

基于增强协同优化的助推-滑翔导弹概念研究

王健, 何麟书

(北京航空航天大学宇航学院, 北京 100191)

摘要: 针对一种两级运载器、滑翔级翼身组合体外形的导弹方案,采用多学科设计优化方法研究了包括两级发动机装药量、工作时间、滑翔级翼面形状和助推-滑翔弹道在内的优化设计问题。将系统分为总体、气动、发动机、弹道四个学科。采用增强协同优化方法进行分解协调优化。目标函数为最大射程和最小总加热量的加权和,约束条件为驻点热流、导弹质量、滑翔段终点速度、高度等。采用试验设计方法进行不同外形的气动力计算,并构造响应曲面。结果表明该MDO方法可适用于助推-滑翔导弹的概念研究。

关键词: 助推-滑翔; 多学科设计优化; 形状优化; 弹道优化; 增强协同优化

中图分类号: V421.1 **文献标识码:** A **文章编号:** 1000-1328(2009)06-2436-06

DOI:10.3873/j.issn.1000-1328.2009.06.063

0 引言

随着导弹防御技术的发展,在现有弹道导弹方案上进行局部改进很难保持并提高突防能力。近年来,一种新概念导弹:以助推-滑翔弹道为基础的助推-滑翔导弹得到了国内外的广泛关注^[1]。这种新概念导弹分为运载器和滑翔级两大部分。其典型飞行过程是导弹发射以后运载器实现初始加速爬升,随后滑翔级继续爬升至大气层边缘,在高层大气(30km~100km)中进行滑翔,最后攻击目标。助推-滑翔导弹的核心特点是助推段用于加速爬升,滑翔段用于长距离飞行;滑翔级气动外形在高超声速下具有较高的升阻比。

飞行器概念研究阶段要解决的问题主要是确定系统任务性能要求、战术技术指标要求、方案比较、系统性能要求分配等,确定飞行器的外形、布局、质量、弹道等,并确定总体性能。传统设计模式下,概念研究阶段往往针对少量学科使用相对较简单的模型和工具进行。随着航空航天科学理论的发展和计算技术的进步,概念设计阶段从可行设计开始,经过了优化设计、少量学科一体化设计,目前已经进入了多学科设计优化(Multidisciplinary Design Optimization, MDO)的新阶段。

本文将使用增强协同优化方法对助推-滑翔导

弹进行概念设计研究。

1 增强协同优化方法

MDO方法指组织多学科协调优化的方法,又称MDO优化过程。一般包括单级优化、递阶优化、协同优化、并行子空间优化、二级系统一体化综合优化等方法。

协同优化(Collaborative Optimization, CO)是美国斯坦福大学的Kroo教授在1994年提出的一种MDO方法^[2],其特点是将多学科优化问题分成两层:系统层和学科层。将原先学科间的耦合变量作为系统层对学科层提出的设计期望,学科层通过优化逼近此设计期望;系统层优化不断调整设计期望,使得系统目标函数达到极值。

CO优点是结构简单,便于工程人员理解实施。其分解协调机制与现有飞行器设计专业划分和协调关系一致:总体向分系统提出设计要求,分系统通过本专业内部设计优化努力实现总体要求。对于设计要求和实现之间的矛盾和各分系统之间的不协调,则由总体专业进行分析权衡。

CO通过系统分解,把大的优化问题划分为若干个小的优化问题,同时实现了学科间并行优化,从而大大提高了效率,已成功应用于飞机、可重复使用运载器等飞行器概念设计之中。但在实践中发现以下

几方面的缺点使得CO的收敛性不好:系统层优化的雅克比行列式在最优解处奇异导致不满足Kuhn-Tucker条件;学科层优化的拉格朗日乘子在优化过程中逐渐趋近于0;相容性约束是设计变量的非光滑函数。因此,人们研究提出了多种改进方法,如基于响应面近似的CO、约束动态松弛改进^[3]等。最近斯坦福大学的Roth提出了一种增强协同优化方法,对CO原有架构进行了较大调整,效率有了大幅度提高。基本思想是增加学科层对系统目标的了解以提高优化改进效率。ECO主要改进之处包括^[4]:

(1) 系统层目标函数改为期望值与学科层最佳值之间的距离;

(2) 取消了系统层的约束条件;

(3) 学科层目标函数改为由全局目标函数的二次近似、相容性约束、松弛变量等三部分组成;

(4) 学科层约束条件增加了其它学科约束条件的线性近似,使得学科优化时能够考虑其它学科的需求。

与传统CO相比,ECO各学科优化时不仅仅围绕总体提出的设计要求,而能考虑到系统设计目标和其它学科约束,优化的针对性更强。

ECO中,系统层优化问题为:

$$\min J_{\text{sys}} = \sum (Z - X^*)^2 \quad (1)$$

无约束条件。

其中: Z 为系统层对耦合变量的期望, X^* 为学科层反馈的最优值。

学科层 i 的优化问题如下:

$$\min J_i = \tilde{F} + \lambda_c \cdot \sum (X_s - Z)^2 + \lambda_f \cdot \sum S \quad (2)$$

$$\text{s.t. } g^{(i)}(X_s, X_L) \geq 0 \quad (3)$$

$$\tilde{g}^{(j)}(X_s) + S^{(j)} \geq 0, j = 1, \dots, n, j \neq i \quad (4)$$

其中: X_s 为学科间耦合变量, X_L 为学科内变量, S 为松弛变量, λ_c 为相容性惩罚因子, λ_f 为可行性惩罚因子, \tilde{F} 为全局目标函数的二次近似, $g^{(i)}$ 为学科 i 内部约束, $\tilde{g}^{(j)}$ 为其它学科 j 约束的线性近似模型。

在进行优化时,需要先进行系统分析,获得 \tilde{F} 和 \tilde{g} 近似模型。然后系统层向学科层提出耦合变量期望值和近似模型相应系数,学科层反馈回耦合变量最优值;然后系统层根据一定的优化搜索算法调整期望值,重复调用学科层进行优化。

在优化过程中,需要定期对近似模型进行修正以适应设计点的移动。详细算法可参见文献[4]。

2 助推-滑翔导弹概念研究分析

本文进行概念研究的助推-滑翔导弹为运载器和滑翔级串联布局方案。运载器采用两级固体火箭发动机。滑翔级为翼身组合体构型,弹身为锥+圆柱,翼面包括一对水平梯形翼面和单垂尾。

由于滑翔级的气动外形设计对于升阻比有显著影响,进而影响滑翔段射程。本文将对助推-滑翔导弹进行包括助推级发动机、滑翔级外形、弹道设计等方面在内的多学科设计优化。

2.1 目标函数和约束条件

选取射程和总加热量的加权和作为目标函数。约束条件是对设计提出的种种限制条件,主要是对性能指标的约束。统一表示为不等式约束形式。

$$g_1 \text{ (全弹长度约束): } 20 - L_0 \geq 0;$$

$$g_2 \text{ (一级起飞质量约束): } 25000 - m_0 \geq 0;$$

$$g_3 \text{ (最大飞行高度约束): } 80000 - H_{\text{max}} \geq 0;$$

$$g_4 \text{ (中段最小飞行高度约束): } 30000 - H_{\text{min2}} \geq 0;$$

$$g_5 \text{ (驻点热流密度约束): } 1000 - \dot{q}_{\text{max}} \geq 0;$$

$$g_6 \text{ (过载约束): } 10 - n_{\text{max}} \geq 0;$$

$$g_7 \text{ (滑翔段终点高度约束): } H_f - 30000 \geq 0;$$

$$g_8 \text{ (滑翔段终点高度约束): } 35000 - H_f \geq 0;$$

$$g_9 \text{ (滑翔段终点速度约束): } Ma_f - 4.0 \geq 0;$$

$$g_{10} \text{ (滑翔段终点速度约束): } 4.5 - Ma_f \geq 0.$$

2.2 设计空间

设计空间包括设计变量和变量变化范围。设计变量是指在设计过程中,能够用以描述设计特性的独立变量,它们应是和目标函数有关且对其影响最大的相互独立参数。选择的设计变量个数应当尽可能少,这对提高运行效率、保证优化结果的可信度是至关重要的。

助推-滑翔导弹概念研究阶段MDO的主要工作内容是优选各级发动机特性、质量、外形尺寸、飞行弹道等参数,完成各级能量、重量的最佳匹配。

发动机参数包括两级固体火箭发动机的工作时间、装药质量等。对于一级和二级外形,头部形状已确定,圆柱段长度取决于发动机装药。对于滑翔级外形,主要是弹翼平面形状、尾翼平面形状的优化。

对于弹道,则是优化飞行控制参数。

设计变量初值的确定来源于概念研究的第一次近似,其变化范围是在初值附近根据合理的设计可能加以确定的。

2.3 学科分析模型

研究过程中建立了满足概念研究阶段使用的数学模型。下面简要加以描述。

对于两级运载器方案,一级起飞质量模型为^[5]。

$$m_0 = m_{ht} + \sum_{i=1}^2 (m_{ti} + m_{ji} + m_{ki} + m_{ji}) \quad (5)$$

然后自顶向下求取各级质量。

$$m_{ht} = \frac{m_{wf} + m_{gnc} + m_{es}}{1 - k_s} \quad (6)$$

$$m_{02} = \frac{m_{t2} + \frac{m_{t2}}{\mu_{F2}}}{1 - N_2} \quad (7)$$

$$m_{01} = \frac{m_{t1} + \frac{m_{t1}}{\mu_{F1}}}{1 - N_1} \quad (8)$$

其中, m_0 、 m_{01} 、 m_{02} 分别为全弹、第一子级、第二子级质量。 m_{ht} 、 m_{wf} 、 m_{gnc} 、 m_{es} 分别为滑翔级总质量、引战系统质量、制导导航控制系统质量、电气系统质量; k_s 为结构质量系数。 μ_{Fi} 、 N_i 分别为第 i 子级燃料质量系数、结构系数,根据相关型号统计数据选取。

发动机模型根据给定的装药质量 m_{ti} 和规定的直径,计算燃烧室长度。结合发动机工作时间,计算出燃料秒耗量和推力。

燃烧室内腔容积

$$V_c = \frac{m_{ti}}{\rho_t \cdot f_v} + V_h \quad (9)$$

燃烧室圆柱段长度

$$l_{cy} = \frac{4(V_c - \Delta V_{eq} - \Delta V_{ch})}{\pi(D - 2h_c - 2h_s)^2} \quad (10)$$

其中 f_v 为体积装填比, V_h 为潜入喷管所占的体积, ΔV_{eq} 、 ΔV_{ch} 分别为前、后封头内腔容积, h_c 为壳体厚度, h_s 为绝热层厚度。

$$\text{发动机燃料秒耗量} \quad m_{sec} = \frac{m_{ti}}{t_i} \quad (11)$$

$$\text{发动机推力} \quad P_i = m_{sec} \cdot I_{sp} \quad (12)$$

考虑到现有计算机处理速度越来越高,且 CFD 计算精度高,商业 CFD 软件稳定性好,因此在优化中将采用 FLUENT 软件进行气动力特性分析工作。

弹道模型完成弹道计算,给出飞行距离、高度、速度、加热量等结果,用于计算目标函数和约束条件。方程如下^[6]:

$$\begin{cases} \frac{dV}{dt} = \frac{P}{m} - \frac{1}{2} \rho V^2 \frac{SC_D}{m} - g \sin \theta \\ \frac{d\theta}{dt} = \frac{1}{2} \rho V \frac{SC_L}{m} - \frac{g \cos \theta}{V} + \frac{V \cos \theta}{R_0 + h} \\ \frac{dh}{dt} = V \sin \theta \\ \frac{dL}{dt} = \frac{R_0 V \cos \theta}{R_0 + h} \\ \frac{dm}{dt} = - m_{sec} \end{cases} \quad (13)$$

其它模型包括大气特性模型^[7]、重力模型等。

2.4 学科耦合关系分析

助推-滑翔导弹的系统分析包括气动、发动机、弹道、总体等学科,其分析过程矩阵见图 1。

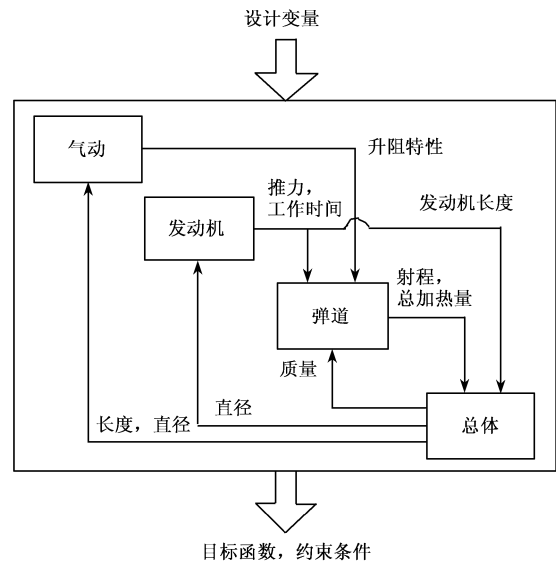


图 1 助推-滑翔导弹的多学科分析结构

Fig.1 Multidisciplinary analysis structure of boost-glide missile

从图 1 可见,各学科之间存在复杂的相互耦合关系。一次系统分析过程需要经过多个学科间的迭代方能求得系统的目标函数和约束条件。

3 助推-滑翔导弹的 MDO

对飞行器的外形、弹道同时进行优化是一个比较复杂的多学科优化问题。文献[8]在进行高超声速试飞器的外形、弹道、飞行性能多学科优化时,对弹道优化问题采用配点法求解,将节点处的状态变

量值和控制变量值都作为设计变量加以优化,原弹道微分方程转化为节点处的约束。优化问题的设计变量超过 8000 个。

对如此庞大的优化问题非常有必要采用分解-协调的优化算法进行求解以提高效率。本文采用 ECO 方法进行解耦。系统层为总体学科;学科层为气动、发动机、弹道等学科。为取消系统层的约束条件,将原由总体专业进行的全弹长度、质量约束 g_1 、 g_2 分解至对发动机的长度、质量约束,有:

$$g_1 \text{ (发动机长度约束): } 12 - (L_{f1} + L_{f2}) \geq 0;$$

$$g_2 \text{ (发动机质量约束): } 22500 - (m_{f1} + m_{f2}) \geq 0.$$

系统优化目标为: $\min H = -L + 10q_f$ 。

优化流程如图 2 所示。

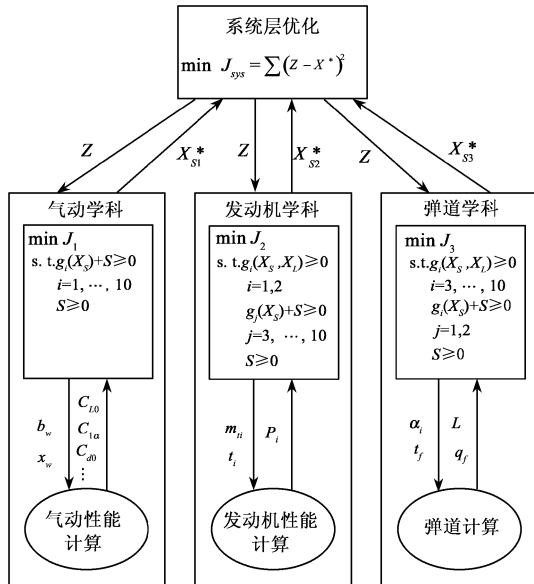


图 2 基于 ECO 的优化流程

Fig.2 Design procedure based on ECO

3.1 系统层

系统层设计变量为各学科之间的耦合参数,包括升阻特性、发动机推力和工作时间、射程和总加热量、质量、长度和直径。

为缩减耦合参数规模,对升力系数、阻力系数进行拟合,有:

$$C_L = C_{L0} + C_L^\alpha \cdot \alpha \tag{14}$$

$$C_D = C_{D0} + K \cdot C_L^2 \tag{15}$$

给定一级、二级、滑翔级不同状态、不同马赫数下的 C_{L0} 、 C_L^α 、 C_{D0} 、 K , 即可描述导弹的升阻特性。

3.2 气动学科

气动学科的局部设计变量为翼梢长和前缘后掠角。目标函数 J_1 形式如式(2)。分析内容为导弹各级气动特性。无本学科约束条件,外学科约束条件为 $g_1 \sim g_{10}$;

3.3 发动机学科

发动机学科局部设计变量为发动机装药量、发动机长度。目标函数 J_2 形式如式(2)。分析内容为发动机推力。本学科约束条件为 g_1 、 g_2 。

3.4 弹道学科

弹道学科内部设计变量包括助推段飞行攻角、滑翔段飞行攻角和滑翔终点时刻。目标函数 J_3 形式如式(2)。分析内容包括射程、总加热量。本学科约束条件为 $g_3 \sim g_{10}$, 外学科约束条件为 g_1 、 g_2 。

助推-滑翔弹道优化采用离散化控制变量攻角的直接法。由于有动力和无动力段弹道特性变化大,为便于收敛,选用对助推段、滑翔段分别进行优化的方法,以助推段终点弹道倾角 θ_2 作为交班条件^[9]。先以满足 θ_2 为约束,以助推段终点能量最大(动能加势能,即 $\frac{1}{2} mV^2 + mgh$) 为目标函数,求取最佳的助推段弹道。此时终端时刻是固定的,即两级发动机工作时间之和。然后以优化得到的助推段终点弹道条件作为初值,以射程和总加热量的加权和为目标函数,求解最佳滑翔弹道。此时,终端时刻不固定,需要作为设计变量之一。

两段弹道优化完成后,根据是否满足约束 g_3 , 调整 θ_2 , 直至 J_3 取极值。

4 优化框架实现与结果分析

优化过程采用 iSIGHT 软件集成 Matlab、Gambit、Fluent 等软件实现。iSIGHT 调用内置的优化算法改变设计参数,搜索不同设计变量组合情况下的导弹性能和约束条件。

使用 Matlab 软件进行总体参数计算、质量参数计算、弹道计算和优化。

在气动力分析过程中,利用脚本文件实现过程自动化。iSIGHT 软件根据外形设计变量,修改 Gambit 软件的脚本文件,利用 Gambit 的脚本命令流自动生成外形和网格。然后利用 Fluent 的脚本命令流自动设置边界条件,进行流场计算,获得滑翔级气

动力特性。

由于 CFD 计算非常耗时,采用 DOE(试验设计),在设计变量限定的范围内选择一组样本点进行计算。根据样本点计算结果构造响应面模型,获得设计变量与气动性能的近似关系。

DOE 设计中常用的方法有正交矩阵法、均匀设计、kringer 模型等。本文使用正交矩阵法对滑翔级气动外形相关设计变量进行试验设计,对每个试验点需进行不同马赫数、攻角下的气动计算。然后构造不同马赫数下的 C_{L0} 、 C_{Lc} 、 C_{D0} 、 K 以 b_w 、 χ_w 为自变量的响应面。

系统层优化采用改进的可行方向法,初值见表 1。各学科优化均采用 SQP 法进行。

优化结果见表 1。

表 1 优化结果

Table 1 Optimization results

项目	初值	优化结果
m_{r1} /kg	1535.9	15952
t_1 /s	75	89.5
m_{r2} /kg	3511.1	3858.3
t_2 /s	45	48.8
b_w /mm	500	1000
χ_w /°	80	77.6
L /km	4501	4967
q /(KW/m^2)	2.68×10^5	2.79×10^5
\dot{q}_{max} /(KJ/m^2)	999.0	995.8

从表 1 可见,两级发动机药量都有所增加。在不突破起飞质量的情况下,增加装药量可以提高助推段终点速度,对提高射程有较大影响。

助推段工作时间有所增加,这主要是由于与原参数相比,可以改变助推段速度剖面,减小阻力损失。

滑翔级弹翼前缘后掠角有所减小,梢弦长有所增加,以提高翼面面积、增加升力,从而提高升阻比。

5 结论

本文对助推-滑翔导弹概念设计阶段学科交互关系进行了分析,提出对此类学科间耦合关系复杂、包括气动外形和弹道优化在内的多学科优化问题,需

要采用分解-协调的优化方法以提高效率。采用 ECO 方法进行了总体、气动、弹道参数的优化工作,结果表明该方法可适用于此类飞行器的概念研究阶段。

参考文献:

- [1] 关世义. 基于钱学森弹道的新概念飞航导弹[J]. 飞航导弹, 2003(1), 1-4. [GUAN Shi-yi. A new concept aerodynamic missile based on QianXusen trajectory[J]. Winged Missiles Journal, 2003, 1: 1-4(in Chinese).]
- [2] Ilan Kroo, Steve Altus, Robert Braun, et al. Multidisciplinary optimization methods for Aircraft preliminary design[R]. AIAA-94-4325.
- [3] 李响, 李为吉. 利用协同优化方法实现复杂系统分解并行设计优化[J]. 宇航学报, 2004, 25(3): 300-304. [LI Xiang, LI Wei-ji. A new collaborative optimization algorithm and its applications to complex system parallel design[J]. Journal of Astronautics, 2004, 25(3): 300-304(in Chinese).]
- [4] Brian Roth, Ilan Kroo. Enhanced collaborative optimization: application to an analytic test problem and aircraft design[R]. AIAA-2008-5841.
- [5] 侯世明主编. 导弹总体设计与试验[M]. 北京: 宇航出版社, 1996. [HOU Shi-ming. Missile design and experiment[M]. Beijing: China Astronautics Publishing House, 1996(in Chinese).]
- [6] 赵汉元. 飞行器再入动力学和制导[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1997. [ZHAO Han-yuan. Reentry Dynamics and Guidance[M]. Changsha: Press of National University of Defense Technology, 1997 (in Chinese).]
- [7] 杨炳蔚. 标准大气参数的公式表达[J]. 宇航学报, 1983, 1: 83-86. [YANG Bing-wei. Equation express of standard atmosphere parameters[J]. Journal of Astronautics, 1983, 1: 83-86(in Chinese).]
- [8] Takeshi Tsuchiya, Yoichi Takenaka, Hideyuki Taguchi. Multidisciplinary design optimization for hypersonic experimental vehicle[J]. AIAA Journal, 2007, 45(7): 1655-1662.
- [9] 李瑜, 杨志红, 崔乃刚. 助推-滑翔导弹弹道优化研究[J]. 宇航学报, 2008, 29(1): 66-71. [LI Yu, YANG Zhi-hong, CUI Naigang. A study of optimal trajectory for boost-glide missile[J]. Journal of Astronautics, 2008, 29(1): 66-71(in Chinese).]

作者简介:王健(1974-),男,高级工程师/博士研究生,研究方向为飞行器系统分析、多学科设计优化、飞行力学等。

通信地址:北京市 7203 信箱 1 分箱(100074)

电话:(010)68191235

E-mail:wang_jian_pre@yahoo.com.cn

Boost-glide Missile Conceptual Study Based on Enhanced Collaborative Optimization

WANG Jian, HE Lin-shu

(School of Astronautics, BeiHang University(BUAA), Beijing 100191, China)

Abstract: A missile scheme has been studied that has two stage launcher and wing-body configuration glider. The optimum design problem of solid rocket fuel mass and working time, wing shape of glider and boost - glide trajectory is solved by means of multidisciplinary design optimization technique. The system has been decomposed into disciplinary subsystems describing system coordination, aerodynamics, engine and trajectory analyses. The enhanced collaborative optimization methodology has been used to decompose, coordinate and optimization. The weighted sum of maximum range and minimum total heat load is considered as the objective. Constraints are imposed on the stagnation heating rate, weight of the missile, gliding terminal velocity and altitude, etc. Design of experiment method is used to calculate aerodynamic characteristic of different shape and build response surface. The results show this MDO methodology can be used in the conceptual study of boost-glide missile.

Key words: Boost-glide; Multidisciplinary design optimization; Shape optimization; Trajectory Optimization; Enhanced collaborative Optimization



(上接第 2420 页)

The Analysis and Calculation of Thermal Environment on the Body-wing Interaction Region

ZHANG Xue-jun, JIANG Gui-qing

(China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074, China)

Abstract: It is significant that accurate forecast of heat flux on the body-wing interaction region of high speed vehicle, which will improve its viability and capabilities of fighting, indicate the ability of high-powered vehicle design. There is no effective forecast method of thermal environment presently because of the complexity of flow field at the body-wing interaction region. On the basis of the analysis about characteristic of the flow field at body-wing interaction region, the pressure-heat flux relation formula from referenced[1], a new forecast method of heat flux was introduced, that is, the pressure were solved by N-S numerical method and the heat flux was presented by pressure-heat flux relation formula. The results of experiment done in the gun tunnel can validate the reliability of the forecast method introduced by this paper.

Key words: Interaction region; Thermal environment; Pressure-heat flux relation formula; Gun tunnel; Test results