

지면효과를 갖는 직렬 에어포일 주위의 공력 해석에 관한 연구 A Study on the Aerodynamic Analysis of Tandem Airfoil under Ground Effect

임 예훈¹⁾, 장 근식¹⁾
Ye-Hoon Im, Keun-Shik Chang

Aerodynamic characteristics of tandem airfoil under ground effect is investigated numerically. Some numerical results for NACA 6409 tandem airfoil are presented. The numerical results show that as being decreased distance between airfoils, the lift coefficient of leading airfoil is increased and that of trailing airfoil is decreased. Drag coefficient shows opposite property. At the same distance between leading airfoil and trailing airfoil, lower position of trailing airfoil give better tandem airfoil effect.

1. 서론

비행체가 지면 가까이 비행하면 공기의 흐름이 제한되어 자유 비행 형태와는 다른 공력 특성을 갖게 된다. 즉 유동 중에 올려흐름(Upwash), 내리흐름(Downwash), 날개끝 와류(Tip vortex) 등이 감소하게 되어 피칭 모멘트와 양력이 증가하고 유도항력이 감소하게 되는데, 이러한 현상을 지면효과(ground effect), 이를 이용한 날개를 지면효과익(Wing in ground effect)이라 부른다. WIG를 이용한 비행체는 군사, 운송, 레저, 수평 이착륙 우주선 등 다양한 용도로 활용 될 수 있어 러시아, 미국, 독일, 일본, 중국, 한국 등에서 연구가 활발히 진행중이다. 하지만 WIG선을 상용화하는 데에는 몇 가지 난제가 있는데 그 중에서 세로 안정성이 불안정하다는 것은 큰 문제점이다. WIG 개발 초기에는 거대한 수평 꼬리날개를 장착하여 세로 안정성의 불안정성을 해소하였으나 최근에는 Lippish Concept(X-114, Flare craft)이나 직렬 에어포일(Jörg 시리즈) 등으로 불안정성을 개선하고 있다. 단일 에어포일 주위의 유동해석에 관한 수치해석은 다수 나와 있으나[1-4] 이러한 직렬 에어포일이나 Lippish Concept에 대한 공력 연구는 아직 미진하다. Tuncer[5]가 자유 비행 중인 직렬 에어포일에 관한 난류 유동을 Baldwin-Lomax 난류 모델과 Baldwin-Barth 난류 모델을 사용하여 해석하였고 leading airfoil의 피칭 운동에 의한 추력 발생에 대한 연구를 하였으나 직렬 에어포일을 사용한 WIG선의 공력 특성을 파악하기에는 부족한 점이 많다. 따라서 본 연구에서는 직렬 에어포일이 지면 가까이 비행할 때의 공기 역학적 특성을 파악하기 위해 NACA 6409 에어포일을 직렬로 배치하고 주위의 유동장을 해석하였다. 자유비행 중인 에어포일 주위의 유동을 계산하고 Baldwin-Lomax 모델의 계산 결과와 Spalart-Allmaras 모델의 계산 결과를 비교하여 차이가 없음을 보인 후 Baldwin-Lomax 모델을 사용하여 지면효과를 갖는 직렬 에어포일의 계산하였다.

2. 지배 방정식 및 수치기법

2-1. 지배방정식

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

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

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

여기서

$$\bar{Q} = \frac{Q}{J}, \quad \bar{E} = \frac{1}{J}(\xi_t Q + \xi_x E + \xi_y F), \quad \bar{F} = \frac{1}{J}(\eta_t Q + \eta_x E + \eta_y F),$$

$$\bar{E}_v = \frac{1}{J}(\xi_x E_v + \xi_y F_v), \quad \bar{F}_v = \frac{1}{J}(\eta_x E_v + \eta_y F_v)$$

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

2-2. 수치 기법

시간 차분법으로는 LU 근사 인자화[6]을 채택하였으며, 공간 차분법으로는 점성 음성항에는 Steger-Warming의 Flux Splitting 방법[7]으로 1차의 Upwind차분을 하고, 양성항은 Yee의 Flux Difference Splitting계열의 Upwind-TVD기법[8]을 사용하여 전체적으로 TVD 성질을 만족하는 2차의 Implicit-Upwind 스킴이 되도록 만들었다. 정상해의 수렴 증진을 위해 국소시간 진행법을 사용하였다. 난류모델은 Baldwin-Lomax model[9]과 Spalart-Allmaras model[10]을 사용하였다.

3. 계산 결과

직렬 에어포일 계산을 위한 유동 조건은 비행 마하수는 0.3, 레이놀즈수 3.0*10⁶, 받음각 2도, 비행 높이 0.2이다. 자유비행중인 에어포일 주위의 유동을 계산하고 Baldwin-Lomax 모델의 계산 결과와 Spalart-Allmaras 모델의 계산 결과를 비교하여 차이가 없음을 보인 후 Baldwin-Lomax 모델을 사용하여 지면효과를 갖는 직렬 에어포일 주위의 유동장을 계산하였다. 우선 단일 에어포일 주위의 유동장을 계산하여 참고 자료를 만든 후, 직렬 에어포일 주위의 유동장을 계산하였다. 에어포일 사이의 거리(dl)를 0.2에서부터 0.1씩 증가시키면서 1.0까지 계산하였다. 또한 dl=0.8일 때 trailing airfoil의 높이를 ±0.06씩 이동시킨 후 공력 특성의 변화를 관찰하였다.

3-1. 자유 비행중인 직렬 에어포일

두 에어포일 사이의 거리가 1.0인 직렬 에어포일 주위의 유동장을 계산하였다. 계산 격자는 143*45*2인 H형 격자계를 사용하였다.

표 1에는 Baldwin-Lomax난류 모델로 계산했을 경우와 Spalart-Allmaras 난류 모델로 계산했을 경우 공력계수가 나타나 있다. 두 모델 계산의 경우 공학적 오차 범위 내에서 잘 일치하는 것을 확인할 수 있다. leading airfoil(LA)은 단일 에어포일 경우보다 C_l이 약 15% 정도 증가하며 trailing airfoil(TA)의 C_l은 감소하여 단일 에어포일 C_l의 약 72%정도의 값을 갖는다. 항력 계수는 LA의 경우 뒤쪽에 에어포일의 존재에 의한 압력의 증가로 C_d가 음의 값을 가

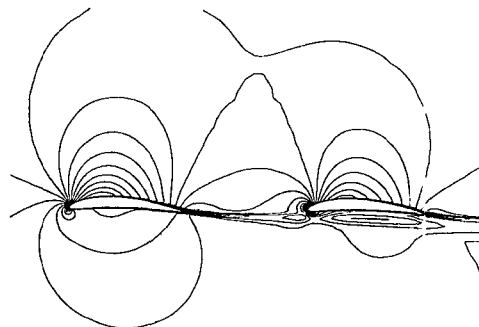


그림 1. 등마하수 선도

진다. 반면 뒤쪽 에어포일은 같은 이유로 압력항력의 급격한 증가가 발생하며 단일 에어포일의 약 3배에 달하는 항력의 증가를 가져온다. 마찰 항력은 LA나 TA 모두 약 20%정도 증가하나 LA, TA사이에 큰 차이는 없다. 그림 1에는 등마하수 선도가 나타나 있다. LA의 후류 내에 TA가 위치하는 것을 관찰할 수 있다. 그림2에는 LA와 TA에서의 압력계수곡선을 그린 것이며, 각 모델의 계산 결과가 서로 잘 일치하는 것을 관찰할 수 있다.

	single airfoil	Baldwin-Lomax		Spalart-Allmaras	
		leading airfoil	trailing airfoil	leading airfoil	trailing airfoil
C_l	0.9055	1.041	0.648	1.058	0.638
C_d	0.01354	-0.0050	0.041	-0.0071	0.0419
C_{dp}	0.00706	-0.0126	0.0327	-0.0147	0.0339
C_{df}	0.00648	0.00767	0.00787	0.00763	0.00796
$C_{m1/4}$	-0.157	-0.156	-0.163	-0.155	-0.162

표 1 . 공력 계수

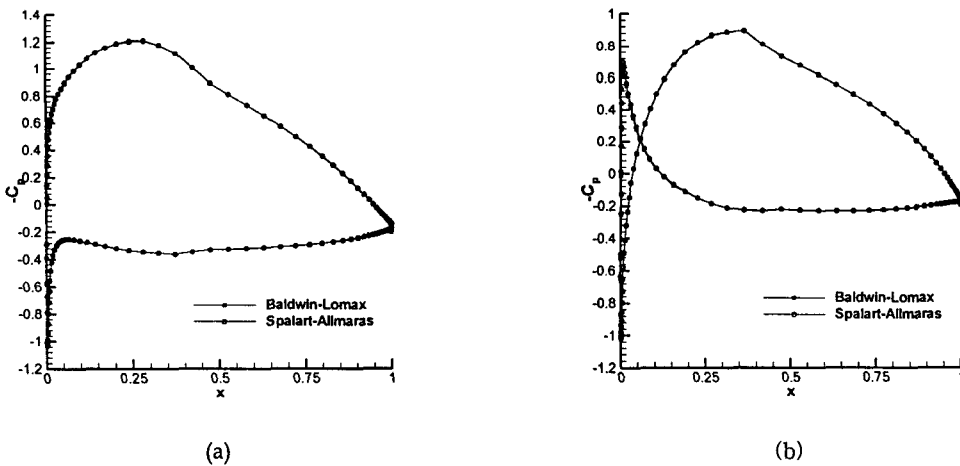


그림 2. 압력계수곡선 (a)leading airfoil (b)trailing airfoil

3-2. 지면효과를 갖는 NACA 6409 에어포일

지면 효과를 갖는 직렬 에어포일의 공력 해석을 하기 앞서, 참고 자료로 삼기 위해 지면 효과를 갖는 단일 에어포일 주위의 유동장을 계산하였다. 비행 높이를 0.1~0.4까지 변화시키면서 공력계수들을 계산하였으며 표 2에 계산 결과들이 나타나 있다. 비행 높이가 낮아질수록 양력계수는 증가하고 항력계수는 감소하며 따라서 양항비는 증가하는 것을 관찰할 수 있다. 또한 지면에 가까워질수록 pitch down 모멘트가 증가하며 압력중심은 에어포일 뒤쪽으로 약간 이동한다.



h	C_l	C_d	$C_{m1/4}$	X_{cp}	L/D
0.10	1.0776	0.00936	-0.1857	0.4221	115.1
0.14	1.0280	0.00949	-0.1759	0.4210	108.3
0.20	0.9811	0.00966	-0.1675	0.4207	101.6
0.26	0.9493	0.00983	-0.1603	0.4189	96.6
0.40	0.9182	0.01022	-0.1547	0.4185	89.8

표 2 단일 에어포일에서의 공력계수 .vs. 높이

3-3. 지면 효과를 갖는 직렬 에어포일

Case 1 : 에어포일 사이의 간격(dl)이 변할 경우

에어포일 사이의 간격을 0.2~1.0까지 변화시키면서 계산하였다. 그림 3에는 C_l 의 변화가 나타나 있다. 에어포일 사이의 거리가 감소할수록 LA의 C_l 은 증가하나 TA의 C_l 은 감소한다. 자유 비행의 경우 dl=1.0일 때 LA의 C_l 은 $C_{l, single}$ 에 비해 약 15% 증가하는데 비해 지면 효과를 가질 경우 LA의 C_l 은 1% 미만의 변화를 보이고 있다. 반면 TA의 C_l 은 $C_{l, single}$ 의 90% 정도의 값을 갖는다. 자유 비행일 경우 72% 정도이었던 것에 비하면 지면효과에 의한 C_l 의 증가가 크다는 것을 알 수 있다. 다시 말하면 LA에서는 지면효과가 거의 발생하지 않으나 TA에서는 지면효과의 영향이 크다. 그림4는 에어포일 사이의 거리의 변화에 대한 항력계수의 변화이다. 마찰 항력은 거의 변화가 없는 것을 알 수 있다. 반면 압력항력은 LA에서는 dl이 작아 질수록 감소하나 TA에서는 dl이 감소할수록 증가한다. 전체 항력은 dl이 감소함에 따라 미세하게 감소하는 것을 관찰할 수 있다. 표 3에는 $C_{m1/4}$, 압력 중심, 양항비의 변화가 나타나 있다. 압력중심은 dl=0.4~1.0일 때 LA와 TA 사이에 있으며 dl이 감소할수록 LA쪽으로 이동하다가 dl=0.2가 되면 LA중에 존재하게 된다. 양항비는 dl=0.4까지는 dl이 감소할수록 증가하다가 dl이 0.2가 되면 갑자기 감소한다. 양항비의 관점에서 보면 dl=0.4일 때가 최적의 조건이다.

dl	$C_{m1/4LA}$	$C_{m1/4TA}$	X_{cp}	$(X_{cp}-1.0)/dl*100$	L/D
0.2	-0.150	-0.161	0.934	-33.0	99.3
0.4	-0.155	-0.158	1.046	11.4	105.1
0.6	-0.159	-0.155	1.156	26.0	104.5
0.8	-0.158	-0.155	1.262	32.7	102.8
1.0	-0.157	-0.157	1.367	36.7	102.5

표 3 직렬 에어포일에서의 공력계수 .vs. dl

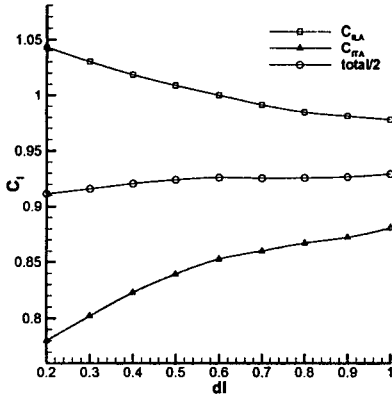


그림 3. C_l 의 변화

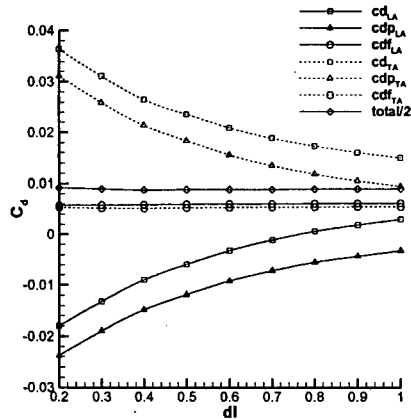


그림 4. C_d 의 변화

Case 2 : TA의 높이가 변할 경우

두 에어포일 사이의 간격은 0.8로 고정하고 TA의 높이를 각각 $\pm 0.06(\pm 30\%)$ 으로 변화시키면서 계산하였다. 그림5에 TA의 높이가 변화할 때 C_l , C_d , X_{cp} 의 변화가 나타나 있다. LA의 변화는 거의 없으므로 TA의 변화만을 주로 살펴보기로 하자. TA의 공력계수의 변화는 후류 지역에서 벗어나므로 인해 발생하는 영향과 지면에서의 거리가 변화함으로 인해 발생하는 영향으로 구분할 수 있다. TA의 비행 높이와 같은 경우의 단일 에어포일의 공력계수와 비교하여 보면, dh가 0일 경우 C_l 은 단일 에어포일의 C_l 에 비해 88.4%의 값을 갖는다. dh가 0.06, -0.06일 때는 각각 92.7%의 양력을 발생시킨다. 반면 C_d 는 각각 179.6%, 181.2%, 201.4%의 값을 갖는다. 단순히 C_l 의 크기만을 살펴보면 dh=-0.06, 0.06, 0의 순으로 C_l 이 크다. dh=0.06인 경우에는 지면에서의 거리가 증가함에도 불구하고 C_l 이 증가하였다. 또한 C_d 도 증가한다. 즉, 후류 지역에서 벗어나 있음으로 인해 직렬 에어포일의 공기 역학적 특성이 희석된다고 할 수 있다. 양항비를 살펴보면 dh=-0.06, 0.06, 0일 때 각각 104.4, 102.8, 96.2로 TA가 LA보다 낮게 위치한 경우가 더 효과적이다. 그림 6에는 dl, dh의 변화에 따른 등마하수 선도가 나타나 있다.

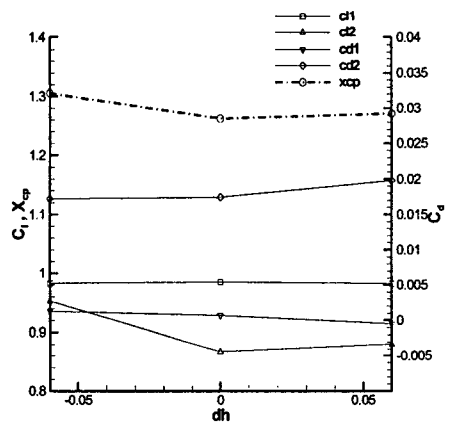


그림 5. 공력 계수 .vs. dh

4. 결론

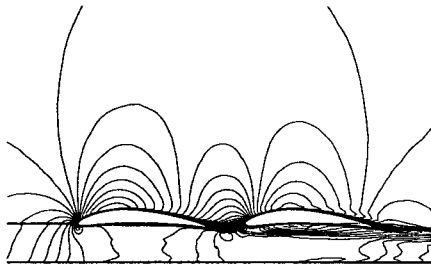
지면 효과를 갖는 직렬 에어포일 주위의 유동장을 해석하고 공력 계수들의 변화를 관찰하였다. LA와 TA사이의 거리가 좁아짐에 따라 LA의 항력은 점점 감소하며, dl=0.8 미만의 값에서는 추력으로 전환되었다. 반면 TA의 항력은 점점 증가하였다. 전항력은 미세하게 감소하였다. 양력의 경



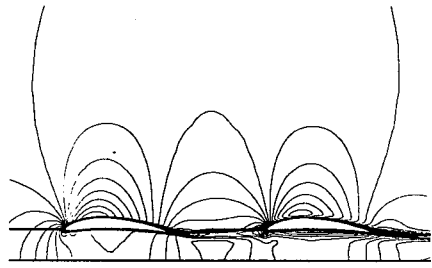
우 LA의 양력은 거리가 감소함에 따라 증가하나 TA의 양력은 감소하며 특히 $d_l=0.6$ 이하에서 급격히 감소한다. 전체적인 양력은 감소한다. 양항비는 $d_l=0.4$ 에서 최대 값을 가진다. 한편, TA의 높이가 LA와 다를 경우에는 TA가 LA보다 낮게 위치한 경우 양항비가 증가한다.

5. 참고 문헌

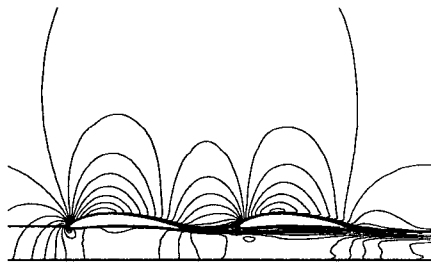
- [1]임 예훈, 장 근식, " 아음속 난류 유동 영역에서 지면 효과를 갖는 2차원 에어포일의 특성, " 한국전산유체공학회 추계학술대회 논문집, 1997, pp. 61 - 65
- [2]Ye-Hoon Im, Keun-Shik Chang, " Unsteady Aerodynamics of a WIG Airfoil Moving over a Wavy Wall," AIAA 2000-0657
- [3]Chen-Jun Yang, 신 명수, " Numerical Simulation of 2-D Wing-In-Ground Effect," 한국전산유체공학회지 제 3권 1호, pp. 54-62, 1998
- [4]박 일룡, 전 호환, " 3차원 표면 효과의 정상 및 비정상 성능해석," 대한조선학회논문집 제 35권 제 3호, 1998, pp. 14-25,
- [5]Ismail H. Tuncer, " A 2-D Unsteady Navier-Stokes Solution Method with overlapping/Overset Moving Grids," AIAA 96-0822
- [6]Shuen J. S., " Upwind Differencing and LU Factorization for Chemical Non-Equilibrium Navier-Stokes Equations," Journal of Computational Physics, Vol. 99, 1992, pp. 233-250
- [7]Beam, R. M., Warming R. F., " An Implicit Finite-Difference Algorithm for Hyperbolic Systems in Conservation-Law Form," Journal of Computational Physics, Vol. 22, 1976, pp78-110
- [8]Yee, H. C., Harten. A., " Implicit TVD Schemes for Hyperbolic Conservation Laws in curvilinear coordinates," AIAA 78-257, 1978
- [9]Baldwin, B. S., Lomax H., " Thin-Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows," AIAA 78-257
- [10]Spalart, P. R., Allmaras, S. R., " A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamics Flows," AIAA 92-0439



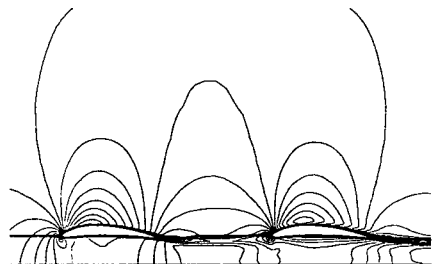
$dl = 0.2$



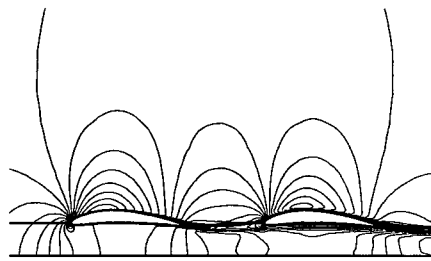
$dl = 0.8$



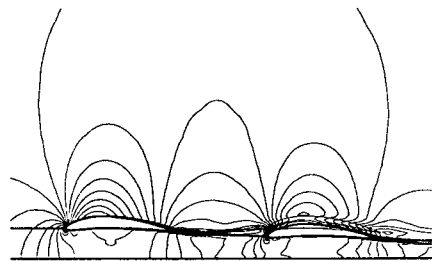
$dl = 0.4$



$dl = 1.0$



$dl = 0.6$



$dl = 0.8, dh = -0.06$

그림 6. 등마하수 선도