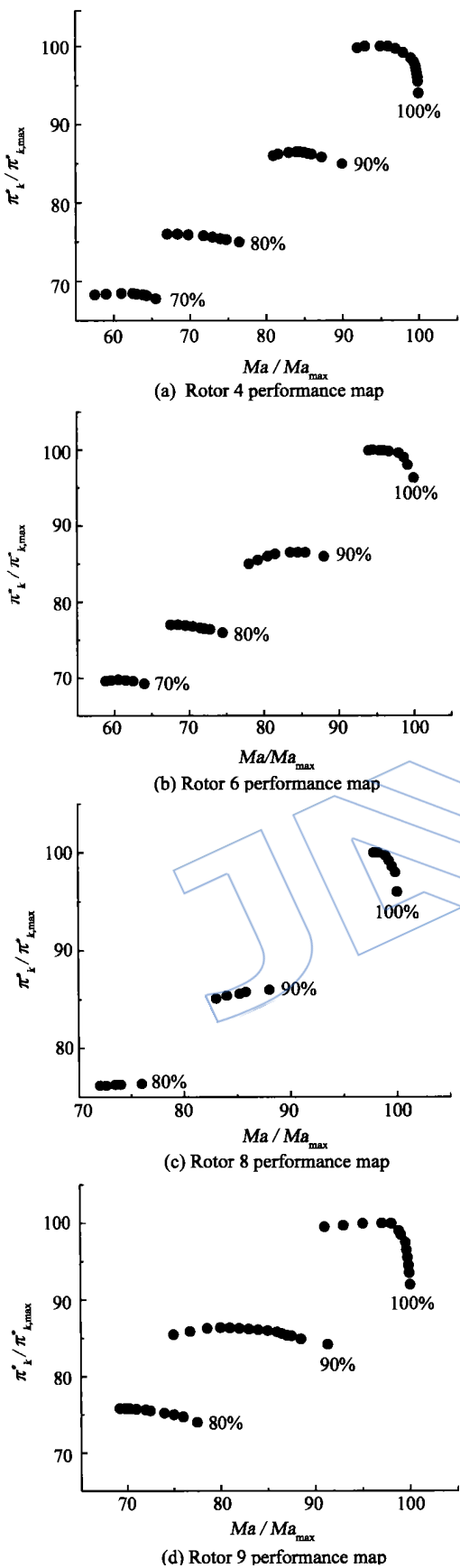


图 3 各转子的特性

Fig 3 The performance maps of rotors

叶片前缘掠形作为一个设计参数加以研究,虽然在起初设计时还未意识到这点。1992 年开始了一个叫做“掠形转子研究的”计划,已将重点集中到掠形^[4~6]。除已有的试件外,又新设计了转子 8 和转子 9(图 2)。与转子 6 相比,转子 8 具有更大的后掠,而转子 9 的上部则为明显的前掠。这些掠形是靠改变叶片弦长的展向分布实现的,而未靠周向弯曲。由图 3 可见,前掠的转子 9 有最大的流量裕度,而有最大后掠的转子 8 则只有很小的流量裕度,在 100% 转速时尤为明显。转子 9 不仅有最大的流量裕度,而且在其最高性能点附近的特性线有较平坦的一段,对应着有更长的失速预告时期。

5.3 美国“海军先进风扇部件技术”计划 (NAFCOT)

如果说,美国W right 实验室发展掠形设计的技术思想是用小展弦比加适当的掠形造成沿展向倾斜的激波以达到提高效率的目的,海军 NAFCOT 计划则迈出了更具想象力的一大步,即按照“亚音前缘”原则,在叶中以上采用大后掠,企图实现无激波转子^[7,8]。根据结构强度的需要,转子叶片子午形状作成斧头形(图 4)。

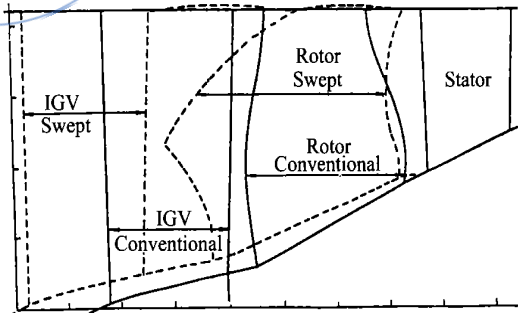


图 4 NAFCOT 复合掠型转子和常规转子流路

Fig 4 The passage of combined swept rotor and conventional rotor

为了检验此设计思想的有效性,按可比较的原则设计了一个常规试件作为基准^[9],其基本参数为:总压比= 2.2,流量= 41.5 lb/s,级绝热效率= 88.1%,叶尖速度= 475 m/s 进口轮毂比= 0.41,转子展弦比= 0.94,静子展弦比= 1.38,转子稠度= 1.84,静子稠度= 1.64,平均 $CX/U = 0.43$ 。

用全三维欧拉方程程序对转子流场进行的数值分析表明,在 S1 流面的等 Ma 线图上,常规转子有表征激波存在的等 Ma 线密集,而大后掠转子的等 Ma 线则分散而不密集,没有激波突跃的

征兆。文献[8]公布了试验结果,在设计转速效率峰值点与非掠形基准的比较如表 5。

表 5 设计转速效率峰值点与非掠形基准的比较

	非后掠	大后掠
压比	2.30	2.10
流量/(lb/s)	90.8	89.9
多变效率提高	0.0	0.1
失速裕度/(%)	13	0~6
叶尖速度/(m/s)	74.9	474.9

由表可见,掠形方案未达到预定的设计压比。设计转速的失速裕度既低于设计值,也低于非掠形方案。由表列出的质量平均效率看,掠形转子没有明显优势。但从基元级的效率看,在 75%~95% 叶高范围,掠形转子效率明显高于非掠形,最高达 8 个百分点。

激光测量表明,掠形转子内仍存在激波,用尖部大后掠来消除激波的目标没有达到。但是叶片前缘的大后掠带来了激波的大后掠,从而大大降低了激波强度和相应的损失,这是掠形方案的效率在尖部区明显高于非掠形的原因。

5.4 GE 公司的研究

GE 公司于 1996 年 4 月至 6 月期间,在 Wright 实验室作了前掠转子试验(图 5),其流量约为 100 kg/s^[10]。试验表明,这种高速、低展弦比、前掠转子比最好的常规转子能提高 80% 的承受进口流场畸变的能力,最少提高几个百分比的失速裕度。这种更高的抗畸变的能力可以有几种不同的用法。首先,可以使用更高的风扇压比,从而增大发动机推力。根据估算,可提高推力 10% 而不增大风扇流量。另一种用法是作为更高效率的更高负荷的风扇,以减轻其它部件的负荷,从而提高寿命。这种能力也可用于改进具高畸变进气条件的发动机的性能。例如隐形飞机的动力装置就要经受这种条件,因为其动力装置要埋入机身或机翼以减少雷达反射。GE 公司也考虑将它用于现役机型。第一个可能的对象是装有矢量推力喷管的发动机。因为限制飞机机动性的一个重要因素是其承受进气畸变的能力,操作矢量喷管所引起的进气畸变比现有任何畸变都严重,而这种前掠技术的采用则可扩大发动机适应矢量喷管的能力。

5.5 RR 公司

RR 公司的 TREN T-8104 发动机采用了一

种形状很特殊的掠形风扇(图 6)^[11],该风扇叶片

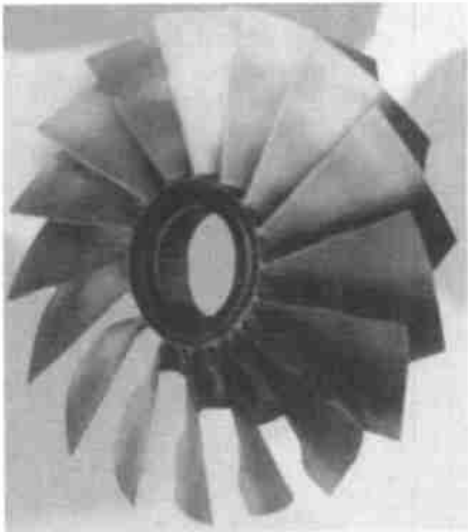


图 5 GE 公司在W right 实验室试验的前掠转子
Fig 5 The forward swept rotor of GE tested in W right lab

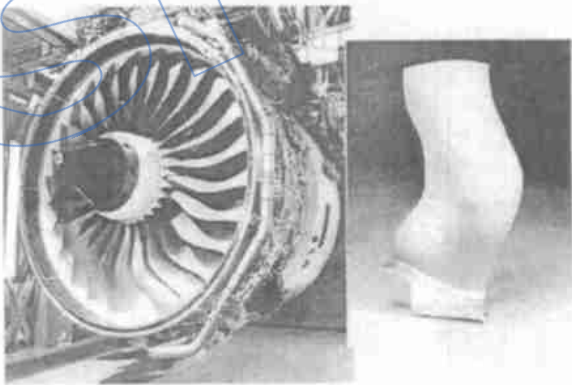


图 6 Trent 8104 的后掠风扇
Fig 6 Trent 8104 aft-swept fan

是从原来的空心宽弦叶片改进而来,在重量、成本、气动性能、噪音和吞鸟能力等方面都有明显的优越性。在不增大尺寸的条件下,通过改进叶型,提高了流量和效率,增大了推力。叶尖后掠提高了叶片抗鸟撞击能力,并可改善噪音特性。

RR (德国)曾用掠弯组合造型控制静叶根部角区分离,这对解决 RB 710 发动机风扇设计起了重要作用^[12]。

5.6 我国情况

在 863 计划中,我国已完成了 2 个压比为 2.2~2.3 的单级试件试验,都得到了很好的结果。但这 2 个试件都没有在子午面内的前掠,而美国的转子 9 和 GE 的试件在这方面显示出了很大

的优越性。我们在结构完整性方面也尚未作进一步的工作。

6 大小叶片技术

提高单级压比一直是设计者追求的目标。早在 70 年代初,Dr Wennerstrom 就用常规方案设计了单级压比达 3.0 的轴流式转子^[13]。实验表明其转子和级的性能都远低于设计指标。对实验数据的分析揭示,其性能低的主要原因之一是转子出口处气流有很大的落后角。为了解决此问题,Dr Wennerstrom 于 1974 年采用了大小叶片转子的方案^[14](图 7 和图 8),其基本思想是,由于气流最容易在叶背后段分离,所以在那里局部地加上小叶片,既可抑制气流分离,又可避免因增加全

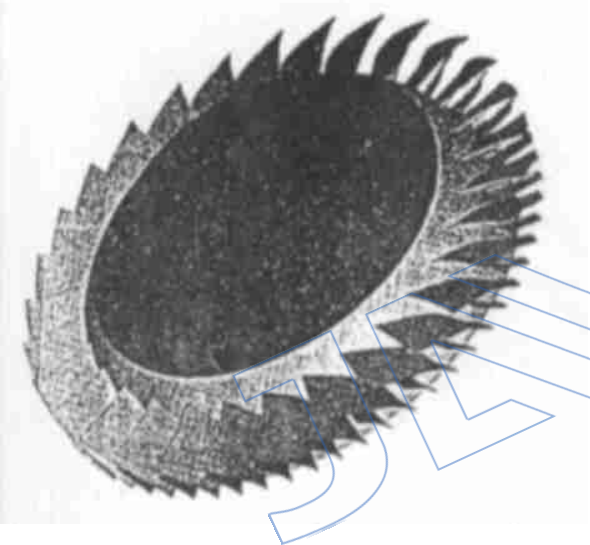


图 7 单级压比 3 的大小叶片转子
Fig 7 The splitter rotor with single stage pressure ratio 3

长叶片引起堵塞、效率下降和重量增加。所以看来这种方案是很合理的。实验表明,这种方案允许在很高的扩散因子条件下得到好的空气动力性能。然而很快发现,该转子的叶片表面压力分布很不好,使总性能仍低于设计指标^[15]。但人们发现小

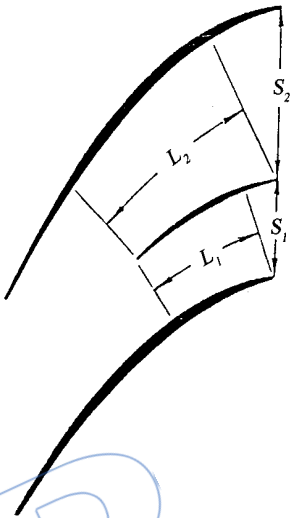


图 8 大小叶片相对位置
Fig 8 The relative position of splitter

叶片对控制气流落后角非常有效。这个结论激励人们进一步研究大小叶片转子的复杂流场,以弄清失败的原因。经过 70 年代后期的多种努力,都无明显效果。人们很快意识到,当时的计算技术发展水平不能担负这样的分析任务,因为这需要利用全三维程序,而在 70 年代这是完全不可能的,这项研究工作于是停顿下来。经过约 20 年的沉默,直到 90 年代初,才又有这方面的文章发表。美国 Textron Lycoming 公司,以实施 HPTET 计划为契机,用全三维程序对原有的大小叶片转子作了分析,并基于实验和三维分析,又作了重新设计^[16]。为了可作比较,重新设计采用了与原设计

表 6 大小叶片转子参数对比

	原转子	原大小叶片转子	新大小叶片转子
叶片数	30	30	30
叶尖速/(m/s)	487.3	487.3	487.3
进口轮毂比	0.75	0.75	0.75
展弦比	0.51	0.51	0.51
平均有效稠度	1.94	2.71	2.60
流量/(kg/s)	13.62	13.17	13.17
转子压比	3.3	3.3	3.35
转子绝热效率	0.893	0.893	0.893

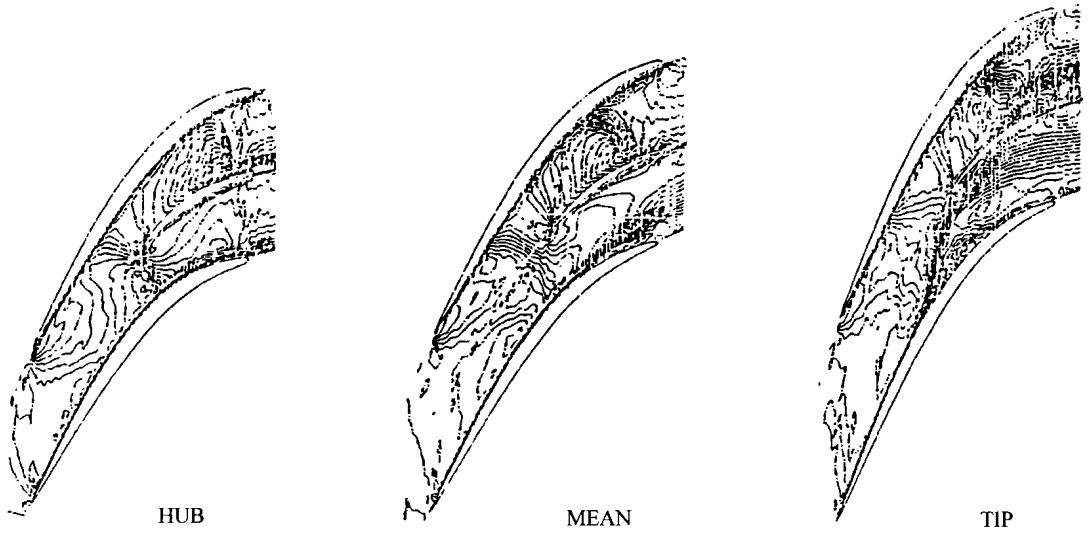


图 9 原大小叶片转子根中尖截面等 $M a$ 线图

Fig 9 The Mach contour at the hub,middle and tip section in the original splitter rotor

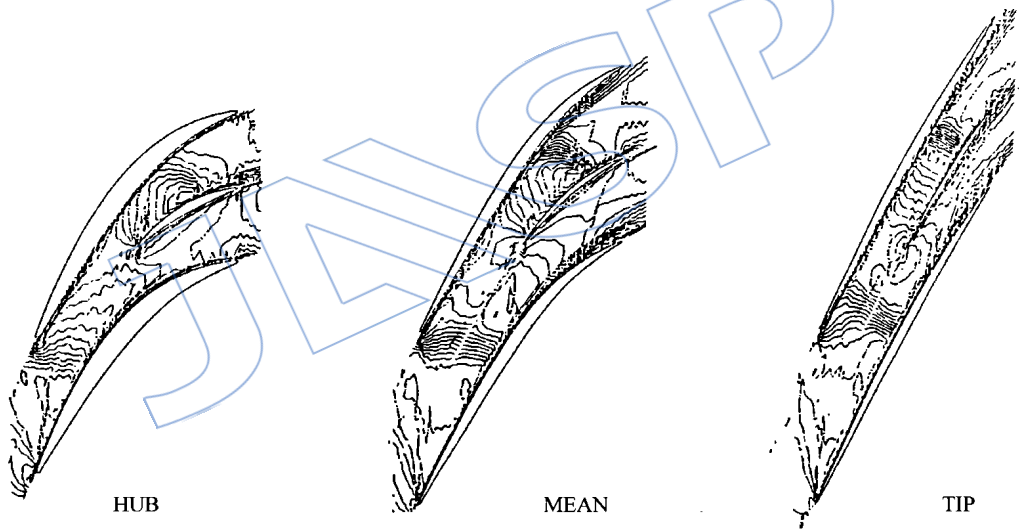


图 10 新大小叶片转子根中尖截面等 $M a$ 线图

Fig 10 The Mach contour at the hub,middle and tip section in the re-designed splitter rotor

相同的基本参数,见表 6。

其中有效稠度的定义为 $(C + CS)/s$, C 和 CS 分别为大叶片和小叶片的弦长, s 为栅距。

图 9 为三维计算得到的原大小叶片转子根中尖的等 $M a$ 线图。由图可见,在尖区,在小叶片前缘发出的激波与大叶片吸力面的交点后,出现了大的分离区,这是由于尖部叶片弯度过大,激波过强引起的。在重新设计的转子的尖部,其叶片的弯度大大减小了,由此而消除了那里的气流分离(图 10)。

图 11 和图 12 分别表示原转子和新转子大叶

片和小叶片近吸力面速度矢量图。由图 15 可见,原设计大叶片吸力面的尖部区有大的失速区,而新转子则未发现分离区(图 12)。三维计算发现的原设计尖部的大分离区是与实验一致的。可见,全三维的流场数值模拟对于保证得到好的大小叶片流场是至关重要的技术。

最近,即在参考文献[1]中报道,一系列大小叶片的压气机转子标准台架试验已经完成(图 13),使单级达到了 F100-200 三级风扇的压比,并有很高的效率。此项技术的突破使得 JTAGG 超过了 HPTET 第二阶段性能目标。JTAGG 是联

合信息公司承担的用于中小型涡浆/涡轴发动机的联合涡轮先进燃气发生器。而 Lycoming 公司即属于联合信息公司, 但文献[16]报道的内容和图 13 所示的转子却与 Lycoming 公司上述研究不同, 因轮毂比差别较大。看来他们确实作了一系列工作。

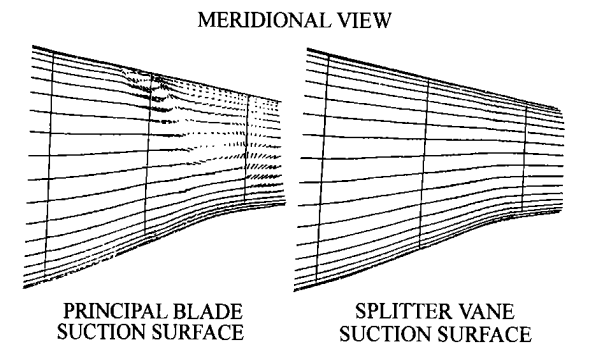


图 11 原大小叶片转子大叶片和小叶片近吸力面的速度矢量图

Fig 11 The velocity vectors near the suction surface in the original splitter rotor

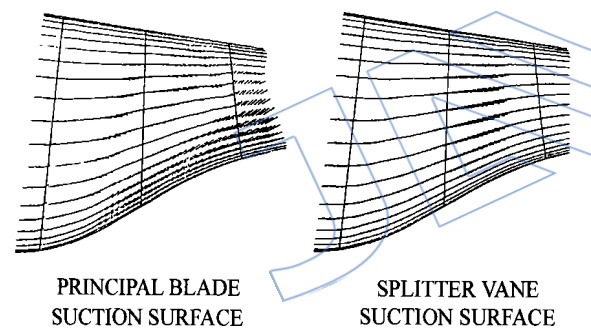


图 12 新大小叶片转子大叶片和小叶片近吸力面的速度矢量图

Fig 12 The velocity vectors near the suction surface in the re-designed splitter rotor

根据 Wennerstrom 1997 年透露, 除 Lycoming 公司外, 美国 Allison 公司也在开展这方面的工作。他们设计了军用的带大小叶片转子的大的斜流风扇, 并已于 90 年代中期作了实验, 其性能有很大改进, 但在某些方面仍略有不足。

带大小叶片转子的斜流风扇/压气机虽还未看到已成功用于大发动机的报道, 但已有用于小发动机的实例。在离心式压气机的工作叶轮中也早有采用此技术的。

在 ASME 2000 年的年会上, 有人发表了用全三维反问题设计大小叶片叶型的文章^[17]。

我国也开展了这方面的工作。利用全三维流

场正问题程序进行的气动方案分析研究表明, 利

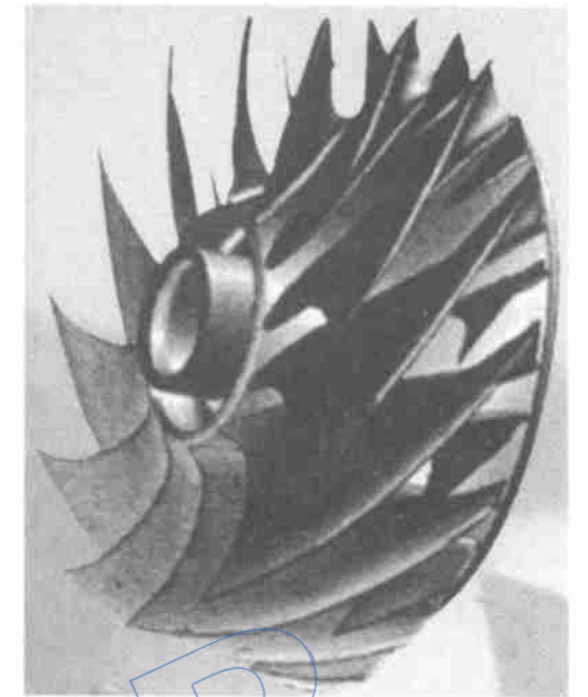


图 13 HPTET 的大小叶片转子

Fig 13 The splitter rotor of HPTET

用大小叶片技术大幅度提高单级增压比是可能的, 但要解决气动方面的一系列困难。现已提出一些措施克服这些困难。数值模拟结果表明, 这些措施是有效的, 所得结果是非常令人鼓舞的。现在的工作已进入试验验证阶段。

7 叶轮机内流动的非定常性

在轴流式叶轮机内的流动存在两类非定常性, 一类与转速不相关联, 如湍流, 另一类则与转速相关联, 它与动静叶的相对运动所引起的固有的非定常性有关, 如尾迹、激波、堵塞、失速、喘振和畸变等。当压缩系统中的叶片遭遇这一类非定常性扰动时, 流场的性态将与按定常流预估的不同。作用于叶面上的非定常力不仅将引起叶片振动和噪音, 而且可能引起叶片断裂。总之, 流动的非定常性与压缩系统以及整个发动机的结构完整性和可靠性有着密切的关系, 这正是人们重视此问题的主要原因之一^[18]。

7.1 强迫作用 (Forcing function-gust)

叶轮机中的叶片排总是遭受着周期性的非定常流的作用, 这些非定常流是由下述几种因素产生: 上游叶排尾迹, 来流畸变, 支板或吊架的位势场, 以及高温热流条。这些周期性的非定常扰动被称为强迫作用或 gusts。由图 14 可见, 这些强迫作

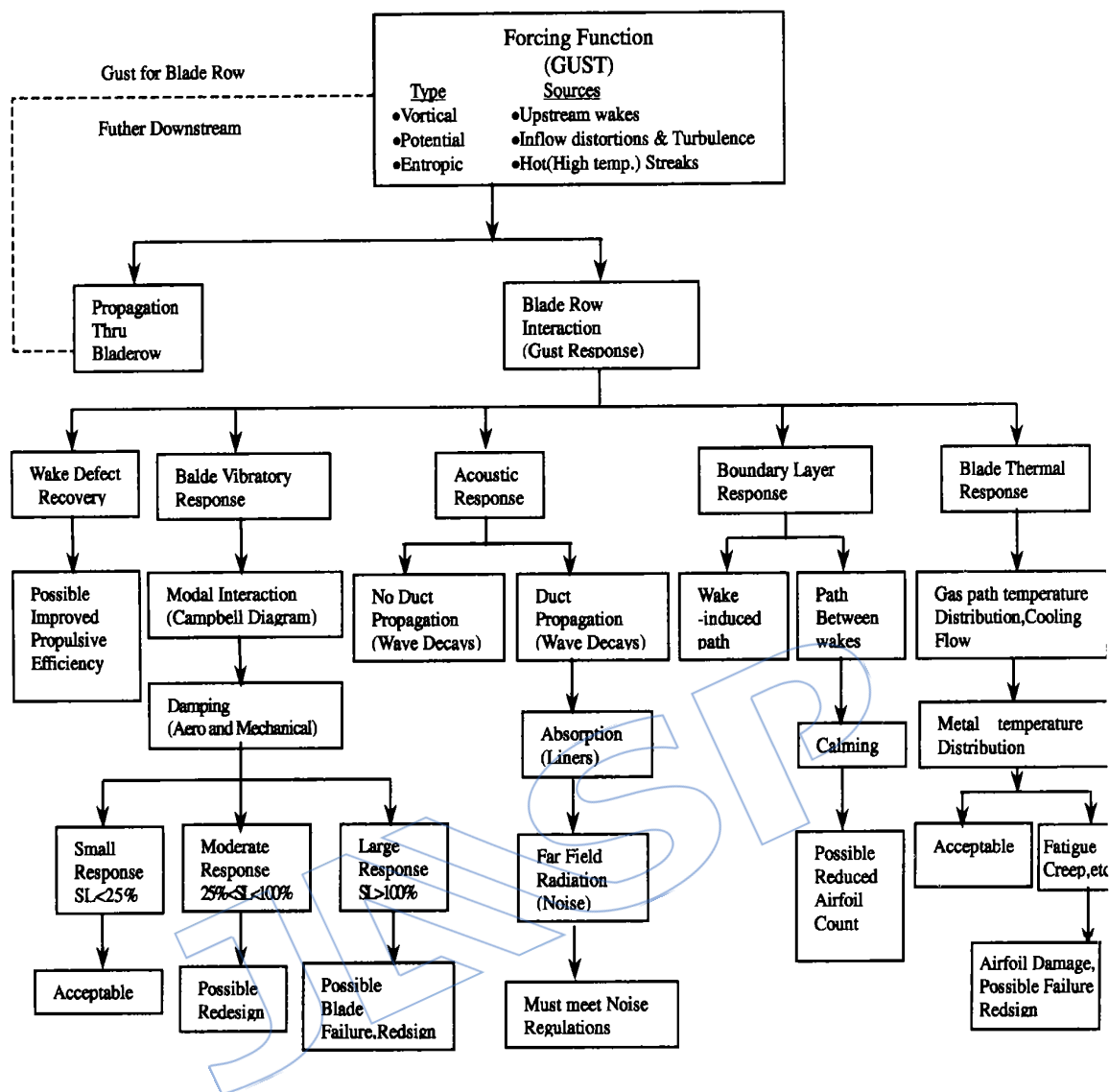


图 14 叶片对非定常作用的响应

Fig. 14 Process chart for unsteady blade responses

用可以是旋涡型、位势型和熵型。强迫作用可由周期性的非定常的流向和横向扰动速度来表征。这些扰动速度将引起下游叶片攻角的周期性变化,从而使叶片遭受到周期性的扰动升力和阻力的作用。

7.2 叶排响应

叶排对于强迫作用的响应通常表现为以下的 5 种形式: 叶片振动、声学响应、边界层响应、尾迹亏损的恢复以及叶片的热响应。以下分别予以简单评述。

7.2.1 叶片振动

脉动的攻角产生脉动的升力和阻力。这些脉动作用力可以激振叶片的自然频率。这可称为强迫响应。强迫响应通常有三种类型: 同步响应(位势流/尾迹与叶片的作用), 非同步响应(分离流振

动和失速), 以及过渡态(喘振)。强迫响应是在这样的情况下发生, 即当叶片对外部施加的强迫作用作出响应。这时, 叶片(截面)的运动是非定常作用力的函数。另一方面, 颤振是一种自激振动, 它的非定常作用力是叶片运动本身的函数, 是与相位密切相关的。

对于叶片振动的同步响应, 当非定常作用力的频率等于叶片自然频率时, 振动会非常严重。这是要力求避免的。

7.2.2 边界层响应

在燃气涡轮发动机中, 叶面边界层的发展对性能有很重要的影响。此发展过程, 特别是转捩过程, 强烈地受着非定常尾迹扫掠的影响^[19]。当尾迹扫掠叶面边界层时, 诱发形成类似湍流斑的湍流区, 而在两尾迹之间, 则为平静区, 在这里, 转捩

被抑制。所以, 非定常的尾迹扫掠, 使下游叶片的边界层总处于交变中。Walker 等^[20]对此问题作了研究后认为, 通过调整叶片表面压力梯度, 可有效利用周期性转捩所带来的好处。Maik Tiedemann 等研究了在高压涡轮转子叶片上非定常边界层转捩问题, 给出了很新的结果^[21]。

7.2.3 尾迹亏损的恢复

尾迹的恢复涉及某种可逆过程使流动不均匀性(如尾迹速度亏损)降低。这与粘性耗散所对应的不可逆过程是相反的, 因为耗散也起着降低流动不均匀性的作用。尾迹的恢复发生在这样的情况, 即上游叶排的尾迹扫掠过下游作相对运动的叶排时。尾迹恢复的影响是减小掺混损失, 而在其它情况下, 例如在定常的叶栅中, 掺混损失本是会发生的。试验表明, 当一台四级轴流压气机的轴向间隙减小时, 损失会降低, 而静压升将提高, 这些都部分归因于尾迹的恢复。Smith^[22]的实验表明, 两压气机叶排之间的轴向间隙从弦长的 37% 降低到 7%, 则效率提高 1%~2%, 压比提高 2%~4%。

试验表明, 在多级压气机中, 动叶排叶片与另一动叶排叶片之间周向的相互位置对效率也有影响。静叶也有同样的情况。原因待进一步研究。

7.2.4 叶片的热响应

燃烧室出来的高温气流进入高压涡轮第一级的导叶。而冷却气沿导叶叶面射出, 在导叶后形成尾迹, 使导叶下游的温度场发生变化。当高压涡轮转子横切导叶后的尾迹区和非尾迹区时, 它会遭遇很大的温度脉动, 这将引起叶片疲劳、蠕变甚至断裂。

非定常性对涡轮最高温度也有很大的影响。这种影响来自两方面, 一是由于热流的差速迁移, 在涡轮压力面形成高温区(Shama^[23])。另一方面来自非定常性对换热系数的影响(Dring^[24])。

7.3 气—固耦合

从发动机结构完整性和可靠性的观点看, 叶片振动响应是叶排相互作用课题中最为至关重要的问题。当压气机或涡轮叶片遭遇上游叶排产生的尾迹时, 非定常力将作用于这些叶片。当非定常力的频率等于叶片自然频率时, 这不仅会引发严重的叶片振动, 而且可能使叶片断裂。为了避免出现这类故障, 国外的发动机公司在计算和试验方面都作出了很大的努力, 以评估由强迫响应和颤振引起的高周疲劳(HCF)。

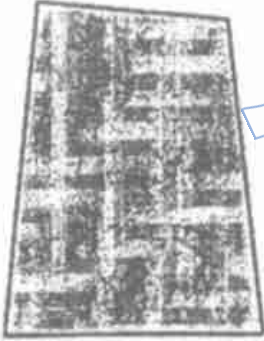
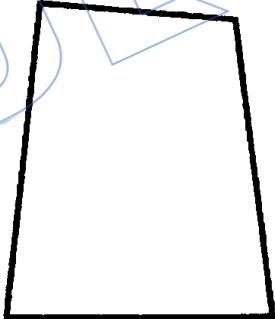
			
Decription	Loss of entire airfoil and/or dovetail and/or disk tang	Loss of outer portion of airfoil	Loss of tip leading or trailing edge
V ibratory mode	First bending or first torsion	Second torsion or higher order bending mode	Panel (stripe) mode or higher order torsion mode
Effects	High unbalance, Containment, Significant secondary damage, High cost	Measurable unbalance, Some secondary damage, Moderate cost	Undetectable, Minimal repair

图 15 高周疲劳引起的损伤的不同严重程度
Fig. 15 Damage severity from high cycle fatigue

7.3.1 高周疲劳问题的重要性

在燃气涡轮发动机中,高周疲劳引发的事故约占总事故的 10%~40%。在民机维修费中,5%

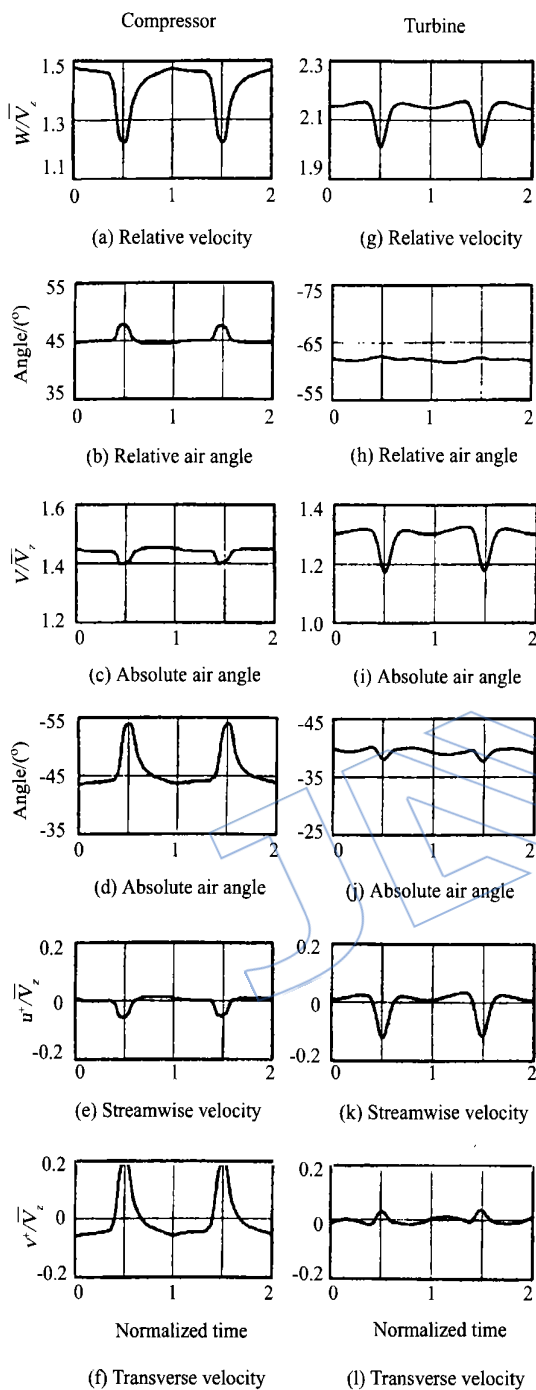


图 16 试验测得的压气机和涡轮转子叶片尾迹的特征

Fig 16 Measured properties of compressor rotor and turbine rotor wakes

是由高周疲劳引起。而对于军机,与高周疲劳相关的费用在 2020 年前美国约需耗费几十亿美元。美国空军的专门报告指出,在过去 30 年中,美国空

军发生过几百次 A 类事故,主要诱因是高周疲劳。怎样算准气动激振的振幅是亟待解决的问题。

由高周疲劳引发的事故的损坏严重程度,对应的振动模态以及造成的后果在图 15 上给出。

美国对近两年民机各种事故原因的调查得出了以下结果^[25]:

使发动机空中停车而与发动机有关的起最大作用的 2 个因素是: (1) 控制与附件; (2) 风扇和压气机叶片 (多半由于鸟撞击和疲劳引发的叶片断裂)。

使起飞终止而与发动机有关的起最大作用的 3 个因素是: (1) 短舱/反推力装置; (2) 控制与附件; (3) 风扇和压气机叶片 (多半由于鸟撞击和疲劳引发的叶片断裂)。

计划外的发动机拆卸而与发动机有关的起最大作用的 2 个因素是: (1) 涡轮叶片 (多半由于热响应问题); (2) 风扇和压气机叶片 (多半由于振动应力问题)。

7.3.2 强迫作用的相对大小和特征

叶轮机中叶排尾迹引起的强迫作用有着明显的特征。图 16 说明了压气机叶片和涡轮叶片尾迹作用特征的不同,这些是由试验得出的^[26]。由图可见,在压气机中,尾迹引起的气流绝对速度的方向和横向分速的脉动幅度最大,而在涡轮中,尾迹引起的气流绝对速度和流向分速的脉动幅度最大,这是与压气机有所不同的。

当激波在叶片前缘形成并反射到叶片通道外时,也会产生压力扰动,这也是一种强迫作用。

7.3.3 设计问题

现在叶片的气—固耦合设计系统主要仍是经验性质的。对于复杂的压缩系统,在设计时要考虑一系列的气—固耦合问题,它们是: 颤振裕度,频率安排和共振,失速过应力能力,外物损伤/吞入和侵蚀能力等。

总之,高周疲劳问题的耗费是很高的,特别是由于现有的设计和评估方法都在很大程度上依赖于经验,使得此问题更加突出。应在以下方面作进一步的工作:

- (1) 可靠的、以概率为基础的设计和发展系统,它可以处理强迫响应、颤振和阻尼;
- (2) 振动阻尼;
- (3) 使激振力最小化;
- (4) 试验方法和数据处理;
- (5) 容许损伤的叶型;

- (6) 材料特性;
- (7) 自适应控制和安全监控.
7. 4 失速和喘振的影响

在叶轮机气动力学领域内, 对于轴流压气机,

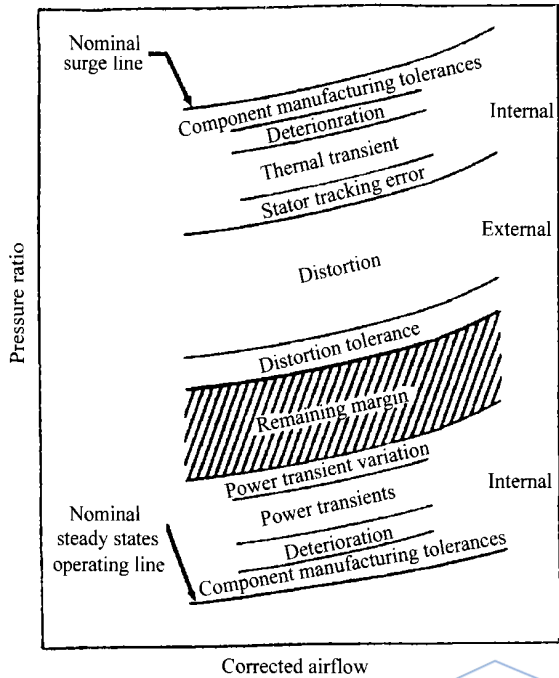


图 17 稳定性消耗预算

Fig 17 Schematic representation of stability stack
旋转失速和喘振现象是最严重的问题。如果在整

个运行范围内不能避免发生失速或喘振, 则燃气涡轮发动机的性能和寿命都会出现严重的问题。此外, 一旦发生失速或喘振, 从这种状态恢复回来的能力也是至关重要的。喘振被认为是由失速引发的。

过去 20 年来, 发表了很多有关失速和喘振的文章^[27]。人们作出了巨大的努力, 希望能够用计算的方法正确预估稳定边界。对于多级压气机, 根据叶片几何来计算失速开始发作的能力是很重要的, 但现在这种能力也仅处于婴幼儿期。所以设计者只好采用失速裕度和稳定性消耗量预算的方法来确保风扇和压气机能在其整个运行范围内无失速和喘振发生。失速裕度至今也仍是用半经验的方法作出预估。图 17 给出了典型的稳定性消耗量预算。对于民用发动机, 失速裕度的典型值为 15%~ 20%, 军机则为 20%~ 30%。

7. 5 进气畸变

进气畸变会改变失速开始发作时的气流量, 因而减小失速裕度。在多轴发动机中, 在上游风扇或低压压气机中发生的旋转失速将是对下游压气机加上的旋转畸变, 因而影响其稳定性。加在下游压气机的这种旋转畸变可看成是一种强迫响应问题, 它以旋转的周期性的压力扰动的形式出现。

为评估这种强迫响应问题, 在一低速四级压气机试验台上进行了研究^[28]。在 IGV 上游 1.5 半

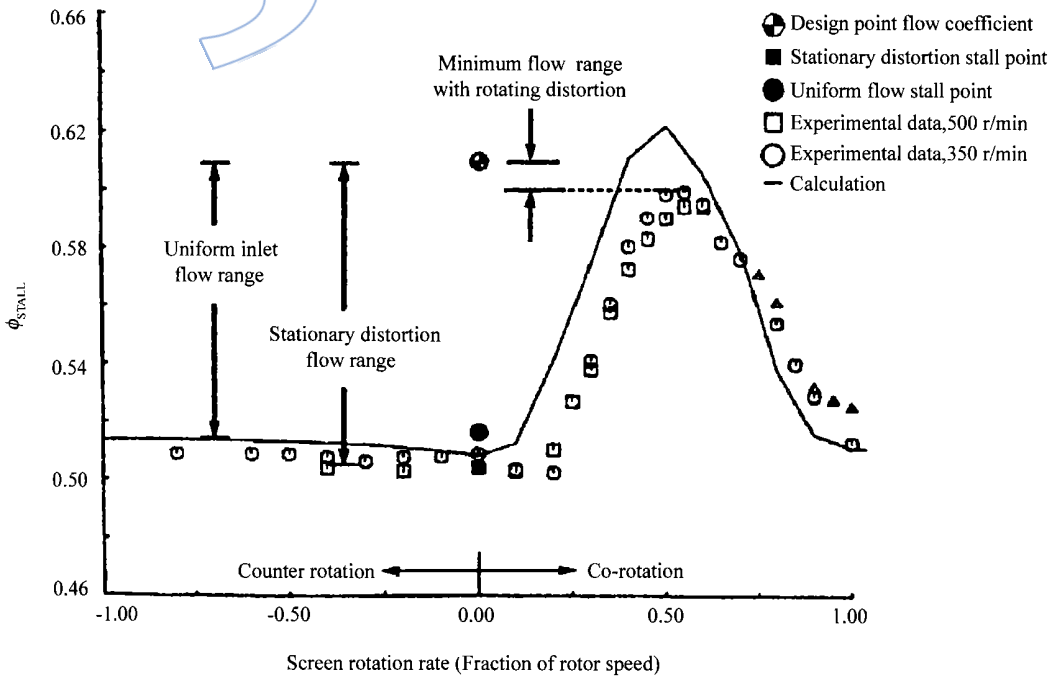


图 18 失速开始时的流量系数随畸变旋转速度的变化

Fig 18 Flow coefficient at stall versus distortion rotating rate

径处装置了可旋转的畸变网,它产生周向 1200 的方形总压畸变波,所引起的速度扰动约为转子尾迹的 2 倍,且扰动速度的流向和横向分量大体相等。

试验表明,失速开始时的空气流量随畸变网的旋转速度而变化(图 18)。由图可见,当畸变网以约 50% 的速度与转子同向旋转时,稳定性的损失约为定常畸变时的裕度的 90%。在此项目中,对 4 台不同的压气机进行了研究,结果一致表明,当畸变网反向旋转时,与定常畸变相比,稳定性没有明显的损失。这也许意味着使风扇与核心压气机以相反方向旋转可使此两压气机的非定常相互作用的影响降低。

8 计算流体力学

在叶轮机的发展历史上,人们作出了一个重要假设,即流动是准定常的,以此为基础,来发展设计和分析的工具。由于上述各种流动非定常性的影响是实际存在的,而理论上又没有能力予以描述,所以所发展的设计方法都是半经验的。从发动机结构完整性和可靠性的观点来看,这些方法是非常成功的。在用纯数值方法模拟叶轮机内部流场时,在其开始阶段也采用了定常流的假设。

80 年代以来,计算流体力学取得了重大的进展,在叶轮机方面,已从二维无粘分析发展到全三维的粘流分析。基于雷诺平均的 $N-S$ 方程的三维定常正问题程序现已发展得比较好了,单排的情况更是如此。这些程序对流量、压比、效率等的计算虽还不能完全准确,但对三维流场物理现象的定性描述却是相当准确的。当对某些气动参数或几何参数调整后,数值模拟能够给出三维流场品质和总体性能参数的相应变化,这就为优化设计提供了宝贵的信息。而这些信息是过去的设计系统甚至试验都很难提供的。这正是这些程序的价值之所在。我国 863 两台高负荷单级风扇正是在没有试验数据支持而靠三维数值优化取得的成功。所以,三维程序的应用,大大提高了产品性能,降低了成本,缩短了研制周期,减少了对试验的依赖,减少了盲目性,减小了研制风险,使我国压气机设计水平上了一个台阶。

但是,现在的三维程序还不够完善,主要因素之一是湍流模型问题。叶轮机内的湍流,是在强三维剪切背景下的复杂湍流,各种二次流,特别是流向涡将对湍流的特性产生很大影响,以外流为背景发展的湍流模型很难适用于叶轮机条件。没有

很好适用于叶轮机条件的湍流模型是制约计算流体力学发挥更大作用的最主要的因素。

虽然现有的三维程序已取得了巨大的成就,但这种定常体系具有根本性的缺陷,它无视流动所固有的非定常性,因而本质上它不能准确描写叶轮机流动。一个典型的例子是动静叶之间的交接面问题。即在通过该交接面时,在相对叶片排定常流动的框架内一般不能同时保证质量、动量、能量和熵都守恒。在高负荷条件下定常流假设引起的偏差更大,而多级环境更使误差级联放大。Dorney 和 Shama 通过对几种数值方法进行比较,表明只有非定常数值模拟才能够与实验结果吻合很好^[29]。总之,前述的各种非定常效应在定常框架内都不能反映出来。

90 年代以来,全三维非定常流场的数值模拟取得了很大进展,主要是在以下几方面:

(1) 动静叶的相互作用:最初的工作假设动叶和静叶的叶片数目相等,从而可在单叶片通道内进行模拟,并应用周期性边界条件。后来去掉了叶片数相等的条件,而引入了相位移的条件。陈和吴用扰动涡方法模拟了相互作用过程,得到了与试验大体符合的结果^[30]。

(2) 非轴对称流的模拟,包括进气畸变^[31],支板和吊架引起的非周向均匀流场。

(3) 气—固耦合,文献[32]模拟了颤振的物理过程。

这些研究虽有相当进展,但离工程实际应用还有一定距离。

因为叶轮机内存在复杂的涡系,如通道涡,顶部间隙泄漏涡,脱落涡等,它们的尺度和频率跨越很大的范围,只有使计算域包含整个环形通道,才有可能反映全部的真实过程。由于这样的原因,对计算机能力的要求很高,多微机并行计算是解决此问题的好方法。

9 对今后工作的建议

高推重比的要求在风扇/压气机上的必然反映高的单级压比,因而流动稳定性的问题,以及相关的结构完整性和可靠性的问题将更加严峻。根据我国研制发动机的实际情况看,虽然性能方面也有问题,但更影响进度甚至成败的是与结构完整性和可靠性有关的一些问题,因此建议在今后工作中,既要注意性能,更要注意可靠性,特别是要从气动方面以及气固耦合方面加强对可靠性的研究。从技术层面而言,这是解决我国发动机搞

得出还是搞不出的关键之一。具体内容如下:

(1) 开展在子午面内前掠转子的计算和试验研究, 这是提高失速裕度和抗畸变能力的有效途径。

(2) 开展前掠大小叶片的试验研究工作。

(3) 以提高结构完整性和可靠性为主要目标, 开展非定常流研究, 如鸟撞击, 高周疲劳, 失速喘振等问题。这些既是过去发动机研制过程出现的重要问题, 也是今后运行过程会出现的问题。

(4) 加强计算流体力学的基础研究和应用研究:

① 对于现有的三维程序要用已有的试件进行验证, 归纳总结需要修正的数据, 积累使用经验。

② 加强非定常三维流的数值模拟研究, 其主要目的是提高结构完整性和可靠性, 主要内容为: 非定常作用力的准确预估、气固耦合(高周疲劳和颤振)、失速和喘振的数值预估及风扇/压气机对进气畸变(静态和动态)的响应等。

参考文献

- [1] 方昌德. 美国综合高性能涡轮发动机技术计划和我国的对策[R]. 中国航空工业第一集团第 628 研究所, HY99018, 1999, 9
- [2] 蒋宏德. 跨音速和超音速压气机叶栅中的激波损失[A]. 压气机文集(2)[C]. 中国航空工业第一集团第 628 研究所, 1990, 11
- [3] Wennerstrom A J, Frost G R. Design of a 1500 ft/sec Transonic, High-Through-Flow, Axial-Flow Compressor with Low Hub/Tip Ratio[R]. AD- B016386, 1971
- [4] Frank B J, King P I. Effects of Leading Edge Sweep on Stall Inception in a High-Speed Single-Stage Compressor[R]. AIAA 94- 2696, 1994
- [5] Boger K M, King P I, Copenhaver W W. Stall Inception in Single Stage High-Speed Compressor with Straight and Swept Leading Edges[R]. AIAA 93- 1870, 1993
- [6] Frank B J. Analysis and Characterization of Compressor Stall Precursor Signals in Forward and Aft Swept High Speed Compressors[D]. Master Thesis, Air Force Inst. Of Tech, WPAFB OH, Dec, 1993
- [7] Neubert R J, Hobbs D E, Weingold H D. Application of Sweep to Improve the Efficiency of a Transonic Fan: Part I - Design[R]. AIAA 90- 1915, 1990
- [8] Rabe D, Hoying D. Application of Sweep to Improve the Efficiency of a Transonic Fan: Part II - Performance and Laser Test Results[R]. AIAA 91- 2544, 1991
- [9] Hagden R E, et al. Analysis and Design of a High Speed, Low Noise Aircraft Fan Incorporating Swept Leading Edge Rotor and Stator Blades[R]. NASA CR- 135092
- [10] Kandebo S W. General Electric Tests Forward Swept Fan Technology[J]. Avia Week & Space Tech, Sep, 23, 1996
- [11] Ruffles P C. The Future of Aircraft Propulsion[A]. Proc of 2nd RR/BRR/AVIC inter. Symp. [C]. Tianjin China: R. R. company, 1999
- [12] Gummer V, et al. Using Sweep and Dihedral to Control Three-Dimensional Flow in Transonic Stator of an Axial Compressor[R]. ASME 2000- GT- 491
- [13] Wennerstrom A J, Hearsey R M. The Design of Axial Compressor Stage for a Total Pressure Ratio of 3 to 1 [R]. ARL- 71- TR- 0061, 1971
- [14] Wennerstrom A J, Frost G R. Design of a Rotor incorporating Splitter Vanes for a High Pressure Ratio Supersonic Axial Compressor Stage[R]. ARL- TR- 74- 0110, 1974
- [15] Wennerstrom A J, et al. Test of a Supersonic Axial Compressor Stage Incorporating Splitter Vanes in the Rotor[R]. ARL- 75- TR- 0165, 1975
- [16] Tzuoo K L, et al. Optimization of a Highly-Loaded Axial Splitted Rotor Design [J]. Revue Francaise de Mecanique 1992- 3
- [17] Qiu X, Dang T. Three-Dimensional Inverse Method for Turbomachine Blading with Splitter Blades[R]. ASME 2000- GT- 137
- [18] Wisler D V, Shin H W. Blade Row Interaction and Unsteady Effects in Axial-Flow Compressor and Fans [R]. VKI Lecture Ser. 1998- 02
- [19] Halstead D H, et al. Boundary Layer Development in Axial Compressor and Turbines[J]. Trans. of ASME, 1997, 119
- [20] Solomon W J, Walker G J. Incidence Effects on Wake-Induced Transition on an Axial Compressor Blade [R]. ISABE 95- 7088
- [21] Tiedemann M, et al. Unsteady Boundary Layer Transition on a High Pressure Turbine Rotor Blade [J]. ASME 99- GT- 194
- [22] Smith L N. Wake Dispersion in Turbomachines [J]. Journal of Basic Engineering, ASME Transactions, 1966, 88(3).
- [23] Shama O P. Unsteady Flow in Turbines-Impact on Design[R]. AGARD Lec Ser. 195, 195
- [24] Dring R P, Joslyn H D, Hardin L W, Wagner J H. Turbine Rotor-Stator Interaction[R]. ASME 82- GT- 3
- [25] Wisler D C. The Technical and Economic Relevance of Understanding Blade Row Interaction Effects in Turbomachinery[R]. VKI Lecture Ser. 1998- 02
- [26] Manwaring S R, Wisler D C. Unsteady Aerodynamics and Gust Responses in Compressor and Turbines[J]. Trans. of the ASME, 1993, 115
- [27] Greizer E M. The Stability of Pumping Systems - The 1980 Freman Scholar Lecture[J]. ASME J. Fluids Eng., 1980, 103
- [28] Longley J P, et al. Effects of Rotating Inlet Distortion on Multistage Compressor Stability[R]. ASME 94-GT-220
- [29] Dorney D J, Shama O P. Evaluation of Flow Field Approximations for Transonic Compressor Stages [R]. ASME 96- GT- 371
- [30] Chen M Z, Wu X H. Vortex Simulation of Rotor/Stator Interaction in Turbomachinery [J]. Trans. of the ASME 1980, 121, 23- 27
- [31] Hal C, et al. Effects of Inlet Distortion on the Flow Field in a Transonic Compressor Rotor[R]. ASME 96- GT- 547
- [32] Hwang C J, Fang J M. Transonic Stall/Choke Flutter Analysis of Cascades by a Navier-Stokes Solution - Aaptive Approach[R]. ASME 96- GT- 511

(责任编辑 王震华)