

상단 추진 시스템에 적용을 위한 전기펌프 사이클의 국외 연구 동향

기원근^a · 이재청^a · 이형진^b · 노태성^b · 허환일^{c,*}

Overseas Research Trends of an Electric-Pump Cycle for Application in Upper-Stage Propulsion Systems

Wonkeun Ki^a · Jaechong Lee^a · Hyoungjin Lee^b · Tae-Seong Roh^b · Hwanil Huh^{c,*}

^aDepartment of Aerospace Engineering, Graduate School of Chungnam National University, Korea

^bDepartment of Aerospace Engineering, Inha University, Korea

^cDepartment of Aerospace Engineering, Chungnam National University, Korea

*Corresponding author. E-mail: hwanil@cnu.ac.kr

ABSTRACT

An electric-pump cycle, which is a propellant supply system for driving pumps of a liquid rocket engine using an electric motor, has the advantages of simple system configuration and easy control of supply flow rate and pressure. This paper investigates and analyzes the overseas research trends of the electric-pump cycle. In addition, the research and development country, performing organization, application, engine thrust, pump pressure increase, motor power, and rotation speed are summarized. Among them, the design variables of the overseas research that applied the upper-stage propulsion system with the thrust range of 0.445~2.2 kN could be used in the study of a similar electric-pump cycle in Korea.

초 록

전기모터를 이용하여 액체로켓 엔진의 펌프를 구동하는 추진제 공급 시스템인 전기펌프 사이클은 시스템 구성이 간단하고 공급 유량 및 압력 제어가 용이한 장점이 있다. 본 논문에서는 전기펌프 사이클의 국외 연구 동향을 조사하여 분석하였다. 또한 연구개발 국가, 수행기관, 적용 대상, 엔진 추력, 펌프 압력상승, 모터 동력, 회전수 등을 정리하였다. 그 중 0.445~2.2 kN의 추력 범위를 가지는 상단 추진 시스템에 적용한 국외 연구의 설계 변수들은 국내에서 유사한 전기펌프 사이클 연구 시 활용할 수 있을 것이다.

Key Words: Electric-Pump Cycle(전기펌프 사이클), Upper-Stage Propulsion System(상단 추진 시스템), Research Trends(연구 동향)

Received 15 October 2019 / Revised 4 January 2020 / Accepted 12 January 2020

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

1. 서 론

상단 추진 시스템은 고도 30 km 이상의 상단 구간 또는 우주환경에서 비행체의 궤도전이나 자세제어 등을 수행하기 위한 추진 시스템이다. 상단 구간 및 우주환경에서는 주변 공기가 희박하기 때문에 공기역학적인 자세제어가 불가능하고 공기를 산화제로 사용할 수 없어 주로 로켓 엔진을 추진 시스템으로 사용한다. 상단 추진 시스템에 사용되는 로켓 엔진에는 고체 추진제, 이원 액체 추진제, 단일 추진제, 냉가스 등이 사용될 수 있다. 그 중 이원 액체 추진 시스템은 주로 우주비행체 혹은 인공위성의 궤도전이를 위해 사용되며 일반적으로 400~500 N의 목표 추력을 갖는다[1].

인공위성의 궤도전이용 추진 시스템은 주로 가압식 사이클을 사용하여 추진제를 공급한다. 가압식 사이클은 연소실 압력보다 추진제 탱크 압력이 높게 유지되어야 추진제를 공급할 수 있으며, 가압제 탱크 압력은 추진제 탱크 압력보다 높아야 한다. 따라서 연소실 압력이 높아질수록 추진제 탱크와 가압제 탱크의 압력이 높아지게 되고 이를 견디기 위해 구조 중량이 증가하여 전체 시스템의 무게 역시 증가하게 된다는 단점이 있다.

이러한 단점을 보완하기 위한 방안으로 전기펌프 사이클을 사용할 수 있다. 전기펌프 사이클은 상단 추진 시스템에 적용될 경우 추진제 탱크 무게를 감소시킬 수 있어 가압식 사이클보다 더 높은 효율을 나타낼 수 있다[2]. 또한 터보펌프 사이클에 비해서 구조가 간단하며 동력원으로 기존의 통신 시스템에서 사용하는 전원장치를 사용할 수 있다는 점도 전기펌프 사이클의 장점이다[3].

상단 추진 시스템으로의 전기펌프 사이클 적용 연구들은 2000년대 초반부터 미국과 유럽 등에서 주로 수행되었으며, 최근 국내에서도 Table 1과 같이 전기펌프 사이클에 대한 연구를 수행하였으나[4-14] 국외에 비해 아직까지 연구 사례가 많지 않다. 특히 상단 추진 시스템을 적용대상으로 한 연구는 수행 사례가 없기 때문에 상단 추진 시스템으로의 전기펌프 사이클 적용 연

Table 1. Domestic research trends of electric-pump cycle.

Year	Organization	Contents
2015~2018	Pusan National University [4,5]	Research trends, Conceptual design of a 50 kW class motor
2018	Hanyang University [6,7]	Patents trends, Design of rotor-bearing systems
2018~2019	Korea Aerospace Research Institute [8,9]	Performance assessment, Preliminary design of a 30 kN class LCH ₄ /LOX engine
2018~2019	Inha University [10,11]	Cycle analysis, M&S research trends
2019	Chungnam National University [12,13]	Research trends, Design of propellant feed systems
2019	Seoul National University [14]	Design of a 5 kN class LCH ₄ pump

구를 수행하기 위해서는 국외 연구 동향 분석이 필요하다.

전기펌프 사이클은 목표 추력을 만족할 수 있도록 추진제 유량 및 연소실 압력이 결정되어야 한다. 연소실 압력이 결정되면 펌프의 전·후단 공급 압력을 계산하여 시스템에 요구되는 펌프 가압을 계산한다. 이후 계산된 펌프 가압을 만족시키기 위한 작동 회전수를 결정하고, 모터에 필요한 전력을 구한다. 따라서 전기펌프 사이클에서는 추력, 펌프 가압, 요구 전력, 회전수 등이 주요 설계 변수이다.

본 논문에서는 국외 선행 연구를 조사하고 위와 같은 설계 변수들을 중점적으로 정리하여 현재 수행중인 상단 추진 시스템용 전기펌프 사이클 연구에 활용하고자 하였다. 전기펌프 사이클은 상단 추진 시스템뿐만 아니라 우주발사체에서도 적용 시도가 이루어지고 있으며 최근 뉴질랜드계 미국기업인 Rocket Lab의 Electron 발사체의 비행시험 성공에 힘입어 관심이 증대되고 있다. 따라서 본 논문에서는 상단 추진 시스템뿐만 아니라 우주발사체로의 적용을 위한 전기펌프 사이클 선행 연구들도 함께 조사하였다.

2. 전기펌프 사이클의 특징

전기펌프 사이클은 터보펌프 사이클과 달리 펌프의 동력원으로 전기를 사용한다. 터보펌프 사이클에서 펌프 구동을 위해 가스 발생기를 사용하는 것과 같이 전기펌프 사이클에서는 전기 모터를 사용하여 펌프를 구동한다. 전기펌프 사이클은 Fig. 1과 같이 모터, 펌프, 인버터, 배터리 팩 등으로 구성된다[8]. Fig. 1에서는 연료 펌프와 산화제 펌프를 구동하기 위해서 하나의 모터를 사용하여 단일 축으로 연결하였으나, 설계 목표에 따라 연료 펌프와 산화제 펌프 각각을 구동하기 위해 두 개의 모터를 사용하기도 한다. 인버터는 전압 제어 혹은 주파수 제어를 통해 모터의 회전속도를 제어하는데 사용된다. 배터리 팩은 인버터에 전원을 공급하기 위해 탑재된다. 전기펌프 사이클에 주로 사용되는 배터리는 리튬-이온(Li-ion) 배터리와 리튬-폴리머(Li-polymer) 배터리 등이 있으며 전기펌프 사이클에 사용하기 위해서는 높은 비에너지(specific energy)와 비출력(specific power)이 필요하다.

전기펌프 사이클은 터보펌프 사이클과 비교하였을 때 가스발생기 구동을 위한 별도의 추진제가 필요하지 않다. 따라서 탑재되는 모든 추진제가 엔진 추력에 기여한다는 장점이 있다. 그리고 가스발생기와 별도의 산화제 및 연료 배관이 필요하지 않기 때문에 구성요소가 줄어들어 시스템이 간단해지며, 이에 따라 엔진 개발 및 운용 비용이 줄어든다는 장점이 있다. 가스발생기의 점화 및 안정화 과정이 필요하지 않아 신속 점화가 가능하고 재점화에 유리하다는 점도 장점 중의 하나이다[8].

반면에 터보펌프 사이클의 가스발생기 구동을 위한 별도의 추진제는 연소 종료 시 모두 소모되어 가스발생기만 건조 질량(dry mass)이지만, 전기펌프 사이클은 연소 종료 이후에도 배터리 팩과 인버터 등이 모두 건조 질량으로 남는다는 단점이 있다[8]. 그리고 현재로서는 배터리 팩의 비에너지 및 비출력과 모터의 비출력이 낮아 무게비가 중요한 시스템의 적용에는 불리한 단점이 있다. 하지만 전기자동차 및 전기구동 항공기

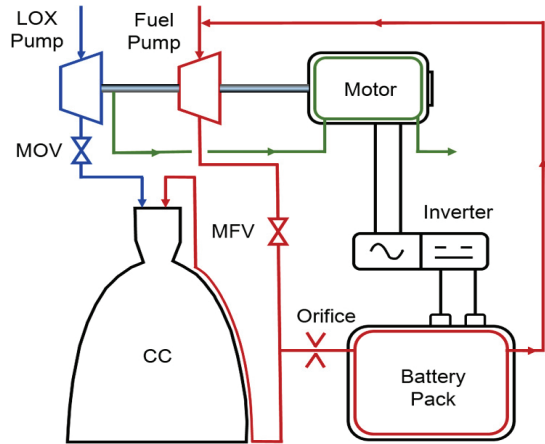


Fig. 1 System configuration of the electric-pump cycle [8].

시장이 주목받으면서 관련 기술인 모터와 배터리 팩의 기술 또한 함께 향상되고 있기 때문에 이러한 단점은 개선이 가능할 것으로 보인다.

본 논문에서는 전기펌프 사이클에 대한 이해를 돕기 위해 전기펌프 사이클에서 주로 사용되고 있는 모터와 배터리의 유형에 대해서 세부적으로 정리하였다. 특히 배터리는 시스템의 무게비에 큰 영향을 미치기 때문에 기술 현황 및 동향에 대한 분석을 포함하였다.

2.1 모터

전기펌프 사이클에는 주로 BLDC(Blush-Less Direct Current) 모터 혹은 PMSM(Permanent Magnet Synchronous Motor)이 사용된다. BLDC 모터는 DC 모터에서 고속 회전 시 브러시의 마모현상이 발생하는 단점을 개선하기 위해 개발되었다. BLDC 모터는 회전자로 영구자석을 사용하고 고정자에 권선을 감아 전류를 흐르게 하여 전자기력을 발생시킴으로써 내부의 회전자를 회전시킨다. 회전자 내에 설치된 센서를 통해 회전자의 위치를 실시간으로 파악하여 권선의 전류 방향을 바꾸어줌으로써 지속적인 회전이 가능하다. BLDC 모터는 일반적인 DC 모터에 비해 고속회전에 유리하기 때문에 빠른 회전을 요구하는 펌프를 구동하기에 적합하다[15].

PMSM은 BLDC와 마찬가지로 영구자석을 회전자로 사용하고 고정자에 권선을 감아 전자기

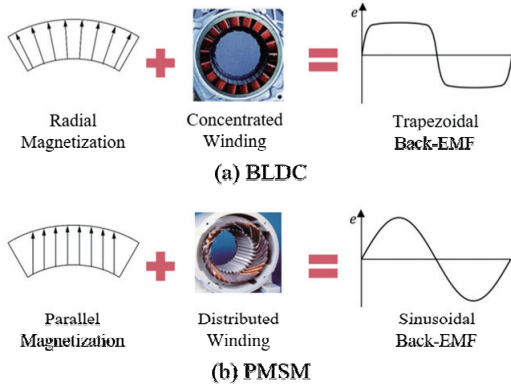


Fig. 2 Differences between BLDC motor and PMSM [16].

력을 발생시킨다. 그러나 BLDC 모터와 PMSM은 Fig. 2와 같이 자화 형태와 권선 분포에 따라 역기전력의 파형이 다르다. BLDC 모터는 Fig. 2(a)와 같이 반경방향 착자형과 집중권이 결합되어 구형과 역기전력을 형성하고, PMSM은 Fig. 2(b)와 같이 평행방향 착자형과 분포권이 결합되어 정현파 역기전력을 형성한다[16].

BLDC 모터와 PMSM의 역기전력 파형 차이는 각 모터의 토크 생성 원리에도 차이를 발생시킨다. Fig. 3은 BLDC 모터와 PMSM의 토크 생성 원리를 비교한 것으로, Fig. 3(a)의 BLDC 모터는 전류 인가에 따라 구형파의 역기전력이 발생하고 이를 통해 각 상에서 구형적인 토크를 생성하여 일정한 합성 토크를 생성한다. 반면에 Fig. 3(b)의 PMSM은 정현파 역기전력 발생에 따라 각 상에서 정현적인 토크를 생성하여 일정한 합성 토크를 생성한다[16].

두 모터는 모두 일정한 합성 토크를 생성하지만 토크 생성 원리가 다르기 때문에 토크 및 회전수를 제어하기 위한 방법이 다르다. BLDC 모터는 인가전압 제어에 따른 전류 제어를 통해 모터의 회전수를 제어할 수 있으며, PMSM은 일정한 토크를 얻기 위해 정현파의 주파수 또한 제어해야 하므로 가변 전압 가변 주파수 제어(Variable Voltage Variable Frequency, VVVF)를 통해 회전수를 제어할 수 있다. BLDC는 PMSM보다 회전수 제어가 간단하지만 구형파 토크 합성의 특성 상 토크 리플(ripple)이 발생하기 때문

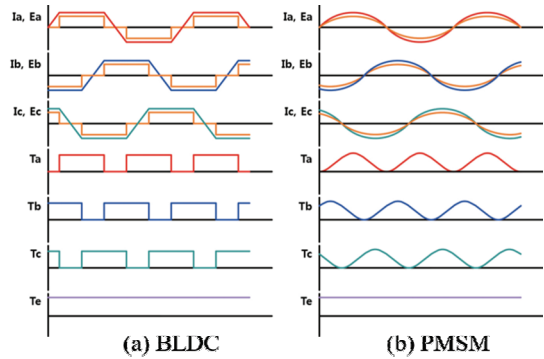


Fig. 3 Principle of torque generation of BLDC motor and PMSM [16].

에 정밀한 회전수 제어에 불리하다. 따라서 추진제 공급의 안정성과 제어의 용이성 등을 고려하여 시스템에 적합한 모터를 선택해야 한다.

2.2 배터리

전기펌프 사이클에 사용가능한 배터리의 종류는 일차전지(primary cell), 이차전지(secondary cell), 연료전지(fuel cell) 등이 있다. 일차전지는 재충전이 불가능하여 재사용이 불가능하다는 단점을 가지고 있지만 이차전지에 비해 상대적으로 자연방전이 적고 비에너지가 높기 때문에 재사용이 필요하지 않은 추진 시스템에서는 더 유리할 수 있다. 반면에 이차전지는 재충전 및 재사용이 가능하기 때문에 재접화 및 재사용이 필요한 추진 시스템에서 사용하기에 더 유리하다. 인공위성, 우주탐사선과 같은 우주 비행체에서는 이미 통신장비의 전력 공급용으로 이차전지를 사용하고 있으므로 전기펌프 사이클의 전원장치로 이차전지를 이용하는 것이 유리하다. 그 외에도 수소를 추진제로 사용하는 추진 시스템에서는 수소 연료전지를 활용할 수 있으며, 장기보관이 필요한 군용 체계에서는 열전지와 같은 비축형전지를 활용할 수 있다.

전기펌프 사이클의 배터리 선정 시에는 비에너지(specific energy)와 비출력(specific power)을 고려해야 한다. 비에너지는 추력기의 연소시간에 관련이 있고 비출력은 펌프 구동에 필요한 모터 전력에 관련이 있다. 배터리의 비에너지와 비출

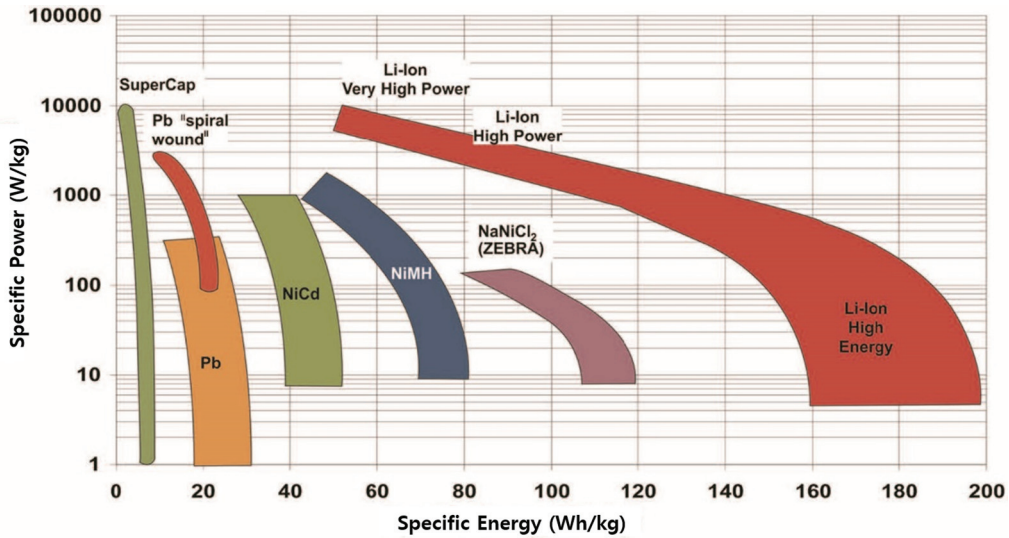


Fig. 4 Distribution of specific energy and specific power for various battery types [17].

력은 배터리 팩의 무게를 추정하는데 사용할 수 있으며, 어떤 변수를 중점적으로 고려하는지에 따라서 산출식이 다르다. 비에너지를 중점적으로 고려할 경우 Eq. 1과 같은 식으로 배터리 팩의 무게를 추정할 수 있다. κ_{bp} 는 배터리 케이스, 연결선, 배터리 관리 시스템과 같은 필수 세부요소를 고려한 구조적 여유(structural margin)이며, $\delta_{bp,E}$ 는 비에너지, E_{bp} 는 배터리 팩의 필요 에너지양이다.

$$m_{bp,E} = \kappa_{bp} \frac{1}{\delta_{bp,E}} E_{bp} \quad (1)$$

$$m_{bp,P} = \kappa_{bp} \frac{1}{\delta_{bp,P}} P_{bp} \quad (2)$$

비출력을 중점적으로 고려할 경우 Eq. 2와 같은 식으로 배터리 팩의 무게를 추정할 수 있다. $\delta_{bp,P}$ 는 비출력, P_{bp} 는 배터리 팩의 필요 출력양이다[8]. Eq. 1과 Eq. 2는 배터리 팩의 무게 감소를 위해 비에너지와 비출력이 높은 배터리 종류를 선택하는 것이 중요함을 보여준다.

Fig. 4는 배터리 종류별 비에너지와 비출력의

대략적인 분포를 보여준다[17]. 일반적으로 높은 비에너지와 높은 비출력을 동시에 만족하는 배터리는 존재하지 않기 때문에 사용목적에 따라 비에너지와 비출력 중 우선순위를 결정해야 한다. 또한 전기펌프 사이클의 설계 및 해석 수행 시에도 현실적인 비에너지와 비출력 값을 사용해야 한다. Fig. 4에서 리튬-이온(Li-ion) 배터리는 비에너지와 비출력 모두에서 높은 값을 나타내므로 전기펌프 사이클의 배터리 팩으로 고려할 수 있다. 현재 리튬-이온 배터리는 전기자동차 및 전기구동 항공기의 전원장치로 주로 사용되고 있으며, 2030년까지 계속해서 시장을 점유하고 기술 연구가 진행될 것으로 예상된다[18].

리튬-황(Li-S) 배터리는 이론적으로 리튬-이온 배터리보다 비에너지가 4배 이상 높기 때문에 리튬-이온 배터리 이후의 차세대 이차전지로 주목받고 있다[19]. 호주 RMIT 대학의 하이브리드-전기 추진 시스템을 사용하는 General Aviation 항공기 연구[20]에 따르면 배터리 비에너지와 비출력은 리튬-황 배터리 기술 개발에 따라 크게 발전할 것으로 예측된다. Table 2의 배터리 및 모터 기술 전망에서 배터리 비에너지와 비출력은 2050년에 현재 기술 수준의 4배인 1,000 Wh/kg, 10 kW/kg으로 증가되며, 모터의 비출력 또한

Table 2. Battery and motor technology predictions [20].

Technology level	1	2	3
Year	2025	2035	2050
Battery specific energy [Wh/kg]	250	400	1,000
Battery specific power [kW/kg]	2.5	4	10
Motor specific power [kW/kg]	5	7.5	15
Battery efficiency	0.98	0.98	0.99
Motor efficiency	0.95	0.97	0.98

현재 기술 수준의 3배인 15 kW/kg으로 증가될 것으로 예측된다. 리튬-황 배터리를 주요 연구 목표로 하는 영국의 OXIS Energy사는 셀 단위에서 최대 400 Wh/kg의 비에너지를 가지며 100 사이클 이내로 사용 가능한 제품을 개발하였다. OXIS Energy 사는 향후 500 Wh/kg의 비에너지와 500 사이클 이상의 수명을 개발목표로 하며, 리튬-황 상용화를 위해 브라질에 공단을 건설할 계획을 밝혔다[21]. 국내에서도 리튬-황 배터리에 대한 연구가 활발히 진행되고 있다. KAIST의 연구에 따르면 이론 용량 92%, 100 사이클 이상 구동 가능한 수준으로 개발이 진행되었기 때문에 상용화를 앞당길 수 있을 것으로 보인다[22].

그밖에도 리튬-폴리머 배터리와 같은 전고체 배터리(all-solid-state battery)가 차세대 배터리 후보로 전망되고 있다. 전고체 배터리는 전해질을 고체로 대체함으로써 열과 충격에 더욱 강한 특성을 가지므로 추진 시스템의 안정성 확보에 기여할 수 있다[23]. 이러한 연구 결과들을 바탕으로 향후 기술 발전에 따라서 대형 발사체로의 적용 또한 가능할 것으로 전망된다.

3. 전기펌프 사이클의 국외 연구 동향

3.1 미국

Lockheed Martin의 Abel 등[24]은 우주발사

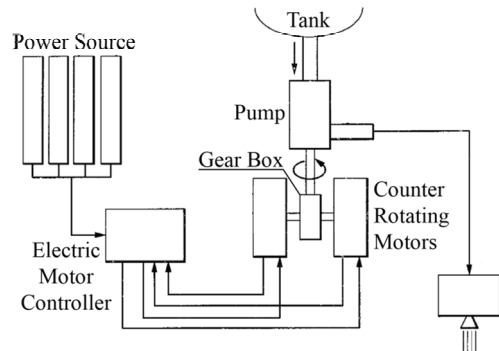


Fig. 5 Scheme of electric-pump cycle configuration of Lockheed Martin [24].

체, 임펄스 엔진 등 이원추진제 공급 시스템에 전기펌프 사이클을 적용한 시스템 구성에 대한 특허를 등록하였다. Fig. 5는 Abel 등이 제안한 구성도로 연소 시간 동안 펌프를 연속적으로 구동할 수 있는 전기펌프 사이클이다. 전기펌프 사이클을 적용할 경우 가압식 사이클에서 문제가 되는 고압의 배관요소를 제거함으로써 무게를 감소시킬 수 있고 유량 제어가 쉽게 가능할 것으로 파악하였다. 전원장치로는 고 비에너지의 배터리 팩, 슈퍼커패시터, 역 회전 플라이휠 등을 활용할 수 있을 것으로 분석하였다.

Lockheed Martin의 Henderson 등[2]은 LAE (Liquid Apogee Engine)용 전기펌프 사이클을 설계하고 성능을 분석하여 기존 가압식 사이클과 무게를 비교하였다. 전기펌프 사이클을 적용할 경우 질량 여유가 -225 kg에서 91 kg으로 증가함으로써 가압식 사이클에서 수행 불가능했던 임무를 수행할 수 있음을 보였다.

NASA Glenn research center의 Schneider 등 [3]은 MMH(MonoMethylHydrazine)/N₂O₄ 추진제 조합의 100 lbf(445 N)급 위성 추력기의 추진제 공급용 펌프를 설계 및 제작하였다. 설계된 펌프는 총 4단으로 구성하였고, 60,000 RPM에서 500 psia(34.47 bara)의 가압을 설계 목표로 하였다. 펌프 설계 검증을 위해 250 psia(17.24 bara)의 가압이 가능한 2단 펌프를 Fig. 6과 같이 설계 및 제작하고 상사매질로 물을 사용해 추진제 공급 모사 실험을 수행하였다. 펌프는 BLDC 모터

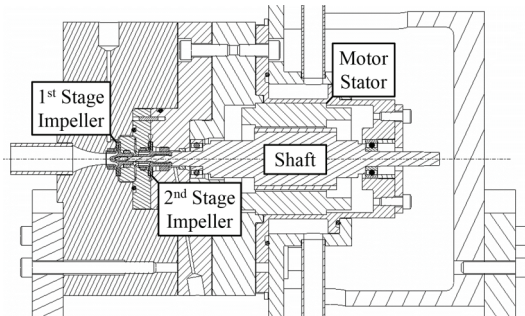


Fig. 6 Concept design of a two-staged pump system for the electric-pump cycle of NASA Glenn research center [3].

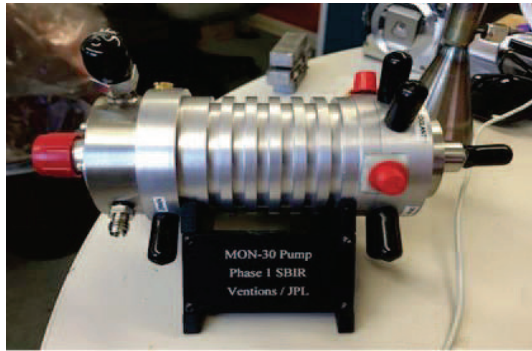


Fig. 7 Electric-pump of NASA JPL [25].

를 이용하여 구동하였다. 실험 결과, 모터 회전수 57,000 RPM에서 가압하여 200 psia(13.8 bara)의 성능을 나타냈다. 목표 가압보다 가압이 낮은 원인은 로터 효율의 이론값과 실제값 간의 차이와 확산 시스템에서의 손실 등으로 분석하였다.

NASA JPL(Jet Propulsion Laboratory)의 Vaughan 등[25]은 MAV(Mars Ascent Vehicle)용 전기펌프 사이클에 대한 개념 설계 연구를 수행하였다. 추력 3,560 N급 MAV의 추진제 공급 시스템으로 전기펌프 사이클을 사용할 경우 추진제 탱크 무게의 감소로 인해 전체 시스템의 무게가 감소할 수 있음을 보였다. 이후 Fig. 7과 같이 41.37 bara의 연료 공급용 펌프를 제작하였으며, 향후 시험을 통한 성능 검증 및 MAV로의 적용을 계획 중이다.

TGV Rockets의 Bahn 등[26]은 Fig. 8의 액체 로켓 엔진용 전기펌프 사이클을 특허 등록하였

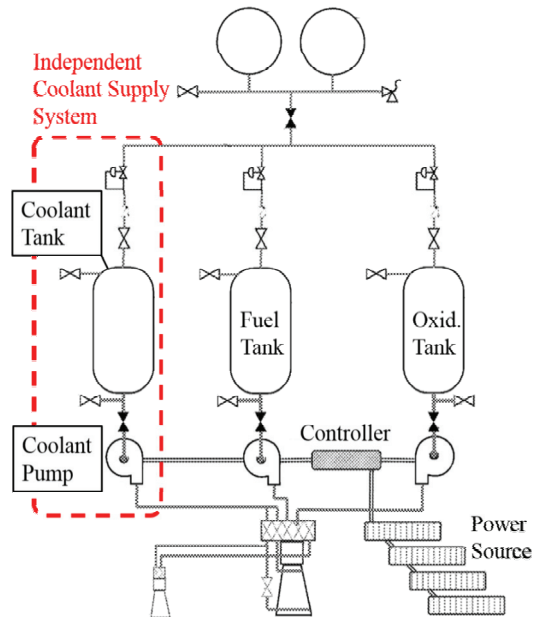


Fig. 8 System configuration of TGV Rockets [26].

으며, 산화제와 연료, 그리고 별도의 독립적으로 조절 가능한 연소실 냉각제를 탑재하고 이를 제어하기 위해 모터를 이용하는 각각의 펌프 시스템으로 구성하였다. Fig. 8의 왼쪽의 점선으로 강조된 부분에서 독립적인 냉각제 공급을 위한 별도의 탱크, 펌프를 볼 수 있다.

Portland State University의 Talik 등[27]은 2,200 N급 아마추어급 고고도 사운드 로켓의 액체산소 펌프에 대해 수두 상승 754.324 ft, 체적유량 11.58 GPM을 요구조건으로 설계를 수행하였다. 임펠러는 높은 수두와 적은 체적유량, 그리고 낮은 비속도에 적합한 Barske의 직선형 베인을 사용하는 임펠러를 적용하였다. Fig. 9는 설계를 바탕으로 제작한 액체산소 펌프이다. 기초 시험 수행 결과, 전력 공급의 문제로 가장 효율이 높을 것으로 추정된 펌프 회전수인 20,000 RPM보다 낮은 16,500 RPM에서 284 psia(19.59 bara)의 가압성능을 나타냈다.

뉴질랜드계 미국기업인 Rocket Lab[28]은 전기펌프 사이클 엔진 Rutherford와 이를 사용한 소형 발사체 Electron을 개발하였다. Electron은 RP-1/LOX 추진제 조합의 2단 발사체로 1단에는

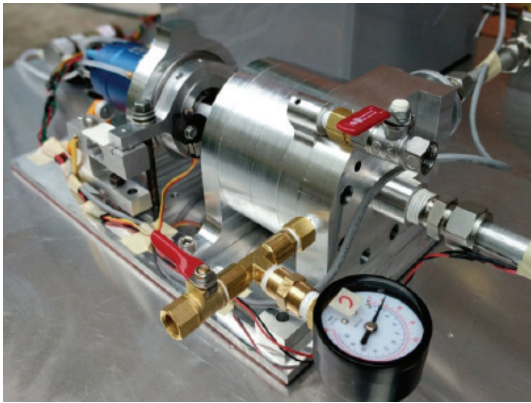


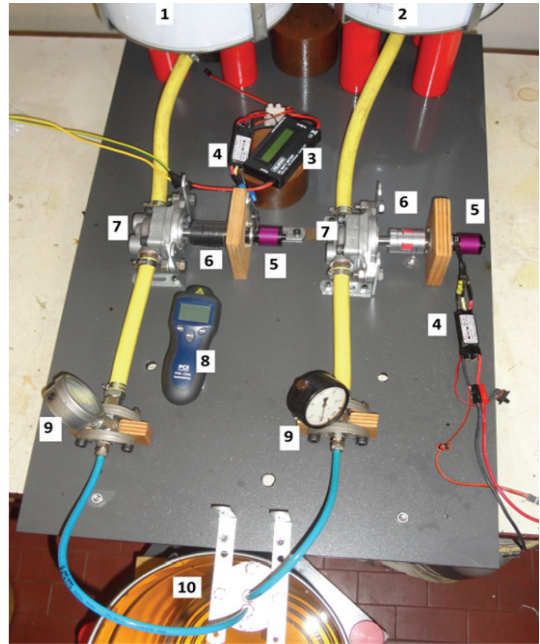
Fig. 9 Electric-pump system of Portland State University [27].

Rutherford 엔진 9개를 클러스터링 하여 최대 192 kN의 진공추력을 나타내고, 2단에는 1개의 Rutherford 엔진을 장착하여 22 kN의 진공추력을 나타낸다. Fig. 10은 Rutherford 엔진의 형상을 보여주며, Rutherford 엔진에는 40,000 RPM에서 50 hp(36.75 kW)의 동력을 생성하는 두 개의 모터가 장착되어 각각 연료 펌프와 산화제 펌프 구동에 사용된다[29]. Electron 발사체는 2018년 1월부터 2019년 12월까지 9번 연속으로 발사에 성공한 만큼 소형 발사체 시장에서 전기펌프 사이클을 적용한 엔진으로 높은 신뢰성을 확보할 수 있음을 보여주고 있다.

3.2 유럽

이탈리아 Politecnico di Torino의 Casalino 등 [30]은 고체 추진제 로켓인 Vega의 기존 3단을 하이브리드 로켓으로 대체하고 산화제 공급 시스템에 전기펌프 사이클을 적용하여 최적화하는 연구를 수행하였다. 배터리는 비출력이 높은 티탄산 리튬 배터리를 사용하였으며, 비출력은 3.0 kW/kg, 비에너지는 90 Wh/kg이었다. 연구 결과, 기존 Vega의 700 km 궤도 임무에 전기펌프 사이클이 적용된 하이브리드 상단 로켓을 사용함으로써 최대 791.8 kg의 페이로드 이득을 얻을 수 있음을 보였다.

이탈리아 Sapienza Universita di Roma의 Spiller 등[31]은 액체로켓 엔진용 전기펌프 사이



1. Oxidizer tank 5. Brushless 8. Speedometer
 2. Fuel tank 6. Elastic joints 9. Manometers
 3. Wattmeter 7. Pumps
 4. Inverters

Fig. 10 Demonstrator electric-pump system of Sapienza Universita di Roma [31].



Fig. 11 Rutherford engine of Rocket Lab [29].

클의 시연장치를 구성하였다. 인젝터 플레이트를 제외한 대부분의 구성요소들을 기성품으로 사용하였으며, 펌프의 경우 소형 기어펌프인 SHIMADZU 사의 YP10 시리즈를 사용하였다. 항공기용 모터들은 경량화가 잘 되어 있지만 연구에 사용하는 펌프에 비해 RPM이 높기 때문에 벨트인 기어박스 모터를 사용하였다. 시연장치는 Fig. 11과 같이 구성하였다. 시험을 통해 회전수 증가에 따라 유량과 펌프 가압이 비례하여 증가함을 확인하였으며, 이는 기어 펌프의 이론적 성능 예측과 부합하였다. 그러나 인버터, 모터에서의 에너지 손실과 낮은 회전수 운전에 따른 기어박스에서의 에너지 손실로 인해 펌프의 효율은 10~20% 수준으로 낮게 나타났다.

폴란드 Mikroma S.A.의 Dlugiewicz 등[32]은 상단 추진 시스템의 전기펌프 사이클용 영구자석 동기모터의 설계 및 검증 연구를 수행하였다. 목표 추력은 500~3,000 N의 범위로 선정하였다. 추력이 2,000 N일 경우 LH₂/LOX 추진제 조합에서 모터의 전력은 55,000 RPM일 때 2,500 W 이었고, 액체메탄/액체산소 추진제 조합에서는 22,000 RPM에서 620 W이었다. 또한 상사매질인 액체질소를 액체수소 및 액체메탄과 동일한 효율로 모사하기 위해서는 회전수 16,000 RPM에서 1,600 W의 전력이 필요함을 보였다. 개념 설계 결과로 도출된 모터 형상은 Fig. 12와 같으며, 고정자와 회전자 사이의 틈에 소량의 추진제를 흐르게 하는 포일 베어링을 적용하여 냉각 및 윤활 작용을 수행하게 하였다.

독일 DLR의 Waxenegger-Wilfing 등[33]은 소형 발사체에 전기펌프 사이클 적용 시 성능 분석 연구를 수행하였다. 성능 분석을 위한 입력 변수로써 모터 비출력 3.8 kW/kg, 인버터 비출력 60 kW/kg, 배터리 팩 비출력 0.83 kW/kg, 배터리 팩 비에너지 150 Wh/kg 등을 사용하였다. 이러한 값들은 기술현황과 기술성숙도를 참고하여 선정되었으며, 특히 배터리 팩의 비에너지와 비출력을 모두 높은 조건으로 선정하는 것은 현실적이지 않기 때문에 주의해야 함을 강조하였다. 성능 분석 결과, 대부분의 임무 조건에서 터보펌프 사이클보다 무게가 높게 나타났으

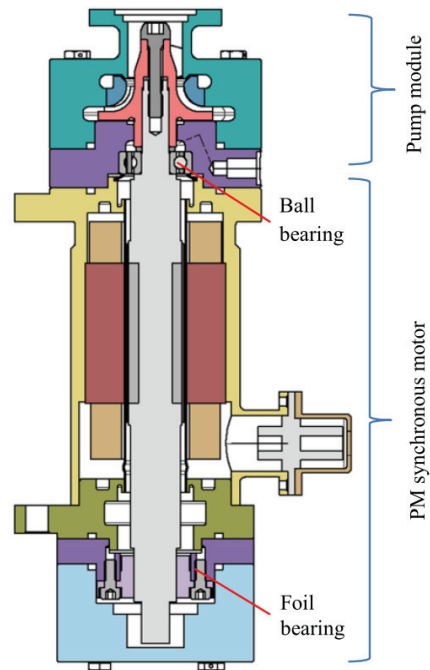


Fig. 12 Permanent magnet synchronous motor design of Mikroma S.A. [32].

나 RP-1/LOX 추진제 조합의 페이로드 200 kg, LEO 임무 조건에서는 터보펌프 사이클보다 상단 추진 시스템의 초기 질량이 약 6.7% 낮았다.

3.3 기타

중국 Northwestern Polytechnical University의 Liu 등[34]은 연료 전지를 이용하여 전원을 공급하는 액체로켓 엔진용 전기펌프 사이클에 대한 특허를 등록하였다. Liu 등은 터보펌프 사이클에 비해 구조가 단순하고 신뢰성이 높은 전기펌프 사이클을 소형 발사체에 적용하고자 하였다. Fig. 13은 특허로 등록된 전기펌프 사이클의 개략도이며 전원장치로 연료 전지를 사용하는 것을 볼 수 있다.

남아프리카공화국 University of KwaZulu-Natal의 Wunderlin 등[35]은 상업용 소형 위성 발사체 개발을 위해 고려해야 할 사항과 설계방안을 논의하였으며, 전기펌프 사이클 엔진 SAFFIRE(South African First Integrated Rocket Engine)의 설계 개념을 제안하였다. Fig. 14는 SAFFIRE의 형상과

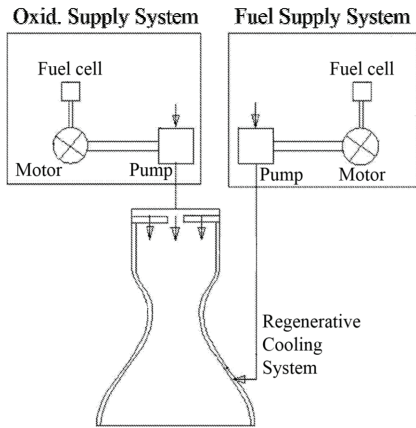


Fig. 13 Electric-pump cycle using fuel cell by Northwestern Polytechnical University [34].

구성품의 종류, 배치이다[36]. SAFFIRE는 펌프 가압 47 bara, 지상추력 25 kN을 설계 목표로 하였다. Wunderlin 등은 구상중인 2단 발사체의 하단에 9개의 SAFFIRE를 클러스터링하며, 상단에는 가압식 사이클을 사용하는 별도의 엔진을 장착할 것을 제안하였다.

일본 JAXA의 Shimagaki 등[37]은 시스템 모델링을 통한 전기펌프 사이클의 실현 가능성에 대한 분석 연구를 수행하였다. JAXA에서는 Ebara사와 공동 연구를 수행하고 있으며 LH₂/LOX 추진제 조합의 30 kN급 추력을 가지는 시스템 개발을 목표로 하였다. Fig. 15는 SIEMENS사의 AMESim 상용코드를 사용하여 구성한 전기펌프 사이클 모델링 결과를 보여주며, 이때 모터의 비출력은 JSOL사의 JMAG를 이용한 전자기 해석 결과를 통해 구한 6.7 kW/kg으로 입력하였다. 전체적인 효율과 토크가 낮게 나타나 고정자와 회전자 사이 간격의 조정에 따른 성능 분석이 필요할 것으로 판단하였다. 또한 향후 우주 환경에서의 방열 및 방사선 차단에 대한 검토도 필요할 것으로 제안하였다.

4. 연구 동향 분석 결과

Table 3에 조사한 국외 전기펌프 사이클 연구



Fig. 14 Components of SAFFIRE [36].

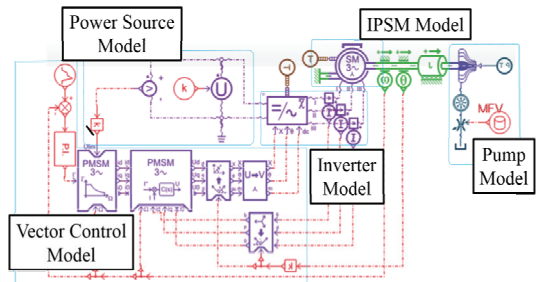


Fig. 15 Electric-pump cycle modeling of JAXA [37].

사례들을 연도순으로 정렬하고 국가, 수행기관, 적용대상, 적용대상의 추력, 펌프의 가압, 필요전력, RPM 등을 포함하여 정리하였다. 조사된 선행 연구 중 2005년 NASA Glenn research center의 연구와 2010년 Lockheed Martin의 연구, 그리고 2012년 Poland Mikroma S.A.의 연구는 상단 추진 시스템을 적용대상으로 수행한 연구 사례이다. 해당 연구들에서 적용대상의 추력은 각각 0.445, 2.2, 2 kN 수준으로 국내 상단 추진시스템의 설계 목표인 500 N과 가장 유사한 추력을 나타내는 연구는 NASA Glenn research center의 연구이다. 펌프 가압은 34.47~53.99 bara의 수준으로 비슷한 추력의 가압식 사이클을 사용하는 LAE의 추진제 공급 압력이 20~30 bara보다 더 높게 나타났다

Table 3. Overseas research trends of electric-pump cycle.

Year	Country	Organization	Application	Thrust, [kN]	Pressure rise, [bara]	Required power, [kW]	RPM
2002	USA	Lockheed Martin [24]	Liquid rocket engine	-	-	-	10,000~30,000
2005	USA	NASA Glenn research center [3]	Satellite thruster	0.445	34.47	1	60,000
2010	Italia	Politecnico di Torino [30]	Upper stage of hybrid rocket	-	20.6	-	-
2010	USA	Lockheed Martin [2]	Liquid apogee engine	2.2	35.65~53.99	3.86	-
2012	Poland	Mikroma S.A. [32]	Upper-stage propulsion system	2	-	1.6	16,000
2013	Italia	Sapienza Universita di Roma [31]	Liquid rocket engine	-	-	-	-
2014	USA	TGV Rockets [26]	Liquid rocket engine	-	-	-	-
2016	USA	NASA JPL [25]	Mars ascent vehicle	3.56	41.37	-	50,000
2017	USA	Portland State University [27]	Amateur sounding rocket	2.2	20.4~27.2	4.69	20,000
2017	China	Northwestern Polytechnical University [34]	Space launch vehicle	-	-	-	-
2017	USA	Rocket Lab [29]	Space launch vehicle	24	-	36.75	40,000
2018	South Africa	University of KwaZulu-Natal [35]	Space launch vehicle	25	47	-	-
2018	Germany	DLR [33]	Space launch vehicle	10~16	10~15	-	-
2019	Japan	JAXA [37]	Liquid rocket engine	30	-	-	-

[1]. 요구 전력은 1~3.86 kW이며 회전수는 16,000~60,000 RPM으로 나타났다.

우주발사체를 대상으로 설계된 경우 비록 1단과 2단 등 운용 범위에 차이가 있지만 적용대상의 추력은 2.2~30 kN의 범위로 상단 추진 시스템보다는 전체적으로 추력이 높게 나타났다. 펌프의 가압과 회전수는 각각 10~47 bara, 20,000~50,000 RPM으로 상단 추진 시스템과 크게 다르지 않았다. 반면 펌프의 요구 전력은 4.69~36.75 kW으로 상단 추진시스템보다 더 높은 값을 필요로 하였다.

한편, 전기펌프 사이클은 주변 온도에 따라서 모터와 배터리 팩의 성능이 변하기 때문에 일부 선행 연구에서는 냉각 및 열전달을 고려하기도 하였다. 극저온 추진제 조합에서는 회전자와 고정자 사이의 틈에 흐르는 소량의 추진제를 이용해

모터를 냉각하였으며[32], 상온 추진제 조합의 모사 수류실험에서는 워터 쿨링 재킷을 통해 모터를 냉각하였다[3]. 이를 참고하여 향후 설계 및 모사 시험 수행 시 모터와 배터리 팩 등에 적합한 냉각 방법을 고려해야 할 것으로 판단한다.

5. 결 론

전기모터를 이용하여 액체 추진제를 공급하는 전기펌프 사이클은 시스템 구성이 간단하고 제어가 용이하다는 장점을 가진다. 본 논문에서는 상단 추진시스템에 전기펌프 사이클을 적용하기 위한 기초 연구로써 전기펌프 사이클의 국외 선행 연구를 조사하고 연구 동향에 대하여 분석하였다. 상단 추진 시스템을 적용대상으로 한 연구

결과를 분석하였으며, 향후 국내 연구 및 개발 시 설계 변수들을 참고할 수 있을 것으로 기대한다. 우주발사체를 적용대상으로 한 연구들은 상단 추진시스템을 대상으로 한 연구 결과와 비교하였을 때, 펌프 가압성능과 회전수는 유사하게 나타났으나 더 높은 추력을 요구함에 따라 펌프의 용량이 증가하여 펌프의 요구 전력은 더 높게 나타났다. 모터의 냉각을 고려한 선행 연구 사례들은 향후 연구 수행 시 적합한 냉각 방법을 고려하는데 참고할 수 있을 것으로 사료된다.

후 기

본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소의 지원으로 수행되었으며 이에 감사드립니다(계약번호 UD180046GD). 또한 본 연구는 충남대학교 연구 장려장학금에 의해 지원되었으며 이에 감사드립니다.

References

1. Jang, Y.H. and Lee, K.H., "A Development Trend Study of Bipropellant Rocket Engine for Orbit Transfer and Attitude Control of Satellite," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 19, No. 1, pp. 50-60, 2015.
2. Henderson, J.B. and Goodzeit, N.E., "Enhanced High-efficiency Spacecraft Propulsion System," US7762498B1, 27 Jul. 2010.
3. Schneider, S.J., Veres, J.P., Hah, C., Nerone, A.L., Cunningham, C.C. Kraft, T.G., Tavernelli, P.F. and Fraser, B., "Satellite Propellant Pump Research," *41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Tucson, A.Z., U.S.A., AIAA 2005-3560, Jul. 2005.
4. Jeong, S.M., Kim, K.S., Oh, S.J. and Choi, J.Y., "New Technologies of Space Launch Vehicles including Electric-Pump Cycle Engine," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 44, No. 2, pp. 139-155, 2016.
5. Kim, H.K., Kwak, H.D., Choi, C.H. and Kim, J., "Conceptual Design of Electric-Pump Motor for 50kW Rocket Engine," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 46, No. 2, pp. 175-181, 2018.
6. Yi, H.W. and Ryu, K., "Electric Pump for Liquid Rocket Engines: Technical Details in Recent Patents," *66th KTS(Korean Tribology Society) Fall Conference*, Pyeongchang, Korea, pp. 155-156, Oct. 2018.
7. Ryu, K., "On the Rotor-bearing Systems of Electric Pumps for Liquid Rocket Engines," *51st KSPE Fall Conference*, Busan, Korea, pp. 804-805, Dec. 2018.
8. Kwak, H.D., Kwon, S.J. and Choi, C.H., "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, 2018.
9. Kwak, H.D., Lee, K.O. and Lim, B.J., "Low Thrust ElecPump Rocket Engine," *53rd KSPE Fall Conference*, Busan, Korea, KSPE 2019-2135, Nov. 2019.
10. Lee, S.B., Lee, H.J. and Roh, T.S., "Analysis of Electric Pump Cycle Rocket Engine," *50th KSPE Spring Conference*, Jeju, Korea, pp. 524-527, May 2018.
11. Lee, J.Y., Cha, S.W., Ha, D.H., Kee, W.K., Lee, J.C., Huh, H.I., Roh, T.S. and Lee, H.J., "Research Trend Analysis on Modeling and Simulation of Liquid Propellant Supply System," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 23, No. 6, pp. 39-50, 2019.
12. Ki, W.K., Lee, J.C., Lee, Y.S., Lee, K.H., Kim, H.S. and Huh, H.I., "Research Trends

- of Electric-Pump Cycle for Liquid Rocket Engines in U.S.," *52nd KSPE Spring Conference*, Jeju, Korea, pp. 726-727, May 2019.
13. Ki, W.K., Lee, J.C. and Huh, H.I., "Fundamental Experimental Setup of an Electric-Pump Cycle for Space Propulsion Systems," *53rd KSPE Fall Conference*, Busan, Korea, KSPE 2019-2019, Nov. 2019.
 14. Yoon, J.T., Jeong, G.J. and Yoon, Y.B., "Research on Electric Pump For Small Liquid Rocket Engine," *53rd KSPE Fall Conference*, Busan, Korea, KSPE 2019-2250, Nov. 2019.
 15. Xia, C.L., *Permanent Magnet Brushless DC Motor Drives and Controls*, 1st ed., John Wiley & Sons Inc., Singapore, p. 5, 2012.
 16. Lee, C.W., Hong, J., Lee, D.G. and Shin, D.G., "Understanding Permanent Magnet and Operating Motor Characteristics," *World of Electricity (The Korean Institute of Electrical Engineers)*, Vol. 65, No. 4, pp. 28-32, 2016.
 17. Budde-Meiwes, H., Drillkens, J., Lunz, B., Muennix, J., Rothgang, S., Kowal, J. and Sauer, D.U., "A Review of Current Automotive Battery Technology and Future Prospects," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part D: Journal of Automobile Engineering*, Vol. 227, No. 5, pp. 761-776, 2013.
 18. Kim, Y.H., Lim, J.W., Park, G.Y. and Lim, O.T., "Electric Vehicle Market and Battery Related Technology Research Trends," *Transactions of the Korean Hydrogen and New Energy Society*, Vol. 30, No. 4, pp. 362-368, 2019.
 19. Kim, K.B., Lee, B.H. and Park, P.M., "Technology Trends on the Electric Propulsion System for Aircraft," *Current Industrial and Technology Trends in Aerospace*, Vol. 14, No. 1, pp. 70-82, 2016.
 20. Rings, R., Ludowicy, J., Finger, D.F., Braun, C. and Bil, C., "Sensitivity Analysis of General Aviation Aircraft with Parallel Hybrid-Electric Propulsion Systems," *11th Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology*, Gold Coast, Australia, 2019.
 21. "Li-S Battery Development of OXIS Energy," retrieved 4 Feb. 2020 from <https://oxisenergy.com>.
 22. "Li-S Battery Development of KAIST," retrieved 4 Feb. 2020 from <https://www.etnews.com/20190130000139>.
 23. "All-Solid-State Battery," retrieved 4 Feb. 2020 from <https://jmagazine.joins.com/economist/view/325498>.
 24. Abel, T.M. and Velez, T.A., "Electrical Drive System for Rocket Engine Propellant Pumps", US6457306B1, 1 Oct. 2002.
 25. Vaughan, D., Nakazono, B., Karp, A., Shotwell, R., London, A., Mehra A. and Mechentel, F., "Technology Development and Design of Liquid Bi-Propellant Mars Ascent Vehicles," *2016 IEEE Aerospace Conference*, Big Sky, M.T., U.S.A., pp. 1-12, Mar. 2016.
 26. Bahn, P.R.E. and Renaud, E.W., "Rocket Engine Systems with an Independently Regulated Cooling System," US20140260186A1, 18 Sep. 2014.
 27. Talik, J., Luce, J., Froelich, J.C., Shang, M., Rasheed, R.M. and Roland, J.S., "Electric Propellant Feed-System for Amateur Class High Altitude Sounding Rockets," *AIAA SPACE and Astronautics Forum and Exposition*, Orlando, F.L., U.S.A., AIAA 2017-5132, Sep. 2017.
 28. "Rocket Lab," retrieved 4 Feb. 2020 from <https://www.rocketlabusa.com>.
 29. "Rocket Lab Unveils Battery-Powered Turbomachinery," retrieved 4 Feb. 2020 from

- <https://aviationweek.com/space/rocket-lab-unveils-battery-powered-turbomachinery>.
30. Casalino, L. and Pastrone, D., "Optimization of a Hybrid Rocket Upper Stage with Electric Pump Feed System," *46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Nashville, T.N., U.S.A., AIAA 2010-6954, Jul. 2010.
 31. Spiller, D., Stabile, A. and Lentini, D., "Design and Testing of a Demonstrator Electric-Pump Feed System for Liquid Propellant Rocket Engines," *Aerotecnica Missili & Spazio*, Vol. 92, No. 3-4, pp. 123-130, 2013.
 32. Dlugiewicz, L., Kolowrotkiewicz, J., Szlag, W. and Slusarek, B., "Permanent Magnet Synchronous Motor to Drive Propellant Pump," *International Symposium on Power Electronics, Electrical Drives, Automation and Motion*, Sorrento, Italia, pp. 822-826, Jun. 2012.
 33. Waxenegger-Wilfing, G., Hahn, R.H.S. and Deeken, J., "Studies on Electric Pump-fed Liquid Rocket Engines for Micro-launchers," *Space Propulsion*, Seville, Spain, SP2018_00452, Jul. 2018.
 34. Liu, Y., Fu, B., He, G., Liu, P., Hu, C., Pei, J., Yang, J. and Li, C., "Electric Drive Propellant Feeding System Liquid-propellant Rocket Engine," CN106555707A, 5 Apr. 2017.
 35. Wunderlin, N., Martin, D., Pitot, J. and Brooks, M., "Design Options for a South African Small-satellite Launch Vehicle," *AIAA Propulsion and Energy Forum*, Cincinnati, O.H., U.S.A, AIAA 2018-4462, Jul. 2018.
 36. "Brochure of SAFFIRE," retrieved 4 Feb. 20 20 from http://aerospace.ukzn.ac.za/Libraries/Documents/SAFFIRE_Brochure.sflb.ashx.
 37. Shimagaki, M., Nagao, N., Kawasaki, S., Kimura, T., Hashimoto, T., Takada, S., Tomita, T., Ikeda, H., Tanio, Y., Barada, T., Matake, K., Watanabe, H. and Honda, S., "Feasibility of Rocket Engine Propellant Supply Electric Pump," JAXA-RM-18-014, 2019.