航空科学技术
Aeronautical Science & Technology
Feb. 15 2018 Vol. 29 No.02 20-24

直升机不可逾越速度下降转弯试飞研究

王泽峰 *，郑甲宏

中国飞行试验研究院，陕西 西安 710089

摘　要：从试飞安全的角度出发，对直升机不可逾越速度下降转弯试飞动作进行研究。首先，理论分析了直升机不可逾越速度下降转弯试飞过程中可能存在的风险点；其次，针对可能存在的风险点，以某型直升机试飞为例，在该机上完成相关飞行状态参数、振动参数，以及载荷参数传感器的加装和校准工作；同时在该科目试飞过程中，对直升机上关键的飞行状态参数、关键振动参数和关键载荷参数进行实时监控，保证了该型直升机不可逾越速度下降转弯试飞的安全，为后续直升机试飞安全进行技术积累。

关键词：直升机；不可逾越速度；下降；转弯；试飞

中图分类号：V217.39　　**文献标识码**：A　　DOI：10.19452/j.issn1007-5453.2018.02.020

直升机不可逾越速度（V_{NE}）试飞科目是所有型号设计定型试飞时必须完成的内容，目的在于确定直升机在使用飞行包线内能够达到的最大速度，即用户在实际使用中可以达到的极限飞行速度。通常这一速度极限值受直升机飞行时的振动水平、部件强度、操纵余量及直升机飞行品质等诸多因素的影响。V_{NE} 转弯试飞，作为一种直升机 V_{NE} 试飞时的动作结束改出方法，同样受上述诸多因素的影响，而且极具风险性。国外虽有相关科目的试飞，但过程不详细。本文结合某型直升机试飞，首次进行了国内直升机 V_{NE} 下降转弯科目的试飞。

1 理论分析

GJB720.1A—2012 介绍直升机 V_{NE} 动作时给出如下定义：对于给定的重量和高度，直升机以一定的俯冲角飞行时，不可逾越速度应为受气动、振动、操纵性、结构强度及使用寿命等限制，由设计确定的使用中不允许超越的最大飞行速度。该速度应小于极限俯冲速度，一般为后者的 90%。由定义可以看出：动作分解为大速度平飞段、俯冲增速段、俯冲改出段，整个过程中除俯仰角变化外，滚转角基本为零，属于典型的直升机对称飞行机动动作。在该动作过程中，直升机有大的法向过载，同时旋翼转速也可能会超转然后改出。

在执行 V_{NE} 下降转弯时，采用类似的动作：首先直升机进行稳定平飞，然后以一定俯冲角进行俯冲，俯冲增速的同时调整直升机坡度，直升机协调转弯，达到直升机目标速度和坡度时适当保持，然后改平坡度，直升机改出俯冲状态，结束动作。整个动作过程中，关键的状态参数有：速度、俯仰角、滚转角、俯仰角速度、滚转角速度等。

由飞行力学可知，机动飞行过程中的法向过载 n 的估算表达式为：

$$n = 1 + \frac{1}{g}\left(\dot{\theta}V_X + \dot{V}_Y - V_Z\dot{\phi}\right) \tag{1}$$

式中：g 为重力加速度，单位为 m/s^2；$\dot{\theta}$为俯仰角速度，单位为 1/s；V_X 为直升机纵向速度，单位为 m/s；$\dot{V}_Y$ 为直升机垂向加速度，单位为 m/s^2；V_Z 为直升机侧向速度，单位为 m/s；$\dot{\phi}$为滚转角速度，单位为 1/s；

由式（1）可以看出，在整个 V_{NE} 下降转弯试飞过程中，大的纵向速度和大的俯仰角速度可能会导致直升机法向过载超限。

根据叶素理论分析，直升机 V_{NE} 转弯过程中的桨叶气动升力。设直升机的前飞速度为 V，由图 1 所示的桨盘迎角和桨叶方位角、图 2 所示的叶素迎角和来流速度示意图可以得

收稿日期：2017-08-21；　退修日期：2017-08-30；　录用日期：2017-12-24

* 通信作者 . Tel.：18740429371　E-mail：wangzijun567@163.com

引用格式：Wang Zefeng, Zheng Jiahong. Flight test research on never-exceed speed in helicopter descending and turning [J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29 (02): 20-24. 王泽峰，郑甲宏．直升机不可逾越速度下降转弯试飞研究 [J]. 航空科学技术，2018, 29 (02): 20-24.

到桨叶单位长度气动升力计算公式为[1~5]：

$$
\begin{aligned}
T=&\frac{\rho bW}{2}\left(C_{\mathrm{L}}W_z+C_{\mathrm{D}}W_y\right)=\\
&\frac{\rho b\Omega^2R^2}{2}\sqrt{\left(\bar{r}+\mu\sin\psi\right)^2+\left(\lambda-\mu\cos\psi y'\right)^2}\times\\
&\left[C_{\mathrm{L}}\left(\bar{r}+\mu\sin\psi\right)+C_{\mathrm{D}}\left(\lambda-\mu\cos\psi y'\right)\right]\approx\\
&\frac{\rho b\Omega^2R^2}{2}\sqrt{\bar{r}^2+2\mu\bar{r}\sin\psi+\lambda^2-2\lambda\mu\cos\psi y'}\times\\
&\left[C_{\mathrm{L}}\left(\bar{r}+\mu\sin\psi\right)+C_{\mathrm{D}}\left(\lambda-\mu\cos\psi y'\right)\right]
\end{aligned}
\tag{2}
$$

式中：W 为来流速度，单位为 m/s；C_{L}，C_{D} 为升力系数、阻力系数，无量纲；ρ 为空气密度，单位为 kg/m^3；ψ 为桨叶方位角，单位为（°）；Ω 为旋转角速度，单位为 rad/s；$\bar{r}$ 无量纲化，等于 r/R；y' 位桨叶弯曲挠度对半径的偏导；b，R 为翼型弦长，桨叶半径，单位为 m；μ，λ 为前进比，流入比，无量纲；

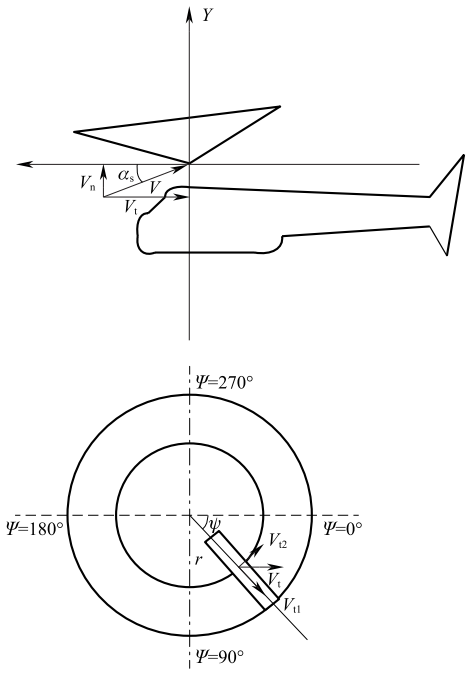

图 1　桨盘迎角和桨叶方位角示意图

Fig.1　Sketch map of angle of attack and blade azimuth angle

桨叶升力的变化也可以反映桨叶挥－摆载荷的变化。在直升机 V_{NE} 大速度俯冲过程中，大的前进比 μ 和小的流入比 λ 意味着较大的桨叶载荷。进而可能会导致较大的旋翼和尾桨载荷。

1.1 风险分析

结合上述，对直升机在整个 V_{NE} 下降转弯试飞过程中的风险分析如下：

（1）在直升机改平坡度、退出俯冲动作过程中，旋翼转速和法向过载可能超限，引起直升机结构损伤；

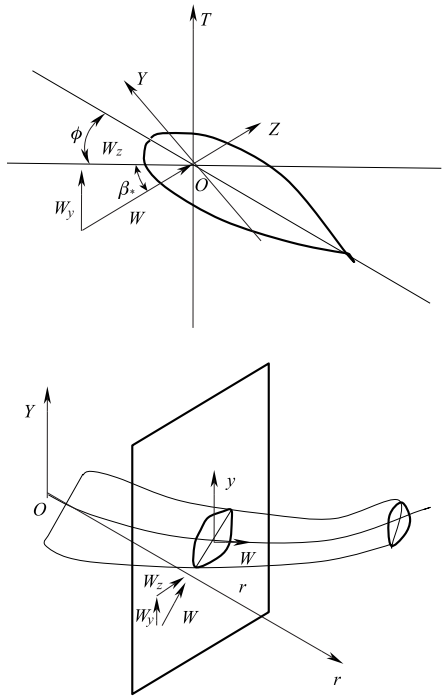

图 2　叶素迎角和来流速度示意图

Fig.2　Sketch map of blade angle and inflow velocity

（2）直升机大速度俯冲增速过程中，旋翼和尾桨载荷变大，引起旋翼尾桨结构损伤；

（3）大的旋翼动载荷传递至机体，引起直升机振动过大，影响飞行员仪表判读，飞行员操纵困难。

1.2 关键测试参数的加装

针对上述分析，在执行直升机 V_{NE} 下降转弯科目试飞时，较为可靠的方法为：除必须关注的飞行状态参数外，还应当对关键的载荷参数、振动参数予以实时监控，以保证试飞安全。

该型直升机在进行 V_{NE} 下降转弯科目试飞前，完成了高度、速度、直升机姿态角、法向过载和旋翼转速等飞行状态参数测试传感器的加装。依据直升机的传力路线[6]，即桨叶扭矩－变距拉杆轴向力、动环支臂载荷－扭力臂剪力－防扭臂剪力－不动环支臂载荷－助力器轴力、桨叶挥舞－桨毂挥舞－旋翼轴弯矩和桨叶摆振－阻尼器载荷等，确定飞行载荷测量部件和特征载荷，加装电阻应变计进行载荷测量。依据直升机动力学特性地面试验，在直升机主减速器上机匣端面，中、尾减速器壳体，驾驶员脚蹬地板上加装纵向、垂向、侧向三向振动传感器，测量上述位置的关键振动信号。

2 任务设计

依据飞行任务要求，该型机 V_{NE} 下降转弯时的最大坡度

为 30°，试验机构型为起飞重量 M，纵向正常重心。根据设计给出的高度—速度包线，确定试验高度对应的目标 V_{NE} 速度，同时依据过载包线，明确动作过程中的法向过载限制值，给出有动力旋翼转速限制范围。动作要求：直升机先以最大连续功率进行稳定平飞，然后定总距，以一定俯冲角进入俯冲，俯冲过程中协调滚转下降转弯，达到目标 V_{NE} 速度和滚转坡度后保持 3s，然后协调改出动作。执行 V_{NE} 下降转弯试验前，完成必要的直升机纵向静稳定性和轴间耦合飞行试验，同时完成直升机典型 V_{NE} 试飞科目，以掌握直升机操纵—响应特性。整个 V_{NE} 下降转弯试飞科目实施过程遵从循序渐进的原则，全程对上述关键飞行状态参数、载荷参数、振动参数进行实时监控。

针对上述可能出现的超限情况，要求动作全程柔和操纵。出现上述旋翼转速、法向过载、载荷及振动超限时，柔和带杆，协调操纵改出。

3 试飞分析

某型直升机 V_{NE} 下降转弯试飞科目时间历程曲线如图 3 所示。由图 3 可知，在整个 V_{NE} 下降俯冲过程中扭矩基本不变，对应总距基本固持。直升机顶杆进入俯冲，增速的同时直升机滚转角由 0° 缓慢增大到 30° 左右，受滚转－俯仰轴间耦合的影响，直升机俯仰角也相应变化，协调操纵保持直升机俯仰角在 -5° 左右。达到目标 V_{NE} 速度（指示空速为 283km//h）后，滚转角也达到 30° 左右，保持动作 7s 然后改出。整个动作过程中最大法向过载为 1.29，旋翼转速未超包线。试验动作有效。

地面实时监控发现，驾驶员脚蹬地板处的垂向振动和主减速器机匣上端面垂向振动，在对应 5Ω（该直升机主旋翼有 5 片主桨叶）频率[7] 下的幅值在 V_{NE} 下降转弯时均有增大趋势，动作结束后振动幅值又减小至正常幅值范围。事后分析数据如图 4 和图 5 所示。由图 4 可知，不同的速度值下，驾驶员脚蹬地板处的垂向振动在 5Ω 频率下的幅值亦不相同，在状态点 3 对应的 V_{NE} 速度下，其幅值最大。由图 5 可知，在状态点 3 对应的 V_{NE} 速度下，主减速器上端面垂向振动在 5Ω 频率下的幅值亦达到最大。这主要是由该型机主桨叶 5Ω 频率下更多的谐波力分量传递至机体而引起的。

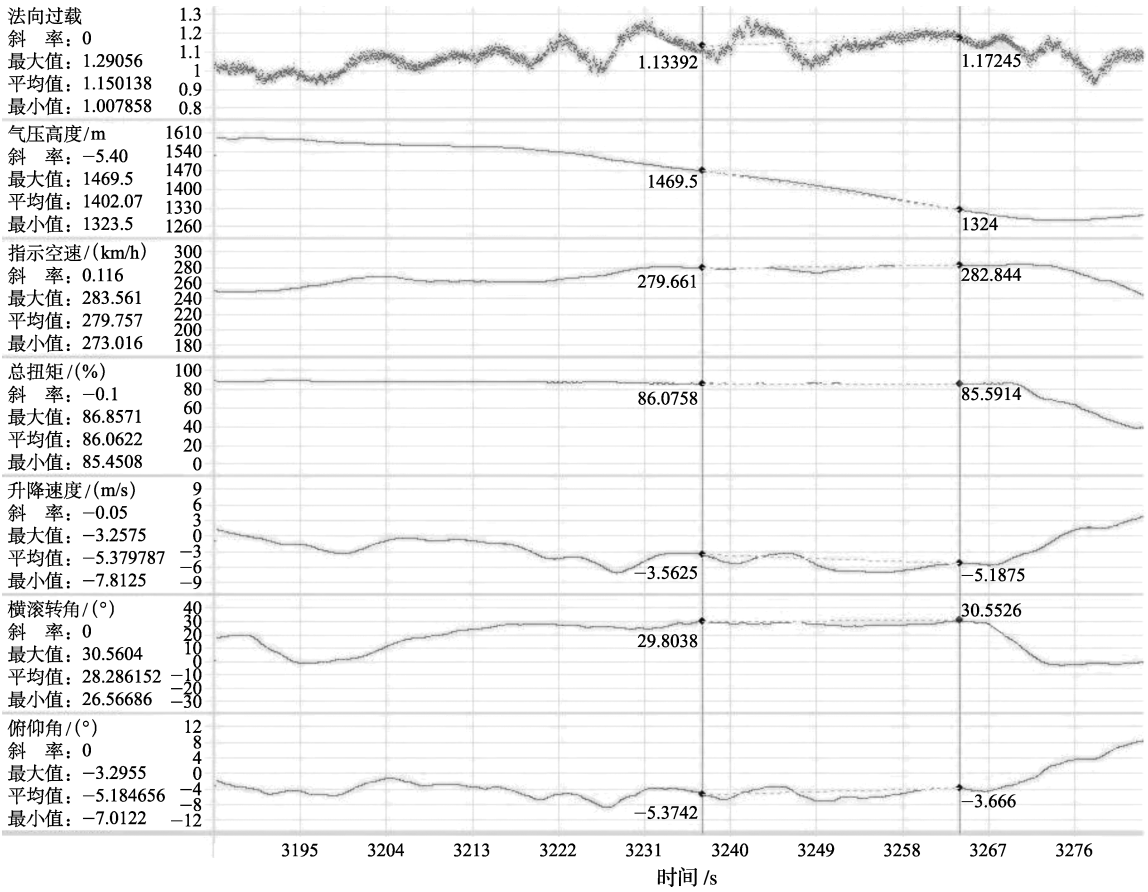

图 3 某型直升机 V_{NE} 30° 下降转弯飞参时间历程

Fig.3 Time history of helicopter state parameters while helicopter's descending and turning at V_{NE} speed and 30°

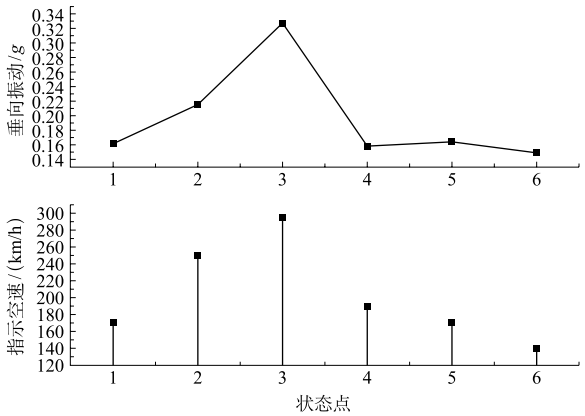

图 4 驾驶员驶员脚蹬地板垂向振动随速度变化趋势

Fig.4 The tendency of vertical vibration at the driver pedal spot varies with speed

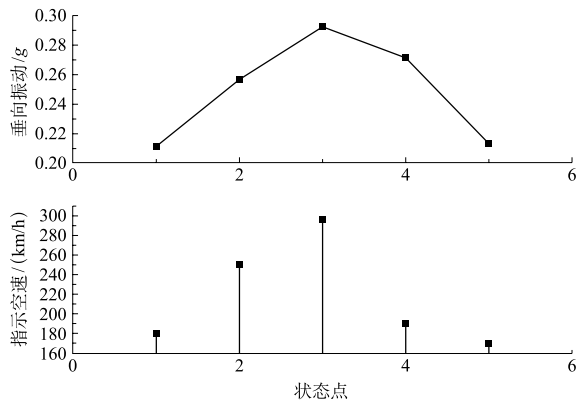

图 5 主减速器机匣上端面垂向振动随速度变化趋势

Fig.5 The tendency of vertical vibration at the main reducer spot varies with speed

同时，实时监控发现，在 V_{NE} 下降转弯试飞过程中，主桨叶、尾桨叶部件载荷亦有增大趋势。由图 6 可知，在 V_{NE} 下转弯时，主桨叶 4450mm 剖面挥舞弯矩动态值[8~11] 较盘旋和平飞动作时大了近 3 倍。

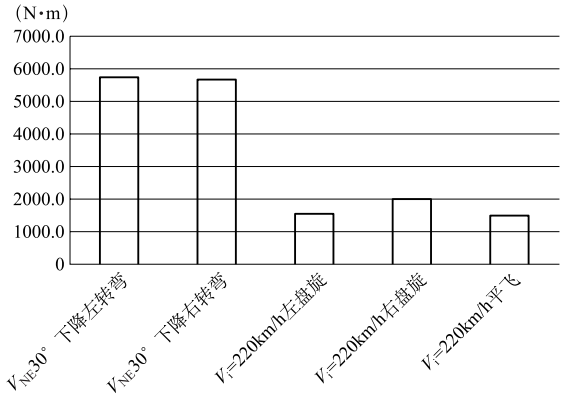

图 6 主桨叶 4450mm 剖面挥舞弯矩动态值随速度变化趋势

Fig.6 The tendency of main blade flapping bending moment at the 4450mm section varies with speed

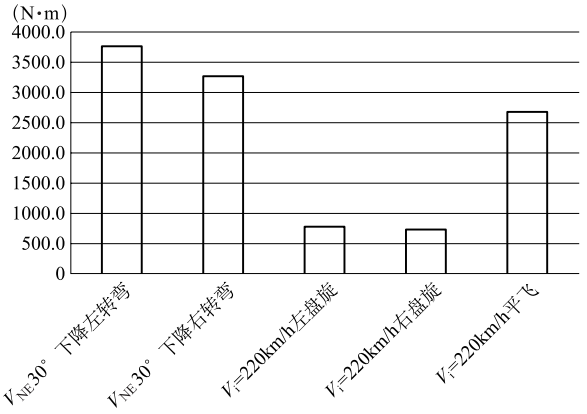

图 7 尾桨叶 310mm 剖面摆振弯矩动态值随速度变化趋势

Fig.7 The tendency of tail blade lagging bending moment at the 310mm section varies with speed

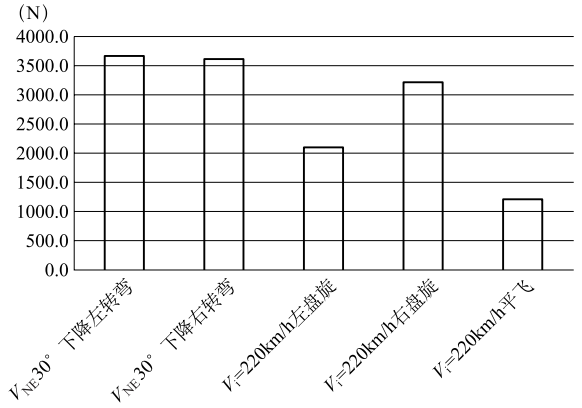

图 8 自动倾斜器不动环支臂切向力动态值随速度变化趋势

Fig.8 The tendency of automatic tilting tangential force dynamic value varies with speed

由图 7 可知，尾桨叶 310mm 剖面摆振弯矩动态值在 V_{NE} 下转弯动作时，较盘旋时也增大很多，基本达到了 5h 疲劳限制值。由图 8 可知，自动倾斜器不动环支臂切向力动态值在整个 V_{NE} 下转弯动作时也非常大，超过了 5h 疲劳限制值，接近了 1h 疲劳限制值。主、尾桨叶载荷参数的变化符合理论分析。

综上所述，在该型直升机 V_{NE} 下降转弯试飞过程中，监控的关键飞行状态参数、关键位置振动参数和关键部件载荷参数，都呈增大趋势，但都未超出最大限制值，同时在动作结束后，上述参数又都收敛至正常范围内，最终安全完成了 V_{NE} 下降转弯试飞工作。

4 结论

通过某型直升机不可逾越速度下降转弯的试飞实例，可以得到以下结论：

(1) 理论分析了直升机 V_{NE} 下降转弯试飞过程中可能

存在的风险点，并提出了试飞安全监控方案。

（2）结合该型直升机试飞，制订了具体的试飞监控方案，保障了该型机 V_{NE} 下降转弯试飞工作安全的同时，验证了理论分析的风险点的正确性。

（3）为后续直升机试飞安全监控提供借鉴思路。

参考文献

[1] Leishman J G, Beddoes T S.A generalised modal for airfoil unsteady aerodynamic behavior and dynamic stall using the indicial method[C]//Proceeding of the 42th Annual Forum of the American Helicopter Society, 1986: 243-265.

[2] Elliot A S, Leishman J G, Chopra I. Rotorcraft aeromechanical analysis using a nonlinear unsteady aerodynamic mode[C]//Proceeding of the 44th Annual Forum of the American Helicopter Society, 1988: 833-845.

[3] Strawn R C, Barth T J. A finite-volume Euler solver for computing rotary-wing aerodynamic on unstructured meshes[C]//Proceeding of the 48th Annual Forum of the American Helicopter Society, 1993: 80-85.

[4] Prouty R W. Helicopter performance, stability and control[M]. Florida: Krieger Publishing Company, 2001.

[5] Chen R T N, Jeske J A. Kinematic properties of the helicopter in coordinated turns[R] NASA-TP-1773, 1981.

[6] 孙之钊，萧秋庭，徐桂祺 . 直升机强度 [M]. 北京：航空工业出版社，1990.
Sun Zhizhao, Xiao Qiuting, Xu Guiqi. Helicopter structure Strength[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1990. (in Chinese)

[7] 孙灿飞，沈勇，段超 . 直升机振动信号处理技术的研究 [J]. 测控技术，2010，29（增刊）：1-5.
Sun Canfei, Shen Yong, Duan Chao. Research on helicopter vibration signal processing technology[J]. Measurement and Control Technology, 2010, 29 (supplement) : 1-5. (in Chinese)

[8] David. Method and techniques of airframe strength flight tests[R]. NASA TTF-769, 1973

[9] James. Statistical analysis of structural flight test data[C]//Proceeding of the 44th Annual Forum of the American Helicopter Society, 1988: 100-115.

[10] Liard F. Helicopter fatigue design guide[M]. Oxford: Pergamon Press, 1982

[11] Garay E K, Kisielowski E. Stability and control handbook for compound helicopters[R]. DCR-314, 1971.

（责任编辑　马昊圻）

作者简介

王泽峰（1985-　）男，硕士，工程师。主要研究方向：直升机载荷强度试飞。

Tel：18740429371　　E-mail：wangzijun567@163.com

Flight Test Research on Never-Exceed Speed in Helicopter Descending and Turning

Wang Zefeng*, Zheng Jiahong

Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China

Abstract: This paper based on the load spectrum flight test of some helicopter, researching the item of helicopter descending and turning at the velocity never to exceed .First of all, theoretically analyzed the possible risks while helicopter doing the item, for the possible risks, mount sensors and complete the calibration of sensor before helicopter fly, to measure flight state parameters, vibration parameters and load parameters. During the whole item flying, monitored the above key parameters. It not only guarantees the safety of the helicopter's spectrum flight test while doing the item, but also establishes a reliable method for this items.

Key Words: helicopter; never-exceed speed; descend; turn; flight test

Received: 2017-08-21;　**Revised:** 2017-08-30;　**Accepted:** 2017-12-24

***Corresponding author.Tel.:** 18740429371　**E-mail:** wangzijun567@163.com