

## 소형 무인헬기를 이용한 항공방제기술 (IV) - 로터양력의 CFD 시뮬레이션 -

석태수   구영모   손창현

### Aerial Application using a Small RF Controlled Helicopter (IV) - CFD Simulation of Rotor Lift -

T. S. Seok   Y. M. Koo   C. H. Sohn

#### Abstract

Aerial application using an unmanned agricultural helicopter became necessary for both labor saving and timely spraying. In the previous paper, a rotor system was developed and lift capability was evaluated. The experimental results were compared with simulated predictions using the CFD-ACE program. From the simulation, the relative velocity on the top surface of the blade airfoil increased, resulting in the pressure drop. The CFD analyses were revealed that a drag resistance on the leading edge of the airfoil, a wake at the trailing edge, and a positive pressure underneath the bottom surface were observed. As the results of the simulation, total lifts of 56.8, 74.4 and 95.0 kg<sub>f</sub> were obtained at the 6, 8 and 10° of AAT (angle of attack), respectively. The simulation results agreed reasonably up to 10° of AAT. However, at a greater AAT (<12°) the simulated total lift continuously increased to 105 kg<sub>f</sub>, comparing with a decreasing experimental total lift due to the lack of engine power. At a stiff angle of 18° AAT, a wake was observed at the trailing edge of the airfoil. A rated operating condition determined from the previous paper was also verified through the simulation.

**Keywords :** Unmanned helicopter, CFD simulation, Rotor system, Payload, Total lift, Aerial application

### 1. 서론

소형무인 헬기를 이용한 항공방제기술은 농작업환경을 개선하고 생력화함으로써 안정된 농산물 생산에 기여할 것으로 기대된다(Koo, Y.M. et al. 2006a). 회전익 항공기인 헬리콥터는 주로터를 회전시켜 발생하는 양력과 추진력을 이용하는 항공기로, 동력부는 자중을 이기고 유상하중을 발휘할 수 있는 충분한 동력을 제공해야한다(이수갑 등, 2003). 로터와 가장 밀접한 형상동력은 로터의 항력을 극복하는 데 필요한 동력이며 제자리비행에서는 주로터 동력의 15~40%에 이른다. 전진비행속도가 증가함에 따라 형상동력은 거의 일정수준

로 유지되다가, 전진속도가 매우 빨라지면 압축성 효과와 실속이 일어나면서 형상동력이 급격히 증가한다. 농용 헬리콥터는 서행하므로(15-25 km/h, 약 10 knot) 제자리 비행의 특성을 유지하게 되며, 제자리비행 할 때 유도동력이 크게 되어 오히려 적절한 속도로 전진비행 할 때보다 동력소비가 증가되는 특성을 지닌다(박춘배, 1992).

#### 가. 깃 요소 이론

로터에서 발생하는 양력을 운동량이론(momentum theory)과 깃 요소이론(blade element theory)으로부터 설명할 수 있다. 운동량이론은 로터를 통과하는 공기흐름의 운동량의 변화를

This article was submitted for publication in May 2006, reviewed and approved by the editorial board of KSAM in August 2006. The authors are T. S. Seok, KSAM member, Y. M. Koo, KSAM member, Professor, Assistant Professor, Dept. of Bio-industrial Machinery Engineering and C. H. Sohn, Dept of Mechanical Engineering, Kyungpook National University. 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>

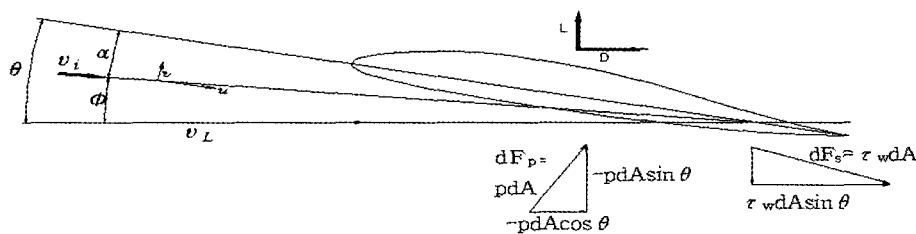
계산하여 로터 추력을 계산하는 방법으로 회전면(disc area) 전체에 대한 거시적인 해석을 하는 반면, 깃 요소이론은 로터 블레이드 단면(에어포일)에 대한 양력과 항력을 미시적으로 산출하고 토크와 소요동력을 계산하는 방법으로 깃의 형태와 회전조건에 따른 영향이 반영되므로 실제적인 로터를 설계하거나 성능을 예측하는 데 사용된다. 그러나 운동량이론과 깃 요소이론의 양력은 大義的으로 동일하다(Leishman, 2002).

깃 요소이론은 블레이드 단면(airfoil)의 공기흐름에서부터 양력과 항력을 구하고 이 힘들을 회전면에 수직인 성분에 대하여 시위상(chord)에서 적분하고 깃의 매수와 곱하면 로터 면에서 발생하는 양력(추력)의 크기를 얻는다. 그림 1에서와 같이 받음각(angle of attack: AAT)은 시위선과 상대풍이 이루는 각( $\alpha$ )으로 제자리비행에서 상대풍의 방향은 로터가 회전함에 따라 생기는 선속도( $v_L$ )와 로터면에서의 유도속도인( $v_i$ )가 벡터적으로 합해 짐으로써 피치각으로( $\theta$ ) 결정된다. 따라서 받음각은 피치각보다 작으며 유도속도의 각도가  $\Phi=0$ 으로 접근하면 두 각은 동일하게 된다. 시위선과 로터의 회전면이 이루는 각을 피치각( $\theta$ )으로 표시되는데, 이 각은 스와시를 통하여 조종될 수 있으며 각도의 증감함에 따라 양력이 조정될 수 있다.

항력과 양력은 로터면에서의 압력과 전단 응력으로부터 발생하는 힘의 합이다. 따라서 계측이나 계산으로부터 로터면 위의 압력과 전단응력의 분포를 알 수 있다면 공기역학적 힘들은 이들의 적분으로 구해질 수 있다. 항력과 양력은 유동방향과 수직인 힘들의 성분들이다. 식 (1)과 (2)로부터 적분된 양력(L)과 항력(D)을 알 수 있으며, 양력은 주로 음압력의 분포에 의해 발생되며 항력은 전단응력에 의해 발생된다.

$$D = \oint (-p \cos \theta + \tau_w \sin \theta) dA \quad (1)$$

$$L = \oint (-p \sin \theta + \tau_w \cos \theta) dA \quad (2)$$



- |                              |                                  |                                |
|------------------------------|----------------------------------|--------------------------------|
| $\theta$ : Pitch Angle       | $\alpha$ : AAT(angle of attack)  | $\Phi$ : Inflow angle          |
| $v_i$ : Induced velocity     | $v_L$ : Linear velocity          | $v$ : vertical vector of $v_i$ |
| $u$ : radial vector of $v_i$ | $F_s$ : shearing force           | $F_p$ : pressure force         |
| $\tau_w$ : shearing stress   | $p$ : pressure force on the wall | $L$ : Lift $D$ : Drag          |

Fig. 1 The blade element theory of a rotor airfoil.

## 나. CFD 시뮬레이션

운동량이론과 깃 요소이론 이외에 헬리콥터 로터의 공기흐름을 해석하기 위한 방법으로 전산유체역학(CFD: Computational Fluid Dynamics) 수치해석법을 많이 사용한다. 특히 항공역학분야에서 사용되는 CFD는 1960년대부터 에어포일 등의 실제적인 문제 등을 해결하는데 아주 유용하게 사용되고 있으며, 최근에는 Navier-Stokes 방정식을 이용한 CFD방법에 의해 복잡한 전투기들의 시뮬레이션이나, 헬리콥터들의 로터 주위의 유동해석이 가능하고 다양한 유체기계 등의 문제 해결에도 적용이 되고 있다(A. Filippone, 2004).

이러한 컴퓨터를 이용한 시뮬레이션은, 실제 규모의 실험에서의 과도한 비용을 피하여 광범위한 정보를 얻을 수 있기 때문에 큰 장점이 있으나 실증시험과 수치해석에서 나온 결과를 비교하여 최적의 결과를 찾아야 한다.

본 연구에서는 유상하중 20 kg급 농용무인헬기 개발의 제 4보로서 헬리콥터의 양력을 구현하는 로터시스템을 설계하고 양력성능을 평가한 제3보의 결과를 CFD를 통한 시뮬레이션 결과와 비교하였다. 이 비교를 통하여 로터주위의 유동을 해석하고, 검증된 최적의 운용조건을 얻으려 하였다.

## 2. 재료 및 방법

헬리콥터에 사용된 메인로터('SW04' airfoil)의 양력의 실험의 결과를 시뮬레이션과 비교분석하기 위하여 CFD-ACE 프로그램을 이용하였다. 사용된 로터의 전장은 1,225 mm, 헤드부를 포함하여 로터직경은 2,765 mm 였으며(Y.M.Koo et al., 2006b), 그림 2에 보인 단면 형상을 하고 있다. 에어포일의 앞단과 끝단을 잇는 거리 즉 시위길이(chord length)는 93 mm 이며, 두께는 12 mm 였다.

상기한 airfoil을 수치화하고 CFD-GEOM으로 grid를 형성

하였으며 분석영역인 流動場을 설정하여 그림 3에 나타내었다. 반원의 지름에 해당하는 부분을 유동장의 유입부분(inlet)으로 110개의 격자를 설정하였으며, 에어포일의 표면에서 일어나는 유동의 영향이 미치지 않는 상당한 거리를 두어 farfield(25×chord)를 설정하였다. 유동장의 출구부(outlet)을 설정한 후 비정렬격자를 사용하여 250개의 격자를 생성시켰다. 비정렬 격자(unstructured grid)는 격자배치계의 불규칙성으로 인하여 원하는 유동영역에 대한 격자적응성이 매우 용이하여 끝단 와류가 존재하는 영역에 대하여 국부적으로 해상도를 증가시킬 수 있는 이점이 있다(강희정 등, 2001).

시뮬레이션에는 CFDRC에서 개발된 CFD-ACE를 이용하였다. CFD-ACE는 비정렬메시(unstructured mesh)를 지원하는 유체해석용 solver로서, 정렬메시(structured mesh)와 전자와의 혼합인 하이브리드 메시(hybrid mesh)의 지원이 가능하며 다양한 커플링 시스템을 통한 해석프로그램이다. CFD-GEOM에서 해석의 바탕이 되는 기본 작업인 CAD작업으로부터 이를 CFD-ACE에서 불러, 다음에 식들에서 보인 변수를 입력함으로써 다양한 받음각(angle of attack)에 대하여 CFD기법에 의해 시뮬레이션 하였으며, CFD-VIEW를 이용하여 로터 주위의 속도의 분포, 압력분포 등을 얻을 수 있었다(CFD-ACE(+) Modules Manual, 2004).

로터 블레이드에서의 벽면 경계조건은 상대속도에 대한 접선방향 유도조건을 적용하여, 블레이드의 면에서 삼각형 요소의 격자를 구성하였고 난류 모델로는  $k-\epsilon$  모델을 적용하였

다. 자유흐름 난류에 의한 난류 강도를 결정하기 위하여 난류 운동에너지인 K값을 식 (3)을 이용하여 계산하였으며, 자유 흐름속도에 곱하여 난류요동속도의 값을 계산할 와류강도는 1%정도로 가정하였다.

$$K = \frac{1}{2}(u'^2 + v'^2 + w'^2) \quad (3)$$

K : free stream turbulence kinetic energy  
 u', v' and w' : turbulence fluctuation velocities of x, y and z directions

$k-\epsilon$  모델에서 난류 소산율, D는 식 (4)에 의해서 구할 수 있었다.

$$D = \frac{\rho C_\mu K^2}{\beta \mu} \quad (4)$$

$C_\mu$  :  $k-\epsilon$  turbulence model constant (0.09)  
 $\rho$  : density of air (1.1614 kg/m<sup>3</sup>)  
 $\beta$  : ratio of turbulence viscosity to laminar viscosity (0.2)  
 $\mu$  : viscosity of air (1.846×10<sup>-5</sup> kg/m·s)

해석 시 적용하는 로터 속도는 식 (5)의 로터 적용구간에서의 선속도를 구하여 x성분(u)과 y성분(v)의 속도로 나누어 입력을 했다.

$$v_L = \frac{\pi d N}{1000 \times 60} \text{ (m/s)} \quad (5)$$

$v_L$  : linear velocity at the rotor tip  
 d : diameter of rotor blade N : rotor blade speed

적정엔진 회전속도 6,400 rpm을 기준으로 위의 식들에 의해 구해진 값들은 그림 4와 같이 블레이드의 끝단으로부터 11등분하여 각 등분영역에 대하여 계산한 난류운동에너지와 소산율을 적용하였고, 그 입력치를 그림 5에 나타내었다.

시뮬레이션의 결과는 CFD-VIEW를 통하여 다양한 분석데

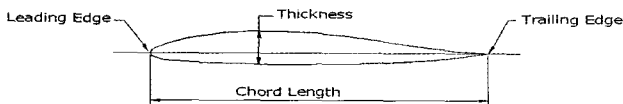
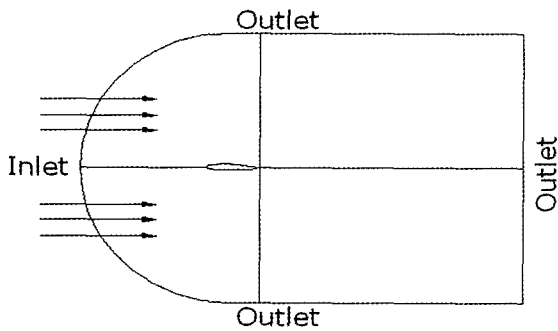
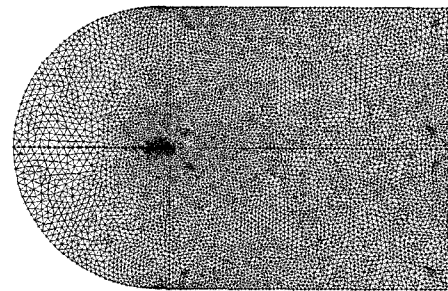


Fig. 2 Actual profile of the airfoil (SW04) used in the CFD simulation and experiment.



(a) flow field



(b) unstructured mesh grid

Fig. 3 Construction of flow field and unstructured grid for the analysis of SW04 airfoil.

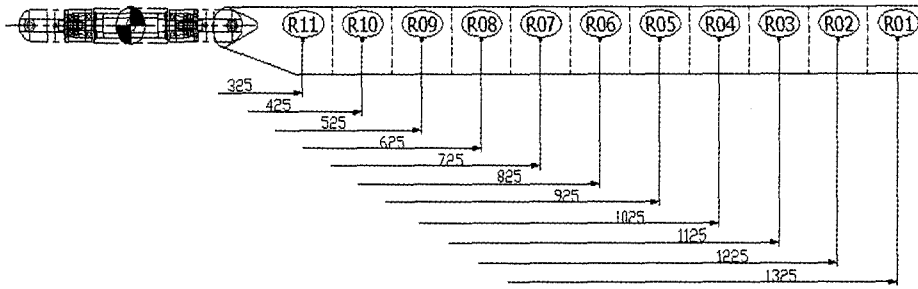


Fig. 4 Sections of the rotor blade for the CFD simulation.

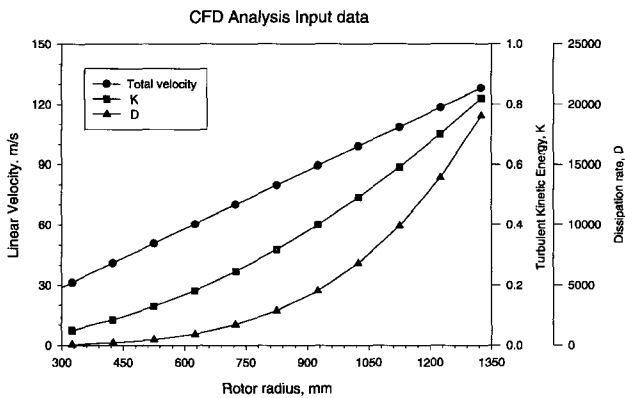


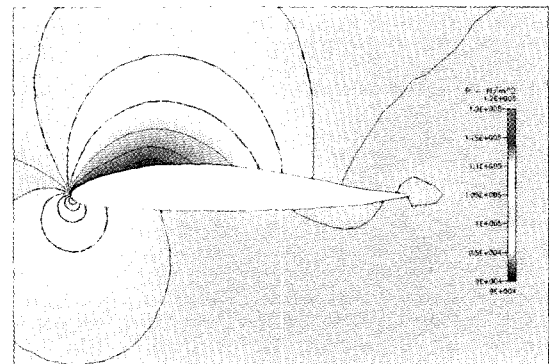
Fig. 5 Input data along the rotor section for the CFD simulation of airfoil SW04.

이터를 가지적으로 혹은 수치적으로 표현할 수 있었다. 대표적으로 로터 주위의 압력분포(p), 속도의 분포(u, v), 유동선도 및 로터면을 따라 얻어진 프로파일 압력분포 등을 얻을 수 있었다. 프로파일 압력분포에 의해 로터 하면에 발생하는 양압력(+)과 상면에 나타내는 음압력(-)을 더한 값이 총 압력차이를 나타냈으며, 에어포일 면과 로터 길이를 따라 적분할 때 비로소 양력으로 계산되었고 각 구간의 총양력을 N/m의 단위로 적분하였다. 로터 전 길이에 걸쳐 각 10 cm 간격으로 양력을 적분한 값으로 양력의 분포를 kg/10 cm의 단위로 나타냈으며, 구간별 양력을 모두 합한 값에 두 배하여 兩로터가 발휘하는 양력으로 계산되었다.

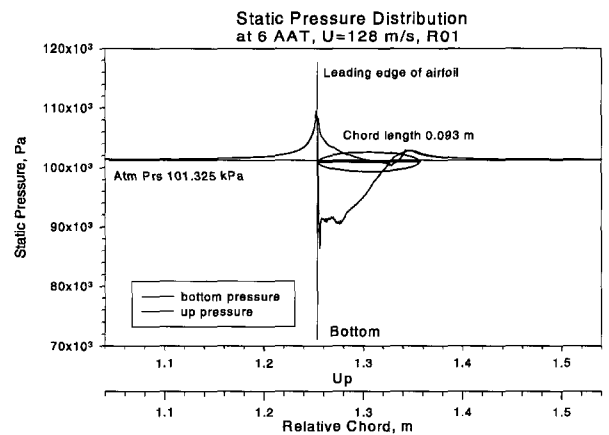
### 3. 결과 및 고찰

#### 가. 압력과 속도의 분포

그림 6은 개발 헬리콥터에 장착된 로터 블레이드 airfoil (SW04)의 실제 단면에 대하여 CFD-ACE를 이용한 전형적인 유동해석의 결과이다. 시뮬레이션 결과는 단면에 나타나는 속도분포와 압력분포를 시각적으로 또한 단면선의 수치자료



(a) static pressure contour



(b) wall pressure

Fig. 6 Static pressure contour plot and wall pressure distribution along blade surface at the R01 section ( $v_L = 128.1$  m/sec,  $R=1,325$  mm,  $AAT=6^\circ$ ).

로 보였다. 그림 6(b)에서 타원모양은 에어포일의 위치를 나타내고 있으며 시위길이의 상대적 위치(relative chord)에 표시하였다. 에어포일 단면을 따라 생긴 압력분포가 상면은 대기압 보다 작고 하면은 양압력을 보였다. 압력수치의 분포가 시뮬레이션 결과인 등압 분포도(contour)와 일치하고 있음을 보였다.

그림 6은 로터의 받음각이 6°일 때 블레이드 끝단(R01=구

간 평균반경 1,325 mm)에 작용하는 압력 분포의 시각적 등압분포와 단면을 따라 설정한 프로파일에서의 압력분포이다. 대기압(101.325 kPa)을 나타내는 선 위쪽의 그래프가 에어포일의 하면에 발생하는 양(110 kPa)압력이며, 아래쪽에서 표시한 음(90 kPa)압력은 에어포일의 상면에서의 압력분포이다. 두 압력차가 양력의 근원이 되는 상향압력이 되며, 이 압력을 에어포일 면을 따라 적분하고 로터의 설정구간(10 cm)에 대하여 총합하여 구간에서 발생한 양력이 계산되었다. 그림 7은 받음각 6°에서의 x방향속도(u)와 y방향속도(v)분포를 나타내는 시뮬레이션 결과이다. 상면 전단에서 x방향 속도(u)는 주위보다 빠른 속도를 보이면서 압력의 하강으로 나타났고, 에어포일 선단에는 y방향 속도(v)가 더욱 크게 나타나면서 총합력이 로터 에어포일의 항력으로 나타나고 이는 형상동력의 원인이 되었다.

그림 8(a)는 로터의 받음각이 8°일 때 블레이드 끝단(R01)에 작용하는 프로파일에서의 압력분포이다. 대기압을 나타내는 선 위쪽의 그래프가 에어포일의 하면에 발생하는 양(110 kPa)압력이며, 아래쪽에서 표시한 음(85 kPa)압력은 에어포일의

상면에서의 압력분포이다. 구간에서 발생한 총양력이 6°의 결과와 비교하면 커졌음을 알 수 있다. 그림 8(b)는 로터의 받음각이 10°일 때 설정한 프로파일에서의 압력분포이다. 에어포일의 하면에 발생하는 양압력은 작은 변화가 있었으나, 아래쪽에서 표시한 음(80 kPa)압력은 상당히 감소했음을 알 수 있었다.

CFD를 이용한 시뮬레이션 결과에서 6°로부터 8° 및 10°로 받음각이 증가함에 따라 양력이 증가할 것으로 예상하였으며, 실제 비행 실험을 하기 전 로터의 적절한 피치각을 판단하는데 중요한 참고자료가 되었다. 또한, 로터의 에어포일 단면에서 일어나는 공기 역학적인 현상과 로터 선단 및 말단에서 일어나는 유동현상 등을 예측하는데 매우 중요한 자료가 될 수 있었다.

#### 나. 양력의 적분과 실험치와의 비교

그림 8 등에서 보인 에어포일 단면선(profile) 압력분포의 대기압을 나타내는 선 위쪽의 그래프가 에어포일의 下面에 발생하는 양압력(+)이며, 上面에 나타내는 음압력(-)을 더한

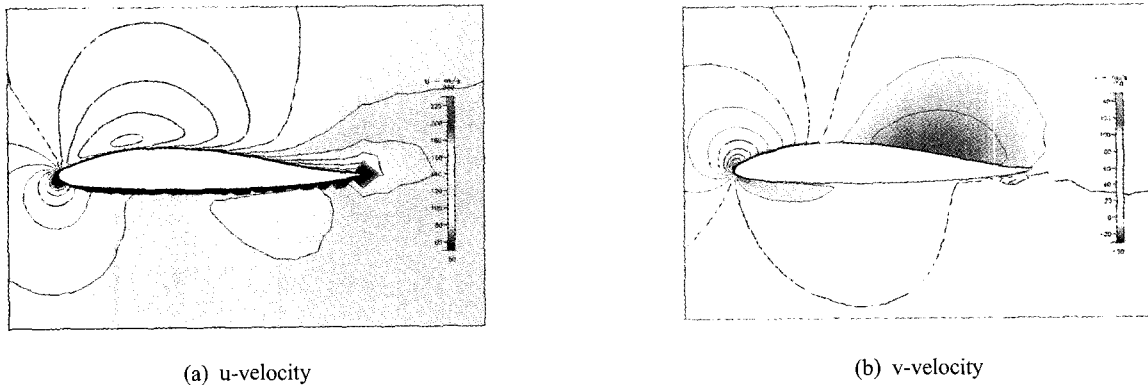


Fig. 7 Velocity contour plots of u- and v-velocity at the R01 section ( $v_L = 128.1$  m/sec,  $R=1,325$  mm,  $AAT=6^\circ$ ).

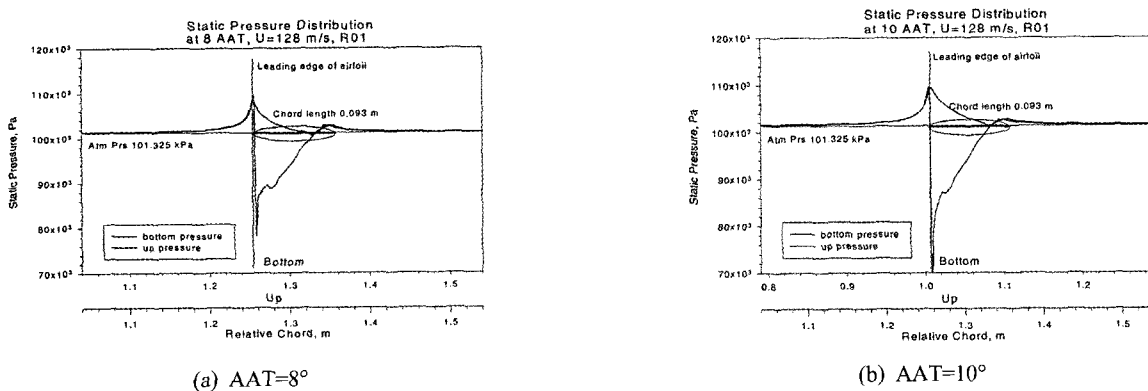


Fig. 8 Static pressure contour plot and wall pressure distribution along blade surface at the R01 section ( $v_L = 128.1$  m/sec,  $R=1,325$  mm at the  $AAT = 8$  and  $10^\circ$ ).

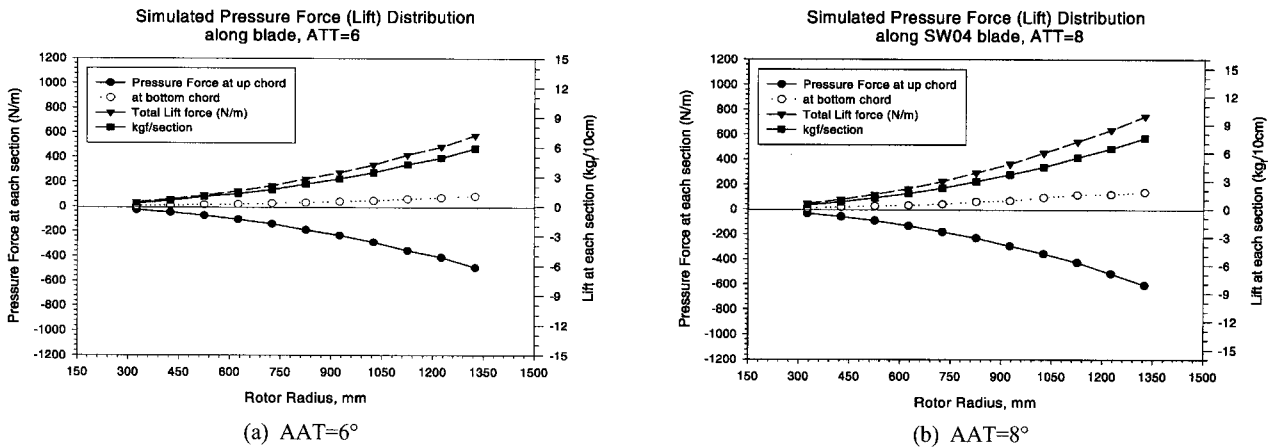


Fig. 9 Simulated pressure force (lift) distributions along the blades for the rotor SW04 at the AAT=6° and 8°.

Table 1 Experimental and simulated results of total lifts (kg<sub>f</sub>) for a pair of blades

Data source	Pitch angle (deg)				Dead weight (kg <sub>f</sub> )
	6	8	10	12	
Experimental results	59.9	81.2	92.9	-	53.3
	60.3	74.1	85.7	84.8	54.0
	56.5	80.2	88.8	82.4	54.0
(Koo, Y.M. et al., 2006b)	-	75.3	-	-	60.0
	-	76.3	86.4	-	63.0
	-	-	86.0	-	61.0
CFD results	56.8	74.4	95.0	105.0	
% Error	-3.6	-3.9	+8.0	+25.6	

% Error= (Simulated - Experiment)×100 /Experiment

값이 총 압력차이를 나타내며 에어포일 면과 로터 길이를 따라 적분할 때 비로소 양력으로 계산되었고 각 구간의 총양력을 N/m의 단위로 그림 9에 나타내었다. 로터 전 길이에 걸쳐 각 10 cm 간격에 대하여 양력을 적분한 값으로 양력의 분포를 kg/10 cm의 단위로 나타냈으며, 구간별 양력을 모두 합한 값에 로터수(2)를 곱하여 양로터가 발휘하는 양력으로 계산되었다.

그림 9(a)와 (b)는 각각 6°와 8°의 받음각에 대한 양력 분포를 보였다. 로터 하면의 +양력 분포는 서로 비슷하였으며 8°에서 약간 큰 값을 보였다. 그러나 상면의 -양력 분포는 현격한 차이를 보였다. 로터 끝단(R01) 10 cm의 양력으로 비교하면 6°와 8°에서 각각 5.87과 7.59 kg/10 cm의 크기를 나타내어 약 29.37%의 증가를 보였으며, 兩로터에 대한 전구간에서의 양력은 6°와 8°에서 각각 56.8과 74.4 kg<sub>f</sub>로 계산되어 약 30.9% 증가하였음을 알 수 있었다.

6°에서 8°로의 받음각 증가에 따른 총양력의 증가율은 로

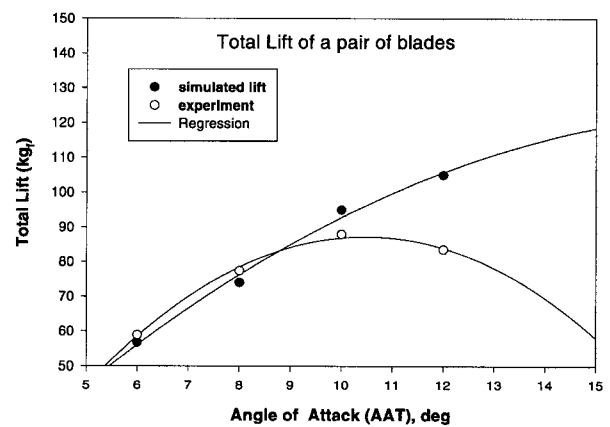


Fig. 10 Comparison of experimental and simulated total lifts (kg<sub>f</sub>) for a pair of SW04 blades.

터 끝단(R01)의 양력 증가율에 비례함을 알 수 있었으므로, 받음각 10°와 12°에 대하여는 끝단만의 시뮬레이션을 통하여 총양력을 예측하였고, 각각 95와 105 kg<sub>f</sub>로 계산되었다.

표 1은 실험치와 시뮬레이션의 예측치 결과를 비교하고 있다. 실험치는 측정된 유상하중에 자중을 더하여 총양력으로 표현되었으며, 자중이 서로 다른 이유는 추가적인 장치가 부가되면서 실험이 이루어 졌기 때문이다. 10°까지의 양력은 비슷하게 나타났으나 12°로 증가하면서 실험치는 감소하고 반면 시뮬레이션의 결과는 증가하였다.

그림 10은 실험치와 시뮬레이션의 결과 비교를 그림으로 나타낸 것으로 받음각 10°이상에서 심각한 차이가 있음을 보였다. 이 차이는 사용된 엔진의 동력이 10°이상의 항력을 감당하지 못하였기 때문이다. 만약 가상의 엔진이 어떠한 부하에도 감당할 수 있는 동력을 발휘 할 수 있었다면 시뮬레이션은 失速(stall)이 일어나는 받음각(약 18°이상)까지 계속하여 양력이 증가할 것이다. 그러나 실제 엔진은 10°이상의 항력을

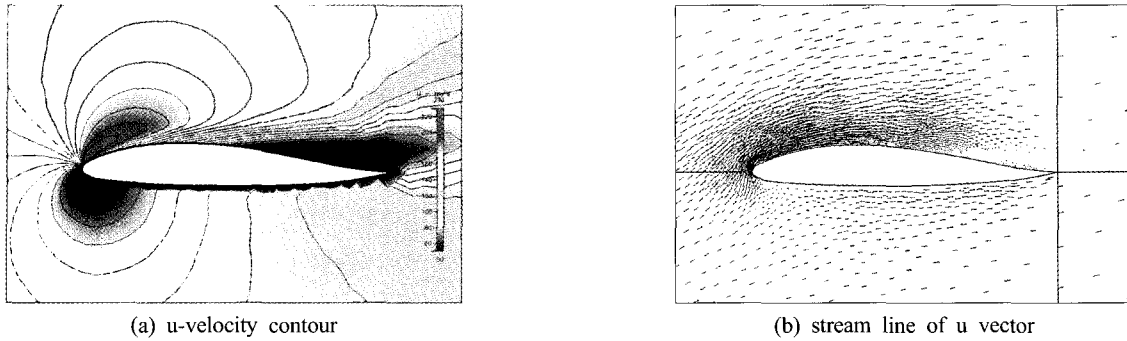


Fig. 11 Beginning of stall at the 18° of AAT.

감당하지 못하였고 형상동력이 증가함에 따라 총양력은 줄어들게 되었다. 그림 11은 받음각 18°에서의 시뮬레이션결과를 u속도분포와 유속선도를 통하여 실속의 시작을 보여주고 있다. 에어포일 끝단에서 속도가 분리되는 현상과 유선의 소용돌이(wake)를 목격할 수 있었다.

최대 양력은 받음각 10°에서 약 88 kgf 정도로 판단되므로 자중의 63 kgf를 이기고 약 25 kgf의 유상하중을 예상할 수 있었다. 이는 추가적인 살포장치를 감안하여 약 20 L 정도의 약액을 실을 수 있는 능력을 갖추었다고 결론 할 수 있었다. 상용운용상태에서는 피치각 10°에서 평균유상하중 23 kgf이 가능함을 보였고 적절한 로터 회전수 전후에서 최적운용 될 수 있음을 보였다(Koo, Y.M. et al., 2006b).

#### 4. 요약 및 결론

개발 헬리콥터에 적용된 SW04 블레이드의 유상하중에 대한 성능을 실험한 제3보의 실험결과와 CFD를 통한 시뮬레이션 결과를 비교 분석한 결론을 다음에 요약하였다.

- (1) CFD 시뮬레이션에서 에어포일 상부면에서 속도가 증가하여 음압이 발생하고, 하부면에서 양압이 발생하는 양력의 원리를 확인하였으며 선단에서의 저항인 항력과 말단에서의 유속의 박리현상을 확인하였다.
- (2) 압력분포를 면적에 대하여 적분하고 블레이드 10 cm 단 위길이에 대하여 양력을 계산하여 兩블레이드에 대하여 총합하면 받음각(피치각) 6°, 8°, 10°에서 56.8, 74.4와 95.0 kgf의 예측 결과를 얻었다.
- (3) 실험의 결과를 상기한 시뮬레이션과 총양력으로 비교하면, 6°와 8°에서는 잘 일치하였지만 10°에서부터 실험치가 작게 나타나기 시작했다.
- (4) 받음각(피치각) 12°에 대한 시뮬레이션은 105 kgf의 증가

하는 총양력을 얻었으나, 실험에서는 82.4~84.6 kgf 정도로 오히려 감소하는 현상을 보였다. 이 이유는 실험에서 10°이상의 받음각에서 항력을 이길 만큼 충분한 동력을 공급받지 못하였기 때문이다.

- (5) 失速(stall)이 시작되는 받음각 18°에 대한 시뮬레이션 결과는 말단에서의 소용돌이 생성을 통하여 확인할 수 있었으며, 동력이 충분히 공급되면 양력은 약 18°까지 계속하여 증가할 수 있을 것으로 예측하였다.

#### 참고 문헌

1. CFD-ACE(+) V2004, Modules Manual. 2004. ESI US R&D Inc, Huntsville, Alabama.
2. Filippone, A. 2004. Advanced topics in aerodynamics. <http://www.aerodyn.org>.
3. 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, Korean Society for Agricultural Machinery. 31(2):95-101.
4. 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 of rotor system -. Journal of Biosystems Engineering, Korean Society for Agricultural Machinery. 31(3):182-187.
5. Leishman, J.G. 2002. Principles of helicopter aerodynamics. Cambridge University Press.
6. 강희정, 권오준. 2001. 로터 정지비행에 관한 점성유동해석을 위한 비정렬격자기법. 한국항공우주학회지 29(8):37-44.
7. 박춘배(R.W. Prouty 원저). 1992. 헬리콥터의 이해. 경문사.
8. 이수갑, 최기영, 장세명(S. Newman 원저). 2003. 헬리콥터 공학. 도서출판 인터비전.