

# 스마트 무인항공기용 터보축 엔진의 동적성과 응답성에 관한 연구

박준철\* · 이대원\* · 노태성\*\* · 최동환\*\*

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

J. C. Park\* · D. W. Lee\* · T. S. Roh\*\* · D. W. Choi\*\*

### 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 static engine performance have been investigated. The dynamic engine performances based on these complicated variations have been also analysed. Especially, the power, engine rpm and heat overload characteristics of a turbine have been estimated with the response time through the control of a throttle setting rather than a power setting. It could be applied to the FADEC system as an engine control device.

### 초 록

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

Key Words: SUAV (Smart Unmanned Aerial Vehicle), FADEC (Full Authority Digital Engine Control System), On-Design Point (설계점), Off-Design Point (탈설계점), GSP (Gas Turbine Engine Simulation Program), Over Temperature, Rise Time (시간 응답성)

### 1. 서 론

무인항공기의 경우는급격할 수도 있는 비행조건변화에도 무리 없이 대응할 수 있도록 엔진 출력, 엔진회전수, 터빈의 부하변화가 이루어져

야 한다. 이러한 실제 운용시 엔진성능은 시간의 함수로 나타나며 이는 엔진제어방식, 압축기-터빈모치와 동력터빈모치의 가속성을 결정하는 회전 moment of inertia, 제어장치의 시간 응답성(Rise Time), 터빈입구온도의 최대허용범위 등에 따라 달라지게 된다. 이들에 대한 적절한 제어시스템과 Logic을 설정하기 위해서는 바로 대상엔진의 동적거동특성들을 얼마나 정확하게 해

\* 학생회원, 인하대학교 항공공학과  
\*\* 정회원, 인하대학교 항공공학과  
연락처, E-mail: dwchoi@inha.ac.kr

석, 추출하는가에 달려 있다 해도 과언이 아니며 이에 따라 많은 해석, 또는 엔진성능 시뮬레이션 기법들이 개발, 시도되고 있다. 실용화되고 있는 시뮬레이션 코드들을 보면, 1970년대에 개발, 활용되고 있는 Dyngen[1] code와 2000년대에 네덜란드 NLR에서 개발, 실용화가 시도되고 있는 GSP[2] 등이 있다. 본 연구에서는 기 개발된 해석코드를 활용하여 GSP의 동적거동해석기능을 통한 스마트 무인항공기의 임무설정애 따른 엔진의 다양한 응답성을 추출하는데 주안점을 두었으며, 이를 위하여 임무설정 즉, 이륙-상승-순항-선화-순항-하강-착륙까지 요구되고 있는 비행조건들과 엔진출력을 만족하는 복합적 변화들에 대한 동적거동 특성추출을 시도하였다.

## 2. 본 론

### 2-1. 연구대상 엔진

표 1 대상 엔진의 성능 자료

변수	성능
공기유량(kg/s)	2.0
연료유량(kg/s)	0.004~0.0536
압축기 압력비	8.0
압축기 효율	0.8546
압축기 Bleed(%)	5
연소기 효율	0.97
연소기 압력 손실	0.05
동력 터빈 효율	0.8457
최대이륙동력(kW)	477
최대연속동력(kW)	423

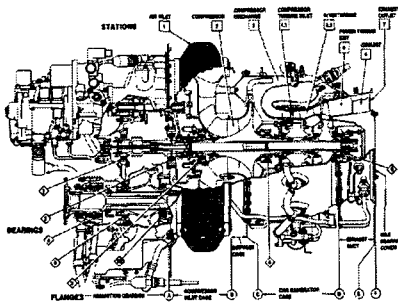


그림 1 PWC206C 엔진의 단면도

연구대상 엔진으로 640마력급 터보축 엔진인 PWC 206C 터보축 엔진을 선정하였다. 표1과 그림1은 대상엔진의 설계점 성능과 단면을 나타낸 것이다.

### 2-2. 임무 조건

표 2 대상 엔진의 임무 조건

비행 조건	고도 / 속도	시간	비장착요구 출력 [kW]
이륙 (착륙)	0km / 0 km/h	3 min	0 ↔ 431
상승 (하강)	3km / 250km/h	10 min	431 ↔ 355
순항	3km / 400km/h	1 hr	355 ↔ 296
선화	3km / 250km/h	3~4 hr	296 ↔ 161 296 ↔ 204

표2는 항우연에서 제공한 임무조건으로 이는 비확정된 초기 임무설정이다. 비장착 요구출력은 동력터빈에서 얻어지는 출력이 아닌 기계적 손실 1%를 고려한 출력이다. 본 연구에서는 Throttle Setting의 의미를 ①연료 질유량을 일정하게 유지하거나 ②가스발생기 터빈입구의 온도를 일정하게 유지하는 의미로 사용하였으며 고도 및 비행속도 변화에 따른 탈설계점을 해석하였다.

### 2-3. 엔진 설계점 및 정적 탈설계점 해석

실제 DATA와 비교하여 기 개발된 프로그램의 신뢰성 확보 후 대상 엔진의 설계점 및 정적 탈설계점을 해석하였다. 그림2는 연료 질유량을 이륙시의 값으로 고정시킨 상태에서(throttle fixed) 상승비행시 대상엔진의 정적성능을 나타낸 것이다. 고도가 상승함에 따라 가스발생기 터빈입구온도  $Tt_4$ 가 지속적으로 상승하여 고도 2,000m 이상에서는 대상엔진의 허용온도를 넘어서는 것을 볼 수 있다. 이러한 조건으로 상승비행을 하는 것은 엔진에 큰 무리가 있으며 따라서 요구되는 출력을 만족시키기 위해서는 최대 허용 터빈입구온도를 넘지 않는 조건에서 연료 질유량을 조절할 필요가 있다. 상승비행을 제외한 다른

비행조건에서는 제한이 없음을 확인하였다.

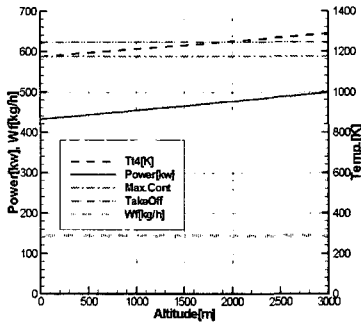


그림 2 고도변화에 따른 엔진 성능 (연료 질유량 고정)

2-4. GSP를 이용한 동적거동특성 해석

GSP 프로그램을 이용하여 비행 임무 조건하에 엔진의 동적 거동 특성을 분석하였다. 임무의 각 단계에서 요구되는 Power를 만족하기 위해 정적탈설계점 code로 계산된 연료 질유량을 Input으로 하여 엔진의 동적 특성을 모사하였으며 상승·하강 비행시에는 엔진의 정적성능에 의한 제한성 때문에 Tt4를 일정하게 유지시키는 방법을 사용하였다. 엔진의 전체적인 특성을 알아보기 쉽게 하기 위해 각각의 임무에 주어진 시간을 등간격으로 나타내도록 하였으며 연료 질유량의 Rise Time을 1초로 하여 성능을 분석하였다. 이후 각각의 구간을 나누어 Rise Time을 1초에서 5초까지 증가시키며 해석하였다.

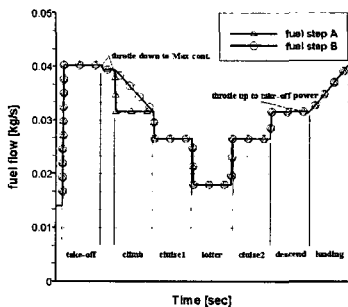


그림 3 임무조건에 따른 연료 질유량

그림3에서 (fuel step A)는 상승비행동안 연료 질유량을 연속적으로 감소시키면서 운행한 것이고, (fuel step B)는 상승비행전 순간적으로 연료 질유량을 감소시킨 후 운행한 것이다. 이륙시에는 가스발생기의 RPM을 Idle(66% RPM)상태에서 이륙 출력(98.71% RPM)으로 연료 질유량을 증가시켰다. 착륙시에는 Overshoot이 일어나지 않도록 하강비행 직후 연속적으로 연료 질유량을 증가시켜 Tt4가 최대 이륙 출력에 해당하는 온도를 넘지 않도록 하였다.

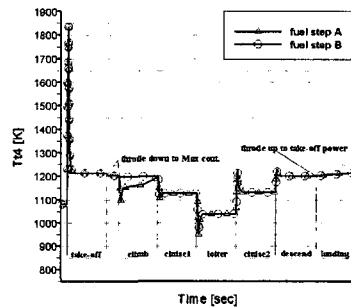


그림 4 가스발생기 터빈 입구 온도

그림4에서 Tt4는 각 천이구간에서 overshoot 및 undershoot을 보였으며 상승비행시에는 (fuel step A)의 경우가 (fuel step B)의 경우에 비해 낮은 온도로 운행할 수 있음을 확인하였다.

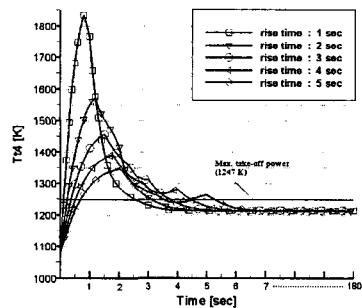


그림 5 이륙시 Rise Time에 따른 가스발생기 터빈입구의 Overshoot

그림5에서 Rise Time 5초 이하에서는 최대

이륙출력에 해당하는 온도(1247K)를 넘는 Overshoot이 발생함을 확인하였다. 또한, Rise Time이 길어질수록 Tt4의 최대점이 낮아지고, 그 시기도 지연됨을 확인하였다. Rise Time 약 4초부터는 Fluctuation 현상이 나타남을 확인하였다.

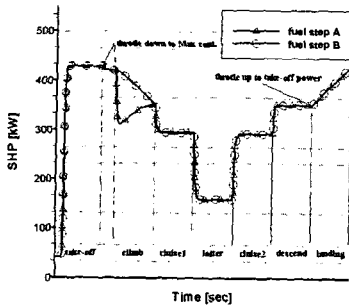


그림 6 임무 조건에 따른 축마력

그림6에서 상승비행시 (fuel step A)의 경우 순간적으로 엔진의 출력이 감소함을 확인하였다.

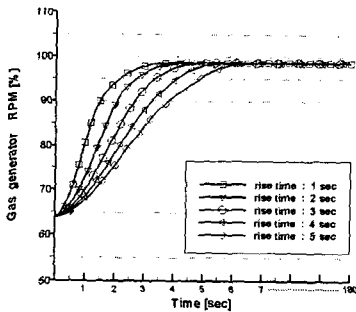


그림 7 이륙시 Rise Time에 따른 RPM(%)

그림7에서 이륙시에 연료 질유량을 Rise Time 1~5초까지 단계적으로 증가시켜 정상상태에 도달하는 시간을 확인하였다. Rise Time이 클수록 이륙 출력의 RPM(98.71%)에 도달하는

시간이 지연됨을 알 수 있었다.

### 3. 결 론

본 연구에서는 기 개발된 설계점 및 정적 탈 설계점 해석코드를 활용하여 GSP의 동적거동해석기능을 통한 스마트 무인항공기의 임무설정에 따른 엔진의 다양한 응답성을 추출하였다. 대상 엔진의 정적특성에 있어서 연료 질유량을 고정시킨 채 상승비행을 하는 것은 가스발생기터빈 입구 온도, Tt4가 최대 허용온도를 넘어 엔진에 무리가 있는 것으로 나타났고, 다른 비행조건에서는 제한이 없음을 확인하였다. 각 임무 조건에 따른 대상엔진의 동적특성에서는 문제가 될 수 있는 Tt4의 Overshoot은 이륙시에 가장 크게 나타났다. Rise Time 5초 이하에서는 최대 이륙 출력에 해당하는 온도를 넘는 Overshoot이 발생하였으며, Rise Time 약 4초부터 Fluctuation 현상이 나타남을 확인하였다. 가스발생기의 RPM은 전체적으로 Rise Time이 증가할수록 늦게 정상상태에 도달함을 확인하였다.

### 참 고 문 헌

1. 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
2. Kyuhyung KYUNG, Youngmin JUN, Sooseok YANG, 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