

가변추력 로켓 모터용 고성능 고체 추진제에 관한 연구

민병선*† · 김창기* · 유지창*

A Study on the High Performance Solid Propellant for Variable Thrust Solid Rocket Motor

Byoungsun Min* · Changkee Kim* · Jichang Yoo*

ABSTRACT

In this study, the requirements for propellants to modulate the thrust of solid rocket motor were primarily investigated, followed by searching the research trends for propellants which would be feasible for the controlled solid rocket motor. And then, the theoretical performance and combustion characteristics of solid propellants being studied in ADD were demonstrated briefly.

초 록

본 연구에서는 고체 로켓 모터의 추력을 조절하기 위해 요구되는 추진제의 요구조건들에 관하여 우선적으로 조사하였다. 그리고, 추력 조절이 가능한 로켓모터용 추진제에 관한 국내외 개발 동향에 관하여 조사하였으며, 현재 연구가 진행되고 있는 추진제에 관한 이론적 성능 및 연소 특성에 관하여 기술하였다.

Key Words: Variable Thrust(가변추력), Solid Propellant(고체 추진제), Pressure Exponent(압력지수), Burning Rate(연소 속도)

1. 서 론

일반적으로 유도무기의 임무 수행 과정에서 추력의 크기 조절이 요구되면 고체 추진방식(Solid Propulsion System)보다는 액체 추진방식(Liquid Propulsion System)을 적용하여 왔다. 그러나 액체 추진기관은 고체 추진 방식과 비교하여 추진 시스템 제작과 유지비용이 많이 소요

될 뿐만 아니라 운용 위험성이 크다는 단점을 가지고 있다. 이와 반대로 고체 추진방식은 시스템이 간단하여 제작과 유지비용이 저렴하고 운용 위험성이 적다는 장점이 있으나 추력 크기 조절이 어렵다는 단점이 있다[1-3].

근래의 무기체계 발전 방향은 유도무기의 높은 기동성(high maneuverability), 정밀 타격 능력(Accurate Targeting ability), 사거리의 유연성(Flexible Range)은 물론 비용절감, 적은 운용 위험성을 요구하는 추세이다. 이를 만족시키기 위해서 고체 추진방식의 장점과 액체 추진방식의

* 국방과학연구소 1기술연구본부 6부

† 교신저자, E-mail: cmskmj@hanmail.net

장점을 모두 가지는 추진 기술이 요구되었다. 이에 유도무기 분야의 선진국에서는 추력 크기를 자유자재로 조절할 수 있는 고체 추진방식의 개발에 주력하고 있으며 이를 “ 가변 고체 추진기술 (Variable Solid Propulsion Technology , 이후부터 가변 추진기술로 칭한다)”라고 분류하여 적용하고 있다[1-3].

일반적인 고체 로켓 모터의 추력은 연소면적(그레인 형상)에 의해 결정 된다. 가변 추력 추진기관은 노즐목의 단면적을 변화시켜 로켓 모터의 추력을 조절하는 것이 가장 널리 이용되고 있다. 노즐목의 단면적을 조절하기 위해 널리 사용되는 방법은 핀틀 장치(Pintle mechanism)이다. 로켓 모터에 위와 같이 핀틀을 적용할 경우, 핀틀의 이동에 의하여 모터내의 압력이 급격히 변하기 때문에 특성화된 고체 추진제로 로켓 모터가 충전이 되어야 한다.

본 연구에서는 가변 추력이 가능한 로켓 모터용 추진제의 요구조건에 관하여 조사하였으며, 이와 더불어 가변 추력 로켓 모터용 추진제에 관한 국내외 연구개발 현황들을 조사하였다. 그리고, 마지막으로 현재 국과연에서 연구가 진행되고 있는 가변 추력 로켓 모터용 추진제에 관한 실험결과들을 간략하게 정리하였다.

2. 가변 추력 로켓 모터용 고체 추진제 요구조건

2.1 무연 또는 저연 추진제

일반적으로 고체 추진제의 조성으로서 알루미늄(Aluminum, Al) 같은 금속연료를 적용함으로써 추진제의 성능을 향상시킬 수가 있다. 하지만 고체 추진제가 핀틀 추진기관용 추진제로 사용되기 위해서는 성능이 다소 저하되더라도 금속연료가 함유되어 있지 않은 무연계(Smokeless) 추진제 또는 저연계(Reduced smoke) 추진제여야만 한다.

가변 추력 추진기관의 노즐목 크기는 로켓의 비행 시 추력을 조절하기 위하여 핀틀과 같은 장치에 의해서 변화된다. 즉, 추력을 최대한 발생시키기 위해 핀틀을 노즐목 방향으로 이동시

켜 노즐목의 크기를 최대한 작게 하여 연소관내의 압력을 최대한 증가시킬 수가 있는 데, 이 때 만약 추진제 내에 금속입자가 있을 경우, 금속입자로 인해 노즐목이 막힐 수가 있기 때문에 저연계 추진제 또는 무연계 추진제가 적합하다고 할 수가 있다.

2.2 낮은 연소속도(Low burning rate)

여러 압력 범위 하에서 추력을 자유자재로 변화시켜야 하기 때문에 낮은 압력에서 추력을 최소화 하면 할수록 핀틀 추진기관의 운용범위가 넓어질 수가 있다. 이렇게 낮은 압력에서 추력을 최소화하기 위해서는 노즐목의 크기를 핀틀과 같은 장치 의해 넓히는 하드웨어적인 방법도 있지만 이는 어느 정도 한계가 있기 때문에 낮은 연소 속도를 나타내는 핀틀 추진기관용 추진제를 개발하는 소프트웨어적인 방법이 훨씬 유용하다.

추진제의 연소속도는 추진제의 조성, 그 자체의 함수로써 다음과 같이 추진제의 특성을 변화시켜 줌으로써 연소속도를 증가시킬 수 있다.

- 연소 촉매 첨가 및 촉매 함량 증가
- 산화제의 종류 및 입자크기 감소
- 산화제의 함량 증가
- 바인더와(또는) 가소제의 연소열 증가

2.3 높은 압력지수(High pressure exponent)

일반적으로 고체 추진제 로켓의 내탄도 특성과 성능을 향상시키기 위해 압력지수가 낮은 추진제의 개발이 요구된다. 압력지수가 낮으면 점화 초기의 압력을 낮출 수 있어서 이에 걸리는 부하를 줄일 수 있으며, 최대작동압력을 낮출 수 있고 결국에는 연소관을 경량화 시킬 수가 있다. 그래서 추진제의 양을 증가시킬 수가 있어 결국에는 추진기관의 총 추력을 증가시킬 수가 있다.

낮은 압력지수를 가진 추진제를 적용함으로써 얻을 수 있는 이점을 희생하고 가변 추력 추진기관용 추진제는 0.7 이상의 높은 압력지수를 가져야만 한다. 로켓 모터의 추력을 자유자재로 조절하기 위해서는 그 어느 특성보다 높은 압력지

수가 가장 중요한 요구조건이다. 이는 높은 압력에서는 물론 낮은 압력에서도 추력을 최대한 발생시켜야 하는 가변추력 추진기관의 특성상 높은 압력지수를 가진 추진제의 개발은 그 무엇보다 중요하다고 할 수 있다.

24 우수한 점화성(Good ignitability)

노즐목의 크기를 조절하면서 연소관내의 압력을 변화시켜 추력을 조절하는 가변 추력 추진기관 내의 압력은 최소 100psi에서부터 약 2,000psi까지 변화하기 때문에 높은 압력에서의 점화성은 문제가 없으나 낮은 압력에서의 점화성은 고려해야 할 사항이다. 따라서, 에너지화 가소제인 BTTN(Butane triol trinitrate)과 TMETN(Trimethylol trinitrate) 같은 고 에너지 가소제의 첨가에 추진제의 점화성을 향상시킬 수 있다.

3. 국내외 기술현황

3.1 선진국 기술현황

가변 추력 고체 추진기관의 대표적인 핀틀 고체 추진기관에 관한 관련 기술은 그다지 많이 공개가 되어 있지 않다.

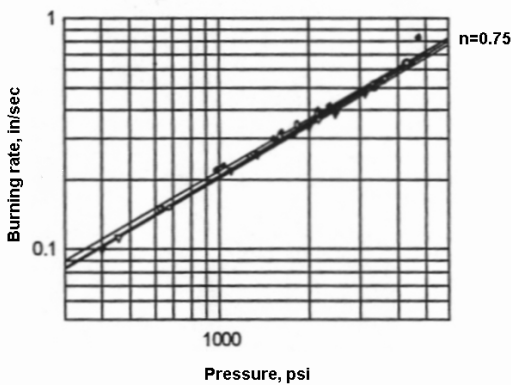


Fig. 1 The burning characteristics of pintle propellant developed by AMCOM.

그 중에서는 추진제에 관한 정보를 얻기는 더욱 어려운 현실이다. 그 와중에 핀틀 추진기관용

추진제에 관하여 2001년 NDIA Conference에서 미 육군연구소(AMCOM)이 발표한 자료가 가장 최근의 자료이다[4]. 그에 따르면 Figure 1에 의하면 핀틀 추진기관용 추진제로 사용한 추진제는 AN (Ammonium nitrate)를 산화제로 사용한 무연 추진제로 압력지수는 0.75를 나타내며 연소속도는 1,000psi에서 약 5mm/sec를 나타내고 있다. 하지만 추진제의 바인더로서 어떤 종류의 바인더를 사용했는지에 대한 정보는 공개하지 않았지만 AN 단상 추진제의 압력지수 자체도 높을 뿐 아니라 낮은 연소속도를 가지고 있기 때문에 **AN-based 추진제**가 핀틀 추진기관용 추진제로서 아주 적당하다고 할 수가 있다.

3.2 국내 기술현황

아직까지 국내에서는 가스발생기용으로서 낮은 연소속도를 가진 추진제의 제조에 관한 연구는 실시하였으나 압력지수가 높은 추진제에 대해서는 많은 연구가 이루어지지 않았다. 하지만 천마용 무연 추진제를 개발하는 과정에서 가변 추력 추진기관용 추진제의 요구조건을 만족하는 추진제의 조성이 구성된 적이 있는 데 이를 소개하면 다음과 같다[5].

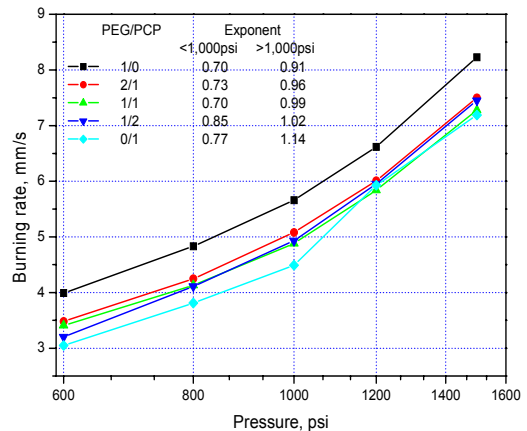


Fig. 2 Burning characteristics of low burning rate propellants containing RDX and AP.

Fig. 2는 산화제로 각각 RDX와 AP를 사용하고 가소제로 에너지화 가소제인 BNDPA/F를 사용한 추진제의 연소특성에 PEG과 PCP의 혼합비

가 미치는 영향을 나타낸 것이다. PCP의 함량이 증가함에 따라 연소속도는 감소하였으나 압력지수는 증가하는 경향을 나타내고 있으며 1,000psi를 기준으로 break point가 나타나면서 그 이상에서의 압력에서는 압력지수는 훨씬 증가되었다.

4. 가변 추력 로켓 모터용 고성능 추진제

위에서 언급된 국내외 기술동향을 분석한 결과, 산화제로 니트라민계와 AN을 사용하고, 바인더로는 NEPE(Nitrate ester polyether)를 사용함으로써 낮은 연소속도와 높은 압력지수를 가진 추진제의 제조가 가능하다고 판단되었다.

아래 Table 1은 본 연구실에서 혼합한 가변 추력 로켓 모터용 추진제의 일반특성을 나타낸 것이다. 사용된 바인더는 열적 특성이 우수한 GAP(glycidyl azide polymer) 바인더로서 추진제의 산화제로 사용된 니트라민과 AN에 의한 에너지 손실을 상쇄시키기 위해 사용되었다.

Table 1. Characteristics of GAP-based solid propellants for variable thrust rocket motor

No.	Solid(%)				SBR (mm/s)		BALLISTIC		MECHANICAL			
	AP	HMX	AN	Al	6.9 MPa	n	I _{sp}	Vol. I _{sp}	S _m (bar)	E _m (%)	E	H _g
1	32	25		19	11.6	0.51	270	501	4.8	33	20	36
2	18	54			12.5	0.56	255	441	6.8	15	63	61
3		72			6.6	0.96	251	433	2.1	21	14	27
4	18	54			13.8	0.72	255	441	7.6	15	57	66
5	18		54		4.8	1.06	245	392	5.5	9	72	71
6		18	54		4.6	0.76	242	386	5.9	13	57	66
7	18	44	10		13.1	0.76	250	424	6.4	23	33	53

Table 1에 나타난 바와 같이, GAP 바인더에 산화제로 니트라민계인 HMX와 AN의 적절한 배합에 의하여 가변 추력 로켓 모터의 요구조건을 만족시킬 수가 있음을 알 수 있다.

4. 결 론

로켓이 비행하는 동안 추력을 자유자재로 조절하는 가변 추력 추진기관 기술은 미래 전략적 미사일이 갖추어야 할 기술로서 정밀타격을 요구하는 미사일에 있어서는 필수적인 요소라고 할 수 있다. 따라서 가변 추력 추진기관의 기술에 대해서는 아직 많이 공개가 되어있지 않고 공개가 되었다고 하더라도 추진제의 기술에 대한 공개는 더욱 더 엄격해지고 있다.

높은 압력지수와 낮은 연소속도를 가진 가변 추력 로켓 모터용 추진제는 산화제로 니트라민 계열의 화합물과 AN을 사용해야 한다. 그리고, 고에너지 바인더를 사용하여 추진제의 점화성을 향상시킬 수가 있음을 알았다.

참 고 문 헌

1. 김종근, "Pintle을 적용한 고체 추진기관 가변 추력기술," 국방기술연구, 제11권, 제2호, 2005, pp.33-44
2. Unmack, K. E., "Wide Range Thrust Throttling of a Solid Rocket Motor," AIAA-87-2085
3. Burroughs, S., "Status of Army Pintle Technology for Controllable Thrust Propulsion", AIAA-2001-3598
4. Lyon, M., "Advanced Propulsion For Tactical Missiles," NDIA conference on Armaments for the Army Transformation, Jun. 2001, AMCOM.
5. Rao, G. V. R., "Exhaust Nozzle Contour for Maximum Thrust," Jet Propulsion, Vol. 28, No. 0, June, 1958, pp.377-382
6. 임유진 외 4명, "무연추진제 연구(IV)", 국방과학연구소 보고서, MSDC-421-941017C, 1994.