

战斗机发动机的研制现状和发展趋势

林左鸣

(中国航空工业第一集团公司,北京 100022)

摘要 :介绍了第三代战斗机发动机的设计特点和研制规律,综述了 F119 和 F135 等第四代战斗机发动机的研制现状,总结了其性能和结构特点,归纳了战斗机发动机性能、结构和材料的发展趋势,展望了未来战斗机发动机的发展。

关键词 :战斗机发动机 性能 结构 材料 发展趋势

The Current Development and Future Trends of Fighter Engines

Lin Zuoming

(China Aviation Industry Corporation I, Beijing 100012)

Abstract : Design features and development laws of the 3rd-generation fighter engines are outlined. Current development of the 4th-generation fighter engines such as F119 and F135 turbofan is summarized. Future trend of the performance, structure and materials for fighter engines are forecast.

Key words : fighter engine; performance; structure; material; future trend

1 引言

自 20 世纪 40 年代初以来,战斗机发动机已研制发展了四代。现役主力发动机 F110 等推重比 8 级的第三代发动机,已经趋于完善和成熟;F119 等推重比 10 级的第四代战斗机发动机已经或即将投入使用,具有高性能(高推重比等)、高可靠性、长寿命、低油耗、低信号特征、低全寿命期费用等特点,可满足战斗机的超声速巡航能力、良好生存性/隐身性、高机动性与敏捷性和低全寿命期费用等要求;在美国和欧洲的一些国家实施的综合高性能涡轮发动机技术(IHPTET)计划和先进军用核心机(ACME)计划等开发和验证的技术保障下,已经开始对“第五代”战斗机发动机进行预研。

本文介绍了第三代战斗机发动机的设计特点和研制规律,综述了第四代战斗机发动机的研制现状、性能和结构特点,分析了战斗机发动机性能、结构和材料的发展趋势。

2 第三代战斗机发动机的设计特点和研制规律

第三代战斗机发动机主要是指在 20 世纪 70 年

代研制的推重比 8 级的涡扇发动机,包括 F100、F110、AL31Φ、PD33 等型号,是美国和俄罗斯等国家现役主力战斗机(F-15、F-16、CY-27 和 МиГ29 等)的动力装置。

2.1 性能特点

第三代发动机的推重比为 7.0~8.0,平均级增压比为 1.3~1.4,总增压比 21~35,燃烧室温升为 850~950K,高压涡轮单级落压比可达 3.5~4.2,涡轮进口温度达到 1600~1750K,加力温度达到 2000~2100K。

几种典型的第三代战斗机发动机主要性能参数见表 1。

自从投入使用以来,第三代战斗机发动机在不断地进行改进和改型。如 F100-200→F100-220→F100-229→F100-229A→F100-232;F110-100→F110-129→F110-129IPE→F110-132;AL31Φ→AL33K→AL31ΦH→AL35Φ→AL31ΦΠ→AL37ΦУ;PD33→PD33K→PD33H→PD93→PD133。

经改进和改型的几种典型的第三代战斗机发动机的性能参数见表 2。从表 2 中可以看出,通过改进和改型,发动机 3 级风扇的增压比达到 4.0 左右,总增压比已达到 30~40,涡轮进口温度提高到 1850K 左右,推重比已达到 8.7~10.0,有些参数已

经接近或达到了第四代战斗机发动机的水平。

表1 第三代战斗机发动机的主要性能参数

主要参数	F100-220	F110-100	PL33	AL31Φ
推重比	7.40	7.07	7.87	7.14
最大推力 (kN)	105.9	122.6	81.4	122.6
中间推力 (kN)	65.26	70.60	49.13	76.20
涵道比	0.60	0.81	0.48	0.60
空气流量 (kg/s)	103.4	115.2	76.0	111.3
总增压比	32.0	30.6	21.7	23.8
涡轮进口 温度(K)	1672	1644	1540	1665

表2 第三代战斗机改进型发动机的主要性能参数

主要参数	F110-129 3/9/1/2	F110-134 3/9/1/2	F100-229A 3/10/2/2	AL37ΦY 4/9/1/1
推重比	8.5	9.5	9.5	8.7
最大推力 (kN)	128.9	151.4	142.3~151.0	142.2
质量(kg)	1787	1701		1660
最大直径 (m)	1.181	1.181	1.181	0.932
长度(m)	4.622	4.622	4.856	5.000
涵道比	0.76	0.54	0.40	0.60
空气流量 (kg/s)	122.4	132.8	113.6	120.0
总增压比	32	43	34	25
涡轮进口 温度(K)	1728	1830		

2.2 结构特点

(1) 3~4级风扇和7~9级高压压气机采用较高负荷的压气机叶片,大多采用可调静子叶片;

(2) 环形或短环形燃烧室发烟度低,长度较第二代发动机的缩短了1/2,温升提高;

(3) 1~2级高压涡轮和1~2级低压涡轮采用耐高温高负荷设计,单级涡轮落压比提高,采用复合气冷空心结构的定向凝固和单晶材料叶片,涡轮进口温度提高;

(4) 加力燃烧室采用分区供油和先进火焰稳定器,长度较第二代发动机的缩短了1/3,加力温度提高;

(5) 喷管采用收敛扩散型;

(6) 控制系统采用全功能数字式发动机控制系统(FADEC)。

2.3 研制规律

遵循“多继承、少创新”的研制原则,F100、F110和AL31Φ等第三代发动机不断地改进改型,发展了多型发动机,既提高了性能,保证了可靠性和耐久性,又降低了研制和维护费用,缩短了研制周期,开辟了一条成功的改进改型发展道路。

(1) 在保证高可靠性、高耐久性和好的可维护性的前提下,利用预先研究计划验证的部件和技术,改进改型了多型发动机,经历了不断排除故障、提高能力的战斗机发动机发展过程。

(2) 从20世纪60年代末70年代初过分追求高性能,到70~80年代强调性能与可靠性、耐久性、可维护性的综合平衡,再到90年代实行一体化产品研制,既获得高可靠性、高耐久性、好的可维护性和高性能,又大大缩短发动机研制周期,降低了发动机全寿命周期费用。

(3) 经过充分考验和鉴定的F101发动机为F110-100等发动机的研制提供了大量的技术和经验保证,并为走“通用核心机”发展道路奠定了坚实的基础,使其性能、可靠性、耐久性和可维护性得以传承和发展。

(4) 型号衍生发展计划、综合高性能涡轮发动机技术计划等预先研究计划开发并验证的先进技术,为F110等发动机的不断提高性能、可靠性和耐久性提供了成熟的技术和经验,也为其改进改型提供了技术保障。

(5) F110等第三代改进型战斗机发动机的研制和应用成功,为第四代战斗机发动机验证了先进技术,降低了第四代战斗机发动机研制的技术风险。

3 第四代战斗机发动机的研制和发展

为了满足第四代战斗机的超声速巡航、过失速机动、隐身性能、短距起飞垂直着陆、低寿命期费用和高可靠性等要求,20世纪80年代末到90年代初,西方国家设计并研制了高推重比、低耗油率、无约束操纵能力、高可靠性、较长寿命和较低费用的F119、F135、F136、AL41Φ等第四代战斗机发动机。

3.1 F119发动机

F119发动机是PW公司为美国先进战术战斗机研制的小涵道比双转子涡扇发动机。它吸取了F100发动机的经验,采用一体化产品研制方法研

制,达到了性能、可靠性、耐久性、可维护性和保障性的综合平衡。

3.1.1 性能特点

F119 发动机是为满足美国先进战术战斗机(ATF)F-22 战斗机的超声速巡航能力、良好的隐身能力、高的亚声速和超声速机动能力、良好的敏捷性、远的航程和短距起落能力、高的可靠性、好的可维修性、强的生存力、低的全寿命期费用而研制的。在性能方面,该发动机具有高推重比、小涵道比、高总压比、高涡轮进口温度等特点。

F119 发动机的主要性能参数见表 3。

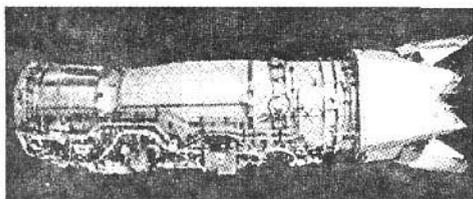
表 3 F119 发动机的主要性能参数

推重比	>10(11.67)	风扇压比	4.0
最大推力(kN)	155.68	涡轮进口温度(K)	1977
中间推力(kN)	97.86	质量(kg)	1360
涵道比	0.3	最大直径(m)	1.143
总增压比	26	长度(m)	4.826

3.1.2 F119 发动机的结构特点

F119 发动机由 3 级风扇、6 级压气机、环形浮动壁燃烧室、单级高低压涡轮、加力燃烧室和二元推力矢量喷管构成(如图 1 所示),具有结构简单可靠、耐久性高、可维护性和保障性好等特点。

- | | | |
|-----------------|---------------|------------|
| 3 级风扇 | 高、低压涡轮 | 控制系统 |
| —非定常有粘设计的转子叶片 | —高低压涡轮反转,有导向器 | —双余度 FADEC |
| —无中间凸台的空心宽弦叶片 | —多通道对流冷却和气膜冷却 | |
| —扩散连接/超塑成型的整体叶盘 | —单晶叶片 粉末冶金盘 | |



- | | | |
|---------------|---------------|------------|
| 6 级高压压气机 | 燃烧室 | 3 区供油加力燃烧室 |
| —高负荷实心宽弦转子叶片 | —浮动壁火焰筒 | —冷却的火焰稳定器 |
| —整体叶盘结构压气机转子 | —三维高紊流度的高旋流头部 | —阻燃钛合金 |
| —高强度阻燃钛合金静子叶片 | | —二元俯仰矢量喷管 |

图 1 F119 发动机的结构特点

3.1.3 未来发展

20 世纪 90 年代末, PW 公司又将在 IHPTET 计划下验证的复合材料风扇静子、超冷涡轮叶片、先进密封和先进的控制器等成熟技术应用到 F119 发动机上,使 F119 发动机的耗油率降低了 2%~3%,推力增大了 10%,并明显降低了寿命周期费用;同时也衍生发展了 F135 主推进系统。

3.2 F135 推进系统

F135 推进系统(如图 2 所示)是 PW 公司领导的研制小组为 F-35 战斗机而研制的。F-35 战斗机是洛克希德·马丁公司研制的低成本的一代多用途战术攻击战斗机,用以取代美国和英国空军、海军以及海军陆战队的现役战斗/攻击机。其中 F-35 常规起落(CTOL)型飞机命名为 F-35A, F-35 短距起飞垂直着陆(STOVL)型飞机命名为 F-35B, F-35 舰载(CV)型飞机命名为 F-35C。

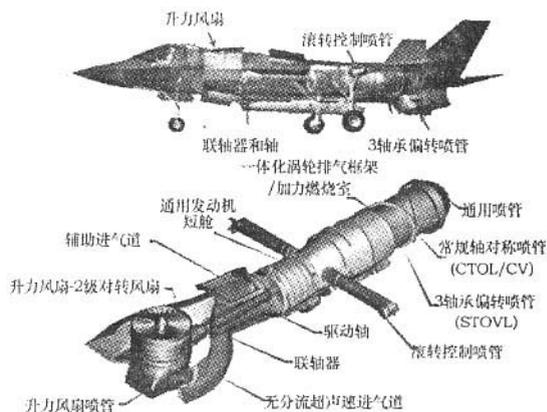


图 2 F135 推进系统

F135 推进系统包括主推进系统和通用推进系统部件,前者由 PW 公司研制,后者由 RR 公司研制,目前正在进行系统研制与验证(SDD)。预计 F135 推进系统 2008 年投入生产,2012 年投入使用。

3.2.1 性能特点

F135 主推进系统是 PW 公司以 F119 发动机为基础研制的先进涡扇发动机,具有推重比高、涵道比小、增压比高、涡轮进口温度高、耐久性高、可维护性和保障性好等特点。

F135 通用推进系统部件包括轴驱动的升力风扇、3 轴承偏转喷管和滚转控制喷管等,如图 3 所示。

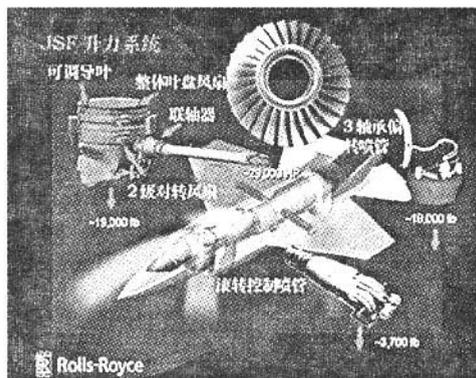


图 3 F135 通用推进系统及其部件

升力风扇直径为 1.27m,可以向前偏转 13° ,向后偏转 30° ,在 STOVL 工作状态下使战斗机上方的冷气流以 230kg/s 的流量垂直向下喷出,产生 90kN 的升力;3 轴承偏转喷管垂直向下偏转(最多可偏转 95° ,可左右各偏转 10°),产生 71.1kN 的升力;此外,每侧翼根处的滚转控制喷管利用推进系统的引气,也可提供 16.7kN 的推力。整个推进系统的长度为 9.37m ,悬停总推力为 175.3kN ,短距起飞推力为 169.5kN 。

3.2.2 结构特点

3.2.2.1 主推进系统

F135 主推进系统以 F119 发动机核心机为基础,重新设计了风扇和低压涡轮,改进了加力燃烧室和喷管,如图 4 所示。

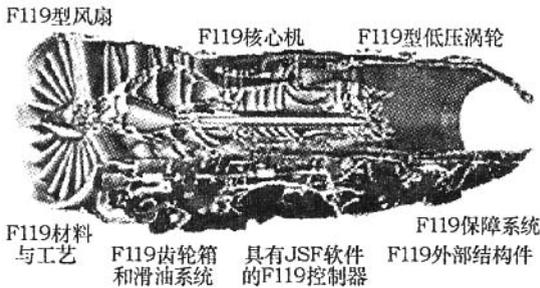


图 4 F135 主推进系统的结构

(1) 3 级风扇以 F119 发动机的为基础,风扇转子采用超中等展弦比、前掠叶片、线性摩擦焊的整体叶盘和振动失谐技术;风扇截面面积增加了 $10\% \sim 20\%$,以驱动轴驱动升力风扇系统。

(2) 6 级压气机与 F119 发动机的基本相同。

(3) 燃烧室在 F119 发动机的基础上,采用了高燃油空气比燃烧技术,在提供小的分布因子和所要求的径向剖面的同时,达到了设计目标。

(4) 高、低压涡轮与 F119 发动机的一样采用对转结构,叶片采用 CFD 设计“超冷”结构,低压涡轮增加到 2 级,以适应增大的风扇。

(5) 加力燃烧室在 F119 发动机的基础上,采用先进的建模和加工技术平衡了推力性能和隐身性。

(6) 喷管由二元俯仰矢量喷管改为轴对称喷管。

(7) 控制系统采用更先进的双余度全功能数字式发动机控制系统(FADEC)。

3.2.2.2 通用推进系统部件

(1) 升力风扇(SDLF)由集成在一个装置上的风扇、D 形喷管、联轴器、所有作动装置和服务系统

组成,由 PW 公司的 JSF119-SE611 发动机的 2 级低压涡轮驱动。

(2) 3 轴承偏转喷管(3BSN)由 RR 公司模仿 Yak-141 STOVL 型发动机研制。该喷管可使发动机的排气从水平偏转到垂直甚至向前,可以使推力从水平方向偏转到垂直向后。

(3) 滚转控制喷管位于 JSF119-611/F135 发动机的两边,利用来自发动机风扇的空气提供推力。

在控制杆端的喷管差动地打开和关闭,实现滚转控制;通过偏转喷管偏航实现偏航控制;通过升力风扇和发动机推力分离器实现俯仰控制。

3.3 F136 发动机

F136 发动机由 YF120-100 变循环发动机改进发展,是联合攻击战斗机 F-35 的备用发动机。美国 GEAE 公司作为主承包商,占有 F136 发动机研制 60% 的股份,负责总体设计,以及高压压气机、径向稳定燃烧的加力燃烧室、控制系统和先进排气系统的研制;英国 RR 公司占有 20% 的股份,负责整体叶盘风扇组件的研制;艾利逊先进开发公司(AADC)占有 20% 的股份,负责燃烧室、高压涡轮进口导流叶片、低压涡轮和齿轮箱的研制。F136 发动机从 1996 年开始研制,预计 2008 年投入生产,2012 年投入使用。

F136 发动机采用了很多先进技术。风扇机匣采用有机物基复合材料,使发动机质量减轻 9.07kg ;3 级风扇叶片采用三维气动设计,转子采用线性摩擦焊整体叶盘;第 1 级转子采用钛合金宽弦空心叶片,第 2~3 级转子采用钛合金宽弦实心叶片;5 级高压压气机转子采用整体叶盘结构,转叶叶尖前掠,静叶弓形后掠;第 1~2 级由钛合金制成,第 3~5 级采用惯性焊连接;单头环形燃烧室采用 Lamiliroy 结构;1 级高压涡轮和 3 级低压涡轮对转且无导向器,高压涡轮导向叶片采也用 Lamiliroy 结构,转子叶片采用单晶材料和“ICE”冷却;径向加力燃烧室在 F110-132 发动机的基础上改进;轴对称喷管采用隐身设计。

4 第四代战斗机发动机的特点

4.1 性能特点

与第三代战斗机发动机相比,第四代战斗机发动机的涵道比较小,为 $0.2 \sim 0.4$;总增压比稍有提高,为 $26 \sim 35$;涡轮进口温度为 $1850 \sim 2000\text{K}$;3 级风扇的增压比也有所增加,达到 4.0 左右,推重比明

显增大,达到9.0~12.0,耗油率降低了8%~10%;可靠性提高了1倍,耐久性提高了2倍。

4.2 结构特点

第四代战斗机发动机的风扇为2~3级,高压压气机为5~6级,燃烧室多为短环形燃烧室,高压涡轮均为单级,低压涡轮为1~2级,加力燃烧室多为内外涵燃烧,结构一体化的短加力燃烧室,喷管采用多种形式,如采用二元推力矢量喷管、轴对称收敛扩散喷管、二元收敛扩散喷管等。

4.3 先进技术

第四代战斗机发动机采用的先进技术包括:复合材料风扇机匣,风扇和压气机叶片采用三维气动设计(掠形叶片、弓形静子),整体叶盘,空心叶片,阻燃钛合金压气机叶片,燃烧室三维数值计算和模拟技术,高紊流度强旋流结构,双旋流的空气雾化喷嘴,带旋流的预混喷嘴,强旋流混合头部,浮动壁火焰筒,多孔冷却火焰筒,多孔层板火焰筒,对转涡轮,铸冷涡轮叶片,多孔层板涡轮叶片,“超冷”涡轮叶片,单晶材料叶片,粉末冶金盘,物理气相沉积热障涂层,径向加力燃烧室,推力矢量喷管,陶瓷基复合材料喷管调节片,刷式密封等。通过采用上述先进技术,使第四代战斗机发动机提高了总增压比和风扇增压比,提高了涡轮进口温度和跨声速压气机、涡轮的效率,降低了涵道比,减轻了质量,进而大大提高了性能、可靠性和耐久性。

5 战斗机发动机的发展趋势

随着流体力学、热力学、结构力学、材料学、控制理论等航空发动机相关学科的不断发展,战斗机发动机将继续沿着性能更高、结构更紧凑、质量更轻、可靠性更高、费用更低等方向发展。

5.1 性能参数

5.1.1 推重比

战斗机发动机的推重比,第一代3.0~4.0;第二代5.0~6.0;第三代7.0~8.0,其改进型达到8.0~10.0,第四代10左右。

5.1.2 涡轮进口温度

战斗机发动机的涡轮进口温度,第一代1200~1300K;第二代1400~1500K;第三代1600~1750K,改进型有所提高,第四代达到1800~2050K。

图5示出了涡轮转子前温度的发展情况。

5.1.3 总增压比

战斗机发动机总增压比,第三代25左右,改

进型提高到30以上,第四代26~35。

图6示出了战斗机发动机总增压比的发展情况。

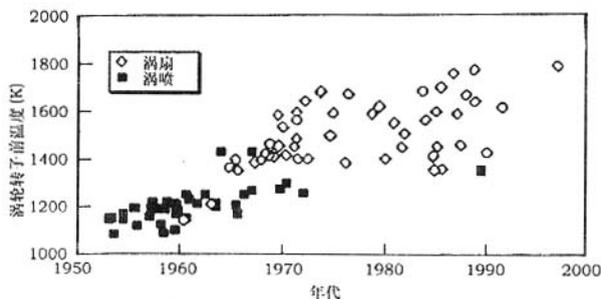


图5 战斗机发动机涡轮转子前温度的发展

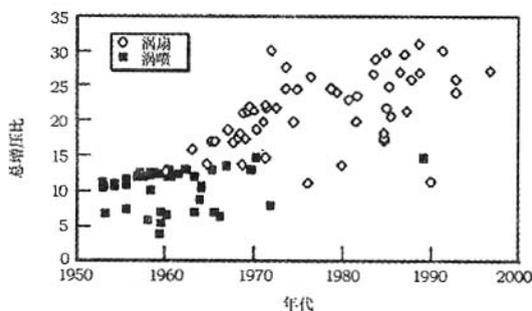


图6 战斗机发动机总增压比的发展

5.1.4 风扇增压比

战斗机发动机的风扇和压气机级压比,第三代1.3~1.4,第四代提高到1.4~1.5。

战斗机发动机3级风扇的增压比,第三代3左右,改进型提高到3.4~4.0;第四代达到4.0~4.5。IHPTET计划验证的2级风扇的增压比已经达到4.0。

5.1.5 冷却空气系数

第三代战斗机发动机的涡轮进口温度为1600~1750K,冷却空气系数一般为内涵空气流量的17%~18%,第四代战斗机发动机的涡轮进口温度为1800~2050K;根据IHPTET和ACME等计划以及发动机技术的进展推断,“第五代”战斗机发动机的冷却空气系数将降为12%~15%。

5.2 结构

5.2.1 结构紧凑化

战斗机发动机结构紧凑化主要体现在压气机、燃烧室和涡轮3大部件。

- 随着级压比稳步提高,风扇和压气机的级数明显减少,第三代12~13级,第四代减少到8~9级,预计第五代4~6级。

• 随着级负荷的稳步增大,高压和低压涡轮的级数明显减少,第三代多为2+2级,第四代大多数减少为1+1级。第四代的YF120和F136发动机的高、低压涡轮采用对转技术,取消了级间导向器,进一步缩短了发动机长度。

• 燃烧室经过单管→环管→环形→短环形的的发展,第三、四代发动机的燃烧室已经相当紧凑。

通过采取上述措施,SNECMA公司从M53发动机发展到M88发动机,长度由5.07m缩短到3.54m,进口直径由0.796m缩小到0.669m;RR公司由SPEY202发展到RB199,再发展到EJ200也收到了长度缩短、直径缩小的明显效果,如图7所示。

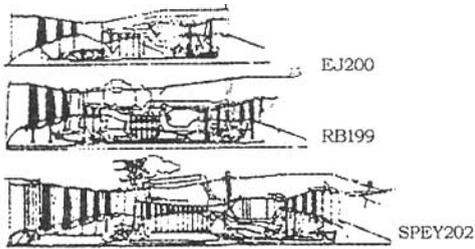


图7 RR公司几种发动机的结构尺寸比较

5.2.2 结构简化

战斗机发动机结构简化主要体现在:通过部件本身和组件的设计,使零件数量大大减少,可靠性明显提高。战斗机发动机结构简化和效果见表6。

5.2.3 部件轻质化

由于采用先进的结构,风扇和压气机的质量大大降低。表7列出了战斗机发动机部件轻质化技术和效果。

5.2.4 部件冷却高效化

随着结构和工艺技术的快速发展,发动机热端部件的冷却效率越来越高,部件的耐温能力也明显提高。表8列出了部件冷却高效化技术和效果。

5.2.5 部件结构耐久化

随着结构和工艺的不断发 展,发动机部件结构的耐久性不断提高,这主要受益于提高抗外物损伤能力的风扇和压气机宽弦叶片、压气机后机匣双层结构、压气机叶片损伤容限设计、减轻高周疲劳的失谐风扇叶片、激光冲击硬化处理的叶片等技术和措施。

表6 战斗机发动机结构简化技术和效果

部件	零组件少量化技术和效果
风扇和压气机	窄弦叶片(有凸肩和无凸肩)→宽弦叶片(弦长增宽40%~45%);叶片数减少1/3,取消凸肩;叶盘连接结构→整体叶盘(环)结构(如图8所示);不需连接零件,部件数显著减少;静子叶片单片设计与加工→静子叶片成组设计,零件明显减少;转子螺栓连接→转子分段焊接,零件明显减少
涡轮	常规涡轮或有导向器的对转涡轮→无导向器对转涡轮;取消高压涡轮和低压涡轮间的导向器,零件数显著减少;转子叶片与轮盘连接→整体叶盘结构,零件数显著减少;轮盘螺栓/螺孔连接→无螺栓挡板连接(如F110、F414和F136);取消了连接的螺栓和螺孔,结构简化、带螺栓轮盘产生的应力集中消除
加力燃烧室	与F110-129IPE的相比,F110-132加力燃烧室用径向火焰稳定器取代3圈V型槽环形火焰稳定器(如图9所示),用16个混合器槽取代20个花瓣式混合器,喷油杆由40根减少到32根,新设计扩散段和中心体,取消点火罐,最终,使零件号减少50%,零件数减少15%

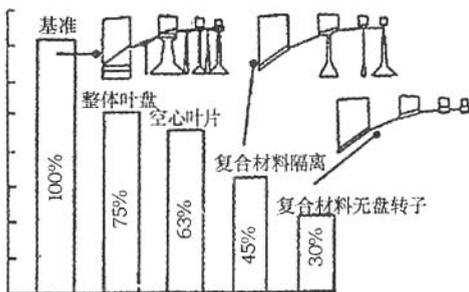


图8 整体叶盘和空心叶片技术

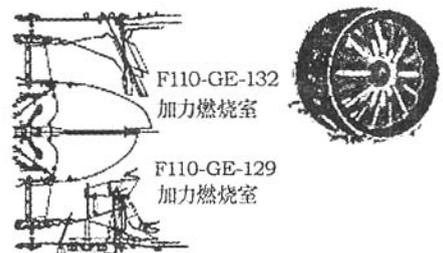


图9 径向加力燃烧室

表 7 战斗机发动机部件轻质化技术和效果

部件	轻质化技术	效果
风扇和压气机	叶盘连接→整体叶盘→金属基复合材料整体叶环	质量 100% →75%(60% ~70%)→30%
	钛合金宽弦实心叶片→钛合金宽弦空心叶片	质量减轻 25% ~30%
高、低压涡轮	常规涡轮(同转或反转)→无导向器对转涡轮	取消高压涡轮和低压涡轮间的导向器,质量显著减轻
	叶盘榫槽连接结构→叶盘强力粘结或整体叶盘结构	减轻连接部分质量,进而减轻盘和转子部分的质量
加力燃烧室	V型槽环形火焰稳定器→径向火焰稳定器	质量明显减轻

表 8 战斗机发动机部件冷却高效化技术和效果

部件	冷却高效化技术和效果
燃烧室	采用多孔层板火焰筒、浮动壁火焰筒、多斜孔气膜冷却火焰筒、发汗冷却火焰筒、瓦片式火焰筒:为燃烧室提供了高效冷却,提高了燃烧室耐温能力
涡轮	第 3 代涡轮叶片气膜冷却技术→第 4 代复杂多通道强迫对流加气膜冷却技术:耐温能力提高了 450 ~500K
	采用铸冷涡轮叶片、内部对流增强冷却涡轮叶片、超级冷却涡轮叶片、多孔层板 涡轮叶片:提高冷却效果,减少冷却空气量,更大提高涡轮耐温能力

5.3 材料

5.3.1 材料复合化(非金属化)

由于具有密度小和比强度高固有特性,复合材料在战斗机发动机上应用的范围越来越广且比例越来越大,使战斗机发动机向“非金属发动机”或“全复合材料发动机”方向发展。

(1)树脂基复合材料。凭借比强度高,比模量高,耐疲劳与耐腐蚀性好,阻噪能力强的优点,树脂基复合材料在航空发动机冷端部件(风扇机匣、压气机叶片和包容机匣等)和发动机短舱、反推力装置等部件上得到广泛应用。如 JTAGG 验证机的进气机匣采用碳纤维增强的 PMR15 树脂基复合材料,比采用铝合金质量减轻 26%;F136 发动机采用与 F110-132 发动机相似的复合材料风扇机匣,使质量减轻 9kg。

(2)碳化硅纤维增强的钛基复合材料。凭借密度小(有的仅为镍基合金的 1/2),比刚度和比强度高,耐高温性好等优点,碳化硅纤维增强的钛基复合材料在压气机叶片、整体叶环、盘、轴、机匣、传动杆等部件上已经得到了广泛应用。

(3)陶瓷基复合材料。凭借密度较小(仅为高温合金的 1/3 ~1/4),力学性能较高,耐磨性及耐腐

蚀性好等优点,陶瓷基复合材料,尤其是纤维增强陶瓷基复合材料,已经开始应用于发动机高温部件(如喷管调节片等)上,并正在尝试应用于燃烧室火焰筒、涡轮转子叶片、涡轮导流叶片等部件上。

5.3.2 耐高温化

先进高温材料具有明显提高燃烧室和高压涡轮等热端部件的耐高温能力。如燃烧室火焰筒由采用高温合金→陶瓷或陶瓷基复合材料;涡轮叶片材料由采用定向凝固→单晶→共晶→金属间化合物→陶瓷或陶瓷基复合材料等非金属材料(其中,单晶材料发展了 3 代:F100-229、F110-129 等发动机采用第二代(如 PWA1484 和 ReneN5)→F119 和 F135 等发动机采用耐温能力达 1320 ~1370K 的第三代)涡轮盘材料由采用高温合金→粉末冶金盘/双性能热处理涡轮盘;涡轮外环由采用高温合金→陶瓷基复合材料;隔热涂层耐温能力最高可提高 100 ~150K(如 F100-229 和 F119 发动机采用的 PWA266 涂层等);加力筒体由高温合金→陶瓷或陶瓷基复合材料;喷管调节片由高温合金→陶瓷或陶瓷基复合材料等。这些都使相应部件取得了很好的耐高温效果。

5.3.3 轻量化

除了复合材料大量应用外,质量轻和耐高温能力强的钛铝、镍铝等金属间化合物也逐渐应用于战斗机发动机上。

美国在 IHPTET 计划下和部件与发动机结构评估研究分计划(CAESAR)下,研究了 γ 钛铝压气机外环和叶片,铸造的可承受 760℃ 的 γ 钛铝压气机叶片,以及 γ 钛铝/斜方晶的钛铝双合金压气机盘。

MTU 和 PW 等公司的钛铝材料技术和加工工艺已经成熟。目前,已将钛铝材料应用到后几级低压涡轮叶片,使叶片最多减轻质量 40%;加之涡轮盘辅助质量的大大减轻,可以使带叶片转子的总质量减轻 20% ~ 30%。

作为 IHPTET 计划的一部分,GEAE 公司已经制造出镍铝材料涡轮叶片试验件。

6 战斗机发动机的未来展望

美国、俄罗斯、法国和英国等国家在研制和改进第三代战斗机发动机的同时,也在实施 IHPTET 和 ACME 等计划,验证计算流体力学、结构分析、材料、传热、冷却以及控制等方面的先进技术,为设计和研制推重比 15 左右的“第五代”战斗机发动机进行技术储备。

图 10 和 11 分别示出了 RR 公司和 MTU 公司未来的战斗机发动机方案。

根据战斗机发动机发展趋势和先进技术验证计划开发与验证的技术,专家预计“第五代”战斗机发动机的性能为:总增压比达到 40 左右;3 级风扇压比达到 5.2 ~ 5.7 左右;涵道比小于 0.3;涡轮进口温度达到 2000 ~ 2250K。

“第五代”战斗机发动机结构特点为:风扇 1 ~ 2 级,叶片带弯掠,且为空心结构或采用复合材料;压气机 3 ~ 4 级,转子为金属基复合材料整体叶环结构,与传统结构相比,可减轻质量 70%;燃烧室火焰筒材料由耐热合金改为陶瓷基复合材料,运用三维粘性计算流体力学设计方法,将大大提高出口温度场的温度分布均匀度,并有可能实现变几何结构和出口温度场的主动控制;高、低压涡轮均为单级,且采用对转涡轮,可能采用陶瓷基复合材料或碳-碳复合材料,使涡轮进口温度达到 2200K,加力燃烧室更紧凑或采用新方案,也可能不采用;喷管将采用全方位矢量喷管,可能是机械式矢量喷管,或者流体矢量喷管。

参考文献

- 1 梁春华,沈迪刚. F110 和 F404 发动机的衍生发展之路. 国际航空, 2003 (1) 52 ~ 54.
- 2 Wadia A R. F110 - 129EFE - Enhanced power through low risk derivative technology. ASME 2000 - GT - 0578.
- 3 Chepkin V. New generation of Russian aircraft engines conversion and future goals. ISABE 99 - 7042.
- 4 梁春华. 国外第三代战斗机发动机的改型发展. 航空发动机, 2004 (4) 55 ~ 58.
- 5 陈光. F119 发动机的设计特点. 航空发动机, 2000 (1).
- 6 梁春华. 联合攻击战斗机推进系统的研制和发展. 探索·创新·交流. 北京: 航空工业出版社, 217 ~ 223.
- 7 陈金国. 未来战斗机发动机的发展. 航空发动机, 1994, (1) 1 ~ 9.
- 8 梁春华. 未来的航空涡扇发动机技术. 航空发动机, 2005, (4) 54 ~ 58.
- 9 Ud Klaus, Geiger Peter, Vogel Uwe. Propulsion system and technologies for future manned and unmanned aerial vehicles. ISABE - 2005 - 1246.
- 10 Ehrlich K H, Kurz K P, Rued W L. Trends in military aeroengine design - from EJ200 To future manned and unmanned aerial vehicle propulsion. AIAA - 2003 - 2612.

(责任编辑 李华文)

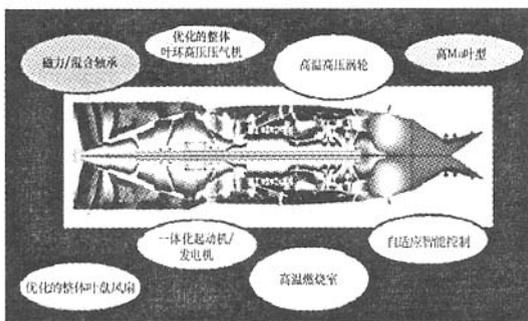


图 10 RR 公司未来的战斗机发动机方案

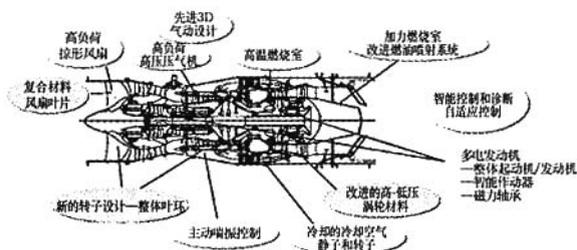


图 11 MTU 公司未来的战斗机发动机方案