

소형 무인헬기를 이용한 항공방제기술 (III) - 로터부의 양력시험 -

구영모 석태수 신시균 이채식 강태경

Aerial Application Using a Small RF Controlled Helicopter (III) - Lift Test of Rotor System -

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

Abstract

Aerial application using an unmanned agricultural helicopter can reduce labor and pollution. The development of an agricultural helicopter became urgent for both precise and timely spraying.

In this study, a rotor system for unmanned helicopter capable of 20 kg_f payload, was developed and lift capability was evaluated. A lift force over the dead weight of the helicopter was obtained at the pitch angle of 6°. As the pitch angle increased to 8° and 10°, the total lift increased to 74~81 kg_f and 86~93 kg_f, respectively.

A range of engine speed at the rated flight condition, lifting mean payload of 23 kg_f was determined. The data acquired from this study will be used for designing tail system and RF console in the next stage of the research. The rated lift capability was enough for loading 20 liters of spray material including spraying equipments.

Keywords : Unmanned helicopter, Rotor blade, Lift test, Payload, Pitch angle, Aerial Application

1. 서론

관행적 방제작업의 노동집약성 및 작업기피성 등을 고려할 때, 소형무인 헬리콥터를 이용한 항공방제기술을 개발하여 효율적이며 안정된 생산과 농업종사자의 작업환경을 개선하고 생력화함으로써 경쟁력을 갖출 수 있으리라 생각된다 (Koo, Y.M. et al. 2006). 회전익 항공기인 헬리콥터는 주로터를 회전시켜 발생하는 양력을 추진력으로 이용하는 항공기로서, 기체에 수직으로 달린 축을 중심으로 회전하는 로터의 회전수와 피치각 제어로 양력을 얻어 수직이착륙, 제자리비행 또는 전후진 비행 등을 할 수 있다. 농용 헬리콥터는 서행하므로(15-25 km/h, 약 10 knot) 제자리 비행의 공기역학적 특성

을 가깝게 유지한다.

비행시 헬리콥터에 작용하는 힘의 평형은 양력(lift), 자중(dead weight), 추진력(propulsive thrust force), 유해항력(parasite drag)이 작용한다. 양력은 자중을 지지하고, 추진력은 유해항력을 극복하여 원하는 방향으로 비행하게 된다(그림 1). 유해항력은 전진비행시 동체 등 헬리콥터에 작용하는 저항이므로 제자리 비행시(hovering)에는 유해항력이 없다. 등속 수평 전진 비행 시 자중과 유상하중의 총 자중과 유해항력의 합력은 총역학적 힘과 평형을 이루게 되고, 제자리 비행 시는 양력과 자중만이 평형을 이루게 된다.

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 May 2006, reviewed and approved by the editorial board of KSAM in June 2006. The authors are Y. M. Koo, KSAM member, Professor, T. S. Seok, KSAM member, Assistant, and S. K. Shin, Intern Researcher, Dept. of Bio-industrial Machinery Engineering, Kyungpook National University, Daegu, Korea; C. S. Lee, KSAM member, and T.G.Kang, 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>

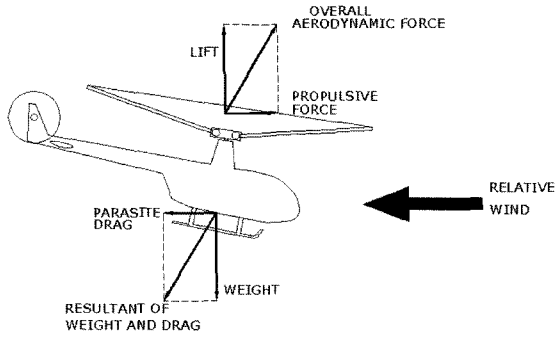


Fig. 1 Forces acting on a forwarding helicopter (Lee Kang Hee, 1996).

유상하중을 발휘할 수 있는 충분한 동력을 제공해야한다(이수갑 등, 2003). 로터설계와 가장 밀접한 동력은 형상동력으로서 로터의 항력을 극복하는 데 필요한 동력으로 정의되며 제자리비행에서는 주로터 동력의 15~40%에 이른다. 전진비행속도가 증가할 때 형상동력은 거의 일정수준으로 유지되다가, 속도가 매우 빨라지면 압축성 효과와 실속이 일어나면서 형상동력이 급격히 증가한다. 헬리콥터 소비동력의 특징중의 하나는 제자리비행 할 때 유체유동에 필요한 유도동력이 크게 되어, 오히려 적절한 속도로 전진비행 할 때의 동력이 감소하게된다(박춘배, 1992).

구동동력에 대한 양력이 로터의 넓은 선속도 영역에서 높은 효율이 유지하는 형태가 최적의 로터이다. 이 특성에 기여하는 요인으로는 로터단면의 에어포일 형상, 비틀림각 및 전체 로터회전 단면적에 대해 블레이드가 차지하는 면적비인 고형비(solidity ratio 일반적으로 3~10%) 등이다(Leishman, 2002). 본 연구에서 채택한 로터시스템은 블레이드의 collective pitch와 로터축에 대한 경사각인 cyclic pitch를 조절할 수 있는 방식으로 피치조정에 의한 양력의 조절이 용이하므로 엔진의 목표 회전수를 고정하고 로터 피치를 조정하여 양력의 크기를 조정하기 쉬운 것으로 판단되었다(김재욱, 2000).

본 연구는 유상하중 20 kg급 무인농용 헬리콥터 개발의 제 3보로서 헬리콥터의 양력을 구현하는 로터 및 로터헤드를 설계·제작하고 양력성능을 평가함으로써 적정운전조건을 규명하는데 연구의 목표로 삼았다.

2. 재료 및 방법

유상하중(payload)은 헬리콥터의 성능을 결정짓는 중요한 요소이며, 헬리콥터의 자중(dead weight)을 이기고 상업적 유

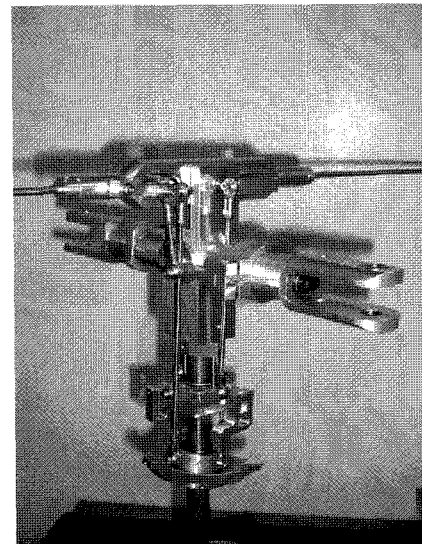
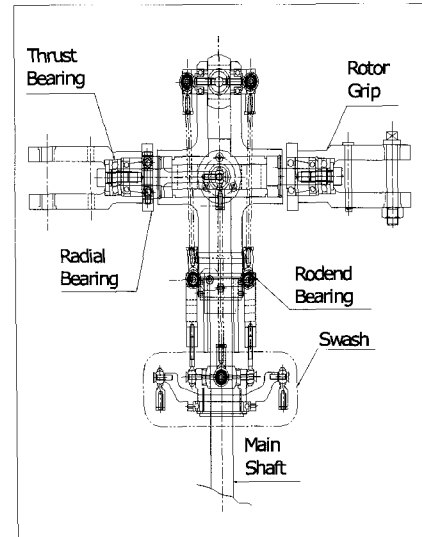


Fig. 2 Designed rotor head controlling collective and cyclic pitches.

Table 1 Specifications of the main rotor and the stabilizer

Specification	Main rotor	Stabilizer
Type	Straight	Simple
Blade length (mm)	1,225	155
Width (mm)	90	88
Diameter of rotor (mm)	2,765	550

익한 작업을 위해 운반 가능한 적재량으로 정의된다. 유상하중 실험은 헬리콥터를 수직 양력방향으로 자유롭게 움직일 수 있는 장치에 장착하여 양력(로터의 추력)성능을 측정하려고 설계되었고, 양력실험과 더불어 탑재된 엔진의 출력과, 로터의 진동, 추력특성 등을 검정하고 데이터를 분석하기 위하여 실시되었다. 피치각과 회전수의 적정범위를 규명하기 위하여 헬리콥터의 기대부를 로드셀 위에 장치하는 고정식 유

상하중 실험과 랜딩 스키드가 장착된 헬리콥터를 지상에 설치하여 실제 제자리 비행 상태를 구현한 자유식 실험을 행하였다.

가. 공시 로터와 헤드부

헬리콥터의 로터부는 메인 로터 블레이드를 장착하는 부분으로 블레이드의 회전과 함께 피치의 조절을 통하여 양력을 발생시키고 양력을 축으로 전달하는 핵심부이다. 그림 2는 헤드부의 조립도와 제작된 시작품의 모양을 보이며, 헤드부 하단의 swash를 통하여 블레이드의 피치각을 조정하기 위한 링 크들을 볼 수 있다. 블레이드의 회전에 의해 발생된 원심력을 극복하기 위하여 헤드의 내부에 트러스트 베어링과 로터 그림의 피치조정을 위해 소형 레이디알 베어링을 설치하였다.

양력실험에 사용된 메인로터는 'SW04'라는 명칭의 에어포일(airfoil)이며 블레이드의 길이는 1,225 mm이다. 스테빌라이저는 길이가 155 mm로서 메인 로터 상단에 장착이 되어

헬리콥터의 조정성과 안정성을 도모하는 역할을 한다. 표 1에 양력실험에 사용된 메인로터(SW04)와 스테빌라이저의 형식과 치수를 보였다.

나. 양력 실험장지 및 방법

1) 고정식 장치

고정식 유상하중 실험을 위하여 그림 3과 같이 헬리콥터의 기대부를 고정용 장치와 높이 120 cm 프레임 위에 장착하여, 6 m 정방향 보호망 구조물 안에 위치시켰다. 헬리콥터의 몸체에는 직선 베어링(linear guide)을 4개 부착하여 헬리콥터가 양력을 받아 위로 부상할 때, 수직 백터력만이 측정가능 하도록 하였다. 헬리콥터는 십자형태의 프레임에 의해 고정되었고 같은 모양의 작은 장치가 헬리콥터의 본체와 로드셀을 연결하였다.

그림 3의 조립도면과 같이 엔진과 테일 구동풀리에 엔코더를 설치하여 클러치 전후의 회전수를 측정하였고, 로터의 구동과 함께 발생하는 양력을 측정하기 위하여 헬리콥터 고정용 장치 내부에 로드셀을 설치하였다. 양력이 발생되지 않을 때 로드셀은 압축력에 의해 자중을 측정하게 되고, 양력이 발생함에 따라 영점의 이륙시점을 지나 유상하중의 인장력을 측정하였다. 엔진 헤드의 온도 측정을 위하여 thermocouple과 digital thermistor를 부착하였다. Digital thermistor는 엔진 헤드 표면 온도를 접촉 측정하였고, thermocouple은 냉각핀을 통과하는 강제 냉각풍의 온도를 측정하였다. 실험 중 자료는 데이터 로거에(21X-SM192, Campbell Scientific Inc.) 저장되었으며 표시창에는 양력을 표시하여 실험진행을 도왔다.

양력실험은 로터의 피치를 6°, 8°와 10° 등 목표 피치 설정치에 가깝게 유지하면서 로터축의 회전수를 변화시키는 피치 고정법과 회전수를 유지하면서 피치를 변화시켜 최대치(약 12°)까지 증가시키는 회전수 유지법의 두 가지 실험 방법을 기본으로 행하여 피치각에서의 양력과 적정한 회전수를 파악하려 하였으나, 두 변수는 서로 영향을 미치므로 어느 한 변

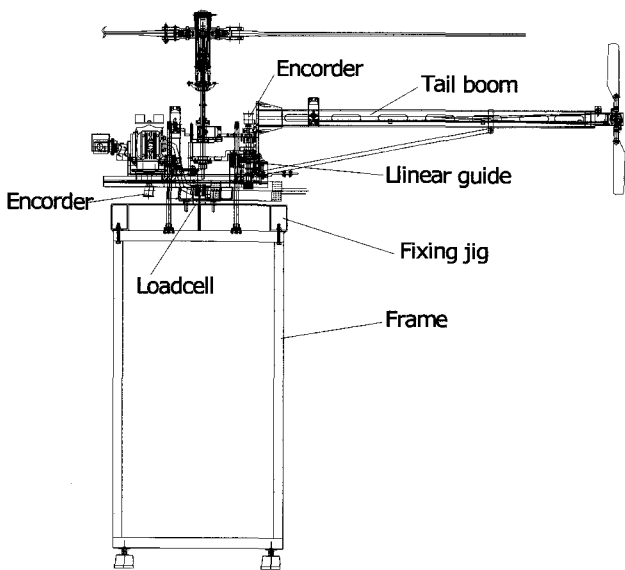


Fig. 3 Experimental setup for restrained payload test.

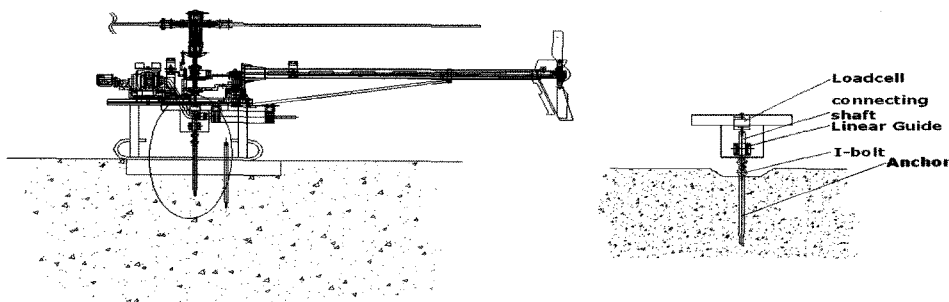


Fig. 4 Loadcell jig and anchored helicopter for free payload test.

수를 고정하기가 용이하지 않았다. 따라서 결과적으로 동시 가변적인 조정으로 실험을 행하여 가장 효율적이며 적정 엔진회전수와 피치각의 조합과 범위를 규명하려 하였고, 고정식 실험장치를 이용하여 14회의 실험을 하였다.

2) 자유식 장치

그림 4에 보인 자유식 유상하중 실험은 실제 자유비행에 앞서 헬리콥터의 트림(평형)상태를 점검하면서 양력을 측정하기 위하여 시행되었다. 랜딩스키드를 장착한 헬리콥터 하단부에 로드셀을 장착하고 앵커를 이용하여 지상에 고정하였다. 고정식의 경우와 비교하여 자유식 실험장치는 측방 구속을 위한 직선베어링을 2곳에만 설치하고 헬리콥터와 연결장치를 이용하여 비교적 자유로운 움직임이 가능하게 하였다. 양력은 자중을 이기고 이륙시점으로부터 로드셀은 인장력을 측정하였고 표시창에는 양력을 표시하여 실험진행을 도왔다. 자유식 실험장치를 이용하여 5회의 실험을 하였다.

3. 결과 및 고찰

가. 총양력과 유상하중

그림 5는 8~10° 피치각에서 얻은 전형적인 양력실험의 결과이다. 메인 로터의 회전수가 증가하고 양력이 생성되면서 자중을 이기고 기체가 부상하며 이후 유상하중을 발휘하게 된다. 헬리콥터의 자중이 약 52 kg이었으므로 양력 발생 전에

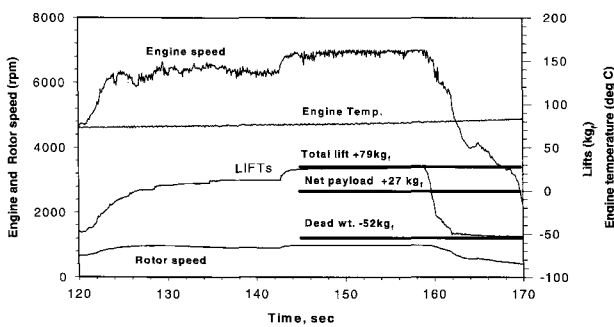


Fig. 5 A typical payload test result showing a payload of 27 kg, lifted over the dead weight of 52 kg.

Table 2 Maximum total lift (kg) at the target pitch angles of 6, 8, 10° and upper limit

Pitch angle (deg)				Dead wt. (kg)
6	8	10	<12	
59.9	81.2	92.9	-	53.26
60.3	74.1	85.7	84.8	54.00
56.5	80.2	88.8	82.4	54.00

는 로드셀의 압축력으로 나타나며, 양력에 의해서 자중을 초과해(Lift=0 kg) 들어 올릴 수 있는 유상하중이 발휘된다. 헬리콥터의 자중(-52 kg로 표시)과 유상하중 27 kg을 들어 올림으로서 총양력은 79 kg이 발휘되었음을 보이고 있다. 이때 엔진의 회전수가 6,800 rpm 정도로 최대 양력을 얻을 수 있는 구간에서 엔진의 회전수가 매우 안정되었으며, 엔진의 동력실험 결과에 의하면 상용회전수에서의 출력이라고 볼 수 있다. 따라서 상기 피치각과 로터 회전수에서 발휘되는 총양력은 실용적인 것으로 생각되었다.

나. 피치각과 양력

상기한 전형적인 실험의 결과에서 적절한 엔진회전수(6,400~6,600 rpm)를 알 수 있었고, 이에 따라 로터 회전수를 고정하고 로터의 피치를 조정하여 양력을 측정한 결과를 표 2에 보였다. 실험에서 설정한 로터 회전수에서 로터 피치각이 6°인 경우 자중을 포함한 최대 총양력은 57~60 kg로 나타났으며, 피치각이 8°인 경우는 74~81 kg의 총양력을 그리고 10°인 경우는 86~93 kg의 총양력을 얻을 수 있었다. 그러나 피치각이 12°에 접근하면서 유상하중이 감소하였다.

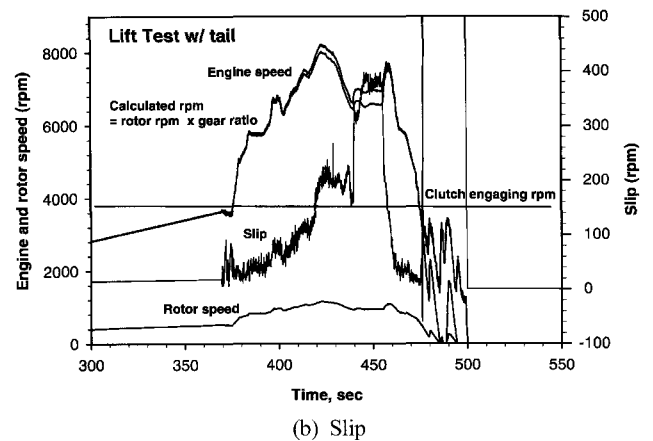
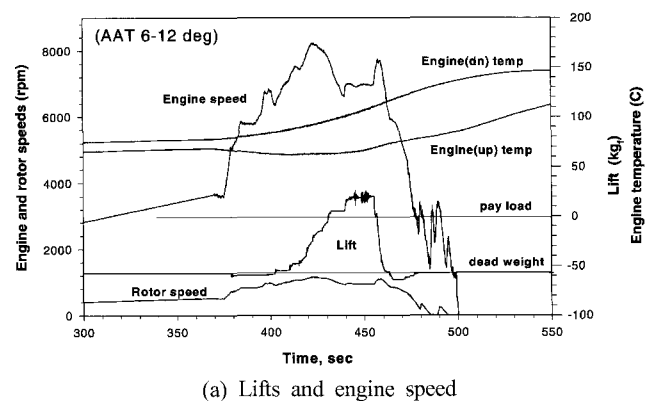


Fig. 6 Lift and slip changes as engine speed increases.

이는 로터 피치각의 증가로 인한 실속(stall)의 가능성을 보여주고 있다.

실험에서 피치각이 6°에서 8°로 2°증가함에 따라 유상하중은 4배 이상 증가했음을 알 수 있었으며, 8°에서 10°로의 증가에서는 약 10 kg 정도 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, 높은 피치각에서 나타나는 실속도 하나의 원인이 될 수 있다.

다. 운전속도와 슬립

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

적절한 엔진 회전속도에서 양력을 최고로 얻을 수 있는 피치각의 결정은 헬리콥터를 상용 운전할 수 있는 조건을 제시한다. 동력부의 상용 회전속도는 최대 마력에 근접해야 할 것으로 기대하며 로터 피치각은 8~10°사이에서 운용될 것으로 예상된다. 따라서 적정 피치 영역에서 동력부의 회전수를 높이면서 나타나는 문제점을 파악함으로써 적정 회전수 영역을 판단할 수 있다. 그림 7에서는 피치각이 10°일때의 실험 결과로 엔진회전수가 7,000 rpm을 넘어서 충분한 양력발생이 나타나고 있으나, 큰 슬립과 로터피치의 증가로 인한 엔진온도의 상승이 높게 나타나고 있어 상용 운전 상태로 보기에 부적합한 상태로 판단되어졌다.

라. 자유 유상하중 실험

그림 8은 자유 유상하중 실험의 전형적인 결과를 보이고 있으며, 이 실험에서 양력은 10 kg 정도가 발생을 하였다. 엔진 회전수에 따른 로터의 회전수와 슬립 등은 고정식 실험에서의 결과와 비슷하게 나타났으며, 자유 유상하중 실험의 결과를 표 3에 보였다. 로터의 속도가 적정 범위에서 유지되면

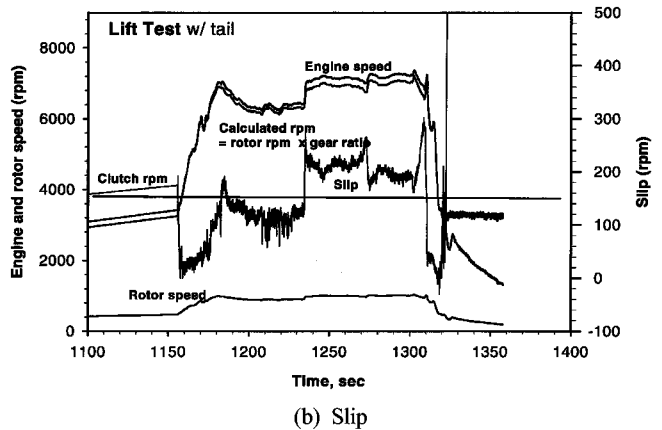
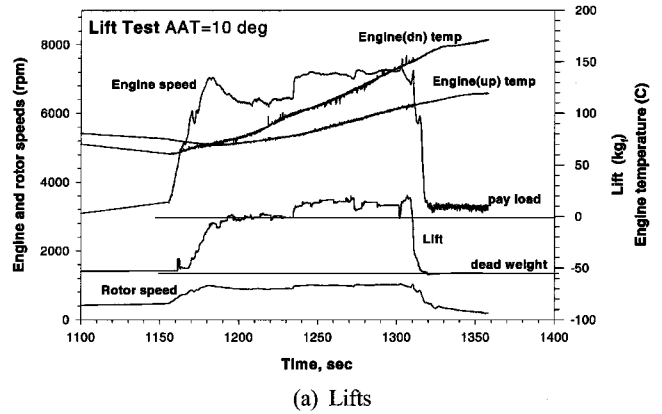


Fig. 7 Lift and slip at the high engine speed over 7,000 rpm..

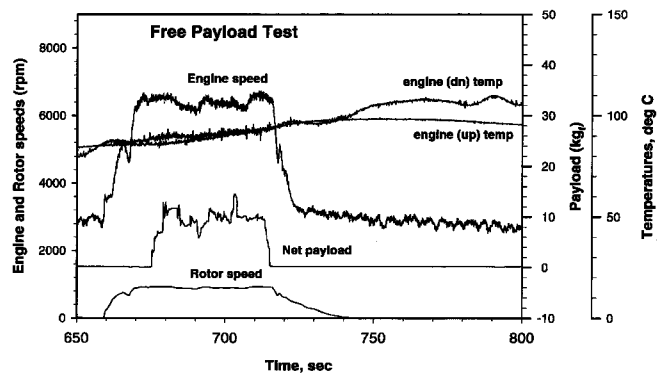


Fig. 8 Typical result of payload test with the free anchored method.

Table 3 Total lift (kg) and max/mean payload with for the pitch angles of 7-10°

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

서 피치각이 7°에서 10°로 1°씩 증가하면 유상하중은 평균 8, 13, 20, 그리고 23 kgf로 증가하였다. 또한 최대 유상하중은 10°에서 약 25 kgf를 얻을 수 있었다.

상용 피치각 10°에서 평균유상하중 23 kgf가 가능함을 보였고 로터 회전수 940 rpm 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 엔진 회전수는 상기범위에서 유지되도록 엔진 드로틀을 조정하고 피치각을 연동함으로써 양력을 조절하고 적정 운전조건을 선택할 수 있었다.

적정운전 조건에서 엔진 헤드의 온도를 적정수준에서 유지함은 중요하다. 헤드온도에 영향을 미치는 변수로는 부하, 엔진 회전속도, 기온 및 직사광선의 노출 등에 의해 영향을 미치며, 실험에서 적정수준의 부하인 경우는 140~230°C의 온도 분포를 보였다. 일반적으로 부하가 증가할수록 연료소비량은 증가하였으며 상용 부하상태에서는 4.8~6.0 l/hr의 소비량을 예상하였다.

4. 요약 및 결론

개발 헬리콥터에 적용된 SW04 블레이드의 유상하중에 대한 성능을 실험하기 위하여 로터 헤드부를 제작하고 양력시험장비를 제작 및 실험한 결과를 다음에 요약하였다.

(1) 고정식 유상하중 측정장치를 개발하여 자중, 유상하중 및 총양력을 측정하였다. 피치각과 회전속도가 증가하면 양력이 증가하는 기본적인 원리를 확인하였고 최대동력이 발휘되는 엔진 회전속도에서 로터의 적정운전이 요구된다.

- (2) 피치각 6°에서는 자중을 이기는 정도의 최대 양력(57~60 kgf)을 얻었으며 8°, 10°로 증가함에 따라 74~81, 86~93 kgf로 증가함을 보았다. 그러나 12°의 최대각에서는 오히려 양력이 감소하는 현상을 보았다.
- (3) 비행 전 실험으로 자유 유상하중실험을 실행하였으며 상용 엔진회전수로써 6,400~6,600 rpm이 적절하였고 피치각 10°에서 최대 23 kgf 정도의 평균유상하중을 발휘하였다.
- (4) 엔진헤드온도는 냉각풍 온도로 140°C 이상이 되지 않도록 냉각을 유지해야하며, 연료소비량은 4.8-6.0 L/hr 정도로 예상되었다.

참고문헌

1. 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.
2. Leishman, J.G. 2002. Principles of helicopter aerodynamics. Cambridge University Press.
3. 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.
4. 김재욱. 2000. 헬리콥터의 구조와 작동원리(<http://airheli.com>).
5. 박춘배(R.W. Prouty 원저). 1992. 헬리콥터의 이해. 경문사.
6. 이강희. 1996. 파일럿 핸드북Ⅲ - 헬리콥터 조종사. 비행연구원.
7. 이수갑, 최기영, 장세명(S. Newman 원저) 2003. 헬리콥터 공학. 도서출판 인터비전.