

가스터빈엔진 기반 하이브리드 추진시스템 모델링 및 시뮬레이션

이보화^{a,*} · 김춘택^a · 전상욱^a · 허재성^a · 김재환^a

Gas Turbine Engine Based Hybrid Propulsion System Modeling and Simulation

Bohwa Lee^{a,*} · Chuntaek Kim^a · Sangook Jun^a · Jae-Sung Huh^a · Jae-Hwan Kim^a

^aAeropropulsion Research Division, Korea Aerospace Research Institute, Korea

*Corresponding author. E-mail: bhlee@kari.re.kr

ABSTRACT

The aircraft targeted in this study is a vertical take-off and landing aircraft with 4 to 5 passengers, and the propulsion system for the aircraft is a distributed hybrid propulsion system that uses a gas turbine engine and a battery pack as the main power source to supply the power required by multiple motors. In this study, a design/analysis platform for a hybrid propulsion system was developed using the MATLAB/Simulink program based on the preliminary design results. Through simulation analysis, the output characteristics and operating range of each power source according to the mission profile were confirmed, and through this, the feasibility of the preliminary design result was confirmed.

초 록

본 연구에서 대상으로 삼은 비행체는 4~5인승급 수직이착륙기이며, 해당 비행체용 추진시스템은 가스터빈엔진과 배터리팩을 주 전력원으로 사용하여 다수의 모터가 필요로 하는 요구전력을 공급하는 분산 하이브리드 추진시스템이다. 본 연구에서는 기본설계 결과를 바탕으로 MATLAB/Simulink 프로그램을 사용하여 하이브리드 추진시스템용 설계/해석 플랫폼을 개발하였다. 시뮬레이션 해석을 통해 비행 시나리오에 따른 각 전력원별 출력 거동 및 운용 범위를 확인하였고, 이를 통해 기본설계 결과의 실현가능성을 확인하였다.

Key Words: Distributed Hybrid Propulsion System(분산 하이브리드 추진시스템), Gas Turbine Engine(가스터빈엔진), Battery(배터리), MATLAB/Simulink(매틀랩/시뮬링크)

1. 서 론

양한 연구가 진행 중이다[1-4]. 그 중에서 최근에 많은 주목을 받고 있는 것이 도심 항공 모빌리티(Urban Air Mobility, UAM)이다. 이를 구현하기 위해 Joby Aviation, Lilium, Beta Technologies 등의 다양한 스타트업 기업에서 전기자동차와 유사하게 배터리와 모터/인버터를 활용한 전기 추진시스템 기술 기반 수직이착륙기 개발을 진행하고 있으며, 이와 더불어 NASA는 좀 더 확장된 개념인 첨단 항공 모빌리티(Advanced Air Mobility, AAM)를 제안하고 있다[5]. 여기에는 UAM의 핵심인 에어 택시와 함께 도시 간 이동, 화물 수송, 에어 앰블런스 등의 다양한 서비스를 포함하고 있고, 이를 구현하기 위해서는 장거리 수송, 유상하중 증대, 고속비행의 높은 요구도를 충족시킬 수 있는 확장성이 용이한 분산 추진시스템이 필요하다. 이러한 분산 추진시스템의 확장성과 순수 전기추진시스템의 한계인 배터리의 낮은 에너지 밀도를 해결하기 위해서는 하이브리드 전기추진시스템이 필요하다.

이러한 세계적인 추세에 발맞추어 한국항공우주연구원에서는 유인 미래모빌리티용 분산 하이브리드 추진시스템에 대한 기술개발을 착수하였으며, 본 연구에서는 이에 대한 기술개발의 일환으로 4~5인승급 수직이착륙기용 가스터빈엔진 기반 하이브리드 추진시스템에 대한 기본설계를 수행하고 이를 바탕으로 하이브리드 추진시스템용 설계/해석 플랫폼을 개발하였다. 이를 통해 각 전력원별 출력거동 및 운용범위는 실증시험에 앞서 출력변동 시뮬레이션 해석을 통해 확인하고자 한다.

2. 연구대상 비행체 및 추진시스템 구성

2.1 연구대상 비행체

연구대상 비행체는 분산 하이브리드 추진 방식의 4~5인승급 수직이착륙기이며, 해당 비행체에 대한 주요 제원은 Table 1과 같다. 비행 시나리오는 Fig. 1과 같으며, 연구대상 비행체는 168초까지 이륙, 천이, 상승, 가속을 거친 후 4,668초까지 최장 시간 순항 구간이 지속된다. 이후

Table 1. Specifications of the target aircraft.

Weight	MTOW	2,400 kg
	Payload	500 kg
Prop/Rotor	No. of Tilt Props	4 EA (4 blades)
	No. of Lift Props	2 EA (2 blades)
Airframe	Length	7.29 m
	Wing Span	8.66 m
Performance	Max. Power	678 kW
	Cruise Power	294 kW
	Cruise speed	280 km/h
	Mission Range	350 km
	Endurance	80 min

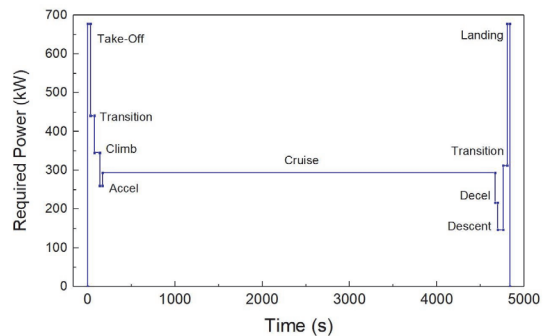


Fig. 1 Mission profile for the target aircraft.

4,836초까지 추진요구전력의 변동이 가장 큰 구간으로 감속, 하강, 천이, 착륙을 거친다. 추진요구전력은 이륙 및 착륙 구간에서 678 kW이며, 순항 구간에서 294 kW이다[6].

연구대상 비행체용 하이브리드 추진시스템은 가스터빈엔진, 발전기, 정류기, 배터리팩, 모터 그리고 인버터로 구성된다. 이 중 가스터빈엔진, 발전기와 정류기는 동체 내부에 위치하며, 배터리팩은 날개 내부에 배치된다. 총 6개의 듀얼 모터와 듀얼 인버터는 각 낫셀 내부마다 위치한다 [6,7].

2.2 가스터빈엔진 기반 하이브리드 추진시스템 구성

본 연구에서 다루고자 하는 모델링 대상은 시뮬레이션 해석 속도 및 해석 데이터 저장 용량을 고려하여 비행체 세로축 기준으로 좌우 대칭인 하이브리드 추진시스템의 절반을 대상으로 선정하였다. 해당 하이브리드 추진시스템은 Fig. 1에 제시된 비행 시나리오에 따른 추진요구전력의 절반을 공급하게 된다.

가스터빈엔진 기반 하이브리드 추진시스템은 Fig. 2와 같이 구성된다. 가스터빈엔진에서 생성된 동력은 동력터빈 구동축과 기어박스를 통해 직결된 발전기를 통해 3상 전력으로 변환되고 정류기를 거쳐 DC 전력으로 변환되어 배터리 팩의 전력과 함께 다수의 모터 세트가 필요로 하는 추진요구전력을 공급한다. 정류기와 배터리 팩의 끝단(terminal)이 별도의 DC-DC 컨버터 없이 전원버스와 직결되는 방식이다. 듀얼 모터와 듀얼 인버터는 모델링 시 Fig. 2와 같이 로터당 두 세트의 모터와 인버터를 사용하여 구현하였다.

본 연구에서는 하이브리드 추진시스템을 모델링 및 해석하기 위해 MATLAB/Simulink 프로그램을 사용하였다. 해당 프로그램은 다중 도메인(가스, 열, 기계, 전기, 제어, 등) 시스템을 통합하여 모델링 할 수 있으며, 모델 기반 설계를 통해 복잡한 시스템 모델링 시 계층적/모듈화 접근이 가능한 특징이 있다.

3. 하이브리드 추진시스템 구성품 선정 및 모델링

3.1 터보샤프트 엔진

비행 시나리오에서 최장 시간 동안 147 kW의 추진요구전력이 필요한 구간은 순항 구간이다. 해당 구간에서는 (배터리팩보다 에너지밀도가 높은) 가스터빈엔진을 주 전력원으로 사용하여 추진요구전력을 공급하기 위해 160 kW급 터보샤프트 엔진을 선정하였다.

MATLAB/Simulink 프로그램에서 Simscape library와 Simscape Language를 사용하여 자체 개발한 블록을 사용하여 구현한 터보샤프트 엔

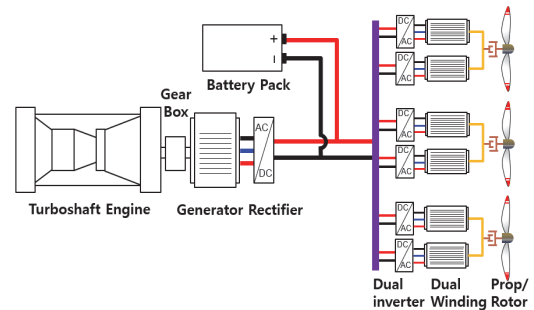


Fig. 2 Propulsion system schematics.

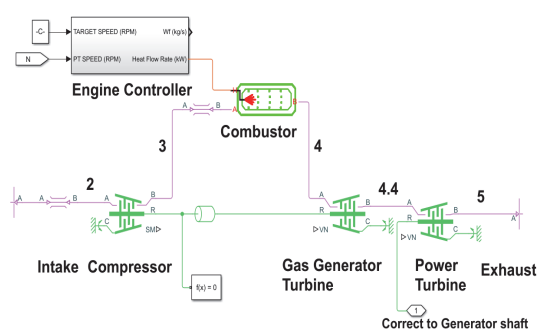


Fig. 3 Turboshaft engine model using MATLAB/Simulink.

진 모델은 Fig. 3과 같으며 흡입구, 압축기, 연소기, 가스발생기 터빈, 동력터빈, 배기구, 그리고 엔진 제어기로 구성된다. 엔진 제어기는 적분에 따른 오차 누적을 방지하기 위해 Anti-windup 기능이 포함된 2개의 PI 제어기를 사용하여 동력터빈 회전수와 터빈입구온도를 각각 제어한다. 터보샤프트 엔진의 동력터빈 축은 엔진 제어기에 의하여 항상 일정 회전수를 유지하도록 제어되며, 이에 따라 동력터빈 축과 직결된 발전기 축도 일정 회전수로 구동된다. 발전기가 고출력으로 추진요구전력을 공급해야 될 경우, 엔진 제어기는 동력터빈의 일정한 회전수에서 엔진의 연소기로 유입되는 연료량을 늘려 동력터빈의 토크를 증가시키고, 이에 따라 발전기의 출력이 증대되어 추진요구전력을 공급하게 된다. 엔진 제어기를 통해 연소기로 유입될 열유량(heat flow rate)이 결정되며, Jet A 연료의 저위발열량을 사용하여 연료 유량을 계산하였다.

MATLAB/Simulink 프로그램을 사용하여 모

모델링한 터보샤프트 엔진의 사이클 해석 결과는 GSP(Gas Turbine Simulation) 프로그램을 사용하여 해석한 결과와 비교 검증하였다. 본 연구에서 사용한 GSP는 NLR에서 개발한 상용 가스터빈엔진 사이클 해석 프로그램이다[8]. GSP를 사용하여 구현한 터보샤프트 엔진 모델은 Fig. 4와 같으며, MATLAB/Simulink 프로그램을 사용하여 구현한 터보샤프트 엔진 모델과 동일한 방식으로 구성하였다.

터보샤프트 엔진의 사이클 해석을 수행하기 위해서는 해당 엔진의 각 구성품(원심 압축기, 구심터빈, 축류 터빈)에 대한 성능맵이 필요하다. 이를 위해 본 연구에서는 선행연구를 통해 확보한 80 kW급 KATS-100R 터보샤프트 엔진의 각 구성품에 대한 성능맵을 160 kW 급으로 스케일업하여 사용하였다[9,10]. 보정된 성능맵 데이터를 MATLAB/Simulink 프로그램과 GSP 프로그램에 적용하였을 때, 각 프로그램이 생성(plot)하는 압축기 성능맵은 Fig. 5와 같이 상호비교하였으며, 가스발생기 터빈과 동력터빈 성능맵은 각각 Fig. 6, 7과 같이 상호비교하였다. 이를 통해 각 프로그램은 엔진의 각 구성품에 대하여 동일한 성능맵이 적용되었음을 확인하였다.

터보샤프트 엔진의 사이클 해석은 지상정지, 표준대기 조건에서 동력터빈 축의 부하에 의해 가스발생기 터빈 축의 회전수가 결정되는 방식으로 정상상태 성능해석을 수행하였고, 대상 엔진의 설계점(동력터빈 출력 160 kW)와 탈설계점(동력터빈 출력 100 kW)에서 두 프로그램 간 해석 결과값의 오차를 비교하였다. 비교 대상 항목은 각 구성품 전, 후단에서의 온도, 압력, 보정 공기유량(corrected mass flow rate)과 구성품의 압축비, 회전수, 출력, 연료유량이다. 그 결과, 두 프로그램 간 설계점과 탈 설계점에서 평균 상대 오차는 각각 1.2%와 1.1%임을 확인하였다.

3.2 발전기와 다이오드 정류기

본 연구에서는 영구자석 동기 발전기(PMSG: Permanent Magnet Synchronous Generator)와 다이오드 정류기를 선정하였다. 모델링 및 시뮬레이션용으로 사용한 발전기의 성능 파라미터는

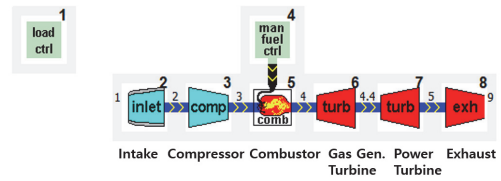


Fig. 4 Turbo shaft engine model using GSP.

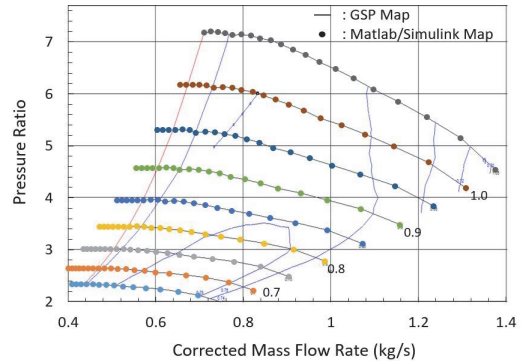


Fig. 5 Compressor performance map comparison.

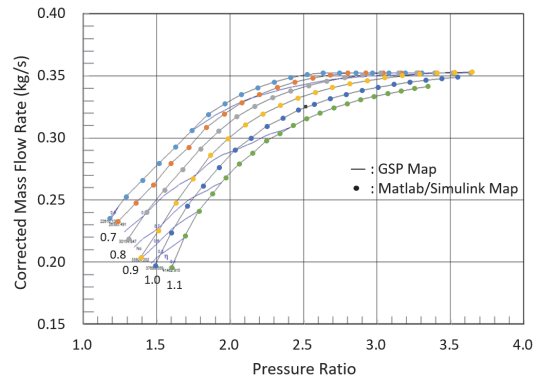


Fig. 6 Gas generator turbine performance map comparison.

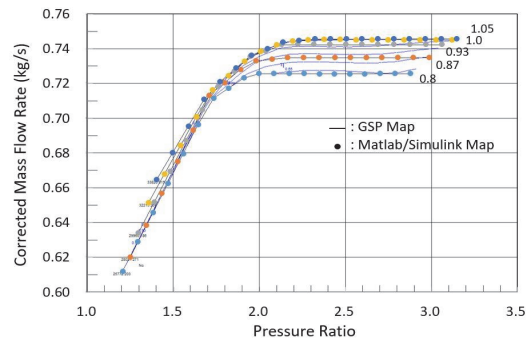


Fig. 7 Power turbine performance map comparison.

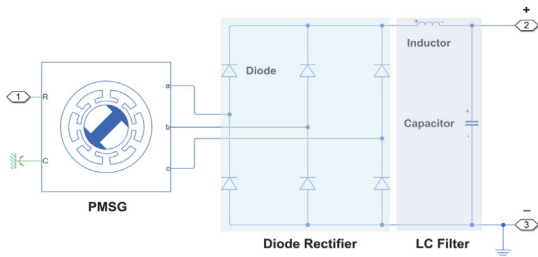


Fig. 8 PMSG, Diode Rectifier and LC Filter Models.

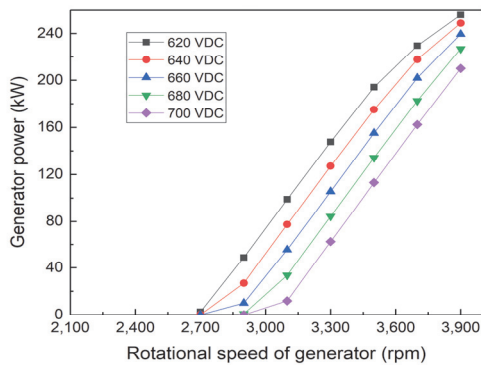


Fig. 9 Generator power variations versus rotational speed of generator.

다음과 같다. 토크 상수는 1.328 Nm/A 이며 pole pair수는 10이다. d축과 q축 고정자 인덕턴스는 각각 $180 \mu\text{H}$, $195 \mu\text{H}$ 이다. 정류기는 IXYS사의 Standard Rectifier Module 제품을 선정하였다. 모델링 시 필요한 주요 성능 파라미터는 제작사에서 제시한 Technical Data Table 상의 값을 사용하였다[11].

발전기와 다이오드 정류기, 그리고 LC 필터는 MATLAB/Simulink 프로그램에서 Simscape library 내 블록을 사용하여 Fig. 8과 같이 모델링하였으며, LC 필터에 적용된 인덕턴스와 커패시턴스는 각각 $65.96 \mu\text{H}$, $600 \mu\text{F}$ 이다.

발전기, 정류기 그리고 LC 필터 모델은 시뮬레이션 해석을 통해 전압별 회전속도에 따른 발전기 출력을 확인하였으며 그 결과는 Fig. 9와 같다. Fig. 9로부터 발전기 출력은 특정 회전속도(2,700 rpm @620 VDC) 이상에서 발생함을 알 수 있고, 동일한 회전속도에서도 전압별로 발전기 출력이 달라지며 전압이 낮을수록 발전기 출

력이 높아진다는 것을 확인할 수 있다.

본 연구에서는 기어박스 용으로 Simple Gear 블록을 사용하여 동력터빈 구동축과 발전기 축을 연결하였으며, 이를 통해 동력터빈 회전수 60,000 rpm은 발전기의 정격 회전수인 3,300 rpm으로 감속된다. 본 연구에서는 Simple Gear의 효율은 96%로 설정하였다.

3.3 리튬이온 배터리팩

배터리팩은 비행 시나리오 상에서 가스터빈엔진의 공급가능 출력을 상회하는 고출력 공급이 필요한 구간에서 원활한 전력공급(고율방전)이 가능해야 하고, 배터리팩 용량은 비상 상황을 대비하여 비행 시나리오 상의 전 구간에서 적정 용량 이상 확보되어야 한다. 이를 위해 본 연구에서 선정한 배터리 셀은 상용품으로 리튬이온 배터리이다. 배터리 셀의 Nominal 전압은 3.7 V이며 용량은 24 Ah 급이다. 해당 배터리 셀의 연속 최대 방전률은 15 C(300 A)이며, 에너지는 밀도는 208 Wh/kg 이다.

배터리 셀은 MATLAB/Simulink 프로그램에서 Simscape Electrical 라이브러리에 있는 Battery (Table-Based) 블록을 사용하여 모델링하였다. 이 블록은 사용자가 입력한 배터리 셀의 무부하 전압(No-load voltage)과 내부저항값을 사용하여 다양한 충방전 조건에서 시뮬레이션 해석 결과를 생성한다. 본 연구에서 모델링한 배터리 셀의 시뮬레이션 해석 결과는 선정한 배터리 셀을 0.25 C, 3 C, 6 C, 10 C 조건에서 방전시험 한 결과와 Fig. 10과 같이 비교, 검증하였다.

배터리 셀은 168 직렬 3 병렬로 구성하여 배터리팩으로 모델링하였고, 배터리 팩의 주 전압 범위는 537.6~705.6 V이며, 용량은 72 Ah 급이다. 시뮬레이션 해석 시 배터리팩의 초기 SOC(State Of Charge)는 100%로 설정하였다.

3.4 모터와 인버터

본 연구에서는 연속 출력 84.8 kW 급 영구자석 동기 모터(PMSM: Permanent Magnet Synchronous Motor)를 설계 및 개발 중이며, 해당 모터의 주요 설계 파라미터는 Table 2와 같다.

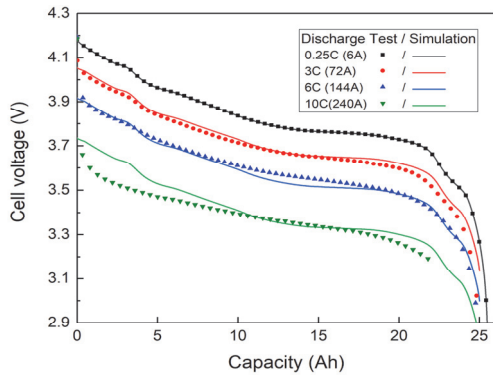


Fig. 10 Simulation and Experimental result, A battery cell characteristic curves.

Table 2. Design parameters of the motor.

Property	Value
Peak Motor Power (kW)	119
Continuous Motor Power (kW)	84.8
Max. Rotational Speed (rpm)	1,900
Continuous Rotational Speed (rpm)	1,800
Max. Motor Current (Arms)	220
Max. Torque (Nm)	600
No. of pole pairs	20
Phase resistance (mΩ)	11
Inductance in Ld/Lq (μH)	100/100

모터와 인버터, 그리고 속도 및 전류 제어기는 MATLAB/Simulink 프로그램에서 Simscape library 내 블록 등을 사용하여 Fig. 11과 같이 모델링하였다. Fig. 11에서 PWM Generator 블록은 3상 2레벨 인버터의 스위칭 동작을 제어하기 위해 3개의 정현파 기준(reference) 전압과 DC 링크단 전압을 기반으로 On, Off 게이팅 시간을 계산하여 변조파(Modulation wave)를 생성한다. 인버터는 시뮬레이션 속도 향상을 위해 스위칭 소자를 사용하지 않고, Average-Value Voltage Source converter(Three-Phase) 블록을 사용하였다. 해당 블록은 PWM Generator 블록으로부터 입력된 3상 변조파에 따라 전기 에너지를 DC에서 AC 전압으로 변환한다[12].

본 연구에서 비행 시나리오에 따라 프로토타입

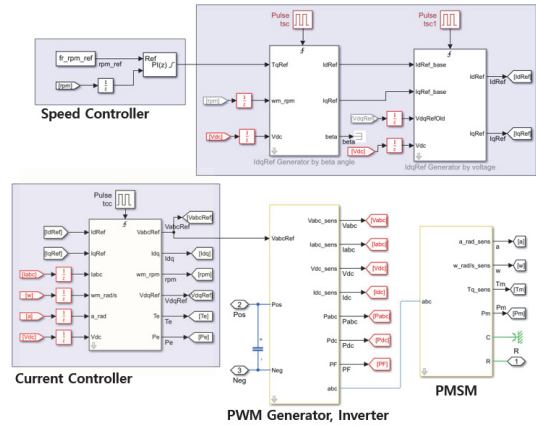


Fig. 11 PMSM, inverter and controller models.

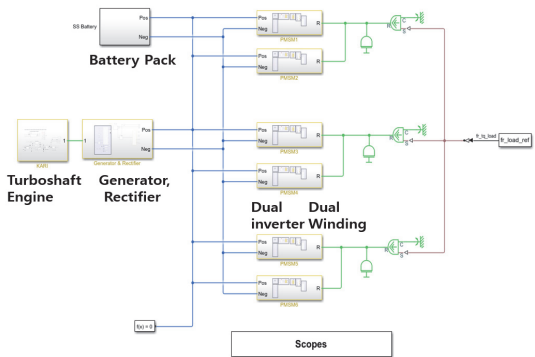


Fig. 12 Hybrid propulsion system integration model.

가 필요로 하는 요구 회전수와 요구 토크값은 속도제어기가 추종해야 할 목표 회전수와 모터 로터가 추종해야 할 목표 토크 값으로 사용하였다.

4. 비행 시나리오에 따른 시뮬레이션 결과

터보샤프트 엔진을 포함한 하이브리드 추진시스템 구성품은 Fig. 12와 같이 통합하여 모델링하였으며, 총 4,836 초 동안 시뮬레이션 한 결과는 Fig. 13-15와 같다.

Fig. 13은 총 시뮬레이션 시간 동안 터보샤프트 엔진의 동력터빈 회전수 변동(Fig. 13(위)), 터빈입구온도(TIT) 변동(Fig. 13(중간)) 그리고 연료유량 변동(Fig. 13(아래))을 나타낸다. 시뮬레이션

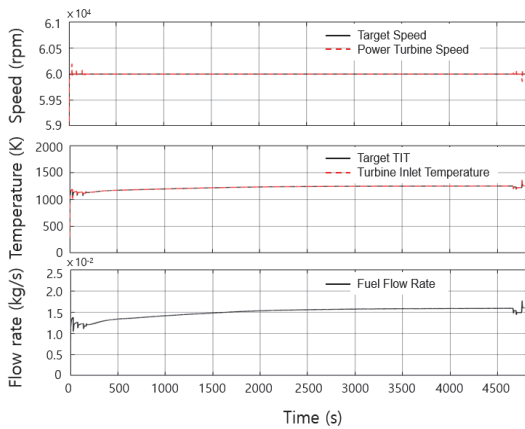


Fig. 13 Engine side simulation results.

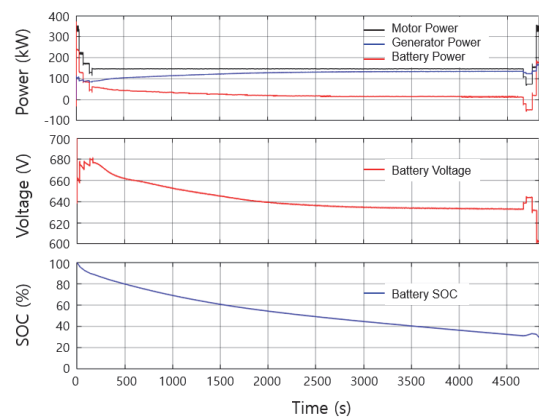


Fig. 14 Power source side simulation results.

해석 시, 동력터빈의 초기 회전수는 59,000 rpm이며, 초기 터빈입구온도와 연료유량은 각각 288.15 K, 0.01636 kg/s이다. 동력터빈은 엔진 제어기에 의해 전 구간에서 일정 회전수를 유지하도록 제어됨을 확인할 수 있다. 엔진 제어기 내 speed regulator 역할을 하는 PI 제어기에 의해 동력터빈 회전수가 목표 회전수를 추종하기 위한 목표 터빈입구온도가 결정되며, temperature regulator 역할을 하는 PI 제어기에 의해 터빈입구온도가 목표 터빈입구온도를 추종하기 위한 연료유량이 결정된다. 추진요구전력이 천이에서 착륙으로 변경되는 시점인 4,806초는 출력 변동률이 가장 큰 구간으로, 급격한 부하 변동으로 인해 동력터빈 회전수는 목표 회전수를 벗어난다. 해당 시점에서 엔진 제어기에 의해 동력터빈 회전수가 목표 회전수를 추종하도록 터빈입구온도와 연료유량이 순간 변동하였으며, 총 시뮬레이션 시간동안 터보샤프트 엔진이 소모한 연료량은 72.35 kg임을 확인하였다.

Fig. 14는 총 시뮬레이션 시간 동안 모터, 발전기, 배터리팩의 출력변동(Fig. 14(위)), 버스 전압 변동(Fig. 14(중간)) 및 SOC 변동(Fig. 14(아래))이다. 터보샤프트 엔진의 초기 출력은 0 kW이다. 총 시뮬레이션 시간 동안 발전기와 배터리팩이 공급하는 합산 출력은 비행 시나리오에 따라 모터가 소모하는 전력과 동일하다. 이륙 시 최대 요구전력인 339 kW에 대하여, 터보샤프트

엔진과 직결된 발전기가 평균 105 kW를 공급하고, 이를 상회하는 234 kW 출력은 배터리팩이 고율 방전하며 공급함을 알 수 있다. 터보샤프트 엔진의 설계점에서의 출력이 160 kW임에도 발전기가 평균 105 kW를 공급하는 이유는 출력밀도가 높은 배터리팩이 순간 고율방전으로 인한 전압강하에 의해 해당 시점에서의 버스 전압이 660 V임에 따라 발전기는 성능맵인 Fig. 9에 따라 105 kW를 공급하였다. 배터리팩은 이륙 이후 168초까지의 천이, 상승, 가속 구간에서 직전 구간 대비 낮은 방전률로 추진요구전력을 공급함에 따라 전압 강하분이 감소하여 전압이 상승하며 이에 따라 발전기 출력도 변동함을 알 수 있다.

순항 구간에서도 발전기 출력은 배터리팩 출력과 함께 지속적으로 모터가 요구하는 전력을 공급하며, 배터리팩의 용량 소진으로 인해 배터리팩 전압이 낮아짐에 따라 발전기 출력은 점차 증가함을 알 수 있다. 이를 위해 엔진 제어기는 Fig. 13과 같이 동력터빈의 일정 회전수에서 터빈입구온도가 상승하며, 목표 터빈입구온도까지 터빈입구온도가 상승하도록 연소기로 유입되는 연료유량을 점차 증대시켜 발전기 출력이 증대되었다. 장시간 일정한 순항 요구전력을 공급함에 따라 전력원간 출력변동이 완만해져 별도의 전력제어 없이도 약 3,000초 이후 발전기와 배터리팩간 동력분배가 일정해짐을 알 수 있다.

4,668초 이후 감속 및 하강 구간은 추진요구전

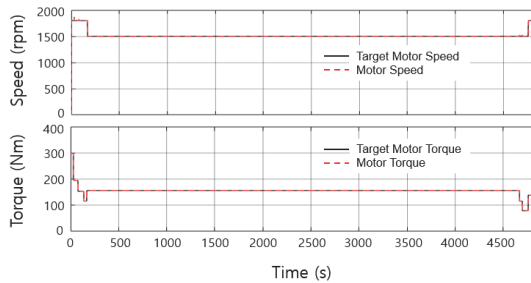


Fig. 15 Motor side simulation results.

력이 가장 낮은 구간으로 발전기의 잉여 전력으로 배터리팩이 최대 50 kW로 충전됨에 따라 배터리팩 전압과 SOC가 소폭 상승함을 확인할 수 있다. 착륙 시 최대 추진요구전력은 발전기가 165 kW를 공급하고, 이를 상회하는 174 kW 출력은 배터리팩이 공급함을 확인할 수 있고, 최종 배터리팩 용량은 30% 임을 확인할 수 있다.

Fig. 15는 총 시뮬레이션 시간동안 모터의 회전수와 토크 변동을 나타낸다. 모터의 최대 회전수는 1,800 rpm이며 최대 토크는 299.75 Nm이다.

5. 결 론

본 연구에서는 4~5인승급 수직이착륙기용 하이브리드 추진시스템에 대한 기본설계 결과를 바탕으로 MATLAB/Simulink 프로그램을 사용하여 하이브리드 추진시스템용 설계/해석 플랫폼을 개발하고 시뮬레이션하였다.

이를 위해, 가스터빈엔진은 최장 시간 추진요구전력이 필요한 순항 구간에서 주 전력원으로 사용하기 위해 160 kW 급 터보샤프트 엔진을 선정하였고, KATS-100R 터보샤프트엔진용 구성품 맵 데이터를 스케일 업하여 사용하였다. 터보샤프트 엔진 모델에 대한 설계점 및 탈설계점에서의 해석 결과는 GSP 프로그램을 사용한 해석결과와 비교 검증하였으며, 그 결과 두 프로그램 간 평균 상대 오차는 각각 1.2%와 1.1%임을 확인하였다. 최대 출력이 요구되는 이착륙 구간 등에서 고출력으로 요구동력을 공급하기 위해 배터리 셀은 상용품 중에서 고출방전이 가능한 리

튬이온 배터리 셀을 선정하였으며, 다양한 방전률에서 해당 셀을 시뮬레이션 한 결과는 방전시험 결과와 비교 검증하였다. 영구자석 동기 발전기와 정류기는 상용 제품으로 해당 제작사가 제시하는 주요 사양을 모델링에 반영하였으며, 개발 중인 영구자석 동기 모터와 인버터는 설계 데이터를 모델링에 반영하였다.

비행 시나리오에 따른 총 시뮬레이션 동안 각 전력원별 출력거동 및 운용범위를 확인할 수 있으며 최종 배터리팩 용량이 30% 임을 확인함으로써 기본설계 결과의 실현가능성을 확인하였다.

향후 하이브리드 추진시스템용 주요 구성품은 제작 및 확보 후 구성품 단위 시험평가 및 비행 시나리오에 따른 지상통합 시험평가를 진행할 예정이다. 이를 통해 확보한 시험평가 결과로부터 본 연구에 의한 통합 시뮬레이션 해석 결과를 검증하고, 최적 동력 배분 알고리즘 구현 및 배터리팩 용량 최적화를 진행할 예정이다.

후 기

본 논문은 한국항공우주연구원 주요사업의 일환으로 수행되는 “유인 미래모빌리티 하이브리드 전기추진시스템 기술개발”과제의 지원을 받아 수행되었습니다.

References

1. Hwang, C., “Status and Challenges of Urban Air Mobility Development,” *Current Industrial and Technological Trends in Aerospace*, Vol. 16, No. 1, pp. 33-41, 2018.
2. “Advanced air mobility,” retrieved 26 Jan. 2021 from <https://www2.deloitte.com/us/en/insights/industry/aerospace-defense/advanced-air-mobility.html>.
3. Garrow, L.A., German, B.J. and Leonard C.E., “Urban air mobility: A comprehensive review and comparative analysis with

- autonomous and electric ground transportation for informing future research," *Transportation Research Part C*, Vol. 132, 2021.
4. Kim, K., Lee, B. and Park, P., "Technology Trends on the Electric Propulsion System," *Current Industrial and Technological Trends in Aerospace*, Vol. 14, No. 1, pp. 70-82, 2016.
 5. "Advanced Air Mobility Project," retrieved 9 Jul. 2021 from <https://www.nasa.gov/aero-research/programs/iasp/aam/description>.
 6. Huh, J. and Jun, S., "Technology development of hybrid electric propulsion systems for manned future air mobility," *Proceedings of the 2021 Korean Society of Propulsion Engineers Fall Conference*, Busan, Korea, KSPE 2021-2201, Nov. 2021.
 7. Jun, S., Lim, B., Park, P. and Huh, J., "Preliminary Design for Powertrain of Hybrid-Electric Propulsion System," *2021 KSAS Fall Conference*, Jeju, Korea, pp. 992-993, Nov. 2021.
 8. "GSP 11 User Manual," retrieved 22 Feb. 2016 from https://www.gspteam.com/Files/manuals/UM/GSP_UM_11.pdf.
 9. Kang, Y., Jun, Y. and Kim, J., "Main Components Design of a Small Turboshaft Engine," *Korea Society for Fluid Machinery*, Vol. 21, No. 2, pp. 19-26, 2018.
 10. Jun, Y., Kim, C., Lee, B., Kang, Y. and Kim, J., "Conceptual Design and Flight Simulation of a 80kW class Turboshaft Engine with a Recuperator," *Proceedings of the International Gas Turbine Congress*, Tokyo, Japan, November PP. 17-22, 2019.
 11. "Standard Rectifier Module-IXYS Power," retrieved from <https://ixapps.ixys.com/DataSheet/MDD255-18N1.pdf>.
 12. "Average-Value Voltage Source Converter (Three-Phase)," retrieved R2021b from <https://kr.mathworks.com/help/physmod/sps/ref/averagevaluevoltagesourceconvertert hreephase.html>.