

## 타원형 날개의 공력 특성 연구

### A Study on the Aerodynamic Load Characteristics of an Elliptic Airfoil

이 기 영\*  
Lee, Ki Young

손 명 환\*\*  
Sohn, Myong Hwan

김 해 원\*  
Kim, Hoe Won

#### ABSTRACT

Using a wind tunnel testing, the aerodynamic load characteristics of an elliptic airfoil was described. The experimental data was obtained for angles of attack  $-20^\circ$  to  $+20^\circ$  with  $2^\circ$  increments at a chord Reynolds number of  $0.99 \times 10^5$  and  $2.48 \times 10^5$ . For each test case, chordwise suction pressure distributions and wake surveys were obtained. Static pressure measurements were made over a 10 sec averaging time at a 10 Hz sampling rate. For each case, wake survey was conducted with a pitot-static probe at 1.0c downstream from the trailing edge at very fine spacing to resolve the wake velocity deficit profile. As can be expected, suction pressure coefficient was increased with angle of attack. The normal force,  $CN_{max}$ , appeared peak value at the incidence angle of  $12^\circ \sim 14^\circ$ , and the significant increase in profile drag at this range of angles of attack.

주요기술용어 : Elliptic Airfoil(타원형 날개꼴), Aerodynamic Load Characteristics(공력 하중 특성), Angle of Attack(받음각), Leading Edge Separation(앞전박리), Reattachment(재부착), Separation Bubble(박리버블), Profile Drag(형상항력)

#### 1. 머리말

스마트 무인기 기술개발 사업단에서는 국내 연구진에 의한 독자적인 무인기의 개발을 추진하고 있다<sup>[1]</sup>. 스마트 무인기는 수직 이·착륙을 위한 회전익 기능과 순항비행을 위한 고정익의 기능을 동시에 담당할

수 있는 CRW(Canard Rotor Wing)를 하나의 후보 대상으로 하고 있다. CRW 개념의 비행체에서 회전익 기능과 고정익 기능이라는 두 가지 기능을 동시에 담당할 수 있는 기본 날개 단면 후보로 타원형 날개꼴이 제시되고 있다. 고정익과 회전익 날개의 가장 큰 차이점 중의 하나는 순항 항력의 차이에 있다. 일반적으로 고정익 항공기의 순항항력은 같은 중량의 회전익 항공기(헬기)의 십분의 일의 크기이다<sup>[2]</sup>. 고정익 항공기의 유해항력(parasite drag)의 대부분은 유체와의

\* 공군사관학교 기계공학과

\*\* 공군사관학교 항공우주공학과

마찰에 기인한 것인데 비하여 회전익 항공기의 항력은 파일론과 동체, 착륙장치 등에서의 유동의 박리와 유동간의 상호간섭 등에 의한 bluff body 항력이 대부분이다.

회전익 항공기의 날개 단면으로 많이 채택되는 NACA 0012, NACA 0015 등과 같은 상하 대칭인 날개꼴의 공력 자료는 비교적 풍부하나<sup>[34]</sup>, CRW의 날개 단면 후보인 상하전후 모두 대칭으로 캠버가 없는 타원형 날개에 대한 공력 자료는 국내·외를 막론하고 축적된 자료가 매우 적은 편이다<sup>[5]</sup>. 따라서, 다양한 형태의 타원형 날개꼴에 대한 여러 유동 조건에서의 독자적인 공력 데이터의 구축은 향후 CRW형 비행체를 개발하는데 필수적이라 할 수 있다. 이에 본 연구에서는 타원형 2차원 날개 모델을 사용한 실험을 통하여 타원형 날개에서의 정적 실속 특성에 대한 독자적인 실험 데이터를 획득하였다. 즉, 타원형 날개에 대한 풍동실험을 통하여 날개 윗면과 아랫면에서의 시위방향 날개면 압력 분포측정과 날개 후류에서의 전압 분포를 측정함으로써 받음각 변화에 따른 양력 및 항력(형상항력) 특성 곡선을 획득하였다.

본 타원형 날개 모델의 기본 공력 특성 실험은 본 연구자들이 수행하고 있는 스마트 무인기의 정적/동적 실속 제어를 위한 기준 데이터의 제공은 물론, 정적/동적 실속 제어를 위한 수치적 기법들의 검증에 위한 기준 데이터로 효과적으로 사용될 수 있다. 아울러, 스마트 무인기 설계 제작을 위한 공력 데이터로도 사용될 수 있을 것으로 기대하고 있다.

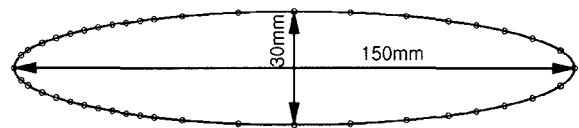
## 2. 실험 모델 및 실험 방법

실험 모델은 그림 1과 같이 장축과 단축의 비가

5:1이고, 상하전후가 대칭인 단면을 갖는 캠버가 없는 타원형 날개꼴로 시위가 150mm, 스패인이 900mm이다. 가로세로비는 6.0이며, 날개의 최대 두께는 20%C인 30mm이다. 날개면에는 날개의 스패인 중앙에 상하 각각 22개의 압력공을 설치하여 날개면에서의 시위방향으로의 압력 분포를 측정할 수 있도록 하였다.

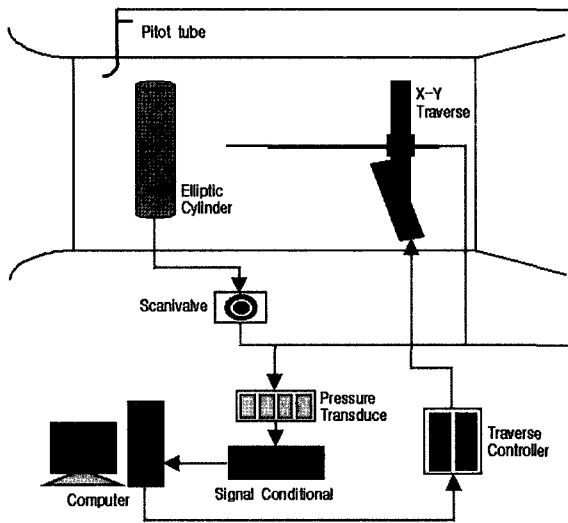
실험은 받음각  $\alpha = -20^\circ$ 에서  $+20^\circ$ 까지  $2^\circ$ 씩 증가시켜 날개면에서의 압력분포와 1C 후방에서의 후류 속도 분포를 측정하였다. 받음각의 변화는 날개 중심인  $x/c=0.5$ 에서 변화 시켰다. 정압의 측정은 10Hz의 샘플링으로 10초간 측정한 100개의 압력값을 산술평균한 값을 사용하였으며, 후류에서의 속도분포는 Pitot-Static 프로브를 사용하여 측정하였다. 실험유속은 10m/s와 30m/s의 두 가지 경우에 대하여 실시하였으며, 시위선으로 계산한 레이놀즈수는 각각  $0.99 \times 10^5$ 와  $2.48 \times 10^5$ 이다.

본 연구를 위해 실행된 모든 실험은 공군사관학교



No	1	2	3	4	5	6
x/c	0	0.0125	0.025	0.05	0.075	0.1
No	7	8	9	10	11	12
x/c	0.125	0.15	0.175	0.2	0.225	0.25
No	13	14	15	16	17	18
x/c	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7	0.775
No	19	20	21	22	23	
x/c	0.825	0.875	0.925	0.975	1.0	

[그림 1] Elliptic airfoil profile and location of pressure taps



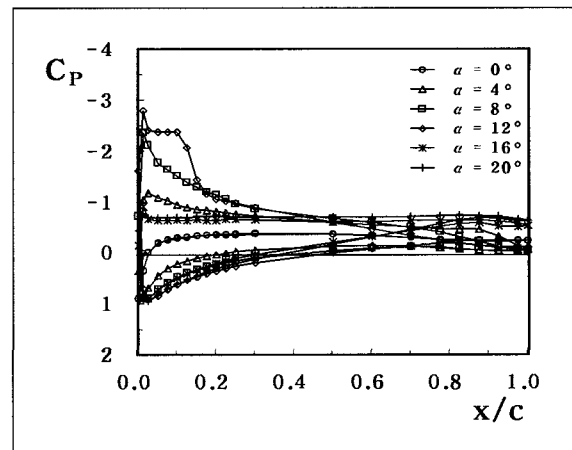
[그림 2] Schematic Diagram of experimental set-up

의 소형 이음속 풍동을 이용하였다. 공사의 소형 이음속 풍동의 측정부 크기는 0.9m(W)×0.9m(H)×2.1m(L)이다. 본 풍동의 작동 유속은 3.6~50m/s이며, 이 속도범위에서의 난류강도는 0.02% 이내이다. 그림 2는 실험장치의 개략도를 보인 것이다.

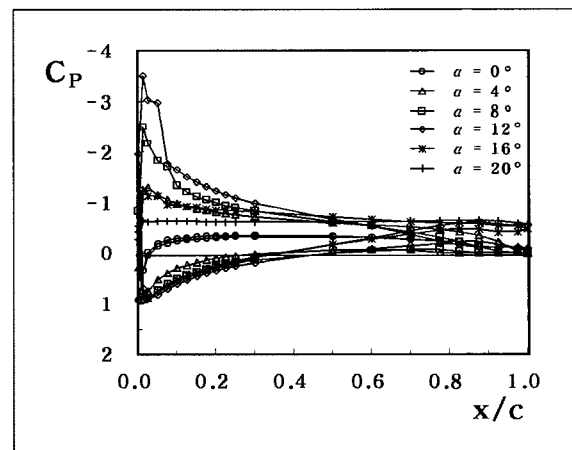
### 3. 실험결과 및 검토

그림 3은 각각  $Re_c=0.99 \times 10^5$ 와  $2.48 \times 10^5$ 에서 받음각 변화에 따른 날개 윗면과 아랫면에서의 압력 분포를 보인 것이다. 실험 결과 동일한 값의 음의 받음각과 양의 받음각 상태에서의 압력분포는 날개 상하면 만이 바뀔 뿐, 흡입압력계수가 거의 일치하기 때문에 양의 받음각의 경우만을 나타내 보였다. 여기서,  $x/c$ 는 날개 앞전을 원점으로 측정한 거리를 날개의 시위로 무차원화한 값이며,  $C_p$ 는 흡입압력계수이다.

그림으로부터 두 개의 레이놀즈수에서 받음각의 증가에 따른 날개면에서의 흡입압력계수의 증가를 관찰



(a)  $Re_c=0.99 \times 10^5$



(b)  $Re_c=2.48 \times 10^5$

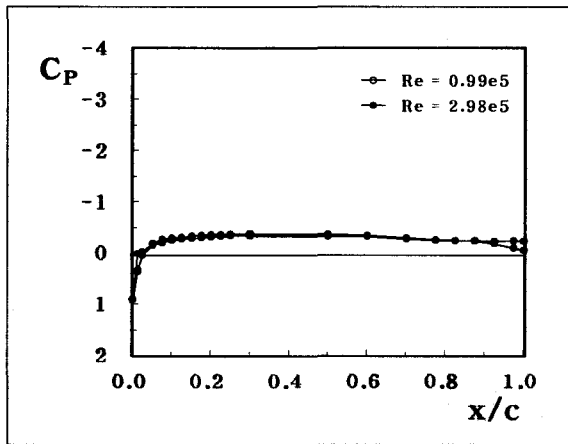
[그림 3] Chordwise surface pressure distributions with AOA, at center span

할 수 있다. 상대적으로 낮은 레이놀즈수인  $Re_c=0.99 \times 10^5$ 에서는 받음각  $12^\circ$ 에서 최대값( $C_{pmax}=-2.78$ )을 (그림 3a), 상대적으로 높은 레이놀즈수인  $2.48 \times 10^5$ 의 경우도 받음각  $12^\circ$ 에서 최대값( $C_{pmax}=3.51$ )을 보인다(그림 3b). 그러나 그림 3b에는 나타내 보이지 않았지만 실제의  $C_{pmax}$ 는 받음각  $14^\circ$ 에서 발생하며, 이때 피크치는 4.01이다. 따라서 레이놀즈수의 증가는 흡입

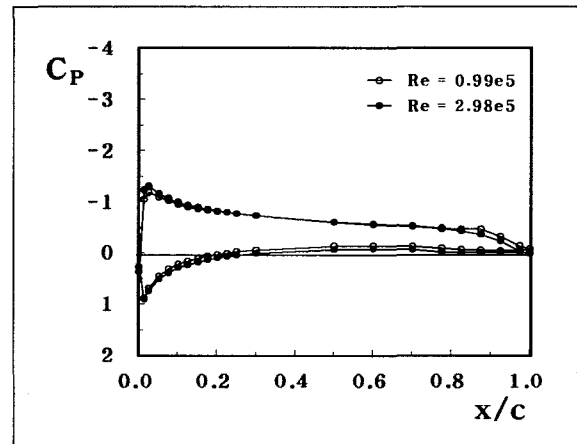
압력의 증가와 함께 실속받음각의 증가를 가져옴을 알 수 있다. 흡입압력이 피크치인 받음각( $\alpha_{max}$ ) 이후에는 날개면에서의 흡입압력 분포가 급격하게 감소하는, 즉, 실속 경향을 보여준다. 이와 같은 정적 실속 특성과 시위방향 흡입압력계수의 변화는 NACA 0012의 공력특성과 매우 유사하다. 예로, Greenblat & Wgnanski<sup>[6]</sup>의 레이놀즈수  $2.40 \times 10^5 \sim 3.0 \times 10^5$ 에서의 실험결과는 본 타원형 날개와 유사한 받음각  $12^\circ \sim$

$14^\circ$ 에서  $C_{pmax}=3.82$ 이었으며, 동일한 날개단면에 대하여 레이놀즈수  $2.4 \times 10^5$ 측정한 Park et al.<sup>[7]</sup>의 결과는  $C_{pmax}=3.42$ 이었다.

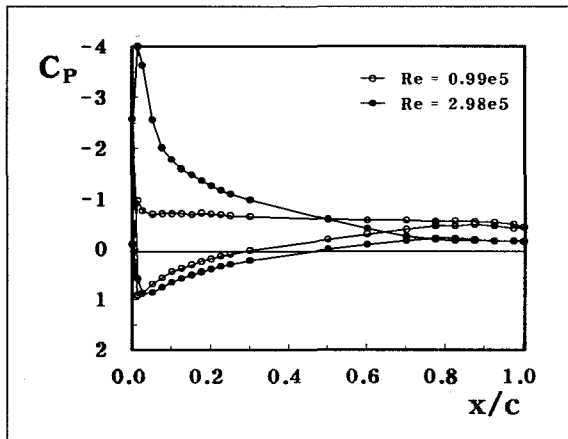
받음각 변화에 따른 시위방향 흡입압력계수 분포는 받음각  $12^\circ$ 의 경우 다른 받음각과는 다른 형태를 보여주고 있다. 즉, 받음각  $12^\circ$ 에서는 레이놀즈수  $0.99 \times 10^5$ 에서는  $0.06C$ 까지(그림 3b) 흡입압력 피크치보다 다소 작은 값의 평탄한 압력분포가 유지되다가 점차 저하



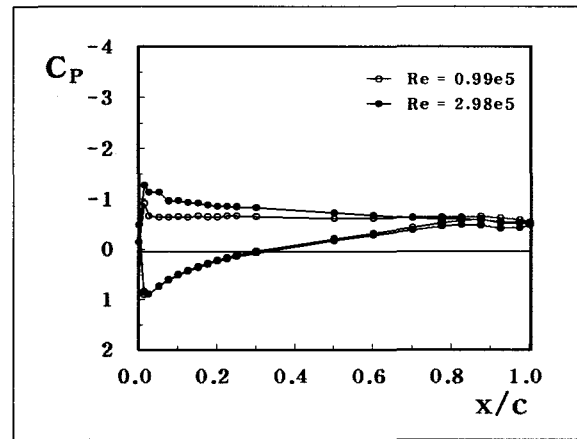
(a)  $\alpha=0^\circ$



(b)  $\alpha=4^\circ$



(c)  $\alpha=14^\circ$



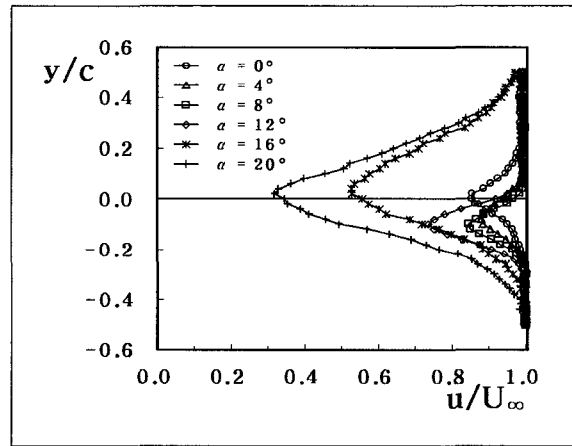
(d)  $\alpha=20^\circ$

[그림 4] Chordwise surface pressure distributions with  $Re_c$ , center span

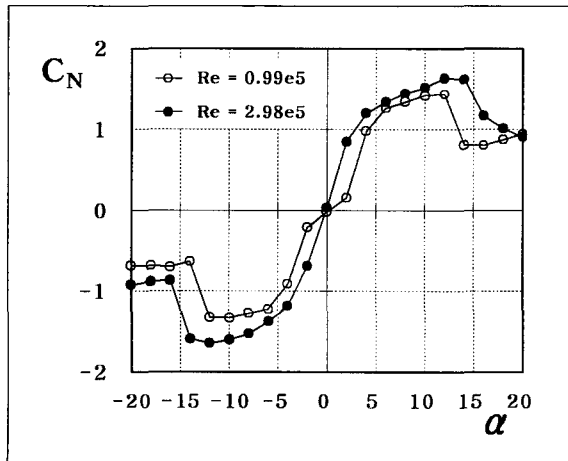
$10^5$ 에서  $0.12C$ 까지(그림 3a), 레이놀즈수  $2.48 \times 10^5$ 에 되는 특성을 보인다. 반면에 다른 받음각에서는 앞전 부근에서 피크치를 보이다가 급격히 감소하는 흡입압력 특성을 보인다. 받음각  $12^\circ$ 의 경우와 같은 특이한 압력 분포 특성은 앞전부근에서 유동이 박리(leading edge separation)되었다가 각각  $0.12C$ 와  $0.06C$  부근에서 재부착(reattachment)되는 현상으로 이해할 수 있다. 즉, 박리 버블(separation bubble)이 평탄한 압력분포를 이루는 영역에서 발생함을 예측할 수 있다. 이러한 박리 버블은 유동의 가시화로 정확하게 그 존재를 파악할 수 있을 것으로 판단되며, 동일 받음각에서 레이놀즈수를 증가시키면 버블의 크기가 줄어든다. 받음각  $12^\circ$  이외의 받음각에서의 흡입압력 특성은, 받음각이 높은 경우에는 이미 앞전 박리로 인하여 박리 버블이 붕괴되거나, 레이놀즈수가 큰 경우 재부착되는 버블의 크기가 작아서 흡입압력 분포에 영향을 주지 못하는 것으로 판단된다. 따라서, 박리버블의 날개면에서의 재부착 현상은 특정 받음각, 특정 레이놀즈수에서만 관찰할 수 있는 현상으로 판단된다<sup>[8,9]</sup>. 박리버블의 존재와 흡입압력 분포 곡선을 분석해보면 앞전에

서 박리된 유동을 날개면에 재부착시킴으로써 박리버블이 파괴되지 않게하는 즉, 버블을 날개면에 가두어 두는 방법이 유동의 박리를 제어하는 방법으로 고려해 볼 수 있다.

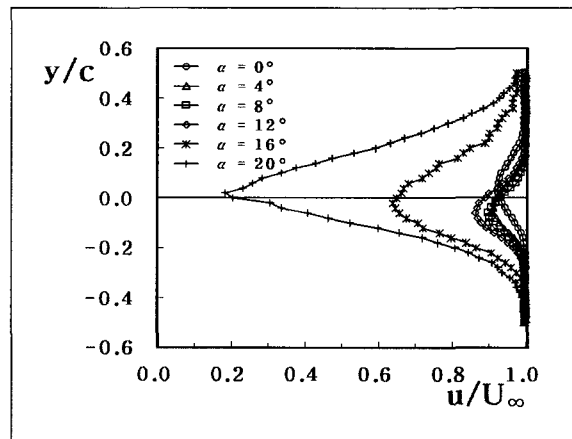
그림 4는 특정 받음각에서 레이놀즈수에 따른 흡입압력 계수의 변화를 각각 보인 것이다. 받음각이 작은 경우인 그림 4a와 그림 4b에서는 레이놀즈수의 영향이 거의 없음을 볼 수 있으나, 최대 흡입압력이 발생



(a)  $Re_c=0.99 \times 10^5$



[그림 5] Normal force variation with AOA



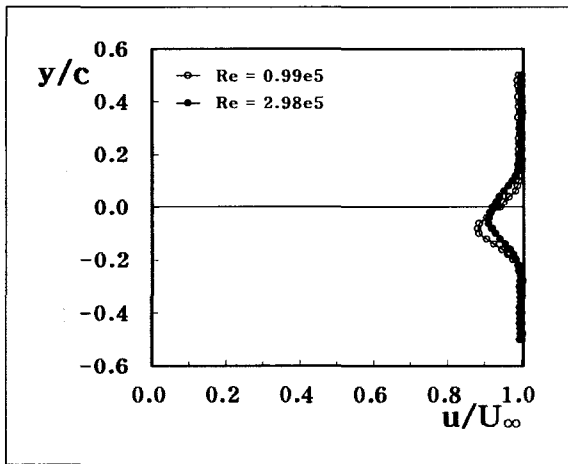
(b)  $Re_c=2.48 \times 10^5$

[그림 6] Wake velocity deficit profile with AOA

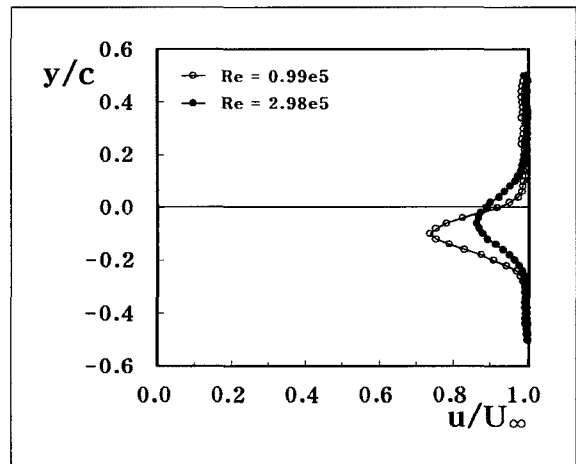
하는 받음각인  $\alpha=14^\circ$ 에서는 레이놀즈수 효과를 명확하게 확인할 수 있다. 즉, 그림 4c에서와 같이 레이놀즈수가 큰 경우 훨씬 큰 흡입압력을 발생함을 관찰할 수 있다. 그러나, 최대흡입압력이 발생하는 받음각보다 높은 받음각에서는 레이놀즈의 영향이 다시 감소함을 알 수 있다(그림 4d).

날개면을 따르는 정압분포를 적분하면 날개면에 작

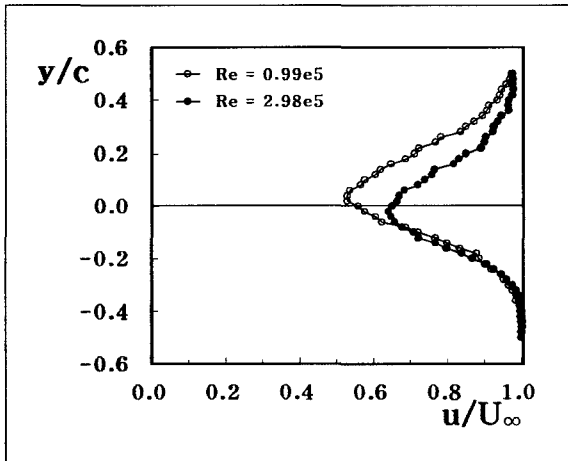
용하는 수직력을 구할 수 있다<sup>[10]</sup>. 그림 5는 이와같이 측정된 정압분포를 날개면을 따라 적분하여 계산된 수직력을 받음각 변화로 나타내 보인 것이다. 그림에서와 같이 받음각이 큰 경우를 제외하고는 동일한 음의 받음각과 양의 받음각에서의 수직력의 절대값은 동일한 값으로 서로 대칭임을 알 수 있다. 수직력,  $C_N$  은 받음각 증가와 함께 증가하여  $12^\circ \sim 14^\circ$ 에서 최대



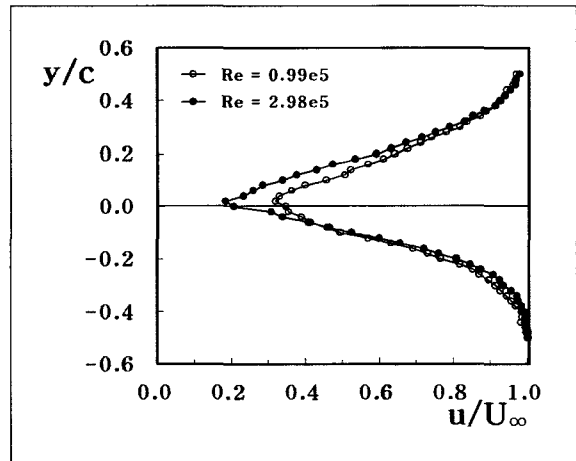
(a)  $\alpha=4^\circ$



(b)  $\alpha=12^\circ$



(c)  $\alpha=16^\circ$



(d)  $\alpha=20^\circ$

[그림 7] Wake velocity deficit profile with  $Re_c$

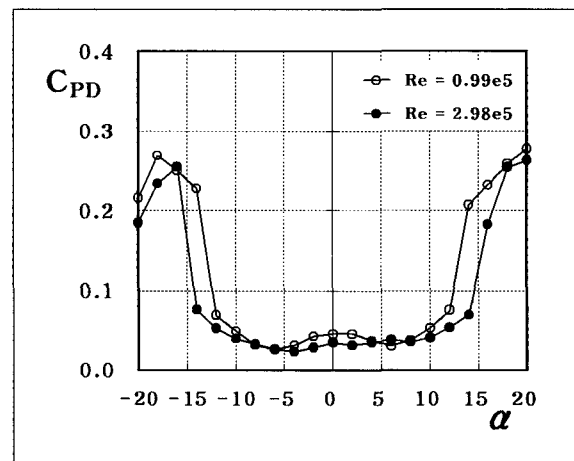
값을 보이다가 이후 점차 감소한다. 최대수직력  $C_{Nmax}$ 는 레이놀즈수에 따라 다르지만, 1.45~1.65로써, 회전익의 날개꼴 단면인 VR-7에 비하여  $\alpha_{max}$ 는 낮지만,  $C_{Nmax}$ 는 오히려 10% 정도 높은 값을 보인다<sup>[11]</sup>.

그림 6은 타원형 날개의 시위길이(1C) 만큼 떨어진 후류에서의 후류 속도 분포를 보인 것으로, 각각, 레이놀즈수가  $0.99 \times 10^5$ 와  $2.48 \times 10^5$ 에서 받음각 변화에 따른 후류 속도 분포의 변화를 보인 것이다. 후류에서의 속도분포는 날개 중심으로부터 스펠방향으로  $\pm 0.5C$  까지 0.02C 간격으로 측정하였다. 그림에서 보는 바와 같이 받음각이 증가함에 따라 운동량 손실도 증가함을 알 수 있다. 특히 실속 받음각보다 높은 받음각에서 운동량 손실이 급격하게 증가함을 관찰할 수 있다.

그림 7은 특정 받음각에서의 후류속도 분포를 보인 것으로 각각의 받음각에서 레이놀즈수의 영향을 관찰할 수 있다. 받음각이 낮은 경우(그림 7a)에는 운동량 손실이 비교적 적어 후류 속도의 피크치가 레이놀즈수  $0.99 \times 10^5$ 와  $2.48 \times 10^5$ 에서 각각  $u/U_\infty=0.88$ 과 0.91이다. 또한 받음각으로 인하여 운동량 결손 피크치의 위치는 날개 중심 아래인  $y/c=-0.08$ 과  $-0.06$ 에서 발생하며, 레이놀즈수가 작을수록 날개 중심에서의 편이가 커짐을 알 수 있다. 실속받음각 직전인  $\alpha=12^\circ$ 에서는(그림 7b) 레이놀즈수가 상대적으로 작은 경우가 큰 경우보다 운동량 손실이 더 빨리 증가하여,  $u/U_\infty=0.73$ 까지 증가한다. 실속받음각 근처인 받음각  $16^\circ$ 에서는 각각의 레이놀즈수에서  $u/U_\infty=0.53$ 과 0.64로 받음각이 작은 경우보다 운동량 손실은 증가하나, 레이놀즈수의 영향도 감소함을 알 수 있다(그림 7c). 더욱이 받음각 증가와 함께 운동량 손실의 피크치 위치가 날개 중심 아래에서  $y/c=+0.04$ 와  $-0.02$ 로 날개 중심 쪽으로 이동한다. 이러한 현상은 받음각 증가와

함께 더욱 두드러져서 실속 받음각 이후에는 날개 윗면과 아랫면에서의 후류 속도 분포가 대칭에 가까운 모양을 보인다(그림 7d). 아울러, 실속받음각 이전에서는 레이놀즈수가 낮은 경우의 운동량손실이 더 크나(각각의 레이놀즈수에서  $u/U_\infty=0.32$ 와 0.18), 실속받음각 이후에는 레이놀즈수 증가와 함께 운동량 손실도 함께 증가함을 알 수 있다.

그림 8은 후류에서의 속도 분포를 적분한 값으로, 이 운동량 손실이 유체가 물체에 작용한 항력(형상항력)이 된다. 형상항력곡선은 날개면에서의 압력 분포와 후류속도 분포의 경우와 마찬가지로, 레이놀즈수  $0.99 \times 10^5$ 와  $2.48 \times 10^5$ 에서 실속받음각 부근인  $12^\circ \sim 14^\circ$ 와  $14^\circ \sim 16^\circ$ 에서 급격히 증가한다. 또한, 실속 받음각 직전까지는 양의 받음각과 음의 받음각의 항력계수는 거의 일치하는 대칭성을 보인다. 하지만 실속 받음각 보다 높은 받음각에서는 이러한 대칭성이 사라짐을 알 수 있다. 아울러, 레이놀즈수가 작은 경우가 레이놀즈수가 큰 경우보다 거의 모든 받음각 범위에서 형상항력이 더 크나, 실속받음각 이후에는 그 차이가 줄어들음을 알 수 있다.



[그림 8] Profile drag coefficient variation with  $Re_c$ .

4. 맺음말

스마트 무인기의 기본 날개 단면 후보인 타원형 날개꼴 모델에 대하여 날개면에서의 시위방향 압력분포 특성과 날개 후류에서의 전압 분포 측정을 통하여 다음의 공력 특성 및 정적실속 특성을 획득하였다.

- (1) 날개면에서의 흡입압력 계수는 받음각 증가와 함께 증가하여 받음각 14°에서 최대흡입압력  $C_{pmax} = 4.01$ 을 나타내었으며, 실험 범위의 모든 받음각에서  $C_{pmax}$ 는 레이놀즈수가 증가함에 따라 증가하였다.
- (2) 받음각 12°에서 박리버블의 존재를 나타내는 흡입압력 분포곡선을 나타내었다. 박리버블의 크기는 동일 받음각에서 레이놀즈수의 증가에 따라 감소하며, 그 크기는 0.06C~0.12C이었다. 받음각 12°이외의 받음각에서는 박리버블이 존재하지 않았다.
- (3) 최대수직력  $C_{Nmax}$ 는  $\alpha_{max} = 12^\circ \sim 14^\circ$ 에서 1.45~1.65이며,  $\alpha_{max}$  보다 낮은 받음각에서는 동일한 음의 받음각과 양의 받음각에서의 수직력의 절대값은 동일하여 서로 대칭인 분포곡선을 보인다.
- (4) 후류에서의 운동량 손실은 받음각의 증가와 함께 증가하며, 동일 받음각에서는 레이놀즈수 증가에 따라 감소하였다. 그러나  $\alpha_{max}$  보다 높은 받음각에서는 운동량 손실이 다시 증가하였다.
- (5) 형상항력은 최대수직력을 보이는 받음각인 12°~14°에서 급격하게 증가하였으며,  $\alpha_{max}$  보다 낮은 받음각에서는 상대적으로 작은 레이놀즈수에서의 형상항력이 더 큼을 알 수 있었다.

후 기

본 논문은 과학기술부 스마트무인기 기술개발사업단의 지원연구비(G-5-1)에 의해 수행된 연구의 일부이며, 연구비를 지원해 주신 스마트무인기 기술개발사업단 관계자 여러분께 감사드립니다.

참 고 문 헌

- [1] 스마트무인기 기술개발사업 1차년도 진도 평가 발표자료, 스마트무인기기술개발 사업단, 2003.
- [2] Leishman, J. G., Principles of Helicopter Aerodynamics, Cambridge University Press, New York, 2000.
- [3] McCroskey, W. J. and Fisher, R. K., "Detailed aerodynamic measurements on a model rotor in the Blade Stall Regime", J. American Helicopter Society, Vol. 17, No. 1, 1972.
- [4] Gracey, M. W., and Galbraith, R. A. McD., "Data for a NACA 23012C Aerofoil Pitched about its Quarter Chord Axis", G. U. Aero Report 8901, 1989.
- [5] 최성욱, 김재무, "타원형 에어포일 전산 유동 해석," 2003 항공우주학회 춘계학술발표회논문집, 2003. pp. 29~32.
- [6] Greenblatt, D., and Wagnanski, I., "Effect of Leading Edge Curvature and Slot Geometry on Dynamic Stall Control", AIAA Paper 2002-3271, 2002.
- [7] Park, Y. W., Lee, S-G, Lee, D-H, and Hong, S., "Stall Control with Local Surface Buzzing



- on a NACA 0012 Airfoil", AIAA J., Vol. 39, No. 7, 2001, pp. 1400~1402.
- [8] Gad-el-Hak, M., "Micro-Air-Vehicles: Can They be Controlled Better?", Journal of Aircraft, Vol. 38, No. 3, 2001, pp. 419~429.
- [9] Gad-el-Hak, M., Flow Control: Passive, Active, and Reactive Flow Management, Cambridge University Press, 2000.
- [10] Barlow, J. B., Rae, W. H., and Pope, A., Low-Speed Wind Tunnel Testing 3rd ed., John Wiley & Sons, INC., New York, 1999.
- [11] McCroskey, W. J., "The Phenomenon of Dynamic Stall", NASA Technical Memorandum 81264, 1981.