

用于超声速民机的变循环发动机研究进展

王占学,郝 旺,张晓博,周 莉
(西北工业大学 动力与能源学院,西安 710129)

摘要:虽然自“协和”式民机退出蓝天后,在役民机止步于高亚声速,但是研究人员追寻超声速民用运输的脚步却从未停止,并且自第 1 代超声速民机以后,对超声速民机的研究就从未脱离过变循环发动机的技术探索。叙述了国外超声速民机用变循环发动机的发展历程,着重介绍了美国超声速巡航研究(SCR)计划、美国高速研究(HSR)计划、欧洲超声速研究(ESRP)计划、日本高超声速运输机推进系统研究(HYPR)计划、美国商业超声速(CST)计划下的变循环发动机研制情况,总结了各计划下变循环发动机的结构特点、性能优势及发展目标,论述了进/发匹配、低噪声、低排放等超声速民机用变循环发动机的关键技术及研究进展,为中国超声速民机用变循环发动机的发展提供一定的参考。

关键词:超声速民机;变循环发动机;进/发匹配;低噪声;低排放

中图分类号:V231

文献标识码:A

doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2021.02.002

Research Progress of Variable Cycle Engine for Supersonic Civil Aircraft

WANG Zhan-xue, HAO Wang, ZHANG Xiao-bo, ZHOU Li

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Although the supersonic civil aircraft in service has stopped at the high subsonic since Concorde was withdrawn from the sky, the footsteps of people in pursuit of supersonic civil transport have never stopped. Since the first generation of supersonic civil aircraft, the research on supersonic civil aircraft has never been separated from the technical exploration of variable cycle engine. The development history of variable cycle engine under supersonic program, such as American Supersonic Cruise Aircraft Research program, American High Speed Research program, European Supersonic Research program, Japan Hypersonic Transport Propulsion System Research program and American Commercial Supersonic Technology program, were reviewed. The structural features, performance advantages and development objectives of each program were summarized. The key technologies of variable cycle engine for supersonic civil aircraft, such as inlet/engine matching, low noise and low emission technologies were discussed. The research results can provide some references for the development of variable cycle engine for supersonic civil aircraft in China.

Key words: supersonic civil aircraft; variable cycle engine; inlet/engine matching; low noise; low emission

0 引言

20 世纪 60 年代,美、英、法和前苏联开始研制超声速民机。然而,在研发第 1 代超声速民机的过程中,各研究机构皆遭遇动力不“适”的难题。例如,作为惟一投入商业运营的超声速民机——由英、法 2 国联合研制的“协和”式民机(安装了 4 台 Olympus 593 加力式双转子涡喷发动机)最终因高噪声和经济性差的问题而退出历史舞台^[1];前苏联的图-144(安装了 4 台 NK144 加力式双转子涡扇发动机)虽是最早首飞

的超声速民机,但由于设计仓促而引发的技术问题导致灾难不断^[2-3];美国在超声速运输机(Supersonic Transport, SST)计划下的波音 2707(安装了 4 台 GE4 单转子加力涡喷发动机)虽然设计指标更高(马赫数 2.7,载客 234 人),但也由于发动机噪声、臭氧层破坏、经济性等问题无法解决而胎死腹中^[4]。这些飞机无论因为经济性不高还是因环保不达标(噪声和排放问题)而失败,究其根本都与没有理想的动力装置有关。

虽然在第 1 代超声速民机的研究热潮中各国皆

收稿日期:2021-03-09 基金项目:国家自然科学基金(51876176,51906214)、两机重大专项基础研究项目(J2019-I-0021-0020)资助
作者简介:王占学(1969),男,博士,教授,博导,主要研究方向为航空发动机总体气动设计;E-mail: wangzx@nwpu.edu.cn.

引用格式:王占学,郝旺,张晓博,等. 用于超声速民机的变循环发动机研究进展[J]. 航空发动机, 2021, 47(2): 7-16. WANG Zhanxue, HAO Wang, ZHANG Xiaobo, et al. Research progress of variable cycle engine for supersonic civil aircraft [J]. Aeroengine, 2021, 47(2): 7-16.

铩羽而归,但这并未影响研究人员将民航运输推向超声速的雄心。众所周知,亚声速民机的主流动力装置是大涵道比涡扇发动机,但大涵道比涡扇发动机不适用于超声速飞行。若采用小涵道比涡扇甚至是涡喷发动机作为超声速民机的动力装置,其较高的排气速度会导致起飞噪声较大,且高的排气速度使得推进效率显著降低,亚声速时的耗油率较高,会重蹈第1代超声速民机研究的覆辙。因此,急需一种兼具涡喷发动机的超声速特性和涡扇发动机的噪声和经济特性的推进系统。基于这些考虑,在20世纪60年代,美国GE公司提出了变循环发动机(Variable Cycle Engine, VCE)的概念,目的是融合大涵道比涡扇发动机起飞低排气速度(低噪声)、亚声速巡航低耗油率以及小涵道比涡扇发动机超声速巡航低耗油率的优势^[5]。

变循环发动机概念的提出给超声速民机的发展注入了新的活力,被公认为是适用于马赫数介于2~3超声速民机的理想动力装置。在第1代超声速民机之后,各国开展了一系列雄心勃勃的超声速运输计划。本文主要分析了变循环发动机在这些超声速运输计划中的研究进展,并总结了一些需突破的关键技术,为中国超声速民机用变循环发动机的发展提供参考。

1 美国超声速巡航研究(SCR)计划

1973年,美国启动了超声速巡航研究(Supersonic Cruise Aircraft Research, SCR/SCAR)计划,在其子项目先进超声速推进系统技术研究中,对百余种发动机方案(包括变循环发动机方案)进行了论证与对比。

1.1 GE公司

GE公司在SCR计划的第1阶段初步分析了变吸气压气机、柔性循环、涡轮增压循环、涵道可调等变循环方案以及混排加力涡扇、带外涵燃烧涡扇等常规循环方案的性能^[6]。其中涵道可调变循环方案(如图1所示)采用3转子双外涵结构,以期解决常规循环发动机在节流状态下安装损失过大的问题。在亚声速节流状态下,前外涵打开,发动机工作在双外涵模式;在最大推力状态下,前外涵关闭,发动机工作在单外涵模式。涵道可调方案通过2个外涵之间的调节,可有效控制3个转轴的转差,从而实现在不同飞行条件下发动机与进气道的良好匹配,减少亚声速节流状态时的安装损失。涵道可调变循环发动机虽然有效地降低了发动机的安装损失,但其本身结构过于复杂(3

个转子、3个喷管、3个可调涡轮和2个外涵道)。

总的来说,涵道可调方案通过外涵道数量的变化,实现了调节涵道比的目标,这一思想很好地协调了发动机部件几何调节难度和涵道比大范围调节能力之间的矛盾,在GE公司后续的变循环发动机研究项目中得到了进一步发展。为了简化涵道可调变循环方案,GE公司在SCR计划的第2阶段重点研究了单外涵和双外涵变循环发动机,并将其与常规循环发动机进行对比,证明了双外涵变循环发动机相比于常规循环发动机安装损失更小、耗油率更低、经济性更佳以及相同噪声水平下航程更远,由此确定了双外涵变循环发动机的基本结构,这就是GE21变循环发动机^[7-9],如图2所示。其涵道比调节范围为0.25~0.60。GE公司在SCR计划的第3、4阶段联合洛克希德公司、麦道公司、波音公司3家飞机公司,分别进行了马赫数2.55、载重26308 kg,马赫数2.2、载重25383 kg,马赫数2.32、载客273人的超声速民机与变循环发动机一体化设计的研究^[10-12]。

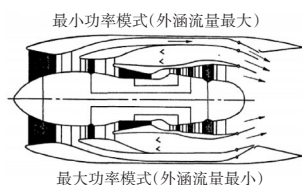


图1 涵道可调变循环发动机

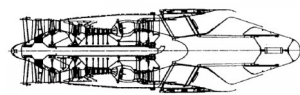


图2 GE21双外涵变循环发动机

1.2 PW公司

PW公司在先进超声速推进系统技术研究项目中的工作方式与GE公司的一致,即第1阶段为发动机方案论证^[13];第2阶段进行重点方案的详细参数研究^[14];第3、4阶段与飞机公司进行飞机/发动机一体化研究^[15-16]。然而其提出的变循环方案及定义的关键技术却有所不同。PW公司在第1阶段提出的串联/并联方案变循环发动机(如图3所示),通过1个转换气流阀门(Inverting Flow Valve, IFV)控制风扇和压气机以串联或并联模式工作。在超声速巡航条件下,发动机以串联模式工作,此时类似于常规小涵道比涡扇发动机;在起飞和亚声速巡航条件下,发动机以并联模式工作,IFV使前段风扇出口气流绕过后段压气机,引至外涵喷管后排出;同时将外界大气绕过前段风扇,直接引入后段压气机中,最终使得发动机进口总流量增加,涵道比增大,排气速度减小且噪声降低。

串联/并联变循环方案性能提升的关键在于 IFV 的流量转换范围,该方案的缺陷在于 IFV 需保证同轴的2股内、外涵气流在不掺混的情况下,将内涵气流引到外涵道,同时将外涵气流引至内涵道,因而 IFV 设计难度较大。其次,在模态转换过程中易引起压气机失速或喘振^[17-18]。虽然并联/串联变循环发动机未成为 PW 公司在 SCR 计划中的最终方案,但其设计思想在短距/垂直起降 (Short/Vertical Takeoff and Landing, S/VTOL) 飞机用串联风扇方案中得以延续^[19-20]。

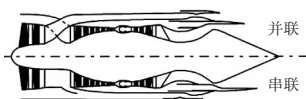


图3 串联/并联方案的变循环发动机

变流路控制变循环发动机是 PW 公司在 SCR 计划中所选择的最终变循环方案,如图4所示。其结构与双转子外涵加力涡扇发动机的相同,通过变几何部件和独特的控制规律,匹配不同工作条件下的主燃烧室温度、外涵燃烧室温度以及发动机流通能力,实现独立控制风扇外涵及核心机内涵气流的温度与速度,从而满足起飞低噪声以及亚声速、超声速巡航低油耗的要求^[21-22]。

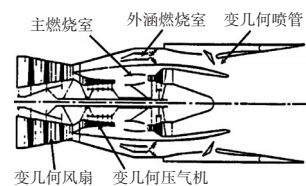


图4 变流路控制变循环发动机

由于变循环发动机性能优势突出,1976年,变循环发动机项目被单独列出,成为 SCR 计划后期研究的重点。1981年,SCR 计划因资金限制而终止。SCR 计划研究经费分布如图5所示^[23]。在此期间,变循环发动机的性能特征得到了试验验证且结构形式得以确定,GE 公司双外涵变循环发动机方案的试验验证过程介绍如下^[24-26]。

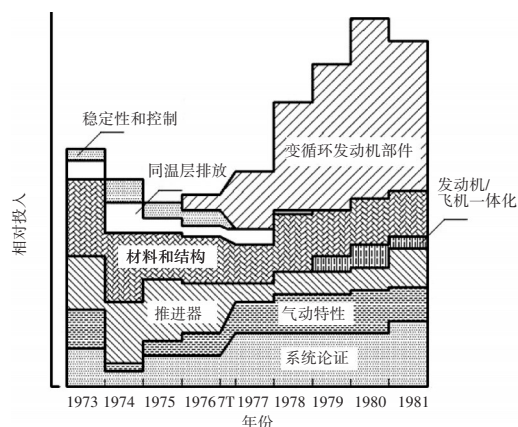


图5 SCR计划研究经费分布

1.3 美国空军

1976年,美国空军在 YJ101 低涵道比涡扇发动机上试验了后可变面积涵道引射器 (Rear Variable Area Bypass Injector, RVABI) 对发动机性能的改善, RVABI 将双喷管结构简化为单喷管结构,而且内外涵气流掺混时的静压平衡条件的适应性也大大增强。具有1个全长外涵道和1个喷管结构的单外涵变循环发动机方案如图6所示^[27]。

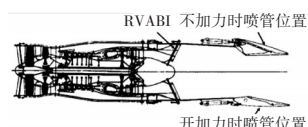


图6 带 RVABI 单外涵变循环发动机

1976年,美国空军在3转子涵道可调循环方案的基础上验证了1×2双外涵变循环发动机方案。发动机采用双转子结构,而且将3级风扇分为前后2段(分布式风扇),第1级和第3级风扇后都有1个外涵道,这样就在双转子的基础上实现了双外涵结构,如图7所示。这也是 GE 公司第1个双外涵试验发动机,这一设计思想大大简化了变循环发动机的结构(双转子、2个全长外涵道和3个喷管)^[28]。

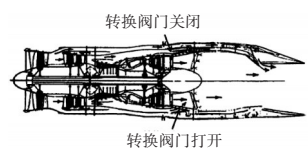


图7 1×2双外涵变循环发动机

1.4 美国海军

1977年,美国海军验证了带 RVABI 和可变面积涡轮的2×1双外涵变循环发动机方案及其加力燃烧室特性。相比于之前的1×2结构,2×1分布式风扇结构将后段风扇安放在高压转轴上,以充分发挥高压涡轮的作功能力,因此后段风扇被称为核心机驱动风扇级。高压涡轮功率的增大可降低低压涡轮进口气流温度,从而减少低压涡轮的冷气量,配合涡轮几何调节还可进一步合理分配高、低压涡轮功率。另外, RVABI 结构将原来的3个喷管简化为2个喷管。具有2个全长外涵道和2个喷管结构的双外涵变循环发动机结构如图8所示^[29]。

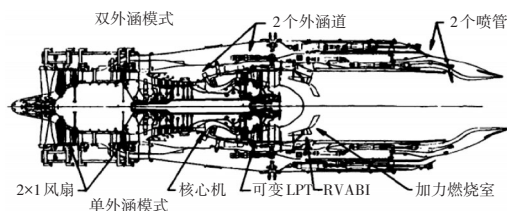


图8 2×1带 RVABI 双外涵变循环发动机

1.5 美国 NASA

1978年, NASA 验证了2×1带前可变面积涵道引

射器(Forward Variable Area Bypass Injector, FVABI)的变循环发动机。之前,2股风扇外涵气流各需要1个涵道喷管和1个排气喷管将其排出。FVABI减少了1个全外长涵道,使得2股风扇外涵气流有效掺混,然后进入发动机外涵道,最后在RVABI处与涡轮出口主燃气流掺混。FVABI可保证发动机在单外涵和双外涵2个模式之间顺利切换,并且有效控制风扇和核心机驱动风扇级的工作状态以及内外涵的流量分配。具有1个全长外涵道和1个喷管结构的双外涵变循环发动机如图9所示^[30]。

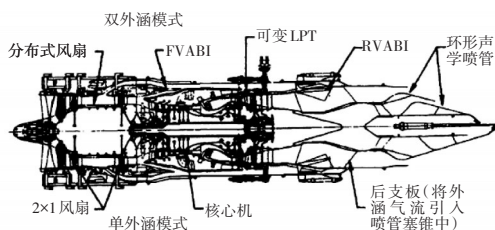


图9 2x1带FVABI双外涵变循环发动机

2 美国高速研究(HSR)计划

由于第1代超声速民机的经济性差、噪声高、污染物排放高等问题未得到很好地解决,1991年,由美国NASA主持,GE、PW、波音和洛克希德公司等单位共同参与了高速研究(High Speed Research, HSR)计划^[31-32]。部分文献中将HSR计划称为高速民用运输机(High Speed Civil Transport, HSCT)计划,这样称呼是不合适的,HSCT只是HSR计划的研究对象,HSR计划的目的是为未来的HSCT提供环境相关问题的解决方案。HSR计划分为2个阶段,第1阶段共投资2.84亿美元,重点研究发动机污染物排放、机场噪声和声爆问题,至1996年结束;第2阶段自1994年底启动,投资13亿美元,主要研究推进系统(变循环发动机)论证、推进系统关键部件及一体化技术、机体/推进器一体化技术以及飞机飞行系统,选中的变循环方案包括GE公司的双外涵、3外涵变循环发动机和PW公司的串联/并联、变流路控制变循环发动机^[33-34]。HSR项目第2阶段关于推进器的研究课题如图10所示。至1999年结束时,HSR项目取得了非常丰富的研究成果^[35-36]。需要注意的是,NASA的工业推进团队并没有选择变循环发动机作为其首选动力装置,而是选择了混排涡扇发动机。这是因为随着技术的发展,此时的混排涡扇发动机也已经具备了良好的性

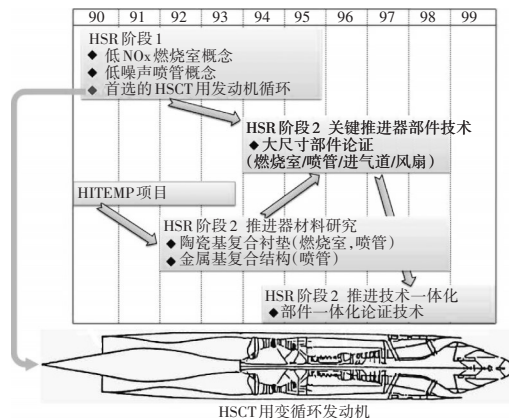


图10 HSR计划推进器主要研究内容

能,安装混排涡扇发动机比安装变循环发动机的超声速民机起飞总质量更低,同时由于混排涡扇发动机风险性和复杂性较低,使其可获取相比其余动力装置具有最佳的直接运营成本,这也是在美国后期的超声速计划中依然可以看到混排涡扇发动机方案的原因^[37]。

3 欧洲超声速研究(ESRP)计划

1994年,法国宇航、英国宇航及德国戴姆克萊斯宇航共同制定了欧洲超声速研究(European Supersonic Research, ESRP)计划,在ESRP计划的支持下,英国RR公司和法国的斯奈克玛公司分别提出了适用于超声速民机的变循环动力方案^[38-40]。英国RR公司提出了串联风扇概念的变循环发动机方案如图11所示。该方案是在常规双转子涡扇发动机的基础上,在低压轴的前端(即主风扇之前)增加了1段前风扇,并且在前风扇和主风扇之间安装有轴向的辅助进气道和辅助喷管。在起飞和爬升阶段,辅助进气道和辅助喷管打开,从主进气道进入的气流经前风扇压缩后由辅助喷管排出,从辅助进气道进入的气流进入下游的涡扇发动机,并由主喷管排出,故而发动机进口总流量得以增加。在超声速巡航阶段,辅助进气道和辅助喷管关闭,从主进气道进入的气流由前风扇和主风扇共同压缩,发动机的工况与常规涡扇发动机的类似。

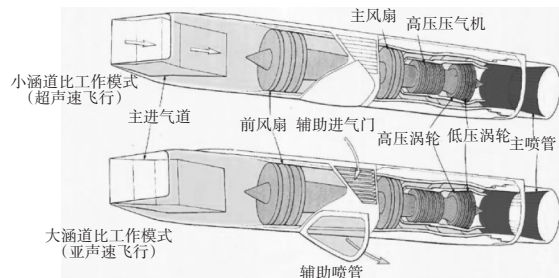


图11 串联风扇方案的变循环发动机

法国斯奈克玛公司提出了中间风扇概念的变循环发动机(即 MCV99 变循环发动机)方案,如图 12 所示。MCV99 发动机是在常规双转子涡喷发动机的基础上,在高压压气机后增加了 1 段由单独的动力涡轮驱动的中间风扇。在起飞和爬升阶段,辅助进气道打开,气流经辅助进气道进入中间风扇,动力涡轮的功率来源于高压压气机向涡轮的引气流(或者级间燃烧室的加热气流)。在超声速巡航阶段,辅助进气道和高压引气关闭,发动机的工况与常规涡喷发动机的类似。由于中间风扇靠近核心机,使得发动机的径向尺寸不会大幅增加。

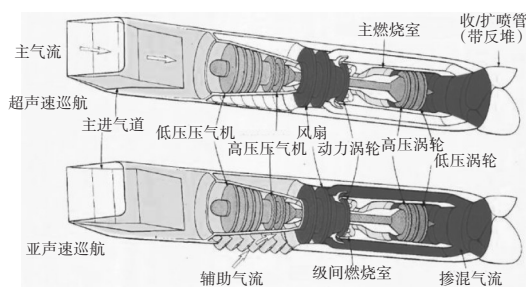


图 12 2x1 中间风扇方案的变循环发动机

结合法国中间风扇概念和英国串联风扇概念,欧洲又提出了中间串联风扇概念的变循环发动机方案,如图 13 所示。在起飞和爬升阶段,辅助进气道打开,发动机进口总流量增加且涵道比可达到 2.0,因而使发动机噪声大幅降低。在超声速巡航阶段,辅助进气道关闭,发动机涵道比可降到 0.7。

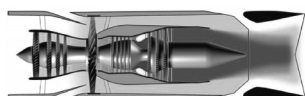


图 13 中间串联风扇方案的变循环发动机

4 日本高超声速运输机推进系统研究 HYPR 计划

为给研制超声速/高超声速运输飞机奠定技术基础,日本从 1989 年开始实施高超声速运输机推进系统研究(Hypersonic Transport Propulsion System Research, HYPR)计划,该计划有美、英、法等国公司参与,总耗资约 3 亿美元,已于 1999 年 3 月结束^[41]。HYPR 计划验证了组合循环发动机用于超声速/高超声速运输飞机的可行性,试验机型 HYPR90-C 发动机由双轴不带加力的变循环发动机和亚燃冲压发动机串联组成。变循环发动机由 2 级风扇、5 级高压压气机、环形燃烧室、单级高低压涡轮和与冲压发动机共用的可变面积喷管组成。发动机可调部件包括:前后可变

面积涵道引射器、压气机可调静子叶片、低压涡轮导向器和可调面积尾喷管。在起飞、着陆状态下,变循环发动机涵道比增大,以减小排气噪声;在马赫数为 3 以下工作时,变循环发动机的涵道比减小,发动机单位推力更大,但会提高燃油消耗率;在马赫数为 3 以上巡航时,冲压发动机工作。前可变面积涵道引射器控制风扇涵道出口压力,防止气流倒流到冲压进气涵道;后可变面积涵道引射器调整风扇工作点。用阀门选择涡扇、冲压或涡扇-冲压同时的工作模式^[42-44]。在此基础上,1999 年日本又实施了“与环境相适应的下一代超声速运输推进系统”(Research and Development of Environmentally Compatible Propulsion System for Next-Generation Supersonic Transport, ESPR)计划,为期 5 年,重点是为下一代超声速民机发动机开发必要的技术,实现一种商业可行的超声速民机推进系统。其发展目标是:机场噪声在 ICAO 第 3 阶段标准上降低 3 dB;同温层 NO_x 排放减少至 5×10^{-6} ;CO₂ 排放减少 25%,该计划已于 2004 年完成。

5 美国商业超声速技术(CST)项目

为了保持美国在世界民航产业中的领先地位,NASA 于 2005 年对未来 20~30 年民航产业的长远发展做出新一轮规划,即商业超声速技术(Commercial Supersonic Technology, CST)项目^[46-48]。在该项目中,按照时间顺序分为“N+1”、“N+2”和“N+3”3 个阶段,对应的超声速民机分别定位为超声速商务机、小型超声速班机和高效高马赫民机项目发展目标及目前状态见表 1^[49-51]。从表中可见,目前已经基本实现了“N+3”阶段的目标,同时 NASA 对每项关键技术都进行了评估,并确定了主要风险技术,以确保所有技术都能在 2030~2035 年达到技术成熟度 6 级^[52]。项目技术方案如图 14 所示。从图中可见,在第 3 阶段的技术研究中,推进/动力系统研究包括在革新涡轮加速器(Revolutionary Turbine Accelerator, RTA)的基础上开展的高速风扇稳定性技术、低噪声喷管、变循环发动机和超声速民机的一体化设计技术、几何可调低压涡轮设计技术等;试验验证系统研究包括变循环发动机性能模拟精度校核以及变循环发动机进气道、风扇、外涵道、喷管部件的工作性能测试^[53-54]。在“N+3”项目中,洛克希德和 GE 公司合作开展了变循环发动机与涡扇发动机对超声速民机的影响,结果表明,与变循环发

动机相比,涡扇发动机使得超声速民机的航程缩短了444 km^[55-56]。

表1 CST项目发展目标及目前状态

超声速民机 各方面目标 (技术可行)	N+1 超声速 商务机 (2015)	N+2 小型超 声速班机 (2020)	N+3 高效高马 赫数民机 (2030~)	N+3 目 标目前 实现状 态
设计目标				
巡航马赫数	1.6~1.8	1.6~1.8	1.6~2.0	1.6
航程/km	7408	7408	7408~10186	8982
载客量/人	6~20	35~70	100~200	100
环境目标				
声爆强度/ PLdB	65~70	85(修订后)	65~70 (低声爆条件) 75~80	70~76
机场噪声*/ EPNdB	达到下限	10	10~20	18.4
巡航状态NO _x 排放量/mg	与现亚声速 民机持平	<10	<5,降低颗粒 物和水蒸气的 排放	5
经济目标				
油旅客航程/ km	3.544	10.632	12.047~15.952	12.093

*低于第4阶段噪声标准

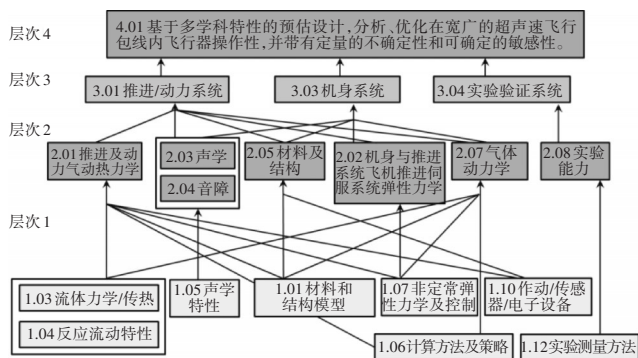


图14 CST项目技术分级

6 超声速民机变循环发动机的关键技术

6.1 进/发匹配技术

进/发匹配是超声速飞行所需解决的经典问题。众所周知,相同面积的长方形和圆形,圆形的周长最短,因此轴对称进气道在结构层面上比二元进气道更轻。然而轴对称进气道的中心体只能轴向移动,大大限制了进气道各截面面积调节的灵活度,因此在轴对称进气道设计时需要在总压恢复系数、溢流和流通能力之间进行相互协调以实现综合性能最优。二元进

气道可灵活调节各斜板角度,从而实现各关键截面面积的精准调节,这就使得二元进气道通常具有较好的流动特性和较高的总压恢复系数。早期的SST计划中使用了一种具有变直径中心体的轴对称进气道,通过改变中心体的直径可实现进气道截面面积的精准调节,从而可使轴对称喷管也具有与二元喷管类似的气动性能。然而,由于变直径中心体的泄漏和结构问题,该进气道方案最终被放弃。洛克希德公司联合GE公司开展了装备轴对称和二元进气道的变循环发动机与超声速民机的一体化分析研究,结果表明,轴对称进气道比二元进气道轻635 kg,且装配轴对称进气道的超声速民机的升阻比比装配二元进气道的大0.19,最终前者的航程比后者长65 km(设计航程为7408 km)。在以上方案论证过程中发现2种进气道与发动机的流量匹配性都较差,GE公司随后对发动机进行了进一步改进,主要包括发动机内在性能及其与进气道流量匹配性的提升。最终装配轴对称进气道的超声速民机的航程增加了1082 km,其中209 km归功于发动机内在性能的提升,其余873 km归功于发动机与进气道流量匹配性的提升^[11,57]。

PW公司提出了一种独特的逆向节流策略(Inverted Throttle Schedule, ITS),可使发动机和进气道在几乎整个飞行航段都保持良好的流量匹配,在SCR计划中起到了决定性的作用。ITS的核心思想是:代表核心机功率水平的主燃烧室出口总温从起飞到超声速巡航时会显著增加,加之风扇和喷管的调节,使得核心机转速增大的同时风扇换算流量基本不变,核心机转速的增大使得核心机的流量增加,从而使发动机涵道比减小,这样就在保证发动机和进气道具有良好流量匹配的同时实现了涵道比的大范围调节。ITS的使用减少了对加力燃烧室的依赖,同时大幅降低了超声速巡航时的耗油率,使得PW公司在SCR计划中的发动机方案达到了超声速巡航时的耗油率目标^[58]。

6.2 低排放技术

为了降低排放,在SCR计划中,NASA于1972年启动了为期5年的洁净燃烧室试验(Experimental Clean Combustor Program, ECCP)计划,旨在提高压比为20~35的用于常规起飞/着陆型飞机发动机的低排放技术。ECCP计划分为3个阶段。

第1阶段旨在初步识别并筛选出具有潜力的设计概念,并获取足够详细的参数变化规律,为第2阶

段的概念改进提供坚实的基础。在能模拟发动机慢车和起飞条件的90°扇区试验台上测试了32种燃烧室概念。第1阶段包括2个附加工作,分别为先进超声速技术和燃烧噪声。先进超声速技术附加工作的目的是发展燃烧室设计技术,以减少超声速巡航时 NO_x 的排放。燃烧噪声附加工作的目的是为了获取低排放燃烧室的试验噪声特性。

第2阶段主要对第1阶段确定的最有前景的概念进行了改进和优化,选择的燃烧室概念是Vorbix燃烧室和一种组合概念燃烧室。Vorbix燃烧室本质上是一种多级燃烧室,利用旋流器将空气射入来自预燃室的燃气,主燃区的燃油在旋流器之前射入燃烧室以使燃油在进入主燃区之前就有一定的预蒸发,旋流的径向不稳定性大大增强了油气混合的强度,从而达到提升燃烧品质并降低排放的目的。组合概念燃烧室将分级预混合燃烧室的预混区与旋流器燃烧室的主燃区相结合以降低排放。针对以上2种燃烧室概念进行了更加全面的试验,以确定在全包线范围内燃烧室的气动和排放性能。最终保留了Vorbix燃烧室,并致力于其性能的提升。针对Vorbix燃烧室的2级燃烧方案还设计了相应的燃油控制系统,从而为第3阶段整机环境下的验证做准备。第2阶段包括2个附加工作,分别为燃烧噪声和燃油替换。燃烧噪声附加工作的目的是获取完整的噪声数据和燃烧室设计、气动参数与噪声参数之间的关系。燃油替换附加工作的目的是明确航空燃油降级对排放和性能的影响。

第3阶段在JT9D发动机上详细评估了Vorbix燃烧室稳态和瞬态加减速的排放和气动性能,以证明该燃烧室可以显著减少污染,且能满足发动机的性能、运行和安装要求。第3阶段包括2个附加工作,分别为压气机出口湍流特性和联邦航空管理局的尾气取样探针评估。压气机出口湍流特性附加工作的目的是通过热线或热膜测量JT9D压气机出口的湍流强度和尺度。ECCP计划结束后,与目标值相比, NO_x 、CO和UCH的排放分别降低10%、26%和75%。与JT9D相比, NO_x 、CO和UCH的排放分别减少58%、69%和96%,遗憾的是,烟雾的排放水平高于JT9D发动机的^[59-61]。

PW公司为了降低SCR计划下变流路控制变循环发动机中涵道燃烧室的排放水平,基于ECCP计划中Vorbix燃烧室概念,提出了3级Vorbix涵道燃烧室概念^[62]。ECCP计划中要求 NO_x 排放应小于 3×10^{-6} ,

PW公司将 NO_x 的排放目标定为了更加激进的 3×10^{-6} ,结果导致除了 NO_x ,其余排放物在各工况下都达到了目标。但即便如此,该燃烧室 NO_x 的排放也远低于现役的高性能燃烧室^[63-65]。PW公司在先进超声速推进系统技术研究中,在小尺寸、理想实验室环境下证明了预混合和催化燃烧室具有将 NO_x 的排放减少到 1×10^{-6} 的能力,但是将这些有潜力的概念转化为工程应用,还需要实施一个庞大、漫长且昂贵的计划^[58]。

为了提高超声速飞行的效率,不断增长的燃烧室的温度和压力使得 NO_x 成为了最难减少的污染物^[64]。在同样的油气比条件下,油气掺混越差,产生的局部高温区使得 NO_x 的生成量越多,因此降低 NO_x 排放的关键在于如何提高燃油和空气掺混的均匀性。多级燃烧技术可从根本上解决燃油和空气的掺混问题,因此在随后的HSR计划中也基于复杂的多级燃烧技术来降低 NO_x 的排放^[37]。

在过去的40年里,NASA一直致力于减少航空工业中 NO_x 的排放,并以每15年大约减少50%的速度在推进^[64]。针对亚声速民机,NASA提出在“N+1”、“N+2”和“N+3”3个阶段分别将发动机 NO_x 排放降低到比CAEP/6(Committee on Aviation Environment Protection/6)标准低60%、75%和75%以上的水平^[65]。针对超声速民机,NASA提出在“N+1”、“N+2”和“N+3”3个阶段分别将发动机 NO_x 排放降低到现役亚声速民机、 10×10^{-6} 和 5×10^{-6} 以下的水平^[54]。在NASA的环境负责航空(Environmental Responsible Aviation, ERA)项目中,GE和PW公司分别将亚声速民机的 NO_x 排放降低到比CAEP/6标准低81%和88%的水平,已经超过了亚声速民机“N+3”阶段的目标^[64],这些宝贵的燃烧室设计经验可以很方便地用于超声速民机项目中。在超声速民机的“N+3”阶段项目中,洛克希德公司的“超声速绿色飞机”方案中 NO_x 排放量已经小于 5×10^{-6} ,达到了“N+3”阶段的目标^[55]。

6.3 低噪声技术

统计表明,75 dB噪声即可造成人员听力损伤,135 dB噪声能引起电子仪器的连接部位错动,140 dB噪声能使窗户玻璃破裂,150 dB噪声会造成爆振性耳聋,并且会严重损坏电阻、电容等电子元件^[66]。NASA于1973年开展了噪声约束对长途运输飞机发动机的影响研究,结果表明,假设以1979年的技术水平,如果要将噪声降低到联邦航空条例第36部(Federal

Aviation Regulation Part 36, FAR36)噪声水平低 10 dB 以下,需要发动机涵道比从 3 增大到 8 的同时配合使用降噪技术,这会导致飞机起飞质量增加 14%,从而导致直接运行成本增加 13%、投资收益减少 24%。经济统计表明,对于拥有 280 架巡航马赫数为 0.98 的机队,投资收益降低 1% 意味着每年损失 8000 万美元。先进的降噪技术可以显著减少为降噪所付出的经济成本,如果以 1985 年的降噪水平,想要将 FAR36 噪声水平降低 10 dB 以下,只会使起飞质量增加 2%,并且随着发动机性能的提升可以补偿甚至完全抵消由此带来的经济成本的提高。该研究还表明,壁面处理是一种具有潜力的降噪手段,以 1979 年的技术水平为例,壁面处理可以在降低 8 dB 噪声的同时只减少 0.6% 的投资收益。如果在保持发动机推力不变的情况下增大 20% 喷管面积,还可以降低 3.5 dB 噪声^[67]。

变循环发动机特有的流量保持能力使得变循环发动机在全包线内都可以具有较大的流量,在相同推力的条件下,流量的增加直接导致排气速度的降低,增加 20% 流量可降低噪声 4.2 dB^[8]。GE 公司将 GE21/J11 变循环发动机的风扇放大 20% 以增加发动机的流量,从而降低起飞噪声。为了尽可能降低起飞噪声,即使该发动机配备了加力燃烧室,在起飞时也不开加力。此外,在洛克希德公司和 GE 公司合作的过程中发现,将发动机布置在机翼上方,利用机翼的遮挡作用,可减少噪声 3~5 dB^[11]。

在 SCR 计划实施的前期,即便使用变循环发动机,也无法满足 FAR36 的噪声要求。在 SCR 计划下的降噪技术项目中,PW 公司研制了一种可将噪声降低 8~10 dB 的同心环声学喷管(也称为反向速度剖面喷管),随后 GE 公司也对该喷管的降噪有效性进行了独立的验证,该项技术被认为是 SCR 计划中的重大突破^[58]。同心环声学喷管将风扇出口的气流通过喷管支板导入喷管内环,而核心机的气流则通过喷管外环排出,这样就构成了与常规喷管不同的反向速度剖面,喷管外环的气流速度比内环的高 50%~70%,如果外环具有较大的环形半径比,那么就可以显著降低噪声。这个看似与降噪毫无关系的设计理念曾一度被认为是“黑魔法”或“无中生有”,然而后期的 SRC 计划中大量的试验都证明该喷管具有相当强的降噪能力,装配同心环喷管的变循环发动机噪声达到了 FAR36 的噪声要求^[8]。

日本于 1992 年研究了引射喷管对发动机噪声的影响,研究表明,为了达到 FAR36 第 3 阶段的噪声要求,若不采取任何降噪措施,需要将排气速度控制到 400 m/s 以下,但使用引射喷管在保证达到 FAR36 第 3 阶段的噪声要求的情况下,排气速度可提高到 550~600 m/s^[68]。

在超声速项目的“N+2”阶段,RR 和 GE 公司分别对引射喷管和反向速度剖面喷管开展了详细设计。RR 公司在引射喷管设计中,由于堵塞和离散频率噪声的产生使得降噪效果不佳;而 GE 公司在反向速度剖面喷管设计中结合了流体屏蔽的概念,可降低噪声 6 dB^[69]。NASA 在“N+2”阶段设计了一种偏心降噪喷管,喷管射流较厚的一侧由于掺混增强缩短了核心射流区,从而减弱了马赫波辐射,可降低噪声 1 dB 左右^[70];目前,NASA 在“N+3”阶段的噪声目标已经实现,后续工作集中在将其技术成熟度提高到 6 级以上^[55]。

7 结束语

超声速民机研制费用巨大、研制周期极长,需要政府持久的支持,即便如此,未来超声速民机的发展还需通过国际合作的方式以结合各家所长,并降低研制风险。

变循环发动机通过可调机构的调节,获取良好的内在循环性能并实现与进气道的最佳匹配,同时还具有降低排气噪声的能力。目前来看,变循环发动机依然是超声速民机动力装置的理想选择。

目前美国在超声速民机研究中处于领先地位,在排放、噪声等关键技术方面取得了重要成果,且已经达到了目标要求,预计到 2030~2035 年,所有关键技术都将提高到技术成熟度 6 级。

参考文献:

- [1] John D J. The Olympus 593 powerplant for Corcorde[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 1967, 39(4): 6-9.
- [2] Loftin L K. Toward a second-generation supersonic transport[J]. Journal of Aircraft, 1974, 11(1): 3-9.
- [3] Curry T J, Batterson J G. Estimation of handling qualities parameters of the Tu-144 supersonic transport aircraft from flight test data[R]. NASA-CR-2000-210290.
- [4] Jensen D T. Supersonic transport (SST) engines[R]. AIAA-2009-4933.
- [5] Johnson J E. Variable cycle engine developments at general electric-1955-1995[C]//Developments in high-speed-vehicle propulsion systems. Reston VA: AIAA, 1996: 105-158.

- [6] Szeliga R, Allan R D. Advanced supersonic technology propulsion system study, final report[R]. NASA-CR-143634.
- [7] Krebs J N, Allan R D. Supersonic propulsion[R]. AIAA-1977-832.
- [8] Allan R D. General electric company variable cycle engine technology demonstrator program [R]. AIAA-1979-1311.
- [9] Allan R D. Advanced supersonic propulsion system technology study, phases II- final report[R]. NASA-CR-134913.
- [10] Allan R D, Joy W. Advanced supersonic propulsion system technology study, phases III and IV-final report.[R]. NASA-CR-135236.
- [11] Wilson B R, Wright B R. Airframe/engine integration with variable cycle engine[R]. AIAA-1977-798.
- [12] Brown R. Integration of a variable cycle engine concept in a supersonic cruise aircraft[R]. AIAA-1978-1049.
- [13] Sabatella J A. Advanced supersonic propulsion study, phase I: final report[R]. NASA-CR-134633.
- [14] Howlett R A, Sabatella J, Johnson J, et al. Advanced supersonic propulsion study, phase II: final report[R]. NASA-CR-134904.
- [15] Howlett R A, Johnson J, Sabatella J, et al. Advanced supersonic propulsion study, phase III: final report[R]. NASA-CR-135148.
- [16] Howlett R A, Streicher F D. Advanced supersonic propulsion study, phase IV: final report[R]. NASA-CR-135273.
- [17] Richard W H. Advanced supersonic transport propulsion requirements [R]. AIAA-1977-831.
- [18] Westmoreland J S, Stern A M. Variable cycle engine technology program planning and definition study, final report[R]. NASA-CR-159539.
- [19] Griffin D E. Supersonic V/STOL - tandem fan concepts[R]. AIAA-1983-2567.
- [20] Simpkin W E. V/STOL tandem fan transition section model test[R]. NASA-CR-165587.
- [21] Richard W H. Variable stream control engine for supersonic propulsion[J]. Journal of Aircraft, 1978, 15(6):321-325.
- [22] Westmoreland J S, Howlett R A, Lohmann R P. Progress on variable cycle engines[R]. AIAA-1979-1312.
- [23] Sherwood H. Bibliography of supersonic cruise research (SCR) program from 1980 to 1983[R]. NASA-PR-1117.
- [24] Vdoviak J W, Ebacher J A. VCE test bed engine for supersonic cruise research[R]. NASA-CP-2108.
- [25] Sullivan T J, Parker D E. Design study and performance analysis of a high-speed multistage variable geometry fan for a variable cycle engine[R]. NASA-CR-159545.
- [26] Stephen M R, Ronald L D H. Variable cycle engine multivariable control synthesis, interim report - control structure definition. [R]. AFAPL-TR-79-2043.
- [27] Vdoviak J W, Knott P R, Ebacker J J. Aerodynamic/acoustic performance of YJ101/ double bypass VCE with coannular plug nozzle[R]. NASA-CR-159869.
- [28] Przybylko S J, Rock S M. Evaluation of a multivariable control design on a variable cycle engine simulation.[R]. AIAA-1982-1077.
- [29] Hurtle J E, Toot P D, Wanger R P. Full authority digital electronic control (FADEC) - variable cycle engine demonstration[R]. AIAA-1981-1498.
- [30] French M W, Allen G L. NASA VCE test bed engine aerodynamic performance characteristics and test results[R]. AIAA-1981-1594.
- [31] David J A, Masashi M. Bibliography on propulsion airframe integration technologies for high-speed civil transport application: 1980-1991[R]. NASA-TM-105602.
- [32] William C S, Shelby J M. The challenges and opportunities of supersonic transport propulsion technology[R]. NASA-TM-100921.
- [33] Anderson E C. Study of high-speed civil transports summary[R]. NASA-CR-4236.
- [34] Anderson E C, Harkins J A. High-speed civil transport studies[R]. NASA-CR-1989-4375.
- [35] Anderson E C, Harkins J A. High-speed civil transport studies summary[R]. NASA-CR-1989-187545.
- [36] Robert E C, Bobby W S. Transonic airframe propulsion integration[R]. NASA-N94-33507.
- [37] Jeffrey J B, William J H, Paul F S, etc. A comparative propulsion system analysis for the high-speed civil transport[R]. NASA-TM-2005-213414.
- [38] Lowrie B W, Portejoie E. Two variable engine cycle concepts for second generation supersonic transport [R]. SAE-1990-901892.
- [39] Eli R. Tesseract supersonic business transport[R]. NASA-CR-192072.
- [40] Louay A. Variable cycle propulsion systems for a supersonic civil transport [D]. Cranfield: Cranfield University, 1996.
- [41] Ito M. International collaboration in super/hypersonic propulsion system research project[J]. The Aeronautical Journal, 2000, 104(1040): 445-451.
- [42] Ichimaru O, Ishizuka M, Murashima K. Overview of the Japanese national project for super/hypersonic transport propulsion system[R]. ASME-1992-GT-252.
- [43] Itahara H, Nakata Y, Kimura T, et al. Research and Development of HYPR90-T variable cycle turbo engine for HST[R]. ISABE-1997-7013.
- [44] Okazaki M, Miyazawa K, Ishizawa K. Engineering research for super/hypersonic transport propulsion system (HYPR) [R]. ISABE-1999-7004.
- [45] Ninomiya, Hiroyuki. The development of LPP low NO(x) emissions combustor under the ESPR program in Japan[R]. ISABE-2001-1537.
- [46] Preson A H. Case for small supersonic civil aircraft[J]. Journal of Aircraft, 2005, 42(3):765-774.
- [47] Peter C. Fundamental aeronautics program: supersonics project reference document[R]. Washington: NASA, 2006: 1-11.
- [48] Peter C. NASA fundamental aeronautics program: supersonics project [R]. Washington: NASA, 2009: 1-38.
- [49] Peter C. Fundamental aeronautics program: project overview[C].

- Cleveland: NASA, 2011: 1–33.
- [50] Robert J A. The effect of noise constraints on engine cycle optimization for long-haul transports[R]. AIAA-1973-1292.
- [51] Gail M K. Making the small supersonic airliner a reality obstacles and solutions[R]. Washington: NASA, 2009: 1–14.
- [52] Martin M D A, John G, Vicki J, et al. N+3 small commercial efficient and quiet transport for year 2030–2035[R]. NASA-CR-2010-216691.
- [53] John M M, Nicole N, Marc S, et al. Advanced concept studies for supersonic commercial transports entering service in 2030–35 (N+3) [R]. AIAA-2020-4114.
- [54] Robert H W, John B, Todd M, et al. N+3 advanced concept studies for supersonic commercial transport aircraft entering service in the 2030–2035 period[R]. NASA-CR - 2011-217084.
- [55] John M, Nicole N, Marc S, et al. Final report for the advanced concept studies for supersonic commercial transports entering service in the 2030 to 2035 period, N + 3 supersonic program [R]. NASA-CR—2010-216796.
- [56] Mirzoyan A, Mirzoyan L. Studies on required performances of advanced supersonic civil aircraft and their propulsion systems for 2020–2035 timeframe[R]. Moscow: ICAS, 2010: 1–9.
- [57] Norman E S, Eldon A L, Donald B S. Variable geometry for supersonic mixed-compression inlets[J]. Journal of Aircraft, 1976, 13 (4) : 309–312.
- [58] Willis E A, Welliver A D. Variable-cycle engines for supersonic cruising aircraft [R]. AIAA-1976-759.
- [59] Richhard W N, Robert E J. The experimental clean combustor program description and status[R]. NASA-TM-71547.
- [60] Bahr D W, Gleason C C. Experimental clean combustor PROGR, phase I: final report[R]. NASA-CR-1975-134737.
- [61] Roberts R, Fiorentino A, Greene W. Experimental clean combustor PROGR, phase III: final report [R]. NASA-CR-1977-135253.
- [62] Lohmann R P, Mado R J R, Westmoreland J S. Advanced technology duct burner for variable cycle engines [R]. AIAA-1980-1201.
- [63] Westmoreland J S, Packman A B. A successful step toward advanced supersonic transport engine – acoustic and emission results from Pratt & Whitney aircraft’s variable cycle engine program [R]. AIAA-1981-1593.
- [64] Russell K D, Jimmy C T, Dimitri N M. Emissions prediction for aircraft conceptual design [R]. AIAA-2012-4273.
- [65] International Civil Aviation Organization. ICAO environmental report 2010-aviation and climate change[S]. Montreal: ICAO Environment Branch, 2010.
- [66] 贺启环. 环境噪声控制工程[M]. 北京: 清华大学出版社, 2011: 6–9.
- HE Qihuan. Environmental noise control engineering[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2011: 6–9. (in Chinese)
- [67] Robert J A. The effect of noise constraints on engine cycle optimization for long-haul transports[R]. AIAA-1973-1292.
- [68] Toshinori S, Junichi H. Feasibility study on single bypass variable cycle engine with ejector[R]. AIAA-1992-4268.
- [69] Brenda H, James B, Mark W. Jet noise reduction potential from emerging variable cycle technologies [R]. AIAA- 2012-3752.
- [70] Dennis L H, Brenda S H, Jeffrey J B. Perceived noise analysis for offset jets applied to commercial supersonic aircraft [R]. AIAA-2016-1635.

(编辑: 刘 亮)