

美国提高第 4 代战斗机发动机保障性的措施与关键技术

梁春华, 徐庆泽

(中航工业沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015)

摘要: 战斗机发动机使用方与制造方越来越重视发动机保障性, 并将其与性能、质量、研制费用和周期同等考虑。特别是在第 4 代战斗机发动机研制过程中, 通过可靠性、可维修性和可测试性设计等措施使其保障性大大提高。针对第 4 代战斗机发动机 F119、F135 和 F136, 综述了其“通过文件与制度保证、通过体验与培训重视、通过总结明确要求、通过具体设计实施”等贯彻保障性设计思想的措施, 归纳总结其“简化设计、防错设计、优化设计、细节设计”等关键技术。

关键词: 保障性; 涡扇发动机; 第 4 代战斗机; 可靠性; 可维护性

中图分类号: V23 **文献标识码:** A **doi:** 10.13477/j.cnki.aeroengine.2014.02.016

Measures and Key Technologies for Improving Supportability of 4th Fighter Engine in USA

LIANG Chun-hua, XU Qing-ze

(AVIC Shenyang Engine Design and Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: Fighter engine users and manufacturers take more and more emphasis on supportability, and take the same consideration with performance, weight, cost, time. In particularly, during the development of the 4th fighter engine, its supportability was rapidly improved by design for reliability, maintainability and measurability. For F119, F135 and F136 engine, the measures such as ensuring by documents and rules, taking more attention by operation and education, defining the demands based on experiments were overviewed, the key technologies such as design for simplify, anti-fault, maintainability and details were included.

Key words: supportability; turbofan engine; 4th fighter; reliability; maintainability

0 引言

20 世纪 80 年代初, 战斗机及其发动机的保障费用特别高, 如 1 架 F-16A 战斗机 20 年的保障费用高达 5520 万美元, 是其采购费用的 3 倍, 同时, 其战备完好性又非常低, 如 F-15A 战斗机任务执行率仅为 53%。因此, 保障性问题引起了美国政府与工业界的特别关注。为此, 在第 4 代战斗机发动机整个研制过程中, 美国军方和发动机设计与制造商始终贯彻保障性设计思想, 将保障性与性能、质量、研制费用和研制周期同等考虑, 并通过采用可靠性设计、可维修性设计和可测试性设计等措施使保障性大大提高。

本文综述了第 4 代战斗机发动机采取的提高保

障性设计的一些措施和关键技术。

1 提高保障性的措施

20 世纪 80 年代初, 在第 4 代战斗机发动机验证机的设计与验证中, 为了同时满足高可靠性、高耐久性、高可维护性和低全寿命费用等保障性要求, 美国政府与工业界采取多项措施。

1.1 制定相关文件, 强制贯彻保障性设计思想

美国政府一直关注武器系统的保障性。

1964 年美国国防部颁发指令 DODD4100.35《系统和设备综合后勤保障的开发》, 提出“综合后勤保障”的概念; 1973 年 10 月国防部颁发军用标准 MIL-STD-1388-1《后勤保障分析》和 MIL-STD-1388-2

收稿日期: 2013-04-22

作者简介: 梁春华(1969), 男, 工程硕士, 自然科学研究员, 从事航空发动机情报研究与管理工作; E-mail: llch1234@sina.com。

引用格式: 梁春华, 徐庆泽. 美国提高第 4 代战斗机发动机保障性的措施与关键技术[J]. 航空发动机, 2014, 40(2): 81-86. LIANG Chunhua, XU Qingze. Measures and key technologies for improving supportability of 4th fighter engine in USA[J]. Aeroengine, 2014, 40(2): 81-86.

《后勤保障分析记录》，提出保障性分析的要求；1983年11月国防部颁发指令 DODD5000.39《系统和设备综合后勤保障的采办和管理》，规定国防部的政策是确保用于实现战备完好性的资源与用于实现进度和性能指标所要求的资源得到同等重视。

20世纪90年代后期，国防部颁发的采办文件——国防部指令 DODI5000.1—“国防采办系统”和国防部指示 DODI5000.2—“国防采办系统的运行”，更加细化了在全寿命必须进行的保障性工作。(1)在方案精选前，首先确定保障性目标；(2)在方案精选阶段，进行产品保障能力的评估；(3)在技术开发阶段，进行决策性目标与限制条件的细化和初步产品保障策略的开发；(4)在系统研制与验证阶段，前期确定产品保障策略和产品保障计划，后期完成产品保障能力的验证；(5)在生产与全面部署阶段，实施产品保障包/基于性能的后勤策略；(6)在使用与保障阶段，进行产品保障包/基于性能的后勤策略的管理。

1.2 实施“蓝二访问”计划，建立和固化保障性设计思想

在先进技术战斗机发动机（ATFE）方案论证阶段，美国空军和海军实施了“蓝二访问”计划，以提高工业界对保障性设计工作重要地位的认识。

组织工业界的管理与技术人员，深入到6个地点的空军基地、海军空战基地和发动机大修厂的一些典型维护现场，观摩一线战斗机发动机的维护，听取一线保障人员的意见与建议，亲手完成一些战斗机发动机的现场维护保障工作，亲身体会保障性设计工作的重要性。通过实施“蓝二访问”计划，美国政府和工业界更直接地认识到当时存在的影响发动机保障性的一些问题；美国政府确定了第4代战斗机发动机保障性设计目标；工业界确定了在保障性设计中应该认真研究的一些领域。这些工作为制定更切实际的保障性目标和开展保障性设计打下了坚实的基础。

在返回PW和GE公司后，参加美国空军“蓝二访问”计划的管理与工程人员，通过“提高保障性意识”计划，向ATFE验证机的所有参研人员及时地传递亲身的感受和第4代战斗机发动机保障性的基本要求（见表1），还通过组织另外的几十名机械工程师进行发动机的现场维护，大大地提高了参研人员对保障性设计工作重要性的认识。

表 1 第 4 代战斗机发动机保障性基本要求

总体要求	具体要求
结构简单	部件数要少，复杂性要低。
维护方便	发动机不需要进行地面调整，在线可换件可达性好，不需要保险丝。
保障容易	保障工具要达到量少但功能多。

1.3 细化保障性要求

在ATFE验证机方案论证阶段，根据美国政府提出的保障性要求，借鉴使用中的发动机在保障性设计方面取得的经验，利用美国空军保障性经验数据库的数据，PW与GE公司确定验证机的保障性设计要求，用来指导该发动机的设计和研制工作。

1.4 从验证机设计开始严格贯彻保障性设计思想

在明确美国空军第4代战斗机发动机保障性设计目标和要求后，PW和GE公司都高度重视贯彻确定发动机可靠性和可维护性要求值的新设计思想，通过以下4个步骤满足各部件的可靠性和可维护性分配值的要求，实现性能、质量与可靠性、可维护性的综合平衡，以满足军方确定的保障性要求。

1.4.1 采取管理措施，贯彻保障性设计思想

GE公司在这方面尤为典型。为了确保从一开始就将保障性思想贯彻到产品设计中，在方案设计阶段的早期，GE公司首先设立GE37保障性与全寿命费用管理部门经理职位，明确该经理与设计、计划管理等部门的经理地位平等；负责确定可测量的保障性目标，明确实现这些目标的技术与管理策略，制定保障性实施计划；更重要的是，根据满足保障性要求的程度，有权批准或退回设计人员提交的方案和图纸。其次，从综合后勤保障机构抽出职员，组建专门的后勤保障分析小组，将后勤保障分析纳入发动机设计与制造团队的工作中，以落实MIL-STD-1388-2A后勤保障分析记录的要求。最后，为激励特别关注保障性设计并取得较好效果的团队，设立专项奖。

1.4.2 保障性评审和折衷分析

保障性评审和折衷分析的目的是确保将上述保障性思想从一开始就贯彻到发动机设计中。

设计与绘图人员首先要接受保障性设计培训，以提高自身的保障性设计能力和吸取他人积累的工作经验。在绘制总体结构图的初始阶段，设计与绘图人员就要充分考虑部件的可拆卸与可装配性、工具的可达性和拆卸与装配的技术难度等因素，并在设计图纸

上必须标明可维护性工程标识;在设计之初,设计人员不仅要进行常规的气动/机械设计评审,还要进行包括可靠性、可维护性、安全性、可生产性、保障设备、组装计划、后勤保障等方面的保障性设计评审,这可为保障设备设计人员设计出更轻、更简单且更方便使用的保障工具奠定良好的基础,也可以对发动机设计适当更改,以便于设计特定的拆卸与装配工具;在最终设计时,设计人员要在可操纵性、可维护性、可靠性、耐久性、保障性、可修理性、费用与性能、质量之间进行折衷分析,以实现综合平衡。

另外,PW公司提供了1个发动机设计的辅助工具——发动机标准部件显示板,以使发动机设计尽可能多地采用标准零件和相同零件。该显示板提供螺栓、螺母与紧固件等标准件的信息和已应用的零件在发动机上的位置。如果设计人员选择了非标准件,必须说明其理由;如果还有相似部件,就要协调相关设计人员尽量使用相同部件。这样可以减少发动机的零件种类。

1.4.3 尽早开展保障工具设计

发动机保障工具的总体设计 requirements 是数量少、质量轻、结构简单、使用方便、寿命长和移动方便等。因而,保障工具设计师应尽早地参与发动机设计中,尽早地清楚发动机需要哪些、什么样的保障设备,对设计出更少且更简单的常规保障工具、更少的专用保障工具和更少且更轻的初级与中级保障设备起到非常关键的作用。

1.4.4 尽早开发数字化预组装程序,研制全尺寸发动机样机

在发动机硬件设计完成前,评估可维护性的一些特性,可以帮助确定可能引发的故障问题。与采用物理样机不同,GE公司F136发动机小组首先采用商用3D CAD软件和自行开发的专用数字化预组程序,从部件级开始模拟发动机。将该程序与先进的可视化工具一起,用于模拟部件和发动机的组装,尽早地评估匹配、间隙与组装程序。这些工具可以帮助确定和评估在设计早期满足保障性要求的更经济的设计更改,从而减少后期更改来降低发动机总研制费用,也可以减少将来由维护引发的故障。

在设计早期,采用通用数据库中各部件的3D实体主模型研制全尺寸样机,在可视化和建模环境下对从设计到制造、再到保障性的所有学科进行分析,并

在投入制造前,全面评估各部件的维护和保障性设计,为将可靠性和维修性纳入发动机设计中提供了保障手段。主要用于设计和评估在线更换部件的可达性、管路与电缆的接口、飞机与发动机接口等外部结构,还用于初步估算维护任务量和在线更换部件的拆卸时间。

2 提高保障性的关键技术

在验证机、原型机和工程制造与研制型发动机的设计与验证中,PW和GE公司的管理与工程人员在贯彻保障性设计思想的同时,将确定的使用和保障要求与目标作为1项基本要求,与推力、耗油率、费用等等同等对待,并通过开发、验证和应用一些提高保障性技术,确保满足战斗机和发动机的所有保障要求。

2.1 简化设计,零件数大大减少

采用智能的简化设计,实现了发动机结构简单化、零组件整体化和连接件标准化,进而使发动机零部件数大大减少,结构复杂程度降低,制造、维护、修理过程简化,可靠性增强,费用降低。

(a)采用3D气动高负荷设计与反转涡轮等先进气动设计技术,提高叶轮机作功能力,从而减少叶轮机的级数和叶片数。

(b)采用整体叶盘、高温树脂基复合材料外涵机匣、成组静子叶片、宽弦叶片、对转涡轮与整体加力燃烧室等先进结构设计技术,简化部件结构,减少零部件数。

(c)将滑油箱与附件传动机匣集成一体,省掉18条外部管路,等于同时减少了18个潜在的漏油点。

(d)将部件标准化,发动机的紧固件最大程度地实现标准化,减少紧固件的种数,大大减少不同紧固件的储备量。例如:将加力燃烧室油门阀上的所有12个系留紧固件统一为1个型号;对卡箍的尺寸进行合理化与标准化处理,使所用卡箍的型号由125种减少为19种;通过结构控制,将控制风扇变几何形状和压气机变几何形状的各1个作动筒,改为相同的作动筒。发动机的紧固件与整个战斗机的紧固件尽量采用通用件,以减少不同紧固件的储备量。

通过简化部件设计,使F135发动机部件数量较现役发动机的减少40%左右,使YF120发动机的零部件数较F110发动机的减少了40%。

2.2 开展防错设计,提高可靠性

除了采用常规的充分利用维护经验和注意备用

件可用性的措施外,可维护性工程师与人素工程师一起,积极探索使部件短缺问题最少的保障方案,研究因错误处理和/或安装不当的可能性最小的设计特性,以减少因使用不当而引发的故障。

所有的紧固件都有系留绳,以防止紧固件或卡子掉入发动机舱、安装错误或遗失。采用块状卡箍替代环形卡箍,块状卡箍的一半固定在发动机外壳,并采用Nomex绳与另一半固定,以防止错装或丢失。40%的发动机外部管路采用软管,既便于拆装,又减少了像硬管那样因扳动而易断裂的危险,但增加了费用和占用空间。滑油箱装有可视的油位指示器,所有导管和导线均用不同的颜色区分,便于监视。

2.3 采用易于维护措施,提高可维护性

所设计的发动机可左右拆卸,并且从第5百分位的女性(身高157 cm,体重45 kg)到第95分位的男性(身高188 cm,体重91 kg)的维修人员,穿着防护服,戴着防护手套,均能对装在飞机上的发动机进行日常维护。

所有发动机外部件均在1个层面上,不相互覆盖,安装于发动机下部,且能直接到达。所有易消耗件(油滤等)和与机体接口的件(发动机安装节和燃油进口接头)在中心位置安装,以便于维修。设置8个内装无线孔探仪口,风扇和压气机采用对开机匣。

进行精细设计,将安装位置较高且较重(约17 kg)的FADEC系统增加1个把手。在拆卸时,双手抓住把手晃动FADEC系统,将其搬离发动机;在安装时,可以用钩子钩住把手,使FADEC系统临时到位,以便维修人员腾出手来拧紧螺栓。

2.4 改进设计,缩短维护时间

采用单元体设计,甚至采用“合理的单元体”概念。所谓“合理的单元体”就是不按传统的1组零件组成单元体,而是将在结构上合理的1组零件组成1个“单元体”,作为“工厂可换组件”进行维护。这大大缩短了中间维护时间,明显减少了备用发动机与备件的数量,有效地增强了战斗机的完好性。

将大部分附件包括燃油泵和控制系统均作为外场可换组件(LRU);在10~45 min内可拆下任何位置的任1个LRU(共29个),平均时间为20 min。在拆卸LRU时,不需拆下管线,只需断开即可。

发动机机匣安装边上的螺栓、螺母与外部管线的接头均采用自锁装置,省去保险丝,以快速拆装。在匹

配件上增加防松凸缘,质量只增加680.39 g,但使全寿命费用大大降低。

电子铠装涂有彩色标识与防腐材料,其接头具有自锁装置、快卸装置、防错键、全啮合指示器和可识别的插头/插座,其附件采用bloom夹,便于快速且简单拆卸。去掉燃油泵V形带夹的带螺栓安装边,以快速拆卸。采用带快断(Q/D)接头的液压柔性管路,便于快速且方便地拆卸外部件和尽量减少使用“B”形螺母。管路码组/悬挂管夹具有刚性安装支架与快速拆卸功能。

PW公司将F119发动机的所有手册(共85000页)存入光盘,便于航线维修人员在配置可更换模块(包含一定量信息)的手提式计算机上查阅。

通过去掉保险丝、快卸锁与采用无修整需要设计等,GE37发动机的初级和中间级维护项目减少,外场维护工具减少,工具平均质量减轻。

2.5 优化设计,使保障工具最少

加强交流与实施结构控制,使维护发动机所需的工具数最少。

拆卸LRU只需1种扳手,维修时仅需要较少的工具:如F119发动机需要11种尺寸的扳手,F135发动机所有可更换部件可以采用6个1组的通用手动工具进行拆卸和更换。将内装测试诊断系统与飞机保障系统相集成,省去发动机保障系统的特殊需求。去掉了保险丝,并且在安装“B”螺母时不再需要扭矩扳手。设计多功能维修工具,尽可能多地采用已有工具。通过采用上述方法,F119发动机地面保障设备从F100-PW-229发动机400件减少到195件(预期为220件),特种保障工具为149件(预期为174件),通用保障工具为46件;F135发动机基本保障设备的数量比当时发动机的减少50%。

2.6 采用FADEC与状态监控系统,部件寿命明显延长

采用在发生故障后仍能保持工作的FADEC系统,实现了发动机故障的自诊与校正,大大提高了发动机可靠性,可使F119和YF120发动机的热端部件大修间隔延长到4325个TAC和冷端部件大修间隔延长到8650个TAC(期望的使用寿命是15年)。采用状态监控系统,实现全寿命计数、超出极限值判定、振动监控与风扇外场平衡处理、滑油系统监控、工厂可换组件和机上可换组件故障判定、性能分析与趋势

数据累积等功能,进而实现发动机与部件的故障判定和隔离,大大延长了部件使用寿命。

采用综合集成的预诊和健康管理系統,可容易实现自动化后勤保障方案,提高对发动机故障判定、故障隔离、寿命用法管理等能力,以减少非缺陷性故障。这不但可以在发动机真正出现故障前判定发动机的误差情况,也能够通过采取故障隔离措施使非缺陷性故障发生几率最少,有利于备件供应的管理,减少维护工作和降低使用保障费用。

采用与战斗机集成的飞行推进控制系统、飞行器管理系統和先进的信息处理系統,提供发动机健康状态方面的数据,便于进行视情维护和保障。

通过提高对保障性的认识和采取一系列提高保障性的措施,美国第 4 代战斗机发动机已经达到了较高的保障性。例如,与 F100-PW-220 发动机相比,F119 发动机的保障性明显增强:外场可换组件拆换率(次/1000EFH)降低 50%;工厂返修率(次/1000EFH)降低 74%;提前换发率(次/1000EFH)降低 33%;维修工时减少 63%;平均维修间隔时间(EFH)延长 62%;空中停车率(次/1000EFH)降低 20%;维修费用降低 70%~80%;使用级和中间级维护项目减少 75%;场站级维护工具数量减少 60%;保障工具平均质量减轻 40%;可运输性(运输各种保障设备、备件、维修人员、资料及航空电子设备中继维修车间)增强 60%。如果 PW 和 GE 公司将在通用的经济可承受的先进涡轮发动机(VAATE)研究计划下开发和验证表 2 所列的技术和方法,并能

表 2 VAATE 计划开发和验证的保障性技术和预期目标	
领域	验证的技术和预期达到的目标
持久性	开发和验证先进的设计和延寿方法、掌握故障机理和材料特性,开展验证试验,使部件寿命延长 1 倍(平均计划拆换时间(MTBSR)延长 100%);开发和验证先进的制造工艺,使修理和更换费用降低 30%。
	开发和验证模型基诊断技术、信息获取/熔融技术、部件主动控制技术、鲁棒传感器/虚拟传感器技术和状态基性能技术,使平均非计划拆卸时间(MTBUR)延长 75%;开发和验证改进的机上检查技术和预诊健康管理技术,使每项维护工作的平均时间(MMH/MA)缩短 50%。
智能发动机	开发和验证预冷冷却空气技术、热障涂层技术、先进材料技术、磁力轴承技术和电子作动技术,使平均计划拆换时间延长 25%;采用易于装配设计和通用部件,使修理和更换费用降低 10%。
通用核心机	

成功应用,F119、F135 与 F136 发动机的保障性必将得到更进一步提高。

3 结束语

综上所述,美国在第 4 代战斗机发动机的设计与验证中严格贯彻保障性设计思想,广泛应用提高保障性的技术与措施,已经满足了较为苛刻的设计要求,并且还在利用 VAATE 研究计划下开发和验证的技术进行改进,有望取得非常好的效果。美国在研制管理、技术开发、技术应用的一些先进经验,特别值得正在设计与研制中的中国先进战斗机发动机借鉴和参考。

参考文献:

[1] 张连祥. 提高航空发动机可靠性的途径 [J]. 航空发动机, 2002,28(2):17-21.
ZHANG Lianxiang. Taking about the way to increase aeroengine reliability [J]. Aeroengine,2002,28(2):17-21. (in Chinese)

[2] 曾天翔. F-22 战斗机的保障性[R]. 北京:中国航空工业发展研究中心, HY96003.
ZHENG Tianxiang. Supportability of F-22 fighter [R]. Beijing: China Aviation Industry Development Research Center, HY96003. (in Chinese)

[3] 田忠贤, 杨士杰, 沈迪刚. 军用发动机一项重要的设计指标—保障性设计 [C]// 第 10 届航空发动机结构强度与振动会议论文集.北京:中国航空学会,2000:53-56.
TIAN Zhongxian, YANG Shijie, SHEN Digang. An important design criteria that supportability design in military engine[C]// The 10th Aviation Engine Structural Strength and Vibration Conference Proceedings. Beijing:China Aviation Institute, 2000:53-56. (in Chinese)

[4] 王通北, 陈美英. 谈航空发动机工作可靠性的几个问题[J]. 航空发动机,2005,31(1):1-5.
WANG Tongbei, CHEN Meiyong. Some issues on aeroengine operational reliability [J]. Aeroengine,2005,31 (1):1-5. (in Chinese)

[5] 马恒儒. 中国国防科技工业可靠性工程的现状与发展[J].航空发动机,2006,32(3):1-4.
MA Hengru. Current and status and development of reliability engineering in China defense and science and technology industry[J]. Aeroengine,2006,32(3):1-4. (in Chinese)

[6] Rademacher J T, Shoemaker W W, Montgomery J F,et al. Supportability considerations of advanced fighter engines[R]. AIAA-84-1257.

[7] Files J S. Supportability considerations for advanced engine

- development[R]. AIAA-85-1205.
- [8] Rademacher J T, Nicholson G C. A supportability strategy for 1995[R]. AIAA-86-1670.
- [9] Gilliam F C, Christie T J, Quigley W H, et al. Design for Supportability[R]. AIAA-86-1671.
- [10] Cickajlo J J, Hortsel J E. Advanced technology engine supportability: Preliminary designer's challenge[R]. AIAA-88-2796.
- [11] Kandebo Stanley W. F119 design to slash maintenance requirements [J]. Aviation Week & Space Technology, 1995, 7 (24):56-59.
- [12] Thompson R K. The F-16-A model for maximum designed in supportability[R]. AIAA-87-2663.
- [13] Anderson R, Flachsbart B, Holland J, et al. Application of emerging technologies to improve supportability [R]. W900122.
- [14] 陈光. F119 发动机的设计特点 [J]. 航空发动机, 2000, 26 (1):21-29.
- CHEN Guang. Design characteristic of F119 engine [J]. Aeroengine, 2000, 26(1):21-29. (in Chinese)
- [15] 李卫东. CFM56—7 航空发动机维护性设计特点分析[J]. 航空发动机, 1999, 25(1):12-15.
- LI Weidong. Design characteristic of CFM56-7 aeroengine maintainability [J]. Aeroengine, 1999, 25 (1):12-15. (in Chinese)
- [16] DeMott Larry R, Bult K R. T800 engine designed for supportability[J]. Vertiflite, 1990, 36(3):22-26.
- [17] 梅晓川, 陈亚莉. 航空飞行器维修技术发展综述[J]. 航空发动机, 2009, 35(6):53-57.
- MEI Xiaochuan, CHEN Yali. Overview of aircraft maintenance technology development [J]. Aeroengine, 2009, 35(6): 53-57. (in Chinese)

RR 公司公布下一代 2 款新型航空发动机设计细节

据 2014 年 2 月 26 日 RR 公司网站报道, 该公司推出 2 款新型航空发动机 Advance 和 Ultrafan, 以巩固其在大型飞机发动机市场的领先地位。将在 10 年内完成其设计, 主要技术特征是追求创新、提升性能。

RR 公司表示, 美国和欧盟计划削减国防开支将导致本公司长达 10 年的盈利增长在今年终结, 不得不增加对于其自身长期发展的关注。Trent 系列发动机确定的该公司在民用发动机市场的领先地位, 也为上述 2 型发动机的设计奠定了基础。

与第 1 代 Trent 发动机相比, Advance 发动机计划于 2020 年设计完成, 可降低 20% 的燃油消耗和 CO₂ 排放; Ultrafan 发动机计划于 2025 年设计完成, 基于可变螺距风扇系统的齿轮传动设计, 可降低 25% 的燃油消耗和排放, 目前, 正在德国柏林南郊的达勒维茨 (Dahlewitz) 建造用于试验齿轮传动设计的试验台。

这 2 型发动机的设计都是在研项目, 研发经费每年近 10 亿英镑。其设计将突出功能架构和技术改进, 所涉技术均已处于后期开发阶段, 包括: 提供最大燃油效率和低排放的新型发动机核心架构; 以碳纤维 / 钛风扇叶片和复合材料套管为特点的 CTi 风扇系统, 可使每架飞机减轻 680 kg, 相当于免费多载 7 名乘客; 先进的陶瓷基复合材料, 用于制造在高温涡轮中更有效地工作的耐热组件; Ultrafan 的齿轮传动设计, 将为未来的高推力、大涵道比发动机提供有力支撑。此外, RR 公司宣称已测试并实施了开式转子方案, 以更好地适应市场需求。

(中航工业动力所 张世福)