

绿色动力：开式转子航空发动机

Green Power: Open Rotor Aero-Engine

严成忠 / 中航工业沈阳发动机设计研究所

摘要:原油涨价和气候变暖促使民航发动机节油减排的研发步伐加快。本文分析了民航发动机大幅降低油耗和减少碳排放的技术途径,对开式转子发动机和涡扇发动机进行了分析对比。开式转子发动机不仅在节油减碳方面展示出明显优势,而且在降噪方面也已取得突破性进展,因而具有巨大的应用潜力。

Abstract: The rise in price of crude oil and the globe climate warming impel to speed up research and development for saving fuel and reducing pollution of civil aero engine. This paper briefly introduces the technical way to obtain significant improvement on fuel consumption and CO₂ pollution of civil aero engine, and carries out theoretical and quantitative comparison between the open rotor and the turbofan. The open rotor not only has shown a clear superiority on saving fuel and reducing CO₂ pollution, also its major challenge-reducing noise research has been made a breakthrough, and it has great application potentialities.

关键词: 航空发动机; 开式转子; 绿色动力

Keywords: engine; open rotor; green power

0 引言

1973年和1979年的两次中东战争诱发了世界性的石油危机,原油价格暴涨,引起全球恐慌。航空发动机制造商和科研机构纷纷研究高效节能的新技术,开式转子航空发动机概念便应运而生。

开式转子发动机的研究始于20世纪70年代。到20世纪80年代后半期,通用电气(GE)公司研制出了GE36,普惠(P&W)公司与艾利逊(Allison)公司联合研制了578DX。这两型开式转子发动机都完成了地面和飞行验证试验,结果基本达到了预期目标:开式转子发动机能比常规涡扇发动机节油20%~30%,在节能方面显示出巨大潜力。同时,在研制过程中也遇到了超出当时技术能力的挑战,其中最主要的难题之一是噪声。在20世纪80年代末到90年代初油价降低时,两款开式发动机的研制工作中止了。目前,唯有乌克兰的Д-27开式转

子发动机应用于对噪声水平宽容的军用运输机安-70。

近年来,随着燃油价格的急速攀升,开式转子发动机的研制在被冷落了近20年后,又在美、英、法、德、瑞典等国重新热了起来。美国国家航空航天局(NASA)、GE公司以及波音公司,欧洲的罗-罗(R-R)公司、斯奈克玛(SNECMA)公司、空客飞机公司以及有关大学对开式转子发动机开展了更为深入的研究。但是曾经研制过578DX开式转子发动机的普惠公司反而对开式转子发动机态度冷淡,转而热衷于对齿轮传动涡扇发动机的研究发展。那么,开式转子和齿轮传动涡扇两类发动机概念在节能减排方面究竟那种更先进?本文尝试从理论上对此问题进行初步探讨并进行定量分析。

1 原油涨价对民航发动机的影响

全世界现在每天消耗石油8600万

桶,其中有三分之二用于汽车、飞机和其他交通运输。国际能源机构(IEA)预测全球石油需求年平均增为长率为1.97%。主要因为中、印等新兴国家的需求不断增长,再加上美元贬值和投机等因素,21世纪的前8年石油价格上涨了7倍,最高价格超过了140美元/桶。2008年因金融海啸引起的经济衰退使石油价格暂时回落,随着经济复苏,石油价格上涨,在每桶80~100美元左右波动。

近期虽然仍有足够的石油满足需求。但是,石油是不可再生资源,能大规模替代石油的燃料尚在研究开发中。

石油需求与供给的矛盾决定了原油价格不可能再降回到历史上曾经长期保持的低价位(20~25美元/桶),廉价石油供应的日子已经到头。

原油价格对民航业的运营成本直接产生巨大的影响。据统计,2005~2007年航油约占民航直接运营

成本的30%~43%左右,日益上升的燃油价格把这个比例推向新高,在2008年曾达到60%。2008年,全球航空运输业净亏损23亿美元,破产的航空公司超过25家。2009年,全球航空运输业净亏损94亿美元,破产的航空公司更多。

航空公司期盼制造商从技术上不断革新,研制出更高效、节能的发动机和飞机,并开始进行用生物燃料替代传统航空煤油的试验。

2 气候变暖对民航发动机的影响

温室气体效应正使全球气候变暖加速。在过去100年里,全球平均地面温度升高了0.3~0.6℃;预计到2030年将再升高1~3℃。气候变暖的后果是使冰川消融,海平面上升,极端恶劣气候频繁发生,给人类带来严重灾害和巨大的经济损失。为此,《联合国气候变化框架公约》第三次缔约国大会于1997年12月通过了《京都议定书》。议定书的第3条规定:附件1国家(41个工业发达国家)在第一承诺期(2008—2012年),将6种温室气体(CO_2 、 CH_4 、 N_2O 、 HFCs 、 PFCs 、 SF_6)的排放水平比1990年至少再减5%。《联合国气候变化框架公约》第十八次缔约国大会于2012年12月8日在多哈通过决议,正式启动了《京都议定书》的第二个承诺期(2013—2020年),决定要继续大力减排,挽救地球。

航空煤油充分燃烧的产物是 CO_2 和 H_2O 。1 kg航空煤油燃烧后能产生3.16 kg的 CO_2 。《京都议定书》强制减排 CO_2 ,意味着航空发动机必须大幅度降低油耗。从1990年起至今,航空运输业的碳排放(CO_2)增长了近87%。航空运输业温室气体排放占全球总排放的3%。随着航空客、货运输的快速发展,预计到2050年,航空飞行导致气候变

化的比重将升高至6%~10%。2008年4月,在第三届航空与环境峰会上,国际航空运输协会(IATA)签署《航空与气候变化全球宣言》承诺:近期,首先达到将燃油效率提高25%的目标;远期,将使航空运输业逐步走向无碳排放之路。

欧洲航空研究顾问委员会(ACARE)要求,2020年比2000年减少航空碳排放50%,其中发动机减排15%~20%。其技术难度相当大,即使涵道比大于10的第5代涡扇发动机(如遑达1000, GEnx等)也不可能达到这一减排要求。为实现这一目标,2008年2月欧盟投资16亿欧元,启动了一个七年研究计划,以发展更高效节能的新概念发动机。

原油涨价和《京都议定书》生效,迫使航空发动机制造商加快研发进程,尽快研发出能大幅降低油耗和 CO_2 排放的新型“绿色航空动力”,其巡航耗油率至少应比CFM56-7减少15%~20%,同时还要达到未来更加苛刻的环保新指标,才能满足用户的需求。

3 降低油耗和碳排放的技术途径

航空发动机总效率定义如下:

$$\eta_o = \text{推进功} / \text{消耗的燃料能} \quad (1)$$

降低发动机油耗就意味着要提高发动机的总效率。而发动机总效率又可表达为

$$\eta_o = \eta_t \cdot \eta_p \quad (2)$$

式中, η_t 为发动机的热效率, η_p 为发动机的推进效率。

由公式(2)可知,降低发动机油耗和碳排放的技术途径就是要同时提高热效率和推进效率。图1显示,当前航空发动机的热效率和推进效率仍处于较低水平。 Ma 0.8巡航耗油率距理论极限最低值0.34kg/(kgf·h),尚存在较大差距,航空发动机在节能减排方面还有较大的发展空间^[1]。

3.1 提高热效率的措施

对于理想循环,发动机热效率随总增压比(OPR)的增加而提高;然而对实际循环,发动机热效率还与涡轮前温度(或加热比)及部件效率有关。

$$\eta_{t, \text{理想循环}} = 1 - 1 / \text{OPR}^{(k-1)/k} \quad (3)$$

由公式(3)可知,为提高发动机实

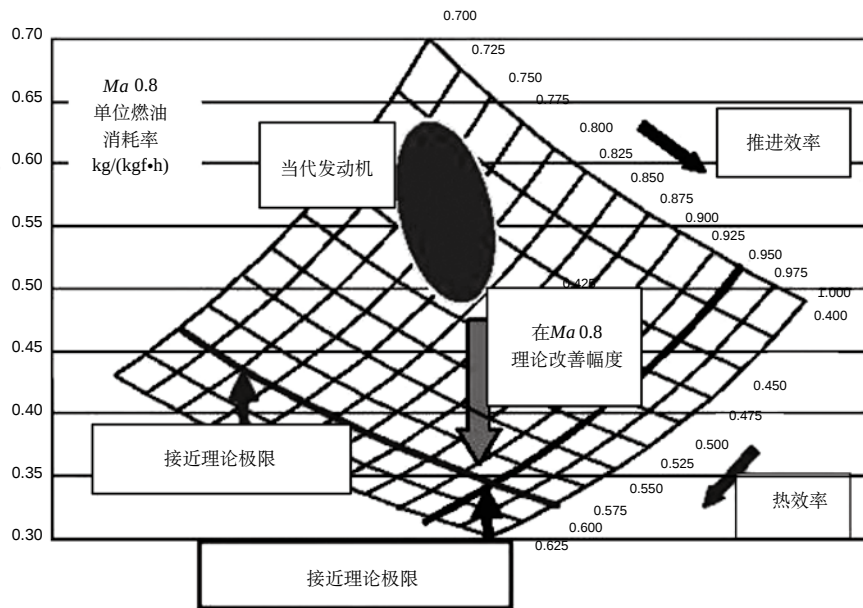


图1 热效率、推进效率及单位燃油消耗率的理论极限

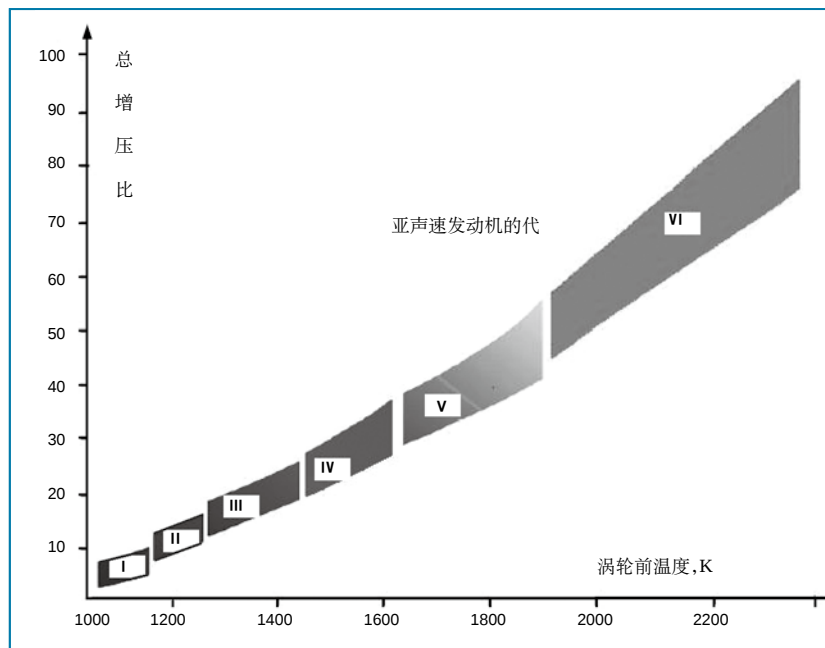


图2 民用航空发动机总增压比和涡轮前温度的发展趋势

表1 部件效率对民用涡扇发动机单位耗油率的影响

部件或系统	部件效率改进幅度, %	单位耗油率改进幅度, %
风扇内涵部分	+1	大约 -0.06
风扇外涵部分	+1	大约 -0.72
低压压气机(增压级)	+1	大约 -0.22
高压压气机	+1	大约 -0.7
高压涡轮	+1	大约 -0.6
低压涡轮	+1	大约 -1.0
冷却空气	流量-15%或温度-100K	大约 -0.9

际循环的热效率 η_c ，除提高总增压比外，还应提高涡轮前温度(或加热比)及部件效率。提高总增压比主要关键是研制高压比的核心机压气机。由于内涵道流量较小，其最高增压比要受到出口级最小叶片高度(12~13mm)的约束。为提高涡轮前温度，必须研究新型耐高温材料、高效冷却以及热障防腐涂层等技术。而新材料的最高工作温度大约以平均每年10~15℃的速度提高。图2为民用航空发动机总增压比和涡轮前温度的发展趋势。表1给出了各部件效率对

发动机单位耗油率的不同影响，如果各部件或系统效率分别改善1%，则发动机单位耗油率能降低3.3%~4.2%。部件或系统效率的提高要依靠更先进的气动热力学与结构设计、以及控制与制造工艺等先进技术来实现。

当代民用涡扇发动机的总增压比、涡轮前温度、部件效率已经处于较高的水平，在此基础上每提高一步，都需要花费十几年的研究和验证。据美国NASA格林研究中心分析^[3]，总增压比由32.8提高到53，技术成熟度从TRL3

到TRL 9，需要15年；涡轮导向叶片由镍基合金改用陶瓷复合材料+热障防腐涂层，使承受的最高温度提高389K，技术成熟度从TRL 4到TRL 9，需要14年；用主动间隙控制使高压压气机多变效率提高0.5%，技术成熟度从TRL3到TRL 9，需要11年；用主动流量控制和非轴对称端壁造型使涡轮效率提高1%，叶片数减少20%，从TRL 4到TRL 9，需要14年。可见，改善发动机热效率是一项需要长期努力才能见到效果的艰巨任务。

3.2 提高推进效率的措施

航空发动机推进效率定义如下：

$$\eta_p = 2 / (1 + v_j / v_o) \quad (4)$$

由公式(4)可知，降低发动机的排气速度 v_j ，能提高推进效率。超大涵道比涡扇发动机通过内涵道向外涵道大比例传递能量，可以在高自由能的情况下减少排气速度，能在高热效率下同时具有高的推进效率。

$$sfc = 3600 \cdot f / [F_s \cdot (1+B)] \quad (5)$$

式中， F_s 为发动机单位推力， f 为油气(质量流量)比。

由公式(5)可以看出，涵道比(B)越大，发动机的单位燃油消耗率(sfc)越低。

$$\Pi^* = 6.67 \times 10^{-5} (\rho_j^*)^6 (V_j^*)^8 \cdot p(V_j^*) \quad (6)$$

由公式(6)可知，喷流混合噪声声功率 Π^* 与喷流速度 V_j^* 的8次方成正比。增大涵道比使涡扇发动机排气速度降低，因而能显著降低喷流噪声。

由于在节能和降噪方面的显著优势，采用超大涵道比来提高推进效率已成为世界大型客机、运输机发动机的必然发展趋势。

4 大涵道比涡扇发动机提高推进效率的限制因素

公式(5)所表达的涵道比越大越

节油的规律只适用于涡扇发动机的非安装性能。考虑发动机在飞机上的安装效应以后,该规律有一定的局限性。常规涡扇发动机由于其风扇叶片的数目较多,稠度较大,风扇进口堵塞的轴向 Ma_{in+ox} 不大于0.67。飞机以 Ma 0.76~0.80巡航飞行时,必须用亚声速进气道对来流进行扩压减速,使之降到较低的风扇进口速度;而风扇出口的轴向 Ma_{out+ox} 较低,只有0.4~0.45,需要通过

收敛喷管进行加速才能产生推力。因而常规涡扇发动机必须安装在短舱里才能推动飞机以高亚声速飞行。另外,为缩短着陆滑跑距离,还需要在短舱安装专用的反推力装置。

尽管短舱设计成流线型,但其气动阻力与短舱湿表面积成正相关,短舱湿表面积与短舱直径成正相关;短舱及反推力装置的重量与短舱直径也成正相关。短舱直径随涵道比的增加而增大,

短舱的气动阻力以及短舱与反推力装置重量亦不断增加,从而给发动机安装性能带来的损失也不断增大。当涵道比增大到一定程度,其安装损失的增加与推进效率提高的节油效益升高相抵消时,就达到了临界点。若涵道比再进一步增大,飞机耗油量不但不会改善,反而会越来越差(图3)^[1]。

受短舱重量和阻力增长的制约,涡扇发动机的涵道比不能选取过大。在当代技术水平下,常规涡扇发动机的最佳涵道比为9~10,齿轮传动涡扇发动机(GTF)由于能使风扇转速较低,低压转子转速较高,从而可以减少低压压气机和低压涡轮的级数,其最佳涵道比会略有增加(11~12)。

随着技术水平的提高,未来涡扇发动机的最佳涵道比有可能进一步增大到15~18^[4],但是困难很大。因此,常规涡扇发动机通过增大涵道比提高推进效率来降低油耗的发展潜力因受安装效应制约而不可能很大。

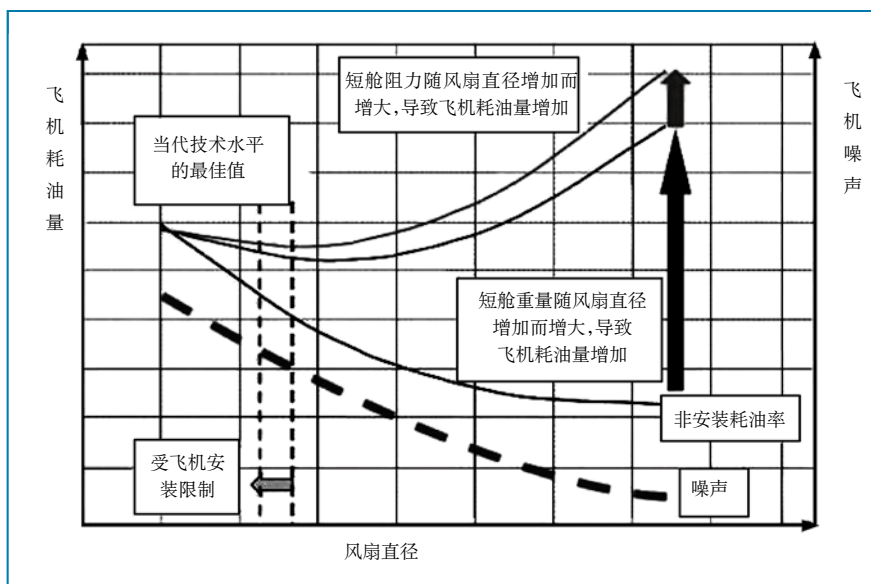


图3 涡扇发动机风扇直径对飞机耗油量及噪声的影响

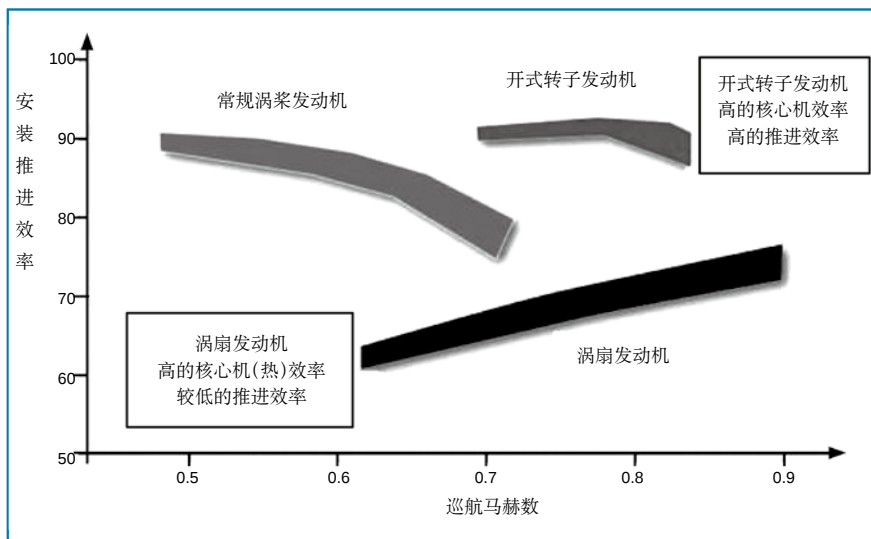


图4 涡桨、涡扇和开式转子发动机的巡航马赫数及安装推进效率的比较

5 开式转子发动机能达到较高的推进效率

开式转子发动机(open rotor)又称桨扇发动机(propfan),或称无涵道风扇发动机(UDF)。可看作带先进高速螺旋桨的涡桨发动机,又可看作除去外涵道的超高涵道比涡扇发动机。它带有多个宽弦、掠形薄叶片,双排对转,能减少激波损失和排气旋流,使飞行马赫数比常规螺旋桨高。能在较高的飞行速度下保持较高的推进效率,它兼有涡桨发动机推进效率高、耗油率低和涡扇发动机飞行速度大的优点(图4)^[5]。按桨扇的驱动方式可分为直接驱动和齿轮驱动;按桨扇位置在前或在后,可分为牵引式和推进式。

开式转子发动机,由于其桨扇叶

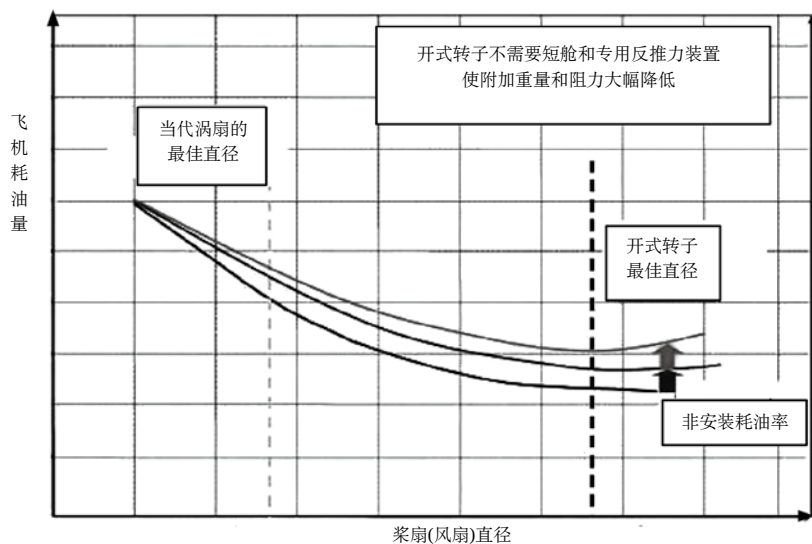


图5 开式转子发动机桨扇直径对飞机耗油量的影响

片的数目较少(每排仅6~12片),稠度较小,桨扇进口堵塞的轴向 Ma_{in+ox} 较高(约为0.87),在 $Ma_{0.76} \sim 0.80$ 巡航飞行时,不需要进气道扩压减速;而桨扇出口的轴向 Ma_{out+ox} 较高,不需要收敛喷管加速就能产生推力。桨扇叶片的安装角度(桨距)可调,不同功率状态均能保持较高效率,还能产生反推力,不需要在桨扇外面增加短舱,也不需要另外安装专用的反推力装置。由于开式转子的桨扇没有短舱和专用的反推力装置,在桨扇直径增大时,不受短舱重量和阻力迅猛增长的制约,可以选用超大涵道比(30~90)来大幅提高推进效率,降低耗油率(图5)^[1]。在高效节油减碳方面比常规涡扇发动机及齿轮传动涡扇发动机(GTF)的发展潜力都要大得多。

6 齿轮传动开式转子发动机与齿轮传动涡扇发动机的性能对比分析

为了对开式转子发动机与涡扇发动机的性能进行客观的对比分析,假设二者的飞行任务相同;发动机主要热力

学循环参数,如总增压比、涡轮前温度选用同样的数值,部件技术、材料均按未来进入航线使用时的先进水平选取;风扇和桨扇均选用齿轮传动结构。考虑到开式转子发动机最终投入航线使用的日期尚未确定,假设2020年和2030年两个可能的开始服役期,并相应考虑与之对应的部件及材料的技术水平。

6.1 假设2020年开始投入航线的对比分析

瑞典沃尔沃公司和Chalmers大学的研究工作^[2]考虑了2020年开始投入航线(EIS 2020)时的技术水平。由计算结果显示,齿轮传动开式转子发动机比齿轮传动涡扇发动机的改善或差距如下:

中等巡航状态的热效率(核心机效率+转换效率) -1.3 %;
中等巡航状态的推进效率 +16 %;
中等巡航状态的单位耗油率 -14 %;
核心机重量 +31 %;
低压涡轮重量 +20 %;
桨扇或风扇重量 +73 %;
短舱重量 -88 %;
发动机安装重量 +11 %;

飞机总耗油量 -15 %;

CO₂ 排放 -15 %;

巡航 EI NO_x 排放 -5.2 %。

直接运营成本(按油价172美分/美加仑 计算) -6 %

从上述数据可以看出,与齿轮传动涡扇发动机相比较,齿轮传动开式转子发动机的重量稍重,主要因为桨扇和后部结构较重。其次,核心机较涡扇发动机的重约50 kg以上,这是因为有中压涡轮,而涡扇发动机没有。尽管开式转子发动机比较重,但是它的推进效率较高,使其单位耗油率较低,再加上短舱重量和阻力较小,从而使其任务耗油量比涡扇发动机改善大约15 %,当然的结果是CO₂排放亦减少大约15 %,显示了开式转子发动机在节油减排方面有较大潜力。

齿轮传动开式转子发动机与齿轮传动涡扇发动机都能达到国际民航组织规定的CAEP-6的NO_x 排放限制标准,且有足够的裕度。由于二者在最高爬升状态(TOC)的总增压比相同,而在静止起飞及中等巡航条件下,开式转子发动机工作在较低的涡轮前温度,因而EI NO_x 排放比涡扇发动机稍低。

6.2 假设2030年开始投入航线的对比分析

美国NASA格林研究中心^[3]对未来(EIS 2030)具有更先进技术水平的两类发动机进行了研究和比较。按单通道客机的通常做法,气动设计点(ADP)同样都选在最高爬升状态(TOC),即国际标准大气,高度为10.7 km, $Ma_{0.72}$,单台发动机推力为20.5kN。发动机的进口空气流量按照能达到要求的净推力来选择。涡扇发动机的涵道比按照设计点内、外涵喷流速度比为1.6选取。燃烧室最高出口温度设定为1756K,这是采用陶瓷复合材料和热障防腐涂层(CMC+TEBC)

表2 在气动设计点(ADP)的总体循环参数
(EIS 2030)

总体循环参数	齿轮传动涡扇发动机	齿轮传动开式转子
总增压比	53	53
涵道比	11.1	>30
风扇增压比	1.5	/
低压压气机增压比	2.94	4.42
高压压气机增压比	12	12
风扇多变效率 (%)	94.0	/
低压压气机多变效率 (%)	88.6	88.6
高压压气机多变效率 (%)	91.7	91.7
高压涡轮绝热效率 (%)	94.2	94.2
低压涡轮绝热效率 (%)	95.5	95.5
动力涡轮绝热效率 (%)	/	94.5
核心机空气流量 (kg/s)	13.0	9.7
燃烧室出口温度* (K)	1756	1756
对转桨扇的净效率 (%)	/	85.0

* 在滑行起飞点(RTO)的数值

不冷却涡轮导向叶片所能承受的最高温度。为使发动机也能满足滑行起飞(RTO)的推力要求(海平面, 国际标准大气+15℃, $Ma0.25$, 推力77.8kN), 需要对燃烧室的油气比进行调整。表2列出了两类发动机在气动设计点(ADP)的总体循环参数, 表3给出了计算的发动机性能对比。

由表3可以看出, 齿轮传动开式转

子发动机在气动设计点的单位耗油率比齿轮传动涡扇发动机低约18%, 这是因为其推进效率高, 两类发动机的 NO_x 排放都能满足国际民航组织规定的CAEP-6的 NO_x 排放限制标准, 且有足够的裕度, 开式转子的裕度稍大; 齿轮传动开式转子发动机与短舱的总重量较重, 大约比涡扇重21%左右。

以当代航线上使用的典型单通道客机波音737-800和CFM56-7B发动机组合为比较基准, 按照162名乘客, 航程6019km的飞行任务计算总耗油量。两类发动机的节油改进幅度对比见表4。

由表4可知, 单考虑推进技术的进步, 与基准发动机相比, 2030年服役的齿轮传动开式转子发动机和齿轮传动涡扇发动机的单位耗油率分别改善38%和24%; 典型任务总耗油量分别改善44%和28%。若再考虑飞机气动力效率提高和飞机机体减重的技术进步, 还能分别再降低耗油量12%和6%。可以相信, 到2030年用开式转子发动机的单通道客机能达到比基线飞机总共节油54%的巨大增益。

7 开式转子发动机降噪研究的进展

尽管开式转子发动机具有巨大的节油潜力, 但是由于桨扇外部没有短舱屏蔽, 其噪声比涡扇发动机明显增大。能否实现大幅度降低噪声, 满足日益苛刻的适航要求, 已成为开式转子发动机面临的重大挑战。开式转子发动机的噪声源非常复杂, 如图6所示^[5]。由于开式转子发动机的涵道比大, 喷流速度低, 核心机有短舱屏蔽, 喷流噪声和核心机噪声不是问题; 其最大噪声主要来自于对转桨扇叶片。虽然存在一定的宽频带噪声, 但开式转子产生的最大噪声主要受音调噪声控制。人耳对音调噪声和宽频带噪声的反应不同, 典型的带音调成分的噪声比单纯宽频带噪声更令人烦恼。适航性法规通常限制和处罚的主要是受音调控制的噪声。音调噪声源有6种^[6]: 叶尖涡流干涉音调、黏性尾流干涉音调、前后势场的干涉音调、单独转子的音调、气流入射角音调和稳态畸变音调。宽频带噪声源有3种: 转子自身噪声、转子紊流尾迹干涉噪声、吸入大气紊流与转子干涉噪声。此外还有安装效应, 即声波在机翼和机身表面反射形成的噪声等。

表3 发动机的计算性能对比

计算性能参数	齿轮传动涡扇发动机	齿轮传动开式转子
气动设计点单位耗油率(kg/kgf·h)	0.4520	0.3711
在海平面静止的推力 (kN)	102	110
整个发动机短舱重量 (kg)	2529	3060
起飞、降落时 NO_x (kg/起降循环)	10	6
起降 NO_x 排放比CAEP-6规定 (%)	-74	-81

表4 2030年服役的两类发动机比波音737-800/CFM56-7B的节油效果

参数	齿轮传动涡扇发动机	齿轮传动开式转子发动机
单位耗油率改善	-24 %	-38 %
任务总耗油量的改善	-28 %	-44 %

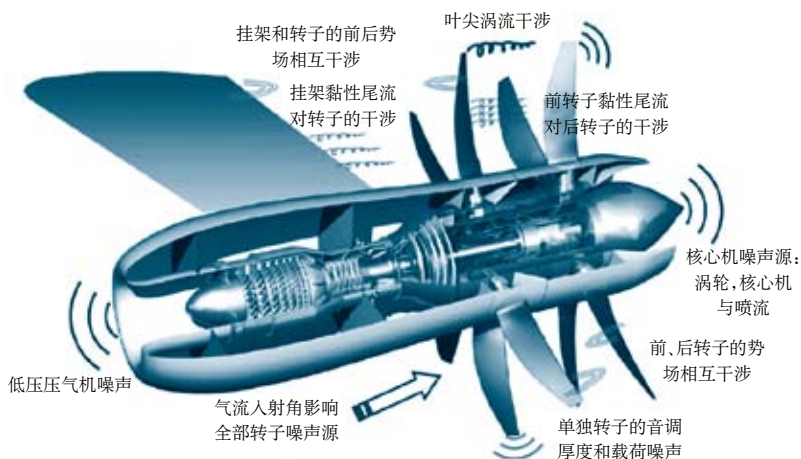


图6 开式转子发动机的噪声源

利用现代计算流体动力学(CFD)和计算气动声学(CAA)的进步,可以建立开式转子的噪声预测模型,进行定量和定性分析,并能清楚地显示出开式转子的噪声源。图7为英国剑桥大学惠特实验室用三维CFD计算技术显示的Ma 0.8巡航时转子下游叶尖涡流和叶片黏性尾流以及轮毂和叶片表面静压分布的图像^[7]。利用该技术可以改进桨叶几何造型气动设计,削弱涡流和尾流的干涉强度,实现降噪。

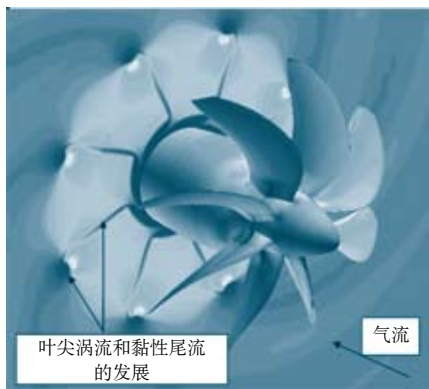


图7 剑桥大学惠特实验室计算技术显示的桨扇流场图像

用1:5~1:7的缩尺模型在低速和高速风洞进行模拟起飞和巡航飞行条件,进行带和不带挂架的实验,测得的气动力性能和声学数据与理论计算结果显示良好的一致性。通过理论和实验研究,得出一系列优化设计降低噪声的措施^[4]。例如,适当降低叶尖速度,优化设计宽弦掠形薄叶型面,适当增加叶数,合理选择前后排叶片数目比、直径比和轴向距离等参数,以及对挂架尾流吹除、在机体声反射表面安装吸音衬、利用机身和尾翼的声屏蔽等措施,均能有效地降低开式转子的噪声。风洞测试数据显示,当前改进的开式转子试验件的噪声已能达到比4级标准低10~13 dB的水平。预计2020年开始执行的5级

标准比4级标准再低6~8 dB,因此,现有技术水平开式转子的噪声就能满足5级标准的要求,考虑到未来的技术进步,其裕度会更大。英国罗-罗公司和美国GE公司一致认为“噪声已不是开式转子的障碍”^[8]。

8 结论

原油涨价和《京都议定书》强制减少CO₂,意味着航空发动机必须大幅度降低油耗。为此,在继续尽力提高发动机热效率的同时,还必须采用超高涵道比来大幅度提高发动机推进效率,才能实现艰巨的节油减碳目标。由于开式转子发动机的桨扇不需要短舱和专用的反推力装置,在桨扇直径增大时,不受短舱重量和阻力迅猛增长的制约,可以选用超高涵道比(30~90)来大幅提高推进效率,降低耗油率。考虑技术进步的影响,无论到2020年还是到2030年投入航线使用,计算结果都显示出开式转子发动机,即使与新概念齿轮传动涡扇发动机相比,在高效节油减碳方面都具有无与伦比的优势。开式转子发动机降噪研究进展顺利,虽然仍然不如涡扇发动机的噪声低,但目前已能满足未来的5级标准要求,且有一定的裕度,噪声已不是障碍。当然,开式转子发动机在成为商业可行的产品投入航线使用之前,还有安装、成本、适航取证等一系列问题需要解决。但从其巨大的应用潜力来看,可以认为,开式转子发动机是未来的绿色航空动力,且首先将应用于新一代单通道干线客机和支线客机。

AST

参考文献

[1] Bradley A. Engine design for the environment—aero—engine technology

meeting the environmental challenge[Z]. Rolls—Royce, June 2010.

[2] Larsson L, Gronstedt T. Conceptual design and mission analysis for a geared turbofan and an open rotor configuration[R]. ASME GT2011-46451, June 2011.

[3] Tong M, Thurman D R, Guynn M D. Conceptual design study of an advanced technology open—rotor propulsion system[R]. ISABE-2011-1311, 2011.

[4] Zante D V. Reestablishing open rotor as an option for significant fuel burn improvements[C]. AIAA Aero Sciences Meeting, Jan 2011.

[5] Walsh J. Advanced open rotor aircraft—an industry perspective[Z]. Rolls—Royce, June 2008.

[6] Kingan M. Advanced open rotor noise prediction methods[Z]. Institute of Sound and Vibration Research, University of Southampton, June 2008.

[7] Zachariadis A, Read S, Hall C, Hynes T. Open rotor activities at the whittle lab[Z]. University of Cambridge, June 2008.

[8] Croft J. Open rotor noise not a barrier to entry[J]. Flight International, 2012-07-05.

作者简介

严成忠,中航工业资深首席技术专家,沈阳发动机设计研究所型号总设计师,科技委主任,研究员。长期从事航空发动机及其衍生燃气轮机的设计、研究与发展工作。