

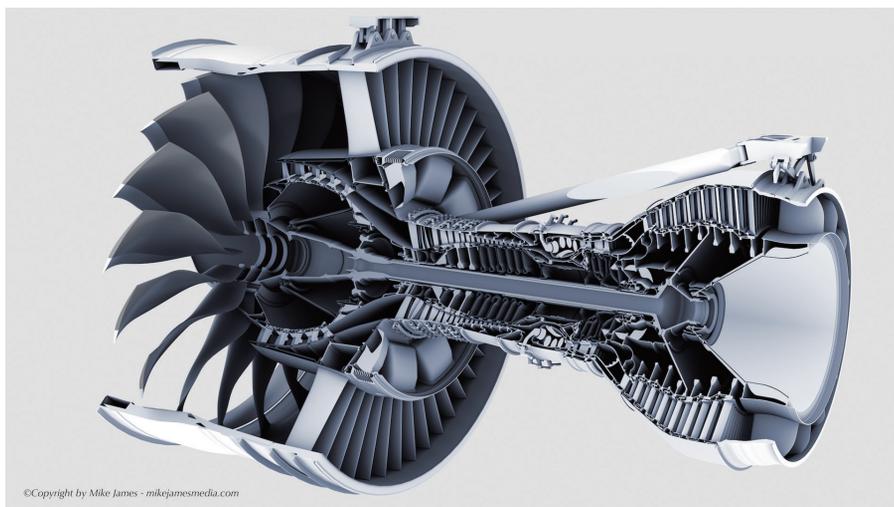
航空发动机风扇/压气机技术发展趋势

Development Trend of Aero Engine Fan and Compressor Technology

■ 温泉 马宁 南希 / 中国航发研究院

航空发动机是一个多学科耦合的高科技行业，是一个国家国防、经济和科技能力的综合体现。风扇/压气机作为航空发动机关键部件之一，其技术水平对航空发动机的发展有着重要影响，一直是航空发动机领域的重点发展方向。

风扇和压气机通过对进入发动机的空气做功提高其压力，为燃烧室提供高压空气，来提高发动机热力循环效率。根据气流在压气机中的流动方向可将其分为轴流式和离心式，由二者组合起来的为组合式压气机；根据气流的流速可将其分为亚声速、跨声速和超声速压气机。评价风扇/压气机性能的主要指标通常包括空气流量、增压比、效率、喘振裕度、外廓尺寸、质量和无故障间隔时间等。



GE9X高涵道比发动机

发展现状和趋势

大涵道比涡扇发动机风扇

大涵道比涡扇发动机是军民用大型飞机的动力装置。目前，GE、普惠和罗罗三大公司在大型飞机发动机的国际市场上依然处于垄断地位，俄罗斯的大涵道比涡扇发动机主要配装在本国的大型飞机上。

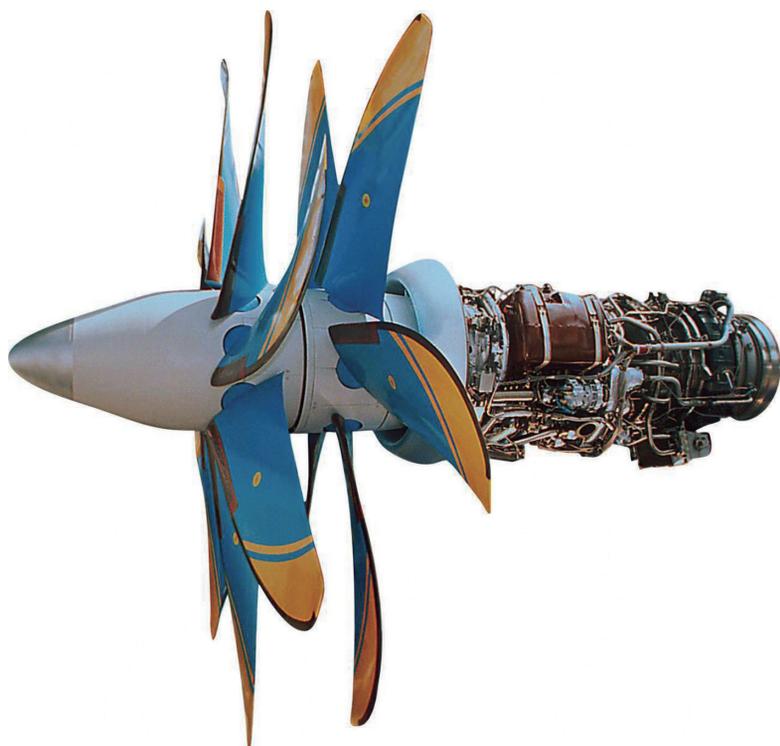
进入21世纪，欧美三大公司的发动机涵道比从20世纪90年代初的4~6:1提升到10~11:1，例如，罗罗公司的遛达1000发动机和GE公司的GE9X发动机，而普惠公司的PW1000G发动机的涵道比则达到了12:1，罗罗公司正在研发的“超扇”(UltraFan)发动机的涵道比

将达到15:1以上。为了满足最佳总体循环参数和低噪声要求，风扇部件压比需要降低到1.4:1左右，转子叶尖切线速度维持在370m/s左右(罗罗公司的遛达8000发动机更低，约为320m/s)，伴随而来的是飞机/发动机噪声水平的降低。

为提高效率、降低噪声、提高抗外物损伤能力，大涵道比风扇常采用宽弦叶片，若采用常规实心钛合金结构，不仅会增加叶片质量，还会增加轮盘、支承结构、包容机匣的质量，从而大幅增加发动机质量。因此，先进的大涵道比发动机

都在宽弦风扇叶片上采取各种减轻质量措施，遛达系列和PW4000系列的风扇采用钛合金空心叶片技术，而GE90、GE9X系列的风扇则广泛采用复合材料叶片。随着复合材料技术的发展，GE公司随后将其应用拓宽到风扇包容机匣，开发了碳纤维编织结构增强树脂基复合材料包容机匣，而GE9X发动机则成为世界上第一台采用全复合材料风扇包容机匣技术的大型发动机。

随着发动机热力循环参数的不断优化，涵道比相应提高。以现有技术水平，若涵道比继续增大，风扇



D-27无涵道对转桨扇发动机

技术将很难在高亚声速巡航条件下保持低油耗，因此一种新型动力装置——桨扇发动机受到关注。它是介于涡扇和涡桨发动机之间的高亚声速航空推进系统，其桨扇与大涵道比涡扇发动机的风扇部件有很多类似的技术特点。20世纪80年代末

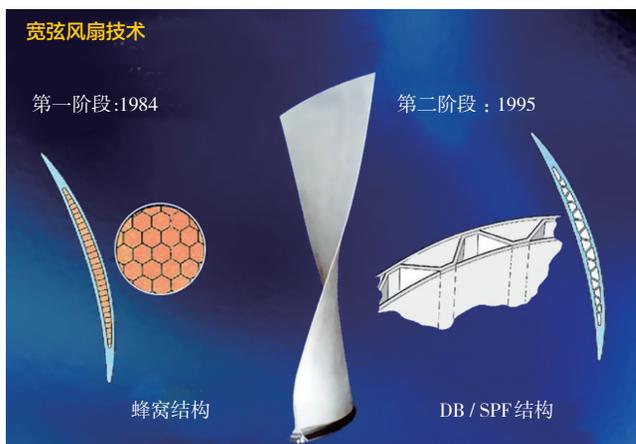
至90年代初，苏联和欧美等国开展了多个桨扇发动机验证机和型号研制，例如，乌克兰的D-27发动机最大巡航总压比可达29.7 : 1，俄罗斯的NK-93发动机涵道比为16.6 : 1，总压比为37 : 1。美国也研制了GE36和578-DX等桨扇发动机。

小涵道比涡扇发动机风扇

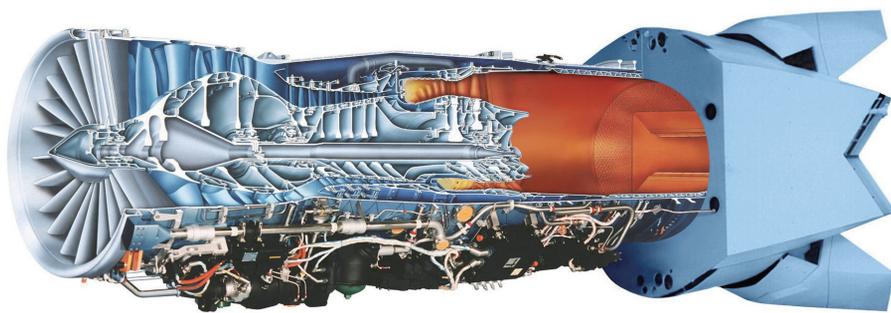
小涵道比涡扇发动机主要用于战斗机，以美国F119、F135，法国M88，欧洲EJ200和俄罗斯30号机等第四代小涵道比涡扇发动机为代表，其涵道比为0.2 ~ 0.4 : 1，总压比可达25 ~ 35 : 1。

目前，小涵道比发动机大多基于20世纪60—80年代的产品系列发展衍生而来，发动机的涵道比整体呈降低趋势，压缩系统的总压比提高趋势较为缓慢，高压压气机的压比基本保持在5 ~ 7 : 1，因此需要通过提高风扇压比来增加压缩部件的总压比。目前，以F119为代表的小涵道比涡扇发动机基本都采用3级风扇，压比在5 : 1左右。小涵道比涡扇发动机的风扇除了采用宽弦空心叶片和复合材料技术，通常还采用整体叶盘结构。整体叶盘不仅减轻质量效果显著，同时对性能和结构可靠性也有所提升，美国F119、F135和EJ200发动机风扇和压气机转子都采用了整体叶盘结构。

随着未来战斗机宽工作范围和多工作状态的作战需求，变循环发动机成为了最具潜力的发展方向，



宽弦空心叶片技术



F119小涵道比涡扇发动机



整体叶盘

其压缩部件特征之一是核心机驱动风扇级（CDFS）。CDFS是GE公司20世纪60年代为F-22研制YF120变循环发动机提出的新型压缩部件。不同于传统风扇，CDFS是和高压压气机一起由高压涡轮驱动，具有较宽的流量范围，可以适应整机不同涵道比的匹配需求。随后，美国又在“自适应通用发动机技术”（ADVENT）计划中开发和验证了压比可控的自适应循环发动机，其压缩部件特点是在常规外涵道外增加了第三涵道，实现调节流量，提高发动机热管理的

能力。

高压比多级轴流压气机

随着发动机更高推重比的发展需求，多级轴流压气机将向更高压比的方向发展。目前，大涵道比涡扇发动机的压缩部件总压比从25 ~ 30 : 1提升到了50 : 1，由于其风扇部件的压比略有降低趋势，因此其增压级/中压压气机和高压压气机需要提高压比来满足高总压比的要求，目前GE9X发动机的11级高压压气机压比达到了27 : 1。

对于多级轴流压气机，级间匹

配问题增加了流动复杂性，提高了压气机设计难度，往往需要经过多轮迭代才能满足设计要求。美国GE公司和普惠公司同时进行了E³发动机研制，最终GE公司用3年时间经过多轮迭代设计与大量试验验证才满足设计要求。GE公司形成的E³发动机高压压气机技术，为后续GE公司高压压气机设计提供了技术支撑。GE90发动机的高压压气机就是将E³的高压压气机按流量放大，实现了10级压比23 : 1，平均级压比达到1.368 : 1，是当时平均级压比最高的民用发动机高压压气机。

多级轴流压气机另一设计难点是解决中低转速喘振裕度不足的问题，通常采用可调静子叶片、级间放气以及多转子设计来提高压气机的稳定性。此外，机匣处理技术通过控制压气机转子叶顶端区流动，能够较好地拓宽压气机的喘振裕度。目前，最新一代的机匣处理不仅能够有效拓宽压气机的工作范围，同时对压气机的效率不产生负面影响。欧洲大型军用涡桨发动机TP400-D6采用的多级轴流压气机，由于其质量限制需要取消可调静子结构，德国MTU公司采用新型机匣处理技术成功地拓宽其中低转速喘振裕度。

涡轴/涡桨发动机压气机

涡轴发动机用于军民用直升机，涡桨发动机广泛应用于军事运输机、预警机和无人机等。发动机结构形式按照赛峰直升机发动机（原透博梅卡）公司的划分方法可分为3挡：功率为500kW、压比为10 : 1量级采用单级离心形式；功率为1000kW、压比为15 : 1量级，采用双级离心或斜流离心组合压气机；功率为2000kW、压比为

17 ~ 20 : 1量级采用轴流离心或斜流离心组合压气机。对于更高功率要求,则采用大型发动机的多级轴流压气机形式,例如欧洲新研制的大型军用运输机A400M的涡桨发动机TP400-D6则采用了多级轴流压气机,功率为9600kW,压比达到25 : 1。

涡轴/涡桨发动机的压气机主要特点是小流量轴流离心组合压气机的应用,其轴流级与涡扇发动机压气机本质相同,但由于尺寸较小,端区附面层和二次流等流动对主流影响更为显著。另外,还需要考虑轴流级与离心级气动、结构上的匹配问题。20世纪80年代末,高压比超跨声速离心压气机设计技术的发展,使得双级离心压气机与轴流离心组合压气机的性能水平相当,而双级离心压气机由于零部件数量少、结构简单紧凑、环境适应能力强等优点,成为第四代发动机采用的主要形式。赛峰直升机发动机公司在20世纪90年代初设计的双级离心压气机压比达到了15 : 1,并基于

此压气机发展出多型双级离心压气机。普惠加拿大公司也研制出压比为10 : 1的离心压气机。随着高性能单级轴流压气机及斜流压气机设计技术的发展,2 ~ 3级的高性能新型组合压气机将在第五代涡轴发动机中得到大力发展。

其他类型的压缩系统

升力风扇可用于短距/垂直起降飞机用发动机,升力风扇没有单独的动力系统,由主发动机驱动旋转。美国F-35B短距/垂直起降战斗机的成功关键就是采用了升力风扇和涡扇发动机组合动力系统。

涡轮基组合循环发动机(TBCC)由涡轮发动机和其他类型发动机组合而成,是最具潜力的空天动力装置,其压气机具备高通流、宽工况适应范围的特点。另外,由于飞行速度高,来流温度也高,压气机通常需要进行预冷或采用高温合金材料。美国、日本和欧洲开展了多个计划发展TBCC技术。

涵道风扇是可用于多种垂直起降的飞行器,例如直升机的涵道尾

桨。涵道风扇能比同样直径的孤立风扇产生更大升力,同时由于涵道的环括作用使得结构紧凑、气动噪声低、安全性好。随着作战模式转变,涵道风扇在小型无人飞行器方面得到应用。美国采用涵道风扇的多型无人飞行器成功试飞,如Cypher、Istar和Helispy等。

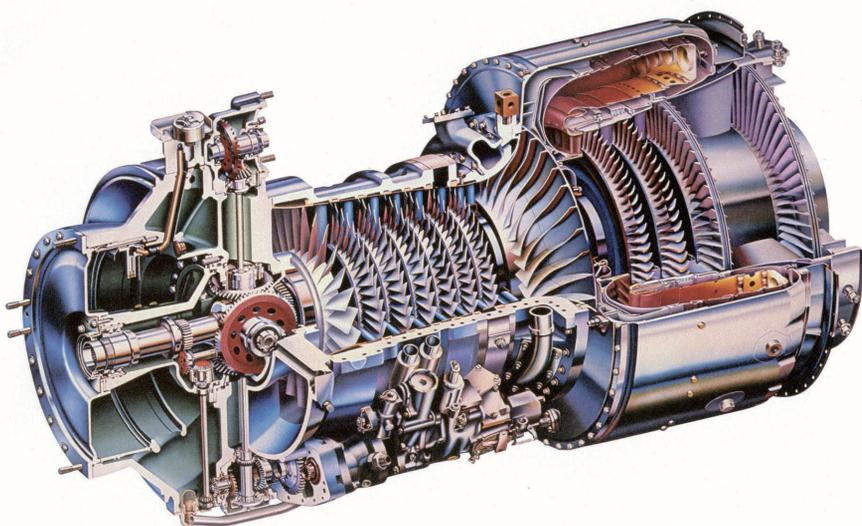
面临的技术挑战

目前,先进的风扇/压气机设计体系已发展到全三维水平,高压压气机平均级压比已达到1.6 : 1左右,使用和正在研的发动机风扇的平均级压比已达到1.5 ~ 1.7 : 1,研究中的更是达到2.2 ~ 3.2 : 1。级压比的提高不仅改善了发动机性能,还意味着压气机的级数减少。

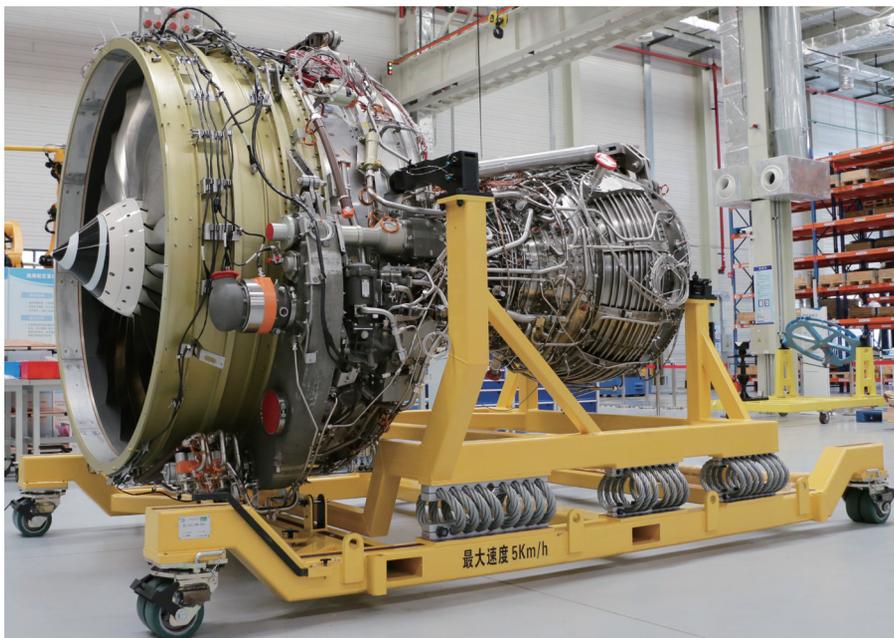
我国的航空发动机自主研发起步较晚,基础相对薄弱,设计体系尚不健全。在风扇/压气机设计、试验、材料和工艺等方面距世界先进水平存在差距,应在短板方面加强技术攻关,加快突破和全面掌握关键技术,逐步提升风扇/压气机自主研发能力。根据目前国内技术现状,风扇/压气机技术在以下几个共用关键技术方向面临挑战。

大涵道比风扇/桨扇技术

我国已经在首台大涵道比民用发动机验证机CJ-1000AX上完成了钛合金宽弦空心风扇叶片和铝合金大型薄壁风扇包容机匣技术验证,近期还成功研制出复合材料风扇包容机匣,标志着我国在这些技术点上实现了重大突破。今后还应该在叶片三维造型及优化、高效率低噪声风扇设计、叶片流固耦合颤振稳定性评估与仿真、钛合金宽弦空心叶片设计/制造以及复合材料转子叶



T55 涡轴发动机



CJ-1000AX发动机验证机

片和包容机匣设计/制造等方面加强技术研究和验证,全面提升大涵道比风扇/桨扇的设计和制造技术。

高负荷、高效率风扇/轴流压气机技术

美国在“综合高性能涡轮发动机技术”(IHPTET)和“通用经济可承受先进涡轮发动机”(VAATE)计划中提出了下一代战斗机用涡扇发动机的推重比将朝着15~20:1发展。根据未来军用涡扇发动机更高推重比的发展趋势,风扇/压气机将向更轻质、更紧凑、更高级负荷、更高气动效率的方向发展。因此,需要在三维叶片造型及全三维黏性反问题优化设计、宽弦空心风扇叶片结构强度设计、风扇叶片振动仿真、复合材料整体叶环、高温钛合金整体叶盘等技术方向进行加强和提升。

高负荷、高效率离心压气机技术

离心压气机是涡轴和涡桨发动机常用的压气机形式,相对于轴流

压气机有着自身的特点,由于流道曲率大,离心力和科氏力对其内部流动的影响更加明显。随着离心叶轮压比升高,径向扩压器的进口流速通常超过声速,增加了其设计难度。因此,离心压气机将主要在超跨声速离心叶轮设计、超声速径向扩压器叶片造型、级间匹配、高压比离心压气机气动稳定性分析、双级离心压气机结构优化等技术方向开展工作。

高压比多级轴流/组合压气机技术

根据大涵道比涡扇发动机更高总压比的发展趋势,由于其风扇压比变化不大,高压压气机的压比水平将继续提高。同时,随着军民用涡轴/涡桨发动机功重比不断提升,对其压缩系统也提出了更高压比的要求。针对高压比多级轴流压气机和组合压气机,高效/高负荷叶片设计及优化、压气机级间匹配、高效扩稳处理机匣设计、整体叶盘修复、

轻质静子叶片调节机构设计、新材料整体叶盘以及防钛火结构设计等成为应重点关注和发展的技术。

宽范围风扇/压气机技术

变循环发动机因其强大的调节能力成为最具潜力的发动机之一,通过模式切换能同时满足起飞或亚声速巡航时低油耗、低噪声以及加速、爬升或超声速巡航状态具有足够推力的需求,能够实现宽工作状态和多用途需求。但是,为了适应发动机调节能力,对压缩系统也提出了更高要求,特别针对变循环发动机发展目标,应开展高抗畸变宽弦风扇设计、高效/复合弯掠/超声速CDFST转子叶片设计、自适应多涵道风扇设计和增材制造等关键技术验证。

其他需求压气机技术

除了加强对上述风扇/压气机关键技术攻关,也应该积极开展面向未来动力特殊设计需求的压缩系统先进技术验证研究,例如升力风扇设计技术、高通流全超声速风扇设计技术、高空低雷诺数风扇设计技术和超临界工质压缩系统设计技术等。

结束语

从未来航空发动机风扇/压气机的发展趋势来看,我国与世界先进水平还存在一定距离。我们需要认清这些差距,综合国内外航空发动机研制的主要问题,制订科学全面的专业发展规划,加强关键技术攻关,建立完善的设计体系,尽快达到世界一流风扇/压气机技术水平。**航空动力**

(温泉,中国航发研究院总研究员、副院长,中国航发压气机研发中心主任,研究员,主要从事航空发动机研究)