

# 航空喷气式发动机发展历史与研究现状

高阁 周文祥

(南京航空航天大学 南京 210016)

(联系电话 13813935518 Email 837989952@qq.com)

**摘要:** 航空发动机作为“工业皇冠上的明珠”，是推动整个航空工业蓬勃发展的动力和源泉。研究航空发动机技术的发展历史、现状和未来趋势对我国航空工业发展战略具有重要启示作用。本文简要回顾了国内外航空喷气式发动机的发展历史，介绍了欧美各国航空发动机发展历程和先进变循环发动机发展历史及研究现状，回顾了我国航空发动机的发展历程，对比分析了国内航空发动机与世界主流航空发动机的性能差距，最后预测了航空发动机发展的方向，指出了我国航空发动机未来发展的目标 and 需求。

**关键词:** 航空发动机；变循环发动机；推重比；涡轮前温度；发展历史

## 1 引言

航空发动机自飞机诞生至今发展已历经百年历史，经历了大量技术突破和行业变革，在军事斗争和民航运输中发生了脱胎换骨的变化，其间，活塞、涡喷、涡扇、涡轴、涡桨、冲压、组合、变循环发动机等相继问世，其中，喷气式发动机仍是过去乃至当前各行各业使用最为广泛的航空发动机类型<sup>[1]</sup>。

在一个多世纪的航空发展史中，发动机技术发展水平直接决定了飞机的技术与进步，发动机是飞机航速、升限、航程、载重、机动性、隐身性、可靠性、经济性和环境适应能力的决定性因素。航空发动机被喻为“工业皇冠上的明珠”，是一个国家科技工业水平和综合国力的重要标志。了解国内外航空发动机的发展历史与现状能够对比发现我国航空发动机发展历程中存在的问题与不足，对我国航空发动机的跨越式发展具有重要启示作用，有利于我国把握最新一代发动机的研究方向与进程，赶超欧美先进国家在航空动力领域的技术发展水平<sup>[2-3]</sup>。

本文简要介绍国内外航空喷气式发动机的发展历史与研究现状。

## 2 世界航空发动机发展简史

### 2.1 航空喷气式发动机的诞生

航空喷气式发动机的研究最早始于 1913 年，法国工程师雷恩罗兰获得了第一个喷气发动机专利，这是一个不含压缩部件的喷气发动机，结构上与冲压发动机类似。后来真正意义上的涡轮喷气发动机研究始于 20 世纪 30 年代初，当时英国人惠特塞尔申请了离心式涡轮喷气发动机专利，三年之后，德国的冯·奥海因也开始了对涡轮喷气推进技术的研究<sup>[4]</sup>，由此拉开了喷气式发动机发展的序幕。第二次世界大战期间，各国的航空工程师发现了活塞式发动机为动力的螺旋桨飞机的缺点——在时速接近 700km/h 时阻力巨大，有时甚至会超过其前向拉力，鉴于此，新型高性能航空发动机的研发随即被提上日程，此后不久，喷气式发动机问世。

喷气式发动机相对于活塞式发动机主要有以下优势：首先，喷气式发动机既是热机又是推进器，不需要像活塞式发动机一样安装螺旋桨，这些螺旋桨在高速飞行时极大地限制了飞机的飞行速度；其次，喷气式发动机单位迎风面积的吸气速率远远大于活塞式发动机，是其几十倍甚至更多；最后，活塞式发动机曲轴每转 2 转，发动机完成一个循环，即吸气、压缩、混合燃烧、膨胀做功和排气，而喷气发动机的五个过程是同步进行的，发动机只要开始工作，就会源源不断地产生推力。自 1939 年世界上第一架配套使用 HeS3B 的喷气式飞机 He-178 于德国首飞至今，喷气式飞机已历经四次换代更新，与之对应的航空

燃气涡轮发动机也被划分为四代。

## 2.2 单、双转子涡喷发动机

早期第一代航空发动机类型主要是单转子涡喷发动机，其研发和生产始于 20 世纪 40 年代。其主要技术特征有：采用多级轴流或离心压气机，总增压比 5 左右，单管燃烧室，单级涡轮，推重比为  $3 \sim 4$ <sup>[5]</sup>。

典型的第一代喷气式发动机产品主要有：美国的 J47（装备 F-86 飞机）、苏联的 RD-45（装备米格-15）等。虽然当时的涡喷发动机相较于活塞式发动机具有显著的性能优势，但是由于当时的涡喷发动机耗油率巨大，人们开始考虑如何降低耗油率，其中一个最有效的方法就是增加压气机的总增压比。

增加压气机总增压比的方法主要有两条：一是提高压气机单级压比，二是增加压气机的级数。在不断增加级压比和级数后，压气机在非设计点运转时，非常容易产生喘振现象。喘振时常伴随涡轮前温度突增，剧烈的放炮声，有时会造成熄火停车甚至发动机损坏，这在发动机工作中是需要极力避免的。

解决喘振主要有三种方式：一是采用中间级放气，二是采用可调静子叶片，三是结构上采用双转子或三转子方案。中间级放气虽然是最简单的方式，但是它在放气时会损失部分功率，间接增加了耗油率；对于总增压比 12 以上的压气机，在早期往往需要同时采用两种防喘节流措施，在这些措施中，采用双转子结构方案被证明是非常有效的防喘措施，配合压气机静子叶片的变几何调节，可以大大降低压气机喘振的概率。不仅如此，双转子发动机在启动时只需要带动核心机转子，启动功率需求小，容易启动，后来有些发动机制造商甚至不惜代价研发结构更加复杂的三转子航空发动机，这足以证明多转子结构对改善发动机气动稳定性，提升整机性能的技术优势<sup>[6]</sup>。

## 2.3 加力式涡喷发动机和涡扇发动机

在喷气式发动机出现之后的很长一段时间内，许多战斗机的飞行速度直逼声速，但在接近声速时，飞机遇到了“声障”问题，此时飞行阻力巨大，飞机剧烈抖动，严重时甚至会引发飞机坠毁。为了突破“声障”，在发动机方面主要考虑如何进一步提高发动机的推力，有两种方式可供选择：增加空气流量或提高排气速度。提高排气速度相对比较容易实现，工程师们通过在涡轮后新增一个加力燃烧室，配合放大喷口，达到增大排气速度的目的。加力式涡喷发动机的出现，使飞机成功地突破了“声障”，实现了超音速飞行。

在经济利益的驱使下，在成功地突破“声障”后，航空工程师们又将目光转移到如何降低涡喷发动机的耗油率上，由此发展出了涡扇发动机。与涡喷发动机相比，涡扇发动机在中低马赫数飞行时，在燃油经济性方面具有显著的优势<sup>[7]</sup>，其主要特点是：

1. 耗油率较低。同等推力下，涡扇发动机较涡喷发动机能降低 30% 左右的燃油消耗；
2. 推力大幅增大。JT3C 改装成涡扇发动机 JT3D 后，最大推力增加约 50%，巡航推力增加约 27%；
3. 空气流量进一步增大。对于内外涵混合排气涡扇发动机，通过在加力燃烧室喷入更多的燃油，加力增推效果十分显著，特别适合于超声速战斗机；
4. 由于温度较高的内涵部件被温度较低的外涵部件包围，不易失火，安全性较高；
5. 同等推力下，排气速度降低，噪声相对低  $8 \sim 10\text{dB}$ 。

第二代航空喷气式发动机大都是超声速涡喷发动机与涡扇发动机，其研发始于 20 世纪 60 年代初，主要技术特征有：高低压双级转子，压缩部件进口导叶角可调，超声速压气机，环管燃烧室，高入口温度涡轮，推重比达到 5 一级。典型的第二代航空喷气式发动机产品有：美国的 J79（装备 F-4、F104）、苏联的 P11-300（装备米格-21）、法国的阿塔 9K-50（装备幻影 F1）等。

## 2.4 加力式涡扇发动机

在涡扇发动机出现之后，由于大涵道比涡扇发动机迎风面积过大，不利于超声速飞行。因而大多数战斗机都采用小涵道比涡扇发动机，在冷战的推动下，第三代喷气式发动机出现了。第三代航空喷气式

发动机大都是加力式涡扇发动机，其研发始于 20 世纪 70 年代中期，主要技术特征有：高性能核心机，2D 设计，环形燃烧室，新材料，气冷涡轮，推重比为 8 左右。典型的第三代航空喷气式发动机产品有：美国的 F100(装备 F-15、F-16)、苏联的 AL-31F(装备苏-27、苏-33)、法国的 M53（装备幻影-2000）、英德意三国的 RB-199(装备狂风)等。

## 2.5 先进技术航空发动机

在第三代航空喷气式发动机的基础之上，人们开始梳理第四代战斗机对发动机的技术需求，其中，美国提出的第四代战斗机发动机应该具备的技术特征有：

1. 具有不开加力实现超声速巡航的能力。这需要发动机大幅度提高总增压比和涡轮前温度；
2. 依靠矢量推力等先进技术实现超常规机动，同时要求发动机可靠性、寿命和耐久性大幅增强，且维修费用进一步降低；
3. 具有隐身能力。需要发动机精细化设计喷管排气流的方向，最大程度地降低为尾气流的红外辐射特征；
4. 加力推重比提高 20%，零件数量降低 40%~60%，可靠性提高 1 倍，耐久性提高 2 倍等。

第四代航空发动机为先进技术涡扇发动机，其研究始于 20 世纪 80 年代中期，主要技术特征有：采用复合材料，高级压比压缩部件，对转涡轮，气膜冷却，抗冲击，采用矢量推力，采用新一代全权限数字式电子控制系统<sup>[8]</sup>。

以装备 F-22 的 F119 发动机（第四代）和装备 F-15 的 F100 发动机（第三代）为例进行对比分析，第四代航空发动机相较于三代航空发动机具有以下优势：

1. 压气机和涡轮总级数降低了 6 级；
2. 发动机零件总数降低了 40%；
3. 中间推力增加 47%；
4. 巡航耗油率降低了 11%；
5. 可靠性和可维护性大幅增加。

典型的第四代航空喷气式发动机产品有：美国的 F119（装备 F-22）、欧洲四国（英国、德国、意大利和西班牙）的 EJ200（装备 EF2000）、法国的 M88(装备阵风战斗机)和俄罗斯的 AL-41F（米格-1.44 战斗机）等。

## 2.6 新一代变循环发动机

未来新一代航空发动机目前仍在研制中，预计变循环发动机（VCE）将是第五代航空喷气式发动机的主要构型。美国目前最先进的、正处于研制中的发动机就是第五代（美国定义为第六代）变循环发动机——自适应循环发动机(ACE)。变循环发动机可通过改变发动机内部某些部件的几何形状、尺寸或者位置来改变热力循环，从而实现涡扇和涡喷两种工作模式的转换。

美国通用电气（GE）公司是最先开展 VCE 发动机研制的发动机制造商，在 VCE 发动机的研制方面，积累了丰富的经验，截至目前，GE 公司已经发展了五代 VCE 发动机<sup>[13-18]</sup>：

第一代 VCE 发动机是在 YJ101 的基础之上发展而来的，通过增加后可调涵道引射器（RVABI）实现了涡喷和涡扇两种工作模式，但是 RVABI 在当时还不具备单独控制风扇压比、转速和涡轮温度的能力<sup>[19-22]</sup>；

第二代 VCE 编号为 GE21，它在第一代 VCE 的基础之上，增加了前可调涵道引射器（FVABI）<sup>[23]</sup>、模式选择活门、可调面积低压涡轮导向器和核心驱动风扇级等，GE21 最终实现了主要研制目标，在 VCE 的概念、结构和控制计划等方面取得了突破性进展，为下一代 VCE 的研制打下了坚实基础；

第三代 VCE 是 F120，F120 在 GE21 的基础之上将主动模式选择活门改成了被动动作旁路活门，试验结果表明，F120 达到了质量、寿命、适用性和性能的目标，也达到甚至超过了不加力超声速巡航推力

的目标<sup>[24-25]</sup>;

第四代 VCE 是可控压比变循环发动机 (COPE), 其新增加的关键技术主要包括高效可调面积高压涡轮导向器、高负荷跨声速高压涡轮和无导叶对转低压涡轮, 虽然 COPE 系列发动机发展计划因资金问题最终夭折, 但它仍为 GE 公司变循环发动机的技术发展积累了宝贵的研制经验<sup>[26]</sup>;

第五代 VCE 正是当前美方正在研制进程当中的自适应循环发动机 (ACE)。它源于 2012 年美国启动的 AETD 计划, 自适应循环发动机采用可控压比发动机的技术, 并在发动机外围增加 1 个从主风扇引出的 FLADE 风扇<sup>[27]</sup>, 据有关资料显示, GE 公司将来极有可能会发展带后风扇的自适应循环发动机, 虽然其目前正在试验的产品均为不带后风扇的常规方案, 可以推测带后风扇的自适应循环发动机目前仍在探索研究之中。

2018 年 6 月 29 日, 美国空军与 GE 公司签署了一份价值 4.37 亿美元的“自适应发动机转化项目” (Adaptive Engine Transition Program), 根据该项目, GE 公司将为美国空军下一代战斗机研发 45000 磅推力的新一代航空发动机, 该战斗机将取代美国目前最先进的 F-22 战斗机。美国另外一家航空发动机巨头, 为 F-22 和 F-35 战斗机提供动力的普拉特·惠特尼 (PW) 公司也将于近期得到类似规模的合同, 为美国空军未来的战斗机研发替换动力系统<sup>[28]</sup>。

第五代航空发动机性能需求众说纷纭, 其主流观点如下: 可使战斗机具有较高的起飞推力和空中灵活性; 可使战斗机在两万米高空实现高超音速巡航; 能够实现超音速常规机动和亚音速超常规机动; 可以实现更远续航; 采用最新的计算流体力学和部件设计技术; 大量使用新材料及新工艺; 采用轴对称推力矢量喷管; 采用最先进的多变量控制和多学科仿真技术; 推重比为 15~20 左右<sup>[17]</sup>。图 1 为国外各代航空喷气式发动机发展历程以及典型产品。



图 1 世界各国典型发动机产品划代、发展历程及未来预测

### 3 我国航空发动机发展历史与研究现状

我国的航空喷气式发动机发展起步可以追溯到二次大战结束伊始。当时英国迫于财政压力出售尼恩发动机的专利, 旧中国航空委员会于 1946 年购买尼恩发动机专利学习, 1949 年运回台湾之后便悄无声息。新中国成立之后重新开始航空发动机技术方面的研究, 可以说是从零起步, 中间虽取得了一定的成就, 但也走了很多弯路。

1956 年 5 月, 沈阳航空发动机厂在苏联 RD-45 的改进型号 VK-1F 发动机基础之上仿制成功新中国第一台喷气式发动机——涡喷 5 发动机, 在我国航空发动机发展史上具有里程碑式的意义。1957 年 7 月, 沈阳航空发动机厂在涡喷 5 的基础上, 缩小设计了喷发 1A, 并于次年后装机试飞成功, 后来由于空军训练体制变化和种种原因, 喷发 1A 只生产了五台试验机, 并未投入批量生产, 这是我国自行设计航空发动机的首次尝试。

1961 年沈阳航空发动机厂成功在 RD-9B 基础上仿制轴流式发动机——涡喷 6，并生产出相应改进型号涡喷 6 甲，这是新中国第一台可用于超声速战斗机的轴流式涡喷发动机<sup>[9]</sup>。1966 年沈阳航空发动机厂成功仿制 R-11F-300，国内代号为涡喷 7，该型发动机可用于两倍音速战斗机，之后又生产出相应的改进型号涡喷 7 甲、乙。1967 年，西安航空发动机厂成功仿制苏联大推力涡喷发动机 RD-3M，国内代号为涡喷 8，作为轰 6 飞机的动力，自此，中国有了国产的大推力航空发动机，实现了国产中程轰炸机动力的自主保障。

20 世纪 60 年代我国提出研制新一代高空高速歼击机，涡扇 6 作为配套动力仓促上马，由于缺乏技术储备，主要部件的试验研究不够充分等问题，在研制过程中，涡扇 6 遭遇了大量技术问题，经过 606 所刻苦攻关，涡扇 6 发动机最终于 1980 年性能达标，遗憾的是，由于配套的飞机项目下马，涡扇 6 发动机因没有合适的装机目标，研制计划被迫中止，该项目最终于 1984 年初全部取消。

70 年代中期，西安航空发动机厂引进了英国罗罗公司斯贝 MK202 的全套技术图纸、资料和生产专利<sup>[8]</sup>，经过近二十多年的刻苦攻关，斯贝发动机在本世纪初最终完全实现了国产化，代号为涡扇 9，作为歼轰 7 飞机的动力。

70 年代末 80 年代初，沈阳航空发动机厂在涡喷 7 发动机的基础上，通过改进部件设计，提高性能、气动稳定性和可靠性，研制成功涡喷 13，作为国产歼 8 系列飞机的动力，与涡喷 7 发动机相比，涡喷 13 发动机的最大推力和中间推力分别增加了 15% 和 50%。

1983 年初，为了满足国产歼击机改进型号对发动机推力增长的需求，606 所开始自主研发研制新型涡喷发动机——“昆仑”。2002 年 7 月，“昆仑”发动机正式完成设计定型，代号涡喷 14，涡喷 14 的研制成功使我国成为继美、俄、英、法之后世界上第五个能够独立自主研制航空发动机的国家，也标志着我国真正走完了航空发动机自行设计、试制、试验、试飞的全过程。

1987 年，国产第三代大推力军用加力涡扇发动机“太行”正式立项，经过 18 年刻苦攻关，“太行”发动机于 2005 年 12 月 28 日完成设计定型，代号涡扇 10。“太行”发动机的研制成功，使我国开始拥有了一支能够独立研制大推力航空发动机的人才队伍，标志着我国在自主研发研制航空发动机方面实现了从中等推力到大推力的跨越，从第二代发动机到第三代发动机的跨越。当前，太行系列改进型发动机已在我国多型军用战斗机中列装使用，以“太行”核心机为基础的大涵道比军用涡扇发动机、舰用燃气轮机也在如火如荼的研制过程当中<sup>[10]</sup>。

进入新世纪特别是 2010 年以来，我国航空发动机领域呈现“井喷式”发展，一大批小推力、中等推力以及大推力喷气式发动机研制项目稳步推进。2016 年，国家正式启动航空发动机和燃气轮机重大专项，标志着我国对航空发动机的研发和投入又上了一个新的台阶<sup>[11]</sup>。可以预计，在未来的 20 年内，中国的航空发动机行业必将迎来一段高速发展期，人民空军各型飞机必将全面实现动力的完全自主保障。图 2 为我国航空发动机的主要发展历程与型号。



图 2 我国航空喷气式发动机划代及典型产品





- [7] 李斌, 赵成伟. 变循环与自适应循环发动机技术发展[J]. 航空制造技术, 2014, 464(1-2):76-79.
- [8] 张恩和. 对我国军用航空发动机发展的思考[J]. 航空发动机, 2001, 156(3):1-3.
- [9] 方昌德. 变循环发动机[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2004, 17(3):1-5.
- [10] 张津, 洪杰, 陈光. 现代航空发动机技术与发展[M]. 北京航空航天大学出版社, 2006.
- [11] 方昌德. 航空发动机的发展历程[M]. 航空工业出版社, 2007.
- [12] Kissel W. The Development of Jet and Turbine Aero Engines.[J]. U.S.Airforce, 2008, 22(3):25-32.
- [13] Ruffles P C. Innovation in aero engines[J]. Aeronautical Journal, 1996, 100(10):472-484.
- [14] Peter L. Engine Development Under the Ministry of Aviation[J]. Aeronautical Journal, 72(686):132-140.
- [15] Wang S, Zhang P. The structural design and technical investigations of data resources sharing system in the field of aero engine[J]. Multidiscipline Modeling in Materials & Structures, 2018, 14(5):141-149.
- [16] Baughman J L, Eheart R. After Fan Adaptive Cycle Engine: US, US 20120131902 A1[P]. 2012.
- [17] 李伟, 夏爱国, 何竣. 发动机研制中可靠性工作的总体思路和方法研究[J]. 航空工程进展, 2012, 3(01):87-91.
- [18] Brian D K, Dipan K B. Aerodynamic test results of controlled pressure ratio engine (COPE) dual spool air turbine rotating rig. ASME2000-GT-632.
- [19] GE Co. Design study and performance analysis of a high-speed multistage variable geometry fan for a variable cycle engine. NASA-CR-159545, 1979.
- [20] 梁春华, 索德军, 孙明霞. 美国第 6 代战斗机发动机关键技术综述[J]. 航空发动机, 2016, 42(02):93-97.
- [21] Rollin G G, John J C, Lawrence W D. Compressor splitter for use with a forward variable area bypass injector: USA, 5680754[P]. 1997-10-28.
- [22] Simmons R J. Design and control of a variable geometry turbofan with an independently modulated 3rd stream[D]. Columbus: Ohio State University, 2009.
- [23] Varelis A G. Variable cycle engine for combat STOVL aircraft[D]. London: Cranfield University, 2007:127.
- [24] Johnson J E. Variable cycle engine developments at general electric[R]. AIAA-97-15033.
- [25] Kenneth L J, Donald M C, William L W, et al. Variable area bypass injector: USA, 5343697[P]. 1994-09-06.
- [26] Paul M B. Future applications of the JSF variable propulsion cycle[R]. AIAA-2003-2614.
- [27] Russell K D, Jimmy C T, Brian K K, et al. Variable cycle optimization for supersonic commercial applications[R]. SAE 2005-01-3400.
- [28] AIAA Air Breathing Propulsion Technical Committee. The versatile affordable advanced turbine engine (VAATE) initiative[R]. USA: AIAA, 2006.
- [29] 苏巧灵. 国内外智能制造的发展及对我国商用航空发动机发展的启示[J]. 航空制造技术, 2017(18):54-61.
- [30] 方保才. 航空工业三十年投资回顾与展望[A]. 投资建设三十年回顾——投资专业论文集(4)[C]. 中国投资协会, 2008:12.
- [31] 高玉龙. 航空发动机发展简述及趋势探索[J]. 现代制造技术与装备, 2018(07):222-224.