

급속가열 상황에 있는 고체 추진기관에 대한 열해석

도영대* · 유지창* · 김창기* · 이도형* · 함희철*

Thermal Analysis for Solid Rocket Motor exposed to Fast Cook Off

Youngdae Doh* · Jichang Yoo* · Changkee Kim* · Dohyung Lee* · Heecheol Ham*

ABSTRACT

The most important thing is to analyze the Fast Cook Off problem of the solid motor case exposed to direct flame is a heat transfer analysis. Heat causes degradation and ignition of the propellant. To archive an acceptable reaction level in Fast Cook Off, the rocket motor case generally must fail structurally prior to propellant ignition. We investigate the responses of the solid motor case exposed to Fast Cook Off by using finite element method for the thermal analysis.

초 록

급속 가열 상황에 있는 추진기관에 있어 가장 중요한 문제는 열해석으로 추진기관의 거동을 파악하는 것이다. 열은 추진제의 물성저하를 야기 시켜 자연발화 시킨다. 급속가열을 받는 추진기관에서 가장 바람직한 반응을 얻기 위해서는 추진기관의 케이스가 추진제에서 점화가 일어나기 전에 구조적으로 완전히 파손되어야 한다는 것이다. 본 논문에서 열해석을 위해 유한요소법을 이용하여 급속가열 상황에 놓인 고체 추진기관의 반응을 조사하였다.

Key Words: Composite Motor Case(복합재 연소관), Solid Motor Case(고체추진기관), Fast Cook Off(급속가열), Thermal Analysis(열해석)

1. 서 론

역사적으로 대부분의 전술형 미사일에서는 고강도 급속을 연소관 소재로 적용해 오고 있다. 현재까지 전략형 미사일의 경우 대부분 복합재 연소관

을 미사일의 케이스로 사용하고 있는 데 복합재 연소관이 급속연소관 보다 월등히 가벼워 추진기관의 성능을 향상시킬 수 있기 때문이다. 그러나, 전술형 미사일에 복합재 연소관을 적용하기에는 여러 가지 문제가 있어 급속재 연소관을 선호하고 있는 추세였다. 전술형 미사일의 경우에는 공력에 의한 열하중, 진동, 충격하중, 노즐과 연소관과의 체결등과 문제점들 때문에 급속재 연소관이 선호

* 정회원, 국방과학연구소
연락처, E-mail: doh4441@naver.com

되어 왔다. 최근에 전술형 미사일용 추진기관은 총탄충격, 파편에 의한 충격, 연료에 의한 급속가열, 완속가열과 같은 외부의 강력한 자극에 대하여 경렬하게 반응을 해선 안된다는 규정이 국방규격에서 표준 규격으로 제시되고 있다. 이 표준규격은 미국에서는 MIL-STD-2105C, NATO에서는 STANG에서 상세히 기술되어 있다. 본 논문은 추진기관이 연료에 의한 급속가열을 받을 때의 추진기관 내부의 열을 유한요소법으로 열해석하였는데 이에 대한 연구 결과를 제시한 것이다.

2. 본 론

2.1 열해석 모델링

Fig. 1은 추진기관의 둔감화를 위해 연구용으로 개발한 추진기관의 형상을 나타낸 것이다. 추진기관의 둔감화를 위해 연소관 케이스는 복합재인 카본섬유/에폭시를 사용하였으며 Insulation은 EPDM을 사용하였고 추진제는 자연발화 온도가 204 °C인 HTPE 추진제를 사용하였다.

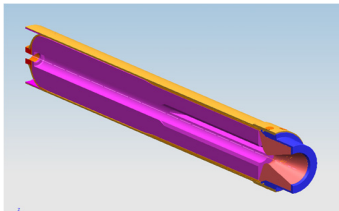


Fig. 1. Configuration of IM Rocket Motor

Figure. 2에 복합재 연소관 및 노즐 조립체를 나타내었다. 복합재 케이스는 카본섬유인 T700을 에폭시에 함침시켜 필라멘트 와인딩 공법으로 제작되었다. 복합재 연소관의 외경은 159 mm, 두께는 3.5 mm, 섬유방향으로의 탄성계수는 134.6 Gpa, 섬유의 수직방향의 탄성계수는 7.65 Gpa, 전단계수는 3.68 Gpa, 포아송 계수는 0.298이다. 복합재 연소관의 파괴압력은 3700 Psi(25.5 Mpa)로 설계되었으며 파손은 Fig. 3과 같이 연소관과 노즐과의 결합부에서 발생한다. 연소관내에 Insulation이 연소관 돔부위에서 실린더 중간 부위까지 두께 1.5mm로, 실린더 중간부위부터 노즐 결합부위까지 두께 5.5mm로 적층되어 있으며

재질은 EPDM 이다. Fig. 4에 Insulation 형상이 나타나 있다. Insulation을 연소관내에 적층하는 방법은 다음과 같다. 연소관을 필라멘트 와인딩할 때 비과류 상태인 EPDM을 연소관 제작용 맨드렐 위에 적층하고 EPDM 위에 고무 접착제인 켈락 프라이마와 켈락을 도포한 후 탄소섬유/에폭시를 필라멘트 와인딩한 후 오븐에서 동시 경화시킨다. Insulation 안쪽에는 liner가 두께 1mm로 추진제와 Insulation 사이에 적층되어 있다. 추진제는 현재 추진기관의 둔감화를 위해 개발하고 있는 HTPE계 추진제를 사용하였다.



Fig. 2. Composite Motor Case and Nozzle



Fig. 3. Fracture Configuration of Composite Motor Case

급속가열 상황에 있는 추진기관에 대한 열해석은 다음과 같이 하였다. 열해석을 위해 유한 요소법을 사용하였다. 해석방법으로 축대칭 유한 요소법과 3차원 유한 요소법을 사용하여 해석을 하였다. 축대칭 유한 요소해석을 위해 모델링 및 요소 분할은 NX-Ideas를 사용하였고 해석은 MSC.Marc를 사용하였다. 3차원 유한요소해석을 위해 모델링 및 요소 분할은 Abaqus Cae를 사용하였고 해석 또한 Abaqus를 사용하였다. 추진기관에 대한 축대칭 요소분할의 형상은 Fig 4.과 같으며, 3차원 요소 분할은 Fig 5.와 같다. 추진제의 단면이 실제로 Fig. 1에 제시되어 있는 바와 같이 원형의 추진제에 Slot이 들어가 있기 때문에 3차원 유한 요소 해석을 하였다. 추진기관이 급속가열 상황에 놓일 때 추진기관의 후방부위는 두께 5.5 mm인 Insulation가 적층되어 있으므로 열전달이 잘 안되고 두께 1.5 mm의 Insulation이 적층되어 있는 부위에서 열전달이 잘 되어 실제

추진제가 가장 열을 많이 받는 부위는 전방의 실린더에 있는 추진제이므로 해석을 할 때 축대칭 요소를 적용하여도 결과 값이 3차원 유한요소 해석의 결과 값과 일치하였다. 그리하여 본 논문에서는 축대칭 요소를 사용한 열해석 방법에 대해서만 설명하고자 한다. 열 해석을 위해 요소의 분할 크기는 추진기관 전체에 대하여 2mm로 하였고, 요소로는 사각형 열전달 요소를 사용하였으며 초기 온도 조건은 25°C로 하였다. 경계조건으로는 화염에 의한 복사 열전달과 대류에 의한 열전달을 고려하여 다음과 같은 식을 사용하였다.

$$q = \sigma \epsilon_f T_f^4 - \sigma \epsilon_s T_s^4 + h(T_f - T_s) \quad (1)$$

여기서 q 는 단위 면적에 대한 열량 (W/m^2), σ 는 Stefan-Boltzman 상수 ($W/m^2.K^4$), ϵ_f 는 화염의 Emissivity, ϵ_s 는 연소관 표면의 Emissivity, T_f 는 화염온도, T_s 는 연소관의 표면온도를 의미한다. 그리고 h 는 대류 열전달 계수로 $6 (W/m^2.K)$ 를 사용하였다. Eq 1.에 대한 상세한 설명은 문헌 [1]에 자세히 설명되어 있다. 연소관, 노즐 및 점화기에 사용된 재료의 열적 물성치는 Table 1.과 같다. 연소관의 케이스 재질은 카본/에폭시이며 보스의 재질은 Titanium이며 연소관 내면의 Insulation 재질은 EPDM 이며, EPDM과 추진제와의 사이에 Liner가 있고 Liner 안에 추진제가 충전되어 있다. 노즐 구성품인 노즐 목은 ATJ-graphite로 되어 있고 노즐 구조체는 Steel로 설계되어 있다. 점화기 구성품인 점화기 케이스는 알루미늄과 Carbon/Phenolic으로 되어 있고 케이스 내에 점화 화약이 충전되어 있다. 열 해석시 Table 1.에 있는 재료의 열적 물성치는 온도에 대하여 변화한다. 해석시에는 이들 온도에 따른 열적 물성치를 고려하여 입력하였으나 Table 1.에서는 단지 상온의 물성치만 제시하였다. Eq 1.의 식에서 화염온도와 화염의 Emissivity는 Fig 6.과 같이 시간의 함수로 입력하였다. 시간의 함수로 입력한 이유는 화염이 발생된 후 60초 후에 화염의 온도인 870°C에 도달하기 때문이며 화염의 Emissivity 화염 점화 초기에는 0.7로 하였고 점화 후 80초 후에는 0.9로 하였다. 해석은 Transient 해석을 하였으며 총 360 초 까기 동일한 6초의 시간증분으로 총 증분수를 60개로 하였다

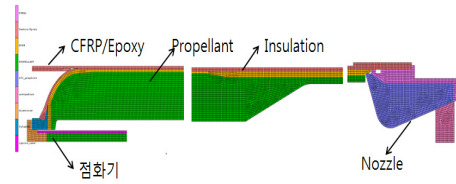


Fig. 4. Axisymmetric Element for IM motor

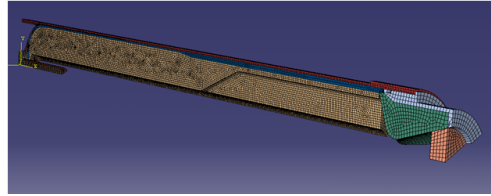


Fig. 5. 3D Element for IM Motor

Table 1. Heat transfer Properties

material	$\rho (Kg/m^3)$	$K (W/m.K)$	$C_p (J/Kg.K)$
Carbon/Epoxy	1600	1.1	1800
Carbon/Phenolic	1350	0.83	830
Liner	1300	0.366	1440
EPDM	1100	0.269	2070
Propellant	1697	0.3014	1202
ATJ-graphite	1740	90.7	539
Titanium	4500	21.9	522
Uretan Form	133	0.0262	835
AL	2700	200.97	862.5
Steel	7800	16.26	502.4

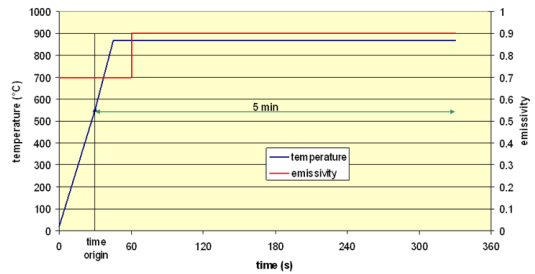


Fig. 6. Temperature and Emissivity versus Time

3. 결 과 및 결 론

급속가열을 받는 추진기관에 대한 해석결과와 시험결과를 아래에 제시하였다. 현재 개발 중인 추진제의 급속가열에 대한 발화 온도는 240°C됨이 실험으로 분석되어 있다. 연소관 표면에서 추진제 쪽으로의 온도변화를 시간에 대한 온도의 곡선으로 Fig 7.에 나타내었다. Fig 7.에서 200초가 경과한 후 연소관 실린더 전반부에서 복합재 연소

관 케이스의 표면 온도는 670°C이며 케이스내면 온도 600°C가 되고 추진제 외면의 온도는 310°C가 되고 외면에서 2mm안쪽으로 들어온 지점의 200°C가 됨을 알 수 있다. 추진제의 발화 온도는 240°C 이다. 즉 급속 가열 후 200초 후에는 추진제의 발화 온도에 의해 추진기관이 MIL -STD-2105C에서 규정된 Type IV의 폭연 혹은 Type V의 연소 반응을 보임을 알 수 있다. Fig 8.에 200초경과 후에 추진제 내에서 만의 온도 분포를 제시하였다. Fig 8.에서 Insulation 두께가 1.5mm인 실린더 전방부의 추진제에서 온도가 먼저 상승함을 알 수 있다. Fig 9.에 현재 추진기관에 사용하고 있는 탄소섬유(T700)/에폭시의 섬유방향의 강도에 대해 온도의 변화에 따른 강도의 변화값의 실험값으로 제시되어 있다. Fig 9.에서 220°C에서 섬유방향의 강도는 거의 없음을 알 수 있다. 결론적으로 급속가열에 의해 추진기관이 화염에 노출될 때 약 200초 후에 추진제는 발화온도인 204°C에 도달하고 그때 연소관 케이스의 온도는 600°C 이상으로 올라가 연소관의 케이스가 강도가 전혀 없는 상태로 된다. 추진제가 발화온도에 도달하여 점화되면 연소압력이 발생하는 데 이 때 케이스의 강도가 전혀 없으므로 자연적으로 Type V의 연소반응을 보임을 해석 상으로 알 수 있다. Fig 10.에서 Fig 1.에 제시된 추진기관에 대하여 급속가열 시험을 하는 장면을 제시하였다. 이때 추진기관은 약 180초에서 Type V의 반응을 보였다. 즉 시험에서와 해석에서의 반응 시간이 아주 잘 일치함을 알 수 있었다. 현재 본 논문의 연구 팀은 급속가열, 완속가열, 탄자 및 파편충격 시험을 추진기관에 대하여 수행하고 있다. 자세한 시험결과는 추후의 논문에서 제시하고자 한다.

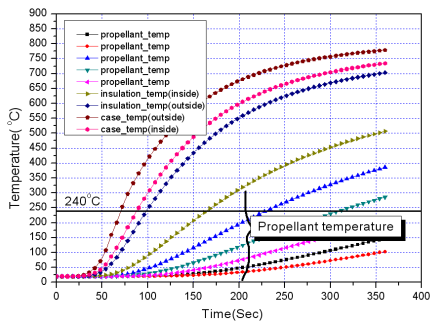


Fig. 7. Temperature Distribution versus Time

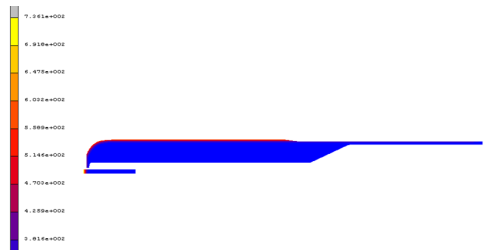


Fig. 8. Temperature Distribution in Propellant

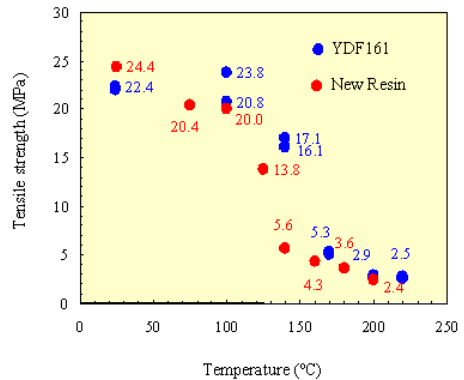


Fig. 9. Tensile Strength versus Temperature



Fig. 10. Fast Cook Off Test for IM Solid Motor

참고 문헌

1. Victor, A. C., "Insensitive Munitions Technology for tactical Rocket Motors," Chapter 9 of the book Tactical Missile Propulsion, AIAA Astronautics and Aeronautics Series 1996