

분리축방식 터보축 엔진의 정상상태 모사 및 실험연구

공창덕* · 기자영* · 고헌웅*

A Steady-State Simulation and Experimental Study of Turboshaft Engine with Free Power Turbine

Chang-Duk Kong*, Ja-Young Ki* and Kwang-Woong Koh*

ABSTRACT

The turboshaft engine with the free power turbine has been used for various purposes, for instance electric power generator, emergency power source, helicopter powerplant and so on. Steady-state simulation program was developed and experimental tests was carried out for comparing with computer simulation results. The test unit was composed of 1-stage centrifugal compressor, the can type combustor chamber, 1-stage radial type compressor turbine, and radial type free power turbine, and its output power is obtained from 3-phase AC generator. Main component characteristics which was used for the steady state simulation program, were obtained from the manufacturer of the test unit, and modified from experimental results of test unit. In comparison between computer simulation and experimental test results even though the test unit has the operational limit, deviation of component performance characteristics in simulation were within 6% range of experimental results.

초 록

다목적으로 활용할 수 있는 분리축방식의 터보축 엔진 개발을 위한 정상상태 해석 프로그램의 개발과 함께 동일한 형식의 가스터빈엔진 시험장치를 이용한 실험을 통해 프로그램의 해석결과와 비교, 그 타당성을 입증하였다. 실험에 이용된 시험장치는 1단 원심형 압축기, 원통형 연소기, 1단 원심형 압축기 터빈 및 동력 터빈으로 구성되어 있으며 출력은 3상 교류발전기를 통해 획득된다. 해석에 사용된 주요 구성품의 성능곡선은 시험장치 제작자로부터 획득된 자료를 이용하였으며, 경우에 따라 시험장치를 이용한 실험을 통하여 보정하였다.

시험장치를 이용한 실험결과를 프로그램 해석결과와 비교한 결과, 시험장치의 운용제한에 의해 실제 작동영역이 제한되기는 했으나, 압력비, 출력 등 주요 변수들에서 6% 미만의 오차를 보였다.

기 호 설 명

- P : 압 력 (bar)
 T : 온 도 (K)
 \dot{m} : 공기 질유량 (kg/sec)
 C_{pa} : 대기상태 정압비열 (KJ/kg · K)
 C_{pg} : 혼합가스 정압비열 (KJ/kg · K)
 η : 효 율
 η_m : 기계적 효율
 π_B : 연소기 압력강하율

Suffix

- 1~4 : Station No.
 0 : 정채상태
 B : 연 소 기
 C : 압 축 기
 CT : 가스발생기 터빈
 PT : 동력터빈

1. 서 론

1940년대 개발된 가스터빈 엔진은 항공기의 주 동력원으로써 발전을 거듭해 오며, 그 형태 또한 터보제트, 터보팬, 터보프롭, 터보축 등으로 세분화 되었다.

그 중 터보축 엔진은 압축기, 연소기, 터어빈으로 구성된 가스발생기에서 나온 에너지로 또 하나의 동력 터어빈을 돌려서 기계적 회전동력을 얻는 엔진으로 근래 산업용으로 많이 이용되어지고 있다.³⁾

터보축 엔진은 동일한 터어빈이 압축기 터어빈과 동력 터어빈을 겸하고 있는 고정축방식과 압축기를 돌리는 터어빈과 동력을 공급하는 터어빈이 분리되어 있는 분리축방식으로 구분되어진다.

분리축방식 터보축 엔진은 보다 고효율 영역에서 작동할 수 있고 동력 터어빈의 회전속도 조절이 용이하며, 비교적 부분부하 성능이 우수한 장점을 가지고 있어 산업용으로 널리 이용되고 있다.⁴⁾

엔진의 개발단계에 있어서나 유지, 보수 단계에 있어서도 보다 정밀한 모사 프로그램의 필요성은

널리 알려져 있지만, 현재 국내에서는 이러한 정적, 동적 모사를 전적으로 외국의 프로그램에 의존하고 있는 실정이며, 전략기술로써 기술이전을 기피하는 이유로 프로그램의 명확한 이해 또한 부족한 실정이다.¹⁾

정상상태 모사는 엔진의 전체적인 성능 파악 및 동적모사에 필수적이다.

그간 국내에서는 자체 개발한 정상상태 모사 프로그램을 이용하여 터보축 엔진의 성능해석이 수행된 바 있으나 실험을 통한 비교나 검증이 뒤따르지 않았으며, 모사 프로그램 개발에 대한 연구가 매우 미비한 상태에 있다.⁵⁾

이에 본 연구에서는 보조 동력 장치, 발전기 등 다목적으로 이용될 수 있는 분리축방식 터보축 엔진의 정상상태 모사 프로그램을 개발하고, 프로그램의 검증을 위해 동일 형식의 가스터빈 시험장치를 통한 실험을 수행한 후 결과를 비교하였다.^{2) 4)}

정상상태 모사에 사용한 주요구성품의 성능곡선은 시험장치 제작자로부터 획득된 자료를 토대로 시험장치를 이용한 실험을 통하여 보정하여 사용하였다.

구성품의 각 Station의 온도 및 압력, 출력등을 비교해본 결과 모두 6% 미만의 오차율을 보여 프로그램의 신뢰성을 입증할 수 있었다.

그러나 온도의 경우 압력에 비해 그 오차율이 큰데 이는 실험시 열손실이나 계측장비의 오류가 수반되었으리라 추정된다.²⁾

2. 가스터빈 시험장치

본 실험에 사용된 가스터빈 시험장치는 1단 원심형 압축기, 원통형 연소기, 1단 원심형 압축기 터어빈 및 동력 터어빈으로 구성되어 있으며 동력 터어빈의 출력은 3상 교류발전기를 통해 획득된다.⁶⁾

본 연구대상 엔진의 Station No.는 Fig. 1과 같으며 실험에 사용된 시험장치는 Fig. 2와 같다.

실험장치의 가스발생기의 로터회전수 범위는 1000~2000 RPS, 동력 터어빈 회전수 범위는 100

~600 RPS이나 본 실험에서는 운용상의 제약으로 가스발생기의 로터회전수가 1350 RPS로 제한되었다.²⁾

본 연구에서 엔진의 설계점 성능은 Table 1.과 같다.

정상상태 모사에 사용한 구성품의 성능곡선은 시험장치 제작자로부터 획득된 자료를 토대로 실험 운용범위에 맞게 일부 보정하여 사용하였다.

성능해석에 사용된 압축기, 압축기 터빈, 동력 터빈의 성능선도는 Fig. 4~6과 같다.

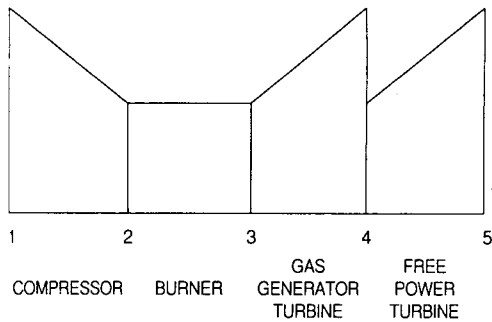


Fig. 1 Station No. of Turboshaft Engine with Free Power Turbine

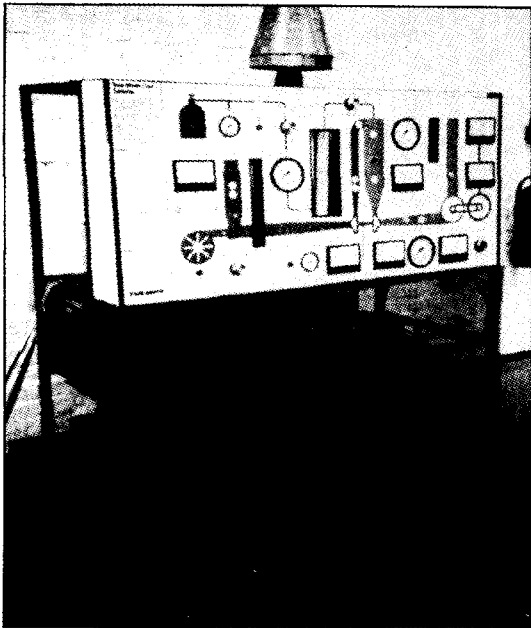


Fig. 2 Photo of Gas Turbine Test Unit

Table 1. Design Point Performance

변 수	성 능
대 기 온 도	292 (K)
대 기 압 력	1.01 (bar)
가 스 발 생 기 회 전 수	80,000 RPM
압 축 기 압 력 비	1.7
압 축 기 효 율	0.738
연 소 기 효 율	0.98
압 축 기 터 빈 효 율	0.735
동 력 터 빈 + 발 전 기 효 율	0.4
압 축 기 터 빈 입 구 온 도	963 (K)
공 기 유 량	147.76 (g/sec)
연 료 유 량	2.23 (g/sec)
비 연 료 소 모 율	4 (kg/kw · hr)
POWER (KW)	2 (kw)

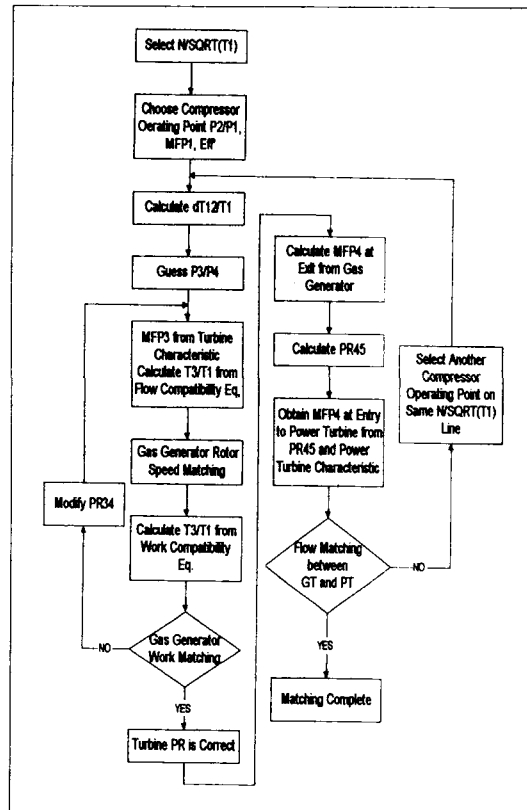


Fig. 3 Flow Chart of Steady-State Matching Program

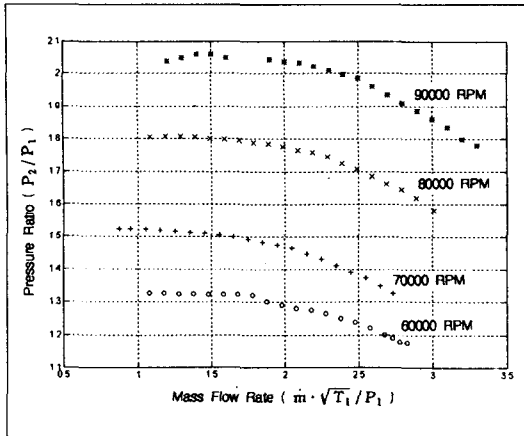


Fig. 4 Compressor Characteristics

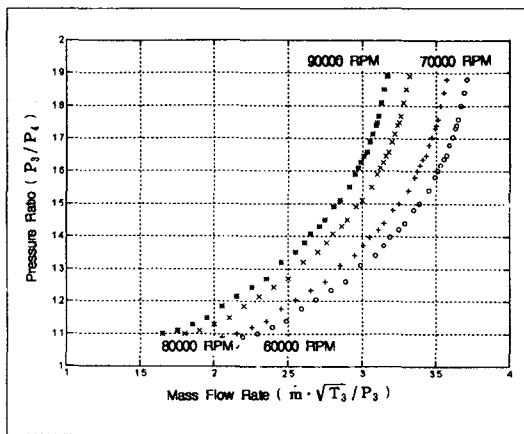


Fig. 5 Gas Generator Turbine Characteristics

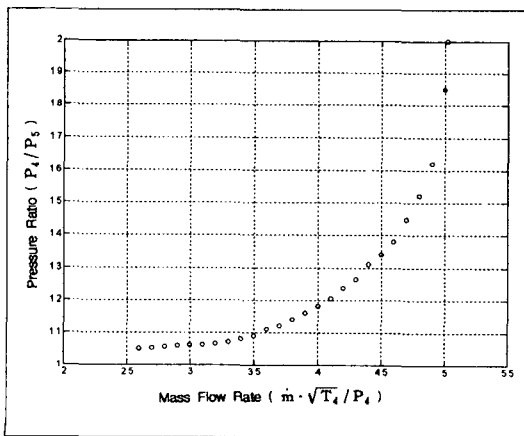


Fig. 6 Free Power Turbine Characteristics

3. 정상상태 모사 프로그램

설계점을 제외한 모든 정상상태의 운용점들을 탈설계점이라고 하며 탈설계점에서는 압력비, 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.⁴⁾

- 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 성능선도를 따라야 한다.

본 프로그램에서는 연소기와 압축기 터빈, 동력 터빈의 효율이 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	기 호	성 능
압축기터빈 효율	η_{CT}	0.735
연소기 효율	η_B	0.98
연소기 압력손실	π_B	0.019
동력터빈+발전기효율	η_{PT}	0.4
기계적 효율	η_m	0.98
Bleed Air		0
대기상태 정압비열	C_{pa}	1.005
혼합가스 정압비열	C_{pg}	1.148
연료열당량 (LHV) (KJ/kg · K)		516000
연 료		Propane gas

정상상태 조합방법에는 여러 가지 방법이 있으나 모두 각 구성품 사이의 유량 및 에너지 보존법칙을 근거로 한다.

본 연구에서 사용한 정상상태 모사 프로그램의 순서도가 Fig. 3과 같다.⁷⁾

구성품 조합(Matching) 방정식

정상상태에서의 각 구성품들간의 조합에는 회전 속도, 공기유량, 압축기와 터빈의 유량함수등이 있다.

이러한 조합을 위해서는 각 회전수에 따른 압축기나 터빈과 같은 주요구성품의 압력비 또는 유량함수와 같은 성능값들이 요구되며 구성품들간의 조합이 되도록 정상상태에서의 계산을 수행한다.⁹⁾

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^{-2} 으로 하였다.⁷⁾

- 가스발생기의 유량 평형 방정식

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

- 가스발생기의 일 평형 방정식

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

$$\frac{\Delta T_{034}}{T_{03}} = \frac{\Delta T_{012}}{T_{01}} \times \frac{T_{01}}{T_{03}} \times \frac{C_{pa}}{C_{pg} \eta_m} \quad (3)$$

- 가스발생기와 동력터빈의 유량 평형 방정식

$$\frac{\dot{m}\sqrt{T_{04}}}{P_{04}} = \frac{\dot{m}\sqrt{T_{03}}}{P_{03}} \times \frac{P_{03}}{P_{04}} \times \sqrt{\frac{T_{04}}{T_{03}}} \quad (4)$$

4. 결과 비교

프로그램의 검증을 위해서 1000 RPS, 1210

RPS, 1350 RPS에서 각 구성품의 입·출구 온도 및 압력과 출력을 비교하였다.

이 때, 실험 Data는 여러번의 실험 후 가장 넓은 범위의 엔진로터 회전수 영역을 보인 Data를 이용하였으며 이때 동력 터빈은 120~490 RPS로 회전한다.

구체적인 Data는 Table 3.과 같으며 각 Station의 성능 비교는 Fig. 7~13에 있다.

Table 3. Comparison of Simulation and Experimental Results

RPS Station	1,000		
	실 험	모 사	error(%)
P ₀₂ (bar)	1.3	1.300	0
P ₀₃ (bar)	1.28	1.276	0.31
P ₀₄ (bar)	1.068	1.074	0.54
T ₀₂ (°C)	52	49.776	4.47
T ₀₃ (°C)	620	621.334	0.21
T ₀₄ (°C)	570	593.842	4.18
POWER (KW)	0.576	0.600	3.23

RPS Station	1,210		
	실 험	모 사	error(%)
P ₀₂ (bar)	1.48	1.505	1.66
P ₀₃ (bar)	1.45	1.476	1.76
P ₀₄ (bar)	1.1	1.122	1.96
T ₀₂ (°C)	65	68.828	5.56
T ₀₃ (°C)	660	647.709	1.90
T ₀₄ (°C)	580	603.197	3.85
POWER (KW)	1.19	1.258	5.39

RPS Station	1,350		
	실 험	모 사	error(%)
P ₀₂ (bar)	1.7	1.713	0.76
P ₀₃ (bar)	1.66	1.680	1.19
P ₀₄ (bar)	1.18	1.179	0
T ₀₂ (°C)	82	84.728	3.22
T ₀₃ (°C)	700	677.470	3.33
T ₀₄ (°C)	605	618.755	2.22
POWER (KW)	2.155	2.127	1.3

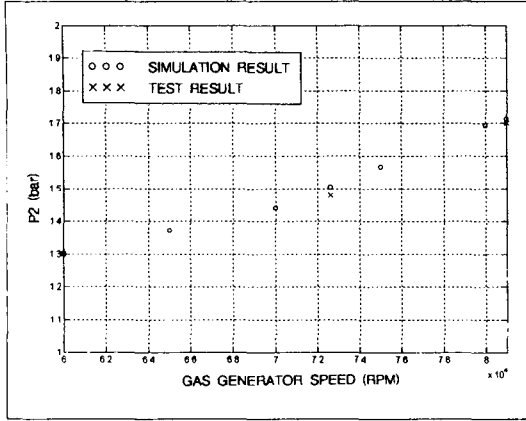


Fig. 7 Comparison of Simulation and Test Result at Compressor Exit Pressure

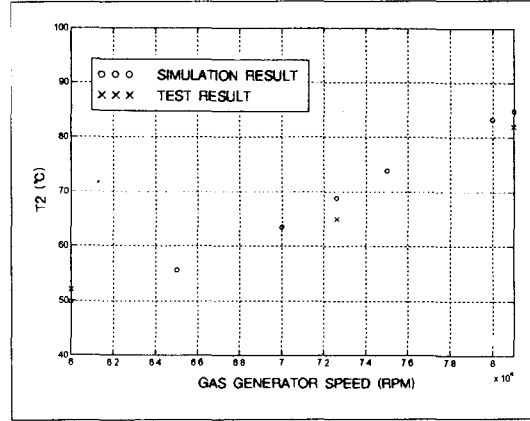


Fig. 10 Comparison of Simulation and Test Result at Compressor Exit Temperature

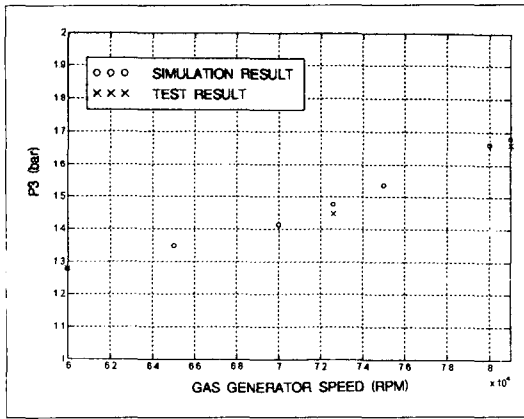


Fig. 8 Comparison of Simulation and Test Result at Gas Generator Turbine Inlet Pressure

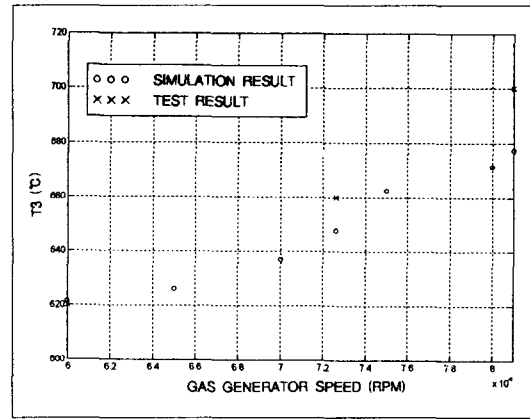


Fig. 11 Comparison of Simulation and Test Result at Gas Generator Turbine Inlet Temperature

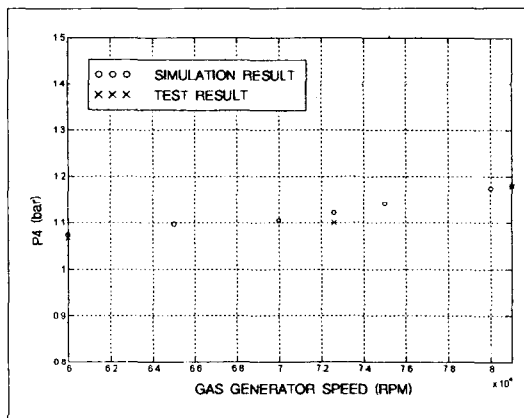


Fig. 9 Comparison of Simulation and Test Result at Gas Generator Turbine Exit Pressure

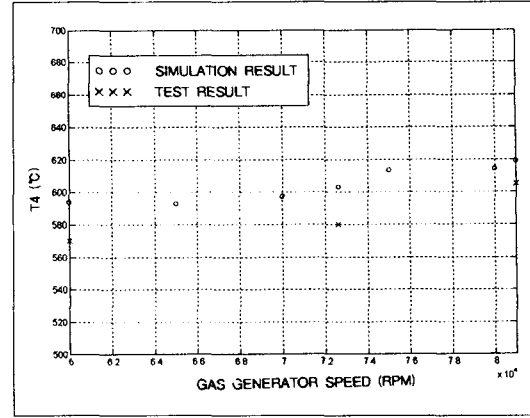


Fig. 12 Comparison of Simulation and Test Result at Gas Generator Turbine Exit Temperature

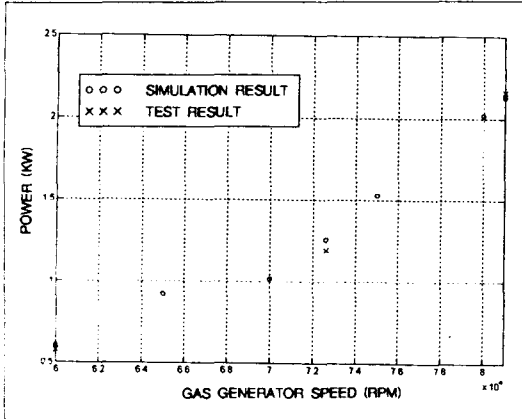


Fig. 13 Comparison of Simulation and Test Result at Output Power

비교결과 각각의 RPM에서 각 Station의 압력은 모두 2% 미만의 오차를 보이고 있으며 온도 및 출력의 경우도 6% 미만의 오차를 보여 본 정상상태 모사 프로그램의 타당성을 검증할 수 있었다.

5. 결 론

분리축 방식 터보축 엔진은 고효율, 동력터빈 회전속도의 조정용이, 부분부하 성능이 우수한 장점을 가지고, 근래 보조동력장치, 비상용 발전기 등 산업용으로의 사용이 증가하고 있다.

엔진의 성능과약 및 동적 모사를 위해 필수적인 분리축 방식 터보축 엔진의 정상상태 모사 프로그램을 개발하고, 프로그램의 검증에 위해 동일 형식의 가스터빈 시험장치를 이용, 실험을 수행하였다.

분리축 방식 터보축 엔진의 정상상태 모사는 압축기와 압축기 터빈간의 유량과 일의 조합방정식, 가스발생기와 동력 터빈 사이의 유량 조합방정식을 만족해야 하며 조합오차는 10^{-2} 으로 하였다.

실험 후 대표적으로 1000, 1210, 1350 RPS에서 압축기와 압축기 터빈의 입·출구 온도 및 압력, 출력 등을 비교해 본 결과 모두 6% 미만의 오차를 보여 본 프로그램의 타당성을 검증할 수 있었다.

그러나 압력의 오차율에 비해 상대적으로 높은 온도의 오차율은 실험시 발생한 열손실, 계측장비

의 오류, 프로그램 상의 가정들에 원인이있는 것으로 보이며, 이에 대한 연구가 뒤따라야 할것으로 보인다.

또한 보다 정밀한 정상상태 모사 프로그램의 개발과 함께 동적모사 프로그램의 개발에 대한 연구 또한 수행되어야 할 것으로 사료된다.

후 기

본 연구는 한국과학재단 RRC 수송기계부품센터의 지원으로 진행되었으며, 이에 감사드립니다.

참 고 문 헌

1. Sellers, J. F., Daniele, C. J., "DYNGEN-A Program for Calculating Steady-State and Transient Performance of Turbojet and Turbofan Engines", NASA TN D-7901, 1974.
2. Wynne, A., "The Commissioning and Development of a Gas Turbine Power Plant", Liverpool John Moore Univ., 1994.
3. Bettocchi, R., Spina, P. R., Fabbri, F., "Dynamic Modeling of Single-shaft Industrial Gas Turbine", ASME 96-GT-332, 1996.
4. 나재정, "분리축 방식 터보프롭 엔진의 정상상태 성능 모사 연구", 1994.
5. 성관경, "가변형 역배열 사이클 엔진의 이론 해석", 1984.
6. Cussons Technology., "Cussons Two Shaft Gas Turbine Unit Instruction Manual", G. Cussons, Ltd., 1993.
7. Cohen, H., Rogers, G.F.C., Saravanamuttoo, H.I.H., "Gas Turbine Theory", Longman, 4th Edition, 1996.
8. 홍 용 식, "가스터빈 엔진", 청문각, 1996.
9. 김 창 효, "수치해법과 전산 프로그래밍", 교학사, 1993.