

商用飞机发动机先进降噪技术

Advanced Noise Reduction Technology for Large Commercial Aircraft Engines

梁春华 孙广华 / 中航工业沈阳发动机设计研究所

摘要:随着环保要求的不断提高,商用飞机的噪声污染越来越受到人们的关注。对国外大涵道比涡扇发动机在降低噪声方面取得的进展和采用的关键技术进行研究,将有助于我国大涵道比涡扇发动机的研制。

关键词: 商用飞机; 涡扇发动机; 噪声; 降低噪声技术

Keywords: commercial aircraft; turbofan engine; noise; noise reduction

0 引言

随着环保要求的不断提高,商用飞机机体及其配套发动机的噪声污染越来越受到人们的关注。20世纪60年代以来,为了限制噪声,世界著名的航空发动机设计与制造商开展了大量的理论和试验研究,开发并验证了大量的相关技术,收到了良好的效果。自2006年1月1日起,国际民航组织采取了更为严格的第4阶段噪声标准,即比第3阶段标准再降低10dB。为了满足这些越来越严格的噪声标准要求,美国和欧盟国家制订了一些降低噪声技术的专项研究计划以及包括降低噪声的综合性研究计划,开发和验证了一些更为有效的降低噪声技术,旨在10年内将飞机噪声降低10dB,在20年内降低20dB。

1 国外降低噪声技术研究现状

20世纪60年代以来,世界著名航空发动机设计与制造商一直致力于降低噪声技术的开发和验证。经过多年的研究和验证,到20世纪末,普惠公司、GEAE公司、罗-罗公司和斯奈克玛公司等发动机制造商通过实施一系列研

究计划,成功开发和验证了大量降低噪声的技术和部件,包括优化处理进气/风扇机匣、加大风扇与进口导流叶片的间距、风扇/低压压气机/低压涡轮的叶片数优化、叶型三维设计、减小叶尖间隙、进口导流叶片与短舱吊挂一体化设计、锯齿形喷管、风扇变面积喷管、吸声衬垫等,都已经在GE90、PW4084、遄达800等现役民用大涵道比涡扇发动机上获得了成功的应用,收到了良好的降低

噪声效果。

21世纪初投入使用的PW6000发动机采用了一系列降低噪声的技术,包括风扇/低压压气机/低压涡轮的叶片数优化、叶型三维设计、叶型尾迹管理、先进的吸声材料衬套、斜嵌式进气口、风扇/核心机混合器、可变面积外涵喷管、气动造型的核心机喷管等,不仅满足了第4阶段噪声标准的要求,还留有23dB的裕度。图1所示为配套商用飞机的大涵

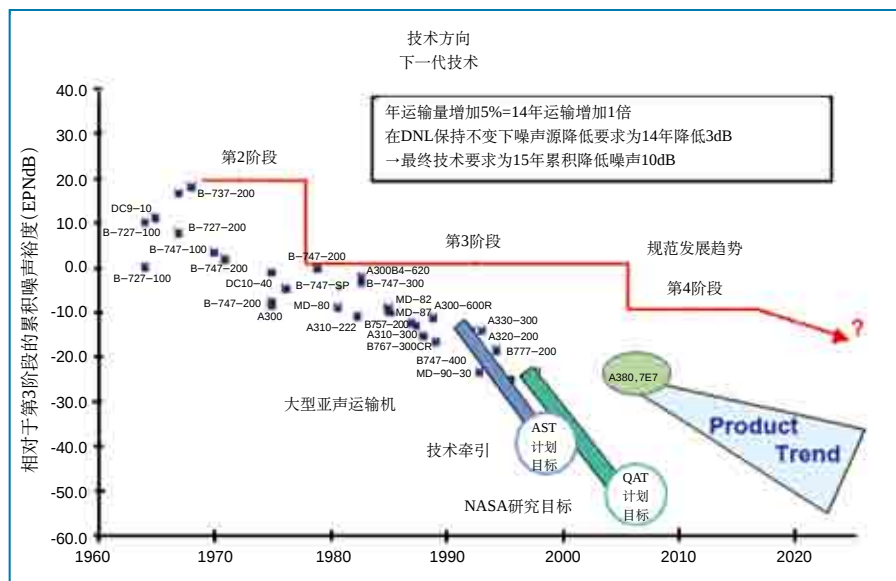


图1 商用飞机噪声降低趋势

道比涡扇发动机的噪声降低趋势。

1.1 美国

20世纪90年代末,美国相继完成了经济、环保、节能发动机(5E)研究计划,高速研究计划(HSR)和先进亚声速技术(AST)研究计划。之后,又实施了一系列发动机降低噪声技术研究计划,如NASA实施了超高效发动机技术(UDET)研究计划、安静技术验证机(QTD)研究计划,GE公司与斯奈克玛公司合作实施了TECH56和LEAP56技术研究计划,目标是将未来发动机的噪声水平较当时的基准发动机降低10dB和20dB。

1.2 欧盟国家

欧盟国家特别重视发动机降低噪

声方案和技术的发展和验证工作。20世纪90年代末,在欧盟第4~7框架中,已经或正在制订一系列的有关降低噪声技术的专项和综合性研究计划。在第4框架中,实施了降低噪声的4个专项研究计划,即采用理解的和革新的设计降低发动机源噪声(RESOUND)、采用短舱处理和主动控制降低飞机噪声(RANNTAC)、降低机体和安装噪声(RAIN)以及管道声学辐射的基础研究(DUCAT)。在第5框架中,制订并实施了涡轮噪声CFD研究计划、旨在降低排放的高效和环境友好的航空发动机(EEFAE)研究计划、喷气气流特性和噪声(JEAN)研究计划、大幅度降低飞机噪声对居民区的影响(SILENCE)研

究计划。在第6框架中,制订并实施了旨在降低排放和噪声的环境友好的航空发动机(VITAL)研究计划,同时启动了旨在探索研究先进循环发动机的新型航空发动机方案(NEWAC)研究计划。目前,正在规划跨第6和第7框架的革新的发动机结构系统验证(DREAM)和清洁天空(CLEANSKY)研究计划,该研究计划包含可保持绿色的发动机(SAGE)分研究计划。表1汇总了上述一些典型研究计划的时间、投资、合作伙伴和降低噪声目标。

2 降低噪声关键技术

2.1 斜嵌进气口

斜嵌进气口(Scarf inlet)呈非对称

表1 欧盟典型商用航空发动机预研计划概述

计划	时间	投资	合作伙伴	降低噪声技术、目标
RESOUND	1998~2000年	900万欧元	罗-罗公司等欧盟18个伙伴参与	技术:通过降低叶尖速度和转静子设计,降低风扇噪声;通过出口导向叶片设计,降低低压涡轮噪声;通过主动静子设计,降低涡轮机噪声;利用气动装置,控制风扇噪声 目标:使发动机噪声降低4dB
DUCAT	1998~2000年	1800万欧元	NLR(NL)等参与	技术:开发和验证管道声学模型,优化衬垫设计
RANNTAC	1998~2000年		空客公司、斯奈克玛公司、罗-罗公司等参与	技术:开发新型低噪声短舱技术;研究多种吸音衬垫和斜嵌式进气道
RAIN	1998~2000年		英国航空公司等参与	了解噪声产生机理,开发降低噪声技术,建立噪声数据库,改进/验证预估模型
TURBO-NOISE CFD	2000年3月~2002年		罗-罗公司等参与	技术:使用CFD程序和一些方法研究叶轮机噪声源,通过试验和方案研究,提出改进的低噪声方案
EEFAE	2000年3月启动,2008年左右投入使用	1.01亿欧元	罗-罗公司总负责,RRD、FIAT、ITP等公司参与	发展下一代宽体和窄体飞机发动机所需的技术
EEFAE之CLEAN	2000年3月启动,2015年左右投入使用		斯奈克玛公司领导,51家机构参与	开发齿轮驱动风扇技术,使涵道比达到15,保持风扇叶尖速度较低,进而达到降低噪声的效果
JEAN	2001~2003年		13个合作伙伴参与	技术:开发喷气噪声预测新技术,开发低噪声喷管设计工具
SILENCE	2001年4月~2005年	1.1亿欧元	斯奈克玛公司领导,51家机构参与	技术:低噪声风扇、低压涡轮、斜嵌式进口、新进气道、外涵和热流声学衬垫、喷管喷气流噪声抑制器、噪声主动控制技术。 目标:到2008年使飞机噪声降低6dB
绿色发动机研究计划	2003~2006年	1.1亿欧元	罗-罗和其他SILENCE研究计划合作伙伴参与	技术:开发更具预测性的噪声衰减和传播模拟准则,开发低压部件和流动分离控制技术
VITAL	2005年1月~2009年	9050万欧元	斯奈克玛公司领导,罗-罗、MTU、ITP、AVIO、CIAM、CSIR等52家机构参与	技术:对转风扇、轻质量风扇、高负荷涡轮、叶片数目少的涡轮、形状记忆合金等关键技术 目标:使噪声降低6dB
CLEANSKY之SAGE	2009年~2014年	16亿欧元/4.2亿欧元	罗-罗和斯奈克玛公司领导	技术:由先进低压/高压系统和革新核心机(包括开式转子)组成的5种全尺寸验证发动机 目标:使噪声降低15dB

形状,下部比上部向前凸出,可以将噪声向上辐射,进而降低进气口噪声。

20世纪90年代,美国NASA在AST计划中对斜嵌进气口进行了大量研究。90年代后期,波音公司在PW4098全尺寸发动机上进行的验证试验(图2所示)表明,斜嵌进气口大大降低了进口辐射的风扇噪声。配装斜嵌进气口的TFE731-60发动机试验也同样验证了其降低噪声的明显效果。21世纪初,欧盟国家在SILENCE研究计划中也对斜嵌进气口进行了开发和验证。

2.2 对转风扇技术

未来的飞机发动机将采用2级对转复合材料风扇叶片。这项技术使风扇长度大大缩短,叶尖速度降低,噪声级显著减小。GE公司在“X代”研究计划中研究了2级风扇间的气动干扰问题,并已取得了一定成果。CFMI公司在LEAP56研究计划中开发的新一代涵道比为10的涡扇发动机采用斯奈克玛公司的2级对转风扇(图3所示),其噪声水平将比目前涡扇发动机低15dB。

2.3 掠形转子叶片和倾斜出口导向叶片

掠形转子叶片和弯掠静子叶片可以控制风扇和压气机的流量以使噪声最小。NASA和Allison公司通过试验对其进行了量化,并建立了相关的设计准则,如GEAE公司在CF6发动机上验证,与空气动力性能相当的常规导向叶片相比,弯掠导向叶片能够使风扇的噪声降低3EPNdB(有效感觉噪声分贝)以上;在GE90-115B发动机风扇上验证表明,风扇叶尖速度的整个范围内,高流量掠形风扇转子叶片能够明显地降低风扇的噪声。目前,这些技术已经应用于GENX、GP7200、遑达900和遑达1000等发动机。

2.4 尾流管理

风扇转子叶片尾流与风扇出口导

向叶片的相互作用是涡扇发动机重要的噪声源。风扇转子叶片后缘吹除可以降低转子尾流的强度,通过气流均匀地冲击下游出口导向叶片,使出口导向叶片上的非定常负荷水平降低,从而降低转子—静子相互影响引起的单音噪声。

NASA Glenn研究中心的航空声学推进试验室(AAPL)在超大涵道比发动机风洞环境中,使用1个4 in直径的空心叶片低速风扇对风扇转子叶片后缘吹除概念进行了试验,如图4所示。该转子叶片的设计思想是,叶片蒙皮为复合材料,叶片内有折流板,后缘带有窄缝,空气喷入风扇的空心轴,通过延伸到后缘的径向通道流出叶片,高达2%的风扇总流量可从窄缝流出与尾流混合。试验的早期结果表明,在高于基本的叶片通过效率的谐波下单音噪声降低了6dB,宽频噪声降低了1.5dB。

在NASA的资助下,麻省理工学院(MIT)设计了1个用于研究气流流动和噪声控制的风扇。该风扇采用空心叶片,气流沿内流道流向后缘缝,再从后缘缝流出进入风扇尾流。试验对喷射比和分布的几种组合,在风扇下游的几个轴向位置进行了测量。结果表明,采用尾流管理可以降低尾流谐波幅度,进而显著降低噪声。

2.5 “软”导向叶片

NASA研究了一种“软”风扇出口导向叶片。该叶片内部包括多个空腔,形成了调谐的亥姆霍兹(Helmholtz)共振器,通过减弱导向叶片表面的压力脉

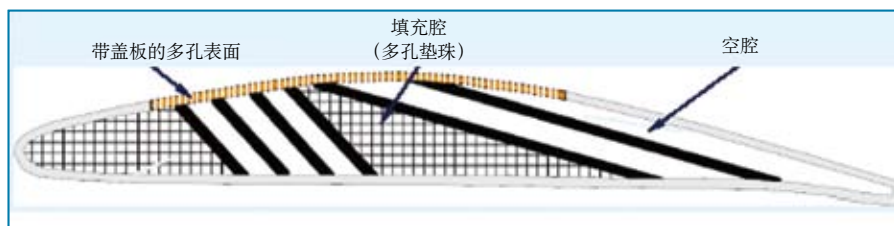


图5 “软”导向叶片剖面示意图



图2 安装在PW4098发动机上的斜嵌进气口

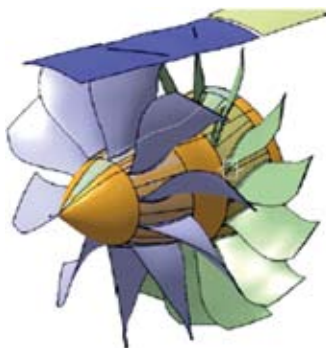


图3 斯奈克玛公司的对转风扇

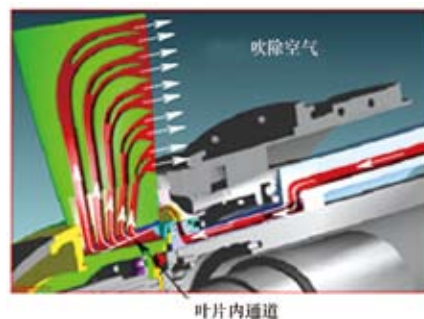


图4 转子叶片后缘吹除

动来降低由转子叶片—导向叶片相互干扰产生的噪声,如图5所示。低速风扇试验表明,在宽广的频率范围内,“软”导向叶片使噪声降低了1.5dB。NASA将继续进行深入研究,以估算“软”导向叶片设计的气动影响。

2.6 风扇外涵排气流偏转器

风扇外涵排气流偏转器(FFD)用于消除发动机的紊流混合噪声。其原理是通过降低紊流涡流的对流马赫数,减少噪声向下游和侧面的辐射。在风扇外涵道出口安装固定的或可调的导向叶片,改变外涵排气流的方向,使其相对核心流偏转几度。内、外涵排气流的方向偏差引起高速核心流下面产生一个低速次核心流,降低了核心流的对流马赫数。叶片的变量包括叶片数、叶片攻角、轴向位置等,外涵道的形状也是变量。该概念由加利福尼亚大学开发,在NASA进行了试验,结果显示风扇排气流偏转可使下游噪声降低5dB以上。

2.7 锯齿形喷管

锯齿形喷管不仅具有非常好的降低噪声功能,而且对发动机的性能和重量只有极小的影响,被认为是当今降低噪声技术在大、中涵道比涡扇发动机上成功应用的代表。

NASA对锯齿形喷管进行的研究表明,在推力损失最小的情况下其能够使尾喷流噪声降低2dB。GE公司在CF6-80C2和CF34-8C5全尺寸发动机上对锯齿形喷管进行的验证试验表明,喷流噪声降低了3.5dB,性能只略微降低。GE公司和斯奈克玛公司在CFM56发动机上对其的研究表明,锯齿型喷管使喷气噪声降低了2.5dB。波音公司和罗-罗公司的静音技术验证机(QTD)研究项目中,在遄达800发动机上验证了锯齿型喷管,如图6所示,其使喷气噪



图6 遄达800 QTD发动机

声降低了4dB。

2.8 强制排气混合器

发动机核心高温气流与风扇外涵冷气流实现有效掺混,可降低喷气流速度,从而抑制喷气流噪声。航空发动机设计与制造商开发了强制混合器,以加强高温燃气流与风扇外涵冷气流的掺混。这种强制混合内外涵气流的原理与国外民用涡扇发动机上应用的常规花瓣形强制混合器的原理不完全相同。Allison公司采用PARC3D程序和AIRMIX程序分析了常规混合器的下游流场,修改了花瓣的几何形状和流路,设计出先进的三维强制混合器。这种新型混合器提高了下游掺混性能,将压力损失降至最低。

2.9 噪声主动控制

噪声主动控制技术是一种噪声抑制技术。

MTU公司利用智能的小型制动系统,实现了主动噪声控制。如图7所示,对风扇试验件进行的一系列试验表明了其降低噪声的潜力。

斯奈克玛公司在欧盟SILENCE研究计划中研究了一种新颖的噪声主动控制方法。它通过消除风扇的叶片通过频率来降低风扇噪声。与大多数主动控制系统不同,这种主动控制系统安装在静子叶片以及静子叶片间的机匣上,而不是将致动器安放在发动机进气道上。在常规发动机风扇试验件上对这种技



1. 风扇机匣 2. 致动器 3. 传感器

图7 带主动噪声控制设备的风扇试验台

术的可行性进行的验证结果表明,在低频率下,总单音噪声降低了10dB。

2.10 声衬技术

在发动机流道内壁安装声衬,利用亥姆霍兹共振器原理可降低发动机的内部噪声。声衬技术在国外多数大、中涵道比的涡扇发动机上均有应用,其中,RB211发动机在进气道、风扇通道以及内外涵喷管的壁面上,都安装有22m²的声衬,使外传噪声降低了约10dB。

转子上方衬垫(OTR)方案是在风扇转子上方直接安放声学处理装置,使噪声在管道内噪声源头辐射或散射之前就得到抑制,从而降低转子噪声。低速试验表明,在整个频率范围内,OTR方案使噪声降低了3~4dB。

发动机短舱内壁通常覆盖2~3片吸声衬垫。这些吸声衬垫的接合处也会产生散射噪声。空客公司开发了一种“无缝进气道衬垫”创新技术,用一整片管状的吸声衬垫覆盖发动机内壁,从而大大降低了发动机的噪声级。

3 结束语

国外大涵道比涡扇发动机降低噪声技术的研究已经取得了很大的进展。与20世纪70年代相同级别的飞机相比,GE90、PW4084、Trent800、Trent900和GP7200等大涵道比涡扇发动机的噪声已经降低20dB,直觉噪声强度降低了75%,满足ICAO第3阶段的噪声标准。20世纪90年代以来,美国和欧盟国家通过一些降低噪声技术的专项研究计划和包括降低噪声技术研究的综合性计划,开发和验证了一些更为有效的降低噪声技术。随着先进降低噪声技术的开发和验证,未来商用发动机的噪声污染会越来越低。

滚动轴承拧紧力矩研究

Study of Tightening Torques on Rolling Bearing

史妍妍 杨宇 孔祥锋

中航工业沈阳发动机设计研究所航空发动机动力传输航空科技重点实验室

摘 要: 针对航空发动机动力传输系统中常用的一类滚动轴承结构, 提出了确定拧紧力矩的一种行之有效的工程方法。该方法以工程经验为指导, 将理论计算与数值计算相结合, 量化了拧紧力矩与预紧力及套圈轴向变形量之间的关系, 保证了计算方法的可行性及计算结果的有效性。

关键词: 滚动轴承; 拧紧力矩; 预紧力; 压紧螺母; 有限元

Keywords: rolling bearing; tightening torques; preload; spanner nut; finite element method

0 引言

滚动轴承是航空发动机动力传输系统中常用的支撑部件, 经常采用内圈过盈配合、外圈带安装边的安装方式^[1], 并通过压紧螺母上的拧紧力矩作用在内圈端面施加预紧力, 如图1所示。

预紧力可对轴承套圈进行严格定位, 提高了轴的旋转精度, 并控制轴承的装配游隙, 而轴承的装配游隙是影响其使用性能的重要参数^[2]。因此, 研究轴

承的拧紧力矩对轴承的结构优化及其性能、寿命的提高具有重要意义。

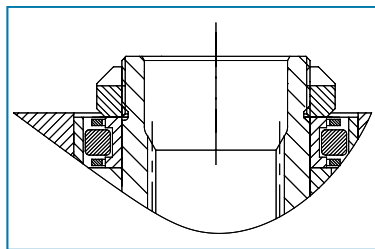


图1 轴承装配方式示意图

1 确定拧紧力矩的工程算法

拧紧力矩的大小一般根据使用经验或通过试验确定, 前者精度较低, 后者则需要反复拆装轴承, 工作效率低, 劳动强度大^[3]。工程上, 可以按如下方法确定拧紧力矩的大小。

1) 根据经验类比, 粗略确定拧紧力矩的范围 $T_{01} \sim T_{02}$;

2) 分别计算拧紧力矩 T_{01} 、 T_{02} 作用下压紧螺母的轴向预紧力 Q_{01} 、 Q_{02} ;

参考文献

- [1] Benzakein M J. Propulsion strategy for 21st century—a vision into the future[R]. ISABE 2001—1005.
- [2] Bridges J, Envia E, Huff D. Recent developments in U.S. engine noise reduction research[R]. ISABE 2001—1017.
- [3] Crow D E. A comprehensive approach to engine noise reduction technology[R]. ISABE 2001—1011.
- [4] Loheac, P. CFM56 jet noise reduction with the chevron nozzle[R]. AIAA 2004—3044.
- [5] Bartlett P. The joint Rolls—Royce/Boeing quiet technology demonstrator program[R]. AIAA 2004—2869.
- [6] Booher M E, Kwon O, Barta A B, et al. Development of an advanced exhaust mixer for a high bypass ratio turbofan engine[R]. AIAA 93—2435.
- [7] Papamoschou D, Shupe R S. Effect of nozzle geometry on jet noise reduction using fan flow deflectors[R]. AIAA 2006—2707.
- [8] Kaplan B, Nicke E, Voss C. Design of a highly efficient low noise fan for ultra—high bypass engines[R]. ASME GT 2006—90363.
- [9] Peter B, Nick H, Pam P, et al. The joint Rolls—Royce Boeing quiet technology[R]. AIAA 2004—2869.
- [10] Genoulaz Nadine. Experimental validation of an active stator technology reducing modern turbofan engine noise[R]. AIAA 2007—3688.

作者简介

梁春华, 自然科学研究员, 主要从事航空动力情报研究。