

소형 무인헬기를 이용한 항공방제기술 (V) - 테일 로터부의 구성 -

구영모 석태수

Aerial Application using a Small RF Controlled Helicopter (V) - Tail Rotor System -

Y. M. Koo T. S. Seok

Abstract

In this study, a tail rotor system for an agricultural RF controlled helicopter was developed and tested. This study concluded the mechanical development of the 'Agro-heli' by completing the tail rotor system and its radio console. The RF control system was closely related with the tail system for the control of flying attitude. The thrust of the tail system balance off the reaction torque, created by the main rotor. Lifting tests with and without the tail system were compared for estimating the consumption of power. The tail system would use 4~5% of the total power which was in an acceptable range. Flying performance and attitude was visually inspected. It showed reliable and safe control during the distance flying trials and could be adapted for utilization in aerial applications. Aerial application using an RF controlled agricultural helicopter may make precise and timely spraying possible.

Keywords : Aerial Application, Unmanned helicopter, Reaction-torque, Tail rotor system, Attitude performance

1. 서론

관행적 방제작업의 노동집약성 및 작업기피성 등을 고려할 때, 소형무인 헬리콥터를 이용한 항공방제기술은 효율적이며 안정된 농업 생산과 종사자의 작업환경을 개선하고 생력화하여 농업 경쟁력 제고에 도움이 될 것으로 생각 한다(Koo 등, 2006a). 따라서 Koo 등(2006b)과 Seok 등(2006)은 농업용 소형 헬리콥터의 동력부와 로터부를 개발함으로써 항공방제 기술을 위한 농업 소형무인헬기를 구현하였다.

헬리콥터의 메인로터는 공기의 저항을 이기고 회전하기 때문에 메인로터의 회전과는 반대방향으로 기체가 회전하려는 반작용 토크가 존재한다. 이것을 *반토크*라고 하는데, 이 토크

를 상쇄시키도록 테일로터에 의해 평형토크를 발생시킨다. 테일로터의 추력은 기체가 돌려고 하는 방향과는 반대로 작용하게 되고, 정지 비행 상태에서는 반 토크와 테일로터의 추력에 의한 토크가 평형되고 있는 상태이다. 실제로 반 토크는 메인로터의 회전속도나 피치, 비행 시 조건(비행 시의 바람의 강도나 방향 등)에 의해서 항상 변하게 되므로, 조종시스템은 자이로(gyro)의 반응에 따라 움직임을 감지하면서 기체의 자세를 제어하게 된다(이, 1996). 따라서 테일부는 조종 시스템과 관련하여 기체의 자세유지의 주된 역할을 한다.

이러한 반 토크를 상쇄하기 위한 방법으로 여러 가지 형태의 테일로터가 개발되었다. 일반적인 헬리콥터의 테일 로터 방식의 반 토크 시스템은 구현상의 편리함은 있으나, 사고 안전성

This study was conducted by the research fund supported by National Institute of Agricultural Engineering. The article was submitted for publication in July 2007, reviewed and approved for publication by the editorial board of KSAM in August 2007. The authors are Young Mo Koo, Professor, KSAM member, and Tae Su Seok, Research Assistant, KSAM member, Dept. of Bio-industrial Machinery Engineering, Kyungpook National University, Daegu, Korea. Corresponding author: Y. M. Koo, Professor, Dept. of Bio-industrial Machinery Engineering, Kyungpook National University, Daegu, Korea; Fax: +82-53-950-6780; E-mail: <ymkoo@knu.ac.kr>.

의 대안으로 페네스트론(fenestron)형식이 개발되었으며, 동축 반전 헬리콥터는 2쌍의 메인로터가 서로 반대방향으로 회전하면서 반 토크를 상쇄시키므로 테일로터가 필요 없는 경우도 있다. 또한 최근에는 압축공기를 꼬리에서 분사하여 반 토크를 상쇄시키는 NOTAR형식의 헬리콥터가 개발되고 있다. 그러나 일반적인 테일로터 방식은 전진비행 시의 방향 안정성이 좋고, 설계가 간단하여 자중대비 동력이 비교적 효율적인 경제적이 있다(박, 1992). 메인로터의 토크를 상쇄시키기 위한 방법은 헬리콥터의 설계 초기에 결정을 하여야 하는 사항이다. 기본적인 요구사항은 메인로터의 토크를 상쇄하고도 방향조정을 위한 충분한 정도의 추력을 낼 수 있어야 하며, 비행 조건에서의 안정적 조종성이 보장되어야 한다(이 등, 2003).

본 연구는 유상하중 20 kg(196 N)급 무인농용 헬리콥터 개발의 제5보로서 테일로터 방식으로 반토크를 상쇄하는 테일부와 비행 자세 균형을 위한 조종부를 구성하고 자유 유상하중 시험을 통하여 구현함으로써 소형 무인 헬리콥터의 기체개발을 완료하려 하였다.

2. 테일로터부 형식과 설계

가. 테일부 형식

메인로터를 위에서 보았을 때 ‘시계방향으로 회전하는 농용 무인헬리콥터의 경우에 동체에 생기는 반토크는 반시계방향이므로 테일로터는 좌측으로 추력을 발생시켜야 하고 전진방향의 회전좌표에서 방위각 회전(yaw) 모멘트를 발생시켜서 헬리콥터가 방향에 대한 안전성을 갖도록 해준다

테일로터 시스템의 형식은 추력의 상대적 방향에 따라서 미는형(pusher)과 끄는형(tractor)으로 구분된다(Fig. 1). 두 방법의 수직안정판에 대한 테일로터의 상대적 위치에 따라 공기 유동의 상호 간섭은 다르게 나타난다. 즉, 수직 안정판에 공기를 부는 식(tractor)으로 장착되어 있는 경우 테일로터를 지난 공기의 유도 속도는 지나기 전의 공기 속도보다 빠르기 때문에 항력이 더 크다. 이런 경우 토크 상쇄를 위한 테일로터의 유효추력이 줄어들 수 있다.

그림 1의 X/R는 로터 직경에 대한 수직안정판까지의 상대 거리를 나타내며, S/A는 테일로터의 원반면적에 대한 테일편의 간섭면적을 표시한다. 로터의 위치가 멀수록 저항이 작아지나, 테일 형식에 따른 미는 형식(pusher)의 저항이 두드러지게 작게 된다(박, 1992). 따라서 본 연구에서는 미는 형식의 테일 시스템이 선택되었다.

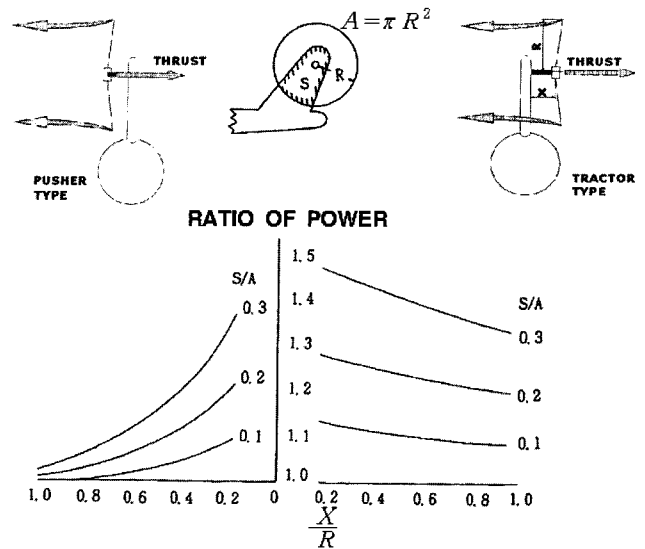


Fig. 1 The loss of power due to the thrust direction (pusher and tractor types), relative rotor distance (X/R) and relative fin area (S/A), where R=tail rotor radius, A=rotor disc area, X=rotor distance to boom, and S=tail fin area (박, 1992).

나. 테일로터의 설계

테일로터의 위치와 비행 중 예상되는 모든 공기역학적 환경에 대해 방위각 회전(yaw) 모멘트의 요구조건들이 정해졌을 때 다음과 같은 일반적인 특징을 설계에 고려한다(이 등, 2003).

- 1) 테일로터의 지름은 메인로터의 1/5~1/6정도가 적당하다.
- 2) 테일로터 선단의 선속도는 대략 메인로터의 선속도와 같거나 느리게 해야 한다.
- 3) 테일로터는 메인로터에 의한 총소비(양력)동력의 5~15%정도를 소비하면 적절하다.
- 4) 테일로터는 회전속도가 빠르기 때문에 과도한 소음이 유발될 수 있으므로 회전속도를 제한한다.
- 5) 전복 모멘트를 방지하기 위해 테일로터를 메인로터 높이에 가깝게 설치할 경우, 전진 비행 시 메인로터 허브에 의해 발생한 난류의 후류가 지나가면서 생기는 공기역학적 간섭의 영향을 최소화시켜야 한다.
- 6) 농용 헬리콥터와 같이 지면 부근에서 저속 또는 제자리 비행을 하는 경우 간섭으로 인한 주변의 바람 방향이 테일로터의 성능에 대한 불확실성을 초래할 수 있으므로 충분한 추력을 발생시킬 수 있도록 해야 한다. 비슷한 이유로 테일로터 위쪽의 회전방향을 헬리콥터의 후미 쪽으로 향하도록 한다(Leishman, 2002).

다. 테일몸과 안정판

테일몸은 동체가 끝나는 부분에서 후미까지를 말하며 테일

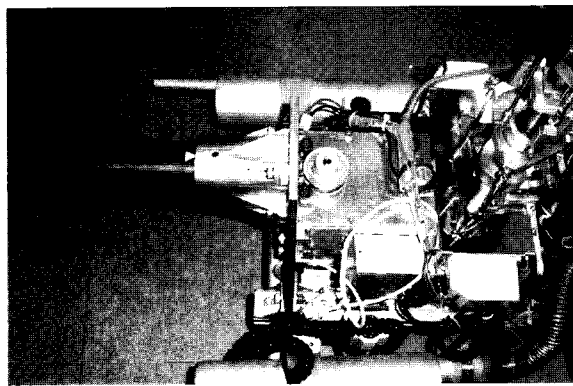
로터 구동축을 보호하고 있는 부분으로 헬리콥터의 중축을 형성한다. 메인로터와의 충돌을 피하기 위한 최소길이를 확보해야 하며, 상기한 역학적 관계에서 테일붐은 헬리콥터의 전보(roll) 모멘트에 의한 비틀림과 추력에 의한 굽힘모멘트를 감당해야 한다. 테일붐 끝단에는 테일로터 축에 테일로터가 장착되고, 수평 및 수직안정판이 설치되어 순항속도에서 비행기의 안정성에 기여한다.

수직안정판은 동체가 안정적으로 직진할 수 있도록 방향을 유지해 주는 역할을 한다. 헬리콥터의 순항 비행 시 외부의 영향으로 기수가 좌우측으로 밀어내 헬리콥터는 정상 기축을 유지할 수 있게 하며, 같은 원리로 수평안정판 역시 기수의 상하 운동은 수평안정판의 상하운동을 유발시켜 불균형된 공기흐름을 균형되게 유지함으로써 기수의 상하 안정성에 기여 한다(박, 1992).

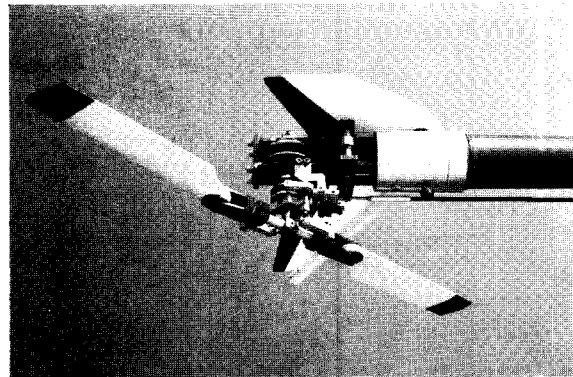
3. 재료 및 방법

가. 테일부의 구성

테일로터로의 동력의 전달은 주동력 트랜스미션에서 벨트 구동에 의해 기어비 1:1로 테일로터 축의 풀리로 전달된다. 그



(a) The tail boom and belt pulley



(b) the tail rotor and vertical spoiler

Fig. 2 The tail rotor assembly driven by a belt system.

림 2는 트랜스미션에 테일 구동용 풀리와 테일붐이 장착된 모습과 수직안정판이 부착되어 제작된 테일 로터부의 모습을 보였다. 그림 2(b)에서 테일 구동용 벨트는 테일붐 내부에 위치하며 테일붐 아래로 지나가는 rod는 테일로터의 피치를 조정하는 러더 서보(rudder servo)에 연결되어 있어, 자이로(gyro)센서와 연동하여 헬리콥터의 자세균형을 유지하는 역할을 한다. 표 1에는 제작된 테일로터의 제원을 나타냈다. 테일로터는 미는형을 선택하여 반토크를 상쇄하였으며, 상용 엔진 회전속도에서 테일로터 선속도는 180~190 m/s로서 메인 로터의 선속도를 상회한다.

Table 1 Specifications of the tail rotor

Tail configuration w/stabilizer	Pusher type
Tail blade tip velocity (m/s)	180~190
Ratio of main/tail rotor Dia.	4.93
Blade length (mm)	200
Width (mm)	Tapered 40~45
Diameter of tail rotor (mm)	560

나. RF 제어장치의 구성

테일부는 헬리콥터의 자세제어를 위한 제어장치와 밀접하게 연동된다. 제어는 조종자의 송신기(X-3810, JR Propo, Japan)와 헬리콥터에 탑재된 수신기(R149DP, 72 MHz, Futaba, Japan)의 무선 신호에 의해 이루어지며, 수신기는 무선신호를 전기신호로 변환하고 서보를 구동한다. 서보는 전기신호를 수신기에서 받아 회전운동의 기계적운동으로 변환하여 비례적으로 제어기구에 전달한다. 그림 3의 제어 흐름도에는 엔진조정역과 자세제어역으로 나누어져있으며 송신기는 조종자의 조종기에 장착이 되어 채널별로 각각 독립적으로 서보(HS-525BB, Futaba, Japan)들을 제어할 수 있다. 엔진 조정역에서는 엔진의 쇼크 서보, 드로틀 서보, 시동을 위한 starting 서보와 엔진

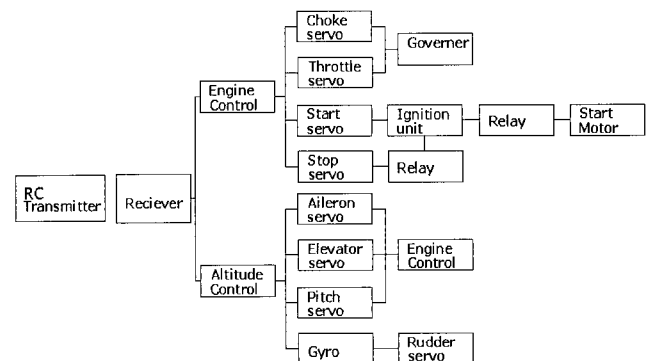
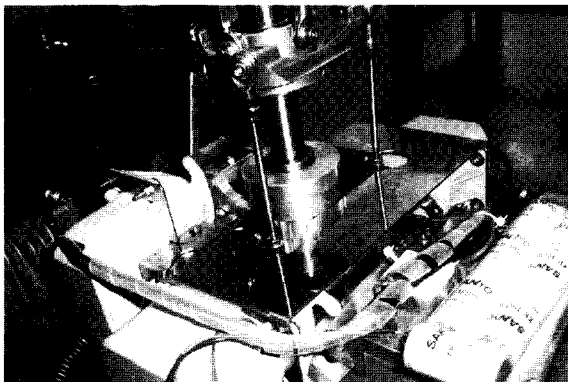


Fig. 3 Schematic of RF console through the transmitter and receiver.

정지를 위한 엔진 정지 서보를 제어하며, 쇼크와 드로틀은 거버너(GV-1, Futaba, Japan)와 함께 작동하여, 엔진의 회전속도를 자동조정한다. 자세 제어역에서는 기체의 좌·우 자세조정을 위한 에일러론(aileron)과 기수의 오르내림을 조정하기 위한 엘리베이터(elevator), 메인로터의 피치를 제어하기 위한 피치(pitch)등 메인서보(PS-050, Tonekawa Seiko, Japan)들과 자이로(GY-502, Futaba, Japan)에 의한 방위각 회전(yaw)운동을 조종하기 위한 러더(rudder) 서보(S5301, Futaba, Japan)를 제어한다. 그림 4(a)는 스와시 플레이트 주위로 메인서보를 장착해서 3개의 서보의 조합으로 피칭과 롤링을 제어해서 조종성과 운동성을 높인 방식인 CCPM(cyclic collective pitch mixing) 방식을 적용한 모습이며, 그림 4(b)에는 yaw축 제어를 위한 자이로(GY-502, Futaba, Japan)가 부착된 모습을 볼 수 있다.



(a) swash and main rotor servos



(b) gyro for rudder servo

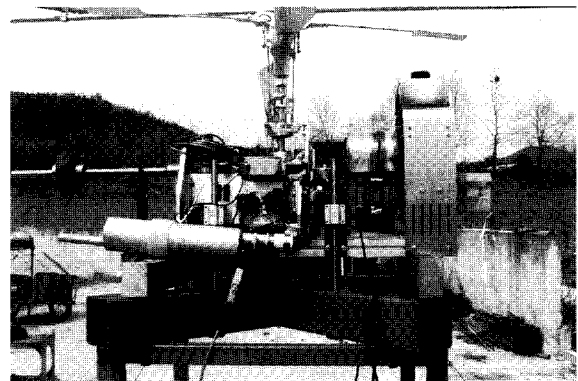
Fig. 4. CCPM main rotor servos and gyro related with the attitude control of helicopter by a tail rudder servo.

다. 테일부 시험

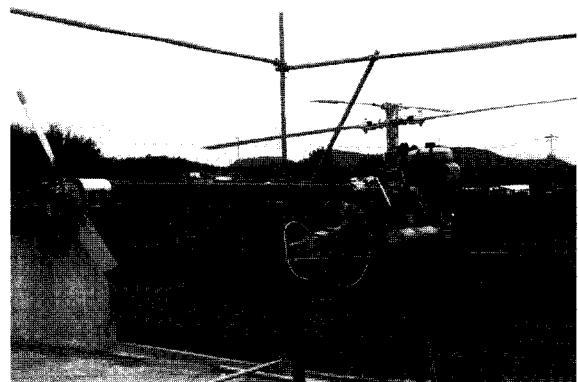
테일부 장착 전후에 따른 양력(소비동력)의 변화를 비교하기 위하여 유상하중 측정용 고정식 및 자유식 시험장치를 각각 이용하였다. 고정식 시험에서는 테일부의 장착 전후를 비교하였으며(Fig. 5(a)와 5(b)), 자유식 시험에서는(Fig. 5(c)) 테일

부 장착이후의 유상하중 및 반토오크 평형을 시험하였다. 제3보의 로터부 실험방법에 기술된 바와 같이 실험특성상 소비동력의 직접적인 측정은 곤란하였으며 양력의 비교를 통하여 테일의 소비동력을 비교하였다(Seok 등, 2006).

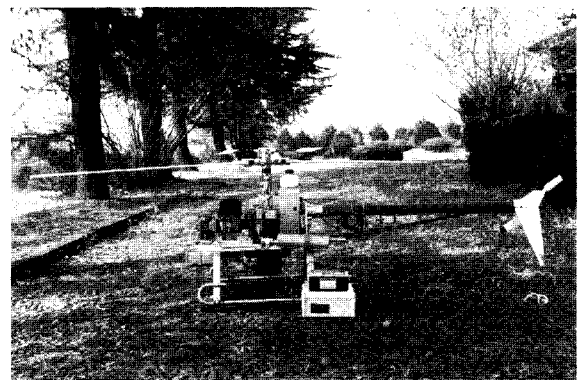
테일부는 제어부와의 긴밀한 연동에 의하여 비행자세를 유지하게 되므로 양력 시험 이후 헬리콥터를 지상 1.5 m 정도의 높이에서 시험비행을 통하여 자세유지 및 반토오크 능력을 관측하였다. 무선조종장치로 CCPM방식을 적용한 RF원격 조종이 가능한 범위에 있는지를 시각적으로 검토하였다.



(a) Lift test without tail system on the retained set-up



(b) Lift test with a tail system on the retained set-up



(c) Payload test with a tail system under the free lifting set-up

Fig. 5 Experimental tests for comparing lifts with and without tail system.

1) 고정식 장치

고정식 유상하중 시험을 위하여 그림 5(a) 및 (b)와 같이 헬리콥터의 기대부를 고정용 장치와 높이 120 cm 프레임 위에 장착하였다. 헬리콥터의 몸체에는 선형 베어링(linear guide)을 4개 부착하여 헬리콥터가 양력을 받아 위로 부상할 때 반토크에 저항하며 수직 백터력만이 측정가능 하도록 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.

테일부 장착 전후 헬리콥터의 자중은 각각 52.0 kg(510 N)과 56.0 kg(549 N)였으며, 동일한 시험조건을 얻으려고 피치 각은 10°와 엔진속도는 6,800~7,000 rpm을 유지하였다.

2) 자유식 장치

그림 5(c)에 보인 자유식 유상하중 시험은 실제 시험비행에 앞서 헬리콥터의 트림(평형)상태를 점검하면서 양력을 측정하기 위하여 피치각 8.9°에서 시행되었다. 랜딩스키드를 장착한 헬리콥터 하단부에 로드셀을 장착하고 앵커를 이용하여 지상에 고정하였다. 고정식의 경우와 비교하여 자유식 시험장치는 측방 구속을 제외하여 비교적 자유로운 움직임이 가능하게 하였다. 양력은 자중(61 kg, 598 N)을 이기고 이륙시점으로부터 로드셀은 유상하중을 인장력으로 측정하였다.

4. 결과 및 고찰

가. 고정식 유상하중 시험

그림 6과 7에 보인 유상하중의 시험결과는 각각 테일부가 장착되기 전후에 대한 결과이다. 그림 7은 테일부 없이 카운터 발란스만 장착된 채로 행해진 시험으로서 메인 로터의 회전

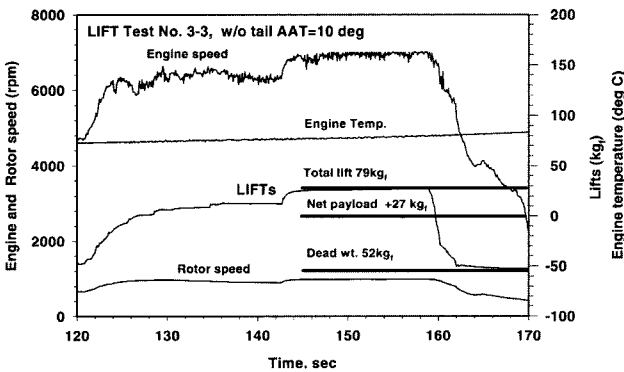


Fig. 6 Lifting test result without a tail assembly using the restrained set-up.

수가 증가하고 양력이 생성되면서 자중을 이기고 기체가 부상하며 이후 유상하중을 발휘하게 된다. 헬리콥터의 자중이 약 52 kg(510 N)이었으므로 양력 발생 전에는 로드셀의 압축력으로 나타났으며, 양력에 의해서 자중을 초과해 들어 올릴 수 있는 유상하중이 구현되었다. 헬리콥터의 자중과 유상하중 27 kg(265 N)을 들어 올림으로서 총양력은 79 kg(774 N)이 발휘되었음을 보이고 있다. 이때 엔진의 회전수가 6,800 rpm 정도로 최대 양력을 얻을 수 있는 구간에서 엔진의 회전수가 매우 안정되었으며, 엔진의 동력시험 결과(Seok 등, 2006)에 의하면 상용회전수에서의 출력이라고 볼 수 있다.

그림 7(a)는 테일부가 부착된 후의 유상하중 시험으로 자중의 증가(56 kg, 549 N)와 테일부의 동력소모로 인하여 총양력은 76 kg(745 N)가 발휘되어서, 유상하중이 20 kg(196 N)로 감소된 것을 알 수 있다. 그림 7(b)에서 헬리콥터가 자중을 이기고 양력을 발생할 때 엔진의 회전속도는 6,900 rpm을 유지하였으며, 초기에는 클러치의 슬립이 증가하나 이어 3~4%의 슬립율로 안정되어 메인 로터의 회전이 매우 안정적임을 볼 수 있었다.

테일부 장착 전후의 자중은 하중측정장치 및 테일부의 무게 증가로 52 kg(510 N)에서 56 kg(549 N)으로 4 kg(39.2)늘었으며, 유상하중은 27 kg(265 N)에서 20 kg(196 N)으로 줄

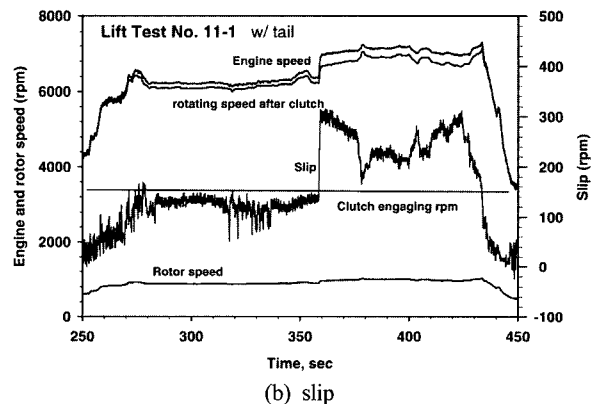
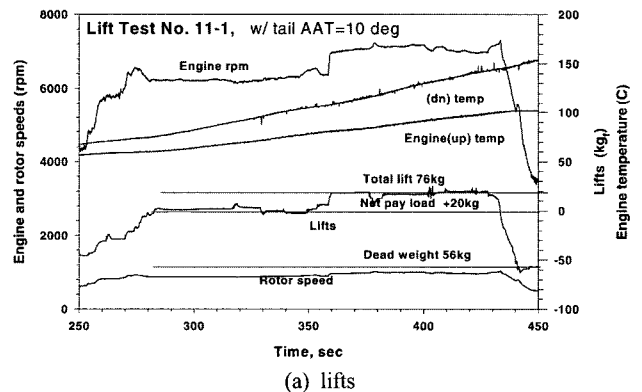


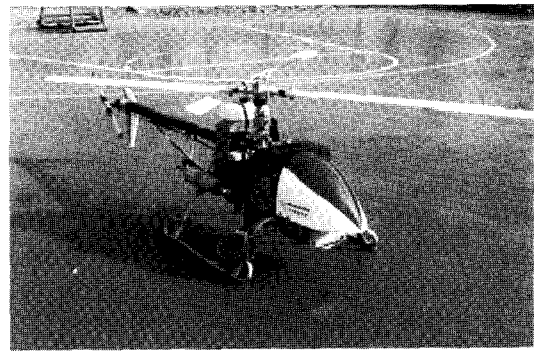
Fig. 7. (a) Lifts and (b) slip with the tail assembly using the restrained set-up.

었다. 따라서 테일부를 장착한 전후의 시험내용을 총양력으로 비교하면 79 kg(774 N)에서 76 kg(745 N)으로 3 kg(29 N)의 감소로 나타났다. 이 감소분은 대부분 테일로터의 동력소요에 의한 것으로 생각되며 전체부하의 4~5%로 판단되었다. 이 수치는 일반적인 헬리콥터 일반 설계의 조건과 부합하며 비교적 효율적인 테일 시스템인 것으로 판단되었다.

나. 자유식 유상하중 시험

그림 8은 테일부가 장착된 상태에서의 자유유상하중 시험 결과를 보인 것으로 시험비행에 앞서 헬리콥터의 평형 제어상태를 점검하면서 양력을 측정하였다. 자중은 61 kg(598 N)으로서 약 6,600 rpm의 엔진 회전속도에서 피치각 8°와 9°(각각 Fig. 8(a)와 (b)에 대하여 15~18 kg(147~177 N) 정도의 유상하중이 발휘되었다. 따라서 총양력은 76~78 kg(746~765 N)을 발휘하면서 반 토크를 상쇄시키고 yaw 각도를 조정하기 위한 충분한 테일로터의 추력을 발생시킬 수 있었다. 정상 피치각(10° 전후; Koo 등, 2006b)에서 테일로터의 소비동력, 추력발생, 조종안정성 등이 적합할 것으로 판단되었다.

그림 9에 보인 개발된 헬리콥터 'Agro-heli'의 외형치수는 로터를 제외한 전장 2,100 mm, 전고 900 mm, 전폭 705 mm이며,



(a) overvie



(b) flying trial

Fig. 9 Overview of the developed unmanned helicopter 'Agro-heli' and distance flying trial for agricultural application.

메인로터의 지름은 2,760 mm이다. 헬리콥터는 지상 1.5 m 정도의 높이에서 시험 비행하여 양호한 자세제어 성능을 보였다. 시각적 판단으로 비행자세의 유지와 진동 안정성 등이 양호하였고 헬리콥터의 착륙시 스키드 강도도 적당한 것으로 판단이 되었다. 테일로터의 안전을 위한 기능으로 테일수직 안정판이 안전한계 봉의 역할을 하여 테일 블레이드가 지면에 닿는 것을 방지하였으며, 상용 CCPM방식을 적용한 RF무선 조종장치의 제어성도 양호하였다.

5. 요약 및 결론

소형무인 헬리콥터를 이용한 항공방제기술은 효율적이며 안정된 생산과 농업종사자의 작업환경을 개선하고 생력화할 수 있다. 농업용 소형 헬리콥터의 동력부(Seok 등, 2006)와 로터부(Koo 등, 2006b)의 개발에 이어서 헬리콥터의 반토크를 상쇄하며 연동하는 테일부와 조종부를 구성하고 시험비행을 통해 자세제어를 구현함으로써 소형 무인 헬리콥터의 기체부 개발을 완료하였다. 다음은 헬리콥터의 테일 로터부와 자세제어 장치를 개발하여 안정된 무선조종을 구현하기 위한 지상시험과 비행시험의 결과이다.

- 1) 반토크를 상쇄시키기 위하여 미는 형식의 테일 로터부를

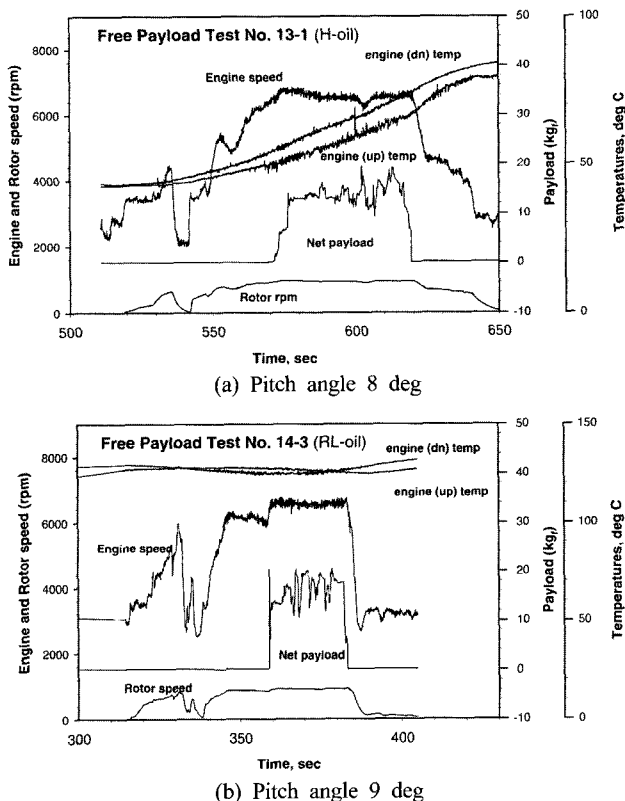


Fig. 8 Free lifting tests with tail assembly at the pitch angles of 8° and 9° using the free lifting set-up.

채택하였다.

- 2) 상용 CCPM방식의 무선조정 장치를 적용하여 제어부를 구성하였다.
- 3) 테일로터를 장착한 전후의 자중은 테일부와 측정장치의 부착으로 인하여 4 kg늘었고, 테일부의 동력소모로 인하여 총양력은 79 kg(774 N)에서 76 kg(745 N)으로 약 3 kg(29 N)정도 감소하였는데 대부분 테일부의 동력소모에 의한 것으로 판단된다.
- 4) 총양력의 감소분은 대부분 테일로터의 동력소모에 의한 것으로 전체부하의 4~5 %로 생각되며, 이 수치는 일반적인 헬리콥터 설계의 조건에 부합하는 적절한 수준이었다.
- 5) 제작된 헬리콥터는 지상 1.5 m정도의 높이에서 양호한 자세제어 성능을 보였다.

농용헬리콥터를 상용화하기 위하여 안전성과 수월성을 확보하기 위한 자율비행 장치의 개발이 필요하며, 헬리콥터를 운용하기 위한 기본조직체계 즉 정비체계, 조종자 교육, 보험 및 사고처리체계, 안전 및 항공법관련 정비 등이 추가적인 연구의 과제로 제시된다.

참고문헌

1. Koo, Y. M., C. S. Lee, T. S. Soek, S. K. Shin, T. G. Kang, S. H. Kim and T. Y. Choi. 2006a. Aerial application using a small RF controlled helicopter (I) -status and cost analysis-. *Journal of Bio systems Engineering* 31(2):95-101. (In Korean)
2. Koo, Y. M., T. S. Soek, S. K. Shin, C. S. Lee and T. G. Kang. 2006b. Aerial application using a small RF controlled helicopter (III) -lift test and rotor system-. *Journal of Bio systems Engineering* 31(3):182-187. (In Korean)
3. Leishman, J. G. 2002. *Principles of helicopter aerodynamics*. Cambridge University Press.
4. 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 Bio systems Engineering* 31(2):102-107. (In Korean)
5. 박춘배. 1992. (R.W. Prouty 원저) 헬리콥터의 이해. 경문사.
6. 이강희. 1996. 파일럿 핸드북III - 헬리콥터 조종사. 비행연구원.
7. 이수갑, 최기영, 장세명. 2003. (S. Newman 원저) 헬리콥터 공학. 도서출판 인터비전.