KSR-III 로켓의 관성항법시스템 개발과 비행시험 결과

Development and Flight Result of Inertial Navigation System for KSR-III Rocket

노 웅 래, 조 현 철, 안 재 명, 박 정 주, 최 형 돈
(Woong-Rae Roh, Hyun-Chul Cho, Jae-Myung Ahn, Jeong-Joo Park, and Hyung-Don Choi)

Abstract : The Korean space program was marked by the successful launching of a KSR-III liquid propelled sounding rocket. The Inertial Navigation System (INS) which carries out critical mission functions of navigation, guidance and control was domestically developed and perfectly certified through the flight test. The system consists of a strapdown inertial measurement, an onboard computer and flight software. This paper will describes the development works of the inertial navigation system, including top level system design, hardware and software. And it summarizes flight results.

Keywords : inertial navigation, strapdown, guidance and control, flight test, KSR-III, sounding rocket

I. 서론

KSR-III 로켓은 국내최초로 액체추진엔진을 사용한 과학로켓으로써, 우주개발중장기 계획에 따라 향후 우주발사체 개발에 필요한 필수기술을 확보하기 위해 추진되었다. 따라서 KSR-III 개발사업에서는 위성발사체에서 요구되는 액체추진 엔진시스템, 고압탱크 및 추진제 탱크, 관성항법시스템(INS), 추력벡터 구동장치, 추력기 제어장치, 원격계측 및 추적장치, 비행종단장치 등의 기술을 확보하기 위한 연구 및 국산화 개발이 수행되었다. KSR-III 로켓은 약 5년간의 개발과정을 마치고 2002년 11월 28일 14시 52분 26초에 발사되어 예정된 최고고도에 도달하고, 231.8 초동안 비행하여 예정된 영역에 안전하게 낙하함으로써 비행시험을 성공적으로 수행하였다.[1]

임무수행의 핵심적인 역할을 수행하는 INS의 경우 항법 및 유도, 자세제어, 임무 시이퀀싱 기능들의 통합과 소형화가 가능하고, 국산화 제작 및 향후 위성발사체서의 활용 가능성 등을 고려하여 스트랩다운 방식으로 개발되었다. KSR-III INS는 약 2년간의 개발과정을 거쳐 시스템 요구 기능 및 인터페이스, 성능 및 비행환경 조건을 만족하도록 하드웨어 및 소프트웨어 설계 및 제작이 이루어졌으며, 2001년 하반기에 비행모델의 성능 및 환경시험을 성공적으로 수행하였다.[2] 이후 지상 성능시험 및 인터페이스 시험, HILS(Hardware In the Loop Simulation) 시험 등을 거쳐 비행시험이 수행되었으며, INS는 비행 중 항법 및 유도, 자세제어, 시이퀀싱, 비행안전을 위한 순간 낙하점 계산 등의 기능을 완벽하게 수행하고, 비행 데이터는 PCM(Pulse Code Modulation) 원격계측 시스템에 의해 비행종료시까지 지상에 모두 전송하였다.

본 논문에서는 KSR-III INS의 개발 과정과 비행시험에서 측정된 데이터 분석 결과에 대해 기술하였다.

* 책임저자(Corresponding Author)
접수일자 : 2003. 9. 2., 채택확정 : 2004. 3. 9.
노웅래, 조현철, 안재명, 박정주, 최형돈 : 한국항공우주연구원
(rwr@kari.re.kr/hccho@kari.re.kr/jmahn@kari.re.kr/jjpark@kari.re.kr/hdchoi@kari.re.kr)

II. 관성항법시스템 개발

1. 하드웨어 구성과 특징

KSR-III 스트랩다운 INS의 하드웨어 구성은 그림 1과 같이 모듈화 구조를 가지며, 하드웨어의 특징은 표 1과 같다.

① Housing
② Power Supply Unit
③ Discrete I/O and PCM Board
④ Digital/Analog Conversion Board
⑤ CPU and Memory Board
⑥ Communication and A/D Board
⑦ AF and Counter Board
⑧ DTG Electronics Board
⑨ Inertial Measurement Unit

스트랩다운 INS[3]은 비행체의 운동이 그대로 측정되도록 자이로 및 가속도계 센서를 부착하는 방식으로, 김발방식에 비해 기계적 장치가 적어 고장날 가능성이 상대적으로 적으

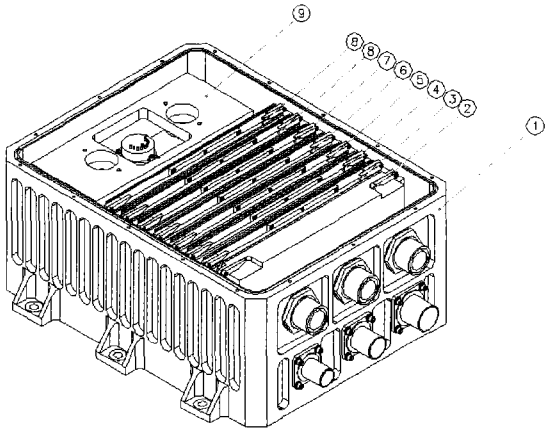


그림 1. KSR-III INS 하드웨어 구성.
Fig. 1. Configuration of KSR-III INS.

표 1. 하드웨어 특징.

Table 1. Characterstic of KSR-III INS.

관성 센서	2 Dynamically Tuned Gyros 3 Servo Accelerometers
측정 범위	각속도(3축) : ±150 deg/sec 가속도(3축) : ±25 g
프로세서	WC32P040(MC68040 호환)
메모리	512K SRAM 512K FlashROM 16K EEPROM
인터페이스	2 RS-422 Data Link (GSE) MIL-STD-1553B RT 3 Discrete Inputs 30 Discrete Outputs 4 Analog Inputs 12 Analog Outputs PCM Output(25.6 kbit/sec)
크기	288×223×129 mm
중량	9 kg
전원	28±12 V DC 40 Watts Nominal

며, INS를 매우 작게 만들 수 있고, 자이로에 의해 비행체 각속도가 직접 측정되므로 자세제어를 위해 별도의 레이트 자이로가 필요하지 않아 항법 및 자세제어의 시스템 통합화[4]가 가능하여, 현재 운용되는 발사체는 대부분 스트랩다운 방식을 사용하고 있다.

KSR-III INS에서는 가장 중요한 관성센서의 경우 국내기술에 의해 개발된 항법용 동조자이로 및 자이로 전자보드, 서보내장형 가속도계를 탑재하였으며, 전자보드의 경우 아날로그/주파수 변환기 및 카운터[5], 외부 인터페이스를 위해 자가진단 기능을 가진 아날로그 입출력 및 디스크릿 입출력 보드[6]를 새로 개발하였다.

2. 기능과 소프트웨어 구성

발사체의 INS는 임무수행과 관련된 항법, 유도, 제어의 통합된 기능을 수행한다. KSR-III 로켓에서도 현재 및 향후 기술의 발전 단계를 검토하여 다음과 같은 기능을 수행하도록 설계하였다.

1) 임무 시이퀀싱
   - 이륙 감지
   - 엔진 연소 및 TVC(Thrust Vector Control) 중단
   - 상단 모터 점화
   - 단분리 및 페어링분리
2) 항법
   - 관성센서 및 AF(Analog to Frequency) 보정
   - 초기 정렬
   - 항법 계산
3) 자세제어
   - 피치 및 요 자세 프로그램

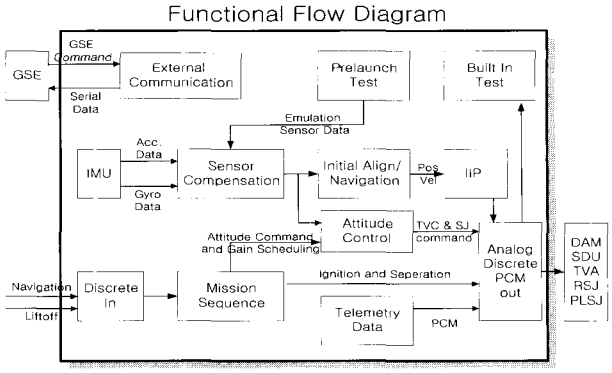


그림 2. 소프트웨어 기능 구성도.

Fig. 2. Functional block diagram of software.

   - 게인 스케쥴링 및 벤딩 필터
   - 피치 및 요 추력벡터제어 명령
   - 롤 추력기 제어 명령
   - 탑재부 3축 추력기 제어 명령
4) 비행안전
   - 순간낙하점(IIP; Instantaneous Impact Point)계산
5) 텔리메트리
   - 항법, 자세제어, IIP 데이터 PCM 전송
   - 센서 데이터 아날로그 전송
6) 소프트웨어 기능 점검
   - 센서 에뮬레이션 데이터 생성

이러한 요구 기능을 수행하기 위한 기능 블럭의 구성은 그림 2와 같다.

- 임무 시이퀀싱

KSR-III 로켓에서는 별도의 타이머를 사용하지 않고 INS가 비행중 임무수행과 관련된 시이퀀싱을 담당한다. 이륙시 엄브리칼 케이블의 이탈을 감지하고, 예정된 시간에 엔진중단, 자세제어 종료, 페어링 분리, 단분리, 모터 점화 등의 일치된 신호를 각 서브시스템에 전달함으로써 임무 수행이 일관성 있게 이루어지도록 한다.

- 관성센서 및 AF 보정

INS의 자이로 및 가속도계는 설계규격에 의해 제작되지만, 제작된 센서들은 모두 다른 오차 특성과 온도에 따른 변화를 갖게 된다. 따라서 요구되는 항법정밀도를 만족시키기 위해서는 이러한 오차를 추정하여 보상해주어야 한다.

먼저 자이로 및 가속도계에서 측정된 아날로그 신호를 디지털 데이터로 변환하는 AF의 보정을 수행하는데, 보정 데이터는 정밀 캘리브레이터와 온도챔버를 사용하여 환산계수와 바이어스를 추정하고 온도에 대한 계수를 구하여 수행한다. 자이로 및 가속도계의 오차 계수는 2축 레이트 테이블을 사용하여 자이로에 대해 환산계수와 비정렬 오차를 추정한다. 그리고 자이로의 바이어스 및 질량 분균형, 쿼드러쳐(quadrature)와 가속도계의 바이어스, 환산계수, 비정렬 오차, 비선형 계수는 24-위치 시험[7][8]을 통해 추정하고, 각 계수는 온도에 대해 3차 함수로 내삽하여 사용하게 된다.

- 초기정렬 및 항법계산

초기정렬은 기체축에서 측정된 각속도 및 가속도 데이터

를 사용하여 자세를 초기화하는 기능으로써, KSR-III INS에서는 중력벡터에 대한 기울어짐각은 가속도계의 측정값을 이용하여 추정하고, 방위각은 외부에서 측정된 값을 넣어 초기화하는 방법이 사용된다. 약 3분 동안의 초기 정렬 기간동안 AF 변환기의 Autozero 기능을 사용한 AF 채널들의 바이어스 추정, 가속도계 측정값의 평균에 의한 기울러짐각 계산, 발사대의 설정된 방위각 입력, 자이로 run-to-run 바이어스 추정 작업이 이루어진다.

항법계산은 자세를 나타내는 쿼터니온, 속도 및 위치 적분이 사용되었으며, 항법좌표계 및 기체좌표계는 KSR-III 로켓이 거의 수직으로 발사되는 것을 고려하여 선정하였다. KSR-III INS의 실시간 인터럽트는 100 Hz 로 발생되는데, 항법계산은 이 계산주기마다 수행한다.

- 자세제어

자세제어의 발사당일 바람에 의한 낙하점 변화를 발사대의 방위각 및 고각의 변경만으로 가능하도록 하기 위해 발사순간의 기체축과 일치하는 관성좌표계가 기준좌표계로 사용되고, 항법좌표계와 분리되어 사용된다.

자세제어는 관성좌표계에 대한 피치 및 요 각속도 명령과 측정된 각속도를 사용하여 오차 쿼터니온을 적분하고, 매순간 자세오차를 계산하여 이 자세오차를 0으로 하는 명령을 계산하게 된다.

자세오차와 자세각속도에 스케줄링된 게인을 곱하여 각 축에 대한 자세명령을 계산하는데, 추력벡터제어의 경우 벤딩필터를 사용하고 추력기의 경우 슈미트 트리거를 사용하여 On/Off 명령으로 내보내게 된다.[9]

- 순간낙하점(IIP) 계산

KSR-III 로켓의 경우 비행안전을 위해 비정상 비행시 지상에서 비행종단 명령을 보내게 된다. 이러한 판단을 위해 레이더에 측정된 위치와 추정된 속도에 의해 매 순간 예상 낙하점을 계산하는데, 측정 잡음에 의해 정확한 판단이 어려우며 레이더가 추적에 실패했을 경우를 대비하여 INS는 이러한 계산을 수행하고 실시간으로 지상에 전송하게 된다.[10]

- PCM 데이터 전송

INS의 원격계측 데이터는 디지탈 PCM 데이터와 아날로그 데이터로 구성된다. KSR-III PCM 시스템은 8 bit를 하나의 워드로 사용하며, 메이저 프레임은 200 워드로 구성되고, 각 채널은 200 Hz 로 샘플된다. 전체 PCM 포맷에서 INS의 디지털 데이터는 16개의 워드를 사용하며, 아날로그 데이터는 시이퀀스용 및 자이로/가속도계 데이터로 16개의 채널이 사용된다.

INS의 디지털 PCM 인터페이스 규격은 다음과 같으며, 매 프레임의 데이터 포맷은 [표 2]와 같다.

- Asynchronous Interrupt Driven
- Parallel
- INS 데이터 전송 속도 : 25.6 kbits/sec
- 인터럽트 개수 : 32 interrupts / 10 msec
- 프레임 크기 : 128 bytes / frame
- 프레임 주기 : 40 msec / frame

따라서 디지탈 PCM 데이터는 기본적으로 25Hz 샘플링 주기를 가지게 된다. 자이로 및 가속도 센서 데이터의 경우 1차 벤딩 모드의 추정이 가능하도록 하기 위해 매 프레임에 20 msec 이전의 데이터를 추가하여 50 Hz 샘플 주기를

표 2. KSR-III INS 디지털 PCM 포맷.

Table 2. Digital PCM format for KSR-III INS.

순서	데이터	범위	분해능
1,2	Frame Sync(7E81)		
3,4	INS Staus		
5,6,7	t_time	0~16777 sec	1 msec
8,9,10	gc_time	0~16777 sec	1 msec
11,12,13	nav_time	0~16777 sec	1 msec
14,15,16	seq_time	0~16777 sec	1 msec
17,18	c_r1 (rate_y)	±200 deg/sec	0.0061 deg/sec
19,20	c_r2 (rate_z)	±200 deg/sec	0.0061 deg/sec
21,22	c_r3 (rate_x)	±200 deg/sec	0.0061 deg/sec
23,24	c_a1 (acc_y)	±200 m/sec^2	0.0061 m/sec^2
25,26	c_a2 (acc_z)	±200 m/sec^2	0.0061 m/sec^2
27,28	c_a3 (acc_x)	±200 m/sec^2	0.0061 m/sec^2
29,30	temp_g1	±150 ℃	0.0046 ℃
31,32	temp_g2	±150 ℃	0.0046 ℃
33,34	temp_a1	±150 ℃	0.0046 ℃
35,36	temp_a2	±150 ℃	0.0046 ℃
37,38	temp_a3	±150 ℃	0.0046 ℃
39,40	temp_af	±150 ℃	0.0046 ℃
41,42	q_0	±1	3.05×10^{-5}
43,44	q_1	±1	3.05×10^{-5}
45,46	q_2	±1	3.05×10^{-5}
47,48	q_3	±1	3.05×10^{-5}
49,50	tht1 (att_y)	±180 deg	0.0055 deg
51,52	tht2 (att_p)	±180 deg	0.0055 deg
53,54	tht3 (att_r)	±180 deg	0.0055 deg
55,56	vel_e	±3500 m/sec	0.10 m/sec
57,58	vel_n	±3500 m/sec	0.10 m/sec
59,60	vel_u	±3500 m/sec	0.10 m/sec
61,62,63	lon	±180 deg	2.1×10^{-5} deg
64,65,66	lat	±180 deg	2.1×10^{-5} deg
67,68,69	alt	±500 km	0.0596 m
70,71,72	DOS1~20		
73,74	qe_0	±1	3.05×10^{-5}
75,76	qe_1	±1	3.05×10^{-5}
77,78	qe_2	±1	3.05×10^{-5}
79,80	qe_3	±1	3.05×10^{-5}
81,82	grot_a	±180 deg	0.0055 deg
83,84	i_r1	±200 deg/sec	0.0061 deg/sec
85,86	i_r2	±200 deg/sec	0.0061 deg/sec
87,88	the_e	±180 deg	0.0055 deg
89,90	psi_e	±180 deg	0.0055 deg
91,92	pie_e	±180 deg	0.0055 deg
93,94	delp	±10 deg	0.0003 deg
95,96	dely	±10 deg	0.0003 deg
97	DOT1~2		
98	DOT3~4		
99	DOT5~6		
100	DOT7~8		
101	DOT9~10		
102,103,104	time_iip	0~16777 sec	1 msec
105,106,107	lon_iip	±180 deg	2.1×10^{-5} deg
108,109,110	lat_iip	±180 deg	2.1×10^{-5} deg
111,112	pit_cmd	±20 deg/sec	0.0006 deg/sec
113,114	yaw_cmd	±20 deg/sec	0.0006 deg/sec
115,116	c_r1_old	±200 deg/sec	0.0061 deg/sec
117,118	c_r2_old	±200 deg/sec	0.0061 deg/sec
119,120	c_r3_old	±200 deg/sec	0.0061 deg/sec
121,122	c_a1_old	±200 m/sec^2	0.0061 m/sec^2
123,124	c_a2_old	±200 m/sec^2	0.0061 m/sec^2
125,126	c_a3_old	±200 m/sec^2	0.0061 m/sec^2
127,128	CRC		

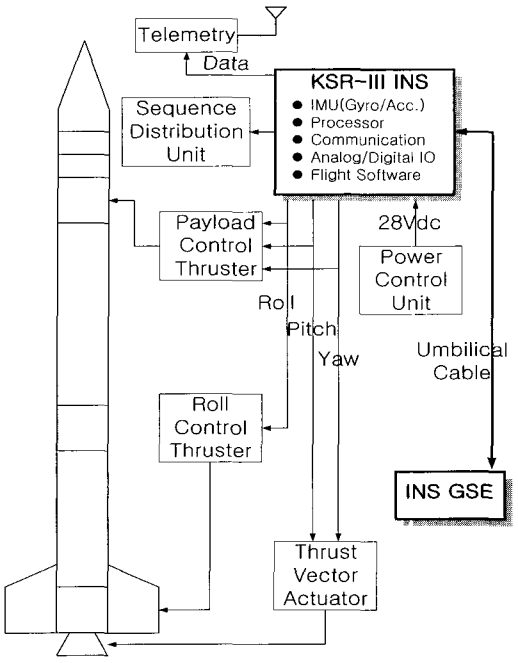


그림 3. 관성항법시스템 인터페이스.
Fig. 3. Interface of Inertial navigation system.

갖도록 하였다. 그리고 추력기 명령의 경우 매 프레임에 4개 샘플 데이터를 넣어 100 Hz 샘플링 주기가 되도록 하였다.

- 가상 비행 데이터

지상에서 비행시험을 준비하는 과정에서 구동장치 연계시험, 시이퀀스 연계시험, 비행 안전 연계시험 등의 시스템 시험에서는 로켓이 비행하지 않더라도 실제 비행시험과 유사한 명령이 요구된다. 따라서 이러한 기능을 수행하기 위해 가상 경사 발사 조건에서 초기 정렬을 수행하고, 주어진 방위각으로 가상 비행하는 모드가 구현되는 시뮬레이션 기능이 탑재되어 있다.

3. 요구 인터페이스

KSR-III INS는 [그림 3]과 같이 엄브리칼 케이블에 의해 지상의 제어기와 연결되며, 기체 하니스에 의해 로켓에 탑재되어 있는 전원제어기, 추력벡터제어 및 추력기 제어기, 엔진제어기 및 시이퀀스 분배기, 원격계측 데이터취득장치 등과 연결된다.

- GSE 인터페이스

지상 제어기는 INS 제어콘솔과 발사통제장치이며, 엄브리칼 케이블은 약 500 m 길이를 가지게 된다. 따라서 이러한 길이에서 발사전 제어콘솔과의 디지털 통신과 발사통제장치로부터의 명령이 오류 없이 전송되도록 인터페이스 규격을 설계하였다. INS 제어콘솔과는 2채널의 Opto-isolated RS-422 직렬 통신 방식이 사용되는데, A채널은 19.2 kbps의 속도로 INS의 데이터 모니터를 위해 사용되며, B 채널은 9.6 kbps 의 속도로 비행소프트웨어의 다운로드를 위해 사용된다.

INS는 초기정렬이 완료되면, 발사 대기(Standby) 모드로 작동된다. 대기 모드상태에서 동작하다가 발사 20 sec 전에 발사통제장치로부터 24V의 항법계산시작 명령을 받으면, 관성항법 적분이 수행된다. 엔진이 점화되고 로켓이 발사되어 엄브리칼 커넥터가 빠지면 Liftoff 감지가 되어 비행모드로 전환되고 임무 시이퀀싱 및 자세제어 계산이 시작된다.

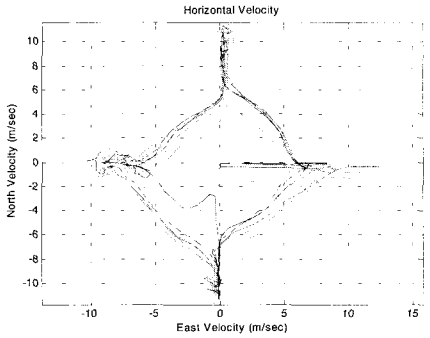


그림 4. 주행시험에서의 속도 변화.
Fig. 4. Velocity profile of ground test.

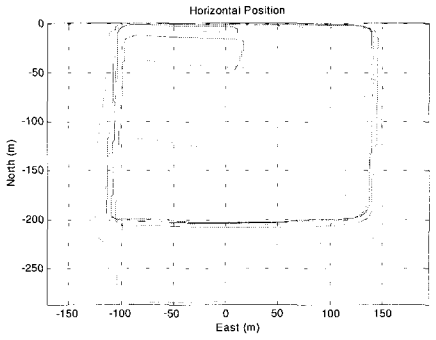


그림 5. 주행시험에서의 위치 변화.
Fig. 5. Position profile of ground test.

- 전원 인터페이스

INS는 전원은 전원제어기(PCU)에서 28V의 직류로 공급된다. INS의 소모전류는 자이로 스핀업이 이루어지는 초기 10초 동안은 2.2A이고, 이후의 정상상태에서는 1.4A가 된다. 발사당일의 워밍업 단계에서는 전원 엄브리칼 케이블로 공급되는 외부전원으로 작동하며, 발사 12분전부터 내부 탑재 배터리로 작동된다. PCU는 외부 및 내부 전원의 스위칭 과정에서 순간적인 정전으로 INS의 재부팅이 발생하지 않도록 설계되었다.

- TVC 인터페이스

추력벡터 구동장치(TVC)로의 변위각 명령은 ±10V의 차동 방식의 아날로그 신호로 전송되며, 환산계수는 0.83 deg/V 이다.

- 시이퀀스 및 추력기 인터페이스

시이퀀스 및 추력기 명령은 Discrete 신호로 전송되며, 그라운드 문제를 피하기 위해 Opto-coupler를 사용한다.

4. 성능 및 비행환경

KSR-III 로켓은 최대 5분의 비행시간을 가지며, INS의 정상성능 조건은 초기 방위각 오차가 없을 경우 360 sec 항법 후 3σ 오차는 다음과 같다.

- 자세(3축) : 0.1 deg 이하
- 속도(3축) : 3.5 m/sec 이하

표 3. 환경 규격.
Table 3. Environmental specifications.

가속도		20 g, 3분 (3축)
각속도		200 deg/sec, 3분 (피치 및 요축) 720 deg/sec, 3분 (롤축)
진동	랜덤	14.1 grms, 20~2000 Hz, 5분 (3축)
	정현파	5 g, 22~2000 Hz (3축)
충격	저주파	50 g, Half Sine, 11 msec (3축)
	파이로	SRS 최대 1000 g, 1000~10000 Hz
온도	작동	-34 ~ +71 °C
	보관	-40 ~ +90 °C
압력		0.0001 torr
습도		100%, No condensation

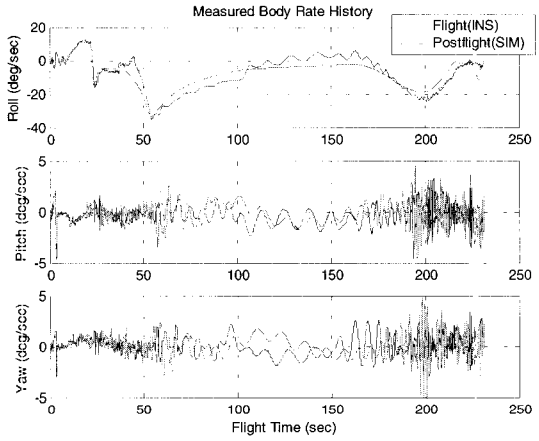


그림 6. 측정 각속도 변화.
Fig. 6. Attitude rate history.

· 위치(3축) : 500 m 이하

[그림 4, 5]는 360초 동안 수행된 지상주행시험에서의 속도 및 위치 변화를 나타내며, 최대 오차가 각각 1.9 m/sec와 200 m 로 나타났다.

KSR-III INS의 비행 환경 규격은 [표 3]과 같으며, 가속도의 경우 20g, 각속도는 200 deg/sec, 랜덤 진동의 경우 14.1 gRMS이고, 파이로 충격의 경우 최대 1000g의 SRS 값을 가지게 된다.

III. 비행시험 결과

KSR-III 비행시험에서 INS는 항법계산, 자세제어, 임무시이퀀싱, 비행안전을 위한 계산 기능을 수행하였으며, 비행데이터는 비행종료시까지 PCM 원격계측시스템을 통하여 지상에 모두 전송하였다.

1. 관성 계측

김발방식과 달리 스트랩다운 INS는 기체축에 직접 장착된 자이로 및 가속도계로부터 로켓의 각속도 및 가속도가 측정된다. [그림 6, 7]은 비행중 INS에 의해 측정된 각속도 및 가속도와 비행 후 측정 바람데이터를 사용하여 시뮬레이션한 결과의 비교를 나타낸다. 6개의 데이터가 모두 거의

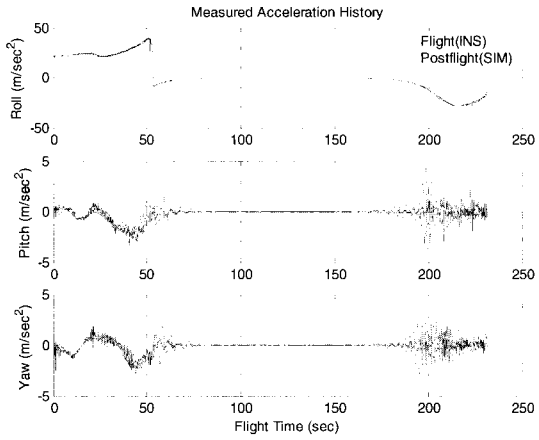


그림 7. 측정 가속도 변화.
Fig. 7. Measured acceleration history.

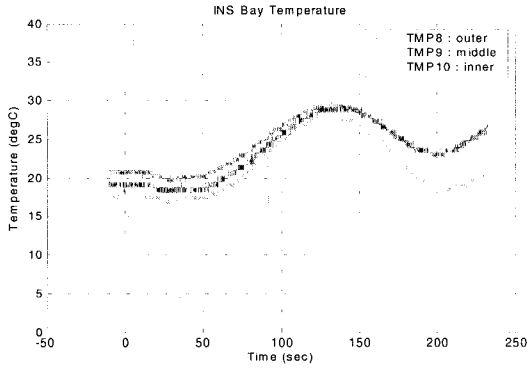


그림 8. INS 베이의 온도 변화.
Fig. 8. Temperature history of INS bay.

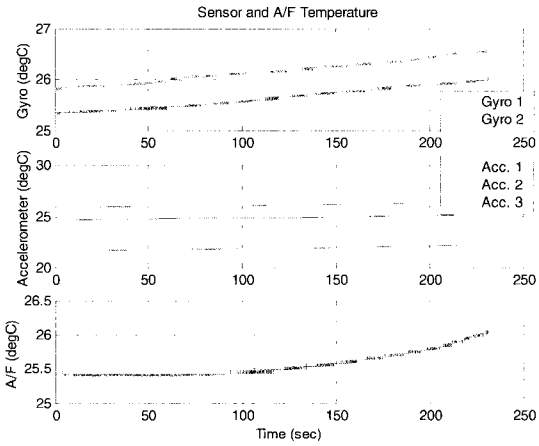


그림 9. 관성센서 및 AF 온도 변화.
Fig. 9. Temperature history of sensor and AF.

예측결과와 일치됨을 확인할 수 있다. 최대 각속도 및 가속도는 롤축에서 엔진이 연소종료되는 53sec에 나타났는데, 각각 -35 deg/sec와 4.2 g 로 나타났고 모두 INS의 작동 범위내에 있었다.

표 4. 발사대 설정과 INS 초기정렬 비교.

Table 4. Comparison of launcher setting angle and INS alignment result.

	발사대 설정	INS 초기 정렬	오차
방위각(deg)	220.52	220.772	+0.252
고각(deg)	82.60	82.510	-0.090
롤각(deg)	0.00	0.247	+0.247

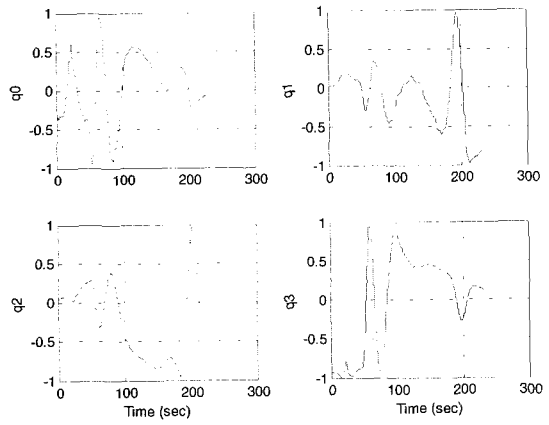


그림 10. 비행중 자세 쿼터니온 변화.

Fig. 10. Attitude quaternion history.

그림 8은 INS 베이의 각 위치에 따른 온도변화를 나타내는데, 발사전에 18~21 degC를 유지하다가 최대고도에서는 28~30 degC 로 상승하였으며, 이후 온도가 약간 하강하다가 재진입시에 다시 상승하였다. [그림 9]는 자이로 및 가속도계, AF의 보상을 위해 측정된 각각의 온도 데이터이다. 비행전 약 1시간의 준비기간동안 워밍업이 수행되어 온도 안정화가 이루어졌으며, 비행중 공력가열이 내부의 온도변화에 거의 영향을 주지 않은 것으로 나타났다.

2. 항법 계산

KSR-III 로켓은 수직상태에서 조립되고, 발사대에 로켓을 장착후 약 82 deg의 고각을 갖는 상태로 기울여 발사하게 된다. 따라서 INS는 수직 상태와 경사 발사 상태에서 모두 운용이 가능하도록 고려되어야 한다. 일반적으로 널리 사용하는 방위각, 고각, 롤각의 오일러 자세각은 수직상태에서는 방위각과 롤각이 구분이 되지 않는 특이점 상태가 된다. 따라서 KSR-III는 2가지의 오일러각을 사용하는데, 초기 정렬에서는 수직 롤각, 피치 틸트각, 요 틸트각의 오일러 자세각을 사용한다. 이 자세각은 수직상태에서도 특이점을 갖지 않고, 수직 롤각과 중력벡터에 대한 2개의 틸트각으로 표현되는 장점이 있다. 그러나 이 오일러 자세각은 실제 비행중에 롤링이 나타나면, 오일러 자세각의 커플링이 커서 실시간 자세 모니터링이 어려운 문제가 있어, 초기 정렬이 완료되면 방위각, 고각, 롤각의 오일러 자세각 모드로 변경한다.

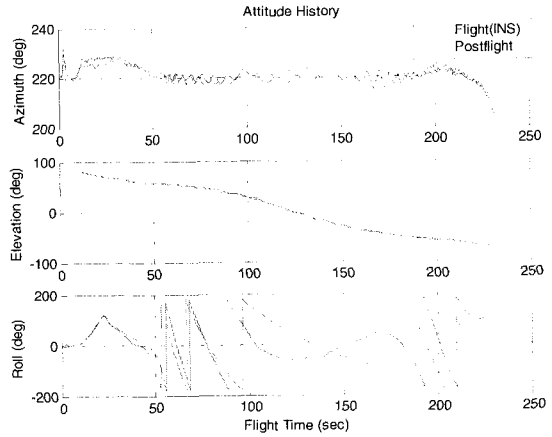


그림 11. 비행중 자세각 변화.

Fig. 11. Attitude angle history.

비행시험 당일 바람 보정에 의해 결정된 발사대각과 INS의 초기정렬 후 자세각은 [표 4]와 같다. 방위각의 경우 오일러 각의 순서에 의해 영향을 받는데, 요 틸트 또는 롤각이 없는 경우에만 수직 롤각은 방위각과 동일하다. 그러나 발사장에서 측정결과 요 틸트각은 기체 장착 상태, 방위각 및 고각 변화에 의해 오차범위 0.03~0.06 deg에서 변하였다. 발사 당일 장착후 측정결과 수직상태에서 요 틸트 각은 0.047 deg, 경사 상태에서 롤각은 0.247 deg 로 나타났으며, 초기방위각이 수직 롤각보다 0.247 deg 만큼 큰 값으로 입력되었다.

INS의 항법성능은 자이로 및 가속도의 정밀도에 의해 결정되며, 적분된 자세, 속도, 위치에 의해 판단할 수 있다. [그림 10]은 비행중 INS에서 계산된 로켓의 자세를 나타내는 쿼터니온이며, [그림 11]은 쿼터니온을 방위각, 고각, 롤각의 오일러각으로 표현한 자세각으로 비행후 시뮬레이션한 결과와 비교하여 나타내었다. 자세의 경우 INS에 의해서만 측정되어 정확도를 평가할 수 없지만 자이로 정밀도가 약 0.5~1.0 deg/hr이므로, 비행시간 250 sec동안 0.03~0.07 deg의 정밀도를 가진다.

비행시험에서 로켓의 위치는 탑재된 INS와 더불어 지상레이더(RIR; Range Instrumentation Radar)에서도 측정된다. 계측레이더의 경우 위치 정밀도는 수십 m 급의 성능을 가지며, 속도는 레이더에 의해 직접 측정되지 않지만, 위치 데이터를 스무딩한 후 미분함으로서 추정되어질 수 있기 때문에 INS의 성능을 평가하는데 사용될 수 있다.

[그림 12, 13]은 비행시험에서 INS 및 RIR 레이더에서 측정된 위치 데이터의 비교를 나타낸다. XYZ 좌표계는 발사점 좌표계로써 발사장에서 221 deg 방향이 X축, 고도 방향이 Z축, Y축은 우수좌표계가 되도록 구성된 좌표계이다. RIR의 오차가 매우 적다고 가정할 때, 최대 고도의 경우 약 120 m 의 오차가 발생하였으며, 낙하점의 비행방향 거리는 50 m, 횡방향 거리는 900 m의 오차가 발생하였다. 비행방향 거리오차가 매우 적은 것은 자이로 및 가속도계에 의한 속도 오차가 거의 발생하지 않았음을 나타내며, 횡방향 거리 오차가 크게 나타난 것은 입력된 초기 방위각이 실제 방위

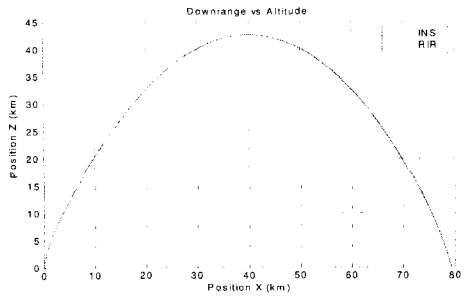


그림 12. 지상거리 vs. 고도.
Fig. 12. Downrange vs. altitude.

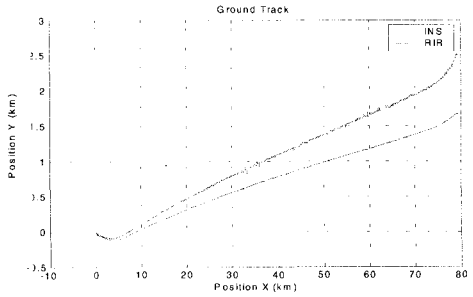


그림 13. 지상궤적.
Fig. 13. Ground track.

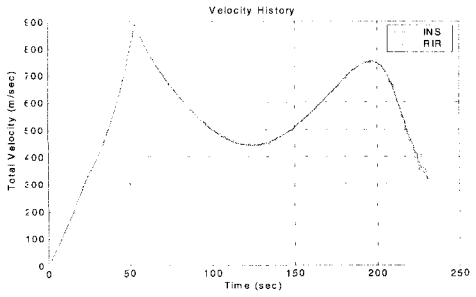


그림 14. 속도벡터 크기 변화.
Fig. 14. Total velocity history.

각과 차이가 있어 발생한 것으로 판단된다. 비행 방향 및 낙하점은 초기 방위각 오차에 가장 큰 영향을 받는데, KSR-III의 경우 발사대 레일의 방위각을 측정하여 사용하였다. 이 경우 레일과 기체사이의 오차, 기체와 INS간의 장착오차에 의해 방위각의 오차가 발생하게 된다. 횡방향 거리오차 900 m 는 초기 방위각오차로 환산하면 0.65 deg 에 해당하며, INS가 실제 방위각보다 큰 초기 방위각으로 입력되었음을 추정할 수 있다.

그리고 초기 비행구간에서 방위각에 가장 큰 영향을 주는 롤각속도인데, 초기 정렬후 피치 및 요 각속도가 0.1~0.2 deg/hr의 오차를 나타낸 반면 롤 각속도는 -1.2 deg/hr 로 나타나 방위각 오차가 커지는 값으로 나타났다. 따라서 방위각 오차는 초기 입력 방위각 오차, 롤 자이로 바이어스 추정오차, 발사대 레일과 기체/INS 간의 조립 오차 등이 결합되어 나타났을 것으로 추정된다.

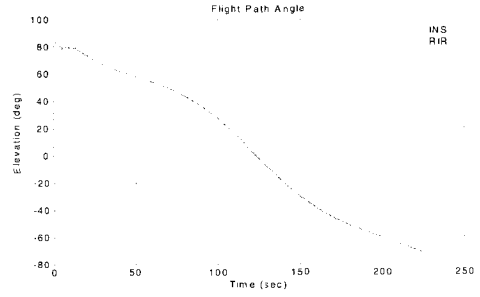


그림 15. 속도벡터 고각 변화.
Fig. 15. Flight path angle history.

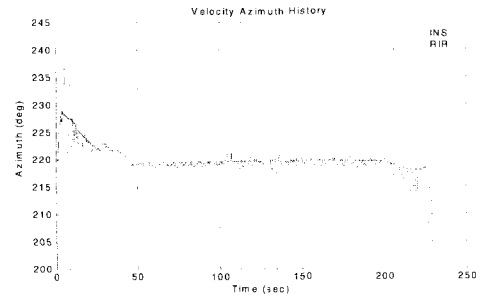


그림 16. 속도벡터 방위각 변화.
Fig. 16. Flight azimuth history.

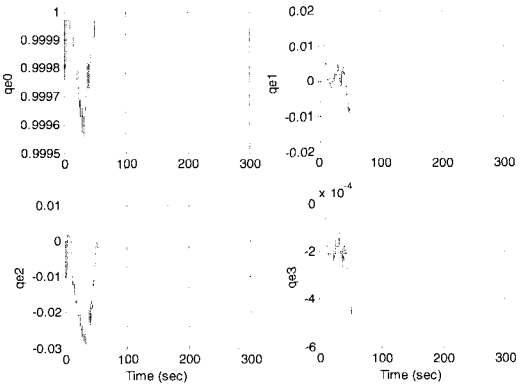


그림 17. 자세오차 쿼터니온 변화.
Fig. 17. Attitude error quaternion history.

그림 14~16은 속도 벡터의 비교를 나타낸다. 레이더의 경우 스무딩된 속도이기 때문에 매순간 값을 비교할 수 없지만, 크기와 속도벡터 고각의 경우 평균적으로 거의 일치하였다. 속도벡터 방위각의 경우 레이더 데이터는 흔들림이 나타나 정확히 비교하기 어렵지만 연소종료후 평균적으로 0.65deg의 오차가 있는 것으로 분석되어, 횡방향 거리오차와 같은 경향을 보였다.

3. 자세 제어

그림 17은 자세오차를 나타내는 쿼터니온 변화를 나타내는데, 자세제어가 종료되는 53sec 후에는 적분을 수행하지 않는다. 자세제어계산에서도 자세적분은 항법계산에서와 같이 쿼터니온을 사용하고, 쿼터니온으로부터 오일러 자세각

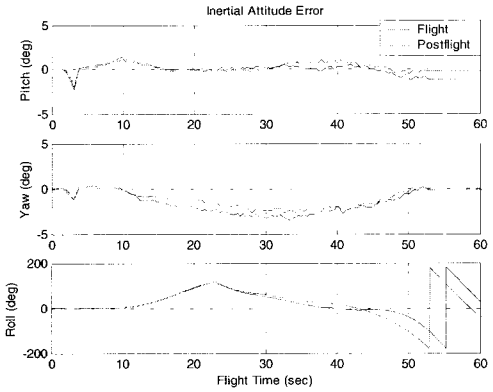


그림 18. 자세오차각 변화.
Fig. 18. Attitude error angle history.

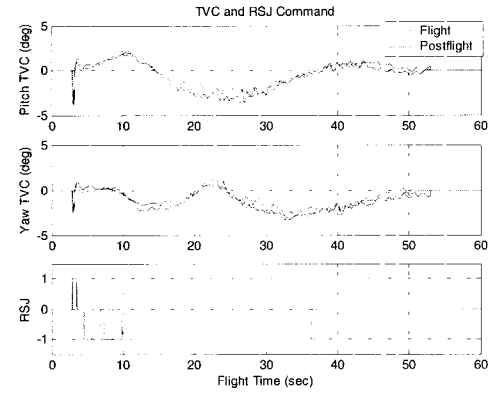


그림 19. 추력벡터제어 및 롤 추력기 명령.
Fig. 19. TVC and RSJ command.

을 계산한다. 그림 18은 자세 오차각을 나타내는데, 3축 모두 비행조건을 넣은 시뮬레이션 데이터와 거의 일치한다. 요 자세의 경우 바람에 의해 공력이 크게 작용하는 구간에서 약 3 deg의 정상상태 오차가 발생하였지만, 자세제어 종료시에는 매우 작은 자세오차를 갖게 되었다. 그림 19는 추력벡터 구동장치로의 피치 및 요 변위각 명령과 롤 추력기 구동장치로의 On/Off 명령이다. 자세제어 전구간에서 시뮬레이션 결과와 매우 일치됨을 확인할 수 있다. 자세제어가 시작되는 3sec에는 순간적으로, 레일이탈이 되는 1.9sec 부터 3sec까지 누적된 자세오차 및 각속도를 상쇄시키기 위한 과도응답 특성을 가진다.

4. 임무 시이퀀싱

비행시험에서 사용된 임무 시이퀀싱 명령은 탱크의 탑재된 추진제가 다 소모되는 53 sec에 주어진 액체엔진 중단 명령과 최고고도에 도달하는 120 sec에 과학탑재체인 AGP (AirGlow Photometer)에 주어지는 캘리브레이션 명령이 있으며, 각각 1초간 지속되는 펄스 형상이다.

5. 순간 낙하점 계산

순간 낙하점은 매순간 추력이 중단될 때 로켓에 중력만 작용한다고 가정할 경우 충돌되는 지상위치를 나타내며, 비행안전에서 가장 중요한 파라미터이다. 그림 21은 로켓의

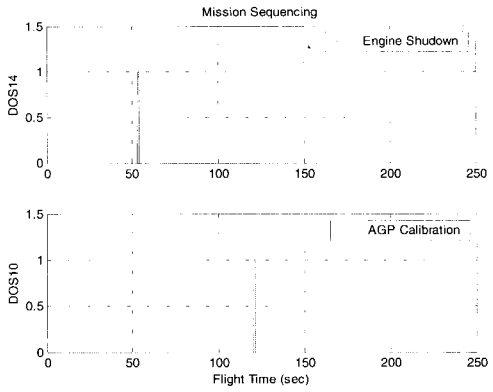


그림 20. 엔진 중단 및 AGP Cal 명령.
Fig. 20. Engine shutdown and AGP cal command.

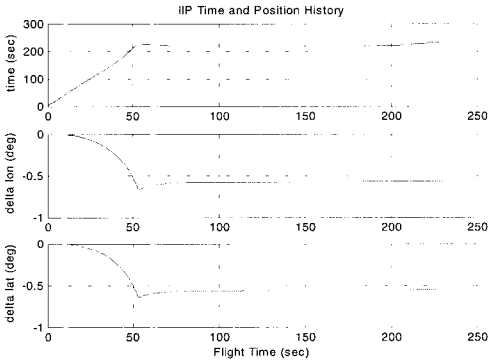


그림 21. 순간 낙하점 계산.
Fig. 21. IIP History.

낙하시간 및 낙하점 위치를 나타내는데, 연소가 종료된 이후 거의 일정하게 유지됨을 알 수 있다.

IV. 결론

KSR-III 로켓의 관성항법시스템(INS)은 비행중 항법계산, 자세제어, 임무 시이퀀싱, 비행안전을 위한 계산 기능을 수행하도록 국산화 개발되었다. 비행후 분석결과 INS는 모든 기능을 완벽하게 수행하였으며, 비행시험을 성공적으로 수행하는데 중요한 역할을 하였다. KSR-III INS 개발에서 얻어진 시스템, 하드웨어 및 소프트웨어 기술은 향후 위성발사체의 항법유도시스템 개발에 적용될 예정이다.

참고문헌

[1] 안재명, 노웅래, 박정주, "KSR-III 비행시험의 성능분석," 한국항공우주학회 2003년도 춘계학술발표회 논문집, pp. 636-640, 2003.

[2] 노웅래 외 8인, "KSR-III 로켓의 스트랩다운 관성항법 시스템 개발," 한국항공우주학회 2001년도 추계학술발표회 논문집, pp. 956-959, 2001.

[3] Titterton, D. H. and Weston, J. L., *Strapdown Inertial Navigation Technology*, Peter Peregrinus Ltd., 1997.

[4] Kirk, C.W. and Donoghue, P.J. "An integrated trapdown

guidance and control system for launch application," *Symposium on Gyro Technology,* 1978, pp.14.1-14.26.

[5] 조현철 외 5인, "스트랩다운 관성항법시스템의 AF 변환기 개발," 한국항공우주학회 2001년도 추계학술발표회 논문집, pp. 960-963, 2001.

[6] 조현철 외 4인, "KSR-III 관성항법시스템의 하드웨어 설계," 제3회 우주발사체기술 심포지움, pp. 185-189, 2002.

[7] Krogmann, U., "Identification procedures for strapdown sensor parameters by laboratory testing," *Symposium on Gyro Technology,* 1978, pp.9.0-9.34.

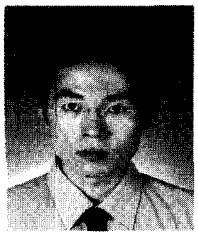
[8] Joos, D. K., "Determination and evaluation of strapdown sensor parameters from system test data," *Symposium on Gyro Technology,* 1978, pp.10.0-10.36.

[9] 노응래 외 2인, "KSR-III 과학로켓의 자세제어," 한국항공우주학회 2003년도 춘계학술발표회 논문집, pp. 631-635, 2003.

[10] 고정환 외 5인, "KSR-III 비행안전시스템 운용," 한국항공우주학회 2003년도 춘계학술발표회 논문집, pp. 641-645, 2003.

노 응 래

1967년 6월 1일생. 1989년 서울대학교 항공우주공학과 졸업. 동대학원 석사(1991), 박사(2001), 1991년~현재 한국항공우주연구원 근무(책임연구원). 관심분야는 발사체 임무설계 및 관성항법유도 시스템 설계.

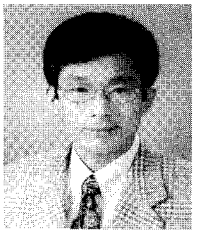


조 현 철

1976년 2월 22일생. 1998년 서울대학교 항공우주공학과 졸업. 동대학원 석사(2000), 2000년~현재 한국항공우주연구원 근무(연구원). 관심분야는 관성항법유도시스템 설계.

안 재 명

1974년 8월 3일생. 1997년 서울대학교 항공우주공학과 졸업. 동대학원 석사(1999), 1999년~현재 한국항공우주연구원 근무(선임연구원). 관심분야는 궤적최적화 및 유도알고리듬 설계.



박 정 주

1960년 2월 8일생. 1982년 서울대학교 항공우주공학과 졸업. 한국과학기술원 석사(1984), 박사(1989), 1989년~현재 한국항공우주연구원 근무 (책임연구원). 관심분야는 발사체 시스템 및 공력 설계.

최 형 돈

1958년 5월 27일생. 1981년 서울대학교 기계공학과 졸업. 한국과학기술원 석사(1983), 박사(1988), 1988년~1991년 한국원자력연구소 근무(선임연구원). 1992년~현재 한국항공우주연구원 근무(책임연구원). 관심분야는 발사체 유도제어시스템 및 구동장치 설계.