

# 航空发动机技术的发展和建议



刘大响

(中国燃气涡轮研究院, 四川 新都 610500)

**[摘要]** 自40年代初燃气涡轮发动机问世以来,飞机的速度、飞行高度和机动性发生了历史性飞跃,并跨入了超声速飞行的新时代。到21世纪初,战斗机及其发动机大致经历4次更新换代。目前现役主力机种是第三代,发动机的推重比为8一级,还在不断改进改型;第四代推重比10一级发动机已进入首飞,预计2003年前后装备部队;第五代推重比15~20一级发动机,可望在2020年研制成功。世界航空发动机技术呈加速发展态势。面对21世纪和知识经济时代,如何抓住机遇、加快发展,提出了几点看法和建议。

**[关键词]** 航空发动机; 新技术; 发展和建议

## 1 喷气式战斗机的发展历程

众所周知,自1940年前后英国和德国研制成功航空燃气涡轮发动机以来,航空工业发生了一场革命,飞机的速度、飞行高度和机动性出现了历史性飞跃。随着燃气涡轮发动机的进一步发展,飞机从亚声速跨入了超声速飞行的新时代。

从20世纪40年代末到21世纪初,喷气战斗机大致经历4次更新换代,从表1看出:

第一代,已全部退役;

第二代,美、英已全部退役,F-4只执行训练任务;俄、法、日、印、韩为二、三代并存;中国仍大量使用第二代,且为现役主力机种;

第三代,世界各国现役主力机种,台湾已购150架F-16/A(B)和60架幻影-2000;

第四代,正在研制,预计2003年前后装备部队使用。

由于F-22太昂贵,难以大量装备部队,美、英又联合研制JSF联合战斗机,其主要特点有:

(1) 一机多型,单发单座,强调买得起、生存力、杀伤力和可支持性;

(2) 动力采用单台F119发动机的改进型(F119-PW-611),推力16500 daN,GE公司的YF120FX被用作替代机,以保证不因发动机而影

响研制进度。

(3) 为节省研制费用,同时研制三种型别:常规起降型(CTOL)、短距起飞/垂直降落型(ASSTOVL)和垂直起降型(STOVL),预计订货量3300架左右。

## 2 第三代战斗机发动机的特点及其发展<sup>[1~3]</sup>

### 2.1 现役发动机

第三代战斗机是目前世界发达国家现役主力机种。自1973年美国普·惠公司研制成功第一台推重比8一级涡扇发动机F100以来,相继有GE公司的F404、F110,西欧三国的RB199,法国的M53,俄国的PD33和AJI-31Φ。除法国的M53为单转子涡喷发动机外(推重比只有6.56),其余均为双转子或三转子涡扇发动机,推重比7~8,涡轮前燃气温度 $T_4^* = 1600 \sim 1700$  K。

### 2.2 现役发动机的改进改型

据统计,一种新型发动机研制成功后有30年左右的使用寿命。在此期间,除纠正使用中暴露的缺陷、提高可靠性、延长寿命和降低成本外,还利用新的预研成果进行改进改型,以提高产品性能或扩大用途。与全新研制相比,改进改型具有投资

少、周期短、风险小和产品可靠性好等优点。但改进改型很难突破“代”的鸿沟。所以国外发动机的

发展，坚持改进改型和全新研制两条腿走路的方针（见表 2）。第三代发动机改进改型的主要方向有：

表 1 喷气式战斗机的发展历程

Table 1 The development stages of jet-fighter

代别	代表机型	主要特点	装备发动机	装备时间
第一代	F-86、F-100、 МИГ-15、 МИГ-19	(1) 亚、跨声速飞行， $Ma_{max} = 0.8 \sim 1.3$ (2) 近距格斗、雷达测距、 尾追攻击	涡轮喷气发动机 推重比：3~4 $T_4^* = 1\ 200 \sim 1\ 300\ K$ 如：J57、BK-1Φ、PД-9B	40 年代末
第二代	F-4、F-104、 МИГ-21、 МИГ-23、 幻影-F1	(1) 高空高速， $Ma_{max} =$ 2.0~2.5 (2) 近距格斗、中距拦截、 全向攻击 (3) 装第二代空-空导弹和 火控雷达	涡轮喷气和涡轮发动机 推重比：5~6 $T_4^* = 1\ 400 \sim 1\ 500\ K$ 如：J79、TF30、 Spey-MK202、M53-P2、 P11Φ-300、P29-300	60 年代初
第三代	F-15、F-16、 F-18、 МИГ-29、 СУ-27、 幻影-2000、 狂风	(1) 超声速飞行，中、低空 跨声速高机动性 (2) 超视距空战，下视下射 (3) 装 PD 雷达，全天候火 控系统	涡轮风扇发动机 推重比：7.5~8 $T_4^* = 1\ 600 \sim 1\ 700\ K$ 如：F100、F110、F404、 RB199、 PД-33、AJI-31Φ	70 年代中
第四代	F-22、JSF、 EF2000、1.42、 CV-37/54	(1) 多用途全面先进战斗 机，隐身、不加力超声速巡 航 (2) 非常规及过失速机动， 短距起降 (3) 相控阵火控雷达，发射 后不管，超视距攻击兼顾近 距格斗	涡轮风扇发动机 推重比：9.5~10 $T_4^* = 1\ 850 \sim 1\ 950\ K$ 如：F119、EJ200、 AJI-41Φ	21 世纪初

表 2 三种型号发动机主要性能参数对比

Table 2 The main performance parameters comparison of three engines

主要性能参数	F110-PW -100	F100-PW -220	F100-PW -229
最大加力推力/daN	10 600	10 590	12 900
中间推力/daN	6 390	6 526	7 920
加力耗油率/kg·(daN·h) <sup>-1</sup>	2.23	2.21	2.00
中间耗油率/kg·(daN·h) <sup>-1</sup>	0.70	0.72	0.66**
空气流量/kg·s <sup>-1</sup>	101.1	103.4	112.4
总增压比	25	25	32
涡轮前燃气温度/K	~1 600	1 672	1 722*
涵道比	0.7	0.63	0.4
推重比	7.65	7.4	7.9

\* 为估算值

\*\* 该数据可能是巡航耗油率，估算值应为 0.80

(1) 改善可靠性和耐久性 F100-PW-100 投入使用后出现了大量的可靠性和耐久性问题。后来通过采用单晶材料高压涡轮转子和导向叶片、双层气膜冷却滚压成形燃烧室、模拟实际工作循环的加速任务试车、数字式电子控制、改进齿轮泵和发动机诊断装置等新技术，改型研制了 F100-PW-220。到 1985 年投入使用时，其设计寿命达到 4 300 个循环，相当于 7 年的使用期。

(2) 增大推力 在外廓尺寸不变和保持已达到

的可靠性和耐久性水平条件下，使 F100-PW-229 发动机推力提高到 12 900 daN，比 F100-PW-220 的推力增大 21%。主要措施是加大风扇和压气机流量，减小涵道比，采用浮壁燃烧室，采用耐温提高 50℃ 的第二代单晶材料和改进了的数字电子控制系统。这些新技术事先都在核心机和验证机上得到了验证。

(3) 提高推重比 如 F404 发动机投入使用时已具有良好的可靠性和耐久性，在经过性能渐改和扩大用途之后，又实施大幅度改进性能的计划，即 F404 的推力增大 III 型（后重新编号为 F414-GE-400）。F414 的推力为 9 780~10 700 daN，推重比为 9.0~9.5，涡轮前温度提高 167 K，空气流量增加 10%，压气机和涡轮效率均提高 2%。采用的主要新技术有风扇和压气机整体叶盘结构、多斜孔冷却燃烧室、高负荷高温涡轮、轴对称或二元矢量喷管和带光纤控制部件的先进全权限数字电子控制 (FADEC) 等。其中许多技术是从 GE 公司的 YF120 发动机和综合高性能涡轮发动机技术 (IH-PTET) 计划中得来的。

### 3 第四代战斗机对动力装置的主要技术要求及其特点<sup>[1~5]</sup>

第四代战斗机是冷战对抗时期由美、苏开始研制的,原计划于90年代中期装备部队。苏联和华约解体后,是否需要继续发展?在美国和西欧展开了一场大辩论。许多国会议员提出,将F-15、F-16经现代化改装后,就可以应付未来“地区冲突”的需要。在此影响下,德国曾一度退出欧洲战斗机EF2000的发展计划。

但辩论结果认为:F-15、F-16经改装后,不能跨越“代”的鸿沟。为了满足“全球到达、全球力量”的战略目标,发展第四代战斗机是必须的。这场辩论使第四代战斗机的装备时间推迟了10年左右。

#### 3.1 第四代战斗机对动力装置的主要技术要求

第四代战斗机的综合作战效能将全面优于第三代战斗机,其主要战术技术特征是:隐身、不加成超声速巡航、过失速机动和短距起降。

第四代战斗机对动力装置的主要要求有:

- (1) 高的单位推力,推重比为10一级;
- (2) 具有超声速巡航能力,不加成在 $h=11\sim 13\text{ km}$ 能以 $Ma=1.5\sim 1.6$ 持续巡航飞行;
- (3) 为飞机提供短距起/降和非常规机动能力(矢量推力);
- (4) 有良好的隐身能力,发动机的红外和雷达反射信号特征尽可能小;
- (5) 采用双余度全权限数字电子控制(FADEC);
- (6) 零件数量减少40%~60%,可靠性提高1倍,耐久性提高2倍;
- (7) 寿命期费用降低25%~30%。

#### 3.2 第四代发动机的主要技术特点

##### 3.2.1 推重比10一级发动机的主要循环参数范围

根据第四代战斗机对动力装置的要求,美国空军在先进技术发动机研究(ATER)项目中,经过反复优化,认为这一代发动机的循环参数范围(表3)是:

- 涵道比 0.2~0.3      ·总增压比 23~27
- 节流比 1.1~1.15    ·涡轮前平均燃气温度  
1 922~2 033 K

##### 3.2.2 推重比10一级发动机采用的主要新技术

- (1) 压气机系统 ①非定常、有粘全三维设计

计算方法,使平均级压比 $\pi_{\text{KCP}}^*=1.45\sim 1.5$ ,绝热效率 $\eta_x^*\geq 0.86$ ,喘振裕度 $SM\geq 20\%$ ;②用3级风扇+5~6级高压压气机,达到总增压比 $\pi_{\text{KZ}}^*=25\sim 27$ ;③小展弦比叶片设计,提高强度和抗外物损伤能力。

(2) 燃烧系统 ①两相三维数值计算和模拟技术;②采用浮壁瓦片式(如F119)、双层壁或多斜孔冷却火焰筒新结构设计技术。

表3 典型的推重比10一级发动机主要性能参数  
Table 3 The main performance parameters of typical engines with a thrust-weight ratio of 10

主要参数和用途	F119 (美国)	EJ200 (西欧四国)	M88-III (法国)	AJ1-41Φ (原苏联)
加力推力/daN	15 560	9 060	~9 300	16 500
不加力推力/daN	9 790	6 000	5 440	~10 000
加力耗油率 /kg·(daN·h) <sup>-1</sup>	1.80*	1.85	1.80	
不加力耗油率 /kg·(daN·h) <sup>-1</sup>	0.85*	0.80	0.80	
总增压比	26	26	25	
风扇/高压压气机 /级数	3/6	3/5	3/6	
涵道比	0.20	0.40	0.3~0.5	
涡轮前燃气温度/K	~1 977**	1 803	1 850	1 850~1 900
推重比	>10	~10	~9.0	~9.43
用途	F-22	EFA-2000	阵风 Rafale	1.42

\* 为估算值,外刊报道分别为2.4和0.62,可能有误。

\*\* 为估算值。

(3) 涡轮 ①有粘、全三维跨声速先进气动设计方法,提高加功量,使高、低压涡轮均为单级;②涡轮叶片高效冷却技术,其降温效果 $\geq 500\sim 600^\circ\text{C}$ ;③对转涡轮设计技术,F119因此取消了高、低压涡轮之间的涡轮导向器;④高效、高强度的隔热涂层设计和加工技术;⑤复合倾斜导叶、端弯等先进叶型和减少端壁损失的设计技术。

(4) 喷管 ①矢量喷管设计技术,如F119采用具有俯仰矢量推力的二元喷管,以实现短距起降和非常规机动,并有助于减少红外和雷达信号特征;②喷管的内特性计算、冷却、密封、矢量控制、飞/发一体化控制技术。

(5) 控制系统 ①F119采用第三代双余度FADEC,进一步提高可靠性;②根据推进系统一体化来实现发动机最佳工作参数的调节技术;③发动机故障诊断和处理技术。

(6) 新材料、新工艺 ①第三代单晶涡轮叶片,材料工作温度大于 $1\ 100^\circ\text{C}$ ;②双性能热处理涡轮盘,轮缘部分呈粗晶,有利于提高损伤容限;

中心孔呈细晶,有利于提高强度和抗低循环疲劳能力;③风扇外涵机匣采用树脂基复合材料(PMR15);④600~650℃钛合金,用不易着火的钛合金做静子件,使压气机质量减轻30%;⑤风扇进口级和某些级采用空心叶片和整体叶盘结构,以减轻质量;⑥高压压气机后几级盘和涡轮盘采用粉末冶金盘;⑦陶瓷基复合材料和碳-碳复合材料,用于加力燃烧室和喷管调节板的内衬及高温静子件;⑧冷、热端部件均采用刷式封严,以减少漏气,提高效率。

#### 4 推重比15~20发动机方案特点<sup>[6]</sup>

美国早在1988年就开始实施“综合高性能涡轮发动机技术”计划,即IHPTET计划。英国则着手进行先进军用核心发动机第II阶段计划(ACME-II)。其共同目标是利用内流计算流体力学(CFD)、结构力学、传热、冷却、新材料和新工艺以及电子调节等方面的新成就,预计到2020年前后,可实现战斗机用的推重比15~20发动机,它可以跨越技术上的障碍,使推进系统比现有能力提高1倍。其主要技术特点是:

(1) 风扇 ①由3级减为1级,采用掠形叶片或大小叶片+掠形的设计技术,使激波损失减到最小,大大提高叶尖速度和绝热效率,已验证的这种掠型风扇叶尖速度已达500 m/s左右,级压比达2.2~2.5;②采用纤维增强复合材料和空心结构形式。

(2) 高压压气机 ①减为3级,第1级采用掠形、空心结构;②采用鼓筒式无盘结构,用钛基复合材料,减轻质量70%以上。

(3) 燃烧室 ①运用燃烧计算流体力学设计技术,大大减小出口温度场分布的不均匀性;②采用高温分段式火焰筒,火焰筒由耐热合金改用陶瓷基复合材料,已在1925℃下进行试验,有可能实现变几何结构设计。

(4) 涡轮 ①高、低压涡轮均为单级且对转,以取消高、低压涡轮之间的导向器;②采用先进的传热冷却技术,更精确、更可靠地预估叶片的温度分布和冷却需求,从而大大减少所需的冷却空气量;③采用带冷却叶片的整体涡轮叶盘结构,减轻质量30%以上;④采用陶瓷基或碳-碳复合材料,使涡轮前燃气温度提高到2200 K以上。

(5) 加力燃烧室 如涡轮前燃气温度达到2200 K以上,单位推力比F100提高70%~80%,新发动机很可能将取消加力燃烧室。

(6) 尾喷管 ①采用360°全方位偏转的矢量喷管;②采用碳-碳轻质材料。

据美国《2000年先进飞行器概念预测》,装用推重比15~20发动机的第五代战斗机,具有隐身和超常规机动能力,它可在21000 m高空以 $Ma=3\sim 4.5$ 作持续巡航飞行,并使巡航导弹具有洲际航程。同时,随着远距增升、推力转向、引射器和串列风扇等各种动力装置方案的研究成功,到21世纪中叶, $Ma=2.0\sim 2.5$ 的超声速短距起飞/垂直降落战斗机,有可能从受到破坏的跑道或舰船上起降。

### 5 几点认识和建议

#### 5.1 振兴航空,动力先行,把发动机作为整个航空工业的“突破口”优先发展,下决心走出自行研制的路子来

(1) 航空发动机研制技术难度大、耗资多、周期长,是世界公认的多学科综合性高科技系统工程。目前世界上可以独立研制飞机的国家很多,但能独立研制先进航空发动机的却只有美、俄、英、法四国。

(2) 一台现代大发动机的研制经费一般需20亿美元左右,研制周期比飞机机体约长5~6年,而发动机预研工作则应再提前15~20年安排。

(3) 目前,我国发动机比较落后,已成为“瓶颈”之一,严重制约了整个航空工业的发展。所以,振兴航空,必须动力先行。应将发动机作为“突破口”,集中力量予以突破。这样,航空工业才会有真正的主动权,才不会受制于人。

#### 5.2 进一步统一思想认识,切实加强预研工作,把发动机预研提到战略高度上来抓

我国航空发动机行业长期徘徊不前,型号研制久攻不下,至今没有走出自行研制的路子。从技术角度看,其重要原因是研究基础薄弱,技术储备缺乏,基础设施不足。现在,上上下下都说预研工作很重要,但在实际工作中我们深深感到,有关预研工作的地位和作用,认识上并没有真正统一和解决。有些同志认为,预研是软指标,“远水解不了近渴”。因此,搞引进钱很多,搞型号也不含糊,搞预研就困难了,常常是长流水不断线,投资少,

慢慢来, 研究试验设施和测试手段得不到更新改造。所以, 必须改变“重飞机, 轻发动机; 重型号, 轻预研”的状况, 增加发动机关键技术预研的投入, 加速预研发展。否则, 我们与世界先进水平的差距将会越拉越大。

### 5.3 国家尽早出台“航空法”, 制定发展战略和中长期规划, 改革管理, 建立完整的技术决策系统和咨询系统

(1) 建议尽快出台“航空法”, 将航空发展纳入法制轨道, 并形成科学、民主的决策机制;

(2) 制定既先进又符合中国国情的发展战略和中长期发展规划, 并滚动发展, 保持其权威性和稳定性;

(3) 建议成立“航空发动机专家咨询委员会”, 并保持咨询专家的相对稳定性和技术上的权威性;

(4) 按照“实事求是, 突出重点, 有限目标, 有所作为”的原则, 协调好需要与可能、飞机与发动机、型号与预研、全新研制与改进改型、自主研制与国外引进的关系;

(5) 改革管理机制, 完善决策、咨询、管理和监督的工作程序, 并逐步做到使之分立, 相互制约;

(6) 采取有效措施, 稳定和吸引一支精干的高水平中青年科技骨干队伍;

(7) 打破行业 and 单位壁垒, 实行行业大协作, 组成“国家队”, 并适度引入竞争机制;

(8) 要特别重视加强材料、工艺、控制、系统、结构、强度等方面的研究, 把发动机的可靠性、维护性放到重要位置上。

### 5.4 正确处理好自行研制与国外引进的关系

军用航空发动机应坚持以我为主, 积极引进外国先进技术, 实施“跨越式”发展。

(1) 开展国际合作, 引进新技术, 可以提高起点, 解决关键, 少走弯路, 减小风险, 超越初级阶段, 实施“跨越式”发展。目前各航空发达国家正在积极推进国际合作, 这是过去从来没有过的, 特别是对俄合作的良好机遇, 我们必须紧紧抓住, 使其取得更大成效。

(2) 对军用航空发动机来说, 我们必须把立足点放在自己的研究工作上。引进并消化国外先进技术, 其目的主要是提高我国的自行研制能力, 从而走出具有中国特色的航空发动机研制道路。

### 5.5 充分利用计算流体力学 (CFD) 和计算机仿

### 真技术成果, 是缩短与国际先进水平差距的有效途径

(1) 西方发达国家利用 CFD 和计算机仿真技术成果, 正在进行一场设计“革命”, 基本上完成从“传统设计”向“预测设计”的转变, 使发动机的研制周期从过去的 8~10 年缩短到 4~5 年, 试验机也从过去的 40~50 台减少到 10 台左右。

(2) 在我国预研和型号研制已有程序的基础上, 再适当引进并消化、吸收一些国外的先进软件, 建立一套中国自己的设计软件体系, 不但是必要的, 也是可能的。

(3) 建议成立“中国航空发动机设计仿真中心”, 并作为国家级或部级重点实验室投入运行, 这是我国航空发动机走出困境, 以较少投入、较快速度缩短与国际先进水平差距的有效途径, 也是实施“跨越式”发展的有效措施。

### 5.6 加大投资力度, 在预研、型号、工程发展之间建立更合理的投资比例关系

据资料统计, 国外发动机行业的科研费约占航空科研总经费的 1/3~1/4, 发动机型号与预研费的比例为 1:1。美国“综合高性能涡轮发动机技术”计划 (IHPTET), 从 1988 年起的 15 年中每年投入约 3.3 亿美元, 总计投资 50 亿美元, 最近又决定增加十几亿美元。我国的发动机行业, 总的投资严重不足, 预研经费更是偏低, 希望能得到进一步的提高。在增加航空发动机行业总投资的同时, 要特别加大预研经费的比例, 使预研与型号投资的比例更趋合理。在有限经费支持下, 还应统筹安排, 再也不搞低水平重复, 要集中经费, 突破重点, 真正干成几件事情。

#### 参考文献

- [1] 方昌德. 军用涡喷/涡扇发动机和通用推进技术展望 [A]. 见: 王道萌. 迈向 21 世纪的航空科学技术文集 [C]. 北京: 航空总公司六二八所, 1994
- [2] Frans D J. Pratt & Whitney F100 [J]. Gas Turbine Forecast, July 1993. 1~13
- [3] 方昌德. 世界航空发动机手册 [M]. 北京: 航空工业出版社, 1996
- [4] Frans D J. Pratt & Whitney F119 [J]. Gas Turbine Forecast, July 1993. 1~8
- [5] Lane R J. EJ200 The engine for new European fighter aircraft [R]. ASME90-GT-119
- [6] Brown S F. 21st century hot jet engine [J]. Popular Science, 1990, 236 (6): 83~89

## The Development and Proposals of the Aeroengine Technology

Liu Daxiang

(Gas Turbine Establishment of China, Xindu 610500, China)

**[Abstract]** It has been only 50 years since gas turbine engines arrived in the early 40's, however, there have been great changes in gas turbine technology progress. Gas turbine engines has been playing an important role in the development of aviation industries. Turbofan engines are always at the leading edge in technical area. It has become the major power for modern fighter aircraft and transportation aircraft in the trunk airlines. Thrust-weight ratio, one of the most important technical parameters of fighter aircraft engine, has been improved from 2 in the early time to 8, while the fuel consumption has been reduced from 1.0 kg/daN·h to 0.6~0.7 kg/daN·h.

From late 40's to the early of 21st century, there have been four generation replacements of fighter aircraft. Fighter aircraft engine with a thrust-weight ratio of 8 was emerged in early 70's. It remains the main model on active service for developed countries today, and is still under development. Fighter aircraft engine with a thrust-weight ratio of 10 is in development, and hopefully will be put into service by 2003. Aeronautically developed countries have been applying their aeroengine research and development program since 80's, in order to provide themselves with military and commercial advantages. The target is to demonstrate engine technologies of a thrust-weight ratio of 15~20 and a fuel consumption reduction of 30%~40%. It is forecasted that this type of engine shall be successfully developed by the year of 2020, which double the engine capability. It shows that the development of aeroengine technologies is being accelerated.

Facing the 21st century of knowledge and economy, challenge and opportunity run together, difficulty and hope go in parallel. We must seize the chance, go along with the trend to speed up the aero technology development in China. Views and proposals are given in this paper.

**[Key words]** aeroengine; new technology; development and proposals

\*

\*

\*

### 《中国工程科学》1999 年第 3 期要目预告

工程材料研究中科学问题的思考	于 翹	究	任青文 等
未来飞机液压系统的特点	王占林	具有容错结构的高可用计算机双系统研究	金士尧
石化工业的发展与催化技术	曹湘洪	高分辨率地球重力场模型 DQM99	石 磐 等
面向 21 世纪的中国林业遥感	赵宪文	用于微光摄像的高灵敏度电子轰击电荷耦合器公式	周立伟 等
迈向 21 世纪的炼油技术	侯芙生	化工装置材料损伤和寿命预测技术的研究	戴树和
新型潜艇作战系统 TME 功能设计	任克明	铁矿石熔态还原冶炼的新流程	许志宏 等
变幅载荷下纤维金属层板的疲劳与寿命预测	吴学仁	西藏昆虫研究进展	王保海 等
三峡大坝左厂 3 号坝段稳定性的数值分析和试验研			