

## 스마트 무인기의 지상시험을 통한 비행제어 성능분석

강영신\*, 박범진\*\*, 유창선\*\*\*, 김유신\*\*\*\*, 구삼옥\*\*\*\*\*

### Assessment of Flight Control Performance based on the Ground Test Results of Smart UAV

Young-Shin Kang\*, Bum-Jin Park\*\*, Chang-Sun Yoo\*\*\*, Yu-shin Kim\*\*\*\*, Sam-Ok Koo\*\*\*\*\*

#### Abstract

The tilt-rotor Smart UAV(Unmanned Air Vehicle) has been developed by KARI(Korea Aerospace Research Institute) for civil purposes. In order to prove the reliabilities of total system of Smart UAV, the series of ground tests were performed including system interface test, aircraft HILS(Hardware In the Loop Simulation) Test, ground power test, 4-DOF (Degrees of Freedom) rig test, and tethered hover test.

Many unexpected problems occurred at each ground test. With clearing these problems, the total Smart UAV systems were matured and the airworthiness was proven enough. After complete of additional ground test proposed by FRRB(Flight Readiness Review Board), the first flight test will be performed in this year.

This paper presents the procedures and the analysis results of the ground tests for the tilt-rotor Smart UAV.

#### 초 록

스마트무인기의 비행시험에 앞서 비행제어시스템을 포함한 전체 무인기 체계의 건전성을 검증하기위한 지상통합시험을 수행하였다. 지상통합시험은 비행체 인터페이스 시험, 비행체 HILS시험, 지상과위시험, 4자유도 치구시험, 안전줄 호버시험 순서로 진행되었으며, 각각의 시험을 통해 전체 무인기 시스템의 안전성을 입증하였다.

본 논문에서는 국내 최초로 개발된 틸트로터인 스마트무인기의 지상시험 절차와 각 시험에서 획득한 데이터 분석결과를 제시하였다. 지상시험 결과 비행제어시스템의 안전성이 충분히 입증되었으며, 비행시험이 수행가능하다고 판단되었다.

키워드 : 틸트로터 (tiltrotor), 지상시험 (ground test), 시험결과(test result), 비행제어(flight control), 스마트무인기(Smart UAV)

접수일(2009년12월21일), 수정일(1차 : 2010년 5월 4일, 2차 : 2010년 6월 15일, 게재 확정일 : 2010년 7월 1일)

\*스마트무인기 사업단 무인체계팀/kangys@kari.re.kr \*\* 스마트무인기 사업단 무인체계팀/bjpark@kari.re.kr

\*\*\*스마트무인기 사업단 무인체계팀/csyoo@kari.re.kr \*\*\*\* 스마트무인기 사업단 무인체계팀/genkim@kari.re.kr

\*\*\*\*\*스마트무인기 사업단 무인체계팀/sam@kari.re.kr

## 1. 서 론

스마트무인기는 헬리콥터와 같이 수직으로 이착륙하고, 고정익처럼 고속비행이 가능한 틸트로터형 무인기이며, 지식경제부의 '21세기 프론티어 연구개발 사업'의 일환으로서 개발되고 있다.

국내 최초로 개발되는 틸트로터 항공기의 비행시험에 앞서 전체 무인시스템의 검증을 위해서 지상시험을 수행하였다.

스마트무인기의 지상시험은 그림 1에 도시한 바와 같이 인터페이스 시험, 비행체를 이용한 비행체 HILS(Hardware In the Loop Simulation)시험, 지상파워 시험, 4자유도 지상치구시험을 거쳐 안전줄 호버시험 순서로 진행되었다.



그림 1. 스마트무인기 체계검증 시험절차

상기의 지상시험 과정을 통해 스마트무인기 시스템의 전체 체계건전성을 검증하였다. 현재 실물기의 초도비행준비 검토회의(FRRB : Flight Readiness Review Board)에서 제시한 비행시험 전 추가 필수검증항목인 비행체 내구성시험과 유인기를 이용한 통신장비 비행시험을 수행하고 있다. 추가항목에 대한 시험이 완료되면 비행시험을 시작할 예정이다.

본 논문에서는 스마트무인기의 비행시험에 대비하여 현재까지 수행한 무인기 전체에 대한 지상 체계통합시험에 대해 시험절차를 소개하고 각각의 지상시험결과에 대해 비행제어 성능관점에서 분석한 사항을 서술하였다.

## 2. 지상시험 개요

### 2.1 비행제어 하드웨어의 구성

스마트무인기의 2중화된 비행제어 하드웨어 시스템에 대해 표 1에 간략하게 서술하였다. DFCC(Digital Flight Control Computer)를 비롯한 주요 비행제어 시스템은 시스템의 신뢰성 향상을 위해서 2중화 기반으로 개발되었으며, primary /backup 방식으로 동작한다.

표 1. 스마트무인기의 비행제어 시스템

장비	업체	비고
FCC	LIGNex1	Dual
작동기	MOOG & 스마텍	Dual (Single 2 Elevator)
관성센서	Micro Infinity	Dual
대기자료 장치	Space-age Control & ADI	Single (DGNS backup)
지상관제	UCON	Single (OBY backup)

신뢰성이 충분하다고 판단된 대기자료장치는 단일채널로 구현하였으며, 대기자료장치 고장시 DGNS(Digital GPS navigation System)의 속도, 고도정보를 이용해서 센서재형상이 가능하도록 구현하였다. 이때 바람에 의해 발생하는 지면속도와 대기속도 간의 오차는 고려하지 않는다.

승강기 작동기는 요구된 힌지모멘트와 크기를 만족하는 2중화 작동기를 구할 수 없어서 단일채널 작동기를 좌우에 각각 1개씩 장착하였다.

일반적으로 무인기의 자동착륙을 위해 장착하는 DGNS와 같은 정밀 항법센서를 탑재하지 않았으며, 착륙지점 부근에서 일정한 하강율로 고

도를 제어하는 방법으로 일반 관성센서의 수직오차문제를 해결하였다.[1,2] RALT를 장착하였으나 구조진동에 의한 영향으로 인해 제어피드백신호로서는 사용하지 않는다.

통신장비는 UHF와 Ku-밴드 통신을 이용하여 2중화되었으며, 각각의 탑재 통신용 안테나도 2중화설계가 적용되었다.

스마트무인기의 지상통제시스템(GCS : Ground Control Station)은 그림 2에 도시하였다. 지상통제시스템은 PBYPilot Bay)와 OBY (Observation Bay)로 구성되었으며, PBYG고장시 OBY가 조종권을 대체할 수 있도록 설계되었다. 내부조종사는 긴급상황시 OBY로 자리를 옮겨 한 번의 버튼조작으로 간단히 조종권을 전달받을 수 있다.



그림 2. 스마트무인기 지상통제시스템

비행제어 컴퓨터에 탑재된 OFP는 전체 비행 영역에 대해 전자동 비행이 가능한 통합버전이 사용되었으며, 초도비행을 앞두고 시스템의 건전성을 확보하기 위해 흔히 사용하는 간략화 버전으로 변경하지 않았다. 그 이유는 이미 축소기 비행시험을 통해 비행제어법칙이 충분히 검증되었기 때문이다.[1,2]

## 2.2 지상시험 절차

앞서 그림 1에 도시된 지상시험절차에 따라 스마트무인기의 지상시험을 수행하였다. 모든 지상시험 항목은 지상시험 계획서를 토대로 수행되었으며, 해당 계획서에 시험성적서를 첨부하여 지상시험 종결승인을 받도록 형상관리절차를 따

랐다.[3]

인터페이스 시험에서는 DFCC와 탑재장비간의 통신연결상태를 시험하고, 탑재센서를 보정하였다. 이후 비행체 HILS시험을 통해서 탑재하드웨어의 상태를 모니터링하면서 모의 비행시험을 수행하였다. 이때 항공기의 작동기변위 피드백을 받아서 운동모델이 동작할 수 있도록 하였다.

비행체 HILS수행을 통해 모든 장비의 정상동작 여부를 확인한 후 엔진시동과 비행아이들 파워시험을 수행하여 동력계통의 연동여부를 점검하였다.

동력계통의 건실성이 확보된 후 4자유도 치구시험을 수행하였다. 4자유도 치구시험은 호버비행상황과 유사한 환경을 제공하며, 무선통신을 이용해서 비행상황과 동일한 조건에서 시험을 수행하였다.

4자유도 치구시험에서 센서와 작동기의 건실성을 확인한 후 안전출 호버시험을 수행하였다. 안전출 호버시험은 실제 비행상황과 완전히 동일하며, 추가적인 시험을 거쳐 초도 비행시험을 수행할 예정이다.

## 3. 지상시험 결과

### 3.1 비행체 인터페이스 시험

비행체 인터페이스 시험은 모든 탑재장비와 DFCC간의 연결시험 및 센서보정시험이 포함되었다. 각 탑재 하드웨어는 주로 ARINC-429방식으로 통신하며, 일부는 RS-422이나 485를 채택하고 있어 통신방식이 통일되지 않아서 인터페이스 시험에 많은 시간이 소요되었다.

표 2. 대기자료장치 인터페이스 시험결과표

시험 항목	CH	Label	Description (ARINC-429)	측정치/시험결과	비고
DFCC-ADC Protocol	Rx	203	Pressure Altitude	80m (BARO 1013)	6.3.6절 참조
		204	Baro-Correction Altitude	32m (BARO 1002.3)	6.3.6절 참조
		205	Mach Number	사용하지 않음	
		206	Computed Airspeed	0	6.3.6절 참조
		210	True Airspeed	0	6.3.6절 참조
		212	Altitude Rate of Change	0	정상동작하지만 비교 Ref. 없음
		213	Static Air Temperature (N/A)	27 °C	50-Ohm 센서 ADC연결 (ref. 28.2 °C)
		234	Baro Correction	정상	6.3.6절 참조
		350	Maintenance Word #1	정상	
		351	Maintenance Word #2	정상	
Tx	234	Baro Correction	정상	6.3.6절 참조	

아날로그 센서의 경우 결선오류와 센서보정문제 발생하였으며, 결선오류가 없더라도 비행체 내부 온도센서의 위치가 서로 바뀌어서 장착된 오류도 발견되었다. 비행제어 인터페이스 시험은 primary/backup 채널 각각에 대해 수행되었으며, 채널전환시 불연속현상이나 타계통의 결합발생을 모니터링하면서 수행하였다. [3]

대기자료컴퓨터에 대한 인터페이스 시험결과를 표2에 수록하였다.

### 3.2 비행체 HILS시험

비행체 HILS 시험은 지상통제장치와 비행체를 유선으로 연결한 후 탑재된 작동기의 실제 변위 데이터를 비행모의시험에 입력하며, 전체 비행체의 하드웨어 건전성과 조종특성을 평가하기위한 시험이며, 그림 3과 같이 수행하였다.



그림 3. 비행체 HILS(Hardware In the Loop Simulation)시험

이 방식은 실제 작동기의 시간지연과 대역폭을 시뮬레이션에 반영할 수 있으므로 비행시험과 가장 유사한 환경을 제공한다. 다만 실제 비행에서는 조종면의 직접 변위에 의해 항공기 반응이 발생하므로 HILS시험에서는 작동기 센서신호와 DFCC간의 1~2 frame정도의 통신지연이 추가로 발생하게 된다. 이러한 시간지연은 일반적으로 조종특성에 큰 영향을 미치지 않는다. 한편 비행체 HILS에 앞서 DFCC와 점검장비를 유선으로 직접 연결하여 고장진단 및 센서 재형상에 대해 점검하였으며, 조종사의 비상상황 대처능력을 훈련하였다.

스마트무인기의 경우 외부조종사가 육안으로 조작하기 힘든 고속의 대형 비행체이므로 내부조종사에 의해 주로 운용되고, 외부조종사는 비행 시험 초기 회전익모드 조종을 담당한다.

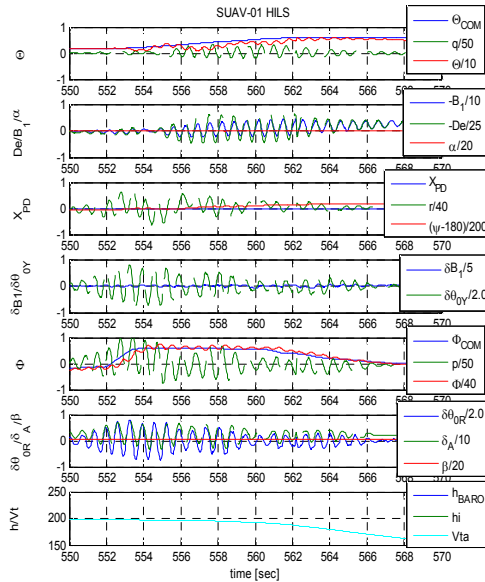


그림 4. 작동기 반응 시간지연에 의한 채터링 효과

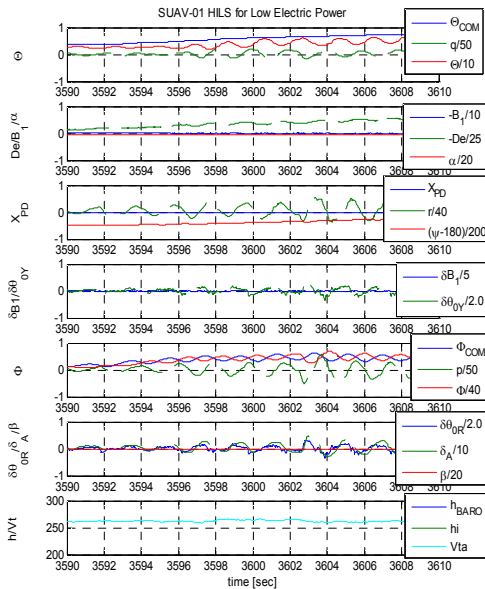


그림 5. 채터링 소거를 위한 이득감소 후 댐핑 감소

비행체 HILS시험시 작동기 컨트롤러의 과도한 시간지연(0.2초)으로 인해 피치축과 롤축에 그림 4와 같은 약 1.5Hz의 작동기 채터링(chattering)이 발생하였다. 이를 완화하기 위해서 각 축의 각속도 피드백을 감소시켜 시간지연효과에 대한 이득의 민감성을 줄였다. 이득의 감소로 인해 일부영역에서 그림 5와 같이 3 rad/sec정도의 단주 기모드 주파수에서 낮은 댐핑이 발생하였다.

실제 비행에서는 작동기의 피드백을 받는 통신 시간지연이 발생하지 않으므로 채터링 문제가 발생할 가능성이 낮으며, 따라서 이득을 증가시킬 여유가 충분한 것으로 판단된다. 작동기 피드백을 HILS에서 제거하면 채터링 문제는 발생하지 않았으며, OFF 검증시험시 작동기 피드백효과를 모니터링하기위해서 낮은 이득을 기본으로 탑재하였다.

### 3.3 지상파워시험

지상 파워시험은 관제장비와 비행체를 유선으로 연결하여 엔진시동부터 비행아이들(flight idle) 파워까지 도달하는 시험을 반복 수행하여 비행체의 동력계통과 비행제어계통간의 성능을 평가하는 시험이다. 시험요원의 안전을 위해 그림 6과 같이 안전망 내에서 모든 지상파워시험이 수행되었다.



그림 6. 지상파워시험

지상파워시험 이전에 수행된 동력계통 IB(Iron Bird) 시험시 로터거버너 이득을 튜닝하였다.[4] 이러한 절차를 생략하고 비행체 엔진런 시험을

수행하면 시험위험도를 높일 수 있다. 지상과위 시험에서 그림 7과 같이 안정한 RPM 유지성을 나타내었으며, 본격적인 로터거버너 성능시험은 4자유도 치구시험에서 실시하였다.

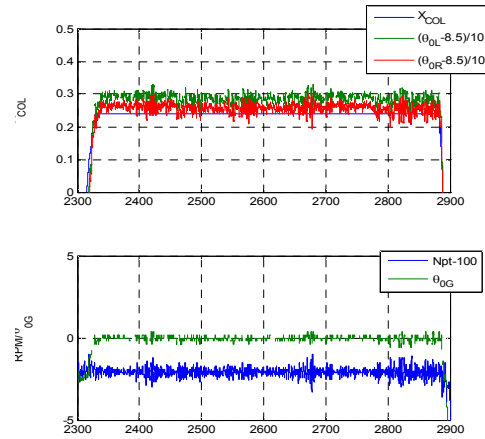


그림 7. Flight Idle 파워에서 로터 RPM 성능

### 3.4 4-자유도 치구시험

앞서 수행한 지상시험을 통해 비행체의 하드웨어적인 견실성을 확인한 후 비행상황과 유사한 4자유도 치구시험을 수행하였다. 4자유도 치구는 그림 8에 도시한 바와 같이 피치, 롤, 요축과 수직축의 자유도를 갖도록 개발되었으며, 각 축별로 고정 및 해제가 가능하다.

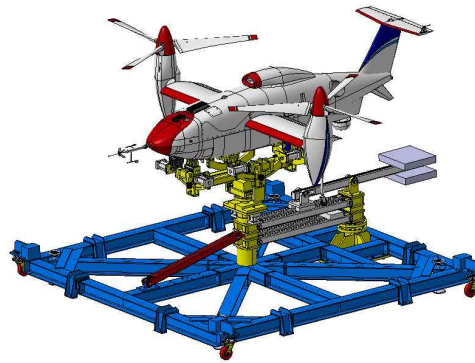


그림 8. 4자유도 지상치구

4축 치구를 모두 고정한 상태에서 작동기 반응시간지연이 로터거버너 성능에 미치는 영향을

분석하기위해서, 성능이 개선된 작동기를 이용해서 콜렉티브 싸이클 명령을 입력하여 그 결과를 그림 9에 도시하였다. 조종사의 콜렉티브 조작에 대해서  $\pm 2\%$ 이내의 정확도를 유지하였으며, 요구 조건을 충분히 만족하였다.

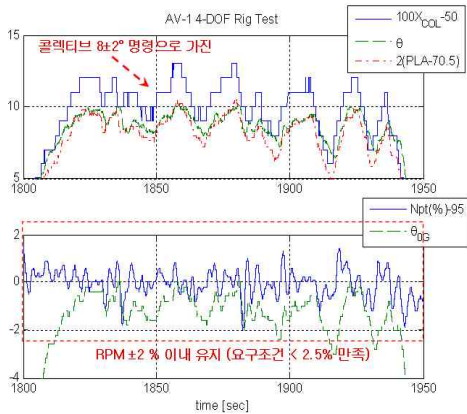


그림 9. 4자유도 치구시험에서의 로터거버너 성능시험

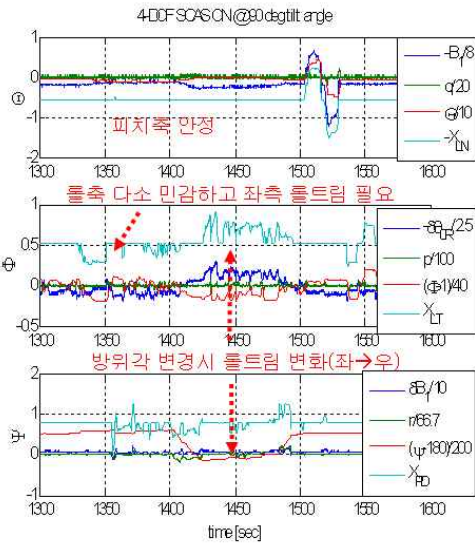


그림 10. 4자유도 치구시험 조종특성 분석결과

4자유도 치구시험은 전체축 고정 파워시험 후 피치, 롤, 요 및 수직축 각각에 대해 1축 자유도 시험을 수행하여 각 축의 반응을 먼저 확인하였다.

이후 4축이 모두 움직이는 상태에서 4자유도 시험을 통해 실제 호버상태와 가까운 유사 조종특성시험을 수행하였다. 그림 10은 4자유도 치구상에서 피치, 롤, 요축 명령에 대한 자세반응을 나타낸다.

피치축은 안정적으로 반응하였으나, 롤축은 조종사의 명령에 대해 다소 민감하게 반응하였다. 또한 방위각의 변경시 롤트림의 방향이 좌에서 우로 바뀌었으며, 평균적으로 좌측 롤성향이 있는 것으로 분석되었다.

추력이 낮은 경우는 피치, 롤, 요축의 반응이 모두 둔감하였으며, 특히 피치축은 추력이 낮은 경우 반응이 거의 나타나지 않았다.

4자유도 치구시험에서 비행체 시스템에 어떠한 문제도 발생하지 않았다. 다만, 수직축의 경우 운동치구의 무게가 비행체보다 3배나 크기 때문에 비행체 파워를 이용해서 중간지점에서 고도를 멈출 수 없는 문제가 발생하였다 따라서, 호버링 성능은 안전줄 호버시험을 통해 검증하기로 결정하였다.

### 3.5 안전줄 호버시험

4자유도 치구시험에서 비행체 각 축의 조종성을 확인한 후 안전줄 호버시험을 수행하였다.[5] 안전줄 호버시험은 비행시험과 완전 동일한 조건으로 수행되며, 비상상황시에는 비행체에 부착된 안전줄이 비행체의 지면충돌을 방지하는 역할을 하도록 그림 11과 같이 시험시설을 구성하였다.



그림 11. 안전줄 호버시험용 타워 크레인

조종사의 파워조작으로 약 20초간 고도를 상승하여 호버링을 유지하였으며, 상승 호버시험동안 피치/롤/요/수직축에 대해 분석한 결과를 그림 12에 도시하였다.

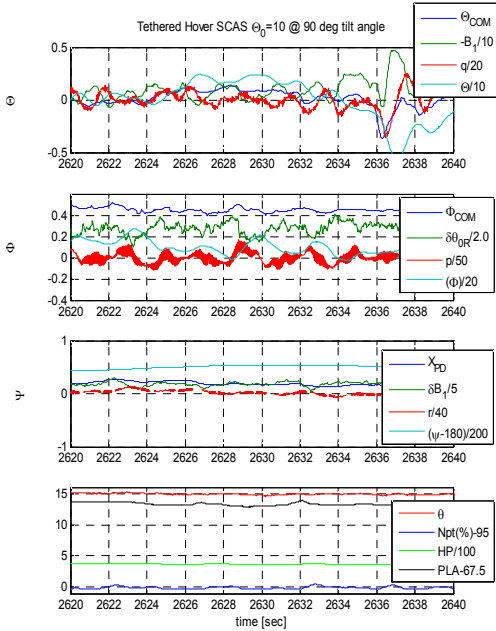


그림 12. 호버링 비행시 조종특성 분석결과

피치축은 호버비행시 댐핑이 다소 부족하여 약 0.5Hz(=3.14 rad/sec)정도 주기의 진동이 발생하였으며, 피치자세각은  $\pm 5^\circ$ 이내를 유지하였다. 피치축 댐핑을 개선하기위해서 피치각속도 피드백이득을 증가시킬 필요가 있다.

롤 자세 유지를 위해서 우측 트림 명령이 요구되기는 했지만  $\pm 5^\circ$ 이내에서 안정적으로 반응하였다. 외부조종사는 댐핑은 충분하지만 롤 자세반응이 예상보다 느리다(sluggish)고 하였다.

통신두절시 엔진을 자동으로 끄기 위해서 WOG(Weight On Gear)신호를 고의로 인가하였기 때문에 피치축과 롤 축의 적분기가 동작하지 않았으며, 이로인해 바람의 영향으로 인한 피치축과 롤축의 자세트림변화를 조종사가 수동으로 조작해야 했다.

요축의 경우 바람방향으로 헤딩을 유지하기위

해서 초기에 조종사의 조작이 필요하였으며, 안전줄 호버시험 동안 약 20%이상 우측 요명령이 지속적으로 요구되었다. 시험완료후 비행체를 조사한 결과 좌측 나셀틸트각이 전원인가와 동시에 뒤쪽으로 약  $2^\circ$ 정도 변위(즉,  $92^\circ$ )가 발생하였으며, 이로 인한 좌측 요성향을 가진 것으로 분석되었다. 이러한 좌측 나셀의 변위는 나셀틸트 작동기의 보정오차에서 기인하였다.

호버링을 위한 콜렉티브각도는 좌측  $13^\circ$ , 우측  $15^\circ$ 가 발생하였으며, 95% RPM 조건에서의 호버링 설계값인  $11^\circ$ 보다  $2^\circ$  이상 큰 값이다. 좌우 콜렉티브 차이는 좌측 롤성향으로 인해 조종사가 우측 롤트림을 명령을 30%정도 유지했기 때문이다. 좌측 롤성향은 좌측 요성향과 동시에 발생하였으며, 좌우 로터작동기의 보정오차에서 발생한 것으로 판단된다.

또한 예상보다 콜렉티브각이 더 큰 이유는 측풍영향을 줄이기 위해서 플랩스캐줄을 요구치보다  $15^\circ$  더 감소시켰기 때문에 로터의 다운위시영향이 증대되었을 것으로 판단된다. 향후 플랩각을 더 증가시킨 후 재시험이 필요하다.

롤축과 요축의 각속도 성분에 매우 큰 잡음신호가 측정되었으며, 잡음의 원인을 찾기위해서 FFT(Fast Fourier's Transform)로 분석한 결과를 그림 13에 도시하였다.

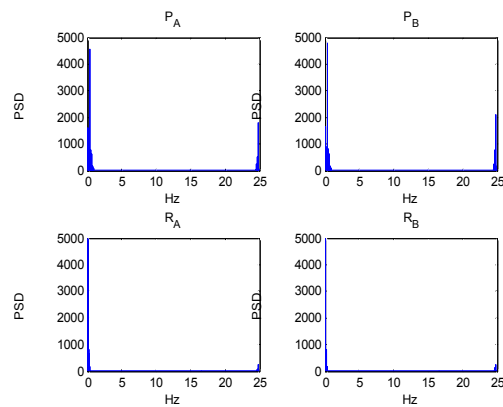


그림 13. 롤/요 각속도 측정치의 Alias 문제 (25Hz)

롤축과 요축의 각속도에 DFCC의 작동주파수인 50Hz의 절반에 해당하는 25Hz 부근과 0Hz

부근에 신호잡음이 큰 것을 알 수 있다. 그 첫 번째 이유는 안전줄 호버시험시 95% RPM으로 비행하였는데 로터회전속도가 25Hz에 매우 근접해 있기 때문이다. 두 번째 이유는 DFCC와 DGNS간의 고속통신(100Hz)에 따른 DFCC의 통신부하를 줄이기 위해서 50Hz로 통신속도를 감소시키면서 DGNS에서 25Hz이상의 신호를 소거(cut-off)하지 않고 단순히 샘플링 속도만 줄였기 때문이다. 이로 인해 25Hz 이상의 고주파 신호는 25Hz를 뺀 주파수 잡음으로 Alias 된 후 DFCC로 전달되어 25Hz보다 약간 빠른 주파수의 신호가 0Hz 부근의 잡음으로 나타난 것이다. 예를 들면 26Hz 신호는 25Hz로 샘플링 하는 경우 1Hz로 Alias되어 나타나게 된다. [6]

이러한 DGNS센서의 Alias 문제를 해결하기 위해서 10Hz이상의 고주파잡음을 제거하기 위한 2차 Butterworth LPF(Low Path Filter) 필터를 센서 내에 탑재하였으며, 진동시험을 통해 비교한 결과를 그림 14에 도시하였다.

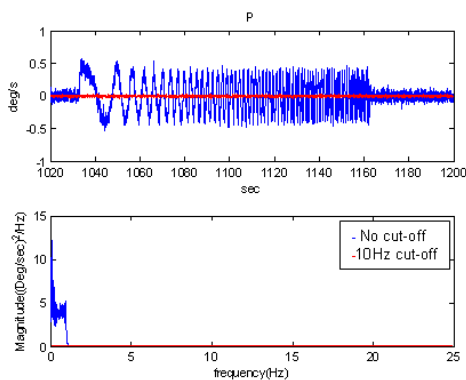


그림 14. Alias문제 해결전후 분석결과

그 결과를 각속도에서 관찰되던 0Hz (25Hz 부근 주파수의 Alias신호)과 25Hz 근처에 발생하던 센서 잡음이 모두 소거되었음을 확인할 수 있었다. 다만 수직가속도 센서의 경우 저주파 통과 필터에도 불구하고 25Hz 근처에서 Alias 현상이 모니터링 되었으며, 이후 지상시험을 수행하여 3차 이상의 LPF를 적용하든지 10Hz보다 더 낮은 cut-off 주파수를 갖는 필터를 적용할 예정이다.

## 4. 결 론

스마트무인기의 지상시험절차에 따라 비행체 부체계 인터페이스시험, 비행체 HILS시험, 지상 파워시험, 4자유도 치구시험, 안전줄 호버시험을 수행하였다. 각 시험에 대한 목적과 시험결과를 도시하고, 제어기의 성능을 평가하였다.

지상시험의 최종단계인 안전줄 호버시험을 통해 피치, 롤, 요측 및 수직축에 대한 조종특성이 설계된 결과와 부합하는지 고찰하였다. 각 축의 조종특성은 양호하였으며, 로터거버너의 성능도 요구조건을 만족하였다.

시험동안 발생한 문제에 대해서는 명확한 해결책을 제시하였으며, 몇 차례의 추가시험을 거쳐 이들 문제점이 완전히 해결된 것을 확인한 후 비행시험을 시작할 예정이다.

## 참 고 문 헌

1. 강영신, 박범진, 유창선, 김유신, 구삼옥, "축소형 틸트로터 무인기의 전자동 비행시험을 위한 문제해결과정", 항공우주기술지 Vol.8. No.1. p1~9. 2009.
2. Y.S.Kang, B.J.Park, C.S.Yoo, Y.S.Kim, and S.O.Koo, "Fully Automatic Flight Test of Small Scaled Tilt Rotor Aircraft", 2nd International Forum on Rotorcraft, Oct.19-20, 2009.
3. 스마트무인기 기술개발사업단, SUDC-TS-B1-07-009(비행체 부체계 통합 지상시험 계획서) 및 부록 (비행체 부체계 통합 지상시험 성적서)
4. 유창선, 박범진, 강영신, 김유신, "아이언버드를 이용한 로터 가버너 제어기 시험", 항공우주학회 추계학술발표회. 2009. p.705~708.
5. 강영신, 박범진, 유창선, 구삼옥, "스마트무인기의 안전줄 호버시험 결과분석", 항공우주학회 춘계학술발표회. 2010. p.611~614.
6. B. L. Stevens, F. L. Lewis, "Aircraft Control and Simulation", John Wiley & Sons Inc., 1992, pp.558~562, ISBN 0-471-61397-5.