

文章编号:1674-8190(2016)03-362-07

# 基于响应面近似技术的平流层飞艇协同设计优化

赵新路, 杨希祥, 侯中喜, 麻震宇, 刘多能  
(国防科学技术大学 航天科学与工程学院, 长沙 410073)

**摘要:** 针对平流层飞艇多学科设计优化问题, 引入协同优化算法, 分析基于响应面近似模型的协同优化方法 CO/RSA 的执行步骤和特点, 并介绍响应面近似模型的构建方法; 建立平流层飞艇各学科模型, 并对学科间耦合关系进行分析; 运用建立的气动/推进、结构、能源三个耦合子系统的学科分析模型和系统优化模型, 以平流层飞艇总质量最小为优化目标, 综合考虑浮重、推阻和能源平衡, 采用 CO/RSA 方法对平流层飞艇进行设计优化。结果表明: 所建立的平流层飞艇的 MDO 模型是合理的, CO/RSA 算法应用于飞艇总体设计优化是有效的, 研究结果可为平流层飞艇方案论证和方案设计提供参考。

**关键词:** 平流层飞艇; 多学科设计优化; 协同优化; 响应面近似

中图分类号: V221

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2016.03.015

## Conceptual Design of Stratosphere Airship Based on Response Surface Approximation in Collaborative Optimization (CO/RSA)

Zhao Xinlu, Yang Xixiang, Hou Zhongxi, Ma Zhenyu, Liu Duoneng

(College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

**Abstract:** Aiming at the multidisciplinary design optimization (MDO) of stratosphere airship, collaborative optimization algorithm is led into. Execution procedure and feature of CO/RSA is analyzed and building method of RSA is introduced. Multidisciplinary models of stratosphere airship are built and the coupled information in subsystem analysis is supplied by the RSA. In addition, the system optimization model and three subsystems, including aerodynamic/propulsion, structure, and energy subsystem, are discussed in detail. The design object is to find a feasible airship with minimum total mass based on CO/RSA. The design satisfies the constrains including three balances; the balance between the energy supply and the energy requirement, the balance between mass and buoyancy, and the balance between drag ant thrust. Results show that the multidisciplinary models of stratosphere airship are rational and the algorithm of MDO and CO/RSA in stratospheric airship's conceptual design is effective. It can be as a reference for stratospheric airship program demonstration and design.

**Key words:** stratosphere airship; multidisciplinary design optimization; collaborative optimization; response surface approximation

## 0 引言

平流层飞艇设计系统包含多个学科或子系统(气动、推进、结构、能源等), 属于高度耦合的集成

系统。传统的串行设计方法往往忽略了学科之间的耦合效应, 使得设计结果不理想甚至不可行。多学科设计优化<sup>[1]</sup> (Multidisciplinary Design Optimization, 简称 MDO) 是一种充分利用学科之间的耦合作用, 设计系统和子系统的集成设计技术, 受到国内外的高度重视。

协同优化 (Collaborative Optimization, 简称 CO) 是一种求解 MDO 问题的优化技术。与单级多学科优化方法相比, CO 不仅能够充分利用学科

收稿日期: 2016-06-21; 修回日期: 2016-07-17

基金项目: 国家高分重大专项资助项目 (GFZX04060103)

通信作者: 杨希祥, nkyangxixiang@163.com

独立优化能力,在很大程度上减少了系统分析的次数,而且能分散多学科计算任务,缓解多学科设计中计算复杂性和组织复杂性的难题<sup>[1-2]</sup>。CO 是由 I. M. Kroo 等<sup>[2]</sup>于 1994 年提出的,R. D. Braun<sup>[3]</sup>将该方法进行了深刻的阐释并加以推广,该方法可将整个优化过程分解为一个系统级优化和多个学科级优化。CO 的优点是消除了复杂的系统分析,各子系统可以并行地进行优化。

此后,又有诸多学者对 CO 方法进行了改进。N. M. Alexandrov 等<sup>[4]</sup>提出了松弛因子法,将等式约束变为不等式约束;在此基础上,李响等<sup>[5]</sup>提出了基于动态松弛因子的 CO 算法,利用学科间的不一致信息动态选取松弛因子;I. P. Sobieski 等<sup>[6]</sup>提出了基于响应面的 CO 算法,利用响应面来近似系统级的一致性等式约束;韩明红等<sup>[7]</sup>提出了基于罚函数的 CO 算法,利用惩罚机制,将系统级变为无约束优化问题。

目前,CO 方法多应用于简单的耦合系统,而在复杂系统中应用较少。本文结合 CO 和响应面近似(Response Surface Approximation,简称 RSA)技术<sup>[8]</sup>,对包括气动/推进、结构、能源三个子系统的平流层飞艇进行设计优化。

### 1 CO 方法

CO 将工程系统的设计优化问题分为一个系统级和多个学科级,学科级可以并行优化,具有  $N$  个学科的 CO 结构框图如图 1 所示<sup>[9]</sup>。可以看出:在协同优化方法中,一个多学科优化问题的设计变量被分成两组:与多个学科相关的变量集合  $\mathbf{X}$  (全局设计变量)和只与单个学科有关的变量  $\bar{\mathbf{X}}$  (局部设计变量)。 $\mathbf{X}$  和  $\bar{\mathbf{X}}$  按学科被划分为  $N$  个子集  $[\mathbf{X}_1 \ \mathbf{X}_2 \ \dots \ \mathbf{X}_N]$  和  $[\bar{\mathbf{X}}_1 \ \bar{\mathbf{X}}_2 \ \dots \ \bar{\mathbf{X}}_N]$ 。优化问题的约束条件集合  $\mathbf{g}$  也按相关学科被划分为  $N$  个互不相交的部分  $[\mathbf{g}_1 \ \mathbf{g}_2 \ \dots \ \mathbf{g}_N]$ 。系

统级优化的设计变量  $\mathbf{Z} = [\mathbf{X} \ \mathbf{X}_m]$ ,其中  $\mathbf{X}_m$  是不与  $\mathbf{X}$  重叠的耦合变量,与学科的部分输出对应。系统级优化器在最小化目标函数  $f$  时,将系统级设计变量向量  $\mathbf{Z}$  划分为与各个学科对应的  $N$  个子集  $[\mathbf{Z}_1 \ \mathbf{Z}_2 \ \dots \ \mathbf{Z}_N]$ 。

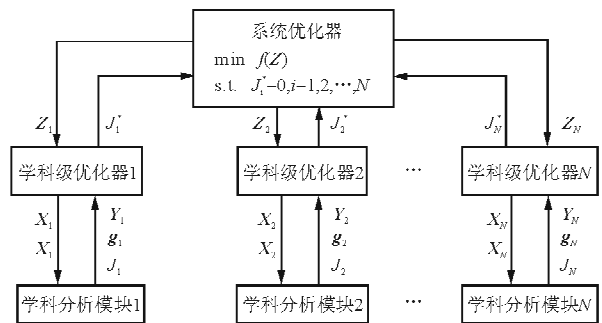


图 1 协同优化方法的基本构架

Fig. 1 Framework of collaborative optimization

在协同优化方法中,系统级优化问题可描述为

$$\begin{cases} \min & f(\mathbf{Z}) \\ \text{s.t.} & J_i^*(\mathbf{Z}_k) = 0 \quad (k=1, \dots, N) \\ & \mathbf{Z}_{k \min} \leq \mathbf{Z}_k \leq \mathbf{Z}_{k \max} \end{cases} \quad (1)$$

式中: $f$ 为系统级目标函数; $\mathbf{Z}$ 为系统级设计优化变量; $J^*$ 为系统级优化约束条件,由学科优化得到。

$J^*$ 实际上即为  $N$  个学科级优化问题最优解的集合,用来解决学科之间、学科和系统之间耦合变量的不一致问题。

学科级优化从系统级优化器中得到学科优化指标向量  $\mathbf{Z}_i$ 。对于第  $i$  个学科级优化问题,其所接受的学科优化指标向量  $\mathbf{Z}_i$  的维数为  $l_i$ 。 $\mathbf{Z}_i$  包括两部分:一部分与多学科设计变量  $\mathbf{X}_i$  对应,维数为  $l_i$ ,作为  $\mathbf{X}_i$  的优化指标;另一部分与多学科输出变量  $\mathbf{Y}_i$  的子集对应,维数为  $l_i$ 。学科级优化的目标就是使  $\mathbf{Z}_i$  的这两部分分别与  $\mathbf{X}_i$  和  $\mathbf{Y}_i$  的差异达到最小。因此,第  $i$  个学科的优化可描述为

$$\begin{cases} \min & J_i(\bar{\mathbf{X}}_i, \mathbf{X}_i) = \sum_{j=1}^{l_i} (X_{ij} - Z_{ij})^2 + \sum_{j=1+i}^{n_i} (Y_{ij} - Z_{ij})^2 \\ \text{s.t.} & g_{ij}(\bar{\mathbf{X}}_i, \mathbf{X}_i) \leq 0 \quad (j=1, \dots, m_i) \\ & \mathbf{X}_{ih \min} \leq \mathbf{X}_{ih} \leq \mathbf{X}_{ih \max} \quad (h=1, \dots, l_i) \\ & \bar{\mathbf{X}}_{ik \min} \leq \bar{\mathbf{X}}_{ik} \leq \bar{\mathbf{X}}_{ik \max} \quad (k=1, \dots, (n_i - l_i)) \end{cases} \quad (2)$$

式中:  $J_i$  为学科级目标优化函数;  $\bar{\mathbf{X}}_i$  为局部设计变量, 维数为  $(n_i - l_i)$ ;  $\mathbf{X}_i$  为全局设计变量, 维数为  $l_i$ ;  $\mathbf{Y}_i$  为学科输出变量子集, 维数为  $l_i$  或  $(l_i - l_i)$ ;  $\mathbf{Z}_i$  为学科优化指标向量, 维数为  $l_i$ ;  $\mathbf{g}_i$  为学科级优化约束条件, 维数为  $m_i$ 。

$\mathbf{Z}_i$  实际上是系统设计优化变量的子集, 但在学科级优化过程中作为固定参数出现, 因而优化中学科级约束  $\mathbf{g}_i$  的变化与学科级设计变量  $\bar{\mathbf{X}}_i$  和  $\mathbf{X}_i$  有关。

CO 的优化过程如下:

- ① 系统向学科级分配系统级变量的目标值  $Z_i$ ;
- ② 进行学科分析及优化;
- ③ 将学科级优化后的最优值  $J_i^*$  传回系统级;
- ④ 进行系统级优化;
- ⑤ 检查收敛性, 若收敛, 则终止; 否则再转入步骤①。

通过系统级优化和学科级优化之间的多次迭代, 最终得到一个学科间一致的系统最优设计方案。由于协同优化独特的计算结构, 一般情况下, 要经过多次系统级优化才能达到学科间的一致。

## 2 响应面近似(RSA)模型

RSA 是一种利用统计学和数学知识, 通过简单的表达式(通常是低阶的多项式), 对复杂分析模型逼近的技术<sup>[9]</sup>。在 CO 过程中建立 RSA 模型, 可以将学科之间的耦合关系暂时隔离, 使学科独立进行优化, 避免了复杂的系统分析过程。

与一阶和三阶以上多项式响应面相比, 二阶响应面是在近似精度与效率上达到最好折衷的一种有效的近似方法; 且二阶响应面方法操作简单, 易于实现, 其拟合精度在工程上是可以接受的, 故本文选用二阶响应面模型:

$$f(x) = \beta_0 + \sum_{i=1}^{n_x} \beta_i x_i + \sum_{1 \leq i < j \leq n_x} \beta_{ij} x_i x_j \quad (3)$$

式中:  $f(x)$  为近似函数;  $x$  为变量;  $\beta$  为逼近系数;  $n_x$  为变量个数。

## 3 平流层飞艇模型

### 3.1 学科分解与建模

平流层飞艇系统模型涉及多个学科, 包括气

动、推进、结构、能源等分系统模型, 这些分系统学科模型一般互相耦合在一起。因此在平流层飞艇总体设计阶段建立能够妥善处理耦合信息的各学科模型是至关重要的, 对各学科分解并建模, 如图 2 所示。

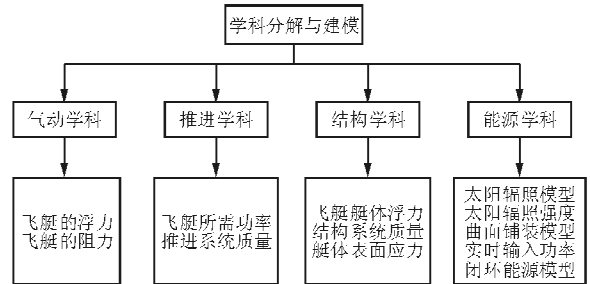


图 2 平流层飞艇各学科模型

Fig. 2 Multidisciplinary models of stratospheric airship

### 3.2 子系统耦合性分析

由于气动学科和推进学科耦合性很强, 将二者合并计算, 作为一个子系统进行分析<sup>[10]</sup>。气动/推进子系统、能源子系统和结构子系统的耦合关系如图 3 所示。

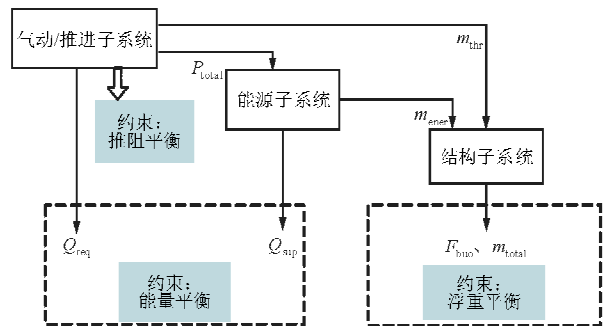


图 3 各子系统信息传递与耦合关系

Fig. 3 Information transmitting and coupled relationship in subsystems

从图 3 可以看出: 通过气动/推进子系统的分析计算可以得到所需总功率  $P_{total}$ 、所需总能量  $Q_{req}$  和气动/推进子系统的总质量  $m_{thr}$ , 总功率需求  $P_{total}$  作为能源子系统的输入, 气动/推进子系统的总质量  $m_{thr}$  作为结构子系统的输入,  $Q_{req}$  则影响飞艇的能量平衡约束; 能源子系统在所需总功率  $P_{total}$  的输入条件下, 可以获得系统提供的总能量  $Q_{sup}$  和能源子系统的总质量  $m_{ener}$ ; 结构子系统在各子系统的总质量输入条件下, 可以得到飞艇的总质量  $m_{total}$  和艇体浮力  $F_{buo}$ 。飞艇的总体设计参数在满足能量平

衡约束  $Q_{req} \leq Q_{sup}$  和浮重平衡约束  $m_{total} g \leq F_{buo}$  的条件下,通过最小化总质量  $m_{total}$  来获得。

### 4 基于 CO/RSA 总体设计优化

#### 4.1 基于 CO/RSA 总体设计框架

根据 CO/RSA 的数学模型,基于 CO/RSA 的平流层飞艇总体设计框架如图 4 所示,分为系统级优化、气动/推进子系统优化、结构子系统优化和能源子系统优化。

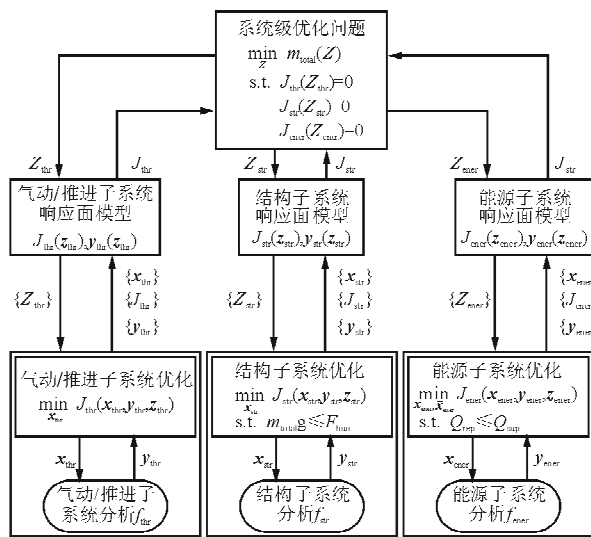


图 4 平流层飞艇基于响应面模型的协同优化框架

Fig. 4 Framework of stratospheric airship based on CO/RSA

#### 4.2 系统级分析模型

系统级优化问题在气动/推进、结构、能源子系统一致性约束的条件下,以平流层飞艇总质量作为优化目标。系统级优化问题可表示为

$$\begin{cases} \min_{\mathbf{Z}} & m_{total}(\mathbf{Z}) \\ \text{s. t.} & J_{thr}(\mathbf{Z}_{thr}) = 0, J_{str}(\mathbf{Z}_{str}) = 0, J_{ener}(\mathbf{Z}_{ener}) = 0 \end{cases} \quad (4)$$

式中:  $\mathbf{Z} = [a_{1,sys}, f_{sys}, m_{thr,sys}, P_{total,sys}, m_{ener,sys}]^T$ , 为系统级设计变量。其中,  $a_1$  为飞艇前椭球长半轴长度;  $f$  为飞艇的长细比;  $m_{thr}$  为气动/推进子系统的总质量;  $P_{total}$  为总功率需求;  $m_{ener}$  为能源子系统的

质量。

#### 4.3 气动/推进子系统分析模型

气动/推进子系统以最小化子系统一致性变量  $J_{thr}$  为目标,以  $\mathbf{x}_{thr}$  为设计变量,推阻平衡体现在气动/推进学科模型的计算中,最终获得气动/推进子系统的优化结果。

$$\begin{cases} \min_{\mathbf{x}_{thr}} & J_{thr} = (a_{1,thr} - a_{1,sys})^2 + (f_{thr} - f_{sys})^2 + \\ & (m_{thr,thr} - m_{thr,sys})^2 + (P_{total,thr} - P_{total,sys})^2 \\ \text{s. t.} & \mathbf{y}_{thr} = f_{thr}(\mathbf{x}_{thr}) \end{cases} \quad (5)$$

式中:  $\mathbf{x}_{thr} = [a_{1,thr}, f_{thr}]^T$ , 为气动/推进子系统的设计变量;  $\mathbf{y}_{thr} = [m_{thr,thr}, P_{total,thr}]^T$ , 为气动/推进子系统的状态变量。

气动/推进子系统优化问题向系统级传递的优化变量  $\mathbf{z}_{thr} = [a_{1,sys}, f_{sys}, m_{thr,sys}, P_{total,sys}]^T$ 。

#### 4.4 结构子系统分析模型

结构子系统以最小化子系统一致性变量  $J_{str}$  为目标,以  $\mathbf{x}_{str}$  为设计变量,以平流层飞艇浮重平衡为约束条件,最终获得结构子系统的优化结果。

$$\begin{cases} \min_{\mathbf{x}_{str}} & J_{str} = (a_{1,str} - a_{1,sys})^2 + (f_{str} - f_{sys})^2 + \\ & (m_{thr,str} - m_{thr,sys})^2 + (m_{ener,str} - m_{ener,sys})^2 \\ \text{s. t.} & m_{total} g \leq F_{buo} \\ & \mathbf{y}_{str} = f_{str}(\mathbf{x}_{str}) \end{cases} \quad (6)$$

式中:  $\mathbf{x}_{str} = [a_{1,str}, f_{str}, m_{thr,str}, m_{ener,str}]^T$ , 为结构子系统的设计变量;  $\mathbf{y}_{str} = [m_{total}, F_{buo}]^T$ , 为结构子系统的状态变量。

结构子系统优化问题向系统级传递的优化变量  $\mathbf{z}_{str} = [a_{1,sys}, f_{sys}, m_{thr,sys}, m_{ener,sys}]^T$ 。

#### 4.5 能源子系统分析模型

能源子系统以最小化子系统一致性变量  $J_{ener}$  为目标,以  $\mathbf{x}_{ener}$  和  $\bar{\mathbf{x}}_{ener}$  为设计变量,以平流层飞艇能源平衡为约束条件,最终获得能源子系统的优化结果。

$$\begin{cases} \min_{\mathbf{x}_{ener}, \bar{\mathbf{x}}_{ener}} & J_{ener} = (a_{1,ener} - a_{1,sys})^2 + (f_{ener} - f_{sys})^2 + (P_{total,ener} - P_{total,sys})^2 + (m_{ener,ener} - m_{ener,sys})^2 \\ \text{s. t.} & Q_{req} \leq Q_{sup} \\ & \mathbf{y}_{ener} = f_{ener}(\mathbf{x}_{ener}, \bar{\mathbf{x}}_{ener}) \end{cases} \quad (7)$$

式中:  $\mathbf{x}_{ener} = [a_{1,ener}, f_{ener}, P_{total,ener}]^T$ , 为能源子系统的设计变量;  $\bar{\mathbf{x}}_{ener} = [\theta, S_r]^T$ , 为能源子系统的局部设计变量, 其中,  $\theta$  为太阳能电池曲面铺装范围角,  $S_r$  为太阳能电池曲面铺装面积;  $\mathbf{y}_{ener} = [m_{ener,ener}, Q_{req}, Q_{sup}]^T$ , 为能源子系统的状态变量。

能源子系统优化问题向系统级传递的优化变量  $\mathbf{z}_{ener} = [a_{1,sys}, f_{sys}, P_{total,sys}, m_{ener,sys}]^T$ 。

平流层飞艇各子系统的设计变量、状态变量以及飞艇系统级的设计变量如表 1 所示。

表 1 各子系统的设计变量、状态变量及系统级设计变量

Table 1 State and design variables of system and subsystems

设计变量及状态变量	气动/推进子系统	结构子系统	能源子系统	系统级设计变量
$a_1$	Input	Input	Input	$Z_1$
$f$	Input	Input	Input	$Z_2$
$m_{thr}$	Output	Input	—	$Z_3$
$P_{total}$	Output	—	Input	$Z_4$
$m_{ener}$	—	Input	Output	$Z_5$
$m_{total}$	—	Output	—	—
$F_{buo}$	—	Output	—	—
$\theta$	—	—	Input	—
$S_r$	—	—	Input	—
$Q_{req}$	—	—	Output	—
$Q_{sup}$	—	—	Output	—

## 5 优化结果及分析

### 5.1 优化参数设置

运行日期选为 2015 年 8 月 8 日, 运行地点为 40°N, 116°E, 其他总体设计优化输入参数如表 2 所示。

表 2 总体设计优化输入参数

Table 2 Input parameters in airship conceptual design

符号	参数描述	取值
$h$	定点高度/km	20
$u$	风速/( $m \cdot s^{-1}$ )	20
$\eta_{thrust}$	推进系统效率/%	80
$\rho_{li}$	储能电池比能量/( $Wh \cdot kg^{-1}$ )	200
$\eta_{solar}$	太阳能电池转换效率/%	8
$\eta_{charge}$	储能电池充电效率/%	88
$\rho_{sc}$	太阳能电池面密度/( $kg \cdot m^{-2}$ )	0.2
$\rho_{wr}$	蒙皮面密度/( $kg \cdot m^{-2}$ )	0.225
$\rho_{thrust}$	推进系统功率密度/( $W \cdot kg^{-1}$ )	130

### 5.2 优化结果

采用 Isight 软件搭建基于 CO/RSA 平流层飞艇总体设计优化的模型和计算平台, 试验样本运用拉丁超立方体(Latin Hypercube)抽样方法获得, 系统级和各子系统级优化均采用序列二次规划优化算法。经过 50 次迭代, 得到收敛结果。其中平流层飞艇总质量与一致性结果的迭代曲线分别如图 5~图 6 所示。平流层飞艇的优化结果如表 3 所示。

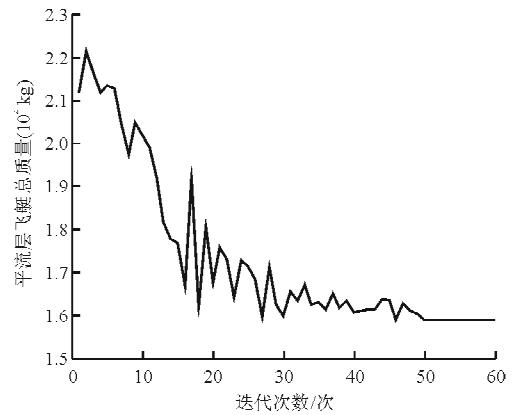


图 5 平流层飞艇总质量优化收敛过程

Fig. 5 Optimization convergence history of total mass

从图 5 可以看出: 随着优化的进行, 系统级优化在各子系统级优化的基础上进行协调分配, 使飞艇总质量总体呈下降趋势, 最终总质量达到收敛要求, 收敛时飞艇总质量为 16 200.12 kg。

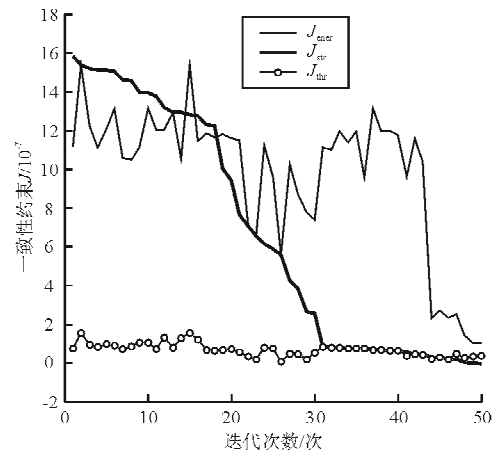


图 6 一致性约束的迭代过程

Fig. 6 Convergence history of conformity constraints

从图 6 可以看出: 结构、能源和气动/推进子系统的一致性结果逐渐减小, 且结构子系统和能源子

系统的一致性结果变化剧烈,气动/推进子系统一致性结果变化较缓,最终均达到收敛要求。

表 3 平流层飞艇优化结果

Table 3 Results of conceptual design optimization

符 号	参数描述	优化结果
$a_1$	前椭球长半轴长度/m	69.46
$f$	长细比	2.92
$\theta$	太阳能电池铺装范围角/(°)	100.68
$S_r$	太阳能电池铺装面积/m <sup>2</sup>	2 609.40
$P_{total}$	总功率需求/W	66 373.11
$m_{thr}$	气动/推进子系统质量/kg	652.13
$m_{ener}$	能源子系统质量/kg	1 090.20
$m_{total}$	平流层飞艇总质量/kg	16 200.12

根据总体参数优化结果,得到平流层飞艇的质量分布如图 7 所示。

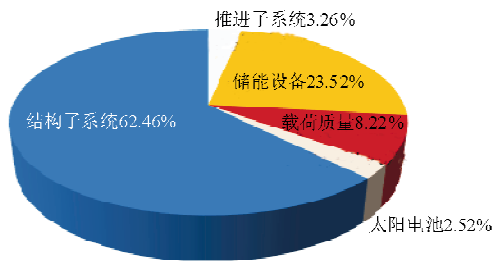


图 7 平流层飞艇质量组成分布图

Fig. 7 Mass components of stratospheric airship

从图 7 可以看出:平流层飞艇质量组成中,结构子系统的质量在飞艇总质量中所占比重最大,达到了 62.46%,结构子系统质量和能源子系统质量所占比重达到了 88.52%,故结构子系统质量和能源子系统质量是飞艇总质量的最重要组成部分;这也验证了在浮重平衡、能源平衡和推阻平衡中,浮重平衡是影响平流层飞艇总体设计优化的最重要因素。因此,在进行平流层飞艇总体参数设计优化时,要充分考虑结构子系统和能源子系统的关键技术参数对飞艇总体设计的影响,进行详细设计,以使平流层飞艇的总质量达到最小,满足工程设计要求。

### 5.3 系统级设计变量敏感性分析

为了分析平流层飞艇系统级设计变量(飞艇前椭球长半轴长度  $a_1$ 、飞艇长细比  $f$ 、能源子系统质

量  $m_{ener}$ 、气动/推进子系统质量  $m_{thr}$ 、飞艇总功率需求  $P_{total}$ )对飞艇总体设计的影响,在对每个系统级设计变量进行分析时,以 5.2 节中的优化结果为基准,分别改进±50%,其余参数保持不变,得到的结果如图 8 所示。

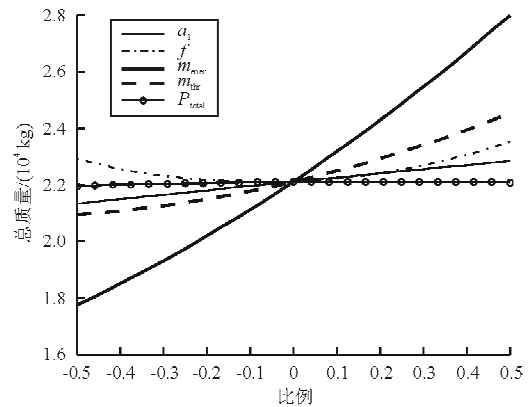


图 8 系统级设计变量对设计结果的影响

Fig. 8 The relationship between system's design variables and optimization results

从图 8 可以看出:飞艇总质量随着 5 个系统级设计变量的增大而增大,且能源子系统的质量对飞艇优化结果的影响最大,其次是气动/推进子系统的质量、飞艇前椭球长半轴长度、飞艇总功率需求以及飞艇长细比。这是因为能源子系统的质量在飞艇整个系统中所占比重较大,飞艇外形参数的增大导致飞艇体积的增大,从而增大了飞艇气动/推进子系统和能源子系统的质量。

## 6 结 论

(1) 建立了平流层飞艇各学科模型,包括气动学科、推进学科、结构学科和能源学科,并对学科间耦合性进行了分析。

(2) 利用 CO/RSA 算法对平流层飞艇进行设计优化,搭建了 CO/RSA 总体设计框架,并对系统级和各子系统进行了分析,得到的优化结果显示系统和子系统之间的一致性结果满足收敛条件,验证了所建立的平流层飞艇 MDO 模型的合理性和 CO/RSA 算法在飞艇总体设计优化中的有效性。

(3) 基于 Isight 搭建的平流层飞艇总体设计协同优化平台为平流层飞艇多学科设计优化研究提供了典型示例,可为平流层飞艇工程设计提供

参考。

### 参考文献

- [1] Sobieszczanski-Sobieski J. A linear decomposition method for large optimization problems; blueprint for development [R]; Hampton, VA; NASA Langley Research Center, 1982.
- [2] Kroo I M, Steve A, Robert B, et al. Multidisciplinary optimization methods for aircraft preliminary design [R]. AIAA-94-4325-CP, 1994.
- [3] Braun R D. Collaborative optimization; an architecture for large-scale distributed design[D]; Stanford, CA; Stanford University, 1996.
- [4] Alexandrov N M, Lewis R M. Analytical and computational aspects of collaborative optimization for multidisciplinary design[J]. AIAA Journal, 2002, 40(2): 301-309.
- [5] 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 Weiji. A new collaborative optimization algorithm and its applications to complex system parallel design [J]. Journal of Astronautics, 2004, 25(3): 300-304. (in Chinese)
- [6] Sobieski I P, Kroo I M. Collaborative optimization using response surface estimation [J]. AIAA Journal, 2000, 38(10): 1931-1938.
- [7] 韩明红, 邓家祺. 协同优化算法的改进[J]. 机械工程学报, 2006, 42(11): 34-38.  
Han Minghong, Deng Jiati. Improvement of collaborative optimization[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2006, 42(11): 34-38. (in Chinese)
- [8] Viana F A C, Simpson T W, Balabanov V, et al. Special section on multidisciplinary design optimization; metamodeling in multidisciplinary design optimization; how far have we really come[J]. AIAA Journal, 2014, 52: 670-690.
- [9] 谷良贤, 温炳恒. 导弹总体设计原理[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2004: 306-308.  
Gu Liangxian, Wen Bingheng. Conceptual design theory of missile[M]. Xi'an; Northwestern Polytechnical University Press, 2004: 306-308. (in Chinese)
- [10] Liang Haoquan, Zhu Ming, Guo Xiao, et al. Conceptual design optimization of high altitude airship in concurrent subspace optimization[C]. AIAA-2012-1180, 2012.

### 作者简介:

赵新路(1991—),男,硕士研究生。主要研究方向:飞行器总体设计、多学科设计优化。

杨希祥(1982—),男,博士,副教授,硕导。主要研究方向:飞行器总体、控制等。

侯中喜(1973—),男,博士,教授,博导。主要研究方向:临近空间飞行器动力学与控制。

麻震宇(1982—),男,博士,讲师。主要研究方向:临近空间飞行器的总体与热力学仿真。

刘多能(1986—),男,博士研究生。主要研究方向:飞行器环境能量利用方法。

(编辑:马文静)