

# 비행시험을 통한 스마트무인기 엔진 성능 분석

이창호\*†

## Performance Analysis of Smart UAV Engine through Flight Tests

Changho Lee\*†

### ABSTRACT

In this study, the engine performance data was extracted and analyzed through the flight test of Smart UAV which is tilt rotor aircraft. The flight test was conducted for the transition flight regime where the tilt angle of prop-rotor varies from 90 degree to 0 degree and vice versa. The engine performance data such as engine power and specific fuel consumption gathered from flight tests were compared well with the results of engine performance analysis program.

### 초 록

본 연구에서는 틸트로터 비행체인 스마트무인기의 비행시험에서 엔진성능 데이터를 추출하고 분석하였다. 비행시험은 프로펠러의 틸트각이 90도에서 0도로 변화하고 다시 0도에서 90도로 변환하는 천이비행 영역에서 이루어졌다. 비행시험으로부터 수집된 엔진성능 데이터로서 엔진 동력과 비연료 소모율은 엔진성능계산프로그램의 예측결과와 잘 일치하였다.

Key Words: Tilt Rotor Aircraft(틸트로터 비행체), Turbo Shaft Engine(터보축 엔진), Transition Flight(천이비행), Engine Power(엔진동력), Specific Fuel Consumption(비연료소모율)

### 1. 서 론

한국항공우주연구원에서 개발 중인 스마트무인기는 틸트로터(Tilt rotor) 방식의 비행체로 Pratt & Whitney Canada사의 PW206C 터보 축 엔진을 1대 장착한다. 동체에 장착된 엔진의 동력 축은 감속기어박스과 연결되고, 감속기어 박

스의 동력 축은 좌우 2개로 나뉘어 날개 양쪽 끝에 위치한 파일론 기어 박스를 거쳐 프로펠러에 연결된다[1]. 엔진의 동력터빈은 클러치가 없이 프로펠러의 동력 전달 축과 바로 연결되므로 프로펠러의 RPM Governor에 의해 동력터빈의 회전수가 조절된다. 스마트 무인기의 엔진은 터보 축 엔진이지만 추진계통 제어는 회전익 항공기와 고정익 항공기에 필요한 특성을 모두 가져야 한다[2, 3].

현재 스마트 무인기는 비행시험 단계에 있으

\* 한국항공우주연구원 스마트무인기사업단

† 교신저자, E-mail: leech@kari.re.kr

며, 엔진은 지상 시험과 비행 시험을 통해 성능을 확인하고 있다[4]. 본 연구에서는 비행시험으로부터 수집한 엔진관련 데이터를 분석하고 엔진성능계산프로그램으로 계산한 결과와 비교한다. 엔진의 동력조절을 하기 위한 Power Lever Angle(PLA)과 엔진동력 및 가스발생기 회전속도, 비연료소모율 등의 관계를 정리하여 예측한 엔진성능의 정확도를 확인한다.

## 2. PW206C 엔진 제원

### 2.1 엔진 구성

PW206C 터보 축 엔진은 가스발생기와 동력부가 분리되어 있는 분리 축 방식으로 1단 원심 압축기, 1단 압축기 터빈, 애놀러형 연소기 챔버로 구성된 가스발생기와 1단 동력터빈으로 구성 되어 있다.

### 2.2 엔진 제원

엔진제조사로부터 제공된 지상정지 표준대기 온도 상태의 설계점 성능은 Table 1과 같다[5].

Table 1. Design Point Performance

Variable	Data
Mass Flow Rate (kg/s)	2.004
Fuel Flow Rate (kg/s)	0.0392
Compressor Exit Temperature (K)	571
Exhaust Gas Temperature (K)	865
Power (kW)	416
Torque (N-m)	534
Specific Fuel Consumption (kg/kW-hr)	0.34
Gas Generator Speed (rpm)	58,000
Power Turbine Speed (rpm)	6,000

## 3. 비행시험 결과 분석

본 연구에서는 총 3회의 비행시험으로부터 데이터를 추출하였다. 스마트무인기는 틸트각 90도의 회전익 모드로 이륙 후 고도 150 m에서 속도 100 km/h 까지 가속한 후 고도를 400 m 까지 높인다. 그리고 틸트각을 감소시키며 가속비행을 하여 250 km/h에서 틸트각이 0도가 되어 완전한 고정익 모드 비행이 된다. 그리고 다시 틸트각을 증가시키며 속도를 약 70 km/h까지 감속하여 고도를 낮춘 후 50 km/h에서 틸트각이 90도가 되어 회전익 모드 비행을 한다. 틸트각이 90도에서 0도로 변화하는 데는 약 60 초가 소요되었으며 반대 방향으로 변화할 때도 비슷한 시간이 소요되었다.

Figure 1은 이러한 비행패턴으로 비행한 결과로서 비행속도 변화에 대한 틸트각, 고도 및 엔진동력 변화를 도시한 것이다. 동일한 비행속도에서 틸트각이 감소하는 가속비행에서의 엔진동력이 틸트각이 증가하는 감속비행의 엔진동력보다 훨씬 크다. 이와 같은 비행시험 결과는 천이 구간에서의 비행속도에 대한 요구동력을 정속비행으로 가정하고 예측한 결과와는 직접 비교가 어렵다.

Figure 2, 3, 4는 각각 Power Lever Angle

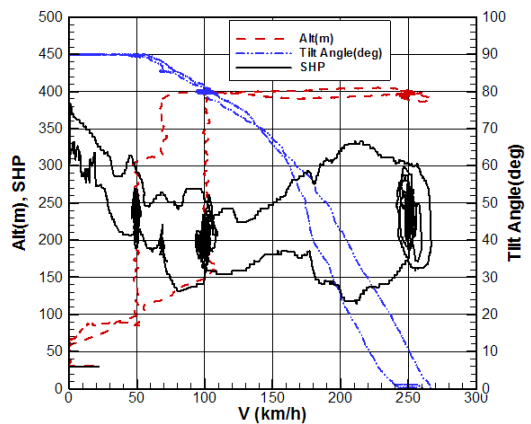


Fig. 1 Variations of Tilt Angle and Engine Power according to Flight Speed

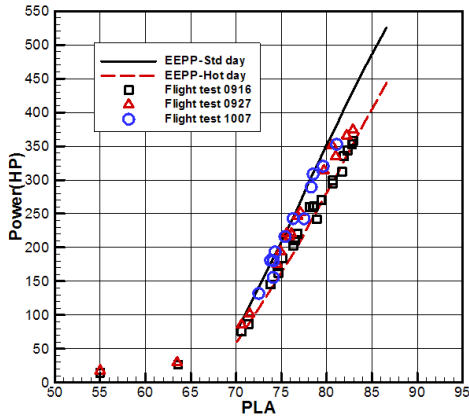


Fig. 2 Variation of Engine Power according to Power Lever Angle

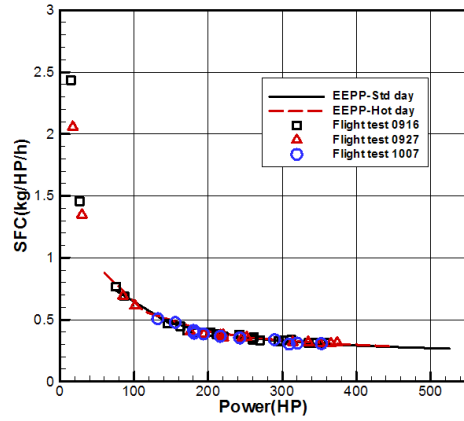


Fig. 4 Variation of Specific Fuel Consumption according to Engine Power

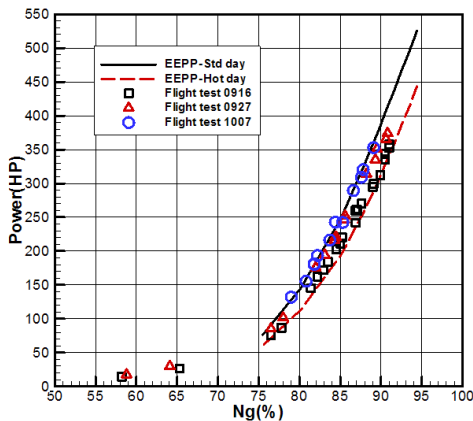


Fig. 3 Variation of Engine Power according to Gas Generator Speed

(PLA)에 대한 엔진 동력, 가스발생기 속도(Ng)에 대한 엔진 동력, 그리고 엔진 동력에 대한 연료 비연료소모율(SFC)을 엔진성능계산프로그램(EEPP) 계산 결과를 비교한 것이다. 비행체에는 연료 유량을 측정하기 위해 Flow Technology사의 터빈 유량계를 장착하였다. 엔진성능계산프로그램은 표준대기조건(15℃)과 Hot day 조건(35℃)에서 계산한 결과를 같이 도시하였으며, 비행시험은 9월 16일의 지상 대기온도는 32℃, 10

월 7일의 지상 대기온도는 22℃로서 9월 16일의 경우는 Hot day에 가깝다. 결과를 보면 비행시험 데이터는 EEPP의 두 가지 온도 조건 결과 사이에서 잘 일치하고 있다. 대기온도가 낮은 경우에 엔진 동력이 더 크고 연료 유량은 적게 된다. 비행체의 설계단계에서 엔진의 성능예측을 위해 사용한 엔진성능계산프로그램은 정확한 결과를 보여주었다.

#### 4. 결 론

틸트로터 비행체인 스마트무인기의 천이비행 시험에서 엔진관련 데이터를 추출하고 분석하였다. 회전익 모드비행에서 고정익 모드 비행으로의 변환과 고정익 모드에서 회전익 모드로 변환하는 천이구간에서는 가속 및 감속 비행구간으로 향후 데이터 분석이 필요하다. 비행시험으로부터 수집된 대표적인 엔진성능 데이터로서 PLA 변화에 대한 엔진 동력 변화와 비연료소모율은 엔진성능계산프로그램의 예측결과와 잘 일치함을 확인할 수 있었다. 향후 비행시험 영역이 확장됨에 따라 다양한 조건에서의 데이터를 분석하여 틸트로터형 비행체 추진장치의 특성을 파악할 예정이다.

## 후 기

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

## 참 고 문 헌

1. 스마트무인기 추진장치 상세설계보고서, 스마트무인기기술개발사업단, 2006.
2. 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.
3. 이창호, "PW206C 터보축 엔진의 수동운용법 위 분석," 한국추진공학회지, 제12권 4호, 2008, pp.42-47
4. 이창호, "스마트무인기 추진장치 지상시험," 한국추진공학회 추계학술대회, 2009.
5. PW206C Engine Installation Manual, Pratt&Whitney Canada, 1999.
6. PW206C Estimated Engine Performance Program, Pratt&Whitney Canada, 1995.