

소형 무인헬기를 이용한 항공방제기술 (III)¹⁾

- 로터부와 양력시험 -

Aerial Application using a Small RF Controlled Helicopter (III) - Rotor System and Lift Test -

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

1. 서론

관행적 방제작업의 노동집약성 및 작업기피성 등을 고려할 때, 소형무인 헬기를 이용한 항공방제기술을 개발하여 효율적이며 안정된 생산과 농업종사자의 작업환경을 개선하고 생력화함으로써 경쟁력을 갖출 수 있으리라 생각된다 (Koo, Y.M. et al. 2006).

농용 헬리콥터는 서행하므로 (15-25 km/h, 약 10 knot) 제자리 비행의 특성을 유지하게 된다. 헬리콥터가 비행할 때 필요한 동력에는 유도동력, 형상동력 및 유해동력 등으로 구성되는데, 동력부는 자중을 이기고 유상하중을 발휘할 수 있는 충분한 동력을 제공해야한다 (이수갑 등, 2003). 로터설계와 가장 밀접한 동력은 형상동력으로서 로터의 항력을 극복하는데 필요한 동력으로 정의되며 제자리비행에서는 주로터 동력의 15~40%에 이른다. 헬리콥터 소비동력의 특징중의 하나는 제자리비행 할 때 유도동력이 크게 되어, 오히려 적절한 속도로 전진비행 할 때의 동력이 감소하게된다 (박춘배, 1992).

본 연구의 목표는 유상하중 20kg급 무인농용헬기 개발의 제3보로서, 헬리콥터의 양력을 구현하는 로터 및 로터헤드를 설계/제작하고 양력성능을 평가함으로써 상용운전상태를 규명하려하였다.

2. 재료 및 방법

유상하중(payload)은 헬리콥터의 성능을 결정짓는 중요한 요소이며, 헬리콥터의 자중(dead weight)을 이기고 상업적 유익한 작업을 위해 운반 가능한 적재량으로 정의된다. 유상하중 실험은 헬리콥터를 수직 양력방향으로 자유롭게 움직일 수 있는 장치에 장착하여 상방향 양력(로터의 추력)성능을 측정하려고 설계되었다. 양력시험과 더불어 탑재된 엔진의 출력과, 로터의 진동, 추력특성 등을 검정하고 데이터를 획득하기 위하여 실시되었는데, 헬리콥터의

1) 본 연구는 농업공학연구소 경상과제로 수행되었음.

* 경북대학교 생물산업기계공학과

** 농업공학연구소

기대부를 로드셀 위에 장치하는 고정식 유상하중 시험과 랜딩스키드가 장착된 헬리콥터를 지상에 설치하여 실제 제자리 비행 상태를 구현한 자유식 시험을 행하였다.

2.1 공시 로터와 헤드부

헬리콥터의 로터부는 주 회전날개 장치이며 로터 블레이드를 고정하는 부분으로 로터 블레이드의 회전과 함께 피치의 조절을 통하여 양력을 발생시키는 핵심부이다. 그림 1은 헤드부의 조립도와 제작된 시작품의 모양을 보이고 있다. 양력실험에 사용된 메인로터는 'SW04'라는 명칭의 에어포일(airfoil)이며 블레이드의 길이는 1,225mm이며, 스테빌라이저는 길이가 155mm이며 메인 로터 상단에 장착이 되어 헬리콥터의 조정성과 안정성을 도모하는 역할을 한다.

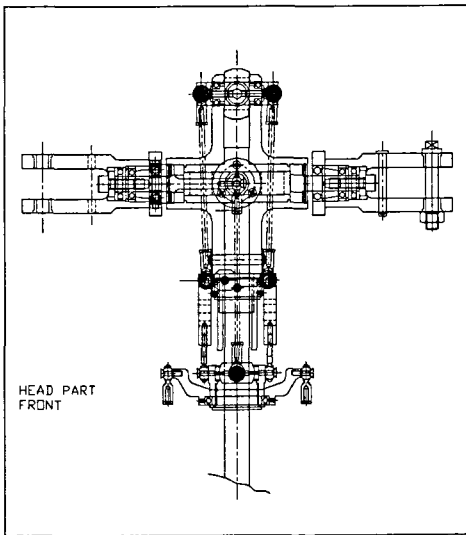


Fig.1 Designed rotor head controlling collective and cyclic pitches

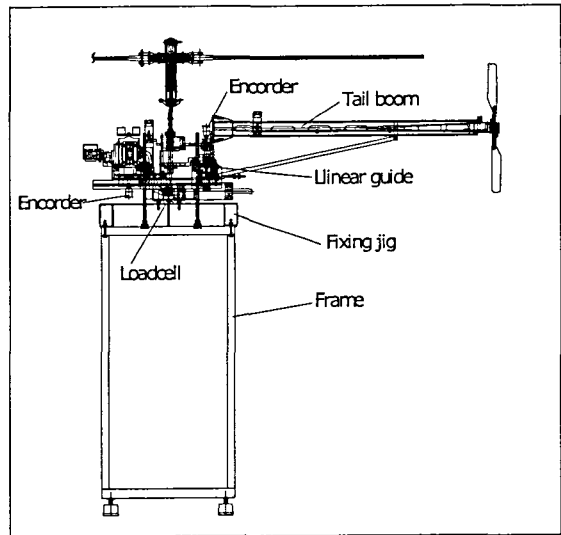


Fig. 2 Experimental setup and mounted helicopter for restrained payload test

2.2 양력 시험장치 및 방법

고정식 유상하중 실험을 위하여 그림 2와 같이 헬리콥터의 기대부를 고정용 장치와 높이 120cm 프레임 위에 장착하여, 6m 정방형 보호망 구조물 안에 위치하였다. 헬리콥터의 몸체에는 직선 베어링(linear guide)을 4개 부착하여 헬리콥터가 양력을 받아 위로 부상할 때, 수직 벡터력만이 측정가능 하도록 하였다. 양력이 발생되지 않을 때 로드셀은 압축력에 의해 자중을 측정하게 되고, 양력이 발생함에 따라 영점의 이륙시점을 지나 유상하중의 인장력을 측정하였다.

양력실험은 로터의 피치를 6°, 8° 와 10° 등 목표 피치 설정치에 가깝게 유지하면서 로터 축의 회전수를 변화시키는 피치 고정법과 회전수를 유지하면서 피치를 변화시켜 최대치(약

12°)까지 증가시키는 회전수 유지법의 두 가지 실험 방법을 기본으로 행하여 피치각에서의 양력과 적절한 회전수를 파악하려 하였다.

자유식 유상하중 실험은 실제 자유비행에 앞서 헬리콥터의 트림(평형)상태를 점검하면서 양력을 측정하기 위하여 시행되었다. 랜딩스키드를 장착한 헬리콥터 하단부에 로드셀을 장착하고 앵커를 이용하여 지상에 연결 고정하였다. 고정식의 경우와 비교하여 자유식 시험장치는 측방 구속을 위한 직선베어링을 2곳에만 설치하고 헬리콥터와 연결장치를 이용하여 비교적 자유로운 움직임이 가능하게 하였다. 양력은 자중을 이기고 이륙시점으로부터 로드셀은 인장력을 측정하였다.

3. 결과 및 고찰

3.1 총양력과 유상하중

그림 3은 高피치각에서 얻은 전형적인 양력시험의 결과이다. 메인 로터의 회전수가 증가하고 양력이 생성되면서 자중(dead weight)을 이기고 기체가 부상하며 이후 유상하중(payload)을 발휘하게 된다. 헬리콥터의 자중이 약 52kg이었으므로 양력 발생 전에는 로드셀의 압축력으로 나타나며, 양력에 의해서 자중을 초과해 (Lift=0kg_f) 들어 올릴 수 있는 유상하중이 발휘된다. 헬리콥터의 자중 52kg_f과 유상하중 27kg_f을 들어 올림으로서 총양력은 79kg_f이 발휘되었음을 보이고 있다. 이때 엔진의 회전수가 6,800rpm 정도로 최대 양력을 얻을 수 있는 구간에서 엔진의 회전수가 매우 안정되었으며, 엔진의 동력실험 결과에 의하면 상용회전수에서의 출력이라고 볼 수 있다. 따라서 피치각 8~10°와 로터 회전수 965rpm에서 발휘되는 총양력은 실용적인 것으로 판단되었다.

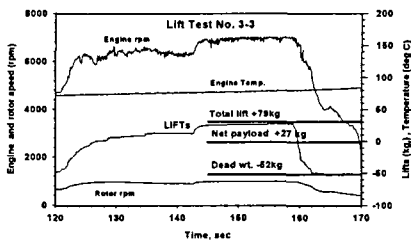


Fig. 3 A payload of 27kg_f was lifted over the dead weight of 52kg_f, resulting in the total lift of 79kg_f

Table 1. Maximum total lift (kg_f) with rotor speed in parenthesis for the target pitch angles of 6, 8, 10° and upper limit.

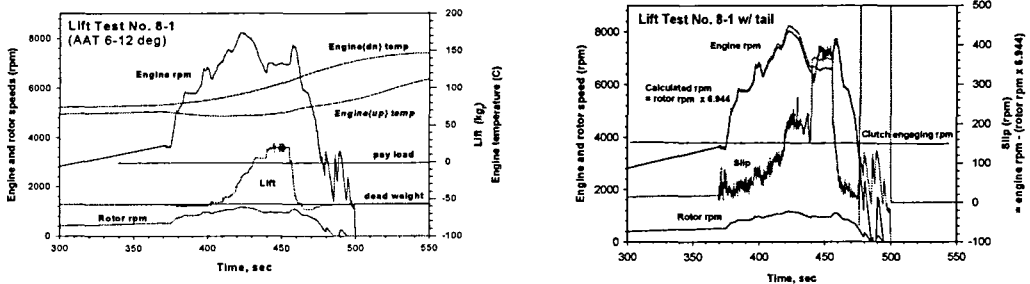
Pitch angle, (deg)				Dead wt. (kg _f)
6	8	10	<12	
59.9 (1,035)	81.2 (998)	92.9 (902)	-	53.26
60.3 (931)	74.1 (913)	85.7 (911)	84.8 (907)	54.00
56.5 (879)	80.2 (1,085)	88.8 (931)	82.4 (950)	54.00

3.2 피치각과 양력

상기한 전형적인 실험의 결과에서 적절한 엔진회전수를 알 수 있었고, 이에 따라 엔진 및 로터 회전수를 850~950rpm 사이에서 고정하고 로터의 피치를 조정하여 양력을 측정한 결과를 표 1에 보였다. 실험에서 설정한 로터 회전수에서 로터 피치각이 6°인 경우 자중을 포

합한 최대 총양력은 57~60kg_f로 나타났으며, 피치각이 8°인 경우는 74~81kg_f의 총양력을 그리고 10°인 경우는 86~93kg_f의 총양력을 얻을 수 있었다. 그러나 피치각이 12°에 접근하면서 유상하중이 감소하였다. 이는 로터 피치각의 증가로 인한 失速(stall)의 가능성을 보여 주고 있다.

실험에서 피치각이 6°에서 8°로 2°증가함에 따라 유상하중은 4배 이상 증가했음을 알 수 있었으며, 8°에서 10°로의 증가에서는 약 10kg_f정도 증가를 보였다. 피치각 6°는 자중을 들어올릴 수 있는 최소의 양력을 발휘하였고, 8~10°사이에서 실용적인 상용 유상하중의 양력을 발휘하였다. 10°가 넘는 피치각에서는 양력이 증가하지 않음을 볼 수 있는데 이는 엔진 동력이 유체역학적 항력을 이기지 못하는 경우로 판단되며, 高피치각에서 나타나는 실속도 하나의 원인이 될 수 있다.



a) Lifts and rpm b) Slip
 Fig. 4 Lift and slip changes as engine speed increases.

3.3 常用運轉 상태

상기한 피치각에 대한 양력 실험과 다르게 엔진 회전속도를 변경시키면서 동시에 피치각을 6~12. 까지 변화시키는 실험에 대한 결과를 그림 4(a)에 보였다. 엔진의 회전수가 증가함에 따라 양력이 증가하고 동시에 피치각 변화에 따라 자중을 초과하는 유상하중을 얻을 수 있었다. 따라서 피치와 엔진 트로틀을 동시에 조정하면서 운전하는 방법이 적절함을 알 수 있었다. 그림 4(b)에는 슬립을 나타내었으며 엔진 회전수가 높아짐에 따라 슬립이 증가하였다. 엔진 회전수가 6,900rpm에 이르면서 슬립은 370rpm에 이르고 슬립율이 5.3%로 나타났다. 이는 피치각 실험에서 보다 훨씬 높은 슬립율로서 걱정하지 않다고 판단되었다.

3.4 자유 유상하중 시험

그림 6은 자유 유상하중 실험의 전형적인 결과를 보이고 있으며, 이 실험에서 양력은 10kg_f정도가 발생을 하였다. 엔진 회전수에 따른 로터의 회전수와 슬립 등은 고정식과 비슷하게 나타났으며, 자유 유상하중 시험의 결과를 표 2에 보였다. 로터의 속도가 910~940rpm 범위에서 유지되면서 피치각이 7°에서 10°로 1°씩 증가하면서 유상하중은 평균 8,

13, 20 그리고 23kg_f로 증가하였다. 또한 최대 유상하중은 10°에서 약 25kg_f를 얻을 수 있었다.

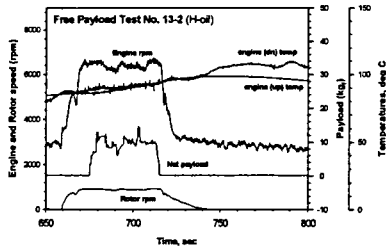


Fig. 6 Typical result of payload test with the free anchored method

Table 2. Total lift (kg_f) and max/mean payload with and rotor speed in parenthesis for the pitch angles of 7-10°

	Pitch angle, (deg)			
	7	8	9	10
Total lift (Rotor speed)	72.4 (910)	76.3 (910)	86.4 (940)	86.0 (940)
Maximum payload	9.36	13.26	23.36	24.88
Mean payload	8	13	20	23

상용 피치각 10°에서 평균유상하중 23kg_f이 가능함을 보였고 로터 회전수 940rpm 전후에서 최적운용 되었다. 이는 동력부의 최고 마력 회전수 영역 6,400~6,600 rpm에 들어 있었음을 알 수 있었다 (Seok, T.S. et al., 2006). 따라서 엔진회전수는 상기범위에서 유지되도록 엔진 트로틀을 조정하고 피치각을 연동함으로써 양력을 조절하고 상용운용조건을 선택할 수 있었다.

4. 요약 및 결론

개발 헬리콥터에 적용된 SW04 블레이드의 유상하중에 대한 성능을 시험하기 위하여 로터 헤드부를 제작하고 양력시험장비를 제작 및 실험한 결과를 다음에 요약하였다. ① 고정식 유상하중 측정장치를 개발하여 자중, 유상하중 및 총양력을 측정하였다. ② 피치각 6°에서는 자중을 이기는 정도의 양력(57~60kg_f)을 얻었으며 8°, 10°로 증가함에 따라 74~81, 86~93kg_f로 증가함을 보았다. 그러나 12°의 최대각에서는 오히려 양력이 감소하는 현상을 보았다. ③ 비행 전 시험으로 자유 유상하중시험을 실행하였으며 상용 엔진회전수로써 6,400~6,600 rpm이 적절하였고 피치각 10°에서 최대 23kg_f 정도의 평균유상하중을 발휘하였다.

5. 참고문헌

박춘배 (R.W. Prouty 원저). 1992. 헬리콥터의 이해. 경문사 .
 이수갑, 최기영, 장세명 (S. Newman 원저) 2003. 헬리콥터 공학. 도서출판 인터비전.
 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): 95-101.
 Soek T.S., Y.M.Koo, C.S. Lee, S.K. Shin, T.G. Kang, and S.H. Kim. 2006. Aerial application using a small RF controlled helicopter (II) -development of power unit-. Journal of the Korean Society for Agricultural Machinery. 31(2): 102-107.