흡입구 손실을 고려한 헬리콥터 추진시스템의 장착성능 해석 모델에 관한 연구

공창덕* · 고성희** · 기자영*** · 전용민**** · 안이기****

A Study on Installed Performance Analysis Modelling for a Helicopter Propulsion System Considering Intake Loss

Changduk Kong* · Seonghee Kho** · Jayoung Ki*** · Yongmin Jun**** · Leeki Ahn****

ABSTRACT

In this work the realistic install performance analysis of a helicopter was performed together with power extraction enabling to operate auxiliary system as well as intake pressure loss, loss due to bleed air, etc. which must be considered in practical propulsion system's performance modelling to be installed to the airframe. The pressure loss occurring in intake was estimated from the intake performance map with relationships of Mach Number and pressure loss. In order to evaluate the proposed installed performance model, the experimental data for comparison must be needed when mounted in propulsion system. However because of lack of accessibility to such real data at the moment, the alternative way was made through comparison that the analysis results by the proposed model were compared with a wellknown commercial program GASTURB's analysis results. The validity of the proposed installed performance model was consequently confirmed because its average deferences from the GASTURB's results were within 0.5%.

초 록

본 연구에서는 헬리콥터 추진시스템의 장착 성능해석 모델링 시 고려하여야 할 흡입구 모델, 블리드 공기 손실, 보기류 시스템 구동에 사용되는 출력 추출 등을 포함한 장착 성능해석을 수행하였다. 흡입구의 압력 손실은 비행마하수와 유량에 따른 압력손실 값으로 나타낸 흡입구 성능 맵을 이용하였다. 추진시스템 장착 성능해석 모델링의 검증을 위해서는 실제 시험데이터와 비교해야 하지만 데이터 확보가 어려워 상용성능해석 프로그램인 GASTURB 해석결과와 비교 하였다. 해석결과 평균오차 0.5% 이내로 본 연구에서 수행한 추진시스템의 장착 성능해석 모델링의 타당성을 검증하였다.

Key Words: Installed Performance(장착성능), Intake Performance Map(흡입구성능맵), Computational Fluid Dynamics(전산유체역학)

† 2008년 1월 25일 접수 ~ 2008년 2월 17일 심사완료

* 종신회원, 조선대학교 항공우주공학과
** 정회원, 조선대학교 항공우주공학과 대학원
*** 정회원, (주)이지가스터빈 R&D
**** 정회원, 한국항공우주연구원 엔진팀(KHP)
연락저자, E-mail: habari@paran.com

1. 서 론

선진국에서는 1970년대 초부터 비용이 많이 들고 위험도가 높은 엔진 시험을 대체하기 위한 성능모사에 관한 연구가 활발하게 진행되어왔으며 컴퓨터의 발달과 함께 많은 발전을 이루고 있다. 대표적인 사례로 미국의 NASA에서 개발한 NNEP는 엔진 무게 해석, 장착 손실 해석 등을 포함한 보다 세밀한 해석이 가능한 정상상태 성능해석 프로그램 이고[1], TURBOMACH 프로그램은 각 구성품별 성능해석 코드를 블록화하여 거의 모든 종류의 가스터빈에 대한 정상상태 성능해석이 가능한 프로그램으로 Cranfield University(U.K)에서 현재까지도 수정, 보완하여 이용하고 있다[2]. 이와 같이 초기에는 단순 성능해석 코드 위주로 개발되어 오다가 2000년 초부터 미국의 NASA Glenn Research Center를 중심으로 한 NPSS (Numerical Propulsion System Simulation) 개발 프로젝트의 시작으로 추진 시스템의 통합 3D (three-dimension) 해석에 대한 연구가 활발히 진행 중에 있다. NPSS는 객체지향프로그래밍(object oriented programming)을 사용하여 고신뢰 해석(high-fidelity analysis)과 수치 확대 기법(numerical zooming technique)이 가능한 프로그램으로써 현재 미국 우주항공 표준 시뮬레이션으로 사용되고 있다[3][4].

이에 유럽에서도 추진시스템의 개발 시간과 비용을 절감하기 위한 유럽 가스터빈 표준 시뮬레이션인 PROOSIS(PRopulsion Object Oriented SImulation Software) 개발 프로젝트를 시작하여 현재 수정 보완 중에 있다[5].

이렇듯 이미 미국, 유럽에서는 표준화된 추진시스템 시뮬레이션을 개발하여 사용하고 있지만 국내에서는 이에 대한 연구가 미비한 실정이고 초보 단계의 연구가 진행되고 있을 뿐이다[6].

2. 엔진 개요

연구대상 엔진은 헬리콥터 추진시스템으로 많이 사용되고 있는 GE(General Electric)사의 T700 터보 축 엔진이며 Fig. 1과 같이 1단 원심과 5단 축류가 결합된 혼합형의 압축기와, 환형 기화식 연소기, 2단 축류 가스발생기 터빈, 분리축 방식의 정속 제어가 가능한 2단 축류 동력터빈으로 구성되어 있다. 동력 축은 가스발생기 터빈과 동축이며 엔진 전면에 연결되어 로터 블레이드를 회전시켜 동력을 얻는다[7][8].

Figure 1은 연구대상 엔진 주요구성품의 구성도 및 기준위치를 나타내었다.

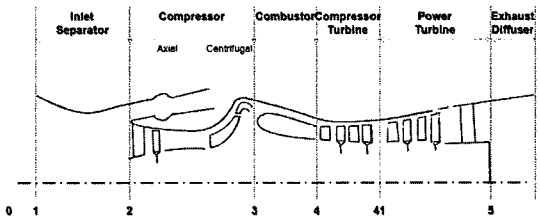


Fig. 1 Configurations and station numbering of the study engine

연구대상 엔진의 운용범위는 Table 1과 같고, 엔진의 운용한계는 Table 2와 같다.

Table 1. Operating range of the study engine

Altitude (km)	0~2
Flight Mach Number	0~0.3
Ambient temperature (℃)	ISA -30~+40

Table 2. Operating limits of the study engine

Torque (N·m)	794.5
Compressor turbine exit temperature (K)	1,154
Power turbine output speed (rpm)	21,000
Compressor speed (rpm)	46,488
Fuel flow (kg/hr)	422.3

3. 흡입구 성능 선도

일반적으로 가스터빈 엔진 성능해석에는 0D 시뮬레이션이 사용되고 있으나 탈설계 영역 및 천이 조건에서 해석 시 오차가 발생하고 입구 유동 왜곡과 같은 복잡한 유동 현상을 시뮬레이션 할 수 없다. 따라서 각 구성품의 2D 및 3D 모델링을 통해 정확한 성능해석 및 내부 유동 현상을 시뮬레이션 할 수 있다[9][10]. 본 연구에서는 Fig. 2와 같은 순서로 흡입구 2D 해석을 수행하여 흡입구 성능 맵을 생성하였다[11].

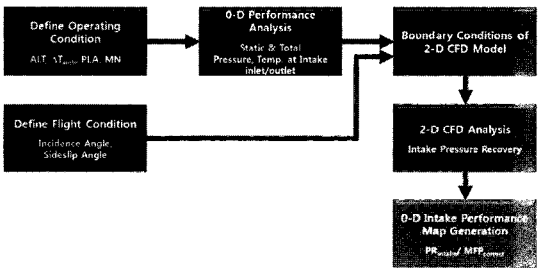


Fig. 2 Intake characteristic map generation flow chart

흡입구 성능 맵은 고도 0m~3km, 비행마하수 0~0.4 영역에서 전산유체역학(CFD) 해석을 수행한 후 각각의 경우에 해당하는 압력회복(Pressure recovery)값을 구하여 Fig. 3과 같은 결과를 얻었고, SIMULINK 모델링의 흡입구 성능해석에 활용하였다.

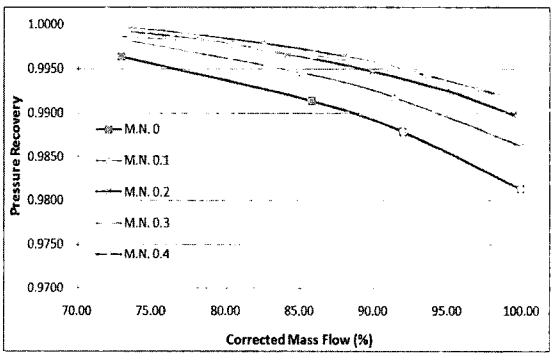


Fig. 3 Intake characteristic map

4. 성능 해석 모델링

선행 연구에서 개발한 비장착 성능해석 프로그램을 수정하여 Fig. 4와 같이 SIMULINK를 이용하여 각 구성품별로 모델링을 수행하였다.

입력변수는 가스발생기 회전수(%RPM), 고도, 비행마하수, 대기온도, 블리드 공기 손실(%), 동력 터빈 회전수(%RPM) 이며, 출력변수는 출력, 비연료소모율, 연료량, 배기가스 온도 등 이다.

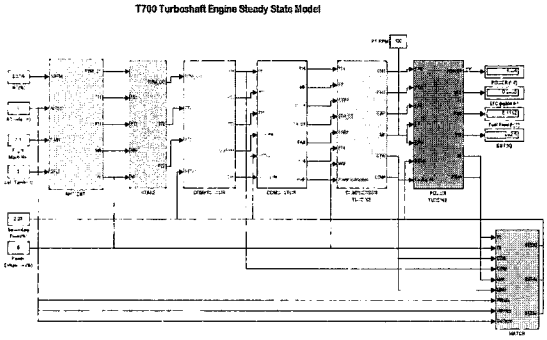


Fig. 4 Installed performance analysis modelling using SIMULINK

본 연구에서는 장착성능 해석 모델링 시 고려해야 할 흡입구 모델 추가, 블리드 공기 손실, 보기류 시스템 구동에 사용되는 출력추출(Power extraction) 등의 항을 추가하여 프로그래밍 하였다. 터보 축 엔진에서 배기덕트 손실량은 미비하기 때문에 본 연구에서는 고려하지 않았다.

성능해석 프로그램에는 비행 대기조건 계산을 위한 'AMBIENT' 모델, 흡입구 성능계산을 위한 'INTAKE' 모델, 압축기 성능계산을 위한 'COMPRESSOR' 모델, 연소기 성능계산을 위한 'COMBUSTOR' 모델, 압축기 터빈 성능계산을 위한 'COMPRESSOR TURBINE' 모델, 동력 터빈 성능계산을 위한 'POWER TURBINE' 모델, 각 구성품 유량 및 일 조합을 위한 'MATCH' 모델로 구성되어 있다.

여기에서 Fig. 5와 같이 'INTAKE' 모델에서는 CFD 해석으로 구한 흡입구 성능맵을 LOOKUP 테이블화 하여 'AMBIENT' 모델의 비행속도와 흡입 공기 유량 데이터로부터 압축기 출구압력(PT2)을 계산한다.

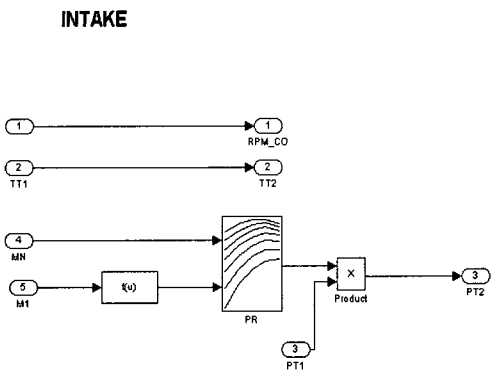


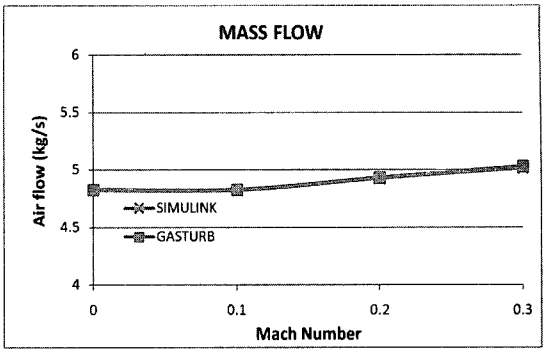
Fig. 5 Subsystem block of intake model

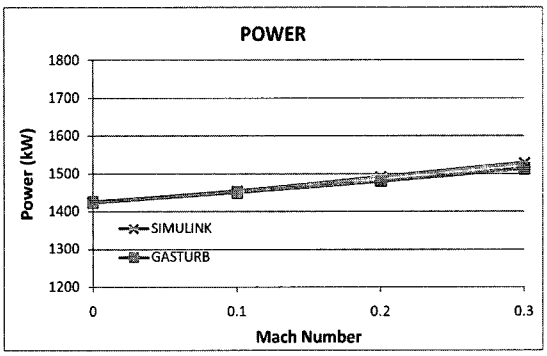
5. 장착 성능 해석

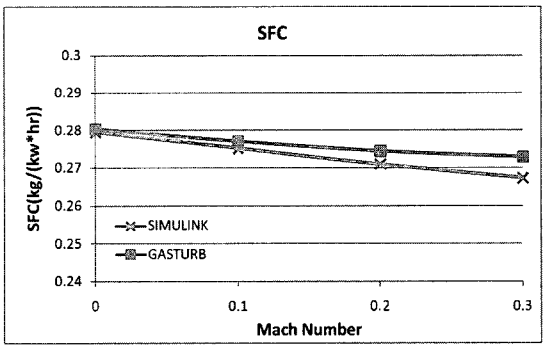
CFD 해석결과에서 구한 흡입구 성능맵을 SIMULINK 모델에 적용하여 장착 성능해석을 수행하였다. 추진시스템의 성능 모델링과 알고리즘을 검증하기 위해서는 실제 실험데이터와 비교해야 하지만 데이터 확보가 어려워 상용성능해석 프로그램인 GASTURB 해석결과와 비교하였다. GASTURB 성능해석 프로그램으로 SIMULINK 모델을 모사하기 위해 CFD 해석결과로 구한 흡입구 성능선도 데이터를 GASTURB 흡입구 효율 입력값으로 넣고, 선행 연구에서 구한 구성품 성능선도를 이용하여 성능해석을 수행하였다.

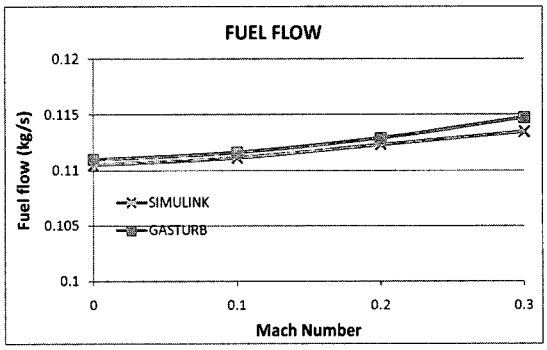
Figure 6은 아래와 같은 조건에서 SIMULINK 모델과 GASTURB의 해석결과인 공기유량(Mass Flow), 출력(Power), 비연료소모율(SFC), 연료유량(Fuel Flow), 압축기 터빈과 동력 터빈 사이 온도(ITT)를 비교한 결과 이다.

- 흡입구 압력 손실 고려
- 출력 손실(Accessory Power Extraction) : 0kW
- 블리드 공기 손실 : 2.26%
- 비행 마하수 변화(0~0.3)에 따른 성능해석 @ 98.94% 가스발생기 회전수, 지상 표준대기 상태









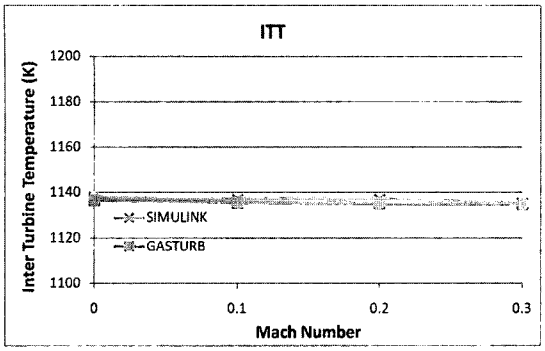


Fig. 6 Results of install performance analysis

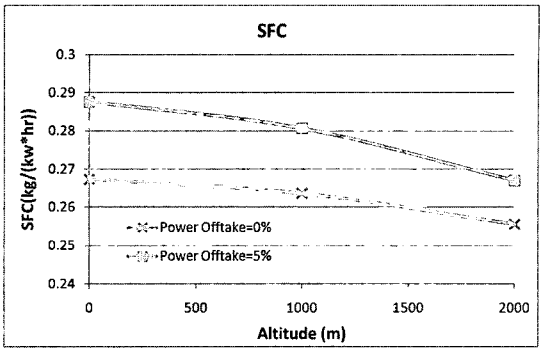
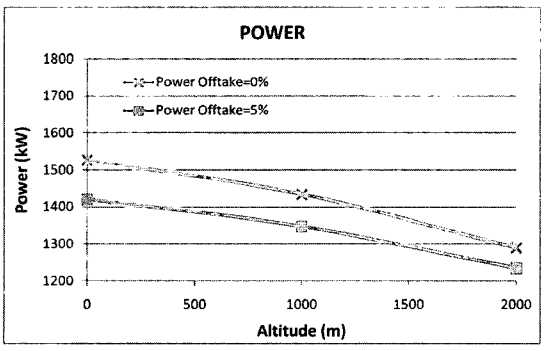


Fig. 7 Results of install performance analysis

해석 결과 비행마하수 변화에 따라 주어진 조건에서 상용 성능해석 프로그램과 SIMULINK로 개발한 프로그램과의 평균 오차가 각각 공기유량 0.15%, 출력 0.49%, 비연료소모율 1%, 연료유량 0.63%, ITT 0.1% 였다.

Figure 7은 다음과 같은 조건에서 SIMULINK로 개발한 프로그램을 실행한 결과이다.

- 흡입구 압력 손실 고려
- 출력 손실(Accessory Power Extraction) : 5% (71kW)
- 블리드 공기 손실 : 2.26%
- 고도 변화(0~2km)에 따른 성능해석 @ 98.94% 가스발생기 회전수, 표준대기 상태, 비행 마하수 0.3



여기에서 출력 손실은 보기 구동을 위한 가스발생기의 소요 출력을 말하며 일반적인 손실 값의 5%로 가정하였다. 해석 결과 고도 변화에 따라 출력과 비연료소모율이 Fig. 7과 같은 경향을 보였고, 정확한 검증은 추후 연구를 통해서 수행할 예정이다.

해석결과 상용 성능 해석 프로그램과 평균오차는 0.5% 이내로 본 연구에서 수행한 추진시스템의 장착 성능 해석 프로그램의 타당성을 검증할 수 있었지만, 추후 실제 엔진의 지상 시험 및 고공 시험을 통한 실제 데이터로 본 연구에서 개발한 프로그램의 검증과 교정단계가 필요할 것으로 사료된다.

6. 결 론

엔진의 장착 성능은 엔진의 고유 장착 특성에 따른 장착 손실과 운용 조건에 의해서 변하게 되며 항공기 성능 예측을 위해서는 정확한 추진기관의 장착 성능 예측이 필요하다.

따라서, 본 연구에서는 SIMULINK를 이용하여 헬리콥터 추진시스템의 장착 성능해석 모델링 시 고려하여야 할 흡입구 모델, 블리드 공기 손실, 보기류 시스템 구동에 사용되는 출력 추출 등을 포함한 장착 성능해석을 수행하였다. 추진시스템의 장착 성능해석 모델링 검증을 위해서는 실제 시험데이터와 비교해야 하지만 데이터 확보가 어려워 상용성능해석 프로그램인

GASTURB 해석결과와 비교 하였다. 해석결과 평균오차 0.5% 이내로 본 연구에서 수행한 추진 시스템의 장착 성능해석 모델링의 타당성을 검증할 수 있었지만, 실제 데이터로 본 연구에서 개발한 프로그램의 검증과 교정단계가 필요할 것으로 사료된다.

추후 받음각(incidence angle)과 옆 미끄름각(sideslip angle)을 고려한 흡입구 성능 맵에 대한 연구와 일부 조건에서 개발한 프로그램의 성능해석 시 발생하는 오차와 매칭 시간을 줄일 수 있는 알고리즘에 대한 연구도 수행할 예정이다.

후 기

동 연구는 산업자원부 한국형헬기 민군겸용구성품개발사업(KARI주관) 위탁연구결과 중 일부임.

참 고 문 헌

1. L.H. Fishbach and M.J. Caddy, "NNEP - The Navy NASA Engine Program", Technical Report TM-X-71857, NASA Lewis Research Center, 1975
2. W.L. MacMillan, "Development of a Modular Type Computer Program for the Calculation of Gas Turbine Off Design Performance", Ph.D. Thesis, Cranfield University, UK, 1974
3. J. Lytle, G. Follen, C. Naiman, J. Veres, J. Veres and I. Lopez, "2001 Numerical Propulsion System Simulation Review", NASA/TM-2002-211197, 2002
4. J. Schluter, H. Pitsch, P. Moin, S. Shankaran, S. Kim and J. Alonso, "Towards Multi-Component Analysis of Gas Turbine by CFD : Integration of RANS and LES Flow Solvers", ASME Turbo Expo 2003, GT2003-38350, 2003
5. A. Alexiou, E.H. Baalbergen, O. Kogenhop, K. Mathioudakis and P. Arendsen, "Advanced Capabilities for Gas Turbine Engine Performance Simulations", ASME Turbo Expo 2007, GT2007-27086, 2007
6. 공창덕, G.O. Owino, "흡배기구 손실예측 및 이를 고려한 항공기 가스터빈의 장착 성능모사 연구", 한국추진공학회지, 제10권 제4호, 2006, pp.100-108
7. Elodie Roux, "Turbofan and Turbojet engines : database handbook", Editions Elodie Roux, 2007
8. Jane's Aero-Engines Online, "CFM International CFM56", Jane's Air & Systems Online 2007
9. V. Nichols, "The Effects of Distortion on the Intake of a Civil Aero Engine Using a Fully Integrated Approach to Zooming", MSc Thesis, Cranfield University, 2005
10. J.I.G. Sepulveda, "Novel Engines Performance and Integration", MSc Thesis, Cranfield University, 2006
11. 공창덕, 고성희, 기자영, 전용민, "가스터빈 엔진의 장착성능 해석을 위한 흡입구 2D 모델링에 관한 연구", 한국추진공학회 추계학술대회 논문집, 2007