

# 基于无轴承模型旋翼性能试验的桨尖选型研究

高乐\*, 胡和平, 周云

中国直升机设计研究所 直升机旋翼动力学重点实验室, 江西 景德镇 333001

**摘要:**直升机的飞行性能很大程度上取决于它的旋翼性能,桨尖形状对旋翼的性能有着重大影响。为了进一步提高旋翼的性能,基于4m直径的无轴承模型旋翼,采用矩形桨尖、抛物线后掠桨尖、抛物线后掠+下反桨尖、尖削后掠+下反桨尖4种桨尖,通过悬停试验和风洞试验的方法,研究对比了这4副旋翼的悬停效率与前飞升阻比。结果表明,尖削后掠+下反桨尖旋翼在悬停效率和升阻比方面均优于其他桨尖旋翼,其次为抛物线后掠桨尖旋翼。因此,在旋翼性能方面最优的桨尖形状为尖削后掠+下反桨尖。

**关键词:**直升机; 桨尖选型; 尖削; 下反; 无轴承

中图分类号: V216.7 文献标识码: A DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2018.01.074

直升机的飞行性能很大程度上取决于它的旋翼性能,桨尖形状对旋翼的性能有着重大影响。由于桨叶处于高速运动的旋转坐标系内,使得桨尖所处的区域很特殊:它既是桨叶的高动压区域,又是桨尖涡的形成和逸出之处,因此,桨尖形状的某些变化可能引起桨尖涡强度和轨迹的极大改变,从而影响旋翼的流场、气动载荷和噪声,改变旋翼的性能<sup>[1,2]</sup>。值得注意的是,采用形状不规则的蹼状的BERP桨尖的“山猫”直升机于1986年创造了400.87km/h的世界直升机速度纪录。因此,开展桨尖形状研究对直升机性能提升具有重要的意义。

McVeigh和McHugh通过风洞试验研究了不同桨尖形状对铰接式CH-47缩比模型桨毂旋翼性能的影响。研究发现,采用先进的尖削桨尖有助于减少型阻功率,并显著提高旋翼巡航效率<sup>[3]</sup>。Sigleton研究对铰接式旋翼配装尖削桨叶和简单后掠桨叶的性能,结果发现在前进比不超过0.4时,尖削桨叶需用功率很低<sup>[4]</sup>。Noonan研究了单纯尖削桨尖的尖削量对铰接式旋翼前飞性能的影响。研究结果表明,在前进比小于0.3时,少量的尖削可有效提高旋翼性能,而过多的尖削对旋翼性能的提高不多<sup>[5]</sup>。招启军通过铰接式旋翼的悬停试验和数值仿真方法对比分析了CLOR新型桨尖旋翼与矩形桨尖以及常后掠桨尖旋翼的悬停气动性能<sup>[6]</sup>,给出了悬停性能

最优桨尖。林永峰等通过CFD方法并结合铰接式旋翼的悬停气动特性试验研究了抛物线后掠桨尖的下反角度对旋翼悬停气动特性的影响,得到了悬停性能最优的下反角度。综合以上论述,国内外在研究桨尖选型时大多是以铰接式桨毂为载体开展研究的,本文选用无轴承式桨毂进行桨尖选型研究是考虑了无轴承旋翼所特有的弹性扭转和桨尖形状综合作用对旋翼性能的影响。为此,本文设计了4种桨尖,通过悬停性能试验和风洞试验研究了这4种桨尖桨叶安装在无轴承缩比模型桨毂上的旋翼悬停性能和前飞升阻比,根据试验对比结果选出了安装在无轴承桨毂上旋翼性能最优的桨尖。

## 1 试验模型

### 1.1 桨毂模型

本研究采用的模型旋翼是以某型号直升机为背景自主研发的4m直径缩比模型验证旋翼,基本参数见表1。桨毂采用国内自主研发的无轴承模型旋翼桨毂,该型桨毂通过摆振柔软的“十字”开口剖面柔性梁来实现桨叶的挥舞、摆振和扭转运动。

### 1.2 桨叶模型

桨叶采用4种不同桨尖形状的桨叶(如图1所示):矩形桨尖(基准桨叶)、抛物线后掠桨尖、抛物线后掠+下反桨尖、尖削后掠+下反桨尖。矩形桨尖桨叶采用OA2系列翼

收稿日期: 2017-09-07 退修日期: 2017-11-06; 录用日期: 2017-12-27

\*通信作者: Tel.: 022-59800489 E-mail: gl18608075@avic.com

引用格式: Gao Le, Hu Heping, Zhou Yun. Research on the blade tips selection based on a scale-model of bearingless rotor test[J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29 (01): 74-78. 高乐, 胡和平, 周云. 基于无轴承模型旋翼性能试验的桨尖选型研究[J]. 航空科学技术, 2018, 29 (01): 74-78.

型,其余三种桨叶均采用 OA3/OA4 系列翼型,且翼型分布一致;为了对比桨尖逐步变化对旋翼性能的影响,在桨叶设计时,两种抛物线桨叶在桨盘平面的抛物线投影轨迹一致,两种下反桨尖的下反的起始位置和下反角度也保持一致。

表 1 模型旋翼的基本参数

Table 1 Basic parameter of the scaled model rotor

桨毂形式	无轴承式
桨叶片数 / 片	3
旋翼半径 / m	2
旋翼实度	0.0625
桨叶基本弦长 / m	0.131
额定转速 / (r/min)	1031.6
桨尖速度 / (m/s)	216
桨叶扭转角 / (°)	-12



图 1 4 种桨尖形状的桨叶  
Fig. 1 Four blade-tips

## 2 悬停试验与分析

### 2.1 试验方法和试验状态

悬停试验在绵阳中国空气动力研究与发展中心低速空气动力研究所的悬停间开展的。在进行无轴承模型旋翼悬停性能试验时,为保证桨尖马赫数相似,根据气温和气压进行转速修正。无轴承模型旋翼悬停试验如图 2 所示。

4 副桨叶的测试状态均包括三个转速 91%N, 100%N 和 106%N,对应的桨尖马赫数分别为 0.578, 0.635, 0.673。测试中进行多个总距角条件下旋翼升力和旋翼功率测量,试验中总距角变化遵循先增大后减小的规律变化,试验状态见表 2。

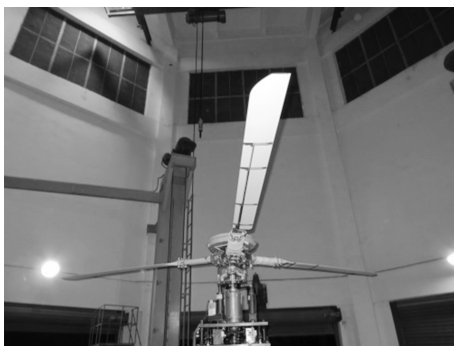


图 2 无轴承模型旋翼悬停试验  
Fig. 2 Hovering test of bearingless scaled-model rotor

表 2 悬停测试状态  
Table 2 Hovering test status

桨尖马赫数	转速 $N$	总距角 $\phi_{0,7}$ / (°)
0.578	91%	1, 3, 5, 5.5, 6, ..., 9.5, 10, 9.5, ..., 5, 3, 1
0.635	100%	1, 3, 5, 5.5, 6, ..., 8.5, 9, 8.5, ..., 5, 3, 1
0.673	106%	1, 2, 2.5, 3, 3.5, ..., 7, 7.5, 7, ..., 2.5, 2, 1

### 2.2 结果对比分析

本文中采用的试验结果为总距上升过程和下降过程测试结果的平均值,这样可以尽量减少由于模型旋翼拉杆间隙带来的总距上升和下降过程中测试结果的误差。图 3~ 图 5 为桨尖马赫数分别为 0.635, 0.578, 0.673 时三副旋翼的悬停效率  $F_m$  和消耗功率 ( $C_q/\sigma$ ) 的对比曲线。从图中对比结果可以看出,额定转速时,尖削后掠+下反桨尖旋翼的悬停效率明显高于其余三副旋翼,最大可达 0.76,而相同升力条件 ( $Ct/\sigma$ ) 下所需功率低于其余三副旋翼,其次为抛物线后掠桨尖;在 91% 额定转速和 106% 额定转速时,尖削后掠+下反桨尖旋翼的悬停效率略高于其余三副旋翼,其次为抛物线后掠+下反桨尖。各副旋翼悬停性能详细对比结果见表 3。

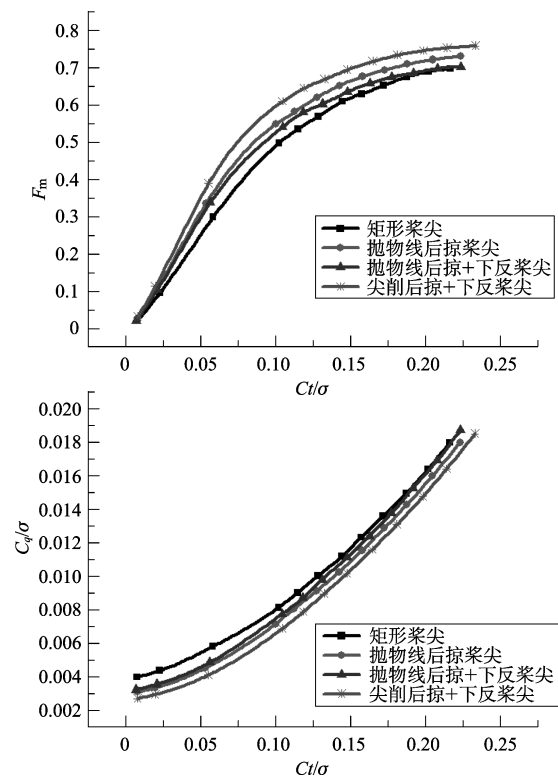


图 3 悬停效率对比 (桨尖马赫数 0.635)

Fig. 3 The comparison of hovering efficiency (Tip Mach number 0.635)

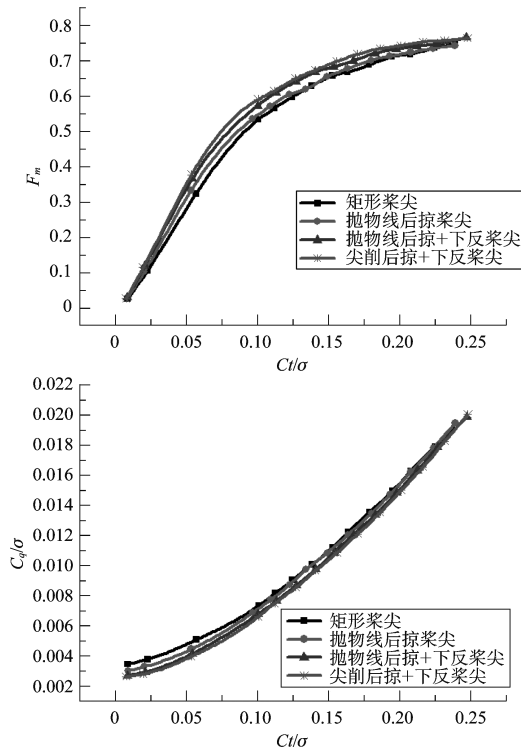


图4 悬停效率对比(桨尖马赫数 0.578)

Fig. 4 The comparison of hovering efficiency (Tip Mach number 0.578)

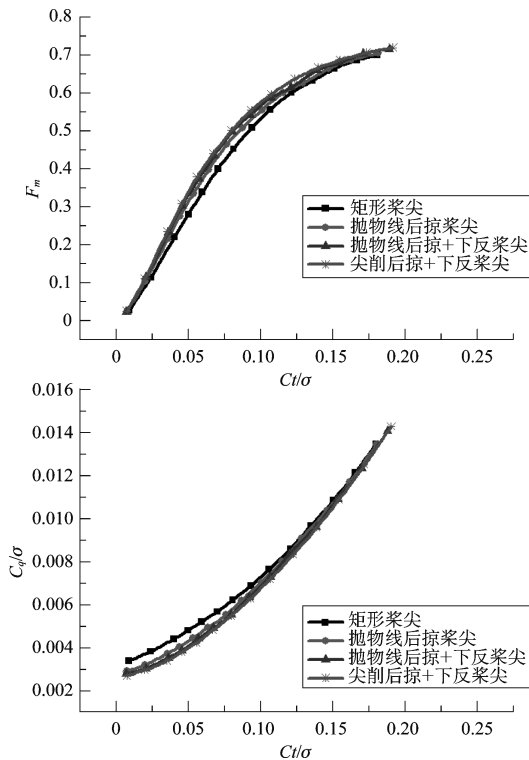


图5 悬停效率对比(桨尖马赫数 0.673)

Fig. 5 The comparison of hovering efficiency (Tip Mach number 0.673)

表3 悬停效率对比结果

Table 3 The comparison results of hovering efficiency

桨尖马赫数	悬停效率 (从高到低)	相同升力时所消耗功率 (从低到高)
0.635	尖削后掠+下反、抛物线后掠、抛物线后掠+下反、矩形	尖削后掠+下反、抛物线后掠、抛物线后掠+下反、矩形
0.578	尖削后掠+下反、抛物线后掠+下反、抛物线后掠、矩形	尖削后掠+下反、抛物线后掠+下反、抛物线后掠、矩形
0.673	尖削后掠+下反、抛物线后掠+下反、抛物线后掠、矩形	尖削后掠+下反、抛物线后掠+下反、抛物线后掠、矩形

### 3 风洞试验与分析

#### 3.1 试验方法和试验状态

风洞试验在绵阳中国空气动力研究与发展中心低速空气动力研究所的 8m × 6m 闭口风洞中开展。风洞试验是在给定风速和旋翼转速下,通过对总距、周期变距和旋翼轴倾角的调整,来达到所需前飞各个状态时的垂向分力和水平分力或垂直力系数和纵向力系数,同时将桨毂力矩配平至最小值。测试时旋翼转速根据气温和气压进行修正。无轴承模型旋翼风洞试验如图 6 所示。

前飞测试状态设置为:桨尖马赫数为 0.635,垂向力系数  $C_l/\sigma=0.13725$ ,水平分力为模拟三种机身阻力面积 (0.98m<sup>2</sup>, 1.065m<sup>2</sup>, 1.15m<sup>2</sup>) 时的阻力。图 7 为这三种阻力面积时的阻力系数 ( $C_h/\sigma$ ) 与风速  $V$  的关系曲线。



图6 无轴承模型旋翼风洞试验

Fig. 6 Wind test of the scaled model of bearingless rotor

#### 3.2 结果对比分析

图 8~ 图 10 分别为模拟机身阻力面积为 0.98m<sup>2</sup>, 1.065m<sup>2</sup>, 1.15m<sup>2</sup> 时 4 副旋翼风洞试验升阻比的对比曲线。综合 4 幅图中的对比结果可得出,前飞速度低于某个速度时,抛物线后掠桨尖旋翼的升阻比均高于其余三副桨尖,但最大差值仅为 0.5 左右;当前飞速度高于该速度时,尖削后掠+下反桨尖旋翼的升阻比均明显高于其余三副桨尖,其次为抛物线后掠桨尖。该分界速度在机身阻力面积为 0.98m<sup>2</sup>, 1.065m<sup>2</sup>, 1.15m<sup>2</sup> 时分别约

为 158km/h, 135km/h, 135km/h。表 4 给出了这 4 幅桨尖旋翼升阻比的对比结果情况。

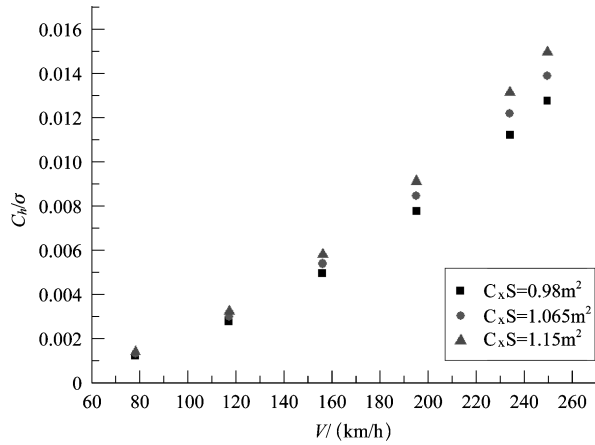


图 7 前飞配平状态设置  
Fig. 7 Forward flight trimming status

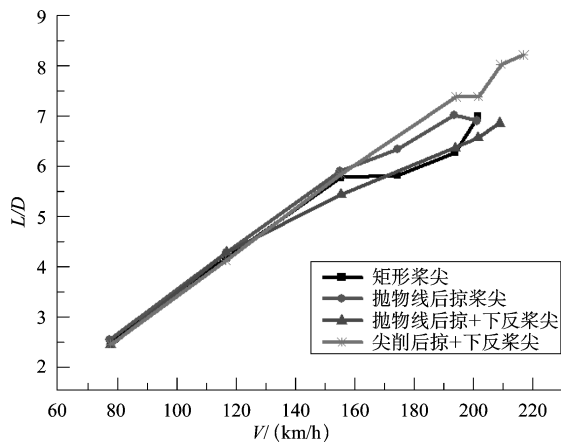


图 8 前飞状态升阻比对比 (阻力面积 0.98m<sup>2</sup>)  
Fig. 8 The comparison of  $L/D$  in forward flight status (area of drag 0.98m<sup>2</sup>)

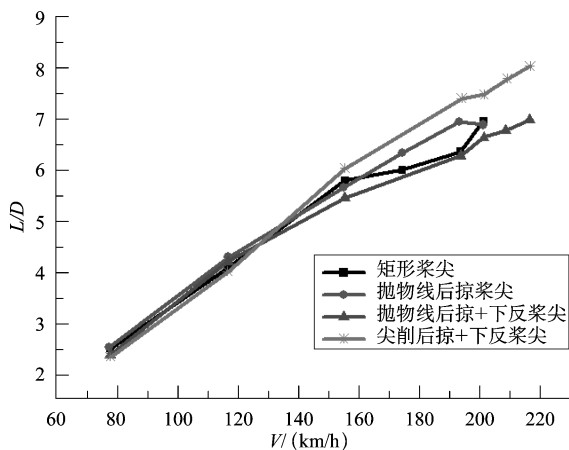


图 9 前飞状态升阻比对比 (阻力面积 1.065m<sup>2</sup>)  
Fig. 9 The comparison of  $L/D$  in forward flight status (area of drag 1.065m<sup>2</sup>)

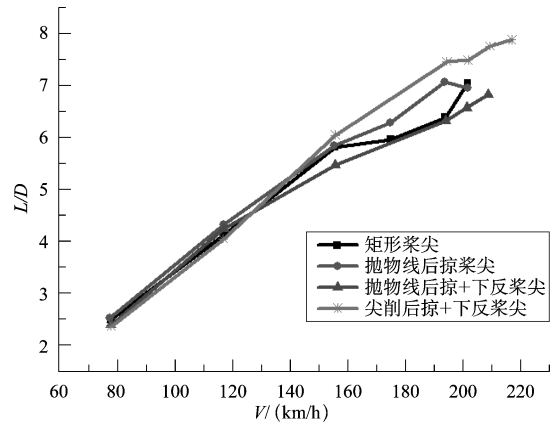


图 10 前飞状态升阻比对比 (阻力面积 1.15m<sup>2</sup>)  
Fig. 10 The comparison of  $L/D$  in forward flight status (area of drag 1.15m<sup>2</sup>)

表 4 4 种桨叶前飞升阻比对比结果  
Table 4 The comparison results of four blade forward flight

阻力面积 /m <sup>2</sup>	升阻比 (从高到低)	
	高于临界风速	低于临界风速
0.98	尖削后掠 + 下反、抛物线后掠、矩形、抛物线后掠 + 下反	抛物线后掠、抛物线后掠 + 下反、矩形、尖削后掠 + 下反
1.065	尖削后掠 + 下反、抛物线后掠、矩形、抛物线后掠 + 下反	抛物线后掠、抛物线后掠 + 下反、矩形、尖削后掠 + 下反
1.15	尖削后掠 + 下反、抛物线后掠、矩形、抛物线后掠 + 下反	抛物线后掠、抛物线后掠 + 下反、矩形、尖削后掠 + 下反

### 4 结论

本研究通过悬停性能试验和风洞试验对无轴承缩比模型旋翼装配 4 副不同桨尖桨叶的悬停效率和升阻比进行了对比研究,可得出以下结论:

(1) 在 91%N, 100%N, 106%N 转速时, 尖削后掠 + 下反桨尖的旋翼悬停效率均优于其余三副旋翼。额定转速时, 最大悬停效率可达 0.76。

(2) 在 100%N 转速时, 抛物线后掠桨尖的悬停效率仅次于尖削后掠 + 下反桨尖; 在 91%N, 106%N 转速时, 抛物线后掠 + 下反桨尖的悬停效率仅次于尖削后掠 + 下反桨尖, 但排在第三位的抛物线后掠桨尖的悬停效率与尖削后掠 + 下反桨尖相比最大仅为 0.03 左右。

(3) 在旋翼阻力分别模拟三个机身阻力面积时, 在前飞速度低于某分界速度时, 抛物线后掠桨尖的旋翼升阻比略高于其余三副旋翼, 最大差值为 0.5; 在前飞速度高于该速度时, 尖削后掠 + 下反桨尖的旋翼升阻比明显高于其余三副旋翼, 其次为抛物线后掠桨尖。在前飞速度高于 210km/h, 机身阻力面积为 0.98m<sup>2</sup> 时, 尖削后掠 + 下反桨尖的旋翼升阻比可达 8 左右。

综合各副桨叶的悬停效率和升阻比可得出,安装在无轴承旋翼模型桨毂上的三副旋翼中尖削后掠+下反桨尖为性能最优桨尖,其次为抛物线后掠桨尖。

AST

### 参考文献

- [1] 王适存,徐国华. 直升机旋翼空气动力学的发展[J]. 南京航空航天大学学报, 2001, 33(3): 203-211.  
Wang Shicun, Xu Guohua. Progress of helicopter rotor aerodynamics[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2001, 33(3): 203-211. (in Chinese)
- [2] 林永峰,陈平剑,招启军. 抛物线后掠桨尖旋翼悬停气动特性试验及理论分析研究[J]. 直升机技术, 2008(3): 69-73.  
Lin Yongfeng, Chen Pingjian, Zhao Qijun. Theoretical and experimental research on the aerodynamic characteristics of the rotor with the parabola sweepback blade-tip in hover[J]. Helicopter Technique, 2008(3): 69-73. (in Chinese)
- [3] Michael A M, Francis J M. Recent advances in rotor technology at boeing vertol[C]//38th Annual Forum of the American Helicopter Society. Anaheim, CA, 1978.
- [4] Singleton J D, Yeager W T, Wibur M L. Performance data form a wind-tunnel test of two main-rotor blade designs for a utility-class helicopter[R]. NASA Technical Memorandum, 1990.
- [5] Noonan K R, Althoff S L, Samak D K, et al. Effect of blade planform variation on the forward flight performance of small-scale rotors[R]. NASA Technical Memorandum, 1992.
- [6] 招启军,徐国华. 新型桨尖旋翼悬停气动性能试验及数值研究[J]. 航空学报, 2009, 30(3): 422-429.  
Zhao Qijun, Xu Guohua. Aerodynamic performance of rotor with new type blade-tip in hover based upon test and numerical investigations[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(3): 422-429. (in Chinese) (责任编辑 刘玲蕊)

### 作者简介

高乐(1986—)男,硕士,工程师。主要研究方向:直升机旋翼动力学。

Tel: 022-59800489

E-mail: gl18608075@avic.com

## Research on the Blade Tips Selection Based on a Scale-model of Bearingless Rotor Test

Gao Le\*, Hu Heping, Zhou Yun

Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics Laboratory, China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen 333001, China

**Abstract:** The flight performance of helicopter depends on rotor performance so much, while blade tip shape plays an important role in the part of rotor performance. In order to further improve rotor performance, a hovering test and a wind tunnel experiment were carried out. In the experiment, four different blade tips rotor were installed on a 4m bearingless scaled-model hub. The four different blade tips were rectangle tip, parabola adding sweep tip, parabola adding sweep and anhedral tip, and taper adding anhedral tip. Rotor aerodynamic performance was measured at hovering and advance-ratio conditions. The rotor hovering efficiency and lift-drag ratio were compared among the four rotors. The comparative result indicated that the taper adding anhedral tip rotor was the best in rotor hovering efficiency and lift-drag ratio, the next was parabola adding sweep tip rotor. Thus taper adding anhedral tip is more helpful in improving rotor performance.

**Key Words:** helicopter; tip selection; taper; anhedral; bearingless

Received: 2017-09-07; Revised: 2017-11-06; Accepted: 2017-12-27

\*Corresponding author. Tel.: 022-59800489 E-mail: gl18608075@avic.com