

아음속 난류 유동 영역에서 지면 효과를 갖는 2차원 에어포일의 특성

Two-Dimensional Airfoil Characteristics under ground effect in Subsonic Turbulent Flow Regimes

⁰임 예훈¹⁾, 장 근식²⁾

Y. H. Im , K. S. Chang

A two-dimensional airfoil under ground effect in subsonic turbulent flow is calculated by solving the Navier-Stokes equation. Some numerical results for different NACA four-digit airfoils are presented. The numerical results show that the lift and drag coefficients are strongly influenced by the shape of the region between the lower surface of airfoil and the ground. In general, the airfoil with large camber and small thickness is suitable for WIG vehicles

1. 서론

항공기가 지면 가까이 비행하면 공기의 흐름이 지면에 의해 제한을 받게 되어 흐름의 형태가 변하게 된다. 즉 올려흐름(Upwash), 내리흐름(Downwash), 날개끝 와류(Tip vortex) 등이 감소하게 되고 유도항력이 감소하게 되는데 이러한 현상을 지면 효과(ground effect)라 한다. 지면 효과를 이용한 WIG선은 군사, 운송, 레저, 수평 이착륙 우주선 등 다양한 용도로 활용 될 수 있어 미국, 러시아, 독일, 일본, 중국 등에 의해 연구가 활발히 진행되고 있으며 국내에서도 4대 조선 업체와 한국기계연구원, 선박 해양 공학 연구센터 등에서 연구가 진행중이다. WIG선은 최고 마하 0.5 정도로 운항하기 때문에 WIG선 주위의 유동장을 해석하기 위해서는 비교적 저속인 항공기 이착륙 때와는 달리 압축성 영향을 고려해 주어야 한다. 그러나 지금까지의 WIG선 주위의 공력 해석은 비압축성 유동 영역에 국한되어 있는 실정이다. 따라서 본 연구에서는 WIG선 주위의 압축성 점성 유동을 해석하기 위한 첫 단계로 우선 지면 가까이 있는 2차원 에어포일 주위의 유동에 대해 해석하였다. 코드의 타당성을 검증하기 위해 우선 지면 효과가 없는 NACA 0012 에어포일 주위의 유동장을 계산하고 공력계수를 구해 실험 결과 및 다른 계산 결과와 비교하였다. 그리고 NACA 0012 에어포일과 NACA 4409 에어포일에 대해 지면에서 높이와 받음각을 변화시키며 계산하고 공력계수들의 변화를 관찰하였다.

2. 지배 방정식 및 수치기법

1) 지배방정식

2차원 Navier - Stokes 방정식을 계산 영역에서 쓰면 다음과 같다.

$$\frac{\partial \bar{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \bar{E}}{\partial \xi} + \frac{\partial \bar{F}}{\partial \eta} = \frac{\partial \bar{E}_v}{\partial \xi} + \frac{\partial \bar{F}_v}{\partial \eta}$$

여기서

$$\bar{Q} = \frac{Q}{J}, \quad \bar{E} = \frac{1}{J}(\xi_1 Q + \xi_2 E + \xi_3 F), \quad \bar{F} = \frac{1}{J}(\eta_1 Q + \eta_2 E + \eta_3 F), \\ \bar{E}_v = \frac{1}{J}(\xi_x E_v + \xi_y F_v), \quad \bar{F}_v = \frac{1}{J}(\eta_x E_v + \eta_y F_v)$$

J는 Jacobian이며 Q는 유동 변수 벡터, E, F는 2차원 유속벡터, E_v, F_v는 점성 유속 벡터이다.

1) 한국과학기술원 항공우주공학과, (305-701)대전광역시 유성구 구성동 373-1. (042)869-3751

2) 한국과학기술원 항공우주공학과, (042)869-3711

2) 수치 기법

시간 차분법으로는 LU 근사 인자화를 채택하였으며, 공간 차분법으로는 점성 음성항에는 Steger-Warming의 Flux Splitting 방법으로 1차의 Upwind차분을 하고, 양성항은 Yee의 Flux Difference Splitting계열의 Upwind-TVD기법을 사용하여 전체적으로 TVD 성질을 만족하는 2차의 Implicit-Upwind 스킴이 되도록 만들었다. 정상해의 수렴 증진을 위해 국소시간 진행법을 사용하였다.

3. 계산 결과

3-1. 지면 효과가 없는 NACA0012 에어포일

코드의 정확성을 검증하기 위해 NACA 0012 에어포일 주위의 유동을 계산하였다. 2가지 유동 조건하에서 계산하고 이를 실험 data 및 다른 계산 결과와 비교하였다. 사용한 격자계는 H형으로 $241 \times 51 \times 2$ 이며 $y^+ = 1.0 \sim 1.5$ 이내에 두 번째 격자점이 위치한다. 천이점은 에어포일의 5%로 하였다. 유동조건 A와 유동조건 B 모두에서 C_l 과 C_d 값이 다른 계산 결과와 비교하여 타당한 범위 내에서 잘 일치하고 있다. 약간의 차이를 보이는 것은 다른 계산 결과는 C형의 격자계를 사용한 반면 본 연구에서는 H형의 격자계를 사용하였기 때문에 에어포일의 앞전에서 C형 격자계처럼 조밀하게 격자계를 구성 할 수 없기 때문인 듯 하다.

		C_l	C_{dp}	C_{df}	C_d
유동 A	현재 계산	0.245	0.0027	0.0061	0.0088
	Martinelli[2]	0.246	0.0022	0.0059	0.0081
	고 덕곤[3]	0.245	0.0023	0.0058	0.0081
	실 험[4]	0.241			0.0079
유동 B	현재 계산	0.503	0.0097	0.0061	0.0158
	Martinelli[2]	0.484	0.0090	0.0059	0.0150
	고 덕곤	0.488	0.0090	0.0059	0.0149

유동 A ; $M_\infty = 0.7$, $Re=9.0 \times 10^6$, $\alpha=1.49^\circ$, 유동 B ; $M_\infty = 0.7$, $Re=9.0 \times 10^6$, $\alpha=3.00^\circ$

3-2. 지면 효과를 갖는 NACA 4 계열 에어포일

2차원 에어포일에 미치는 지면효과를 연구하기 위해 NACA0012, NACA4409에어포일에 대해 입구 마하수 0.5, 레이놀즈수 3.31×10^6 일 때 에어포일의 앞전에서 지면까지의 거리와 받음각을 변화시키면서 계산하였다. 사용한 격자계는 에어포일의 윗면은 241×51 , 아래면은 높이에 따라 $241 \times 25 \sim 245 \times 35$ 의 격자계를 사용하였다.

3-2-1. NACA 0012 에어포일

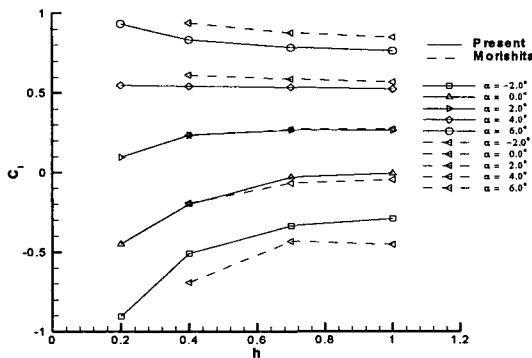


그림 1. NACA 0012 에어포일의 C_l vs. h

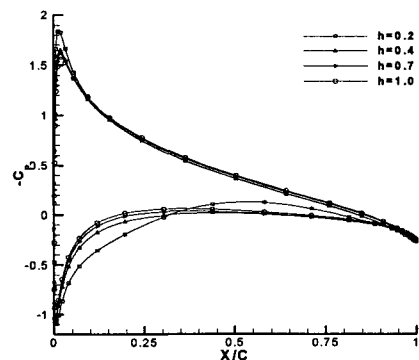


그림 2. NACA 0012 에어포일의 압력계수곡선

그림 1은 NACA 0012 에어포일에서 높이의 변화에 따른 C_d 의 변화를 나타낸 것이다. Euler 해법으로 계산한 Morishita[5]의 결과와 비교하면 전반적인 경향은 유사하나 정량적으로 다소 차이를 보이고 있다. Morishita의 계산 결과가 받음각이 2.0도 이하일 경우 본 계산보다 낮은 C_d 값을 2.0도 보다 클 경우 높은 C_d 값을 가진다. 이는 Morishita의 계산이 점성 영향을 배제하였기 때문인 듯 하다. 비압축성, 점성 유동해석을 한 Hsiu[6]의 계산에서 $h/c=0.4$, 받음각이 4.0도 일 때 C_d 은 0.464이며 이를 압축성 효과를 보정하여 주면 0.536으로 본 계산의 0.543과 거의 같은 것으로 미루어보아 본 연구의 계산 결과가 Morishita의 계산 결과보다 더 정확하다는 것을 알 수 있다. 지면 가까이 있는 에어포일에서의 양력계수의 변화는 순환(Circulation)과 venturi effect의 영향으로 설명 할 수 있다. 실제로 NACA 0012 에어포일의 아래 단면과 지면이 이루는 모습은 convergent-divergent 노즐과 유사하다. 받음각이 4도 미만일 경우 높이의 감소에 따른 순환 크기의 증가가 없거나 미약하여 venturi effect에 의한 양력계수의 감소가 강하게 나타나 음의 지면효과를 보인다. 반면 4도 이상에서는 높이가 감소함에 따라

순환 크기가 증가하게 된다. 예를 들면 받음각이 6도 일 경우 $h=0.2$ 에서 정체점(stagnation point)의 위치는 $x=0.01369$ 이고 $h=0.7$ 에서 정체점의 위치는 $x=0.00695$ 이었다. 따라서 순환 크기의 증가에 의한 양력계수의 증가가 venturi effect에 의한 양력계수의 감소를 능가하게 되어 양의 지면 효과를 보인다. 높이 0.2 받음각이 -2.0도 일 경우 C_d 이 급격히 감소하는데 이는 지면과 에어포일의 아래면 사이에 충격파가 발생하기 때문인데 이러한 현상은 비압축성유동 해석에서는 관찰 할 수 없다. 그림 2는 NACA 0012에어포일에서 받음각이 4도 일 때 높이의 변화에 따른 압력계수 곡선을 나타낸 것이다. 에어포일의 윗면에서의 압력은 거의 변화가 없으나 아랫면에서는 높이에 따라 압력의 변화가 심하다. 즉 지면에 가까워질수록 아랫면에서의 압력은 증가한다. 그림 3은 높이의 변화에 따른 항력계수의 변화를 그린 것이다. 받음각이 -2.0도 인 경우를 제외하고는 높이가 높아질수록 항력계수는 감소한다. 그림4는 높이가 0.4 일 때 받음각 -2.0도, 0.0도, 4.0도, 6.0도 일 때 등마하수 선도이다.

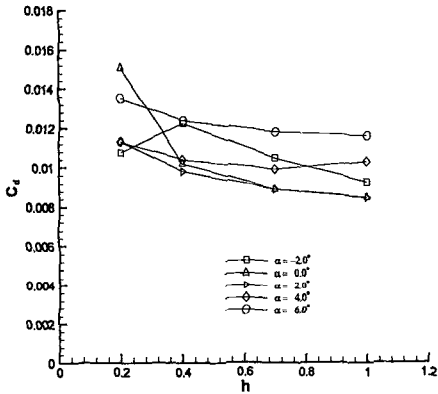


그림 3. NACA 0012 에어포일의 C_d .vs. h

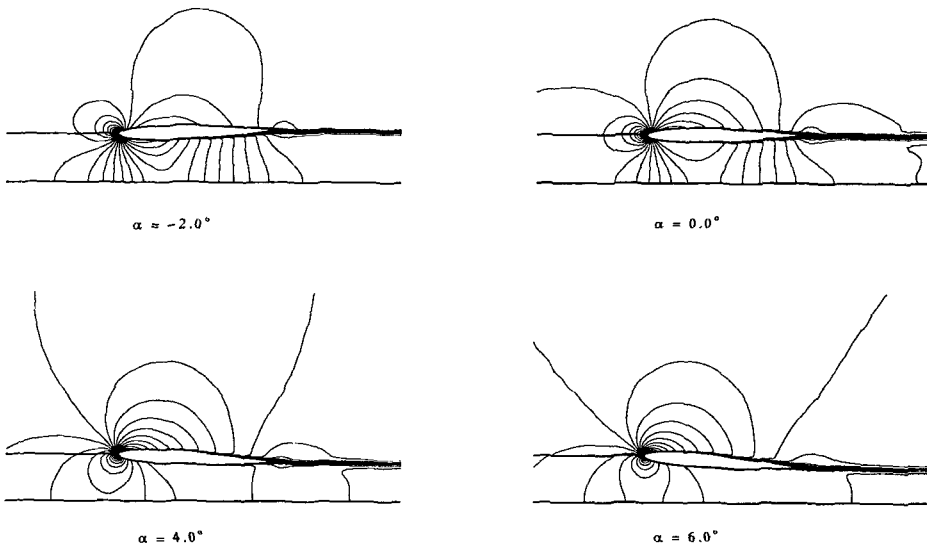


그림 4. $h=0.4$ 일 때 NACA 0012 에어포일의 등마하수 선도

3-2-2. NACA 4409 에어포일

두 번째 계산 예제로 NACA 4409 에어포일 주위의 유동에 대해 해석하였다. 그림 5는 NACA 4409 에어포일에서 높이의 변화에 따른 C_l 의 변화를 나타낸 것이다. 받음각이 -2.0° 인 경우를 제외하고는 Positive 지면 효과가 발생하는 것을 관찰 할 수 있다. 이는 NACA 4409 에어포일의 아랫면이 거의 평면이어서 venturi effect가 순환의 크기 변화에 의한 영향에 비해 상대적으로 작아졌기 때문이다. 그림 6은 높이의 변화에 따른 항력계수의 변화이며 그림 7은 높이 0.2 일 때 받음각 -2.0° , 0.0° , 4.0° , 6.0° 에서의 등마하수 선도이다.

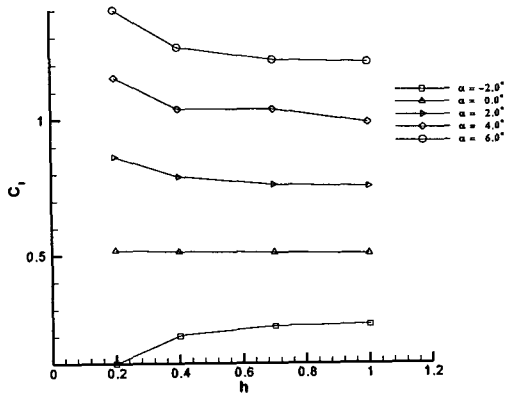


그림 5. NACA 4409 에어포일의 C_l .vs. h

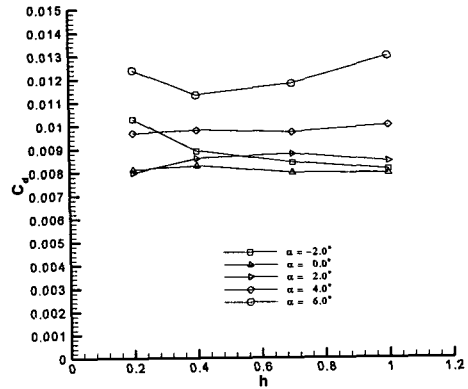


그림 6. NACA 4409 에어포일의 C_d .vs. h

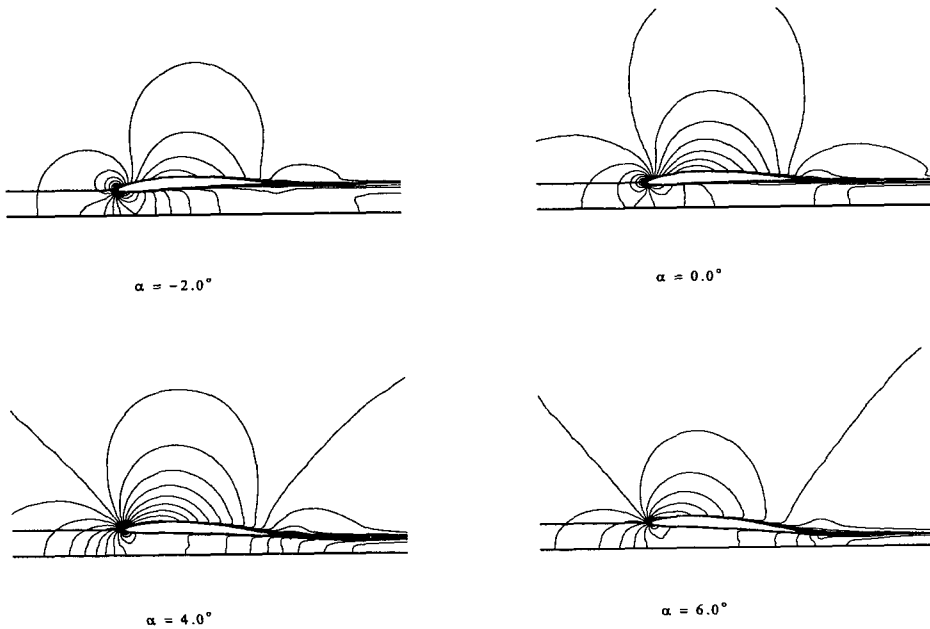


그림 7. h=0.2 일 때 NACA 4409 에어포일의 등마하수 선도

4. 결 론

아음속 난류 유동영역에서 지면효과를 갖는 2차원 에어포일 주위의 유동 특성에 대해 연구하였다. NACA0012 에어포일의 경우 받음각이 4도 미만인 경우 venturi effect에 의한 양력계수의 감소가 순환 크기의 증가에 의한 양력계수의 증가보다 더 큰 영향을 미쳐 음의 지면효과를 발생시키며 4도 이상에서는 이와 반대 이유로 양의 지면효과를 발생시킨다. NACA 4409 에어포일의 경우 아래면이 거의 평면 이어서 받음각 -2.0도를 제외한 모든 유동영역에서 양의 지면 효과를 갖는다. 이와 같은 사실로부터 에어포일의 두께가 얇고 아래면이 평면에 가까운 에어포일이 WIG선에 적합하다고 할 수 있다.

참고 문헌

- [1] 임 예훈, 장 근식, 정 희권, 권 장혁, 박 민우 LU 근사 인자화 기법을 이용한 항공기 날개 주위의 압축성 난류 유동 해석, 한국항공우주공학회지 제 25권 제 3호 1997. 6 pp. 27-35
- [2] Luigi Martinelli, using optimal weighting functions for solving compressible Euler equations, Calculations of Viscous Flow with a Multigrid Method, ph. D. Thesis, Princeton Univ., 1988
- [3] 고 덕곤, 고해상도와 고차정확도를 갖는 선형 및 비선형 파동 방정식의 수치해석 기법 개발, 박사 학위논문 한국과학기술원, 1997
- [4] D.H. Harris, Two-Dimensional Aerodynamic Characteristics of the NACA0012 Airfoil in the Langley 8-foot Transonic Pressure Tunnel, NASA TM 81927, April 1981
- [5] Etsuo. Morishita and Kaoru Tezuka, Ground Effect Calculation of Two-Dimensional Airfoil ,Trans. Japan Soc. Aero. Sapce Sci. Vol. 36, No. 114 (1994) pp.270-280
- [6] Hin-Min Hsiun, Cha'o-Kuang Chen, Numerical Investigation of the Thickness and Camber Effects on Aerodynamic Characteristics for Two-Dimensional Airfoils with Ground Effect in Viscous Flow ,Trans. Japan Soc. Aero. Sapce Sci. Vol. 38, No. 119(995) pp. 77-90