

倾斜尾桨直升机侧滑-俯仰耦合研究

马庚军*, 胡晓庆, 杨文凤

中国飞行试验研究院, 陕西 西安 710089

摘要: 针对倾斜尾桨直升机的侧滑-俯仰耦合进行了分析研究。首先描述了倾斜尾桨直升机在横侧静稳定性模拟试飞中出现的侧滑-俯仰耦合现象; 进而分析了该耦合产生的机理, 给出了该耦合的主要影响因素; 最后对该耦合的解耦方法和试飞评估方法进行了研究。研究结果可为倾斜尾桨直升机侧滑-俯仰耦合的试飞与评估提供重要参考。

关键词: 直升机; 倾斜尾桨; 侧滑-俯仰耦合; 影响因素; 解耦方法; 试飞与评估

中图分类号: V217.3 文献标识码: A DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2018.01.053

直升机的轴间耦合是指在直升机某一个轴上施加的操纵输入在它轴上引起响应的现象。耦合响应是直升机飞行操纵过程中的固有特性, 引起这一特性的原因除了操纵系统的机械耦合外, 还与气动设计、旋翼操纵响应的滞后以及旋翼旋转矢量改变引起的进动等因素相关。

直升机的侧滑飞行是杆舵协调操纵的结果, 因而侧滑飞行引起的俯仰响应——即侧滑-俯仰耦合是直升机纵向、横向耦合以及纵向、航向耦合的综合反映。对于常规竖直垂尾、尾桨桨盘平面直立的单旋翼带尾桨直升机, 可以认为纵向与横航向之间是解耦的, 进而忽略侧滑-俯仰耦合的影响。而对于采用了可以产生纵向拉力分量的倾斜尾桨的直升机, 纵、横、航向各轴之间均存在耦合效应, 这不仅增加了这类直升机气动设计、操纵系统设计以及飞控系统设计的难度, 也对其性能、飞行品质产生了影响^[1]。本文从倾斜尾桨直升机在模拟飞行中出现的侧滑-俯仰耦合现象入手, 对该耦合产生的机理进行了分析, 并就该耦合的解耦方法及试飞评估方法进行了研究。

1 耦合现象

在利用倾斜尾桨直升机模拟器进行横侧静稳定性的仿真试飞研究中, 发现倾斜尾桨直升机具有较为强烈的侧滑-俯仰耦合现象, 需要进行纵向周期变距补偿才能保持俯仰姿态的稳定。图1给出了该倾斜尾桨直升机在气压高

度1000m、表速140km/h的条件下进行稳定右侧滑模拟飞行时的时间历程图。由图可知, 随着右侧滑的产生, 侧滑角 β 由 3° 逐渐增大至 13° 左右, 俯仰角 θ 随之增大, 虽然飞行员采用缓慢推杆(即增大 W_y)来抑制直升机的上仰姿态, 但俯仰角仍增大至 5° 左右并随着侧滑角的增大而呈现发散趋势。

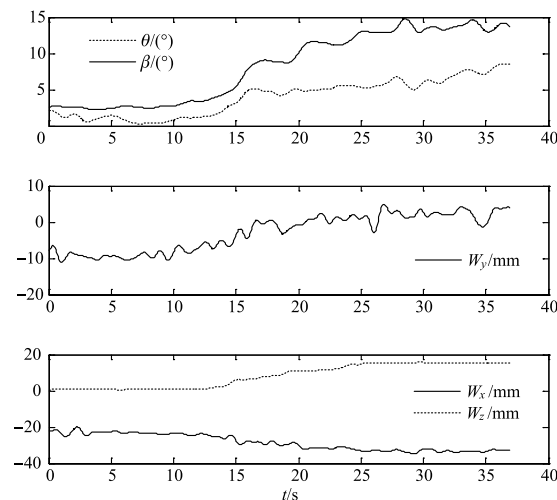


图1 稳定右侧滑的时间历程

Fig. 1 Time history of steady right sideslip

图2给出了该倾斜尾桨直升机在气压高度1000m、表速140km/h的稳定侧滑模拟飞行中, 侧滑角 β 与修正俯仰姿态变化所需的纵向操纵补偿量之间的关系。由图可知,

收稿日期: 2017-09-21; 退修日期: 2017-10-12; 录用日期: 2017-12-17

* 通信作者. Tel.: 029-86839474 E-mail: mgjun8905@163.com

引用格式: Ma Gengjun, Hu Xiaoping, Yang Wenfeng. Research on sideslip-pitch coupling of canted tail-rotor helicopter [J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29 (01): 53-57. 马庚军, 胡晓庆, 杨文凤. 倾斜尾桨直升机侧滑-俯仰耦合研究 [J]. 航空科学技术, 2018, 29 (01): 53-57.

右侧滑需要推杆补偿,左侧滑需要拉杆补偿;侧滑角与对应所需的纵向操纵补偿量之间基本上呈线性关系,即随着侧滑角的增大,需要付出更大的纵向补偿来保持俯仰姿态的稳定。

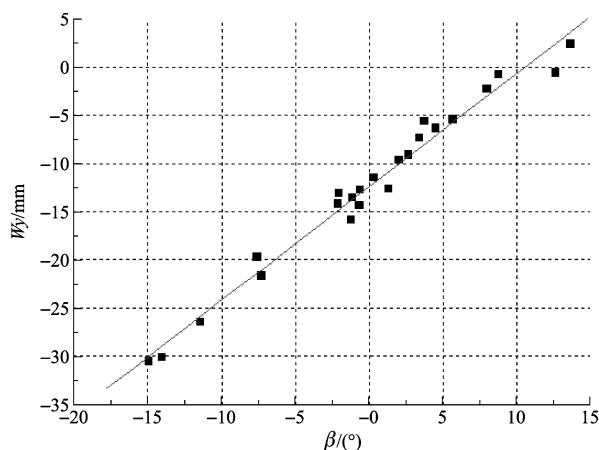


图2 稳定侧滑飞行时的纵向操纵补偿

Fig. 2 Pitch cyclic control compensation in steady sideslip flight

图3给出了UH-60“黑鹰”直升机侧滑时机身俯仰力矩的增量 $\Delta M/q$ 随侧滑角的变化关系^[2]。图中,实线是使用回归算法推导出的模型方程得出的数据,虚线是风洞试验数据。由图可知,随着侧滑角的增大(无论左侧滑还是右侧滑),俯仰力矩的增量迅速增大,所需的俯仰操纵补偿也迅速增大。

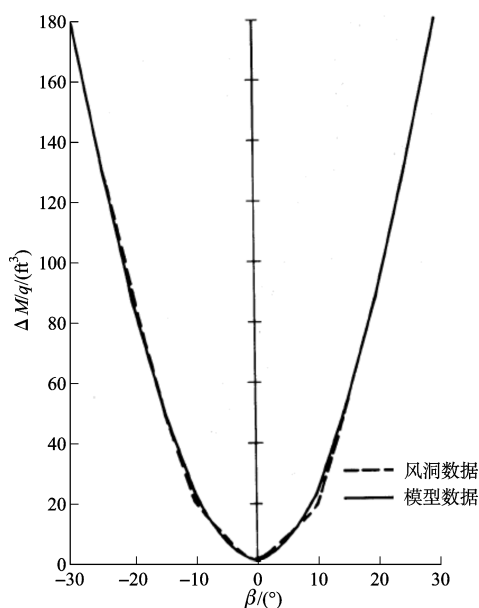


图3 UH-60 直升机侧滑时机身俯仰力矩的增量

Fig. 3 Incremental fuselage pitching moment during sideslip of UH-60

侧滑飞行时较大的俯仰力矩或纵向操纵补偿增加了协调操纵的难度,在要求机头下指的非协调机动中,将会增加飞行员纵向姿态控制的难度和飞行员的工作负荷,甚至引发纵向操纵问题^[3];而在尾桨失效的情况下,直升机会进入侧滑飞行状态,此时侧滑-俯仰耦合将会加重飞行员的定向障碍,容易引发飞行安全问题。

因此,对于倾斜尾桨直升机而言,侧滑-俯仰耦合是相当重要的轴间耦合现象,有必要对其开展试飞评估,而不能像常规尾桨直升机那样予以忽略。

2 耦合产生的机理

由于侧滑飞行是杆舵协调操纵的结果,因而可分别从横杆和脚蹬操纵输入时直升机的俯仰姿态变化来观察该耦合,即分别考察滚转-俯仰耦合以及偏航-俯仰耦合,其中偏航-俯仰耦合即可反映偏航操纵引起的倾斜尾桨桨距变化对俯仰姿态的影响。其次,进入侧滑飞行时平尾所受气动力的变化也可能产生较大的俯仰力矩变化。下面对上述影响侧滑-俯仰耦合的主要因素进行具体分析。

2.1 滚转-俯仰耦合的影响

图4给出了该倾斜尾桨直升机在气压高度1000m、表速100km/h的模拟条件下进行右压杆阶跃输入(产生右侧滑)时的纵向响应。由图可知,右压杆(W_x 减小)阶跃输入后,滚转角 φ 缓慢增加,侧滑角 β 随之逐渐增大并在滚转角达到峰值后出现了极值。而俯仰轴在压杆输入后立即产生了上仰姿态并发散增大,达到 20° 后飞行员大幅推杆改出。

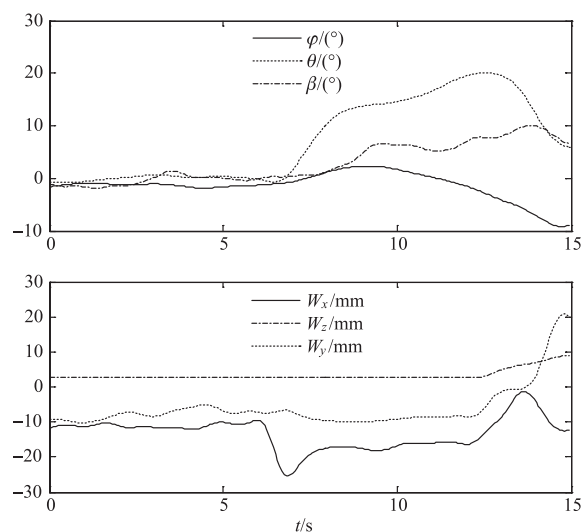


图4 右压杆阶跃输入时的纵向响应

Fig. 4 Pitch response for right cyclic step input

可见,该倾斜尾桨直升机存在强烈的滚转-俯仰耦合,该耦合加剧了侧滑-俯仰耦合,即产生侧滑所需的横杆操纵同时产生了较大的俯仰姿态变化量。具体而言,产生右侧滑所需的右压杆量产生了抬头力矩,使姿态上仰;产生左侧滑所需的左压杆量产生了低头力矩,导致低头姿态变化。

2.2 倾斜尾桨的影响

尾桨轴向上倾斜的尾桨,除了平衡旋翼反扭矩和实现航向操纵外,还扩大了直升机的纵向重心范围^[4],但同时引入了航向和纵向之间的气动耦合和操纵耦合,导致侧滑时的航向协调操纵还会引起俯仰响应。

图 5 给出了该倾斜尾桨直升机在气压高度 1000m、表速 100km/h 的模拟条件下进行左脚蹬阶跃输入时的时间历程。由图可知,在脚蹬阶跃输入之后,直升机立即产生了右侧滑且侧滑角 β 不断增大,随之出现了左滚运动且滚转角 φ (负值) 快速增大。左脚蹬阶跃输入使倾斜尾桨的桨距增大,产生了一个向上的拉力增量,该增量使直升机低头;同时左滚转也因滚转-俯仰耦合而产生低头力矩。而直升机的俯仰姿态首先缓慢波动,在侧滑角和滚转角均相对较大时快速增大,这一变化过程与该倾斜尾桨直升机的机械解耦设计、飞控控制律解耦设计、进入侧滑飞行状态平尾气动力的变化等因素相关。飞行员大幅推杆改出,这与前述右侧滑需要推杆补偿的结论是一致的。

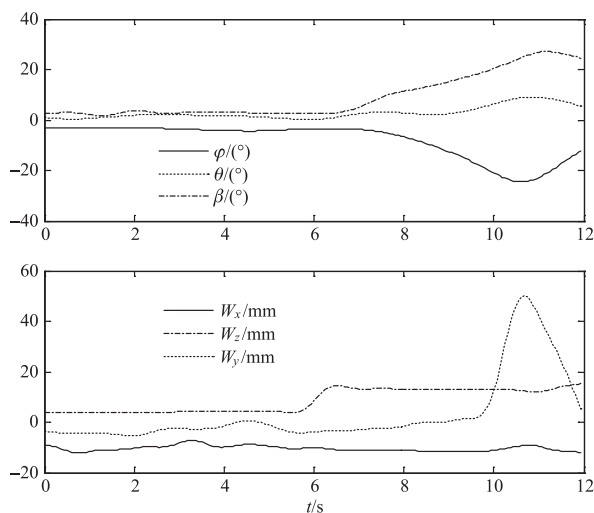


图 5 左脚蹬阶跃输入时的纵向响应

Fig. 5 Pitch response for left pedal step input

在机械解耦方面,该型机在纵向周期变距的控制中引入了脚蹬操纵量以补偿脚蹬操纵产生的纵向力增量对俯仰姿态的影响,解耦系统的设计原理^[4]如图 6 所示,表 1 给出了其机械解耦的量值^[5]。

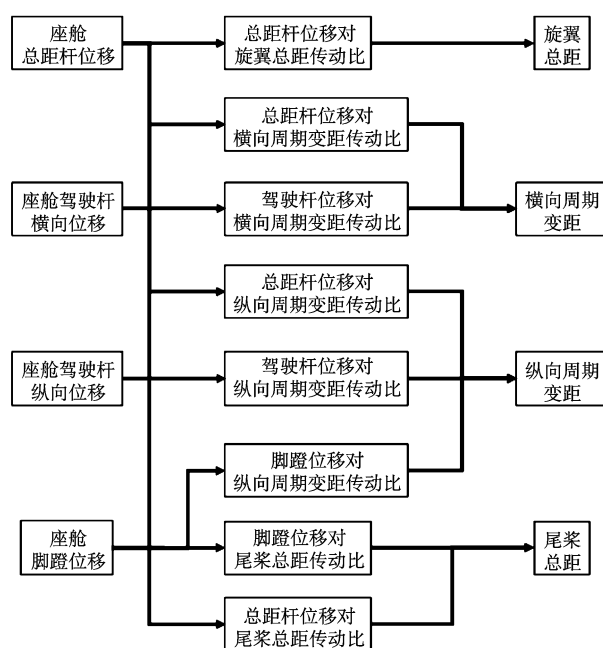


图 6 机械解耦系统设计

Fig. 6 Design of mechanical decoupling system

表 1 机械解耦系统的量值

Table 1 Value of mechanical decoupling system

操纵输入 /cm	旋翼桨距角增量 / (°)			尾桨桨距角增量 / (°)
	俯仰	滚转	偏航	偏航
俯仰, 23.11	28.3	—	—	—
滚转, 25.91	—	16.0	—	—
偏航, 15.24	9.25	—	—	33.0
总距, 22.86	4.64	1.65	16.0	19.2

由表 1 可知,当左脚蹬输入达到最大值 15.24cm 时,直升机的俯仰轴会产生 9.25° 的旋翼桨距角增量,该增量使直升机抬头。因而在图 5 的左脚蹬阶跃输入之后,机械解耦设计为直升机提供了抬头力矩。

2.3 平尾的影响

平尾的作用是为直升机在前飞状态下提供迎角稳定性,以克服旋翼对迎角的静不稳定力矩。如前所述,该型直升机的倾斜尾桨扩大了直升机的纵向重心范围,而当重心位置比较靠后时,为了达到较好的纵向静稳定性,必须采用大面积平尾。

在旋翼下洗流的湍流还没有脱离平尾的速度范围内,直升机从无侧滑飞行状态进入侧滑飞行状态时,平尾的气动力变化将对俯仰姿态产生影响。侧滑产生后,旋翼下洗流偏向于直升机的某一侧,导致部分或全部的平尾暴露在未受旋

翼扰动的自由气流中,因此产生了与无侧滑飞行状态不同的俯仰力矩,即出现了侧滑-俯仰耦合。图7给出了“黑鹰”直升机以222km/h的速度侧滑飞行时各部件对侧滑产生的俯仰力矩 M/β 的贡献值^[3]。

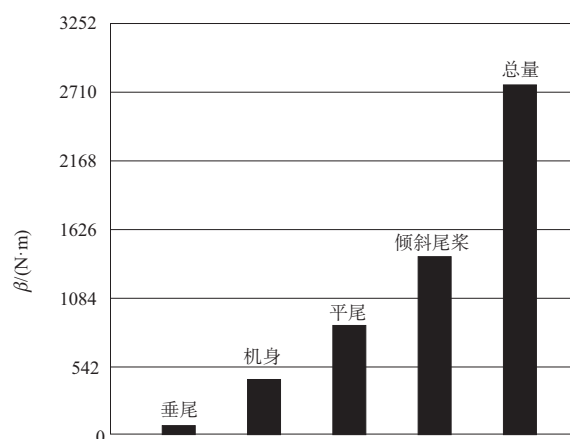


图7 UH-60 直升机各部件对侧滑产生的俯仰力矩的贡献值
Fig. 7 Contribution of aircraft components to the pitching moment due to sideslip of UH-60

由图可知,单位侧滑产生的俯仰力矩的总量超过2710N·m,已经与主旋翼周期变距操纵所得俯仰力矩的量值相当,因而需要相当大的飞行员操纵补偿。其中倾斜尾桨对该总量贡献了近50%,而平尾贡献了近25%,机身和垂尾贡献了其余的部分。因此,不能忽略进入侧滑飞行状态时平尾气动力变化对俯仰姿态产生的影响。

3 解耦方法及试飞评估方法

安装角固定的常规平尾在悬停和小速度飞行时,受旋翼下洗流的影响将产生较大的向下载荷,对俯仰姿态的稳定不利;而在大速度时直升机需要平尾为其提供足够的抬头力矩。为了平衡不同速度段对平尾的不同需求以及削弱侧滑-俯仰耦合的考虑,“黑鹰”直升机采用了自动平尾,在平尾控制逻辑中引入空速、总距杆位信号,同时还引入了俯仰角速率和横向加速度信号作为平尾安装角变化的控制参数^[6]。之所以引入横向加速度信号就是为了补偿侧滑-俯仰耦合带来的不利影响,只要尾桨有拉力变化(即有横向加速度产生),平尾就会产生相应的偏转以补偿尾桨拉力变化对纵向的耦合影响。这是“黑鹰”直升机在机械解耦、飞控控制律解耦之外消除侧滑-俯仰耦合的又一方法。

前已述及,有必要针对倾斜尾桨直升机的侧滑-俯仰耦合开展试飞评估,而目前,GJB902—90和ADS-33E-PRF均未对侧滑-俯仰耦合提出要求。但ADS-33E-PRF对迅猛机

动、目标捕获与跟踪中的滚转-俯仰耦合均给出了要求^[7],其中对前者给出了定性的飞行员评述要求:当总距固定、偏航操纵在必要时用以协调转弯的条件下,正反侧倾机动所引起的俯仰响应不应使飞行员感到不适;对后者给出了定量的指标要求,要求滚转引起的俯仰(q/p)耦合不得超过图8规定的界限。

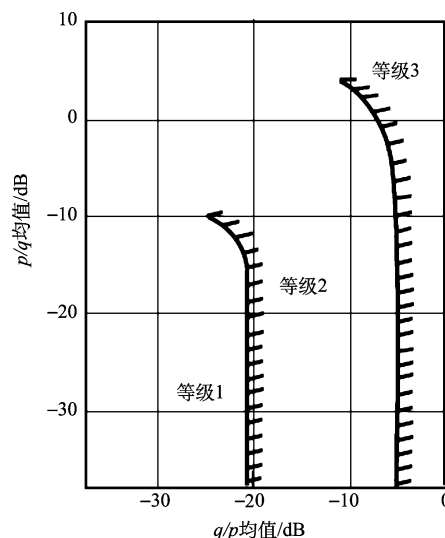


图8 目标捕获和跟踪中的滚转-俯仰耦合要求
Fig. 8 Requirements for pitch due to roll coupling for aggressive agility

图8中,横轴 q/p 均值由俯仰和滚转频率响应的比值得到,定义为俯仰对滚转操纵输入响应(q/δ_{lat})与滚转对滚转操纵输入响应(p/δ_{lat})的比值在俯仰对俯仰操纵输入响应(θ/δ_{lon})的带宽频率和中性稳定频率(相角为 -180°)之间的平均值,纵轴 p/q 均值的定义与之类似。当产生频率响应数据时,异轴操纵输入应为最小。

如前所述,侧滑-俯仰耦合中包含了滚转-俯仰耦合的影响,因而可在开展侧滑-俯仰耦合评估之前,按ADS-33E-PRF的要求完成滚转-俯仰耦合的定量评估,在此基础上,再结合横侧定位、快速侧移、转向到目标等任务机动科目开展定性的侧滑-俯仰耦合主观评述,确保直升机不出现令人生厌的侧滑-俯仰耦合响应。

4 结论

通过对倾斜尾桨直升机的侧滑-俯仰耦合现象的研究,可以得出如下结论:

(1) 倾斜尾桨直升机的侧滑-俯仰耦合是相当重要的轴间耦合现象,有必要对其进行试飞评估,而不能像常规尾桨直升机那样予以忽略。

(2) 倾斜尾桨直升机的侧滑-俯仰耦合主要受滚转-

俯仰耦合、倾斜尾桨的气动耦合与机械操纵耦合、平尾的气动响应等因素的影响。

(3) 除了机械解耦和飞控控制律解耦,在自动平尾的偏转角控制逻辑中引入横向加速度信号反馈是消除侧滑-俯仰耦合的另一种方法。

(4) 可以在定量评估滚转-俯仰耦合的基础上,结合任务机动科目对侧滑-俯仰耦合进行定性的评述评价,确保不出现令人生厌的侧滑-俯仰耦合响应。

AST

参考文献

- [1] 沙虹伟. 尾桨倾斜和可动平尾对直升机性能/品质影响及设计方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013.
Sha Hongwei. Research on the influence of tail rotor tilting and movable stabilator on helicopter performance/flying qualities and design method[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013. (in Chinese)
- [2] Kathryn B H. A mathematical model of the UH-60 helicopter[R]. USAAVSCOM TM-84-A-2, AVSCOM Ames Research Center, 1984.
- [3] Gareth D P. Helicopter flight dynamics: the theory and application of flying qualities and simulation modeling[M]. Second edition, Washington: AIAA, 2007: 440-441.
- [4] 郑文东. 黑鹰直升机飞行特性研究[D]. 南京: 南京航空航天

大学, 2009.

Zheng Wendong. Research on Black Hawk helicopter flight characteristic[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013. (in Chinese)

- [5] USAAEFA. Government competitive test utility tactical transport aircraft system (UTTAS) Sikorsky YUH-60A helicopter[R]. NO.74-06-1, USAAEFA, 1976.
- [6] Leoni R D. Black Hawk: the story of a world class helicopter[M]. Virginia: AIAA Press, 2007: 153.
- [7] AMRDEC. Aeronautical design standard performance specification-handling qualities requirements for military rotorcraft (ADS-33E-PRF) [S]. Redstone Arsenal: AMRDEC, 2000. (责任编辑 朱赫)

作者简介

马庚军(1989-) 男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 直升机飞行品质试飞研究。

Tel: 029-86839474

E-mail: mgjun8905@163.com

胡晓庆(1993-) 男, 学士, 助理工程师。主要研究方向: 直升机飞行品质试飞研究。

杨文凤(1987-) 女, 硕士, 工程师。主要研究方向: 直升机飞行品质试飞研究。

Research on Sideslip-Pitch Coupling of Canted Tail-Rotor Helicopter

Ma Gengjun*, Hu Xiaoqing, Yang Wenfeng

Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China

Abstract: This paper introduced and researched sideslip-pitch coupling of canted tail-rotor helicopter. The phenomenon of sideslip-pitch coupling occurred during lateral-directional static stability simulated flight test was described firstly. Then analyzed the mechanism of this coupling, and gave the main influencing factors of it. At last, the decoupling methods and flight test and evaluation methods of this coupling were studied. The conclusions in this paper provide important reference for flight test and evaluation of sideslip-pitch coupling of canted tail-rotor helicopter.

Key Words: helicopter; canted tail-rotor; sideslip-pitch coupling; influencing factors; decoupling methods; flight test and evaluation

Received: 2017-09-21; Revised: 2017-10-12; Accepted: 2017-12-17

*Corresponding author. Tel.: 029-86839474 E-mail: mgjun8905@163.com