

축소 모사형 고체 추진기관 설계에 관한 연구

김형원* · 오종윤*

The Studies on the Design of a Subscale Solid Propellant Rocket Motor

Hyung-Won Kim* · Jong_Yun Oh*

ABSTRACT

A design of a subscale solid propellant rocket motor was conducted to do the similitude experiments for the large scale rocket motor. One of the main factor to subscale was the mach number of the solid propellant flume through a nozzle exit. The analysis of the flume flow was done to obtain the mach number for the large and subscale rocket motor. The flume shapes on the non dimensional axes by the nozzle exit diameter was matched each other. The propellant grain of a subscale solid rocket motor was designed by the profile of pressure vs time obtained by the mach number of the flume shape. Some analyses of the theoretical solution were compared with the results of the ground static test.

1. 서 론

우주개발 시대에 인공위성을 지구궤도에 띄우기 위해 대형 로켓 개발이 필요하다. 그러나 각 부품을 시험하기 위해 대형 추진기관을 사용하면 엄청난 비용과 제작 기간이 요구된다. 이를 해결하기 위해 축소형 모사 추진기관 설계가 필요하다.

미국에서도 대형 추진기관인 Titan IV 지상 연소시험을 실시하다 초기에 폭발하는 사고가 발생했는데 원인을 규명하기 위해 추진제 형상이 동일한 축소 모사형 추진기관을 설계했다 [1]. 무차원 상사법칙을 적용하여 모사형 추진기관을 설계하는데 중요 변수로 노즐 출구로 나오

는 화염의 마하넘버를 택했다. 대형 연소관이나 소형 연소관의 노즐형상을 같게 하면, 노즐 출구로 나오는 화염의 마하넘버는 노즐 출구 직경으로 무차원화된 화염 진행방향과 노즐 반경방향의 선도에서 유사한 형상이 유동해석에서 얻어졌다.

화염의 마하넘버로부터 압력과 시간과의 관계 선도를 구하여 추진기관 내탄도 해석을 하였다.

축소모사형으로 설계된 추진기관을 지상연소 시험하여 구한 성능 결과치와 계산 예상 결과치와 비교하였다.

2. 유동 모사 상사

대형연소관을 설계 할 때 직접 실험하여 검증 을 하고 싶지만 모든 부품을 설계하는데 대형연소관을 사용하면, 고비용 장기간이 소요되므로

* 국방과학연구소 (Agency for Defense Development 1-6)

모사 축소연소관을 설계할 필요성이 대두된다. 이러한 실물의 거동을 모사 설계하는 이론은 차원해석을 직접 응용함으로 확립된다. 무엇보다도 먼저 그 문제에 있어서 중요한 변수를 모두 알 것이 필요할 것이다. 정당한 변수가 모두 포함되었다는 것을 확인하는 완전한 방식은 축소모타에도 실물에도 적용될 일반적 방정식을 유도하는 것이겠지만 이것은 그 문제에 관한 현재 알고 있는 이상의 지식이 없이는 언제나 가능한 것은 아니다. 차원해석 이론을 사용하면 변수들을 차원군으로 배열할 수 있고 방정식은 다음 형식을 취한다는 것을 알 수 있다.

$$\phi(\pi_1, \pi_2, \dots, \pi_n) = 0 \quad (1)$$

각 무차원항은 다른 항에는 나타나지 않는 한개의 유일변수를 품을 것이다. 그러므로 그 문제에서 가장 중요한 변수를 품는 계수에 관하여 그 방정식을 풀 수 있고 그 결과는 다음과 같이 될 것이다.

$$\pi_1 = \theta(\pi_2, \dots, \pi_n) \quad (2)$$

이것이 실물에도 축소모타에도 적용될 일반적 관계식이다. 즉:

$$\pi_{1p} = \theta(\pi_{2p}, \pi_{3p}, \dots, \pi_{np}), \quad (3)$$

$$\pi_{1m} = \theta(\pi_{2m}, \pi_{3m}, \dots, \pi_{nm})$$

이제 만일 축소모타를,

$$\pi_{2m} = \pi_{2p}, \quad (4)$$

$$\pi_{3m} = \pi_{3p},$$

이 성립되도록 설계하고 시험한다면,

$$\theta(\pi_{2p}, \pi_{3p}, \dots, \pi_{np}) = \theta(\pi_{2m}, \pi_{3m}, \dots, \pi_{nm})$$

으로 될 것이고, 따라서,

$$\pi_{1p} = \pi_{1m} \quad (5)$$

으로 될 것이다. 식(4)는 축소모타의 설계와 실험식을 확립하는 조건이라고 생각할 수 있고, 식(5)는 축소모타의 거동으로부터 실물인 대형추진기관의 거동을 결정해 준다.

본 논문에서 대형추진기관을 축소모사 하기 위해, 여러 가지의 변수 중에서 가장 중요한 변수로 추진제가 점화하여 분출하는 화염의 마하넘버(Mach number)를 선택했다. 같은 추진제를

사용했으며 화염이 분출되는 통로인 노즐목과 노즐 확대부 형상을 유사하게 했다. 화염 마하넘버형상을 노즐 출구 직경으로 무차원화된 화염이 분출하는 방향의 거리와 분출방향과 수직인 반경방향 거리로 유동모사 해석한 결과 형상이 유사했다. 이는 대형추진기관과 모사축소 추진기관의 노즐 면적비와 확대부형상이 동일하게 되도록 설계하였기 때문이다.

3. 유동모사 해석

아래 그림은 실제형과 모사축소형 마하넘버를 유동해석한 것이다. 노즐출구직경(Dne)으로 무차원화된 화염방향의 거리에 대한 마하넘버의 크기가 서로 동일한 것으로 상사법칙이 타당성 있게 적용된 것을 입증한 것이다.

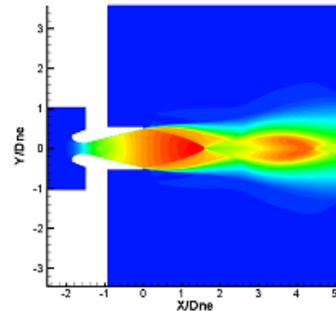


Fig. 1 Real type Mach number contour

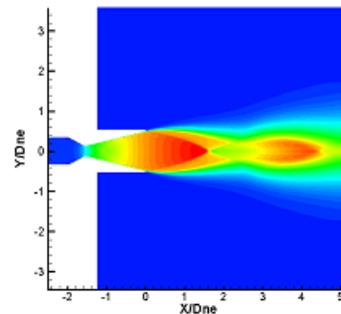


Fig. 2 Model type Mach number contour

Fluent 상용 해석 소프트웨어를 사용하여 해석했으며 화염진행방향(X/Dne) 노즐 출구 직

경으로 무차원 됐으며 원점은 노즐 출구를 나타내며 실제형이나 모사형 공히 2.5 부근에서 1차 화염 형상 주기를 나타내며 4.5 부근에서 2차 화염 형상 주기를 나타낸다. 노즐 확대부 형상은 콘형으로 화염형상의 크기는 노즐 출구 직경으로 무차원화된 노즐 반경방향의 거리(Y/D_{ne})로 나타냈으며 실제형이나 모사형 모두 유사형태로 나타났다.

4. 추진기관 설계

추진기관을 설계하기 위해서는 먼저 내탄도 설계가 우선되어야 한다. 즉 추진제의 종류와 형상 그리고 두께이다. 본 논문에서는 화염에서 나오는 mass flux 즉 밀도에 속도를 곱한 값이 노즐에서 나오는 화염의 추진제 특성을 잘 나타낸다고 판단하여 mass flux vs time의 선도를 기반으로 압력 대 시간의 선도를 구하여 내탄도 설계를 하였다.

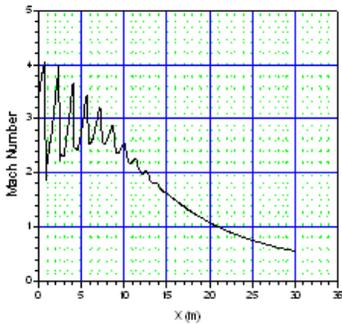


Fig. 3 Mach number along the axis

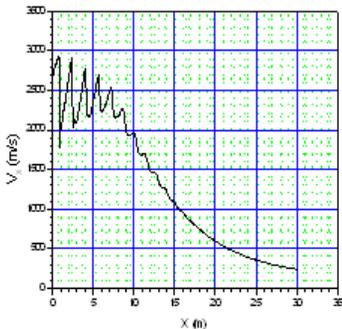


Fig. 4 velocity along the axis

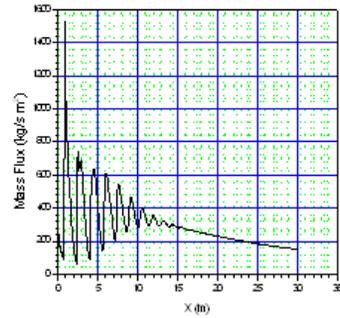


Fig. 5 mass flux along the axis

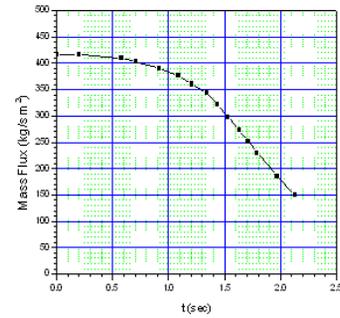


Fig. 6 mass flux vs time

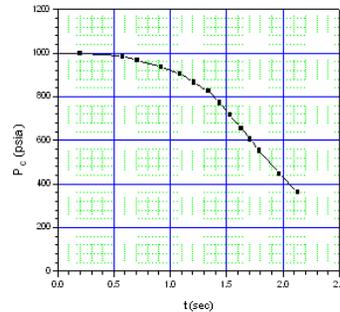


Fig. 7 pressure vs time

그림 2의 마하넘버 형상에서 축 중심선에 따른 마하넘버는 그림 3과 같다. 마하넘버 선도에서 속도선도를 구할 수 있으며 밀도를 곱한 mass flux 선도를 구하여 이것의 최대치를 압력 최대치와 같다고 가정하여 압력 대 시간의 선도를 구하였다.

압력 대 시간 선도를 토대로 내탄도 설계식 (6)을 적용하여 할 수 있으며 즉 노즐목 면적(A_t)을 정하면 연소관 압력(P_c)에 따른 연소 면적(A_b)을 구하여 추진제 형상을 구한다.

$$A_b = \frac{P_c^{(1-a)} \eta_D C_D A_t}{\eta_{rb} \alpha \beta_p} \quad (6)$$

추진제 형상을 구하면 내열재와 연소관 설계를 할 수 있어 추진기관 설계가 얻어진다.

5. 추진기관 설계 검증

추진기관 설계가 완료되면 성능 즉 압력과 추력이 예측치에 맞게 제작되었는지 지상연소시험을 하여 검증하는데 그림 8은 예측치(빨간색 선도)와 시험치(검은색 선도)가 거의 일치하는 것을 알 수 있다. 추진제 형상에 맞추어 설계된 연소관은 구조 강도를 시험해야 하는데, 물을 내부에 채워서 시험하는 수압시험한다.

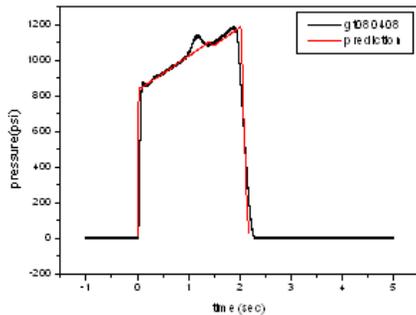


Fig. 8 pressure vs time

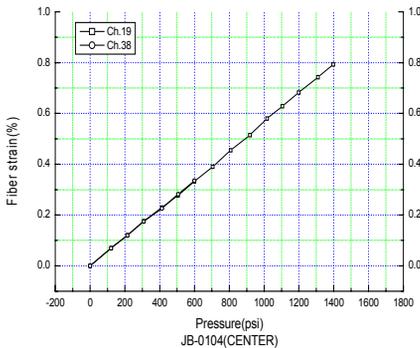


Fig. 9 The hydraulic test result of hoop directional strain at the cylinder center

수압시험은 압력용기를 전방과 후방에 알루미늄 마개로 막고 용기가 파열이 될 경우 안전장치가 있는 시험장치에 용기를 후방이 위로 향하게 장착했다. 연소관이 동적하중을 받지 않게 하기위해 물을 분당 300psi 내로 서서히 넣어 압력을 가한다. 중요한 부분에 스트레인 게이지를 장착했으며 압력별 변형도를 측정하기 위해 M/M사의 System4000으로 데이터를 분석했다. 그림 9는 수압시험 선도를 나타내며, 수압시험을 한 결과 변형율은 압력에 거의 선형적으로 비례하는 것을 알 수 있으며 압력이 1450psi에서 약 0.8%의 strain 값이 측정됐으며 이것을 반경방향의 변위로 환산하면 표 1에서 나타난 것과 같다. 이와 같이 연소관의 구조강도 시험과 추진제의 성능시험이 검증되면 추진기관은 완성된다.

Table 1 The hydraulic test result of radial directional displacement at the cylinder center

수압시험	1차	2차	3차
w(x); mm	3.7	4.0	3.5

참고 문헌

1. AIAA 92-3820 "A subscale solid propellant rocket motor experimental program to validate the performance and gasdynamic analysis of the Titan IV SRMU (1992).
2. J. L. Sanders, Jr, An improved first-approximation theory for thin shells. NASA Tech. Rept. R-24 (1959).
3. G. Dupuis, Application of Ritz's method to thin elastic shell analysis. Trans. ASME, J. applied Mechanics. 38, 987-996.
4. Vinson, J. R. and T. W. Chou. Composite materials and their use in structures, Applied Science Publishers, London (1975).