

## SIMULINK®를 이용한 터보프롭 엔진의 성능모사

공창덕\*, 노홍석\*\*,

### Performance Simulation of Turboprop Engine using SIMULINK®

C. D. Kong\*, H. S. Roh\*\*

#### Abstract

After modeling an aircraft turboprop engine using SIMULINK®, performance simulation of PT6A-62 engine, which is main power plant of KT-1, was performed. For validation, performance parameters of the SIMULINK model were compared with the simulated results by GASTURB program. It was confirmed that the results by the SIMULINK model were well agreed with those by GASTURB within 1.07%. It was assumed that installation losses were bleed-air extraction with a range from 0% to 5%, and power for accessories with a range from 0 to 20hp. In this investigation, it was found that the shafthorsepower was decreased by maximum 0.68%, but specific fuel consumption ratio was not effected nearly by these losses

#### 초 록

SIMULINK®를 이용하여 항공기용 터보프롭 엔진을 모델링한 후 현재 KT-1의 추진기관인 PT6A-62 분리축 터보프롭엔진의 성능을 해석하였다. SIMULINK® 모델의 검증에 위하여 상용해석 프로그램인 GASTURB 와 비교한 결과 최대오차율 1.07% 이내로 확인되었다. 지상정지 조건에서 블리드 공기유량을 0에서 5%, 보기류 구동에 따른 출력손실을 0에서 20 hp로 가정하고 해석한 결과 축마력은 최대 0.68%감소하며 비연료소모율은 거의 영향을 받지 않음을 알 수 있었다.

#### 1. 서 론

일반적으로 새로운 엔진의 개발을 위해서는 엔진의 성능을 모사할 수 있는 프로그램이 필요하다. 이러한 성능해석 프로그램은 개발단계에

서의 위험도를 줄여주며 각종 실험을 대신함으로써 개발비의 절감효과도 가져온다. 또한 엔진이 어떻게 작동할 것인가에 대한 이해력이 증대된다. 선진국에서는 이미 이러한 모사기술을 70년대 초반부터 연구해 왔으며 모사기술은 퍼스

\* 조선대학교 우주항공공학과 (Chosun University, Dept. of Aerospace Eng).

\*\* 조선대학교 대학원 항공우주공학과 (Chosun University, Graduate School. Dept. of Aerospace Eng).

널 컴퓨터의 발달과 함께 갈수록 정교해지고 있으며 많은 실험을 대신하고 있다.

선진국의 가스터빈 엔진의 성능모사에 관한 연구는 1970년대의 다양한 형태의 항공기용 터보제트 엔진과 터보팬 엔진의 정상상태 및 천이상태 성능을 해석할 수 있는 DYNGEN 프로그램이 개발되었다. 1990년대에 들어와서는 사용 중인 엔진의 성능을 실시간으로 파악하기 위한 프로그램 개발과 신경회로망 등의 최신이론을 적용하여 보다 정교한 성능예측이 가능하도록 하기 위한 연구가 활발히 진행되고 있다. 특히, 사용자들에게 편의를 제공하기 위해 GUI 기법을 이용한 프로그램들이 개발되고 있다.

1993년에는 TURVIS(TURbolog VISual) 프로그램을 이용, 블록단위로 구성된 2축 산업용 가스터빈을 위한 동적 모듈러시스템이 Blotenberg에 의해 개발되었다.<sup>1)</sup> 1996년에 Bettocchi 등은 SIMULINK®를 이용하여 모듈화된 1축 산업용 가스터빈의 비선형 동적 시스템을 개발했고 Crosa와 Pittaluga 등도 SIMULINK®를 이용하여 공업용대형가스터빈을 위한 동적시스템을 개발했다.<sup>3)</sup> 또한 GUI 기법을 이용한 GASTURB라는 프로그램이 상용화되어 널리 이용되고 있다. 국내에서도 1990년대 초 가스터빈 엔진의 개발과 함께 시작되어 90년대 중반이후 국내의 항공기 개발사업과 함께 항공기 신뢰성에 가장 큰 영향을 미치는 엔진의 성능해석에 대한 중요성이 증대되었다. 그러나 최근 GUI기법에 의한 프로그램의 개발은 미흡한 실정이다.

이에 본 연구에서는 SIMULINK를 이용한 항공기용 터보프롭 엔진을 위한 성능해석 프로그램을 개발하여 PT6A-62 엔진에 적용하였고 프로그램의 검증은 위하여 고도, 비행마하수에 따른 해석결과를 엔진 제작사에서 상용 성능해석 프로그램인 GASTURB의 해석결과와 비교하였다.

## 2. 본 론

### 2.1 연구대상 엔진

연구대상 엔진으로 축마력 1150 HP급인 PT6A-62 분리축 터보프롭엔진을 선정하였다. 이 엔진의 개략도는 Fig.1과 같다.

이 엔진은 가스발생기와 동력부로 구성되어 있으며 가스발생기는 오일펌프, 시동 발전기 및 유압펌프를 구동한다.

동력터빈은 가스 발생기부와 기계적으로 분리되어 있으며 연소기 및 압축기 터빈을 거친 연소 가스에 의해 구동된다. 또한 감소기어를 통하여 가변피치 프로펠러를 구동하며 프로펠러의 회전수는 2000 RPM으로 일정하게 유지된다.

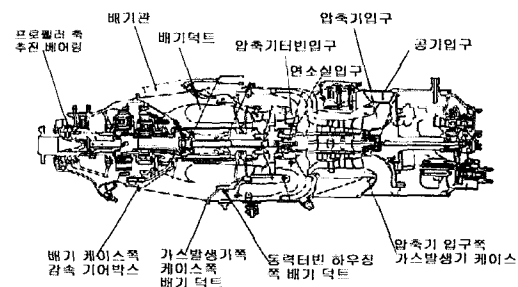


Fig 1 Study Engine Layout

### 2.2 SIMULINK® 엔진 모델링

본 연구에서는 SIMULINK를 이용하여 Fig.2와 같이 터보프롭엔진을 모델링한 후 성능을 해석하였다. SIMULINK 모델을 각 구성품별로 구성하였으며 각 구성품은 Fig.3,4,5,6,7,8과 같이 구성되어 있다. 이 때 가정된 설계점에 대한 구성품 효율은 Table 1과 같다.

Table 1 Component efficiency of study engine

구성품 효율	PT6A-62
압축기효율	0.86
연소기 효율	0.97
압축기터빈효율	0.91
동력터빈효율	0.9
가스발생기 축 기계효율	0.97
프로펠러 축 기계효율	0.97

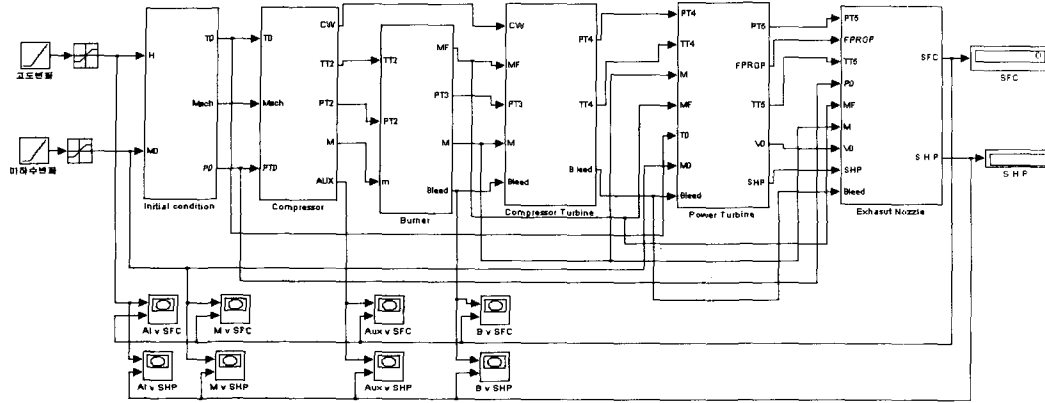


Fig. 2 SIMULINK model

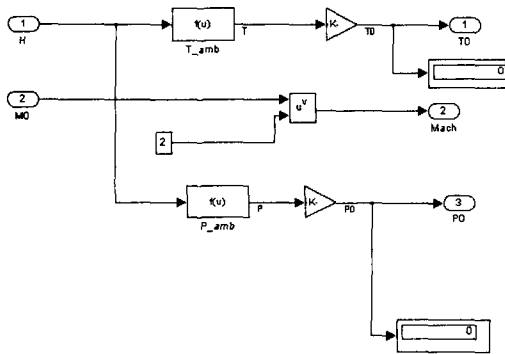


Fig. 3 Subsystem(initial condition)

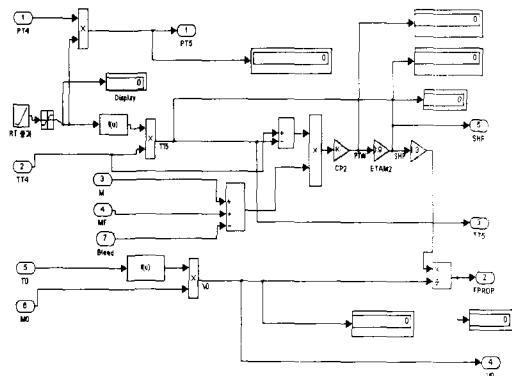


Fig. 5 Subsystem(power turbine)

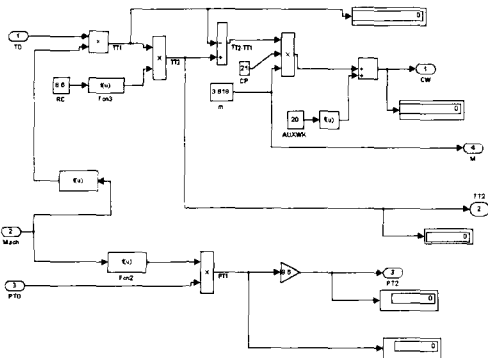


Fig. 4 subsystem(compressor)

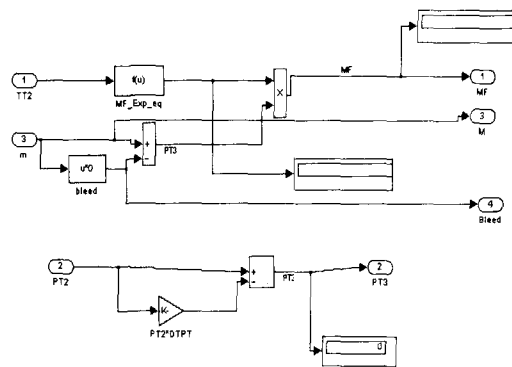


Fig. 6 Subsystem(burner)

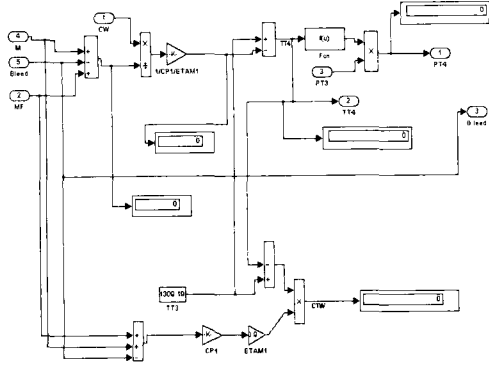


Fig. 7 Subsystem(compressor turbine)

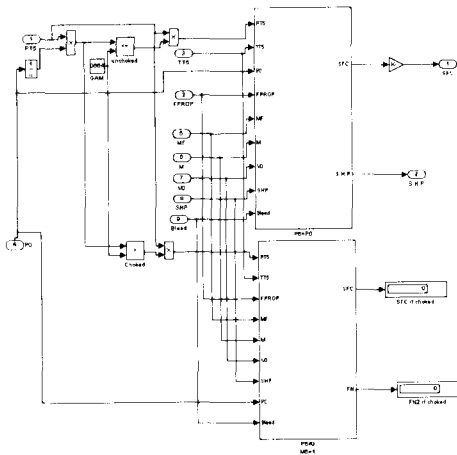


Fig. 8 Subsystem(nozzle)

Fig. 2의 전체 개략도를 살펴보면, 우선 각 부품별로 모듈화 하였고 각부품별로 subsystem 블록을 구성하여 나타내었다. 고도와 마하수를 입력값으로 하였으며 출력값으로는 비연료소모율과 추마력으로 하였다. 그리고 XY block을 사용하여 고도와 마하수에 따른 각각의 비연료소모율과 추마력 값의 변화를 그래프로 나타내게 하였으며 마찬가지로 블리드 유량과 출력손실 변화가 나타나게 하였다. 각각의 subsystem 블록에는 Fcn block을 이용하여 각각의 열역학적 관계식들이 계산되게 하였다.

또한 각각의 subsystem에서 압축기 부분에서 출력손실 계산을 위한 입력값 부분을 삽입하였

다. Fig 3의 initial condition 부분에서는 고도에 따른 초기 온도와 압력의 관계식이 계산되도록 하였고, Fig. 6의 연소기 부분에서는 블리드 유량 입력블록을 구성하였다. Nozzle subsystem에서는 초크여부조건에 따라 두 개의 블록으로 나누었으며, 각각의 출력값들은 display block으로 나타나게 하였다.

2.3. 성능해석

비행마하수 0에서 0.7, 고도 0에서 35000ft 까지 5000ft 간격으로 성능을 해석한 후 GASTUR B 해석결과와 비교하였다. 이때 대상엔진의 구성품 효율을 GASTURB에도 적용하였으며, 비교 결과는 Table 2 및 3과 같다.

비교결과를 살펴보면 최대오차율 1.4% 이내로 프로그램의 신뢰성을 검증할 수 있었다. 추마력은 비행마하수가 증가함에 따라 증가하는 경향을 보이며 고도가 증가함에 따라 감소하는 경향을 보였다. 그에 따른 결과는 Fig. 4,5와 같다.

Table 2 Performance with Altitude

마하수(ft)	변수명	GasTurb	SIMULINK	오차율(%)
0	SFC	0.3433	0.3433	0.140
	SHP	1149.9	1149.9	0.000
0.1	SFC	0.34138	0.3442	0.826
	SHP	1161.8	1153.0	0.757
0.2	SFC	0.33575	0.3379	0.64
	SHP	1197.7	1191.5	0.518
0.3	SFC	0.32683	0.3295	0.817
	SHP	1258.6	1249.7	0.707
0.4	SFC	0.31520	0.3168	0.508
	SHP	1346.4	1340	0.475
0.5	SFC	0.30159	0.3029	0.434
	SHP	1463.3	1457.4	0.403
0.6	SFC	0.2867	0.2875	0.279
	SHP	1612.7	1606.9	0.34
0.7	SFC	0.27104	0.2714	0.133
	SHP	1798.4	1793.5	0.272

Table 3 마하수 0일 때, 고도에 따른 성능

고도(ft)	변수명	GasTurb	SIMULINK	오차율(%)
0	SFC	0.3433	0.3438	0.140
	SHP	1149.9	1149.9	0.000
5000	SFC	0.3366	0.3390	0.713
	SHP	1016.7	1011.9	0.472
10000	SFC	0.3304	0.3340	1.089
	SHP	891.9	885	0.774
15000	SFC	0.3247	0.3285	1.170
	SHP	776.1	769.8	0.812
20000	SFC	0.3194	0.3234	0.125
	SHP	669.6	664	0.836
25000	SFC	0.3144	0.3186	1.336
	SHP	572.55	567.7	0.847
30000	SFC	0.3098	0.3141	1.388
	SHP	484.94	481	0.8125
35000	SFC	0.3056	0.3099	1.407
	SHP	406.6	403	0.885

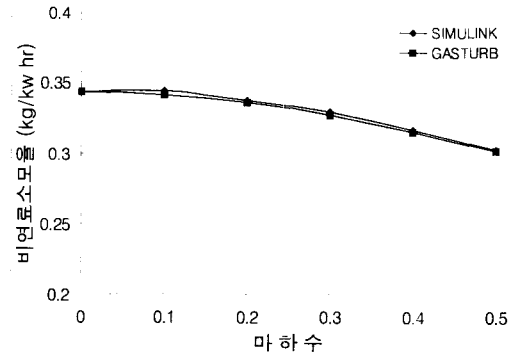


Fig. 11 SFC with Mach No.

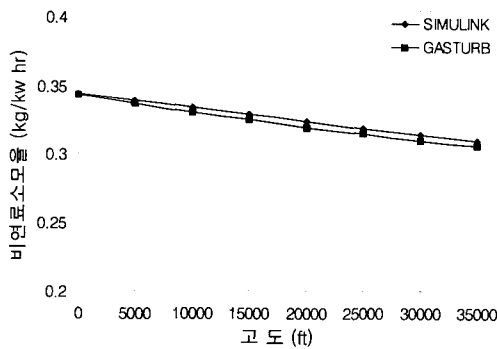


Fig. 9 SFC with Altitude

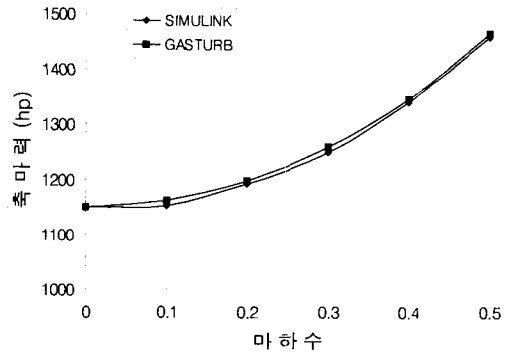


Fig. 12 SHP with Mach No.

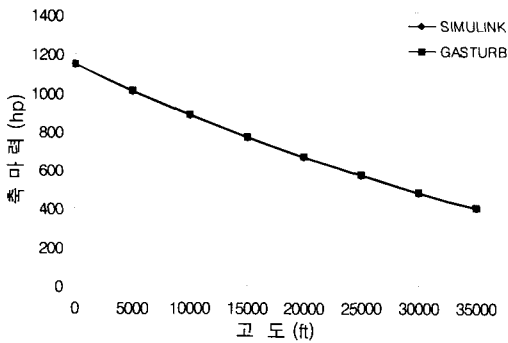


Fig. 10 SHP with Altitude

지상정지조건일 때, 블리드 공기유량을 0부터 5%까지 1%간격으로 설계점에 대한 성능 경향을 알아보았으며 GASTURB 해석결과와 비교하였을 때 결과는 Table 2 및 Fig. 6,7와 같다. 비교결과를 살펴보면 최대오차율 1.07% 이내로 프로그램의 신뢰성을 검증할 수 있었으며 블리드 공기 손실이 커짐에 따라 최대 0.68%의 축마력 손실이 발생함을 알 수 있었다. 그러나 비연료 소모율은 거의 영향을 받지 않는 것을 알 수 있었다.

Table 4 Performance with bleed air

블리드 유량(%)	변수명	GasTurb	SIMULINK	오차율 (%)
0	SFC	0.34331	0.343015	0.086
	SHP	1149.99	1152.57	0.22
1%	SFC	0.343311	0.34377	0.134
	SHP	1138.49	1138.53	0.003
2%	SFC	0.343315	0.344547	0.358
	SHP	1126.98	1124.49	0.221
3%	SFC	0.343312	0.345343	0.59
	SHP	1115.50	1110.45	0.45
4%	SFC	0.343317	0.346158	0.827
	SHP	1103.98	1096.42	0.68
5%	SFC	0.343314	0.34699	1.07
	SHP	1092.49	1082.38	0.9

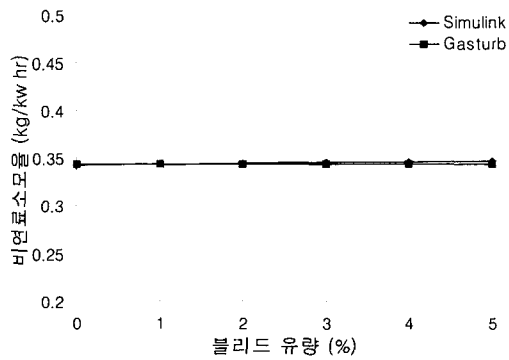


Fig. 13 SFC with bleed air

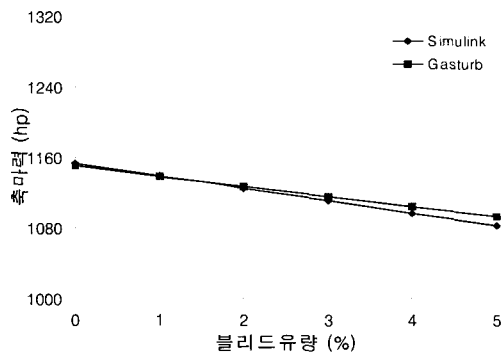


Fig. 14 SHP with bleed air

Table 5 Performance with power extraction

출력 손실	변수명	GasTurb	SIMULINK	오차율 (%)
0	SFC	0.343315	0.343015	0.087
	SHP	1149.99	1152.57	0.22
5hp	SFC	0.344798	0.344938	0.04
	SHP	1145.04	1146.14	0.096
10hp	SFC	0.346294	0.346436	0.041
	SHP	1140.1	1141.18	0.094
15hp	SFC	0.347803	0.347950	0.042
	SHP	1135.17	1136.22	0.092
20hp	SFC	0.349326	0.349482	0.45
	SHP	1130.2	1131.24	0.09

다음 블리드 공기유량을 0으로 고정시키고 보기류 구동을 위한 출력손실을 0, 5, 10, 15, 20 hp로 가정하고 해석을 수행한 후 GASTURB 해석결과와 비교하였다. 비교 결과는 Table 3 및 Fig. 8,9와 같으며 GASTURB와의 최대오차율은 0.09% 이내로 프로그램의 신뢰성을 검증할 수 있었다. 출력손실이 커짐에 따라 최대 0.19% 축마력 손실이 발생하였으나 비연료 소모율은 증가하는 경향을 나타내었다.

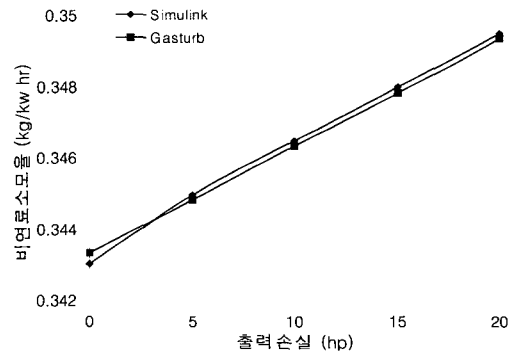


Fig. 15 SFC with power extraction

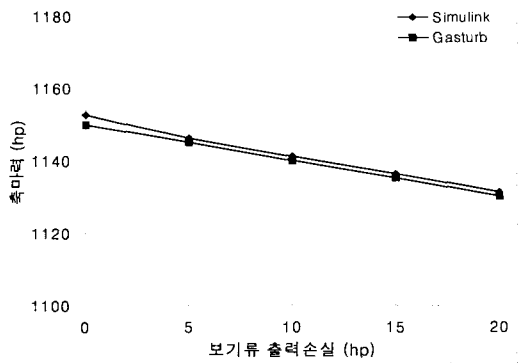


Fig. 16 SHP with power extraction

### 3.결론

SIMULINK®를 이용하여 항공기용 터보프롭 엔진을 위한 프로그램을 개발하여 현재 KT-1의 추진기관인 PT6A-62 분리축 터보프롭엔진의 고도와 마하수에 따른 비연료소모율과 축마력을 비교하였다. 고도가 0일 때, 비행마하수를 0 ~ 0.7까지 0.1간격으로 나누고 성능해석을 수행한 결과 축마력은 증가하였고 비연료소모율은 감소하였다. GASTURB 해석결과와 비교할 때 최대오차율은 비연료소모율은 0.7%, 축마력은 0.8%이내로서 비교적 잘 일치하는 결과를 보였다. 또한 비행마하수가 0일때 고도를 0 ~ 35,000ft 까지 5000ft 간격으로 성능해석을 수행한 결과 축마력과 비연료소모율은 감소하였다. 지상 정지 조건에서 블리드 공기 손실과 보기류 출력 손실에 따른 성능을 해석하고 GASTURB와 비교하였을때, 비교 결과 최대 오차율 1.07% 이내로 프로그램의 신뢰성을 검증할 수 있었다. 블리드공기 손실과 출력손실에 따른 성능을 살펴보면 축마력은 최대 0.68%감소하며 비연료소모율은 블리드공기 손실에 따른 비교를

했을 때는 거의 영향을 받지 않았으나 출력 손실에 따른 결과에서는 증가하였음을 알 수 있었다.

추후 탈설계점의 성능해석과 천이상태의 성능해석이 뒤따라야 할 것으로 사료된다.

### 참고문헌

1. Blotenberg, W., "A Model for the Dynamic Simulation of a Two-shaft Industrial Gas Turbine with Dry Low Nox Combustor", ASME 93-GT-355
2. Changduk Kong, Jayoung Ki, Kwangwoong Koh, "Steady-state and Transient Performance Simulation of a Turbohaft Engine with Free Power Turbine," ASME Turbo Expo 99 Conference, 1999.
2. G. Crosa, and F. Pittaluga et al., "Heavy-Duty Gas Turbine Plant Aerothermodynamic Simulation Using Simulink", Transaction of the ASME, 1998.
3. Math Works, "SIMULINK: Dynamic System Simulation for MATLAB, Ver.2", The Math Works, Inc., USA, 1997.
4. MacMillan, W.L., "Development of a Modular Type Computer Program for the Calculation of Gas Turbine Off Design Performance", Ph.D. Thesis, Cranfield University, United Kingdom, 1974.
5. Sellers, J. F., and Daniele, C. J., "DYNGEN -A Program for calculating Steady-State and Transient Performance of Turbojet and Turbofan Engines", NASA TN D-7901, 1975.
6. Sog-kyun KIm, "Gas Turbine -Dynamic Simulation Using SIMULINKR ", MSc Thesis , SME, Cranfield University, 1999