

노즐목 적용 탄소/탄소 복합재료의 열반응 특성 연구

함희철* · 배주찬* · 황기영* · 강윤구*

A Study on the Thermal Response Characteristics of Carbon/Carbon Composites for Nozzle Throat Insert

Heecheol Ham* · Joochan Bae* · Kiyoung Hwang* · Yoongoo Kang*

ABSTRACT

A thermal resistance estimation of carbon/carbon composites used as the nozzle throat insert of solid rocket motor was performed using TPEM motor. Three types of TPEM motor and two types of propellant were employed. The ablation rate is higher for the higher chamber pressure and also higher for the higher concentration of oxidizing species in combustion gas, but it is lower for the higher material density.

초 록

고체로켓 모터의 노즐목 삽입재에 적용하는 탄소/탄소 복합재료의 열반응 특성을 분석하였다. 내열평가 시험은 3종류의 TPEM 모터를 사용하였고, 추진제는 2종류를 사용하였다. 삭마율은 연소실 압력이 상승함에 따라, 산화물분율이 증가함에 따라 증가하고, 소재 밀도가 증가함에 따라 감소한다.

Key Words: Ablation Rate(삭마율), Composites(복합재료), Graphite(흑연), Nozzle Throat(노즐목), Thermal Response(열반응), Thermal Resistance(내열), Recession(침식)

1. 서 론

고체로켓 모터의 노즐은 연소실에서 생성된 배기가스를 팽창시켜 운동에너지를 효율적으로 변환시킴으로써 비행체에 추력을 공급하는 기능을 담당한다. 일정한 연소압력을 유지하기 위해서는 일정한 노즐목 면적이 요구되며, 삭마에 의한 노즐목 확공을 억제시키기 위하여 노즐목 부위에 특별한 내삭마성 내열재를 사용한다. 노즐

목 삽입재로서 흑연(Graphite)과 탄소/탄소 복합재료(Carbon/Carbon Composites)가 주로 적용된다. 탄소/탄소 복합재료는 흑연에 버금가는 내삭마성을 가지면서도 강도가 더 크고 열적, 기계적 충격에 더 잘 견디는 성질을 가진다[1].

1.1 기존의 열반응 특성 연구

고체로켓 모터 작동조건에 따른 노즐 내열재의 삭마율은 성능설계에 있어서 가장 중요한 기초 자료가 되며, 이를 위해 실제 삭마두께를 예측하기 위한 시험 방법 및 수치해석 방법들이 연구되어 왔다.

* 국방과학연구소 기-4-3
연락처, E-mail: godbless1001@empal.com

Lewis 등[2]은 다양한 흑연 및 탄소/탄소 복합재료의 탄소와 연소가스 내의 CO_2 , H_2O , O_2 와 의 상호작용을 연구하였으며, $H_2O \gg CO_2 \gg O_2$ 의 순으로 흑연 삭마율에 영향을 미치는 것을 보였다. Klager[3]는 흑연 침식(recession)의 주원인을 H_2O , CO_2 가스들의 화학작용(chemical attack)임을 연소실험을 통하여 규명하였다. 또한 연소압력은 삭마율에 지대한 영향을 주는 반면, 연소가스 온도는 삭마율에 직접적인 영향이 없었다. Keswani 등[4]은 BATES와 MERM 두 종류의 모터를 사용하여 여러 가지의 추진제 조성 및 모터 작동조건 하에서 노즐 열반응 거동을 연구하였다. 삭마율은 주로 노즐 표면으로의 주요 산화물(H_2O 및 CO_2)의 확산에 의존하고, 모터 및 노즐 내부 형상과 주요 산화물의 농도, 연소실 압력에 영향을 받는다. Borie 등[5]은 고체 로켓 모터에서 탄소/탄소 복합재료에 영향을 미치는 요인에 대한 열화학분석을 수행하였으며, H_2O 에 의한 탄소 화학작용이 노즐 삭마에 영향을 미침을 확인하였다.

1.2 연구배경 및 목적

탄소/탄소 복합재료는 열안정성, 높은 열전도도와 낮은 열팽창 거동 등으로 인하여 열충격에 대한 저항성이 매우 우수하여 노즐재료로서 요구되는 특성에 가장 근접된 재료이다. 따라서 최적의 열반응 특성을 갖는 탄소/탄소 복합재료의 개발과 열반응 특성 규명에 대한 필요성이 대두되어 본 연구를 수행하게 되었으며, 탄소/탄소 복합재료와 ATJ 흑연의 열반응 특성을 상호 비교함으로써 국산재료 및 기술의 발전 가능성을 확인하고자 하였다.

2. 탄소/탄소 복합재료의 열반응 특성

노즐목 부분은 가스의 압력이 높고, 가스의 속도는 음속(Mach 수 1.0)이 되는 곳이다. 열충격과 침식을 많이 받을 뿐만 아니라 노즐벽으로 전달되는 열량이 가장 큰 곳이다. 노즐의 내부벽

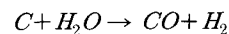
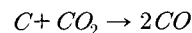
은 연소 생성물에 의해서 산화되고, 산화되어 약해진 부분이 고속의 연소가스에 의해서 깎여나가는 삭마현상을 겪게 된다.

2.1 기계적 삭마

고체 로켓 모터 추진제 내의 알루미늄 입자의 비율은 높은 경우 약 20% 정도 차지한다. 추진제 연소 시 발생하는 산화알루미늄 입자는 높은 열과 큰 운동량을 가지고 로켓 노즐 내부를 유동하게 되며, 고온, 고속의 유체 내부에서 유동하는 입자는 일반적으로 액체 상태로 존재하게 된다. 이러한 액적은 표면장력과 유동, 그리고 액적 간의 속도차이에 의한 항력에 의해서 상대적으로 큰 액적에서 작은 액적으로 분리되므로 액적의 유동 궤적이 상당히 변화하게 되며, 열적 삭마나 기계적 마모에 의한 노즐 표면의 파손을 가져온다.

2.2 화학적 삭마

탄소구조물에 대한 열반응 메커니즘은 H_2O , CO_2 등의 산화성 가스가 탄소구조물의 탄소와 결합하여 CO , H_2 로 되는 과정을 거치게 된다. 탄소계 내열재의 표면층에 존재하는 탄소는 고체 로켓모터의 연소생성물과 화학반응을 하게 되며 대표적인 반응은 다음과 같다.



연소 생성물 내에 존재하는 CO_2 또는 H_2O 와 노즐벽면의 C 간의 화학반응이 지배적인 역할을 한다. 이러한 반응성분들은 연소 중 노즐 표면 위에 형성된 난류 경계층을 통과, 확산되고 탄소와 반응하여 노즐 삭마를 일으킨다.

3. 시험

3.1 시험재료

본 연구에 사용된 탄소/탄소 복합재료 제작에 사용된 매트릭스는 열분해 탄소(pyrolytic

carbon)와 몰타르 핏치(coal-tar pitch)이다. 탄화 공정은 프로판 가스를 사용하여 기상합침법으로 탄소를 1차 합침, 탄화시킨 후 2차로 핏치를 합침, 가압탄화 한다. 보강섬유로 사용한 탄소섬유는 PAN계 고강도 섬유로 태광산업(주)에서 제조한 TZ-307 3K 또는 12K, 그리고 일본 Toray에서 제조한 T-700S이다. 핏치는 정우석탄화학(주)의 석탄계 핏치를 사용하였다.

3.2 시험방법 및 모터 형상

지상연소시험은 TPEM(Thermal Protector Evaluation Motor) 모터를 사용하여 수행하였으며, 2종류의 추진제를 사용하여 시험하였다 (Table 1 참조). 노즐목 위치에 탄소/탄소 복합 재료 및 ATJ 흑연을 적용하여 연소시험을 수행하였다. TPEM 모터의 경우 연소시험 후 분석 자료의 신뢰성 및 재현성을 향상시키기 위하여 조립된 모터를 20°C의 항온실에서 20시간 이상 보관 후 연소시험을 수행하였다. 연소시험 시 추진제 연소시간, 압력, 추력을 측정하였으며, 연소시험 후 단위 시간당 제거된 재료의 두께를 나타내는 삭마율을 구하였다.

TPEM 모터는 연소관 직경 10 inch 급과 16 inch 급의 두 종류로 개발되었으며, TPEM-10m은 연소관 및 앞마개는 TPEM-10을 그대로 사용하고 노즐만 교체하여 시험한다. Table 2는 TPEM 모터의 노즐목 직경 및 성능이며, Fig. 1은 TPEM 모터의 형상도이다.

3.3 삭마두께 측정

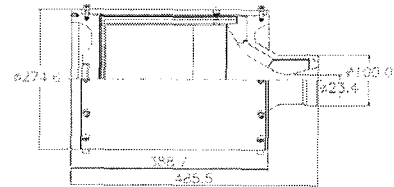
탄소/탄소 복합재료 및 ATJ 흑연의 지상연소 시험 후 측정 결과를 Table 3~4에 나타내었다. Table 3은 TPEM-10과 TPEM-10m 모터를 사용하여 지상연소시험을 수행한 후 측정 결과를 정리한 것이며, ATJ 흑연의 시험 결과도 비교 정리하였다. 추진제는 ADP-304를 기본으로 사용하였으며, 산화물분율이 ADP-304 추진제보다 높은 ADP-302 추진제를 사용한 ATJ 흑연의 시험 결과도 비교하였다(Table 1 참조). Table 4는 TPEM-16 모터를 사용하여 지상연소시험을 수행

Table 1. Composition of Propellant and Concentrations of Oxidizing Species at Nozzle Throat

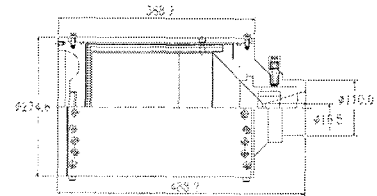
추진제종류	연소가스		온도, K	추진제 알루미늄 (wt.%)
	산화물분율			
	CO ₂	H ₂ O		
ADP-302	0.10	0.39	2761	2.0
ADP-304	0.01	0.15	3245	17.5

Table 2. Throat Diameter and Performance about Three Types of TPEM Motor

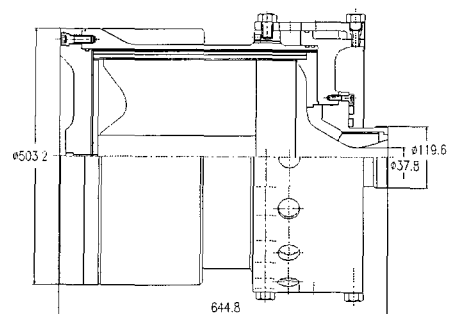
모터 종류	TPEM-10	TPEM-10m	TPEM-16
노즐목 직경(mm)	Ø 23.4	Ø 16.5	Ø 37.8
평균압력(psia)	300	1000	1000
연소시간(sec)	20	10	10



(a) TPEM-10



(b) TPEM-10m



(c) TPEM-16

Fig. 1 Schematics of Three Types of TPEM Motor

한 후 측정 결과를 정리한 것이며, ATJ 흑연의 시험 결과도 비교 정리하였다. 추진제는 ADP-304를 기본으로 사용하였으며, ADP-302 추진제를 사용한 ATJ 흑연의 시험 결과도 비교하였다. 평가 소재(CC1, CC2, CC3)는 모두 탄소/탄소 복합재료이며, 프리폼 구조는 동일하고 밀도차이에 따라 3종류를 시험하였다. 삭마두께는 노즐목(throat) 위치에서 측정된 연소시험 전후 내경의 차이로 계산되며, 3차원 측정 장비를 사용하여 측정하였다. 노즐목 삼입재의 열반응 특성은 삭마율을 사용하여 분석하였다.

Table 3. Thermal Response Characteristics of ATJ, CC1 at Nozzle Throat in TPEM-10 and TPEM-10m Motor

모터종류/재료 (추진제종류)	TPEM-10			TPEM-10m		
	ATJ (ADP-304)	CC1 (ADP-304)		ATJ (ADP-304)	ATJ (ADP-302)	CC1 (ADP-304)
열반응 특성						
연소실 평균압력 (psia)	350	330	329	974	1123	983
	340	360	340	972	1071	
	335	340	340	994		
		355	330	1002		
		347	325	1067		
		346	335			
삭마율 (mm/sec)	0.005	0.006	0.007	0.070	0.078	0.054
	0.006	-	0.006	0.075	0.084	
	0.004	0.004	0.003	0.034		
		0.009	0.007	0.038		
		0.010	0.005	0.047		
		0.004	0.005			

Table 4. Thermal Response Characteristics of ATJ, CC1, CC2, CC3 at Nozzle Throat in TPEM-16 Motor

재료 (추진제종류)	ATJ (ADP-304)	ATJ (ADP-302)	CC1 (ADP-304)	CC2 (ADP-304)	CC3 (ADP-304)
	열반응 특성				
연소실 평균압력 (psia)	1270	1017	990	996	982
	1000		1020	1079	
			1008	1033	
			1049	964	
			1015	985	
삭마율 (mm/sec)	0.159	0.176	0.118	0.190	0.198
	0.112		0.112	0.168	
			0.127	0.191	
			0.110	0.128	
			0.112	0.119	
무차원 밀도	0.870	0.870	0.910	0.850	0.825
	0.870		0.910	0.855	
			0.935	0.850	
			0.945	0.885	
			0.945	0.885	

4. 시험결과 분석

4.1 연소실 압력에 따른 변화

Figure 2는 TPEM-10과 TPEM-10m 모터의 연소실 압력 변화에 따른 탄소/탄소 복합재료(CC1)와 ATJ 흑연의 삭마율을 나타낸 것이며, 추진제는 ADP-304를 사용하였으며, 산화물분율은 0.16이다. 그림에서 알 수 있듯이 탄소/탄소 복합재료(CC1)와 ATJ 흑연 모두 압력이 상승함에 따라 유사한 기울기로 삭마율이 증가함을 알 수 있다. 탄소/탄소 복합재료(CC1)의 경우 100 psia 당 0.008 mm/sec로 삭마율이 증가한다.

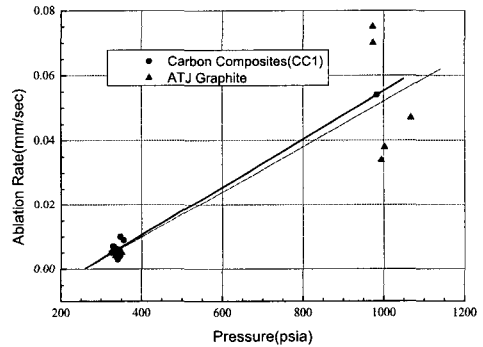


Fig. 2 Effect of Chamber Pressure on Ablation Rate

4.2 산화물분율에 따른 변화

Figure 3은 TPEM-10m과 TPEM-16 모터 각각의 경우 연소가스의 산화물분율 변화에 따른 ATJ 흑연의 삭마율을 나타낸 것이다.

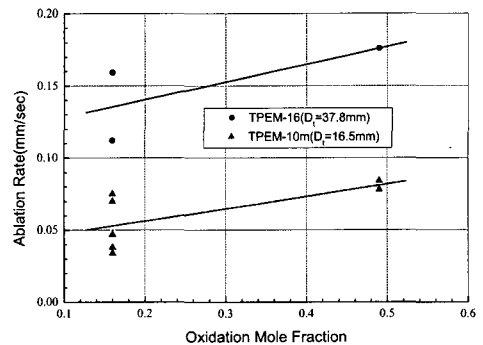


Fig. 3 Effect of Oxidation Mole Fraction on Ablation Rate of ATJ Graphite

그림에서 알 수 있듯이 산화물분율이 증가함에 따라 두 모터 모두 삭마율이 유사한 기울기로 증가하였으며, 모터의 형상과 노즐목 내경 차이에 의해 기울기가 크게 영향을 받지 않는 것으로 나타났다. 노즐목 내경이 37.8 mm인 TPEM-16은 0.1 산화물분율 당 0.123 mm/sec로, 16.5 mm인 TPEM-10m은 0.085 mm/sec로 삭마율이 증가한다.

4.3 소재 밀도에 따른 변화

Figure 4는 TPEM-16 모터의 경우 탄소/탄소 복합재료의 밀도변화에 따른 삭마율을 나타낸 것이다. 밀도차이에 따라 3종류 소재의 시험 결과를 분석하였으며, 추진제는 ADP-304를 사용하였으며, 산화물분율은 0.16이다. 그림에서 알 수 있듯이 삭마율은 질량의 함수이므로 밀도가 상승함에 따라 삭마율이 감소함을 알 수 있다. ATJ 흑연의 경우 동일한 밀도의 탄소/탄소 복합재료 보다는 낮은 삭마율을 나타내고 있다. 소재 밀도가 증가함에 따라 0.1 g/cm³ 당 0.076 mm/sec로 삭마율이 감소한다.

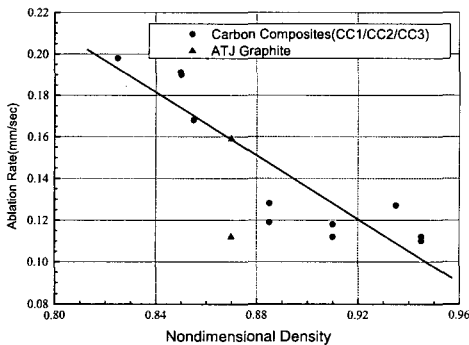


Fig. 4 Effect of Material Density on Ablation Rate

5. 결론

고체로켓 모터의 노즐목 삼입재에 적용하는 탄소/탄소 복합재료의 열반응 특성을 분석하였으며, 연구 결과에 대한 결론은 다음과 같다.

1. 연소실 압력이 상승함에 따라 탄소/탄소 복합

재료(CC1)의 경우 산화물분율이 0.16일 때 100 psia 당 0.008 mm/sec로 삭마율이 증가하였다.

2. 산화물분율이 증가함에 따라 ATJ 흑연의 경우 삭마율 기울기가 모터의 형상과 노즐목 내경 차이에 의해 크게 영향을 받지 않는 것으로 나타났다. 노즐목 내경이 37.8 mm인 TPEM-16은 산화물분율 0.1 당 0.123 mm/sec로, 16.6 mm인 TPEM-10m은 0.085 mm/sec로 삭마율이 증가하였다.

3. 소재 밀도가 증가함에 따라 탄소/탄소 복합재료의 경우 산화물분율이 0.16일 때 0.1 g/cm³ 당 0.076 mm/sec로 삭마율이 감소하였다.

4. 국산 탄소/탄소 복합재료와 ATJ 흑연의 열반응 특성을 상호 비교한 결과 국산재료의 우수성을 확인하였다.

6. 참고 문헌

1. "Solid Rocket Motor Nozzles Space Vehicle Design Criteria(Chemical Propulsion)", NASA-SP-8115, June 1975
2. Lewis J. C., Floyd L. J. and Cowlard F. C., "A Laboratory Investigation of Carbon-Gas Reactions of Relevance to Rocket Nozzle Erosion", AGARD Conference Proceedings No.52, Feb. 1970
3. Klager K., "The interaction of the efflux of solid propellants with nozzle materials", Propellants and Explosives Vol.2, 1977, pp.55~63
4. Keswani S. T. et al, "Recession Behavior of Graphite Nozzles in Simulated Rocket Motors", Journal of Spacecraft, Vol.22, No.4, 1985, pp.396~397
5. Borie V. Bruland J. and Lengelle G., "An Aerothermochemical Analysis of Carbon-Carbon Nozzle Recession in Solid-Propellant Rocket Motors", AIAA-88-3346, July 11~13, 1988