

과산화수소 터보펌프 설계 및 수류시험

이성구* · 박대종* · 권세진*†

Design of Hydrogen Peroxide Turbopump and Water Test

Sunggu Lee* · Daejong Park* · Sejin Kwon*†

ABSTRACT

Hydrogen peroxide turbopump was designed for bi-propellant liquid rocket engine using hydrogen peroxide and kerosene as propellants. Turbopump operation was verified through water tests. Design conditions of hydrogen peroxide turbopump were determined, and impeller was designed. Turbine which drives pump was selected from commercial turbocharger. Gas generator was designed by reference from turbine map. Pump, turbine, gas generator were integrated, and turbopump system was constructed. Turbopump supplied water by 1.47 bar of pressure and as well as 3.4 kg/s of mass flow rate.

초 록

과산화수소와 케로신을 이용한 이원액체추진제 로켓엔진을 위한 산화제 터보펌프를 설계하였으며 수류시험을 통해 설계된 터보펌프의 작동여부를 실험하였다. 과산화수소 터보펌프의 설계조건을 결정하고 펌프의 임펠러를 설계하였다. 펌프를 구동하기 위한 터빈을 차량용 터보차저로 선정하였으며 터빈 맵을 이용하여 가스발생기를 설계하였다. 펌프, 터빈과 가스발생기를 통합하여 터보펌프 시스템을 구축하였으며 수류시험을 통해 터보펌프 시스템이 1.47 bar의 압력으로 3.4 kg/s의 유량을 공급하는 것을 확인하였다.

Key Words: Hydrogen Peroxide(과산화수소), Kerosene(케로신), Turbopump(터보펌프), Impeller(임펠러), Gas Generator(가스발생기), Bi-propellant Liquid Rocket Engine(이원액체추진제 로켓엔진)

1. 서 론

이원액체추진제 로켓엔진의 산화제로 액체산소가 많이 이용되고 있으나 극저온 추진제의 특

성상 로켓엔진의 설계에 어려움이 많이 발생한다. 극저온의 어려움을 피 할 수 있으며 친환경적이며 저비용으로 로켓엔진을 개발 할 수 있는 과산화수소가 산화제로서 재조명 받고 있다[1-2].

KAIST에서는 분해된 과산화수소와 케로신을 이용한 1,200 N급 이원추진제 로켓엔진에 관한

* KAIST 항공우주공학과

† 교신저자, E-mail: trumpet@kaist.ac.kr

연구를 수행하였으며[3], 터보펌프를 포함한 2 kN 급 로켓엔진의 개발 가능성에 관한 연구를 수행함으로써 높은 추력의 로켓엔진으로 발전할 수 있는 가능성에 관한 연구를 수행하고 있다[4].

본 연구에서는 케로신과 과산화수소를 추진제로 하는 이원추진제 로켓엔진의 과산화수소 터보펌프 개발을 위한 선행연구로서 터보펌프 설계가능성을 제시하였다. 터보펌프 설계변수와 시스템에서 발생하는 문제점을 파악하기 위해 임펠러를 설계하고 터빈으로 차량용 터보차저를 선정하고 가스발생기를 설계하여 터보펌프시스템을 구축하였다. 터보펌프의 성능측정은 수류시험을 통해 수행하였다.

2. 과산화수소 터보펌프 시스템 설계

2.1 터보펌프 설계 조건

터보펌프의 주요 설계조건은 유량, 압력, 회전속도이다. 설계유량을 결정하기 위해 로켓엔진의 추력을 2,500 N으로 결정하였으며 연소실의 조건은 Table 1과 같다.

비추력은 CEA code로 연소실 조건에서 구하였으며 추진제 총 유량과 O/F ratio로부터 산화제 유량을 구하여 설계유량을 결정하였다. 터보펌프의 설계압력과 회전속도는 비속도 식(1)을 고려하여 설계하였다. 회전속도는 임펠러의 크기와 베어링의 선정에 중요한 변수이므로 제한이 있다. 기존 터보펌프 설계 값을 고려하여[4] 압력, 비속도, 회전속도를 결정하였다. 터보펌프 설계변수는 Table 2와 같다.

Table 1. Combustion chamber condition

Parameter	Value
Thrust	2,500 N
Chamber pressure	30 bar
O/F ratio	7.7
Specific impulse	244 s
Total mass flow rate	1.043 kg/s

$$N_s = \frac{NQ^{1/2}}{(g_0H)^{3/4}} \quad (1)$$

Table 2. Turbopump design condition

Parameter	Value
Oxidizer mass flow rate	0.923 kg/s
Discharge pressure	10 bar
Rotational speed	14000 rpm
Specific speed	0.3

2.2 임펠러 설계

유동의 재순환(re-circulation)현상과 공동현상(cavitation)을 방지하기 위해 입구에서 상대속도를 최소로 하여 임펠러 입구를 설계하였다. 임펠러 입구 반경(r_1)은 Eq. 2로 구하고 입구 날개각도(β_1)는 Eq. 3을 이용하여 결정하였다.

$$r_1 = \sqrt{r_h^2 + \left[2\left(\frac{Q}{\pi\omega}\right)^2\right]^{1/3}} \quad (2)$$

$$\beta_1 = \tan^{-1}\left(\frac{C_1}{U_1}\right) \quad (3)$$

임펠러의 출구 반경(r_2)은 임펠러 팁 속도와와의 관계식 Eq. 4로 구할 수 있다. 또한 출구 날개각도(β_2)는 오일러 터보기계 방정식과 유동의 속도 삼각형으로부터 유도되는 Eq. 5로 결정할 수 있다.

$$r_2 = \frac{2\sqrt{2g_0H}}{\omega} \quad (4)$$

$$\beta_2 = \tan^{-1}\left(\frac{U_2Q}{2\pi r_2 b(U_2^2 - g_0H)}\right) \quad (5)$$

임펠러의 날개 형상은 single circular arc vane 기법으로 설계하였다[5]. 이 기법은 임펠러의 입구 반지름, 출구 반지름, 입구 날개각도, 출

Table 3. Specification of designed impeller

Parameter	Value
Inlet diameter	16.49 mm
Outlet diameter	48.10 mm
Inlet vane angle	26.6 °
Outlet vane angle	2.9 °



Fig. 1 Turbopump impeller

구 날개각도가 결정되면 회전날개를 곡률 ρ 로 하는 원호로 결정하는 것이다. 회전날개의 곡률 ρ 는 다음 Eq. 6으로 표현되며 이를 이용하여 형상을 설계하였다.

$$\rho = \frac{r_2^2 - r_1^2}{2(r_2 \cos \beta_2 - r_1 \cos \beta_1)} \quad (6)$$

임펠러의 회전날개 개수는 유동 흐름의 특성을 고려하였으며 5개로 결정하였다. 설계된 임펠러의 제원은 Table 3과 같으며 형상은 Fig. 1와 같다.

2.3 터빈의 선정

터보펌프의 터빈선정기준은 펌프에서 요구하는 동력을 생성하여 전달 할 수 있어야 한다. 또한 실험실 규모에서 실험을 진행 할 수 있도록 경제적이며 구하기 쉽고 터빈 맵이 제공되어 터빈의 성능을 예측하고 이용할 수 있어야 한다. 선정기준을 만족하는 터빈으로 차량용 터보차저를 선정하였으며 Honeywell사의 Garrett GT1548를 이용하였다.

2.4 가스발생기 설계

가스발생기의 추진제로 90 wt% 과산화수소를 이용하였으며 이산화망간 촉매를 펠렛 형태로 만들어 사용하였다. 터빈맵을 이용하여 과산화수소 유량과 터빈동력과의 관계를 알아내어 요구 동력에 따른 과산화수소 유량을 결정하여 가스발생기를 설계하였다[7].

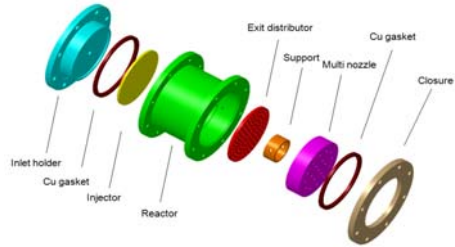


Fig. 2 Hydrogen peroxide gas generator[7]

3. 수류 시험

3.1 수류 시험 설비

Figure 3에서와 같이 가스발생기, 펌프, 터빈을 통합하여 터보펌프 시스템을 구축하였으며 압력 센서를 과산화수소 공급 및 반응기, 터빈 입구 및 출구, 펌프 입구 및 출구에 설치하여 압력을 측정하였다. 또한 온도센서를 가스발생기 반응기와 터빈의 입구 및 출구에 설치하여 온도를 측정하였다.

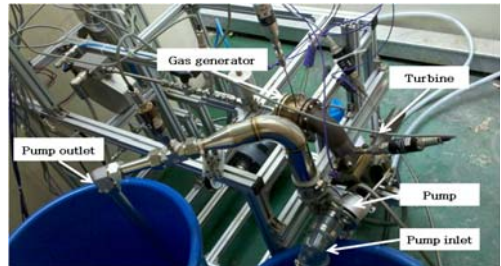


Fig. 3 Turbopump test stand

3.2 작동시험

터보펌프 작동시험은 15 bar로 가스발생기 추

Table 4. Operation test results

Parameter	Value
Water mass flow rate]	3.4 kg/s
Pump discharge Pressure	1.47 bar
Pump Suction Pressure	0.88 bar
H2O2 mass flow rate	108 g/s
Turbine pressure ratio	2.22
Turbine inlet temperature	474 °C

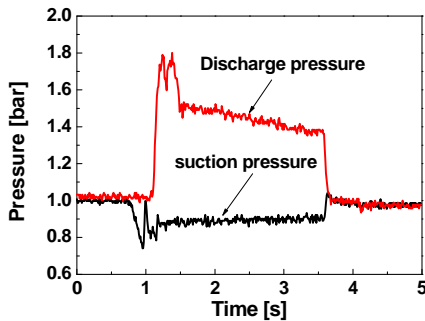


Fig. 4 Pressure results of operation test

진제를 공급하여 터보펌프의 성능을 측정하였다. 결과는 Table 4와 Fig. 5와 같으며 터보펌프가 작동함은 확인하였으나 토출압력은 설계압력에 미치지 못하였으며 유량은 설계 유량보다 많이 토출됨을 확인하였다. 이는 펌프 토출부에 부하를 주어 압력을 증가시키고 유량을 조절할 수 있다고 판단되었다.

4. 결 론

과산화수소와 케로신을 추진제로 하는 이원액체추진제 로켓엔진의 과산화수소 산화제 터보펌프를 위한 선행연구로서 터보펌프 설계과정을 제시하였다. 터보펌프의 임펠러를 설계하였으며 터빈을 선정하고 가스발생기를 설계하여 터보펌프 시스템을 구축하였다. 터보펌프 작동여부를 확인하기 위해 수류시험을 진행하였으며 터보펌프가 1.47 bar의 압력으로 3.4 kg/s 유량을 공급하였으며 흡입압력은 0.88 bar로 측정되었다. 토출압력은 설계압력보다 낮았으며 유량은 설계유

량보다 많음을 알 수 있었다. 향후 토출부에 밸브를 설치하여 압력과 유량을 조절하는 시험을 통해 펌프 성능을 평가해야 할 것이다.

후 기

이 논문은 2007년도 정부(교육과학기술부)의 지원으로 한국과학재단의 지원을 받아 수행되었으며, 이에 감사의 뜻을 전합니다.(No. R0A-2007-000-20065-0)

참 고 문 헌

- Ventura, M., Mullens, P., "The Use of Hydrogen Peroxide for Propulsion and Power," 35th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA 1999-2880
- 하성업, 권민찬, 서견수, 한상엽, "발사체 추진제로서 과산화수소의 과거와 미래전망", 한국항공우주공학회지, 제37권, 제7호, 2009, pp.717-728
- 조성권, 안성용, 김종학, 윤호성, 권세진, "분해된 과산화수소와 케로신을 이용한 1,200 N급 이원추진제 로켓 엔진의 연구," 한국추진공학회지, 제14권, 제6호, 2010, pp.69-78
- 박대중, 조성권, 장동욱, 이성구, 권세진, "터보펌프를 포함한 2 kN급 로켓엔진을 위한 로드맵," 제11회 우주발사체기술 심포지움, 2010, pp.145-149
- NASA, "Turbopump systems for liquid rocket engines", NASA SP-8107
- Stephen Lazarkiewicz, Adam T. Troskolanski, "Impeller Pumps", Pergamon press
- 박대중, 권세진, "차량용 터보차저를 이용한 과산화수소 가스발생기 성능평가", 한국항공우주학회 2009년도 춘계학술발표대회 논문집, pp.640-643