

2009 BEIJING NEARSPACE VEHICLE'S TECHNOLOGY FORUMS

临近空间飞行器 技术论坛论文集(上)



中国航天

主办单位：中国运载火箭技术研究院
承办单位：北京临近空间飞行器系统工程研究所

2009 中国 北京

V47-53/1002-A



NUAA2010050400

V47-53
1002-A1

前 言

临近空间作为一个新兴的科技领域,体现了航空、航天科技的融合,同时也面临很多新技术问题。为加强临近空间科技领域的技术交流,展望我国临近空间飞行器技术发展趋势,中国运载火箭技术研究院主办、北京临近空间飞行器系统工程研究所承办了首次“临近空间飞行器技术论坛”。

本论文集收录了 136 篇论文,按照“总体技术”、“测控与信息一体化技术”、“控制技术”、“防隔热技术”、“气动技术”五大领域划分,现汇集成册,供各位读者阅读参考。论坛筹办和举办过程中得到了各科研院所、高校的大力支持,在此对各个单位、各位作者表示衷心感谢!希望通过本次论坛搭建交流平台,促进我国临近空间飞行器技术发展和进步。



王为民

2009 年 12 月 28 日

2010050400

目 录

总体技术

1	MDO 在固体火箭发动机设计中的应.....	胡宽 强洪夫 王广	(1)
2	超燃冲压发动机数值模拟技术研究.....	郑耀 邹建锋 张帅 邢菲 邓见 盛东 汤彬	(11)
3	带约束的临近空间飞行器滑翔段最优弹道研究.....	李佳峰 陈万春	(20)
4	多物理场耦合的建模与仿真方法研究.....	王跃锋 冯志刚	(28)
5	飞行器多物理场耦合的建模与求解问题初探.....	马萍 杨明 王强	(32)
6	分子模拟在固体推进剂类材料性能预示与优化设计中的应用.....	武文明 强洪夫 李红霞 焦东明	(36)
7	临近空间飞行器能量管理技术综述.....	刘鲁华 陈克俊 汤国建	(42)
8	高超声速飞行器气动构型及 TPS 热防护结构仿真计算研究.....	刘海涌 强洪夫	(47)
9	高端虚拟样机技术.....	郑耀 解利军 陈建军 邹建峰	(53)
10	国外临近空间高超声速飞行器的现状与发展.....	毛黎明 夏晓靖 林国华 张祥伟	(60)
11	混压式进气道设计方法初探.....	吴宝元	(68)
12	基于 CATIA 二次开发的乘波体外形参数化设计.....	李萍 陈万春	(72)
13	基于 MDO 的多段弹道优化设计方法研究.....	周浩 陈万春	(77)
14	基于 SDRE 方法设计 BTT 高超声速飞行器自动驾驶仪.....	邢立旦 陈万春	(84)
15	基于多目标约束的主被动段弹道联合优化方法.....	杨丁 辛万青 杨小龙	(91)
16	计算机模拟计算与软件开发.....	强洪夫 高巍然 周伟 高双武	(98)
17	临近空间低动态飞行器可再生能源系统技术.....	王兆斌	(103)
18	临近空间飞艇上的激光推进技术.....	高普云 王定文 王学 张浪	(109)
19	临近空间飞行器地面覆盖特性分析与仿真.....	崔乃刚 张利宾 郭继峰 傅瑜	(114)
20	临近空间飞行器动力系统未来发展.....	李平 张蒙正 张玫 王拴虎	(120)
21	临近空间飞行器多物理场耦合仿真技术研究.....	高普云 王学 张浪 王定文	(125)
22	临近空间飞行器多学科设计优化建模方法研究.....	李萍 陈万春	(130)
23	临近空间飞行器虚拟仿真环境开发.....	宗群 沈硕 窦立谦	(136)
24	临近空间飞行器一体化仿真分析平台体系研究.....	铁鸣 王玲 孙学功 高鹏	(142)

52	气动—电磁波传输特性研究中需解决的问题.....	于哲峰 曾学军 马平 石安华 黄洁	(300)
53	天地信息一体化分层网络架构及其实时性研究.....	李小平 董庆宽 刘秀平 刘铮	(305)
54	无线电波在再入等离子体中传输的相频特性及仿真.....	钟育民 卢满宏 李艳华	(312)
55	高超音速飞行器射频通信“黑障”效应研究初步设想.....	徐茂格 席文君	(318)

总 体 技 术

MDO 在固体火箭发动机设计中的应用

胡 宽 强洪夫 王 广

(第二炮兵工程学院 西安 710025)

摘 要: 为了解决目前固体火箭发动机总体设计中效率低、周期长、难于处理耦合因素的难题, 论文通过对 MDO 方法的比较, 确定了固体火箭发动机的 MDO 方法, 建立了固体火箭发动机 MDO 多目标 CO 模型, 并针对 CO 方法计算的困难提出改进途径, 同时还研究了用于减少 MDO 计算费用的壳体、热力计算和内弹道近似分析设计模型。论文的研究对 MDO 理论在固体火箭发动机设计中的应用有重要参考价值。

关键词: MDO 固体火箭发动机 CO 网络理论 热力计算 内弹道

1 传统设计存在的问题

固体火箭发动机的设计包括总体设计和各组(部)件设计^[1], 涉及热力学、结构力学、流体力学、空气动力学、传热学等多个学科专业, 如果考虑固体火箭发动机与导弹总体的关系, 可能还涉及到控制、弹道、隐身等学科, 这些学科之间的关系不是独立的, 而是相互影响、相互制约。

现行的固体火箭发动机优化设计过程是首先根据导弹总体部门提出的技战术指标, 确定固体火箭发动机总体优化设计方案, 在此基础上再分别进行各分系统或组(部)件的优化设计。可以看出, 总体设计和分系统或组(部)件设计具有时间先后顺序, 是典型的串行设计模式。这种设计模式人为地割裂了固体火箭发动机总体性能设计与内弹道、喷管、壳体、气动等分系统(学科)设计, 没有充分利用总体分系统(学科)之间的相互作用可产生的协同效应, 其结果可能是失去整体最优解, 即优化的分系统(学科)设计性能对固体火箭发动机总体性能不一定最优, 因此不能充分发挥设计潜能。该设计模式的另外一个缺点是设计周期较长, 从而导致开发成本增加。

多学科设计优化(Multidisciplinary Design Optimization, MDO)是一种通过充分探索和利用工程系统中相互作用的协同机制来设计复杂系统和子系统的方法论。MDO 的主要思想是在复杂系统设计的整个过程中利用分布式计算机网络技术来集成各个学科的知识, 应用有效的设计优化策略组织和管理设计过程。其目的是通过充分利用各个学科之间相互作用所产生的协同效应, 获得系统的整体最优解。此外, 可以在多学科设计中实现并行设计, 缩短设计周期, 节约设计开发成本。因此 MDO 方法正好弥补了现行固体火箭发动机设计理念的不足, 而且与现代制造技术中的并行工程思想不谋而合, 不失为一种优良的固体火箭发动机设计方法。

2 多学科设计优化技术

多学科设计优化是解决工程大系统中耦合因素的理论和方法, MDO 问题一般可以用非线性规划作如下数学描述:

$$\min f(x, u(x)) \quad (1)$$

$$s.t. \quad g_i(x, u(x)) \geq 0, \quad i = 1, 2, \dots, m \quad (2)$$

式中 x 为设计变量向量;

f 为目标函数;

g 为约束函数;

$u(x)$ 是多学科分析方程 $A(x, u(x))$ 确定的状态方程。

$$A(x, u(x)) = \begin{bmatrix} A_1(x, u_1(x), \dots, u_N(x)) \\ \vdots \\ A_N(x, u_1(x), \dots, u_N(x)) \end{bmatrix} \quad (3)$$

式中 N 为 MDO 子系统的数目, N 个子系统分析方程确定了学科分析和学科的耦合关系。

MDO 的目的是求解上面的优化模型获得满足约束条件的一致性最优设计, 根据优化所采用的层次和对耦合因素的具体解耦途径, 最基本的多学科设计优化技术包括单级优化方法与分布式并行优化方法。

2.1 单级优化方法

2.1.1 标准优化方法

标准优化方法是求解优化问题的一种传统方法, 它的原理可用图 1 表示^[2]。

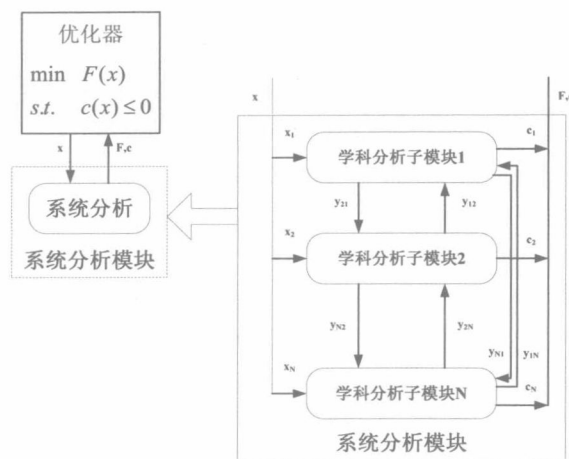


图 1 标准优化方法原理

标准优化方法要求有一个将各个学科分析连接起来集中的系统分析模块, 学科间通讯在系统分析模块内部进行, 学科间的耦合关系用耦合变量来描述, 这些耦合变量将各学科分析子模块联系起来, 充分体现了多学科之间的协同作用。

当优化问题的规模较小, 采用标准优化方法求解是比较有效的。但是严格的说, 标准优化方法还不能算是一种多学科设计优化方法。但是, 标准化方法在应用时还存在以下问题: 不利于使用现有的学科分析软件, 很难将接口不统一的学科分析软件集成为一个大的系统分析模块; 不利于复杂工程系统的设计, 因为每次优化迭代都要进行一次完整的系统分析, 工作量十分惊人; 系统分析的收敛性对优化算法的依赖性较大, 既影响优化计算的速度又降低了该方法的鲁棒性。

2.1.2 同步分析设计方法

将系统分解技术用到标准优化方法上, 就得到了同步分析设计方法。该方法通过引入辅助设计变量, 在对一子系统进行分析时, 利用初始值可以任意给定的辅助变量代替其它子系统的状态变量, 使得各子系统能够独立地进行分析, 避免优化时各个子系统之间的直接耦合, 子系统之间的一致性由系统级协调, 最终获得辅助设计变量与状态变量一致的最优解。其原理可用图 2 表示^[3]。

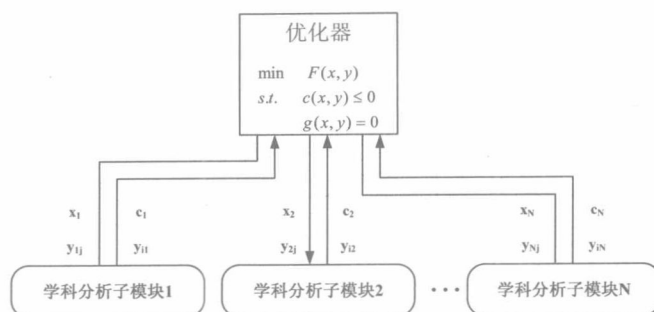


图2 同步分析设计原理

由图2可见，同步分析设计方法用分布式的学科分析子模块代替了标准优化方法中集中的系统分析模块，保持了学科分析子模块的相对独立性，使学科分析软件的集成、维护变得容易，大大减少了系统分析的计算量，分析过程和设计过程是同时完成。但是该方法存在的主要问题是所有的设计决策都由系统级优化完成，每个子系统只能并行分析而不能并行优化，为了满足系统级一致性约束仍然需要大量的学科分析计算，对于大规模工程问题，学科分析子模块与系统级优化器的通讯费用较大，求解效率很低。

2.2 分布式并行优化方法

标准优化方法和同步分析设计方法都不能实现并行优化，而分布式并行优化方法通过采用子系统级优化器实现了并行优化，从而有效地缓解了多学科设计优化技术所面临的组织复杂性难题。

典型的分布式并行优化方法包括并行子空间优化方法（Concurrent Subspace Optimization, CSSO）和协作优化方法（Collaborative Optimization, CO），它们都可用图3的基本构架表示。显然，各学科分析子模块通过自己所在学科的子系统级求解器或优化器间接地同系统级优化器交换设计信息，子系统级求解器将系统级优化器得到的学科输入信息传递给各学科分析子模块，并将满足学科约束的学科分析计算状态变量传回系统级优化器，各学科状态的不一致通过系统级附加的一致性约束加以控制，以获得多学科一致性最优结果。

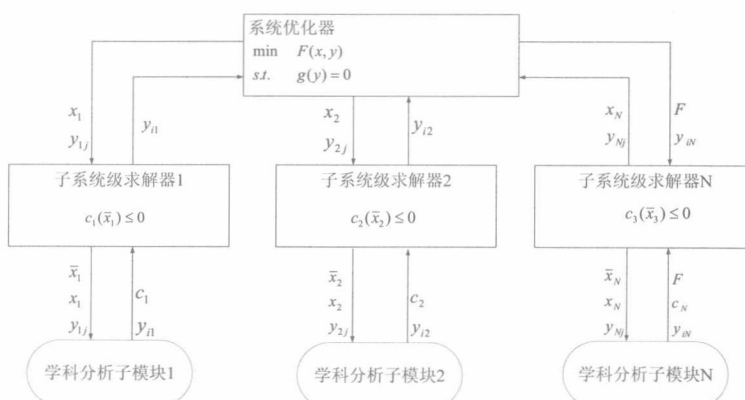


图3 分布式并行优化方法框架

CSSO 方法将系统的设计变量和状态变量分配到各个子空间（系统），每个子空间拥有一组互不相交的系统设计变量和状态变量，子空间的优化问题均使用系统的目标函数和约束条件。每个子空间的设计优化结果通过系统分析的近似模型进行优化协调，来获得一个新的设计方案，这个方案又作为并行子空间迭代过程的下一个初始值。

CO 方法根据学科分析模块将系统分成系统层和子空间层。系统层的优化以原目标函数为目标函数、以对系统层目标函数有直接影响的变量（只包括设计变量和状态变量的一部分）和子空间之间的耦合参数

为设计变量,使得子空间的优化得以解耦,实现并行运算。子空间的设计变量为原系统设计变量除去从系统层接受的设计变量的所有变量,设计优化暂不考虑其它子空间的影响,只需满足本子系统的约束,子空间以子系统设计优化方案与系统级优化提供的目标方案的差异最小为目标。子系统设计优化结果的不一致性由系统级优化来协调,通过系统级优化和子系统优化之间的多次迭代找到一个一致性的最优设计。

分布式并行优化方法使设计人员能够通过使用子系统级求解器,对子系统的设计有了更大的决策权,并且在优化问题的规模扩大时,分布式并行优化方法不象其它方法那么敏感,因此比较适合于解决大规模复杂工程系统的多学科设计优化问题。

3 固体火箭发动机总体设计的 MDO 模型

3.1 固体火箭发动机 MDO 方法

针对固体火箭发动机的 MDO 问题,论文认为宜采用协作优化方法。理由如下:

(1) CO 可根据各学科级优化问题的特点,可以从现有的优化算法中不加修改地挑选最合适的算法,避免了单级优化方法中为了满足各子分析模块要求设计合适的优化算法,极大地减少学科级优化工作的计算量;

(2) CO 中与本学科有关的设计信息都限制在学科级优化问题中解决,显著降低了不同学科之间信息交换的通讯要求,适用于学科间耦合紧密度不高的情况,固体火箭发动机设计中虽然存在多个学科的耦合,但耦合程度相对较低;

(3) CO 的两级分布式优化构架与目前固体火箭发动机的组织形式极为相似,这一特点使得协作优化的设计组织工作变得相对容易。此外由于协作优化方法采用一致性约束对学科级优化问题进行协调,因此一个学科的设计优化不必等待其它学科的设计信息,而且在整个系统迭代优化过程中,每个学科还可以根据迭代情况改变本学科分析模型或优化模型的精度,而不必担心这种改变会对其它学科正在进行的设计优化产生什么大的影响;

(4) 现代的固体火箭发动机在设计时往往要综合考虑多个指标性能的要求,决定了它是一个多目标优化问题,而 CSSO 在优化时每一子空间优化均使用系统优化目标和约束,这样就会使系统级和学科级都成为多目标优化设计,不仅增加了处理问题的难度,而且计算结果的准确性还不一定高。

3.2 固体火箭发动机 MDO 的多目标协作优化模型

3.2.1 固体火箭发动机 MDO 模型

固体火箭发动机设计时首先要确定设计准则和目标函数,文献 4 归纳了固体火箭发动机的八条准则。设计时,可根据固体火箭发动机的用途从八条准则选择一个或多个作为设计的准则和目标。对于地地导弹,导弹的起飞质量和射程是两个特别重要的技战术指标。起飞质量越小,不仅可以提高导弹武器系统的机动性,而且会使导弹成本降低;射程越大,导弹武器打击的范围将会增加。通常,固体火箭发动机的质量占到地地导弹起飞质量的 90%以上,降低导弹的起飞质量实际上主要是降低固体火箭发动机的质量。由弹道计算可知,导弹的射程主要取决于固体火箭发动机主动段的关机速度。因此,基于 CO 的固体火箭发动机 MDO 可以发动机质量最轻和关机速度最大为设计目标。实际上,质量轻和关机速度大是两个相互矛盾的目标,要想获得较高的关机速度一般需要较大的起飞质量,而要导弹的起飞质量小,则关机速度也不一定特别高,两个矛盾的设计目标更有利于找到固体火箭发动机 MDO 的最优解。将关机速度作为固体火箭发动机 MDO 设计目标的另一个好处是:将导弹的弹道设计与固体火箭发动机的设计联系在一起,这样获得的结果不仅是固体火箭发动机的最优解,而且还是导弹总体的最优解。

为了不改变固体火箭发动机设计的现有组织形式,基于 CO 的固体火箭发动机 MDO 依然沿用传统的壳体设计、装药设计及喷管设计作为设计学科。然后按照相互独立、对目标函数影响较大的原则选择设计变量。同时,在满足设计要求条件下,应尽量减少变量的数目,使优化设计问题简单。

为了更清楚地说明问题，在基于 CO 的固体火箭发动机 MDO 中，将设计变量划分为系统级设计变量和学科级设计变量。

系统级设计变量由共享设计变量、耦合设计变量和状态设计变量组成。共享设计变量至少要参与两个学科的设计；耦合设计变量在一个学科中为状态变量而在另一个学科为设计变量；状态设计变量只与目标函数有关，一般由学科分析模型得出。

学科级设计变量由全局设计变量、局部设计变量和状态变量构成。全局设计变量由系统级传来的共享设计变量和耦合设计变量组成；局部设计变量只参与本学科设计；状态变量由学科级分析模型得出。

因此，基于 CO 的固体火箭发动机 MDO 变量如表 1 所示。

由以上分析，基于协作优化的固体火箭发动机多学科设计模型可用图 4 表示。

表 1 固体火箭发动机 MDO 设计变量

系统级	共享变量	耦合变量	状态变量
	椭球比、喷喉直径、扩张比、 筒段长度、工作时间	壳体壁厚、 燃烧室最大压强	燃烧室质量、喷管质量、 装药质量、比冲
学科级	全局变量	局部变量	状态变量
燃烧室	圆柱段长度、椭球比、燃烧室最大压力、工作时间	钢壳体前后开口内径、前后接头宽、 燃气对绝热层对流放热系数	燃烧室质量、壳体厚度
装药	扩张比、工作时间、喷喉直径、 壳体壁厚、装药长度（由圆筒段长度和椭球比确定）	燃烧室压强、燃速、初始喉通比、 燃烧面积、通气面积	装药质量、比冲、燃烧室最大压强、 质量流量
喷管	喷喉直径、扩张比	收缩比、收敛段长度、初始扩张半角、 出口扩张半角	喷管质量

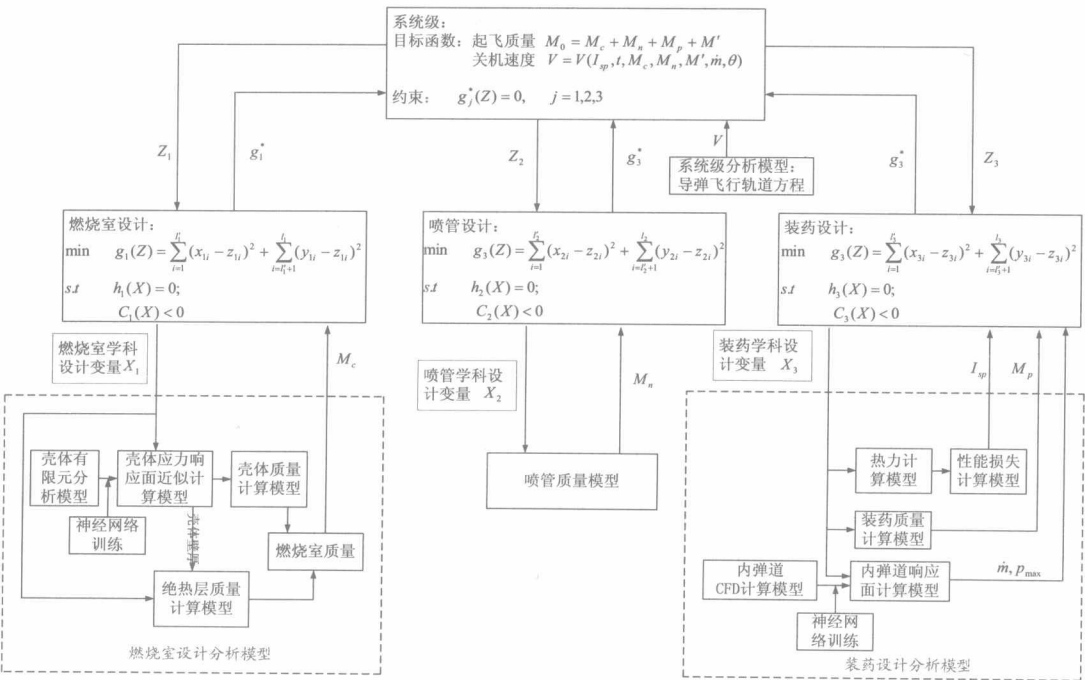


图 4 固体火箭发动机 MDO 多目标 CO 框架

3.2.2 CO 面临的问题及改进

CO 方法中不同学科之间的一致性由附加到系统级优化问题中的一致性等式约束来保证,既协调了学科间的耦合关系又改进了系统级的性能。但是在实际应用中,CO 方法会遇到计算方面的困难,对于很多优化问题无法得到收敛解或是只能得到局部最优解。那么,CO 方法在求解多学科设计优化问题为什么会遇到这样的困难呢?

通过对 CO 方法数学描述形式的分析不难发现,CO 方法在系统级优化问题中加入了一致性等式约束,这些一致性等式约束是二次式,使得 CO 的系统级优化问题具有比原问题严重得多的非线性特点。此外,由于不存在拉格朗日乘子,或者在最优解处一致性约束的 Jacobian 矩阵不连续,CO 方法的系统级优化问题无法满足标准的 Kuhn-Tucker 条件。正是上面的原因,才导致了 CO 方法计算时的困难。因此,CO 方法的这一缺陷实质上是两级优化结构的固有特性。

为了克服 CO 的计算困难,必须对其进行改进。为此,可从 CO 方法的表述方式和系统级优化器所采用的优化算法等两个方面考虑。比较可行的办法有松弛系统级约束和使用响应面技术、现代优化算法。

系统级约束的松弛就是对等式约束进行松弛处理,也就是将系统级优化问题严格的一致性约束代之以不那么严格的不等式约束。松弛后的系统级优化问题转变为如下形式:

$$\begin{aligned} \min. \quad & F(x) \\ \text{s.t.} \quad & c_i(x) \leq \varepsilon_i \quad i=1, \dots, m \end{aligned}$$

式中 ε_i 为不等式的容差。

松弛系统级约束的关键是选择合适的等式容差 ε_i 。过大的 ε_i 会使 CO 方法的各个学科级优化问题之间失去一致性,最终无法得到 MDO 问题真正的最优解;过小的 ε_i 将使不等式约束产生的松弛效果丧失殆尽,破坏稳态条件,造成 CO 方法求解的困难。

响应面技术将各学科级优化问题约束条件的最优值构造成一个响应面,用该响应面平滑各学科间的不一致性,并通过将优化问题与原来的协作优化表述隔离开而得到最终的解。这种改进的缺点是:响应面近似的越好,近似问题的计算特性就越接近实际问题的计算特性,因而求解也就越困难。

松弛系统级约束和采用响应面近似都是以 CO 的表述形式为基础的,或多或少地违背了 CO 方法的基本理论,并不能从实质上克服 CO 方法的缺陷。于是,在不改变 CO 描述形式的前提下,可从系统级优化器所采用的优化算法着眼来改进。由于传统优化算法所固有的缺点,可以考虑在 CO 方法中引入先进的现代优化算法。遗传算法符合这一要求,它仅需用适应度函数的值来进行遗传操作,不需导数或其他信息,甚至不要求设计空间是连续的,具有较好的全局搜索性能。因此,在系统级优化问题中,可试图用遗传算法替代基于梯度的优化算法,以克服 CO 方法可靠性不好的问题。

3.2.3 固体火箭发动机学科分析设计模型

除了上面提到的 CO 两级结构形式会造成固体火箭发动机 MDO 计算困难以外,高精度学科分析工具的应用也是引起 MDO 计算困难的一个重要原因。因此,为了减少 MDO 计算费用,在 MDO 中将会大量的使用近似的学科模型或工具。固体火箭发动机 MDO 设计中涉及到比较重要的分析模型有复合材料壳体的强度分析与质量计算、热力计算和内弹道计算。下面将对这三个分析模型进行探讨。

(1) 基于网络理论的复合材料壳体优化设计

网络理论认为纤维缠绕壳体中纤维是载荷的主要载体,忽略基体(如树脂)的承载能力,而且纤维只承受轴向载荷。实践证明,该理论可以比较精确地得到壳体爆破压力、变形和纤维应力等。假若固体火箭发动机的复合材料壳体可用图 5 表示,则可建立基于网络理论的纤维缠绕壳体基本方程(见参考文献 5)。

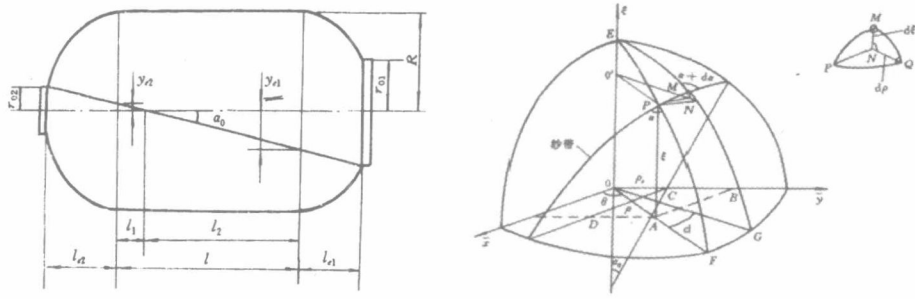


图5 平面缠绕封头

当以纤维缠绕壳体质量最轻为目标，筒段缠绕角 α_0 和后开口半径 r_{b0} 为设计变量，考虑结构及工艺约束，以爆破压力设计准则，可建立固体火箭发动机纤维缠绕壳体的优化设计模型，即

$$\begin{aligned}
 \min \quad & M \\
 M = & \rho_m \left[\pi(R + h_c)^2 l - \pi R^2 l \right] + \\
 & \rho_m \sum_{i=1}^n \pi (R \rho_f(\xi_i) + h_{ff}(\xi_i))^2 \cdot \Delta(\xi_i R) - \\
 & \rho_m \sum_{i=1}^n \pi (R \rho_f(\xi_i))^2 \cdot \Delta(\xi_i R) + \\
 & \rho_m \sum_{i=1}^n \pi (R \rho_b(\xi_i) + h_{bf}(\xi_i))^2 \cdot \Delta(\xi_i R) - \\
 & \rho_m \sum_{i=1}^n \pi (R \rho_b(\xi_i))^2 \cdot \Delta(\xi_i R)
 \end{aligned} \tag{4}$$

s.t.

$$\left\{ \begin{aligned}
 & R = \text{const.} \\
 & L = \text{const.} \\
 & P = \text{const.} \\
 & \sigma_{fb} = \text{const.} \\
 & r_{b0l} \leq r_{b0} \leq r_{b0u} \\
 & r_{f0l} \leq r_{f0} \leq r_{f0u} \\
 & 0 \leq \alpha_0 \leq \pi/2 \\
 & h_{f\alpha} > 0 \\
 & h_{f\theta} > 0 \\
 & h_{bf} > 0 \\
 & h_{ff} > 0 \\
 & 1 \leq m_f \leq 2 \\
 & 1 \leq m_b \leq 2 \\
 & \sigma_{ff} \leq \sigma_{fb} \\
 & \sigma_{bf} \leq \sigma_{fb}
 \end{aligned} \right. \tag{5}$$

式中各参数含义见参考文献[5]。

由于目标函数采用离散形式，基于梯度的优化算法不宜使用，选取直接搜索的复形调优法。

(2) 温度迭代的热力计算模型

热力计算是固体火箭发动机设计中一个重要的环节，热计算的核心是平衡组分的计算。燃烧产物平衡组分及燃烧温度计算是固体火箭发动机热力计算的核心内容。目前，工程上计算燃烧产物平衡组分的主要方法有化学平衡常数法、基于拉格朗日乘子的最小吉布斯自由能法和布林克莱法。化学平衡常数法形式最简单，但要划分主要产物和次要产物，它依赖于人的经验，而且求解过程针对具体问题的形式，难以通用化。基于拉格朗日乘子的最小自由能法将优化的思想引入到热力计算，过程直观，通用性较好，缺点是在计算时添加了拉格朗日乘数，增加了未知量个数，当燃烧产物的种类很多时，会明显增大计算量，计算时还可能出现负值的现象，需要对问题重新定义再求解，比较麻烦。布林克莱法是基于气相独立组分的迭代方法，它所求解的方程数量最少，避免了计算中出现负值的现象，是目前工程上最常用的平衡组分计算方法，但该方法求解过程直观性差、繁琐，输入的系数矩阵很多，若理解不十分透彻，则很容易出现差错。无论是基于拉格朗日乘子法还是布林克莱法，它们都将非线性方程线性化，对于高度非线性情况，其计算误差不可忽略。基于以上分析，推荐采用基于燃烧产物吉布斯自由能最小的原则计算平衡组分。

而平衡组分计算中涉及到的燃烧温度大多采用一次或二次插值法计算，预先选取的温度严重依赖于分析人员的经验，当选取的温度偏离真实燃烧温度较远时，插值的误差非常大，导致热力计算的精度比较差，于是有必要对目前工程中计算平衡组分的方法进行改进。为此，根据固体推进剂燃烧前后的能量守恒，利用温度迭代的方法取代原先的插值方法，其迭代格式化为：

$$T_{k+1} = T_k - \frac{f(T_k)(T_k - T_{k-1})}{f(T_k) - f(T_{k-1})} \quad (6)$$

式中 $f(T)$ 为在某温度 T 下固体推进剂燃烧前后的总焓之差。当 $|I_p - I_m| \leq \varepsilon_2$ 时计算结束。

由此，可建立基于最小自由能和温度迭代的平衡组分优化计算模型，即

$$\min \quad \Phi = \sum_{i=1}^L \Phi_i^c + \sum_{i=L+1}^N \Phi_i = \sum_{i=1}^L (-Y_i^c n_i) + \sum_{i=L+1}^N (-Y_i + \ln n_i + \ln p_c - \ln n_g) \cdot n_i \quad (7)$$

s.t.

$$\begin{cases} N_k = \sum_{i=1}^N A_{ki} \cdot n_i & (k=1,2,\dots,m) \\ n_i \geq 0 & (i=1,2,\dots,N) \end{cases} \quad (8)$$

式中各参数含义见参考文献 6。

综上所述，固体推进剂定压燃烧平衡组分及燃烧温度计算可按图 6 所示的流程进行。

现代固体推进剂燃烧时的产物种类繁多，少则几十种，多则上百种，搜索空间大，目标函数的非线性程度高、特性复杂，传统的优化寻优容易陷入局部最小点，使平衡组分计算的结果偏离真实值，直接影响到固体火箭发动机的其它设计。遗传算法是一种模拟自然进化进程的全局优化方法，它通过选择、交叉、变异等机制来提高个体的适应性，不仅理论上保证计算结果是全局最优的，而且无需线性化处理，还避免了计算中燃烧产物出现负值的可能，使计算结果的准确性得到进一步保证。而且有研究表明，同传统的优化方法相比，遗传算法更适合于求解约束优化问题。为此，论文提出如下改进的遗传算法优化计算固体推进剂燃烧的平衡组分。

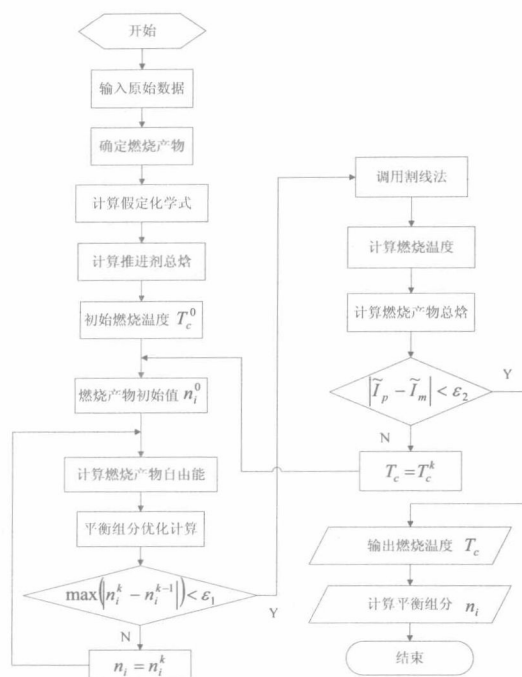


图6 平衡组分及燃烧温度计算流程

针对含有等式约束的平衡组分优化计算, 论文提出了如下改进的遗传算法。算法首先只选取 m 个独立组分作为参与寻优的变量, 其它量可通过求解约束条件的线性方程组来确定, 这样不仅缩小了寻优空间, 而且将含等式约束的优化问题转化为仅含变量限界的等式约束, 更有利于遗传算法的搜索; 然后将多目标优化思想与全局搜索和局部搜索机制有机地结合起来, 在全局搜索过程中, 作为一种小生态遗传算法, 排挤操作利用 Pareto 优劣关系比较个体并接受具有相似性的父代个体和子代个体中的优胜者; 在局部搜索过程中, 首先对局部群体中的个体赋予 Pareto 强度, 然后根据 Pareto 强度选择个体。数值实验表明, 该遗传算法求解含线性等式约束问题的精度与效率均很高。

(3) 内弹道计算的代理模型

高精度的内弹道模型计算十分耗时, 固体火箭发动机 MDO 中有关内弹道的计算往往无法采用高精度内弹道计算模型。为了减少计算量, 在满足工程精度的前提下, 可以考虑用响应面的方法建立内弹道计算的代理模型。根据响应逼近函数形式的不同, 响应面建模方法主要分为多项式回归法、神经网络法、Kriging 函数法和径向基函数法, 到底哪些方法更适合于固体火箭发动机的内弹道计算是需要研究的。为了确定合适的内弹道响应面计算方法, 可从拟合效率和拟合精度两个方面考察。拟合效率指计算耗费的时间, 时间越短, 效率越高。

拟合精度可用均方根误差来衡量, 即

$$RMSE = \frac{1}{STD} \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^{n_e} (y_i - \hat{y}_i)^2}{n_e}} \quad (9)$$

式中 n_e 为用于模型验证的样本量;

y_i 为真实响应值;

$\hat{y}_i$ 为由响应面模型得到的观测值;

STD 为真实响应值的标准差, 描述问题的不规则性。

均方根误差 RMSE 表示真实响应值与响应面模型观测值之间的差异程度, 均方根误差 RMSE 在 0~1 之间取值, 取值越小表示响应面的拟合精度越好。

通过固体火箭发动机内弹道计算的数值实验, 可以得出如下结论: a) 拟合精度从高到低依次是 Kriging 函数、径向基函数、人工神经网络和多项式回归; b) 多项式回归和径向基函数的拟合效率最高, 人工神经网络和 Kriging 函数拟合费时。

因此, 径向基函数法最适宜于建立固体火箭发动机内弹道的代理模型。

4 结束语

通过本文研究, 可得出如下结论:

(1) 从不改变现行的固体火箭发动机组织形式、减少学科之间的通讯、利用现有的优化算法和提高多目标设计的效率等角度考虑, 固体火箭发动机 MDO 宜采用 CO 方法, MDO 可沿用现行的燃烧室设计、装药设计和喷管设计作为设计学科;

(2) 固体火箭发动机多学科设计优化中 CO 两级结构固有的计算困难可通过松弛系统约束、响应面近似和使用现代优化算法等途径加以解决;

(3) 为了减少 MDO 计算费用, 在保证适当精度的前提下, 固体火箭发动机 MDO 应使用工程设计方法、响应面技术等建立各学科分析的近似代理模型。

由于本文的 MDO 模型只是一个初步的研究, 还需要在工程实际中不断地修正和检验。

参 考 文 献

- 1 陈汝训. 固体火箭发动机设计与研究[M]. 北京: 宇航出版社, 1991
- 2 Wakayama, S. Subsonic Wing Design Using Multidisciplinary Optimization[C]. AIAA-94-4409, 1994
- 3 Haftka, R.T., On Options for Interdisciplinary Analysis and Design[J], Structural Optimization, Vol. 8, No. 4, 1992, p65-74
- 4 赵帽麟. 一种固体火箭发动机的设计优化与参数分析[J]. 推进技术. NO.2, 1987
- 5 胡宽等. 基于网络理论的固体火箭发动机纤维缠绕壳体优化设计[J]. 兵工学报, NO.9, 2008
- 6 李宜敏等. 固体火箭发动机原理[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1991

超燃冲压发动机数值模拟技术研究是实现

郑 耀^{1, 2} 邹建锋^{1, 2} 张 帅^{1, 2} 邢 菲^{1, 2}
邓 见^{1, 2} 盛 东^{1, 2} 汤 彬^{1, 2}

(1 浙江大学航空航天学院 浙江杭州 310027)

(2 浙江大学工程与科学计算研究中心 浙江杭州 310027)

摘 要: 本文介绍了作者所在研究小组开发的一套建立在格点型非结构网格系统上的并行流动及燃烧求解器, 对所使用的数值模拟技术进行了详细阐述。应用该求解器, 研究小组对超燃冲压发动机隔离段、双模态发动机燃烧室、支板喷射系统和前缘激波诱导点火发动机等多种不同模型算例进行了广泛的模拟分析和可靠性验证, 为深入开展实际的高超声速飞行器推进系统研究打下良好的研究基础和积累具体工作经验。在当前的工作基础上, 我们将继续开展两方面的研究工作。一方面, 需要进一步完善并行流动及燃烧求解器的可靠性和易用性, 提升求解器在处理大数据时的并行效率。同时, 还需针对超燃问题的特有属性, 开展超声速条件下湍流与化学反应的相互作用研究, 建立合理的燃烧模型, 提高求解器的模拟精度。

关键词: 并行燃烧求解器 超燃冲压发动机 隔离段 双模态 支板喷射 激波点火

1 引 言

在高超声速飞行条件下如果继续组织亚声速燃烧, 会引起巨大的总压损失和熵增, 超过发动机的耐温极限, 产生负推力。澳大利亚昆士兰大学的 HyShot 项目^[1,2]和美国 NASA 的 X-43 系列项目^[3,4]证明了真实环境下实现超声速燃烧的可能性, 超燃冲压发动机成了当前国际上高超声速飞行研究所关注的焦点之一。

地面试验和飞行试验的投入费用高、研制周期长, 因此数值模拟成了辅助试验研究的主要手段, 并在揭示超燃冲压发动机运行机理方面有着试验研究不可比的相对优势。然而数值模拟也受到以下几个方面的制约, 对超燃冲压发动机内部的流动及燃烧机理至今还没有明确的认识:

1) 超燃冲压发动机由进气道、燃烧室、喷嘴、火焰稳定器、混合增强设备和喷管等部件组成, 几何结构复杂, 如何设计出优良可靠的网格系统是计算模拟的首要困难。

2) 超燃冲压发动机流道内存在激波、边界层和燃烧火焰三者之间的耦合作用, 流场特征复杂, 具有多尺度特性。

3) 超声速条件下湍流与燃烧的相互作用机理还不明确, 缺乏准确的燃烧模型。

4) 计算量庞大。为了准确模拟燃烧流场内的多尺度效应, 需要大量的网格单元; 对碳氢燃料而言, 则需要考虑复杂的基元化学反应过程。

本文作者所在研究小组开发了一套并行流动及燃烧求解器, 它建立在格点型非结构网格系统上, 具备处理大规模复杂高速流动及燃烧问题的能力。本文将简要介绍研究小组开发的并行流动及燃烧求解器, 并展示我们在超燃冲压发动机研究方面所开展的系列数值计算与验证工作。

2 并行流动及燃烧求解器简介

2.1 控制方程

为了综合考虑质量、动量、能量和化学组分等守恒物理量的耦合作用, 对流动及燃烧的物理机理进行合理的描述, 本求解器采用如下的控制方程组:

$$\begin{aligned}
\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i)}{\partial x_i} &= 0 \\
\frac{\partial(\rho u_j)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i u_j)}{\partial x_i} + \frac{\partial p}{\partial x_j} &= \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_i} \\
\frac{\partial(\rho E)}{\partial t} + \frac{\partial[u_i(\rho E + p)]}{\partial x_i} &= \frac{\partial u_i \tau_{ij}}{\partial x_j} - \frac{\partial q_i}{\partial x_i} + \dot{\omega}_T \\
\frac{\partial(\rho Y_k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i Y_k)}{\partial x_i} &= \frac{\partial(\rho V_{k,i} Y_k)}{\partial x_i} + \dot{\omega}_k
\end{aligned} \quad (1)$$

式中, ρ 、 u_i 、 p 、 E 、 Y_k 分别表示密度、速度、压力、总能和化学组分; τ_{ij} 、 q_i 是粘性应力张量和热通量。燃烧效应用组分源项 $\dot{\omega}_k$ 和热源项 $\dot{\omega}_T$ 加以考虑, $V_{k,i}$ 是组分耗散速度。

方程组的封闭采用了联系压力与总能的状态方程。动力粘度由 Sutherland 法则计算, 不考虑组分混合效应。热通量 q_i 的表达式考虑了组分耗散效应。组分耗散项 $V_{k,i} Y_k$ 用 Fick 法则加以考虑:

$$\begin{aligned}
V_{k,i} Y_k &= -D_k \frac{W_k}{\bar{W}} \frac{\partial X_k}{\partial x_i} + Y_k \sum_{m=1}^s D_m \frac{W_m}{\bar{W}} \frac{\partial X_m}{\partial x_i} \\
\bar{W} &= \frac{1}{\sum_{m=1}^s Y_m / W_k} \quad X_k = Y_k \bar{W} / W_k
\end{aligned} \quad (2)$$

组分耗散系数 D_k 由 Schmidt 数求得, $D_k = \mu / \rho Sc_k$ 。表征燃烧效应的组分源项 $\dot{\omega}_k$ 采用基于基元反应的有限速率理论加以考虑。求解方程组所需的各组分热力学属性和化学反应机理由化学反应软件 CHEMKIN 提供。

湍流特征的计算采用大涡模拟技术。滤波后的组分源项 $\overline{\dot{\omega}_k}$ 和热源项 $\overline{\dot{\omega}_T}$ 的模化处理是湍流燃烧建模中的主要困难。然而由于超声速湍流燃烧过程至今缺乏合适的模型加以刻画 (见文[5]), 目前本求解器在滤波组分源项中没有考虑湍流效应, 而是采用了简单的层流火焰处理方法。

2.2 格点型数据存储方法

本求解器应用了格点型的非结构网格数据存储方法, 如图 1 所示。应用格点型存储方法的一个最明显优点是可实现有限元形式的高阶低耗离散格式, 从而提高算法对亚格子湍流尺度的计算准确度。

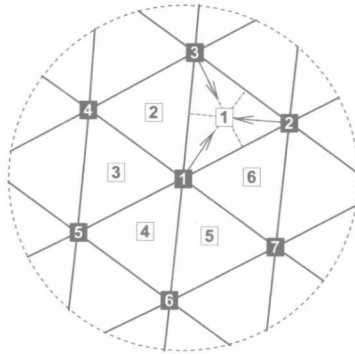


图 1 格点型流场数据存储示意图