

基于可靠性的太阳能飞机多学科设计优化

姜光泰 祝明 梁浩全 武哲

(北京航空航天大学航空科学与工程学院, 北京, 100191)

摘要:针对太阳能飞机典型任务要求,建立了以总重最小为目标的多学科设计优化模型,考虑飞行性能、能量、重量3个学科的设计变量和相应约束条件。同时考虑设计变量的不确定性影响,将序列优化及可靠性评估方法引入到并行子空间优化过程中,顺序执行可靠性分析和多学科设计优化以提高执行效率。在优化过程中应用响应面近似并不断提高模型精度,降低了计算成本。利用iSIGHT软件搭建求解平台,以欧洲太阳能飞机“HeliPlat”作为算例,验证了分析模型的合理性和优化方法的有效性。基于可靠性的多学科设计优化框架有望用于更贴合工程实际的太阳能飞机设计。

关键词:多学科设计优化;太阳能飞机;并行子空间优化;序列优化及可靠性评估

中图分类号:V221 **文献标识码:**A **文章编号:**1005-2615(2012)04-0464-08

Reliability Based Multidisciplinary Design Optimization of Solar Powered Aircraft

Jiang Guangtai, Zhu Ming, Liang Haoquan, Wu Zhe

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University
of Aeronautics and Astronautics, Beijing, 100191, China)

Abstract: A model of multidisciplinary design optimization (MDO) is established for the typical mission requirements of solar powered aircraft. It takes the total weight as the objective of optimization, considering the design variables and constraints dealt with three main subsystems including flying performance, energy, and weight. Considering the uncertainty of design variables, sequential optimization and reliability assessment (SORA) is introduced to the concurrent subspace optimization (CSSO) process. The reliability analysis and MDO are performed sequentially in order to improve the execution efficiency. The response surface approximate model with updating function is used to reduce the computational cost. The solving architecture is constructed with the iSIGHT software. Taking the European solar powered aircraft "HeliPlat" as an example, the rationality of the MDO model and the effectiveness of the proposed method are validated. The reliability based MDO framework can be applied to practical engineering solar powered aircraft design.

Key words: multidisciplinary design optimization; solar powered aircraft; concurrent subspace optimization; sequential optimization and reliability assessment

太阳能飞机是以太阳光辐射能为能源的电推进飞行器,具有巡航时间长、飞行高度高、成本低等特点,而且可以灵活执行多种任务,清洁无污染,因而受到了广泛关注,并进行了大量的试验验证,但

总体设计方法研究有限。现有的方法主要参考任务要求和统计数据得到总体参数的估值,然后针对关键的特征参数(如翼载、功重比等)进行迭代求解^[1-3],虽然可以得到可行解,但并不能保证最优,

且在优化过程中处理的设计变量数目有限。近年来发展起来的多学科设计优化(Multidisciplinary design optimization, MDO)方法将整个设计问题分解为多个学科,进行并行地分析与计算,不但提高了效率,而且符合工程组织形式,可以充分利用学科自治性,为太阳能飞机总体参数设计提供了新的途径。另外,作为一种新概念飞行器,太阳能飞机的制造工艺尚不成熟,高空飞行条件下的系统性能研究有限,使得设计参数存在不确定性,从而影响任务可靠性,因此有必要进行基于可靠性的多学科设计优化(Reliability based multidisciplinary design optimization, RBMDO)。

由于加入了可靠性分析,RBMDO的计算成本大大增加,因而近年来的相关研究主要集中在提高其计算效率方面。Du和Chen^[4]提出用序列优化和可靠性评估(Sequential optimization and reliability assessment, SORA)方法来解决该问题,将可靠性约束转化为等价的确定性约束进行优化求解,并使当量约束逐渐朝着概率约束的方向偏移,迅速得到最优解。本文也采用这种思想,结合多学科优化方法实现系统分析、可靠性分析与迭代寻优过程的耦合,避免传统方法的嵌套模式,并将其应用于太阳能飞机总体参数设计优化。

1 问题表述

不同任务要求,如飞行时间、飞行高度、飞行纬度、载荷质量和功率等都会影响太阳能飞机的尺寸设计,任务分析是设计优化问题的前提。太阳能飞机的典型任务需求如图1所示。

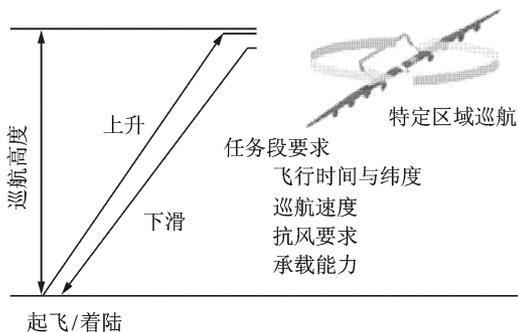


图1 太阳能飞机典型任务需求

重量是飞机的固有特性,直接影响飞机性能和成本费用估算等,因此太阳能飞机总体参数优化问题以总重 W_{total} 最小为目标,要求满足巡航驻留高度抗风要求和昼夜能量平衡需求。太阳能飞机主要

设计变量包括各部件尺寸、重量、性能参数等几大类,从中选取几个具有代表性的,以研究总体设计问题。一般飞机设计问题中用展弦比 AR 和参考翼面积 S_{ref} 作为机体设计参数,而此处的机身尺寸主要取决于任务载荷,可以作为固定参数;太阳能电池一般布置于机翼上,因而可以取太阳能电池占参考面积的比值 R 作为设计参数;推进系统的最大可用功率 P_{prop_max} 直接影响最大平飞速度(抗风速度),可以作为推进系统设计参数;储能系统重量可以由夜间飞行的能量需求求得,而不需要独立的设计变量;航电系统和任务载荷等视为固定值。此外,太阳能电池的效率 η_{sc} 和面密度 ρ_{sc} ,储能系统的效率 η_{ens} 和能重比 δ_{ens} ,推进系统的效率 η_{prop} 和功重比 κ_{ens} 等性能指标对总体参数有直接影响,需要通过配置选型得到。由于这些组件的性能是由当前技术水平决定的,所以本文没有考虑相关参数的优化问题。

2 学科分解与建模

学科分解有多种方法,考虑到太阳能飞机是多种高新技术的综合体,为了最大限度利用各学科的专业分析工具,方便专家参与到子空间优化中去,学科划分按照研究领域进行,包括飞行性能、能量和重量3个学科,各学科信息流和耦合关系如图2所示。

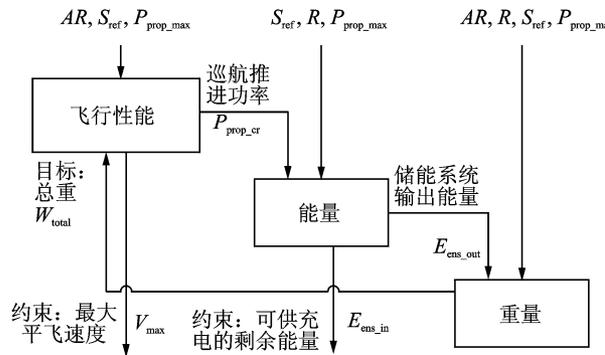


图2 耦合系统分析

本文的研究重点是多学科设计优化方法,所以在保留学科间耦合关系的基础上,各学科分析基于经验公式和工程估算,这些方法已在飞行器总体设计阶段得到有效应用,其精度可以接受。同时由于减少了计算量,可以应用传统的一体化设计方法来验证本文的优化结果。

2.1 飞行性能学科

飞行性能分析包括升阻力特性和飞行包线计算等方面。太阳能飞机主要针对高空飞行条件设计

计,翼载很低,且不受机场条件的限制,因而起飞着陆性能不需要特别考虑^[3],而且其任务特性对机动性能的要求不高,也不存在航程的概念。因此,太阳能飞机的研究重点是其任务段,即平飞状态。要求其在最小功率条件下巡航,且最大飞行速度能满足抗风要求。平飞需用功率可表示为

$$P_{\text{prop}} = DV = (\rho/2)V^3 S_{\text{ref}} C_D = (\rho/2)[2W_{\text{total}}/(\rho S_{\text{ref}} C_L)]^{3/2} S_{\text{ref}} C_D \quad (1)$$

式中: ρ 为巡航高度空气密度; C_L, C_D 分别为升阻力系数。可见要使得推进功率最小,即令 $C_L^{3/2}/C_D$ 最大,而升阻力系数关系如下^[5]

$$C_D = C_{D0} + C_L^2/\pi e AR \quad (2)$$

式中: C_{D0} 为零升阻力系数; e 为Oswald效率因子。 e 与展弦比有关,可以参考滑翔机的统计数据

$$e = \begin{cases} 0.9 & AR \leq 20 \\ 1.2 - 0.015AR & AR > 20 \end{cases} \quad (3)$$

太阳能飞机一般采用大展弦比($AR > 20$)气动布局。比较精确的零升阻力需要通过风洞试验得到,在初始设计阶段可以采用工程估算的方法。由于无人机各部分都是流线型的,在正常飞行范围内其阻力大部分是摩擦阻力,压差阻力占很小的部分。因此引入“当量摩擦阻力系数(C_{fe})的概念”,将压差阻力表示为摩擦阻力的百分比,由此得到零升阻力系数的估算公式为^[6]

$$C_{D0} = C_{fe} \frac{S_{\text{wet}}}{S_{\text{ref}}} \quad (4)$$

式中 S_{wet} 为全机浸湿面积。一般可以表示为

$$S_{\text{wet}} = S_{\text{body}} + \alpha_w S_w + \alpha_{vt} S_{vt} + \alpha_{ht} S_{ht} \quad (5)$$

式中: S_{body} 为除翼面以外的机体表面积,包括机身、尾撑等; S_w, S_{vt}, S_{ht} 分别为机翼、垂尾、平尾的平面形状面积; $\alpha_w, \alpha_{vt}, \alpha_{ht}$ 为相应的比例因子,与各翼面的相对厚度有关。如果机翼或尾翼像纸一样薄,则浸湿面积精确等于平面形状面积的2倍,有限厚度的影响将增大浸湿面积。机翼和尾翼是太阳能飞机的主要部件,而 $S_{\text{body}}/S_{\text{ref}}$ 通常非常小,仅为5%左右^[5]。为简化计算,假设优化过程中尾翼和机翼面积保持一定的比例,而特定飞行高度的 C_{fe} 取为定值,忽略机身表面积的影响,则零升阻力系数可以作为固定参数,文献[1,7]均采用了此假设。通过求导计算 $C_L^{3/2}/C_D$ 的最大值得到巡航状态阻力系数^[8]

$$C_{D_{\text{cr}}} = 4C_{D0} \quad (6)$$

结合式(1,2)可得巡航状态需用推进功率 $P_{\text{prop}_{\text{cr}}}$ 。最大平飞速度由动力装置可用推进功率限制,联立式(1~3)可得

$$V_{\text{max}} = f(AR, S_{\text{ref}}, P_{\text{prop}_{\text{max}}}, W_{\text{total}}) \quad (7)$$

2.2 能量学科

动力系统是太阳能飞机区别于一般飞行器的主要特征,其主要组成如图3所示。

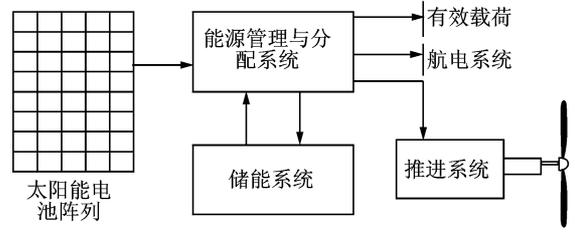


图3 动力系统示意图

太阳能电池阵列将太阳辐射能转换为电能;储能系统用于储存白天富余的能量,并在太阳辐射很小或夜间无太阳辐射时释放以维持太阳能飞机的运行;能源管理与分配系统对机上的能源进行管理和分配,保证昼夜飞行的功率平衡;推进系统提供太阳能飞机飞行所需的动力。各部分无论是结构上还是功能上联系都非常紧密,因此作为一个学科来考虑,该学科主要任务是得出昼夜飞行能量供需平衡的约束表达。

为了简化计算,对太阳能飞机的飞行状态作如下假设:飞机水平飞行,太阳能电池平行于水平面,大气透明度为平均状态。在纬度为 φ ,日期为 d 的一天中某一时刻 t 太阳能电池板的输出功率可以表示为^[7]

$$P_a = f(d, \varphi, t) \eta_{\text{sc}} S_{\text{ref}} R \quad (8)$$

结合推进需用功率和机载设备(包括任务载荷)需用功率的分布,可以画出一天中的功率剖面如图4所示。其中推进需用功率有一段比较高,表示设计最大风速条件下功率需求。

若太阳能飞机要实现连续昼夜飞行,则必须保证太阳能电池提供的剩余能量高于夜间飞行所需

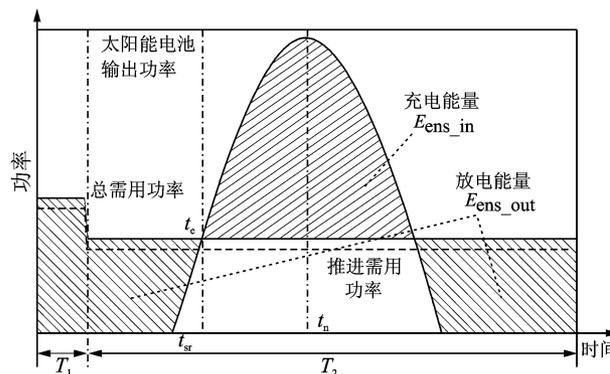


图4 功率剖面

的充电能量

$$E_{\text{ens_in}} \geq E_{\text{ens_out}}/\eta_{\text{ens}} \quad (9)$$

其中 $E_{\text{ens_in}}$ 可以由积分得到,根据对称性

$$E_{\text{ens_in}} = 2 \int_{t_e}^{t_n} P_a dt \quad (10)$$

式中: t_e 为太阳能电池输出功率开始超过需用功率的时间,此时刻开始系统完全使用太阳能电池供电; t_n 为输出功率最大时刻。同理可以求得一天中太阳能电池产生的总能量

$$E_{\text{sc_out}} = 2 \int_{t_{\text{sr}}}^{t_n} P_a dt \quad (11)$$

式中 t_{sr} 为日出时间。而一天中系统运行需要的总能量

$$E_{\text{req}} = \frac{P_{\text{prop_max}}}{\eta_{\text{prop}}} T_1 + \frac{P_{\text{prop_cr}}}{\eta_{\text{prop}}} T_2 + P_{\text{payload}} (T_1 + T_2) \quad (12)$$

此处的 P_{payload} 包括载荷和航电系统运行所需的能量,保持恒定。则需要储能系统提供的能量

$$E_{\text{ens_out}} = E_{\text{req}} - (E_{\text{sc_out}} - E_{\text{ens_in}}) \quad (13)$$

2.3 重量学科

重量学科根据几何参数、重量特性等计算飞机总重,以求解目标函数。与一般燃油推进的飞机不同,太阳能飞机在飞行过程中质量不变,因此不存在燃油重量与总重的迭代关系,总重可以表示为主要部件质量之和

$$W_{\text{total}} = W_{\text{af}} + W_{\text{sc}} + W_{\text{ens}} + W_{\text{prop}} + W_{\text{avionic}} + W_{\text{payload}} \quad (14)$$

其中机体重量 W_{af} 可以参考滑翔机的经验公式,将在下文的算例中给出具体表达式。而航电系统重量 W_{avionic} 和有效载荷重量 W_{payload} 可以视为固定值。主要组件重量参考当前技术水平,太阳能电池重量 W_{sc} 、储能系统重量 W_{ens} 和推进系统重量 W_{prop} 分别可以表示为

$$W_{\text{sc}} = \rho_{\text{sc}} R S_{\text{req}} \quad (15)$$

$$W_{\text{ens}} = E_{\text{ens_out}}/\delta_{\text{ens}} \quad (16)$$

$$W_{\text{prop}} = P_{\text{prop_max}}/\kappa_{\text{prop}} \quad (17)$$

3 基于可靠性的多学科设计优化过程

考虑设计变量的不确定性,需要采用相应的可靠度约束来保证设计结果能以较大概率满足任务要求,可靠性已成为现代飞机设计的重要技术指标。作为一个复杂产品,飞机总体系统可靠性包括机体结构可靠性、控制系统可靠性以及内部设备可

靠性等诸多方面,本文主要考虑与总体参数密切相关的性能可靠性问题,随着系统设计不断细化,各子系统可靠性可以逐渐添加到多学科设计优化框架中。性能可靠性是指飞机在规定的工作条件下,规定的工作时间内,其性能参数在规定范围内的概率。广义的“失效”不仅指产品不能工作,还包括它的功能和性能指标超出规定界限以外。对于太阳能飞机而言,抗风能力和昼夜能量平衡是其完成特定区域巡航任务的主要性能要求,其总体参数设计问题可表示为

$$\begin{aligned} \min W_{\text{total}} &= f(\mathbf{d}, \boldsymbol{\mu}_x, \mathbf{y}) \\ \text{s. t. } Pr\{g_v(\mathbf{d}, \mathbf{x}, \mathbf{y}) \geq 0\} &\geq R_v \\ Pr\{g_{\text{ens}}(\mathbf{d}, \mathbf{x}, \mathbf{y}) \geq 0\} &\geq R_{\text{ens}} \\ g_v(\mathbf{d}, \mathbf{x}, \mathbf{y}) &= V_{\text{max}} - V_{\text{required}} \\ g_{\text{ens}}(\mathbf{d}, \mathbf{x}, \mathbf{y}) &= E_{\text{ens_in}} - E_{\text{ens_out}}/\eta_{\text{ens}} \end{aligned} \quad (18)$$

式中: \mathbf{d} 和 \mathbf{x} 分别为确定性设计变量和不确定变量组成的向量; $\boldsymbol{\mu}_x$ 为不确定性变量均值组成的向量; \mathbf{y} 为学科间耦合向量,上述变量的具体定义将在算例中给出;而 R_v 和 R_{ens} 分别为速度约束 g_v 和能量约束 g_{ens} 需要达到的可靠度,由此转化为概率约束;相应的概率 Pr 通过可靠性分析得到。 V_{required} 为最大平飞速度要求。

处理上述问题,一般的 RBMDO 采用 3 层循环嵌套执行,最外层优化环搜索全局最优解,中间层可靠性分析用于计算概率约束,最内层进行多学科系统分析。而每一层都需要大量的迭代运算,使得执行过程效率很低,甚至不可行,因此需要解耦处理。

基本的 MDO 实现了多学科分析 (Multi-disciplinary analysis, MDA) 的解耦,有多种单级和多级优化方法可选,出于学科自治性的考虑,本文采用多级优化方法。其中并行子空间优化 (Concurrent subspace optimization, CSSO) 方法^[9-10] 通过响应面近似进行解耦,不会增加设计变量维数,且优化过程中子系统和系统都是可行的,组织灵活,适用于飞行器等复杂系统的多学科设计优化。Padmanabhan 等^[11] 率先采用并行子空间框架进行可靠性设计优化,通过极限状态近似实现概率约束向确定性约束的转换。但由于近似只在失效域的最可能点 (Most probable points, MPP) 附近有较高精度,设计变量的移动范围受到限制。

本文通过 SORA 方法将可靠性分析和优化过程解耦,其主要思路如图 5 所示。两个坐标系分别为由设计变量 μ_{x_1}, μ_{x_2} (随机变量 x_1, x_2 的均值) 组成

的设计空间,以及由 x_1, x_2 组成的随机空间。通常概率约束比确定性约束严格,而最初的不确定性优化结果往往位于确定性约束边界上,则其最可能失效点 x_{MPP} 势必会落在确定性可行域以外。而要得到满足概率约束的可行解,应当至少使相应的 MPP 移动到确定性边界上。即可靠性分析改为计算要求可靠度 R 对应的 MPP,并使约束边界按照最优点和 MPP 之间的差值 S 向可行域移动,该过程循环进行,使得可靠性约束逐渐改善,直到目标收敛。对于多约束的情况,每个约束分别进行可靠性分析,得到各自的位移量 S 用于修正确定性约束。

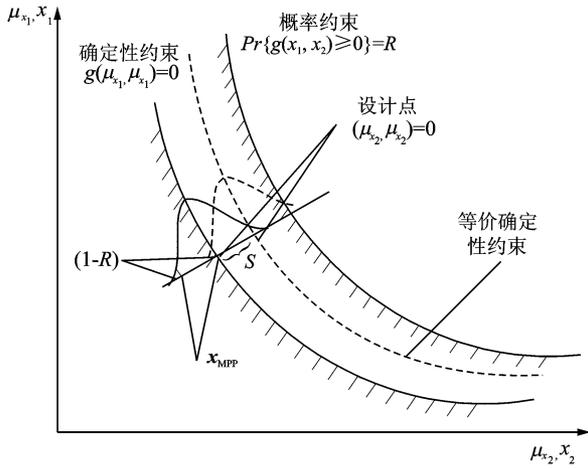


图5 可靠性约束转化为等价确定性约束示意图

基于 SORA 的并行子空间优化方法 (CSSO-SORA) 对 CSSO 的主要改进如下:

(1) 包含概率约束的学科不再执行学科级优化,而是基于本学科约束进行 MPP 搜索。一阶可靠度方法 (First order reliability method, FORM) 以其计算简便,且精度可以满足大多数工程实际要求而得到了广泛应用,本文参考以 FORM 为基础的反 FORM 方法^[12]进行可靠性分析,其数学模型为

$$\begin{aligned} \min g_i(\mathbf{d}, \mathbf{u}) \\ \text{s.t. } \|\mathbf{u}\| = \Phi^{-1}(R_i) \end{aligned} \quad (19)$$

式中: \mathbf{u} 为随机设计变量 \mathbf{x} 对应于 U 空间的随机变量,其相互转换通过 Rosenblatt 公式^[13]进行。以各学科约束 g_i (速度约束或能量约束) 为目标,以相应可靠度指标 $\Phi^{-1}(R_i)$ (R_i 对应上文中的 R_V 或 R_{ens} , Φ^{-1} 为逆标准正态变换) 为等式约束,通过优化得到相应的 MPP,进而结合当前设计点 μ_x 得到修正位移。优化过程中本学科状态变量采用精确分析模型求解,而涉及其他学科的状态变量信息则通过响应面获取。

(2) 系统级优化根据学科级可靠性分析得到的修正位移分别建立当量约束,其数学模型为

$$\begin{aligned} \min W_{total} = f(\mathbf{d}, \mu_x) \\ \text{s.t. } g_V(\mathbf{d}, \mu_x - \mathbf{s}_V^{(k+1)}) \geq 0 \\ g_{ens}(\mathbf{d}, \mu_x - \mathbf{s}_{ens}^{(k+1)}) \geq 0 \end{aligned} \quad (20)$$

式中: $\mathbf{s}_V^{(k+1)}, \mathbf{s}_{ens}^{(k+1)}$ 分别为学科级优化得到的修正位移,上标表示迭代次数。优化过程中目标值和约束变量的计算均基于响应面近似,所以表达式中不再出现耦合变量。不涉及概率约束的学科(如本问题中重量学科用于求解目标函数)同样基于当量约束执行优化,表达形式与系统级相同,但本学科的状态变量采用精确模型求解。

CSSO-SORA 主要流程如图6所示。本方法通过系统分析、可靠性分析和优化过程顺序执行,多个约束可靠性分析并行,以及响应面近似等措施充分提高执行效率,同时系统分析环节得到的精确分析结果不断更新数据库,用于保证响应面精度。在初始点未知的条件下,可以先通过确定性 CSSO 找到满意解,再进行可靠性优化,以避免在不可行解和非优解处进行不必要的可靠性分析,而两种 CSSO 的组织形式一致,易于实现任务转换。

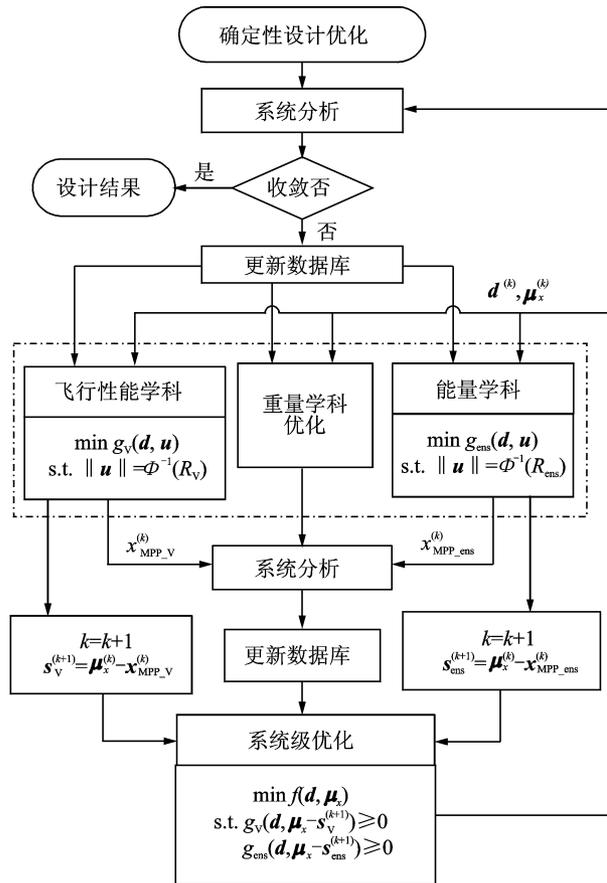


图6 CSSO-SORA 流程图

4 算例及分析

以太阳能飞机的设计实例来验证上述方法的可行性。欧洲的“HeliPlat”是当前比较成功的高空

长航时太阳能无人机构型之一,研究人员已经制作了缩比的技术验证机用于设计方案的评估^[14]。“HeliPlat”采用双尾撑布局,太阳能电池布置于机翼和平尾的上表面,其三视图如图7所示。

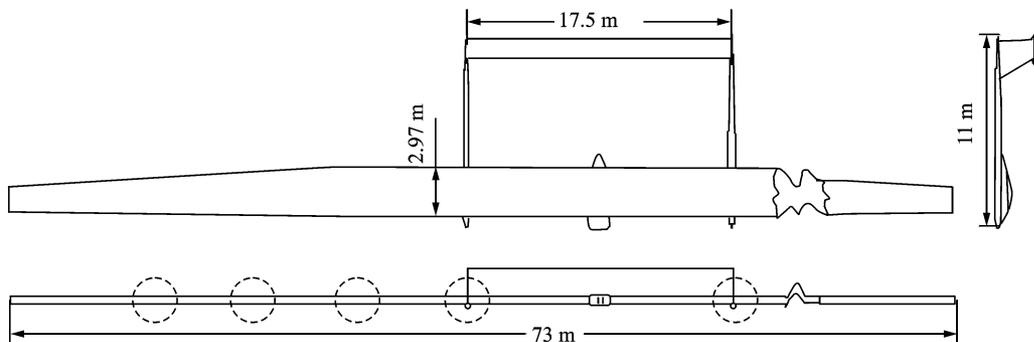


图7 “HeliPlat”三视图

机体重量可以表示为

$$W_{af} = 8.75n^{0.311}AR^{0.466}5S_{ref}^{0.777}5 \quad (21)$$

式中 n 为最大过载。该表达式基于滑翔机的统计数据,通过合理的参数配置可以用于一类超轻型悬臂翼飞机的机体重量估算^[5]。文献[3]即以“HeliPlat”为原型验证总体设计方法,飞行任务开始于4月1日,维持数月,纬度为北纬 38° ,巡航高度17 km,任务载荷质量为100 kg,功率1 000 W。此外要求每天能以最大35 m/s的速度飞行2 h以满足当地抗风要求。主要设计参数如表1所示。

表1 固定参数及设计变量

类型	参数	取值
固定参数	C_{D0}	0.013 4
	n	3.1
	$\rho_{sc}/(\text{kg} \cdot \text{m}^{-2})$	0.81
	$\eta_{sc}/\%$	20
	$\kappa_{prop}/(\text{W} \cdot \text{kg}^{-1})$	167
	$\eta_{prop}/\%$	81
	$\delta_{ens}/(\text{W} \cdot \text{h} \cdot \text{kg}^{-1})$	359
	$\eta_{ens}/\%$	60
设计变量	AR	25~31
	S_{ref}/m^2	200~300
	R	0.7~0.9
	P_{prop_max}/W	10 000~15 000

本文选用iSIGHT作为系统设计优化平台,对各学科分析代码进行集成。首先利用试验设计方法(Design of experiment, DOE)构造一组样本点,结合对应状态变量值组成设计对象信息数据库,用于

建立响应面,综合考虑精度和计算效率采用二次响应面进行数据拟合。为了说明优化过程的有效性,设计起点选为初始样本点中的可行解。先进行基本的CSSO找到确定性最优解,为了保证全局最优,系统级优化第一步采用iSIGHT提供的多岛遗传算法,搜索到最优解附近区域,第二步采用序列二次规划法(NLPQL),可以比较快地收敛到最优解。

为了验证基于响应面的CSSO优化过程计算精度是否满足要求,本文采用多学科可行法(Multidisciplinary feasible, MDF)方法进行比较。MDF方法在MDA模型的基础上与优化器连接,其表达式与传统的单学科优化没有区别,这里不再展开叙述。优化算法与CSSO中系统级优化相同。

考虑到设计变量 P_{prop_max} 和 R 不像几何参数可以进行精确控制,这里视为服从正态分布(非正态分布随机变量可以转化为正态分布)的随机变量,变异系数取0.005。“HeliPlat”的原设计要求并不包含概率约束,考虑到当地风场出现大于35 m/s风速(设计最大风速)的概率为3%左右^[14],意味着其任务可靠度为97%,本文将这一概率值作为性能可靠度指标。优化结果如表2所示。

由于采用了响应面近似,首先要验证计算精度问题。从表中数据可以看出,确定性设计结果相对初值明显减少,CSSO方法和MDF方法的优化结果趋于一致。表中的可靠度是采用FORM方法在MDA基础上计算得到的,可以视为准确值。CSSO-SORA的优化结果相对于确定性优化可靠度明显提高,与概率约束已十分接近,说明响应面的精度相当高。

表2 优化结果比较

类型	变量	初值	MDF 结果	CSSO 结果	CSSO-SORA 结果
设计变量	AR	31	28.63	28.65	30.43
	S_{ref}/m^2	280	271.67	271.68	276.40
	R	0.85	0.9	0.9	0.9
	P_{prop_max}/W	15 000	14 369.0	14 369.0	14 696.6
目标	W_{total}/N	12 845.0	12 523.40	12 524.94	12 812.90
可靠度	R_V		0.497 37	0.486 86	0.978 01
	R_{ens}		0.501 50	0.551 81	0.970 54

实际应用中会使用大量专业分析工具,所以系统分析是各个环节中最费时的,可以通过系统分析次数来评价计算效率。在确定性优化阶段,采用相同搜索策略的前提下,MDF总的系统分析次数为706,而CSSO为236,可见响应面分担了大部分状态变量计算,减少了系统分析的迭代求解过程,提高了效率。而在可靠性优化阶段,CSSO-SORA只需要9次迭代就能收敛,如图8所示。这是由于可靠性分析得到的结果不断修正优化环节的约束条件,使之不断靠近期望的概率约束,较快地达到最优设计,减少了优化次数。同时由于大量系统分析通过响应面完成,总计算时间为30 min左右,相比较基于MDA的一次可靠性分析需要1~2 h而言,计算效率大为提高。

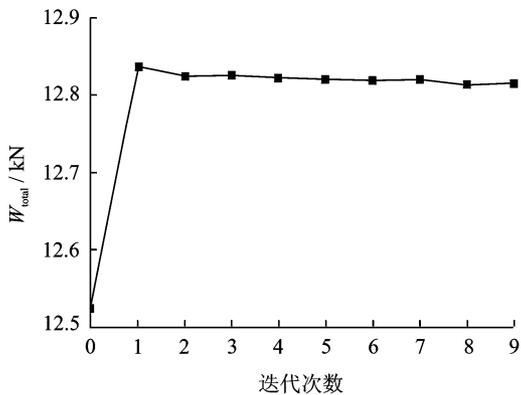


图8 目标值迭代曲线

由于“HeliPlat”公开的资料有限,本文的部分参数借鉴了同类型飞行器的研究成果^[15-16],因而难以直接与文献[3]中给出的“基线配置”(Baseline configuration)比较优劣。但从图9的重量分配情况可以看出,CSSO得到的确定性最优解与文献中结果基本一致,说明本文的分析模型是合理的。

另外,最优解中太阳能电池占参考面积的比值 R 位于设计边界,对于优化问题是不合理的,但进

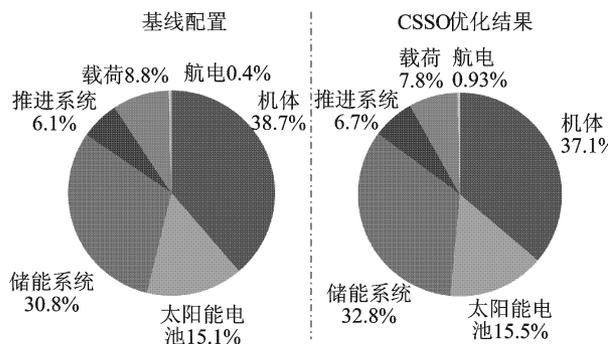


图9 重量分配比较

一步提高 R 的上限已不符合工程实际。为了说明设计参数对目标值优化有贡献,将太阳辐射能计算的参考日期由4月1日调整到4月15日,以放宽能量约束,得到 R 的最优值为0.838。说明选择 R 作为设计变量有必要,只是在可用能量有限的条件下,需要尽量提高太阳能电池的面积以优先满足能量约束。

5 结 论

(1)太阳能飞机的机翼在产生气动力的同时也影响太阳能的采集,而维持飞行和执行任务都需要获取和存储相应的能量,这些都会对重量产生直接影响,重量的改变反过来又会影响机体结构,因而其总体参数求解是典型的多学科设计优化问题。算例表明,本文的分析模型是合理的,基于响应面的CSSO方法能有效实现多学科协调和优化。

(2)确定性最优解位于约束边界,在设计变量存在随机性的条件下可靠性比较低,本文将SORA方法引入CSSO框架,得到了满足可靠性要求的优化结果。设计思路使得基于可靠性的多学科设计优化的精度和效率都得到了保证,证明了其工程应用的可行性。

(3)总体参数设计问题并不局限于当前规模,

CSSO-SORA 方法的并行结构和基于 iSIGHT 搭建的 MDO 平台易于集成更高精度的分析模型和将更多的学科纳入设计优化框架,扩展性强,适用于不断深入和完善的飞行器总体设计阶段。

参考文献:

- [1] Shiau J K, Ma D M, Chiu C W, et al. Optimal sizing and cruise speed determination for a solar-powered airplane [J]. *Journal of Aircraft*, 2010, 47(2): 622-629.
- [2] Hajianmaleki M. Conceptual design method for solar powered aircrafts [R]. AIAA-2011-165, 2011.
- [3] Nam T. A generalized sizing method for revolutionary concepts under probabilistic design constraints [D]. Atlanta: School of Aerospace Engineering, Georgia Institute of Technology, 2007.
- [4] Du Xiaoping, Chen Wei. Sequential optimization and reliability assessment method for efficient probabilistic design [J]. *Journal of Mechanical Design*, 2004, 126(2): 225-233.
- [5] Youngblood J W, Talay T A, Pegg R J. Design of long-endurance unmanned airplanes incorporating solar and fuel cell propulsion [R]. AIAA-84-1430, 1984.
- [6] 李为吉. 飞机总体设计 [M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2005: 12-14.
Li Weiji. Aircraft preliminary design [M]. Xi'an: Northwestern Poly Technical University Press, 2005: 12-14.
- [7] Colozza A J. Effect of date and location on maximum achievable altitude for a solar powered aircraft [R]. NASA CR-202326, 1997.
- [8] Anderson J D. Aircraft performance and design [M]. Boston: McGraw-Hill, 1999: 202-216.
- [9] Perez R E, Liu H H T, Behdinan K. Evaluation of multidisciplinary optimization approaches for aircraft conceptual design [R]. AIAA-2004-4537, 2004.
- [10] Batill S M, Stelmack M A, Yu Xiongqing. Multidisciplinary design optimization of an electric-powered unmanned air vehicle [J]. *Aircraft Design*, 1999, 2(1): 1-18.
- [11] Padmanabhan D, Batill S M. Reliability based optimization using approximations with applications to multidisciplinary system design [R]. AIAA-2002-449, 2002.
- [12] Li Hong, Foschi R O. An inverse reliability method and its application [J]. *Structural Safety*, 1998, 20(3): 257-270.
- [13] Rosenblatt M. Remarks on a multivariate transformation [J]. *The Annals of Mathematical Statistics*, 1952, 23(3): 470-472.
- [14] Romeo G, Frulla G, Cestino E, et al. HELIPLAT: Design, aerodynamic, structural analysis of long endurance solar powered stratospheric platform [J]. *Journal of Aircraft*, 2004, 41(6): 1505-1520.
- [15] Noth A. History of solar flight [R]. Autonomous Systems Lab, Swiss Federal Institute of Technology Zürich, 2008.
- [16] Colozza A. Initial feasibility assessment of a high altitude long endurance airship [R]. NASA/CR-2003-212724, 2003.