

초미량 정밀살포용 무인헬리콥터의 SW05 로터 양력시험

구영모 석태수 신시균

SW05 Rotor Lift of an Unmanned Helicopter for Precise ULV Aerial Application

Y. M. Koo T. S. Seok S. K. Shin

Abstract

A small unmanned helicopter was suggested to replace the conventional spray system. Aerial application using an agricultural helicopter helps precise and timely spraying, and reduces labor intensity and environmental pollution.

In this research, a rotor system (SW05) was developed and its lift capability was evaluated. Lift force for the dead weight of the helicopter was obtained at the grip pitch angle of 12°. As the pitch angle increased to 14° and 16°, the payload increased to 176 N and 216 N, respectively. Compared with SW04 airfoil performance in the total lift, the SW05 airfoil showed nearly the same capacity, but the payload of the SW05 was reduced because of the increased dead weight.

A rated flight condition was defined as lifting mean payload of 294 N with the grip pitch angles of 16~17° at the rotor rotating speed of 850~950 rpm for the adjusted engine power. The fuel consumption would be 4.8~6.0 L/hr, and the air temperature of cooling fan should be kept below 160°C.

Keywords : Unmanned helicopter, Rotor blade, Airfoil, Payload test, Grip pitch angle, Aerial application

1. 서론

관행적 방제작업은 비효율적이며 농민들이 기피하는 작업임을 고려할 때, 소형 무인 헬리콥터를 이용한 항공방제기술은 생력적 생산과 작업환경의 개선을 제공할 수 있다(Koo et al., 2006a). Koo 등(2006b)은 시험용 블레이드(SW04)를 장착한 헬리콥터의 양력을 측정하였다. 피치각 6°에서 자중을 이기는 정도의 양력을 얻었으며, 10~11°에서 최대 882 N의 총양력을 얻었으나 더 큰 피치각에서는 양력이 감소하는 현상을 보였다.

블레이드의 단면, 즉 에어포일(airfoil)의 형태에 따라 그 성능과 적정 피치각의 범위가 달라 질 수 있다. 깃 요소이론은 블레이드 단면에 걸리는 공기역학적 하중을 구하고, 이를 적분하여 비행을 위해 필요한 양력과 토크를 계산한다. 이때 유도속도는 에어포일의 공력특성에 따라 결정되고 피치각은

비틀림각도 고려되어야 하므로 상대풍의 유효 받음각은 각 단면마다 달라진다(Lee et al., 2003).

농용 헬리콥터는 서행하므로 제자리 비행의 특성과 근사하여 필요한 동력은 주로 유도동력과 형상동력으로 구성되는데, 동력부는 자중을 이기고 유상하중을 발휘할 수 있는 충분한 동력을 제공해야 한다. Seok 등(2006)의 연구에서 피치각 10° 이상에서의 시뮬레이션 양력은 증가하지만 실제 실험치는 감소하였는데, 이는 동력의 공급이 충분하지 않은 이유라고 분석하였다. 로터 설계와 가장 밀접한 동력은 형상동력으로서 로터의 항력을 극복하는 데 필요한 동력이며, 제자리비행에서는 주로터 동력의 15~40%에 이른다(Park, 1992).

항력과 양력은 물체표면에서의 수직압력과 전단으로부터 발생하는 힘의 적분값이다. 따라서 실험이나 계산으로부터 물체표면 상의 압력과 전단응력의 분포를 시뮬레이션 하면 공기역학적 힘들의 적분으로 구해질 수 있다. 주로터의 반경

This research was conducted by a fund of ARPC. The article was submitted for publication on 2009-07-27, reviewed on 2009-12-24, and approved for publication by editorial board of KSAM on 2010-01-29. The authors are Young Mo Koo, KSAM member, Professor, Tae Su Seok, KSAM member, Intern Researcher, and Shi Kyoan. Shin, Intern Researcher, 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, Deagu, 701-702, Korea; Fax: +82-53-950-6780; E-mail: <ymkoo@knu.ac.kr>.

을 변수로 하여 유체의 수평 속도와 수직방향 유입속도를 계산할 수 있으며, 그 비(比)는 유입각으로 정의된다. 전단응력의 적분값으로 대표되는 항력은 수평속도와 곱해져서 형상동력을 이루게 된다. 이 형상동력은 동력부가 충분히 극복해야 하는 손실동력으로 작을수록 좋다. 반면에 압력의 적분값으로 계산되는 양력은 수직 유입속도를 곱하여 유도동력을 형성하는데, 이는 총양력을 발휘하는데 필요한 동력이다. 이 두 동력의 합이 공급하는 동력과 일치할 때 이상적인 블레이드의 설계라고 볼 수 있다. Koo 등(2008)은 소필지용 무인헬리콥터의 개념설계에서 동력부는 로터의 유도 및 형상동력이 이용 가능한 정격출력과 회전속도의 한계범위를 만족하도록 연동 설계해야 함을 지적하였다.

본 연구는 농용 무인헬리콥터의 양력을 구현하는 로터 및 로터헤드를 설계·제작하여 공시로터(SW05)의 양력성능을 평가하고 기존 SW04 로터(Koo et al., 2006b)와 비교함으로써 적정운전조건과 공시로터의 성능을 평가하는 것을 연구의 목표로 삼았다.

2. 재료 및 방법

유상하중은 헬리콥터의 이용능력을 표현하는 핵심성능으로서 자중을 이기고 유익한 작업을 위해 운반 가능한 순수양력이다. 유상하중 실험은 헬리콥터를 수직 양력방향으로 자

유롭게 움직일 수 있는 장치에 장착하여 양력(로터의 추력) 성능을 측정하려고 설계되었다. 실험에서 피치각과 회전수의 적정범위를 구명하기 위하여 랜딩 스키드가 장착된 헬리콥터를 지상에 설치하여 실제 제자리 비행 상태를 구현하였다. 양력실험과 더불어 탑재된 엔진의 출력과, 로터의 진동, 추력 등을 조정하고 분석하였다.

가. 공시 로터와 헤드부

그림 1은 양력실험에 사용된 메인로터의 모습으로 블레이드의 길이는 1,378 mm이다. 에어포일의 앞단과 끝단을 잇는 시위길이(chord length)는 135 mm이며, 두께는 12 mm이다. 블레이드에는 6도의 비틀림각(washout)을 주어서 로터 끝단(외단, outer end)으로부터 로터의 중심인 그림으로 들어가면서 각도가 증가하는데, 이는 선속도가 상대적으로 느린 중심에서 양력을 높이려는 의도에서 비롯되었다.

반면 Koo 등(2006b)이 사용한 SW04 블레이드는 비틀림각이 없으므로 서로의 성능 비교를 위하여 블레이드 외단 피치각(outer pitch)이 동일한 각도가 되도록 표시하였다.

헬리콥터의 로터 헤드부는 주 회전날개의 조종장치이며 로터 블레이드를 고정하는 부분으로 로터 블레이드의 회전과 함께 피치의 변화를 일으켜 양력을 발생시키는 핵심 부분이다. 그림 2에서는 헤드부의 조립도와 블레이드가 장착되는

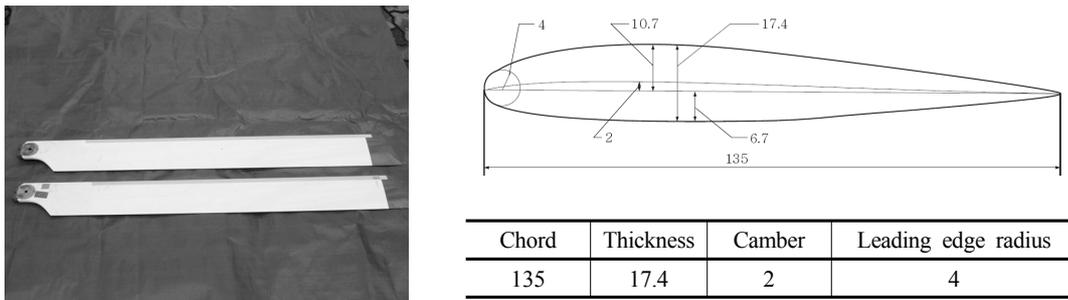


Fig. 1 Main rotor blades used in the unmanned helicopter and their airfoil.

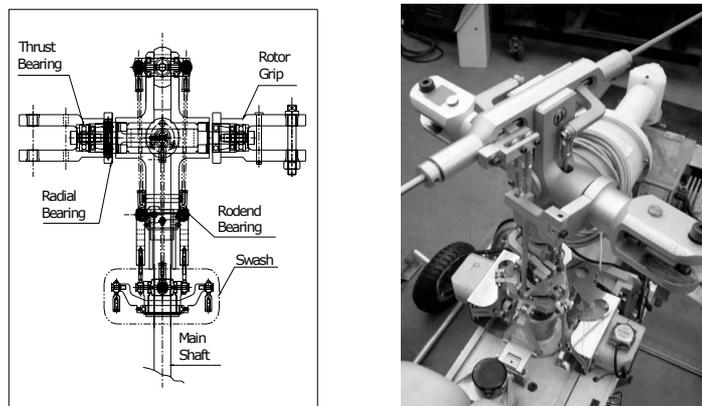


Fig. 2 A rotor head system controlling collective and cyclic pitches of the blades.

부분의 상단에 스테빌라이저 봉(stabilizer bar)이 설치된 모습을 보이고 있다. 헤드부 하단의 스와시(swash)는 블레이드의 받음각을 조정하기 위한 방법으로 여러 개의 로드엔드를 사용하여 링크로 연결되었다. 블레이드의 회전에 의해 발생된 원심력을 극복하기 위하여 헤드의 내부에 스러스트 베어링을 설치하였고, 피치조정을 위해 로터그립이 작은 각도로 회전을 하기 위하여 레이디얼 베어링을 설치하였다.

메인 로터 블레이드가 연결되어 있는 헤드의 구조가 고정형인 경우는 로터의 구조가 가장 간단하며 로터 블레이드가 그립에 직접 장착된다. 이 구조는 간단한 구조로 정비 및 점검이 쉬우며 피치만으로 조종이 가능하여 조종성과 안전성이 좋은 것이 장점이다. 이러한 로터시스템을 강성로터(rigid rotor)라고 하는데 플레핑 힌지를 따로 두지 않으므로 로터 블레이드의 유연한 강성에 의존하여 힘의 평형을 유지하게 된다(Kim, 2000).

나. 양력 측정장치 및 방법

그림 3에 보인 자유식 유상하중 실험장치는 실제 자유비행에 앞서 헬리콥터의 트림(평형)상태를 점검하면서 양력을 측정하기 위하여 설계되었다. 랜딩스키드를 장착한 헬리콥터 기대 하단에 로드셀이 설치되었고 앵커로 지상에 고정하였다. 실험 장치에는 측방 구속을 위한 직선베어링을 2곳에만 설치하여 헬리콥터의 비교적 자유로운 움직임이 가능하게 하였다. 양력은 자중을 이기고 이륙시점으로부터 로드셀이 인장력을 측정하였고, 표시창에는 양력을 표시하여 실험진행을 도왔다. 본 자유식 실험장치를 이용하여 그립피치각 12~18° 범위에서 12개의 양력 데이터를 얻을 수 있었다.

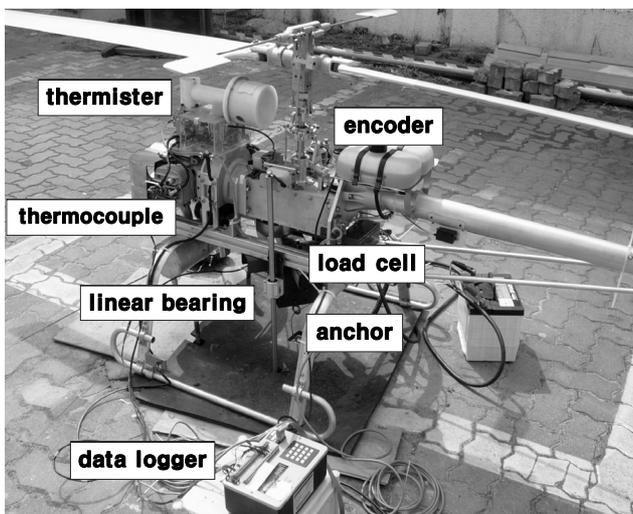


Fig. 3 An experimental setup for measuring payload.

엔진과 테일로터 구동풀리에 엔코더를 설치하여 클러치 전

후의 회전속도를 측정하였고, 로터의 구동과 함께 발생하는 양력을 측정하기 위하여 헬리콥터 기대하단부의 고정용 장치 내부에 로드셀을 설치하였다. 양력이 발생되지 않을 때 로드셀은 영(零)을 측정하게 되고, 양력이 발생함에 따라 영점의 이륙시점을 지나 유상하중의 인장력을 측정하였다. 엔진 헤드의 온도 측정은 저항온도계(digital thermistor)를 엔진헤드 표면 온도를 접촉 측정하였고, 열전대(thermocouple, K-type)는 냉각관을 통과하는 강제 냉각풍의 온도를 측정하였다. 실험 중 자료는 데이터로거(21X-SM192, Campbell Scientific Inc. Logan, UT, USA)에 저장되었으며 표시창에는 양력을 표시하였다. 연료공급선에 터빈식 미량유량계(0045THX01X, Sorenson, Nijmegen, Netherlands)를 설치하여 연료소비량을 연속 측정하였다.

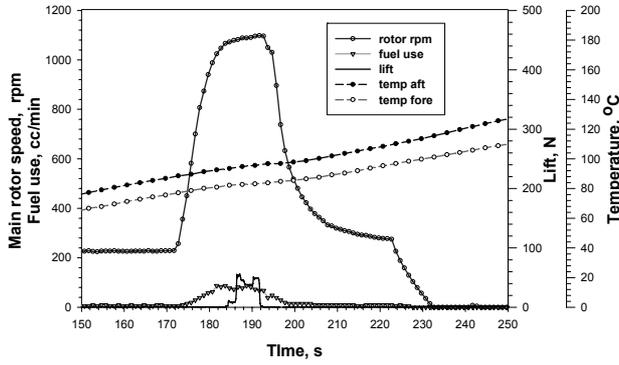
피치는 비틀림각이 누적되는 그립 위치에서의 로터피치로 계측하였을 때, 12°, 14°, 16° 등 그립피치각의 각각 목표 설정치에 가깝게 유지하면서 로터축의 회전수를 변화시키는 피치 고정법과 회전수를 유지하면서 피치를 변화시켜 최대치(약 18°)까지 증가시키는 회전수 유지법의 두 가지 실험 방법이 기본으로 제시되었다. 그러나 두 변수는 서로 영향을 미치는 한 변수를 고정하기가 용이하지 않아 피치와 회전수를 동시에 가변적으로 조정하면서 효율적인 적정 엔진회전수와 피치각의 조합과 범위를 구명하였다.

3. 결과 및 고찰

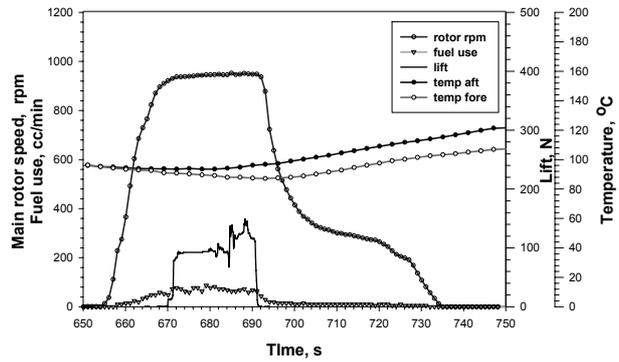
그림 4와 5의 대표적인 실험결과에서 보는 바와 같이 그립 피치 12~18°에서 양력 49~245 N이 발휘 되었으며, 엔진헤드의 냉각풍 온도는 최고 150°C였으며, 연료소비율은 120 cc/min 정도였다. 이륙시 좌측으로 기우는 특성으로 인하여 총양력 벡터의 수직성분 만을 측정하게 되며, 정지비행에서도 우측으로 동체가 기울어져야 함에도 불구하고 리니어 가이드에 의해 수직방향으로만 이동이 가능하여 측정양력은 모두 수직성분만을 나타내었다.

가. 피치각과 양력의 관계

그림 4의 결과는 낮은 피치각에서의 엔진 운전조건과 연료 소비율을 보여준다. 그립 피치각 12°에서의 로터 회전속도는 부하가 작으므로 쉽게 1,100 rpm 까지 올라갔으며, 유상하중은 49 N 정도여서 자중을 겨우 극복할 정도의 양력을 보였다. 엔진은 농후한 연소상태로 100 cc/min 정도의 높은 연료소비량을 보였고, 안정된 헤드온도는 110~130°C였다. 그립 피치각을 13.5°로 증가시켰을 때 양력은 현저하게 증가하여 유상하중이 98 N을 초과하기 시작했고 부하가 늘면서 로터 회전속도는 1,000 rpm 이하로 감소되었다. 연료소비량은 약간 줄어들어 80 cc/min 내외를 지켰다.

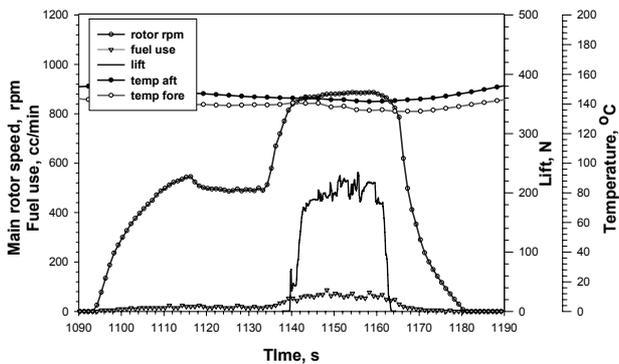


(a) grip pitch 12 degrees

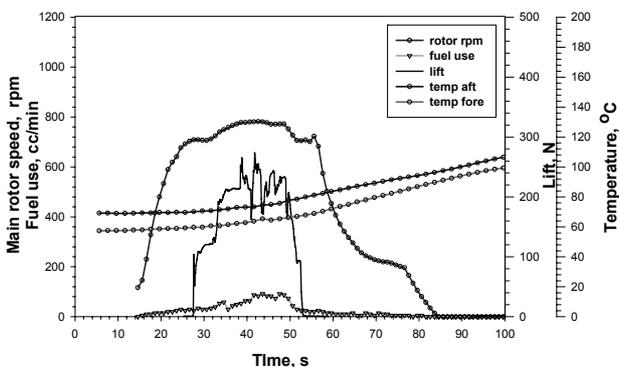


(b) grip pitch 13.5 degrees

Fig. 4 Payload test results for low grip pitches of (a) 12° and (b) 13.5°.



(a) grip pitch 16 degrees



(b) grip pitch 18 degrees

Fig. 5 Payload test results for high grip pitches of (a) 16° and (b) 18°.

그림 5는 비교적 높은 피치각에서의 양력 성능을 보여주고 있다. 그림 피치각 16°에서의 유상하중은 약 196 N을 발휘하였고, 로터 회전속도는 900 rpm 정도를 유지하였다. 연료 소비량은 적절한 공연비를 유지하여 80 cc/min 이하를 유지하였으며, 헤드온도는 약 10°C 이상 더 상승하였다. 그림 피치각을 18°까지 증가시켰을 때 유상하중은 약 245 N을 발휘하였으나 엔진의 과부하가 감지되었고 로터 회전속도는 800 rpm 이하로 떨어졌다. 따라서 엔진출력이 80% 정도로 조정되어 실험중이던 출력을 상승하여 조정하였다.

상기한 피치각 실험에서 양력을 측정된 결과를 표 1에 정리하였다. 로터의 그립에서의 피치각에 따른 유상하중은 12~13.5°에서 평균 98 N, 13.5~15.5°에서 176 N, 그리고 15.5~17.5°에서 216 N로 증가하였다. 그러나 피치각이 18°에 접근하면서 유상하중의 증가율이 정체되었다. 이는 로터 피치각의 증가로 인한 실속(stall)때문이라기보다 충분치 못한 동력공급에 기인한 것으로 생각된다. 총양력은 유상하중에 자중 608 N을 더하여 추산할 수 있으며, 상용으로 적절한 로터 회전수는 850~950 rpm의 범위에 있음을 알 수 있었다.

Table 1 Payloads at the various pitch angles of 12~18°

Grip pitch angle, (deg.)	Payload (N)		
12-13.5	49 (1080)	98 (960)	137 (930)
13.5-15.5	176 (900)	196 (800)	137 (880)
15.5-17.5	196 (860)	235 (880)	216 (800)
17.5-18	235 (760)	245 (900)	255 (1160)

* Numbers in parentheses indicate rotor speed (rpm).

나. SW04 블레이드와의 양력비교

그림 6은 표 1에 정리한 본 연구의 결과를 2차 회귀식으로 보였고, SW04 에어포일을 사용한 Koo 등(2006b)의 결과와 비교하였다. Koo 등(2006b)의 연구에 사용된 SW04 에어포일은 비틀림이 없는 블레이드여서 그립(grip) 피치각과 외단(outer end) 피치각이 같다. 따라서 본 연구에서 사용한 그립 피치각에서 비틀림각 6°를 차감한 각도, 즉 외단 피치각을 SW04의 피치각과 동등하게 비교하였다. 그림 6에서는 SW04 블레이드의 유상하중이 본 연구의 SW05 블레이드 보다 높은 양력을 보인 것으로 나타났으나, 이는 본 연구에서 사용한 헬리콥터 자중의 증가(발전기, 프레임부의 보강 등)로 인한 차이임을 총양력을 나타내는 그림 7을 통하여 알 수 있었다.

그림 7에는 블레이드가 발휘하는 총양력을 계산하여 SW04와 SW05 블레이드의 성능을 비교한바 낮은 피치각에서는 SW05가 더 높은 양력을 보였고, SW04는 양력의 최고 점을 지나 확실하게 감소하는 반면 SW05는 높은 피치각에

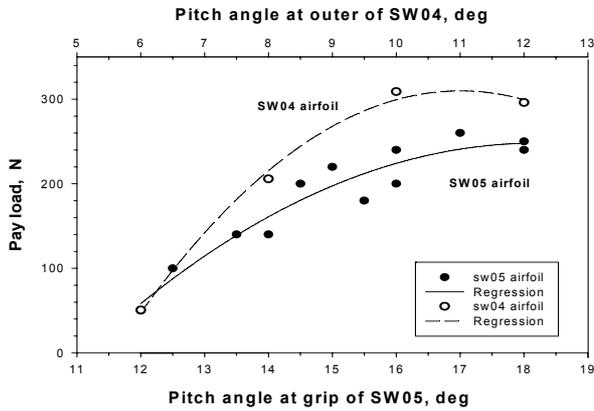


Fig. 6 Comparison of SW04 and SW05 airfoils in payload to the increase of pitch angle.

서 양력이 정체하는 경향을 보였다. 그러나 전체적인 실험값들은 오차범위 안에서 회귀선 내에서 비슷한 성능을 보인 것으로 나타났다. 에어포일의 개선으로 블레이드의 성능이 향상되었다 하더라도 동력부의 출력이 저항을 충분히 극복하고 동력을 공급해주지 못한다면 오히려 항력으로 인한 형상동력의 소비가 더 커질 수 있게 될 것으로 생각된다.

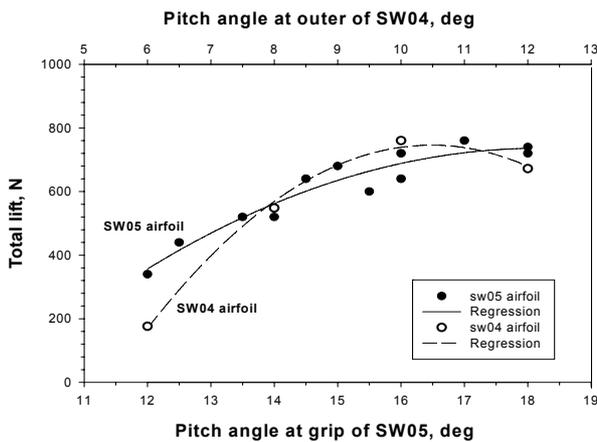


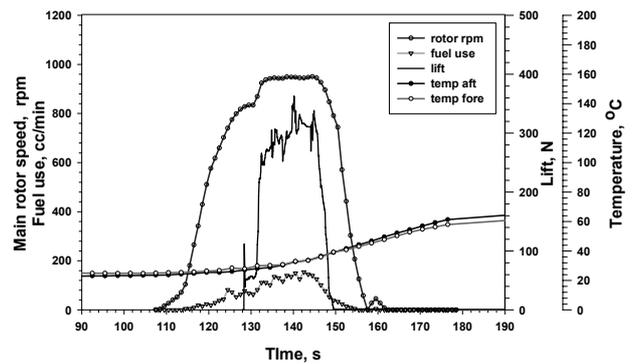
Fig. 7 Comparison of SW04 and SW05 airfoils in total lift to the pitch angle.

SW05 블레이드의 시위는 SW04 보다 넓고 반경 또한 커서 형상동력이 상승 할 것으로 예상되므로 SW05 블레이드의 단면개선을 통하여 총양력이 얻은 이득은 없었던 것으로 판단되었다. 이는 공급 가능한 동력이 부족했던 것도 하나의 원인이 된 것으로 생각되며, 에어포일 단면의 부적합성도 또 다른 원인이 될 수 있다. 이는 CFD 시뮬레이션을 행하여 분석할 수 있으리라 생각된다.

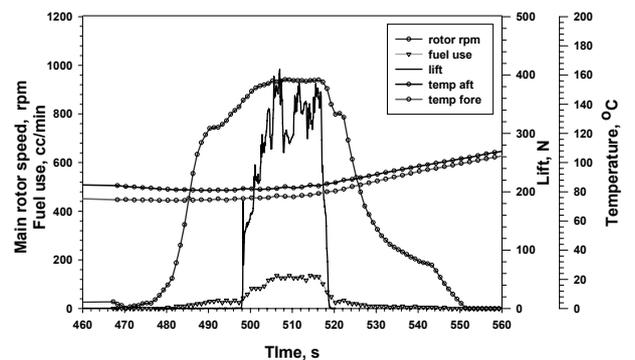
다. 최적 상용 상태의 설정

엔진 회전속도를 변경시키면서 동시에 그립 피치각을

12~18°까지 변화시키는 실험에 대한 결과는 엔진의 회전속도가 증가함에 따라 양력이 증가하고 동시에 피치각 변화에 따라 유상하중을 얻을 수가 있었다. 적절한 엔진 회전속도에서 양력을 최고로 얻을 수 있는 피치각의 결정은 헬리콥터를 상용 운전할 수 있는 조건을 제시한다. 동력부의 상용 회전속도는 최대 마력에 근접해야 할 것을 기대하고, 로터의 그립 피치각은 12~16° 사이에서 운용될 것으로 예상된다. 따라서 적정 피치 영역에서 동력부의 회전속도를 높이면서 나타나는 문제점을 파악함으로써 적정 회전속도 영역을 판단하였다. 그림 8에서 그립 피치각이 16~17°일 때의 실험 결과로 로터 회전속도가 950 rpm에서 양력이 294 N을 넘어서는 충분한 양력발생을 보이고 있다. 이는 추가적인 공연비(空燃比 : F/A ratio)의 조정으로 엔진의 출력을 최적화할 때 얻어진 결과였다.



(a) grip pitch 16 degrees



(b) grip pitch 17 degrees

Fig. 8 Optimal operation at the grip pitch angles of 16°~17° with the adjusted power.

상용 운전 조건에서 실린더 헤드의 온도를 적정수준에서 유지함은 중요하다. 헤드온도에 영향을 미치는 변수로는 부하, 엔진 회전속도, 기온 및 직사광선에의 노출 등이다. 실험을 실시한 상태의 날씨가 고온의 여름 날씨였으므로 이때 노출된 엔진의 온도가 높게 상승하는 현상을 보였으며, 예상치 못한 기계적인 부하로 인한 엔진온도의 상승인 경우를 제외

하고 적정수준의 부하인 경우는 120~160°C 사이의 온도분포를 보였다. 헤드에 부착하여 측정하는 저항온도계(digital thermister)의 온도가 180~200°C 이상이면 위험온도로 판단하였다.

더욱 효율적인 동력을 얻기 위하여 니들밸브를 조여 공연비를 높이면 완전연소 상태에 이르지만, 고부하에서 헤드온도와 윤활의 문제를 일으켜 실린더의 용착을 유발 할 수 있다. 니들조정 후(배기가 육안으로 깨끗한 상태)에는 80~100 cc/min 정도의 소비량을 보였으므로, 상용 부하상태에서는 4.8~6.0 L/hr의 연료소비량을 예상하였다.

4. 요약 및 결론

개발 헬리콥터에 적용된 SW05 블레이드의 유상하중에 대한 성능을 시험하기 위하여 로터 헤드부를 제작하고 양력 시험장비를 구성하여 실험한 결과를 다음에 요약하였다.

- (1) 자유 유상하중시험의 결과로 그립 피치각 12°에서는 자중을 이기는 정도의 유상하중을 얻었으며, 14~16°로 증가함에 따라 176~216 N로 증가하였다. 그러나 18°의 피치각에서는 양력이 정체되는 현상을 보였다.
- (2) 공연비의 조정 등 출력의 상승을 통하여 상용운전에 적합한 로터회전수는 850~950 rpm인 것으로 나타났으며, 그립 피치각 16~17°에서 294 N 정도의 유상하중을 발휘할 수 있었다.
- (3) SW04 에어포일에 대한 양력 실험과 비교한 결과 총양력은 거의 같은 성능을 나타냈으나 자중의 증가로 인한 유상하중은 SW05 블레이드를 장착한 본 연구의 헬리콥터가 적은 것으로 나타났다.
- (4) 실린더 헤드 온도는 접촉식 저항온도계로 200°C, 공기 온도 열전대로는 160°C 이상이 되지 않도록 냉각을 유지해야하며, 연료 소비량은 4.8~6.0 L/hr 정도로 예상되었다.

- (5) 공시 로터(SW05)는 캠버가 2 mm로서, 시위길이(chord)의 1.5% 정도의 매우 작은 캠버 형태로 거의 대칭에 가까운 익형이다. 이는 고속에는 비효율적인 형태의 익형으로 보이며, 농용 무인헬기용 21 PS급 엔진에 비해 과도한 동력을 요구하는 익형으로 비효율적으로 생각된다.

참 고 문 헌

1. Kim, J. W. 2000. Helicopter Structure and Principle of Flight. <http://airheli.com>.
2. 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 Biosystems Engineering* 31(2):95-101. (In Korean).
3. 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 Biosystems Engineering* 31(3):182-187. (In Korean).
4. Koo, Y. M., T. S. Soek, S. K. Shin, C. S. Lee and T. G. Kang. 2008. Mechanical development of an unmanned helicopter for precise small-scaled ULV aerial application, -conceptual design and prototype. *Journal of Biosystems Engineering* 33(2):94-100. (In Korean).
5. Lee, S. K., G. Y. Choi and S. M. Chang (translated). 2003. *The Foundations of Helicopter Flight*. (S. Newman ed.) Interscience Publishing Co., Seoul, Korea.
6. Park, C. B. (translated) (R.W. Prouty ed.). 1992. *Helicopter Aerodynamics*. Kyung-Moom Pub. Co., Seoul, Korea.
7. Soek, T. S., Y. M. Koo and C. H. Sohn. 2006. Aerial application using a small RF controlled helicopter (IV) -CFD simulation of rotor lift. *Journal of Biosystems Engineering* 31(4):342-348. (In Korean).