

## 터보프롭엔진(PT6A-62)의 정·동적 성능모사에 관한 연구

공창덕\* · 기자영\*\* · 신현기\*\*\*

### A Sstudy on Steady-state and Transient Performance Simulation of Turboprop Engine(PT6A-62)

Chang-Duk kong\* · Ja-Young Ki\*\* · Hyun-Ki Shin\*\*\*

#### ABSTRACT

The performance simulation program on the turboprop engine(PT6A-62), which is a main engine of the first trainer KT-1 in republic of Korea, was developed. Characteristics of engine components were required for the steady-state performance analysis including on and off design point analysis. In most cases, these were substituted for what scaled from well known engine components characteristics with the scaling law.

The developed program was compared with GASTURB program which is well known for the simulation performance analysis, such as analysis results of mass flow rate, compressor pressure ratio, fuel flow rate, power, specific fuel consumption ratio and turbine inlet temperature in the following four cases, to evaluate whether the developed program is acceptable or not. The first case was the sea level static standard condition and other cases were considered with various flight Mach numbers, altitudes. After verifying the developed program, the partload performance analysis was carried out.

Transient performance analysis for various fuel schedules were performed. When the fuel step increase of 0.1sec was performed, the overshoot of the compressor turbine inlet temperature occurred. However, the fuel ramp increase for longer than 0.1sec time was performed, the overshoot could be eliminated.

#### 초 록

국내에서 개발된 초등훈련기 KT-1의 주 추진기관인 터보프롭엔진(PT6A-62)의 성능모사 프로그램을 개발하였다. 성능해석프로그램에 사용된 구성품 성능도는 이미 알려져 있는 성능도를 축척방정식을 가지고 축척하여 사용하였다.

개발된 프로그램의 성능을 입증하기 위하여 질량유량, 압축기 압력비, 연료유량, 동력, 비연료소모율, 터빈입구온도 등의 변수를 상용프로그램인 GASTURB의 해석결과와 비교하였다.

성능해석은 정상정지조건과 다양한 비행마하수와 고도를 고려하여 수행하였으며 개발된 프로그램의 타당성을 입증한 후 부분부하 성능의 해석을 수행하였다.

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

\*\* 조선대학교 대학원 기계공학과(Chosun University, Graduate School, Dept. of Mechanical Eng.)

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

천이상태 성능해석에서는 다양한 연료유량의 증가조건을 고려하였다. 첫 번째로 0.1초에 걸쳐 step 증가되는 경우를 고려한 결과 압축기터빈 입구온도에서 오버슈트가 발생하였다. 연료를 천천히 ramp 증가시킨 결과 오버슈트가 제거됨을 확인할 수 있었다.

## 1. 서 론

국내 항공산업의 발달과 항공기 개발사업이 활발해짐에 따라 항공기 주 추진기관인 가스터빈엔진에 대한 관심도 증대되고 있다. 성능모사는 가스터빈엔진의 개발 뿐 아니라 유지, 보수 단계에서도 필수적인 기술로 성능해석 프로그램은 엔진 개발단계에서의 개발비 및 위험도 절감, 안전한 운용영역의 제시, 엔진상태에 따른 정비, 제어기 설계의 기초자료 제공 등 고부가가치 산업의 하나이다.

선진국의 가스터빈 엔진의 성능모사에 관한 연구는 1970년대 초 대형 민항기의 개발과 함께 항공기 및 엔진의 안전성과 신뢰성을 높이기 위해 터보팬 엔진을 중심으로 활발하게 진행되었다. 초기에는 엔진의 개발단계에서 개발위험도를 줄이고 안전한 운용영역을 찾기 위한 성능해석이 이루어졌으나 최근에는 개발단계 뿐만 아니라 운용시에 엔진의 상태를 실시간으로 파악하여 최적의 운용조건을 제시하고 적절한 정비방법을 제시함에 따라 수명연장 및 전주기 비용(life-cycle cost)을 감소시키기 위한 성능모사가 더 많이 진행되고 있다. 구체적으로 살펴보면 1970년대의 초 다양한 형태의 터보제트 엔진과 터보팬 엔진의 정상상태 및 천이상태 성능을 해석할 수 있는 DYNGEN 프로그램이 개발된 이후<sup>[1]</sup> 1982년에는 Palmer 등에 의해 가스터빈 엔진의 성능모사를 위한 프로그램 언어에 관한 연구가 있었으며, 1991년 Younghong 등은 가스터빈 엔진에서의 성능을 예측할 수 있는 새로운 방법들을 제시하였다<sup>[2]</sup>. 1990년대에 들어와서는 사용중인 엔진의 성능을 실시간으로 파악하기 위한 프로그램 개발과 신경회로망 등의 최신이론을 적용하여 보다 정교한 성능예측이 가능하도록 하기 위한 연구가 활발히 진행되고 있다<sup>[3]</sup>.

국내의 엔진성능모사에 관한 연구는 1990년대 초 가스터빈 엔진의 개발과 함께 시작되어 점차 그 연구가 활발해지고 있다. 초기에는 외국의 성능모사 프로그램을 이용한 성능해석이 주로 많았으나 최근 들어 국내의 항공기 개발사업과 함께 항공기 신뢰성에 가장 큰 영향을 미치는

엔진의 성능해석에 대한 중요성이 증대됨에 따라 필요한 프로그램을 직접 개발하려는 노력이 시도되고 있다<sup>[4][5][6]</sup>.

1997년에는 공창덕 등은 산업용 터보축 엔진의 정상상태 및 동적거동 모사 프로그램을 개발하였으며<sup>[5]</sup> 1998년에는 중형항공기용 터보팬 엔진의 정상상태 및 천이상태 성능해석을 수행하였다<sup>[6]</sup>.

그러나 이러한 연구들은 대부분이 외국 프로그램에 의존한 결과이거나 개발된 프로그램도 산업용 엔진에 한정되는 등 초기단계로 항공기용 엔진의 성능모사 프로그램 개발에 대한 국내의 연구는 미흡한 실정이다.

이에 본 연구에서는 항공기용 터보프롭 엔진을 위한 정상상태 및 천이상태 성능해석 프로그램을 개발하여 국내 최초의 초등훈련기인 KT-1의 추진기관인 PT6A-62 엔진에 적용하였고 프로그램의 검증을 위하여 다양한 조건에서의 정상상태 해석결과를 엔진 제작사에서 제시한 성능과 상용 정상상태 성능해석 프로그램인 GASTURB의 해석결과와 비교하였다. 또한 연료 증가 Scheduling을 달리하여 천이상태를 모사하였다.

## 2. 연구대상엔진의 제원

### 2.1 연구대상엔진의 형식 및 요구성능

연구대상 엔진으로 축마력 1150 마력급인 PT6A-62 분리축 터보프롭엔진을 선정하였다. 이 엔진은 가스발생기부와 동력부로 구성되어 있고 가스발생기는 압축기, 연소기 및 압축기 터빈으로 구성되어 오일 펌프, 시동발전기 및 유압펌프를 구동한다. 동력터빈은 가스발생기부와 기계적으로 분리되어 연소기 및 압축기 터빈을 거친 연소 가스에 의해 구동된다. 압축기 터빈과 동력 터빈은 거의 엔진 중앙에 위치하며 서로 반대 방향으로 회전한다. 엔진의 최대출력은 1,150 마력급이지만 엔진 감속기어부와 과용력을 방지하기 위하여 토크 상한 치는 최대출력 950 마력으로 제한되어 있다. 다음의 Fig. 1은 엔진의 외형 및 내부 구성도이다<sup>[7]</sup>.

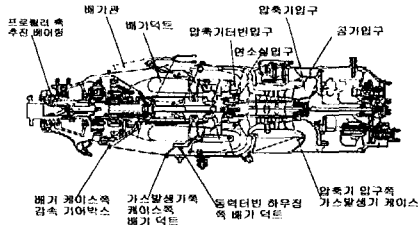


Fig. 1 Study Engine Layout

이 엔진은 지상정지 조건에서 출력 1150 HP, 공기유량 3.81 kg/sec, 압축기 압력비 8.4, 비연료소모율 0.3014 kg/kwhr의 성능을 가지며 엔진 제작사로부터 제시된 엔진의 주요성능은 Table 1과 같다.

Table 1. Main Performance of Study Engine

설 계 변 수	PT6A-62
공기유량 (kg/s)	3.81
압축기 압력비	8.4
블리드 공기 (%)	0
연료유량 (kg/s)	0.0718
노즐면적 (m <sup>2</sup> )	0.058
축마력 (HP)	1150 *(950)
비연료소모율 (kg/kw hr)	0.3014

\* 실제출력은 950 HP 로 제한됨

### 3. 정상상태 성능해석

#### 3.1 설계점 성능해석

일반적으로 정상상태 성능해석에는 엔진의 요구성능을 결정하는 설계점(Design Point) 성능해석과 설계점 이외의 모든 작동영역에 대한 탈설계점(Off Design Point) 성능해석으로 구분할 수 있는데 설계점 및 탈설계점 성능해석은 엔진에 대해 열역학적 관계식들을 기초로 엔진의 구성품들이 가지는 성능과 대기조건들을 고려하여 계산을 수행하였다.

Table 2. Design Point Performance of Study Engine

구 분	GasTurb	개 발 프로그램	오차율(%)
공기유량 (kg/s)	3.81	3.81	0
압축기 압력비	8.4	8.4	0
압축기터빈 입구온도(K)	1240	1240	0
연료유량 (kg/s)	0.07352	0.07186	2.31
압축기터빈 출구압력 (bar)	3.17511	3.08323	2.98
노즐면적 (m <sup>2</sup> )	0.05810	0.05803	0.128
축마력 (HP)	1168.92	1152	1.47
비연료소모율 (kg/kw hr)	0.30363	0.30099	0.85

먼저 설계점 성능해석은 PT6A-62엔진의 지상정지조건인 성능자료를 기초로 하여 연구대상 엔진의 요구출력 및 주요구성품의 성능을 만족하도록 수행하였다. 설계점 성능해석은 열역학적 관계식을 이용한 사이클 해석을 통해 이루어지며 본 연구에서는 지상정지, 표준대기상태의 조건을 선정하였다. 프로그램의 검증을 위해 상용프로그램인 GASTURB와 비교한 결과 최대 오차율 약 2.4%이내의 결과를 얻었다. 비교결과 는 Table 2와 같다.

#### 3.2 탈설계점 성능해석

설계점을 제외한 모든 엔진 작동영역을 탈설계점이라고 한다. 엔진은 설계점에서 최대의 성능을 발휘하도록 설계되므로 탈설계점 영역에서 어떤 상태로 운용되는가를 파악하는 것은 매우 중요하다. 탈설계점 성능해석을 통해 압축기 서지여유, 부분부하에서의 출력과 비연료소모율, 운용 가능한 완속점의 설정 등이 가능해지기 때문이다.

탈설계점 성능해석은 동축으로 연결된 압축기와 터빈의 일은 일정하다는 에너지 보존법칙과 각 구성품을 통과하는 유량은 언제나 일정하다는 유량 보존법칙에 기초를 두어 수행한다. 이러한 조건을 만족시키기 위해 사용된 구성품 조합방정식은 다음과 같다<sup>18)</sup>.

· 가스발생기의 유량 평형방정식

$$\frac{\dot{m}\sqrt{T_{03}}}{P_{03}} = \frac{\dot{m}\sqrt{T_{01}}}{P_{01}} \times \frac{P_{01}}{P_{02}} \times \frac{P_{02}}{P_{03}} \times \sqrt{\frac{T_{03}}{T_{01}}} \quad (1)$$

· 가스발생기의 일 평형방정식

$$\frac{\Delta T_{034}}{T_{03}} = \frac{\Delta T_{012}}{T_{01}} \times \frac{T_{01}}{T_{03}} \times \frac{C_{pa}}{C_{pg}\eta_m} \quad (2)$$

$$\eta_m C_{pg} \Delta T_{034} = C_{pa} \Delta T_{012}$$

· 가스발생기와 동력터빈의 유량 평형방정식

$$\frac{\dot{m}\sqrt{T_{04}}}{P_{04}} = \frac{\dot{m}\sqrt{T_{03}}}{P_{03}} \times \frac{P_{03}}{P_{04}} \times \sqrt{\frac{T_{04}}{T_{03}}} \quad (3)$$

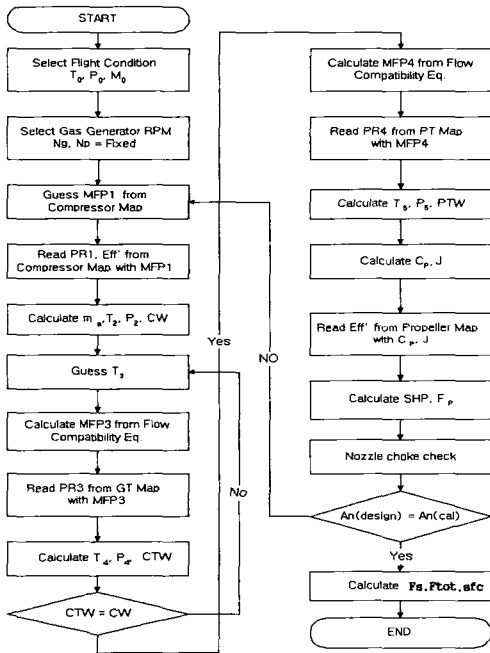


Fig. 2 Flow Chart of Steady-state program

여기서 T0는 전온도, ṁ는 유량, P0는 전압력, CP는 정압비열을 의미하며, 하첨자 1은 압축기 입구, 2는 압축기 출구, 3은 압축기터빈 입구, 4는 동력터빈 입구를 의미한다. 위와 같은 조합방정식을 적용한 정상상태 개발 프로그램의 순서도는 Fig.2와 같다.

탈설계점 성능해석으로서 본 연구에서는 첫 번째, 비행마하수 0에서 0.3까지 비행마하수변화에 따른 성능해석, 두 번째, 고도 0에서 10000ft

까지 고도변화에 따른 성능해석, 세 번째, 비행마하수를 변화시키면서 동시에 고도의 변화에 대한 성능해석을 수행하였고 마지막으로 가스발생기 회전속도 75%에서 105%까지 5%간격으로 부분부하의 성능해석을 수행하였다.

#### 4. 프로그램 검증

개발된 정상상태 성능해석 프로그램의 검증을 위하여 지상정지 조건에서 가스발생기와 동력터빈 회전수를 100%로 고정하고 해석을 수행한 후 GASTURB의 해석결과와 비교하였다.

GASTURB는 독일에서 개발된 상용화된 성능해석 프로그램으로서 설계점 및 탈설계점 성능해석과 연료유량 변화에 따른 천이상태 성능해석을 수행한다[9].

해석에 사용된 구성품 성능도는 압축기와 동력터빈의 경우는 개발 프로그램과 같은 것을 사용하였으나 압축기터빈의 성능도는 사용하지 않았다.

Table 3. Off Design Point Performance Analysis Results at Sea Level Static State

설 계 변 수	GASTURB 프로그램	탈설계점 프로그램	오차율 (%)
공기유량(kg/s)	3.81	3.8319	0.575
압축기압력비	8.4	8.337	0.755
연료유량(kg/s)	0.07352	0.06884	6.37
압축기터빈입구온도(K)	1240	1202	3.06
압축기터빈입구압력(bar)	8.26	8.192	0.83
동력터빈입구온도(K)	1006.96	969.734	3.696
동력터빈입구압력(bar)	3.175	3.0613	3.584
노즐면적(m <sup>2</sup> )	0.058104	0.061334	5.559
S.H.P(HP)	1168.92	1151.19	1.517

비교 결과 공기유량은 약 0.6%, 압축기압력비는 약 0.76%, 출력은 약 1.5% 이내의 오차율을 보였으며 연료유량에서 최대오차율 6.37%를 보였다. 해석결과는 Table 3과 같다.

#### 4.1 비행마하수에 따른 성능해석

본 연구에서는 지상 표준대기상태, 가스발생기 회전수 100%에서 비행마하수를 0부터 0.3까지 0.1씩 증가시키면서 해석을 수행한 후 공기유량, 압축기 압력비, 축마력, 비연료소모율 등을 GASTURB와 비교하였으며 그 결과가 Table 5 및 Fig. 3과 같다.

Table 4. Performance Analysis with Various Flight Mach Numbers

구분	공기유량	압력비	S.F.C	TT3	
0	GASTURB	3.810	8.400	0.291	1240.0
	개발프로그램	3.832	8.337	0.291	1202.0
	오차율(%)	0.575	0.755	0.000	3.065
0.1	GASTURB	3.827	8.379	0.292	1239.8
	개발프로그램	3.842	8.338	0.290	1214.0
	오차율(%)	0.380	0.492	0.816	2.081
0.2	GASTURB	3.879	8.315	0.287	1239.2
	개발프로그램	3.894	8.279	0.288	1216.0
	오차율(%)	0.375	0.439	0.365	1.870
0.3	GASTURB	3.966	8.209	0.260	1238.0
	개발프로그램	3.981	8.181	0.285	1219.0
	오차율(%)	0.379	0.341	9.646	1.535

Table 5. Performance Analysis with Various Altitudes

구분	공기유량	압력비	S.F.C	TT3	
0	GASTURB	3.810	8.400	0.291	1240.0
	개발프로그램	3.832	8.337	0.289	1202.0
	오차율(%)	0.575	0.755	0.921	3.065
5000FT	GASTURB	3.313	8.777	0.289	1252.0
	개발프로그램	3.305	8.707	0.288	1221.0
	오차율(%)	0.232	0.794	0.290	2.476
10000FT	GASTURB	2.837	9.171	0.286	1261.7
	개발프로그램	2.840	8.975	0.286	1196.0
	오차율(%)	0.109	2.138	0.018	5.207

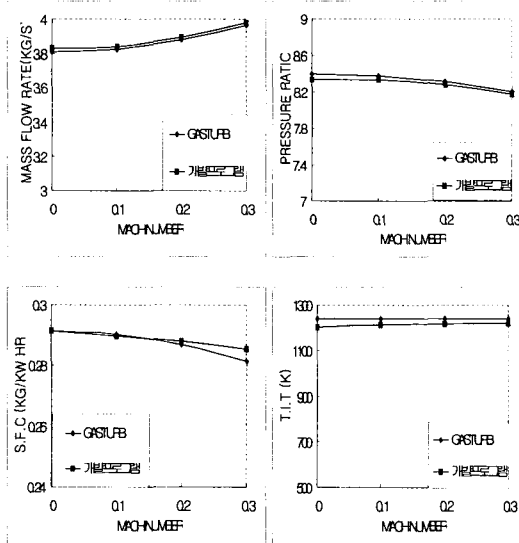


Fig. 3 Performance Analysis with Various Flight Mach Numbers

4.2 고도에 따른 성능해석

비행마하수가 0이고 가스발생기 및 동력터빈의 회전속도가 100%인 조건에서 고도를 0ft에서 10000ft 까지 5000ft 씩 증가시키면서 성능해석을 수행하고 공기유량, 압축기 압력비, 출력, 비연료소모율 등의 성능을 GASTURB 해석 결과와 비교하였다. 비교결과는 Table 5 및 Fig. 4와 같다.

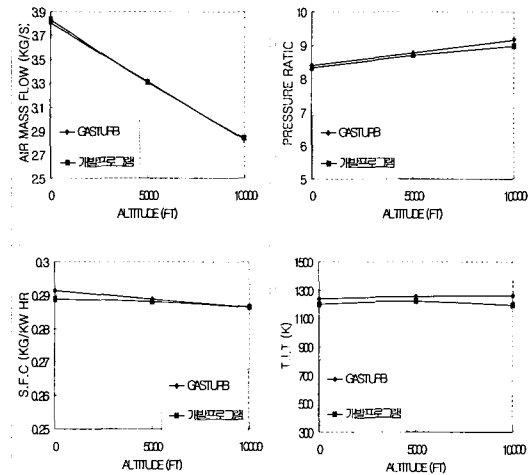


Fig. 4 Performance Analysis with Various Altitudes

4.3 비행마하수와 고도에 따른 성능해석

이번에는 비행마하수와 고도를 동시에 변화시키면서 성능해석을 수행하였다.

가스발생기와 동력터빈의 회전속도가 100% 일 때 고도 5000ft와 10000ft에서 비행마하수를 0.1에서 0.3까지 0.1씩 변화시키며 공기유량, 압축기 압력비, 출력, 비연료소모율 등의 성능해석을 수행하였다. 수행결과 압축기 압력비만 제외하고 모두 고도가 증가함에 따라 점차 감소함을 확인할 수 있었다. 해석결과와 GASTURB와의 비교결과는 Table 6 및 Fig. 5~Fig. 7과 같다.

Table 6. Performance Analysis with Various Altitudes and Mach No.

구분		공기유량	압력비	S.F.C	TT3	
0.1	5000ft	GASTURB	3.313	8.754	0.288	1251.1
		개발프로그램	3.312	8.694	0.290	1223.0
		오차율(%)	0.030	0.684	0.885	2.249
	10000ft	GASTURB	2.860	9.148	0.285	1260.9
		개발프로그램	2.862	8.969	0.283	1208.0
		오차율(%)	0.059	1.740	0.954	4.192
0.2	5000ft	GASTURB	3.361	8.688	0.284	1248.3
		개발프로그램	3.371	8.628	0.286	1221.0
		오차율(%)	0.287	0.691	0.461	2.189
	10000ft	GASTURB	2.892	9.081	0.282	1258.4
		개발프로그램	2.896	8.911	0.278	1204.5
		오차율(%)	0.219	1.876	1.340	4.280
0.3	5000ft	GASTURB	3.442	8.579	0.279	1243.5
		개발프로그램	3.452	8.532	0.283	1222.0
		오차율(%)	0.278	0.550	1.694	1.725
	10000ft	GASTURB	2.962	8.970	0.277	1254.1
		개발프로그램	2.973	8.823	0.273	1204.0
		오차율(%)	0.361	1.639	1.386	3.992

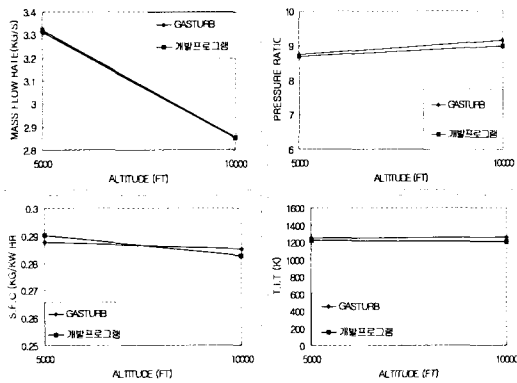


Fig. 5 Performance Analysis with Various Altitudes at Mach No.=0.1

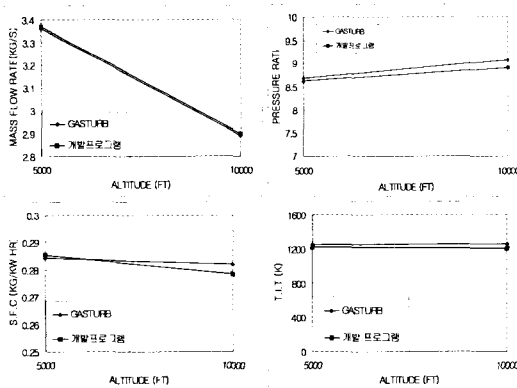


Fig. 6 Performance Analysis with Various Altitudes at Mach No.=0.2

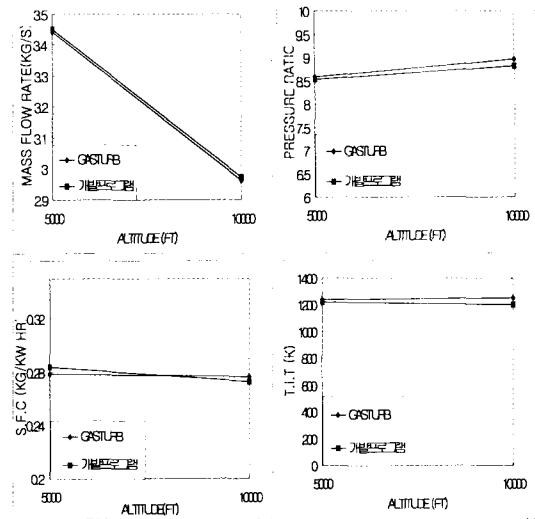


Fig. 7 Performance Analysis with Various Altitudes at Mach No.=0.3

이제까지 비행마하수, 고도 그리고 비행마하수와 고도를 동시에 고려한 정상상태 성능해석을 수행하여 상용프로그램인 GASTURB와 비교한 결과 발생하는 오차는 개발프로그램에는 압축기, 압축기터빈, 동력터빈의 구성품성능선도가 사용되는데에 반해 GASTURB는 압축기와 동력터빈의 구성품성능선도만 사용한다 해서 비롯된다고 사료된다.

5. 부분부하 성능해석

부분부하 성능은 설계요구 수정회전속도 이하의 엔진로터 회전수에서의 성능을 의미한다. 일반적으로 각 구성품은 설계점에서 최대의 성능을 발휘하도록 설계되어지기 때문에 부분부하에서의 성능을 해석하고 비교함으로써 엔진의 전체 운용영역의 작동상태를 확인할 수 있다. 또한 부분부하 성능해석의 결과로 얻어지는 임의의 회전속도에 필요한 연료유량은 천이상태 성능해석에서의 연료 Scheduling에 반드시 필요하다.

부분부하 성능해석은 고도 5000ft와 10000ft, 비행마하수 0.2에서 가스발생기 회전수를 75%에서 105%까지 5%간격으로 나누어 수행하였으며 해석결과는 Fig. 8 및 Fig. 9와 같다.

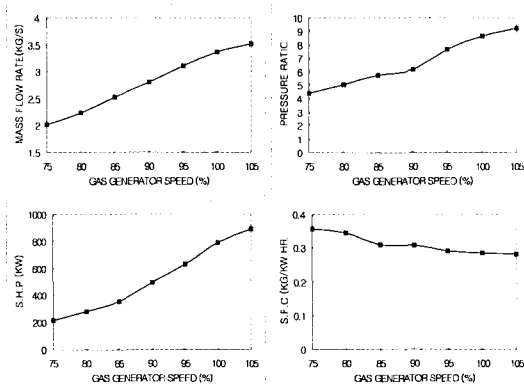


Fig. 8 Partload Performance at 5000ft

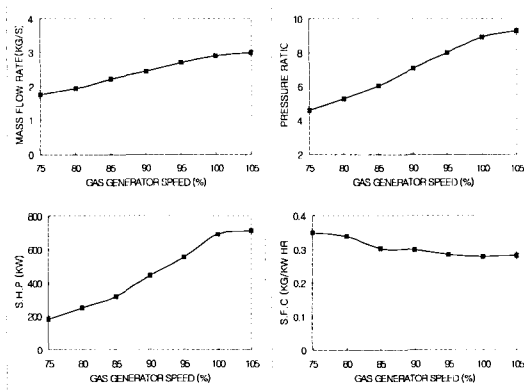


Fig. 9 Partload Performance at 10000ft

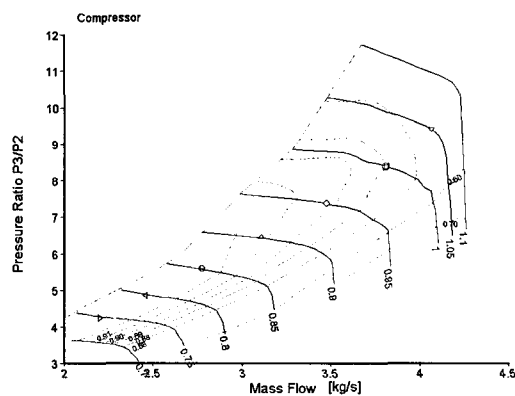


Fig. 10 Operating Line on Compressor Characteristics

부분부하 성능을 해석한 결과 공기유량, 압축기 압력비등은 가스발생기의 회전속도가 증가함에 따라 점차 증가하여 100% RPM에서 최대가 되었고, 이에 비해 비연료소모율은 점차 감소하여 100% RPM에서 최소가 됨을 확인할 수 있었다.

또한 부분부하 성능해석 결과를 바탕으로 이 엔진의 작동선을 압축기 성능도에 나타내 보면 Fig. 10과 같이 표현할 수 있다.

Fig. 10에서 살펴보면 연구대상엔진은 저속 회전수로 갈수록 서지마진 여유가 줄어들음을 알 수 있다. 실제로 KT-1은 저속 회전수에서 블리드공기를 추출함으로써 서지를 방지한다<sup>[7]</sup>.

## 6. 천이상태 성능해석

천이상태란 시간에 따라 연료유량의 변화가 발생하는 엔진의 작동상태를 의미하며, 천이상태 성능해석은 제한 고압터어빈 입구온도의 초과와 압축기의 실속 등 엔진에 치명적인 손상을 초래할 수 있는 상황에 대한 성능해석을 통하여 위험한 상황을 예측하고 그를 방지하기 위한 제어기법 및 변수 결정에 이용한다.

### 6.1 동역학적 평형방정식

천이상태에서는 연료의 증감에 따라 일시적으로 로터축의 관성에 의해 압축기와 터빈사이엔 잉여 토크가 발생한다.

따라서 천이상태에서는 각 구성품의 유량조합 방정식과 함께 잉여토크를 고려한 동력 평형방정식을 만족하여야 한다<sup>[5]</sup>.

천이상태의 동역학적 평형방정식은 식(4)와 같다.

$$\dot{m}_{HPT} \Delta h_{HPT} = \dot{m}_{HPC} \Delta h_{HPC} + \left(\frac{2\pi}{60}\right)^2 \left(\frac{dN}{dt}\right) I N \quad (4)$$

여기서  $\Delta h$ 는 엔탈피 변화,  $I$ 는 회전하는 로터의 극관성모멘트,  $N$ 은 회전속도를 나타내며 하첨자 HPT는 고압터빈, HPC는 고압압축기를 나타낸다. 본 연구대상엔진의 로터 극관성모멘트는  $0.9 \text{ kg m}^2$  로 하였다.

이와같은 방정식을 포함한 천이상태 해석을 위한 개발 프로그램의 순서도는 Fig. 11과 같다.

6.2 시간에 따른 연료증가에 의한 천이상태 성능해석  
 천이상태 성능해석은 가스발생기 회전수를 80%RPM에서 100%RPM까지 증가시키는데 필요한 연료유량을 Table 7과 같이 3가지 경우로 Scheduling하여 해석을 수행하였다.

Table 7. Fuel Scheduling for Transient Performance Analysis

구분	연료 증가 시간	회전수 변화		비고
		초기 회전수 (연료유량)	후기 회전수 (연료유량)	
I	0.1 sec	80% RPM (0.03289kg/s)	100% RPM (0.068837kg/s)	Fig.12
II	1.0 sec			Fig.13
III	3.0 sec			Fig.14

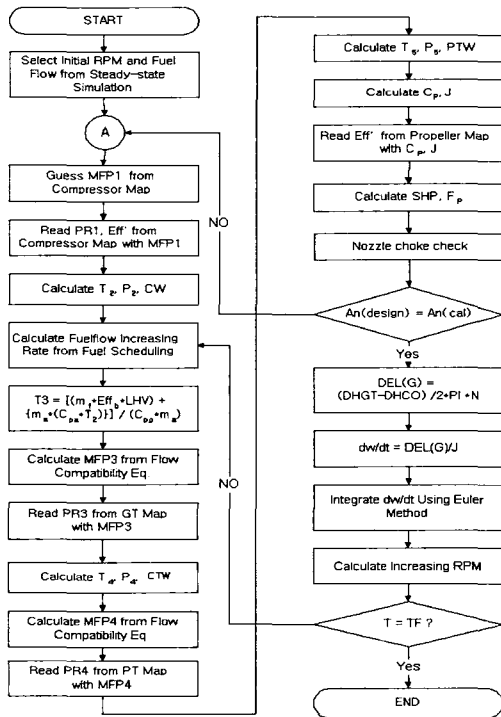


Fig. 11 Flow Chart of Transient program

실제적으로 엔진의 운용은 조종사에 의해 회전속도에 대한 연료를 공급하는 것이므로 80%RPM에서 100%RPM까지 해당 연료유량을 시간에 따른 함수관계로 나타내었다. 연료유량, 회전속도, 압축기터빈입구온도, SHP의 해석결과가 Fig. 12~Fig. 14와 같다.

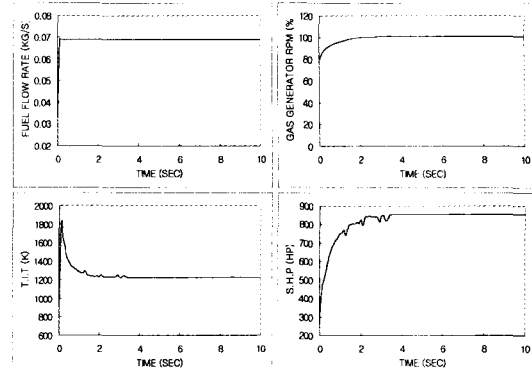


Fig. 12 Transient Performance Analysis at Step Increase of 0.1sec

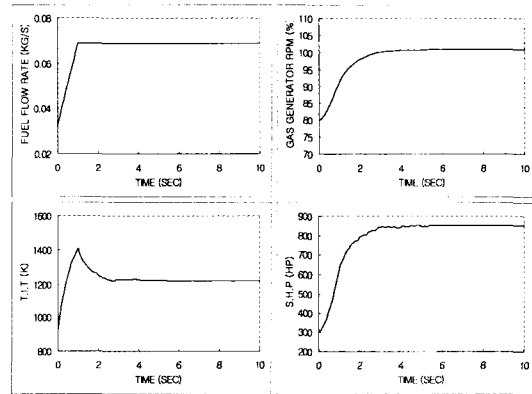


Fig. 13 Transient Performance Analysis at Ramp Increase of 1.0sec

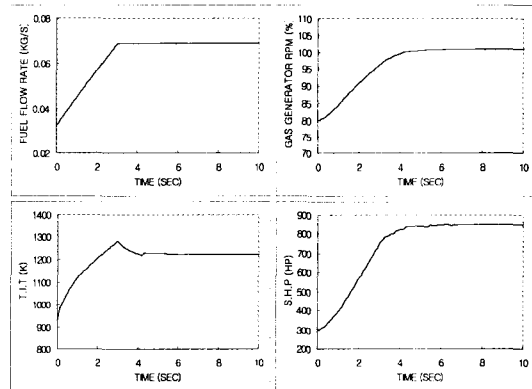


Fig. 14 Transient Performance Analysis at Ramp Increase of 3.0sec

천이상태해석결과를 분석해 보면 Table 8과 같다.



Table 8. Transient Performance Analysis result according to Fuel Scheduling

구분	연료증가 형태	시 간	회전속도 수렴시간	압축기터빈 입구온도
I	Step Increase	0.1 sec	2 sec	1815.5 K
II	Ramp Increase	1.0 sec	3 sec	1405.35 K
III		3.0 sec	4 sec	1282.33 K

Fig. 12에 의하면 첫 번째 Case I의 경우 압축기터빈입구온도가 약 1800 K까지 오버슈트가 발생함을 확인하였고 관성모멘트로 인하여 약 2 초 후에 정상상태에 도달함을 확인하였다.

Fig.14에서는 거의 오버슈트가 발생하지 않음을 확인하였고 약 4초 후에 정상상태에 도달함을 확인하였다. 결국 시간을 길게 하여 연료를 증가시키면 압축기터빈입구온도에서 오버슈트를 방지할 수 있음을 확인할 수 있었다. 따라서 천이상태 성능해석을 하여 적절한 제어를 사용함으로써 압축기터빈입구온도의 제한온도를 초과하는 오버슈트를 방지할 수 있음을 확인할 수 있었다.

## 7. 결 론

소형 항공기용 터보프롭엔진의 성능모사 프로그램 개발하였다. 국내 최초의 초동훈련기인 KT-1의 추진기관인 PT6A-62엔진을 연구대상엔진으로 선정하였다.

- 1) 제작사에서 제시한 PT6A-62엔진의 성능자료를 기초로 연구대상엔진의 설계점을 선정하였다.
- 2) 비행마하수와 고도를 변화시키면서 공기유량, 압축기압력비, 출력, 비연료소모율등의 탈설계점 성능해석을 수행하여 상용프로그램인 GASTURB와 결과를 비교하였다. 정상상태 성능해석 비교결과 지상정지 조건에서는 최대 오차율 6.37%, 비행마하수에 따른 성능해석에서는 비행마하수가 0.3일 때 비연료소모율이 최대 오차율 9.64%, 고도에 따른 성능해석에서는 고도 10,000ft에서 추마력이 최대 오차율 9.45% 그리고 비행마하수와 고도를 동시에 고려한 성능해석의 결과로써 비

행마하수가 0.2이고 고도 10,000ft에서 연료유량이 최대 오차율 8.83%의 오차율을 보였다.

- 4) 가스발생기의 회전속도를 75% RPM에서 105% RPM까지 5%간격으로 나누어 부분 부하 성능해석을 수행하였다. 해석결과 회전속도가 증가할수록 높은 추력과 낮은 비연료소모율을 보임을 확인하였다.
- 5) 시간에 따른 연료증가에 의한 천이상태 성능해석을 수행하였다. 0.1sec 동안에 연료를 Step Increase 시킨 경우 압축기터빈입구온도에서 제한온도를 초과하는 오버슈트가 발생함을 확인하였고 또한 시간을 증가시키면서 연료를 Ramp Increase 시킴으로써 오버슈트를 방지할 수 있음을 확인하였다. 따라서 안전하면서도 보다 빠른 가속성능을 위해서는 적절한 제어가 필요함을 확인할 수 있었다.

## 후 기

본 연구는 조선대학교 교내학술 지원금으로 진행되었으며 이에 감사드립니다.

## 참 고 문 헌

1. 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.
2. Younghong, W., "A New Method of Predicting the Performance of Gas Turbine Engines", J. of Eng. for Gas Turbines and Power, Jan. Vol. 113, pp. 106~111, 1991.
3. 김석균, Riti Singh, 공창덕, "신경회로망의 가스터빈 엔진 성능진단 적용", 한국항공우주학회지, Vol 27, No. 6, pp. 88~95, 1999
4. Kong, C. D. and Chang, S. C., "Real Time Linear Simulation and Control for Small Aircraft Turbojet Engine", KSME Int. J., Vol. 13, No. 9, pp. 556-666, 1999
5. Kong, C. D., Ki, J. Y. and Koh, K. W., "Steady-state and Transient Performance Simulation of a Turbo-shaft Engine with Free Power Turbine", ASME, Paper No.

- 99-GT-375, 1999
6. Kong, C. D., Koh, K. W. and Ki, J. Y., "Performance Analysis, Real Time Simulation and Optimal Control of Medium Scale Commercial Aircraft Turbofan Engine", AIAA, ISABE Paper No. 99-7101, 1999
  7. 나재정, "PT6A-62 엔진 장착 성능해석 연구", 국방과학연구소, ASDC-401-960815, 1996.
  8. 공창덕 外 3人, "항공가스터빈엔진", 동명사, 1999.
  9. Kurzke. J., "GASTURB 8.0:User's Manual", 1998