

## 분리 축 가스 터빈 엔진의 동역학적 천이 효과를 고려한 성능 해석 및 부하 인가 시험에 관한 연구

김경두\* · 양수석\*

### A Study on Power Loading Experiment & Performance Analysis for Dynamic Transient Effect of a Turbo-shaft Engine with Free Power Turbine

Gyoung-du Kim\* · Soo-seok Yang\*

#### ABSTRACT

In this paper, power transmission systems converts the shaft power of a Turbo-shaft Engine with Free Power Turbine into the generator power and be composed of a method being supplied in the thrust motor driving a propellers. Being used this, Gas turbine engine works to flat rating about 110 kw (147 shp) that the thrust motor be extremely supplied from the engine of 317shp. In this test equipment, the engine is installed with the flywheel being able to the damping function when happen to the varying load between gas turbine engine output-shaft and generator. Then if the flywheel of inertial moment be not considered, the generator and motor not get the required power from the engine for raising the load. Also it is certified that the engine works the abnormal operation. Hence the flywheel of inertial moment is determined the required range to do the performance analysis with the dynamic transient from the given and tested engine data. This system is able to get the required power after a mounting test with the redesigned flywheel.

#### 초 록

본 연구에서 동력 전달 시스템은 분리 축 방식의 가스 터빈 엔진의 축 동력을 발전기 전력으로 변환하여, 이것을 프로펠러를 구동하는 추력 모터에 공급하는 방식으로 구성되어있다. 여기에 사용된 가스 터빈 엔진은 엔진 축 마력 317 shp(236 kw)을 약110 kw (147shp)으로 플랫 레이팅(flat rating)하여 운용한다. 본 시험 장치의 엔진은 가스 터빈엔진 출력축과 발전기 사이에 부하 변화 시 댐핑(damping)역할을 할 수 있도록 플라이 휠(flywheel)을 장착하였다. 이 때 플라이휠의 적절한 관성 모멘트가 고려되지 않으면, 발전기와 모터는 부하 상승에 의한 엔진으로부터 요구되는 출력을 얻을 수 없으며, 또한 엔진이 정상적으로 작동하지 않음을 확인할 수 있다. 따라서 제공된 엔진 데이터와 엔진 시험 데이터로부터 동역학적인 천이 효과에 의한 성능 분석을 함으로써 관성 모멘트의 요구 범위를 결정하였다. 재설계한 플라이휠을 장착 시험한 결과, 본 시스템에서 요구한 출력을 얻을 수 있었다.

Key Words: Flywheel of Inertial Moment(플라이휠 관성모멘트), Transient(천이), Rotating Stall(로테이팅 스톨)

#### 1. 서 론

† 2003년 7월 8일 접수 ~ 2004년 8월 12일 심사완료

\* 정회원, 한국항공우주연구원 항공추진그룹  
연락처, E-mail: peakkim@kari.re.kr

엔진의 성능(출력, 연료소모율 등)은 대기의 압

력과 온도에 따라서 변화할 뿐만 아니라, 회전속도와 부하의 변동에 영향을 받는다. 엔진 가속의 제한 조건은 압축기 성능곡선상의 서지선(surge line) 부근에 존재하며, 낮은 출력으로부터 엔진을 가속할 때 가장 어려운 조건이 될 것이다. 또한 엔진의 회전축이 고정 축 또는 분리축인 것에 따라 엔진의 반응모드가 다르기 때문에, 엔진의 부하인가에 따른 순간성능은 엔진의 형식에 밀접한 관계가 있음을 알 수 있다.

분리 축 가스터빈엔진의 경우, 압축기 맵(map)에서 각 속도선상에서 작동점은 한점으로 표시되며, 작동점은 저 속도(rpm)로 갈수록 서지라인(surge line)에 접근하는 경향이 있다. 또한 서지(surge)는 엔진의 급격한 가감속에 의해 발생할 수 있다. 엔진 가감속은 결국 엔진 회전속도와 관계가 있다. 본 연구에서는 318 shp(236kw)급 분리 축 가스터빈엔진의 축 마력을 약147 shp(110 kw)으로 플랫폼레이팅(plate rating)하여 발전용으로 시스템변경 하였다. 엔진출력축에는 플라이휠(flywheel)을 장착하였으며, 이것은 부하 인가시 댐핑(damping)역할을 하며 급격한 부하하중을 방지할 수 있다.

기존의 엔진 부하특성 시험 등에 관한 정량적인 데이터를 보유하고 있지 않는 한, 시스템 통합(system integration)시험은 시행착오(trial and error)에 의한 부하특성시험을 통해서 최적상태를 확인할 수 있다. 초기에 장착한 출력축의 플라이휠은 시스템의 정량적인 부하인가토크 특성을 고려하지 않고 설계 장착하였다. 그 결과, 프로펠러 회전속도를 상승시키면 엔진작동이 불안정하고, 엔진은 발전기가 요구한 파워까지 부하를 상승할 수 없음을 확인하였다. 이와 같은 요인을 확인하기 위해서 기 엔진시험데이터를 분석하였다. 특히, 부하변화가 있는 순간 동력터빈의 회전 속도(N2)와 터빈출구온도(TOT °C)가 급격히 상승함을 확인할 수 있었다. 이것은 부하의 가감속 상태가 비정상적으로 작동되는 것이며, 이 요인은 출력축 구동계통에 연동되는 회전관성 모멘트의 영향임을 예측할 수 있다. 그래서 엔진 축 관성 모멘트 변화조건에 따른, 분리 축 가스터빈엔진 천이성능을 모사하기 위해서 기 개발된 프로그램을 이용하여 해석하였다[5]. 성능해석에 사용된 데이터는

엔진 제작사에서 제공된 데이터[3]와 엔진시험으로부터 얻은 데이터를 참고하였다. 해석결과와 플라이휠의 설계변경 전 시험데이터를 비교한 결과, 정량적인 값의 차이는 있지만, 출력상승을 위한 플라이휠의 관성모멘트 변화량을 예측할 수 있다. 실제로는 동력터빈 구동축과 출력 축 구동계통의 회전관성모멘트를 고려해야 하는데, 엔진 내부 회전축의 관성모멘트를 변경한다는 것은 불가능하다. 따라서 출력축에 연결 장착한 플라이휠의 관성모멘트를 증가시켜 시험하였다. 그 결과, 시스템이 요구한 출력을 얻을 수 있었다.

## 2. 본 론

### 2.1 가스터빈엔진 발전시스템 소개 및 시험장치 구성요소

본 연구에서 사용된 가스터빈엔진 발전 시스템은 가스발생기터빈(gas producer turbine)과 동력터빈(power turbine)이 분리된 A250-C18 터보 축 엔진(turbo-shaft engine)이며, 엔진 축 마력은 317 shp(236 kw)이다. 엔진구성을 살펴보면, 압축기 구성품(compressors component)에는 6단 축류압축기(6-stage axial compressor)와 1단 원심압축기로 이루어 졌으며, 환상형 연소기(annular type combustor), 터빈 구성품(turbines component)에는 2단 가스발생기 터빈(2-stages gas producer turbines), 2단 동력터빈(2-stages power turbines) 그리고 2개의 노즐(exhaust nozzles)로 구성되어 있다. 그 외 보기류(accessory gears)와 감속기어(reduction gears)로 구성되어 있다.

이것을 프로펠러 구동용 추력모터시스템으로 활용하기 위해서, 엔진 출력축에 3상 120/208VAC, 380~420 Hz BLAC(Brushless AC generator) 주 발전기를 장착하였다. 전력공급용 주 발전기의 최대출력은 약 110 kw(147 shp)이다.

따라서 본 시스템에서 사용된 가스터빈 엔진은 최대 축 마력이 약147 shp으로 플랫폼레이팅(plate rating)된 상태이다. 이것은 엔진 설계점 운용조건보다 훨씬 낮은 속도영역에서 운용되며, 압축기 서지여유(surge margin) 또한 작아진다. 따라서 적절

한 엔진 가감속 스케줄을 설정하지 않을 경우에는 로테이팅 스톨(rotating stall)이 발달 할 가능성이 높다. 본 연구의 시험장치 구성요소는 가스터빈엔진 발전기가 있으며, 통신 및 주변전기전자 시스템들로 구성되어 있다. 엔진 제어 통제실에는 하드웨어(hardware)와 소프트웨어(software)로 구성된 DAS(Data Acquisition System)가 있다. 하드웨어(hardware)에는 배터리 스위치(battery switch), 9 kw 발전기 스위치(generator switch), 120 KVA 주 발전기 스위치(main generator switch), 연료 차단 밸브 스위치(fuel shut off valve switch), 연료 리셋 스위치(fuel reset switch) 등 컨트롤박스(control box)로 구성되어 있다. 소프트웨어(software)는 내셔널 인스트루먼트(national instruments)에서 공급되는 랩뷰(labview 6)를 이용하였으며, 통신을 통해 엔진제어 및 프로펠러 회전속도를 가감속 할 수 있다(Fig. 1).

또한 통신컨버터(RS232 to RS422 Converts)를 이용한 비동기식 시리얼 통신으로 엔진시험 중 실시간 데이터 모니터링(realtime data monitoring) 및 데이터 저장(Data Saving)을 할 수 있도록 구성되었다(Fig. 2).

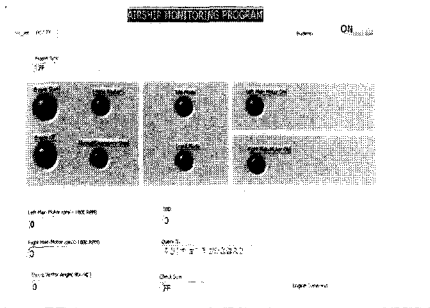


Fig. 1 Engine control GUI window

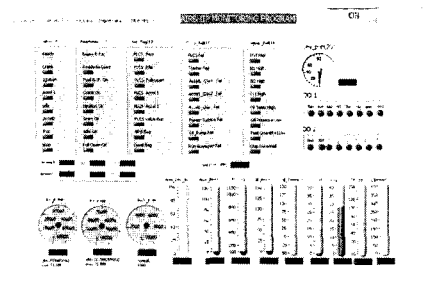


Fig. 2 Engine monitoring GUI window

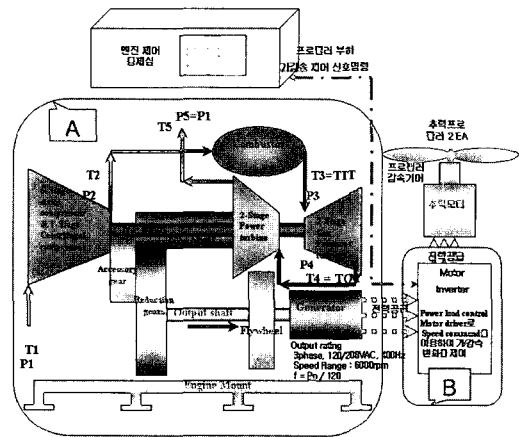


Fig. 3 Engine test layout

위의 Fig. 3은 가스터빈 발전 시스템과 프로펠러 부하를 가변 할 수 있는 부하인가시스템에 관한 시험 장치 구성을 보여주고 있다.

2.2 비정상적인 엔진부하인가시험

본 연구에서 시험하고 있는 가스터빈 엔진은 소형헬리콥터에 사용되고 있으며, 이것을 무인비행선의 발전용 추진시스템으로 활용하기 위해서 위의 Fig. 3 'A'와 같이 개조하였다. Fig. 3의 표시 'B'는 엔진 출력축 발전기의 전력을 공급받아서 프로펠러 추력모터에 동력을 전달하는 제어 모터드라이버(power load control motor driver)이며, 추력모터의 가감속 변화율 제어는 엔진제어 통제실에서 제어한다. 헬리콥터(helicopter)의 경우, 엔진(engines)출력축의 회전력이 주 로터(main rotor)에 회전력을 전달할 수도 있고, 주 로터의 회전을 차단할 수 있는 디커플링 장치(decoupling devices)가 있듯이, Fig. 3에 표시'B'의 시스템은 디커플링 장치와 같은 역할을 한다

고 볼 수 있다. 전자의 경우는 기계적인 시스템으로 구성된 반면, 후자는 경우는 전기적인 시스템으로 구성되었지만, 엔진 출력축으로부터 동력을 전달하고 차단하는 면에서 역할은 유사하다고 볼 수 있다. 엔진과 로터구동간의 정상적인 부하인가를 위해서는 시스템 간 적합한 매칭 (matching)이 요구되며, 많은 정보의 데이터가 필요하다. 그러나 본 연구에서는 엔진으로부터 동력인가시, 구동로터에 관한 데이터가 불충분하며, 또한 가스 터빈엔진발전용으로 시스템을 변경하였으므로 시행착오(trial and error)가 불가피하였다. 먼저 출력축에 연결된 플라이휠(flywheel)의 관성모멘트를  $0.185 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ 로 설계 장착하여 정상 엔진작동 시험(operating test for ready to load) 및 엔진 부하인가시험(operating test for loading power)을 하였다.

아래의 Fig. 4는 출력축의 플라이휠의 관성모멘트를  $0.185$ 로 장착한 후, 부하를 인가한 시험결과이다. 엔진이 아이들(idle)작동 상태에서 터빈출구온도(TOT $^{\circ}\text{C}$ )가 간헐적으로 불안정한 경향을 보이고 있다. 아래 Fig. 4의 'B'되는 지점의 맨 아래의 가스 발생기 터빈(gas generator turbine)의 회전속도(N1)를 보면 상승곡선을 보이고 있으며, 또한 TOT( $^{\circ}\text{C}$ )가 상승하는 것으로 볼 때, 부하를 상승시키고 있음을 알 수 있다. 이때 동력터빈의 회전속도(N2)는 감소(drop)해야 하는데, Fig. 4의 동력터빈(power turbine)의 회전속도(N2)는 갑자기 상승하다가 감소(drop)한다. 엔진으로부터 부하를 인가할 때, 이러한 경향은 정상적인 작동상태라고 볼 수 없다. 실제 엔진시험을 수행하는 동안 간헐적인 맥동(ripple)현상과 진동이 있음을 확인할 수 있었으며, 주 발전기(120 KAV, main generator)의 전력을 측정된 결과 62 kw(83 shp) 이상의 출력을 상승시킬 수 없었다. Fig. 4와 Fig. 6의 시간 'B' 지점에서 갑자기 터빈출구온도(TOT $^{\circ}\text{C}$ ), 엔진속도(N1&N2)가 상승(peak)하다가 급격히 감소함을 볼 수 있는데, 이 'B'지점은 제어통제실에서 엔진정지 명령모드에 의해 감소하는 것이 아니라, 엔진제어의 제한(보호)로직(limit or protection logic)에 의해서 엔진이 정지

되고 있는 것이다. 이와 같은 현상은 시험 상황과 데이터 분석으로 볼 때, 로테이팅 스톨(rotating stall)이 발생했을 가능성이 높다. 일단 로테이팅 스톨(rotating stall)이 발생하면 약간의 진동이 발생하고, 엔진의 가감속성이 저하되며 효율이 급격히 떨어진다. 또한 로테이팅 스톨(rotating stall)로 인하여 공기의 유량이 감소하면 연소기와 터빈의 온도가 과도하게 상승한다[4]. TOT( $^{\circ}\text{C}$ )의 급격한 온도 증가, 낮은 서지 마진 영역에서의 엔진 운용 등을 고려할 때 Rotating Stall이 발생했던 것으로 사료된다. 아래의 Fig. 6는 엔진 출력축의 플라이휠을 제거하면서, 동시에 발전기의 출력상태를 재확인하기 위해서 부하인가 시험을 한 결과이다. Fig. 4와 마찬가지로 아이들 조건에서 불안정하며, 부하 인가시 엔진작동이 정상적이지 못함을 확인할 수 있다. 결국, 현 엔진 시스템 작동상태는 엔진출력축 플라이휠의 관성모멘트가 적합하지 않음을 알 수 있다.

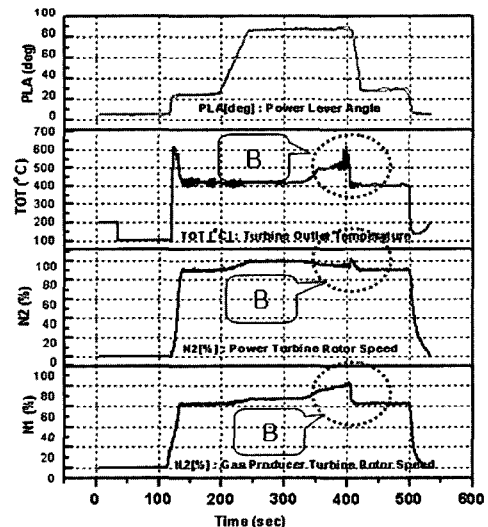


Fig. 4 Gas turbine engine generator test result at 0.185 of flywheel inertial moment

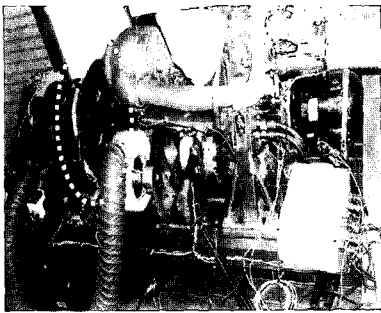


Fig. 5 Flywheel installation picture

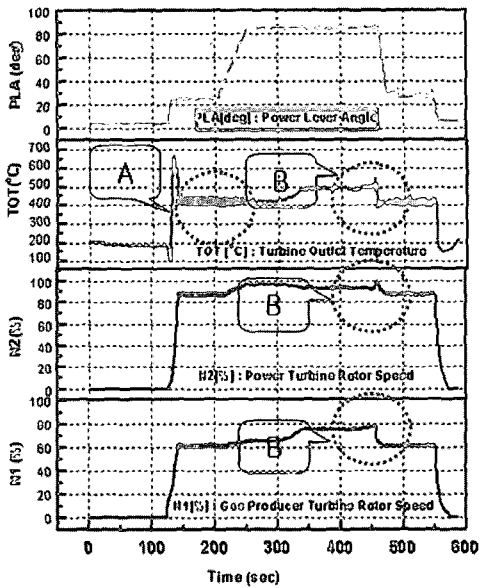


Fig. 6 Gas turbine engine generator test result without flywheel

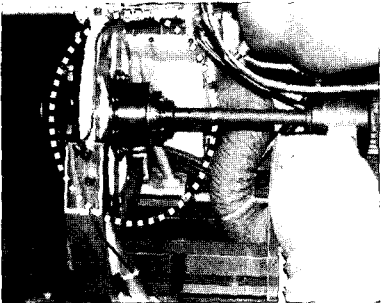


Fig. 7 Flywheel removal picture

2.3 동역학적 천이효과를 고려한 엔진성능해석

동역학적 천이효과를 고려한 방법은 서로 중속적인 열적, 공기 역학적 천이 효과들로부터 어느 정도 분리해서 다룰 수 있으므로 모델을 단순화할 수 있다는 장점이 있다. 따라서 본 연구에서는 기 개발된 천이성능해석 프로그램을 이용하였으며, 엔진 제작사에서 제공된 데이터와 엔진시험을 통해 얻은 데이터를 엔진천이모사프로그램의 입력변수로 이용하였다. 엔진 출력축에 부하를 증가시킬때, 가스발생기 터빈의 회전속도(N1)도 이에 상응하여 증가한다.

따라서 엔진에 부하를 인가하기 전과 부하를 최대로 인가할 때, 상승되는 가스 발생기 터빈의 회전속도를 입력조건(엔진시험데이터)으로 설정할 수 있다. 엔진의 부하상승에 따라서 출력축의 회전속도와 동력터빈의 회전 속도는 중속적으로 연동되어 구동한다. 따라서 실제 엔진시험조건에서는 출력축에 달린 플라이휠(flywheel)의 관성모멘트를 변경함으로써, 부하 가감시 출력축의 회전속도에 영향을 줄 수 있다. 소프트웨어 프로그램을 이용한 동적천이모사는 역으로 동력터빈의 축 관성모멘트를 변화했을 때, 출력되는 축 마력은 어떻게 반응하는지 확인할 수 있다. 이와 같은 모사는 실제의 경우와 약간 다르긴 하나, 정성적인 면에서 모사는 타당하다. 엄밀하게는 동력터빈 축과 출력축에 연결된 모든 회전체의 관성모멘트 조건을 고려해야 한다.

프로그램의 구성은 간단한 열역학적 관계식을 통한 CMP(Continuity Mass Flow)방법을 이용하며, 유량이 구성품간 입출구에서 매칭(matching)하도록 되어있다. 그리고 맵(map) 데이터는 스케일링 방정식(scaling equation)을 이용한 압축기 성능선도 데이터, 가스 발생기 터빈 성능선도 데이터 그리고 동력터빈 성능선도 데이터를 사용하였다(Fig. 15, 16 & 17). 회전수의 변화에 관한 데이터는 선형보간법(linear Interpolation)을 이용한다. 축 스푼ل(shaft spool)의 가속( $\omega$ )은 동력 전달(power delivered)과 동력 흡수(power absorbed)의 차이에 의해 모멘텀(momentum) 평형 방정식으로 결정된다. 설정된 설계점 데이터 및 입력 조건 데이터는 아

래의 Table 1, Table 2와 같다. 제공된 설계점 데이터('○'표시), 엔진시험으로부터 얻은 데이터('□'표시) 그리고 가정한 데이터('△'표시)는 아래 표와 같다. 이 때 발전기 효율( $\eta_G$ )과 JP-A연료의 비중은 각각 87%, 0.8로 놓고 해석하였다.

Table 1. Design data

○	공기유량(kg/sec)	1.56
□	대기온도(°C)	10
○	압축기 압력비	7.2
△	압축기 효율	0.78
△	블리이드공기(kg/sec)	0
○	TOT(°C)	749
△	압축기 터빈효율	0.80
△	연소기 효율	0.97
△	(동력터빈+발전기)효율	0.69
△	기계효율	0.98
○	연료	JP-A
△	LHV(kJ/kg)	42769.8

Table 2. Transient performance input parameter

○	배기노즐 면적(m <sup>2</sup> )	0.0361
□	부하상승 전 연료흐름(kg/sec)	0.01022
□	부하상승 후 연료흐름(kg/sec)	0.01940
□	부하상승 전 압축기터빈 회전속도(%)	80
□	부하상승 후 압축기터빈 회전속도(%)	85
△	시간(시간증가율)설정[sec]	5
△	연료램프(ramp)증가시간[sec]	0.1
△	서지(surge)제한조건	0
○	터빈출구온도(TOT°C)제한	749

천이모사 성능해석 결과는 Fig. 8, Fig. 9 그리고 Fig. 10과 같다. 플라이휠의 관성모멘트가 0.185일 때, Fig. 4의 엔진 시험결과와 TOT°C(turbine outlet temperature)와 Fig. 8의 T4°C(turbine outlet temperature)해석결과를 비교해보면 차이는 있으나, 온도가 약450°C내외정도로 근접함을 알 수 있다. 그리고 Fig. 8의 해석 결과에서, 축 관성모멘트 약 0.187일 때, 출력축의 출력이 약 55 shp(41 kw)이며, 이전의 Fig. 4 엔진 시험결과에서는 83 shp(62 kw)이다. 시험과 해석사이에 약 20 kw 정도의 차이가 있다. 해석상 차이가 있을 수 있는데, 여러 가지 요

인들 중에, 특히 천이상태성능해석에는 엔진제어시스템에 관한 보다 정량적이며 세부적인 데이터, 즉 천이 제어 스케줄(transient control schedule), 엔진 회전수에 대한 연료유량곡선 그리고 엔진 회전수에 대한 부하토크특성 곡선 등이 요구되나, 본 연구에서 이에 관한 자료를 획득할 수 없었다. 따라서 정확히 정량적인 출력을 예측하는 것은 불가능하다고 본다. 해석 결과를 살펴보면, Fig. 8, Fig. 9 그리고 Fig. 10에서 알 수 있듯이, 스플 관성 모멘트(spool inertial moment)가 0.3에서 0.5조건에서는 엔진 내부 온도/압력 상태변화가 거의 일정하며 변하지 않음을 알 수 있다. 또한 축 출력도 118 shp(88 kw)으로 약 63 shp(47 kw)증가함을 알 수 있다. 결론적으로 해석을 통해 알 수 있는 것은 정량적으로 상승될 수 있는 출력 값보다는, 정성적인 상승정도를 확인할 수 있다. 플라이휠의 관성모멘트가 0.187일 때의 시험 결과와 프로그램 모사에서 동력터빈의 축 관성모멘트를 0.187로 놓고 해석한 결과를 각 기준치로 정해 놓는다. 성능해석에서 축 관성모멘트의 0.3에서 0.5변화조건(동력터빈 축 관성모멘트변화량 ~플라이휠의 관성모멘트변화량)에서 증가된 출력과 같이 엔진시험에서도 출력이 선형적으로 증가한다면, 엔진 시험 시, 축 마력은 약 144 shp(108 kw)로 증가할 수 있음을 예측할 수 있다. 아래의 Fig. 11, Fig. 12는 동력터빈 축 관성 모멘트를 변화에 따른 시스템 반응 특성을 보여주고 있다. Fig. 11에서 알 수 있듯이 설정한 시간(time)동안 응답특성을 살펴보면, 축 관성모멘트는 클수록 축 마력(shp)의 응답은 느림을 알 수 있다. 그리고 Fig. 12에서 TIT°C(turbine inlet temperature)최고점은 축 관성모멘트가 클수록 높다는 것을 알 수 있다. 즉 TIT°C가 높다는 것은 출력 축마력을 높일 수 있음을 의미한다. 그러나 축 관성모멘트를 크게 한다고 해서 축 출력이 크게 나온 것은 아니다. 따라서 이것은 부하증가 감속에 따른 천이작동모드 특성 및 제어 스케줄과 연관되어 있음을 알 수 있다. 엔진 시스템의 정상작동모드 및 천이작동모드에서는 fuel flow schedule 대한 엔진 응답이 제어 시스템에 제공되기 때문에, 제어시스템 설계와 천이작동모드를 충분히 고려해야 함을 알 수 있다.

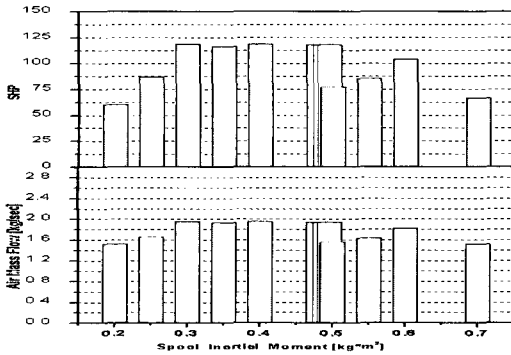


Fig. 8 Spool inertial moment vs. Shp & Air mass flow

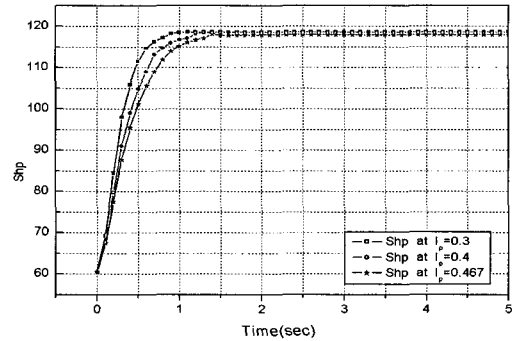


Fig. 11 Shp system response vs. Time

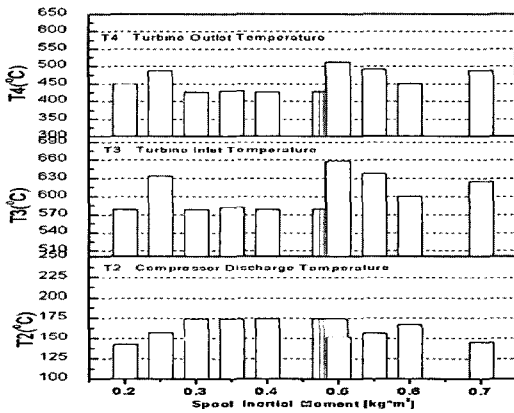


Fig. 9 Spool inertial moment vs. Temperatures

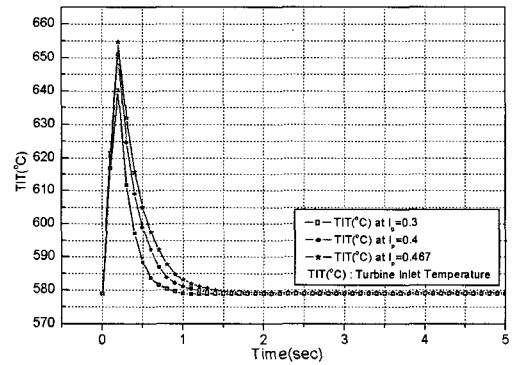


Fig. 12 TIT(°C) system response vs. Time

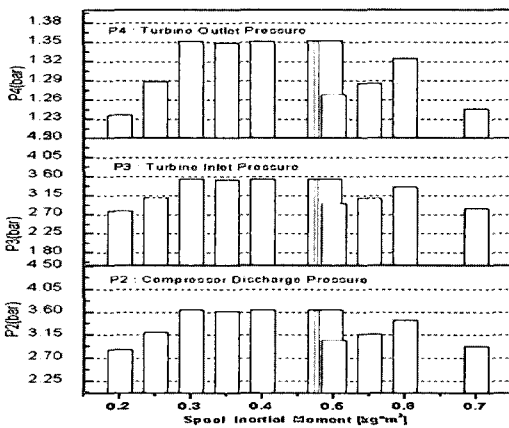


Fig. 10 Spool inertial moment vs. Pressures

2.4 동적천이효과(플라이휠 설계변경)를 고려한 엔진 부하인가시험

엔진부하인가시험목적은 가스터빈엔진발전기에서 프로펠러 추력모터에 요구되는 전력을 안정적으로 공급하는데 있다. 앞에서 언급했듯이, 시험 구성은 엔진제어통제실에서 엔진시동, 정지 그리고 프로펠러 회전 가감속을 제어할 수 있다. 동시에 엔진 각 부위에 장착된 센서로부터 데이터를 모니터링 할 수 있으며, 비상시에는 엔진을 비상 정지 할 수 있도록 연료차단 스위치가 있다. 최대 부하인가 시험 시, 엔진으로 공급되는 연료유량측정장비인 COX (instrument)- Schutte & koerting Model 4020 Advanced flow computer를 이용하여 측정된 결과 연료유량은 0.393 gpm이었으며, 가스터빈엔진 발전기에 연결된 3상 전원라

인으로부터 파워 메타(power meter)로 측정된 결과, 발전기 출력은 약 100 kw이다(Fig. 13). 시험 방법은 엔진제어실에서 엔진시동을 명령하면 엔진 회전속도는 아이들(idle) 단계를 거쳐 정상상태에 도달한다.

이때 엔진 데이터의 정상적인 모니터링 상태가 확인되면, 서서히 부하를 인가시킨다. 여기서 정상상태조건이란 부하인가를 할 수 있는 상태의 엔진회전속도(N1&N2% rpm)에 도달하여 정속하는 상태를 말한다. 아래 Table 3은 부하상승(프로펠러 회전속도 증가)에 따라 측정된 엔진 출력과 연료유량이다. 본 시험에서는 프로펠러의 최대회전속도는 약 1600 rpm까지 상승을 필요로 한다. 아래의 Fig. 13의 rpm은 프로펠러 구동 모터(motors) 회전속도이며, 프로펠러 회전속도는 프로펠러 감속기어(1/2 감속)에 의해 감속되어 회전한다. 아래의 Fig. 14는 엔진 출력 축 플라이휠(flywheel)의 관성모멘트를 약2.5( $I_f=0.467$ )배 증가시켜서 설계 장착한 후 시험한 결과이다. 플라이휠(flywheel)의 설계변경은 무게와 엔진마운트구조의 장착공간을 고려하여 설계 제작하였다. 엔진진동으로 인하여 데이터 수신 상태에 약간의 리플(ripple)현상이 있으나, 발전기가 요구하는 출력을 안정적으로 공급받을 수 있었다. 플라이휠의 설계변경 전의 시험데이터 결과(Fig. 4)와 비교해 보면, Fig. 14의 터빈 출구온도(TOT $^{\circ}$ C)와 엔진회전속도(N1&N2% rpm)가 증가했음을 확인 할 수 있다.

Table 3. Values measured output shaft power & fuel flow for loading part power

프로펠러 회전속도 [rpm]	출력 축 동력 shp(kw)	Fuel flow rate [gal/min]
0	0	0.200
100	48.15(35.9)	0.281
200	59.24(44)	0.290
420	70.31(52.4)	0.304
610	82.89(61.8)	0.320
1160	93.76(69.9)	0.340
1310	105.76(78.9)	0.360
1450	118.88(88.6)	0.380
1550	135.6(101.1)	0.407

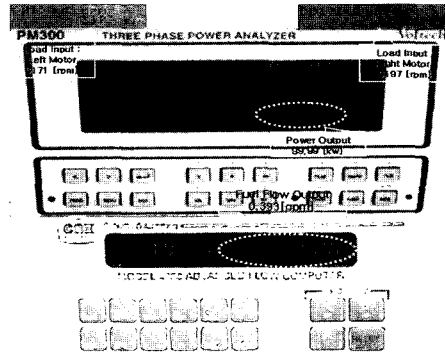


Fig. 13 Measuring instrument output result

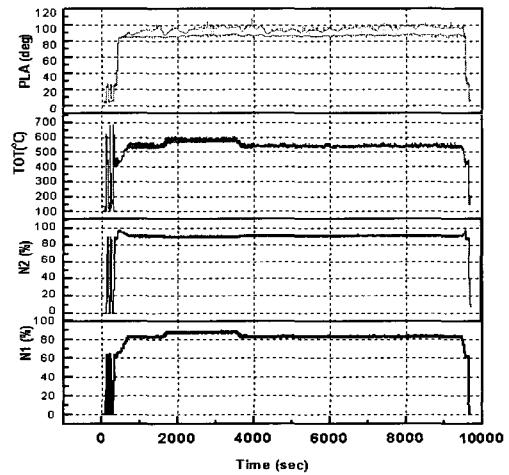


Fig. 14 Gas turbine engine generator test result at 0.467 of flywheel inertial moment

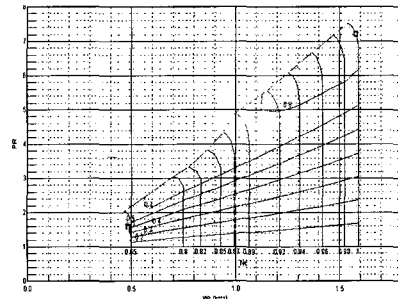


Fig. 15 Compressors map



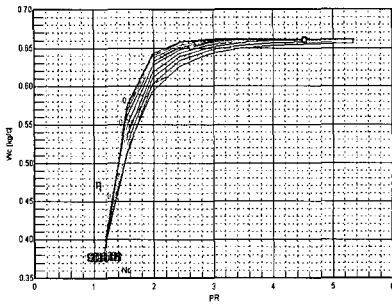


Fig. 16 Gas producer turbine map

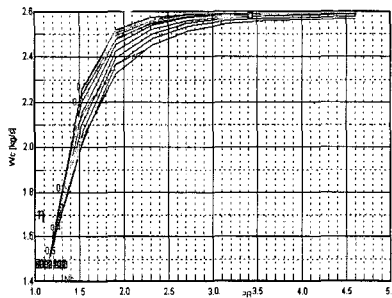


Fig. 17 Power turbine map

### 3. 결 론

본 연구에서는 분리 축 가스터빈엔진을 부하를 가변 할 수 있는 발전용으로 시스템 변경하였으며, 이것을 이용하여 프로펠러 추력모터를 구동할 수 있는 비행선용 추진시스템으로 개발하였다. 추진 시스템 통합시험(integration test) 중, 특히 엔진의 부하가 가감될 때 엔진이 비정상적으로 작동됨을 확인하였다. 이러한 요인은 축 마력이 317 shp (236 kw)급인 가스터빈 엔진을 약 147 sha(110 kw)로 플랫폼 레이팅(flat rating)하였기 때문이며, 또한 압축기의 서지여유(surge margin)가 작은 지점에서 운용되기 때문이다.

이러한 경우 부하 인가 시, 적절한 엔진 가감속 스케줄을 고려하지 않을 경우에는 로테이팅 스톨(rotating stall)이 발달 할 가능성이 있음을 확인하였다. 따라서 본 연구에서는 출력 축 플라이휠(flywheel)의 관성 모멘트 량을 변경함으로써, 부하인가 시 출력축의 가감속 스케줄에 변화를 주었다. 그 결과 출력을 약 100 kw(134 shp)으로 증가시킬 수 있었으며, 플라이 휠의 관성이 적을 때 엔진의 비정상적인작동으로 최대부하인가 실패를 방지하고 요구된 출력을 안정적으로 얻을 수 있었다.

### 후 기

본 연구는 산업자원부의 산업기반기술개발사업으로 지원된 “성층권 장기제공 무인비행선 추진시스템 기술개발” 과제에 의해 수행된 연구의 일부이며, 연구를 지원해주신 산업자원부에 감사드립니다.

### 참 고 문 헌

1. Martin Kirkman, “FUNDAMENTALS OF AIRCRAFT ENGINE CONTROL 17th-21th Wednesday 19th MARCH 2003.” A 5 Day Course presented by Cranfield University and Goodrich Engine Control System.
2. “GAS TURBINE PERFORMANCE and GAS TURBINE TRANSIENT PERFORMANCE,”

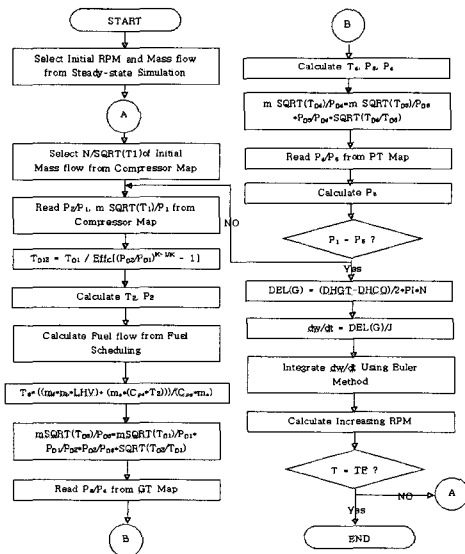


Fig. 18 Flow chart of dynamic simulation

- Cranfield Univ. 2001
3. "Allison Gas Turbine TURBOSHAFT MODELS 250-C18 Operation and Maintenance Manual," Rolls-Royce August 1, 1989
  4. Greitzer, E. M. "Surge and Rotating Stall in Axial Flow Compressors, Part I: Theoretical Compression System Model and Part II: Experimental Results and Comparison With Theory," Transactions of the ASME, April 1976
  5. Kong, C. D. and Ki, J. Y. "A Study on Steady-State Performance Analysis and Dynamic Simulation for Multi-purpose Small Turboshaft Engine," Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 27 No.1 May 1, 1999
  6. "성층권 장기체공 무인비행선의 추진시스템 기술 개발에 관한 설계/제작 및 시험 보고서" 한국항공우주연구원 2003. 7