# 발사체 고체 추진기관 동향 리뷰(1)

이태호*†

# Review of the Solid Propulsion Trend in the Launch Vehicle(1)

Tae Ho Lee*†


## ABSTRACT

In general solid propulsion offers cost effective, large thrust capabilities comparing to the liquid propulsion which offers high specific impulse and restart capabilities. Therefore solid propulsion is well fitted for the first stage and boosters. BBL approach has been studied for the launch vehicle because of cost effectiveness, limited development time and low risk. Using of the carbon fiber epoxy resin in the solid rocket motor case is expanded, and specially high strength fibers are more attracted since its inert mass reduction.

## 초 록

일반적으로 고체 추진기관은 큰 비추력과 재시동 능력을 갖고 있는 액체 추진기관에 비하여 경비 면에서 효과적이고 큰 추력 능력을 갖고 있다. 이러한 이유로 고체 추진기관은 주로 부스터나 1 단 추진기관으로 많이 사용되고 있다. BBL 접근 방법이 저 비용과 제한된 개발기간 그리고 낮은 위험성을 고려하여 연구되어 오고 있다. 탄소 섬유 에폭시 레진의 모터 케이스 사용이 확대되고 있고 특히 비활성 질량 감소로 고 강도 탄소섬유가 관심을 끌게 될 것이다.


Key Words: Building Block Launcher(빌딩 블록 발사체), Reusable Solid Rocker Motor(재사용 로켓 모터), EAP(고체 추진기관), Next Generation Launcher(차세대 발사체), GEMs (탄소 섬유 에폭시 모터)

## 1. 서 론

지구 저-궤도(LEO)를 포함하여 극-궤도(polar orbit), 나아가 달과 행성 탐사 등 우주 탐사에는 여러 나라들의 관심이 커가고 있다. 그동안 1961년 Gagarin의 비행 시작과 1969년 Armstrong의 달 표면 산책으로 결론되는 미국과 소련의 격렬한 우주 경쟁 시대를 거쳐, 저궤도 활동으로, Mir 정거장 시작부터 Salyut 정거장으로 이어지는 1986년부터 2001년까지의 러시아의 활동, 뒤

* 한국과학기술정보연구원 Rseat 프로그램 전문연구위원

† 교신저자, E-mail: ltaeho0547@reseat.re.kr

따르는 미국의 우주 왕복선(Space Shuttle), 그리고 미국 선도 아래 국제 우주 정거장 시대가 이어졌다. 우주 정거장은 1998년부터 설치되기 시작하였고, 2020년까지 운영될 예정이다. 최근에는 유럽, 일본, 중국, 인도 등도 유인 우주 탐사 계획을 세우는 등 관심은 점차 고조되고 있다[1-9]. 특히 중국은 열의를 갖고 하늘의 궁전이라고 부르는 Tiangong 우주 정거장을 10년 후에는 자체적으로 개발 운영하려고 계획하고 있다[5-7]. 이러한 발사체에 사용되는 그리고 앞으로 계획하는 발사체 추진기관은 액체 추진기관과 고체 추진기관의 혼합형태가 주를 이루고 있다. 러시아와 중국 등 공산권 국가들은 주로 액체 추진기관을 중심으로 발사체를 구성하는 편이고[7] 반대로 일본은 고체 추진기관 중심으로 개발하고 있다. 미국과 유럽은 액체와 고체의 혼합 구성을 하여 각각의 장점을 최대한 살려가고 있다. 여러 정황으로 보아 어느 한 시스템으로 편중되기 보다는 고체와 액체의 양 개 추진 시스템이 같이 발달되어 갈 것으로 보인다. 이에 고체 추진기관 위주로 기술 동향과 발전 추세를 몇 가지 주요 관점에서 살펴보고자 한다. 체계 조립을 포함한 시스템 성능, 로켓 모터, 노즐과 내열재, 추진제 등의 큰 분야를 생각할 수 있다. 그 중에서도 1차적으로 이번에는 추진체계와 로켓 모터에 한정하여 조사하였다. 이를 통하여 우리나라의 우주 계획에 추진기관 관점에서 하나의 자료가 되기를 기대한다.

## 2. 추진체계의 빌딩 블록

제한된 개발 기간과 예산 그리고 위험도를 줄이기 위하여, BBL(Building Block Launcher)이 체계 관점에서 고려되고 있다. 기존의 사용 가능한 입증된 개발품들을 사용하는 방법이다. 미국의 대표적인 BBL로 Ares I 과 Ares V 발사 비행체를 들 수 있다. 성운(Constellation) 프로그램에서 다음 발사체로 기존의 추진 기술을 사용하기로 하고, 이러한 구조 아래에서 RSRM (Reusable Solid Rocket Motor)을 Ares I의 1단에, 그리고 Ares V 부스터에 적용하는 것이다[8,10]. Ares I의 부스터는 합급강 모터 케이스로 만든 RSRB를 사용하고 추진제는 PBAN계를 사용한다. 우주 왕복선에서 사용한 부스터의 RSRM에 비하여 Ares I의 요구에 맞추기 위해서 몇 가지 설계 보완을 하고 있다. 특히 탄도 성능, 운용 개선, 신뢰도 향상, 조절기 순응, 구물질의 대체 등이다. 이것들은 구체적으로 모터 형상 설계, 추진제 그레인, 노즐 목과 배기 원추 형상, 내부 단열, 케이스 접착 라이너, 모터 분리 단편 연결 등으로 나타난다[8]. 이 보다 업그레이드 된 Ares V는 기존의 개발된 기술을 최대한 사용하는 방향으로 이루어져 Ares I에서 사용한 5개 단편의 고체 로켓을 5.5개 단편으로 확대하며, 이 고체 로켓 두 세트를 액체 코어 단에 부착(strap-on)하는 시스템으로 구성하고 있다. 추진제도 Ares I에서 사용한 것으로 기 개발한 것을 최대한 활용한다. 그러나 여기에 새로운 복합재료 모터 케이스와 HTPB 추진제를 사용하는 옵션도 고려하고 있다[6]. Fig 1.은 Ares V의 형상이다.

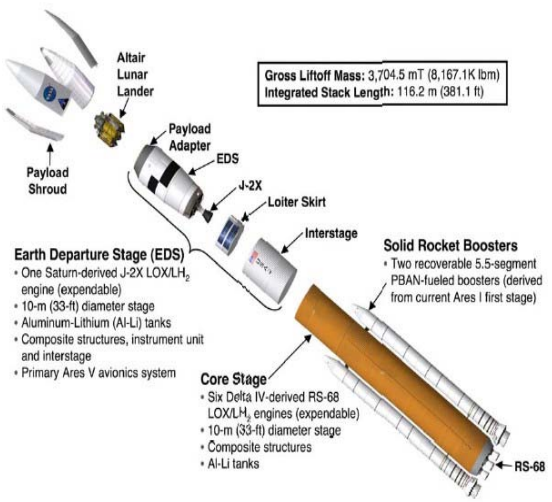


Fig. 1 Ares V Configuration

유럽 우주국(ESA; European Space Agency)의 사업인 아리안 5 는 28번 연속 비행 성공을 기록을 갖고 있으며, 그 중 15개는 Arian 5 ECA이다. 아리안 5의 EAP 고체 추진기관은 모터 케이

스에 금속재료를 사용하였고 추력은 240 톤이다. Vega 프로그램에도 계속 사용하는데, Vega 1단에 사용되는 P80은 EAP 보다는 조금 짧은 것으로 탄소 섬유 에폭시의 필라멘트 감기 공정으로 만든 케이스를 사용하고 있다[8-14].

아리안 5는 두 개의 고체 추진기관 부스터를 사용하고 있다. 발사 후 이 부스터들은 주로 바다에 떨어지게 되어 있는데, 우주왕복선의 부스터들이 재사용되는 것과 달리 회수된 부스터는 주로 다음의 발사를 위한 기술 조사용으로 쓰인다[7,8]. BBL 접근 방법으로 고려되는 작은 아리안 5는 EAP를 P80으로 대체하고 두 개의 Vulcain 극저온 로켓 엔진으로 구성하는 것을 생각하고 있다. 또 더 간단하고 경제 효과적인 "고체 BBL" 3단도 고려하고 있는데, 1단은 EAP(P240), 2단은 P80 그리고 상단은 극저온 단으로 구성하는 안이다. Fig. 2는 이와 같은 구성의 BBL 형상이다[8].

Fig. 2 BBL Configuration in Europe

그리고 유럽의 중기 소모성 발사 시스템은 아리안과 Vega에서 개발한 것을 최대한 이용하는 빌딩 블록(BB) 방법으로 2015 년까지 운용하고, 2020 - 2025에는 차세대 발사체(NGL: Next Generation launcher)를 계획하고 있다. BBL 1단에는 복합재료 로켓 모터를 사용하며, NGL에서도 하단에는 복합재료를 사용할 것이다[14].

인도의 로드 맵 상에서 언급하는 주요 기술로는 극저온 추력과 바-극저온 부스터, 공기 흡입 추진과 RLV 빌딩 블록(Building block)의 3가지를 뽑고 있다[9]. 인도도 우주개발과 관련하여 많은 기술을 축적하고 있는데, 인도 최초의 인공위성 발사체인 SLV(Satellite Launch Vehicle)-3은 1979년 1차 발사에 실패하였으나, 1980년 2차 발사에서 성공하였다. 이 성공으로 인도는 6번째 인공위성 발사국가 되었으며, SLV-3에는 4단의 고체 추진기관을 사용하였다. 인도의 ISRO는 계속적으로 PSLV(Polar Satellite Launch Vehicle)에 도전하여 무게 1톤의 원격 감지 위성을 태양 동기 극 궤도(Sun Synchronous Polar Orbit)에 진입시켰다. 125톤의 고체 부스터와 37.5톤의 액체 2단과 3단은 그리고 다시 4단은 고체 로켓으로 구성하였으며, 1993년 비행 시험에서 모든 기능이 정상으로 작동하였다[9,15]. 한편 1980년대 후반부터 이미 Agni 시리즈의 탄도 미사일을 개발하였는데, 1단에는 마레이징강을 2단에는 탄소 섬유 모터를 사용하고 있다. 특히 재진입 비행체에는 다축 방향 강화 복합재료(MRCP; multi directionally reinforced carbon fiber) 기술을 사용하였다[16].

Fig. 3 GSLV-III Configuration

그리고 인도의 로드 맵에 나타난 GSLV

Mk-III에는 200톤짜리 2개의 부착 식(strap-on) 고체 추진기관과 중앙에 2개의 엔진을 묶은 110톤 액체 추진, 상단의 극저온 추진의 3단으로 구성되어 있고 Fig. 3에 나타나 있다[9].

일본의 발사체 중에 H-IIA는 인공위성 발사 임무를 지원하는 것으로, 훌륭한 신뢰도를 갖는 대형 발사체이다. 현 H-IIA 발사체의 능력을 향상시킨 H-IIB는  국제 우주 정거장(ISS)과 달에 화물 운송을 포함하는 장래의 임무 수행을 목표로 하고 있다.

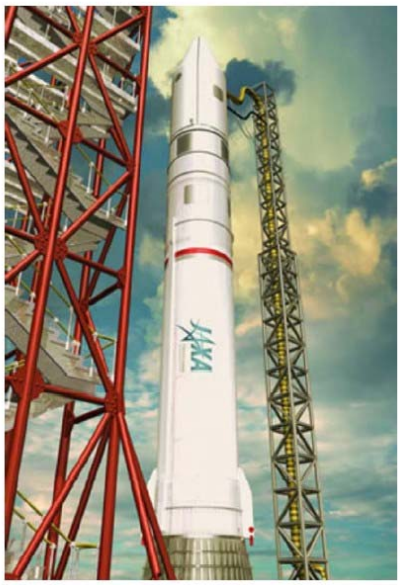

Fig. 4 Japan small Launch Vehicle

H-IIB 발사체는 2단 로켓으로 구성되어 있으며, 2개의 액체 로켓 엔진과 4개의 보조(strap) 고체 로켓 부스터(SRB-A)로 구성되어 있다. 이 고체 로켓 부스터의 그레인은 HTPB (hydroxyl terminated polybutadiene)로 되어 있다. H-IIA에서는 2개의 SRB-A를 사용하였는데, H-IIB 에서는 4개를 또 1단의 직경을 4m에서 5 m로 길이도 최초의 H-IIA 보다 1 m를 늘렸다. 앞으로도 일본은 수년 동안은 우주 관찰, 지구 모니터, 달, 행성 탐사를 위하여 우주 과학 위성들을 사용할 것이다. 이를 위해서는 다양한 궤도, 즉 저지구 궤도(LEO), 극(polar), 큰 타원 궤도에 위성을 보내고, 달과 행성에 우주선을 보낼 것이다. 이러한 다양한 우주 탐사에 일본은 간편성과 그동안의 연구에 의한 준비, 경비 효과 면에서 액체나 혼합 모드의 시스템보다 전체 고체 추진시스템을 추천하고 있다[8]. 결과적으로 새로운 고체 로켓 발사 시스템 설계가 일본에서는 고려될 것이다. 이러한 접근 방법은 고체 추진기관 사회의 근본적인 기술 기초를 강화시키는 것이 되고, 고체 추진기관의 부-부스터(sub-booster), 1단, 상단, 적소의 적용 등 모든 고체 발사체에 적용 개발을 강화할 것이다. 또한 기 개발된 고체 로켓이 BBL로 이어질 것이다. Fig. 4는 일본의 고체 로켓 발사 비행체 형상이다.

1965년 중국은 DFH-1(dongfanhong-1) 인공위성 발사를 위하여  Long March-1 발사체를 개발하였다. Long March-1 (CZ-1: Changzheng-1)은 tandem형으로 되어 있고 3단은 고체 추진기관을 사용하였다. 그 후의 발사체에 대하여 BB로 명확히 언급되고는 있지 않다. 그러나 이와 같은 BB 개념은 미국, 유럽, 인도 등 주요 우주 개발 국가에서 경비와 개발 기간 단축 및 기존 시설의 활용 등 모든 면에서 효율적으로 판단되어 앞으로 사업에 적용이 확대될 것이다.

## 3. 복합재료의 모터 케이스 적용

### 3-1. 모터 케이스의 복합재료 적용 역사

고체 추진기관의 모터 케이스는 근본적으로 두 가지 역할을 하고 있다. 고체 연료인 추진제의 용기인 동시에 연료가 연소되어 노즐을 통하여 분출되어 나갈 때 고압 용기로서의 역할을 하고 있다. 따라서 열역학적인 고려와 함께 기계공학적 힘의 작용을 고려하게 된다. 현재 많이 사용하는 소재로는 통상적인 열처리(담금질과 템퍼링)를 한 철강과 니켈과 코발트 함침의 경화합금강, 비철 금속의 티타늄 합금, 섬유 강화 플라스틱 등이 있다. 비교적 근년(1960년대와 1970년대)에 개발된 마레이징(maraging)강은 일종의 시효 경화강으로 성형과 단조에 좋은 특성을 나타내고 있다. 이러한 성질 때문에 우주 부스터용

대형 모터와 Space Shuttle에 적용되어 왔다[17].

1950년대에 미국에서 처음으로 우주 발사 비행체에 복합재료를 사용하기 시작하였다. Vanguard Launch Vehicle에 복합재료 로켓 모터를 사용하였고, 1958년에는 NASA가 Scout Launch Vehicle을 개발하기 시작하였다. 이 두 프로그램 동안 복합재료를 사용한 3 종의 로켓이 개발되었는데, Altair, Antares, BE-3 이었다. Altair(X-248) 모터 케이스가 복합재로 개발된 첫 번째이다. 사용한 소재는 S-glass 섬유 강화 에폭시 레진 매트릭스 시스템을 사용하였다[18-23]. BE-3 모터는 1960에 개발 되었고 고성능 로켓이었다. 레인저 우주 탐사선(Ranger Space Probe)의 추진기관으로 역추진로켓(retrorocket)과 전방향 로켓 모두에 사용되었으며, 그밖에 다른 우주 추진에 이용하였다. Fig. 5는 BE-3 모터 형상이다.

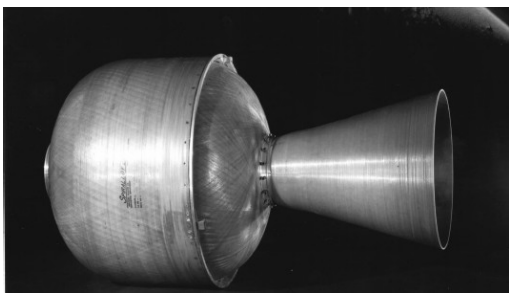

Fig. 5 BE-3 Motor

1960년대에 들어서서 Delta 발사체의 여러 버전이 개발되어 왔다. 초기에는 유리섬유/에폭시를 사용한 Altair가 필라멘트 감기 공법으로 만들어졌고, GTO (Geosynchronous Transfer Orbit)에 사용한 중거리 발사체인 Delta II는 고체 로켓으로 GEMs (graphite-epoxy motors)를 사용하였다. GEMs는 특히 Alliant Techsystems (전 Thiokol)에서 생산하는 모터에 붙인 이름이다[19,20]. GEMs는 필라멘트 감기 공법에 오븐 경화를 하였으며, 중급 탄성률(modulus)의 탄소섬유를 사용하였다. Delta III 버전의 특징은 카본 - 에폭시 필라멘트 감기 공법으로 만든 모터 케이스를 사용하여 좀 더 크고 강력한 부착 보조 고체 로켓(strap-on solid rockets)을 사용한 것이다.

1980년대 초에 우주 왕복선(Space Shuttle)에 철강 부스터 대신에 필라멘트 감기 케이스(FWC; Filament wound case)가 개발되었다. 4개의 원통형의 단편(segment)으로 구성되었고 표준 탄성율의 탄소섬유와 에폭시 레진을 사용하였다.

1960년대에 Titan 계열의 발사체들이 우주에 무거운 중량을 발사하는 시스템으로 개발되기 시작하여, 근년에 개발된 Titan IV 발사체는 고체 추진기관 단과 액체 추진제 코어 단으로 구성되어 있다. 초기의 모터 케이스는 합금강이었는데, 1990년대 초에 Titan IV를 업그레이드 시킨 Titan IVB가 개발되었을 때의 모터는 중급 탄성율(IM7 ; intermediate modulus)을 가진 카본 에폭시 복합재료를 사용하여 필라멘트 감기법을 사용하여 만들었다. 이 업그레이드된 모터는 Space Shuttle의 프로그램에서 개발된 FWC 기술이 적용되었고 이로 인하여 Titan의 탑재 능력이 25% 증가되었다.

1980년대 후반에 Pegasus 우주 발사체 개발을 시작하였다[22]. 1단에 모터 케이스는 필라멘트 감기와 오븐 경화를 한 카본 에폭시를 사용하였다. 2단과 3단에도 모두 필라멘트 감기 공법으로 제작 되었는데 중급 탄성율의 (IM7) 탄소 섬유-에폭시를 사용하였다. 3 개 단 모두에 3 차원 탄소-탄소 노즐 목을 사용하고 카본 페놀 노즐을 사용하였다. 1, 2, 3 단의 직경은 각각 1.2 m, 1.2 m 와 0.92m 이었다. Pegasus XL(Extended length)은 지구 제 궤도(LEO)에 소형 인공위성을 발사하는 선도 발사 시스템으로 여기에는 ATK의 Orion 모터가 사용되었다[24]. Taurus 발사체에도 Pegasus에서 입증된 Orion 모터를 사용하였는데 이 모터들은 모두 탄소-에폭시 (graphite-epoxy) 복합재료 모터이고, HTPB 추진제를 사용하였다.

경비 감소 관점에서 EELV(evolved expendable

launch vehicle) 프로그램이 추진되었다. 보잉의 Delta IV 계열의 발사체는 액체 수소와 액체산소의 코어 부스터와 카본 에폭시의 고체 보조(strap-on) 부스터로 구성되어 있다. 연료 탱크를 포함한 부분에도 복합재료를 사용하고 있다.

한편 우주 왕복선을 포함하여 우주에 접근하는데 경비를 감소하는 방안으로 재사용 발사체(RLV: Reusable Launch vehicle)가 연구되어 왔다[22,24-38]. 1991년 탄도 미사일 방어 기구(BMDO: Ballistic Missile Defence Organization)의 후원으로 DC-X 프로그램이 시작되었다. DC-X 비행체에는 다양한 부분에 복합재료를 사용하여, 궤도에 탑재물을 싣는데 효과적인 추진제 충전을 크게 하는 노력을 하였다[25].

Atlas V에도 복합재료를 우주 부스터에 사용하였다. Lockheed Martin 회사에서 Atlas V 521 만들어 성공적으로 2003년 7월 비행하였는데 모터는 HTPB 추진제에 필라멘트 감기의 탄소 섬유-에폭시 복합재료를 사용하였고, 직경 1.57 미터 길이가 16.9 미터로 단일 형(monolithic)으로는 가장 긴 복합재료 모터이었다[28]. 유럽의 이태리 Avio S. P. A.(전 FiatAvio)에서 2000년 후반에 ESA(European Space Agency)의 소형 발사체인 Vega의 1단 모터로 P80을 개발하였는데, 역시 HTPB 추진제를 사용하였고 모터 케이스도 단일 형 탄소 섬유 에폭시를 사용하였다. 직경 3 미터에 길이는 10.56 미터로 전술한 미국의 Atlas V 521 보다는 길이는 작으나 직경이 커 추진제 충전 체적으로는 가장 큰 것이었다[28].

한편 발사체 외에 전략 미사일에도 고체 추진 로켓 시스템이 많이 사용되었고[34] 모터 케이스에 복합재료가 적용되었는데, 전술한 유리섬유 복합재료 로켓 모터가 발사체에 적용됨과 같이 미사일 시스템에서도 같은 시기에 적용되기 시작하였다. 즉 50년대의 Polaris 계열과 60년대의 Poseidon 탄도 미사일에서 S 타입 유리섬유를 사용하였다. 1970년대 초에 들어서서 Trident I(C4)이 미 해군의 함대 탄도 미사일의 5번째로 개발되었다. 3단의 고체 추진기관으로 구성되어 있으며, 1, 2단 모터의 직경은 1.9 미터이고 3단은 0.76 미터인데, Kevler-49 아라미드 복합재료와 레진을 연소실에 사용하고 스커트 부분에는 표준 탄성율의 탄소섬유와 에폭시 레진을 사용하였다. 1980년대 초에 개발된 Trident II(D5)는 Trident I(C4)보다 진전된 것으로 3단 모두와 중간 단 모두, 점화기 등에도 복합재료를 사용한 고체 추진기관을 사용하였다. 1, 2단에 표준 탄성율의 탄소섬유 에폭시를 사용하여 만들었고 3단은 케블라 에폭시를 사용하여 필라멘트 감기 공법으로 제작하였다. 모터 직경은 1, 2 단은 2.1 미터이고 3단은 0.8 미터로 Trident I(C4)보다 더 큰 제원을 갖고 있다[39-45].

### 3-2. 모터 케이스와 복합 재료

지금까지 고체 추진기관을 위주로 1950년대부터 시작되는 복합재료 모터 케이스들의 개발 적용 사례들을 조사하였다. 적용 초기에는 유리섬유와 에폭시 레진을 사용하기 시작하였다. 그 후에 아라미드 계열과 탄소섬유로 전환이 이루어짐이 나타나고 있다. 로켓 모터 설계에 있어서, 기본적으로 케이스 자체의 무게는 가벼운 것이 요구 조건이다. 그러나 설계자의 입장에서 보면 금속 재료는 오랜 사용 역사가 있고 데이터베이스가 설정되어 있다. 상대적으로 복합재료는 비동질성(non-homogenity), 비등방성(anisotropy) 비 항복 스트레스-스트레인 (non-yielding stress strain)의 성질이 있어 이를 잘 이해하고 설계하여야 하는 부담이 있다. 또한 온도와 환경에 대하여 금속재료 보다 민감한 면이 있다[44-53].

Table 1. Composite material properties

| | *Fiberglass* | | | *Carbon* | | |
|---|---|---|---|---|---|---|
| *Property* | *E-Type* | *S-Type* | *Kevlar-49 (Aramid)* | *High strength* | *Intermediate modulus* | *High modulus* |
| Nominal tensile strength, ksi (MPa) | 500 (3450) | 665 (4590) | 525 (3620) | 530 (3660) | 750 (5175) | 275 (1900) |
| Nominal tensile modulus, ksi (MPa) | 10.5 (72.4) | 12.5 (86.3) | 18.0 (124) | 34.0 (235) | 45.0 (310) | 55.0 (380) |
| Ultimate tensile strain (%) | 4.8 | 5.4 | 2.5 | 1.6 | 1.7 | 0.5 |
| Density, $lb\,in^{-3}$ ($g\,cm^{-3}$) | 0.094 (2.6) | 0.090 (2.5) | 0.052 (1.44) | 0.065 (1.80) | 0.065 (1.80) | 0.070 (1.94) |

Table 1에 대표적인 복합재료의 특성을 표시하였다. S-타입 유리 섬유가 고 성능 항공우주 구조 재료로 도입되기 시작하여, 초기의 우주 발사체와, 전략, 전술, 방어용 미사일의 로켓 모터 케이스에 적용되었다. 현재의 2세대 S-타입 유리 섬유(S-2)는 E-타입보다 35-40% 더 높은 인장강도와, 20-25% 큰 압축강도, 그리고 18-20% 더 좋은 탄성율을 보이고 있다. 물론 가격은 5-6배 높은 것으로 나타나고 있다[20]. 아라미드 섬유는 저 밀도, 고 인장 강도 그리고 고 비강도 및 탄성율과 훌륭한 강인성을 나타내고 있다. 그러나 압축강도와 전단강도는 상대적으로 낮은 편이다. Kevler는 Du Pont 계 회사의 아라미드 섬유의 한 상표이다. 이러한 복합재료들을 실제로 많이 사용하는 회사의 제품들로 살펴보면, 유리섬유 E-glass는 Owens Corning의 다양한 종류가 있고, 유리섬유 S-glass도 Owens Corning 회사의 S-901, S-2 type-449가 대표적이다[27]. 탄소섬유로 표준(범용) 탄성율과 표준 강도 제품으로는 T-700(Toray), G30-700-12K, -24K(Toho), AS-4(Hexcel), Grafil 34-700WD (Grfil) 등이 있다. 중간 탄성/고 강도 제품은 T-800-12K, M30SC-18K, -24K(Toray), IM-6, IM-7&PV42-850 (Hexcel), G40-800-12K, -24K (Toho)가 쓰이고 있으며, 중간 탄성의 초고강도 제품으로는 T-1000GB(Toray), IM9(Hexcel)를, 고 탄성율 탄소섬유로는 M36J, M40J & M46J(Toray)가 사용되고 있다[22]. 아라미드계 섬유로는 대표적인 Dupont 회사의 Kevler-29와 -49가 있고, AKZO의 Twaron이 생산되고 있다. 복합재료와 강 재료, 알루미늄 재료를 사용하는 모터 케이스의 강도와 약점을 비교하여 간단히 도표화하여 비교한 것이 Fig. 6이다[27]. 여기에서 RR은 Reinforced Resin case를 뜻한다. 즉 CFRR은 carbon fiber reinforced resin case이다.

제작 경비나 제작 과정을 보면 이미 오래전부터 사용해 온 금속 재료는 수렴점에 도달한 듯하나, 복합 재료는 경비관점에서는 아직 개선할 것이 남아있는 초기 단계에 있다. 그러나 순전히 제작 관점으로만 보면 FW(filament winding) Carbon/Epoxy는 금속재료 제작 보다 단일 구조 때문에 큰 장점이 있고 어느 정도 성숙 단계에 있다.

Strengths and weaknesses of case design concepts:

| Criterion | Steel flow-turned | Steel strip-laminated | Steel spiral-welded | Alumi-num | CFRR | GFRR | KFRR | Hybrid Steel-CFRR |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| Low mass | - | -- | -- | - | ++ | 0 | + | 0 |
| High burst pressure | + | 0 | 0 | - | ++ | 0 | + | + |
| High stiffness | + | 0 | + | 0 | + | - | - | 0/+ |
| Thin wall | ++ | 0 | + | - | 0 | - | - | + |
| Thin interfaces | + | -- | + | 0 | - | - | - | + |
| Mass of internal thermal insulation | + | 0 | + | - | - | - | - | + |
| Mass of external thermal insulation | + | 0 | + | - | - | - | - | 0 |
| Contrib. to insensitivity - heating | - | + | - | + | + | + | + | - |
| Contrib. to insensitivity - impact | 0 | - | - | - | + | + | + | 0 |
| Cost | 0 | - | + | 0 | - | 0 | - | -- |

++ very positive; + positive; 0 neutral; - negative; very negative;

Fig. 6 Comparison of motor case materials

그러나 단편 구조들의 연결부(Joints)에는 제작하는데 기술적인 어려움이 있다. 따라서 전체적인 경향은 큰 크기의 단일 구조로 된 가벼운 복합 재료 모터를 설계하고, 금속 부품 없이 내부 단편 연결(inter-segment joining)을 하여 최적화 하고 있는 추세이다, 한편 제작한 제품의 품질을 검사하는 NDT(non destructive test) 기법도 성숙 단계에 있다.

필라멘트 감기는 이미 특별히 개발된 소프트웨어를 사용하여 제작하고 있으며, 대표적인 소프트웨어로는 Cadwind[47}, FibergrafiX[48], Patternmaster[49]가 있다. 감는 패턴은 축 방향에 거의 90도를 유지하여 원주 방향으로 감는 후프 방향 감기(Hoop winding)와, 폴라(polar)의 개구 각을 감안하여 감기 각을 고정시켜 감는 폴라 감기(Polar winding), 그리고 섬유의 미끄럼과 패턴 등을 고려하여 감기 각을 변환시킬 수 있는 나선형 감기(helical winding) 패턴이 있다.

우주 발사체 추진기관의 최근 로드맵 상에 나타난 첨단 고체 추진기관의 기술의 하나로 필라멘트 감기 모터 케이스가 포함되어 있음을 볼 때 탄소섬유를 이용한 추진기관은 점차로 증가할 것이다. 금속재료 케이스에 비하여 (압력과 내부 부피의 곱)/(고체 추진제케이스 질량)으로 표시되는 모터케이스 효율 값이 5배에 달하여, 자연적으로 고강도의 탄소 복합재료로 이동할

것이라 밝히고 있다. 모터케이스 효율을 같은 조건(길이 대 직경 비)에서 비교하여 보면 대표적인 금속 재료 D6AC강, 그리고 Kevlar-49, IM-7 이나 IM-6의 탄소섬유의 순으로 효율이 좋아지는 것을 보여 준다[46]. 또 탄소섬유 복합재료의 큰 비강도(specific strength)는 금속 재료에 비하여 상대적인 최적 운용 압력을 증가시켜 주고 있다. 특히 분리 단편 형(segment)보다는 단일형으로 제작한 것이 효과적이다. Table 2는 복합재료 케이스를 사용한 모터의 최적 압력을 비교한 것이다[8].

Table 2.. Optimum pressure vs Case design parameter

| Case design | Range of pressure (MPa) | International SRM examples |
|---|---|---|
| Metallic | 6-7 | RSRM, MPS |
| Segment composite | 8-9 | SRMU |
| Monolithic composite | 0-11 | Castor 120, M 25, SRB-A, P80 |

발표된 자료의 사용한 탄소섬유의 등급은 주로 중급 탄소섬유(IM7 포함)로 나타나고 있다. 아직은 최상의 탄소섬유는 별로 사용하지 않은 듯하다. Fig. 7은 탄소(중간 성능)섬유 감기 공법을 사용한 90톤 급 고체 로켓 모터를 부품별 질량 구성을 표시한 것이다.

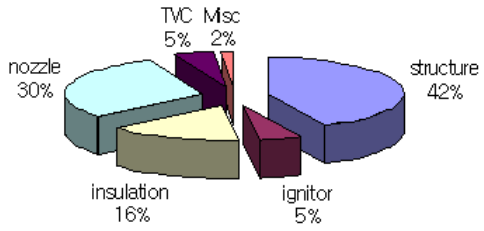


Fig. 7 Mass breakdown for an advanced 90t class SRM

이 구성을 참조하여 보면 구조와 노즐 단열재가 예상대로 큰 비중을 차지하고 있어 시장에서의 획득 가능성과 관련되는 고 강도 탄소 섬유 사용과 단열재 그리고 열 보호 장치가 비활성 질량을 감소시킬 수 있는 인자임을 알 수 있다. Vega 발사체에 섬유 강도가 3배 증가된 것을 사용하면, 1단에서 1600 kg, 2단에서 400, 3단에서 320 kg을 줄일 수 있고 탑재물의 질량을 23% 늘릴 수 있는 것으로 발표되었다[8]

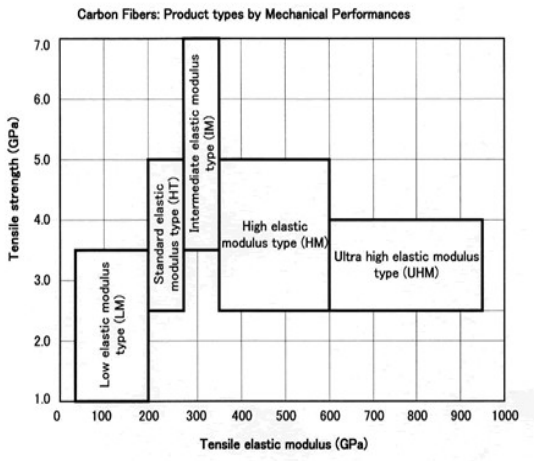


Fig. 8 Carbon Fiber Strength vs Modulus

탄소/흑연(graphite) 섬유가 현재로서는 최상의 특성을 갖고 있는 복합재료로 오늘날 미사일과 우주 발사체에 적용되는 제일 좋은 섬유이다. 여러 종류의 탄소 섬유가 개발되어 있고 일반적으로 인장 탄성율(Tensile Modulus) 값에 따라 구분한다. 즉 표준(범용) 탄성(32-35Msi) 중간(40-45Msi), 고 탄성율(50-55Msi)로 구분하고, 60Msi 이상의 초 고탄성율 섬유는 우주 인공위성이나 안테나 등에 사용되고 있다[20,54-57]. 탄소 섬유의 탄성율에 의한 구분은 Vince Kelley의 carbon fiber technology라는 website[50]에서는 저 탄성율(200 GPa 미만), 표준(200-250 GPa), 중간(250-325 Gpa) 고 탄성(325 GPa 이상)로 구분하고 있는데, 일본 탄소협회[51]에서 발표한 자료(Fig. 8)와 약간의 차이는 있으나 대동소이하다.

복합재료 연소관을 사용한 대표적인 대형 발사체를 포함하여 주요 발사체 모터의 특징을 비

교하여 Fig. 9에 표시하였다[54,55].
대형 고체 로켓의 개발 발전 추세를 보면 아래 Fig. 10과 같은 양상을 보이고 있다. 즉 분리 단편 수는 가급적 줄이는 방향으로 또 모터의 소재는 이미 언급한대로 철강, 및 비철금속의 금속소재에서 유리섬유를 시작으로 고급화된 탄소섬유 복합재로 바뀌고 있다.

Wide range of options at the motor and component levels

| Launch Vehicle | Applica-tion | Diameter in. | L/D | Propellant Weight klb. | Propellant Type | SRB Loaded Segments | Nozzle TVC |
|---|---|---|---|---|---|---|---|
| Ariane V | 2 Strap-on | 120 | 8.7 | 522 | 86% HTPB | 3 Segments Steel | Flexseal, Hydraulic |
| Atlas V | 1 – 5 Strap-on | 62 | 10.6 | 94 | 87% HTPB | 1 Segment Composite | Fixed, None |
| HII-2A | 2 Strap-on | 98 | 4.7 | 143 | 86% HTPB | 1 Segment Composite | Flexseal, EM |
| HII-2 | 2 Strap-on | 71 | 10.5 | 131 | 86% HTPB | 4 Segments Steel | Flexseal, Hydraulic |
| Shuttle | 2 Strap-on | 146 | 10.4 | 1107 | 86% PBAN | 4 Segments Steel | Flexseal, Hydraulic |
| Taurus | In-line Stage 1 | 92 | 3.5 | 107 | 88% HTPB | 1 Segment Composite | Flexseal, Hydraulic |
| Titan IVA | 2 Strap-on | 122 | 10.0 | 591 | 84% PBAN | 9 Segments Steel | Fixed, LITVC |
| Titan IVB | 2 Strap-on | 128 | 9.5 | 695 | 88% HTPB | 3 Segments Composite | Flexseal, Hydraulic |
| Vega | In-line Stage 1 | 118 | 3.3 | 183 | 86% HTPB | 1 Segment Composite | Flexseal, EM |

Fig. 9 Comparison of Launch Vehicle

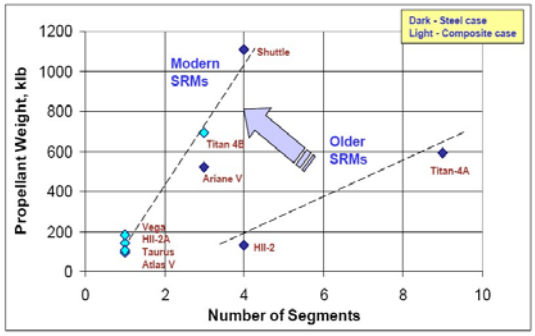


Fig. 10 SRM Configuration Trend

## 4. 결 론

이상의 조사 내용을 참조하여 다음과 같은 결론을 말할 수 있다. 즉 발사체 추진기관은 액체와 고체 추진기관을 각각 나름대로의 장점을 살려 공히 발전해 나갈 것이다. 특히 두 가지 혼합형이 좋은 방향으로 보이며, 고체 추진기관은 부스터, 부착 형(strap-on) 부스터와 1단 등 저단에 많이 활용될 것으로 보인다. 아울러 경비나 개발기간 등을 고려하여 BBL 시스템을 거의 모든 우주 개발 국가에서 고려할 것이다. 모터케이스의 발전 방향은 기존의 금속재료 모터 케이스에서 점차로 복합재료, 그 중에서도 탄소 섬유 복합재료의 사용이 늘어나고 있다. 이는 모터 케이스의 효율이 금속재료인 D6AC강, 아라미드 복합재료, 탄소섬유의 3 가지로 나누어 조사한 결과 탄소섬유가 가장 우수한 것으로 나와 이를 뒷받침하고 있다. 더 나아가 복합재료의 특성 개발과 병행하여 비활성 질량 감소에 부응하는 고강도 탄소섬유로 발전해 나아갈 것이며 단일 형(monolithic)이나 단편 (segment) 수가 적은 복합재료 모터 케이스를 사용하는 방향으로 추구해 나갈 것이다.

## 참 고 문 헌


1. Max Grimard, "Will the US remain the leader of human space exploration? A comparative assessment of space exploration policies", *Acta Astronautica, 75*, 2012, pp.1-14
2. Tibor Cremic,, David J. anderson et al, "NASA's in space propulsion technology project overview and mission applicability," NASA Glenn Research Center, IEEEAC paper 1481, 2007
3. R. A. Ellis, "An example of successful international cooperation in rocket motor technology," *Acta Astronautica,* ,51, pp47-56, 2002 2012, pp.1-14
4. S. R. Glaittili," IHPRPT phase 1 solid booster demonstrator, success story," AIAA paper 2001-3451
5. David Cyranoski "China unveils its space station", *Nature*, 473, 2011, pp.14-15
6. David Cyranoski, "China forges ahead in space", *Nature*, 479, 2011, pp.276-277
7. Chen Shilu, Yan Hui, Cai Yuanli and Zhu Xiapong, "Progress development of space, technology in China," Act Astronautica, V

46, N0. 9, 2000, PP 559-563
8. Jean-Francois Guery et al "Solid propulsion for space applications: An updated roadmap", *Acta Astronautica*, 66, 2010 pp. 201-219
9. B. N. Suresh, "Roadmap of Indian space transportation," Acta Astronautica, 64, 2009, pp 395-402
10. John P. Sumrall and Steve Creech, "Update on the Ares V to support heavy lift for U. S. space exploration policy," Acta Astronautica, V 66, pp 1133-1145, 2010.
11. Denis Schmitt et al, "59th International astronautical congress-Glasgow 2008, Session D-2-16 Launch vehicle in service or development, Arian 5 program status," Acta Astronautica, 69, 2009, pp 871-882
12. "Arian 5", http://en.wikipedia.org/wiki/Ariane_5
13. M. Calabro et al, "Arian 2010 composite SRM: an example of multi disciplinary approach, AIAA paper 2001-3724
14. Yann Letourneur, Frederic Leleu et al, "Status of next generation expendable launchers concepts within the FLPP program," Acta, Astronautica, 66, 2010, pp1404-1411
15. Gowarikar Vassant, B. N. Suresh, "History of recketry in India," Acta astronautica, 65, 2009, PP1515-1519
16. Norbert Brugge, "India's solid fuel missile family 'Agni'," http://www.b14643/Spacerocket_1/Diverse/Agni/Indexhtml
17. Rocket Basics, A Guide to Solid Propellant Rocketry, http://www.aerocon systems.com/tips/Thiokol_basics.pdf
18. "Scout Launch Program," NASA
19. Michael R. Lara, "ATK Space propulsion products catalog," Alliant Techsystems Inc., 2008. 5
20. A. A. Vicario, "Composite in missiles and launch vehicles," Alliant Tech system, Comprehensive Composite Materials, Elsevier Sciences Ltd., 2000
21. http://www.nasa.gov/centers/langley/news/factsheets/Scout.html
22. D. Schweikle and J. Simpson, "The expanded delta launch vehicle family with a status on the new Delta IV," Acta Astronautica, V 48, pp451-459, 2001
23. http://www.voughtaircraft.com/heritage/special/html/sscout1.html
24. J. Scherrer, J. Carrico, I. Crock et al, "The IBEX Flight Segment," Space Science Reviews, V 146, pp35-73, 2009. 8
25. M. J. Robinson, "Composite structures on the DC-XA reusable launch vehicle," Journal of advanced materials, V. 28 issue 3, pp9-18, 1997
26. Tae Ho Lee, "Solid propulsion in the launch vehicle," Proceedings of Asia Joint Conference Propulsion and power, AJCPP2012-066, Mar. 2012
27. Hugh M. Reynolds, "Motor case design," AIAA SRTC 2008 Short Course, Advances Solid Rocket Annex 3, Pratt and Whitney Space Propulsion San Jose (CSD), 2008. 5
28. K. W. Naumann, "Motor case design," AIAA SRTC 2008 Short Course, Advances solid rocket, Bayern Chemie, Gemany, 2008.
29. D. Stanley, " A space transportation architecture for the future," Acta astronautica, V 47, pp 265-274, 2000.11
30. J. C. Mankins, "Highly reusable space transportation," Acta astronautica, V 51, pp 727-742, 2002. 11
31. D. Conley, NY Lee, PL. Potanova et al, "Evolved expendable launch vehicle,"

Acta astronautica, V 53, pp 577-584, 2003.
32. John Elliot, Leon Alkalai, "A low cost concept enabling multi-lander lunar science and exploration mission," Acta astronautica, V 66, pp 269-278, 2010. 1
33. M. J. Fisher, T. L. Moore, "composite rocket motor case technology for tactical missiles, CPTR 77, 2004.8
34. Bob Geisler, "A comprehensive introduction to solid rockets overview." AIAA SRTC 2008 Short Course Advanced Solid Rockets, 2008. 7
35. Mark J. Shuart, "Advanced composite structures and materials technologies for launch vehicles," International eminent speaker series (Australian division), 2011.3
36. Donahue Benjamin, Weldon Vincent, Paris Stephen, "Low recurring cost, partially reusable heavy lift launch vehicle," Journal of spacecraft and rockets, V 45, pp90-94, 2008. 1
37. http://www.reuters.com/ inance/stocks/companyProfile?symbol=ATK
38. Fillipo Maggi et al, "Efficient solid rocket propulsion for access to space," Acta astronautica V 66, pp1563-1573, 2010
39. Correll, John T. "How the Air Force Got the ICBM " *Air Force*, July 2005
40. B. W. White, "The Polaris Missile," Space Exploration, 2001, 7
41. "Polaris: A further report on the fleet ballistic missile system," Flight International, pp751-757, 1963.7
42. "Poseidon C3," Missilethreat. com, Missile of the Home
43. http://www.ssp.navy.mil/fb101/themissiles.shtml
44. P. R. Evans, "Composite motor case design," AGARD Lecture series No. 150, Design Methods in Solid Rocket Motors, 1988
45. Jim Fleming, "Key technologies for future missile propulsion systems," 5th World Missile Summit, London, 2002. 10.
46. Francesco Lillio, "Solid Rocket Motors Materials and Processes," AIAA SRTC 2008 Short Course Advanced Solid Rockets, 2008. 7
47. http://www.material.be/cadwind /index.html
48. http://www.entec.com/fiberG.html
49. http://www.mccleananderson.com/controls /PM4WIN.htm
50. Vince Kelley, "Carbon Fiber Technology," http://www.carbon-fiber.com
51. “Types of carbon fiber products and their special features," The Japan carbon fiber manufacturers association. http://www.carbonfiber.gr.jp/english/index.html
52. 이태호, “탄소섬유의 항공우주 분야 적용,” 제 37회 한국추진공학회 추계 학술대회, 2011.11
53. Tae Ho Lee, " Review of advanced carbon fiber applications," 8th Korea-Japan Joint Symposium on Composite Materials, 2011. 11
54. D. Boury et al, "Large solid propulsion for future heavy launcher," AIAA paper 2004-3893
55. Ed Casillas, "System Engineering & Trades Large SRM Space Launch Booster Applications," AIAA 44th AIAA/ASMA/ SAE/ASEE, Joint Propulsion Conference, Hartford CT, 2008
56. M. Calabro, A. Dufour and A. Macaire, "Optimization of the propulsion for multi stage solid rocket motor launchers," Acta Astronautica, V 50, pp 201-208 2002.

57. M. Rashid Kahn, et al, " Carbon fibers: opportunities and challenges," Advance Materials and Processes, pp47-49, 2008