

이중 추력형 로켓모타의 성능예측 기법 연구

이 도 형*

A study on the performance prediction technique of the dual-thrust rocket motor

Lee Do Hyung

ABSTRACT

In this study, the technique of the performance prediction on the finocyl-type dual-thrust rocket motor is developed, and the predicted data are compared with those of the static firing tests. The prediction is carried out with the separate calculations of the grain burning area and the performance of the rocket motor. When predicting the performance of the dual-thrust rocket motor, the different correction factors should be used at the boosting and sustaining phases. Otherwise, an error of prediction will follow. Reprediction using the separate correction factors shows good agreement with the test data within 0.5% error.

초 록

본 논문은 Finocyl형 그레이의 이중추력형 로켓모타에 대한 성능예측기법을 개발하여 이를 실제 연소 시험 데이터와 비교, 분석하였다. 성능예측은 I-DEAS를 이용한 면적분석과 보정계수를 이용한 성능계산으로 나누어 수행되었다. 비교분석 결과 연소 중 압력이 지속적으로 변화하는 이중추력형 모타의 경우는 단순추력형과는 달리 부스팅과 서스테이닝 단계에서 각각 다른 보정계수를 적용하여 성능을 예측해야하며 이를 이용하여 재예측한 결과 0.5% 오차 안에서 일치함을 확인하였다.

1. 서 론

유도미사일용 추진기관으로 흔히 쓰이는 고체 로켓모타의 경우 단순추력형 보다 복합추력형 로켓을 사용하는 것이 효과적인 경우가 다. 특히 발사초기에 높은 추력이 필요요하고 그 후 는 지속적이며 상대적으로 낮은 추력만을 요하

는 무기체계의 경우 일반적으로 부스터(booster)와 서스테이너(sustainer) 로켓을 별도로 제작/작동시켜 임무를 수행하나 이를 하나의 추진기관으로 통합하여 두 단계의 추력을 동시에 실현하는 이중추력형 로켓모타를 이용하게 되면 많은 이점이 있다.^{[1],[2]} 이중추력 로켓모타는 일반적으로 길이가 짧아지고 구조적으로 간단할 뿐

* 국방과학연구소(Agency for Defence Development)

아니라 로켓의 신뢰도도 높아질 수 있으나 부스팅 단계 후에도 부수적인 무게를 계속 운반해야 하는 단점이 있다. 이중추력형 모타의 설계 방법에는 첫째, 연소속도가 서로 다른 두가지의 추진제를 이용하여 한 추진제가 연소 후 나머지 추진제가 연소되어 압력수준을 변화시킴으로 이중추력을 얻게 할 수 있는데 이 경우 각 단계별로 한가지 추진제만 연소되므로 기본적으로는 단순추력형 모타와 같게 되지만 두 종류 추진제 사이의 화학반응 등으로 인한 미접착을 비롯하여 제작상에 많은 문제점이 존재한다. 두 번째로는 연소면적을 변화시켜 압력을 조절함으로써 이중추력을 만드는 것으로 일반적으로 이 경우는 추진제의 연소속도가 플래토(plateau)형이 아니면 연소 중 큰 폭의 압력변화에 따른 연소속도의 차이로 인하여 추진기관의 성능을 예측하는데 어려움이 존재하게 된다. 이 경우 흔히 사용하는 방법은 finocyl 형태의 그래인을 적용, fin의 개수를 조절함으로써 이중추력형 모타를 설계한다. 본 논문에서는 finocyl 형태의 이중추력형 로켓모타를 설계/제작/시험하고 압력이 계속 변화하는 모타에 대한 성능예측기법을 개발/적용하고 이를 실제 시험 데이터와 비교 분석하여 이 기법의 타당성을 확인하였다.

2. 이중추력형 로켓모타의 설계

2.1 내탄도 설계

로켓모타의 내탄도 설계는 체계 요구사항에 따라 연소관/노즐의 길이와 직경을 결정하고 적절한 추진제와 그래인 형상을 선정하여 요구되는 총역적과 연소시간을 얻는 것으로 연소면적계산과 성능계산으로 나눌 수 있다.^{[3]-[4]}

일반적으로 로켓모타의 추력은 운동량보존의 법칙을 이용하여 다음과 같은 식으로 표현된다.

$$F = \dot{m} v_e + (P_e - P_a) A_e \quad (1)$$

여기서, \dot{m} 은 질량유동율이고 첨자 e와 a는 각각 노즐출구(exit)와 대기(ambient)조건을 나타

낸다.

또한 로켓모타에서 정상상태의 연소가 진행되고 있을 때 추진제 연소로 발생하는 가스유량과 노즐을 통해 빠져나가는 가스유량은 평형을 이루므로 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$\dot{m}_{\text{generated}} = \dot{m}_{\text{discharged}} \quad (2)$$

$$a P_c^n A_b \rho_p = C_D P_c A_t$$

여기서,

a, n은 추진제의 연소속도 계수 및 지수

ρ_p 는 추진제의 밀도

A_b, A_t 는 그래인의 연소면적 및 노즐목면적

C_D 는 노즐유출계수, P_c 는 연소실압력을 나타낸다.

그러므로 압력과 추력은 사용 추진제가 결정되면 연소면적만의 함수가 되므로 기하학적인 해석에 의한 연소면적 계산을 통하여 구할 수 있다. 위 식은 연소실내 생성가스가 균질하고 1차원 정상노즐유동 및 등엔트로피 유동과 노즐 벽면 열전달을 고려하지 않는 등 단순화 과정을 거쳐 얻어진 식이나 실제 현상은 3차원 유동효과, 벽면 열전달, 마찰, two-phase 손실 등을 고려하여야 하므로 이 값들을 함축하는 노즐유출보정계수(η_D), 모타성능 보정계수(η_F) 및 추진제연소속도 보정계수(η_{rb}) 등을 사용하여 성능예측이 이루어진다.^[5]

즉 식(1), (2)를 다시 쓰면

$$F = \eta_F C_F P_c A_t \quad (3)$$

$$P_c = \left(\frac{\eta_{rb} a \rho_p A_b}{\eta_D C_D A_t} \right)^{\frac{1}{1-n}} \quad (4)$$

가 된다.

여기서 추력계수 C_F 는

$$C_F = \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma-1} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] + \left(\frac{P_e}{P_c} - \frac{P_a}{P_c} \right) \frac{A_e}{A_t}}$$

이며, 또한 η_F , η_{rb} , η_{D} 는 각각 추력, 연소속도, 유출 보정계수를 나타낸다. 일반적으로 η_D , η_F 는 유사한 추진제 및 노즐목과 노즐형상을 가지는 모터의 시험결과와 반 이론식에 근거하여 산출된 값을 사용하며 η_{rb} 는 strand burner 실험을 통해 얻어지는 시편 추진제 연소속도와 지상연소시험을 통해 얻어지는 모터 연소속도의 비율로 추진제 연소속도, 그레이인 형상, 연소면적 대 동공(cavity)면적비 및 노즐목 면적비가 유사한 타 모터의 시험결과에 근거한 값을 사용한다.

2.2 그레이인 설계

연구에서는 한 가지의 추진제를 적용한 이중추력형 그레이인 설계를 고려하였다. fin과 실린더를 조합한 finocyl 형태의 그레이인을 사용하여 이중추력형 모터를 설계할 수 있는데 이때 fin의 길이 및 개수, 실린더의 길이 등을 적절히 조절하여 연소면적을 변화시킴으로 체계조건에 맞는 부스팅과 서스테이닝 압력과 추력수준을 갖춘 그레이인 형상을 최종적으로 선택하게 된다.

설계된 추진기관의 그레이인 형상은 Fig. 1과 같이 7개의 fin과 실린더가 조합된 finocyl 형태이다. 식(3), (4)에 따라 모터의 성능을 계산하기 위해서 연소면적 계산이 필수적인데 보다 실제와 유사한 연소면적 계산을 위해 본 논문에서는 구조해석용 pre, post processing software인 I-DEAS의 master modeler 모듈을 이용하여 3차원 면적 계산을 수행하였다.[6] 면적계산방법은 로켓모터의 연소면을 3개의 부분(실린더, fin, sub-merged part)으로 나누어 라이브러리로 지정된 후 추진제의 연소방향이 연소면의 수직인 방향으로 진행하기 때문에 각각의 라이브러리를 offset 명령어를 이용하여 웹에 따른 추진제 형상을 설계한 후 연소면적을 계산하였다.

Fig. 2는 I-DEAS를 이용하여 모델링한 연소시간별 그레이인 형상을 보여준다. 그림에서 보는 바와 같이 5초에 fin 부위의 연소가 거의 끝나고(부스팅 단계) 이후는 실린더부위가 연소하여(서스테이닝 단계) 이중추력 곡선을 나타내게

된다. Fig. 3에 연소거리에 따른 연소면적값을 나타내었다.

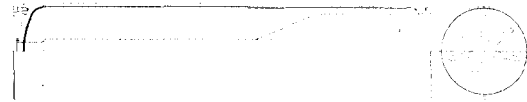


Fig. 1. Rocket motor configuration

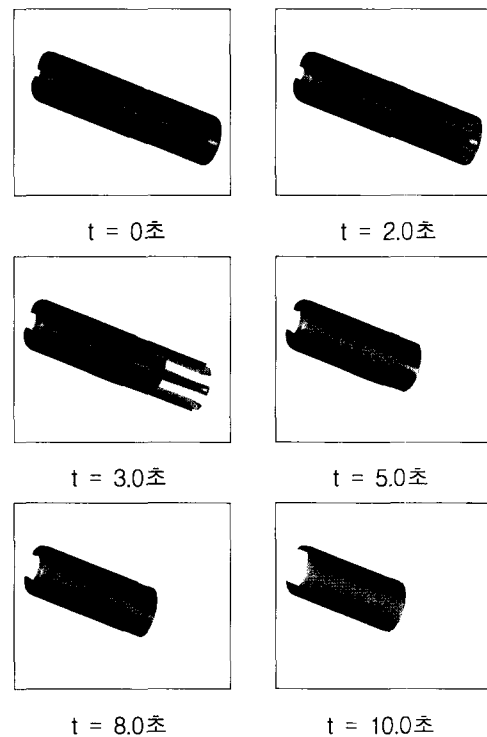


Fig. 2. Grain configuration with burn time

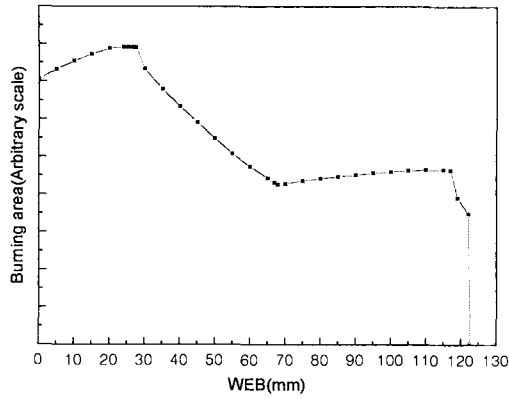


Fig. 3. Burning area vs. burn distance

2.3 성능예측

앞 절에서 계산된 시간별 연소면적을 식(3), (4)를 이용하여 압력 및 추력을 예측하면 Fig. 4 와 같이 나타난다. 모타 설계에 사용된 추진제는 HTPB계열의 알루미늄 분말이 없는 저연 (reduced smoke)추진제이며 추진제의 연소특성 치는 Table 1에 정리되어 있다.

예측된 추력선도에 의하면 이중추력이 명확히 나타나며 일정시간 동안 지속적으로 변하는 천이구간이 존재하게 된다. 이것은 fin 부분에서의 추진제 연소면이 연소초기에는 증가하지만 연소관 내면의 인슐레이션이 노출되면서부터는 연소면적이 점차 감소함에 따른 결과이다. 성능 예측은 20℃를 기준으로 행하였으며 각종 성능 예측 값은 Table 2에 요약되어 있다.

Table 1. Propellant properties

연소속도	9.16mm/s @ 6.9 MPa	비열비 (γ)	1.2042
a	0.0161	유출계수 (C_{Di})	0.00643 5 sec ⁻¹
n	0.45	화염온도 (T_c)	2680℃
밀도 (ρ_p)	1.713 g/cc	분자량 (M_w)	25.549

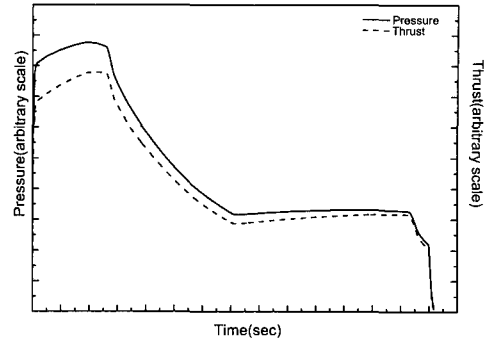


Fig. 4. Predicted performance curves

Table 2. Rocket motor data

추진제 무게(w_p)	201.8 kg
추진제 체적충전율(V_i)	88 %
총연소시간(t_b)	14.4 sec
총역적(I_t)	46,000 kgf-sec

3. 시험결과 및 고찰

일반적으로 개발된 로켓모타는 예측성능을 확인하고 전반적인 신뢰도를 평가하기 위해서 지상연소시험(static firing test)을 실시하게 되는데 모타 앞 부위에는 추력 측정을 위한 로드셀이 장착되고 점화기 헤드 부위의 압력측정용 구멍에 직경 1/4" 길이 4"튜브를 통하여 압력케이지를 연결한다. 시험에 사용된 압력센서는 스트레인 게이지형(Dynisco사의 모델 G831)이며 로드셀은 BLH사의 모델 U3G2이다. Fig. 5는 시험대에 장착된 시험로켓모타의 모습을 보여주고 있다.^{[7][8]}

시험을 통하여 얻어진 압력 데이터를 시험 전 예측값과 비교하여 Fig. 6에 도시하였다. 그림에서 보는 바와 같이 시험 전 압력곡선은 실제 시험결과에 비해 서스테이닝 단계에서 15% 정도 낮고 연소시간도 1초 정도 길게 예측되었다. 이 원인은 이중추력 모타에 대해서 한가지

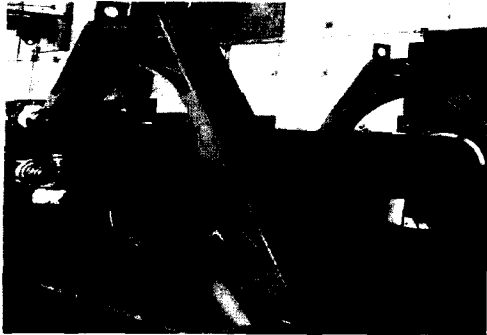


Fig. 5 Rocket motor on the test stand

연소속도 보정계수(η_{rb})를 사용한 결과로 추측된다. 이는 이중추력 모터와 같이 압력이 연소시간중 크게 변하는 경우에는 동일한 보정계수를 사용하여 예측할 경우 큰 예측오차를 갖게 됨을 의미한다.

Fig. 7은 4가지 서로 다른 로켓모타의 연소속도 보정계수(η_{rb})와 압력과의 상관관계를 나타내었다. 그림에서 보는바와 같이 일반적으로 연소실 압력이 높을수록 작은 η_{rb} 를 갖는데 이러한 경향은 Fig. 8에서와 같이 동일한 로켓모타의 온도별 시험에서도 확인할 수 있다. 즉, 연소실 압력이 높은 고온시험에서 얻어진 η_{rb} 값이 저온시험에서 얻어진 값보다 작음을 알 수 있다.

이에 따라 본 연구에서는 이중추력형 로켓모타를 부스팅 단계와 서스테이닝 단계로 나누어 분석한 후 얻어진 각각의 보정계수를 이용하여 재예측을 시행하였다. 분석결과 부스팅 단계의 연소속도 보정값이 서스테이닝 단계에서의 값보다 작게 계산되었는데 그 비율은 0.94%정도이다. 부스팅과 서스테이닝 단계 사이의 점진적 변화구간에서는 보정계수가 선형적으로 변화한다고 가정하여 1차 함수를 적용시켜 예측을 수행하였다. 그 결과 Fig. 6에서 보는바와 같이 천이구간을 제외하고는 시험결과와 부스팅, 서스테이닝 단계 모두 약 0.5% 오차 안에서 일치함을 알 수 있다. 천이구간에서의 예측 오차를 좀 더 줄이기 위해서는 성능예측시 연소속도 보정계수에 대해 1차함수를 사용하는 것보다는 연소

실 압력의 변화율에 따른 연소속도 보정계수의 변화율을 구해 적용시키면 좀 더 좋은 결과를 얻을 수 있을 것이다. 이러한 데이터는 설계 단계에서 소형모타의 고/저압시험을 통하여 미리 얻을 수 있다.

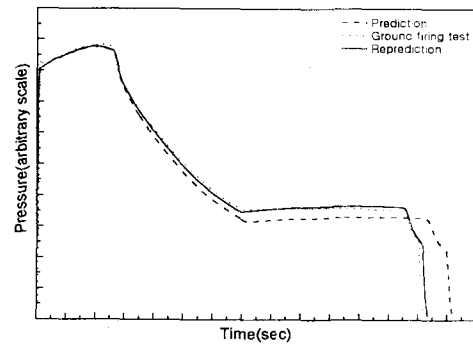


Fig. 6. Chamber pressure vs. time

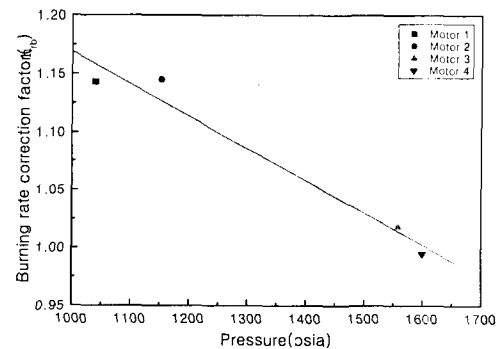


Fig. 7. Burning rate correction factor vs. chamber pressure

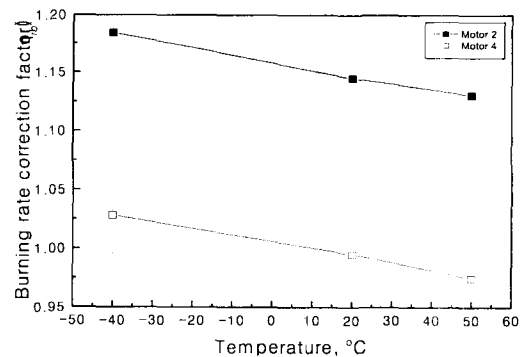


Fig. 8. Burning rate correction factor vs. grain initial temperature

4. 결론

이중추력형 로켓모타에 대한 성능예측기법을 개발하였으며, 이를 시험결과와 비교분석하여 이 기법의 타당성을 확인하였다. 이중추력형 모타와 같이 연소기간중 압력이 지속적으로 변화하는 경우는 단순추력형 모타와는 달리 성능보정계수를 단계별로 변화시키며 예측해야 하며 이를 적용한 예측이 시험과 비교하여 적은 오차범위에서 일치함을 확인하였다. 개발된 성능예측 기법은 향후 이중추력형 추진기관의 설계시 유용하게 사용될 것이다.

참고 문헌

1. G. P. Sutton, "Rocket Propulsion Elements", 6th ed., John Wiley & Sons, Inc., 1992
2. Alain Davenas, "Solid Rocket Propulsion Technology", Pergamon Press, 1993
3. NASA-SP-8039, "Solid Rocket Motor Performance Analysis and Prediction", May.,1971
4. NASA-SP-8076, "Solid Propellant Grain Design and Internal Ballistics", March.,1972
5. 양준서, "단순 및 이중추력 추진기관 내탄도 설계기법(II)", 국과연보고서, MSDC-421-9705921
6. SDRC, "I-DEAS Master Series", 2000
7. 이도형, 윤명원, 배주찬 외, "XASD0001 연소시험결과보고서", 국과연보고서, MSDC-321-000850
8. 이도형, 윤명원, 배주찬 외, "XASD0002 연소시험결과보고서", 국과연보고서, MSDC-321-000851
4. Gray Davis, "Governor Gray Davis's Executive Order on MTBE", Energy Commission MTBE Study, Executive Order D-5-99, March 25, 1999
5. James M. Lents, Nick Nikkila and Nicole Hill, "International Vehicle Emissions Model", CE-CERT at UC, Riverside, November, 2000