

스마트무인기 추진장치 지상시험

이창호*

Ground Test of Smart UAV Propulsion System

Changho Lee*

ABSTRACT

The power control system of Smart UAV is similar to the propeller pitch governing concept of turboprop aircraft. The pilot inputs the engine power directly and the pitch governor controls the rotational speed of propeller. In this paper, the engine status data from ground test of Smart UAV, such as the relationship of PLA vs. Gas generator speed and power are compared with the result of engine performance calculation program.

초 록

스마트무인기의 추진동력계통은 터보프롭 항공기와 유사한 피치 가버닝 개념으로 조종사가 엔진동력을 직접 입력하고 제어기는 프로펠러의 회전속도를 일정하게 유지하는 방식을 사용한다. 본 논문에서는 스마트무인기의 지상시험 결과 중 엔진관련 데이터를 추출하여 전기 작동기로 구동되는 엔진 Power Lever 각도의 변위값과 가스발생기 회전속도의 상관관계 및 동력 변화를 엔진성능계산프로그램으로 예측한 결과와 비교한다.

Key Words: Gas Turbine Engine(가스터빈엔진), Engine Power System Control(엔진동력계통제어), Turboshaft Engine Performance(터보축엔진성능)

1. 서 론

한국항공우주연구원에서 개발 중인 스마트무인기는 틸트로터 타입의 비행체로, 지상 이륙동력 560 마력의 PW206C 터보축 엔진을 1대 장착한다. 동체에 장착된 엔진의 동력축은 감속기어 박스와 연결되고, 감속기어 박스의 동력축은 좌

우 2개로 나뉘어 날개 양쪽 끝에 위치한 파일론 기어 박스를 거쳐 프로펠러에 연결된다. 스마트무인기의 엔진은 터보축 엔진이지만 틸트로터 항공기의 특성에 맞는 추진동력계통 제어가 요구된다[1]. 즉, 조종사는 터보프롭엔진과 같이 엔진 스로틀을 입력으로 하고, 별도의 가버너가 프로펠러의 회전속도를 제어하는 방식이다.

본 논문에서는 스마트무인기의 지상시험 결과 중 엔진관련 데이터를 추출하여 전기 작동기로 구동되는 엔진 Power Lever 각도의 변위값과

* 한국항공우주연구원 스마트무인기개발사업단
연락처, E-mail: leech@kari.re.kr

가스발생기(Gas Generator) 회전속도(Ng)의 상관관계 및 동력 변화를 정상상태 엔진성능계산프로그램으로 예측한 값과 비교한다. 또한 시험에서 측정된 엔진 오일압력 값이 엔진매뉴얼에서 요구하는 범위를 만족하는지 평가한다.



Fig. 1. 스마트무인기의 PW206C 엔진계통

2. 시험결과 및 토의

Figure 2는 지상시험치구에 고정된 스마트무인기 비행체의 모습으로 프로펠러는 틸트가 가능하다. Figure 3은 지상시험치구에서 동력계통을 시험중인 비행체를 보여준다. 비행체 시험은 실제 시스템과 동일한 구성과 방식으로 수행하였다. 지상관제시스템과 비행체는 KU 및 UHF 방식 통신으로 데이터를 주고 받고, 비행체의 제어는 관제시스템에서 내부조종사에 의해 이루어진다. 엔진 시동은 수동모드(Manual Mode)로서 정해진 절차에 따라 조종사가 스위치를 조작하여 이루어진다. 엔진이 시동된 후 동력터빈 속도가 65% 되면 엔진에 장착된 발전기를 켜서 비행체의 전원을 공급한다. 엔진의 동력조절은 조종사가 조종기의 레버로 엔진의 Power Lever Angle (PLA)를 조절하므로써 이루어진다. 엔진의 Power Lever는 전기식작동기와 링키지로 연결되어 있다. 전기식작동기의 변위와 Power Lever 각도 사이의 관계는 시험을 통해 구한 보정식을 사용한다.

Figure 4는 PLA의 증가에 따른 가스발생기 속

도(Ng), 터빈속도(Npt), 그리고 엔진축 토크의 변화를 도기한 것이다. 엔진시동은 PLA가 55도에서 이루어지고 엔진의 반응은 PLA가 60도 이상에서 나타나기 시작한다. 여기서 동력터빈은 자유터빈으로 프로펠러의 회전속도에 의해 결정된다. 프로펠러의 회전속도는 회전속도 제어기(RPM Governor)에 의해 조절되는데, 본 시험에서는 목표 회전속도는 95%, 98%이다. 결과에서 기록된 Npt를 보면 프로펠러의 회전속도는 1%의 오차범위에서 조절되는데, 이것은 향후 더 많은 시험을 통해 제어 알고리즘을 개선하여 100% RPM에서 운용될 수 있도록 해야 한다. Figure 5는 PLA와 가스발생기속도(Ng)의 관계를 도기한 것이다. 실선은 이론적인 관계로 선형 증가 형상을 보여주지만 시험에서 기록된 결과를 보면 PLA와 Ng는 비선형적인 관계를 보여준다. 향후 시험에서 엔진 동력을 100%까지 하게 되면 PLA와 Ng의 전구간에 걸친 관계식을 찾을 수 있을 것이다.



Fig. 2. 지상치구에 장착된 스마트무인기



Fig. 3. 스마트무인기 지상시험

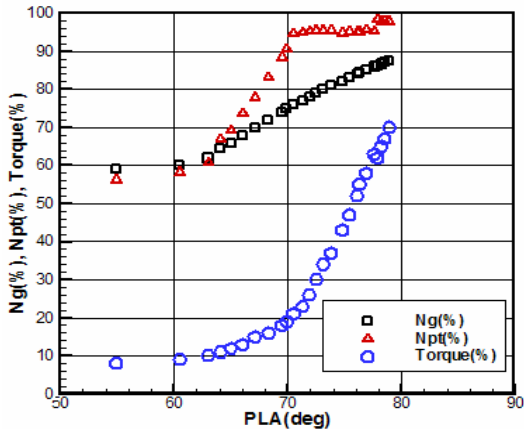


Fig. 4. PLA에 대한 Ng, Npt, Torque의 변화

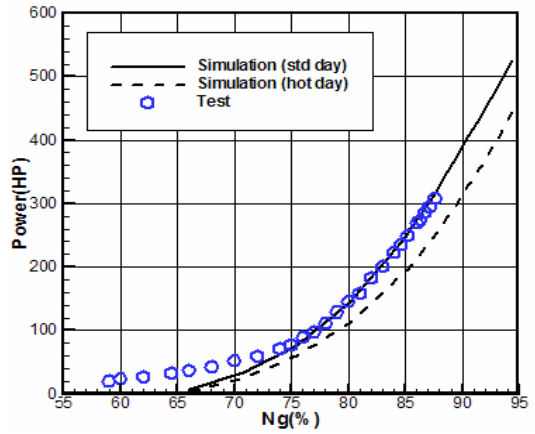


Fig. 7. Ng와 엔진 동력변화 비교

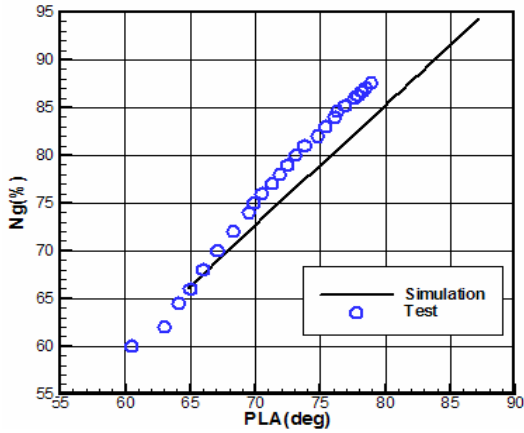


Fig. 5. PLA와 Ng 관계 비교

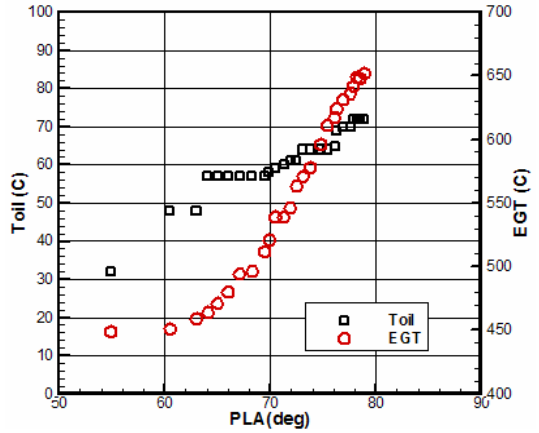


Fig. 8. 엔진오일온도와 배기가스온도의 변화

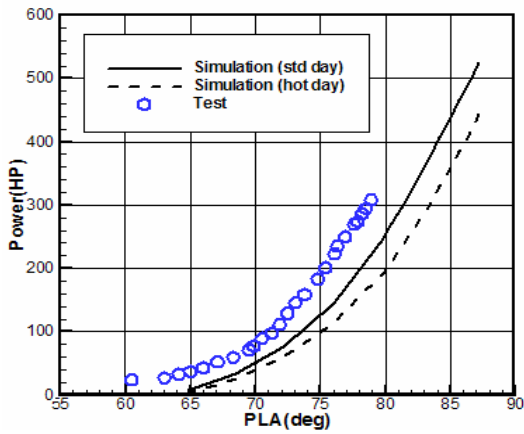


Fig. 6. PLA에 대한 엔진동력 변화 비교

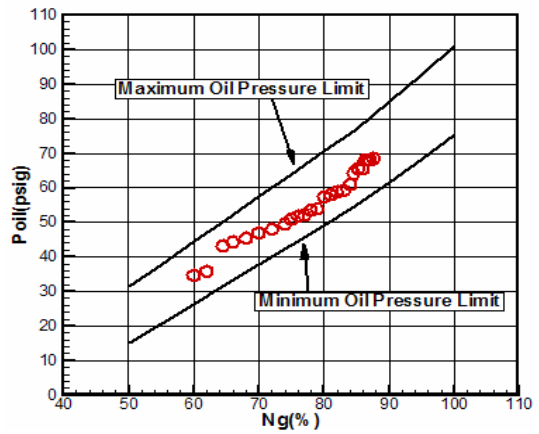


Fig. 9. 엔진오일압력의 변화

Figure 6은 PLA와 엔진동력의 관계를 보여준다. 특정 PLA에서 실제 엔진동력은 엔진 성능계산프로그램으로 예측한 결과보다 크게 나타나는 데, 이것은 실제 엔진에서의 PLA와 Ng의 비선형 관계에 기인한 것으로 판단된다. 다음 Figure 7은 Ng와 엔진동력의 관계를 도시한 것이다. 엔진의 Idle 운전영역을 제외하고는 엔진성능계산프로그램에서 예측한 결과와 시험 결과가 잘 일치하고 있음을 볼 수 있다. Figure 8은 엔진배기가스온도(EGT)와 엔진 냉각 및 유향을 위한 오일온도의 변화를 보여준다. 엔진이 시동되었을 때 배기가스온도는 약 450℃에서 유지되며, PLA가 증가하면서 온도는 증가하여 PLA 78.8도에서 약 650℃까지 된다. 오일온도는 75℃이하에서 유지된다. Figure 9는 시험에서 계측된 엔진 오일압력을 엔진매뉴얼에서 제시된 값과 비교한 것이다. PW206C 엔진의 오일압력은 Ng의 변화에 따라 최소값과 최대값이 존재하며 이 범위에 속해야 한다. 결과를 보면 오일압력은 엔진 매뉴얼에서 제시한 제한값 범위내에서 유지되고 있어 엔진 오일 냉각계통의 설계와 작동이 올바르게 되고 있음을 알 수 있다.

3. 결 론

스마트무인기의 동력원인 PW206C 터보축엔진에 대한 지상시험결과를 분석하고 엔진성능계산프로그램 결과와 비교하였다. 시험결과에서 Power Lever 각도와 Ng의 관계는 비선형으로 Power Lever 변화에 대한 엔진동력은 엔진성능계산프로그램으로 예측한 결과와 차이를 보였다.

하지만 Ng의 변화에 대한 엔진동력은 시험과 엔진성능계산프로그램의 결과가 잘 일치하였다. 엔진 오일 온도와 압력 측정을 통해 오일냉각계통은 엔진 요구조건에 맞게 작동함을 확인할 수 있었다. 향후 엔진동력 100%까지의 범위에서 Power Lever 각도에 대한 Ng 관계와 엔진의 Hysteresis 특성, Transient 특성 등의 시험이 필요하다.

후 기

본 연구는 지식경제부 지원으로 수행하는 21세기 프론티어 기술개발사업(스마트무인기기술개발)의 일환으로 수행되었습니다.

참 고 문 헌

1. 이창호, "PW206C 터보축 엔진의 수동운용범위 분석," 한국추진공학회지, 제12권 4호, 2008, pp.42-47
2. 이창호, 김재무, "스마트무인기 엔진지상시험 결과분석," 한국항공우주학회 추계학술대회, 2007.
3. Joseph Schaeffer, Roger Alwang, and Mukund Joglekar, "V-22 Thrust Power Management Control Law Development," 47th Annual Forum of the American Helicopter Society, Phoenix, Arizona, 1991.
4. PW206C Engine Installation Manual, Pratt&Whitney Canada, 1999.