

# 폭압을 사용하는 연속조정 추진구조체의 열-구조해석

## Thermo-Mechanical Analysis of Continuous-Adjustment Thruster using Explosion Pressure

김 경 식†      권 영 두\*      권 순 범\*\*      길 혁 문\*\*\*  
Kim, Kyung-Sik      Kwon, Young-Doo      Kwon, Soon-Bum      Gil, Hyuck-Moon

### 요 지

고기동 유도탄은 짧은 시간에 큰 추력을 필요로 하는 발사체이다. 유도탄의 비행에 필요한 추력을 얻기 위하여 고체 연료를 폭발적으로 연소시키면 고온, 고압의 연소 가스가 발생되고, 이 연소 가스를 초음속 노즐을 통하여 팽창시킴으로서 큰 추력을 얻게 된다. 로켓 모터의 작동 시간은 수초 미만에 지나지 않으나 큰 추력을 내기 위해 고온 고압의 연소 가스가 이용됨으로 팽창 과정 중 시스템 부품의 파손 혹은 노즐목 부근에서 삭마현상이 발생되기도 한다. 즉, 탄의 정확한 제어를 위해서는 연소 가스와 벽면과의 열전달에 따른 열응력과 유동장 내의 압력의 변화에 따른 구조체 응력이 동시에 고려된 정확한 응력해석이 선행되어야만 한다. 본 논문에서는 예비 설계된 추력 발생장치에 고온 고압의 연소 가스가 유동할 때 모터의 작동시간에 따른 구조체의 안전성을 응력과 재료의 용융온도의 측면으로부터 구명하였다.

**핵심용어** : 열응력, 열-구조해석, 유한요소법, 용융점, 열전달계수, 로켓 모터

### Abstract

High-maneuver missile is a projectile which demands a strong momentum at short time. To produce a necessary thrust for the flight, the gas of high temperature and pressure is generated through explosive combustion of solid propellant, and a great thrust can be obtained by expanding this high temperature and pressure gas. Although the operating time of a rocket motor is less than a few seconds, a failure of part or ablation near the throat of nozzle may take place during the expansion of high temperature and pressure gas for great thrust. In other words, for the precise control of a missile an exact stress analysis considering both, the thermal stress caused by the heat transfer between combustion gas and wall, and the mechanical stress caused by the pressure change in the flow, should be considered first. In this connection, this study investigated the safety, as a point of view of stress and melting point of the material, of the pre-designed thrust generating structure which is subjected to high temperature and pressure as a function of motor operating time.

**Keywords** : *Thermal stress, Thermo-mechanical analysis, Finite Elements Method, Melting point, Heat transfer coefficient, Rocket motor*

### 1. 서 론

고체 로켓모터는 유도탄을 목표지점까지 도달시키기 위한 추진기관이다. 이때 추력 발생에 사용되는 고체연료의 연소

가스는 고온 고압이므로 탄의 정확한 운용을 위해서는 추진기관의 안정성이 확보된 설계가 선행되는 것이 무엇보다 중요하다 (Choi, Y.G 등, 2010 ; 김광수 등, 2008). 일반적으로 로켓모터의 작동시간은 수초 미만으로 매우 짧지만 폭

† 책임저자, (주)한화 구미사업장 개발2부  
\* 교신저자, 종신회원 · 경북대학교 기계공학부 교수  
Tel: 053-950-5575 ; Fax: 053-956-7907  
E-mail: ydkwon@knu.ac.kr  
\*\* 경북대학교 기계공학부 교수  
\*\*\* 학생회원 · 경북대학교 기계공학부 대학원생

• 이 논문에 대한 토론을 2012년 2월 29일까지 본 학회에 보내주시면 2012년 4월호에 그 결과를 게재하겠습니다.

발적으로 연소한 가스의 최종상태는 온도가 2000K, 압력이 10MPa 이상에 이르는 고온 고압의 가스이다(Kauffmann 등, 2001). 따라서 극단 상태의 연소 가스에 대응하여 설계한 다층 구조 시스템에서조차 모터의 작동시간에 따른 추력, 온도 및 압력의 순간적인 변화에 의해 노즐 시스템의 국부적인 파손 및 삭마(Ablation)가 일어나 유도탄의 정확한 제어가 불가능해지기도 한다(Hirai 등, 2003). 즉, 연소실 내에서 연소한 고온, 고압의 연소 가스가 초음속노즐(supersonic nozzle)을 통하여 팽창되는 경우 시스템의 안전성을 확보하기 위해 로켓 모터의 작동시간에 따른 유동장 내의 압력, 유동장 내 연소 가스와 외기의 온도 차이에 기인되는 열응력을 동시에 고려한 정확한 응력해석이 선행되어야만 한다(Park, M.S 등, 2008).

본 연구에서는 요구되는 추력 조건을 만족하게 예비 설계된 고체 로켓 모터에 대해, 먼저 모터 외부와의 열전달을 고려한 열유동을 해석하고 이의 결과를 사용하여 구한 열응력과 유동해석으로부터 구한 압력을 동시에 적용시켜 열구조해석을 하여 시스템의 안전성 여부를 검증하였다.

본 연구에서 사용한 시스템의 안전성의 판단 기준은 여러 종류의 재료로 구성된 구조체의 각 부분에 작용하는 응력과 온도로 하였다. 한편, 본 연구에서 사용한 열구조해석을 하기위한 절차는 전처리 과정, 해석 및 후처리 과정으로 구성되었다. 먼저 전처리(Pre-processing)과정에서는 추력 발생 시스템의 요소망(Mesh)을 생성하고 각 요소에 열유동 해석의 결과인 열응력과 연소 가스 압력을 입력한다. 다음 열구조 해석을 수행하여 구조체 내부의 응력과 온도 분포를 구한 후, 마지막으로 후처리(Post-processing) 과정에서는 열구조해석에서 구한 결과와 안전 기준을 비교 및 검토를 수행한다.

## 2. Analysis model

본 연구의 대상이 된 로켓 모터 시스템의 개략을 그림 1에 나타내었다. 추력 발생 모터의 용기 재료로는 비교적 내 고온성이며 경제적인 SCM440이 많이 사용되므로 본 연구의

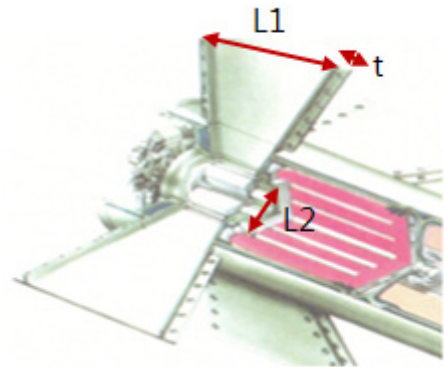


그림 1 로켓모터 형상

표 1 유동관 내의 각 구간에 대한 데이터

	높이×폭	열전달계수 (mJ/s · mm <sup>2</sup> K)	가스 온도(K)	압력 (MPa)
노즐	L1×t	18.27	1,231.29	11.04
		35.04	1,432.62	12.96
		25.28	2,001.84	11.20
		52.75	2,106.02	15.57
노즐 개폐 장치	L2	16.41	1,928.94	21.79
		15.97	1,903.13	21.77
		14.49	2,226.23	21.70
		22.52	2,271.48	21.29
		31.80	2,268.68	21.20
		28.10	2,274.88	21.50
		23.10	2,278.80	21.69

표 2 Molybdenum 합금의 온도에 따른 물성치

온도 (K)	탄성계수	열팽창계수	열전도도	비열
	MPa	1/K	W/m K	
373	289,610	2.7835E-06	278.18	278.18
473	282,900	3.3701E-06	123.20	276.58
573	277,070	3.8805E-06	120.65	275.90
673	271,800	4.3148E-06	118.04	276.16
773	266,750	4.6728E-06	115.39	277.33
873	261,600	4.9540E-06	112.71	279.42
973	256,030	5.1603E-06	110.01	282.43
1,073	249,710	5.2897E-06	107.28	286.34
1,173	242,310	5.343E-06	104.54	291.16
1,273	233,510	5.3200E-06	101.80	296.88
1,373	222,980	5.2208E-06	99.063	303.49
1,473	210,390	5.0457E-06	96.334	310.99

표 3 각 재료의 프아송비 및 밀도

	Molybdenum 합금	SCM440	Graphite
프아송비	0.29	0.288	0.1
밀도(kg/m <sup>3</sup> )	10,200	7,730	1,740

대상이 된 추력 발생 모터의 용기도 SCM440으로 구성하였다. 연소 가스 유동을 개폐하기 위한 셔터 및 노즐 재료로는 고온 내열성이며 고온에서도 우수한 강도와 높은 재결정온도를 가지는 것이 특징인 Molybdenum 합금을 사용하였다. 또, 노즐 개폐장치를 지지하는 지지부의 재료로는 내고온성이며 마찰계수가 상대적으로 낮은 Graphite를 사용하였다.

각 재료들에 대한 물성치는 후기의 표 2~6에서 나타내었다. 재료의 비열, 열전도도, 열팽창계수 및 탄성계수는 온도의 함수로 하여 내삽법에 의해 구하였다. 특히, Molybdenum 합금의 경우, 고온인 1,273K 이상의 온도에 대한 각 물성(비열, 열전도도, 열팽창 계수 및 탄성계수) 자료는 현재로서 입수할 수 없기 때문에 Parabolic extrapolation method 을 사용하여 구하였다.

한편, 시스템의 용기 부분은 원통형이고 노즐의 단면은 직사각형 형태이다. 추력조절은 가스발생기에서 나온 연소가스가 밸브로입체로 들어가 노즐 개폐장치에 의해 노즐을 열고 닫는 면적을 조절하여 구현한다.

연소가스의 정체온도와 압력은(Stagnation temperature and pressure) 각각 2,570K 및 29MPa이다((주)한화, 2011). 노즐목에서는 Choking이 일어난다고 가정하고, 노즐목에 대한 시스템 입구부의 면적 비 1.88로부터 구한 입구 마하수는  $M_1=0.3$ 로 되고 여기에 대응되는 입구 정(Static) 온도 및 압력은 2,280K 및 22 MPa이다.

본 논문에서는 3D요소망의 생성(Mesh generation), 수정

표 5 Graphite의 온도에 따른 열적 물성치

온도(K)	열전도도	비열
	W/m K	J/(kg K)
293	112	539.50
508	69.2	1,258.3
660	60.5	1,497.6
811	51.8	1,618.4
1,072	42.8	1,785.8
1,366	37.8	1,892.2
1,644	34.6	1,988.8
1,922	32.9	2,046.7
2,477	31.7	2,149.3

표 6 Graphite의 온도에 따른 기계적 물성치

탄성계수		열팽창계수	
온도(K)	MPa	온도(K)	1/K
293	13,853	293	2.80e-6
493	13,989	811	4.09e-6
693	14,067	1,366	8.92e-6
893	14,090	1,922	14.4e-6
1,193	14,017	2,200	20.5e-6
1,393	13,897	2,477	23.4e-6

및 품질의 최적화를 위해 상용프로그램인 Hyperworks8.0을 사용하였고, 해석에 사용된 프로그램은 MSC. Marc 2005 R3로 비선형 거동 해석에 유효한 프로그램이다.

열구조해석에 사용된 Element는 Type 127으로 10nodes를 사용하며 isoparametric arbitrary distorted tetrahedron이 적용된다. 본 연구에서 열구조해석에 적용된 총 절점 수는 76,374개이고, 요소 수는 131,782개, time step은 0.1초로 하였으며, total load case time은 1.0초로 하였다.

표 4 SCM440의 온도에 따른 물성치

온도(K)	탄성계수	열팽창계수	열전도도	비열
	MPa	1/K	W/m K	J/(kg K)
304	212,020	1.1770E-05	43.344	434.60
404	208,070	1.2696E-05	42.951	459.65
504	201,990	1.3360E-05	41.631	483.70
604	193,780	1.3829E-05	39.663	506.75
704	183,450	1.4166E-05	37.325	528.80
804	170,990	1.4436E-05	34.898	549.85
904	156,400	1.4708E-05	32.382	269.90
1,004	139,690	1.2964E-05	29.777	588.95
1,104	127,640	1.1970E-05	27.083	607.00
1,204	120,870	1.1740E-05	24.300	624.05
1,304	114,100	1.2270E-05	21.428	640.10
1,404	107,320	1.3560E-05	18.467	655.15

### 3. Analysis procedure

열, 유동의 수치해석 시 다음과 같은 가정을 사용하였다. (1) 연소 가스는 이상 기체 상태 방정식을 만족하고 가스의 비열비, 정압 비열 및 기체 상수는 일정하나 점도 및 열전도도는 온도의 함수이다(Mcbride 등, 1994). (2) 용기 외벽과 주위 외기 사이에는 대류 열전달만 일어나고, 연소 가스가 유동하는 유로의 벽에서는 삭마가 일어나지 않는다.

본 연구에서 고체 추진 로켓 시스템의 안전성을 확인하기 위해 사용하는 절차를 요약하면 다음과 같다. 먼저 주어진 추진 시스템 정체 상태, 시스템과 외기와의 열전달 계수 및 로켓 모터 작동 시간에 대해 열/유동해석을 하고, 다음, 유동 해석 결과를 사용하여 시스템 내부의 각 요소에 작용하는 열응력을 구한다. 다음으로 열/유동 해석에서 구한 유동장 내의 각 지점에 작용하는 압력과 시스템 내부에 작용하는 열응력을 사용하여 시스템 고체 내부의 각 위치에 작용하는 응력을 구한다. 마지막으로 응력해석으로부터 구한 Von Mises 응력과 재료의 항복강도를 비교하고, 열유동 해석결과인 구조체 내부의 온도와 각 재료의 용융온도를 비교함으로써 시스템의 안전성에 대한 검증을 한다.

본 연구에 사용된 열유동 수치해석 코드는 상용코드인 Fluent 13.0이고 사용된 격자는 6면체 정렬격자이다. 지배 방정식은 연속방정식, 운동량 방정식, 에너지 방정식 등으로 구성되어 있으며 난류특성 모사를 위해서 SST(Shear Stress Transport) k-w 난류모델을 사용하였다.

정체점 조건은 연소가스의 온도와 압력이 각각 2,570K 및 29MPa이고, 용기 외벽과 외기사이의 열전달 계수를 0.006mJ/s·mm<sup>2</sup> K로 하여 로켓 모터가 1.0초 동안 작동하는 경우에 대한 열-유동 해석하였다. 해석 결과 노즐 및 노즐 개폐장치 각 부위에 있어서의 온도, 열전달 계수 및 압력을 표 1에 나타내었다.

### 4. Results and discussions

열구조 해석 결과 시스템 전체에 대한 등은 분포는 그림 2와 같다. 여기서 용기 모서리 부근에 최대 온도인 1,807K가 나타나는 결과를 보인다.

용기에 사용된 재료는 용융점이 1,689K인 SCM440으로 모서리 부근에서는 용융이 국소적으로 발생 된다. 그러나 용기는 노즐목 이후에 위치하여 추력 성능에 크게 영향을 주는 부분이 아니고, 그림 3에 나타난 바와 같이 용융 온도 이상으로 지속되는 시간도 0.4초 이내이므로 시스템의 정상적인 작동에는 큰 영향이 없을 것으로 판단된다.

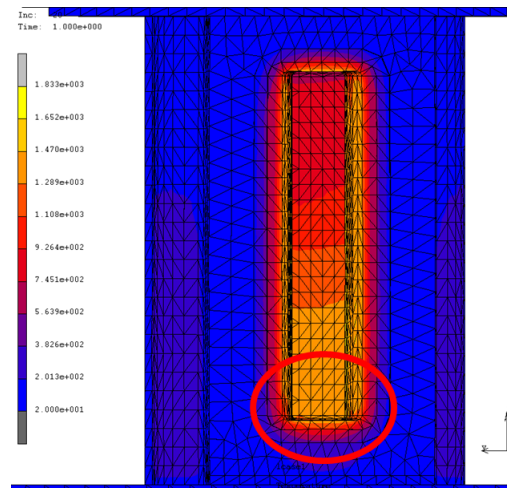


그림 2 1.0초일 때의 용기의 온도 분포

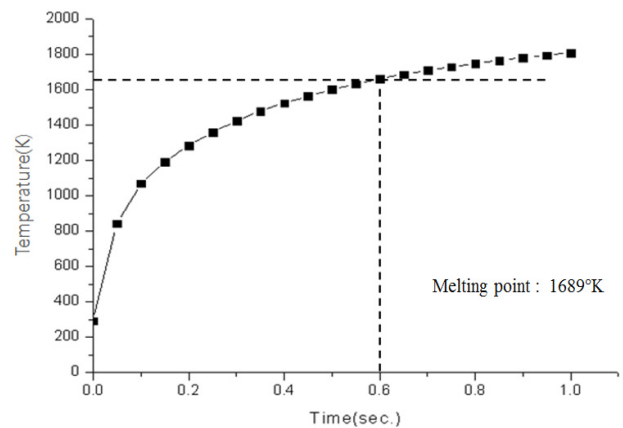


그림 3 용기의 최고 온도 이력

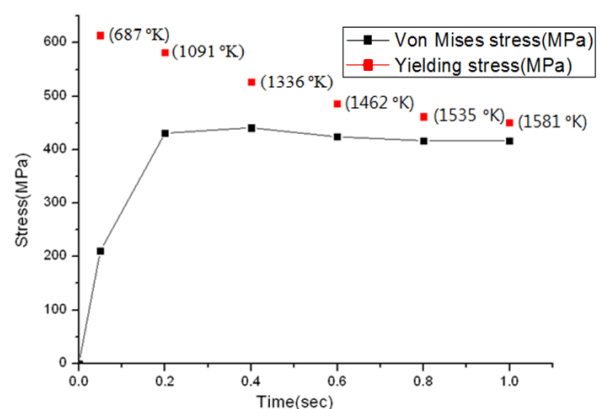


그림 4 노즐부의 등가응력 및 강도 이력

그림 4는 노즐 작동시간에 따라 시스템에서 발생하는 최대 Von Mises stress와 Yield strength를 나타내었다. 작동 시간의 변화에 따른 응력상태를 정확히 파악하기 위해 응력의 변화 정도가 클 것으로 예측되는 작동 초기의 시간 간

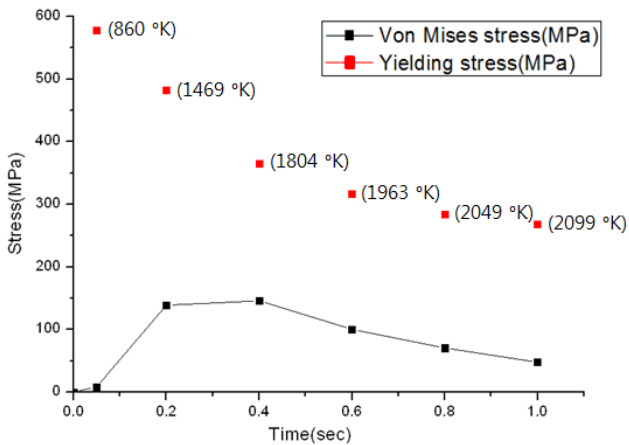


그림 5 노즐개폐장치에 있어서 시간에 따른 응력 변화

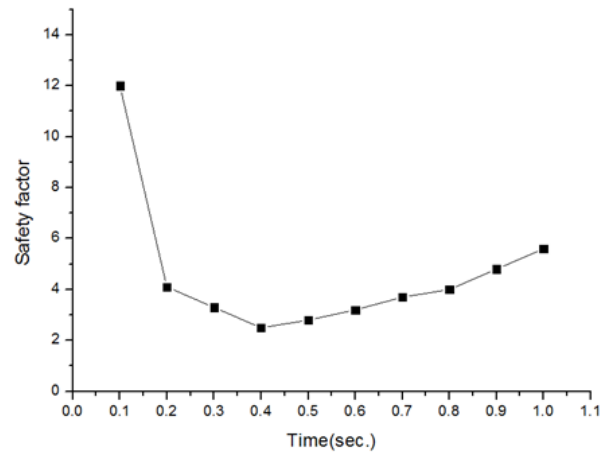


그림 7 작동시간에 따른 노즐목의 안전율 변화

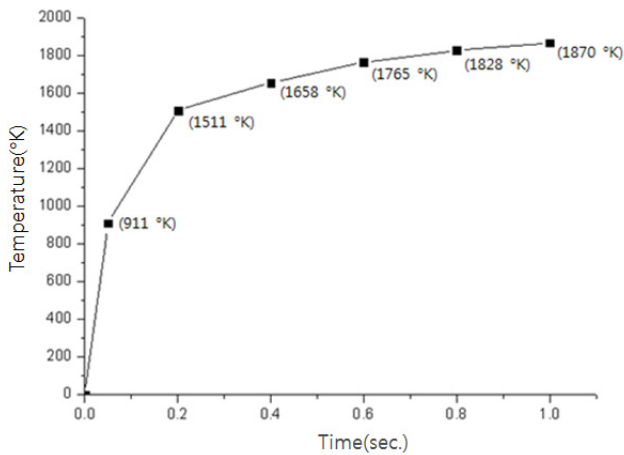


그림 6 작동시간에 따른 노즐목의 온도변화

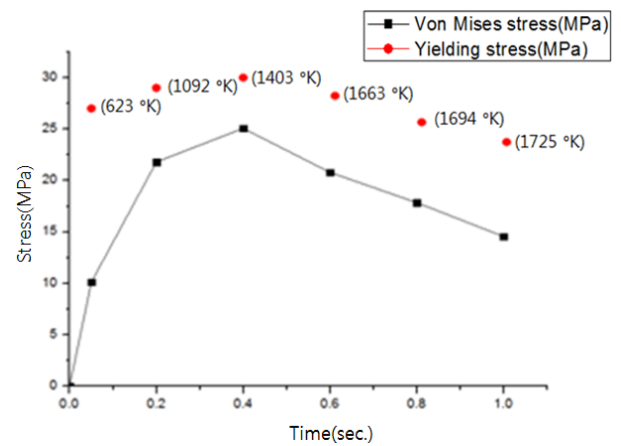


그림 8 작동시간에 따른 노즐개폐장치 지지부의 주응력 변화

격을 0.05초로 설정하였고 나머지 영역에서는 0.2초 간격으로 하여 작동 시간의 변화에 따른 응력을 나타내었다.

그림 4에서 항복응력은 각 시점의 온도에 대응하는 값이다. Von Mises stress의 경우 시스템 작동과 더불어 초기에 급격히 증가한 후 0.2초 후부터는 거의 일정한 값인 450MPa를 유지되는 것으로 나타났다. 이는 작동 시간이 0.2초 경과하면 온도가 최대가 되는 노즐 벽면의 온도 변화가 거의 없게 되기 때문이라 생각된다. Yield strength의 경우 온도가 높을수록 낮아지게 되므로 시스템 작동 시간의 증가에 따라 감소한다. 그러나 작동 시간이 종료되더라도 Von Mises stress의 값이 Yield strength를 초과하지 않기 때문에 시스템의 안전에는 문제가 없다고 결론지을 수 있다. 즉 시스템 작동 후 1.0초 때의 국소 최대온도가 1,581K이므로 이는 노즐 재료의 용융 온도 2,893K보다 낮아 용융 및 삭마에 기인하는 시스템의 파손은 없을 것으로 판단된다.

그림 5는 노즐 개폐장치에서 온도가 최대 상승하는 입구부의 시스템 작동시간의 변화에 따른 최대 Von Mises stress 및 Yield strength 값을 나타낸 그림이다. Von Mises stress는 시스템의 작동과 더불어 급격히 증가하여 최대 값에 이른 후 감소하는 것으로 나타났다. 이는 노즐의 작동과 더불어 노즐 개폐장치 벽면의 온도가 급격히 증가하여 벽면에 작용하는 열응력이 최대가 되고, 작동 시간이 0.4초 경과하면 노즐 개폐장치 벽 내/외 면 사이의 온도 차가 줄어들어 작용하는 열응력이 감소되기 때문으로 판단된다. Von Mises stress가 최대가 되는 0.4초에 있어서조차 응력이 Yield strength 350MPa보다 충분히 낮은 150MPa밖에 이르지 않으므로 부품의 항복에 따른 불안전은 없다고 결론지을 수 있다. 또한 시스템 작동 시간이 1초가 되어도 국소 최대 온도가 2,099K로 이는 Molybdenum 합금의 용융 온도 2,893K보다 충분히 낮은 값으로 재료의 용융에 따른 파손은 없을 것으로 판단된다.

노즐의 경우 노즐목에서의 삭마가 중요한 문제로 인식되고 있으며, Ahmad는 노즐의 재료가 동일한 경우 열전달 계수가 최대가 되는 노즐목 부근에서 삭마가 일어날 가능성이 가장 높다고 연구한 바 있다(Ahmad, 2005). 이와 관련, 노즐목의 용융에 대한 안전성을 확인하기 위해 그림 6에 시스템의 작동 시간의 변화에 따른 노즐목에서의 온도변화를 나타내었다. 초기 0.2초 동안 작동한 결과 온도가 약 1,511K이고 작동 시간 연소 말기에서는 약 1,870K의 상대적으로 고온이 나타났다. 이는 작동 시간 경과에 따라 연소 가스로부터 벽으로의 열전달 양이 증가하여 노즐목의 온도가 증가하기 때문이다. 내삭마성을 고려하여 선택된 Molybdenum 합금의 Melting temperature는 2,893K이므로 작동시간 1.0초가 경과하여도 용융에 따른 시스템의 삭마 불안전은 없다. 그림 7은 노즐목의 응력기준 구조적 안전성을 확인하기 위하여 나타낸 것으로 작동 시간에 따른 안전율(Yield strength/Von Mises stress)변화이다. 안전율은 작동시간에 관계없이 2.5이상으로 계산되었다.

그림 8은 노즐 개폐장치 지지부의 작동시간에 따른 주응력(Principal stress)과 인장강도(Tensile strength) 값의 변화를 나타낸 그림이다. 노즐 개폐장치 지지부는 시스템의 입구부에 위치하고 윤활성 소재인 Graphite를 적용하였으나 Graphite는 인장력에 취약한 것으로 알려져 있다. 그러므로 시스템의 작동 시간에 따른 Graphite 지지부의 주응력 변화를 확인할 필요가 있으며, 그 결과를 그림 8에 나타내었다.

시스템 작동시작과 더불어 주응력은 급격히 증가하고 최대에 이른 후 감소하는 것으로 나타났다. 이는 작동시간이 경과함에 따라 지지부 내/외면의 온도차가 감소하여 열응력이 감소되기 때문으로 판단된다. 그러나 작동시간동안 주응력 값이 압축강도보다 낮으므로 압축에 의한 파손 문제는 일어나지 않을 것으로 예측된다. 또한 온도의 경우 작동시간 1.0초 부근에서 약 1,725K 이나 Graphite의 Melting temperature가 3,925~3,970K 이므로 용융에 위한 노즐 개폐장치 지지부의 파손은 없다.

그림 9는 노즐목의 면적의 노즐 사용 시간에 따른 변화를 나타내었다. 노즐목 재료인 Molybdenum 합금의 열팽창계수는 표 2에 나타난 바와 같이 온도의 함수로 정의하였다. 연소전후 노즐목은 길이방향으로 0.024mm 증가, 폭 방향으로 0.196mm 줄어들었다. 면적 변화율은 작동 시간이 경과함에 따라 증가하는 것으로 나타났으며, 최대 면적변화율(Area change ratio)은 작동 말기에 기준 면적 대비 0.5%로 나타났다. 이 결과는 추력 성능 관점에서 무시할 수 있다.

## 5. 결 론

예비 설계된 로켓 모터가 1.0초 동안 작동하는 경우 로켓 모터의 안전성을 확인하기 위한 열-구조해석을 수행한 결과 다음과 같은 결론을 도출하였다.

- ① 노즐부는 0.2초까지 응력이 급격히 증가한 후에 내외부의 온도차가 일정해지면서 안정이 되나, 온도의 증가에 따른 강도의 저하로 최저의 안전율은 1.1로 나타났다.
- ② 용기부에서 발생된 최고온도는 1,807K이고, SCM440의 용융점은 1,689K이므로 약간에 용융이 발생되지만 시스템의 안전성은 문제없고, 온도가 높게 발생하는 용기와 노즐 개폐장치 접합부위에는 내열 코팅 등을 통해 보완할 필요가 있다.
- ③ 노즐 개폐장치부는 최소 안전율이 2.4로 충분한 안전성을 가지며, 노즐 개폐장치 지지부는 최소 안전율이 1.3으로 나타났다.
- ④ Molybdenum 합금을 사용한 노즐목에서 시간에 따른 안전율은 2.5~5.6로 대체로 안전하다. 최고 발생온도는 1,870K로 용융점 2,893K 보다 작아 삭마의 위험은 낮다. 노즐목의 면적 변화율은 0.5% 이내로 추력 성능에 미치는 영향은 작다.

## 참 고 문 헌

- 김광수, 장영순, 이영무 (2008) 우주발사체 구조 해석 소개, 한국전산구조공학회 논문집, 21(3), pp.43~50.
- (주)한화 (2011) 대외비.
- Ahmad, R.A. (2005) Convective Heat Transfer in the Reusable Solid Rocket Motor of the Space Transportation System, *Heat Transfer Engineering*, 26(10), pp.30~45.
- Choi, Y.G., Kwang, B.S., Kim, W.H. (2010) A Study on Size Optimization of Rocket Motor Case using the Modified 2D Axisymmetric Finite Element Model, *International Journal of Precision Engineering and Manufacturing*, 11(6), pp.901~907.
- Hirai, K (2003) Ablation Analysis for Solid Rocket Motor Nozzles, *Proc. of Conf. on Aerospace Propulsion*, 43(1), pp.49~54.
- Kauffmann, J., Hervertz, A., Sippel, M. (2001) System Analysis of a High Thrust, Low-Cost Rocket Engine, *Int. Conf. on Green Propellant for Space Propulsion*, Netherland, pp.1~7.

**Mcbride, B.J., Reno, M.A., Gordon, S.** (1994) An Intrim Updated Version of the NASA Lewis Computer Program for Calculating Complex Chemical Equilibria with Application, *NASA Technical Memorandum 4557*, Cleveland, OH.

**Park, M.S., Kang, T.H., Byun, Y.S., Song, J.B.** (2008) Dynamic Analysis and Experiments of High Impulse Force Device with Isolation System,

*Journal of the KSPE*, 25(10), pp.107~114.

- 논문접수일 2011년 10월 31일
- 논문심사일  
1차 2011년 11월 8일  
2차 2011년 11월 25일
- 게재확정일 2011년 11월 29일