

## 論文

## 나로호 발사체 1차 비행시험에서의 궤적 및 자세 분석

노웅래\*, 조상범\*, 고정환\*, 선병찬\*, 김정용\*, 박정주\*, 조광래\*

Trajectory and Attitude Analysis for the 1st Flight Test  
of KSLV-I Launch VehicleWoong-Rae Roh\*, Sang-Bum Cho\*, Jeong-Hwan Ko\*, Byung-Chan Sun\*, Jeong-Yong Kim\*,  
Jeong-Joo Park\* and Gwang-Rae Cho\*

## ABSTRACT

This paper presents the analysis results of trajectory, performance and attitude control based on the first flight data of the KSLV-I. The KSLV-I had a fairing separation problem and failed to inject spacecraft into the orbit. In this paper, the trajectory, flight performance, and attitude control was analyzed considering the influence of unseparated fairing. Moreover, the flight results and performance of the inertial navigation and guidance system were presented. As a results of post-flight analysis, any other problem besides the fairing separation problem was not happened and onboard equipment functioned normally.

## 초 록

본 논문에서는 나로호 발사체의 1차 비행시험에서 얻은 데이터를 바탕으로 발사체의 비행시험에서의 궤적 및 성능, 자세 제어에 대한 분석을 수행하였다. 나로호의 1차 비행 시험에서는 페어링의 비정상 분리 문제가 발생하였으며, 이에 따라 위성의 궤도 투입이 실패하였다. 본 논문에서는 이러한 페어링 비정상 문제를 고려하여, 궤적 및 비행 성능, 자세제어 특성을 분석하였다. 또한 관성항법유도시스템의 비행 결과 및 성능 분석도 제시되었다. 비행후 분석 결과 페어링 분리 문제 이외에 다른 문제는 발생하지 않았으며, 다른 탑재 시스템들이 정상적으로 작동하였다.

**Key Words** : Launch Vehicle(발사체), KSLV-I(나로호), Flight Test(비행시험), Trajectory(궤적), Attitude Control(자세제어), Inertial Navigation System(관성항법시스템), Thrust Vector Control(추력벡터제어), Reaction Control System(반작용제어시스템)

## I. 서 론

나로호 발사체(KSLV-I)는 우주개발진흥기본계획에 따라 “우리가 만든 위성을, 우리 발사체에 실어, 우리 땅에서 발사하는” 목표로 개발된 우

리나라 최초의 위성 발사체로써, 100 kg 의 과학 위성을 근지점 고도 300 km, 원지점 고도 1500 km, 경사각 80도의 지구 저궤도에 투입하는 임무를 수행하도록 개발되었다.

나로호 발사체는 2단형 발사체로써, 1단은 러시아와 공동개발하고, 상단은 국내 독자 개발되었다. 1단은 액체산소와 케로신을 추진제로 사용하는 액체엔진 추진방식이며, 2단은 고체 킥모터를 사용한다. 이륙시 중량은 142.8톤이며, 높이는 33.5 m, 1단부 직경 2.9 m, 2단부 직경 2 m 의

†2009년 11월 23일 접수 ~ 2010년 1월 15일 심사완료

\* 정회원, 한국항공우주연구원 발사체연구본부

교신저자, E-mail : rwr@kari.re.kr

대전시 유성구 어은동 45번지

제원을 가진다. 이륙시 1단 엔진의 최대 추력은 196톤이며, 2단의 평균 추력은 7.6 톤이다.

나로호 발사체의 1차 비행시험은 2009년 8월 25일 오후 5시에 과학기술위성 2호의 준비행모델을 탑재하고 나로우주센터에서 수행되었다. 이륙 후 발사체의 비행은 정상이었으나, 216초경 페어링 분리 수행과정에서 한쪽은 정상 분리되었으나, 다른 한쪽이 분리되지 않는 현상이 발생하였다. 이에 따라 상단의 중량이 337 kg 증가하고, 무게 중심이 페어링이 부착된 방향으로 이동하여, 킥모터 추력 구간에서 정상적인 속도 증분을 얻지 못하여 위성의 궤도 투입에 실패하였다.

본 논문에서는 이러한 비정상성이 발생한 나로호 1차 비행시험에서의 궤적 및 비행 성능, 자세 분석 결과와 비행 중 항법, 유도, 자세제어 기능을 수행한 관성항법유도시스템의 비행결과를 제시하였다.

## II. 본 론

### 2.1 비행 시이퀀스 및 궤적

나로호 발사체는 이륙 후 발사체의 화염이 발사대에 미치는 손상을 최소화하기 위해 초기에 발사대 회피기동을 수행하고, 170 도의 발사 방위각 방향으로 비행하게 된다. 발사 후 55~65초 구간에서 발사체는 Mach 1을 통과하고, 최대 동압 구간을 지나게 되어 바람에 의해 최대 구조 하중이 발생하게 된다. 이 구간에서는 1단의 하중감제어가 수행되고, 동압이 충분히 낮아지는 약 100초 이후부터 궤도투입을 위한 유도가 수행된다.

페어링의 분리는 위성의 요구조건인 자유분자 가열을  $1135 \text{ W/m}^2$  이하의 조건과 비행안전 요구조건인 낙하점을 만족시키는 시간에 이루어진다. 페어링의 분리 명령은 216.45초에 발생하였는데, 이때 2개의 페어링 중 Far 페어링만 정상 분리되고 Near 페어링은 상단에 붙은 채로 비행을 계속하였다. Near 페어링의 미 분리는 분리 신호 미감지 및 상단 탑재 카메라 영상으로 확인되었다. 1단 엔진 정지 및 단분리는 각각 230.08초와 233.19초에 정상적으로 수행되었다.

1단이 분리된 후 약 162초 동안 상단 발사체는 무추력 비행을 수행하였고, 점화가 예정된 395초에는 정상 고도인 303 km에 도달하였다. 무추력 구간에서의 추력이 자세제어는 정상적으로 작동하여 2단 점화를 위한 자세 변경을 하였고, 395초에 정상적으로 킥모터가 점화되었다.

미 분리된 페어링으로 인해 발사체의 무게 중심이 위쪽 방향으로 크게 이동하였지만 TVC가 포화상태에 도달하기 전까지는 자세 안정화는 수행되었으며, 피치 자세각이 정상보다 약 10도 정도 높은 상태로 비행하게 되었다. 434초에 피치 축의 TVC 각이 포화 상태에 이르러 더 이상의 자세제어가 불가능해졌고 445초부터 모든 축 방향으로 자세를 잃고 텀블링 운동을 하게 된다. 2단 킥모터는 60.2초 동안 정상 연소되었으며 455.2초에 연소 종료 되었다.

위성의 분리는 예정된 540초에 정상적으로 수행되었으며, 남아있던 한쪽 페어링도 0.8초 후에 분리 되었다. 이후 발사체의 제어성이 회복되어 560초에서 텀블링 운동이 중지되었고 700초 부근에서 다시 정상 자세로 회복이 되었다.

표 1은 1차 비행 시험의 주요 이벤트 시간에 따른 속도 및 고도를 정리한 것이다.

그림 1은 비행 궤적의 지상거리에 대한 고도의 변화를 나타낸 것이다. 2단의 관성항법 데이터는 2단 점화순간까지 기준 궤적과 일치하였으나, 2단 연소 구간에서 기준 보다 높은 고도로 비행하는 것을 볼 수 있다. 이는 2단 연소구간에서 분리되지 않은 페어링의 영향으로 기준자세보다 높은 피치 자세각을 유지하여 발사체의 속도 벡터 고각이 계속 증가되었기 때문이다. 또한 페어링에 의한 속도손실로 킥모터 연소종료시 궤도 속도에 도달하지 못하여, 다시 지구 중력에 의해 고도가 낮아지는 것을 볼 수 있다.

표 1. KSLV-I 1차 비행시험의 비행 이벤트

이벤트	비행시간 (sec)	관성속도 (m/s)	고도 (km)
이륙	0.0	384	0.1
Mach = 1	55.6	502	7.5
최대 동압	64.3	556	10.5
페어링 분리 명령	216.45	4479	177
Far 페어링만 분리	216.66	4485	178
1단 엔진 정지명령	230.08	4926	194
1단 분리	233.19	4937	198
킥모터 점화	395.00	4738	303
피치 TVC 포화*	434.0	6261	312
텀블링 운동 시작*	445.0	6424	318
킥모터 연소 종료	455.23	6454	323
위성 분리 명령	540.0	6424	355
위성 분리 감지	540.04	6424	355
Near 페어링 분리*	540.80	6420	355
텀블링 운동 종료*	560.0	6410	359
자세 회복*	700.0	6409	360

\* 페어링 비정상 분리에 의해 나타난 이벤트임

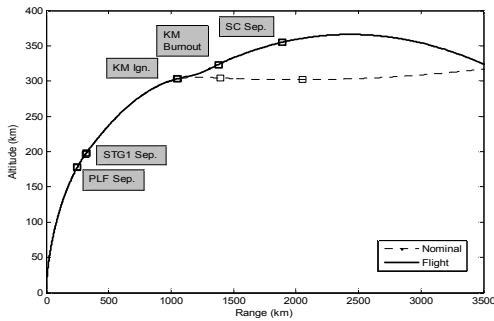


그림 1. 발사체 비행 궤적

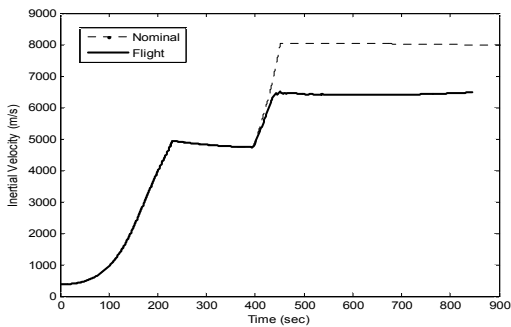


그림 2. KSLV-I 관성 속도 변화

그림 2는 발사체의 관성속도 변화를 보여준다. 1단 및 키크모터 점화전까지의 무추력 구간에서는 비행결과가 설계기준(Nominal)과 거의 일치하는 값을 보여준다. 그러나 2단 구간에서는 키크모터의 연소를 통해 3306 m/s의 속도 증분을 얻어 8036 m/s에 도달해야 목표 궤도에 진입할 수가 있는데, 실제 연소 종료 시점의 속도는 6454 m/s로 1582 m/s의 속도 증분이 부족하였다.

표 2. 1단/2단 분리 시의 궤도 파라미터

	설계기준	비행
근지점 고도 (km)	-4832.64	-4839.38
원지점 고도 (km)	302.61	303.04
경사각 (deg)	78.63	78.617

표 3. 키크모터 연소종료 시의 궤도 파라미터

	설계기준	INS	GPS
근지점 고도 (km)	300	-2812.37	-3073.61
원지점 고도 (km)	1500	368.62	386.27
경사각 (deg)	80.0	79.16	80.02

표 2 및 3은 각각 1단/2단 분리시, 키크모터 연소종료시의 궤도 파라미터의 기준 값 및 실제 비행 데이터를 나타낸 것이다. 키크모터 연소종료 시점의 궤도 파라미터는 상단의 속도 증분 저하로 인해 원지점 고도는 약 386 km으로 얻어졌고, 근지점 고도는 -3074 km로 나타나 궤도에 도달하지 못한 준궤도(suborbital) 상태에 투입이 이루어졌고, 이에 따라 발사체와 위성은 결국 대기권에 재진입하여 소실되었다.

## 2.2 비행성능 분석

발사체의 성능은 비행시간에 따른 발사체의 중량, 추력 및 비추력에 의해 결정된다. 2단 비행 구간에서의 기준 중량 대비 실제 비행 전 실측된 중량의 비교는 표 4와 같이 허용 오차 범위를 만족한다.

실제 비행 시의 추력은 원격계측 데이터 중 연소실 압력 데이터와 관성항법장치가 측정된 가속도 데이터를 이용한 두 가지 방법으로 추정할 수 있다. 그림 3은 이 방법으로 추정된 키크모터의 추력을 나타내며, 거의 비슷한 값을 가진다. 연소실 압력으로 추정한 추력이 초기에는 좀 더 크고 후반 부에 작은 값을 보이는 특징이 있으며, 가속도계로 추정한 추력의 경우 연소 후반 텀블링 운동에 의해 나타난 원심력 측정 효과가 들어 있는데, 이는 실제 나타난 추력이 아니다.

표 4. 상단 중량 요약

	설계기준 중량 (kg)	측정 중량 (kg)
위성	100.0	100.77
Near 페어링	335.015	336.6
Far 페어링	330.837	332.4
2단 구조체	591.94	594.144
키크모터 추진제	1578.87	1578.0
RCS 가스	18.34	18.96

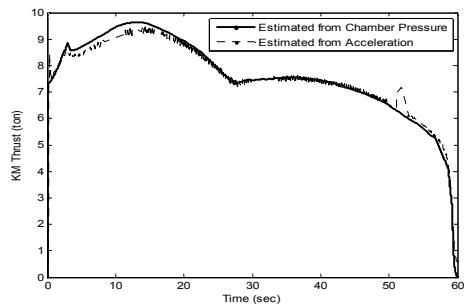


그림 3. 키크모터의 비행 추력

표 5. 키크모터 성능 파라미터 비교

	비행 전 추정	연소실 압력 추정	가속도 추정
연소 시간 (sec)	59.2	60.2	60.2
최대 추력 (kgf)	9643	9643	9471
평균 Isp (sec)	287.7	289.8	286.3*

\* 텀블링 운동이 발생하기 전인 키크모터 점화 후 49초까지를 기준으로 계산

키크모터의 성능을 종합적으로 평가하기 위해 표 5에 비행 전 예측된 키크모터의 성능과 추정된 성능을 요약하였다. 1차 비행시험의 키크모터 실제 연소 시간은 비행 전 추정 값에 비해 1초 증가하였으며, 키크모터의 성능을 나타내는 지표인 비추력은 비행 전 예상 값인 287.7 sec에 비해 연소실 압력으로 추정한 경우는 289.8 sec로 0.6% 증가, 가속도로 추정한 경우는 286.3 sec로 0.6% 감소한 것으로 나타나 허용 오차를 만족하였다.

중량 및 추정된 추력 데이터를 바탕으로 2단 구간의 가속도를 분석하였다. 그림 4는 기체축 방향의 가속도를 나타낸다. 비행 후 분석의 결과가 실제 비행 데이터와 잘 일치하는 것을 볼 수 있다. 2단 구간에서의 페어링 미 분리로 인해 설계기준(Nominal) 가속도에 비해 전반적으로 적은 가속도를 갖는 것을 볼 수 있으며, 설계기준 가속도는 최대 7.6 g인데, 비행 시의 가속도는 최대 5.4 g로 감소하였다.

축방향 가속도의 적분을 통해 페어링 무게 증가에 의한 손실과 텀블링 운동에 의한 속도 손실을 추정할 수 있다. 분석결과 페어링 중량증가로 인한 속도증분 손실은 702 m/s 이었으며, 텀블링운동에 의한 손실은 880 m/s이었다. 키크모터 연소후반부에 텀블링 운동을 하면서 추력의 방향

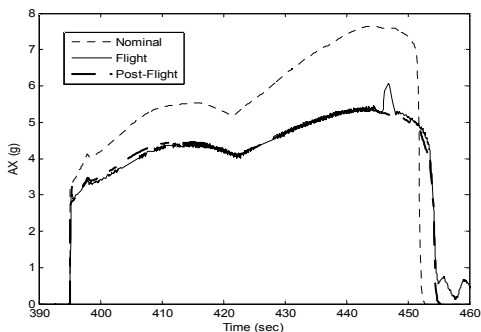


그림 4. 축방향 가속도

이 계속 바뀌게 되어 추력이 발사체의 속도증가에 도움을 주지 못하였기 때문에 속도손실이 추가로 발생하였다.

2.3 자세제어 분석

그림 5는 발사 관성좌표계에 대한 피치 자세 각 변화를 나타낸다. 1단 구간의 자세는 정상 범위 내에서 안정화되었고, 단분리 후 무추력 구간에서는 페어링 한쪽이 붙은 채로도 RCS에 의한 자세제어가 정상적으로 수행되었다. 그러나 2단 점화 후 미 분리된 페어링에 의해 자세오차가 크게 나타났고, 연소후반 텀블링이 일어나게 된다.

한쪽 페어링이 분리가 되지 않은 경우 상단부 중량특성은 설계값과 매우 큰 차이를 갖게 된다. 이 경우 나로호 발사체는 피치축 운동에 대해 영향을 주는 무게 중심 및 관성모멘트가 크게 영향을 받게 되는데, 관성모멘트는 약 3.8배, 횡방향 무게중심은 점화직후 약 6.0 cm에서 연소 종료시에 약 15.1 cm 까지 증가하는 중량특성 변화가 발생한다. 이에 따라 RCS 및 TVC 제어성이 감소하고, 키크모터 연소구간에서는 횡방향 무게중심증가에 따른 교란모멘트가 크게 발생하는 결과를 가져왔다.

그림 6과 7은 상단부가 무추력 상태에서 키크모터 연소 전까지 비행할 때의 피치 자세각속도 및

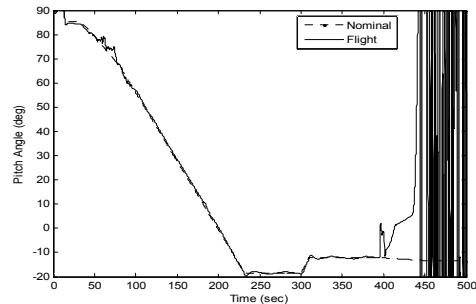


그림 5. 발사체 피치 자세각

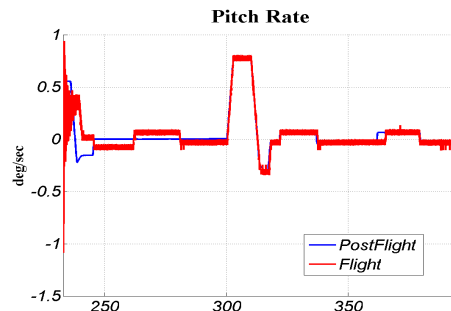


그림 6. 무추력 구간의 피치 각속도

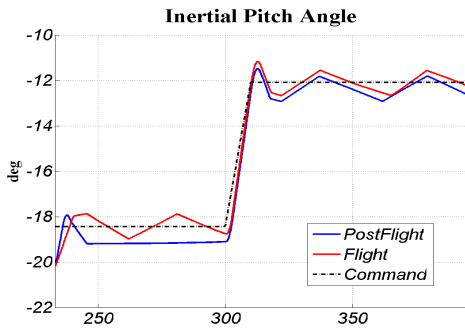


그림 7. 무추력 구간의 피치 자세각

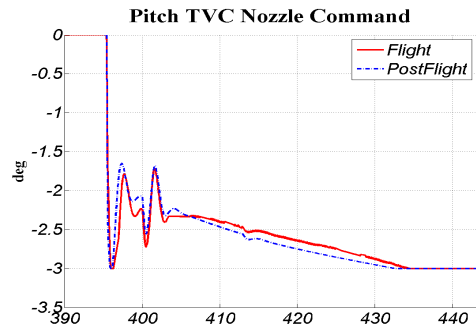


그림 9. 피치 TVC 구동명령각(키크모터 연소구간)

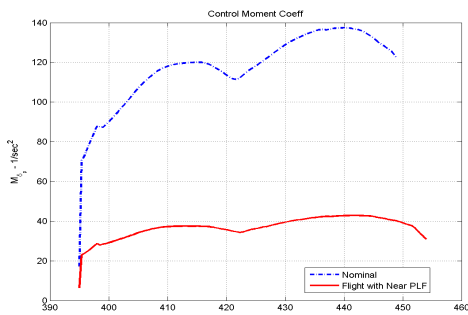


그림 8. 키크모터 연소구간 제어모멘트 계수

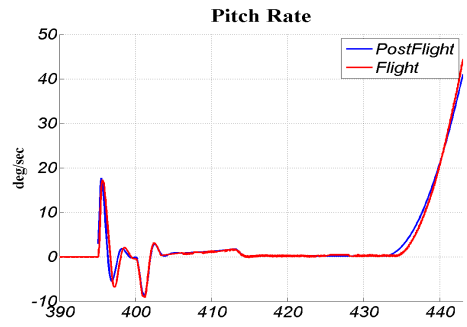


그림 10. 추력 구간의 피치 각속도

자세각을 나타낸다. 이 구간에서는 페어링에 의해 파라미터 변화가 크게 발생하였지만, 추력기에 의해 정상적으로 자세제어가 수행되었다.

상단부 키크모터 연소구간에서 한쪽 페어링이 미분리된 상태를 고려하여 Nominal과 제어모멘트 계수를 비교하면 그림 8과 같이 나타난다. 동일한 키크모터 추력에 대하여 미분리된 페어링의 영향으로 관성모멘트가 증가하여 제어모멘트 계수는 설계치 대비 약 1/3 수준으로 제어성이 감소하였다.

제어모멘트 계수는 다음과 같이 정의 된다.

$$M_{\delta} = \frac{TL_t}{I} \quad (1)$$

여기서, T는 키크모터추력,  $L_t$ 는 TVC 모멘트암 길이, I는 횡축 관성모멘트를 의미한다.

그림 9는 시간에 따른 피치 TVC 변위각 명령을 나타내는데, 434초에 포화값에 도달하였다. 무게중심 이동으로 발생된 교란모멘트 영향으로 키크모터 연소후반 피치 TVC 구동명령각은 포화치 (-3.0deg)에 도달하였고, 이후 TVC 제어 불능에 의해 피치 자세는 텀블링 운동을 시작하게 되었다. 분석결과 무게중심 이동에 의한 교란모멘트를 상쇄하기 위해서는 연소초기에서는 약 2.5

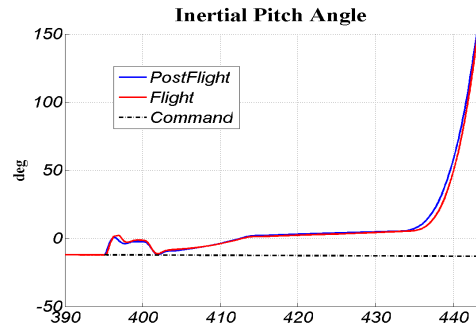


그림 11. 추력 구간의 피치 자세각

deg, 연소종료시에는 약 3.9 deg의 구동각이 요구되었다.

그림 10과 11은 키크모터 연소 구간에서의 피치 각속도 및 자세각을 나타낸다. 키크모터 점화시 과도응답 구간을 지나, TVC 변위각이 포화값에 도달하기 전까지는 안정하게 각속도 및 자세각을 유지한다. 그러나 TVC 변위각이 포화값에 도달하는 434초부터 교란모멘트를 상쇄시킬수 없게 되면서, 교란모멘트는 각속도를 발생시키고, 이에 따라 각속도와 자세각이 급격하게 증가한다.

페어링을 고려하여 운동 모델링 및 비행 후 시뮬레이션을 수행하여, 비행 결과와 일치하는

결과를 얻었다. 무추력 및 추력 구간에서의 RCS 및 TVC 제어가 파라미터 변화에 대해 매우 큰 강건성을 가졌으며, 페어링 미분리에 의한 비정상적인 비행에서도 자세제어 기능을 정상적으로 수행하였다.

### 2.4 관성항법유도시스템 비행 결과

나로호의 관성항법유도시스템(INGU)은 관성계 측부와 탑재 컴퓨터가 하나의 유닛에 탑재되어 있는 시스템으로써, 국산 2축 동조자이로와 1축 서보 진자형 가속도계를 탑재하였다. 관성항법유도시스템은 비행시험에서 나로호 상단의 비행임무를 위한 초기정렬, 관성항법, 유도, 자세제어, 비행 시퀀싱 기능을 수행하였다.

발사 전에는 광학정렬시스템의 원격제어 운용을 통해 초기 방위각 결정을 수행하였고, 발사관 제조소에서 콘솔을 통해 상태 모니터링 및 임무상수 전달, 정렬모드 전환을 수행하였다. 정렬이 완료되고 이륙 전 10초에 항법명령에 의해 관성항법이 시작되었으며, 이륙순간에 1단 제어시스템과 동기되어 비행 시퀀스를 시작하였다.

관성항법유도시스템은 발사 운용 시나리오에 따라 발사 3시간 전부터 외부전원 공급이 되어 관성센서 및 전자보드의 온도 안정화가 진행되었다. 발사 50분 전에 발사체로부터 발사체 기립설비가 분리되었으며, 발사체 기립설비 분리에 의한 방위각 변화 발생 가능성을 고려하여 최종 정렬은 발사체 기립설비 분리 이후인 발사 45분 전부터 발사 10초 전 항법모드 전환 전까지 총 45분간 수행되었다.

그림 12와 13은 최종 정렬에서의 정렬 오차 및 바이어스 추정, 자세 변화를 보여준다. 정렬수행 결과 정렬오차가 4 arcsec, 수직축 속도오차가 6 mm/sec 이내로 모두 수렴되었으며, 3축 자이로 및 수직축 가속도계 바이어스가 일정한 값으로 안정적으로 수렴되었다.

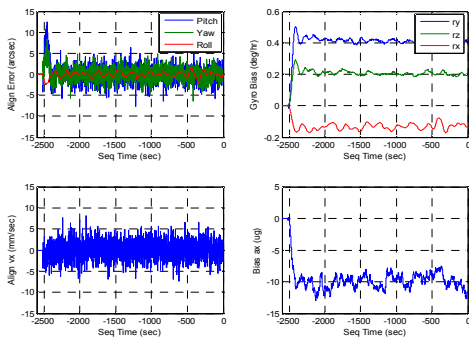


그림 12. 정렬오차 및 관성센서 바이어스 추정

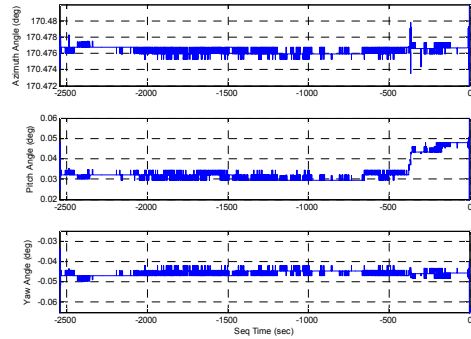


그림 13. 정렬 중 자세

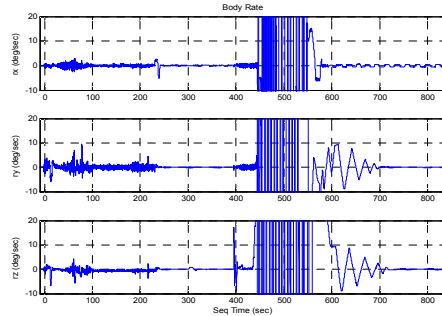


그림 14. 비행 중 각속도

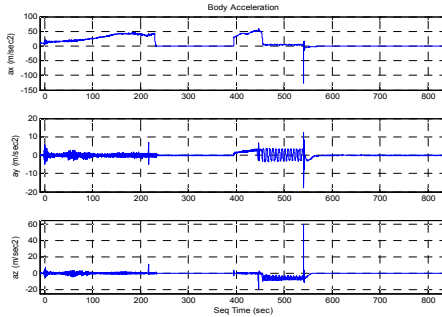


그림 15. 비행 중 가속도

그림 14와 15는 비행 중 측정된 3축 각속도와 가속도를 나타낸다. 관성항법유도시스템은 텀블링 발생 전까지 관성센서 계측 및 항법계산을 정상적으로 수행하였다. 약 445초부터 나타난 텀블링 운동에 의해 자이로 측정 범위를 초과하는 각속도가 발생하였으며, 위성 및 Near 페어링 분리 이후 약 560초부터 텀블링이 종료되어 정상적인 각속도 측정이 이루어졌고, 가속도는 비행 전 구간에서 정상적으로 측정이 이루어졌다. 비행 후 분석 결과 텀블링 구간에서 각속도를 추정할 결과 X축으로는  $\pm 80$  deg/sec, Z축으로는  $\pm 150$  deg/sec, Y축으로  $-120 \sim -200$  deg/sec 의

큰 각속도가 발생하였다.

텀블링에 의한 큰 각속도로 항법오차가 증가하였으나, 자세계산을 위해 쿼터니온을 사용하여 자세 적분이 특이점에 의한 문제없이 정상적으로 수행되었다. 또한 속도 및 위치적분의 경우 관성좌표계에서 수행되어 무추력 구간에서 텀블링에 의해 영향을 받지 않고, 정상적으로 항법계산이 수행되었다. 그림 16~19는 비행 중 항법 계산 결과를 나타낸다. 원격계측이 중단된 845초까지 안정적으로 항법계산이 수행되었다.

관성항법유도시스템의 항법성능 분석을 위해 오차특성이 항법시간에 무관한 GPS 항법 데이터를 기준으로 속도 및 위치를 비교하였다. 그림 20은 GPS와의 고도, 거리, 속도 차이를 보여주

고 있다. 텀블링 구간에서는 자이로의 측정 범위를 초과하는 각속도가 발생하여 큰 항법 오차를 갖게 되므로, 텀블링이 시작되기 직전인 400초까지의 항법성능을 평가하였다.

400 초에서 관성항법유도시스템과 GPS와의 항법 차이는 고도의 경우 36 m, 거리는 14 m, 속도 0.25 m/sec 로 나타났다. 이러한 결과는 600 초에서의 속도 오차 3 m/sec, 위치 오차 1 km 요구 조건과 비교할 때, 항법성능 요구조건을 충분히 만족하고 있음을 알 수 있다. 이를 통해 국산화 개발된 관성항법유도시스템의 관성센서 성능이 우수하며, 관성항법 알고리즘이 정확했고, 정렬을 통한 자세 및 센서 바이어스 추정이 정상적으로 이루어졌음을 알 수 있다.

그림 21은 1단 비행구간에서 관성항법유도시스템과 GPS와의 횡방향 속도차이를 비교한 결과

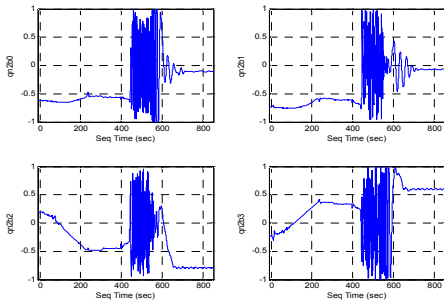


그림 16. 비행 중 자세 쿼터니온

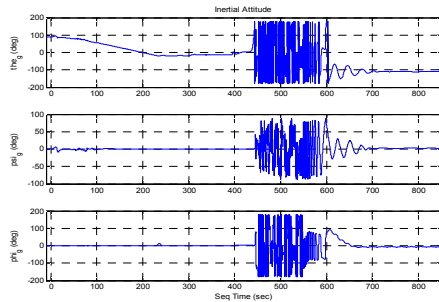


그림 17. 비행 중 관성좌표계 자세

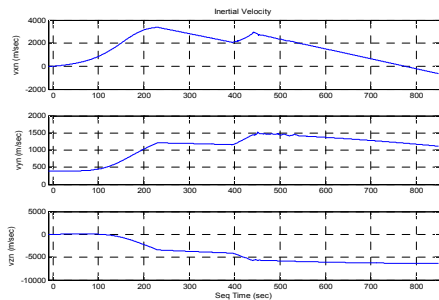


그림 18. 비행 중 관성좌표계 속도

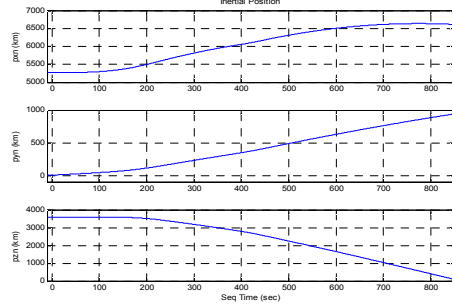


그림 19. 비행 중 관성좌표계 위치

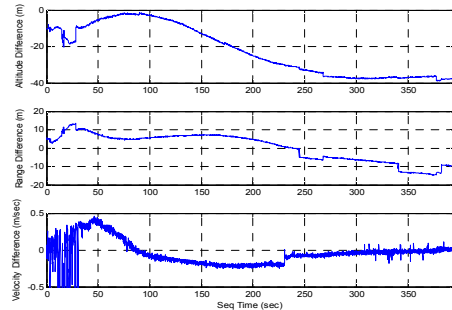


그림 20. GPS와 INGU 항법 차이

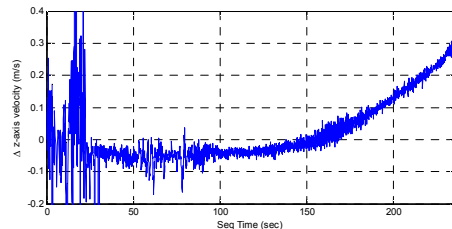


그림 21. GPS와 INGU 횡방향 속도 차이

이다. 단분리 시점에서 약 0.3 m/sec의 차이를 가졌으며, 이는 방위각 측정이 0.003 deg 의 정밀도로 이루어졌음을 나타낸다. 광학정렬시스템을 통한 INGU 초기 방위각 정렬 요구조건은 0.025 deg 로서, 요구조건을 충분히 만족하는 결과를 얻었다.

### III. 결 론

나로호는 1차 비행시험에서 한쪽 페어링이 정상적으로 분리되지 못하여, 정상적인 비행이 불가능하였으며, 이에 따라 위성을 목표궤도에 진입시키지 못하였다. 그러나 비행 데이터의 분석 결과 발사체는 비행 시이퀀싱, 항법, 자세제어, 추진 등 발사체의 성능에 영향을 미치는 요소들은 모두 정상적이었음을 확인하였다. 또한 비행 제어에 핵심적인 기능을 수행하는 관성항법유도시스템의 경우 요구되는 성능을 만족하였으며, 비정상적인 비행에서도 모든 기능을 정상적으로 수행하였다. 따라서 1차 비행시험에서 문제가 발생했던 페어링 분리 시스템이 보완되면 2010년 예정된 2차 비행시험에서는 성공적으로 임무를 수행할 것으로 예상된다.

### 참고문헌

- 1) 조상범, 송은정, 박창수, 노용래, 박정주, 조광래, "KSLV-I 발사체 1차 비행시험의 궤적 및 성능 분석", 한국항공우주학회 2009년도 추계학술발표회, KSAS09-2610, Nov. 2009.
- 2) 박용규, 오충석, 선병찬, 노용래, 박정주, 조광래, "페어링 비정상 분리 비행조건에서 KSLV-I 상단부 자세제어 성능 분석", 한국항공우주학회 2009년도 추계학술발표회, KSAS09-2611, Nov. 2009.
- 3) 김정용, 오준석, 송은정, 노용래, 박정주, 조광래, "KSLV-I 관성항법유도시스템 1차 비행시험 결과", 한국항공우주학회 2009년도 추계학술발표회, KSAS09-2613, Nov. 2009.
- 4) Byung-Chan Sun, Yong-Kyu Park, Woong-Rae Roh and Gwang-Rae Cho, "Attitude Control Design and Test of KSLV-I Upper Stage", 60th International Astronautical Congress, IAC-09-C1.7.1, Oct. 2009.
- 5) Eun-Jung Song, Woong-Rae Roh, Jeong-Yong Kim and Jun-Seok Oh, "A Fast Initial Fine Alignment Algorithm for a Strapdown Inertial Navigation System of a Satellite Launcher", 60th International Astronautical Congress, IAC-09-C1.11.11, Oct. 2009.