

文章编号:1674-8190(2019)05-593-08

机翼结构布局优化的并行子空间方法

王毅¹, 姚卫星², 刘梦³

(1. 南京航空航天大学 飞行器先进设计技术国防重点学科实验室, 南京 210016)

(2. 南京航空航天大学 机械结构力学及控制国家重点实验室, 南京 210016)

(3. 成都飞机工业(集团)有限责任公司 技术中心, 成都 610041)

摘要: 机翼内部构件的布局优劣在很大程度上影响着机翼结构质量, 因此进行布局优化设计尤为重要。采用并行子空间方法求解机翼结构布局优化的问题, 将机翼结构布局设计问题分为梁站位优化、桁条优化和厚度优化三个并行的子空间, 设计变量在各自的子空间内单独优化; 各子空间优化结束后, 在系统级中协调三个子空间的设计变量, 保持最小质量的子空间的优化变量不变; 采用近似一维搜索的方法协调其他子空间的设计变量, 然后进行变量迭代直至收敛。结果表明: 该方法具有较高的优化效率, 能够取得较好的优化结果, 具有实际工程应用价值。

关键词: 机翼结构; 布局优化; 并行子空间; 系统级协调; 一维搜索

中图分类号: V224

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2019.05.003

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Concurrent Subspace Optimization Method for Wing Layout Design

Wang Yi¹, Yao Weixing², Liu Meng³

(1. Key Laboratory of Fundamental Science for National Defense-Advanced Design Technology of Flight Vehicle, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China)

(2. State Key Laboratory of Mechanics and Control of Mechanical Structures, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China)

(3. Technology Center, Chengdu Aircraft Industrial(Group) Co., Ltd., Chengdu 610041, China)

Abstract: The layout merits of wing internals can influence the weight of wing structure greatly, so it is necessary to perform the layout optimization design. The concurrent subspace optimization method is used to solve the layout optimization problem of wings, by which the layout optimization problem is divided into three subspaces of spar location, stringer and thickness optimization, and the design variables are optimized in their own subspace separately. After the optimization of each subspace. The design variables are coordinated in the system to maintain the optimization variables of the subspace with lightest weight unchanged. The approximate one-dimensional search method is used to coordinate the design variables of other subspace, and the variables are iterated until convergence. The results show that the method has high optimization efficiency, can obtain better optimization results, and has practical engineering value.

Key words: wing structure; layout optimization; concurrent subspace; system-level coordination; one-dimensional search

收稿日期:2018-10-19; 修回日期:2018-12-28

通信作者:姚卫星, wxyao@nuaa.edu.cn

引用格式:王毅, 姚卫星, 刘梦. 机翼结构布局优化的并行子空间方法[J]. 航空工程进展, 2019, 10(5): 593-600, 627.

Wang Yi, Yao Weixing, Liu Meng. Concurrent subspace optimization method for wing layout design[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(5): 593-600, 627. (in Chinese)

0 引言

机翼是飞机结构最重要的部件之一,其结构质量占全机结构质量的 30%~50%^[1]。在机翼结构设计中,如何设计出既满足性能要求又使质量尽可能轻的结构是设计人员追求的目标。机翼内部构件的布局优劣在很大程度上影响着机翼结构质量,对其进行布局优化设计显得尤为重要。

机翼结构布局优化涉及多种类型的设计变量,例如梁和肋的数目与位置属于布局变量,壁板筋条形状属于形状变量,各个区域内部件的厚度属于尺寸变量,而且布局、形状和尺寸变量属于不同的层级,变量之间存在耦合,优化难度较大。对于这类优化问题,工程上多采用分级优化方法进行求解,即将不同类型的变量分别置于上下多个层级内优化,从而降低求解难度。邓扬晨等^[2]、刘波等^[3]、G. Schuhmacher 等^[4]采用分级优化对机翼结构进行了布局优化设计,但分级优化无法避免计算量大的缺陷,且最终的优化结果很可能是局部最优解。何林涛等^[5]、王伟等^[6]利用改进的遗传算法将布局变量和尺寸变量编制成一个遗传代码实现机翼的布局优化设计,这种将多种类型统一在一个基因序列内进行优化的方法实施过程比较繁琐,优化结果依赖于种群数目,优化迭代次数较多。并行子空间优化法(Concurrent Subspace Optimization,简称 CSSO)是由 J. Sobieszczanski-Sobieski^[7]提出的一种多学科优化设计方法,后来 R. S. Sellar 等^[8]提出了基于响应面的并行子空间优化方法(CSSO-RS),该方法有别于分级优化的串行优化思路,将原优化问题分解成多个并行的子问题进行优化,具有收敛性高和实用性强的特点,因此在多学科优化设计领域得到广泛应用。S. Parashar 等^[9]将 CSSO 方法扩展到求解多目标的优化问题中,并将之应用到高温航空发动机部件的优化设计中。K. A. James 等^[10]将气动力计算和拓扑优化集成于 CSSO 框架之中,获得了很好的机翼拓扑优化结

果。Z. P. Mohammad 等^[11]在已有的多学科优化方法的基础上提出一种求解卫星系统的并行优化方法。S. Ghosh^[12]将 CSSO 等多学科优化方法扩展到不确定分析中。Zhang D 等^[13]、Zou J 等^[14]、Wang X 等^[15]和 M. I. Alam 等^[16]均采用 CSSO 法进行了多学科优化设计。国内外将 CSSO 法应用于多学科优化问题的文献较多,而将 CSSO 法应用于结构优化尤其是结构的布局优化的研究却非常少,一方面的原因是结构优化目标单一,通常为结构质量最轻,而多学科优化中每个子学科均有独立的设计目标,便于设置多个子空间优化问题;另一方面的原因是结构优化的设计变量难以分出共享变量和局部变量。Yao W X 等^[17]提出了一种求解结构优化问题的并行子空间策略,冯玉龙等^[18]给出复合材料加筋板的布局优化子空间协同方法,他们的研究成果表明该方法在结构布局优化设计领域具有较大的应用价值,但其优化策略的收敛性无法保证。

本文针对机翼结构的布局优化问题,基于 CSSO 法提出一种求解机翼结构布局优化的并行子空间方法,策略简单,也可保证优化收敛。并通过一个复合材料无人机机翼的结构布局优化算例对该方法进行了验证,最终在较少的迭代步数下获得了较好的设计结果。

1 并行子空间方法原理

1.1 问题描述

对于机翼结构布局优化问题,其设计变量通常包括梁的位置 L 、壁板筋条数目 N 、蒙皮壁板筋条形状 S 以及各区域蒙皮、梁和肋的厚度 T 等。其中,梁的位置对结构传力、盒段容积以及桁条的布置都有很大影响,因此将其作为设计变量进行优化。设计目标为整个机翼结构质量 W 最轻,约束包括静强度、刚度和稳定性约束。优化问题的数学模型如下:

$$\begin{aligned}
 & \text{设计目标: } \min W(X) \\
 & \text{s. t. } \sigma(X) \leq [\sigma] \\
 & \quad \varepsilon(X) \leq [\varepsilon] \\
 & \quad \delta(X) \leq \delta^* \\
 & \quad \lambda(X) \leq \lambda^* \\
 & \quad X_L \leq X \leq X_U
 \end{aligned} \tag{1}$$

式中: $X=(L, N, S, T)$ 为设计变量; σ, ε 和 δ 分别为结构应力、应变和变形; $[\sigma]$ 和 $[\varepsilon]$ 为材料应力和应变许用值; δ^* 分别为结构变形及其临界值; λ 和 λ^* 分别为屈曲因子及其临界值; X_L 和 X_U 分别为各自变量的上下限。

1.2 子空间优化

对于上述优化问题,分别设置梁站位优化、桁条优化和厚度优化三个子空间,在每个子空间内部,只优化该空间内的设计变量,其余子空间的设计变量作为状态变量在该子空间内保持不变。

在梁站位优化子空间内,设计变量为不同梁的位置 L ,以双梁式机翼为例,设计变量为前梁和后梁的站位 L_1 和 L_2 ,分别表示前梁和后梁在弦向上的百分比。设计约束包含材料强度、翼尖挠度和主盒段稳定性等,设计目标为结构质量最轻。

在桁条优化子空间内部,设计变量 D 包含桁条截面形状 S 和桁条数目 N 。6种常见的桁条截面形状如图1所示。

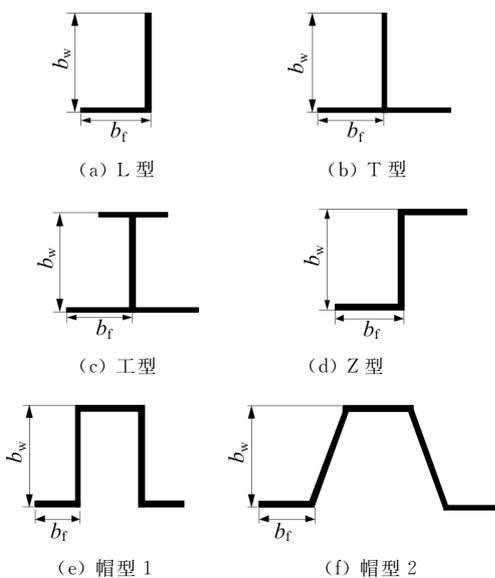


图 1 6种常见桁条截面形状

Fig. 1 Six normal stringer section types

由于组合数目不大,且是离散变量,所以优化方法采用枚举法,直接计算整个变量空间的组合情况,对所有变量组合的有限元模型进行分析计算。在所有满足约束条件的计算结果中,取质量最小的结果为最优解。

需要说明的是,桁条的截面尺寸变量 b_w 和 b_f 不直接参与优化,而是通过与蒙皮截面尺寸成特定的比例关系来实现其截面尺寸的优化。文献[19]给出了复合材料加筋结构加筋比($S_{str} : b_t$)与筋条支持系数(K_f)的关系图(如图2所示),可以看出:当筋条截面积 S_{str} 与蒙皮面积 b_t 的比值为0.7时,筋条支持系数 K_f 最大,结构稳定性最好。因此在优化时,保证 $S_{str} : b_t = 0.7$,同时设定 $b_f : b_w = 1 : 2$,就可将优化桁条截面尺寸转化为优化蒙皮尺寸,达到减少设计变量的目的。

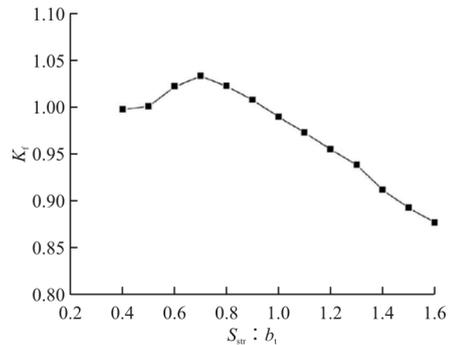


图 2 复合材料加筋结构的加筋比与支持系数的关系

Fig. 2 Relation between rib ratio and support factor in composite stiffened panel

在厚度优化子空间内部,设计变量 T 包含各个区域内蒙皮、梁和肋的铺层厚度 t_i ,设计约束包含材料强度、翼尖挠度和主盒段稳定性等,设计目标同样为结构质量最轻。

子空间优化分解及优化变量传递在图3的优化流程中给出。

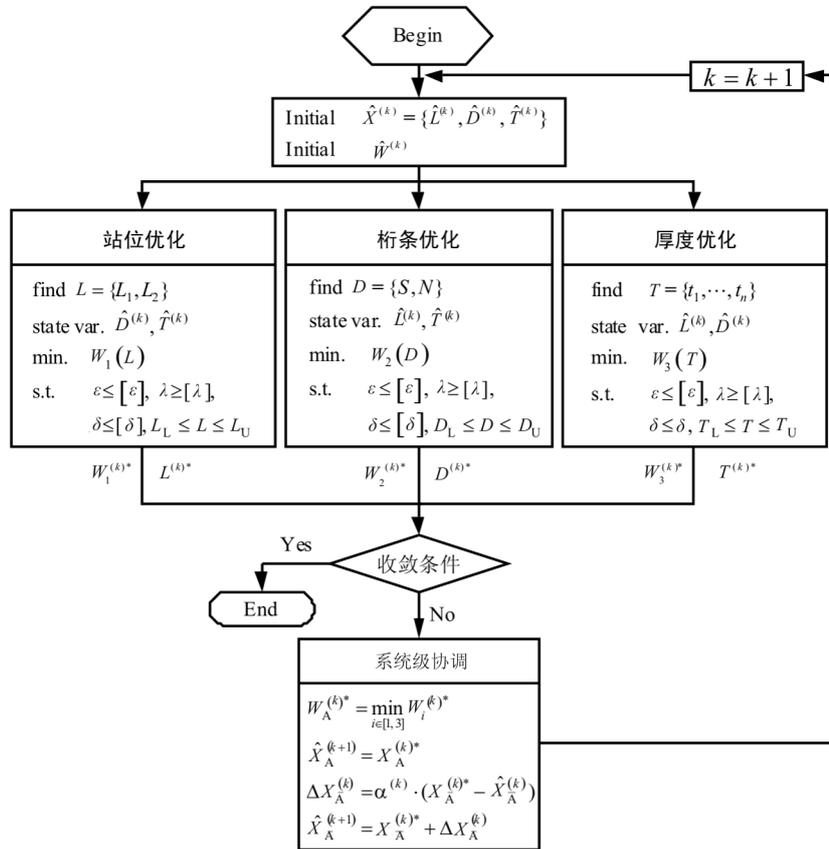


图 3 机翼布局优化流程图

Fig. 3 Flow chart of wing layout optimization

1.3 系统级协调

系统级协调的基本思路为：系统级在获得 3 个子空间传递来的优化结果后，选取最小结构质量的子空间的解作为该次设计的最优值，即该空间的设计变量在下次迭代时保持不变，而对其他子空间的设计变量进行协调处理。下面对系统级协调过程进行详细阐述。

(1) 确定最小质量的子空间

设第 k 次迭代子空间 A 经过优化后得到的结构质量在 3 个子空间中最小，即

$$W_A = \min_{i \in [1,3]} W_i \quad (2)$$

则 A 空间的变量在系统级以优化解 X_A^* 的形式保持不变，另外两个子空间的优化变量在系统级进行变量协调。

(2) 协调其余子空间变量

采用近似一维搜索中的进退法对优化变量进行协调。进退法的基本思想是从初始点开始以特

定步长向前或向后探索目标函数的变化趋势，若变化趋势减小，向前搜索，若变化趋势增大，向后搜索，从而找到包含目标函数最小值的闭区间。本文方法参考进退法的搜索思路，寻找设计变量的最优解。

设第 k 次迭代除子空间 A 外的另外两个子空间 \bar{A} 的设计变量初始值为 $X_{\bar{A}}^{(k)}$ (是经过第 $k-1$ 次系统级协调后得到的变量值，也是变量在进行子空间优化之前的值)，经过子空间优化后得到的最优解为 $X_{\bar{A}}^{(k)*}$ ，则 \bar{A} 两个子空间的变量 $X_{\bar{A}}$ 在第 $k+1$ 次迭代的初始值 $\hat{X}_{\bar{A}}^{(k+1)}$ 可以表示为

$$\hat{X}_{\bar{A}}^{(k+1)} = X_{\bar{A}}^{(k)*} + \Delta X_{\bar{A}}^{(k)} \quad (3)$$

\bar{A} 子空间的变量在系统级的协调公式如式(3)所示，即在其最优解 $X_{\bar{A}}^{(k)*}$ 的基础上增加一个增量 $\Delta X_{\bar{A}}^{(k)}$ ， $\Delta X_{\bar{A}}^{(k)}$ 的功能类似于传统一维搜索中的步长。 $\Delta X_{\bar{A}}^{(k)}$ 表示为

$$\Delta X_{\bar{A}}^{(k)} = \alpha^{(k)} \cdot [X_{\bar{A}}^{(k)*} - \hat{X}_{\bar{A}}^{(k)}] \quad (4)$$

$$\alpha^{(k)} = \nu \frac{X_{\bar{A}}^{(k)*} - X_A^{(k)*}}{\hat{X}_{\bar{A}}^{(k)}} \quad (5)$$

式中:协调参数 $\alpha^{(k)}$ 为控制步长大小的正数; $\hat{X}_{\bar{A}}^{(k)}$ 为设计变量在第 k 次迭代的初始值, $(X_{\bar{A}}^{(k)*} - \hat{X}_{\bar{A}}^{(k)})$ 控制搜索方向;系数 ν 根据情况取 0~1 之间的常数(本文取 1), $\hat{X}_{\bar{A}}^{(k)}$ 为第 k 次迭代结构质量初值。

整个协调过程如式(6)所示。

$$\begin{cases} W_A^{(k)*} = \min_{1 \leq i \leq 3} W_i^{(k)*} \\ \hat{X}_{\bar{A}}^{(k+1)} = X_{\bar{A}}^{(k)*} \\ \Delta X_{\bar{A}}^{(k)} = \alpha^{(k)} \cdot [X_{\bar{A}}^{(k)*} - \hat{X}_{\bar{A}}^{(k)}] \\ \hat{X}_{\bar{A}}^{(k+1)} = X_{\bar{A}}^{(k)*} + \Delta X_{\bar{A}}^{(k)} \end{cases} \quad (6)$$

通过式(6)可实现变量向前或向后的寻优过程,其原理在于:若经过优化后 $X_{\bar{A}}^{(k)*}$ 比初始值 $\hat{X}_{\bar{A}}^{(k)}$ 大,则说明该变量增大可使目标函数值减小,因此继续将该变量沿数值增大的方向移动;反之,若经过优化后 $X_{\bar{A}}^{(k)*}$ 比初始值 $\hat{X}_{\bar{A}}^{(k)}$ 小,则说明该变量减小可使目标函数值减小,因此将该变量沿数值减小的方向移动。

在实际优化中,利用式(6)对变量进行协调处理时,若变量超过设计边界,则取其边界值;若变量为离散变量,则采用四舍五入的方法近似处理。

该方法在系统级进行上述协调处理具有如下优点:①与传统的 CSSO 法不同的是,本方法在系统级变量协调过程中不涉及变量的优化,没有调用目标函数反复计算,只有变量的代数运算,这大大减少了整个系统单次迭代的分析时间;②系统级选取目标函数最小的子空间的优化结果作为下一轮迭代各个子空间的初始值,因此下一轮优化后目标函数值必定比上一轮的更小,收敛性能得到保证。

1.4 收敛条件

3 个子空间优化结束后,得到各自最优的新的设计变量和最小质量,计算 3 个子空间的最优质量的方差,如果小于收敛精度,整个优化结束,即满足式(7)时,优化结束。

$$s^2 = \frac{\sum_{i=1}^3 (W_i^{(k)*} - \bar{W}^{(k)})^2}{3} \leq e \quad (7)$$

式中: $\bar{W}^{(k)}$ 为 3 个子空间质量的均值; s^2 为方差; e 为收敛精度(本文取结构质量的 1%)。

1.5 优化流程实施

整个优化流程如图 3 所示。计算过程借助 iSIGHT 多学科优化平台搭建而成,机翼的结构有限元模型通过 Patran 二次开发 PCL 程序自动参数化实现。

在厚度优化子空间内,本文采用 Nastran 软件集成的序列二次规划算法求解各部件的铺层厚度。Nastran 软件是一款广泛应用于机械设计、航空航天等领域的有限元分析软件,其对结构的尺寸优化分析结果已经得到广泛认可。该优化求解器内部集成了诸如序列二次规划法、修正可行方向法和序列无约束极小化法等优化算法,结构设计者可直接借助该软件优化得到满意的结果。对于复合材料,优化后的结果需圆整为单层厚度的整数倍。

在桁条优化子空间内,设计变量为桁条截面形状和桁条数目,均为离散变量,为了便于优化实施,对 6 种不同截面型式分别编号,然后借助 iSIGHT 实现枚举优化。

在梁站位优化子空间内,本文采用 iSIGHT 软件中集成的可行方向法,借助该软件不断地修改梁的位置并调用 Patran 构建有限元模型,然后提交 Nastran 计算分析找到满足设计要求的最优解。

2 算例

双梁结构的无人机机翼平面尺寸以及蒙皮分区图如图 4 所示。机翼沿展向共布置如图所示的 12 根肋。翼型选用 NACA0012 对称翼型。机翼壁板、梁和肋采用碳纤维层合板,坐标轴 Y 向为 0° 铺层方向,材料的属性如表 1 所示。桁条在前后梁之间沿弦向均匀布置,其截面形状如图 1 所示。机翼上的气动载荷简化为一个沿展向的椭圆分布和沿弦向梯形分布的载荷(如图 5 所示),具体简化细节见文献[20]。机翼上的总载荷为 9 750 kg。

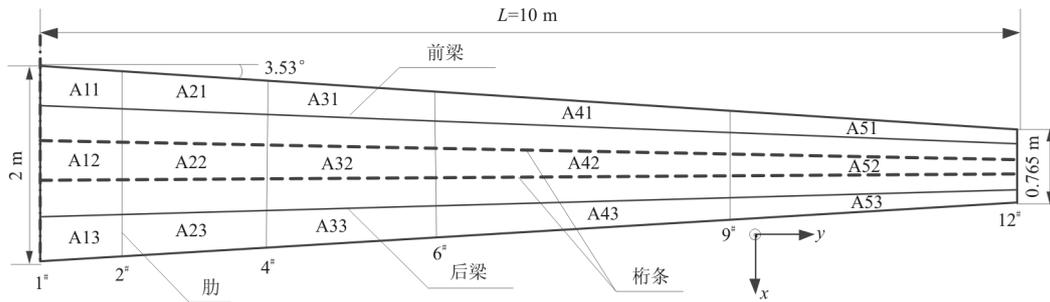
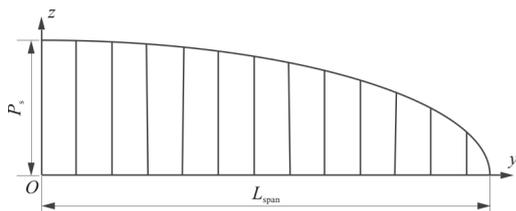
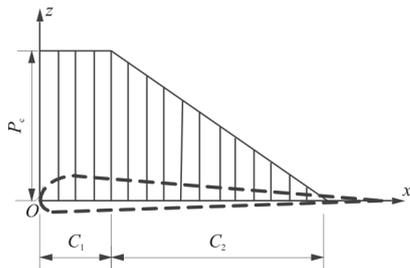


图 4 机翼平面尺寸以及蒙皮分区图

Fig. 4 Geometry dimension and skin partition



(a) 椭圆分布



(b) 梯形分布

图 5 机翼展向和弦向的气动分布

Fig. 5 Spanwise and chordwise aerodynamic load distribution

缘至前梁之间为 1 区,前梁至后梁之间为 2 区,后梁至后缘区间为 3 区),因此上下蒙皮各 15 个区,每个分区包含 3 个层合板厚度设计变量。A11~A53 为上蒙皮各个分区的编号。前后梁分别沿展向同样设置 5 个设计变量。翼肋厚度方面,根肋设置为一个厚度,其余肋设置为同一个厚度。为了方便优化实施,对 6 种桁条截面型式分别编号。最终优化模型共包含 2 个站位优化变量、2 个桁条优化变量和 126 个厚度优化变量。各个设计变量的取值范围如表 2 所示。

表 2 设计变量取值范围

Table 2 Ranges of variables

变量名称	取值范围
桁条截面型式 S	{1,2,3,4,5,6}
桁条数目 N	{3,4,5,6,7,8}
不同角度的铺层厚度 t/mm	$n \times 0.125, n \geq 1$
前梁站位 $L_1/\%$	10~30
后梁站位 $L_2/\%$	60~80

表 1 材料性能

Table 1 Material property

参数	数值	参数	数值
E_{11}/GPa	125	μ	0.33
E_{22}/GPa	7.2	$\rho/(\text{kg} \cdot \text{mm}^{-3})$	1.5×10^{-6}
G_{12}/GPa	4.7	单层厚度/mm	0.125

2.1 设计变量

机翼上下蒙皮沿展向共设置 5 个区(1#~2#肋区间为 1 区,2#~4#肋区间为 2 区,4#~6#肋区间为 3 区,6#~9#肋区间为 4 区,9#~12#肋区间为 5 区)如图 4 所示,沿弦向设置 3 个区(机翼前

2.2 设计约束

此算例中,优化约束包括翼尖的挠度和扭转角,以及结构的强度和屈曲约束,具体约束设置如下:

- (1) 翼尖挠度 $\delta_{tip} \leq 15\%L_{span}$;
- (2) 翼尖扭转角 $\theta_{tip} \leq 2^\circ$;
- (3) 碳纤维应变约束极限值 $[\epsilon_+] = 3\ 500\ \mu\epsilon$, $[\epsilon_-] = -3\ 000\ \mu\epsilon$, $[\gamma_+] = 4\ 500\ \mu\epsilon$;
- (4) 机翼主盒段屈曲因子 $\lambda \geq 1$ 。

2.3 优化结果

为了验证设计结果,采用文献[21]中的二级优

化方法对本算例进行了优化设计,其中第一级优化的设计变量为梁站位、桁条截面形状和数目,第二级优化的设计变量为各区域内铺层厚度,选取 100 个初始样本点的数据构建 Kriging 代理模型,优化流程如图 6 所示。

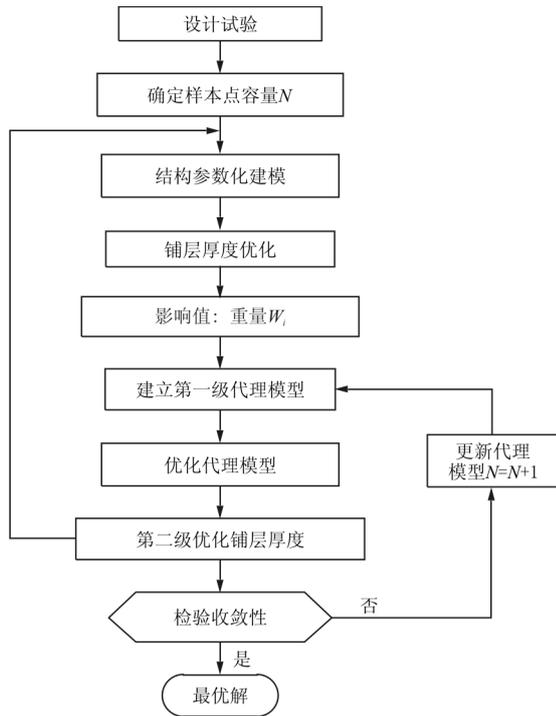


图 6 二级优化流程

Fig. 6 Flow chart of two-level optimization

最终的优化结果如表 3 所示。

表 3 初始值与优化结果

Table 3 Initial value and optimization result

变量与迭代次数	初始值	二级优化法	本文方法
$L_1/\%$	18	21.8	25.7
$L_2/\%$	68	61.4	67.3
S	L 型	工型	T 型
N	3	7	6
W/kg	235.0	164.8	171.0
迭代次数	—	—	10
结构分析次数	—	7 865	1 410

从表 3 可以看出:二级优化法和本文方法得到的结构质量分别为 164.8 和 171.0 kg,本文方法的优化结果仅比二级优化法提高 3.8%;本文方法的结构分析次数为 1 410 次,远远少于二级优化法的 7 865 次。

本文方法经过 10 次迭代收敛,系统级质量变化历程如图 7 所示。本文方法获得最优解的上蒙皮厚度分布图如图 8 所示,可以看出,优化后的蒙皮厚度沿展向从翼根到翼尖呈递减的阶梯式分布,这与载荷从翼根到翼尖依次递减的分布情况是吻合的,而弦向上主盒段蒙皮厚度最大,前缘次之,后缘厚度最小,翼剖面的刚度分配合理。蒙皮 0° 铺层方向的应变云图如图 9 所示,可以看出:应变值从翼根到翼尖呈递减分布,应变分布合理,还可以清晰地看到内部的骨架分布情况。图 8 和图 9 的云图也表明了本方法优化结果的合理性。

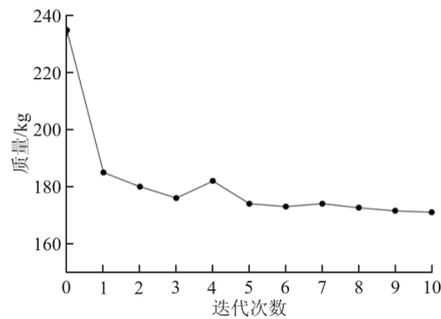


图 7 系统级质量变化历程

Fig. 7 Iteration history of system-level weight

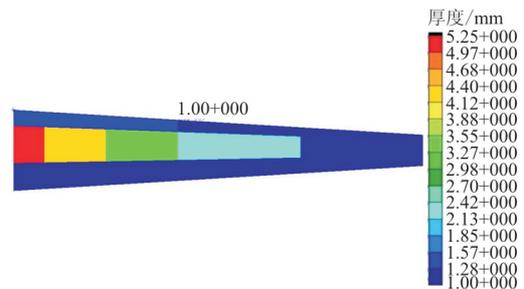


图 8 上蒙皮厚度分布图

Fig. 8 Thickness distribution of upper skin

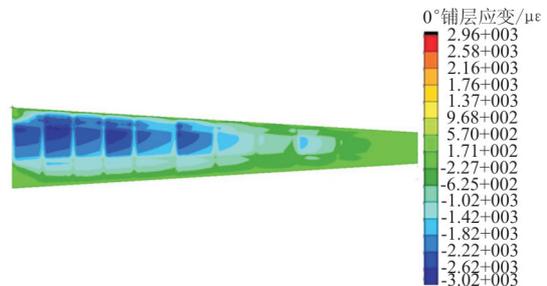


图 9 蒙皮 0° 铺层应变云图

Fig. 9 Strain contour of 0° layer in the skin

3 结 论

(1) 大展现比机翼优化算例结果显示, 结构分析次数由二级优化方法的 7 865 次下降为 1 410 次, 优化质量增加 3.8%。采用本文提出的求解结构布局优化的并行子空间方法可大大提高优化效率, 且优化结果靠近二级优化方法的结果。

(2) 采用本文方法通过 10 次迭代便可得到结构质量的最优解, 且翼剖面的刚度分配和应变分布合理, 具有实际工程应用价值。

参考文献

- [1] 姚卫星, 顾怡. 飞机结构设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 2016.
Yao Weixing, Gu Yi. Aircraft structural design[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2016. (in Chinese)
- [2] 邓扬晨, 詹光, 高彤, 等. 飞机翼面结构布局综合设计方法研究[J]. 飞机设计, 2004(2): 28-36.
Deng Yangchen, Zhan Guang, Gao Tong, et al. Analysis and synthesis based aircraft wing structural layout study [J]. Aircraft Design, 2004(2): 28-36. (in Chinese)
- [3] 刘波, 陆振玉, 袁东明, 等. 复合材料无人机机翼布局的二级优化方法[J]. 玻璃钢/复合材料, 2016(4): 31-35.
Liu Bo, Lu Zhenyu, Yuan Dongming, et al. Layout optimization of composite UAV wing structure based on two-level optimization method [J]. Fiber Reinforced Plastics/Composites, 2016(4): 31-35. (in Chinese)
- [4] Schuhmacher G, Stettner M, Zotemantel R. Optimization assisted structural design of a new military transport aircraft[C]// 10th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference. Albany: AIAA, 2004: 4641.
- [5] 何林涛, 万小鹏, 赵美英, 等. 布局优化和尺寸优化相结合的复合材料机翼优化设计[J]. 中国机械工程, 2008, 19(17): 2077-2080.
He Lintao, Wan Xiaopeng, Zhao Meiyong, et al. Composite aircraft wing structure optimization using combination of layout and sizing[J]. China Mechanical Engineering, 2008, 19(17): 2077-2080. (in Chinese)
- [6] 王伟, 赵美英, 常楠. 基于杂交算法的机翼结构布局优化设计[J]. 西北工业大学学报, 2007, 25(1): 46-50.
Wang Wei, Zhao Meiyong, Chang Nan. Layout optimization of aircraft wing with topology/shaping/sizing variables all considered [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2007, 25(1): 46-50. (in Chinese)
- [7] Sobieszczanski-Sobieski J. A step from hierarchic to non-hierarchic systems[R]. NASA CP-3031, 1988.
- [8] Sellar R S, Batill S M, Renaud J E. Response surface based, concurrent subspace optimization for multidisciplinary system design[C]// AIAA 34th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno: AIAA, 1996: 1-15.
- [9] Parashar S, Bloebaum C L. Multi-objective genetic algorithm concurrent subspace optimization(MOGACSSO) for multidisciplinary design[R]. AIAA-2006-2047, 2006.
- [10] James K A, Kennedy G J, Martins J R R A. Concurrent aerostructural topology optimization of a wing box [J]. Computers & Structures, 2014, 134: 1-17.
- [11] Mohammad Z P, Sadat S M. Multidisciplinary design optimization architecture to concurrent design of satellite systems[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2017, 231(10): 1898-1916.
- [12] Ghosh S. Concurrent optimization using probabilistic analysis of distributed multidisciplinary architectures for design under uncertainty[D]. USA: Georgia Institute of Technology, 2016.
- [13] Zhang D, Tang S, Che J. Concurrent subspace design optimization and analysis of hypersonic vehicles based on response surface models[J]. Aerospace Science and Technology, 2015, 42: 39-49.
- [14] Zou J, Yao W X, Xia T X. Extension of concurrent subspace optimization to structural optimization of product families[J]. Structural and Multidisciplinary Optimization, 2015, 52(2): 281-291.
- [15] Wang X, Cai Y, Geng X. Integrated optimization of composite bay door with pre-deformation and variable thickness design[J]. Structural and Multidisciplinary Optimization, 2019, 59(5): 1673-1684.
- [16] Alam M I, Pant R S. Multidisciplinary approach for solar area optimization of high altitude airships[J]. Energy Conversion and Management, 2018, 164: 301-310.
- [17] Yao W X, Wu Y T, Chen F. A concurrent subspace collaborative optimization architecture to structural synthetical optimization design [J]. Structural and Multidisciplinary Optimization, 2016, 53(6): 1197-1207.
- [18] 冯玉龙, 程家林, 姚卫星. 复合材料加筋板结构的并行空间协同优化设计方法[J]. 南京航空航天大学学报, 2013, 45(3): 360-366.
Feng Yulong, Cheng Jialin, Yao Weixing. Concurrent subspace optimum design method for composite stiffened panel [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2013, 45(3): 360-366. (in Chinese)
- [19] 万龙. 复合材料机翼结构选型设计新方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.
Wan Long. Research on new method of composite wing structural configuration selection[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2014. (in Chinese)

- [20] 刘建华, 杨荣华, 孙水华. 离散二进制粒子群算法分析[J]. 南京大学学报: 自然科学版, 2011, 47(5): 504-514.
Liu Jianhua, Yang Ronghua, Sun Shuihua. Analysis of discrete binary particle swarm optimization algorithm [J]. Journal of Nanjing University: Natural Science Edition, 2011, 47(5): 504-514. (in Chinese)
- [21] Eberhart R, Kennedy J. A new optimizer using particle swarm theory[C]// Mhs95 Sixth International Symposium on Micro Machine & Human Science, 2002.
- [22] Kennedy J. Particle swarm optimization[C]. IEEE International Conference on Neural Networks, Perth, Australia, 1995.

作者简介:

叶泽龙(1995—),男,硕士研究生。主要研究方向:空域规划与安全管理。

吴明功(1966—),男,硕士,教授。主要研究方向:空域规划与安全管理。

朱德山(1987—),男,学士,专业技术十级。主要研究方向:管制调配与指挥。

温祥西(1984—),男,博士,讲师。主要研究方向:空域规划与安全管理。

(编辑:马文静)

(上接第 592 页)

- [13] Sacks J, Welch W J, Mitchell T J, et al. Design and analysis of computer experiments[J]. Statistical Science, 1989, 4(4): 409-435.
- [14] Søren N Lophaven, Hans Bruun Nielsen, Jacob Søndergaard. DACE-A MATLAB Kriging toolbox (Version 2.0) [R]. Technical Report IMM-TR-2002-12, Copenhagen: Technical University of Denmark, 2002.
- [15] Norazila Othman, Masahiro Kanazaki. Efficient flight simulation using Kriging surrogate model based aerodynamic database[C]. Kissimmee: 53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2015.
- [16] James A Tancred, Markus P Rumpfkeil. Aerodynamic response quantification of complex hypersonic configurations using variable-fidelity surrogate modeling[C]. Kissimmee: 53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2015.
- [17] Mark Carpenter, Roy Hartfield, John Burkhalter. A comprehensive approach to cataloging missile aerodynamic performance using surrogate modeling techniques and statistical learning[C]. Honolulu: 29th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2011.
- [18] Anthony A Giunta. Overview of modern design of experiments methods for computational simulations[C]. Reno:

41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2003.

- [19] 马洋. 基于代理模型和 MOEA/D 的飞行器气动外形优化设计研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2014.

Ma Yang. Research on the aerodynamic shape optimization of vehicle based on surrogate model and MOEA/D [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2014. (in Chinese)

- [20] Keane A J. Wing optimization using design of experiment, response surface, and data fusion methods[J]. Journal of Aircraft, 2003, 40(4): 741-750.

作者简介:

张碧辉(1986—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞行器优化设计。

岳良明(1982—),男,硕士,工程师。主要研究方向:空气动力学。

王军(1983—),男,博士,高级工程师。主要研究方向:飞行器结构设计。

(编辑:马文静)

(上接第 600 页)

- [20] 赵群. 复合材料翼面结构布局优化设计方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.
Zhao Qun. Research on the layout optimization design method of composite wing structures[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2010. (in Chinese)
- [21] 吴莉莉, 姚卫星. 复合材料加筋板结构的二级协同优化设计方法[J]. 南京航空航天大学学报, 2011, 43(5): 645-649.
Wu Lili, Yao Weixing. Two-level collaborative optimum design method for composite stiffened panel[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2011, 43(5): 645-649. (in Chinese)

作者简介:

王毅(1988—),男,博士研究生。主要研究方向:结构优化设计。

姚卫星(1957—),男,博士,教授。主要研究方向:结构优化设计、结构疲劳。

刘梦(1993—),女,硕士,助理工程师。主要研究方向:结构振动疲劳。

(编辑:丛艳娟)