

## CMF 기법을 이용한 소형 분리축 방식 터보축 엔진의 동적모사

공 창 덕\* · 기 자 영\*

### A Dynamic Simulation for Small Turboshaft Engine with Free Power Turbine Using The CMF Method

Chang-duk Kong\*, and Ja-young Ki\*

#### ABSTRACT

A steady-state and dynamic simulation program for a small multi-purpose turboshaft engine with the free power turbine was developed. In order to reduce developing cost, time and risk, a turbojet engine whose performance was well-known was used for the gas generator, and life time was improved by replacing turbine material and by using Larson-Miller curves. The component characteristic of the power turbine was derived from scaling the gas generator turbine.

Equilibrium equations of mass flow rate and work were used for the steady-state performance analysis, and the Constant Flow Method(CMF) was used for the dynamic performance simulation. The step fuel scheduling was carried out for acceleration in the dynamic simulation. Through this simulation, it was found that the overshoot of the turbine inlet temperature exceeded over the compressor turbine limit temperature.

#### 초 록

다목적으로 활용할 수 있는 터보축엔진의 개발을 위한 정상상태 및 동적모사 프로그램을 개발하였다. 개발비, 개발시간, 개발위험도의 절감을 위해 가스발생기 부분은 성능이 잘 알려진 기존의 터보제트 엔진을 활용하였으며 수명연장을 위해 터빈재질을 교체하고, Larson-Miller 곡선을 이용하여 약 3000hr 이상의 수명을 확보하기 위한 최대회전속도와 최대 터빈입구온도를 결정하였다. 추가되는 동력터빈의 구성품 성능선도는 압축기 터빈의 성능선도를 축척하여 사용하였다. 정상상태 성능해석에는 유량 및 일평형 방정식을 이용하였으며, 가스발생기와 동력터빈의 공회전 상태에서부터 최대 회전속도까지 동력터빈은 10% 간격, 가스발생기는 5%RPM 간격으로 해석하였다. 동적모사시에는 일정유량평형방법(Constant Flow Method : CMF)을 이용하였으며, 급가속의 상황을 가정하고 연료유량이 Step 증가하도록 Scheduling 하였다. 이 때 터빈 입구온도에 오버슈트가 발생하여 제한온도를 초과하는 것을 확인할 수 있었다.

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

## 기 호 설 명

P2	: 압축기 출구 압력
P3	: 압축기 터어빈 입구 압력
P4	: 압축기 터어빈 출구 압력
T2	: 압축기 출구 온도
T3	: 압축기 터어빈 입구 온도
T4	: 압축기 터어빈 출구 온도
$\dot{m}$	: 공기 질유량
$C_{pa}$	: 대기상태 정압비열
$C_{px}$	: 혼합가스 정압비열
$\eta_m$	: 기계적 효율
PR	: 압 력 비
WA	: 공기유량
ETA	: 효 율

## 1. 서 론

모든 가스터빈엔진은 압축기, 연소기, 압축기를 돌리는 터어빈으로 구성된 가스발생기를 공통으로 가지고 있다.

그중 가스발생기에서 나오는 가스의 에너지로 또 하나의 동력터빈을 돌려서 기계적 회전동력으로 사용하는 엔진이 터보축 엔진이다.

터보축 엔진은 동일한 터어빈이 압축기 터어빈과 동력터어빈을 겸하고 있는 고정축 엔진과 압축기를 돌리는 터어빈을 공급하는 터어빈이 별도로 분리되어 있는 분리축 엔진으로 크게 분류된다.

분리축 엔진의 경우에는 개발비와 개발시간 절감, 개발위험도의 저하를 위해 기존의 터보제트 엔진을 가스발생기 부분으로 이용하고 동력터어빈만을 부착하는 방법으로 근래 산업용으로 널리 이용되어지고 있다.<sup>1)</sup>

또한 분리축 엔진은 회전속도를 변화시켜 출력을 변화시킴으로 최고효율영역을 따라서 작동하도록 설계할 수 있는 장점을 가지고 있다.

엔진의 성능모사는 엔진의 개발단계에 있어서나 유지, 보수단계에 있어 정확한 성능해석, 안정적인 엔진운영 및 전순기 비용감소에 필수적이며, 엔진성능의 최적화를 위한 제어에 있어 그 방안을 제시하

는데도 반드시 선행되어야만 한다.

그러나 국내에서는 이러한 모사기술을 주로 외국 프로그램들에 의존하고 있어 자체 기술력 확보가 미흡한 실정이다.<sup>2),3),4)</sup>

본 연구는 성능이 잘 알려진 터보제트 엔진을 Core 엔진으로 이용하여 보조동력장치, 압축공기 공급용, 비상발전기 등 다목적으로 활용할 수 있는 저가, 경량, 소형의 분리축 방식 터보축 엔진의 개발을 위한 정적, 동적 성능해석 기법을 개발하는데 목적이 있다.<sup>2),3),4)</sup>

먼저 약 10hr 가량의 수명을 가진 기존의 터보제트 엔진을 3000hr 이상의 엔진수명을 가진 산업용으로 개조하기 위해 터빈재질을 교체하고, Larson-Miller 곡선을 이용하여 최대 회전속도와 최대 터빈 입구온도를 결정하였다.<sup>1)</sup> 정상상태 모사 및 동적모사에 이용되는 동력터어빈의 성능선도는 압축기 터어빈의 성능선도를 축척하여 사용하였다.<sup>5),6)</sup>

가스발생기와 동력터어빈의 공회전에서부터 최대 회전속도까지 엔진의 정상상태 성능해석을 수행하였으며 연료의 Step 증가에 따른 엔진의 친이 거동을 모사하였다.

이때 압축기 터어빈의 입구온도가 제한온도를 초과하여 오버슈트하는 양상을 볼 수 있었다.

## 2. 가스발생기의 수명연장 방안

Core 엔진은 무인항공기용으로 개발된 터어보제트 엔진으로써 수명이 약 10hr 이다. 따라서 산업용으로서의 개조를 위해서는 우선 수명연장을 위한 일부 개조가 선행되어야만 한다. 본 연구에서는 엔진 수명목표를 3000hr 이상으로 설정하고 터빈재질 및 최대회전속도, 최대 터빈입구온도를 재조정하였다.

먼저 터빈재질은 기존의 IN713LC에서 IN792로 교체하였으며, 수명예측을 위한 다음과 같은 Larson-Miller 곡선을 이용하여 최대 회전속도와 압축기 터어빈의 제한온도를 결정하였다.<sup>7)</sup>

본 연구에 사용된 Larson-Miller Parameter  $P_{LM}$ 은 다음과 같다.

$$P_{LM} = T \times (C + \log t) \times 10^{-3} \quad (1)$$

where, T = Blade 온도 (K)  
 t = Creep 수명 (hr)  
 C = 재질상수 (보통 20)

수명 3000hr 이상의 확보를 위해 기존엔진에서 수정된 설계점 성능해석 결과는 아래 Table. 1과 같다.

Table 1. The Modified Design Point for Life Delay

설 계 변 수	기존의 엔진	수정설계점
공기유량(kg/sec)	2.276	1.882
최대회전속도(RPM)	40500	35000
압축기 압력비	4.5	3.2
터어빈입구온도(K)	1250	1140
연소기 압력손실	4.5 %	4.5 %
압축기 효율	0.765	0.765
연소기 효율	0.99	0.99
압축기터어빈 효율	0.875	0.91
동력 터어빈 효율	.	0.91
기계적 효율	0.987	0.987
비연료소모율(kg/hp/hr)	0.535	0.399
출 력	319 lb <sub>r</sub>	355 HP
터어빈 재질	IN713LC	INCO792
수 명	10 hr	3114 hr

### 3. 동력터빈의 성능곡선도

정상상태 및 동적모사를 위해서는 각 주요구성품의 성능선도가 필요하다. 일반적으로 가스터어빈 엔진에서는 상사성이 존재하므로 성능곡선도를 구하기 어려운 경우 기존 엔진의 각 성능곡선도를 축척하여 연구대상 엔진의 성능모사에 이용할 수 있다.

본 연구에서는 압축기와 압축기 터빈의 성능곡선은 기 사용중인 터보제트 엔진의 성능곡선을 이용하였으며, 동력터빈은 압축기터빈의 성능곡선을 Scaling하여 사용하였으며 축척에 사용된 식은 다

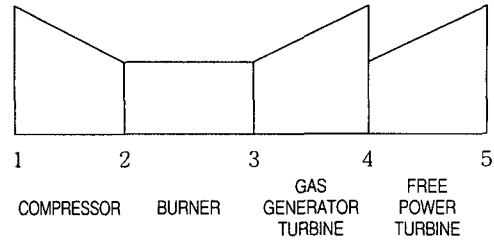


Fig. 1. Station No. of Turboshaft Engine with Free Power Turbine

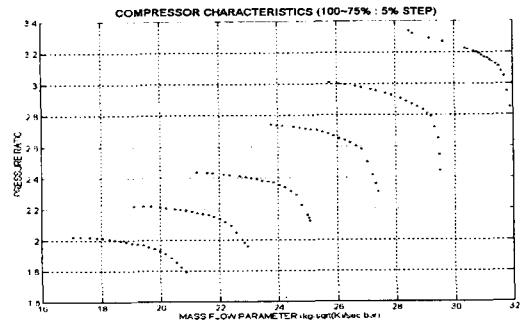


Fig. 2. Compressor Characteristics

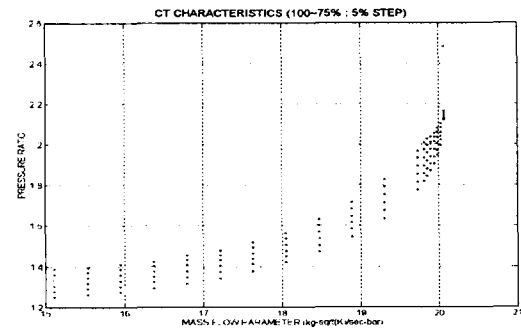


Fig. 3. Compressor Turbine Characteristics

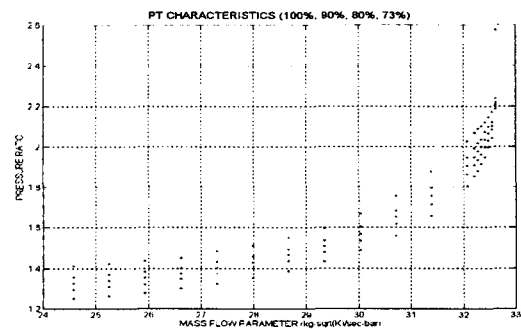


Fig. 4. Free Power Turbine Characteristics

음과 같다.<sup>5),6)</sup>

$$PR = \frac{PR_{(design)} - 1}{PR_{(map, design)} - 1} (PR_{(map)} - 1) + 1 \quad (2)$$

$$WA = \frac{WA_{(design)}}{WA_{(map, design)}} WA_{(map)} \quad (3)$$

$$ETA = \frac{ETA_{(design)}}{ETA_{(map, design)}} ETA_{(map)} \quad (4)$$

본 프로그램에 사용된 압축기, 압축기터빈, 동력터빈의 성능곡선도는 Fig. 2~4와 같다.

#### 4. 정상상태 성능해석

설계점을 제외한 모든 정상상태의 운용점들을 탈설계점이라고 하며 탈설계점에서는 압축비, 공기량, 연료량 등 엔진의 운용변수값들이 설계점과는 다른 값을 가지게 된다. 주어진 조건하에서 이 같은 탈설계점의 운용상태를 유지하기 위해서는 엔진 각 부품들간의 평형상태가 이루어져야 하며 이 방법을 정상상태 조합과정이라 한다. 이와 같이 설계 회전속도 이외의 회전속도에서 엔진의 작동점을 구하기 위해서는 다음과 같은 제약조건이 만족되어야 한다.<sup>5)</sup>

- 1) 각 구성품을 통과하는 유량은 일정해야 한다.
- 2) 같은 축으로 연결되어 있는 압축기와 터빈의 회전속도는 같아야 한다.
- 3) 압축기의 일, 부하, 기계적 손실 등과 터빈 출력과의 연관성이 만족되어야 한다.
- 4) 각 구성품의 성능은 성능도를 따라야 한다.

정상상태 조합방법에는 여러 가지 방법이 있으나 모두 각 구성품 사이의 유량 및 에너지 보존법칙을 근거로 한다.<sup>11)</sup>

분리축 방식 터보축 엔진에 있어 구성품들간의 조합을 위해서는 압축기와 압축기 터빈간의 유량과 일의 조합방정식, 가스발생기와 동력터빈 사이의 유량 조합방정식이 만족되어야 한다.

본 연구에서 사용된 조합방정식은 다음과 같으며 조합 오차는 10<sup>-2</sup>으로 하였다.<sup>9)</sup>

○ 가스발생기의 유량 평형 방정식

$$\frac{\dot{m}\sqrt{T_{03}}}{P_{03}} = \frac{\dot{m}\sqrt{T_{01}}}{P_{01}} \times \frac{P_{01}}{P_{02}} \times \frac{P_{02}}{P_{03}} \times \sqrt{\frac{T_{03}}{T_{01}}} \quad (5)$$

○ 가스발생기의 일 평형 방정식

$$\frac{\Delta T_{034}}{T_{03}} = \frac{\Delta T_{012}}{T_{01}} \times \frac{T_{01}}{T_{03}} \times \frac{C_{pa}}{C_{pg} \eta_m} \quad (6)$$

$$\eta_m C_{pg} \Delta T_{034} = C_{pa} \Delta T_{012} \quad (7)$$

○ 가스발생기와 동력터빈의 유량 평형 방정식

$$\frac{\dot{m}\sqrt{T_{04}}}{P_{04}} = \frac{\dot{m}\sqrt{T_{03}}}{P_{03}} \times \frac{P_{03}}{P_{04}} \times \sqrt{\frac{T_{04}}{T_{03}}} \quad (8)$$

이러한 정상상태 모사 프로그램의 검증을 위하여 분리축 방식 터보축 엔진 시험장치를 이용하여 실험을 수행하고 실험결과와 프로그램 해석결과를 비교하였다. 가스발생기 회전속도 1000, 1210, 1350 RPS에서 압축기 및 압축기 터빈의 입·출구 온도, 압력과 출력 등을 비교해본 결과 각각의 회전속도에서 압력오차는 2% 미만, 온도 및 출력오차는 6% 미만으로 본 프로그램의 타당성을 입증할 수 있었다.<sup>9)</sup>

본 프로그램에서는 연소기와 기계효율, 동력터빈의 효율은 압축기 로터 회전속도에 대해 크게 변화하지 않으므로 일정한 값으로 가정하였으며, 대기조건 또한 상온, 표준대기압으로 고정하였다.

그 값은 Table. 2와 같다.

Table 2. The Atmospheric Condition, Fuel Properties, and Fixed Components' Characteristics

항 목	성 능
대기 온도 (°C)	15
대기 압 (bar)	1.013
연소기 효율	0.98
연소기 압력손실	0.05
동력터빈+발전기 효율	0.35
기계적 효율	0.98
Bleed Air	0
저위발열량 (LHV)	43210 (kJ/kg)

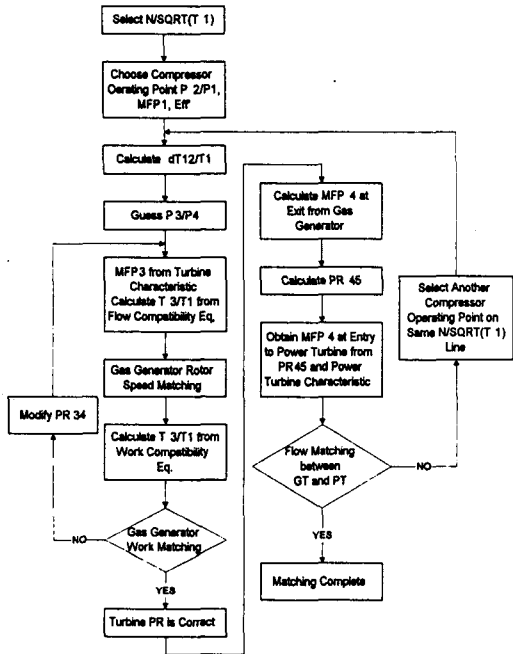


Fig. 5. Flow Chart of Steady-State Matching Program

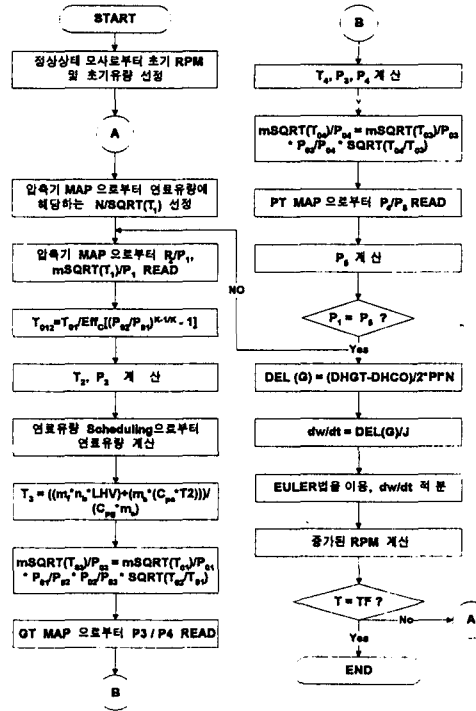


Fig. 6. Flow Chart of Dynamic Simulation Program

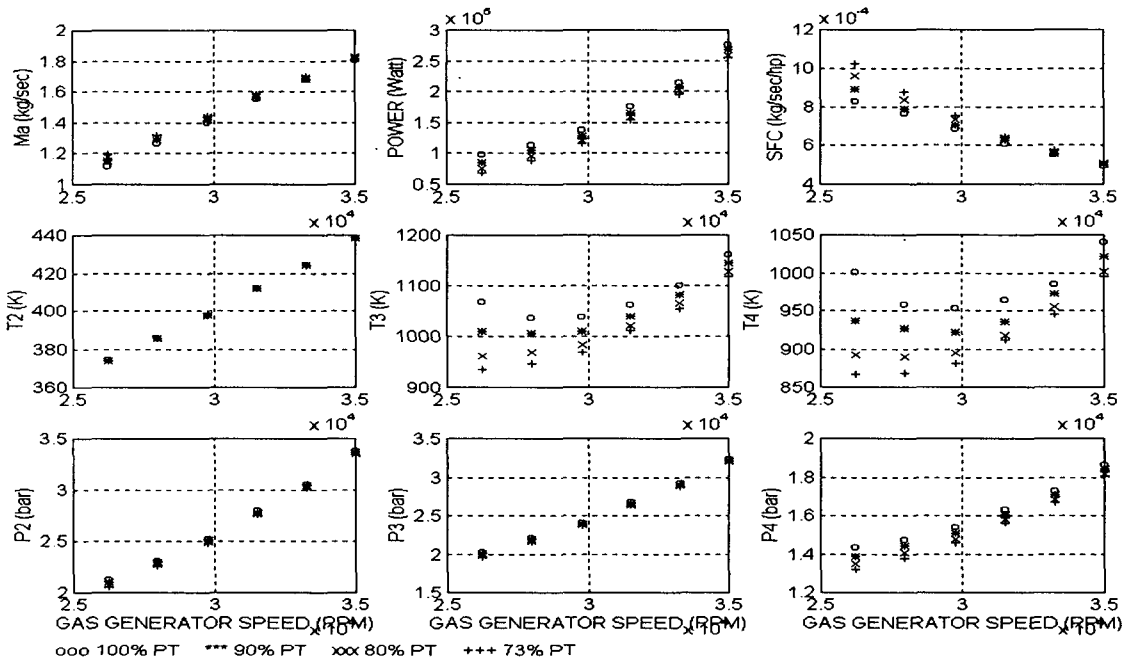


Fig. 7. The Result of Steady-State Performance Analysis

본 연구에서 사용한 프로그램의 순서도는 Fig. 5와 같다.

정상상태 성능해석은 동력터빈이 73, 80, 90, 100% RPM 간격일 때 가스발생기는 75% (24500 RPM)에서 100% RPM (35000 RPM)까지 5% 간격으로 나누어 계산을 수행하였다.

공기유량, 출력, 비연료소모율과 각 구성품의 입·출구 온도 및 압력을 모사한 결과 공기유량 및 출력, 압력 등은 회전속도의 증가에 따라 증가하여 가스발생기와 동력터빈이 모두 100% RPM에서 최대 출력과 최저 비연료소모율을 나타내었다.

압축기 터빈과 동력 터빈 입구 온도를 살펴보면 가스발생기 회전속도가 85% RPM까지는 낮아지다가 그 이후 증가하여 100% RPM에서 최대값을 가진다. 이러한 경향은 일반적인 터빈 특성과 일치하는 것이다.<sup>1)</sup> 해석결과는 Fig. 7과 같다.

## 5. 동적성능모사

모든 정상상태 성능해석은 구성품 사이의 유량과 일의 적합성을 만족하는데 기초를 둔다. 그러나 가스터빈이 천이작동 하는동안에는 유량의 적합성은 만족될 수 있으나 일의 적합성은 만족하지 않는다. 즉 로터에서 동력의 초과나 부족이 발생하게 되며 동적모사는 연료증분에 따른 전체 토크의 증가를 계산하거나 로터속도의 변화를 적분하여 수행한다. 엔진은 이러한 천이과정에서 소손이 많이 발생함으로 동력학적 거동에 대한 정확한 모사가 요구된다.

### CMF(Constant Mass Flow) Method

동적모사의 방법에는 크게 CMF(Constant Mass Flow) 방법과 ICV(Intercomponent Volume) 방법이 있다.<sup>10)</sup>

본 연구에서는 엔진 구성품 사이사이에 저장된 질량을 무시하고 유량적합방정식은 만족한다는 가정 아래 연료증가에 의한 압축기와 터빈 사이의 일의 차이로 로터회전속도의 변화량을 계산하는 CMF 방법을 이용하였다. 이러한 CMF 방법은 구성품 사이에 정체된 질량을 고려하는 ICV 방법에 비해 계산 시간을 절약할 수 있으며 큰 회전속도의 변화를 계산

할 수 있다.

시간의 함수인 잉여토크를 적분하여 가감되는 회전속도를 계산하게 되는데 본 연구에서는 Euler Method를 이용하여 계산을 수행하였다.<sup>11)</sup>

이러한 유량 조합에는 정상상태 모사의 유량조합방정식을 사용한다.

본 연구에서 사용된 CMF방법을 이용한 동적모사 프로그램의 순서도가 Fig. 6과 같다.

### 동적모사 결과

엔진이 가속 또는 감속하는 순간에는 순간적으로 압축기와 터빈 사이에 조합이 이루어지지 않게 되며 다음 식 우변의 2항과 같은 잉여 토크가 발생하게 된다.<sup>1),8)</sup>

$$\dot{m}_{turb.} \Delta H_{turb.} = \dot{m}_{comp.} \Delta H_{comp.} + \left(\frac{2\pi}{60}\right)^2 IN \frac{dN}{dt} \quad (9)$$

이로 인해 엔진은 종종 운용범위를 이탈하여 엔진에 손상을 입히거나 엔진수명에 영향을 미치게 된다.

따라서 엔진의 동특성을 정확하게 모사하고 예측하는 것은 엔진 신뢰성의 보장에 있어 매우 중요하다.

특히 급가속시에는 터빈입구온도에 오버슈트가 발생하여 제한온도를 넘어가는 현상이 발생하게 되는데 이는 터빈 블레이드에 과도한 열응력을 발생시켜 터빈에 구조적인 소손을 일으키게 된다.

따라서 본 연구에서는 동력터빈의 회전속도를 80%로 고정하고 급가속하는 상황을 가정하여 엔진의 거동을 모사하였다. 그 결과가 Fig. 8과 같다.

모사 결과를 살펴보면 가스발생기 회전속도가 약 1sec에서 정상상태로 들어서고 있으며, 그에 따라 압력 및 출력또한 안정상태를 보였다.

압축기 입구온도는 연료가 Step 증가하는 부분에서 떨어졌다가 다시 상승하여 1sec 부분에서 정상상태를 보인다.

압축기터빈과 동력터빈의 입구온도는 연료의 Step증가에 따라 오버슈트 하였으며 그에따라 압축기터빈 입구온도가 제한온도인 1140K을 초과하고 있다.

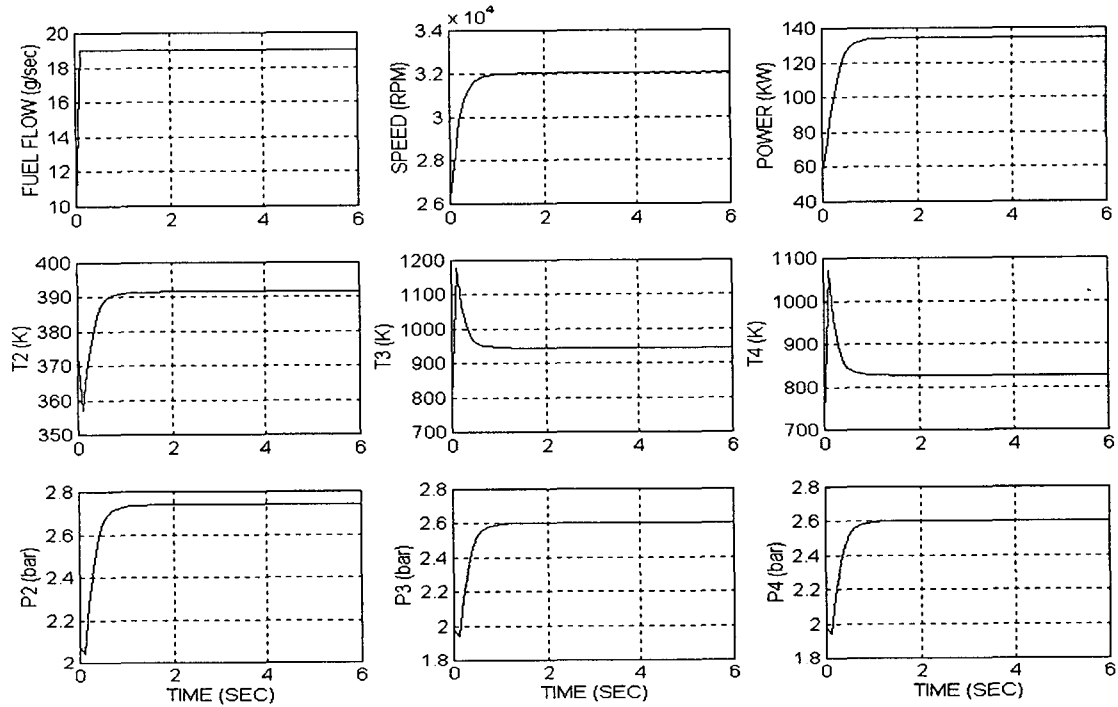


Fig. 8. The Result of Dynamic Simulation

따라서 엔진의 안전성 확보와 함께 보다 빠른 가속을 위해서는 이에 대한 적절한 제어가 필요함을 알 수 있다.

## 6. 결 론

다목적용 소형 터보축 엔진의 개발을 위한 정적, 동적 성능모사 프로그램을 개발하였다.

개발비 및 개발위험도 절감을 위해 가스발생기 부분은 성능이 잘 알려진 터보제트 엔진을 활용하였으며, 엔진의 수명연장을 위해 터빈재질을 IN713LC에서 INCO792로 바꾸고, 최대 터빈회전속도는 35000 RPM, 최대 터빈입구온도는 1140K으로 수정하였다.

추가되는 동력터빈의 성능선도는 압축기 터빈을 축적하여 사용하였다.

정상상태 성능해석은 동력터빈이 73, 80, 90, 100% RPM 간격일 때 가스발생기를 75%(24500

RPM)에서 100% RPM (35000 RPM)까지 5% 간격으로 나누어 계산을 수행하였다.

동적모사는 CMF(Constant Mass Flow)방법을 기초로 하였으며 급가속의 상황을 가정하고 엔진 성능을 모사하였다.

모사 결과 터빈입구온도가 약 0.3초간 제한온도를 초과하였다.

추후 다양한 연료유량의 Scheduling을 비롯하여 이러한 터빈입구 온도의 오버슈트를 방지할 수 있는 제어에 대한 연구가 뒤따라야 할것으로 사료된다.

## 후 기

본 연구는 한국과학재단 RRC 수송기계부품센터의 지원으로 진행되었으며, 이에 감사드립니다.

## 참 고 문 헌

1. Rogers, G.F.C., Saravanamuttoo, H.I.H., and Cohen, H., "Gas Turbine Theory," 4th Edition, Longman, 1995
2. 공창덕, 김석균, 기자영, "소형터보제트엔진의 터빈입구온도 과도 및 압축기 서지방지를 위한 제어에 관한 연구," 한국항공우주학회 춘계학술발표회 논문집, 1997
3. 공창덕, 기자영, 김석균, "소형 터보제트엔진의 동적모사와 성능향상을 위한 LQR 제어," 한국추진공학회지, 19971.
4. C. D. Kong and S. K. Kim, "Real Time Linear Simulation and Control for The Small Aircraft Turbojet Engine," ASME-97-AA- 114, 1997
5. Koenig, R. W. and Fishbach, L. H., "GENENG - A Program for Calculating Design and Off-Design Performance for Turbojet and Turbofan Engines," NASA TN D-6552, 1972
6. Sellers, J. F. and Daniele, C. D., "DYNGEN - A Program for Calculating Steady State and Transient Performance of Turbojet and Turbofan Engines," NASA TN D-7991, 1975
7. Sawyer, J. W., "Sawyer's Gas Turbine Engineering Handbook," 2nd Edition, Gas Turbine Publications, Inc., 1976
8. Bettocchi, R., Spina, P. R. and Fabbri, F., "Dynamic Modeling of Single-shaft Industrial Gas Turbine," ASME 96-GT-332, 1996.
9. 공창덕, 기자영, 고팡용, "분리축 방식 터보축 엔진의 정상상태 모사 및 실험연구," 한국추진공학회 추계학술발표회 논문집, 1997
10. "Short Course Lecture Note," Cranfield University, UK, 1996
11. William, H., "Numerical Recipes in Fortran," Cambridge University Press, 2nd Edition, 1992