

아두이노를 이용한 마이크로 가스터빈 엔진 시동 구간의 제어 로직 구현 연구

이동은* · 김석민* · 정희윤** · 강영석** · 이동호**†

Implementation of Engine Start Control Logic of Micro Gas Turbine Engine Using Arduino

Dong-Eun Lee*, Seok-Min Kim*, Heeyoon Chung**, Young Seok Kang**, Dong-Ho Rhee**†

Key Words : Micro Gas Turbine Engine(마이크로 가스터빈 엔진), Control Logic(제어 로직), Arduino(아두이노), ECU(엔진 제어기), Starting Sequence(시동 구간)

ABSTRACT

In this study, the starting sequence of the commercial micro gas turbine engine was analyzed and the control logic was developed and implemented using Arduino. The starting sequence the engine is composed of five steps: engine cranking, fuel supply, ignition, acceleration, and stabilization. The control logic of the starting sequence is to get the engine to reach a target(Idle) RPM by controlling the sub-components of the engine such as the start motor, fuel pump, glow plug, start valve, and the main valve. And these sub-components are controlled based on measured values of RPM and EGT(Exhaust Gas Temperature) at the start region. The start sequence of the micro turbine engine was analyzed by conducting a set of experiments using a commercial engine, Jetcat P300-RX and its ECU (Jettronics V10). Then the control logic was developed using Arduino and Arduino MEGA-based ECU was implemented onto the micro turbine engine system. MOSFET modules and motor drivers were used to control the sub-components and Hall sensor and K-type thermocouple were applied to RPM and EGT measurements, respectively. Effects of three parameters, fuel flow rate at ignition step, start motor acceleration rate, and fuel flow rate at acceleration step on engine behavior was investigated and optimal values for those parameters were obtained and applied to the control logic. The results showed that a successful starting sequence is achieved with a maximum EGT of less than 700°C and a start time within 60 seconds using the developed control logic, which is quite similar to the commercial micro turbine behavior.

1. 서 론

추력 1000 N 이하의 마이크로 가스터빈은 무인기 및 소형 비행체의 동력원으로 사용되고 있으며, 비상 발전용 등 다양한 활용처로 주목받고 있다. 민간 분야에서는 RC 비행기 등 레저용 비행체에 주로 사용되며, 최근에는 Fig. 1과 같이 소형 유·무인 비행체 등 신개념 항공기의 추진기관으로도 활용되고 있다. 또한 연구소나 항공사에서 Fig. 2와 같이 동체-날개 혼합형 기체(Blended Wing Body)와 같은 새로운

비행체 개발을 위한 축소형 비행체의 동력원으로 사용되고 있으며 더 나아가 하이브리드 추진 시스템의 보조 동력원 및 전력 생산 목적으로도 연구가 이루어지고 있다. 또한 저비용과 단순한 구조의 장점을 살려, Fig. 3에 제시된 소형 타겟 드론(Target Drone), 안티드론 무인 항공기, 초음속 유·무인기 등 군수 분야에서의 활용성 또한 높아지고 있다.

마이크로 가스터빈의 활용성이 증가하는 만큼, 그에 따른 연구도 여러 범위에 걸쳐 다양하게 이루어지고 있다.

해외에서는 미 공군 연구소 R&D 프로그램을 통해 대학에

* 과학기술연합대학원대학교 항공우주시스템공학과 (Department of Aerospace System Engineering, University of Science and Technology)

** 한국항공우주연구원(Korea Aerospace Research Institute)

† 교신저자, E-mail : rhee@kari.re.kr



(a) Jetquad



(b) Jetpack Aviation – Speeder

Fig. 1 Micro Gas Turbine in vehicles^(1,2)



Fig. 2 NASA X-48B UAV with micro gas turbines⁽³⁾



(a) BQM-167A Target Drone



(b) Coyote Block 2 Anti-Drone UAV

Fig. 3 Militarily UAV applications^(4,5)

서 마이크로 가스터빈 관련 연구가 활발하게 진행 중이다. 일례로, 노즐 형상 변경과 엔진 제어기 변경하는 연구⁽⁶⁾를 통해 상용 마이크로 가스터빈의 비추력을 개선하였으며, 대부분의 마이크로 가스터빈의 연료로 사용되는 Jet A1 대신 기체 메탄을 연료로 사용하는 연구⁽⁷⁾와 바이오 연료를 사용하는 연구⁽⁸⁾를 통해 다른 연료로 마이크로 가스터빈을 정상적으로 가동하는 데 필요한 장치와 작동 여부를 확인하였다. 이외에도, 가변 노즐 등 노즐의 형상을 수축 확산 노즐로 변경하여 초음속 엔진으로 개조하는 연구⁽⁹⁾와 후기 연소기(After Burner)를 추가하는 연구⁽¹⁰⁾를 통해 상용 엔진 대비 추력을 증가시키는 연구 결과를 선보였다.

국내에서도 마이크로 가스터빈 관련 연구가 지속적으로 진행되고 있다. Rhee 등⁽¹¹⁾은 마이크로 터보제트 엔진의 제조사 및 제품군, 엔진의 주요 구성 및 성능, 성능개선 연구개발 동향에 대하여 정리하였으며, Kang 등⁽¹²⁾은 마이크로 가스터빈에 적용된 원심형 압축기의 공력 설계와 수치해석을 통해 마이크로 가스터빈용 압축기 특성을 파악하였다. Chung 등^(13,14)은 연소기 및 전체 마이크로 가스터빈에 대하여 수치해석을 진행하였으며 연소기에 대하여 해석 결과를 실제 실험을 통하여 검증하였다. Rhee 등⁽¹⁵⁾은 독일 JetCat사의 P300-RX 엔진을 사용하여 지상 및 다양한 고도 조건을 모사하는 입구 압력 조건에 대하여 성능시험을 수행하였으며, Kong 등⁽¹⁶⁾은 SIMULINK와 LabVIEW 소프트웨어를 사용하여 마이크로 가스터빈의 실시간 성능진단 프로그램을 개발하였다. 엔진 제어기(Engine Control Unit, ECU)와 관련하여 Lee 등^(17,18)은 마이크로 가스터빈의 시동 구간 및 정상 운용구간의 제어 로직을 분석하였으며, 각종 고장을 모사하여 각 부품의 고장에 따른 제어 로직을 밝히는 연구를 진행하였다.

위와 같이 마이크로 가스터빈과 관련하여 다양한 연구가 수행되었으나, 활용목적에 따른 마이크로 가스터빈의 성능 개선이나 개조를 위해서는 모든 운용과정이 자동으로 제어되며 사용자가 임의로 변경할 수 없는 상용 엔진 제어기 대신, 직접 제어 변수를 변경할 수 있고 엔진 개조에 따른 요구 조건에 능동적으로 변경할 수 있는 엔진제어 로직의 개발이 선행적으로 이루어져야 한다. 앞선 연구사례⁽⁶⁻¹⁰⁾들 또한 엔진 개조에 앞서, 자체적인 엔진 제어기와 제어 로직을 구성하였으며, 한국항공우주연구원에서도 추후 마이크로 가스터빈의 개조 및 개발을 위하여 제어 로직 개발의 필요성이 부각되었다. 따라서 본 연구에서는 최대 추력이 300 N인 상용 마이크로 가스터빈을 활용하여 아두이노를 이용하여 엔진 제어기를 구성하였으며, 각각의 가스터빈 구성품의 로직을 변경하여 구성품이 엔진의 거동에 미치는 영향성을 평가하였으며, 전 운용구간 중 시동 구간에서의 제어 로직을 구현하여 상용 엔진 제어기와 비교를 진행하였다.

2. 상용 엔진 제어기 제어 로직 분석

2.1 대상 엔진

본 연구에서 사용된 마이크로 가스터빈 엔진은 독일의 JetCat사에서 제작한 P300-RX로써 형상은 Fig. 4에 제시되어 있으며, 제원은 Table 1에 제시되어 있다. 연료로 Kerosene과 윤활유인 Mobil Jet Oil 2를 5% 혼합하여 사용하였다. 엔진 회전수(RPM)는 가스터빈 압축기 부근에 위치한 센서 보드의 홀 센서를 통하여 측정하였으며, 배기가스 온도(Exhaust Gas Temperature, EGT)의 경우, 엔진에 내장된 열전대를 통해 측정하였다.

2.2 실험 장치 및 방법

마이크로 가스터빈 엔진의 시동 구간의 제어 로직을 분석하고 엔진 거동에 영향을 미치는 제어 변수를 파악하기 위해 상용 엔진 제어기를 적용한 마이크로 가스터빈 시동 실험을 진행하였다. 실험은 Fig. 5에 제시된 실험 리그를 통해 수행되었으며, 정지 상태부터 Idle RPM까지 엔진을 가동하여 엔진 회전수, 배기가스 온도 등의 데이터를 수집하였다. 상용



Fig. 4 P300-RX JetCat micro gas turbine engine⁽¹⁹⁾

Table 1 P300-RX Specification⁽¹⁹⁾

Parameters	Values	Unit
Idle RPM	35,000	RPM
Max RPM	106,000	RPM
Thrust @ Idle. RPM	14	N
Thrust @ max. RPM	300	N
Maximum EGT	750	°C
Pressure ratio	3.55	
Mass flow	0.5	kg/s
Fuel Consumption @ max. RPM	980	ml/min
Fuel Consumption @ Idle. RPM	179	ml/min
Weight	2,630	g
Diameter	132	mm
Length (incl. starter motor)	365	mm

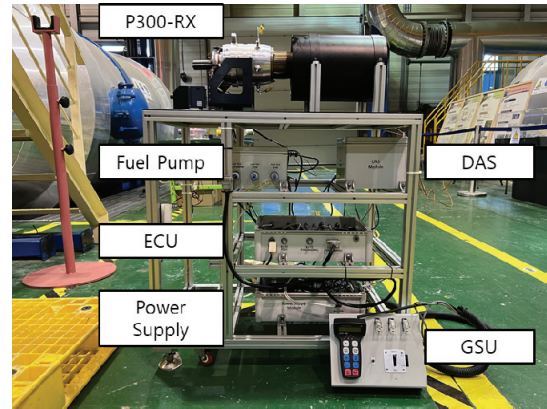


Fig. 5 Micro gas turbine engine test rig

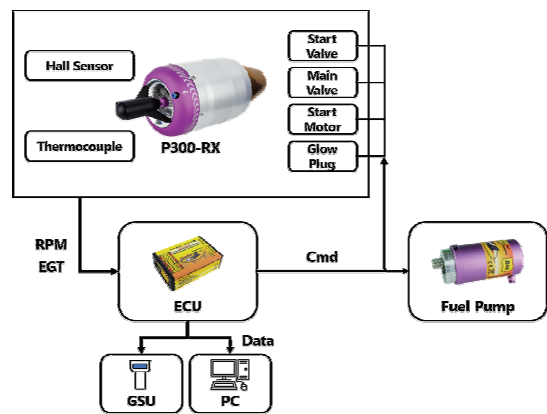


Fig. 6 Micro gas turbine engine wiring diagram

엔진제어기는 JetCat사의 ECU V10.0을 사용하였으며, 측정된 데이터는 상용 엔진제어기와 연결된 PC와 GSU (Ground Support Unit)를 통하여 획득하였다. 이를 도식화하여 Fig. 6에 제시하였다.

2.3 상용 제어기의 시동 구간 제어 로직

Fig. 7에 제시된 상용 엔진제어기를 통한 마이크로 가스터빈의 시동 실험 결과 및 Lee 등⁽¹⁷⁾의 선행연구와 JetCat사에서 제공하는 메뉴얼⁽²⁰⁾을 통해 상용 엔진 제어기의 제어 로직을 분석하였다. JetCat사에서 제공된 메뉴얼에 따르면 마이크로 가스터빈은 점화기, 시동연료밸브, 주연료밸브, 연료 펌프, 시동모터 총 5개의 구성요소로 제어되며, 엔진 제어기가 엔진 회전수와 배기가스 온도 등을 실시간으로 측정하여, 엔진의 현재 상태를 파악한다. 이를 근거로 Turbine State를 판단하고, Turbine state에 따라 구성요소가 작동되는 방식으로 제어가 이루어진다. 시동 구간에 적용되는 Turbine State는 총 9개로 이루어져 있으며 Table 2에 제시하였다. Turbine State가 아닌 구성요소의 작동 여부로 시동 구간을 분류하면 다음과 같이 6단계로 구분할 수 있다.

1. 점화기 가동 및 예열

2. 시동모터, 연료펌프 가동
3. 시동연료밸브 개방
4. 주연료밸브 개방
5. 시동연료밸브 잠금, 점화기 정지
6. 시동모터 정지

점화기가 작동을 시작하고 시동연료밸브가 개방되는 과정을 거쳐 가스터빈의 점화가 이루어지며, 이후 주연료밸브가 개방되며 엔진 회전수와 배기가스 온도가 상승하는 가속 구간을 거친다. 이후 일정 엔진 회전수를 넘기면 시동모터가 가스터빈 회전축에서 분리되며 self-sustaining 엔진 회전수에 도달한다. self-sustaining 엔진 회전수 이후에는 연료펌프에 의해서만 제어가 이루어지며, 엔진이 IDLE 상태까지 가속되며 IDLE 상태에 도달하면 시동 구간이 종료되고 정상 운용구간에 진입해 사용자가 임의로 마이크로 가스터빈의 출력을 제어할 수 있게 된다. 실험과 선행연구⁽¹⁷⁾를 통하여 시동 구간에서 각 구성요소의 작동 시점 및 작동 종료 조건을 파악하였으며 이를 바탕으로 제시된 Fig. 8와 같이 순서도를 제작하였다. 그러나, Fig. 7(b)에 제시된 연료펌프에 인가되는 전압과 같이 특정 제어 변수에 대하여 어떤 로직을 통하여 변수값이 계산되었는지 알 수 없으므로, 여러 로직을 적용하여 실험을 진행하였다. 적용한 로직과 실험 결과는 다음의 3장에 기술되어 있다.

3. 아두이노를 이용한 마이크로 가스 터빈 엔진 제어기 구성

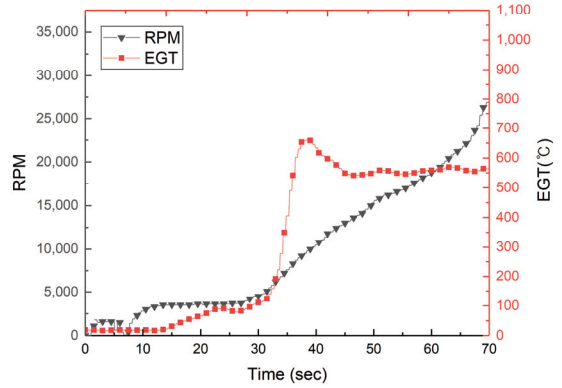
3.1 실험 장치 및 엔진 제어기 구성

실험 장치는 Fig. 9과 같이 구성하였다. 엔진의 경우 기존과 동일한 JetCat 사의 P300 RX 모델을 개조하여 사용하였으며, 엔진 제어기의 경우 아두이노 MEGA를 기반으로 구성하였다. 마이크로 가스터빈과 아두이노 간 연결 및 회로 구성은 Fig. 10에 도식화 하여 제시하였다. 배기가스 온도의 경우 K 타입의 열전대를 사용하였으며, 최대 1023 °C 까지,

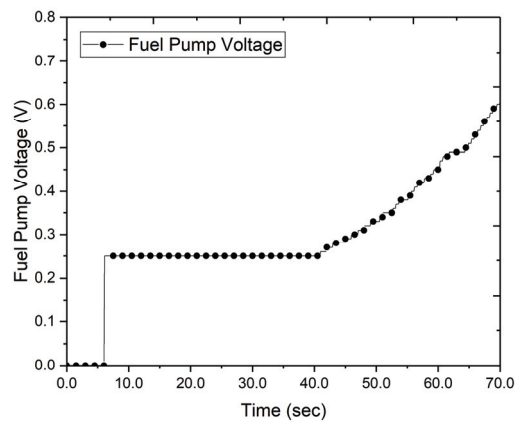
Table 2 Turbine state⁽²⁰⁾

NO.	State	Description
1	OFF	OFF
2	PreHeat 1	Glow plug ON, Start Motor Cranking
3	PreHeat 2	Start Motor, Fuel Pump ON
4	Ignite	Starting Valve ON
5	Acceleration Delay	Preheat combustion chamber
6	Keros.FullOn	Rising EGT
7	Accelerate	Accelerate RPM
8	Stabilize	Reach Idle RPM 130%
9	Learn LO	Deceleration to Idle RPM

측정 가능한 MAX 6675 온도 센서 모듈을 통해 아두이노로 데이터를 수집하였다. 엔진 회전수의 경우 기존 엔진에 내장되어 있던 홀 센서(HAL 401)를 사용하였으며, 축과 압축기



(a) RPM and EGT history



(b) Fuel pump voltage history

Fig. 7 JetCat P300-RX engine test results

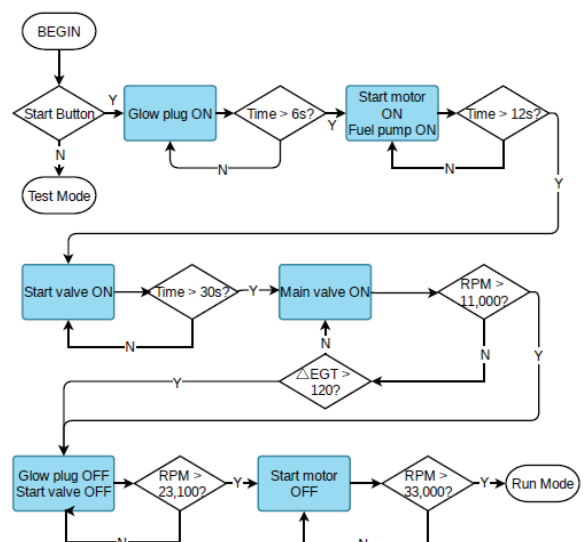


Fig. 8 Flow chart of start sequence

를 체결하는 캡 내부의 자석이 회전함에 따라 발생하는 자기장 변화에 따른 홀 센서 출력 전압값을 아두이노로 측정하여 출력 전압값 변화 주기를 이용하여 엔진 회전수를 계산하였으며, 배기가스 온도와 엔진 회전수 모두 0.25 s 간격으로 측정하였다.

점화기는 낮은 저항으로 인해 높은 전류와 7 V 이상의 전압이 필요하며, 시동모터와 연료펌프 또한 최대 전압이 각 12 V와 14 V로 5 V인 아두이노의 최대 출력 전압보다 높은 전압과 전류가 필요하여 12 V의 직류 전원 공급기와 아두이노 출력 전압을 최대 12 V인 외부 전원으로 변경해 주는 MOSFET 모듈을 사용하였다. 점화기, 시동모터, 연료펌프의 경우 고전압, 고전류의 작동 조건을 만족하기 위해 BTS7960 motor driver 모듈을 적용하였으며, 시동연료밸브, 주연료밸브의 경우, 낮은 전압 및 전류에서 사용하는 IRF520 MOSFET 모듈을 적용하였다. 이외에도 시동 시작 및 비상정지를 위한 버튼, 연료펌프와 시동모터 작동점검용 가변저항을 설치하였다. 회로에 사용된 구성품 및 수량은 Table. 3에 제시하였다.

3.2 연료펌프 성능 평가

연료펌프는 마이크로 가스터빈 엔진제어에서 가장 핵심 제어 부품이며, BLDC 모터가 적용된 기어펌프이다. 실험 대상인 JetCat 사의 연료펌프의 경우 허용 전류와 최대 연료 유량에 따라 제품군이 나누어져 있으며, 0.01 V 단위로 연료 펌프 제어가 이루어진다. 아두이노를 이용한 엔진 제어기 실험을 위해 기존 연료펌프에 장착된 제어 보드를 제거하고 MOSFET 모듈을 연결하여 실험을 진행하였으며, 이에 따라 실험에 사용한 연료펌프의 성능 및 특성의 검증이 필요하여 연료펌프 성능 평가 실험을 진행하였다. 성능 평가는 대기압 상온 조건에서 진행하였으며, 연료펌프에 일정한 전압을 인가하여 1분 동안 연료펌프를 통해 배출된 연료량을 측정하였다. 실험을 통해 연료펌프에 인가되는 전압에 따른 연료 유량과 일정한 연료 유량에서 유지되는 최대 엔진 회전수를 측

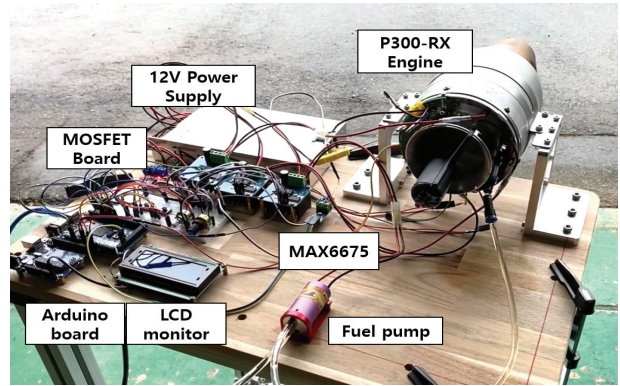


Fig. 10 Photograph of micro gas turbine test rig

Table 3 Parts name and quantity

Name	Classification	Quantity	Use
IRF520 MOSFET Module ⁽²¹⁾	MOSFET	2	Start v/v Main v/v
BTS7960 Motor Driver ⁽²²⁾	Motor driver	3	Glow plug Start motor Fuel pump
MAX6675 Thermocouple module	Thermocouple	1	
HAL 401 ⁽²³⁾	Hall effect sensor	1	
Arduino Mega ADK	Arduino	1	
Switching Power Supply	12V Power supply	1	
Tactile Push Button	Push button	2	start emergency stop
Potentiometer	Potentiometer	2	

정함으로써 시동 구간에서의 연료펌프 거동 계획을 설정할 수 있었다. 실험 결과, BLDC 모터의 특성상 0.3 V 이하의 낮은 전압에서는 연료펌프가 작동하지 않음을 확인하였다. 연료펌프에 인가되는 전압에 따른 연료 유량 및 정상상태 엔진 회전수 결과는 다음의 Fig. 11에 제시하였다.

4. 실험 결과

4.1 제어 변수에 따른 거동 특성

반복 실험을 통해 마이크로 가스터빈 엔진 시동 구간에서 엔진 회전수와 배기가스 온도에 큰 영향을 미치는 요소를 찾아 제어 변수로 설정하여 그에 따른 거동 특성을 확인하였다.

점화 구간에서 시동연료밸브를 제어 변수로 설정하여 점화 구간 온도의 배기가스 온도 거동을 확인하였다. 또한 주연료밸브가 열리는 시점부터 정상상태 엔진 회전수까지의

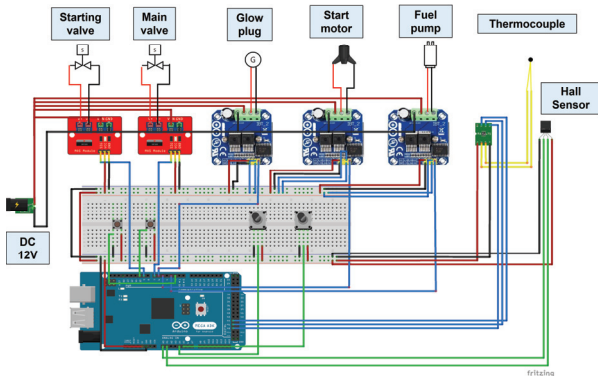
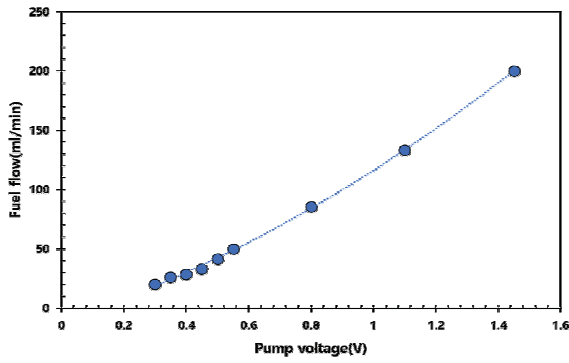
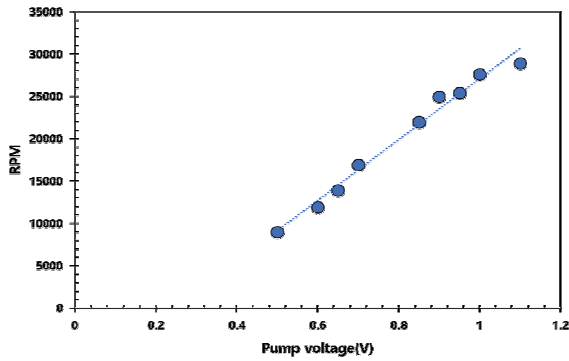


Fig. 9 Arduino wiring schematic



(a) Fuel flow rate with fuel pump voltage



(b) Idle RPM with fuel pump voltage

Fig. 11 Fuel flow rate and idle RPM with fuel pump voltage

연료펌프 거동 계획을 제어 변수로 설정하여 엔진 회전수, 배기가스 온도의 거동을 확인하였다. 마지막으로 시동모터에 인가되는 전압을 제어 변수로 설정하여 엔진 회전수, 배기가스 온도, 가속률을 확인하였다.

4.1.1 시동연료밸브 제어에 따른 실험 결과

연료펌프 특성상, 낮은 유량의 제어가 어렵다. 따라서 연료펌프에 인가되는 전압만 제어하는 것이 아니라, 연료펌프와 시동연료밸브에 펄스폭 제어를 적용하였다. 아래에 제시된 Fig. 12의 그래프와 같이 30% 펄스인 경우, 100 ms 을 기준으로 30 ms 동안 연료펌프와 시동연료밸브가 가동되고, 이후 70 ms 동안 연료펌프와 시동연료밸브가 정지되는 방식으로 로직을 구성하여 적용하였다. 20%, 30%, 50%, 70% 펄스에 대하여 실험을 진행하였으며, 각 로직에 따른 배기가스 온도를 비교하여 Fig. 13에 제시하였다.

실험 결과, 20%의 펄스폭 제어를 적용한 경우, 점화에 충분한 연료가 공급되지 않아 점화가 실패하였으며, 50%, 70% 펄스로 작동하는 로직의 경우, 급격한 연료 유량 증가로 처음 점화가 이루어진 시점에서 배기가스 온도가 급격히 상승했다 다시 감소하는 경향을 나타냈다. 30% 펄스로 작동할 때 배기가스 온도가 급격히 상승하는 경향성이 없어지며 상용 엔진 제어기의 배기가스 온도 그래프와 유사한 경향성

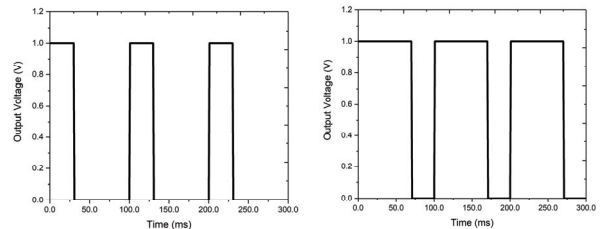
을 나타냈다.

위의 결과를 토대로, 점화가 이루어지는 초기 구간에서 시동연료밸브와 연료펌프가 30% 펄스로 작동하는 것이 가장 적당하다고 판단하였다.

4.1.2 연료 유량 제어 로직에 따른 실험 결과

마이크로 가스터빈의 시동 구간에서 점화가 완료된 후, 주연료밸브가 열리며 가속되는 시점에서의 연료 유량의 인가 계획은(fuel scheduling) 모든 제어구간을 통틀어 가장 중요하며 어려운 부분이다. 주연료밸브가 열리는 시점에서 너무 많은 연료가 주입되면 켄칭(Quenching)으로 인해 소염(flame out) 현상이 발생하여 연소가 정지될 수 있다. 또한 가스터빈이 가속되는 시점에서 연료를 너무 적게 증가시키면 엔진 회전수가 빠르게 증가하지 않아, 터빈에서 팽창비가 낮아 배기가스 온도가 감소하지 못하고 온도가 높아져 가스터빈에 손상을 줄 수 있다. 반대로 가속구간에서 연료 유량을 너무 빠르게 증가시킬 경우, 배기가스 온도가 급격히 증가하며, 연료가 다 연소되지 못할 뿐 아니라, 기화되지 못한 액체 상태의 연료가 그대로 가스터빈 외부로 새어 나와, 화재의 위험이 발생할 수 있다. 따라서 최적의 연료 유량 인가 계획을 파악하기 위해 다양한 연료 유량 제어 로직에 대하여 실험을 진행하였다.

연료 유량 제어 로직은 단순 제어, 엔진 회전수 기반 선형 제어, 시간 기반 선형 제어 3가지로 진행하여 상용 엔진제어



(a) 30% Pulse width modulation (b) 70% Pulse width modulation

Fig. 12 Start valve & Fuel pump PWM control logic

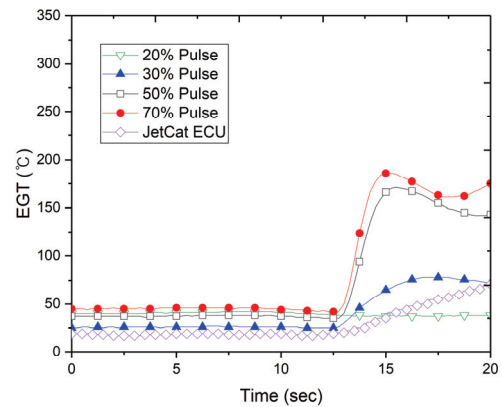


Fig. 13 EGT with pulse control logics

기를 적용한 실험 결과와 비교하였다. 단순 제어의 경우, Fig. 14의 그래프와 같이 연료펌프에 인가되는 전압을 계단 형식으로 증가시켰으며, 엔진 회전수 기반 선형 제어의 경우 앞 절의 연료펌프 인가전압별 유지되는 최대 엔진 회전수 데이터를 바탕으로 엔진 회전수와 연료펌프에 인가되는 전압 간의 관계식을 계산하여 제어 로직에 적용하였다. 실험 데이터를 그대로 로직에 적용할 경우, 가스터빈이 가속하지 않고 일정 엔진 회전수를 기록함으로써 Fig. 14에 제시된 것처럼 실험 데이터에 오프셋을 적용하여 새로운 관계식을 제작하였다. 시간 기반 선형 제어의 경우 시간에 따라 연료펌프에 인가되는 전압이 증가하는 1차 식을 제작하여 로직에 적용하였다. 각 로직을 적용하여 실험을 진행하였으며, 각 실험의 엔진 회전수와 배기가스 온도 결과를 Fig. 15에 제시하였다.

실험 결과, 엔진 회전수의 경우 11,000 RPM 이전까지 값이 일정하지 않고 불안정한 것을 확인할 수 있다. 이는 고전류가 흐르는 점화기에 의해 센서에 노이즈가 발생한 것으로, 점화기가 작동을 중지하는 시점인 11,000 RPM 이후에는 엔진 회전수 값이 안정적으로 측정되는 것을 통해 확인할 수 있다. 이는 추후 점화기의 접지 분리와 홀 센서 출력값의 필터링을 통해 해결할 예정이다.

비교 결과, 단순 제어 로직의 경우 급격한 연료 유량의 증가로 인해 빠르게 가속이 이루어 졌지만, 그만큼 배기가스 온도 또한 1000 °C 넘게 상승하여 다른 로직에 비해 높은 값을 기록하였다. 또한 엔진 회전수가 최대 32,000 RPM까지 상승하였다 감소하는 경향을 보여주었으며, 실험 시 기화되지 못한 연료가 새어 나오는 등 필요 이상의 연료가 인가됨을 확인할 수 있었다.

엔진 회전수 기반 선형 제어 로직의 경우, 측정된 RPM이 증가할수록 연료 유량이 증가하여 가속의 정도가 커졌으며, 이에 따라 터빈에서 팽창이 빠르게 일어나 낮은 배기가스 온도를 나타내었고 최고 배기가스 온도가 630 °C로 다른 로직보다 낮은 값을 기록하였다.

시간 기반 선형 제어의 경우, 최고 배기가스 온도가 750 °C로 측정되었으며, 엔진 회전수의 경우 연료 유량이 시간에 비례하여 증가함으로 엔진 회전수의 가속도 또한 일정하게 나타났다. 단순 제어 로직과 비교할 시 40 s 이후 구간에서 단순 제어 로직이 빠르게 가속되지만 배기가스 온도는 낮아지지 않음을 확인할 수 있다.

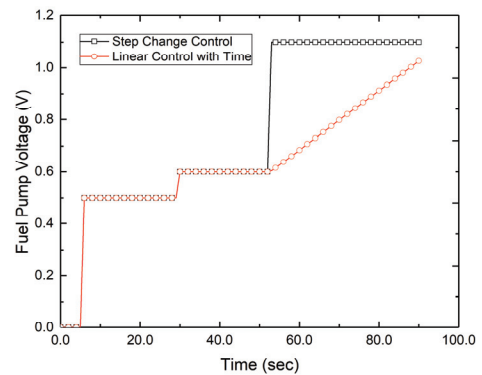
연료 유량 로직을 비교한 결과, 단순 제어의 경우 시동 시간은 짧으나, 과도한 연료가 인가되었고, 엔진 회전수 기반 선형 제어 로직의 경우 시동시간, 배기가스 온도 등 모두 우수하였다. 그러나 현재 엔진 회전수를 기준으로 연료유량을 계산하는 로직 특성상 목표 엔진 회전수에 도달하지 못하는 경우가 발생하였다. 연료펌프를 통한 연료 유량 제어만으로 한계가 있다고 판단하여 연료 유량 제어 로직에 다른 제어 요소들을 추가하여 제어 로직을 구상하였다.

4.1.3 시동모터 제어 로직에 따른 실험 결과

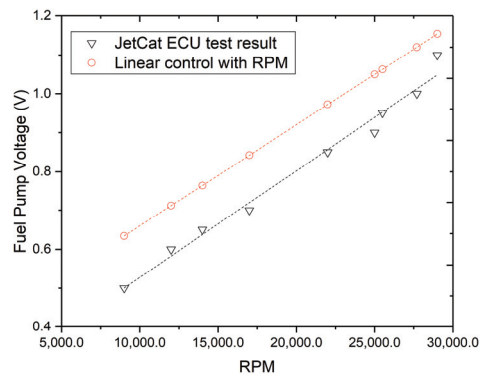
4.1.2 절을 통해 배기가스 온도를 낮추기 위해서는 적당한 연료 유량과 엔진 회전수의 가속이 필요함을 확인하였다. 이를 해결하기 위해 연료 유량은 기존보다 줄이며 엔진 회전수의 가속은 기존과 유지하기 위해, 기존의 시간 기반 선형 제어 로직에서 주연료밸브가 열리는 시점에서 시동모터에 인가되는 전압을 높이는 로직을 추가하여 실험하였다. 기존 로직의 경우 시동모터의 최대 전압인 12 V의 60 %에 해당하는 7.2 V가 계속하여 인가되었으나, 변경된 로직의 경우 주연료밸브가 열리는 시점에서 시동모터 최대 전압의 50 %, 70 %에 해당하는 전압으로 변경된다. 연료펌프 로직의 경우 3.2 절의 시간 기반 선형 제어 로직을 사용하였다. 실험 결과를 Fig. 16에 제시하였다.

실험 결과, 엔진 회전수의 경우 시동모터가 가속되는 시점인 11,000 RPM부터 시동모터가 가스터빈 회전축에서 분리되는 20,000 RPM까지 가속도에 차이가 발생하였으며, 이후에는 동일하게 가속되었다. 50 %로 감속한 경우, 배기가스 온도가 최대 930 °C를 기록하여 다른 결괏값에 비해 높은 온도를 나타내었다. 70 %로 가속한 경우, 배기가스 온도가 최대 600 °C로 기존 로직보다 200 °C 이상 낮은 값을 기록하였다.

실험 결과, 짧은 시간 동안 작동되는 시동모터의 가속 로

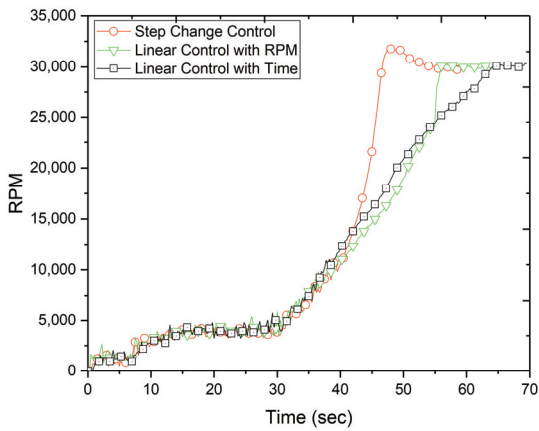


(a) Fuel pump voltage scheduling with time

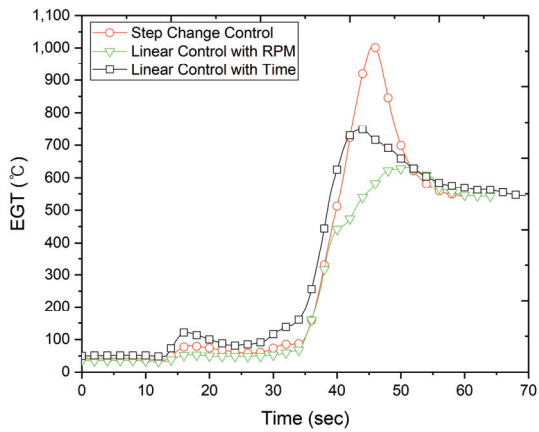


(b) Fuel pump voltage scheduling with RPM

Fig. 14 Fuel pump logics



(a) RPM history



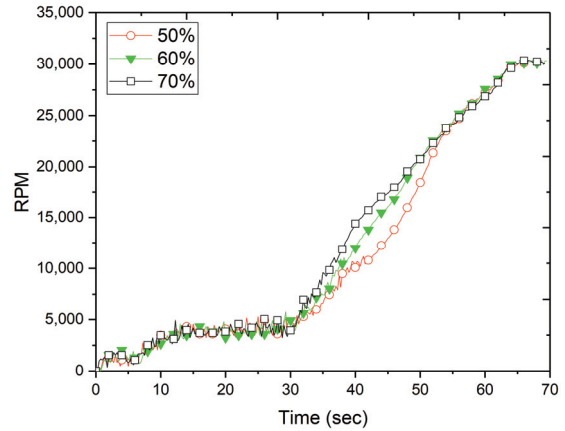
(b) EGT history

Fig. 15 RPM and EGT history with fuel pump control logic

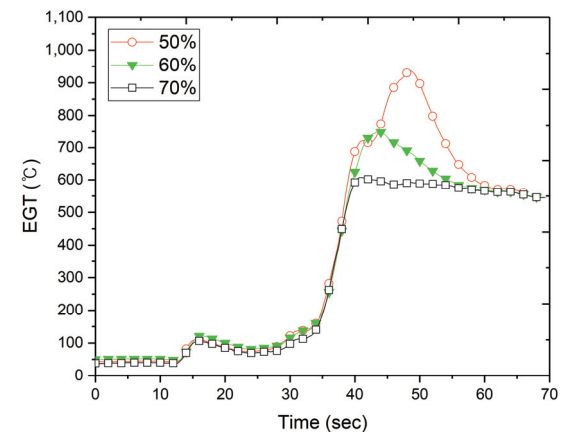
직은 압축기에 추가적인 토크를 인가하며 이에 따라 연료량이 감소하고 가속구간에서 배기가스 온도를 감소시키는 데 영향을 미쳤다.

반면, 엔진 회전수 기반 선형 제어 로직에 시동모터 제어 로직을 적용하여 실험한 결과 Fig. 17과 같이 배기가스 온도의 급격한 상승을 억제하지 못하였다. 분석 결과 엔진 회전수 기반 선형 제어 로직에 시동모터 제어 로직을 적용할 경우, 시동모터로 인하여 엔진 회전수가 증가하게 되어 로직 특성상 연료펌프에서 토출되는 연료 유량이 증가하게 되며, 시동모터의 추가적인 토크로 인한 배기가스 온도 감소 폭보다, 연료 유량 증가로 인한 배기가스 온도 증가 폭이 더 커 배기가스 온도감소에 큰 영향을 미치지 못하는 것으로 확인되었다.

추가로 시동모터에 오랜 시간 동안 높은 전압을 인가할 경우, 시동모터 과열로 인한 성능 저하 및 고장으로 인한 마이크로 가스터빈의 수명 단축의 원인이 된다. 그러나 본 실험에서 시동모터에 높은 전압이 인가되는 시간은 10 s 내외로 짧은 시간 동안 유지되어 시동모터의 수명에 큰 영향을 미치지 않는다고 판단하여, 시동모터 최대 전압의 70%에 해당



(a) RPM history



(b) EGT history

Fig. 16 RPM and EGT history with start motor control logics

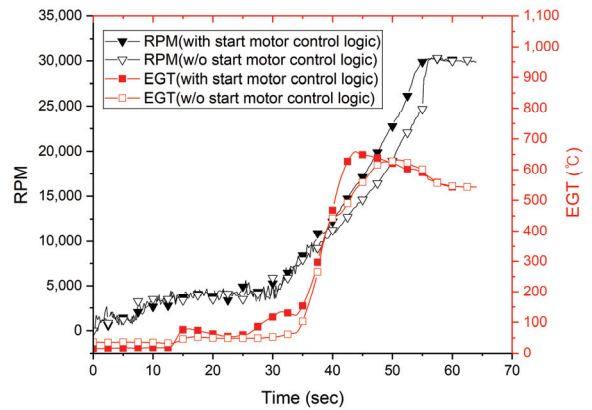


Fig. 17 RPM control logic test results according to start motor logic

하는 8.4 V를 인가하는 로직을 적용하였다.

4.2 상용 엔진 제어기와의 비교

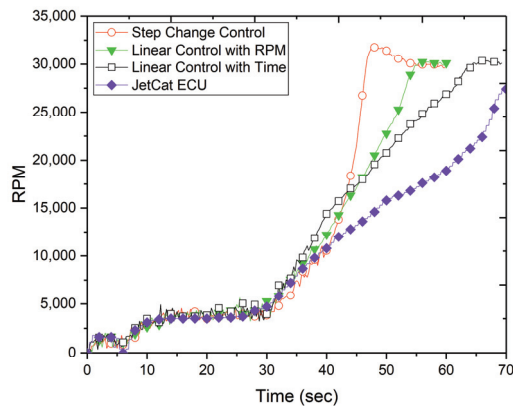
4.1.1 절의 점화 구간에서의 시동연료밸브 및 연료펌프 펄스폭 제어 로직과 4.1.3. 절의 시동모터 제어 로직을 4.1.2.

절의 가속구간의 연료제어 로직에 적용하여 실험을 진행하였다. 이를 상용 엔진 제어기 실험 결과와 비교하여 Fig. 18에 제시하였다. 실험 결과, 모든 제어 로직에서 기존 상용 엔진 제어기보다 빠르게 가속이 이루어졌다.

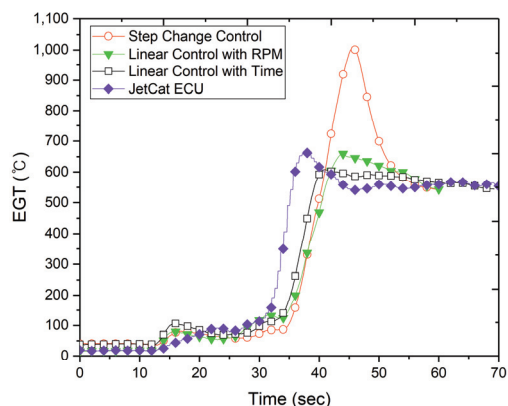
엔진 회전수 기반 선형 제어 로직과 시간 기반 선형 제어 로직의 경우, 상용 제어기보다 더 낮은 배기가스 온도를 기록하였다. 이를 통해 단순 제어 로직을 제외한 두 로직의 경우 상용 엔진 제어기와 유사하게 구현됐다고 판단할 수 있다.

5. 결 론

본 연구에서는 마이크로 가스터빈의 상용 엔진 제어기의 시동 구간에서의 제어 로직을 분석하고 이를 아두이노 및 추가적인 모듈을 통해 구현하였다. 가스터빈 제어를 위해 아두이노 및 MOSFET 모듈 등을 사용하여 마이크로 가스터빈의 구성요소들을 제어하였으며, 시동모터, 연료펌프 같은 구성요소들의 제어 로직을 변경해 가며 시동 실험을 진행하였다. 실험을 통해 가스터빈의 구성요소가 시동 구간 거동에 미치는 영향성을 평가할 수 있었다.



(a) RPM history



(b) EGT history

Fig. 18 RPM and EGT history with integrated control logics

실험 결과 참고문헌과 실험을 통해 구현한 시동 구간에서의 제어 로직은 상용 엔진 제어기와 엔진 회전수와 배기가스 온도에서 유사한 경향성을 기록하였다. 엔진 회전수의 경우 상용 엔진 제어기 결과에 비해 빠르게 가속되고 있지만 이는 가속구간에서의 연료 유량 인가 계획을 기존의 선형 관계식에서 고차 다항식으로 수정하는 등 최적화를 통해 개선할 예정이다.

본 연구를 통해 시동 구간의 엔진제어 로직과 아두이노를 통한 엔진 제어기를 구현하였으며, 원하는 목표 및 성능에 맞춰 제어 변수를 변경할 수 있게 되었다. 또한, 기존의 마이크로 가스터빈 구성요소 이외에도 센서나 펌프 등을 추가할 수 있는 확장성을 갖추어 추후 마이크로 가스터빈의 전 운용과정의 제어 로직 개발 및 다른 형태로의 개조를 위한 연구를 진행할 경우, 본 연구 결과가 활용될 수 있을 것이다.

후 기

본 연구는 한국항공우주연구원에서 지원하는 ‘마이크로 가스터빈 기반 초소형 터보팬 엔진 개발’ 과제 및 ‘유인 미래 모빌리티 하이브리드 추진시스템 기술 개발’ 과제의 일환으로 수행되었습니다.

References

- (1) <https://fusionflight.com/jetquad/>
- (2) <http://www.jetpackaviation.com>
- (3) Risch, T., Cosentino, G., Regan, C. D., Kisska, M., and Princen, N., 2009, “X-48B Flight-Test Progress Overview,” AIAA 2009 Forum Paper No. AIAA 2009-934
- (4) <https://www.kratosdefense.com>
- (5) <https://www.raytheonmissilesanddefense.com>
- (6) <https://www.colorado.edu/aerospace/current-students/undergraduates/senior-design-projects/past-senior-projects/2018-2019/specialized>
- (7) <https://www.colorado.edu/aerospace/2014-2015/medusa>
- (8) Gregory A. Rancourt, Donald S. Gipe, and Ryan P. Starkey, 2012, “Biofueled Miniature Turbojet Engine,” AIAA 2012 Forum Paper No. AIAA 2012-0109
- (9) <https://www.colorado.edu/aerospace/current-students/undergraduates/senior-design-projects/past-senior-projects/2016-2017/sabre-nozzle>
- (10) Colin M. Apke, Jared D. Russell, and Ryan P. Starkey, 2012, “Demonstration of an Afterburner and Nozzle in a mini Turbojet Engine,” AIAA 2012 Forum Paper No. AIAA 2012-1034
- (11) Rhee, D. H., Kang, Y. S., Chung, H. Y., 2020, “Trends of Micro Turbojet Engines within Thrust Range up to

- 1,000N,” The KSFM Journal of Fluid Machinery, Vol. 23, No. 6, pp. 25~33.
- (12) Kang. Y. S., Huh. J. S., 2021, “Aerodynamic Performance Characteristics of MGT Compressors,” The KSFM Journal of Fluid Machinery, Vol. 24, No. 6, pp. 47~55.
- (13) Chung. H. Y., Kim. J. H., and Rhee. D. H., 2020, “Performance Analysis of Combustor Components in Micro Turbojet Engine,” KSFM Winter Conference 2020, pp.146~147.
- (14) Chung. H. Y., Rhee. D. H., and Kang. Y. S., 2021, “Simulation of Aero-propulsion Micro Gas Turbine Engine Using CFD,” The KSFM Journal of Fluid Machinery, Vol. 24, No. 1, pp. 5~12.
- (15) Rhee. D. H., Lee. K. J., Kang. Y. S., and Chung. H. Y., 2020, “Performance Test and Evaluation of Micro Turbojet Engine at Sea Level and Altitude-Simulating Inlet Pressure Conditions,” The KSFM Journal of Fluid Machinery, Vol. 23, No. 6, pp. 34~40.
- (16) Kong. C. D., Kho. S. H., Park. G. S., and Park. G. L., 2012, “Development of Practical Integral Condition Monitoring System for a Small Turbojet Engine Using MATLAB/SIMULINK and LabVIEW,” KSPE Fall Conference 2012, pp. 340~348.
- (17) Lee. K. J., Rhee. D. H., Kang. Y. S., and Kho. S. H., 2021, “Research of Starting and Normal Operation Control Logic for Small Gas Turbine Engine,” KSPE Spring Conference 2021 Paper No. KSPE 2021-1018.
- (18) Lee. K. J., Kim. S. U., Baek. K. M., Rhee. D. H., Kang. Y. S., and Kho. S. H., 2020, “Fault Diagnostic of Small Gas Turbine Engine,” KSPE Spring Conference, pp. 23~31.
- (19) <https://www.jetcat.de/en/products>
- (20) JetCat RX Turbines with V10 ECU manual
- (21) https://www.infineon.com/dgdl/Infineon-IRF520N-DataSheet-v01_01-EN.pdf
- (22) Infineon Technologies BTS 7960 High Current PN Half Bridge Datasheet.pdf
- (23) [https://www.mouser.com/datasheet/2/735/HAL401_Linear_Hall_Effect_Sensor_IC_\(DSH000018002E-1003438\).pdf](https://www.mouser.com/datasheet/2/735/HAL401_Linear_Hall_Effect_Sensor_IC_(DSH000018002E-1003438).pdf)