

혼합 흐름 터보팬 엔진의 성능해석 모델링

김상조* · 김동현* · 김귀순*[†] · 손창민** · 김유일*** · 민성기***

The Performance Modeling of a Mixed Flow Turbofan Engine

Sangjo Kim* · Donghyun Kim* · Kuisoon Kim*[†] ·
Changmin Son** · Youll Kim*** · Seongki Min***

ABSTRACT

The details of engine data are essentially needed for engine modeling and simulation. But, the engine data are kept secret because the information is company's experiential property. In this paper performed the performance modeling of the mixed flow turbofan engine cycles from the general available engine data, and verify the validity.

초 록

항공기 성능해석을 하기 위해서는 엔진 상세 데이터가 필수적으로 요구된다. 하지만 이러한 엔진 상세 데이터는 항공회사의 경험으로 축적된 자산이기 때문에 엔진 성능 정보를 구하기 어렵다. 본 연구에서는 일반적으로 공개된 자료와 문헌정보를 이용하여 혼합흐름 터보팬 엔진 성능 모델을 구축하고 결과를 비교하였다.

Key Words: Performance Modeling(성능모델링), TurboFan Engine(터보팬엔진), Engine Performance(엔진성능)

1. 서 론

터보팬 엔진은 팬을 압축기 앞에 위치시켜 팬에서 공기를 가속시키고 그에 대한 반작용으로 추진력을 얻는 엔진이다. 고아음속이나 천음속 영역에서 터보제트 추진의 효율성을 개선하기

위해 고안되었다. 그리고 상대적으로 적은 소음과 비연료소모율로 최근 중형 및 대형 민항기에 주로 사용되고 있다. 이러한 터보팬 엔진의 성능 해석을 위해 다양한 연구가 진행되어 왔다.

항공기 성능해석을 하기 위해서는 엔진 성능 데이터가 필수적으로 요구된다. 하지만 이러한 엔진의 성능 데이터는 엔진 개발사의 고유한 자산으로서 상세한 정보가 일반적으로 공개되지 않고 소수의 정보만이 공개된다. 그래서 일반적으로 공개되어 있는 소수의 정보를 바탕으로 항

* 부산대학교 항공우주공학과

** 부산대학교 기계공학부

*** 국방과학연구소

[†] 교신저자, E-mail: kuskim@pusan.ac.kr

공기 엔진을 모델링하고 성능을 예측하는 연구가 진행되어 왔다.

최 원[1]등은 GasTurb 상용 소프트웨어를 사용하여 터보팬 엔진 성능 모델을 구축하였으며, 강명철[2]등은 Boeing사에서 개발한 EASY5를 이용하여 터보팬 엔진의 성능 해석을 수행 하였다. 이 외에도 GUI를 기반으로 하는 GSP, MATLAB 그리고 SIMULINK를 이용한 프로그램들이 개발되어 엔진의 성능해석에 사용되고 있다[3, 4].

이에 본 연구에서는 NASA에서 개발한 NPSS (Numerical Propulsion System Simulation), GasTurb 그리고 GSP 사이클 해석 프로그램을 이용하여 터보팬 엔진을 모델링 하였다. 연구대상 엔진은 Rolls-Royce FJ44-2C 엔진으로 선정하였다.

2. 엔진 성능해석 프로그램

2.1 NPSS

본 연구에서 엔진의 모델링에 사용된 프로그램은 NASA에서 개발한 NPSS이다. NPSS는 NASA Glen Research Center를 중심으로 대학, 기업, 정부기관이 공동으로 개발한 가상 엔진 시스템이다. NPSS는 효율적인 비용으로 엔진의 시뮬레이션이 가능하도록 하는 numerical test cell 을 만들어 시스템 설계 시 높은 안전성을 유지하며, 일반적인면서 확장성이 뛰어나도록 개발되었다. 이러한 조건을 만족하기 위해서 NPSS에서는 "Zooming"개념을 도입하였다. Zooming은 특정 부위에 대한 정확도 수준이 조절된 계산을 실시하여 그에 맞는 결과를 얻을 수 있게 하는 것을 말한다. 그리고 다른 프로그램들과 연계하여 통합설계가 가능하다. NPSS는 이러한 기능을 이용하여 일반적인 터보제트 엔진부터 초음속 터보제트 엔진, 오픈로터, 구조-유체 연계해석을 고려한 사이클 해석이 가능하다[5, 6, 7].

2.2 GSP

GSP 코드는 NLR에서 개발한 GUI based

engine simulation program이다. 기본적인 기능으로는 엔진 종류별 설계점 사이클 해석, 정상상태 탈설계 사이클 해석, 비정상상태 탈설계점 사이클 해석 기능이 있다. 탈설계점 해석에서는 압축기, 연소기, 터빈의 기본성능곡선들이 데이터와 함께 주어지며 대상엔진에 맞도록 축척기법 (scaled)을 사용하여 활용할 수 있도록 되어있다. 비정상상태 탈설계점 해석에는 터보기기의 회전 관성모멘트를 선택할 수 있고 이에 따른 시간적 반응도를 계산할 수 있다. 또한 비행환경조건과 같은 성능인자들에 대한 민감도 분석이 가능하며 비행체 장착성능 영향분석뿐만 아니라 엔진 제어시스템을 포함한 엔진요소별 이상 작동 원인과 성능저하 량 계산 등 고장진단 분석이 가능하다. 이외에도 연료종류 선택, 기본적인 배기 가스 조성 계산, 제어시스템 설계에 활용될 수 있다[8].

2.3 GasTurb

GasTurb의 경우에는 다른 사이클 해석 프로그램들에 비하여 유저 사용 환경이 쉽도록 만들어졌다. 프로그램 상에서 지원하는 엔진 모델로는 터보제트엔진, 덕티드 터보팬엔진, 단일 배기노즐형 터보팬 엔진, 터보프롭엔진, 터보축 엔진, 중간냉각-재생 터보팬 엔진, 램제트 엔진 등이 있다. 설계점, 탈설계 사이클 해석이 가능하다. 탈설계점 해석에서는 기본성능곡선들을 대상엔진에 맞도록 축척한 후 사용한다. 압축기와 터빈의 성능맵은 Smooth C와 Smooth T 프로그램을 이용하여 GasTurb에 적용한다. 그리고 단일 사이클 해석뿐만 아니라 각 변수에 대한 영향 평가와 사이클 최적화가 가능하다[9].

3. 엔진 성능 모델

3.1 터보팬 엔진 성능 모델

터보팬 엔진 성능 모델은 10.68 kN, 2-spool

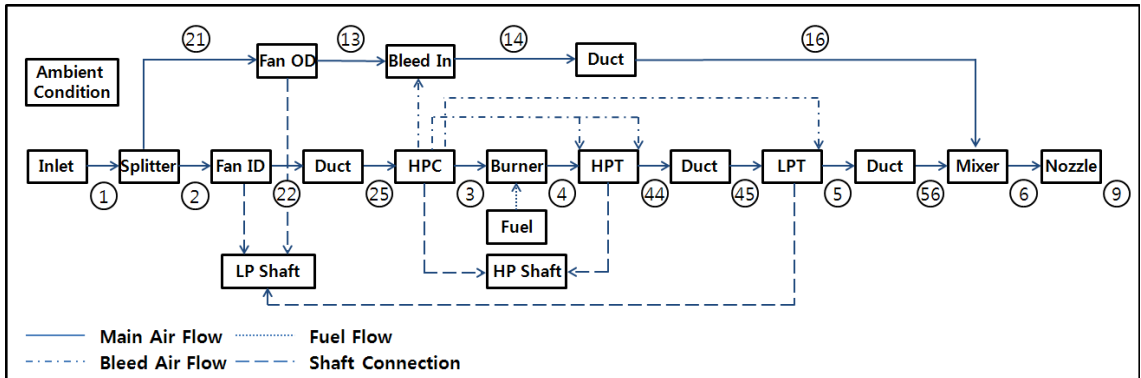


Fig. 1 Mixed Flow Turbofan Model – Element and Link Names

혼합흐름을 가지는 Rolls-Royce FJ44-2C 으로 선정하였다. 엔진은 팬, 저압압축기, 고압압축기, 연소기, 저압터빈, 고압터빈, 노즐로 구성되어 있으며 개념도는 Fig. 1과 같다.

FJ44-2C 엔진은 이륙추력과 최대연속추력이 10.68 kN 으로 동일하며 최대 연소기 출구온도는 이륙추력 일 때 1508 °C, 최대 연속추력 일 때 1481 °C 의 특성을 가진다.

3.2 설계점 해석

FJ44-2C 엔진의 수집된 자료에 기초하여 설계점 해석을 위한 초기 입력 값을 Table 1과 같이 선정하였다[1]. 고압 압축기에서 4.5%의 Bleed air가 사용되며, Power Offtake가 없는 Sea level, ISA 조건에서 설계점을 해석하였다. 앞서 소개한 상용 프로그램인 NPSS, GSP 그리고 GasTurb를 이용하여 사이클 해석을 수행 하였으며, 입구유량과 연소기 출구온도를 고정하고 추력과 연료유량을 계산 하였다. Fig. 2는 NPSS를 이용한 설계점에서의 결과이며, Fig. 3, 4는 NPSS의 결과를 기준으로 한 GasTurb와 GSP의 결과 차이를 나타낸 것이다. GasTurb와 GSP가 각 최대 0.35% 0.32%차이를 보였다. Table 2는 사이클 해석을 통해 구한 결과 값을 나타낸 것이다. 해석 결과 NPSS의 결과를 기준으로 하였을 때, TSFC에서 GasTurb와 GSP각각 0.75%, 0.01%의 차이를 보였다.

Table 1. Engine design point input values

Altitude	m	0
Delta T from ISA	K	0
Relative Humidity [%]		0
Mach Number		0
Intake Pressure Ratio		1
Inner Fan pressure Ratio		2.1411
Outer Fan pressure Ratio		1.55
HP Compressor Pressure Ratio		6.10
Design Bypass Ratio		3.35
Burner Exit Temperature		1378.7
Burner Design Efficiency	K	0.9994
Fuel Heating Value	MJ/kg	43.124
Overboard Bleed [%]		0
Power Offtake	kW	0
HP Spool Mechanical Efficiency		0.98
LP Spool Mechanical Efficiency		1
Burner Pressure Ratio		0.95
Inlet Corr. Flow	kg/s	33.9863
Nominal LP Spool Speed		18300
Iseentr. Inner LPC Efficiency		0.83
Iseentr. Outer LPC Efficiency		0.87
Nominal HP Spool Speed		40900
Iseentr. HPC Efficiency		0.79
Iseentr. HPT Efficiency		0.86
HP leakage to bypass [%]		1
HP leak to LPT exit [%]		0.5
NGV cooling [%]		2
HPT cooling [%]		1

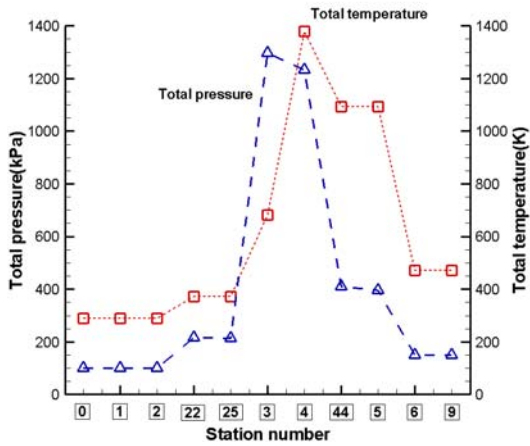


Fig. 2 NPSS result for Static sea level

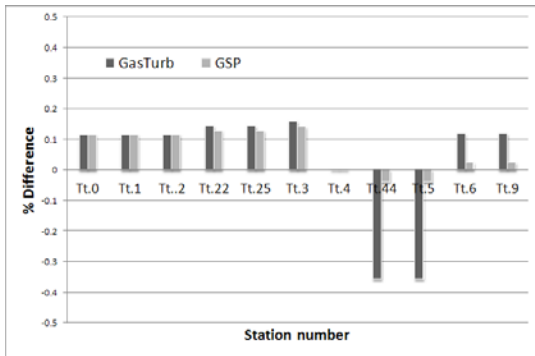


Fig. 3 Total temperature comparison for GasTurb and GSP based on the NPSS result

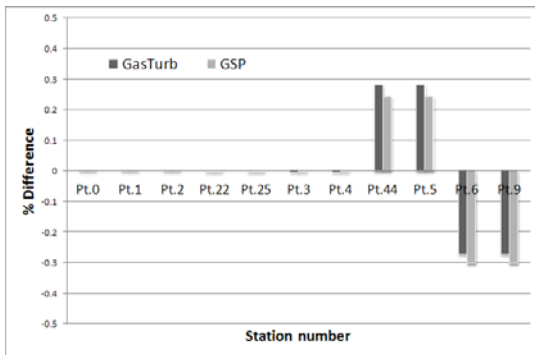


Fig. 4 Total pressure comparison for GasTurb and GSP based on the NPSS result

Table 2. Results at the Maximum take-off condition

	NPSS	GasTurb	GSP
TSFC	13.79	13.90	13.79
WF(kg/s)	0.1484	0.1483	0.1489
FN(kN)	10.76	10.68	10.80

3.3 탈설계점 해석

탈설계점 해석에서는 구성품의 성능 선도가 필수적으로 요구된다. 하지만 이러한 성능선도는 실험이나 전산해석을 통해 얻어야 하는 것이므로 대상엔진의 구성품과 일치하는 성능선도를 구하기는 어렵다. 성능선도를 구하기 어려운 경우에는 해석 대상 구성품의 성능과 유사한 성능선도를 추적하는 방법이 주로 사용된다. 본 연구에서 또한 유사 성능선도 추적방법을 통해 탈설계점을 해석하고 결과를 비교하였다. Fig. 5는 연료량 변화에 따른 운용지점을 고압 압축기 성능선도 상에 나타낸 것이다. 해석 결과 동일한 연료량에서 NPSS의 TSFC 결과를 기준으로 하였을 때, GasTurb와 GSP 각각 최대 1.58%, 1.89%의 차이를 보였다.

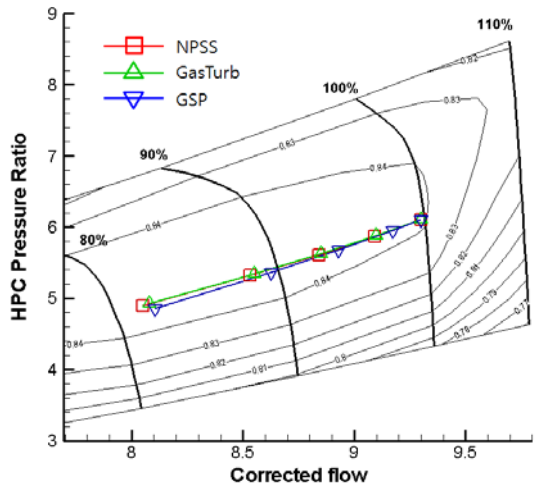


Fig. 5 Comparison for a series of steady state cases

4. 결 론

본 연구에서는 상용 사이클 해석 프로그램인 NPSS, GasTurb 그리고 GSP를 이용하여 혼합 흐름 터보팬 엔진 성능 모델을 구축하였다. 대상 엔진은 Rolls-Royce FJ44-2C 터보팬 엔진으로 선정하였다. 일반적으로 공개된 자료를 이용하여 설계점에서의 사이클 해석을 수행 하였으며, 성능선도 추적방법을 이용하여 탈설계점을 예측하였다. 설계점에서는 NPSS의 TSFC를 결과를 기준으로 하였을 때 GasTurb와 GSP 각각 0.75%, 0.01%의 차이를 보였으며, 탈설계점에서는 NPSS의 결과를 기준으로 하였을 때 GasTurb와 GSP 각각 최대 1.58%, 1.89%의 차이를 보였다.

후 기

본 논문은 국방과학연구소의 지원으로 수행된 연구결과의 일부임(ADD-11-01-05-13)

참 고 문 헌

1. 최 원, 유채호, 정인면, 이일우, "항공기 개념 설계를 위한 가스터빈 엔진 성능 모델 연구," 한국항공우주학회 2010년도 춘계학술발표회 논문집, 2002, pp.293-296
2. 강명철, 기자영, 공창덕, "EASY5를 이용한

터보팬 엔진의 성능해석에 관한 연구," 한국항공우주학회 2002년도 춘계학술발표회 논문집, 2002, pp.445-448

3. Crosa, G., Pittaluga, F., Trucco, A., Beltrami, F., Toralli, A. and Traverso, F., "Heavy-Duty Gas Turbine Plant Aerothermodynamic Simulation Using Simulink," Transaction of the ASME, Vol. 120, July, 1998, pp.550-555
4. 공창덕, 노홍석, "SIMULINK를 이용한 터보프롭 엔진의 성능모사," 한국추진공학회지, 제5권 2호, 2002, pp.44-50
5. Follen, G. and aubuchon, M., "Numerical Zooming Between a NPSS Engine System Simulation and a One-Dimensional High Compressor Analysis Code," NASA TM-2000-209913, 2000
6. John, A. R. and Abdollah, A. A., "Development of a Prototype Simulation Executive with Zooming in the Numerical Propulsion System Simulation," NASA CR-200613, 1995
7. Edward, J. H., Joseph, R., Todd, A. S., Daniel, H., "NPSS Multidisciplinary Integration and Analysis," NASA CR-2006-213890, 2006
8. National Aerospace Laboratory NLR "GSP11 User's Manual," 2011
9. GasTurb, <http://www.gasturb.de/>