



中国科协学会学术部 编

新

观点新学说学术沙龙文集

110

# 未来先进航空发动机的发展



中国科学技术出版社  
CHINA SCIENCE AND TECHNOLOGY PRESS

新观点新学说学术

中国  
未来  
未来  
(第)  
1921

# 未来先进航空发动机的发展

中国科协学会学术部 编

中国科学技术出版社

· 北 京 ·

## 图书在版编目(CIP)数据

未来先进航空发动机的发展 / 中国科协学会学术部编. —北京: 中国科学技术出版社, 2017.5

(新观点新学说学术沙龙文集)

ISBN 978-7-5046-7517-0

I. ①未… II. ①中… III. ①航空发动机—文集 IV. ①V23-53

中国版本图书馆 CIP 数据核字 (2017) 第 113443 号

---

选题策划 赵 晖

责任编辑 夏凤金

责任校对 焦 宁

责任印制 张建农

---

出 版 中国科学技术出版社

发 行 中国科学技术出版社发行部

地 址 北京市海淀区中关村南大街 16 号

邮 编 100081

发行电话 010-62103130

传 真 010-62179148

投稿电话 010-63582180

网 址 <http://www.cspbooks.com.cn>

---

开 本 787mm × 1092mm 1/16

字 数 100 千字

印 张 6.25

版 次 2017 年 6 月第 1 版

印 次 2017 年 6 月第 1 次印刷

印 刷 北京长宁印刷有限公司

---

书 号 ISBN 978-7-5046-7517-0

定 价 18.00 元

---

凡购买本社图书, 如有缺页、倒页、脱页者, 本社发行部负责调换。

主 编：宋 军  
总 策 划：刘兴平  
领衔专家：甘晓华 高 歌  
王保国  
策 划：杨书宣 张晋香

科学的本质是批判，交流的本质是质疑。新观点新学说学术沙龙系列活动旨在充分发挥学术交流作为原始创新的源头之一的作用，弘扬“敢于创新、勇于竞争和宽容失败的精神”，倡导自由探究，鼓励学术争鸣，活跃学术氛围，为科学家萌芽时期尚未获得主流认可的学术观点、理论以及灵感提供交流平台。该活动由中国科协学会学术部举办。

倡  
导  
自  
由  
探  
究  
  
鼓  
励  
学  
术  
争  
鸣  
  
活  
跃  
学  
术  
氛  
围  
  
促  
进  
原  
始  
创  
新

## 序 言

航空发动机不仅是各类航空飞行器的推进装置，而且是整个航空事业发展的推动力。航空发动机技术复杂，研发难度大、周期长、投入多、风险高，被誉为“现代工业皇冠上的明珠”。航空发动机技术是一个国家科技、工业和军事实力的标志，也是大国地位的体现。目前，只有美国、英国、法国、俄罗斯和中国等少数几个国家能够独立自主地研制和生产大型先进航空发动机。

随着以 F119、EJ200、M88 和 AL-41F 等为代表的第五代小涵道比涡扇发动机陆续服役，各发动机强国已经开始着力研发新一代航空推进系统，而先进变循环发动机就是其中一个非常重要的发展方向。相比于目前广泛使用的固定循环发动机，变循环发动机可以通过改变发动机一些部件的几何形状、尺寸和位置来调节增压比、涡轮前温度、空气流量和涵道比等循环参数，使其在多种飞行和工作状态下都具有良好的性能，从而提高工作适应性和可靠性。对于涡扇和涡喷模式转换的发动机而言，变循环研究的重点是改变涵道比，如在爬升、加速和超声速飞行时减小涵道比，以接近涡喷发动机的状态工作，从而增大推力；在起飞和亚声速飞行时增大涵道比，以涡扇发动机的状态工作，从而降低耗油率和噪声。

从 20 世纪 60 年代起，美国、英国、法国和日本等多个国家就开始进行变循环发动机的技术研究和试验验证等工作。其中，美国 GE 公司研究时间最长、程度最深、水平最高，可谓一直引领着变循环技术的发展，先后推出了多种代表性的产品。90 年代，GE 公司研制出世界上第一台推重比 10 一级的变循环涡扇发动机——YF120，它是世界上第一种经飞行验证的变循环发动机。尽管在与 F119 发动机的竞争中由于成本高、结构复杂、存在技术风险等原因而未能装备 F-22 战斗机，但是它的性能优势得到极大的肯定和关注。现阶段，在传统变循环基础上提出了更为先进的自适应循环概念，它能够在更大范围内实现热力循环调节和

优化，具有更强的任务适应能力，是变循环技术重要的前沿方向。世界航空发动机强国已经认识到变循环发动机的潜力，纷纷将其列为主要的研制和攻关对象。美国已将基于涡喷和涡扇模式转换的变循环发动机作为下一代航空推进系统的首选。

新中国航空发动机工业以引进—测绘—仿制的方式起步，从 80 年代起才开始真正有计划的研发工作。经过多年艰辛的探索和不懈的追求，中国航空发动机技术实现了长足的进步，已从最初的“填空补缺”发展到目前的“望其项背”。但是我们依然要清醒地意识到，我国航空发动机与世界先进水平仍有相当大的差距。要想实现最终“并驾齐驱”的远大理想，还需经历漫长和艰苦的过程。

2016 年年初正式颁布的《中华人民共和国国民经济和社会发展第十三个五年规划纲要》明确指出，部署启动包括航空发动机及燃气轮机在内的多个新的重大科技项目，并把航空发动机及燃气轮机列为科技创新 2030 重大科技项目的首位！我国航空发动机事业迎来新的发展机遇！适逢这一重大历史时刻，中国科学技术协会以“新一代变循环航空发动机发展前景展望”为主题召开第 110 期新观点新学说学术沙龙，旨在共同探讨先进变循环航空发动机领域相关的新观点、新学说、新理念、新思考，尝试探寻新一代航空发动机的发展脉络，就我国未来航空推进系统的发展方向进行集体策划、研讨和交流。

来自各大高校、企事业单位、科研院所的近 30 位专家学者参加了本次学术沙龙，围绕未来先进航空发动机的新颖结构、关键技术和发展方向等议题，在宽松、平等、自由的氛围里展开了广泛而深入的探讨。此文集《未来先进航空发动机的发展》是根据沙龙现场的发言和讨论内容整理形成的，集中展示了一系列有价值的、原创性的学术观点，可供航空推进系统相关领域科研人员参考与借鉴，也希望能够为我国新型航空发动机的研发工作提供新思路。由于沙龙时间有限，有些观点的阐述并不充分，甚至不完善，恳请广大读者批评指正。值此文集出版之际，作为本期沙龙的领衔科学家，衷心感谢各位专家学者的积极参与，感谢中国科学技术协会为举办本期沙龙创造了机会，感谢中国航空学会的组织与策划，感谢中国航空研究院和中国燃气涡轮研究院等单位的协助。

甘晓华  
2016 年 9 月

|                       |          |
|-----------------------|----------|
| 变循环发动机的性能与结构特征分析..... | 王保国 (3)  |
| 连续爆轰原理探究.....         | 王健平 (19) |
| 航空发动机新型热力循环模式的思考..... | 高 歌 (28) |
| 自适应循环发动机技术和发展分析.....  | 梁彩云 (34) |
| 变循环发动机关键技术分析.....     | 曹志鹏 (42) |
| 航空轴承的现状与发展.....       | 马 芳 (52) |
| 负量守恒原理探索.....         | 高 歌 (65) |
| 旋转爆震推进技术研究.....       | 王 兵 (72) |

专家简介..... (79)

## 会议时间

2016年8月18日下午

## 会议地点

成都

## 主持人

甘晓华

### 甘晓华：

欢迎各位专家参加中国科协第110期新观点新学说学术沙龙。本次活动由中国科学技术协会主办，中国航空学会承办，中国航空研究院和中国燃气涡轮研究院协办，主题是“新一代变循环航空发动机发展前景展望”。

航空发动机被誉为“现代工业皇冠上的明珠”。航空发动机技术是一个国家科技、工业和国防实力的重要标志，也是大国地位的体现。目前最先进的航空发动机，我们国家叫第四代，国际上叫第五代，已经陆续地服役了。欧美等发动机强国已经开始着力研发新一代航空推进系统，而先进变循环发动机就是其中一个非常重要的发展方向。

对于变循环发动机的研究，国际上很早就已经开始了。早在上世纪40年代，变循环的概念就被提出。对于当前的燃气轮机来说，它是一个压气机压缩—燃烧室等压燃烧—涡轮膨胀—向大气排放的单一循环过程。而变循环不是这种单一装置的单一循环。像美国的GE公司，在上世纪90年代就已经研制出世界上第一台推重比10一级的变循环发动机——YF120。当时有两种发动机参与竞争F-22的动力装置，一个是YF119，即传统的涡扇发动机；另一个就是YF120，即变循环发动机。尽管YF120没能最终竞标成功，但它的性能优势和发展潜力得到极大的肯定和关注。

现阶段，在传统变循环的基础上提出了更为先进的自适应循环概念，它能够在更大范围内实现热力循环调节和优化，具有更强的任务适应能力。世界航空

发动机强国已经纷纷将其列为主要的研制和攻关对象，并作为下一代发动机的首选。从目前掌握的资料看，未来美国空军将采用的新一代航空动力装置就是基于涡喷模式和涡扇模式转换的变循环发动机。

因此，本次学术沙龙聚焦先进变循环航空发动机的发展，研究变循环发动机更为新颖和先进的结构形式与循环模式，探索变循环关键技术的创新与瓶颈，尝试探寻新一代航空发动机的发展脉络，就我国未来航空推进系统的发展方向进行集体策划、研讨和交流。沙龙分为三个单元，每个单元围绕一个子议题展开交流和讨论。三个子议题分别是“广义变循环航空发动机结构形式与循环模式探索”“变循环航空发动机关键技术、创新与瓶颈漫谈”和“未来先进航空发动机发展方向畅想”。

今天下午的议题是“广义变循环航空发动机结构形式与循环模式探索”。时至今日，变循环发动机已经发展出很多模式和类型。欧美国家都在大力开展相关工作，实施了一系列的研究计划，并从上百种方案中发展出了“双外涵道发动机”“变流路控制发动机”“三外涵道自适应变循环发动机”等比较成功的技术和样机。更为新颖和先进的结构形式与循环模式还在不断发展中。请各位专家不要拘束，敞开思想，畅所欲言，各抒己见，围绕“变循环发动机结构形式与循环模式”交流新观念、新学说、新理念。

## 变循环发动机的性能与结构特征分析

◎ 王保国

这些年来战斗机正朝着多用途、宽包线的方向发展。对于超声速、格斗和机动飞行，需要高单位推力的涡喷循环模式；对于亚声速巡航、待机和空中巡逻来讲，需要低耗油率的涡扇循环模式。在同一个发动机中，如何兼顾这两种循环模式，这就引出了我们今天下午要讨论的对象——变循环发动机。

### 一、近几代军用航空发动机的结构特点及性能

自 20 世纪 40 年代以来，军用航空发动机已研制发展了四代，第五代目前正在研制中。以第三代军用航空发动机为例（见表 1），如 F100、F110、АЛ-31Ф、RB199 以及 M53 等，是目前世界发达国家现役主力战斗机所装备的发动机，其性能特点是：推重比 7.0 ~ 8.0，平均级增压比 1.3 ~ 1.4，总增压比 21 ~ 35，燃烧室温升 850 ~ 950K，高压涡轮单级落压比为 3.5 ~ 4.2，涡轮进口温度 1600 ~ 1750K，加力温度 2000 ~ 2100K。

表 1 典型第三代战斗机及其发动机

| 机 型   | 用 途   | 生产年份   | 动力装置                                                     | 国家或地区 |
|-------|-------|--------|----------------------------------------------------------|-------|
| F-16  | 单发歼击机 | 1978 年 | F100-PW-220<br>F100-PW-229<br>F110-GE-100<br>F110-GE-129 | 美国    |
| 苏-27  | 双发歼击机 | 1984 年 | АЛ-31Ф                                                   | 苏联    |
| 米格-29 | 双发歼击机 | 1983 年 | РД-33                                                    | 苏联    |

续表

| 机 型           | 用 途   | 生产年份        | 动力装置      | 国家或地区 |
|---------------|-------|-------------|-----------|-------|
| 苏-35          | 双发歼击机 | 20 世纪 90 年代 | AЛ-31Φ 改型 | 苏联    |
| 狂风<br>Tornado | 双发歼击机 | 1978 年      | RB199     | 欧洲    |
| 幻影<br>2000    | 双发歼击机 | 1983 年      | M53       | 法国    |

第三代军用航空发动机的结构特点是：风扇 3~4 级、高压压气机 7~9 级，叶片负荷较高，大多数采用可调的静子叶片结构；采用环形或是短环形燃烧室，其长度较第二代发动机缩短了 1/2，并且温升提高；高压、低压涡轮通常都取为 1~2 级，采用耐高温高负荷设计，单级涡轮落压比提高；涡轮叶片采用复合气冷空心结构的定向凝固或单晶材料，涡轮进口温度提高；加力燃烧室采用分区供油和先进的火焰稳定器，其长度较第二代发动机的缩短了 1/3；加力温度提高；尾喷管采用收敛扩张型；发动机的控制系统采用全权限数字电子控制（FADEC）。

从 20 世纪 80 年代中期起，发达航空国家开始为新一代战斗机研制新的发动机。美国空军对 90 年代后的战斗机提出了 5S 特性（隐身性、超声速巡航、短距起降、超机动性、高维修性）的要求，自此航空发动机进入先进的涡扇发动机时期。典型的第四代军用发动机，如 F119、F120、F135、F136、EJ200 和 AЛ-41Φ 等，其发动机的主要参数和用途如表 2 所示。

表 2 典型第四代军用发动机的主要参数和用途

| 发动机型号<br>性能参数 | F119  | F120 | F135 | F136 | EJ200 | M88-2 | AЛ-41Φ |
|---------------|-------|------|------|------|-------|-------|--------|
| 加力推力 /daN     | 15570 | —    | —    | —    | 8826  | 8473  | 18000  |
| 不加力推力 /daN    | 9790  | —    | —    | —    | 5880  | 5444  | —      |
| 加力耗油率         | 2.4   | —    | —    | —    | 1.73  | 1.80  | —      |
| 不加力耗油率        | 0.62  | —    | —    | —    | 0.79  | 0.89  | —      |

续表

| 发动机型号<br>性能参数 | F119      | F120 | F135 | F136 | EJ200  | M88-2     | AЛ-41Φ      |
|---------------|-----------|------|------|------|--------|-----------|-------------|
| 推重比           | >10       | —    | —    | —    | <10    | 8.8       | <10         |
| 总增压比          | 26        | —    | —    | —    | 26     | 25        | —           |
| 涡轮前温度 /K      | 1977      | —    | —    | —    | 1803   | 1850      | 1743 ~ 1843 |
| 涵道比           | 0.2 ~ 0.3 | 0.32 | 0.57 | 0.32 | 0.4    | 0.3 ~ 0.5 | —           |
| 用途            | F-22      | —    | —    | —    | EF2000 | 阵风        | 米格战斗机       |
| 备注            | 常规        | 变循环  | 常规   | 变循环  | 常规     | —         | —           |

第四代军用发动机的性能特点是：推重比 9.0 ~ 10.0，涵道比 0.2 ~ 0.4，总增压比 26 ~ 35，涡轮进口温度 1800 ~ 2000K，比第三代提高了 200K，三级风扇增压比可达 4.5 左右，耗油率降低了 8% ~ 10%，可靠性提高了 1 倍，耐久性提高了 2 倍。第四代军用发动机的结构特点是：风扇 2 ~ 3 级；高压压气机 5 ~ 6 级，压缩系统采用非定常三维黏性气动设计，使平均级增压比提高到 1.45 ~ 1.50；采用进口可调导叶和弯掠叶片设计，以提高效率和喘振裕度；采用低、中等展弦比设计；采用空心宽弦叶片以及整体叶盘设计以减轻重量；燃烧室多为短环形燃烧室，燃烧系统采用高紊流度强旋流、带蒸发管的头部回流以获得高的燃烧效率和均匀的出口温度分布；采用气动雾化、空气雾化等喷嘴，提高燃油雾化质量；采用浮动壁火焰筒设计；采用高燃油空气比燃烧技术；另外，燃烧室采用对流感膜复合冷却、Lamilloy 层板结构冷却技术或者 Transply 层板结构等；第四代军用发动机高压涡轮均为单级，低压涡轮为 1 ~ 2 级；涡轮系统也采用非定常全三维黏性气动设计以提高涡轮的气动载荷；高低压涡轮采用对转设计；涡轮叶片采用多通道强迫对流加气膜冷却、铸冷加 Lamilloy 冷却等技术，采用电子束物理气相沉积的热障涂层以提高涡轮的冷却效率；加力燃烧室多为内外涵燃烧、采用结构一体化的短加力燃烧室；尾喷管系统采用二元收敛扩俯仰矢量喷管、轴对称矢量喷管，收敛—扩张全方位矢量喷管等设计技术，注意实现短距离起落和非常规机动；第四代军用发动机的控制系统采用第三代双余度 FADEC 全权限数字电子控

制,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确定发动机的最佳工作参数。总之,第四代军用航空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,更为重要的是在这代发动机中已有变循环的类型。另外,在新材料的使用方面,第四代军用航空发动机也大量采用了新型复合材料,并结合强度计算采取了许多新的结构设计,以便减轻发动机的质量和提高发动机的寿命。

## 二、变循环发动机的基本概念以及第五代军用航空发动机的研制

变循环发动机(Variable Cycle Engine, VCE)通过改变发动机一些部件的几何形状、尺寸或位置调节其热力循环参数(例如增压比、涡轮进口温度、空气流量和涵道比),改变发动机循环工作的模式(例如涡喷模式、涡扇模式和冲压发动机模式等),使发动机在各种飞行情况下都能工作在最佳状态。对于涡喷/涡扇领域的变循环发动机来讲,变循环发动机研究的重点是改变涵道比,例如飞机发动机在爬升、加速和超声速飞行时,涵道比减小,接近涡喷发动机的性能,以增大推力;在起飞和亚声速飞行时,加大涵道比,以涡扇发动机的状态工作,降低耗油率和噪声。VCE的优点就是在宽广的飞行包线内,它能保持很好的推进效率和较低的耗油率。实践表明,VCE技术以其内在的性能优势能够满足新一代多功能战斗机所需求的多用途、宽包线的要求,因此受到了各航空强国的重视,并成为当前第五代军用航空发动机研制的主攻方向之一。

第五代军用航空发动机是目前正在研制的推重比为12~15的小涵道比加力涡扇发动机。根据IHPTET(综合高性能涡轮发动机技术)计划和VAATE(经济可承受的通用先进涡轮发动机)计划等的研究情况,预计到2020年可研制出第五代军用航空发动机,预计其性能为:总压比40,平均级增压比2.0~2.5,推重比12~15,涵道比0.10~0.35,涡轮进口温度2000~2250K,推力超过200kN,耗油率比第四代军用航空发动机下降25%。第五代发动机将采用大量先进技术来提高发动机的综合性能,例如采用多外涵道技术(即除了传统涡扇发动机的高压核心机和低压外涵道之外,还将在外圈增加可开合第二外涵道)以满足未来自适应发动机的要求。借助于多外涵道技术,通常起飞时第二外涵道关闭,减小涵道比并提高核心机流量以增加推力;巡航时第二外涵道打开,以增大涵道比并降

低耗油率。

VCE 技术成功地解决了现代先进战机对单位推力和耗油率之间的矛盾，能够在同一台发动机上根据飞行需求变换工作模式：当起飞、加速及超声速飞行需要高单位推力时，发动机以纯涡喷模式工作；当亚声速巡航、待机时，发动机以小涵道比混排涡扇模式工作。这也是 VCE 被誉为未来飞行器最佳动力装置之一的根本原因。

### 三、双外涵 VCE 与常规涡扇在结构上的基本区别

双外涵变循环发动机与常规涡扇发动机在结构上的基本区别就在于将风扇分成前风扇与后风扇这两部分，而且两个风扇位于不同的轴上。后风扇与压气机相连接，称其为核心机驱动的风扇级（CDFS），它和压气机在同一根轴上。后风扇由高压涡轮驱动，而低压涡轮驱动前风扇。前后风扇都有各自的出口涵道，以便在宽广的飞行工作范围内更好地控制各涵道的空气流量。

选择阀门体现了发动机变循环特征，用于控制发动机的涡喷和涡扇两种工作模式。另外，其他控制部件还有前 VABI（Forward Variable Area Bypass Injector，前置可变面积引射器）和后 VABI（Rear Variable Area Bypass Injector）以及可调导向器的低压涡轮。前 VABI 是一个用于控制核心涵道空气流量的阀门，由它控制内涵道的放气量、控制前部分风扇的喘振裕度。后 VABI 是改变涵道气流马赫数的阀门，并使涵道气流和核心机气流掺混时达到静压平衡。此外，后 VABI 还起到了简化喷管结构、独立控制高压和低压转子转速的作用。

在起飞或者亚声速飞行巡航时，发动机被构造为双外涵模式工作，通过提高风扇转子转速以及打开前 VABI 和后 VABI，使前风扇通过最大流量。核心机由于转速间的匹配问题而不能吞入全部气流，多余的将通过前 VABI 加入到涵道气流。通过调节前 VABI，提高涵道比，改善推进效率，进而改进循环性能和降低耗油率。

在爬升、加速和超声速飞行时，发动机以单涵道模式工作。前 VABI 关闭，后风扇和高压压气机通过全部前风扇的流量产生高单位推力以满足飞行需要。在该模式工作时，前风扇被设置为具有与飞机进气道提供空气流量相匹配的能力。

#### 四、变循环发动机研制的五次飞跃以及成功实例

迄今为止，VCE 技术已有 50 多年的探索与发展的历程（1956 ~ 2016 年）。从早期 VCE 概念的提出以及 1956 年初在 SR-71 “黑鸟”上投入使用的 J58 发动机（它能够在冲压发动机和涡喷发动机之间进行转换），到目前具有实际使用功能的 F120 发动机和 F136 发动机的研制成功，VCE 设计概念和设计方法大致经历了 5 次大的技术与飞跃（见图 1），这其中 GE 公司和 R&R（罗尔斯·罗伊斯）公司一直肩负着极为重要的角色。

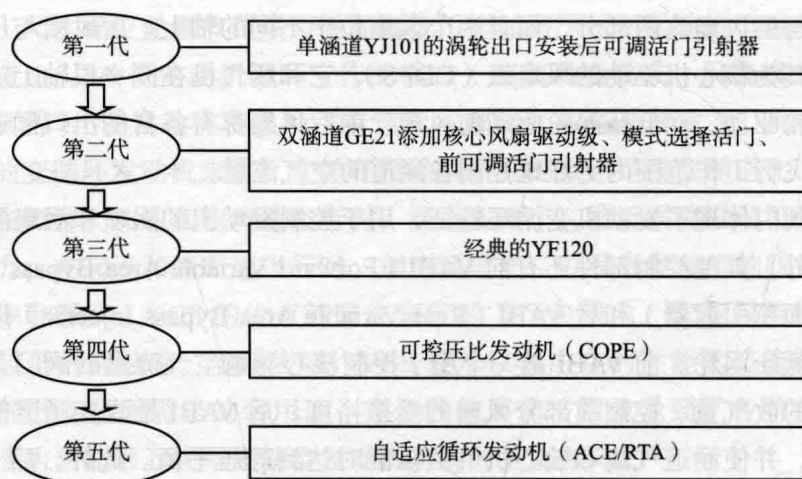


图 1 变循环发动机的五次飞跃

大家公认的第五代军用发动机，虽然目前还处于在研阶段，但它的大方向是属于变循环发动机，这也是我们今天下午将要讨论的重要议题。

甘晓华：

我补充一下关于发动机划代的概念。大概在 2000 年前后，全世界都比较统一，欧洲、美国、俄罗斯和中国，发动机划代基本一致，即把当时最先进战斗机装备的发动机称作第三代发动机。比如美国的 F-15 和 F-16，俄罗斯的苏-27，中国的歼-10，这些战斗机所采用的发动机都是第三代。在约十几年前，英美国

家改变了发动机划代方法，把当时的第三代改称为第四代，后来俄罗斯也跟着改了，而我们仍称作第三代。对于美国的 F119、俄罗斯的 AL-41、欧洲的 EJ200 以及我国正在研发的发动机等，根据我国的划代方法它们应该都属于第四代，但是美国、俄罗斯称之为第五代，而未来新一代发动机就是第六代了。由于我们没有改变划代方法，所以跟国际上的划代不太一致，虽然技术水平是一样的，但是我们的代数要比国际上的代数低一代。

### 李凤超：

当今的变循环发动机应该说是航空发动机发展历程中技术不断进步的一个产物。最初的航空发动机是活塞式，后来发展出涡喷式，这是一个跨越；然后由涡喷式发展出涡扇式，这是另一个跨越。对于简单的布雷顿循环来说，只要增加压比、提高涡轮进口温度，就能提高循环热效率。但是包括美国在内，经过这么多年的研究与尝试，发现通过这种途径来改善发动机的性能似乎越来越难。增加压比，就是增加压气机的级数，使结构更加复杂，系统可靠性降低；想要提高涡轮进口温度，材料和冷却技术必须有重大突破。传统的涡扇发动机发展至今，可以说是遇到了一个瓶颈。那么，现在很可能就是从涡扇发动机跨越到未来新型发动机的历史阶段。变循环发动机就出现在这么一个特殊的时期。

变循环的概念很早就被提出了。这些年来，美国的 GE 公司研究时间最长、程度最深、水平最高，一直引领着变循环发动机的发展。所以狭义地说，很多情况下提及的变循环都带有 GE 公司的技术特征。但是广义地看，变循环不仅仅如此。举一个简单的例子，目前广泛使用的反舰导弹。它的主发动机可以是涡喷、涡扇、冲压等多种形式，但一般都带有一个助推火箭发动机。助推发动机先工作，将弹体加速到一定速度后脱落，主发动机点火工作，继续提供动力。虽然两种动力装置相对独立，但是否也可以称它是变循环？

由于历史原因，我国发动机技术水平一直落后于欧美强国。我们也一直尝试参考国外先进技术、借鉴其他国家的研发经验。GE 公司投入大量人力、物力、财力，先后推出几代变循环样机。根据现在的国情，这么大的力度和代价，对于我们来说还是一个很重的负担，那么就要慎重考虑研发变循环的必要性和可行性。按照我对变循环的理解，它的优缺点都特别鲜明。优点是需要同大推力的时