

航空发动机多学科设计优化技术研究

尹泽勇, 米 栋, 吴立强, 肖根升, 刘飞春, 李立君

(中国航空动力机械研究所, 湖南株洲 412002)

[摘要] 多学科设计优化(MDO)是为实现复杂产品设计方法升级换代的最佳技术途径。针对先进航空发动机设计面临的各学科间耦合关系复杂、指标冲突严重等困难,按零件、部件和总体方案设计3个阶段对MDO的各项关键技术开展了研究、开发及应用工作,提出了基于MDO技术的航空发动机一体化设计方法。给出的5个工程应用实例表明,该方法与传统设计方法相比,能大幅提高航空发动机设计水平,具有广泛的工程应用前景。

[关键词] 航空发动机设计;多学科设计优化;零件级优化;部件级优化;总体优化

[中图分类号] V23 [文献标识码] A [文章编号] 1009-1742(2007)06-0001-10

1 引言

多学科设计优化(MDO, multidisciplinary design optimization)是一种通过充分探索并利用工程系统中各学科间相互作用的协调机制来设计复杂系统和子系统的方法论。它在设计过程中考虑各学科间的耦合作用,平衡各学科间的冲突,利用多学科优化方法与优化算法来寻求系统最优解,从而提高产品质量、缩短研制周期。

1974年,美国国家航空航天局(NASA)高级研究员J. Sobieski首先提出了MDO思想^[1],他在多学科优化方法以及全灵敏度分析方程方面做出了开拓性的贡献。1986年,在美国航空航天学会(AIAA)、NASA和美国空军(USAF)等机构的倡导下,在NASA兰利研究中心举行了第1届多学科分析与优化设计大会,之后每两年举行一次MDO学术大会,论文与参加人数逐届增加,现已演变成国际性学术会议。1991年,AIAA成立了专门的MDO技术委员会,发表的第1份MDO白皮书^[2],以航空工业发展为背景,描述了飞行器设计方法的变迁,指出MDO技术是追求飞行器高综合性能指标(含成本)的必然产物,同时列举了MDO的研究内

容与核心技术。这标志着MDO作为一个新的研究领域正式诞生。1998年,MDO技术委员会在调查波音、通用电气等大企业MDO应用状况的基础上,发表了第2份白皮书^[3]。该书描述了MDO的工程应用情况,总结了利用MDO技术的方法及经验,提出了需要解决的困难问题,推进了MDO技术的工程应用。目前美国政府已将MDO技术纳入“美国国家关键技术发展规划”,希望通过对MDO技术的研究与工程应用,促使企业界从传统的串行设计模式向先进的并行、一体化设计模式转换。

在MDO发展的起初10多年中,受计算机软硬件等条件的限制,主要集中于多学科优化方法的理论研究方面。20世纪90年代中后期,随着计算机软硬件技术的快速发展,MDO在工业发达国家得到广泛的工程应用,取得了显著的效果。例如空中客车公司利用MDO技术对A380机翼进行优化,使飞机起飞质量减轻了15 900 kg^[4];GE公司利用MDO技术在两个月内完成GE90涡扇发动机的改进设计,最终在保证性能的情况下使每台GE90发动机质量减轻113 kg(250磅),成本降低25万美元。此外,在第三代飞机F-16^[5],F/A-18E/F^[6]的改进以及第四代飞机F-22^[3]的设计中,均不同程度

地采用了 MDO 技术，取得了较好的效果。

MDO 技术在国内主要集中于诸如导弹及飞机等领域^[7,8]，在航空发动机领域的工程应用尚不广泛。课题组在多年关注 MDO 技术发展动态的基础上，开始了航空发动机 MDO 研究及工程应用工作。以下为该项工作的阶段性总结。

2 航空发动机设计的困难及 MDO 思路

2.1 先进航空发动机设计的困难

航空发动机设计是一个极为复杂的系统工程(见图 1 和封面)，涉及热力、气动、结构、强度、振动、寿命、燃烧、传热、机械传动、控制、润

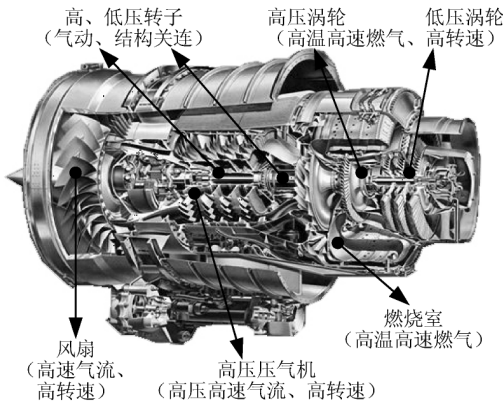


图 1 典型的航空发动机形式及涉及的学科

Fig.1 Typical structure of aero-engine and involving disciplines

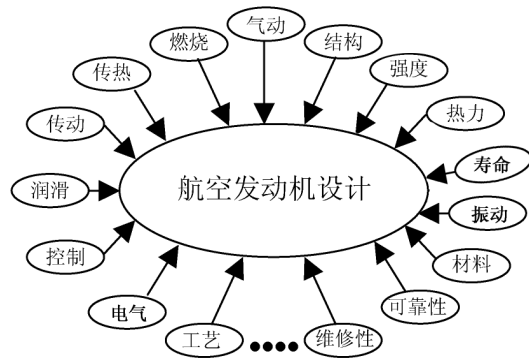
2.2 航空发动机 MDO 思路

为设计高性能的先进航空发动机，必须探索与采用新的设计方法。基于 MDO 技术的发动机一体化设计方法是最有前途的方法，它综合考虑了各学科之间的耦合作用，利用现代多学科优化方法和优化算法来平衡各学科之间的冲突，找到整体最优解。该方法属于并行设计，设计周期短，成本低。图 2 给出的压气机叶片的两种设计流程比对即可说明这一点。

遵循由易到难，由简单到复杂的原则，分 3 个阶段对 MDO 的各项关键技术进行研究、开发及应用工作：第一阶段针对关键零件，以压气机转子叶片等为例；第二阶段针对部件，以涡轮级为例；第三阶段针对发动机总体方案。通过该 3 个阶段工作，在开展关键技术研究应用的基础上，初步建立了可供工程实际试用的发动机设计新方法——基于 MDO 技术的航空发动机一体化设计方法。

滑、电气、工艺、材料、可靠性、维修性、保障性、计算机(软件工程、数据库技术、网络技术、可视化技术、虚拟现实技术)等众多学科。航空发动机设计的困难突出表现在：**a.** 各学科间存在复杂的耦合关系；**b.** 各学科指标要求存在严重冲突；**c.** 设计周期长，经费投入多，研制风险大。

传统的发动机设计方法先在部分学科范围内进行孤立的单一学科优化，然后再校核其他学科的要求，主要凭以往经验人为地平衡各学科指标的冲突，未充分考虑各学科之间的耦合作用；只能设计出基本满足要求的方案，而不是系统整体最优的方案，且属于串行设计，设计周期长，经济代价高。



3 基于 MDO 技术的航空发动机一体化设计方法

3.1 系统分解

系统分解是将复杂的发动机设计系统分解为一系列较小子系统，以减少系统复杂性。

复杂设计系统可划分为 3 类：层次系统，非层次系统，以及涵盖层次系统与非层次系统的混合系统。层次系统是一种“树”状结构；非层次系统是一种“网”状结构；混合系统具有“树”和“网”状结构的双重特点。发动机设计属于混合系统，图 3 为发动机涡轮叶片设计的结构图。

3.2 系统建模

在系统分解的基础上，建立多学科优化模型。首先是按多学科设计优化的需要，根据各学科的基础理论建立物理分析模型，开发相应的分析软件，在给定输入条件下得到各学科的输出，在此基础上建立优化数学模型，包括确定优化设计变量、目标

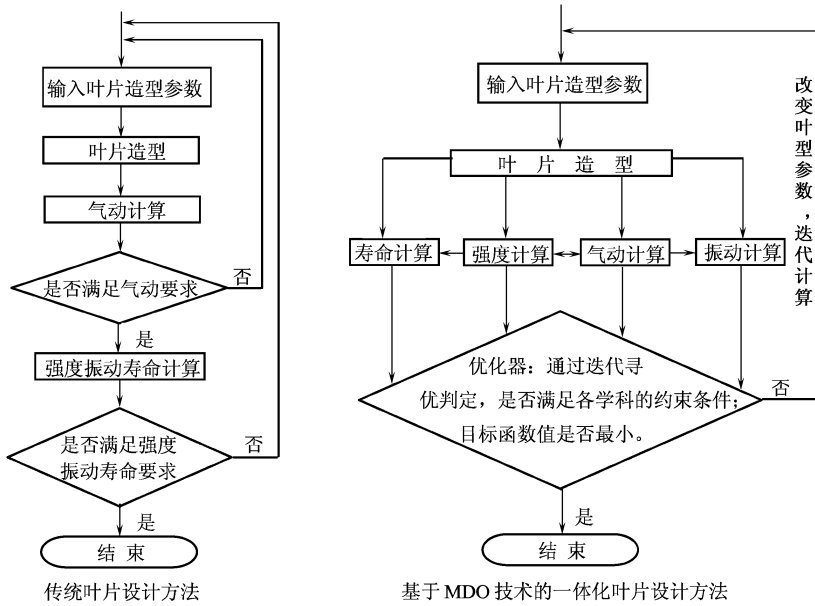


图 2 压气机叶片设计流程图对比

Fig.2 Comparison of the procedures of MDO and traditional method

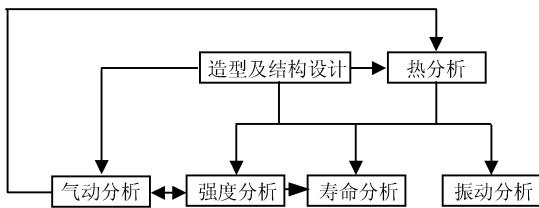


图 3 涡轮叶片设计系统结构图

Fig.3 Architecture of aero-engine turbine blade design

函数、约束条件。

对于航空发动机设计系统，其单一学科设计本身就是一项复杂的工作，若要考虑各学科之间耦合关系并在此基础上进行优化设计，工作难度更是巨大。因此，合理地进行计算成本与计算精度的折衷，是建立合适的系统模型从而决定优化设计成败的关键。为此采用了两种建模技术：**a.** 可变复杂度建模技术，即选用不同复杂度的模型来降低总的分析时间，例如各学科分析采用高复杂度模型，学科间的信息交换采用低复杂度模型；物理分析模型采用高复杂度模型，优化数学模型采用低复杂度模型。**b.** 响应面建模技术，即以降低一定精度为代价，利用例如一个拟合的多项式函数来描述多学科分析中原本复杂的输入、输出响应关系，以减少计算成本。这种输入、输出既可以指各学科物理分析模型的输入、输出，也可以指优化数学模型中的优化设计变量、目标函数或约束条件。课题组成功应

用了一种基于正交试验的二阶响应面建模方法，其过程为：

- 1) 利用正交试验设计，找出对输出影响最大的输入参数，确定输入样本点；
- 2) 利用理论分析或试验得到各样本点的输出响应；
- 3) 构造一个二次多项式以建立输入与输出的关系。

3.3 系统求解

利用系统求解器对多学科优化模型进行求解，以找到系统整体最优方案。求解器由多学科优化方法与优化算法组成，前者描述优化问题的组织结构，后者描述在设计空间的搜索寻优过程。此外，系统求解时还需面对多目标优化问题。

3.3.1 多学科优化方法 主要研究两种优化方法。一是标准优化方法（见图 4），这是一种单级优化方法，仅有一个优化器。优化过程中首先给出初始的设计变量，通过执行一个完整的系统分析得到目标函数与约束条件，反馈给优化器进行寻优。针对两个子学科间存在局部耦合的情况，进行物理模型分析时在局部耦合学科间作迭代计算，使分析结果更加准确。

二是协同优化方法^[9]（见图 5）。该方法按系统级和子系统级两层多个优化器进行设计优化，系统级优化器在满足一致性约束（即系统级与子系统

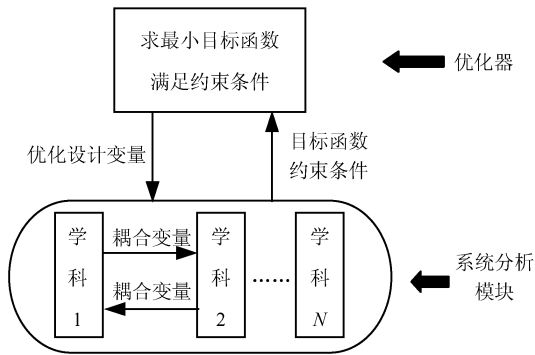


图4 标准优化方法过程

Fig.4 Process of standard strategy

条件下使系统达到最优，子系统优化器在满足本学科约束的条件下，使系统级与该子系统级提出的优化方案之差最小。

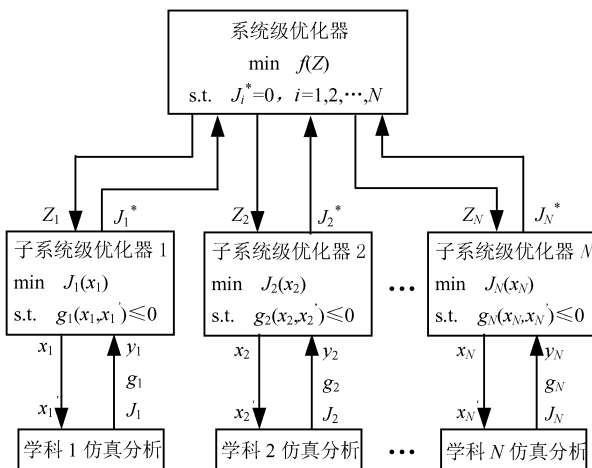


图5 协同优化方法过程

Fig.5 Process of CO strategy

3.3.2 优化算法 如所周知，单纯形法、序列二次规划法等经典算法局部寻优能力强，全局寻优能力弱；后期发展起来的遗传算法、模拟退火算法等全局寻优能力强，局部寻优能力弱。

课题组主要采用遗传算法进行寻优。这种基于生物自然选择与遗传机理的随机搜索算法从一组随机产生的初始解（种群）开始搜索过程，种群中的每一个体是用比如1个二进制字符串表示的所谓染色体，利用交叉或变异操作形成后代染色体，并通过适应度值来度量染色体，形成新一代染色体。如此反复，经过若干代之后，所收敛的最好的染色体很可能就是问题的最优解。

在实际应用中发现，某些情况下单一的某种优化算法不能找到最优解，于是采用了混合优化算法，即将多种优化算法结合起来，取长补短，产生更好的优化。例如首先采用遗传算法进行寻优，找到一个优化点，再在此基础上利用单纯形法进行局部寻优。

3.3.3 多目标优化 在实际工程中，各学科目标函数总是相互矛盾的，不存在一个最优设计点可使所有的子目标均达到最优，只能在它们中间进行协调和折衷处理。为此研究应用了两种处理方法。一是单目标转换法，其特点是“先决策后优化”，即首先由设计者根据个人的偏好人为地先选定一组权值或根据重要度排序，将多目标函数转化为单目标函数进行优化。比较典型的有加权求和法，该法的缺点是优化结果严重依赖于设计者的个人偏好，实际应用中经常出现总的目标函数得到优化，但某些子目标函数过分恶化。为克服这个缺点，研究并应用了改进的变权系数加权求和法^[10]及满意度函数法^[11]，以抑制某一目标函数变化过快，从而使各目标函数能以较同步的方式优化。

二是非劣解法，其特点是“先优化后决策”，即优化过程中不考虑设计者的偏好，只对有关目标进行优化，得到一组非劣解供设计者最终决策。它比单目标转换法的有效性更高。这里的非劣解是指不存在一个解，所有的子目标函数值均优于非劣解。课题组已将一种基于非劣解的多目标遗传算法成功地应用于发动机总体方案的多学科设计优化。

4 航空发动机 MDO 工程应用

4.1 单个零件的 MDO

作为基础工作，先对具有典型代表意义的3个关键零件，即压气机转子叶片、涡轮转子叶片和机匣进行MDO。这3个零件均是实际工程零件，已通过传统方法优化设计。

该阶段主要应用的MDO是建模技术、标准优化方法以及采用单目标转换法的多目标优化技术。优化算法则采用EPOGY软件提供的遗传算法^[12]。

4.1.1 压气机转子叶片 MDO 对某发动机的1级压气机转子叶片进行MDO，通过选择合适的叶型参数使得叶片各学科性能指标达到整体最优。涉及的学科包括结构、气动、强度、振动及寿命。叶片结构造型采用基于圆锥展开面上模拟多圆弧造型方

法；气动计算采用时间相关有限体积法进行 S1 流面分析；强度计算采用有限元法进行弹塑性分析；振动计算采用有限元法进行模态分析；寿命计算采用局部应力应变法进行低循环疲劳分析。

选用叶片的根、中、尖 3 个截面的 14 个叶片

造型参数作为优化设计变量（见图 6 和表 1），选用叶片的马赫数分布合理以及最大当量应力、前三阶最小共振裕度及寿命满足要求作为约束条件（见表 2），目标函数为最小的叶片质量与激波损失。

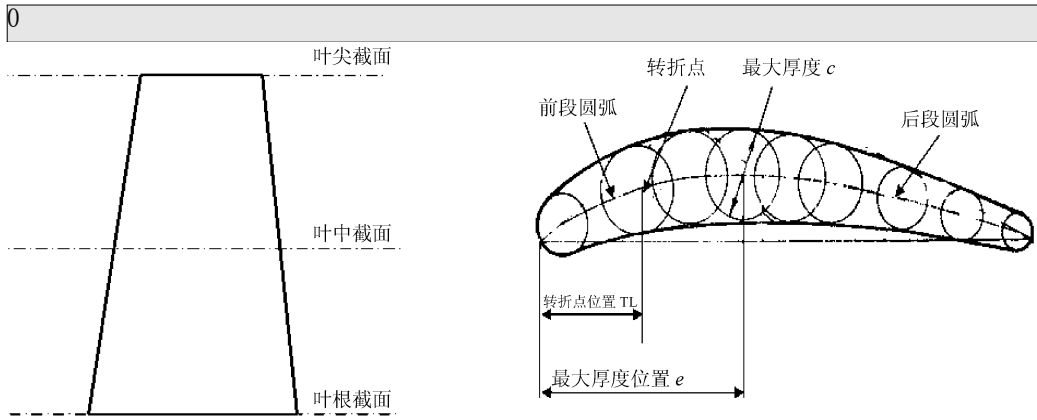


图 6 选择优化设计变量的部分叶型参数示意图

Fig.6 Airfoil profile parameter selected for design variable

表 1 优化设计变量

Table 1 Design variables

部位	优化设计变量	优化前	优化后
叶尖	最大厚度 c_t	0.03	0.026 10
	最大厚度位置 e_t	0.58	0.661 2
	中弧线转折比 TR_t	0.009 5	0.009 002
	中弧线前后两段圆弧转折点位置 TL_t	0.7	0.622 2
叶中	最大厚度 c_m	0.052 7	0.050 56
	最大厚度位置 e_m	0.529	0.551 2
	中弧线转折比 TR_m	0.57	0.514 3
叶根	中弧线前后两段圆弧转折点位置 TL_m	0.545	0.503 5
	最大厚度 c_h	0.08	0.071 15
	最大厚度位置 e_h	0.5	0.516 0
	中弧线转折比 TR_h	1.05	1.065 8
罩量	中弧线前后两段圆弧转折点位置 TL_h	0.5	0.473 3
	叶尖重心坐标偏移量 d_axi/mm	0	-1.27
	叶尖重心坐标偏移量 d_hoop/mm	0	-0.31

表 2 约束条件

Table 2 Constraint conditions

学科	截面	变量	初值	约束条件
气动	叶尖	k_{1min}	1.42	>0
		Δk_{1max}	0.18	<0.2
		k_{2max}	2.4	<0
	叶中	Δk_{2max}	0.17	<0.2
		叶盆最大马赫数 Ma	0.79	<1.0
		k_{1min}	0.95	>0
强度	叶根	Δk_{1max}	0.18	<0.2
		k_{2max}	-0.18	<0
		Δk_{2max}	0.17	<0.2
	叶尖	叶盆最大马赫数 Ma	0.82	<1.0
		k_{1min}	0.12	>0
		Δk_{1max}	0.92	<0.2
寿命	叶尖	k_{2max}	0.076	<0
		Δk_{2max}	0.47	<0.2
		叶盆最大马赫数 Ma	0.86	<1.0
振动	强度	最大当量应力 σ_{emax}/MPa	654	$500 < \sigma_{emax} < 600$
		低周疲劳寿命 $N_{ld}/次$	9 655 9 000	$9 000 < N_{ld} < 15 000$
	最小共振裕度 $K_{min}/\%$	21.5	$10 < K_{min} < 30$	

$k, \Delta k$ 分别代表叶片马赫数分布曲线各直线段的斜率及相邻两线段斜率之差

优化时先进行叶片造型，随后进行气动计算、强度计算、振动计算，最后进行寿命计算。

在叶片设计中，强度与气动计算之间存在着较强的局部耦合关系：强度计算需要气动计算输出的压力载荷；强度计算输出的叶片变形结果又会对叶片气动计算结果产生影响，从而引起压力载荷的变

化。相关分析及试验表明，影响叶片气动性能的主要变形分量是扭转变形角度。故选取叶片扭转变形

角度作为耦合变量，通过气动、强度间的迭代计算处理局部耦合关系（见图 7）。在气动、强度间的迭代计算中，由于两个模型的计算节点不对应，强度分析读入压力载荷时，必须进行插值，通常采用函数拟合方法，求解精度较高，但过于费时。曾采用已有的温度场插值程序进行压力数据的转换，当样本点为 10 000、待求点为 7 000 时，在 PIV 2.4 G, 1 G 内存的微机上运行 24 min 才完成插值，这在目前计算机硬件水平基础上是不可取的。与涡轮叶片相比，压气机叶片压力载荷对应力的影响虽然较大，但起主要作用的是离心载荷。为此采取前述可变复杂度建模技术，即气动与强度分析采用本学科的高精度分析模型，两者间的压力载荷传递则采用简化模型，仅读取气动分析结果中叶根、叶中、叶尖三个截面的叶盆、叶背各 7 个点，共计 42 个点的压力数据，其余有关点数值按线性内插得到。该方法简单快速，仅用数秒时间。分别采用上述两种处理办法对该压气机叶片压力载荷进行过转换，相应的强度计算表明，两种方法下叶片最大当量应力值相差不到 4%，可满足优化设计的工程需求。

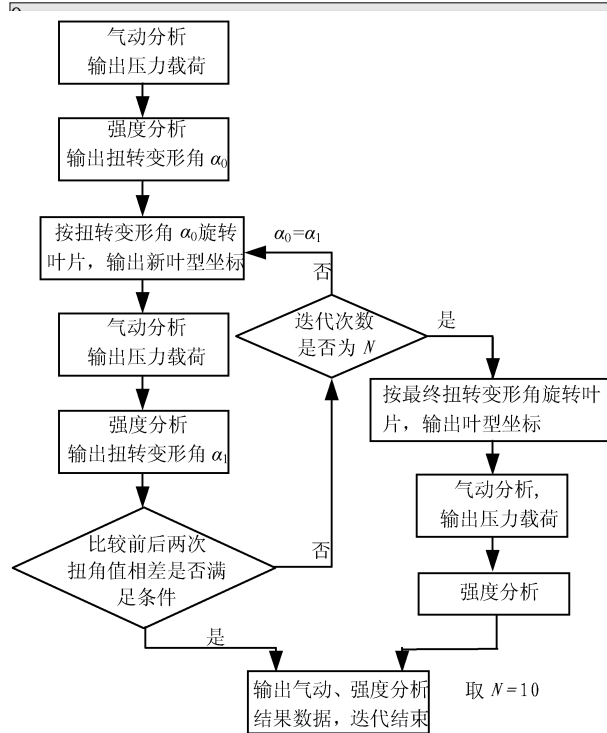


图 7 气动、强度迭代计算流程示意图

Fig.7 The flow chart of iterative aerodynamic and strength analyses

利用遗传算法寻优，采用变权系数加权求和法

解决多目标优化问题。压气机叶片优化前后各学科性能指标见表 3，三维模型比对如图 8 所示。由结果可见，优化效果十分明显。

表 3 压气机转子叶片优化前后各学科性能指标变化

Table 3 Values of each discipline before and after optimization

学科	性能指标	优化前	优化后	优化效果
结构	质量/g	27.7	25.8	6.9%
气动	激波损失/%	2.41	2.03	15.7%
强度	最大当量应力/MPa	654	579	11.5%
振动	最小共振裕度/%	21.5	27.3	27.0%
寿命	低循环寿命/次	9 655	12 975	34.4%
优化时间		29 h		

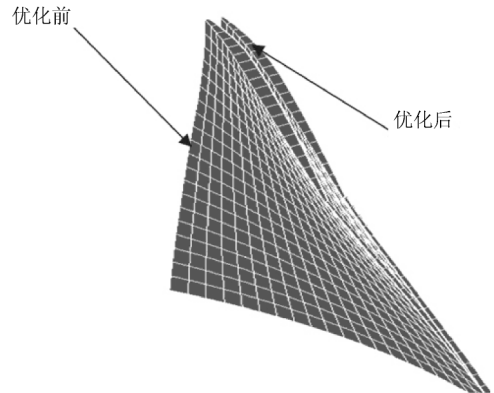


图 8 压气机转子叶片优化前后三维模型比对

Fig.8 3D Models of compressor blade before and after optimization

4.1.2 涡轮转子叶片 MDO 涡轮叶片工作温度很高，温度对材料性能及热应力的影响不可忽视。与压气机叶片 MDO 相比，须多考虑传热学科。该学科采用有限元法进行分析，输出叶片的温度分布，叶片的最高温度与温差作为约束条件。

选用某一叶片的根、中、尖三个截面的部分叶片造型参数共 26 个作为优化设计变量，各学科约束共 15 个。目标函数为最小的叶片质量及最高的气动效率。采用满意度函数法进行多目标优化问题处理，其过程是构造一个以“各学科优化均匀程度”及“各学科总的优化程度”为双自变量的目标函数，使其最大。最终目的是使各学科同步得到优化，见表 4 和图 9。其他学科性能指标满足要求。

表 4 涡轮转子叶片优化前后各学科性能指标变化

Table 4 Values of each objective before and after optimization

目标	优化前	优化后	优化效果	优化时间
质量	12.4 g	11.4 g	8.06%	82 h
效率	85.86%	86.41%	0.64%	

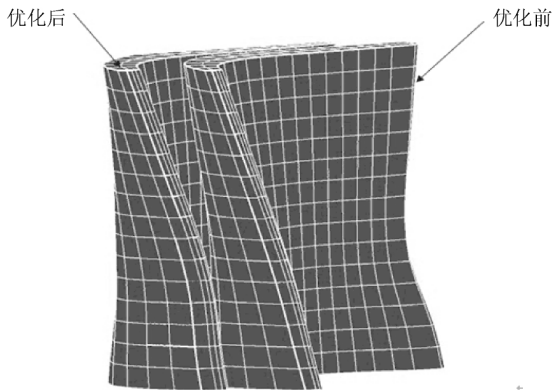


图 9 涡轮转子叶片优化前后三维模型比对
Fig.9 3D models of turbine blade before and after optimization

化前后子午截面见图 11，整个优化过程用时 8 h。

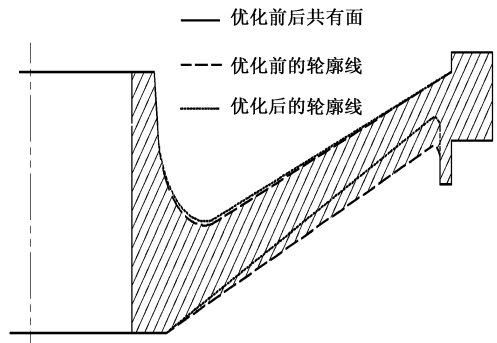


图 11 优化前后机匣子午型面变化

Fig.11 Meridian section before and after optimization

4.2 涡轮级 MDO

在涡轮转子叶片设计优化工作的基础上，进行了两方面的扩展。一是将涡轮静子叶片纳入研究，使研究对象由原先的转子叶片扩展到 1 级涡轮叶片。除考虑转、静子叶片本身的学科要求，还需考虑动、静叶片间的匹配关系，使优化方案更符合工程实际。二是多学科优化方法的扩展，即采用改进的协同优化方法。

涡轮级 MDO 流程见图 12，物理分析包括气动分析模块、转子叶片结构分析模块（含传热、强度、振动及寿命分析）及静子叶片结构分析模块（含传热、强度、振动及寿命分析）。

系统级的目标函数为最小的叶片质量及最高的气动效率。选择 50 个叶型参数作为初始优化设计变量，然后利用正交试验设计法挑选了其中 12 个对目标函数影响最大的叶型参数作为最终的优化设计变量。约束条件为气动分析及动、静叶结构分析一致性约束小于 0.001。

采用 ISIGHT 软件提供的优化算法进行寻优^[13]。优化过程发现协同优化方法收敛过慢，为此对协同优化方法进行改进，用混合优化算法与协同优化方法相结合。优化中首先采用遗传算法搜索到一个优化点，再采用单纯形法进行局部寻优以得到最终的优化方案。涡轮部件优化前后比对见表 5 和图 13。

4.3 发动机总体方案 MDO

此阶段的工作是建立航空发动机总体方案 MDO 方法，并对实际的双转子涡扇发动机总体方案进行 MDO 验证。该发动机物理分析包括热力循环分析、流道尺寸分析、强度估算、发动机质量估

4.1.3 机匣 MDO 机匣（见图 10，为整个机匣的 1/12 扇形段）的作用，一是传递机械载荷，二是通过内开的滑油孔向相连的轴承供油，以降低轴承温度，保证安全工作。机匣 MDO 工作中考虑了结构、强度及润滑 3 个学科，重点是开发并验证响应面建模技术。机匣结构十分复杂，采用三维有限元法进行强度分析将十分费时，故采用基于正交试验的响应面法建立强度分析模型，使计算时间由原来的 15 min 缩短为数秒钟，大大提高了计算效率，计算结果与有限元计算结果相差不超过 5%。

机匣优化后减轻 4.3 kg（相当于 12.2%），优

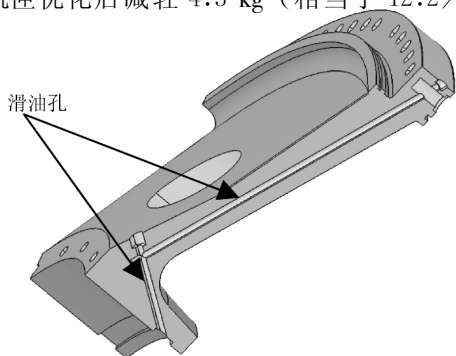


图 10 机匣结构示意图
Fig.10 Casing sketch

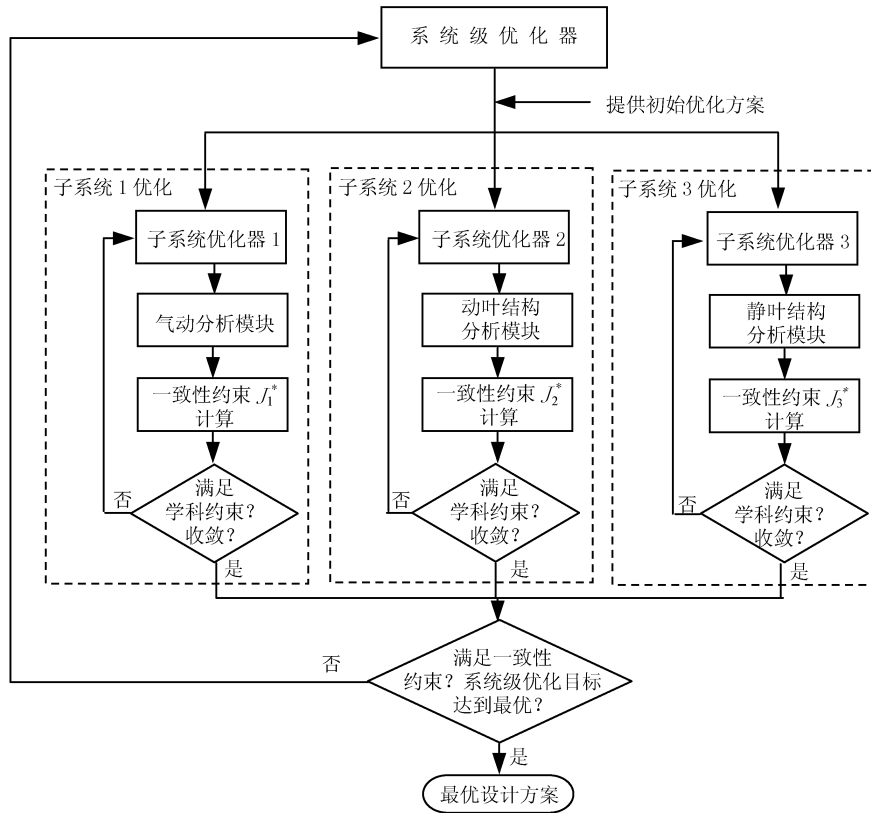


图 12 涡轮级 MDO 流程

Fig.12 Flow chart of MDO of turbine stage

表 5 涡轮部件优化前后各学科性能指标变化

Table 5 Values of each objective before and after optimization

指标	优化前	优化后	优化效果	时间
效率	85.468 6%	86.180 8%	0.83%	
转子叶片质量	14.4g	13.4g	6.8%	95 h
静子叶片质量	72.6g	71.3g	1.8%	

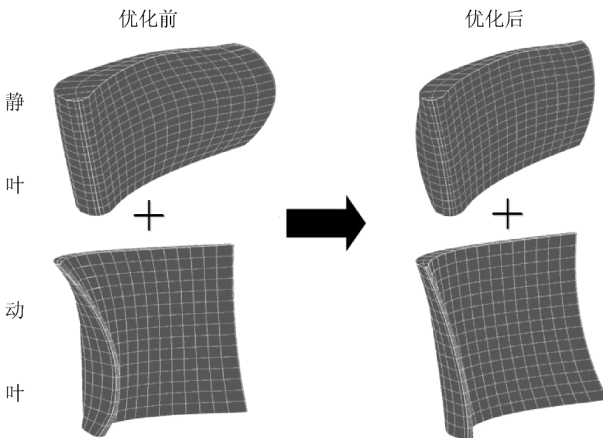


图 13 涡轮部件优化前后三维模型比对

Fig.13 3D models of turbine stage before and after optimization

算及转子动力学分析共 5 个模块。其中热力循环分析输出发动机推力、耗油率及发动机各截面热力循环参数；流道尺寸分析输出发动机流道尺寸；强度估算、质量估算及转子动力学分析输出零件强度储备系数、发动机总质量以及最小临界转速裕度（流程见图 14）。这种做法和传统总体方案设计中只着重考虑气动热力性能有本质不同。

选用风扇增压比、涡轮进口温度、风扇出口马赫数、风扇进口轮毂比、转子支承刚度等 38 个参数作为设计变量，压气机出口总温及总压、风扇绝热效率、高低压轴最高转速、高低压涡轮膨胀比等 98 个参数满足要求为约束条件。目标函数为最大的推重比及最小的耗油率、尾喷管单位面积流量、发动机进口直径、轴向长度。

应用基于非劣解的多目标遗传算法处理多目标优化问题。与标准遗传算法相比，这种方法主要优势是采用群体排序技术进行解向量排序，越是具有非劣解特性的解，被下一代复制的概率就越高。这样共得到 40 组非劣解（见表 7），从中挑出发动机推重比优化效果最好、且其他子目标均得到优化的第 3 组解作为最终的设计方案。优化前后各子目标

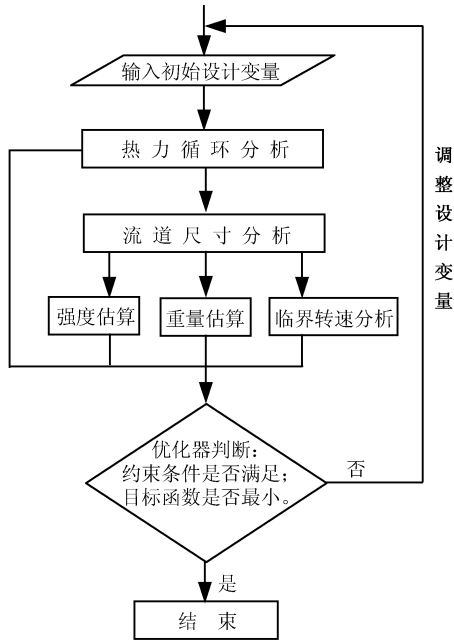


图 14 发动机总体方案 MDO 流程

Fig.14 Flow chart of MDO on whole engine preliminary design

函数值及相应的优化效果见表 8，优化前后发动机的流道尺寸比对见图 15。

表 7 发动机总体方案优化所得非劣解

Table 7 The pareto solution of MDO on whole engine preliminary design

非劣解组号	推重比	耗油率/ $\text{kg}\cdot(\text{daN}\cdot\text{h})^{-1}$	尾喷管单位面积流量/ $\text{kg}\cdot(\text{cm}^2\cdot\text{s})^{-1}$	发动机进口直径/cm	轴向长度/m
1	4.701	59.78	37.26	62.57	2.72
2	4.701	59.25	36.83	62.63	2.82
3	4.911	59.31	36.81	62.57	2.84
⋮					
40	4.721	59.80	37.21	62.57	2.72

表 8 最终设计方案优化前后各子目标函数值及相应优化效果

Table 8 The final selected solution

优化情况	推重比	耗油率/ $\text{kg}\cdot(\text{daN}\cdot\text{h})^{-1}$	尾喷管单位面积流量/ $\text{kg}\cdot(\text{cm}^2\cdot\text{s})^{-1}$	发动机进口直径/cm	轴向长度/m
优化前	4.117	60.82	37.91	64.97	2.94
优化后	4.911	59.31	36.81	62.57	2.84
优化效果/%	19.29	2.48	2.90	3.69	3.40

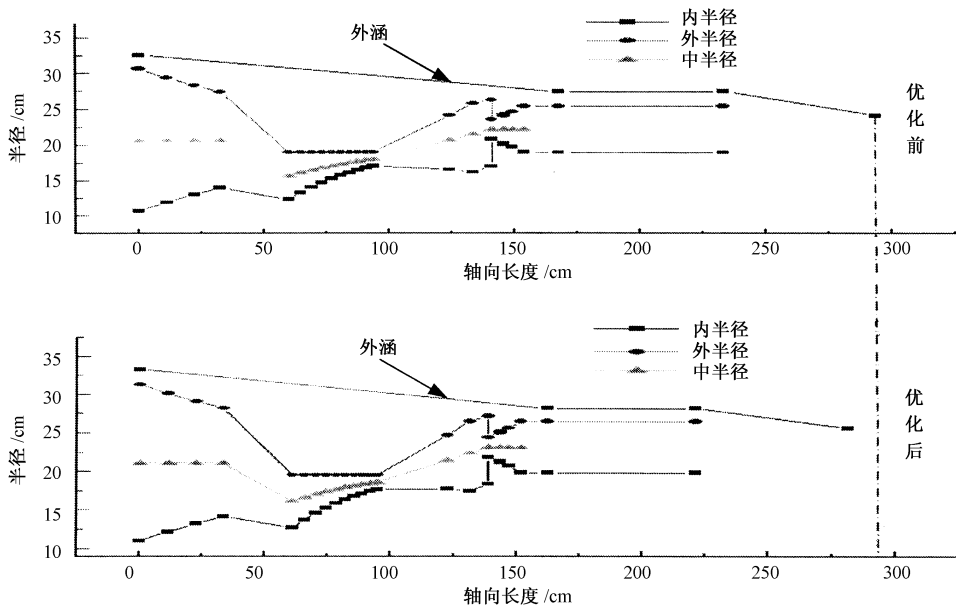


图 15 优化前后发动机流道尺寸比对

Fig.15 Flow paths before and after optimization

5 结语

经过课题组 6 年来三个阶段的工作，初步建立

起可供工程实际试用的航空发动机 MDO 方法的框架，主要工作是：

- 1) 对航空发动机多学科建模技术、多学科优

化方法等多项航空发动机 MDO 的关键技术进行了探索。

2) 开发并应用了可变复杂度建模技术、响应面建模技术、变权系数加权求和及满意度函数等优化方法。

3) 开发了航空发动机 MDO 系统, 包括全新开发与改造程序约 170 个, 源程序语句十余万条。

4) 对实际航空发动机零件、部件及总体方案设计进行了验证性应用, 表明基于 MDO 技术的发动机一体化设计方法具有广泛的工程应用前景。即使是对用传统方法优化设计的零部件, 再通过 MDO, 仍有较大的潜力可挖, 且设计时间可从原来的数月缩短为几天。

在已分步完成的发动机零件、部件以及总体方案 MDO 的基础上, 将逐步以多级压气机、多级涡轮、核心机乃至整机为研究对象进行 MDO, 将发动机总体与部件、零件设计紧密地结合在一起进行 MDO。

参考文献

- [1] Sobieski J. A Linear Decomposition Method for Optimization Problems-blueprint for Development [R]. NASA Technical Memorandum 83248, 1974
- [2] AIAA Technical Committee on Multidisciplinary Design Optimization. White Paper on Current State of the Art in Multidisciplinary Design Optimization [R]. 1991
- [3] AIAA Technical Committee on Multidisciplinary Design Optimization. White Paper on Industrial Experience With MDO [R]. 1998
- [4] Velden A V. Application of MDO to Large Subsonic Transport Aircraft [R]. AIAA-2000-0844
- [5] Love M H. Multidisciplinary Design Practices From the F-16 Agile Falcon [R]. AIAA-98-4704
- [6] Young J A, Anderson R D, Yurkovich R N. A Description of the F/A-18E/F Design and Design Process [R]. AIAA-98-4701
- [7] 陈琪锋, 李晓斌, 戴金海. 导弹总体参数优化设计的合作协同进化 MDO 算法 [J]. 国防科技大学学报, 2001, (5): 9~12
- [8] 孙侠生. 多学科设计优化及其在飞机设计中的应用 [J]. 航空科学技术, 2002, (2): 34~37
- [9] Kroo I. Multidisciplinary Optimization Methods for Aircraft Preliminary Design [R]. AIAA-94-4325
- [10] 朱自强, 李海明, 李 津, 等. 空气动力学电磁学双学科优化方法的讨论 [J]. 中国科学 (E 辑), 2000, 30 (3): 208~215
- [11] 吁日新, 朱自强. 双目标双学科数值优化计算 [J]. 航空学报, 2002, (4): 330~333
- [12] EPOGY 2002 Users Manual [M]. Synaps Inc, 2002
- [13] SIGHT User ' s Guide (Version 8. 0) [M]. Engineous Software Inc

Study on Multidisciplinary Design Optimization of Aero-engine

Yin Zeyong, Mi Dong, Wu Liqiang, Xiao Gensheng, Liu Feichun, Li Lijun

(China Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou, Hunan 412002, China)

[**Abstract**] Multidisciplinary design optimization (MDO) is regarded as the most hopeful upgrade of current methodology for complex system design. In order to overcome the difficulties in advanced aero-engine design, such as complex coupling relations and serious conflicts between different disciplines, the research, development and application of key technologies of MDO have been carried out in three phases: part design, component design and whole engine preliminary design. And a MDO-based integrative aero-engine design method is presented. Five examples of engineering applications are given to demonstrate that the proposed method can improve aero-engine design ability very much comparing with the traditional method, and is prospective to be applied widely to engineering field.

[**Key words**] aero-engine design; multidisciplinary design optimization; part optimization; component optimization; whole engine optimization