

PW206C 터보축 엔진의 수동운용범위 분석

이창호*

Operation limits analysis of PW206C turboshaft engine in manual mode

Changho Lee*

ABSTRACT

The power control system of Smart UAV is similar to the propeller pitch governing concept of turboprop aircraft. The pilot adjusts the engine power directly and the pitch governor controls the propeller pitch to maintain the propeller rotational speed. The electronic engine controller(EEC) of PW206C engine developed for helicopter is not fit for the power control concept of Smart UAV, and therefore the manual back-up system of PW206C engine is used for the engine power control of Smart UAV. Engine performance estimation program is used to predict the control range of power lever angle(PLA) according to the variation of engine output shaft speed, flight altitude and flight speed. These data provide a guide for the PLA control in manual mode operation.

초 록

스마트무인기의 출력제어계통은 터보프롭 항공기와 유사한 피치 가버닝 개념으로 조종사가 엔진출력을 직접 조절하고 제어기는 프로펠러의 회전속도를 일정하게 유지하는 방식을 사용한다. PW206C 엔진은 회전익 항공기에 맞게 개발된 전자식엔진제어기를 갖춘 터보축 엔진으로 스마트무인기에서 요구되는 엔진제어개념과는 맞지 않는다. 따라서 엔진 출력을 전기식 작동기를 엔진의 출력조절레버에 연결하여 조절하는 수동방식을 사용한다. 본 논문에서는 엔진성능계산프로그램을 사용하여 엔진 출력축속도, 비행고도 및 비행속도변화에 대한 엔진성능을 계산하여 각 비행조건에서의 출력조절레버각의 작동범위를 예측한다.

Key Words: Gas Turbine Engine(가스터빈엔진), Engine Power System Control(엔진출력제어계통), Turboshaft Engine Performance(터보축엔진성능)

1. 서 론

† 2008년 7월 2일 접수 ~ 2008년 8월 17일 심사완료

* 한국항공우주연구원 스마트무인기개발사업단
연락처자, E-mail: leech@kari.re.kr

틸트로터형 항공기의 추진계통 제어는 회전익 항공기와 고정익 항공기에 필요한 특성을 모두

가져야 한다. 회전익모드 비행에서는 호버링과 착륙에 정밀한 고도제어가 요구되고, 고정익모드 비행에서는 터보프롭 항공기와 유사하게 비행속도 제어가 중요하다. 회전익 항공기와 고정익 항공기의 추진동력계통 제어는 다음과 같은 차이가 있다. 회전익 항공기는 엔진출력 가버닝 개념으로, 조종사가 로터 블레이드의 콜렉티브 피치각을 주면 제어기에서는 로터의 회전수를 유지하기 위해 엔진의 출력을 조절한다. 반면에 터보프롭 고정익 항공기에서는 피치 가버닝 개념으로, 조종사가 엔진출력을 조절하면 제어기는 프로펠러의 회전수를 일정하게 유지하기 위해 프로펠러 블레이드의 피치를 조절한다. 이와 같이 회전익 항공기와 고정익 항공기가 서로 다른 추진동력 제어개념을 사용하는 중요한 이유는 회전익 항공기 로터와 고정익 항공기 프로펠러 간의 유입류 비율(Inflow ratio)의 차이 때문이다. 고정익 항공기에서는 프로펠러의 유입류 비율이 커서 콜렉티브 피치에 대한 토크의 변화가 매우 크다. 따라서 조종사가 직접 콜렉티브 피치를 조절하면 작은 콜렉티브 피치 입력에 대해서도 위험할 정도로 큰 토크변화를 초래할 수 있다. 엔진제어기가 조종사 입력이나 돌풍에 의해 생성된 큰 토크 변화에 대해 회전수를 제어하기 위해서는 지금처럼 높은 밴드폭을 필요로 한다. 따라서 틸트로터 항공기의 추진동력 제어는 터보프롭 고정익 항공기와 같은 콜렉티브 피치 가버닝 개념이 사용된다[1].

한국항공우주연구원에서 개발 중인 스마트무인기는 틸트로터 타입의 비행체로, 지상 이륙출력 560마력의 PW206C 터보축 엔진을 1대 장착한다. 엔진은 동체에 장착되고, 동력축은 중앙감속 기어박스과 날개 양쪽 끝에 위치한 파일론 기어박스를 거쳐 프로토퍼에 연결된다. 스마트무인기의 엔진은 터보축 엔진이지만 앞에서 기술한 바와 같이 틸트로터 항공기의 특성에 맞는 추진동력계통 제어가 요구된다. 즉 조종사는 터보프롭엔진과 같이 엔진 스로틀을 입력으로 하고, 별도의 가버너가 프로토퍼의 회전수를 제어하는 방식이다. PW206C 엔진은 이미 회전익 항

공기에 맞게 개발된 전자식 엔진제어기(Electronic Engine Controller, EEC)를 갖고 있다. EEC를 스마트무인기에서 요구되는 엔진제어 개념으로 새로 개발하는 것은 막대한 비용이 요구된다. 따라서 기존 EEC의 엔진상태 Monitoring과 일부 기능만을 사용하고, 출력은 엔진에 백업으로 마련된 수동제어 방식을 사용하여 조절하는 방안을 채택하였다[2]. 수동방식의 엔진 출력제어는 전기식 작동기를 엔진의 출력조절레버(Power Lever)에 연결하여 구현한다. 본 논문에서는 PW206C 엔진성능계산프로그램[3]을 사용하여 엔진 출력축속도, 고도 및 비행속도에 대한 엔진의 응답을 분석함으로써 각 비행조건에서 엔진의 운용제한 값을 초과하지 않는 출력조절레버각(Power Lever Angle, PLA) 작동범위를 예측한다.

2. PW206C 엔진 특성

PW206C 엔진은 동력을 발생시키는 부분과 동력전달축이 있는 기어박스로 구성되어 있다. 동력부분은 1단 터빈에 의해 구동되는 1단 원심압축기를 갖는 자유터빈(Free turbine) 터보샤프트 엔진이다. 동력터빈은 엔진 중앙을 통과하는 축으로 기어박스에 연결되어 있다. 연소기는 역류환상형(Reverse flow annular) 타입이다. 엔진 외부로 부수적인 동력을 제공하기 위한 패드들은 엔진의 전방에 있는 기어박스에 위치해 있는데, 유압펌프를 제외하고는 가스발생기에 의해 구동된다. 유압펌프는 출력축에 의해 구동된다. 엔진의 이륙 및 최대연속출력 조건에서의 운용제한 범위는 다음과 같다[4].

- 최대 출력: 560 SHP
- 최대 토크: 652 N-m
- 최대 배기가스온도(MGT): 820 °C
- 최대 가스발생기 회전속도(Ng): 56500 RPM
- 최대 동력터빈 회전속도(Npt): 40806 RPM
- 최대 출력축 회전속도: 6151 RPM

PW206C 엔진의 수동제어방식에서 출력을 조절하기 위한 PLA와 가스발생기속도(Ng)의 상관관계는 다음 Fig. 1과 같다.

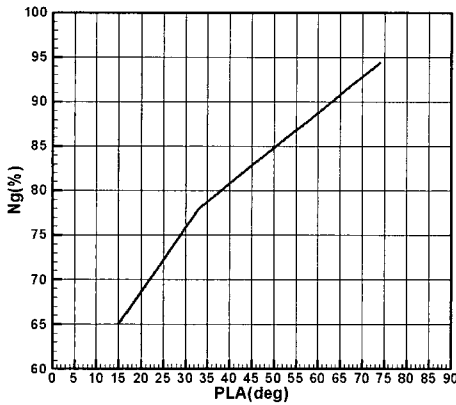
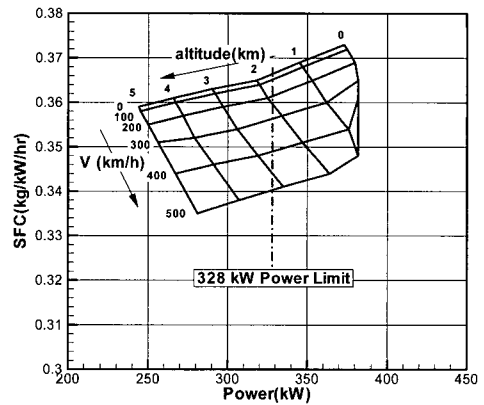


Fig. 1 Relationship of PLA vs. Ng

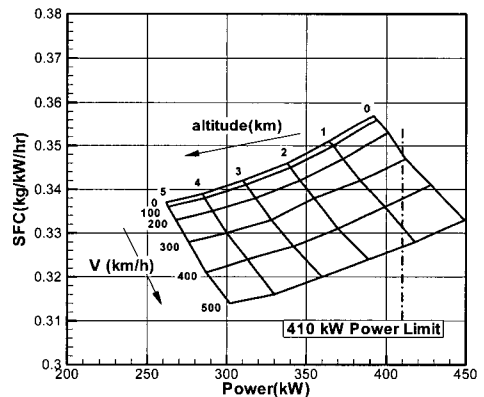
3. 결과 및 검토

스마트무인기는 틸트로터 타입의 비행체로서 헬리콥터보다는 넓은 범위의 비행영역을 갖는다. 비행속도는 최대 500km/h를 목표로 하고 있으며 비행고도는 5km 이상이 가능하다. 스마트무인기는 로터와 프로펠러의 특성을 함께 갖고 있는 프롭로터의 효율을 높이기 위해 회전의 모드에서의 회전수를 100%로 할 때 고정익 모드에서는 회전수를 80%로 사용한다. 다음 Fig. 2는 이러한 전체 비행영역에서 엔진제작사가 제공한 엔진성능계산프로그램[3]으로 계산한 결과로, 각 속도 및 고도에서 엔진의 최대출력과 이에 해당하는 비연료 소모율(SFC)을 도시한 것이다. 여기서 Fig. 2(a)는 엔진의 출력축 회전속도가 80%로 4800 RPM 인 경우이고, 이것은 곧 엔진의 동력터빈회전수(Npt)도 80%임을 의미한다. 그리고 Fig. 2(b)는 엔진의 출력축 회전속도가 100%로 6000 RPM의 경우이다. 엔진의 출력축은 로터시스템과 연결되어 있어 로터의 피치 가버너가 회전속도를 유지하도록 제어한다. 결과에서 엔진 출력은 출력축 회전속도가 80% 일때는 328kW

로 제한되고 회전속도가 100% 일때는 410kW로 제한되는데, 이것은 엔진 기어박스의 제한토크값, 652 N-m,을 초과하기 때문이다.



(a) Npt = 80% RPM



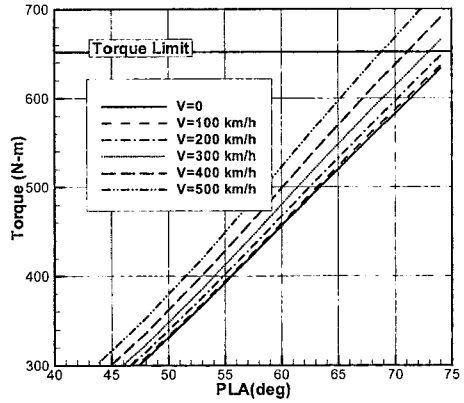
(b) Npt = 100% RPM

Fig. 2 PW206C Engine Performance (Max. Power vs. SFC)

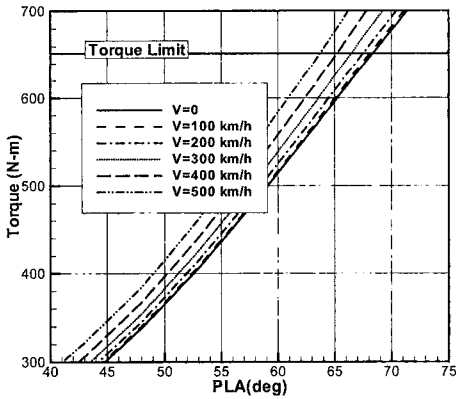
이와 같이 스마트무인기의 전체 비행영역에서 엔진의 토크제한범위를 초과하는 영역이 크게 나타나므로 자세한 분석이 필요하다. 다음 Fig. 3은 엔진의 출력축 회전속도 80% 일때 해면고도부터 1km 간격으로 3km 까지 각 고도에서 PLA의 변화에 대한 엔진의 토크 변화를 도시한 것이다. 결과를 보면 1km 고도까지는 모든 PLA

작동범위에서 토크 제한값을 초과하고 있다. 또한 비행속도가 증가함에 따라 토크 제한에 의해 PLA의 작동범위는 더욱 작아진다. 고도 2km에서는 비행속도 200km/h까지는 PLA를 최대 값까지 작동할 수 있지만 그 이상의 속도에서는 최대 값이 작아진다. 고도 3km 이상에서는 거의 모든 속도 범위에서 PLA를 최대 값까지 사용할 수 있다. Fig. 4는 엔진의 출력축 회전속도 100% 일때의 PLA 변화에 대한 토크 변화를 나타낸 것이다. 이 경우는 해면고도에서 비행속도가 400km/h 이상에서 PLA 제한이 나타난다. 하지만 고도 1km 이상에서는 PLA를 최대 값까지 사용할 수 있다. 이러한 분석을 통해 엔진의 출력을 조절하기 위한 조종사의 입력 PLA는 엔진

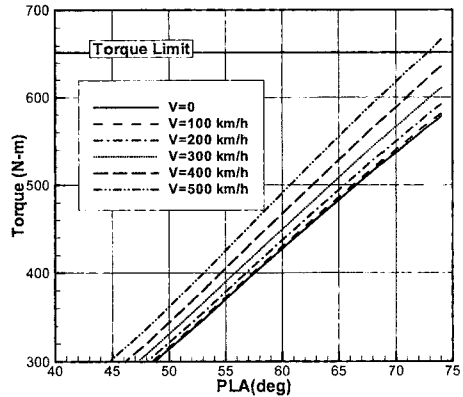
출력축속도, 비행고도 및 비행속도에 따라 제한 값이 다르게 설정되어야 함을 알 수 있다.



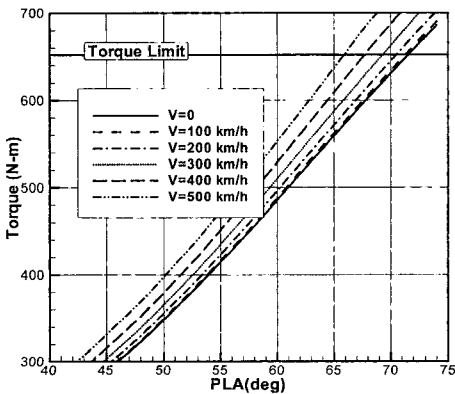
(c) Altitude = 2km



(a) Altitude = 0km



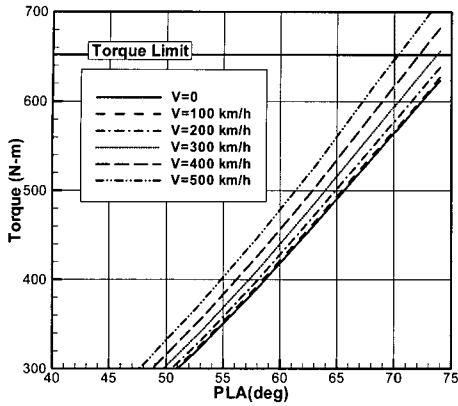
(d) Altitude = 3km



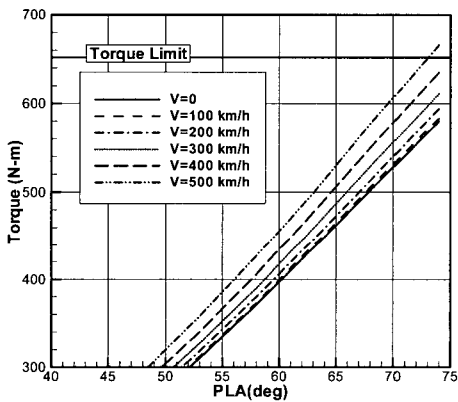
(b) Altitude = 1km

Fig. 3 Variation of Engine Torque vs. PLA (Npt = 80% RPM)

다음 Fig. 5는 엔진속도 80%에서 PLA 값에 따라 엔진배기온도(Measured Gas Temperature)의 변화를 도시한 것이다. 결과를 보면 엔진배기온도는 해면고도에서 모든 비행속도에 대해 제한값 이하로 유지되고 있다. 엔진배기온도는 해면고도에서 가장 큰 값을 나타내므로 고도 증가에 대해서는 결과를 생략하였다. 또한 엔진 출력축속도 100%의 경우도 결과는 유사하여 도시를 생략하였다.



(a) Altitude = 0km



(b) Altitude = 1km

Fig. 4 Variation of Engine Torque vs. PLA (Npt = 100% RPM)

4. 결 론

PW206C 터보축 엔진을 사용하는 스마트무인기의 모든 비행영역에서 엔진성능계산프로그램을 사용하여 엔진출력속속도, 비행고도 및 속도변화에 대한 엔진성능을 계산하여 각 비행조건에서의 PLA 작동범위를 예측하였다. PLA의 작동범위 제한은 엔진의 토크 제한값 초과에 의해 발생하였다. 80%의 엔진출력속속도로 비행하는 고

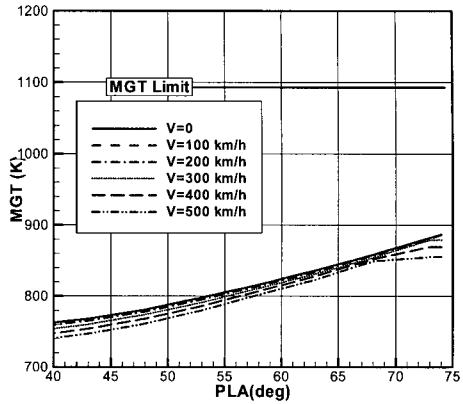


Fig. 5 Variation of Measured Gas Temperature vs. PLA (Npt = 80% and Altitude = 0km)

정익모드에서는 고도 2km 이하에서 엔진토크 초과가 나타났다. 100%의 엔진출력속속도를 사용하는 회전익모드에서는 해면고도에서 400km/h 이상의 고속에서만 토크제한 초과가 나타나는데 이 속도는 회전익모드에서 실제 비행할 수 있는 속도는 아니므로 PLA 전체 범위를 사용할 수 있다. 엔진배기온도는 모든 비행조건에서 전체 PLA 작동범위에 대해 제한 값을 초과하지 않는다.

후 기

본 연구는 산업자원부 지원으로 수행하는 21세기 프론티어 기술개발사업(스마트무인기기술개발)의 일환으로 수행되었습니다.

참 고 문 헌

1. Joseph Schaeffer, Roger Alwang, and Mukund Joglekar, "V-22 Thrust Power Management Control Law Development," 47th Annual Forum of the American

-
- Helicopter Society, Phoenix, Arizona, 1991
 2. 스마트무인기 추진장치 상세설계보고서, 스마트무인기기술개발사업단, 2006
 3. PW206C Estimated Engine Performance Program (EPPP), Pratt&Whitney Canada, 1995
 4. PW206C Engine Installation Manual, Pratt&Whitney Canada, 1999