

---

# 헬리콥터 시뮬레이터용 엔진 제어 및 성능 모델링 기법 연구

전향식\* · 전대근\* · 최형식\* · 최영규\*\*

Study of Engine Control/Performance Modeling for Helicopter Simulator

Hyang-Sig Jun\* · Dae-Keun Jeon\* · Hyoung-Sik Choi\* · Youngkiu Choi\*\*

---

이 논문은 2007년도 국토해양부 항공선진화사업 “훈련용 헬기 시뮬레이터 개발”에 의해 지원받았음

---

## 요 약

헬리콥터 시뮬레이터용 엔진 제어/성능 모델은 비행 성능과 조종성에 직접적인 영향을 주는 핵심 모델 중 하나로서, 헬리콥터 엔진 설계/제작사로부터 원천 및 모델을 확보하여 개발하는 것이 일반적이다. 본 연구에서는 통상적인 개발 방법을 따르지 않고, 가용한 자원을 활용하여 기본 모델을 구성하고 이를 지상/비행시험 결과와 비교 튜닝하여 검증하는 방법을 채택하였다. 대상 헬리콥터인 KA-32T의 장착 엔진인 TB3-117 엔진의 엔진 제어 모델을 위해 TB3-117 정비교범에 기술되어 있는 엔진의 기능을 검토하여, 모의 대상 요소를 분류한 후 모델링을 수행하였다. 엔진 성능 모델은 Piece-wise Linear Model 방법을 사용하였으며, TB3-117 정비 교범에 포함된 엔진 성능 데이터를 활용하여 정상상태 엔진 성능 테이블을 구축한 후 이를 변환 함수를 기반으로 한 동적 모델에 통합하였다. 개발된 엔진 제어 모델 및 성능 모델은 지상/비행 시험 결과와 비교 튜닝하여, 개발 모델이 FAA AC120-63 규격에 적합한 충실도를 보유함을 검증하였다.

## ABSTRACT

Engine control/performance model for helicopter simulator is one of the most important models which affect flight performance and handling quality. It is typical to develop the model based on the raw data and models from the engine designers/manufacturers. The approaches in this study were to develop the basic model based on the available resources and to tune and verify it based on the ground/flight test results. The maintenance manuals of TB3-117 which is installed in KA-32T were reviewed and the components to be simulated for the engine control model were categorized and modeled. Piece-wise linear modeling method was used for the engine performance model. The engine performance data in the engine maintenance manuals were incorporated into the engine steady state performance tables, which were incorporated with the transfer functions for the dynamic performance. Engine control/performance model was compared and tuned with the ground/flight test results. It was verified that the fidelity of the model was within the tolerances in FAA AC120-63.

## 키워드

시뮬레이터, 엔진, 제어, 성능, 변환 함수, 모델

---

\* 한국항공우주연구원

\*\* 부산대학교

## I. 서 론

항공기 비행 시뮬레이터는 비행 중 항공기의 거동을 지상에서 재현하는 것을 목적으로 하며, 엔지니어링 시뮬레이터와 같이 연구 목적의 도구로서 뿐만 아니라 조종사 훈련용 시뮬레이터와 같이 훈련 목적으로도 사용된다.[1] 이 중 조종사 훈련용 비행 시뮬레이터는 조종사 훈련 효과를 극대화하기 위해 조종사가 실제 항공기에 탑승할 때와 유사한 비행 성능(Performance) 및 조종성(Handling Quality)을 모의하여야 하며, 조종사 정상/비정상 절차 훈련에 필요한 각종 시스템을 모의하여야 한다. 엔진 모델은 훈련용 비행 시뮬레이터를 구성하는 핵심 모델 중 하나로서, 비행 성능과 조종성에 직접적인 영향을 주는 엔진 제어 및 성능 모의뿐만 아니라 엔진 시동/정지를 포함하는 절차 훈련에 필요한 엔진 관련 시스템 모의를 담당한다.

본 논문에서는 러시아가 제작하여 국내 운용 중인 KA-32T 동축 반전 헬리콥터의 엔진인 TB3-117을 대상으로, 시뮬레이터용 엔진 제어 및 성능 모델을 개발하기 위한 방법을 제시하고, 상세 모델링 결과를 정리하였다. 모델링 결과는 2007년 8월 한국항공우주연구원 주관 하에 수행한 KA-32T 지상/비행 시험의 결과 데이터와 비교하여 그 충실도를 검증하였다.

## II. 본 론

### 2-1 엔진 모델 개발 방법

KA-32T 헬리콥터는 두 개의 TB3-117엔진을 장착하고 있다. 시뮬레이터용 엔진 모델 개발 방법으로는, 헬리콥터 설계/제작사로부터 엔진 제어 및 성능 관련 원천 자료를 입수하여 이를 모델화하는 방법이 일반적이지만, 본 연구에서는 헬리콥터 비행 교범 및 엔진 정비 교범 등 가용한 범위 내의 모든 자료를 활용하여 기본 모델을 구성한 이후, 이를 지상/비행 시험 결과와 비교하여 보완 검증하는 방법을 사용하였다.

TB3-117 엔진은 EACS (Engine Automatic Control System)를 포함한 터보 샤프트 엔진이므로, 엔진 모델은 EACS를 모의하는 엔진 제어 모델과 터보 샤프트 엔진의 성능을 모의하는 엔진 성능 모델로 구분하여 모델링할 수 있다.

헬기의 성능에 직접적인 영향을 주는 엔진 성능 모델 개발을 위해 전형적인 가스터빈 엔진 모델링 방법을 사용하였다. 비행 시뮬레이터와 같은 실시간 시뮬레이션에 사용되는 가스 터빈 엔진 모델링 방법으로는 Aerothermodynamic Model, Piece-wise Linear Model, Transfer Function Model 등을 들 수 있는데[2], 본 연구에서는 Piece-wise Linear Model을 사용하였다.

Piece-wise Linear Model은 전통적인 선형동역학 이론을 확장한 것으로서 상태변수, 입력변수, 출력변수를 사용해 모델링하는 방법이다. 이는 KA-32T와 같이 헬리콥터의 설계/제작사 또는 엔진 제작사로부터 원천 데이터를 제공받기 힘들지만, 엔진 정비교범 등으로부터 엔진 기능과 관련된 일반적인 설명, 정상상태에서의 엔진 성능 데이터를 확보할 수 있는 경우에 사용하기 적절한 방법이다.

엔진 모델링을 위한 툴로는 헬기 동역학 툴인 Flightlab[3]의 내장 소프트웨어인 CSGE (Control System Graphical Editor)를 사용하였다. CSGE는 Matlab/Simulink와 유사한 환경으로서 엔진 제어 모델과 같은 제어 로직 개발이 용이할 뿐 아니라, KA-32T 비행 시뮬레이션 모델 구성의 기본 툴로 사용[4]되고 있는 Flightlab에 별다른 작업 없이 통합할 수 있다는 장점이 있다.

### 2-2 엔진 제어 모델

연료 제어 모델은 KA-32T 장착엔진인 TB3-117의 EACS를 모의하는 것으로서, EACS의 기능에 대해 상세히 기술하고 있는 엔진정비교범[5][6][7]을 기준으로 하여 모델링하였다. 모델링에 앞서 먼저 EACS의 기능들을 분류하고, 모델링되어야 할 요소들을 선정하였으며, 단순 기계적 기능 모사에 해당되는 내용은 모델링에서 제외하였다.

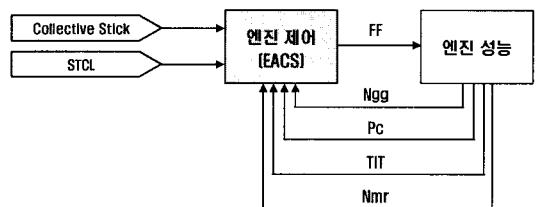


그림 1. EACS의 주 기능  
Fig. 1. Main Functions of EACS

그림 1은 엔진 제어 모델과 엔진 성능 모델의 관계를 나타내는 것으로서, 엔진 제어 모델은 콜렉티브 위치, 쓰로틀 레버를 입력으로 하고, 엔진 성능 모델에서 계산된 가스발생기 속도(Ngg), 엔진 압축기 압력(Pc), 터빈 입구 온도(TIT), 로터 속도(Nmr) 등을 피드백 받아 최종적으로 엔진에 공급되어야 할 필요 연료 유량(FF)을 계산하여 엔진 성능 모델에 제공하는 역할을 수행한다.

그림 2는 EACS의 주 구성 요소를 보여준다. EACS의 구성 요소 중 연료 불순물 제거, 연료 압력 저하시 압력 증가 기능을 수행하는 Low Pressure Fuel System, 잉여 연료 제거를 위한 Drains System, 그 외 Piping 등은 단순 기계적인 기능에 불과하므로 모의에서 제외하였다. 그림에서 Main Fuel System으로 표현된 부분은 EACS의 주 구성 시스템으로서 파워 조건에 따른 필요 연료 유량은 기본적으로 여기서 결정된다. TIT Limiting System 및 Engine Power Condition Limiting System은 시스템의 제한기로서만 작동한다.

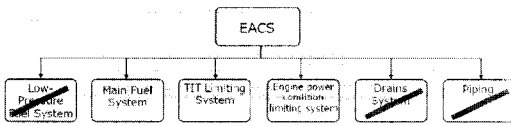


그림 2. EACS의 주 구성 요소  
Fig. 2. Main Components of EACS

EACS의 요소 중 하나인 Main Fuel System에 대해서는, 그림 3에서와 같이 기계적 성격을 띠는 요소들을 제외한, Fuel Control Unit, Hydraulic Power Cylinder 만을 모의 대상으로 선정하였다.

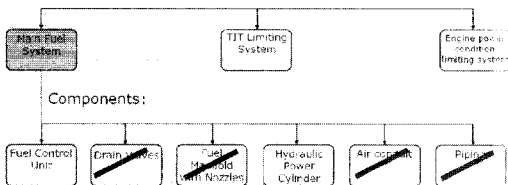


그림 3. Main Fuel System의 주 구성 요소  
Fig. 3. Main Components of Main Fuel System

이상의 과정을 거쳐서 분류/정리된 엔진 제어 모델의 세부 모델을 요약하면 표 1과 같다.

표 1. 엔진 제어 모델 구성  
Table 1. Components of Engine Control Model

모델		비고
Main Fuel System	Fuel Control Unit	연료 제어기 (표 2참조)
	Hydraulic Power Cylinder	블리드 에어 밸브 제어
TIT Limiting System		터빈 흡입구 온도 자동 제어
Engine Power Condition Limiting System		엔진 흡입구 온도, 압력을 근거로 로터 최대 속도 제어 (EEG)

여기서 Fuel Control Unit (연료 제어기)은 엔진 제어 모델의 핵심으로서, 표 2에서 설명된 각종 조정기/제어기를 포함하며, 표에 기술된 세 가지 다른 엔진 상태 조건에서 작동한다.

표 2. 연료 제어기 구성 요소  
Table 2. Components of Fuel Control Unit

엔진 상태	구성 요소	비고
엔진 시동	Auto Start Control Unit (사동 시동 제어기)	시동 사이클의 초기 단계에서 엔진으로 공급되는 연료 제어
정상 상태	Main Rotor Speed Gvnr. (주 로터 속도 조정기)	주 로터 RPM이 유지되도록 연료 제어
	Gas Generator Speed Gvnr. (가스발생기 속도 조정기)	Idle, 최대 파워 조건에서 가스발생기 속도 유지하도록 연료 제어
	Temperature Corrector (온도 보정기)	온도에 무관하게 동일과워 유지하도록 가스발생기 속도 조정기 보정
전환 상태	Power Synchronizer (파워 동기기)	압축기 압력을 동등하게 유지하여 두 개 엔진 파워를 동일하게 유지
	Accel. Time Control Unit (가속 시간 제어기)	가속과 같은 파워 조건 변경 시 연료 유량 제어

이상의 과정을 거쳐 구성된 엔진 제어 모델의 Top Level 구성도는 그림 4와 같다. 그림으로부터, 엔진 제어 모델은 엔진 시동/정상/전환 상태에서 엔진 연료를 제어하는 연료 제어기(Fuel Control Unit), 로터 최대 속도 제어를 위한 엔진 전자 조정기(EEG), 터빈 흡입구 온도 제어기(TIT Limiting System)로 구성되어, 최종적으로 연료 유량(FF)을 출력으로 제공하고 있음을 볼 수 있다.

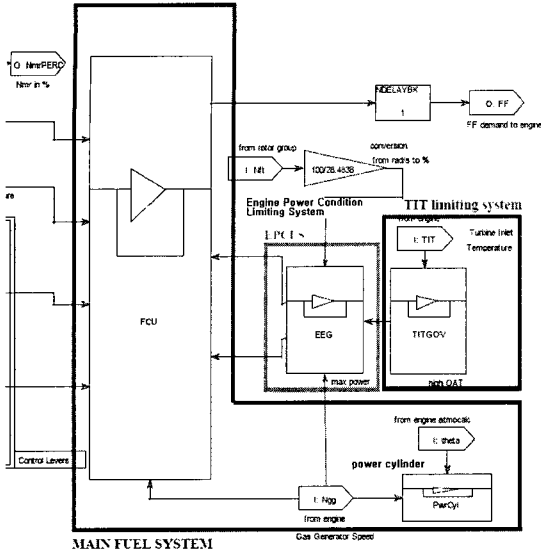


그림 4. 엔진 제어 모델  
Fig. 4. Engine Control Model

그림 5는 연료 제어기 (FCU) 내에 포함된 각종 조종기 /제어기 중 하나인 주 로터 속도 조정기 (Main Rotor Speed Governor)의 구성 예를 보여준다.

주 로터 속도 조정기는 그림에서 보는 바와 같이 TVCL(Throttle Valve Control Lever)가 AUTO 파워에서 부터 최대 파워가 될 때까지의 영역에서 주 로터에 걸리

는 부하에 관계 없이 주 로터 속도가 일정하게 유지되도록 연료 소모율을 제어하는 역할을 수행한다.

### 2-3 엔진 성능 모델

엔진 성능 모델은 Lookup Table을 활용한 Piece-wise Linear 모델로서, 가스발생기 속도를 기본 입력으로 하여 엔진 압축기 압력, 터빈 입구 온도, 로터 속도, 토크 등을 계산하도록 구성하였다. 주 입력 값인 가스발생기 속도는 연료 제어 모델에서 생성된 필요 연료 유량에 1차 변환 함수를 적용하여 계산하였다..

Piece-wise Linear 모델 구성을 위해서는 각종 정상상태 엔진 테이블이 필요한데, 이를 위해 엔진 정비 교범의 데이터를 사용하였다. 엔진 정비 교범에 포함된 엔진 데이터로는 해수면 최대파워 기준, 속도에 따른 성능 데이터, 고 파워 조건에서 가스발생기 속도에 따른 연료소모율, 파워, 가스 온도 등이 있는데, 이들을 이용하여, 가스 발생기 속도를 입력으로 하는 정상상태 엔진 테이블을 구축하였다.

그림 6은 가스발생기 속도에 따른 파워, 연료소모율 관련 테이블 생성 예를 보여준다. 즉, 가스발생기 속도 (Ngg)에 따른 비연료소모율(Specific Fuel Consumption) 및 파워(Horse Power) 데이터로부터 가스발생기 속도를 입력으로 한, 파워 및 연료소모율 (비연료소모율 × 파워) 테이블을 생성하였다.

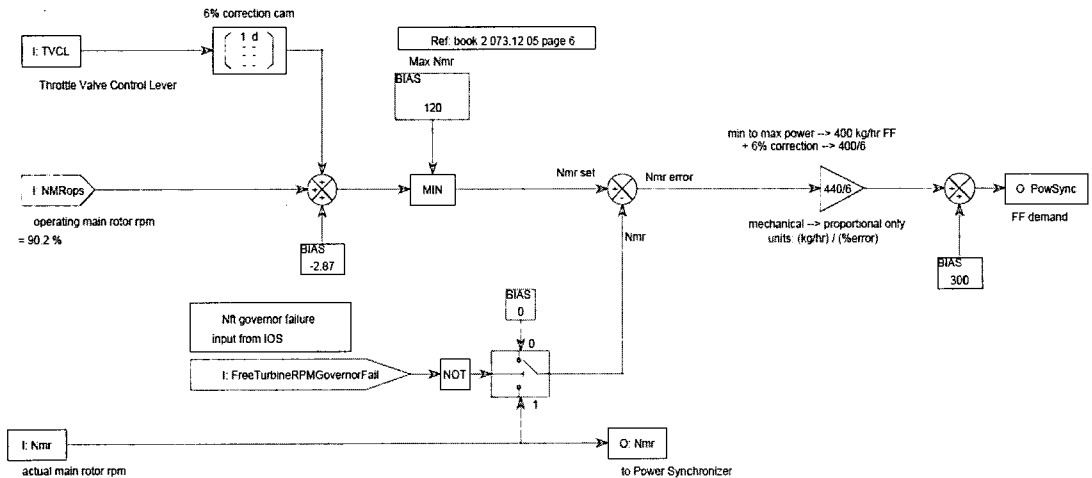


그림 5. 주 로터 속도 조정기  
Fig. 5. Main Rotor Speed Governor

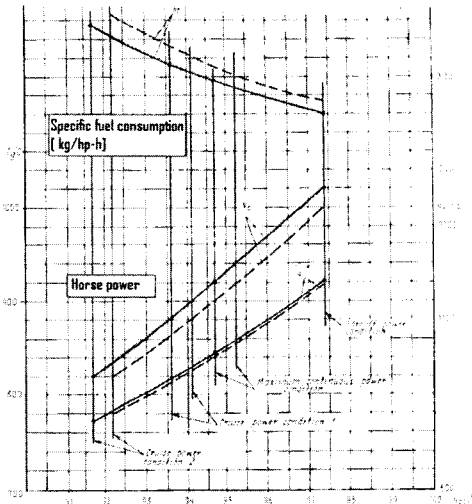


그림 6. 가스발생기속도 vs. 엔진성능  
Fig. 6. Gas Generator Speed vs. Engine Perf.

그림 7은 이상의 과정을 거쳐 생성된 엔진 성능 모델의 Top Level 구성도를 보여 준다. 그림에서와 같이 엔진 물성치 계산의 기본 입력 값으로는 가스발생기 속도를 사용하였다.

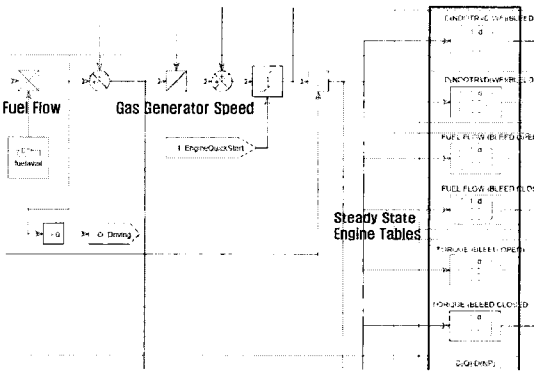


그림 7. 엔진 성능 모델  
Fig. 7. Engine Performance Model

2-4 모델 검증

엔진 제어 모델과 엔진 성능 모델을 통합하여 모델의 적절성 여부 판단을 위해 비교 튜닝 및 검증 작업을 수행하였다.

그림 8은 엔진 제어 모델 적용에 따른 각종 조정기/제어기에 대한 시험 결과이다. 그림에서 보는 바와 같이 자

동 시동 제어기(Auto Starting Control Unit)에 의해 엔진 시동 되는 구간 (50 ~ 75초), Idle 조건 및 파워 증가 조건에서 가스발생기 조정기(Ngg Governor)에 의해 가스발생기 속도가 제한되는 구간 (75초 ~ 210초), 주 로터 속도조정기(Nmr Governor) 작동 구간 (210 ~ 310초), 최대 파워 조건에서 엔진 전자 조정기 (EEG)가 주 로터 속도 조정기로부터 제어권을 넘겨 받는 구간 (310초 이후)을 확인할 수 있다.

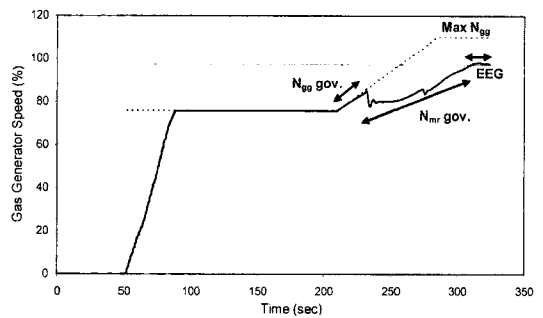


그림 8. 엔진 제어 모델 시험 결과  
Fig 8. Test Results of Engine Control Model

그림 9는 엔진 시험 결과를 활용한 엔진 시동 및 정지 관련 검증 결과이다. 그림에서 "From Movie"로 표기된 부분은 KA-32T 장착 엔진 TB3-117의 지상 시험(그림 10) 과정을 동영상으로 촬영하여 데이터화한 것으로서, 시뮬레이션 결과("Sim")과 일치하는 결과를 보이고 있음을 확인할 수 있다.

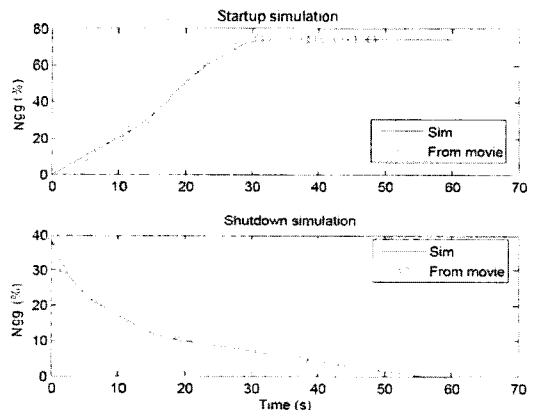


그림 9. 엔진 시동/정지 시험 결과  
Fig. 9. Engine Startup/Shutdown Test Results

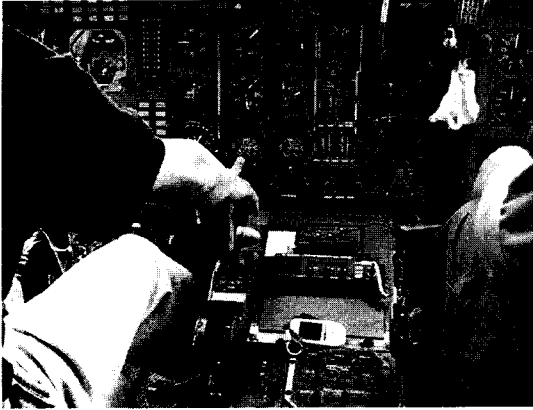


그림 10. 엔진 지상 작동 시험  
Fig. 10. Engine Ground Test

엔진 시험 결과를 활용한 1차 검증 이후에는, KA-32T를 대상으로 비행 시험 계측 장비를 장착한 이후 본격적으로 수행된 비행시험의 결과를 이용하여 검증을 수행하였다.

그림 11~13은 엔진 시동 시의 엔진 가스 발생기 속도, 헬리콥터 주 로터 속도, 엔진 가스 온도 모의 결과를 비행시험 데이터와 비교한 그림으로서, 민간 헬리콥터 검증 시험의 기준 문서로 사용되는 미 연방항공국(FAA, Federal Aviation Administration) AC120-63[8]이 규정하는 허용 오차(가스 발생기 속도  $\pm 5\%$ , 주 로터 속도  $\pm 3\%$ , 엔진 터빈 가스  $\pm 5\%$ )를 만족하는 결과를 얻었다.

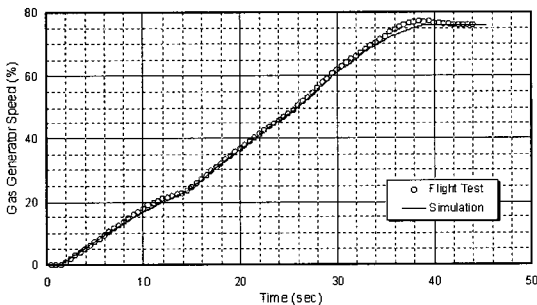


그림 11. 시동 시 엔진 가스 발생기 속도 비교  
Fig. 11. Engine Gas Generator Speed During Startup

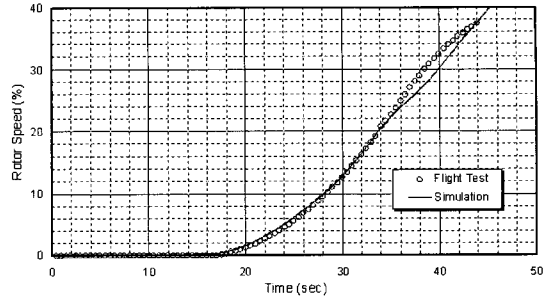


그림 12. 시동 시 주 로터 속도 비교  
Fig. 12. Main Rotor Speed During Startup

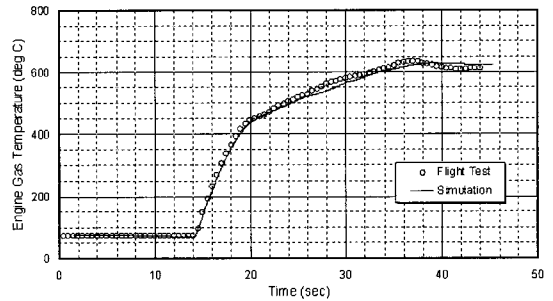


그림 13. 시동 시 엔진 가스 온도 비교  
Fig. 13. Engine Gas Temperature During Startup

그림 14~15는 엔진 및 로터 속도 조정기 관련 시험 결과로서, 그림 14에서와 같이 콜렉티브를 급격히 조작하였을 시에도, 로터 속도가 유지 되고 있음을 확인할 수 있다. 비행시험 데이터와의 비교 결과 역시 AC120-63의 허용 오차인  $\pm 1.5\%$  범위 내에 있음도 확인하였다.

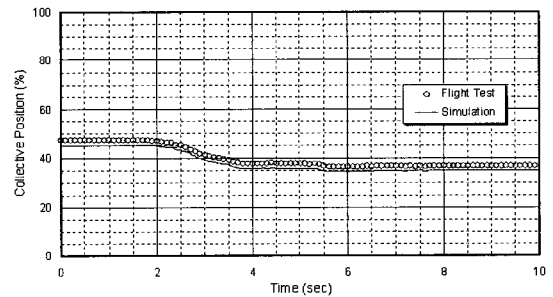


그림 14. 콜렉티브 입력  
Fig. 14. Collective Input

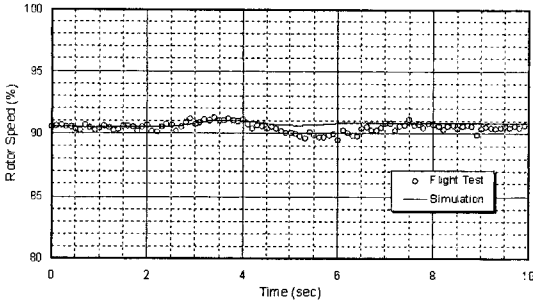


그림 15. 콜렉티브 조작시 주 로터 속도 비교  
Fig. 15. Main Rotor Speed for Collective Input

### III. 결 론

KA-32T 시뮬레이터용 엔진 제어 모델 및 엔진 성능 모델을 개발하였다.

KA-32T 장착엔진인 TB3-117 엔진의 엔진 제어 모델을 위해 정비교범에 기술되어 있는 TB3-117의 기능을 검토하여, 모의 대상 요소를 분류한 후 모델링을 수행하였다.

엔진 성능 모델은 Piece-wise Linear Model 방법을 사용하였으며, 엔진 정비 교범에 포함된 엔진 성능 데이터를 활용하여 정상상태 엔진 성능 테이블을 구축한 후 이를 변환 함수를 기반으로 한 동적 모델에 통합하였다.

개발된 엔진 모델은 지상시험 및 비행시험 수행 후 시험 데이터와 비교 시험 평가 및 튜닝 과정을 거쳐 충실도를 검증하였으며, 최종 시뮬레이터에 통합하였다.

본 연구를 통해 획득된 엔진 제어 및 성능 모델 기법은 향후 다른 엔진 모델 개발에도 적극 활용될 수 있으리라 판단된다.

### 감사의 글

본 연구는 국토해양부 항공선진화 연구개발사업의 연구비 지원(훈련용 헬기 시뮬레이터 개발)에 의해 수행되었습니다.

### 참고문헌

- [1] J. M. Rolfe and K. J. Staples, Flight Simulation, Cambridge Univ. Press, 1986.
- [2] "Real-Time Modeling Methods for Gas Turbine Engine Performance," Society of Automotive Engineers, Inc., AIR4548, July 2001
- [3] "FLIGHTLAB Theory Manual," Advanced Rotorcraft Technology, Inc., 2003
- [4] 전대근, 최형식, 김철완, 전향식, "KA-32 실시간 비행 시뮬레이션 모델 개발," 한국항공우주학회 춘계 학술대회, 2007
- [5] "TB3-117 Engine Maintenance Manual Book 1," KA-EN-M101, Kamov Company
- [6] "TB3-117 Engine Maintenance Manual Book 2," KA-EN-M102, Kamov Company
- [7] "TB3-117 Engine Maintenance Manual Book 3," KA-EN-M103, Kamov Company
- [8] "Helicopter Simulator Qualification," AC 120-63, Federal Aviation Administration, 1994

### 저자소개

#### 전향식 (田香植)



1988년 부산대학교 전기공학과 졸업.  
1992년 동 대학원 전기공학과 졸업 (석사).  
1999년 동 대학원 전기공학 박사 수료.

1991~1999년 대우중공업.  
1999~2003년 한국항공우주산업.  
2004~현재 한국항공우주연구원

#### 전대근 (田大根)



1993년 서울대학교 항공우주공학과 졸업.  
1995년 동 대학원 항공우주공학과 졸업(석사).

1995~1999년 삼성항공.  
1999~2000년 한국항공우주산업.  
2000~2005년 도담시스템스.  
2005~현재 한국항공우주연구원



최 형 식 (崔亨植)

2000년 울산대학교 항공우주공학과  
졸업.

2002년 동 대학원 항공우주공학과  
졸업(석사).

2002 ~ 현재 한국항공우주연구원



최 영 규 (崔榮奎)

1980년 서울대학교 전기공학과 졸업.

1982년 한국과학기술원 전기 및  
전자공학과 졸업(석사).

1987년 동 대학원 전기 및  
전자공학과 졸업(공학박사)

1990 ~ 1991년 CALTECH Visiting Scholar.

1998 ~ 1999년 Univ. of Southwestern Louisiana Visiting  
Professor. 현재 부산대학교 전자전기통신공학부  
교수