

## 소형 무인헬기를 이용한 항공방제기술 (II) - 동력부의 개발 -

석태수 구영모 이채식 신시균 강태경 김승희

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

T. S. Seok Y. M. Koo C. S. Lee S. K. Shin T. G. Kang S. H. Kim

#### Abstract

Opening agricultural market progresses radically, reducing cost of high quality agricultural products becomes urgent. Aerial application using an agricultural helicopter helps precise and timely spraying and reduces labor intensity and pollution. The development of an agricultural helicopter was necessary for taking advantages of both technique and economy.

In this study, as the first stage of developing an unmanned helicopter capable of 20kg payload, an engine was selected and a prototype transmission was designed for an agricultural helicopter. Prony type dynamo-meter was constructed, the engine was tested and then performance curve was obtained. The centrifugal clutch was engaged at the rotation speed of 3,500-4,000 rpm. Maximum power was expected at the engine speed of 5,900-6,200 rpm when adjusted at the optimal output. Based on the test results, the transmission was designed for driving main rotor shaft.

**Keywords :** Unmanned helicopter, Dynamo-test, Engine performance curve, Transmission

#### 1. 서론

농산물 시장의 개방화가 급속도로 진행되어 가면서 이러한 여건변화에 대응한 고품질 농산물의 생산비절감을 위한 생산 기술이 보다 절실히 요구된다. 제 1보에서 지적한 바와 같이 무인 헬리콥터를 이용한 방제기술은 일본 등지에서는 이미 실용화되어(구영모 등, 2003) 소형무인헬기에 의한 살포면적이 704,000 ha(2005년 현재)에 이르고 있으며 농작물 생육, 재해 공중감시 등 적용범위를 넓혀가고 있다. 2003년부터는 (주)무성항공이 일본 야마하의 무인헬기 도입하여 병해충 방제에 직접 적용하여 살충 및 살균제를 살포하거나, 친환경 특성화 사업지역에서는 키토산, 목초액 등을 살포하고 있다(구

영모 등, 2006).

헬리콥터 발전의 역사적 기록에서도 볼 수 있듯이 엔진 자중에 대한 출력비가 고성능 헬리콥터 설계의 주된 열쇠였다. 2차 대전 초기 엔진 자중에 대한 출력비가 향상된 가솔린 엔진의 사용과 반토크 문제나 안정성 문제 등을 해결함으로써 성공적인 수직 비행을 할 수 있어 전형적인 형태의 헬리콥터의 모양이 나타나기 시작했으며, 이 시기의 가장 두드러진 기술 발전은 효율적인 왕복 기관과 터빈 엔진의 설계였고, 고정익기와 회전익기의 발전에 지대한 영향을 미쳤다(Leishman, 2002; 이강희, 1996).

헬리콥터가 비행할 때 필요한 동력에는 유도동력, 형상동력 및 유해동력 등으로 구성되는데, 동력부는 자중을 이기고

This study was supported by a fund of National Institute of Agricultural Engineering. This article was submitted for publication in March 2006, reviewed and approved by the editorial board of KSAM in April 2006. The authors are T. S. Seok, KSAM member, Assistant, Y. M. Koo, KSAM member, Professor and S. K. Shin, Intern Researcher, Dept. of Bio-industrial Machinery Engineering, Kyungpook National University, Daegu, Korea, C. S. Lee, KSAM member, T. G. Kang, KSAM member, and S. H. Lee, KSAM member, National Institute of Agricultural Engineering, Suwon, Korea. The corresponding author is Y. M. Koo, Professor, Dept. of Bio-industrial Machinery Engineering, Kyungpook National University, Daegu, Korea; E-mail : <ymkoo@knu.ac.kr>

유상하중을 발휘할 수 있는 충분한 동력을 제공해야 한다(이수갑, 2003). 엔진은 그 용도와 임무에 따라 선발되며 이 과정은 종합적인 설계 및 실험을 거쳐야 하지만, 현재 일본에서 운용되고 있는 농용 무인헬리콥터 Rmax(아마하 발동기)를 본 연구의 벤치마킹의 대상으로 삼았다(Yamaha website).

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

## 2. 재료 및 방법

### 가. 엔진의 선발

헬리콥터의 설계는 보다 가볍고 고출력 엔진의 개발 또는 선발로부터 시작된다. 엔진은 그 용도와 임무에 따라 선발되며 현재 일본에서 운용되고 있는 농용 무인헬리콥터 Rmax(아마하 發動機(주))가 본 연구개발 목표의 대상이었다. 이 헬리콥터는 21PS의 출력을 낼 수 있는 246 cc 배기량의 2-사이클 수냉식 대향엔진을 탑재하고 있는데, 최대 이륙중량이 93 kg이며 유상(탑재)하중은 30 kg이다.

표 1에 보인 공랭식 2-사이클 엔진(240-B2, 3M)은 엔진의 자중에 대한 출력비가 2.63으로 Rmax의 수냉식 엔진보다 월등히 높았으며, 실린더의 배치가 대향형식으로 엔진 자체의 진동을 상쇄하는 효과를 갖고있어 항공용으로 적합하여 연구의 설계목적에 적당한 헬기의 엔진으로 선발하였다. 이는 총 배기량(2-실린더)이 239 cc로서 최대 21PS의 출력을 발휘할 수 있으며, 자중(6.7 kg-관련 전장품을 포함하여 8.0 kg)이 비교적 가볍다.

### 나. 동력부 구성

동력부는 엔진, 클러치와 트랜스미션 등으로 구성된다. 엔

진에서 얻어진 동력은 클러치와 감속기어를 통하여 로터허브와 연결이 되며 엔진 동력의 일부는 별도의 증속기구를 통하여 테일로터를 구동한다. 엔진동력은 트랜스미션을 통해 메인로터 축에 동력의 80%정도, 테일로터 축으로는 15%이하의 동력이 전달되므로 설계시 동적 특성이 서로 다른 것에 유의해야 한다(박춘배, 1993).

최대마력을 얻을 수 있는 엔진회전수에 대하여 적정 메인 로터축의 회전수가 트랜스미션의 감속비가 되는데 시작기의 트랜스미션은 엔진의 동력시험이 목적이었으므로 1:5의 감속비(기어비)로 제작하였다. 엔진으로부터 나온 동력을 벨트로 전달받아 헬리콥터의 메인 로터의 적정 회전수를 얻기 위한 기어트레인 트랜스미션을 제작하였다. 트랜스미션의 설계는 메인로터의 끝단에서의 선속도가 실속이나 와류진동을 일으키는 정도의 회전 속도가 되지 않도록 제한하며, 양력을 최대로 발휘할 수 있는 선속도에 의하여 결정된다.

그림 1은 선발된 엔진과 제작된 트랜스미션까지의 동력전달 계통을 나타내는 조립도로써 연료계통, 전기계통, 배기계통, 시동장치, 엔진의 냉각을 위한 강제 냉각팬 및 RC조정을 위한 조정장치 등이 부착된 상태이다. 동력단속을 위한 원심 클러치는 2편을 장착하고, 테일축은 엔진축의 회전속도를 1.5 배 증속시키는 기어비로 설계하였으며 로터축에서의 예상토크는 1,300 kg·cm이다.

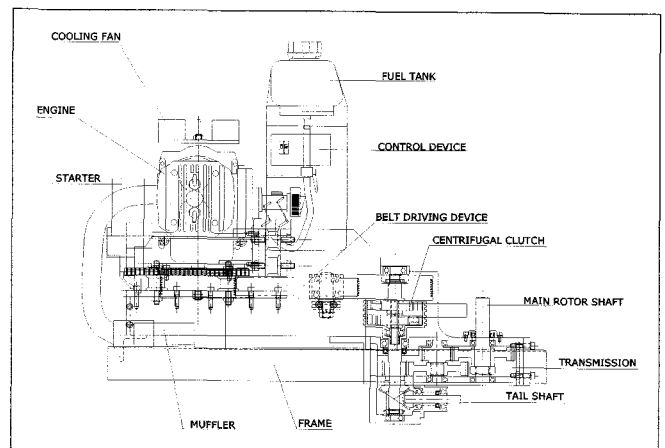


Fig. 1 A design of the power train to main shaft, driven by the 2-cycle engine through the geared transmission.

Table 1 Specification of the selected engine for an agricultural helicopter

Engine	2-cylinder, 2-cycle	Displacement (cc)	239
Cooling type	Air cooled	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

다. 동력계의 구성

일반 동력계를 입식형으로 적용할 수 없는 이유로 Prony type 동력계를 제작하여 실험에 적용하였다. 엔진의 성능곡선을 얻기 위하여 동력계를 구성하면서 부하를 가하는 제동장치 및 토크를 측정하기 위한 토크미터 등을 설치하였다(그림 2). 엔진의 마력이 5,500~6,500 rpm에서 최대마력이 21PS 가 될 것으로 예상하여 토크미터를 선정하였는데, 트랜스미션(감속비 1:5)을 거친 후의 회전수는 약 1,100~1,300 rpm으로 예상되므로 안전율을 고려하여 2,300 kgf·cm의 용량의 모델(01324-023, Sensor Development, Inc)을 선정하였다.

엔진의 하단 풀리와 트랜스미션의 테일 축에 엔코더를 설치하여 엔진 회전속도와 클러치 이후의 테일축 회전속도를 측정하였다. 엔진의 냉각핀(fin)부근의 냉각풍 온도를 감지 할 수 있는 K-type thermocouple(TC)과 배기관 근처에는 접촉식 digital thermister(DT)를 장치하였으며, 데이터는 집록장치(21X SM192, Campbell Scientific Inc.)에 저장하였다. 실험중 목표토크를 조정하기 위하여 실시간 토크 값을 표시창(L20010WM1, Laurel Inc)에 나타내낼 수 있도록 장치하였다(구영모 등, 2000). 엔진배기관의 끝에는 실내실험을 위한 연소가스를 배출할 수 있는 덕트를 설치를 했고, 연료소비량은 소비량을 일정 채워 넣는 메스실린더 법을 이용하였다.

라. 실험방법

엔진의 성능실험은 목표마력이 설정되고 엔진의 회전수 조정도에 따라 목표마력에 대응하는 최대부하의 적절한 순간에서 토크와 회전수를 측정함으로써 엔진회전수에 대한 제동마력이 계산되었다(Plint and Martyr, 1995). 엔진의 동력시험은 과부하 또는 급격한 무부하 상태에서 엔진이상을 고려하

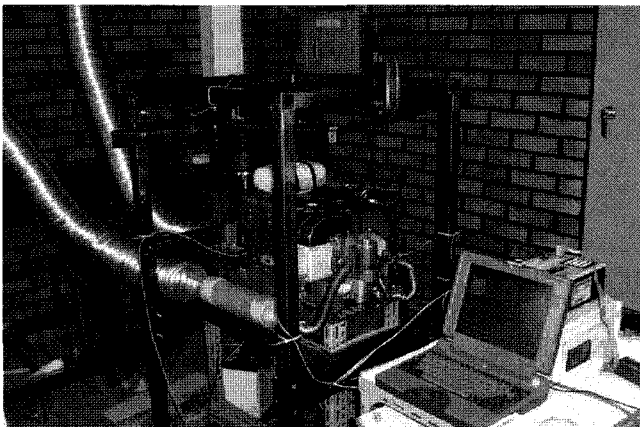


Fig. 2 Laboratory setup of the dynamo-meter, testing the prototype power unit.

여 80% 수준의 출력으로 실시하였으며, RC조정에 의한 회전수와 브레이크 감각에 의한 부하의 수준을 숙련된 감각에 의하여 동시에 적정한 수준으로 맞추려 노력하였다.

동력계 실험은 목표 마력을 증가시키면서 행하였으며 각 실험에서 3-5번의 반복을 행하였다. 실험에서 충분한 부하를 받아 의미 있는 수치로 받아들여진 데이터를 모아 성능곡선에 적용하였다. 엔진의 회전수와 클러치 이후 테일 축의 회전수를 측정하였고 데이터의 검증을 위하여 메인 축의 회전축을 비접촉식 타코미터(Shimpo-DT205B)를 이용하여 확인하였다.

그림 3은 엔진의 성능실험에서 목표 마력에 대한 엔진 회전속도 및 최대 토크를 측정하는 과정에서 얻어진 대표적인 데이터이다. 엔진이 구동되고 회전수가 증가함에 따라 로터축 회전수 750 rpm(엔진 회전수 환산 3,750 rpm)에서 원심 클러치가 접속되어 동력이 전달되기 시작하고 로터축이 구동된다. 실제 로터축의 회전수는 클러치 이후의 테일축으로부터 검출하여 테일 기어비를 적용하여 나타내었다. 트로틀을 증가시키면서 대응하는 부하를 증가시켜, 로터(엔진)회전수를 목표치에 근사하게 유지시키며 부하를 증가시키면 최종적으로 해당 회전수에 대한 최대 토크를 얻을 수 있다. 최대 토크가 얻어질 순간에 엔진이 과부하를 견디지 못하면서 회전수가 급감하고 클러치가 분리되어 동력이 단속되었다가, 다시금 갑자기 엔진 회전수가 증가하면서 재차 동력이 접속되거나 이로써 한 실험 실행이 끝나게 된다. 이와 같은 요령으로 목표 회전수를 증가시키면서 재차 반복하여 엔진회전수와 최대토크를 얻고 따른 마력을 계산하여 엔진 동력 성능분석의 자료를 얻었다.

그림 3으로부터 얻은 토크 및 회전속도 값을 이용하여 동력을 계산하였으며, 기어비로 나눈 엔진 회전속도와 클러치 이후 메인로터 축의 회전속도의 차이(그림 4)는 클러치에서

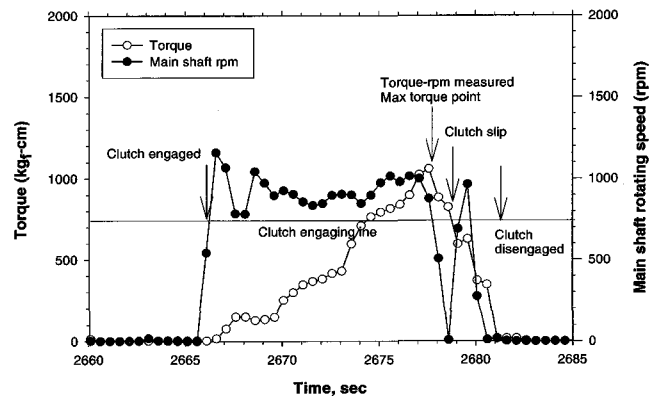


Fig. 3 Test procedure measuring maximum torque at a target rpm and power using the Prony type dynamo-meter.

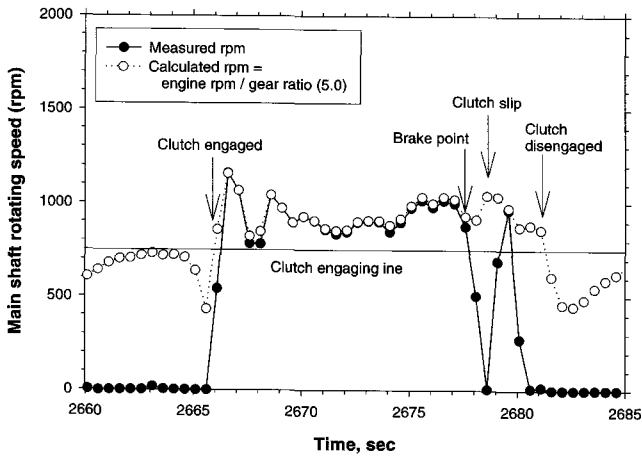


Fig. 4 Determination of the clutch slip using the rpm difference between the engine rpm divided by gear ratio (5:1) and main rotor rpm.

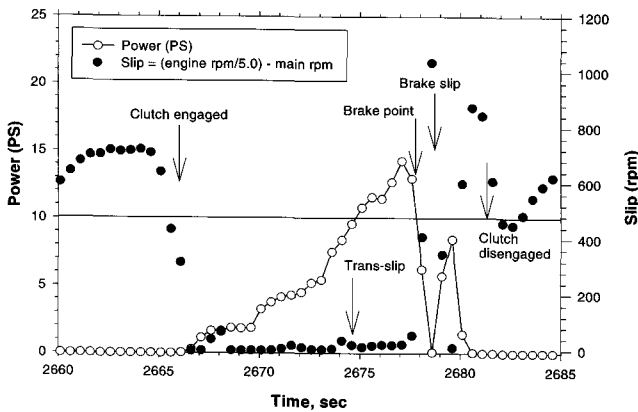


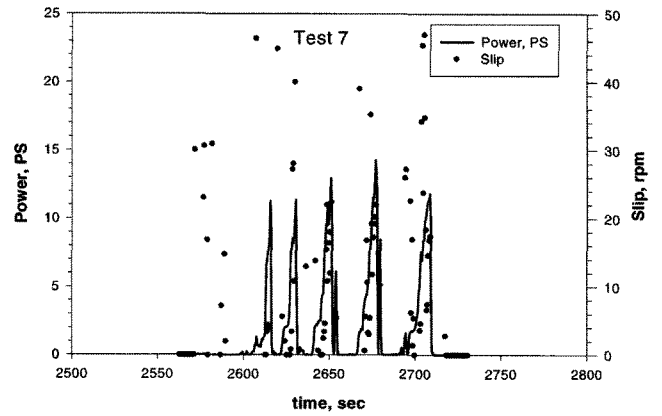
Fig. 5 Determination of the power and clutch slip.

의 슬립(slip)을 의미하고 그림 5에 나타내었다. 클러치가 접속되면서 슬립은 수 rpm으로 떨어졌고, 회전수를 유지하면서 계속 부하를 증가하면 슬립은 점차로 증가하나 메인로터축 회전속도기준으로 수십 rpm으로 제한되었다. 그림 5에서 예로든 최고마력은 14.7 PS로(로터 회전속도 약 1,000 rpm) 나타났으며, 제동점(brake point)에 이르면 갑자기 엔진 회전속도가 감소하면서 클러치가 단속되고 슬립이 급격히 증가함을 볼 수 있었다. 제동점의 위치는 실험 과정의 신뢰성을 바탕으로 선정하였고 순간 회전속도와 토크를 이용하여 제동동력을 계산하였다.

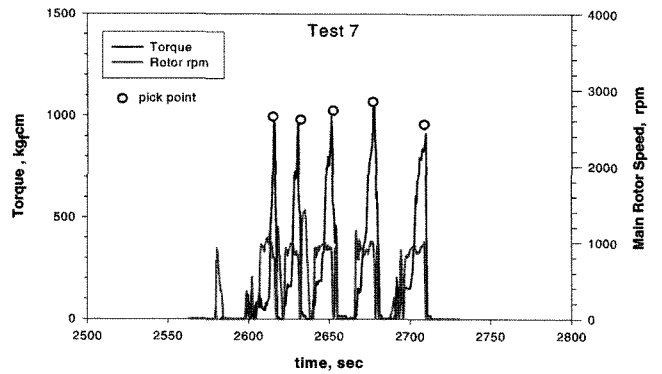
### 3. 결과 및 고찰

#### 가. 제동동력

실험에서 얻은 1차 데이터의 전형적인 형태는 그림 6(a)와



(a) torque and main rotor speed



(b) power and slip

Fig. 6 Measuring (a) torque and rotor speed and picking brake point for the calculation of (b) the power and slip.

같으며 5개의 반복이 있는 대표적인 실험을 그림에 보였다. 이러한 초기 데이터로부터 제동점을 선정하고 순간 엔진회전수와 토크값을 이용하여 최대 제동동력값을 계산하였다. 이 실험에서는 목표 동력을 12-14 PS로 하여 실험이 행하여졌음을 알 수 있고 약 1,000 kg·cm의 목표토크를 위하여 로터축 회전속도 1,000 rpm(엔진 회전수 환산 5,000 rpm) 전후에서 실험이 행하여 졌다. 그림에는 5개의 제동점이 선택(pick point)되었다.

그림 6(b)에는 계산된 동력 및 슬립의 추이를 나타내어 선정된 제동동력점이 신뢰할 수 있는 즉 충분한 부하를 받아 얻어진 동력인지를 판단하는 기준이 되었다. 테일축의 회전속도는 클러치를 거친 후의 속도이므로 클러치의 단속 및 슬립의 영향이 적용된 회전속도이다. 슬립(로터회전속도 기준)의 크기는 제동점에 도달하는 과부하상태에서 약 2-3%의 클러치 슬립율을 보였다. 엔진블록의 온도를 측정된 결과 냉각풍온(TC)은 65-70℃, 접촉온도(DT)는 130-150℃로 측정되었으며 아래(dn) 엔진헤드가 위(up)의 것 보다 높은 온도를 보였다.

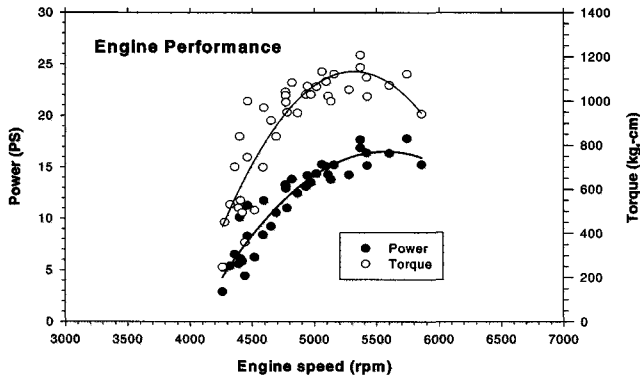


Fig. 7 Engine performance curve.

#### 나. 엔진 성능곡선

상기한 분석 결과로서 엔진 회전속도와 토크로부터 제동동력을 얻을 수 있었고 엔진의 성능곡선은 회전속도에 대한 동력과 토크를 표시함으로써 얻을 수 있었다(그림 7). 엔진 성능 실험은 최대출력의 80%수준에서 실험한 결과로서, 엔진 회전수가 5,200 rpm에서 최대 토크를 보였으며 그 값은 1,208 kg·cm였다. 또한 5,700 rpm에서 17.8 PS의 최대동력이 발생하였다. 최대동력보다 최대토크가 약간 낮은 엔진회전속도에서 나타남을 알 수 있다. 권장 윤활유 혼합비(1:70) 상태에서 최적의 운행상태를 유지하면 5,900-6,200의 엔진 회전속도에서 최대의 동력이 얻어 질 것으로 예상된다.

초기에는 니들 밸브의 느슨한 조정에 의해서 불완전연소를 유발했으나 이후 적절한 조정으로 동력을 증가시키면서 매연을 줄일 수 있었고 연료소비율도 평균 48 cc/min(2.9 L/hr)로 나타났다.

#### 다. 트랜스미션의 설계

트랜스미션의 설계는 메인로터축의 회전속도를 결정함으로써 시작된다. 벤치마킹의 대상인 야마하의 경우는 870 rpm을 상용회전수로 삼고있는데 이는 메인로터의 끝단에서의 속도가 실속이나 와류진동을 일으키는 정도의 선속도가 되지 않도록 제한하며 양력을 최대 생성할 수 있는 속도에 의하여 결정된다. 동력부 실험결과를 기초로 트랜스미션의 기어비를 조정할 필요가 있었으며 최대마력 시 메인로터축의 회전속도 800~900 rpm가 되도록 기어비를 3단 감속으로 설계하였다. 그림 8에 설계 제작된 트랜스미션을 보였으며, 기어비가 커짐에 따라 2,000 kg·cm까지 토크가 증가하였다.

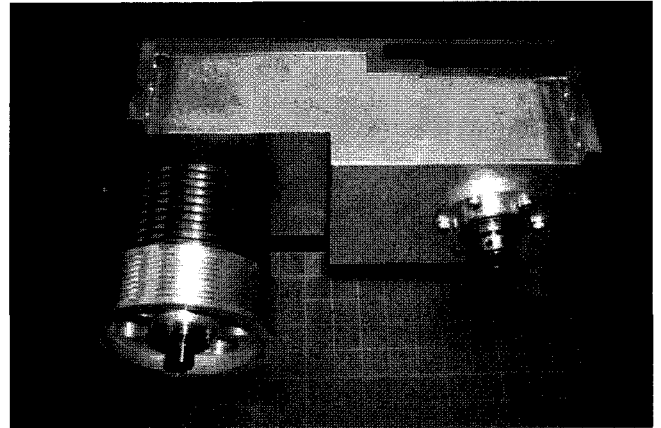


Fig. 8 The redesigned transmission assembly according to the results of power test.

### 4. 요약 및 결론

유상하중 20 kg급 무인 농용헬기의 개발의 핵심인 동력부의 엔진을 선발하고 성능을 평가함과 동시에 헬기설계목표에 적절한 트랜스미션의 제원을 설계하고 제작하고자 하였다. 헬리콥터의 설계는 엔진 자중에 대한 출력비가 높은 엔진을 선발하는 것이 가장 선행되는 일이며 벤치마킹의 대상인 일본 야마하의 Rmax에 적용된 수냉 2-사이클 엔진을 참고할 수 있었다. 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(1:5 기어비) 시작기를 제작하고 동력부를 구성하였으며 성능곡선을 얻기 위하여 프로우니 동력계를 구성하였다.
- ③ 원심클러치의 단속 회전속도를 3,500-4,000 rpm에서 설계하였다.
- ④ 윤활유의 혼합 비율을 1:40으로 하고 니들 밸브를 1/2개 방하였을 경우, 엔진회전수 5700 rpm에서 최대출력 17.8 PS이 발생했으며, 5,200 rpm에서 최대토크 1,208 kg·cm가 발생하였다(가용동력의 80%의 출력). 그러나 최적 출력 조정시 5,900~6,200 rpm에서 최대 가용출력을 얻을 수 있을 것으로 예상하였다.
- ⑤ 실험중 평균연료 소모율은 48cc/min(2.9 L/hr)로 나타났다.
- ⑥ 배기관 근처의 접촉 온도가 130~150℃로 측정되었다.
- ⑦ 상기 실험의 결과로부터 농용헬기의 메인로터 구동용 트랜스미션을 설계하여 적절한 감속비를 설정하였고 제작하였다.

참 고 문 헌

1. 박춘배(R.W. Prouty 원저). 1992. 헬리콥터의 이해. 경문사.
2. 이강희. 1996. 파일럿 핸드북III - 헬리콥터 조종사. 비행연구원.
3. 이수갑, 최기영, 장세명(S. Newman 원저) 2003. 헬리콥터 공학. 도서출판 인터비전.
4. Koo, Y. M., Lee, C. S., Shin, S. K., Kang, T. K. 2003. Aerial application using a small RF controlled helicopter (I) -status and feasibility-. Proceedings of the KSAM 2003 Winter Conference. 8(1): 63-68. (In Korean)
5. Koo, Y.M., C.S. Lee, T.S. Soek, S.K. Shin, T.G. Kang, S.H. Kim and T.Y.Choi. 2006. Aerial application using a small RF controlled helicopter (I) -status and cost analysis-. Journal of the Korean Society for Agricultural Machinery. 31(2): 000-000.
6. Koo, Y.M. and A.R. Womac. 2000. Development of a ground speed monitoring system for aerial application. Journal of the Korean Society for Agricultural Machinery. 25(3):233-240. (In Korean).
7. Leishman, J.G. 2002. Principles of helicopter aerodynamics. Cambridge University Press.
8. Plint, M. and A. Martyr. 1995. Engine testing theory and practice, Oxford, Boston.
9. Yamaha website. <http://www.yamaha-motor.co.jp/product/sky/>