

技術論文

복합재료의 고체 로켓 모터 케이스 적용 리뷰

이태호*

Review of the Composite Materials Application to the Solid Rocket Motor Cases

Tae Ho Lee*

ABSTRACT

This paper investigated the composite materials application examples and trends in the future to the solid rocket motor cases. The motor case must be stiff and tolerate at the high pressures, and light weight. In accordance to these kind of requirements, the composite materials showed the adaptable efficiency, and glass fibers, aramid, carbon fibers are applied to orderly. The comparison of the motor case efficiencies of the D6AC steel alloy, aramid, carbon fibers results in the carbon fibers best. Also the capacity of the payload will be increased more than 20% by using the high strength ones.

초 록

본 논문은 고체 추진기관 로켓 모터 케이스에 사용된 복합재료에 대하여 사례와 발전 추세를 조사하였다. 기본적으로 모터케이스는 강인하고 고압에 견뎌야 하며, 가벼워야 한다. 이에 부응하는 소재로 복합재료가 효율적인 재료로서 대두되어 유리섬유, 아라미드 그리고 탄소 섬유가 순차적으로 적용되었다. 모터 케이스 효율을 탄소섬유, 아라미드, D6AC강 등을 비교한 결과 탄소섬유가 가장 우수하고 고강도 탄소섬유를 사용하면 탑재용량이 20% 이상 증가시킬 수 있는 것으로 조사되었다.

Key Words : 탄소섬유(carbon/graphite fiber), 유리섬유(glass fiber) 아라미드(aramid), 비 강도(specific strength), 모터 케이스(motor case)

1. 서론

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 기계공학 적 힘의 작용을 고려하게 된다. 이러한 제반 조건들을 고려하여 지금까지 많이 사용되어 오는 소재로는 통상적인 열처리(담금질과 템퍼링)를 한 철강과 니켈, 코발트 등을 함유한 경화 합금강, 비철 금속의 티타늄 합금, 알루미늄 합금, 섬유 강화 플라스틱 등이 있다. 비교적 근년(1960년대와 1970년대)에 개발된 것으로 마레이징(maraging)강이 있으며, 일종의

시효 경화강으로 성형과 단조에 좋은 특성을 나타내고 있다. 이러한 성질 때문에 우주 부스터용 대형 모터와 우주왕복선(Space Shuttle)에 적용되어 왔다[1]. 그러나 전체 비행체에 대한 질량 분(mass fraction), 즉 초기 발사체 전체 질량에 대한 추진제 충전 질량을 증가시키려는 연구가 꾸준히 진행되어 왔고, 1950년대부터 섬유 강화 플라스틱에 대하여 관심을 갖게 되었다. 즉 1950년대에 미국에서 처음으로 우주 발사 비행체에 복합재료를 사용하기 시작하였다. 그 후 꾸준히 복합재료를 사용한 모터 케이스가 등장하여 왔다. 본 논문에서는 이러한 복합재료의 고체 추진기관 로켓 모터 케이스의 적용에 대한 조사를 통하여 현재의 위치와 앞으로의 방향 설정에 기초 자료로 삼는데 의의를 두고자 한다.

접수: 2012년 4월 30일, 수정: 2012년 6월 7일, 게재승인: 2012년 6월 8일

* 한국과학기술정보연구원 Reseat 프로그램 전문연구위원, 교신저자(E-mail: ltaeho0547@reseat.re.kr)

2. 주요 모터 케이스의 복합재료 적용 사례

1950년대에 미국에서 처음으로 우주 발사 비행체인 Vanguard Launch Vehicle에 복합재료 로켓 모터를 사용하기 시작하였고, 1958년에는 NASA가 Scout Launch Vehicle을 개발하기 시작하였다. 이 두 프로그램 동안 복합재료를 사용한 3종의 로켓이 개발되었는데, Altair, Antares, BE-3이다[2-7]. Altair(X-248) 모터 케이스가 복합재료로 개발된 첫 번째이다. 이것은 원통형 몸체에 반구형 돔의 형태를 가진 연속 필라멘트 와인딩 공법을 사용하여 제작하였으며, 사용한 소재는 S-glass 섬유 강화 에폭시 레진 매트릭스 시스템을 사용하였다. Antares(X-259)는 Scout Launch Vehicle의 3단 추진시스템으로 개발되었는데, Vanguard와 Delta 비행체에도 사용되었다. 이 복합재료를 사용하여 큰 질량 분(mass fraction)을 얻게 되었으며, S-glass/epoxy 재료를 사용하였고 오븐 경화(cured)를 하였다. Scout 발사 비행체는 모두 4단의 고체 추진제 로켓으로 구성되어 있다. Algol과 Castor로 명명된 1단과 2단은 합금강이고, Antares와 Altair라고 하는 3, 4단은 유리섬유 복합재료를 사용하였다. Fig.1은 Scout 발사 장면이다.



Fig. 1 Scout Launch vehicle.

BE-3 모터는 1960년에 개발되었고 고성능 로켓으로, 레인저 우주 탐사선(Ranger Space Probe)의 추진기관으로 역추진로켓(retrorocket)과 전 방향 로켓 모두에 사용되었으며, 그밖에 다른 우주 추진에 이용하였다[2-7]. Fig. 2는 BE-3 모터 형상이다.

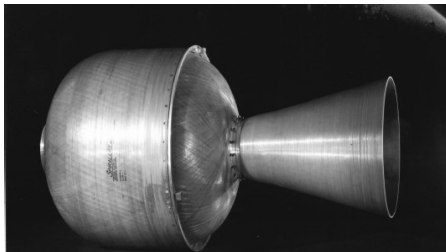


Fig. 2 BE-3 motor.



Fig. 3 Space shuttle's filament wound case segment.

1960년대에 들어서서 Delta 발사체의 여러 버전이 개발되어왔다. 초기에는 유리섬유/에폭시를 사용한 Altair가 필라멘트 와인딩 공법으로 만들어져 사용되었고, 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[3]. GEMs는 필라멘트 와인딩 공법에 오븐 경화를 하였으며, 중간 탄성률(modulus)의 탄소섬유를 사용하였다. 전방 돔과 스킵트 등은 와인딩 공법으로 만들었고 후방 돔부의 보스(boss)는 티타늄으로 만들어 연소실 끝에 볼트 체결하였다. Delta III 버전은 커다란 카본 - 에폭시 필라멘트 모터 케이스를 부착 고체 로켓(strap-on solid rockets)에 사용하였다[3,4].

1980년대 초에 우주 왕복선(Space Shuttle)에 철강 부스터 대신에 필라멘트 와인딩 공법으로 만든 케이스(FWC; Filament wound case)가 개발되었다. 4개의 원통형의 단편(segment)으로 구성되었고 표준 탄성율의 탄소섬유와 에폭시 레진을 사용하였다. Fig. 3에 케이스의 한 단편을 보여 주고 있다.

1960년대부터 Titan 계열의 발사체들이 우주에 무거운 중량을 발사하는 시스템으로 개발되기 시작하였고, 이때의 모터 케이스는 합금강이었는데, 1990년대 초에 Titan IV를 업그레이드 시킨 Titan IVB가 개발되었다. 모터는 중간 탄성율(IM7 ; intermediate modulus)을 가진 탄소섬유 에폭시를 사용하여 필라멘트 와인딩 공법을 사용하여 만들었다. 이 업그레이드된 모터는 우주왕복선(Space Shuttle)의 프로그램에서

개발된 FWC가 적용되어 Titan의 탑재 능력이 25% 증가되었다[4,8]. 1980년대 후반에 Pegasus 우주 발사체 개발을 시작하였다. 1, 2, 3단에 모두 필라멘트 와인딩 공법으로 제작되었는데 중간 탄성율의 (IM7) 탄소 섬유-에폭시를 사용하였다. 그리고 3개 단 모두에 3차원 탄소-탄소 노즐 목과 카본 페놀 노즐을 사용하였다.

Pegasus XL(Extended length)은 지구 제 궤도(LEO)에 소형 인공위성을 발사하는 선도 발사 시스템으로 여기에는 ATK의 Orion 모터가 사용되었다. Taurus 발사체에도 Pegasus에서 입증된 Orion 모터를 사용하였는데 이 모터들은 모두 탄소-에폭시, 미국에서는 그라파이트-에폭시(graphite-epoxy)라고도 부르는 복합재료를 사용하였고, 추진제는 HTPB를 사용하였다[6,10].

우주 왕복선을 포함하여 우주에 접근하는데 경비를 감소하는 방안으로 재사용 발사체(RLV: Reusable Launch Vehicle)가 연구되어 왔다[11,12]. 1991년 탄도 미사일 방어 기구(BMDO: Ballistic Missile Defence Organization)의 후원으로 DC-X 프로그램이 시작되었으며, 경비 감소 관점에서 EELV (evolved expendable launch vehicle) 프로그램이 또한 추진되었다. 여기에 사용한 보잉의 Delta IV 계열의 발사체는 탄소섬유 에폭시의 부스터와 고체 부착(strap-on) 부스터로 구성되어 있다. 연료 탱크를 포함한 부분에도 복합재료를 사용하고 있다[9,11-15]. 그리고 Benjamin 등은 2단 궤도 진입 발사체를 고려하여 재진입 열 보호 장치가 필요 없는 부스터는, 목적 고도에 도달한 후 코어 단에서 분리시켜 활주로에 미끄럼 착륙을 하도록 하고 이를 재사용하는 방안을 발표한 바 있다[16].

발사 능력을 증가시킨 새로운 Titan IVB 용으로 SRMU(Solid Rocket Motor Upgrade)가 미 공군과 Lockheed Martin 회사에 의해서 개발되었다. 1997년 NASA의 Cassini 우주선과 토성 연구를 위한 Huygens 탐사선에 사용되었는데 3단편들로 구성된 모터를 사용하였다. 이 우주선은 2004년 7월 1일 토성 궤도에 진입하였다. 이 모터들은 고 강도 탄소 섬유를 사용하여 최신의 자동화, 로봇과 제어 시스템으로 가공하였고 HTPB추진제를 사용하였으며 거의 90% 추진제 질량분에 해당하는 충전율을 갖고 있다[3,17-20]. Atlas V에도 복합재료를 우주 부스터에 사용하였다. Lockheed Martin 회사에서 Atlas V521만들어 성공적으로 2003년 7월 비행하였는데 모터는 HTPB추진제에 필라멘트 와인딩 공법의 탄소 섬유-에폭시 복합재료를 사용하였고, 직경 1.57미터에 길이가 16.9미터로 단일 형(monolithic)으로는 가장 긴 복합재료 모터이었다. 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 3미터에 길이는 10.56미터로 전술한 미국의 Atlas V521 보다는 길이는 작으나 직경이 커 추진제 충전 체적으로는 가장 큰 것이었다[20,21].



Fig. 4 H-IIA launch vehicle.

일본은 고체 추진기관 위주로 개발을 하고 있으며 탄소섬유 복합재료를 모터에 사용한다. 일본 탄소협회에서 발표한 일본의 우주 발사체인 H-IIA를 Fig.4에 표시하였는데, 맨 위 상단은 탄소섬유 강화플라스틱, 즉 CFRP(Carbon Fiber Reinforced Plastics)가 사용되었으며, 몸체 중간 위쪽의 검은 부분은 샌드위치 CFRP로 그리고 하부의 로켓 부스터의 모터 케이스도 모두 CFRP로 만들어져 있다[10,22-23].

또 인도도 우주개발과 관련하여 많은 기술을 축적하고 있어, 인도 최초의 인공위성 발사체인 SLV(Satellite Launch Vehicle)-3가 1980년 2차 발사에서 성공하여, 6번째 인공위성 발사국가 되었다. 1980년대 후반부터 이미 Agni 시리즈의 탄도 미사일을 개발하였는데, 1단에는 마레이징강을 2단에는 탄소섬유 모터를 사용하고 있다. 특히 재진입 비행체에는 다축 방향 강화 복합재료(MRCP; multi directionally reinforced carbon fiber) 기술을 사용하였다[24].

초기 우주 발사체에 적용한 복합재료의 성과는 탄도 미사일이나 방어 미사일에 적용되기 시작하여, 미 해군의 미사일 Polaris A2와 발전된 A3 미사일에 필라멘트 와인딩 공법의 모터를 채택하였다. 이때 사용한 소재는 S 타입 유리 섬유와 에폭시 레진이었다. 1960년대 중반에는 미 해군에서 Polaris보다 사거리를 연장한 Poseidon(C3) 탄도 미사일을 개발하였다. 여기에 적용한 1단과 2단 모터에도 S 타입 유리 섬유와 에폭시 레진을 사용하였고, 1970년대 초에 들어서서 Trident I(C4)이 미 해군의 함대 탄도 미사일의 5번째로 개발되었다. 3단 고체 추진기관으로 구성되어 있으며, 1,2단 모터의 직경은 1.9미터이고 3단은 0.76미터인데, Kevlar-49 아라미드 복합재료와

Missile Comparison Chart

POLARIS, POSEIDON, AND TRIDENT MISSILES (A1, A2, A3, C3, C4, D5) DESCRIPTIVE SUMMARY COMPARISON						
	POLARIS (A1)	POLARIS (A2)	POLARIS (A3)	POSEIDON (C3)	TRIDENT I (C4)	TRIDENT II (D5)
Length	28 feet	31 feet	32 feet	34 feet	34 feet	44 feet
Diameter	54 inches	54 inches	54 inches	74 inches	74 inches	83 inches
Weight	28,000 pounds	32,500 pounds	35,700 pounds	64,000 pounds	73,000 pounds	130,000 pounds
Powered Stages	2	2	2	2	3	3
Motor Case Materials	1st Stage - Low alloy steel 2nd Stage - Low alloy steel	1st Stage - Steel 2nd Stage - Glass Fiber	1st Stage - Glass Fiber ¹ 2nd Stage - Glass Fiber ¹	1st Stage - Glass Fiber 2nd Stage - Glass Fiber	All 3 Stages Kevlar/Epoxy	1st Stage - Graphite/Epoxy 2nd Stage - Graphite/Epoxy 3rd Stage - Kevlar/Epoxy
Nozzles	4, each stage	4, each stage	4, each stage	1, each stage	1, each stage	1, each stage
Controls	Jetevators	1st Stage - Jetevators 2nd Stage - Rotating Nozzles	1st Stage - Rotating Nozzles 2nd Stage - Fluid Injection	Single Movable Nozzle Actuated by a Gas Generator	Single Movable Nozzle Actuated by a Gas Generator	Single Movable Nozzle Actuated by a Gas Generator
Propellant	Solid	Solid	Solid 1st Stage - Composite	Solid 1st Stage - Composite	Solid Cross-Linked Double Base	Solid Nitrate Ester Plasticized Polyethylene Glycol
Guidance	All Inertial	All Inertial	All Inertial	All Inertial	Stellar and Inertial	Stellar and Inertial
Range (nominal)	1,200 NM (1,380 SM)	1,500 NM (1,730 SM)	2,500 NM (2,880 SM)	2,500 NM (2,880 SM)	4,000 NM (4,600 SM)	> 4,000 NM (4,600 SM)
Warheads	Nuclear	Nuclear	Nuclear	Nuclear	Nuclear	Nuclear

NOTES: ¹ First large ballistic missile to use glass motor case for all stages. (Small glass-fiber motor case had previously flown in Vanguard Program. POLARIS was first large glass-fiber rocket motor case.)
² Devised and first flown by Navy in POLARIS development program.

Fig. 5 Missile comparison.

레진을 연소실에 사용하고 스킵트 부분에는 표준 탄성율의 탄소섬유와 에폭시레진을 사용하였다. 1980년대 초에 개발된 Trident II(D5)는 Trident I(C4)보다 진전된 것으로 3단 모두와 중간 단 모두와 점화기 등에도 복합재료를 사용한 고체 추진기관을 사용하였다. 1. 2단은 표준 탄성율의 탄소섬유 에폭시를 사용하여 만들었고 3단은 케블라 에폭시를 사용하여 필라멘트 와인딩 공법으로 제작하였다. 모터 직경은 1, 2 단은 2.1 미터이고 3단은 0.8 미터로 Trident I(C4)보다 더 큰 제원을 갖고 있다. 1970년대 말에 개발하기 시작한 Peacekeeper 미사일은 새로운 대륙 간 탄도 미사일(Intercontinental ballistic missile)로 1986년 12월에 처음으로 운용되었다. 3개의 고체 추진기관 단은 직경이 대략 2.3 미터로 Kevlar-49 아라미드 섬유와 에폭시를 사용하였다[25-31].

Fig 5는 이러한 미사일들의 특성을 비교한 도표이다.

3. 복합재료와 모터 케이스

로켓 모터 설계에 있어서, 기본적으로 케이스 자체의 무게는

Property	Fiberglass		Carbon			
	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)

Fig. 6 Composite material properties.

가벼운 것이 요구 조건이다. 그러나 설계자의 입장에서 보면 금속 재료는 오랜 사용 역사가 있고 데이터베이스가 설정되어 있다. 상대적으로 복합재료는 비 동질성(non-homogeneity), 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[27,29]. 사용된 복합재료에 대하여 유리섬유, 아라미드, 탄소 섬유에 대하여 대표적인 물성을 Fig. 6에 비교 표시하였다. E-타입 유리 섬유가 일반 복합재료 산업계에서는 광범위하게 사용되는 소재이나, 우주 발사체나 주요 미사일 구조재로는 제한된 기계적 물성 치 때문에 별로 사용되지 않고 있다.

현재의 2세대 S-타입 유리섬유(S-2)는 E-타입보다 35-40% 더 높은 인장강도, 20-25% 높은 압축강도, 18-20% 높은 탄성율을 보이고 있다. 물론 가격은 5-6배 높은 것으로 나타나고 있다[4]. 아라미드 섬유는 저 밀도, 고 인장 강도 그리고 고 비강도 및 탄성율과 훌륭한 강인성을 나타내고 있다. 그러나 압축강도와 전단강도는 상대적으로 낮은 편이다. Kevlar는 Du Pont 회사의 아라미드 섬유의 한 상표이다. 탄소섬유가 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. 탄소 섬유의 탄성율에 의한 구분은 Vince Kelley의 carbon fiber technology라는 website에서는 저 탄성율(200 GPa 미만), 표준(200-250 GPa), 중간(250-325 GPa) 고 탄성(325 GPa 이상)로 구분하고 있고, 일본 탄소협회에서 발표한 자료와는 약간의 차이는 있으나 대동소이하다[32-34]. Fig 7은 Vince Kelley의 자료를 인용한 탄소섬유 구분에 의한 적용 분야를 개략적으로 나타낸 그림이다.

복합재료들의 실제 사용하는 회사의 제품들을 보면, 유리 섬유 E-glass는 Owens Corning의 다양한 종류가 있고, 유리 섬유 S-glass는 역시 Owens Corning 회사의 S-901, S-2 type-449가 대표적이다. 탄소섬유는 표준(범용) 탄성율과 강도의 제품은 T-700(Toray), G30-700-12K, -24K(Toho), AS-4(Hexcel), Grafil 34-700WD (Gfril)이 있고, 중간 탄성/고 강도 제품은

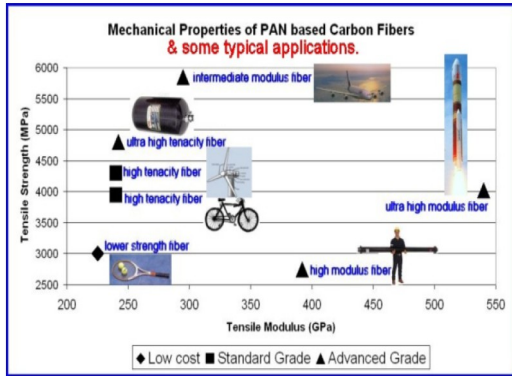


Fig. 7 Carbon fiber grade vs applications.

Table 1 Metal material properties

Metal	Properties				
	E(msi)	G(msi)	μ	density	tensile strength(ksi)
AISI 4130	29.0	11.0	0.32	0.283	180
D6AC	29.0	11.0	0.32	0.283	220
7075 T6 Al	10.3	3.9	0.33	0.101	80
64 Titanium	16.2	6.2	0.31	0.160	160

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 고탄성을 탄소섬유로는 M35J, M40J & M46J(Toray)가 사용되고 있다. 아라미드계 섬유로는 대표적인 Dupont 회사의 Kevlar-29와 -49가 있고, AKZO의 Twaron이 생산되고 있다[35,36]. Table 1에는 모터케이스에 사용되는 대표적인 금속 재료의 물성치를 표시하였다[30]. 복합재료의 특성과 비교할 수 있을 것이다.

제작 관점에서 보면 FW(filament winding) Carbon/Epoxy는 금속 보다 단일 구조 때문에 큰 장점이 있고 어느 정도 성숙 단계에 있다. 반면에 단편 구조들의 연결부(Joints)는 제작 상 어려움이 있다. 때문에 주 경향은 큰 크기의 단일 구조로 설계하여, 금속 부품 없이 내부 단편 연결(inter-segment joining)을 하여 최적화 하고 있다. 필라멘트 와인딩 공법은 이미 특별히 개발된 소프트웨어를 사용하여 제작하고 있으며, 대표적인 소프트웨어로는 Cadwind, Fiberglass, Patternmaster가 있다[37-39]. 감는 패턴은 축 방향과 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.

복합재료의 큰 비강도(specific strength)는 금속 재료에 비하여 상대적인 최적 운용 압력을 증가시켜 주고 있다. 특히

Table 2 Optimum pressure vs case design

Case design	Range of pressure SRM examples (MPa)	SRM examples
Metallic	6-7	RSRM, MPS
Segment Composite	8-9	SRMU
Monolithic Composite	10-11	SRB-A, P80

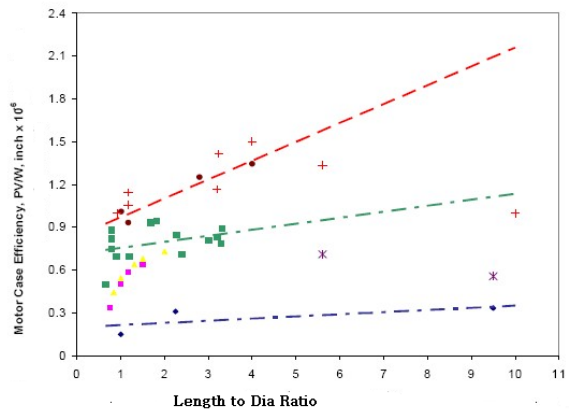


Fig. 8 Motor case efficiency.

분리 단편 형(segment)보다는 단일 형으로 제작한 것이 효과적이다. Table 2에 사용 재료에 따른 모터의 압력을 비교하여 보이고 있다.

모터의 소재는 이미 언급한대로 철강, 및 비철금속의 금속 소재에서 유리섬유를 시작으로 고급화된 탄소 섬유 복합 재료 바뀌고 있다. 주요 발사체들에 대한 모터케이스 재료에 대한 효율을 비교하여 Fig. 8에 표시하였다[8,40]. 모터케이스 효율(내부 압력과 부피의 곱/ 케이스 무게)은 같은 조건(길이 대 직경 비)에서 비교하여 보면 D6AC강, 알루미늄 티타늄합금, 유리섬유, Kevlar-49, IM-7이나 IM-6의 탄소섬유의 순으로 효율이 좋아지는 것을 보여 준다.

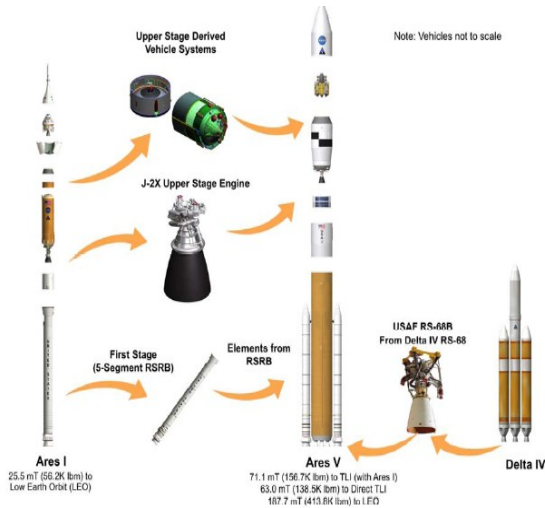


Fig. 9 Heritage hardware Ares Vehicles.

4. 미래의 모터 케이스 전망

오늘날 6개 우주 개발권(미국, 러시아, 유럽, 중국, 일본, 인도)을 포함하여 세계는 유인 우주 탐사 등, 보이지 않는 우주 경쟁을 하고 있으며 효율적인 우주 개발을 위하여 최대한의 기술을 활용하고 있다[41-45]. 그 중의 하나로 발사체 모터케이스 개발이 각국의 로드 맵 상에 언급되고 있다. 앞으로 예상되는 모터케이스에 대하여 로드 맵 상에 발표된 내용을 중심으로 살펴 볼 때, 고체 추진기관은 탄소섬유 복합재료의 이용이 확대될 것으로 예측된다. 미국은 우주 왕복선 이후의 사업으로 성운(Constellation) 프로그램에서 Ares 1과 Ares 5가 계획되고 있다. 이 발사체들은 기존의 개발된 기술에 의해서 만들어진 것들을 최대한 살려 사용하는 BBL(Building Block Launcher) 개념을 도입하고 있다. 즉 Ares 1에서는 우주 왕복선의 RSRM(Reusable Solid Rocket Motor)을 이용하고 Ares 5도 Ares 1의 5 단편(segment) 고체 부스터를 5.5 단편으로 그리고 Delta IV에서의 모터들을 이용하는 계획으로 되어 있다 [10,46-47]. 이러한 Ares 발사체에 대한 개념을 Fig. 8이 보여 주고 있다. 그리고 Ares 에서는 새로운 복합재료 케이스를 시도한다고 되어 있다[39].우주왕복선의 RSRM이나 Delta IV에는 이미 탄소섬유 복합재료가 모터에 적용된 바 있다.

유럽에서는 BBL 접근 방법으로 EAP를 P80으로 대체하는 작은 아리안 5를 구상 중이다. 또 더 간단하고 경제 효과적인 “고체 BBL” 3단도 고려하고 있다. P80은 Vega의 1단에 사용되는 것으로 EAP 보다는 조금 짧으며 탄소 섬유 에폭시의 필라멘트 와인딩 공법으로 만든 케이스를 사용하고 있다[48-50]. 특히 유럽의 FLPP(Future Launcher Preparatory Program)에서 중기 소모성 발사 시스템은 아리안과 Vega에서 개발한 것을

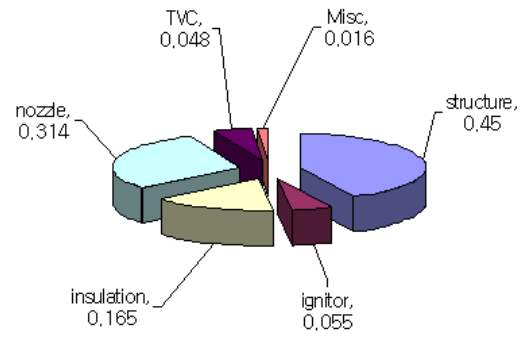


Fig. 10 Mass breakdown of the inert motor.

이용하는 빌딩 블록(BB)에 의존하여 2015 년까지 운용하고, 2020-2025에는 차세대 발사체(NGL: Next Generation launcher)를 계획하고 있다. BB 1단에는 복합재료를 그리고 NGL에서도 하단에는 복합재료를 사용할 것이다[50].

일본은 고체 추진기관 위주로 우주 탐사개발 계획을 수립하고 있으며 현 H-IIA 발사체의 능력을 향상시킨 H-IIB는 국제 우주 정거장(ISS)과 달에 화물 운송을 포함하는 임무 수행을 목적으로 하고 있다. H-IIA에서는 2개의 SRB-A를 사용하였으나 H-IIB에는 4개의 부착(strap on) 부스터를 사용하고 1단의 직경도 4m에서 5 m로, 길이도 최초의 H-IIA 보다 1 m를 늘렸다. H-IIA에서 이미 탄소 섬유 복합재료 모터를 위시하여 다양한 부위에 탄소 섬유가 적용되고 있고 탄소 섬유의 사용은 계속 확대될 것이다[10,23,51].

인도에서도 전술한 대로 우주개발과 관련하여 많은 기술을 축적하고 있다. 인도 최초의 인공위성 발사체인 SLV-3에는 4 단의 고체 추진기관이 사용되었으며, Agni 시리즈의 탄도 미사일에서 탄소섬유 모터를 사용하였고, 특히 재진입 비행체에는 다축 방향 강화 복합재료(MRCP; multi directionally reinforced carbon fiber) 기술을 사용하고 있는 등 복합재료 관련 기술도 축적되어 있다.[24,52-53].인도의 로드 맵 상에서 언급하는 주요 기술로는 극저온 추력과 바-극저온 부스터, 공기 흡입 추진과 RLV 빌딩 블록(Building block)의 3가지를 뽑고 있다[52]. 부스터가 언급되고 있는 것은 특이하다. 그리고 인도의 로드 맵에 나타난 GSLV Mk-III에는 200톤짜리 2개의 부착 식(strap-on) 고체 추진기관이 계획되어 있다. 이러한 계획과 인도의 축적된 기술로 보아 탄소섬유 모터를 예상할 수 있다. 그 외에 중국과 러시아는 주로 액체 추진기관 중심으로 개발을 해오고 있어 본 조사에서는 크게 검토하지 않았다.

Fig. 10에 탄소 (중간 성능)섬유 감기 공법을 사용한 90톤급 고체 로켓 모터를 부품별 질량 구성을 표시한 것이다. 이 구성을 참조할 때 획득 가능한 고 강도 탄소 섬유의 가용성과 단열재 그리고 열 보호 장치가 주요 질량 감소를 할 수 있는 인자임을 알 수 있다. Vega 발사체에 섬유 강도를 3배

증가 시키면, 1단에서 1600 kg, 2단에서 400, 3단에서 320 kg 을 줄일 수 있고 탑재물 질량을 23% 늘릴 수 있는 것으로 발표되었다[10]. 즉 고강도 탄소섬유를 사용하면 비활성 모터의 질량을 줄여 질량 분을 늘릴 수 있게 된다.

일본 토레이(Toray)의 전략 자료에도 스포츠용 탄소섬유는 현 상태의 수요를 유지할 것으로 예측하는 한편, 고탄성 고강도 탄소 섬유는 우주용으로 그리고, 산업용 탄소 섬유와 함께 꾸준한 수요 증가를 예상하고 있다. 이와 같이 주요 우주 개발 국가의 로드 맵이나 계획을 보면 고체 추진기관과 부스터에 복합재료 특히 고급 탄소섬유를 사용하여 모터케이스를 제작하는 추세임을 알 수 있다.

5. 결 론

이상 살펴 본 바에 의하면 고체 추진기관 모터 케이스는 기본적으로 강인하고 가벼운 동시에 고압에 견디는 특성을 갖는 소재가 필요하다. 이에 부응하는 재료로 금속재료로는 열처리를 한 철강, 특수 합금강, 비철 합금강 등이 사용되었고, 복합재료가 각광을 받기 시작하였다. 초기에 유리섬유를 시작으로 아라미드 계열의 복합재료, 그리고 최신의 탄소섬유 복합재료가 순차적으로 적용되기 시작하였다. 주요 우주 개발 국가의 로드맵이나 중장기 계획을 통하여 발표된 것을 보아도 복합재료 특히 고급 탄소섬유의 적용 확대가 증가하고 있다. 모터 케이스의 효율을 보면 합금강, 유리섬유, 아라미드 복합재료, 탄소섬유의 순으로 증가하고 있다. 또 고 강도 탄소섬유를 사용하면 탑재 용량을 20% 이상을 증가시킬 수 있는 것으로 조사되어 있다. 유명 탄소섬유 회사의 전략 계획에도 산업용과 함께 항공 우주용 고급 탄소섬유 수요의 증가를 예상하고 있다.

후 기

본 연구는 한국과학기술정보연구원(KISTI)이 교육과학기술부 과학기술진흥기금으로 수행하는 「2011 ReSEAT 프로그램」에 의해 수행되었습니다.

참고문헌

- 1) http://www.aeroconsystems.com/tips/Thiokol_basics.pdf Rocket Basics, A Guide to Solid Propellant Rocketry, Thiokol propulsion.
- 2) "Scout Launch Program," NASA.
- 3) Lara, M.R., "ATK Space propulsion products catalog," Alliant Techsystems Inc., May. 2008.
- 4) Vicario, A.A., "Composite in missiles and launch vehicles," Alliant Tech system, Comprehensive Composite Materials, Elsevier Sciences Ltd., 2000.
- 5) <http://www.nasa.gov/centers/langley/news/factsheets/Scout.html>
- 6) Schweikle, D., and Simpson, J., "The expanded delta launch vehicle family with a status on the new Delta IV," *Acta Astronautica*, Vol. 48, 2001, pp. 451-459.
- 7) <http://www.voughtaircraft.com/heritage/special/html/sscout1.html>
- 8) Casillas, E., "System Engineering & Trades Large SRM Space Launch Booster Applications," *AIAA 44th AIAA/ASMA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, Hartford CT, 2008.
- 9) Robinson, M.J., "Composite structures on the DC-XA reusable launch vehicle," *Journal of advanced materials*, Vol. 28, Issue 3, 1997, pp. 9-18.
- 10) Guery, J.F., "Solid propulsion for space applications," *Acta astronautica*, Vol. 66, 2010, pp. 201-219.
- 11) Stanley, D., "A space transportation architecture for the future," *Acta astronautica*, Vol. 47, Nov. 2000, pp. 265-274.
- 12) Mankins, J.C., "Highly reusable space transportation," *Acta astronautica*, Vol. 5, 2002, pp. 727-742.
- 13) Conley, D., Lee, N.Y., and Potanova, P.L., et al, "Evolved expendable launch vehicle," *Acta astronautica*, Vol. 53, pp. Aug. 2003, 577-584.
- 14) John, E., and Leon, A., "A low cost concept enabling multi-lander lunar science and exploration mission," *Acta astronautica*, Vol. 66, Jan. 2010, pp. 269-278.
- 15) Fillipo, M., "Efficient solid rocket propulsion for access to space," *Acta astronautica*, Vol. 66, 2010, pp. 1563-1573.
- 16) Donahue, B., Weldon, V., and Paris, S., "Low recurring cost, partially reusable heavy lift launch vehicle," *Journal of spacecraft and rockets*, Vol. 45, Jan. 2008, pp. 90-94.
- 17) 이태호, "탄소섬유의 항공우주 분야 적용," 제 37회 한국추진공학회 추계 학술대회, 2011.
- 18) Lee, T.H., "Review of advanced carbon fiber applications," 제 8차 한-일 복합재료 심포지엄, 2011. 11, pp. 65-66.
- 19) Fisher, M.J., and Moore, T.L., "composite rocket motor case technology for tactical missiles", *CPTR 77*, Aug. 2004.
- 20) Lee, T.H., "Solid propulsion in the launch vehicle," *Proceedings of Asia Joint Conference Propulsion and power*, AJCPP2012-066, Mar. 2012.
- 21) Bob, G., "A comprehensive introduction to solid rockets overview," *AIAA SRTC 2008 Short Course Advanced Solid Rockets*, Jul. 2008.

- 22) <http://www.carbonfiber.gr.jp/english/index.html> "Types of carbon fiber products and their special features," *The Japan carbon fiber manufacturers association*.
- 23) http://www.toray.com/ir/pdf/lib/lib_a136.pdf
- 24) Norbert, B., "India's solid fuel missile family 'Agni'," http://www.b14643/Spacerocket_1/Diverse/Agni/Indexhtml
- 25) White, B.W., "The Polaris Missile," *Space Exploration*, Jul. 2001.
- 26) "Polaris: A further report on the fleet ballistic missile system," *Flight International*, Jul 1963, pp. 751-757.
- 27) Correll, J.T., "How the Air Force Got the ICBM," *Air Force*, Jul 2005.
- 28) "Poseidon C3," Missilethreat.com, Missile of the Home.
- 29) <http://www.ssp.navy.mil/fb101/themissiles.shtml>
- 30) Evans, P.R., "Composite motor case design," *AGARD Lecture series No. 150, Design Methods in Solid Rocket Motors*, 1988.
- 31) Jim, F., "Key technologies for future missile propulsion systems," *5th World Missile Summit*, London, Oct. 2002.
- 32) Shuart, M.J., "Advanced composite structures and materials technologies for launch vehicles," *International eminent speaker series (Australian division)*, Mar. 2011.
- 33) <http://www.carbon-fiber.com>, Vince Kelley, "Carbon Fiber Technology,"
- 34) <http://www.carbonfiber.gr.jp/english/index.html>, "Types of carbon fiber products and their special features," *The Japan carbon fiber manufacturers association*.
- 35) Reynolds, H.M., "Motor case design," *AIAA SRTC 2008 Short Course, Advances Solid Rocket Annex 3, Pratt and Whitney Space Propulsion San Jose (CSD)*, May. 2008.
- 36) Naumann, K.W., "Motor case design," *AIAA SRTC 2008 Short Course, Advances solid rocket*, Bayern Chemie, Gemany, May. 2008.
- 37) <http://www.material.be/cadwind/index.html>
- 38) <http://www.entec.com/fiberG.html>
- 39) <http://www.mccleananderson.com/controls/PM4WIN.htm>
- 40) Francesco, L., "Solid Rocket Motors Materials and Processes," *AIAA SRTC 2008 Short Course Advanced Solid Rockets*, Jul. 2008.
- 41) Max, G., "Will the US remain the leader of human space exploration A comparative assessment of space exploration policies," *Acta Astronautica*, 75, 2012, pp. 1-14.
- 42) Tibor, C., and David, J., "NASA's in space propulsion technology project overview and mission applicability," *NASA Glenn Research Center, IEEEAC 2007*, pp. 1481.
- 43) Ellis, R.A., "An example of successful international cooperation in rocket motor technology," *Acta Astronautica*, 51, 2002, pp. 47-56, 2012, pp.1-14.
- 44) Glaittilli, S.R., "IHPRT phase 1 solid booster demonstrator, success story," *AIAA*, pp. 2001-3451.
- 45) David, C., "China unveils its space station," *Nature*, 473, 2011, pp. 14-15.
- 46) Calabro, M., Dufour, A., and Macaire, A., "Optimization of the propulsion for multi stage solid rocket motor launchers," *Acta Astronautica*, Vol. 50, 2002, pp. 201-208.
- 47) Sumrall, J.P., and Steve, C., "Update on the Ares V to support heavy lift for U. S. space exploration policy," *Acta Astronautica*, Vol. 66, 2010, pp. 1133-1145.
- 48) Denis, S., "59th International astronomical congress-Glasgow 2008, Session D-2-16 Launch vehicle in service or development, Arian 5 program status," *Acta Astronautica*, Vol. 69, 2009, pp. 871-882.
- 49) "Arian 5", http://en.wikipedia.org/wiki/Ariane_5.
- 50) Yann, L., and Frederic, L., "Status of next generation expendable launchers concepts within the FLPP program," *Acta, Astronautica*, Vol. 66, 2010, pp. 1404-1411.
- 51) http://www.toray.com/ir/pdf/lib/lib_a136.pdf.
- 52) Suresh, B.N., "Roadmap of Indian space transportation," *Acta Astronautica*, Vol. 64, 2009, pp. 395-402.
- 53) Gowarikar, V., and Suresh, B.N., "History of reeketry in India," *Acta astronautica*, Vol. 65, 2009, pp. 1515-1519.