

초공동 로켓 시스템

Supercavitating Rocket System

김 경 무* 이 형 진* 길 태 옥*
Kyung-Moo Kim Hyung-Jin Lee Tae-Ock Khil

ABSTRACT

The development for a high speed underwater vehicle has been demanded for a long time, and it is possible to realize using supercavitation. This paper introduces the main technologies that are necessary to develop a supercavitating rocket system, such as “Supercavitation” and “Hydroreactive technology”, and describes the operating concepts and principles for its components specifically. Russia has obtained the key technologies of supercavitation and hydroreactive fuel technology for the first time. Russia has developed a supercavitating rocket torpedo, Shkval, and it was in service since 90's. Iran collaborated with Russia to develop a supercavitating rocket torpedo ‘Hoot’ and finished a test recently. This paper describes the analysis results related with the cavitator based on the technical reports for Shkval of Russia and Hoot of Iran.

Keywords : Cavitation(공동), Supercavitation(초공동), Cavitator(케비테이터), Hydroreactive Fuel(가수반응 연료), Solid Rocket Propellant(고체 로켓 추진제)

1. 서 론

군사과학기술의 발전 유형은 복합(hybrid)기술로 진 행되어가고 있는 시점에서 공중에서만 작동되는 유도 무기체계는 초공동(super-cavitation)을 이용하여 수중에서까지 적용할 수 있는 형태로 진화되고 있다. 공동(cavitation)이란 수중에서 물체가 고속으로 진행될 경우 압력이 물의 증기압에 이르러 기포가 형성되는 현상이다^[1]. 공동에 대한 연구는 수중에서 고속으로 작동하는 펌프나 선박의 프로펠러에서 공동의 발생으로

인한 성능 저하를 억제하는 방향으로 연구가 집중되어 왔다^[2,3]. 반면, 초공동 기술은 기존의 연구와는 달리, 크게 발생시킨 공동이 물체 주위를 감싸게 함으로써, 수중 주행체에 작용되는 물의 저항을 감소시킬 수 있어 고속 수중 주행체 개발하는데 이용된다. 표러시아 등 해외 국가에서 그 연구가 오랫동안 진행되어 왔다^[4,5].

2차 대전 시기 독일에서 시작된 초공동 현상을 이용한 수중 주행체 개발은 이후 구소련과 미국에서 계속되었다. 소련은 100~150 m/s로 수중 비행할 수 있는 고속 로켓 어뢰, Shkval을 개발/배치하였고, 각종 수중 발사 총기류들도 개발하였다^[6]. 반면 미국은 90년대 초에 기회를 파괴하기 위한 수중 비행 총탄 개발 이후, 독일과 함께 Supercav라는 고속 로켓 어뢰 개발을

† 2013년 7월 2일 접수~2013년 10월 18일 게재승인

* 엘아이지넥스원(LIGNEX1)

책임저자 : 김경무(kyungmoo.kim@lignex1.com)

진행하고 있다. 독일은 2차 대전 이후 중단됐던 연구를 80년대에 들어 재개한 결과 현재로서 200노트 수중 주행시험을 성공하였고, 현재는 케비테이터에 의한 제어, 소음저감 및 케비테이터 내에 장착되어 있는 계측 시스템에 의한 수중 탐지 기술개발 등에 주력하고 있다^[7,8]. 이 외에도 이란은 러시아와 협력하여 후트(hoot)로 명명한 고속 로켓 어뢰를 개발하였으며^[9], 프랑스에서도 자체개발 계획을 가지고 연구를 추진하고 있다^[10].

본 논문에서는 초공동 로켓을 개발하는데 있어 필요한 주요핵심기술들을 구체적으로 분석하여 소개하고자 한다. 주요 핵심기술은 크게 수중 주행체 주위에 초공동 현상을 발생시키는 케비테이터 설계/제작기술과 알루미늄이나 마그네슘과 같은 금속분말 연료를 산화제인 물과 연소시키는 가수반응 연소기술로 구분하여 분석하였다.

2. 초공동 작동 원리

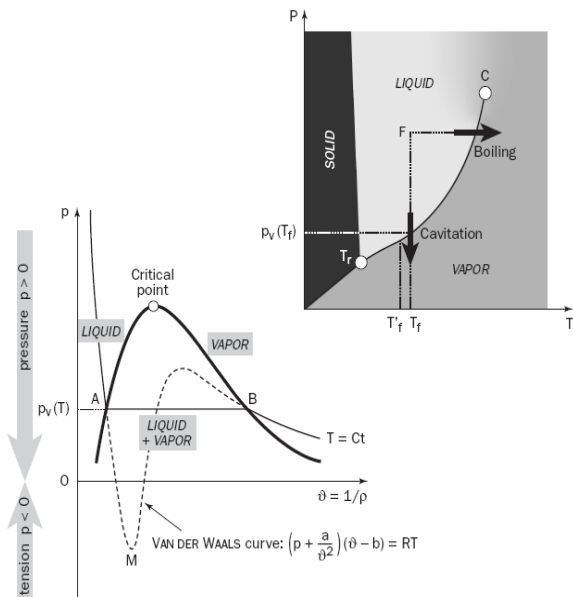


Fig. 1. Phase change diagram and Andrews-isotherms^[11]

초공동현상이란 비행체나 주행체가 수중에서 고속으로 진행될 경우 발생하는 현상이다. Fig. 1과 같이 물체가 수중에서 주행할 경우 물체 주위를 흐르는 물의 진행속도가 빨라져 저하된 압력이 증기압보다 낮

아지면 물이 기포나 증기로 상변화가 일어나는데, 이러한 현상을 공동(cavitation) 현상이라고 한다^[12]. 즉, 액체 상태를 나타내는 점 F에서 등온과정으로 압력만을 낮추면 상변화 경계선을 넘어 내려와 증기로 상변화가 일어나는 것이 공동현상이다. 일반적으로 공동 정도는 식 (1)과 같은 공동 수(cavitation number) σ 로 표현한다.

$$\sigma = \frac{p - p_{vapour}}{\frac{1}{2} \rho V^2} \quad (1)$$

p_{vapour} : 증기압, ρ : 물의 밀도,
 V : 물체 주행 속도

Fig. 2와 Fig. 3은 수중 주행체의 전방부에 발생하는 공동현상과 σ 값의 관계와 실제 시험에서 관찰된 사진을 보여주고 있다. Fig. 2에서 보느냐와 같이, 주행속도가 증가함에 따라 σ 값이 감소하면서 수 mm 직경 수준의 공동이 발생한다. 이후 속도가 더욱 증가하면 기포 직경이 더욱 커지면서 전방 부위를 감싸는 기포인 공동(cavity)으로 발전되고, 주행속도가 임계점 이상이 되면 전방부를 감싸던 기포가 주행체 전체를 감싸는 기포로 발전할 수 있다. 이와 같은 상태를 초공동 현상이라고 부른다.

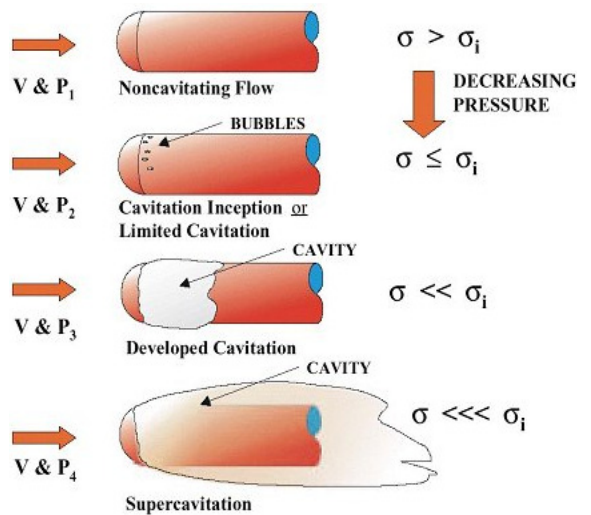


Fig. 2. Schematic of cavitation flow regimes (σ_i : Inception cavitation number)^[13]

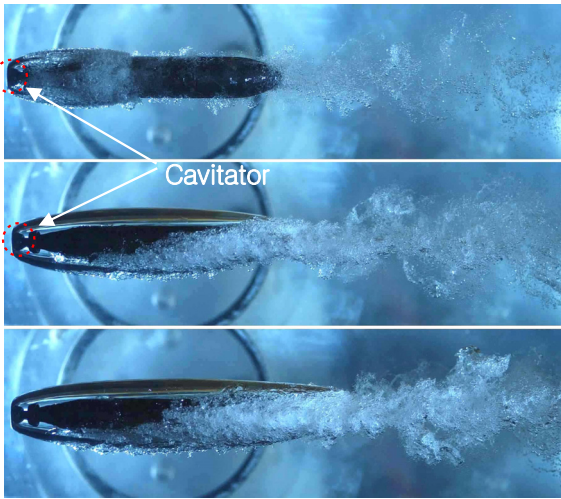


Fig. 3. Pictures of cavitation and wake^[14]

물의 밀도는 공기의 밀도에 비해 1000배 이상이 되기 때문에 수중 주행체에는 항력이 매우 크게 발생한다. 이 항력은 속도의 제곱에 비례하며, 단위시간당 요구되는 에너지는 속도의 3승에 비례한다. 즉, 주행속도를 2배로 빠르게 하려면 당초보다 8배의 동력을 낼 수 있어야 한다. 따라서 일반적인 수중 주행체의 경우, 발생시킬 수 있는 속도의 한계가 존재하게 되며, 그 한계속도는 70~75 knot(35~40 m/sec) 정도이다. 반면 Fig. 3에서와 같이 초공동 현상을 이용하면 케비테이터를 제외한 대부분의 주행체 부위는 기포 안에 갇혀 공중을 날아갈 때와 유사한 상황이 되기 때문에 항력이 급격히 감소하게 된다. 이러한 원리에 의해 초공동을 이용한 수중 주행체의 속도는 앞서 언급한 한계속도를 초과할 수 있다.

3. 초공동 로켓 시스템 구성

가. 시스템 기본 구조

현재 개발되고 있는 초공동 로켓 시스템은 케비테이터, 가스발생기, 가수반응 엔진, 가속용 로켓부스터 및 부스터로 구성된다. Fig. 4는 현재 유일하게 배치/운용되고 있는 러시아의 로켓 어뢰 Shkval의 실물 사진 및 운용 개념도를 나타낸 것이다^[15].

Fig. 5처럼 실제 Shkval의 기본구조는 선단에 수중 항력 감소를 위한 디스크 형 케비테이터와 초공동을 유지하고 형상을 안정시키기 위한 고체 추진체를 적

용한 가스발생기, 가수반응연료를 적용한 가스발생기, 탄두부분, 항법장치, 가수반응 연료의 주 엔진, 후방 조종 장치 그리고 로켓 부스터로 구성되어 있다. Shkval의 기본성능 및 제원 데이터는 Table 1에 나타내었다.

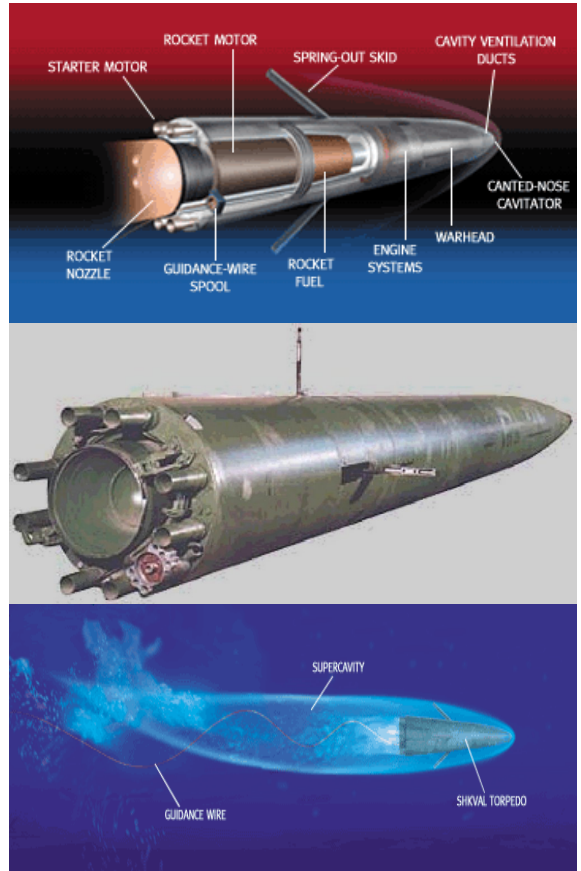
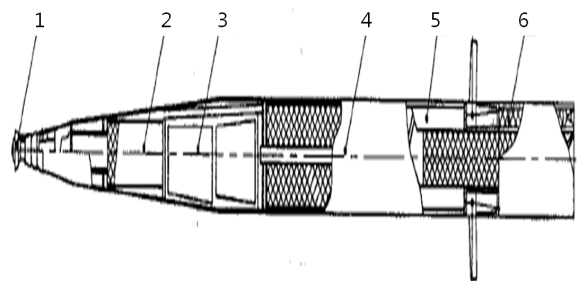


Fig. 4. Russian supercavitating rocket torpedo, Shkval^[15]



1. 케비테이터, 2. 가스발생기, 3. 가수반응 가스발생기, 4. 가수반응 연료 주 엔진, 5. 가속용 고체로켓, 6. 고체로켓부스터

Fig. 5. Basic schematic of the Shkval

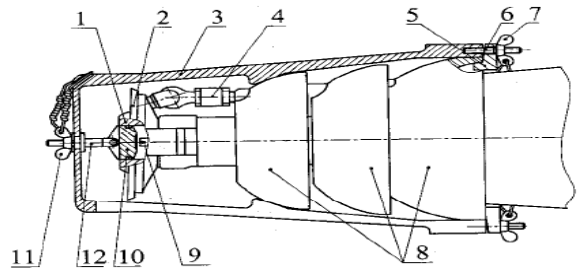
Table 1. Specification of Shaval-E Missile System^[16]

Technical contents	Basic Data
Effective launch range (km)	7.0
Cruising range (km)	up to 10.0
Min allowed launch range (m)	0.5
Underwater launch depth (m)	up to 30.0
After-launch turning angle (deg)	± 20.0
Cruising depth (m)	6.0
Warhead type	high-explosive
Warhead weight (kg)	at least 210.0
Calibre (mm)	534.4
Length (m)	8.2
Missile weight (kg)	2,700
Engine type	
sustainer	hydroreactive fuel engine
booster	solid fuel rocket
Exploding type	impact, impact/proximity
Pre-launch preparation time	
standard mode (sec)	not more than 100
forced launch mode (sec)	not more than 30
Continuous launch preparation time (hr)	> 1
Duty-mode launch readiness time (sec)	< 1.5

나. 케비테이터

수중에서 물의 마찰저항을 감소시키는 수단인 케비테이터는 초공동 발생을 위한 가장 중요한 부품이다. Fig. 6은 케비테이터의 기본구조와 환기공동(ventilated cavitation)을 위한 가스분출 페어링을 나타낸 것이다. Shkval 혹은 Hoot는 디스크형 케비테이터를 적용하고 있다. 케비테이터는 Fig. 7처럼 방향에 따라 작동 각을 조절할 수 있도록 구동장치와 연결되어 동작하며, 디스크 내부에는 산화제로 사용할 물을 흡입하는 직경 33 mm 구멍이 있어 주행체의 속도에 따라 물을 흡입하도록 되어 있다. 디스크 구멍 안쪽에는 정체수압(static pressure)을 측정하기 위한 피토(pitot) 튜브가 있는데, 이는 로켓이 발사관으로 부터 사출 후 앞쪽으로 이동한다.

케비테이터와 페어링 소켓으로 구성된 케비테이터 조립체는 크게 두 가지의 복합적 기능을 갖는다. 1) 초공동 형성 : 디스크형 케비테이터 후면에 위치한 페어링은 가스 분출구로부터 분출되는 가스를 이용하여 케비테이터에 의해 발생된 기포가 비행체의 마지막 부분까지 연장될 수 있도록 한다.



1-water scoop, 2-disc, 3-housing, 4-clutch, 5-boss, 6-pin, 7-nut, 8-fairings, 9-dynamic head tube, 10-sealed blank, 11-nut with washer, 12-screw

Fig. 6. Schematic of cavitator and gas spouting fairing for the ventilating cavitation.

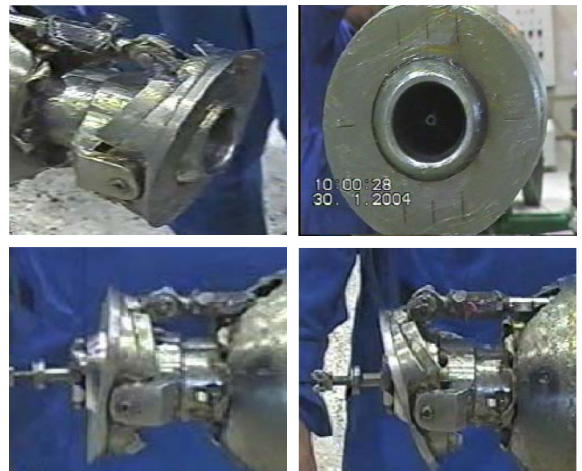


Fig. 7. Cavitator and actuator

이때 케비테이터와 로켓 후미의 노즐 등은 물과 상호 작용을 하여 수중에서 항력을 증가시키지만, 로켓 전체에 작용하는 항력은 초공동 형성으로 공기 중의 항력과 유사하여 수중에서 고속 주행을 가능하게 한다.

2) 추력 방향 조종 및 자세제어 : Fig. 8과 같이 로켓의 추력 방향조종 및 불안정한 외력에 대한 자세를 유지하고 제어하는 것이다. 즉, 케비테이터는 로켓 동체에 외력 분포가 평행이 되도록 유지시킴으로써 비행 안정성을 가지고 고속 주행을 가능하게 하는 기능을 갖는다. 디스크는 100 m/s 미만의 속도에서는 효율이 좋지 못하지만, 초공동 진입 속도를 넘어서게 되면 이 디스크의 기능이 최고도로 발휘되어 초공동 단계에서 비행체가 안정성을 유지할 수 있게 한다.

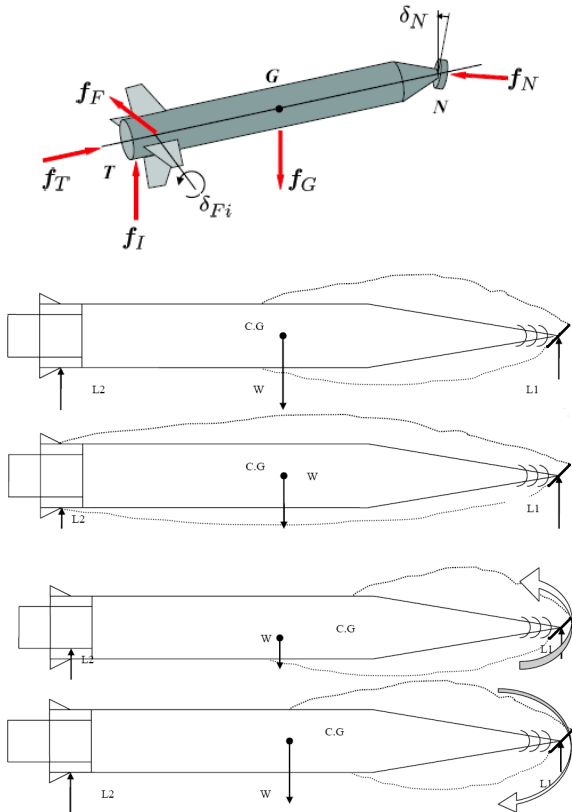


Fig. 8. Configuration of supercavitating vehicle and applied forces

로켓이 충분한 초공동 상태가 형성되지 않은 시점에 진입한 경우, 전방부와 후방부는 다르게 외력이 작용한다. 즉 불완전한 초공동 상태에서 로켓은 초공동으로

진입된 부분과 그렇지 못한 부분이 존재하며, 그 사이에 상당한 외력의 차이를 갖는다. 이 상태에서 케비테이터는 비행의 방향을 고려해서 적절한 구동각으로 변경하여 비행체의 초공동 상태를 확장시키고 불균일한 힘을 균일한 상태로 분배시켜 초공동이 파열되지 않도록 안정성을 유지시킨다. 해당 기능을 위해서 디스크는 5~30°의 각도사이에서 구동하게 되며, 초공동 항속 중에는 이 각도가 9°에서 12°로 변한다고 보고되었다^[9].

다. 가스분출용 페어링

디스크형 케비테이터에서 시작된 공동은 비행체 후미 쪽 끝까지 유지되어야 한다. 대부분 로켓의 길이는 8.0 m 내외이므로 전방에 있는 케비테이터로 발생하는 자연공동(natural cavitation)만으로 불충분한 경우가 많으며, 수중에서 방향전환을 포함한 빠른 기동을 할 경우 초공동이 파열 될 수 있다. 이런 현상을 보완하기 위해 환기공동(ventilated cavitation)의 기능을 적용하여 기포가 로켓 전체를 감쌀 수 있도록 케비테이터 인접에 가스 분출용 페어링 세트를 적용하고 있다. Fig. 9는 Hoot에 적용된 가스분출용 페어링에 대한 사진이다. 가스 분출 페어링의 작동을 위하여 로켓 내부에 가스발생기가 적재되어 있다. 페어링은 각각의 개별튜브를 이용하여 가스발생기에서 생성된 가스를 로켓 몸체 하류 방향으로 균일하게 분사시킨다.

Fig. 9에서 보이듯 페어링은 세 개의 소켓으로 구성된다. 케비테이터 선단으로부터 첫 번째 소켓은 여러 개의 구멍이 있어 가스를 뒤로 분출하여 유도하거나 디스크의 뒤쪽 틈으로 안내하여 디스크에서 발생된 초공동 기포면을 안정적으로 유지시킨다. 두 번째 소켓에 있는 구멍의 역할도 이와 동일하다. 그러나 세 번째 소켓에는 가스 유입을 위한 구멍이 없고 분사된 가스를 안정하고 균일하도록 하는 안내면으로 사용된다. 가스발생기로부터 외부로 나가는 가스의 온도는 거의 500 °C에 이른다는 점을 고려할 때 이들 소켓은 고온에 대한 열 저항성을 지니고 있어야 한다. 소켓 페어링에 있는 분사구는 매우 정밀하고 그 크기는 가스발생기의 압력과 초공동의 크기에 적합한 질량 유동율을 갖도록 설계되어 있다. 생성된 초공동의 크기는 수중 비행체 운동에 매우 지대한 영향을 미치고, 발생된 기포의 직경은 비행체에 작용하는 힘의 생성에 매우 중요하기 때문이다. 직경이 과도하게 클 경우 이러한 가스로부터 요구되는 질량 유량은 커지게 되

거나 분출압력이 낮아져 제 기능을 하지 못하게 된다. 초공동 상태에서 비행체가 주행 시 요구되는 힘의 생성과 초공동 기포의 길이와의 상관관계에 대하여서 연구자들이 많은 연구를 진행하고 있다^[17~19].

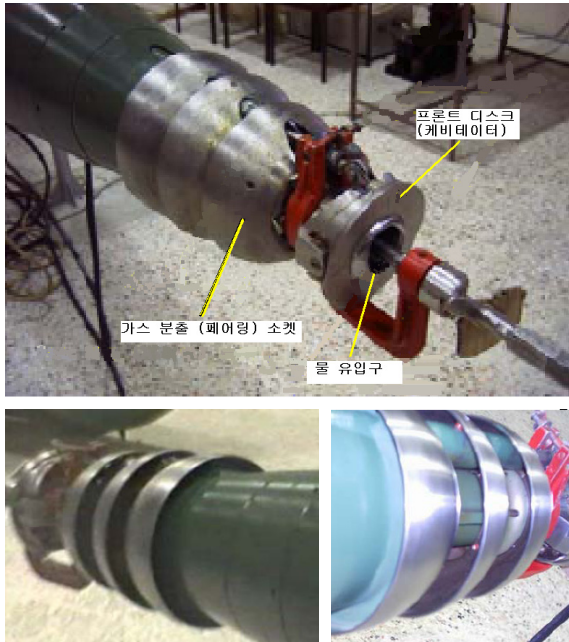


Fig. 9. Gas spouting fairing sockets for the ventilating cavitation

라. 가수 반응(연료) 로켓⁽²⁰⁾

수중 고속 비행체에 초공동 현상을 발생시키기 위해서는 현 어뢰와 같은 전기나 열에너지 방식으로는 어렵다. 기존의 고체 로켓 추진기관으로는 해당 속도를 낼 수 있으나, 70 % 이상의 산화제를 포함하고 있어 무게와 부피 증가되어 장거리 주행에 제한 요인이 된다. 이를 극복하기 위한 방안으로, 수중을 주행하는 점을 이용하여 유입 해수를 산화제로 사용하고, 이와 쉽게 반응할 수 있고, 높은 에너지를 생성할 수 있는 금속연료를 연소시키는 방식의 로켓 시스템이 대두되고 있다. 이와 같이 금속연료와 물을 반응시켜 추력을 발생시키는 시스템이 가수반응(hydroreactive) 연료 로켓 추진기관이다. 가수반응은 고체 그레인으로 알루미늄(Al) 또는 마그네슘(Mg) 같은 금속분말로 충전하여 흡입된 물과 반응 하도록 하는 것이다. 이 시스템은 상대적으로 1) 금속 분말 연료의 부피 및 밀도 효과가 큰 상태에서의 에너지 반응에 따른 고에너지를 받

생시키고 2) 손쉽게 얻을 수 있는 산화제인 물을 이용하는 것과 3) 환경 친화적 연소생성물인 산화알루미늄(Alumina)과 산화마그네슘(Magnesia) 생성의 장점이 있다.

1) 가수반응 연료

주요 반응 메커니즘은 식 (2)와 같이 활성 금속(M)이 산화제 역할을 하는 물과 반응하여 고체형태인 비활성 산화금속(MO)과 가용에너지로 전용할 수 있는 수소를 생성한다.



M : hydroreactive metal fuel

예를 들어, 식 (3)~(7)과 같이 나트륨, 마그네슘, 알루미늄, 붕소, 마그네슘-수소화물이 적용 될 수 있다.

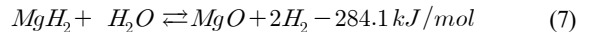
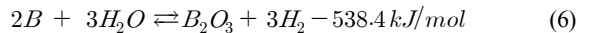
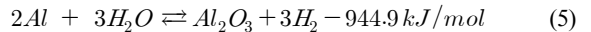
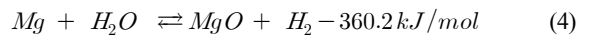
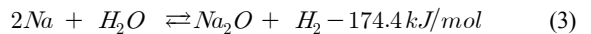


Table 2. Hydroreactive Fuels

Fuel type		Fuels
Metals	metal	Al
	Alkali metal	Li, Na, K, Rb, Cs
	alkaline earths metals	Be, Mg, Ca, Sr
	semi-metal	B
	alloys of metals	Al+Mg alloys, Al+B+Mg alloys
Substances	hybrids	AlH ₃ , MgH ₂ , BH ₄
	organic metal	Al(CH ₃) ₃ , LiCH ₃ Mg(CH ₃) ₂ , etc.

연료(fuel) 선택에 중요한 것은 상용성, 저렴한 가격, 무독성, 그리고 가공성이 고려되어야 한다. 또한 해수와 반응이 용이하여 고 에너지를 발생시킬 수 있어야 하며, 용기 내에서 안정한 저장성 등도 고려되어야 한다. 이러한 측면을 검토해 볼 때, 수반응 연료는 Table 2와 같이 금속이나 이들의 합금, 그리고 수산화물 등이 채택되고 있다^[15]. Table 3은 대표적인 수반응 금속의 단위 질량당 발생에너지를 나타낸 것이다.

Table 3. Energy density of reaction between metals and water

Metal	Density (g/cm ³)	Mass energy density (Kcal/g)	Volume energy density (Kcal/cm ³)
Be	2.34	8.62	16.0
B	1.85	4.50	10.5
Al	2.70	3.61	9.75
Mg	1.74	3.12	5.42
Li	0.53	7.59	4.03

식 (3)과 (7)로 부터, Mg의 경우 1 Mol당 360.2 KJ, Al의 경우 944.9 KJ, B의 경우 538.4 KJ, 그리고 MgH₂의 경우 284.1 KJ의 에너지를 생성하여 유리하다. 그리고 이들 물질 중에는 생산도 어렵고 가격이 비싼 수산화물들과 독성이 강한 Be, 적용성이 나쁜 Li나 B 등을 제외할 때, 가장 바람직한 물질은 Al과 Mg이라고 볼 수 있다.

Table 4. Comparison of Al combustion characteristics related to the oxidizers

산화제	반응식	연소열 (cal/g)	단열화염 온도 (K)
O ₂	2Al(s) + 3/2O ₂ (g) → Al ₂ O ₃ (s) - 404.08 kcal/g-mol	7,483	4,005
H ₂ O	2Al(s) + 3H ₂ O(g) → Al ₂ O ₃ (s) + 3H ₂ (g) - 230.69 kcal/g-mol	4,273	3,036

특히 Al 분말은 가격과 성능 측면에서 선호되는 금속이다. Al의 경우 연소반응을 산화제에 따라 조사하여 보면 Table 4와 같다. 산화제에 따라 연료 Al의 열발생율은 H₂O 인 경우가 O₂ 일 경우의 57 % 수준을 갖는다. O₂ 대신 산화제를 유입되는 물을 사용하는 가수반응 연료 로켓에서는 시스템 측면에서 고려할 때 그 효율성이 크다고 볼 수 있다^[16].

Fig. 10은 Mg과 Al의 연소과정에 대한 개념도이다. Mg은 물과 반응하여 MgO을 형성하고, Al은 Al₂O₃을 형성한다. Mg은 비등점이 낮아(1,090 °C) 점화가 용이하고 온도팽창계수(coefficient of temperature expansion)가 MgO에 비해 커서 산화막이 쉽게 부서짐에 따라 지속적 연소도 용이하다. 반면 Al은 비등점도 높고(2,465 °C) Al과 Al₂O₃의 온도 팽창계수도 비슷하여 Mg에 비해 점화까지의 지연시간도 길어진다. 이러한 이유로 가수반응 연료 로켓은 Mg과 Al을 적절히 함유한 연료를 사용한다. 고체 추진제에서도 Al 금속 입자의 일부를 Mg으로 치환한 Magnalium(Mg/Al) 사용으로 연소 특성을 향상시키기 위한 연구가 보고되었다^[21].

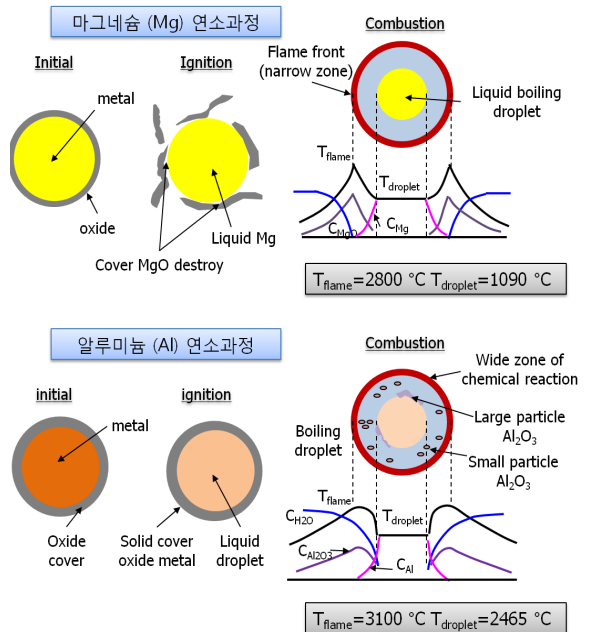


Fig. 10. Combustion model of Mg & Al^[20]

Magnalium 추진제에서 Mg과 Al 함량 변화에 따른 시차 열분석(DTA : Differential Thermal Analysis) 결과

를 Fig. 11에 나타내었다. Mg/Al은 820 K에서 급격한 산화반응을 보이나, Al은 1400 K까지 산화반응이 일어나지 않는다.

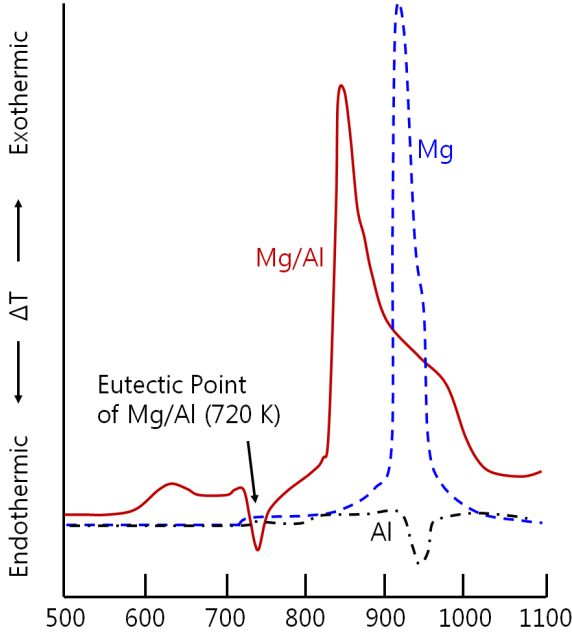


Fig. 11. DTA results for the metal fuel(Mg, Al, and Mg/Al)^[21]

즉, Mg/Al의 화학성질은 Al과 매우 다르며 Mg와 유사함을 보여준다. 다만, Mg/Al과 Mg의 차이점은 녹는 점에서 흡열반응 특성과 Mg/Al이 상대적으로 낮은 온도에서 쉽게 산화 반응한다는 점이다. 이와 같은 특성 때문에 Mg/Al 추진제의 연소반응은 2단계 연소 메커니즘을 갖으며, 단계적으로 초기에 Mg입자가 분열하듯 연소되며, 그 이후 잔여 Al이 점진적으로 연소된다.

2) 가수반응 로켓 추진기관

초공동 로켓은 고체 로켓 부스터와 수중 로켓의 추진기관이 한 몸체로 이루어지며, 수중 로켓의 추진기관은 가속용 고체로켓과 가수반응연료 추진기관으로 구성된다.

Fig. 12는 금속연료의 가수반응 개념과 원리를 적용하여 개발되어진 초공동 로켓 추진기관의 사용 연료를 개념적으로 구분하여 나타낸 것이다. 이는 Hoot의 기술 자료를 근거로 기술한 개념도이며 Table 5에 간략한 제원을 요약하였다.

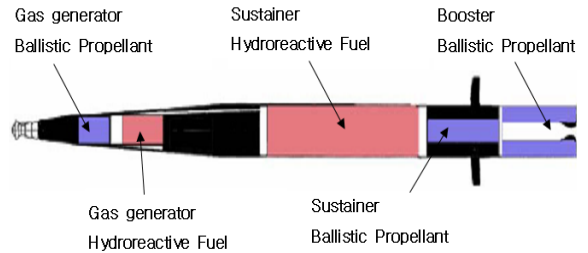


Fig. 12. Fuel and propellant of Propulsion Systems

Table 5. Propellant/fuel for the supercavitating rocket propulsion system

	그레인	연료종류	무게 (Kg)	작동시간 (sec)
가속 부스터	12개의 내삽 원통형	고체 추진제	90.0	1.0~3.0
주 엔진	1개의 내삽 원통형	고체 가수 반응 연료	1027.0	100.0

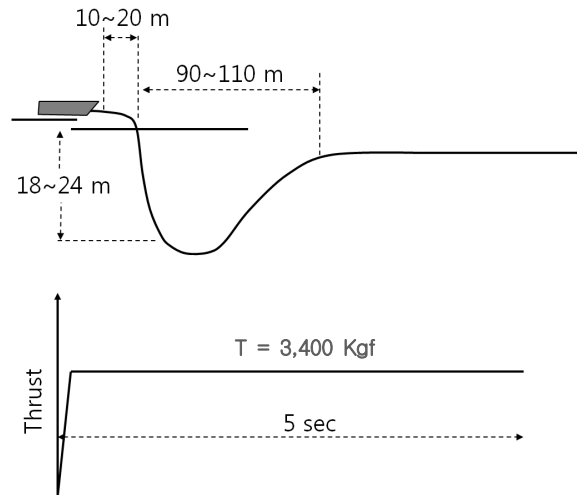


Fig. 13. Boosting phase and thrust-time history of the solid rocket

Fig. 13은 Hoot의 고체로켓 부스터의 시간에 따른 초기 궤적과 추력선도를 나타낸 것이다. 3,400 kgf의 일정 추력을 갖도록 설계된 부스터는 5초 이내에 0.0 m/s에서 35.0 m/s수준까지 로켓의 속도를 끌어 올리는데 사용되며, 로켓의 작동 중 운동방향은 3단계로 나뉜다.

- 1초 단계 : 발사대에서 로켓이 사출
- 2초 단계 : 수중 진입 단계(속도는 20.0 m/s)
- 5초 단계 : 주 엔진 시동 및 작동단계(수심 및 경로 조종)로 구분된다. 이때 부스터는 수중 로켓 추진기관(주 엔진)과 같이 내부의 자동항법 시스템(Fig. 14)으로부터 직접적으로 명령을 받으며, 작동 완료 후 분리된다.

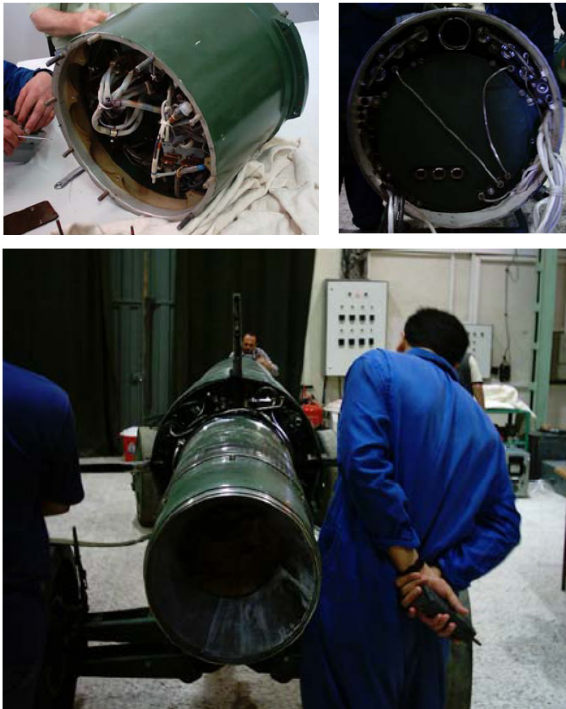


Fig. 14. Avionics navigation systems of the supercavitating rocket(upper) and booster(lower)

Fig. 15는 Hoot의 수중 로켓 추진기관(주 엔진)의 시간에 따른 추력 선도를 나타낸다. 수중 로켓 추진기관은 1) 가속 로켓과 2) 가수반응연료를 사용하는 엔진의 2가지 형태가 결합되어 그림처럼 2중 추력을 생성한다. 고체 추진제와 수반응 연료를 사용하도록 두 개의 다른 추진기관과 점화장치로 구성되어 있다. 고체 로켓 모터는 고체 추진제를 이용하여 초공동이 발생되도록 하며 이때 최고 속도는 100 m/s에 이른다. 그 이후 주 엔진이 점화되며, 가수 반응 연료가 가스발생기와 주 엔진(sustainer)에서 연소되면서 100초간 작동한다.

고체 추진제는 산화제와 연료가 미리 혼합된 예혼합

연소(premixed combustion)형식이며, 가수 반응 연료는 물을 산화제로 쓰는 확산연소(diffusive combustion)를 갖는 일종의 혼합형 엔진(hybrid engine)이다. 이러한 엔진 개발 기술은 초공동 캐비테이터 기술과 함께 고도의 기술력이 요구되는 장치이다. 수중로켓 추진기관의 운동은 두 가지 단계를 가지며 아래와 같다.

- (1) 가속 부스팅 운동(Fig. 15의 ①~②) : 15,000 kgf의 추력을 가지며 1.5초간 유지하며 비행체의 속도를 35 m/s에서 100 m/s까지 가속
- (2) 서스테이닝 운동(Fig. 15의 ②~③) : 로켓의 연소가 종료될 때까지 정속운동을 하며 100초간 유지되며, 초공동 상태에서 해수가 유입되어 가수반응 연료와 혼합 연소되는 구간이다.

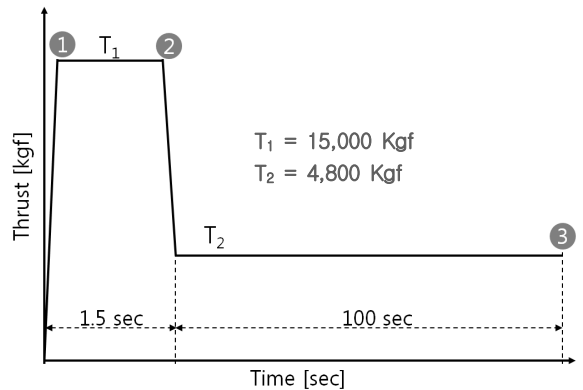


Fig. 15. Thrust-time history of the main engine

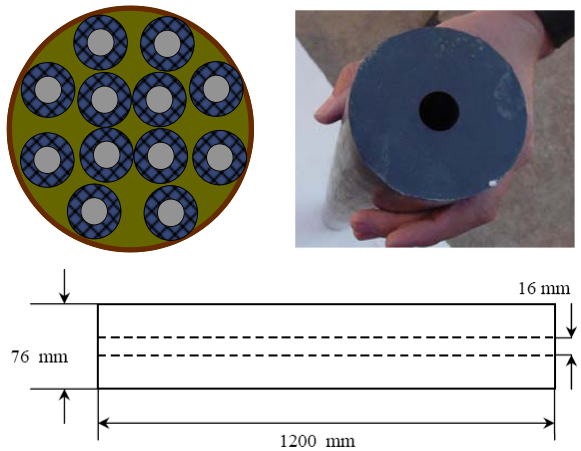


Fig. 16. Propellant grain configuration using in the main engine for acceleration phase

Fig. 16은 수중 로켓 추진기관의 첫 번째 엔진(가속 로켓 모터)의 추진제 그레인 형상과 크기를 나타낸 것이다. 전체 추진제는 내부에 구멍이 있는 원통형 12개의 그레인 튜브가 한 다발로 묶여 가속 기능을 부여한다. 12개의 그레인은 각각 7.5 kg의 무게를 가지고 있으며, 자유 그레인(free grain) 형상이다. 12개 그레인들은 4개의 스테인리스 핀으로 각각의 정 위치에 안정적으로 고정되어 있다. 가속 로켓 모터는 작동이 완료되면 주 엔진이 점화/연소되어 발생하는 연소가스를 사용하여 분리 된다.

Fig. 17은 Hoot의 수중 로켓 추진기관의 두 번째 엔진인 가수반응 연료 추진기관 외형과 그레인 형상을 보여준다. 주 엔진 연료 그레인은 직경 521 mm이고 길이는 2,890 mm로 내삼형 실린더 형태이며, 외부가 절연(inhibit)된 카트리지 형태로 만들어져 연소관에 삽입하여 조립한다.



Fig. 17. Main engine(upper), Combustion case and hydroreactive fuel(lower)

Hoot의 기술 자료에 따르면 점화/연소가 일어나는 연소실 내부공간에서는 다음과 같은 조건을 갖는다.

$$T = 500 \text{ }^{\circ}\text{C}$$

$$P = 24 \text{ atm}$$

가수반응 연료 그레인의 점화/연소가 일어나는 공간의 크기는 일정하게 유지 되어야 연소실의 압력이 균등하여 일정한 추력을 갖게 된다. 내부에 구멍을 가진 원통 형태인 가수 반응 그레인을 사용하는 연소실 개념도는 Fig. 18에서 나타내었다. 일반 추진기관과 달리 특이한 점이라 볼 수 있는 것은 연소 압력이 상대적으로 낮고 가수 반응 연료가 전/후방에서 연소됨에 따라 양단의 압력이 균일하게 유지되도록 하는 점이다. 물은 전면의 로켓 선단 부를 통해 50 kg/cm²의 압력으로 주입되고 점화 후 연소되면서 연소실 내에는 24 atm의 압력이 형성된다.

물은 항상 연료 캡슐 내부로 흘러 들어가며, 연소관과 물 분사기를 통해 전면 연소가 안정적으로 이루어지도록 공급되어야 한다. 연소실내 그레인은 앞쪽과 뒤쪽에서 연소가 이루어지면서 양단의 압력이 균등해야 안정적인 연소가 진행될 수 있다. 그레인 후방은 물 분사 노즐 사이의 거리를 일정하게 유지해야 하며, 그레인 전방은 특수 실린더 역할을 하여 뒤쪽으로 이동해야 된다. 연료가 연소되어 줄어들게 되어도 감소된 무게만큼 물로 대체되어 연소실 평형이 이루어지는 구조로 되어있다.

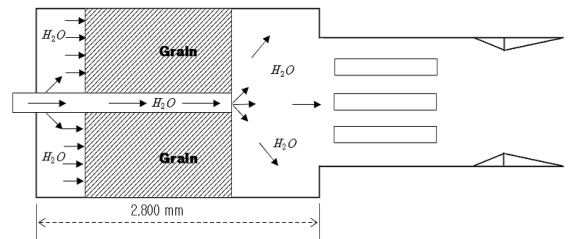


Fig. 18. The main engine concept of the combustion chamber for the hydroreactive fuel rocket

Fig. 19처럼 특수 노즐을 이용하여 연료 그레인 표면에 물을 분사/분무시키고, 연소가 일어나는 공간의 크기는 일정하게 유지하기 위해서 그레인 표면과 일정한 거리를 유지하도록 물 공급관의 길이가 전방의 압력에 상응한 길이로 조절 되어야 한다. 이러한 작동

은 최적 연소가 가능한 연소면과 노즐사이 일정 거리를 유지시키면서 연료가 소모되어 무게가 감소된 엔진의 무게 중심을 제어하고 로켓의 안정성을 유지하도록 도와주기 위한 이유이다.

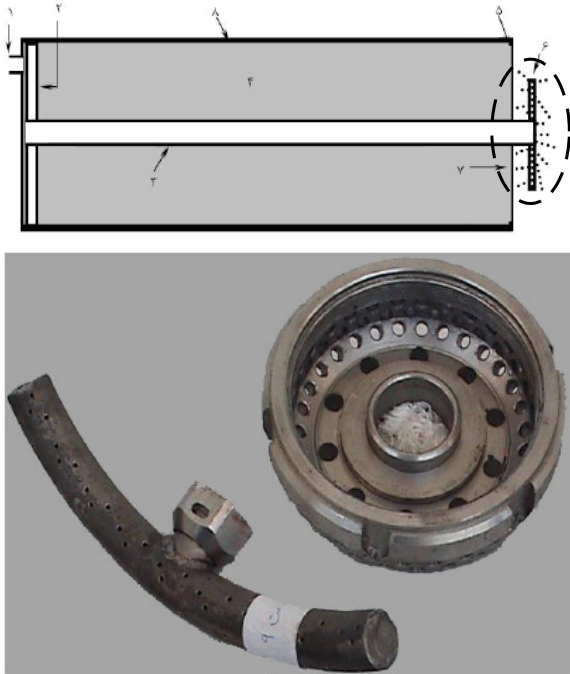


Fig. 19. Water Injection nozzle in the combustion chamber

물과 반응하여 작동되는 그레인 표면은 마그네슘으로 층을 이루고 있고, 여기에는 소량의 첨가 물질도 포함된다. 외부로부터 유입된 물은 산화제의 역할과 엔진의 구조물을 냉각 시키는 기능을 한다. 그레인이 연소되기 시작하면 내부공간으로 들어오는 물 흐름은 연소실과의 압력 평형을 이루어 일정하게 유지되고, 연소실 내 연소가스 온도는 1500 °C까지 상승한다. 물과 반응하는 그레인의 무게는 1,000 kg이고, 그레인의 총 연소시간은 100 sec이다. 따라서 질량 유동율은 10 kg/s이고, 그레인의 길이는 2,800 mm이다. 산화제로써 그레인 연소에 필요한 물은 45 kg/s로 유입된다.

3) 가스발생기

가스발생기는 로켓의 원추부위에 위치하고 있으며 가스발생기능을 담당하고 있고 세 개의 채널을 통해 로켓의 머리 캡 부분(가스분출 페어링)의 밖으로 가스

를 내뿜어 공동을 확장 및 안정화 시킨다. 이러한 가스는 두 개의 고체 연료로부터 제공된다.

첫 번째 단계에서는 Fig. 20처럼 두 개의 충전 연료의 연소를 이용하여 생성된 가스가 일차적으로 공동영역으로 분사되어 초공동 현상에 기여한다.



Fig. 20. Propellant grain for the gas-generator

가속단계에서 고체 추진제를 사용한 가스발생기를 사용하고, 주 엔진 작동구간 100초 동안은 가수반응 연료를 사용한 가스발생기를 사용한다. 두 개의 채널(중앙채널은 가속 모터용 가스 발생기 용도, 위쪽 채널은 주 엔진 서스테이너 용도)을 통해 로켓의 중앙 수로로 진입한 물은 주 엔진 연료의 연소에 영향을 주게 되는데, 이를 정리하며 Table 6과 같다.

Table 6. Gas-generators using in the hydroreactive rocket propulsion system

구 분	작동 시간	연료 형태	그레인	
가스 발생기 1	1.5 sec	고체 추진제	두 개 내삽 원통형	
가스 발생기 2	100 sec	가수반응 급속 연료	하나의 내삽 원통형	
구조	무게 (kg)	길이 (mm)	외경 (mm)	내경 (mm)
내부 그레인	1405	84	114	84
외부 그레인	2685	82	236	175

가스발생기의 가스발생 체적유량은 Fig. 21과 같이 초공동 상태로 진입된 수중 로켓의 추력과 연동해서 초기 1.5초구 간에서 2.0 m³/s를 발생하고, 100초간 0.8 m³/s를 생성한다. 이 가스발생기 분사용량은 Fig. 22처럼 압력조절기로 비행체의 속도와 발생추력에 따라 조절할 수 있도록 구성되어 있다. 가스발생기는 압력이 35 atm에 도달하도록 전기적 명령을 받아 점화와 동시에 작동을 시작한다. 생성된 가스는 전방 원추 구멍 쪽으로 이동하고 세 개의 채널을 통하여 페어링 조립체의 각각 소켓 가스 분출구로 분사된다. 주 엔진과 가스 발생기 내부의 연소압력 신호는 두 방향으로 보내지는데, 그 중 하나는 시간에 따른 압력의 변화를 추적하는 압력센서로 나머지 하나는 캡슐 압력의 35 atm을 유지시키는 압력 스위치에 연결되어 있어 비행체의 속도와 조절된 압력에 따라 가스 분사량을 초공동의 크기에 따라 능동적인 조절이 가능하게 한다.

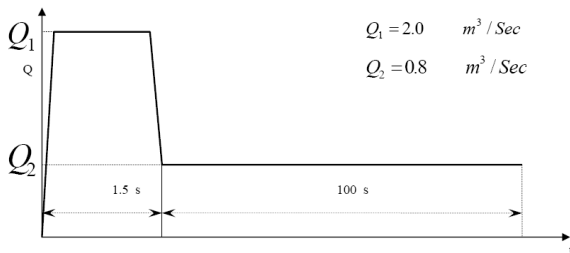


Fig. 21. Gas flow rate of the gas-generator during operation of the main engine

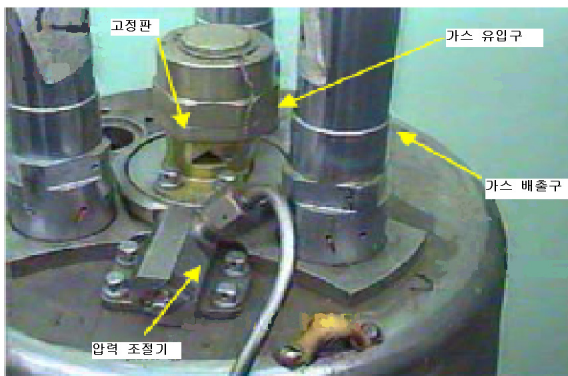


Fig. 22. Gas-generator pressure regulator

4) 시 험(이란 Hoot 시험)

이란은 초공동 로켓어뢰의 종합시험을 2004년 2월 5일에 Jasak시 인근 바다에서 실시되었다고 전해진다.

(Fig. 23) 기온은 24 °C이었으며 로켓이 발사관에서 발사된 후 수중에서 항속하고 물 바깥으로 나오는데 걸린 시간은 112~114 sec로 측정되었다고 보고되었다.



Fig. 23. Preparation of Iranian supercavitating rocket's flight test



Fig. 24. Test of Iran's supercavitating rocket torpedo

외부 관찰 결과로는 고체로켓 발사 후 정상적으로 주행을 하였고, 부스터 단계에서 강한 흔적이 해수면

으로 나타났으며, 주행거리는 10,454 m로 측정 되었다고 한다. 주 엔진이 연소 완료된 후 150여 미터 더 진행된 것으로 계속되어 로켓이 입수 시까지 공중에 체류한 거리는 15 m이고, 부스터 모터 작동 후 입수 시까지 걸린 시간은 2 sec이다. 부스터에 의한 주행거리는 시험결과 100 m이며 소요 시간은 5 sec로 확인되었다고 한다. 순항속도 및 초공동 모드에 이르기 까지 1.5 sec가 소요되고 주행거리는 70 m가 되었다고 보고서는 기록하고 있다. 따라서 초공동 모드에서 이동한 거리는 10,115 m이고, 시간은 105.5 sec 이다. 그러므로 초공동시 로켓의 항속은 95.9 m/s(185.637 knot)가 된다.

결과적으로 보고서에서 Hoot는 수중에서 초공동 발생을 통하여 초고속으로 주행할 수 있었다는 결과를 얻었다고 하였으며, 해당시험으로 정밀도에서 검증은 확인할 수 없었지만 무기체계의 활용가능성을 확인하였다고 하였다⁹⁾.

4. 결론

초공동 로켓에 대한 세계의 관심과 개발추세를 바라보면 이와 같은 기술이 짧은 기간 내에 쉽게 개발되기는 어려운 반면, 어뢰를 넘어서 다른 무기체계의 기술 혁신과 민수 기술로의 파급효과가 엄청날 것임을 예측할 수 있다. 국내에서도 미래 국방 유망기술로 선정하여 기술보급 및 분위기 조성의 장을 준비하고 있는 시점이다. 세계 최첨단의 기술을 보유한 러시아도 30년 넘게 걸린 것을 감안하면, 본 논문에서 분석한 초공동 로켓의 기술 중 두 가지 핵심기술인 “초공동 캐비테이터 기술”과 “가수 반응 연료 로켓 추진기관 기술”을 확보하기 위해서 국내에서도 조속히 이에 대한 다각도의 기술대비가 있어야 할 것이다. 특히, 강력한 추력을 갖는 “가수반응 연료 로켓 추진기관”을 개발하기 위해서는 기본적으로 나노 입자 크기의 금속연료 생산 기술을 확보해야 함은 물론이고, 이의 점화/연소 양상에 대한 이해와 함께 연소장치기술 개발에 적극성이 필요로 하며, 산업적 응용에도 적용하여 환경 친화적 연소 기술로도 파급 효과가 크다고 볼 수 있다. 이를 실제 구현하기 위해서 이론/해석적 기술과 다양한 시험시설이 뒷받침되어야 하며, 새로운 기술적 진보를 위해서 무엇보다도 지속적인 관심과 연구를 통한 체계적인 기술축적이 요구된다.

References

- [1] Victora Sturgen, “Racing Through Water : Supercavitation”, CURJ(Caltec. Undergraduate Research Journal), Nov. 2001.
- [2] Naoki ENOMOTO, et. al., “Suppression of Cavitation Surge of a Helical Inducer Occuring”, Fifth International Symposium on Cavitation (CAV2003), Osaka, Japan, November 1~4, 2003.
- [3] Noriyuki SHIMIYA, et. al., “Suppression of Cavitation Instabilities in an Inducer by J-Groove”, 6th International Symposium on Cavitation(CAV2006), Wageningen, The Netherlands, September, 2006.
- [4] Wilke, Henning, “Supercavitation - a Challenge for Future Underwater Weapon Systems”, Naval Forces : International Forum for Maritime Power, Vol. 22, pp. 50~53, 2001.
- [5] 나영인, 김윤곤, “초공동 로켓어뢰 Shkval 추진기술”, 한국추진공학회 2011년도 제37회 추계학술대회 논문집, pp. 383~387, Nov. 2011.
- [6] <http://www.fas.org/man/dod-101/sys/missile/row/shkval.html>, “VA-111 Shkval Underwater Rocket”.
- [7] S. Ashley, “Warp Drive Underwater - Traveling Inside Drug-Cutting Bubbles Secret Torpedoes and Other Subsea Naval Systems Can Move Hundreds of Miles Per Hour”, Scientific American Special Online Issue, pp. 29~36, Feb., 2002.
- [8] S. Ashley, “Warp Drive Underwater”, Scientific American, Vol. 284, pp. 26~29, pp. 26~29, July 22, 2000.
- [9] <http://www.fas.org/nuke/guide/iran/missile/hoot/index.html>, “Iran's Hoot/Russia's Shkval”.
- [10] <http://www.naval-technology.com/news/news122472.html>, “France Conducts First Underwater Future Missile Launch”.
- [11] Jean-Pierre FRANC & Jean-Marie MICHEL, FUNDAMENTALS OF CAVITATION, Grenoble Sciences, 2003.
- [12] J. M. Michel, “Introduction to Cavitation and Supercavitation”, RTO AVT Lecture Series on “Supercavitating Flows”, Held at the Von Kármán Institute(VKI) in Brussels, Belgium, 12~16 February 2001.

- [13] D. R. Stinebring, M. L. Billet, J. W. Lindau, R. F. Kunz, "Developed Cavitation - Cavity Dynamics", RTO Lecture Series 005 Supercavitating Flows, RTO-EN-010, Feb, 2001.
- [14] Travis Jon Schauer, "An Experimental Study of a Ventilated Supercavitating Vehicle", The Degree of Master of Science, March, 2003.
- [15] <http://warfare.ru/?catid=267&linkid=1728>, "Torpedoes Russian Military Analysis".
- [16] http://eng.ktrv.ru/production_eng/323/507/524/, "Shkval-E Missile System", Tactical Missiles Corporation JSC.
- [17] Yu. N. Savchenko, "Experimental Investigation of Supercavitating Motion of Bodies", Part 4, RTO Lecture Series 005 Supercavitating Flows, RTO-EN-010, Feb., 2001.
- [18] Yu. N. Savchenko, "Supercavitating Object Propulsion", Paper Presented at the RTO AVT Lecture Series on "Supercavitating Flows", Held at the Von Karman Institute in Brussels, Belgium, 12 ~16 Feb. 2001.
- [19] Robert F. Kunz, et. al., "3D, Unsteady, Multi-Phase CFD Analysis of Maneuvering High Speed Supercavitating Vehicles", HPCMP 2001 Users Group Conference, Biloxi, MS, 21, June, 2001.
- [20] I. V. Garanin, Thermal to Mechanical Energy Conversion : Engines and Requirements, Vol. II, The Hydro_Reacting Marine Solid Fuel Rocket Engines, 2009.
- [21] Hiroto Habu, et. al., "The Combustion Mechanism of AP Based Propellant Containing Magnalium", in "Energetic Materials : Ignition, Combustion and Detonation", 32th International Annual Conference of ICT, V7, Karlsruhe, Federal Republic of Germany, July 3~6, 2001.