

# SIMULINK를 이용한 헬리콥터 추진시스템의 성능해석에 관한 연구

공창덕\* · 기자영\*\* · 고성희\*\*\* · 김재환\*\*\*\*

## A Study on Performance Analysis of a Helicopter Propulsion System Using SIMULINK

Chang-Duk Kong\* · Ja-Young Ki\*\* · Seong-Hee Kho\*\*\* · Jaehwan Kim\*\*\*\*

### ABSTRACT

In this study a turboshaft engine for a helicopter propulsion system was modeled using SIMULINK and the components' maps were generated from the limited performance deck data provided by engine supplier using a hybrid method with the genetic algorithms and the system identification method.

In order to verify the SIMULINK performance model and the component maps generated by the hybrid method, the steady-state performance analysis results were compared with the performance data provided by engine manufacturer. In this investigation, it was confirmed that the analysis results by the proposed model are closely met with those by engine manufacturer's data.

### 초 록

본 연구에서는 SIMULINK를 이용하여 헬리콥터 추진시스템인 터보축 엔진의 성능모델링을 수행하였고 정확한 성능모델링을 위해 실제 엔진의 성능을 반영할 수 있는 구성품 성능도를 제작사에서 제공된 제한된 성능데이터로부터 유전알고리즘과 시스템 식별을 이용하여 새로이 생성하였다.

제작사에서 제공한 성능데이터와의 비교를 통해 개발한 프로그램의 신뢰성을 검증하였다.

Key Words : Uninstalled(비장착), Performance Analysis(성능해석), Component Map(구성품성능도), Performance Modelling(성능모델링)

† 2007년 12월 12일 접수 ~ 2008년 2월 11일 심사완료

\* 종신회원, 조선대학교 항공우주공학과

\*\* 정회원, (주)이지가스터빈 R&D

\*\*\* 정회원, 조선대학교 항공우주공학과 대학원

\*\*\*\* 정회원, 한국항공우주연구원 엔진팀(KHP)

연락처, E-mail: young@ezgtc.com

### 1. 서 론

헬리콥터는 주로 지상 2km 이내에서 운용되

며 항공기와는 달리 정해진 활주로 이외의 산간 지역, 일반 임야에서도 이착륙이 이루어진다. 저고도에서의 운행과 활주로 이외에서의 이착륙 등은 많은 모래, 먼지의 흡입이 발생하며 특히 이착륙시의 로터 회전으로 인해 발생하는 유해 입자의 양은 매우 많다. 또한 저고도에서 운행됨에 따라 눈, 호우, 진눈깨비 등의 기상변화에도 유연하게 대처할 수 있어야 한다.

헬리콥터 추진시스템은 운용환경이 열악함에 따라 보다 쉽게 손상을 입을 수 있으며 이에 따른 성능저하는 헬리콥터 전체의 신뢰성과 유용성을 감소시킬 수 있다. 예를 들어 압축기블레이드에 오염이 발생하여 3%의 유량감소와 1%의 효율이 감소하게 되면 약 4.9%의 추력 감소와 1.47%의 비연료소모율 증가를 가져오게 된다. 또한 터빈의 부식은 효율 감소와 함께 블레이드의 내구성을 저하시키는 원인이 되고 부품의 마모는 효율 감소 등 성능저하뿐 아니라 항공기 전체의 안정성과 신뢰성을 감소시키게 된다 [1][2][3]. 따라서 헬리콥터가 최적의 상태에서 운용될 수 있도록 하기 위해서는 정확한 성능 모델링을 기반으로 하는 엔진 상태감시를 통해 엔진의 현재 운용 상태와 추후 변화될 성능을 예측할 수 있어야 한다.

본 연구에서는 엔진 진단 시스템의 개발에 앞서 SIMULINK를 이용하여 추진시스템의 성능 모델링을 수행하고 비장착 조건에서의 성능해석을 수행했다. 정확한 모델링을 위해서는 실제 엔진의 성능을 반영할 수 있는 구성품 성능도의 확보가 필수적이어서 이에 대한 독자적인 연구를 수행하였으며 사용자 친화적인 모델링을 위해 GUI(Graphical User Interface) 기반의 SIMULINK를 이용하여 구성품별로 열역학적 모델링을 수행하였다[4]. 또한 제작사에서 제공한 성능데이터와의 비교를 통해 개발한 프로그램의 신뢰성을 검증하였다.

2. 추진시스템 개요

연구대상 엔진은 Fig. 1과 같이 1단 원심, 5단 축류 압축기, 환형 기화식 연소기, 2단 축류 가스발생기 터빈, 분리 축 2단 축류 동력 터빈 등으로 구성되어 있다. 동력축은 가스발생기 터빈과 동축이며 엔진 전면에 연결되어 로터 블레이드를 회전시켜 동력을 얻는다.

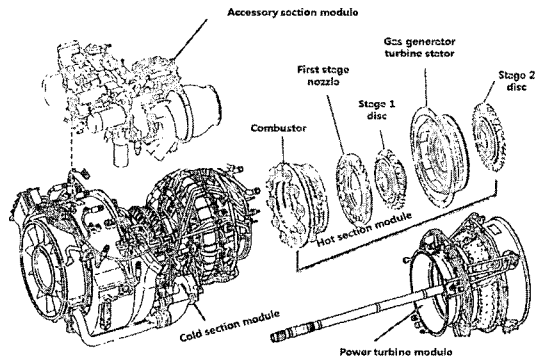


Fig. 1 Configurations for the study engine

연구대상 엔진의 지상정지 표준대기 상태에서의 설계점 주요 성능은 Table 1과 같다.

Table 1. Design point performance of the study engine

운용조건	S/L, Static Standard
공기유량 (kg/s)	4.66
압축기 압력비	18
압축기 터빈 출구 온도 (K)	1,129
배기가스 온도 (K)	895
출력 (kW)	1,409
비연료소모율 (kg/kW/hr)	0.2811
가스발생기 회전수 (RPM)	44,182 (98.84%)

3. 주요 구성품 성능도 식별

제작사로부터 실제 엔진의 성능도를 획득할 수 없는 경우 일반적으로 이용되는 방법은 제작

사에서 제공하는 설계점 데이터를 기준으로 알려진 유사 엔진의 성능도를 축척하여 사용하는 것이다. 그러나 이 방법은 설계점 부근에서는 비교적 실제 엔진의 성능에 근접한 결과를 보이지만 탈 설계 영역 즉 부분부하로 갈수록 오차가 커지는 문제를 가지고 있다.

추진시스템 성능모델링에 앞서 성능해석에 필수적인 주요 구성품 (압축기, 압축기 터빈, 동력 터빈)의 성능도를 식별하는 연구를 수행하였다. 본 연구에서는 알려진 제작사에서 제공하는 실제 엔진의 성능데이터로부터 역으로 성능도를 식별해내는 방법이 연구되었는데 그동안 본 연구팀에서 제안했던 시스템 식별 방법과 유전알고리즘을 Hybrid로 적용하는 방안이 제시되었으며 그 방법은 Fig. 2와 같다[5].

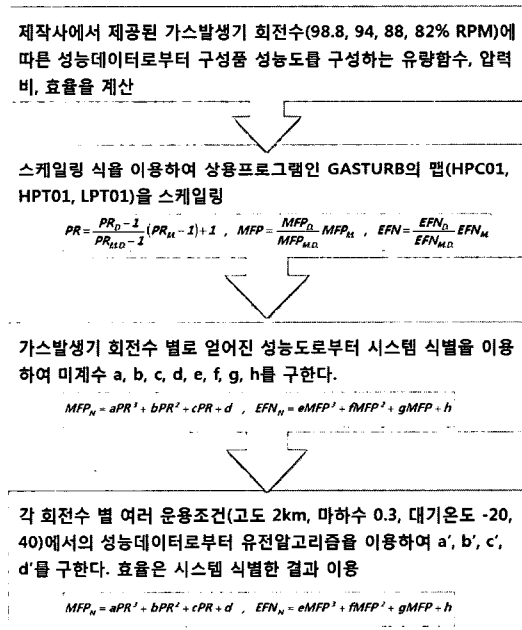


Fig. 2 A Flow chart of component maps generation by hybrid method

이와 같은 방법으로 생성한 각 구성품의 성능도를 Fig. 3, 4, 5에 나타내었고[6], 추진시스템 성능 모델링에 사용하여 성능해석을 수행하였다.

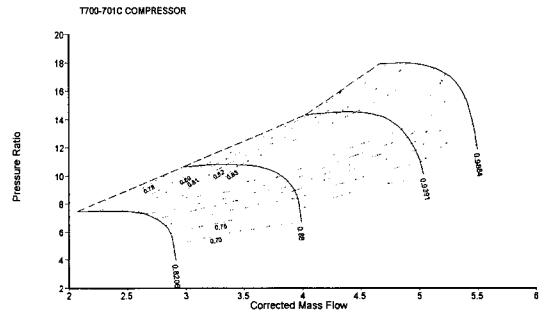


Fig. 3 Generated compressor map by hybrid method

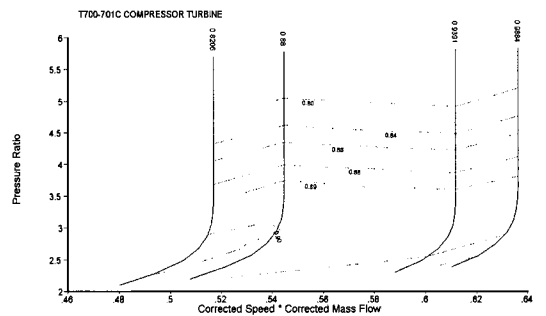


Fig. 4 Generated compressor turbine map by hybrid method

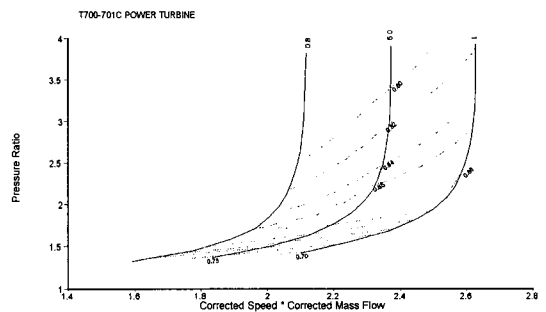


Fig. 5 Generated power turbine map by hybrid method

#### 4. 추진시스템 성능 모델링

본 연구에서는 SIMULINK를 이용하여 Fig. 6과 같이 추진시스템을 모델링하였다. SIMULINK는 사용자 친화적인 GUI 환경을 제공하며 다양한 수학적 계산 알고리즘을 m-file로 제공한다.

모델링은 흡입구, 압축기, 연소기, 압축기 터빈, 동력 터빈 등 각 구성품 별로 수행하고 동축으로 연결된 압축기-터빈의 일과 전 구성품을 통과하는 유량은 같다는 정상상태 성능해석의 기본 조건을 만족하도록 알고리즘을 설계하였다. 또한 압축기, 압축기 터빈, 동력 터빈에는 시스템 식별 방법과 유전알고리즘을 적용하여 구한 성능도를 데이터화하여 프로그램에 추가하였다.

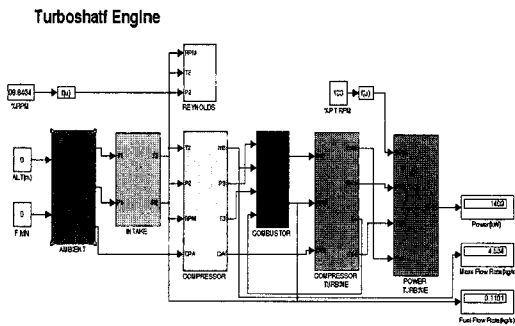


Fig. 6 SIMULINK model of turboshaft engine

성능모델링은 Fig. 6에서와 같이 각 구성품 별로 각각의 서브시스템으로 구성되어 있으며 다음은 주요 서브시스템의 내부 구성을 보여준다.

Figure 7은 대기조건 서브시스템으로서 입력 변수인 가스발생기 회전수, 고도, 비행속도 데이터로부터 비행 대기상태를 계산한다.

AMBIENT CONDITIONS

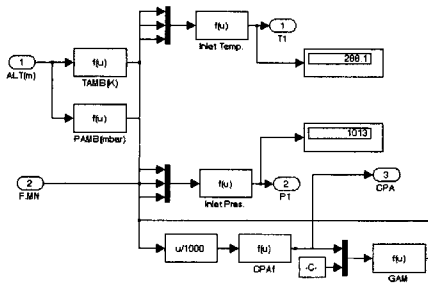


Fig. 7 A subsystem for ambient conditions

Figure 8은 입력된 가스발생기 회전수와 BETA 값으로부터 유량함수, 압력비, 효율을 압축기 성능도에서 구해 압축기 출구 유량(M3), 온도(T3), 압력(P3), 일(CW)을 계산한다. 여기에서 BETA는 성능도에서 데이터를 쉽게 가져오기 위한 임의의 값이다.

COMPRESSOR

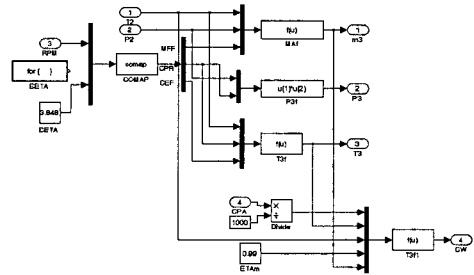


Fig. 8 A subsystem for compressor

Figure 9는 압축기 출구 온도, 압력, 유량과 압축기 터빈 성능도에서 구한 압축기 터빈 입구 온도(T4)로부터 연공비(FAR), 연료 유량(MF), 연소기 출구 압력(P4)을 계산한다.

COMBUSTOR

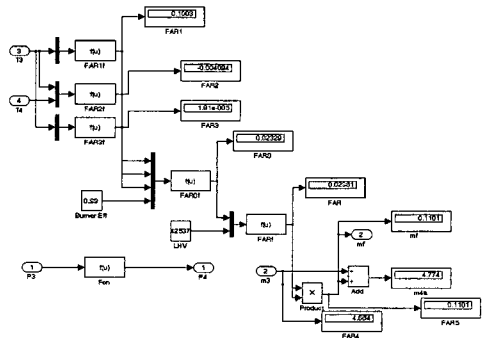


Fig. 9 A subsystem for combustor

Figure 10은 입력된 가스발생기 회전수와 BETA 값으로부터 유량함수, 압력비, 효율을 압축기 터빈 성능도에서 구해 압축기 터빈 출구 유량(M44), 온도(T44), 압력(P44), 일(CTW)을 계산한다.

COMPRESSOR TURBINE

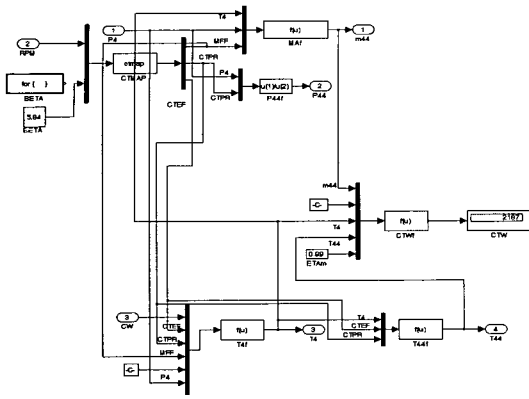


Fig. 10 A subsystem for compressor turbine

Figure 11은 동력 터빈 회전수와 BETA 값으로부터 동력 터빈의 유량함수, 압력비, 효율을 구하고 열역학적 관계식을 통해 출력(SHP), 온도(T5), 압력(P5) 등 엔진 성능을 계산하여 출력한다.

POWER TURBINE

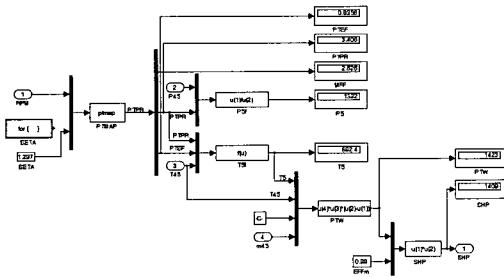


Fig. 11 A subsystem for power turbine

### 5. 성능 모델링 신뢰도 검증

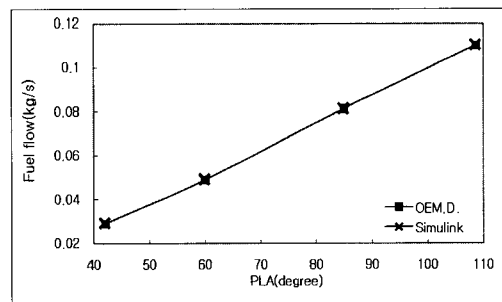
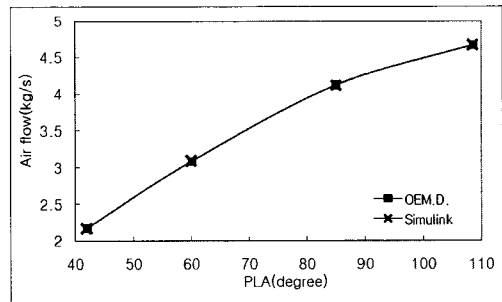
SIMULINK로 수행한 비장착 정상상태 성능해석을 위한 추진시스템의 성능 모델링과 알고리즘을 검증하기 위하여 Table 2와 같은 조건에서 성능해석을 수행하고, 그 결과를 제작사에서 제공한 성능데이터와 비교하였다.

Table 2. Conditions of uninstalled performance analysis

해석변수	해석조건	운용조건
PLA(Power Lever Angle)	42°, 60°, 85°, 108.6° (82%, 88%, 94%, 98.84%rpm)	S/L Static STD
고도 (km)	0, 0.5, 1.0, 1.5, 2.0	94% RPM, Static, STD
비행 마하 수	0, 0.1, 0.2, 0.3	94% RPM, 1.5km, STD

Figure 12, 13, 14는 공기유량, 연료유량, 출력의 해석 결과를 비교한 것이다. 비교 변수를 3개로 선정한 것은 제작사에서 제공하는 데이터가 매우 한정되어 있기 때문이다.

Figure 12는 지상정지 표준대기조건에서 PLA 변화에 따른 성능해석 결과를 제작사에서 제공한 데이터와 비교한 결과로 전 운용범위에서 1% 이내의 오차를 보였다.



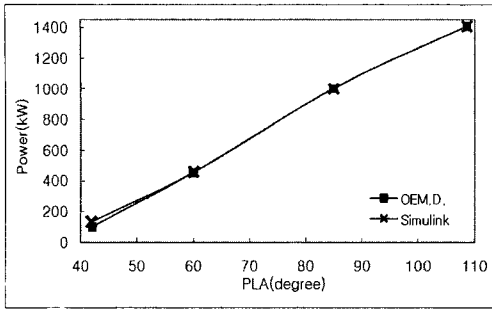


Fig. 12 SIMULINK model analysis results with varying PLA at sea level static standard atmospheric condition

Figure 13은 가스발생기 회전수 94% RPM, 표준대기 정지 조건에서 고도 변화에 따른 성능해석 결과로 평균오차가 공기유량 0.1%, 연료유량 0.6%, 출력 0.3%를 보였다.

Figure 14는 가스발생기 회전수 94%RPM, 고도 1.5 km, 표준대기 조건에서 비행마하수 변화에 따른 성능해석 결과로 평균오차가 공기유량 0.1%, 연료량 0.05%, 출력 0.1%를 보였다. 따라서 전 운용범위에서 실제 엔진의 성능과 매우 일치함을 알 수 있으며 본 연구에서 수행된 추진시스템 성능모델링과 정상상태 성능해석 알고리즘의 타당성을 검증하였다.

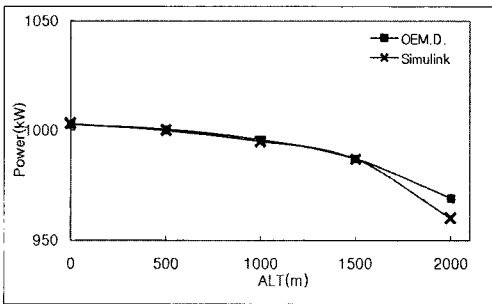
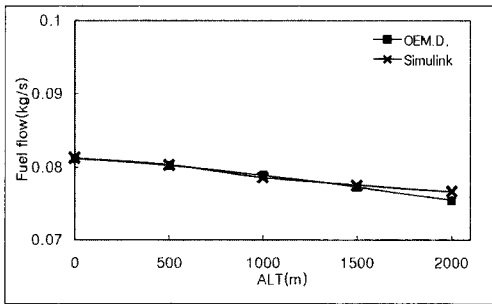
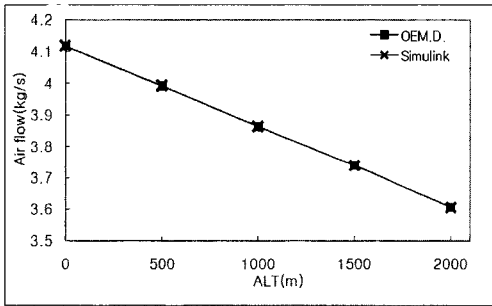


Fig. 13 SIMULINK model analysis results with varying altitude

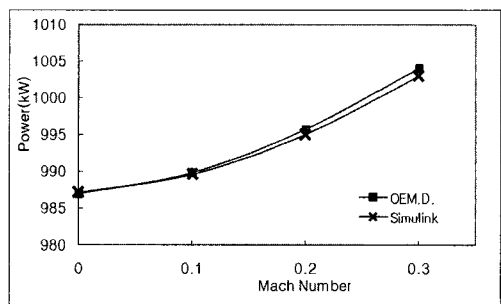
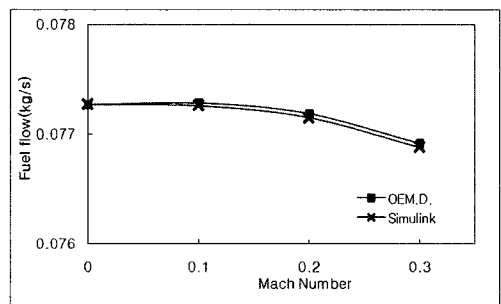
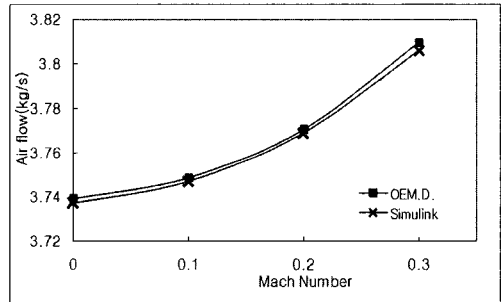


Fig. 14 SIMULINK model analysis results with varying Mach Number

## 6. 결 론

본 연구에서는 헬기 추진시스템의 정상상태 모델링을 수행하고 추진시스템이 헬기에 장착되었을 때 발생하는 손실을 고려하지 않은 비장착상태의 성능해석을 수행하고 제작사의 성능데이터와 비교하였다.

성능 모델링에는 SIMULINK 프로그램을 이용하였고, 실제 엔진에 근접한 성능모델링을 위해 시스템 식별과 유전알고리즘을 이용하여 제작사에서 제공하는 성능데이터로부터 역으로 생성한 구성품 성능도를 프로그램에 추가하여 추진시스템을 모델링하였다.

추진시스템의 운용영역 안에서 비행 마하수, 고도, PLA(Power Lever Angle) 변화에 따른 공기유량, 연료유량, 출력 등을 제작사에서 제공한 데이터와 비교한 결과 전 운용영역에서 평균오차 1% 이내를 보여 본 연구에서 수행된 성능모델링의 타당성을 검증할 수 있었다.

## 후 기

본 연구는 산업자원부 한국형헬기 민군겸용구

성품개발사업(KARI주관) 연구결과 중 일부임.

## 참 고 문 헌

1. Urban, L.A., "Gas Path Analysis Applied to turbine Engine Condition Monitoring", J. of Aircraft, Vol. 10, No. 7, 1972, pp.400-406
2. MacDonald, S., "A Dynamic Simulation of the GE-F404 Engine for the Purpose of Engine Health Monitoring", MSc Thesis, 1993
3. House, P., "Gas Path Analysis Techniques Applied to a Turbohaft Engine", MSc Thesis, Cranfield University, UK, 1991
4. 박종하, "CRW UAV 추진시스템의 성능 최적화를 위한 동적 모델링 및 성능해석", MSc Thesis, 2005
5. 공창덕, 고성희, 기자영 "하이브리드 기법을 이용한 가스터빈 엔진의 압축기 성능선도 생성에 관한 연구", 한국추진공학회지, 제10권, 제4호, 2006, pp.54-60
6. Kurzke, J., "GASTURB 9.0", 2001