스마트무인기 로터 피치각 리깅, 트랙킹 및 밸런싱

이명규* · 김유신** · 최성욱**

Pitch Angle Rigging, Tracking and Balancing of Smart UAV Rotor System

Myeong Kyu Lee* · Yusin Kim** · Seong Wook Choi**

ABSTRACT

KARI SUAV (Smart Unmanned Aerial Vehicle) program is currently on the phase of ground and flight test. SUAV is a tilt rotor aircraft having the capability of vertical take-off/landing and high speed forward flight. The SUAV rotor system is 3-bladed, gimbaled hub type, which is not common for conventional helicopter configuration. In this paper, detailed procedure and method of rotor pitch rigging, tracking and balancing were described based on the experience of SUAV ground test.

Key Words: Smart UAV, Gimbal Hub, Rotor Rigging, Blade Pitch, Tracking, Balancing

1. 서 론

한국항공우주연구원에서 개발 중인 스마트무인기 시제기의 조립이 완료되어 지상 및 초기 비행시험이 현재 진행중이다. 스마트무인기는 틸트로터 항공기로서 수직 이착륙시 양력과 고정익모드 비행시 추력을 발생시키는 로터 시스템은 고속 회전 동적 부품으로서 조립시 매우 정교한 블레이드 피치각 리깅(rigging)과 진동을 감소시키기 위한 트랙킹(tracking) 및 밸런싱(balancing) 작업이 요구된다. 블레이드 피치각 리깅은 블레이드 75% 스팬 위치에서의 피치각을 0도로 맞추는 작업이며, 로터 트랙킹&밸런싱은 로터에서 발생하여 동체 또는 스마트무인기의 경우 날개로 전달되는 진동을 경감시키는 절차이다. 로터 밸런싱은, 로터 회전중심을 기준으로 무게 분포가 불균일할 경우 발생하는 횡방향 진동을 줄여주는 작업이며 트랙킹은 블레이드 간의 발생 양력이 불균등할 경우 야기되는 블레이드 간의 회전경로 불일치 보정 및 종방향 진동을 줄여주는 작업이다. 불균형 무게 분포는 다양한 원인에 의하여 발생한다. 제작공정에 의하여 야기되는 블레이드 또는 허브 구성품의 무게 차이, 잘못된 조립기술, 주로터 허브 부품의 정렬 불량, 심지어 부식 등에 의하여 발생하기도 한다. 양력 불균형은 주로 블레이드간 에어포일 형상의 미세한 차이나 피치링크 및 트림탭의 부적절한 조절에 의하여 발생한다.

본 논문에서는 스마트무인기 1호기 지상시험 및 로터/드라이브 아이언버드 시험 과정에서 수행된 로터시스템 블레이드 피치각 리깅과 트랙킹/밸런싱 절차 및 방법에 대해서 기술하였다.

* 정회원, 한국항공우주연구원
** 정회원, 한국항공우주연구원
연락저자, E-mail: mklee@kari.re.kr

2. 로터 피치각 리깅

2.1 스마트무인기 로터시스템 구조

스마트무인기 로터는 다소 독특한 짐발허브 구조로서 짐발허브는 짐발힌지와 페더링 힌지 2개의 힌지장치로 이루어진다. 짐발허브는 허브 중심에 힌지를 가지며 종/횡방향 임의의 방향으로 3개의 블레이드가 동시에 플래핑(flapping) 운동이 가능하게 한다. 로터 블레이드에 사이클릭 피치 명령이 가해질 경우 로터 블레이드의 회전위치에 따라 양력분포가 달라지고 로터 회전면이 짐발 힌지를 중심으로 로터축에 대해 기울어진다. 이를 통해 로터 추력을 원하는 방향으로 조정하여 비행에 필요한 양력/추력 및 조종력을 기체에 제공한다.

한편 짐발힌지에 요구되는 매우 중요한 요구조건으로서 로터의 플래핑시, 즉 로터 회전면이 로터축에 수직인 면에 대하여 기울어진 경우에도 로터 회전속도가 로터축의 회전속도와 동일하도록 설계되어야 한다. 이 요구조건으로 인하여 등속 조인트 베어링이 짐발힌지에 적용되었다. Figure 1은 스마트무인기 짐발힌지 구조이다. 한편, 피치각 변경을 위한 페더링 힌지부 형상은 Fig. 2에 나타내었다. 스마트무인기 짐발허브 및 페더링힌지의 개발내용에 대해서는 참고문헌 [1]에서 상세히 기술하고 있다.

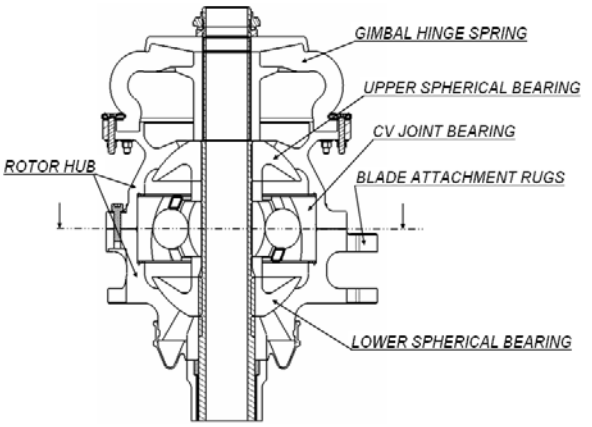

Fig. 1 Gimbal Hinge Configuration

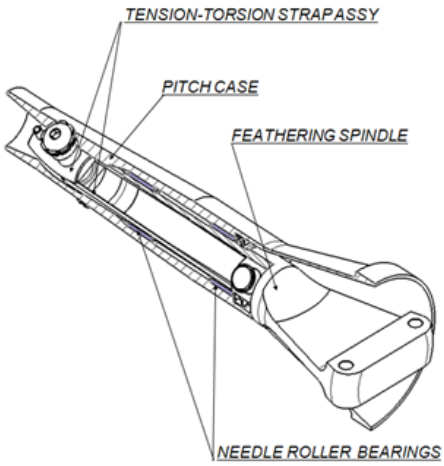

Fig. 2 Feathering Hinge Configuration

2.2 리깅절차

앞 절에서 기술한 바와 같이 스마트무인기 로터허브는 짐발형태이기 때문에 관절형 허브(articulated hub), 무힌지 허브(hingeless hub) 등의 일반 헬리콥터 보다는 다소 복잡한 블레이드 피치각 리깅 절차를 가진다. 짐발 허브의 경우 회전축에 위치하는 짐발힌지로 인하여 블레이드에 힘이 가해질 경우 블레이드가 부착되는 허브 전체가 기울어지며 리깅시 이를 고정시키는 것이 요구하다. 또한 로터 회전면과 로터축간의 정확한 수직상태가 이루어진 상태에서 피치각 리깅이 수행되어야 한다. 이는 스마트 무인기 로터 허브의 경우 -15.0도 각도의 기하학적인 피치-플랩 연성(pitch-flap coupling)에 의하여 임의의 플래핑각이 있을 경우 로터 피치각이 동시에 변하기 때문이다.

만약 로터 회전면이 로터 축과 수직을 이루지 못할 경우 로터를 회전시키면서 동일한 회전위치에서 블레이드의 높이를 측정하면 각각의 블레이드 끝단이 서로 다른 높이의 경로를 지나게 된다. 스마트무인기의 경우 로터 피치각 리깅시 Fig. 3과 같은 치구를 사용하여 짐발힌지의 자유도를 구속하고, 나사의 죄임 정도를 조절하여 개별 블레이드의 높낮이를 조절한다.

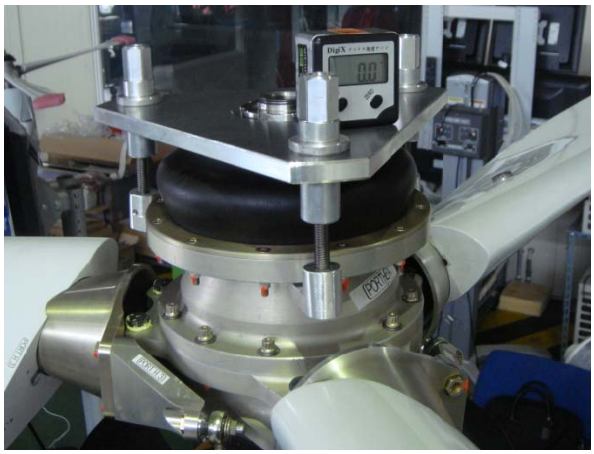

Fig. 3 Gimbal Hinge Motion Locking Tool

블레이드 끝단의 높이가 동일함을 확인하기 위하여 막대자를 블레이드 끝단에 위치시키고 3개의 블레이드 높이를 체크하는 방식과 레이저 빔을 블레이드 끝단에 조사하여 높이를 맞추는 방식이 이용되었다. Figure 4는 레이저 빔을 이용하여 블레이드 회전면이 로터 축에 대하여 수직이 되도록 조절하는 과정을 보여주고 있다.

Fig. 4 Rotor Rotating Plane Adjustment

일단 블레이드 회전높이의 정렬이 이루어지면 작업이 용이한 기준 블레이드 회전위치를 선택하고 순서대로 블레이드의 피치를 측정한다. 블레이드의 피치는 75% 스팬 위치에서 측정하며, 에어포일의 피치각을 측정하기 위한 치구가 사용된다. 피치각 측정에 사용되는 게이지는 디지털각도계를 사용하며 스마트무인기 로터 리깅에 사용된 각도계는 ±0.1도의 오차를 가진다. Figure 5는 개별 블레이드의 피치각 리깅장면이다. 초기 로터 조립시 0도의 작동기 명령이 인가된 상태에서 전체 블레이드의 피치각이 ±0.1도 범위를 만족하도록 리깅을 수행하였다.

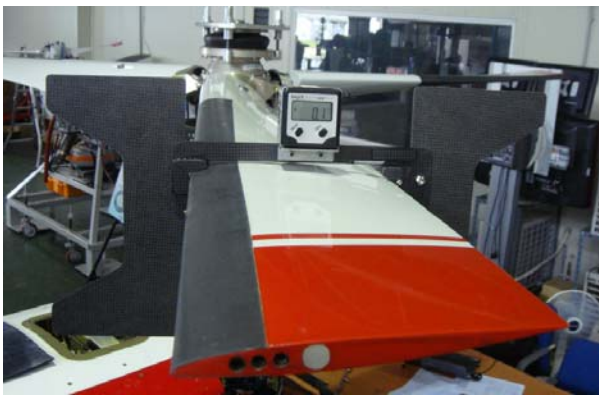

Fig. 5 Blade Pitch Angle Rigging

한편, 좌/우 로터 각각의 블레이드에 대한 피치각 0도 조절이 완료되면 자동조종컴퓨터(FCC)의 로터 피치 작동기 명력각을 0도부터 50도까지 변화시키면서 작동기 명령각과 실제 블레이드 피치각 일치 여부를 확인한다.

Table 1. FCC Pitch Command Versus Measured Pitch Angle

작동기 명령각 (deg.)	측정치 (deg.)	오차 (deg.)
0.0	0.0	0.0
4.0	4.0	0.0
8.0	8.0	0.0
12.0	12.1	0.1
16.0	15.9	0.1
20.0	20.1	0.1
24.0	23.9	0.1
28.0	28.1	0.1
32.0	31.9	0.1
36.0	36.0	0.0
40.0	40.0	0.0
44.0	44.0	0.0
48.0	48.0	0.0

자동조종컴퓨터 프로그램에서는 로터작동기의 스트로크와 블레이드 피치각 간의 0도 및 50도에 대하여 측정된 값을 바탕으로 선형관계식을 초기에 이용하였으나 기구학적인 비선형 구간으로 인하여 일부구간에서 명령각과 측정각 간의 불일치가 발생하여 실제 측정한 값을 바탕으로 재보정이 이루어졌으며 보정후에 작동기 명령각과 측정된 블레이드 피치각 비교 결과를 Table 1에 나타내었다.

3. 로터 트랙킹 & 밸런싱

3.1 개요

일반적으로 헬리콥터 제작회사별로 해당 기종에 따라 개발된 트랙킹 및 밸런싱 방법을 정비 절차로서 제공을 한다. 대표적이며 고전적인 밸런싱 방법으로는, 블레이드 뿌리(root)부 및 끝단에 와셔 등의 질량(weight)을 부착하고, 블레이드 안/밖으로 부착위치 및 양을 조절해가며 효과를 측정하여 가장 최적의 위치 및 무게를 결정하는 방법이다. 밸런싱은 로터의 횡방향 진동 측정값(크기, 위상차)을 기준으로 작업이 수행된다.

앞서 기술한 바와 같이 수직방향 진동은 블레이드의 양력 불균형으로 인하여 발생하는 문제이다. 수직방향의 진동을 줄이기 위해서 2가지 방법이 사용된다. 첫 번째는 개별 피치링크의 길이를 조절하여 결국 블레이드의 기준 피치각을 변경함으로서 블레이드간 양력 불균형을 해소하는 방법이다. 피치링크 길이를 조절하는 방법은 주로 지상에서의 블레이드 회전경로를 일치시키기 위한 목적과 제자리비행시의 수직방향 진동을 줄이기 위한 목적으로 이용된다.

두 번째 트랙킹 방법은 블레이드 뒷전부에 장착되는 트림탭의 굽힘(bending)각을 조절하는 방법이다. 즉, 트림탭을 위/아래로 굽힘을 통하여 블레이드 회전경로를 상하로 이동시키게 된다. 트림탭을 조절하는 방법은 주로 비행상태의 블레이드 트랙 조절에 이용된다.

한편 트랙킹시 고려해야할 주요 사항은 피치링크 길이 또는 트림탭 조절을 통하여 블레이드 피치각 또는 양력이 변경될 경우 부차적으로 블레이드 항력 또한 변하게 되며, 블레이드가 앞/뒤로 변형 또는 운동이 일어난다. 이로 인하여 횡방향 질량분포의 불균형을 야기하며 이는 흔히 이야기하는 “track affects balance" 현상이 일어난다. 따라서 반복적인 조정을 통하여 최적의 트랙킹 및 밸런싱을 수행하게 된다.

3.2 블레이드 트랙킹 절차

스마트무인기 로터 블레이드는 회전익모드의 블레이드 기능과 고정익 전진비행 모드에서의 프로펠러 기능을 동시에 수행하기 때문에 일반 헬리콥터 블레이드에 비하여 굽힘 및 비틀림 강성이 매우 크다. 또한 블레이드 길이가 동일한 이륙중량의 회전익에 비하여 상대적으로 짧다. 스마트무인기 블레이드의 트랙킹은 Fig. 6의 피치링크 길이 조절만을 통해서 이루어진다.

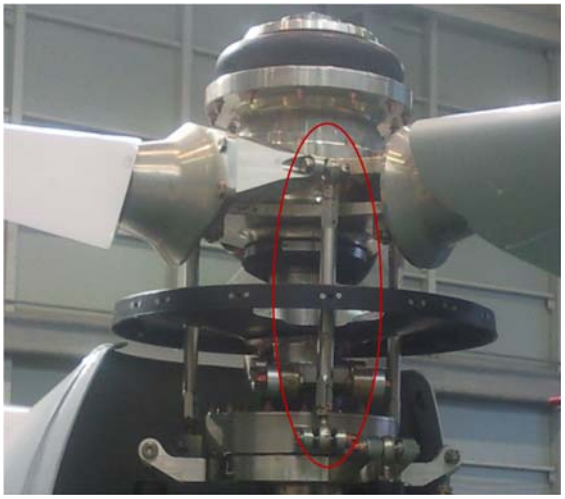

Fig. 6 Rotor Pitch Link

초기 지상 회전시험과 부품 정비 또는 부품 교체 후에는 블레이드 트랙 확인이 이루어지며 트랙킹 방법은 고전적인 방법인 스트로백스(Strovex) 장비를 이용하여 블레이드 끝단에 부착된 반사 테이프의 회전위치를 확인하고 필요시 피치링크의 길이를 조절하는 방식이다. 블레

이드의 초기 피치각 리깅이 정교하게 이루어질 경우 트랙킹 특성이 매우 양호한 결과를 보여주었다. 최근까지 아이언버드 시험 및 비행체 1호기 지상시험 과정에서 블레이드 트랙킹을 수행하였으며 최대 0.5바퀴 이내의 로드 회전을 통한 피치링크 길이 조절만으로 원하는 트랙킹 결과를 얻을 수 있었다.

Figure 7은 스마트무인기 블레이드 트랙킹에 사용된 스트로백스 장비 및 밸런싱 분석 장비이다.

Fig. 7 Blade Tracking & Balancing Kit

3.3 로터 밸런싱 원리 및 절차

스마트무인기 로터 시스템의 밸런싱은 로터의 비행체 탑재전에 이루어지는 정적밸런싱과 비행체 탑재후 회전시험 초기에 수행하는 동적밸런싱의 2단계로 이루어진다. 정적 밸런싱은 시소형태의 치구(Fig. 8)를 이용하여 블레이드 간의 균형을 맞추는 방식이다. 즉, 각 블레이드의 1차 모멘트가 최대한 동일하도록 Fig. 9의 블레이드 끝단 웨이트챔버(weight chamber)에 더미 중량을 가감하여 균형을 맞추며 균형 여부는 물방을 수평계를 이용하여 확인한다.

정적 밸런싱의 목적은 블레이드간의 중량 및 무게중심 거리의 곱이 동일하도록 지상에서 최대한 맞춤으로서 초기 회전시험시 과도한 횡방향 진동을 방지함과 동시에 동적밸런싱 과정에서의 중량 증감치를 최소화하기 위함이다.

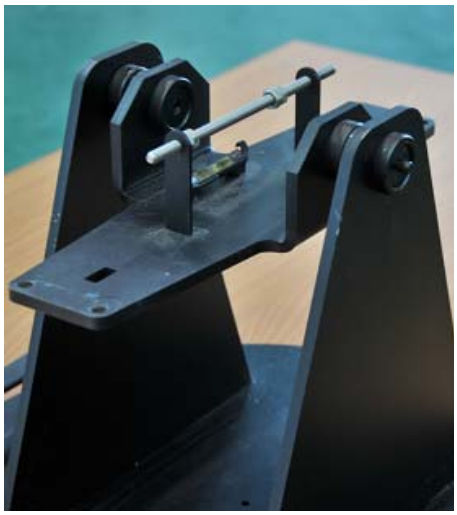

Fig. 8 Blade Static Balancing Tool

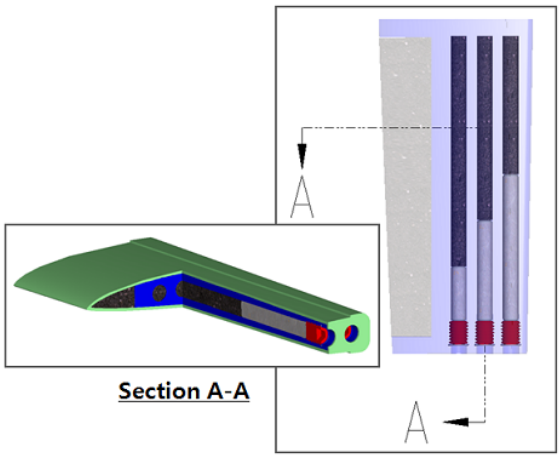

Fig. 9 Blade Tip Weight Chamber

동적밸런싱은 Chadwick-Helmuth Vibrex 2000 장비를 사용하여 수행한다. 본 장비는 가속도계와 두 가지의 tachometer probe (photo cell, magnetic pick-up)를 사용하며, 회전체의 진동크기와 위상차를 측정하여 밸런싱에 필요한 정보를 제공한다. 이 장비를 이용하여 스마트무인기 로터에 적용한 밸런싱 절차는 다음과 같다[2].

① 파일런 기어박스 하부의 엔코더가 장착되는 위치에 Fig. 10과 같이 위상을 측정하기 위한 photo cell과 반사테이프를 설치한다. photo cell을 Vibrex 2000과 연결한 후 Vibrex 2000

전원을 켜서 photo cell에서 적외선 센서 불빛이 나오는지 확인한다. photo cell 후면에 붉은색 다이오드는 반사테이프가 감지되면 점등되고, 반사테이프가 지나가면 소등된다. 이를 점검하여 photo cell과 반사테이프가 제대로 장착되었는지 확인한다. 최종적으로 기준 블레이드(target blade)가 주날개 위를 지날 때 photo cell이 소등되도록 반사테이프 위치를 수정하여 장착을 완료한다.

② 밸런싱을 잡고자 하는 로터의 베어링 타워 상부에 Fig. 11과 같이 가속도계를 장착한다.

③ photo cell 케이블과 가속도계 케이블을 Vibrex 2000과 연결한 후, 케이블들이 로터의 하향풍에 움직이지 않도록 테이프를 이용하여 단단히 고정한다.

④ 로터의 피치각을 0도로 세팅하고 100% rpm으로 회전시킨다.

⑤ 진동크기 (inch per second)와 위상차 (clock angle)를 측정한다.

⑥ 밸런싱 차트 중 현재 밸런싱 작업을 하고 있는 로터(좌측 또는 우측)에 해당하는 차트를 골라, 진동크기와 위상차를 표시한다. 해당 블레이드의 웨이트챔버에 더미중량을 증감시키면 차트상의 화살표 방향대로 진동 특성이 움직인다. 만약 더미중량을 증감시킨 후 측정한 진동크기와 위상차의 변화가 차트상의 화살표 방향과 일치하지 않는다면, 적절히 위상차을 보정하여 화살표 방향과 일치시킨다.

⑦ 진동크기가 0.2 이하가 될 때까지 차트 상에서 지시하는 데로 더미중량을 증감시킨다.

⑧ 밸런싱 작업을 수행한 후 로터 회전경로를 점검하여 회전경로에 차이가 있으면 트랙킹을 다시 수행한다.

⑨ 로터의 피치각을 제자리 비행 조건으로 증가시키고 100% rpm으로 회전시킨다.

⑩ 위의 5에서 8까지의 밸런싱 절차를 다시 수행한다.

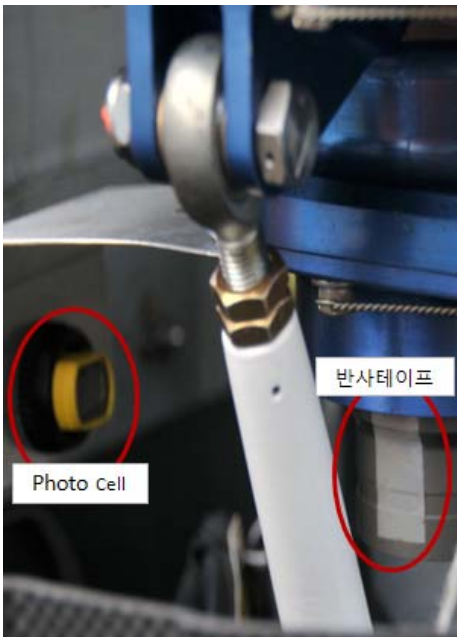

Fig. 10 Photo Cell and Reflection Tape

Fig. 11 Accelerometer

한편, 스마트무인기 로터에 적용된 동적 밸런싱 챠트는 Fig. 12와 같으며, 스마트무인기 로터와 동일하게 3개 블레이드 로터시스템을 가지는 Enstrom 헬리콥터의 정비메뉴얼에서 제공하고 있는 밸런싱 챠트를 활용하여 스마트무인기용으로 생성하였다.

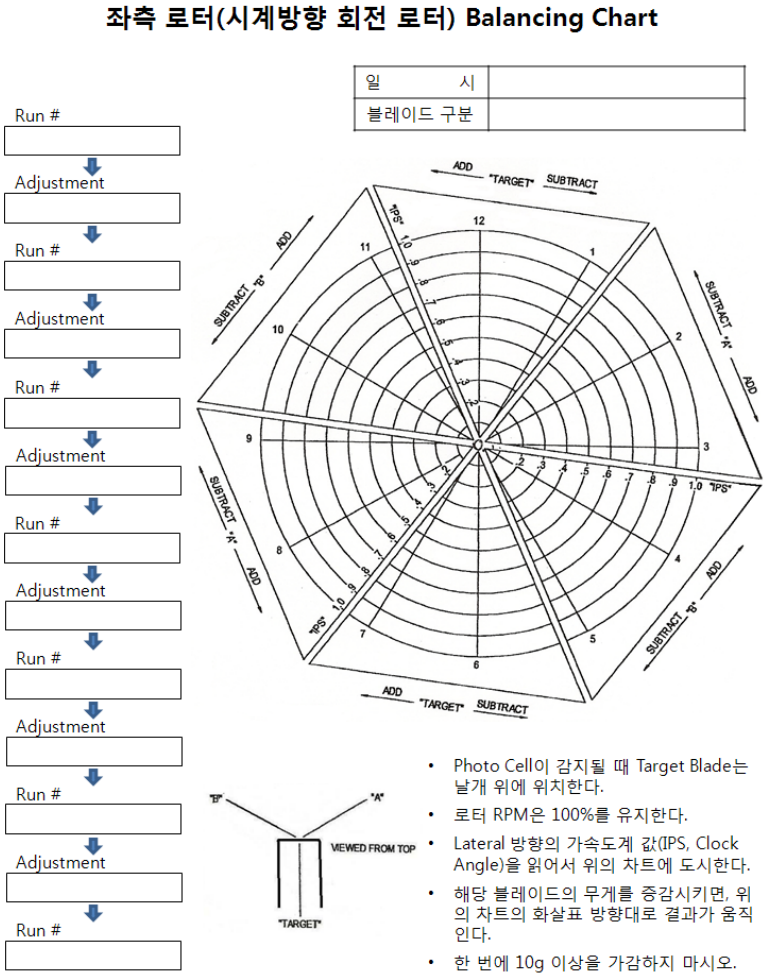

Fig. 12 Rotor Balancing Chart

4. 요약 및 결론

본 논문에서는 스마트무인기 로터시스템 피치각 리깅, 블레이드 트랙킹 및 밸런싱 절차와 방법에 대하여 기술하였다. 본 논문에서 기술된 절차는 실제 스마트무인기 지상시험시 적용되고 있으며 이 절차를 통하여 목표로 하는 트랙킹 및 밸런싱 수준이 만족되도록 수행되었다.

후 기

이 연구(논문)은 지식경제부 지원으로 수행하는 21세기 프론티어 기술개발사업(스마트무인기 기술개발사업)의 일환으로 수행되었습니다.

참 고 문 헌

[1] 이명규, 이주영, 김재무, “스마트무인기 틸터로터용 짐발허브 설계”, 대한기계학회지, 제 31권, 제 5호, 2007, pp. 625-634.

[2] 김유신, 이명규, 황수정, 최성욱, “스마트무인기 로터 발란싱 절차”, KARI-UET-TM-2008-013.