

DOI: 10.19416/j.cnki.1674-9804.2023.01.011

基于中点误差的紧固件刚度曲线优化方法

矫健智* 李三平

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

摘要: 在飞机结构设计中, 结构静强度是飞机结构设计成功的基础, 在满足性能指标的基础上实现对结构轻量化的优化目标是飞机结构工程师不变的追求。紧固件作为飞机结构零件之间的机械连接方式, 其高载下弹塑性刚度变化的准确表达将影响复杂模型非线性仿真结果的准确性。以某型飞机机翼盒段为研究对象, 利用商用软件 ABAQUS 进行非线性有限元仿真模拟, 用 FASTENER 单元对飞机盒段模型中的紧固件进行表达, 同时加入紧固件的刚度曲线, 并对非线性计算过程当中, 由刚度曲线定义的不合理性所导致的迭代收敛性问题进行了研究, 得到了基于中点误差的刚度曲线优化方法, 并最终完成了复杂的非线性仿真分析。仿真结果实现了对试验的较好仿真, 为实现复杂模型下自动化添加大量非线性紧固件提供了基础。

关键词: 紧固件刚度; 非线性仿真; 刚度曲线优化

中图分类号: V215.5

文献标识码: A

OSID:



0 引言

在飞机结构设计中, 结构静强度是飞机结构设计成功的基础, 在满足性能指标的基础上实现对结构更优的轻量化是飞机结构工程师不变的追求。飞机结构多采用加筋薄壳的设计, 大量采用紧固件作为零件之间的机械连接方式, 故连接件的强度分析是机体结构设计的重要组成部分。据统计, 飞行器结构中有 70% 以上的破坏是由紧固件连接失效导致^[1-2]。钉载的研究始于 NASA 对金属双剪连接弹性段的研究, Rosenfeld^[3]据此建立了螺栓载荷的递推公式。在载荷作用下, 大多数紧固件呈现出复合受载的情况, 目前对紧固件刚度的主要研究方法有理论分析、工程经验公式和有限元等^[5]。

针对有限元方法, 前人进行了一些研究。Gray^[6]等提出用壳单元和三维单元混合的螺栓连接建模方法, 以此获得螺栓内部的载荷分布情况以及真实的孔边应力状态。宋恩鹏^[7]等人通过试验和有限元仿真结果进行对比, 提出了紧固件刚度会

影响到多钉双剪连接的钉载分配, 同时钉载的分配比例受到连接板材料刚度的影响。Ekh J^[8]等应用 ABAQUS 中的不同单元组合来模拟单排多钉的紧固件连接模式, 在充分考虑接触非线性的影响下, 通过与试验和三维细化模型的仿真结果进行对比, 给出了单排多钉连接的单元选择建议。赵群^[9]等研究结构刚度对钉载分布的影响, 得出适用于某型号飞机设计的钉载分布规律。

本文以某型飞机翼身组合体机翼破坏试验为研究对象, 试验如图 1 所示。团队前期开展了一些

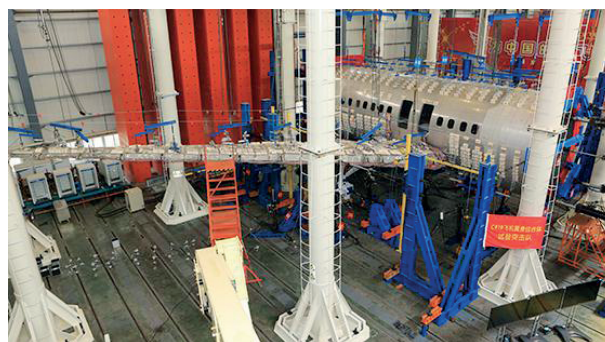


图 1 翼身组合体进行静力试验

* 通信作者. E-mail: jiao_6166@163.com

引用格式: 矫健智, 李三平. 基于中点误差的紧固件刚度曲线优化方法[J]. 民用飞机设计与研究, 2023(1): 68-73. JIAO J Z, LI S P. Optimization method of fastener stiffness curve based on midpoint deviation[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2023(1): 68-73 (in Chinese).

翼身组合体破坏试验的仿真,为进一步提高仿真结果的精度,结合江蕊伶等^[10]的研究内容,将紧固件非线性对仿真结果的影响加以考虑。通过对紧固件刚度曲线的优化,将紧固件的刚度曲线引入翼组盒段失效仿真过程,得到了更为准确的金属机翼的承载能力评估结果。

1 机翼盒段有限元仿真

参照文献[11]中的方法建立某型飞机机翼盒段的精细模型,精细有限元模型是在细化模型的基础上进行进一步的细分网格,以“全机打钉”的策略取代厚度融合的方法,建模思路更加直观。模型的网格划分更加精细,将结构更多的几何特征在模型中表现出来,实现对连接件的精确表达,避免了等效刚度简化对模型紧固件和结构件的省略。机翼盒段模型如图 2 所示,用该模型进行 2.5 g 载荷下的金属机翼承载能力计算。该模型主要由 23 万个壳单元和 3 770 个紧固件单元组成,节点数 31 万,总自由度数 164 万。在精细模型中,紧固件通过对连接单元添加刚度曲线实现对紧固件的模拟。

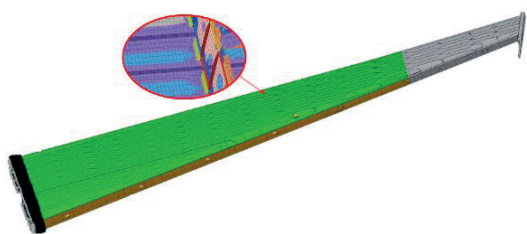


图 2 某型飞机机翼盒段精细模型

在 ABAQUS 中,紧固件有两种常见的表达方式。两种方式都采用连接单元对钉进行表达,具体差异在于紧固件头与板壳之间连接方式的表达。第一种方式是 FASTENER,其特点在于通过 COUPLING 将紧固件端点与壳单元的节点进行连接,其连接范围通过设置影响半径来调整,如图 3 所示。第二种设置方式直接采用 COUPLING 进行设置,该方法属于离散定义,在连接单元节点与对应的壳面之间显示的定义 COUPLING,当连接的壳单元范围控制在一个单元时,与 NASTRAN 中的 CWELD 单元表现基本一致,如图 4 所示。

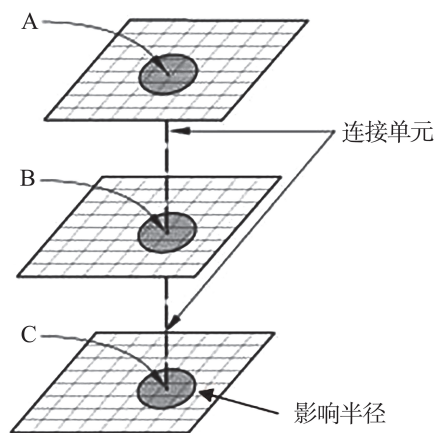


图 3 FASTENER 方式

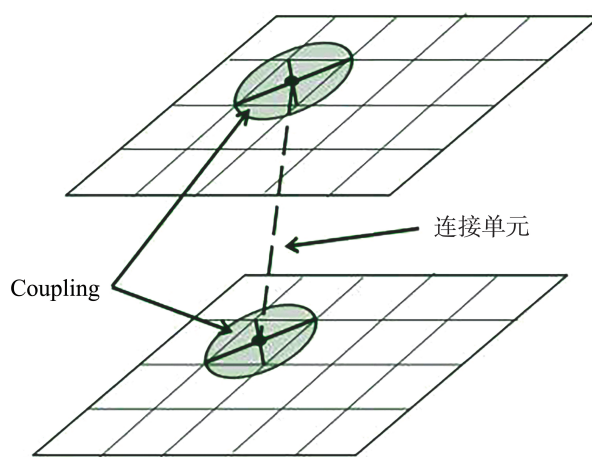


图 4 COUPLING 方式

两种数值表达中,都使用连接单元来表达紧固件钉杆,常见的连接单元有 CARTESIAN-CARDAN 和 BUSHING。

在弯矩表达方面,两种连接单元的分配策略也有不同。BUSHING 将单元弯矩平均分配到两个结点上,而 CARTESIAN-CARDAN 将单元弯矩全部算在第一结点上。对于紧固件连接壳单元的情况来说,连接单元的两个结点均通过将转角位移分配到受约束的从结点,进而模拟弯矩作用,因此连接单元内弯矩的处理对整体计算没有影响。

但 BUSHING 在计算时存在收敛性问题,主要源于其对转角自由度的定义方式。它的单元坐标轴由两个结点各自的坐标轴通过数学运算来建立,结点处的微小转动可能引起单元坐标轴的转角在正负之间突变,由此造成的弯矩突变将导致收敛困难。由于 BUSHING 单元本身数学模型的原因,收

敛性比较差,故本文采用 CARTESIAN-CARDAN 作为表达紧固件的连接单元。

试验中和试验后的观测都显示,翼盒结构的最终破坏涉及到几何非线性(受压屈曲)、材料弹塑性以及接触等多个非线性现象,有限元仿真是一项极具挑战性的工作。为精确模拟紧固件的非线性传力特点,包括进入塑性段后的刚度变化和超过极限后的断裂(卸载)现象,本文根据江蕊伶等^[10]的研究内容,利用 ABAQUS 建立如图 5 所示三维单剪连接模型来计算钉的刚度曲线。下板采用固支约束,上板施加拉力,使用通用接触算法加入接触,忽略摩擦,对孔周边网格进行细化以提高计算精度。通过仿真可以得到紧固件的刚度曲线,如图 6 所示。

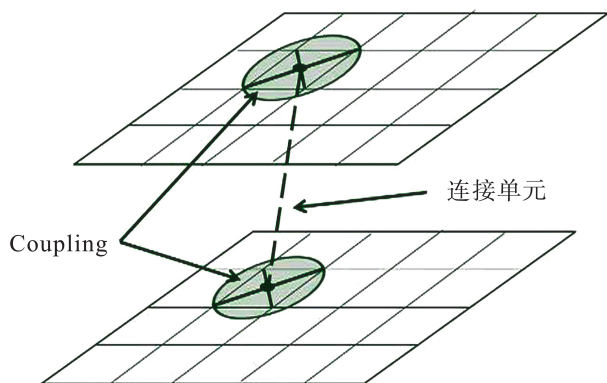


图 5 紧固件连接的局部细化模型

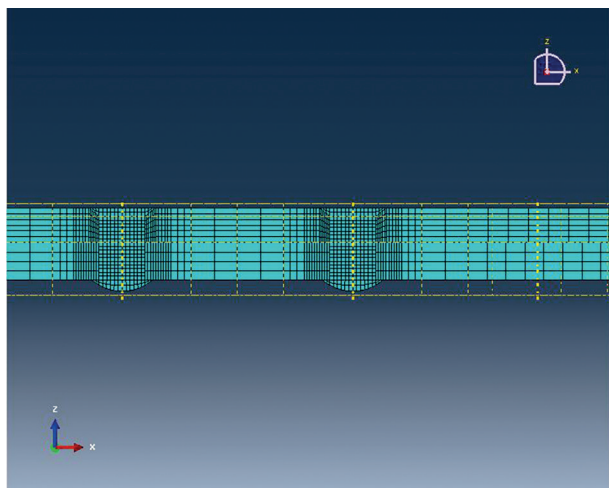


图 6 螺栓连接刚度曲线

图 6 曲线上的点为模型每个收敛步结果计算所得的紧固件剪力和变形。补充紧固件的许用值信息后,图 6 所示的非线性刚度曲线就可以带入精细

模型中模拟紧固件在高载下的塑性和断裂卸载特性,从而完成结构承载力的仿真计算。但是实际的计算表明,非线性迭代在远小于试验破坏载荷时,大约四分之三,即无法收敛,非线性仿真失败。

采用非线性有限元定义结构的弹塑性刚度曲线,多数软件要求曲线原点后的第一个数值点为弹性段的最后一个点。上述紧固件刚度曲线的弹性段定义了过多的中间数值点,导致数值迭代过程发散,删除“中间点”即可解决该数值问题。处理方法虽然简单,但是由于结构模型中包含大量的紧固件,弹塑性曲线的“清理”工作人工完成效率太低,需要建立一个可靠的算法由程序自动完成。

2 中点误差的计算方法

考虑曲线上任意连续的三个数据点 (x_1, y_1) , (x_2, y_2) , (x_3, y_3) , 上述清理中点的数学表述即是以 P_1 和 P_3 连线上的线性插值点 P'_2 近似点 P_2 。中点误差定义为 e :

$$e = \left| \frac{y'_2 - y_2}{y_3 - y_1} \right| = \left| \frac{x_2 - x_1}{x_3 - x_1} - \frac{y_2}{y_3 - y_1} \right| \quad (1)$$

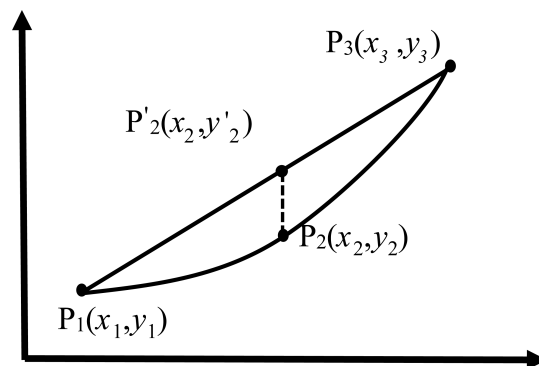


图 7 中点误差值

对于已有曲线上的数值点,除首点和尾点外,计算每个点的插值误差,当误差小于阈值,即认为该三点线性度良好,中间点可删除。上式中的 e 有清晰的数学意义,阈值的确定可采用试算的方法,既保证一定的线性化精度,又尽可能多地去除曲线中的线性部分。经过大量刚度曲线的比对和试算,设定阈值 $e = 5\%$ 可取得良好数值效果。

3 典型紧固件刚度曲线

以机翼连接后梁和蒙皮的一颗螺栓为例,螺栓

直径为 6.35 mm,后梁厚度为 6.57 mm,蒙皮厚度为 6 mm。材料参数如表 1 所示。

表 1 材料参数

材料牌号	零件	弹性模量 E/MPa	泊松比 μ	屈服强度 σ_{cy}/MPa	抗拉强度 σ_b/MPa
Al7055-T76511	蒙皮	73 875	0.21	520	658
Al7050-T7451	后梁	70 967	0.33	356	513
Ti-6AL-4v	螺栓	116 521	0.31	606	1 025

在 ABAQUS 中建立图 6 所示的实体单元模型,计算该紧固件的刚度曲线,如图 8 所示。

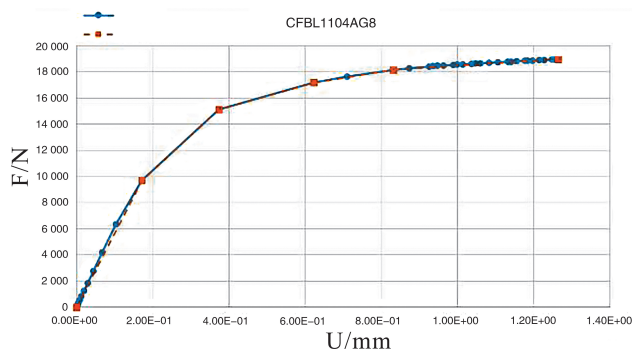


图 8 螺栓连接的刚度曲线

有限元计算所得的优化前刚度曲线如图 8 中蓝色图例所示,包含 50 个数据点,橙色图例为经过上述优化计算后的刚度曲线,包括 6 个点。两条曲线的吻合度非常好,通过优化可以减少刚度曲线数据点的数量,去除原有的“线性段”,但同时不会降低刚度曲线的数值精度。

4 仿真流程

模型的仿真计算流程,拆解为两步。第一步采用通用分析步 (Static, General), 大量试算表明采用静力分析步,在不打开稳定控制下,计算结果只能计算模型有单元进入塑性左右,计算终点表现为长桁失稳,此后进入第二步计算。第二步采用准静态分析步 (Quasi-Static), 稳定计算到结构破坏。

对于模型中紧固件的处理采用如图 9 所示的仿真流程。通过不断对模型添加弹塑性刚度曲线的方式,将模型中首先出现高钉载的钉加入弹塑性刚度曲线,当紧固件进入塑性段,紧固件的承载增量降低,为了满足结构的承载要求,载荷会重新分配

到高载荷紧固件周围载荷较低的紧固件上,从而降低紧固件高应力,同时这种仿真更加符合实际情况,可以提高仿真精度。

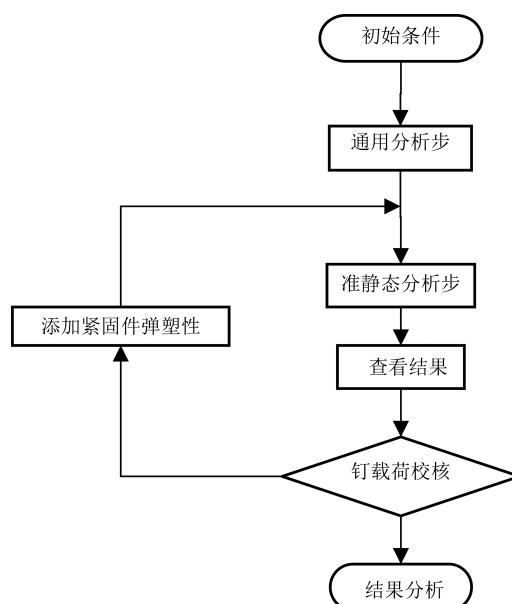


图 9 仿真流程图

5 仿真结果

采用上述方法,对翼盒精细模型中相关的 232 个紧固件的刚度曲线进行简化,在不更改其他非线性设置的基础上,重复了非线性有限元分析,结构开始发生不稳定破坏的状态如图 10 所示。承载能力计算结果如表 2 所示,其中试验测得的结构承载能力以 F 表示。最终数值结果与试验的误差为 7% 左右,与金属材料性能的保守取值有关。分析达到工程计算的精度要求。

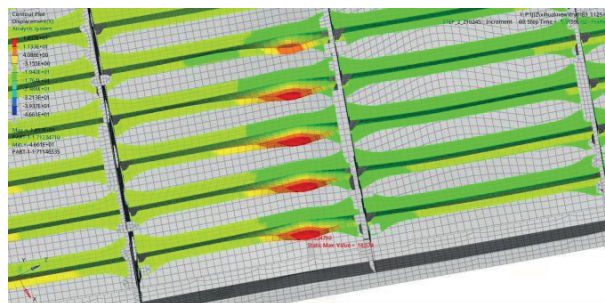


图 10 结构不稳定破坏状态

该非线性计算过程中需要反复调用紧固件刚度曲线进行迭代运算。优化前由于刚度曲线定义

表 2 翼盒 2.5 g 工况承载能力分析结果

计算结果	承载能力
试验破坏载荷	F
优化前	0.77F
优化后	0.93F

不合理,且涉及的紧固件数量较多,导致结果不容易收敛;当刚度曲线优化后,数值迭代的速度显著提高,原有的收敛性问题得到解决。

仿真结果显示在 0.90F 的加载条件下,后梁与蒙皮之间的紧固件最先出现高钉载,此时的长桁已经出现了损伤,长桁的承载增量降低,前后梁将承载大部分的载荷增量,蒙皮在载荷作用下向上拉,紧固件作为蒙皮和后梁之间的传力零件,当载荷加载到 0.91F 时,原来高钉载的钉出现了断裂。当首个紧固件发生断裂后,结构的载荷会传递到周围的紧固件上,载荷会分配到周围的紧固件上,接着周围的钉会出现拉链式的破坏,如图 11 所示,其破坏形式与图 12 所示试验件的破坏形式基本一致。

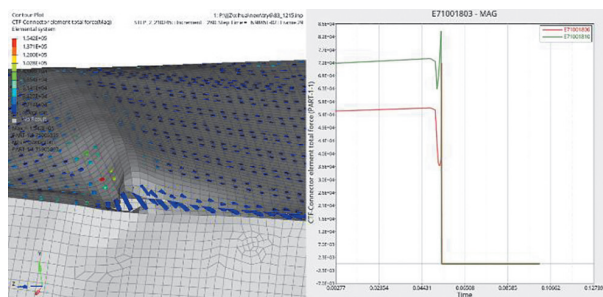


图 11 数值仿真钉断裂

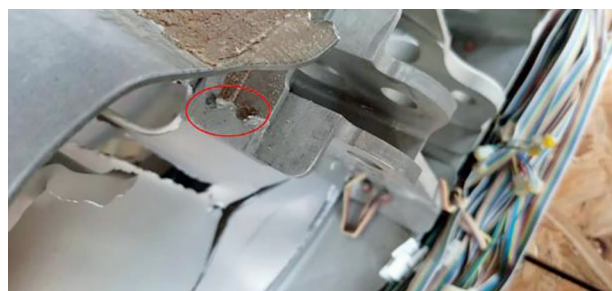


图 12 试验件钉断裂

6 结论

在实际复杂飞机结构非线性仿真中,非线性刚度曲线是影响载荷传递准确性的重要因素之一,而

复杂模型通常含有大量紧固件牌号和不同的连接板厚度组合。本文在三维有限元模型计算紧固件刚度的基础上,通过控制中点误差值,能够实现对紧固件刚度曲线的自动优化,成功解决了非线性刚度曲线所引起的数值收敛性问题,为实现复杂模型下大量考虑非线性紧固件提供了基础。

参考文献:

- [1] 杜善义,关志东. 我国大型客机先进复合材料技术应对策略思考[J]. 复合材料学报, 2008, 25(1): 1-10.
- [2] 谢鸣九. 复合材料多排钉机械连接有限元分析方法研究[J]. 航空学报, 1998, 19(4): 4.
- [3] TATE M B, ROSENFELD S J. Preliminary investigation of the loads carried by individual bolts in bolted joints NACA TN 1051 [R]. Washington: NACA, 1946.
- [4] 汪裕炳,张全纯. 复合材料的结构连接[M]. 北京: 国防工业出版社, 1992: 92.
- [5] 朱继宏,侯杰,张卫红. 考虑钉载约束的飞行器结构拓扑优化设计[C]//中国计算力学大会 2014 暨第三届钱令希计算力学奖颁奖大会论文集. 2014: 984.
- [6] GRAY P J, MCCARTHY C T. A global bolted joint model for finite element analysis of load distributions in multi-bolt composite joints[J]. Composites Part B: Engineering, 2010, 41(4): 317-325.
- [7] 宋恩鹏,刘文琰,谢鸣九,等. 刚度比对复合材料多钉连接钉载分配影响研究[J]. 飞机设计, 2005(4): 29-32.
- [8] EKH J, SCHÖN J. Load transfer in multirow, single shear, composite-to-aluminium lapjoints[J]. Composites Science and Technology, 2006, 66(7-8): 875-885.
- [9] 赵群,丁运亮,金海波. 结构刚度对翼根螺栓组载荷分布的影响[J]. 航空学报, 2008, 29(4): 931-936.
- [10] 江蕊伶,李三平. 机械连接刚度的三维有限元分析方法研究[C]//第十五届中国 CAE 工程分析技术年会论文集. 2019: 340-343;355.
- [11] 黄勇,李三平. 民用飞机结构强度设计中的全机精细有限元分析技术及其应用[J]. 计算机辅助工程, 2018, 27(3): 5.

作者简介

矫健智 男,硕士,工程师。主要研究方向:精细有限元分析。E-mail: jiao_6166@163.com

李三平 男,研究员,工程师。主要研究方向:精细有限元分析。E-mail: lisanping@comac.cc

Optimization method of fastener stiffness curve based on midpoint deviation

JIAO Jianzhi^{*} LI Sanping

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

Abstract: In the design of aircraft structure, the static strength of the structure is the basis for the successful design of the aircraft structure. On the basis of meeting the performance indicators, it is the constant pursuit of aircraft structural engineers to achieve the goal optimization of structural lightweight. As the mechanical connection between aircraft structural parts, the accurate expression of its elastic-plastic stiffness under high load will affect the accuracy of the nonlinear simulation results of the structural bearing capacity. In this paper, the wing box section of an aircraft was taken as the research object. The nonlinear finite element simulation was carried out by using the commercial software ABAQUS. The fasteners in the aircraft box section model were expressed by FASTENER elements, and the stiffness curve of the fastener was taken into account. In the process of nonlinear calculation, the iterative convergence problem caused by the irrationality definition of the stiffness curve was studied, the optimization method of stiffness curve based on the midpoint deviation was obtained, and the complex nonlinear simulation analysis was finally completed. The simulation results achieve a good simulation of the experiment, and provide a basis for adding a large number of nonlinear fasteners to complex models automatically.

Keywords: fastener stiffness; nonlinear simulation; stiffness curve optimization

^{*} Corresponding author. E-mail: jiao_6166@163.com