

이동지면 효과를 고려한 위그선용 저 종횡비 날개의 양력특성에 대한 실험연구

안병권¹·구성필¹·류재문^{1,†}·노인식¹
충남대학교 선박해양공학과¹

Experimental Study on Lift Characteristics Considering Moving Ground Effects of Low Aspect Ratio Wings for Wing-In Ground Effect Crafts

Byoung-Kwon Ahn¹·Sung-Phil Koo¹·Jae-Moon Lew^{1,†}·In Sik Nho¹
Department of Naval Architecture and Ocean Engineering, Chungnam National University¹

Abstract

In this study, we are focusing our attention on lift characteristics of the low aspect wings for Wing-In Ground effect crafts (WIG). Experimental measurements at an open-type wind tunnel are carried out and results are comparatively presented. In order to simulate the realistic ground condition in where the WIG craft is flying, moving ground is implemented by a conveyor belt rotating with the same velocity of the inflow. We consider two different wings (NACA0012 and DHMTU section) which have four different aspect ratios (0.5, 1.0, 1.5 and 2.0). Forces acting on the wings are measured and lift characteristics are elaborately investigated for various different conditions. In addition, end-plate effects are estimated. Results are validated by comparing with theoretic solutions of the symmetric airfoil. Present results show that ground effects are differently generated in moving or fixed ground conditions, and hence lift characteristics are affected by the ground condition. Consequently, accurate aerodynamic forces acting on the WIG craft are guaranteed in a realistic moving ground condition.

Keywords : Wing-In Ground effect craft(WIG, 위그선), Low aspect ratio wing(저 종횡비 날개), Wind tunnel experiment(풍동실험), Moving ground(이동지면), Fixed ground(고정지면), Lift characteristics(양력특성)

1. 서론

MG(Wing-In Ground effect craft)선은 지면 또는 해수면 위를 낮게 뜬 상태로 이동할 때 날개에서 양력(lift)이 증가하고 유기 항력(induced drag)이 감소하는 지면효과(ground effect)를 이용하여 고속으로 이동하는 선박으로 정의한다. WIG선은 해수면 위에 직접 이착륙이 가능하기 때문에 별도의 활주로 및 관련 부대 시설이 필요 없으며 수륙양용으로도 사용가능하여 연근해 도서지방 여객수송과 신속한 화물수송, 해난사고 시 구난활동 및 해양 경비용으로도 사용가능한 차세대 고속 해상운송수단으로 평가받고 있다. MG선의 날개는 지면효과를 보다 효율적으로 이용하기 위해 일반 항공기 날개에 비해 종횡비(aspect ratio)가 작은 것이 특징이며, 날개의 코드길이(chord length)를 넘지 않는 고도로 비행하는 것이 일반적이다.

지면효과에 대한 연구는 Wieselsberger (1922)에 의해 시작되었으며, 초기 해석적 연구로는 등각사상법(conformal mapping) 등을 이용하여 정상상태 지면효과에 대한 여러 가지 해법들이

알려져 있다. 대표적으로는 Tomotika, et al. (1933)의 평판해석, 상대적으로 높은 고도에 대하여 적용되는 Green (1940, 1947)의 원형아크(circular-arc)날개 및 Joukowski날개 해석, 그리고, 낮은 높이에 대하여 적용되는 Tuck (1980,1981)의 연구 등이 있다. 지면효과에 대한 수치적인 연구는 비점성 포텐셜 유동을 기반으로 한 연구가 주로 이루어져 왔으나 (Ahn, 1999; Chun, et al., 1999; Ahn, et al., 2008) 최근 CFD를 이용한 날개 주위의 점성 유동해석이 활발하게 이루어지고 있고, 해석결과에 대한 정확도가 높아지면서 그 활용도를 점차 높여가고 있다.

그러나 지면효과 실험에 있어서는 지면을 어떻게 모사할 것인가가 가장 중요한 고려사항이다. 지금까지의 일반적인 풍동 실험은 실험장치 구성의 어려움 등으로 인해 자유유동과 모형 사이의 상대운동만을 재현하는데 국한되었다 (Chun, et al., 1999, 2000). 하지만, 보다 정확한 지면효과 실험을 위해서는 고정된 지면(fixed ground)이 아닌 자유유동 속도로 이동하는 지면(moving ground)에서 모형과 지면의 상대운동을 고려해야 한다.

본 논문에서는 WIG선에 사용되는 낮은 종횡비를 갖는 날개의 양력특성을 풍동실험을 통해 연구하였다. 종횡비 변화에 따른 유체력 변화를 확인하기 위해 종횡비(aspect ratio, $s=b/C$) 0.5, 1.0, 1.5, 2.0인 4가지 모형을 선택하였고, 지면으로부터의 고도 변화가 양력특성에 미치는 영향을 조사하였다. 무엇보다 자유유동 속도로 이동하는 지면을 구현할 수 있는 시험 장치를 구성하여 고정지면(fixed ground)과 이동지면(moving ground) 조건에서의 양력특성을 분석하였다. 또한 이동지면 조건에서 끝단판(end plate)에 의한 양력증가 특성을 확인하기 위해 뒷날(trailing edge)에서의 끝단판 높이(d)와 날개 코드길이(C)의 비(d/C)가 0.1, 0.2, 0.3인 3가지 경우에 대해 실험을 수행하고 그 특성을 분석하였다.

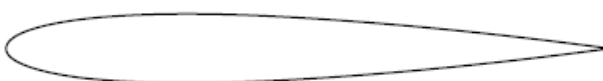
2. 실험 장치 구성

2.1 날개 형상

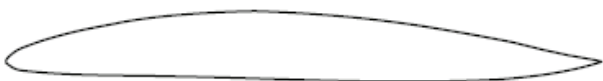
본 연구에서는 Fig. 1에 보인 바와 같이 수치계산 자료가 많이 알려진 NACA0012 단면을 갖는 날개와 위그선의 날개 단면으로 많이 사용되는 DHMTU 단면의 양력특성을 계측하였다. DHMTU 단면은 WIG선 개발을 주도해온 러시아에서 종방향 안정성(longitudinal stability)을 높이기 위해 개발한 날개로 S자형의 캠버(camber)를 가지고 있는 것이 특징이다. Table 1에는 실험에 사용된 날개 단면의 기하학적 특성을 나타내었다. 또한 양력 증가를 목적으로 Fig. 2에 보인 바와 같이 날개 끝단에 코드 길이의 10%, 20%, 30% 높이를 갖는 끝단판(end plate)을 부착하여 끝단판 크기 변화에 따른 양력 변화를 조사하였다. 끝단판의 두께는 2mm이며 일반적인 위그선의 운항조건인 받음각 5~6°을 고려하여 끝단판이 없는 날개의 받음각 6°를 기준으로 지면과 평행하게 제작하였다.

Table 1 Configurations of wings

Section	AR	chord × span
DHMTU & NACA0012	0.5	280 × 140 mm
	1.0	140 × 140 mm
	1.5	140 × 210 mm
	2.0	140 × 280 mm



(a) NACA0012



(b) DHMTU

Fig. 1 Wing sections

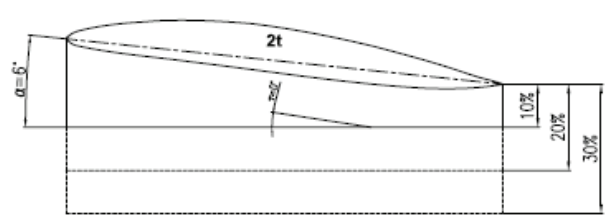


Fig. 2 End plates (thickness 2mm)

2.2 실험 장치

실험은 충남대학교의 소형무향풍동(small size anechoic wind tunnel)에서 수행되었다. 풍동의 종류는 개방식(open jet type) 풍동으로서 7.6kW의 송풍기와 3.6kW의 흡입기로 이루어져 있고, 시험구간(test section)은 400×400×1700mm이며 최고풍속 35m/s의 터널을 사용하였다(Fig. 3). 지면모사장치(Moving belt)는 최대 1670RPM DC모터를 사용하는 컨베이어 벨트 방식으로 제작하였으며(Fig. 4), 모사된 지면의 길이(벨트의 길이)는 1600mm이고, 폭은 500mm로 속도조절은 AV인버터를 모터와 연결하여 사용하였다. 포토센서(photo sensor)와 오실리스코프(oscilloscope)를 사용하여 인버터 주파수대비 벨트의 회전속도를 계측하여 자유유동과 같은 속도로 이동하도록 제어하였다. 실험은 NACA0012 단면 날개와 DHMTU 단면 날개를 지면과의 높이, 받음각, 종횡비를 변화시키며 실험을 수행하고, 끝단판을 부착하여 실험을 수행하였다. 끝단판이 있는 날개의 경우에는 지면과의 높이에 제약을 받기 때문에 끝단판이 지면에 간섭을 받지 않는 높이까지 실험하였다. 실험은 Table 2의 조건에서 수행하였으며 날개에 작용하는 힘은 3축 분력계를 사용하여 양력, 항력 및 모멘트를 계측하였다. 본 논문에서는 주된 관심사인 저 종횡비 3차원 날개의 양력특성만을 논의하기로 한다.

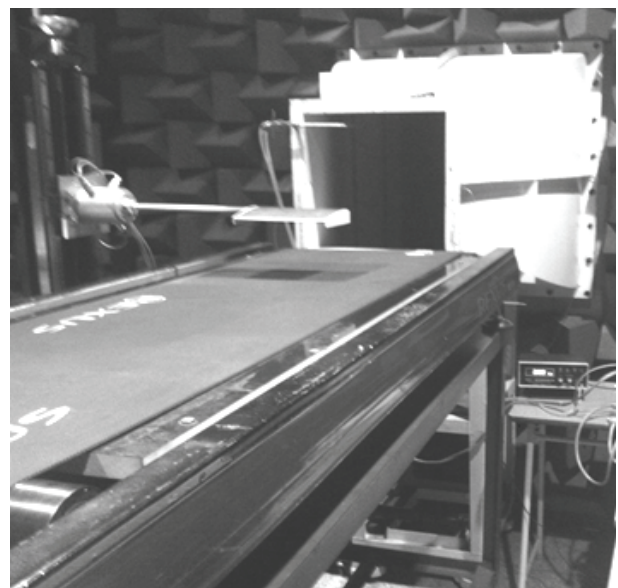


Fig. 3 Experimental setup at the wind tunnel

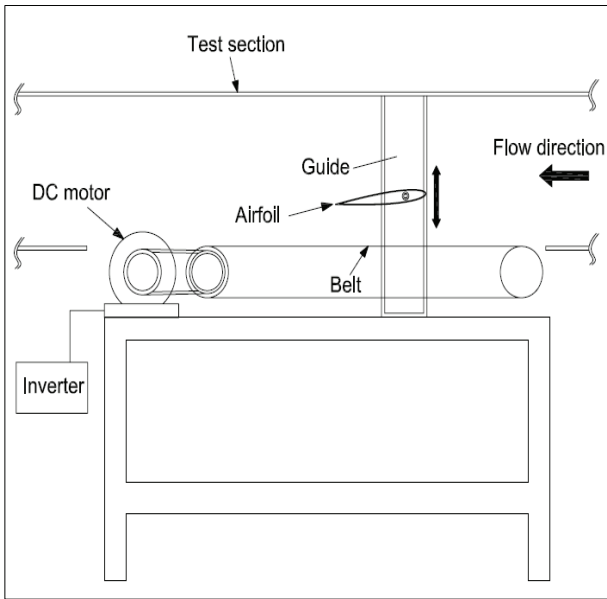


Fig. 4 Configurations of the moving ground system

Table 2 Experimental conditions

Wing only	AR	h/C	Angle(deg)
NACA0012 & DHMTU	0.5	1.0	0
	1.0	0.8	2
	1.5	0.5	4
	2.0	0.3	6
		0.2	8
		0.1	10
Wing with end plates	AR	d/C	Angle(deg)
NACA0012 & DHMTU	0.5	0.1	6
	1.0	0.2	
	1.5	0.3	
	2.0		

3. 결과 및 분석

3.1 종횡비 변화에 따른 양력특성

먼저 종횡비의 변화에 따른 양력특성을 받음각을 0~10°로 변화시켜가면서 고정지면과 이동지면 조건 상태에서 살펴보았으며, 계측 값은 NACA0012 단면을 가지는 날개에 대한 이론해와 비교하여 검증하였다. 날개의 양력계수를 다음과 같이 정의한다.

$$C_L = \frac{L}{1/2(\rho V^2 A)} \tag{1}$$

날개의 종횡비($s = b/C$)는 폭과 코드의 비로 정하며, 종횡비가 크면 클수록 2차원 날개단면의 특성을 보이며, 종횡비가 작아지면 3차원적인 영향을 받는다. 날개의 폭(b)이 유한하면 날개 끝(tip)에서는 날개의 아래쪽으로부터 위쪽으로 압력구배에 의한 회전유동(tip vortex)이 발생한다. 이러한 회전유동은 날개의 받음각을 감소시키고 유기되는 항력을 증가시킨다. 먼저 날개 뒤에 무한히 길게 지속되는 와동이 날개 주위의 유동에 미치는 영향은, 날개에 유입되는 속도 U 의 균일유동에 하향유동(downwash)을 유기시킨다. 이 속도 성분의 크기를 w 라고 하면 날개에 유입되는 하향유동의 유입각도 ϵ 는 다음과 같이 정의된다.

$$\epsilon = \tan^{-1}(w/U) \tag{2}$$

날개의 실질적인 유효 경사각도는 ϵ 만큼 감소하게 된다. 따라서 Kutta-Joukowski정리에 의해 얻어지는 힘은 균일유동 방향에 대해 수직하지 않게 되므로, 균일유동 방향 성분이 영이 아니며, 이 성분이 바로 유기항력(D_i)으로 작용한다. 일반적으로 ϵ 의 크기는 그렇게 크지 않으므로 날개에 작용하는 양력(L)과 유기항력은 $D_i \approx L \sin \epsilon \approx L \epsilon \approx Lw/U$ 로 쓸 수 있다. Prandtl은 w 는 L 에 비례하고, 폭 b 의 제곱에 반비례하며, 일반적인 날개에 대해 사용할 수 있는 다음 관계식을 제안하였다.

$$w = \frac{2L}{\pi \rho U b^2} \tag{3}$$

여기서 종횡비가 양력계수에 미치는 영향을 알아보면, ϵ 이 작으면 $\epsilon = w/U$ 라고 할 수 있고, 식 (3)을 정리하면 다음 관계식을 얻는다.

$$\epsilon \approx \frac{1}{\pi} \frac{L}{1/2(\rho U^2 b^2)} = \frac{C_L}{\pi s} \tag{4}$$

식 (4)는 하향유동에 의한 유입각도의 감소량이므로, 균일유동 U 의 기하학적 유입각도를 α 라고 하면, 종횡비가 유한한 3차원 날개의 유효 경사각도는 $\alpha - \epsilon$ 이므로, 대칭단면을 갖는 3차원 날개의 양력계수는 다음과 같다.

$$C_L(\alpha) = 2\pi(\alpha - \epsilon) \tag{5}$$

식 (5)에 식 (4)을 대입하고 정리하면, 3차원 날개의 양력계수는 종횡비와 경사각도의 함수로 다음과 같이 정리된다.

$$C_L(\alpha; s) = \frac{2\pi\alpha}{1 + 2/s} \tag{6}$$

먼저 지면효과를 거의 받지 않는 영역이라고 할 수 있는 고도 ($h/C=1.0$)에서 종횡비 변화에 따른 양력특성을 조사하였다. 비교에 사용된 양력계수는 식 (6)의 3차원 날개의 양력계수를 받음각과 종횡비의 함수를 캠버효과(camber effect)가 없는 NACA0012와 비교하여 검증하고, DHMTU 단면들의 양력계수를 도시하였다. Fig. 5는 NACA0012 단면과 이론값 식 (6)을 비교하고 DHMTU 날개의 지면효과가 없는 위치인 $h/C=1.0$ 에서 양력을 나타낸 그래프이다. 종횡비 0.5인 날개는 NACA0012 단면 날개의 실험값이 이론값과 매우 일치하는 것으로 나타났다. DHMTU 단면 날개의 경우에는 받음각이 0°일 때 양력계수인 $C_L(0)$ 을 확인할 수 있다. Fig. 6은 종횡비 1.0인 날개의 지면효과가 없는 영역에서의 양력계수를 받음각에 따라 정리한 그래프이다. NACA0012 단면 날개의 양력과 이론식은 받음각 2°와 6°에서 약간의 실험오차를 보였지만 종횡비 0.5인 날개와

마찬가지로 유사한 경향을 보였다. Fig. 7은 종횡비 1.5인 날개의 지면효과를 받지 않는 영역에서의 양력계수를 나타내었다. 종횡비가 증가하면서 날개 끝에서 발생하는 와류의 영향으로 날개의 떨림이 발생하였는데 이런 이유에서 실험오차를 보였다. 그러나 양력증가율 $dC_L/d\alpha$ 는 거의 일치한다. Fig. 8은 종횡비 2.0의 데이터이다. 종횡비가 커지면서, 실험오차가 커졌다. 종횡비 1.5인 날개보다 받음각이 클 때, 발생하는 힘이 날개 끝부분에서 진동을 발생시켜 이론값보다 작은 값이 계속되었다. NACA0012단면의 경우 단면의 형상이 위아래 대칭이기 때문에 3차원 날개의 양력계수의 이론값과 매우 유사한 것을 알 수 있었다. 그러나 종횡비 1.5인 날개는 이론값 보다 약간 작게 계속되었고, 종횡비 2.0의 날개에서는 받음각이 증가 하면서 양력계수가 이론식과 오차를 보였다. 그러나 대체적으로 실험값은 이론식과 유사하여 실험의 타당성을 증명하였다.

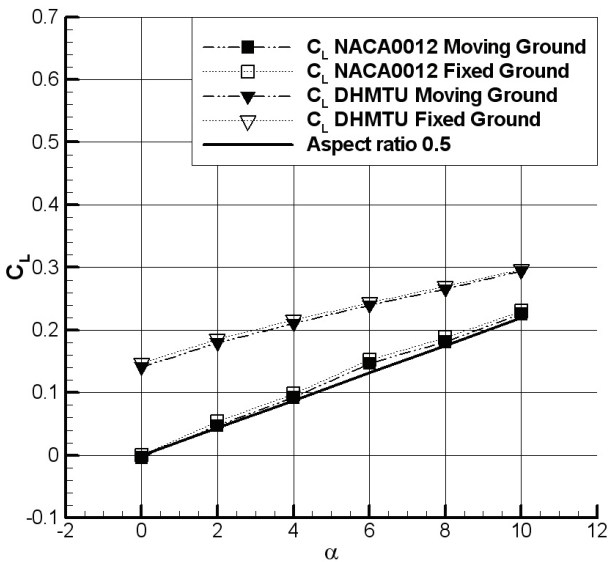


Fig. 5 Lift coefficients versus aspect ratio (AR=0.5)

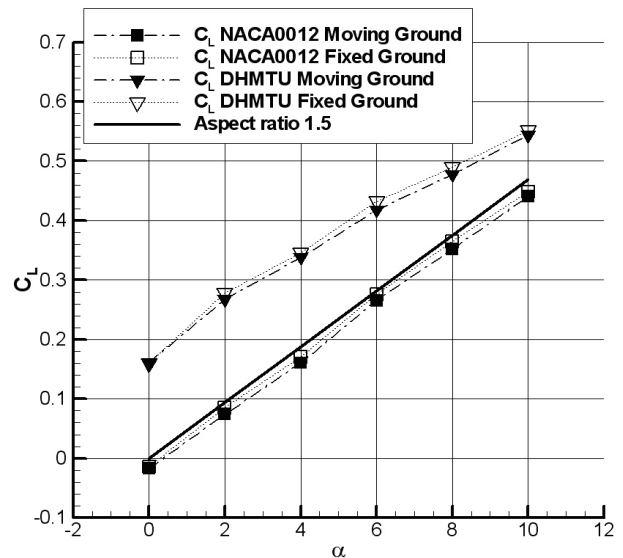


Fig. 7 Lift coefficients versus aspect ratio (AR=1.5)

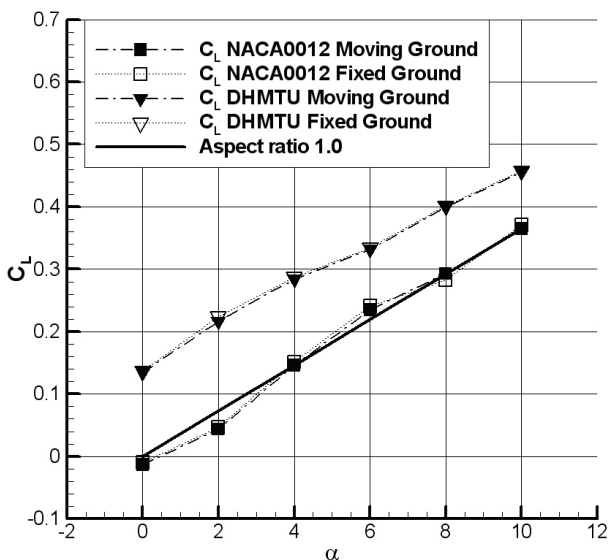


Fig. 6 Lift coefficients versus aspect ratio (AR=1.0)

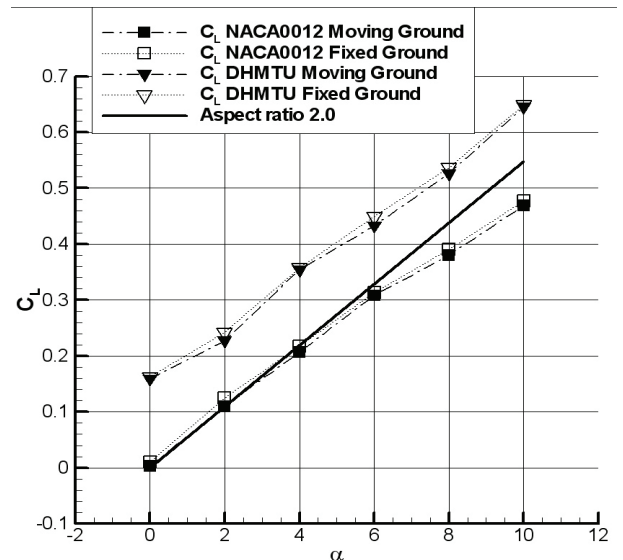


Fig. 8 Lift coefficients versus aspect ratio (AR=2.0)

3.2 고도변화에 따른 양력특성

다음 Fig. 9에서 12는 NACA0012단면의 양력을 높이별로 나타낸 그림이다. NACA0012 단면의 종횡비 0.5인 날개의 높이별 양력 변화를 보면 $h/C=0.5$ 이하에서 양력이 급격하게 변하는 것을 볼 수 있다. $h/C=0.1$ 에서 데이터를 보면, 이동지면 상태의 양력보다 고정지면 상태의 양력이 큰 것을 볼 수 있다. 이는 고정지면에서 발달된 경계층으로 인해 날개 아랫면에서의 속도가 느려져 날개 윗면과 아랫면의 압력차가 늘어나면서 양력이 증가한 것이다. Fig. 10은 종횡비 1.0의 날개의 높이에 따른 양력변화를 도시한 그래프이다. 위 결과에서는 받음각 4°에서 양력이 $h/C=0.1$ 일 때 양력이 감소하는 것을 볼 수 있다. 또한,

받음각 2°와 0°에서는 $h/C=0.5$ 이하로 내려가면서 이동지면 조건에서 양력이 급격하게 감소하는 것을 볼 수 있다. 이는 NACA0012 단면이 위, 아래 대칭이기 때문에 기하학적인 구조가 수축 및 확대(convergent-divergent)되는 노즐과 유사하여 지면 효과와 함께 벤투리 효과(Venturi effect)도 함께 발생하기 때문으로 볼 수 있다. Fig. 11은 종횡비 1.5의 날개의 양력계수로 종횡비가 커지면서 받음각 4°이하에서 발생하는 벤투리 효과가 크게 증가하는 것을 볼 수 있다. 이동지면 조건뿐만 아니라 고정지면 조건일 때도 $h/C=0.5$ 이하에서 양력이 감소하는 것을 확인할 수 있었다. 종횡비 2.0(Fig. 12)의 경우 받음각 4°이상에서는 h/C 가 낮아지면서 양력이 증가하는 것을 볼 수 있으며 이전 경우와 비교하여 일관적인 결과를 보여 준다.

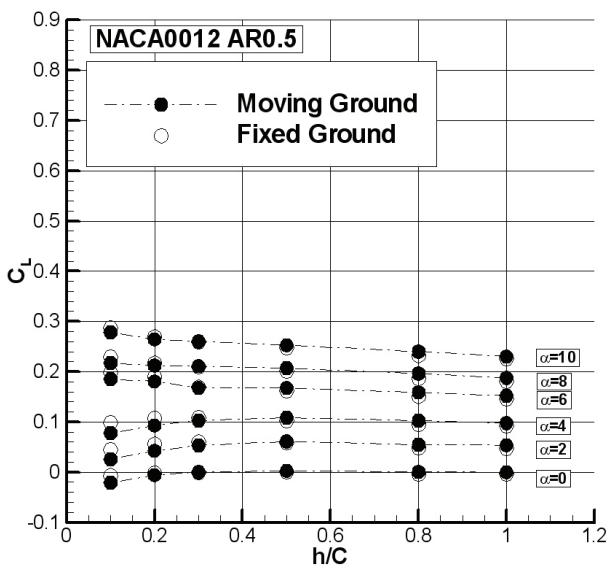


Fig. 9 Lift coefficients versus aspect ratio (NACA0012, AR=0.5)

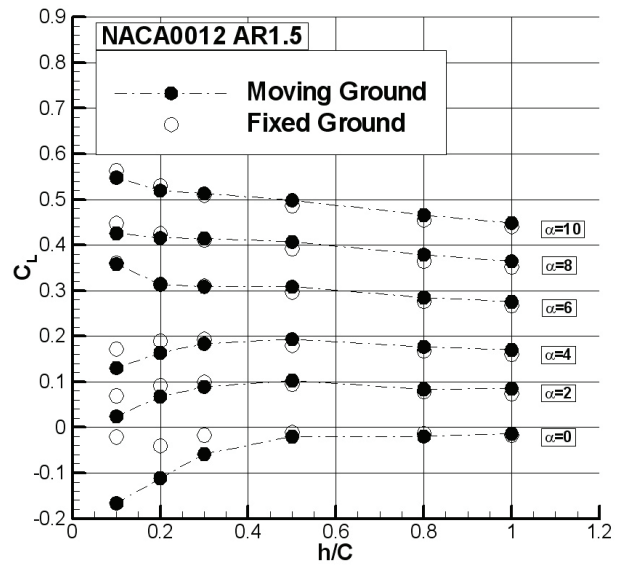


Fig. 11 Lift coefficients versus aspect ratio (NACA0012, AR=1.5)

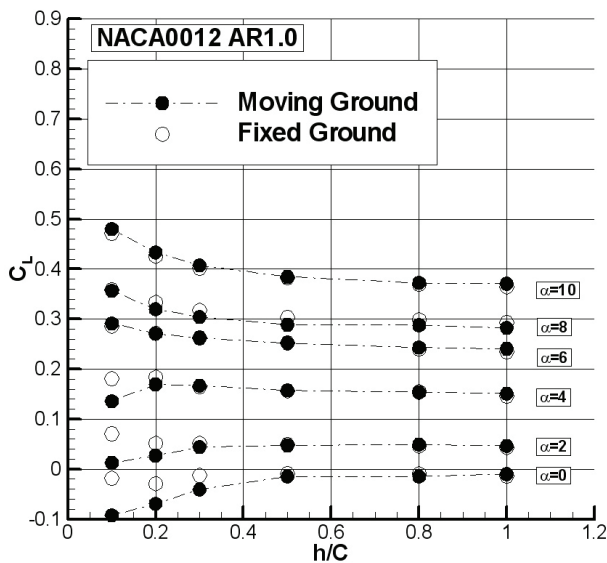


Fig. 10 Lift coefficients versus aspect ratio (NACA0012, AR=1.0)

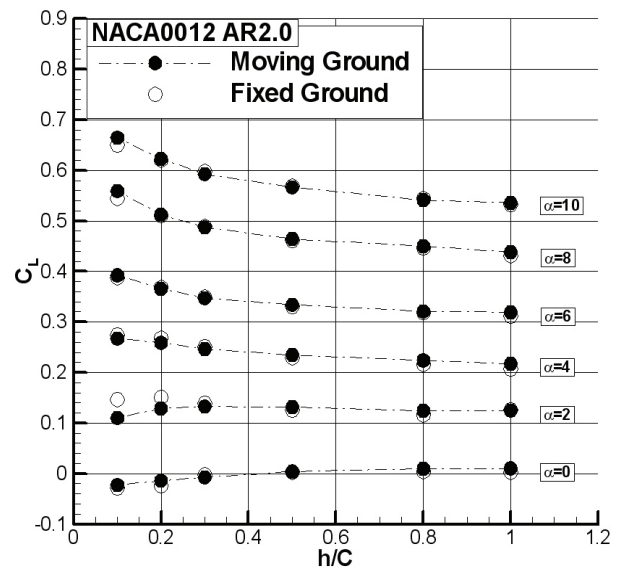


Fig. 12 Lift coefficients versus aspect ratio (NACA0012, AR=2.0)

다음 Fig. 13에서 16은 DHMTU 단면을 갖는 날개의 고도변화에 따른 양력특성을 보여준다. Fig. 13은 종횡비 0.5인 날개의 양력계수로 NACA0012 단면과는 달리 벤츨리 효과가 없이 모든 받음각에서 양력 감소 현상이 없는 것을 확인할 수 있다. 받음각 4° 이하이면서, $h/C=0.5$ 이하에서도 지면효과에 의한 양력증가를 보여준다. Fig. 14는 종횡비 1.0 날개의 양력계수를 나타내며, 종횡비가 커지면서 지면효과에 의한 양력증가는 확연히 나타나는 것을 볼 수 있다. 또한, 받음각 4°부터 10°까지 h/C 가 0.1에서 이동지면 상태일 때와 고정지면 상태일 때의 양력변화에 차이가 있음을 알 수 있다. Fig. 15와 16은 종횡비 1.5와 2.0인 경우로 0.5나 1.0보다 확연한 차이가 발생하는 것을 볼 수 있다. 모든 받음각에서 이동지면 조건보다 고정지면 조건의 양력이 h/C 가

0.5 이하로 내려가면서 커지는 것을 확인 할 수 있다. S형 평균 캠베라인을 갖는 DHMTU 단면의 경우 NACA0012 단면에서 받음각이 작고, h/C 가 0.5 이하인 지면효과 영역에 위치했을 때 양력이 감소하는 현상이 없음을 알 수 있다. 또한 지면과 상대운동을 할 때와 그렇지 않은 경우에 대해서도 양력차이가 확연히 나타났다. 고정지면인 경우에 경계층 발달이 지면과 날개의 아랫면에서 Fig. 17(a)와 같이 발생하면서 지면 부근의 속도가 상대적으로 느려지면서 압력이 높아지기 때문에 양력은 증가 한다. 그러나 지면이 날개와 상대운동을 한다면 지면부근에서 속도구배가 발생하지 않기 때문에 양력은 이동지면인 경우 고정지면인 경우에 비해 감소한다. 이러한 고정지면과 이동지면의 양력차이 역시 날개가 지면효과 영역에 있을 때 확연하게 차이가 난다.

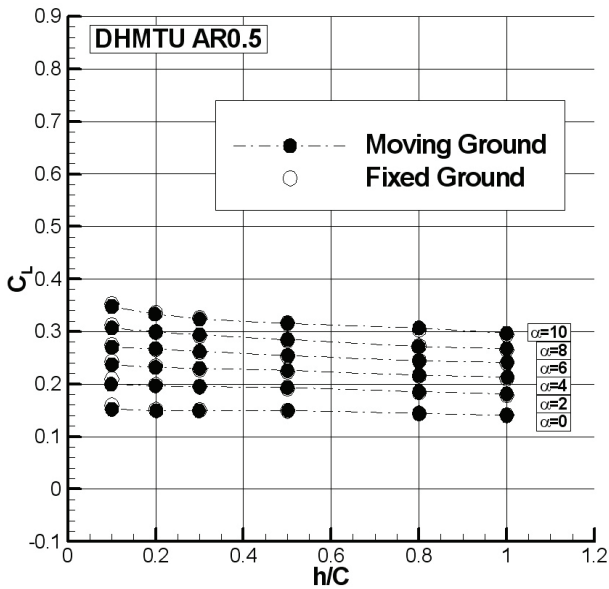


Fig. 13 Lift coefficients versus h/c (DHMTU, AR=0.5)

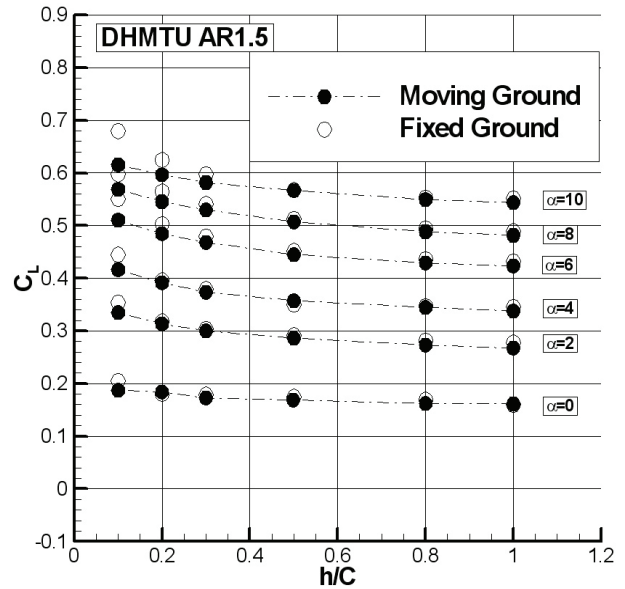


Fig. 15 Lift coefficients versus h/c (DHMTU, AR=1.5)

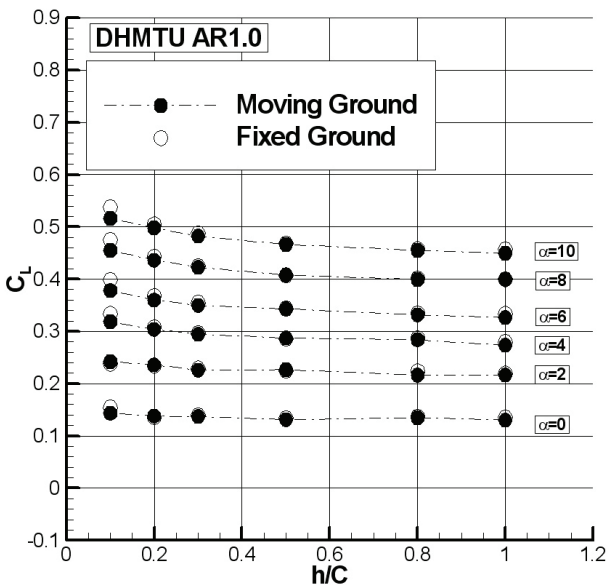


Fig. 14 Lift coefficients versus h/c (DHMTU, AR=1.0)

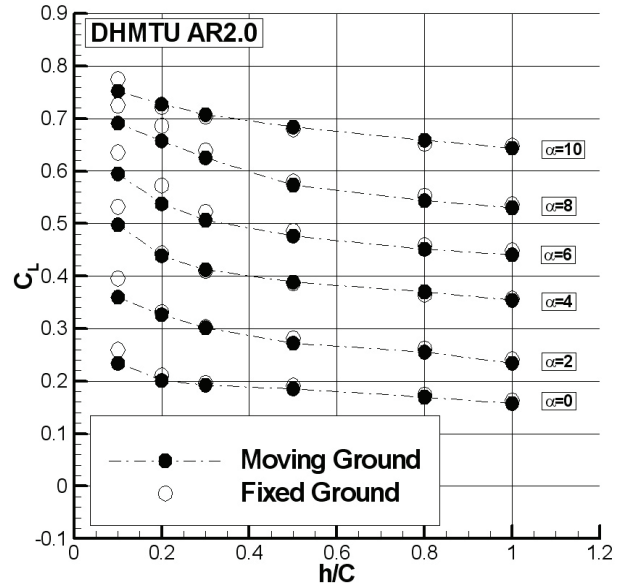


Fig. 16 Lift coefficients versus h/c (DHMTU, AR=2.0)

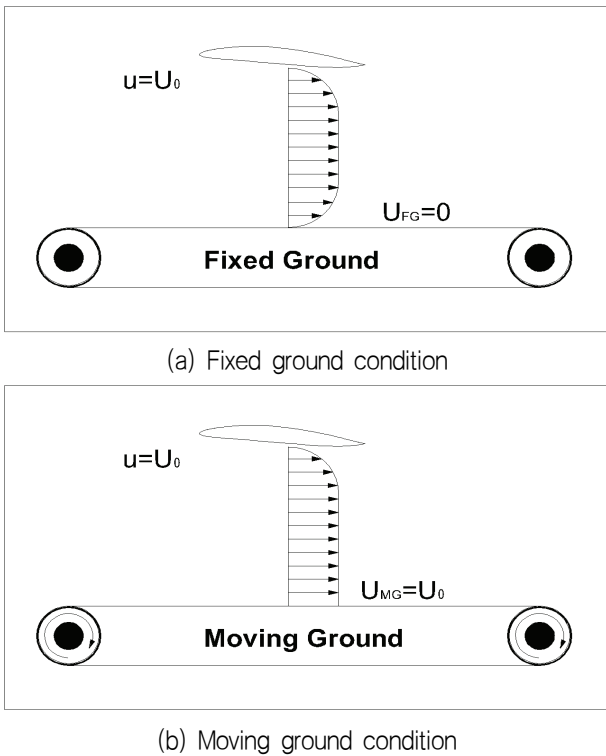


Fig. 17 Comparison between fixed and moving ground conditions

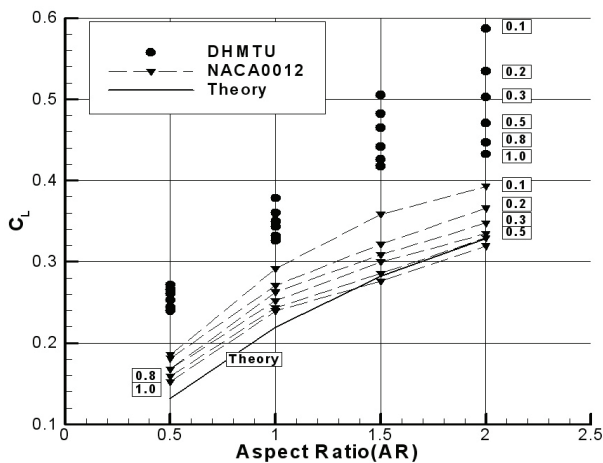


Fig. 18 Lift coefficients versus aspect ratio with moving ground condition

Fig. 18은 이동지면 상태, 받음각 6°에서 종횡비 변화에 따른 양력계수를 종합하여 비교한 결과이다. 일반적인 WG선의 운항 조건인 받음각 6°인 경우에서 두 날개 단면의 종횡비 변화에 따른 양력변화는 고도가 낮아지면서(즉, 지면효과가 증가하면서) 양력이 증가하는 것을 알 수 있으며, 종횡비 2.0인 경우 DHMTU 단면 날개의 경우 NACA0012형상의 날개와 비교하여 지면에 가까워지면서 날개 끝 와동(tip vortex)에 의한 유기항력이 상대적으로 작아지고, 결과적으로 양력 증가 뚜렷한 것을 알 수 있다. 즉, S형 단면인 DHMTU 단면이 WG선의 날개 단면으로 보다 적합함을 알 수 있다.

3.3 끝단판 변화에 따른 양력특성

Fig. 19에서 20은 NACA0012 단면 날개의 끝단판 길이(d/C)에 따른 양력변화를 나타낸다. Fig. 19는 종횡비 0.5인 날개의 끝단판 크기에 따른 양력변화를 보여준다. 종횡비가 작은 날개일수록 끝단판에 의한 양력은 증가하는 것을 알 수 있으며, d/C 가 0.1일 때부터 0.3일 때 까지 양력은 최대 2%, 8%, 35%증가하는 것을 알 수 있다. Fig. 20은 종횡비 1.0인 날개의 끝단판 크기에 따른 양력변화로 종횡비 증가로 인해 양력이 증가했지만, 증가율을 살펴보면 d/C 0.1에서 0.3까지 각각 1%, 9%, 18%증가하였다. Fig. 21은 종횡비 1.5인 날개의 끝단판 크기에 따른 양력 변화를 보여주고 있다. 종횡비 1.5인 날개는 일반적으로 h/C 가 감소하면서 일정량의 양력증가가 일어났다. NACA0012단면의 경우 종횡비가 증가하면서 날개에서 떨림 현상이 발생하면서 약간의 오차가 발생했다. 그러나 h/C 0.5이하에서 양력변화의 추세는 앞서 언급한 경향을 보인다.

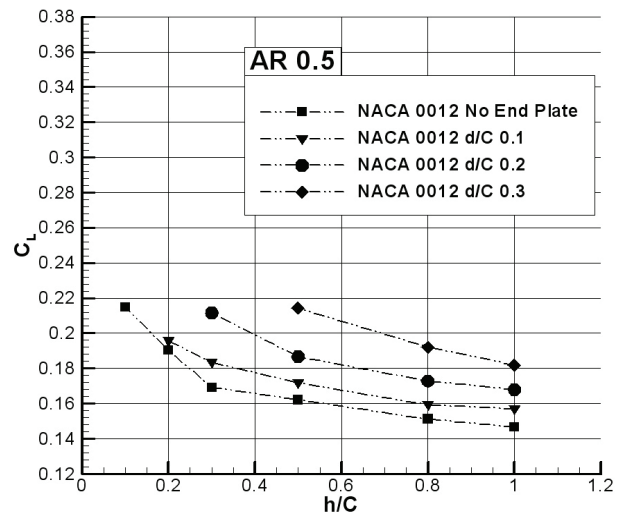


Fig. 19 Effects of the end plate (NACA0012, AR=0.5)

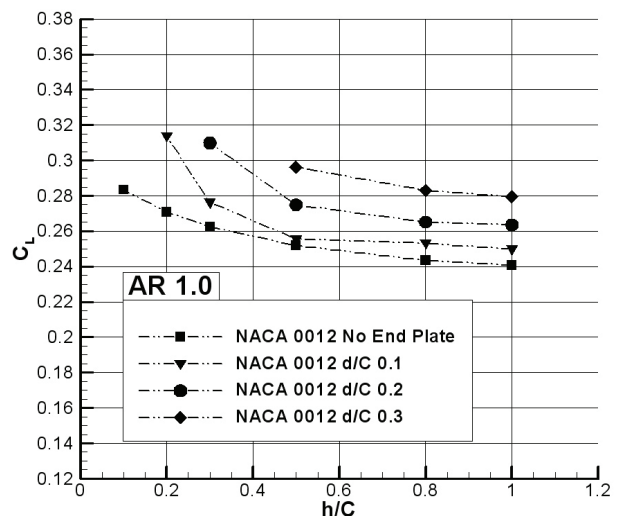


Fig. 20 Effects of the end plate (NACA0012, AR=1.0)

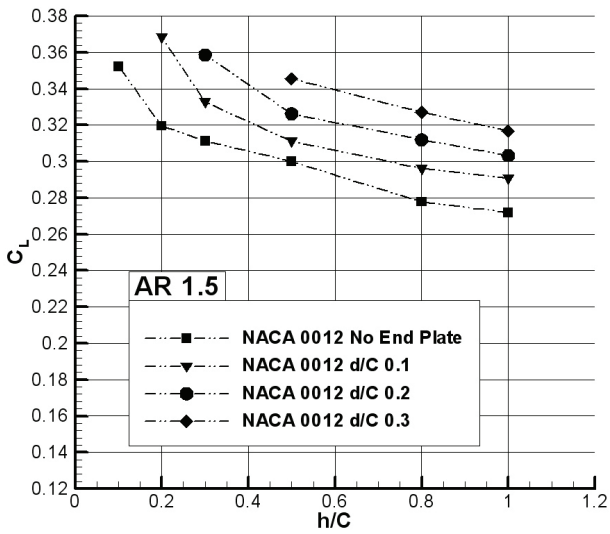


Fig. 21 Effects of the end plate (NACA0012, AR=1.5)

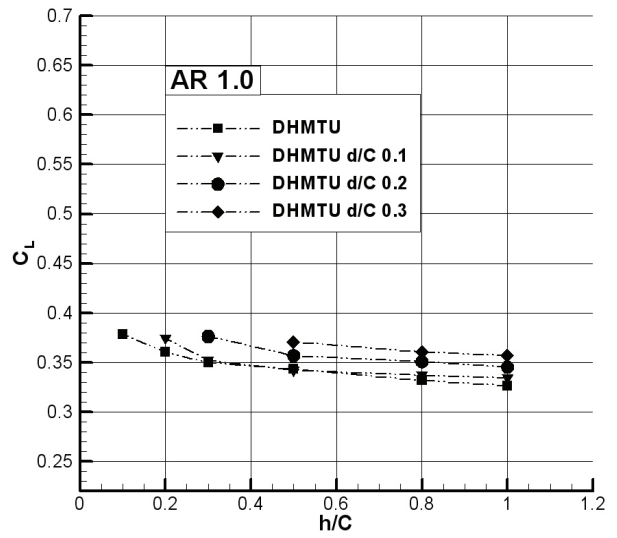


Fig. 24 End plate effects (DHMTU, AR=1.0)

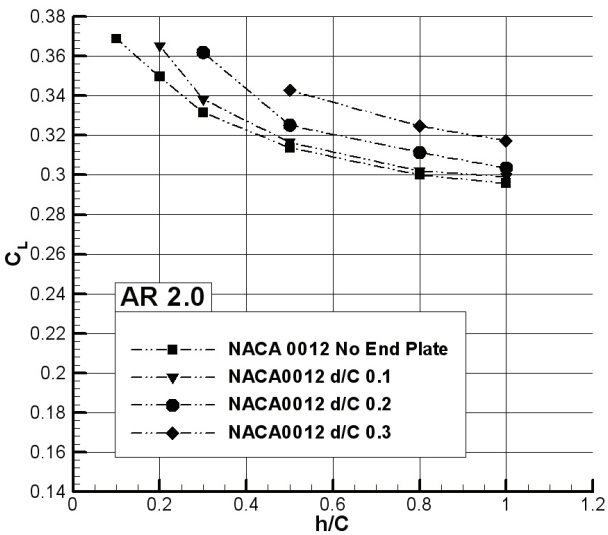


Fig. 22 Effects of the end plate (NACA0012, AR=2.0)

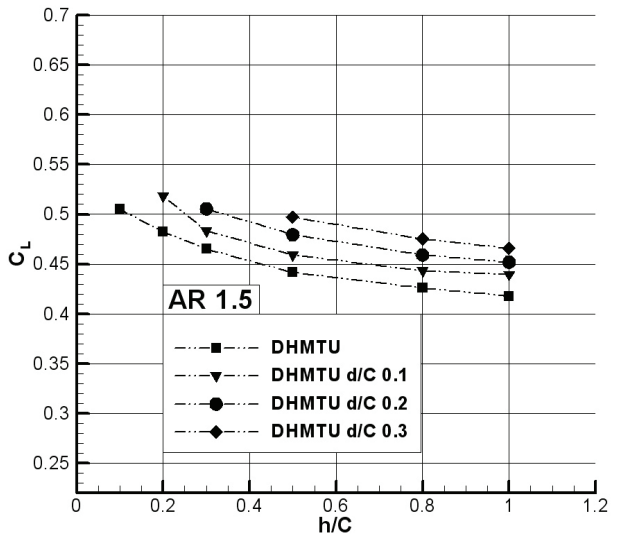


Fig. 25 End plate effects (DHMTU, AR=1.5)

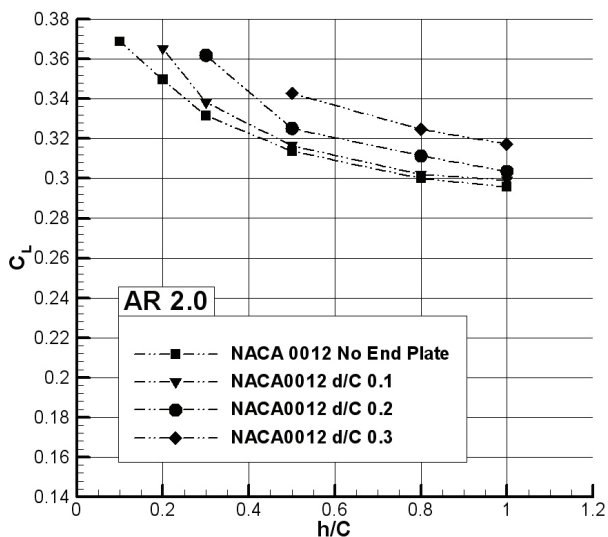


Fig. 23 Effects of the end plate (DHMTU, AR=0.5)

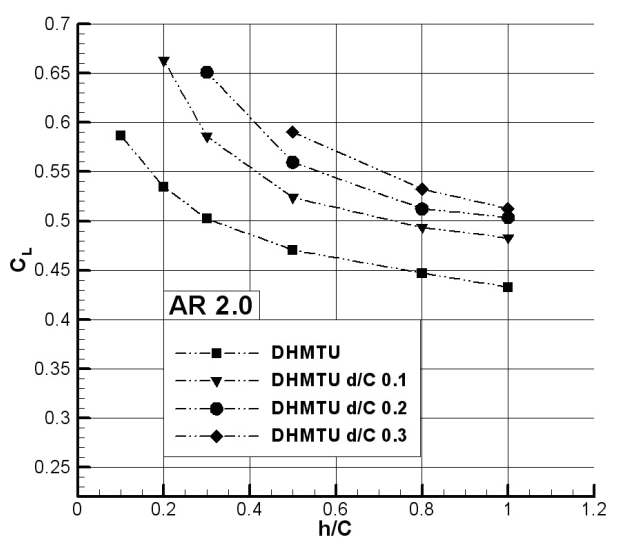


Fig. 26 Effects of the end plate (DHMTU, AR=0.5)

다음 Fig. 23에서 26은 DHMTU 단면 날개의 끝단판 길이에 따른 양력변화를 나타낸다. 앞서 살펴본 NACA0012 단면 날개의 경우와 마찬가지로 h/C 가 낮아짐에 따라 종횡비 효과가 커지는 것을 볼 수 있다. Fig. 24는 종횡비 1.0의 데이터를 보여 주고 있다. 끝단판이 없는 경우와 d/C 가 0.1인 경우의 양력차이가 거의 없다. 이는 날개의 크기가 가장 작은 모형으로 양력차이가 확연하게 구분되지 않지만, d/C 변화에 따른 경향은 h/C 가 줄어들면서 일치한다고 볼 수 있다. Fig. 25는 종횡비 1.5인 날개의 끝단판 크기에 따른 양력변화를 나타낸 그래프이다. 다른 그래프에 비해 h/C 가 줄어들면서 d/C 에 따른 양력 증가량은 실험오차가 많아 거의 변화가 없어 보이지만, h/C 0.2인 부분에서 다른 높이에 비해 두 배 이상 증가한 것을 볼 수 있다. 즉, h/C 가 줄어들면서 d/C 가 증가 하면서 양력증가는 커지는 것을 알 수 있다. Fig. 26은 종횡비 2.0인 날개의 끝단판 크기에 따른 양력변화를 나타낸 그래프이다. 다른 종횡비 날개와 비교하여 끝단판이 없는 경우의 양력계수 값이 d/C 가 0.1일 때의 양력 값과 차이를 보인다. 이는 끝단판이 없는 날개 실험에서 종횡비가 커지면서 발생하는 날개의 진동에 의해 발생한 양력 손실을 주된 원인일 것으로 판단된다. 그러나 종횡비가 커지면서 h/C 가 낮아짐에 따라 지면효과에 의한 양력 증가현상은 확인 할 수 있다.

4. 결론

본 논문에서는 저 종횡비를 갖는 위그선용 날개의 지면효과에 따른 양력특성을 연구할 목적으로 풍동실험을 수행하였다. 실제 지면효과를 받는 날개의 운동을 풍동에서 모사하기 위한 실험 장치를 제작하고 고정지면과 이동지면 조건에서의 작용하는 유체력을 계측하여 조건별 양력특성을 분석하였다. 본 연구를 통하여 얻어진 결과를 정리하면 다음과 같다.

1) 이동지면과 고정지면에서의 양력특성

NACA0012와 DHMTU 단면의 두 날개 모두 지면효과가 미미하게 발생하는 h/C 0.5이상의 고도에서는 이동지면과 고정지면의 차이가 거의 없지만, h/C 0.5 이하부터는 고정지면의 경계층에 의한 영향으로 이동지면에 비해 양력이 크게 발생되는 것을 확인하였다.

2) 종횡비 변화에 따른 양력특성

두 날개 단면의 종횡비 변화에 따른 양력변화는 운항 고도가 낮아지면서 양력이 증가하는 것을 알 수 있었다. 이러한 양력 증가는 날개 폭이 증가하면서 날개 끝 와동(tip vortex)에 의한 유기항력에 의한 영향이 감소하면서 나타나는 것으로 NACA0012 단면보다 DHMTU 단면형상의 날개의 양력 증가가 뚜렷한 것을 알 수 있었다.

3) 끝단판 변화에 따른 양력특성

날개 양쪽에 끝단판을 설치하는 경우 양력이 증가하며, 끝단판의 길이가 클수록 양력 증가효과가 크게 나타나는 것을 확인하였다. 또한 운항 고도가 낮아질수록(지면효과가 크게 나타날수록) 끝단판에 의한 양력증가 효과가 크게 나타나며 종횡비가 낮은 날개일수록 효과가 커지는 것을 확인하였다.

후 기

본 논문은 교육과학기술부 기초과학연구사업의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구(2009-0083828)이다.

참 고 문 헌

- Ahn, B.K., 1999. *Numerical Analysis For Lift Characteristics of Wing-In-Ground Effect Ships*. Master Thesis. Seoul National University.
- Ahn, B.K. Jang, J. & Song, K.H., 2008. Unmanned WG(U-WIG) Craft Design and Performance Test. *Journal of the Society of Naval Architects of Korea*, 45(4), pp.396-402.
- Chun, H.H. Chang, C.H. & Paik, K.J., 1999. Longitudinal Stability of a Wing-In-Ground Effect Craft. *Journal of the Society of Naval Architects of Korea*, 36(3), pp.60-70.
- Chun, H.H. Chang, J.H. Paik, K.J. & Shin, M.S., 2000. Wind Tunnel Test on the Aerodynamic Characteristics of a PARWG. *Journal of the Society of Naval Architects of Korea*, 37(3), pp.57-68.
- Green, A.E., 1940. The Force Action on the Circular-arc Aerofoil in a Stream Boundary by a Plane Wall. *Proceeding of London Mathematical Society*. 46, pp.19-54.
- Green, A.E., 1947. The Two Dimensional Aerofoil in a Bounded Stream. *Quarterly Journal of Mathematics*, 18, pp.167-177.
- Tomotika, S. Nagamiya, T. & Takenouti, Y., 1933. The Lift on a Flat Plate Near a Plane Wall with Special Reference to the Effect of the Ground Upon the Lift of a Monoplane Aerofoil. *Aeronautical Research Inst. Rept.* 97, Tokyo Imperial Univ.
- Tuck, E.O., 1980. A Nonlinear Unsteady One-dimensional Theory for Wings in Extreme Ground Effect. *Journal of Fluid Mechanics*, 98, pp.37-47.
- Tuck, E.O., 1981. Steady Flow and Static Stability of Aerofoils in Extreme Ground Effect. *Journal of Engineering Mathematics*, 15(7), pp.638-640.
- Wieselsberger, C., 1922. Wing Resistance Near the Ground. *NACA TM 77*.



안 병 권

구 성 필

류 재 문

노 인 식