

# 해외 상용발사체의 RCS 개발 동향

김인태\* · 이재원\* · 서 혁\*

## Current technology status for the Reaction Control System of Launch Vehicle

In-tae Kim\* · Jae-won Lee\* · Hyuk Seo\*

### ABSTRACT

The function of the Reaction Control System include roll, pitch and yaw control of the launch vehicles and fine control maneuvers and precision upper stage orientation before separation of one or more payload. This paper describes the overview of commercial launchers, current technology trend for RCS of launch vehicles, and development status of medium class thruster for RCS.

### 초 록

발사체 RCS는 발사체의 롤, 피치, 요방향의 자세제어뿐만 아니라 상단의 자세제어를 담당하는 핵심 부품으로서 발사체의 임무요구조건에 따라 하이드라진을 이용한 단일추진제, UDMH/NTO를 이용한 이원추진제, 그리고 소형발사체의 경우 GN2를 이용한 냉가스시스템 등으로 분류된다. 본 연구에서는 해외 상용발사체를 중심으로 발사체에 대한 간략한 소개 및 RCS에 적용되는 최신 기술, 개발현황 등에 대해 기술하였다.

Key Words: 발사체(Launch Vehicle), 자세제어시스템(Reaction Control System), 하이드라진 추력기(Hydrazine Thruster), 상단(Upper Stage)

### 1. 서 론

위성을 원하는 궤도에 진입시키기 위한 발사체의 경우, 대부분 다단 구성으로 되어있으며 현재 국내에서 개발 중인 KSLV-1의 경우에는 액체엔진을 이용하는 1단과 고체 모터를 이용하는 2단으로 구성되어 있다. 발사체는 비행시퀀스에 따라 3축 자세제어 및 롤 축 자세제어 등을 수

행하는 시스템이 필요하며 각각의 요구조건에 맞추어 TVC(Thrust Vector Control), Vernier 엔진, 그리고 추력기 자세제어 시스템 등이 적용된다. 현재 KSLV-1에서는 상단의 자세제어 시스템으로 TVC 및 냉가스(Cold Gas)를 이용한 추력기 자세제어 시스템(RCS, Reaction Control System)이 적용되고 있다.

이처럼 발사체에서는 고유한 임무 요구조건 및 발사체 주엔진 시스템과의 연관성을 고려하여 각기 다른 RCS를 이용하고 있으며 본 연구에서는 해외 상용 발사체 RCS의 최신기술 동향

\* (주)한화  
연락처, E-mail: itkim9057@hanwha.co.kr

및 개발 현황에 대해 소개하고자 한다.

## 2. 해외 상용발사체 RCS 기술 동향

본 기술동향 연구에서 살펴본 발사체로는 현재 상용화되어 발사체시장에서 주로 이용되고 있는 유럽의 Ariane 5, VEGA 발사체와 러시아의 Soyuz, Proton 발사체, 미국의 소형위성 발사체로 사용되고 있는 Pegasus, Taurus 등의 발사체 위주로 살펴보았다.

### 2.1 Ariane-5

가. 개요

Ariane Space사가 운용중인 Ariane 발사체는 Ariane-1을 시작으로 현재 Ariane-5에 이르렀으며 확장형인 Ariane-5 ECA형의 경우에는 지구 정지궤도(GTO, Geostationary Transfer Orbit) 기준 10톤에 해당하는 탑재체(Payload)를 궤도에 안착시킬 수 있는 대형발사체이다.

Ariane-5의 경우 Fig. 1에서 보는 바와 같이 3단으로 구성되며 1단의 고체 로켓 부스터(SRM)와 2단의 액체 Vulcain 2엔진, 그리고 3단 Upper stage로 AESTUS 엔진을 이용한다.

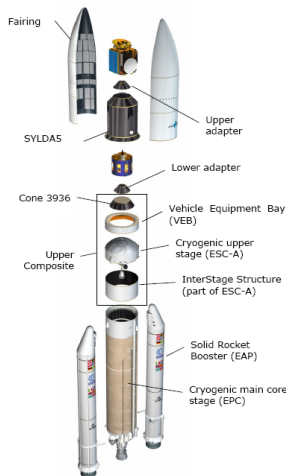


Fig. 1 Ariane-5 Configuration

나. Attitude Control System(ACS)

Ariane-5 RCS는 400N Hydrazine thruster로

구성되며 임무 미션에 따라 3~4개의 추력기로 구성된 2개의 모듈로 VEB 주위에 위치하게 된다. VEB는 Ariane-5 주엔진과 상단(upper stage) 사이에 위치하며 직경 5.4m, 높이 1.56m로 1.4톤의 구조물 무게를 갖는다. 400N ACS의 기능은 고체로켓 부스터의 분리 후에 발사체의 roll, pitch 제어를 포함한다. 이어서 위성체의 분리 전에 정밀한 상단 회전(orientation)과 미세 조종 기동(fine control maneuver)에 사용된다. 추력기는 VEB 내부에 위치한 추진제 탱크로부터 하이드라진을 공급받으며 미션에 따라서 2~4개의 탱크가 사용된다. 각각의 58 liter 탱크는 39kg의 하이드라진을 포함할 수 있으며 이륙시 질소가스에 의해 가압된다. Ariane-5 RCS의 기본 구조 및 형상은 Fig. 2와 같다.

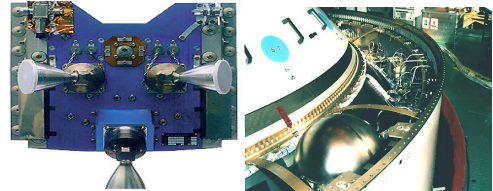


Fig. 2 Integration of 400N ACS to the Ariane-5 VEB

### 2.2 VEGA

가. 개요

1998년 이후로 이탈리아 우주기구(Italian Space Agency)와 유럽우주국(ESA)은 소형발사체 VEGA 프로젝트를 진행해왔다. VEGA의 구성은 총 4단으로 구성되며 1~3단의 고체로켓과 4단의 이원추진제 액체엔진을 이용한다. VEGA는 1500kg의 위성을 700km 고도의 타원궤도에 올리기 위해 경제적으로 설계되었으며 최신의 저비용 기술을 적용하여 비용, 신뢰도, 유용성면에서 최적의 조건을 갖고 기존의 Ariane 생산 설

비를 이용하여 검증된 하드웨어를 사용함으로써 최적의 시너지 효과를 갖도록 하였다.

#### 나. Altitude and Vernier Upper Module (AVUM)

AVUM은 VEGA의 4단으로 3단 비행을 안내하고, 궤도진입을 완료하며 진입 정확도를 증대하고 궤도 기동과 위성체 분리를 위해 설계되었다. 이를 위해 최대 5회의 다단계화가 가능한 이원추진제 시스템을 이용한다.

AVUM의 주 추진시스템은 NTO/UDMH를 사용하는 한 개의 RD-869엔진을 사용하며 우크라이나의 Youznoye사가 제작하였으며 압력조절 공급 방식이다. 추진제는 4개의 동일한 142 liter의 티타늄 탱크에 보관되어있으며 2개는 산화제인 NTO, 2개는 연료인 UDMH를 이용한다. NTO의 총 중량은 367 kg, UDMH의 경우에는 183kg이다. 추진제 탱크는 가스 헬륨에 의해 가압되며 각 탱크는 엔진 작동시에는 최대 6 bar, 운용조건에서는 35.6 bar까지 가압된다. 가스 헬륨은 1개의 87 liter 용기에 보관된다.(MEOP 310 bars) AVUM 및 하이드라진 RACS에 대한 형상은 Fig. 3과 같다.

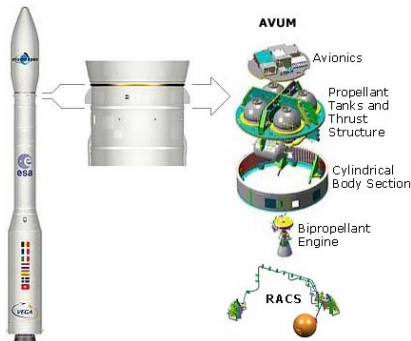


Fig. 3 Exploded view of AVUM stage

하이드라진 RACS(Roll & Attitude Control System)는 AVUM 4단에 위치하며 발사체의 롤 제어 및 AVUM의 3축/스핀업 제어등의 목적으로 사용된다. Ariane-5와 같이 VEGA RACS의 다목적 기능을 위해 blow-down 모드의 하이드라진 bladder tank와 AVUM에 장착된 추력기 클러스터가 이용된다. 다만 다른 점은 Ariane 5

ACS의 경우, 임무 미션에 따라 2개 혹은 4개의 bladder tank와 3개 혹은 4개의 추력기 장착된 2개의 모듈을 이용한다. 그러나 VEGA RACS의 경우 하나의 bladder tank와 2개의 추력기 모듈을 이용하게 된다. 이를 위해 총 6개의 200N 추력기가 사용되며 압력센서 및 latch 밸브, 필터 및 오리피스를 이용한다. VEGA RACS에 대한 Schematic은 Fig. 4와 같다.

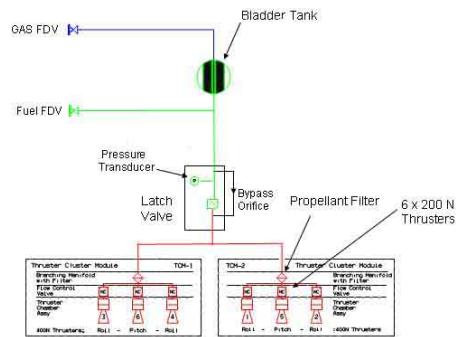


Fig. 4 VEGA RACS Schematic

### 2.3 Soyuz

#### 가. 개요

러시아의 대표적인 발사체인 Soyuz의 경우, 현재 러시아뿐만 아니라 유럽의 우주발사센터인 프랑스령 가이아(French Guiana)에서 발사를 위한 준비 작업이 진행되고 있다. 이는 기존의 Ariane-5를 이용한 대형위성의 발사뿐만 아니라 소형위성을 위한 VEGA, 그리고 mid-class를 위한 Soyuz 발사체를 함께 운용함으로써 모든 범위에 대한 발사체 지원이 가능하고자 하는 ESA의 전략이 포함되어 있다. 유럽의 발사체 시리즈에 대한 성능은 Table 1과 같으며 Soyuz의 형상은 Fig. 5와 같다.

Table 1. European launcher family

Launcher	VEGA	Soyuz	Ariane-5 Generic	Ariane-5 ECA
Orbit	SSO/LEO	GTO	GTO	GTO
Payload, kg	1500	3000	6600	10000

SSO/LEO: Sun-synchronous Orbit/Low Earth Orbit,  
GTO: Geostationary Transfer Orbit

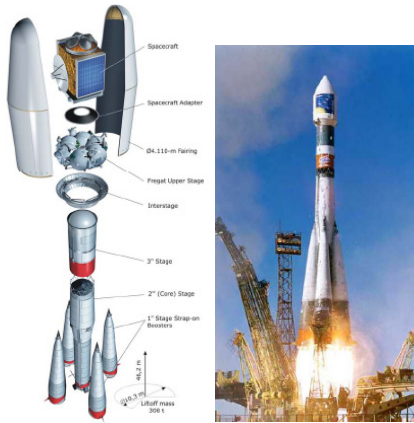


Fig. 5 Soyuz Configuration

Soyuz 발사체는 4단 액체엔진으로 구성되며 4개의 부스터로 구성된 1단, 2단의 core engine, 3단 엔진, 그리고 4단의 FREGAT Upper stage로 되어있다.

#### 나. FREGAT Upper stage

4단의 FREGAT는 자율적이고 유연한 시스템으로 운영하기 위해 설계되었다. 상단은 6개의 용접된 1.8mm 원형 탱크로 구성되며 aluminum alloy (AMG-6) 재질을 이용한다. 구조적인 지지를 위해 8개의 트러스를 형태를 이용한다. 추진 시스템은 NTO/UDMH를 이용하는 이원추진제 주엔진으로 구성된다. 주엔진과 더불어 FREGAT는 3축 자세제어 및 주엔진 점화전 추진제안정화 목적으로 12개의 하이드라진 추력기를 사용한다. pitch/yaw 방향으로 8개의 50N 하이드라진 추력기를 사용하며 roll 방향으로 4개의 50N 하이드라진 추력기를 이용한다. 추력기는 탱크의 상단부에 4개의 클러스터로 구성되어 있으며 최대 85 kg의 하이드라진이 탱크에 보관되어 있다.

FREGAT는 재점화가 가능한 상단으로 (비행 중 6번과 함께 최대 20번까지 재점화가 가능) 하단부와 독립적이며 다른 발사체와도 호환가능하다. 모스크바 근교에 위치한 NPO Lavotchkine 사가 FREGAT의 생산을 책임지며 설비는 10~15개월의 생산기일에 연간 8개까지의 생산이 가능하다. FREGAT에 대한 형상은 Fig. 6과 같다.

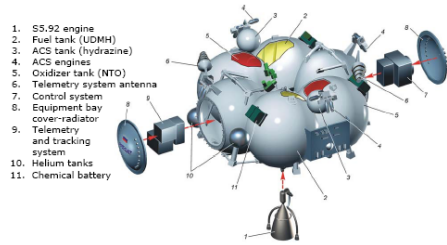


Fig. 6 Soyuz FREGAT Overview

## 2.4 Proton

### 가. 개요

Proton 발사체는 International Launch Service (ILS)사에서 운영하고 있으며 미국의 LMC (Lockheed Martin Corp.)사의 Atlas와 러시아의 Proton, 개발 중인 Angara 등을 서비스하고 있다. Proton의 경우 3단의 Proton M 모델과 4단의 Proton M Breeze M 모델로 구분된다. 모든 엔진은 NTO/UDMH를 이용한 액체엔진을 사용하며 기본 형상 및 구조는 Fig. 7과 같다.

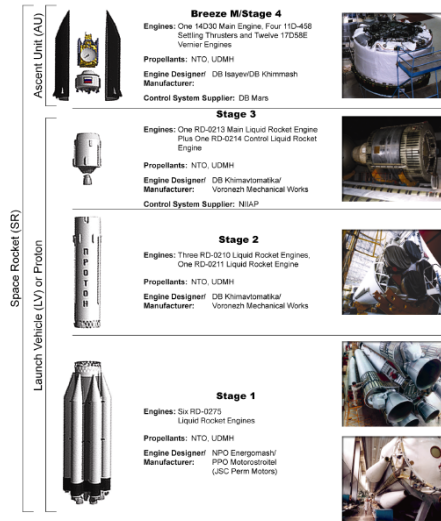


Fig. 7 Proton Configuration & Hardware

### 나. Breeze M upper stage

Breeze M upper stage의 경우, 1개의 펌프공급, 김벌방식의 주엔진(19.6 kN, 14D30)과 주엔진의 임펄스 보정(impulse adjustment)을 위한 4개의 추력기(392.2N, 11D458), 12개의 자세제어용(attitude control) 추력기(13.3N, 17D58E)로 구

성된다. 높이 2.65m, 직경 4.0m이며 구조물의 무게만 2,370 kg이고 추진제의 중량만 해도 19,800kg이나 된다. Breeze M의 추진시스템에 대한 구성 및 형상은 Fig. 8과 같다.

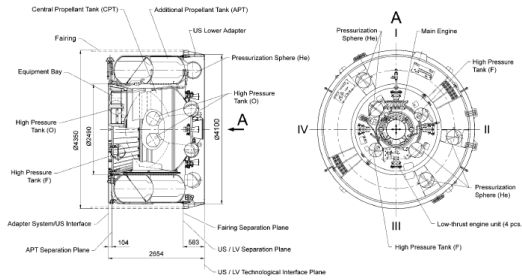


Fig. 8 Proton Breeze M Layout

## 2.5 Pegasus (Air Launch System)

가. 개요

Pegasus는 소형위성을 궤도에 올리기 위한 비용절감적인 방법으로 개발되었으며 미국의 OSC (Orbital Science Corp.)사가 운용하고 있다. 3단의 Pegasus는 최대 1,000 lbf의 소형위성을 저궤도에 올릴 수 있다. Pegasus XL은 wing타입으로 3단의 고체로켓 부스터를 이용하며 중량 23,130 kg, 길이 16.9m, 직경 1.27m이고 날개 길이는 6.7m이다. Pegasus는 고도 11,900m(39,000 ft) 이하 0.82에서 분리된다. 이후 5초 후에 1단 모터가 점화되며 자동유도 및 비행제어시스템에 의해 원하는 궤도에 올려지게 된다. 또한 선택사양으로 4단으로 HAPS의 하이드라진 액체추진시스템을 사용하기도 한다. Pegasus XL에 대한 기본적인 형상은 Fig. 9와 같다.

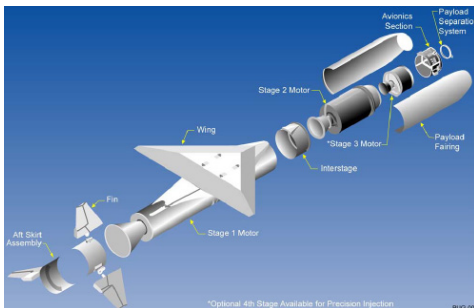


Fig. 9 Pegasus XL Configuration

## 나. Attitude Control System & HAPS

항공기로부터 분리된 이후 Pegasus의 자세제어시스템은 자동 조정된다. 1단의 비행 중에는 Fin Actuator System (FAS)가 사용되며 2단과 3단에서는 로켓 노즐의 TVC와 GN2 RCS가 사용된다. 이때 TVC에 의해 pitch와 yaw 제어가 수행되며 GN2 RCS에 의해 roll 제어가 사용된다.

Hydrazine Auxiliary Propulsion System (HAPS)라 불리는 4단의 액체추진시스템이 선택 사양으로 사용될 수 있으며 HAPS는 단일추진제 시스템으로 blowdown 모드로 사용한다. HAPS는 비행 검증된 EWR-127-1 티타늄 탱크와 3개의 45 lbf REA (Rocket Engine Assemblies), redundantly initiated pyrotechnic isolation valve가 사용된다. HAPS의 사용으로 정확성의 향상뿐만 아니라 고도의 증가도 이룰 수 있으며 Fig. 10에서 HAPS에 대한 형상을 볼 수 있다.

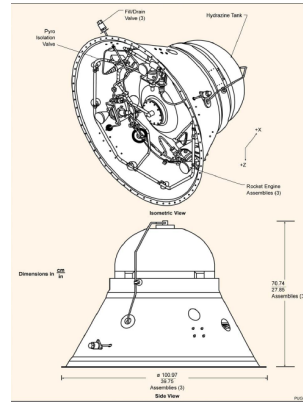


Fig. 10 Pegasus HAPS

## 2.6 Taurus I & II

Taurus는 초기에 DARPA의 Standard Small Launch Vehicle (SSLV) program을 만족하기 위해 시작되었다. Taurus는 4단의 고체로켓을 사용하며 1단의 경우 ATK Thiokol caster 120 SRM을 이용한다. 2~4단의 경우 Pegasus 프로그램에 사용된 고체로켓을 지상발사체인 Taurus에서도 이용한다. RCS의 경우, 앞서 살펴본 Pegasus와 동일한 GN2 RCS를 사용하는 것으로 알려져 있으며 국내에서는 1999년 다목적실용위



성 1호(KOMPSAT-1)의 발사에 Taurus I 발사체가 이용되었다. Taurus I에 대한 시스템 조립 형상은 Fig. 11과 같다.



Fig. 11 Taurus I Integration

Taurus II는 2단의 발사체로 최대 5750 kg의 중형급 위성체를 궤도에 안착하기 위해 개발 중이며 Orbital사의 heritage를 갖는 Pegasus, Taurus, Minotaur의 경험과 시설을 이용하는 것으로 알려져 있다. Taurus II의 시스템 특성은 고체와 액체엔진의 결합을 통해 임무 요구조건에 만족하고자 하며 '10년 첫 발사를 예정하고 있다. OSC사가 주계약자로 참여하며 Yuzhnoye, Aerojet, ATK사 등이 참여하고 있다.

Taurus II의 형상 및 성능은 Fig. 12와 같으며 아직 개발 중인 단계라 자세한 사양은 공개되지 않고 있으나 1단의 경우 2개의 액체엔진(액체산소와 케로신, AJ26-62 engine)을 사용하고 2단의 경우, 고체로켓(ATK Castor-30)을 이용하며 선택 사양으로 이원추진제를 이용하는 궤도진입 추진 시스템(Orbit Raising Kit)으로 구성될 예정이다.

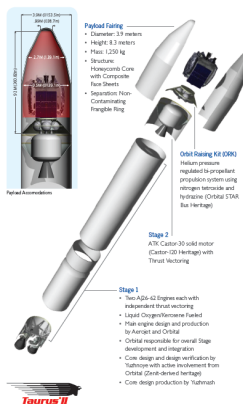


Fig. 12 Taurus II Configuration

### 3. 결 론

앞서 상용 발사체 RCS의 개발동향에서 살펴본 바와 같이 RCS는 사용목적 및 방법, 그리고 발사체의 미션에 따라 다양하게 적용될 수 있다. 대체로 발사체의 각 단별 roll, pitch, yaw 방향의 자세제어에 이용되며 최종적으로 탑재체의 임무 궤도 진입에도 RCS가 사용된다. 유럽의 Ariane-5와 같은 대형발사체의 경우에는 400N급의 하이드라진 추력기가 사용되었으며 러시아 발사체의 경우에는 Soyuz와 같이 50N급의 하이드라진 추력기를 사용하기도 하지만 Proton과 같이 상단 주엔진과 함께 이원추진제 추력기를 공유하기도 한다. 또한 미국의 Pegasus나 Taurus와 같이 소형발사체의 경우에는 질소를 이용한 냉가스 추력기를 사용하기도 한다.

발사체 RCS의 개발시 이러한 복합적인 요소(발사체의 임무미션, 주엔진과의 연관성, RCS의 요구조건 등)에 대한 검토가 수반되어야 한다고 판단되며 향후에는 해외 상용 RCS에 적용된 추력기에 대한 특성 및 개발현황에 대해 좀더 깊이 있게 분석해보고자 한다.

### 참 고 문 헌

1. 김지훈, 정호락, 전상운, 최형돈, "KSLV-1 상단 냉가스 추력기 시스템의 구성 부품 설계", 한국항공우주학회 추계학술대회, 2006.
2. 정호락, 김지훈, 전상운, 최형돈, "KSLV-1 상단 추력기 자세제어시스템 조립 및 시험절차", 한국항공우주학회 추계학술대회, 2006.
3. Ariane-5 User Manual
4. VEGA User Manual
5. EADS astrium space propulsion  
<http://cs.astrium.eads.net/sp>
6. Soyuz User Manual
7. Proton User Manual
8. Pegasus User Manual
9. Taurus User Manual