

## 스마트 무인항공기용 터보축 엔진의 동적성과 응답성에 관한 연구

박준철\* · 노태성\*\* · 최동환\*\* · 양수석\*\*\*

### A Study on Dynamic Performance and Response of Turbo Shaft Engine for SUAV

Jun-Cheol Park\* · Tae-Seong Roh\*\* · Dong-Whan Choi\*\* · Soo-Seok Yang\*\*\*

#### ABSTRACT

In this study, the GSP and in-house numerical codes have been used for analyses of the on-design, static off-design and dynamic off-design performances. Through the various missions including altitude, velocity, and power variations the static engine performance have been investigated. The dynamic engine performances based on these complicated variations have been also analyzed. Especially, the power, engine rpm and heat overload characteristics of the turbine have been estimated with the response time through the control of the throttle setting rather than the power setting. It could be applied to the FADEC system as an engine control device.

#### 초 록

본 연구에서는 대상 엔진의 설계점, 정적 탈설계점 및 동적 탈설계점 성능해석을 위하여 상용코드(GSP)와 함께 기 개발한 해석용 코드를 사용하였다. 고도, 속도 및 출력변화를 포함하는 다양한 임무 조건에 따른 엔진의 정적 성과 이를 바탕으로 한 동적 특성도 분석하였다. 특히, Power setting 자체보다는 쓰로틀 조정을 통한 출력과 엔진 회전수, 그리고 터빈의 열 과부하특성을 응답시간과 함께 예측함으로써 추후 엔진제어장치인 FADEC 시스템 설계에 활용토록 하였다.

Key Words: SUAV(스마트 무인 항공기), Mission Condition(임무 조건), GSP(가스터빈 시뮬레이션 프로그램), Over Temperature(온도 과부하), Rise Time(응답 시간), Throttle Up(출력 증가), Throttle Down(출력 감소)

#### 1. 서 론

† 2004년 12월 14일 접수 ~ 2005년 2월 28일 심사완료

\* 학생회원, 인하대학교 항공공학과 대학원

\*\* 정회원, 인하대학교 항공우주공학과

\*\*\* 중신회원, 한국항공우주연구원 항공추진그룹  
연락처, E-mail: dwchoi@inha.ac.kr

현재 개발중인 스마트 무인 항공기(SUAV)는 유인항공기와 달리 임무에 따른 제반 비행조건과 이를 위한 엔진의 조작이 사전에 설정, 부여되어 있

다. 따라서 외부의 예상치 못한 외란, 즉 급격할 수도 있는 비행조건변화에도 무리 없이 대응할 수 있도록 엔진 출력, 엔진회전수, 터빈의 부하변화가 이루어져야 한다. 이러한 실제 운용 시에 엔진성능은 시간의 함수로 나타나며 이를 결정하는 데는 엔진제어방식, 압축기-터빈몽치와 동력터빈몽치의 가속성을 결정하는 관성 모멘트, 제어장치의 응답 시간(Rise Time), 터빈입구온도의 최대허용범위 등에 따라 달라지게 된다[1, 3]. 이들에 대한 적절한 제어시스템과 Logic의 설정은 대상엔진의 동적거동특성들을 얼마나 정확하게 해석, 추출하는가에 달려 있다 해도 과언이 아니며 이에 따라 많은 해석, 또는 엔진성능 시뮬레이션 기법들이 개발 및 시도되고 있다[2].

실용화되고 있는 시뮬레이션 코드들을 보면, 1970년대에 개발, 활용되고 있는 Dyngen code[3]는 3개축까지 가능한 다축 터보팬 및 터보제트엔진에만 적합하도록 구성되어 있으며, 제어시스템 설계에 필요한 다양한 제어방식과 이들의 조합까지도 가능케 하는 제어시스템 설계에 주안점을 두고 있는 것이 특징이다. 터보축 엔진을 포함한 상용코드로는 2000년대에 네덜란드 NLR에서 개발, 실용화가 시도되고 있는 GSP[4, 5]가 있으며, 현재 국내에서도 관련분야에 제한적으로 보급이 되어 활용도 측면, 즉 그 적용범위와 실용가능성 측면에서 검토되고 있다. 그러나 GSP는 동적거동특성 시뮬레이션과 사용의 편리성에는 강점[6, 7]이 있지만, 다양한 엔진특성을 추출하는데는 일부 기능이 제한적인 단점이 있어 별도의 설계점 및 정적탈설계점 해석[8]과 데이터 추출수단이 필요하다. 또한 Dyngen과 같이 다양한 엔진제어 구성품을 제공하지 못함으로써 엔진제어방식의 설계도에도 활용도가 제한적일 수 밖에 없는 실정이다.

본 연구에서는 GSP의 동적 거동 해석기능을 통한 스마트 무인항공기의 임무설정에 따른 엔진의 다양한 응답성을 추출하는데 주안점을 두었으며, 이를 위하여 GSP에서 가능한 속도, 고도, Power Setting에 대한 독립적 변화에 따른 동적 거동보다는 스마트 무인항공기의 임무설정, 즉 이륙-상승-순항-선회-순항-하강-착륙까지 요구되고 있는 비행조건들과 엔진출력을 만족하는 복합적 변화들에

대한 동적거동 특성추출을 시도하였다.

## 2. 본 론

### 2.1 연구대상 엔진 및 성능 자료

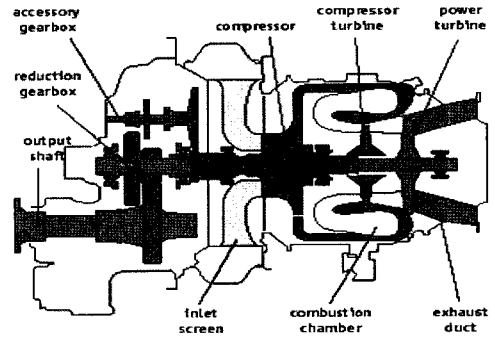


Fig. 1 PWC206C engine

Figure 1은 연구대상 엔진의 단면으로서 1단 원심 압축기, 1단 압축기 터빈과 기계적으로 분리되어 있는 동력터빈, 부식 방지를 위한 알루미늄 흡입구와 기어박스 케이스를 가지고 있는 640마력 급 터보 축 엔진으로 PWC206C 터보 축 엔진을 선정하였다.

Table 1은 대상엔진의 성능자료이다.

Table 1. Performance data for study engine

변수	성능
공기유량(kg/s)	2.0
연료유량(kg/s)-이륙	0.0437
압축기 압력비	8.0
압축기 효율(poly)	0.89
압축기 Bleed(%)	5
연소기 효율	0.97
동력 터빈 효율(poly)	0.89
GG 터빈 효율(poly)	0.89
최대이륙동력(kW)	477
최대연속동력(kW)	422

22 임무 조건

다음은 대상 엔진의 임무 조건이다. 비행 조건은 이륙-상승-순항1-순항2-하강-착륙으로 되어있으며 비확정된 초기 임무설정이다.

Table 2. Mission Condition for Study Engine

비행 조건	고도 / 속도	시간	비장착 요구 출력 [kW]
이륙 (착륙)	0 km / 0 km/h	3 min	0 ↔ 430
상승 (하강)	3 km / 250 km/h	10 min	430 ↔ 354
순항1 (순항2)	3 km / 400 km/h	1 hr	354 ↔ 295
순회	3 km / 250 km/h	3~4 hr	295 ↔ 160

Table 2에서 비장착 요구출력은 비행에서 요구되는 최소한도출력(장착출력)에 엔진외부저항에 의한 장착손실 15%와 로터시스템 및 기어박스 등 동력전달장치에 의한 기계적 손실 7%를 고려한 동력터빈에서 얻어지는 출력을 말한다. 또한 대상 엔진의 성능 자료에 의하면 최대 연속 출력이 418 kW으로 되어있기 때문에 이륙이 끝난 뒤 출력인 430 kW를 418 kW로 출력 감소(Throttle Down)시킨 후 상승하였고 마찬가지로 하강이 끝난 후 출력인 418 kW에서 이륙출력인 430 kW로 출력 증가(Throttle Up)시킨 후 착륙하는 과정을 거쳐 운행하는 것으로 임무를 설정하였다.

동력 터빈에서 감속기어를 거친 회전날개로터는 6000 RPM(100%)으로 고정되도록 임무 설정이 되어있으며 이는 곧 동력 터빈의 회전수가 일정함을 말해준다. 따라서 동력 터빈 회전수를 100%로 고정해 주기 위해서 동력 터빈의 토크를 변화시켜 주었다. 그 이유는 고도의 변화와 출력의 변화가 빈번히 일어나는 임무 수행 중에 동력 터빈의 회전수를 과도 과정을 거쳐서 100%가 되도록 제어해 주는 것은 단순히 연료 유량만을 변화 시켜서는 만족할 수 없으며 동시에 토크의 조절을 필요로 하기 때문이다. 다음 식은 토크와 요구 출력간의 비례변화를 알 수 있는 식이다.

$$Torque = \frac{SHP}{2\pi(RPM/60)} \tag{1}$$

따라서 Eq. 1에서 동력 터빈의 회전수(RPM)가 고정되려면 임무 수행 중 요구 출력(SHP)의 변화에 따라 토크 또한 변화시켜 주어야 한다. 이로써 본 연구를 진행하면서 고도 및 속도, 연료 유량, 토크를 입력으로 임무를 수행하여 대상 엔진의 동적 거동특성을 추출하였다.

23 GSP를 이용한 동적거동특성 해석

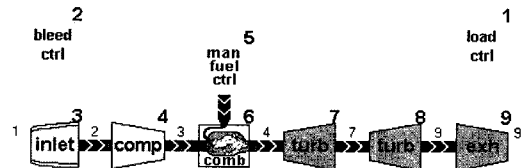


Fig. 2 GSP turboshaft engine model

Figure 2는 대상 엔진의 성능 자료를 바탕으로 구현하였으며 GSP 내에있는 터보 축 엔진 컴포넌트를 기본으로 대상엔진(PWC206C)의 설계점 데이터를 입력하였고 압축기와 터빈의 성능 Map은 GSP에서 제공한 Map data를 자체 내의 축척 기법을 통하여 본 엔진의 설계점에 맞게 축척하여 사용하였다 속도, 고도, 연료 유량, 토크를 제어입력으로 동적 탈 설계점을 해석하였으며 제어 모델로는 연료 유량을 조절할 수 있는 Man fuel control 5와 토크를 조절할 수 있는 Load control 1을 사용하였다.

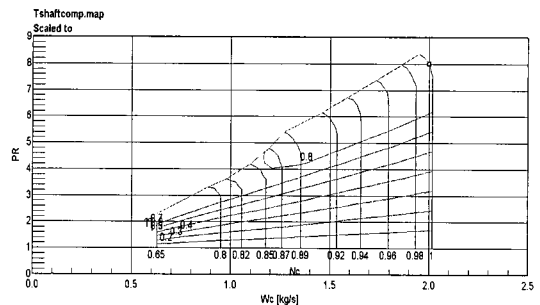


Fig. 3 Radial compressor map scaled to design point

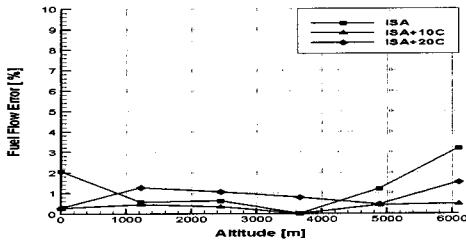


Fig. 4 Fuel flow static error according to ambient condition under Max. continuous

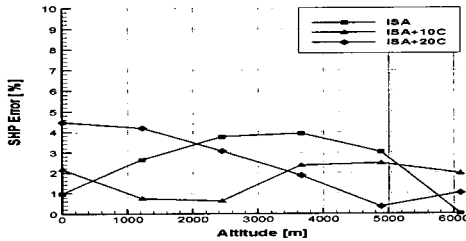


Fig. 5 SHP static error according to ambient condition under Max. continuous

Figure 4와 Fig. 5는 엔진사에서 제공한 실험 데이터와 GSP 모델에서 계산된 정상상태 오차를 나타낸다. 각각 최대연속출력에서의 연료 유량과 축마력 데이터이며 비 장착, 동력터빈 100% 회전수의 조건에서 비교한 것이다. 연료 유량은 최대 오차 3.16%, 축마력은 최대오차 4.48%를 보였다.

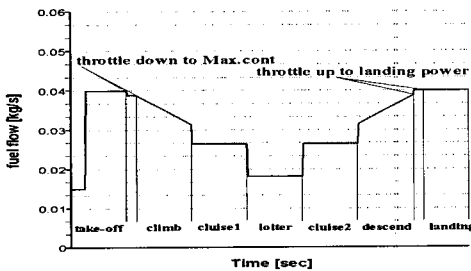


Fig. 6 Fuel mass flow input according to mission condition

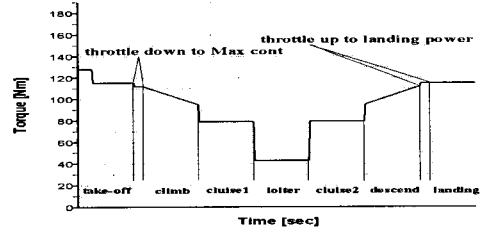


Fig. 7 Torque input according to mission condition

Figure 6과 Fig. 7은 임무 조건에 따른 연료 유량과 토크 입력의 유형이다. 속도 변화의 응답 시간은 10초, 연료 유량과 토크 변화의 응답 시간은 1초로 고정 시킨 상태이며 이후 각각의 구간을 나누어 연료 유량의 응답 시간을 1초에서 5초 까지 증가시키면서 임무를 수행하였으며, 압축기 터빈과 동력 터빈의 관성 모멘트는 각각 0.01 kg.m, 0.05 kg.m로 설정하였다. 엔진의 전체적인 특성을 알아보기 쉽게 하기 위해 각각의 임무에 주어진 시간은 다르지만 등 간격으로 나타내도록 하였다.

### 2.3.1 압축기 터빈 입구 온도( $T_{t4}$ )

이륙시에는 압축기의 회전수를 공회전(68% 회전수)상태에서 이륙 출력(98% 회전수)으로 연료 유량을 증가시켰으며 상승과 하강 시에는 연료 유량을 연속적으로 감소 및 증가 시켰다. 그 외의 천이 구간은 연료 유량을 1~5초까지의 응답 시간으로 입력을 주고 임무에 대한 동적성능을 추출하였다.

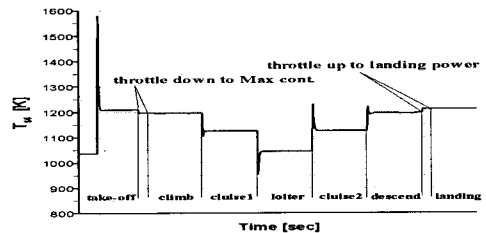


Fig. 8 Inlet temperature( $T_{t4}$ ) of compressor turbine according to mission condition

Figure 8에서  $T_{t4}$ 는 임무의 천이구간에서 Overshoot 및 Undershoot를 보였으며 이륙시에 가장 큰 Overshoot가 발생하였다. 다음은 임무 구간별로  $T_{t4}$ 를 살펴보겠다.

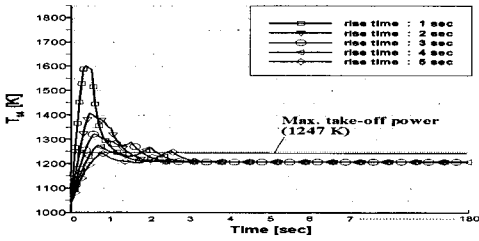


Fig. 9 Temperature( $T_{t4}$ ) according to rise time under take-off condition

Figure 9는 이륙시에 연료 유량의 응답 시간에 따른  $T_{t4}$ 의 동적거동특성이며 응답 시간 4초 이하에서는 최대 이륙 출력에 해당하는 온도(1247 K)를 넘는 Overshoot가 발생함을 확인하였다. 따라서 터빈 입구의 온도의 증가로 인한 동력 터빈 블레이드에 과도한 열응력 발생을 방지하기 위해 최대 이륙 출력에 해당하는 허용 온도 이하에서 이륙할 수 있도록 쓰로틀을 적절히 조종해야 한다. 본 연구에서 쓰로틀 조정의 의미는 연료 유량의 조정이며 연료 유량의 급격한 변화는 허용 온도 이상의 영역에 머무는 시간 및 최대온도를 증가시킨다는 것을 보여주고 있다.

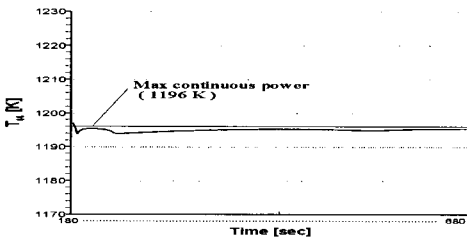


Fig. 10 Temperature( $T_{t4}$ ) under climb condition

Figure 10은 상승 비행시 연료 유량을 연속적으로 감소시키면서  $T_{t4}$ 의 동적특성을 추출한 것이다. 이 경우  $T_{t4}$ 는 최대 연속 출력에 해당하는 온도인 1196 K를 초과하지 않는 범위에서 비행할 수 있어 엔진에 무리가 없이 운용될 수 있음을 보여준다.

Figure 11과 Fig. 12는 연료 유량의 응답 시간을 1초에서 5초까지 증가시키면서  $T_{t4}$ 의 온도 과부하 구간을 확인한 것이다. 이륙할 때와 마찬가지로  $T_{t4}$ 가 허용 온도 이상에 머무는 영역을 보여주고 있다.  $T_{t4}$ 는 순항 2의 경우 연료 유량의 응답 시간이 1초일 때 최대 연속 출력의 허용 온도(1196K)를 초과하였으며 하강의 경우 응답 시간 3 초 이하에서 최대 연속 출력의 허용 온도(1196K)를 넘어가는 것을 보였다.

그 외의 구간인 상승, 선회, 순항1, 착륙에서는 온도의 제한 범위를 넘지 않음을 확인 하였다.

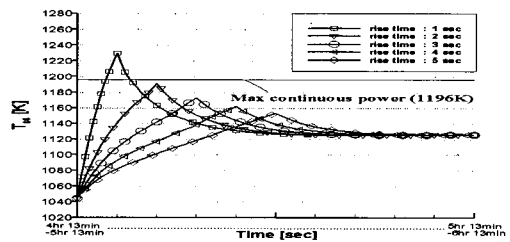


Fig. 11 Temperature( $T_{t4}$ ) according to rise time under cruise condition 2

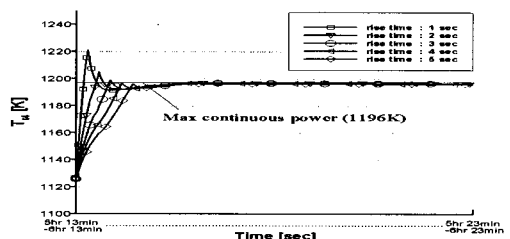


Fig. 12 Temperature( $T_{t4}$ ) according to rise time under descend condition

2.3.2 동력 터빈 입구 온도( $T_{t5}$ )

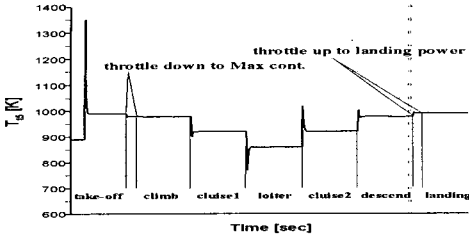


Fig. 13 Inlet temperature( $T_{t5}$ ) of power turbine according to mission condition

Figure 13은 동력 터빈의 입구 온도의 동적 성능이다.  $T_{t5}$ 는 임무의 각 천이 구간에서 Over / Undershoot가 발생 하였으며 이륙시에 가장 큰 Overshoot를 보였다. 이륙시를 제외하고는 전 임무 구간에서 최대 이륙 출력에 해당하는 온도(1247K)와 최대 연속 출력에 해당하는 온도(1196 K)를 넘지 않는 것을 볼 수 있으며 대략 1000 K 이하에서 운행됨을 보이고 있다.

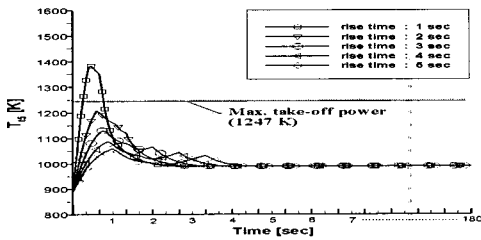


Fig. 14 Temperature( $T_{t5}$ ) according to rise time under take-off condition

Figure 14는 이륙시에 동력터빈 입구 온도의 Overshoot 영역을 보여주고 있다.  $T_{t5}$ 는 응답 시간 1 초 일 때 최대 이륙 출력에 해당하는 온도(1247 K)를 초과 하였으며 응답 시간이 2~5 초 일 때는 제한 온도를 넘지는 않지만 정상상태에 도달하는 시간이 지연됨을 볼 수 있다. 이륙 이외에 순항 2와 하강시에도 연료 유량의 증가가 일어나게 된다. 이 때 연료 유량의 응답 시간을 1초에서 5초까지 증가시키면서  $T_{t5}$ 의 동

적특성을 추출한 결과 연료 유량의 증가로 Overshoot는 발생하였지만 제한 온도를 벗어나지 않는 범위에서 임무를 수행할 수 있었다.

2.3.3 압축기 터빈 회전수

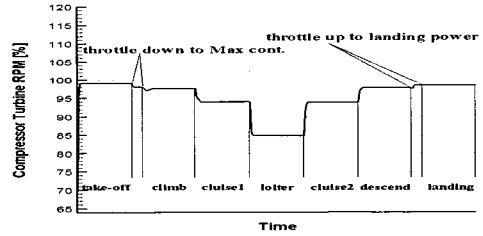


Fig. 15 Compressor turbine RPM according to mission condition

Figure 15는 전체 임무 조건하에 따른 압축기 터빈의 회전수로서 연료 유량의 변화에 대해 같은 성향으로 증가와 감소하는 형태를 보였으며 임무의 천이 구간에서 큰 Over/ Undershoot는 보이지 않고 있다.

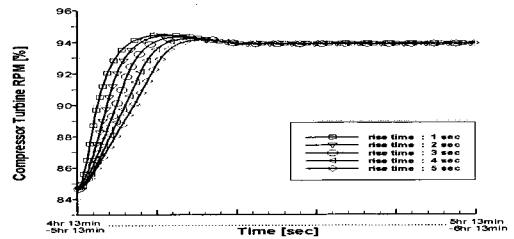


Fig. 16 Compressor turbine RPM according to rise time under cruise condition 2

Figure 16은 이륙과 순항 2와 하강 2에서 압축기 터빈 회전수의 천이 과정을 보여주고 있다. 응답 시간이 증가할수록 Over/Undershoot가 작아졌으며 정상 상태에 도달하는 시간이 지연됨을 보이고 있으며 다른 임무 구간에서도 같은 경향성을 보였다.

2.3.4 동력 터빈 RPM

동력 터빈 회전수의 경우 이륙 할 때를 제외

하고 회전수를 100%(최대 102%) 로 조절해 주기 위해 연료 유량의 제어와 함께 동력 터빈에 가해지는 토크를 조절하는 방식을 사용하였다. 그 결과 각 임무의 천이 과정을 제외하고 일정한 회전수를 유지할 수 있었으며 엔진 출력을 급격히 변화 시키는 부분에서 회전수의 Over/Undershoot를 Fig. 17에서 볼 수 있다.

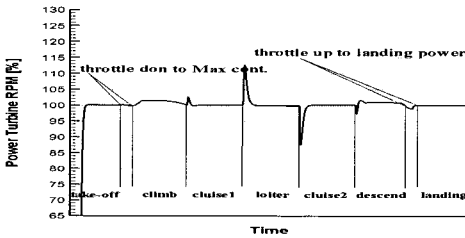


Fig. 17 Power turbine RPM according to mission condition

Figure 18과 Fig. 19는 순항1과 순항2시에 연료 유량의 응답 시간을 1초에서 5초의 연속 입력(Ramp Input)으로 증가시키면서 동력 터빈 회전수의 동적특성을 추출한 것이다. 동력 터빈 회전수는 연료 유량의 응답 시간이 증가할수록 Over / Undershoot가 커졌으며 정상상태에 도달하는 시간도 더욱 지연됨을 보여준다. 그 이유는 압축기 터빈의 관성 모멘트가 작은 경우 터빈은 빠르게 반응하는데 비하여 계속되는 연료 증가가 긴 시간에 걸쳐 이루어지므로 동력 터빈은 계속해서 가속 상태에 있게 되며 따라서 회전수의 Over/ Undershoot의 수치도 연료 증가 시간을 늘릴수록 커지게 되기 때문이다.

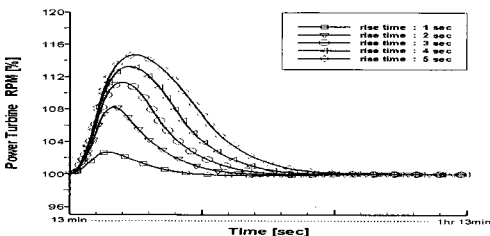


Fig. 18 Power turbine RPM according to rise time under cruise condition 1

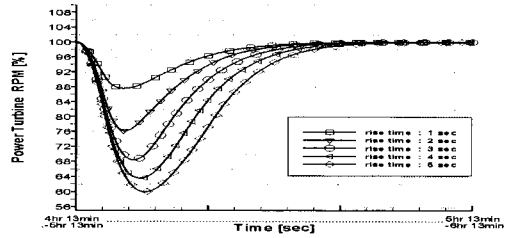


Fig. 19 Power turbine RPM according to rise time under cruise condition 2

Figure 16과 Fig. 19를 보면 순항 2의 조건시 두 터빈에서 회전수의 경향성이 반대로 나타나고 있다. 그러나 압축기 터빈과 동력 터빈의 회전수의 경향성은 연료 유량과 토크의 응답시간의 차이와 관성모멘트에 따라 달라질 수 있다. 연료 유량의 순간 증가의 경우 연소기 온도의 상승, 압축기 터빈 입구 온도 및 회전수의 Overshoot를 수반하며 뒤에 위치한 동력 터빈의 입구 온도의 상승이 일어난다. 이 때 토크의 부하 변화(응답 시간)가 연료 유량의 증가(응답 시간)보다 느리게 일어난다면 동력 터빈 회전수의 Overshoot가 발생하여 두 터빈의 회전수 경향성은 같게 된다. 만일 토크의 부하 변화가 연료 유량의 증가보다 빠르게 일어난다면 Fig. 19와 같이 Undershoot가 발생하여 두 터빈의 회전수 경향성은 반대로 일어나게 된다.

### 3. 결 론

본 연구에서 스마트 무인항공기용 터보 샤프트 엔진을 대상으로 상용 프로그램 GSP를 이용하여 동적 거동 특성을 해석하였으며 각 임무설정에 따른 엔진의 다양한 응답성을 추출하였다. 다양한 임무 조건하에서 동적 거동특성에 영향을 미치는 요인으로 연료 유량의 응답 시간에 대한 터빈 입구온도의 Over/Undershoot의 경향성과 제한점을 확인 하였으며 압축기 터빈과 동력 터빈의 회전수에 영향을 미치는 관성 모멘

트의 영향을 해석하였다.

이륙-상승-순항1-선회-순항2-하강-착륙의 임무 설정에 따른 요구 출력을 만족시키기 위해 연료 유량을 입력으로 쓰로틀 조정을 하였고 임무 수행 중에 회전날개 로터의 회전수를 고정시키기 위해 동력터빈의 토크를 조절하였다.

이 결과 압축기 터빈 입구 온도는 연료 유량을 증가시키는 임무 구간인 이륙, 순항2, 하강시에 압축기 터빈 입구 온도의 과부하가 일어났으며 이륙시에 최대 이륙출력의 제한 온도를 초과하였고 순항2와 하강시에 최대 연속 출력의 제한 온도를 초과하였다. 또한 연료 유량 증가의 응답 시간에 따라 제한 온도 이상의 영역에 머무는 시간과 최대 온도점의 값에서 차이를 보였다. 동력 터빈의 입구 온도는 이륙시에 최대 이륙출력의 제한 온도를 초과하였으며 그 외의 임무 구간에서는 허용 온도 이하에서 운용됨을 확인할 수 있었다.

압축기 터빈과 동력 터빈의 회전수는 연료 유량과 토크의 응답시간 차이, 관성 모멘트의 크기에 의해 그 경향성과 과도반응의 정도, 정상상태의 도달시간이 달라짐은 보여 주었다. 이것은 임무 수행 동안에 회전날개로터의 회전수를 고정시키기 위해서 쓰로틀 제어(연료 유량)와 부하 제어(토크)의 세밀한 조절이 필요함을 말해준다.

또한 이러한 결과를 바탕으로 대상 엔진의 응답 시간, 온도 과부하, 터빈의 관성 모멘트에 대한 3차원 성능 map을 추후 연구로서 구축한다면 보다 정확한 동적 거동 특성의 자료로서 이용될 수 있을 것으로 판단된다.

## 후 기

본 연구는 스마트 무인기 기술개발사업의 일환으로 지원 수행된 연구의 일부이며, 연구를

지원해주신 산업자원부 및 한국항공우주연구원에 감사드립니다.

## 참 고 문 헌

1. Kyuhyung KYUNG, Youngmin JUN, Sooseok YANG, and Dongwhan CHOI, "A qualitative evaluation method for engine and its operating-envelope using GSP(Gas Turbine Simulation Program)," Proceedings of Asian Joint Conference on Propulsion and Power, 2004
2. 공창덕, 최인수, "EASY5를 이용한 터보프롭 엔진(PT6A-62)의 성능해석기법에 관한 연구," 한국추진공학회지 7권 1호, 2003.3
3. James F. Sellers and Carl J. Daniele, "DYNGEN - A Program for Calculating Steady-State and Transient Performance of Turbojet and Turbofan Engines," NASA TN D-7901, 1975
4. 강명철, 기자영, 공창덕, 오성환, "PT6A-62 터보프롭 엔진의 장착상태 천이 성능 해석," 한국항공우주학회 추계학술발표회, 2001. 11
5. "GSP 10 User Manual Version 10.0.0.7," National Aerospace Laboratory, 2004. 8
6. W.P.J. Visser and M.J. Broomhead, "GSP, a Generic Object-Oriented Gas Turbine Simulation Environment," ASME Turbo Expo 2000, 2000
7. W.P.J. Visser, M.J. Broomhead, and J. van der Vorst, "TERTS, A Generic Real-Time Gas Turbine Simulation Environment," ASME Turbo Expo 2001, 2001. 6
8. 이대원, 최동환, 노태성, "스마트 무인기용 터보샤프트 엔진 정상상태 성능해석", 한국항공우주학회 추계학술발표, 2004. 11