

## 技術論文

## 나로호(KSLV-I) 1차 비행시험 비행안전 운영

고정환\*, 최규성\*, 심형석\*, 노용래\*, 박정주\*, 조광래\*\*

## Flight Safety Operation for the 1st Flight Test of Naro(KSLV-I)

Jeonghwan Ko\*, Kyu-Sung Choi\*, Hyung-Seok Sim\*, Woong-Rae Roh\*,  
Jeong-Joo Park\* and Gwang-Rae Cho\*\*

## ABSTRACT

The first Korean satellite launch vehicle, KSLV-I(Korea Space Launch Vehicle-I), was launched for its first flight test on Aug. 25, 2009 from Naro Space Center located in south Jolla province. Because launch vehicles usually fly long range with large amount of propellants aboard, preparation of countermeasures against potential malfunctions during flight is essential in launch operation. In this paper, the flight safety operation, prepared to guarantee flight safety during launch operation of KSLV-I, is presented. Prior to flight test, flight safety analysis is performed to estimate associated risk levels quantitatively, and during flight, flight safety systems are operated to cope with any risky situations. Real-time flight monitoring including computation of instantaneous impact point using tracking data is executed normally and the flight test is completed without activation of flight termination system.

## 초 록

한국 최초의 위성발사체 나로호(KSLV-I)의 1차 비행시험이 2009년 8월 25일 전라남도 고흥의 나로우주센터에서 실행되었다. 다량의 연료를 싣고 장거리를 비행하는 우주발사체의 특성상 비행중의 비정상 상황에 대한 대비는 매우 중요하며, 본 논문에서는 KSLV-I 발사운영의 안전확보를 위해 진행된 비행안전 업무를 기술하였다. 비행시험 전, 비행시의 비정상 상황으로 인한 위험도 분석을 위한 비행안전 분석이 진행되어 정량적인 위험성을 평가하였으며, 발사시에는 비행안전시스템을 운영하여 위험에 대비하였다. 비행중 추적 데이터를 이용한 순간낙하점 계산과 비행상황 감시는 정상적으로 운영되었으며, 비행중단시스템의 동작없이 비행시험을 완료하였다.

**Key Words** : Satellite Launch Vehicle(위성발사체), Flight Safety(비행안전), Flight Safety Analysis(비행안전분석), Flight Termination System(비행중단시스템), Instantaneous Impact Point(순간낙하점)

## I. 서 론

한국항공우주연구원과 러시아간의 공동 협력으로 7년에 걸쳐 개발된 KSLV-I의 1차 비행시험이 2009년 8월 25일에 전라남도 고흥군 외나로도에 위치한 나로우주센터에서 수행되었다. KSLV-I의 발사는 국내에서 처음으로 위성발사체의 발사

†2009년 11월 25일 접수 ~ 2010년 1월 20일 심사완료

\* 정희원, 한국항공우주연구원 발사체체계사업단

교신저자, E-mail : jko@kari.re.kr

대전광역시 유성구 과학로 115번지

\*\* 정희원, 한국항공우주연구원 발사체연구본부

운영 전과정을 진행하였는데 있어서 역사적으로 큰 의미를 가지며, 특히 독자적으로 개발/시험/구현을 진행해온 많은 부분들에 대한 검증이 이루어졌고, 축적된 경험은 향후의 우주개발에 큰 기반이 될 것으로 보인다.

본 논문에서는 KSLV-I의 발사운명을 위해 진행한 비행안전업무를 개괄적으로 제시하고자 한다. 위성발사체는 그 특성상 대량의 연료를 싣고 장거리를 비행하며, 고온/고압/초저온/진공 등의 극한 상황에서 시스템이 동작하기 때문에 이에 따른 위험성에 대한 대비는 항상 준비되어야 하며, 우주발사체 선진국의 경우에도 시험 및 발사와 관련된 지상안전 및 비행안전 문제는 발사운명을 위해 매우 중요하게 다루어지고 있다[1].

우주발사체 비행안전은 발사체의 이륙부터 최종궤도 진입 및 예정낙하물의 분리낙하 완료까지 지상에 미치는 피해가 없도록 사전분석 및 관련 시스템 운영을 진행하게 되는데, 우주발사체 발사운명을 위한 비행안전 업무는 크게 두가지로 나누어 볼 수 있다.

○비행안전분석(Flight Safety Analysis)

우주발사체 비행안전 분석은 발생가능한 비정상 상황으로 인한 지상의 위험도를 정량적으로 분석하는 것으로 정상 및 비정상비행 시나리오와 그에 따른 발사체 및 파편의 낙하 가능성 분석, 예상되는 인명피해 등을 계산하여, 비행위험도의 적절성과 고위험 지역에 대한 소개 등의 대책을 세우는데 사용된다.

○비행안전시스템 시험/운영

비행중인 발사체에 비정상 상황이 발생하여, 비행을 강제로 중지시켜야 할 경우에 대비하여 비행종단시스템(FTS: Flight Termination System)을 탑재운영한다. 비행안전시스템은 이러한 비행종단시스템을 포함하여 발사체의 추적과 비행감시, 필요시의 비행종료에 사용되는 모든 시스템을 포괄적으로 포함하며, 안전한 발사 운영을 위하여 반드시 필요하다.

한국항공우주연구원에서는 2002년 국내최초의 액체추진로켓인 KSR-III 비행시험에서 비행안전 운영을 처음으로 진행한 바 있으며[2], KSR-III 운영 경험을 기반으로 하여, 국내 첫 위성발사체인 KSLV-I의 발사운영에 대비하였다. 일반적인 발사체 기술과 마찬가지로, 비행안전과 관련된 기술은 대부분 외국과의 직접적인 기술 도입과 협력이 힘든 부분이기 때문에, 해외협력은 제한적인 부분에서 일부 진행되었으며, 대부분 국내 기술과 연구개발로 진행되었다.

본 논문에서는 우선 KSLV-I의 발사를 위해 진행된 비행안전분석에 대하여 기술한 후, 비행안전 발사운영에 대하여 제시하였다.

II. 비행안전분석

우주발사체의 비행안전 분석은 정상 및 비정상 비행(조기연소종료, FTS 작동, 폭발 및 파괴 등) 으로 인해 발생되는 낙하물 또는 파편들의 낙하점 및 낙하분산영역을 계산하여 인명, 선박 그리고 항공기 등에 미치는 영향을 정량적으로 분석하는 것으로서, 미국을 비롯한 서방우주발사체 운영국에서는 발사허가 등의 과정에서 반드시 요구되는 분석이다[3,4].

비행안전분석에 대한 상세한 과정은 미국의 상용발사체 발사허가를 위한 요구조건 등에 제시되어 있으며[3], 한국항공우주연구원에서는 한국적 현실에 맞추어 개량된 분석방법 및 분석 소프트웨어 시스템을 개발하여 KSLV-I 발사에 대한 위험도를 분석하였다. 상세한 분석방법은 참고문헌 [5]에 기술되어 있으며, 본 논문에서는 개략적인 절차만 아래에 제시하였다.

비행안전분석은 발사체 비행중에 발생가능한 비정상 비행모드의 정의와 각 모드의 비행시간별 발생확률로부터 시작하여, 비정상 비행으로 인한 낙하물이 지상에 분산되어 특정지역에 낙하할 충돌확률계산과 그에 따른 피해정도의 계산으로 진행된다.

비정상 비행모드는 주로 비행궤적을 따라 폭발 및 분해가 일어나는 경우와 횡방향 기동으로 인해 예상낙하점이 비행중단 한계선을 벗어나는 비정상 턴으로 나누어 각각의 실패 확률을 산출한다. 각 비정상 모드의 비행구간별로 발사체의 폭발 또는 분해시 발생하는 파편을 면적, 질량, 모양 등이 유사한 그룹별로 나누고 각 파편그룹에 대한 불확실성 모델을 구성한다. 이후 불확실성 모델과 오차요인을 고려하여 발사체의 현재 상태벡터(속도, 위치)에 대한 낙하영역을 계산한다. 비정상 비행에 의한 위험도 계산은 여러 불확실성 및 오차요인을 고려한 낙하물들의 낙하분산영역을 추정하여 인명 피해(Expected Casualty, Ec)와 선박, 항공기에 미치는 영향을 계산하게 된다. 전체적인 비행안전 분석 절차는 그림 1과 같다.

KSLV-I의 비행안전 분석을 위해 비정상 비행 모드에 대한 설정과 경우에 따른 낙하물 모델이 구성되었다. 낙하물은 비행중의 여러 가지 비정상 경우에 대해 발사체 구성품 상세 분석을 통하

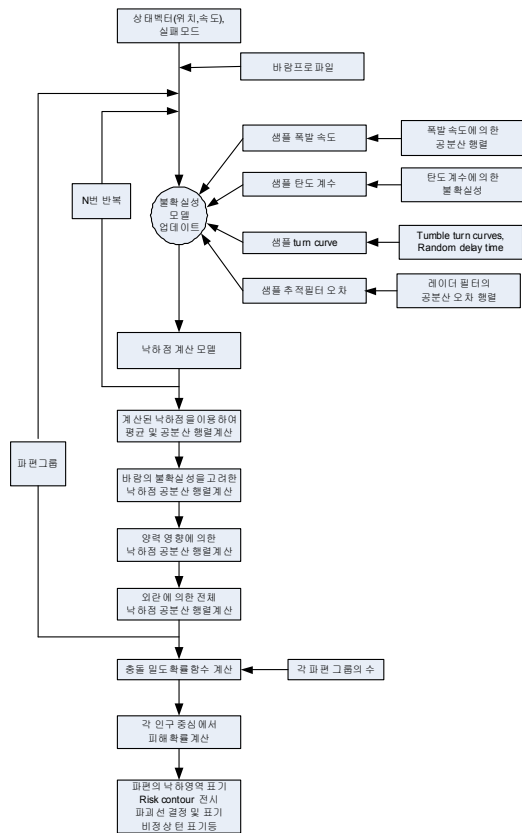


그림 1. 비행안전 분석 절차

여, 표 1과 같이 구해졌으며, 각각의 비정상 Breakup Model에 대하여 유사한 크기와 공력특성을 갖는 파편들은 하나의 그룹으로 분류하여 분석을 진행하였다[6]. 각 비정상 비행 모드 및 해당 파편모델을 이용하여, 그림 1의 절차로 각 인구밀집지역에 대한 충돌확률  $P_I$ 를 구한후, 최종 산출물인 예상인명피해(Expected Casualty)는 아래와 같이 계산된다.

$$E_C = P_I \times A_L \times N_P / A_P \quad (1)$$

여기서,

$E_C$  = 인구밀집지역에 대한 예상인명피해

$P_I$  = 인구밀집지역에 대한 충돌확률

$A_L$  = 낙하물에 의한 피해면적

$N_P$  = 인구밀집지역의 인구수

$A_P$  = 인구밀집지역의 면적

이 식은 단일낙하물에 의한 단일 밀집지역에 대한 것으로, 모든 비정상 비행모드와 모든 인구 밀집지역에 대하여 합산하여 최종적인 위험도를 구한다.

표 1. KSLV-I Breakup Modelling

ID No.	Breakup Model	파편 그룹	그룹별 파편수
1	PLF 분리전 폭발	21개 그룹	1~620개
2	PLF 분리전 파괴	13개 그룹	1~235개
3	PLF 분리전 전기 체 낙하	1개	1개
4	PLF 분리후 폭발	20개 그룹	1~620개
⋮	⋮	⋮	⋮
10	1단 예정낙하물	5개 그룹	1~235개

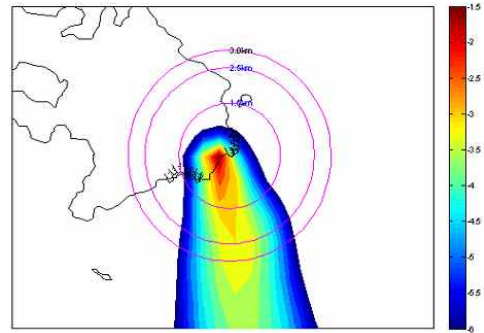


그림 2. 발사장 주변의 충돌확률 분포

KSLV-I의 비행에 대한 비행안전 분석은 발사체의 비행궤적 주변 영역에 대하여 진행하였으며, 앞의 식 (1)을 사용하여 계산한 최종 위험도 분석 결과는 미국 FAA에서 규정된 수준을 만족하는 것으로 나타났다. 비행안전 분석의 일례로 우주센터 주변의 충돌확률계산 결과는 그림 2에 보인 바와 같다( $1 \times 10^{-6}$  이상만 도시).

### III. 비행안전 발사운영

비행안전의 궁극적인 목적은 비행중인 로켓에 비정상 상황이 발생하더라도, 지상에 미치는 피해가 없도록 통제하는 것이다. 이를 위하여 사전에 위험영역을 선정하여, 발사전에 해상/공중/주민 소개 및 위험통보가 되도록 하며, 발사운영중에는 비행상황을 감시하여 필요시 비행중단시스템을 이용하여 비행을 조기에 종료시킨다

#### 3.1 비행안전영역 설정

KSLV-I 발사시의 안전확보를 위하여 비행안전 운영 한계선 및 발사 위험 영역을 설정하게 된다. 비행안전 운영한계선은 낙하한계선과 비행중단 한계선으로 구분되어 있다. 낙하한계선은 비행중인 발사체가 낙하할 수 있는 한계영역으로

국내의 영역을 설정하게 되는데, 국내 영역은 국토정보지리원에서 제작한 1:25만 수치 지도를 기준으로 설정되었으며, 이 지도의 평면위치 최대 오차를 고려하여 충분한 여유를 둘 수 있도록 해안선으로부터 최소 3km 이상 바깥쪽으로 낙하한계선이 위치하도록 하였다. 해외 영역은 1:100만 지도를 기초로, 지도의 최대 수평오차를 고려하여 12해리(22.2km) 범위인 외국 영해 바깥쪽에 위치하도록 외국 해안선에서 최소 30km 이상의 간격을 두고 설정되었다. 비행중단 한계선은 낙하한계선내에 위치하여 발사체의 비정상 비행시 비행안전 운영자가 비행중단 시스템(FTS)을 작동시키는 기준선이다. 이 비행중단 한계선의 위치는 추적장비의 부정확성, 데이터처리 및 전시 지연시간, 비행안전통제원의 판단 반응시간, 비행중단 명령의 지연을 고려하여 결정되었다[7].

발사위험영역은 발사장 부근의 선박 및 항공기 제한구역과 페어링 및 1단 낙하영역 부근의 선박/항공기 위험 영역이 있다. 발사장 주변의 선박 및 항공기 제한구역은 발사초기 실패로 인한 선박/항공기의 위험을 방지하기 위하여 통행을 금지시키는 영역이다. 선박제한구역은 발사장 부근영역에 선박이 1대라도 존재할 경우 선박 충돌확률에 관한 안전 기준을 초과하는 점들을 연결하여 영역을 설정한다. 기준값  $1 \times 10^{-5}$  이하의 영역을 산출하고 여유거리 9km를 포함하여 결정되었다. 선박제한구역은 발사장에서 발사 방향으로 비행거리 45km, 폭 24km로 설정되었으며 항공기 제한구역은 선박영역을 토대로 전 방향으로 10km의 여유를 가질 수 있도록 설정하였다.(그림 3) 페어링 및 1단 낙하영역 부근의 선박/항공기 위험 영역의 경우, 페어링 낙하점을 중심으로 낙하분산영역을 충분히 포함하도록 비행방향으로 폭 200km, 길이 400km 영역으로 설정하였고 분리된 1단의 낙하위험영역은 비행방향을 기준으로

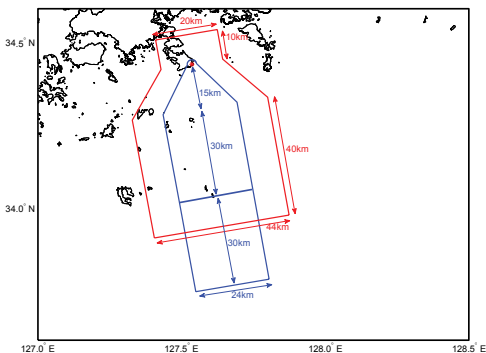


그림 3. 발사장 주변의 해상 및 공중 경계/통제 영역

폭 80km, 길이 340km의 영역으로 설정하였다. 위에 언급된 발사위험영역은 정부기관 및 국제기구를 통하여 발사전에 국제적으로 통보되었다.

한편, 발사초기의 비행경로에 가까이 위치하여 위험도가 높게 제시되는 두 개의 유인도(광도 및 평도)에 대해서는 발사전 주민소개를 통해 안전을 확보하였다.

### 3.2 비행안전시스템 운영

비행안전 시스템은 나로우주센터의 비행안전 통제실에 내에 있는 비행안전정보시스템(FSIS)과 비행중단시스템으로 크게 나눌 수 있다. 비행안전시스템의 운영 개념은 그림 4와 같다.

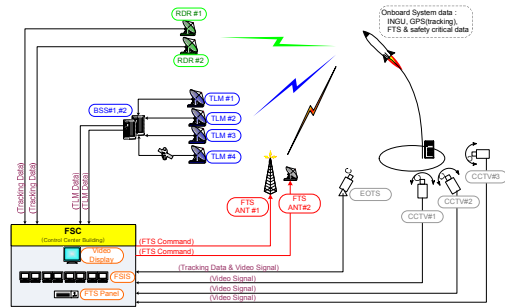


그림 4. 비행안전시스템 구성 및 운용

KSLV-I 비행시험에서는 비행안전시스템 운용을 위해 여러 지상장비와 발사체 탑재 장비가 활용되었다. 지상장비로는 나로우주센터와 제주추적소에 설치된 텔레메트리 시스템(TLM#1, #2, #3), 추적레이더(RAD#1, #2), EOTS(광학추적장비), 다운레인지 텔레메트리 시스템(TLM#4), 지상비행중단시스템(GFTS: Ground Flight Termination System)이 사용되었다. 각 추적 장비로부터는 계측된 위치 정보를, 텔레메트리 시스템으로부터는 발사체 항법정보와 주요 상태정보를 전송받았다. 지상 비행중단시스템은 비행중단 명령을 전송하는 역할을 하며 신뢰성을 위하여 이중화된 시스템으로 구성되어 있다. 발사체 탑재 장비로는 관성항법장치(INS)와 위성위치추적시스템(GPS), 텔레메트리 송신기, 트랜스폰더, 탑재 FTS등이 사용되었다. 우주발사체 비행시험을 위한 비행안전 운영은 앞에서 기술된 비행안전영역 설정, 지상의 추적장비 계측데이터 및 텔레메트리 데이터로 전달되는 발사체 상태 정보를 이용한 정상 비행 여부 감시, 비정상 비행일 경우 비행중단시스템 동작의 순서로 진행된다. 비행안전 운영은 비행의 정상 여부를 적절히 빠른 시간내에 판단하는 것과 비정상으로 판단되었을

경우 비행중단을 즉각적으로 수행해 내는데 주된 목적이 있다. 비행상황 감시에서 가장 중요한 임무는 추적데이터를 이용한 속도 추정 및 순간낙하점 계산인데, 비행중 실시간으로 처리된 데이터 및 수행된 알고리즘의 결과는 다음 절에 제시하였다.

### 3.2.1 비행안전정보시스템(FSIS)

발사체의 비행 중 비행안전통제원은 발사통제동에 위치한 비행안전통제실에서 FSIS(Flight Safety Information System)를 이용하여 발사체의 비행상황을 감시하게 된다. 비행 중 레이더 및 EOTS(광학추적장비)에서 계측된 발사체의 추적데이터는 중앙자료처리시스템(CDPS: Central Data Processing System)을 통해 실시간으로 FSIS에 전달된다. 한편, 발사체 텔레메트리 데이터중 주요데이터는 실시간으로 처리되어 FSIS에 전달되는데, 이러한 데이터를 QLM(Quick Look Message)이라고 한다. FSIS는 사용자가 감시하고자 하는 항목 및 위치를 자유로이 구성할 수 있으며 미리 제작된 sub화면 들을 이용하여 전체 화면을 구성할 수 있다[8]. 아래 그림은 실제 비행에서 사용된 화면을 전시하고 있다.

FSIS는 FSIS(TRJ)와 FSIS(QLM) 두 가지 모드로 운영되며, 각 모드에서는 발사체 비행데이터를 다른 형태로 표시하게 된다.

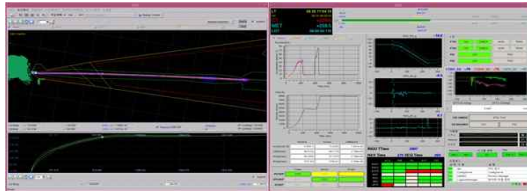


그림 5. KSLV-I 비행시험 FSIS 화면

#### 3.2.1.1 FSIS(TRJ(TRajectory))

FSIS(TRJ)는 비행중단 판단을 위한 발사체의 궤도 정보를 표시한다. FSIS(TRJ) 화면에 표시될 주요 데이터들은 다음과 같다:

- 비행진행상황: 발사 후부터 비행안전 임무가 종료할 때까지의 비행진행상황
- 시간 정보
- 궤도(X-Y): 세계지도를 배경으로 지상에 투영된 발사체의 궤도 정보. 발사체의 현재위치, 예정궤도, 3- $\sigma$  궤도, 낙하한계선, 비행중단한계선, 순간낙하점, 파편낙하영역 등의 정보
- 궤도(X-Z): 수직면에 대한 발사체의 궤도 정보. 발사체 현재위치, 3- $\sigma$  궤도, 비행중단한계선 등의 정보

- 자세 정보: 피치, 요, 롤 자세각 정보를 그래프 또는 문자로 표시. 예정 자세각 정보 및 자세각 한계값 정보 포함.
- 발사체 상태: 속도 및 가속도 정보를 그래프 또는 문자로 표시. 예정 속도/가속도 및 한계값 정보 포함.
- FTS 상태: 탑재 비행중단시스템의 상태를 램프 형태로 표시

#### 3.2.1.2. FSIS(QLM)

FSIS(QLM)은 비행중단 판단을 위하여, 주로 텔레메트리를 통해 전달되는 발사체의 내부 상태 정보를 표시한다. FSIS(QLM) 화면에 표시될 주요 데이터들은 다음과 같다.

- 비행진행상황: 발사 후부터 비행안전 임무가 종료할 때까지의 비행진행상황
- 시간 정보
- 추진기관 관련 정보: 추진기관의 비정상 운용 상태 판단을 위한 정보, 연소압 등.
- 단분리/페어링 분리 정보: 페어링 및 단분리와 관련된 명령발생 상태, 센서를 통해 측정된 실제 분리 여부 등.
- 탑재 전자기기 정보: 탑재된 여러 가지 전자기기의 운영상태 정보, 전압 정보 등.
- FTS 상태: 탑재 비행중단시스템의 상세 정보, 배터리 전압 정보 등.

#### 3.2.2 비행중단시스템 운영

발사체의 이륙후, 레이더, EOTS 및 텔레메트리를 통한 로켓의 추적데이터는 실시간으로 비행안전통제실 내부의 FSIS로 전송되며, FSIS에서는 이 추적데이터들을 처리하여, 운영자가 비행안전 관련 판단을 하기에 적절한 형태로 화면상에 표시하게 된다. 로켓의 순간낙하점이 사전에 정해진 안전영역 밖으로 움직이거나, 로켓이 주거지역 방향으로 비행하는 등, 운영자가 판단하기에 로켓의 비행이 지상의 인명과 재산에 피해를 입힐 수 있다는 판단이 될 경우, 운영자는 지상 FTS를 통하여 비행중단 명령을 송신하게 된다. 비행중단 명령은 무선으로 탑재 FTS에 전달되며, 탑재 FTS 수신기는 전송된 명령이 유효한지를 판단한 후, 2단의 FTS 각 서브시스템 및 1단으로 "Termination" 명령을 전달하게 된다. 비행안전 운영의 신뢰도를 높이기 위하여, 지상 및 탑재 비행중단시스템은 완전한 이중화시스템으로 구성되어 있다.

비행중단시스템 운영은 운영자, 여러 탑재시스템, 그리고 지상송신 장비와 연계되기 때문에 개발과정과 비행용 발사체 조립과정에서 연계되는

모든 시스템에 대하여 지상에서의 full-chain 시험 및 소형 항공기 탑재 모의비행 시험을 통하여 장비 간의 연계 기능 검증을 수행하였으며, 또한 발사전 날의 리허설 및 발사당일에도 기능 점검을 수행하여 정상상태임을 확인한 후, 발사를 진행하였다.

### 3.3 속도 추정 및 낙하점 예측

KSLV-I 발사 비행안전 운영에서 비행안전통제원은 비행안전정보시스템(FSIS)을 이용하여 로켓의 비정상비행 여부를 확인하기 위해 우선적으로 로켓의 순간 낙하점(IIP:Instantaneous Impact Point)을 관찰하게 된다. 순간 낙하점은 순간적으로 추력이 소멸되었을 때 해당 물체가 무추력 탄도 비행 후 낙하하게 되는 예측점으로 정의되며 [9], 우주 발사체 비행 안전 운영 시 가장 높은 중요도를 가지며 관찰되는 요소이다.

KSLV-I 1차 비행시험에서 FSIS 전시를 위해 사용된 추적데이터는 추적레이다(RAD1 및 RAD2), EOTS, INS, GPS 데이터이다. 수신된 데이터들 중 Radar와 EOTS는 전송된 위치 벡터를 필터링하여 속도 벡터를 계산하게 되며, 텔레메트리로 수신된 2단 INS 및 GPS 데이터는 필터링 없이 위치와 속도벡터를 이용하여 IIP를 계산하게 된다. 발사체의 위치 및 속도 추정을 위한 필터링에 있어서, 비행안전 측면에서는 정확도보다도 안정성이 더 우선시되기 때문에 단순한 형태인  $a-\beta-\gamma$  타입의 필터를 사용하였으며,[5] 필터 파라미터 결정을 위하여 십여 차례에 걸쳐 진행된 소형항공기 추적 시험 결과와 추적장비 노이즈 특성 분석 결과를 사용하였다.

이번 비행시험에서 거의 모든 추적장비가 정상적으로 작동하여, 그림 6에 보인바와 같이, 각 추적장비별 산출된 발사체의 속도는 2단 점화 전까지 nominal 속도와 일치하고 있다. 2단비행구간에서 페어링 한쪽이 분리되지 않고 비행하면서 질량증가와 텀블링으로 인해 속도가 낮게 형성되고 있음을 알 수 있다.

그림 6에서 추적장비별 특징을 보면, 추적레이다는 비행거리가 멀어짐에 따라 노이즈가 커지고 상단이 텀블링하는 시점에서 변동이 심하게 나타나고 있으며 RAD2는 발사체 이륙직후에는 고각이 낮은 관계로 인해 오차가 크다가 안정화되고 있다. RAD1 및 RAD2는 상단부가 텀블링하기 시작한 445초 이후부터 오차가 커지며, 레이더 고각이 0도까지 떨어져 추적이 불가능해진 600초 부근까지 계속 오차가 증가하면서 추적을 계속하였다. INS와 GPS는 대부분의 비행구간에서 거의 완벽하게 일치하고 있으며 INS의 경우 텀블링

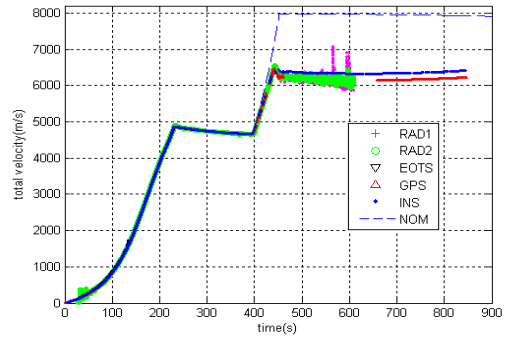


그림 6. 비행전구간 전체속도비교

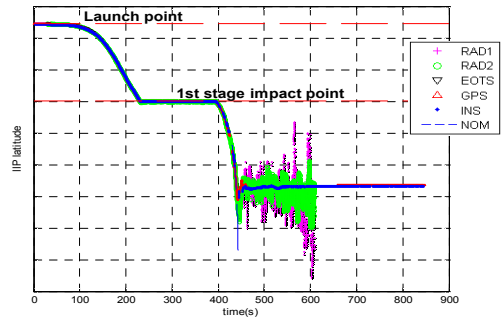


그림 7. 시간에 따른 IIP 위도 변화

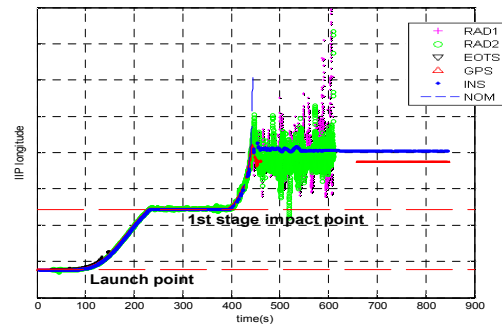


그림 8. 시간에 따른 IIP 경도 변화

구간에서 항법 오차가 증가되어 GPS의 속도와 차이가 나고 있고, GPS는 2단 구간에서 텀블링하면서 항법계산에 실패하였으나 자세가 안정화되면서 후반부에 안정적으로 속도를 계산하였다.

각 추적장비별 전송된 위치와 속도를 이용하여 전구간에서 순간낙하점을 계산한 결과, 그림 7 및 8에 보인 바와 같이 추적장비별 낙하점의 차이는 크지 않은 것으로 분석되었다. 아래 그림에서 IIP의 위, 경도가 변화되지 않고 있는 시간

대는 무추력 구간으로 1단엔진이 연소종료된 230초에서 2단 KM이 점화된 395초까지이다. 아래 그림의 초반 및 후반부에서 진동하는 경향을 보이는 것은 해당 구간에서 Radar 및 EOTS의 오차 증가로 인한 위치/속도 추정 오차에서 기인한 현상이며, 특히 상단 텀블링 이후에는 레이다 오차가 커지면서 IIP계산 오차도 증가하는 것을 보여주고 있다.

KSLV-I은 1단 비행구간에서 페어링과 1/2단 분리 가 일어난다. 그림 9와 10은 정상적으로 분리된 한쪽 페어링과 1단의 낙하지역을 나타내고 있다(타원:낙하분산영역, 직사각형:발사위험동보영역). 비행초기에만 추적을 수행하는 EOTS를 제외한 모든 추적장비 데이터로 계산된 페어링의 낙하점은 nominal 낙하점을 중심으로 반경 35km 이내에 낙하하는 것으로 계산되었으며 INS와 GPS 데이터로 계산된 낙하점은 페어링의 nominal 낙하점과 25km 이내의 차이를 보이고 있다[그림 9]. 분리된 1단은 nominal 낙하점을 중심으로 반경 25km 이내에 낙하할 것으로 계산되었다. RAD1과 RAD2 데이터로 계산된 낙하점은 연소종료에 따른 가속도 변화에 따른 필터 오차로 조금씩 움직이는 모습을 보이고 있으며 INS와 GPS 데이터로 계산된 낙하점은 1단의 nominal 낙하점과 7km 이내의 차이를 보이고 있다[그림 10].

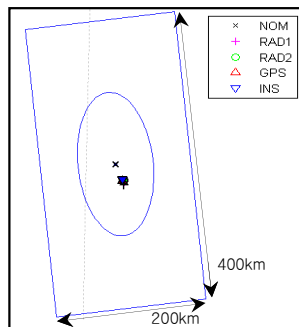


그림 9. 정상분리된 페어링의 낙하점

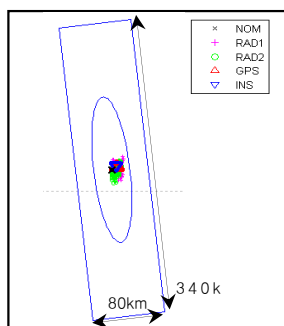


그림 10. 1단의 낙하점

### 3.4 비행안전 발사운영 결과

비행시험에 적용할 비행중단 조건은 KSLV-I 비행시험 전에 결정되어 모의운명을 통하여 운영자들이 충분히 습득한 후 비행시험에 사용되었다. KSLV-I 비행의 비정상 여부와 그에 따른 비행중단 시스템의 작동여부는 운영자의 판단에 의해 결정되기 때문에, 예측 가능한 상황에 대한 모의 운영 경험은 반드시 필요하며, 금번 비행시험 전 수개월에 걸쳐서 모의 운영이 진행되었다.

금번 KSLV-I 발사시에 사전에 결정된 비행중단 조건을 위배한 경우는 없었고 이에 따라 비행중단 결정도 내려지지 않았다. 한쪽 페어링 분리 실패의 경우, 횡방향 비정상기동을 유발하지 않고 실시간으로는 QLM데이터로 전송되는 분리센서 정보로만 판단 가능하기 때문에 QLM 데이터의 오류 가능성 문제로 인해 비행중단 조건에는 포함되지 않았다. 한편 비행중단 판단의 가장 중요한 요소인 비행중단 한계선 침범의 경우, 상단이 점화되고 텀블링을 시작하기 전 416초 경에 이미 FTS 운영한계선을 정상적으로 통과하였으며, 이에 따라 비행중단 조건에는 부합되지 않았다.

비행중 확인된 지상과 탑재비행중단시스템과의 무선링크는 위성분리 시까지 안정적인었으며, 지상 및 탑재비행중단시스템은 임무종료시까지 정상적으로 동작한 것으로 확인되었다.

## VI. 결 론

본 논문에서는 KSLV-I의 첫 비행시험을 위하여 준비 운영된 비행안전 업무에 대하여 기술하였다. 비행안전은 우주발사체 운영에 있어 필수적으로 준비되어야 하며, 국내 첫 위성발사체인 KSLV-I의 발사운영을 위한 비행안전 운영은 정상적으로 수행되었다. 특히 발사체 이륙 후 위성이 분리되는 시점까지 2000km 이상의 비행 구간에서 안정적인 비행감시가 진행되어 정상적인 비행안전 운영이 수행되었다. 현재 준비된 시스템과 운영 개념은 향후에 진행될 KSLV-I의 발사에 계속 사용될 예정이며 현재 계획되고 있는 한국형발사체 발사 운영에 큰 기반이 될 것으로 판단된다.

## 참고문헌

- 1) Kehler, C.R., and Starbuck, F.R., *Range Safety Requirements*, Range Safety Office of Patrick Air Force Base, 1997.

2) 고정환, 김정래, 박정주, 방희진, 최동민, 송상섭, "KSR-III 비행안전 시스템 운영", 한국항공우주학회지, 제32권 제7호, 2004, pp. 91~97.

3) Federal Aviation Administration, *Code of Federal Registration Parts 401, 406, 413, et al. Licensing and Safety Requirements for Launch: Final Rule*, US Department of Transportation, Aug. 25, 2006.

4) Space Licensing and Safety Office, *Flight Safety Code*, Commonwealth of Australia, Department of Industry, Science and Resources, Australia, June 19, 2001.

5) 최규성, 고정환, 심형석, 노웅래, "우주발사체 비행안전 분석시스템 개발", 항공우주기술, 제7권 제2호, 2008, pp. 1~8.

6) 심형석, 고정환, 최규성, "비행안전분석을 위한 KSLV-I 파편 생성 특성 추정", KARI-MDT-TM-2007-004, 한국항공우주연구원, 2007.

7) 최규성, 고정환, 심형석, 노웅래, "우주발사체 비행안전 운영을 위한 비행종단한계선 설정 방법론", 한국항공우주학회 춘계학술발표회 논문집, 2008, pp. 334-337.

8) 심형석, 고정환, 최규성, 노웅래, 윤석영, "나로우주센터 비행안전 정보시스템 구축", 제9회 우주발사체기술 심포지움, 2008, pp. 255-258.

9) 안재명, 노웅래, 박정주, 조광래, "과학로켓의 순간낙하점 계산 알고리즘과 비행안전시스템에의 적용", 한국항공우주학회지, 제28권 제6호, 2000, pp. 86~93.