

V23-53
1008-B

V23-53
1008-B1

航空发动机科技信息研究报告选编

(合 订 本)

第二册



一九九六年十月廿一日



30753722

中国航空工业总公司发动机专业信息中心

1994年12月

753722

[内部发行]

¥ 220.00

航空发动机科技信息研究报告选编

中国航空工业总公司发动机专业信息中心

中国航空工业总公司发动机专业信息中心出版发行

沈阳市沈河区万莲路1号

——邮政编码: 110015——

中国航空工业总公司第606所第24室印刷

1994年12月30日第一版 1994年12月第一次印刷

开本: 787×1092 1/16 印张: 38

印数: 1~300 字数: 962千字

内部图书资料准印证: 辽沈出临图字[1993]第41号

序 言

航空发动机专业信息中心(简称信息中心)是我部成立较早的专业信息中心。部局经过较长时间的酝酿和准备,根据部1983年12月颁布的《航空工业部科学技术情报工作条例》的规定,于1984年1月正式成立,经慎重研究决定将信息中心设在606所,并长期担任航空发动机技术信息网网长。建立专业信息中心的宗旨是为了健全和完善我部科技信息工作体系,提高信息工作的总体效能。

信息中心按《航空工业部科学技术情报工作条例》规定和部局“关于成立航空发动机专业信息中心的通知”要求,自1984年开始边探索边实践,采用经济合同制管理信息研究课题的新路子,沿这条路子,通过信息网的组织形式,调动了我们发动机全行业广大科技和信息人员的积极性,先后完成部局批准下达的中心信息研究课题共7批,47项,完成研究报告260余篇,今出版的《航空发动机科技信息研究报告选编》(合订本),包括航空发动机研制道路、技术发展途径、技术政策、先进机种发展研究、发动机结构、强度、试验与测试技术以及航空发动机新技术、新材料和新工艺等内容。由于本选编篇幅有限,第一册选入有代表性的研究报告55篇,已于1993年出版,现在出版的第二册只能选入有代表性的47篇研究报告,以便有关领导和同志存用。

多年来的实践证明,信息中心和信息网所完成的课题任务是紧密结合部局科研、生产任务的。所完成的课题报告对于部局的决策、制订规划和计划以及科学管理,对于有关厂、所、院校制订规划、计划以及完成科研、生产和教学任务都起到了一定的参考作用。几年来,在完成的研究报告中,有相当一部分受到各级领导及有关专家的好评、表彰与奖励。其中获部局三等科技信息成果奖2项,二等奖2项,沈阳市一等科技信息成果奖1项,1992年又获部局一等科技信息成果奖1项。1988年5月在全国国防科技信息网站联合会成立大会上,报告了他们“专业信息中心与信息网有机结合是信息网改革的有效途径”的经验后,受到科工委有关领导及与会代表的肯定与好

评,并被选为国防科技信息网站联合会第一届理事单位。

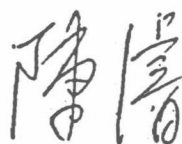
在多年的实践过程中,我们深刻体会到,在信息工作中首先要树立“信誉第一”和“为科研、生产服务”的思想,拓宽信息工作领域。多年来,他们调动了全网43个成员单位的积极性,各项活动有生气,完成任务效果好。今后,信息中心要在党中央十四大深化改革方针指引下,团结全行业成员单位,共同努力奋斗,为我国航空发动机事业振兴与发展做出贡献。

由于时间较紧,编者水平有限,难免有漏误之处,敬请读者指正。

本选编供内部使用,请妥善保管。

中国航空工业总公司
发动机系统工程局

局长



1994年12月

目 录

序言

1	未来战斗机动力技术发展研究	方昌德	1
2	国内外风扇设计技术	俞裕民	13
3	轴流压气机设计技术的发展趋势	刘 挥	27
4	军用航空发动机轴流式压气机设计与试验研究综述	周拜豪	34
5	多级轴流高压压气机设计技术	庄表南	58
6	未来航空发动机燃烧室的发展与研究	艾 青	71
7	航空发动机先进涡轮技术的发展	鞠云峰	81
8	国内外压气机试验与测试技术	吴岳庚	91
9	国内、外航空发动机环境和吞咽试验设备概况	乔文道	100
10	航空发动机寿命概念与名词术语的研究分析	李延世 郭允良	111
11	民用航空发动机的寿命问题	郭允良	126
12	航空燃气涡轮发动机典型零件寿命估算	傅孙靖	140
13	影响发动机寿命和可靠性的因素	盛元生 张宝诚	146
14	高温下工程构件的低周疲劳寿命预测	徐林耀	169
15	航空发动机涡轮盘低循环疲劳分析	熊昌炳 郭淑芬	188
16	损伤容限设计概念及其在发动机上的应用	洪其麟	201
17	民用燃气涡轮发动机疲劳寿命的可靠性研究	熊昌炳	206
18	发动机加速任务试车寿命的可靠性研究	熊昌炳	216
19	桨轴发动机结构完整性研究与其试验技术	林 凡 刘光浩	234
20	桨轴发动机的结构特点及结构完整性研究动态	才学武	242
21	航空发动机结构完整性研究	张哲文	250
22	航空发动机监控技术的开发	郭允良	257
23	桨、轴发动机机械故障诊断技术	李怀芝 唐德尧	273
24	发动机载荷谱的研究与进展	程德金	284

25	发动机载荷数据库的研究与发展	程德金 张水平	307
26	航空发动机载荷谱对寿命的影响	张明恩 张宝诚	313
27	航空发动机载荷谱的研究与进展——军民航空 空发动机载荷谱分析	张明恩	325
28	民用航空发动机寿命研究——民用机载荷谱分 析及其与军用机载荷谱比较	张明恩	342
29	涡喷6发动机压气机第一级转子叶片振动载荷谱 空测研究	朱朝栋 朱妙珍 王春青	353
30	涡轴6发动机载荷谱探讨	崔文有	367
31	航空发动机飞行载荷谱	程德金	376
32	飞行载荷谱及其在航空发动机研制、定寿中的地 位与作用	朱朝栋	389
33	轰6、涡喷8发动机载荷谱——典型代表科目飞行 剖面实测和分析	潘连荣 任文元 钟汉民 朱朝栋	422
34	获得发动机载荷谱飞行剖面的途径与应用	赵荫培	434
35	发动机高温构件温度谱研究	张芸华	442
36	航空发动机加速模拟试车及其理论根据	张明恩	453
37	航空发动机加速模拟试车的分析研究	陶琴华	468
38	加速模拟试车在涡扇、涡喷发动机中的应用	毛永昌	488
39	加速模拟试车在航空涡桨、涡轴发动机上的应用	陶琴华	504
40	飞机/发动机的使用与加速任务试验	程德金	515
41	国外军用发动机加速任务试验介绍	朱新桂	527
42	涡扇8发动机的150小时等效试车	汪增彦	537
43	世界各国高空台发展的特点分析	卢传义 杜鹤龄	551
44	国外航空发动机高空台试验研究	刘 丹 陆连生	556
45	高空模拟试车台和飞行试验台在航空发动机研 制中的地位和作用	胡九生	565
46	航空发动机飞行试验台试验	李振西	580
47	发动机飞行试验台试验在发动机研制中的作用	李振西	593

未来战斗机动力技术发展研究

方昌德

摘要

本文介绍国外现役战斗机发动机的改进改型、推重比9~10的新一代发动机的研制和推重比10以上发动机技术的预研计划,重点为新技术在发动机上的应用情况。同时还分析了先进战斗机的设计指导思想和研制程序的发展。

1 引言

战斗机发动机一直处于航空发动机技术的前沿。半个世纪以来,推重比已从2提高到8,不加力耗油率从 $1.0 \sim 1.2(\text{kg}/\text{daN} \cdot \text{h})$ 下降到 $0.6 \sim 0.7$,翻修寿命从初期的几十小时延长到1000多小时,继而采用视情维修,关键热端部件寿命达到4000~5000循环。

就现役发动机而言,自1973年首台推重比8一级的美国P·W公司F100发动机研制成功以来,相继又有美国GE公司的F404和F110,西欧三国联合研制的RB.199,法国的M53和原苏联的PD33和AL31投入使用。它们已成为使用中的一线战斗机的主要动力装置。除法国的M53为单转子涡扇发动机且推重比只有6.2外,其余均为双转子涡扇发动机,推重比为7.5~8.0。

随着连续的发动机技术计划的进行,不断获得新技术成果,如图1所示。这些新技术既可用于改进使用中的发动机,又构成全新研制中的推重比9~10的发动机的基础,并不断向更高的目标——推重比20发展。预计,推重比20一级的发动机将于2015~2020年研制成功,并将与第五代战斗机配套投入使用。世界航空发动机技术正呈现一种加速发展的态势。

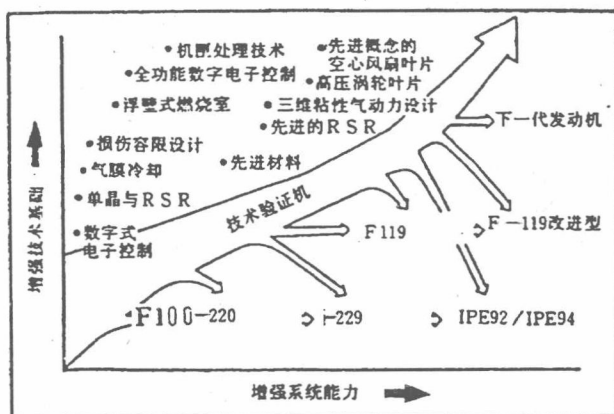


图1 新技术促进推进能力的提高

为了更好地发挥新技术的效益,在总结经验教训的基础上,在发动机设计思想和研制程序方面也发生了重大变化。性能与可靠性、耐久性和维修性达到了新的平衡,以寿命期费用为判断

准则的热力循环优化已成为设计惯例，一套新的研制程序和方法应运而生。
本文将详细论述上述几个方面的发展情况。

2 现役战斗机发动机的改进改型

据统计，一种新型发动机研制成功后有30~40年的使用寿命期。在此期间，除纠正使用中暴露的缺陷、改进可靠性、延长寿命和降低制造成本外，还要利用预研成果进行改进改型，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高等优点。

2.1 改善可靠性和耐久性

众所周知，第一台推重比8一级发动机F100—PW—100投入使用后出现了大量可靠性和耐久性问题。后来通过采用“长寿命核心机”、数字式电子控制、改进的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年投入生产时，设计寿命达到4300个循环，相当于7年的使用期。其中“长寿命核心机”的实现主要是依靠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和模拟实际工作循环的加速任务试验。

2.2 增大推力

为了满足F—15和F—16改型增大推力的需要，美空军同时要求P·W公司和GE公司将它们的F100和F110发动机的推力在外廓尺寸不变的条件下提高到12900daN且保持已达到的可靠性和耐久性水平。发动机编号分别为F100—PW—229和F110—GE—129。F100—PW—229比—220的推力增长超过21%。为此，加大了风扇和压气机流量、减小涵道比、采用浮壁燃烧室、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。而且，这些新技术事先都在核心机和验证机上得到了验证。表1示出F100发动机的改进改型情况。从表中可以看出，F100—PW—220主要是在可靠性和耐久性方面改进了，推重比反而有所下降；F100—PW—229推力有大幅度的增加，但推重比提高并不大。

表1 F100—PW—100,—220和—229发动机主要参数

	—100	—220	—229
最大不加力推力(daN)	6390	6520	7920
最大加力推力(daN)	10600	10430	12900
最大不加力耗油率(kg/daN·h)	0.72	0.70	0.66
最大加力耗油率(kg/daN·h)	2.23	2.21	2.00
空气流量(kg/s)	101.1	103.4	112.4
总压比	25	—	32
涵道比	0.70	0.63	0.4
推重比	7.65	7.18	7.79

2.3 提高推重比

为了满足未来空军多用途战斗机(MRF)和海军AX攻击机以及原有F-15, F-16和F/A-18战斗机进一步改型的需要, 对F100, F110和F404发动机正在做提高推力和推重比的改型工作。

F100有IPE92和94两种。前者推力为13780daN, 推重比为8.5; 后者推力高达16020daN, 推重比为9.5。

F110的改型为F110X, 已经验证的推力达16210daN, 推重比为9.5。

F404发动机在投入使用时即具有良好的可靠性和耐久性, 在经过一段性能渐改和扩大用途之后, 近来又在实施大幅度改进性能的计划, 即F404推力增大Ⅲ型(或重新编号为F414-GE-400)。F414的推力为9680~10700daN, 推重比为9.0~9.5。它的涡轮前温度将提高167℃, 空气流量增加10%, 压气机和涡轮效率将提高2%。将采用的新技术有风扇和压气机整体叶盘结构、多孔冷却燃烧室、高功量高温涡轮、轴对称或二元矢量喷管和带光纤控制部件的先进FADEC等。其中许多技术是从GE公司的YF120发动机和IHPTET计划中得来的。

3 全新研制的推重比9~10发动机

3.1 对发动机的战术技术要求

从80年代中期起, 发达国家开始为90年代战斗机研制新一代的发动机。但技术发展和验证以及系统要求的论证工作开始得更早。

美国空军对90年代战斗机发动机的要求如下:

- a. 具有超音速巡航能力, 飞机能在不开加力的条件下以M数1.5~1.6持续飞行;
- b. 为飞机提供短距起落和非常规机动能力;
- c. 具有隐身能力, 发动机的红外和雷达反射信号特征要尽可能小;
- d. 推重比提高20%, 耗油率比现役战斗机发动机下降8%~10%;
- e. 零件数量减少40%~60%, 可靠性提高一倍, 耐久性提高两倍;
- f. 寿命期费用降低25%~30%。考虑到推进系统寿命期费用占整个飞机寿命期费用的40%~50%, 降低发动机寿命期费用具有特别重要意义。

根据上述要求, 美国空军在先进技术发动机研究(ATES)论证项目下进行的发动机热力循环优化得出的发动机循环参数范围是:

涵道比	0.2~0.3	节流比	1.10~1.15
总压比	23~27	涡轮前温度	1650~1760℃

目前, 发达国家为90年代战斗机研制的新一代发动机已经进入全面工程研制阶段, 计划在90年代中后期定型。它们是美国P·W公司的F119, 英国等西欧四国联合研制的EJ200和法国的M88。前两种发动机推重比为9~10, M88的推重比为8.5。据了解原苏联也正在研制水平相当的P2000发动机。表2列出这些发动机的性能参数和用途。

3.2 采用的新技术

a. 压缩系统 非定常三元有粘计算方法的进展和应用, 使平均级压比提高到1.45~1.50, 而且效率和喘振裕度更大, 一般用3级风扇和5~6级高压压气机达到24~25的压比。小展弦比叶片设计提高了强度和抗外物损伤能力。在某些级上采用空心叶片和整体叶盘可以减轻重量。在EJ200上空气系统已采用刷子封严, 减少漏气, 提高了效率。

b. 燃烧系统 除改善气膜冷却和隔热涂层外, F119发动机还采用浮壁燃烧室。这种首先

在民用发动机V2500上采用的先进设计可以大大减轻火焰筒的热应力,从而延长其低周疲劳寿命。

c. 涡轮 三元跨音速涡轮气动设计方法提高了涡轮的加功量,所有三种发动机都采用单级的高、低压涡轮。F119独特的对转涡轮设计取消了高、低压涡轮之间的涡轮导向器,也减少了对冷却空气的需求。涡轮叶片冷却和隔热涂层也将有进一步改善。

d. 喷管 F119采用二元喷管,可以实现短距起落和非常规机动,同时也有助于减小红外和雷达信号特征。

e. 控制系统 F119将采用第三代双余度全权数字式电子控制,进一步提高可靠性,对发动机实行故障诊断和处理,并根据飞机推进系统一体化来确定发动机最佳工作参数。

f. 新材料 主要有第三代单晶涡轮叶片,材料工作温度接近1100℃;双性能热处理涡轮盘,轮缘部分呈粗晶粒有利于提高损伤容限,中心孔处呈细晶粒有利于提高强度和抗循环疲劳能力;树脂基复合材料(PMR15)用作风扇外涵道;不易着火的钛合金用于静止件;陶瓷基复合材料和碳-碳复合材料用作燃烧室和喷管调节板或内衬。

表2 90年代战斗机发动机性能参数和用途

发动机及制造国家	F119	EJ200	M88-2	P2000
性能参数	美国	西欧四国	法国	原苏联
加力推力(daN)	15560	9060	7500	12000
不加力推力(daN)		6000	5000	8010
加力耗油率(kg/daN·h)	2.40	1.85	1.80	
不加力耗油率(kg/daN·h)	0.62	0.80	0.80	
推重比	10	~9	8.5	
增压比	25	26	24.5	
涡轮前温度(℃)	1580~1650	1530	1577	1430~1550
涵道比	0.20	0.4	0.3	
用 途	F-22	EFA	阵风	米格-XX

4 推重比10以上发动机预研计划和进展

根据美国在80年代初组织有关专家对2000年航空技术预测的结果,认为在气动热力学、耐高温轻量化材料和新结构设计以及控制技术方面已经取得的和将要取得的巨大进步,为在保持已经达到的可靠性和耐久性水平上大幅度提高发动机性能提供了可靠的技术基础。后来,美国空军首先发起制订并实施综合高性能涡轮发动机技术(IHPTET)计划。计划总的目标是到2005年使航空推进系统能力翻一番,即推重比或功率重量比增加100%~120%,耗油率下降40%~50%。也就是说,要用14~15年时间取得过去30~40年取得的性能水平的提高。因此,可以说,航空发动机技术将呈现出一种加速发展的态势。

英国与德国和意大利合作正在实施先进核心军用发动机第二阶段(ACME-II)计划,其目标是到1998年验证的技术将使EJ200发动机推力增大35%,重量减轻25%,耗油率下降25%。

法国在此期间的目标是获得推重比为16左右的发动机技术。

4.1 IHPTET计划的目标、效益和技术途径

IHPTET计划适用于各种航空涡轮发动机。对于战斗机/攻击机发动机,其目标和效益如表3所示。

表3 IHPTET计划关于战斗机/攻击机发动机的目标和效益

目 标	效 益
①推重比提高100%	①M>3持续飞行能力
②耗油率降低40%	②装备超音速垂直/短距起落飞机
③低信号特征	③航程/续航时间/有效载荷比F-14/A-6提高100%
	④提高生存力

IHPTET计划采取了变革性的技术途径,它综合运用发动机气动热力学、材料、结构设计和控制方面突破性的成就,大大提高涡轮前温度,简化结构,减轻重量,实现最佳性能控制,最终达到预定的目标。

a.先进的发动机气动热力学

气动热力学方面的进展不仅可以使未来发动机的单位推力和效率达到最大,而且通过减少叶轮机级数、使燃烧室和喷管更紧凑和在可能情况下取消加力燃烧室等办法来减轻重量。主要技术有:三元粘性计算流体力学方法和程序、新颖的叶轮机设计概念(高通流设计、后掠叶片和混合流压气机)、燃烧室和涡轮的传热分析和冷却设计以及高压比多功能矢量喷管设计。

b.新材料

新材料是实现IHPTET计划的关键。由于大量采用非金属材料,发动机将由目前的金属发动机转变为非金属发动机。主要的材料有:耐温更高的超级合金和隔热涂层、金属间化合物(钛—铝和镍—铝)、树脂基复合材料、金属基复合材料、陶瓷基复合材料和碳—碳复合材料以及非结构材料(轴承和润滑剂)。

c.新结构

对于上述新材料,特别是复合材料,还必须采用全新的结构设计才能充分发挥其作用。主要的新结构有:空心风扇和压气机叶片、整体叶盘、无盘转子、刷子封严、双层壁火焰筒、骨架结构和变几何(循环)设计。有关压气机的新结构设计的减重效果如图2所示。

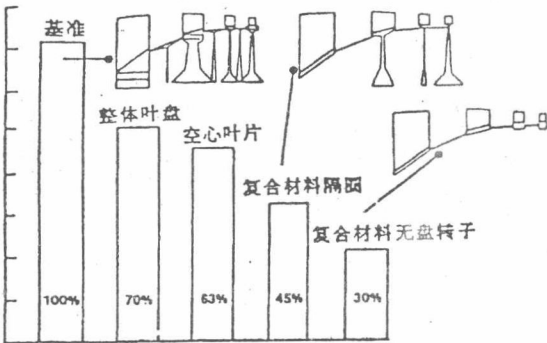


图2 压气机新结构的减重效果

d. 控制技术

为支持IHPTET计划,实施未来先进控制技术研究(FACTS)计划。FACTS计划的目标是增加控制功能(控制变量从10个增加到20个以上)、减轻重量和提高对高温和振动环境的容限。为此,需要发展的主要技术有:光纤传感器、光纤控制系统综合、超大规模集成电路/砷化镓高温电子装置、平行处理机、电力传动和复合材料。FACTS研究计划的实现有可能使发动机性能最佳化和实现主动稳定控制。考虑到在90年代战斗机发动机中控制和附件系统的重量占26%(压缩系统和外涵道22%,涡轮和主燃烧室24%,加力燃烧室和附件28%),在这方面有着很大的减重潜力。

4.2 IHPTET计划的进展

IHPTET计划按1995年、2000年和2005年分三个阶段实现总目标的30%、60%和100%。

4.2.1 第一阶段

IHPTET计划第一阶段的任务已经基本完成,其重点在渐进性的气动热力和结构设计上。P·W公司和GE公司的涡喷/涡扇全尺寸验证机的尺寸与90年代战斗机发动机相同,但推力提高20%。验证的技术主要有:

a. 后掠的风扇和压气机叶片

小展弦比叶片使后掠在结构上成为可能。这种从叶根到叶中前掠而从叶中到叶尖后掠的叶片可以大大减少高速时叶间通道内的激波损失。验证的单级风扇压比达2.2,效率比不后掠的高出1.5个百分点。据称,后掠叶片是第一阶段性能改进的主要贡献者。

b. 多孔层板Lamilloy合金的涡轮叶片

这是艾利逊公司多年前为燃烧室研制的一种多孔层板合金,如图3所示,现用于制造涡轮叶片。冷却空气可均匀而有效地穿过叶片并复盖于外表面。改善涡轮冷却可以用来提高工作温度和推力,也可以用来延长涡轮叶片寿命一倍。

c. 刷子封严

用刷子封严取代传统的篦齿封严能使涡轮发动机效率提高4%~6%之多。刷子封严,如图4所示,依靠金属鬃毛与轴颈直接接触可使漏气量减少一个数量级。这种从50年代就开始研究的封严方式因当时未成功而消声匿迹近30年。从80年代初开始,英国R·R公司又首先恢复试验。目前,EJ200发动机的气路已全部采用刷子封严。

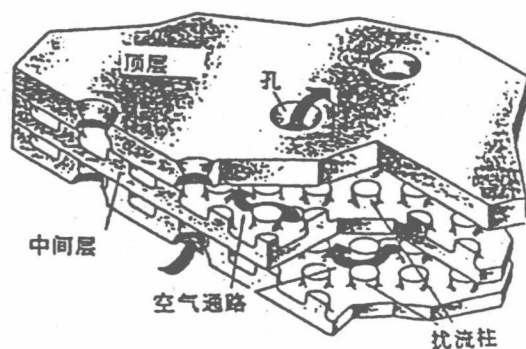


图3 Lamilloy多孔层板

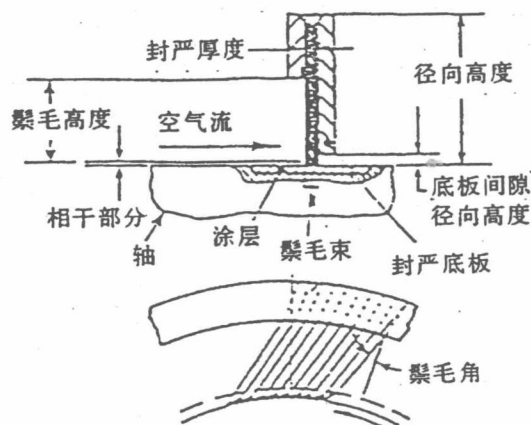


图4 刷子封严示意图

4.2.2 第二阶段

IHPDET计划第二阶段的重点是验证一系列轻质复合材料和金属间化合物及与此相关的新结构设计,此外还要完成三维粘性流体力学设计和第二代变循环设计。下面介绍几种主要技术,它们都是见诸报道已经进行了部件试验或者甚至已经进行了核心机试验,但最终均须在全台发动机条件下验证。

a. 钛金属基复合材料空心风扇叶片

用SCS-6纤维加强的钛合金基复合材料制的空心风扇叶片已经进行了试验台频率测试、外物撞击试验和旋转试验。试验证明这种风扇叶片的耐温能力和抗外物撞击能力优于目前的复合材料风扇叶片。叶片采用超塑性成形和扩散粘接工艺,其过程如图5所示。叶片的重量可减轻14%。

b. 高级压比轻量化压气机

1991年底,艾利逊公司试验了XTC16/1A变循环核心机。上面的4级宽弦叶片压气机达到现有战斗机发动机上6~7级压气机所能达到的压比。这是第一台在核心机上试验的钛金属基复合材料压气机,第3级和第4级为整体环。其中第4级叶环只有4.54kg,而常规采用镍合金的转子盘的重量达25kg。但现用的钛基体只能承受477℃的温度,压气机不能在发动机高温环境下工作。下一步将采用钛铝化合物(Ti_3Al 和 $TiAl$)作基体,可耐温927℃。

c. 高温升燃烧室

在高温升燃烧室方面,GE公司试验了一种多旋流器头部方案,如图6所示。头部由三圈在周向错开排列的燃油喷嘴和旋流器组成,除冷却气流外,全部气流均由头部进入燃烧室。扇形段试验结果达到了设计目标。该方案的特点是长度很短、出口温度分布控制好和冷却气需要量少。

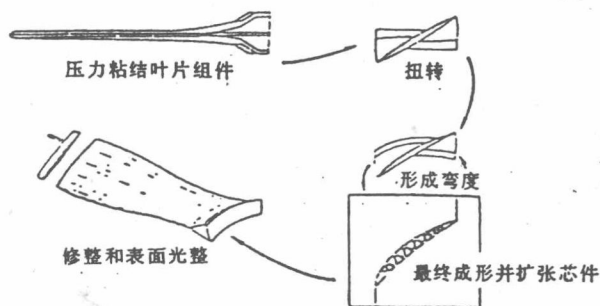


图5 钛金属基复合材料空心风扇叶片的制造工艺

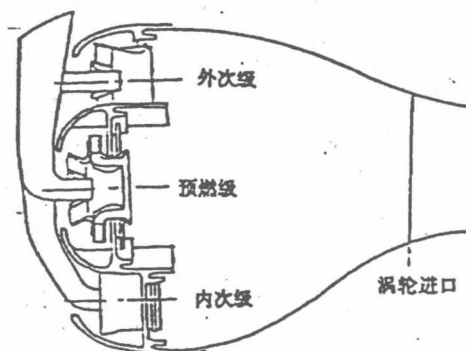


图6 多旋流器头部燃烧室

d. 发散冷却铸造涡轮导向叶片和整体叶盘

在艾利逊公司的XTC16/1A核心机上,涡轮导向叶片和转子叶片均用Lamilloy多孔层板材料制成。导向叶片采用一种叫做“发散冷却件铸造”的工艺制造。当涡轮前温度高于1650℃时,用这种方法制造冷却叶片的成本比常规用激光打孔或电化学加工方法来得便宜,而且可以少用40%的冷却空气。涡轮转子为整体叶盘,叶片为单晶Lamilloy,盘为常规粉末冶金材料。Lamilloy

oy转子叶片比常规气膜冷却叶片可少用30%的冷却空气或延长一倍寿命,整体叶盘结构可减轻重量25%~30%。P·W公司也制造了小尺寸的涡轮整体叶盘,它是用“锻接”工艺将单晶叶片粘接在粉末冶金盘上的,据称重量可减轻35%。

4.2.3 第三阶段

IHPDET计划第三阶段的重点放在能耐更高温度而无需或只需极少的冷却空气的材料以及金属基复合材料为基础的主传力路线结构(骨架结构)上。

a.陶瓷基复合材料

目前,用陶瓷基复合材料制造的非旋转件,如喷管调节鱼鳞片、燃烧室火焰筒内壁和涡轮外空气封严圈已得到验证并用于型号研制。在这方面,法国和日本处于领先地位。法国欧洲推进公司已制造了一种小型导弹用的陶瓷基复合材料整体涡轮叶盘并在美国做了试验。美国杜邦公司引进法国专利制造一些陶瓷基复合材料试验件。零件的制造是采用化学气相渗透法,在由加强纤维构成的零件骨架上沉积碳化硅基体分子,最后用金刚石刀具成形。现在的问题是陶瓷基复合材料涡轮仍需冷却,要在脆性材料上制造冷却孔很困难。

b.加强碳—碳复合材料

GE公司和林—特—沃公司已分别在发动机上试验了加强碳—碳复合材料涡轮,温度达1650℃而无需冷却。林—特—沃公司的涡轮直径为381mm,重3.4kg,只有镍基合金重量的20%。为防止碳纤维在高温下氧化,需采用专门的防氧化涂层,但成本仍很高。

c.骨架式结构

骨架式结构是一种采用先进材料、具有很高比刚度和强度的主传力路线的结构,它能大幅度提高结构效率。除因采用先进材料使这些零部件本身的重量减轻外,还可以通过减小振动和变形来提高发动机性能。用金属基复合材料制造的风扇外涵机匣、发动机主轴和一些承力静止结构件已经进行了初步试验。例如,如果在F110发动机上采用金属基复合材料低压涡轮轴,发动机重量可减轻68.1kg。

4.3 2020年的战斗机发动机构形

IHPDET计划的实现将使2020年的战斗机发动机呈现一种崭新的构形,如图7所示。与目前使用中的推重比8—10级的F100加力式涡轮风扇发动机相比,新发动机具有以下主要特点:

a. 风扇 由3级减为1级,叶片带后掠,且为空心结构。已验证的这种后掠风扇叶尖速度已达475m/s,级压比为2.2。

b. 压气机 由9级减为3级,第1级也带后掠叶片。转子为鼓筒式无盘结构,由钛金属基复合材料制成。与传统结构相比,可减轻重量达70%。

c. 燃烧室 火焰筒材料由耐热合金改为陶瓷基复合材料。运用计算流体力学设计大大减小出口温度分布系数。有可能实现变几何结构。

d. 涡轮 高、低压涡轮均为单级,且为对转。在仍采用金属材料的条件下,整体叶盘结构可减重30%。最终涡轮前温度将高达2000~2200℃,此时将采用陶瓷基复合材料或碳—碳材料。

e. 加力燃烧室 由于涡轮进口温度很高,即使以下限2000℃计算,发动机单位推力也比F100高70%~80%,因而新发动机很可能不采用加力燃烧室。

f. 尾喷管 将采用全方位矢量喷管,最大压降将达90°。

根据美国《2000年先进飞行器概念预测》,装备这种推重比20—25级发动机的第五代战斗机可以在21000m高空以M数3~4作持续巡航,在载弹近1t的条件下作战半径为1850km,并具有隐身和非常规机动能力。或者,利用这种技术基础可设计出用于最大M数超过2的垂直起落战斗

机。

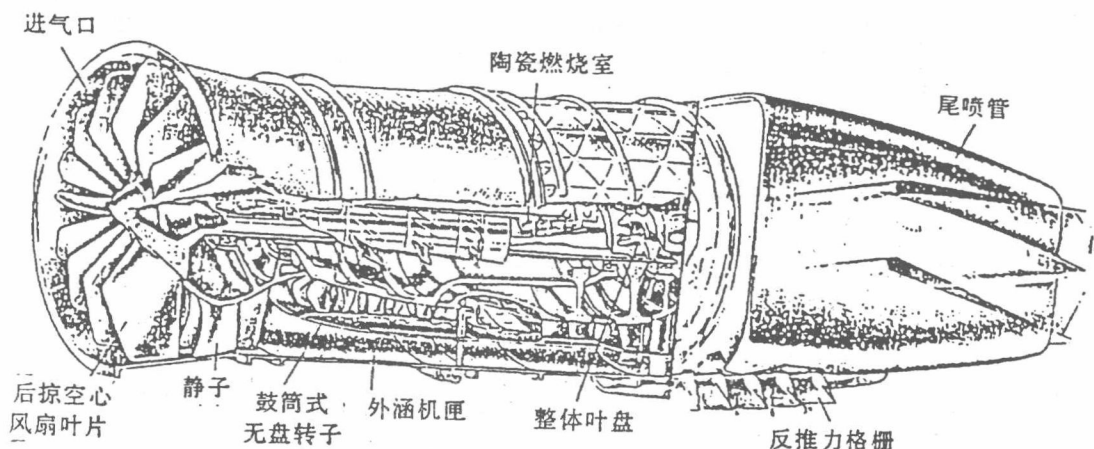


图7 2020年战斗机发动机构形

5 设计指导思想和研制程序的发展

从图8可以看出,F119发动机的推重比相对于F100的发展速度落后于F100投产前30多年中美国军用涡喷/涡扇发动机的平均速度。主要原因之一就是改变了过去单纯追求性能而忽视可靠性、耐久性和维修性的做法,达到了一种比较平衡的设计。由此,在研制程序上也做了相应的改变。

综观美国航空涡轮发动机的发展历史,在设计权衡和研制程序方面大致经历三个阶段。

第一阶段在50年代末以前,在设计权衡上单纯强调性能,在研制程序上采取从应用研究(部件技术)直接上型号研制的高风险做法。

第二阶段从60年代初开始,特别是加力式涡扇发动机的出现,在设计权衡上开始注意与可靠性有关的适用性,即发动机性能对进口流场和油门杆变化的响应特性;在研制程度上增加了预先发展阶段,即在应用研究和型号研制之间进行核心机和验证机研制,以确保发动机研制相对于飞机的提前量,减小型号研制风险。但性能仍是核心机、验证机和型号研制的主要目标。

第三阶段从70年代中期F100发动机投入使用开始。F100是片面追求性能的代表,它投入使用后出现了大量可靠性、耐久性和维修性问题,严重地影响了飞行安全和完好率,并大大增加了改进、改装和维修费用,使得军方不堪负担。为此,美国政府对发动机研究、发展、采购和后勤保障状况进行了多次大规模的调研,发现了大量问题,最主要的是发现发动机设计权衡和研制程序没有随技术发展做相应的调整。其中一份长达500多页的调研报告指出:“发动机决策主要是针对解决当前的或近期的问题。由于缺乏衡量发动机品质的共同准则,再加上没有完整和精确的寿命期费用数据,结果决策不是根据整个系统的费用做出的,也不是最佳的。”以后,在管理体系、设计权衡和研制程序上采取一系列改革措施,用于指导当时在研的或改型的发动机研制,并确定90年代战斗机发动机将全面贯彻新的设计权衡准则和研制程序。主要改革内容如下:

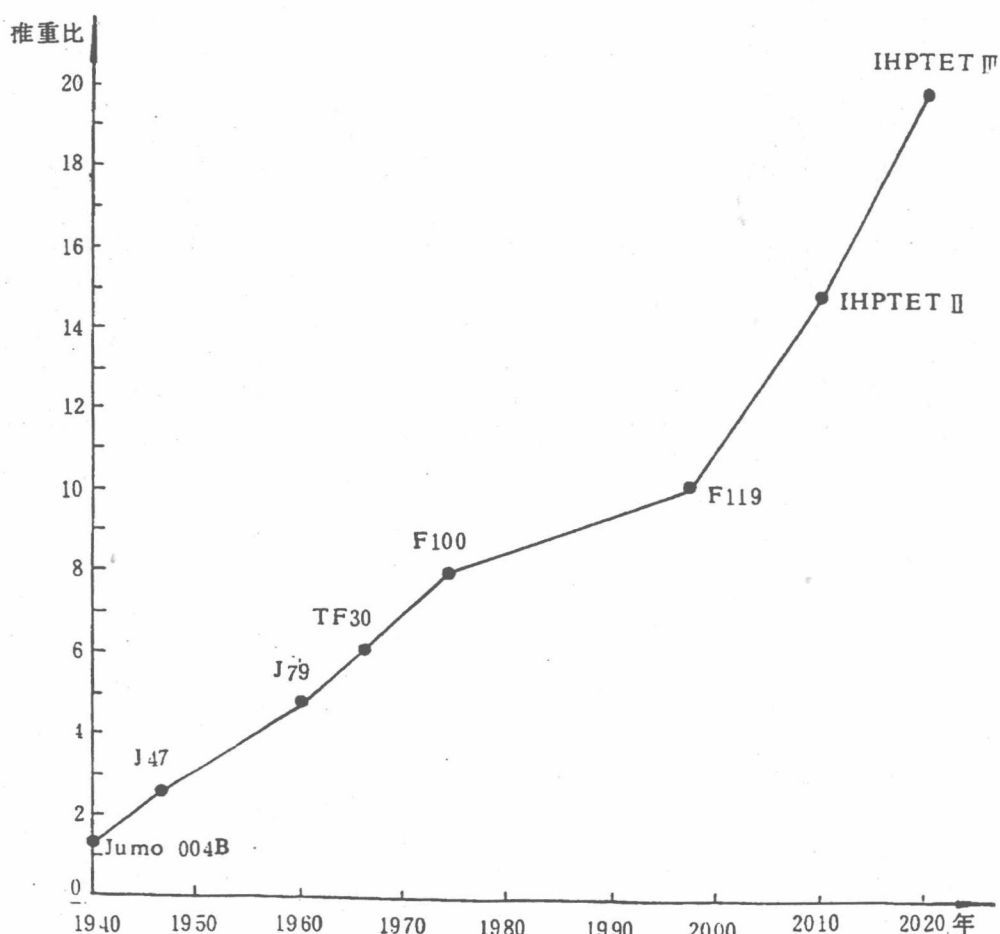


图8 战斗机发动机推重比发展趋势

5.1 建立统一的研究、发展、采购和后勤保障管理体系和信息系统,对发动机进行寿命期管理

调研发现,当时美空军的发动机管理体系是分散的,没有形成统一的信息系统。使用、采购和后勤部门各自强调本部门的要求。为此,对发动机和整个飞机的管理体系做了三次大的调整。第一次在70年代后期,在系统司令部航空系统部下增设推进装置处,全盘负责发动机的研究、发展和采购,改变了过去发动机的管理分属于各飞机型号办公室的做法。第二次是在80年代初,在后勤司令部下增设采购后勤部,负责沟通各作战司令部、系统司令部和后勤司令部,在采购过程中提出后勤保障方面的要求。第三次在1992年7月1日开始实施,将系统司令部和后勤司令部合并成装备司令部,通盘负责航空武器系统的研究、发展、采购和后勤保障。

5.2 建立寿命期费用模型并把它作为发动机设计权衡的主要品质因素

发动机作为飞机的一个重要分系统,其寿命期费用的研究开始得比较早。目前军方和各制造公司已经建立了多种发动机寿命期费用模型,并开始用于新一代发动机循环参数优化。例如,P·W公司在90年代战斗机发动机作循环参数优化时,传统的以飞机起飞总重为目标得出的涡轮前温度为2033K,而以寿命期费用为目标则为1922K。最终的选择很可能是后者。