

분리 축 가스터빈엔진의 동역학적 천이효과에 의한 부분부하성능 시험 및 해석에 관한 연구

김경두*, 이원중*, 양수석*

A Study on Partial-Load Performance Experiment & Analysis for Dynamic Transient Effect of Free Shaft Gas Turbine Engine

Gyoungdu Kim*, Wonjoong Lee*, Sooseok Yang*

ABSTRACT

The present work was conducted to build a propulsion system for an airship. For this purpose, free shaft gas-turbine was modified to produce electrical power. he experiments were carried out to analyze the driving rotor condition at various power shaft loads. From this analysis, an appropriate damping device was required, and the changeable inertial moment from the fly-wheel was applied. Without the appropriate damping device, instability was found, and it was resulted as power loss. Also the amount of inertial moment was certified by the performance of dynamic transient effects from the engine test results. Knowledge gained from this research could benefit the propulsion and power conversion community by increasing the better understanding of shaft loads and inertial effects.

초 록

본 연구에서는 분리 축 방식의 가스터빈엔진을 축소형 무인 비행선의 발전용 추진시스템으로 활용하기 위해서 분리 축 가스터빈엔진을 발전용으로 개조하였다. 엔진시험을 통해 출력축으로부터 부하를 전달할 때, 요구되는 구동로터의 조건을 분석하였다. 분석한 결과 적절한 댐핑(damping)역할을 하는 장치가 필요함을 알 수 있다. 따라서 댐퍼 역할을 하는 flywheel의 관성모멘트의 변화를 고려하여 정량화하는 방법을 선택하였다. 적합한 flywheel의 관성모멘트를 장착 할 수 없는 경우에는 엔진으로부터 요구되는 출력을 얻을 수 없으며, 또한 엔진 시험중 불안정성이 초래함을 확인할 수 있었다. 엔진시험에 의한 데이터 분석으로부터 동역학적인 천이효과에 의한 성능을 통해 관성모멘트의 요구범위를 확인 할 수 있었다. 재설계한 Flywheel을 장착하여 시험한 결과 정상적인 엔진작동으로부터 추진 시스템에 요구되는 출력을 얻을 수 있었다. 엔진 시스템의 천이작동모드에서는 Fuel flow schedule 대한 엔진 응답이 제어 시스템에 제공되기 때문에, 제어시스템 설계와 천이작동모드는 충분히 고려해야 할 것이다.

1. 서 론

엔진의 성능(출력, 연료소모율 등)은 대기의 압력과 온도에 따라서 변화할 뿐만 아니라 회전속도와 부하의 변동에 따라서도 변동한다. 회전속도

또는 부하의 저하에 따른 성능을 부분부하성능(partial-load performance)이라고 한다[9]. 보통 엔진 가속의 제한조건은 압축기 성능곡선상의 서지선(surge line) 부근에 존재하며, 낮은 출력으로부터 엔진을 가속할 때 가장 어려운 조건이 될 것이다. 또한 엔진의 회전속이 고정 축 또는 분리

* 한국항공우주연구원 (Korea Aerospace Research Institute)
E-mail : peakkim@kari.re.kr, helical92@hotmail.com
대전광역시 유성우체국 사서함 113호

축인 것에 따라 엔진의 반응모드가 다르기 때문에, 엔진의 부분부하에 따른 순간성능은 엔진의 형식에 밀접한 관계가 있음을 알 수 있다[1]. 부분부하성능의 정확한 해석을 하기 위해서는 엔진 주요구성품인 압축기, 연소기, 터빈 그리고 노즐 등의 성능특성을 알아야 한다. 그러나 구성품들의 성능특성에 관한 데이터 획득은 설계자외에는 제공되지 않으므로, 기존 부품의 성능도를 스케일링(scaling)한다든가 다른 부품성능선도를 이용하여 해석한다. 본 연구에서는 분리 축 가스터빈엔진(A250-C18)을 축소형 무인 비행선 추진시스템에 이용하기 위해서 발전용으로 개조하였으며, 보기 기어박스(accessory gearbox)와 연결된 출력축(output shaft)에 Flywheel을 장착하였다. 출력축으로부터 전달되는 출력을 얻을 때 급격한 부하하중을 방지하기 위해서 댐핑(damping) 역할을 할 수 있는 Flywheel을 출력축에 장착하였는데, 이 때 출력축은 부하를 전달 받을 때 축 관성모멘트가 고려되어야 한다. 만약, 그렇지 않을 경우에는 엔진내부의 열 유체와 구성품간 에너지전달량의 불안정적인 변화가 발생 할 수도 있으며, 또한 압축기 시스템 내부에서 Rotating Stall이 발생할 수도 있다. 이렇게 되면 효율이 급격히 저하되며 엔진 시스템 작동모드에 따라 엔진이 정지될 수도 있다. 시험과정에서 이와 같은 현상을 확인할 수 있었는데, 이는 초기의 Flywheel의 설계가 적절하지 않은 것으로 판단되어 초기 반응모드를 재검토하여 Flywheel의 재설계 필요성이 제기 되었다. 따라서 본 연구에서는 초기의 시험데이터로부터 관성모멘트의 변화에 따라 미치는 영향을 재해석하였으며, 적절한 관성모멘트를 고려하여 가스터빈 발전 추진시스템의 운용 안정성을 확보하고자 하였다. 엔진 운용조건에 적합도록 관성모멘트를 증가하여 시험한 결과 안정된 요구

출력을 얻을 수 있었다. Fig.1은 가스터빈 발전 시스템의 전체적인 구성도를 보여주고 있다.

2. 본 론

2.1 가스터빈엔진 시험장치 구성요소

본 연구에서 이용한 분리 축 가스터빈엔진 시험장치는 크게 Engine Hardware, 전기/제어시스템, DAS Hardware 및 S/W, 부하부가 장치로 구성되어 있다. 엔진에 공급되는 연료량을 측정하기 위해서 Fuel Flow Meter를 장착되어 있으며, DAS에는 각 통신을 수행할 수 있도록 설계 및 제작되었으며 엔진시험에서 발생하는 각종 센서로부터 측정 변수들을 기록할 수 있도록 구성되었다.

2.2 엔진시험에 의한 데이터 분석

본 연구에서 시험하고 있는 가스터빈 엔진은 소형헬리콥터용으로 사용되는 것이며, 이것을 축소형 무인비행선의 발전용 추진시스템으로 이용하기 위해 개조하였다. 헬리콥터 구동로터에 관한 정확한 정보를 알 수 없으므로 시행착오를 거치는 방법을 이용하였다. 출력축에 연결된 Flywheel의 I_p 를 $0.185(\text{kg}\cdot\text{m}^2)$ 로 설계 장착하여 정상상태 시험을 하였다. 아래의 Fig.2에서 보는 바와 같이 초기 Idle부분(A부분)에서 TOT($^{\circ}\text{C}$)가 매우 불안정함을 알 수 있으며, 초기 조건에서 동력터빈의 N2rpm(%) 상당히 높음을 확인할 있다. 그리고 B와 C부분에서 알 수 있듯이 부하를 증가시킴으로써 가스발생기터빈의 N1rpm(%)은 점점 증가하는데 반하여 N2rpm(%)의 Drop이 발생됨을 알 수 있다. 보통 N1이 증가하면서 N2rpm(%)는 약간의 Drop이 허용되는 것으로 알려져 있으나, Fig.2에서와 같은 급격히 감소되는 것은 아니다. 또한 시험하는 동안 B와 C의 작동지점에서 주기적인 맥동현상과 진동이 발생함을 확인할 수 있었다. 보통 스톨(stall)이 발생하면 약간의 진동이 발생하고, 엔진의 가속성 또는 감속성이 저하되는데 C 지점 TOT($^{\circ}\text{C}$)의 급격한 온도 증가등을 고려할 때 Rotating Stall이 발생했던 것으로 판단된다[5]. B와 C 이하의 작동조건에서 엔진작동이 자동으로 Shut down 되는 경우가 발생함을 확인하였다. 이 때 출력축으로부터 축마력은 83shp(72kW) 발전기 효율 0.85)였으며 반복적인 테스트를 수행함으로써 연속해서 이 지점에서 맥동현상이 발생함으로써 축소형 무인 비행선 추진시스템에 요구되는 출력을 얻을 수 없음을 확인할 수 있었다.

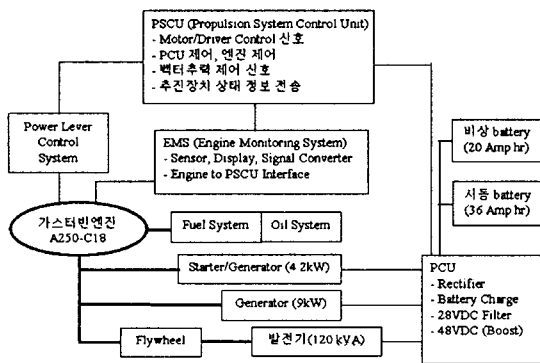


Fig. 1 가스터빈 발전 시스템 구성

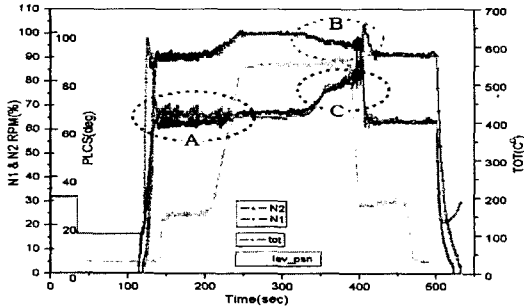


Fig. 2 $I_p = 0.185 (kg \cdot m^2)$ 의 엔진시험결과

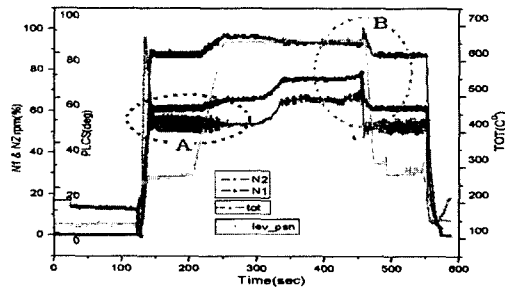


Fig. 3 Flywheel off에서 엔진시험결과

2.3 동역학적 천이효과에 의한 성능예측

엔진의 가속을 위해 출력수준(부하하중) 상승시키면 엔진의 연료 흐름이 상승하게 되고 이로 인하여 터빈의 출구온도, 엔진 회전수 및 유량이 증가하게 되나, 엔진축의 관성 모멘트의 영향으로 엔진의 회전수와 유량의 증가는 약간의 시간 간격을 갖게 된다(5). 부분부하에 따른 순간성능예측은 입력된 주어진 시간을 여러 Time Step(Δt)로 나누어 Δt 동안 엔진 연료량 증가로 인한 압축기의 Surge여부와 터빈 출구온도의 상한치를 넘는지를 확인하고, 다음 시간 Step으로 넘어가서 같은 작업을 반복한다. 우선 어떠한 Time Step에서 엔진제어 Logic에 의해 입력된 요구엔진 rpm에 대한 필요 연료량을 계산한다(2). 회전운동에너지 변화량 Δw_{rot} , 회전부의 관성 모멘트 I , 그리고 각속도 변화량 $\delta N / \delta t$ 간단하게 식으로 표현하면 다음과 같다.

$$\Delta w_{rot} = I_s N \frac{\delta N}{\delta t}, \quad I_s = \int r^2 dm = \frac{R^2 m}{2} \quad (1)$$

이에 따라 연료소모량과의 관계를 간단히 식으로 나타내면 다음과 같다.

$$\eta_b H_{LHV} \Delta m_{LHV} = I_s N \frac{\delta N}{\delta t} \quad (2)$$

여기서는 H_{LHV} 는 사용하는 연료자체의 물성값이며 $42769.84 J/kg$, 연소기 효율(η_b)은 0.97로 단순화

하기 위해 상수로 놓고 계산하였다. 엔진 rpm에 측은 다음 Time Step에서의 엔진rpm은 다음과 같이 계산된다. 엔진의 출력증가로 인한 필요 토크는 다음과 같다.

$$T_{Q_i} = p_x / 2\pi N \quad (3)$$

증가되는 엔진의 rpm ΔN 은 엔진축의 관성계수 J_s 라 했을 때 다음과 같이 구해진다.

$$\Delta N = T_{Q_i} / 2\pi J_s \quad (4)$$

그러면 다음 Time Step에서의 엔진의 회전수는 전 Time Step에서의 rpm을 ΔN_p 라고 했을 때 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$N = N_p + \Delta N \quad (5)$$

본 연구에서는 엔진 시험을 하는 동안 Fuel flow를 측정할 수 있으므로, N1rpm의 Idle조건(64%)에서부터 85%까지 각 측정된 연료흐름을 이용하였으며, 이에 따른 출력변화 및 Fuel Flow Schedule을 분석하였다. 먼저 관성모멘트 $I_p (kg \cdot m^2)$ 을 증가하면서 가스터빈내부의 압력, 온도 및 SFC변화가 안정적인 관성모멘트 영역을 갖는지 확인한다. 따라서 동역학적인 천이효과에 대한 축 동력으로부터 얻어지는 발전기의 부하변화를 예측할 수 있다.

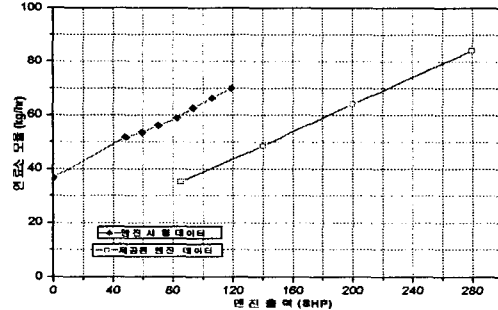


Fig. 4 엔진시험에 의한 SHP 및 SFC

위의 Fig. 4 에서 알 수 있듯이 연료소모율이 제공된 데이터 보다 조금 높음을 알 수 있다. 발전기 효율과 JP연료의 비중은 각각 87%, 0.8로 설정하였다. 앞에서 언급한 부하조건하에서 출력, 열효율, 비연료소모율을 얻기 위해서는 동력축의 토크, 회전수뿐만 아니라 엔진 각 부위에서의 온도, 압력, 연료량 등을 측정하여야 한다. 이와 같은 기본적인 자료가 축적되면 원하는 엔진 성능의 계산이 가능해진다[3].

2.3 정상상태 성능해석으로부터 동적천이효과

정상상태 성능해석을 이용하여 동역학적 천이 효과에 의한 부분부하에서의 성능해석을 수행하

였다. Fig. 5는 정상상태해석 결과로부터 동적 천이효과에 의한 부분부하의 해석 Flow Chart 및 간단한 관계식이다[3].

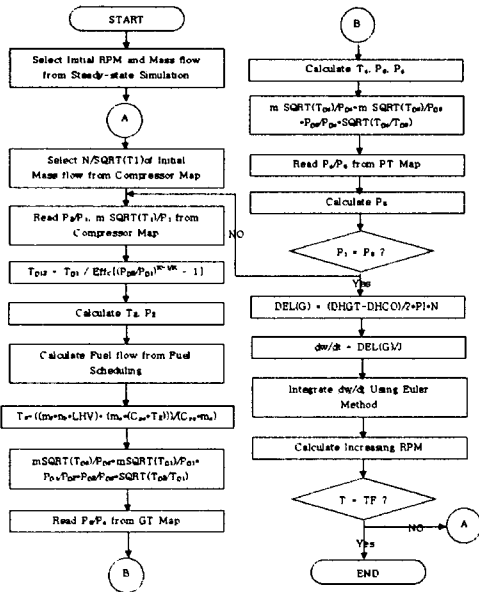


Fig. 5 Flow Chart of Dynamic Simulation

엔진의 정상상태 성능해석을 위해서는 각 구성품간의 조합이 이루어져야 한다. 분리 축 방식 터보 축 엔진의 정상상태 조합은 다음과 같다. 회전속도, 공기유량, 압축기와 터빈의 유량함수와 조합을 이루어야 한다. 압축기와 압축기 터빈 사이 유량 및 일의 조합이 이루어져야 한다. 가스발생기와 동력터빈사이 유량조합이 이루어져야 한다[2]. 가스발생기의 유량 평형방정식, 가스발생기의 일 평형방정식 그리고 가스발생기와 동력터빈의 유량 평형방정식은 다음과 같다.

$$\frac{\dot{m}\sqrt{T_{03}}}{P_{03}} = \frac{\dot{m}\sqrt{T_{01}}}{P_{01}} \times \frac{P_{01}}{P_{02}} \times \frac{P_{02}}{P_{03}} \sqrt{\frac{T_{03}}{T_{01}}} \quad (6)$$

$$\frac{\Delta T_{034}}{T_{03}} = \frac{\Delta T_{034}}{T_{03}} \times \frac{T_{01}}{T_{03}} \times \frac{C_{p0}}{C_{p0} \gamma_m} \quad (7)$$

$$\eta_m C_{p0} \Delta T_{034} = C_{p0} \Delta T_{012} \quad (8)$$

$$\frac{\dot{m}\sqrt{T_{04}}}{P_{04}} = \frac{\dot{m}\sqrt{T_{03}}}{P_{03}} \times \frac{P_{03}}{P_{04}} \sqrt{\frac{T_{04}}{T_{03}}} \quad (9)$$

동적 천이상태 성능모사에 사용된 구성품 map은 map scaling factor를 이용하였다.

$$PR = \frac{(PR)_{design} - 1}{(PR)_{map, design} - 1} [(PR)_{map} - 1] + 1 \quad (10)$$

$$m_a \cdot \frac{(m_a)_{design}}{(m_a)_{map, design}} \cdot (m_a)_{map} \quad (11)$$

$$\eta = \frac{(\eta)_{design}}{(\eta)_{map, design}} \cdot (\eta)_{map} \quad (12)$$

3. 부분부하 성능 예측 및 시험결과

3.1 I_{P_f} 변화에 의한 부분부하 성능해석 및 시험 결과분석

적합한 관성모멘트를 고려하지 못한 경우에는 엔진으로부터 요구되는 출력을 얻을 수 없으며, 또한 엔진 시험도중 불안정성이 초래함을 시험을 통해 확인할 수 있었다. 따라서 관성모멘트의 변화를 모델링해서 정량화하는 방법을 선택하였다. 이 방법은 서로 중속적인 열적, 공기역학적 천이 효과들을 어느 정도 분리해서 다룰 수 있어 모델을 단순화할 수 있다는 장점이 있다. 성능예측 결과 Fig. 6은 Flywheel의 관성모멘트변화에 따른 엔진 내부의 압력 변화를 보여주고 있다. 엔진출구 압력은 대기압과 같다고 가정한다. P2는 압축기 출구 압력, P3은 연소기 입구압력 그리고 P4가스 발생기 터빈 출구 및 동력터빈 입구 압력이다. Fig. 7은 엔진내부의 온도변화이다. 그리고 Fig. 8은 관성모멘트변화에 따른 엔진 출력(SHP)이다. 해석에서 알 수 있듯이 I_{P_f} 가 0.3~0.49범위에서는 엔진내부 온도, 압력 변화 어느 정도 일정함을 알 수 있으며, 엔진출력 또한 높음을 알 수 있다. Fig. 9, Fig. 10 그리고 Fig. 11에서 TIT(turbine inlet temperature)와 SHP의 시스템응답 특성을 살펴보면, $I_{P_f} = 0.3$ 에서 SHP의 시스템은 응답이 빠른 것을 보면 관성이 작음을 알 수 있고, $I_{P_f} = 0.467$ 의 경우는 시스템 관성에 의해 지연이 크고 따라서 응답이 늦은 것임을 알 수 있다. I_{P_f} 의 변화에 따른 부분부하성능을 예측할 때, I_{P_f} 가 0.3~0.49범위에서는 요구되는 출력을 얻을 수 있을 것으로 본다. Flywheel의 무게는 16.6kg에서 17.0kg으로 거의 동일하게 하면서 $I_{P_f}(kg \cdot m^2)$ 는 기존의 0.185(Fig. 2)에서 0.467로 2.5 배 증가하였다. Fig. 2와 비교하면 Fig. 12의 실험결과는 안정적으로 작동됨을 알 수 있다.

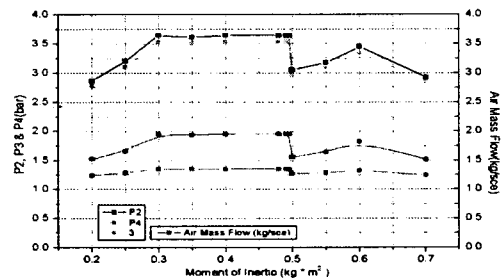


Fig. 6 I_{P_f} 변화에 의한 엔진내부압력변화

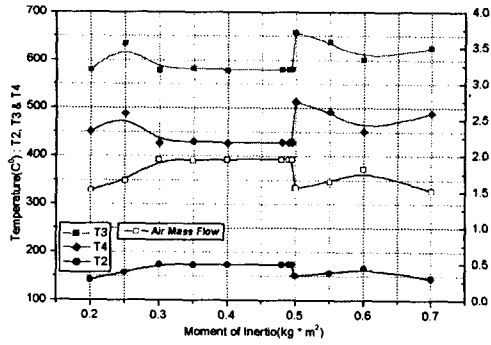


Fig. 7 I_{Pr} 변화에 의한 엔진내부온도 변화

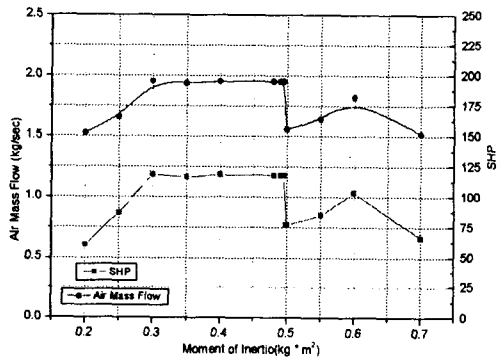


Fig. 8 I_{Pr} 변화에 의한 SHP의 변화

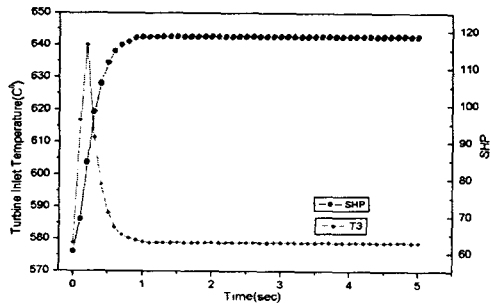


Fig. 9 $I_{Pr} = 0.3$ 에 의한 시스템 반응특성

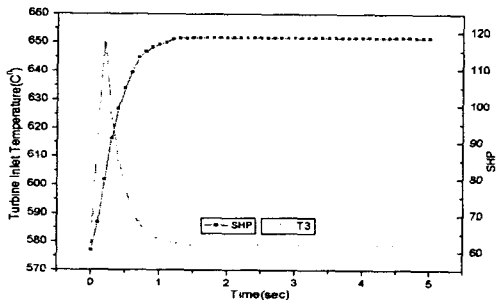


Fig. 10 $I_{Pr} = 0.4$ 에 의한 시스템 반응특성

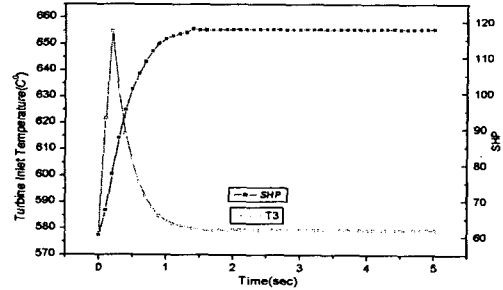


Fig. 11 $I_{Pr} = 0.467$ 에 의한 시스템 반응특성

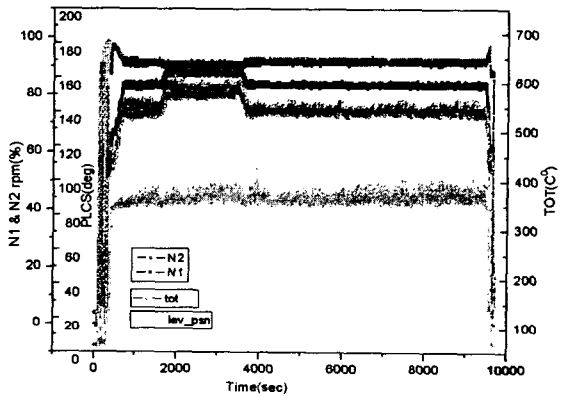


Fig. 12 $I_{Pr} = 0.467$ 에서의 엔진시험 결과

4. 결론

본 연구에서는 분리 축 방식의 가스터빈엔진을 축소형 무인 비행선의 발전용 추진시스템으로 활용하기 위해서 엔진을 개조하였다. 엔진의 회전축이 고정 축 또는 분리축인 것에 따라 엔진의 반응모드가 다르기 때문에, 엔진의 부분부하에 따른 순간성능은 엔진의 형식에 밀접한 관계가 있음을 알 수 있으며, 또한 분리 축 방식의 경우는 부분 부하조건에서 동력터빈으로부터 에너지를 추출할 때 급격한 출력을 방지해야 함을 확인할 수 있었다. 만약, 그렇지 않을 경우에는 엔진내부의 열 유체와 구성품간 에너지 전달의 불안정적인 변화가 발생할 수도 있으며, 또한 압축기 시스템 내부에서 Rotating Stall이 발생할 수도 있다. 일반적으로 알고 있듯이 Rotating Stall이 발생하면 엔진효율이 급격히 저하된다[9]. 따라서 이 상태에서 장시간 작동을 하면 내부온도가 지나치게 상승하는데, Fig. 2의 C지점 및 Fig. 3의 B지점을 보면 알 수 있는데, 부하를 증가시킬 때 갑자기 TOT($^{\circ}$ C)가 증가함을 확인할 수 있다. 그리고 더 이상 요구되는 출력을 내지 못하고, 주기적인 맥동현상이 발생됨을 들을 수 있었다. 정확한 판

단을 내릴 수는 없으나, 보통 급격한 가속상태에서 압축기의 Stall 및 Rotating Stall이 발생할 수 있는 것을 고려한다면 엔진에서 공급하려는 에너지의 천이모드 보다 더 급작스런 에너지 추출이 요구됨에 따라 엔진의 비정상적인 작동 및 엔진 정지가 발생되었던 것으로 판단된다. 따라서 본 연구에서는 댐퍼 역할을 하는 flywheel의 관성모멘트의 변화를 모델링해서 정량화하는 방법을 통해 이와 같은 현상을 방지하고 요구된 출력을 얻고자 하였다. 앞에서 설명하였듯이 초기 설계 조건 $I_{p_n} = 0.185(kg \cdot m^2)$ 에서 $I_{p_n} = 0.0467(kg \cdot m^2)$ 로 2.5배 정도 증가해서 시험한 결과, 맥동현상은 발생되지 않았으며, 발전용 추진시스템의 요구 출력도 얻을 있었다. 그러나 해석에서 확인한 바와 같이 I_{p_n} 을 많이 증가 시킨다고 해서 좋은 것은 아니며, 엔진 시스템의 정상작동모드 및 천이작동모드에서는 Fuel flow schedule 대한 엔진 응답이 제어 시스템에 제공되기 때문에 제어시스템 설계와 천이작동모드를 충분히 고려하여야 하며, System Integration하는 동안 실 엔진 성능을 정확히 파악해야 할 것이다.

후 기

본 연구는 산업자원부의 산업기반기술개발사업으로 지원된 "성충권 장기체공 무인비행선 추진시스템 기술개발"과제에 의해 수행된 연구의 일부이며, 연구를 지원해주신 산업자원부에 감사드립니다.

참 고 문 헌

- 1) Philip P. Walsh., Paul Fletcher, "Gas Turbine Performance", pp.388~475.
- 2) MR K. W. Ramsden., "PROPULSION SYSTEM PERFORMANCE and INTEGRATION" Lecture Notes., Cranfield Univ.
- 3) "GAS TURBINE PERFORMANCE" Short Course Lecture Note., Cranfield Univ. 1966.
- 4) "FUNDAMENTALS OF AIRCRAFT ENGINE CONTROL" A5Day Course., Cranfield Univ. 2003.
- 5) "GAS TURBINE PERFORMANCE and GAS TURBINE TRANSIENT PERFORMANCE", Cranfield Univ. 2001.
- 6) "ENGINE PERFORMANCE MATCHING", Jon

Gould.

- 7) "Allison Gas Turbine TURBOSHAFT MODELS 250-C18" Operation and Maintenance Manual.
- 8) "Computerized Engine Control and Diagnostics", TOM WEATHERS, JR., CLAUD C. HUNTER. pp.220.
- 9) "축소형 비행선 추진장치 상세설계 보고서" 한국항공우주연구원.
- 10) 洪用植, "가스터빈엔진" 청문각. pp.252
- 11) 공창덕 외., "분리축 방식 터보축엔진의 정상상태 모사 및 실험연구", Chosun Univ, 1997.
- 12) "소형 산업용 가스터빈 관련 설계, 시험/평가 기술분석 및 개발대상엔진의 개념설계/사이클 해석", 한국항공우주연구원, 1992.
- 13) 양인영 외, "가스터빈엔진 천이 성능 시험에 의한 정상상태 성능 예측", 한국항공우주학회지, 제 30권 5호, 2002.
- 14) 吳在應, "동적시스템해석" pp.19~59 동명사