

## 技術論文

## 스마트 무인기 추진기관의 천이 모사 프로그램 개발

이창호\* · 기자영\*\*

Development of Transient Simulation Program  
for Smart UAV Propulsion System

Changho Lee\* · Jayoung Ki\*\*

## ABSTRACT

The Smart UAV must have the control characteristics of propulsion system necessary for both rotary aircraft and fixed wing aircraft though it equips turbo-shaft engine. To develop an electronic engine controller in the future, it is necessary to accumulate the experience of engine operation and data of tilt rotor aircraft. For this purpose, the computer programs which predict engine performance in the steady state and transient state can be utilized for the supplementation of flight test data. In this work, we developed a dynamic analysis program using engine performance data gathered during the flight tests. In addition the accuracy of the program was verified through comparison with flight test data and the results of steady-state performance analysis program.

## 초 록

스마트 무인기의 엔진은 터보 축 엔진이지만 추진계통 제어는 회전익 항공기와 고정익 항공기에 필요한 특성을 모두 가져야 한다. 향후 전자식 엔진제어기를 개발하기 위해서는 틸트 로터 항공기의 엔진 운용 경험과 데이터를 축적할 필요가 있다. 이를 위해 정상상태 및 천이 상태에서의 엔진성능을 예측할 수 있는 프로그램을 활용하여 비행시험 데이터를 보완할 수 있다. 본 연구에서는 비행시험으로부터 수집한 엔진성능 데이터를 이용하여 동적 거동 해석 프로그램을 개발하고, 비행시험 결과 및 정상상태 엔진성능예측 프로그램으로 계산한 결과와 비교하여 프로그램의 정확도를 검증하였다.

Key Words: Smart UAV(스마트 무인기), PW206C Engine(PW206C 엔진), Transient Performance Analysis(천이 성능해석), Flight Test Performance(비행 시험 성능)

## 1. 서 론

한국항공우주연구원에서 개발 중인 스마트무인기는 틸트 로터 방식의 항공기로 Pratt&Whitney Canada사의 PW206C 터보축 엔진을 1대 장착한다. 동체에 장착된 엔진의 동력 축은 감속기어박스과 연결되고, 감속기어 박스의

접수일 2011. 10. 10, 수정완료일 2011. 11. 26, 게재확정일 2011. 12. 3

\* 정희원, 한국항공우주연구원 스마트무인기 사업단

\*\* 종신회원, (주)이지가스터빈

† 교신저자, E-mail: leech@kari.re.kr

동력축은 좌우 2개로 나뉘어 날개 양쪽 끝에 위치한 파일론 기어 박스를 거쳐 프로토퍼에 연결된다[1]. 엔진의 동력터빈은 클러치가 없이 프로토퍼의 동력 전달축과 바로 연결되므로 프로토퍼의 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]. 이와 같은 독특한 운용방식에 맞게 현재 엔진을 FADEC을 갖춘 전자제어식으로 개발하는 것은 많은 비용과 개발기간이 소요된다. 따라서 수동 제어 방식으로 엔진을 운용하며 틸트로터 항공기의 엔진 운용 경험과 데이터를 축적하여 향후 전자제어기를 개발할 때 활용할 수 있다.

현재 스마트 무인기는 비행시험 단계에 있으며, 엔진은 지상 시험과 비행 시험을 통해 성능을 확인하고 있다[4]. 그러나 시험은 안전과 비용을 고려할 때 한계를 가지고 있으므로 그 범위가 제한되어 있어 다양한 환경에서의 엔진 성능을 확인하기에는 부족하다. 따라서 성능 해석 프로그램에 의한 예측 결과와 시험 결과를 상호 보완한 엔진 성능 분석이 필요하다. 본 연구에서는 이러한 필요성에 의해 엔진 제작사로부터 엔진의 동적 거동을 예측할 수 있는 기본적인 모듈의 천이 해석 프로그램을 제공받아 스마트 무인기 엔진의 동적 거동 해석에 활용할 수 있도록 프로그램의 수정과 보완을 수행하였다. 비행시험으로부터 수집한 엔진성능 데이터를 이용하여 동적 거동 해석 프로그램을 수정하고, 비행시험 결과 및 정상상태 엔진성능예측 프로그램으로 계산한 결과와 비교하여 프로그램의 정확도를 검증하였다.

## 2. PW206C 엔진 제원

### 2.1 엔진 구성

PW206C 터보 축 엔진은 가스발생기와 동력부가 분리되어 있는 분리 축 방식으로 1단 원심압축기, 1단 압축기 터빈, 애놀러 형 연소기 챔버

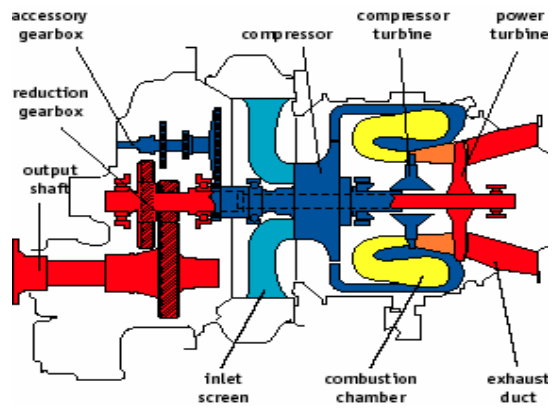


Fig. 1 Schematic of PW206C Engine

Table 1. Design Point Performance

Variable	Data
Air 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
Output Shaft Speed (rpm)	6,000

로 구성된 가스발생기와 1단 동력터빈으로 구성되어 있다. Fig. 1은 엔진의 구성도이다[5].

### 2.2 엔진 제원

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

## 3. PW206C 엔진 천이 해석 모델

### 3.1 프로그램 개요

Figure 2는 PW206C 엔진의 천이 해석 모델을 보여준다. 프로그램 내부는 연료 소모량을 계산하는 FMM(Fuel Metering Module)과 엔진 고유

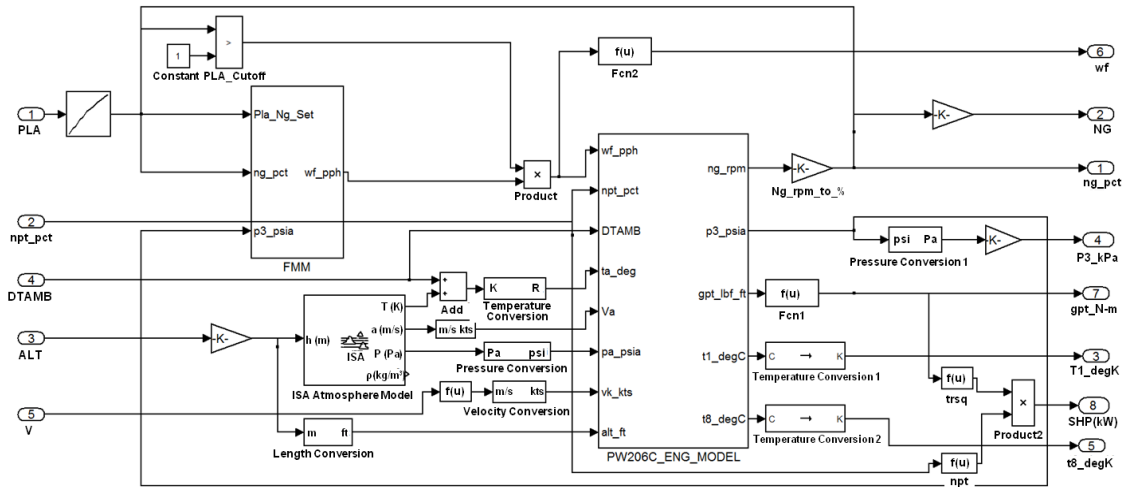


Fig. 2 PW206C Engine Transient Model

의 Dynamics 모듈인 PW206C\_ENG\_MODEL로 구성되어 있다. 입력변수는 PLA(Power Lever Angle), 고도, 비행속도, 표준대기온도에 대한 온도 편차, 흡입구 손실, 동력터빈 회전수이며, 출력변수는 동력, 토크, 비연료소모율, 배기가스 온도 등이다. 엔진의 가스발생기 회전수, 압축기 출구압력, 터빈 배기가스 온도, 토크와 같은 주요 성능데이터는 Fig. 3과 같이 연료유량, 동력터빈 회전수, 비행마하수, 고도, 대기온도의 함수로 Look-Up Table 형태로 내장되어 있으며, 엔진의 주를 차지하는 동역학적인 모델은 Time Delay로 구성되어 있다.

3.2 FMM(Fuel Metering Module)

엔진과 연계되어 연료소모량을 계산하는 모듈로서 FMM 내부는 Fig. 4와 같은 선도로 구성되어 있다.

입력값은 PLA 대비 Ng 관계식, 압축기 출구압력 P3, 가스발생기 회전수 (Ng), 연료 On/Off 스위치이며 입력 조건에 맞는 연료유량 Wf가 계산되어진다.

3.3 PW206C\_ENG\_MODEL 모듈

PW206C\_ENG\_MODEL은 PW206C 엔진의 고유한 특성을 모사하는 기능을 가진다. 운용시 노출되는 외부환경 대기압력 Pa, 대기온도 Ta, 대

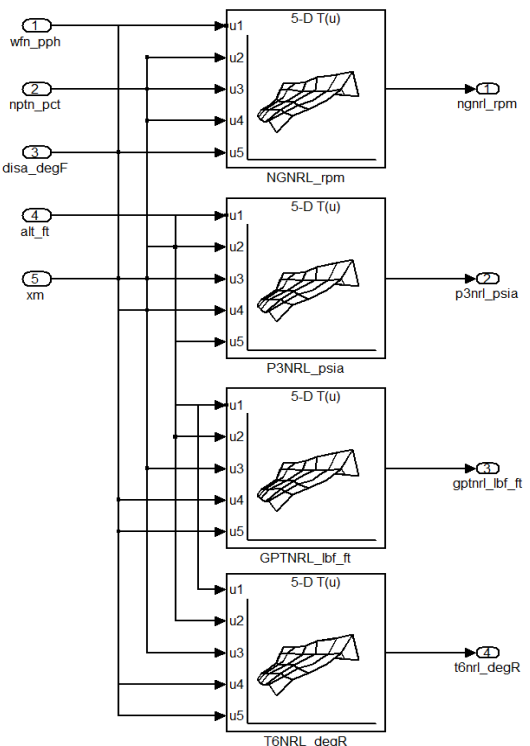


Fig. 3 Performance Look-up Table

기속도  $V_t$  가 입력으로 들어가며, 엔진을 다루기 위한 입력으로는 주입되는 연료량, Power Turbine 속도 두 가지이다. 따라서 엔진을 컨트롤하기 위해서는 동력터빈 회전수(Npt) 세팅 및

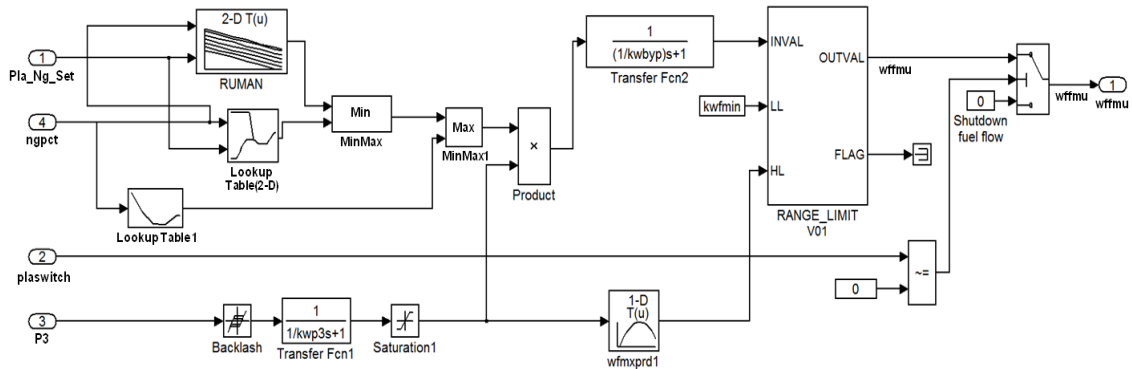


Fig. 4 Fuel Metering Module

연료유량 입력(Wf)을 조절하여야 한다. 연료유량 Wf는 앞의 FMM에서 계산되며 가스발생기 회전수(Ng), 압축기 출구 압력(P3) 등 엔진 상태 및 조종 입력인 PLA 입력에 따라 변한다. 따라서 엔진을 컨트롤하기 위한 조작 명령은 PLA와 Npt이다.

#### 4. 천이 해석 프로그램의 신뢰도 분석

비행시험 데이터와 천이 해석 프로그램의 계산 차이를 분석하기 위하여, PLA 값에 대한 정상상태 성능해석을 수행하고 시험데이터와 비교한 결과를 Fig. 5에 도시하였다. 신뢰도를 분석하기 위한 비행시험 데이터는 여러 시험 결과 중 가장 넓은 범위의 운용 영역에서 시험데이터가 획득되었던 날의 데이터를 이용하였다. 시동부터 착륙까지 수행된 비행시험 과정에서 동력터빈 회전수가 98%로 작동하는 비행조건에서의 데이터를 기준으로 비교하였다.

결과를 살펴보면 Fig. 5(a)에서 PLA에 따른 가스발생기 회전수(Ng)의 관계는 비행시험 결과와 천이해석 프로그램의 결과가 잘 일치하고 있으나 Fig. 5(b)의 토크는 상당히 오차가 큰 것을 확인할 수 있다. 천이 해석 프로그램 내에서 토크 값은 연료유량, 동력터빈 회전수, 고도, 비행속도, 대기온도의 함수로 Look-up Table로 내장되어 입력 조건에 맞는 토크 값이 계산되는 알고

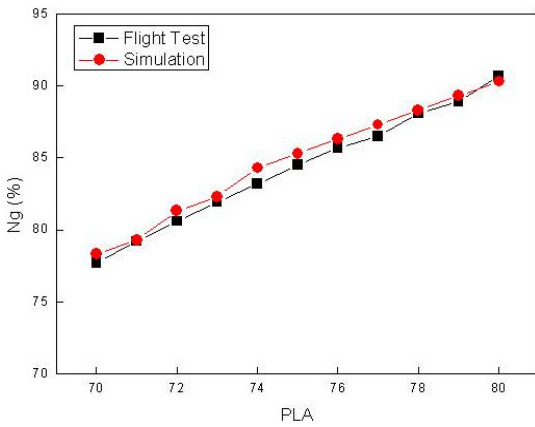
리즘으로 구성되어 있다. 따라서 토크의 Look-up Table 데이터를 비행시험 데이터를 근거로 수정하였으며, Fig. 5(c)는 수정된 프로그램으로 계산한 결과로서 엔진 동력이 비행시험 결과와 잘 일치함을 볼 수 있다.

#### 5. 천이 해석 프로그램 계산 결과

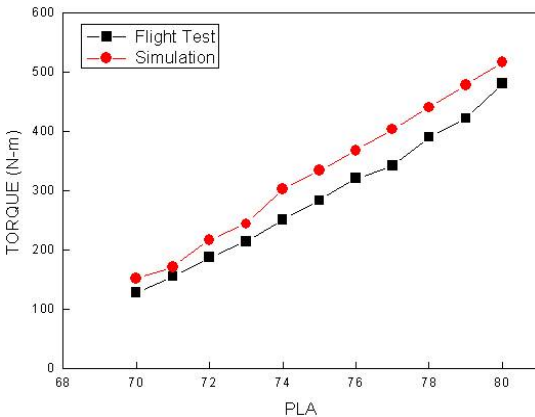
천이 해석 프로그램을 이용하여 성능해석을 수행하고 비행시험 데이터 및 엔진 제작사에서 제공한 정상상태(Steady State) 엔진성능계산 프로그램[6] 결과와 비교하였다.

비행시험은 지상 대기온도가 22℃와 32℃에서 수행되었다. 회전익 모드로 이륙 후 고도 350m 까지 상승하고 속도는 최대 280km/h 까지 비행하였다. 비행속도 100km/h 부터 로터의 틸트가 진행되어 250km/h에서는 완전히 고정익 모드가 된다. 정상상태 엔진성능계산 프로그램과 천이해석 프로그램은 지상정지 조건으로 계산한 것으로 비행시험 조건과 다소 차이가 있으나 고도가 낮고 비행속도도 크지 않아 영향은 미미할 것으로 판단된다. 정상상태 엔진성능계산은 표준대기 조건(15℃)과 Hot day 조건(35℃)에서 계산하였으며, 천이해석 프로그램은 대기온도 32℃의 조건에서 계산한 것으로 Hot day 조건에 가깝다.

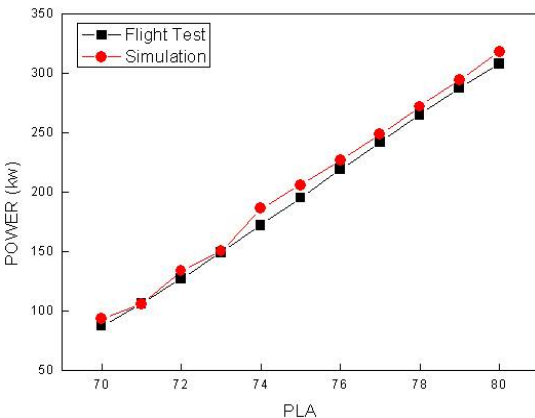
Figure 6(a)는 PLA 변화에 대한 가스발생기 회전수(Ng)의 반응을 비교한 것이다. 비행시험



(a) PLA VS. Gas Generator Speed



(b) PLA VS. Engine Torque



(c) PLA VS. Engine Power

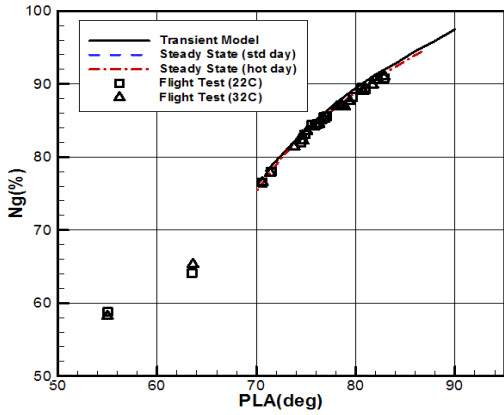
Fig. 5 Comparison of Transient Model Simulation with Flight Test Data

결과에서 PLA가 55도는 엔진 시동, 63도는 Ground Idle 조건이다. PLA가 71도는 Flight Idle 조건으로 비행체는 이륙 직전의 상태이다. 따라서 PLA가 71도 이상 영역에서 정상상태 성능계산 프로그램과 천이해석 프로그램의 계산을 수행하였다. 결과를 보면 천이 해석 프로그램의 계산 결과는 정상상태 해석 결과 및 비행시험데이터와 잘 일치하고 있다. Fig. 6(b),(c),(d)는 가스발생기 회전속도에 대한 동력, 연료 유량, 비연료소모율의 변화를 도시한 것이다. 같은 Ng에 대해서 대기온도가 높을 때 동력은 낮고 비연료소모율은 다소 높다.

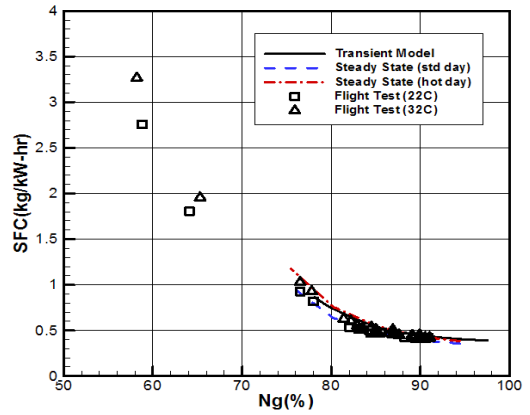
Figure 6(e),(f)는 엔진 동력에 대한 연료유량 및 비연료소모율을 비교하여 도시한 것이다. 엔진 동력 증가에 따라 연료유량은 거의 선형으로 증가하고, 동력 100kW 이하에서는 비연료소모율이 크게 증가함을 보여준다. 다른 결과와 마찬가지로 천이 해석 프로그램의 계산 결과는 정상상태 해석 결과 및 비행시험데이터와 잘 일치하고 있다. 이상과 같이 정상상태 성능해석 프로그램 결과 및 비행시험 데이터와의 비교를 통해 수정된 천이해석 프로그램을 검증하였으며 향후 다양한 비행조건에서 엔진 동적 거동해석에 활용할 것이다.

## 6. 결 론

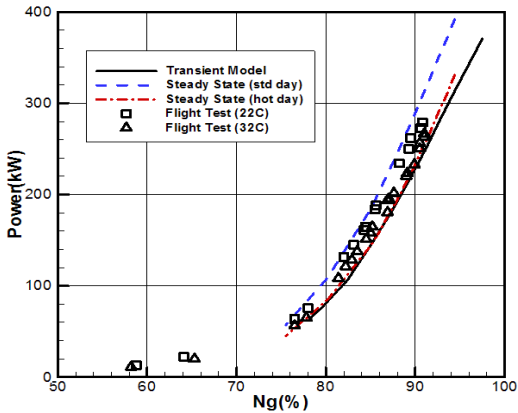
스마트 무인기 엔진의 동적 거동 모사를 위한 천이 해석 프로그램을 분석하고 수정 개발하였다. Look-up Table로 프로그램에 반영된 주요 엔진 성능 데이터를 스마트 무인기의 비행시험 데이터를 활용하여 수정함으로써 프로그램의 신뢰도와 정확도를 확보하였다. 수정된 천이 해석 프로그램을 이용하여 성능해석을 수행하고 비행시험 데이터와 비교한 결과 연료유량, 토크, 동력 등 중요한 성능 변수들의 거동 특성을 잘 모사함을 확인할 수 있었다. 향후 비행시험이 어려운 환경 조건까지 동적 거동 해석을 수행하고 이를 이용한 전자식 제어기 개발에 활용할 수 있을 것으로 판단된다.



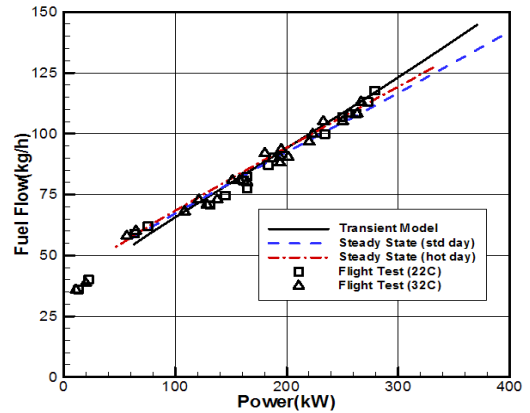
(a) Relationship between PLA and Ng



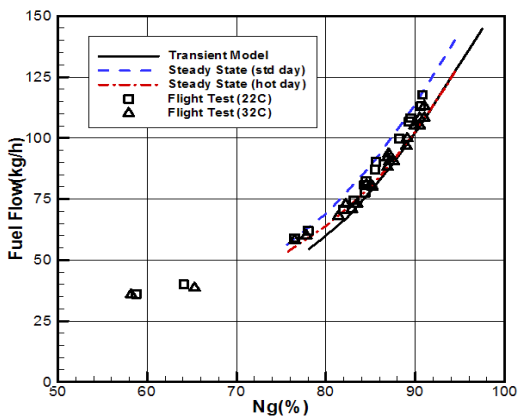
(d) Gas Generator Speed VS. SFC



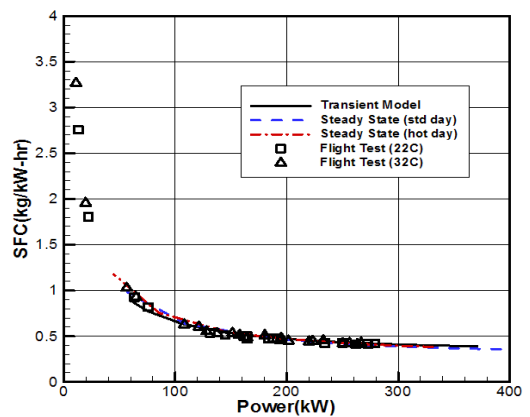
(b) Gas Generator Speed VS. Engine Power



(e) Engine Power VS. Fuel Flow



(c) Gas Generator Speed VS. Fuel Flow



(f) Engine Power VS. SFC

Fig. 6 Comparison of Transient Model with Steady State and Flight Test Data

## 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 수동운용범위 분석," 한국추진공학회지, 제12권, 제4호, 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