

XF9-1验证机的设计特点及其关键技术

Design Features and Key Technologies of XF9-1 Demonstrator

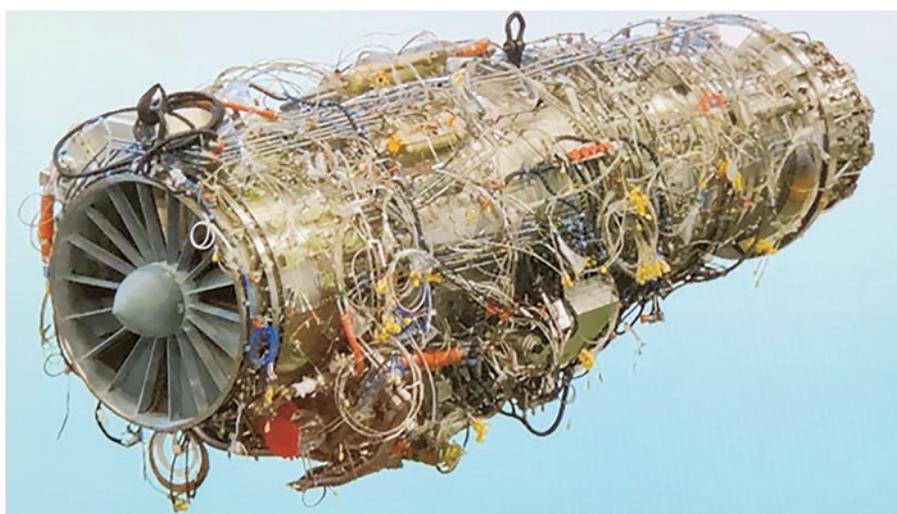
■ 温杰

作为日本发展下一代空中优势战斗机的关键系统之一，全新研制的XF9-1发动机验证机在近期的地面测试中达到了设计要求的推力指标，并具有超越最初设计目标的发展潜力，标志着日本航空发动机技术逐渐接近世界先进水平。

日本防卫省采购、技术和后勤装备厅（ATLA）于2018年11月13日在东京航展期间举办的防务技术研讨会上公开表示，由石川岛播磨重工（IHI）研制的XF9-1验证机在地面台架试车中，最大推力达到了107.8kN，最大加力推力超过了147kN。可以看出，日本航空工业近年来在军用航空发动机的研制中取得了显著进步，从自行设计高性能核心机到独立制造首台验证机，目前进入了全面的性能测试和数据分析阶段，已经具备了为下一代战斗机研制新型高推重比发动机的能力。

未来作战需求

XF9-1验证机的设计与研制是日本防卫省着手发展下一代战斗机的重要预研项目之一。早在2005年，ATLA就开始制订未来战斗机关键技术长期发展规划，希望在2030年前后自主研制出下一代空中优势战斗机，逐步取代三菱重工（MHI）生产的F-2战斗机。针对未来作战需求，ATLA在全面评估了本国航空工业自主研制的基础和能力后，重点开展了气动布局、推进系统和武



处于测试阶段的XF9-1验证机外形图

器载荷舱等关键技术的预研工作。

作为预研工作的重要一步，ATLA设计和研制了一架先进技术验证机ATD-X。就动力装置而言，该机采用两台IHI自行研制的XF5-1涡扇发动机，在2016年实现首飞。XF5-1发动机的最大推力为49kN，质量为650kg，推重比为7.8，在尾喷口装有偏流片，用于研究推力矢量控制技术。

随着验证工作的逐步推进，ATLA开始着手制订自主研制下一代空中优势战斗机的研制计划，初步命名为F-3计划，并称之为“六代

机”，重点突出信息化（Informed）、智能化（Intelligent）和快速反应（Instantaneous），简称为3I。从作战想定看，F-3战斗机将是一种以夺取制空权为主要任务的多用途战斗机，依靠强大的态势感知能力和优异的机动性，可以执行远程空中打击、快速空中拦截和对地打击等任务。

根据2016年年底公布的26DMU设计方案，F-3战斗机为一种重型多用途战斗机，与当前采购的F-35A战斗机形成高低搭配，该机将采用两台高推重比涡扇发动机，具有较宽的速度范围和优异的机动性能，

最大马赫数 (Ma) 为2, 在飞行性能方面重点突出续航能力和武器载荷能力。

从推进系统的设计来看, ATLA 基于F-3战斗机的战术性能需求, 参照美国F-22战斗机的F119发动机设计水平, 对于全新研制一种高性能轻型涡扇发动机提出了一些主要设计要求:

- 降低发动机的迎风面积, 通过减小发动机最大外径, 减小机身占用空间, 充分利用战斗机的有限内部空间装载武器, 从而有效减小战斗机的浸润面积, 降低飞行阻力, 实现了超声速巡航, 同时有助于增强战斗机的隐身性能;

- 提高单位推力, 一方面利用高性能的压气机实现较高的总增压比, 另一方面通过采用先进的高温合金材料, 大幅度提高涡轮前燃气温度, 借此达到世界一流的推力性能, 保证下一代战斗机具备高机动性, 同时确保工作的可靠性;

- 具有高推重比, 在确保推力性能的基础上, 优化发动机结构和材料, 尽可能减轻发动机质量, 提高推重比;

- 产生足够的供电功率, 通过设计新型发电系统, 为未来战斗机的

机载雷达和电子设备提供持续、充足的电力供给;

- 研究轴向推力矢量技术, 在未来战斗机发展中可以根据需要选择安装推力转向喷管, 为战斗机构型设计提供支持。

根据下一代战斗机的发展规划, ATLA分3个阶段授予IHI研制高性能涡扇发动机的合同。2010财年, IHI按照“下一代发动机主要部件的研究原型”合同, 先后突破了高温材料、先进冷却技术、数字式电子控制等关键技术, 实现了核心机关键部件的性能指标。2013财年, IHI按照“战斗机发动机核心机研究原型”合同, 开始设计和制造核心机, 并在测试中达到了设计要求的性能。2015财年, IHI按照“战斗机发动机和系统的研究原型”合同, 围绕核心机研制了风扇、低压涡轮、加力燃烧室和尾喷管等部件, 组装出一台完整的XF9-1验证机。

总体设计特点

从总体结构来看, XF9-1验证机是一型双轴涡扇发动机, 与美国空军现役F-22战斗机上使用的F119涡扇发动机基本类似, 可以看作是对标F119发动机的一次逆向仿制。在掌

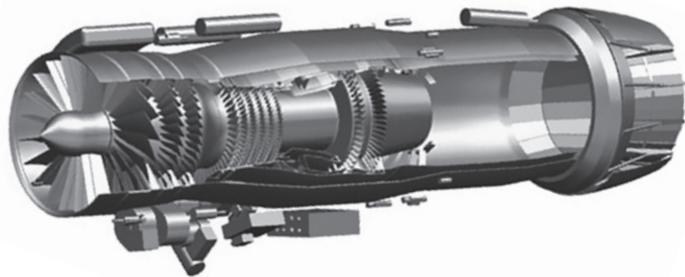
握零部件设计的基础上, 首先通过核心机实现设计目标, 然后稳步制造出验证机。

XF9-1验证机采用3级风扇、6级高压压气机、1级高压涡轮和1级低压涡轮, 高压转子与低压级在工作中采用对转方式。它的进口直径约为1m, 在核心机(高压涡轮进口截面)的最大直径约为1.09m, 比F119发动机的直径1.2m要小。核心机的长度约为1.5m, 包括加力燃烧室在内的发动机总长度约为4.8m, 比F119发动机的长度5.16m要小。

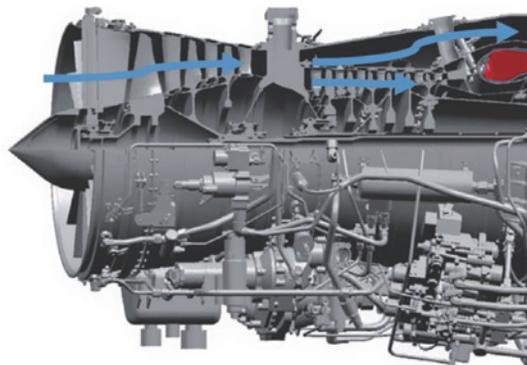
目前, IHI尚未公开XF9-1验证机的空气流量和涵道比, 考虑到压气机和涡轮的级数与F119发动机相同, 但进口直径减小, 因此空气流量会相应减少。与F119发动机的涵道比0.3相比, XF9-1验证机的涵道比估计为0.2 ~ 0.25。

XF9-1验证机采用了3级风扇, 并在进口处设计有进口导流叶片。为了降低雷达截面积(RCS), 进气道在设计时采用了抑制雷达波反射的措施。

与F119发动机相比, XF9-1验证机具有相同的风扇和压气机级数, 在级负荷和效率设计水平相当的前提下, 考虑到空气流量有所减少,



XF9-1验证机的立体剖视图



XF9-1验证机的压气机部分示意图

因此总增压比应该略有增加，有助于提高热力循环效率。

有资料表明，XF9-1的风扇和压气机采用了整体叶盘结构，取代了笨重的榫头结构，减小了轮缘处的径向高度，消除榫头结构产生的气流损失，可以提高效率。同时，发动机的零件数目大大减少，提高了发动机的推重比。

燃烧室为短环形，采用了浮壁式结构的火焰筒，利用对流和气膜进行复合冷却，可以消除高温产生的热应力对寿命的影响，改善火焰筒的耐久性。

作为高性能发动机的重要标志，XF9-1验证机通过采用高温材料和冷却技术实现了1800℃的涡轮前温度，有效地提高了单位推力。为了保证在工作中能够承受如此高的温度，高温涡轮的导向器叶片和转子叶片采用了镍基高温合金制造，涡轮盘采用了自行研制的TMW-24镍钴高温合金制造，涡轮机匣采用了碳化硅增强陶瓷基复合材料，同时，高温涡轮的导向器叶片和涡轮叶片采用了空心冷却和气膜冷却设计，可有效降低高温燃气直接冲击涡轮叶片表面的温度。

与F119发动机类似，XF9-1验证机将低压涡轮与高压涡轮的旋转设计为相反方向，即低压转子与高压转子对转。这种设计一方面可以减少各级之间的燃气流转弯导致的损失，提高了涡轮效率，同时可以简化结构；另一方面，可以使发动机在战斗机机动飞行时抵消大部分作用在高压转子和低压转子上的陀螺力矩，减小发动机传递到机身的力矩，从而提高飞机的操纵品质。

目前，XF9-1验证机采用常规

的收敛扩散形喷管，未来有可能在技术发展成熟的基础上，换装推力矢量喷管。

沿袭XF5-1发动机的技术，XF9-1验证机采用全权限数字式电子控制（FADEC）系统，可以与未来战斗机的飞控系统交联，实现飞机与发动机的综合控制。

与以往的航空发动机不同，XF9-1验证机将传统的起动装置和发电装置集成为一个系统，实现了小型化，减轻了质量，减小了体积。作为一项技术创新，该系统有效地增加了发电功率，达到80kW，可以为战斗机的雷达、光电和通信等系统和设备提供充足的电力。

高温合金材料

从总体设计看出，XF9-1发动机在性能方面的突出特点是显著提高了涡轮前燃气温度。日本航空工业经过十多年的潜心研究，在高温合金材料领域取得了突破性进展，甚至领先于美国。IHI在公开发布的信息中表示，XF9-1验证机已经基本满足了设计要求的性能，由于采用了日本在全世界引以为傲的材料技术，

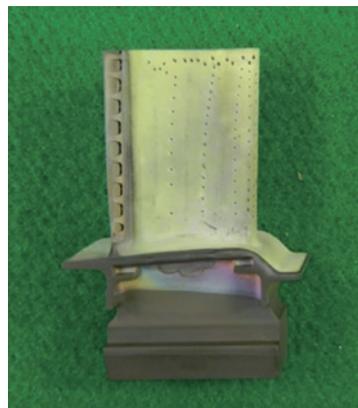
其核心机可以在涡轮前温度1800℃条件下可靠运转，已经达到了当前大型涡扇发动机的性能水平。对比可见，这一指标已经超出美国现役F119发动机的涡轮前温度（1690℃）。

除了前面提到的冷却技术和单晶叶片制造工艺外，XF9-1验证机的高压涡轮叶片之所以能承受如此高的涡轮前温度，很大程度上得益于在镍基单晶叶片材料的研制中添加了稀有金属铼。作为一种稀有金属，铼的熔点为3186℃，排在碳和钨之后，在所有元素中具有第三高的熔点。它在高温下具有非常高的强度，并具有良好的冷加工性能，可以大幅度提高高温合金材料的高温性能，显著增强高温合金的抗蠕变性能，由此制造出更具耐久性的发动机部件。

目前，铼的最大用途之一是为高温合金的添加剂，用于制造喷气发动机的燃烧室、涡轮和尾喷管等零部件。以美国为例，F-15和F-16系列战斗机的发动机上采用的镍基高温合金含有3%的铼，F-22和F-35战斗机的发动机上采用的镍基高温合金含有6%的铼。由此推断，



XF9-1验证机的高压涡轮导向器叶片



XF9-1验证机的高压涡轮叶片

XF9-1验证机的低压涡轮叶片所采用镍基高温合金中的铪含量可能为8%~9%。

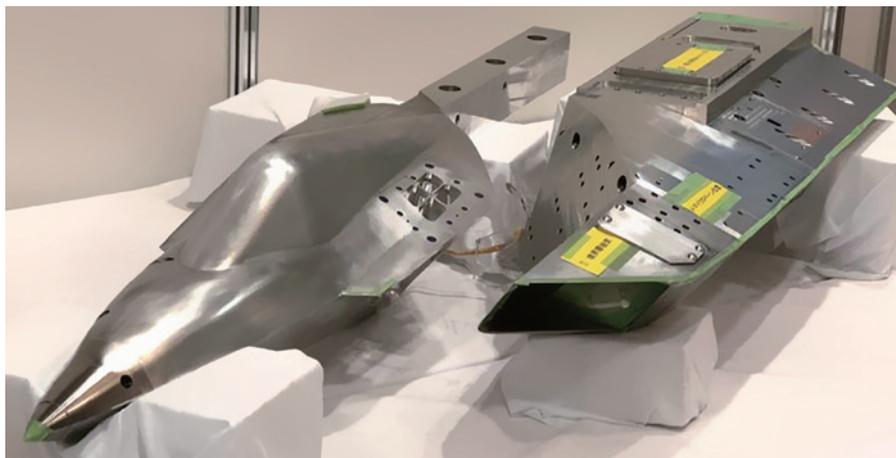
再看涡轮盘，2011年XF9-1计划管理人员曾经希望采用陶瓷基复合材料（CMC）制造导向器和涡轮，后者是一种更具挑战性的零部件，但随着研制工作的进展，更改为采用金属材料。日本通过研究发现，采用TMW-24的涡轮盘可以通过传统的铸造和锻造工艺制造，而不是通过粉末冶金制造，后者是这种部件在过去几十年来常用的制造技术。

根据公开发表的文献，日本在研究镍基高温合金中，以涡轮盘为对象，研制出高温强度优异、性能稳定和易于加工的镍钴基TMW系列合金。与传统合金U720Li相比，它在700℃附近的0.2%屈服应力和蠕变强度特性优异。

有报道表明，研究人员对TMW-24制造的涡轮盘的使用寿命进行了试验，采用TMW-24制造的涡轮盘能够承受710℃的高温，接近于10年前采用粉末冶金技术制造的涡轮盘承受的温度（730℃），高于20世纪70年代中期采用最好的铸造和锻造技术制造的涡轮盘承受的温度（690℃）。但是，IHI最终是否采用TMW-24高温合金制造涡轮盘，尚未有详细报道。

推进系统一体化

与此同时，ATLA对于下一代战斗机的推进系统进行了全面研究。在综合考虑飞机与发动机之间相互影响的基础上，将设计重点放在整个推进系统的综合性能上，在飞机总体布局基础上实现发动机推力大、耗油率低和稳定工作范围宽，同时减



用于风洞测试的F-3战斗机缩比模型

小目标信号特征，满足隐身性能的要求。作为日本F-3战斗机预先研究工作的一部分，ATLA已经验证了低可探测性进气道概念，并开始研究推力矢量喷管技术，力求在F-3战斗机总体设计中实现飞机/发动机一体化控制（IFPC）。

根据26DMU设计方案，F-3战斗机将采用两侧进气口和S形进气道。ATLA经过权衡后，并未采用F-35战斗机上的DSI进气口，而是选择了更适合于高速飞行的边界层隔道设计。与其他一些隐身设计类似，F-3战斗机的进气道设计为曲折的气流通道，以遮蔽发动机的压气机叶片直接反射雷达波。在进行测试的进气道设计中，它首先向上、向内弯曲，进口到出口大约偏折40°，然后在发动机前变为平直。

同时，ATLA还在研究用于XF9-1发动机的推力矢量喷管。此前，日本“心神”验证机配装的XF5-1发动机在尾喷口装有偏流片，可以实现推力矢量控制，主要用于验证矢量喷口的IFPC基本能力，获得了一些初步结果。

资料显示，XF9-1验证机的尾

喷口将采用轴向推力矢量喷口，具体是将扩散段设计为可以自由偏转20°。根据IFPC设计要求，两台发动机的矢量喷口可以独立偏转，以增加飞机的机动性和优化总体布局。

日本防卫省表示，研究推力矢量技术的目的主要是为了减小飞机操纵面的尺寸，从而增强低可探测性。从气动布局设计来看，未来的F-3战斗机可以利用推力矢量的控制功能更快、更直接地改变飞机的操纵性能，在总体构型设计时减小尾翼面积，相应地减小机体阻力，有利于实现超声速巡航，更重要的是具备更好的隐身性能。从增强机动性来看，未来F-3战斗机借助于推力矢量实现短距起飞和超机动能力，可以更快、更有效地控制飞行，在低速和大迎角状态下实现过失速机动成为可能。

结束语

按照计划，XF9-1验证机的地面测试在2019年3月31日结束，接下来将在千岁县的高空试车台进行模拟高空测试，然后再进行加速任务试车等测试项目，最终还将安装到飞行试验台上全面测试空中性能。

航空动力