

5톤급 액체로켓엔진 전기모터펌프 시스템의 임펠러 내부 거칠기 개선이 수력 성능에 미치는 영향

정낙헌*,** · 박세현* · 정수민* · 박장호* · 박재홍* · 곽현덕*** · 송순호**†

Effect of Impeller Roughness on the Hydraulic Performance of a 5-ton-class Liquid Rocket Engine ElecPump System

Nakheon Jeong*,**, Schyeon Park*, Soomin Jeong*, Jangho Park*, Jaehong Park*,
Hyunduck Kwak***, Soonho Song**†

Key Words : Liquid rocket engine(액체로켓엔진), ElecPump(전기모터펌프), Hydraulic performance test(수력 성능 시험), Cavitation(캐비테이션)

ABSTRACT

For 5-ton-class liquid rocket engine ElecPump system, the hydraulic performance of an additively manufactured impeller was evaluated and compared before and after abrasive flow machining(AFM) of its internal flow passages. A pump performance test facility with water as a working fluid was established, and hydraulic performance tests were conducted at various flow rate conditions. Test results revealed that, at the rated flow rate, the head of the system met the rated operating conditions both before and after AFM. The system efficiency at the rated flow rate was up to 3.5%p lower than the rated operating condition before AFM but improved by 1.1%p after AFM. The performance improvement after AFM increased with flow rate, which is attributed to reduced friction loss in the internal flow passage of the impeller.

1. 서 론

액체로켓엔진의 추진제 공급 방식은 가압식 사이클(pressure-fed cycle), 터보펌프 사이클(turbopump cycle) 그리고 최근 배터리 및 전기모터 기술의 진보가 이끈 전기모터펌프 사이클(elecump cycle)로 구분할 수 있다. Fig. 1에 각 사이클의 구성도를 나타내었다⁽¹⁾. 가압식 사이클은 헬륨 등의 불활성 기체로 추진제 탱크를 가압하여 엔진 연소기에 요구 압력과 유량으로 추진제를 공급하는 단순한 형태를 가지지만, 탱크의 질량 증가로 인한 구조비의 취약성 때문에 발사체 적용이 제한적이다. 터보펌프 사이클은 가스발생기(gas generator) 또는 예연소기(pre-burner)에서 발생한 고온 가스가 터빈을 구동해 펌프를 회전시키므로 경량화가 가능하지만, 구성품이 복잡하게 연결되어 부품 간 독립적인

개발이 어렵다. 반면 전기모터펌프 사이클(elecump cycle)은 터보펌프 사이클의 터빈과 가스발생기를 모터, 인버터 및 배터리로 대체하여 사이클의 구조가 간단하기 때문에 차세대 발사체의 유력한 대안으로 주목받고 있다. 하지만 배터리의 에너지 밀도 및 모터의 동력 밀도 한계로 실용적으로 발사체에 구성 가능한 단일 엔진의 추력 범위가 10톤급 이하로 제한되는 단점이 있다⁽²⁾.

따라서 현재까지 소형 로켓 엔진에 전기모터펌프 사이클을 적용하기 위한 다양한 연구가 국내외에서 수행되었다. 1980년대 초반, European Space Agency⁽³⁾는 전기모터펌프 사이클에 적용하기 위한 원심 펌프를 개발하였다. 개발한 원심 펌프는 MMH와 NTO를 추진제로 하여 3 kN급 추진 시스템에 적용되었다. 또한 전기모터펌프 사이클과 타 사이클과의 비교를 위한 다양한 개념 연구가 수행되었다⁽⁴⁻⁷⁾.

* 우나스텔라 주식회사(UNASTELLA Corporation)

** 연세대학교 기계공학과(Department of Mechanical Engineering, Yonsei University)

*** 한국항공우주연구원 터보펌프팀(Turbopump team, Korea Aerospace Research Institute)

† 교신저자, E-mail : soonhosong@yonsei.ac.kr

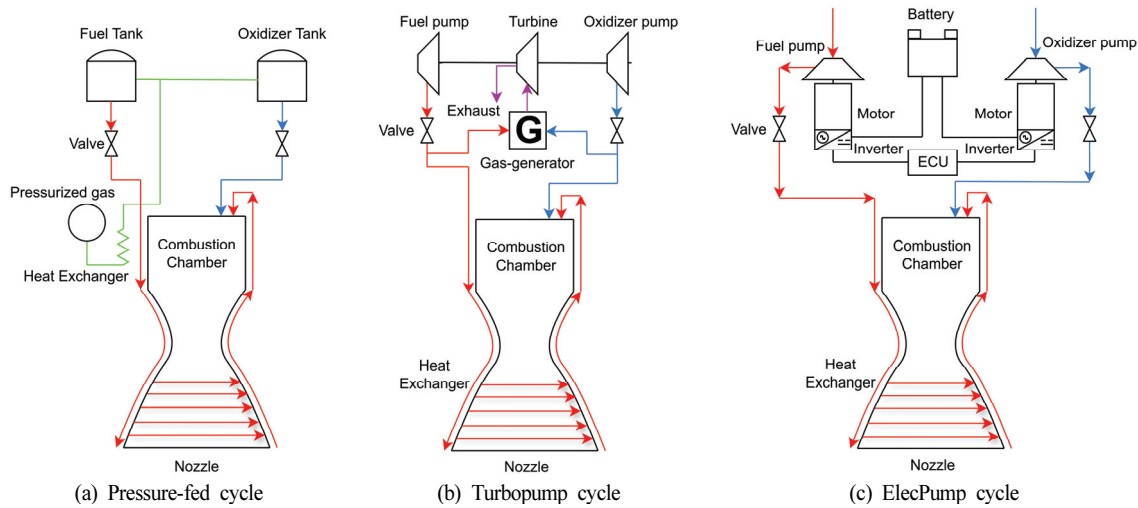


Fig. 1 System configurations of propellant supply system

Kwak 등⁽²⁾은 전기모터펌프 사이클과 가스발생기 사이클의 성능 비교 연구를 통해 최대 100 kN 이내의 엔진 추력 범위에서 제안한 전기모터펌프 사이클이 실현가능함을 제시하였으며, 엔진의 챔버(chamber) 압력이 낮고 연소 시간이 길수록 배터리 무게에서 기인하는 전기모터펌프 사이클의 질량 패널티(mass penalty)가 상쇄될 수 있음을 보였다.

전기모터펌프 사이클의 실현 가능성을 실험적으로 검증하기 위한 연구들도 수행되었다. Spiller 등⁽⁸⁾은 기어펌프를 포함한 상용제품을 활용하여 전기모터펌프 시스템을 구성하였고, 실험을 통해 시스템의 성능을 확인하였다. Park 등⁽⁹⁾은 5 kN급의 엔진에 적용하기 위한 펌프를 설계하고 상용 BLDC 모터를 이용해 전기모터펌프 시스템을 구성하였으며 실험을 통해 두 가지 타입의 임펠러 성능을 비교하였다. Liang 등⁽¹⁰⁾은 적층 제조(additive manufacturing)로 제작한 임펠러가 적용된 하이브리드 전기모터펌프 시스템을 구성하였고, 실험을 통해 시스템의 성능을 확인하였다. 이 밖에도 전기모터펌프 시스템의 추진제 공급 특성 등에 대한 연구가 수행되었다^(11,12).

현재까지 전기모터펌프 사이클에 대한 다양한 실험 연구가 수행되었지만, 시스템 일부가 상용제품으로 구성되거나 랩 스케일(lab scale) 규모로 제작되어 실험적인 검증의 한계가 있다. 특히 적층 제조 임펠러 내부 표면 거칠기가 수력 성능에 미치는 영향은 실험적인 근거가 미비하다.

따라서 본 연구의 목적은 로켓 엔진용 적층 제조 임펠러의 내부 거칠기가 수력 성능에 미치는 영향을 실험적으로 평가하는 것이다. 이에 50 kN급 이원추진제 액체로켓엔진에 적용하기 위한 산화제 전기모터펌프 시스템을 제작하고 실험을 통해 성능을 검증하였다. 폐쇄형 임펠러는 설계 반복성과 제작 기간 단축을 위해 적층 제조로 제작하였으며, 제작한 임펠러의 내부 유로 거칠기가 수력 성능에 미치는 영향을 규명하고자 적층 제조 직후 상태와 입자 유동 연마 공법

(abrasive flow machining, AFM)으로 거칠기를 개선한 상태에서의 시스템 수력 성능을 비교 및 평가하였다.

2. 전기모터펌프 및 시험 설비 소개

2.1 전기모터펌프 시스템

본 연구에서는 50 kN급 이원추진제 액체로켓엔진에 탑재될 전기모터펌프 시스템을 상정하여 정격 운용 조건을 정의하였고 이를 Table 1에 제시하였다. 산화제 펌프의 비속도는 0.59이며, 식(1)에 의해 정의된다. 식(1)에서 $Q(\text{m}^3/\text{s})$ 는 펌프의 유량, $N(\text{rad/s})$ 는 펌프 회전수, $H(\text{m})$ 는 펌프 양정을 뜻한다.

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

한편, Table 1에서 유량계수(flow coefficient)와 양정계수(head coefficient)는 식(2)와 식(3)과 같이 정의하며, A 는 펌프 입구 케이싱 단면적(m^2), u_{1t} 는 인듀서 날개끝 속도(m/s), p_1 은 펌프 입구 전압력(total pressure, Pa), p_2 는 펌프 출구 전압력(Pa), ρ 는 작동유체의 밀도(m^3/kg) 그리고 u_{2t} 는 임펠러 출구 날개끝 속도(m/s)를 뜻한다. 시스템의 요구 전력(system power, kW)은 시스템이 정격 회전수와 정격 유량에서 구동할 시 요구되는 전력을 의미한다.

$$\phi = \frac{Q}{Au_{1t}} \quad (2)$$

$$\psi = \frac{2(p_2 - p_1)}{\rho u_{2t}^2} \quad (3)$$

Table 1 Rated operating conditions

Parameter	Value	Unit
Specific speed(N_s)	0.59	-
Flow coefficient(ϕ)	0.11	-
Head coefficient(ψ)	1.035	-
System power	104.1	kW

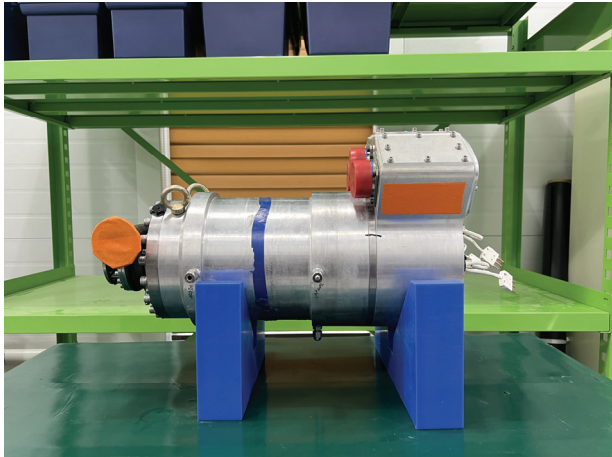


Fig. 2 ElecPump system

Fig. 2에 제작 및 조립이 완료된 전기모터펌프 시스템을 나타내었다. 전기모터펌프 시스템의 모터는 영구자석동기모터(permanent magnet synchronous motor, PMSM)를 적용하였으며, 모터 출력축에 펌프 인두서 및 임펠러가 직접 체결되는 일체형으로 구성하였다. 펌프 및 모터의 경량화를 위해 정격 회전수를 높게 설정하였으며, 캐비테이션 억제를 위해 인두서를 사용하였다. 발사체에 사용하는 전기모터펌프의 경우, 임펠러 효율이 배터리 팩의 무게에 영향을 미치고 이는 전체 발사체 성능을 크게 좌우하기 때문에 높은 수력 효율이 중요하다. 이에 임펠러를 폐쇄형으로 설계하였으며, 빠른 제작과 시험을 위해 복잡한 공정개발을 요구하지 않는 적층 제조를 활용하였다. 적층 제조는 레이저 분말 적층 용융(laser powder bed fusion, LPBF) 방식을 적용하였으며, 이를 통해 임펠러를 일체형으로 제작하였다.⁽¹³⁾ 임펠러의 회전축과 빌드 플레이트가 이루는 각도가 45°를 이루도록 적층 방향을 설정하여 적층된 임펠러 내부 유로의 서포트를 최소화하면서 형상 정밀도가 우수하도록 제조하였다⁽¹⁴⁾. 펌프 케이싱 또한 적층제조로 제작하였다.

2.2 시험 설비

전기모터펌프 시스템 시험 설비 구성도를 Fig. 3에 나타내었다. 시험 유체는 물이며, 설비는 런 탱크(run tank)로부터 물이 펌프로 유입되고, 펌프로부터 토출된 물이 다시 런

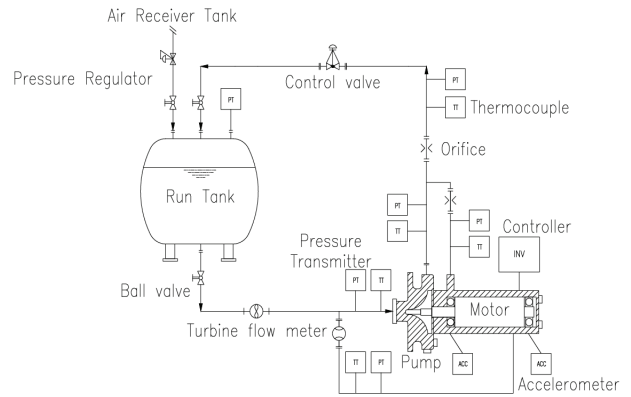


Fig. 3 Schematics of test facility

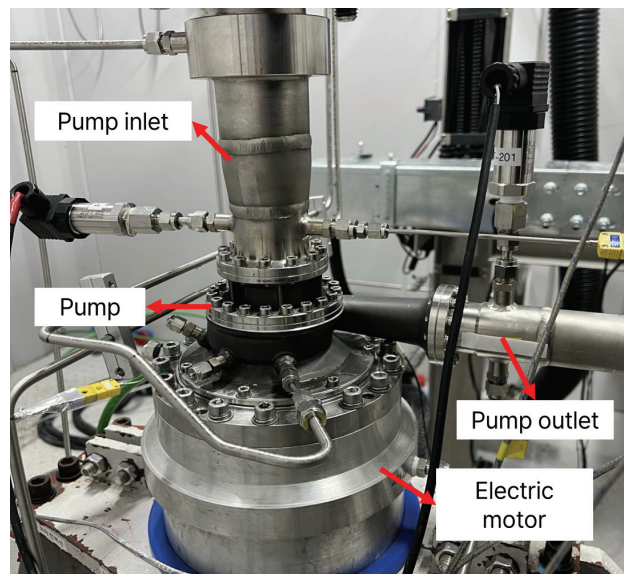


Fig. 4 Photo of test configuration

탱크로 유입되는 폐회로 방식으로 구성하였다⁽¹⁵⁾. 펌프 시험 설비에는 시험 유체를 저장하는 런 탱크, 공압 탱크, 압력 레귤레이터, 유량제어밸브, 유량계, 오리피스 등이 설치된다. 공압 탱크에 저장된 공기는 런 탱크 상부를 가압하는데 사용되며, 레귤레이터를 이용해 펌프 입구 압력을 제어한다. 펌프의 수력 성능은 펌프 입출구에 설치된 온도 및 압력 센서를 통해 측정된다. 시험 진행 간 펌프 출구부에 설치된 유량제어 밸브를 통해 펌프 유량을 제어할 수 있도록 하였으며, 펌프로부터 토출된 작동유체는 오리피스를 통해 감압된 후, 런탱크로 재유입되도록 시험 설비를 설계하였다. 모터를 구동하기 위한 인버터는 상용 인버터를 사용하였으며, 센서리스 제어(sensor-less control) 방식을 이용해 모터의 회전수를 제어하였다. 시험 중 모터의 건전성을 감시하기 위해 모터의 권선 온도 및 모터 베어링 온도를 측정하였다. Fig. 4에 시험을 위해 설치된 전기모터펌프를 나타내었으며, 수력 성능 시험 중에 측정한 주요 물리량은 Table 2에 정리하였다. 또한, 시험에 사용된 주요 측정 장치의 측정 범

Table 2 Measured properties

Parameter	Unit
Pump inlet pressure	Pa
Pump inlet temperature	K
Pump outlet pressure	Pa
Pump outlet temperature	K
Pump flow rate	m ³ /s
Motor input power	kW

Table 3 Measurement instruments and associated accuracy

Instrument	Measured quantity	Measurement range [Unit]	Accuracy
Pressure transducer	Pump inlet pressure	0 -1 [MPa]	±0.25% F.S.
Pressure transducer	Pump outlet pressure	0 -10 [MPa]	±0.25% F.S.
Turbine flow meter	Pump flow rate	2.5 - 41.01 [L/s]	±0.5% reading

위 및 정확도를 Table 3에 정리하였다.

3. 시험 결과 및 분석

3.1 임펠러 내부 유로 개선 전 시스템 시험 결과

시험 진행 간 캐비테이션에 의한 성능 변화를 배제하기 위해 캐비테이션 수(σ)는 실 운전조건과 동일한 0.15 이상의 범위에서 시험하였다. 이를 통해 시험 진행 중 펌프 입구에서 시험 유체의 입구 압력이 증기압보다 낮아지지 않도록 하였다. 캐비테이션 수는 식(4)와 같이 정의하며, 여기서 p_v 는 작동유체의 증기압(Pa)이다.

$$\sigma = \frac{2(p_1 - p_v)}{\rho u_{1t}^2} \quad (4)$$

Fig. 5에 측정된 전기모터펌프 시스템의 양정 계수 - 유량 계수 비 곡선을 나타내었다. 측정된 양정 계수와 설계 정격 운용 조건을 함께 표현하였으며, 각 양정 계수를 펌프의 유량 계수 비에 대해서 표현하였다. 여기서 유량 계수 비는 시험 유량 계수를 펌프의 정격 유량 계수로 나누어 도출하였으며, 회전수 비(rotational speed ratio)는 시험 회전수를 정격 회전수로 나눈 구하였다. 측정된 양정 계수는 유량 계수 비 증가에 따라 감소하는 경향을 보였는데, 이는 일반적인 원심펌프 성능곡선의 경향을 따르는 것으로 확인되었다⁽¹⁶⁾. 또한 각기 다른 회전수 비 0.83 및 1에서 유량 계수 비에 따른 양정도 일반적인 상사법칙을 잘 추종하는 것으로 확인하

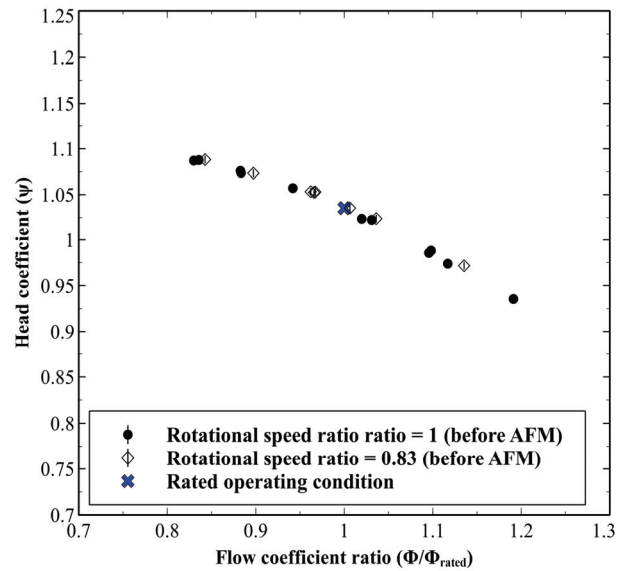


Fig. 5 Head coefficient of ElecPump system (before AFM)

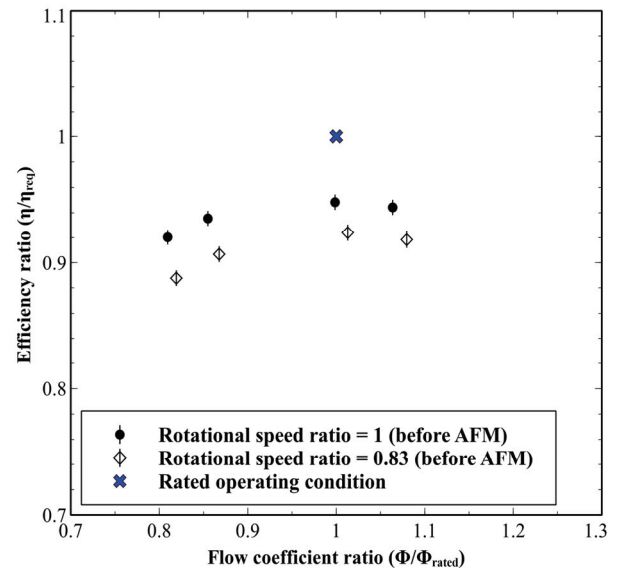


Fig. 6 Efficiency ratio of ElecPump system (before AFM)

였다. 정격에서 측정된 양정 계수는 정격 운용 조건을 만족하였다. Fig. 6에 측정된 전기모터펌프 시스템의 효율 비 - 유량 계수 비 곡선을 나타내었다. 본 연구에 사용된 시스템의 경우 펌프와 모터가 기계적으로 일체형으로 연결되어 있으므로 시험 중 모터의 축 동력을 측정하는 것이 불가능하다. 따라서 본 연구에서는 시스템의 효율을 펌프의 수동력과 모터의 입력 동력의 비로 정의하였다. 시스템의 효율 비는 식 (5)로 표현되고, 시스템의 효율은 식 (6)으로 표현된다. 여기서 η 는 측정된 시스템 효율을 의미하고, η_{req} 은 시스템의 목표 효율을 의미한다. 또한 $P_{out,p}$ 은 펌프의 수동력(kW)을 의미하고, $P_{in,m}$ 은 모터에 입력되는 전력(kW)을 의미한다. $P_{in,m}$ 이 모터 온도에 영향을 받는 변수이므로 본 연구에서는

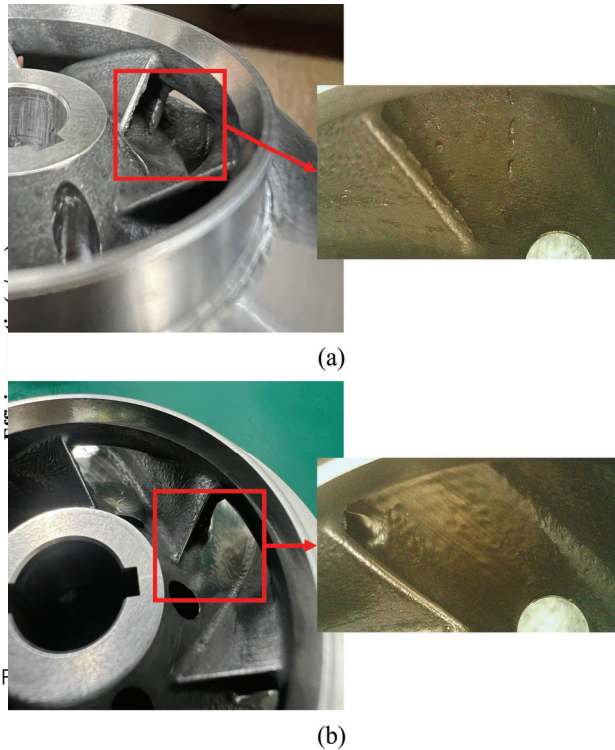


Fig. 7 Surface of impeller (a) before AFM, (b) after AFM

Table 4 Roughness of impeller

	Ra (Average)	Unit
Before AFM	0.6-9.5 (5.2)	μm
After AFM	(2.5)	

$$R_{\eta} = \frac{\eta}{\eta_{req}} \quad (5)$$

$$\eta = \frac{P_{out,p}}{P_{in,m}} \quad (6)$$

Fig. 5에 제시된 결과 중 시험 간 모터의 온도가 동일한 수준으로 유지된 0.8 ~ 1.1에 해당하는 유량 계수 비 구간에서 시스템 효율을 산출하여 Fig. 6에 도시하였으며 이를 통해 모터의 온도가 시스템 효율에 미치는 영향을 최소화하고자 하였다. 분석 결과 시스템의 효율은 유량 계수 비 증가에 따라 소폭 증가하다가 정격 유량 계수 비 근처에서 최대 효율을 가지며 그 이상에서는 다시 감소하는 양상을 확인하였다. 이러한 양상은 시험을 진행한 모든 회전수 비에서 동일하게 관찰되었다. 정격에서 측정된 시스템 효율은 정격 운용 조건 대비 3.5%p 수준 하회하였다. 이처럼 설계요구조건 대비 낮게 측정된 시스템의 효율은 적층제조로 제작된 임펠러의 내부 유로 거칠기의 영향으로 추정하였다. 시험 임펠러는 적층방향과 서포트 등에 기인하여 표면 거칠기가 불균일하고 일

부 요철이 발생하였다. 이는 Adiaconitei, A 등의 연구에서도 동일하게 관찰된다⁽¹⁴⁾. 따라서 본 연구에서는 임펠러의 내부 유로를 연마하여 거칠기를 개선한 뒤, 거칠기 변화가 시스템 수력 성능에 미치는 영향을 실험적으로 확인하고자 하였다.

3.2 임펠러 내부 유로 개선 후 시스템 시험 결과

시험 임펠러의 내부 유로를 연마하기 위해 입자 유동 연마 공법(abrasive flow machining, AFM)을 적용하였다. AFM은 연마 입자가 포함된 매질을 부품 내부로 왕복 압출하여 연마하는 표면 마감 공정이다⁽¹⁷⁾. 본 연구에서는 AFM을 통해 폐쇄형 임펠러의 복잡한 내부 유로를 효과적으로 연마하였다. AFM 전/후 임펠러의 표면 모습을 Fig. 7에 나타내었으며, 측정된 산화제 임펠러의 내부 유로 중심선 평균 거칠기를 Table 4에 나타내었다.

Fig. 8에 임펠러 AFM 전/후 양정 계수를 유량 계수 비에 대해 나타내었다. AFM 후 측정된 양정 계수는 AFM 전과 동일하게 일반적인 원심펌프 성능 곡선의 경향을 따르며 시험을 진행한 0.83 및 1의 회전수 비에 대해 상사법칙을 잘 추종하였는데, 각 시험 유량 계수 비에서의 AFM 전/후 양정 계수의 차이가 유량 계수 비 증가에 따라 증가하였다. 정격에서 측정한 양정계수는 임펠러 AFM 후가 전에 비해 1.2% ($\pm 0.29\%$) 증가하였다.

Fig. 9에 AFM 전/후 수두 계수 차이를 유량 계수 비 제곱에 대해 나타내었다. 분석 결과, 유량 계수 비 제곱과 AFM 전/후 수두 계수의 차이가 비례하였다. 이를 통해 Fig. 8에서 확인된 유량 계수 비 증가에 따른 AFM 전/후 양

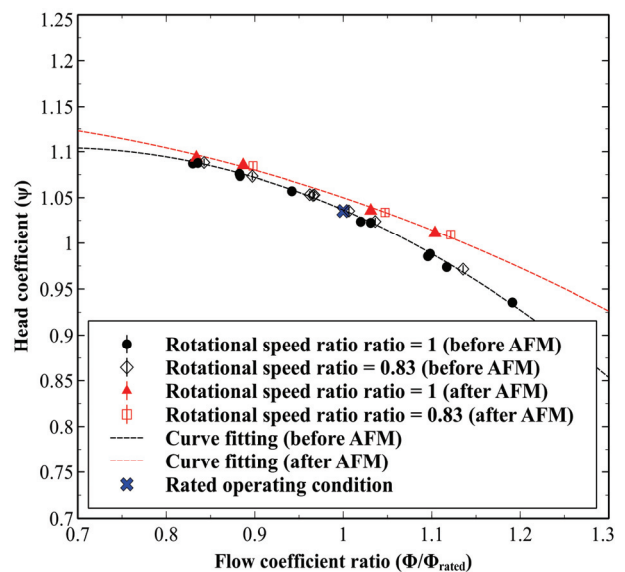


Fig. 8 Head coefficient of ElecPump system (before & after AFM)

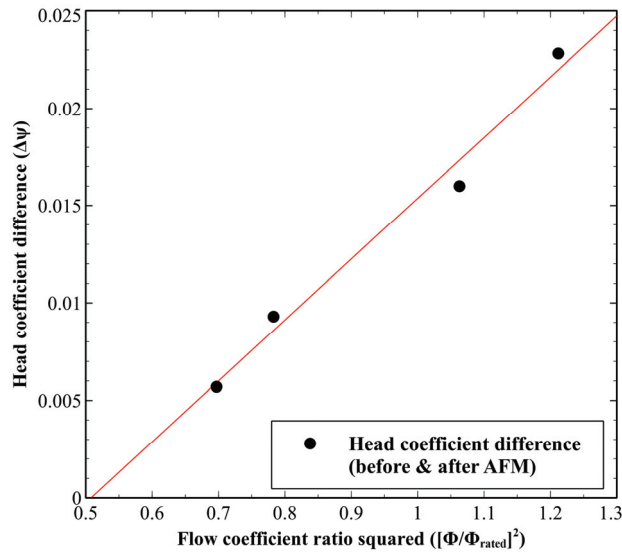


Fig. 9 Head coefficient difference of ElecPump system (before & after AFM)

Table 5 Fitting equations

	$y = ax^2 + bx + c$	
	Head coefficient	Efficiency ratio (Rotational speed ratio = 1)
Before AFM	$a = 0.812$ $b = 0.867$ $c = -0.643$	$a = 0.048$ $b = 1.831$ $c = -0.93$
After AFM	$a = 1.096$ $b = 0.236$ $c = -0.282$	$a = 0.039$ $b = 1.836$ $c = -0.909$

정 계수 차이의 증가는 유량 계수 비가 증가함에 따라 유속의 제공에 비례해 손실이 증가하는 것에 기인하며, 유량 계수 비가 증가할수록 수두 개선량이 커진 것으로 판단하였다. 이러한 현상은 Tsukano 등의 연구에서도 동일하게 관찰된다⁽¹⁸⁾.

Fig. 10에 임펠러 AFM 전/후 시스템 효율 비를 유량 계수 비에 대해 나타내었다. 내부 유로 연마 후 시스템 효율은 Fig. 6과 동일한 양상을 가지지만 측정된 모든 유량 계수 비에서 AFM 전에 비해 효율이 증가한 것을 확인하였다. 또한 유량 계수 비가 증가할수록 임펠러 AFM 전/후의 효율 차이가 커지는 양상을 확인하였는데, 이는 Fig. 9에서 관찰된 양상에 기인하여 유량 계수 비 증가에 따라 효율 개선이 증가한 것으로 판단된다. 시험 결과, 정격에서의 시스템의 효율은 정격 운용 조건에 비해 3.5%p 하회하였으나, AFM 후 시스템 효율은 AFM 전에 비해 1.1%p (± 0.58 %) 증가하였다. Fig. 8과 Fig. 10에 제시된 AFM 전/후 fitting equation을 Table 5에 제시하였다. 추후 산화제 펌프는 극저온 운용 환경에서의 작동 안정성을 검증하기 위해 액체 질

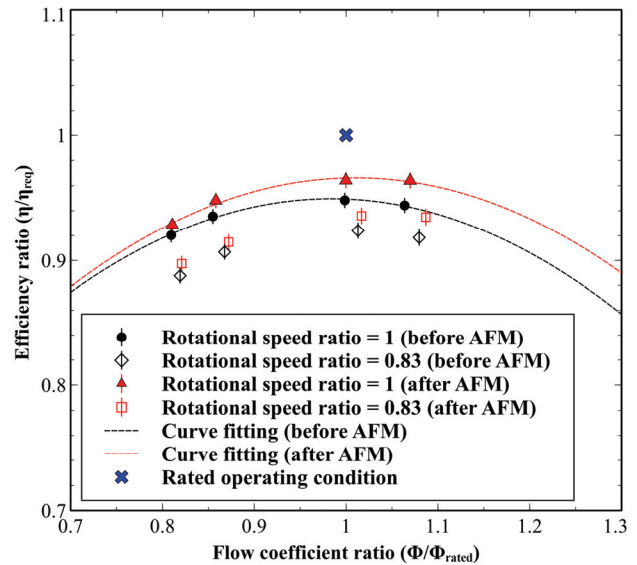


Fig. 10 Efficiency ratio of ElecPump system (before & after AFM)

소를 이용하여 극저온 환경시험을 수행할 예정이다. 이때 액체 질소는 물보다 점도가 낮아 동일한 작동 회전수에서 레이놀즈 수가 증가하며 원판 마찰 손실(disk friction loss)을 포함한 점성 손실이 감소해 시스템 효율이 본 연구에서 관찰된 것보다 높게 예측될 것으로 예상된다⁽¹⁹⁾.

4. 결 론

본 논문에서는 5톤급 액체로켓엔진용 전기모터펌프 시스템을 제작하고, 수류 시험을 통해 시스템의 성능을 평가하였다. 초기 시험에서 시스템의 성능 저하 원인을 추정하였으며, 적층 제조된 임펠러의 내부 유로를 연마한 후 재시험을 진행한 결과 양정과 시스템 효율이 전 유량 구간에서 향상된 것을 확인하였다. 시험을 통해 얻은 결론은 다음과 같다.

- 1) 0.8~1.2 사이의 유량 계수 비와 2가지 회전수 비에서 산화제 펌프의 양정 계수 - 유량 계수 비 곡선을 도출하였다. 측정된 양정 계수 - 유량 계수 비 곡선은 유량 계수 비 증가에 따라 수두 계수가 감소하는 일반적인 성능 곡선의 형태를 가졌으며 시스템은 정격 유량 계수 비에서 양정이 정격 운용 조건을 만족하였다.
- 2) 시스템의 효율 비 - 유량 계수 비 곡선은 정격 유량 계수 비 근처에서 최대 효율을 가지는 경향을 보였지만, 시스템 효율의 정격 운용 조건에는 미달하였다. 효율 저하의 원인으로 적층 제조 임펠러의 내부 거칠기가 추정되었으며, 이에 따라 AFM을 적용하여 임펠러의 내부 유로를 연마하여 거칠기를 개선하였다.
- 3) AFM 후, 유량 계수 비에 따른 양정 및 시스템 효율이 연마 전에 비해 증가한 것이 관찰되었다. 이를 통해 적

층 제조된 임펠러 내부 표면 거칠기가 수력 손실의 주요 원인 중 하나임을 실험적으로 확인하였다. 이는 적층 임펠러 적용 시 표면 거칠기 연마를 위한 후속 공정이 필수적임을 의미한다.

본 연구를 통해 개선된 펌프의 수력 효율에 따른 발사체 탑재 중량 변화를 정량적으로 분석하기 위해 2단형 소형 발사체의 2단에 5톤급 전기모터펌프 사이클 로켓 엔진을 적용할 경우를 가정하고 본 연구에서 사용된 시스템의 효율 변화에 따른 유효탑재량 변화를 추정하면 다음과 같다. 나로우주센터에서 지구 저궤도에 투입되는 임무를 고려하면 발사체 2단의 총 역적(total impulse)은 30,000 kN·s이며 이때 2단의 요구 연소시간은 600 s이다⁽²⁾. 본 연구에서 확인된 AFM 전 시스템의 요구 전력은 110.43 kW지만 AFM 후 시스템의 효율이 1.1%p 증가할 경우 요구 전력은 107.78 kW로 감소하게 되며 이를 통해 예측된 요구 배터리 에너지는 AFM 전/후 각각 18.41 kWh와 17.96 kWh이다. 여기서 일반적인 리튬이온 배터리의 에너지 밀도를 200 Wh/kg으로 가정하면 시스템 효율을 1.1%p 증가시키기에 따라 2.23 kg의 배터리 팩의 중량을 감소시킬 수 있음을 알 수 있다⁽²⁰⁾. 따라서 일반적인 소형 발사체의 탑재 중량이 200 kg 수준임을 고려하면, 적층제조 임펠러의 내부 유로 거칠기 개선이 발사체 성능에 유의미한 영향을 미칠 수 있음을 시사한다. 본 결과는 전기모터펌프 시스템의 적층 제조 임펠러 내부 거칠기 개선이 배터리 팩의 질량 감소로 이어질 수 있음을 처음으로 시사했다는 점에서 의의가 있다.

향후 연구에서는 본 연구 결과를 바탕으로 임펠러 정밀 주조 및 복합 연마 공정을 조합해 시스템의 효율을 개선하고 인버터 및 배터리 팩을 포함한 전기모터펌프 통합 시스템을 제작하여 실 추진제 기반 실험 시뮬레이션으로 수력 및 환경 성능을 검증할 예정이다.

후 기

본 연구는 2023년 중소기업기술정보진흥원 중소기업기술혁신개발사업(시장확대형)의 지원을 받아 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

References

- (1) Kwak, H. D., Shin, J. H., Kang, B. Y., Heo, S. J., Wang, S. W., and Sim, M. B., 2021, "ElecPump for Rocket Engine," KARI Technical Report, TRKO202100000278.
- (2) Kwak, H. D., Kwon, S., and Choi, C. H., 2018, "Performance Assessment of Electrically Driven Pump-Fed LOX/Kerosene Cycle Rocket Engine: Comparison with Gas Generator Cycle," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 77, pp. 67~82.
- (3) Johnsson, G. and Bigert, M., 1990, "Development of Small Centrifugal Pumps for an Electric Propellant Pump System," *Acta Astronautica*, Vol. 21, No. 6-7, pp. 429~438.
- (4) Rachov, P. A. P., Tacca, H., and Lentini, D., 2013, "Electric Feed Systems for Liquid-Propellant Rockets," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 29, No. 5, pp. 1171~1180.
- (5) Liu, C., 2017, "Comparative Study on Electric Pump and Pressure-Fed Propulsion Systems," *Journal of Rocket Propulsion*, Vol. 43, No. 2, pp. 32~39.
- (6) Casalino, L., Masseni, F., and Pastrone, D., 2019, "Viability of an Electrically Driven Pump-Fed Hybrid Rocket for Small Launcher Upper Stages," *Aerospace*, Vol. 6, No. 3, Art. No. 36.
- (7) Lee, J., Roh, T. S., Huh, H., and Lee, H. J., 2021, "Performance Analysis and Mass Estimation of a Small-Sized Liquid Rocket Engine with Electric-Pump Cycle," *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 22, pp. 94~107.
- (8) Spiller, D., Stabile, A., and Lentini, D., 2013, "Design and Testing of a Demonstrator Electric-Pump Feed System for Liquid Propellant Rocket Engines," *Aerotecnica Missili & Spazio*, Vol. 92, No. 3, pp. 123~130.
- (9) Park, Y. K., Yoon, J., Kim, D., and Yoon, Y., 2023, "Design and Verification of Electric Pump for Small LOX/Methane Rocket Engine," *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 24, No. 3, pp. 955~969.
- (10) Liang, T., Cai, G., Wang, J., Gu, X., Zhuo, L., and Cao, L., 2022, "A Hydrogen Peroxide Electric Pump for Throttleable Hybrid Rocket Motor," *Acta Astronautica*, Vol. 192, pp. 409~417.
- (11) Liang, T., Wang, J., Meng, X., and Cai, G., 2023, "The Filling Process and Its Effect on the Start-Up of Electric Pump in Hybrid Rocket Motor," *Acta Astronautica*, Vol. 211, pp. 216~228.
- (12) Ki, W. K., Hwang, K. Y., Lee, J. C., Choi, J. S., Huh, H., and Kim, G. Y., 2021, "A Study on Water Flow Testing to Simulate the Propellant Supply System of the Electric Pump Cycle," *Transactions of the Korean Society of Mechanical Engineers - B*, Vol. 45, No. 2, pp. 115~124.
- (13) Blakey-Milner, B., Gradl, P., Snedden, G., Brooks, M., Pitot, J., Lopez, E., Leary, M., Berto, F. and du Plessis, A., 2021, "Metal Additive Manufacturing in Aerospace: A Review," *Materials & Design*, Vol. 209, Art. No. 110008.
- (14) Adiaconitei, A., Vintila, I. S., Mihalache, R., Paraschiv, A., Frigioescu, T., Vladut, M., and Pambaguian, L., 2021,

- “A Study on Using the Additive Manufacturing Process for the Development of a Closed Pump Impeller for Mechanically Pumped Fluid Loop Systems,” *Materials*, Vol. 14, No. 4, Art. No. 967.
- (15) Hong, S. S., Kim, D. J., and Choi, C. H., 2015, “Water Performance Test of Pumps for a 7 Ton Class Rocket Engine,” *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 19, No. 3, pp. 89~95.
- (16) Kim, J. S., Hong, S. S., Kim, D. J., Choi, C. H., and Kim, J. H., 2010, “Cryogenic Performance Test of LOX Turbopump in Liquid Nitrogen,” *Transactions of the Korean Society of Mechanical Engineers, B*, Vol. 34, No. 4, pp. 391~397.
- (17) Rhoades, L. J., 1991, “Abrasive Flow Machining: A Case Study,” *Journal of Materials Processing Technology*, Vol. 28, pp. 107~116.
- (18) Tsukano, T., Nagao, N., Tomaru, H., and Kuga, T., 2019, “Component Tests of a LOX/Methane Full-Expander Cycle Rocket Engine: Single-Shaft LOX/Methane Turbopump,” 8th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS), Madrid, Spain, pp. 1~4.
- (19) Kamijo, K. and Hirata, K., 1985, “Performance of Small High Speed Cryogenic Pumps,” *Journal of Fluids Engineering*, Vol. 107, No. 2, pp. 197~203.
- (20) Chen, T., Jin, Y., Lv, H., Yang, A., Liu, M., Chen, B., Xie, Y., and Chen, Q., 2020, “Applications of Lithium-Ion Batteries in Grid-Scale Energy Storage Systems,” *Transactions of Tianjin University*, Vol. 26, No. 3, pp. 208~217.