



고속 주행을 위한 수중용 로켓추진기관 개발

권민찬^{a,*} · 유영준^a · 허준영^a · 황희성^a

Development of Underwater Rocket Propulsion System for High-speed Cruises

Minchan Kwon^{a,*} · Youngjoon Yoo^a · Heeseong Hwang^a · Junyoung Heo^a^aThe 4th R&D Institute, Agency for Defense Development, Korea^{*}Corresponding author. E-mail: mckwon@add.re.kr

ABSTRACT

The development of an underwater rocket propulsion system was described in this paper. Throttle able liquid propellant and hybrid rocket propulsion systems were selected for underwater propulsion. A subscale liquid rocket combustion chamber and its portable stand were developed and their applicability was examined. 1.5-ton.f and 1.8-ton.f hybrid rockets were developed for underwater applications. The test results indicated that the 18-ton.f hybrid rocket fully complies to the performance and underwater cruise stability requirements; thus, its development was concluded to be successfully complete.

초 록

수중운용 체계를 위한 로켓추진기관 개발에 대해 기술하였다. 추력조절이 가능한 LP(Liquid Propellant rocket)형 추진기관 및 HR(Hybrid Rocket)형 추진기관을 선정하여 시스템으로의 적용 가능성을 확인하였다. 축소형 액체로켓연소기 및 이동형 시험대를 개발하여 적용 가능성을 검토하였으며, 수상체계 적용을 위한 추력 1.5톤급 및 추력 1.8톤급 하이브리드 로켓 추진기관을 개발하였다. 시험결과 1.8-톤급 하이브리드 로켓이 수상운용을 위한 추진기관 요구 성능 및 수중 주행 안정성 목표를 성공적으로 달성하였다.

Key Words: Underwater Propulsion(수중추진), Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Hybrid Rocket (액체산소), Hydrogen Peroxide(과산화수소), Nitrous Oxide(아산화질소)

1. 서 론

수중에서의 로켓추진기관 운용 가능성을 검증하기 위해서 친환경 저장성 액체추진제(95% H₂O₂, Jet-A-1)를 사용하는 지상추력 265N급 축소형 LP(Liquid Propellant rocket)형 추진기관 및 이동형 연소시험대를 개발하여 총 6회의 시

Received 26 December 2018 / Revised 25 March 2019 / Accepted 2 April 2019
Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers
pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

[이 논문은 한국추진공학회 2018년도 추계학술대회(2018. 12. 19-21, 웨스틴 조선호텔 부산) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

험을 수행하였다. 최대 90초의 수평연소시험이 성공적으로 수행되어 운용 가능성을 확인하였지만, 제한된 개발기간 내에 액체로켓시스템의 개발완성도가 불확실하였으며, 요구조건 및 제어 복잡도 그리고 자분해(self-decomposition) 특성의 산화제에 대한 수중 운용 특성을 고려해 본 연구를 위한 추진기관으로 하이브리드 로켓추진기관을 결정하였다.

실험실 수준에서 리그(rig)형태로 개발되었던 아산화질소(Nitrous Oxide, N_2O)와 HDPE(High Density Polyethylene) 추진제용 하이브리드 로켓모터를 기반으로 수중 적용을 위한 로켓추진시스템 개발이 수행되었다. 자발 가압(self-pressurization) 특성을 갖는 아산화질소(N_2O) 추진제에 대한 모델링 및 추력프로파일 설계가 수행되어, 500N급 축소형 하이브리드 로켓을 통해 검증되었으며, 이중 파열판 구조를 적용한 수중 점화안정성도 검증하였다. 재점화를 위한 예연소기 형태의 아산화질소 촉매 점화기가 개발되어 축소형 및 실물형 하이브리드 로켓모터에 적용하여 검증하였다.

고속 수상체계 적용을 위해 추력 1.5톤급과 추력 1.8톤급 총 2종의 하이브리드 로켓모터가 개발되었다. 추력 1.5톤급에는 산화제인 아산화질소자체의 자발가압방식을 이용하여 산화제를 공급하였고, 최종 적용된 추력 1.8톤급에는 추가적인 질소(N_2) 가압을 적용한 산화제 가압시스템을 통해 요구추력을 만족시켰다.

본 논문에서는 수중 적용을 위한 로켓추진기관의 개발과정 및 그 결과를 기술하였다.

2. LP(Liquid Propellant rocket)형 추진기관 개발

수중제 추진을 위하여 공기(air)와는 독립적인 에너지를 찾기 위한 연구는 1930년대 독일 해군에서부터 시작되었다. 과산화수소(T-substance)와 촉매(Z-substance: MnO_4 or $Ca(MnO_4)_2$)를 이용한 추력 800kg.f, 운용시간 106초의 항공용 어뢰(aerial torpedo) LT-1500가 제2차 세계대전 시 개발되었지만, 당시 기술수준으로 제작된 무거운

기체구조 때문에 실용화되어 운용되지 못하였다[1]. 최근 친환경특성과 낮지 않은 성능으로 주목받고 있는 고농도 과산화수소(95%)와 케로신(Jet-A-1)을 추진제로 사용하는 LP형 추력기에 대한 수중추진 적용 가능성 연구가 수행되었다.

2.1 연소기 개발

수중운용을 위한 LP형 추력기의 설계조건은 Table 1과 같았다.

LP형 추진기관 연소기는 인젝터에서 분무된 액체추진제가 미립화, 기화, 연소되며 발생하는 화학에너지를 운동에너지로 변환시켜 요구추력을 발생시키는 부분으로, Fig. 1과 같이 인젝터 헤드, 점화기, 연소실 및 노즐로 구된다. 인젝터 헤드는 동축 선회형(coaxial swirl) 인젝터 6개가 원주방향으로 위치하였으며, 재점화를 위해 예연소기형 촉매점화기가 연소기 헤드 중앙에 위치하였다. 장시간 연소를 위한 연소실 냉각방식은 연소실 벽면으로 산화제를 추가적으로 분사시켜 주는 막냉각 방식을 사용하였다[2].

Table 1. LP Design specification and requirement.

	Design requirement	Unit
Oxidizer	$H_2O_2(95\%)$	
Fuel	Kerosene(Jet-A-1)	
Thrust	265	N
Pc	10	bar
Pe	2	bar

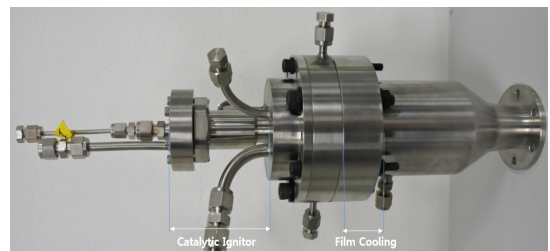


Fig. 1 LP Subscale Thruster.

2.2 시험장치 개발

지상시험을 통해 검증된 LP형 추진기관 연소기에 대한 수중적용 적합성 판단을 위해 Fig. 2와 같은 이동식 연소시험 장치를 구성하였다. 이 시험 장치는 테스트 스탠드가 본체에서 분리되어 수중에서 시험이 가능하도록 설계하였다. 연소기 장착부는 기울기를 약 15°로 하여 개발초기 발생 가능한 hard start를 방지하였으며, 수중 시험 시 연소기 헤드가 물에 잠기지 않도록 하였다.

120초 운용시간 동안 추진제를 안정적으로 공급할 수 있도록 탱크 가압방식을 사용하였으며, 압력 조절장치를 적용하였다. 가압가스로 적용된 가스질소(GN₂)는 밸브류의 작동 유체로도 사용 가능하였다. 시험 제어를 위한 제어 시스템과 장비 및 시험체의 작동변수 기록을 위한 계측 시스템으로 구성되어 있는 제어/계측 장치는 상태 감시 및 비상정지 시스템을 갖추었다[3].

2.3 수평연소시험 및 지상성능시험

총 3차에 걸친 수평형 스탠드에서의 장시간 연소시험을 수행하였다. Fig. 3은 그 중 2차 연소시험 결과이다. 막내각 시스템을 적용하여 목표 연소시간인 90초 시험에 성공하였으며, 계측된 연소실 벽면의 온도를 통해 추진제 탱크가 허용하는 범위에서의 추진기관 운용 가능성을 확인하였다.

LP(Liquid rocket Propulsion)형 추진기관은 비록 수중 적용을 위한 지상성능시험은 성공적으로 완료하였으나, 시험체 적용을 위한 시스템 및 운용절차의 단순화에 한계가 확인되어 선정되지 않았다. 하지만, LP형 추진기관의 개발과정에서 확인된 기술개발성과는 향후 유사 추진기관의 개발에 활용될 수 있을 것으로 기대된다.

3. HR(Hybrid Rocket)형 추진기관 개발

하이브리드 로켓은 추력조절 특성 및 안전성(TNT equivalent 0)을 갖는 로켓추진기관으로, 자발가압 특성을 갖는 액체 아산화질소(N₂O)를



Fig. 2 Portable LP test Stand.

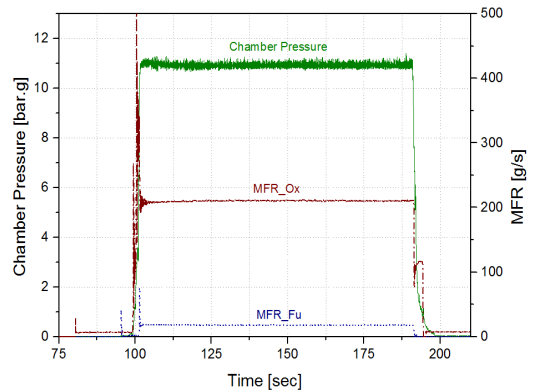


Fig. 3 Portable LP test Stan.d.

산화제로 적용할 경우 추가적인 가압장치가 요구되지 않기 때문에 제한된 개발기간 내에 시스템 추력 1.8톤인 수중 추력조건을 만족시킬 추진기관으로 적합하였다. 특히 실험실 수준으로 개발된 리그(rig)형 하이브리드 로켓의 개발이력을 기반으로 수중에서의 추진기관 운용성 및 설계된 수중체 시스템으로의 적용성을 위한 개발연구가 진행되었다.

3.1 수중점화 및 추력제어 연구

수중에서 하이브리드 로켓의 운용을 위해서는 초기 점화지연 시 연소실 압력이 물속에서의 노즐 출구압력보다 커야 한다. 이를 위해 노즐 후단에 파열판(rupture-disk)을 장착한 500N급의 축소형 하이브리드 로켓에 대한 수중점화특성을 실



Fig. 4 Rupture disk and Underwater ignition test.

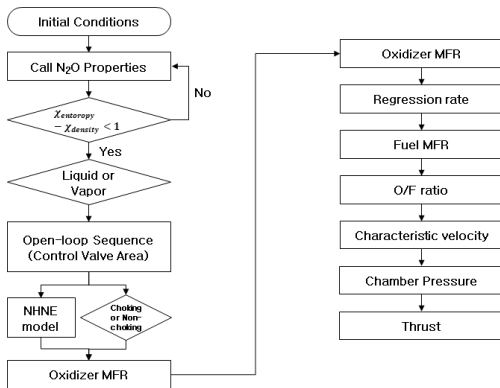


Fig. 5 HR Performance Analysis model.

험을 통해 지상에서의 점화조건과 비교하였다[4].

실물형 추진기관에서의 안정적인 수중점화를 위해서 1차, 2차로 구성된 다중 파열판을 개발하였다. 1차 파열판은 점화제의 연소가스로 파열되며, 2차 파열판은 연소가스의 급격한 방출을 지연시키며 일정 수준의 연소실 압력을 유지시켜주는 역할을 하였다. Fig. 4는 개발된 파열판 형상과 이를 적용한 수중 점화시험 장면이다.

아산화질소(N2O)의 자발가압 특성과 2상(two-phase) 유동 특성을 고려한 산화제 유량공급 및 하이브리드 로켓추진기관의 성능모델링이 Fig. 5와 같이 수행되었다. 개발된 성능모델링은 축소형 모델의 지상연소시험 및 실물형 시험을 통해 검증되었다.

3.2 하이브리드 로켓 모터

하이브리드 로켓 모터는 지상형 설계검증용(GTM: Ground Test Motor) 1기, 수중시험용 모터(UTM: Underwater Test Motor) 4기가 제작되었다. 각 각의 형상 및 설계 요구조건은 Table 2

Table 2. HR Motor design requirement.

	Hybrid Rocket Motor	Design requirement
GTM-1		Thrust [kg.f] : 1,500 Pc [bar] : 30 O/F : 9 Burning time [sec] : 20
UTM-1,2		Thrust [kg.f] : 1,500 Pc [bar] : 20 O/F : 9 Burning time [sec] : 20
UTM-3,4		Thrust [kg.f] : 1,800 Pc [bar] : 30 O/F : 9 Burning time [sec] : 5

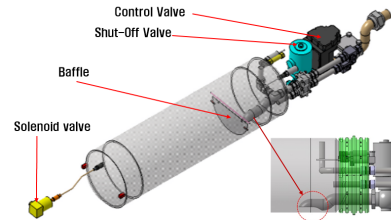


Fig. 6 HR Oxidizer supply system

와 같다. GTM-1호기의 설계검증 시험 후, 저장시 자발가압 특성 산화제 압력변화 특성과 공급배관에서의 압력손실을 고려하여 UTM-1, 2호기의 연소실 압력은 20 bar로 설계 변경되었다. UTM-3, 4호기는 체계요구조건 변경에 따라 목표추력을 추력 1.5 ton.f에서 추력 1.8 ton.f으로 증가시키며, 수중에서의 항력감소를 위해 단면적을 감소시켰고, 목표 연소시간도 5 sec로 변경하였다.

3.3 산화제 공급장치

Fig. 6은 산화제 공급장치로 산화제 탱크, 공급배관, 밸브 및 측정 센서들로 구성된다. 저장압력은 70 bar기준으로 설계하였으며, 수평주행 중 산화제의 안정적인 공급을 위해 산화제 탱크 내부는 슬로싱(sloshing) 방지용 격막(baffle)을 적용하였다[5].

Blow-down식을 적용한 1호기에서는 추력과 관련된 산화제 자발가압특성에 따른 공급압력의 감소현상을 고려하였지만, 체계운용 단계에서의 추력조건 변화로 2호기 설계에서는 산화제 탱크 내부에서의 압력유지를 위해 시스템 내부의 질소탱크를 활용하는 가압방식을 추가하였다.

3.4 아산화질소 촉매점화기

점화기는 Glow plug와 KN-Sorbitol로 제작된 두 개의 점화추진제로 구성되었다. 1차 점화기는 Glow plug와 연결되어 연료 모터 그레이н 상부에 위치한 2차 주 점화추진제를 연소시키는 방법으로 지상 및 수중점화 시험에서 높은 점화신뢰성을 확보하였다[6]. 이와 병행하여 아산화질소 산화제를 이용한 하이브리드 로켓의 재점화를 위하여, 아산화질소를 촉매 분해하여 소량의 HDPE(High Density Polyethylene)와 연소시켜 점화원을 공급하는 예연소기형 아산화질소 촉매점화기를 개발하였다. 개발된 아산화질소 촉매점화기는 500N급 축소형 하이브리드 로켓 모터 점화에 적용하여 성능을 검증하였고, 실물형 모터를 이용한 점화시험을 통해 적용 가능성을 확인하였다. Fig. 7은 실물형 HR모터에 개발된 촉매점화기를 적용한 모습이다.

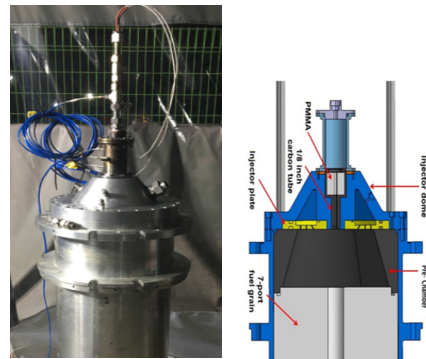


Fig. 7 N₂O Catalytic Igniter for HR.

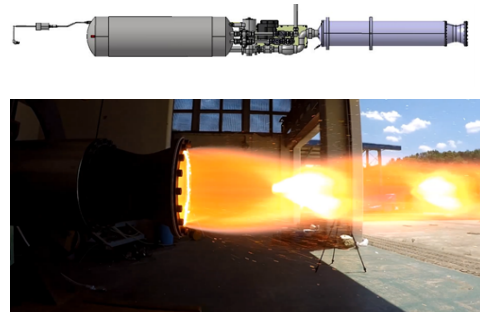


Fig. 8 HR Ground Test.

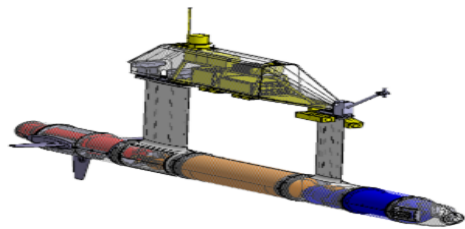


Fig. 9. Underwater application.

4. 시험평가 결과

4.1 지상연소시험

아산화질소는 저장 상태에서 2상(two-phase)로 존재하며, 공급과정에서도 물성치가 배관/밸브 조건 등에 따라 급격히 변하기 때문에 지상연소 시험을 통해 운용온도 내에서의 산화제 압력에 따른 성능확인이 필수적이다. Fig. 8은 지상연소 시험 장면으로 GTM은 총 12회, UTM은 총 6회의 지상연소시험을 통해 성능을 검증하였다.

4.2 수중주행시험

개발된 수상체계는 수상정 형태의 탑재/통신부와 수중의 로켓추진기관으로 구성되어, 수중고속주행능력 및 안정성을 구현하는데 그 목적이

있었다. 개발기간동안 총 2기의 수중체계가 개발되어 요구조건 만족을 위한 개발시험에 적용되었다. Fig. 9는 최종 제작된 시제 2호기의 형상이다.

수중에서의 하이브리드 로켓추진기관 운용을 위해서 산화제 유량제어를 통한 추력제어 기술이 수중점화시퀀스와 함께 Fig. 10과 같이 구현되었다. 연소실 압력 조건에 따라 기계적으로 파열되도록 설계된 1차, 2차 파열판이 산화제 유량 제어 시퀀스와 함께 적용되어 수중점화가 이루

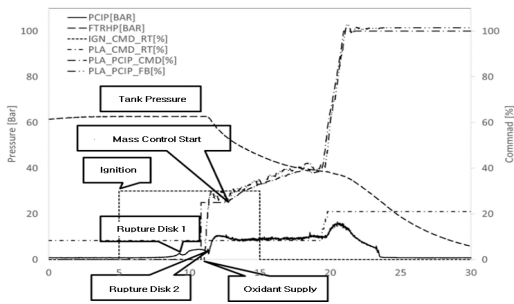


Fig. 10 Ignition and thrust control sequence.

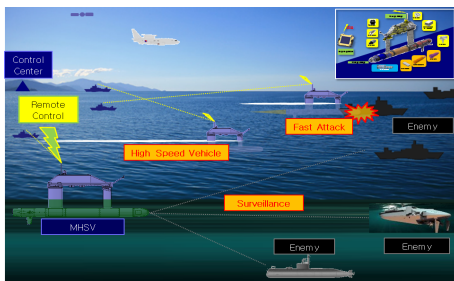


Fig. 11 Operation concept of Underwater propulsion application.

어지게 하였으며, 추력제어는 연소실 압력을 이용한 PID 제어를 적용하였다. 수중에서의 추진기관 성능은 지상연소시험을 통해 도출된 추진제 소모량 및 연소압력, 추력 값들을 수중운용 조건으로 반영하여 확인하였다. 시제 1호기에 대한 총 2회의 수중운용시험 결과 하이브리드 로켓추진기관에 대한 수중 시스템으로의 적용가능성을 확인하였으며, 총 8회의 시제 2호기 수중 시험을 통해 시스템 요구조건을 달성하였다.

5. 결 론

Fig. 11과 같은 고속 수상체계 적용을 위한 수중용 로켓추진기관 개발 및 연구가 수행되었다. 요구조건 충족을 위한 수중용 로켓추진기관으로 아산화질소(N₂O)와 HDPE(High Density Poly-ethylene)를 적용한 하이브리드 로켓이 선정되었으며, 추력 1.5톤급과 추력 1.8톤급의 하이브리드 로켓모터가 개발되었다. 개발된 수중용 하이브리드

드 로켓은 수중에서의 추력제어 및 안정적 운용 특성을 검증하며 체계목표성능을 만족하였다.

본 연구를 통하여 국내 친환경 액체로켓의 시스템 적용 연구에 기여하였으며, 추력 1.8톤급 하이브리드 로켓추진기관의 수중고속주행체계 적용 성과를 통해 발사체분야에서 검토되고 있던 하이브리드 추진시스템의 활용범위를 수중분야로 확장시켰다. 수중운용을 위한 시퀀스 개발 및 추력제어 수행결과는 동 분야의 향후연구에 기여할 것으로 기대된다.

후 기

본 논문은 국방과학연구소의 선형핵심기술 연구(다상유동을 이용한 신개념 초고속 수상정 연구)의 연구결과이며 사업기간 참여해주신 기관 관계자 분들께 감사드립니다.

References

1. Walter, H., "Report on rocket power plants based on T-substance" NACA TM 1170, 1947.
2. Kim, W., Kim, T., Lee, S., Ko, Y., Kim, S. and Kwon, M., "Long Time Horizontal Combustion Test of a LRE for Underwater Propulsion Application", KIMST Fall Conference, Deajon, Korea, pp. 385-386, November 2015.
3. Park, J., Lee, H., Shin, Y., Bang, J., Yoo, Y. and Kwon, M., "Development of portable test equipment for underwater propulsion system", 45th KSPE Fall Conference, Gyeongju, Korea, pp. 827-830, November 2015.
4. Han, S., Moon, K., Ko, S., Kim, J., Moon, H., You, Y. and Kwon, M., "Feasibility Study and Demonstarion of an Underwater Lab-scale Hybrid Rocket Propulsion", 53rd

- AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, Atlanta, USA, AIAA 2017-5046, July 2017.
5. Kim, G., Yoon, D., Kim, J., Kim, D. and Yoo, Y., "Development of Oxidizer Storage Tank for Hybrid Rocket Propulsion System", 47th KSPE Fall Conference, Gangwon, Korea, pp. 614-615, December 2016.
 6. Woo, K., Min, M., Lee, J., Chu, B., Lee, S., Kim, H., Kim, J., Hwang, H. and Yoo, Y. "A Study of Hybrid Rocket for Underwater Operation", 48th KSPE Spring Conference, Jeju, Korea, pp. 144-147, June 2017.