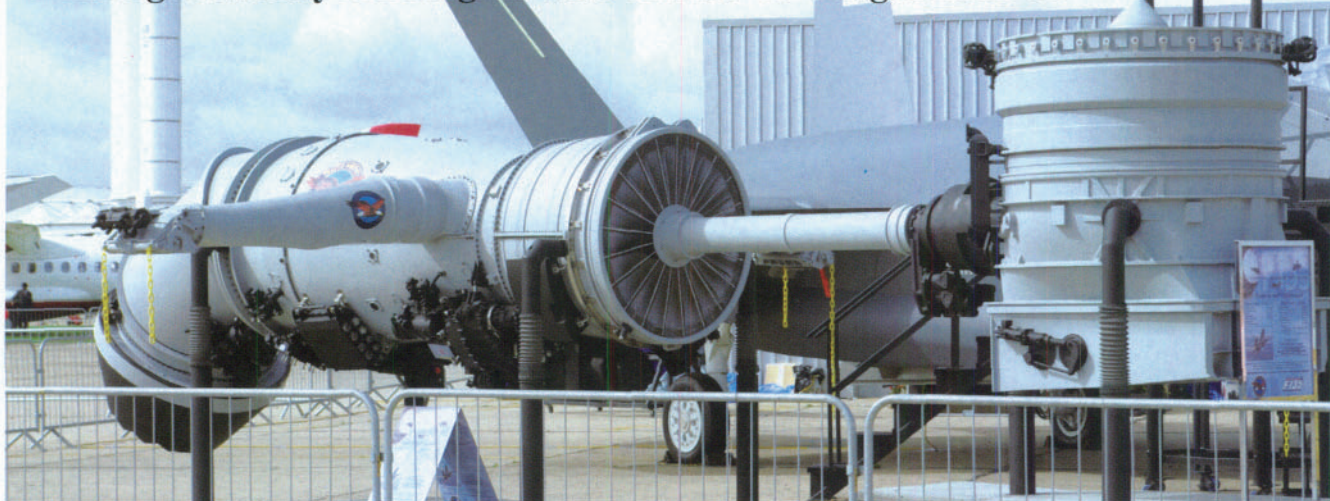


国外推重比10一级军用 发动机综述

Foreign Military Aeroengine With Thrust-to-Weight Ratio 10



原成都飞机设计研究所 杨国才



杨国才

长期为中航工业工作,直到退休。业界知名,有所建树。现受聘为中国科协中国未来研究会未来研究院研究员等职务。先后参与歼-10、枭龙/FC-1等3个国家重点型号飞机的设计与研制。曾获首届全国科学大会“科技进步”二等奖、原航空工业部级科研成果二等奖以及多个省部级奖项。2005年荣获“国家重点人才创新科研成果”一等奖,2008年荣获“共和国改革先锋”、“中国百名优秀代表人物”等荣誉称号。

32 航空制造技术·2009年第16期

预计21世纪前20年战斗机发动机的推重比有可能达到15~20,部件数量减少40%,重量减轻50%,耗油率及研制成本又将下降约30%,为未来的国际第五代作战飞机提供不可或缺的、前所未有的强大动力。

发动机是飞机的“心脏”,其重要性不言而喻。飞行器的发展很大程度上依赖新概念推进系统的实现和改进。20世纪60~70年代涡扇发动机的问世,使战斗机的飞行速度、航程和机动性出现了历史性飞跃。

过去几十年,发动机推重比从1~2提高到8~10,使飞机的作战推重比从0.4提高到1.3左右,耗油率下降约50%。以F-35战机为例,其发动机F135、F136是迄今为止为战斗机研制的推重比10一级的推力最大的发动机,其最大使用推力可达187kN,其瞬时推力可达222kN。其采用的航空涡扇发动机,从常规的涡

扇发动机F135,到可以应用在各种飞行状态下、最佳热力循环性能和推力更大的F136变循环发动机,更好地实现了轻型第四代飞机作战的需求。预计21世纪前20年战斗机发动机的推重比有可能达到15~20,部件数量减少40%,重量减轻50%,耗油率及研制成本又将下降约30%,为未来的国际第五代作战飞机提供不可或缺的、前所未有的强大动力。

推重比10一级的军用 航空发动机

纵观国际上战斗机的发展趋势,21世纪前30年,将是第四代战机纵

横天下的时代。作为一种更先进的武器飞行平台,其主要的性能特点有:持续超音速飞行的能力、非常规机动能力、短距起落能力和隐身能力;能进行超视距多目标全向攻击和精确打击。多任务新型战术飞机 F-22 在很大程度上可以代表世界战斗机发展的未来。尽管在性能指标上尚有某些不确定性,但 1997 年 9 月 7 日首飞成功的 F-22,被公认为是具有上述全部特点的典型的第四代的战斗机。由于 F-22 飞机过于昂贵,其生产型出厂单价在 1.8 亿美元左右(2001 年币值),连美国也无力大量装备。2009 年初,奥巴马入主白宫后,否决了 F-22 的继续生产,本在预料之中。尽管这样,按原有的订单,F-22 的交付在 2010 年左右仍然将会达到高峰。由此将提高战机在现代战争条件下的适应能力与生存能力。而在研的同属第四代的轻型联合攻击战斗机(JSF)F-35,预计 2010 年后将在陆海空三军中全面取代现役的第三代战斗机。F-22 与 F-35 将形成“高低搭配”,成为美国新的主力战机。

F-35 的 F135、F136 发动机

F-35 项目是美国有史以来最大的一笔军火合同,预算将达 2200 亿美元以上,估计 JSF 计划的发展研制费用为 230 亿美元(以上均为 2002 年的币值)。仅是美英两国,就计划采购 3002 架 JSF 战斗机。

F-35 只是基本设计型号,由此发展出 3 种型别:F-35A CTOL(空军的常规起降型)、F-35B STOVL(海军陆战队的短距起飞/垂直降落型)和 F-35C CV(海军的舰载型)。所有型别都安装单台相同的发动机,没有辅助发动机来产生升力和作为它用。

F-35 的用户可以选择采用普·惠公司 F135 发动机,还是 GE 公司的 F136 发动机。简单地说,前者是

基本发动机,从 F-22“猛禽”飞机所采用的 F119 发动机发展而来;F136 则是根据 YF-22 原型机的备用发动机 YF120 改进制成的。

必须说明的是,F119 与 F120 发动机均为推重比 10 一级的新一代大推力涡扇发动机,均可与二元矢量喷管适配。所不同的是,F119 的推力比 F120 的略小;且 F120 是变循环发动机,而 F119 是常规涡扇发动机。其实,F119 的中标与 1991 年 4 月 23 日美国空军宣布“先进战术战斗机”(ATF)计划的 YF-22A/YF-23A 两雄相争,谁胜谁负并无关系,因为 YF-22A 与 YF-23A 既可装 F119,也可装 F120 型发动机。就发动机的原理而言,变循环发动机比常规发动机能更好地满足第四代战斗机的要求。据悉,F120 落败的主因是军方认为普·惠公司在矢量喷管方面已取得了实质性进展,而常规涡扇发动机比变循环发动机简单、研制风险相对较小,为了不影响第四代重型战斗机 F-22 的研制进度而选择了 F119。

目前,所有关于这些发动机的详细资料都是保密的。即使是已经开始生产的、用于 F-22 飞机的 F119 发动机,也只知道属于“35k 磅级”,意思是海平面最大推力在 155.6kN(3.5 万磅力)范围内。F135 被归入“40k 磅级”,而其竞争者 F136 则为“40k 磅以上级”。这样,未来各型别的 F-35 将获得同现在的 F-22 双发战斗机大致相当的推力。

1 F135

两种 F135 型别发动机都采用一个单级高压涡轮驱动高压压气机,一个两级低压涡轮反方向驱动低压压气机或风扇,从而不再使用连接涡轮的静子叶片。其核心机同 F119 的类似,包括 1 台六级高压压气机、短环形燃烧室和高压涡轮。毫无疑问,其关键核心部件,如高压涡轮转子叶片装置采用了目前先进工艺、冷却技术和涂料,使其可以在温度大大高于叶

片材料实际熔点的气体中工作数千小时。同 F119 相比,为获得更大的推力,F135 采用了更强大的低压系统,其中的三级压气机可以处理更多的气流,从而在增加推力的同时,提高了发动机的涵道比。

F-35B 的发动机型号为 F135-PW-600,添加了升力风扇等许多部件,可为飞机悬停飞行提供垂直推力和飞行控制。在 STOVL 型别中,F119 发动机改进型两级涡轮产生的轴动力通过一根软管状联接轴驱动罗·罗公司升力风扇,令人印象深刻。升力风扇安装在 F-35B 飞机重心前方,以使后部的主发动机位置保持不变,性能得到提升,并保持了与 CTOL 型别的通用性。由此可见,F-35B 发动机位置的选择是明智的。如果没有升力风扇,在飞机重心上需安装 1 台改进型升力/巡航发动机。而这可能导致严重问题的出现,例如像“鹞”式飞机那样,要更换发动机时必须先将机翼移开;还将导致出现如



F-35B 战斗机的升力风扇

X-32B 那样的升力喷管高温燃气对机身及跑道(甲板)危害的大问题。

在 JSF 项目的 3 个型别中, 数 STOVL 型别的技术要求最为苛刻。事实上, 该型别动力系统设计成功与否? 其优缺点如何? 成为波音与洛·马两家竞争对手夺标的的关键所在。

2 F136

了解普·惠公司 F135 发动机后, 我们不能忽视它的竞争对手 GE 公司的 F136 发动机。不管最后这家位于辛辛那提的公司生产的 F136 备用发动机是否会被选中安装到未来的 F-35 各型别飞机上, 它都是一种功率更强、效率更高的非常规发动机, 在某些部件(如涡轮、燃烧室等)上还采用了更为先进的变发动机热力循环技术。

与 F135 一样, F136 动力系统也是 GE 公司与英国罗·罗公司联合研制的。F136 发动机的基础是 GE33 技术验证发动机, 设计于 70 年代末, 从 1986 年开始进行试验。在第二台联合技术验证发动机(JTDE)基础上制造出 YF120 发动机, 在 1990 年 9 月 29 日为首架 YF-22 的首飞提供动力。F136 发动机核心机的测试从 2005 年开始, 而整台发动机试车从 2007 年开始。经过飞行验证的 F136 发动机将于 2009 年装在 F-35 上, 而生产型的发动机可能于 2012 ~ 2013 年投入使用。

在此项目中, 罗·罗公司的份额不少于 40%, 包括通过合并叶盘结构和采用 SPF/DB (超塑成形/扩散连接) 来生产出带空心叶片的整体风扇。先进的短环形燃烧室结构非常紧凑, 其火焰筒是采用获得专利的多孔层板合金(Lamilloy) 结构的一个例子, 该结构将冷空气扩散在燃烧室表面。高压涡轮喷口也采用多孔层板合金发散发散冷却材料, 经过浇铸胶接工艺制成。下游是罗·罗公司的无静子叶片(有人称为“无级间导向器”) 对转转子低压涡轮。现在有一种说

法认为: F135 是一种很难对付的发动机, 但即使那样, 与之竞争的变循环设计的 F136 发动机也能够击败它; 这是因为在起飞、加速和超音速飞行时 F136 以涡喷发动机模式工作, 而在亚音速巡航时又以涡扇发动机模式工作。

有迹象表明, F136 发动机如在 F-35 上得到装机采用, 那么极有可能促使其前身 F120 变循环发动机的改进, 并早日成为新型超音速运输机的理想动力装置。由此将成为 21 世纪在研发动机先满足军机要求, 后改为民机使用的一个事例。

“台风”战斗机的 EJ200 发动机

EJ2000 “台风”战机是欧洲四国英、德、意和西班牙联合研制的新型战斗机, 其发动机 EJ200 在近几年的国际航展中频频展出, 给人们留下了深刻印象(参见表 1)。

“台风”战机已进入服役, 2002 年 10 月第一架生产型飞机已交付英国空军。据试飞资料报道, 该机已获得“惊人”的加速性能, 敏捷性超过当前服役的最好战斗机。飞机经常进行发动机不加力的超音速飞行(即

“超音速巡航”), 发动机加力时的飞行速度超过 Ma2.0, 而飞机带副油箱时已飞到 M1.6。

虽然与第四代战机相比, “台风”战机的部分隐身能力显得不足, 其前半球的雷达反射横截面积(RCS)为 2m^2 ; 但飞机的无忧虑操作和最先进武器, 使其空战效能将是第三代战斗机的 1 ~ 2 倍, 对地作战效能将是 1.25 倍。

就其综合指标来看, “台风”已实实在在地达到了“三代半”水平。业界人士普遍看好其市场前景, 除了满足项目合作四国目前共计 620 架的内需之外, 预估在 2005 ~ 2025 年, “台风”将可得到约 400 架新机的出口份额, 从而成为美国 F-35 的最有力的竞争对手。

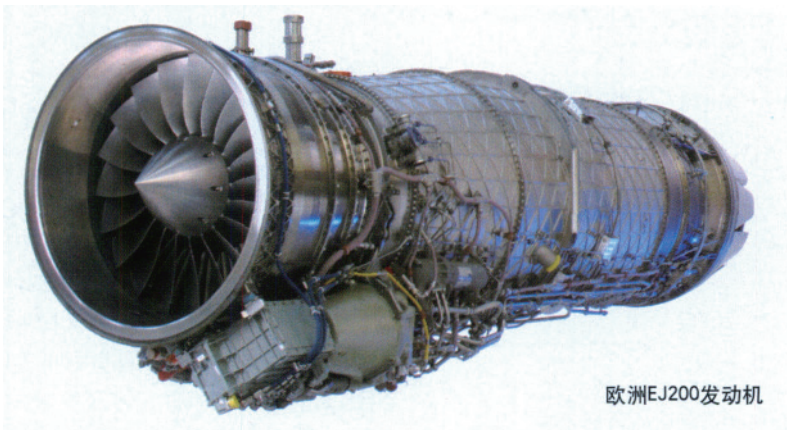
1 性能、结构和新技术

EJ200 是一种静态加力推力为 90kN、中间推力为 60kN 的涡扇发动机。推重比约为 10, 总增压比为 26, 涵道比为 0.4, 风扇压比为 4.2, 涡轮进口温度为 1477°C , 空气流量为 $75 \sim 77\text{kg}/\text{S}$, 耗油率 $0.74 \sim 0.81\text{kg}/\text{daN}\cdot\text{h}$, 加力耗油率 $1.66 \sim 1.73\text{kg}/\text{daN}\cdot\text{h}$, 最大直径为 863mm, 长度为 3556mm。该发动机设计留有约 15% 的推力增长潜力。

EJ200 在研制阶段虽然也引入了一些新技术, 但在很大程度上归功于罗·罗公司的 XG-40 技术验证机。该发动机最初采用三转子结构方案, 以后又改用双转子结构布局。它有 3 级重量轻、装三维跨音速宽弦叶片和悬臂支撑的风扇, 第三级风扇为叶盘结构; 5 级钛合金制成的高压压气

表1 几种涡扇发动机的参数比较

国别	欧洲四国	法国	俄国	俄国
发动机型号	EJ200	M88-2	AL-31F	RD-33
推重比	10	9.0	7.14	6.62
最大加力推力 / daN	9000	7500	12258	8140
中间推力 / daN	6000	4871	7620	4913
加力耗油率 / $[\text{kg}\cdot(\text{daN}\cdot\text{h})^{-1}]$	1.66~1.73	1.80	2.0	2.09
中间耗油率 / $[\text{kg}\cdot(\text{daN}\cdot\text{h})^{-1}]$	0.74~0.81	0.898	0.795	0.785
最大直径 / mm	863	1003	1300	1000
长度 / mm	3556	3810	4950	4230
质量 / kg	900	850	1750	1254
价格 / 万美元	475~495	465~495	300	100



欧洲EJ200发动机

机,第一级为叶盘结构,并有可调进口导向叶片以保证有足够的压气机喘振裕度;环形燃烧室带有蒸发式燃油喷嘴;高低压涡轮各一级,高压涡轮采用单晶材料和隔热涂层并采用气冷,涡轮盘用粉末冶金材料 U720 制成,低压涡轮叶片和盘分别用单晶和粉末冶金材料制成;加力燃烧室采用多根径向火焰稳定器,冷热两股气流混合后的峰值温度大大超过 1727℃;全状态可调的收—扩式喷管,由内外鱼鳞片、平移式喷管操纵环和联动机构组成,并由 4 个作动筒操纵。发动机附件和飞机附件机匣安装在发动机下部,全权限数字电子控制系统(FADEC)则放在第一级风扇正下方。

EJ200 高性能的先进技术包括宽弦风扇叶片、完善的多孔冷却的单晶涡轮叶片、重量轻的压气机和涡轮组件、整体叶盘结构、高效的刷式封严。先进的单元体结构设计与故障检测系统的结合可以全面地进行视情维护,以实现高的循环寿命和可靠性以及低的使用费用。整台发动机采用具有状态监控能力的 FADEC 对工作状态实施全面的监控,以获得高的性能和极好的操纵性,这对 EF2000 这样敏捷的战斗机来说是非常必要的。

EJ200 高的可靠性反映在平均间隔时间里的故障率很低,它几乎比 RB199 发动机的低 4 倍,比 F404 发动机的低 2 倍。它的 1600h 的寿命相当于 16000 工作循环。它的零件

数约为 RB199 的一半,这大大降低了制造成本。

2 进度、试验、产量和市场

EJ200 是由英国罗·罗公司牵头的欧洲喷气涡轮公司负责研制的,它的研制合同是 1988 年 11 月签订的。研制大纲要求到 1998 年,除过载“g”之外,发动机鉴定试验和为此而进行的台架试验大约为 10600h。据称 EJ200 的试飞进展得很顺利,至 1996 年 2 月采用 EJ200 01A 标准发动机的 EF2000DA3 飞行了 40 架次,第二架装 EJ200 的 EF2000DA6 在西班牙 CASA 试飞中心进行了 50h 的地面试验后,还进行了 55min 试飞,达到了良好效果。

研制大纲的技术验证重点包括:

推力、温度和耗油率。结果表明,耗油率低于规定要求;发动机运转温度比设计温度低;在最大推力和相对应的大迎角工况下用挡板模拟进气道畸变时,发动机有足够的喘振裕度;以最小推力过渡过程中成功地进行了鸟撞试验;FADEC 的控制精确度高和可靠性好;发动机排放的污染物低于规定指标。

为满足 EF2000 战斗机要求,发动机必须提供短距起飞需要的短时最大加力推力,低空突防和空中巡逻需要的不加力推力,以及飞机急剧机动所需要的较大的剩余推力。为此 EJ200 在热力循环参数方面,采用了小涵道比、大增压比、高的涡轮前温度和加力温度,这种设计思想颇为得当。

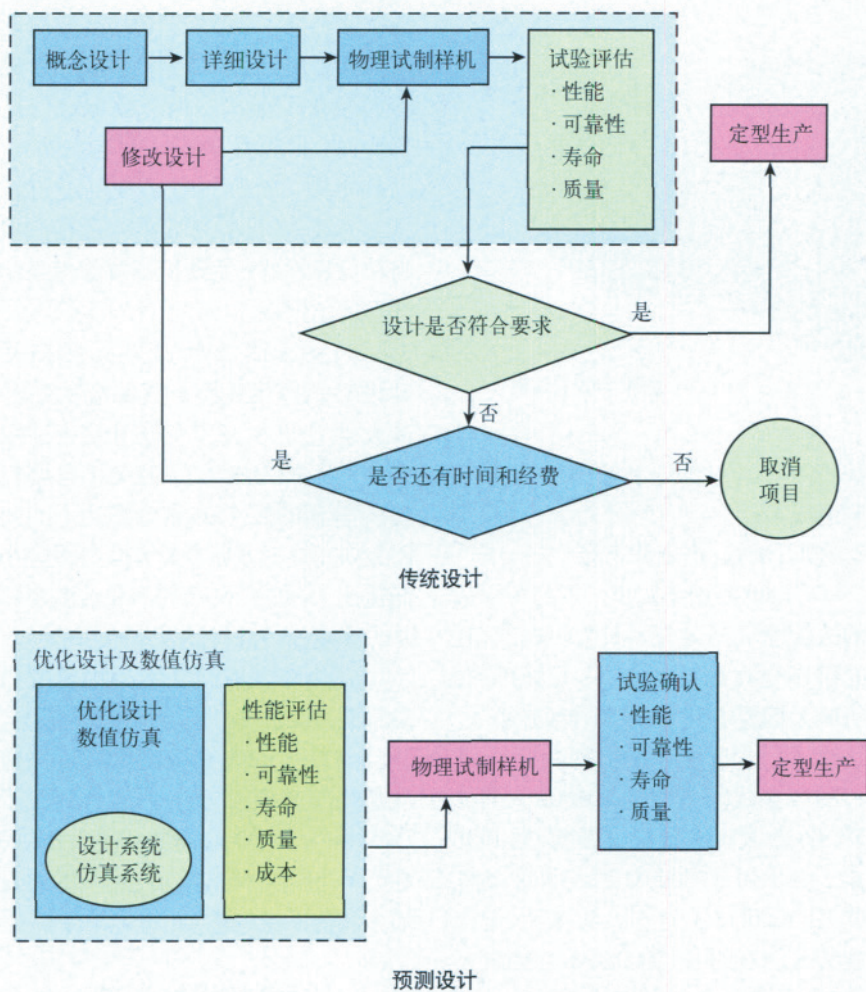
在当今现有战斗机的中等推力发动机中,EJ200 的性能是优越的,并且有较大的喘振裕度和抗进气道气流畸变容限,其综合技术性能优于 F404 和 RD-33 发动机。预计 EJ200 在当今世界上新的轻型战斗机的发展中将有广泛的前景。

设计技术的突破

航空动力研制手段已从 20 世纪 40 年代的“传统设计”,发展到 80 年代的计算机辅助设计(CAD)、计算机



正在安装EJ200发动机的“台风”战斗机



辅助制造(CAM)新时代,再发展到90年代的“预测设计”,研制周期已缩短到6~8年,甚至4~5年;试验样机也减少到10台左右。这是“设计革命”时代的到来,利用计算流体力学(CFD)和计算机虚拟真实技术(VR)(亦称“仿真技术”)成果,初步实现了工程上无纸化的发动机研制。F135是应用VR技术开展研制的一个成功范例。

2002年,普·惠公司获得了价值48亿美元的F135发动机研制合同,为所有目前计划中的F-35型号提供动力。该项目在许多方面有所突破,其中一项是虚拟真实辅助设计技术的大量使用。这使工程技术人员可以戴上耳机和数据手套,身临其境地融入虚拟环境中,操纵设备来确定发动机外部构件的最佳位置(这和F119发

动机上采用的设计方法大不相同)。F135项目的副总裁汤姆·法莫尔说:“虚拟真实技术(Virtual Reality)使我们不再依赖既昂贵又费时的试验样机模型了”。

另一项重要的新特征是采用了汉密尔顿·圣特兰公司和NASA研究中心研制的预测和状态管理(PHM)系统。该系统将发动机和其他机载系统及武器融合起来。PHA运行时约有500个数据流,除了具有许多其他功能外,还可以预测发动机是否需要维护或修理,使“发动机故障”很少发生,以至几乎不为人所知。

研制军用航空发动机,往昔采用的“传统设计”方法,既复杂又麻烦,其中采用的试验样机多达40~50台,研制周期长达10~15年。这往往制约了飞机型号的研制进度。自1993年

研制JSF飞机以来,在设计理念上有了突破,采用了所谓的“预测设计”方法,取得了事半功倍的效果。

对下一代战机还有一个要求是,可以无忧无虑地操纵飞行。这就是一方面飞机采用完全由计算机控制的电传操纵系统,做到飞机无论怎样操作都不会出事;另一方面要有好的气动布局设计(包括采用无喘振发动机、无喘振进气道),有良好的进/发相容性,并实现动力装置控制与飞控系统控制的一体化。只有把两者有机地结合起来,才能让飞机真正做到无忧无虑飞行。

对我国发动机发展的借鉴意义

为实现我国航空科学技术跨越式发展的宏伟目标,除了应该认真地总结我们以往型号研制工作的经验教训之外,还必须努力地学习、消化与借鉴外国的先进技术来为我所用。他山之石,可以攻玉。

在专业技术领域中,更要善于学习先进航空器的关键技术。我们不仅要紧跟科学发展前沿,而且更要强调打造属于我们自己所有的,并得到国际上认可的原创性的科技产品。

在关键技术上求可持续发展,就要掌握好20世纪国际“九十年代先进技术战斗机”所用的一些技术,包括推力矢量、放宽静稳定度与电传操纵主动控制、任务适应机翼(如“机动缝翼”)、气动弹性剪裁和复合材料、高推重比大推力发动机、航空电子和飞机/发动机一体化设计等关键技术。

除了先进技术外,国外发动机发展过程中的一些模式也值得我们借鉴。

(1) 通过竞标,优胜劣汰。

纵观美国战斗机的发展史,自20世纪60年代研制第三代战机F-15以来,美国早在1968年9月,便正式推行其项目的招标投标做法,无论是飞机还是发动机都不搞唯一的设计

方案:通过竞标,优胜劣汰。这样的竞争机制,事实上已成为美国军用航空界促进技术创新的强大动力。我国加入了WTO,亦即加入了国际竞争的大市场;我们面临着新的机遇与挑战,在此新形势下,树立强烈的市场竞争意识,尤有必要。

(2)“研新”与“改现”相结合。

第四代战机优异的作战性能,不仅归功于优良的气动布局、先进的电子火控系统、大量先进复合材料的应用,而且也在于以航空发动机为主体的推进系统,它在整架飞机中的作用是举足轻重的。第四代战机装配推重比10~12、相对于第三代战机发动机油耗下降8%~10%的大推力先进涡扇发动机;然而,在新型高推重比、大推力军用航空发动机的研制中,由于技术难度日益提高,出现了延长研制酝酿周期的发展新趋势;始于20世纪70年代末研制的变循环发动机F136就是其中典型一例。同时,注重采用成熟的先进技术,尽可能地降低技术风险,走好“研新”与“改现”相结合的发展道路,是世界各国业内人士普遍认同的法则。引入竞争机制,不搞独家垄断,通过验证机方案的竞争,促进科技进步的做法,是值得我们借鉴的。

(3)借助信息技术。

信息技术是军事革命的主要动力,新的军事革命将以信息技术为基础,对军队的结构和装备进行全新的改革。可以预见,以新信息技术促进动力技术的发展,建立一套适合自己国情的设计软件和虚真系统,不但是必要的,而且是可能的。相信由此可较快地减少我们与国际先进水平的差距,也对实现我国航空工业的“跨越式”发展十分有利。

(4)吸取经验教训。

在动力装置关键技术部件的设计上,必须将对前人的经验继承与创新很好地结合起来,注意扬长避短、趋利避害,才能较好地为我所

用。例如,波音的X-32B型别推进系统沿用20世纪六七十年代英国BAE“鹞”式飞机家族的“直接升力”传统设计方案,未能解除飞机重量受制于发动机推力的限制;未能回避发动机在推力转向过程中处于高温状态下工作会“折寿”与不稳定性工作的危害,结果导致竞争落败。这个教训,发人深省。

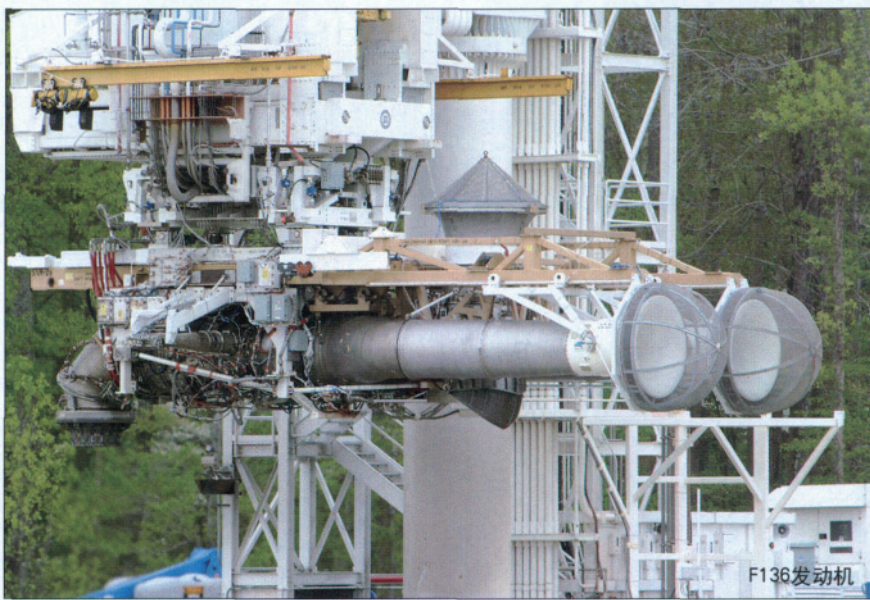
结束语

军机(尤其是战斗机)的“研新”,例如欧洲四国联合研制的EF2000“台风”战斗机及其EJ200发动机,开展国际合作,共同分摊经济、技术负担,应是一条出路。“世界政治多极化”和“经济全球化”格局的形成,以及科技高速发展的新形势;为实现这一合作,提供了可能的大气候。

研制的技术风险,缩短型号研制周期,大幅度节省工程项目的研发资金和降低型号全寿命费用,使之研发的JSF飞机更能符合“买得起”、“用得起”和“一机三型”满足三军“通用”的基本要求。

无论是发动机或者飞机型号的“研新”或“改现”,加强基础理论与工程应用研究,都是这些工作的支撑点。“研新”与“改现”是世界各国发展航空武器装备的两条基本途径,但受到了普遍存在的经济可承受性关键因素的制约;航空企业对此必须充分考虑。

走进了新世纪,世界政治、经济格局正在发生重大变化与重组;我们要实现中华民族伟大复兴的宏伟目标,将面临新的形势与考验。尤其是“十五”以来,国家把发展航空高技术



为了较快地实现空军武器装备的现代化,俄空军把改进动力装置性能(即“改现”)作为提高战机性能的首选,表明了动力装置的改善,在俄制战斗机性能提高方面是非常重要的。这一思路,也值得发展中国家,尤其是俄制战机用户国家参考。

美国之所以提出以现成发动机型号为基础来研发第四代轻型战机的思路,并非偶然,而是要降低新机

产业提到了相当重要的位置,航空工业又一次遇到了发展良机。

我们相信,在“创新”和“可持续发展”原则的指导下,我国也会尽快研制出自己的下一代发动机、战斗机。我们的发动机、飞机设计研究机构 and 航空企业也将做出不懈努力,为新世纪我国的航空工业,为国防现代化作出新贡献。

(责编 金卯)