

特輯論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 44(8), 668-674(2016)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2016.44.8.668

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

한국형발사체 이후 우리나라의 우주발사체 개발 방향 및 기술 발전 전망

조상범*, 이기주, 선병찬

Development Directions of Succeeding Launch Vehicles of KSLV-II and Outlooks for Technology Advancement

Sangbum Cho*, Keejoo Lee and Byung-Chan Sun

Korea Aerospace Research Institute

ABSTRACT

In this paper the development directions of the next generation launch vehicle program following KSLV-II has been discussed, which are to be executed after year 2020 according to the Medium and Long Term Plan for National Space Development. Also, several areas of technology advancement have been identified for the successful development of the LVs. The next generation LV must aim for not only the high performance but also for low cost as well as high reliability in order to compete against global commercial launch service providers. To this end, the next generation LVs program shall capitalize on many anticipated accomplishments of the KSLV-II program such as the 75 ton class LOX/kerosene rocket engine.

초 록

본 논문에서는 우주개발 중장기 계획에 따라 2020년 이후 한국형발사체의 후속으로 계획된 정지궤도위성 발사체와 대형 위성 발사체의 개발 방향에 대한 논의와 이를 구현하기 위해 요구되는 발사체 기술들에 대해 전망한다. 차세대 발사체는 고성능화뿐 아니라 저비용 및 고신뢰도를 목표로 세계 위성 발사 서비스 시장에서 경쟁할 수 있는 발사체로 개발되어야 하며, 이를 위해 75톤 급 케로신/액체산소 로켓 엔진 등 한국형발사체를 통해 확보된 발사체 기술 기반 및 개발 성과를 활용하고 발전시키는 방향으로 개발되는 것이 바람직하다.

Key Words : KSLV-II(한국형발사체), Geostationary Satellite Launch Vehicle(정지궤도 위성 발사체), Heavy Launch Vehicle(대형 발사체), Medium and Long Term Plan for National Space Development(우주개발 중장기 계획), Technology Roadmap(기술 로드맵)

† Received : April 20, 2016 Revised : July 7, 2016 Accepted : July 15, 2016

* Corresponding author, E-mail : sbcho@kari.re.kr

I. 서 론

2013년에 제정된 우주개발 중장기 계획(제2차 우주개발진흥 기본계획 수정)에는 우리나라의 2020년까지의 구체적인 우주개발 계획과 함께 2040년까지의 우주개발 비전 및 목표가 제시되어 있다. 그 중 우주 발사체 분야에서는 1단계로 현재 개발이 진행 중인 한국형발사체(KSLV-II)를 통해 1.5톤급 실용위성을 태양동기궤도에 투입할 수 있는 능력을 확보하여 발사체 기술 자립을 하며(~20년), 2단계에서 3톤급 실용위성을 지구정지궤도에 투입할 수 있는 발사체를 개발하여 발사 서비스 시장에 진출하고(~30년), 3단계에서 5~6톤급 실용위성을 정지궤도에 투입할 수 있는 대형 발사체를 개발하여 대형 우주구조물을 우주 공간에 투입하는 능력을 확보하는 것을(~40년) 목표로 하고 있다.

본 논문에서는 이와 같이 제시된 발사체 분야의 우주개발 중장기 계획에서 제시된 목표를 달성하기 위한 우리나라의 발사체 개발 방향에 대해 논의하고 이를 실현하기 위해 요구되는 발사체 핵심 기술들에 대해 전망해 본다.

II. 본 론

2.1 차세대 발사체의 개발 방향

우주개발 중장기 계획에서 대략적으로 제시된 차세대 발사체들의 투입 성능 목표는 다음과 같다. (본 논문에서는 편의상 '30년 목표인 정지궤도 위성 발사체는 KSLV-III, '40년 목표인 대형 위성 발사체는 KSLV-IV로 지칭한다.)

- KSLV-II: SSO 1.5톤 이상, LEO 2.6톤 이상
- KSLV-III: GTO 3톤 이상, LEO 8톤 이상
- KSLV-IV: GTO 5~6톤, LEO 15~20톤

현재 개발 중인 한국형발사체의 경우 LEO 최대 투입 성능이 2.6톤 수준이므로 정지궤도 위성 발사체 등 후속 발사체 개발 시 위와 같이 제시된 성능 목표를 달성하기 위해서는 발사체의 대형화와 함께 추진 시스템의 고성능화 및 구조체의 경량화 등 많은 기술적 도약이 요구된다.

현재 해외 발사체 보유국에서는 KSLV-III/IV급 성능의 중/대형 발사체가 다수 존재하며 발사체의 설계 개념 및 구성 방식도 다양하다. 대표적인 발사체를 정리하면 다음의 Table 1과 같다[1].

Table 1. Mid-to-heavy class launch vehicles

발사체 (국가)	단 구성	1단 추진제
Atlas V (미국)	2단 (+CBC)	케로신
Delta IV (미국)	2단 (+SRB,CBC)	수소
Falcon 9/H (미국)	2단 (+CBC)	케로신
Ariane 5 (유럽)	2단+SRB	수소
Proton (러시아)	4단	UDMH
Angara A3/5 (러시아)	2단+CBC	케로신
Zenit 3 (우크라이나)	3단	케로신
LM-3 (중국)	3단 (+LRB)	UDMH
H-IIA/B (일본)	2단+SRB	수소
GSLV (인도)	3단+LRB	고체

- * CBC : Common Booster Core
- * SRB : Solid Rocket Booster
- * LRB : Liquid Rocket Booster

위의 Table 1을 살펴보면 단 구성 방식도 다양하며 주 추진단의 추진제도 많은 종류가 혼용되어 사용되는 것을 볼 수 있다. 이와 같이 다양한 구성의 중/대형 발사체가 존재하는 이유는 각국이 서로 다른 발사체 기반 기술 및 개발 환경, 도입 가능 기술 등을 고려하여 발사체의 투입 성능을 높이기 위한 선택을 하였기 때문이다. 그러나 현재 세계적인 발사체의 개발 추세는 단지 요구 성능을 충족하는 발사체를 개발하는 것으로 만족하는 것이 아니라 치열한 국제 상업 발사 서비스 시장의 경쟁에서 살아남기 위해 저비용 및 높은 신뢰성을 갖는 발사체를 개발하는 것이다. NASA는 20년 내에 현재 대비 50% 수준으로 발사 비용을 줄이기 위한 기술 개발 목표를 제시하였으며[2], 우리나라도 한국형발사체를 통해 발사체의 기술 자립을 어느 정도 확립한 이후에는 세계 시장에서 경쟁력을 갖도록 개발/제작/운영 비용을 낮추고 신뢰도를 높이는 것을 반드시 고려해야 한다.

저비용/고신뢰도를 달성하기 위한 첫 번째 전략은 한국형발사체의 개발 성과를 효율적으로 활용하는 것이다. 기존의 기술을 바탕으로 성숙도를 높여가는 방법은 신규 기술을 개발하는 것에 비해 신뢰도를 높일 수 있으며 이미 구축된 개발 인프라를 활용할 수 있다는 측면에서 비용 절감도 기대할 수 있기 때문이다. 특히 한국형발사체에서 채택한 케로신/액체산소 기반의 로켓 추진 시스템은 현재 가장 경쟁력이 있는 것으로 평가되는 SpaceX 사의 Falcon 발사체에서도 사용하



Fig. 1. Concepts of launch vehicles using multi-engine clustering and common booster core

는 방식으로 향후 경쟁력 있는 발사체 개발을 위한 방향은 잘 설정된 것으로 판단된다.

그리고 나로호 및 한국형발사체의 개발 과정을 돌아보고 개념 설계 단계에서부터 개발/제작/운용 과정에서 비용을 절감할 수 있는 시스템 설계 및 기술 개발을 해야 한다. Falcon 9 발사체는 이미 정상급의 비용 경쟁력을 갖고 있지만 단의 재활용을 통해 발사 비용을 더 낮추기 위해 노력하고 있으며 유럽의 Ariane 발사체도 차세대 발사체에서는 제작비용이 높은 엔진부를 귀환시켜 재활용하려는 계획을 갖고 있다.

또한 다양한 위성 및 우주 화물 발사 수요에 적용하기 위해 확장성을 고려한 설계를 해야 한다. 미국의 Atlas V, Delta IV, Falcon 9/Heavy, 러시아의 Angara 등 최근의 발사체는 보조 부스터의 사용이나 발사체 단의 공용화(Common Booster Core, Universal Module), 상단 추진 시스템 업그레이드 등을 통해 동일한 발사체 군(Family) 내에서 다양한 위성의 요구에 맞게 발사체의 단 구성을 다변화할 수 있도록 하고 있다. 차세대 발사체도 이와 같은 확장성을 고려하여 발사체를 설계한다면 향후의 발사체 성능 향상 뿐 아니라 비용과 신뢰성 측면에서도 큰 이점이 있을 것으로 판단된다.

한국형발사체의 후속 발사체들의 개발 방향을 요약하면 다음과 같다.

- (1) **한국형발사체의 개발 성과 활용** : 한국형 발사체 개발 과정에서 습득한 기술, 경험 및 요소 하드웨어를 최대한 활용한다.
- (2) **발사체의 성능 향상** : 추진 시스템의 고성능화 및 기체의 경량화를 통해 이륙 중량은 최소화 하면서 높은 투입 성능을 갖도록 기술 개발에 노력한다.

(3) **제작/운용 비용 절감** : 발사체 및 지상 운용 시스템의 단순화, 제작 공정의 개선, 단/엔진 재활용 등 발사체 비용 절감을 위한 최적의 방안을 모색한다.

(4) **신뢰성 향상** : 실패 모드의 최소화 및 발사체 구성 요소의 신뢰성 확보를 통해 신뢰도가 높은 발사체로 개발한다.

(5) **확장성 고려** : 정지궤도 위성 발사체의 개념 설계 시 다양한 위성 요구에 대응 및 대형 발사체로의 확장이 용이하도록 확장성을 고려한다.

Figure 1은 한국형발사체 및 차세대 발사체의 개발 방향에 대한 개념 안으로서 기 개발된 액체 엔진의 다중화(clustering)를 통해 새로운 고추력 엔진의 개발 없이 대형 발사체에 적용하는 개념과, 공통추진단(Common Booster Core)의 채용을 통해 새로운 단의 개발 없이 발사체의 투입 성능을 확장하는 개념을 보여 준다.

2.2 차세대 발사체의 소요 기술 전망

본 장에서는 해외 발사체의 사례에 근거하여 차세대 발사체 개발에 필요할 것으로 예상되는 기술에 대해 발사체의 각 기술 분야별로 전망해 본다.

2.2.1 발사체 시스템 및 발사 설비

발사체는 많은 컴포넌트 및 서브시스템으로 구성된 복잡한 시스템으로서 각 하위 요소들을 조화롭게 설계하고 효율적으로 운영하는 기술은 각 세부 기술만큼 중요하다.

발사체 다분야 통합 최적 설계(Multidisciplinary Optimal Design) 및 분석 기술 : 앞 절에서 제

시한 차세대 발사체의 개발 방향인 고성능, 저비용, 고신뢰도의 목표는 동시에 달성하기 어려운 목표로서 많은 설계 사이클의 반복과 트레이드-오프 연구가 필요하다. 통합 최적 설계 기법은 이런 발사체 설계 과정의 많은 부분을 자동화함으로써 설계 기간을 단축할 수 있으며, 또한 최적화 기법을 통해 주어진 제한 조건 내에서 가장 효율적인 설계안의 도출을 가능케 한다.

추진단 재사용 기술 : 경쟁력 있는 발사체 개발을 위해 차세대 발사체에서는 단 또는 엔진의 재사용(re-usable)을 고려할 수 있다. 분리된 단을 회수하기 위한 방안으로 Falcon 9 발사체와 같이 분리된 단의 재점화를 통한 귀환 및 수직 착륙 기술, 차세대 Ariane 발사체의 엔진부 비행 귀환 방식, 또는 낙하산을 이용한 회수 방식 등 우리 발사체의 상황에 맞는 방식의 결정 및 필요 기술을 개발해야 한다.

해상 발사 기술 : 정지궤도위성 발사의 경우 적도 궤도에 투입하기 위해서는 동쪽으로 발사할 수 있는 발사장이 필요하다. 나로우주센터는 입지 상 남쪽으로는 발사만 가능하므로 신규 발사장을 확보하거나 아니면 Sea Launch와 같이 해상 발사 플랫폼을 이용해 적도의 해상에서 발사하는 방식을 고려할 수 있다. 적도 해상 발사의 경우 안전한 비행경로를 확보할 수 있는 장점과 함께 지구 자전에 의한 속도 성분을 이용하여 투입 성능을 높일 수 있는 장점이 있다. 또한 적도에서 동향 발사를 할 경우 투입 궤도의 경사각이 0°가 되기 때문에 지구정지궤도와 같이 경사각이 0°인 궤도에 위성을 투입하기 위해 추가적인 속도 증분이 요구되지 않아 위성의 추진제를 보존할 수 있으므로 높은 위도의 발사장에서 발사하는 경우에 비해 위성의 수명을 늘리는 (또는 실질적인 발사체의 투입 성능이 높아지는) 효과도 얻을 수 있다. 해상 플랫폼 발사를 위해서는 해상 발사 플랫폼의 개발과 함께 발사체의 발사 운용을 자동화하기 위한 기술이 요구된다.

2.2.2 엔진

차세대 발사체의 주 추진 시스템은 한국형발사체의 75톤급 케로신/액체산소 터보펌프/가스발생기 사이클 엔진의 클러스터링을 기반으로 발전시켜 구성하는 것이 유리하다. 그러나 발사체의 고성능화를 위해 기존 엔진의 개량과 함께 액체수소 등 새로운 추진제를 기반으로 하는 엔진 개발이 필요할 수도 있다. 다음은 엔진 분야에서 필요 기술들을 전망한다.

수소 또는 메탄 엔진 : 지구정지궤도위성 투입이나 달탐사/행성탐사 등 차세대 발사체에서 요구되는 고에너지 궤도 투입에는 높은 비추력의 상단 엔진이 필요하다. 해외 발사체들은 케로신 엔진에 비해 100초 정도 높은 비추력을 낼 수 있는 수소 엔진을 많이 채용하고 있다. 그러나 액체 수소는 극저온 특성으로 인해 시스템의 복잡성과 비용이 증가하는 단점으로 인해 최근에는 수소 엔진 만큼 높은 비추력을 내지는 못하지만 케로신 엔진 보다는 높은 비추력을 갖는 액체 메탄(CH₄)을 추진제로 하는 엔진의 개발도 주목받고 있다. 액체 메탄의 경우 액체 수소에 비해서는 밀도가 높고 운용 온도가 높아 발사체의 구성 및 운용에 장점이 있다. 수소와 메탄 엔진의 경우 연료의 기화 특성을 이용한 단순한 구성의 Expander Cycle 엔진을 개발하면 비용과 신뢰성 측면에서 장점을 가질 수 있다. 그러나 우리나라에는 액체수소/메탄 관련 기반 기술이나 인프라의 구축이 미미한 상태이므로 수소 또는 메탄 추진제 엔진을 사용하기 위해서는 많은 초기 개발 비용의 투자가 예상되므로 단지 발사체의 성능뿐 아니라 비용의 관점에서도 비교 분석을 통해 기술 개발 여부를 결정해야 할 것으로 생각된다.

다단 연소 사이클 엔진 : 우리나라의 발사체가 케로신 연료를 기반으로 개발된다면 수소 등의 연료를 혼용하지 않고 단일 연료를 사용하는 것이 비용과 시스템의 단순성 측면에서 유리하다. 케로신 연료를 사용하면서 비추력을 높일 수 있는 방법으로 산소 과잉 다단연소 사이클(Oxygen Rich Staged Combustion Cycle) 엔진을 개발하는 것이다. 다단연소 사이클 엔진은 가스발생기 사이클 엔진에 비해 고온고압 상태로 작동이 되므로 이를 뒷받침하기 위한 소재, 코팅 및 냉각 기술 등이 요구된다. 케로신 다단연소 사이클 엔진은 현재 러시아가 가장 앞선 기술을 보유하고 있으며, 미국도 현재 Atlas 발사체와 Antares 발사체에 러시아에서 엔진을 수입하여 채용하고 있다. 그러나 미국도 케로신 다단연소 사이클 엔진 기술의 중요성을 인식하고 대체 엔진을 개발하기 위해 노력하고 있다.

엔진 재점화 및 추력 제어 기술 : 지구정지궤도는 적도 상에 형성되는 위성 궤도인데 적도 근처에서 발사체가 발사되는 경우가 아니라면 발사체가 어느 정도 속도를 얻은 후에 엔진을 정지하고 무추력 탄도 비행(coasting)을 통해 적도 근처에 도달해서 엔진을 다시 재점화 하는 과정이 필요하게 된다. 따라서 정지궤도 위성 발사가 가능하려면

상단 엔진의 1회 재점화 기능은 필수적으로 요구된다. 또한 비행 중 다수의 재점화가 가능한 경우 다중 위성 투입 등 다양한 임무 수행이 가능해 지므로 발사체의 경쟁력 측면에서 매우 중요한 기술이다. 그리고 엔진의 추력 조절(throttling) 및 제어(regulation) 기능은 발사체의 추력 프로파일 설정을 통해 투입 성능 향상과 및 위성 투입 정밀도 향상을 위해 요구되는 기술이다.

엔진 소재 금속 및 코팅 기술 : 어떤 방식의 로켓 엔진이든지 발사체의 성능에 직결되는 비추력을 높이기 위해서는 엔진의 연소효율 향상과 고내열화가 필수적이다. 이를 위해선 높은 온도 및 압력을 견디는 금속 소재의 개발 및 코팅 기술이 요구된다. 또한 엔진의 성능뿐 아니라 엔진의 경량화도 발사체의 성능 향상에 매우 중요한 요소이므로 가벼운 엔진 소재의 개발도 요구된다.

엔진 설계/분석/제작 기술 : 엔진의 최적 설계 기술과 금속 3D 프티팅 등 진보된 엔진 부품 생산 기술도 차세대 엔진의 성능과 경량화, 신뢰성 및 저비용 생산을 위해 요구될 것으로 판단된다.

2.2.3 추진 공급 시스템

추진제는 발사체 이륙 중량의 대부분을 차지하는 만큼 추진제의 효율적인 활용은 발사체 성능향상에 직결되는 요소이다. 다음의 기술들은 차세대 발사체의 성능 향상을 위해 필수적으로 요구되는 기술들이다.

추진제 잔류량 최소화 기술 : 단 연소 종료 시점에 잔류하게 되는 추진제는 발사체의 성능을 저하시키는 중대한 요소이다. 주로 연료와 산화제의 혼합비 변화에 의해 잔류 추진제가 발생하는데 이를 방지하기 위해서는 비행 중 탱크 내의 잔류 추진제 양을 정확히 측정하는 추진제 잔류량 모니터링 시스템과 비행 중 추진제 혼합비를 제어하여 남은 추진제가 없도록 하는 혼합비 제어 시스템 기술이 요구된다. 또한 액체 보조 부스터를 사용할 경우 보조 부스터 간에 추진제 소모가 동일한 속도로 이루어지도록 추진제 소모율을 모니터링하고 제어하는 기술도 필요할 것으로 판단된다.

추진제 교차 공급(Cross-Feed) 기술 : Cross Feed 기술은 공통 추진 단(CBC)으로 구성된 발사체에서 비행 초기 구간에서는 보조 부스터 탱크의 추진제를 코어 부스터 엔진에 공급해서 부스터의 추진제를 먼저 소모하도록 하고, 부스터를 분리한 이후에 코어 부스터 엔진은 계속해서 코어 부스터에 탑재된 추진제로 작동하도록 하는

기술이다. 보조 부스터를 빨리 분리하면 그만큼 발사체의 비행 중량을 줄일 수 있어 발사체의 투입 성능을 비약적으로 높일 수 있다. 그러나 고유량으로 공급되는 추진제 흐름의 연속성을 끊지 않고 전환하는 것은 매우 어려운 것으로 알려져 있다. 현재 Falcon Heavy 발사체에 적용된 것으로 알려져 있으나 아직 비행 시험을 통해 검증되지 않은 상태이다[3].

2.2.4 구조

발사체의 추진제 탱크, 인터스테이지 등 발사체의 주 구조체는 발사체 건조 중량의 상당 부분을 차지하므로 발사체의 성능 향상을 위해서 구조비를 낮추려는 노력이 다각도로 시도되어야 한다. 따라서 구조체의 경량 설계, 제작 및 소재 기술 개발은 차세대 발사체의 투입 성능 확보에 필수적이다. 또한 차세대 발사체는 한국형발사체의 3.5 m 직경에 비해 더 큰 직경을 갖게 될 것으로 예상되며 이에 따라 대형 추진제 탱크 제작 기술을 확보해야 한다.

발사체 경량 설계 기술 : 발사체의 구조체는 주어진 하중을 견디는 조건에서 최대한 가볍게 설계해야 하는데, 설계 시에 소재 특성 및 제작 공정의 불확실성을 고려하여 설계안전계수를 적용하게 된다. 안전을 위해 보수적인 기준을 적용하면 구조 안정성은 높일 수 있으나 발사체의 중량은 증가하기 때문에 소재의 특성과 제작 기술의 발전을 고려하여 정밀한 구조 설계 기준의 설정을 위한 연구가 필요하다. 또한 발사체 대형화에 따라 구조 형상의 최적 설계 기법을 통해서도 경량화를 달성할 수 있는데, 최근의 연구에 따르면 최적화 기법을 통해 그리드 구조의 형상과 배치를 다양화하면 동일한 강도를 유지하면서 경량화가 가능한 것으로 알려졌다[4].

경량 소재 기술 : 구조 경량화를 위해 비강도와 비강성이 향상된 재료를 개발하고 적합성, 신뢰성 등을 확인해서 발사체의 탱크 등 주구조체에 적용해야 한다. 최근 발사체에는 알루미늄-리튬(Al-Li) 합금 등 새로운 경량 소재를 발사체 구조에 적용하고 있으며, 복합재료의 적극적인 채용과 복합재 구조체의 자동 제작 기술을 도입하여 대형 복합재료 구조물의 일체 제작 등을 통해 경량화와 함께 제작 비용을 낮추기 위한 노력을 계속하고 있다. 새로운 재료의 연구와 개발에는 장시간의 투자와 지원이 필요하므로 선도적인 기술 개발이 요구된다.

대형 추진제 탱크 제작 기술 : 대형 돔 제작 기술 및 대형 실린더 구조체의 제작 기술을 확보

해야 하며, 대형 구조체의 안정적인 접합을 위해 마찰 교반 용접(Friction Stir Welding) 등의 제작 기술을 확보할 필요가 있다. 마찰 교반 용접은 용접부의 특성이 좋아 탱크부의 경량화를 가능하게 하며, 용접 전처리 과정이 불필요하기 때문에 제작비용도 줄일 수 있는 것으로 알려져 있다[5].

공통격벽(Common Bulkhead) 추진제 탱크 : 연료 탱크와 산화제 탱크 사이의 인터탱크 부분을 없애고 두 탱크가 하나의 격벽을 공유하면 인터탱크 구조체가 불필요해지므로 경량화 및 비용 면에서 큰 장점이 있다. 그러나 극저온인 액체수소/액체산소 추진제의 경우 공통격벽 탱크가 많이 활용되나 상온의 케로신과 극저온의 액체산소가 격벽을 공유할 경우 단열 문제 등 기술적으로 해결해야 할 문제가 존재한다. (현재 Falcon 시리즈 발사체는 케로신/액체산소 추진제의 공통격벽 탱크를 채용하고 있다.) 또한 탱크 간의 압력 운용을 정교하게 수행해야 하는 등 구조적인 기술 외에도 추진공급계 관련 기술도 함께 고려되어야 한다.

대형 페이로드 페어링 설계/해석/제작 기술 : 대형 발사체의 경우 부피가 큰 위성의 탑재를 위해 대형 페이로드 페어링을 채용해야 하는데 유연 구조물의 특성 해석과 설계 및 대형 복합재 구조 제작 등을 위한 기술을 개발해야 한다.

2.2.5 열·공력

발사체 단(또는 엔진) 재활용을 위해서는 높은 속도로 공력 구간을 벗어난 발사체 단을 다시 대기권을 통과해 지상(또는 해상)으로 회수해야 한다. 따라서 열공력 분야에서의 재진입 열해석 기술과 단의 재진입 시 발생하는 고온을 견뎌낼 수 있는 내열 소재 기술 등이 요구된다. 또한 대형 발사체의 엔진 화염에 대한 열해석, 대형 발사체 내부 공간의 열제어 기술 등 발사체의 대형화에 따라 발생하는 기술적인 문제들에 대응하기 위한 기술 개발이 필요할 것으로 예상된다.

2.2.6 제어

클러스터링 엔진의 TVC 및 RCS 추력기를 이용한 자세제어 기술은 한국형발사체 개발을 통해 확보될 것으로 예상되나 발사체의 대형화 및 친환경성 요구에 따라 다음과 같은 기술의 필요성이 예상된다.

부스터 추진제 슬로싱 억제 기술 : 액체 로켓 부스터를 부착하여 발사체의 성능을 확장할 경우 발사체의 기동에 따른 탱크 내 추진제 유동 등 단일 코어 발사체와는 다른 특성을 보일 것으로

예상되므로 부스터가 부착된 경우의 제어 설계 기술 확보가 필요하다.

무독성 추진제 RCS : 현재 발사체의 RCS 추진제로 질소/헬륨 등의 냉가스와 하이드라진 등이 사용되고 있으나 냉가스의 경우 낮은 비추력이, 하이드라진은 독성이라는 문제점이 부각되고 있다. 차세대 발사체에서는 무독성이면서 높은 비추력을 낼 수 있는 RCS 추진제 기술이 요구된다.

2.2.7 전자

발사체의 전자 탑재 장치는 발사체의 투입 성능에 큰 영향을 주는 요소는 아니지만 발사체의 임무 성공에 결정적인 역할을 하는 부분인 만큼 신뢰성을 높이기 위한 기술이 매우 중요하다.

전자 기기 통합 및 다중화 기술 : 각 서브시스템 별로 분산된 전자 탑재 박스들을 통합하여 개수를 줄이고 다중화를 통해 신뢰성을 높이면 발사체의 임무 성공을 높일 수 있을 것으로 기대된다. 또한 회로 설계와 소자에서도 우주환경에서 안정적으로 작동할 수 있도록 기술 향상이 필요하다.

자동 비행안전 시스템 기술 : 현재 우리나라 및 서방의 발사체 비행 안전 시스템은 안전을 위한 비행 중단(Flight Termination) 등의 결정에 있어서 사람의 판단이 개입하는 방식을 취하고 있다. 그러나 이와 같은 방식에는 사람의 실수에 의한 문제가 발생할 수 있으므로 온보드 시스템의 판단에 의해 비행 중단/이탈 기동 등을 수행하는 자동 비행안전 시스템 기술도 고려해 볼 수 있다.

III. 결 론

한국형발사체의 후속으로 개발되는 정지궤도 위성 발사체 및 대형 위성 발사체는 고성능화뿐 아니라 저비용, 고신뢰도를 목표로 개발하여 세계시장에서 경쟁할 수 있는 발사체로 개발해야 하며, 이를 위해 75톤 급 케로신/액체산소 엔진 등 한국형발사체의 개발 성과를 활용하고 발전시키는 방향으로 개발되어야 한다. 본 논문에서는 이를 위해 요구되는 기술을 기술 분야 별로 나누어 전망하였으나 현재로서는 해외 발사체의 개발 추세를 반영한 예상이며, 구체적인 필요 기술의 식별은 차세대 발사체의 개념 연구와 함께 산·학·연의 발사체 개발 방향에 대한 공감대 형성, 국내 발사체 개발 인프라 검토 등을 통해 구체화

되어야 할 것으로 생각된다.

또한 우리나라의 발사체 기술은 해외 선진국에 비해 뒤져있는 상황이기 때문에 현재는 기존의 발사체 기술을 추격하는 방향으로 기술 개발이 이루어지고 있으나 한국형발사체를 통해 독자적인 발사체 기술에 대한 신뢰가 확보된 이후에는 발사체 신기술 개발로 나아가는 형태로 진행되어야 할 것이다.

References

- 1) Isakowitz, S. J., Hopkins, J. B., and Hopkins Jr., J. P., "International Reference Guide to Space Launch Systems Fourth Edition," AIAA, 2004.
- 2) 2015 NASA Technology Roadmaps, NASA.
- 3) Dinardi, A., Bjelde B., and Insprucker J., "Operational Status of the SpaceX Falcon 1 and Falcon 9 Launch Vehicles," *International Astronautical Congress*, 2010.
- 4) Hao P., Wang B., Li G., Meng Z., Tian K., and Tang X., 2014, "Hybrid optimization of hierarchical stiffened shells based on smeared stiffener method and finite element method," *Thin-Walled Structures* 82 pp. 46~54.
- 5) Nimura K., Akiyama K., Egawa K., Ujino T., Sato T., and Oowada Y., "Technologies and Prospects of the H-IIB Launch Vehicle," *Mitsubishi Heavy Industries Technical Review* Vol. 50 No. 1.