

# SIMULINK를 이용한 분리형 노즐을 갖는 터보팬엔진 성능모델 구성 및 탈설계점 성능 해석

공창덕\*<sup>†</sup> · 박길수\*\* · 이경선\*\*\*

## Performance Modeling and Off-design Performance Analysis of A Separative Jet Turbofan Engine Using SIMULINK

Changduk Kong\*<sup>†</sup> · Gilsu Park\*\* · Kyungsun Lee\*\*\*

### ABSTRACT

In this work, a steady-state performance modeling and off-design performance analysis of the 2-spool separate jet turbofan engine named BR715-56 which is a power plant for the narrow body commercial aircraft is carried out for engine performance behaviors investigation and condition monitoring using a commercial code MATLAB/SIMULINK. Firstly, the engine component maps of fan, high pressure compressor, high pressure turbine and low pressure turbine are generated from similar component maps using the scaling method, and then the off-design performance simulation model is constructed by the mass flow matching and the work matching between components. The model is developed using SIMULINK, which has advantages of easy steady-state and dynamic modelling and user friendly interface function. It is found that the off-design performance analysis results using the proposed model are well agreed with the performance analysis results by GASTURB at various operating conditions.

### 초 록

본 연구에서 중형 상용민간항공기 추진기관인 분리형 노즐을 갖는 2 스푼 터보팬 엔진인 BR715-56 의[1] 정상 성능모델을 구성 및 탈설계점 성능해석이 상용코드인 MATLAB/SIMULINK를[2] 이용하여 엔진성능특성과 엔진진단을 위해 수행되었다. 먼저 팬, 고압압축기, 고압터빈, 저압터빈 구성품 성능 맵들이 축척방법을 이용하여 유사성능 맵들을 축척하여 생성되었고 다음 탈설계점 성능모사 프로그램이 구성품들 간 유량과 일 조화에 의해 구성되었다. 모델은 용이한 정상 및 동적 모사와 사용자 편의의 장점을 갖는 SIMULINK 프로그램을 이용하여 개발되었다. 제안한 모델에 의한 탈설계점 해석 결과들은 다양한 작동 조건들에서 GASTURB에 의한 해석 결과들과 잘 일치함이 확인 되었다.

Key Words: Performance Modeling(성능 모델), Turbofan Engine(터보팬 엔진), Off-Design Performance(탈설계점 성능), SIMULINK(시뮬링크)

\* 조선대학교 항공우주공학과

\*\* 조선대학교 항공우주공학과

\*\*\* 조선대학교 항공우주공학과

† 교신저자, E-mail: cdgong@chosun.ac.kr

일반적으로 성능모사 프로그램은 새로운 엔진의 개발함에 있어 성능해석을 하기위해 필요하다. 성능모사 기술은 엔진의 손상을 주지 않으면서 적은 비용으로 정상 상태 및 동적인 상태를 연구하고 개발하는데 보다 많은 이해를 가능하게 한다. 항공 산업이 발달하면서 가스터빈의 엔진의 수요량이 증가하면서 선진국에서는 성능모사기술들을 1970년대 초반부터 연구하기 시작했으며 컴퓨터의 발달과 함께 진화되고 있으며 많은 실험들을 대체하고 있다. 국내에서도 최근 성능해석에 대한 관심과 연구 활동이 진행되고 있으나 프로그램에 관한 개발은 아직 많이 부족한 실정이다. 특히 민간 항공기에 널리 쓰이고 있는 터보팬 엔진의 경우의 성능모사의 필요성이 증가하고 있다.

이에 본 연구에서는 BMW & Rolls-Royce에서 개발한 20,000lbf급 2 스톨 BR715-56 터보팬 엔진에[1] 대한 정상상태 성능모사를 위한 프로그램을 SIMULINK를[2] 이용하여 개발하였다. SIMULINK는 동적 시스템을 모델링, 모사 및 해석하기 위한 소프트웨어 패키지이다. SIMULINK 프로그램을 이용하여 개발된 성능모사 프로그램의 검증을 위해 엔진제작사로부터 제공된 자료와 상용프로그램인 GASTURB 9.0[3]을 이용한 해석 결과와 비교하였다. 성능모사는 설계점인 최대 이륙조건과 정상상태 탈 설계점인 최대상승, 순항조건으로 나누어 성능해석을 수행하였다. 각각의 장착손실과 구성품의 효율은 엔진제작사의 성능자료와 비교에 의해 선택되었다. 그리고 엔진의 성능을 최대이륙상태에서 축회전속도를 95%에서 100%까지 변화를 주어 연구를 수행하였다.

## 2. 연구대상 엔진

본 연구에 사용된 엔진인 BR715-56 엔진은 BMW & Rolls-Royce에서 개발하였으며 현재 100인승 Boeing 717 민간항공기의 추진기관으로 운용되고 있다. 추력이 20,000lbf급인 2 스톨 터보팬 엔진으로 분리흐름(Separate Flow) 배기 방식이다.

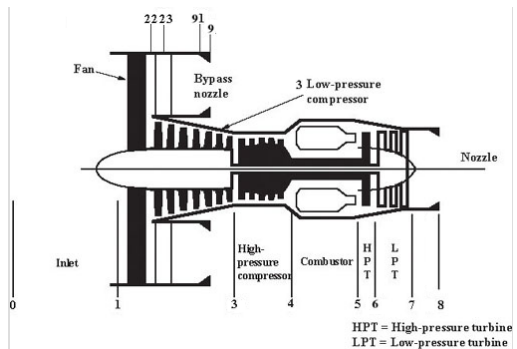


Figure. 1 Station numbering of BR715-56 Turbofan engine

엔진은 저압부와 고압부로 구성되어 있다. 저압부는 팬, 부스터(Booster) 및 저압터빈으로 고압부는 고압 압축기와 고압터빈으로 구성되며 그 사이에 연소기가 위치하고 있고 끝 부분에는 바이패스 노즐 및 코어 노즐로 구성되어 있다. Station No.와 구성은 Fig. 1과 같다.

## 3. 구성품 성능선도 생성

성능해석을 위해서는 엔진의 주요 구성부분인 팬, 압축기, 연소기, 터빈, 노즐 등의 성능 특성을 알아야 하며 이를 위해서는 각 구성품의 성능선도가 필요하다. 이들 구성품은 엔진의 작동 상태에 따라 작동점이 결정되며 설계점을 벗어난 경우에는 구성품이 낮은 효율에서 작동될 수 있으며, 임의 조건에서는 구성품의 결합이 잘 이루어지지 않아 작동 불가능 상태를 야기할 수도 있으므로 엔진의 개발과정에서 이러한 다양한 운용범위에서의 성능해석은 매우 중요하다.[4], [5]

각 구성품의 성능선도는 무차원 유량에 대한 압력비와 등엔트로피 효율들이 각각의 보정 회전수에 대해 표시된다. 엔진의 작동조건인 고도와 비행 마하수가 달라지게 되면 구성품 성능선도를 대기조건에 맞게 보정해 주어야 한다. 이때 적용되는 무차원 보정 식은 다음과 같다.[5],[6]

$$N_c = \frac{N}{\sqrt{\theta}} \quad \left( \theta = \frac{T_1}{288.15} \right) \quad (1)$$

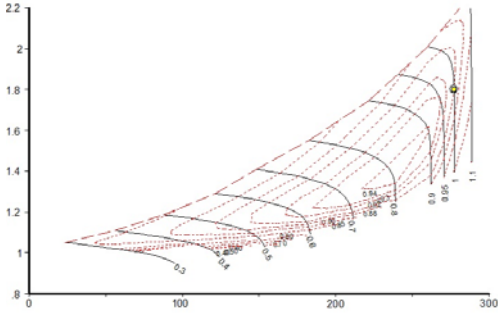


Figure. 2 Fan Tip Performance Map

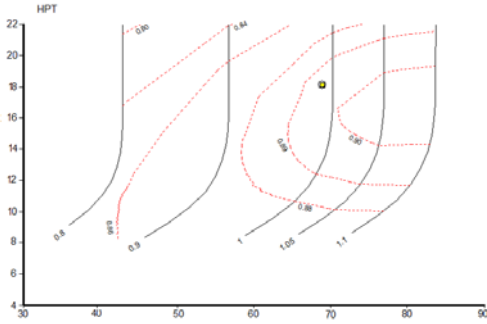


Figure. 3 High Pressure Turbine Performance Map

$$MFP = \frac{\dot{m} \sqrt{\theta}}{\delta} \quad \left( \delta = \frac{P_1}{1.01325} \right) \quad (2)$$

또한 본 연구에서 사용한 BR715-56엔진의 구성품 성능에 맞는 구성품 선도를 생성하기 위해서는 유사 구성품선도로부터 축적하여 생성한다. GASTURB의 데이터베이스 구성품 맵을 축적공식에 적용하여 생성한 Fan Tip과 High Pressure Turbine 성능도는 Figure. 2, Figure. 3과 같다.[4],[7],[8]

또한, 보편적으로 이용되는 scaling law는 다음과 같다.

$$PR(\text{압력비}) = \frac{PR_{(design)} - 1}{PR_{(map, design)} - 1} (PR_{(map)} - 1) + 1 \quad (3)$$

$$\dot{M}(\text{공기유량}) = \frac{M_{(design)}}{M_{(map, design)}} \dot{M}_{(map)} \quad (4)$$

$$\eta(\text{효율}) = \frac{\eta_{(design)}}{\eta_{(map, design)}} \eta_{(map)} \quad (5)$$

설계점인 최대이륙조건으로 제작사에서 제공한 엔진성능은 Table 1.과 같다.

Table. 1 Max Take-off Performance of BR715-56 Turbofan Engine[1]

Major Performance Parameter	Performance
Net Thrust: FN (lbf)	19,696
Specific Fuel Consump. :SFC (lb/hr/lbf)	0.375
Overall Pressure Ratio: OPR	31.8
Fan Tip Pressure Ratio: FPR	1.694
Fan & Booster Pressure Ration: FBPR	2.0
High Pressure Comp. PR: HPCPR	15.93
Limit Turbine Entry Temp.: ETT (K)	1725
Bypass Ratio: BR	4.67
Max. High Press. Rotor RPM: NH (RPM)	16496
Max. Low Press. Rotor RPM: NL (RPM)	6404

#### 4. 설계점 성능해석

터보팬 엔진의 경우는 일반적으로 순항조건을 설계점으로 선정하게 되는데, 본 연구에서는 제작사에서 제공된 데이터가 최대 추력 성능 데이터이기 때문에 설계점을 최대이륙조건으로 선정하였고, ISA+15°C 지상정지상태이다.[7]

설계점 성능해석을 위하여 잘 알려진 열역학적 방정식을 이용하여 엔진 제작사로부터 제공된 성능과 일치하도록 각 구성품 특성을 계산하였다. 이렇게 얻어진 성능자료는 Table. 2와 같다.

Table. 2 Performance Analysis Results at Max. Take-off Condition (Design point)

	SIMULINK	GASTURB	% Error
$\dot{m}_a$ (kg/s)	271.6	271.553	0.025
$\dot{m}_f$ (kg/s)	0.9306	0.93062	-0.002
BPR	4.672	4.67	0.043
SOT (K)	1634	1635.0	-0.061
Net Thrust(lbf)	19533	19696	-0.828
SFC(lb/hr/lbf)	0.378	0.375	0.8
$F_n / \dot{m}_a$	32.62	32.9	-0.851

#### 4. SIMULINK 모델링

성능모사는 크게 바이패스와 코어 부분으로 나뉜다. 계산 순서는 먼저 대기 조건과 각 스톱의 절대 회전수를 정하고 팬의 팁으로부터 바이패스 부분의 계산을 수행한다. 바이패스 노즐의 유량 조합이 완료되면 팬의 루트와 부스터에 대한 계산을 수행하게 되는데, 이 때 바이패스 유량과 코어 유량으로 바이패스비가 정의된다. 고압 압축기에서는 냉각을 위한 유량과 동력추출이 일어나고, 이어 연소기에서 연료유량이 계산된다. 고압과 저압 터빈에서는 각각 연결된 압축부와의 일 조합을 위해서 터빈 일을 구하게 되는데, 여기서 각 터빈의 냉각 유량은 일 계산에 포함되지 않고 출구유량으로 합쳐지며, 또한 각 터빈 출구에서의 유량조합을 만족시킨 후에 최종 노즐에서의 유량 조합을 확인하게 된다. 코어 노즐에서의 유량조합이 만족되면 성능계산을 수행하고 프로그램을 종료하게 된다. 본 연구에서 개발된 정상상태 성능모사 프로그램의 순서도는 Figure. 3과 같다.

개발된 SIMULINK 프로그램은 상수블록을 이용하여 고도, 마하수, 표준대기온도 변화, 축회전속도를 입력 값으로 하였으며, 최종 출력 값으로는 진추력, 비연료소모율 SFC, 비추력  $FN/\dot{m}_a$  이 나오도록 구성되었다. 서브시스템 블록에는 Fcn 블록을 이용하여 주요 열역학적 관계식들이 계산되게 하였다. 서브시스템 블록들은 Ambient & Inlet, Fan Tip, Bypass Duct, Bypass Nozzle,

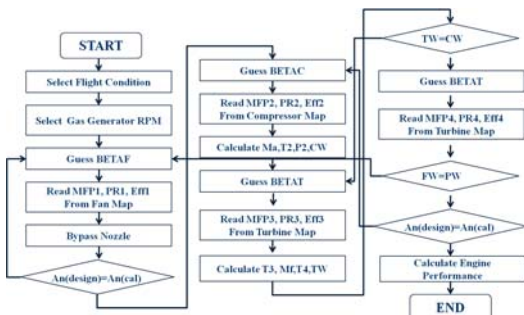


Figure. 3 Flowchart for steady-state Simulation Program

Fan Root & Booster, High Pressure Compressor, Combustor, High pressure Turbine, Low Pressure Turbine, Core Nozzle, Performance가 있다. 압축기들과 터빈들의 구성품 내에는 압력 및 효율을 압축기 맵과 터빈 맵에서 찾기 위해 탐색 서브시스템을 구성하였다. 이 때 각 맵은 2-D Look up Table 블록을 사용하여 각 구성품의 맵데이터를 행렬식으로 저장하고 있다. 노즐 서브시스템은 각각 초크조건과 노 초크조건을 위한 서브시스템으로 구성하였고 최종적으로 Performance 서브시스템에 최종 값이 나타나게 된다. Figure. 4는 모델링한 SIMULINK 프로그램의 개략도이다.

Figure 5는 바이패스 되는 공기의 유량과 압력, 온도를 나타낸 블록이다. Fan Tip에서의 공기는 각각의 성능선도에 의해 값이 출력된다.

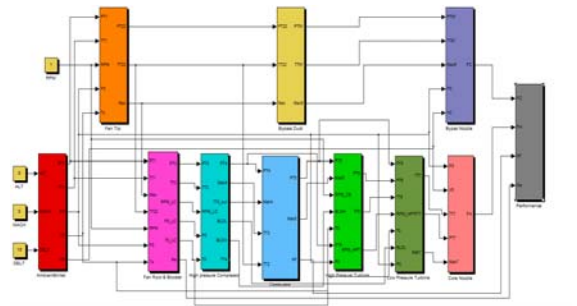


Figure. 4 SIMULINK Performance Model of BR715-56

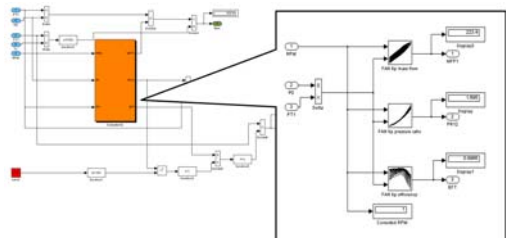


Figure. 5 SIMULINK Performance Model of Fan Tip and Fan Subsystem

#### 4.1. 비행 조건에 따른 성능 해석

비행조건에 따른 성능해석은 최대상승조건, 순항 조건으로 나누어 장착손실을 고려하여 수행하였다. 최대상승조건은 ISA+10℃, 고도 35000 ft, 비행 마하수 0.78이며 순항 조건은 ISA, 고도 39000 ft, 비행 마하수 0.78이다. 이때 Fan 축 과 고압압축기 축 회전속도는 모두 100%인 경우이다. 해석 결과는 GASTURB 데이터와 비교하였으며 그 결과는 Table. 3, 4와 같다. 해석결과를 살펴보면 개발된 SIMULINK 모델과 GASTURB 데이터의 사이의 오차가 최대 3.4%, 평균 1.7% 이내로 프로그램의 신뢰성을 검증 할 수 있었다.

개발된 성능 모델의 정확성이 확인되어 이를 이용하여 보다 다양한 엔진의 작동 영역에서의 성능 변화를 살펴 보기 위하여 비행 마하수와 고도의 변화에 따른 성능 해석을 수행하였다. 이 때 작동 조건이 비행 마하수 0.1~0.8, 고도 5000ft~35000ft 범위에서 엔진의 주요 성능 변수들의 변화를 살펴보았다. 해석 결과는 Figure. 6, Figure. 7 과 같다.

Table. 3 Performance Analysis Results at Max. Climb Condition

	SIMULINK	GASTURB	% Error
$\dot{m}_a$ (kg/s)	111.450	111.15	0.270
$\dot{m}_f$ (kg/s)	0.3863	0.37663	2.568
BPR	4.34	4.40	-1.364
SOT (K)	1517.4	1535.0	-1.147
Net Thrust(lbf)	4296.4	4435	-3.125
SFC(lb/hr/lbf)	0.6659	0.674	-1.202
$F_n/\dot{m}_a$	17.49	18.1	-3.372

Table. 4 Performance Analysis Results at Max. Cruise Condition

	SIMULINK	GASTURB	% Error
$\dot{m}_a$ (kg/s)	91.02	89.22	2.02
$\dot{m}_f$ (kg/s)	0.24073	0.24123	-0.207
BPR	4.65	4.74	-1.899
SOT (K)	1347.8	1369	-1.549
Net Thrust(lbf)	2932.8	2934.8	-0.068
SFC(lb/hr/lbf)	0.6345	0.649	-2.234
$F_n/\dot{m}_a$	14.62	15.0	-2.533

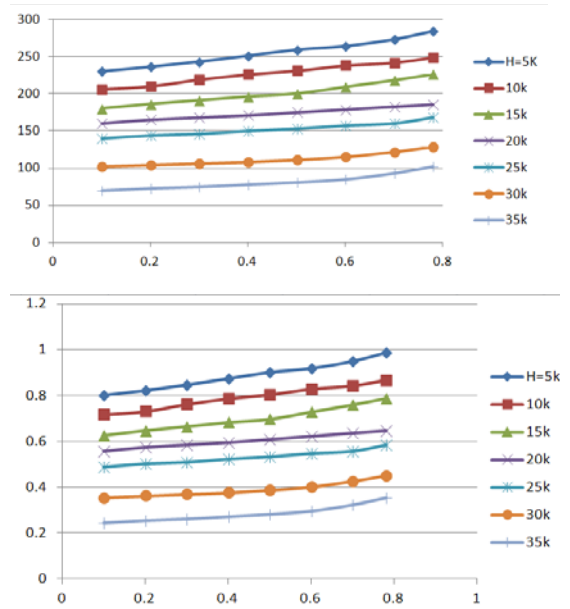


Figure. 6 Air flow and fuel flow variation at various operation point

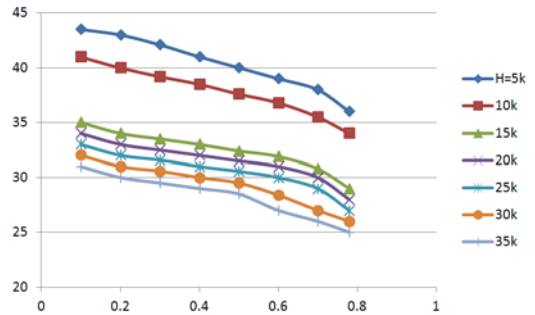


Figure. 7 Overall pressure ratio variation at various operation point

#### 4.2. 축회전속도 변화에 따른 성능해석

축회전속도 변화에 성능해석은 최대이륙조건에서 Fan 축 회전속도(NL)과 고압압축기 축 회전속도(NH)의 값을 96%, 98%으로 변경하여 수행하였다. 해석결과는 GASTURB 데이터와 비교하였으며 그 결과는 Table. 5, 6과 같다.

Table. 5 Performance Analysis Results at NL: 96%, NH:96% Condition

	SIMULINK	GASTURB	% Error
$\dot{m}_a$ (kg/s)	256.02	256.253	-0.091
$\dot{m}_f$ (kg/s)	0.628	0.636	-1.260
BPR	4.68	4.75	-1.474
SOT (K)	1545.34	1555.34	-0.643
Net Thrust(lbf)	13015.4	13017.5	-0.016
SFC(lb/hr/lbf)	0.338	0.342	-1.169
$F_n / \dot{m}_a$	23.05	23.04	0.043

Table. 6 Performance Analysis Results at NL: 98%, NH:98% Condition

	SIMULINK	GASTURB	% Error
$\dot{m}_a$ (kg/s)	261.44	262.54	-0.419
$\dot{m}_f$ (kg/s)	0.758	0.775	-2.194
BPR	4.715	4.725	-0.211
SOT (K)	1599.45	1609.34	-0.615
Net Thrust(lbf)	16481.5	16482.84	-0.008
SFC(lb/hr/lbf)	0.349	0.358	-2.514
$F_n / \dot{m}_a$	28.59	28.47	0.421

## 5. 결 론

BR715-56 터보팬 엔진의 성능모사를 위해 SIMULINK 프로그램을 이용하여 정상상태 예측 프로그램을 개발하였다. 엔진의 구성품을 표현하기 위해 SIMULINK 모델은 흡입구, 팬(Fan Tip) 팁, 바이패스 덕트, 저압 압축기(Fan & Booster), 고압 압축기, 연소기, 고압 터빈, 저압터빈, 코어 노즐, 바이패스 노즐, 최종성능계산(Performance)의 서브시스템들로 구성하였다. 개발된 SIMULINK 프로그램의 검증은 위해 상용 프로그램인 GASTURB와 비교하였다.

정상상태 성능해석은 장착손실을 고려하여 최대 상승조건과 순항조건을 사용하여 해석을 수행하였다. 그리고 추가적으로 최대 이륙조건에서 축회전 속도들이 96%, 98%일 조건을 사용하여 해석을 수행하였다. 본 연구로부터 개발된 SIMULINK 프로그램의 검증은 위하여 사용프로그램인 GASTURB와의 정상상태 성능해석에서

수행한 결과를 비교하면 최대오차 3.4%, 평균오차 1.7%를 나타내었다. 그리고 축회전 속도들의 변화에 따른 결과는 최대오차 2.5%, 평균 오차 0.79를 나타내어 프로그램의 신뢰성과 유용성을 확인 할 수 있었다.

## 참 고 문 헌

1. Jane's, "Jane's Aero-Engines", 1996-97(New Annual Subscription)
2. 임중수, "임중수의 Simulink 7- MATLAB 6.0부터 7.x까지", 높이깊이, 2010
3. Kurzke, J.. " Manual GASTURB 9.0 for Windows - A Program to Calculate Design and Off-design Performance of Gas Turbine." Technical Report, 1998
4. 공창덕, 기자영. "다목적 소형 터보샤프트 엔진의 정상상태 성능해석 및 동적거동 모사에 관한 연구" 한국항공우주학회, 27-3: 119-126, 1999
5. Walsh, P.P., Fletcher, P., "Gas Turbine Performance", Blackwell Science, 1998
6. 공창덕 외, "항공가스터빈엔진", 동명사, 1999
7. 강명철, " 2-스플 분리 배기 방식 터보팬 엔진의 성능모사 및 진단프로그램 개발에 관한 연구" 조선대학교 대학원, 2003
8. Kong, C. D., "Study on Fault Diagnostics of a Turboprop Engine Using Inverse Performance Model and Artificial Intelligent Method", Int. Journal of Turbo&Jet-Engines, 2011
9. 공창덕, 강명철, 기자영.. "EASY5를 이용한 터보팬 엔진의 성능해석에 관한 연구" 한국항공우주학회, 춘계학술발표회, 2002