

SIMULINK[®]를 이용한 터보제트 엔진의 성능모사

공창덕 · 박종하 · 기자영 · 강명철 *

Performance Simulation of A Turbojet Engine Using SIMULINK[®]

Chang-duk Kong · Jong-ha Park · Ja-young Ki · Myoung-cheol Kang *

ABSTRACT

In this study, a performance simulation program for a turbojet engine using SIMULINK, which can provide the GUI(Graphic User Interface) environment, was newly proposed. Performance analysis results using the SIMULINK performance program were compared with them using the FORTRAN performance program that was previously developed. According to comparison result, it was noted that performance analysis results between two programs have little bit big difference. This difference seems to be due to different component matching algorithm at each program, it will be improved later.

초 록

본 연구에서는 GUI환경을 제공하는 SIMULINK를 이용한 터보제트 엔진의 성능모사 프로그램을 새로이 제안하였다. SIMULINK 성능모사 프로그램에 의한 성능해석 결과는 기개발된 FORTRAN 성능모사 프로그램의 결과와 비교하였다. 비교결과 SIMULINK 프로그램과 FORTRAN 프로그램에 의한 결과 사이에 다소 큰 차이를 보이는데 이는 구성품간 조합방법의 차이에 기인한 것으로 추정되며, 추후 개선을 할 예정이다.

1. 서 론

SIMULINK는 GUI환경을 제공하는 동적 시스템의 모델링 및 모사 프로그램으로서 다양하게 제공되는 계산 블록들과 도구상자들을 이용하여 보다 쉽게 동적 시스템을 모델링 할 수 있다.[1] 이러한 특징과 편리성 때문에 가스터빈의 성능모사 프로그램에 SIMULINK를 이용한

연구들이 활발히 진행되고 있다.[2][3][4] 그러나 대부분의 연구가 가스터빈의 동적 모델링에 국한되어 있으며 정상상태 성능모사에 관한 연구는 미흡한 실정이다.

2002년 공창덕 등에 의해 SIMULINK를 이용하여 터보프롭 엔진의 정상상태 모델링에 관한 연구가 수행된 바 있으나 정압비열, 비열비와 같은 공기특성계수들을 상수로 고정하거나 연소

* 조선대학교 항공우주공학과(Chosun University Aerospace Engineering)

기 성능을 설계점의 값으로 일정하게 가정하는 등 성능계산이 간략화 되었다.[5]

본 연구에서는 보다 정밀한 성능 계산을 위해 Reynolds 효과, 연소기 효율 계산, 공기특성 계수들의 계산등을 추가하여 터보제트 엔진의 모델링 및 정상상태 성능해석을 수행하였다.

2. 연구 대상 엔진

본 연구대상 엔진은 3단 축류 압축기, 연소기, 1단 축류 터빈, 수축형 노즐로 구성된 터보제트 엔진이다. 이 엔진의 지상정지 표준 대기 상태의 설계점 성능은 다음과 같다.

Table 1. On-design performance

Variable	DATA
Mass Flow(kg/s)	6.22
Fuel Flow(kg/hr)	494.3
Comp. Pressure Ratio	3.83
Turb. Pressure Ratio	1.854
Comp. Efficiency	0.761
Turb. Inlet Temp.(K)	1269.9
Turb. Exit Temp.(K)	1127.2
Thrust(N)	3790.1
S.F.C(kg/N·h)	0.1304

3. SIMULINK 모델링

Fig. 1과 같이 압축기, 연소기, 터빈, 노즐등의 각 구성품은 서브시스템으로 구성하여 모델화 하였다.

고도와 비행마하수가 입력값으로 주어지면 각 구성품의 성능이 계산되고 추력과 비연료 소모율이 출력된다.

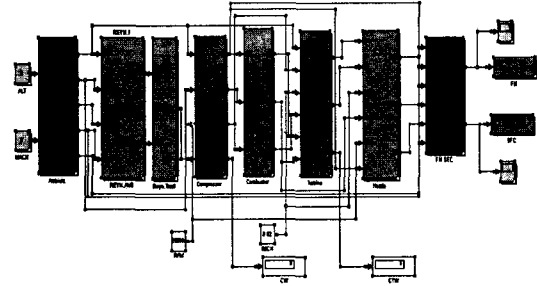


Fig. 1. The SIMULINK modeling

정상상태에서는 모든 구성품을 통과하는 유량은 일정하고 같은 축으로 연결된 압축기와 터빈의 일은 같아야 함으로 유량 조합과 일 조합을 만족하도록 계산을 수행하였다.[6]

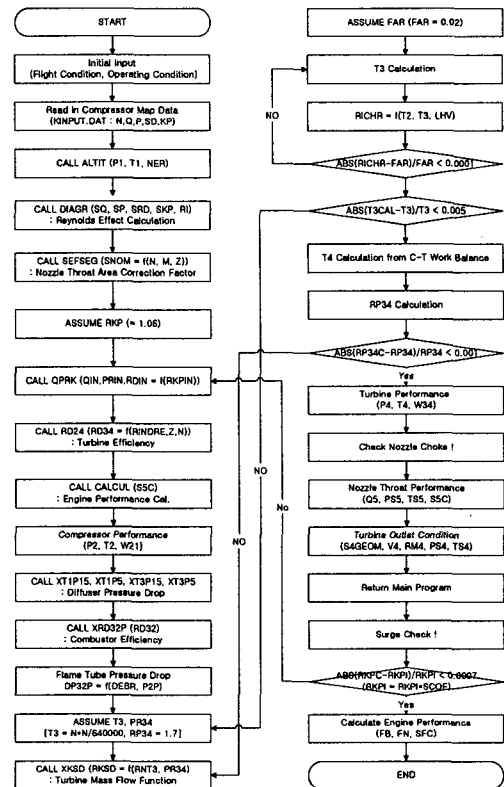


Fig. 2. The flow chart for steady-state simulation

압축기와 터빈의 성능선도는 회전수와 β -Line의 함수로 2-D Look Up Table로 주어지며 연소기의 성능은 실험식을 이용하여 계산하였다. 전체 알고리즘은 Fig. 2와 같다.

본 연구에서는 보다 정밀한 계산을 위해 Reynolds 효과를 고려하였으며 Fig. 3은 Reynolds 수를 계산하기 위한 서브시스템이다. Reynolds 수는 대기조건과 비행조건에 따라 온도, 압력, 기준 속도, 구성품 출구 면적의 함수로 계산된다. 계산식은 다음과 같다.

$$REY_{condition} = UU \times PHEX \times (R0 - RU) \quad (1)$$

$$REY = \frac{REY_{FLIGHT}}{REY_{AMB}} \quad (2)$$

여기에서 UU는 기준속도, PHEX는 구성품 출구 면적, R0는 밀도, RU는 점성계수이다.

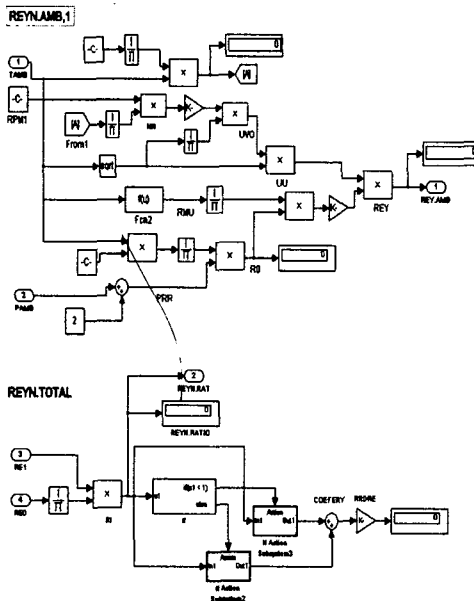


Fig. 3. Reynolds No. subsystem for calculation

또한 온도와 공연비의 함수로 정압비열 C_p 와 비열비 γ 를 각각의 구성품에서 다음과 같이 계산하였다. Fig. 4는 C_p 와 γ 계산을 위한 서브시스템이다.

$$C_p = 287.04 \times \frac{CPA + (AL + CPK)}{1 + AL} \quad (3)$$

$$\gamma = \frac{1}{\left(1 - \frac{287.04}{C_p}\right)} \quad (4)$$

여기에서 CPA와 CPK는 공기와 연소기의 정압비열이며 AL은 공연비이다.

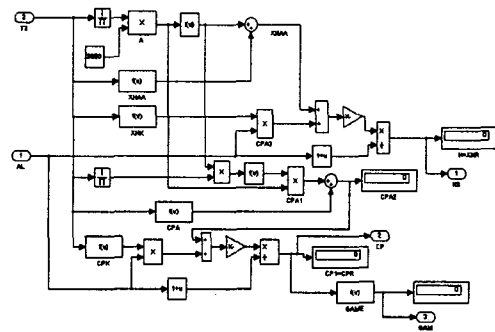


Fig. 4. Subsystem for C_p & γ calculation

압축기와 터빈의 성능선도는 Fig. 5와 같이 Look Up Table로 구성하고 유량, 압력비, 효율을 수정회전수와 β 값의 함수로 Interpolation하여 구한다. β 의 범위는 1~1.85이고 회전수의 범위는 20,000~30,000이다. 압축기와 터빈의 수정 회전수는 다음과 같은 관계식을 이용하여 각각 계산된다.

$$N_{COMP} = \frac{N}{\sqrt{TT_1}} \quad (5)$$

$$N_{TURB} = \sqrt{\frac{N}{TT_3}} \quad (6)$$

여기에서 N은 실제 회전수이며 TT_1 과 TT_3 는 각각 압축기와 터빈의 입구 전온도이다.

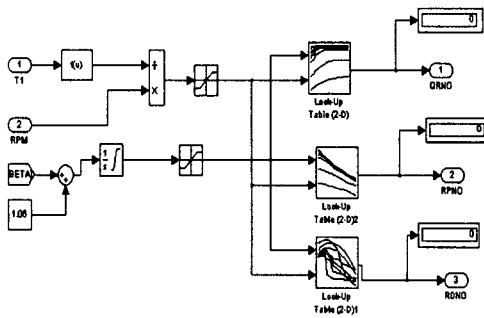


Fig. 5. Subsystem for compressor map

연소기 효율은 공기유량, 연소기 입 및 출구 온도, 압력, 연소기 체적, 공력하중의 함수로 다음과 같이 계산하였다.

$$\Omega = \frac{Q_2}{\exp\left(\frac{T_2}{300}\right) \times (P_2 \times 10^{-3})^{1.8} \times VTUB \times 10^{-3}} \quad (7)$$

$$OMON = 0.997 - (\Omega \times 0.0316) + (\Omega^2 \times 0.00167) \quad (8)$$

$$RDC = 1 - \left(\frac{OMON}{100}\right) \quad (9)$$

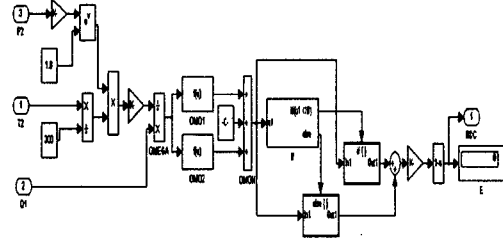


Fig. 6. Subsystem for combustor efficiency calculation

여기에서 Q_2 는 연소기 입구 유량이며 T_2 , P_2 는 연소기 입구의 정온도와 정압력이며 VTUB는 연소기 체적이다. OMON은 공력하중으로 정의된다. 연소기 효율 계산을 위한 서브시스템은 Fig 6과 같다.

4. 성능 해석 및 결과 분석

SIMULINK 모델을 이용하여 비행마하수 0~0.7 까지 성능 해석을 수행한 후 성능이 입증된 FORTRAN의 해석 결과와 비교하였다. 추력과 비연료소모율의 비교 결과는 Fig. 7, Fig. 8 과 같다. 성능 해석 결과 추력은 비행마하수 0.3까지 감소하고 비행마하수 0.3 이후에는 증가하는 경향을 보였으며 비연료소모율은 비행마하수 증가에 따라 근소하게 증가하는 경향을 보였다. FORTRAN 프로그램과 비교한 결과와의 오차는 유량 및 일 조합에서 알고리즘의 차이에서 비롯된 것으로 판단된다.

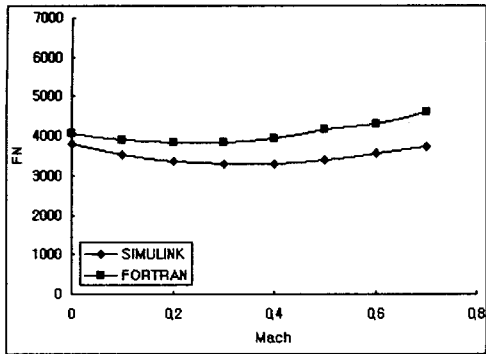


Fig. 7. Analysis result of thrust versus flight Mach No.

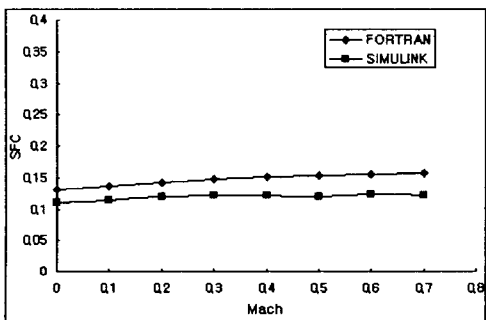


Fig. 8. Analysis result of SFC versus flight Mach No.

5. 결 론

기존의 SIMULINK를 이용한 프로그램들은 공기특성 계수들을 고정하고 연소기 성능을 설계점값으로 일정하게 가정하였지만 본 연구에서는 공기특성 계수, 연소기성능 Reynolds No를 계산하여 터보제트 엔진을 모델링하고 성능해석을 수행한 후 FORTRAN 프로그램과 비교하였다.

성능해석 결과 추력은 비행마하수 0.3까지 감소하고 0.3 이후 증가하는 경향을 보였으며 비연료소모율은 비행마하수 증가에 따라 증가하는 경향을 보였다. FORTRAN 프로그램의 해석 결과와의 오차는 유량 및 일 조합 알고리즘의 차이에서 비롯된 것으로 판단되며 이후 연구에서는 오차를 줄이기 위한 알고리즘의 보완이 요구된다.

참고문헌

1. "Simulink Model-Based & System-Based Design(ver.5)", The MATHS WORKS INC., 2002
2. G.Crosa and F. Pittaluga et al., "Heavy-Duty gas turbine plant Aerothmodynamic Simulation Using Simulink", Transaction of the ASME, 1998
3. Bettocchi.R., Spina,p.R and Fabbri,f., "Dynamic modeling of Single-shaft Industrial Gas Turbine", ASME 96-GT-332, 1969
4. Sug-Kyun Kim, " Gas turbine Dynamic Simulation Using SIMULINK®, MSc Thesis, SME, Cranfield University
5. Changduk Kong, Hongsuk Roh, " Performance Analysis of Turboprop Engine Using Simulink", Proceeding of The ASME Turbo EXPO 2002, GT-2002-30516
6. Philip P.Walsh and Paul Fletcher, "Gas Turbine Performance", Blackwell Science,1998