一种气动结构一体化设计方法

马铁林 马东立 张 朔

(北京航空航天大学 无人驾驶飞行器设计研究所, 北京 100191) (北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 为解决气动结构一体化设计的工程应用,在传统并行子空间算法的基础上,深入分析了气动结构一体化设计的特点,在响应面构造上引入试验设计法,子空间优化中引入子空间设计的概念,系统级优化中引入Pareto遗传算法,提出了更加适合于气动结构多学科设计优化的基于Pareto遗传算法的并行子空间优化设计方法(CSSODM-PGA, Concurrent Subspace Optimization Design Method based on Pareto Genetic Algorithm),并将算法应用到机翼的气动结构多学科设计优化中,给出了合理的Pareto前沿面和可选方案.

关 键 词: 并行子空间算法; Pareto遗传算法; 多学科设计优化; Pareto前沿面

中图分类号: V 221; V 211.4; V 214

文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2009)11-1366-05

Method for aerodynamic and structure integrative design

Ma Tielin

(Research Institute of Unmanned Aerial Vehicle, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Ma Dongli Zhang Shuo

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

Abstract: In order to apply aerodynamic and structure integrative design to engineering practice, a concurrent subspace optimization design method based on Pareto genetic algorithm (CSSODM-PGA) which is much more suitable for aerodynamic and structure multidisciplinary design optimization is brought out based on the traditional concurrent subspace optimization (CSSO) algorithm and the analysis of characteristics of aerodynamic and structure integrative design. The CSSODM-PGA method developed in this study imports the method of the design of experiments (DOE) in response surface methodology (RSM), the subspace design concept in subspace optimization, and the Pareto genetic algorithm (PGA) in system level optimization. The developed method was used on an aerodynamic and structure multidisciplinary design optimization of a wing, and a Pareto front was obtained to give the decision-maker a more useful information.

Key words: concurrent subspace optimization (CSSO); Pareto genetic algorithm; multidisciplinary design optimization; Pareto front

现代飞机设计是一个复杂的、多学科耦合的综合优化设计过程,在设计中追求更高的飞行性能和更轻的结构重量,并且现代战争又给飞机设计提出了很多新的要求.在此种情况下,多学科设计优化已成为飞机设计领域的一个重要研究方向,各种多学科设计优化方法层出不穷[1].而现代飞机设计问题不仅具有多学科的特点,多目标也是其显著的特点.各学科有各自的优化目标,一个学科内也可能有多个优化目标,现有的多学科设计优化方法主要侧重多学科并行求解问题,而对多目标优化问题并没有很好的解决,在多学科设计优化算法的系统级优化模块中优化目标往往还是一个单目标函数[2-3],对多目标问题没有很好的通用解决方法.

气动结构一体化设计是飞机设计领域典型的多学科多目标设计问题,以大展弦比机翼优化设

收稿日期: 2008-10-28

作者简介: 马铁林(1978-),男,黑龙江齐齐哈尔人,工程师, matielin@buaa.edu.cn

计为例, 为追求更高的升阻比, 气动学科希望尽可能地增大展弦比, 而结构学科从减轻结构重量的角度出发, 希望减小机翼展长及梢根比, 二者间的矛盾难于协调. 为更好地解决此问题, 本文对传统的并行子空间算法进行了深入剖析, 并对算法进行了修改, 提出了一种适合于气动结构一体化设计的多学科设计优化方法, 并应用到了某机翼的变外形气动结构多学科设计优化中.

1　传统并行子空间算法

基于响应面的传统并行子空间算法的计算流程图如图 1所示.

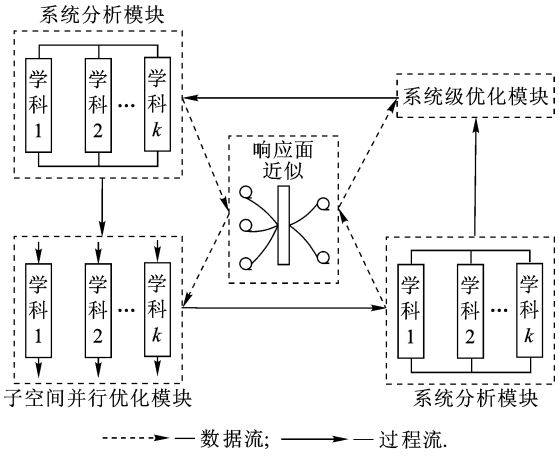

图 1　并行子空间算法流程图

整个计算由 4个模块组成: 2个系统级分析模块、1个子学科并行优化模块和 1个系统级优化模块. 计算流程是首先建立初始数据库, 构造初始响应面, 选择一组设计向量 $\boldsymbol{X}$ 作为初始设计方案, 经过系统分析以后, 得到了各方案的系统状态向量 $\boldsymbol{Y}$, 以这些设计向量和状态向量构造初始数据库, 建立初始响应面; 然后根据各子学科自身的学科特点选择合适的分析代码和优化算法进行子空间优化计算, 如果涉及到其它学科的状态向量信息, 可通过已构造好的响应面来获取; 更新设计数据库和响应面, 利用子空间优化结果再次进行系统分析, 并把响应的设计向量和状态向量补充到响应面数据库中, 更新响应面; 最后进行系统级优化. 系统级优化中, 所有的状态向量均由响应面得到. 系统级优化结束后, 对系统级设计向量最优解进行系统分析, 分析结果还要用来更新响应面数据库, 如果相邻两次系统设计方案几乎一致, 则可认为设计过程收敛.

2　气动结构一体化设计的特点

不同于其它的多学科设计优化, 以不考虑弹性变形的气动结构一体化设计为例, 具有如下 4个显著的特点:

1) 气动学科设计向量均为全局设计向量

在气动结构一体化设计中, 气动学科的设计向量为飞机的气动外形参数, 以机翼为例, 一般选择机翼面积、展弦比、后掠角、梢根比等, 这些气动学科的外形参数同时影响着结构学科的设计, 机翼气动外形的任何改变都会影响到机翼结构重量和结构强度, 所以气动学科设计向量均为全局设计向量. 而机翼结构设计的所有设计向量均为局部设计向量, 它们的任何变动不会影响到机翼的气动外形.

2) 两学科系统分析时间相差悬殊

为提高分析结果的可信度, 现代气动结构一体化设计都采用较精确的学科分析代码, 气动学科选择计算流体力学方法 (CFD, Computational Fluid Dynamics), 结构学科选择计算固体力学方法 (CSD, Concurrent Subspace Design). 由于计算精度的要求, 气动计算的空间网格数量不断提高, 并且由于迭代求解需要, CFD 计算时间不断增加, 一个计算状态一般需要数小时的时间. 而 CSD 计算则不然, 采用较流行的 MSC/NASTRAN 进行一次静强度计算的时间是以分钟来计算的. 气动计算与结构计算的计算机时间相差百倍以上.

3) 结构学科计算应在气动学科计算之后进行

结构学科计算需气动载荷的输入, 所以每个设计点需先进行气动学科计算得到气动载荷, 然后将载荷传递给结构分析代码进行结构强度计算.

4) 结构学科设计向量的优化结果是气动学科的状态向量

这是因为结构优化设计是在气动载荷的基础上进行的, 载荷不同结构优化的结果也不同, 结构学科优化结果的各种尺寸设计向量与气动外形设计向量也同样存在着一定的函数关系, 即结构学科的设计向量的优化结果是气动学科的状态向量, 那么就可以用气动学科设计向量通过某种关系将结构优化设计的结果表示出来.

由于这些固有特点的存在, 不能将现有优化方法直接照搬到气动结构一体化设计中, 应在现有优化方法基础上进行必要的改进, 提出一种适合气动结构一体化设计的优化方法.

3　传统算法存在的问题

根据气动结构一体化设计的一些固有特点, 使并行子空间算法在气动结构一体化设计中应用

存在如下问题:

1) 结构学科优化的基础为气动计算的载荷,并行子空间算法的子空间优化模块将各个学科独立开来,结构学科优化所需的气动载荷只能从响应面上得到,而气动载荷并不是一二个状态向量可以描述的,通过 CFD计算得到的载荷和机翼物面上的面网格个数是一致的,这么多个并且存在特定规律的载荷点很难用响应面近似技术得到;

2) 即使结构子学科得到了一个气动载荷,并进行了优化设计,由于各子空间独立进行优化,优化结束后各学科优化结果组合起来构成一个新的包括气动设计向量和结构设计向量的设计点,用于更新数据库,重新生成响应面. 这样就会存在一个问题,结构学科优化所选用的气动载荷可能甚至必然不是此设计点中气动设计参数所对应的载荷状态. 虽然此设计点是一个可能存在的设计点,但一定不是优化的设计点,将此设计点引入数据库,不利于提高响应面精度,并影响优化收敛的速度;

3) 并行子空间算法一个工作流程需要进行两次系统分析,由于气动学科计算时间远远长于结构学科计算时间,这样结构学科分析代码始终处于等待气动学科传递载荷的状态中,计算效率不高;

4) 气动结构一体化设计的目标一般是要寻找满足设计约束的气动性能和结构性能都最优的优化方案. 气动性能和结构性能不可能同时达到最优,所以这种优化方案不应只有一个,气动学科和结构学科采用不同的权重就会得到不同的优化结果,所以传统并行子空间算法只给出一个优化结果也是不合适的.

4 CSSODM-PGA 方法

针对以上这些问题,本文以基于响应面的并行子空间算法为基础,在初始响应面构造上引入试验设计法,系统级优化中引入 Pareto多目标遗传算法,并在子空间优化中引入子空间设计的概念,对算法进行必要修改,解决了以上传统算法存在的问题,提出适合于气动结构多学科设计优化的基于 Pareto遗传算法的并行子空间优化设计方法 (CSSODM-PGA, Concurrent Subspace Optimization Design Method based on Pareto Genetic Algorithm).

4.1 试验设计法

试验设计法 (DOE, Design Of Experiments)可帮助设计者容易地从各种可能的设计方案中选择最佳方案[4-6]. 它是以概率论、数理统计和线性代数等为理论基础,科学地安排试验方案,正确地分析试验结果,尽快获得优化方案的一种数学方法.

DOE可以指导设计者在由各种设计参数组成的设计空间中进行自动抽样,根据预先定义好的方法进行试验,对得到的试验结果进行分析,寻找优化设计方案或确定对产品性能起关键作用的参数. 而响应面方法是通过 DOE所得到的数据来建立数学模型的方法. 响应面模型是原设计问题的一种近似模型,近似模型的质量与试验设计的抽样试验点的选取和响应面模型构造有很大关系. 常用的试验设计法有全因素试验设计法、中心复合试验设计法以及均匀试验设计法等. 要根据设计问题的变量个数以及各学科的计算机时权衡选择最合适的试验设计法参与优化设计.

4.2 Pareto遗传算法

多目标优化问题的最优解与单目标优化问题有着本质的区别,有必要对 Pareto最优解[7-8]的概念进行定义. 多目标优化问题可以描述为

$$\left.\begin{aligned} &\min \boldsymbol{F}(\boldsymbol{X}) = [f_1(\boldsymbol{X}), f_2(\boldsymbol{X}), \cdots, f_k(\boldsymbol{X})] \quad k \geqslant 2 \\ &\text{s.t } \boldsymbol{X} \in C \end{aligned}\right\} \tag{1}$$

式中, $f_i(\boldsymbol{X})$ $(i = 1, 2, \cdots, k)$为各个子目标函数; C 为模型约束集.

定义 **1** 设 $\boldsymbol{X}_1 \in C$, $\boldsymbol{X}_2 \in C$, 当且仅当式 (2)成立,称 $\boldsymbol{X}_1$ 比 $\boldsymbol{X}_2$ 优越.

$$\forall i \in (1, 2, \cdots, k), f_i(\boldsymbol{X}_1) \leqslant f_i(\boldsymbol{X}_2) \wedge j \in (1, 2, \cdots, k), f_j(\boldsymbol{X}_1) < f_j(\boldsymbol{X}_2) \tag{2}$$

定义 **2** 若 $\boldsymbol{X}^* \in C$, 且在 C 中不存在比 $\boldsymbol{X}^*$ 更优越的解,则称 $\boldsymbol{X}^*$ 为 Pareto最优解,又称非劣解. 由所有 Pareto最优解构成的子空间称为 Pareto前沿面.

由以上 Pareto解的定义可知: 在可行解集中没有比 Pareto解更优的解. 对一个多目标优化问题而言,其 Pareto解不是唯一的,而是一个集合. 所有 Pareto解的集合形成 Pareto最优解集,而该解集中任何一个解都是可能的最优解. Pareto方法是建立在 Pareto最优解基础上的一种处理多目标问题的方法. 它不同于传统多目标优化方法的关键在于,传统多目标优化方法是将多目标问题转化为单目标问题,实质上是单目标的优化设计,而 Pareto方法则是在多目标优化的基础上,一次性获得优化问题对应的不同权重分配情况下的所有最优解集. 因此,决策者可以根据具体设计的要求,权衡利弊选择适当的设计点,得到最终的设计结果,所以 Pareto解能更好地反映多目标优化问

题的实质.

Pareto遗传算法就是将 Pareto最优解的概念引入到遗传算法中, 将基本单目标遗传算法推广到多目标优化而形成的一种适用于多目标优化的寻优算法. 求解多目标优化问题的遗传算法不同于单目标优化设计的遗传算法, 要基于 Pareto最优解的数学定义考虑如何评价 Pareto最优解, 然后设计与之相适应的选择复制、交叉和变异算子. 除了基本遗传算法 3个算子外, 还要引入 Pareto解集过滤器以及小生境算子, 如果设计变量中存在离散变量的话还要引入离散变量圆整算子[9], Pareto遗传算法在这里不做过多介绍.

4 3　子空间设计

子空间设计[10]的概念是在传统并行子空间优化算法的子空间并行优化模块中引入设计者控制的思想. 在传统并行子空间优化算法的子空间并行优化模块中, 各子学科优化模型具有相同的物理意义, 涉及该子空间的状态向量的计算用该学科的分析方法进行分析, 而其他状态向量和约束则通过全局敏度方程或响应面近似得到. 这样没有全局考虑到各学科自身的特点, 一概地进行这样不精确的子学科优化设计, 降低了优化效率和精度, 甚至违背了一些学科设计原理. 所以要针对不同的多学科设计提出各自适合的子空间设计方法.

本文前面已经提及了气动结构一体化设计的特点和并行子空间算法在气动结构一体化设计中存在的问题, 据此可对并行子空间优化模块进行相应的改进.

4 4　CSSODM-PGA方法计算流程

将以上优化算法和设计方法引入到传统的并行子空间算法中, 提出适合气动结构一体化设计的基于 Pareto遗传算法的 CSSODM-PGA方法. 计算步骤如下:

1) 试验点选择

只选择全局设计向量 (全部为气动设计向量)作为试验设计的设计因素, 依据全局设计向量通过子空间设计得到局部设计向量 (全部为结构设计向量)的设计点.

2) 子空间设计

气动子空间不进行优化设计, 只对初始试验样本点进行计算分析, 得到各样本点的气动性能和载荷分布; 结构子空间以气动子空间得到的试验样本点载荷为设计状态对结构设计向量进行优化设计.

3) 响应面构造

以气动和结构子空间设计得到的设计向量和状态向量为样本, 构成以全局设计向量响应面, 并进行响应面的显著性检查.

4) 系统级优化

系统级优化中引入 Pareto遗传算法, 得到设计问题的 Pareto解集.

CSSODM-PGA方法只以全局向量作为试验设计的设计因素从而减少了设计因素, 这样可以在相同的试验次数下使试验分布更均匀, 或者说得到相同的均匀度所需的试验次数最少. 全局向量均为气动学科的设计向量, 局部向量均为结构学科的设计向量, 结构学科的计算要等到气动学科经过数小时的 CFD计算后才能得到结构分析所需的载荷. 这样可以只让气动子空间设计向量参与试验设计, 每次试验得到载荷以后, 将载荷传递给结构子空间进行结构优化. 将得到的结构学科优化设计向量与状态向量和提供载荷的气动学科设计向量结合组成一个设计点, 一同引入试验数据库用于构造响应面.

传统的初始响应面构造所选择的设计点是将气动学科设计向量与结构学科设计向量混合在一起进行试验设计, 即使选择了优良的实验设计法和响应面构造方法, 得到的初始响应面质量也很低. 因为两学科设计向量任意组合后的设计点虽然是一个可能存在的方案, 但不一定可行并且一定不是最优的. 因为忽略了气动和结构的内在的联系, 这种设计向量的组合一定偏离最优设计点. 所以传统的并行子空间算法需要将系统级优化得到的结果重新进行学科分析后再引入响应面, 更新响应面模型. 这样做不仅使算法结构复杂而且大幅的拖延了优化时间.

改进后算法的优点是: 在相同试验次数下全局向量分布均匀充分, 而且每一个设计点中的结构学科设计向量都是在此设计点气动设计向量的载荷下进行优化后的结果, 初始试验点都是可行的优化方案, 这样就可以建立以气动学科设计向量为变量, 以气动学科状态向量、结构学科设计向量与结构学科状态向量为函数的函数关系, 也即所要建立的全局设计向量响应面. 响应面上的样本点均为传统并行子空间算法所要优化得到的结果, 由这些设计点构造出来的响应面质量比传统方法优良很多, 可以直接在此响应面上进行系统级优化. 系统级优化后无需再次进行子空间优化更新响应面, 这样使 Pareto遗传算法引入到系统级优化中成为了可能, 使优化结果更具实际意义. CSSODM-PGA方法结构图如图 2所示.

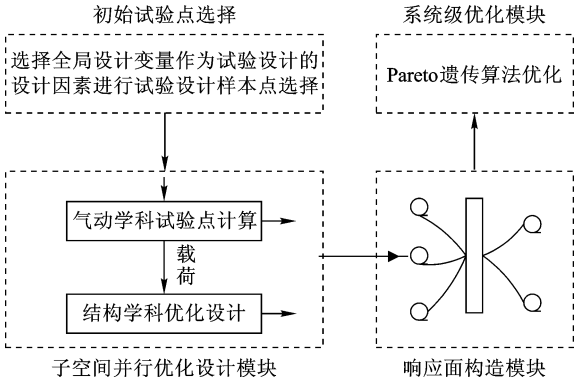

图 2 CSSODM-PGA方法流程图

5 机翼优化算例

以某大展弦比机翼的优化设计为例, 利用CSSODM-PGA方法进行气动结构多学科多目标优化设计, 数学模型描述如下:

$$\left.\begin{aligned}&\max K(A,\ \lambda,\ \Lambda)\\&\min W(A,\ \lambda,\ \Lambda,\ t_{\mathrm{ur}},\ t_{\mathrm{ut}},\ t_{\mathrm{lr}},\ t_{\mathrm{lt}})\\&\text{s.t. } H_{\max}\leqslant 0.5\\&\quad D_{\max}\leqslant 0.03b_0\ \mathrm{mm}\\&\quad 20\leqslant A\leqslant 30\\&\quad 0.25\leqslant\lambda\leqslant 0.5\\&\quad 0^\circ\leqslant\Lambda\leqslant 15^\circ\\&\quad 3.5\ \mathrm{mm}\leqslant t_{\mathrm{ur}},\ t_{\mathrm{lr}}\leqslant 20\ \mathrm{mm}\\&\quad 0.5\ \mathrm{mm}\leqslant t_{\mathrm{ut}},\ t_{\mathrm{lt}}\leqslant 3.5\ \mathrm{mm}\end{aligned}\right\}\quad(3)$$

其中, K 为机翼最大升阻比, 即气动优化目标; W 为结构重量, 即结构优化的目标; $H_{\max}$为结构单元最大霍夫曼破坏系数; $D_{\max}$为翼尖最大垂直挠度; b_0为展长; 7个设计变量中, 气动设计变量 A, λ和 Λ分别为展弦比、梢根比和后掠角, 同时影响着气动设计和结构设计, 将气动和结构设计关联起来, 为全局变量; 而结构设计变量 t_{ur}, t_{ut}, t_{lr}和 t_{lt}分别为翼根蒙皮厚度、翼梢蒙皮厚度、翼根梁腹板厚度和翼梢梁腹板厚度, 只是结构学科设计变量, 它们的变化不会影响到其它学科的性能, 为局部变量.

将式(3)表示的气动结构多学科优化问题分解为一个系统级优化问题和两个学科级优化问题, 如下所示.

系统级优化问题:

$$\left.\begin{aligned}&\max K(A,\ \lambda,\ \Lambda)\\&\min W(A,\ \lambda,\ \Lambda,\ t_{\mathrm{ur}},\ t_{\mathrm{ut}},\ t_{\mathrm{lr}},\ t_{\mathrm{lt}})\\&\text{s.t. } 20\leqslant A\leqslant 30\\&\quad 0.25\leqslant\lambda\leqslant 0.5\\&\quad 0^\circ\leqslant\Lambda\leqslant 15^\circ\end{aligned}\right\}\quad(4)$$

气动学科优化问题:

$$\left.\begin{aligned}&\max K(A,\ \lambda,\ \Lambda)\\&\text{s.t. } 20\leqslant A\leqslant 30\\&\quad 0.25\leqslant\lambda\leqslant 0.5\\&\quad 0^\circ\leqslant\Lambda\leqslant 15^\circ\end{aligned}\right\}\quad(5)$$

结构学科优化问题:

$$\left.\begin{aligned}&\min W(t_{\mathrm{ur}},\ t_{\mathrm{ut}},\ t_{\mathrm{lr}},\ t_{\mathrm{lt}})\\&\text{s.t. } H_{\max}\leqslant 0.5\\&\quad D_{\max}\leqslant 0.03b_0\ \mathrm{mm}\\&\quad 3.5\ \mathrm{mm}\leqslant t_{\mathrm{ur}},\ t_{\mathrm{lr}}\leqslant 20\ \mathrm{mm}\\&\quad 5\ \mathrm{mm}\leqslant t_{\mathrm{ut}},\ t_{\mathrm{lt}}\leqslant 3.5\ \mathrm{mm}\end{aligned}\right\}\quad(6)$$

按照图 2所示, 整个设计分以下 4步完成:

1) 以气动学科的 3个全局变量为设计变量, 进行中心复合试验设计, 总试验数 15个;

2) 以 15个气动试验为基础进行结构子学科优化设计, 得到 15个气动布局下的结构优化方案;

3) 构造系统级优化所需的二阶响应面模型, 并进行响应面的显著性检查;

4) 利用 Pareto遗传算法进行多学科多目标优化设计.

最终得到的气动结构多目标优化 Pareto前沿面如图 3所示, 决策者可以根据实际情况综合考虑进行选择.

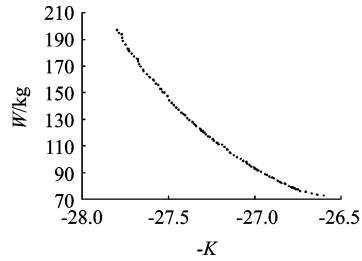

图 3 Pareto前沿面

6 结 论

本文在传统并行子空间算法的基础上提出了适合工程气动结构一体化设计的基于 Pareto遗传算法的并行子空间优化设计方法, 并以一大展弦比机翼为例进行了多学科多目标优化设计, 得出以下结论:

1) 传统的并行子空间算法在气动结构一体化设计方面的应用中存在一些固有问题, 如完全按照传统方法进行优化, 不仅耗费大量机时, 而且操作复杂, 不能满足现代飞机设计的即时要求. 应考虑气动结构一体化设计的自身特点对算法进行调整, 在保证结果可信度的前提下, 方便优化设计的进行.

(下转第 1383页)

行静态、动态仿真计算,具有简单准确、经济快捷等特点.仿真结果对分析研究减压器性能特点提供了帮助,对减压器的研制和性能改进设计有一定的参考作用.

参考文献 (References)

[1] 南京航空学院,北京航空学院.航空个人防护装备[M].北京:国防工业出版社,1982:301-310
Nanjing Aeronautical Institute, Beijing Institute of Aeronautics and Astronautics. Aviation personal protection equipment[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 1982:301-310 (in Chinese)

[2] 肖华军.航空供氧防护装备生理学[M].北京:军事医学科学出版社,2005:374-379
Xiao Huajun. Physiology of aviation oxygen protective equipment [M]. Beijing: Military Medicine Science Press, 2005:374-379 (in Chinese)

[3] 陈晓琴.气体减压阀可靠性设计[J].导弹与航天运载技术,2005(3):13-18
Chen Xiaoqin. Reliability design of gas pressure relief valve[J]. Missiles and Space Vehicles, 2005(3):13-18(in Chinese)

[4] 郑丽,李清廉,沈赤兵.大流量气体减压器响应特性的仿真研究[J].火箭推进,2008,34(2):18-23
Zheng Li, Li Qinglian, Shen Chibing. Analysis on responding characteristics of large flux pressure reducing valve[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2008, 34(2):18-23(in Chinese)

[5] 戴梧叶,马彬,张国舟,等.减压器特性实验研究[J].北京航空航天大学学报,1999,25(6):711-713
Dai Wuye, Ma Bin, Zhang Guozhou, et al. Experimental studies on pressure regulator characteristic[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1999, 25(6):711-713(in Chinese)

[6] 张雪梅,张黎辉,金广明,等.减压器动态过程的数值仿真[J].航空动力学报,2004,19(4):541-545
Zhang Xuemei, Zhang Lihui, Jin Guangming, et al. Numerical simulation of the dynamic process for pressure regulator[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(4):541-545 (in Chinese)

(编　辑:李　晶)

(上接第 1370页)

2) CSSODM-PGA 方法在传统方法基础上将试验设计、Pareto遗传算法以及子空间设计的概念引入到了传统算法的各个模块中,考虑到了气动结构一体化设计的自身特点,操作简便,利于实施.该算法不仅适合多学科设计优化而且也可以方便地处理多目标优化问题,求得的 Pareto最优解集合具有较好的分散性,能够为决策者提供多种优化设计方案,以供方案决策.

参考文献 (References)

[1] 马铁林.大展弦比机翼气动结构多学科设计优化研究[D].北京:北京航空航天大学航空科学与工程学院,2008
Ma Tielin. Research on aerodynamics and structures multidisciplinary design optimization of high aspect ratio wings[D]. Beijing: School of Aeronautical Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautic, 2008(in Chinese)

[2] 李响.多学科设计优化方法及其在飞行器设计中的应用[D].西安:西北工业大学航空学院,2003
Li Xiang. Multidisciplinary design optimization and application on aircraft design[D]. Xi'an: College of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, 2003(in Chinese)

[3] 王小妮.联接翼飞机结构重量分析与气动/结构一体化设计[D].南京:南京航空航天大学航空宇航学院,2005
Wang Xiaoni. A study on structural weight for joined-wings and integrated design of aerodynamics structures[D]. Nanjing: College of Aerospae Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautic, 2005(in Chinese)

[4] Booker A J. Design and analysis of computer experiments[R]. AIAA-98-4757, 1998

[5] Anderson B H, Baust H D, Agrell J. Design of experiments to reduce lift-cycle costs in combat aircraft inlets[R]. AIAA-2003-652, 2003

[6] Hagenmaier M A, Davis D L. Scramjet component optimization using CFD and design of experiments[R]. AIAA-2002-0544, 2002

[7] 隋洪涛,陈洪全,黄明恪.Pareto基因算法多目标翼型优化设计[J].航空学报,2002,23(2):177-179
Sui Hongtao, Chen Hongquan, Huang Mingke. Multi-objective airfoil optimization using Pareto genetic algorithm [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2002, 23(2):177-179(in Chinese)

[8] Obayashi S, Sasaki D. Self-organizing map of Pareto solutions obtained from multiobjective supersonic wing design [R]. AIAA-02-14130, 2002

[9] Stelmack M A, Nakashima N, Batill S M. Genetic algorithms for mixed discrete/continuous optimization in multidisciplinary design[R]. AIAA-98-4771, 1998

[10] Yu X Q, Stelmack M A, Batill S M. An application of concurrent subspace design (CSD) to the preliminary design of a low-reynolds Number UAV[R]. AIAA-98-4917, 1998

(编　辑:赵海容)