

文章编号: 1000-8055(2008)08-1504-15

民用大涵道比涡扇发动机叶轮机某些关键技术

邹正平¹, 李 宇¹, 刘火星¹, 张正秋¹, 叶 建¹, 李 维², 陈竞炜²

- (1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 航空发动机气动热力重点实验室,
航空发动机数值仿真研究中心, 北京 100191;
2. 中国航空动力机械研究所, 株洲 412002)

摘 要: 结合国内外的相关研究工作, 对大涵道比涡扇发动机叶轮机部分设计技术研究进展进行了总结和分析, 从风扇/压气机设计技术、涡轮设计技术、流动及噪声控制和多学科耦合四个方面阐述了我国发展大涵道比发动机需要解决的部分叶轮机关键技术。

关 键 词: 叶轮机关键技术; 民用发动机; 大涵道比; 涡扇发动机; 叶轮机

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Key turbomachinery technology of civil high-bypass-ratio turbofan engine

ZOU Zheng-ping¹, LI Yu¹, LIU Huo-xing¹, ZHANG Zheng-qiu¹,
YE Jian¹, LI Wei², CHEN Jing-wei²

- (1. School of Jet Propulsion, National Key Laboratory on Aero-Engines,
Aeroengine Numerical Simulation Research Center,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
2. Chinese Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou 412002, China)

Abstract: The research progress on partial turbomachinery technology of high-bypass-ratio turbofan engine were reviewed and analyzed in the present study and the partial key technology of turbomachinery required for our country's high-bypass-ratio turbofan engine were also expatiated. The main contents included four aspects: fan/compressor design technique, turbine design technique, flow and noise control and multi-disciplinary coupling technique.

Key words: key turbomachinery technology; civil engine; high-bypass-ratio; turbofan; turbomachinery

20 世纪 60 年代以后, 涡扇发动机逐渐取代涡喷发动机, 成为民用飞机的主要动力装置。经过 30 多年的发展, 涡扇发动机的性能、经济性、安全性、可靠性和可维护性以及噪声和污染物排放等指标都有了显著的改进。由于现代民航客机运行在高亚声速范围内, 提高涡扇发动机的涵道

比不仅有利于降低耗油率, 而且可以大大降低废气噪声, 因此现代民航旅客飞机几乎没有例外地采用高涵道比涡扇发动机。为了使民用发动机更加具有竞争力, 世界上航空发动机技术先进国家都实施相应的大规模研究计划, 以不断提高的发动机热效率和推进效率, 促进航空推进技术的飞

收稿日期: 2007-08-09; 修订日期: 2007-11-07

基金项目: 国家自然科学基金(50776003); 北京航空航天大学蓝天新星计划项目

作者简介: 邹正平(1970-), 男, 江西鹰潭人, 教授, 主要研究方向为叶轮机内部非定常流动及其在设计中的应用、低雷诺数内流流动、流动控制、复杂几何边界条件的大涡模拟等。E-mail: zouzhengping@buaa.edu.cn

速发展。

上世纪80年代末,美国投入巨资实施“综合高性能涡轮发动机技术”(IHPTET)计划^[1-2]。在该计划中,研究了大量的新技术,并综合运用气动热力学、材料、结构设计和控制方面突破性的成就,来实现2005年发动机推重比或功重比增加100%~120%、耗油率下降15%~30%、生产和维修成本降低35%~60%的目的。在IHPTET计划尚未结束时,2003年美国又开始实施“先进可承受通用涡轮发动机”(VAATE)计划^[3],旨在发展通用核心机的基础上研制更高性能、更高耐久性和更低费用的军用和民用航空发动机。这两个计划的研究成果军民共用,而在1999年底,NASA围绕大涵道比涡扇发动机实施了一项为期为5年的创新性的发动机技术计划,即“超高效发动机技术”(UEET)计划^[4]。NASA实施UEET计划的目的是研究降低发动机的噪声、排气污染和提高发动机经济性的新技术,并将这些新技术用于新研制的发动机。UEET计划的目标是:与GE90这一水平的发动机相比,超高效发动机的耗油率要降低10%,噪声降低10 dB,NO_x排放量降低20%,使用费用降低50%。为了实现这些目标,UEET计划采用了NASA基础研究计划中的许多研究成果,使新一代发动机性能提高。

除此之外,各大航空发动机公司也组织了相应的计划,如CFMI公司开展的TECH56计划和LEAP56计划等,它们旨在开发和验证未来民用涡扇发动机先进部件技术的预先研究计划。通过TECH56计划,实现费用比现役CFM56发动机降低15%~25%,燃油消耗率降低4%~7%,维护费用降低15%~20%,NO_x排放量降低到低于国际民航组织(ICA0)规定水平的50%,噪声比FAR36部第三阶段标准低20 dB^[5]。而LEAP56计划的目标是耗油率降低10%、维修成本降低25%、机上寿命延长到20 000 h以上,环境特性大为改善^[6]。这些计划的实施,使得大涵道比涡扇发动机的叶轮机技术飞速发展,新的设计技术不断得到应用,从而使叶轮机的性能、寿命、可靠性等又得到了极大的提高。目前我国已经启动大飞机项目,而其中大涵道比涡扇发动机叶轮机设计技术的研究至关重要。基于这些背景,下面本文将几个方面来评述大涵道比涡扇发动机叶轮机技术的研究进展。

1 风扇/压气机设计技术

研究先进的大涵道比涡扇发动机对于风扇/

压气机设计技术的要求是:减少级数,提高级增压比,提高气动效率,降低噪声,同时还要保证宽广的稳定工作范围。在过去40~50年里,大涵道比涡扇发动机的风扇/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。以150座左右干线客机为例,目前可用的发动机主要有CFM56系列、V2500系列等,其推力在8 232~14 700 daN之间,巡航耗油率在0.59~0.61 kg/(daN·h)之间。而其它涡扇发动机如GEnx, GP7200, Trent900等具有更为先进的性能。可以看出,现代先进的大涵道比涡扇发动机的性能已经达到了一个很高的水平,使得发动机的性能达到如此的水平,其中叶轮机设计技术的进步功不可没,下面将对风扇/压气机部分设计技术的研究进展进行评述。

1.1 全三维风扇/压气机设计技术

在民用涡扇发动机设计过程中,由于追求低耗油率指标,导致涵道比越来越大,所以风扇直径也越来越大,如有的发动机风扇直径已达3.4 m。同时,为满足日益严格的国际民航适航条例的要求,风扇叶尖切线速度受到限制,以降低航空发动机风扇气动噪声。所以,高性能低噪声风扇的设计技术对于大涵道比发动机显得非常重要。

随着计算机性能的日益强大和CFD模拟方法的逐渐成熟,数值模拟手段在风扇/压气机设计中得到了越来越广泛的应用,减少了设计过程对数据库的依赖程度,为新的设计概念和设计思想如大小叶片技术、对转叶轮机设计技术等提供了更快速的研究手段,同时也使得叶片的任意三维造型成为可能。其中对于大涵道比涡扇发动机的风扇/压气机来说,小展弦比叶片设计技术和叶片弯掠三维造型技术是提高级负荷和减小流动损失有效手段。

采用小展弦比叶片的好处是:使弦长雷诺数更大、叶片表面和端壁的增压梯度减小、端壁边界层增长率更小、径向间隙/弦长比和轴向间隙/弦长比更低、子午面内激波更斜等,这些因素使得风扇/压气机对提高效率 and 抗失速能力具有更大的优势;而且采用小展弦比叶片可以减小叶片数目,从而减少零件数,减轻重量,降低成本^[7]。叶片弯掠造型则使得通道内部的三维负荷分布发生明显的改变,最终调整二次流、泄漏流和叶片表面边界层的演化,达到对通道内部流动控制的目的。叶片在子午面沿高度、轴向适当掠,还可以有效降低法

向马赫数,进而降低流入马赫数条件下的激波强度,从而降低与激波相关的流动损失;并且通过负荷分布的改变调整激波掠形,从而达到减少损失、提高负荷、改善稳定工作范围和降低气动噪声的目的^[8]。

美国 GE 公司、P & W 公司和英国 R & R 公司,都有各自独到的气动设计技术和制造工艺技术,在设计上也使用了转子、静子叶片的小展弦比和弯掠设计技术。在美国的 IHPTET 计划中,GE 公司在早期的第 1 级前掠整体叶盘后面又加入带新前掠叶片的转子作为第 2 级转子,其试验数据表明,与第 2 级采用常规直叶片的结构相比,在 85 % 转速条件下,流量增加 3.4 %,压比增大 3.5 %,效率提高 2.8 %,并且喘振裕度也明显提高;在 100 % 设计点条件下,流量增加 2.1 %。他们将这种风扇设计技术应用到民用涡扇发动机上,使得零件数减少,质量减轻,降低了制造成本。前掠叶片技术不但适用于风扇,也已经用在高压压气机上,可提高压气机级负荷、效率、喘振裕度,并可减少叶片数。IHPTET 计划的第三阶段在核心机 XTC97 上还验证了前掠高压压气机技术,该压气机具有效率高、压比高和可操作性好的特点。

90 年代,英国 R & R 公司利用三维气动力学分析软件设计了一个直径为 2.79 m 的掠形叶片风扇。该叶片前缘呈短弯刀形,使进入发动机的气流沿叶片展向平稳地减速,而不是突然地减速。即使叶尖在超声速条件下工作,激波也是斜激波,从而提高了叶片的效率。另外,该掠形叶片采用超塑成形/扩散焊接的低展弦比空心结构,大大减轻了质量,增强了风扇的抗鸟撞能力。与不掠风扇比,该掠形风扇能使空气流量提高 10 %,叶片进口马赫数降低 10 %,抗鸟撞能力增强 10 %,巡航效率也有所提高。R & R 公司首先将该掠形风扇用在 Trent500 发动机上,之后 1998 年 12 月又安装在新设计的额定推力为 454 kN 的 Trent8104 发动机上,并进行了试验。试验表明其推力达到 490 kN,证明了该掠形叶片设计的可行性。此外 Trent800 的总设计师还计划将这一掠形技术用于中压和高压压气机的设计中。图 1 给出了 R & R 公司的最新发动机 Trent1000 的弯掠风扇叶片。

在 TECH56 技术计划下,CFMI 公司采用三维 CFD 设计技术研制了空心 and 实心两种低展弦比掠形风扇叶片,试验结果比预期的还要好,空气流量增加 3 %,效率也有较大提高。另外采用三维 CFD 设计技术设计了前掠转子叶片、弓形静子,

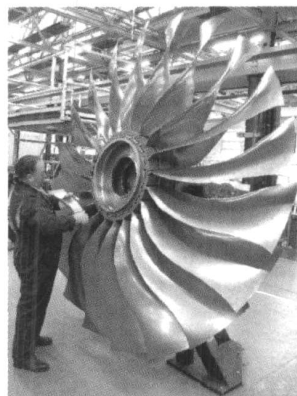


图 1 Trent1000 的弯掠风扇叶片

Fig. 1 Bended-swept fan blade of Trent1000 engine

以此研制了结构紧凑的 6 级高压压气机。与 CFM56 发动机相比,新的高压压气机的级压比从 1.31 提高到 1.57,总压比由 11.4 提高到 15,叶片数由 1 518 片减少到 968 片,可调静子级数由 4 级减少为 3 级^[5]。

1.2 多级压气机匹配

先进大涵道比涡扇发动机压气机的压比越来越高、负荷越来越重,这时多级压气机之间的匹配问题就显得更为突出。如果多级压气机匹配的不好,在非设计状态下发动机的性能就急剧恶化,严重影响发动机的寿命和工作可靠性。

在设计状态下,多级压气机的匹配问题并不突出。但是对于非设计状态,如发动机低速起动过程、进口来流存在较大畸变等情况下,匹配问题就显得突出。即在固定的流道和叶型条件下如何实现不同级之间的良好匹配(包括折合流量和无量纲速度等),显得十分困难。其主要原因为非设计状态下级间的相互干扰,难以在压气机的设计中得到体现。这种干扰主要体现在流动沿径向分布的变化;而且在多级压气机中,上游级出口实际参数分布与实际状态的偏离将使下游级在非设计状态下工作,这种流动设计状态的偏离还可能逐级放大,使后面级压气机工作条件恶化,导致压气机性能下降。级数越多,由于倍乘关系,级间非匹配的影响越大^[9]。

目前,由于对非设计状态下多级压气机匹配的机制还没有很准确的认识,对于影响级间匹配的各种因素的作用了解得不是很清楚,使得在设计中难以对非设计状态下的性能进行控制。通常在设计中只是单纯追求设计点的高气动性能,而不能在设计之初便将非设计状态的信息考虑在内,非设计状态下的性能只是作为设计后的检验。

这就导致所设计的多级压气机通常在设计点能够获得良好的性能,但在非设计状态下,其性能往往急剧下降,严重时甚至导致发动机无法启动。

为了解决由于多级压气机的不匹配所引起的非设计点性能急剧下降以及其他问题,通常采用级间放气、可调静子、机匣处理、以及多转子结构等方法加以解决。比如发动机启动时低转速过程中,为了防止后面级与前一级流量的不匹配,通常在压气机中间的某一位置放气,以增加前面级的流量,降低失速的可能性,同时减少后面级的质量流量和压力损失。但由于放出的气体不能再利用,虽然能够达到匹配的作用,但是效率低,所以一般只在启动过程使用。多排可调静子叶片在现役发动机中得到较为广泛的应用,通过叶片角度方案优化,来获取最佳的性能。但是这需要一套非常复杂的叶片调节机构,而且调节方案的优化过程非常复杂。更为重要的是可调静叶增加了发动机的重量,复杂的机构也带来可靠性问题,这对于民用涡扇发动机来说更难以接受,因此在设计中只能是不得已而为之。

如果在设计之初就把非设计状态下影响级间匹配的主要因素考虑在内,即非设计状态不单纯只是简单的校验,这样就有可能有效改善非设计状态下多级压气机级间的匹配,进一步提高压气机在非设计状态下的性能,使得压气机在一个宽广范围内具有良好的性能。这要求我们对多级压气机在非设计状态下的匹配机制和影响匹配的各种因素进行细致的研究。国外各大公司都在自己的数据库基础上进行了大量的研究,但是限于保密的原因,目前在公开发表文献上鲜于见到。

1.3 进气畸变的影响研究

对于民用飞机而言,虽然其进气短舱形状非常简单,但如而英国剑桥大学 Hall 等人的研究表明:由于大气湍流等因素的影响,有必要深入理解进气短舱与风扇的相互作用机制^[10]。特别是在飞机起飞和降落时,地表的侧风有可能使得发动机的进气气流产生严重畸变,而严重畸变对发动机性能的影响将危及到飞行器的安全起降。另外,对于未来的客机,如 NASA 正在研究的低噪声大型运输机方案,以及麻省理工学院和英国剑桥大学联合进行的静音飞机设计方案等,都采用飞机机体/发动机融合一体的设计思路,以大幅度降低起飞和着陆的噪声等。但是如此以来,由于机身边界层的发展和进气道的影响,将会导致发动机进气严重畸变。所以,进气畸变对风扇/压气机性能影

响的预测,对于飞机的安全起降以及保证巡航状态性能的优异具有重要意义,是风扇设计需要考虑的关键技术之一。

比较成熟的进气畸变条件下压气机性能预估方法基本上都采用一维流动模型^[11]加平行压气机理论。但是,一维模型无法反映压气机内部的三维流动本质,而传统的平行压气机理论又隔绝了各平行子压气机之间的相互作用,直接影响到预测结果的可靠性。随着计算机技术和计算方法的迅速发展,目前普遍认为在当前的计算机硬件条件下,最可行的三维非定常畸变流场数值模拟方法是周向平均体积力模型加三维非定常欧拉方程的计算方法^[12]。

MIT 的 Gong 等人发展了通道平均体力模型对进气畸变进行非定常、三维问题的研究^[13]。他们利用这个模型模拟计算了 NASA 的单级跨声压气机 Stage35 的稳态总压、总温和动态总压畸变流场,成功地捕捉到了高速压气机独有的二种特性:阻塞和激波,验证了周向平均体积力模型能够对压气机畸变引起的流动再分配及畸变在压气机中的传递有很好的刻画。这种方法将为设计之初工程评估风扇在畸变情况下的特性提供有效的工具。NASA 的 Chima 利用通道平均体积力模型发展新的 CFD 程序 cstall 来研究压气机稳定性和进口畸变问题^[14]。使用有限差分方法对整个压气机求解非定常三维欧拉方程,实现了用较稀疏的网格对压气机全环面三维非定常畸变流场的模拟,计算时间与通常 CFD 程序相比大大减少。

北航与沈阳发动机设计研究所合作在进气畸变研究领域进行了不少前期研究,郑宁等人基于徐力平^[15]的工作,建立了通道平均体力模型,并在此基础上发展了一套三维非定常进气畸变快速数值模拟程序,藉此可以用很少的计算机资源对风扇/压气机进行在进气畸变条件下的全环面三维非定常数值模拟^[12]。利用该程序模拟计算了某航空发动机风扇均匀进气和进口稳态总压畸变条件下的特性和流场结构,并与试验结果进行了对比,如图 2 所示,结果表明该程序能够以较高的精度预估气流畸变对风扇/压气机特性的影响。目前,北航还在对彻体力模型开展深入研究,以进一步提高模拟精度。

2 涡轮设计技术

现代大涵道比涡扇发动机的涡轮部件越来越先进,主要表现在涡轮进口温度越来越高,涡轮负

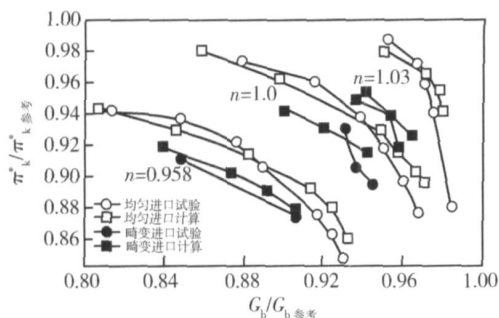


图2 均匀进气和总压畸变条件下风扇特性
计算结果与实验对比

Fig. 2 Comparison of fan characteristic between computation and experiment results with uniform inlet and total pressure distortion

荷越来越大,质量越来越轻,效率越来越高,这些进步的取得得益于先进的涡轮设计技术,下面将从几个方面来评述先进的涡轮设计技术。

2.1 高负荷高效率涡轮

首先高负荷高效率的涡轮的设计与全三维设计技术是分不开的,现在 GE, P & W, R & R 等公司,还有美国的 UEET 计划等,都将全三维设计技术应用到涡轮设计中来,以求获得高负荷高效率涡轮。TECH56 计划中三维气动设计的单级高压涡轮已经得到验证,与 CFM56-5B/P 和 CFM56-7B 发动机高压涡轮相比,新高压涡轮的叶片数减少了 10%,级负荷增加,高压涡轮与低压涡轮的相互作用改善,前缘激波强度减弱了 50%,同时减轻了质量,降低了生产和维护费用,降低了燃油消耗率。美国 UEET 计划的目标是利用全三维设计技术等设计单级压比为 5.5 的高压涡轮。高负荷高性能涡轮的设计不但涉及到涡轮内部流动的三维组织如复杂波系的组织等,而且必须对主流与封严气流、冷却气流等的相互作用进行综合考虑,必要时结合流动控制技术,文献[16]的研究表明主流与封严气流的相互作用将对涡轮的性能产生较大的影响。

另外,随着人们对涡轮内部流动的理解越来越深,不少新的设计技术在近十年得到越来越多的研究和应用,其中代表性的先进技术有对转涡轮设计技术、尾迹与边界层相互作用的非定常效应的应用等,这些设计技术使得涡轮负荷大幅度提高,涡轮质量明显减轻。

对转涡轮设计技术在现代先进大涵道比涡扇发动机中已经成功应用,如 GENx 等发动机,图 3 给出了 GENx 发动机对转涡轮的三维造型图。对

转涡轮可以带来很多好处:如减少低压涡轮进口导向器叶片数目(甚至取消低压涡轮第一级导叶),大大减轻了低压涡轮的质量,同时零件数减少,可靠性也大大增强;而导向器叶片数目减少可使冷却气流量需求相应减少;而且转子的对转将大大减小或者抵消由单向旋转的转子作用于飞机上的陀螺力矩,从而提高飞机的机动性和可操纵性。在美国的 IHPTET 计划和随后实施的 VAATE 计划中,高性能对转涡轮的研究贯穿始终。美国的 UEET 计划中的涡轮部分也是把研究高性能的对转涡轮列为关键技术,以期望减少涡轮部件和承力框架的质量。国内中国科学院、北京航空航天大学和中国航空动力机械研究所等在对转涡轮技术方面进行了大量的研究工作,并取得明显的效果^[17-19]。

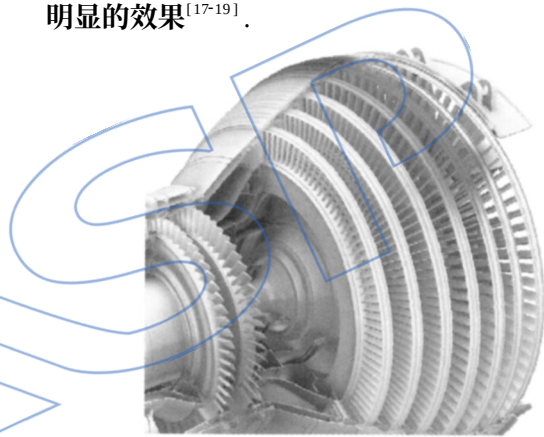


图3 GENx 发动机对转涡轮三维造型图

Fig. 3 Counter-rotating turbine of GENx engine

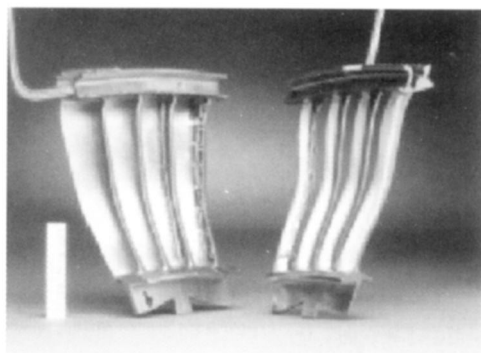


图4 R&R 公司的低压涡轮叶片

Fig. 4 Low pressure turbine blade developed by R&R

尾迹与边界层相互作用引起的 calming 效应目前在低压涡轮的设计中得到成功的应用,如 Trent500 等系列发动机。由于低压涡轮质量占整个发动机质量的 20%~35%,如何通过高负荷叶型设计减少叶片数目从而降低低压涡轮的质量,这已成为大涵道比发动机的关键技术。在高负荷

情况下,叶片表面边界层增厚并极易分离,而叶片表面边界层一旦分离,则可能造成大的气动损失,降低做功能力,导致涡轮的效率急剧下降。Wisler 的研究表明在发动机所有部件中,低压涡轮对耗油率的影响最大,在高空 11 000 m 巡航时,低压涡轮部件效率增加 1 % 将导致耗油率下降 0.9 %,所以如何通过流动机理研究控制高负荷叶片表面边界层发生分离,提高低压涡轮效率和气动负荷,这对于民用大涵道比涡扇发动机而言显得至关重要。英国剑桥大学 Hodson 教授领导的小组研究发现,通过合理控制前排叶片的尾迹通过频率,利用尾迹对附面层的非定常作用可以有效地控制叶片表面边界层的分离^[20],即利用上游叶片排尾迹与下游叶片表面边界层相互作用的非定常效应,减少叶型损失,从而达到改进和优化叶轮机设计的目的。R & R 公司、GE 公司和 P & W 公司先后都开展了尾迹与叶片表面边界层相互作用的机理研究,并在此基础上发展了计及非定常效应的设计方法,取得明显效果,其中 R & R 公司通过该手段将某民用发动机低压涡轮质量减轻了 38 %,涡轮叶片的叶型变化如图 4 所示。国内北京航空航天大学在该领域也进行了大量的研究工作,发展了适合复杂几何边界条件的可压缩流动三维并行多块大涡模拟程序,并利用此程序对周期性尾迹/层流分离泡的相互作用机制进行了数值模拟研究,探讨了尾迹与边界层相互作用的机制^[21]。图 5 给出了计算结果的平均流向速度分布对比,由图可以看出尾迹与边界层相互作用产生的流向涡能够较好地抑制分离,使得分离尺寸减小。为了研究尾迹与分离边界层相互作用的机理,验证尾迹的非定常作用能够抑制分离减小分离损失,为高负荷涡轮的设计打下良好的基础,北航建立了一个可以计及上游叶片尾迹效应的非定常叶栅风洞,以开展尾迹对叶栅流动影响的实验研究,实验装置如图 6 所示。在大量机理研究的基础上,北航进行了尾迹与边界层相互作用模型的提炼研究并探索掌握了计及 calming 效应的涡轮气动设计方法,通过与中国航空动力机械研究所的合作成功将该方法应用于高空无人飞行平台动力装置低压涡轮部件的设计,如图 7 所示,取得非常理想的效果,该方法已得到单级涡轮试验的验证^[22-23]。该方法为大涵道比涡扇发动机低压涡轮的气动设计提供了良好的手段。

2.2 高效冷却技术

现代先进大涵道比涡扇发动机的涡轮前温度

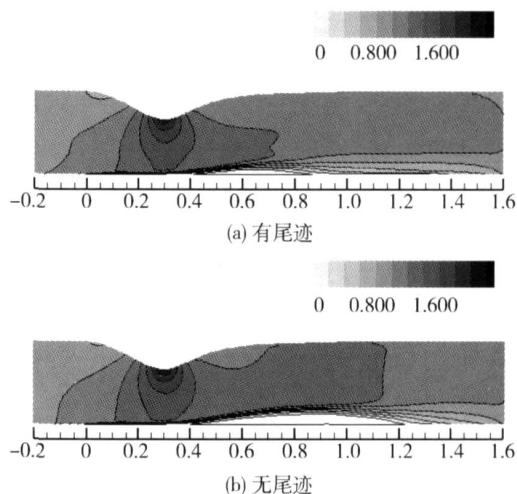


图 5 平均流向速度分布对比

Fig. 5 Comparison of averaged streamwise velocity distribution with wake and without wake

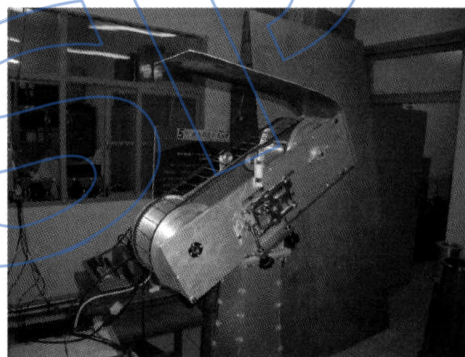


图 6 实验装置照片

Fig. 6 Photo of experiment equipments

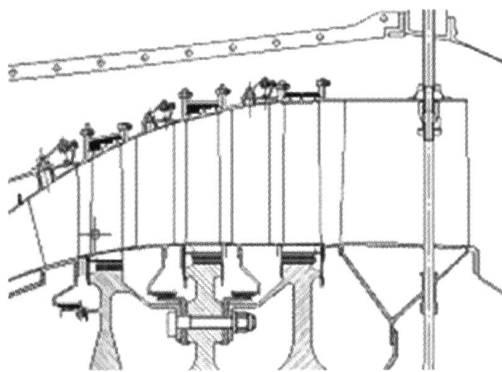


图 7 高空无人飞行平台动力装置的低压涡轮部件

Fig. 7 Low pressure turbine of engine of high-altitude unmanned flying-platform

越来越高,已经超过先进耐热叶片材料的熔点 700 K,同时为了保证压气机效率,需要减少涡轮冷气用量,这就使得涡轮的冷却设计面临巨大挑战。高压涡轮直接面对燃烧室出口的高温燃气,叶

片和盘等的寿命成为影响发动机热端部件寿命的关键因素.通过高效率的冷却系统来冷却叶片是一个很好的解决方法,它可以降低叶片的温度,使温度分布更合理,从而可以大大降低叶片的热应力,提高叶片寿命,所以发展高效的冷却设计技术对于民用大涵道比涡扇发动机长寿命安全运行具有重要意义.

图8给出了涡轮冷却技术的发展以及对应的冷却效率和转子进口温度(RIT)^[24].实心未冷却的叶片的RIT为1255 K(1800 °F),这代表了50年代中期的技术水平.当冷却技术发展到对流冷却叶片时,冷却效率为0.4,它的RIT比实心未冷却叶片高出222 K(400 °F).随着冷却效率的提高,材料可承受温度也越来越高.冷却效率在0.6以上的单晶对流/气膜冷却叶片的RIT可达到1922 K(3000 °F).这个温度比实心未冷却叶片高出667 K(1200 °F),比镍基耐热合金的熔点1589 K(2400 °F)高出333 K(600 °F).未来新型的冷却技术,如单晶发汗冷却叶片,它的冷却效率会达到0.8,所允许的RIT可以达到2200 K(3500 °F).这些巨大的进步都要归功于单晶材料的制造方法,创新性的铸造工艺和高效的冷却系统设计.

TECH56计划中,CFM国际公司利用三维气动设计和高效冷却系统设计的单级高压涡轮已经得到验证,与CFM56发动机高压涡轮相比,新高压涡轮的冷气用量减少了22%.美国UEET计划中的高负荷叶轮机械项目中,对于涡轮的冷却设计,他们验证了双层壁加强对流冲击及气膜冷却系统,证明其可以提高冷却效率,减少冷气用量.P&W公司研制了简单冷却通道的“超冷”系统,GE公司开发了内部增强冷却的先进冷却技术,R&R公司研制了传热性能良好但是工艺复杂的壁面冷却温控系统,他们现在已经将这种温控系统用于Trent800发动机的高压涡轮叶片上^[25].

2.3 叶尖间隙主动控制技术

叶尖间隙一直是发动机中所关注的一个焦点,尤其是在高压涡轮部件中.飞机在起飞过程中,由于叶片和机匣热膨胀系数不同,叶尖间隙会先减小到一个最低点,然后再增大.为了避免在最小间隙点上叶片和机匣发生摩擦,发动机会预先留出一个的较大间隙.但是在飞机到达巡航状态时,这个间隙就显得过大,这将对性能造成损失.因为大的间隙导致更多的叶尖泄露,减少了涡轮

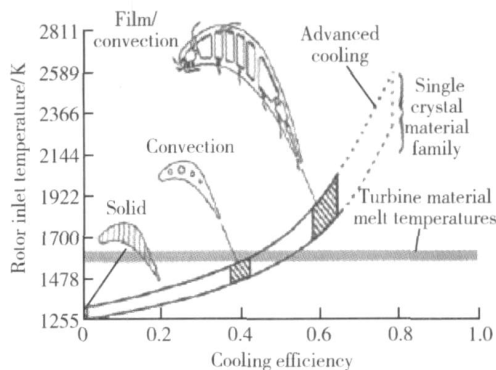


图8 涡轮冷却技术的发展

Fig.8 Development of turbine-cooling technique

做功能力,因此也就增加了耗油率.同样地,由于涡轮做功能力减小,发动机的控制器会增加供油,这样就会导致燃烧室排气温度增加,使得涡轮部件过热,寿命下降.发动机健康工作状态的一个指标是排气温度(EGT),它必须保持在一个合理的范围内,以使得发动机能够继续工作.但是在起飞状态下,EGT会由于间隙的增大而过分增大^[26].

研究表明高压涡轮的间隙减小0.25 mm,耗油率就下降1%,同时污染物排放也减少.另外间隙减小0.25 mm,就可以使EGT减小10 °C.间隙减小可以使得涡轮在更低的温度下工作,增加了热端部件的循环寿命,从而增加了整个发动机的寿命^[26].而低耗油率和长寿命正是民用大涵道比涡扇发动机所追求的目标.

现代民用大涵道比涡扇发动机的高压涡轮负荷越来越高,美国UEET计划中的目标就是研制压比大5.5的单级高压涡轮.叶片的负荷越高,叶尖泄露的问题就更严重,这时对涡轮叶尖间隙进行控制就显得尤为重要.现代大型发动机的涡轮间隙控制都采用主动的热量控制方法,即利用从压气机或风扇中抽取的冷气对涡轮机匣进行冷却,以控制机匣和叶片的间隙.但这种基于热量的控制方法反应较慢,有时在巡航状态还缺乏对最小间隙的控制能力.

为了改进现有的基于热量方法的控制技术,美国NASA格林实验室在“革新航空推进部件”(RAC)计划下研究快速响应的主动间隙控制(ACC)技术,他们设计和制作了第一代机械作动式主动间隙控制系统^[27].这个系统利用独立的作动器,片状的机匣结构和间隙测量回馈,来提供发动机所有工作状态下准确的间隙控制.他们对此间隙主动控制系统在室温环境下进行了实验,实验结果表明此机械式主动间隙控制系统最大作动

位移可达 2.032 mm (0.08 inch), 这已经满足了发动机间隙控制的需要, 另外其间隙控制误差在 0.025 4 mm (0.001 inch) 以内. 他们将继续对这种机械作动式主动间隙控制系统进行深入研究, 以期在将来用于大型发动机中. 图 9 为 NASA 的 ACC 系统测试台示意图, 测试台上装有 9 个机械作动器.

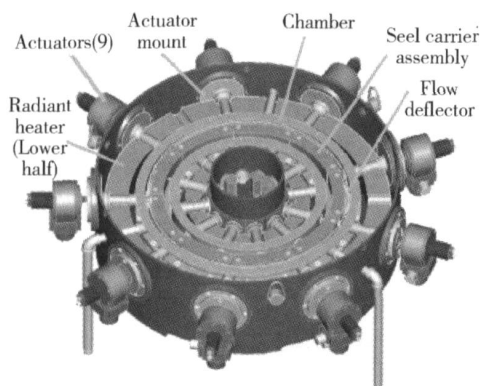


图 9 ACC 系统测试台

Fig.9 Test facility of ACC system

3 流动与噪声控制

3.1 流动控制

流动控制几乎可以应用在燃气涡轮发动机的每一个部件, 以提高其部件效率. 在风扇/压气机和涡轮上应用的流动控制主要是为了提高压比, 扩大压气机稳定工作范围和降低噪声.

早在 80 年代, MIT 就开始了吸附式压气机的研究^[28]. 如图 10 所示, 他们的方法是吸除压气机某些区域如叶片吸力面, 激波处和角区等堆积的附面层低能流体, 对局部的流动和激波结构进行修正, 以此来控制分离, 改善流动状况. 这样就可以有效地提高叶片的负荷, 提高压比. 在空军科研局 (AFOSR) 和国防部高级研究计划局 (DARPA) 的支持下, MIT 与 NASA 格林研究中心、P & W 公司、霍尼韦尔公司进行合作, 利用吸气技术开展了两种风扇的设计和试验. 第一种是低速风扇, 叶尖速度为 229 m/s, 压比为 1.6 (对于常规风扇, 叶尖速度为 400 m/s 才能达到同样的压比). 这种技术应用到大涵道比涡扇发动机中, 在同样的压比需求下可以降低风扇转速, 大大降低风扇噪声和质量. 第二种是高速高压比风扇, 叶尖速度为 457 m/s, 压比为 3.5. 这两种风扇均进行了试验, 且达到了设计的指标. MIT 下一步的工作就是将对转技术应用到多级压气机中来, 这样

可以减少级数, 使压气机更短, 质量更轻. 这种将流动控制手段与压气机设计相结合的思路在美国 UEET 计划中得到重视, 该计划通过在叶片表面吸除附面层气体的吸气技术来提高叶片负荷; 并通过在失速开始时将空气喷射到叶尖分离区以实现压气机转子叶片叶尖失速的主动控制技术, 以及在机匣开槽改变叶尖的局部压力梯度和改进失速裕度的被动控制技术, 来改进风扇和压气机的气动稳定性, 以最终实现 6 级压气机压比 20 的目标^[4].

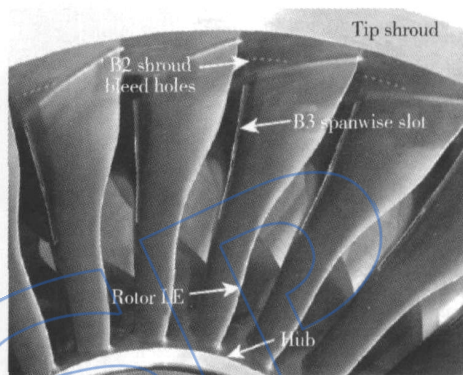


图 10 MIT 吸附式压气机转子吸气方案图

Fig.10 Rotor aspiration scheme of MIT aspirated compressor

除了单纯吸气, 吹吸气组合也是一种理想的流动控制方式. NASA 曾在外流中进行了大量的吹吸气组合研究, 取得了明显的效果, 北航将该方法应用于高负荷扩压叶栅内部的流动控制, 数值模拟表明效果显著. 文献^[29]以某大弯折角低稠度扩压叶栅为研究对象, 采用数值模拟方法研究了叶片表面边界层单独吹气以及吹吸气相结合等流动控制手段下的流场和叶栅性能变化情况. 结果表明无论是单独吹气还是吹吸气相结合的边界层控制方法, 都能有效控制叶栅中的边界层分离, 从而较大幅度地增大了叶栅的负荷, 并降低了气动损失; 计算表明吹气和吸气的效果不尽相同, 其中采用 1.7 % 的吹气流量, 结合 1.38 % 的吸气量, 可以使静压增压比提高 15 % 以上, 而损失系数降低至原型的 20 % 以内. 图 11 给出了叶栅流线和马赫数云图, (a) 为原型的流场, (b) 采用 1.7 % 的吹气流量, 结合 1.38 % 的吸气量时的流场, 由图可以看出采用吹吸气的流动控制手段后, 原型中的大分离几乎完全消除.

为了进一步扩大压气机稳定工作范围, NASA 格林研究中心进行了在轴流压气机转子

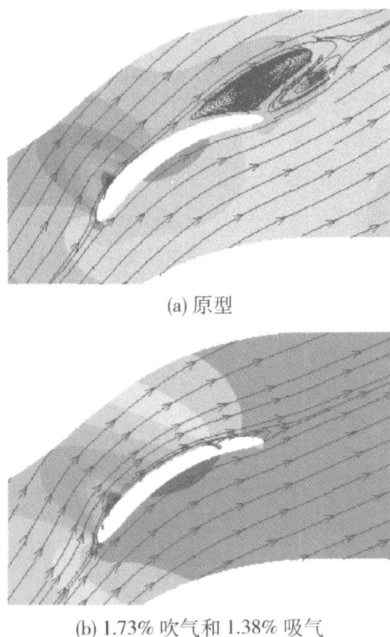


图 11 叶栅流线和马赫数云图

Fig. 11 Streamlines and Mach number contours of cascade

叶尖上游进行吹气的流动控制研究(如图 12 所示)^[30]. 他们对跨声轴流压气机转子 Rotor35 进行了实验和三维 CFD 数值模拟. 数值模拟表明叶尖吹气减小了叶尖处的进气角和负荷, 延缓了失速的发生, 从而增强了压气机工作的稳定性, 而试验结果表明: 在 70 % 的转速下, 相当于 1 % 环面流量的吹气可以使失速点流量系数减少 30 %; 在设计转速下, 相当于 2 % 环面流量的吹气可以使失速点流量系数减少 6 %. 试验显示稳定工作范围的扩大和叶尖处的质量平均的轴向速度有关; 稳定工作范围的扩大与吹气面积所占圆周面积的比例有关, 与吹气的环向位置无关. 此外, NASA 还在两级低展弦比风扇上进行了叶尖吹气代替可调静子来使多级压气机在非设计状态下稳定工作的实验验证^[30]. 实验中在可调进口导向叶片与转子之间的机匣上安装了 14 个吹气孔, 总的吹气量为 2 %~3 % 的流量. 实验结果表明在非设计状态下, 叶尖吹气可以使失速裕度达到或超过使用可调静子的水平. 采用叶尖吹气来代替可调静子来使多级压气机在非设计状态下稳定工作, 可以大大减轻发动机的质量和提高可靠性, 这对于民用大涵道比涡扇发动机是极具吸引力的.

3.2 噪声控制

随着人类环保意识的增强和对乘坐舒适性的要求, 对民用飞机的噪声污染的要求也越来越苛

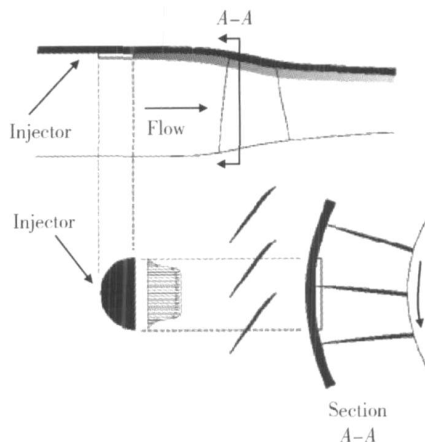


图 12 NASA 叶尖吹气方法简图

Fig. 12 Scale drawing of tip injection

刻. 民用飞机的噪声主要来源于发动机的噪声, 因此如何降低噪声排放就成为民用大涵道比涡扇发动机设计中所面临的一个重要问题. 现代民用大涵道比涡扇发动机的噪声主要包括风扇噪声和排气噪声, 降低这些噪声主要是通过选择适当的发动机循环参数和先进的部件降噪设计技术来实现.

随着对推力和耗油率的不断增高的要求, 民用涡扇发动机的涵道比会越来越大. 为了使叶尖切线速度不至于过大而产生很大噪声, 就必须降低风扇的转速, 但是风扇转速的降低与保持低压系统的效率相矛盾. 一种解决的办法是采取折衷方法, 适当降低转速; 另一种方法就是采用齿轮驱动涡扇发动机. 齿轮驱动涡扇发动机就是在风扇和低压压气机之间引入一个减速齿轮箱, 这样以来就可以根据风扇压比来选择最低的风扇转速, 这样就可以大大降低风扇的噪声; 同时低压系统的转速可以按要求选择尽量高, 以减小低压系统级数, 减轻发动机重量. 这样以来, 齿轮驱动涡扇发动机的各部件都可以在最佳转速下工作, 在保持高效率 and 低耗油率的前提下, 使得噪声大幅度减少. 90 年代, P & W 公司设计并建造了一个先进涵道推进器 (ADP) 来验证其减小噪声的能力, 如图 13 所示. 它的涵道比高达 12, 风扇通过一个减速比为 3.7 的减速齿轮箱由低压轴来驱动. 在 NASA 进行的实验表明, 该发动机可以达到降低噪声 6 EPNdB 的预期目标^[31]. 20 世纪 80 年代末, P & W 公司, 菲亚特航空和 MTU 等公司开始联合研制齿轮驱动涡扇发动机, 预计 2010 年后推出齿轮驱动涡扇发动机 PW8000, 它的噪声将满足苛刻的要求, 并有 30 dB 的裕度. 图 14 为齿轮驱动涡扇发动机概念图.

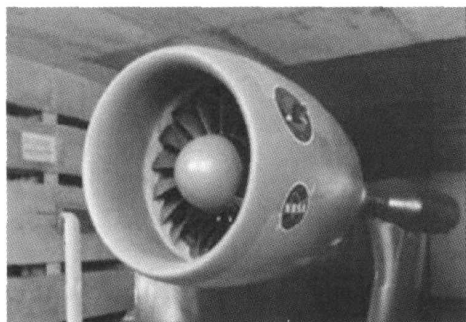


图 13 P&W 公司先进涵道推进器(ADP)
Fig. 13 Advanced ducted propulsor of P&W

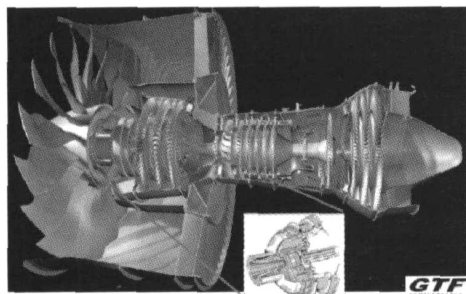


图 14 齿轮驱动涡扇发动机概念图
Fig. 14 Geared turbofan engine demonstrator

从气动设计角度出发降低跨声风扇的噪声也是一种重要的降噪方法. GE 公司和 NASA 用 CF6 发动机进行了风扇降噪试验. 实验中转子相同, 出口导向叶片有 4 种形式: 直叶片、转/静子轴向间距加大的直叶片、30°掠叶片、30°掠和 30°倾叶片. 实验结果发现掠/倾出口导向叶片相对于直导向叶片在保证气动性能不变的情况下能够降低风扇噪声 3 EPNdB. 分析其原因为: 掠/倾叶片的转/静子轴向间距比直叶片大, 从而入射尾迹减弱, 导致干涉噪声减小; 出口导向叶片的掠和倾可以使上游的入射尾迹沿叶片展向发生相位变化, 这种变化导致不同叶高噪声相互抵消, 最终降低干涉噪声^[31]. 波音和 GE 公司用 GE90-115B 发动机进行了风扇降噪试验, 试验结果表明通过叶片掠形控制激波的强度和位置, 高通流掠形转子叶片可以使环境噪声和机舱噪声达到最适宜状态.

通过转子叶片尾缘吹气也可达到降低干涉噪声的目的, MIT 在 90 年代末期进行一系列的数值和试验研究, 以通过转子尾缘吹气使得撞击在下游静子上的流动更加均匀, 来降低静子叶片的非定常载荷水平, 最终减小转/静干涉噪声^[31-32]. 图 15 为 MIT 试验风扇叶片示意图, 每个叶片都有复杂的内部流道. 这些通道从叶片根部接收由

轴供给的空气, 然后在尾缘处的出口喷出, 流入风扇尾迹流中, 填平了原始尾迹的亏损, 使得平均流动剖面更加均匀. 试验结果表明: 在谐波基础上, 尾缘吹气可以使尾迹前四阶的谐波振幅减小一半以上.

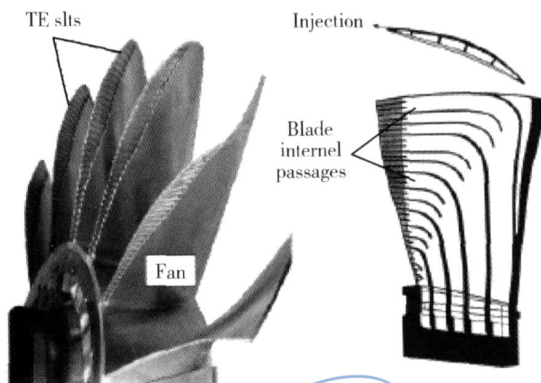


图 15 MIT 尾缘吹气转子和内部流道示意图
Fig. 15 Close-up view of the MIT blown rotor and a detailed view of the blade internal passages

对于喷流噪声, GE 公司在喷流噪声试验台上进行了 50 余个不同 V 型喷管模型试验, 以及 CF6-80C2 和 CF34-8C 发动机的全尺寸静态声学试验. 试验结果表明 V 型喷管可以降低 3.5 EPNdB 的喷流噪声, 而对性能的影响很小.

除了考虑发动机本身的噪声外, 另外还需要与飞机联合考虑, 发动机的安装形式对噪声也有很大的影响. 麻省理工学院和剑桥大学联合进行设计静音飞机^[33], 他们设计了一种边界层吸气的多重风扇发动机, 并将其嵌入飞机机身, 与机身融为一体. 发动机和机身都采取了很多降低噪声的措施, 如可变面积喷管, 低噪声设计的风扇和低压涡轮, 先进声学衬垫和在巡航与非设计工况下优化的低速风扇, 机身采用声音屏蔽技术等, 评估结果表明这种飞机的噪声将比 ACARE 提出的 2020 年噪声目标还低很多. NASA 正在研究的大型运输机方案, 也是将发动机置于飞行器背部, 并采用飞机机体/发动机融合一体设计方法. 图 16 为 MIT 和剑桥静音飞机方案 and 多重涡扇发动机的示意图.

国内北京航空航天大学孙晓峰、李晓东等领导的研究小组在气动声学如波涡相互作用、壁面声阻抗主动控制和喷流噪声机理研究等方面做了大量卓有成效的工作, 取得了很多重要的成果^[34-36].

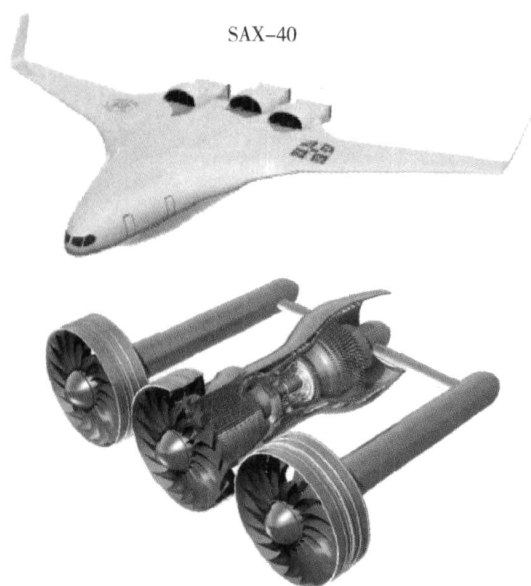


图 16 MIT 和剑桥静音飞机及涡扇发动机示意图

Fig. 16 Silent aircraft of Cambridge-MIT and multi-fan embedded turbofan engine

4 多学科耦合

4.1 流热耦合

现代先进大涵道比涡扇发动机涡轮的进口温度越来越高,一些发动机的涡轮前温度已超过 2 100 K,这样的高温已远远超过了许多金属所能承受的温度,因此就必须采取一定的措施来使涡轮能够应付这样高的热负荷,使用高效率的冷却系统来冷却叶片是一个很好的方法.只有尽可能地真实掌握了涡轮部件的温度分布,才能更好的优化设计冷却系统,进而减少冷气用量,提高冷却效率.这需要我们发展一种预测涡轮热端部件温度的方法,流/热耦合数值模拟是一个解决此类问题的有效方法.

目前,国内外的学者对流热耦合方法进行了大量的研究. NASA 的 Heidmann 等人发展了一个共轭传热程序,该程序中的流体部分是通用多块化传热程序 Glenn-HT,固体部分是基于边界单元法(BEM),它与流体程序直接耦合^[37].他们利用这个程序对一个真实的气膜冷却涡轮叶片进行了外部流动、叶片传热和冷却腔内部流动的耦合模拟,由于叶片结构复杂,网格数目达到了 120 万.图 17 给出了计算网格图和前缘温度分布与冷却孔附近速度分布图.流热耦合的计算结果与绝热壁面的计算结果进行了对比,结果发现共轭传热计算出来的壁面温度要低,原因是外壁面向冷

却腔的热传导.固体内三维的热传导效应除了允许外壁面向内壁面的热传导之外,还允许沿着叶片壁面的热传导.

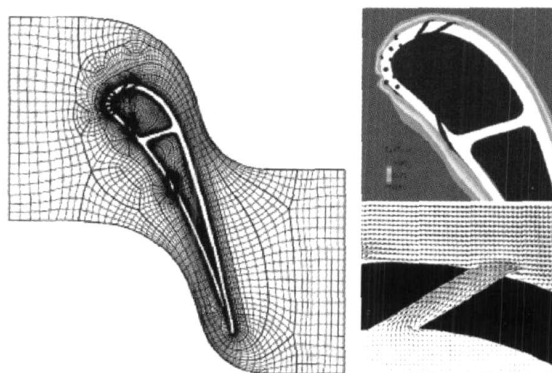


图 17 计算网格图及数值模拟结果

Fig. 17 Computational grid and the result of numerical simulation

Montomoli 和 Adami 等人利用一个有限体积法的 CFD 程序 HybFlow (加入了共轭传热模块 CHT)进行了共轭传热研究.他们首先对来流为层流状态的平板和带有冷却孔平板这两种情况进行了计算,计算结果与理论分析和试验结果相比较,得到了令人满意的结论.然后他们又对一个气膜冷却导叶叶片进行了计算,计算结果与试验结果有着较好的吻合.为了增强耦合面附近的温度差分的计算,他们还建议靠近耦合面前三层网格的 y^+ 要小于 3.5^[38].

德国亚琛大学的 Bohn 凭借基于多块网格技术的 CHT-flow 程序,已实现涡轮叶片热负荷的三维定常流动与传热耦合计算,能够模拟叶片中有冷却通道情况下的传热,结果与实验数据基本吻合,能够指导涡轮热环境的实际设计^[39-40].图 18 给出了径向冷却涡轮 Mark II 的流/热耦合数值模拟和试验结果对比图,由图可以看出数值模拟结果与实验结果基本吻合.此外 Kusterer 和 Bohn 等人根据流热耦合数值模拟的结果对一个气膜冷却涡轮叶片的冷却系统进行了改进,实验测量和数值模拟显示:改进后叶片前缘和叶尖的高温区域消失,冷却效果明显增强^[41].

随着计算机能力的增强和 CFD 方法的成熟,流热耦合数值模拟方法已得到越来越普遍的应用,对冷却系统的设计也起到了越来越重要的指导作用.但是由于现代高效的涡轮冷却系统极其复杂,叶片内部冷却通道蜿蜒曲折,气膜冷却孔数目成百上千,这使得网格生成遭遇很大困难,网格数目也十分巨大,因此不得不对冷却结构和边界

条件进行适当简化来降低网格生成难度、减小网格数目,以使得计算变得可行.所以,要更好的指导涡轮冷却系统的设计,就必须对真实结构的涡轮冷却叶片进行完全流热耦合数值模拟,在网格生成方法和计算方法等方面还有大量工作要做.国内如哈尔滨工业大学、中国科学院、北京航空航天大学已经开展相关的研究工作,并取得一定的成果^[42-44].

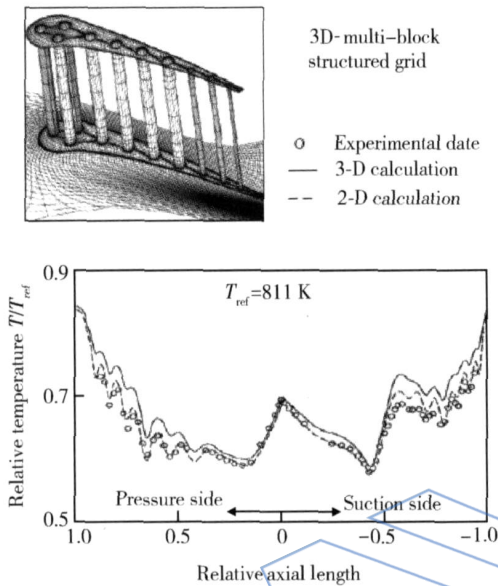


图 18 Mark II 的流/热耦合数值模拟和试验结果对比图
Fig. 18 Comparison of conjugate heat transfer simulation and experiment result of Mark II vane

4.2 流固耦合

从发动机结构完整性和可靠性的观点看,叶盘结构振动响应是叶排相互作用课题中最为至关重要的问题^[8].当压气机或涡轮叶片遭遇上游叶排产生的尾迹、位势作用以及下游叶排的位势作用时,非定常气动力将作用于这些叶片.当非定常力的频率等于叶片固有频率时,可能引发严重的叶片振动甚至引起叶片断裂,进而使整台发动机因此而受到破坏.除了转/静相互作用引起的非定常力,由于流体粘性以及转子高旋转速度,使叶轮机内广泛存在着失速以及激波等非定常流动现象.当失速团的脱落频率以及激波的抖动频率等于叶片固有频率时会引发颤振,后果严重时可能导致机毁人亡.进口畸变以及旋转失速/喘振等非定常现象同样会引发叶轮机叶盘结构的振动.在叶轮机机械的研制过程中,避免强迫共振和颤振,已经成为设计和调试人员必须解决的问题.为了避免出现这类故障,国内外的发动机设计制造单位

在计算和试验方面都做出了很大的努力,以评估强迫响应和颤振引起的高周疲劳.

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 %.民机维修费中,5 %是由高周疲劳导致的故障引起.美国对其民机的各种事故原因的调查报告得出^[45]:风扇和压气机叶片故障(由于吞鸟和高周疲劳)是导致发动机空中停车起最大作用的原因之一.由此可见,高周疲劳问题与叶轮机机械的安全运转息息相关,因而准确的预测非定常气动激振力的振幅和相位就成为亟待解决的问题.

叶轮机中叶排尾迹引起的强迫作用有着明显的特征.在压气机中,尾迹引起的气流绝对速度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,这与压气机有所不同^[46].上游叶片的尾迹或位势作用会影响气流的流向和切向速度扰动,这种扰动经过下游叶排会引起攻角的周期性变化,脉动的攻角引起脉动的升力和扭矩;来流均匀时做微幅运动的叶片同理也能产生非定常气动力;

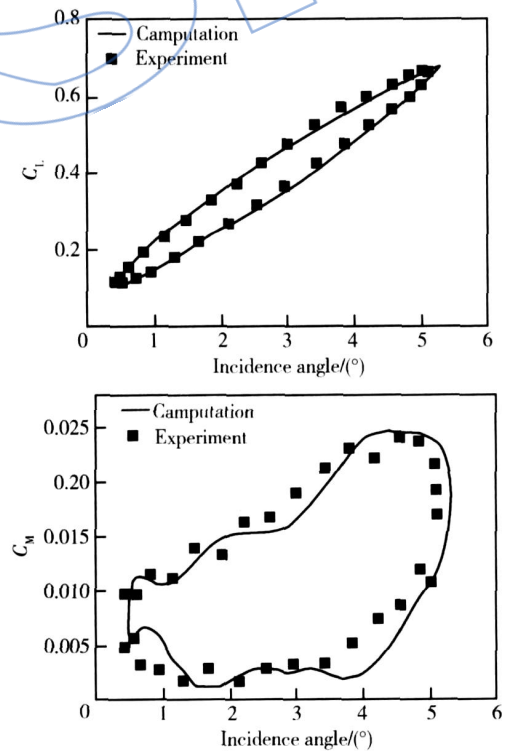


图 19 振荡叶栅气动力随攻角变化
Fig. 19 Aerodynamic force variation of vibrational cascade along with incidence angle

激波的非定常运动以及失速漩涡的周期性脱落也会导致叶片表面负荷分布的周期性变化,引起升

力和扭矩的周期性变化.图19给出了NA-CA0012振荡叶栅表面气动力-升力系数(C_L)和扭矩系数(C_M)周期性变化^[47]:

当今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/吞入和抗侵蚀能力等.

随着CFD技术的发展以及计算能力的提高,科研人员已经能够通过求解雷诺平均N-S方程,在有限范围内实现对叶轮机械内部的二次旋涡流动/激波/激波与边界层相互作用等复杂流动现象进行合理的预测,因而可以较合理的预测非定常气动激振力.文献[48-49]利用动网格技术,通过求解雷诺平均N-S方程和线性化的模态方程,并在每一物理时间步交换信息,以求解叶轮机械的高周疲劳问题,代表了用数值模拟方法求解叶轮机械气固耦合问题的当前发展水平,但是这类方法距离工程的实际应用还有一段距离.总之,解决高周疲劳问题的耗费高,设计评估方法很大程度依赖经验,使得此问题始终是叶轮机械设计中一个的突出问题,在该领域内还有大量工作要做.国内北京航空航天大学、西北工业大学在流固耦合领域进行了不少研究工作,取得了一定成果^[50-51].

5 总 结

从上世纪80年代末开始,为了使民用发动机更具竞争力,世界上航空发动机技术先进国家都先后实施了相应的大规模发动机研究计划.这些计划的实施,使得大涵道比涡扇发动机的叶轮机械技术得到了突飞猛进的发展,叶轮机的性能、寿命、可靠性等得到了极大的提高.本文通过对国内外文献的调研,对当今大涵道比涡扇发动机的叶轮机部分关键技术进行了评述,总结如下:

1) 在风扇/压气机设计技术方面:利用全三维设计技术对流动进行合理设计和组织是设计高负荷高效率风扇/压气机的关键技术;多级压气机匹配是一个叶轮机设计的难题,如何在设计之初就把非设计状态下影响级间匹配的主要因素考虑在内,这是解决多级压气机匹配问题的关键所在;周向平均体积力模型加三维非定常欧拉方程的计算方法是一种工程上可行的快速预测风扇进气畸变的方法,对风扇的设计具有重要的意义.

2) 在于涡轮设计技术方面:利用低压级对转以提高负荷减小叶片数目是普遍做法;利用尾迹

与叶片表面边界层的非定常相互作用可以控制分离,减小损失,提高涡轮负荷;高效率的冷却系统可以减少冷气用量、提高效率,发汗冷却技术是现代先进的冷却技术,冷却效率可达0.8;减小叶尖间隙可以降低耗油率、增大发动机使用寿命,进行快速响应的主动间隙控制是当今叶尖间隙控制技术发展的方向.

3) 在流动及噪声控制方面:在叶片表面吹吸气是控制叶片表面边界层分离,提高叶片负荷的重要手段;在叶尖进行吹气可以有效延缓失速的发生,提高压气机的稳定性;齿轮驱动涡扇发动机可以使风扇在最低转速下工作,大大降低了噪声,是未来民用涡扇发动机的一个重要发展方向;先进的气动设计方法如倾掠静子设计和流动控制如尾缘吹气等都是降低噪声的有效方法;将发动机与飞机融合一体的方法也是降低噪声的重要方法.

4) 在多学科耦合方面:随着叶轮机性能的飞速发展,单独考虑流动、传热和振动已不能满足要求,进行多学科耦合是未来的发展趋势.流热耦合方法是准确预测涡轮热端部件温度的有效方法,可以指导高效率冷却系统的设计;深入地研究流固耦合的各种现象如颤振、强迫响应等的物理本质,有利于叶轮机械性能的进一步提升,也能大大减小维修成本.

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.
 - [2] AIAA Position Paper. The integrated high performance turbine engine technology (IHPTET) initiative [R]. AIAA, August 1991.
 - [3] AIAA Position Paper. The versatile affordable advanced turbine engines (VAATE) initiative [R]. AIAA, January 2006.
 - [4] 梁春华, 刘红霞.美国超高效发动机技术计划[J].航空发动机, 2002, (4): 58.
 - [5] 梁春华. TECH56 技术计划的发展[J].航空发动机, 2002, (4): 21.
 - [6] 孙广华. CFM1 公司启动前沿航空推进 (LEAP) 技术计划[J].航空发动机, 2006, 32(1): 4-4.
 - [7] 陈懋章. 风扇/压气机技术发展和对今后工作的建议[C] // 21 世纪航空动力发展研讨会文集. 北京: 中国航空学会动力专业分会, 2000: 74-87.
 - [8] 邹正平, 赵令德, 陈懋章, 等. 叶轮机叶片的三维造型及其对叶片气动负荷的影响[J]. 航空动力学报, 1998, 13(3): 12-17.
- ZOU Zhengping, ZHAO Lingde, CHEN Maozhang, et al.

- Three-dimensional blading and its influence on blade aerodynamic loading[J]. Journal of Aerospace Power, 1998, 13(3): 12-17. (in Chinese)
- [9] Cumpsty N A. Compressor aerodynamics[M]. Harlow, Essex, England: Longman Scientific & Technical, 1989.
- [10] Hall E J. Performance prediction of end wall treatment fan rotors with inlet distortion[R]. AIAA Paper 9620244.
- [11] Mazzawy R S. Multiple segment parallel compressor model for circumferential flow distortion [R]. AGARD, 1977, CP2177.
- [12] 郑宁, 邹正平, 徐力平. 风扇进气畸变三维非定常数值模拟技术研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(1): 60-65.
ZHENG Ning, ZOU Zhengping, XU Liping. 3-D unsteady numerical simulation of fan/compressor with inlet distortion[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(1): 60-65. (in Chinese)
- [13] Gong Y. A computational model for rotating stall and inlet distortions in multi-stage compressors [D]. Cambridge, MA: MIT, 1998.
- [14] Chima R V. A three-dimensional unsteady CFD model of compressor stability[R]. ASME 2006-GT-90040.
- [15] Xu L. Assessing viscous body forces for unsteady calculations[J]. Trans. of ASME, Journal of Turbomachinery, 2003, 125(3): 425-432.
- [16] 周杨, 牛为民, 邹正平, 等. 轮毂封严气体对高压涡轮二次流动影响的数值模拟[J]. 推进技术, 2006, 27(6): 515-520.
ZHOU Yang, NIU Weimin, ZOU Zhengping, et al. Effects of coolant injection from rim seals on secondary flow in a high-pressure turbine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(6): 515-520. (in Chinese)
- [17] 季路成. 对转叶轮机技术挑战分析[J]. 推进技术, 2007, 28(1): 40-44.
JI Lucheng. Analysis for technique challenges on counter-rotating turbomachinery[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(1): 40-44. (in Chinese)
- [18] 方祥军. 轴流超跨声高载荷对转新概念涡轮设计探讨[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2003.
FANG Xiangjun. Aerodynamic analysis of supersonic and transonic highly loaded vane less contra-rotating axial new concept turbines[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2003. (in Chinese)
- [19] 慕蕾, 邹正平. 对转涡轮内部定常/非定常流动分析[R]. 北京: 北京航空航天大学, 2006.
- [20] Hodson H P. Blade row interactions in low pressure turbines, In: Blade row interference effects in axial turbomachinery stages[R]. VKI Lecture Series 1998-02, 1998.
- [21] 叶建, 邹正平. 低雷诺数下周期性尾迹/层流分离泡相互作用的大涡模拟[J]. 工程热物理学报, 2007, 28(2): 215-218.
YE Jian, ZOU Zhengping. Large-eddy simulation of periodic wake/laminar separation bubble interaction under low reynolds number conditions [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2007, 28(2): 215-218. (in Chinese)
- [22] 邹正平, 叶建, 刘火星, 等. 低雷诺数低压涡轮内部流动及其气动设计研究进展[C] //第六届动力年会论文集. 南京: 中国航空学会动力专业分会, 2006: 293-305.
- [23] 杨琳. 低雷诺数低压涡轮内部复杂流动机理及气动设计方法研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2006.
YANG Lin. Investigations of complicated flow mechanism and aerodynamic design method in low pressure turbine at low Reynolds number [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006. (in Chinese)
- [24] Bernard L K. Gas turbine technology evolution: a designer's perspective[R]. AIAA 2003-2722.
- [25] 梁春华. 现代典型军民用涡扇发动机的先进技术[J]. 航空科学技术, 2004, (2): 20-23.
LIANG Chunhua. Advanced technologies of typical military and commercial turbofan engine[J]. Aeronautical Science and Technology, 2004, (2): 20-23. (in Chinese)
- [26] DeCastro J A, Melcher K M. A study on the requirements for fast active turbine tip clearance control systems[R]. Proceedings of the 40th Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA-2004-4176, 2004.
- [27] Steinetz B M, Lattime S B, Taylor S, et al. Evaluation of an active clearance control system concept[R]. AIAA-2005-3989.
- [28] Kerrebrock J L, Drela M, Merchant A A, et al. A family of designs for aspirated compressors[R]. ASME Paper 98-GT-196.
- [29] 周杨, 邹正平, 刘火星, 等. 边界层吹吸气对高负荷扩压叶栅性能的影响[J]. 推进技术, 2007, 28: 647-652.
ZHOU Yang, ZOU Zhengping, LIU Huoxing, et al. Impact on highly-loaded compressor cascade performance due to co-flow jets in boundary layer[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28: 647-652. (in Chinese)
- [30] Suder K L, Hathaway M D, Thorp S A, et al. Compressor stability enhancement using discrete tip injection [R]. ASME 2000-GT-650.
- [31] Envia E. Fan noise reduction: An overview[R]. NASA/TM-2001-210699, 2001.
- [32] Brookfield J M. Turbofan rotor/stator interaction noise reduction through trailing edge blowing [D]. Cambridge, MA: MIT, 1998.
- [33] Blanco E R, Hall C A, Crichton D. Challenges in the silent aircraft engine design[R]. AIAA 2007-454.
- [34] Jing X D, Sun X F. Experimental investigation of perforated liner with bias flow[J]. Journal of the Acoustical Society of America, 1999, 106(5): 2436-2441.
- [35] Jing X D, Sun X F. Numerical simulation on the nonlinear acoustic properties of an orifice[J]. AIAA Journal, 2000, 38(9): 1565-1572.
- [36] Li X D, Gao J H. Prediction and understanding of three-dimensional screech phenomenon from a circular nozzle[R]. AIAA-2007-3637.
- [37] Heidmann J D, Kassab A J, Divo E A, et al. Conjugate heat

- transfer effects on a realistic film-cooled turbine vane[R]. ASME Paper GT2003- G38553.
- [38] Montomoli F, Adami F, Gatta S D, et al. Conjugate heat transfer modelling in film cooled blades [R]. ASME, GT2004-53177.
- [39] Bohn D, Bonhoff B, Schöenborn H. Combined aerodynamic and thermal analysis of a turbine nozzle guide vane[R]. IGTC-Paper-108, Proceedings of the 1995 Yokohama International Gas Turbine Congress, 1995.
- [40] Bohn D, Krüger U, Kusterer K. Conjugate heat transfer: an advance computational method for the cooling design of modern gas turbine blades and vanes[R]. In "Heat Transfer in Gas Turbine", WIT Press, ISBN: 1-85312-666-7, 2002.
- [41] Kusterer K, Hagedorn T, Bohn D, et al. Improvement of a film-cooled blade by application of the conjugate calculation technique [J]. Journal of Turbomachinery, 2006, 128 (3): 572-578.
- [42] 周驰, 冯国泰, 王松涛, 等. 涡轮叶栅气热耦合数值模拟[J]. 工程热物理学报, 2003, 24(2): 224-227.
ZHOU Chi, FENG Guotai, WANG Songtao, et al. Numerical simulation method of heat-flow coupling in turbine cascade[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2003, 24 (2): 224-227. (in Chinese)
- [43] 黄海波. 涡轮叶片中流场和温度场计算及实验研究[D]. 北京: 中国科学院研究生院, 2002.
HUANG Haibo. Numerical and experimental investigation on flow and heat fields in turbine cascade[D]. Beijing: Graduate University of Chinese Academy of Sciences, 2002. (in Chinese)
- [44] 李宇, 邹正平, 叶建, 等. 二维流热耦合数值模拟程序及方法研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2007, 22(2): 18-26.
- LI Yu, ZOU Zhengping, YE Jian, et al. Two-dimensional conjugate heat transfer procedure and method study[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2007, 22(2): 18-26. (in Chinese)
- [45] Wisler D C. The technical and economic relevance of understanding blade row interaction effects in turbomachinery[R]. VKI Lecture Ser., 1998- 02.
- [46] Manwaring S R, Wisler D C. Unsteady aerodynamics and gust response in compressor and turbines [J]. Trans. of the ASME, 1993, 115: 724-740.
- [47] 张正秋, 邹正平. 振荡叶栅非定常流动数值模拟[R]. 北京: 北京航空航天大学, 2006.
- [48] Sayma A I, Vahdati M, Imregun M. An integrated nonlinear approach for turbomachinery forced response prediction. Part I: Formulation[J]. Journal of Fluids and Structures, 2000, 14: 103-125.
- [49] Vahdati M, Sayma A I, Imregun M. An integrated nonlinear approach for turbomachinery forced response prediction. Part II: Case studies [J]. Journal of Fluids and Structures, 2000, 14: 103-125.
- [50] 孟越, 李琳, 李其汉. 尾流激振情况下叶片强迫响应瞬态分析方法[J]. 航空动力学报, 2006, 32(6): 671-674.
MENG Yue, LI Lin, LI Qihan. Transient analytical method of vane forcing response under stator-rotor wake influence [J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 32(6): 671-674. (in Chinese)
- [51] 王梅, 江和甫, 吕文林. 在尾流激振情况下叶片振动应力预估技术[J]. 航空动力学报, 2007, 22(4): 608-613.
WANG Mei, JIANG Hefu, LÜ Wenlin. Prediction of vane forcing response under wake influence[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(4): 608-613. (in Chinese)