

스마트무인기 후보엔진 기술검토

전용민* · 양수석**

Technical Review of the Proposed Engines for SUAV

Yongmin Jun* · Soo-Seok Yang**

ABSTRACT

For SUAV is required to have the capacity of VTOL and fast forward flight, the SUAV development program has decided to adopt the tiltrotor mechanism which includes helicopter and turboprop mechanisms. From the engine point of view, the key engine parameters such as engine operating mechanism, engine control scheme, the dynamics characteristic of power train, engine intake/exhaust concept, and engine installation requirements should fulfill the requirements of the two different mechanisms, helicopter and turboprop. And for the maximum efficiency of the rotor, rotational speed for the two modes are 20% different, the power train shall find a way to make it so. Meeting these specific requirements for the tiltrotor mechanism, this research begins with a conventional OTS(off-the-shelf) turboshaft engine survey and minimizes engine modification to develop an economical propulsion system. The engine technical review has been performed on the basis of those requirements and capabilities.

초 록

수직이착륙 및 고속 전진비행 능력을 갖는 스마트무인기를 개발하기 위해 채택된 틸트로터방식은 통상의 헬리콥터방식과 터보프롭방식을 모두 포함하고 있다. 엔진측면에서 보면 엔진운용방식, 엔진제어 방식, 동력계통의 동력학적 특성, 흡/배기구 개념, 엔진장착요구도 등과 같은 요인들이 헬리콥터와 터보프롭, 두 가지 방식의 요구조건을 모두 만족시킬 수 있어야 한다. 또한 틸트로터의 특성상 헬리콥터와 터보프롭, 두 모드에서의 최적 로터회전수가 상이하여 이를 만족시킬 수 있는 방안이 요구되었다. 본 연구에서는 기존의 상용터보샤프트 엔진으로부터 틸트로터방식을 위한 특이한 엔진요구사항을 충족시킬 수 있는 방안을 모색하였으며 이를 위해 가장 적합한 엔진을 선정하게 되었다.

Key Words: SUAV(스마트무인기), Turboshaft Engine(터보샤프트 엔진), Engine Selection(엔진선정)

† 2005년 9월 26일 접수 ~ 2005년 12월 6일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주연구원 항공추진그룹

** 종신회원, 한국항공우주연구원 항공추진그룹
연락처, E-mail: ymjun@kari.re.kr

1. 서 론

년도에 시작한 스마트무인기 개발사업은 1년간의 비행체 타당성검토 연구를 거쳐 틸트로터 비행체를 대상비행체로 선정하고 이에 대한 연구를 진행 중이다. 틸트로터방식은 기존의 헬리콥터방식과 터보프롭방식을 혼합한 형태로 날개에 장착되어 있는 로터가 90도 회전하면서 수직이착륙 및 고속전진비행을 가능하게 하는 방식이다. 로터의 자세에 따라 헬리콥터모드, 고정익모드, 천이모드로 구분된다. 천이모드는 고정익에서 헬리콥터 모드, 헬리콥터에서 고정익 모드로의 천이를 의미한다. 소형비행체인 스마트무인기는 Fig. 1과 같이 동체 중앙에 엔진 1기를 장착하고 중앙 트랜스미션을 포함한 동력전달계통을 통해 양쪽 로터로 동력을 전달한다. 틸트로터 방식의 엔진 선정 및 설계를 위해서는 Table 1과 같은 틸트로터만의 특수 요구사항을 고려해야 한다. 스마트무인기에서 요구하는 출력을 만족시킬 수 있는 엔진을 생산하는 후보엔진사로는 Rolls- Royce(RR), Turbomeca(TM), Honeywell, Pratt & Whitney Canada(P&WC) 등이 있으며 1차 기술검토를 통해 2개사를 우선 선정한 뒤 최종선정을 수행하였다.

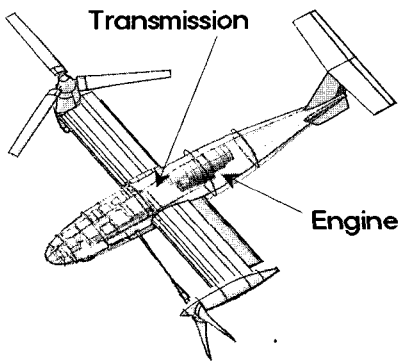


Fig. 1 Powertrain of SUAV (TR-S1)

본 논문은 도출된 엔진 요구성능과 Table 1의 엔진관련 특수사항을 고려하여 기존의 상용 터보샤프트엔진을 대상으로 진행된 엔진 시장조사, 선정 관련인자 도출, 선정과정 및 그 결과를 정리하였다.

Table 1. Engine Special Requirements

인자	사항내용
엔진운용방식	헬리콥터/고정익 모드에서 최대효율을 갖는 로터회전속도상(100% vs. 80%)
엔진제어방식	헬리콥터/터보프롭 중 하나 또는 모드별 제어방식
동력학적 특성	모드별 동력전달계통의 동력학적 특성 변화
흡/배기구 개념	수직이착륙에서 고속전진비행(440km/hr)까지 넓은 비행영역에 적합한 설계 개념
장착요구도	비행체 내부 공간 활용 극대화를 위한 추진장치 소형화

2. 본 론

2.1 추진장치 개요 및 사양

스마트무인기의 추진장치는 Fig. 2에서 보는 바와 같이 주변 시스템과 인터페이스를 이루고 있다. Fig. 2에서 볼 수 있듯이 스마트무인기의 추진장치는 엔진을 포함하되 드라이브장치(중앙 트랜스미션, 동력전달 샤프트 및 로터 기어박스)를 포함하지 않는다. 추진장치는 내부적으로 엔진, 엔진제어기(EEC), 시동발전기, 시동발전기 제어기(GCU), 오일열교환기 등으로 구성되어있다.

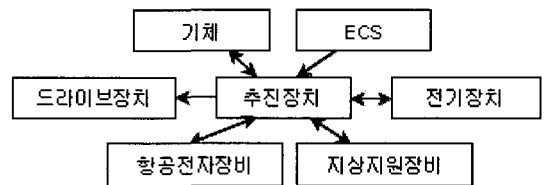


Fig. 2 Propulsion System Interaction Scheme

추진장치는 스마트무인기가 요구하는 수직이착륙 및 고속전진비행을 하기 위해 스마트무인기 비행체 개발규격서[1]에서 요구하는 요구사항을 모두 만족시켜야 한다. 이를 위해 추진장치는 스마트무인기에서 요구하는 동력을 5시간동안

연속적으로 공급할 수 있어야 하며, 28VDC 4kW의 전력을 공급할 수 있어야 하며, 28VDC 전원을 이용하여 시동이 가능해야 하고, DFCC(Digital Flight Control Computer)의 명령을 받아 엔진출력을 조절할 수 있는 기능을 갖추어야 한다.

이러한 성능을 갖춘 추진장치를 구성하기 위해 요구되는 엔진의 요구출력 사양은 다음 Table 2와 같다. 스마트 체계설계팀에서 요구한 이 사양은 비행체에서 요구되는 비행조건별 로터요구 토크를 기준으로 동력전달계통 효율(7%)과 엔진장착손실 여유(10%)를 고려하였다.

Table 2. Required Engine Performance

비행 조건	대기조건	회전수	비장착 요구동력 [kW]
이륙 (T/O)	ISA Sea Level	6,000 rpm	347이상 (465hp)
	ISA+20℃ Sea Level	6,000 rpm	360이상 (482hp)
순항	Alt=3km, V=400km/h	4,824 rpm	254이상 (340hp)
로이터 (Loiter)	Alt=3km, V=250km/h	4,824 rpm	144이상 (193hp)

2.2 후보엔진 비교

A. 후보엔진사 및 엔진기종 소개

후보엔진조사는 Table 2에서 요구하는 출력을 만족시킬 수 있는 상용엔진을 대상으로 이루어졌으며 대량생산과 지속적인 정비지원 등을 고려하여 대형 엔진사로 그 대상을 한정했다. 이에 따라 1차 검토를 마친 후보엔진사 및 엔진모델은 Table 3과 Fig. 3에서 보는 바와 같다. Table 2에서 요구하는 동력이 약 200~500마력임을 고려할 때 Table 3에 보이는 후보엔진들은 과도한 성능을 갖고 있음을 알 수 있다. 이것은 통상의 소형 터보샤프트 엔진이 600마력에서 800마력 수준의 엔진출력을 요구하는 light twin helicopter급에 장착되는데, 최근 light twin helicopter급의 최대이륙중량을 키우는 추세에 따라 엔진사들도 앞 다투어 엔진의 출력증강 노력을 기울이고 있다. 따라서 500마력이하의 상용

터보샤프트엔진이 시장에서 퇴출되고 있다. 복수 엔진을 비교 평가하려는 초기단계의 의도에 따라 다양한 모델을 고려하였다.

Table 3. Proposed Engines

엔진사	모델	출력사양 (@T/O)
P&WC	PWC206C	418kW (560hp)
RR	250-C40B	533kW (715hp)
	250-C47B	529kW (709hp)
Honeywell	LTS-600A-3	485kW (650hp)
Turbomeca(TM)	Arrius 2K	500kW (670hp)

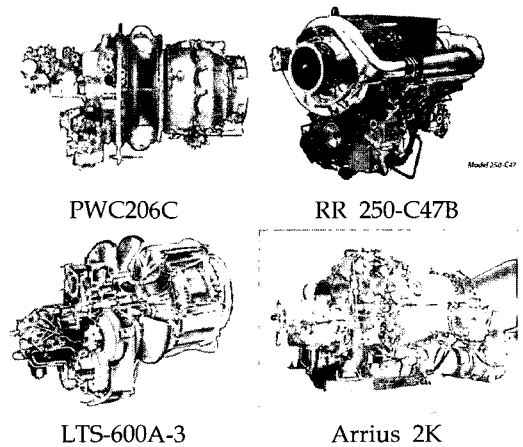


Fig. 3 Proposed Engines

Table 3의 후보모델에 대한 상세 비교 이전에 후보엔진을 틸트로터 항공기에 적용할 수 있는지를 Table 1의 요구 특수사양 충족여부를 통해 우선 판단하였다. Table 4에서 보는 바와 같이 TM의 경우 엔진출력축의 회전속도가 정상상태 기준으로 85%까지만 변화가 가능하였다. 이것은 엔진 저압(파워)터빈(LPT)의 고유진동수 문제와 연관된 것으로 파워터빈 개조/개발을 통해서만 문제 해결이 가능하다. 그러나 엔진 개조/개발은 상용엔진 사용을 원칙으로 하는 본 개발에 부합하지 않는다. 만일 85% 회전수를 그대로 사용할 경우 로터효율 측면에서 회전수 5%의 차이(80%와 85%)가 효율 10%의 차이를 가져오기 때문에

TM 엔진은 틸트로터 방식의 스마트무인기 후보 대상엔진에서 제외하였다.

Table 4. Satisfaction of Table 1 Requirements

인자	사양내용
엔진운용방식	TM: LPT 회전수 85%까지 가능
엔진제어방식	제로로직 개발제안
동력학적 특성	문제없음
흡/배기구 개념	RR, TM: front face P&WC, Honeywell: side face
장착요구도	RR 크기가 상대적으로 큼

B. 엔진성능비교

후보엔진으로 선정된 3개사의 엔진에 대해 각종 엔진성능을 비교검토 하였다. 단 엔진사와의 상세자료 비공개 협정에 의해 본 논문에서 소개되는 엔진성능은 대부분 일반에 공개된 자료를 기초로 작성되었으며 그렇지 않은 경우 무차원화 하였다.

Figure 4에서 보는 바와 같이 각 엔진별 요구 출력 대 실출력 사이의 마진은 표준대기조건에서 PWC 206C는 18%, LTS-600은 39%, RR250-C47은 52%이며, Hotday 조건에서는 각각 11%, 13%, 42%이다. 후보엔진의 표준대기조건에서의 최대출력이 RR, Honeywell, P&WC 순이나 Hotday 조건에서는 거의 차이가 없는 것은 엔진마다 설계개념이 다르기 때문이다. PWC206C의

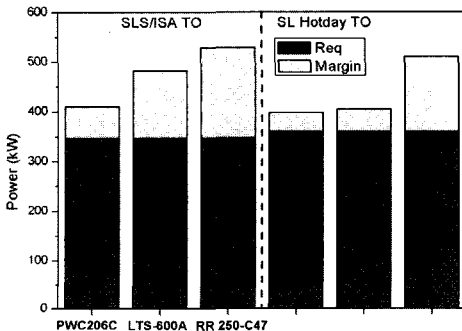


Fig. 4 Required Power vs. Real Power and Power Margin

경우 엔진의 열역학적 최대출력은 650마력이나 기계적인 최대출력은 550마력이다. 이것은 엔진의 압축기, 연소기, 터빈(LPT & HPT)은 650마력으로 설계됐으나 감속기어박스가 550마력으로 설계된 것이다. 따라서 주위조건 변화에 따른 성능의 편차가 상대적으로 적다. 이러한 설계방식은 엔진의 효율 극대화와는 무관한 개념이나 생산과 직결되어 엔진모델 라인업에 따른 모델별 별도의 부품을 줄이고 전체 모델에 공통으로 사용할 수 있는 부품을 늘리는 효과를 갖는다. 이런 개념은 특히 P&WC가 선호하는 개념이며 상용엔진 전문업체로서의 노하우일 것이다.

Figure 5와 6은 표준대기조건과 고온대기조건에서의 후보엔진별 출력 대 무게비와 비출력이 다. 엔진의 절대출력이 큰 엔진일수록 큰 것을 볼 수 있다. 참고로 후보엔진의 출력 대 무게비와 비출력이 다른 헬리콥터 엔진과 어떻게 차이가 나는지 Table 5를 통해 가늠할 수 있다. Table 5에서 예로 제시한 두 엔진은 중/대형 헬리콥터에 장착하는 모델로 T700은 현재 사용되고 있는 최고의 엔진 중 하나이며 T800은 가장 최근에 개발되어 최첨단 기술이 적용된 엔진이다. 저출력의 소형 터보샤프트엔진을 사용하는 본 사업의 후보엔진 무게가 100여kg이고 T700의 무게가 210kg, T800의 무게가 150kg인 것을 감안하면 현재 터보샤프트엔진 최신기술에 의한 터보샤프트 엔진의 무게 대 출력은 약 8정도이며 비출력은 261정도임을 알 수 있다.[1]

Figure 4와 5를 통해 PWC와 RR엔진은 고온

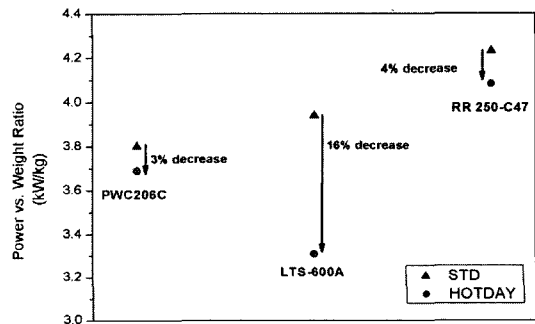


Fig. 5 Power vs. Weight

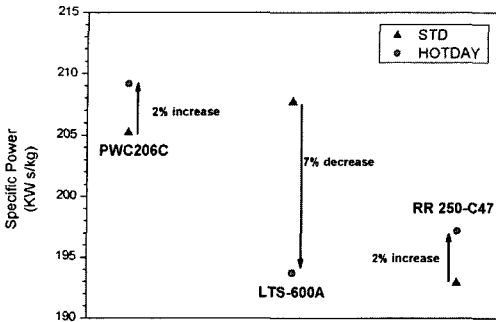


Fig. 6 Specific Power

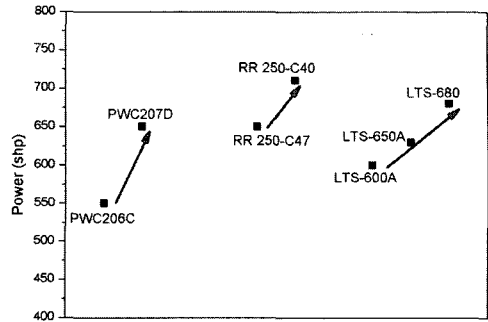


Fig. 7 Engine Power Growth Potential

대기조건에서 각각 3%와 4% 엔진성능이 저하되며 Honeywell 엔진은 16% 엔진성능이 저하되는 것을 볼 수 있다. 따라서 Honeywell 엔진이 상대적으로 대기조건에 영향을 더 많이 받는 것을 알 수 있다.

Figure 7은 후보엔진의 향후 출력증가 능력을 비교한 결과이다. 통상 엔진출력증가는 증가여력과 증가시 추가비용이 중요하다. 엔진출력 증가 요구에 따른 엔진모델변경이 엔진장착 요구도 변화로 이어지는데 경우에 따라 새로운 비행체를 개발하는 것이 보다 경제적이 될 수도 있다. 따라서 동일한 외형의 다른 출력을 갖는 엔진시리즈 라인업이 요구되기도 한다. P&WC와 Honeywell 엔진은 하나의 플랫폼에 기초한 엔진시리즈로 최소의 장착요구도 변경만으로 엔진교체가 가능하다. 특히 P&WC의 경우 206C에서 207D로 엔진을 교체할 경우, 엔진출력축 및 엔진마운트 브라켓 교체만으로 엔진 교체가 가능하다. 통상의 헬리콥터 개발과정에서 나타난 요구출력 증가율은 블랙호크의 경우 약8%, 코만치의 경우 약 17%로 본 개발에서 고려 중인 후보엔진은 최대 출력 증가분 18% 내에서 스마트무인기의 요구출력 증가를 보장할 수 있다.

Table 5. Typical Turboshaft Engine Data

	T700-701C	T800-LHT-801
대표 적용기종	UH-60	코만치
동력 대 무게비	6.81	7.77
비출력	260.93	253.48

C. 흡기구 개념 비교

터보샤프트엔진의 공기흡입구는 Fig. 8에서 볼 수 있듯이 전면형 또는 동압형 흡입구와 측면형 또는 정압형 흡입구로 구분할 수 있으며 Table 6은 각 type의 장단점을 설명하고 있다. 이런 구분법에 의해 후보엔진을 분류하면 Honeywell과 P&WC는 측면형 흡입구, RR은 전면형 흡입구로 나누어진다. 스마트무인기의 비행속도 영역은 통상의 헬리콥터 영역과 프로펠러 고정익기 영역을 모두 포함하기 때문에 전면형이나 측면형 한 가지만을 고려할 수 없다. Fig 9와 같이 엔진 형태에 따라 전면형 흡입구의 엔진은 비행체 공기

Table 6. Engine Intake Configurations

	장점	단점
전면형 흡입구	-높은 램 효과 -낮은 유동 왜곡 -호버링시 적은 재흡입 발생 -전진비행시 적은 경계층 흡입 -전진비행시 재흡입 미발생	-호버링시 높은 압력손실 발생 -무거움 -제작이 어려움 -흡입박리 발생 -장착/유지/보수가 어려움
측면형 흡입구	-간단, 경량 -적은 공기 저항 -FOD 위험이 낮음	-낮은 램 효과 -높은 압력 왜곡 -높은 재흡입 발생

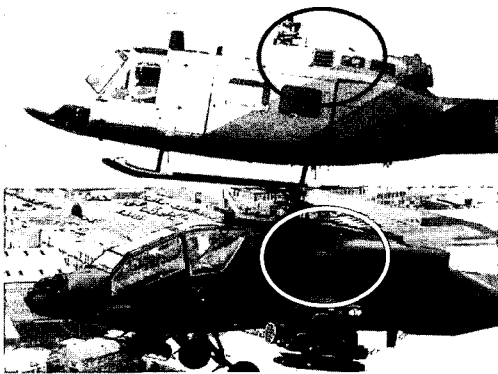


Fig. 8 Helicopter Air Intake Configurations

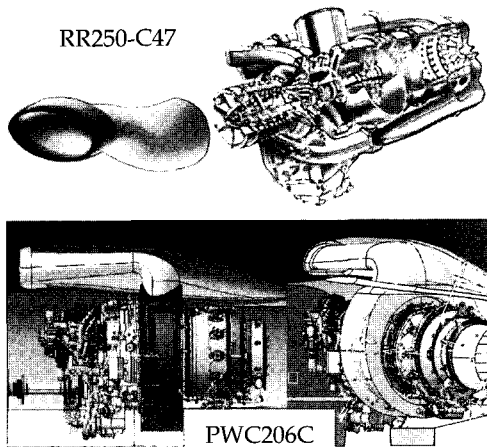


Fig. 9 Engine Intake Configurations

흡입구에서 엔진 흡입구까지 덕트를 S형태로 직접 연결하는 방식을 고려했으며 측면형 흡입구 엔진은 엔진 흡입구 주위에 플레넘을 만들고 이를 비행체 공기흡입구와 연결하는 방식을 고려했다.

두 가지에 대한 해석결과 전면형 흡입구의 엔진은 호버링 상태에서 흡입덕트에서 발생할 수 있는 입구왜곡을 포함한 흡입공기 유질문제에 취약함을 발견하였다. 이에 반해 측면형 흡입구 엔진은 호버링 상태에서 발생할 수 있는 흡입공기의 유질문제에 대해 플레넘과 측면형 흡입구의 입구왜곡 마진 특성에 문제발생 확률이 매우 낮음을 볼 수 있었다.[2]

스마트무인기는 제한된 최대이륙중량에 목표 항속거리와 비행속도를 갖기 때문에 최대 비행체 크기와 요구 연료탱크 크기 결정이 매우 제한적이다. 엔진 효율에 따라 결정되는 연료탱크의 크기는 제한된 비행체 내부공간을 고려할 때 최대 연료효율을 갖는 엔진을 요구한다. 스마트무인기의 동력계통 특성은 비행체 중앙의 엔진 출력을 기어박스를 통해 양쪽 날개의 로터로 전달하는 방식으로 부가장치를 사용하지 않는 이상 엔진 출력축 높이가 기어박스과 날개의 높이를 결정하게 된다. 또한 연료탱크가 엔진 아래쪽에 위치하기 때문에 엔진자체의 출력축 위치가 유효 연료탱크 크기에 영향을 주게 된다. Fig 10과 Table 7에서 볼 수 있듯이 비행체 공력특성을 고려하여 우선 날개 위치를 결정하고 엔진을 장착할 경우, 엔진의 크기와 출력축의 상대적 위치에 따라 기존 비행체의 형상을 수정해야 하는 경우가 발생하게 된다.

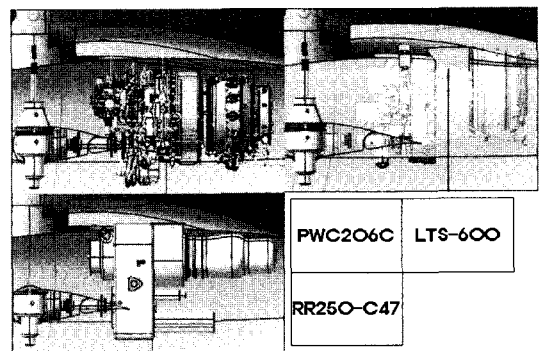


Fig. 10 Engine Installation

Table 12. Installation Impact on Ref. OML

엔진모델	형상 영향	비고
PWC206C	기존 OML 내부에 장착가능	-
LTS-600A	기존 OML 일부 수정 필요	엔진 플레넘 탈착 가능
RR250- C47	기존 OML 대폭 수정 필요	비행체 흡입구 수정 포함

D. 엔진장착성 비교

결과적으로 크기가 작으면서 출력축이 엔진의 최대한 하부에 있으며 엔진하부에 특별한 돌출물이 없는 것이 최적의 엔진형상이다. Fig 11은 엔진을 주어진 공간에 장착하기 위해 기울여 배치한 개념으로 기존 OML을 수정하지 않고 Honeywell 엔진을 장착할 수 있는 방안이었으나 복잡한 구조설계, 엔진자세 여유영역과 유지 보수 문제로 고려대상에서 제외되었다.

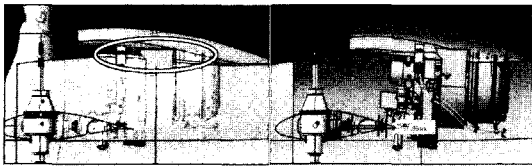


Fig. 11 Tilted Engine Installation

E. 운용 자세각도 비교

스마트무인기는 터보샤프트엔진을 장착한 무인기로서 통상의 유인항공기가 방향전환 등을 위해 짧은 시간동안만 사용하는 기울임 등의 자세를 전체비행시간의 절반 이상 유지할 수 있어야 하는 요구사항이 있다.[3] Table 8은 이런 요구사항을 만족시키기 위해 엔진이 만족시켜야 하는 정적상태 자세조건으로 모든 영역에서 5시간 이상 연속엔진운전이 가능해야 한다. 모든 후보엔진의 연속운용가능 자세각도는 피치가 요구사항의 약 3배 이상, 롤이 약 1.5배 이상의 영역을 가져 스마트무인기의 자세요구조건을 모두 만족시킨다.

Table 13. Attitude Requirements

Flight Mode	Attitude	
	Pitch (°)	Roll (°)
Climb	12	-2 ~ 2
Climb Turning	8	-10 ~ 10
Loitering	10	15
Descent	-4	-2 ~ 2

3. 결 론

틸트로터 방식의 스마트무인기에 장착될 터보샤프트엔진은 체계종합 부서와 추진장치 담당부서가 공동으로 요구사항을 도출하고 이를 기준으로 기존의 상용엔진을 대상으로 엔진 선정작업을 수행하였다.

1) Rolls-Royce(RR250-C40B/C47), Turbomeca(Arrius 2K), Honeywell(LTS-600A-3), Pratt & Whitney Canada(PWC206C)등 4개 엔진사의 5가지 엔진을 비교대상으로 선정하였다.

2) 틸트로터 방식의 특수요구조건 중 하나인 파워터빈의 회전수변화폭이 100~80%일 것을 만족시키지 못하는 Turbomeca의 Arrius 2K 모델은 대상엔진에서 제외하였다.

3) 요구출력 대 엔진출력 및 출력의 마진비율 등을 고려했을 때 PWC206C엔진이 가장 적합한 출력 마진을 갖는다.

4) 동력 대 무게비 및 비출력은 큰 엔진일수록 좋은 값을 갖는다. 따라서 스마트용 엔진선정에 중요 변수로 보지 않았다.

5) 향후 출력증가 능력은 3개 후보엔진 모두 충분한 가능성을 갖으며 특히 PWC206C는 엔진출력증가시 최소 비행체 수정비용으로 207D 모델로 교체, 업그레이드가 가능하다.

6) 넓은 비행속도 영역에서 운전하는 스마트무인기는 통상의 헬리콥터나 터보프롭의 흡기장치 설계방식을 그대로 사용할 수 없다. 형태는 흡입공기유질에 비교적 영향을 적게 받는 플래넘 형태를 선정하였으나 내부 흡입덕트 설계는 외부형상과 무관하게 별도로 진행해야 한다. 해석결과 측면형 흡입구의 Honeywell과 P&WC 엔진이 유리함을 알 수 있었다.

7) 엔진선정과 병행으로 진행된 비행체 기준 OML 설계결과와의 비교에서는 PWC206C가 가장 적합하였다. Honeywell은 기존엔진의 플래넘 부분탈착과 접화기 수정 등 최소변경을 제안하였으며 RR250-C47은 엔진크기와 엔진출력축의 위치문제로 기존 OML 수정폭이 매우 큼을 알 수 있다. 향후 엔진출력증대를 고려할 때 엔진교체를 최소의 비용으로 수행할 수 있는 것이

P&WC엔진이다. 따라서 장착측면에서 P&WC엔진이 가장 적합함을 알 수 있다.

8) 운용자세각도는 모든 후보엔진이 자세요구도를 만족하였으나 기종에 따라 roll 운용범위가 작은 것도 있다.

1차 엔진 기술검토를 통해 틸트로터 방식의 특수요구조건을 만족시키지 못한 Turbomeca Arrius 2K과 가장 큰 여유동력마진, 전면형 흡입구, 장착을 위한 기준 OML 수정 등의 항목에서 가장 나쁜 평가를 받은 Rolls-Royce RR250-C47이 제외되었다. 따라서 P&WC의 PWC206C 엔진과 Honeywell의 LTS-600 엔진이 최종선정 대상엔진으로 결정되었으며 기술, 가격 및 기타 엔진사

기술지원 등에 대한 제안서 평가를 통해 PWC206C엔진이 최종 결정되었다.

참 고 문 헌

1. Jane's Information Group, "Jane's Aero-Engines", Issue12, Sept. 2002, pp.512-513, 549-551
2. 정용운, 전용민, 양수석, "스마트 무인기 흡기구 설계 및 성능해석", 한국추진공학회지, 제7권, 제3호, 2004
3. 스마트무인기 기술개발사업단, "비행체 개발규격서 (SUDC-DS-B1-03-001-R0)", 2005.3