

文章编号: 1000-8055 (2001) 01-0008-05

推重比 15 一级发动机有关总体性能 的关键技术和难点分析

陈大光, 张 津, 朱之丽

(北京航空航天大学 404 教研室, 北京 100083)

摘要: 本文从发动机总体性能方面分析了推重比 15 一级发动机设计研制的关键技术及难点。文章首先根据典型飞行任务, 对推重比 15 一级加力涡扇发动机的最有利循环参数进行了一体化分析。矢量喷管是先进战斗机的特征, 本文讨论了实现推力矢量存在的技术难点。降低发动机研制成本和缩短研制周期是发展先进发动机的重要要求。发动机数值仿真技术是解决这些要求的重要途径之一, 应给予足够重视。发动机状态监视和故障诊断技术可提高发动机工作可靠性并降低直接使用费, 本文对故障诊断技术的发展和关键技术作了分析。最后对新型发动机的发展, 提出几点结论意见。

关键词: 航空发动机; 性能; 技术; 发展

中图分类号: V 23

文献标识码: A

1 引言

未来飞机要求更长的航程、更好的任务灵活性、更高的巡航速度、更低的寿命期成本、和更大的承载能力。战斗机还特别突出机动性和敏捷性。为满足飞机性能的发展需求, 发动机发展的主要目标是: 更高的推重比、更低的耗油率、更低的寿命期成本和更高的可靠性。对不同飞行任务的飞机, 需按飞行任务, 通过飞机—发动机一体化分析选择最有利的循环参数。经过分析看出, 加力混排涡扇发动机仍是能适应战斗机发展需求的动力。为更好地适应飞机飞行任务灵活性要求, 变循环发动机具有很好的发展前景。

为提高飞机的机动性、敏捷性和生存能力, 新一代战斗机的发动机都将具有推力矢量能力。矢量喷管的应用对发动机稳定性提出了更高要求, 同时使发动机控制和推进/飞行综合控制增加了许多特点和难点。

发展能综合气动热力学、结构力学、传热学、燃烧学、控制理论、材料工艺等学科的发动机数值仿真, 可以在发动机设计和研制调试阶段实现足够细致地模拟发动机在各种状态下的工作, 从

而分析可能出现的严重问题, 寻找解决途径, 因此, 它可减少大量大尺寸实验工作, 有效地降低研制费用, 缩短研制周期。

发动机状态监视和故障诊断技术已在军机和民机上广泛应用。为了更有效地发挥这套系统在降低维修费用、提高发动机工作可靠性方面的作用, 今后的发展将是实现实时诊断和故障诊断系统与发动机控制系统的综合。

2 循环参数选择

为满足未来先进技术飞机对推进系统的要求, 美国于 1986 年制定了 HPTET 计划^[1]。该计划预计经过 20~25 年时间可使航空燃气涡轮发动机的性能成倍提高, 推重比达到 20。实现该计划性能指标的关键之一是采用先进材料和冷却技术, 达到更高的涡轮前温度, 以获得更高的核心机能量, 使发动机推重比明显提高。HPTET 计分 3 个阶段进行。图 1 表示各阶段涡轮前温度和推重比的提高。一般涡轮前温度是依据材料和冷却技术水平确定的, 其他参数(风扇增压比、涵道比、总增压比等)将取决于飞行任务分析。美国 NASA Ames 研究中心针对未来航空母舰特

作者简介: 陈大光 (1930-), 男, 北京航空航天大学动力工程系教授, 中国航空学会动力专业分会主任

本文系 2000 年 9 月在北京召开的 21 世纪航空动力发展研讨会的优秀论文

混编队飞机进行了深入研究^[2]。飞机类型包括: 舰载战斗机/攻击机、陆基多任务战斗机和短距起飞/垂直着陆攻击机。飞行任务分析分两个技术水平, 即 90-TAD 和 95-TAD (1990 和 1995 年技术水平), 对应的涡轮前温度为 1640℃和 1880℃。任务分析用的推进系统参数见表 1。

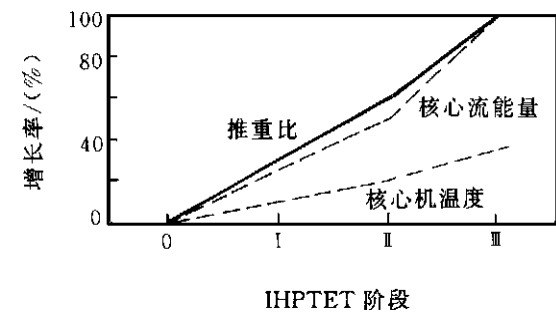


图1 IHPTET 计划目标

美国 P&W 公司针对空军和海军飞机评价了 IHPTET 计划第 II 阶段先进发动机技术^[3]。对于空军用飞机的优化目标为满足作战半径条件下起飞总重最小，海军飞机的优化目标则为给定起飞总重条件下扩大截击范围或增加在目标上空停留时间。海军飞机为了增加留空时间，涵道比选为 0.94，而空军飞机考虑超声速巡航，其发动机涵道比选为 0.2。为了协调跨声速机动和超声速巡航的推力要求，提出了推力比概念。推力比定义为 12200 m， $M a=1.6$ 时的不加力超声速巡航推力与 9144 m， $M a=0.9$ 时的最大加力推力之比。图 2 给出推力比随风扇增压比的关系。对应 IHPTET 计划第 II 阶段先进发动机，该比值应

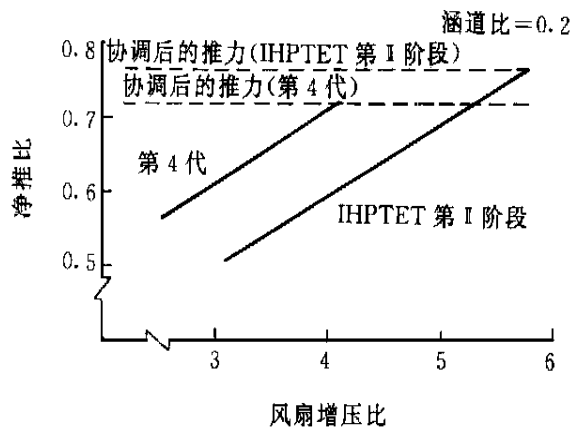


图2 风扇压比和技术水平对推力比的影响

达到 0.76。分析结果列于表 2。

从以上研究结果可以看出：

- 要达到推重比 15，涡轮前温度必须达到 1995 年技术水平，即 1880℃（表 1）。
- 飞机类型和飞行任务不同以及优化目标不同，发动机循环参数有明显区别（表 2）。
- 飞机任务不同，发动机节流比设置也不同，节流比是飞行中某工作状态的涡轮前温度与地面起飞状态的涡轮前温度之比。节流比设置在不加力超声巡航状态时，起飞状态的涡轮前温度将较低，起飞状态的推重比则偏小，因此，起飞状态推重比不能作为发动机技术水平的准确评价指标。

针对下一代多用途军用飞机的任务灵活性要求，希望发动机既要有涡喷发动机高单位推力的特征，又要有涡扇发动机低耗油率的特征。20 世纪 70 年代后特别重视推进系统一体化设计，研究

表 1 任务分析用的推进系统参数

	飞机类型	总增压比	风扇增压比	涵道比	推重比	节流比设置
90-TAD	多任务	28	4.6	0.44	12.95	航母复飞
	STOVL	28	5.2	0.25	13.10	
95-TAD	多任务	32	4.6	0.66	16.66	不加力超声巡航
	多任务	32	4.6	0.94	17.13	航母复飞
	STOVL	32	4.6	0.95	11.65	航母复飞
	STOVL	32	5.1	0.45	16.97	不加力超声巡航

表 2 任务分析发动机循环参数结果

发动机	涡轮前温度	总增压比	风扇增压比	涵道比	推力比
空军	1871℃	32	5.7	0.2	0.76
海军	1704℃	35	3.65	0.94	—

表明变循环方案能明显降低进气道溢流和后体阻力^[4]。变循环发动机无疑将是理想的动力装置。

GE 公司发展的 F120 发动机可以根据飞行需求变换工作模式: 起飞、加速及超声速飞行需要高单位推力时, 发动机以涡喷或接近模式工作; 亚声速巡航、待机时, 发动机以小涵道比混排涡扇模式工作^[5]。F120 发动机作为一个开端, 为未来军用飞机和超声速客机动力装置的设计指引了新的方向。在 F120 基础上改进, 新发动机的性能和结构将满足 HPTET 计划第 II 阶段全部目标。

3 推力矢量的应用及其对发动机的影响

飞机过失速飞行时, 舵面气动效率严重下降, 这时需要利用推力矢量技术, 提供飞机操纵所需力矩。国外大量研究结果证明: 推力矢量技术是战斗机获得生存和赢得近距和超视距作战胜利的关键。它是第四代高敏捷性、超机动性和隐身性飞机的主要特征。

实现推力矢量, 除需解决喷管本身的设计外, 还需解决以下与推进系统有关的技术问题:

3.1 大迎角飞行时的发动机稳定性控制

推力矢量技术的应用可使飞机在大迎角和大侧滑角条件下飞行, 攻角可达 $70^\circ \sim 90^\circ$ 。大迎角飞行时进气道出口流场品质急剧恶化, 造成压缩部件喘振裕度减少, 甚至出现不稳定工作。发动机稳定性控制就是要使发动机能在大迎角飞行时, 进气畸变严重的条件下能稳定工作^[6]。有些矢量喷管在其偏转时喷管喉道面积改变, 影响发动机工作点, 从而影响发动机稳定性裕度。

由美国 NASA 刘易斯研究中心主持的高稳定性发动机控制 (HISTEC) 计划^[7~9], 其目的就是研究能够容忍强烈进气畸变的推进系统控制方

案 (图 3)。该控制系统通过测量发动机进口少量压力参数估算畸变值, 利用机载稳定性评定方法, 生成时变的需要喘振裕度指令, 通过发动机控制系统, 控制发动机。

文献 [10] 介绍了一种发动机稳定性控制的仿真研究。由于畸变气流经过风扇被明显衰减所以该控制方案主要是控制风扇稳定性裕度。实现办法是用燃油流量控制风扇转速, 喷口面积控制风扇压比。喷口面积的控制量由攻角 α 、侧滑角 β 、飞行 Ma 数、进气总温和风扇转速确定。文献 [11] 还指出大迎角飞行条件下开大进气道辅助进气门、改变唇口角度和进气道内增加扰流器都可减少进气畸变。

3.2 飞行/推进综合控制

美国 70 年代末开始研究飞行/推进综合控制。最初是为了解决进气道与发动机的相容性和垂直起落的控制, 后来研究推力矢量参与飞行控制。美国 NASA 关于这方面的研究计划有: 高度综合的数字电子控制 (HDEC) 计划和后来分出的性能寻优控制 (PSC)^[12] 及高稳定性发动机控制计划等。高度综合的数字电子控制中开始使用自适应喘振裕度控制, 它根据飞行姿态估算进气畸变量, 按预先设定的算法确定喘振裕度损失和发动机最小需要喘振裕度。通过对发动机的控制, 改变发动机工作点, 保证必需的喘振裕度。这种控制未考虑发动机性能衰退和发动机间的性能差别, 控制不是最优的。后来在此基础上, 发展了性能寻优控制。

飞行/推进综合控制的主要难点在于定量关联飞行姿态和进气流场畸变及喘振裕度的关系。

3.3 矢量喷流/飞机绕流干扰和机体/推进一体化设计

采用矢量喷管后, 喷管偏转使飞机后体形状

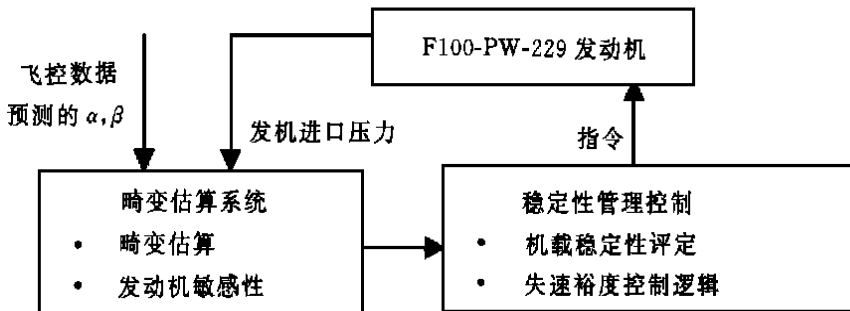


图 3 HISTEC 畸变容限控制方案

改变, 矢量喷流/飞机绕流干扰的强烈影响和常规飞机有本质区别^[13], 其干扰范围可扩大到机翼翼面。所以推力矢量飞机气动布局必须采用机体/推进一体化设计方法, 目前这种方法还正在研究发展中。

4 发动机数值仿真和虚拟技术

发展先进动力装置, 除高性能要求外还必须降低寿命期成本。发动机研制成本过高的一个重要原因是必须进行大量的、大尺寸零部件试验。为了减少试验工作量, 美国 NASA 路易斯研究中心提出推进系统数值仿真 (NPSS) 项目计划^[14], 其目的是发展能快速、细致地对整个推进系统进行模拟, 以解决发动机设计研制中多学科交叉影响和部件间相互干扰带来的问题。这些问题, 过去只是在大型试验中才能观测和解决。开发这个系统大致上有以下 5 大关键: (1) 数据通信接口; (2) 使用灵活的、模块化的、面向对象的程序结构; (3) 按需要的精度对推进系统某特定的物理过程进行分析; (4) 多学科综合技术; (5) 高速度并行、分布式计算技术。NPSS 的最终目标是综合气动热力学、结构力学、传热学、燃烧学、声学、控制和材料工艺等学科, 对推进系统进行数值仿真。NPSS 的第一步是国家循环计划 (NCP)^[15]。NCP 将是一个标准的发动机性能模拟程序, 采用面向对象程序结构的“数字式试车台”。它包括 4 项基本内容:

- 稳态气动热力性能仿真: 性能仿真考虑湿度和雷诺数影响;

- 模型数据校准: 利用试验数据校准模型, 提高仿真精度;

- 开环过渡态性能仿真: 模拟发动机本身的过渡态性能, 包括启动/停车和加减速。今后还将包括高频事件仿真, 如喘振、进气畸变、燃烧室熄火和再点燃等。数值仿真不仅考虑转子转动惯量, 还考虑非定常的质量蓄积和热量蓄积;

- 闭环过渡态性能仿真: 通过接口与控制系统综合在一起进行过渡态数值仿真。

图 4 是 NPSS 的框架结构示意图。NPSS 采用面向对象的程序结构, 从图中可以看出它可以方便地提供纵向接口, 使不同复杂程度的各个部件计算程序综合到总仿真系统中来; 它也可以横向和其他学科的计算程序联接。

这种较真实的仿真可用于发动机从概念设计直到试飞的研制全过程。通过仿真分析, 在保证

性能要求条件下, 对工作稳定性、寿命、可靠性和成本等作出全面权衡, 避免研制期间发生严重故障, 或在发生故障时很快找出故障原因和解决途径^[16]。用数值仿真还可计算发动机推力和涡轮前温度等一些飞行中无法直接测量但对飞机性能计算和发动机寿命预估十分重要的参数。

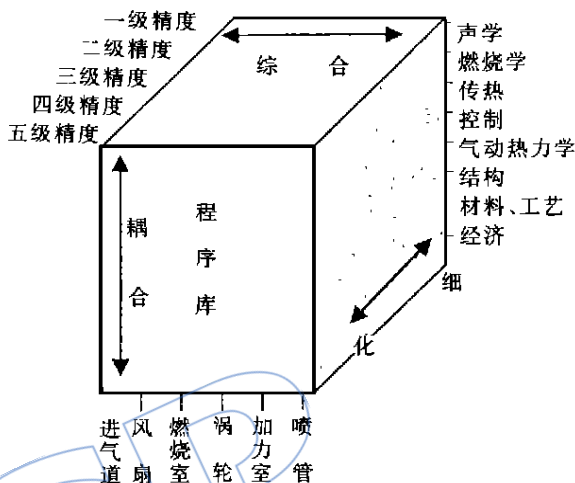


图 4 NPSS 框架结构示意图

利用推进系统数值仿真便可在虚拟真实情况下对发动机各种可能遇到的工作条件进行数值模拟, 替代或大量减少大型的、昂贵的试验, 从而缩短研制周期, 降低研制成本。据估计, 实现 NPSS 计划, 发动机研制周期和成本可减少 30% 到 40%。

5 发动机状态监视和故障诊断技术

当代先进的飞机发动机都有不同复杂程度的状态监视和故障诊断系统。该系统的应用可提高发动机工作可靠性、降低运行费用。目前使用的系统不足之处在于:

- 飞行中记录的数据飞行后在地面处理, 实时性很差;

- 诊断方法不够自动化, 主要靠有经验的技术人员完成, 误诊率高;

- 发动机和控制系统的诊断综合不够。

针对以上问题, 今后主要是向机械的和性能的故障诊断以及寿命管理综合在一起并与控制系统综合的机载实时诊断系统发展^[17]。

发展机载实时的综合诊断系统需解决以下关键技术:

- (1) 测量数据的有效性: 监视参数的测量与记录是在强噪声干扰下进行的。测量不确定度长期干扰监视人员对发动机技术状态作出准确判

断。近年来大量研究工作显示, 利用人工神经网络和模糊逻辑可迅速判断测量参数是否有效^[18, 19]。如判断为无效, 则用神经网络诊断故障原因。也有许多研究显示, 自联想神经网络可用来滤除随机误差和诊断仪表故障^[20, 21]。

(2) 监视与诊断的实时性: 模糊逻辑可迅速判断发动机工作是否异常, 神经网络运算快捷、鲁棒性强、便于获取知识等特性, 使其在故障诊断中获得广泛应用。神经网络还可根据发动机各参数的相关关系, 估算未测参数的参数值, 如涡轮前温度等。Kohonen 网鲁棒性强, BP 网分类能力强, 它们联合应用可提高诊断成功率。

(3) 综合性: 一方面是性能监视和机械监视(振动、滑油和寿命)的综合, 另一方面是发动机监视系统与发动机控制系统的综合。出现故障时, 诊断系统提供故障信息, 控制系统针对故障情况采取措施, 这样可提高飞行安全性, 防止发动机零部件损伤程度和二次损伤。

(4) 寿命监视: 按发动机的实际使用情况和
工作条件(如涡轮前温度)计算寿命消耗。

(5) 滑油实时监视: 现行的滑油监视方法实时性很差, 往往不能及时发现故障而造成发动机损坏。目前国外已研究出可安装在滑油系统中的小型传感器, 它能实时检测滑油系统中磨损产生的颗粒和滑油性能的衰退, 对滑油系统实时监视。

6 结 论

(1) 发展先进发动机, 不应只考虑推重比, 而应与性能、可靠性、成本等综合考虑;

(2) 发展推重比 15 一级发动机必须有组织、有目的的安排一系列预先研究计划;

(3) 发动机数值仿真必须加以重视, 它可有效地缩短研制周期、降低研制费用;

(4) 矢量喷管的研究应特别注意发动机稳定性控制和飞行/推进综合控制。

参考文献

- [1] Viars P R, GE Aircraft Engines. The Impact of HPTET on the Engine/Aircraft System [R]. AIAA 89- 2137.
- [2] Wilson S B, NASA Ames Research Center. A NASA Study of the Impact of Technology on Future Carrier Based Tactical Aircraft Overview [R]. AIAA 92- 4211.
- [3] Lee Coons, United Technology Corporation. HPTET Technology Mission Payoffs at the Component Level- A look at Phase II Technology [R]. AIAA 90- 2404.
- [4] Oates G C 著, 陈大光等译. 飞机推进系统技术与设计

[M]. 北京: 航空工业出版社, 1992

- [5] Michael E B, Randy E P. Variable Cycle Engine Concept G. E. Aircraft Engines [R]. ISABE 93- 7065
- [6] Benjamin Gal - Or. Vectored Propulsion Superaerobility and Robot Aircraft [M]. Springer- verlag, 1990
- [7] Delaat J C, Southwick R D, Gallops G W. High Stability Engine Control (HISTEC) [R]. NASA - TM - 107272 (AIAA - 96- 2586), 1996
- [8] Ome J S, Delaat J C, Southwick R B, Gallops G W, Doane P M. Development and Testing of a High Stability Engine Control (HISTEC) System [R]. AIAA - 98- 5556
- [9] Southwick R D, Gallops G W, Kerr L J, Kielb R, Welsh M, Delaat J C, Ome J S. High Stability Engine Control (HISTEC) Flight Test Results [R]. AIAA 98- 3757, 1998
- [10] 王立峰. 战斗机过失速机动飞行条件下综合飞行/推进控制研究 [D]. 北京航空航天大学博士学位论文, 2000
- [11] Goldsmith E L, Seddon J. Practical Intake Aerodynamic Design [C]. AIAA Education series, 1996
- [12] Gilyard G B, Ome J S. Performance Seeking Control: Program Overview and Future Directions [R]. AIAA - 93 - 3765- CP, 1993
- [13] 邓学莹, 刘志伟. 先进战斗机二元喷管矢量喷流的干扰效应研究 [R]. 中国航空科技文献 HJB 921092, 1992
- [14] Evans A, Follen G, Nakman C, Lopez I. Numerical Propulsion System Simulations National Cycle Program [R]. AIAA - 98- 3113, 1998
- [15] Ashleman R, Lavelle T, Parsons F. The National Cycle Program: A Flexible Systems Modeling Architecture [R]. AIAA - 98- 3114, 1998
- [16] Khalid S J. Role of Dynamic Simulation in Fighter Engine Design and Development [J]. Jet Propulsion, 1992, 8 (1) Jan - Feb
- [17] Roemer M J. Engine Health Monitoring System For Advanced Diagnostic Monitoring For Gas Turbine Engines [R]. AFRL - PR - WP - TR - 1998- 2120, 1998
- [18] Harrison P R, Harrison P A. Validating an Embedded Intelligent Sensor Control System [J]. IEEE Expert, 1994, 9 (3): 49- 53
- [19] Holbert K E, Heger A S, Alang-Rashid N K. Redundant Sensor Validation by Using Fuzzy Logic [J]. Nuclear Science and Engineering, 1994, 118 (1): 54- 64
- [20] Peng J L, Zhang M C, Hsu T C, Zhang J. An Evaluation of Engine Faults Diagnostics Using Artificial Neural Networks [R]. ASME Paper 2000- GT- 0029, 2000
- [21] Mattern D L, Jaw L C, Guo T H, Graham R, McCoy W. Simulation of an Engine Sensor Validation Scheme Using an Autoassociative Neural Networks [R]. AIAA - 97- 2902, 1997.

(责任编辑 王震华)

(英文摘要转第 7 页)

SPECIAL COLUMN

Development of China's Aeroengines in 21st Century

[Abstract] The Symposium on “Development of China's Aeroengines in 21st Century” sponsored by CSAA was held in September 2000 year in Beijing. A lot of significant papers were presented to survey and forecast the development in the total aeroengine industry, aeroengine performance and design, structure and strength, turbomachinery, combustion and heat transfer, aeroengine control, materials and manufacturing, testing techniques, power transmission etc. We start this special column to publish the interesting ones of them from now on. For a start, we present the keynote lecture “Deliberation Upon Advance of Aeroengine Development in China” authored by Academician LU Da-Xiang and a survey paper “Performance-Related Key Technologies and Difficulties of Engine with Thrust to Weight Ratio up to the Level of 15” written by President of Aerospace Power Subsociety of CSAA, professor CHEN Da-guang.

Deliberation Upon Advance of Aeroengine Development in China

LU Da-xiang

[Committee of Science and Technology, First Aviation Industry Corporation of China, Beijing 100012, China]

Abstract: Aeroengines seem to be the hearts of aircrafts. But the aeroengines in China lag behind the advanced world level and become the bottle neck in the development of our military and civil aircrafts. A lot of things account for this occurrence, that is worthy thinking out and summing up our experience and lessons. Thanks to our efforts in the latter half of the 20th century, particularly due to rapid development during the past two decades, we possess the capability and backbone of up-to-date aeroengine development. In front of new century there exist challenges and opportunities, as well as difficulties and chances of success. According to the deliberation mentioned in the paper, some proposals and measures are put forward to grasp the chances, to meet the challenges and advance the aeroengine development by leaps and bounds.

Key words: aircraft engines; development; measures

(The Chinese text of the following abstract is printed in PP8- 12)

Performance Related Key Technologies and Difficulties of Engines with Thrust to Weight Ratio up to Level of 15

CHEN Da-guang, ZHANG Jin, ZHU Zhi-li

(4th Dept., Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Performance-related critical technologies and difficulties in the development of engines with a thrust to weight ratio up to the level of 15 are considered. For typical flight roles, the selection of optimum cycle parameters of augmented turbofan engines based on integrated analysis is discussed. As thrust vectoring nozzle is the feature of advanced fighters, the difficulties in implementing thrust vectoring are summarized. The reduction of development cost and time consumed for development is very important. Numerical propulsion system simulation is one of the effective ways for engine design and development, as well as cost and time saving and must be the center of our attention. Engine condition monitoring and fault diagnosis may enhance engine operating safety and reduce direct operating cost, so that the development trend and key techniques of fault diagnosis are also surveyed. In conclusion some important tasks are presented.

Key words: aircraft engine; performance; technology; development