

基于 MDO 策略的民用航空发动机概念设计研究

闫 成¹, 尹泽勇^{1,2}, 郭福水², 申秀丽¹, 罗 钜², 龙 丹², 赵诗棋²
(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;
2. 中国航空发动机集团有限公司 商用航空发动机有限责任公司, 上海 200240)

摘 要: 以某型民用涡扇航空发动机概念设计为例,集成了总体方案(包括热力循环分析、质量评估、噪声评估、氮氧化物排放评估)、风扇(包括气动设计、强度分析)、低压涡轮(包括气动设计、强度分析)3 个子系统,以设计点耗油率、整机质量、飞越状态总声功率级、进近状态总声功率级和燃烧室氮氧化物排放量为优化目标,进行了基于多目标的整机多学科设计优化(MDO)的研究。对比研究了单学科可行(IDF)、协作优化(CO)和不对称子空间优化(ASO)3 种典型的优化策略及其在整机 MDO 中的应用,探讨了整机 MDO 的建模方法、子系统间数据传递及解耦方式。结果表明:3 种策略优化效率相当,优化时间最大相差 742 s;CO 策略与 ASO 策略在整机 MDO 应用中优化效果较好,综合评价指标分别降低了 0.82% 和 0.86%。

关 键 词: 概念设计; MDO 策略; IDF 策略; CO 策略; ASO 策略

中图分类号: V23 **文献标志码:** A

Research on the conceptual design of a civil aero-engine based on MDO strategies

YAN Cheng¹, YIN Zeyong^{1,2}, GUO Fushui², SHEN Xiuli¹,
LUO Ju², LONG Dan², ZHAO Shiqi²
(1. School of Energy and Power Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
2. Commercial Aircraft Engine Company Limited,
Aero Engine (Group) Corporation of China, Shanghai 200240, China)

Abstract: The conceptual design of a civil turbofan aero-engine was studied. Three sub-systems were integrated and analyzed in detail including: overall performance (analysis of thermodynamic cycle, assessment of mass, noise, oxynitride emissions), fan (analysis of aerodynamics and strength), low pressure turbine (analysis of aerodynamics and strength). Multidisciplinary design optimization (MDO) of the engine conceptual design was carried out with different optimization strategies but for the same optimization objects, i. e. : specific fuel consumption, overall mass, overflight noise power level, approaching noise power level, and oxynitride emissions of the combustor. Optimization strategies including individual discipline feasible (IDF) optimization, collaborative optimization (CO) and asymmetric subspace optimization (ASO), were adopted in the MDO study of aero-engine. The modeling method of the MDO engine system, the data transmission and the decoupling method of the sub-systems were discussed. Finally, the following conclusions were drawn: the efficiencies of the

three optimization strategies were approximately equal, and the difference of the maximum time consumption between every two of them was 742 s. Moreover, CO and ASO strategies had better optimization results in the MDO of aero-engine conceptual design, and their comprehensive evaluation index were reduced by 0.82% and 0.86% respectively.

Key words: conceptual design; MDO strategy; IDF strategy; CO strategy; ASO strategy

航空发动机设计是一项极为复杂的系统工程,涉及气动、热力、传热、结构、强度、振动、寿命等众多学科领域。这些学科间存在复杂的耦合关系,且学科间性能指标存在严重冲突。传统的发动机设计方法主要凭借设计者经验来平衡各学科指标的冲突,只能设计出基本满足要求的方案,不能设计出系统整体最优方案^[1]。而多学科设计优化(multidisciplinary design optimization, MDO)技术被认为是改善传统设计方法,设计先进的低成本、高综合性能航空发动机的最佳手段^[2]。

MDO最早由 Sobieszczanski-Sobieski 提出^[3],随后快速发展。MDO 技术的研究主要集中在系统分解、系统建模、MDO 策略、MDO 优化算法等方面。其中,MDO 策略是目前最活跃的研究方向,其主要研究如何确定一个大系统的各层及各个子系统/学科之间的寻优逻辑,以及它们之间的数据交换和处理方式等^[2]。为解决不同的多学科设计优化问题,提高优化效率、收敛精度,多种 MDO 策略先后被提出,主要包括单级优化策略(individual discipline feasible(IDF)策略^[4]、multidisciplinary feasible(MDF)策略^[4]等)和多级优化策略(concurrent sub-space optimization(CSSO)策略^[5]、collaborative optimization(CO)策略^[6]、bi-level integrated system synthesis(BLISS)策略^[7]、analytical target cascading(ATC)策略^[8]、asymmetric sub-space optimization(ASO)策略^[9]等)。

截至目前,MDO 技术已广泛应用于多个行业,在航空发动机领域,已有很多针对关键零件 MDO 的研究成果,如:压气机转子叶片、涡轮转子叶片、机匣等^[10-13];也有部分针对部件 MDO 的研究成果,如:涡轮级叶片、涡轮盘叶等^[14-15];还有关于发动机总体 MDO 的研究成果^[16-18]。然而,针对发动机整机 MDO 的研究甚少。

整机 MDO 包括总体方案、压气机、燃烧室和涡轮等部件的协同优化,相比传统的发动机设计方法,整机 MDO 具有明显优势。传统设计方法需在概念设计阶段调研国内外技术水平发展现状及趋势,进而确定热力循环参数和设计点部件性能指标

的选择范围。部件性能指标选择过高,则面临较高技术风险;选择过低,则整机性能相对较差。而整机 MDO 方法在发动机概念设计阶段集成了较高保真度的部件设计程序,可在该阶段考虑部件的实际设计能力,作为设计者选取总体参数时的参考依据。

整机 MDO 优化规模比较庞大,为了更好地实现整机 MDO,本文将研究 MDO 策略在整机 MDO 中的应用。考虑到 MDF 策略需进行完整的系统分析(multidisciplinary analysis);CSSO 策略、BLISS 策略需进行灵敏度分析;ATC 策略对一致性约束的形式要求较高,故上述 4 种策略很难直接应用于整机 MDO。因此,本文重点研究了 IDF 策略、CO 策略和 ASO 策略,并以某型民用航空发动机概念设计优化为例,以设计点耗油率、整机质量、飞越状态总声功率级、进近状态总声功率级和燃烧室氮氧化物排放量作为优化目标,建立了基于 IDF 策略、CO 策略和 ASO 策略的整机 MDO 研究平台,并分析了 3 种优化策略在整机 MDO 中的适用性。

1 物理模型

某民用大涵道比涡扇航空发动机由 1 级风扇、3 级增压级、10 级高压压气机、1 个环形燃烧室、2 级高压涡轮和 6 级低压涡轮组成,见图 1。

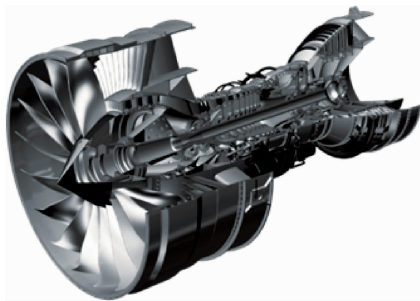


图 1 某涡扇航空发动机示意图

Fig. 1 Illustration of a turbofan aero-engine

该涡扇航空发动机规模过于庞大,故本文采用简化模型进行优化。因风扇设计水平对民用航空发动机整机噪声影响最大,低压涡轮与风扇共

转速,两者具有一定耦合关系,故简化的优化模型直接包含了风扇子系统与低压涡轮子系统。对于整机 MDO,总体方案子系统必不可少,故简化模型也直接包含了总体方案子系统。综上,简化模型共包括总体方案、风扇和低压涡轮 3 个子系统。对于其他子系统,则通过合理规定相关参数等措施来处理。

下文中,3 个子系统中所涉及物理量的上标(f)表示风扇计算得到的参量;上标(tl)表示低压涡轮计算得到的参量;下标表示发动机的工作状态:(0)表示巡航安装状态,即设计点状态,(1)表示标准天起飞状态,(2)表示高温起飞状态,(3)表示高温高原起飞状态,(4)表示最大爬升状态,(5)表示 LTO(landing and takeoff)起飞状态,(6)表示 LTO 爬升状态,(7)表示 LTO 进近状态,(8)表示 LTO 慢车状态,(9)表示飞越状态,(10)表示进近状态,(11)表示考核风扇与低压涡轮强度的红线状态。

1.1 总体方案子系统

为了适应市场需求,民用航空发动机在设计时,除了需要满足耗油率、推力、质量等性能指标,还需特别关注噪声、排放等绿色环保指标。为了突出绿色环保特性,本文确定了 5 个总体方案优化目标,分别是:设计点耗油率 $s_{fc(0)}$ 、整机质量 m_e 、飞越状态总声功率级 $L_{w(9)}$ 、进近状态总声功率级 $L_{w(10)}$ 和燃烧室氮氧化物排放指数 $I_{e,NOx}$ 。这些优化目标的值在数量级上差别较大,因此,以初始方案作为基准,进行归一化处理。

为了达到这些指标,需要选择多个参数,如涵道比、各部件效率、风扇及压气机增压比、空气流量等。结合前期已开展的总体方案设计经验,本文选择了设计点涵道比 $R_{(0)}$ 、风扇外涵压比 $\pi_{f(0)}$ 、内涵与增压级压比 $\pi_{cl(0)}$ 、高压压气机压比 $\pi_{ch(0)}$ 、燃烧室总压恢复系数 $\sigma_{b(0)}$ 、燃烧室出口总温 $T_{4(0)}$ 、风扇效率 $\eta_{f(0)}$ 和低压涡轮效率 $\eta_{tl(0)}$ 作为总体方案设计变量,其他参数则通过相关设计准则及经验来选取。

在选取设计点参数时,还要兼顾各典型工作状态的参数限制,本文结合材料工艺水平、冷却水平以及热障涂层技术等,选择了 6 个总体方案的约束条件,分别是:标准天起飞状态燃烧室出口总温 $T_{4(1)}$ 、高温起飞状态燃烧室出口总温 $T_{4(2)}$ 、高温高原起飞状态燃烧室出口总温 $T_{4(3)}$ 、最大爬升状态燃烧室出口总温 $T_{4(4)}$ 、设计点高压涡轮落压比 $\pi_{th(0)}$ 、设计点低压涡轮落压比 $\pi_{tl(0)}$ 。

本文对总体方案软件 Gasturb 进行了二次开

发,使其能够实现后台形式的批处理运算,因此可以通过优化平台调用,实现自动化计算,进行设计点和非设计点性能计算。此外,在程序中设置了合理的迭代,比如通过迭代空气流量来获得所需的推力。

本文利用自行开发软件进行了发动机质量评估、氮氧化物排放评估和噪声评估。总体方案计算流程如图 2 所示。图中 ζ 表征发动机年代技术水平系数; W_2, T_2, p_2 分别为风扇进口流量、总温、总压; W_{24} 为增压级出口流量; T_3, p_3 分别为高压压气机出口总温、总压; T_5 为低压涡轮出口总温; T_8, V_8 分别为核心喷管出口总温、流速; T_{18}, V_{18} 分别为外涵出口总温、流速; W_f 为燃油流量; N_1 为低压转速; F 为推力。

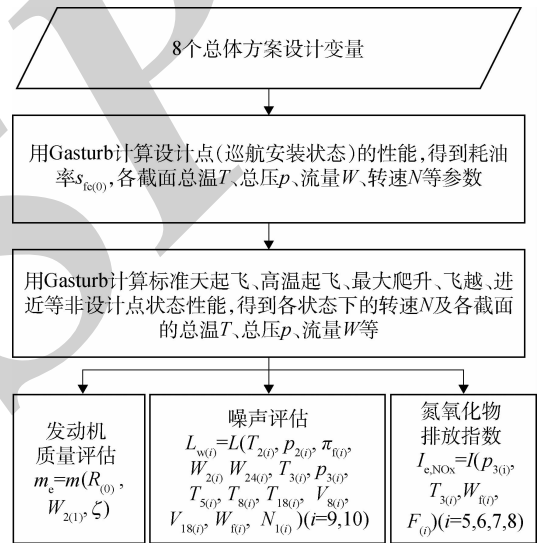


图 2 总体方案计算流程

Fig. 2 Flowchart of overall performance

1.2 风扇子系统

总体方案设计与风扇设计存在较强的耦合关系,如:总体方案计算得到的风扇进口总温、总压和转速等作为风扇的设计输入,风扇计算得到的设计点进口流量、外涵压比、效率及飞越状态进口流量、外涵压比与总体方案分配的设计指标需相互匹配。这里的设计指标指总体方案得到的设计点进口流量 $W_{2(0)}^{(f)}$ 、外涵压比 $\pi_{f(0)}^{(f)}$ 、效率 $\eta_{f(0)}^{(f)}$ 、飞越状态进口物理流量 $W_{2(9)}^{(f)}$ 、外涵压比 $\pi_{f(9)}^{(f)}$ 。

因此,本文定义 J_f 为风扇计算得到的 $W_{2(0)}^{(f)}$, $\pi_{f(0)}^{(f)}$, $\eta_{f(0)}^{(f)}$, $W_{2(9)}^{(f)}$, $\pi_{f(9)}^{(f)}$ 与总体方案分配的设计指标 ($W_{2(0)}$, $\pi_{f(0)}$, $\eta_{f(0)}$, $W_{2(9)}$, $\pi_{f(9)}$) 的差。这些指标的在数量级上差别较大,因此采用加权法求差, J_f 的表达式如式(1)所示

$$J_f = \left(\frac{\pi_{f(0)}^{(f)} - \pi_{f(0)}}{0.02} \right)^2 + \left(\frac{\eta_{f(0)}^{(f)} - \eta_{f(0)}}{0.002} \right)^2 + \left(\frac{W_{2(0)}^{(f)} - W_{2(0)}}{0.025W_{2(0)}} \right)^2 + \left(\frac{W_{2(9)}^{(f)} - W_{2(9)}}{0.025W_{2(9)}} \right)^2 + \left(\frac{\pi_{f(9)}^{(f)} - \pi_{f(9)}}{0.025\pi_{f(9)}} \right)^2 \quad (1)$$

为达到这些指标,根据风扇设计经验,确定了风扇叶片的气动设计与造型参数作为设计变量,共 33 个,分别是:环量分布控制点位置 $P_{cir(i)}$ 、环量分布系数 $f_{(i)}$ 、积叠轴周向偏移控制点位置 $P_{sta(j)}$ 、积叠轴周向偏移量 $d_{sta(k)}$ 、叶片攻角展向控制点位置 $P_{inc(l)}$ 、叶片最大厚度分布展向控制点位置 $P_{tob(l)}$,其中 $i=1, \dots, 8; j=1, \dots, 4; k=1, 2, 3; l=1, \dots, 5$ 。

红线转速是发动机所有工作状态工作时都不能超过的最大物理转速。根据风扇强度设计准则,可知该转速下强度问题较严重。因此选择约束条件为红线状态的风扇叶片叶根最大等效应力 $\sigma_{f(11)}$ 不超过材料许用应力。

风扇计算流程如图 3 所示。

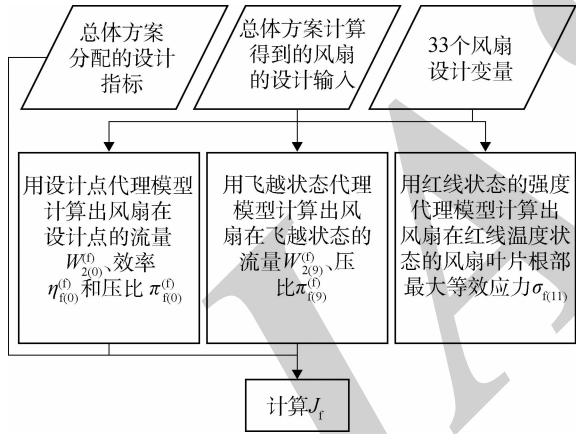


图 3 风扇计算流程
Fig. 3 Flowchart of fan

1.3 低压涡轮子系统

总体方案设计与低压涡轮设计也存在较强的耦合关系,如:总体方案计算得到的设计点低压涡轮进口总温 $T_{45(0)}$ 、总压 $p_{45(0)}$ 、流量 $W_{45(0)}$ 、功率 $P_{tl(0)}$ 、转速 $N_{1(0)}$ 和进近状态低压涡轮进口总温 $T_{45(10)}$ 、总压 $p_{45(10)}$ 、流量 $W_{45(10)}$ 、功率 $P_{tl(10)}$ 、转速 $N_{1(10)}$ 作为低压涡轮的设计输入,低压涡轮计算得到的设计点的落压比、效率及进近状态的落压比与总体方案分配的设计指标需相互匹配。这里的设计指标指总体方案得到的设计点的落压比 $\pi_{tl(0)}$ 、效率 $\eta_{tl(0)}$ 及进近状态的落压比 $\pi_{tl(10)}$ 。

因此,本文定义 J_{tl} 为低压涡轮计算得到的 $\pi_{tl(0)}^{(tl)}$, $\eta_{tl(0)}^{(tl)}$, $\pi_{tl(10)}^{(tl)}$ 与总体方案分配的设计指标

$(\pi_{tl(0)}, \eta_{tl(0)}, \pi_{tl(10)})$ 的差。采用加权法求差, J_{tl} 的表达式如式(2)所示

$$J_{tl} = \left(\frac{\eta_{tl(0)}^{(tl)} - \eta_{tl(0)}}{0.002} \right)^2 + \left(\frac{\pi_{tl(0)}^{(tl)} - \pi_{tl(0)}}{0.02\pi_{tl(0)}} \right)^2 + \left(\frac{\pi_{tl(10)}^{(tl)} - \pi_{tl(10)}}{0.04\pi_{tl(10)}} \right)^2 \quad (2)$$

低压涡轮气动计算采用一维计算程序,根据试验设计方法,以对上述指标影响最大为准则,选择了 13 个低压涡轮设计变量,分别是:末级转子叶片叶高 H_b 、叶尖半径 r_t 、6 级功分配比 R_{fc} 和 5 级反力度 F_{omg} 。

其他参量则需在一定范围内选取,比如:对于涡轮级数,若级数少,则质量少、成本低、维修性好、可靠性高,但级负荷重,效率水平低;对于进口马赫数,若马赫数选择过大则会造成涡轮损失增加,从而降低涡轮效率,过小则增加过渡段逆压梯度水平,增大过渡段设计难度;对于各叶片排间距系数,若间距过小会加强上游尾迹与下游叶片的干涉,可能导致下游叶片排内部损失增大,若间距过大,将导致流道沿程损失以及涡轮质量增大。本文根据设计经验,合理选取这些参数。

根据低压涡轮叶片强度问题和出口气动问题,选择约束条件为设计点出口气流角 α_{out} 在偏离轴向 $\pm 5^\circ$ 范围内,红线温度状态末级转子叶片的叶根拉伸应力 $\sigma_{tl(11)}$ 不大于叶片材料的许用应力。

低压涡轮计算流程如图 4 所示。

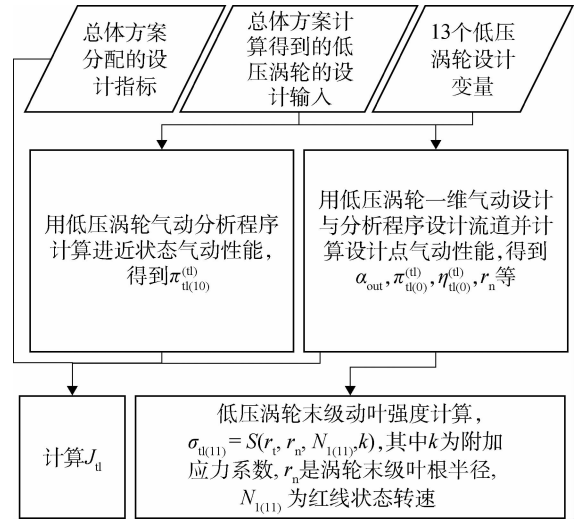


图 4 低压涡轮计算流程
Fig. 4 Flowchart of low pressure turbine

2 数学模型

2.1 基于 IDF 策略

IDF 策略是一种单级优化策略,原理可参考

图 5。IDF 策略在设计变量中引入了耦合变量,以便解耦,使得各学科(子系统)能独立进行仿真分析;在约束条件中引入了一致性约束,以便在最优优点满足各个学科(子系统)可行,一致性约束条件是指系统提出的方案与子系统提出的方案之差等于 0 或者小于某一较小的值。图中的 z 表示共享设计变量, x 表示局部设计变量, y_{ji} 表示耦合变量, $y_i(z, x, y_{ji})$ 表示学科 i 的状态变量, J_i 表示一

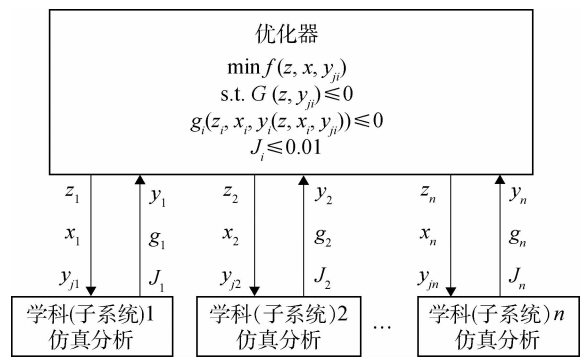


图 5 IDF 策略过程

Fig. 5 Process of the IDF strategy

致性约束量,下同。

针对该民用航空发动机概念设计,建立基于 IDF 策略的数学模型,如下。这里的 $A_1 \sim A_{12}$ 表示约束中所涉及物理量的上下限数值,下同。

min $s_{fc(0)}, m_e, L_{w(9)}, L_{w(10)}, I_{c, NOx}$

find 8 个总体方案设计变量、33 个风扇设计变量、13 个低压涡轮设计变量

s. t. $\pi_{th(0)} \leq A_1, \pi_{tl(0)} \leq A_2,$
 $T_{4(1)} \leq A_3, T_{4(2)} \leq A_4, T_{4(3)} \leq A_5,$
 $T_{4(4)} \leq A_6, \sigma_{f(11)} \leq A_7, A_8 \leq \alpha_{out} \leq A_9,$
 $\sigma_{tl(11)} \leq A_{10}, J_f \leq A_{11}, J_{tl} \leq A_{12}$

可见,3 个子系统的设计变量、约束条件均集中在同一优化器,进行集中优化。图 6 为基于 IDF 策略的航空发动机概念设计流程。优化时,总体方案子系统每进行一次仿真分析,风扇、低压涡轮子系统便(并行)进行一次仿真分析。总体方案子系统将计算得到 $T_{45(0)}, p_{45(0)}, W_{45(0)}, P_{tl(0)}, N_{1(0)}$ 等传递至风扇或低压涡轮子系统,作为两者的设计输入;将计算得到的 $W_{2(0)}, \pi_{f(0)}, \eta_{f(0)}, \pi_{tl(0)},$

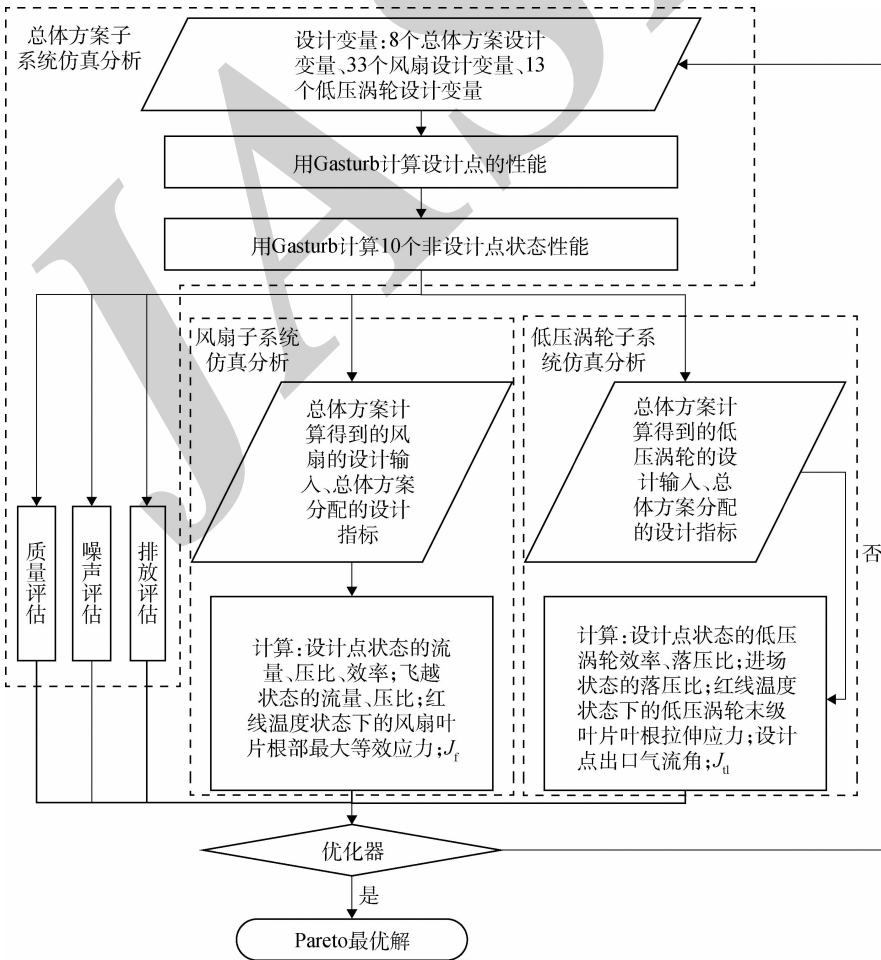


图 6 基于 IDF 策略的航空发动机概念设计流程

Fig. 6 Conceptual design process of aero-engine based on IDF strategy

$\eta_{tl(0)}$ 等传递至风扇和低压涡轮子系统,作为两者的设计指标;将计算得到的 $s_{fc(0)}, m_e, L_{w(9)}, L_{w(10)}, I_{e, NOx}$ 传递至优化器,作为优化目标;将计算得到的 $T_{4(1)}, T_{4(2)}, T_{4(3)}, T_{4(4)}, \pi_{th(0)}, \pi_{tl(0)}$ 传递至优化器,用于约束条件中。风扇、低压涡轮子系统将计算得到的 $\sigma_{f(11)}, \alpha_{out}$ 和 $\sigma_{tl(11)}$ 传递至优化器,用于约束条件中;将计算得到的 J_f 和 J_{tl} 传递至优化器,用于一致性约束条件中。优化过程中, J_f 和 J_{tl} 不断减小,直至满足一致性约束条件,进而实现系统解耦。

2.2 基于 CO 策略

CO 策略是一种两级优化策略,包括一个系统级优化器和若干个子系统级优化器,其原理可参考图 7。CO 策略中,系统级优化嵌套子系统级优化。系统级优化器使该系统在满足一致性约束的条件下使系统最优。子系统级优化器在满足本子系统约束的条件下,使系统级与该子系统级给出的优化方案之差最小。图中的 J_i^* 表示子系统 i 优化得到的 J_i 的最优值。

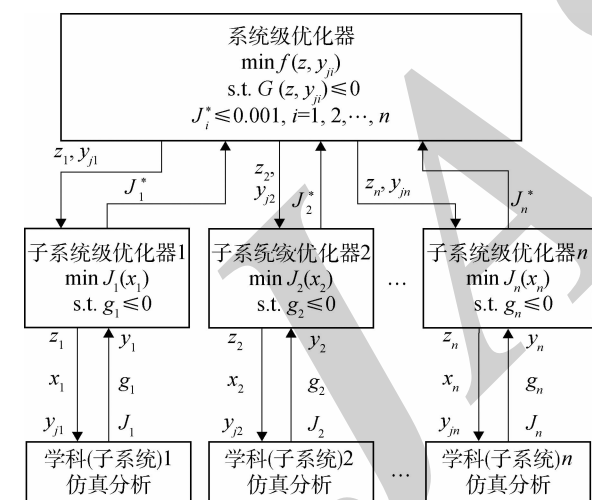


图 7 CO 策略过程
Fig. 7 Process of the CO strategy

针对该民用航空发动机概念设计,建立基于 CO 策略的数学模型,如下:

系统级优化模型可表述为

$$\begin{aligned} \min \quad & s_{fc(0)}, m_e, L_{w(9)}, L_{w(10)}, I_{e, NOx} \\ \text{find} \quad & 8 \text{ 个总体方案设计变量} \\ \text{s. t.} \quad & \pi_{th(0)} \leq A_1, \pi_{tl(0)} \leq A_2, \\ & T_{4(1)} \leq A_3, T_{4(2)} \leq A_4, \\ & T_{4(3)} \leq A_5, T_{4(4)} \leq A_6, \\ & J_f^* \leq A_{11}, J_{tl}^* \leq A_{12} \end{aligned}$$

风扇子系统级优化模型可表述为

$$\begin{aligned} \min \quad & J_f \\ \text{find} \quad & 33 \text{ 个风扇设计变量} \\ \text{s. t.} \quad & \sigma_{f(11)} \leq A_7 \\ \text{低压涡轮子系统级优化模型可表述为} \\ \min \quad & J_{tl} \\ \text{find} \quad & 13 \text{ 个低压涡轮设计变量} \\ \text{s. t.} \quad & A_8 \leq \alpha_{out} \leq A_9, \sigma_{tl(11)} \leq A_{10} \end{aligned}$$

可见,3 个子系统的设计变量、约束条件分散至 3 个优化器,进行独立优化。图 8 为基于 CO 策略的航空发动机概念设计流程。可见,系统级优化嵌套子系统级优化,总体方案子系统每进行一次仿真分析,风扇、低压涡轮子系统便(并行)进行一次子系统级优化(即需进行多次仿真分析,得到子系统级最优解)。总体方案子系统通过仿真分析,得到设计点与非设计点的各项性能参数,将 $s_{fc(0)}, m_e, L_{w(9)}$ 等传递至系统级优化器,作为系统级优化目标;将 $T_{4(1)}, T_{4(2)}, T_{4(3)}$ 等传递至系统级优化器,用于系统级约束条件中;将 $T_{45(0)}, p_{45(0)}, W_{2(0)}, \pi_{f(0)}, \eta_{f(0)}, \pi_{tl(0)}, \eta_{tl(0)}$ 等传递至风扇、低压涡轮子系统,作为两者的设计输入或设计指标。风扇子系统通过子系统级优化,在 $\sigma_{f(11)}$ 满足约束的条件下,计算得到 J_f 的最优值 J_f^* ,并传递到系统级,用于系统级的一致性约束条件中。低压涡轮子系统通过子系统级优化,在 α_{out} 和 $\sigma_{tl(11)}$ 满足约束的条件下,计算得到 J_{tl} 的最优值 J_{tl}^* ,并传递到系统级,用于系统级的一致性约束条件中。优化过程中, J_f^* 和 J_{tl}^* 不断减小,直至满足一致性约束条件,进而实现系统解耦。

2.3 基于 ASO 策略

ASO 策略是一种两级优化策略。文献[9]针对飞机机翼优化问题中气动学科仿真分析耗时远大于结构学科仿真分析耗时的情况,在 MDF 策略的基础上提出 ASO 策略,使每次系统分析时,耗时较长的气动学科只进行一次仿真分析,耗时较短的结构学科则进行一次优化(即进行多次仿真分析,得到结构学科的最优解),结果表明:相比 MDF 策略,ASO 策略减少了系统级迭代次数,故提高了计算效率。本文将该思想应用于 IDF 策略,得到一种新的策略,亦称为 ASO 策略,其原理可参考图 9。

ASO 策略可视为 IDF 策略与 CO 策略的混合策略,主要针对多个学科(子系统)间仿真分析一次耗时相差极大的特殊问题。在该民用航空发动机概念设计中,低压涡轮子系统仿真分析一次

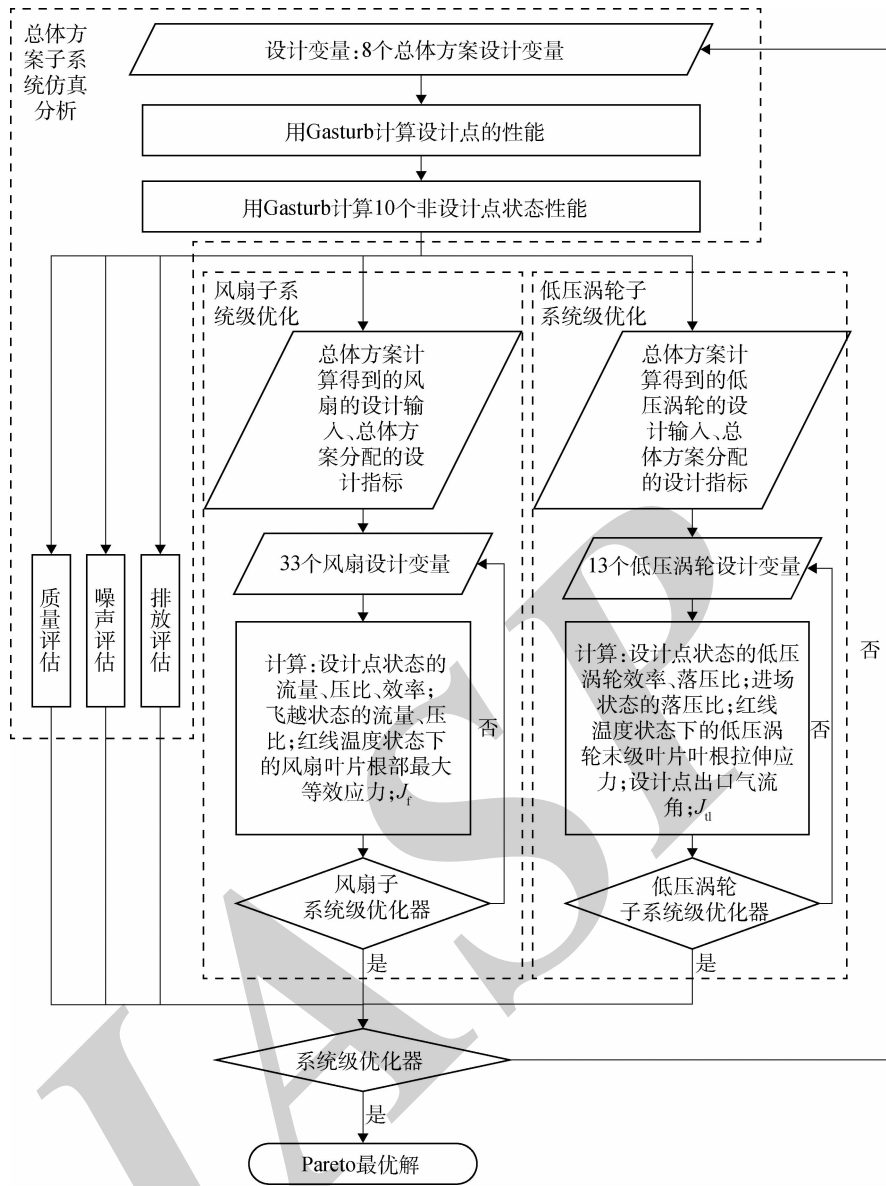


图 8 基于 CO 策略的航空发动机概念设计流程

Fig. 8 Conceptual design process of aero-engine based on CO strategy

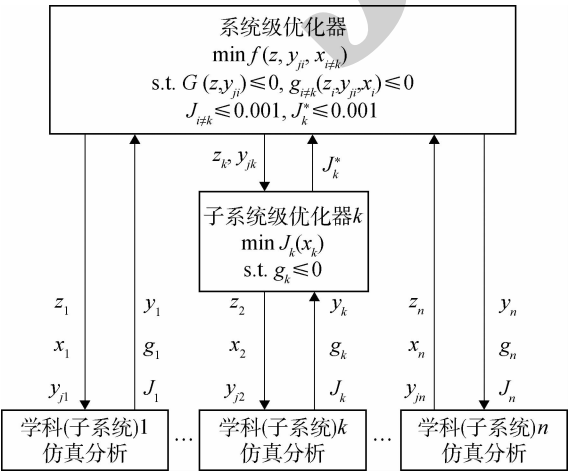


图 9 ASO 策略过程

Fig. 9 Process of the ASO strategy

耗时(0.287s)远大于风扇子系统仿真分析一次耗时(0.017s),因此可利用 ASO 策略的优势。建立基于 ASO 策略的数学模型,如下。

系统级优化模型可表述为

$$\begin{aligned} \min \quad & s_{fc(0)}, m_e, L_{w(9)}, L_{w(10)}, I_e, NO_x \\ \text{find} \quad & \text{8 个总体方案设计变量、13 个低压涡轮设计变量} \\ \text{s. t.} \quad & \pi_{th(0)} \leq A_1, \pi_{tl(0)} \leq A_2, \\ & T_{4(1)} \leq A_3, T_{4(2)} \leq A_4, \\ & T_{4(3)} \leq A_5, T_{4(4)} \leq A_6, \\ & A_8 \leq \alpha_{out} \leq A_9, \sigma_{tl(11)} \leq A_{10}, \\ & J_f \leq A_{11}, J_{tl} \leq A_{12} \end{aligned}$$

风扇子系统级优化模型可表述为

$$\min J_f$$

find 33 个风扇设计变量
s. t. $\sigma_{f(11)} \leq A_7$

可见,ASO 策略综合了 IDF 策略与 CO 策略的特点,将总体方案和低压涡轮子系统的设计变量、约束条件集中至系统级优化器,将风扇子系统的设计变量与约束条件分散至子系统级优化器。

图 10 为基于 ASO 策略的航空发动机概念设计流程。优化过程中,总体方案子系统每进行一次仿真分析,低压涡轮子系统便进行一次仿真分析,风扇子系统则进行一次子系统级优化。总体方

案子系统设计得到 $s_{fc(0)}$, m_e 和 $T_{4(1)}$, $T_{4(2)}$ 等,分别作为系统级优化目标和约束条件;计算得到风扇和低压涡轮子系统的设计输入量和设计指标量,分别传递至风扇和低压涡轮子系统。低压涡轮子系统将计算得到的 α_{out} , $\sigma_{tl(11)}$ 和 J_{tl} 传递至系统级优化器,用于系统级约束条件中。风扇子系统通过子系统级优化,在 $\sigma_{f(11)}$ 满足约束的条件下,计算得到 J_f 的最优值 J_f^* ,传递到系统级,用于系统级的一致性约束条件中。优化过程中, J_{tl} 和 J_f^* 不断减小,直至满足一致性约束条件,进而实现系统解耦。

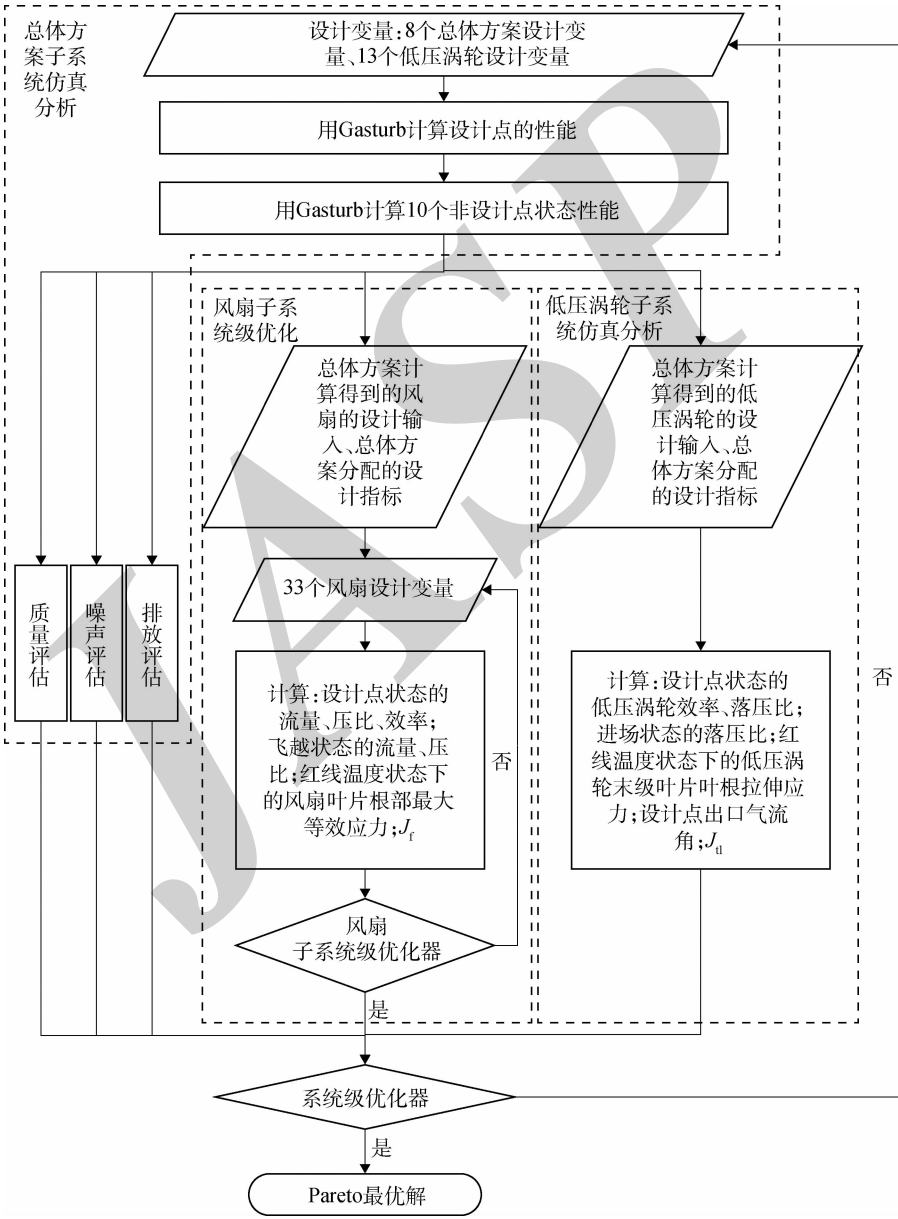


图 10 基于 ASO 策略的航空发动机概念设计流程

Fig. 10 Conceptual design process of aero-engine based on ASO strategy

3 系统求解

针对多目标优化问题,通常采用两种处理方

法。第 1 种是单目标转换法,特点是“先决策后优化”,该方法依赖于设计者的设计经验与偏好。第 2 种是非劣解法,特点是“先优化后决策”,该方法

不考虑设计者的偏好,得到一组非劣解供设计者最终决策。

借助 Isight 软件分别建立基于 IDF,CO 和 ASO 策略的航空发动机概念设计平台,选择基于非劣解法的多目标遗传算法(NSGA-II)处理系统级多目标优化问题,选择序列二次规划算法(NLPQL)处理子系统级单目标优化问题。

采用计算平台为 HP Z820 台式工作站(配置 20 个主频为 2.8 GHz 的 Intel(R) Xeno(R) CPU E5-2680e,安装内存为 64 GB)。

4 结果分析

优化结束时,3 种优化策略对应的优化时间及各子系统仿真分析次数如表 1 所示。可见,3 种优化策略对应的 3 个子系统仿真分析次数相差较大,这是因为:IDF 策略采用单级优化,3 个子系统仿真分析次数相同;CO 策略采用嵌套优化,故风扇、低压涡轮仿真分析次数远大于总体方案仿真分析次数;ASO 策略可视为 IDF 与 CO 的混合策略,故总体方案、低压涡轮仿真分析次数相

同,远小于风扇仿真分析次数。本文模型中,总体方案子系统仿真分析一次耗时 4.06 s(其中 Gas-turb 计算设计点、非设计点性能耗时 3.08 s,并行执行质量评估、噪声评估、氮氧化物排放评估,耗时 0.98 s),远大于低压涡轮子系统仿真分析一次耗时(0.287 s),低压涡轮子系统仿真分析一次耗时远大于风扇子系统仿真分析一次耗时(0.017 s),因此 3 种优化策略总的优化时间相当,最大相差 742 s。

通过优化,IDF 策略得到 636 个可行解,包括 37 个 Pareto 解;CO 策略得到 320 个可行解,包括 84 个 Pareto 解;ASO 策略得到 782 个可行解,包括 133 个 Pareto 解。

对于多目标优化问题,目标之间往往存在一定的矛盾,因此需要确定一个综合指标,方可衡量各策略的优劣。本文以归一化后的 $s_{fc(0)}$, m_e , $L_{w(9)}$, $L_{w(10)}$, $I_{e,NOx}$ 之和作为一个综合评价指标(用 S_{um} 表示),以该综合评价指标最小作为最优方案的决策标准,得到 3 种优化策略分别对应的最优方案(下文简称为 3 种最优方案)。

表 1 3 种优化策略对应的优化时间及各子系统仿真分析次数

Table 1 Consuming time and iterations of each subsystem corresponding to three optimization strategies

优化策略	仿真分析次数			3 个子系统 仿真分析总次数	优化时间/s
	总体方案子系统	风扇子系统	低压涡轮子系统		
IDF	3 601	3 601	3 601	10 803	14 620
CO	481	203 062	47 210	250 753	15 031
ASO	1 601	613 564	1 601	616 766	15 362

表 2 列出了总体方案的初始方案及 3 种最优方案。与初始方案相比,IDF 策略优化得到的 $s_{fc(0)}$ 降低了 1.43%, m_e 提高了 5.15%, $L_{w(9)}$ 降低了 0.37%, $L_{w(10)}$ 降低了 0.33%, $I_{e,NOx}$ 降低了 2.22%,但 S_{um} 提高了 0.16%;CO 策略优化得到的 $s_{fc(0)}$ 降低了 2.11%, m_e 提高了 1.90%, $L_{w(9)}$ 降低了 0.43%, $L_{w(10)}$ 降低了 0.13%, $I_{e,NOx}$ 降低了 3.35%, S_{um} 降低了 0.82%;ASO 策略优化得到的 $s_{fc(0)}$ 降低了 1.91%, m_e 提高了 1.04%, $L_{w(9)}$ 降低了 0.25%, $L_{w(10)}$ 降低了 0.20%, $I_{e,NOx}$ 降低了 2.99%, S_{um} 降低了 0.86%。

分析结果知,涵道比对整机质量影响相对较大;风扇效率与低压涡轮效率对耗油率及氮氧化物排放量影响较大;而涵道比与排气速度直接相关,排气速度与风扇压比对噪声影响较大,故涵道

比与风扇压比直接影响噪声水平。因此,3 种最优方案对应的 $R_{(0)}$ 变大,将促使 m_e 变大; $\eta_{fc(0)}$ 和 $\eta_{tl(0)}$ 有一定提升,促使 $s_{fc(0)}$ 和 $I_{e,NOx}$ 减小; $R_{(0)}$ 变大,导致排气速度减小,同时 $\pi_{fc(0)}$ 也有相应减小,促使 $L_{w(9)}$ 和 $L_{w(10)}$ 变小。

对比 3 种优化策略,IDF 策略优化得到的 m_e 增加过多,故相比初始方案,综合评价指标 S_{um} 有所提高。因此,针对本文研究对象,IDF 策略优化效果较差,ASO 策略与 CO 策略优化效果较好,且两者效果相当。分析原理知,IDF 策略属于单级优化策略,将 3 个子系统的设计变量集中至同一优化器,设计变量总数达到 54,优化规模过大,导致寻优效果变差。CO 策略属于两级优化策略,将 3 个子系统的设计变量分散至 3 个优化器,其中系统级设计变量仅有 8 个,风扇子系统级设

计变量共 33 个,低压涡轮子系统级设计变量共 13 个。CO 策略将大规模的优化问题分解为多个较小规模的优化问题,使之协同优化,从而提高寻优效果。ASO 策略综合了 IDF 策略和 CO 策略的特点,将总体方案和低压涡轮子系统的共 21 个设计变量集中至系统级优化器,将风扇子系统的 33 个设计变量分散至子系统级优化器。ASO 策略利用了各子系统仿真耗时相差极大的特点,能

充分利用计算资源,同时减小优化问题的规模,进而提高寻优效果。

考虑到初始方案是采用传统设计方法,经过了多次改进获得的,这里能有新的改善,说明 ASO 策略与 CO 策略是一种改善传统设计方法,设计高综合性能、低成本的先进航空发动机的比较有潜力的方法,可作为整机 MDO 研究的优化策略。

表 2 总体方案的初始方案及 3 种最优方案
Table 2 Initial solution and three optimal solutions of overall performance

参数	初始 方案	IDF 策略		CO 策略		ASO 策略		
		最优方案	改进量/%	最优方案	改进量/%	最优方案	改进量/%	
优化 目标	综合评价指标 S_{um}	5.0	5.008 1	0.16	4.958 8	-0.82	4.956 9	-0.86
	设计点耗油率 $s_{fc(0)}$	1.0	0.985 7	-1.43	0.978 9	-2.11	0.980 9	-1.91
	整机质量 m_e	1.0	1.051 5	5.15	1.019 0	1.90	1.010 4	1.04
	飞越状态总声功率级 $L_{w(9)}$	1.0	0.996 3	-0.37	0.995 7	-0.43	0.997 5	-0.25
	进近状态总声功率级 $L_{w(10)}$	1.0	0.996 7	-0.33	0.998 7	-0.13	0.998 0	-0.20
	氮氧化物排放指数 $I_{c,NOx}$	1.0	0.977 8	-2.22	0.966 5	-3.35	0.970 1	-2.99
设计 变量	$R_{(0)}$	1.0	1.088 6	8.86	1.058 4	5.84	1.033 1	3.31
	$\pi_{f(0)}$	1.0	0.976 5	-2.35	1.000 0	0	0.980 6	-1.94
	$\pi_{cl(0)}$	1.0	0.863 7	-13.63	0.948 4	-5.16	0.967 4	-3.26
	$\pi_{ch(0)}$	1.0	1.079 1	7.91	0.974 5	-2.55	1.024 9	2.49
	$\sigma_{b(0)}$	1.0	1.004 2	0.42	1.002 1	0.21	1.006 3	0.63
	$T_{4(0)}$	1.0	0.997 6	-0.24	0.998 9	-0.11	0.999 8	-0.02
	$\eta_{f(0)}$	1.0	1.016 3	1.63	1.032 6	3.26	1.026 1	2.61
	$\eta_{H(0)}$	1.0	1.002 2	0.22	1.003 2	0.32	1.003 2	0.32

注:本文对初始方案采用归一化处理

5 结 论

为了探索整机 MDO 技术,本文以某型民用航空发动机概念设计优化为例,对比研究了 IDF, CO 和 ASO 三种典型的优化策略及其在整机 MDO 中的应用,探讨了整机 MDO 的建模方法、子系统间数据传递及解耦方式,建立了基于 3 种优化策略的多目标优化的整机 MDO 研究平台。通过研究,得出结论:

- 1) 3 种策略优化效率相当,优化时间最大相差 742 s。
- 2) CO 策略与 ASO 策略可将大规模的优化问题分解为多个较小规模的优化问题,使之协同优化,从而提高寻优效果。它们在整机 MDO 应用中优化效果较好,综合评价指标分别降低了

0.82%和 0.86%。

3) 整机 MDO 方法在发动机概念设计阶段集成了较高保真度的部件设计程序,可在该阶段考虑部件的实际设计能力,是一种改善传统设计方法,设计高综合性能、低成本的先进航空发动机的比较有潜力的方法。

需要指出的是,本文基于的整机 MDO 模型仅包括总体方案、风扇、低压涡轮 3 个子系统。今后,还需在本文方法的基础上纳入增压级、燃烧室、高压涡轮等部件/子系统,以便更好地应用于工程实际。

参考文献:

[1] 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 multi-disciplinary design optimization of aero-engine[J]. Engineering Science, 2007, 9(6): 1-10. (in Chinese)

[2] 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.

[3] SOBIESZCZANSKI-SOBIESKI J. A linear decomposition method for large optimization problems-blueprint for development[R]. NASA TM-83248-1982, 1982.

[4] CRAMER E J, DENNIS J E, Jr., FRANK P D, et al. Problem formulation for multidisciplinary optimization [J]. Journal on Optimization, 1994, 4(4): 754-776.

[5] SELLAR R S, BATILL S M, RENAUD J E. Response surface based, concurrent subspace optimization for multi-disciplinary system design[R]. AIAA 96-714, 1996.

[6] BRAUN R D. Collaborative optimization: an architecture for large-scale distributed design[D]. Stanford, US: Stanford University, 1996.

[7] SOBIESZCZANSKI-SOBIESKI J, AGTE J S, SANDUSKY R R. Bilevel integrated system synthesis [J]. AIAA Journal, 2000, 38(1): 164-172.

[8] KIM H M, MICHELENA N F, PAPALAMBROS P Y, et al. Target cascading in optimal system design[J]. Journal of Mechanical Design, 2003, 125(3): 474-480.

[9] CHITTICK I R, MARTINS J R R A. An asymmetric sub-optimization approach to aerostructural optimization[J]. Optimization and Engineering, 2009, 10(1): 133-152.

[10] 杨俊杰, 王荣桥, 樊江, 等. 涡轮叶片的气动-热-结构多学科设计优化研究[J]. 航空动力学报, 2010, 25(3): 617-622. YANG Junjie, WANG Rongqiao, FAN Jiang, et al. Multi-disciplinary aero-dynamic-thermal-structure design optimization for turbine blade[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(3): 617-622. (in Chinese)

[11] 王婧超, 李立州, 岳珠峰. 涡轮叶片的多学科设计优化系统[J]. 航空动力学报, 2007, 22(1): 23-29. WANG Jingchao, LI Lizhou, YUE Zhufeng. Multidisciplinary optimization design system for turbine blade [J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(1): 23-29. (in Chinese)

[12] 吴立强, 尹泽勇, 蔡显新. 航空发动机涡轮叶片的多学科设计优化[J]. 航空动力学报, 2005, 20(5): 795-801. WU Liqiang, YIN Zeyong, CAI Xianxin. MDO technology applied to the aero-engine turbine blade design[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(5): 795-801. (in Chinese)

[13] DENG X, GUO F, LIU Y, et al. Aero-mechanical optimization design of a transonic fan blade [R]. ASME Paper GT2013-95357, 2013.

[14] 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)

[15] 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)

[16] 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方案优化设计[J]. 航空动力学报, 2006, 21(1): 13-18. LI Lijun, YIN Zeyong, QIAO Weiyang, et al. Performance optimal design of aircraft engine based on multi-objective genetic algorithms[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(1): 13-18. (in Chinese)

[17] 董晓琳, 申秀丽, 龙丹. 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. DONG Xiaolin, SHEN Xiuli, LONG Dan. 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)

[18] LEBORGNE M, LONFILS T, LEPOT I. Development and application of a multi-disciplinary multi-regime design methodology of a low-noise contra-rotating open-rotor[R]. ASME Paper GT2015-43432, 2015.

(编辑: 陈 越)