동체 내삽형 추진기관 연결장치 연구

박경민*

Research on the Rocket Motor Support Structure Inserted inside the Missile Fuselage

Kyoungmin Park*

ABSTRACT

This paper presents the rocket motor support structure to position solid rocket engine within a missile fuselage. When the rocket motor is mounted inside a missile fuselage, fuselage structure must be designed to withstand various structural problems resulting from inserted rocket motor such as axial thrust force, shock/vibration, axial deformation of the rocket motor tank in addition to the flight loads. The motor support structure system proposed in this paper proved to be very simple and efficient while satisfying all the design requirements.

초 록

본 연구에서는 유도무기 동체 내에 고체 추진기관을 삽입하여 장착할 경우 적용할 수 있는 연결장치와 조립체 개념을 제안하였다. 유도탄 동체 내에 추진기관을 삽입하여 장착하는 경우는 동체가 비행중 받는 하중에 더하여 추진기관의 연소에 의해 야기되는 여러 가지 효과 즉, 추력에 의한 축하중, 진동, 연소 중 발생하는 추진기관의 축방향 변형 등을 견디는 구조여야 한다. 본 연구에서 제안된 추진기관 연결장치를 통해 간결하면서도 설계 요구조건을 모두 만족하는 추진기관 장착 시스템을 구성할 수 있었다.

Key Words: Motor Support Structure(모타지지 구조), Solid Rocket Motor(고체로켓모타), Axial Thrust(축추력), Axial Deformation(축방향 변형), Shock/Vibration(충격/진동)

1. 서 론

일반적으로 유도탄 구조에 있어 추진기관은 동체와 동일한 직경으로 개발이 되고 추진기관 자체가 유도탄의 일부 섹션처럼 구성되어 유도탄 기체의 다른 섹션과 조립이 된다.[1] 고체 추진기관의 모터 케이스의 경우는 추진기관 연소에 의한 매우 높은 압력과 진동 등의 하중을 견디기 위해 매우 튼튼하게 설계되어 있으므로, 비행하중 조건에 맞추어 경량 설계를 지향하는 유도탄의 동체(외피) 구조에 비해 강체로 가정을 해도 좋을 만큼 튼튼하다. 따라서 추진기관이 유도탄의 한

* 국방과학연구소 1기술연구본부 3부

섹션으로 구성되고 추진기관 전/후 섹션과 연결되는 구조에서는 유도탄 동체 구조 설계에 있어 해당 섹션부의 비행하중이나 추진기관 추력에 의한 하중을 감당하는 구조 설계로 문제가 해결되며 추진기관이 연소 중 발생하는 추진기관 자체의 축방향 변형과 같은 문제가 동체의 다른 부분에는 별 영향이 없게 된다.

반면, 유도탄 동체 내에 추진기관을 삽입하여 장착하는 경우에는 동체 구조 설계에 있어 훨씬 복잡한 문제를 일으킨다. 그러나 시험 유도탄 설계에 있어 기존의 검증된 추진기관을 이용할 수 있다면 유도탄 개발에 필요한 시간과 예산을 획기적으로 감소할 수 있으므로 동체 내삽형 추진기관 장착 구조가 갖는 복잡성에도 불구하고 유도탄 기체 설계를 기존의 추진기관 설계에 맞추어서 진행하는 것이 바람직하다고 할 것이다. 본 논문에서 제시된 경우에도 시험유도탄의 동체 직경은 크고, 적용 예정인 추진기관의 직경은 작아서 동체 내에 삽입하여야 하는 설계 조건을 가지고 있었다.

2. 추진기관 삽입 동체의 설계

2.1 추진기관 삽입 동체의 구조적 문제

유도탄 동체 내에 추진기관을 삽입하여 장착하는 경우에는 동체가 비행중 받는 하중에 더하여 여러 가지 구조적인 문제를 수반하게 된다.

우선 동체 내에 위치한 추진기관은 동체와 동일한 중심축을 갖게 되고 연소 중 길이가 늘어나면서 많은 비틀림 문제를 야기하기도 하고[2], 추진기관의 커다란 축력을 감당하기 위하여 치구와 같은 지지장치를 부착하거나[3], 추진기관의 연소시 진동을 억제하기 위한 별도의 충격 흡수장치를 고안하여 장착하기도 하였다.[4]

고체 추진기관을 장착한 비행체의 경우에도 추진기관 연소에 따른 추력 변화와 구조체의 진동이 상호 작용하면서 동적 불안전성이 발생할 수도 있으므로[5] 직경이 동일한 일반적인 경우보다 구조적으로 취약한 동체 내에 추진기관을 장착한 구조에서는 진동 문제가 더욱 염려가 되었다.

2.2 동체 내삽형 추진기관 지지구조 시스템 설계

동체 내삽형 추진기관 지지구조 설계를 위해서는 추진기관을 싸고 있는 외피 구조물(전/후방 프레임, 외피)이 비행하중을 감당하여야 할 뿐 아니라 추진기관의 연소 시에 발생하는 추력에 의한 축하중과 진동을 지지할 수 있는 튼튼한 구조이면서도, 연소압력에 의한 추진기관의 축방향 변형을 흡수할 수 있는 유연한 구조여야 하는 모순된 설계요구조건을 만족시켜야 했다.

본 연구에서 제안한 추진기관 장착 시스템은 유도탄 동체와 직경이 동일한 기존의 추진기관 연결프레임(전/후방 스커트링)을 그대로 이용하면서 추진기관 내부 장착에 따른 추가 장착장비의 공간과 중량 증대가 거의 없도록 구성되어 있다.

Figure 1은 유도탄 동체 내에 추진기관을 삽입하여 장착한 구조의 개략 형상을 나타내고 있다. Fig. 1에서 나타난 주요 구성품을 살펴보면, 연결장치(10), 유도탄 동체 전방프레임(20), 추진기관(30), 유도탄 동체 외피(40), 유도탄 동체 후방 프레임(50)으로 구성되어 있다.

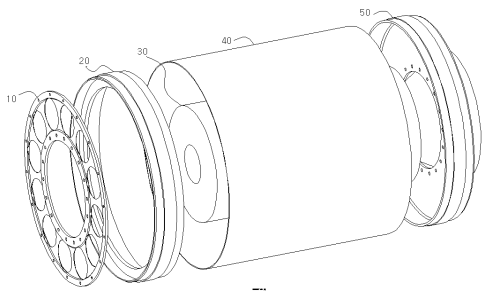

Fig. 1 Configuration of Inserted Rocket Motor and Support Structure

조립개념을 살펴보면, Fig. 1에서 추진부 외피 구조물 중 전/후방프레임(20/50)과 외피(40)가 우선 결합된 상태에서 추진기관(30)의 후방 스커트링을 통해 동체 후방프레임(50)에 단단히 고정이 되고, 전방부는 연결장치(10)를 통해 전방프레임(20)과 추진기관 전방 스커트링이 결합하게 된다. 이는 노즐 구동기를 포함한 추진기관 관련

장착 장비가 대부분 추진기관 후방부에 장착되므로 일단 추진기관 후방부를 외피 구조물에 단단히 고정하기 위함이다.

2.3 지지구조 시스템 구성 설계시 고려사항

본 지지구조 시스템에서는 추진기관의 추력에 의한 하중을 후방프레임이 대부분 지지하도록 구성이 되어 있으므로 후방프레임이 축방향 하중에 대한 견고함을 갖도록 Fig. 2에서 보이는 바와 같이 보강되어야 한다. 만약 전방프레임에서 추력을 감당하는 구조로 추진기관 고정한다면 전방프레임이 이와 같은 구조로 보강되어야 할 것이다.

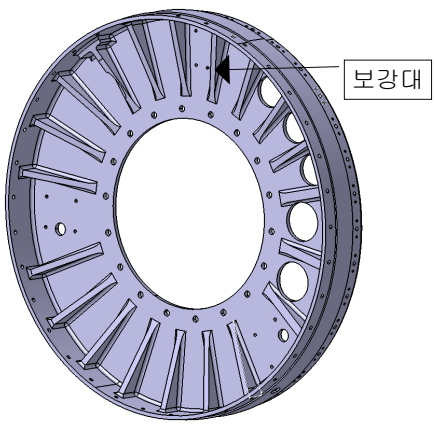

Fig. 2 Stiffened Aft Frame Structure

추진기관 노즐 구동과 관련된 여러 장비를 장착을 고려하지 않는다면 전방프레임과 추진기관 전방부를 견고히 결합하는 것이 구조적으로는 더 바람직한데 그 이유는 첫째로, 외피구조물 관점에서 볼 때 후방프레임 지지구조는 볼트의 체결력으로 추력을 감당해야 하는 반면 전방프레임 지지구조는 추진기관 전방스커트링과 전방프레임이 접촉되는 지지면 전체로 추력을 지지할 수 있기 때문이고 둘째로, 추진기관 구조 관점에서 볼 때 일반적인 추진기관 설계가 전방부를 지지하고 추력에 의한 압축력을 받도록 되어 있는 반면 본 구조에서는 후방부를 잡고 추력을 감당하므로 후방스커트링과 추진기관 모터 케이스의 연결부가 추력만큼 인장력을 받게 되어 이에 따른 추진기관 구조 안전성을 검토한 후에 적용되어야 했다.

3. 연결장치의 설계

3.1 연결장치 형상과 기능

연결장치의 기능은 추진기관을 외피 구조물에 단단히 고정하는 역할과 동시에 추진기관의 연소시 발생하는 축방향 길이 증가를 흡수해야 하는 역할을 하고 있다. 일체형 원판 구조로서 반경방향과 원주방향의 변형을 구속하므로 연소중 충격이나 진동, 비틀림 하중에 대해 강한 저항성을 가짐과 동시에 연소시 발생하는 축방향의 팽창을 흡수하여 추진기관과 외피구조물에 전달되는 반력을 최소화하도록 설계되었다. 이러한 구조는 Flexure 구조 설계와[6] 많은 관련이 있음을 알 수 있다.

Figure 3는 본 추진기관 지지구조 시스템의 핵심요소인 연결장치의 정면도이고, Fig. 4은 A-A 단면도의 모습이다. Fig. 3에서 11, 12번 부위는 각각 전방 프레임과 연결장치, 추진기관 전방 스커트링과 연결장치를 결합하기 위한 조립구멍을 나타내고 있다. Fig. 4의 단면도를 보면 조립구멍(11, 12)이 위치한 부위는 상대적으로 두꺼우며, 얇은 판 부위(15)가 중앙에 위치하고 있다.

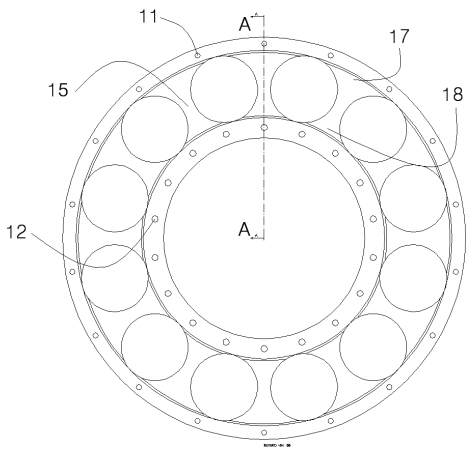

Fig. 3 Link Structure Shape

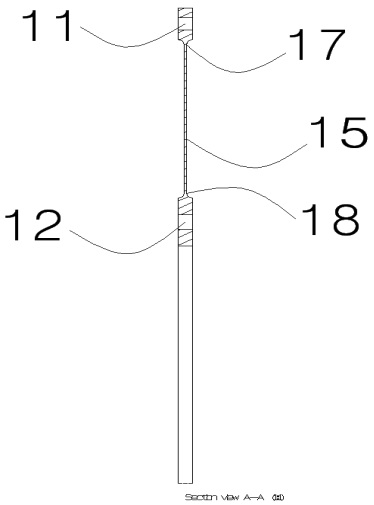

Fig. 4 Section View of Link Structure

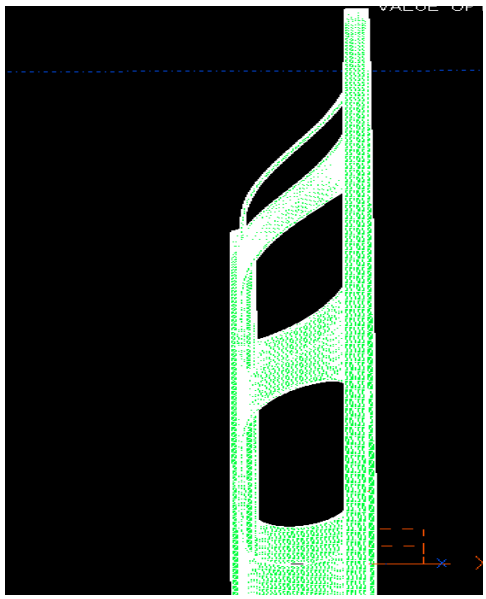

Fig. 5 Deformed Shape of Link Structure

Figure 5는 추진기관이 연소중 축방향 팽창을 할 때 연결장치가 그 변형을 흡수하는 모습을 나타내고 있다. 연결장치의 얇은 판 부위(15)가 변형을 흡수하게 되는데 판의 두꺼운 부위와 얇은 판 부위의 교차지점 근처(17, 18)에서 변형에 의한 응력이 가장 크게 나타난다. 이 부위의 응력 집중을 완화하기 위하여 판에 일정한 간격으로 구멍(18)을 내어 응력이 상대적으로 고루 분포되도록 하였다. 이는 Fig. 6에서 보듯이 양단이 고정지지된 보의 경우 변형이 있을 때 지지부 끝부분에 응력이 집중되는데 Fig. 6b와 같이 응력이 작게 걸리는 중심부의 폭을 좁히면 응력 분포가 보다 균일하면서 응력 집중이 완화된 구조를 얻을 수 있는 것과 같은 이치이다.[6]

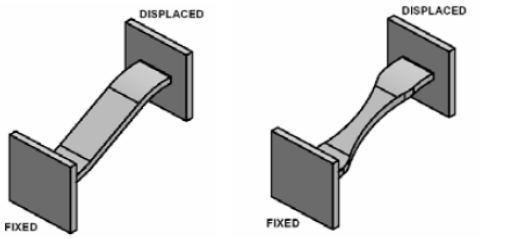

Fig. 6 Varing Beam Width [6]

3.2 연결장치의 재료

연결장치는 기능의 특성상 탄성한계 범위내의 변형 허용범위가 클수록 유리하므로 재료로는 Fig. 7의 Maragind Steel이 가장 적합해 보이나 재료비와 가공비를 고려하면 Fig. 8의 17-4PH 재료도 좋은 대안으로 판단이 된다. 실제 본 시스템에도 17-4PH 재료를 적용하였다.

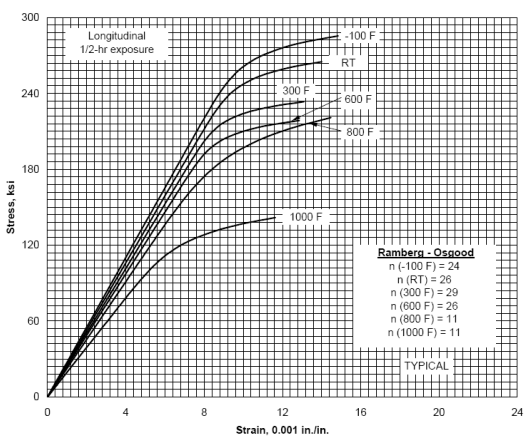

Fig. 7 Typical tensile stress-strain curves at room and elevated temperatures for maraging steel[7]

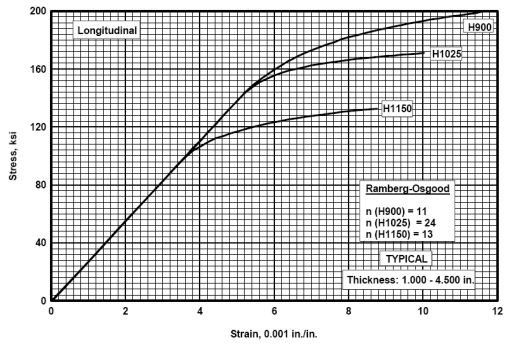

Fig. 8 Typical tensile stress-strain curves at room temperature for various heat treated conditions of 17-4PH stainless steel[7]

3.3 연결장치 설계시 추가적 고려사항

연결장치는 동체의 직경과 추진기관 직경 크기에 따라 다양한 형태로 만들 수 있다. Fig. 9에서 보는 바와 같이 연결장치와 프레임이 연결되는 부위의 볼트 체결부를 제외한 부위를 제거함으로써 추가적인 중량감소가 가능하기도 하고, 변형부인 박판의 응력 집중을 완화하기 위한 구멍제거 모양도 다양하게 가져갈 수 있다.

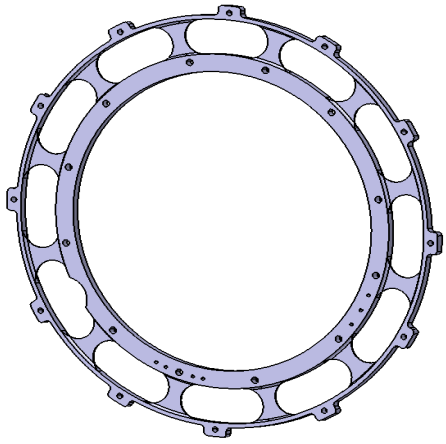

Fig. 9 Link Structure Shape Variation

연결장치 설계에 있어 추진기관 축방향 변형량과 체결부에 위치는 요구조건으로 주어지므로, 형상 설계에 있어 체결부와 박판의 판 두께, 접합부의 모서리 처리 방법과 박판의 구멍 제거 형상에 따른 응력 집중 완화 효과 등 여러 설계 변수가 있으며 이에 따른 최적 설계를 수행해야 한다.

본 연구에서 제안한 연결장치 없이 기존의 섹션 연결방법과 유사하게 전/후방 프레임과 추진기관 전/후방 스커트링이 직접 연결되는 구조였다면 설계 요구조건으로 제시된 추진기관의 연소중 축방향 변형에 의해 외피 구조물은 항복응력을 넘어서는 응력분포를 갖게 되어 외피 구조물의 안전한 설계가 불가능했을 것이며 추진기관부에도 커다란 압축력이 반력으로 가해짐으로 인해 추진기관부의 안전성에도 부정적인 영향을 끼쳤을 것이다.

4. 결 론

시험용으로 제작하는 새로운 유도탄 개발에 있어 개발 기간과 비용 단축을 위해 기존의 검증된 추진기관을 장착하는 경우 추진기관의 직경과 새로 설계되는 유도탄 동체의 직경이 항상 일치할 수가 없으므로 유도탄 동체 내에 추진기관이 삽입되어 장착되기도 한다. 본 연구에서는 이처럼 유도탄 동체와 추진기관의 직경이 달라 추진기관을 유도탄 동체 내에 삽입하여 장착하는 지지구조 설계에 대해 제시하였다. 새로운 개념의 연결장치 설계를 통하여 추진기관 연소에 따른 추력이나 진동 등에 대한 견고함을 유지하는 동시에 연소실 압력에 의한 추진기관의 축방향 변형을 흡수하여 추진기관에 부과되는 반력을 최소화하고 동체 구조물의 구조적 안전성도 확보하였다.

본 지지구조 시스템은 유도탄 동체 내에 추진기관을 삽입하여 장착할 경우에도 기존의 추진기관 연결프레임을 그대로 이용하면서 추진기관 내부 장착에 따른 추가 장착장비의 공간과 중량 증가를 최소화 하였기 때문에 내부 장착을 위한 별도의 추가적인 추진기관 설계가 필요 없고, 유도탄 동체 직경이 달라지더라도 쉽게 적용할 수 있어 기존의 개발된 추진기관을 다양한 크기의

유도탄에 장착할 때 매우 편리하게 적용이 되리라 판단된다.

본 논문에서는 주로 동체 내삽형 추진기관 지지구조 설계 주요 구성품 및 그 기능과 같은 설계안에 대하여 수록하였다. 본 논문에서 제외된 각 구성품 설계 변수에 따른 최적 설계 과정과 이에 따른 여러 종류의 해석 결과 그리고 지지구조 시스템 설계 검증을 위한 각종 시험의 구성 및 시험 평가 결과에 대해서는 향후 자료가 정리 되는대로 발표하고자 한다.

참 고 문 헌

1. 국방과학연구소 조사분석서 “세계의 탄도미사일과 우주발사체”, 기술부 조사분석팀, 2004년 10월.
2. Daniel Cunha, "Rocket Engine Mount", United States Patent 4,137,848, 1979
3. T.M. Pettey, Jr., et al, "Combined Tank and Support Structure for Rocket Motor", United States Patent 2,952,971, 1960
4. J. R. Johnson, "Shock Absorbing Engine Mount", United States Patent 2,931,601, 1957
5. Kirk W. Dotson and Brian H. Sako, "An Investigation of Propulsion-Structure Interaction in Solid Rocket Motors", AIAA 2004-4183
6. Songgang Qiu, Allem A. Peterson, and Jack E. Augenblick, "Flexure Design and Testing for STC Stirling Convertors", AIAA 2003-6040
7. DOT/FAA/AR-MMPDS-01, "Metallic Materials Properties Development and Standardization" Jan. 2003