

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 inputs the engine power directly and the pitch governor controls the propeller pitch to maintain the propeller RPM. 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 arm(PLA) angle according to the variation of flight altitude and speed. These data provide a guide for the engine control in manual mode operation.

초 록

스마트무인기의 추진동력계통은 터보프롭 항공기와 유사한 피치 가버닝 개념으로 조종사가 엔진동력을 직접 입력하고 제어기는 프로펠러의 RPM을 일정하게 유지하는 방식을 사용한다. PW206C 엔진은 회전익 항공기에 맞게 개발된 전자식 엔진제어기(Electronic Engine Control)를 갖춘 터보축엔진으로 스마트무인기에서 요구되는 엔진제어개념과는 맞지 않는다. 따라서 기존 EEC의 엔진상태 모니터링 기능은 사용하지 않고 엔진 출력은 수동방식으로서 전기식 작동기를 엔진의 Power Lever Arm(PLA)에 연결하여 조절한다. 본 논문에서는 엔진성능계산프로그램을 사용하여 비행고도 및 속도변화에 대한 엔진성능을 계산하여 각 비행조건에서의 PLA 작동범위를 예측하였다.

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

1. 서 론

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 차이

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

가 있다. 회전익 항공기는 엔진동력 가버닝 개념으로, 조종사가 로터 블레이드의 콜렉티브 피치 각을 주면 제어기에서는 로터의 RPM을 유지하기 위해 엔진의 동력을 조절한다. 반면에 터보프롭 고정익 항공기에서는 피치 가버닝 개념으로, 조종사가 엔진동력을 입력하면 제어기는 프로펠러의 RPM을 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 RPM을 제어하기 위해서는 지극히 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 이륙동력 560마력의 PW206C 터보샤프트엔진을 1대 장착한다. 엔진은 동체에 장착되고, 동력축은 중앙감속 기어박스과 날개 양쪽 끝에 위치한 파일론 기어박스를 거쳐 프로펠러에 연결된다. 스마트무인기의 엔진은 터보샤프트엔진이지만 앞에서 기술한 바와 같이 틸트로터 항공기의 특성에 맞는 추진동력계통 제어가 요구된다. 즉 조종사는 터보프롭엔진과 같이 엔진 스로틀을 입력으로 하고, 별도의 가버너가 프로펠러의 RPM을 제어하는 방식이다. PW206C 엔진은 이미 회전익 항공기에 맞게 개발된 Electronic Engine Control (EEC) 를 갖고 있다. EEC를 스마트무인기에서 요구되는 엔진제어개념으로 새로 개발하는 것은 막대한 비용이 요구된다. 따라서 기존 EEC의 엔진상태 Monitoring과 일부 기능만을 사용하고, 동력은 엔진에 Back-up으로 마련된 수동제어 방

식을 사용하여 조절하는 방안을 채택하였다[2]. 수동방식의 엔진 동력제어는 전기 작동기를 엔진의 Power Lever Arm(PLA)에 연결하여 구현한다. 본 논문에서는 수동제어방식에서 엔진의 운용범위를 설정하기 위하여 엔진성능계산프로그램을 사용하여 비행고도 및 속도변화에 대한 엔진성능을 계산하여 각 비행조건에서의 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.

- 최대 동력: 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 동력을 조절하기 위한 Power Lever Arm (PLA) 각도와 가스발생기속도 (Ng)의 상관관계는 다음 Fig. 1과 같다.

3. 계산 결과

스마트무인기는 틸트로터 타입의 비행체로서 헬리콥터보다는 넓은 범위의 비행영역을 갖는다.

비행속도는 최대 500km/h를 목표로 하고 있으며 비행고도는 5km 이상이 가능하다. 다음 Fig. 2는 이러한 전체 비행영역에서 엔진성능을 계산하여 각 속도 및 고도에서 엔진 최대출력과 이에 해당하는 비연료 소모율(SFC)를 도시한 것이다. 이때 엔진의 출력축속도는 100%로 6000 RPM 이고, 이것은 곧 엔진의 동력터빈속도 (Npt)도 100%임을 의미한다. 엔진의 출력축은 로터시스템과 연결되어 있어 로터의 피치 가버너가 이 속도를 유지하도록 제어한다. 결과에서 엔진의 출력은 410 kW로 제한되는데 이것은 출력축의 토크값이 제한되기 때문이다. 비행고도가 높아지면 엔진의 출력은 감소하고 비연료 소모율도 감소한다. 그리고 같은 고도에서 비행속도가 증가하면 램 효과에 의해 엔진출력이 증가하고 비연료 소모율은 낮아진다. 다음 Fig. 3은 해면고도부터 1km 간격으로 5km까지의 각 고도에서 가스발생기속도 (Ng)의 변화에 대한 엔진 출력을 도시한 것이다. 이때 비행속도는 정지상태부터 500km/h까지의 범위에서 100km/h의 간격으로 변화한다. 결과에서 해면고도와 1km 고도에서 엔진의 토크 제한값을 초과하는 경우가 발생함을 볼 수 있다. 이때의 Ng 값과 Fig. 1의 PLA와 Ng 관계식으로부터 토크 제한값을 초과하는 PLA 각도를 찾을 수 있다. 즉 엔진의 출력을 조절하기 위한 조종사의 입력 PLA 각도는 엔진의 토크 제한값을 넘지 않도록 비행고도와 비행속도에 따라 다르게 설정되어야 한다.

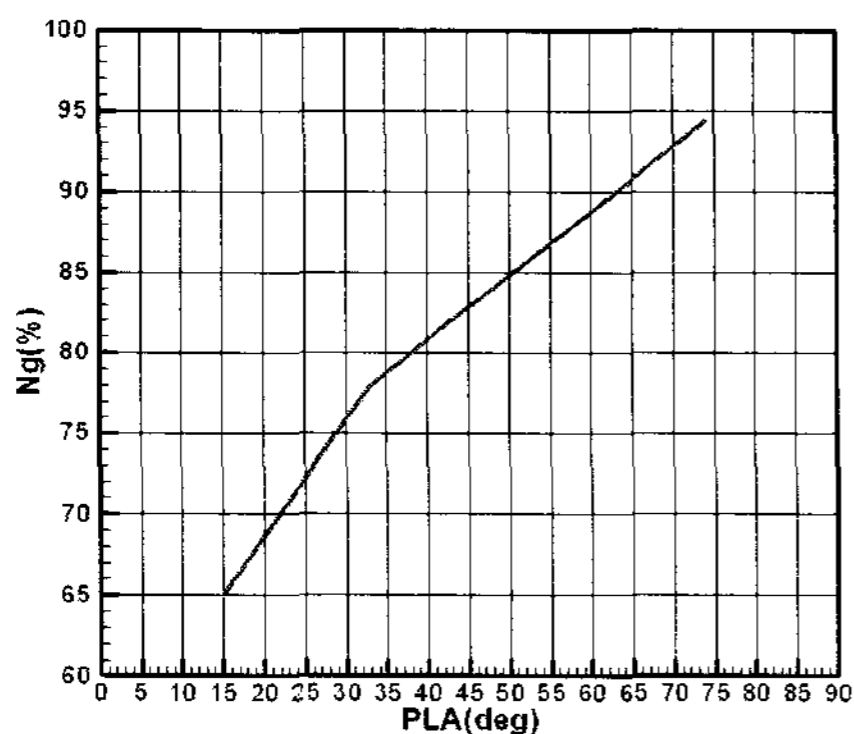


Fig. 1 Relationship of PLA vs. Ng

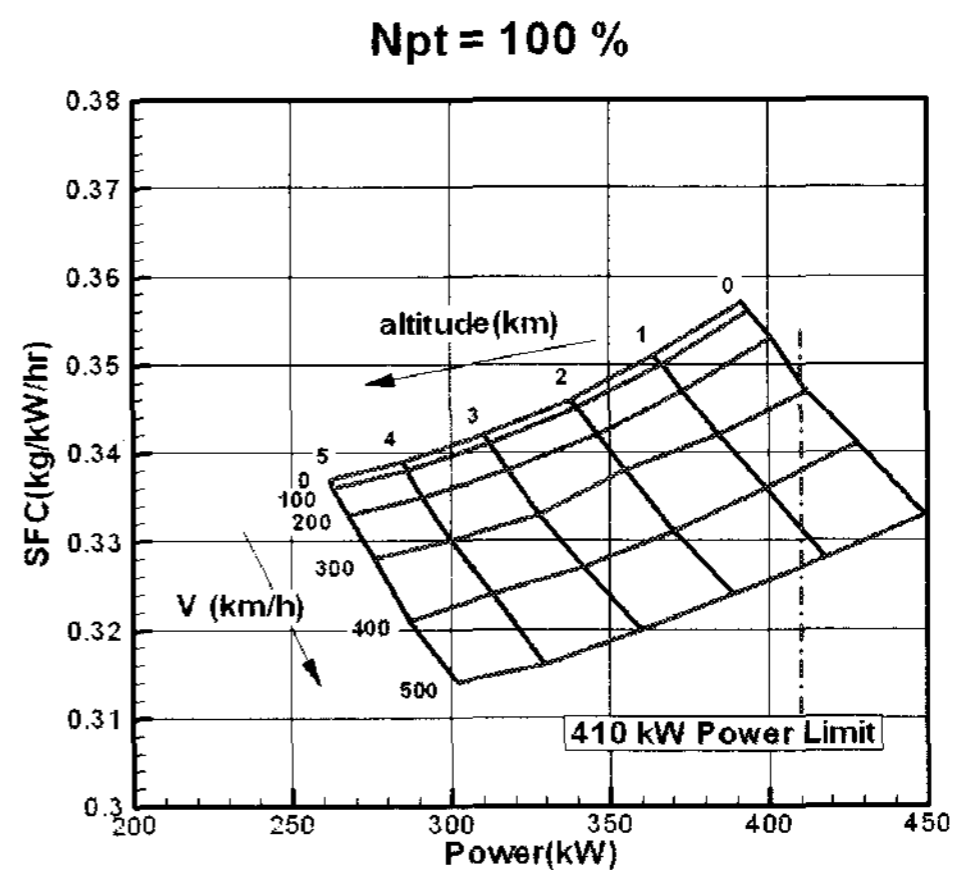
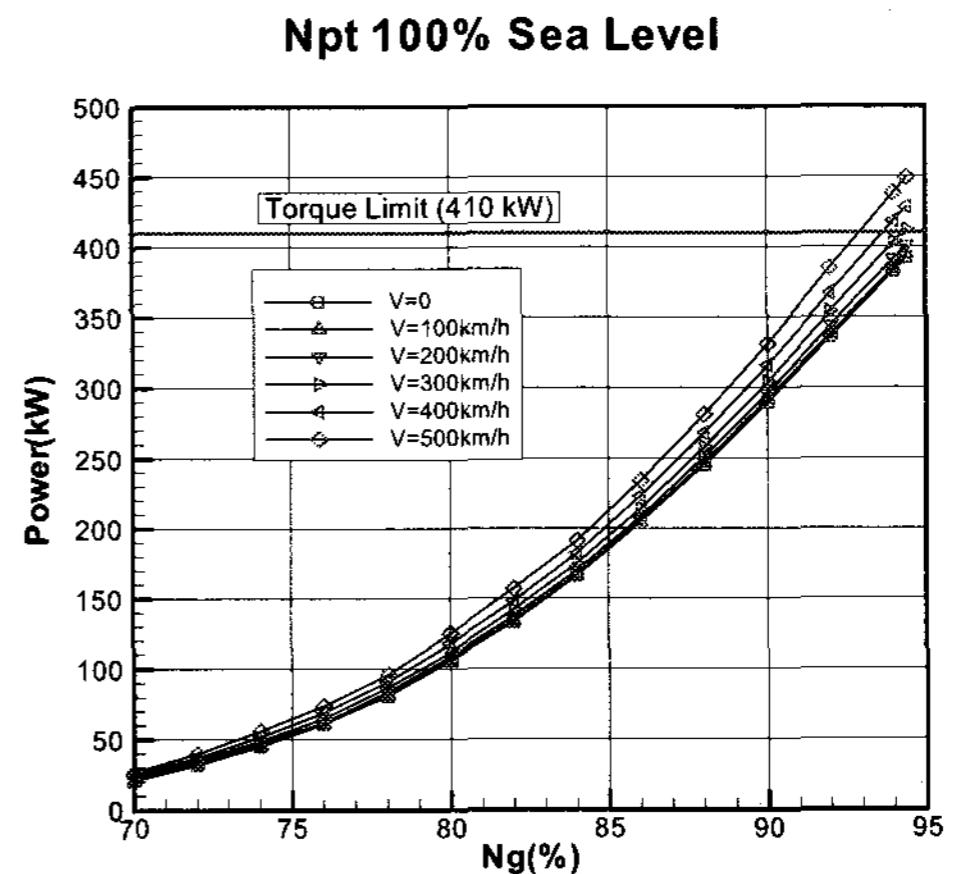
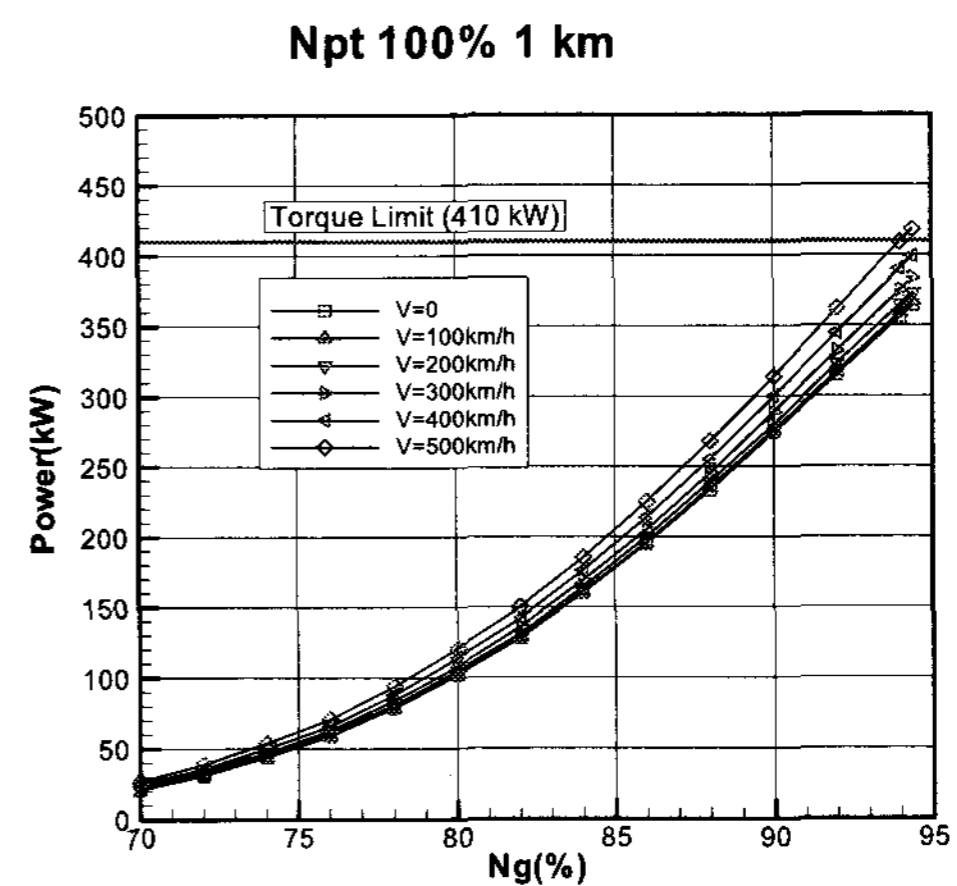


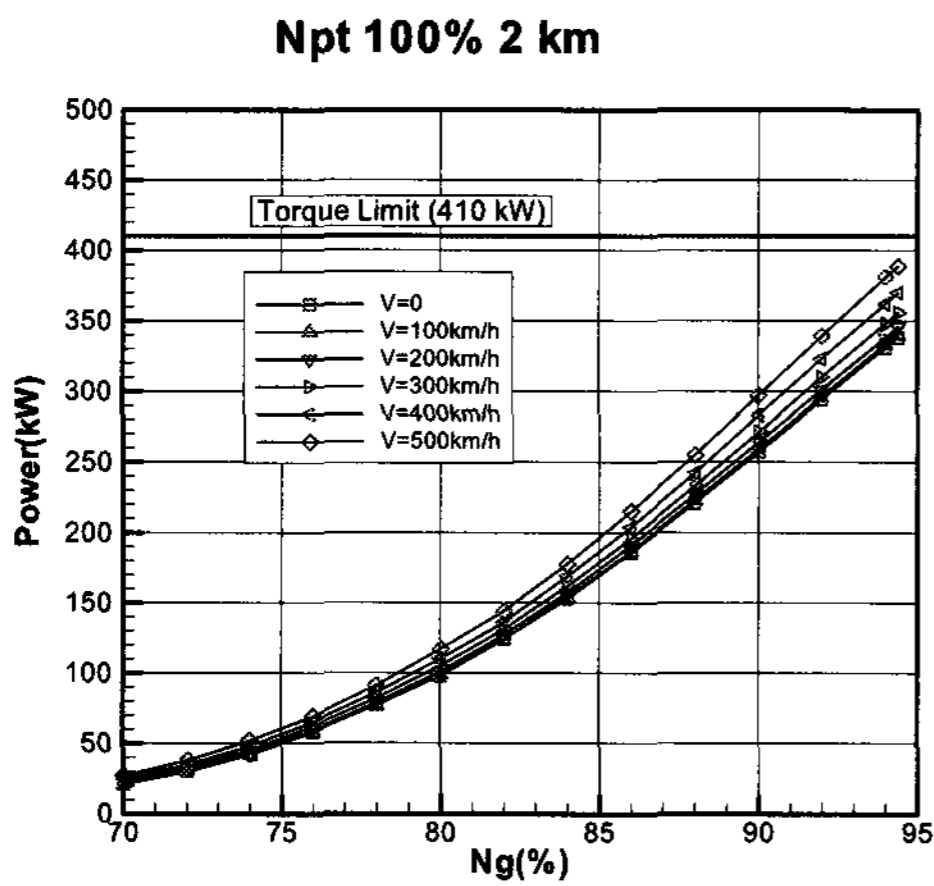
Fig. 2 PW206C Engine Performance



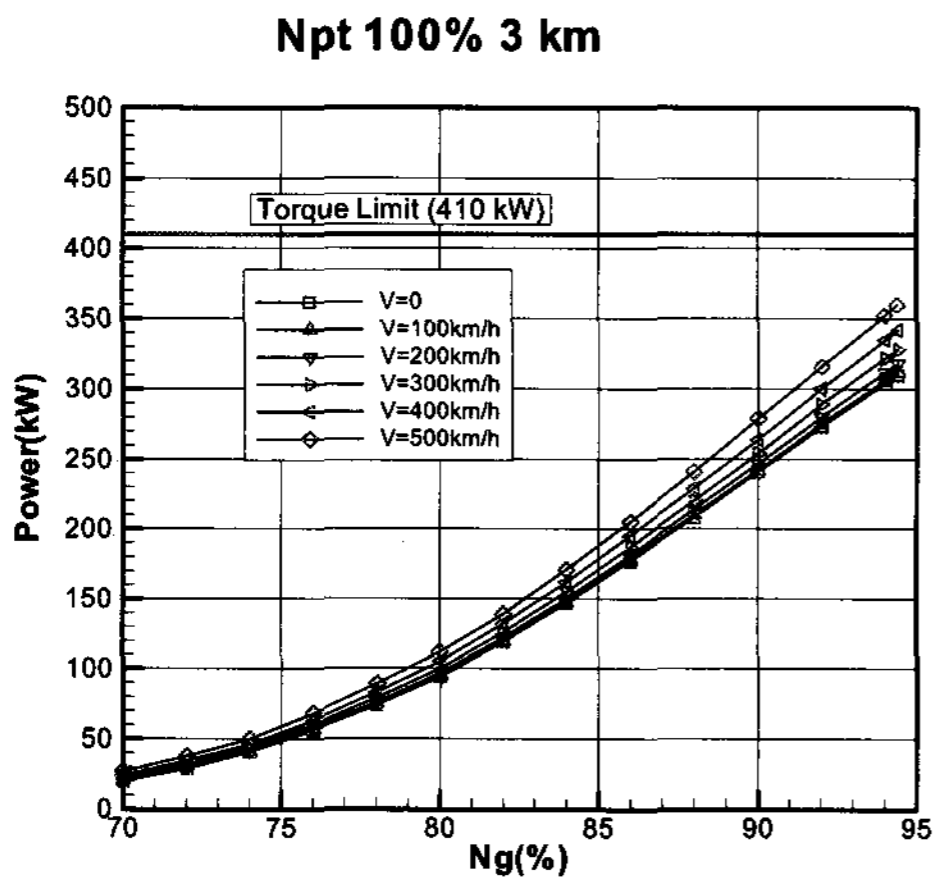
(a)



(b)



(c)



(d)

Fig. 3 Variation of Engine Power vs. Ng according to the altitude and flight speed

4. 결 론

틸트로터 방식의 비행체를 갖는 스마트무인기의 추진동력계통의 제어개념을 분석하였다. 스마트무인기는 헬리콥터에 사용되는 터보축엔진을 사용하지만 터보프롭 항공기와 유사하게 조종사가 엔진동력을 PLA를 통해 직접 입력하고 피치 제어기는 프로펠러의 RPM을 일정하게 유지하는 방식을 사용한다. 이와 같은 엔진운용방식에서 조종사에게 운용범위의 제한값을 제공하기 위해 엔진성능계산프로그램을 사용하여 비행고도 및 속도변화에 대한 엔진성능을 계산하여 각 비행조건에서의 PLA 작동범위를 예측하였다. 계산결과 저고도에서 엔진 토크 제한값을 초과하는 범위를 찾을 수 있었다.

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. 이창호, 김재무, "스마트무인기 엔진 지상시험 결과분석" 한국항공우주학회 추계학술대회, 2007.
3. PW206C Engine Installation Manual, Pratt&Whitney Canada, 1999.