

MDO 关键问题及其在液氧/煤油发动机设计中的应用探讨

赵 剑¹, 谭永华², 陈建华¹, 付 平¹

(1. 西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100; 2. 航天推进技术研究院, 陕西 西安 710100)

摘 要: 多学科设计优化是一种通过充分探索和利用系统的相互作用机制来设计复杂系统及其子系统的方法论, 是当前复杂系统工程设计中最活跃的研究领域。大推力液氧/煤油补燃循环发动机设计的多学科本质属性给传统的设计方法带来了新的挑战, 在分析液氧/煤油发动机设计的多学科特征基础上, 重点讨论了在液氧/煤油发动机设计中应用 MDO 技术的关键问题, 综述了国内外相关领域的研究进展, 阐明了在大推力液氧/煤油补燃循环发动机设计中应用 MDO 的前景。

关键词: 多学科设计优化; 液氧/煤油发动机; 关键问题

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2016) 06-0001-08

Key technological problems and application of MDO in design of LOX/Kerosene liquid rocket engine

ZHAO Jian¹, TAN Yonghua², CHEN Jianhua¹, FU Ping¹

(1. Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China;

2. Academy of Aerospace Propulsion Technology, Xi'an 710100, China)

Abstract: Multidisciplinary design optimization (MDO) is a methodology, which has gone through sufficient investigation, takes advantage of the interaction mechanism to design the complex system and subsystems, and is most active research filed of complex system engineering design at present. The multidisciplinary essential attribute of designing high-thrust LOX/Kerosene combustion cycle liquid rocket engine brings a big challenge to the traditional design approaches. Based on the fully analysis of the multidisciplinary characteristics of LOX/Kerosene engine design, the key technologies which are essential to implement the MDO method in LOX/Kerosene engine are discussed. The research situations at home and abroad are summarized, which shows a bright future of adopting MDO method to design the high-thrust LOX/Kerosene combustion cycle liquid rocket engine.

Keywords: multidisciplinary design optimization; LOX/Kerosene engine; key technology

收稿日期: 2016-09-02; 修回日期: 2016-10-31

基金项目: 国家 863 项目 2013AA7023021

作者简介: 赵剑 (1986—), 男, 博士研究生, 研究领域为液氧/煤油发动机总体设计与优化

0 引言

多学科设计优化 (Multidisciplinary Design Optimization, MDO) 是一种通过充分探索并利用工程系统中各学科之间相互作用的协调机制来设计复杂系统及其子系统的方法论^[1]。MDO 在设计过程中充分考虑各学科的耦合作用, 平衡各学科冲突, 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。

MDO 作为单独的研究领域, 于 20 世纪 80 年代后期逐渐形成。航空航天领域最早认识到研究 MDO 的必要性和迫切性, 并在长期的研究和应用中极大地发展了 MDO 理论, 取得了显著的成果。空客公司利用 MDO 技术对 A380 机翼进行优化, 使飞机起飞质量减轻了 15 900 kg^[2]; 在美国空军第三代飞机 F-16 和 F/A-18EPF 的改进以及第四代飞机 F-22 的设计中^[3,4], 均不同程度地应用了 MDO 技术。此外, MDO 在复杂工程系统和涉及多个耦合学科的系统设计中也获得了极大的关注, 在船舶结构设计、无人机外形设计以及汽车设计等领域得到了广泛应用^[5,7], 充分展现了 MDO 的强大功能。随着研究和应用的深入, MDO 的算法逐渐成熟, 并被集成到一些商业软件中, 形成了 DOT, ModelCenter 以及 iSIGHT 等 MDO 应用软件。

MDO 近年来在国内也得到了极大的关注,

主要集中在飞机、导弹以及运载火箭设计等航空航天总体设计领域^[8-11], 在液体火箭发动机领域的研究和应用尚不广泛。鉴于 MDO 技术在解决复杂系统工程问题方面的强大优势, 以及大推力液氧/煤油补燃循环发动机 (以下简称液氧/煤油发动机) 设计的多学科本质属性, 将 MDO 技术引入液氧/煤油发动机设计领域必将具有十分广阔的发展空间和现实意义。

1 液氧/煤油发动机设计多学科特征

典型复杂系统工程的 MDO 数学描述如下:

$$\begin{aligned} \min F(X) \quad (X \in R^n) \\ \text{s.t.} \quad \begin{cases} G_i(X) \leq 0 & (i=1, \dots, I) \\ H_j(X)=0 & (j=1, \dots, J) \\ x_k^d \leq x_k \leq x_k^u & (k=1, \dots, n) \end{cases} \end{aligned} \quad (1)$$

$$A(x, y) = \begin{bmatrix} A_1(x_1, y_1) \\ A_k(x_k, y_k) \end{bmatrix} = 0$$

式中: $F(X)$ 为目标函数; X 为设计变量向量; Y 为状态变量向量; $G_i(X)$ 和 $H_j(X)$ 为约束条件; x_k^d 和 x_k^u 分别为设计变量的下限和上限; $A_k(x_k, y_k)$ 为子学科的学科分析模型; x_1, \dots, x_k 为各个子学科的设计变量向量; y_1, \dots, y_k 为各个子学科的状态变量向量, 学科间通过这些状态变量耦合。

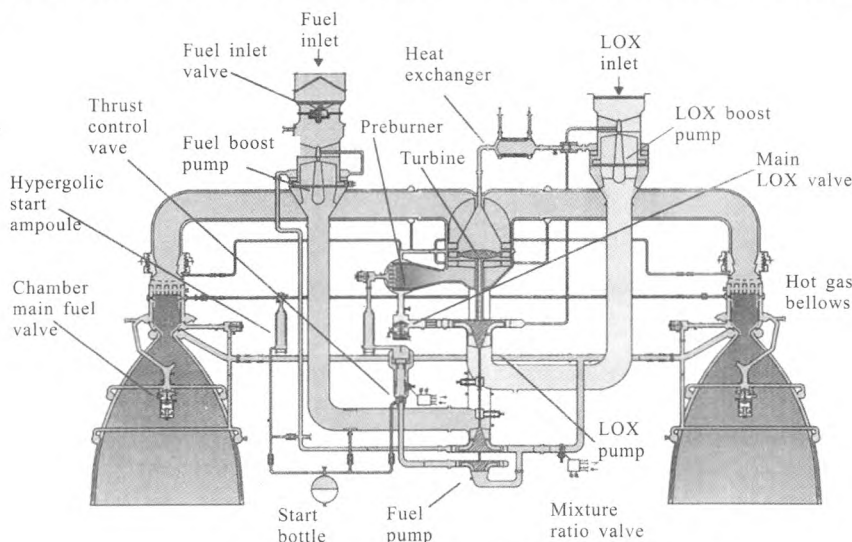


图 1 RD-180 液氧/煤油补燃循环发动机系统方案

Fig. 1 System scheme of RD-180 LOX/Kerosene staged combustion cycle LRE

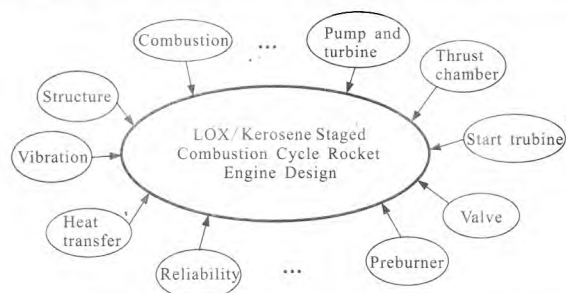


图 2 液氧/煤油补燃循环发动机设计涉及的学科

Fig. 2 Subjects involved in designing LOX/Kerosene staged combustion cycle LRE

在 MDO 理论中, 学科是一个相对广泛的概念, 表征系统中相对独立、相互之间存在数据交换的基本模块。以液氧/煤油发动机为例 (图 1), 学科既可以指传热、燃烧、结构等专业学科 (图 2), 也可以指系统的实际物理部件或子系统, 如预燃室、涡轮泵、推力室等组件。从图 1 和图 2 可以发现, 液氧/煤油发动机各个组件之间物理上的连接和协同关系揭示了其本质的多学科交互耦合特性, 即无论在组件之间还是组件内部的物理化学过程, 都具备多学科交互耦合特点。同时, 以往的研制工作也表明, 液氧/煤油发动机的设计是一项复杂系统工程^[12-16], 具备以下特征: (1) 系统的尺寸大, 子系统分级多, 变量多且难以求解; (2) 存在多个子系统, 子系统之间存在大量的独立变量和耦合变量; (3) 系统有多个设计指标, 设计指标之间通常存在冲突性; (4) 设计周期长, 经费投入多, 研制风险大。

2 应用 MDO 技术的关键问题

2.1 系统分解

基于 MDO 思想, 将液氧/煤油发动机设计视为复杂系统工程, 首先应将其分解为一系列的子系统, 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和非层次系统的混合层次系统。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, 液氧/煤油发动机设计属于混合系统。

针对飞行器设计为代表的复杂系统工程问

题, NSF 机构的 Collopy 博士提出了复杂工程系统等级划分思想^[17]。据此思路, 也可将液氧/煤油发动机划分为典型的 3 等级系统或者更多。对于此类系统划分, Collopy 也指出, 即使得到了更多等级的系统划分, 但由于系统的复杂性, 最底层的设计人员依然很难确切地获得该层级设计问题对其他层级的影响模式。为此, Kurtoglu 博士提出了 ARRoW (Adaptive, Reflective, Robust Workflow) 方法来降低系统设计的复杂性^[18-19], 该方法通过一套自动化设计工具来控制系统的复杂度, 从而形成独特多水平等级的抽象设计方案。

2.2 系统建模

在系统分解的基础上, 为了建立各子系统多学科优化模型, 包括子学科分析模型和优化模型, 首先需要确定优化设计变量、目标函数以及约束条件。对于液氧/煤油发动机, 其子学科设计本身就是一项复杂的系统工作, 若在考虑子学科之间耦合关系的基础上进行优化设计, 计算量将十分巨大。因此, 平衡计算成本和计算精度, 建立合理的系统模型是决定设计成败的关键。主要有三种建模技术。

1) 可变复杂度建模 (Variable Complexity Modeling, VCM)

VCM 方法从 20 世纪 90 年代开始应用于 MDO 领域, 该方法主要是为了平衡计算成本、精度和效率之间的关系。其主要思想是: 在优化中综合使用计算成本高的精确分析方法和计算成本低的近似分析方法, 在迭代过程中主要采用近似分析方法, 并依据精确分析方法来修正近似分析方法。

设 \mathbf{x} 为设计变量向量, f_d 表示精确分析模型结果, f_s 表示近似分析模型结果, 定义比例因子:

$$\sigma(\mathbf{x}) = \frac{f_d(\mathbf{x})}{f_s(\mathbf{x})} \quad (2)$$

在优化循环初始点 \mathbf{x}_0 计算 f_d 和 f_s , 得到比例因子, 在后续优化循环中, 近似分析结果为

$$f(\mathbf{x}) = f_s(\mathbf{x}) \sigma(\mathbf{x}) \quad (3)$$

$f(\mathbf{x})$ 既包含了精确模型的信息, 又采用了近似模型简化了计算过程, 同时在优化各个循环过

程中,都可以更新比例因子,提高计算精度。

2) 不确定性建模

不确定性建模主要针对研究对象的稳健设计和可靠性设计问题。研究给定系统随机输入变量的可能分布后,系统输出的概率分布,并确定系统中不确定性影响的传播情况,从而整体把握系统不确定性因素,获取最佳优化结果。考虑到系统不确定性传播的影响,常用基于灵敏度和近似方法进行分析。为了降低将可靠性分析引入MDO研究中所带来的计算困难,Du等^[20]引入序列优化方法来提高基于可靠性的MDO效率,其基本思想是将序列可靠性分析循环将可靠性分析解耦出来,可靠性分析和MDO过程分别基于不同的MDO算法。

3) 参数化建模

MDO过程往往包含大量的数据交换、模型更新等步骤,是一个反复迭代,逐步寻优的渐进式流程。若以人工控制MDO过程,将耗费大量人力资源,不符合MDO研究与应用的初衷。因此,参数化建模在MDO研究中有着举足轻重的地位。参数化建模内容包括:(1)几何模型参数化;(2)学科分析与优化参数化;(3)数据交换参数化;(4)系统分析与优化参数化。

2.3 近似方法

近似方法的本质是通过构造近似函数,将复杂的学科分析从优化进程中分离,而将近似函数耦合到优化算法中,得到近似最优解。近似方法是处理MDO问题复杂性的有效工具,是MDO研究的关键技术之一,典型的有模型近似和函数近似两类。

模型近似是指用近似且易于求解的问题代替原始问题的描述形式,主要出发点为减少设计变量和约束函数数目,从而缩小问题的规模和提高优化效率。函数近似则通过一系列近似问题来代替原优化问题,主要有多项式响应面方法、Kriging方法和径向基函数神经网络方法等。Kriging方法在二次响应面的基础上对预测点的误差进行预测,大大提高了精度。径向基函数神经网络方法是一种高效的前馈式神经网络,具有最佳逼近和全局最优特性,结构简单,近年来在MDO领域

也得到广泛应用。

2.4 优化策略

优化策略是指MDO问题的数学表述及其在计算环境中如何实现过程组织的问题,依据优化层次的分解方式,分为单级优化和多级优化。多级优化过程将系统优化问题分解为多个子系统的优化协同问题,各个学科子系统分别进行优化,并通过某种机制协同,适用于液氧/煤油发动机的MDO应用,典型的多级算法如下。

1) 协同优化算法 (Collaborative Optimization, CO)

CO算法是斯坦福大学的Kroo教授在一致性约束算法基础上提出的一种多级MDO算法^[21]。CO算法的主要思想是:将复杂系统设计问题分解为一个系统级和并行的几个学科级问题,将耦合状态变量引入设计变量;系统优化后分发第*i*个学科设计向量 Z_i ,经过学科内优化分析得到相容性最好的全局设计向量 Z_{iout} 并返回至系统级优化,学科间解的不一致性通过约束 C_i 来协调,最终经过迭代获得学科间一致的最优设计方案。

CO算法的优点在于结构简单,将多学科优化设计“化整为零”,各子系统负责本学科设计优化,系统级负责协调优化学科间不一致性(图3),所以CO非常适用于工程领域,能够处理大规模MDO问题。但是,CO算法的计算结构也存在缺陷,对于强耦合问题,耦合状态变量的引入,大大增加了设计变量的维度,使得系统协同优化迭代次数增多,因此,CO算法较适用于弱耦合或松散耦合问题。

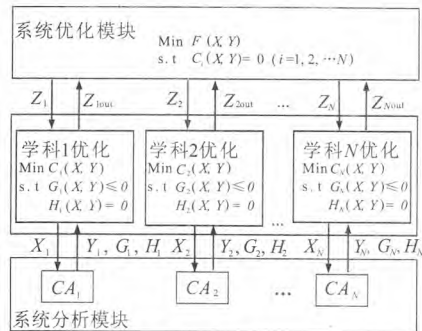


图3 CO方法示意图

Fig. 3 Diagram of CO method

2) 多目标并行子空间优化算法 (Multi-objective Concurrent Subspace Optimization, MCSO)

2004 年 Huang 和 Bloebaum 提出了一种能够求解多目标优化问题的 MCSO 算法^[22-24]。该算法的思想是: 对于有 N 个目标的优化问题, 将其分解为 N 个学科级优化问题, 各学科优化获取本学科优化目标, 其他学科目标则作为本学科优化问题的约束, 每完成一次迭代得到一个 Pareto 解 (见图 4)。由于不同设计点对应各学科目标函数值不同, 各学科优化的目标函数约束也不同, 因此从不同出发点可以获取不同的 Pareto 解, 从而可以得到 Pareto 解集。

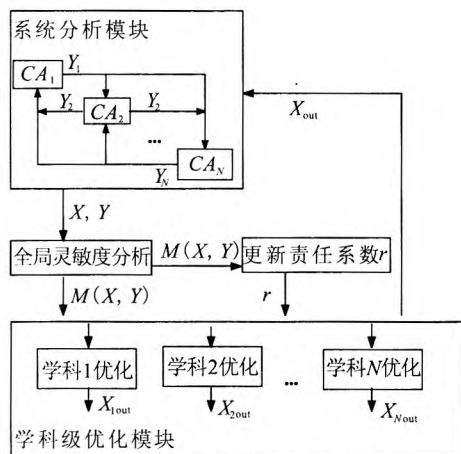


图 4 MOCSSO 方法结构图

Fig. 4 Structure diagram of MOCSSO method

3) 两级系统综合优化算法 (Bi-level Integrated System Synthesis, BLISS)

1998 年, Sobieski 等提出了基于 GSE 的 BLISS 算法^[25], 该算法结构如图 5 所示, 其核心思想是: 当执行学科层优化时, 系统设计变量保持不变, 学科优化只需满足本学科约束条件; 当执行系统层优化时, 学科设计变量恒定, 系统优化只需满足系统级约束条件, 优化系统设计变量; 如此反复进行学科优化与系统优化, 直至满足收敛条件, 获得最优解。

BLISS 方法通过灵敏度分析将系统层与学科层优化联系起来 (见图 5), 在每次迭代过程的学科优化之前, 都需进行系统灵敏度获得系统目标

函数对局部设计变量的微分信息, 作为子系统层设计变量的权重。该解法最大优点是在优化过程进行人工干预, 而且子系统可以并行进行优化。方法的寻优效率依赖于问题的非线性程度, 如果问题是非凸优化, 则会随初始点不同, 收敛到不同的局部最优解。

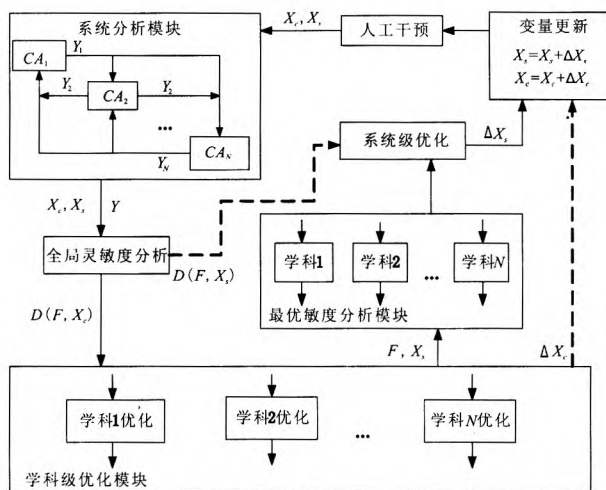


图 5 BLISS 方法结构图

Fig. 5 Structure diagram of BLISS method

3 MDO 在液体火箭发动机的工程应用

到目前为止, MDO 技术在液体火箭发动机领域的应用并不广泛, 在液氧/煤油发动机领域的具体应用就更加少见。从公开发表的文献来看, 多集中在部件级的研究, 如燃气发生器、推力室等^[13-16]规则型面的设计优化, 涉及传热、流动、燃烧和结构等多学科的研究, 这里选择部分与液氧/煤油发动机 MDO 应用面临的相关 MDO 研究成果进行论述。

3.1 基于 MDO 的系统设计仿真与优化

液体火箭发动机各组件的设计已经成为高度专业化的学科技术^[13], 但由于发动机各组件之间以及发动机与运载火箭之间的相互作用和相互依赖关系, 需要从总体上进行匹配和协调。即通过系统设计, 使发动机各组件最大程度地相互适应, 并协调发动机与运载火箭的相互关系, 从而使发动机最大限度满足运载火箭的要求。

由于发动机系统仿真中涉及众多学科, 为了对众多的系统参数进行优化, 采用了组合优化策略 (见图 6), 即首先通过遗传算法进行全局性搜索, 得到全局优化解的可能域, 然后利用序列二次规划方法进行局部寻优, 确定最优解。研究结果表明, 通过组合优化可确保在设计变量的可行域中找到全局最优点; 同时, 以燃烧室压强、燃烧室混合比为设计变量, 针对不同的优化目标组合, 能够得到对应的最优设计变量组合。

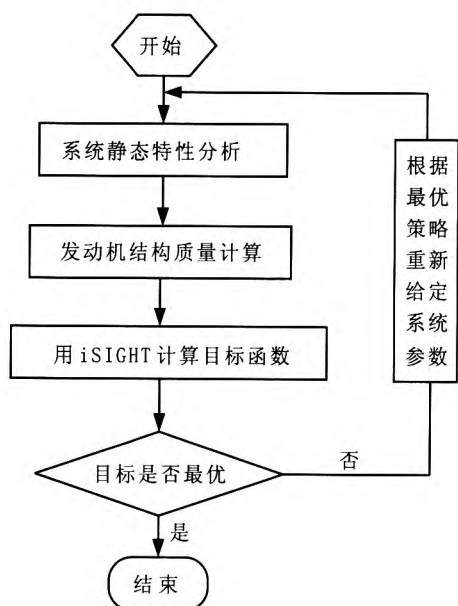


图 6 基于仿真程序的发动机系统优化流程

Fig. 6 Engine system optimization process based on simulation program

3.2 燃气发生器身部的 MDO 研究

燃气发生器是液体火箭发动机的重要组件, 其 MDO 的研究涉及流动、传热以及结构强度 3 个学科^[14]。燃气发生器身部材料采用高温合金 GH4169, 燃烧工质为氢气和氧气, 燃气总温 860 K, 总压 8.5 MPa, 其他参数根据热力计算得到。

考虑到几何约束, 用 NURBS 曲线拟合收缩段在轴对称平面的构型, 提取出 5 个优化变量, 优化目标为燃气发生器质量最小化和总压恢复系数最大化。采用单级优化算法 MDF 和物理规划方法对多目标进行处理。由于燃气发生器壁面是传热、流动和结构分析的耦合对象, 为了简化分

析, 将气动和传热的仿真分析耦合起来, 得到燃气的总压恢复系数和燃气发生器质量, 并求解出内外壁面的温度和压力分布作为结构强度求解边界条件。

图 7 为优化型面的局部放大图。优化后, 燃气发生器的流动总压恢复系数变化很小, 但质量减小 27%。优化后燃气发生器型面更加光滑, 利于流动, 整体壁厚减薄, 质量减轻。型面变光滑后, 流动更加顺畅, 燃气的总压恢复系数有所提高。但是, 由于厚度变薄, 通过壁面热传导而损失的热量增加, 会降低总压恢复系数。两者的综合作用使得燃气总压恢复系数基本保持不变。

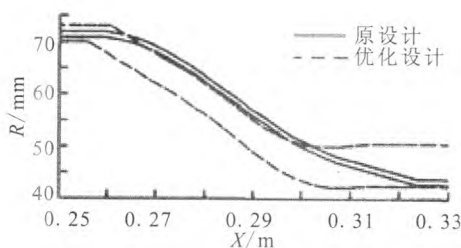


图 7 优化前后局部对比

Fig. 7 Local comparison between optimized design and original design

3.3 液氧离心泵叶轮的 MDO 研究

文献 [15] 以液体火箭发动机中液氧离心泵的叶轮为研究对象, 综合采用了多目标遗传算法和超传递近似法对叶轮的主要结构参数进行设计优化, 优化目标为权衡考虑泵的扬程、效率和泵叶轮质量的综合效应, 属于多目标优化的范畴。

作者根据叶轮结构参数 (见图 8), 将优化问题整理为 8 个设计变量和 3 个优化目标的 MDO 问题。优化结果得到了泵的扬程、效率和叶轮质量的 Pareto 前沿。为了最终得到优化解, 采用超传递近似法得到了各优化目标的最佳权系数, 在此基础上将多目标优化处理为单个综合目标, 从而得到了整体最优解。结果表明, 泵的扬程由 14 MPa, 增加到 21.8 MPa, 提高了 55%; 而泵的效率则由 73.9% 降低至 71.6%; 叶轮的质量也由 84.6 kg 提高到 100 kg, 优化设计方案满足 Pareto 前沿。

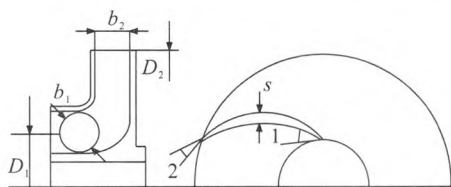


图 8 液氧离心泵叶轮的结构参数示意图

Fig. 8 Schematic of structural parameters of impeller of LOX centrifugal pump

3.4 再生冷却推力室的结构 MDO 研究

针对液体火箭发动机再生冷却推力室结构^[9], 推力室身部采用再生冷却, 推力室内部有 300 个变肋宽和槽深的纵向沟槽, 与外壁共同组成了再生冷却通道 (见图 9)。推力室的 MDO 模型包含几何型面、质量、流动、传热以及结构应力等学科, 其中各学科的耦合关系可表征为图 10 所示的设计结构矩阵。

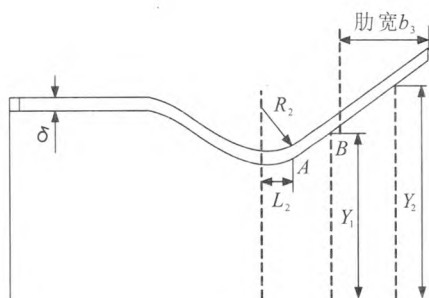


图 9 推力室结构示意图

Fig. 9 Schematic of thrust chamber structure

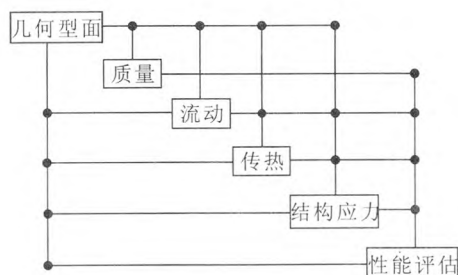


图 10 设计结构矩阵

Fig. 10 Design structure matrix

在优化模型中, 优化变量为图 10 所示的 6 个结构参数, 优化目标为推力室质量、比冲和冷

却通道压降, 并通过无量纲线性加权将目标函数整理为单个评价函数。仿真模型中推力室质量基于参数化模型的内、外壁逐段差分计算, 流场计算基于二维轴对称 Euler 模型计算, 传热计算基于经验公式计算。作者基于仿真模型, 通过解耦推力室内壁燃气侧的压力和温度边界, 将仿真分解为两个子系统, 即推力室流场的仿真和推力室内壁传热、结构应力的仿真, 从而实现了 CO 算法的应用。两个子系统均采用序列二次规划法和采用 2 阶响应面模型近似; 系统级优化采用遗传算法并基于 iSIGHT 平台, 实现了 3 台 PC 机的双层并行运算。优化结果改善了冷却通道的构型, 减小了 3.96% 的压降和 4.28% 的推力室质量, 但是比冲略有减小。

4 结束语

在 MDO 技术发展的 30 多年里, 在复杂系统工程领域的设计应用彰显了 MDO 方法的强大设计和优化能力, 然而在液体火箭发动机设计领域 MDO 的应用并不多见。考虑到液体火箭发动机设计的多学科本质, 在发动机总体和子系统的设计中应用 MDO 技术, 可充分激活和协调各个学科之间和学科内部的多学科特征, 发展出一套新的设计方法。现阶段, 大量 CAD/CAE 商业软件的成熟以及集成化、智能化、网络化的接口技术破除了协同和处理各个专业学科的壁垒, 设计水平的提高和技术的进步, 已经为我们应用 MDO 提供了有利的条件, 必将推动 MDO 技术更大程度的发展和应用。

参考文献:

- [1] SOBIESZCZANSKI-SOBIESKI J, HAFTKA R T. Multidisciplinary aerospace design optimization: survey of recent developments: AIAA 96-0711 [R]. USA: AIAA, 1996.
- [2] VELDEN A V. Application of MDO to large subsonic transport aircraft: AIAA-2000-0844 [R]. USA: AIAA, 2000.
- [3] LOVE M H. Multidisciplinary design practices from the F-16 Agile Falcon: AIAA-98-4704[R]. USA: AIAA, 1998.
- [4] YOUNG J A, ANDERSON R D, YURKOVICH R N. A

- description of the FPA-18EPF design and design process: AIAA-98-4701[R]. USA: AIAA, 1998.
- [5] OHAD G, MANAV B, WILLIAM H M, et al. Development of a framework for truss-braced wing conceptual MDO[J]. Struct multidisc optim, 2011, 44: 277-298.
- [6] CHENG W. Integrated aerodynamic design and analysis of turbine blades[J]. Advances in engineering software, 2014, 68: 9-18.
- [7] SEOP D L, FELIPE L G, JACQUES P, et al. Hybrid-game strategies for multi-objective design optimization in engineering[J]. Computer and fluids, 2011, 47: 189-204.
- [8] QASIM Z, DONG Y, KHURRAM N. Multidisciplinary design and optimization of multistage ground-launched boost phase interceptor using hybrid search algorithm[J]. Chinese journal of aeronautics, 2010 (23): 170-180.
- [9] NHU-VAN N, SEOK-MIN C, WAN-SUB K, et al. Multidisciplinary unmanned combat air vehicle system design using multi-fidelity model[J]. Aerospace science and technology, 2013, 26: 200-210.
- [10] SEOP D L, FELIPE L G, JACQUES P, et al. Hybrid-game strategies for multi-objective design optimization in engineering[J]. Computer and fluids, 2011(47): 189-204.
- [11] OHAD G, MANAV B, WILLIAM H M, et al. Development of a framework for truss-braced wing conceptual MDO[J]. Struct multidisc optim, 2011, 44: 277-298.
- [12] 谭永华. 中国重型运载火箭动力系统研究[J]. 火箭推进, 2011, 37(1): 1-6.
- TAN Yonghua. Research on power system of heavy launch vehicle in China [J]. Journal of rocket propulsion, 2011, 37(1): 1-6.
- [13] 郑赞韬, 童晓艳, 蔡国飙, 等. 液体火箭发动机系统设计仿真与优化[J]. 北京航空航天大学学报, 2006, 32(1): 40-45.
- [14] 童晓艳, 蔡国飙, 尘军, 等. 燃气发生器身部多学科设计优化[J]. 北京航空航天大学学报, 2006, 32(10): 1250-1254.
- [15] 郑赞韬, 蔡国飙, 尹贵增. 液体火箭发动机离心泵叶轮的多目标优化设计[J]. 火箭推进, 2006, 32(1): 14-18.
- ZHENG Yuntao, CAI Guobiao, YIN Guizeng. Multi-objective optimization and design for centrifugal impeller of rocket engine pumps[J]. Journal of rocket propulsion, 2006, 32(1): 14-18.
- [16] 方杰, 蔡国彪, 王珏, 等. 再生冷却推力室的多学科设计优化[J]. 火箭推进, 2005, 2(31): 12-16.
- FANG Jie, CAI Guobiao, WANG Jue, et al. A multidisciplinary design optimization approach for a regeneratively cooled thrust chamber[J]. Journal of rocket propulsion, 2005, 2(31): 12-16.
- [17] DESHMUKH A, COLLIPY P. Fundamental research into the design of large-scale complex system: AIAA 2010-9320[C].
- [18] ZEIDNER L E, REEVE H M, KHIRI R, et al. Design issues for a bottom-up complexity metric applied to hierarchical systems: AIAA-2010-9224[R]. USA: AIAA, 2010.
- [19] ZEIDNER L E, REEVE H M, KHIRI R, et al. Architectural enumeration & evaluation for identification of low-complexity system: AIAA-2010-9264 [R]. USA: AIAA, 2010.
- [20] Du Xiaoping, GAO Jia, HARISH B. Sequential optimization and reliability assessment for multidisciplinary systems design [J]. Struct multidisc optim, 2008, 35: 117-130.
- [21] KROO I, ALTUS S, SOBIESZCZANSKI-SOBI-ESKI J. Multidisciplinary optimization method for aircraft preliminary design: AIAA-94-4325[R]. USA: AIAA, 1994.
- [22] HUANG C H, BLOEBAUM C L. Multi-objective pareto concurrent subspace optimization for multidisciplinary design: AIAA 2004-278[R]. USA: AIAA, 2004.
- [23] HUANG C H, BLOEBAUM C L. Incorporation of preferences in multi-objective concurrent subspace: AIAA-2004-4584[R]. USA: AIAA, 2004.
- [24] HUANG C H, BLOEBAUM C L. Visualization as a solution aid for multi-objective concurrent subspace optimization in a multidisciplinary design environment: AIAA-2004-4464[R]. USA: AIAA, 2004.
- [25] SOBIESZCZANSKI-SOBIESKI J, AGTE J, SANDUSKY J R. Bi-level integrated system synthesis (BLISS): AIAA-98-4916[R]. USA: AIAA, 1998.

(编辑: 陈红霞)