

## 다단발사체의 유도제어시스템 Guidance and Control System of Multi-stage Launch Vehicle

노 응 래, 김 유 단\*

서울대학교 항공우주공학과

### 1. 서론

근래에 들어 추진기관 및 구조 재료기술의 발전으로 미국에서는 X-33 과 같은 1 단 발사체(SSTO)가 연구 개발 중이지만, 현재까지 위성을 궤도에 올려주는 발사체들은 2~5 단의 추진기관으로 구성된 다단발사체이다[1]. 발사체의 임무는 계획된 궤도에 위성을 투입시키는 것인데, 궤도는 위성의 수행될 임무에 따라 크게 달라진다. 일반적으로 지구관측, 이동통신, 과학관측 임무의 경우 지구저궤도가 많이 이용되고, 방송통신의 경우 지구정지궤도가 이용되며, 행성 탐사 임무를 위한 지구 탈출궤도도 있다. 위성을 궤도에 투입하기 위해서는 먼저 요구되는 성능을 가진 발사체의 설계 또는 선정이 이루어져야 하고, 다음에 비행계적 설계 및 최적화가 수행되어야 하며, 비행단계에서는 정확한 궤도진입을 위해 유도제어시스템에 의한 궤적 및 자세제어가 필수적으로 요구된다[2][3].

위성발사체의 유도제어시스템은 관성계측부, 탑재 컴퓨터, 탑재소프트웨어, 추력벡터제어장치, 추력기 제어장치 등으로 구성된다. 발사체 유도제어시스템의 하드웨어는 전자와 기계적인 구성요소를 많이 포함하고 있으나, 시스템 및 소프트웨어 설계를 위해서는 비행동역학과 관련된 매우 복잡한 모델링, 안정성 분석 및 제어기 설계, 시뮬레이션 작업이 요구된다

본 논문에서는 다단발사체의 유도제어시스템 설계에 관한 문제 및 방법을 비행역학의 관점에서 다루고자 한다.

### 2. 발사체 운동방정식

발사체 유도제어시스템은 발사체 비행중에 운동을 제어하여 원하는 궤도에 위성을 정확하게 투입하도록 하는 것이다. 발사체의 운동은 병진운동과 회전운동으로 구성되는데, 유도는 최종 목표궤도에 도달하기 위해 위치와 속도로 표현되는 병진운동을

제어하는 것이고, 자세제어는 자세각과 자세각속도로 표현되는 회전운동을 제어하는 것이다. 병진운동은 관성좌표계에 대한 질량중심의 위치 이동을 나타내며, 회전운동은 관성좌표계에 대한 질량중심에 원점을 가진 기체좌표계의 상대자세를 나타낸다.

3 차원 공간에서 비행하는 발사체의 운동은 관성좌표계에 대한 속도 및 위치벡터, 자세 각속도 벡터, 자세를 나타내는 방향 코사인 행렬(또는 쿼터니온), 질량 등 5 가지 종류의 상태변수로 나타낼 수 있으며, 운동방정식은 비선형, 시변 상미분 방정식으로 표현된다.

발사체의 병진운동 방정식은 다음과 같이 표현된다.

$$\frac{d\vec{r}_I}{dt} = \vec{V}_I \quad (1)$$

$$\frac{d\vec{V}_I}{dt} = [T_I^B]^{-1} \left( \frac{\vec{F}_{TB} + \vec{F}_{AB}}{m} \right) + \vec{g}_I \quad (2)$$

회전운동 방정식은 다음과 같고,

$$\frac{dT_I^B}{dt} = -[\vec{\omega}_B \times] T_I^B \quad (3)$$

$$\frac{d\vec{\omega}_B}{dt} = [I]^{-1} (\vec{M}_{TB} + \vec{M}_{AB} - \vec{\omega}_B \times [I] \vec{\omega}_B) \quad (4)$$

질량 방정식은 다음과 같이 표현된다.

$$\frac{dm}{dt} = - \frac{T_{vac}}{g_0 Isp_{vac}} \quad (5)$$

여기서  $\vec{r}_I$ 는 관성좌표계에서 표현된 관성좌표계에 대한 발사체의 위치벡터,  $\vec{V}_I$ 는 관성좌표계에서 표현된 관성좌표계에 대한 발사체의 속도벡터,  $[T_I^B]$ 는 관성좌표계에 대한 기체좌표계의 방향 코사인 행렬,  $\vec{\omega}_B$ 는 기체좌표계에서 표현된 관성좌표계에 대한 발사체 기체좌표계의 각속도 벡터,  $m$ 은 발사체의 질량,  $[I]$ 는 관성 모멘트 행렬,  $[\vec{\omega}_B \times]$ 는  $\vec{\omega}_B$ 에 의해 구성된 skew-symmetric 행렬,  $\vec{g}_I$ 는 관성좌표계에서 표현된 중력 가속도 벡터,  $\vec{F}_{TB}$ 와  $\vec{F}_{AB}$ 는 각각 기체좌표계

에서 표현된 추력 및 공력 힘 벡터,  $\vec{M}_T$ 와  $\vec{M}_A$ 는 각각 기체좌표계에서 표현된 추력 및 공력 모멘트 벡터,  $T_{vac}$ 는 진공 추력,  $Isp_{vac}$ 는 진공 비추력, 그리고  $g_0$ 는 기준 중력가속도이다.

### 3. 다단 발사체

발사체가 위성을 궤도에 투입하기 위해서는 로켓의 추진력에 의해 위성의 궤도조건에 맞는 위치 및 속도를 제공해야 한다. 위성의 궤도가 200km 원궤도일 때 요구되는 사항은 200km 고도까지 도달하는 것과 200km 원궤도에 필요한 수평속도를 갖도록 하는 것인데, 요구고도에 도달하는 것보다 요구속도에 도달하는 것이 어려우며, 약 5 배의 더 큰 에너지가 요구된다. 200km 고도에 도달하기 위해 필요한 속도 증분은 약 1.5km/sec 인데 비해, 200km 고도에서 요구되는 속도는 7.8km/sec 이며, 이 요구속도는 지구 정지 전이궤도의 경우 10.3km/sec, 지구 탈출궤도의 경우 11.0km/sec 으로 더욱 커지게 된다.

지상에서 200km 고도까지 비행하는 동안에는 공력의 작용에 의한 항력으로 약 0.5km/sec 의 속도손실과 중력에 의해 약 1.3km/sec 정도의 속도손실이 발생하는데, 동쪽으로 발사하면 지구자전에 의해 약 0.4km/sec 속도이득을 갖게 되어, 지구저궤도 발사체에서 필요한 전체 속도증분은 9.2~9.6km/sec 이 된다.

로켓 추진력에 의한 속도증분은 Tsiolkovsky 방정식에 의해 다음과 같이 표현된다.

$$\Delta V = V_e \ln R = g_0 Isp \ln \left( \frac{m_0}{m_f} \right)$$

따라서 속도증분은 추진기관의 비추력 성능과 발사체의 연소전/연소후의 질량비에 의해 결정됨을 알 수 있다.

그 동안 개발된 로켓추진기관 중에서 가장 비추력 성능이 좋은 것은 액체수소/액체산소를 사용하는 스페이스 셔틀 주엔진(SSME)으로써 455sec 의 진공 비추력 성능을 갖는다. 이 경우 연소전/연소후 질량비가 약 8인 경우 1단 발사체로써 가능한 성능을 가지게 되는데, 1단 발사체는 다단발사체에 비해 위성의 중량에 대한 발사체 중량이 매우 커 비효율적이고, 민감도도 매우 커서 현실적으로는 아직 사용되지 못하고 있다.

현재 발사체에서 사용되고 있는 추진기관 및 구조비에 의하면, 1단에 의해 만들 수 있는 속도증분은 평균적으로 약 3.0 km/sec 가 되며, 이 경우 지구저궤도에 위성을 투입하기 위해서는 3 단 발사체가 필요하다. 표-1은 일본 ISAS M-V 발사체의 각단 중량구성을 나타내는데, 이 발사체는 지구저궤도에 1.8 톤을 투입할 수 있는 전형적인 3 단형 발사체로

표 1. M-V 발사체의 각단 중량 구성.

	1 단	2 단	3 단
단 중량(kg)	83560	34470	11000
추진제 중량(kg)	71490	31060	10000
구조 중량(kg)	12070	3410	1000
구조비	0.14	0.10	0.09
연소전 중량(kg)	131530	47970	12800
연소후 중량(kg)	60040	16910	2800
중량비	2.19	2.84	4.57
비추력(sec)	276	288	301
속도증분(m/sec)	2123	2945	4486

써, 페어링 중량은 700kg, 위성중량은 1800kg 일 때 진공상태에서의 전체 속도증분은 9554 m/sec 가 된다.

### 4. 궤적설계 최적화

발사체는 요구되는 궤도에 위성을 효율적이고 정확하게 투입해야 하는데, 여기서 효율적이라는 의미는 최적화가 이루어지는 것이 필요함을 나타낸다. 발사체의 설계단계에서는 형상 및 이륙중량, 비추력, 구조비 등의 주어진 조건에서 각 단의 중량배분을 최적화에 의해 최대의 위성을 탑재할 수 있도록 설계 파라미터를 결정할 수 있으며, 비행궤적 설계에서는 주어진 발사체에서 성능을 최대로 활용하도록 자세 및 궤적 파라미터를 최적화하여 결정한다.

발사체의 성능은 요구되는 궤도에 투입할 수 있는 위성의 무게로 평가되는데, 현재 궤도투입 비용은 발사체 및 궤도에 따라 1kg 당 약 \$20,000~ 30,000 이 된다. 따라서 가능하면 투입하고자 하는 위성의 질량을 최대화하는 것이 필요하다. 발사체의 궤적최적화에서는 최종궤도 조건을 만족시키면서 발사중량을 최대화 할뿐 아니라, 발사체에서 요구되는 비행 구속조건을 만족시켜야 한다.

궤적최적화 방법은 크게 간접법과 직접법으로 나눌 수 있는데, 간접법은 변분법에 의해 유도된 최적 제어 1차 필요조건을 만족하는 대수-미분방정식으로 표현되는 다점경계조건문제(MPBVP)를 풀어 해를 구하는 방법이며, 직접법은 함수공간에서의 최적화문제를 제어변수와 상태변수를 매개변수화하여 수치적으로 유한차원의 비선형 프로그래밍 문제로 변화하여 최적해를 구하는 방법이다[4].

발사체 궤적최적화에서는 제어변수만을 파라미터화하고 비선형 프로그래밍에 의해 최적해를 구하는 직접법이 가장 많이 사용되고 있다. 제어변수만을 파라미터화할 경우 미분방정식을 반복적으로 적분

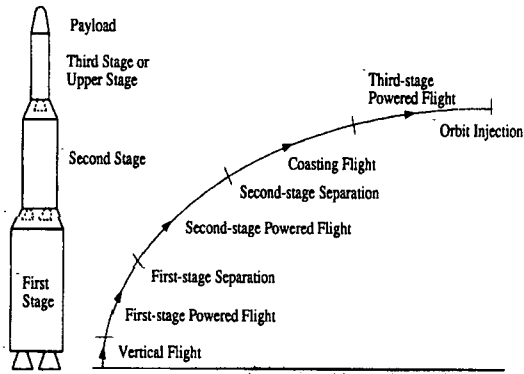


그림 1. 다단 발사체의 비행 과정.

하게 되므로 많은 계산시간이 필요하지만, 파라미터 개수가 비교적 적으며 실제 발사체의 궤적최적화와 같이 정확성이 요구될 때 많이 이용되고 있다[7].

발사체에서는 일반적으로 자세각 또는 자세각속도가 제어변수로 사용되는데, 이러한 제어변수는 전 비행구간을 10~50 개의 구간으로 나누어 각 구간에 대해 선형 내삽함수로 표현한다. 궤적최적화에서 자세각속도가 제어변수일 경우, 회전 모멘트 방정식(4)를 제외한 (1)~(3)(5)의 미분방정식이 사용된다.

다단발사체의 개략적인 비행 프로파일은 그림 1과 같은데[5], 이것은 전형적인 3단 발사체의 최적화된 비행과정을 나타낸다. 대부분의 발사체는 이륙시 추력대 중량비가 1.2~2.5으로써 수직발사가 이루어진다. 그러나 궤도투입의 관점에서 보면 최종궤도에 투입되기 위해서는 수평방향의 속도가 필요하므로 계속적으로 궤도 및 자세를 수평방향으로 기울이는 작업이 필요하다. 1단 및 2단은 중력에 의한 속도손실을 최소화하기 위해 연속해서 연소시키며, 2단과 3단 사이에는 무추력 비행구간을 두어 관성비행에 의해 최종도달고도 근처에 이르게 하고, 3단을 점화시킨다. 그리고 3단의 연소종료가 이루어지면 궤도투입이 완료되고, 3단과 위성의 분리가 이루어진다.

1단 비행구간은 모든 발사체의 비행에서 가장 어려운 구간이다. 핀(Fin)을 갖지 않은 다단발사체는 공력적으로 불안정한 형상인데, 공력 받음각에 의해 발생하는 수직력은 강체에 불안정한 교란 모멘트로 작용하여 자세를 불안정하게 만들고, 구조적으로는 매우 큰 벤딩 모멘트로 작용하게 된다. 일반적으로 발사체 설계에서는 최대 받음각을 5deg로 설정하게 되는데, 실제 비행중에 이보다 큰 받음각이 발생하면 공력모멘트에 자세가 불안정하게 될 뿐만 아니라 구조적으로 파괴가 일어난다. 따라서 1단 비행구간에서 가장 큰 구속조건은 동압이 큰 영역에서는 가능한 받음각을 0으로 하는 것이며, 이러한 비행을 중력-턴(gravity-turn)이라고 부른다[6][7]. 이것은

중력에 의해 속도벡터가 수평방향으로 기울어지는 만큼 자세도 같은 속도로 기울여 받음각이 발생하지 않도록 하기 때문이다.

그림 2는 다목적실용위성 발사 임무를 수행할 토러스(Taurus) 발사체의 비행중 동압( $1/2 \rho V^2$ )변화를 나타낸다[7]. 동압은 밀도와 속도의 함수이므로 발사체의 속도가 증가함에 따라 커지다가, 고도에 따라 지수함수적으로 감소하는 밀도에 의해 속도가 증가하더라도 감소하게 되고, 고도 80km 이상에서는 거의 0이 된다. 따라서 수직이륙한 발사체는 동압이 커지기 전에 kick-turn이라 부르는 천이과정을 거쳐 자세와 속도벡터를 약간 기울인 후에 중력-턴 비행 방법에 의해 1단 비행구간을 지나게 되며, 2-3단 구간에서는 최종궤도조건을 만족시키면서 성능을 최대화시키는 자세로 비행하게 된다

그림 3은 토러스 발사체의 최적화된 궤치 받음각 변화를 나타내는데, kick-turn 구간에서 받음각은 -6deg 까지 나타나며, 이후 1단의 중력-턴 구간에서는 0deg를 유지하고, 1단 분리 후 최적자세로 비행한다.

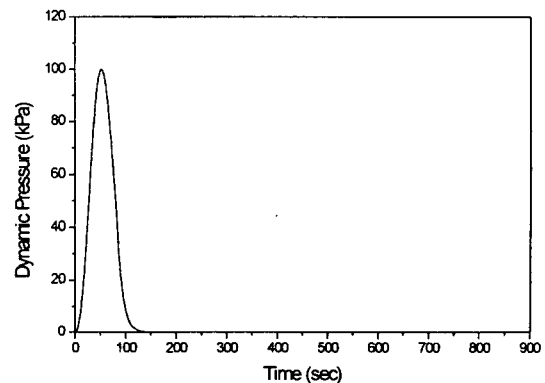


그림 2. 토러스 발사체의 동압변화.

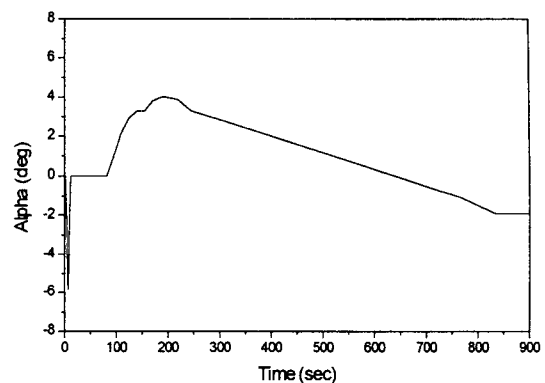


그림 3. 궤치 받음각 변화.

### 5. 항법 및 유도

모든 발사체는 실제 비행중에 질량, 추력, 비추력,

추진제 유량, 추력 정렬오차, 공력계수 등의 오차와 바람 등의 외부교란 요인에 의해 설계된 궤적에서 조금씩 벗어나 비행하게 된다. 이러한 궤적오차가 커지면 위성을 궤도에 투입할 수 없게 되며, 투입하더라도 오차가 매우 커 쓸모없게 된다. 따라서 위성을 목적 된 궤도에 정확하게 투입하기 위해서는 비행 중 오차를 상쇄시키는 기능이 필요하다.

항법은 비행중에 발사체의 궤도, 즉 위치 및 속도 벡터를 측정하는 기능을 말하며, 유도는 항법에서 측정된 정보를 이용하여 비행중 실시간으로 궤도오차를 수정하는 명령을 계산하는 기능을 말한다.

발사체의 유도는 궤적을 제어하는 것이기 때문에 추력비행구간에서만 이루어지며, 속도벡터의 크기를 제어하기 위해 추진기관의 점화/중단시간 계산과 속도 벡터의 방향제어에 필요한 자세제어 명령 계산으로 이루어진다. 탑재 컴퓨터에서는 지상에서 미리 궤적 최적화에 의해 설계된 시퀀스 및 자세제어 데이터에 실시간으로 계산된 유도명령을 보정하여 시퀀스 시스템과 자세제어 시스템에 전달하며, 최종적으로 엔진의 작동 및 추력벡터 김발각으로 구현된다.

발사체에서 유도는 시간에 의해서만 결정하는 프로그램 유도와 위치 및 속도벡터를 되먹임 시키는 폐루프 유도로 구분할 수 있으며, 알고리즘 방식에 의해 Explicit 과 Perturbation 방식으로 분류할 수 있고, 하드웨어적인 관점에 의해 전파유도와 관성유도로 분류된다.

초기의 발사체는 유도계산을 수행할 수 있는 빠른 탑재 컴퓨터가 발달되지 않아 레이더에 의해 발사체의 위치 및 속도를 지상에서 측정하고, 지상 컴퓨터에서 유도명령을 계산하여 로켓에 전송하는 전파유도 방식이 사용되었으며, 최근에도 일본 우주과학연구소의 Mu 시리즈 발사체에서 계속 사용되어 왔다[1].

만일 발사체의 궤도투입이 레이더의 시야에 있을 경우에는 전파유도가 가능하지만, 비행시간이 긴 경우 발사체는 지평선 아래 있어 전파유도가 불가능하다. 따라서 대부분의 발사체는 외부의 도움없이 스스로 위치 및 속도를 측정할 수 있는 관성항법 유도방식을 사용한다. 관성항법은 탑재된 자이로 및 가속도계의 측정값과 탑재 컴퓨터의 계산에 의해 가속도, 속도, 위치, 자세각속도, 자세각 등의 비행 데이터를 얻는다. 관성항법장치는 크게 김발방식과 스트랩다운 방식으로 나눌 수 있는데, 표 2는 발사체에서 사용되는 관성계측방식의 비교를 나타낸다.

김발방식은 자이로 및 가속도계가 3축 또는 4축 김발에 의해 로켓의 운동에 대해 안정화된 플랫폼에 설치되어, 기계적으로 기준좌표계가 유지되는 방식이다. 김발방식의 경우 자이로는 매우 적은 각도

표 2. 발사체에서의 관성계측방식.

김발 방식	스트랩다운 방식		
	DTG	RLG	FOG
Space Shuttle Arian 2/3 Arian 4(RLG 백업) H-I CZ-2 SLV-3, ASLV	Delta II Taurus PSLV	Delta III Titan IV Arian 5 H-II LLV	M-V

범위에서 회전운동을 측정하기 때문에 일반적으로 정밀도는 높은 장점이 있지만, 김발장치에 의해 비교적 부피가 크고 전력 소모량이 많으며, 자세각속도 측정이 불가능하여 자세제어를 위해 별도의 레이저 자이로가 요구되는 단점이 있다.

스트랩다운 방식[8]은 자이로 및 가속도계를 발사체에 직접 부착하는 방식으로, 자이로는 일반적으로 요구되는 100~200deg/sec의 넓은 각속도 측정범위를 가지고 있어야 하며, 김발방식에 비해 매우 큰 측정범위와 정밀도를 가진 자이로가 필수적으로 요구된다. 이러한 자이로는 기계적 동조 자이로(DTG), 광학적 링레이저 자이로(RLG), 광섬유 자이로(FOG)가 있다. 스트랩다운 방식은 측정된 기체 각속도 벡터를 적분함으로써 수치적으로 기준좌표계에 대한 정보를 유지하게 되는데, 각속도가 직접 측정되므로 자세제어를 위해 별도의 레이저 자이로가 필요하지 않고, 기계적 장치가 적어 고장날 가능성이 상대적으로 적다. 또한, 소형화 및 적은 전력소모, 센서수준에서의 중복성(Redundancy)에 의한 고장검출 및 배제 등의 장점을 가진다.

초기의 발사체는 김발방식의 관성항법장치가 주로 채택되었으며, 이후 동조자이로와 탑재 컴퓨터의 발달로 스트랩다운 방식이 많이 사용되었고, 최근 개발되는 발사체는 링레이저 자이로의 사용이 보편화되고 있다.

관성항법시스템은 용도에 따라 기준좌표계를 관성좌표계, 지구좌표계, 국지적 수직수평 좌표계 등이 선택적으로 사용될 수 있는데, 그림 4는 기준좌표계가 관성좌표계일 경우의 스트랩다운 관성항법시스템을 나타낸다. 발사체의 경우 위성궤도투입이 관성좌표계에서 이루어지기 때문에 이 방식이 주로 사용된다. 스트랩다운 시스템의 계산은 자세, 속도, 위치 적분 알고리즘이 기본이 되며, 계산오차를 줄이기 위해 매우 많은 연구가 이루어지고 있다[9][10].

유도의 가장 중요한 요구조건은 실시간성, 최적성, 정확성이다. 유도는 탑재컴퓨터의 계산능력에서 실시간으로 구현 가능한 알고리즘이 되어야 하며, 궤도오차를 보정하는데 있어 연료소모를 최소화하는 것이 필요하며, 궤적이 많이 벗어난 경우에도 원래

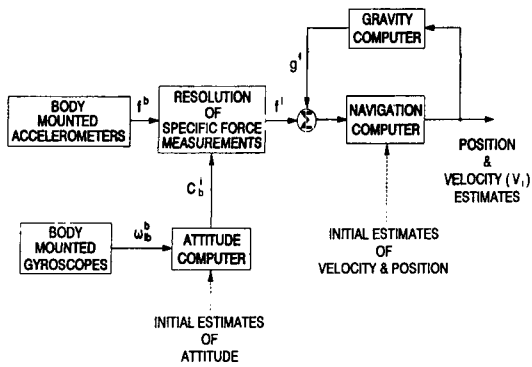


그림 4. 스트랩다운 관성항법시스템 구성도.

계획된 궤도에 작은 오차를 가지고 위성을 투입할 수 있어야 한다. 현재 가장 많이 사용되는 방식은 하드웨어적으로 관성유도, 알고리즘에 의해 공력구간에서의 개루프 방식과 진공상태에서의 Explicit 페루프방식의 혼합 사용이다.

발사체에서는 공력이 작용하는 1 단 구간에서는 공력 및 추력에 의해 매우 큰 구조하중이 발생하기 때문에 구조의 파괴를 방지하기 위해서는 바람을 고려하여 자세제어 명령을 설계해야 하며[11], 유도는 이러한 구속조건을 만족시키면서 실시간 계산이 어렵기 때문에 개루프 방식의 미리 프로그램된 자세제어 명령에 의해 이루어진다. 그리고 공력이 거의 작용하지 않는 2 단 이후의 구간에서는 추력과 중력만이 작용하므로 해석적인 근사식에 의해 실시간 유도계산이 가능하여 페루프 방식의 유도가 많이 사용된다.

진공상태의 비행은 운동모델을 단순화하면 변분법(Calculus of Variation)에 의해 해석적인 최적유도해를 얻을 수 있으며, 중력이 일정하다고 가정할 경우 피치면에서의 최적비행은 다음과 같은 이종선형(Bilinear) 탄젠트 법칙이라 불리는 형태를 갖는다[12].

$$\tan \theta(t) = \frac{a + bt}{c + dt} \quad (6)$$

대부분의 위성발사체는 궤도투입시 고도 및 속도 벡터의 구속조건을 가지며, 비행방향으로의 거리 구속조건은 갖지 않으므로, 이 경우  $d=0$  이 되어 선형 탄젠트 법칙이 된다.

$$\tan \theta(t) = a' + b't \quad (7)$$

선형 탄젠트 법칙은 실제 발사체에 적용 가능한 IGM(Iterative Guidance Mode)으로 개발되어 새턴 V 발사체에서 사용되었으며,[13] 스페이스 셔틀에서는 3 차원 좌표계에서의 벡터형태로 표현되어 PEG (Powered Explicit Guidance)[14]라 부르는 알고리즘으로 사용되었고, PSLV 와 같은 다단발사체에도 적용 된다[15].

그림 5 는 스페이스 셔틀의 항법, 유도, 제어시스

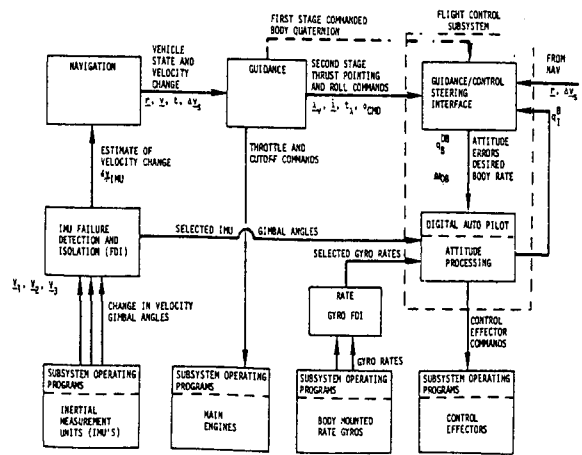


그림 5. 스페이스 셔틀의 항법, 유도, 제어 시스템.

템을 나타낸다.[14] 스페이스 셔틀은 유인 발사체이므로 매우 높은 신뢰성이 요구된다. 따라서 다수의 중복된 김발방식의 관성계측부와 레이트 자이로가 탑재되어 있으며, 고장검출 및 배제(FDI) 기능을 갖고 있다. 항법에서는 시간, 속도, 위치변수가 계산되며, 유도에서는 1 단 비행중 프로그램된 자세명령과 2 단 비행중 PEG 에 의해 최적유도의 준상태(costate) 변수가 계산된다. 또한 엔진에는 최대동압을 줄이기 위한 프로그램된 추력조절 명령과 연소중단 명령이 내보내진다. 자세제어는 디지털 오토파일롯과 비행구간에 따라 추력벡터제어, 추력기, 공력 제어면 등이 다양한 구동장치가 이용된다.

### 6. 자세제어

자세제어는 유도에서 계산된 자세각 또는 자세각속도 명령에 따라 발사체의 자세를 변화시켜 원하는 비행궤적이 이루어지도록 한다. 대부분의 발사체는 공력적으로 불안정한 형상을 갖게 되는데, 공력적으로 안정하기 위해서는 매우 큰 편이 요구되며, 이 경우 발사체의 중량도 커지게 되고 편에 큰 공력 및 구조하중이 작용하게 된다. 따라서 편이 없는 불안정한 발사체의 자세운동은 능동적인 되먹임 제어에 의해 안정화가 이루어져야 하고, 그림 6 과 같은 추력벡터 제어(TVC)에 의한 방법이 가장 많이 이용된다[16].

로켓 개발의 초기에는 노즐은 고정시키고 제트베인의 각도변화에 의해 공기역학적으로 제어에 필요한 모멘트를 발생시키는 방법이 사용되었으나, 이 방법은 추력의 손실 및 제트베인이 고온 유동에 노출되어 짧은 시간만 사용할 수밖에 없는 단점을 가지고 있다. 액체엔진의 경우 연소실 및 노즐 전체를 유니버설 조인트 및 유압구동장치에 의해 피치 및 요 방향으로 움직이는 김발방식이 주로 사용되고

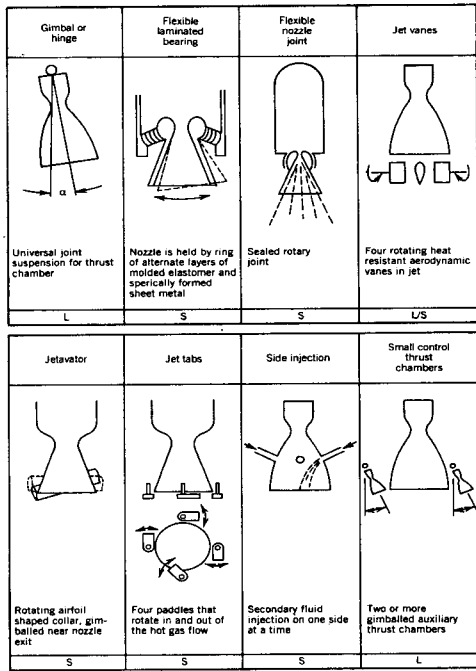


그림 6. 추력 벡터 제어 방식.

있다. 고체모터의 경우 노즐 벽면에 고압의 2차 유동을 분사시켜 주유동의 방향을 바꾸는 방법이 많이 사용되었는데, 최근에는 노즐만을 움직이는 가동 노즐 방식이 주로 채택되고 있다.

추력벡터제어는 추력 비행구간에서 발사체의 피치 및 요 자세를 제어할 수 있지만, 롤 자세제어와 추력이 없는 구간에서는 사용할 수 없다. 이 경우 주로 사용되는 것은 추력기이며, 이에 냉-압축 개스 추력기, 단일 추진제 연소에 의한 고온 추력기가 사용된다. 냉 개스 추력기는 비교적 단순하며 신뢰성은 높지만 비추력 성능이 50-75sec로 낮으며, 고온 추력기는 비추력이 150-225sec로 높지만 취급 및 시험이 어려운 단점을 가진다.

발사체의 자세제어를 위해서는 자세제어법칙이 설계되어야 하는데, 자세동역학 방정식 및 파라미터 모델링이 선행되어야 한다. 자세제어 법칙은 그림 7과 같이 자세오차와 자세각속도만을 되먹임하는 방식이 주로 사용되고 있으며, 불안정한 모드를 안정화 시키는 보상기(또는 필터)도 요구된다[17][18][20][21].

발사체 자세제어기 설계는 강체모드의 응답특성에 요구되는 되먹임 이득을 선정하고, 불안정한 모드를 안정화시키는 보상기의 설계의 2 단계로 이루어진다. 대부분의 발사체에서는 고전적으로 근계적 선도 및 주파수 영역에서 설계하는 방식이 주로 사용되었으며, 최근에는 보상기를 설계하는데 있어  $H^\infty$ -제어 이론을 사용하기도 하였다[21].

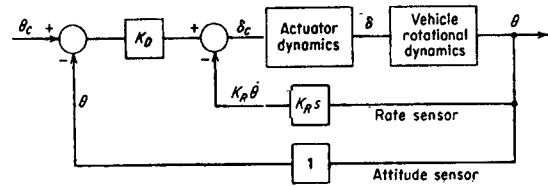


그림 7. 자세제어 구성도.

발사체는 추력비행구간에서 질량과 관성 모멘트 계수, 질량중심, 공력계수 등의 자세운동과 관련된 파라미터가 시간에 대해 매우 빠르게 변하며, 운동방정식은 비선형 특성을 갖는다. 이러한 조건에 대해서도 설계된 자세제어기가 모든 비행구간에서 안정성을 갖도록 하기 위해서는, 비행구간을 여러 개의 구간으로 나누고 각 구간에 대해 선형화된 모델을 사용하여 자세제어 이득 및 보상기를 설계하고, 시간에 대한 이득 스케줄링 방법을 사용한다. 파라미터 변화는 자세변화에 비해 천천히 변하므로 선형 모델에서는 고정된 것으로 가정하게 된다.

발사체의 자세제어 설계에서 가장 중요한 것은 비행중에 발생할 수 있는 파라미터 변동, 동특성 모델 오차에서도 항상 안정성을 갖는 것이다. 이를 만족시키기 위해서는 발사체의 자세제어기 설계에서는 자세제어 루프에 있는 모든 동특성 효과를 가진 요소들을 모델링해야 한다[22]. 여기에는 강체/공력 모델, 벤딩 모드, 슬로싱 모드, 엔진 관성 효과, 자이로 동특성, 추력벡터제어 유압구동장치, 디지털 컴퓨터 동특성 모델, 추력기 시간지연 등이 있다. 이러한 동특성 모델은 비선형이지만 근사적으로 선형화시켜 사용하며, 설계된 제어기는 이러한 모든 모드가 고려되었을 때 일반적으로 6dB 이상의 이득여유 및 30deg 이상의 위상여유가 있도록 한다. 여기에서는 자세제어기 설계에서 고려되는 각각의 동특성 모델들의 특징을 기술하였다.

### 강체/공력 모델

그림 8은 공력적으로 불안정한 강체 발사체의 피치 및 요 자세운동을 나타낸다. 만일 발사체가 공력이 작용하지 않는 구간에서 비행한다고 가정하면, 피치 및 요 자세 방정식은 다음과 같다.

$$I\ddot{\theta} = Td_1 \sin \delta \quad (8)$$

여기서  $I$ 는 피치 관성모멘트,  $T$ 는 추력이며, 그림 8에서와 같이 CG는 질량 중심, CP는 압력 중심을 나타낸다. 추력벡터 변위각은 작은 범위에서 변하게 되므로  $\sin \delta \approx \delta$ 로 근사할 수 있으며, (8)식은 라플라스 변환에 의해 표현하면 다음과 같이 된다.

$$\frac{\theta}{\delta} = \frac{\mu_r}{s^2} \quad (9)$$

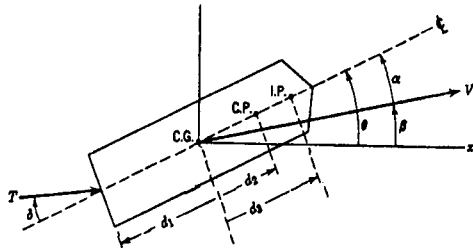


그림 8. 발사체의 피칭 운동 좌표계.

여기서  $\mu_c$  는  $Td_1/I$  를 나타낸다. 따라서 공력이 작용하지 않을 경우 발사체는 2 차 적분기로 표현되며, 그림 7 과 같은 자세제어를 사용하고, 자세 각속도 및 자세 측정장치, 구동장치의 전달함수가 1 이라고 가정하면, 페루프 시스템의 전달함수는 다음과 같다.

$$\frac{\theta}{\theta_c} = \frac{K_D \mu_c}{s^2 + K_R \mu_c s + K_D \mu_c} \quad (10)$$

따라서 페루프 시스템이 안정화되기 위한 조건은  $K_D$  및  $K_R$  가 양수이고, 2 개의 이득에 의해 요구되는 반응의 빠르기 및 감쇄계수는 다음과 같이 결정된다.

$$\omega_n = \sqrt{K_D \mu_c} \quad (11)$$

$$\zeta = \frac{1}{2} K_R \sqrt{\frac{\mu_c}{K_D}} \quad (12)$$

만일 발사체가 공력이 작용하는 구간을 비행하고 있으면, 압력중심 CP 에 작용하는 수직력이 피치 모멘트를 발생시킨다. 받음각과 공력 감쇄계수가 적다고 가정하면, 전달함수는 근사적으로 아래와 같이 표현된다.

$$\frac{\theta}{\delta} \approx \frac{\mu_c}{s^2 - \mu_a} \quad (13)$$

여기서  $\mu_a$  는  $1/2 \rho V^2 C_{N\alpha} S_{ref} d_2 / I$  이며, 이 경우 페루프 전달함수는 다음과 같다.

$$\frac{\theta}{\theta_c} = \frac{K_D \mu_c}{s^2 + K_R \mu_c s + (K_D \mu_c - \mu_a)} \quad (14)$$

따라서 페루프 시스템이 안정하기 위해서는  $K_R > 0$ ,  $K_D > \frac{\mu_a}{\mu_c}$  를 만족해야 한다. 대부분의 발사체는 그

림 8 과 같이 CP 가 CG 앞에 있는 공력적으로 불안정한 형상이며, 이 경우 강제모드가 공력에 대해 안정화되기 위해서는 반드시 자세오차 되먹임 이득이  $\mu_a / \mu_c$  보다 커야 된다.

그림 9 는 공력적으로 안정한 경우 (a)와 불안정한 경우 (b)의 근계적선도 변화를 보여준다. 안정한 경

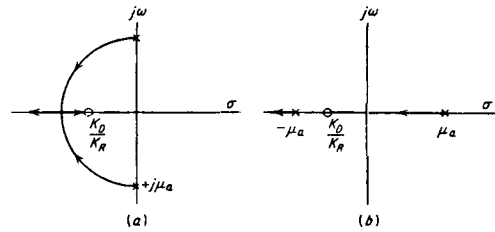


그림 9. 공력 안정성에 따른 근계적선도 변화.

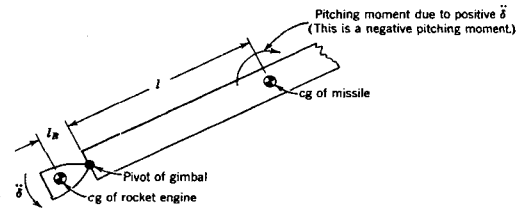


그림 10. 엔진 관성 효과.

우 양수의  $K_D$  및  $K_R$  에 의해 강제모드는 항상 안정해지지만, 불안정한 경우 안정화되기 위한 최소의 자세오차 이득이 존재함을 알 수 있다.

발사체의 자세제어를 위해서는 명령된 자세로의 변경과 외부교란 모멘트에 대해서 자세를 유지하기 위한 두 가지 모멘트가 필요하다. 따라서 제어모멘트는 비행중 예측되는 교란 모멘트보다 항상 커야 되며 약 2 배로 설계된다. 일반적으로 발사체의 구조 설계에서 설계 받음각은 5deg 이며, TVC 변위각은 5~8deg 가 되므로, 발사체가 공력 불안정 모멘트에 대해 제어가 가능하기 위해서는 일반적으로  $\mu_a / \mu_c$  는 0.5~1.0 의 범위 안에 있도록 설계되어야 한다.

### 김발엔진 관성효과

김발엔진을 사용한 추력벡터제어의 경우, 정적인 상태에서는 김발 변위각에만 비례하는 모멘트가 발생하지만, 그림 10 과 같이 동적인 상태에서는 엔진의 관성력에 의해서도 모멘트가 발생한다. 하나는 김발 피봇점에 대한 엔진의 각가속도에 의해 발생하며, 또 다른 하나는 엔진의 무게중심의 위치변동에 의해 발생한다.

따라서 추력벡터제어에 의한 피칭 모멘트는 다음 식으로 표현된다.

$$M_{T_y} = Tl\delta + I_y \ddot{\delta} + m_R l_R l \ddot{\delta} \quad (15)$$

일반적으로  $m_R l_R l \gg I_y$  이며, (13)식은 다음과 같이 된다.

$$\frac{\theta}{\delta} = \mu_c \frac{m_R l_R (s^2 + T / m_R l_R)}{T (s^2 - \mu_a)} \quad (16)$$

따라서 TWD(Tail-Wags-Dog) 영점이라 불리어지는

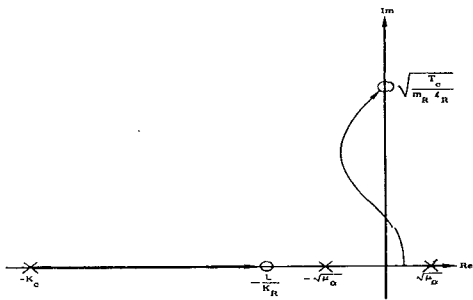


그림 11. 엔진 관성 효과가 고려된 근궤적선도.

특성이 나타난다. 이 영점은 그림 11과 같이 허수축에 대칭으로  $\sqrt{T/m_R l_R}$ 의 주파수에서 나타나고, 페루프의 대역폭은 TWD 주파수보다는 항상 낮게 된다. TWD 영점은 페루프의 대역 뿐만 아니라 허수축 근처에서 나타나는 벤딩모드의 안정성에 매우 큰 영향을 주게 된다.

**슬로싱**

액체로켓의 자세제어에서 탱크내에 있는 추진제의 슬로싱 운동은 매우 중요한 동특성이다. 추진제의 운동은 편미분 방정식으로 표현되는 유동방정식에 의해 기술되는데, 자세제어 안정성 분석에서는 발생하는 힘과 모멘트가 같은 등가모델을 사용한다. 많이 사용되는 등가모델은 단지자 모델과 그림 12와 같은 질량-스프링 모델이 있다.

대부분의 발사체 추진제 탱크는 실린더형으로, 산화제 및 연료탱크로 구성되며, 이 경우 등가의 질량 및 스프링 상수를 구하면 1차 모드가 지배적이어서 그림 12와 같이 각 탱크에 대해 각각 1개의 질량-스프링 모델을 고려하면 된다고 알려져 있다. 이러한 슬로싱 모델의 파라미터는 탱크의 형상, 축방향 가속도 등에 의해 결정되는데, 1차 모드의 진동수는 다음과 같다

$$\omega_1 = \sqrt{\frac{a_x \xi_1}{R} \tanh\left(\xi_1 \frac{h}{R}\right)} \quad (17)$$

여기서  $R$ 은 탱크 반경,  $h$ 은 추진제 높이,  $a_x$ 는 축방향 가속도, 그리고  $\xi_1$ 은 1.84이다. 슬로싱의 특징은 근궤적선도에서 극점과 영점이 허수축 근처에서

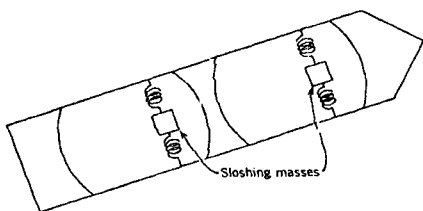


그림 12. 슬로싱 모델.

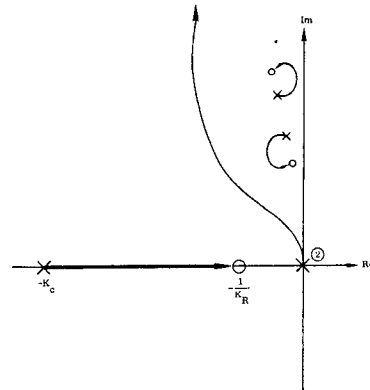


그림 13. 슬로싱 모드의 근궤적선도.

아주 가까이 짝을 이루어 나타나는 것이다. 그림 13은 각 탱크의 슬로싱 피봇이 하나는 CG 뒤쪽에 있고, 다른 하나는 CG 앞쪽에 있는 경우의 근궤적선도를 나타낸다. 따라서 CG 앞쪽에 있어 불안정한 슬로싱 모드는 반드시 충분한 감쇄계수를 가져야 안정화됨을 알 수 있다. 대부분의 발사체에서는 배플을 설치하여 2~10%의 감쇄계수를 갖도록 한다.

**탄성모드**

발사체의 탄성모드가 자세제어 안정성에 영향을 주는 원인은 자이로에 강체 자세운동 뿐만 아니라 국부적인 탄성변형까지 측정되기 때문에 나타난다. 발사체와 같은 구조체는 완전한 강체처럼 만들어질 수 없으며, 세장비가 크고 경량화가 중요한 발사체의 경우 벤딩모드에 의한 동적 변화는 매우 심각한 영향을 준다.

그림 14는 1차 벤딩모드 형상을 나타내는데, 자이로는 강체의 각속도 뿐만 아니라 자이로가 설치된 위치에서의 시간에 따른 벤딩모드 기울기 변화율까지 측정한다. 또한 추력이 작용하는 점도 벤딩모드에 의해 휨변형이 발생하게 된다. 만일 자이로가 1차 벤딩모드의 기울기가 0인 안티노드(antinode)에 장착된다면, 1차 벤딩모드는 측정되지 않을 수 있다. 그러나 추진제 소모에 따라 1차 벤딩모드도 변하게 되어 항상 만족시킬 수 없으며, 벤딩의 경우는 슬로싱과는 달리 3~5 차까지의 모드를 고려해야 된다.

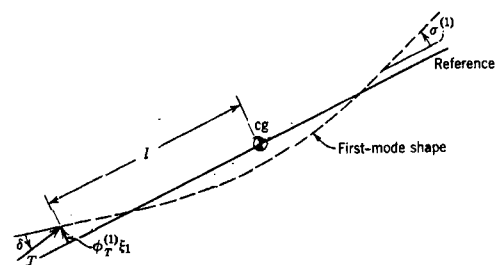


그림 14. 1차 벤딩 모드.



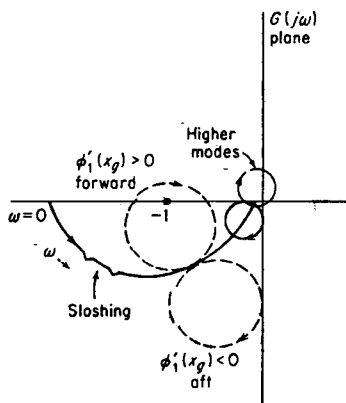


그림 15. 자이로 위치에 따른 1차 벤딩모드 안정성.

대부분의 발사체에서 관성항법장치의 자이로는 노즈부에 위치하고, 감발엔진에 의한 추력벡터제어를 사용하는데 유압구동장치의 동특성과 엔진관성효과를 동시에 고려하면 그림 15와 같이 1차 벤딩모드가 불안정하게 나타난다.

불안정한 벤딩모드를 안정화시키는 방법에는 위상안정화와 이득안정화의 방법이 있는데, 위상안정화는 그림 15와 같이 자이로의 위치를 바꾸거나 위상보상기에 의해 안정화시키는 방법이며, 이득안정화는 노치필터와 같이 불안정한 모드에서의 이득을 감쇄시켜 안정화시키는 방법이다. 페루프의 요구되는 대역폭을 확보하기 위해서는 1차 벤딩모드는 위상안정화, 2차 이상의 고차 모드는 이득안정화 방법이 사용된다. 따라서 대부분의 발사체에서 1차 벤딩모드를 위상안정화시키기 위해 1단 비행중에서는 보조 레이트 자이로를 중간 부분에 설치한다.

센서, 컴퓨터, 구동장치

자세제어를 위해서는 대상이 되는 발사체의 동역학 모델링 뿐만 아니라, 자세제어를 위해 필요한 자이로, 디지털 컴퓨터, 구동장치 등의 하드웨어 동특성 모델도 고려되어야 한다.

일반적으로 자이로는 다른 요소에 비해 가장 넓은 대역폭을 가지며 2차 선형모델로 가정한다. 대부분 자세제어 알고리즘은 디지털 컴퓨터에 소프트웨어로 구현되는데, 이 경우 계산시간 및 입출력 지연에 의해 실제 연속 시스템에 대해 일정시간의시간지연이 발생한다. 이러한 동특성은  $e^{-T_d s}$ 로 표현되며, 그림 16(a)와 같이 주파수 영역에서 크기는 일정하지만, 주파수의 증가에 따라 위상지연이 나타난다.

그리고 자이로와 구동장치로의 입출력은 일정시간 간격으로 이루어지므로, 샘플러 및 ZOH(Zero-order-Hold) 동특성을 가지게 되는데, 그림 16(b)와 같이 주파수에 따라 크기 및 위상 변화를 나타내므로, 안

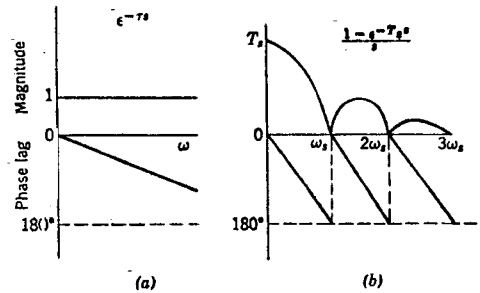


그림 16. 디지털 컴퓨터 동특성.

정성에 영향을 주게 된다.

발사체의 추력벡터제어에는 매우 큰 동력의 구동장치가 요구되는데, 전기모터에 비해 출력 대 중량비가 적고 대역폭이 넓은 유압식 장치가 많이 사용되고 있다. 유압장치는 비선형성을 갖는데, 작동영역에서 선형화하여 자세제어기 설계시에 반드시 동특성을 고려해야 한다.

7. 결론

본 논문에서는 다단발사체의 궤적최적화, 항법 및 유도, 자세제어시스템 설계에 요구되는 동역학 모델링 및 분석 방법에 대해 소개하였다. 다단발사체의 동역학은 기본적으로 강체모드가 불안정하고, 운동이 매우 복잡하고 불안정한 슬로싱 및 벤딩모드 등을 포함하고 있으며, 비행 구속조건이 많아 유도제어시스템의 설계가 매우 어렵다. 또한 설계된 탑재 유도제어시스템은 매우 많은 개수의 하드웨어 및 소프트웨어로 구성되는데, 비행 중 고장이 발생하면 비행을 불가능하게 하는 요소(Flight critical item)이기 때문에, 비행전 지상에서 매우 많은 분석 및 시험이 요구된다.

참고문헌

- [1] S. J. Isakowitz, *International Reference Guide to Space Launch Systems*, 2nd Edition, AIAA, Washington, DC., 1995.
- [2] 최재원, "위성발사체 유도제어시스템," 제어·자동화·시스템공학 학회지, 제 3 권, 제 2 호, pp. 26-33, 1997년 3월.
- [3] 최형돈, "위성 발사체의 유도제어 시스템," 한국항공우주학회지, 제 25 권, 제 6 호, pp.184-189, 1997년 12월.
- [4] J. T. Betts, "Survey of Numerical Methods for Trajectory Optimization," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 21, No. 2, 1998, pp. 193-207.
- [5] B. Wie, *Space Vehicle Dynamics and Control*, AIAA,

- Washington, DC., 1998.
- [6] 노응래, 박정주, 손중관, 이규종, “무궁화위성 발사체의 임무분석,” 한국항공우주학회 춘계학술 발표회 논문집, pp. 381-386, 1996.
- [7] 노응래, 김유단, 이상률, 김학정, “다목적실용위성 발사체의 3 차원 궤적최적화,” 한국항공우주학회 춘계학술발표회 논문집, pp. 518-522, 1999.
- [8] S. C. Garg, L. D. Morrow and R. Mamen, “Strapdown Navigation Technology : A Literature Survey,” *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 1, No. 3, pp. 161-172, 1978.
- [9] P. G. Savage, “Strapdown Inertial Navigation Integration Algorithm Design Part 1: Attitude Algorithms,” *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 21, No. 1, pp. 19-28, 1998.
- [10] P. G. Savage, “Strapdown Inertial Navigation Integration Algorithm Design Part 2: Velocity and Position Algorithms,” *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 21, No. 2, pp.208-221, 1998.
- [11] N. Ishii and H. Yamakawa, “Pitch Angle Modification due to Wind Shear in M-V Rocket First Stage Ascent Trajectory,” *ISAS 7<sup>th</sup> Workshop on Astrodynamics and Flight Mechanics*, pp.183-188, 1997.
- [12] D. C. Chandler, and I. E. Smith, “Development of the Iterative Guidance Mode with Its Application to Various Vehicles and Missions,” *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 5, No. 7, pp. 898-903, 1967.
- [13] D. T. Martin, R. F. Sievers, R. M. O’Brien and A. F. Rice, “Saturn V Guidance, Navigation, and Targeting,” *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 5, No. 7, pp. 891-898, 1967.
- [14] R. L. McHenry, T.J. Brand, A. D. Long, B.F. Cockrell and J. R. Thibodeau III, “Space Shuttle Ascent Guidance, Navigation, and Control,” *The Journal of the Astronautical Sciences*, Vol. XXVII, No. 1, pp. 1-38.
- [15] S. K. Sinha and S.K. Shrivastava, “Optimal Explicit Guidance of Multistage Launch Vehicle Along Three-Dimensional Trajectory,” *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 13, No. 3, pp. 394-403, 1990.
- [16] G. P. Sutton, *Rocket Propulsion Elements*, 6<sup>th</sup> Edition, Wiley-Interscience, New York, 1992.
- [17] C. T. Leondes, *Guidance and Control of Aerospace Vehicles*, McGraw-Hill, New York, 1963.
- [18] A. L. Greensite, *Analysis and Design of Space Vehicle Flight Control Systems*, Spartan Books, New York, 1970. J. H. Blakelock, *Automatic Control of Aircraft and Missiles*, 2<sup>nd</sup> Edition, Wiley-Interscience, New York, 1991.
- [19] Y. Morita and J. Kawaguchi, “Approaches to Control Design of Flexible Structures,” *ISAS 5<sup>th</sup> Workshop on Astrodynamics and Flight Mechanics*, pp.82-87, 1995.
- [20] Y. Morita, J. Kawaguchi, S. Goto and H. Ohtsuka, “Performance of the M-V Attitude Control Algorithm during it’s First Stage Flight,” *ISAS 7<sup>th</sup> Workshop on Astrodynamics and Flight Mechanics*, pp. 304-309, 1997.
- [21] 노응래, 이경원, 오범석, 박정주, 최형돈, 조광래, “중형과학로켓의 자세제어기 설계,” 제 13 차 한국자동제어학술회의 논문집, pp. 1099-1102, 1998.

#### 노 응 래

1989 년 서울대학교 항공우주공학과 (공학사). 1991 년 서울대학교 항공우주공학과 (공학석사). 1991 년 ~ 현재 한국항공우주연구소 (현재 선임연구원). 1997 년 ~ 현재 서울대학교 항공우주공학과 박사과정. 관심 분야는 발사체 시뮬레이션 및 궤적 최적화, 과학 로켓 성능 및 비행 분석, 자세제어 분석 및 탑재 소프트웨어 개발.

#### 김 유 단

1983 년 서울대학교 항공우주공학과 (공학사). 1985 년 서울대학교 항공우주공학과 (공학석사). 1990 년 미국 Texas A&M University 항공우주공학과 (공학박사). 1990 년 ~ 1991 년 Texas A&M University 연구원. 1992 년 ~ 현재 서울대학교 항공우주공학과 (현재 부교수). 관심분야는 비행체 자세제어시스템 설계, 발사체 궤적 최적화, 유연구조물 제어, 항공기 고장허용 제어시스템 설계.