

飞发一体化设计关键问题综述

Prospects for Integrated Design of Aero Engine and Aircraft

■ 贾超 吴有训 柴小亮 / 中国航发贵阳发动机设计研究所

航空发动机配装飞机平台一同实现作战使命任务，随着发动机技术的发展，飞机对发动机要求越来越高，飞发一体化融合越来越深，飞发一体化气动设计、结构设计、控制设计、指标论证及试验验证等关键问题也越来越受到重视。

传统上，发动机与飞机依据明确的接口、界面而划清界限，并单独设计，发动机通过设计实现飞机提出的指标要求，并通过试验进行考核。随着飞机在机动、升限、载重、隐身等方面提出越来越高的指标要求，传统的独立设计思路已不能满足。纵观全球发动机的研制进度，第四代高推重比发动机已经成为世界各国的主力战斗机动力装置，第五代、第六代高性能发动机正在加紧研制，发动机研制中的隐身、矢量推力、变循环技术逐渐成熟，深刻影响着飞机的气动布局。在此背景下，飞机和发动机设计和试验已突破了原有界面，越来越走向融合设计、联合设计。本文从飞发一体化气动、结构、性能、控制设计，以及指标体系等维度阐述了在发动机研制过程中的飞发一体化设计关键问题及研究进展。

飞发一体化气动设计

进气道与发动机流量是否处于良好的匹配状态，是影响作战飞机总体效能的关键因素之一。采用常规进气且主要工作在亚声速和跨声速的飞机，进气和发动机不匹配带来的性能恶化问题并不十分突出，但对

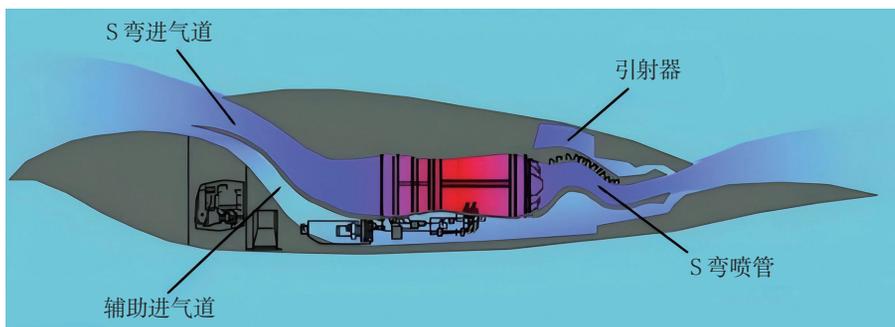


图1 隐身飞机S弯进气道与发动机安装示意

于特殊进气道、超声速飞行器来说，进气流量的匹配程度严重影响飞机的性能发挥。

高超声速飞行器飞行包线跨度大，要求进气道需具备可调节功能。轴对称进气道、二维压缩进气道、侧压进气道等超声速进气道对发动机性能、飞机升力布局影响较大，需开展深度飞发一体化设计，以实现进气道气动性能、结构特性与发动机流量、工作稳定性的高度耦合后求解。例如，背负式S弯进气道(见图1)拥有较好的前向雷达隐身性能，同时有利于起落架布置、武器内埋，但其出口非均匀的流场严重影响发动机的工作稳定性。

目前飞发一体化设计中尚未完全将进气道与发动机联合起来，尤其缺少在特殊形式进气道条件下的

飞发一体化设计。

飞发一体化结构设计

军用发动机进发排一体化结构设计

从外形来看，传统的轴对称喷管难以满足飞翼布局的飞机或者隐身飞机后机身流线设计要求，需采用二维喷管。目前，研究较多的二维喷管是直二维喷管和带S弯的二维喷管。一方面，二维喷管的构型和尺寸与飞机外形、气动布局直接关联；另一方面，二维喷管的形状、宽高比、长度、收敛角度对发动机性能至关重要，设计不好时会严重影响发动机的高低压转子匹配和排气阻塞程度。因此，需通过发动机与飞机一体化设计平台，以实现综合最优的二维喷管设计。进气部分，

发动机同样需要匹配飞机气动外形、设备布局等，通过一体化布局，解决飞机总体结构布局问题。

民用发动机进排气与飞机匹配设计

民用大涵道比涡扇发动机或者涡桨发动机通常采用翼挂式布局，短舱为发动机提供整流后的稳定气流，其结构设计相对自由。当发动机涵道比增大时，发动机尺寸将增大，机翼升力损失和飞机飞行阻力会增加，在飞机设计时应将推力、巡航耗油率、尺寸、质量等指标作为限制参数综合权衡。

发动机安装与维护一体化结构设计

发动机的维护是发动机运行管理中非常重要的工作。对军用飞机来说，发动机安装在飞机内部，无法直接对其进行维护，需在飞机蒙皮上设置可拆卸口盖以进行孔探检查、滑油加注与更换、油滤清洁与更换等工作。飞机上的维护口盖设

置关系着飞机机体强度、隐身、其他设备布局等因素，需综合考量，尤其对隐身飞机，口盖过多将增大雷达探测面积，使隐身性能降低。因此，需开展一体化设计，在更优的飞机设计布局和发动机便捷维护之间寻找最优解。

发动机运行时产生的振动通过飞发安装节传递给飞机，将对飞机的振动环境产生影响。因此需将发动机的振动控制在相对较小水平，同时为降低发动机振动引起的飞机振动，发动机在飞机上安装时应采取隔振措施或安装吸能装置。

飞发一体化性能设计

飞发一体化性能设计需依靠发动机性能仿真模型，考虑进气条件、飞机功率提取和引气条件等对发动机性能的影响，评估发动机安装性能。

进气条件对发动机性能的影响

不同的进气道会使气流从远前方至发动机进口损失2%~10%，进

而影响发动机性能。仿真计算进气道总压损失对推力和耗油率的影响如图2所示，进气道总压恢复系数对发动机推力和耗油率的影响基本接近线性，进气道总压损失1%，推力损失约1.5%，耗油率损失约0.5%。

进气畸变对发动机性能的影响

进气道产生的进气畸变会影响发动机性能、压气机部件特性。进气畸变程度直接影响着发动机能否稳定工作，在设计时应予以足够的重视，并经反复迭代确定飞发适配性。总压畸变、总温畸变在发动机流道中是逐步衰减的，其中畸变衰减对风扇/压气机影响最大；稳态总压畸变会减小发动机推力、增加耗油率，稳态总压畸变越大，对发动机性能影响越严重。发动机在高转速下运行达到临界总压畸变值时，风扇率先失稳，在低转速运行时为增压级率先失稳；总温畸变在高压压气机中衰减幅度最大，发动机在高转速运行达到临界总温畸变值时，高压压气机率先失稳，在低转速运行时为增压级率先失稳。

飞机功率提取、引气对发动机性能的影响

飞发一体化设计中功率提取与飞机引气是一项必须考虑的因素。功率提取条件下，风扇和压气机的工作线上移，压比增大，发动机做功能力增强，但由于功率提取量的增加，发动机用于产生推力的做功比例下降，因此耗油率的增幅远大于推力。同时由于风扇和高压压气机的工作线向喘振边界移动，风扇和高压压气机的稳定裕度均下降。对于高高空使用的飞机和发动机，功率提取对发动机性能影响更大，18~20km的高度条件下，每多提

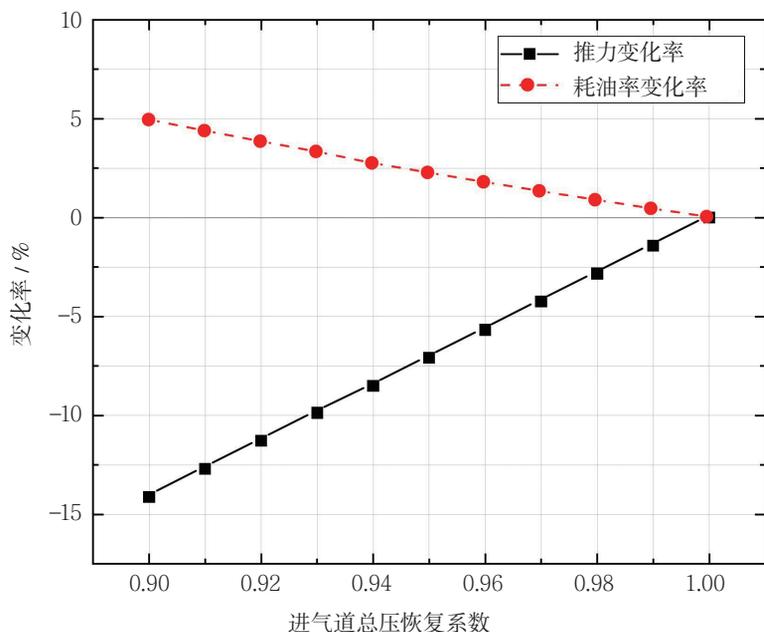


图2 总压恢复系数对推力和耗油率的影响

取50kW,耗油率升高5%~7%,而且功率提取对发动机性能、工作稳定性和使用寿命都会造成严重影响。

引气条件下,风扇压气机工作点略微下降,压比略微减小,气体被飞机引走,未参与燃烧产生热量,用于产生推力的高压气减少,虽然并未消耗燃油,但是压缩气体所需的功由涡轮提供,风扇、压气机稳定裕度略微增加。

对于多转子发动机,由于高压轴产生的轴功率较大,均采用从高压轴上进行功率提取的方式;目前正在探索并积极应用低压轴功率提取,低压轴功率提取不仅可以大幅增加发动机总功率提取量,而且可平衡由于高压轴功率提取而带来的发动机稳定裕度降低。因此,在飞发一体化设计时,采取高低压轴同时功率提取的方案和电机内置到发动机轴上,不仅可节约空间,而且可减轻飞机质量。

发动机性能衰减对飞机飞行性能的影响

发动机在服役中,受到叶尖间隙增大、热端部件特性偏离、转子部件特性偏离、燃油与控制系统供油偏离设计值等因素影响,发动机性能会产生不同程度的衰减,按照相关航标、国军标等规定,发动机全生命周期内性能最大衰减量不得超过5%。发动机性能衰减后,飞机机动性能、航程航时下降。

研究表明,发动机性能衰减及部件性能退化成阶段性分布,前期压气机和燃气涡轮性能变化最快,随后相对稳定。随着使用,发动机在同一转速下的推力降低、耗油率增加,发动机排气温度(EGT)增大,为保持推力不变,在全生命周

期内通过提高转速和排气温度的方式保证发动机推力。军用飞机发动机全生命周期内的性能衰减和性能保持能力取决于设计之初预留的温度裕度和转速裕度。民用飞机发动机通常用发动机燃气温度裕度(EGTM,即推力达到额定值时,发动机排气温度红线与实际温度的差值)来表征发动机性能衰减程度。以CFM56-5发动机为例,发动机推力指标为117.9kN,耗油率为60.7kg/(kN·h),发动机排气温度不能高于890℃,新发动机出厂时预留EGTM=100℃,用于应对全生命周期内发动机性能衰减。随着发动机飞行小时数的增加,EGT增大,EGTM减小。EGTM趋于0时,执行换发。

飞发一体化性能设计时,需综合考虑发动机性能指标、裕度、飞机性能裕度等因素后综合考量。本文基于设计经验,认为飞机在气动/性能设计完成后,提出发动机性能指标时应预留合适的推力裕度。所谓合适,与飞机的设计情况密切相关,在飞机设计手册中认为10%的推力裕度较为合适,具体操作时可以根据设计团队的认知进行处置。对于仿真计算校准且发动机性能紧张时可以少预留。发动机在设计时应该预留合适的性能裕度,包括仿真计算的余量、部件设计特性的余量、加工制造的分散性、安装损失等;还应充分考虑全生命周期内性能衰减。性能衰减与发动机承受的载荷有关,发动机机械负荷、热负荷越大,性能衰减越明显。通过采取预留裕度、增强部件耐久性、主动间隙控制、发动机及时清洗、加强热端部件寿命和可靠性设计等措施保证发动机性能在全生命周期内满足飞机使用要求。

飞发一体化控制设计

在直接推力控制下,无人机上已经没有传统的油门杆,取而代之的是油门控制指令;舰载机在着舰和起飞/复飞过程中需要精确的控制,以应对侧风、振动、横摇、舰尾流等环境,通过飞发一体化控制技术,可提高发动机的动态性能从而提高舰载机的着舰复飞成功率。由此可见,随着飞发一体化设计的深入,飞发耦合的复杂性增强,越来越需要飞发一体化控制设计。

从高校研究和工程研制的实际情况来看,为了实现较为精确的飞发一体化控制,应采用线性控制理论,优化控制设计,解决控制量冗余时的耦合问题,建立并完善发动机动态模型。发动机动态模型(包括矢量喷管模型)的精度直接决定飞发一体化控制的精度。

飞发一体化指标体系

发动机方案论证是型号立项之初最顶层的设计工作,论证提出项目的主要战术技术指标,发动机产品的功能基线和性能基线,主要包括推力、耗油率、推力瞬变、隐身、质量、寿命、通用质量特性等。

推力裕度与装机形式的匹配协调

发动机的推力、耗油率等性能是发动机的专用特性,在考虑发动机热力参数、尺寸约束、热端部件材料限制等条件的基础上应充分考虑飞机进气道损失、后体和安装损失、气流阻力损失等飞机因素而综合确定。

大推力、高性能保持与长寿命相互制约

大推力指标要求与性能保持能力是一对矛盾。发动机在设计时为了实现大推力,会提出较高的热力

表1 发动机通用质量特性指标

类型	指标
可靠性	可靠度、平均故障间隔时间、平均严重故障时间、平均维修时间间隔、使用寿命和耐久性
维修性	平均修复时间、平均预防性维修时间、重要部件更换时间和标准化率
保障性	保障设备满足率、利用率、系统平均延误时间和备航时间
测试性	故障检测率、故障隔离率、虚警率、故障检测时间和故障隔离时间
安全性	风险率、事故率和安全度
环境适应性	自然环境适应性和诱发环境适应性

循环参数，减小叶尖间隙、减少发动机冷却引气量等，将部件特性、材料极限发挥到极致。然而热端部件在低周和高周疲劳的循环作用下将出现寿命减少和可靠性下降。

飞机为提高出动效率而强烈要求发动机不暖机或者减少暖机时间。暖机主要是为了使机匣、叶片转静子等流道件合理充分膨胀，达到发动机设计的叶尖间隙、避免碰磨，不暖机要求加剧了叶尖与机匣之间的磨损，直接影响寿命和性能保持指标水平。

隐身与耗油率、质量之间的协调统一

为了满足隐身需求而采用单一或者组合隐身措施，势必为发动机设计带来一定的约束。采用S弯进气道或者二维喷管会使发动机质量变大且产生较大的气动损失，外形气动修型会产生发动机转子部件的气动损失且需结构更改；飞机后机身遮挡和冷却，需要发动机提供冷气且增重；隐身涂层材料将增重。因此在指标论证时需充分考虑隐身与发动机质量、起动性能的协调性。

空中起动包线与装机形式的匹配协调

空中风车起动是发动机转子在气流的作用下以某一速度转动时进行空中起动。由于进气道总压损失

导致发动机风车转速降低，来流的速度和压力均降低，可能造成发动机点火失败、或者由于涡轮功太小不足以使发动机起动成功。因此，在制定起动包线指标要求时，需充分考虑飞发一体化情况，同时保证飞机空中起动能力和发动机自身空中起动能力，在进气道性能一定的情况下，应充分评估进气道对发动机进气损失后提出较为严格的发动机空中起动包线要求，牵引发动机在能力范围内开展空中起动设计、飞发一体化控制逻辑和稳定性设计。

通用质量特性与专用特性的协调

通用质量特性包含可靠性、维修性、安全性、测试性、保障性和

环境适应性，通用质量特性指标体系见表1。产品专用特性是独一无二的，但通用质量特性属于产品的通用性能，即每型产品均需无条件满足的特性。发动机的维修性、测试性、保障性、环境适应性和安全性指标的确定和验证与飞机密不可分。在顶层要求确定时应深入论证指标之间的协调性，需重点关注以下几个方面。

一是可靠性与寿命相互关联。目前，我国采用的寿命体系均是基于可靠性的发动机寿命体系。发动机寿命包括日历寿命、初始寿命、总寿命、大状态工作时间、主循环数。寿命越短则可靠性越高，即越不容易出现故障；事实上并不能为了提高可靠性指标而降低发动机使用寿命，而是在发动机寿命基本一定或者需提高发动机寿命时，充分考虑发动机部件和成附件的可靠性。

二是维修性、可靠性与安装形式协调制约。民用客机通常使用短舱将发动机固定在机翼下方，发动机周围没用遮挡，打开口盖维护便捷，如图3所示。军用飞机的发动机通常“钻”在飞机腹部，周围分



图3 飞机短舱打开示意



图4 飞翼布局隐身飞机外形

布着油箱、起落架、武器舱等设备，很难设计大面积口盖用于维护；尤其是隐身飞机，飞机布局紧凑，设计维护口盖的难度大，维修空间和维修可达性较差（图4为美国新一代隐身飞机）。在制定指标时需重点关注可靠性，通过提高发动机及其配套附件的可靠性，来减少发动机在外场维修次数，从而提升发动机在整个使用过程中的通用质量特性。

三是指标牵引通用质量特性优化设计。在发动机设计研制中应合理分配系统的可靠性、维修性、备件保障性等的定量指标，达到技术上可行、研制周期最短、全生命周期费用最低的目的。通用质量特性设计融入发动机功能性能设计中，做到专用特性与通用特性协调统一，相互支撑，避免“两张皮”。

飞发一体化试验验证

发动机研制中，除常规的发动机试

验外，还需考虑开展飞发联合试验。随着飞发一体化融合的逐渐深入，飞机与发动机联合开展试验验证越来越频繁，试验内容包括带进气道的发动机起动试验、带进气道的发动机稳定性试验、结构件强度试验和耐久性试验等。

进气道与发动机匹配性试验

在装机前应开展发动机与进气道的联合试验，在高空台、飞行台或者风洞进行带进气道条件的发动机稳定工作、空中起动等功能性能验证。通过试验对比飞机进气道缩比风洞试验与全尺寸进气道在流场测量结果，测量飞机进气道流场对发动机性能的影响，提出改善进气道流场畸变的措施，并实测流动改善结果。虽然试验条件只针对飞机起飞状态，马赫数 (Ma) 为0，但是试验结论对改进飞机进气道出口流场特性、提升发动机抗畸变能力有很好的指导作用。

发动机与飞机后体试验

为化解飞机后体与发动机可能发生工作不匹配的风险，在装机前应开展发动机与飞机后机身的联合试验，通过试验验证发动机热喷流对飞机后机身强度的影响和热变形测量试验，验证发动机推力变化程度。

矢量推力与升力风扇联合试验

为化解矢量推力与升力风扇及发动机可能发生工作不匹配的风险，在装机前应开展发动机、矢量推力与升力风扇联合试验，同时结合仿真，对发动机装机后的功能性能进行前伸验证。

空中起动指标及验证

发动机空中起动包线在高空模拟试验中进行验证，该验证得到的发动机空中起动能力为发动机自身的能力，并不能代表发动机装机后可用的空中起动包线；装机后的空中起动能力需在装机飞行中专项考核验证。为了规避安全风险，可以选择他机试飞进行空中起动试验验证。

结束语

随着飞机和发动机研制工作的不断深入，对飞机综合性能需求的进一步认识，新一代战斗机作战使用要求不断提高，飞发一体化设计技术的需求越来越高，设计技术水平大幅进步。飞机和发动机设计深度融合、深度交联，逐渐突破划界面、提指标的研制规程，正在走向飞发一体化联合设计，与此相容的设计程序、准则、验证考核要求不断成熟，为未来新型飞机/发动机一体化设计奠定基础。

航空动力

（贾超，中国航发贵阳发动机设计研究所，高级工程师，主要从事航空发动机总体性能设计）