

소형 무인헬기를 이용한 항공방제기술 (II)¹

- 동력부의 개발 -

Aerial Application using a Small RF Controlled Helicopter (II) - Development of Power Unit -

석태수*	구영모*	이채식**	신시균*	강태경**	김승희**
정희원	정희원	정희원		정희원	정희원
T.S.Seok	Y.M.Koo	C.S.Lee	S.K.Shin	T.K.Kang	S.H.Kim

1. 서론

농산물 시장의 개방화가 급속도로 진행되어 가면서 이러한 여건변화에 대응한 고품질 농산물의 생산비절감을 위한 생산기술이 보다 절실히 요구되는 시기이다. 제 1보에서 지적한 바와 같이 무인 헬리콥터를 이용한 방제기술은 일본 등지에서는 이미 실용화되어 (구영모 등, 2003) 소형무인헬기에 의한 살포면적이 704,000ha에 이르고 있으며 농작물 생육, 재해 공중감시 등 적용범위를 넓혀가고 있다. 2003년부터는 (주)무성항공이 일본 야마하의 농업용 무인헬기를 도입하여 병충해 방제에 직접 적용하여 살충 및 살균제를 살포하거나, 친환경 특성화 사업지역에서는 키토산, 목초액 등을 살포하고 있다.

현 방제작업의 노동집약적, 비효율적, 작업기피성 등을 고려할 때, 농산물의 경제적 생산을 위한 소형무인 항공방제기술을 개발하여 생력화함으로써 품질 및 가격에서 경쟁력을 갖출 수 있으리라 생각된다. 따라서 유상하중 20kg급 무인농용헬기의 개발의 제2보로서 헬리콥터의 핵심인 동력부의 엔진을 선발하고 성능을 평가함과 동시에 헬기설계목표에 적절한 트랜스미션의 제원을 설계하고 제작 구현하고자 하였다.

2. 재료 및 방법

2.1 엔진의 선발

헬리콥터의 설계는 보다 가볍고 고출력 엔진의 개발 또는 선발로부터 시작된다. 헬리콥터가 비행할 때 필요한 동력에는 유도동력, 형상동력 및 유해동력 등으로 구성되는데, 동력부는 자중을 이기고 유상하중을 발휘할 수 있는 충분한 동력을 제공해야한다 (박춘배, 1992, Leishman, 2002). 엔진은 그 용도와 임무에 따라 선발되며 현재 일본에서 운용되고 있는 농용 무인헬리콥터 Rmax (야마하 발동기)를 본 연구의 연구목표로 삼아서, 표1 에 보인 공랭식 2-사이클 엔진

1) 본 연구는 농업공학연구소 경상과제로 수행되었음.

* 경북대학교 생물산업기계공학과

** 농업공학연구소

(240-B2, 3M)을 연구의 설계목적에 적당한 헬기의 동력부로 선발하였다. 이는 총 배기량이 239cc로서 최대 21PS의 출력을 발휘할 수 있으며, 자중(6.7kg-관련 전장품을 포함하여 8.0kg)이 비교적 가볍다. 선발된 엔진의 자중에 대한 출력비가 2.63으로 Rmax의 수냉식 엔진보다 월등히 높았으며, 실린더의 배치가 대향형식으로 엔진 자체의 진동을 상쇄하는 효과를 갖고 있어 항공용으로 적합하였다.

Table 1 Specification of the selected engine for an agricultural helicopter.

Engine	2-cylinder, 2-cycle	Displacement (cc)	239
Cooling type	Air cooling	Stroke (mm)	46
Weight (kg)	6.7 (8.0)*	Bore (mm)	57.5
Max output (PS)	21	Engine Speed (rpm)	1200-7000

* necessary parts included for self-running

2.2 동력부와 동력계의 구성

엔진으로부터 나온 동력을 전달받아 헬리콥터의 메인 로터의 적정 회전수를 얻기 위한 트랜스미션을 제작하였다. 최대마력을 얻을 수 있는 엔진회전수에 대하여 적정 메인 로터축의 회전수가 트랜스미션의 감속비가 되는데 시작기의 트랜스미션은 엔진의 동력시험이 1차 목적이었으므로 1:5의 감속비(기어비)로 결정하였다. 그림 1은 선발된 엔진과 시제작된 트랜스미션까지의 동력전달 계통을 나타내는 조립도로써 연료계통, 전기계통, 배기계통, 시동장치, 엔진의 냉각을 위한 강제 냉각팬 및 RC조정을 위한 조정장치 등이 부착된 상태이다. 테일축은 엔진축의 회전속도를 1.5배 증속시키는 기어비로 설계하였으며 로터축에서의 예상토크는 $1,300\text{kg}_f \cdot \text{cm}$ 이다.

엔진의 성능곡선을 얻기 위하여 Prony 동력계를 구성하면서 부하를 가하는 제동장치 및 토크를 측정하기 위한 토크미터 등을 설치하였다(그림 2). 엔진의 회전수 5,500~6,500 rpm에서 최대마력 21PS이 발휘될 것으로 예상하여 토크미터를 선정하였는데, 트랜스미션을 거친 후의 회전수

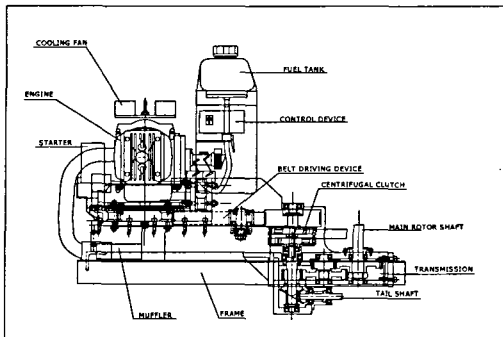


Fig. 1 A design of the power train to main rotor shaft, driven by the 2-cycle engine through the geared transmission

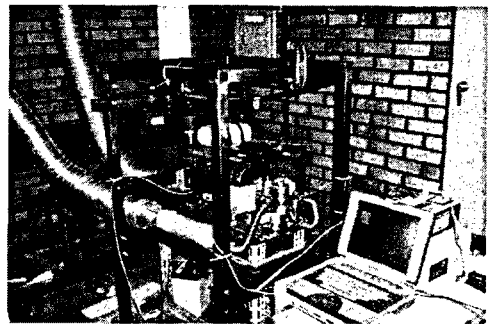


Fig. 2 Laboratory setup of the dynamometer testing the prototype power unit for an agricultural helicopter.

는 약 1,100~1,300으로 예상되므로 안전율을 고려하여 2,300kgf·cm의 용량의 모델(01324-023, Sensor Development, Inc)을 선정하였다.

엔진의 하단 플리와 트랜스미션의 테일 축에 엔코더를 설치하여 엔진 회전속도와 클러치 이후의 테일축 회전속도를 측정하였다. 엔진의 냉각팬(fin)부근의 냉각풍 온도를 감지 할 수 있는 K-thermocouple과 배기관 근처에는 접촉식 digital thermister를 장치하였으며, 데이터는 집록장치 (21X SM192)에 저장하였다. 연료소비량은 소비량을 일정 채워 넣는 메스실린더 법을 이용하였다.

2.3 실험방법

엔진의 성능실험은 목표마력이 설정되고 엔진의 회전수 조정정도에 따라 목표마력에 대응하는 최대부하의 적절한 순간에서 토크와 회전수를 측정함으로써 엔진회전수에 대한 제동마력을 계산할 수 있다 (Plint, 1995). 엔진의 동력시험은 과부하 또는 급격한 무부하 상태에서 엔진이상을 고려하여 80%수준의 출력으로 실시하였으며, RC조정에 의한 회전수와 브레이크 감각에 의한 부하의 수준을 숙련된 감각에 의하여 동시에 적절한 수준으로 맞추려 노력하였다. 각 실험에서 3-5번의 반복을 행하였으며, 충분한 부하를 받아 의미 있는 수치로 판단된 데이터를 모아 성능곡선에 적용하였다.

그림 3은 엔진의 성능실험에서 목표 마력에 대한 엔진 회전속도 및 최대 토크를 측정하는 과정에서 저장된 제7번 실험의 기록이다. 엔진이 구동되고 회전수가 증가함에 따라 로터축 회전수 750 rpm에서 원심클러치가 접속되어 동력이 전달되기 시작하고 로터축이 구동된다. 트로틀을 증가시키면서 대응하는 부하를 증가시켜, 로터(엔진)회전수를 목표치에 근사하게 유지시키며 부하를 증가시키면 최종적으로 해당 회전수에 대한 최대 토크를 얻을 수 있다. 이와 같은 요령으로 목표 회전수를 증가시키면서 재차 반복하면서 엔진회전수와 최대토크를 얻고 이에 따른 마력을 계산하여 엔진 동력성능의 자료를 얻었다.

기어비로 나눈 엔진 회전속도와 클러치 이후 메인로터의 회전속도의 차이는 클러치에서의 슬립을 의미하고 그림 4에 나타내었다. 클러치가 접속되면서 슬립은 수 rpm으로 떨어졌고, 회전수

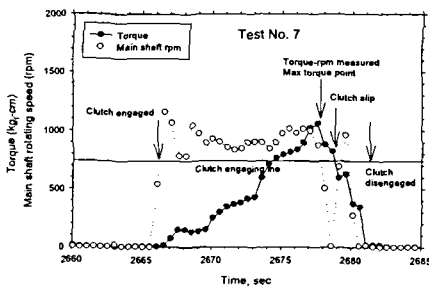


Fig. 3 Test procedure measuring maximum torque at a target rpm and power using the Prony type dynamo-meter

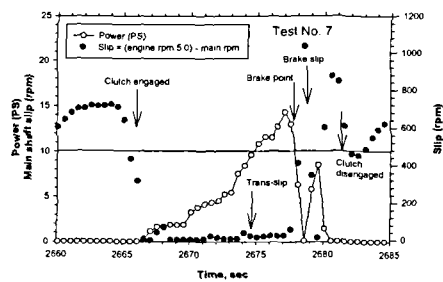


Fig. 4 Determination of power and the slip at the clutch (an example from test No.7)

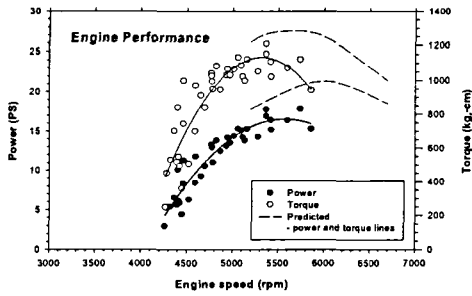


Fig. 6 Engine performance curve

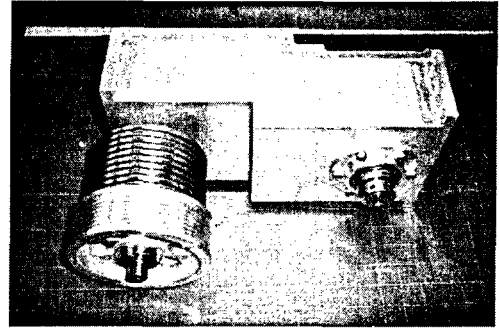


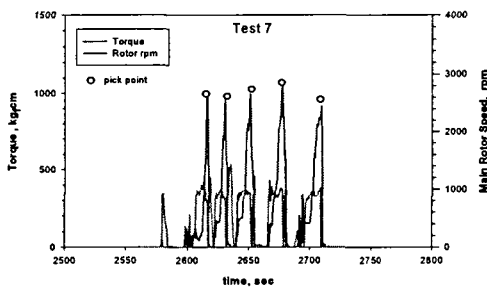
Fig 7 The redesigned transmission assembly and specification

를 유지하면서 계속 부하를 증가하면 슬립은 점차로 증가하나 메인로터축 회전속도기준으로 수십 rpm에서 유지되었다. 제동점의 위치는 실험과정의 신뢰성을 바탕으로 선정하였고 순간 회전속도와 토크를 이용하여 제동동력을 계산하였다.

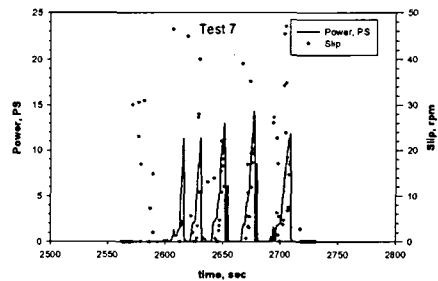
3. 결과 및 고찰

3.1 제동동력

실험에서 얻은 1차 데이터의 전형적인 형태는 그림 5(a)와 같으며 5개의 반복이 있는 제7번 실험을 그림에 보였다. 이러한 초기 데이터로부터 제동점을 선정하고 순간 엔진회전수와 토크 값을 이용하여 최대 제동동력을 얻었다. 그림에는 5개의 제동점이 선택(pick point)되었는데, 그림 5(b)에는 계산된 동력 및 슬립의 추이를 나타내어 선정된 제동동력점이 신뢰할 수 있는지를 판단하였다. 슬립(로터회전속도 기준)의 크기는 제동점에 도달하는 과부하상태에서 20-30 rpm로 나타나 약 2-3%의 클러치 슬립율을 보였다. 엔진블록의 온도를 측정된 결과 TC의 방법으로는 65~70℃, DT 방법은 130~140℃로 측정되었다.



(a) torque and main rotor speed



(b) power and slip

Fig. 5 Measuring torque and rotor speed and picking brake point for the calculation of the power and slip for test No. 7.

3.2 성능곡선과 트랜스미션의 설계

분석 결과로서 엔진의 성능곡선은 회전속도에 대한 동력과 토크를 표시함으로써 얻을 수 있었다(그림 6). 엔진 성능 실험은 최대출력의 80%수준에서 실험한 결과로서, 엔진 회전수가 5,200 rpm에서 최대 토크를 보였으며 그 값은 1,208 kgf·cm 였다. 또한 5,700 rpm에서 17.8 PS의 최대동력이 발생하였다. 최대동력보다 최대토크가 약간 낮은 엔진회전속도에서 나타남을 알 수 있다. 그림 6의 점선으로 나타낸 곡선은 최대 윤활유 혼합비(1:70) 상태에서 최적의 운행상태라고 가정 할 때 얻을 수 있는 동력과 토크의 이론 예상 곡선이다. 이때 약 6,000 rpm의 엔진 회전속도에서 최대의 동력이 얻어 질 것으로 예상된다. 니들 밸브의 적절한 조정으로 동력을 증가시키면서 매연을 줄일 수 있었고 연료소비율도 평균 48cc/min(2.9 L/hr)로 줄일 수 있었다.

목표 트랜스미션의 상용회전수는 주 로터의 끝단에서의 속도가 실속이나 와류진동을 일으키는 정도의 선속도가 되지 않도록 제한하며 양력을 최대로 생성할 수 있는 속도에 의하여 결정된다 (이수갑, 2003). 동력부 실험결과를 기초로 트랜스미션의 기어비를 조정할 필요가 있었으며 최대마력시 주로터축의 회전속도를 800~900 rpm가 되도록 적절한 트랜스미션의 기어비를 3단 감속으로 설계하였다. 그림7에 재설계 제작된 트랜스미션을 보였다.

4. 요약 및 결론

헬리콥터의 핵심인 동력부의 엔진을 선발하고 성능을 평가함과 동시에 헬기설계목표에 적절한 트랜스미션의 제원을 설계하고 구현하고자한 본 연구의 목적에 따른 동력부 개발결과를 요약하면 다음과 같다: ① 자중에 대한 출력비가 2.63에 이르는 공냉식 2기통 2-사이클 엔진을 선발하였다. ② 엔진 성능실험을 위한 트랜스미션 시작기를 제작하고 동력부를 구성하였으며 성능곡선을 얻기 위하여 동력계를 구성하였다. ③ 윤활유의 혼합비와 운전상태가 최적으로 예상하였을 경우 5900~6200rpm에서 최대 가용출력을 얻을 수 있을 것으로 예상하였다. ④ 실험중 평균연료 소모량은 2.9 L/hr으로 나타났다. ⑤ 배기관 근처의 접촉 온도가 130~140℃로 측정되었다. ⑥ 상기 실험의 결과로부터 농용헬기의 메인로터 구동용 트랜스미션의 적절한 감속비를 설정하였고 제작하였다.

5. 참고문헌

1. 박춘배 (R.W. Prouty 원저). 1992. 헬리콥터의 이해. 경문사 .
2. 이수갑, 최기영, 장세명 (S. Newman 원저) 2003. 헬리콥터 공학. 도서출판 인터비전.
3. 구영모, 이채식, 신시균, 강태경. 2003. 소형 무인헬기를 이용한 항공방제기술 (I): -현황 및 타당성고찰- 한국 농업기계 학회 동계학술대회 논문집 8(1): 63-68.
4. Leishman, J.G., 2002. Principles of helicopter aerodynamics. Cambridge University Press.
5. Plint, M. and A. Martyr. 1995. Engine testing theory and practice, Oxford, Boston.