

소형 고체 로켓 추진제의 그레인의 형상 변화에 따른 추력 특성 연구

고태식* · 심진호* · 용승주* · 이병길*

A Study on Thrust Characteristics of a Small solid Rocket with Variation of Grain Configuration

Go Tae-Sig* · Jin-Ho Sim* · Seung-Juu Yong* · Byung-Gil Lee*

ABSTRACT

This work is to observe combustion characteristics depending on variation of the solid propellant grain configuration. The LRE (Liquid Rocket Engine) enables adjusting the thrust by controlling the required fuel mass flow, but the SRM(Solid Rocket Motor)is not easy to adjust th thrust due to the difficulty of th fuel flow control by its combustion behavior even its configuration is simple.

This difficulty can be partly solved by changing th size or the configuration of the propellant grain. In this study a proper grain configuration of a small solid rocket is selected through both the theoretical design and the experimental tests.

초 록

본 연구는 고체 추진제 그레인의 형상 변화에 따른 연소 특성을 고찰 하였다. LRE(액체로켓엔진)는 추진제의 공급량을 조절하여 추력을 변화시킬 수 있지만, SRM(고체로켓모터) 연소기 형상은 단순하지만 연소가 시작되면 추력 제어가 어렵다. 이러한 SRM(고체로켓모터)의 추력 제어의 어려움을 그레인의 크기나 형상의 변화를 통해 부분적으로 해결 할 수 있다. 소형 로켓의 추진제에 적합한 그레인을 설계하고 실험을 통해 검증하였습니다.

Key Words: Propellant grain(추진제 그레인), LRE(액체 로켓엔진), SRM(고체 로켓모터), Thrust control(추력 제어)

1. 서 론

로켓을 대변하면 SRM과 LRE로 나눌 수 있다.

LRE중 이원재 액체로켓일 경우 액체 연료와 산화제를 탑재하고 있으며 연료량을 제어하며 추력을 조절할 수가 있지만 SRM는 일반적으로 고체 추진제가 일단 연소가 시작되면, 추진제 연소율을 제어하기 어려워 추력제어가 어렵다.

SRM의 추진제의 그레인의 형상 변화나 연소

* 조선대학교 항공우주공학과
연락처, E-mail: frogess@hanmail.net

율이 다른 추진제를 사용할 경우 추력을 조절할 수가 있다. 현재 사용되고 있는 고체 로켓의 추력 제어 방법에는 추진제 그레이인의 연소면적을 변화시키는 방법과 연소속도가 다른 그레이인을 조합하는 방법이 있다. 또 다른 경우는 연소중인 고체로켓 모터의 연소실 상부에 별도의 서브 노즐을 설치하여 필요시에 연소가스를 분출시켜 연소실 전체 추력을 조절하는 방법이다.

고체 로켓 추진제 그레이인의 형상은 연소율(burning rater)과 연소면적으로부터 발생한 연소가스에 의해 생성되는 추력과 연소시간에 의해 결정되므로 형상설계에 따라 추력을 부분적으로 조절할 수 있다.

고체 로켓 그레이인의 형상은 추력의 증감에 따라서 크게 점증형(Progressive), 점감형(Neutral), 정압형(Regressive)으로 구분된다. 점증형은 시간에 따라 점차 추력이 증가하는 연소 표면적을 가진 그레이인 형상이고, 정압형은 일정 연소 표면적과 추력-시간 곡선을 가지는 그레이인 형상이며 점감형은 추력이 시간이 경과함에 따라 감소하는 추진제 그레이인 형상이다. 일반적으로 고체로켓에 많이 사용하는 그레이인은 정압형 형상이다.

2. 본 론

2.1. 추진제 그레이인의 형상과 연소 특성

로켓의 총 추력은 운동량에 추력(momentum thrust)과 노즐 출구 압력에 의한 추력(pressure thrust)의 합으로 나타낼 수 있다. 추진제 그레이인의 형상의 변화는 연소실의 연소 면적을 변화시키는데 이로 인해 발생된 연소가스에 의해 추력이 생성되고, 이는 시간의 함수로 표현 된다.

완전가스 상태 방정식의 미분 형으로 부터 다음과 같은 식을 구 할 수 있다.

$$P_c \frac{dV}{dt} + V \frac{dP_c}{dt} = R(m \frac{dT_c}{dt} + T_c \frac{dm}{dt}) \dots (1)$$

만일 연소실의 체적과 연소 가스 온도를 일정

하다고 가정하여 정리하면 다음과 같은 식이 얻어진다.

$$\frac{dP_c}{dt} = \frac{RT_c}{V} (\dot{m}_p - \dot{m}_j) \dots \dots \dots (2)$$

여기서 만일 시간에 따른 연소실 압력 변화가 일정 하다면 연소가스의 발생유량(\dot{m}_p)과 분출가스유량(\dot{m}_j)의 차가 0인 상태에서 정압형의 로켓이 된다. 따라서 그레이인 형상의 변화를 주면 \dot{m}_p 와 \dot{m}_j 의 차에 변화를 주어 점증형, 또는 점감형이 된다. Fig. 1 은 이와 같이 3가지 형상의 시간에 따른 압력(또는 연소면적, 또는 추력)을 보여 준다.

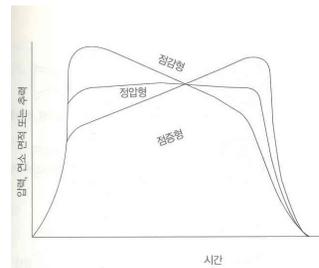


Fig. 1 점증형, 점감형 및 정압형 연소

추진제 그레이인의 연소 특성을 나타내는 파라미터는 그레이인의 두께(w_f)과 용적충전비율(ψ_l)이다.

$$w_f = \frac{2w}{D} \dots \dots \dots (3)$$

$$\psi_l = \frac{V_p}{V_c} = \frac{I_{tot}}{I_{sp} \rho_p g_0 V_c} \dots \dots \dots (4)$$

봉상형 그레이인은 정압형 추진제 그레이인의 대표적인 형상으로 용적충전비율이 크고, 연소표면적이 거의 일정하나 모터케이스 하류부는 고온가스에 의한 침식으로 내열성이 요구된다. 중립형 그레이인의 대표적인 별모양의 내면연소 그레이인이 고체로켓엔진에 가장 많이 사용하는 형식이다.

3차원 그레인 중 구형 그레인은 큰 용적충전 비율이 얻을 수 있으며 모터케이스의 질량비율을 최소화 할 수 있는 이점에 의해 다단 발사체의 최상단 또는 인공위성의 궤도변경용 모터 등으로 사용되고 있다. Fincoyl라고 부르는 3차원 그레인 형상은 그레인의 직경과 그레인의 길이의 비가 적어서 초기추력이 크고 연소시간도 장시간 작동되기 때문에 인공위성발사용 로켓이나 ICBM 등의 상단용 로켓에 사용되고 있다. 하지만 3차원 그레인의 제작이 내면연소 그레인보다 어렵기 때문에 본 연구에서는 제외하였다.

Table. 1 그레인 형상에 따른 용적충전비율 및 추력-시간 특성

그레인의 형상 및 연소 형식	웹 비율 (Web faction)	용적충전 비율	추력-시간 특성	
단면연소	>1.0	0.90-0.95	중립	
내면연소	원통관형	0.5~0.9	0.85~0.95	점중, 중립 중립 점감, 점중도 가능
	별모양형	0.3~0.6	0.75~0.85	
	차바퀴형	0.2~0.3	0.65~0.70	
	나무가지형	0.1~0.2	0.55~0.65	
	Slot tube 형	0.5~0.9	0.85~0.95	
3차원연소	구형(slot tube)	0.2~0.5	0.9~0.95	중립 점감, 점중도 가능
	Conocyl	0.5~0.9	0.85~0.95	
	Finocyl	0.6~0.9	0.85~0.95	

2.2 시험 조건 및 가정

본 실험은 5가지 형태의 그레인을 제작 및 실험을 하였으며 그레인의 형상으로는 단면연소, 원통관형, 별형, 다공형, 봉상형의 그레인을 제작하여 추력시험대의 로드셀을 통해 실험 결과를 얻었다.(Fig. 2 참조)모터 케이스의 길이가 19cm이고 직경이 5cm인 두랄루민(Al₂O₃)로 제작하였고 이케이스에 추진제를 충전하여 각 그레인별 추력을 측정하였다. 그레인별 추진제 무게 질량(m_p)는 0.23kg으로 일정하고 실험하는 모든 그레인의 용적충전비율(ψ_l)이 아래와 같이 0.7로 선정하여 실험을 수행하였다.

$$\psi_l = \frac{V_p}{V_c} = \frac{m_p / \rho_p}{\pi R^2 L} = 0.7 \dots \dots \dots (5)$$

[I_{tot} (전체추력), I_{sp} (비추력), ρ_p (추진제 밀도), V_p (전체 내부용적), V_c (충전 추진제 체적)]

따라서 추력 특성을 변화시키는 주변수로는 그레인의 웹두께(w_f)와 추진제의 질량 발생(\dot{m}_p)이다.

2.3 추진제 그레인의 변화에 따른 성능 비교

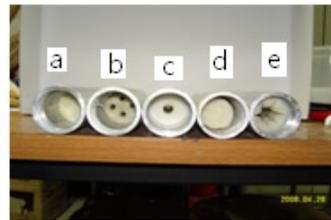
로켓의 추력은 배기제트의 유량과 배기속도의 곱으로 표현할 수 있다. 그레인의 연소 면적 차로 인해 질량발생율의 차가 생겨 추력이 달라짐을 추력식을 통해 알 수 있다. (Table 2 참조)

$$F = \dot{m}u_e + A_e(P_e - P_\infty) \dots \dots \dots (6)$$

(l = 길이, d = 내경 또는 직경)

Table. 2 그레인의 형상에 따른 질량 발생을 계산결과

그레인의 형상	그레인의 치수(cm)	연소 면적(m ²)	추진제 질량 발생율(g/sec)
원통관형	l=10.7,d=1	33.598 × 10 ⁻⁴	4.938
봉상(棒狀)형	l=13.2,d=3.5	145.068 × 10 ⁻⁴	21.323
다공형	l=10.1,d=0.5	63.490 × 10 ⁻⁴	9.332
단면연소	d=4	12.56 × 10 ⁻⁴	1.846
별형	l=14.59,d=1.6	125.314 × 10 ⁻⁴	18.420



a)단면연소 b)다공형 c)원통관형 d) 봉상형 e)별형

Fig. 2 그레인의 형상

Table 2는 점중형 그레인 중 하나인 봉상형 그레인은 초기 연소 면적의 크므로 인해 초기 질량발생율이 크게 발생함을 계산 결과를 보여 준다. 이에 반해 점중형 그레인 중 다공형과 원통관형 그레인 경우는 초기 연속면적이 작아 질량변화율도 작음을 알 수 있다.

Fig. 3, 4, 5는 각각 다공형, 봉상형, 별형 그레인의 추력 측정 시험결과를 나타내었다. 이중 점중형 그레인의 추력 특성을 가진 다공 그레인의 경우 2초 동안 최대 추력 50N까지 증가하다가 이후 4~5sec 동안 연소가 지속되고 추력은 감소함을 알 수 있다. 점중형 그레인의 추력 특성을

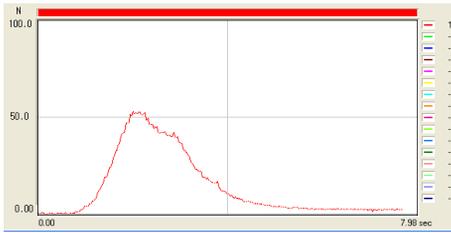


Fig. 3 다공형 그레인의 추력 측정 결과

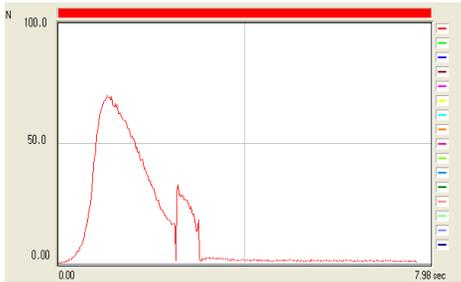


Fig. 4 봉상형 그레인의 추력 측정 결과

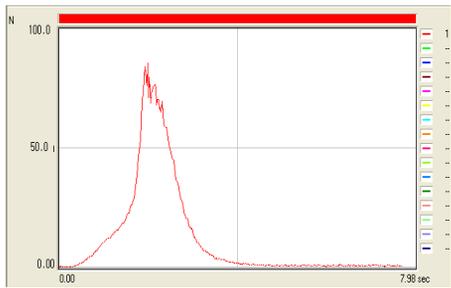


Fig. 5 별형 그레인의 추력 측정 결과

가진 봉상형 그레인의 경우, 초기 최대 추력 70N이 발생 이후에 급격한 감소를 보여 이론적으로 예상하였던 초기 최대 추력 발생 이후 추력이 감소함을 알 수가 있었다. 하지만 추력 곡선의 이상변화는 외면연소가 일반적으로 가지고 있는 연소말기의 그레인 형상이 파괴됨으로 인해 발생한 현상으로 보인다. 마지막으로 별형 그레인의 경우 최대 추력 80N이 발생 이후에 1sec의 짧은 시간동안 일정 추력을 보임을 통해 일부 정압형 또는 점증형 그레인의 연소 특성을 보임을 알 수가 있었다.

3. 결 과

본 연구는 소형 로켓의 시스템 요구 조건에

적합한 추력을 얻고자 그레인 형상 변화를 통한 추력 병화 특성을 조사하였다. 일반적으로 고체 로켓에 많이 사용하는 별형 그레인이 소형 고체 로켓에 적합한 추진제 그레인 형상임을 실험을 통해 알 수가 있었다. 소형 로켓의 경우 짧은 추력 시간 동안 예상된 고도를 비행하기 위해 초기 추력이 크고 연소 시간이 짧은 추력 특성이 요구되는데 이에 적합한 그레인은 별형 임이 확인되었다.

점증형(다공형)과 점증감형(봉상형) 그레인의 경우 별형 그레인에 비해 연소 시간이 길고 최대 추력이 낮은 결과를 나타내었다. 또한 이론적 예상치 되는 차이를 보였는데 추후 이에대한 원인을 밝힐 예정이며 본 연구 이외의 그레인 형상에 대한 연구도 추후 수행될 예정이다.

참 고 문 헌

1. 홍연식, "우주추진공학", 경문가, 2003, PP 249 ~ PP 291
2. 윤용섭, 김영수, "로켓공학", 경문각, 2004, PP 524 ~ PP 530
3. 한조영, "우주비해선 추진공학", 경문사, 2005, PP 195 ~ PP 228
4. Roy J. Hartfield, 2006, "Incorporation Optimization in the Study of Rocket Propulsion", Auburn University
5. H. Kentgens, H. P. Mackowiak, and R. Schöffl, 1996, "Short-Action Solid Rocket Motors with Double-Base Propellants"
6. 이도형, 윤명원, 황갑성, "이중추력형 로켓 모터의 개발", 국방과학연구소, 2004
7. Clayton Huggett, C. E. Bartley, and Mark M. Mills, 1960, "Solid Propellant Rockets", Princeton University Press, PP 140 ~ PP 163
8. George P. Sutton, 1956, "Rocket Propulsion Elements", PP 347 ~ PP 347
9. National Aeronautics And Space Administration, "Solid Propellant Grain Design And Internal Ballistics", 1972