

마이크로 가스터빈 터보제너레이터 기반 하이브리드 전기추진 시스템의 운용 특성 평가 연구

조재훈* · 이동은* · 이상윤** · 이동호*** · 강영석***†

Experimental Investigation of Operating Characteristics of a Micro Gas Turbine Turbogenerator Hybrid Electric Propulsion System

Jaewhoon Cho*, Dong Eun Lee*, Sangyoon Lee**, Dong-Ho Rhee***, Young Seok Kang***†

Key Words : Micro Gas Turbine Engine(마이크로 가스터빈 엔진), Turbogenerator(터보 발전기), Hybrid Electric Propulsion System(하이브리드 전기 추진 시스템), Turboelectric(터보 일렉트릭), AAM(첨단 항공 교통)

ABSTRACT

In this study, a turbogenerator rig was developed using a JetCat SPT15-RX micro gas turbine turboprop engine. This system is proposed as a primary power source for electric propulsion systems to overcome the low energy density limitations of current battery-only configurations. The operational characteristics were investigated by varying two key parameters: the DC bus voltage and the power lever angle (PLA). Three performance metrics—output shaft rotational speed, DC current, and DC power—were analyzed. The results demonstrated that at a constant DC voltage, all three metrics increased as the PLA increased. Conversely, for a given PLA, an increase in DC voltage resulted in a higher output shaft speed but a decrease in DC current and power. Notably, a maximum DC power of 10 kW was achieved at DC voltages of 45 V and 50 V. Furthermore, a hybrid system was constructed by integrating a 12-cell battery with the turbogenerator. Analysis of voltage and current transients revealed the battery's effectiveness as a power buffering mechanism, stabilizing the system by absorbing or supplying power during rapid electrical fluctuations, while also identifying its operational limits. To prevent system instability, it is suggested that the battery's state of charge (SOC) be maintained with a sufficient margin. These experimental results provide critical foundational data for the further development and optimization of hybrid electric propulsion systems.

1. 서 론

도시의 지상 교통이 포화됨에 따라 항공으로 이동하는 미래 항공 모빌리티(Advanced Air Mobility, AAM)에 대한 연구가 이루어지고 있다. 초창기에는 도심간 이동이 목적이었던 AAM은 도심 내 운항에 대한 안전성 우려와 타 교통수단 대비 낮은 경쟁력에 대한 우려 등으로 점차 도심과 교외 지역을 연결하는 개념으로 확장되었다. 그러나 현재 AAM에 적용되는 이차전지의 경우 에너지 저장 밀도가 화석연료

대비 1/30에도 미치지 못하여 장거리 비행에는 적합하지 않은 실정이다.⁽¹⁾ 이를 극복하기 위해 배터리와 다른 전원을 함께 사용하는 방식이 연구되고 있는데, 그 중 가스터빈으로 발전기를 돌리는 터보제너레이터(Turbogenerator) 방식이 주목받고 있다. 터보제너레이터는 단위 중량당 높은 출력을 발생시킬 수 있어 승객과 화물을 운반하는 항공기에 적합하다. 또한 전기를 생산하기 때문에 배터리의 단점인 낮은 에너지 밀도를 보완하고, 도심 비행에 필수적인 낮은 소음을 구현하는 분산 전기추진 모터도 사용이 가능하여 인

* 과학기술연합대학원대학교(University of Science and Technology (UST))

** 인하대학교(Inha University)

*** 한국항공우주연구원(Korea Aerospace Research Institute (KARI), 과학기술연합대학원대학교(University of Science and Technology (UST))

† 교신저자, E-mail : electra@kari.re.kr

구가 밀집한 지역을 오가는 미래 항공 모빌리티에 적합하다고 평가받고 있다.⁽²⁾

대표적으로 미국의 Joby Aviation은 방산업체인 L3Harris와 함께 터빈 기반 하이브리드 시스템으로 작동하는 수직 이착륙기(VTOL)를 제작하여 시험 비행에 성공하였다.⁽³⁾ 또 다른 대표적인 AAM 기업인 Beta Technologies는 GE Aerospace와 함께 AAM에 적용하기 위한 하이브리드 터보제너레이터를 공동으로 개발하는 협약을 맺었다.⁽⁴⁾

한편, 터보제너레이터 및 이를 포함한 하이브리드 시스템을 비행체에 적용하는 연구를 마이크로 가스터빈(Micro Gas Turbine, MGT)을 이용하여 서브스케일(Sub-scale) 규모로 진행한 연구도 존재한다. 마이크로 가스터빈은 일반적으로 1,000N 이하 추력의 가스터빈을 의미하는데, 시스템을 소규모로 구성하여 낮은 비용과 짧은 기간 안에 시험 및 검증하는데 적합하다.

Frigioescu 등⁽⁵⁻⁷⁾은 터보제너레이터와 1개의 전기 덕트팬(EDF, Electric Ducted Fan)이 설치된 리그를 제작하여 25 V의 전압에서 700 W의 전력을 생산하는데 성공하였다. 후속 연구에서는 Fuzzy Logic 기반 알고리즘을 적용하며 전압 안정성을 이전 대비 개선하였고, 이후 시험 리그를 변경 및 개선하여 직류 48 V 전압을 안정적으로 유지하는 상태에서 3 kW의 출력을 달성하였다. Guan 등⁽⁸⁾은 30 kW급 마이크로 가스터빈 발전 시스템을 구성하여 시동 과정에서 스스로 작동이 가능해지는 조건을 이론적, 실험적으로 규명하였다.

한국항공우주연구원에서는 이러한 흐름에 맞추어 미래 항공교통 수단에 적용할 수 있는 하이브리드 시스템을 연구해 왔다. Lee와 Kim⁽⁹⁾은 왕복엔진이 적용된 하이브리드 시스템을 QTP(Quad-Tilt Prop) 기체에 적용 후 지상시험을 수행하였고, 2020년에는 Park 등⁽¹⁰⁾이 왕복엔진 하이브리드 시스템이 적용된 DTP (Dual-Tilt Prop) 기체를 1시간 동안 비행시험을 하는데 성공하였다. 이후 가스터빈 터보제너레이터를 이용한 하이브리드 시스템으로 연구를 확장하여 2024년에는 Kim과 Huh⁽¹¹⁾가 AAM에 적용을 위한 180 kW급 터보제너레이터에 대해 진행한 시험 결과를 발표하였다. 또한 Lee 등⁽¹²⁾이 마이크로 가스터빈 기반의 터보제너레이터 리그를 구축 및 시연하여 가용성 평가를 진행하였고, Cho⁽¹³⁾등이 해당 터보제너레이터 리그에 배터리를 추가한 하이브리드 시스템을 구축하여 시험을 진행하였다.

향후 AAM을 상업적으로 활용하기 위해서는 전원 시스템을 구성하는 터보제너레이터 및 이를 이용한 하이브리드 시스템에 대한 이해가 필요하다. 대기 중에서 운항하는 항공기의 특성상 비행 임무와 여러 환경적인 요인으로 인해 시스템의 작동 전압이 변화할 수 있으며, 터보제너레이터의 성능이 거꾸로 전압 변화로부터 영향을 받기도 한다. 이러한 현상을 확인하기 위해서는 실제 시스템을 구성하여 목표 조건에서 설계한 대로 작동하는지를 검증해야 한다. 그러나 여객기 엔

진으로 진행되는 시험은 소음 및 안전 설비와 고전압 시스템 등 시험 인프라가 대형화되어 운용에 필요한 시공간 및 금전적인 비용이 증가한다. 이러한 높은 비용이 진입장벽이 되어 관련 분야의 연구가 저조한 상태이며, 이로 인해 하이브리드 시스템이 적용된 AAM이 실제 환경에서 겪게 될 문제를 해결하는데 어려움으로 작용하고 있다. 때문에 시험에 필요한 비용을 낮추는 것이 중요하며, 마이크로 가스터빈을 이용하여 같은 시스템을 서브 스케일(Sub-scale) 규모로 구현하여 시험하는 방법이 주목받고 있다.

본 연구에서는 Cho 등⁽¹³⁾이 진행한 터보제너레이터 및 하이브리드 시스템 연구를 보완 및 확장하였다. 터보제너레이터 리그의 성능과 주요 변수들을 측정하였고, 이어서 배터리가 추가된 하이브리드 시스템을 구성하여 전력 부하가 변동되는 상황에서 배터리가 반응하여 전력 변동을 흡수하는 역할을 수행하는 것과, 터보제너레이터를 전력 변동에 대응하여 출력을 변경시키는 시험을 진행하였다.



Fig. 1 Joby's turbine electric VTOL aircraft takeoff⁽³⁾



Fig. 2 Beta Technologies AAM⁽⁴⁾

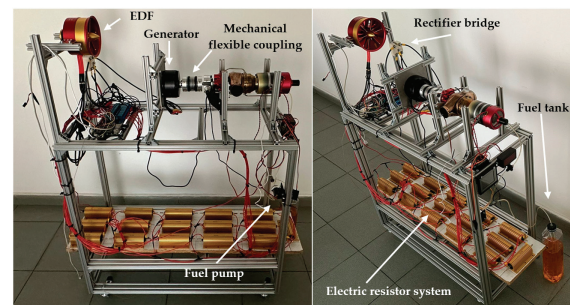


Fig. 3 Turbogenerator rig with EDF and electric resistors⁽⁵⁾

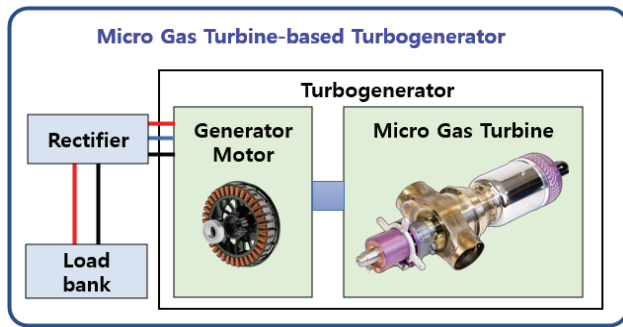
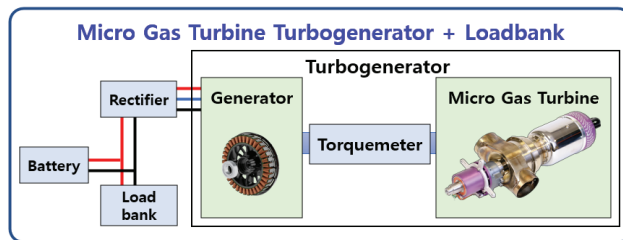
Fig. 4 Schematic of MGT-based turbogenerator rig⁽¹³⁾

Fig. 5 Schematic of Micro Gas Turbine based turbogenerator propulsion rig

2. 터보제너레이터 및 하이브리드 시스템 구성

본 연구에서 사용한 터보제너레이터 리그는 Fig. 4의 모식도와 같이 마이크로 가스터빈 엔진과 발전기, 정류기, 로드뱅크로 구성되어 있다. 또한 정류기와 로드뱅크 사이에 배터리를 추가하여 구성한 하이브리드 시스템에 대한 모식도는 Fig. 5에서 확인할 수 있다.

마이크로 가스터빈의 출력축은 발전기와 직결되어있어, 엔진이 회전하면 발전기가 함께 회전하면서 교류전력을 생산한다. 생산된 교류전력은 정류기를 거쳐 직류 전기로 변환되고 로드뱅크에서 소모되거나 배터리를 충전하게 된다. 배터리가 연결된 상태에서는 발전기 출력이 부족할 경우 배터리가 방전되며 부족한 전력을 대신 보충한다.

로드뱅크는 특정 수준의 전압을 강제할 수 있는 Constant Voltage 모드를 사용하여 시스템의 직류 버스 전압(이하 버스 전압)을 변경하였고 이에 따라 터보제너레이터의 성능 변수 변화와 배터리의 충방전 상태의 전환을 구현하였다.

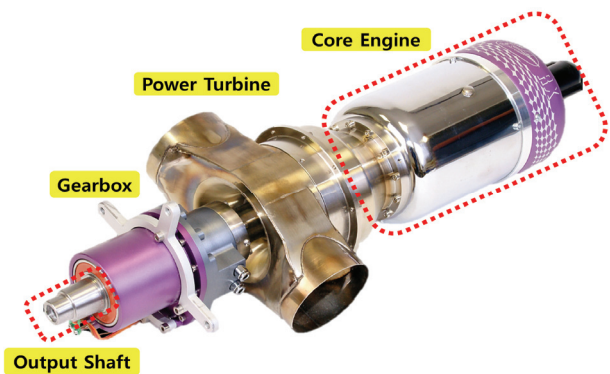
시험에서 사용한 데이터 중 엔진의 회전속도, 배기온도 등 엔진에 대한 데이터는 엔진의 ECU에서 데이터를 수신하였으며, 그 외의 전압, 전류, 온도 등의 데이터는 리그의 각 구성 요소에 부착한 센서를 통하여 수집하였다.

2.1 마이크로 가스터빈

본 시험에서 사용한 마이크로 가스터빈은 독일 JetCat사의 터보프롭 엔진인 SPT15-RX 모델이며, 형상 및 세부사양

Table 1 SPT15-RX Specification⁽¹⁴⁾

Pressure ratio	3.5
Mass flow	0.37 [kg/s]
Consumption full load	550 [ml/min]
Consumption idle	100 [ml/min]
Weight	5,205 [g]
Dimension of the diameter	112 [mm]
Length	520 x 170 [mm]
Exhaust gas temperature	480~730 [°C]
Idling RPM (core engine)	33,000 [rpm]
Maximum RPM (core engine)	125,000 [rpm]
Maximum RPM (output shaft)	7,000 [rpm]
Reduction Gear Ratio	10.24

Fig. 6 JetCat SPT15-RX Micro Gas Turbine⁽¹³⁾

은 Table 1 및 Fig. 6과 같다.

터보프롭 엔진은 크게 네 부분으로 구성되어있으며, 엔진의 전면부터 코어엔진, 동력터빈, 기어박스, 출력축의 순서대로 배치되어 있다. 코어엔진(Core Engine)은 일반 터보제트 마이크로 가스터빈에 해당하는 부위이며, 공기를 흡입하여 연료를 태워서 고온의 후류를 발생시킨다. 동력터빈(Power Turbine)은 코어엔진으로부터 생성된 후류를 받아 터빈을 회전시켜서 축의 회전일을 만들어낸다. 동력터빈의 축은 코어엔진의 축과 물리적으로 별개의 축으로 분리되어 있다. 동력터빈을 회전시킨 후류는 양 측면의 배기구로 빠져나간다.

동력터빈의 축은 기어박스(Gearbox)와 연결되어있다. 동력터빈 축이 회전하면 기어박스를 통해 감속되며, 해당 엔진의 경우 10.24의 비율로 감속된다. 감속된 회전 에너지는 기어박스와 연결된 출력축으로 전달되며, 최종적으로 엔진의 축일을 생성한다.

엔진 내부에서 측정된 데이터들은 엔진의 ECU를 통해 전송되며, 이 중 회전수는 이 중 코어엔진과 출력축의 회전수만 측정된다. 코어엔진의 최대 회전수는 125,000 rpm이고 출력축의 최대 회전수는 7,000 rpm이며, 최고 출력은 15 kW이다.⁽¹³⁾



Height	59 [mm]
Weight	1630 [g]
Efficiency	>83 [%]
Motor Constant	100 [KV]
Maximum Current	236.1 [A]
Maximum Power	13658 [W]
Maximum Torque	23.9 [Nm]
Nominal Voltage	12-14S lipo battery
Internal Resistance	17 [mΩ]
No Load Current	4.2 [A]/30 [V]

Fig. 7 M30 Motor and Specification⁽¹⁵⁾

2.2 발전기

발전기는 Fig. 7과 같이 MadComponent사의 M30 모터를 사용하였다. 발전기 모델 선정 시에는 앞서 결정된 엔진의 사양과 시험에 사용할 로드뱅크의 사양을 고려하였다. 로드뱅크의 사양상 최대 사용 전압을 100 V로 제한하였으며, 엔진 출력축의 최대 회전수인 7,000 rpm과 15 kW의 최대 출력을 고려하여 상용품 중 조건에 가장 가까운 모델을 선정하였다.

해당 모델의 모터 상수는 100 KV이며, 발전기에 가해지는 전압이 1 V가 증가할수록 회전수가 100 RPM씩 증가함을 의미한다. 또한 발전기의 허용 최고 전류는 230 A이고, 최대 출력은 14 kW이다.⁽¹⁵⁾ 엔진의 출력축이 회전하면 이와 연결된 발전기가 동일한 각속도로 회전하며 3상 교류 전력을 생성한다. 발전기에서 생성된 교류 전력은 정류기를 거쳐 직류로 변환되며, 본 연구에서는 최종적으로 로드뱅크를 이용하여 해당 직류 전력을 소모하였다.

2.3 정류기 및 로드뱅크

트랜지스터 등 디지털 신호를 사용하는 오늘날 대부분의 전자회로는 안정된 직류 전압을 기반으로 작동한다.⁽¹⁶⁾ 하이브리드 항공기의 전력 시스템 또한 마찬가지로 추진 장치의 출력을 조절하는 변속기(Electronic Speed Controller, ESC)와 하이브리드 시스템에 필수적인 배터리 등이 직류 전기로 작동한다. 때문에 발전기에서 생산된 교류전기를 직류전기로 변환해주는 장치가 반드시 필요하다. 정류기는 발전기에서 생산된 교류전기를 직류전기로 변환해주는 역할을 하며, 본 시험에서는 3상 전파 정류기(Three-Phase Full-Wave Bridge Rectifier)를 사용하였다.

로드뱅크는 회로의 전력을 소모하는 장치로서, 실제 기체에 탑재되는 모터를 비롯한 직류 전원 기반의 전장품들이 소비하는 총 전력 부하를 모사하는 역할을 하였다. 본 연구에서 사용한 모델은 외부 전원으로 작동하는 Chroma사의 고전력 DC 로드뱅크 모델인 63212A-150-1200이다. 해당 모

델의 최대 전압은 150 V이고 최대 전류는 1200 A이다.⁽¹⁷⁾

2.4 배터리

본 연구에서는 하이브리드 시스템 시험에서 배터리를 사용했으며, 배터리의 셀 구성은 12S1P이고 총 무게는 6.3 kg이다. 사용 전압 범위는 36~50.4 V이고 용량은 22 Ah이다. 시험 시에는 배터리의 충전 및 방전 데이터를 바탕으로 여유마진을 고려하여 로드뱅크의 전압 범위를 46 V부터 50 V까지의 구간으로 설정하였다.

배터리는 하이브리드 시스템에서 발전기로부터 생성되는 전력과 소모되는 전력이 일치하지 않는 상황에서 차이를 줄여주는 역할을 한다. 만약 생산되는 전력보다 소모되는 전력이 적은 경우 초과 생산 전력분을 배터리가 흡수하여 충전되며, 반대의 경우 배터리가 방전되면서 부족한 전력을 대신 공급해준다. 이러한 작용을 통해 순간적으로 전력 변동이 생길 경우 충격을 흡수하는 역할과 엔진만으로 달성하기 어려운 최대 출력 조건에서 부족한 전력을 보충해주는 역할을 한다. 본 연구에서는 배터리가 순간적인 전력 변동에 대응하는 측면에 집중하여 시험하였고 충전과 방전이 발생하는 조건을 분석하였다.

시스템의 요구 출력이 변경되는 경우 엔진은 관성이 있어서 변경된 출력에 맞추기까지 시간이 소요된다. 이러한 이유로 만약 짧은 시간동안 출력이 급변하는 경우에는 배터리가 우선 대응하게 된다. 이 과정에서 외부의 전력이 부족할 경우 방전되며 전력을 대신 공급해주고, 여유 전력이 발생할 경우 충전되며 흡수한다.

3. 시험 개요

본 연구의 시험은 터보제너레이터와 하이브리드 시스템으로 나누어 시행하였다. 터보제너레이터 시험에서는 로드뱅크를 이용하여 40 V에서 55 V의 구간에서 직류전압을 변화시켜가며 시스템의 운용 특성을 평가하였다. 이후 터보제너레이터 리그에 배터리를 추가하여 하이브리드 시스템을 구성하였고, 시험 구간을 세부적으로 선정하여 로드뱅크의 전압을 46 V에서 50 V의 범위에서 변경하며 시험하였다.

시험을 진행하며 변수들간의 상관관계를 분석하기 위해 리그의 구성요소에 대한 데이터를 수집하였다. 일부는 ECU 등 구성요소에서 자체적으로 전송하는 데이터를 수집하였으며, 그 외에는 직접 센서를 부착하여 데이터를 측정하였다. Table 2에서는 데이터를 수집한 요소들과 수집 항목을 나타내었다. 이 중 엔진(MGT)은 ECU에서 출력하는 데이터를 전송받았고 토크미터(Torquemeter)는 기기 자체에서 측정하여 송출하는 데이터를 수신하였다. 그 외의 요소들은 센서를 부착하여 측정한 데이터를 수집하였다. 배터리의 경우 배터

Table 2 Measuring items from MGT hybrid system

No.	Component	Measured Items
1	MGT	Core Engine RPM
2	MGT	Output shaft RPM
3	Torquemeter	Torque [Nm]
4	Gen. Motor	AC Current [A]
5	Gen. Motor	AC Voltage [V]
6	Gen. Motor	Temperature [°C]
7	Rectifier	VC Current [A]
8	Rectifier	VC Voltage [V]
9	Load Bank	VC Current [A]
10	Load Bank	VC Voltage [V]

Table 3 Measured items of battery

No.	Variable	Measured Item
11	Cell Voltage (1~12)	VC Voltage [mV]
12	Total Voltage	VC Voltage [V]
13	Current	VC Current [A]
14	External Temperature	Degree [°C]
15	Internal Temperature	Degree [°C]
16	State of Charge (SOC)	Percent [%]
17	Discharge Status [Dsg]	-

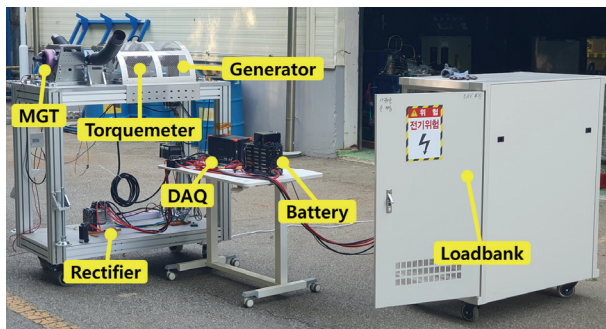


Fig. 8 Picture of Turbogenerator with load bank

리를 제어하는 BMS(Battery Management System)가 측정
한 데이터를 전송받았으며, 이와 관련한 사항은 Table 3에
정리하였다.

Fig. 8에는 시험에 사용한 터보제너레이터 리그와 로드뱅크의 모습이 나타내어있으며, 데이터를 측정한 요소들의 명칭과 해당 요소들의 위치가 함께 표기되어있다.

3.1 터보제너레이터 시험

항공기가 운항할 때는 시스템을 구성하는 요소들의 상태나 운항 조건, 환경 등에 의해 동작 전압이 변경될 수 있다. 직류 회로에서 버스 전압은 배터리의 전압과 연동되므로, 배터리가 작동하는 다양한 동작 전압에서 터보제너레이터가

목표한 출력을 생성해낼 수 있어야 한다. 이를 시험하기 위해 로드뱅크의 전압과 터보제너레이터 엔진의 PLA(Power Lever Angle) 값을 조작변수로 설정하여 각각 버스 전압과 터보제너레이터의 출력을 모사하였다.

버스 전압에 대해서는, 회로의 전압이 특정 값일때 시스템의 작동 성능을 확인하기 위하여 로드뱅크의 Constant Voltage 모드를 이용해서 전압 값을 고정하였다. 시험에 사용한 전압값은 배터리의 충전 상태(State of Charge, SOC) 및 배터리 셀의 전압 범위를 고려하여 40 V, 45 V, 50 V, 55 V의 네 경우를 선정하였다. 시험은 로드뱅크로 전압을 고정한 후 PLA를 10%씩 단계적으로 증가시키며 진행하였고, 터보제너레이터로 달성할 수 있는 출력의 크기와 기계적, 전기적 변수들의 동작 특성 변화를 관찰하였다. 시험이 완료된 후 다음 시험 전압으로 값을 변경할 경우 시스템에 충격이 가해질 수 있다. 이를 방지하기 위해 엔진의 출력을 조금씩 낮추어가며 Idle 상태로 낮춘 후 안정화 시간을 가진 뒤에 로드뱅크의 전압을 변경하여 동일한 시험을 반복하였다.

엔진의 PLA는 코어엔진의 목표 회전수에 해당하는 값을 백분율로 나타낸 값으로, 엔진이 Idle 상태일 때 값이 0이고 엔진의 출력이 최대일 때의 값이 100이다. PLA는 본 시스템이 항공기에 적용될 경우 조종사가 엔진의 출력을 가장 직관적으로 제어할 수 있는 변수이기에 실제와 유사한 상황을 모사하기 위하여 PLA값만을 조작하였다. PLA를 제어하면 엔진 및 엔진과 연결된 발전기가 작동하고, 발전기에서 생성되는 전기적인 출력을 비롯한 여러 기계적, 전기적인 변수들을 간접적으로 제어할 수 있다.

본 연구에서는 측정한 여러 가지 데이터 중 세 가지 변수에 대해 결과를 분석하였다. 우선 직류 전류의 경우, 실제 항공기 시스템에서는 공급되는 전류의 세기를 조절하여 프로펠러 구동 모터의 출력을 제어하는 핵심 지표가 된다. 또한 전류량의 증가는 발전기와 정류기를 비롯한 각 소자의 온도 상승으로 이어지므로, 이를 시스템의 발열 상태를 진단하는 지표로 활용할 수 있다.

출력축 회전수의 경우 엔진 제조사에서 제공하는 정보에 따르면 최대 회전수가 7,000 rpm이다. 그러나 코어엔진의 회전수가 동일하더라도 로드뱅크의 전압에 따라 출력축의 회전수가 달라질 수 있다. 그러므로 최대 회전수를 초과하는 경우가 발생하지 않는지 확인하기 위해 각 직류 버스 전압에서 출력축의 회전수를 관찰하였다.

마지막으로 직류 전력을 측정하여 터보제너레이터를 시험한 모든 전압 범위에서 시스템이 요구하는 전력을 정상적으로 공급할 수 있는지 확인하였다.

3.2 하이브리드 시스템 시험

배터리는 터보제너레이터와 함께 하이브리드 시스템을 구

성하며, 발전기의 출력이 시스템의 소모 전력보다 부족할 경우 배터리가 전류를 방출하고, 반대로 전력이 과발전될 경우 배터리가 초과분을 흡수하며 충전된다.

본 시험에서 사용한 하이브리드 시스템은 앞선 터보제너레이터 리그에 12 S 50 V 사양의 배터리를 추가하여 구성하였다. 배터리는 정류기의 출력단에 로드뱅크와 병렬로 연결되었다.

하이브리드 시스템 시험은 앞선 터보제너레이터 시험 결과와 시험에 사용할 배터리의 사양을 고려하여 로드뱅크의 전압을 46 V에서 50 V의 구간에서 제어하였다. 실제 비행체에 적용될 경우 배터리가 완충된 상태에서 비행을 시작하는 점을 고려하여 배터리의 최고 전압에 해당하는 50 V부터 시험을 시작하였다. 이후 비행하며 배터리의 전원이 소진되는 상황을 모사하여 로드뱅크 전압을 낮추어가며 시험하였다. 또한 배터리가 방전되는 것 뿐 아니라 충전되는 상황도 확인하기 위하여 마지막 구간에서 로드뱅크 전압을 46 V에서 47 V로 상승시킨 후 시험을 진행하였다. 터보제너레이터 시험과 마찬가지로 로드뱅크 전압을 변경하는 구간에서는 시스템에 가해질 충격을 방지하기 위해 우선 엔진의 출력을 Idle로 변경한 후 진행하였다. 각 구간에서 배터리의 충전과 방전이 발생할 때 변수들의 변화 및 관계, 그리고 로드뱅크의 전압이 바뀌는 순간 배터리의 반응을 분석하였다.

또한 로드뱅크는 Constant Voltage 모드를 사용하여 전압을 제어하는 경우 해당 전압을 유지할 수 있는 전류의 최대값을 설정할 수 있다. 하이브리드 시험 시에는 최대 전류값을 100 A로 설정하였는데, 이는 터보제너레이터 시험 시 직류전류가 100 A를 넘어가는 경우 발전기가 과열되어 온도가 과도하게 상승하였기 때문이다. 발전기가 과열될 경우 성능 및 내구성 저하가 발생할 수 있어 이보다 낮은 값으로 전류 세기의 제한을 두었다. 로드뱅크로 유입되는 직류 전류가 100 A를 넘어설 경우 로드뱅크의 Constant Voltage가 해제되기 때문에 해당 지점에서 엔진의 PLA 증가를 멈추었다.

4. 시험 결과 및 분석

4.1 터보제너레이터 시험

4.1.1 터보제너레이터 시스템 회로

본 시험에 사용한 터보제너레이터 시스템의 전체 회로를 단순화하여 나타내면 Fig. 9와 같이 나타낼 수 있다. 회로에서 V_{ac} 는 터보제너레이터에서 생성되는 교류전압이다. 교류전원은 정류기를 거치며 직류로 변경되며, 본 연구에서는 정류과정을 단순화하기 위하여 직류전압인 정류전원전압을 대신 사용하였고 V_{rec} 로 정의하였다. V_{rec} 은 회로에 인위적인 전압이 걸려있지 않은 상태에서 터보제너레이터의 출력에 의해 생성되는 직류전압에 해당한다.

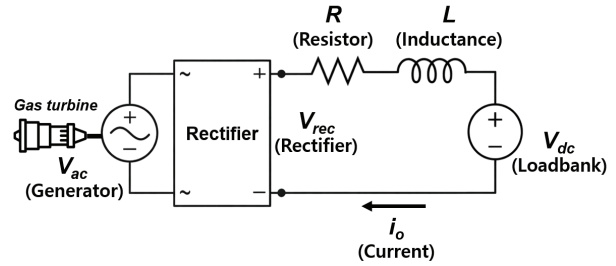


Fig. 9 Circuit diagram of turbogenerator system

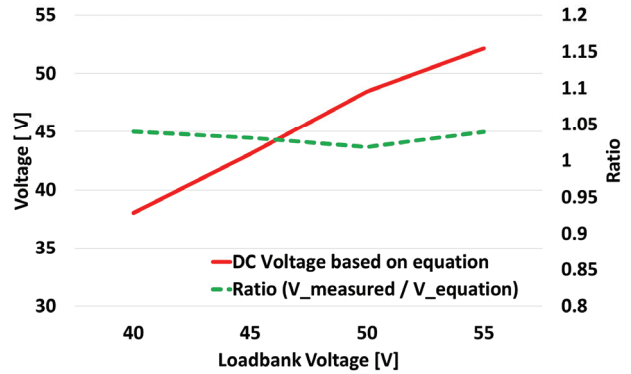


Fig. 10 Estimated DC Voltage using equation (2) and measured-to-estimated voltage ratio

V_{dc} 는 Constant Voltage 모드로 설정된 로드뱅크의 전압으로서 버스 전압을 유지해주는 전원의 역할을 한다. 직류 회로의 인덕턴스와 저항의 크기는 각각 L 과 R 로 나타내었으며, i_o 는 직류 회로에 흐르는 전류이다. V_{rec} 이 V_{dc} 를 넘어서는 순간 전류가 발생하며, 두 값의 차이에 비례하여 직류 전류가 생성된다. 생성된 직류 전류는 최종적으로 로드뱅크로 유입되어 소모된다.

4.1.2 전류 생성

Fig. 9의 회로에 흐르는 직류 전류 i_o 는 식 (1)과 같이 나타낼 수 있다.⁽¹⁸⁾

$$L \frac{di_o}{dt} + Ri_o + V_{dc} = V_{rec}(t) \quad (1)$$

발전기가 회전하면 내부 코일에 교류전압의 근원이 되는 역기전력이 발생한다. 이때 전압은 식 (2)와 같이 발전기의 회전수 ω 에 비례하고, 역기전력 상수 K_e 를 곱하여 구할 수 있다.⁽¹⁸⁾ 이는 앞서 정의한 정류전원전압 V_{rec} 에 해당한다.

$$V_{rec}(t) = K_e \omega \quad (2)$$

역기전력 상수 K_e 는 발전기의 모터상수의 역수에 해당하며, 모터상수가 100 KV이므로 역기전력 상수는 0.01

V/RPM이 된다. 식 (2)를 기반으로 전류가 발생하는 순간의 회전수와 역기전력 상수를 곱하여 V_{rec} 을 계산하였고, 버스 전압인 V_{dc} 와 비교하여 Fig. 10에 나타내었다. 각 경우에 대해 V_{rec} 과 V_{dc} 는 5% 미만의 차이를 보여 식 (2)와 유사한 결과를 나타내었다.

본 시험에서는 회로에 기전력을 유도하는 장치가 없어 인덕턴스 L 의 값이 매우 작고, PLA값이 일정하여 전류가 안정된 상태를 다루므로 식 (1)의 인덕턴스 항을 무시할 수 있다. 나머지 항을 i_o 에 대한 식으로 정리하고 식 (2)를 정류전원전압에 대입하면 식 (3)과 같이 나타낼 수 있다. 이때 특정 순간의 정류전원전압이 버스전압보다 클 경우 도통조건이 형성되어 회로에 전류가 흐르게 된다.

$$i_o = \frac{V_{rec} - V_{dc}}{R} = \frac{K_e \omega - V_{dc}}{R}, \quad (V_{rec} > V_{dc}) \quad (3)$$

이를 바탕으로 정류기와 로드뱅크 사이의 전선 저항을 0.1 Ω 으로 가정하여 식 (3)을 계산한 결과를 Fig. 11에 나타내었다. 발전기의 회전속도가 증가할수록 직류 전류가 선형적으로 증가하며, 동일한 회전속도에서는 로드뱅크의 전압이 높을수록 전류가 감소하는 경향을 예측할 수 있다. Fig. 12는

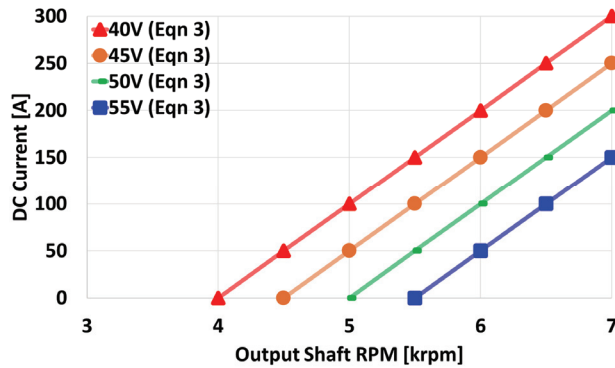


Fig. 11 Estimated DC Current versus output shaft speed using equation (3) for various voltages

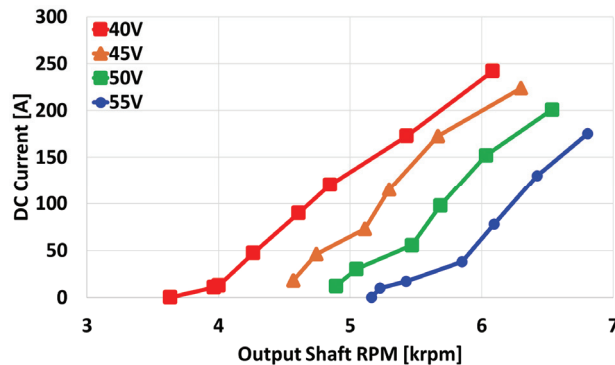


Fig. 12 DC current versus output shaft speed for various DC voltages

실제 측정된 데이터를 나타낸 그래프로 Fig. 11과 비교하여 그래프의 선형에 일부 차이가 있다. 이는 전류 증가에 따라 증가한 발전기의 토크가 출력축에 영향을 미치는 등 성분들 간의 상호작용으로 비선형성이 나타난 것으로 추정된다.

시험 시 조작한 PLA에 대해서 직류 전류의 변화는 Fig. 13에 나타내었으며, PLA가 증가할수록 직류 전류가 점진적으로 증가함을 확인할 수 있다. 다만 40 V 데이터는 다른 경우와 비교하여 선형이 조금 다르게 나타나는데, 이는 각 PLA 값을 유지하는 시간을 충분히 가지지 못하여 데이터가 안정화되지 않았기 때문으로 추정된다.

4.1.3 출력축 회전수

본 시험에서 사용된 발전기는 영구자석 동기 전동기 (PMSM, Permanent Magnet Synchronous Motor)이다. PMSM 전동기는 입력되는 전류가 증가할수록 전동기의 토크가 이에 비례하며 증가하며, 이를 식으로 표현하면 식 (4)와 같다.⁽¹⁹⁾ 전동기를 반대로 작동시키면 발전기가 되므로 식 (4)를 발전기에 적용하면, 발전기에서 생산되는 전류가 증가할수록 발전기를 작동시키는데 필요한 토크가 증가하는 것을 알 수 있다.

$$T = k i_o \quad (4)$$

또한 회전하는 물체의 일률은 식 (5)와 같이 물체의 회전 속도와 토크의 곱으로 나타낼 수 있다. 이는 엔진으로부터 발전기로 전달되는 일률에 해당하며, 기계출력이 일정할 때 토크와 축의 회전수가 서로 반비례 관계임을 보여준다.

$$P = T\omega \quad (5)$$

Fig. 14에서는 직류 전류의 세기와 발전기에서 발생하는 토크의 관계를 나타내었다. 전류의 세기와 토크는 로드뱅크의 전압에 관계없이 강한 선형적 비례 관계를 갖는다. 기계출력이 동일한 상황이라면 토크가 증가할수록 축 회전수의 비중이 감소하게 된다. 코어엔진의 입력 에너지가 동일할

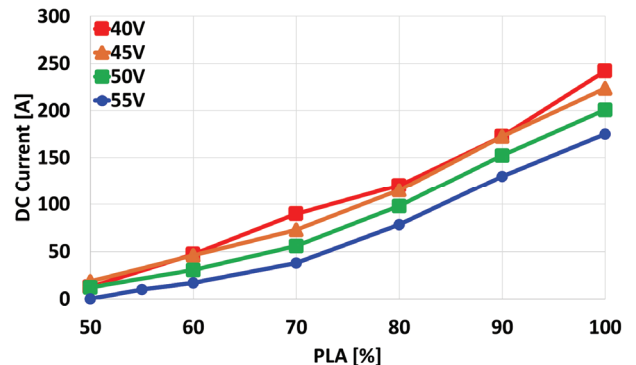


Fig. 13 DC current versus PLA position for various DC voltages

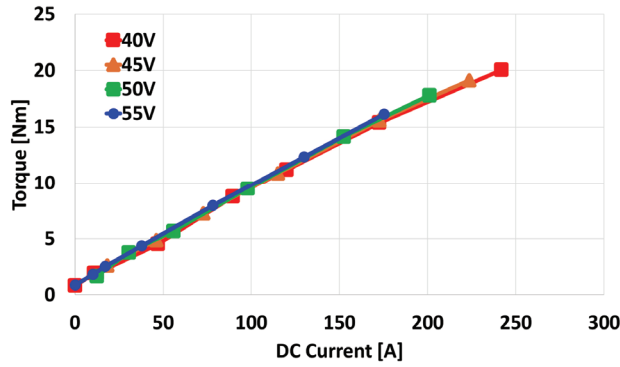


Fig. 14 Torque of generator versus DC current for various DC voltages

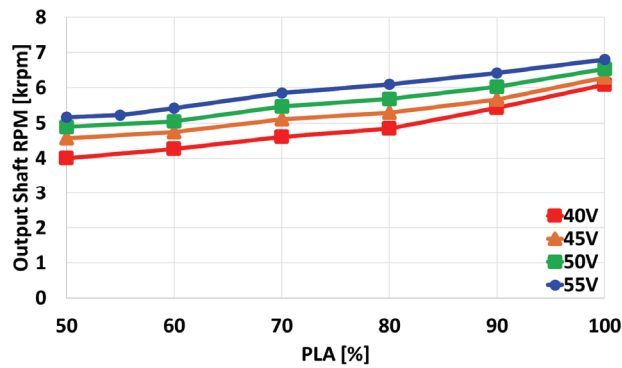


Fig. 15 Output shaft speed versus PLA position for various DC voltages

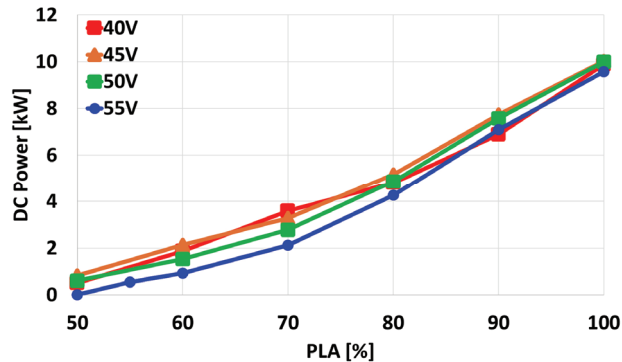


Fig. 16 DC power versus PLA position for various DC voltages

때, 토크의 증가는 발전기의 회전 저항으로 작용하여 출력축의 회전 속도를 감소하게 되며, 이러한 물리적 인과관계는 Fig. 15에서 전압이 낮을수록 동일 PLA 대비 출력축 회전수가 감소하는 경향으로 나타난다.

4.1.4 전력

Fig. 16은 각 전압에 대해서 생산된 전력 추이를 나타낸 그래프이다. 네 전압 모두 PLA가 50%를 넘어가는 시점에서 kW 단위의 전력이 발생하기 시작하며, 엔진의 출력이 증가함에 따라 발전되는 출력도 함께 증가한다.

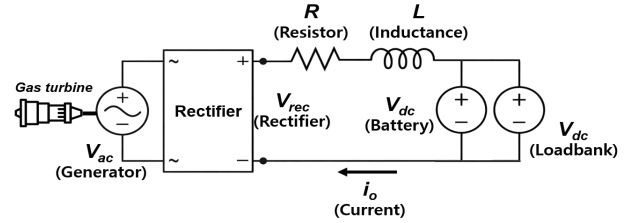


Fig. 17 Circuit diagram of hybrid system

PLA가 100%일 때 로드뱅크 전압이 45 V와 50 V인 경우 출력이 10 kW에 도달하는 반면, 40 V와 55 V인 경우 각각 9.8 kW와 9.6 kW를 기록하였다. 전력은 전압과 전류의 곱으로 결정되는데, 전압이 너무 낮으면 전압이 부족하여 전력이 낮아지며, 반대로 전압이 너무 높은 경우 전류량이 제한된다. 본 연구에서 사용된 터보제너레이터의 경우 45 V에서 50 V 사이의 구간에서 전압과 전류의 조합이 최적화되어 최고 출력이 10 kW를 달성한 것으로 분석된다.

4.2 하이브리드 시스템 시험

4.2.1 하이브리드 시스템 회로

하이브리드 시스템 시험에 사용된 리그는 터보제너레이터 리그에 로드뱅크와 배터리가 병렬로 연결되어있으며, Fig. 17과 같이 나타낼 수 있다. 그러나 로드뱅크는 내부적인 제어로 전압을 강제로 유지할 수 있으므로 시스템 전압은 로드뱅크의 전압과 동일하게 유지된다.

배터리의 전압은 회로상에서는 로드뱅크와 동일한 값으로 측정되나, 측정 시점의 배터리 내부의 화학에너지에 의해 발생하는 전압과 항상 일치하지는 않는다. 측정 시점의 두 전압의 차이에 따라 전위차가 발생하여 전류가 흐르며, 로드뱅크의 전압이 더 높을 경우 배터리가 충전되고, 로드뱅크의 전압이 더 낮을 경우 배터리가 방전된다.

4.2.2 배터리의 SOC 및 OCV

배터리의 SOC(State Of Charge)는 배터리의 현재 전하량을 최대 전하량으로 나눈 값이며, 용량 대비 남아있는 에너지의 비율에 해당한다. 배터리가 완전히 충전되었을 때 값이 1이고, 완전히 방전되었을 때 0이 되며, 배터리로 유입되거나 방전되는 전류에 따라 변한다. SOC는 배터리의 전류를 시간에 대해 적분한 값으로 나타내어지며 식 (6)과 같다.⁽²⁰⁾

$$SOC(t) = SOC(t_0) - \frac{1}{C_{nom}} \int_{t_0}^t I(t) dt \quad (6)$$

OCV(Open Circuit Voltage)는 배터리 내의 물리적, 화학적 작용이 안정된 상태일 때의 전압을 의미한다. OCV는 배터리의 SOC와 배터리의 온도에 대한 비선형함수로 정의되

며, 출구전압 U 와 식 (7)의 관계를 갖는다. 이때 ΔU 는 배터리 내부의 임피던스에 의한 전압강하를 나타낸다.⁽²⁰⁾

$$OCV(SOC, T_{bat}) - \Delta U(SOC, I, T_{bat}) = U(SOC, I, T_{bat}) \quad (7)$$

그러나 로드뱅크와 병렬로 연결된 시스템에서는 배터리의 출구전압 U 가 로드뱅크에 Constant Voltage로 설정된 전압과 동일한 값으로 고정되므로 V_{dc} 로 대체하게 되어 식 (8)과 같이 정리된다.

$$OCV(SOC, T_{bat}) - \Delta U(SOC, I, T_{bat}) = V_{dc} \quad (8)$$

따라서 배터리의 OCV가 로드뱅크의 전압과 차이가 발생하는 정도에 따라 배터리로 유입되거나 유출되는 전류가 달라지며, 배터리의 충전과 방전이 결정된다. OCV가 로드뱅크 전압보다 낮을 경우 발전기에서 생성된 전류는 배터리로 유입되어 충전이 된다. 반대로 OCV가 로드뱅크 전압보다 높을 경우 배터리에서 전류가 방전되어 로드뱅크에서 소모된다. OCV는 앞서 언급한 특징 때문에 운전 중에 실시간으로는 측정이 어려우나, 시스템의 상태가 안정된 상태에서 배터리의 전류가 0일 경우 그 값을 추정할 수 있다.

식 (9)는 전류의 정의를 나타낸 식이며, 단위시간 t 당 이동한 전하량 Q 의 변화로 정의된다. 배터리의 SOC는 배터리의 잔존 전하량에 대한 값이므로 단위시간당 SOC의 변화량을 구할 경우 전류와 비례하게 된다. 이때 단위시간당 SOC 변화량을 구하기 위해 식 (9)와 같이 1초 간격으로 SOC의 평균 변화량을 나타낸 값인 ΔSOC 를 정의하였다. Fig. 18은 배터리의 전류와 ΔSOC 의 상관관계를 나타낸 그래프로 배터리로 유입되거나 방전되는 전류의 크기에 비례하여 SOC의 변화폭이 함께 증가하는 것을 확인할 수 있다. 이는 배터리로 유입되거나 방전되는 전류의 크기가 ΔSOC 와 선형적으로 비례하는 관계를 가짐을 보여준다.

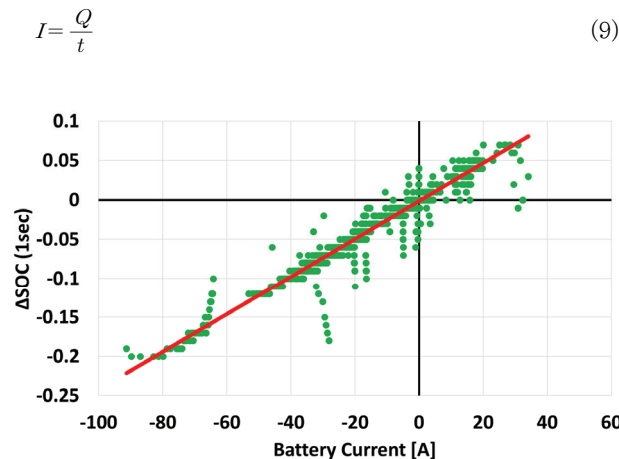


Fig. 18 Correlation between delta SOC and battery current

$$\Delta SOC = \frac{SOC_{t_0} - SOC_{t_{10}}}{t_{10} - t_0} \quad (10)$$

4.2.3 배터리의 방전 및 충전

Fig. 19는 정류기와 배터리, 로드뱅크의 전류들의 관계를 나타낸 상관도이다. 회로상으로 정류기의 전류는 배터리와 로드뱅크로 흐르고, 배터리는 정류기의 전류를 받아 충전되거나, 혹은 전류를 로드뱅크로 방전시킨다. 이러한 관계를 단순화하여 발전되는 전류에 해당하는 정류기 전류값에서 소모되는 전류에 해당하는 로드뱅크 전류를 뺀 값과 배터리 전류의 관계를 나타내었고, 두 값은 강한 선형을 보였다. 발전되는 전류가 소모되는 전류보다 많은 경우 초과 발전분이 배터리로 유입되며 충전되었고 반대의 경우 배터리가 방전되며 부족한 소모분을 보충해주었다.

식 (11)은 배터리에서 발생하는 전류를 수식으로 나타내었다. 배터리의 OCV와 버스 전압 V_{dc} 간에 차이가 발생할 경우 균형을 맞추기 위해 흐르려는 전류가 존재한다. 해당 전위차와 회로의 저항 R 에 의해 결정되는 이론적인 전류량을 본 연구에서는 요구전류 I_{req} 로 정의하였다.

$$I_{req} = \frac{OCV - V_{dc}}{R} \quad (11)$$

Table 4는 배터리의 방전 조건과 전류를 나타내었다. 배터리의 OCV가 버스 전압 V_{dc} 보다 높을 경우 배터리에서는 항상 방전이 일어난다. 이때 방전 전류는 I_{req} 와 같으며, 로드뱅크에서 소모되는 전류는 I_{req} 와 정류기에서 발생하는 전

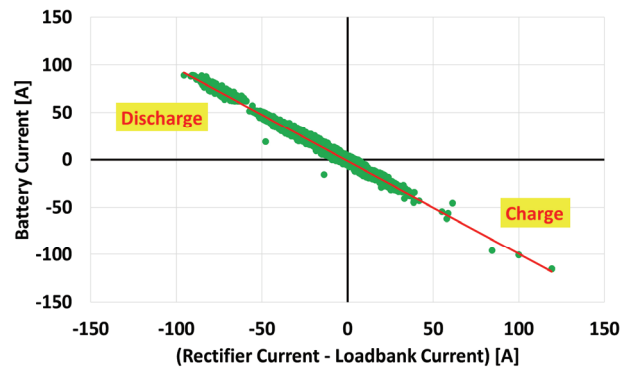


Fig. 19 Correlation between the difference of rectifier and loadbank currents and the battery current

Table 4 Measured variables of battery

Battery Discharge				
Rectifier	Condition		Battery	Load bank
	Voltage	Current		
I_{rect}	$V_{dc} < OCV$	-	I_{req}	$I_{rect} + I_{req}$

류 I_{rect} 를 합한 값과 같다. 발전기의 출력이 충분하지 않아 정류기에서 전류가 발생하지 않는 경우 로드뱅크의 전류는 배터리의 방전 전류와 일치한다. 만약 정류기에서 전류가 발생하는 경우 로드뱅크의 전류는 두 값을 합친 값과 같다.

Table 5는 배터리가 충전되는 경우를 나타낸 표이다. 버스 전압이 배터리의 OCV보다 높은 경우에 배터리가 충전될 수 있는 조건이 성립하며, 배터리로 유입되는 전류의 크기는 세 경우로 나누어 볼 수 있다.

우선 정류기의 전류 I_{rect} 가 전위차에 의해 발생하는 요구 전류 I_{req} 보다 작은 경우 정류기의 전류는 전부 배터리로 유입되며, 로드뱅크의 전류는 0이 된다. 정류기의 전류가 요구 전류보다 높은 경우는 배터리의 요구전류를 충족하고 남은 전류가 로드뱅크로 흐르게 된다.

로드뱅크 장비의 경우 Constant Voltage 조건을 유지하는 전류의 최대치를 설정할 수 있다. 해당 값은 기호로 $I_{load,max}$ 로 나타내었으며, 본 연구에서는 100 A로 설정하였다. 만약 정류기의 전류가 $I_{load,max}$ 를 초과하는 경우 로드뱅크가 Constant Voltage 조건을 유지하기가 어려워져 버스 전압 V_{dc} 가 상승한다. 이때 상승한 버스 전압과 배터리의 OCV 간에 전위차가 발생하여 배터리로 전류가 흐르며 전위차가 해소되고 버스 전압은 로드뱅크에 설정된 값을 유지한다.

Fig. 20은 배터리의 방전되는 상황에서 회로의 전압이 변경되는 순간 방전 전류가 변화하는 4개의 구간을 모아서 나타내었다. 1, 2, 4번째 그래프의 경우 회로의 전압이 감소할 때 방전되는 전류가 증가하는 모습을 나타낸다. Table 4에서 OCV가 이미 V_{dc} 보다 높아 배터리에서 방전이 일어나는 상황에서 두 값의 차이가 더 벌어지므로 요구전류 I_{req} 가 증가하여 방전 전류가 증가한다.

Table 5 Measured variables of battery

Battery Charge				
Rectifier	Condition		Battery	Load bank
	Voltage	Current		
I_{rect}	$V_{dc} > OCV$	$I_{rect} < I_{req}$	I_{rect}	0
		$I_{rect} > I_{req}$	I_{req}	$I_{rect} - I_{req}$
		$I_{rect} > I_{load,max}$	$I_{rect} - I_{load,max}$	$I_{load,max}$

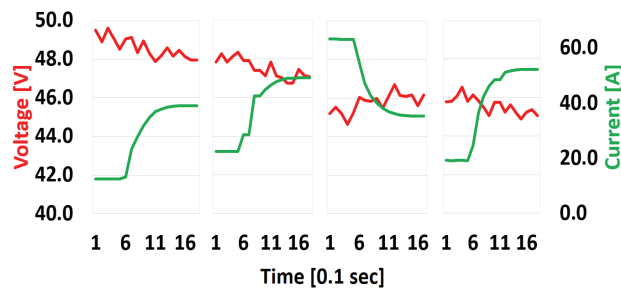


Fig. 20 Voltage and current profiles over time for various cases

3번째 그래프의 경우 회로의 전압이 증가하고 방전되는 전류가 감소한다. 앞선 경우와 반대로 OCV와 V_{dc} 의 차이가 감소하여 방전 전류가 감소하게 된다. 이를 통해 시스템의 전압에 변화가 생기는 상황에서 배터리가 전위차에 의한 충격을 흡수할 수 있음을 확인하였다.

4.2.4 배터리의 충전 한계

배터리가 충전되는 상황에서 배터리가 완충되어 최고 전압에 도달했는데도 여전히 로드뱅크에 의해 설정된 버스 전압이 더 높은 상황이 발생할 수 있다. 이러한 경우 배터리의 BMS가 배터리를 보호하기 위하여 유입되는 전류를 차단하게 되고, 소모량을 초과하는 전류가 생성되어 회로 전체적으로 불안정성이 생기게 된다.

Fig. 21은 로드뱅크 전압이 50 V인 시험의 일부 구간을 나타낸 그래프이며, 배터리 완충 시 불안정성이 생기는 모습을 확인할 수 있다. 200초까지는 정류기의 전류가 로드뱅크에서 소모되는 전류와 일치하나, 로드뱅크의 한계 전류값인 100 A를 넘어서는 시점부터는 배터리로 유입되는 전류가 증가한다. 그로부터 약 30초가 지난 시점에서 배터리와 정류기, 로드뱅크의 전류가 크게 진동한다. Fig. 22는 같은 구간에서 배터리의 데이터를 측정한 그래프이다. 같은 시점에 배터리의 SOC가 98%에 육박하자 증가하던 전류가 0 A와 30 A 사이를 진동한다.

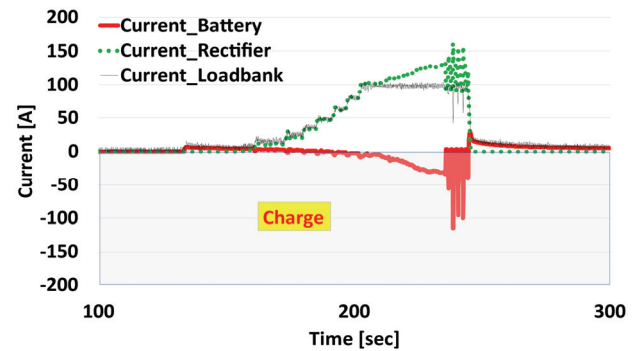


Fig. 21 Current comparison during BMS current blocking

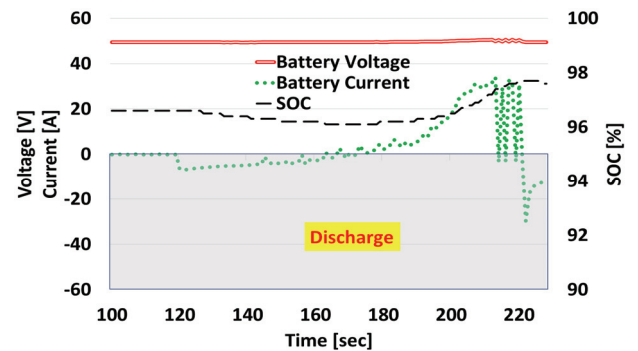


Fig. 22 Battery characteristics (voltage, current, and SOC) during BMS current blocking

해당 구간은 정류기의 전류가 로드뱅크의 한계 전류를 초과하고, 동시에 배터리가 더 이상 충전이 불가능하게 되어 발생하였다. 배터리가 완충되자 배터리 셀을 보호하기 위해 BMS의 보호회로가 작동하여 전류를 차단하였다. 로드뱅크는 Constant Voltage 조건을 만족하는 한계 전류인 100 A를 초과하여 전류를 소모하였고, 이에 따라 버스전압과 OCV 간 전위차가 해소되어 배터리의 회로가 열렸다가 다시 차단되기를 반복하며 회로 전체적으로 전류값이 크게 진동하였다. 배터리의 충전 상태를 나타내는 SOC는 98%지만, 배터리 셀의 데이터에서는 상당수의 셀이 이미 충전이 완료된 상태이기 때문에 BMS가 작동하였다.

이는 배터리의 SOC가 적절한 범위 내에서 관리되지 않을 경우 충전이나 방전 시 외부의 전력 변동에 대응할 수 있는 여유가 부족하여 시스템이 불안정해질 수 있음을 의미한다. 따라서 Fig. 21과 같은 과충전이 발생하지 않도록 적절한 수준으로 배터리의 SOC를 관리해야 한다.

5. 결 론

본 연구에서는 마이크로 가스터빈을 이용하여 제작한 터보제너레이터 시스템 및 배터리가 추가된 하이브리드 시스템을 구성하여 다양한 직류 버스 전압 조건에서의 운용 특성을 실험적으로 분석하였다.

터보제너레이터 시험에서는 로드뱅크로 버스 전압을 40 V, 45 V, 50 V, 55 V로 설정한 상태에서 각 전압에 대해 터보제너레이터의 PLA를 증가시켜가며 성능과 관련된 주요 인자인 직류 전류, 엔진 축 회전수, 그리고 출력에 대하여 변화 추이를 분석하였다.

로드뱅크에 의해 회로의 버스 전압이 고정된 상태에서 전류가 흐르는 조건은 터보제너레이터에 의해 발생하는 정류 전원전압이 버스전압 이상인 경우이다. 버스전압이 증가할수록 전류 생성에 필요한 정류전원전압과 이에 도달하기 위한 터보제너레이터의 출력이 증가하고, 동일한 PLA에서 더 적은 전류가 발생된다. 실험결과 로드뱅크로 설정한 직류 버스 전압이 증가할수록 동일한 PLA에서 발생하는 직류 전류는 감소하였다.

한편, 회로에 흐르는 전류가 증가할수록 발전기를 회전시키는데 필요한 토크가 증가한다. 엔진의 출력은 축의 회전수와 토크의 곱으로 나타낼 수 있고, 전기적인 출력은 전압과 전류의 곱으로 나타내어진다. PLA가 동일한 상황에서 직류 버스전압이 높을수록 생성되는 전류값이 작아지며, 이는 동일한 기계출력에서 토크의 비중이 낮아지고 회전수의 비중이 높아지는 효과를 낳는다. 이에 따라 버스 전압이 높아질수록 출력축의 회전수는 증가하는 경향을 보였다. 또한 전체 직류 전력은 45 V와 50 V 시험에서 10 kW를 달성하였으며, 버스 전압이 이보다 높거나 낮게 설정될수록 감소하는 경향

을 보였다.

하이브리드 시스템 시험에서는 터보제너레이터 시스템의 직류 회로에 배터리를 병렬로 연결하였고 버스 전압을 46 V에서 50 V 사이의 범위에서 변경해가며 시험을 수행하였다. 해당 시험을 통해 배터리가 충전 및 방전을 일으키는 원리와 조건을 파악하였으며, 배터리의 전압이 안정 범위를 벗어나는 경우 발생하는 현상도 확인하였다.

배터리는 내부의 화학 에너지에 의한 전압인 OCV가 있으며, 회로의 버스 전압과의 전위차에 따라 충전이나 방전이 발생한다. OCV가 더 높은 경우 방전이 일어나며, 반대의 경우는 충전된다. 충전 시에는 정류기의 전류값과 배터리의 요구전류와의 차이에 따라 충전되는 전류값이 달라졌다. 특히 정류기의 전류가 로드뱅크의 한계 전류값을 초과하는 경우 초과분의 전류를 배터리가 흡수하며 버스 전압을 유지하는 역할을 하였다. 그러나 배터리가 완충된 상태에서 충전이 이루어지는 경우 BMS가 배터리 셀 보호를 위해 전류를 차단하며 회로가 불안정해지는 구간이 있었다. 이러한 불안정을 방지하기 위하여 운용 중 항상 배터리의 전원에 여유를 두며 관리해야함을 확인하였다.

본 연구 결과를 통해 터보제너레이터를 기반으로 하는 하이브리드 전력 시스템이 향후 AAM 등 비행체에 적용되었을 때 안정적인 운용을 위한 기초 데이터로 활용될 수 있을 것으로 기대한다.

후 기

본 논문은 2025년 한국항공우주연구원의 주요사업인 ‘AAM 대응 서비스케일 터보제너레이터 기반 하이브리드 분산 추진 비행 플랫폼 구현’(과제번호 : KR25290)의 지원을 받아 작성되었습니다.

References

- (1) Pattanayak, T. and Mavris, D., 2025, "Battery Technology for Sustainable Aviation: A Review of Current Trends and Future Prospects," Applied Energy, Vol. 397, Article 126356.
- (2) Madavan, N. K., Del Rosario, R., and Jankovsky, A. L., 2015, "Hybrid-Electric and Distributed Propulsion Technologies for Large Commercial Transports: A NASA Perspective," ISABE 2015, Phoenix, AZ, NASA Technical Report ARC-E-DAA-TN27231.
- (3) Joby Aviation, 2025, "Joby Celebrates First Flight of Turbine Electric Demonstrator Aircraft," Joby Aviation Press Release.
- (4) GE Aerospace, 2025, "GE Aerospace and BETA Technologies Partner to Advance Hybrid Electric Flight,"

- GE Aerospace Press Release.
- (5) Frigioescu, T.-F., Badea, G. P., Dombrowschi, M., Condruz, M. R., Crunțeanu, D.-E., and Cican, G., 2023, "The Design and Development of a UAV's Micro-Turbogenerator System and the Associated Control Testing Bench," *Electronics*, Vol. 12, No. 24, Article 4904.
 - (6) Frigioescu, T.-F., Crunțeanu, D.-E., Căldărar, M., Dombrowschi, M., Badea, G.-P., and Nistor, A., 2025, "Development and Implementation of an Autonomous Control System for a Micro-Turbogenerator Installed on an Unmanned Aerial Vehicle," *Electronics*, Vol. 14, No. 6, Article 1212.
 - (7) Frigioescu, T.-F., Badea, G.-P., Dombrowschi, M., and Căldărar, M., 2025, "Performance Evaluation of a Hybrid Power System for Unmanned Aerial Vehicles Applications," *Electronics*, Vol. 14, No. 14, Article 2873.
 - (8) Guan, J., Lv, X., Spataru, C., and Weng, Y., 2021, "Experimental and Numerical Study on Self-Sustaining Performance of a 30-kW Micro Gas Turbine Generator System During Startup Process," *Energy*, Vol. 236, Article 121468.
 - (9) Lee, B. and Kim, K., 2018, "Ground Integration Tests of a 5 kW Series Hybrid Power System for the Unmanned Aerial Vehicle," *Proceedings of the KSPE 2018 Spring Conference*, Jeju, Korea, pp. 184~189.
 - (10) Choi, S., 2020, "Flight Test of the Hybrid-Propulsion Dual-Tilt-Prop UAV," *Proceedings of the KSAS 2020 Fall Conference*, Jeju, Korea, pp. 935~936.
 - (11) Kim, C. T. and Huh, J. S., 2024, "A Test Facility and Performance Test and Evaluation Researches of the Turbo Generator for AAM," *Proceedings of the KSAS 2024 Spring Conference*, Jeju, Korea, pp. 51~52.
 - (12) Lee, S., Huh, J., Lim, B. J., Kang, Y. S., Rhee, D., Lee, D., Hwang, Y., and Kim, S., 2024, "Development of Low Cost Turbo Generator using Micro Gas Turbine," *Proceedings of the KSFM 2024 Summer Annual Meeting*, Pyeongchang, Korea, pp. 369~370.
 - (13) Cho, J., Lee, D. E., Rhee, D., and Kang, Y. S., 2025, "Experimental Study on a Hybrid Electric Propulsion System Using a Micro Gas Turbine Turbogenerator," *Proceedings of the KSFM 2025 Winter Annual Meeting*, Jeju, Korea, pp. 758~760.
 - (14) JetCat GmbH, 2024, SPT15-RX Micro Gas Turbine Engine Product Information, JetCat GmbH.
 - (15) MAD Components, 2024, MAD M30 Pro IPE Drone Motor Product Information, MAD Components.
 - (16) Horowitz, P. and Hill, W., 2015, *The Art of Electronics*, 3rd ed., Cambridge University Press, Cambridge, p. 594.
 - (17) Chroma ATE Inc., 2023, Programmable DC Electronic Load Model 63212A-150-1200 Product Information, Chroma ATE Inc.
 - (18) Rashid, M. H., 2014, *Power Electronics: Devices, Circuits, and Applications*, 4th ed., Pearson, New York, p. 126.
 - (19) Lin, D., Zhou, P., and Cendes, Z. J., 2009, "In-Depth Study of the Torque Constant for Permanent-Magnet Machines," *IEEE Transactions on Magnetics*, Vol. 45, No. 12, pp. 5383~5387.
 - (20) Chen, Y., Yang, G., Liu, X., and He, Z., 2019, "A Time-Efficient and Accurate Open Circuit Voltage Estimation Method for Lithium-Ion Batteries," *Energies*, Vol. 12, No. 9, Article 1803.