

초폭굉모드 램가속기의 성능에 대한 이론적 연구

성근민* · 정인석*

Analytical Study on Performance of Superdetonative Mode Ram Accelerator

Kunmin Sung*, In-Seuck Jeung*

ABSTRACT

An analytical study on performance of superdetonative mode ram accelerator was conducted for understanding the S225 experimental result of ISL. It would be noticeable that ISL S225 experimental result could be analytically simulated with the assumptions of inlet shockwave, equilibrium combustion chemistry, temperature dependent specific heat, and C-J oblique detonation in superdetonative operation mode. As result, the S225 experiment could be affected by heat of aluminum. Also, this study showed that the improper assumption, like isentropic assumption on shockwave, or constant specific heat on combustion, might cause misunderstanding about experimental result.

Key Words : Ram Accelerator, Superdetonative Mode, C-J Oblique Detonation, ISL

I. 서론

램 가속탄기(Ram Accelerator)는 질량사출장치의 한 종류로서 가연성 기체로 채워진 가속관 내부를 탄체가 비행하며 연소를 통해 가속력을 얻는 장치이다[1]. 탄체를 고속으로 발사한다는 점에서 기존의 화포와 유사한 점이 있다. 하지만 화포는 포미(breech)에서 화약의 폭발력만으로 탄체를 가속하므로 탄체속도를 높이기 위해 포미의 구조 강도의 한계에 의해 탄체속도가 제한된다. 이에 비해 램가속기는 탄체가 가속관 내부에서 연속적으로 가속하므로 화포에서 발생하는 구조적인 문제가 감소하며 가속관의 길이를 길게하여 탄체의 속도를 늘릴 수 있다. 또한 탄체의 속도가 증가함에 따라 가속관 기체의 조성을 조절하여 탄체가 최적의 가속을 할 수 있도록 설정할 수 있다. 이런 장점을 활용해 탄체를 매우 빠른 속도로 발사하는 것이 가능하며 저궤도위성의 발사나 우주 발사체의 1단계로 응용가능성이 높다[2]. 이러한 가능성에 따라 세계 각국에서는 램가속기에 관한 연구를 수행해 왔다.

램가속기의 작동에는 크게 두 가지 모드가 있는데 첫 번째는 아폭굉 모드(sub-detonative mode)로서 탄체가 기체의 폭굉파 속도보다 느리게 비행하는 모드이며 탄체 후방의 열적 질식에 의해

서 충격파가 유지되며 탄체가 가속된다. 이 모드는 상당히 많은 연구가 진행된 바 있으며 특히 미국의 워싱턴 대학에서 많은 실험적인 연구가 있었다. 두 번째는 초폭굉 모드(super-detonative mode)로서 탄체가 폭굉파의 속도보다 빠르게 비행하는 모드로서 램가속기에서 궁극의 속도를 얻기 위해서는 초폭굉 모드의 사용이 필수적이지만 아직 초기점화 연소와 추진과정이 완전히 밝혀지지 않은 상황이다. ISL (French-German Research Institute of Saint-Louis)에서는 1988년부터 램가속기에 대한 연구를 진행했으며 1997년에는 RAMAC30 II을 통하여 초폭굉모드 램가속기의 실험을 수행하였다[3]. 본 연구에서는 ISL의 실험에 대하여 여러가지 이론적 가정하에 초폭굉 모드 램가속기 성능을 해석하였다. 그 결과를 통하여 실험결과의 의미를 이해하고 향후 수치해석의 기준으로 삼고자한다.

II. 이론해석의 배경

램가속기 내부 유동은 충격파와 팽창파 및 연소 과정이 복잡하게 상호작용을 하는 유동이다. 하지만 축방향 속도의 성분이 대부분으로서 준1차원 유동으로 가정하여 유동해석을 하는 것이 가능하다. 1차원 유동의 성질을 결정하기 위해서는 압력, 밀도, 온도, 속도를 구해야 하는데 연속, 운동량, 에너지 방정식과 상태방정식을 연립하면 4개의 변수에 대하여 4개의 방정식이 존재하므로 그 해를 구할 수 있다. 만약 연소를 제외한 모든

* 서울대학교 기계항공공학부

† 연락저자, enjis@snu.ac.kr

TEL : (02)880-1905 FAX : (02)880-1718

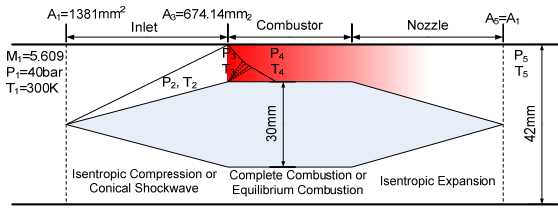


그림 1. 초폭풍 모드 램가속기 실험(S225) 모식도

유동과정을 등엔트로피 과정으로 가정하고 비열을 일정하다고 가정하면 널리 알려진 등엔트로피 관계식이 되고, 유동의 성질이 마하수만의 함수로 표현되어 유동성질을 쉽게 구할 수 있다. 노즐의 경우는 팽창과정을 등엔트로피로 계산할 수 있지만 흡입구는 충격파가 존재하며 연소실에서는 온도가 상승하므로 비열비가 일정하지 않다. 본 연구에서는 흡입구의 유동을 등엔트로피 유동과 충격파 유동의 경우로 가정하여 그 값의 변화를 살펴보았다. 연소현상에 대하여 발열량을 비열로 나누어 온도상승을 구하게 되는데, 비열이 일정한 경우, 비열이 온도의 함수로 주어지는 경우를 가정하였다. 또한 완전연소 가정과 실제 연소과정에 가장 근접한 고온화학평형에 대하여서도 계산하였다. 유동의 성질이 모두 구해지면 램가속기의 입구와 출구에서의 운동량의 차이에서 추력을 구할 수 있다. 또는 램가속탄의 표면에서의 압력값의 적분으로 추력을 구할 수 있는데 연소실은 면적변화가 없으므로 추력이 발생하지 않으므로 노즐부 추력과 선두부 항력의 차이가 순수 추력이 된다. 추력을 탄체질량으로 나누어 가속도를 구하고 등가속도로 가속관 길이를 비행한 속도를 최종속도로 구하였다. 본 계산의 기준으로 사용한 ISL의 실험의 모식도를 그림 1에, 설정의 값을 표 1에 나타내었다.

III. 이론해석 계산 예

(계산1) 비열비를 이원자 기체의 값인 1.4로 고정하고 비열을 반응전의 온도인 300K과 연소후의 온도 근처인 2500K에서의 값을 평균하여 사용하고 연소과정을 제외한 전체유동을 등엔트로피 유동으로 가정하여 성능을 해석하였다. 이 경우는 선두부의 충격파를 등엔트로피 압축으로 가정하여 선두부 항력을 작게 계산하게 된다.

(계산2) 원추형 충격파는 Taylor-Macroll 방정식을 해석하여 그 해를 구할 수 있으며 원추 표면의 압력을 구하여 탄체 면적을 곱하면 항력을 구할 수 있으며 이를 적용하였다.

(계산3) 계산2의 경우는 선두부 충격파의 항력을 적용하였으나 유동의 성질은 등엔트로피 과정의 값을 이용하므로 서로 상치될 수 있다. 연속, 운

기체의 조성	2H ₂ +O ₂ +5CO ₂
압력 (P)	40bar
온도 (T)	300K
음속 (a)	320.9 m/s
탄체 초기속도 (u ₁)	1800m/s
탄체 초기마하수 (M ₁)	5.609
C-J 폭풍파 속도 (D)	1316.8m/s
over-driven factor (u ₁ /D)	1.367
탄체 직경 (d ₁)	30mm
탄체 질량	130g
가속관 직경 (d ₂)	약42mm
탄체 단면적 (A _p =πd ₁ ² /4)	706.858mm ²
가속관 단면적 (A ₁ =πd ₂ ² /4)	1381mm ²
연소실 면적 (A ₃ =A ₁ -A _p)	674.142mm ²
흡입구 압축 면적비 (A ₃ /A ₁)	0.4881
노즐 면적비 (A ₁ /A ₃)	2.0364
가속관의 길이 (s)	4.8m

표 1. 초폭풍 모드 램가속기(S225) 실험설정

동량, 에너지 방정식을 연립하여 입구, 출구 유동에 대하여 해를 구하여 사용하면 좀 더 실제현상에 근접될 수 있다. 앞선 경우들은 이원자 기체의 비열비인 1.4로 고정하여 사용하였으나 2H₂+O₂+5CO₂ 기체의 경우는 이원자 기체가 아닌 CO₂가 상당량 희석되어 있어 300K에서 실제 비열비는 1.3218이다. 또한 연소과정의 온도상승에 의한 비열의 변화가 크기 때문에 비열과 비열비를 온도의 함수[4]로 구하여 사용하였다.

(계산4) 앞선 경우에서 구해진 계산은 연소의 화염 후방속도가 연소표면에 대하여 초음속인 결과를 보인다. 이 결과는 연소의 형태가 충격파 유도연소인 경우로서 만약 연소실 내부유동조건 변화로 폭풍파에 의해서 연소가 되는 경우는 가장 안정한 C-J 폭풍파로 연소파가 발달하게 된다. 또한 앞선 경우는 2H₂+O₂+5CO₂→2H₂O+5CO₂로의 완전연소를 가정하여 계산하였으나 실제 고온연소에서는 각각의 연소 화학종들이 화학평형을 이루고 있다. 이에 대한 고려를 추가하여 계산을 수행하였다. 화학평형상태의 C-J 폭풍파 성질의 계산하는데 NASA의 CEA2 코드[5]를 사용하였다.

(계산5) ISL의 실험의 결과 탄체의 재질에 따른 결과의 차이가 있었는데 스틸탄체를 사용한 실험은 탄체의 가속이 없었으며 알루미늄 탄체를 이용한 실험에서는 성공적인 가속이 관찰되었다. 또한 스틸 탄체의 경우는 탄체의 훼손이 없는 반면 알루미늄 탄체의 경우는 탄체가 용융하여 상당한 질량이 손실되는 결과를 보였다. S225 실험의 경우 알루미늄 탄체를 사용하므로 연소실 입구에서 알루미늄이 추가된다는 가정하에 2H₂+O₂+5CO₂+0.27Al기체에 대하여 C-J경사 폭

계산	비열비 γ	흡입구조건	연소조건	노즐조건	가속도 G	최종속도 m/s
1	1.4 고정	등엔트로피유동	완전연소, 비열고정 초음속연소	등엔트로피 팽창	21203	2288.0
2		등엔트로피유동 원추형 충격파 항력			16124	2181.4
3	온도의 함수	원추형 충격파	완전연소, 비열변동(온도의함수) 초음속연소		11677	2082.9
4		원추형 충격파	고온화학평형, 비열변동(온도의함수) 경사 CJ 폭굉파		11062	2069
5		원추형 충격파	고온화학평형, 비열변동(온도의함수) 경사 CJ 폭굉파, 알루미늄추가		15583	2169.3

표 2. 각 가정에 따른 이론 성능계산 결과

굉파의 연소를 통해 계산을 수행하였다.

IV. 이론해석결과 및 검토

표 2에 이론계산의 결과를 정리하였으며 그림 2는 계산으로 얻은 속도들을 ISL의 실험 결과와 비교한 것이다. 그림 2에서 가장 높은 기울기(가속도)를 가진 것은 계산 1인데 다른 경우보다 훨씬 높은 값을 갖는다. 이것은 흡입구에서의 등엔트로피 유동 가정이 충격파의 손실을 무시하기 때문인데 이 손실을 반영한 계산 2는 실험결과와 상당히 가까운 값이 된다. 이 해석결과는 ISL의 이론해석결과[6]와 일치한다. 하지만 이 계산은 온도에 따른 비열과 비열비의 변동을 고려하지 않은 결과로서 이런 방식이 올바른 성능 예측방법이라고 할 수 없다. 그 예로 온도에 따른 비열과 비열비의 변화를 제대로 고려한 계산3의 경우는 성능이 훨씬 낮게 예측되는 것을 볼 수 있다. 화학평형과 경사폭굉파의 가정을 추가한 계산4의 경우는 미세한 성능 하락을 보이는데 이것은 화학평형으로 인하여 열에너지가 완전히 회수되지 않고 폭굉파로 인해서 전압력의 일부가 손실되기

때문으로 보인다. 알루미늄의 효과를 더한 계산5의 경우 계산4에 비하여 성능이 증가하는 것을 보이는데 이것은 알루미늄의 추가로 인하여 발열량이 증가하여 온도와 압력이 상승하여 성능이 향상되었기 때문이다. 계산5의 값이 실험과 가장 가까운 이론 성능을 보이는데 이로부터 알루미늄 반응 열량이 램가속탄의 성능을 향상시키는 효과가 S225실험에서도 있었음을 짐작할 수 있다. 이전의 ISL의 해석[6]에서는 비열비에 따른 온도변화를 고려하지 않고 $2H_2+O_2+5CO_2$ 의 열량만으로 실험과 거의 동일한 이론 가속도를 얻었으므로 알루미늄의 열량적인 기여효과가 거의 없는 것으로 결론지었다. 하지만 비열비 변동과 화학평형을 고려한 더 정확한 해석의 결과, 알루미늄의 열량기여가 상당함을 알 수 있었다.

V. 결론

상당수의 이론계산들에서 비열비가 일정한 열량적 완전기체에 대하여 등엔트로피 가정을 통하여 해석을 수행하는 경우가 많은데 이러한 가정을 통해 유동의 성질이 마하수만의 함수로 표현되어 해석이 매우 간단해지기 때문이다. 하지만 본 연구에서 제시된 바와 같이 이론해석을 수행하는데 있어서 충격파의 손실을 무시하거나 온도에 따른 비열과 비열비를 올바르게 고려하지 않으면 매우 큰 결과의 차이가 발생함을 알 수 있다. ISL의 실험결과와 비교할 때, 충격파 손실, 화학평형 연소반응, 비열의 온도 의존성, 경사 C-J 폭굉파의 전체적인 영향을 고려할 때, 알루미늄의 열량기여가 램 가속기 성능에 상당한 영향을 초래함이 확인되었다.

참고 문헌

[1] A. Hertzberg, A. P. Bruckner, and D. W. Bogdanoff, "Ram Accelerator: A New

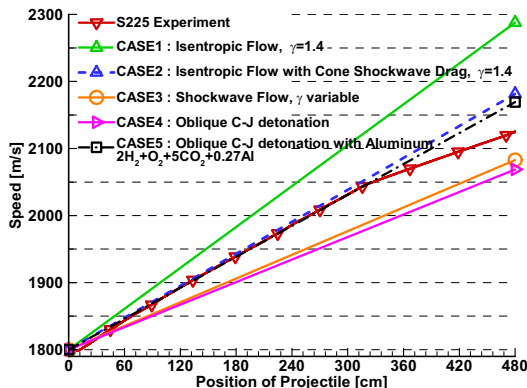


그림 2. 이론 성능계산 결과 그래프

- Chemical Method for Accelerating Projectiles to Ultrahigh Velocities", AIAA Journal, Vol. 26, No. 2, Feb 1988, pp.195-203
- [2] David W. Bogdanoff, "Ram Accelerator Direct Space Launch System : New Concepts", Journal of Propulsion and Power, Vol. 8, No. 2, March-April 1992, pp. 481-490
- [3] Friedrich Seiler, Gunther Patz, Gtinter Smeets, Julio Srulijes, AIAA paper 98-3445, "Influence of projectile material and gas composition on superdetonative combustion in ISL's RAMAC 30"
- [4] Bonnie J. McBride, Michael J. Zehe, and Sanford Gordeon, 2002, NASA Glenn Coefficients for Calculating Thermodynamic Properties of Individual Species, NASA/TP-2002-211556
- [5] McBride, B. J., and Gordon, S., NASA-GLENN Chemical Equilibrium Program CEA2, <http://www.grc.nasa.gov/www/CEAWeb>
- [6] F. Seiler, G. Patz, G. Smeets and J. Srulijes, "Progress of ram acceleration with ISL's RAMAC30", Journal de Physique IV, PR11-2000