

## 액체과학로켓 유도제어시스템 개발

최형돈\*, 선병찬, 정호락

\*한국항공우주연구소

### 1. 서론

한국항공우주연구소에서는 1990년부터 1998년까지 고체로켓을 사용한 1단형 및 2단형 과학로켓을 개발하여 발사시험에 성공한 바 있다. 액체과학로켓 사업은 이들 과학관측로켓 개발을 통하여 얻어진 기술을 바탕으로 새로운 액체 추진기관을 도입한 액체과학로켓을 개발하는 사업으로서, 국가 우주개발 중장기 계획에 의거한 독자 인공위성 발사체 개발에 필요한 필수 기술을 확보하기 위한 것이다. 이러한 액체과학로켓의 1차 개발모델(기본형)의 외형은 그림 1과 같다.

로켓용 액체엔진은 액체산소를 산화제로, 케로신을 연료로 사용하며, 헬륨가스로 가압된 추진제를 연소실로 공급하여 추력을 발생시키도록 설계되어 있다. 엔진 연소시 로켓의 피치 및 요 자세제어는 추력방향을 변화시켜 수행하게 되며, 롤 제어는 질소 가스를 이용한 추력기를 사용한다. 1단과 2단(탑제부)사이의 단분리 후에는 추력기를 사용하여 탑제부의 3축 자세제어를 하며 이 구간 동안 과학 관측을 수행하게 된다. 이 후에 스피ن 추력기를 사용하여 탑제부를 롤 방향으로 회전시키게 되며, 충분한 롤 회전이 얻어졌을 때 고체 모터를 점화시킨다. 기본형의 경우 직경은 1m, 길이는 13.8m이며 무게는 약 5.6톤이다. 액체과학로켓의 주요 임무는 과학 측정으로서 대기관측을 위한 과학측정장비들이 로켓의 탑제부에 탑재되어 있다. 단분리 후에 작동을 시작해서 한반도의 표준대기상태와 미소중력 환경을 측정하고, 궤도환경의 이온층을 탐사하며, 태양 및 천체 X-선을 관측하게 된다.

액체과학로켓 사업의 유도제어시스템 개발이라는 측면에서 볼 때, 액체연료 김발엔진, 탑제부 제어 등 1,2단형 과학로켓에서 생각할 수 없었던 개념들이 적용되고 있으므로 새로운 개념의 유도제어시스템 개발이라는 어려운 과제를 안게 되었다고 해도 과언이 아니다. 더구나, 1,2단형 과학로켓 개발사업에서는 선진국으로부터 쉽게 들여 올 수 있었던 제어시스템 관련 핵심 장비들이 액체로켓 개발사업에서는 미사일기술통제정책(MTCR) 등의 영향을 받게 되어 부득이 국내기술로 개발할 수 밖에 없는 상황이 되었다. 각 제어시스템의 설

계 사양 결정에서부터 성능 평가에 이르기까지 가능한 시행착오를 줄이고 궁극적으로 로켓의 비행성능을 보장하도록 국내 기술로 제어시스템을 개발해야 하는 것이다

이에, 본 논문에서, 액체로켓용 유도제어시스템의 구성과 국내 개발 과정에서 요구되는 여러 가지 설계 사양 및 조건 등 지금까지 축적된 액체로켓용 제어시스템 관련 기술들에 대해 살펴보고 이후의 국내 개발 기술의 도약을 위한 발판을 마련하고자 한다. 2절에서는 액체로켓 유도제어시스템의 개요와 전반적인 구성에 대해서 설명하고 3절부터 신체적인 제어 장치의 구조와 형상에 대해 설명하고자 한다.

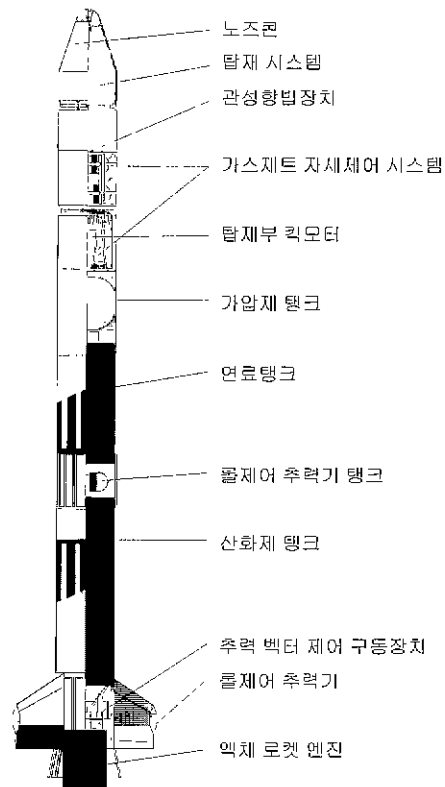


그림 1. 액체과학로켓의 외형.

## 2. 액체로켓 유도제어시스템 개요

로켓의 성공적인 임무 수행을 위해서는 비행 중인 로켓의 안정성 및 궤도제어, 자세제어 등을 위한 제어시스템이 필요하다. 기본형 액체로켓의 경우, 1단의 제어를 위해 김발형 구동장치와 가스 추력기를 채택하고 있고 2단부인 탐제부의 제어를 위해서는 피치, 요, 롤 각각에 대해 독립적인 가스 추력기 시스템을 구축하였다.

일반적인 비행체의 경우, 1 단 제어를 위한 시스템은 두 가지 형태로 구현 가능하다. 로켓의 몸체에 부착된 날개 또는 핀에서 발생하는 공기력을 제어해서 필요한 제어 모멘트를 얻는 공력 제어방식이나, 추진기관 및 추력기에서 발생하는 추력을 제어해서 필요한 제어 모멘트를 얻는 추력 제어방식을 사용할 수 있다. 하지만, 공력 제어방식의 경우에는, 공기가 존재하는 저고도 구간에서 충분한 동압(Dynamic Pressure)이 형성되어야만 사용가능하므로 액체로켓의 특성상 충분한 속도를 얻을 수 없는 발사 초기 영역이나 단분리가 일어나는 고고도의 공기가 희박한 영역에서는 그 효율성을 장담하기 어렵다. 따라서, 1단의 도달 고도가 높아질수록 공력 제어 방식 보다는 추력 제어 방식을 선호하는 경우가 많다.

추력 제어 방식으로는, 주엔진의 구조에 따라 두 가지 형태로 채택 가능하다. 주엔진의 추력은 로켓의 몸체 방향으로 고정하고서 별도의 자세제어용 추진기관을 사용해서 제어하는 방법과 주엔진이나 엔진 노즐의 방향을 직접 변화시켜서 제어 모멘트를 발생시키는 방법이 있다. 실제 구현을 위해서 전자의 경우, 피치, 요, 롤의 3축 제어를 위해 각각의 추력기 시스템을 구축해야 하며, 후자의 경우에는 엔진을 움직이기 위한 구동장치와 롤 축 제어를 위한 별도의 추력기 시스템이 필요하다. 각 방식에 따라 장단점이 있지만, 대부분의 발사체에 있어서 후자인 추력벡터제어(TVC, Thrust Vector Control) 방식을 선호하고 있다. 대기 중을 비행하는 1단 로켓의 특성상, 추가적인 추력기의 부착 위치에 따라서 공기력과 상호작용이 달라지고 경우에 따라서는 그 효율성을 장담하지 못하는 경우도 흔히 발생하기 때문이다.

추력벡터제어의 원리는 고체로켓이나 액체로켓 모두 비슷하다. 액체로켓에 있어서는 추력실 자체가 비교적 작기 때문에 추력실 전체를 움직여서 추력벡터를 제어하는 김발엔진이 많이 사용되지만, 고체로켓에 있어서는 모터 자체가 크고 무거울뿐더러 로켓과의 구조적 연결 문제 때문에 엔진 자체를 김발시킬 수는 없으며 노즐만 움직여 주는 방법을 사용하게 된다.

추력벡터제어 장치는 여러 가지 방법이 개발되어 사용되고 있는데 이들은 크게 기계적인 방법과 2차유체 주입 방법으로 나눌 수 있다. 기계적인 방법에 있어서는 엔진 또는 노즐을 움직이거나, 제트 흐름 속에 베인과 같은 부품을 삽입하여 추력의 방향 변화를 일으키게 하

는 방법이 있다. 2차유체 주입 방법은 후레온 등의 유체를 노즐 확산부의 구멍으로부터 내부에 분사시켜서 내부 흐름에 충격파를 발생시킴으로써 노즐 내에 불균일한 압력 분포를 만들어 주어 이것이 횡방향 추력으로 나타나게 하는 방법이다. 이 방식은 응답 특성이 빠른 반면 분사 유체와 공급장치의 중량이 늘어 구조 효율이 악화되고 큰 추력 여유각이 얻어지지 않는다는 단점이 있다.

이상과 같은 상황에서 국내에서 개발 중인 액체로켓의 1단 제어는 추력벡터제어 방식을 채택하고 있으며, 추력벡터제어 장치로서 엔진 전체를 김발시킬 수 있는 유압식 구동장치와 롤 축 자세제어를 위한 냉가스 추진 시스템을 개발하게 된 것이다.

한편, 공기가 희박한 고고도나 대기권 밖에서의 비행을 목표로 하고 있는 2단의 경우에는, 환경의 특성상 추력 제어 방식으로 제어시스템을 구성한다. 2단부의 자세제어를 위한 방식으로는, 스핀(Spin) 안정화 방식과 추력기를 이용한 3축 자세제어방식이 있을 수 있다. 스핀 안정화 방식은 2단부를 적절한 각속도로 회전시켜 각 방향으로의 자세오차를 평균적으로 감소시키는 방안이며, 3축 자세제어방식은 2단부를 스핀시키지 않고서 피치, 요, 롤의 3축 자세각을 각각 제어해서 안정화시키는 방식이다. 현재 개발 중인 액체로켓의 경우, 두 가지 방식의 제어를 모두 채택하고 있다. 2단 연소 전의 무동력 비행 상황에서의 제어를 위해 별도의 추력기 시스템을 사용하게 되며, 고체모터 추진 구간에 대해서는 스핀 안정화 방식을 적용하게 된다. 고체모터 김발링을 위한 구동장치와 추력기 시스템을 동시에 구축하는 것은 무게 대비 성능이나 경제성 측면에서 비효율적이므로 2단 모터용 구동장치는 고려하지 않고 있다.

연소 초기부터 높은 추력을 발생시키는 고체모터의 특성상, 소량의 추력비정렬오차가 존재하게 되면 시간에 따라 자세각 오차가 급속히 증가하는 오차특성을 가지게 되므로 스핀안정화를 통해 오차의 증가를 방지하는 것이 가장 경제적인 제어시스템이라 할 수 있다. 스핀을 가하는 방식으로는, 1단과 2단사이의 단분리가 수행될 때 스핀모터를 동작시켜서 단시간에 원하는 각속도를 발생시키는 것이 가장 효율적이다. 스핀모터의 사용을 통해 2단부의 제어시스템을 단순화시키고 결과적으로 탐제체의 중량 증가를 도모할 수도 있다. 하지만, 현재의 국내 개발 기술상 스핀모터의 개발에는 많은 시일이 소요될 것으로 예상되므로 적용이 용이하지 않은 것이 현실이고, 대안으로서 가스제트 방식의 추력기를 2단에 설치해서 스핀을 가하는 방식을 고려하고 있다. 이에 따라, 개발 중인 액체로켓의 2단부 제어시스템은, 피치, 요, 롤 3축 자세제어를 위한 추력기 시스템과 함께 스핀을 발생시키는 추력기 시스템으로 구성되고 있다.

액체로켓 제어에 사용되는 제어 알고리즘으로는, 김

발 구동장치에 대해서는 비례미분(Proportional-Derivative) 제어기와 같은 선형제어기를 사용하고 있고, 추력기 제어를 위해서는 ON/OFF 명령 생성을 위한 비선형 방식의 스위칭 제어기를 적용하고 있다. 일반적으로 비선형 방식의 스위칭 알고리즘을 제어기로 구현하는 경우 Deadband만을 가지는 단순한 형태의 릴레이보다는 채터링(chattering)에 의한 추력기의 고주파수 스위칭 현상을 방지하기 위해 Hysteresis와 Deadband를 동시에 가지는 Schmidt Trigger Relay 혹은 추진제 소모량을 줄이고 정밀한 제어를 하기 위한 PWM(Pulse Width Modulation), PWPF(Pulse Width Pulse Frequency) Modulator, Derived Rate Modulator와 같은 알고리즘이 많이 이용된다. 제어시스템의 성능과 하드웨어 구현 가능성 등을 고려해서 시스템에 적합한 알고리즘을 최종적으로 선택해야 한다. 현재, 개발 중인 로켓 모델에 대한 6자유도 시뮬레이션 분석 및 시험용 모델에 대한 여러 가지 테스트를 통해 최적의 제어기 설계를 도모하고 있다.

### 3. 김발 구동장치의 설계와 시험

#### 3-1. 작동기 요구 구동력 설계

액체로켓용 유압식 구동장치를 개발하는 데 있어서 가장 중요한 것은 작동기의 요구 구동력 설계이다. 김발 엔진 구동에 영향을 미치는 인자들의 해석을 통해 설계할 작동기의 최대 구동력을 구할 수 있는데, 이러한 인자들에 대해 자세히 살펴보면 다음과 같다.

##### (1) 엔진의 관성질량에 의한 영향

로켓이 기동함에 따라 엔진의 관성질량에 의해 반대방향의 힘 및 모멘트가 야기되어 구동장치에 전달되므로 구동장치 구동력 설계시에 반드시 고려해야만 한다. 엔진의 관성질량에 의한 모멘트는 로켓의 기동 및 상태량에 따라서 크기와 방향이 정해지므로 로켓의 비행상태에 따른 모든 원인들을 함께 고려할 경우 그 형태가 다소 복잡해진다. 보통, 제어설계 시에도 이러한 영향을 고려하는 경우가 많은데, 제어설계를 위해서는 엔진 김발링에 의해서 발생하는 모멘트 성분인 TWD(Tail-Wags-Dog) 모드만을 고려하는 방안이 많이 사용된다. 하지만, 구동장치 설계에 있어서는 실제적인 효과를 가늠할 수 있는 한 정확히 고려해서 충분한 크기의 요구 구동력을 계산할 필요가 있으므로 로켓이 기동함에 따라 엔진으로부터 상대적으로 발생하게 되는 모든 관성항들을 고려해야만 한다. TWD 모드 외에 고려 가능한 관성 모드들을 정리해 보면 다음과 같다.

- 1) 로켓이 선형 가속할 경우에 엔진의 관성질량으로 인해 반대쪽으로 당기는 힘이 작용한다.
- 2) 로켓이 회전운동을 하게 되면, 엔진의 관성질량에 의해 반대 방향의 회전성분도 존재한다.

- 3) 로켓에 벤딩이 발생하게 되면, 김발 현저점에서 발생하는 벤딩의 반대방향으로 엔진의 관성질량에 의한 힘이 발생한다.
- 4) 연료소모에 따라 변하는 로켓의 무게중심 변화와 같은 미소한 차이까지 감안한다면 좀더 복잡한 형태의 엔진 관성력 및 모멘트 식이 필요하다.

##### (2) 김발 베어링 마찰력의 영향

엔진의 최대 추력이 발생하여 김발 베어링에 작용할 때 엔진의 회전을 위해서는 김발 베어링의 마찰력보다 큰 구동력으로 엔진의 회전 구동을 해야 하므로 구동장치의 구동력 설계시에 반드시 고려해야 할 부분이다. 실제적으로는 엔진이 김발링하고자 하는 방향의 반대쪽으로 모멘트가 발생해서 작동기에 영향을 주게 된다.

##### (3) 추력비정렬오차에 의한 영향

엔진의 연소 중에 발생하는 추력은 이상적인 경우라면 김발 베어링에 모든 추력이 전달되지만 실제 연소 중에 나타나는 추력은 엔진 상부에 균일하게 분포되지 않아 추력 비정렬 오차에 의해 발생하는 회전 모멘트가 작동기에 전달되게 되므로 작동기의 요구 구동력 설계시에 고려하여야 한다.

##### (4) 엔진노즐의 공력특성에 의한 영향

엔진 노즐 자체의 공력 특성에 의해, 로켓이 받음각을 갖거나 김발이 회전하게 되면 공력에 의한 모멘트가 구동장치에 전달되게 되므로 이를 작동기 설계시에 반드시 고려하여야 한다. 엔진에 걸리는 공력부하를 최소화시켜 구동장치의 작동을 보장하기 위한 방안으로 로켓 몸체 하단부의 직경을 넓혀 노즐이 직접적으로 공기유동에 침착하지 않도록 설계를 변경하기도 하지만 이 경우에도 엔진이 최대 김발 회전각을 가질 때에는 상당히 큰 공력 모멘트가 걸리게 된다.

국내 개발 중인 액체로켓에 대해 이상과 같은 인자를 고려하여 계산한 결과 작동기는 약 12,000 N 이상의 구동력이 요구되었다. 김발링을 위한 작동기의 회전 반경을 0.275m로 설계할 경우 구동장치 시스템의 구동 토크는 약 3300 N.m가 된다.

#### 3-2. 구동장치 시스템 설계사양

구동장치 시스템의 가장 중요한 설계사양으로는 작동기의 구동력 외에 시스템의 작동 주파수 대역 및 최대 김발 각속도 등을 들 수 있다. 제어명령이 100 Hz로 생성되므로 구동장치의 동특성이 충분히 빨라야만 원하는 비행성능을 얻을 수 있다. 외국의 사례를 보면, 구동장치의 주파수 대역이 5 ~ 10 Hz 정도이며, 현재 국내에서 액체로켓용 김발 구동장치로 개발 중인 것은 5 Hz 정도이다. 로켓 전체의 무게 증가와 국내 개발 기술의 현실을 감안한 결과이다. 실제 로켓의 임무수행에 대

한 적합성은 다양한 시뮬레이션과 평가시험을 통해 분석이 이루어지고 있다.

김발 최대 각속도의 경우에는, 구동장치의 주파수 대역이 결정되면 바로 계산 가능하다. 구동장치를 구성하는 서보밸브, 피스톤, 및 유량 공급 등에 물리적인 작동 한계가 존재하므로 주파수 대역을 맞추기 위해 각 부품을 선정하게 되면, 김발 최대 각속도는 유일하게 결정되어진다. 로켓의 구동장치를 5 Hz 정도의 주파수 대역을 가지도록 설계한 경우, 작동기의 최대 회전 각속도는 50 °/초로 계산된다.

이외의 설계사양으로서 김발링 시의 최대 회전각이 있을 수 있는데, 현재 ±8 °로 설계하고 있으며, 위치 정확도는 0.1 °로 하였다.

### 3-3. 구동장치 하드웨어 구성

피치 및 요 방향의 2 자유도를 가질 수 있도록 상호 독립된 2 축의 작동기 구조를 가지고 있는데, 전반적인 구성은 다음과 같다.

#### (1) 유압 서보 작동기

유압 시스템의 공급 압력을 200 기압으로 하였으며, 압력 손실을 고려하여 계산한 결과 피스톤 수압 면적은 8 cm<sup>2</sup>가 나왔다. 이 경우 작동기의 유효 Stall Force는 약 15,600 N이 된다. 최대 회전각 ±8 °를 만족시키기 위한 작동기의 작동 범위는 ±38.4mm가 되어야 하는데 기구학적 비선형성 및 Rigging Margin을 고려하여 유압 작동기의 Stroke를 ±40mm로 설계하였으며, 중립시 작동기의 Pin to Pin 길이는 490mm로 하였다. 이와 같이 설계되어 제작된 유압 작동기의 구성 및 외형은 그림 2와 같다.

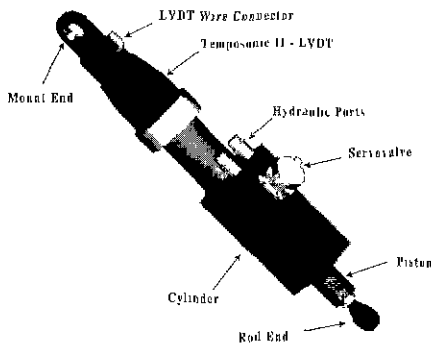


그림 2. 유압 서보 작동기의 구성.

#### (2) 서보 밸브

구동장치 시스템 설계사양을 고려하여 피스톤의 최대 선속도를 구하면 0.24m/초가 되고, 이러한 선속도 및 위에서 계산한 피스톤 수압 면적을 사용하면 유압 시스템 최대 유량이 구해진다. 최대 유량은 3.05 gpm으로 계산되었으며, 이러한 조건을 만족시킬 수 있는 밸브로서

Moog Standard Series 31 서보 밸브를 선정하였다.

#### (3) 위치 검출용 센서

구동장치의 자세제어 피드백 루프를 구성하기 위한 위치 검출용 센서로서 LVDT를 사용하였다. 특히 로켓 발사 초기에는 엔진과 로켓 기체 축과의 정렬 (Alignment) 상태 확인이 필수적인데 이를 위하여 절대 위치 방식 LVDT를 사용하여 구동장치가 항상 중립 위치를 기억할 수 있도록 구성하였다. LVDT의 위치 정확도는 ±0.05mm이며 그 외형은 그림 3과 같다.

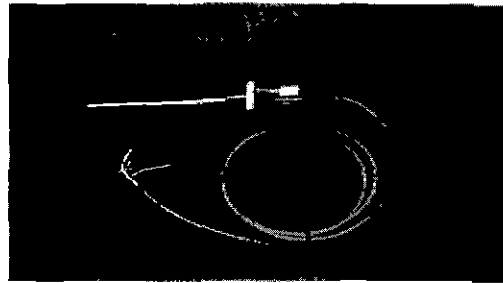


그림 3. LVDT의 외형.

#### (4) Power Package

Power Package의 용량을 결정하기 위하여 최대 동력을 계산한 결과 약 7.5 KW가 나왔으며, 이러한 조건을 만족시키는 발사체 전용 EMDP (Electrical Motor Driven Pump)를 Power Package로 선정하였다.

#### (5) 저유기

본 연구에서 개발된 작동기는 모두 Balanced 형상이므로 저유기 용량은 작아도 된다는 판단 아래 저유기 용량 설계의 기준을 운용주기동안의 열 발생량만을 수용할 수 있도록 하였으며, 구동장치 시스템 중량 절감을 위하여 열교환기를 제거한 형태로 설계하였다. 기계적 마찰 및 누설 가능성을 최소화하기 위하여 우주항공용 Metal Bellows 방식으로 개발하였으며 용량은 2000 cc, Boost Pressure는 약 40 psi이다. 이러한 저유기의 외형이 그림4에 나와 있다

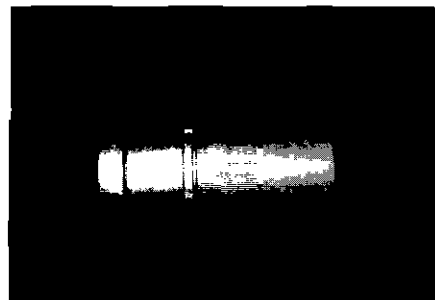


그림 4. 벨로우즈 형 저유기 형상.

#### (6) 축압기

축압기는 구동장치 작동기 2축이 동시에 최대 동력을

로 구동할 때 Power Package 공급동력 여유율이 부족할 경우를 대비하여 작동기 1축이 한 번의 완전 행정분에 대한 에너지를 보유할 수 있도록 선정하였다.

(7) 배터리 및 PCU (Power Control Unit)

본 연구에서의 구동장치의 동력원은 배터리를 사용하는 방식으로 설계하였으며 정격운용시간을 10분으로 하고 지상에서의 반복 실험을 위하여 2차 전지 (Ag-Zn) 를 적용하였다. PCU는 Power Control 모듈, Telemetry 모듈 및 서보 제어기 모듈로 구성된 3개의 모듈로 설계하였다. Power Control 모듈은 배터리로부터의 전원을 이용하여 구동장치 시스템에 필요한 전압으로 변환 공급하는 기능을 수행하며, Telemetry 모듈은 구동장치의 중요 동작 신호를 0에서 5V의 전압으로 변환시켜 로켓 탑재부의 Telemetry 시스템에 전달시켜 주는 역할을 하게 된다. 서보 제어기 모듈은 로켓 탑재부로부터 구동명령을 받아 구동장치를 제어할 수 있도록 피드백 루프로 구성된 제어기와 서보 앰프로 되어 있다.

(8) 전체 형상

위와 같은 설계를 통하여 개발된 유압식 구동장치의 외형은 그림 5와 같다.

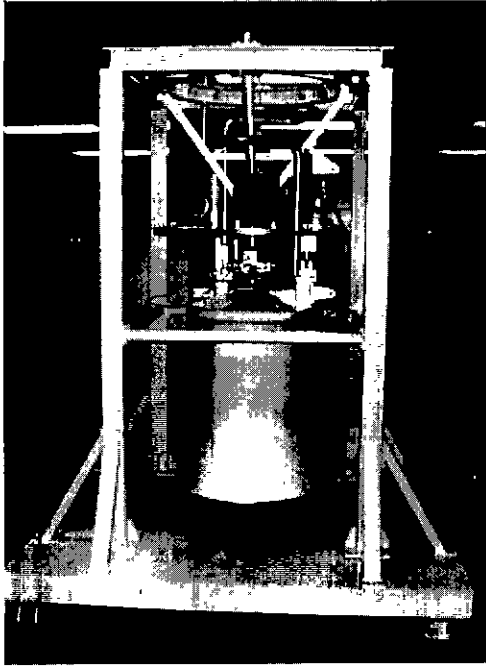


그림 5. 유압식 김발 구동장치의 외형.

3-4. 구동장치 동특성 및 적합성 분석

설계된 구동장치가 액체로켓의 실제 비행상황에 적합할지는 6 자유도 시뮬레이션 및 실시간 모의시험 (HILS, Hardware In the Loop Simulation)을 통해 분석이 이루어진다. 본 연구에서 고려 중인 실시간 모의시험은 그림 6과 같다. 실시간 컴퓨터에서 계산된 로켓 다이나

믹스에 따라 3축 모션테이블을 구동하면 그에 따른 각속도 및 가속도가 관성항법장치(INS)에서 측정된다. 측정된 각속도 및 가속도 정보를 이용해 항법컴퓨터에서는 현재의 위치, 속도 및 자세각 정보를 계산하게 되며, 제어 알고리즘에 따라 구동장치에 구동명령을 전달하게 된다. 한편, 로켓의 기동에 의해 구동장치에 작용하는 모멘트 성분은 실시간 컴퓨터에서 계산되어 Load Simulator를 통해 구동장치에 하드웨어적으로 전달되게 된다.

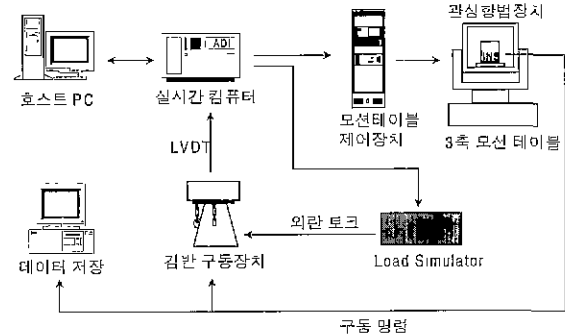


그림 6. 구동장치 실시간 모의시험.

6 자유도 시뮬레이션이나 실시간모의시험에 사용되는 시뮬레이션 프로그램을 개발하기 위해서는 로켓의 전반적인 다이내믹스를 가능한 한 정확히 모사할 수 있는 모델이 준비되어 있어야만 한다. 로켓의 강체 및 공력 모델 외에, 고도에 따른 대기 밀도, 온도 및 압력 등을 표현하기 위한 대기 모델, 액체 연료의 출렁임 현상에 대한 슬로싱 모델, 추진기관 및 외란에 의해 발생하는 진동 현상을 표현하기 위한 멘딩 모델, 로켓의 기동 및 엔진의 김발링 등에 의해 발생하는 엔진 편성력 모델, 김발 구동장치 모델 및 김발 구동장치에 작동하는 외란 토크 모델, 자이로 및 가속도계 모델, 자세제어 및 스펜을 위한 추력기 모델, 실제 발사장 상황 모사를 위한 바람 모델 등을 모두 고려할 수 있어야만 한다.

이상의 모델들 중에 구동장치 모델은 구동장치 시제품에 대한 시험이 수행되면서 그 모델이 확정되어 가고 있는 중이다. 구동장치의 경우, 서보앰프 다이내믹스, 피스톤 다이내믹스 및 유량방정식 등을 포함한 6차의 비선형 방정식 형태로 모델링 가능한데, 시뮬레이션 분석의 관점에서 보면, 로켓의 전 비행 상황 분석에 걸리는 계산시간 및 수치적인 안정성 등의 문제를 고려해야 하므로 비선형 미분 방정식 형태의 구동장치 모델은 부적합하게 되며, 선형모델로 근사시키는 과정이 요구되기도 한다. 비선형 모델에 대한 시뮬레이션 데이터 또는 실제 구동장치 모델에 대한 실험 데이터를 이용해서 2차 또는 3차의 선형 모델을 구하는 방안이 많이 사용되고 있다. 근사방법으로는 최소사승법이나 Maximum Likelihood 기법 등을 적용할 수 있는데, 시간 영역의 입출력 데이터를 이용해서 선형방정식의 파라미터를 추

정하는 방안이나 주파수 영역의 크기 및 위상을 측정해서 전달함수 형태를 추정하는 방안이 있다. 6차의 비선형 모델을 선형화하게 되므로 경우에 따라서는 주파수 영역별로 오차가 커지는 경우가 발생하게 되는데, 이 때는 저차의 전달함수로 저주파수 영역에 대해 근사를 수행한 다음에 고주파수에 대해서 가중최소자승법 등을 적용함으로써 추가적인 다이내믹스를 구하는 방식이 보다 효율적인 것이다. 그리고, 주의할 점은 실제 구동장치 모델의 경우 구동장치에 가해지는 입력 및 외란토크의 크기에 따라 다이내믹스의 특성이 달라진다는 점이다 즉, 하나의 선형 모델은 그 설계점에 대한 결과만을 제공할 수 밖에 없고, 정확한 근사를 위해서는 모든 설계점에서의 근사를 수행한 후 각각의 파라미터에 대해 보간해서 시뮬레이션 등에 적용해야만 한다.

구동장치 개발 이전의 6 자유도 시뮬레이션 분석을 통해, 로켓의 주어진 임무 수행에 필요한 구동장치 동특성을 파악함으로써 적절한 설계 사양을 제시할 수가 있다. 이러한 시뮬레이션에서는 구동장치의 정확한 모델을 미리 알 수가 없으므로 2차나 3차의 선형모델을 이용해서 구동장치 모델의 컷오프(cut-off) 주파수를 변화시키면서 로켓의 안정성 및 성능을 해석해 봄으로써 구동장치 동특성에 대한 최소 사양을 제공하게 된다. 액체 로켓의 경우에는, 구동장치 설계 선형연구를 위한 시뮬레이션 분석을 위해 2차의 선형모델을 가정하고 외란토크의 크기에 따라 모델의 고유주파수 및 피스톤의 최대 속도가 빈하는 형태의 구동장치 모델을 사용한 바 있다. 그 결과, TWD 모드, 외란토크, 슬로싱, 뱀딩, 바람 및 추력비정렬 오차 등의 영향을 고려할 때 구동장치의 무부하 고유주파수가 3.5 ~ 4 Hz 이상이어야만 로켓의 성공적인 비행이 가능하다는 판단을 내릴 수 있었다.

#### 4. 추력기 시스템의 설계와 시험

##### 4-1. 자세제어 추력기 설계사양

자세제어용 추력기 시스템을 설계하기 위해서는 성능요구사항, 형상요구사항, 기타 요구사항 등을 고려하여 설계하여야 한다.

###### (1) 성능 요구사항

로켓의 주어진 임무 수행을 위한 최소 사양으로서 총 추력이나 공칭 추력(Nominal Thrust), 최소 임펄스 비트(Minimum Impulse Bit), 임무주기(Duty Cycle) 등에 대한 설계 조건을 고려해야 된다. 로켓의 체계 관점에서 설계되는 값들이며, 실제 비행 시에 예상되는 외란의 크기나 로켓 다이내믹스에 대한 시뮬레이션 분석 등을 통해 결정되는 경우가 많다. 특히, 2단부의 비행공간에는 탑재부품 및 구조물의 조립시 존재하는 조립공차에 의한 오차, 추력비정렬오차, 비행환경 상의 외란 등으로 인해

외부교란 모멘트가 발생하게 되므로 이러한 외부교란 모멘트보다 큰 제어 모멘트를 발생시킬 수 있도록 추력기가 설계되어야만 한다. 외란 모멘트를 발생시키는 주요 오차요인으로는 추력비정렬오차를 들 수 있는데, 추진시스템에 대한 분산분석 해석 및 연소시험 등을 통해 그 값을 예측할 수 있다. 로켓의 롤, 피치, 요 3축 제어에 필요한 추력의 크기는 외란 모멘트의 크기 외에, 제어하고자 하는 각 축의 관성 모멘트 및 요구 자세제어 시간 등에 의하여 결정된다.

총 임펄스는 로켓의 전 비행시간에 걸쳐서 자세제어에 필요한 임펄스의 총합이며, 최소 임펄스 비트는 추력기 제어시스템의 정밀제어 능력을 결정하는 요소로서 추력기 벨브의 개폐 반응시간과도 연관된다. 로켓의 주어진 임무에 따라 적절한 정밀도를 가지도록 설계하여야 한다. 제어시간, 유량, Duty Ratio 등이 결정되면 추력기 작동에 사용될 질소 가스량 또한 계산 가능하다.

###### (2) 형상 요구사항

형상 요구사항으로는 외형치수 제약사항, 장착위치, 추력기의 정렬오차 범위, 시스템의 무게 등을 들 수 있다. 일반적으로, 시스템의 외형설계는,

- 1) 시스템이 가용한 공간 내에 탑재될 수 있도록 설계되어야 하고,
- 2) 다른 탑재체와의 접촉이나 간섭 등을 피할 수 있도록 고려되어야 하며,
- 3) 각 시스템의 무게가 각각에 할당된 무게를 초과하지 않도록 이루어져야 한다.

특히, 로켓의 전체 구조 설계 시에, 추력기 노즐, 추력기용 탱크, 배관 등의 장착공간 및 조립공간을 확보하는 것이 중요하다.

###### (3) 기타 요구사항

기타 요구사항으로는 가스탱크의 작동압력 및 누출(Leakage) 등이 있다. 탱크의 작동압력은 추력기의 작동압력과 직접적인 연관성을 가지고 있다. 추력기의 작동압력이 높아지면 이에 비례하여 탱크의 압력도 높아야 하므로 그만큼 높은 고압에 견딜 수 있도록 탱크의 구조강도를 높여야 하며, 탱크의 무게도 그만큼 증가하게 된다. 따라서, 이러한 조건에 대해서도 추력기 설계시에 반드시 고려해야만 한다.

이상과 같은 관점에서, 1단부 네 개의 핀 끝단에 22 N 추력기 2 개씩을 부착(총 8개)해서 1단부의 롤을 제어하도록 하고, 2단부에는 피치 제어에 22 N 추력기 2 개, 요 제어에 22 N 추력기 2 개, 롤 제어에 22 N 추력기 4 개를 사용하도록 설계하였다.

##### 4-2. 스핀안정화 추력기 설계 사양

스핀안정화 추력기를 설계하는 데는 앞서의 일반적

사양 외에, 스핀속도, 원하는 스핀속도를 얻기까지의 시간, 추력 특성에 따른 최종 낙하점 오차, 장동(Nutation) 등을 동시에 고려해야만 한다.

(1) 작동시간

스핀용 추력기에서 발생시키는 추력의 크기가 클수록 원하는 스핀속도에 도달하는 시간이 짧아지고 비행 시퀀스가 단순화되는 잇점이 있다. 하지만, 실제 제작상의 문제로 인하여 개발할 수 있는 추력의 크기는 제한될 수 밖에 없다. 작은 추력의 추력기를 오래도록 작동시키게 되면, 스핀속도에 도달하는 시간이 길어지게 되며 그 구간에서 발생하는 오차요인들이 복합적인 현상을 가지고 증가하게 된다. 따라서 가능한 한 큰 추력의 추력기를 짧은 시간 내에 작동시키는 것이 중요하다.

(2) 장동(Nutation)

스핀용 추력기가 작동하기 이전에 자세각 및 자세각 속도 오차가 존재할 경우에는, 스핀이 가해지게 되면 오차들이 스핀축을 기준으로 평균화되면서 2단부에 장동(Nutation)을 발생시키는 특성이 있다. 장동의 크기가 크면 대기권 진입시 공기력과의 상호작용에 의해 낙하점 예측이 어려워지는 문제가 발생하게 된다. 최악의 경우, 통제가 되고 있는 해상이 아닌 다른 곳에 낙하하게 되어 큰 사고를 유발할 수도 있다. 따라서, 시스템의 구성에 따라서는 장동 제어가 필수적인 항목이 되어야만 한다.

(3) 스핀속도

2단부의 적정 스핀속도는 낙하점 오차 분석과 같은 6자유도 시뮬레이션을 통해 이루어져야만 한다. 액체파워로켓의 비행시퀀스를 살펴보면, 2단부에 스핀을 주기 위해 추력기를 작동시키는 구간, 이후 스핀을 정상상태로 유지하기 위한 구간, 곧이어 7 초 동안의 고체모터 작동구간이 차례로 포함되어 있다. 이 구간들에서의 오차 증가 양상을 시뮬레이션 등을 통해 살펴보면서 적절한 스핀속도를 결정해야 한다. 일반적으로, 스핀 추력기 작동 구간에서는 고체모터가 점화되지 않은 상태이므로 오차가 발산하지 않고 영을 기준으로 진동하는 현상을 가지게 되지만, 고체모터가 점화하게 되면 추력비정렬오차 등이 복합적으로 영향을 미치게 되어 오차가 점점 커지는 현상을 가지게 된다. 따라서, 최종 낙하점 오차에 가장 지배적인 요소는 고체모터 연소시의 오차항이 되며, 고체모터 작동구간에서의 각속도 및 자세각 오차 증가가 최소가 되도록 스핀속도를 결정해야만 한다. 스핀의 주파수에 따른 오차증가가 고체모터 연소가 끝나는 시점에서 최소가 되도록 스핀속도를 정하는 것이 가장 바람직하다.

이러한 관점에서 본 연구에서는 2 Hz 이상의 스핀을 목표로 44N 추력기 4개를 2단부에 설치해서 7초정도 작동시키는 것으로 설계하였다.

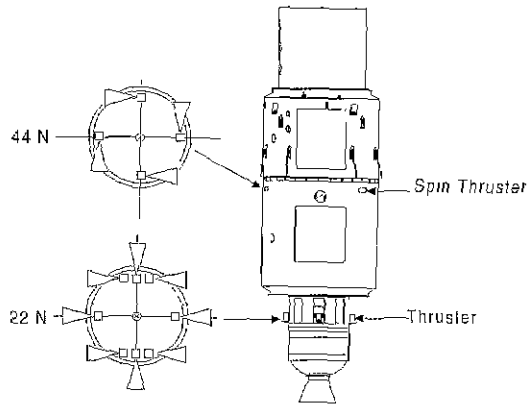


그림 7. 2단부의 추력기 배치.

이론적으로는 200 N 추력기를 1.5 초 정도 사용하거나 100 N 추력기를 3 초 정도 사용하는 것이 보다 유리하지만, 현재 개발 가능한 추력기의 한계(44N) 및 추력기 개수 증가에 따른 고장 위험성 증가 등을 감안해서 44 N 추력기 4개를 부착하는 방식으로 결정하게 된 것이다. 2단부에서 사용되는 추력기 시스템은 그림 7과 같이 배치되어 있다.

4.3. 추력기 하드웨어 구성

액체로켓용 추력기 시스템은 냉가스(Cold Gas) 추진 시스템으로서, 고압으로 저장된 질소나 헬륨 등 비활성 기체를 노즐로 분사시켜 추력을 발생시키도록 설계되어 있다. 냉가스 추력기 시스템은 추진체를 이용한 추력기 시스템에 비해 비추력은 낮지만 시스템 구성의 단순성으로 인한 제작성, 안정성, 비용 등의 측면에서 유리하다.

자세제어용 추력기 시스템과 스핀안정화 추력기 시스템은 구성 요소 및 구조에 있어서 동일한데, 자세히 살펴 보면 다음과 같다.

(1) 고압 탱크

그림 8과 같이 구형으로 구성된 가스 저장 탱크로서 20.7 MPa(3000 psi)이상의 고압을 견딜 수 있도록 티타



그림 8. 추력기용 고압 탱크.

뉴으로 설계되어 있다 지름은 31.6 cm이고, 두께는 0.004 m 로서 무게가 개당 6 kg 정도이다.

(2) 압력조절기

4.14 MPa(600 psi)이상의 공급압력에 대해 출력되는 가스의 압력을 2.07 MPa(300 psi)의 일정한 값이 되도록 조절한다. 출력되는 가스의 유량은 0.1814 kg/sec(0.4 lbf/sec) 정도가 된다 압력조절기 자체의 무게는 1.066 kg(2.35 lbf) 정도로서 그 형태는 그림 9와 같다.

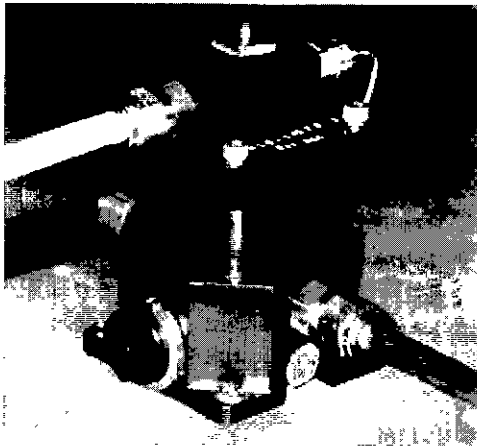


그림 9. 압력조절기(Regulator) 외형.

(3) 솔레노이드 밸브

ON/OFF 구동 명령이 28V 전원으로 공급되면 솔레노이드 밸브가 개폐 동작을 수행하게 되어 추력기 노즐을 통해 가스가 분출되게 된다. 반응시간은 20 msec 이하이고, 구동 압력은 2.07 MPa(300 psi)이며, 나오는 가스의 유량은 0.081 kg/sec(0.18 lbf/sec)이다. 형태는 그림 10과 같다.

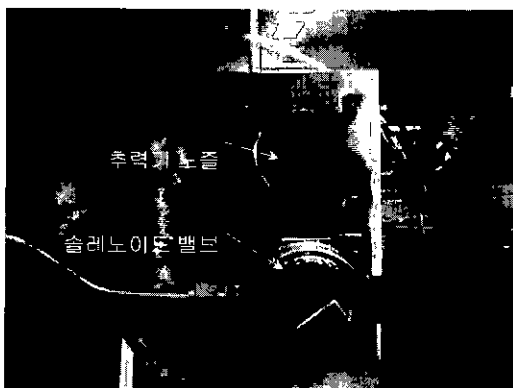


그림 10. 솔레노이드 밸브와 노즐.

(4) Power Control Unit

추력기 시스템에 사용되는 각종 센서류 및 밸브 등에

서 요구되는 선압을 생성하고 구동시키는 전기전자적인 회로이다. 관성항법장치로부터 계산된 추력기 ON/OFF 명령에 따라 솔레노이드를 작동시키기 위해 28V 전원을 공급하게 되며, 압력센서, 온도센서, 및 OP-AMP 등에 10V, 5V, 15V 등의 전원을 제공해 주기 위해 DC/DC 변환 기능을 가지도록 설계되어 있다.

(5) 센서류

가스의 소모량이 증가함에 따라 감소하게 되는 탱크 내압과 출력단의 압력을 측정해서 추력을 예측하기 위한 목적으로 압력센서와 온도센서를 장착한다. 압력센서로는 3.45 MPa(500 psi)까지의 저압측정을 위해 KULITE 사의 XT-190 시리즈 제품을 고려하고 있고, 34.5 MPa(5000 psi)까지의 고압측정을 위해 PAINE사의 211-15-060-04 모델의 사용을 고려하고 있다. 온도센서로는 RTD-810과 같은 저항온도 감지센서를 고려 중이다.

4.4. 추력기 성능 및 적합성 분석

개발된 추력기 시스템이 주어진 로켓의 임무 수행에 적합할지는 여러 가지 평가시험을 통해 분석된다. 1단 물 제어를 위한 추력기 평가장치는 그림 11과 같이 구성된다.

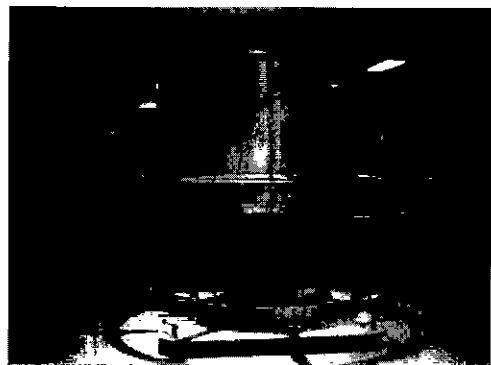


그림 11. 1단 물 자세제어시스템 평가장치

저항력이 거의 없는 에어베어링 위에 실제 발사될 로켓의 물 축 관성(Inertia)과 동일한 관성을 가진 구조물을 설치하고, 추력기 위치도 실제 장착되는 위치와 동일한 모멘트 암(Arm)을 갖도록 구성한다. 구조물의 회전 각 및 회전각속도를 측정하고, 컴퓨터에서는 주어진 제어기 특성에 따라 추력기 ON/OFF 명령을 생성한다. 생성된 명령에 따라 솔레노이드 밸브가 개폐되어 추력기가 작동하면서 구조물의 자세제어가 이루어진다. 2단부의 추력기 평가장치도 비슷한 형태로 구성 가능하다. 이러한 평가장치를 통한 시험으로 추력기의 성능 뿐만 아니라 설계된 제어기 소프트웨어의 특성에 대한 분석도 이루어지게 된다. 실제 비행환경에서의 적합성 여부를



판단하기 위해서는 비행시 발생 가능한 진동, 온도, 압력 등에 따른 다양한 환경시험을 수행하기도 하며, 다른 시스템과의 연계시험을 위해 HILS를 거치기도 한다.

한편, 추력기 시스템이 가지는 여러 오차 요인들로 인한 낙하점 오차 분석 등은 실제 실험으로는 수행 불가능하므로 6 자유도 시뮬레이션을 통해서 이루어진다. 앞에서 나열한 여러 사양을 기준으로 2단부의 추력기 시스템에 대한 낙하점 오차 분석 결과를 간략히 정리하면 다음과 같다. 먼저, 스핀 자체에 의해 최종 낙하점 오차가 2 km 정도 발생하는 것으로 분석된다. 1°의 추력기 부착각도 오차 및 10%의 양쪽 추력기 크기 불균형 오차에 의해 1.7 km 정도의 낙하점 오차가 유발되고, 조립성 등의 문제로 인해 추력기를 탑재부의 무게중심으로부터 50 cm 아래쪽에 부착할 경우에는 낙하점 오차가 1.5 km 정도 증가한다. 그리고, 2단부 고체모터의 추력 비정렬오차가 0.3° 존재할 경우에 낙하점 오차가 4.5 km 정도 증가되는 것으로 분석된다. 따라서, 2단부에서의 모든 오차 요인들로 인해 발생 가능한 최종 낙하점 오차는 10 km 정도이다. 여기서의 낙하점 오차는 각 오차요인들의 조합에 의해 발생 가능한 최악의 경우로서, 스핀이 없는 경우를 기준 세적으로 가정한 결과이다.

## 5. 맺음말

본 논문에서는, 국내에서 개발 중인 액체화학로켓용 유도제어시스템의 설계와 구조 및 시험에 대해 정리해 보았다. 액체로켓 제어들을 위한 여러 장치들이 국내기술로 개발되는 상황에서 고려해야 할 사항들에 대해 많이 언급하였으며, 하드웨어적인 구조 및 평가방법 등에 대해서도 살펴보았다. 현재, 개발된 장치들을 토대로 여러 가지 평가시험을 수행하고 있는 바, 시험결과에 따라서는 발사 이전에 미진한 부분에 대한 수정도 불가피할 것으로 예상된다.

액체화학로켓 개발을 통해 축적될 여러 가지 기술들은 분명히 후일 인공위성 발사체를 개발하는 데 있어서 커다란 초석이 될 것이다. 위성발사체 개발로 가면서 모든 시스템이 대형화될 수 밖에 없지만 기본적인 개발 개념이 달라지는 것은 아니므로 액체화학로켓 개발을 통해 축적된 경험을 토대로 보다 개선된 시스템 구축이 가능하리라 판단한다. 물론, 로켓의 대형화에 따라 새롭게 요구되는 시스템 개발도 있을 것이다. 예를 들어, 액체화학로켓의 2단부 스핀을 위해 부착된 추력기 시스템을 스핀 모터로 대체하지 않으면 안 되는 상황이 발생할 수도 있다. 로켓 개발이라는 국가적인 사업을 진행함에 있어서 개발 당사자들의 노력은 필수적이겠지만 그 외 국내의 전반적인 기술 개발 노력이 뒷받침되지 않으면 성공을 기원하기 어려울 것이라는 점은 너무나 자명하다.

## 참고문헌

- [1] 채연석 외, "3단형 화학로켓 개발사업 (III)", 과학기술처, 2000
- [2] H. E. Merritt, *Hydraulic Control System*, John Wiley & Sons, Inc., Cincinnati, Ohio, 1967.
- [3] *Moog Type 30 Nozzle-Flapper Flow Control Servovalves*, Moog Inc., East Aurora, New York.
- [4] A. L. Greensite, *Analysis and Design of Space Vehicle Flight Control Systems*, Spartan Books, 1970.
- [5] 束口實, 石谷久, "L-4 T-1, L-4 S-4, 5 에 관한 자세제어," 동경대학 우주항공연구소 보고, 제 8 권, 제 2 호, 1972.
- [6] G. P. Sutton, "Rocket Propulsion Elements." *John Wiley & Sons, Inc.*, 1992.

## 최형돈

1981년 서울대학교 기계공학과 (공학사). 1983년 한국과학기술원 기계공학과 (공학석사). 1988년 한국과학기술원 기계공학과 (공학박사) 1988년부터 1991년까지 한국원자력연구소에서 한국형 경수로 개발사업에 참여하였음. 1992년부터 1993년까지 한국항공우주연구소에서 1단형 화학로켓 개발사업에 참여하였음. 1994년부터 1997년까지 한국항공우주연구소에서 중형화학로켓 개발사업에 참여하였음. 1998년부터 현재까지 한국항공우주연구소에서 액체화학로켓 개발사업의 유도제어시스템 개발 책임을 맡고 있음.

## 선병찬

1991년 서울대학교 항공공학과 (공학사). 1993년 한국과학기술원 항공우주공학과 (공학석사). 1997년 한국과학기술원 항공우주공학과 (공학박사). 1997년부터 1999년까지 서울대학교 자동제어특화연구센터에서 연구원으로 있으면서 유도제어 연구를 수행하였음. 1999년부터 현재까지 한국항공우주연구소 유도제어연구그룹에서 연구원으로 일하고 있음. 전공분야는 비행역학 및 제어로서 현재 한국항공우주연구소 액체로켓 개발사업의 유도제어시스템 분석 및 실시간모의시험 업무를 담당하고 있음.

## 정호락

1997년 한양대학교 제어계측공학과 (공학사). 1999년 한양대학교 제어계측공학과 (공학석사). 1999년부터 현재까지 한국항공우주연구소 유도제어연구그룹에서 연구원으로 일하고 있음. 전공분야는 비행체 유도 알고리즘 개발이며, 현재 한국항공우주연구소 액체화학로켓 개발사업의 탑재부 제어시스템 개발업무를 담당하고 있음.