

비점성 유동을 가정한 포 발사 램제트 추진탄 설계

강신재^a · 박철^a · 정우석^a · 권태수^b · 박주현^b · 권세진^{a,*}Design of Gun Launched Ramjet Propelled Artillery Shell
with Inviscid Flow AssumptionShinjae Kang^a · Chul Park^a · Woosuk Jung^a · Taesoo Kwon^b ·
Juhyeon Park^b · Sejin Kwon^{a,*}^aDepartment of Aerospace Engineering, Korea Advanced Institute of Science and Technology, Korea^bDefense R&D Institute, Poongsan, Korea^{*}Corresponding author. E-mail: trumpet@kaist.ac.kr

ABSTRACT

Operation area of corps was expanded under military reformation, and extending range of 155 mm howitzer became important issue. New approach is needed to extend range to 80 km. Ramjet engine is air breathing engine, and it can provide specific impulse several times more than solid rocket motor so that range is extended using same weight of propellant. If the ramjet engine is gun-launched system, it does not require any other booster because muzzle velocity is near Mach 3. Especially solid fuel ramjet (SFRJ) does not have any moving part so that it is favorable for gun-launching system which is under high stress during launching. In this paper, we design air intake, combustion chamber, and nozzle of 155 mm gun launched ramjet propelled artillery shell with inviscid flow assumption. We conduct parameter study to have range more than 80 km, and maximum high explosive volume.

초 록

최근 군 전력 개편에 따라 1개 군단이 담당해야 할 작전 영역이 확대됨에 따라 155 mm 화포체계의 사거리 연장은 중요한 이슈가 되었다. 80 km 이상 155 mm 화포 체계의 사거리를 연장하기 위해 새로운 시도가 필요하다. 램제트 기관은 공기흡입식 기관으로 고체 연료 로켓에 비해 몇 배 이상 높은 비추력을 제공할 수 있어 같은 연료 무게로 더 멀리 포탄을 투사하는 것을 가능하게 한다. 램제트 기관을 포로 발사할 경우 포구 초속이 약 Mach 3 이므로 추가적인 부스터가 필요치 않다. 특히 고체 연료 램제트 (Solid Fuel Ram Jet, SFRJ)는 어떠한 구동기관이 없어 발사 시 높은 충격을 받는 포탄에 적용하기에 적합하다. 본 연구에서는 155 mm 화포체계를 위한 포발사 램제트 추진탄을 설계하기 위해 비점성 유동을 가정하여 공기 흡입구, 연소실, 노즐을 설계하였다. 설계 변수를 변화시키며 80 km 이상 사거리를 가지며, 고폭탄 탑재 용적을 최대화 할 수 있도록 설계하였다.

Key Words: Inviscid Flow(비점성 유동), Ramjet(램제트), Gun Launched(포 발사), Artillery Shell(포탄)

Received 1 June 2015 / Revised 23 June 2015 / Accepted 26 June 2015

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

[이 논문은 한국추진공학회 2015년도 춘계학술대회(2015. 5. 28-29,

부산 해운대 그랜드호텔) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

1. 서 론

155 mm 화포체계는 서방 세계 포병 전력의

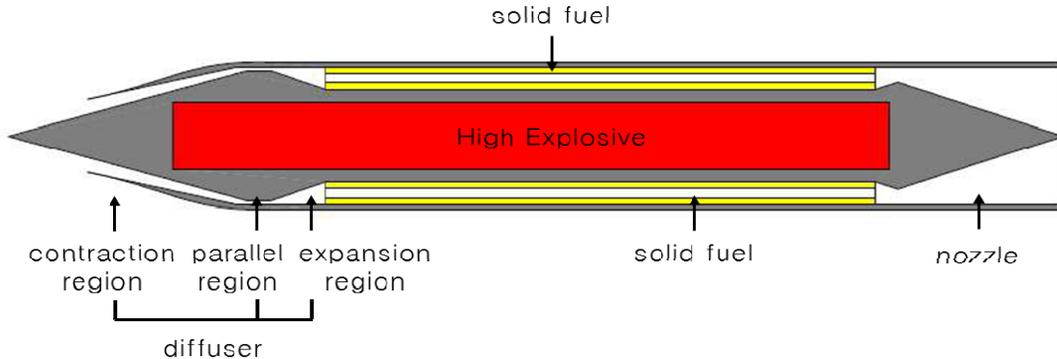


Fig. 1 155 mm gun-launched ramjet propelled artillery shell.

핵심으로 견인포, 자주포로 널리 쓰이고 있다. 따라서 세계적으로 155 mm 화포의 사거리를 연장하려는 시도가 이어지고 있으며, 최근 대한민국의 군 전력 개편에 따라 각 군단이 담당하는 전장 영역이 현재 가로 30 km, 세로 70 km에서 가로 60 km, 세로 120 km로 확장됨에 따라 155 mm 화포의 사거리 연장은 중요한 문제가 되었다[1]. KM107탄의 18.8 km 사거리를 연장하기 위해 155 mm 포탄 후방에 고체 로켓 모터를 장착해 사거리를 30.1 km로 늘린 KM549A1탄, 역시 포탄 후방에 항력 감소재 (Base bleed, BB)를 적용해 사거리를 41 km로 연장한 K307탄 등이 개발되었으나, 사거리를 80 km 이상 연장하기 위해서 새로운 시도가 필요하다[2]. 그 일례로 공기흡입식 엔진은 고체 로켓 모터에 비해 비약적으로 높은 비추력을 제공할 수 있다. 따라서 공기 흡입식 엔진을 155 mm 포탄에 설치할 수 있다면, 획기적인 사거리 연장을 기대할 수 있다. 공기 흡입식 엔진 중 램제트 엔진은 터보팬 엔진과는 달리 압축기와 터빈이 없어 그 구조가 단순하며 항력이 적어 초음속 비행에 적합하다. 또한 155 mm 화포의 포구초속이 Mach 3에 근접하므로 포구를 떠난 직후 바로 램제트 작동 영역에 들어가므로, 어떠한 추가적인 부스터 장치가 필요 없는 장점이 있다. 또한 램제트 엔진의 일종인 고체 연료 램제트 엔진(Solid fuel ramjet, SFRJ)은 엔진 내 어떠한 구동부도 없어 구조가 매우 간단하며, 화포 발사 시 막대한 충격이 가해지므로 155 mm 화포 체계에 적용할

램제트 기관으로 가장 적합하다[3,4]. 그러나 지금까지 연구된 램제트 추진탄은 램제트 엔진에 너무 많은 내부 용적을 할애하므로, 정작 고폭탄의 용적이 줄어들어 위력이 줄어드는 단점이 있었다[5-8]. 그러므로 본 연구에서는 고폭탄 용적을 최대화 할 수 있는 형상을 제안하고, 공기의 점성 효과를 고려하여 CFD를 통해 상세설계를 진행하기 전단계로 비점성 유동을 가정하여 기초 형상 설계를 진행하였다. 그리고 설계 변수를 변화시키며 80 km 이상 사거리를 달성할 수 있도록 설계 인자 연구를 하였다.

2. 램제트 추진탄 각부 설계

2.1 공기 흡입구 설계

공기 흡입구는 초음속으로 들어오는 유동을 램 압축을 통해 원하는 압력으로 공기를 압축한다. 이러한 과정은 비가역적인 압축과정이며, 충격파를 지나며 전압력 손실이 일어나게 된다. 만약 1개의 수직 충격파로 압축을 할 경우 전압력 회복률이 매우 낮아지므로, 전압력 손실을 최소화하기 위해 수 개의 경사 충격파를 통과시킨다. 그러면서 공기 흡입구는 설계 유량을 흡입할 수 있어야 하며, 여러 속도 영역에서 작동할 수 있도록 강건한 설계를 하여야 한다.

155 mm 포발사 램제트 추진탄 설계를 Fig. 1에 나타내었다. 전 유동 영역에서 비점성 유동을 가정하였다. 첫 번째 경사 충격파를 주기 위해

원뿔로 설계하였다. 첫 번째 경사 충격파의 각도, 속도, 마하수 계산을 Taylor-Maccoll 식(Eq. 1-6)을 이용하여 수치적으로 계산하였다.

Taylor-Maccoll 식은 다음 Fig. 2와 같은 콘의 유동에 대해서 다음의 수식으로 계산을 수행한다.

이 식에서 M은 마하수이며 충격파의 각도 θ 에 대해서 속도 성분 u 와 v 가 구해진다.

$$\frac{du}{d\theta} = v \quad (1)$$

$$\frac{dv}{d\theta} = A/B \quad (2)$$

$$A = (\gamma - 1) \frac{u}{c} \left(1 - \frac{u^2}{c^2} \right) + \frac{(\gamma - 1)}{2} \frac{1}{c} \left(1 - \frac{u^2}{c^2} \right) \cot\theta - \gamma u \frac{v^2}{c^3} - \frac{(\gamma - 1)}{2} \frac{v^3}{c^3} \cot\theta \quad (3)$$

$$B = \frac{1}{c} \frac{\gamma - 1}{2} \frac{v^2}{c^2} - \frac{\gamma - 1}{2} \left(1 - \frac{u^2}{c^2} \right) \quad (4)$$

$$c = \sqrt{d}q \quad (5)$$

$$q = \sqrt{u^2 + v^2} \quad (6)$$

이후 압력, 온도, 밀도 등은 압축성 유동 관계식으로 도출하였다. 연소실에서 원활한 연소를 위해 유동 방향을 포탄의 축과 평행하게 유도해야 하며 이 과정에서 두 번째 경사 충격파가 발

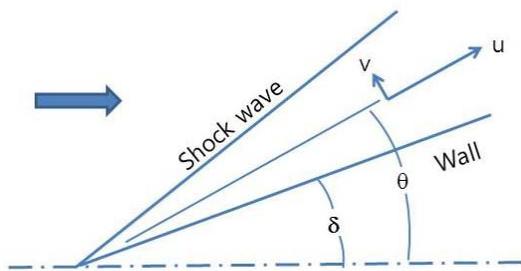


Fig. 2 Schematic of Taylor-MacColl conical flow.

생한다. 이후 유동은 y 축 방향으로 각 포인트 별로 유동에서 속도, 온도, 압력, 밀도 등이 크게 다르지 않기 때문에 근사 1차원 유동으로 가정하고 풀었다.

확산부에서 수직 충격파를 지나며 유동은 아음속으로 감속되며, 면적 확장으로 인해 더욱 감속된다. 이를 통해 유동은 마지막까지 압축되며, 이 때 수직 충격파의 위치는 램제트 기관의 강건성과 밀접하게 연관되어 있으므로, 다소 전압력 손실이 발생하더라도 확산부에 충격파가 생기는 초임계 조건으로 작동하도록 설계하여 수직 충격파가 공기 흡입구 앞쪽으로 돌출되는 것을 피해야 한다.

수직 충격파의 위치를 계산할 때에는 평행부와 연소실의 압력, 밀도, 온도, 속도의 시스템 구성요소를 계산 후, 질량 보존, 운동량 보존 법칙, 에너지 보존 법칙을 고려하여 충격파 생성 전후에서의 압력 값을 구하였다. 마하수를 압축성 유동 관계식을 통해 구한 충격파 이후의 압력 값과 비교하여 수렴할 때 까지 반복 계산을 수행하였다.

2.2 연소실 설계

연소실은 기존 설계와는 다르게 이중 환형 구조로 고체 연료를 배치하여(Fig. 1 노란색 부분) 연료가 연소될 수 있는 면적을 최대화하여 추력을 극대화하고, 155 mm 포탄의 고폭탄 수용 용적(Fig. 1 빨간색 부분)을 극대화하고자 하였다. 따라서 노란색 부분 사이에서 연소가 일어나는 것이다. 연소실 설계에 중요한 인자인 연료 후퇴율이 0.5 mm/s 라고 가정하고 설계를 진행하였다. 이러한 연료 후퇴율은 동일한 연소 매커니즘을 가지고 있는 하이브리드 로켓의 후퇴율에서 차용하였고, 산화제가 공기임을 고려하여 좀 더 보수적인 값을 사용하였다[9]. 향후 연료 후퇴율은 해석적으로 정확한 값을 기대하기 어려우므로 실험적으로 검증해야 할 것이다. 지배 방정식은 질량 보존, 모멘텀 보존, 에너지 보존 방정식을 사용하였으며 에너지 보존 방정식을 풀 때 연소실 내의 반응을 안정한 상태로 가정한 뒤 NASA CEA 코드를 사용하여 연소실 내의 상태

가 화학 평형 상태에 도달했을 경우에 대한 계산을 수행하였다[10].

2.3 노즐 설계

노즐을 지나는 유동의 온도는 매우 높다. 따라서 노즐 계산을 위해서는 유동에서 발생하는 라디칼을 고려한 비평형 화학 계산을 필요로 한다 [11]. 하지만 노즐에서의 온도가 1500 K 수준으로 로켓 노즐에 비해 발생하는 라디칼의 양을 무시하여 화학 평형 상태를 가정할 수 있다. 본 연구에서는 평형 화학 계산을 통해 노즐 내 물질 성치 변화를 계산하고, 필요한 노즐목 직경, 노즐 출구에서의 추력을 계산하였다.

노즐 목 직경은 연소실에서 발생하는 에너지와 연료 유입량을 고려한 질량, 모멘텀, 에너지 보존 방정식을 이용하여 계산하였다. 이때 변수는 밀도, 압력, 속도, 온도의 4가지 이기에 노즐 목의 면적은 환경에 따라 계속 변하는 가변 노즐의 형태가 된다. 이것은 향후 실제 설계 시 도입이 어려우므로 작동 영역에서 강건한 성능을 보이는 노즐 목 면적을 결정하거나 혹은 삭파 노즐을 도입하여야 한다.

노즐에서 유동이 확장될 때의 유동은 다음의 모멘텀 보존식을 이용하여 계산한다.

$$\frac{d}{dp} \left(\frac{u^2}{2} \right) = -\frac{1}{\rho} \quad (7)$$

밀도는 다음의 평형 상태 계산을 수행하여 얻는다.

$$\rho = \rho(p, h), h = H - \frac{u^2}{2} \quad (8)$$

그리고 질량 보존 식을 통해 단면적 A를 얻을 수 있다. 본 연구에서는 단면적의 직경을 155 mm로 설정하였다. 그리고 A의 값이 설계한 노즐의 출구 값에 다다르면 계산을 종료한다. 그리고 최종적으로 추력식을 얻는다.

$$\text{Thrust} = \text{mass flow rate} \times u_{\text{exit}} - \text{momentum flow} \quad (9)$$

그러나 노즐목 팽창비는 일부 손실을 감수하더라도 전 작동 영역에서 확실히 연소 가스를 가속할 수 있도록 매우 크게 설계하였으며 후방에서 155 mm 탄을 바라볼 경우 하나의 콘 형상을 이루게 되었다.

3. 설계 인자 연구

3.1 공기 흡입구 전단부 설계 인자

155 mm 포발사 램제트 추진탄을 설계할 때 고려한 설계 인자는 포탄의 포구 초속, 연료의 두께, 연료와 공기의 당량비, 그리고 원뿔 각도이다. 각 설계 인자를 변화시키며 사거리 변화에 미치는 영향을 알아보았다. 155 mm 포탄의 사거리는 3 자유도 궤적 계산을 통해 계산하였다.

155 mm 포탄의 포구 초속을 900 m/s에서 1200 m/s로 변화시키며 사거리에 대한 영향을 Fig. 3에 나타내었다.

포구 초속이 1200 m/s에 달했음에도 사거리 변화는 크지 않았다. 그 이유는 포탄이 발사될 때 지상의 두꺼운 대기층을 통과하게 되므로, 포구 초속이 클수록 공기 저항도 커져 사거리 연장에 크게 영향을 주지 못하는 것으로 보인다. 본 연구에서는 K9 자주포의 최대 포구 초속에 근접한 Mach 2.75을 포구 초속으로 설정하였다.

연료의 두께를 2 mm에서 8 mm까지 변화시키며 계산한 결과를 Fig. 4에 나타내었다.

포구 초속에 비해 연료 두께는 사거리 연장에 큰 영향을 끼치는데, 연료 두께를 8 mm 까지 할 경우 사거리를 100 km 이상까지 연장시킬 수 있는 것으로 나타났다. 이는 연료의 연소시간이 증가하여 더 큰 전충격량을 제공할 수 있기 때문으로 보인다. 본 연구에서는 80 km 사거리 연장이 목표이므로 연료 두께를 7 mm로 설정하였다. 하지만 향후 실제 시험 시 받음각 및 연소실 유입공기 형상과 유동값에 따른 추진제 반응 상태 등의 영향으로 램제트 시스템의 효율은 저하될 수 있으므로 설계 마진을 고려하여 추진제의 두께를 키워야 할 것으로 예상된다.

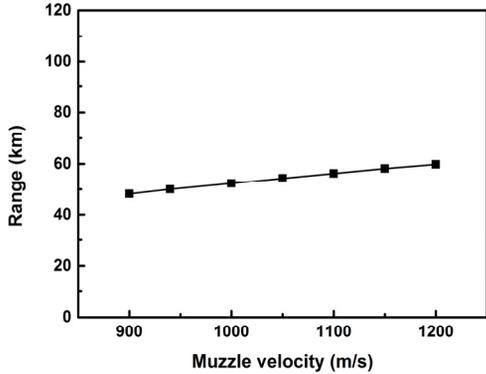


Fig. 3 Effect of muzzle velocity on the range of 155 mm shell.

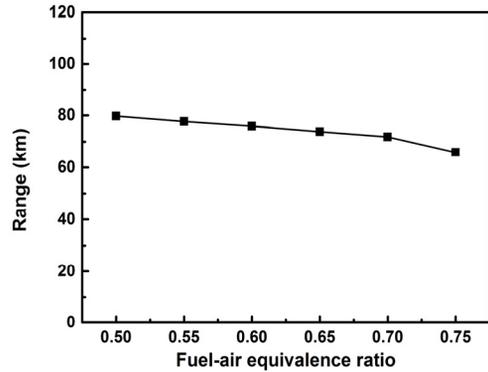


Fig. 5 Effect of fuel-air equivalence ratio on the range of 155 mm shell.

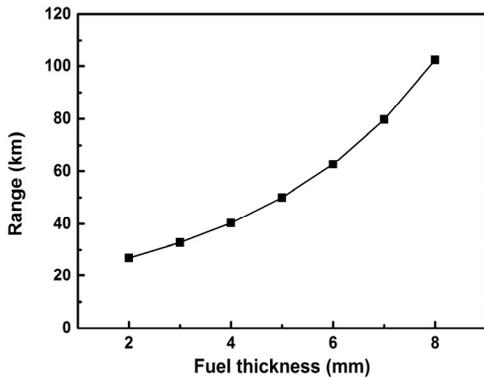


Fig. 4 Effect of fuel thickness on the range of 155 mm shell.

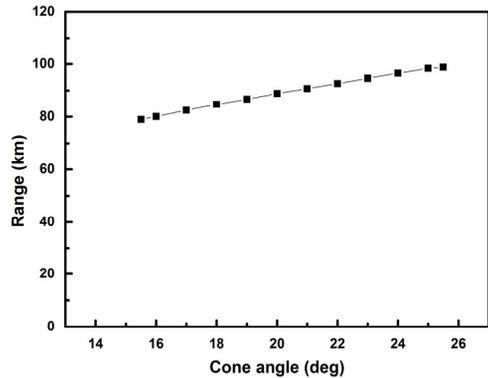


Fig. 6 Effect of cone angle on the range of 155 mm shell.

당량비에 따라 공기와 연료의 혼합비율이 바뀐다. 본 연구에서 당량비를 0.5에서 0.75로 변화시키며 계산을 수행하고 결과를 Fig. 5에 나타내었다.

당량비가 1에 근접하면 모든 산화제와 연료가 연소에 참여하게 되고, 당량비가 1보다 낮아지면 연료 희박상태가 된다. 당량비를 높이면 동일한 연소시간에 대해 초임계 상태에서의 설계를 할 경우 연소실 압력 증가에 의한 수직 충격파의 전진을 막기 위해 흡입 공기 유량이 감소하게 된다. 그 결과 추력과 함께 비추력이 감소하였다. 그러나 당량비를 매우 낮출 경우 흡입구가 비정상적으로 커질 우려가 있으므로 당량비를 0.5로 설정하였다.

공기 흡입구의 원뿔 각도는 첫 경사 충격파의 각도와 전압력 회복률에 영향을 끼친다. 본 연구에서는 15.5도에서 25.5도까지 변화시키며 사거리를 계산하였다. 그 결과를 Fig. 6에 나타내었다.

원뿔 각도가 커질수록 사거리가 연장되었다. 이것은 원뿔 각도가 커짐에 따라 유동의 전압력 회복률이 감소하지만 첫 번째 경사 충격파에서 압축이 더 많이 진행되어 연소실에서 높은 압력을 형성시키게 되어 추력이 증가하기 때문이라 판단하였다. 하지만 원뿔 각도를 계속 증가시키면 경사 충격파 이후의 유동의 마하수가 많이 감속되어 추가적인 경사 충격파 생성이 어려워 수직 충격파가 평행 부 이후에 생성되는 초임계

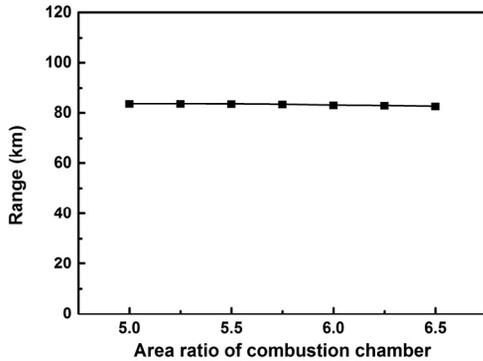


Fig. 7 Effect of area ratio of combustion chamber on the range of 155 mm shell.

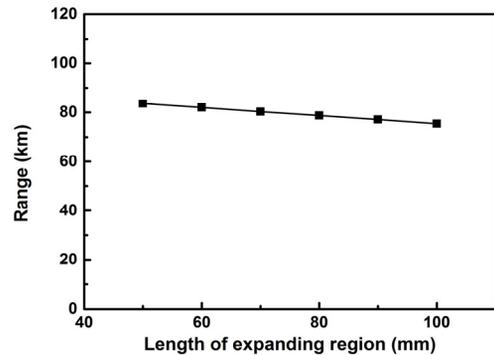


Fig. 8 Effect of length of expanding region on the range of 155 mm shell.

상태의 작동 조건을 가지기 어려워진다. 본 연구에서는 80 km 사거리 연장이 목표이므로 원뿔 각도를 17.5도로 선정하였다.

3.2 확산부 및 연소실 설계 인자

155 mm 포발사 램제트 추진탄의 내부 형상을 결정 하는 인자는 흡입구 목과 연소실 면적비, 확산부 영역 길이이다.

흡입구 목과 연소실의 면적비, 즉 연소실 면적 비변화에 따라 연소실의 크기가 결정된다. 본 연구에서는 5.0에서 6.5까지 연소실 면적비를 변화시키며 사거리를 계산한 결과를 Fig. 7에 나타내었다. 계산 결과 연소실 면적비의 사거리에 대한 영향이 매우 작았다. 면적비 5.0에서 6.5까지 변화시켰을 때 총 사거리변화는 1 km 미만이었다. 본 연구에서는 그 중 가장 사거리가 연장된 연소실 면적비 5.25를 선정하였다.

확산부 길이는 램제트 엔진의 강건성과 중요한 관계가 있다. 탈 설계점 중 초임계 상황에서 수직 충격파가 확산부에 존재해야 램제트 엔진이 안정적으로 작동할 수 있게 된다. 따라서 확산부 길이는 충분히 길 필요가 있다. 본 연구에서는 155 mm 포탄의 길이를 보존하기 위해 확산부 길이를 연장하고 연소실 길이를 축소하였다. 확산부 길이를 50 mm에서 100 mm까지 변화시키는 동시에 연소실 길이를 500 mm에서 450 mm까지 감소시켰다. 이에 따른 사거리 변화를 Fig. 8에 나타내었다.

본 연구에서는 최종 충격파의 위치를 확산부에 두도록 초임계 설계를 진행하였기 때문에 전압력 손실에 의해 엔진의 성능이 저하된 것으로 볼 수 없다. 따라서 확산부 길이가 증가하고 그에 따라 연소실 길이가 감소할수록 사거리가 감소한 것으로 판단하였다. 그러나 연소실 길이를 500 mm로 고정하고 계산하였을 때 사거리 변화가 없었다. 이것은 연소실에서 평형상태를 가정하고 화학 평형 계산을 수행했기 때문이다. 이 경우에서는 동일한 흡입구 설계에 의해 공기 흡입량이 같으며 연소실은 동일한 단면적과 후퇴율을 가진다. 따라서 연소실 길이가 짧아질수록 반응에 참여하는 연료의 양이 감소하므로 그만큼 화학반응에 의해 발생하는 에너지가 줄어들어 연소실의 압력이 감소한다. 이로 인해 추력이 줄어들었기 때문으로 볼 수 있다. 따라서 155 mm 포탄의 길이를 연장시키는 것이 허용 가능하다면 연소실 길이를 고정하고 확산부 길이를 증가시키는 것이 램제트 엔진의 강건성을 향상시킬 것이다. 또한 155 mm 포탄의 길이가 고정되어 있다면 확산부 길이는 램제트 엔진의 강건성과 사거리를 트레이드 오프하여 선정해야 한다. 이는 향후 유동 박리와 연소실 유입 속도 형상을 고려하여 확산부 길이에 따른 압력 손실 등의 계산을 통해 결정 될 것이다. 또한 본 연구에서는 비점성 설계이기 때문에 확산부의 면적비만으로 확산부의 성능이 결정된다. 따라서 향후 유동장 해석을 통해 각도 변화에 의한 영향

의 고려가 필요할 것이다. 본 연구에서는 확산부 길이를 50 mm로 선정하였다.

4. 포발사 램제트 추진탄 설계 결과

설계 인자 연구를 통해 사거리 83.6 km인 설계 변수들을 Table 1에 정리하였다.

4.1 궤적 계산

3 자유도 궤적 계산을 통해 위 과정을 통해 설계된 포탄의 궤적과 KM107, KM549A1 포탄의 궤적을 Fig. 9에 사거리와 고도로 나타내었다. 궤적 계산은 3개의 2차 미분방정식을 반경, 경도, 위도의 세 변수에 대해서 궤적 계산을 수행한다.

$$0 = \frac{d^2 r}{dt^2} - r \left(\frac{d\theta}{dt} \right)^2 \cos^2 \phi - r \left(\frac{d\phi}{dt} \right)^2 - \frac{L}{m} \cos \beta \cos \gamma + \frac{D}{m} \sin(\gamma + \tau) + \frac{gR^2}{r^2} \quad (10)$$

$$0 = \frac{d^2 \theta}{dt^2} - \frac{1}{r \cos \phi} \left[\left(\frac{L}{m} \sin \beta + \frac{T}{m} \sin \psi \right) \sin \delta + \left(-\frac{L}{m} \cos \beta \sin \gamma - \frac{D}{m} \cos \gamma + \frac{T}{m} \cos \psi \cos(\gamma + \tau) \right) \cos \delta - 2 \frac{dr}{dt} \frac{d\theta}{dt} \cos \phi + 2r \frac{d\theta}{dt} \frac{d\phi}{dt} \cos \phi \right] \quad (11)$$

$$0 = \frac{d^2 \phi}{dt^2} - \frac{1}{r} \left[\left(\frac{L}{m} \sin \beta + \frac{T}{m} \sin \psi \right) \cos \delta + \left(-\frac{L}{m} \cos \beta \sin \gamma - \frac{D}{m} \cos \gamma + \frac{T}{m} \cos \psi \cos(\gamma + \tau) \right) \sin \delta - 2 \frac{dr}{dt} \frac{d\phi}{dt} - r \left(\frac{d\theta}{dt} \right)^2 \cos \phi \sin \phi \right] \quad (12)$$

여기서 m 은 총 질량, g 는 중력 가속도, R 은

Table 1. Design parameter of gun-launched ramjet propelled artillery shell.

Parameter	Value
Muzzle velocity	940 m/s
Fuel thickness	7 mm
Equivalence ratio	0.5
Cone angle	17.5°
Area ratio of combustion chamber	5.25
Length of expanding region	50 mm
Length of combustion chamber	500 mm

지구 반경, r 은 지구 중심으로부터 비행체까지의 거리, θ 는 경도, ϕ 는 위도, L 은 양력, D 는 항력, T 는 추력, β 는 bank 각, γ 는 공기에 대한 비행 방향각, τ 는 추력 pitch 각, ψ 는 추력 yaw 각이다.

공기역학적 계수는 비슷한 형상의 비행체에 대한 데이터를 적용하였다[12,13,14]. 그리고 3자유도 궤적계산으로 받음각에 의한 영향은 고려하지 않았다. 적용한 값은 $C_L=0.0$, $C_D=0.4$ 이다. KM107 탄은 사거리 18.8 km, 최대 고도 7.1 km 이었고, KM549A1은 사거리 30.1 km, 최대 고도 11.9 km이었다. 마지막으로 포발사 램제트 추진탄은 최대 사거리 83.6 km, 최대 고도 26.8 km 이었다.

포발사 램제트 추진탄의 궤적을 Fig. 10에 시간과 속도, 항력으로 나타내었다. 램제트 엔진은 발사 후 14초 동안 연소하며 속도가 약 Mach 4 까지 가속된다. 그리고 연소 종료 후 최대 고도에 이르기 전까지 지속적으로 속도가 감소되고, 최대 고도 통과 후 약간 가속되다 감속된다. 항력은 발사 직후 가장 크다가 포탄이 40초 후부터 항력이 매우 감소하여 약 100초까지 항력이 거의 없이 비행하는 것을 알 수 있다. 이는 Fig. 11에 나타낸 것 같이 40초에서 100초까지 대기

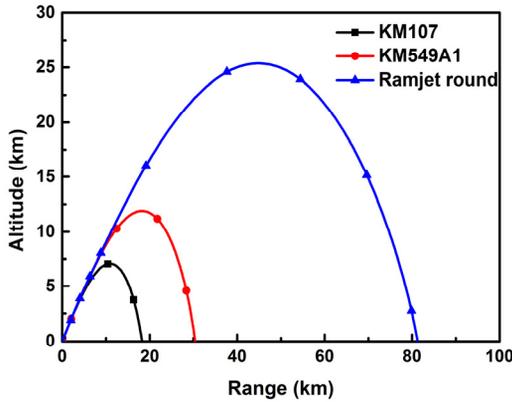


Fig. 9 Trajectory of typical artillery shells and gun-launched ramjet propelled artillery shell.

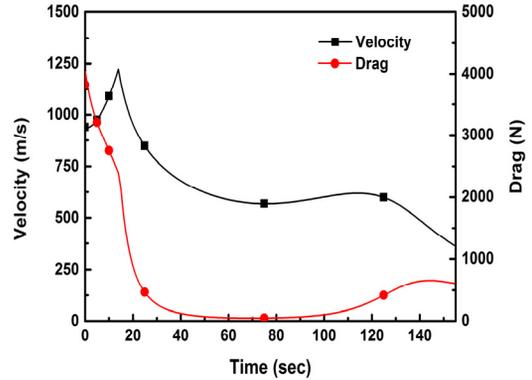


Fig. 10 Trajectory of gun-launched ramjet propelled artillery shell in time, velocity, and drag.

밀도가 매우 낮아지는 고도 20 km 이상으로 상승하여 비행하기 때문이다.

이러한 결과는 앞서 설계 인자 연구에서 포구 초속을 1200 m/s까지 상승시켰는데도 불구하고 사거리 연장효과가 미약한 것을 설명해 줄 수 있다. 포탄의 비행과정에서 대기밀도가 높은 발사 초기에 가장 높은 항력을 받기 때문에, 포구 초속이 높을수록 항력이 높아지기 때문에 사거리 연장 효과가 낮은 것이다. 반면 포발사 램제트 추진탄은 대기밀도가 가장 높은 지점을 비행할 때 추력을 지속적으로 공급하여 오히려 속도를 증가시킨다. 그리고 대기 밀도가 낮은 20 km 이상 고도로 상승시켜 거의 항력이 없이 비행하게 하기 때문에 타 추진 수단에 비해 비약적으로 사거리가 향상되었다[15].

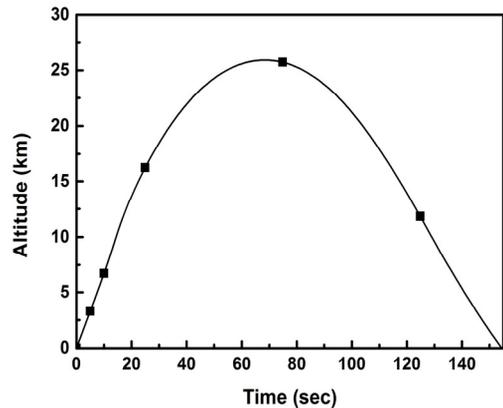


Fig. 11 Trajectory of gun-launched ramjet propelled artillery shell in time, and altitude.

4.2 고폭탄 용적

155 mm 포탄은 적진에 고폭 화약 물질을 투사하기 위한 수단이다. 따라서 포탄의 고폭탄 용적을 충분히 확보하여야 한다. 본 연구에서 고폭탄 용적으로 활용 가능한 곳은 Fig. 1에 나타난 빨간색 부분이다. 공기 흡입구 원뿔 앞단은 신관을 장착하여야 하고, 기타 보조 장치도 장착되어야 하기 때문에 고폭탄을 설치할 수 없고, 노즐 부분은 식마 냉각 재료 배치와 포탄의 조립성 때문에 고폭탄을 설치할 수 없다. 따라서 고폭탄 용적으로 활용 가능한 부피는 약 3 L 이하이다.

5. 결 론

155 mm 화포체계의 사거리를 80 km 이상 비약적으로 향상시키기 위해 고체 로켓 모터에 비해 높은 비추력을 제공할 수 있는 램제트 엔진을 장착한 포발사 램제트 추진탄의 비점성 유동을 가정하여 기초 형상 설계를 진행하였다. 설계 인자 연구를 통해 사거리 83.6 km를 달성할 수 있는 설계 변수를 도출하였고 3 자유도 궤적 계산을 통해 포탄의 사거리, 고도, 속도, 항력을 계산하였다. 이 때 고폭탄 용적으로 활용 가능한 부피는 3 L 이하이다.

향후 점성을 고려한 CFD 계산을 통해 본 연구를 통해 도출된 형상을 개량해야 할 것이다.

후 기

본 연구는 풍산-KAIST 미래기술연구센터 연구비 지원으로 수행되었습니다.

References

- No, H., "Defense Reform Plan 2012-2030 Diagnostic and Future Defense Reform Strategy," *Research for Strategy*, Vol. 19, No. 56, pp. 39-84, 2012.
- Poongsan, "Ammunition & Explosives," Poongsan catalogue, pp. 6, 7, and 11, 2015.
- Fry, S.R., "A Century of Ramjet Propulsion Technology Evolution," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 20, No. 1, pp. 27-58, 2004.
- Andersson, K., "SOFRAM-Report of Completed Firing Tests during 2000, along with a Review of Former Activities and Discussion of the Future," Swedish Defense Research Agency, FOI-R-0241-SE, 2001.
- Botwin, L. and Simpson, J., "Gun-launched Variable Thrust Ramjet Projectile," US4428293, 31 Jan. 1984.
- Chandler, E., "Solid Fuel Ramjet Projectiles," US2799987, 23 July 1957.
- Greenwood, M., "Ramjet Propulsion Device," US2989922, 27 June 1961.
- Brandon, F., Lampson, M. and Grace, F., "Ramjet Powered, Armor Piercing, High Explosive Projectile," US5363766, 15 Nov. 1994.
- Lee, M., Kang, S. and Kwon, S., "Comparison between Paraffin and Polyethylene in Hybrid Thruster with Catalytically Decomposed Hydrogen Peroxide," *Asia Pacific International Symposium on Aerospace Technology*, Takamatsu, Japan, pp. 1-7, Nov. 2013.
- McBride, B. and Gordon, S., "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications," NASA RP-1311, 1994.
- Park, C. and Lee, S.H., "Validation of Multi-temperature Nozzle Flow Code NOZNT," *28th AIAA Thermophysics Conference*, Orlando, F.L., USA, AIAA-93-2862, July 1993.
- Amichai, O., "Performance of Solid Fuel Ramjet Guided Projectile for USN 5"/54 Gun System," Naval Postgraduate School, Monterey, California, USA, 1982.
- Yang, I.Y., Park, C., Choi, S.M. and Yang, S.S., "Conceptual Design of Short-Range Two-Stage Scramjet Vehicle," *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, Orlando, F.L., USA, AIAA 2011-502, Jan. 2011.
- Yang, S.S., Kim, J.H., Sohn, D.K., Choi, C.H., Kim, H.J. and Kim, C.T., "Development of Component Technologies for Air Turbo Ramjet Engine," Korea Aerospace Research Institute, Korea, 2007-032, 2000.
- United States National Oceanic and Atmospheric Administration, "U.S. Standard Atmosphere 1976," U.S. Government Printing Office, Washington, D.C., USA, 1976.