

## EASY5를 이용한 터보프롭엔진(PT6A-62)의 성능해석기법에 관한 연구

공창덕\* · 최인수\*\*

### A Study on Performance Analysis Technique of Turboprop Engine(PT6A-62) Using EASY5<sup>®</sup>

Chang-Duk Kong\* · In-Soo Choi\*\*

#### ABSTRACT

A steady-state performance simulation program using EASY5<sup>®</sup> on the turboprop engine was developed through in this study. The PT6A-62 turboprop engine which is the power plant of the first Korean basic trainer KT-1, was selected for this study. In order to evaluate the proposed performance model the analysis results of EASY5<sup>®</sup> model were compared with the simulated results by the GASTURB program, which is well known commercially for the simulation performance analysis at various cases. The first case was the uninstalled condition with various altitudes from ground to 30000ft and flight Mach No. 0. The second case was the install condition with various altitude from ground to 25000ft at the maximum take off and the ECS (Environmental Control System) OFF conditions. The third case was install condition with the altitude range from 5000 ft to 1000ft and Mach No. 0.1 to 0.3 at maximum ECS operating condition. It was confirm that the results by the EASY5<sup>®</sup> model were well agreed with those by GASTURB within maximum 5.0%

#### 초 록

본 연구에서는 EASY5를 이용하여 터보프롭 엔진의 정상상태 성능모사를 위한 모델을 개발하였다. 본 연구에서는 KT-1의 주 추진기관인 PT6A-62 터보프롭 엔진을 연구대상 엔진으로 선정하였고, EASY5 모델을 이용하여 여러 가지 조건에서 성능해석을 수행한 후 그 결과에 대한 검증을 위하여 상용프로그램인 GASTURB의 결과와 비교하였다. 우선 비행마하수 0, 지상에서 고도 30,000 ft까지의 비장착조건에 따른 성능해석을 수행하였고 다음 지상에서 고도 25,000 ft까지 장착상태에서 ECS OFF, 최대 이륙조건에 따른 성능해석을 수행하였다. 마지막으로 장착상태에서 ECS를 최대로 가동시켰을 때 고도 5,000ft와 10,000ft, 비행마하수 0.1에서 0.3 조건에 따른 성능해석을 수행한 결과를 GASTURB와 비교한 결과 최대 오차율 5.0% 이내로 프로그램의 신뢰성을 확인할 수 있었다.

Key Words : EASY5<sup>®</sup>, Stady-State Performance Analysis(정상 상태 성능해석),  
GUI(Graphical-User-Interface)

◇ 2002년 12월 13일 접수 ~ 2002년 12월 27일 심사완료

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

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

## 1. 서 론

1910년대 처음으로 현재의 가스터빈 엔진의 형태를 갖춘 엔진이 개발이 되었고 1930년대에 영국의 Frank Whittle이 처음으로 제트엔진에 대한 발명특허를 얻은 이후 현재까지 약 70년 동안 가스터빈엔진은 급속도로 발전을 하였다. 그 동안 가스터빈엔진은 증기터빈, 피스톤엔진과 함께 3대 원동기로써 항공기의 주 동력원은 물론 산업용 그리고 수송 시스템의 동력원으로서도 중추적인 역할을 담당하고 있어 관련 산업 분야에 선두적인 역할과 파급효과를 가져왔다.

터보프롭 엔진은 저 아음속에서 낮은 비연료 소비율과 높은 추진효율을 가지는 이점으로 소, 중형 상업용 항공기나 초등훈련기 등으로 많이 이용되고 있다. 특히 국내에서도 최근 개발된 초등훈련기 KT-1의 추진기관으로써 터보프롭 엔진인 PT6A-62 엔진을 사용하고 있으며 이에 따라 터보프롭 엔진의 성능모사 프로그램의 필요성이 증대되었다.

선진국의 가스터빈 엔진의 성능모사에 관한 연구는 1970년대의 초 다양한 형태의 터보제트 엔진과 터보팬 엔진의 정상상태 및 천이상태 성능을 해석할 수 있는 DYNGEN 프로그램이 개발[1]된 이후 1982년에는 Palmer 등에 의해 가스터빈 엔진의 성능모사를 위한 프로그램 언어에 관한 연구가 있었으며, 1990년대에 들어와서는 특히, 사용자들에게 편의를 제공하기 위해 GUI 기법을 이용한 상용프로그램인 GASTURB 라는 프로그램이 개발되어 가스터빈엔진의 성능모사에 관한 연구가 더욱더 활발해지고 있는 실정이다[2]. 또한 GUI 기법인 SIMULINK<sup>®</sup>을 이용한 가스터빈엔진 성능모사 모델링 연구 또한 이루어지고 있다[3].

1993년 DYNGEN 프로그램 및 DYGABCD 프로그램을 이용한 소형소모성 터보제트 엔진의 동적모사 및 선형모사에 관한 연구를 수행한 바 있으며 같은 엔진에 대해 1996년 공창덕 등은 천이상태 특성연구 및 실시간 선형화에 대한 연구를 수행하였다. 또한 1997년에는 산업용 터보

축 엔진의 정상상태 및 동적거동 모사 프로그램을 개발하였으며, 1998년에는 중형항공기용 터보팬 엔진의 정상상태 및 천이상태 성능해석을 수행하였다[4][5]. 그러나 이러한 연구들은 대부분이 외국프로그램이나 연구자들이 FORTRAN 코드로 제작된 것으로 프로그램 제작자나 전문가가 아니면 이용이 매우 어려우며 특히 GUI기법을 이용한 터보프롭 엔진의 성능모사에 대한 국내의 연구는 미흡한 실정이다.

본 연구의 목적은 터보프롭 엔진의 정상상태 성능을 예측할 수 있는 알고리즘을 개선하고 사용자가 이용하기 쉽게 GUI 기법을 적용한 프로그램을 개발하는데 있다.

본 연구에서는 GUI 기반의 공학용 소프트웨어인 EASYS<sup>®</sup>를 이용하여 항공기용 터보프롭 엔진을 모델링하고 성능해석을 수행하였다. EASY5 프로그램은 사용이 편리하고, 계산이 빠르며 모든 동력학적 모델을 FORTRAN 코드나 C 코드로 생성을 해 준다는 장점이 있다[6].

프로그램의 검증을 위하여 해석결과를 상용 정상상태 성능해석 프로그램인 GASTURB의 해석결과와 비교하였다.

## 2. 연구대상 엔진

연구대상 엔진으로 축마력 1150 마력 급인 PT6A-62 분리축 터보프롭 엔진을 선정하였다. 이 엔진은 감속 기어를 통하여 가변피치 프로펠러를 구동하며 프로펠러의 회전수는 2000 RPM으로 일정하게 유지된다. 동력터빈은 가스발생기부와 기계적으로 분리되어 있으며 연소기 및 압축기 터빈을 거친 연소 가스에 의해 구동된다. 압축기 터빈과 동력 터빈은 거의 엔진 중앙에 위치하며 서로 반대 방향으로 회전한다. 이 엔진의 개략도는 Fig. 1과 같다.

이 엔진은 지상정지 조건에서 출력 1150 HP, 공기유량 4.18 kg/sec, 압축기 압력비 9.4, 비연료소모율 0.3432 kg/kwhr의 성능을 가진다.

제작사에서 제공한 이 엔진의 설계점 성능은 Table 1.과 같다.

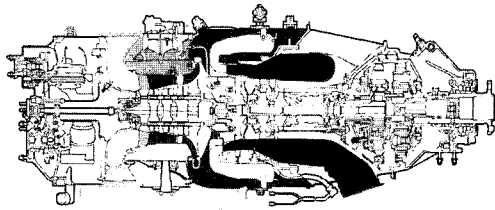


Fig. 1. Study Engine Layout

Table 1. Performance Data for Study Engine

변수	성능
공기유량 (kg/s)	3.696
압축기 압력비	8.25
압축기 효율	0.77
Bleed Air 량	0 %
연소기 압력강하율	3 %
연료유량 (kg/s)	0.072
압축기터빈 입구온도	1269.5
압축기터빈 효율	0.92
동력터빈 효율	0.91
노즐면적 (m <sup>2</sup> )	0.058
S.H.P (HP)	950
가스발생기 회전속도	100 %
프로펠러 회전속도(RPM)	2000

### 3. EASY5 프로그램

본 연구에서는 Boeing사에서 개발한 EASY5<sup>®</sup> 프로그램을 이용하여 성능해석을 수행하였다. EASY5<sup>®</sup>는 동역학 시스템을 모델링 하고 해석하는 프로그램이다.

EASY5<sup>®</sup>는 주어진 블록 다이어그램을 이용하여 동적 시스템의 모델링이 쉬우며, 정상상태 해석기(Steady-State Solver)를 이용하여 정적평형 상태를 빠른 시간에 찾을 수 있어 초기값을 쉽고 빠르게 얻을 수 있다. 이렇게 얻어진 초기값을 작동점(Operating Point)로 이용하여 빠른 해석을 수행할 수 있다. EASY5<sup>®</sup>는 모든 동역학 모델을 FORTRAN 코드 또는 C 코드로 만든

후, 실행 파일을 만든 후에 해석을 함으로써 더 빠르게 해석을 수행할 수 있으며 블록 다이어그램을 이용하기 힘든 모델은 사용자 정의 코드를 만들어 쉽고 빠르게 모델링을 할 수가 있다. EASY5<sup>®</sup>는 대표적인 제어기 설계 소프트웨어인 Matlab, MatrixX 등과 호환이 가능하여 시스템 모델링 후 제어기 설계도 쉽게 수행할 수 있다. 본 연구에서는 이러한 EASY5<sup>®</sup>의 장점을 이용하여 터보프롭 엔진을 모델링하였다. Fig 2.는 사용자 정의 코드를 이용하여 Main 프로그램을 작성하였고 입력 데이터와 구성품별 성능선도 데이터 해석결과의 출력 데이터를 처리하는 블록들과 상호 연계하도록 한 엔진 전체의 모델링의 모습이다. 그리고 각각의 입력 데이터 창은 Fig 3.과 같다.

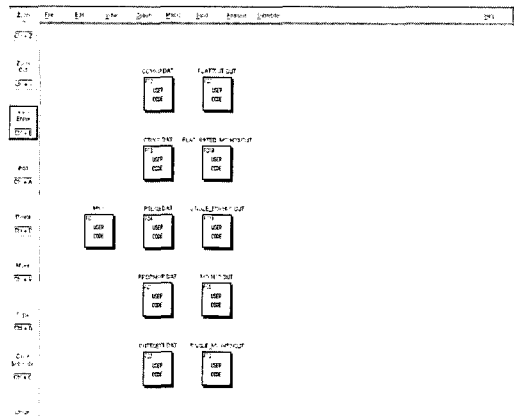


Fig. 2. Modeling using EASY5.

Name	Value	Name	K Value	Poles	Bps	Units
ETAS	3.97					
DPT	3.80					
ETAP	3.8					
ETAM	3.95					
ETAME	3.95					
UPV	22.76334					
Q	2.8705					

Fig. 3. Input Data Window at EASY5.

## 4. 정상상태 성능해석

### 4-1 EASY5 모델링

일반적으로 정상상태 성능해석은 가스터빈 엔진의 요구성능(추력, 연료소모율, etc.)이 결정되면 사이클 해석을 통해 압력비, 효율, 질유량 등을 계산하여 엔진의 요구성능을 결정하는 설계점(Design Point)성능해석과 특정한 설계점 이외의 모든 작동영역에 대한 탈설계점(Off Design Point)성능해석으로 구분할 수 있다.

엔진에 대한 열역학적 해석을 수행한 관계식들을 기초로 엔진의 구성품들이 가지는 성능과 대기조건들을 고려하여 계산을 수행하였다.

엔진의 정상상태 성능해석을 위해서는 각 구성품간의 조합이 이루어져야하며 이를 위해서는 다음과 같은 제약조건을 만족해야 한다.

- 1) 각 구성품을 통과하는 유량은 일정하다.
- 2) 같은 축으로 연결된 압축기와 터빈의 회전속도는 같아야 한다.
- 3) 압축기의 일, 부하, 기계적 손실과 터빈 출력과의 연관성이 만족되어야 한다.
- 4) 각 구성품의 성능은 각각의 성능곡선을 만족하여야 한다.

### 4-2 정상상태 해석 알고리즘

정상상태 성능해석은 먼저 비행조건과 대기조건을 가정하고 해석하고자 하는 가스발생기 회전수를 지정한다. 지정된 가스발생기 회전수에서 압축기 성능선도 상의  $\beta$ 선을 가정하고 회전수와  $\beta$ 선으로부터 유량함수, 압력비, 효율을 읽는다. 열역학적 방정식을 이용하여 압축기 출구의 온도, 압력, 압축기 일을 계산한 후 압축기 터빈의 성능선도 상에서  $\beta$ 선을 가정한다. 유량, 압력비, 효율은 회전수와  $\beta$ 의 함수로 표현될 수 있다. 탈설계점 계산에서  $\beta$ 선들은 모든 특정 점들에 대한 반복과정을 위한 초기 "가정치"들을 연속적으로 계산되는 점의 수렴값들과 일치시키는데 도움을 준다. 이 때 압축기 터빈의 회전수

는 압축기와 압축기 터빈의 회전수는 같아야 한다는 제반 조건아래 압축기와 동일하다. 가정된 압축기 터빈의  $\beta$ 선으로부터 유량함수, 압력비, 효율을 읽고 유량적합방정식으로부터 압축기 터빈의 입구온도를 계산한다. 위 결과로부터 연료유량 및 압축기 터빈 출구의 온도, 압력 및 압축기 터빈 일을 계산한다. 압축기와 압축기 터빈의 일을 비교하여 일 조합을 만족할 때까지 압축기 터빈의  $\beta$ 선을 재가정하여 계산을 반복한다. 이 때 압축기와 압축기 터빈 사이의 일 조합 오차는 0.01 %로 하였다.

압축기와 압축기 터빈의 일조합이 완료되면 유량적합방정식으로부터 동력터빈 입구의 유량함수를 계산하고 동력터빈 성능도로부터 그에 상응하는 압력비와 효율을 읽은 후 출구의 압력, 온도 및 동력을 계산한다. 다음 프로펠러의 성능을 계산하고 노즐의 초킹(choking) 여부를 확인한 후 노즐의 성능과 노즐 목 면적을 계산한다. 계산된 노즐 목면적과 설계된 기하학적 목면적을 비교하여 유량조합을 만족할 때까지 압축기의  $\beta$ 선을 재가정하며 계산을 반복한다. 이 때 전체 구성품의 유량 조합 오차는 0.5 %로 하였다. 마지막으로 배기제트 추력, 총추력, 비연료소모율 등 엔진의 성능을 계산한다.

기존의 FORTRAN 프로그램에서는 20개의  $\beta$ 선을 균등하게 분할하여 순차적으로 적용한 결과 초기  $\beta$ 값을 잘못 선정한 경우 계산시간이 많이 걸리며  $\beta$ 선의 분할 정도에 따라 조합 오차율이 커지거나 수렴이 안되는 경우가 발생하였다. 이러한 문제점을 해결하기 위해 본 연구에서는  $\beta$ 값을 조합오차율의 정도에 따라 계산하는 방법을 적용하였다. 다음과 같은 계산식에 의해  $\beta$ 값을 가정함에 따라 조합 오차율과 계산시간을 개선함으로써 보다 빠르고 정확한 해석을 수행할 수 있었다.

$$\beta_{new} = \beta_{old} + (ERR/1000) \quad \text{---(1)}$$

여기에서  $ERR$ 은 압축기와 터빈 사이의 일 조합과 계산된 노즐목면적과 기하학적 노즐 목면적 사이의 유량조합의 백분율 오차이다.

## 5. 정상상태 해석결과

5-1 비장착 성능해석

고도 및 비행마하수의 변화에 따른 비장착 성능 해석을 수행하였다. 장착에 의한 공기 흡입구 압력 손실, Charge Heating, 블리드 및 출력 손실이 없고 가스 발생기 및 동력 터빈 회전수를 100%로 가정하였다. 프로그램의 검증을 위해 해석 결과는 GASTURB 프로그램의 해석 결과와 비교하였다.

5-1-1. 고도 변화에 따른 성능

가스발생기와 동력터빈의 회전수가 100%이며 비행마하수가 0인 조건에서 고도를 5000ft에서 30000ft까지 변화시키며 해석을 수행하였으며 그 결과는 Fig. 4와 같다.

발생된 오차의 가장 큰 원인은 개발프로그램의 경우에는 압축기, 압축기터빈, 동력터빈의 성능도가 사용된데 반해 GASTURB 프로그램의 경우에는 압축기터빈의 성능을 설계점으로 고정하고 해석하기 때문으로 예측되며 사용된 열역학적 방정식이나 조합을 위한 알고리즘의 차이도 원인이 될 것으로 판단된다.

5-1-2. 비행마하수에 따른 성능

비행마하수 0에서 0.4까지 0.1단위로 성능을 해석하였다. 이 때도 가스발생기와 동력터빈의 회전수는 100%로 고정하였으며 지상표준대기조건에서 해석을 수행하였다. 해석 결과는 GASTURB 8.0과 그 결과를 비교하였으며 Fig. 5와 같다.

5-2 장착 성능 해석

5-2-1. 장 착 손 실

항공기 장착 성능의 해석을 위해서는 추진기관의 장착 성능 및 항공기 항력의 정확한 예측이 필요하며, 엔진의 장착 성능 관련인자의 부하는 항공기 각 계통의 부하 해석을 통하여

이루어진다. 장착 손실인자로는 프로펠러의 회전으로 인한 흡입구 온도 상승과 공기 흡입구 압력 손실이 있으며, 주로 조종실의 냉, 난방에 쓰이는 블리드 공기 손실, 시동 발전기와 유압 펌프 및 엔진 연료 펌프를 구동하는데 쓰이는 출력손실, 배기도관 손실 등이 있다. 이들 장착 손실 계수는 엔진의 가용 출력에 영향을 미치므로 가능한 한 최소화하여야 한다. 본 연구에서는 최대이륙 조건에서의 장착성능해석을 수행하였으며 이 때 제작사에서 제시된 장착 관련인자는 Table 2과 같다.

본 연구에서는 최대 이륙조건에서 ECS Off 상태와 ECS 최대 작동 조건의 성능을 해석하여 프로그램의 검증을 위해 GASTURB 결과와 비교하였다.

Table 2. Installation Loss Coefficient

	Flight Condition	Values	reference	
Inlet Pressure Loss	Take-off	$8.1 \times 10^{-5}$	Pressure Loss Coefficient	
	Normal Flight	0.9922	Inlet Efficiency	
Inlet Charge Heating	Take-off & Normal Flight	3 °C		
Power Extraction	Take-off	ECS ON	18 SHP	Flap, L/G On
		ECS OFF	15 SHP	
	Cruise	ECS ON	7 SHP	Flap, L/G & Airbrake Off
		ECS OFF	5 SHP	
Bleed Air Loss	Take-off & Normal Flight	ECS OFF	0 %	Cockpit Cooling & Heating
		ECS LOW	2.8 %	
		ECS MAX	5.25 %	
Exhaust Duct Loss	Take-off & Normal Flight	Effective Area	74 in <sup>2</sup>	Pressure Loss

5-2-2. ECS OFF

ECS OFF상태에서는 BLEED 공기에 대한 손실이 없으며 Flap 및 L/G 작동을 위한 출력손실이 이륙비행시 15 SHP 이고 정상비행할 때 5 SHP이다. 이 때 배기 도관손실은 압력 손실을 반영하여 유효단적은 0.04774m<sup>2</sup>로 적용하였다. 해석은 최대이륙일 때 비행마하수 0, 고도를 0 ft에서 25,000ft 까지 10000ft 씩 증가시켜 공기

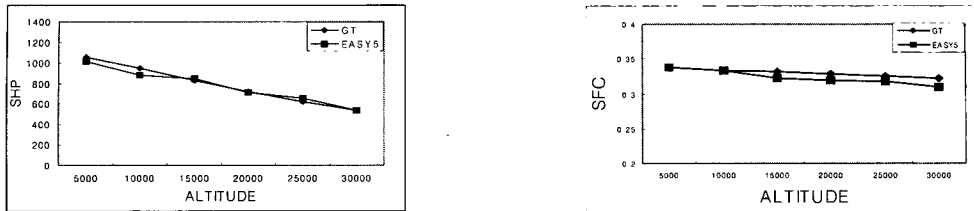


Figure 4. Performance with Altitude Variation at Flight Mach No. = 0.0

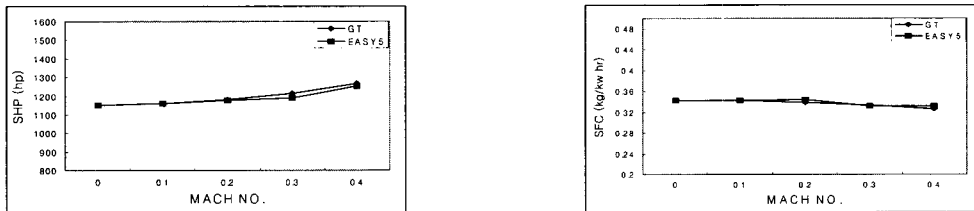


Figure 5. Performance with Flight Mach No. Variation at Altitude = 0.0

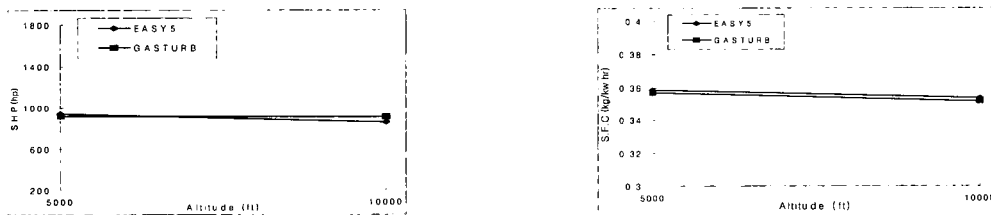


Figure 6. Performance Analysis with Various Altitude at Mach No.=0.1(ECS OFF)

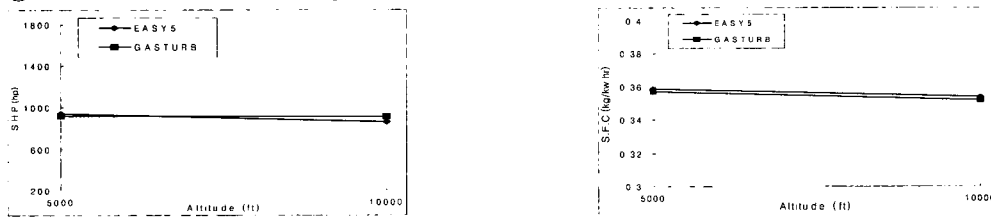


Figure 7. Performance Analysis with Various Altitude at Mach No.=0.1(ECS OFF)

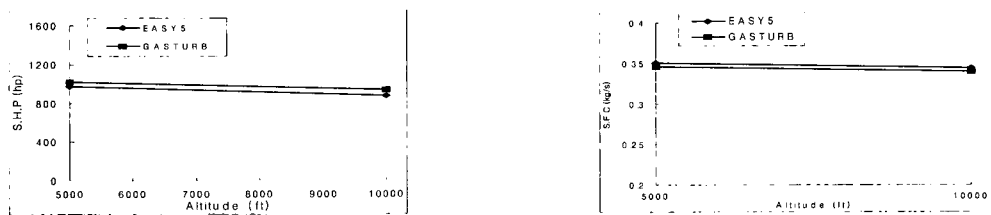


Figure 8. Performance Analysis with Various Altitude at Mach No.=0.2(ECS OFF)

유량, 압축기 압력비, 축마력, 비연료소모율에 대한 성능해석을 수행하였다. 역시 결과 비교를 위해 GASTURB 프로그램의 해석결과와 비교하였다. 결과는 Fig. 6, 7, 8, 9와 같다

ECS MAX상태에서는 BLEED 공기손실5.25% 이고 Flap 및 L/G 작동을 위한 출력손실이 이륙비행시 18 SHP 이고 정상비행할 때 7 SHP이다. 또한 배기 도관손실은 압력 손실을 반영하여 유효단적은 0.04774m<sup>2</sup>로 적용하였다. 성능해석은 정상비행시 비행마하수를 0.1 부터 0.3, 고도를 5000 ft에서 10,000ft 까지 5000ft 씩증가시

5-2-3. ECS MAX

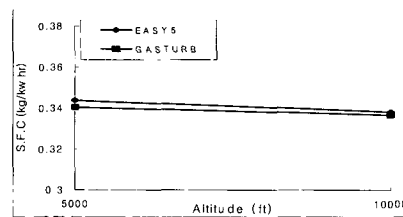
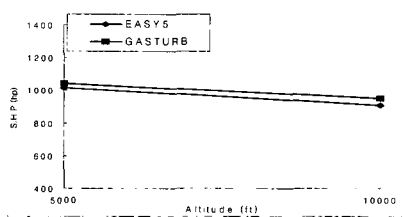


Figure 9. Performance Analysis with Various Altitude at Mach No.=0.3 (ECS OFF)

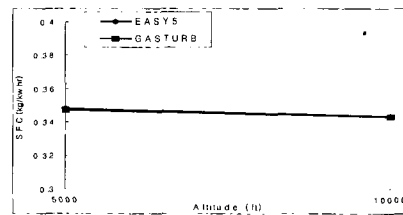
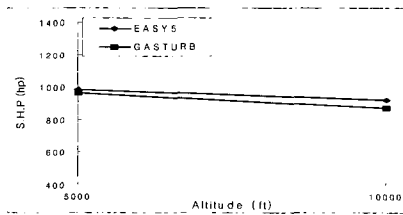


Figure 10. Performance Analysis with Various Altitude at Mach No.=0.1(ECS MAX)

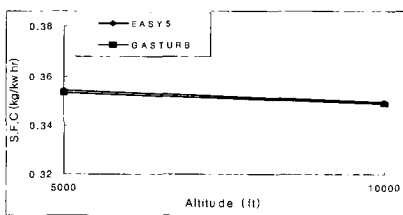
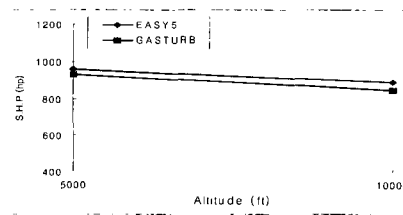


Figure 11. Performance Analysis with Various Altitude at Mach No.=0.2(ECS MAX)

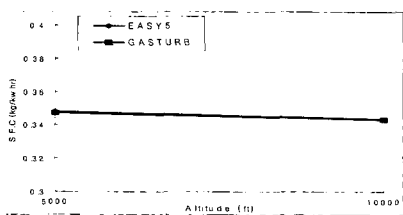
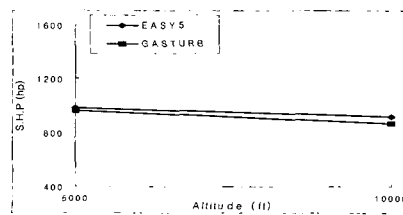


Figure 12. Performance Analysis with Various Altitude at Mach No.=0.3(ECS MAX)

켜 공기유량, 압축기 압력비, 축마력, 비연료소모율에 대한 성능해석을 수행하였다. 결과는 Fig. 10, 11, 12와 같다

## 6. 결 론

공학용 시스템 모델링 프로그램인 EASY5<sup>®</sup>를 이용하여 터보프롭 엔진의 모델링을 시도하였다. 대상 엔진의 모델링을 위하여 EASY5에서 제공되는 User-Defined-Code를 사용하여 성능해석을 수행을 하였다.

보다 정밀하고 빠른 해석을 위한 프로그램 개발을 위해 비열비 및 정압 비열과 같은 열역학적 계수를 실험식을 통해 온도의 함수로 계산하도록 하였으며  $\beta$ -line의 개념을 도입하여 일과 유량 조합 오차 범위 안에 들도록  $\beta$ -line을 Interpolation 하는 방법을 이용하였다.

제작사에서 제시한 PT6A-62엔진의 성능자료를 기초로 연구대상엔진의 설계점을 선정하였다. EASY5 모델의 검증용을 위하여 상용프로그램인 GASTURB Professional 8.0과 그 결과를 비교하였다. 해석조건으로는 비장착 상태에서의 고도 및 비행마하수의 변화에 따른 성능 해석을 수행하였다. 해석결과 모든 운용영역에서 최대 7% 내외의 오차율을 보여 본 프로그램에 사용된 성능해석 기법과 알고리즘의 타당성을 검증할 수 있었다. 장착조건에서는 이륙비행시 ECS OFF상태일때는 ECS OFF시 최대이륙일 때 비행마하수 0, 고도를 0 ft에서 25,000ft 까지 10000ft 씩 증가시켜 공기유량, 압축기 압력비, 축마력, 비연료소모율에 대한 성능해석을 수행하였다. 역시 결과 비교를 위해 GASTURB 프로그램의 해석결과를 이용하였다. 이때의 성능해석 결과 고도 15000ft, 축마력에서 최대오차 4.5%를 보였다. 또한 정상비행일 때 고도를 5,000ft에서 10,000ft 까지 5000ft 간격으로 증가시키고 동시에 비행마하수를 0.1부터 0.3까지 0.1 단위로 변화시켜 수행한 결과 마하수 0.2와 축마력에서 최대오차율 6.63%을 보였다. ECS MAX상태에서 정상비행시 비행마하수를 0.1 부터 0.3, 고도를 5000 ft에서 10,000ft 까지 5000ft

씩 증가시켜 역시 공기유량, 압축기 압력비, 축마력, 비연료소모율에 대한 성능해석을 수행하였다. 성능해석 결과 GASTURB와의 최대오차율은 비행마하수 0.3, 고도 10000ft인 상태의 축마력에서 5.95% 확인할 수 있었다.

EASY5를 이용한 성능해석프로그램은 테이블형 Box의 데이터 입력창을 제공하고 출력변수를 보여줌으로써 프로그램의 이용자가 보다 쉽게 활용할 수 있는 장점이 있다.

추후 EASY5의 사용자 정의 코드를 이용한 천이 상태와 엔진 전반에 관한 모델링이 수행되어야 할 것이다.

## 후 기

본 논문은 2002년도 두뇌한국 21 사업에 의하여 지원되었으며 이에 감사드립니다.

## 참 고 문 헌

1. Sellers, J. F., and Daniele, C. J., 1975 "DYNGEN - A Program for calculating Steady-State and Transient Performance of Turbojet and Turbofan Engines", NASA TN D-7901
2. Kurzke, J., "GASTURB 8.0:User's Manual", 1998
3. Sog-kyun Kim, "Gas Turbine Simulation Using SIMULINK", MSc THESIS, Cranfield University
4. Changduk Kong, Jayoung Ki, Kwangwoong Koh, 1999, Steady-state and Transient Performance Simulation of a Turbohaft Engine with Free Power Turbine, ASME Turbo Expo 99 Conference
5. 공창덕, 기자영, 고평웅, 1998. 4., "CMF 기법을 이용한 소형 분리축 방식 터보축 엔진의 동적모사", 한국추진공학회지
6. Boeing Company "EASY5 User's Manual", 1996
7. 공창덕 외 3인, "항공기가스터빈엔진", 동명사, 1997