

基于改进遗传算法的增升装置气动优化研究*

徐榛^{1,*}, 崔德刚², 杜海³, 张睿³

1. 北京航空航天大学 大型飞机高级人才培训班, 北京 100191

2. 中航工业科学技术委员会, 北京 100012

3. 中国航空研究院, 北京 100012

摘 要: 针对飞机增升装置缝道参数的气动优化问题, 设计并搭建了具有嵌套双循环流程的优化平台。设计过程中以敏感度分析改进遗传算法, 以最大升阻比为优化目标, 对二维翼型30P30N进行了缝道参数优化。优化结果表明, 翼型的升阻比性能获得了显著提升。该优化平台及优化方法经拓展可用于多种翼型及机翼增升装置的气动优化。

关键词: 气动优化; 遗传算法; 增升装置; 敏感度分析; 缝道参数

中图分类号: V224 文献标识码: A 文章编号: 1007-5453 (2014) 02-17-6

现代飞机气动设计问题具有设计参数众多、运行环境复杂、性能指标互相制约等特点, 仅依靠设计经验、实验或单一数值模拟往往难以获得最佳的设计参数组合^[1-3]。因此需要从工程角度出发, 采用优化设计方法思想, 建立面向工程设计的集成化优化设计方法, 快速高效地探索设计空间, 分析设计参数的敏感性^[4]并寻找全局优化解, 最终达到系统全局最优的目的。

飞机机翼增升装置的气动设计在研发过程占重要地位, 对飞机的起飞、着陆及环保性能有很大影响^[5,6]。多段翼型缝道参数设计是三维增升装置设计的基础。针对多段翼型缝道参数优化, 早期优化方法有基于梯度优化方法、伴随矩阵优化方法等。对于梯度优化方法要求苛刻并容易陷入局部最优, 伴随矩阵方法全局搜索能力较弱等问题, 近来发展起来的智能优化方法如遗传算法, 其借鉴了生物界自然选择和遗传机制, 综合了全局寻优和局部寻优功能, 同时对优化目标、约束函数没有苛刻要求^[7], 适用于工程系统优化问题。然而, 经典遗传算法同时也具有计算量庞大及难以处理高维优化变量等制约因素。因此亟需一套适用于增升装置缝道参数的优化方法及优化设计平台。本文

针对上述问题对传统遗传算法优化框架做出了改进, 形成了敏感度分析改进遗传算法优化框架, 并在该改进算法基础上, 搭建增升装置气动优化平台。

1 优化设计方法

就机翼增升装置气动设计问题而言, 气动力计算时间长, 设计变量及参数较多, 采用经典遗传算法计算量大, 并且当算法参数和种群设置不合理时, 容易引起遗传算法欺骗问题^[8]。

本文研究了一种优化算法, 并将该算法模块集成于优化设计平台中。该优化算法以传统遗传算法原理为基础, 利用敏感度分析作为主要改进策略, 进而形成嵌套双循环优化框架。敏感度是系统状态参数或输出对设计变量的导数信息, 反映系统状态或输出随设计变量的变化趋势和改变程度。敏感度分析思想可以表述为, 以目标函数对各设计变量偏导数作为该变量的敏感度值, 并通过判断各敏感度值的大小, 得到各优化变量对优化目标的影响因子。在外循环敏感度分析阶段, 优化系统将调用求解器计算设计变量改变小增量后所对应的目标函数变化值, 得到近似偏导数, 并利

收稿日期: 2013-10-16; 录用日期: 2013-12-09

基金项目: 国家高技术研究发展计划(863计划)(2012AA01A304)

*通讯作者。 Tel.: 15710093272 E-mail: xzhenwork@sina.com

引用格式: XU Zhen, CUI Degang, DU Hai, ZHANG Rui. Research on aerodynamic optimization of aircraft high lift devices based on improved genetic algorithm[J]. Aeronautical Science & Technology, 2014, 25(02): 17-22. 徐榛, 崔德刚, 杜海, 张睿. 基于改进遗传算法的增升装置气动优化研究[J]. 航空科学技术, 2014, 25(02): 17-22.



图1 增压装置气动优化设计平台

Fig.1 Aerodynamic optimization platform of high lift devices

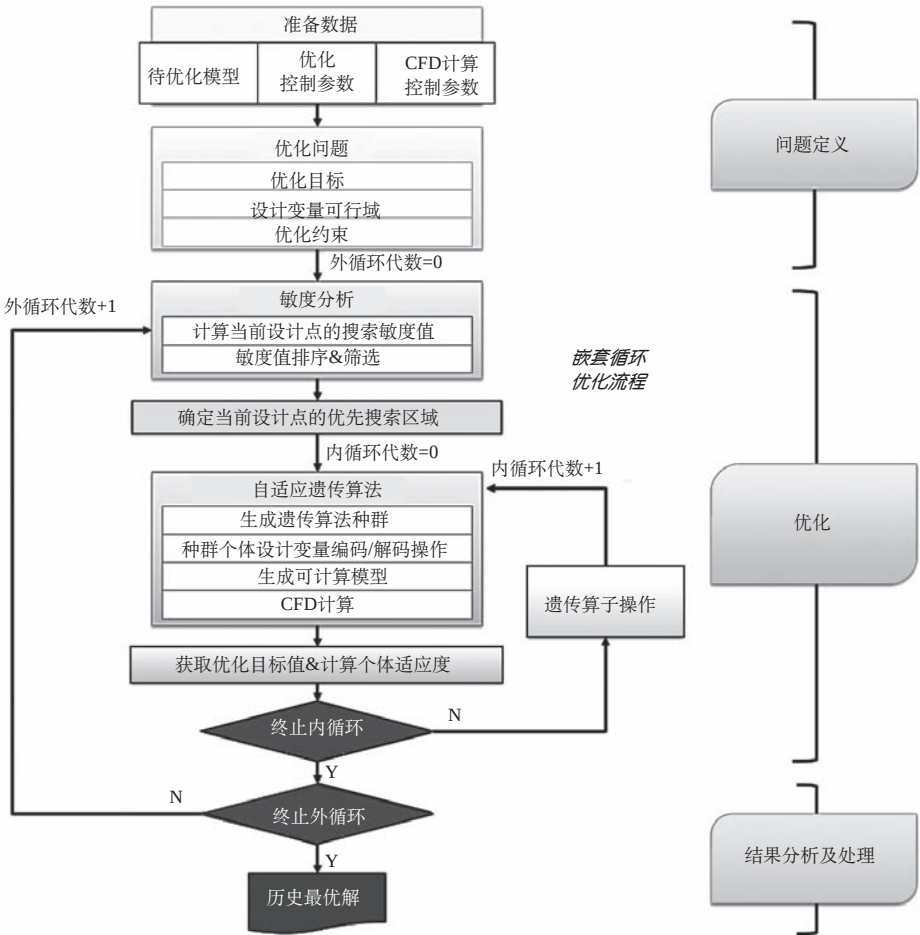


图2 优化平台工作流程

Fig. 2 The work process of the optimization platform

用排序及筛选机制选出具有高敏感度值的设计变量组合,这些变量组合决定了内循环遗传算法优化阶段的优先搜索区域。

对于整个优化历程,这种基于敏感度值的改进优化方法可以降低由于传统遗传优化方法带来的高昂计算成本,尤其在设计变量数量多或搜索空间维度高的情况下具有较高可行性。同时,算法组件中集成了常见自适应算子策略,可根据实际优化问题进行选择。

2 优化平台

2.1 优化平台设计

飞机增压装置气动优化设计平台根据用户接口与业务逻辑分离的原则,如图1所示,在纵向上分为应用层、界面

层、接口层及执行层四个层次。应用层是面向优化设计人员的主要功能部分。服务层在应用层框架下,提供了优化问题定义服务、流程集成服务等。接口层主要包括命令流组件、算法组件、文件管理组件及组件集成化功能等。执行层利用工作流管理功能连接各子模块并组织其运行过程,通过编辑模块执行次序和逻辑关系,设置输入输出参数的传递方法,将相对独立的模块组织成连续运行的工作流。各子模块主要采用C语言编写,部分功能模块以脚本文件进行辅助^[9,10]。

2.2 优化平台工作流程

优化平台工作流程分为三个环节,如图2所示。

问题定义环节:要求定义优化目标、设计变量参数及约束条件,并准备数据及运行环境。

优化环节:具有两层嵌套循环结构。其中外循环为敏度分析循环,对当前设计状态进行敏度分析,利用敏度值排序筛选策略缩减遗传算法搜索区域。内循环为含自适应策略的遗传算法优化循环,在外循环所得的优先搜索区域中生成拉丁立方分布的优化设计点种群,并进行种群遗传操作。

内循环过程中,若优化种群已经对当前的寻优方向进行了比较深入的探索,则优化流程将中断当前设计点局部搜索,并对种群个体的优先寻优方向重新评估,即跳出内循环并选择当前最优个体作为新一轮外循环的当前设计状态点,在新一轮外循环中对其进行新的敏度分析及相应内循环优化迭代。

结果分析及处理环节:负责对历史寻优结果文件进行统计及分析,得到历史最优解。

3 优化设计实例

3.1 优化算例介绍

优化问题定义为:利用该优化平台,对多段翼型的增升装置进行气动性能优化。优化构型为二维三段翼型30P30N,优化目标为实现合理范围内的整个翼型升阻比最大。30P30N翼型几何外形及网格模型见图3和图4。

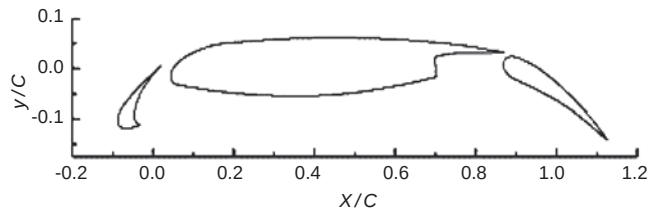


图3 30P30N翼型几何外形
Fig. 3 The geometry shape of 30P30N airfoil

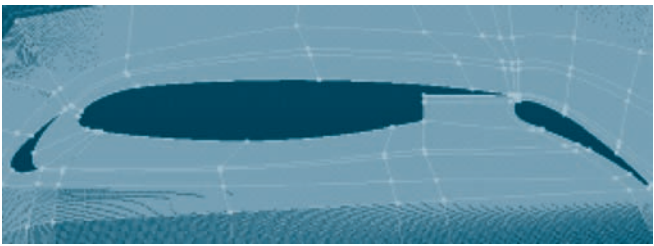


图4 30P30N翼型网格模型
Fig. 4 The mesh model of 30P30N airfoil

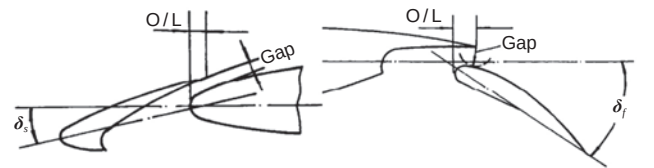


图5 30P30N翼型缝道参数
Fig. 5 The gap parameters of 30P30N airfoil

基于优化设计平台进行优化算例计算,对三段翼型前、后缘襟翼的缝道参数(图5)作同步优化。优化目标具体定为高雷诺数低马赫数下的最大升阻比。考虑构型的可实现性,优化的约束条件包含前(后)缘襟翼的几何约束(位移及偏转)及气动导数约束(俯仰力矩系数)。

3.2 算例优化过程

该优化算例的优化设计变量包括前、后襟翼的缝道参数(前缘缝翼偏角 δ_s 、前缘重叠量 O/L 、前缘缝道宽度 Gap 、后缘襟翼偏角 δ_f 、后缘重叠量 O/L 、后缘缝道宽度 Gap)。首先,外循环过程分别对前、后缘襟翼设计变量采用独立敏度计算。单个襟翼的设计变量构成三维设计子空间,以确定遗传算法的搜索空间,空间中的点代表设计状态点。

在当前设计点基础上,根据26个搜索方向对设计点参数作小增量修改(见图6),形成26个敏度组,调用求解器计算敏度值,并利用敏度值排序机制,筛选出最佳敏度值,进而得到对应的内循环最佳搜索方向。例如,若外循环的敏度分析环节确定当前最优搜索方向为 $\langle -x, +y, +z \rangle$ 矢量,形成的优先搜索区域为原来的八分之一,内循环选择该搜

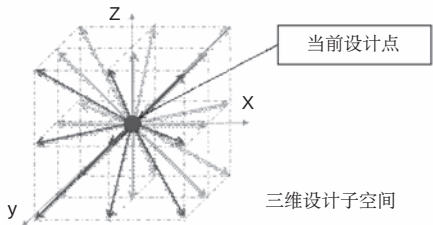


图6 当前设计点在三维设计空间中的敏度方向
Fig.6 Sensitivity directions of current design point in 3D design space

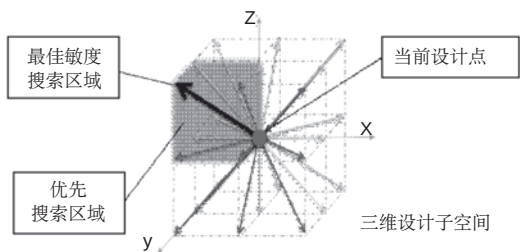


图7 当前设计点的最佳敏感度方向及优先搜索区域
Fig. 7 The preferential sensitivity direction and search region of current design point

索域作为遗传算法优化的寻优空间,并迭代寻优直至内循环结束,如图7所示。

3.3 计算结果

3.3.1 计算验证

计算验证主要用于验证优化过程中CFD数值计算结果的精准性。流场计算控制方程为二维雷诺平均N-S (RANS)方程,湍流模型采用Menter SST $k-\omega$,计算残差收敛精度高于 10^{-6} 。边界条件:物面无滑移条件,远场自由来流条件。验证计算状态: $Ma=0.2, Re=9.0 \times 10^6$ 。

由图8可知,在达到失速前原始构型的CFD数值计算结果与风洞实验的升力特性^[11,12]吻合较好。表明本文所采用的CFD求解器满足优化求解精准要求,可以用于多段翼型优化设计研究。

3.3.2 优化结果

优化设计状态: $Ma=0.2, Re=9.0 \times 10^6, \alpha=8^\circ, T=288.15K$ 。

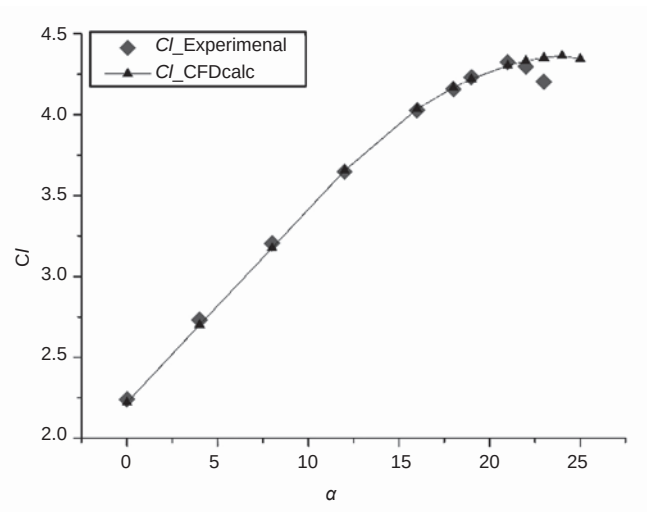


图8 CFD计算升力特性与实验值对比
Fig. 8 Lift characteristics comparison of CFD calculation and experimental values

根据收敛情况,优化过程中外循环共进行了8轮,在第6轮开始收敛。每轮外循环包含3至6代内循环迭代,内循环遗传算法种群规模为10。优化过程共进行了约700次CFD计算;若采用经典单循环遗传算法,由于搜索空间较大,故种群规模取为50,在达到相应优化目标值情况下,于第20代后开始收敛,共进行了1000次以上CFD计算。

该算例采用嵌套双循环流程及敏度改进遗传算法的优化(外循环)过程曲线如图9所示。优化过程前后的优化变量及翼型构型变化对比分别见表1、图10。

优化后的翼型缝翼及襟翼都有靠近主翼段的趋势。缝道重叠量及宽度在小范围内减小,同时前缘缝翼及后缘襟翼的偏角在一定范围内也有变平的趋势;其中后缘襟翼缝道参数的变化对整个翼型的升阻比上升贡献较大。翼型的升力系数有所降低,但阻力系数降低显著,使得整体升阻比上升明显。

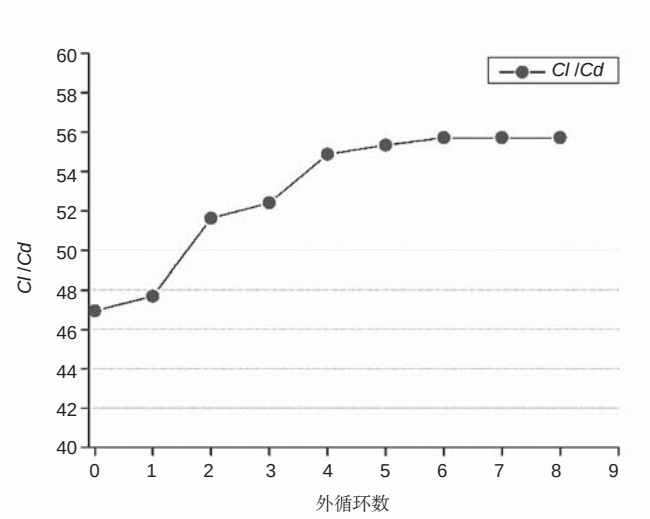


图9 目标值优化曲线
Fig. 9 Optimization process curve of target value

表1 优化前后目标值及构型参数比较
Table 1 Target value and parameters comparison of before and after optimal processing

优化目标值	(Cl/Cd)	优化前	优化后
		46.94	55.72
前缘缝翼缝道参数	δ_s	30°	24.6°
	O/L	-2.5%	-1.63%
	Gap	2.95%	1.86%
后缘襟翼缝道参数	δ_f	30°	19.8°
	O/L	0.25%	-0.18%
	Gap	1.27%	0.9%

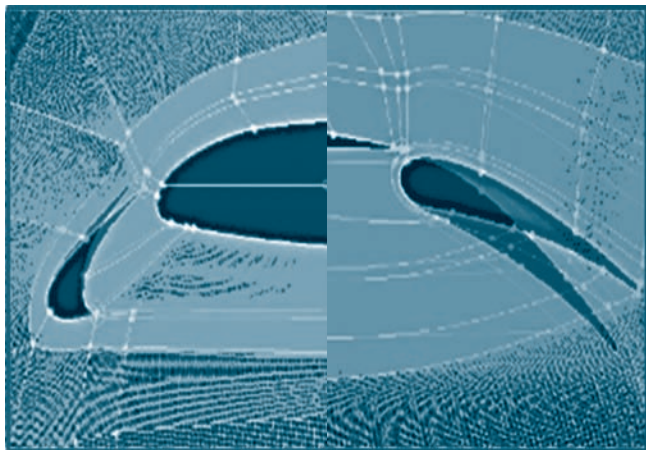


图 10 优化前后翼型缝翼及襟翼位置变化示意图

Fig. 10 Position changes of slat and flap before and optimal processing

4 结论

本文在改进遗传算法研究的基础上搭建了面向机翼增升装置的气动优化设计平台,并利用该平台以最大升阻比为优化目标优化了二维三段翼型(构型)30P30N的缝道参数。

优化过程及结果表明,该气动优化平台根据优化问题定义,获得了较好的优化设计结果。嵌套灵敏度分析的改进遗传算法,相较于单循环遗传算法优化流程,有效提高了优化设计的计算效率,缩减了遗传算法优化搜索空间,减少了迭代的次数及计算时间,并保证了计算精度。

基于二维翼型成功分析,可利用该优化平台进行前后缘襟翼三维机翼缝道参数优化,力求将该方法与应用更密切结合。

AST

参考文献

- [1] Sobieszcanski—Sobieski J, Raphael T. Hafika. Multidisciplinary aerospace design optimization – survey of recent developments [R]. AIAA 96–0711, 1996.
- [2] 银波,徐典,安亦然,等. 基于iSIGHT平台的三维机翼气动优化设计[J]. 应用数学和力学. 2008, 29(5): 544–550.
YIN Bo, XU Dian, AN Yiran, et al. Aerodynamic optimization of 3D wing based on iSIGHT[J]. Applied Mathematics and Mechanics. 2008, 29(5): 544–550.(in Chinese)
- [3] 李元科. 工程最优化设计[M]. 北京:清华大学出版社, 2004. 99–140.
LI Yuanke. Optimization Principles and Techniques for Engineering Design[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2004. 99–140.(in Chinese)
- [4] 朱亚涛. 基于灵敏度分析的飞行器气动/隐身综合优化设计策略研究[D]. 上海:上海交通大学, 2010.
ZHU Yatao. The strategy investigation on aircraft aerodynamic–stealth composite optimal design based on sensitivity analysis [D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2010.(in Chinese)
- [5] [荷]奥波特. 顾诵芬等译. 运输类飞机的空气动力设计[M]. 上海:上海交通大学出版社, 2010. 31–102.
E. Obert. Aerodynamic Design of Transport Aircraft[M]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University Press, 2010. 21–102.(in Chinese)
- [6] 陈迎春,李亚林,叶军科,等. C919飞机增升装置工程应用技术研究进展[J]. 航空工程进展. 2010, 1(1): 1–5.
CHEN Yingchun, LI Yalin, YE Junke, et al. Study progress about high–lift system of C919 airplane[J]. Advance in Aeronautical Science and Engineering. 2010, 1(1): 1–5.(in Chinese)
- [7] 周明,孙树栋. 遗传算法原理及应用[M]. 北京:国防工业出版社, 1999. 1–170.
ZHOU Ming, SUN Shudong. Genetic Algorithms: Theory And Applications[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1999. 1–170.(in Chinese)
- [8] 玄光男,程润伟. 遗传算法与工程优化[M]. 北京:清华大学出版社, 2004. 2–106.
Mitsuo Gen, CHEN Runwei. Genetic Algorithms and Engineering Optimization[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2004. 2–106.(in Chinese)
- [9] 崔德刚,张睿,杜海,等. 基于服务的高性能多学科优化计算在飞机设计中的应用[J]. 航空科学技术. 2011, (2), 44–46.
CUI Degang, ZHANG Rui, DU Hai, et al. The multi–disciplinary optimization applied in aircraft design based on SOA and high performance computation[J]. Aeronautical Science and Technology. 2011, (2), 44–46.(in Chinese)
- [10] 熊青岳. 大型飞机优化设计网格平台监视与管理系统的研究与实践[D]. 北京:北京航空航天大学, 2012.
XIONG Qingyue. The study and implement on monitor and manage system for grid platform of large aircraft optimization design[D]. Beijing: Beihang University, 2012.(in Chinese)

- [11] Chin V, Peters D W, Spaid F W, et al. Flowfield measurements about a multi-element airfoil at high Reynolds numbers[R]. AIAA 93-3137, 1993.
崔德刚(1940—)男,研究员,博士生导师,主要研究方向:飞机设计、复合材料力学分析和高性能计算。
Tel: 15710093272
- [12] Klausmeyer S M, Lin J C. Comparative results from a CFD challenge over a 2D three-element high-lift airfoil[J]. NASA TM, 1997, 112858.
E-mail: dgcai@vip.163.com
杜海(1986—)男,助理工程师,主要研究方向:计算机辅助设计、飞机多学科优化。
Tel: 15710093272
E-mail: duhaibuaa@163.com
- 作者简介**
徐榛(1990—)女,硕士研究生,主要研究方向:飞机设计的气动及多学科优化。
Tel: 15710093272
E-mail: xzhenwork@sina.com
- 张睿(1986—)女,助理工程师,主要研究方向:多学科优化设计。
Tel: 15710093272
E-mail: zrbuaa@sina.com

Research on Aerodynamic Optimization of Aircraft High Lift Devices Based on Improved Genetic Algorithm

XU Zhen^{1*}, CUI Degang², DU Hai³, ZHANG Rui³

1. Large Aircraft Advanced Training Center, Beihang University, Beijing 100191, China

2. Science & Technology Committee AVIC, Beijing 100012, China

3. Chinese Aeronautical Establishment, Beijing 100012, China

Abstract: This article constructed an aerodynamic optimization platform oriented to the design of aircraft high lift devices, and use this platform to design the gap parameters of 30P30N three-element airfoil with a nested double cycle workflow. During the optimization process, the platform use adaptive genetic algorithms improved by sensitivity analysis as its main optimization method. The results indicated that the lift-drag ratio of this airfoil has been significantly improved, and this optimization is suitable for kinds of multi-element airfoils' high lift devices.

Key Words: aerodynamic optimization; genetic algorithm; high lift devices; sensitivity analysis; gap parameters

Received: 2013-10-16; Accepted: 2013-12-09

Foundation item: National High Technology Research and Development Program(863 Project)(2012AA01A304)

* Corresponding author. Tel.: 15710093272 E-mail: xzhenwork@sina.com