

Research Paper

DOI: <https://doi.org/10.6108/KSPE.2021.25.5.001>

소형 가스터빈엔진의 시동 및 정상운용구간 제어로직 연구

이경제^a · 이동호^a · 강영석^a · 고성희^{b,*}

Starting and Normal Operation Control Logic Research of Small Gas Turbine Engine

Kyungjae Lee^a · Dong-Ho Rhee^a · Young Seok Kang^a · Seonghee Kho^{b,*}^aAeropropulsion Research Division, Korea Aerospace Research Institute, Korea^bDepartment of Aircraft MRO Engineering, Howon University, Korea^{*}Corresponding author. E-mail: s.h.kho@howon.ac.kr

ABSTRACT

As part of the commercialization research of small gas turbine engines, starting and normal operation control logic research of small gas turbine engine was conducted. It was investigated how the igniter, starting motor and fuel pump/valve are controlled during the ignition and normal operation process and it was applied to the prototype engine control unit(ECU) of the small gas turbine engine for commercialization research. Based on the ground test results, an ECU for flight test is being developed, and after completion of the development, an altitude test will be performed through an altitude test facility of Korea Aerospace Research Institute.

초 록

국내 소형 가스터빈엔진 상용화 시장의 저변화를 위하여 상용 소형 가스터빈엔진의 시동 및 정상운용구간에서의 제어로직을 파악하고자 하였다. 이를 통하여 시동 및 정상운용구간에서 엔진의 점화 및 정상작동을 위하여 엔진의 점화기, 시동모터, 연료펌프 및 연료밸브가 어떻게 제어되는지 파악하였고, 확보된 제어로직을 실제 상용화 연구가 진행되고 있는 소형 가스터빈엔진의 지상용 제어기에 활용하였다. 해당 엔진은 비행용 엔진 제어를 제작 중이며, 제작 완료 후 항우연에서 보유하고 있는 고도시험설비를 활용한 고도시험을 통해 비행시험 전에 고도에서의 운용성능을 확인할 예정이다.

Key Words: Small Gas Turbine Engine(소형가스터빈), Control Logic(제어로직), ECU(엔진제어기), EGT(엔진 배기가스 온도), Rotational Speed(엔진 회전수)

1. 서 론

초기의 엔진은 항공기 조종사가 기계적 연결을 통하여 제어할 수 있는 간단한 기계식 제어기에 의하여 제어되었다. 하지만 엔진이 점점 복잡해짐에 따라 엔진 제어기의 기능에 대한 요구도가 증가하여 전자 제어를 통한 제어기가 도입

Received 2 June 2021 / Revised 24 August 2021 / Accepted 29 August 2021

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

[이 논문은 한국추진공학회 2021년도 춘계학술대회(2021. 5. 26-28, 리마다프라자 제주호텔) 발표논문을 심사하여 수정보완한 것임.]

되기 시작하였다[1]. 근래에 들어 대부분의 최신 항공 엔진은 FADEC(Full Authority Digital Electronic Control) 시스템 또는 전자/기계 시스템의 조합으로 제어되고 있다[2].

복잡한 변수들의 조합에 의하여 운용되는 항공기용 엔진을 조종사가 안전하게 제어하기 위해선 성능 및 신뢰성 등이 확보된 엔진 제어기술이 필요하나, 관련 기술은 엔진 제작사로부터 기술이전을 받기가 어려운 상황이다[3].

국내에서도 “항공기 가스터빈엔진 FADEC의 EECU Platform 개발”과 같이 항공기용 엔진 제어기 기술에 관한 연구가 진행된 바 있으나[4] 아직까지 실용화 단계에 이르진 못한 실정이다. 한국항공우주연구원(이하 항우연)에서도 항공기용 가스터빈엔진 제어기에 대한 필요성을 인지하고, 이에 관한 연구를 위하여 국내 중소기업에서 진행 중인 소형 가스터빈엔진 상용화를 지원하고 있으며[5], 해당 연구과제에는 소형 가스터빈엔진에 적용될 디지털 방식의 엔진 제어기 제작 지원이 포함되어 있다[6].

항우연에서는 수행 중인 소형 가스터빈엔진용 제어기 관련 연구의 지원을 위하여 실제로 판매되고 있는 상용 소형 가스터빈엔진의 제어로직을 파악하고자 하였다. 제어로직 연구를 위하여 실제 엔진 데이터와 제어로직 모사시험 장비를 활용한 실험을 수행하였으며, 본 논문에서는 수행된 실험 결과를 바탕으로 확보한 소형 가스터빈엔진의 제어로직에 대하여 소개하고자 한다.

2. 제어로직 연구환경 구축

2.1 엔진 성능시험 수행

소형 가스터빈엔진의 성능시험을 위하여 시험리그를 제작하고 데이터가 공개되어 있는 상용 엔진의 성능시험을 수행하여 시험리그의 기능을 검증하였다[7]. 이후 검증된 시험리그를 활용하여 소형 가스터빈엔진의 성능시험을 수행하였으며, 수행된 시험 결과를 바탕으로 제어로직 모사시험 장비에서 사용될 엔진 구동 시나리오를 작성하였다.

2.2 제어로직 모사시험 환경구축

엔진의 제어로직을 파악하기 위하여 실제 엔진을 구동하는 것은 엔진의 수명을 단축시킬 수 있다. 시험 중에 발생할 수 있는 위험한 상황을 방지하고 대상 엔진의 보호를 위하여 기구축[8]되어 있는 제어로직 모사시험 장비를 활용한 시험 환경을 구축하였다.

제어로직 모사시험 장비를 활용하기 이전에 실제 엔진 성능시험 데이터와 모사시험 장비의 데이터를 비교하여 모사시험 장비의 성능을 검증하고 보정을 수행하고자 하였고, 이를 위하여 실제 엔진 시험과 시뮬레이터 시험의 터빈상태를 비교하여 보았다. Fig. 1과 같이 시동구간에서의 터빈상태는 시간에 따라 유사하게 변화하고 있었으나, 터빈상태 변화에서 500 ms의 차이가 나는 것이 확인되었다. 이는 시리얼 통신의 시간지연에 따른 차이로 인하여 발생한 것으로 판단되며, 이에 대한 보정을 수행 후 모사시험을 진행하였다.

3. 소형 가스터빈엔진 제어로직

본 연구에 활용된 대상 엔진은 300 N 급의 소형 터보제트 엔진이며[9], 엔진제어기는 제작사로부터 제어알고리즘이 제공되지 않아 자세한 제어로직은 알 수 없었다. 따라서 앞서 설명한

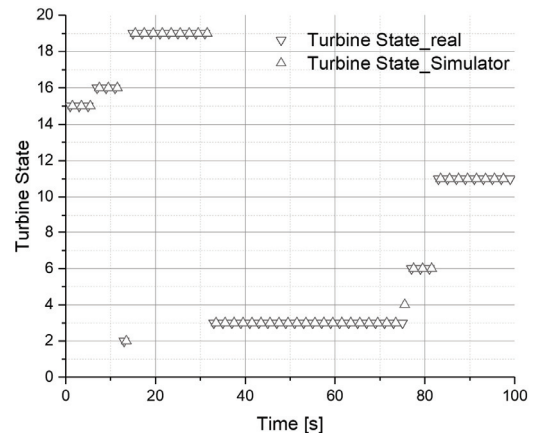


Fig. 1 Verification of engine simulator.

모사시험 환경 구축을 통하여 대상 엔진제어기의 시동구간과 정상운용구간에서 제어대상 파라미터의 상태 분석을 수행하는 방식으로 연구를 진행하였다.

성능시험 리그로 시험한 엔진 시험 결과를 엔진 시동 시나리오로 가공하여 제어로직 모사시험 장비의 엔진 모델에 주입하였고, 시험의 결과를 분석하여 상태 변화 혹은 시간 변화에 따른 보기류의 동작 특성을 확인하였다. 보기류의 동작 특성은 터빈상태(Turbine State) 값을 활용하여 파악하였다.

터빈상태는 엔진제작사에서 실제 활용하는 항목으로 보기류의 동작 특성을 파악함에 있어 주요 파라미터 중 하나이며, 해당 엔진에서 활용되는 터빈상태 값은 Table 1과 같이 구성되어 있

Table 1. Index number of turbine state.

| Mode | Description |
|------|----------------------------------|
| 0 | OFF |
| 1 | WAIT for RPM (Stby/Start) |
| 2 | Ignite |
| 3 | Accelerate |
| 4 | Stabilize |
| 5 | Learn HI |
| 6 | Learn LO |
| 7 | Not Used |
| 8 | Slow Down |
| 9 | Not Used |
| 10 | AutoOff |
| 11 | Run(reg.) |
| 12 | Acceleration Delay |
| 13 | SpeedReg (Speed Ctrl) |
| 14 | Tow-Shaft-Regulate* ¹ |
| 15 | PreHeat 1* ² |
| 16 | PreHeat 2* ² |
| 17 | MainFSrt* ² |
| 18 | Not Used |
| 19 | Keros.FullOn* ² |

*¹ : only for turbines with secondary shaft

*² : only for direct Kerosene startup mode

다. 각각의 터빈상태는 별도의 제어로직과 연결되어 있다. 예를 들어 PreHeat 1 상태에서는 버너를 예열하고, PreHeat 2 상태에서는 시동모터가 작동되며 시동연료가 공급되기 시작한다. 또한 Acceleration Delay 상태가 되면 연소실을 약 1초간 예열을 한다.

3.1 점화기 제어로직

점화기는 공급되는 전류에 따라 동작되며, 공급 전류의 범위는 0~20 A로 나타난다. 해당 전류는 데이터 측정장비가 계측할 수 있는 범위를 초과하기 때문에, 저항을 연결하여 전류 범위를 0~8 mA로 낮추어 측정하였다. 시동구간에서의 점화기 상태는 Fig. 2에서 확인할 수 있다. 점화기 신호가 6~8 mA로 계측되는 상태를 점화기가 작동 상태인 것으로 추측하였다. 그런데 점화기가 작동 상태임에도 불구하고, 1 mA의 낮은 신호가 간헐적으로 계측되었다. 이에 대한 원인은 불명이며, 같은 현상이 시동연료밸브와 주연료밸브의 계측에서도 나타났다. 문제를 해결하지 못하였지만, 점화기의 작동 여부를 판단하기에 무리가 없을 것으로 판단하여 모사시험을 예정대로 수행하였다. 시험 결과에 따르면, 점화기는 시동 시작 시부터 작동되며, 엔진의 회전수가 일정 수준으로 상승하면 정지하였다.

점화기의 정확한 동작 특성을 분석하기 위하여 엔진의 회전수를 10,500 rpm부터 100 rpm씩 증가시키며 입력하는 시험을 수행하였다. 시험

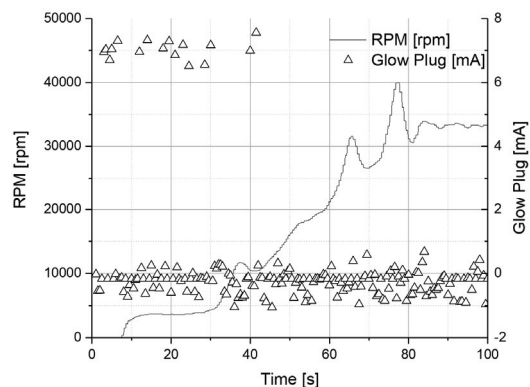


Fig. 2 Igniter(Glow Plug) state in engine starting.

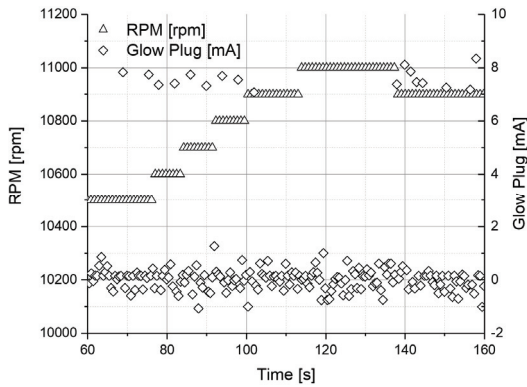


Fig. 3 Igniter(Glow Plug) simulation test results.

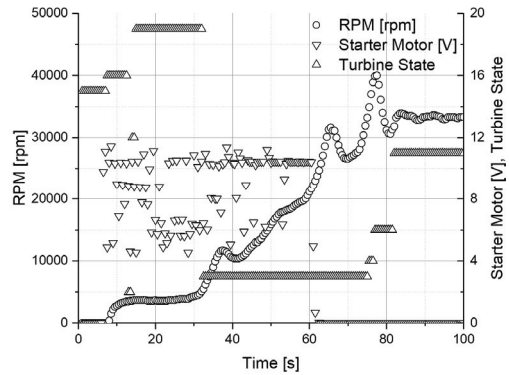


Fig. 4 Starter motor state in engine starting.

Table 2. Igniter state analysis.

| Cond. | Time | t ≤ 0 | | t > 0 | |
|-------|---------|-------|---------|----------|--|
| | RPM | 0 | <11,000 | ≥ 11,000 | |
| State | Igniter | OFF | ON | OFF | |

결과는 Fig. 3과 같으며, 점화기는 엔진의 회전수가 11,000 rpm 이상일 경우에 가동이 중지되었다. 이를 통하여 11,000 rpm 이상의 회전수에서는 점화기의 도움 없이 화염이 유지될 수 있음을 예상할 수 있었으며, 해당 결과를 Table 2와 같이 정리하였다.

3.2 시동모터 제어로직

시동모터의 제어로직을 파악하기 위하여 시동모터에 공급되는 전압을 계측하였다. Fig. 4의 그림에서 엔진회전수와 터빈상태 변화에 따른 시동모터의 상태를 확인할 수 있다. 엔진 매뉴얼 상에는 터빈상태가 16(Pre Heat 2)일 경우에 시동모터가 작동한다고 정의되어 있다. 그러나 실제 전원 공급은 Last run time = 6 s, 터빈상태가 15(Pre Heat 1)일 때 시작되었으며, 시동모터에 전원이 공급된 이후 1초 뒤에 터빈상태가 16(Pre Heat 2)로 전환되었다. 그러나, 시동모터의 작동으로 인한 터빈의 회전수 검출은 터빈상태 16에서부터 가능하였다.

시동모터의 전원 공급 시점과 터빈의 회전수 검출 시점이 약 1초의 차이를 보이는데, 이는 터빈의 관성에 의하여 모터가 작동하더라도 실제

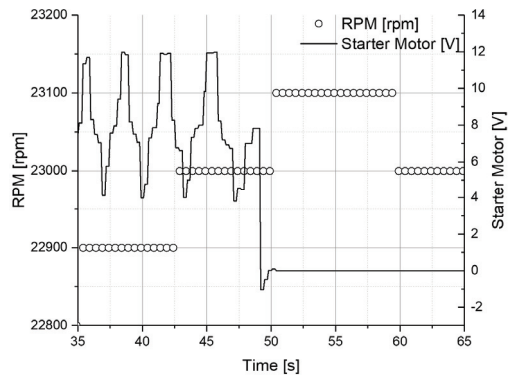


Fig. 5 Starter motor simulation test results.

회전은 지연되었기 때문인 것으로 판단된다. 시동모터는 터빈상태가 3(Acceleration)으로 변한 뒤부터 계속 작동하였으며, 점화기와 마찬가지로 엔진회전수가 일정 수준으로 상승하면 시동모터의 작동이 중지되었다.

시동모터의 정확한 작동 종료 시점을 파악하기 위하여 터빈상태가 3(Acceleration)인 상태에서 엔진회전수 값을 직접 입력하는 시험을 수행하였다. Fig. 5와 같이 시동모터는 엔진회전수가 23,100 rpm 이상일 때 작동이 중지되었으며, 중지된 이후에는 엔진회전수가 감소해도 다시 작동되지 않았다. 이러한 결과를 정리해 보면 Table 3과 같다.

3.3 연료펌프 제어로직

연료펌프의 제어로직을 파악하기 위하여 연료

Table 3. Starter motor state analysis.

| Cond. | Time | t < 6 | t ≥ 6 | |
|-------|----------------|------------|----------|--------------|
| | Turbine State | Pre Heat 1 | - | Acceleration |
| | RPM | 0 | < 23,100 | ≥ 23,100 |
| State | Starting Motor | OFF | ON | OFF |

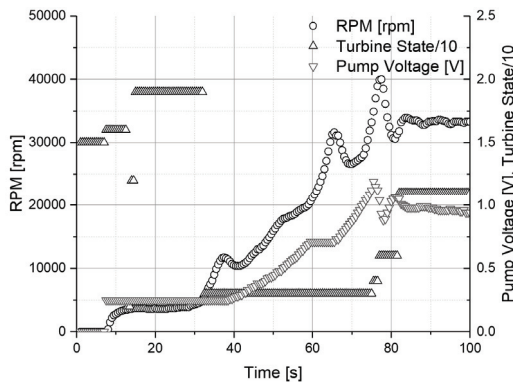


Fig. 6 Fuel pump state in engine starting.

펌프에 공급되는 전압을 시동 및 정상운용 구간에서 측정하였다. 연료펌프는 터빈상태에 따라 공급되는 전압이 달라지며, 가속 구간에서는 엔진회전수의 변화에 따라서도 공급 전압이 변화한다. 각 터빈상태에서의 연료펌프 공급 전압은 Fig. 6과 같다.

연료펌프 제어로직을 파악하기 위하여 수행한 연료펌프 공급 전압 측정 결과를 정리하면 아래 및 Table 4와 같다.

- ① 15(Preheat1) 구간에서 공급 전압은 0 V 유지
- ② 16(Preheat2) 구간에서 공급 전압은 0.25 V 까지 상승
- ③ 2(Ignite) 구간에서 19(Kero. Full. On)까지 공급 전압은 0.25 V 유지
- ④ 3(Accelerate) 구간에서 엔진회전수가 33,000 rpm에 도달할 때까지 공급 전압이 상승
- ⑤ 4(Stabilize), 6(LearnLO) 구간에서 엔진회전수가 IDLE상태로 안정화되며, 엔진회전

Table 4. Fuel pump state analysis.

| Cond. | Time | t < 6.5 | 6.5 ≤ t < 12.5 | t ≥ 12.5 | |
|-------|---------------|------------|----------------|----------|--------------|
| | Turbine State | Pre Heat 1 | Pre Heat 2 | - | Acceleration |
| State | Fuel Pump | OFF | ON | ON | ON |
| | | V=0 | 0 < V ≤ 0.25 | V = 0.25 | V > 0.25 |

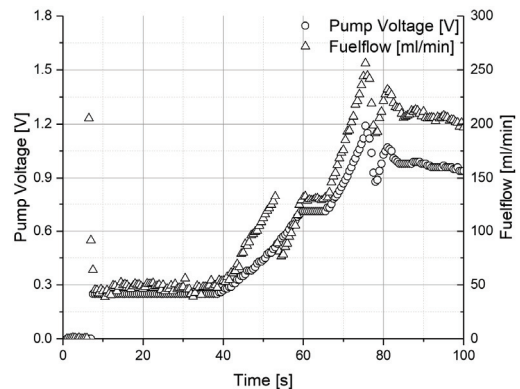


Fig. 7 Fuel flow vs. Fuel pump voltage.

수 변화에 따라 공급 전압도 변화

시동구간에서의 연료펌프 공급 전압에 따른 연료 유량 변화는 Fig. 7과 같았다.

3.4 연료밸브 제어로직

대상 엔진의 연료밸브는 시동구간에서 점화 시 사용되는 시동연료밸브와 가속 및 정상운용 구간에서 연료를 공급하는 주연료밸브가 있다. 두 연료밸브는 전원이 공급되지 않으면 밸브가 차단되는 NC(Normal Closed) 밸브이고, 전원이 공급되면 밸브가 개방되어 연료가 공급된다. 점화기와 마찬가지로 밸브가 개방인 상태에서도 "0 V"의 공급전원 값이 간헐적으로 계측되지만, 밸브의 개폐여부를 파악하기에는 큰 지장이 없다고 판단되어 시험을 진행하였다. 시험 결과는 Fig. 8, Fig. 9 및 Fig. 10과 같다.

시동연료밸브는 점화기에 연료를 공급하는 역할을 하며, 동작 시에 빠른 속도로 개방과 차단

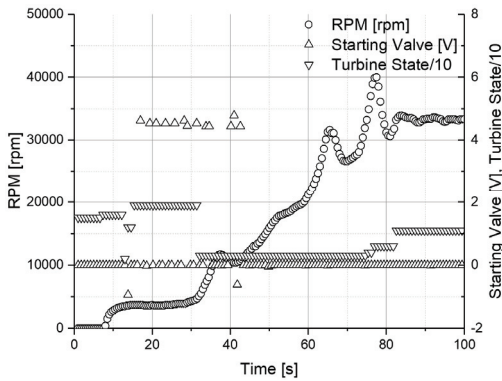


Fig. 8 Starting fuel valve state in engine starting.

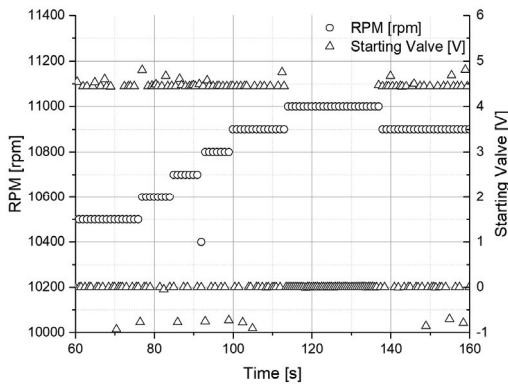


Fig. 9 Starting fuel valve simulation test results.

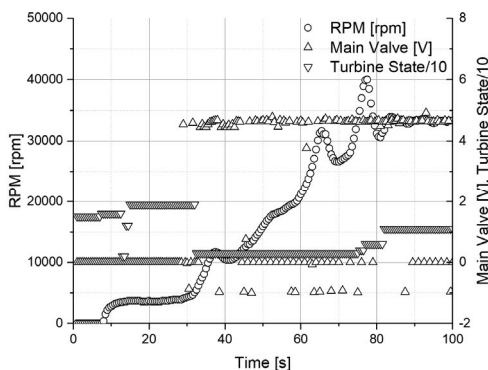


Fig. 10 Main fuel valve state in engine starting.

을 반복하며 연료를 공급한다. 매뉴얼에는 시동 연료밸브가 터빈상태 16(Pre Heat 2)일 때 동작이 시작되고 터빈상태 19(Keros.FullOn)일 때 차단된다고 정의되어 있다. 그러나 실제 시험에서

Table 5. Starting fuel valve state analysis.

| | | | | |
|-------|---------------------|------------|----------|--------------|
| Cond. | Time | t<12.5 | t ≥ 12.5 | |
| | Turbine State | Pre Heat 2 | Ignite | Acceleration |
| State | RPM | - | - | ≥ 11,000 |
| State | Starting Fuel Valve | OFF | ON | OFF |

Table 6. Main fuel valve state analysis.

| | | | | |
|-------|-----------------|--------------------|--------------|--------|
| Cond. | Time | t<13 | t ≥ 13 | t ≥ 30 |
| | Turbine State | Acceleration Delay | Keros.FullOn | |
| State | Main Fuel Valve | OFF | OFF | ON |

는 터빈상태가 2(Ignite)일 때 시동연료밸브가 동작을 시작하였고, 터빈상태 3(Acceleration)에서 밸브가 차단되었다.

시동연료밸브는 점화기와 마찬가지로 엔진회전수가 11,000 rpm에 도달하면 차단되었다. 시동연료밸브가 점화기에 연료를 공급하는 역할이기 때문에 점화기와 동작 종료 조건이 같은 것으로 판단된다. 시험 결과를 바탕으로 시동연료밸브의 시동구간 거동을 정리하면 Table 5와 같다.

주연료밸브는 연소기에 연료를 공급하는 밸브로써, 시동연료밸브와는 다르게 열림과 닫힘을 반복하여 작동하지 않았다. 밸브 개방은 터빈상태 19(Keros.FullOn) 상태에서 시작되었다. 개방 조건은 Last run time으로 보이며, Keros.FullOn 구간에 진입 후 약 17초 후에 주연료밸브가 개방되었다. 연료를 공급하는 주요 밸브이므로, 엔진이 정지할 때까지 개방상태가 유지되었다. 시험결과를 바탕으로 주연료밸브의 거동을 정리하면 Table 6과 같다.

시동구간에서 시동 실패의 주요 원인 중 하나는 연료의 상태이다. 특히 연료는 온도에 민감하기 때문에 추운 겨울이나 고공 조건에서 시동 실패 확률이 높다. 그리고 엔진이 시동할 동안에는 이미 정해져 있는 로직에 따라 연료펌프 명령이 전달되기 때문에 어떠한 조건에서는 충분

한 연료가 공급되지 않아 시동이 실패할 수 있다. 이러한 문제점을 해결하기 위해서 연료의 유량을 조절하는 것이지만 연료 유량을 측정할 수 있는 장치는 대상 엔진과 같은 소형 엔진에서는 적용하기가 어렵다.

일반적으로 연료 흐름은 압력과 밀접한 관계가 있으므로, 연료 분사기 이전의 압력을 조절하면 저온을 포함한 모든 조건에서 충분한 연료 공급이 가능하다. 대상 엔진의 시동연료밸브처럼 빠르게 개방과 차단을 반복하는 동작은 연료압력 조절장치와 같이 연료압력을 조절하는 효과를 발휘하며, 이를 활용한 제어로직 수정을 한다면 낮은 온도조건 및 고공에서의 시동 성능을 향상시킬 수 있을 것이라 판단된다.

다만, 본 연구에 적용된 엔진은 배기가스 온도

만을 측정하고 있어 엔진 입구로 유입되는 공기의 온도 조건을 판단할 수 있는 근거가 없으므로, 추가적인 센서의 부착 및 제어로직의 수정이 선결되어야 시동 성능 향상이 가능할 것이다.

3.5 제어로직 한계값

정상운용구간에서의 제어로직 한계값은 주요 파라미터의 한계값 입력에 대한 상태변화를 바탕으로 파악하고자 하였다. 먼저, 엔진회전수와 배기가스 온도의 최소값과 최대값을 입력하여 ECU의 반응을 확인하였다. 모든 시험은 터빈상태가 11(Run)인 정상운용구간에서 진행되었으며, 시험결과는 Fig. 11, Fig. 12 및 Fig. 13과 같다.

최소 엔진회전수는 21,300 rpm이었으며, 이보다 작은 엔진회전수가 입력될 경우, 터빈상태가 8(Slow Down)로 변경되며 엔진이 정지되었다. 엔진 정지 원인을 나타내는 Off Condition은 7(Low Rpm Off)로 나타났다. 엔진회전수의 최대값은 111,200 rpm이었으며, 이를 초과하는 엔진회전수 값을 입력했을 때, 마찬가지로 엔진이 정지하였다. 해당 조건 시 Off Condition은 6(Over RPM)으로 나타났다.

엔진 배기가스 온도의 최소값은 65 °C이었으며, 배기가스 온도의 최소값 입력에 따른 Off Condition은 10(Low Temperature Off)로 나타났다. 하지만, 배기가스 온도의 최대값에 대한 엔진의 상태변화는 확인할 수 없었다. ECU의 배기가스온도 계측 범위는 -30~874 °C이며, 이때의

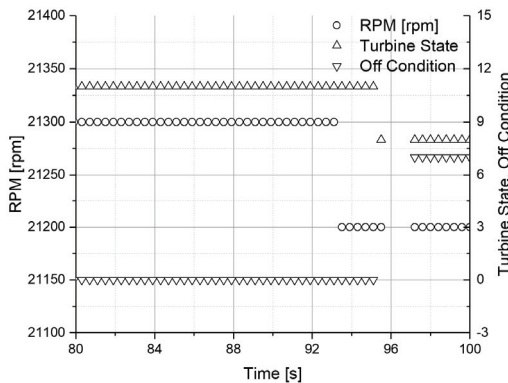


Fig. 11 Min. RPM simulation test results.

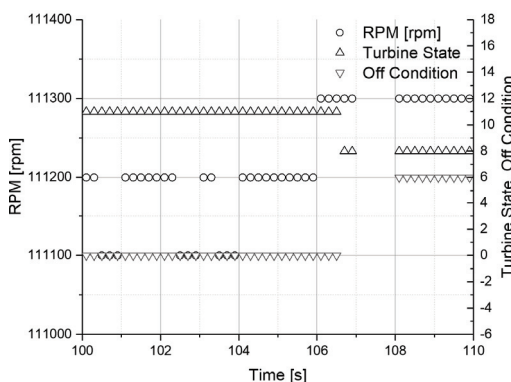


Fig. 12 Max. RPM simulation test results.

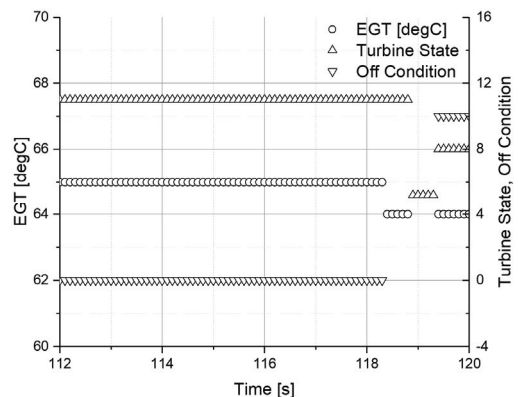


Fig. 13 Min. EGT simulation test results.

Table 7. Limit value analysis of control logic.

| | | Value | Off Cond. |
|--------------|------|---------|-----------|
| RPM [rpm] | Min. | 21,300 | 7 |
| | Max. | 111,200 | 8 |
| EGT [°C] | Min. | 64 | 10 |
| | Max. | - | - |

최대값인 874 °C를 ECU에 입력해 보았으나 엔진상태의 변화는 없었다. 엔진회전수와 배기가스 온도에 대한 제어로직 한계값을 정리해보면 아래의 Table 7과 같다.

4. 결 론

실제 수행된 시험을 통하여 확보된 소형 가스 터빈엔진의 시동 및 정상운용 구간의 시험 결과를 바탕으로 엔진의 작동 시나리오를 작성하였으며, 이를 엔진 제어로직 모사시험 장비에 탑재하고 실제 엔진의 제어를 연결하여 해당 엔진의 시동 및 정상운용 시의 제어로직을 파악하고자 하였다. 이를 통하여 대상 엔진의 시동 및 정상운용 시에 점화기, 시동모터 및 연료펌프/밸브가 어떻게 구동되고 있는지를 파악할 수 있었다.

대상 엔진의 제어기는 단순한 디지털 방식의 엔진 제어기로 본 연구를 통하여 확보된 제어로직을 실제 항공용 가스터빈엔진의 고차원적인 FADEC 개발과 같은 곳에 활용할 수는 없을 것이다. 하지만, 현재 국내에서 상용화를 목표로 개발되고 있는 소형 가스터빈엔진이나 엔진 제어를 개발하고자 하는 각종 연구의 시작점으로 활용할 수는 있다고 판단된다.

실제로 본 연구를 통하여 확보된 연구결과는 항우연에서 지원하고 있는 소형 가스터빈엔진 상용화 연구에 활용 중이다. 본 연구를 통하여 분석된 제어로직을 활용하여 각종 제어변수를 변경할 수 있는 지상용 엔진 제어를 제작하였으며, 제어변수를 변경해 가며 소형 가스터빈엔진의 지상 성능시험을 수행하였고 해당 시험 결과를 분석하였다. 분석된 시험 결과를 바탕으로

최적화된 제어로직을 확정하고 해당 제어로직이 포함된 비행용 엔진 제어를 현재 제작 중에 있다. 향후 비행용 엔진 제어가 탑재된 소형 가스터빈엔진을 활용하여 항우연에서 보유하고 있는 고도시험설비를 통한 고도 성능시험을 수행할 예정이며, 이를 통하여 비행조건에서의 운용성능 등을 비행시험에 앞서 확인할 예정이다.

후 기

본 연구는 한국항공우주연구원 기본과제 “마이크로 가스터빈 상용화 개발(FR21N16)”의 일부로 수행되었습니다.

References

- Melker H., “Multivariable Control Design for a Jet Engine,” *IFAC Proceedings Volumes*, Vol. 29, No. 1, pp. 7510-7515, 1996.
- Lutambo, J., Wang, J. Yue, H. and Dimirovsky, G., “Aircraft turbine engine control systems development : Historical Perspective,” *34th Chinese Control Conference*, Hangzhou, China, pp. 5736-5741, July 2015.
- Jun, Y.M. and Kim, J.H., “Derivation of Application S/W Requirement for Aircraft Engine Control,” *KSPE Fall Conference*, Gangwon-do, Korea, pp. 68-72, Nov. 2014.
- Kim, B.G., Lee, H.J., Seo, Y.J. and Jun, Y.W., “Software Development Plan Study for EECU Platform of FADEC of Aero Engine,” *The Institute of Electronics and Information Engineers Conference*, Jeju, Korea, pp. 1155- 1157, June 2014.
- Min, T.G., Min, K.S., Hwang, Y.N., Choi, Y.M., Jeong, E.S., Han, Y., Rhee, D.H., Kang, Y.S. and Chung, H.Y., “Development and Manufacturing of 30 kgf Thrust Micro Turbojet Engine,” *KSFM Winter Conference*,

- Yeosu, Korea, pp. 144-145, Nov. 2020.
6. Kang, Y.S., Rhee, D.H. and Chung, H.Y., "Current Status of R&D Programs for Micro Gas Turbine in Korea Aerospace Research Institute," *KSFM Winter Conference*, Yeosu, Korea, pp. 142-143, Nov. 2020.
 7. Back, K.M., Kim, S.U., Kho, S.H. and Lee, K.J., "Development of Small Gas Turbine Engine Performance Test Rig for High Altitude Test," *SASE Spring Conference*, Jeju, Korea, pp. 1-5, May 2018.
 8. Kho, S.H., Ki, J.Y., Kong, C.D., Kim, B.H. and Choi, H.J., "Test Bench Development for the EECU Verification Test of Aircraft Gas Turbine Engine," *KSPE Fall Conference*, Gyeongju, Korea, pp. 960-964, Nov. 2015.
 9. Lee, K.J., Kim, S.U., Back, K.M., Rhee, D.H., Kang, Y.S. and Kho, S.H., "Research of Small Gas Turbine Engine Control Logic by Engine Failure Mode Simulation," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 25, No. 2 pp. 88-97, 2021.