

飞机挂载吊舱爬升性能快速估算方法研究

宋攀*, 贾晓鹏, 张妙婵

中国飞行试验研究院, 陕西 西安 710089

摘 要: 某型歼击机翼下挂载大型伴飞摄影吊舱后, 其升阻特性发生变化, 从而影响飞机爬升性能, 这直接关系到飞机试飞安全。本文以此为例, 采用工程估算方法计算飞机挂载吊舱后升、阻力系数变化量, 然后将飞机无外挂“干净”构形的爬升性能试飞结果与得到的变化量进行叠加计算, 得到飞机挂载吊舱后的爬升性能计算结果。计算结果表明, 此种快速估算方法计算精度和效率较高, 具有很好的工程实用性, 对指导飞机改装和试飞有一定的参考价值。

关键词: 飞机; 吊舱; 升力特性; 阻力特性; 爬升性能

中图分类号: V212.13+5 **文献标识码:** A **文章编号:** 1007-5453 (2014) 01-20-5

飞机外部挂载各种外挂物后, 加剧了翼身气流扰动, 引起了载机气动特性的变化, 进而影响载机的爬升性能。特别是对于新研制的大型外挂物, 在实施试飞前需进行全面的安全评估, 其中爬升性能评估就是一项主要内容。

尽管气动数值模拟技术已相当发达, 但要提供可满足工程要求的数据结果, 仍有许多工作要做。因此, 目前在工程实践中多采用工程方法估算外挂物对载机气动特性的影响。在工程方法中, 主要是基于大量的风洞实验和飞行试验结果, 本文采用将无外挂物“干净”飞机的爬升性能试飞结果与外挂物的影响量进行叠加计算, 得到飞机挂载吊舱后的爬升性能计算结果, 并将这些试验结果相对于飞机—外挂物的几何特性进行归类处理, 建立起气动特性与有关几何特性的相关性, 以用于预测类似外挂物对载机气动特性的影响, 从而可快速估算出飞机爬升性能, 为飞机改装和试飞安全提供参考。

载机升致阻力的变化, 最终影响载机的爬升性能。

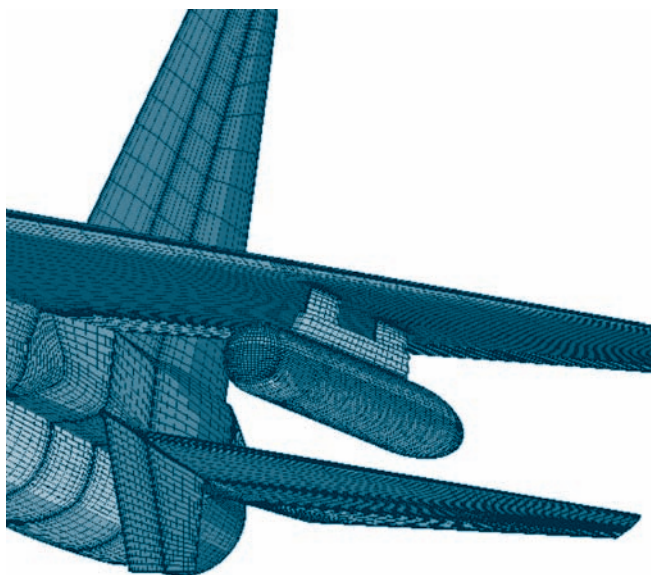


图1 飞机挂载吊舱布局图

Fig.1 Layout of aircraft mounoting a pod

1 吊舱对载机升力特性的影响

飞机在翼下挂载的伴飞摄影吊舱为两头类球圆柱体, 如图1所示。为平衡飞机重量和重心, 在另一侧机翼下对称挂载了外形和重量与伴飞摄影吊舱一致的配平吊舱。由于它们较大的外形对载机升力分布特性会产生较大影响, 从而引起

1.1 计算方法

外挂物对载机升力特性的影响, 通常使用升力系数的变化量来描述。机翼下挂载外挂物所产生的升力系数的变化

收稿日期: 2013-11-13; 录用日期: 2013-12-09

*通讯作者. Tel.: 029-8683057 E-mail: a12008@163.com

引用格式: SONG Pan, JIA Xiaopeng, ZHANG Miaochan. Research on fast estimation method of climbing performance for aircraft with a pod[J]. Aeronautical Science & Technology, 2014, 25(1):20-24. 宋攀, 贾晓鹏, 张妙婵. 飞机挂载吊舱爬升性能快速估算方法研究[J]. 航空科学技术, 2014, 25(1):20-24.

量由两部分组成:一部分与迎角无关,另一部分是迎角的函数,计算公式如下^[1]:

$$C_{L,W(S)} = C_{L0,W(S)} + C_{L\alpha,W(S)}(\alpha - 4^\circ) \quad (1)$$

由于伴飞摄影吊舱和配平吊舱离进气道较远,故忽略进气道影响。该计算方法是针对一对对称挂载的外挂物而言的,如果只在一侧机翼或机身对称面一侧挂载外挂时,则其贡献量仅是对称挂载时的一半。

对于单外挂挂载方式,如图1所示,一个挂架下只挂载单个外挂物的方式。(1)式中与迎角无关的 $C_{L0,W(S)}$ 按下式计算:

$$C_{L0,W(S)} = \frac{1}{S_w} L_R K_w \quad (2)$$

上式中 S_w 是载机机翼面积。 L_R 是外挂装置的当量升力面积,它是两侧机翼受外挂影响的面积和 Ma 的函数。 K_w 是考虑外挂装置在载机上安装位置影响的修正因子。

在(1)式中与迎角有关的项,实际上是升力线斜率的变化量,可按下列公式计算:

$$C_{L\alpha,W(S)} = \frac{1}{S_w} L_{\alpha,W(S)} \quad (3)$$

上式中 $L_{\alpha,W(S)}$ 是机翼外挂的迎角升力面积,它是外挂的纵向位置、挂载方式和 Ma 的函数。

1.2 计算结果与分析

依据上述计算方法,得到不同 Ma 和迎角时,飞机翼下挂载伴飞吊舱的升力系数影响量,如图2所示。从图中可以看出,当 Ma 为0.6和0.8(亚声速)时,挂载吊舱后产生的升力系数变化量均小于零,并且 Ma 越大,升力系数变化量越小,即挂载后飞机升力系数越小,在整个计算迎角范围内,升力系数变化量随迎角增大而增加;当 Ma 在1.2至2.0(超声速)时,升力系数变化量随 Ma 增大而增加,当 Ma 大于1.4时,有部分迎角所对应的升力系数变化量大于零,即挂载后飞机升力系数增大,在整个计算迎角范围内,升力系数变化量随迎角增大而减小。将 Ma 为0.8的升力系数影响量与载机升力系数进行叠加,得到飞机挂载吊舱后的升力系数,与同状态下的CFD计算值进行对比,结果如图3所示。从图中可以看出,在迎角大于 8° 后,两者结果偏差逐渐加大,因此从上述分析来看,该计算方法适用的最佳迎角范围为 $0^\circ \sim 8^\circ$ 。

2 吊舱对载机阻力特性的影响

由于伴飞吊舱的挂载,使得机翼下气动外形发生改变。伴飞吊舱及其连接挂架、挂架与飞机连接的交点都会使飞机流场发生改变并且相互干扰,这些相互的作用引起载机阻力特性发

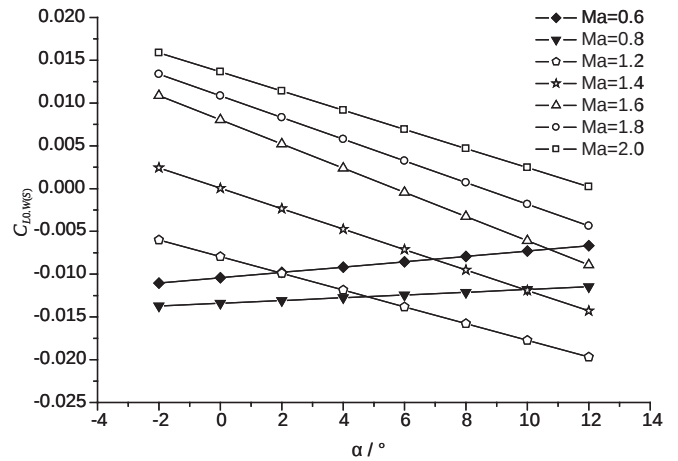


图2 挂载吊舱后升力系数变化量曲线

Fig.2 The lift coefficient variation curve after mounting a pod

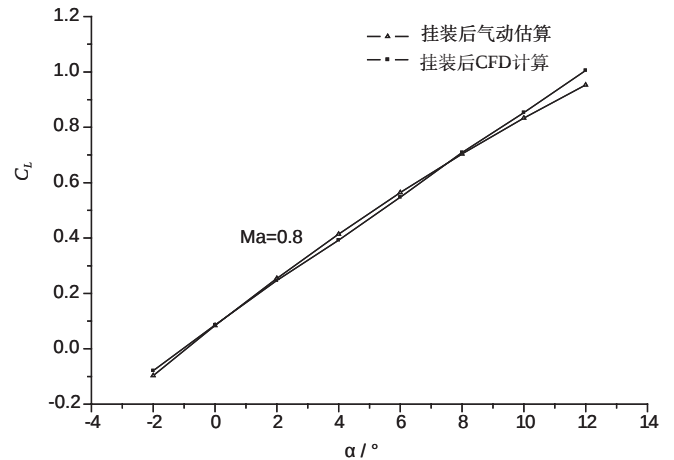


图3 工程估算与CFD计算升力系数结果曲线

Fig.3 The lift coefficient curve of engineering estimation and CFD calculation

生改变,特别是零升阻力增加较多^[2],影响飞机的爬升性能。

2.1 计算方法

外挂对载机阻力特性的影响,通常使用阻力系数的变化量来描述。阻力主要包括零升阻力和升致阻力两部分。其中零升阻力又分为来自外挂装置、外挂物自身安装的零升阻力,相邻外挂之间干扰的零升阻力以及与机身相毗邻的外挂之间干扰的零升阻力三个部分^[3-6]。计算时分别对每个外挂计算其当量阻力面积。

为计算方便,先计算当量阻力面积,它定义为 $D=C_D \cdot S_w$ 。翼下挂载吊舱对载机阻力特性的影响量可用下式计算^[1]:

$$C_{D,S} = C_{D0,S} + C_{Di,S} \\ = \frac{1}{S_w} \left[\sum_{j=1}^{N_1} (D_{BS})_j + \sum_{k=0}^{N_p} (D_{IS})_k + \sum_{l=0}^{N_F} (D_{IF})_l + \sum_{m=1}^{N_i} (D_i)_m \right] \quad (4)$$

式中, $C_{D0.S}$: 零升阻力系数影响量; $C_{Di.S}$: 升致阻力系数影响量; $(D_{BS})_j$: 外挂 j 的基本当量零升阻力面积, N_1 为外挂总数; $(D_{IS})_k$: 第 k 对外挂物之间相互干扰引起的当量零升阻力面积, N_p 为外挂对总数; $(D_{IF})_l$: 外挂 l 与相邻机身间相互干扰引起的当量零升阻力面积, N_F 是与机身有干扰的外挂总数; $(D_i)_m$: 外挂 m 引起的当量升致阻力面积, N_i 为影响升致阻力的外挂总数。

对于本次机翼——挂梁——安装单外挂物构形状态外挂物引起的基本当量零升阻力面积是以单挂梁在 Ma 为 0.9 时的基本当量零升阻力面积 $(D_{BS})_{Ma=0.9}$ 为基础, 再针对不同 Ma 计算的, 中间 Ma 的可以通过内插得到。在 Ma 为 0.9 时, 式 (4) 中外挂基本当量零升阻力面积计算公式如下:

$$(D_{BS})_{Ma=0.9} = D_{ILP} + D_{IS} + D_I \quad (5)$$

其中,

$$D_{ILP} = (B_{xx} + K_{xx} S_p) [50 K_{cjk} \frac{t_{pm}}{(c_{rp} + c_{ip})}] + D_{PR} \quad (6)$$

$$D_{IS} = C_{D\pi} A_\pi \quad (7)$$

$$D_I = D_x + U_y V_x + E_u (57.4 - h_p) \quad (8)$$

上式中, D_{ILP} 、 D_{IS} 和 D_I 分别是在 $Ma=0.9$ 时, 挂梁、孤立外挂物和与机翼干扰的当量零升阻力面积。 B_{xx} 为挂梁当量零升阻力面积, K_{xx} 是挂梁纵向位置的压缩性修正因子, S_p 为挂梁最大横截面积, K_{cjk} 为挂架空气压缩性修正因子, t_{pm} 为挂架最大厚度, c_{rp} 挂架根弦长, c_{ip} 挂架梢弦长, D_{PR} 为压缩性引起的挂梁挂钩当量零升阻力面积。 $C_{D\pi}$ 是 $Ma=0.9$ 时孤立外挂物的当量零升阻力系数, A_π 为孤立外挂物的最大横截面积。 D_x 为基本的干扰零升阻力当量面积, U_y 为干扰零升阻力的展向尺度, V_x 为干扰零升阻力的弦向尺度, E_u 是挂架高度修正尺度, h_p 是挂架的平均高度。

由于伴飞载机不进行超声速飞行, 吊舱的挂载方式为单挂载, 且外挂物距离机身远远超过 50cm^[1], 故忽略外挂物之间干扰的零升阻力当量面积 D_{IS} 以及机身与外挂干扰的零升阻力当量面积 D_{IF} 。

升致阻力当量面积的计算公式如下:

$$D_{i.s} = 46.875 A R_i C_L \quad (9)$$

式 (9) 中 A 为外挂机的毛机翼的展弦比, R_i 为外挂规格化的升致阻力面积, C_L 为包括外挂物影响在内的载机升力系数。

2.2 计算结果与分析

依据上述计算方法, 得到飞机巡航构形下, 高度 12000m, Ma 为 0.6 和 0.8 时, 飞机挂载伴飞摄影吊舱的零升阻

力系数影响量 $C_{D0.S}$ 、升致阻力系数影响量 $C_{Di.S}$, 以及由两者叠加的阻力系数影响量 $C_{D.S}$, 同时还给出了 CFD 计算的阻力系数变化量 $C_{D.CFD}$, 如表 1 所示。从结果中可以看出, 工程估算得出的挂载吊舱后阻力系数影响量与 CFD 计算结果基本吻合, 计算成本远低于 CFD 方法, 体现了该方法较高的工程实用性^[7,8]。如图 4 所示为不同高度、速度下挂载吊舱后工程估算的阻力系数影响量, 从图中可看出, 在亚声速范围内, 随着 Ma 增加, 阻力系数影响量明显增大。随着高度增加, 由于雷诺数的影响, 阻力系数影响量逐渐减小。飞机挂载吊舱后得出的阻力系数影响量计算结果可为试验机改装和试飞员飞行前准备提供初始依据。

表1 挂载吊舱后对飞机阻力的影响量

Table 1 The influence on the aircraft drag after mounting a pod

Ma	$C_{D0.S}$	$C_{Di.S}$	$C_{D.S}$	$C_{D.CFD}$
0.6	0.005253	-0.000461	0.004792	0.004082
0.8	0.005994	-0.000603	0.005391	0.004610

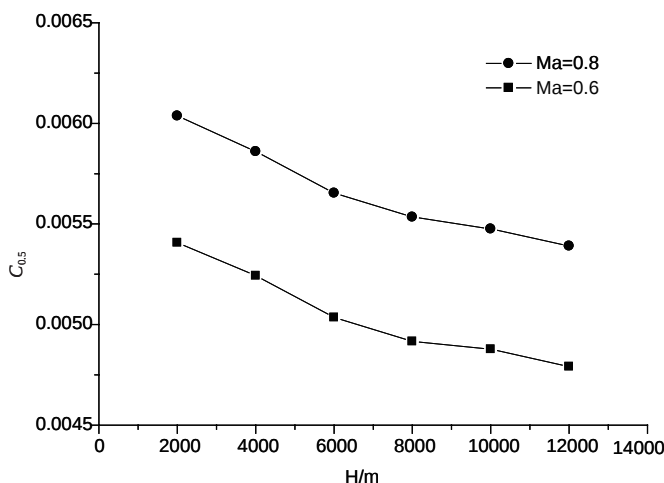


图4 不同高度、速度下挂载吊舱后工程估算的阻力系数变化量

Fig.4 The engineering estimation of drag coefficient variation under different height and speed after mounting a pod

3 吊舱对载机爬升性能的影响

飞机的爬升性能, 是指飞机改变高度的能力。在飞机的机动性能中, 爬升性能是衡量飞机机动能力的重要指标。爬升性能主要考察飞机在各飞行高度下, 不同速度点的垂直速度 V_y 。

3.1 计算方法

快速估算是基于无外挂物“干净”飞机的爬升性能试飞结果, 无需使用理论推力数据, 使结果更贴近实际。通过水平加速法测得的纵向加速度 n_x 可计算得出飞机在未挂载

吊舱时的剩余推力 $\Delta P^{[9,10]}$,计算方法为:

$$\Delta P = n_x G \quad (10)$$

式中 G 为飞机未挂载吊舱时的重量。

然后通过2.2中得出的飞机挂载吊舱后的阻力系数增量 $C_{D,s}$ 计算出飞机挂载吊舱后的阻力增量 ΔQ ,计算方法如公式(11)所示:

$$\Delta Q = C_{D,s} QS \quad (11)$$

式中 Q 为飞机动压, S 为机翼面积。

进而可间接得出飞机挂载吊舱后的纵向加速度 n_x' ,如下式所示:

$$n_x' = \frac{\Delta P - \Delta Q}{G'} \quad (12)$$

式中 G' 为飞机挂载吊舱后的重量。

最后得出飞机挂载吊舱后的垂直速度 V_y' ,计算公式如下:

$$V_y' = n_x' V \quad (13)$$

3.2 计算结果与分析

如图5所示,给出了发动机最大推力状态下的飞机挂载吊舱后的爬升性能计算结果。从图中可看出,飞机挂载伴飞摄影吊舱和配平吊舱后,在高度11000m, Ma 为0.8时仍有较大的垂直速度,说明飞机有较好的爬升能力,可以满足科研试飞要求。

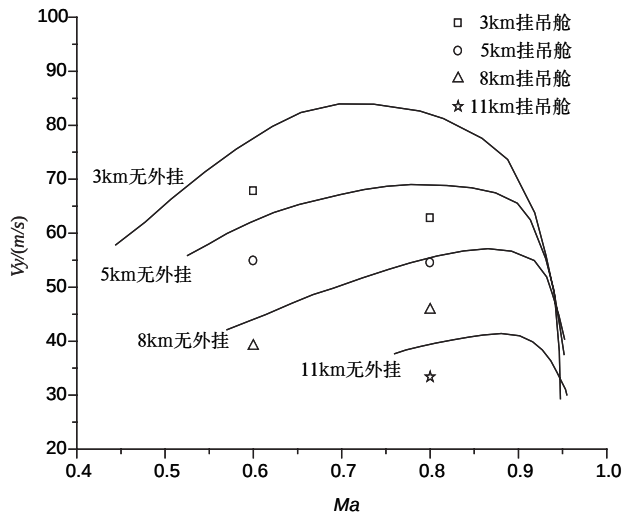


图5 不同高度、速度下飞机挂载吊舱后的垂直速度

Fig.5 The vertical speed under different height and speed after mounting a pod

4 结论

根据本文的快速估算方法分析,飞机挂载伴飞摄影吊舱后,在 Ma 小于0.85时,分别对飞机起飞、巡航、着陆构形进行了大量的飞行试验。试验结果表明,飞机挂载吊舱后的爬

升性能实际试飞结果与采用此种快速估算方法所计算得出的结果相符。试飞员评述也表示飞机挂载吊舱后飞机的爬升性能和操纵性能感觉良好。这进一步证明了采用基于试飞结果的工程估算方法计算升、阻力系数影响量和垂直速度的计算精度和计算效率较高,具有很好的工程实用性,可为试飞员飞行前准备、试验机改装、飞机挂载吊舱、飞机投弹前后进行飞行性能估算和飞行品质评估提供输入参数,为挂载外挂物的试验机放飞评审提供依据,保证试飞安全。 **AST**

参考文献

- [1] 空气动力手册外挂课题组.外挂对载机特性影响的计算方法[M]. 陕西:陕西科学技术出版社,2001.
The group of external stores on aerodynamic manual. The Calculation of the External Stores' Influence on the Characteristics of Carrier Aircraft[M]. Shanxi: Shanxi Science and Technology Press, 2001.(in Chinese)
- [2] 童中翔,董小龙.外挂对载机气动特性的影响研究[J]. 西安:飞行力学,2005,23(2):32-34.
TONG Zhongxiang, DONG Xiaolong. Study on influence of external stores on aerodynamic characteristics of the fighter plane [J]. Xi'an: Flight Dynamics, 2005, 23(2):32-34.(in Chinese)
- [3] D.E.HOAK,R.D.FINK.USAF Stability and Control DATCOM [R].Flight Control Divison, Air Force Dynamic Laboratory, 1978.
- [4] 王修方.翼下吊挂短舱的布局讨论[J]. 上海:民用飞机设计与研究,1997,(3):13-16.
WANG Xiufang. The layout discussion of under-the-wing nacelle[J]. Shanghai: Civil Aircraft Design and Research, 1997, (3):13-16.(in Chinese)
- [5] 江永泉.民用飞机翼吊短舱的空气动力设计考虑[J]. 西安:飞行力学,1992,(2):17-22.
JIANG Yongquan. The consideration of aerodynamic design on under-the-wing nacelle for civil aircraft[J]. Xi'an: Flight Dynamics, 1992, (2):17-22.(in Chinese)
- [6] 周益.某型飞机挂载吊舱升阻特性影响计算方法研究[C]. 中国第一届近代空气动力学与气动热力学会议论文集(CARS-200600182),2006:995-999.
ZHOU Yi. Research on the Calculation of Influence on lift-drag Characteristics for Aircraft with a Pod[C]. China's First Conference Proceedings of Modern Aerodynamics and

- Aerodynamic Thermodynamics. (CARS-200600182), 2006: 995-999. (in Chinese)
- [7] 马星炜, 刘莉, 龙腾. 民用飞机气动工程估算软件设计与开发 [J]. 西安: 航空计算技术, 2012, 42(1): 110-114.
MA Xingwei, LIU Li, LONG Teng. Design and development of aerodynamics estimation software for civil aircraft [J]. Xi'an: Aeronautical Computing Technique, 2012, 42(1): 110-114. (in Chinese)
- [8] 梁斌, 沈海军, 孟华. 某电子设备机载吊舱的气动特性分析 [J]. 成都: 电讯技术, 2012, 52(5): 808-811.
LIANG Bin, SHEN Haijun, MENG Hua. Aerodynamic analysis of an airborne equipment pod [J]. Chengdu: Telecommunication Engineering, 2012, 52(5): 808-811. (in Chinese)
- [9] 飞机飞行性能计算手册[M]. 西安: 飞行力学杂志社, 1987.
The Calculation Manual of Aircraft Flight Performance[M]. Xi'an: Flight Dynamics, 1987. (in Chinese)
- [10] 崔秀敏, 王维军, 方振平. 某飞艇纵向气动估算及试验验证 [J]. 北京: 北京航空航天大学学报, 2005, 31(8): 879-883.
CUI Xiumin, WANG Weijun, FANG Zhenping. Longitudinal aerodynamic estimation and flight tests for airship [J]. Beijing: Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 31(8): 879-883. (in Chinese)

作者简介

宋攀(1986-) 男, 硕士研究生, 助理工程师, 从事飞机性能品质试飞工作;

Tel: 029-86830577

E-mail: a12008@163.com

贾晓鹏(1972-) 男, 硕士研究生, 高级工程师, 从事飞机性能品质试飞工作;

张妙婵(1980-) 女, 硕士研究生, 工程师, 从事飞机性能品质试飞工作。

Research on Fast Estimation Method of Climbing Performance for Aircraft Mounting a Pod

SONG Pan*, JIA Xiaopeng, ZHANG Miaochan
Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China

Abstract: The lift-drag characteristics of a certain type of fighter changes when mounting a large flying off photography pod under the wing, which affects the aircraft climbing performance, it is directly related to the safety of aircraft flight test. As an example, this paper used the engineering estimation method to calculate the lift coefficient variation, drag coefficient variation of aircraft mounting a pod. And get the calculation results of climbing performance of aircraft with a mounting pod through the superposition calculation between the obtained variations and the climbing performance test results of "clean" aircraft without pod. The calculation results show that, this fast estimation method has high accuracy and efficiency, good engineering practicability, also it has a certain reference value of guiding the aircraft modification and flight test.

Key Words: aircraft; pod; lift characteristics; drag characteristics; climbing performance

Received: 2013-11-13; Accepted: 2013-12-09

* Corresponding author. Tel.: 029-86830577 E-mail: a12008@163.com