

# 100KW 터보축사이클 산업용 가스터빈 엔진의 성능예측

김 수 용\* · 박 명 규\*\*

## Performance Analysis of a 100KW Class Industrial Gas Turbine Engine

S.Y. Kim · M.K. Park

**Key Words :** Gas Turbine(가스터빈), Performance Analysis(성능해석), TIT(터빈입구온도) Compressor Pressure Ratio(압축비), Off Design(탈설계), Design Point(설계점)

### Abstract

Present paper describes on/off design performance analysis of a 100KW industrial turbo-shaft gasturbine engine. Procedures to match between compressor and turbine has been incorporated into the developed program satisfying the compatibility requirements of flow, rotation speed and work to perform the analysis. The validity of the performance results by the developed program is yet to be proved through the relevant experiments of the resultant engine, however, comparison of present results with those from "GASCAN(Thermoflow社)" shows good agreement in power output but, underpredict efficiencies 7 - 13% lower than those of GASCAN for the pressure ratio range overlapped with present study.

### 1. 서 론

가스터빈엔진의 산업용으로서의 응용은 발전 뿐 아니라 선박, 차량 등 교통수단의 추진기관으로서 많은 연구의 대상이 되어 왔다. 특히 가스터빈의 해상응용은 작은 점유공간과 중량으로 인하여 큰 장점을 갖는 것으로 여겨진다.

선박 추진기관으로서의 가스터빈엔진은 항공기용으로 개발된 것을 개조한 것이 대부분으로 항공기 엔진의 고효율성 및 출력 대 크기비가 크다는 장점이 크게 작용하는 것으로 보인다. 가스터빈 엔진의 상업용으로서의 응용은 아직 제한되어 있

나 최근 가스터빈을 구동하기 위한 값싼 연료의 개발 및 엔진의 성능 개선으로 머지 않은 장래에 적용이 크게 증가할 것으로 보인다. 가스터빈사용시 단점의 하나로 여겨지는 저출력에서 비연료 소비율의 증가는 일정한 속도로 대부분의 시간을 운행하는 상선의 경우 큰 문제가 되지 않겠으나 군용선과 같이 속도 변화의 폭이 큰 경우 출력저하에 따른 부분품의 작동영역이 저효율 구간에서 이루어지지 않도록 가스터빈 설계시 적절한 설계점의 선택이 필요할 것이다. 가스터빈 엔진은 크게 압축기, 연소기 터빈으로 구성되는 가스발생기를 그 주요 부품으로 형성되어 있으며 가스발생기에

\* Korea Institute of Machinery & Metals  
\*\* Korca Maritime University

서 나오는 가스의 에너지를 노즐을 통하여 분사추진 에너지의 형태로 사용하는 것이 터보제트 엔진이며 제트 대신 동력터빈을 돌리거나 가스발생기의 터빈동력을 그대로 사용하는 것이 터보축 엔진이다. 본 연구에서는 100KW급 산업용 터보축 단순사이클에 대한 성능 해석을 하기 위한 프로그램이 개발되었으며 탈설계 성능해석의 예비단계인 설계점 해석에 대한 연구가 선행되었다.

## 2. 100KW급 시험용엔진의 사이클해석

### 2.1 대상엔진의 기본 형상

본 연구의 대상인 산업용 터보축 가스터빈엔진은 방어용 무기 및 단위권물의 비상발전 등의 수요를 고려하여 최종 250KW 크기를 계획하였으나 1차적으로 시제품 제작을 위한 시험용 엔진의 제작을 고려하여 압축기와 터빈의 단수를 축소한 100KW급의 크기로 결정하였다. 대상엔진의 구성은 축류압축기 3단, 캔타입의 연소기, 터빈 1단으로 하였으며 1차년도 연구를 통하여 대상엔진에 대한 설계점을 결정하였다. 터빈 입구 온도는 1100°K로서 국내의 터빈 블레이드 제조 기술능력을 고려하여 다소 보수적인 값을 취하였다. Fig.1 과 2에는 대상엔진의 부분품 개략도와 T-s선도가 나타나 있다. 그림에서의 사이클은 1축 Brayton 사이클로서 가스터빈 엔진의 기본을 이루는 형태이다.

### 2.2 주요 변수

설계점 해석시 주요 변수로는 흡입구 압력 손실,

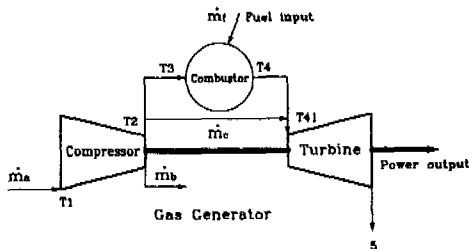


Fig. 1. Block Diagram of Cycle Gasturbine Components

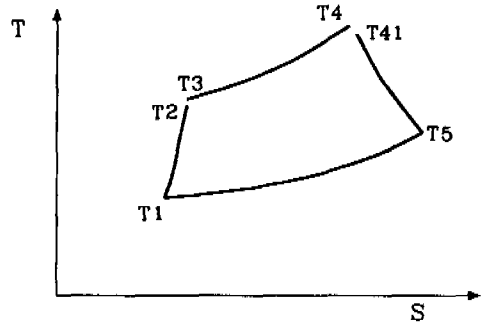


Fig. 2. Temperature Entropy Diagram of Simple Cycle Gasturbine

압축비, 흡입 공기량, 터빈입구온도, 회전수 그리고 엔진을 구성하는 부품의 효율 및 터빈 블레이드를 냉각하기 위한 공기량(Bleed Air) 등이 있다. Table.1에는 본 연구를 통하여 개발된 프로그램의 설계점 결정을 위한 입력 자료가 나타나 있다.

Table 1. 설계점 입력조건

변수	Values	Unit	
	대기조건	온도	288.15
	압력	1.01315	bar
압축기	압축비	3.0	
	효율	0.80	
연소기	효율	0.996	
	압력손실	6.0	%
터빈	효율	0.84	
	회전수	30,000	rpm
냉각 방식	대류냉각	level 1	
터빈 표면온도		1,100	°K
보조공기유출량		25.0	%
입구공기유량		2.5	kg/sec

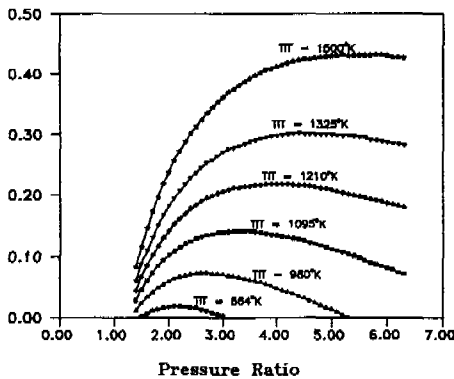
### 2.3 설계점 결정

Table.1의 입력자료를 이용하여 사이클 해석을 실시한 결과가 Fig.3과 4에 나타나 있다. 그림은 설계점 결정을 위한 비출력과 압축비의 관계, 그리고 비연료 소모율과 압축비의 관계를 보여주고

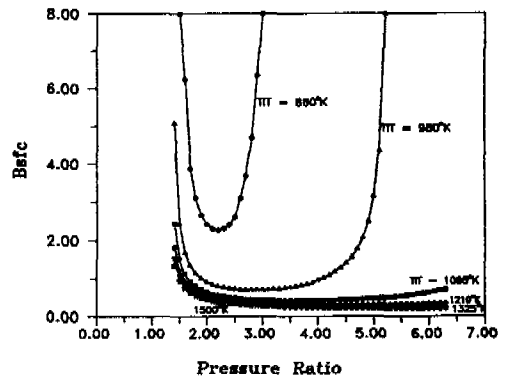
있다. 비출력은 압축비와 함께 증가하다가 다시 감소하며 터빈 입구온도의 증가와 비례하여 증가하고 있다. 일반적으로 같은 압축비에서 최대의 비출력과 최소의 연료소모율이 이루어지는 압축비를 이상적인 설계점으로 볼때 TIT=1100°K에서 압축비가 약 3.2일때가 이상적인 경우로 나타나고 있다. 이 누점은 일반적으로 일치하지 않아 운용선박과 같이 부분부하 특성이 강하나 성능이 보다 중요시 되는 경우 최대 비출력에 비중을 두지만 상선의 경우와 같이 운행기간의 상당시간이 일정한 속도로 유지되는 경우는 비연료 소모율에 더 큰 비중을 두어 비연료 소모율이 최저인 압축비를 선호하게 된다. 터빈입구온도 1100°K는 설계점 해석을 위한 입력자료인 터빈블레이드 금속온도 (Blade Metal Temperature)값으로 선택된 1100oK를 넘지 않는 범위내에서 그리고 국내에서 부품을 제작할 경우를 고려하여 가장 안전한 값을 선택하였다. Fig.5는 비출력과 효율과의 관계를 보여주고 있으며 효율은 터빈 입구 온도가 증가함에 따라 증가하고 또 같은 터빈 입구 온도에서는 비출력이 증가함에 따라 처음에는 증가를 보이다가 다시 감소하는 것으로 나타났다. Table.2에는 결정된 설계점에 대한 데이터가 나타나 있다. 고려중인 엔진의 적용대상이 탱크, 미사일 등 방어용 무기 및 비상용 발전의 동력원으로 쓰일 소형의 것임을 감안하여 최소의 압축단수를 확보하기 위하여 설계점 압축비를 3.0으로 하였다.

**Table.2 Design Point of a 100KW Class Industrial Gas Turbine Engine.**

Design Point	Values	unit
<b>Ambient Conditions</b>		
Temperature	288.15(15.0° C)	° K
Pressure	1.01325E+5	Pa
입구압력손실	3.0	%
<b>Compressor</b>		
Inlet temperature	288.15(15.0° C)	° K
Outlet Temperature	369.0 (96° C)	° K
Pressure Ratio	3.2	
Efficiency(Polytropic)	.80	
mass flow rate	2.5	kg/sec
Bleed air(Aux. use)	25.0	%
<b>Combustor</b>		
Outlet temperature	1095.0(822° C)	° K
Pressure loss	6.0	%
Efficiency	.996	
Fuel LHV	43.12372	MJ/kg
Fuel Flow	0.036	kg/sec
<b>Turbine</b>		
Inlet Temperature	1092.9(820° C)	° K
Outlet Temperature	969.6(696° C)	° K
Efficiency	.84	KW
Blade표빈온도	1100.0	° K
<b>Rotor Dynamics</b>		
Rotating Speed	30,000	rpm
Generator Shaft Spd.	8,000-10,000	rpm
<b>Performance</b>		
Efficiency	7.3	%
Shaft Horse Power		KW



**Fig. 3. Specific Power vs. Turbine inlet temperature**



**Fig. 4. Bsfcc vs. Pressure ratio**

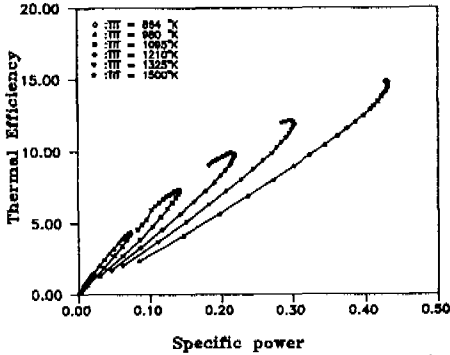


Fig. 5. Cycle Performance of a Industrial Gas Turbine. Efficiency vs. Specific Power

3. 탈설계 성능 해석

설계점이 결정되면 설계된 엔진이 설계점 조건에서 뿐만아니라 대기 온도 변화 및 부분 부하에서와 같이 설계점 이외의 작동 영역에서도 직설히 작동할 수 있는 운전 특성을 가지도록 탈설계 성능해석이 필요하다. 엔진을 구성하는 각 구성품은 결합되는 경우, 엔진 고유의 성능특성, 즉 유량 보존, 및 회전수 일치조건 등의 제약조건으로 인하여 결합된 엔진의 작동범위가 크게 줄어든다. 설계점 결정시 결정된 설계변수들의 값을 기초로 하여 탈설계 성능해석을 수행하여 아래와 같이 성능 해석 제약조건을 만족하는 부분품간의 결합점을 찾아봄으로서 부분부하시 비연료소모율의 변화 뿐만아니라 대기온도가 출력에 미치는 영향을 고려하여 조사하였다.

3.1 탈설계 성능해석시 제약 조건

탈설계 성능계산을 위해서는 각부분품간에 유량 및 일 그리고 회전수조건이 만족되어야 한다. 성능 해석시 제약조건으로는 다음과 같다.

1. 압축기와 터빈간을 흐르는 공기유량이 보존되어야 한다.
  2. 압축기와 터빈간의 회전수는 동일하다.
  3. 부분품간 일 및 손실은 평형을 이룬다.
  4. 각 부분품은 각자의 성능곡선도를 따른다.
- 자료<sup>1)</sup>에 나타난 성능해석과정을 Flow Chart로

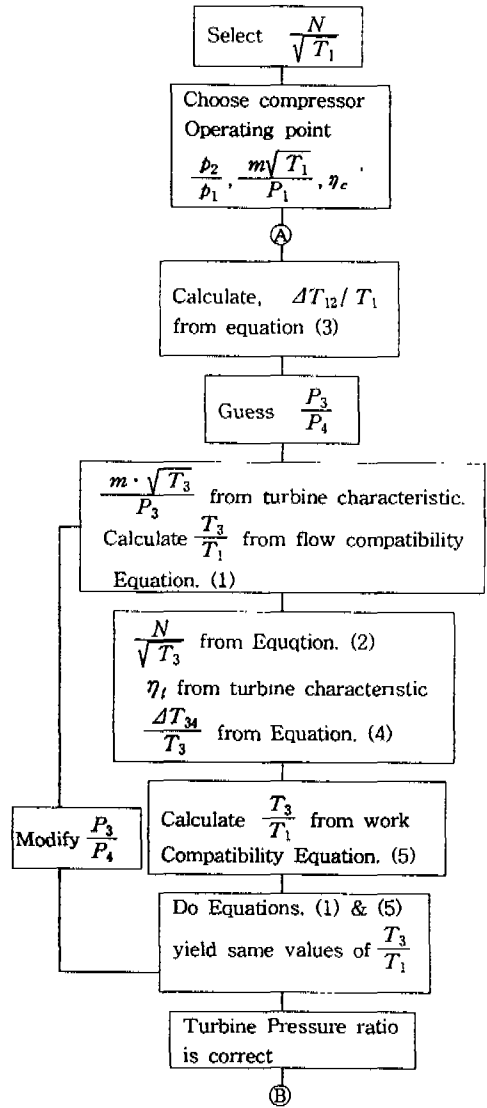


Fig.6 Iteration Loop for Gas Generator

나타내보면 Fig.6와 같다.

본 연구에서는 위와 같은 탈설계 성능해석 과정을 이용하여 프로그램을 작성하여 100kw급 산업용가스터빈에 대한 성능해석을 시도하였다.

3.3 성능해석 입력자료

탈설계 성능해석을 위해서는 설계점 수행결과

도출된 값들(압축비 및 터빈 입구온도)이 탈설계 성능해석의 입력자료가 되며 이때 압축기 및 터빈의 성능 특성도가 입력자료로 필요하다.

압축기 성능도에서  $\frac{m\sqrt{T_{01}}}{P_{01}}$  과 압축비  $\frac{P_{02}}{P_{01}}$  이 결정되면 터빈 성능도에서 팽창비  $\frac{P_{03}}{P_{04}}$  에 따른

터빈 입구 온도  $T_{03}$ 를 결정한다. 압축기에서의 온도 상승과 터빈 온도 강하를 기초로 순출력을 계산하게 된다. 탈설계 영역에서 압축기 및 터빈의 효율 변화를 반영하기 위하여 이미 학계에서 발표된 자료<sup>9)</sup>에 나타난 관계식을 이용하여 구하였으며 회전수 역시 관계식으로부터 계산하였다. 압축기와 터빈의 성능에 영향을 미치는 무차원 변수군은,

$$F\left(\frac{\dot{m}_{c,t} \bar{T}}{P}, \frac{N_{c,t}}{\bar{T}}, \frac{P_2}{P_1}, \frac{P_3}{P_4}, \eta_c, \eta_t\right) = 0$$

과 같으며 이때 압축기와 터빈의 유량 및 회전수 일치조건을 위하여

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

$$\frac{N}{\sqrt{T_{03}}} = \frac{N}{\sqrt{T_{01}}} \times \sqrt{\frac{T_{01}}{T_{03}}} \quad (2)$$

가 각각 필요하다. 압축기에서의 온도 증가는 다음과 같으며,

$$\Delta T_{12} = \frac{T_{01}}{\eta_c} \left[ \left( \frac{P_{02}}{P_{01}} \right)^{\frac{r-1}{r}} - 1 \right] \quad (3)$$

터빈에서의 온도강하는

$$\Delta T_{34} = \eta_t T_{03} \cdot \left[ 1 - \frac{1}{\left( \frac{P_{03}}{P_{04}} \right)^{\frac{r-1}{r}}} \right] \quad (4)$$

과 같다. 또 일의 평형을 위하여

$$\frac{\Delta T_{34}}{T_{03}} = \frac{\Delta T_{12}}{T_{01}} \times \frac{T_{01}}{T_{03}} \times \frac{c_{pa}}{C_{pa}\eta_m} \quad (5)$$

가 만족되어야 한다. 압축기 및 터빈의 성능특

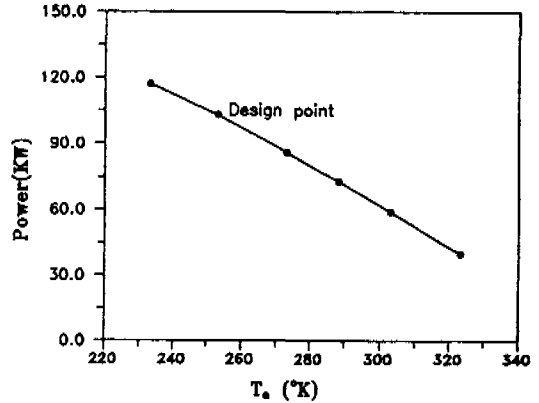


Fig. 7. Part Load Performance with Ambient Temperature Variation

성 데이터는 자료<sup>9)</sup> 등에 나타난 성능특성 데이터를 수정하여 사용하였다.

### 3.4 탈설계 성능해석 결과

#### 3.4.1 부분부하 성능 특성

Fig.7은 대기온도 변화에 따른 탈설계 성능 해석 결과를 보여주고 있다. 그림은 대기온도가  $-40^{\circ}\text{C}$ 에서 부터  $50^{\circ}\text{C}$ 까지 변화할 때의 출력의 변화를 보여주고 있으며 출력은 대기온도의 증가에 따라 감소하고 있음을 보여주고 있다. 그림에서 설계점은  $T_a=288.15^{\circ}\text{K}$ , 출력은 101KW인 지점에 위치해 있다. Fig.8는 탈설계 성능해석시 터빈입구온도 변화에 따른 압축기와 터빈의 부품효율이 변화하는 상태를 보여주고 있다. Fig.9는 부분부하시 비연료소모율의 변화를 보여주고 있다. 그림에서 출력이 설계점 대비 50%이하에서는 비연료소모율의 감소가 큰 폭으로 나타나고 있어 이 구간에서 엔진운행의 경제성이 크게 낮을 것으로 고려되며 50 60KW 이후부터는 비연료 소모율의 감소가 매우 완만하여 대상엔진이 50KW이상에서 운행되어질 것이 요망된다. Fig.10은 부분부하시 제동마력의 변화 상태를 보여주고 있으며 제동마력은 부하의 증가에 비례하여 선형적으로 증가함을 보여준다. 같은 그림내에서 삼가형 표시의 데이터는 현재 보유중인 THERMOFLOW社의 "GASCAN" 가스터빈 성능해석용 프로그램의 성능해석 결과

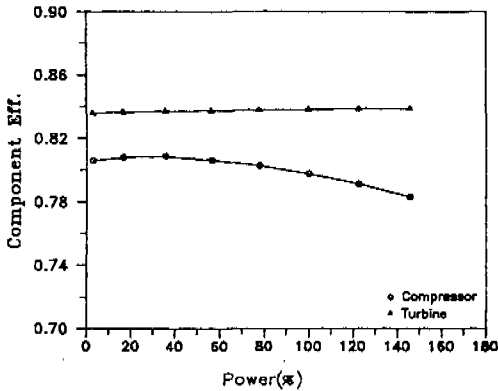


Fig. 8. Variation of Component Efficiencies with TIT at off Design Condition.

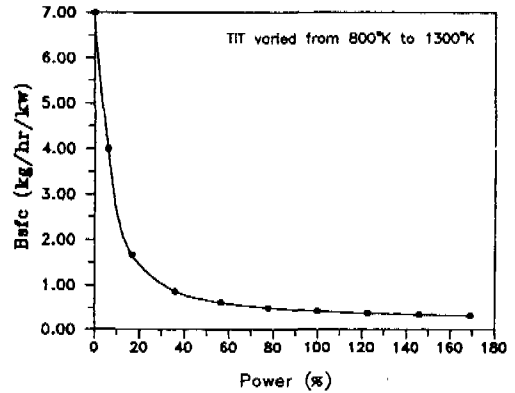


Fig. 9. Bsec vs. Power for the 100 KW Industrial Gas Turbine Engine at off Design Condition.

이다. "GASCAN" 이 압축비 3.0이상에 대해서만 해석이 가능한 때문에 출력은 설계점대비 100%이상의 자료만 나타나 있으나 출력예측은 매우 일치함을 볼수 있다. Fig.11은 부분부하시 엔진 효율의 변화를 나타내고 있으며 삼가형 데이터는 GASCAN을 이용한 해석의 결과이다. 본연구로 개발된 프로그램이 약 6.8 13%까지의 오차를 보이고 있다.

### 3.4.2 부분품 특성 변화

압축기효율은 출력의 40%지점에서 최대가 되었다가 이후 감소하는 것으로 보이며 터빈은 대부분의 작동 영역에서 질식된다는 가정때문으로 조사된 전 출력구간에서 변화가 매우 작은 것으로 나타났다. 터빈 효율은 터빈 회전 속도에 따라 증가 혹은 감소하는 것으로 나타났다. Fig.12는 부분부하시 압축비와 터빈출구온도의 변화를 보여주고 있다. 압축비와 터빈 출구온도 모두 출력에 비례하여 일정하게 변화하고 있다. Fig.13은 부분부하시 터빈 블레이드 냉각공기와 연료 유량의 변화를 보여 주고 있으며 그림에서 냉각공기의 공급은 부하가 설계전 출력의 80%정도까지 발생하지 않다가 이후 거의 일정한 비율로 증가하고 있음을 볼 수 있다. 이는 안정성을 고려하여 터빈 입구 온도를 낮게 선택한 때문으로 풀이된다. 연료유량은 부하 증가와 함께 거의 선형적으로 증가하는 것으로 나타났다.

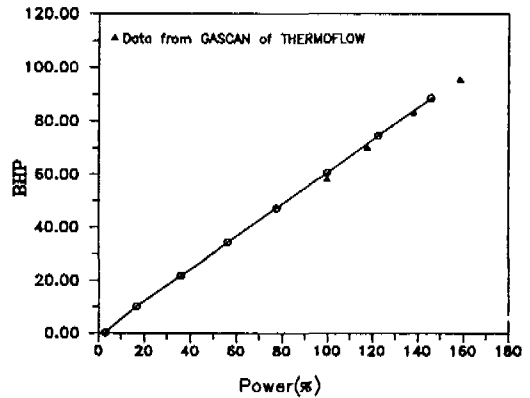


Fig.10 BHP vs. Power Variation at off Design off Design Condition.

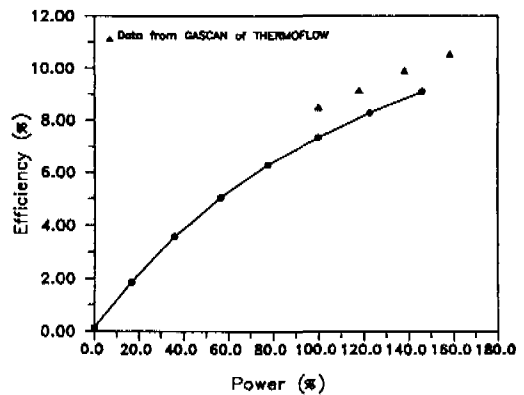


Fig.11 Thermal Efficiency vs. Power at off Design Condition.

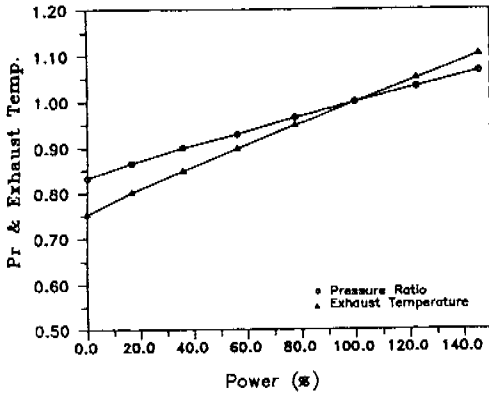


Fig. 12 Compressor pressure & Exhaust temperature Variation With Power.

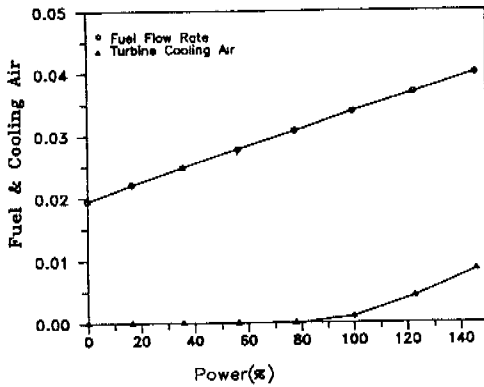


Fig. 13 Turbine blade cooling air Fuel flow rate vs. Power at Off Design Condition.

#### 4. 결 론

가스터빈 연구시 설계점 해석을 위한 소프트웨어는 이미 상용화되어 있고 또 여러 자료들을 통하여 쉽게 작성할 수도 있다. 그러나 탈설계 성능 해석을 위한 프로그램은 대개가 공개가 되지 않고 있으며 또 많은 실험자료를 통하여 검증이 되어야 하는 어려움이 있다. 본 연구에서는 100KW급 산업용 단순사이클(Single Spool) 터보축 가스터빈 엔진의 성능해석을 수행하기 위한 목적으로 설계점 및 탈설계 성능 해석을 수행하기 위한 프로그램을 작성하였다. 대상엔진의 설계점은 압축비가

3.0이 적절할 것으로 나타났으며 터빈블레이드의 재질수준을 고려하여 터빈입구온도를 1100oK로 하였고 이때 가스터빈의 효율은 7.3% 정도로 나타났다. 탈설계 성능해석 결과 설계될 엔진은 설계점 출력 대비 50% 이상의 부하에서의 운행이 경제적으로 나타났으며 이때 효율도 4.5% 이상이 될 것으로 보인다. 이상의 조건하에서 3단의 축류 압축기, 캔타입의 연소기, 그리고 터빈 1단을 기본형상으로 하였다. 개발된 성능 해석프로그램은 과도상태 해석 및 유량 손실, 압력 손실 등을 예측할 수 있는 기능들을 보완해 감으로서 발전시켜나갈 예정이다.

#### 참 고 문 헌

- 1) H. Cohen, G.F.C. Rogers and H.I.H. Saravannamutto, 1987, "Gas Turbine Theory", 3rd ed. ch.8 ch.9.
- 2) 홍용식, 1993, "가스터빈엔진 이론과 응용", 정문각, 6장, 12장,
- 3) 오세운, 홍용식, 1993, "가스터빈엔진 탈설계 성능예측방법의 개선에 관한 연구", 논문 93-6, 인하대학교 航空經營管理研究所,
- 4) David G. Wilson, 1985, "The Design of High-Efficiency Turbomachinery and Gas Turbines", MIT press
- 5) Unpublished notes, 1994, "Kauffman's Gas Turbine Engine Design Manual", 1994
- 6) W.R.Hawthorne and W.T.Gordon, 1960, "Design and Performance of Gas Turbine Power Plants", Princeton University Press, Vol.11, Section K.
- 7) W.R. Hawthorne, 1964, "Aerodynamics of Turbines and Compressors", Princeton University Press, Vol.10.
- 8) Mike Rucenko and Ken White, 1992, "Gas Turbine Maching for Performance Engineers, P&W Internal Note.
- 9) P. Pilidis, 1995, "Gas Turbine Performance Lecture Notes", Cranfield University.
- 10) P. Pilidis, 1995, "Gas Turbine Off Design Performance Lecture Notes", Cranfield University.