

陈懋章,航空发动机专家,中国工程院院士,北京航空航天大学教授。曾任国务院学位委员会学科评议组成员、《航空发动机与燃气轮机》重大科技专项论证委员会委员、国家攀登计划“能源利用中热力气动学前沿问题”专家委员会委员等。研究方向为航空发动机、叶轮机械及高超声速预冷发动机。

航空发动机科学技术的发展与创新

王强,郑日恒,陈懋章*

北京航空航天大学能源与动力工程学院,北京 100191

摘要 航空发动机是“飞机的核心”,是实现人类飞行梦想的关键。回顾了发动机技术进步与飞机的发明、喷气式发动机的问世、航空动力领域的持续创新等内容,介绍了高超声速强预冷涡轮发动机、自适应变循环发动机、民用大涵道比发动机、混合电推进技术的发展现状和发展趋势,探讨了国外航空发动机发展的主要经验和重要举措。

关键词 航空发动机;科技创新;国外经验

航空发动机是技术先进国家基础性战略产业。航空发动机是高温、高压、高转速而又要求重量轻、可靠性高、寿命长、可重复使用、经济性好的高科技产品,研制难度很大。航空发动机是以材料和机械制造等为基础的多学科交叉融合的结晶,它以先进性和复杂性成为一个国家科技水平、军事实力和综合国力的重要标志之一,被誉为“现代工业皇冠上的明珠”。图1为产品单位重量创造的相对价值,

可见航空发动机的该值是船舶的1400倍,足见其所创相对价值之高^[1-2]。

鉴于航空发动机重要的战略地位和对国民经济及科技发展的推动作用,中国极其重视其发展,先后实施了一系列国家重大科技专项,有力推动了该领域的发展。改革开放以来,特别是近10年来,中国先进军用发动机生产与研制、用于国产大型客机C919的民用发动机研制以及先进空天动力的研

收稿日期:2021-01-04;修回日期:2021-02-03

引用格式:王强,郑日恒,陈懋章. 航空发动机科学技术的发展与创新[J]. 科技导报, 2021, 39(3): 59-70; doi: 10.3981/j.issn.1000-7857.

2021.03.004

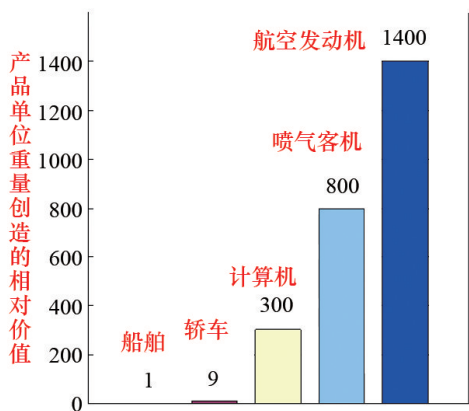


图1 产品单位重量创造的相对价值

发均取得了长足进步,正从航空航天大国阔步走向航空航天强国。

动力是人类社会最活跃、最具革命性的因素。蒸汽机的发明,开启了机械动力纪元,大幅度提高了劳动生产率,引发了第一次工业革命。航空领域也是如此:每一代新发动机的发明,推动着新一代飞机的问世。本文简要回顾历史,阐明动力技术的进步对航空技术发展的贡献,评述现代军用和民用航空动力的发展,并探讨国外航空发动机发展的经验。

1 发动机技术进步与飞机的发明

飞上蓝天一直是人类的伟大梦想,敦煌壁画的“飞天”就是这一梦想的典型写照。为了实现这一梦想,人类进行过无数探索,经历过无数失败,甚至付出了生命的代价。

文艺复兴巨匠、航空科学的伟大先驱达·芬奇几乎一生都在研究飞行理论和技术,15世纪末、16世纪初,他设计了扑翼机,直到晚年才意识到人类不可能只靠自身的体能实现扑翼飞行,并把自己的认识写入手稿。19世纪初,英国人G·凯利继续飞行理论的研究,可惜没有看到达·芬奇的手稿(因为此手稿19世纪晚期才被发现,1994年,被比尔·盖茨以3080万美元的高价买下),所以最初也研究扑翼飞行,后经过缜密研究和思路创新,否定了扑翼飞行。1804年,他提出了固定翼飞行理论,奠定了现代飞行的理论基础,开辟了飞机发展的康庄大道。

现代飞行理论的建立并未导致飞机的很快出

现,原因是没有重量轻、功率大的动力,因为那时只有笨重的蒸汽机。19世纪,以蒸汽机作为动力的所有飞机设计实验均以失败告终。1884年后,内燃机的发明才为飞机的问世提供了可能。此后不久,1903年,莱特兄弟的飞机飞上了蓝天,开辟了人类动力飞行的新纪元。

人们把动力飞机的发明归功于莱特兄弟是正确的,但略有不公。他们的飞机配备了专门的活塞式发动机,功率9 kW,重量77 kg,与现代水平相比微不足道;但就是这台发动机,提供了驱动飞机上天所需的功率,是飞行成功所必不可少的条件。这台发动机是一位名叫泰勒的自行车修理工专门研制的,他没有因为飞机发明的功绩成名得利,晚年清苦,于1956年去世,终年88岁。我们应该记住他。

简略回顾一下历史:动力飞行比以蒸汽机为标志的英国工业革命晚近140年,比G·凯利建立现代飞行理论晚近100年,而在内燃机发明不到20年就实现了动力飞行。历史已确立了飞机“心脏”的地位:只有在有了足够轻的动力后,才能实现比空气重的飞机的飞行。

2 喷气式发动机的发明

不断提高飞机飞行速度的要求,刺激着发动机技术的发展。到20世纪30—40年代,活塞式发动机技术已发展到很高水平,趋于成熟,生产规模非常可观,但是它的进一步发展受到自身工作方式的限制,不能满足进一步提高飞行速度的要求。飞机要求的功率随飞行速度3次方增长,且活塞发动机重量也随功率3次方增长,则发动机重量随飞行速度的9次方增长;当飞行速度超过某限值后,发动机的重量将使飞机不能承受。例如,重5 t的飞机,装500 kW 活塞发动机,可达600 km/h 飞行速度。如要求1000 km/h 飞行速度,则需要功率10000 kW,发动机重量大于5 t,这是飞机不能承受的。实际上不仅发动机受限,螺旋桨高速飞行效率急速下降也限制了飞行速度的进一步提高。通常认为,以活塞式发动机为动力的飞机极限速度约为800 km/h。

为了飞得更快,20世纪30年代末,英国人弗兰

克·惠特和德国人汉斯·冯·奥海因在互不通信息的情况下,几乎同时发明了燃气涡轮喷气发动机。它没有活塞的往复运动,大大放开了对转速提高的限制;它做功和产生推力的方式,使得能够产生更大的推力,且发动机不致很重。

1939年8月27日,由德国人亨克尔设计的He-178飞机装配奥海因设计的涡轮喷气发动机,首次试飞成功。这是世界上第一架喷气式飞机(图2)。其发动机推力不到300 kg,推重比不到1.0。



图2 世界首架喷气式飞机He-178

喷气式飞机^[1,3]的首次飞行速度超过了700 km/h,几乎接近活塞发动机飞机的飞行速度极限;此后不到10年的时间内,飞机就突破了“声障”,实现了超声速飞行。

燃气涡轮喷气发动机的发明,催生了喷气式飞机的问世,从此进入喷气航空新时代。

3 航空动力领域的持续创新

3.1 高超声速飞行器的重要战略地位

航空燃气涡轮发动机,使飞机的飞行速度突破了声速,其主要类型包括涡轮喷气发动机、涡轮风扇发动机、涡轮螺旋桨发动机和涡轮轴发动机等,最大飞行马赫数(Ma)约为2.5,飞行高度0~25 km。突破声速之后,能否以低成本实现更高更快的飞行,成为科技工作者关注的新热点,从而促进了高超声速飞行器和航天低成本发射技术的发展以及各类新型发动机的诞生。

高超声速飞行器具有极重要的战略地位:它响应快速,被攻击目标来不及反应,战略目标无法转移;拦截困难,飞行速度已超过多数空空、地空导弹速度,高超音速的突防能力优于现有任何一种隐身技术,且与战略导弹相比,机动灵活,无固定弹道;

高超声速飞行器将超越空间限制,不需依赖于海外基地,具备“发现即摧毁”的能力,既具有威慑性又具有实用性,被称为是一种“常规的战略武器”^[4]。

高超声速飞行器是航天低成本发射的需求。自从人造卫星发射成功以来,发射成本过高严重限制了空间资源的开发与利用。当前,每发射1 kg有效载荷到地球低轨道,要花费22000美元成本。降低航天器的发射成本一直是发达国家追求的目标。

3.2 各类发动机最适合的飞行范围

各类发动机由于工作方式不同,都有自己最适合的飞行范围。图3表示各类发动机的比冲随飞行 Ma 的变化,其中比冲表示推力与单位时间消耗的推进剂之比,反映推进剂利用的有效性。图中分别给出各类发动机采用碳氢燃料和氢燃料的比冲变化,由于氢的热值远高于碳氢燃料,所以其比冲也更高。

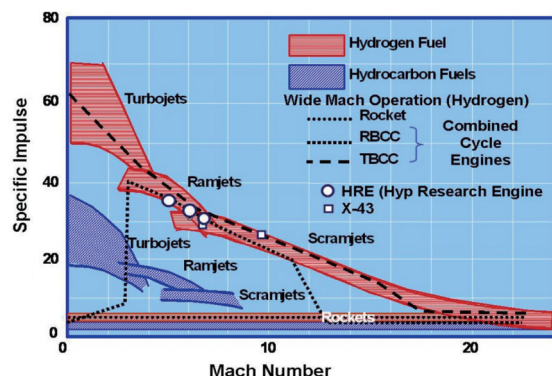


图3 各类发动机的比冲随飞行 Ma 的变化

由图3可见,火箭发动机在很宽的速度范围内,比冲都低于其他类型(冲压 $Ma=0$ 除外),表明从燃料有效利用的角度是非常不利的。它未能利用空气中的氧气,燃料和氧化剂都需要携带,这是火箭发射成本高的根本原因。虽然如此,火箭相对结构简单,相对易于实现巨大推力,迄今为止仍然是航天器发射的不二之选。

火箭发动机比燃气涡轮发动机在低速段的比冲低几个数量级,其结果是飞行器本身必需携带大量推进剂,使起飞总重大大增加。为了降低起飞总重以降低发射成本,提出了使用燃气涡轮发动机作为低速段的方案,以便在大气层内飞行时利用空气

中的氧气作为氧化剂。

燃气涡轮发动机具有优异的低速性能,但不适于高速($Ma>3\sim 4$)工作,为了发展既具有优异低速性能,又具有高超声速工作的动力,目前主要有两条技术途径,一种是以燃气涡轮发动机为基础的与冲压发动机组合的动力,即涡轮基冲压组合发动机(TBCC),另一种则是强预冷涡轮发动机。

3.3 涡轮基冲压组合发动机(TBCC)

TBCC的优点为:在起飞、亚声速和返回任务段,涡轮基推进系统的单位比冲远高于火箭基组合发动机(RBCC),经济性好;涡轮基系统使用灵活,可全天候发射、起降,降低任务风险;涡轮发动机具有军民两用特点,可作为高超声速远程飞行的低速段加速器;TBCC的性能增长潜力大,可根据任务要求变化进行适应性改进;TBCC推进系统可使飞行器像飞机一样水平起降、重复使用。

TBCC的缺点和技术困难为:首先,模态转换存在“推力陷阱”,若以 $Ma=3$ 为工作转换点,即 $Ma<3$ 涡轮发动机工作,冲压发动机从 $Ma<3$ 的某个速度开始工作;在 $Ma=3$ 时,涡轮发动机推力不大,且开始关闭工作,而冲压发动机在该速度段的推力也不高,形成该速度段“推力陷阱”;其次,模态转换困难,美国国防部高级研究计划局(DARPA)为此专列计划M6Tr进行研究;第三,项目难度大,高 Ma 飞行时冷却困难等。

TBCC有两种组合方式,即串联和并联,如图4和图5所示。其中,串联式TBCC迎风面积小,结构简单、紧凑、重量轻,但在低速和中等速度下,由于压力匹配的原因,涡轮发动机和冲压发动机不能同

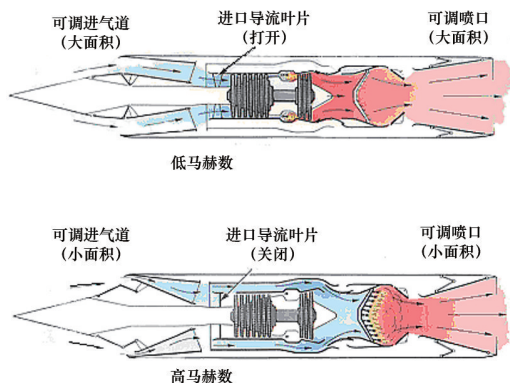


图4 串联式涡轮冲压组合发动机

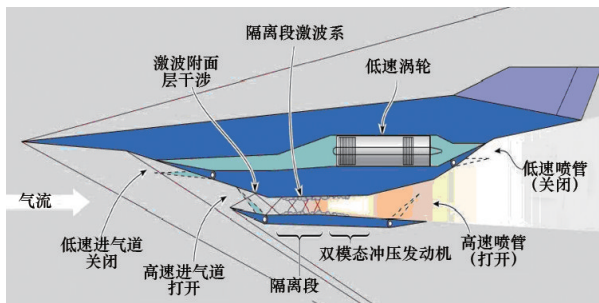


图5 并联式涡轮冲压组合发动机

时工作。并联式TBCC的涡轮发动机加力燃烧室与冲压发动机燃烧室分开,两种发动机可同时或部分同时工作,但尺寸大,结构复杂而笨重。

由于机构复杂,技术难度大,从20世纪50年代TBCC方案提出至今,尚无一型在工程上获得成功。

3.4 特殊的TBCC发动机——J58发动机

2014年美国宣布,将研发SR-71之子SR-72,在业内引起了轰动。SR-71侦察机“黑鸟”由美国Lockheed公司制造,最大升限30 km,极限速度 $Ma=3.35$ 。它不但突破了“音障”,更突破了“热障”,其机身材料几乎全是高温钛合金,至今保持有人驾驶、吸气式发动机最高飞行速度的世界纪录。

SR-71侦察机采用的是涡轮-冲压组合发动机J58,如图6所示,随着飞行高度和速度的增加,其工作模式由纯涡喷向组合方式过渡,所以发动机进气道和尾喷口的设计都是很特别的。高的气动负荷、高的工作温度以及剧烈变化的工作环境,使得发动机的设计、研制、试验和控制等,遇到了一系列的问题,因而J58采用了变循环发动机设计技术。

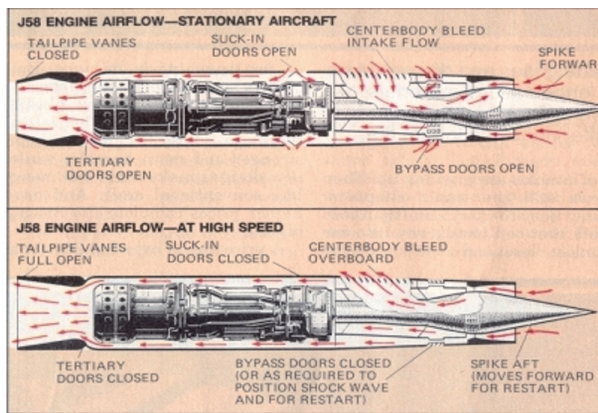


图6 SR-71的发动机J58

J58发动机在低速时按纯涡喷发动机工作;高速时, $Ma > 2$,从第4级压气机出口,通过6根旁路管道,将气流引到加力燃烧室中燃烧加热,产生推力,具有冲压发动机性质;所以将J58称为涡轮-冲压发动机。由于高 Ma 气流滞止温度高,材料和冷却采取专门措施: $Ma=3.2$ 时,压气机进气温度高达700 K,后几级用高温合金;压气机引气多用于冷却加力燃烧室和尾喷管,飞机也采取了相应的冷却措施。

SR-71运行费很高,1998年,美空军提出预算,2架每月耗费3900万美元,美国国会未批准,之后SR-71停飞。由于SR-71的成功,美国Rockheed Martin公司宣布研制其后继机SR-72(图7):无人驾驶、侦察轰炸两用;以 $Ma=6$ 飞行,辅以高超声速导弹,可在1 h内打击跨大陆的任何地点;采用涡轮+亚燃、超燃双模态组合发动机,预计2030年前后投入使用。

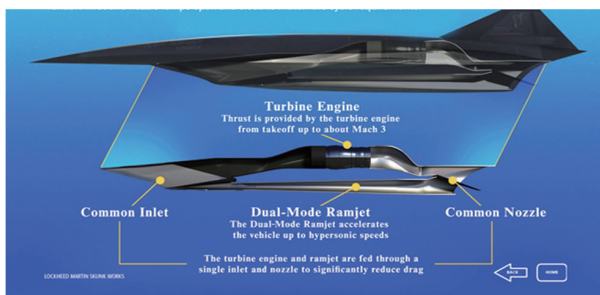


图7 SR-72飞机的涡轮+双模态冲压组合发动机

在航空发动机不断向高速化发展的同时,小涵道比的军用加力涡扇发动机和大涵道比的民用涡扇发动机也呈现出不同的发展趋势。

4 高超声速强预冷涡轮发动机

4.1 强预冷发动机的必要性

实现高超声速飞行的另一可能方案是强预冷^[4-5]。目前的航空燃气涡轮发动机的飞行 Ma 不能超过2~3的原因,既有发动机本身工作能力的限制,也有材料的限制。

随着飞行 Ma 提高,发动机进气滞止温度 T_1 不断提高(表1),温度越高越难压缩,压气机难以正常工作;且进气温度提高后,压气机出口温度 T_2 也

相应提高,燃烧室加热量与 (T_3-T_2) 成正比,由于受涡轮叶片材料限制, (T_3-T_2) 趋于0,加热量降低,直至加不进去,发动机则完全不能工作。

表1 高度为11 km时, T_1 和 T_2 随 Ma 的增长

Ma	T_1/K	T_2/K
1.0	260	542
2.0	390	812
3.0	607	1264
4.0	910	1895
5.0	1315	2707

当 $Ma=5$ 时,来流温度高达1315 K,发动机的材料也将面临非常严峻的问题,因为冷却气本身温度大幅提升,热端部件难以冷却;冷端部件同样面临高温的问题,轴承、润滑系统等都处于高温环境,严重影响发动机正常工作。解决上述问题最直接有效的办法是强预冷,即将高速飞行时进入发动机的高温滞止空气在气流流过的瞬间(0.01~0.05 s)降温800~1000 K,使 $Ma=5$ 的来流温度从1315 K瞬间下降到300~500 K,达到现在涡轮发动机完全可以正常工作的进气温度,且材料和冷却的问题也得到大大缓解。

实际上,预冷的思想从20世纪60年代就已提出,此后,各航空强国先后开展了多方案的探索,如美国的MIPCC方案和KLIN方案,俄罗斯的ATRDC方案,以及日本的ATREX方案等,这些方案由于没能从基本科学问题上有所突破,除日本方案外都因看不到工程前景而终止。

20世纪80年代,英国几位年轻的工程师成立了英国喷气发动机公司(Reaction Engine Limited, REL)为解决强预冷问题发展了另一条技术途径,从此翻开了喷气推进技术崭新的一页。

4.2 实现强预冷的技术措施

实现强预冷的技术措施是两条:超临界状态介质换热和微尺度换热单元。物质气态与液态共存的平衡状态,称为临界状态;当工作介质的压力、温度超过临界状态,称为超临界状态。流体处于超临界状态,具有特殊的特性:其粘性系数和扩散系数接近气态,因而流动损失小;其传热系数和密度等

接近液态,因而换热能力强。所以用超临界状态流体作为换热介质,可得到流动损失低、换热量大的换热效果。微小尺度换热单元,例如换热基本单元为毛细管,因为单位质量介质的换热面积与毛细管半径成反比,减小半径可加大换热面积。毛细管直径小于1 mm,壁厚小于0.05 mm,其换热能力很强。所以以超临界状态介质进行换热,以微小尺度薄壁构件为基本换热单元,可实现强预冷。

4.3 强预冷技术面临的困难和优势

这条技术途径面临的主要挑战是新的、严峻的科学技术问题,它既涉及换热和循环理论方面的基础问题,也涉及加工制造方面的许多科学问题。这条技术途径的优点是,可以沿用涡轮发动机的技术而不需在这方面解决任何新的技术瓶颈,且可以避免TBCC的各种难题。

4.4 强预冷技术的应用

2012年底,英国REL公司宣布,在地面试验实现了强预冷。在此之前,英国REL公司和欧盟等联合提出了以强预冷为基础的Sabre“军刀”发动机方案(图8)和Scimitar“弯刀”发动机方案(图9),前者是Skylon“云霄塔”单级入轨飞行器的动力,后者用于 $Ma=5$ 的高超声速大型民用客机动力^[5]。

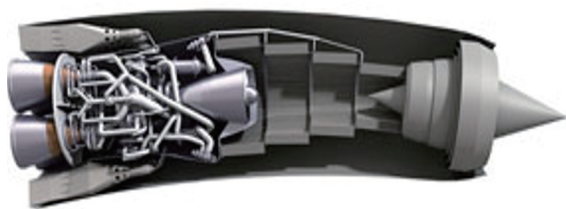


图8 Sabre“军刀”发动机方案

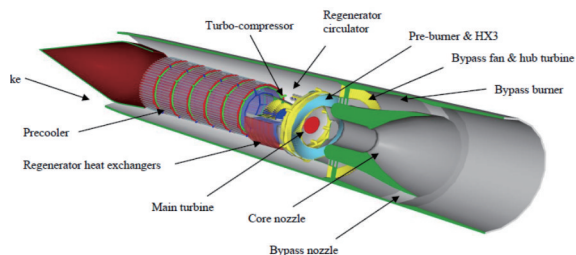


图9 Scimitar“弯刀”发动机方案

国外对于该新型发动机技术给予了极高评价,认为是“喷气推进发明以来的第二次革命”,新推进技术

的发明“会彻底改变人类未来的空中和太空旅行”。

国内也对强预冷发动机的科学技术问题开展了大量研究,取得了一批极富创新性的重要成果。

5 自适应变循环发动机

5.1 变循环发动机思想的提出

军用航空发动机另一重要发展方向是自适应变循环发动机^[6]。美国空军强调生存性,有关“远程打击攻击机”(LRS)的研究表明,超声速巡航对于及时攻击和生存性是非常重要的;但同时为了投放快速响应武器,长的航程和续航或待机时间也同样重要。这就要求未来发动机要同时具有高速大推力状态和低油耗的经济工作状态的两个基本工作点。目前的发动机技术不能同时满足上述两点要求,由此提出了自适应-变循环问题。

2007年,美国空军要求到2017年时生产的发动机比2000年的基准发动机在经济可承受性水平方面提高10倍。计划的关键是“自适应通用发动机技术”(adaptive versatile engine technology, ADVENT)项目。自适应通用发动机方案如图10、图11所示。

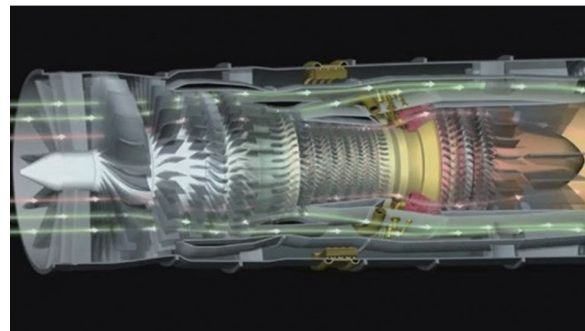


图10 自适应通用发动机ADVENT

5.2 变循环的实现

“自适应通用发动机技术”项目的目标是发展在飞行包线内可以改变风扇、核心机流量和压比,从而优化发动机性能。这些自适应技术在发动机上的一种应用是变循环发动机(variable cycle engines, VCE),它既可以满足高速飞行的需要,也可以满足低速待机长续航时间或远程持久飞行和经济性要求,使发动机在各种飞行和工作状态下均具

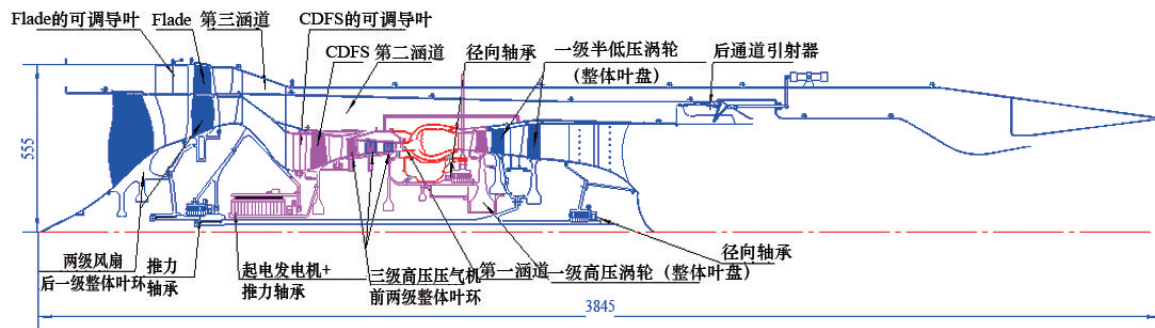


图11 自适应通用发动机ADVENT方案示意

备良好的性能,是应用于第四、五代多用途战斗机的理想动力装置。

5.3 自适应的含义

所谓自适应发动机技术,是由于传感器技术和全权限数字电子控制技术的成熟,使对发动机的控制比过去更简单和方便,工作点的控制更连续,容易实现对飞行阶段全过程的适应性控制与调节。通过控制软件升级,硬件不改变也可以提升发动机的性能,只要能完成变循环工作就可以。

5.4 自适应通用发动机ADVENT

由图11可见,自适应通用发动机由三涵道组成:核心机主流、风扇旁路与第三旁路,分别通过活门连接。当起飞和高速飞行需要大推力时,活门关闭,更多空气流入核心主流,加大单位推力和总推力;当持续巡航时,活门打开,更多空气流入外涵,降低耗油率。

5.5 F-120变循环发动机

实际上,在ADVENT概念机之前,美国已先后有几型变循环发动机面世,包括配装SR-71“黑鸟”战略侦察机的发动机J-58,以及F-120发动机和F-136发动机。其中,F-120发动机很具典型性,如图12所示。

F-120发动机是美国GE公司为“先进战术战斗机”YF-23研发的动力,为了同时满足YF-23在低速和高速状态下的高性能要求,采取了以单涵道(涡喷模式)和双涵道(涡扇模式)相结合的变循环工作模式。在亚声速巡航的低功率状态,发动机以双涵(涡扇)模式工作。被动作动旁路系统打开,使更多的空气进入外涵道,使推力增大。在超声速巡航的高功率状态,发动机以单涵(涡喷)模式工作。

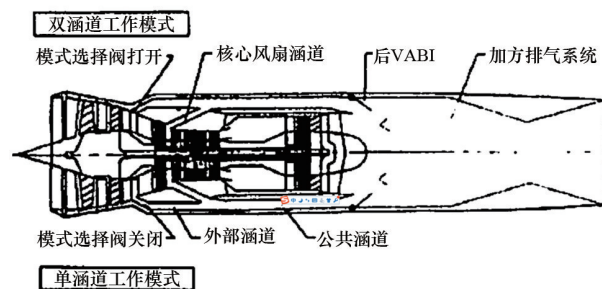


图12 F-120发动机

旁路系统模式选择活门关闭,迫使空气进入核心机,发动机顺利进入涡喷模式。通过双模式的设计,使F-120推力达到了惊人的15.88 t,还解决了发动机在低速和高速状态下的油耗问题。相对而言,美国普惠公司的F-119发动机最大推力为15.6 t,油耗高,在低速飞行时经济性差,也造成了F-22“腿短”的问题。在随后的F22/F-119与YF23/F-120的竞争中,虽然F-120发动机全面性能更好,考虑到其结构更复杂,从发动机长期使用的安全性和可靠性出发,还是选用了F-119发动机。尽管YF23/F-120落败,但F-120在兼顾低速和高速性能方面的优势,得到同行专家的广泛认可。

变循环发动机的成功将使下一代飞机既具有低油耗、长距离飞行的能力,也具有大推力、不加油超声速巡航的能力。

6 民用大涵道比发动机

从现在技术发展情况看,在21世纪的前50年,大涵道比涡扇发动机或在此基础上的各种改进类型发动机仍将占据民航动力的统治地位^[17]。可能的改进类型发动机主要有齿轮驱动风扇发动机

(GTF)、开式转子发动机(Open Rotor)和间冷回热发动机(IRA)。太阳能等新能源发动机也是重要的发展方向。

6.1 对民用客机发动机的要求

民用航空发动机的研制有很高要求,但各要求的重要程度不同。按相对重要性来看,安全性/可靠性非常高,可承受性/成本和价格也非常高。对于影响环境的诸因素进行比较,对其燃料燃烧污染

物排放的控制逐步增加,对发动机工作噪声的控制也逐步增加。

6.2 民用发动机的发展趋势

表2为民用发动机主要参数的发展趋势,可以从某些方面看出这些发展是怎样体现经济性、环保等要求。由表2可见,取证时间越新的发动机,涵道比越高,涡轮前燃气温度越高,风扇压比越低,总增压比越高,巡航耗油率越低。

表2 典型大涵道比涡扇发动机循环参数

取证时间	典型发动机	涵道比	风扇压比	总增压比	涡轮前温度/ K	巡航耗油率/ [kg·(daN·h) ⁻¹]
1977—1992年	RB211, PW4000, CFM56, V2500, PW2037, JT9D等	4~6	1.7	25~30	1500~1570	0.58~0.7
1993—2007年	Trent800, PW4084, GE90, Trent900, GP7200等	6~9	1.5~1.6	38~45	1570~1830	0.565~0.6
2008年以后	GEnx, Trent1000, PW8000等	10~15	1.3~1.4	50~60	>1900	0.5~0.55

从航空燃气涡轮发动机原理出发,分析研究这些参数的影响。航空燃气涡轮发动机既是热机,也是推进器。作为热机,它把燃料的热值转化为机械功,衡量其有效程度的是热效率;作为推进器,它把机械功转化为推进功,衡量其有效程度的是推进效率。热效率与推进效率的乘积就是发动机的总效率,单位燃料消耗率与总效率成反比。提高总增压比,在部件效率不过分降低的条件下,有利于提高热效率,所以不断提高总增压比是现代民机发展的基本趋势。提高涵道比、相应降低风扇压比,有利于降低排气速度,降低离速损失,因而有利于提高推进效率,也有利于降低噪声(噪声水平正比于排气速度的8次方)。所以提高涵道比也是现代民机的发展趋势。

民机的部件效率对整个民机的品质有极大的影响,部件效率不高,提高总增压比不可能降低耗油率。只在总增压比能提高的条件下,提高涡轮前燃气温度才能降低耗油率,否则将提高耗油率。

民机发动机性能的提高总是与先进技术的采用为标志的技术进步相联系的。例如,经济性一直是民用航空发动机追求的目标之一,主要通过降低耗油率与全寿命费用来实现。例如美国GE公司与

法国 SNECMA 公司于 1998—2003 年实施了 TECH56 研究计划,开发和验证了金属材料空心弯掠风扇叶片、高载荷高压压气机、高载荷高压涡轮、对转低压涡轮、对转差动轴承、带冷却的全功能发动机数字控制器等,实现了“与 1999 年的 CFM56 发动机相比,拥有费用降低 15%~25%,耗油率降低 4%~7%,维护费用降低 15%~20%”的目标。英国罗罗公司则以 Advance2 和 Advance3 项目所发展的双转子或三转子发动机技术在 2020 年前达到成熟为目标,实现发动机耗油率比遑达 700 发动机至少降低 20%。

环保性是民用航空发动机适航取证必须满足的强制性要求。为进一步降低发动机的噪声和污染物排放,美国 GE 公司与法国 SNECMA 公司正在实施 LEAP56 研究计划,开发和验证了新一代双环形预旋流低排放燃烧室技术,以实现“NO_x排放量低于国际民航组织的排放规定值的 60%、CO₂排放量明显降低”的目标;开发和验证了先进的复合材料风扇叶片、先进轻质齿轮箱等技术,以实现“噪声相对 2000 年技术水平发动机降低 10~15 dB”的目标。英国罗罗公司与法国 SNACMA 公司等正在实施清洁天空(CLEAN SKY)研究计划,开发和验证

了轻质部件技术、低噪声结构技术和主动噪声控制技术等技术,以实现“噪声较2000年技术水平发动机降低16 dB”的目标。

在以下几个方向,民用航空发动机将实现进一步发展:

1) 齿轮驱动风扇式的涡扇发动机(GTF)。现役的涡扇发动机是通过低压涡轮轴直接驱动风扇,而GTF是通过减速齿轮箱带动风扇,其优点是低压涡轮可采用更高转速,从而减少涡轮级数(例如由7级减至3级),如图13所示。同时,风扇可采用更低的转速,以得到更大的涵道比和更低的叶尖切线速度,既可进一步降低耗油率,也可降低噪声。目前,美国普惠公司GTF技术已很成熟,全新研制的PW1000G系列发动机已经交付使用,实现耗油率相比在役发动机降低11%~12%,噪声比第3阶段环保要求低30 dB。

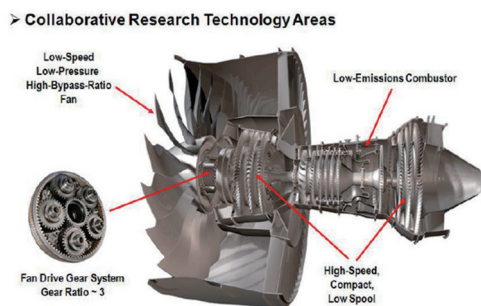


图13 齿轮驱动风扇式的涡扇发动机(GTF)

2) 开式转子发动机(open rotor)。所谓开式转子,就是桨扇发动机或无涵道风扇发动机(图14),其主要优点是涵道比可大幅度加大,从而有效降低耗油率。开式转子的推进效率明显高于通常的涡扇发动机,但受桨扇尖部不产生过强激波的限制,其最高巡航速度略低。普惠公司认为,开式转子可能会在以下几个方面限制自身的应用:增加飞机重量;影响飞机气动外形,且使飞机结构做较大改变,抬高短仓以适应直径更大的桨扇;使飞行速度降低到 Ma 为0.75;增大座舱噪声和环境噪声;对机身保护及乘客心理承受能力等要求更高。通常认为,除非油价大幅提高,可能不会采用此技术。

3) 间冷回热发动机(IRA)。间冷回热是在普通的涡轮发动机高压压气机和低压压气机之间设

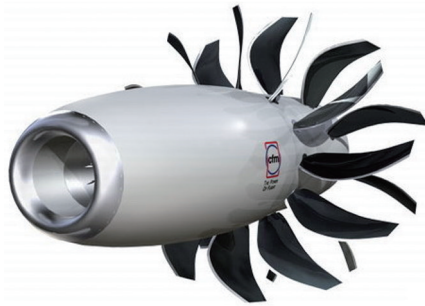


图14 开式转子发动机

置一台中间冷却器,用于带走压气机之间的热量,降低高压压气机的进口温度,使其易于压缩,间冷器用外涵空气作为冷源;而在尾喷管排气中设置一台回热器,回热器将排气中的部分热量送回到燃烧室进口的高压排气中,使从压气机出来后的空气提高200℃。目前,由欧洲多国参与发展的IRA技术正在开发中。间冷回热循环核心机热效率比常规循环大约可高出14%~16%。间冷回热技术已在地面和舰船燃气涡轮发动机上得到应用,而在航空上至今未获应用,主要原因是现在的换热器技术还不能制造出换热效率足够高而重量可以接受的产品;否则,间冷回热带来的收益将不能补偿换热器过重带来的损失。

总之,发动机性能的提高,推动着飞机进步。以100海里(=185.2 km)飞行任务为例,1950年的彗星飞机的油耗约为12 L/100座,而2000年A340-300飞机的油耗则降为3.6 L/100座,降低约70%。分析研究表明,其中飞机的改进做出了30%的贡献,而发动机的进步则做出了40%的贡献,是很可观的。

7 混合电推进技术

7.1 混合电推进可进一步提高燃油利用率

对于基于布雷顿循环的喷气推进系统而言,每一次的技术进步都将带来燃油效率的大幅度提升。但是,目前性能最好的涡轮风扇发动机只能使用燃油40%的潜在能量;而正在研制的、采用变循环技术的新一代涡轮风扇发动机也只能利用55%~70%的燃油能量。为了进一步提升推进系统的效率,美

国和欧盟均将混合电推进系统视为有潜力在 2030 年前后投入使用、极有前景的民用航空动力解决方案,并组织飞机系统集成商和发动机制造商开展积极地探索和预研。

混合电推进技术^[8]是指通过传统燃气涡轮发动机发电,为分布在机翼或机身上的电动机提供电力,并由电动机驱动风扇提供绝大部分或全部推力(燃气涡轮发动机可部分提供或不提供推力)的一种新型推进技术。该技术等效于大幅提高燃气涡轮发动机的涵道比,其最大的优势是能极大降低推进系统的燃油消耗量和各种污染排放。美国波音公司、GE 公司以及欧洲空客集团、德国西门子公司和英国罗罗公司,都在政府支持下开展了混合电推进技术的研究。

混合电推进技术将涡轮发电、燃料电池、锂电池等不同形式能源系统搭配组合,利用电能传输便捷与控制灵活等特点,使得推进系统与飞行器能够按照需要进行融合设计。混合电推进技术的出现为飞行器与推进系统设计提供了全新的思路,能够使飞行器的综合性能得到提升,实现更灵活的起降、更高效的巡航以及更低的噪声与污染物排放,将带动全球航空业向数字化和电气化方向发展。

为了促进混合电推进技术的快速发展,美国 NASA 先后支持了亚声速超绿色飞行研究(SUGAR)计划、可扩展集合电推进技术使用研究(SCEPTOR)项目等来支持相关企业和机构开展混合电推进技术探索,已形成大功率混合电推进系统概念研究牵引和小功率混合电推进技术应用研究的发展格局。与此同时,NASA 规划了相应的试验设备建设计划,为提高混合电推进技术的成熟度提供保障。

7.2 典型的混合电推进系统

美国波音公司在 Sugar 项目下探索了分布式混合电推进系统动力解决方案。该方案的主要特点是由一个或多个涡轮轴发动机带动发电机(组)发电,产生的电能被输送到分别的风扇/电动机组件(以及机载子系统),驱动多个分布在机翼上部、下部或内部风扇工作。另外,波音公司还与 GE 公司合作探索了一系列混合电力推进系统,如采用电池的 eFan 推进系统、采用燃料电池/燃气涡轮混合的

fFan 推进系统和采用电池/燃气涡轮混合的 hFan 推进系统。

分布式混合电推进系统的一个主要优点是能够集成到机体结构上,优化机体周围的流场。置于机翼尾部的分布式风扇可吸入机翼背面的边界层,使之加速,从而提高机翼的升阻比,减轻飞机重量,减少所需推力,有利于降低油耗与污染。

针对未来宽体客机市场,NASA 还探索了全复合材料和翼身融合体(HWB)的 N3-X 飞机概念,如图 15 所示,其最突出的特点是采用了燃气涡轮电力分布式推进系统(TeDP)。TeDP 将产生推力的装置与产生动力的装置分开,由两台安装在翼尖的涡轴发动机驱动超导发电机产生电能,并驱动 15 台嵌入机身的超导电动推进器产生推力,最终实现比波音 777 飞机耗油率降低 70% 以上的目标。



图 15 混合电推进飞机方案(N3-X)

8 国外航空发动机发展的经验

航空发动机作为关系到国家安全和国民经济发展的战略产品,无论是市场经济非常发达的美国和欧洲,还是处于经济转型期的俄罗斯,都持续投入大量人力、物力、财力,建造大量实验设备,强化基础研究,打造了强大的航空发动机战略产业,发展到了很高水平。现探讨其发展的主要经验,这些经验反映了对自然规律的认识,就其精神而言,对中国也是适用的。

1) 航空发动机研发的基本特点是工作环境极端恶劣,而要求又极端苛刻。例如,涡轮叶片是在温度达 1800~2000 K 的高温燃气中工作,而三代单晶高温合金最高耐温 1376 K;600~800 K 的温度差

距则全靠冷却叶片和隔热涂层等技术手段解决。在可靠性方面,民机空中停车率为1000发动机飞行小时只允许停0.002~0.02次,足以看出其要求的极端苛刻。

2) 从科学问题看,发动机内流问题的特点是,复杂边界条件下、强三维、固有非定常、包含转捩过程的复杂湍流流动,而湍流问题至今基本未得到解决,而且在近期看不见根本解决的前景。

3) 从所涉及的学科看,航空发动机是多学科交叉——气、固、热、声、控、材料、工艺等多学科耦合。

4) 由于所涉及的科学问题至今基本未得到解决,且多学科交叉的特点更增加了问题的复杂程度,所以美英等国在发展航空发动机长期过程中绕开了复杂未解的理论问题,直接依靠试验,即建立大量的试验设备,进行大量的试验研究,以大量试验数据为基础,总结经验关系,发现规律。

发动机就其本质而言是一门实验科学。直到计算流体力学和数值仿真技术高度发展的今天,虽然计算流体力学已能发挥非常大的作用,但美国GE公司、英国罗罗公司等设计的新压气机,特别是高压比核心压气机,仍依靠长期积累的经验数据。这不是否定理论的作用,理论能起重要的指导作用与宏观把控,但细致入微的定量设计最终仍依靠试验经验关系确定。我们相信,理论关系、数值计算会越来越逼近试验数据,并在设计研制中发挥越来越大的作用,但归根到底,需要依靠试验研究,发现新的规律,获取新的科学知识,并最终依靠试验检验设计。

美国在其国家关键技术计划中如此描述航空推进技术:“这是一个技术精深得使新手难以进入的领域,它需要国家充分保护并利用该领域的成果,需要长期数据和经验的积累以及国家大量的投资……”。

正是基于以上的基本认识,发达国家发展航空发动机采取了以下的举措。

1) 重视基础研究,实行政府主导、产学研用合理分工而又密切合作的举国体制。

航空发动机是多学科交叉的高端复杂系统,决

定其品质的基本要素是核心技术。高端产品的特征是核心技术堆集。核心技术以科学知识为基础,基础研究则是获取科学知识、掌握核心技术的基本途径。掌握核心技术是长期、复杂、艰巨的任务。西方国家几十年来,投入大量人力、物力、财力,建造实验设备,通过基础研究,获取大量实验数据,建成系统完善的数据库,才掌握了核心技术,所以基础研究是现代西方发动机行业的基础。(1) 政府的主导作用,首先体现在政府高度重视,作为国家重要战略产品,在政策制定、投资方向和强度、顶层规划和计划管理等方面予以体现和贯彻。政府下决心持续投入大量人力、物力、财力,建造大量实验设备,强化基础研究,打造了现代强大的发动机基础,这是政府主导的成功经验。(2) 产业界和学术界合理分工而又密切合作是举国体制的关键。在整个产业链中,产业界和学术界都有相对优势和相对劣势的环节,按各自优势的环节分工研究,最后综合集成,构建以科学知识为基础、以大量实验数据支撑的核心技术体系。

2) 实施持续、高强度投入的一系列国家级研究计划。

发动机先进国家成功经验之一是持续实施一系列国家级研究计划,这些计划的特点如下。(1) 以未来战争、民机市场和使用故障对技术的需求为牵引,确定计划的方向、定位和技术指标,充分体现国家意志,贯彻国家战略意图。(2) 计划不针对任何具体型号,而以获取知识、掌握技术、提升核心能力为基本诉求,但其成果却可用于各类型号,“沿途下蛋”,既支撑现役型号的升级换代,也支撑新型号研制,体现了重基础、以技术支撑和推动行业发展的基本理念。(3) 计划的高强度经费投入。美国在1988—2017年,先后实施的“综合高性能涡轮发动机技术计划”(IHPTET)、“通用、经济可承受的先进涡轮发动机计划”(VAATE)和“极高效发动机技术”(UEET)3项计划,总投资高达90亿美元。对基础研究一贯给予高投入,美国在2013年的国防经费预算中,基础研究的经费比例占到了18%。高强度的经费投入,提供了掌握核心技术的经济保障。(4) 计划从制定到实施,实行政府主导、产学研

用结合的举国体制,充分发挥了各方优势,保证了计划实施的有效性和高效率。(5) 计划持续且协调。美国从20世纪50年代开始,持续实施了一系列国家研究计划,从未间断。这些计划前后搭接,有机协调,无缝无漏,相互补充支撑,以保证构建成完整而又不断提高的核心技术体系。这些计划的实施,不断显著提升了美国航空发动机的科学技术水平和能力,为美国占据国际领先的优势地位起到了决定性的作用。

3) 建立专门机构,是掌握核心技术、造就基础研究人才、培养专业技术人才的重要组织措施。重视基础研究,掌握核心技术,要有组织保证。美国建立了NASA,俄罗斯建立了CIAM等,他们是专职科研机构,其基本职能是通过一系列的国家计划,与其他科研机构和研究型大学紧密结合,获取科学知识,掌握核心关键技术,为型号研制提供科学技术支持;但不直接承担型号研制任务,经费由政府提供而不靠赢利。建立专职科研机构是有力的组织措施,不仅有利于将力量集中于掌握核心技术,不分心于发动机型号研发,而且有利于培养造就一支专门从事基础研究的人才队伍,为型号研制提供源源不断的专业技术人才补充。

洋为中用,国外的经验体现了航空发动机研发的某些规律;他山之石,可以攻玉。飞上蓝天是人类已经实现的伟大梦想。借助于不断进步的动力技术,我们一定能飞得更高、更快、更远!

参考文献 (References)

- [1] 陈懋章, 陶智, 唐海龙. 航空动力技术新进展[M]//中国科学院. 2015高技术发展报告. 北京: 科学出版社, 2015.
- [2] 陈懋章. 航空发动机技术的发展[J]. 科学中国人, 2015(28): 10-19.
- [3] 刘大响, 陈光, 黄苏桥. 航空发动机: 飞机的心脏[M]. 北京: 航空工业出版社, 2003.
- [4] 邹正平, 刘火星, 唐海龙, 等. 高超声速航空发动机强预冷技术研究[J]. 航空学报, 2015, 36(8): 2544-2562.
- [5] Reaction Engines Ltd. The biggest breakthrough in propulsion since the jet engine[EB/OL]. (2012-11-28). http://www.reactionengines.co.uk/press_release.html.
- [6] 李斌, 赵成伟. 变循环与自适应循环发动机技术发展[J]. 航空制造技术, 2014(20): 76-79.
- [7] 刘永泉. 航空动力技术发展展望[J]. 航空科学与技术, 2011(4): 1-3.
- [8] 张小伟. 航空发动机技术的未来发展之路[N]. 中国航空报, 2016-11-13(01).

Development and innovation of aeroengine science and technology

WANG Qiang, ZHENG Riheng, CHEN Maozhang

School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China

Abstract Aeroengine is the heart of airplane and the key to the human flying dream. This paper briefly reviews the engine technology progress, aircraft invention, jet engine advent, and continuous innovation in the aviation power field. The development status and trend of hypersonic precooled turbine engine, adaptive variable cycle engine, civil high bypass ratio engine, and hybrid electric propulsion technology are emphatically introduced, respectively. Finally, the main experience and important measures of foreign aviation engine development are discussed.

Keywords aeroengine; scientific and technological innovation; foreign experience ●



(责任编辑 王丽娜)