

文章编号: 1000-8055(2022)10-2025-21

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220453

# 航空动力系统整机多学科设计优化方法

尹泽勇<sup>1,3</sup>, 米 栋<sup>2</sup>, 张立章<sup>2</sup>, 闫 成<sup>3</sup>, 吴 沛<sup>2</sup>, 钱正明<sup>2</sup>, 罗 钜<sup>4</sup>

- (1. 中国航发中国航空发动机研究院, 北京 101304;  
2. 中国航发湖南动力机械研究所, 湖南 株洲 412002;  
3. 厦门大学 航空航天学院, 福建 厦门 361102;  
4. 中国航发商用航空发动机有限责任公司, 上海 200241)

**摘 要:** 针对航空动力系统整机设计优化中存在的计算规模庞大、耦合关系复杂、学科冲突尖锐、实现过程困难等问题, 从系统分解、系统建模和系统求解 3 个方面, 发展并应用了高精度代理模型、高效优化策略和智能多目标优化算法等多类先进技术, 并建立了基于多学科设计优化(MDO)的航空动力系统整机设计方法。分别以涡轴发动机、涡扇发动机、涡喷发动机、直升机传动系统主减速器主动链为对象开展了航空动力系统整机 MDO 工程应用研究, 并针对涡喷发动机进行了优化后压气机性能和强度试验验证以及整机试验验证。研究表明: 航空动力系统整机 MDO 能够有效释放设计潜能, 显著提高产品综合性能, 大幅缩短研制周期, 其工程应用前景十分广阔, 将变革航空动力系统设计及研发工作。

**关 键 词:** 多学科设计优化(MDO); 航空动力系统; 直升机传动系统; 整机优化; 整机验证  
**中图分类号:** V23 **文献标志码:** A

## Multidisciplinary design optimization method of overall aircraft power system

YIN Zeyong<sup>1,3</sup>, MI Dong<sup>2</sup>, ZHANG Lizhang<sup>2</sup>, YAN Cheng<sup>3</sup>, WU Pei<sup>2</sup>,  
QIAN Zhengming<sup>2</sup>, LUO Ju<sup>4</sup>

- (1. Aero Engine Academy of China,  
Aero Engine Corporation of China, Beijing 101304, China;  
2. Hunan Aviation Powerplant Research Institute,  
Aero Engine Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China;  
3. School of Aerospace Engineering,  
Xiamen University, Xiamen Fujian 361102, China;  
4. Commercial Aircraft Engine Company Limited,  
Aero Engine Corporation of China, Shanghai 200241, China)

**Abstract:** In view of the difficulties in the design optimization of an overall aircraft power system, such as the considerable calculation scale, complex coupling relationships, sharp discipline conflicts and complicated implementation processes, a variety of advanced technologies such as the high-precision surrogate models, the efficient optimization strategies and the intelligent multi-objective optimization algorithms were developed and applied in three aspects: system decomposition, system modelling and

收稿日期: 2022-06-23

基金项目: 国家科技重大专项(J2019-I-0013-0013); 中国航发自主创新专项资金项目(ZZCX-2018-017)

作者简介: 尹泽勇(1945—), 男, 研究员、中国工程院院士, 博士, 从事航空发动机研发。

引用格式: 尹泽勇, 米栋, 张立章, 等. 航空动力系统整机多学科设计优化方法[J]. 航空动力学报, 2022, 37(10): 2025-2045. YIN Zeyong, MI Dong, ZHANG Lizhang, et al. Multidisciplinary design optimization method of overall aircraft power system[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(10): 2025-2045.

system solution. Finally, the design method of an overall aircraft power system based on multidisciplinary design optimization (MDO) was established. Taking a turboshaft engine, a turbofan engine, a turbojet engine and a main transmission chain of the main reducer of a helicopter transmission system as examples, the engineering application research on MDO of the overall aircraft power system was carried out. Moreover, the performance and strength tests of the optimised compressor, and the optimised overall system test were carried out and verified for the turbojet engine. The research showed that the MDO of the overall aircraft power system could effectively unleash the design potential, significantly improve the comprehensive performance of products and considerably shorten the development cycle. Its engineering application prospect is quite broad, which will change the design and development of an aircraft power system.

**Keywords:** multidisciplinary design optimization (MDO); aircraft power system; helicopter transmission system; overall system optimization; overall system verification

多学科设计优化(multidisciplinary design optimization, MDO)作为一门极具潜力的方向性新兴技术,能够充分地探索工程系统中各学科间耦合协调机制,借助与时俱进的计算技术和智能交互的算法平台来设计复杂系统和子系统,在兼顾过程效率和求解精度的基础上实现各学科性能间的平衡,进而释放设计潜能,提高航空动力系统综合性能、缩短研制周期并减少全寿命周期成本<sup>[1]</sup>。

MDO 逐步形成于 20 世纪 80 年代后期的航空航天领域<sup>[2]</sup>,得到了诸多国家政府部门、学术机构和工业界的大力支持。早期,研究主要聚焦于 MDO 的基础理论,如 MDO 建模、优化策略、灵敏度分析、优化算法、代理模型等<sup>[3]</sup>。此后,MDO 在工程上的深度应用得到大力推进<sup>[4]</sup>,如 F/A-18E/F 战斗机的改进研制<sup>[5]</sup>、A380 的机翼优化<sup>[6]</sup>、GE90 涡扇发动机的改进设计<sup>[7]</sup>和福特汽车综合性能的优化<sup>[8]</sup>等。近年来,MDO 研究取得长足的进步,理论方法体系愈发完善,研究范围愈加宽广,工业实践应用成果愈加丰硕。此外,MDO 的应用并不局限于工程领域,在诸如经济、环境保护等领域中也日益受到重视<sup>[9]</sup>。

本文关注的航空动力系统主要包括涡喷、涡轴、涡扇等各类航空发动机以及直升机或螺旋桨飞机的动力传输系统。它们属于复杂高技术工程系统,其设计涉及热力、气动、结构、强度、振动、寿命、燃烧、传热、机械传动、控制、电气、工艺、材料、经济性、可靠性、安全性、维修性等诸多存在高度非线性耦合关系的学科。在航空动力系统领域,相关科研机构和相关公司相继开展了 MDO 的研究,取得了不少成果。

## 1 航空动力系统 MDO 工作进展及整机 MDO 工作特点

### 1.1 航空动力系统 MDO 工作进展

航空动力系统 MDO 是在单学科设计优化的基础上发展而来,遵循由简单到复杂的原则,可分为零件级 MDO、部件级 MDO、总体方案 MDO 和整机级 MDO 共四个层次。

零件级 MDO 研究成果颇丰,主要以风扇/压气机叶片、离心叶轮、涡轮叶片及冷却通道等为对象,对参数化建模、代理模型、优化算法等诸多 MDO 关键技术进行探讨。普惠公司<sup>[10]</sup>建立了三维轴流气冷涡轮叶片 MDO 方法,对 F100 发动机二级涡轮叶片叶栅内部冷却结构进行了设计优化,在满足应力、寿命和马赫数分布的要求下,平均冷却效率从原始设计的 25.9% 提高到 29.7%。罗罗公司和德国宇航中心<sup>[11]</sup>结合克里金模型和贝叶斯方法训练代理模型,对某风扇出口导叶进行了多学科设计优化,在强度和噪声满足要求的情况下,叶片数从 42 降低到 14,巡航状态、最大爬升状态、最大起飞状态的气动损失系数分别由 2.8%、3.7%、4.4% 降到 2.3%、2.9%、2.8%。俄罗斯中央航空发动机研究院<sup>[12]</sup>对某离心叶轮进行了多学科设计优化,优化后离心叶轮强度、振动及寿命满足要求,压比不变,喘振裕度提高 1.3%,级效率增加 0.07%,质量减少 6.2%。中国航发商发公司<sup>[13]</sup>基于克里金模型,开展了大涵道比民用风扇叶片的多学科设计优化研究,优化后最大应力由 700 MPa 减小到 550 MPa,峰值效率提高 0.2%,95% 质量流量下的效率提高 0.67%。

部件级 MDO 包含的优化规模更大,复杂程度更高,目前研究成果主要集中在以压气机、燃

烧室和涡轮等部件为对象的 MDO 关键技术的探讨、方法的开发和应用方面。Popov 等<sup>[14]</sup>对三级轴流压气机进行了多学科设计优化, 包含 99 个设计变量, 以气动效率和共振裕度为优化目标, 在 10 核 i7、16Gb 计算机上进行求解, 经过 2 260 次迭代, 数十天完成优化。Aulich 等<sup>[15]</sup>对转风扇进行了多学科设计优化, 包含 106 个设计变量, 以气动效率、位移、共振裕度等为优化目标, 采用了克里金模型以提高优化效率。Seeley 等<sup>[16]</sup>以燃烧室为例介绍了多学科分析和优化中不同分析程序之间信息传递平台 FIPER 的应用。王荣桥等<sup>[17]</sup>采用代理模型代替精确的流场分析和有限元分析, 并研究了四种多学科多层优化策略在涡轮盘叶结构设计中的应用。申秀丽等<sup>[18]</sup>综合考虑了气动流道与叶片轮盘关键结构特征的制约和平衡关系, 建立了关于高压涡轮气动流道和转子强度分析的多学科优化模型, 进行了以气动流道效率和转子结构质量为目的的涡轮流道多学科多目标优化。

对于总体方案 MDO 和整机级 MDO, 国内外可见的研究文献较少, 研究工作主要集中在发动机概念或初步多学科设计优化及其相关平台的开发和应用方面。美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)于 1999 年公布了 NPSS 系统<sup>[19]</sup>。该系统通过利用计算集群和面向对象的软件框架形成的高性能计算系统, 在不同的保真度层次上将组件、学科等耦合起来, 完成整个发动机系统的仿真。然而, 未见该系统应用于整机 MDO 的详细报道。罗罗公

司开发了初步设计阶段多学科设计系统 Genesis<sup>[20]</sup>。该系统集成了热力循环分析、气动流道分析、机械结构设计和成本评估等工具, 以便权衡性能与成本, 其自动优化功能在不断完善。发动机及涡轮机联盟弗里的希哈芬股份有限公司(Motoren- und Turbinen-Union Friedrichshafen GmbH, MTU)开发的 MOPEDS 系统可以进行发动机总体性能多学科设计优化, 从而找到最优的发动机循环参数<sup>[21]</sup>。PMDO 系统是加拿大普惠公司开发的航空发动机设计初期的多学科设计优化工具, 该系统主要应用在航空发动机的概念设计和初步设计阶段, PMDO-Lite 是其简化版本, 包括总体性能、尺寸质量、污染排放、噪声评估、成本、维修性等多个学科<sup>[22-24]</sup>。

本课题组于 20 世纪 90 年代末开始研判 MDO 技术的发展动向, 2000 年左右着手航空动力系统 MDO 关键技术的研究与工程应用工作, 遵循由易到难, 由简单到复杂的原则, 针对前述四个层次分 4 个阶段对 MDO 的多项关键技术展开研究、开发及应用工作(如图 1)<sup>[25-31]</sup>。第一阶段通过对单级优化策略、改进的单目标转换法、正交试验技术以及响应面建模技术等研究, 对关键零件如压气机转子叶片、涡轮转子叶片、直升机传动系统主减速器机匣等开展了多学科设计优化<sup>[32]</sup>; 第二阶段, 针对部件如涡轮级叶片, 重点研究了多级优化策略的应用<sup>[33-34]</sup>; 第三阶段针对总体方案 MDO, 以某双转子涡扇发动机为对象探究了基于非劣解的多目标遗传算法<sup>[35]</sup>。

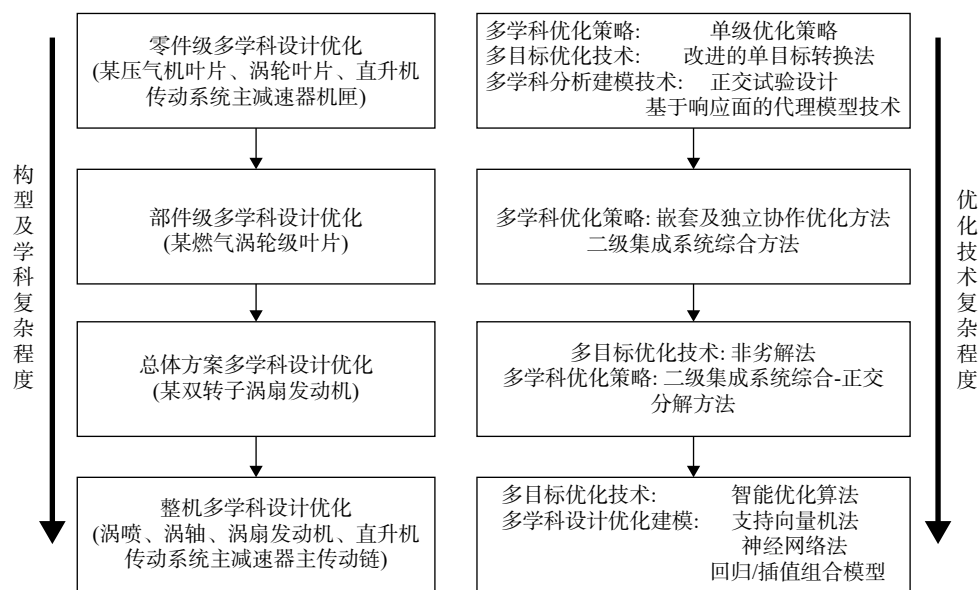


图 1 航空动力系统 MDO 技术研究<sup>[25-31]</sup>

Fig. 1 Research on MDO technology of aircraft power system<sup>[25-31]</sup>

在前三个阶段工作基础上,本课题组近年通过第四阶段工作,以不同类型的航空动力系统为对象,开展了整机多学科设计优化研究及应用<sup>[36-37]</sup>。结合航空动力系统整机设计特征,在系统分解、系统建模和系统求解方面,发展且应用了高精度代理模型、高效优化策略和智能多目标优化算法等多类关键技术,并建立了基于 MDO 的航空动力系统整机设计方法。为了表明该方法的有效性,分别以涡轴发动机、涡扇发动机、涡喷发动机以及直升机传动系统主减速器主传动链为例,进行了航空动力系统整机 MDO 工程应用研

究,并针对涡喷发动机开展了优化后压气机性能和强度试验验证以及整机试验验证。

## 1.2 航空动力系统整机 MDO 工作特点

无论是航空动力系统内的各类航空发动机整机及直升机传动系统整机(如图 2),还是这些整机中的一个部件、一个组件乃至一个零件,它们本质上都是一个复杂的工程技术系统。不过,整机的构型复杂程度,其设计中所包含的学科数目、应当考虑的因素以及计算分析工作量,都远比作为其一部分的部件、组件、零件的更高更多。

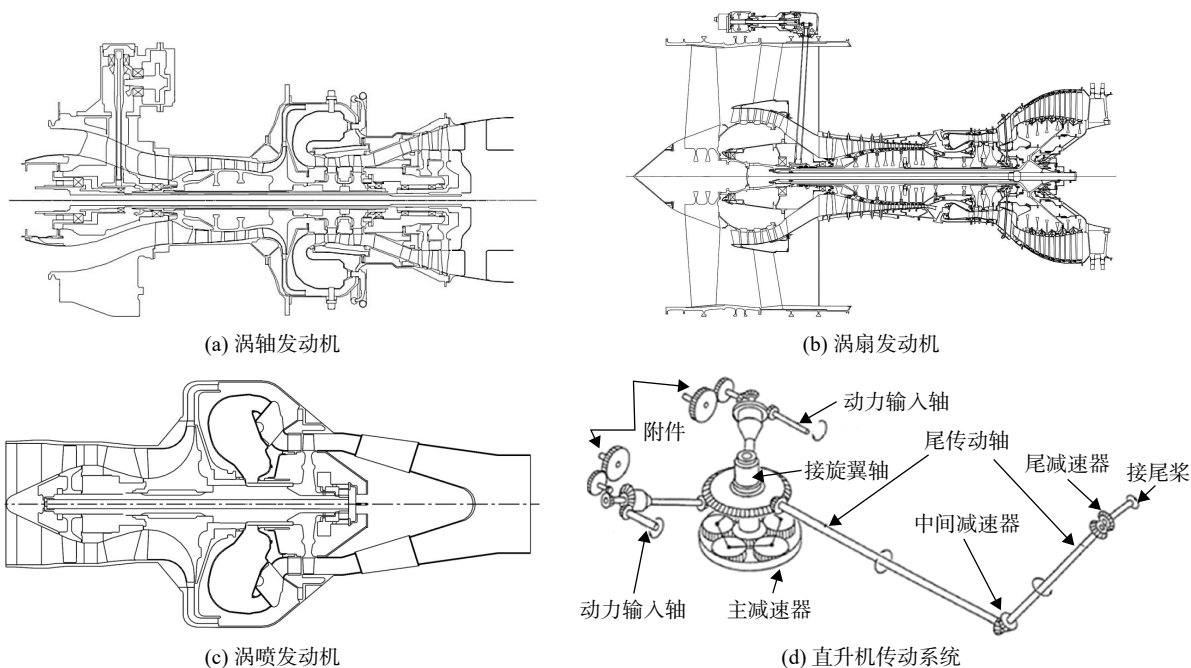


图 2 典型航空动力系统构型示意图

Fig. 2 Schematic diagrams of typical aircraft power systems

整机设计的复杂性导致其必然是一个不断修改、反复迭代的过程,MDO 在航空动力系统整机设计中具有广阔的应用前景。以航空发动机为例,整机 MDO 方法从设计之初就集成了较高保真度的总体及部件设计方法及程序,整机 MDO 工作对总体及压气机、燃烧室及涡轮等零部件在几十个学科领域中综合优化,能够利用合适的分解协调策略,结合先进的建模及分析技术,同步考虑各部件各学科间的相互作用,实时平衡各类指标冲突,采用并行模式大范围地综合考虑部件的最佳工作能力及整机的最佳工作状态,通过自动优化过程努力“穷尽”可能的综合优化方案,从而既减小技术风险,又缩短发动机研制周期。而在传统设计方法中,设计之初只能根据过往经验,在

相对较窄的热力循环参数和部件气动、强度性能指标范围内进行有限选择,可能使产品面临较高技术风险或者是因综合性能不佳而不具备市场竞争力。

当然,在实际工程应用中,整机 MDO 面临巨大挑战。主要表现在:①分析计算规模非常庞大。它涉及众多零部件和众多学科,各构件的各学科设计变量数目极大,优化问题的维度极高,学科分析软件及多学科多目标优化软件对计算机性能的要求极高。②耦合关系格外复杂。不同部件之间的设计高度关联,匹配要求高,如流量匹配、能量匹配等。同时,对同一部件的要求往往又存在不同学科间的高度复杂非线性耦合,如压气机叶片气弹耦合、涡轮叶片流热固耦合、转子各部件

间及转静子间的振动耦合等。③指标冲突异常尖锐。多种指标间存在严重冲突,如整机的先进性、经济性、可靠性、维修性等指标,风扇的噪声、效率、质量等指标,压气机的效率、稳定裕度、共振裕度等指标,涡轮的效率、强度、质量等指标都是如此。④工程实现过程十分困难。不同时期及不同单位开发的多类软件的集成工作极其困难,之前及现在工程设计的实际组织形式与 MDO 的组织形式不完全一致也会造成具体实施的困难。因此可以说,能否有效进行整机 MDO 是衡量 MDO 技术水平高低最关键的标志。

## 2 基于 MDO 的航空动力系统整机设计方法

航空动力系统整机 MDO 工作由系统分解、系统建模、系统求解这三部分组成,图 3 示出了航空动力系统整机 MDO 工作流程。需要指出的是,在航空动力系统整机 MDO 中,系统分解、系统建模及系统求解这三部分工作实质上是密切关联的,从一开始就应当统筹安排。

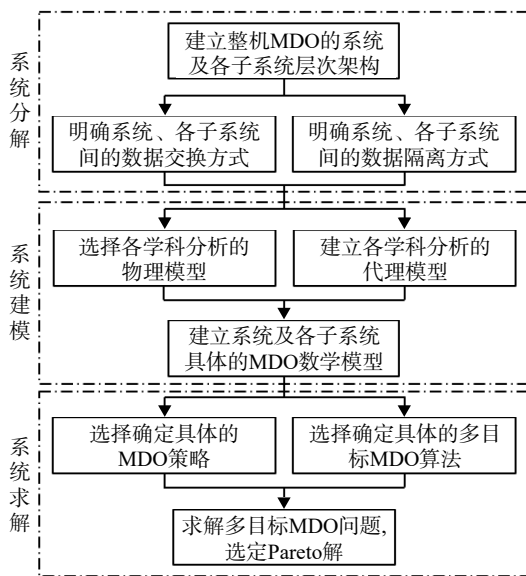


图 3 航空动力系统整机 MDO 工作流程

Fig. 3 MDO workflow of an overall aircraft power system

### 2.1 系统分解

整机 MDO 的系统分解,是把航空动力系统整机设计这样一个非层次或层次/非层次混合的大型复杂架构,分解成通常由一个系统级及若干个子系统级这样由两个(或更多个)层级构成的层次架构(如图 4),以利于高效、准确地开展其后的整机 MDO 系统建模及系统求解工作。

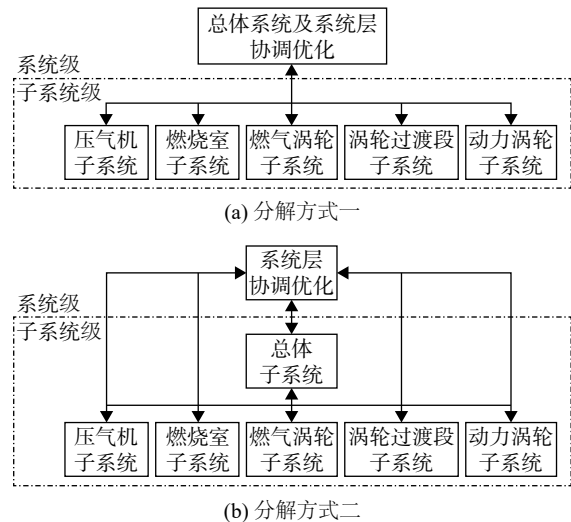


图 4 涡轴发动机整机 MDO 系统分解示意图

Fig. 4 System decomposition diagrams of the overall system MDO of a turboshaft engine

系统分解不是简单割裂,而是科学合理地划分系统级与子系统级之间,以及各子系统之间的任务。开展系统分解时,通常将各个部件划分至相应子系统,按之前整机设计的方式,以总体设计为龙头,将其优化作为系统级工作进行(如图 4(a))。但是,也可以视情将总体优化工作或其大部分工作放在某一子系统级内完成,而在系统级则进行或主要进行各子系统间的协调或耦合工作(如图 4(b))。这就是说,系统分解的目的之一是使系统及各子系统各自的优化工作量均衡,以便于高效地采用并行计算的方式同步完成各层次、各部分的所有优化工作。

需要注意的是,系统分解中明确的数据交换方式及数据隔离方式,既要在整机 MDO 中保证物理机理不变,又要在一定范围内和程度上屏蔽压气机、燃烧室、涡轮等部件相互之间的干扰(如图 5),使整机 MDO 能用有限的时间完成成千上万种设计方案的分析与优化。

### 2.2 系统建模

整机 MDO 系统建模包括物理建模、代理建模以及数学建模。

物理建模是选择整机设计包含的如气动热力、燃烧传热、结构强度等所有各学科中相对成熟可靠的理论、方法及数值分析软件,针对系统及各子系统的设计工作开展计算分析。这种模型通常更准确,但耗时长,不宜对整个优化过程中的所有工作都采用它。

代理模型特别适用于整机 MDO 这类计算分

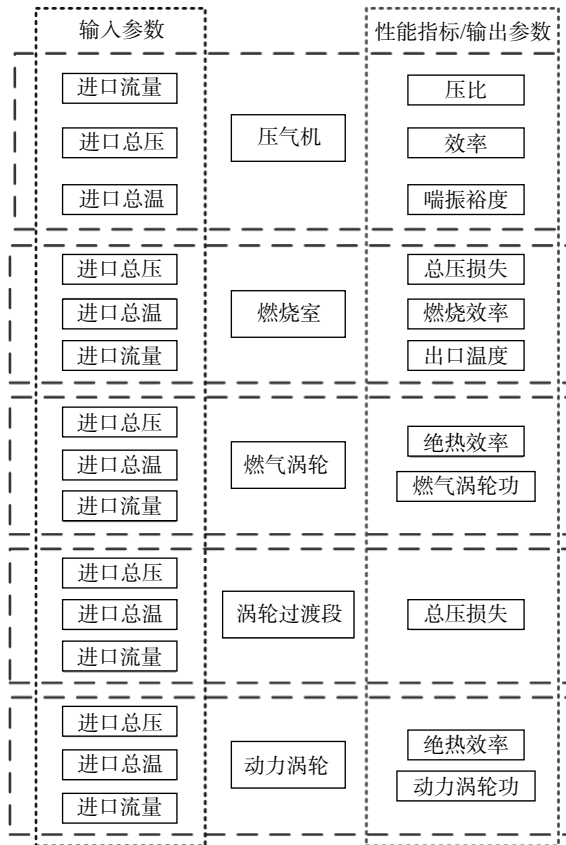
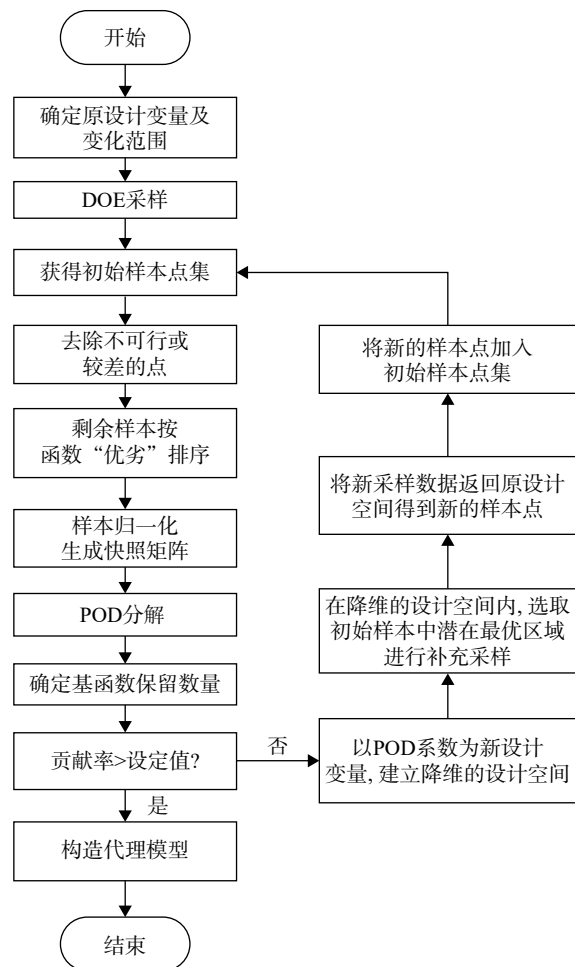


图 5 总体性能与部件性能简化接口

Fig. 5 Simplified interface between the overall performance and the component performance

析繁杂、优化迭代次数非常多的工作。它以数理统计方法为基础,利用少量接近真实状态的物理试验及经检验可靠的数值分析方法,建立近似但快速的简化模型,以取代上述复杂物理模型。可以说,正是大量有效代理模型的建立及应用,才使得整机 MDO 在工程中得以实际应用。课题组成功应用了响应面模型、径向基函数模型、克里金模型、支持向量基模型和人工神经网络模型,并在此基础上提出了两阶段拟合响应面模型(two-stage polynomial response surface model, TSPRSM)<sup>[38]</sup>、变保真度支持向量回归模型(variable fidelity support vector regression model, VFSVRM)<sup>[39]</sup>以及回归/插值组合代理模型(regression/interpolation combination surrogate model, R/ICSM)<sup>[40]</sup>等,这里不详细介绍。对于整机 MDO 这类高维优化问题,需要大量样本才能保证代理模型的精度,这将导致计算成本高昂。实际上,采用代理模型代替精确模型进行优化时,无需提高代理模型的全局近似精度,只需提高其在全局最优点附近区域的近似精度即可,因此如何在定义域内进行高效采样,实现以

较小的成本建立满足精度要求的代理模型,是进一步提高计算效率的有效措施。为此,课题组提出了一种基于本征正交分解(proper orthogonal decomposition, POD)的代理模型自适应更新方法<sup>[34]</sup>,实现优化流程中自适应样本加点,其流程如图 6 所示。近期,课题组结合贝叶斯概率理论的优势,发展了一种基于自适应期望提升准则的代理模型更新方法<sup>[41]</sup>,可以智能地控制设计空间局部开发与全局探索的精确平衡,进一步提升代理模型计算效率。

图 6 基于 POD 的代理模型自适应更新过程<sup>[34]</sup>Fig. 6 Adaptively updating process of surrogate models based on POD<sup>[34]</sup>

数学建模则是针对整机多目标 MDO 问题,在系统分解及前面系统建模工作基础上,具体明确系统及各子系统中所有学科设计分析的设计变量、约束条件及目标函数。它们选取的多少及取值的范围,在很大程度上确定了整机多目标 MDO 工作可否实际操作,也在很大程度上决定了结果的优化程度。在实际整机 MDO 工作环境下,不

要求绝对地将设计优化对象中包含的每一个可能变化的量都作为设计优化过程中允许变化的设计变量、目标函数或约束条件中量,可以视情把其中的一部分甚至是工作环境允许下的很大一部分作为设计变量、目标函数或约束条件中量“直接”参与整机 MDO 过程,其他的则作为不变量或参数“间接”参与整机 MDO 过程,本文一般只关注前三类量。当然,也可分先后阶段开展整机 MDO 工作,各阶段数学模型中的设计变量、目标函数及约束条件可以不一致。

### 2.3 系统求解

进行整机 MDO 系统求解时,优化策略及多目标优化算法的效果及效率均十分重要。

虽然 MDO 优化策略中的单级优化策略及多级优化策略均可使用,但对于航空动力系统整机这类包含大量部件、组件、零件,且存在大量学科耦合的极为复杂优化对象,通常以选用多级优化策略为宜,不过目前常见者均为二级优化策略。课题组成功应用了协作优化(collaborative optimization, CO)方法<sup>[1]</sup>和二级集成系统综合(bi-level integrated system synthesis 2000, BLISS2000)方法<sup>[30]</sup>。CO 方法的组织流程及算法结构和航空动力系统当前工程设计的组织方式相一致,课题组通常把总体工作安排在系统级中进行优化,并称为总体嵌套协作优化(nested collaborative optimization, NCO)方法,但是这种安排从优化技术角度来看不应是唯一选择,且不一定是“优化”的选择。为此,可以突破在总体工作中进行系统级优化这一做法,将相关或其中一部分工作及参数从系统级中独立出来,单独作为其下一级的“总体”进行优化。这样的方法称为总体独立协作优化(independent collaborative optimization, ICO)方法<sup>[42]</sup>。BLISS2000 方法适用于具有相对较少的系统级设计变量、相对较多的子系统级设计变量、子系统级优化易于实现高度自治且能够进行分布式并行计算的复杂系统,易于在工程上实现,但其求解效率依赖于代理模型的精度。为提高 BLISS2000 方法的求解效率,课题组发展了基于本征正交分解的二级集成系统综合(bi-level integrated system synthesis-proper orthogonal decomposition, BLISS-POD)方法。其基本思想是在保持 BLISS2000 优化方法总体架构的基础上,通过 POD 对代理模型构造过程进行改进,提高代理模型的精度,减少系统迭代次数。图 7 以涡轴发动机整机 MDO 为

例,示出了 BLISS-POD 方法过程。它将整个设计优化分解为系统级和子系统级,并采用基于 POD 补充采样的自适应代理模型来协调系统级和子系统级的优化。

如果对于一个零件、一个组件、甚至一个部件来说,其优化目标不多,甚至是单一的,则整机 MDO 问题一定是多目标问题,且许多目标之间往往互相矛盾冲突,因此选择、确定具体的多目标优化算法也至关重要。它与优化层次架构、优化策略、代理模型等一起,决定了航空动力系统整机 MDO 的可行性及优越性。多目标优化问题通常有两种处理方法。一是单目标转化法,即传统多目标优化算法,又可细分为主目标函数法和评价函数法(如固定权重系数加权求和法、变权重系数加权求和法等)。特点是“先决策后优化”,即根据设计者个人偏好人为地选取一组权值,将多目标优化问题转化为单目标优化问题进行优化。该情况下,课题组主要采用非线性序列二次规划算法(nonlinear programming quadratic line search, NLPQL)和多岛遗传算法(multi-island genetic algorithm, MIGA)等进行求解。二是非劣解法,即智能多目标优化算法。特点是“先优化后决策”,优化后得到一组非劣解供设计者最终决策。课题组成功应用了多种智能多目标优化算法,包括:改进的非劣排序遗传算法(nondominated sorting genetic algorithm II, NSGA-II)、改进的强度 Pareto 遗传算法(strength pareto evolutionary algorithm II, SPEA-II)和基于分解的多目标进化算法(multi-objective evaluation algorithm based on decomposition, MOEA/Decomposition)等。

## 3 航空动力系统整机 MDO 工程应用

### 3.1 涡轴发动机整机 MDO

某涡轴发动机由三级轴流+一级离心组合压气机、高温升短环回流燃烧室、双级燃气涡轮以及前输出式双级动力涡轮组成,如图 2(a)所示。

基于 BLISS-POD 方法对该涡轴发动机开展整机 MDO。如图 7 所示,选择总体优化作为系统级,选择组合压气机优化、燃烧室优化、燃气涡轮优化、动力涡轮优化作为子系统级。总体优化涉及热力循环分析、尺寸质量评估及转子动力学分析;压气机优化涉及气动、强度和振动分析;燃烧室优化涉及气动、燃烧和污染物排放分析;燃气涡轮和动力涡轮优化均涉及气动、传热、强度和

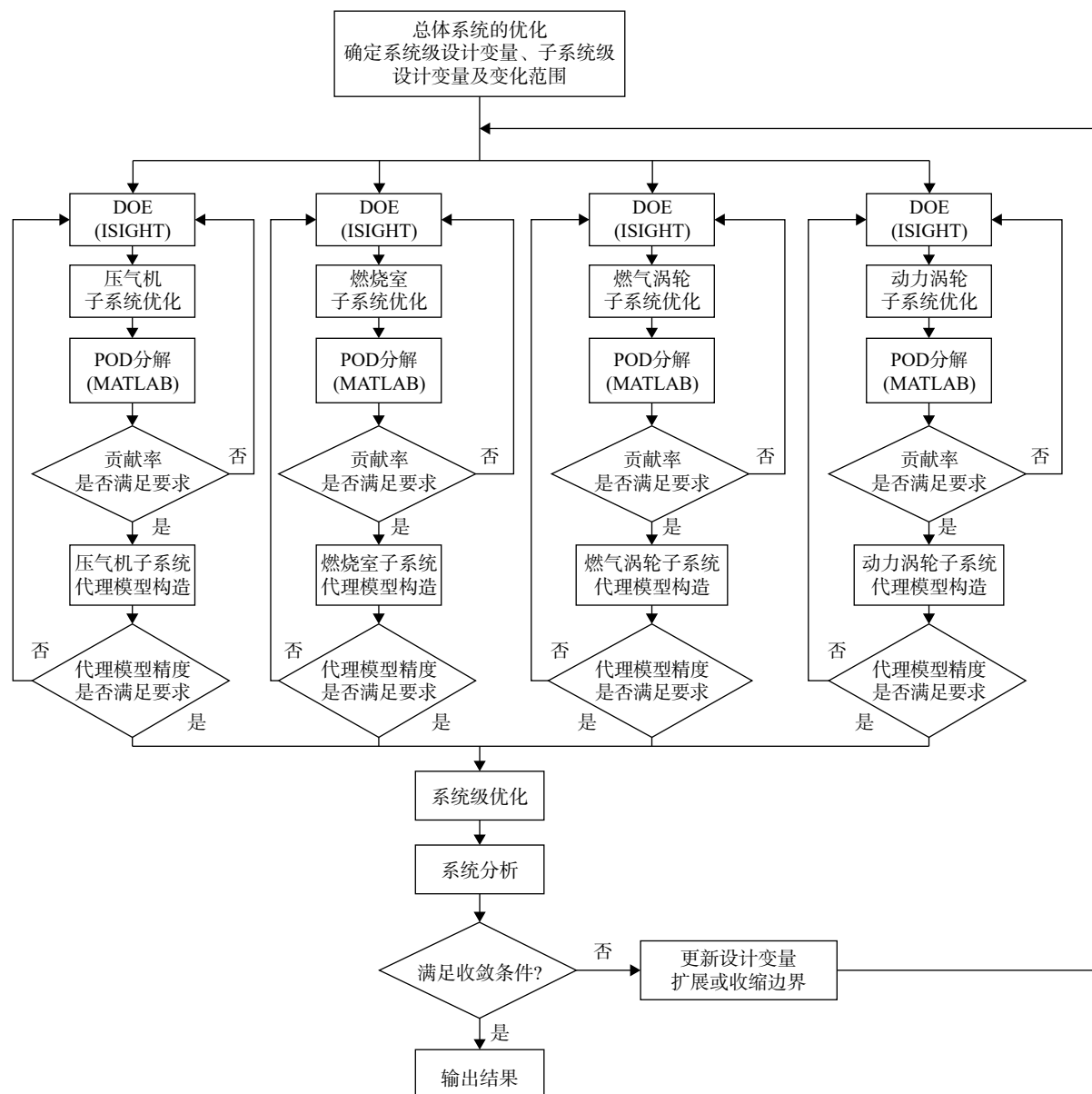


图 7 BLISS-POD 方法过程

Fig. 7 Process of the BLISS-POD method

振动分析。其中,热力循环分析采用 Turbotes 软件对设计点及非设计点进行计算,输出功率、耗油率以及发动机各截面热力循环参数。尺寸质量分析采用参考 WATE-S 计算方法开发的尺寸质量估算程序 AC AND CC,输出发动机尺寸和质量。转子动力学分析采用有限元方法对转子临界转速进行计算,输出最小临界转速裕度。气动分析包括一维特性分析、S2 正问题计算、S2 反问题计算及基于 N-S 方程的全三维流场分析,输出气动性能参数;根据客观条件和实际需求,各部件的气动分析有所区别,如压气机不进行 S2 正问题计算,燃烧室仅进行一维和三维气动分析,涡轮则涉及所有气动分析。燃烧分析采用基于经验公式的一

维程序和基于三维数值分析的模拟法进行计算,输出燃烧室出口温度分布系数(outlet temperature distribution factor, OTDF)、出口径向温度分布(radial temperature distribution factor, RTDF)和燃烧效率等。传热、强度、振动均采用有限元法进行分析,分别输出温度场、应力和振动裕度。

建立了基于 POD 补充采样的子系统级自适应代理模型,鉴于四个子系统代理模型构造方式一致,仅以燃气涡轮子系统为例进行说明。这里,代理模型的输入量是燃气涡轮进口流量、进口总压和进口总温,输出量为燃气涡轮子系统优化得到的气动效率和 72 个设计变量(流道气动设计参数、流道几何形状参数、叶型关键几何参数、叶

片造型参数等)的最优值。该代理模型通过 POD 分析获得主要基函数,由此建立降维后的设计空间来近似原始设计空间,并通过补充采样使获得的基函数的贡献率达到 80% 以上,从而使得降维后的设计空间能较完整地表达原始设计空间,最后采用径向基函数进行近似建模。

整个优化共包含 353 个设计变量、103 个约束条件和 8 个目标函数。对于总体优化,选取耗油率最小与功率最大为目标,选取压比、各部件效率、燃烧室总压损失、燃烧室出口温度、发动机总引气量共 8 个参数为设计变量,选取发动机尺寸质量、临界转速裕度等 4 个参数满足要求为约束条件;对于压气机优化,选取压比和气动效率最大为目标,选取叶片造型和气动性能共 145 个参数为设计变量,选取应力、喘振裕度等 14 个参数满足要求为约束条件;对于燃烧室优化,选取总压损失最小和燃烧效率最大为目标,选取燃烧室前/后壁主燃孔、掺混孔半径及轴向位置等 8 个参数为设计变量,选取污染物排放、OTDF 等 5 个参数满足要求为约束条件;燃气涡轮与动力涡轮的优化数学模型相似,均选取气动效率最大为目标,选取流道、叶片气动设计参数及造型参数等作为设计变量,选取叶片反力度、出口马赫数、气流角、叶片平均拉伸应力以及振动裕度等参数满足要求为约束条件。

采用固定权系数加权求和法(耗油率与功率的权重系数均为 0.5)将系统级多目标优化问题转化为单目标优化问题,并应用 NLPQL 算法求解;采用 MIGA 算法求解各子系统级优化问题。

表 1 对比了涡轴发动机整机优化前后的关键性能参数,图 8 对比了优化前后主要零部件的几何模型。优化效果明显,发动机功率提高 2.6%,耗油率降低 1.8%,压气机、燃烧机、燃气涡轮和动力涡轮的性能也均有提升。

表 1 涡轴发动机整机优化前后关键性能参数(归一化)  
Table 1 Key performance parameters of a turboshaft engine before and after the overall system optimization (normalization)

| 性能参数    | 优化前     | 优化后     | 变化率/% |
|---------|---------|---------|-------|
| 耗油率     | 1.000 0 | 0.982 0 | -1.80 |
| 功率      | 1.000 0 | 1.026 0 | 2.60  |
| 燃烧室出口温度 | 1.000 0 | 1.004 0 | 0.40  |
| 动力涡轮效率  | 1.000 0 | 1.000 3 | 0.03  |
| 发动机总引气量 | 1.000 0 | 1.000 0 | 0     |
| 压气机效率   | 1.000 0 | 1.003 0 | 0.30  |
| 压气机压比   | 1.000 0 | 1.001 7 | 0.17  |
| 燃气涡轮效率  | 1.000 0 | 1.004 0 | 0.40  |
| 燃烧室总压损失 | 1.000 0 | 0.999 0 | -0.10 |
| 燃烧室效率   | 1.000 0 | 1.000 0 | 0     |

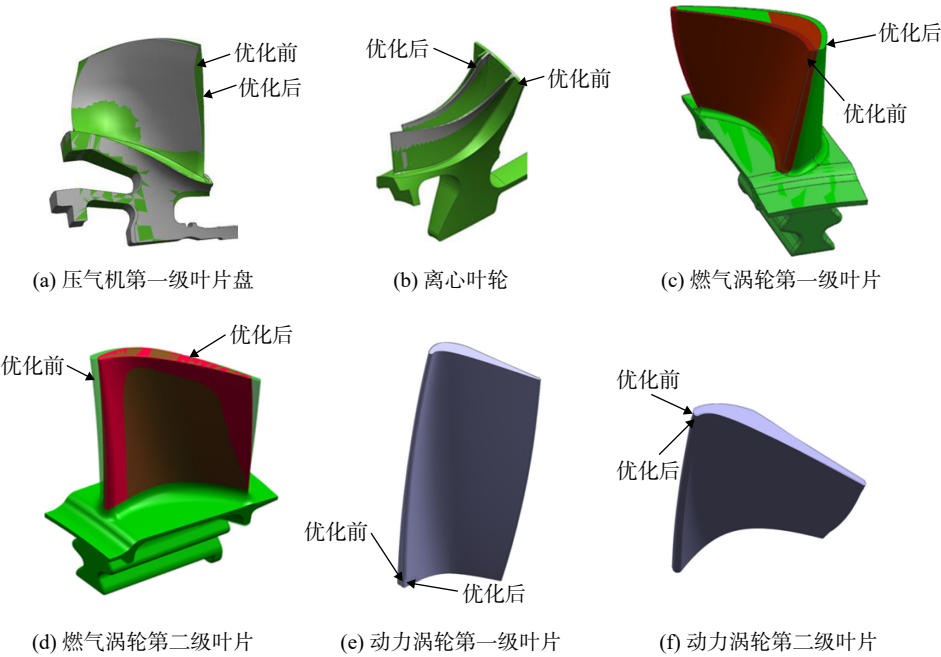


图 8 涡轴发动机整机优化前后主要零部件几何模型

Fig. 8 Geometric models of main parts of a turboshaft engine before and after the overall system optimization

### 3.2 涡扇发动机整机 MDO

某民用大涵道比涡扇发动机由一级风扇、三级低压压气机、十级高压压气机、一个环形燃烧室、两级高压涡轮和六级低压涡轮组成,如图 2(b)所示。为了适应市场需求,它除了需要满足耗油率、推力、质量等性能指标,还需要特别关注排放和噪声等绿色环保指标。对于这样一个极其复杂的庞大设计空间内的多目标优化问题,传统的方式很难进行充分的优化搜索,迫切需要研究及研制人员利用先进的设计理念、方法和工具,建立概念设计阶段即开始的整机 MDO 方法与工具,解决先进航空发动机设计要求与现有设计体系能力之间的差距。

基于 CO 方法对该涡扇发动机开展整机 MDO。选择总体优化作为系统级,选择风扇优化、增压级优化、高压压气机优化、燃烧室优化、高压涡轮优化和低压涡轮优化作为子系统级。与 3.1 节涡轴发动机相似的是,涡扇发动机总体优化考虑了热力循环分析和尺寸质量评估,部件级优化考虑了气动、强度、振动等分析。但与之不同的是还重点关注了排放评估、噪声评估和经济性评估。其中,排放评估采用国际民航组织(International Civil Aviation Organization, ICAO)数据库、波音流量法、T3-P3 法及多反应器模型法来估算燃烧室一个起飞着陆循环(landing and take-off, LTO)循环的污染物排放指标参数,如氮氧化物排放特性值、一氧化碳排放特性值、碳氢化合物排放特性

值和发烟指数等;整机噪声评估采用 Engin-eNoiseD 噪声估算程序来预测发动机不同循环参数下整机和部件的噪声水平、频谱和指向性。根据适航条例 CCAR36 部对飞机的噪声要求,主要考虑了飞机在飞越工况、边线工况和进场工况的声功级;经济性评估主要是基于发动机最大起飞工况涡轮前温度、巡航耗油率、整机质量和起飞推力等发动机主要总体参数以及发动机飞行循环的燃油消耗量、燃烧室 LTO 循环和巡航过程的污染物排放值等,根据以往的发动机数据和工程经验,对发动机的研制成本、单台制造成本、一个飞行循环的燃油费用以及污染物排放费用等进行估算。

整个优化共包含 178 个设计变量、79 个约束条件和 17 个目标函数。其中,总体优化包含 6 个目标函数,分别是发动机质量、轮挡燃油相对变化量、NO<sub>x</sub> 排放量特性值、飞越工况噪声声功级、边线工况噪声声功级、进场工况噪声声功级。采用 NSGA-II 算法求解多目标优化问题。

优化后得到一组 Pareto 解,表 2 对比了涡扇发动机整机优化前后的关键性能参数(这里仅列出其中 6 个优化方案),图 9 对比了优化前后主要零部件的几何模型(这里仅示出其中 1 个优化方案)。优化后,质量最大减小 3.39%,轮挡燃油最大减小 0.27%,NO<sub>x</sub> 排放最大减小 0.44%,噪声最大减小 0.33%。需要指出,初始方案本身是之前已经过多轮改进实践获得的。

表 2 涡扇发动机整机优化前后的关键性能参数(归一化)

Table 2 Key performance parameters of a turbofan engine before and after the overall system optimization (normalization)

| 性能参数                   | 优化前     |         | 优化后(Pareto 解) |         |         |         |         |
|------------------------|---------|---------|---------------|---------|---------|---------|---------|
| 发动机质量                  | 1.000 0 | 0.966 1 | 1.003 6       | 1.012 7 | 1.021 9 | 1.025 4 | 1.013 9 |
| 轮挡燃油相对变化量              | 1.000 0 | 0.998 1 | 0.997 3       | 0.999 5 | 1.003 2 | 1.003 6 | 1.005 2 |
| NO <sub>x</sub> 排放量特性值 | 1.000 0 | 1.002 9 | 1.000 5       | 0.995 6 | 1.004 1 | 1.004 9 | 1.011 0 |
| 噪声声功级(飞越工况)            | 1.000 0 | 1.003 1 | 0.999 4       | 0.998 8 | 0.997 5 | 0.998 8 | 0.999 4 |
| 噪声声功级(边线工况)            | 1.000 0 | 1.003 8 | 0.999 4       | 0.999 4 | 0.999 4 | 0.998 7 | 0.999 4 |
| 噪声声功级(进场工况)            | 1.000 0 | 1.003 3 | 0.999 3       | 0.998 7 | 0.998 0 | 0.998 7 | 0.996 7 |
| 涵道比                    | 1.000 0 | 0.980 8 | 1.020 3       | 1.019 8 | 1.010 5 | 1.003 5 | 0.996 7 |
| 风扇外涵压比                 | 1.000 0 | 1.020 1 | 0.995 3       | 0.992 6 | 0.992 0 | 0.991 3 | 0.994 0 |
| 风扇内涵/增压级压比             | 1.000 0 | 0.987 8 | 0.978 3       | 0.978 4 | 0.981 5 | 0.994 7 | 0.978 6 |
| 高压压气机压比                | 1.000 0 | 0.983 1 | 1.010 9       | 1.010 9 | 0.996 0 | 0.997 7 | 0.996 1 |
| 燃烧室出口总温                | 1.000 0 | 1.013 7 | 1.003 2       | 1.000 5 | 0.995 8 | 0.993 4 | 0.992 7 |

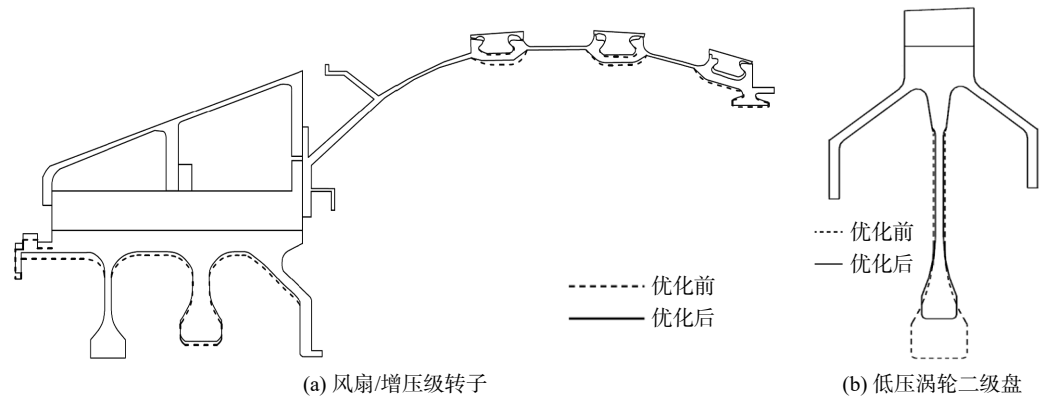


图 9 涡扇发动机整机优化前后主要零部件几何模型

Fig. 9 Geometric models of main parts of a turbfan engine before and after the overall system optimization

3.3 涡喷发动机整机 MDO

某涡喷发动机由一级轴流 + 一级离心的组合压气机、折流燃烧室和单级轴流涡轮组成, 如图 2(c) 所示。

3.3.1 单状态 MDO

基于 CO 方法对该涡喷发动机开展最大转速状态(起飞状态)的整机 MDO, 如图 10 所示。选择总体优化作为系统级, 选择压气机优化、燃烧室优化和涡轮优化作为子系统级。考虑热力、气动、燃烧、传热、结构、强度、振动及寿命在内的

8 个学科。整个优化共包含 121 个设计变量、415 个约束条件和 10 个目标函数。其中, 总体优化以耗油率最小和推重比最大为目标。采用 NSGA-II 算法求解多目标优化问题。

表 3 对比了单一工作状态下涡喷发动机整机优化前后的关键性能参数(这里仅列出其中 1 个优化方案), 图 11 对比了优化前后主要零部件的几何模型。优化后, 发动机耗油率下降 3.78%, 推重比上升 4.85%, 各部件性能也均有所提升。

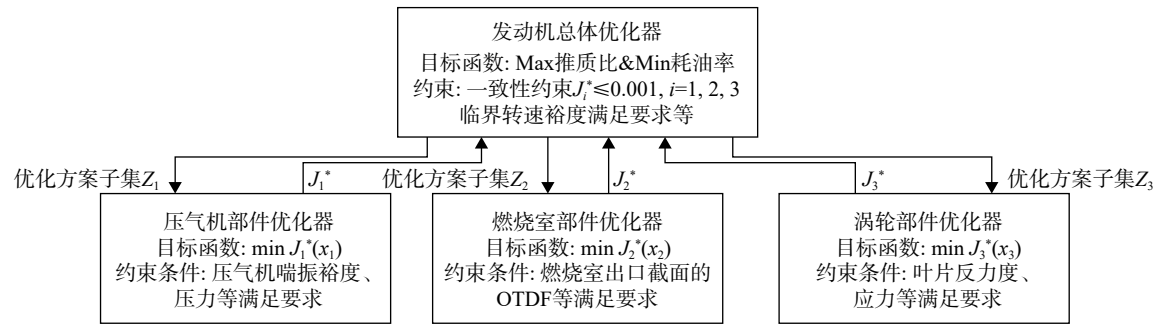


图 10 基于 CO 方法的涡喷发动机整机 MDO 过程

Fig. 10 MDO process of overall system of a turbojet engine based on the CO method

表 3 涡喷发动机单状态整机优化前后关键性能参数 (归一化)

Table 3 Key performance parameters of a turbojet engine before and after the single-state overall system optimization (normalization)

| 性能参数    | 优化前     | 优化后     | 变化率/% |
|---------|---------|---------|-------|
| 耗油率     | 1.000 0 | 0.962 2 | -3.78 |
| 推重比     | 1.000 0 | 1.048 5 | 4.85  |
| 压气机压比   | 1.000 0 | 1.000 0 | 0     |
| 压气机效率   | 1.000 0 | 1.020 0 | 2.00  |
| 涡轮效率    | 1.000 0 | 1.023 0 | 2.30  |
| 燃烧室总压损失 | 1.000 0 | 0.992 7 | -0.73 |
| 燃烧室效率   | 1.000 0 | 1.000 0 | 0     |

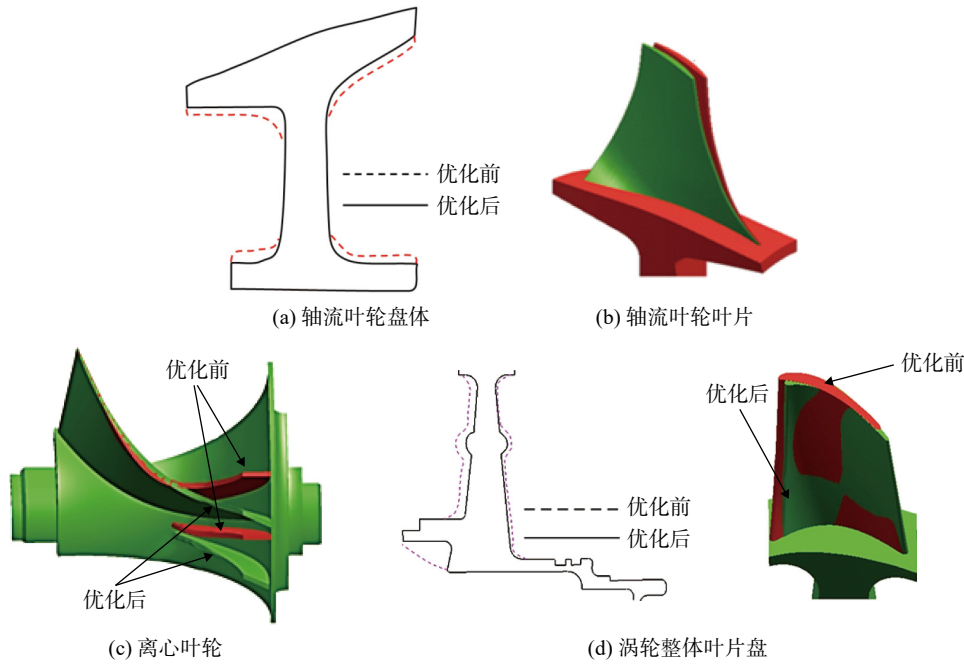


图 11 涡喷发动机单状态整机优化前后主要零部件几何模型

Fig. 11 Geometric models of main parts of a turbojet engine before and after the single-state overall system optimization

3.3.2 多状态 MDO

由文中第 4.1 节的试验结果可知,单状态整机 MDO 的方案在最大转速状态的性能有明显提升,但在巡航状态的性能反而下降。该方案对单次、短时间飞行器的动力是可行的,但对那类需要反复、不同状态长时间使用的飞行器动力来说是不可接受的。因此,需要进一步开展多个工作状态下的 MDO,以便同时提高最大转速状态和巡航状态的性能。鉴于不同状态下整机气动性能的变化主要在于压气机,而燃烧室和涡轮的影响相对较小,故在进行多状态 MDO 过程中仅对压气机进行优化,燃烧室和涡轮则基本利用并维持单状态的优化结果。

基于 POD 技术,建立压气机 MDO 流程。选取最大状态和巡航状态等熵气动效率最大为目标函数,选取离心叶轮和扩压器的 30 个几何参数为设计变量,选取气动、强度、寿命和振动学科的 11 个指标参数满足要求为约束条件。采用固定权重系数加权求和法(最大状态与巡航状态的等熵气动效率权重系数均为 0.5)将多目标优化问题转化为单目标优化问题,并应用 MIGA+NLPQL 混合优化算法进行求解。

表 4 对比了多状态优化前后各学科的关键指标参数,图 12 对比了多状态优化前后离心压

气机的几何模型。优化后,在满足所有约束条件的情况下,离心压气机最大转速状态和巡航状态的等熵气动效率均有较大提升,分别提高 3.6% 和 4.0%。

表 4 多状态优化前后各学科指标变化情况(归一化)  
Table 4 Key index parameters of each discipline before and after the multi-state optimization (normalization)

| 学科指标            | 优化前   | 优化后   | 变化率/% |
|-----------------|-------|-------|-------|
| 最大转速状态设计点相对气动效率 | 1.000 | 1.036 | 3.6   |
| 巡航状态设计点相对气动效率   | 1.000 | 1.040 | 4.0   |
| 最大转速状态设计点相对质量流量 | 1.000 | 1.006 | 0.6   |
| 巡航状态设计点相对质量流量   | 1.000 | 1.012 | 1.2   |
| 最大转速状态设计点相对压比   | 1.000 | 1.014 | 1.4   |
| 巡航状态设计点相对压比     | 1.000 | 1.019 | 1.9   |
| 最大转速状态喘振裕度      | 1.000 | 0.986 | -1.4  |
| 巡航状态喘振裕度        | 1.000 | 1.164 | 16.4  |
| 最大转速状态最小共振裕度    | 1.000 | 0.876 | -12.4 |
| 巡航状态最小共振裕度      | 1.000 | 1.242 | 24.2  |
| 最大转速状态叶片最大径向应力  | 1.000 | 1.022 | 2.2   |
| 最大转速状态叶片最大当量应力  | 1.000 | 0.828 | -17.2 |

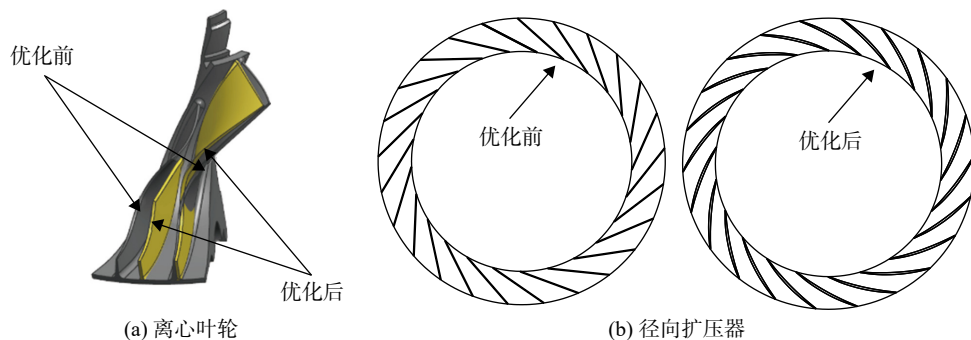


图 12 多状态优化前后离心压气机的几何模型

Fig. 12 Geometric models of a centrifugal compressor before and after the multi-state optimization

### 3.4 直升机传动系统主减速器主传动链 MDO

传动系统(见图 2(d))与发动机、旋翼系统并称为直升机三大关键部件。主减速器是传动系统的核心部件,其作用是将一台发动机功率或多台发动机合并功率按需要分别传给主旋翼、尾桨和各个附件。某传动系统主减速器的主传动链由三级减速传动组成,如图 13 所示(该主传动链为左右对称结构,图中未示出左侧的第一级锥齿轮传动和第二级锥齿轮传动的小齿轮),以实现 2 000 kW 级的功率传递。

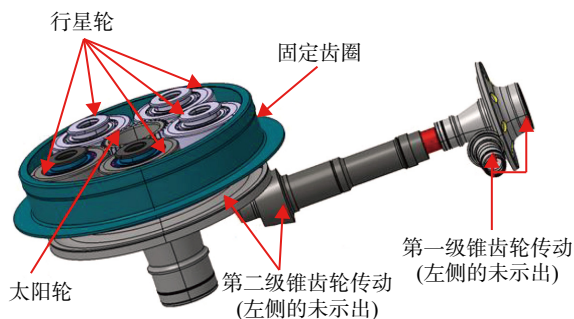


图 13 某 2 000 kW 级直升机传动系统主减速器主传动链的构型示意图

Fig. 13 Schematic diagram of the main transmission chain of main retarder of a 2 000 kW helicopter transmission system

基于 CO 方法开展主减速器主传动链 MDO,并建立相应 MDO 过程(见图 14)。共涉及一个系统级优化和三个子系统级优化,共考虑结构、机械传动、传热、强度和寿命 5 个学科。“功质比”是评价传动系统性能优劣最常用的参数,需要通过结构分析研究设计参数对质量的影响。传动效率是另一关键性能参数,齿轮传动中功率损失主要包括摩擦损失、风阻损失和搅油损失。齿轮传动、轴承、密封圈等由于摩擦、风阻等功率损失而产生大量的热,开展传热分析,不仅可以预测

主减速器主传动链工作的可靠性,还可以为主减速器润滑系统的设计提供可靠依据。这里采用威利斯质量预估法(实体转子体积法)计算输出圆锥齿轮的质量;利用主减速器效率计算软件 Gear\_eff,计算平均滑动摩擦功率损失、平均滚动摩擦功率损失、风阻损失及搅油损失,进而输出各齿轮传动的传动效率;利用系统温度计算程序 Gear\_heat,建立零件表面对流换热系数的计算模型及热传递网络,最终得到相应的温度场。强度寿命方面,则采用常规方法对齿轮弯曲、接触及胶合疲劳强度进行分析,并结合工程经验进行修正;采用三维有限元法对齿轮辐板应力进行计算,并根据应力-寿命曲线,按齿轮辐板最大当量应力进行疲劳寿命分析。

整个优化共包含 19 个设计变量、27 个约束条件和 8 个目标函数。其中,系统级优化以总传动效率最大和总质量最小为目标。分别采用传统多目标优化方法(主目标函数法和评价函数法)和基于切比雪夫的 MOEA/Decomposition 智能优化算法求解该主传动链多学科多目标优化问题。

表 5 对比了基于多种算法的优化前后直升机传动系统主减速器主传动链的关键性能参数。其中,基于切比雪夫的 MOEA/Decomposition 智能优化算法得到一组 Pareto 解,这里仅列出其中 4 个。图 15 对比了优化前后主要零件的几何模型。与传统方法相比,基于切比雪夫的 MOEA/Decomposition 智能优化算法能够有效平衡传动效率和质量之间的矛盾,给出一组 Pareto 解供设计者结合实际情况进一步衡量利弊后再作出最终决策。该方法优化效果显著,传动效率最大提升 0.63%,质量最大减小 10.36%。

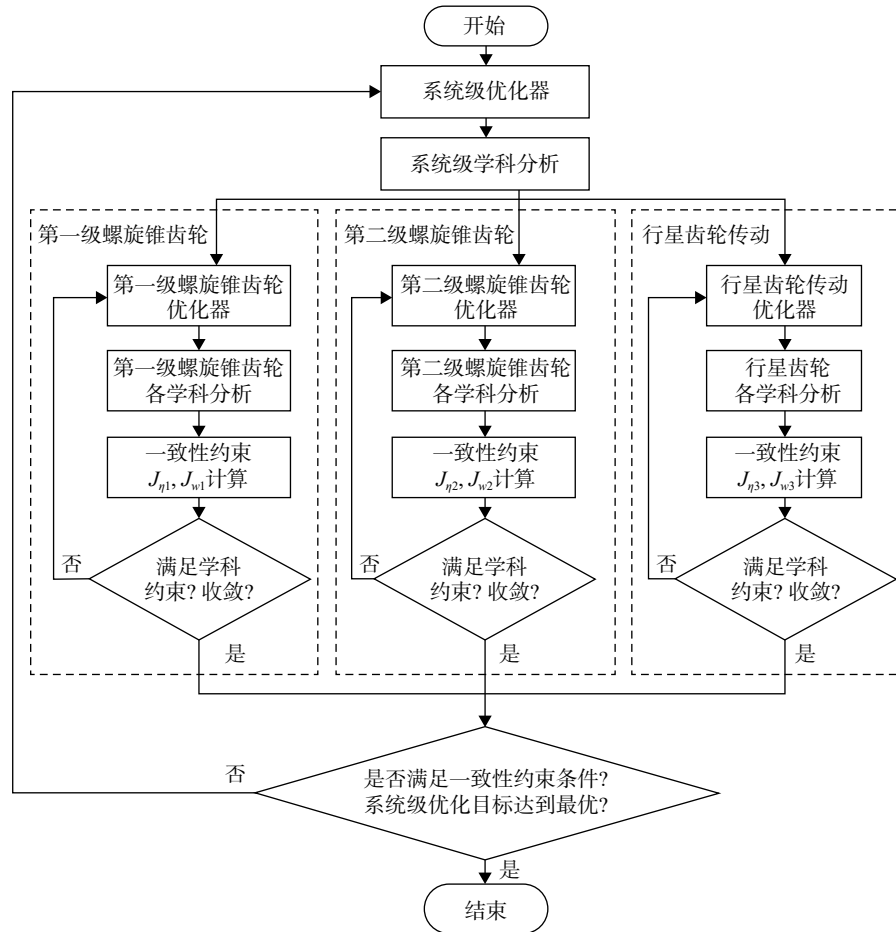


图 14 基于 CO 方法的 2 000 kW 级直升机传动系统主减速器主传动链 MDO 过程

Fig. 14 MDO process of the main transmission chain of main retarder of a 2 000 kW helicopter transmission system based on the CO method

表 5 基于多种算法优化前后的 2 000 kW 级直升机传动系统主减速器主传动链关键性能参数 (归一化)

Table 5 Key performance parameters of the main transmission chain of main retarder of a 2 000 kW helicopter transmission system before and after the optimizations based on multiple algorithms (normalization)

| 性能参数  | 优化前     | 优化后        |            |                |               |                                               |         |         |         |
|-------|---------|------------|------------|----------------|---------------|-----------------------------------------------|---------|---------|---------|
|       |         | 主目标<br>函数法 | 主目标<br>函数法 | 固定权系数<br>加权求和法 | 变权系数<br>加权求和法 | 基于切比雪夫的<br>MOEA/Decomposition<br>算法(Pareto 解) |         |         |         |
| 目标函数  |         | 传动效率       | 质量         | 传动效率+质量        | 传动效率+质量       | 传动效率+质量                                       |         |         |         |
| 传动效率  | 1.000 0 | 1.005 8    | 1.000 0    | 0.997 5        | 1.006 0       | 1.006 3                                       | 1.005 9 | 1.005 6 | 1.004 8 |
| 质量/kg | 1.000 0 | 1.004 8    | 0.861 3    | 0.814 6        | 0.916 7       | 0.995 6                                       | 0.946 1 | 0.914 1 | 0.896 4 |

### 3.5 考虑热弹流润滑的直升机传动系统主减速器主传动链 MDO

直升机传动系统的齿轮具有高速、重载的特点,工作时轮齿啮合处接触面积小,接触区产生较大的接触压应力,润滑作用十分突出。但目前在接触强度计算时,对润滑作用通常只是简单地通过润滑系数予以考虑,由于润滑系数是通过并不充分的试验数据获取,因而具有较大的局限性。

此外,现有研究及工程实践均表明,润滑黏度对轮齿寿命影响很大。因此新一代直升机传动系统齿轮设计应该充分考虑润滑作用。

某传递功率为 500 kW 级的传动系统主减速器主传动链由输入齿轮、输出齿轮、太阳轮、3 个行星齿轮、齿圈、行星架和旋翼轴共 9 个构件组成,如图 16 所示。

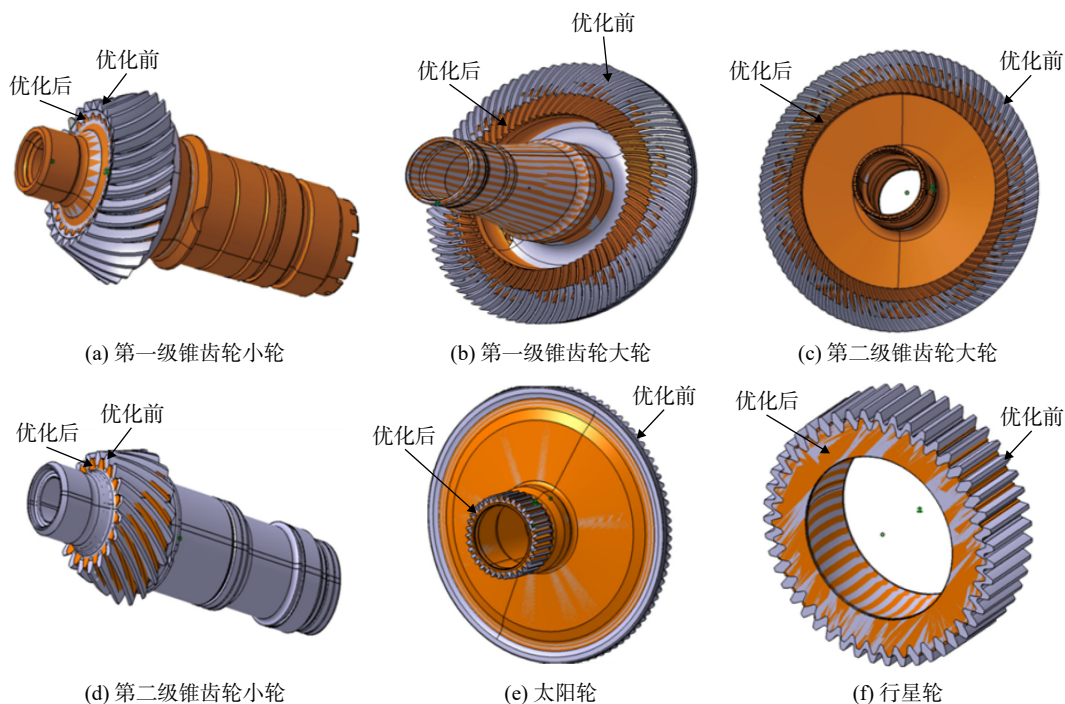


图 15 2000 kW 级直升机传动系统主减速器主传动链优化前后主要零件的几何模型

Fig. 15 Geometric models of main parts of the main transmission chain of main retarder of a 2000 kW helicopter transmission system before and after optimization

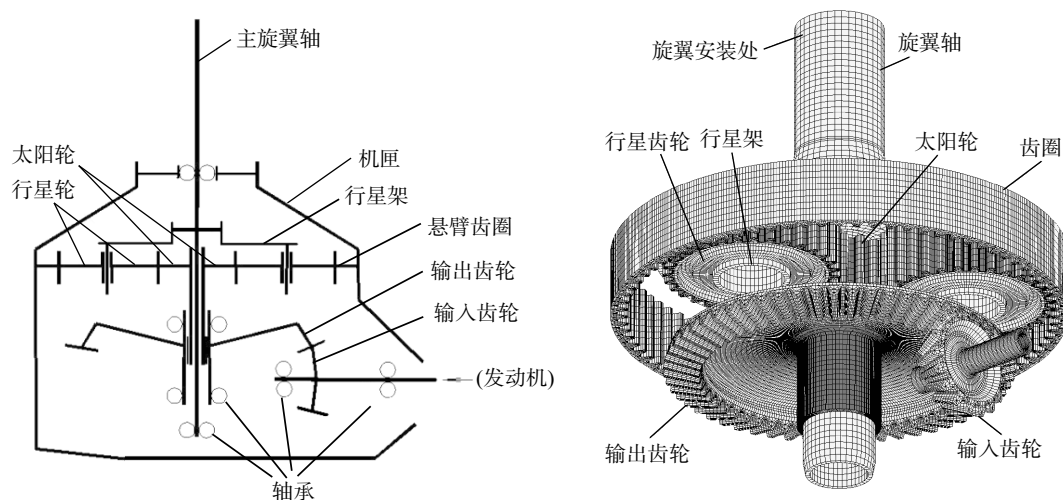


图 16 500 kW 级传动系统主减速器主传动链示意图及有限元模型

Fig. 16 Schematic diagram and finite element model of the main transmission chain of main retarder of a 500 kW helicopter transmission system

基于单学科可行(IDF)方法开展考虑热弹流润滑的主减速器主传动链 MDO。作为将更准确的工程设计优化方法应用于传动系统 MDO 的一个示例,本节选用了尺寸及传递功率的大小与文中第 3.4 节中完全不同的主传动链,采用了热弹流润滑分析,应用了高精度有限元法进行结构质量、强度及振动评估,使优化结果更加可靠。

整个优化共包含 21 个设计变量和 21 个约束条件,并且选取主传动链质量、太阳轮-行星齿轮

最大无量纲油膜压力、输入齿轮-输出齿轮最大无量纲油膜压力共 3 个参数为目标函数。采用自编的优化软件 GEAR\_OPT 等搭建优化平台,并应用 SPEA-II 算法进行求解。

表 6 对比了直升机传动系统主减速器主传动链的关键性能参数(这里仅列出其中 1 个优化方案),图 17 对比了优化前后主要零件的几何模型。主传动链质量、太阳轮-行星齿轮最大无量纲油膜压力、输入齿轮-输出齿轮最大无量纲油膜压

表 6 500 kW 级直升机传动系统主减速器主传动链优化前后关键性能参数 (归一化)

Table 6 Key performance parameters of the main transmission chain of main retarder of a 500 kW helicopter transmission system before and after optimization (normalization)

| 性能参数               | 优化前   | 优化后   | 变化率/% |
|--------------------|-------|-------|-------|
| 主传动链质量             | 1.000 | 0.838 | -16.2 |
| 太阳轮-行星齿轮最大无量纲油膜压力  | 1.000 | 0.896 | -10.4 |
| 输入齿轮-输出齿轮最大无量纲油膜压力 | 1.000 | 0.962 | -3.8  |

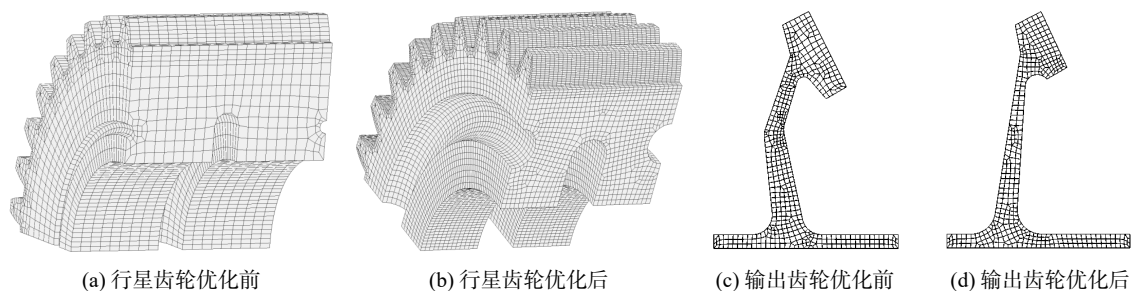


图 17 500 kW 级直升机传动系统主减速器主传动链优化前后主要零件的几何模型

Fig. 17 Geometric models of main parts of the main transmission chain of main retarder of a 500 kW helicopter transmission system before and after optimization

力分别减小 16.2%、10.4% 和 3.8%。

#### 4 航空动力系统整机及相关部件 MDO 试验验证

以文中第 3.3 节所述涡喷发动机为例,对航空动力系统整机及相关部件 MDO 结果开展试验验证,以表明整机 MDO 在工程实际中的重要作用。

##### 4.1 单状态 MDO 的压气机部件试验验证

对涡喷发动机整机单状态 MDO 的方案开展其压气机部件的性能对比试验,获取了优化前后组合压气机试验件在各折合转速下的特性。

优化前后试验件均如图 18 所示,图 19 列出了单状态优化前后的离心叶轮和径向扩压器实物。

图 20 对比了单状态优化前后组合压气机的试验特性线,表 7 对比了优化前后组合压气机在巡航状态(0.9 换算转速)和最大转速状态(1.0 换算转速)的关键性能参数试验结果。优化后,最大转速状态的性能得到明显提升,堵点流量增加 2.31%,最高效率由 0.740 提高到 0.791,最高压比略有下降。但是,巡航状态的性能下降,堵点流量降低 4.87%,最高效率降低 0.1%,最高压比降低约 8.39%。这是巡航状态未被纳入优化所致。

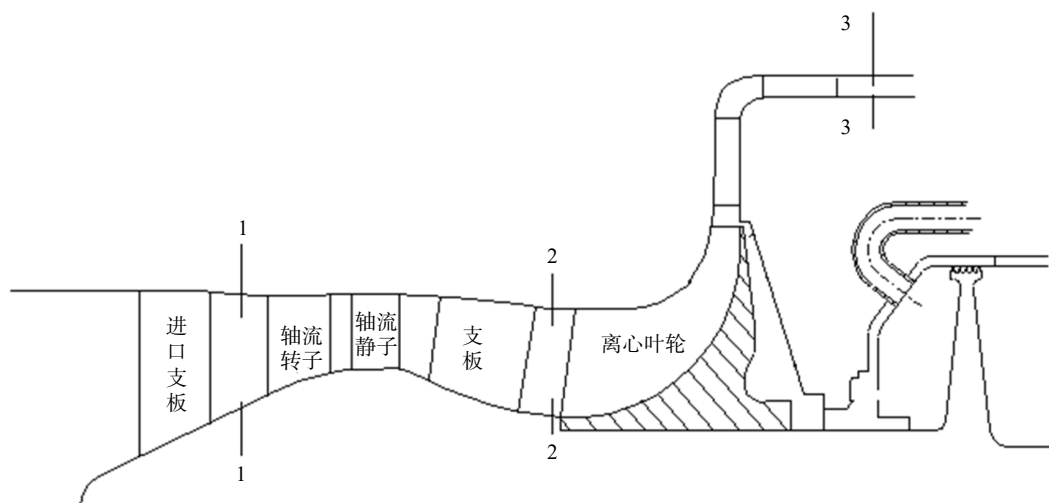


图 18 组合压气机试验件的构型示意图

Fig. 18 Configuration diagrams of the tested combined compressor



图 19 单状态优化前后离心叶轮和径向扩压器实物

Fig. 19 Machined centrifugal impeller and radial diffuser before and after the single-state optimization

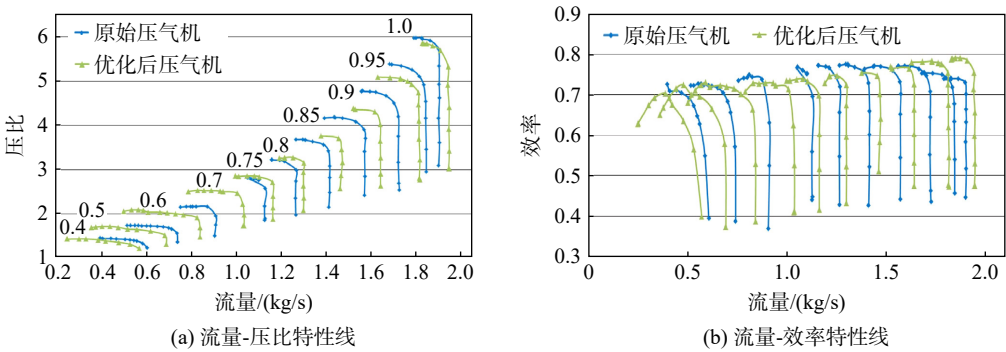


图 20 单状态优化前后组合压气机的试验特性线

Fig. 20 Test characteristic line of the combined compressor before and after the single-state optimization

表 7 单状态优化前后组合压气机关键性能参数试验结果

Table 7 Test results of key performance parameters of the combined compressor before and after the single-state optimization

| 状态     | 方案  | 堵点流量/(kg/s) | 最高压比   | 最高效率   |
|--------|-----|-------------|--------|--------|
| 最大转速状态 | 优化前 | 1.902       | 5.979  | 0.740  |
|        | 优化后 | 1.946       | 5.854  | 0.791  |
|        | 变化  | 2.31%       | -2.09% | 0.051  |
| 巡航状态   | 优化前 | 1.725       | 4.781  | 0.771  |
|        | 优化后 | 1.641       | 4.380  | 0.770  |
|        | 变化  | -4.87%      | -8.39% | -0.001 |

4.2 多状态 MDO 的压气机部件试验验证

也对多状态 MDO 的方案开展了压气机部件的性能试验验证和转子件的强度试验验证。

这里未示出多状态优化后的离心叶轮和径向扩压器实物,但要指出,它与单状态优化方案中的具体叶型参数已不相同。图 21 对比了多状态优化前后组合压气机的试验特性线。优化后最大转速状态(1.0 换算转速)的堵点流量变化不明显,最高压比提高 2.4%,最高效率提高 2.2%;巡航状态(0.9 换算转速)的堵点流量增加 0.9%,最高压

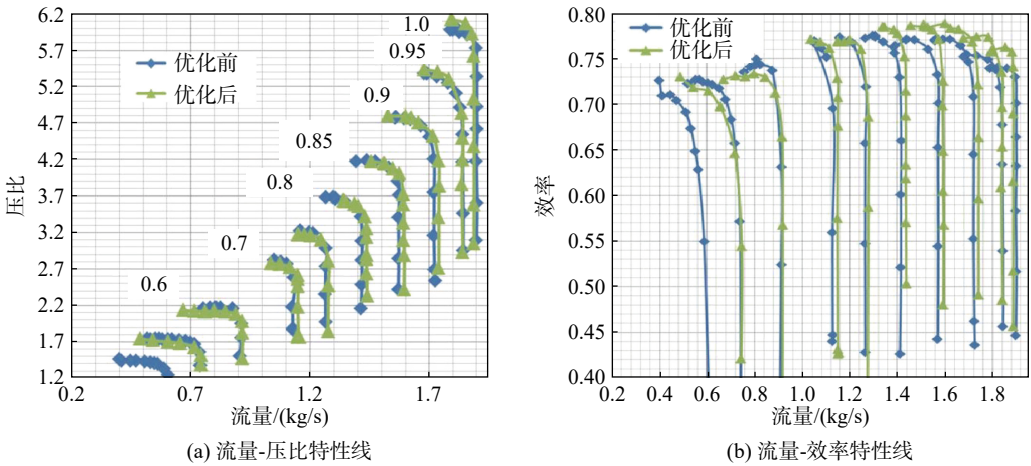


图 21 多状态优化前后组合压气机的试验特性线

Fig. 21 Test characteristic line of the combined compressor before and after the multi-state optimization

比提高 0.4%, 最高效率提高 1.7%; 0.9 换算转速及以下的堵点流量增加 0.9%~2%, 中低转速下(0.8 换算转速以下)压比略有降低, 低转速下(0.6 换算转速以下)效率略有提升。

优化后离心叶轮的超转、破裂试验在立式轮盘超转试验器上完成, 均符合规范要求。顺便指出, 优化前后离心叶轮的寿命相当。

### 4.3 多状态 MDO 的整机试验验证

在完成多状态 MDO 压气机性能和强度试验

验证的基础上, 对优化后的涡喷发动机整机进行试验验证。整机试验中, 离心压气机采用多状态 MDO 的方案, 其他零部件均保持不变。

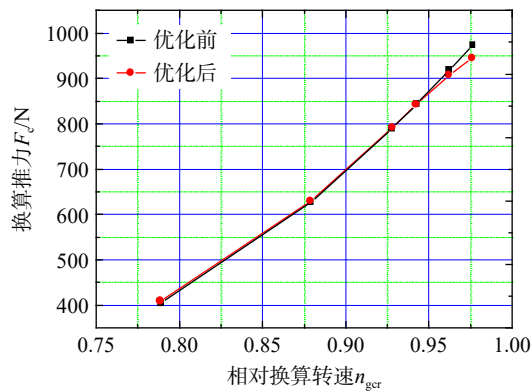
整机试验在某 4 kN 推力级喷气试车台上进行, 为降低进气温度对性能评判的影响, 选取大气温度较为接近的两次整机试验, 换算为相近状态的性能数据进行对比。

表 8 和图 22 对比了优化前后的涡喷发动机台架试车数据。优化后, 发动机推力与之前的基

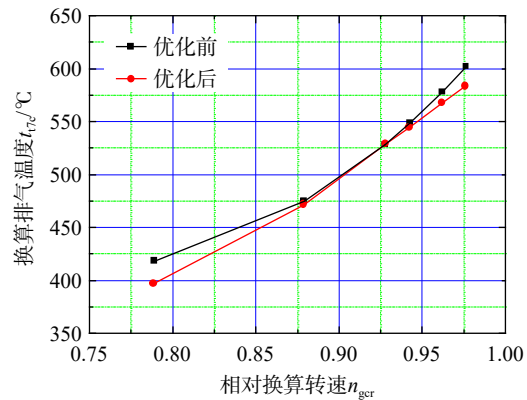
表 8 优化前后涡喷发动机台架试车数据

Table 8 Test data of a turbojet engine before and after optimization

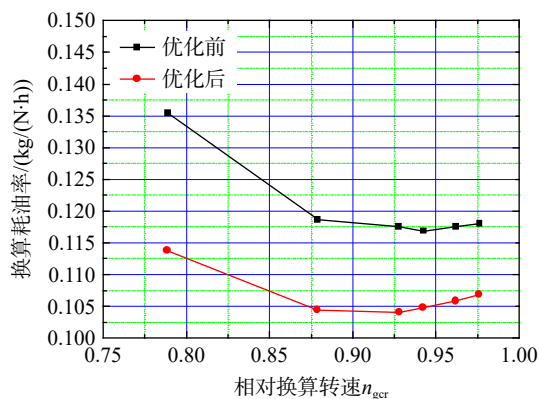
| 方案                                  | 物理转速/<br>(r/min) | 换算<br>转速 | 换算<br>推力/<br>N | 换算排气<br>温度/<br>℃ | 换算耗油率/<br>(kg/(N·h)) | 进口空气换算<br>流量/<br>(kg/s) | 换算燃气流量/<br>(kg/min) | 压比    |
|-------------------------------------|------------------|----------|----------------|------------------|----------------------|-------------------------|---------------------|-------|
| 优化前<br>温度为 28.8℃,<br>压力为 100 637 Pa | 41 998           | 0.789 0  | 404.0          | 418.1            | 0.135 4              | 1.311                   | 0.912               | 3.261 |
|                                     | 46 799           | 0.879 2  | 626.8          | 474.6            | 0.118 6              | 1.600                   | 1.239               | 4.165 |
|                                     | 49 396           | 0.927 7  | 789.1          | 528.4            | 0.117 5              | 1.743                   | 1.546               | 4.729 |
|                                     | 50 180           | 0.942 7  | 843.5          | 548.5            | 0.116 8              | 1.784                   | 1.643               | 4.920 |
|                                     | 51 220           | 0.962 1  | 918.2          | 578.1            | 0.117 5              | 1.836                   | 1.798               | 5.166 |
|                                     | 51 989           | 0.976 5  | 973.3          | 602.0            | 0.118 0              | 1.873                   | 1.915               | 5.353 |
| 优化后<br>温度为 28.9℃,<br>压力为 100 313 Pa | 41 998           | 0.788 6  | 408.8          | 396.6            | 0.113 8              | 1.364                   | 0.774               | 3.354 |
|                                     | 46 799           | 0.878 9  | 629.4          | 471.6            | 0.104 4              | 1.647                   | 1.095               | 4.259 |
|                                     | 49 400           | 0.927 9  | 791.2          | 528.7            | 0.104 0              | 1.791                   | 1.373               | 4.838 |
|                                     | 50 177           | 0.942 3  | 842.4          | 544.5            | 0.104 8              | 1.830                   | 1.469               | 5.003 |
|                                     | 51 216           | 0.962 1  | 907.9          | 567.7            | 0.105 8              | 1.875                   | 1.599               | 5.217 |
|                                     | 51 997           | 0.975 9  | 944.8          | 583.4            | 0.106 8              | 1.895                   | 1.682               | 5.315 |



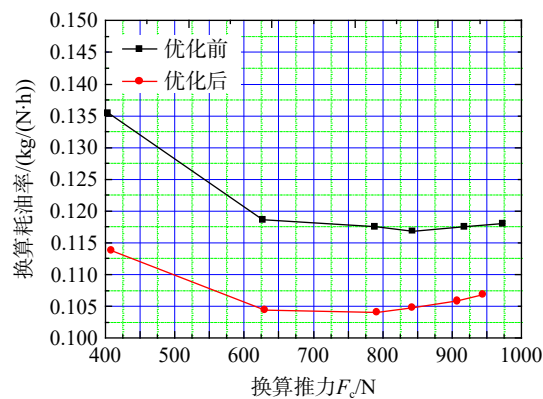
(a) 换算推力-相对换算转速曲线



(b) 换算排气温度-相对换算转速曲线



(c) 换算耗油率-相对换算转速曲线



(d) 换算耗油率-换算推力变化曲线

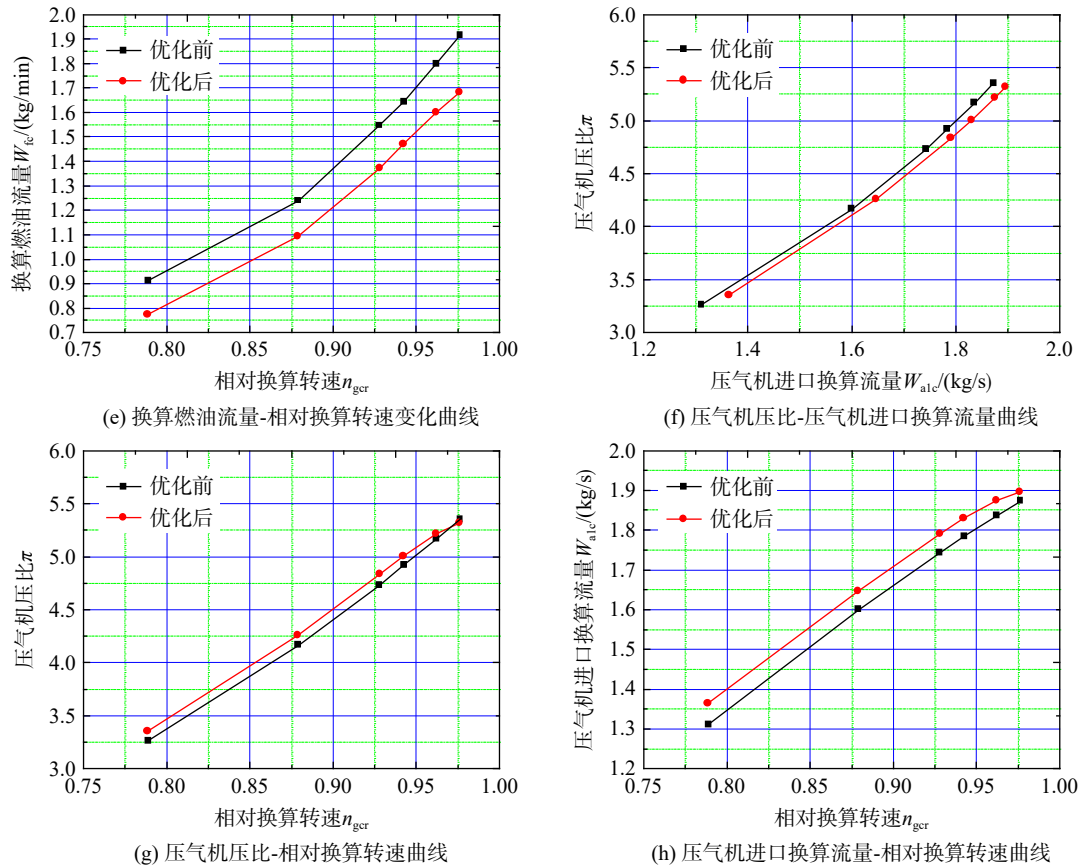


图 22 优化前后涡喷发动机试车数据

Fig. 22 Test data of a turbojet engine before and after optimization

本相当,耗油率明显下降,在相同转速下以及相同推力下,耗油率下降幅度约 9%~16%;在 0.975 换算转速以上,推力及压比略有下降,这是因为试验中串装的涡轮导向器和喷管出口面积未相应调整,导致整机匹配不是最好,未充分发挥压气机优化潜能。但现有结果已经能够说明,MDO 后的方案具有明显优势。

## 5 结 论

本文从系统分解、系统建模和系统求解三个方面,发展且应用了高精度代理模型、高效优化策略和智能多目标优化算法等多类先进技术,并建立了基于 MDO 的航空动力系统整机设计方法,还以涡轴发动机、涡扇发动机、涡喷发动机、直升机传动系统主减速器主传动链为对象,开展了航空动力系统整机 MDO 工程应用和试验验证研究。通过以上工作,得到以下结论:

1) 航空动力系统整机 MDO 技术及方法,在设计之初就采用了较高计算效率及较高保真度的总体及部件设计方法和程序,可更大范围地综合考虑部件及整机的最佳工作能力,通过自动优化

过程努力“穷尽”可能的优化方案。它可对总体、部件乃至重要零件在几十门学科领域中进行综合优化,能够充分利用合适的分解协调策略,有效结合先进的建模、计算分析技术,同步考虑各部件各学科间相互作用,实时平衡各类指标冲突,搜索综合性能最佳方案。它还可采用并行设计方式减少设计成本,显著缩短发动机研制周期。

2) 文中介绍的涡轴发动机整机 MDO、涡扇发动机整机 MDO、涡喷发动机整机 MDO 以及直升机传动系统主减速器主传动链 MDO,均在较短的时间内优化得到较好的设计方案,优化后整机和部件性能明显提升。这表明本文建立的基于 MDO 的航空动力系统整机设计先进方法是实用、高效的。

3) 涡喷发动机的优化前后压气机性能对比试验以及整机对比试验表明,通过整机 MDO 得到的设计方案是可靠的,在发动机工程实践中的确具有明显优势。

4) 航空动力系统整机 MDO 在航空动力系统领域的应用前景十分广阔,将会变革航空动力系统的设计乃至研发工作。

## 参考文献:

- [1] 尹泽勇, 米栋. 航空发动机多学科设计优化[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2015.
- [2] SOBIESZCZANSKI-SOBIESKI J. A linear decomposition method for large optimization problems-Blueprint for development[R]. NASA-TM-83248, 1982.
- [3] AIAA Technical Committee for MDO. White paper on current state of the art in multidisciplinary design optimization[R]. Washington: AIAA Technical Committee for MDO, 1991.
- [4] AIAA Technical Committee for MDO. White paper on industrial experience with MDO[R]. Washington: AIAA Technical Committee for MDO, 1998.
- [5] YOUNG J, ANDERSON R, YURKOVICH R. A description of the F/A-18E/F design and design process[R]. AIAA-98-4701, 1998.
- [6] VAN DER VELDEN A, KOKAN D, KELM R, et al. Application of MDO to large subsonic transport aircraft[R]. AIAA-2000-0844, 2000.
- [7] RÖHL P, HE B, FINNIGAN P. A collaborative optimization environment for turbine engine development[R]. AIAA-98-4734, 1998.
- [8] YANG R J, THO C H, GU L. Recent development in multidisciplinary design optimization of vehicle structures[C]//9th AIAA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization. Atlanta, Georgia: AIAA, 2002: 1-8.
- [9] YAN J, BROESICKE O A, TONG X, et al. Multidisciplinary design optimization of distributed energy generation systems: the trade-offs between life cycle environmental and economic impacts [J]. Applied Energy, 2021, 284: 116197.1-116197.9.
- [10] MARTIN T J, DULIKRAVICH G S. Analysis and multidisciplinary optimization of internal coolant networks in turbine blades[J]. Journal of Propulsion and Power, 2002, 18(4): 896-906.
- [11] KRÖGER G, SCHNELL R, HUMPHREYS N D. Optimised aerodynamic design of an OGV with reduced blade count for low noise aircraft engines[C]//Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air. Copenhagen, Denmark: American Society of Mechanical Engineers, 2012: 407-418.
- [12] SALNIKOV A, DANILOV M. A centrifugal compressor impeller: a multidisciplinary optimization to improve its mass, strength, and gas-dynamic characteristics[C]//Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air. Charlotte, US: American Society of Mechanical Engineers, 2017: 1-10.
- [13] DENG X, GUO F, LIU Y, et al. Aero-mechanical optimization design of a transonic fan blade[C]//Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air. San Antonio, US: American Society of Mechanical Engineers, 2013: 1-12.
- [14] POPOV G, GORIACHKIN E, KOLMAKOVA D, et al. Multicriteria optimization of axial low pressure compressor of gas turbine power plant[C]//Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air. Seoul, South Korea: American Society of Mechanical Engineers, 2016: 1-10.
- [15] AULICH A L, GOERKE D, BLOCHER M, et al. Multidisciplinary automated optimization strategy on a counter rotating fan[C]//Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air. San Antonio, US: American Society of Mechanical Engineers, 2013: 1-14.
- [16] SEELEY C, TANGIRALA V, MIKA D, et al. Multidisciplinary analysis and optimization of combustion sub-system using a network-centric approach[C]//19th AIAA Applied Aerodynamics Conference. Anaheim, US: AIAA, 2001: 1-12.
- [17] 王荣桥, 贾志刚, 杨俊杰, 等. 基于多层优化策略的涡轮盘叶设计研究[J]. 航空动力学报, 2012, 27(6): 1201-1209.
- WANG Rongqiao, JIA Zhigang, YANG Junjie, et al. Study on disk and blade design based on multi-layer optimization strategy[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(6): 1201-1209. (in Chinese)
- [18] 申秀丽, 龙丹, 董晓琳. 航空发动机初步设计阶段涡轮流道多学科优化设计分析方法[J]. 航空动力学报, 2014, 29(6): 1369-1375.
- SHEN Xiuli, LONG Dan, DONG Xiaolin. Multidisciplinary design optimization of aero-engine turbine flow path in preliminary design phase[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(6): 1369-1375. (in Chinese)
- [19] LYTLER J K. The numerical propulsion system simulation: a multidisciplinary design system for aerospace vehicles[R]. NASA/TM-1999-209194, 1999.
- [20] JONES M J, BRADBROOK S J, NURNEY K. A preliminary engine design process for an affordable capability[R]. United Kingdom: Rolls-Royce Plc Bristol New Projects Engineering, 2003.
- [21] DONUS F, BRETSCHNEIDER S, SCHABER R, et al. The Architecture and Application of Preliminary Design Systems[R]. ASME Paper GT2011-45614, 2011.
- [22] PANCHENKO V, MOUSTAPHA H, MAH S, et al. Preliminary multi-disciplinary optimization in turbomachinery design[R]. Longueuil, Canada: Pratt and Whitney Canada Corp, 2003.
- [23] TRIBES C, TRÉPANIER J Y, PANCHENKO Y, et al. Preliminary multidisciplinary design optimization system: A software solution for early gas turbine conception [C]//ASME Turbo Expo 2005: Power for Land, Sea, and Air. Reno, US: American Society of Mechanical Engineers, 2005: 213-220.
- [24] FRANCOIS B, STEPHEN M, JASMIN T. Preliminary multi-disciplinary optimization (PMDO) an example at engine level[R]. Montreal: 19th International Symposium on Air Breathing Engines, 2009.
- [25] 米栋. 航空发动机压气机叶片多学科设计优化技术研究[D]. 北京: 中国航空研究院, 2004.
- MI Dong. Study on multidisciplinary design optimization technology of aeroengine compressor blade[D]. Beijing: Chinese Aeronautical Establishment, 2004. (in Chinese)
- [26] 吴立强. 多学科设计优化技术在航空发动机涡轮叶片设计中的应用研究[D]. 北京: 中国航空研究院, 2004.
- WU Liqiang. Research on application of multidisciplinary design optimization technology in aero-engine turbine blade design[D]. Beijing: Chinese Aeronautical Establishment, 2004. (in Chinese)
- [27] 肖根升. 基于正交试验设计和响应面模型的多学科设计优化及其应用研究[D]. 北京: 中国航空研究院, 2005.
- XIAO Gensheng. Research on multidisciplinary design optimization and application based on orthogonal experimental design and response surface model [D]. Beijing: Chinese Aeronautical Establishment, 2005. (in Chinese)
- [28] 刘飞春. 航空发动机涡轮级叶片多学科设计优化研究与应用[D]. 北京: 中国航空研究院, 2006.
- LIU Feichun. Research and application of multidisciplinary design optimization for aeroengine turbine stage blades[D]. Beijing: Chinese Aeronautical Establishment, 2006. (in Chinese)
- [29] 李立君. 航空发动机总体多学科多目标设计优化[R]. 湖南: 中国航空动力机械研究所, 2007.
- [30] 张立章. 基于降维技术的航空发动机多学科设计优化方法研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2019.
- ZHANG Lizhang. Research on multidisciplinary design optimization method of aeroengine based on dimensionality reduction tech-

- nology[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019. (in Chinese)
- [31] 闫成. 航空发动机MDO高精度代理模型及协作优化策略研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2019.
- YAN Cheng. Research on high-precision surrogate model and co-operative optimization strategy of aero-engine MDO[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019. (in Chinese)
- [32] 尹泽勇, 米栋, 吴立强, 等. 航空发动机多学科设计优化技术研究[J]. *中国工程科学*, 2007, 9(6): 1-10.
- YIN Zeyong, MI Dong, WU Liqiang, et al. Study on multidisciplinary design optimization of aero-engine[J]. *Engineering Science*, 2007, 9(6): 1-10. (in Chinese)
- [33] 张立章, 尹泽勇, 米栋, 等. 基于改进的BLISS2000优化策略的涡轮级多学科设计优化[J]. *机械强度*, 2015, 37(4): 639-645.
- ZHANG Lizhang, YIN Zeyong, MI Dong, et al. Multidisciplinary design optimization of turbine stage based on improved bi-level integrated system synthesis [J]. *Journal of Mechanical Strength*, 2015, 37(4): 639-645. (in Chinese)
- [34] 张立章, 尹泽勇, 米栋, 等. 基于自适应本征正交分解的涡轮级多学科设计优化[J]. *推进技术*, 2017, 38(6): 1249-1257.
- ZHANG Lizhang, YIN Zeyong, MI Dong, et al. Multidisciplinary design optimization for turbine stage based on self-adaptive proper orthogonal decomposition[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(6): 1249-1257. (in Chinese)
- [35] 李立君, 尹泽勇, 乔渭阳. 基于多目标遗传算法的航空发动机总体性能优化设计[J]. *航空动力学报*, 2006, 21(1): 13-18.
- LI Lijun, YIN Zeyong, QIAO Weiyang. Performance optimal design of aircraft engine based on multi-objective genetic algorithms [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2006, 21(1): 13-18. (in Chinese)
- [36] YIN Zeyong. Multidisciplinary design optimization technology accepting challenge of advanced green aeroengine design[R]. Italy: Plenary Lecture on the Cira-Crain2 Short Course, 2014.
- [37] 闫成, 尹泽勇, 郭福水, 等. 基于MDO策略的民用航空发动机概念设计研究[J]. *航空动力学报*, 2017, 32(8): 1911-1921.
- YAN Cheng, YIN Zeyong, GUO Fushui, et al. Research on the conceptual design of a civil aero-engine based on MDO strategies[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2017, 32(8): 1911-1921. (in Chinese)
- [38] YAN C, SHEN X, GUO F. Novel two-stage method for low-order polynomial model[J]. *Mathematical Problems in Engineering*, 2018: 1-13.
- [39] YAN C, SHEN X, GUO F. An improved support vector regression using least squares method[J]. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 2018, 57(6): 2431-2445.
- [40] YAN C, ZHU J, SHEN X, et al. Ensemble of regression-type and interpolation-type metamodels[J]. *Energies*, 2020, 13(3): 1-20.
- [41] YAN C, DU H, KANG E, et al. AVEI-BO: an efficient Bayesian optimization using adaptively varied expected improvement[J]. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 2022, 65(6): 1-23.
- [42] YAN C, YIN Z, GUO F, et al. A newly improved collaborative optimization strategy: Application to conceptual multidisciplinary design optimization of a civil aero-engine[C]//Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air. Charlotte, US: American Society of Mechanical Engineers, 2017: 1-12.

(编辑: 张 雪)