

경항공기를 이용한 KSLV-I 전자탑재장비 비행시험

지기만*, 이수진**, 정의승***

The Flight Test of the KSLV-I Electronic Systems Using a Light Airplane

Ki-Man Ji*, Soo-Jin Lee**, Eui-Seung Chung***

Abstract

In order to ensure the individual and mutual performances among the telemetry system, tracking system, flight termination system, GPS, and inertial navigation & guidance system which are installed in the KSLV-I 2nd stage and ground equipment of the Naro space center, flight test using a light airplane is required. Since the high degree of test efficiency is fulfilled through the minute plan and analysis about selection of the equipment which are applicable to the test, harness, operation strategy, and antenna installation. KSLV-I communication environment and flight profile should be precisely taken into account during the flight test. In this document, overall aspect of the KSLV-I 2nd stage equipment specification, a rack for the installation, harness, the airplane specification, and flight route which are required for the effective flight test are presented.

초 록

KSLV-I 발사체에 탑재되는 원격측정시스템, 추적시스템, 비행중단시스템, GPS, 관성항법유도시스템의 개별적인 성능과 고흥우주센터 및 제주추적소에 설치된 지상장비와의 연계성을 확인하기 위하여 항공기를 이용한 비행시험이 요구된다. 시험에 적용할 탑재장비의 선정, 하니스, 운용방법, 안테나 부착방법 등의 면밀한 계획과 분석을 통해 시험의 효율성이 향상되기 때문에 KSLV-I의 통신환경과 비행프로파일 등이 비행시험에 최대한 정확하게 고려되어야 한다. 본 논문에서는 KSLV-I 전자탑재장비의 목록과 규격, 비행시험용 랙과 하니스, 항공기 제원, 비행궤적 등 효과적인 비행시험을 위해 준비 및 분석되어야 하는 전반적인 사항이 제시된다.

키워드 : 비행시험(Flight test), 전자파적합성(EMC), 전자파간섭(EMI),
감응(Susceptibility), 잡음(Noise)

접수일(2007년 12월 14일), 수정일(1차 : 2008년 6월 5일, 2차 : 2008년 6월 17일, 게재확정일 : 2008년 7월 1일)

* 체계종합팀/kmjee@kari.re.kr

** 체계종합팀/sjlee@kari.re.kr

*** 체계종합팀/ces@kari.re.kr

1. 서 론

소형위성발사체 KSLV-1에 탑재되는 원격측정, 추적, 비행종단시스템은 KSLV-1의 발사준비와 비행 중에 우주센터에 설치되어 있는 지상시스템과 안정적으로 운용되어야 한다. KSLV-1 발사체에 탑재되는 원격측정시스템, 추적시스템, 비행종단시스템, GPS, 관성항법유도시스템의 개별적인 성능과 고흥우주센터 및 제주추적소에 설치된 지상장비와의 연계성을 확인하기 위한 방법으로 경항공기를 이용한 비행시험이 계획/수행된다. 비행시험의 효과를 높이기 위해서는 KSLV-1의 통신환경과 비행프로파일 등을 비행시험에 최대한 유사하게 반영하여 시험하는 것이 필요하며 시험에 적용할 탑재장비의 선정, 하니스, 운용방법, 안테나 부착방법 등의 면밀한 계획과 분석이 요구된다. 본 논문에서는 시스템별 비행시험의 목적뿐만 아니라 비행시험을 수행하기 위한 KSLV-1 전자탑재장비의 목록과 규격, 비행시험용 랙과 하니스, 항공기 제원, 비행궤적 등 효과적인 비행시험을 위해 준비 및 분석되어야 하는 전반적인 사항이 제시된다.

1.1 시험 목적

경항공기를 이용한 비행시험의 목적은 KSLV-1에 탑재되는 전자장비의 성능 검증 뿐만 아니라 우주센터(고흥 및 제주)에 설치되는 추적레이다, 원격자료수신장비 (Telemetry 장비), 다운레인지 자료수신장비, 광학추적장비, 비행종단지령송신장비 및 발사통제시스템과 발사체 탑재 전자장비의 상호 통신성을 검증하기 위한 것으로서 지상시스템의 장비별 세부 시험 목적은 다음과 같다.

1.1.1 추적레이다

- 장비 단위시험
 - 스킨모드에서의 정확성 검증
 - 비콘모드에서의 정확성 검증

- 높은 비행 동작범위에서의 추적 성능 검증
- 장비 간 연계시험
 - 발사통제시스템 간 연동시험
 - 고흥, 제주 추적레이다간 연동시험

1.1.2 원격자료수신장비/ 다운레인지 자료 수신장비

- 장비 단위시험
 - 원격측정신호의 안정적인 획득 및 주요자료의 실시간 처리 기능(DPS) 검증
 - 안테나 제어장치 모드(자동추적) 및 임계레벨 검증
- 장비 간 연계시험
 - 각 Station에서 동시에 신호를 수신하여 신호선택기(BSS) 기능 검증
 - 통제센터시스템과 연계하여 자료 분배 기능 검증

1.1.3 광학추적장비

- 장비 단위시험
 - 시험 시 Reference 장비로 활용장비 간 연계시험
 - 발사통제시스템 간 연동시험

1.1.4 비행종단지령 송신장비

- 장비 단위시험
 - Wide-beam 안테나를 이용한 신호 송/수신여부 확인
- 장비 간 연계시험
 - Narrow-beam 안테나를 이용한 slaving 추적 성능 및 수신기의 신호상태 확인
 - Narrow-beam 안테나 구동을 통한 TSPI 데이터의 전송여부 확인

1.1.5 발사통제시스템

- 장비 단위시험
 - 추적 및 계측 장비 간 통신 시험

- 장비 간 연계시험
 - 추적 및 계측 장비 간 연동시험
 - 실시간 데이터 처리 및 분배 기능 검증

2. 비행시험

2.1 항공기 탑재 장비

비행시험은 개별 장비에 대한 성능을 검증하는 장비 단위시험과 장비 간 연계시험으로 구분하며, 장비 단위시험 후 장비 간 연계시험에서는 발사통제시스템과 연계한 추적 연동시험, 고흡 및 제주추적소에 설치된 추적레이다 장비 간 연동시험 등 우주센터 추적 및 계측시스템 전반에 대한 각종 성능을 종합적으로 확인하고 검증하며, 실제 KSLV-I의 발사 임무 수행 전에 모의 비행시험을 통한 사전 훈련 차원에서도 매우 중요한 비행시험이다.

KSLV-I에 탑재되는 전자장비 중에서 비행시험에 적용되는 하부시스템은 추력기시스템을 제외한 전력시스템, 원격측정시스템, 비행중단시스템, 비디오시스템, 추적시스템, 관성항법시스템, GPS이다. 비행시험에 사용되는 각 전자탑재물은 항공기에 탑재할 수 있도록 제작된 랙에 장착되어 탑재되며 항공기에서 공급하는 전원을 사용하도록 구성되었다. 항공기의 내부에 장착성과 전원용량의 적정성 예측을 위한 각 전자탑재물의 명세가 표 1에 나타나 있다.

표 1. 항공기 탑재 장비 규격

System	PART Name	중량 (kg)	Size [mm]	Voltage [V]	Current [A]	Power [W]
전력 시스템	Functional Battery	3.925		28		
	Power Distribution Unit	9.002	300x210x178	28	0.5	14
원격측정 시스템	Master Data Unit	4.452	220x147.5x135	28	0.52	14.56
	Remote Data Unit	2.270	214x174x61	28	1.4	39.2
	Telemetry Transmitter	2.196	210x120x41	28	3.7	103.6
	Signal Conditioning Unit	4.120		28		
	S-band Diplexer	1.838	180x182x38			
비행중단 시스템	S-band Antenna 1	0.034	74x13x16			
	FTS Receiver 1	1.248	165x90x50	28	0.2	5.6
비디오 시스템	UHF-band Antenna 1	0.196	197x23x29.6			
	Video Transmitter	2.192	210x120x41	28	3.9	109.2
	Video Camera 1	0.357		28		
	Video Camera 2	0.395		28		
추적 시스템	Video Compression Unit	0.855		28	0.4	11.2
	Transponder	2.227	207.5x104x84	28	0.8	22.4
	C-band Antenna 1	0.029				
관성항법 시스템	INGU	11.260	304.3x250x194	28	2.5	70
	Optical Alignment Prism	0.630				
GPS	GPS Receiver	3.300	110x250x150	28	0.3	8.4
	GPS Antenna #1	0.271				

KSLV-I 2단부에 탑재되는 전자장비는 외경 2 m의 원형 VEB(vehicle electronic bay)에 탑재된다. VEB는 비행시험을 위해 선정된 경항공기에 탑재될 수 없기 때문에 시험에 사용되는 전자탑재물은 별도의 장착랙에 조립하여 항공기에 탑재하였다. 그림 1과 2는 KSLV-I 2단부 VEB와 비행시험용 랙의 사진이다.

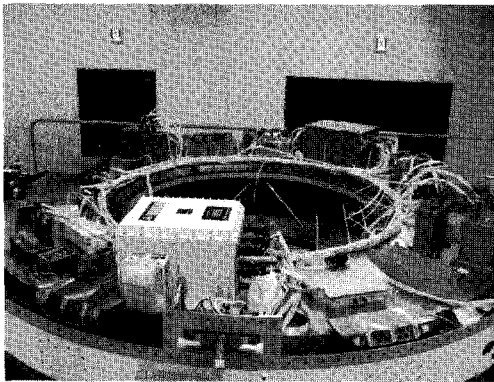


그림 1. KSLV-I 2단부 VEB

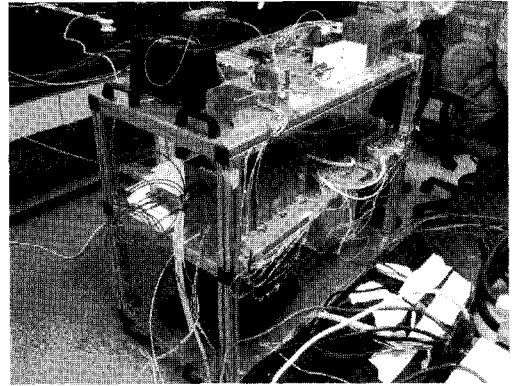


그림 2. 비행시험용 랙

비행시험용 랙에 사용된 하니스와 커넥터는 실제 발사체에 사용되는 것과 최대한 유사하게 제작하였다. 내외부 전원 절환과 INGU 및 SIGMA30 배터리를 위한 제어 스위치를 별도로 제작하여 비행시험용 랙에 사용하였다. FTS-PCU로부터 전원을 공급받는 FTS수신기는 FTS-PCU가 탑재되지 않기 때문에 추력기시스템의 전원선을 사용하도록 하니스를 제작하였다.

KSLV-I 2단부에 구성되어 있는 추적시스템은 트랜스폰더에 있는 두 개의 안테나 단자에 4단자 전력분배기를 연결하고 여기에 두 개의 안테나를 연결하는 방식으로 되어있다. 그러나 기존에 수행된 우주센터 발사장에서의 추적시스템 시험결과와 1차 비행시험 결과로부터 추적시스템 트랜스폰더의 출력단자에 연결되는 안테나는 하나의

2.2 항공기 탑재장비 RF 특성

항공기에 탑재된 장비와 우주센터(고흥, 제주)에서 운용되는 지상장비 사이의 통신은 RF 장비를 통해서 구성된다. 원격측정시스템, 비디오시스템, 추적시스템, GPS에 사용되는 RF 송수신기의 규격이 표 2와 3에 나타나 있다.

표 2. KSLV-I 2단의 송신기 규격

Item	TLM Tx	Video Tx	Transponder Tx
Center frequency	s-band 1	s-band 2	c-band
±3dB Bandwidth	1 MHz	3 MHz	2 MHz
Modulation type	PCM/FM	PCM/FM	AM pulse
Output Power(EIRP) MAX/Normal/MIN	15/13/12 (dBW)	15/13/12 (dBW)	31.3/29.3/28 (dBW_Peak)
Antenna Polarization	Linear	Linear	Linear
Antenna Gain(max)	5 dBi	5 dBi	9.5 dBi
Antenna Location	186 mm, 0°, 180°	186 mm, 0°, 180°	183.5 mm, 95°, 275°

표 3. KSLV-I 2단의 수신기 규격

Item	FTS Rx	GPS Rx	Transponder Rx
Center frequency	UHF band	s-band	c-band
Modulation type	FM	BPSK	AM pulse
Antenna Polarization	linear	RHCP	linear
Antenna Gain(max)	5 dB	3 dB, 26dB(preamp.)	5 dB
Antenna Location	261.3 mm 51°, 231°	161 mm 85°, 220°, 365°	183.5 mm, 95°, 275°

단자에서 3단자 전력분배기를 사용하여 두개의 신호로 분기하여 구성하는 것이 시험에 유리한 것으로 분석되었다. 이것은 선회비행을 하기 위해 항공기가 롤축을 기준으로 회전하는 경우 통신 링크가 단절되는 현상을 보상하기 위한 것으로 실제 발사체와 항공기가 구조적으로 그리고 비행 특성상 다르기 때문이다. 따라서 원격측정시스템의 안테나와 비행중단시스템의 안테나는 항공기의 바닥면에 한 개씩 설치한 반면 추적시스템 트랜스폰더 안테나는 항공기의 바닥면과 측면에 각각 한 개씩 장착하였다. 항공기에 장착된 안테나의 형상이 그림 3과 4에 나타나 있다.

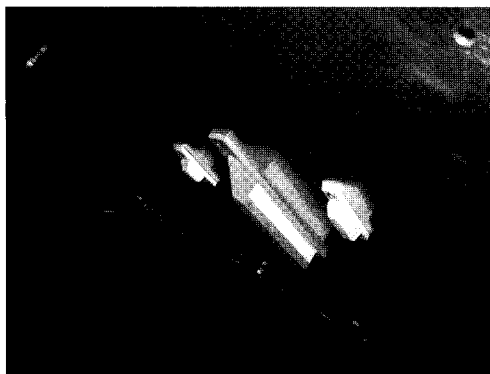


그림 3. 접지판에 부착된 안테나

2.3 안테나 간섭시험

KSLV-I에 장착되는 안테나들을 항공기에 장착할 경우 항공기의 여건상 안테나는 상호 근접하여 장착되어야 한다. 따라서 비행시험 이전에 상호 근접된 안테나 사이에서 발생할 수 있는 간섭현상을 확인하고, 간섭현상이 발생할 경우 대책을 강

구하기 위해 안테나 간섭시험을 수행하였다.

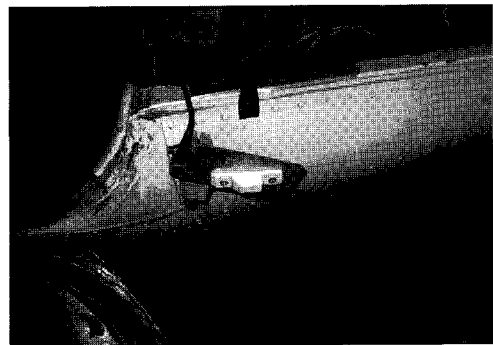


그림 4. 추적시스템 안테나

안테나 간섭시험이 수행되는 피시험체는 payload fairing이 제거된 KSLV-I 상단부 VEB 조립체 QM(USQM)으로서 Equipment Bay, TVC system, RCS system, Electronic Equipments, Fairing Joint 로 구성되었다.

원격측정시스템, 비행중단시스템, 추적시스템의 안테나는 KSLV-I 상단부 외부에 각각 2개씩 장착된다. 정확한 시험을 위해서는 각 안테나 단자가 임피던스 부정합이 발생하지 않도록 적합하게 연결 또는 종단처리 되어야 한다. 안테나 간섭시험을 위해 USQM 2단부 하부시스템의 안테나 단자 처리 상태를 표 4에 정리하였다.

표 4. 안테나 단자 처리 현황

Subsystem	Antenna 1	Antenna2
FTS	안테나에 연결	종단처리
Telemetry	안테나에 연결	외부 점검장비에 연결
Transponder	안테나에 연결	안테나에 연결

그림 5는 좌측으로부터 텔레메트리, FTS, 트랜스폰더(2개)의 안테나를 5 cm 간격으로 한번의 길이가 40 cm인 정방형 알루미늄 접지판에 체결하여 제작된 배열안테나의 사진이다. 그림 8은 배열안테나와 2 m 전방에 설치된 지상 송수신용 안테나가 포함된 안테나 간섭시험의 시험구성을 나타낸다.

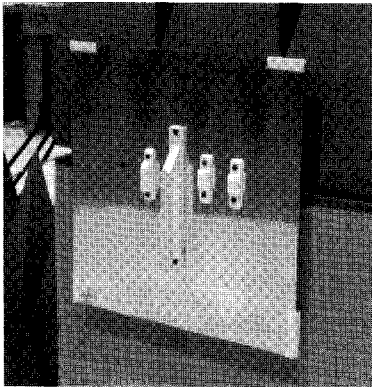


그림 5. 배열안테나

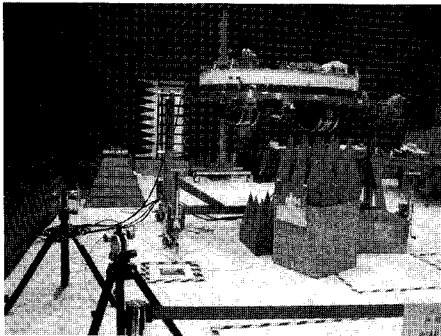


그림 6. 안테나 간섭시험 전경

2.3.1 안테나 간섭시험 결과

1) 트랜스폰더 송신

그림 6의 안테나를 USQM에 직접 연결하여 시험할 경우 장비의 손상이 발생할 수 있으므로 스펙트럼분석기를 이용하여 텔레메트리 송신기로부터 출력된 신호가 FTS 안테나와 트랜스폰더 안테나로 입력되는 신호의 크기를 측정하였다. 측

정을 위해 사용된 케이블과 감쇠기의 주파수별 감쇠값은 표 5와 같으며 측정 결과는 표 6 및 그림 7에 나타나 있다.

표 5. 주파수별 감쇠값

주파수	UHF band	s-band 1	s-band 2	c-band
감쇠값	54 dB	60 dB	60 dB	65 dB

표 6. 측정 결과

Frequency	FTS	Transponder
UHF band	-101.82 dBm	NA
s-band 1	-35.2 dBm	-51.78 dBm
s-band 2	-34.08 dBm	-51.8 dBm
c-band 1	NA	-92.65 dBm
c-band 2	NA	-93.06 dBm

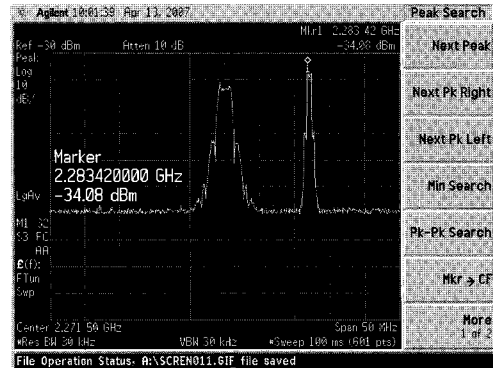


그림 7. 스펙트럼분석기 출력

2) 트랜스폰더 수신

트랜스폰더로부터 출력된 신호가 FTS 안테나와 텔레메트리 안테나로 입력되는 크기의 측정 결과는 다음 표 7과 같다.

표 7. 측정 결과

Frequency	FTS	Telemetry
UHF band	-100.63 dBm	NA
s-band 1	NA	-94.15 dBm
s-band 2	NA	-94.15 dBm
c-band	-50.31 dBm	-90.34 dBm

3) 텔레메트리 및 트랜스폰더 송신

텔레메트리 송신기와 트랜스폰더를 모두 동작시킨 상태에서 FTS 안테나로 입력되는 잡음을 측정 한 결과 UHF-band에서의 특이 변조잡음(intermodulation)은 검출되지 않았다.

4) On-board 안테나 측정

USQM의 모든 안테나가 연결된 상태에서 텔레메트리와 트랜스폰더 안테나로부터 송신된 신호가 FTS 안테나로 입력되는 신호의 크기를 측정하였다. 측정을 위해 사용된 케이블과 감쇠기의 주파수별 감쇠값은 표 8에 나타나 있는 바와 같으며 측정 결과는 표 9에 나타나 있다.

표 8. 주파수별 감쇠값

주파수	UHF band	s-band 1	s-band 2	c-band
감쇠값	34 dB	40 dB	40 dB	45 dB

표 9. 측정 결과

주파수	UHF band	s-band	c-band
FTS	-99.94 dBm	-59.37 dBm	-50.54 dBm

안테나 간섭시험을 위해 전원을 인가한 장비는 MDU, RDU, FTS 수신기, 비디오시스템, 트랜스미터, 트랜스폰더이다. 배열안테나를 USQM on-board에 장착된 FTS 수신기에 직접 연결하여 시험할 경우 발생할 수도 있는 FTS 수신기의 손상을 예방하기 위하여 먼저 FTS 수신기 EM 모델을 사용하여 점검을 하였으며 간섭현상이나 장비의 손상이 발생하지 않음을 확인하였다. 배열안테나를 on-board에 직접 연결하고 점검장비를 통해 수신되는 PCM 신호를 확인하며 간섭현상을 확인하였다. 또한 FTS 수신기에 arm과 termination 명령을 반복적으로 인가하며 정상 수신 여부와 오동작을 확인 하였는데 모두 정상 동작함을 확인하였다. 따라서 본 시험을 통해 텔레메트리, FTS, 트랜스폰더의 각 안테나들을 5 cm 이상의 간격으로 배치하고 비행시험을 수행할 경

우 안테나간 간섭현상이 발생하지 않을 것임을 예측 할 수 있다.

2.4 항공기 제원

비행 시험에 사용되는 경항공기는 PIPER 사에서 제작된 PA31-350 10인승 항공기로서 외형사진이 그림 8에 나타나 있다.

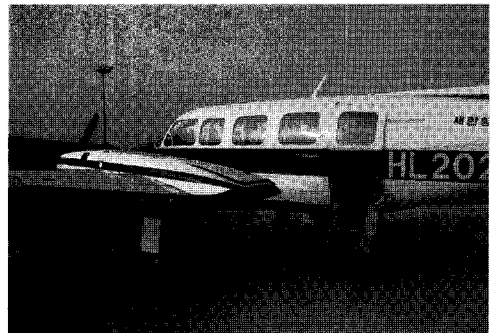


그림 8. 비행시험용 경항공기 외형

2.5 지상 점검

전자탐재물이 장착된 비행시험락을 항공기에 장착하고 비행시험 이전에 각 장비의 정상동작 여부를 지상에서 확인하였으며 항공기 전원을 사용하여 항공기에서 공급하는 전력이 탐재물에 충분히 사용가능한지에 대한 점검을 수행하였다. 본격적인 비행시험 이전에 수행한 지상점검항목은 다음과 같다.

- 하니스 배선 및 안테나 설치 적합성 확인
- 외부전원을 공급한 상태에서 각 장비의 정상동작 점검
- 외부전원을 항공기 전원으로 절환하고 각 장비의 정상동작 점검
- 항공기에 장착된 GPS 및 원격측정, 추적 안테나의 정상동작 확인
- 항공기의 진동에 의한 장비 및 시험락의 안정성 확인

그림 9와 10은 비행시험랙이 설치된 항공기 내부와 지상점검을 위한 점검장비의 구성을 보여 준다.

좌표를 그림 11과 표 10에 나타내었다.

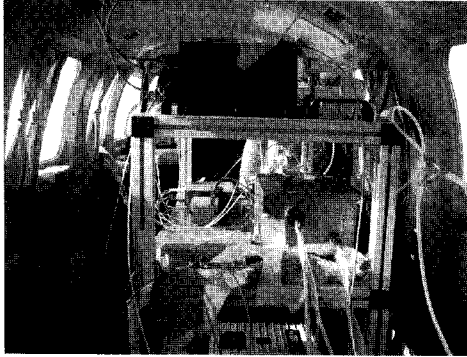


그림 9. 비행시험랙 장착 모습



그림 10. 지상 점검

2.6 비행 궤적

우주센터 광학추적장비(EOTS), 추적레이더, 텔레메트리 장비(RCC, 제주 PCF, SCF 및 다운 레인지 장비) 및 비행종단지령송신장비(GFTS)의 개별성능검증과 발사통제장비와의 연동기능 등을 검증하기 위한 비행시험의 궤적은 각 장비의 특성을 고려하여 결정되며 시험 목적에 따라 비행 속도, 고도, 방향 등이 결정된다. 여러 비행시험의 예시로서 4차 비행시험에 적용된 궤적과 세부

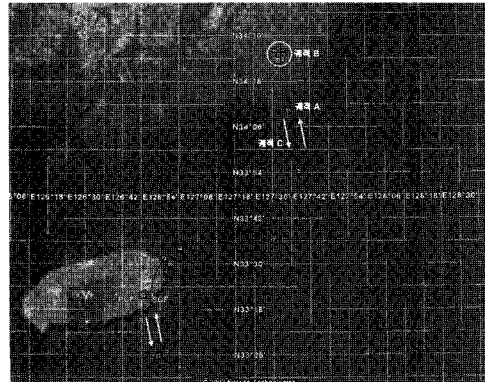


그림 11. 비행시험 궤적

표 10. 우주센터 진입 궤적 예

Point	Latitude	Longitude	Height
1	33° 54' 35.09"	127° 38'05.55"	3000 m
2	34° 02' 38.96"	127° 36'33.24"	2750 m
3	34° 10' 35.81"	127° 35'01.03"	2500 m
4	34° 18' 38.06"	127° 33'28.93"	2250 m
5	34° 21' 06.91"	127° 33' 15.10"	2000 m

3. 결 론

KSLV-I 발사체에 탑재되는 원격측정, 추적, 비

행종단시스템, GPS, 관성항법유도시스템의 개별적인 성능과 나로우주센터 및 제주추적소에 설치된 지상장비와의 연계성능을 확인하기 위하여 경항공기를 이용한 비행시험을 수행하였다.

비행시험용 랙에 사용된 하니스는 실제 발사

체 하니스와 유사하게 제작하였다. 내외부 전원 절환과 INGU 및 SIGMA30 배터리를 위한 제어 스위치를 별도로 제작하였으며 탑재되지 않는 FTS-PCU나 추력기시스템의 배선을 다른 장비에 할당하여 하니스를 제작하였다.

구조적으로 근접하여 설치되어야 하는 원격측정, 추적, 비행종단시스템 안테나 상호간의 간섭 현상을 분석하기 위하여 안테나간섭시험을 수행하였다. 시험결과 5 cm 간격으로 설치된 안테나의 상호 간섭이 발생하지 않음을 확인하였다.

경항공기의 구조적인 특성과 성능의 한계에 의해 비행고도나 비행속도 그리고 항공기에 장착된 안테나의 구성을 KSLV-I 발사체와 동일하게 모사할 수 없었지만 본 비행시험을 통해서 획득된 자료는 전반적인 발사체 탑재장비 및 지상장비의 특성과 성능을 확인하는데 유용하다고 판단된다.

Space Vehicle Wiring Harness Design and Testing.

8. MIL-B-5087B : Bonding, Electrical and Lightning Protection of Aerospace Systems.
9. "우주센터 추적 및 계측장비 성능검증을 위한 비행시험 계획서", 한국항공우주연구원 내부자료, 2007. 10.

참 고 문 헌

1. N. K. Agarwal, "EMI control in high reliability space systems," Proc. of the Int. Conf. on Electromagnetic Interference and Compatibility '99, pp. 1-6, 1999.
2. MIL-STD-461E, Requirements for the control of Electromagnetic Interference Characteristics of Subsystems and Equipment.
3. MIL-STD-464A, Electromagnetic environmental effects requirements for systems.
4. MIL-STD-1542B, Electromagnetic compatibility and grounding requirements for space system facilities.
5. MIL-HDBK-235/1B, Electromagnetic (Radiated) Environment Considerations for Design and Procurement of Electrical and Electronic Equipment, Subsystems and Systems.
6. MIL-HDBK-237C, Electromagnetic Environmental Effects and Spectrum Certification Guidance for the Acquisition Process.
7. MIL-HDBK-83575 : General Handbook for