

초고압에서 아주 짧은 시간에 작동하는 고체 모터의 연소 특성에 관한 연구

성 홍계, 오 석진

국방과학연구소, 기술연구본부 4부 2팀

(E-mail : hgsung1@hananet.net)

1. 서 론

고기동 추진기관에 있어서 초기 또는 종말에 유도탄의 방향을 조종하기 위하여 사용되는 측추력 모타는 수십msec 이내에서 순간적으로 작동하게 된다. 따라서 빠른 연소속도를 가진 추진제가 사용되어야 하며, 더불어 일반적인 추진기관이 작동하는 연소 압력(1000-2000 psia)을 가능한 높여 (10000-20000 psia 정도) 빠른 연소 속도를 얻는 것이 필요하다.

측추력 모타의 추력 방향은 비행 상황에 따라 임의로 결정되므로 수십개 모타의 추력 방향을 서로 다르게 하여 한 묶음으로 설치된다. 이렇게 다발로 운용되는 모타의 설계 시 여러 가지 제약 조건이 따른다. 그 중에서 추력기의 작동 압력과 무게는 아주 중요한 설계변수가 된다. 순간적 연소를 위해 가능한 연소 압력을 높여야하고, 연소 압력을 높이면 추력기 모타 무게가 증가되는데 약 100개가 한 묶음으로 사용되므로 추력기 전체 시스템의 무게는 크게 증가시키기 때문이다. 위와 같은 이유에서 설계된 측

추력기의 개략도는 그림 1과 같다. 연소관과 노즐이 수직으로 연결되어 있으며, 그레인은 연소 말기에 발생하는 슬리버를 최소화하는 gear형이다.

본 연구에서는 측추력 모타 설계시 필수적인 추진제의 연소속도에 대한 데이터를 분석하여 그 특성을 밝히고자 한다.

2. 연소속도

연소속도에 대한 데이터는 일반적으로 실험실에서 획득하고, 모터를 연소시켜 실제 작동 환경에서의 연소 속도 변화를 감안하여 보정된다. 그러나 초고압에서 작동하는 모타인 경우 위의 두 가지 방법 모두가 쉽지 않다. 일반적으로 실험실에서 연소속도를 획득하는 방법으로 strand burner가 사용되는데, 이는 안정적인 연소속도 데이터를 제공하는 반면 본 연구에서와 같은 초고압의 조건에서 작동 가능한 장비가 매우 고가이므로 현실적으로 사용하는데 어려움이 따른다. 초고압 조건에서 연소속도를 측정하기 위해 이용될 수 있는 방법 중 closed

bomb이 있는데, 시험조건과 시편의 균질성에 따라 연소속도가 영향을 받게 되고, closed bomb 내에서의 압력이 천이 구간이므로 이에 대한 계측 및 해석 기술의 축적이 확보되어야 한다. 신뢰할 만한 closed bomb의 데이터가 확보되었다 해도, closed bomb에서의 연소 환경과 실제 모터에서의 환경이 상이하므로 데이터를 직접 사용할 수 없는 경우가 생기는데 본 연구가 이런 경우이다.

2.1 정상상태 연소속도 모델

실제 모터 연소 시 연소속도에 대한 모델은 일반적으로 압력과 온도의 함수로 다음과 같이 표시된다.

$$r_{b_0} = a p^n e^{\pi_r \Delta T} \quad (1)$$

여기에서 r_{b_0} , a , n 은 연소속도, 연소속도 상수, 연소속도 지수를 나타내며, π_r , ΔT 는 추진제의 온도 민감 계수와 추진제의 시험 온도와 reference 온도차를 나타낸다. 이러한 기본 데이터들은 closed bomb과 strand burner에서 얻어진다. 식 (1)과 같은 연소속도 모델이 초고압에서 순간적으로 연소하는 환경에서도 적용 가능한 모델인지, 적용 가능치 않다면 어떻게 연소속도를 모델링을 할 것인지에 대한 연구가 본 논문의 목적이다.

그림 2는 실제 모터가 연소하였을 때 연소실 압력과 시간에 대한 예측 (모델 식 (1)을 사용했을 경우)과 실측의 비교이다. 평균 연소 압력 대비 약 20% 작게 예측됨을 볼 수 있다. 또한 연소 말기

슬리버 부위가 실제 시험에서는 나타나지 않는데 이에 대한 이유는 연소 소화 현상과 관련이 있으며 이에 대하여는 본 논문의 후반부에 기술하였다.

2.2 압력 상승률을 고려한 연소속도 모델

연소실의 압력 상승률이 연소속도에 영향을 미친다는 선행 연구 보고를 참조하여 모터의 연소 중 압력 상승률을 살펴보면 연소초기에 압력 상승률이 약 $3E+6$ psia/s 인데 이는 보통 모터의 300 배 이상 빠른 상승률을 보이는 것이다. 따라서 식 (1)의 연소속도 모델에 압력 상승률을 다음과 같이 변형하여 고려하였다.

$$r_s = r_{b_0} \left(1 + \frac{n \cdot \alpha_s}{(1 + Q^*) r_{b_0}^2} \frac{1}{p} \frac{dp}{dt} \right) \quad (2)$$

$$Q^* = \frac{Q_s}{C_s (T_s - T_0)} \quad (3)$$

α_s , Q_s , c_s 는 각각 추진제의 thermal diffusivity, decomposed reaction heat at grain surface, specific heat of propellant를 나타낸다. T_s , T_0 는 temperature at steady-state burning surface, reference temperature를 나타낸다. 위에 식에서 추진제의 열역학 데이터가 부족하여 다음과 같이 재구성하였다.

$$r_s = r_{b_0} \left(1 + C \cdot \frac{n}{r_{b_0}} \frac{1}{p} \frac{dp}{dt} \right) \quad (4)$$

$$C = \frac{\alpha}{(1 + Q^*)} \quad (5)$$

이 식에서 C를 변화시키면 시험 결과와 유사한 데이터를 얻을 수 있었다(그림 3). 이는 압력 상승률을 고려하면 실제 모터에서 나타나는 연소실 압력을 구현할 수 있음을 의미한다(C의 값은 50을 사용하였음). 그림 3의 경우 연소실 압력이 약 10000 psia의 범위인데, 20000 psia의 범위에서 작동되는 경우에도 동일하게 사용 가능한 모델인지 확인하였다. 그림 4에서 보듯이 예측 모델과 시험 결과가 잘 일치됨을 알 수 있었다. 위의 모델이 추진제의 초기 온도가 변화할 때에도 유용하게 적용되는지 살펴보기 위해 고온(60℃)에서 연소되는 경우와 비교하였다. 그림 5에서 보듯이 시험 결과와 매우 유사함을 알 수 있다. 시험 데이터에서 압력 상승 시 압력이 약간 진동하는데 이는 그래인이 노즐쪽에서 약간의 미접착으로 라이너로 수리하였는데 이로 인해 나타난 결과로 생각된다.

3. 추진제 연소 소화 특성

그림 3에서 예측 시에는 슬리버 구간에서 압력이 계단식으로 천천히 떨어지는데, 실제로는 연소실 압력이 빠르게 하강하고 있음을 알 수 있다. 이러한 원인 중 하나는 압력이 빠르게 하강하면서 연소가 소화되는 현상이 발생하는 것이다. 그림 2에서 연소실 압력이 하강하는 시점에서 압력 하강률은 $-7E+6$ 으로 나타나고 있음을 알 수 있으며, 이는 기존 연구 결과를 참조하면 충분히 소화 영역

의 범위에 있음을 알 수 있다(그림6 참조). EH한 연소 시험후에 연소관 표면을 관찰하면 추진제의 스트립이 붙어 있음이 확인되었다. 따라서 압력 하강률이 $-1E+6$ 이상이 되면 소화가 되는 것으로 모델링하여 예측된 것이 그림 4, 5에 나타나 있다. 연소 말기에도 예측과 시험 결과가 잘 일치함을 알 수 있으며, 연소실 압력 범위와 추진제 온도가 변화되어도 적용가능한 모델임을 보여준다.(그림 4, 5 참조)

4. 결론

본 연구에서는 초고압에서 순간적으로 작동하는 모터의 연소특성에 대해 조사하였다. 연소 초기에 순간적으로 상승되는 압력 상승률이 실제 연소속도에 영향을 미치고, 일반적으로 사용되는 연소 속도 모델에 압력 상승률을 고려함으로써 실제 시험 데이터를 구현할 수 있었다. 반면 연소실 압력이 떨어질 때에는 압력 하강률이 크게 발생하는데 이는 연소 소화현상이 나타남을 알 수 있었다. 위의 두 가지 현상을 모두 고려한 개선된 성능 예측 모델은 실제 연소되는 모터의 압력-시간 선도와 잘 일치하는 결과를 나타냈다.

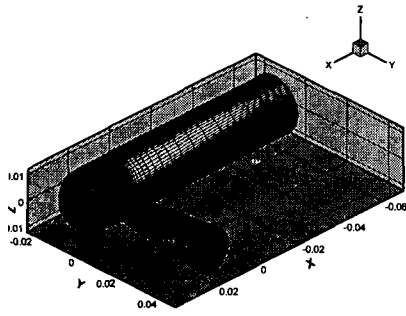


그림1) 측추력 모터의 형상

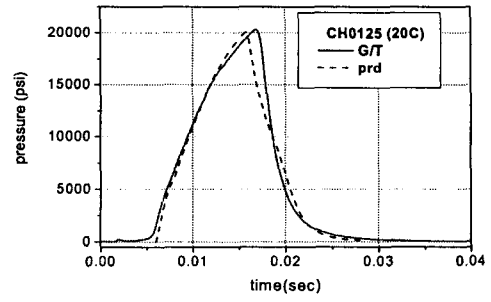


그림4) 측추력 모터의 압력-시간 선도(20000psia에서 작동)

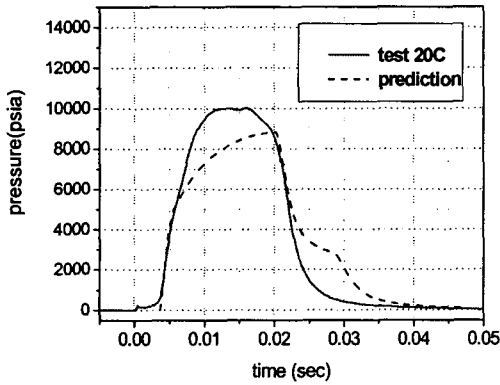


그림2) 측추력 모터의 압력-시간 선도(10000psia에서 작동)

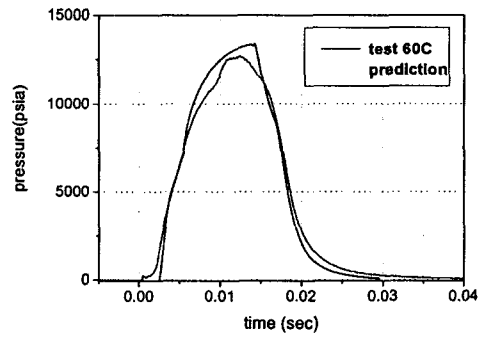


그림5) 측추력 모터의 압력-시간 선도(고온에서 작동)

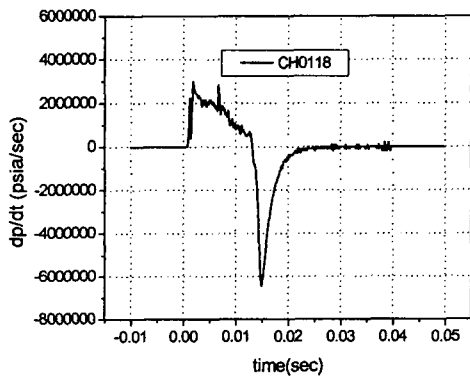


그림3) 측추력 모터의 압력 변화율-시간 선도

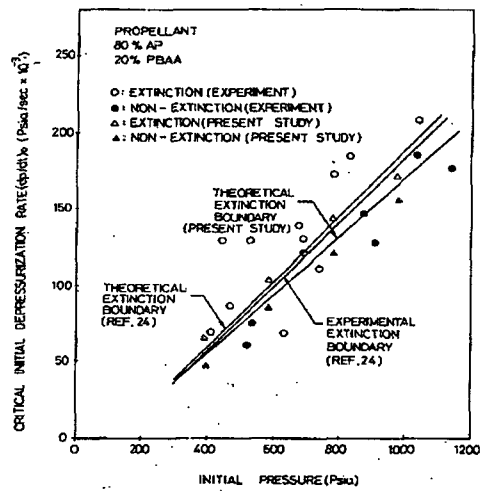


그림6) 추진제 연소 소화 특성