

技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 42(7), 567-575(2014)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2014.42.7.567>

통신 항법용 스마트 스킨 안테나의 비행데모시험

김민성*, 박찬익*, 조창민*, 윤종호**

Flight Demonstration Test of a Smart Skin Antenna for
Communication and Navigation

Min-Sung Kim*, Chan-Yik Park* and Chang-Min Cho* and Jong-Ho Yoon**

Agency for Defense Development*, Korea Aerospace Industries**

ABSTRACT

This paper suggests an installation procedure of a smart skin prototype into an aircraft, flight demonstration test procedures and test results. Four communication and navigation antennas are embedded into one Conformal Load-bearing Antenna Structure(CLAS). Log periodic patch type antenna was designed as a multi-band antenna to cover four antenna frequency bands. The requirements of CLAS were verified by ground tests before aircraft installation. A CLAS speed-brake was installed into KT-1 aircraft and performances of dual antennas were verified as multi-antenna tests on the ground. Electromagnetic compatibility tests were conducted to check compatibility between the CLAS and all existing equipments. Flight demonstration tests were conducted by one sortie of flight test for one antenna. The activeness and continuity of communication and navigation signal during the flight, null area of antenna signal along the circling flight were monitored. The embedded antennas worked better than expected during four sorties of flight tests.

초 록

본 논문에서는 스마트 스킨 시제품을 항공기에 장착하고 비행데모시험을 수행하는 절차와 시험결과를 제시하였다. 통신항법용 4개의 안테나를 한 개의 안테나 내장 스킨구조(CLAS)에 삽입하였다. 대수주기 패치형 안테나를 4개의 안테나 주파수 대역을 포함하도록 다중대역 안테나로 설계하였다. 항공기에 장착하기 전에 안테나 내장 스킨구조의 요구조건은 지상시험으로 입증하였다. CLAS 스피드브레이크를 KT-1 항공기에 장착하고 2개 이상의 안테나를 작동시키는 다중 안테나 시험을 지상에서 수행하였다. 항공기에 장착된 기존 장비들과 CLAS와의 호환성을 확인하기 위해 전자파 적합성시험을 수행하였다. 비행데모시험은 4개의 안테나에 대하여 각 1회의 비행을 수행하였다. 비행 중 안테나 통신항법 신호의 작동상태와 지속성, 항공기 원형 비행 시 사각지대 유무 확인을 하였다. 안테나 내장 스킨구조의 안테나는 4회 비행데모시험 동안 기대 이상의 성능을 보여주었다.

Key Words : Conformal Load-bearing Antenna Structure(안테나 내장 스킨구조), Flight Demonstration Test(비행데모시험), Communication and Navigation(통신 항법), CLAS Speed-brake(CLAS 스피드브레이크)

† Received: May 21, 2014 Accepted: June 30, 2014

* Corresponding author, E-mail : castle@add.re.kr

<http://journal.ksas.or.kr/>

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

I. 서 론

안테나 내장 스킨구조란 항공기 표면의 외부로 돌출된 블레이드 형식의 안테나가 공력하중을 받는 스킨구조에 삽입되어 스킨구조가 하중지지 및 안테나 역할을 하는 일명 '스마트 스킨구조' 기술이다. 이 기술은 단순히 2가지 기능을 하는 장점뿐 아니라 공력하중 감소, 레이더 반사면적 감소, 중량 감소 등의 장점도 가진다. 따라서 스텔스 기술을 적용하는 최신전투기 개발에는 반드시 필요한 기술로 취급되고 있다. 그러나 안테나 입장에서는 성능이 좋은 블레이드 형식의 안테나가 스킨구조로 삽입되어 안테나 성능이 반감될 수 밖에 없는 모순을 가지고 있고 장착된 안테나가 공력하중을 받기 때문에 안테나의 변형이 발생하여 변형 시에도 안테나 성능을 발휘하도록 개발해야 하기 때문에 연구개발이 어려운 기술로 취급되고 있다. 개발된 CLAS 안테나를 실제 항공기에 장착하여 비행시험까지 수행한 연구결과를 제시한 논문은 참고문헌 [1], [2]에 있으나 항공기 장착과정까지만 설명하는데 그치고 비행시험 결과는 제시된 예가 없다.

본 논문에서는 통신 항법용 안테나를 내장한 안테나 내장스킨구조를 KT-1 항공기의 이차구조물인 스피드브레이크 위치에 장착설계하였다. 기존 항공기의 스피드브레이크와 같은 OML 형상으로 제작하여 임시장착을 위한 공력변화가 없어 공력하중의 변화도 없었다. 무게의 변화로 인한 항공기 무게중심(C.G.) 변화를 교정하기 위하여 밸런스무게를 장착하였다. 항공기의 신규안테나가 장착되는 것이기 때문에 신규안테나 작동 시에 기존 항공기 장비들과의 전자파 적합성을 확인하였다. 비행안전에 영향을 줄 수 있는 인자들을 확인하고 비행준비를 하였다.

비행데모시험의 목적은 다중대역 안테나를 항공기에 영구 장착하는 것이 아니고 임시 장착하여 작동상태를 확인하는 것이기 때문에 안테나의 작동상태, 사각지대 유무 확인, 신호 단락 등을 확인하였으며 4회 비행시험으로 4개의 안테나 시험을 마치도록 계획하였다.

본 연구에서 다중대역 안테나 내장스킨구조의 장착기술 확인, 안테나의 비행데모시험 수행 후 항공기 원래 상태로 복원하여 기존 항공기 임무를 그대로 유지하는데 영향이 없도록 계획하였다.

II. 통신항법용 CLAS

2.1 요구조건

본 논문의 안테나 내장 구조는 Table 1과 같

Table 1. CLAS Design Requirements

안테나 분야		구조 분야	
항목	목표값	항목	목표값
주파수	0.15 ~ 2.0 (GHz)	인장강도	1,800 lb/in
이득	-3 dBi 이상 (Nominal)	전단강도	600 lb/in
크기	12X12X1.2 (in) 이하	충격강도	4 ft-lb 6 ft-lb
전압정재파비	3.5:1 이하	피로강도	6,000 비행시간
무게	2.6 lb		

이 안테나와 구조 요구조건을 가지고 있다. Table 1에서는 안테나 이득, 주파수, 크기, 무게, 전압정재파비의 요구 값을 명기하였다. 안테나의 주파수 범위는 통신, 항법 안테나를 포함한다. 안테나 요구조건 중 크기와 무게는 구조를 제외한 안테나 자체의 크기와 무게를 의미한다. 구조 요구조건은 전투기급 항공기의 주익 Root 스킨에 적용할 수 있을 정도의 강도 값이다. 3번째 구조 요구조건은 4 ft-lb 충격량을 부가할 때 육안으로 감지할 수 있는 손상이 없어야 하고 6 ft-lb 충격량을 가했을 때 수분침투가 없어야 한다.

2.2 CLAS 형상

비행데모시험을 위한 CLAS 안테나는 Fig. 1의 Facesheet 가 외형으로 기존 KT-1 항공기의 스피드브레이크와 똑 같은 외형을 갖도록 설계하였다. 무게는 전투기 주구조스킨에 적용될 수준의 강도 요구조건에 맞추어 기존 스피드브레이크보다 증가하였다. 안테나는 평면형 안테나이면서 Table 1의 요구조건을 만족하도록 Fig. 1과 같은 다층구조로 설계하였다.

Figure 1의 Radiator에 안테나 기판이 내장되어 있으며 Radiator는 안테나 성능 증가를 위하여 전자기 성능을 최적화하기 위한 목적으로 물질의 유전율(permittivity)과 투자율(permeability)을 최적화한 복합매질로 구성되어 있다. Honeycomb 층은 안테나의 성능 향상을 위한 공간 확보를 목적으로 설치하였으며 Facesheet은 안테나 송수신 방향에서 공력하중을 일부 지지한다. Housing은 안테나의 뒷면이며 송수신 전자파를 반사하도록 카본섬유강화복합재(CFRP: Carbon Fiber Reinforced Polymer)이다. Facesheet 표면의 Conductive Mesh는 번개충격 보호를 위한 것이며 다른 층의 Conductive Mesh는 안테나 성능 보장을 위한 층이다.

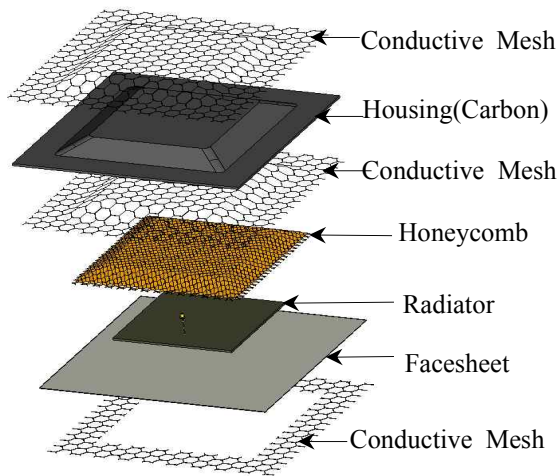


Fig. 1. Multi-layered CLAS Design

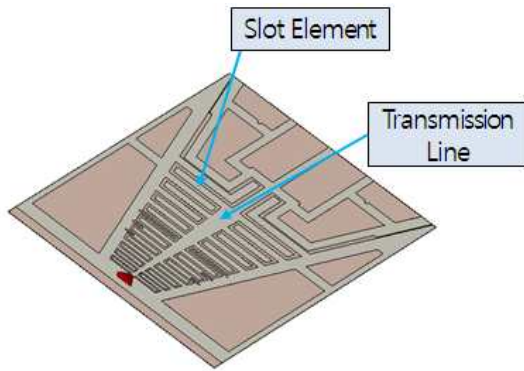


Fig. 2. Antenna PCB Structure

2.3 CLAS 안테나 설계

CLAS에 내장되는 안테나의 주파수 범위가 0.15~2.0 GHz 로 광대역이고 저주파수가 포함되어 있어 안테나 크기를 소형화하고 경량화 하는데 주안점을 두었다. 안테나 형식은 대수주기 패치 형식의 안테나로 설계하였다. 주파수 대역내에 4 개의 안테나 대역에 대한 성능 향상에 특히 집중하기 위하여 Fig. 2와 같이 슬롯을 배치하였다.

또한 안테나 성능을 향상시키기 위한 방법으로 복사소자를 이용하였다. 루폭스와 페라이트를 합하여 참고문헌 [3]과 같이 복사소자를 만들고 그 안에 Fig. 2의 안테나 기판을 삽입하여 Fig. 1의 안테나층(Radiator)를 완성하였다.

III. CLAS 성능

3.1 지상시험평가

제작된 CLAS는 완성도를 평가하기 위하여 지상시험평가절차를 거쳐 실 사용하게 된다. 본 논

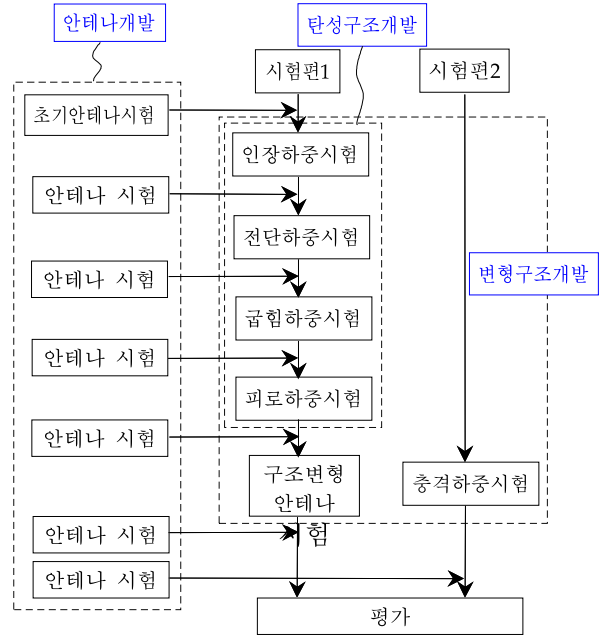


Fig. 3. Test & Evaluation Flow Diagram

문의 CLAS는 지상시험평가를 거쳐 설계개선을 1회 수행하였기 때문에 소형화, 경량화를 구현하였고 안테나의 성능도 최적화된 시제품이다. 비행시제품에 사용된 CLAS는 항공기 외형을 따라 곡면형으로 제작되었다.

시제품을 항공기에 장착하기 전에 Fig. 3의 지상시험평가 절차에 따라 Table 1의 요구조건을 모두 만족함을 확인하였다. 지상시험평가에 대한 과정 및 결과는 참고문헌 [3]에 자세히 기록하였다.

3.2 안테나 성능

비행시험을 위한 CLAS는 비행 중 지상국과 CLAS 안테나의 통신이 최적의 성능을 낼 수 있어야 하며 항공기 외형 곡면 형상대로 제작되어 하므로 곡면형으로 제작하였으며 이를 위하여 구조 변형을 고려한 안테나 성능 설계를 하였다. 비행시제품(Flight Prototype) CLAS의 안테나 성능은 지상시험평가 절차를 거쳐 안테나 요구조건을 모두 만족하면서 개선된 것으로 Table 2, Fig. 4, 5와 같이 이득, VSWR, 방사패턴을 보여주고 있다.

안테나의 소형화 및 성능 개선을 위하여 자성 유전체(Magneto-dielectric Material)를 이용한 안테나 성능 최적화에 대한 연구를 수행하였으며 참고문헌 [4], [5]에 안테나 설계를 위한 연구결과를 수록하였다.

Table 2. Gain of Flight Prototype

주파수[MHz]	이득(dBi)
225	-3.42
329	-1.27
335	-1.88
400	-6.11
962	-2.27
1030	-2.68
1090	-2.27
1213	-1.58
이득 범위 [dBi] (Min ~ Max)	-6.11~-1.27

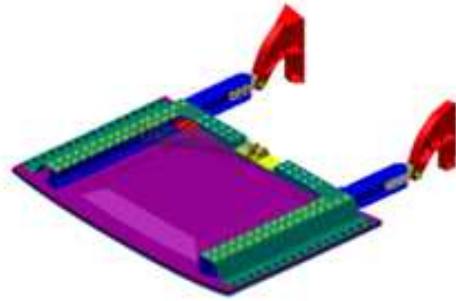


Fig. 6. CLAS Speed Brake Catia Model

IV. 항공기 장착

4.1 장착 설계

CLAS 스피드브레이크를 항공기에 장착하기 위하여 구조설계, 공력하중 조건에 대한 구조해석, 전기배선 등을 포함한 전장설계, 안테나 위치에서 성능해석, 항공기 무게중심 해석 등의 장착설계를 수행하였다.

4.1.1 구조설계/해석

CLAS 스피드브레이크를 설계하기 위하여 Fig. 6과 같이 Catia 모델을 구축하였다. CLAS 스피드브레이크는 기존 것과 비교하여 외형은 동일하지만 두께 및 내부 형상은 다르기 때문에 브라켓, 앵글, 지지구조 등 새로이 설계하여 Fig. 6에 포함시켰다.

비행테도시험 수행 시 CLAS 스피드브레이크의 비행하중조건을 고려하여 정적 구조해석을 수행하였다. 하중조건 7개 중 Max. Crush Pressure와 Max. Burst Pressure 하중조건이 가장 보수적이었으며 해석 결과 브라켓이 최소 정적 여유 0.88을 보였다.

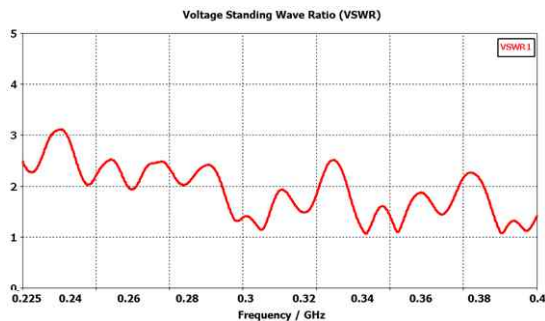
CLAS 자체에 대한 구조 해석 및 시험결과는 참고문헌 [6]에 수록하였다.

안전을 위하여 비행 중 스피드브레이크 작동을 고려하지 않았으며 구조해석에 사용된 하중은 스피드브레이크가 고정되어 있을 때의 공력하중조건이다.

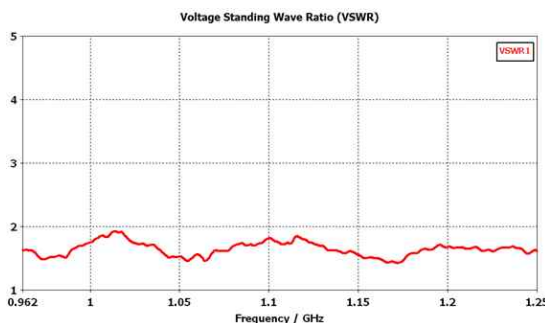
4.1.2 안테나 장착 성능 모사

사용주파수 대역에서 KT-1 항공기 장착 대상 부위인 스피드브레이크 위치에 안테나를 장착하여 방사패턴을 확인하였다. KT-1 항공기의 스피드브레이크에 CLAS를 장착 모사한 형상은 Fig. 7과 같다.

Figure 8에서는 KT-1 항공기 하면, 측면, 상면에 CLAS 안테나 장착 모사 후 0.3GHz 주파수에서 방사패턴 해석 결과를 보여주고 있다.



(a) VSWR for Low band



(b) VSWR for High band

Fig. 4. VSWR of CLAS Antenna

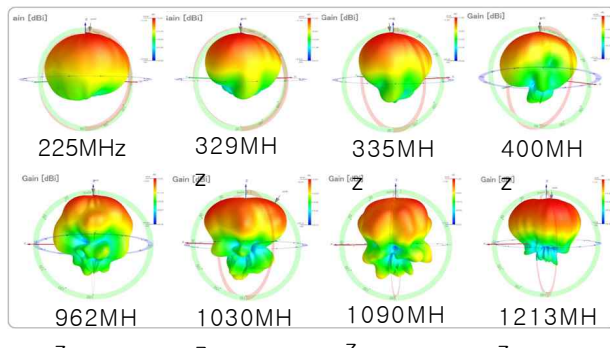


Fig. 5. Radiation Pattern of Flight Prototype

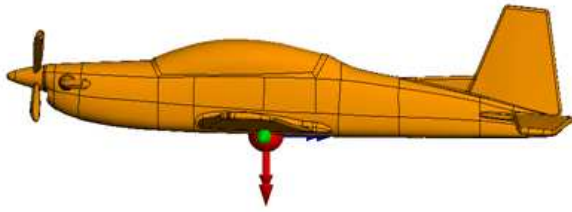


Fig. 7. KT-1 with CLAS Configuration

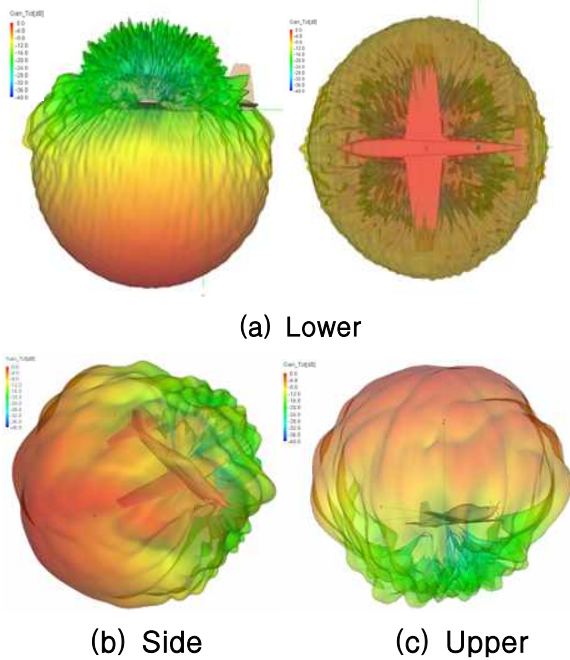


Fig. 8. Radiation Pattern of CLAS Antenna Installed into KT-1

항공기에 장착한 상태에서 주로 antenna 하부로 교신시험을 수행할 예정이므로 Fig. 8 방사패턴의 형상으로 보아 antenna 시험이 가능할 것으로 예측하였다.

4.2 CLAS 장착

4.2.1 전기적 장착

CLAS antenna에서 한 개 컨넥터로 antenna 장비(UHF, IFF, TACAN & VOR)와 연결을 위하여 접근이 쉬운 위치에 분리와 연결이 가능한 Dis-connector를 설치하였다. Fig. 9에서 Dis-connector는 CLAS antenna에서 나오는 RF 케이블에 연결되며 FS 6950 항전베이 점검창 근처 입구에서 신규 제작한 브라켓에 체결된다. Dis-connection 지점에서 각 antenna 장비 해당 RF 케이블이 연결된다.

Figure 9는 CLAS antenna와 항전장비간의 전선 배치도를 보여주고 있다. RF 케이블은 RG-142를 사용하였고 커넥터는 CLAS antenna 쪽에서 SMA 타입을, 통신장비에 따라 TNC 또는 N 타입을 사용하였다.

4.2.2 기계적 장착

CLAS 스피드브레이크를 Fig. 10과 같이 제작하였으며 Fig. 10의 b와 같이 OML은 기존의 스피드브레이크와 같으므로 공력특성도 동일하다. 제작 후 기존 스피드브레이크와 같은 브라켓, 액츄에이터를 이용하여 기계적인 간섭이 없음을 확인하고 장착하였다.

항공기에 장착한 CLAS 스피드브레이크는 Fig. 11과 같은 형상을 보여주고 있다.

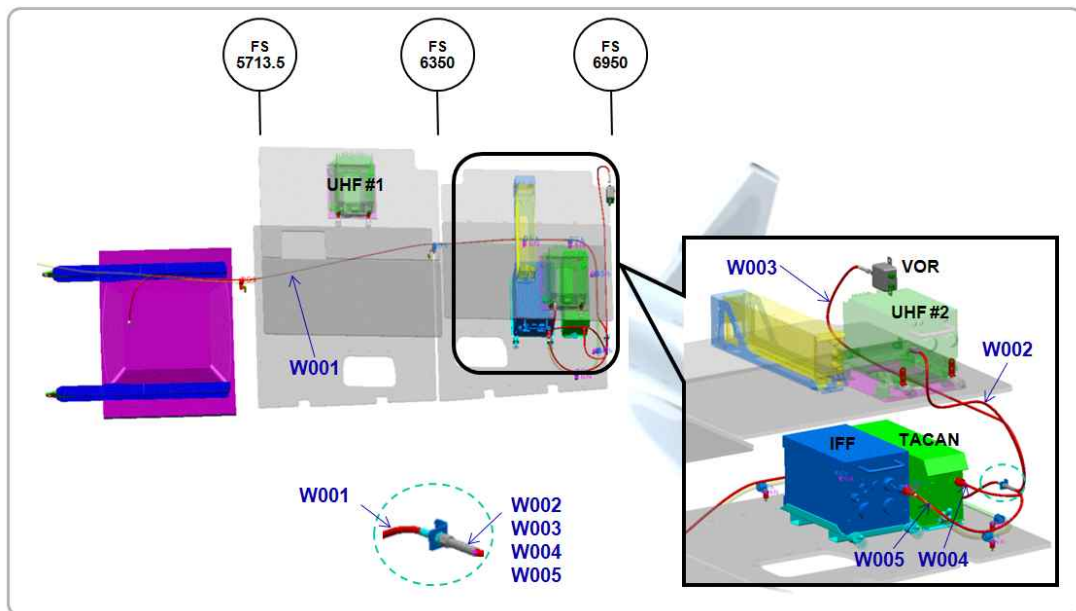
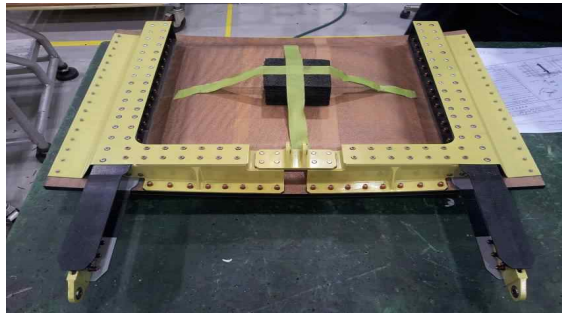


Fig. 9. Electrical Installation of CLAS Prototype



(a) Inner Side of CLAS Speed-brake



(b) Outer Side of CLAS Speed-brake

Fig. 10. CLAS Speed-brake



CLAS speed-brake

KT-1 aircraft

Fig. 11. CLAS Speed-brake Installed into a KT-1 Aircraft

4.2.3 중량과 무게중심

CLAS 스피드브레이크를 장착하고 기존 스피드브레이크 장착 때와 항공기 무게를 비교한 결과 16 lb 더 증가하여 C.G.가 후방으로 1.32% 이동하였다. 항공기 전방에 더미중량을 설치하여 무게중심을 원래대로 전방으로 1.32% 이동시켰다. 이 현상은 원래 안테나를 그대로 두고 추가 안테나를 설치하여 생긴 현상으로 기존 안테나를 제거하고 CLAS 안테나를 설치하면 무게가 2.8 lb 감소할 것으로 예측하였다.

4.3 지상 확인시험

CLAS 스피드브레이크를 항공기에 장착하고 지상에서 CLAS 안테나가 작동하는지 확인하였다. 그리고 다중안테나 시험, 외부전원 EMC 시험, 엔진구동 EMC 시험을 수행하였다.

4.3.1 다중 안테나 시험

CLAS 안테나 동작시험은 항공기에 장착한 상태에서 CLAS 안테나를 동시에 2개 작동시키는 시험이다. 다중대역 안테나로 개발된 CLAS 안테나의 동시 작동 장비는 개발하지 않았기 때문에 항공기 안테나 장비를 이용하여 동시에 2개의 CLAS 안테나가 작동하는지 지상에서 확인하였다. Fig. 12에서 항공기에 장착된 CLAS와 지상 CLAS 2개를 각각 안테나 장비와 연결하여 Table 3과 같은 시험 매트릭스를 구성하여 시험하였다.



(a) TACAN/ILS GS/IFF

(b) UHF

Fig. 12. Multi-antenna Performance Test

Table 3. Multi-antenna Test Matrix

Matrix		지상 CLAS			
		ILS	UHF	TAC	IFF
항공기 CLAS	ILS	X	O	O	O
	UHF	X	X	O	O
	TAC	X	X	X	O
	IFF	X	X	X	X

Table 4. Ground Test Equipment

순번	Nomenclature	수량
1	Ground Power Supply	1
2	Hydraulic Power Unit	1
3	Headset, Microphone	4
4	UHF Test Set	1
5	VHF Test Set	1
6	IFF/TACAN Ramp Test Set	1
7	Nav/Com Ramp Test Set	1

CLAS 안테나 성능 확인을 위해 4가지 안테나 기능에 해당하는 장비가 필요하였다. 통신 모사를 위한 시험장비를 Table 4에 표시하였다.

다중안테나 시험 결과 Table 3의 6가지 경우의 수 모두 안테나가 동시에 간섭 없이 정상적으로 작동하였다.

4.3.2 외부 전원 EMC 시험

항공기에 외부 전원을 연결한 상태에서 외부전원으로 구동이 가능한 모든 장비들을 작동시키며 CLAS 안테나와 기존 항공기 장비 25개 간의 전기적 영향성을 평가하는 시험이다. CLAS 4개의 안테나를 차례대로 작동시키며 외부전원 EMC 시험을 수행하여 그 결과를 합부판정표에 기록하였다. 시험 결과 CLAS 안테나와 항공기 장비 간의 전자기적 간섭이 없는 것을 확인하였다.

4.3.3 엔진 구동 EMC 시험

본 시험은 항공기의 전기/전장 장비중 엔진 구동이 반드시 필요한 장비들을 작동시키며 CLAS 안테나와 항공기 간의 전기적 영향성을 평가하는 시험이다. 엔진구동에 의한 시험항목을 Table 5에 표시하였다.

시험결과 CLAS 안테나와 항공기 장비간의 전자기 간섭이 없는 것을 확인하였다. 다만 시험중에 Mission Computer 의 오류가 발생하여 수

Table 5. Engine Run EMC Test Items

구분	장비	부적합기준
작동 상태	Flap control	기능작동에 연관되지 않은 이상 작동
통신 장비	UHF, VHF	기능작동에 연관되지 않은 음성 변화 및 잡음
환경 제어	ECS, Oxygen Control	기능작동에 연관되지 않은 이상 작동

리 후 EMC 시험을 완료할 수 있었다. Mission Computer의 오류는 CLAS 안테나와의 전자파 간섭으로 발생한 것이 아닌 것으로 판단하였다.

V. 비행테모시험

비행테모시험의 목적은 비행 중 CLAS 안테나와 지상국과 통신 상태 확인, 단락 확인, 사각지대 유무 확인을 수행하는 데 있다. 최대통신거리, 주파수대역 내의 모든 주파수 확인을 수행하는 것이 아니라 간략하게 안테나의 작동 확인을 하는 수준이기 때문에 비행테모시험이라고 명명하였다.

4개의 CLAS 안테나 시험을 1회 비행에 1개 안테나를 시험하는 방법으로 총 4회 비행을 수행하였다. 사천기지의 비행장을 이용하였고 항공기는 KT-1T 이다. 비행 전 항공기 체계에 대한 CLAS 스피드브레이크 장착 영향성 판단을 감항 인증 당국으로부터 획득하기 위하여 감항 인증 확인 절차를 수행하였다.

5.1 UHF 안테나 시험

UHF 안테나 대역 내에서 3 개의 주파수 작동 시험을 수행하였다. 지상국과 음성으로 통신확인을 지속하였다. Fig. 13과 같이 이륙 후 기지상공에서 5 nm 반경으로 회전하면서 45° 간격으로 통신지속여부를 확인하였다. 두 번째로 기지에서 60nm 이동하면서 10 nm 간격으로 통신확인을 하였고 360° 회전하면서 음성통신의 단락여부를 확인하였다. 회전반경은 5 nm 이내로 하였고 비행고도는 22,000 ft를 유지하였다. 항공기 속도는 200 knot, 선회 시 130 knot이었다.

모두 정상적으로 통신확인을 하였다. 통신은 안정적으로 지속되었으며 60 nm 위치에서 회전 비행 시 270° 위치에서 1회의 통신 단락이 있었지만 두 번째 시도에는 없었다.

5.2 TACAN 안테나 시험

TACAN 안테나 시험 방법은 UHF 안테나 시

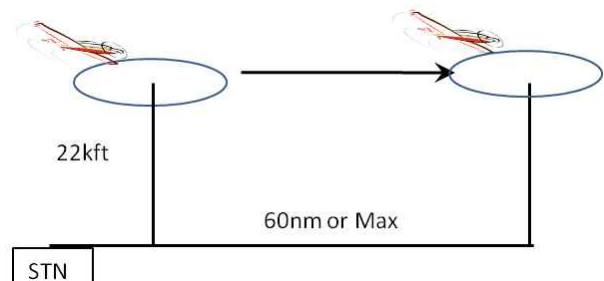


Fig. 13. Flight Demo. for UHF/TACAN/IFF

험과 같다 다만 확인하는 신호는 조종석 계기판의 거리(DME), 방향(Radial)신호와 Audio 신호 값이다.

기지국 상공에서 선회 비행을 수행하면서 45° 간격으로 신호 확인을 하였고 60 nm 위치로 이동하면서 10 nm 간격으로 계기판 신호를 확인한 결과 안정적으로 신호를 유지하였다. 60 nm 위치에서 선회비행시험 결과도 안정적인 것으로 확인하였다. 단, 항공기 강하 시 일시적인 신호 약화가 감지되었으나 곧 회복되었다. 안테나가 동체 하부에 위치하여 항공기 강하 시 자세 때문에 전방과의 통신이 약해져 발생하는 문제인 것으로 판단하였다.

5.3 IFF 안테나 시험

IFF 안테나 시험 방법은 UHF 안테나 시험과 같다. 확인하는 신호는 조종석 계기판의 IFF 피아식별신호로 하였다.

비행시험 시 필요한 사전기지 IFF Radar의 일시적인 문제가 있어 이륙 후 광주기지 상공에서 선회비행을 실시하였고 60 nm 시험을 실시하기 위하여 김해기지와 교신하면서 회전하였다. 광주기지와 김해 기지 IFF Raddar를 이용하여 시험을 수행하였으나 IFF 신호가 정상적으로 작동한 것을 확인하였다.

5.4 ILS Glide Slope(GS) 안테나 시험

ILS GS 안테나는 Fig. 14와 같이 착륙 시 계기착륙시스템을 이용하여 Glide Slope 각도의 정확도를 확인하기 위한 시험이다. 활주로에 설치된 신호장비에서 종진입각과 횡진입각을 발신하지만 비행데모시험에서는 종진입각 정확도 시험을 하였다. ILS GS 안테나는 착륙 시 계기착륙을 지원하는 안테나로 기준은 2,200 ft 고도 이상, 7.8 nm 거리 이상에서 지상의 진입각지시(PAPI: Precision Approach Path Indicator) 등(Light) 지시값과 ILS GS 지시값이 일치하는 것이다.

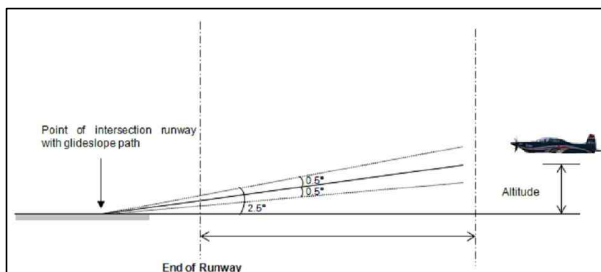


Fig. 14. Flight Demo. for Glide Slope Accuracy

2회 착륙시험을 수행하였다. 1차 시도에서 2,500 ft, 11.6 nm에서 ILS GS가 작동하였다. 지상의 진입각지시등 값이 ILS GS 안테나 표시값과 일치함을 확인하였다. 2차 시도에서 2,500 ft, 10 nm에서 두 값이 일치함을 확인하였다.

5.5 CLAS 안테나 장착 장단점

안테나 시험 결과 CLAS 안테나의 사용으로 다음과 같은 장단점이 있음을 확인하였다. 한 개의 다중대역 안테나로 여러 개의 블레이드 안테나를 대체 가능함을 확인하였다. 항공기 안테나의 개수 줄임으로 인한 기체의 간결성, ILS GS 안테나와 같이 기존 안테나급 CLAS 안테나 성능을 직접 확인하였다. 모든 블레이드 안테나를 제거하고 CLAS 안테나로 대체한다면 RCS 감소 및 항력 저하가 될 것으로 판단하였다.

단점으로는 4.1절에서 기술한 항공기 하부에 장착한 안테나의 방사패턴 특성 모사 결과와 같이 항공기 측방향과 상방향에 대한 통신한계가 있을 것으로 예측된다. 따라서 실제 항공기에 CLAS 안테나를 영구 장착할 시에는 항공기 상면에 추가의 CLAS 안테나 설치가 필요한 것으로 판단된다.

VI. 결 론

KT-1 항공기에 통신항법용 다중대역 안테나가 내장된 CLAS 스피드브레이크를 장착하여 비행 중 안테나가 작동하는지를 확인하는 비행데모시험을 수행하였다.

개발한 CLAS 스피드브레이크를 기계적, 전기적으로 항공기에 장착 후 항공기 체계 안전성을 확인하였다. 다음 단계로 항공기 기존 장비와의 호환성을 확인하기 위하여 EMC 시험을 수행하였다. 2개 이상의 안테나가 동시에 작동하는지 확인하는 다중안테나 작동시험을 지상에서 수행하였다.

비행시험은 UHF, TACAN, IFF, ILS GS, 4개의 안테나 각각을 따로 연결하여 1회 비행 시 한 개의 안테나의 작동상태를 확인하였다. 4개의 통신항법용 안테나 모두 비행 중 안정적으로 통신 및 항법 신호를 송수신하였고 송수신이 불량한 사각지대를 찾을 수 없었다. ILS GS 안테나는 기존 안테나를 대신하여 바로 적용할 수 있는 수준이었다. 비행시험 결과 개발된 CLAS 안테나를 실기체에 적용할 수 있음을 확인하였다.

References

- 1) Lockyer, A. J., Alt, K. H., Coughlin, D. P., Durham, M. E., Kudva, J. N., " Design and Development of a Conformal Load-bearing Smart-skin Antenna: Overview of the AFRL Smart Skin Structures Technology Demonstration (S³RD)," SPIE Smart Structures and Materials, Vol 3674, "Industrial and Commercial Applications of Smart Structures Technologies," Newport Beach, CA, Mar. 1-4, 1999.
- 2) Alt K.H., Lockyer A.J., Coughlin D.P., and Kudva J.N., " Overview of the DoD's RF Multifunction Structural Aperture(MUSTRAP) Program," SPIE Smart Structures and Materials, Proceedings of SPIE Vol. 4334, 2001
- 3) Kim, M. S., Park, C. Y., Cho, C. M., and Jun, S. M., "Ground Test & Evaluation of Conformal Load-bearing Antenna Structure for Communication and Navigation," J of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, Vol. 41, No. 11, 2013, pp. 891-899.
- 4) Kim, Y.S., Bae, K.H., Yu, B. G., Kim, M. S., and Park, C. Y., "An Aircraft CLAS Antenna Design using Composite Magneto-dielectric Material," J. of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, Vol. 41, No. 10, 2013, pp. 820-826.
- 5) Yeo, S. C., Kim, M. S., and Park, C. Y., "A Broadband CLAS Design of Wave Spiral Pattern," J. of KIIT, Vol. 11, No. 11, 2013, pp 53-59.
- 6) Kim, M. S., Park, C. Y., Cho, C. M., and Jun, S. M., "A Flight Demonstration Test of a Multi-band Conformal Load-bearing Antenna Structure for Communication and Navigation," Proceedings of the 2013 KSAS Fall Conference, 2013. 11.
- 7) Kim, M. S., Park, C. Y., Cho, C. M. and Jun, S. M., "A multi-band smart skin antenna design for aircraft communication and navigation," 8th European Conference on Antenna and Propagation, 2014. 4.
- 8) Kim, J., Jang, J. Y., Ryu, G. H., Choi, J. H., and Kim, M. S., " Structural design and development of multiband aero-vehicle smart skin antenna," J. of Intelligent Material Systems and Structures, Vol. 25, No. 5, pp. 631-639.
- 9) H. Schippers, R.J.C. Creemers, E. Bron, A.Hulzinga, D. J. Bekers, E. H. van der Houwen, G. Gerini, "Integration of antennas into composite load-bearing aircraft structures", NATO OTAN. RTO-AVT-141.
- 10) Allen J. Lockyer, Kevin H. Alt, Jayanth N. Kudva and Jim Tuss. "Air vehicle integration issues and considerations for CLAS successful implementation", Proceedings of SPIE Vol. 4332, 2001.