

引用格式: 程荣辉, 张志舒, 陈仲光. 第四代战斗机动力技术特征和实现途径[J]. 航空学报, 2019, 40(3): 022698. CHENG R H, ZHANG Z S, CHEN Z G. Technical characteristics and implementation of the fourth-generation jet fighter engines[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(3): 022698. doi: 10.7527/S1000-6893.2018.22698

## 第四代战斗机动力技术特征和实现途径

程荣辉, 张志舒, 陈仲光\*

中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015

**摘要:** 介绍了第四代战斗机的典型特点和对发动机的要求, 综述了第四代发动机采用高性能循环参数、高推重比技术、推力矢量技术、隐身技术、全权限数字式控制系统、健康管理系统、热管理技术、高可靠性和维修性的设计思路和典型技术特征, 并研究分析了实现途径, 同时指出第四代发动机的成功研制还需要依赖先进成熟的基础技术和科学的管理做支撑。总结了第四代发动机的设计特点, 指出应注重综合权衡设计。

**关键词:** 第四代战斗机动力; 性能; 推重比; 隐身; 可靠性

中图分类号: V235 文献标识码: A 文章编号: 1000-6893(2019)03-022698-10

目前国外使用的最先进的战斗机是以美国 F22 和俄罗斯苏-57 为代表的第四代战斗机(俄罗斯称之为第五代)。第四代战斗机的典型技术特点是: 具备不加力超声速巡航能力、良好的机动性和敏捷性、高的隐身性、超强的信息能力、低的全寿命使用和维护成本。

第四代战斗机要实现以上技术特征, 发动机的能力至关重要。为了实现飞机的不加力超声速巡航能力, 发动机的不加力推力要大; 为了实现飞机良好的机动性和敏捷性, 发动机要具备推力矢量功能, 并且要有较高的推重比; 为了实现飞机的隐身性能, 发动机要具备很高的隐身能力; 由于飞机各类机载设备产生热量的增加和机身口盖减少导致的冷却用冲压空气减少, 发动机进口燃油温度提高, 从而对飞机和发动机的热管理提出了更高的要求; 为了实现飞机超强的信息能力, 发动机要采用全权限数字式控制系统; 为了实现低的全寿命使用维护成本, 发动机要具备高可靠性和维修性, 以及故障诊断和预测的健康管理功能。

由于第四代战斗机对发动机要求的提升是全面和巨大的, 所以国外第四代战斗机无一例外都采用跨代的发动机, 而在第三代发动机的基础上改进是无论如何也满足不了飞机要求的。从验证机开始, 美国花费了 19 年时间和巨资研制了 F119 发动机, 用于配装 F22 战斗机<sup>[1]</sup>; 俄罗斯的苏-57 战斗机目前采用的是 117 发动机, 是在第三代发动机的基础上改进研制的, 但它的最终动力也是全新研制的第四代发动机(外界称之为 30 号机), 据报道, 该发动机的研制工作正在全面开展, 并已于 2017 年 12 月 24 日实现首飞<sup>[2]</sup>。

### 1 高性能设计

不加力超声速巡航是第四代战斗机最重要的技术特征之一, 因为超声速巡航能力能使飞机快速抵达和撤离作战区域、大幅减少突防时在敌防空区的飞行时间, 并扩大飞机的作战半径, 从而提高飞机的作战能力和战场生存能力; 同时由于不开加力, 可大幅降低发动机后向的红外辐射, 提高

收稿日期: 2018-09-19; 退修日期: 2018-10-16; 录用日期: 2018-11-09; 网络出版时间: 2019-03-07 07:21

网络出版地址: http://hkxb.buaa.edu.cn/CN/html/20190301.html

\* 通信作者: E-mail: 466166370@qq.com

飞机的隐身能力。

实现飞机的超声速巡航能力需要飞机和发动机在设计上分别采取技术措施,飞机方面通过气动布局优化、翼身融合设计外形等措施,保证飞机在超声速飞行时保持高升阻比;发动机方面则通过提高涡轮前温度、优化选取循环参数等措施,提高单位推力,提供给飞机足够的巡航推力。为了满足飞机的作战需求,通常要求发动机在高度9~13 km、马赫数1.4~1.6的飞行包线区域具有足够的不加力推力,相对于第三代发动机,空中超声速巡航状态的不加力推力要提高50%以上。

为实现空中超声速巡航状态的大推力,第四代战斗机采取高涡轮前温度、小涵道比、适中的总增压比的总体循环参数设计方案以尽可能地提高单位推力,同时再兼顾油耗以及全包线的稳定工作需求。

对于追求高单位推力的发动机来说,涡轮前温度对推力增加的作用最明显,温度越高越好,见图1,图中 $T_4$ 为涡轮前温度, $\pi_\Sigma$ 为压缩系统总压比。所以第四代发动机设计都采用很高的涡轮前温度,如美国F119发动机的涡轮前温度超过2000 K,基本接近材料及冷却技术的极限。

为了获得较高的单位推力,同时兼顾耗油率的要求,还要选取较小的涵道比和合适的总增压比,见图2,图中 $B$ 为涵道比。目前国外第四代发动机的涵道比选择在0.3左右、总增压比在25~30之间。

在涡轮前温度和总增压比基本确定的情况下,高低压之间和内外涵之间的匹配也是关键因

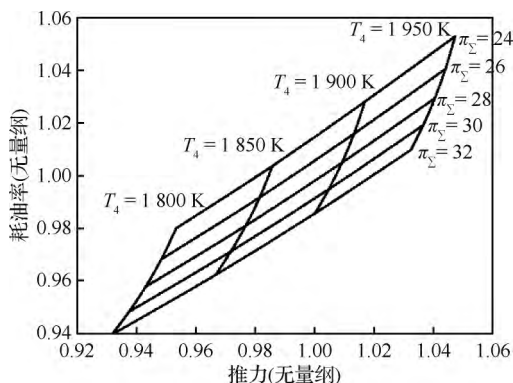


图1 涡轮前温度对推力和耗油率的影响

Fig. 1 Influence of  $T_4$  on thrust and specific fuel consumption

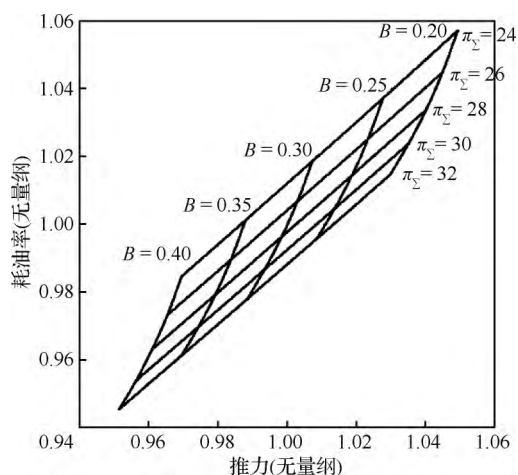


图2 涵道比对推力和耗油率的影响

Fig. 2 Influence of bypass ratio on thrust and specific fuel consumption

素。对混合排气的涡扇发动机来说,风扇压比提高对推力和耗油率都有利,但风扇压比增加到一定程度后推力增加就不太明显,而且还要兼顾混合器外内涵气流的压力比值合适以保证内外涵能量分配和混合损失都在可接受范围内,见图3,图中 $\pi_f$ 为风扇压比; $\pi_{f,rel}$ 为风扇相对压比; $\pi_c$ 为压气机压比。另外,第四代发动机由于涡轮前温度使用已接近极限,为了挖掘性能潜力,要求部件效率的设计指标也较高。

第四代发动机的性能设计特点使发动机的研制难度非常大,涡轮前温度、风扇/压气机的级增压比、主燃烧室的温升、各部件的效率等都比第三代发动机有了明显提升。因此第四代发动机在设计上采用了弯掠叶片设计以提高风扇/压气机压

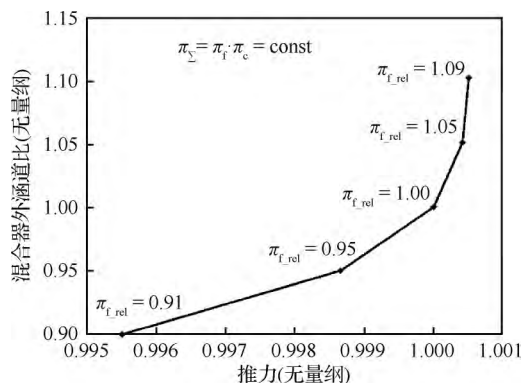


图3 风扇压比对推力和涵道比的影响

Fig. 3 Influence of fan compression ratio on thrust and bypass ratio

比,并改善超声区流动结构、减少损失、提高效率,同时采用非设计工况性能优化设计技术兼顾全包线范围的各典型点性能;采用浮动壁瓦片提高主燃烧室温升;采用冲击、对流、气膜的复合冷却设计和涂覆热障/氧化涂层等方式提高热端部件的承温能力;采用飞发一体化设计技术和飞推综合控制技术,提高飞机和发动机的整体性能,实现第四代飞机多任务、高性能的要求。

## 2 保证可靠性安全性的高推重比设计

长期以来,战斗机发动机一直是以提高推重比作为主要发展目标之一,因此第四代发动机采用了大量提高推重比的技术。气动设计方面,提高风扇/压气机级压比以减少级数,相对于第三代发动机级压比提高了 5%~10%;提高单位环面面积流量,相比第三代发动机提高了 3%左右,降低转子轮毂比以减小径向尺寸;采用宽弦弯掠叶片气动设计技术保持高压比、高流通能力条件下的风扇/压气机性能。结构设计方面,风扇采用空心叶片、风扇和压气机各级盘采用整体叶盘结构,涡轮盘挡板采用无螺栓结构,燃油和滑油成附件采用集成化设计技术、大幅度减少附件数量以减轻重量。材料应用方面,压气机采用高温钛合金

材料、涡轮盘采用粉末合金、涡轮叶片采用第二代单晶涡轮叶片、进气机匣和内涵机匣采用复合材料构件等以减轻重量<sup>[3-5]</sup>。

虽然第四代发动机采用了很多难度非常大的提高推重比技术,但从发展趋势上看,从第三代到第四代发动机,推重比的发展呈现放缓甚至是不增长的趋势。以 F119 发动机为例,美国智库 RAND 公司公开发表的《Military Jet Engine Acquisition》报告中,可以发现其推重比只有 7.95,仅达到了第三代战斗机动力装置推重比 8 一级的指标,见表 1<sup>[6]</sup>。即使如此,也绝对不足以怀疑 F119 发动机仍然是当今世界上最先进的第四代战斗机动力装置。这是因为第四代发动机很多典型技术特征的实现是与减轻重量相矛盾的:

1) 第四代发动机涡轮前温度大幅提高,而热端部件的材料承温能力并没有得到同步提升,为了达到耐久性和寿命要求,构件会设计得更加强壮、冷却用气量需要增加、需要采用隔热涂层等,这些都会使重量增加。

2) 发动机安全性设计要求提高,如为满足包容性要求,风扇/压气机机匣重量需要增加。

3) 为实现隐身要求,需要从压缩部件引气冷却高温构件,从而导致推力下降,同时采用隐身涂

表 1 美国典型发动机的重量和推重比<sup>[6]</sup>

Table 1 Weight and thrust-to-weight ratio of typical engines in USA<sup>[6]</sup>

Engine	Thrust (at intermediate rating point)/ (kg · s <sup>-1</sup> )	Specific fuel consumption	Overall pressure ratio	Rotor inlet temperature (Fo)	Thrust-to-weight ratio	Air flow (lbs/s)	Dry weight (lbs)	Afterburner (Yes=1/No=0)	Full scale test hours	Low rate production release	Contract award
TF41A-1	14 500	0.65	21.0	2 157	4.57	260	3 175	0	3 050	Dec 1968	Sept 1966
TF41A-2	15 000	0.66	21.4	2 157	4.62	263	3 246	0	3 700	Jul 1969	Sept 1968
TF41A-402	15 000	0.66	21.4	2 157	4.55	263	3 296	0	24 561	Jun 1987	N/A
F100PW-100	14 690	0.72	27.7	2 565	7.8	228	3 056	1	13 305	Oct 1973	Mar 1970
F100PW-220	14 590	0.73	25.0	2 600	7.16	224	3 179	1	37 989	Jun 1985	Jun 1981
F100PW-229	16 999	0.70	26.9	2 730	8.53	248	3 400	1	3 000	Sept 1988	Jun 1985
F101GE-100	17 200	0.58	26.5	2 550	7.02	352	4 382	1	11 200	Jun 1976	Jun 1970
F109GA-100	1 330	0.39	20.7	1 976	3.33	52.3	400	0	10 180	Sept 1985	Jul 1982
F110GE-100	14 020	0.67	29.9	2 405	7.01	260	3 830	1	5 522	Jan 1985	Jan 1981
F110GE-400	16 333	0.69	29.9	2 528	6.11	261.2	4 412	1	4 749	N/A	May 1984
F110GE-129	17 084	0.68	31.2	2 484	7.41	267	3 980	1	2 100	Sept 1988	Jun 1985
F117PW-100	40 000	0.35	29.5	2 400	5.58	1 226	7 164	0	2 900	Feb 1987	Apr 1984
F119PW-100	20 500	0.80	26.0	3 000	7.95	270	3 900	1	13 325	Jan 1993	Nov 1988

层会使发动机重量增加,造成推重比降低。

4) 飞机提供的燃油温度提高,要求发动机燃油附件能够承受更高的温度、具有更强的冷却能力,这就使附件重量增加。

发动机设计单纯追求推重比可能会给安全性和可靠性带来问题。曾经的 F100 发动机研制就是一个典型的例子,其装备部队初期频繁发生的故障给发动机设计敲响了警钟。F100 发动机后续衍生型发动机和新研发动机如 F119,吸取教训后更注重性能、安全性、可靠性、耐久性、保障性以及成本等的兼顾<sup>[1]</sup>。

### 3 采用推力矢量技术

推力矢量是四代机动力必备的技术,主要目的是提高战斗机的机动性、敏捷性。矢量推力的产生主要依靠喷管实现,通过在常规喷气推进系统基础上,借助于机械构件或合理的空气动力结构布局,来改变喷气流方向使之产生附加力矩,进而操纵和控制飞机,见图 4。因此,推力矢量喷管不仅能够提供战斗机向前的推进力,还能够提供战斗机完成预期的俯仰、偏航、滚转和减速动作所需的控制力和力矩。

按照实现方式的不同,推力矢量技术主要分为燃气舵技术、机械偏转矢量喷管和气动矢量喷管 3 种主要形式。机械偏转矢量喷管是目前主流的推力矢量形式,是通过喷管的机械偏转来实现喷管内部的气流偏转从而实现推力矢量的技术,根据其流道形式的区别,又可分为二元矢量喷管和轴对称矢量喷管 2 种形式。这 2 种喷管各有优缺点,需要根据发动机的综合技术指标要求选取使用。

二元矢量喷管运动构件数量少,易于实施隐身技术措施,容易获得更好的隐身性能;易于实现双发翼身融合,减小飞机的后体阻力,提高升阻比。但二元矢量喷管的主要缺点是需要的冷却气量较多,会对推力产生较大的损失,且重量比轴对



图 4 推力矢量示意图

Fig. 4 Schematic diagram of engine with vectored thrust

称矢量喷管更大,从而影响发动机的推重比。国外配装二元矢量喷管的典型发动机就是美国的 F119 发动机,它采用该项技术后不仅使飞机的空中格斗能力大大增强,而且还大大增强了飞机的隐身性<sup>[7]</sup>。

轴对称矢量喷管的优点是:具有良好的气动性能,飞机不需要做较大的改装即可实现矢量推进功能,可最大限度减少飞机的风险;气动负荷比较小,矢量作用效果明显;对喷管的转向控制环单独控制实现矢量偏转,很容易得到最佳的超声部分的膨胀比。缺点是:运动机构复杂,实施隐身技术措施难度大,不易获得良好的隐身性能。目前配装该型矢量喷管的典型发动机有俄罗斯的苏-35 发动机。

无论是哪种形式的矢量喷管,在实际应用过程中都面临很多结构与控制复杂、可靠性低、重量较大的问题。轴对称矢量喷管是多并联空间机器人机构组合而成的空间复式连杆机构,运动构件及运动关节众多,运动关系复杂,技术指标之间关联性强,兼顾难度大,实现困难。二元矢量喷管需全程冷却,采用冷却孔,层板冲击等多种冷却形式,各关节处冷却流路需保持连贯,冷却结构复杂;且二元矢量喷管构件尺寸大,刚性问题突出,增重明显。相比常规喷管,轴对称矢量喷管需增重 35%~45%,二元矢量喷管则增重 50% 以上。为此,世界各国都在通过发展新型轻质高强度耐高温材料和研究更为简单的结构,来减轻推力矢量喷管的重量。

### 4 隐身设计

第四代战斗机都将隐身能力列为最关键的作战能力之一,而发动机隐身是飞机隐身的重要组成部分。没有发动机的隐身技术,四代机则无法实现全方位隐身,在进攻和突防的过程中很容易被敌方发现和攻击,严重影响飞机的作战能力和生存率。

在飞机自身采取隐身措施后,发动机后腔体及其内部件和边缘等产生的雷达散射信号、后腔体及其热端部件和尾喷流等产生的红外辐射信号占整个飞机尾部方向特征信号的 95% 以上<sup>[8]</sup>。因此,发动机的隐身技术主要包括红外抑制技术和雷达波散射衰减技术,其中后向是

隐身的重点。

对于第四代小涵道比涡扇发动机,主要通过采取以下 5 个方面的设计实现隐身能力。

1) 隐身修型设计。对进气帽罩、进气支板、加力燃烧室内锥体、尾喷管出口等部位进行结构修型设计,使进入发动机前后腔体的雷达波经多次反射、折射后能量大幅衰减,可以有效减小发动机前后向的雷达散射特征信号<sup>[8]</sup>。

2) 隐身涂层。在腔体内壁及构件上综合应用雷达吸波涂层和红外隐身涂层。如在风扇和进气机匣上涂敷中温雷达吸波涂层,在低压涡轮部件喷镀耐高温低发射率红外薄膜,在加力和喷管部件同时涂敷耐高温低发射率红外涂层和雷达吸波涂层等。

3) 高温部件冷却设计。在加力燃烧室和喷管等高温部件采用加强冷却的结构设计,如加力稳定器采用跨流式气冷设计、尖锥采用气膜孔冷却设计,大幅降低发动机高温构件固体壁面的红外辐射<sup>[8]</sup>。

4) 涡轮后框架与加力燃烧室的气动、红外及雷达隐身一体化综合设计。将涡轮后支板与加力稳定器、燃油管和喷油杆等集成一体,并引入外涵气流进行冷却,同时对涡轮叶片进行遮挡。在满足涡轮后支板整流和加力燃烧室混合、扩压、稳定与组织燃烧的功能和性能的同时,使得加力燃烧室具有非常好的红外/雷达隐身效果<sup>[8]</sup>。

5) 采用二元矢量喷管。小宽高比二元俯仰矢量喷管能够明显降低核心喷流高温区域的长度,有利于降低喷流的红外辐射强度<sup>[8]</sup>;同时对内部件具有非常好的遮挡效果,能有效降低内部件的红外辐射强度和雷达散射强度;与飞机后机身相容性好,有利于利用飞机后机身对喷管及喷流的遮挡效果。

虽然上述措施能有效提高发动机的隐身能力,但由于第四代发动机推力、重量、可靠性、寿命等技术指标要求高,且发动机工作在温度、转速等极端多变的工作状态及复杂恶劣的工作环境,给发动机隐身技术的研究及工程应用带来了巨大难度和挑战。如隐身需要的冷却气会造成推力的损失,进气道及尾喷口做的修型设计往往会带来部件性能和裕度的损失,增加的涂层、增设的冷气流路以及特殊的结构设计等会造成结构的复杂性和

重量增加。

## 5 全权限数字式电子控制系统

第四代发动机采用全权限数字式电子控制系统,具有超强的信息能力,为飞/发综合电子控制提供了基础;同时,第四代发动机对控制系统功能、控制精度和响应速度等方面也都提出了更高的要求。目前第四代发动机采用的全权限数字式电子控制系统通常由全权限数字式发动机控制器(FADEC)、机械液压装置、传感器、控制软件等组成,如图 5 所示。相对于第三代发动机,第四代发动机的控制系统,具备如下特点和优势:

1) 采用无机械液压备份的双余度数字式电子控制系统,提高控制系统可靠性的同时,减小了发动机重量。全权限数字式电子控制系统由 2 个控制通道组成,每个通道均由控制核心数字电子控制器以及相关传感器与机械液压装置组成。发动机工作时 2 个通道互为热备份,并且实现了系统自检与故障时系统的自动重构。

2) 内置机载发动机模型,提高了发动机适应性和可靠性。基于机载发动机模型,在全包线范围根据发动机实际工作参数,对发动机运行状态进行实时在线评估;根据需要动态调整控制模式,实现发动机性能寻优控制,包含最大推力控制模式、最小油耗控制模式、最低涡轮温度控制模式等;此外,凭借机载发动机模型,可以实现发动机参数重构,提升发动机的容错能力。

3) 综合开展飞/发一体化多变量控制设计,满足了第四代飞机对机动性、大功率航电设备散热的需求。飞机与发动机采用高速实时通讯网络进行数据交换,实现了飞/发一体化控制;增加了推力矢量控制,综合热管理控制。

为了实现上述技术特点,在处理器、控制软件、机械液压装置、传感器等方面需要大量的技术储备:需要具备高可靠性、高运算速度的处理器;对于机械液压装置和传感器,长寿命、外场可维护性、可靠性、计量精度、抗污染能力等方面要满足更高的要求;对于执行机构,要力求做到结构的优化,以及数量的精简。特别是机载发动机模型的应用,需要建立准确可靠、实时性高的数学模型,并积累大量的试验数据用于迭代完善,这些都给工程研制带来很大挑战。



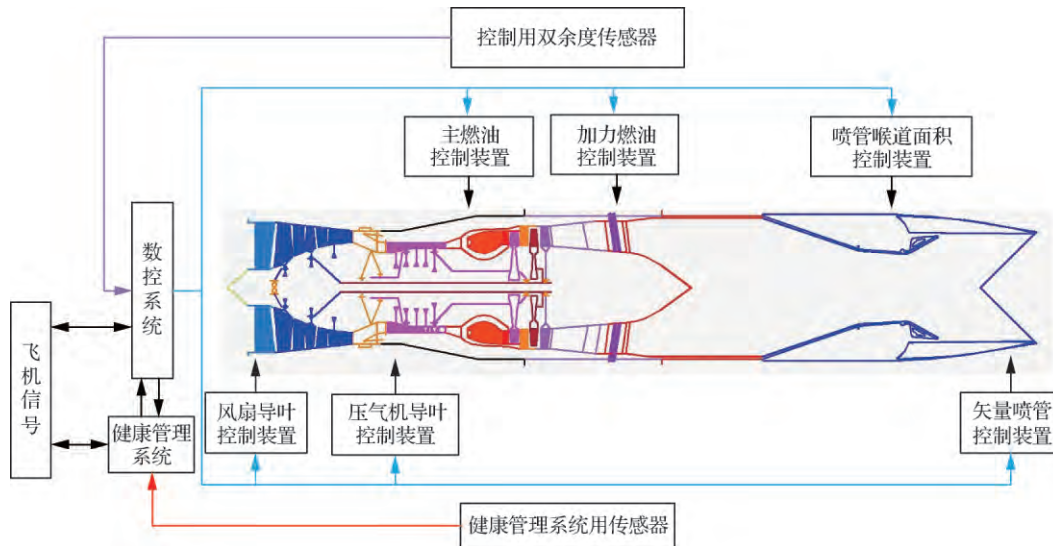


图 5 控制系统组成示意图

Fig. 5 Schematic diagram of configuration of control system

## 6 健康管理系统

第四代发动机通常都要配备健康管理系统，通过获取发动机相关数据信息，对发动机整机、各系统和部件进行综合监测和分析，评估发动机的健康状态并提出维修建议。

发动机健康管理系统一般是由机载健康管理

分系统和地面健康管理分系统组成，见图 6。机载健康管理分系统包括发动机综合诊断器 CEDU、健康管理系统专用传感器及电缆构成；地面健康管理分系统由便携式维护仪 PME、地面综合维修信息系统 GMS、综合维修管理系统 GSS 构成。发动机健康管理系统主要实现以下功能：

1) 发动机状态监测功能。对发动机健康管

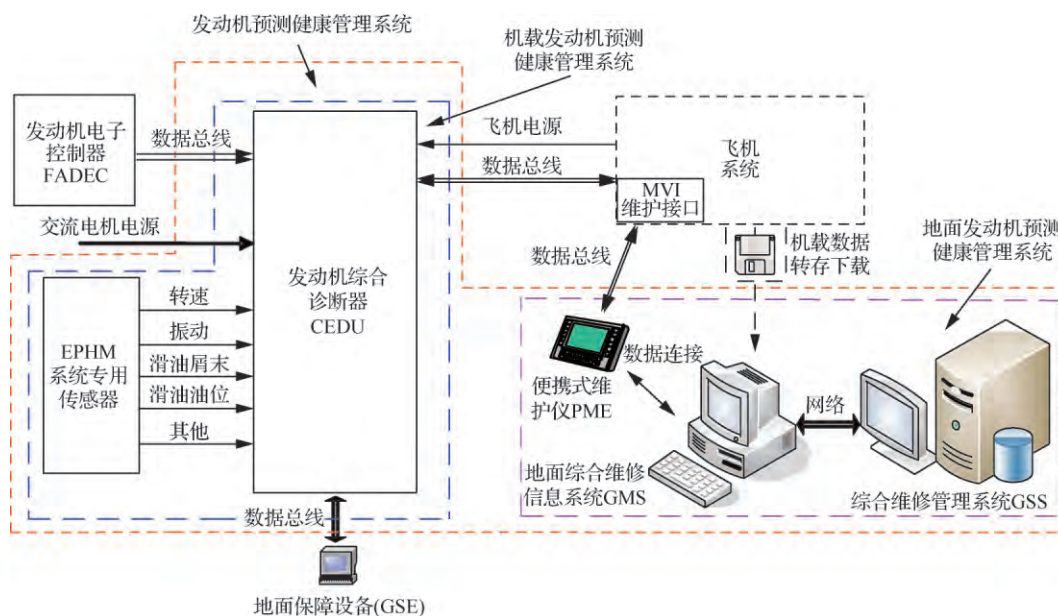


图 6 健康管理系统组成示意图

Fig. 6 Schematic diagram of configuration of an health management system

理参数(包括发动机的振动、滑油油位、滑油屑末等)进行监控和告警,并记录发动机的其他参数和寿命使用数据。

2) 发动机故障诊断功能。提取故障特征值,通过特征值是否异常及变化情况来区分不同故障类型。

3) 发动机参数趋势分析功能。实现对于性能、振动、滑油、寿命等特征参数的趋势分析功能。

4) 发动机整机及部件寿命管理功能。建立有限寿命的零部(附)件寿命档案,在寿命消耗完前提出检查或更换建议。

一套好用的健康管理系统需要建立在高精度和高频响的传感器、对发动机工作状态的准确模拟、先进成熟的预测和诊断算法、积累大量故障样本的基础上,重点需要突破健康管理用发动机模型建模、气路故障诊断及性能趋势分析、滑油和振动的在线故障诊断及故障预测、寿命管理等关键技术,并在发动机长期使用过程中汇总以不断完善。

## 7 飞发综合热管理设计

飞机和发动机在使用过程中都会产生热量,一般通过冲压空气冷却和发动机燃油的燃烧将热量带走。但第四代战斗机由于机载电子设备多、发热功率大,单纯的依靠冲压空气很难满足这些电子设备的冷却需求,况且为确保隐身性能限制

飞机外表的口盖数量和面积导致冲压空气量还会相对减少,导致发动机进口燃油温度上升,飞机和发动机的散热需求大幅增加,需要通过综合热管理加以解决。

典型的综合热管理系统原理图见图7。在高速飞行时,由于燃油消耗量较大,可以充分利用燃油作为冷源吸收来自飞机和发动机相关系统所产生的热量,通过发动机燃油消耗将热量带走。低速飞行时,由于燃油消耗量较小,发动机电子控制器(FADEC)将根据相关参数计算向飞机冲压散热器回油量,将承载多余热量的部分燃油返回飞机油箱,以限制发动机燃油温度不至于过高。虽然通过热管理可以有效地提升飞机和发动机的散热效率,但要完全满足第四代发动机的需求难度依然很大,重点需要解决如下关键技术。

1) 燃油系统耐介质高温技术。由于飞机提供的冲压空气冷却气量十分有限,综合热管理系统以燃油作为主要热沉吸收来自飞机和发动机相关子系统所产生的热量,这就要求发动机燃油系统具备较高耐介质高温能力。国外先进四代发动机燃油系统附件可在介质高于 $160^{\circ}\text{C}$ 的条件下可靠工作,而第三代发动机通常要求不高于 $120^{\circ}\text{C}$ 。

2) 滑油高效散热技术。发动机燃油进口温度的提高将大幅提高发动机滑油系统和燃油系统的热负荷。燃滑油散热器是实现滑油系统散热的

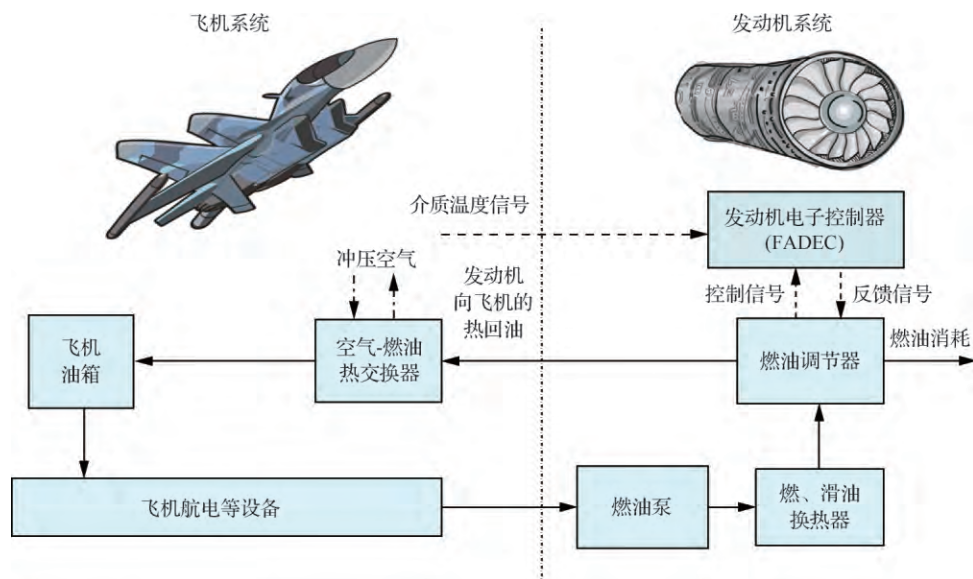


图7 热管理系统示意图

Fig. 7 Schematic diagram of thermal management system

关键部件,散热器的散热效率越高,就越能够有效地利用有限的冷却燃油介质,实现滑油系统的有效散热,但提高散热效率和降低燃油阻力又是相互矛盾的。

3) 飞发综合热管理系统设计技术。由于四代机热管理难度非常大,必须要开展飞发联合设计,针对飞机的各任务剖面,联合计算各工况点飞机和发动机的热量及温度分布,实现飞机和发动机的最优散热匹配,才能有效解决四代机的热量问题。

## 8 高可靠性和维修性设计

第四代发动机在追求高性能的同时,也对可靠性和维修性提出了更高的要求。为了提高可靠性,结构设计、材料、控制系统等方面都采取了很多措施,如采用一体化设计简化结构、减少零件数量,从而减少潜在故障源;为提高热端部件的耐久性,燃烧室采用浮壁火焰筒,涡轮叶片采用单晶叶片和优化叶片冷却等;控制系统重要回路的各环节采用双余度的设计、增加健康管理系统监控状态和预测故障等。更为重要的是在设计中充分汲取以往发动机研制经验和教训,研制过程中按照更为严苛的试验程序对发动机进行考核验证。另外,国外第四代发动机为了保证可靠性,没有将推重比作为主要的追求目标,甚至是牺牲部分性能来提高可靠性。

第四代发动机在设计中还特别加强了维修性,主要表现在如下几个方面:首先是零部件和外部附件一体化设计使整机零件数量显著减少,大大缩短了发动机装拆维护时间;贯彻单元体设计思想,大部分附件包括燃油泵和控制器均作为外场可更换单元;风扇和压气机转子采用整体叶盘;紧固件最大程度实现标准化;大量采用自锁结构,减少锁片的使用。

## 9 先进成熟的基础技术和科学的研制管理做支撑

第四代发动机的技术指标高,综合能力强,在型号研制阶段,要让产品实现这些技术特征,还需要有先进的基础技术和科学的研制管理做支撑。

第四代发动机涉及到的主要基础技术包括高压比和高通流的风扇设计技术,高效率和高稳定

裕度的高压压气机设计技术,高温升与高效冷却的燃烧室设计技术,复杂内冷型腔和高效冷却涡轮叶片设计技术,高进气温度和低流阻的一体化加力燃烧室设计技术,耐高温和大载荷的矢量喷管设计技术,热态高速旋转流动换热和瞬态流动换热设计技术,高温钛合金、单晶叶片、粉末合金盘、陶瓷复合材料等新材料的加工和制备技术,燃气高温测量、高温部件动应力测量、非接触式间隙测量等试验测试技术等等。只有这些高水平的基础技术研究成果达到一定的工程化应用程度,才能保障型号的研制。美国、英国、法国等国家特别重视航空发动机创新技术的预先研究工作,实施了大量的整机和部件技术预先研究计划,如美国通过实施综合高性能涡轮发动机技术(IHPTET)、高循环疲劳(HCF)、通用的经济可承受的先进涡轮发动机(VAATE)、先进军用核心发动机(ACME)、先进军用发动机技术(AMET)等,突破了大量关键技术,并逐步提高设计和制造的工程化应用水平,为F119第四代发动机的研制提供了很好的技术保障。

同时,由于第四代发动机研制采用了大量的新技术、新材料、新工艺,研制难度更大,不同的专业、部件、系统之间高度交叉,技术管理工作更复杂和庞大,需要采取和引入一些更加科学的研制方法来统筹推进型号研制工作。如美国在F119发动机的研制过程中,通过推进及动力系统完整性大纲(PPSIP)及软件开发完整性(管理)计划(SDIMP)来明确技术要求和技术实现方式,通过工作结构分解(WBS)、集成总体规划(IMP)、集成的总日程表(IMS)、风险管理等方式进行研制过程的综合管理,为第四代战斗机发动机在高可靠性、长耐久性、好可维护性、高性能、短研制周期、低全寿命费用等各项指标达到综合平衡提供了重要的保障<sup>[3]</sup>。

## 10 结 论

为了满足第四代战斗机的作战要求,必须要研制全新第四代发动机。而为了实现第四代战斗机动力的技术优势,发动机的设计具有如下特点:

1) 采用高涡轮前温度、小涵道比的总体循环参数设计方案,以提高空中不加力推力。

2) 采用大量提高推重比技术,但为了实现性



能、隐身、可靠性等方面的需求,所能达到的推重比仅与三代机动力相当。

3) 应用矢量推力提高飞机机动性,轴对称矢量喷管气动性能好但隐身效果欠佳,二元矢量喷管有利于隐身但推力损失偏大,需要根据飞机需求权衡使用。

4) 采用结构修型设计、隐身涂层、增加冷却、涡轮和加力一体化设计、配装二元矢量喷管等措施提高隐身性能。

5) 采用全权限数字式控制系统和基于机载数学模型的控制规律,提高控制系统的可靠性和飞发综合控制能力,获得更优化的全包线性能。

6) 配备健康管理系统,实现发动机状态监控、故障诊断、趋势预测和寿命管理等先进功能。

7) 与飞机开展联合设计提升热管理能力。

8) 通过提高设计能力、使用先进材料、强化试验考核等各方面提高发动机的可靠性和维修性。

9) 还需要先进成熟的基础技术和科学的管理保障型号的研制成功。

第四代战斗机在动力的不加力推力、隐身、热管理、健康管理、以及可靠性和维修性等方面都有了很大的提升,但应更注重功能、性能与可靠性、耐久性和维修性的综合平衡设计。

## 参 考 文 献

- [1] 陈光. F119 发动机的设计特点[J]. 航空发动机, 2000, 26(1): 21-29.
- [2] Минпромторг. Состоялся первый полёт летающей лаборатории Т-50 с двигателем 2-го этапа [EB/OL]. (2017-12-05). <http://www.minpromtorg.gov.ru/>. Minpromtorg. The first flight of the flying laboratory T-50 with the engine of the second stage took place[EB/OL]. (2017-12-05). <http://www.minpromtorg.gov.ru/>(in Russian).
- [3] DESKINW J, YANKEL J J. Development of the F-22 propulsion system; AIAA-2002-3624[R]. Reston, VA: AIAA, 2002.
- [4] MARTIN J. A future military propulsion vision; AIAA-2003-2724[R]. Reston, VA: AIAA, 2003.
- [5] EHRLICH, KURZ K H, RUED K P, et al. Trends in military aeroengine-design-From EJ200 to future manned and unmanned vehicle propulsion; AIAA-2003-2612[R]. Reston, VA: AIAA, 2003.
- [6] OBAIDY, MARK V A, RICHARD M M, et al. Military jet engine acquisition-technology basics and cost-estimating methodology[M]. Santa Monica: RAND, 2002: 67.
- [7] 陈杰. 航空发动机轴对称矢量喷管控制技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012: 2.  
CHEN J. Study of control technology for aero-engine AVEN[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012: 2 (in Chinese).
- [8] 邓洪伟, 尚守堂, 金海, 等. 航空发动机隐身技术分析与论述[J]. 航空科学技术, 2017, 28(10): 1-7.  
DENG H W, SHANG S T, JIN H, et al. Analysis and discussion on stealth technology of zero engine[J]. Aeronautical Science & Technology, 2017, 28(10): 1-7 (in Chinese).

(责任编辑: 张晗)

## Technical characteristics and implementation of the fourth-generation jet fighter engines

CHENG Ronghui, ZHANG Zhishu, CHEN Zhongguang<sup>\*</sup>

*AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China*

**Abstract:** This article introduces the typical features of the fourth-generation jet fighters and the engine requirements of these jets. It reviews the design concept and typical technical features used in the fourth-generation engines, including high performance cycle parameters, high thrust-to-weight ratio, vectored thrust, stealth, FADEC, EHM, thermal management technology, and design techniques of high reliability and maintainability. This article also analyzes the implementation path of these technologies, and puts forward that a successful development of the fourth-generation engine depends on the advanced, mature basic technology and scientific management. Above all, this article summarizes the designing features of the fourth-generation engines and emphasizes the importance of a comprehensive and balanced design.

**Keywords:** power of the fourth-generation jet fighter; performance; thrust-to-weight ratio; stealth; reliability

---

Received: 2018-09-19; Revised: 2018-10-16; Accepted: 2018-11-09; Published online: 2019-03-07 07:21

URL: <http://hkxb.buaa.edu.cn/CN/html/20190301.html>

<sup>\*</sup> Corresponding author. E-mail: 466166370@qq.com