

# 飞发一体化设计中的发动机隐身问题

## Fundamental Issues of Aircraft / Engine Integration for Low Observability

■ 吉洪湖/南京航空航天大学

虽然发动机的雷达特征和红外特征是由发动机进/排气系统表征出来的，但是不可能仅仅通过对进/排气系统的隐身设计来实现发动机的隐身，还需要在发动机总体和飞发一体化层面上加强对隐身性的考虑，这是突破发动机乃至飞机隐身问题瓶颈的关键。

**隐**身性（即低可探测性）是先进战斗机（如图1所示）的重要特点，其中雷达隐身和红外隐身是两个重要的方面。涡扇发动机是作战飞机的主要动力，其进/排气系统是重要的雷达散射源和红外辐射源。发动机实现隐身，即降低进/排气系统的红外和雷达特征，是战斗机实现隐身的重要前提。

### 涡扇发动机隐身的内涵和技术特点

涡扇发动机进气系统腔体（包括从进气道进口截面至风扇进口截面的流道、风扇和第一级压气机等部件）、排气系统腔体（包括低压涡轮、低压涡轮出口截面至喷管出口截面间的流道，以及其中的混合器、中心锥、加力燃烧室、火焰稳定器等部件）、各种缝隙和边缘是主要的雷达波散射源，其雷达特征与腔体、缝隙和边缘的形状、大小及材料的电磁特性有关。发动机雷达隐身技术就是通过对腔体结构的设计、材料的选择等措施来减小进/排气系统在雷达入射波方向上的反射波强度，从而降低飞机被敌方雷达发现、识别、



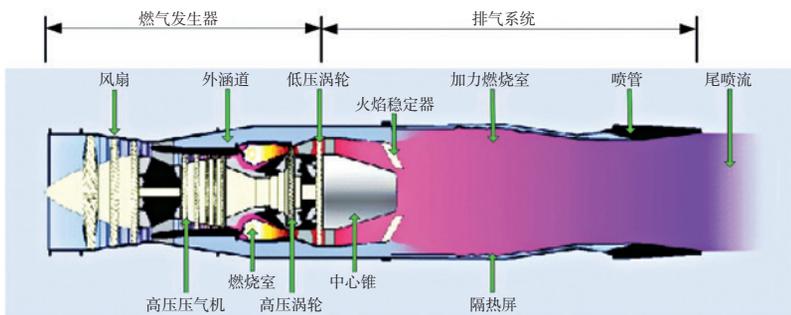
图1 国产隐身战斗机——歼20

锁定的概率的技术。

常用的进/排气系统雷达隐身技术主要有：遮挡雷达散射源，使其避免或减少被雷达波直接照射的机会；进气口、喷口和缝隙等各种边缘修形，使雷达波的主要反射方向偏离威胁方接收机；在被雷达波直接照射和反射波照射的表面上采用雷达波吸收材料和结构吸收雷达波能量，从而减少雷达波的反射。

另一方面，涡扇发动机进气系

统腔体、排气系统腔体和尾喷流是重要的红外辐射源。腔体的红外辐射强度不仅与腔体的结构形式和材料的红外辐射特性有关，还与腔体表面的温度、腔体内部气体介质的温度和组分浓度分布有关。进气系统腔体内部的介质为空气流，介质和腔体表面的温度都比较低，对红外特征的贡献主要在 $8 \sim 14 \mu\text{m}$ 波段；排气系统腔体壁面及其中的燃气流和尾喷流的温度都很高，燃气



(a) 典型的小涵道比涡扇发动机



(b) F-16飞机

图2 典型的未考虑隐身的小涵道比涡扇发动机和飞机

中又含有二氧化碳和水蒸气等发射吸收性组分，排气系统对红外辐射特征的贡献主要在 $3 \sim 5 \mu\text{m}$ 波段，同时对 $8 \sim 14 \mu\text{m}$ 波段也有可观的贡献。发动机红外隐身技术就是通过各种措施尽量降低进/排气系统在威胁方向上的红外辐射特征，从而降低敌方红外探测系统发现、识别、锁定飞机的概率。

常用的进/排气系统红外隐身技术主要有：遮挡红外辐射源，避免或减少其被红外探测器直接观测的机会，这一点与雷达隐身是类似的；高温壁面的冷却和尾喷流的快速降温；合理的表面材料选择；由于排气系统内的燃气流和尾喷流的温度与发动机热力参数的选择直接相关，也可以通过发动机热力循环参数的合理设计降低红外特征。

一般而言，雷达隐身和红外隐身技术都将导致进/排气流道的总压损失增加，从而导致发动机推力的下降和耗油率的升高，即发动机隐身性能的提高是要付出代价的。

### 隐身需求是推动战斗机发动机技术发展的重要动力

早期的航空发动机是不考虑隐身的，F-117战斗轰炸机、B-2轰炸机、F-22战斗机和F-35联合攻击机的发

动机是隐身技术在涡扇发动机得到真正应用的标志。

纵观第二次世界大战以来的作战飞机的发展，可以发现，隐身的需求及技术进步极大地推动了飞机和发动机的发展。图2为典型的未考虑隐身的小涵道比涡扇发动机和战斗机（以F-16为例），从图中可以看出发动机的排气系统是直的轴对称流道，从后向可以直接观测到排气系统内部的高温部件，包括涡轮、中心锥、火焰稳定器等。另外，发动机喷管的出口截面几乎处于飞机的最末端，在相当大的视角范围内可观测到排气系统腔体内的结构，这样设计的排气系统在尾向几乎不具有雷达和红外隐身能力。从图中也可以看出，F-16的进气口是扁半圆形的，位于前机身下方，进气道为小弯曲流道，这样设计的进气道

或许对发动机风扇具有一定的雷达屏蔽作用，但不足以满足隐身需求。

图3给出了隐身战斗机F-22及其采用的F119涡扇发动机。F-22是世界上第一款投入使用的隐身战斗机。从外观上看，其发动机采用的隐身技术包括：第一，进气道唇口边缘和喷口边缘修形，使雷达反射波偏离入射波方向；第二，S形进气道，对发动机风扇等部件进行有效遮挡；第三，二维喷管，在一定的视角范围内对涡轮等部件具有一定的遮挡作用，同时有利于强化尾喷流与外流的掺混降温；第四，喷口向机身内缩（与F-16相比），有利于利用后机身、尾翼等部件对排气系统腔体进行遮挡；第五，对喷管等高温部件进行冷却等。其中，第一至第四项有利于降低雷达特征，第二至第五项有利于降低红外特征。



(a) F119涡扇发动机



(b) F-22隐身战斗机

图3 F-22隐身战斗机及其发动机

可见有些隐身措施既对雷达隐身有利,也对红外隐身有利。

图4给出了隐身联合攻击机F-35及其发动机。与F-22不同的是,F-35为单发飞机,采用的是轴对称喷管,而不是二维喷管。除此之外,F135发动机继承了F119发动机的隐身设计理念和技术。由图5可以看出发动机喷口边缘和飞机发动机舱尾部边缘的三角形修形、喷口向机身内缩以及喷管扩张段隐身材料的应用等。虽然轴对称喷管不如二维喷管具有较好的红外和雷达特征抑制作用,但与F119发动机相比,F135发动机在热力参数的选择上或许更有利于红外隐身。它增加了涵道比、

提高了压气机压比、降低了涡轮前的燃气温度,这些变化都有利于降低红外特征。

图6给出了下一代涡扇发动机(以自适应多用途发动机ADVENT为例)以及其在下一代飞机上应用的设想图。由图可见其进/排气系统与传统的发动机相比有明显的不同,进气道采用了非规则横截面的大弯曲S形流道,这将有利于降低进气系统的雷达散射特征;排气系统采用了S形二维喷管,可以同时降低雷达特征和红外特征;另外,从外涵道引气对排气系统高温表面进行冷却,又可进一步降低其红外特征。发动机进气道唇口形面与前机身高度融合,喷管的出口

与后机身高度融合,在很大的视角范围内对进/排气系统及其内部结构进行遮挡,这样设计的飞机既具有良好的气动特性,又具有良好的隐身性。

通过以上几种典型飞机及其发动机的分析比较,可以看出先进的作战飞机及其发动机与传统的飞机和发动机相比而言,在飞机外形、进/排气系统流道形式、进气唇口和喷口形式及其在飞机上的布局、发动机的结构和热力参数的选择等方面都发生了许多变化,这些变化无不反映出隐身需求对飞机和发动机的影响。

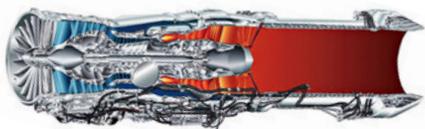
总之,隐身需求和技术发展极大地推动了作战飞机和发动机的发展。在2000年,美国就有观点认为:“隐身技术的应用对于下一代作战飞机的影响就像20世纪40年代引入喷气式发动机对作战飞机产生的影响一样巨大和深远。”

## 进/排气系统隐身必将影响发动机总体设计

涡扇发动机隐身技术包括进/排气系统的雷达隐身技术和红外隐身技术。目前,关于排气系统红外辐射特征的影响因素和隐身技术已有了大量的研究,涉及到轴对称喷管、二维喷管、S形喷管、塞式喷管、矢量喷管、引射喷管等排气系统;关于进气系统雷达特征的影响因素和隐身技术也有较多的研究;但关于排气系统雷达隐身的研究尚欠深入,不过由于排气系统的雷达散射与进气系统一样都属于腔体散射,除了高温引起的一些新问题外,排气系统的雷达隐身技术与进气系统有许多类似之处。

进/排气系统隐身必将影响发动

(a) F135涡扇发动机



(b) F-35隐身联合攻击机



图4 F-35隐身联合攻击机及其发动机

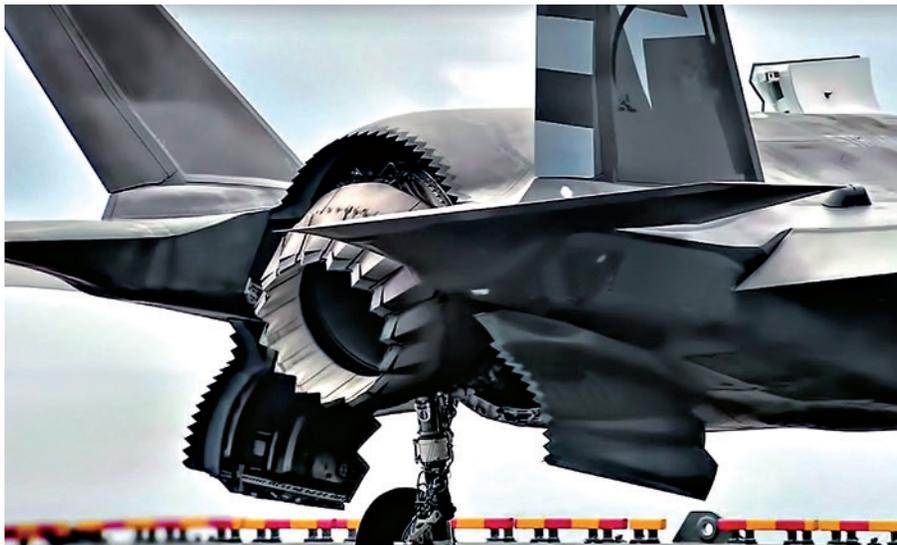


图5 F-35隐身联合攻击机尾部

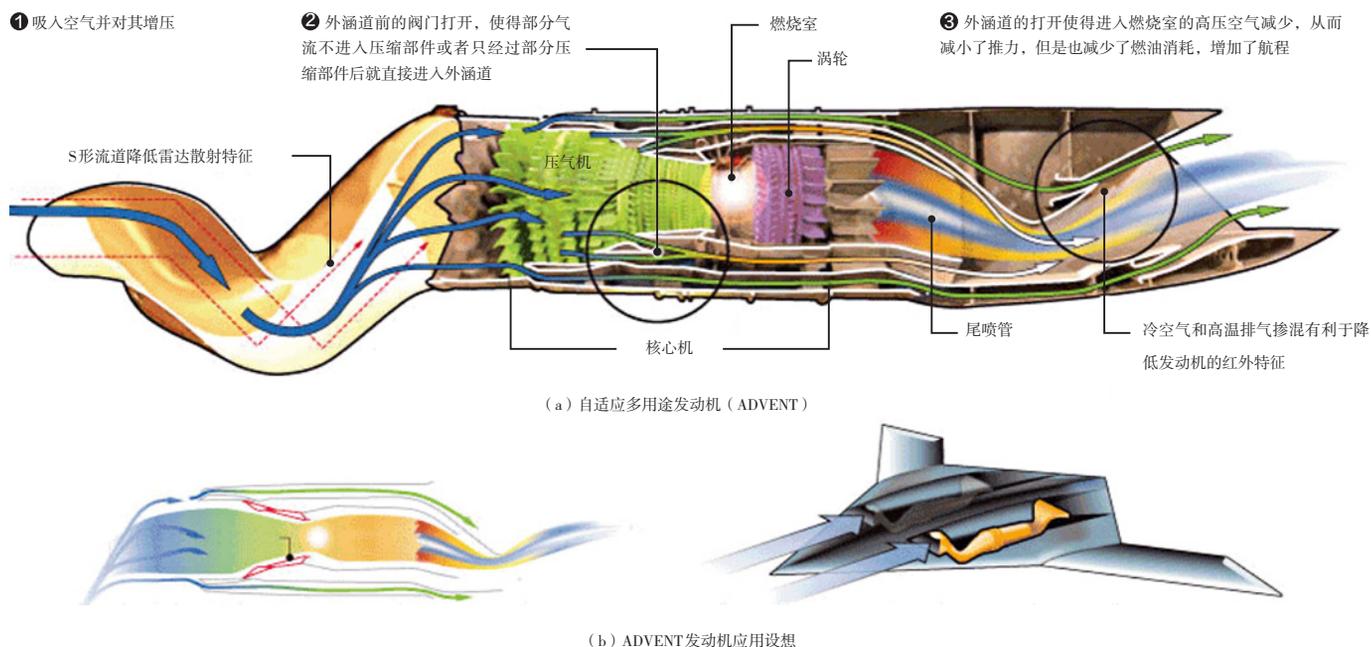


图6 下一代隐身飞机及其发动机设想

机总体设计。发动机的雷达特征和红外特征是从发动机进/排气系统表征出来的，但发动机的隐身不仅与进/排气系统有关，还与发动机和飞机的总体设计有关。以上讨论的各种隐身技术中，或许只有雷达吸波涂层和红外低发射率材料在进/排气系统中的应用能做到对发动机推力、耗油率特性不产生不利影响，其他的隐身技术都会对发动机总体设计或对飞机的设计产生影响。例如，S形进/排气流道将导致流道总压损失的增大，从而引起发动机安装推力的减小，为了满足飞机对推力的需求，发动机的热力参数和几何尺寸的选择或许有必要进行调整；另外，S形流道将影响发动机在飞机上的布局，从而影响飞机的设计。再比如，排气系统高温壁面的冷却是一个非常有效的红外隐身措施，但冷却空气从哪儿来？若从压气机引气，将影响发动机的热力循环和发动机的性能。如果要求推力不变，则要改

变发动机的热力参数和尺寸大小的选择，这或许要求加大进气道的流量，从而影响进气道和飞机的设计。

换言之，对于一台在总体设计阶段没有考虑隐身要求的发动机，不可能仅仅通过对进/排气系统的改型设计使其实现隐身而不对发动机的其他部件产生影响。这是由于受到发动机本体结构和热力参数不变的约束，可选用的隐身措施有限，隐身效果将受到极大的制约，而其他许多有效的隐身技术的应用，必将导致不可承受的发动机推力性能的下降。

### 从发动机总体设计层面上考虑红外隐身

先进作战飞机的发动机要求具有良好的推力特性、耗油率特性、红外隐身和雷达隐身特性。为了实现这一目的，在发动机的总体设计阶段就应该把隐身特性与推力和耗油率特性予以综合考虑，进行兼容设计。

涡扇发动机的设计研制是一个

系统工程。发动机总体设计是发动机的顶层设计，是以完成飞机的各种任务为约束条件，在发动机安装条件下，对发动机的热力循环、主要截面热力参数和尺寸等进行设计的阶段。

从发动机总体设计层面上考虑隐身有两种技术途径。一是选用现有涡扇发动机的核心机（包括高压压气机、燃烧室、高压涡轮等），通过对发动机低压系统（包括风扇、低压压气机、低压涡轮、外涵流道等）和排气系统进行低红外特征设计，如装备于B-2上的F118涡扇发动机就衍生于F101（主要用于B-1）和F110（主要用于F-16）发动机，它提高了涵道比、采用了S形流道的排气系统和背负式喷管布局等技术，这些技术对发动机隐身是有利的。二是设计全新的满足飞机任务需求的低雷达和红外特征的涡扇发动机（包括进气系统、核心机、低压系统、排气系统），如装备在F-22

上的F119 涡扇发动机和装备在F-35 上的F135 涡扇发动机都是考虑低红外和雷达特征要求全新设计的发动机。即在发动机总体设计阶段就进行了推力、耗油率、雷达隐身和红外隐身综合设计,这涉及到气体动力学、传热学、红外物理、电磁理论、材料科学等多学科的理论和方法。

涡扇发动机作为一个动力装置,首先要求具有良好的推力和耗油率性能,同时还要具有良好的红外和雷达隐身性能。由于发动机排气系统的红外特征与发动机的热力参数的选择有关,而排气系统的雷达特征与发动机热力参数的选择无关。因此,在进行发动机总体设计时,首先要考虑推力、耗油率与红外隐身特性的兼容设计,初步确定发动机典型截面上的热力参数和几何尺寸,在此基础上再考虑与雷达隐身的兼容设计。通过反复迭代设计,直至满足要求。

只有在发动机的总体设计阶段就把低红外特征作为重要指标予以考虑,才能最大程度地降低发动机的红外特征,实现发动机推力、耗油率、红外特征和雷达特征等多项性能指标综合优化设计。

## 从飞发一体化设计层面上考虑发动机隐身

飞发一体化设计涵盖的技术内容很宽泛,但从发动机总体设计的角度看,飞发一体化设计主要关注发动机安装在飞机上产生的附加阻力及其对飞机和发动机气动特性的影响,通过进气道和喷管与飞机相邻部位的一体化设计降低附加阻力,改善飞机和发动机的性能。经验表明,如果在发动机总体设计时就考虑并

做好飞发一体化设计,则会改善发动机和飞机的匹配性能;若不考虑飞发一体化设计或飞发一体化设计没有做好,将会危及项目的进展,过去曾有过致使飞机性能和发动机操作性降低、项目周期和成本增加,使得飞机和发动机研制团队相互指责的事例。

从飞发一体化设计层面上考虑红外隐身,即在发动机总体设计阶段,通过飞发一体化设计实现发动机在安装状态的推力、耗油率和隐身性的综合性能优化。

在上文的分析中已指出,许多隐身措施涉及到进气道唇口、喷管和喷口的形状、进/排系统流道形式、冷却流量等的变化,这些因素都会涉及到飞机和发动机的一体化设计。在涡扇发动机隐身的飞发一体化设计方法方面,以下基础问题亟须开展研究。

一是考虑红外雷达隐身的涡扇发动机总体设计理论和方法。主要包括:基于涡扇发动机总体热力参数的红外特征预测方法,发动机进/排气系统雷达特征快速评估计算方法,低红外和雷达特征涡扇发动机安装性能分析方法,综合考虑推力、耗油率和红外雷达隐身的发动机总体性能设计方法,以及相关的设计软件和数据库。

二是发动机进气系统红外雷达隐身与气动特性一体化设计方法。涉及到的部件包括进气道唇口及与其相邻的飞机的局部结构、进气系统腔体等。基础问题包括低红外和雷达特征涡扇发动机对进气道设计的需求分析方法,发动机进气系统红外雷达特征影响因素及规律,满足涡扇发动机红外雷达隐身需求的进气道气动特性影响因素和规律,低红外和雷达特征、低发动机安装损失的进气道、隐身结构

以及前机身的一体化优化设计方法以及相关的设计软件和数据库。

三是排气系统和后体红外雷达隐身与气动特性一体化设计方法。涉及到的部件包括喷管及与其相邻的飞机后体结构、排气系统腔体等。基础问题包括低红外和雷达特征涡扇发动机对排气系统和后体设计的需求分析方法,发动机排气系统红外雷达特征影响因素及规律,低红外和雷达特征、低发动机安装损失的排气系统流道、喷管结构、隐身结构与飞机后体的一体化设计方法,以及相关的设计软件和数据库。

四是进气道-发动机-后体红外雷达隐身与气动的一体化设计方法。包括通过进气道引气抑制排气系统和尾喷流红外辐射的方法,综合考虑发动机推力、耗油率和隐身的前机身-进气道-发动机-排气系统-后体一体化设计方法,低可探测性发动机的进/排气系统红外辐射、雷达散射及气动特性数据库等。

## 结束语

隐身需求是推动作战飞机及其发动机技术发展的重要动力。发动机的雷达特征和红外特征是从发动机进/排气系统表征出来的,但发动机的隐身不可能仅仅通过对进/排气系统的隐身设计而实现,必须在发动机总体和飞发一体化层面上对推力、耗油率、红外和雷达隐身进行兼容设计才有可能实现。在发动机总体和飞发一体化层面上缺失对隐身的考虑,必将制约隐身飞机的发展,突破这一瓶颈已刻不容缓。 **航空动力**

(吉洪湖,南京航空航天大学,教授,主要从事工程热物理和航空发动机隐身研究。)