

파형 곡면 위를 비행하는 2차원 WIG익형의 비정상 압축성 유동 해석

Unsteady Compressible Flow past an Airfoil near the Moving Surface

⁰임 예훈¹⁾, 장 근식²⁾
Y. H. Im , K. S. Chang

A two-dimensional airfoil flying over a wavy wall is calculated by solving the unsteady Euler equation. Unsteady Transonic flow over an NACA00012 airfoil in pitching motion has been computed for code validation. Some numerical results for NACA6409 airfoil under different wave number, wave length, fly height are presented. The numerical results show the variation of lift and pitching moment coefficients are increased as wave length decrease.

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 피칭 모멘트와 양력이 증가하고 유도항력이 감소하게 되는데 이러한 현상을 지면 효과(ground effect)라 한다. 지면 효과를 이용한 WIG선은 군사, 운송, 레저, 수평 이착륙 우주선 등 다양한 용도로 활용될 수 있어 미국, 러시아, 독일, 일본, 중국 등에 의해 연구가 활발히 진행되고 있으며 국내에서도 여러 조선 업체와 선박 해양 공학 연구센터 등에서 연구가 진행중이다. 이와 연계하여 WIG선 주위의 유동 해석에 대한 수치적 연구[1,2]도 있었다. 그러나 지금까지의 대부분의 연구는 익형이 평평한 지면 위를 비행할 때 익형 주위의 유동 해석에 초점이 맞추어져 있었다. 그러나 WIG선이 실제로 비행하는 수면은 지면과 달리 평평하지 않으며 파도에 의해 높이의 변화를 갖게 된다. Ando, Sakai, Nitta[3]등은 이러한 파형 벽면을 비행하는 평판의 운동을 Lifting Surface Method로 해석하였으며, Morishita, Ashihara[4]는 비정상 패널법을 사용하여 파형 벽면을 비행하는 2차원 익형의 지면 효과를 연구하였다. 水谷直樹, 鈴木和夫[5]는 자유 표면을 비행하는 3차원 날개를 경계 요소법과 Rankine Source법을 이용하여 계산하였으며 3차원 날개가 지면 가까이 비행함으로써 인해 발생하는 물결의 변화는 미소하다는 것을 밝혔다. 본 연구에서는 파형 곡면 위를 비행하는 2차원 익형주위의 압축성 유동에 대해 연구하였다. 水谷直樹, 鈴木和夫의 연구 결과에 따라 날개에 의한 수면의 변화는 무시할 수 있다고 가정하고 파형 곡면을 sine 함수로 나타내었다. 코드의 타당성을 검증하기 위해 시위의 25% 지점을 중심으로 피칭 운동하는 NACA 0012 익형주위의 천음속 유동을 계산하고 다른 계산 결과와 비교하였다. 그리고 NACA 6409 익형이 파형 곡면 위를 비행할 때 곡면에서의 평균 높이, 파고, 파장 등을 변화시키면서 계산하고 공력 계수들의 변화를 관찰하였다.

2. 지배 방정식 및 수치기법

1) 지배방정식

2차원 Euler 방정식을 계산 영역에서 쓰면 다음과 같다.

$$\frac{\partial \bar{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \bar{E}}{\partial \xi} + \frac{\partial \bar{F}}{\partial \eta} = 0 \quad (1)$$

여기서

-
- 1) 한국과학기술원 항공우주공학과, (305-701)대전광역시 유성구 구성동 373-1. (042)869-3751
 - 2) 한국과학기술원 항공우주공학과, (042)869-3711

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

J는 Jacobian이며 Q는 유동 변수 벡터, E, F는 2차원 유속벡터이다.

2) 수치 기법

시간에 대한 2차의 정확도를 갖도록 지배 방정식 (1)을 다음과 같이 이산화 한다.

$$\frac{\bar{Q}^{n-1} - 4\bar{Q}^n + 3\bar{Q}^{n+1}}{2\Delta t} + D_\xi \bar{E}^{n+1} + D_\eta \bar{F}^{n+1} = 0 \quad (2)$$

식 (2)는 비선형 방정식이므로 선형화 하면

$$\frac{3\delta\bar{Q}^n - \delta\bar{Q}^{n-1}}{2\Delta t} + \{ D_\xi A + D_\eta B \} \delta\bar{Q}^n + D_\xi \bar{E}^n + D_\eta \bar{F}^n = 0 \quad (3)$$

여기서 A, B는 유량 Jacobian 행렬이다. A, B를 +, -로 splitting 하고, +는 후방 차분, -는 전방 차분 하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} & \{ 3I + 2\Delta t(A_i^+ - A_i^- + B_i^+ - B_i^-) \} \delta\bar{Q}^n - 2\Delta t(A_{i-1}^+ + B_{i-1}^+) \delta\bar{Q}^n + 2\Delta t(A_{i+1}^- + B_{i+1}^-) \delta\bar{Q}^n \\ & = \delta\bar{Q}^{n-1} - 2\Delta t(D_\xi \bar{E}^n + D_\eta \bar{F}^n) \end{aligned} \quad (4)$$

식 (4)는 다음과 같이 간단히 연산자로 표시 할 수 있다.

$$(D + L + U) \delta\bar{Q}^n = -R \quad (5)$$

여기서 D, L, U, R은 각각 다음과 같다.

$$\begin{aligned} D &= \{ 3I + 2\Delta t(A_i^+ - A_i^- + B_i^+ - B_i^-) \}, \quad L = -2\Delta t(A_{i-1}^+ + B_{i-1}^+) \\ U &= 2\Delta t(A_{i+1}^- + B_{i+1}^-), \quad R = \delta\bar{Q}^{n-1} - 2\Delta t(D_\xi \bar{E}^n + D_\eta \bar{F}^n) \end{aligned}$$

식 (5)는 다음의 식 (6)의 절차에 따라 각각 연속적으로 L방향과 U방향으로 두 번의 연산을 통해 계산 되어져 다음 시간 단계의 유동 변수 벡터를 산출하게 된다.

$$(D + L) \delta\bar{Q}^* = -R, \quad (D + U) \delta\bar{Q} = D \delta\bar{Q}^*, \quad \bar{Q}^{n+1} = \bar{Q}^n + \delta\bar{Q} \quad (6)$$

3) 파형 곡면에서의 경계 조건

파형 곡면에서 밀도와 압력은 위의 격자로부터 외삽하고 속도는 다음 조건을 만족하도록 정한다.

$$(U - U_g - U_0) \cdot n = 0$$

여기서 U_g 는 파형 곡면에서의 격자속도이며 U_0 는 비행 속도이다.

3. 계산 결과

3-1. 피칭 운동하는 NACA 0012 익형

코드의 정확성을 검증하기 위해 시위의 25% 지점을 중심으로 피칭운동을 하는 NACA 0012 익형 주위의 유동장을 계산하였다. 피칭 운동 방정식은 다음과 같다.

$$\alpha = \alpha_0 + \alpha_1 \sin(\omega t)$$

여기서 $\alpha_0 = 0^\circ$, $\alpha_1 = 5^\circ$, $\omega = 1.90$ 이다. 자유류의 마하수는 0.8이며 129*33의 O형 격자계를 사용 하였다. 각 시간 단계에서 격자는 스프링 가정법을 이용하여 이동시켰다. 본 연구에서 한 피칭 주기는 100단계로 나누어 계산하였다. 그림 1, 그림 2에는 수직력 계수와 피칭 모멘트 계수를 위상에 대해 나타낸 것이다. Venkatakrisnan[6] 의 계산 결과와 잘 일치하는 것을 관찰 할 수 있다.

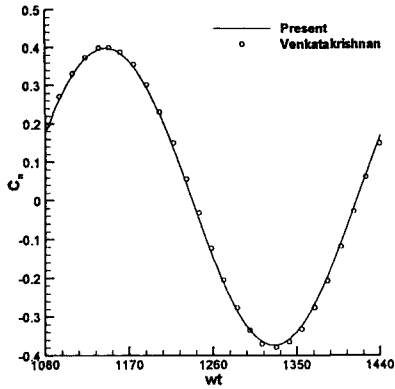


그림 1. 피칭하는 NACA0012 익형의 C_N 변화

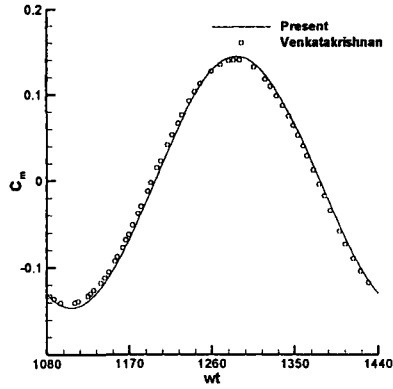


그림 2. 피칭하는 NACA0012 익형의 C_M 변화

3-2. 파형 곡면 위를 비행하는 NACA 6409 에어포일

파형 곡면 위를 비행하는 에어포일을 계산하기 위해 우선 우리 나라 근해의 파도에 대해 조사하였다. 한국해양 자료센터[7]의 해양 관측 자료에 의하면 우리 나라에서 주로 발생하는 파도는 파고 0.2m - 5m, 주기 4-8초 사이에 거의 대부분이 존재하였다. 파장은 주어진 주기로부터 dispersion relation을 사용하여 계산하였으며 대부분 25m - 100m 범위 내에 존재하였다. 코드의 길이를 대략 20m로 가정하고 파장, 파고를 코드 길이 비로 나타내면 파장은 1.25C - 5C, 파고는 0.01C-0.225C가 된다. 본 연구에서는 비행 높이가 0.1C, 0.3C 일 때 파고 0.025C, 0.1C 파장 1.5C, 3.0C, 5.0C 로 각각 변화 시키면서 계산하였다. 1주기는 파장의 길이에 따라 4500-9000 단계로 나누어 계산했으며 4-10주기 정도면 수렴된 계산 결과를 보였다. 파형 곡면은 다음과 같은 식을 이용하여 나타내 주었다.

$$y = A \cdot \sin\left(\frac{2\pi}{\lambda}(x - U_0 \Delta t)\right)$$

비행 마하수는 0.3이며 받음각은 2도이다.

3-2-1. H/C = 0.1, A/C=0.025

첫 번째 계산 예제로 비행 높이 0.1C, 파고 0.025C일 때 파장이 각각 1.5C, 3C, 5C인 경우에 대해 계산하였다. 계산 격자는 241*25, 241*42이며 에어포일 위에 격자점이 144개 존재한다. 그림 3에는 C_N 의 변화가, 그림 4에는 코드의 1/4지점에서의 C_M 의 변화가 나타나 있다. 파고의 변화는 익형의 25% 지점에서 측정하였다. 그림 3, 그림 4를 보면 파장이 짧을수록 공력계수의 변화량은 증가하는 것을 관찰할 수 있다. 파장이 1.5C인 경우 C_N 의 변화는 29% 정도인데 반해 파장이 3.0C일 때는 10%, 파장이 5.0C일 때는 7% 정도 변화하며 C_M 은 7% - 33%의 변화를 보이고 있다. 표 1에 공력계수의 평균값, 최대값, 최소값이 나타나 있다.

3-2-2. H/C = 0.3, A/C=0.025

두 번째 계산 예제로 비행 높이 0.3C, 파고 0.025C일 때 파장이 각각 1.5C, 3C, 5C인 경우에 대해 계산하였다. 계산 격자는 241*33, 241*42이다. 그림 5에는 C_N 의 변화가 그림 6에는 코드의 1/4지점에서의 C_M 의 변화가 파고에 대해 나타나 있다. 공력 계수의 변화 경향은 첫 번째 예제와 비슷하나 비행 높이에 비해 파고가 상대적으로 작아 변화량은 비교적 작다. C_N 의 경우 파장에 따라 2%-5%의 변화를 보이고 있으며 C_M 의 경우 1%-6% 정도의 변화를 보이고 있다.

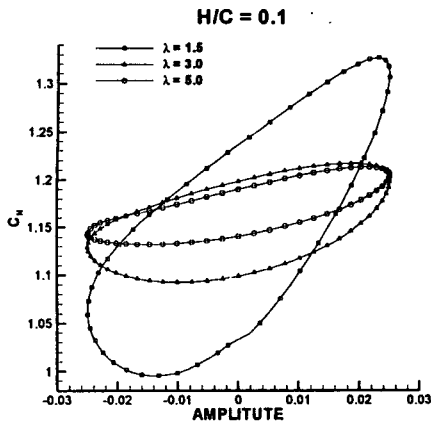


그림 3. H/C=0.1, A/C=0.025 일 때 C_L 의 변화

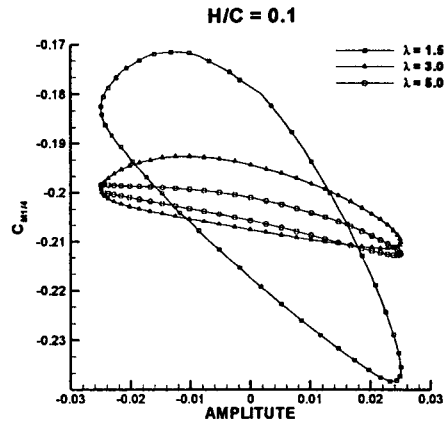


그림 4. H/C=0.1, A/C=0.025 일 때 C_M 의 변화

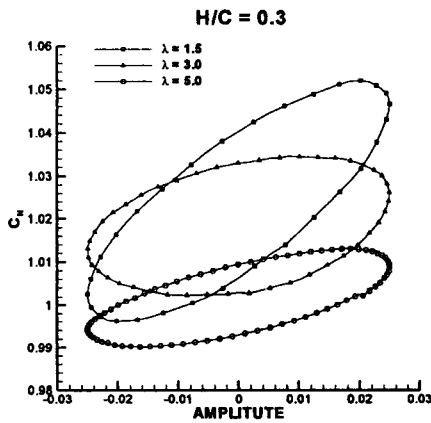


그림 5. H/C=0.3, A/C=0.025 일 때 C_L 의 변화

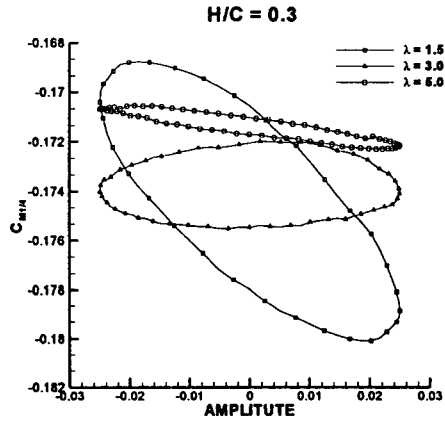


그림 6. H/C=0.3, A/C=0.025 일 때 C_M 의 변화

3-2-3. H/C = 0.3, A/C=0.1

마지막 계산 예제로 비행 높이 0.3C, 파고 0.1C일 때 파장이 각각 1.5C, 3C, 5C인 경우에 대해 계산하였다. 그림 7에는 수직력 계수의 변화가 나타나 있다. 그림 7에는 C_N 의 변화가 그림 8에는 코드의 1/4지점에서의 C_M 의 변화가 파고에 대해 나타나 있다. 비행 높이에 비해 파고가 가장 높은 경우로 앞의 경우보다 더 심한 공력 계수의 변화를 보인다. C_N 의 경우 파장에 따라 9%-31%의 변화를 보이고 있으며 C_M 의 경우 4%-37% 정도의 변화를 보이고 있다. 그림 9에는 1주기 동안의 등압력 선도이다.

4. 결론

비정상 Euler 방정식을 사용하여 파형 곡면 위를 비행하는 2차원 WIG의형 주위의 압축성 유동장을 해석하였다. 비행 높이가 0.1C, 0.3C일 경우 파고와 파장을 변화시키면서 계산하고 공력 계수들의 변화를 살펴보았다. 비행 높이에 대한 파고의 비가 클수록 공력 계수들의 변화가 컸으며 같은 파고, 비행 높이에서는 파장이 짧을수록 공력 계수의 변화가 컸다. 파장이 1.5C인 경우 발생하는 심한 피칭 모멘트의 변화는 WIG선의 안정성에 큰 영향을 미칠 것으로 예상된다.

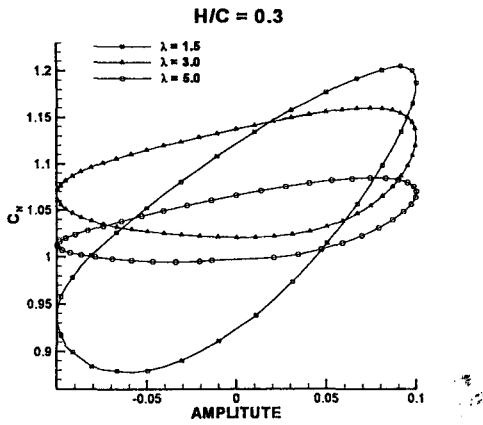


그림 7. H/C=0.3, A/C=0.1 일 때 C_n 의 변화

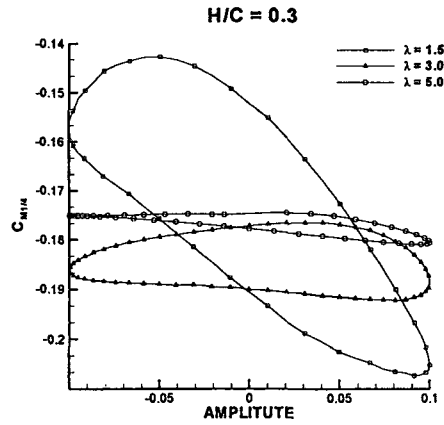


그림 8. H/C=0.3, A/C=0.025 일 때 C_m 의 변화

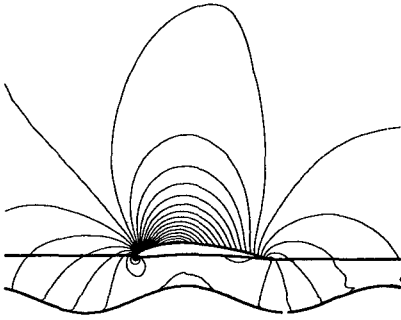
비행 조건	파장	$C_{N_{avg}}$	$C_{N_{max}}$	$C_{N_{min}}$	$C_{M_{avg}}$	$C_{M_{max}}$	$C_{M_{min}}$
H=0.1C A=0.025C	$\lambda=1.5C$	1.160	1.327	0.995	-0.203	-0.172	-0.238
	$\lambda=3.0C$	1.155	1.218	1.093	-0.202	-0.193	-0.212
	$\lambda=5.0C$	1.170	1.214	1.132	-0.204	-0.198	-0.213
H=0.3C A=0.025C	$\lambda=1.5C$	1.024	1.052	0.996	-0.174	-0.169	-0.180
	$\lambda=3.0C$	1.018	1.034	1.002	-0.174	-0.172	-0.176
	$\lambda=5.0C$	1.001	1.013	0.990	-0.171	-0.170	-0.172
H=0.3C A=0.1C	$\lambda=1.5C$	1.039	1.206	0.878	-0.176	-0.143	-0.207
	$\lambda=3.0C$	1.093	1.161	1.021	-0.186	-0.177	-0.192
	$\lambda=5.0C$	1.036	1.085	0.994	-0.177	-0.175	-0.181

표 1. 공력 계수

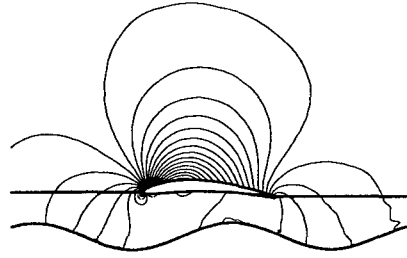
참고 문헌

- [1] 박 종천, 신명수, " 복잡한 해면효과익선 계산 모형 주위의 3차원 유동장의 수치계산, " 한국전산 유체공학회 춘계학술 대회 논문집, 1996. pp. 85-92
- [2] 임 예훈, 장 근식, " 아음속 난류 유동 영역에서 지면 효과를 갖는 2차원 에어포일의 특성, " 한국 전산 유체공학회 추계학술 대회 논문집, 1997. pp. 61-66
- [3] Shingenori Ando, Tetsu Sakai, Kyoko Nitta, " Analysis of Motion of Airfoil Flying over Wavy-Wall Surface, " Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci. Vol. 35, No. 107, 1992, pp. 27-38
- [4] Etsuo Morishita, Kousuke Ashihara, " Ground Effect Calculation of a Two-Dimensional Airfoil over a Wavy Surface, " Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci. Vol. 38, No. 119, 1995, pp. 77-90
- [5] 水谷直樹, 鈴木和夫, " 3次元 WIG에 關する 數値解析的 研究 " 일본 조선학회 논문집 제 174호, pp. 35-45
- [6] V. Venkatakrisnan, A. Jameson, " Computation of Unsteady Transonic Flows by the Solution of Euler Equations, " AIAA Journal. Vol. 26, No. 8, 1988, pp. 974-981
- [7] <http://haema.nfrda.re.kr/kodc>

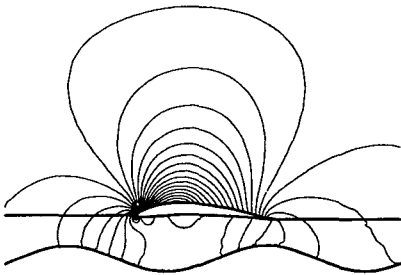
$t = 0.0T$



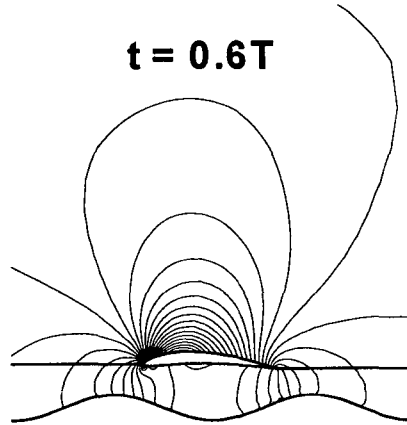
$t = 0.2T$



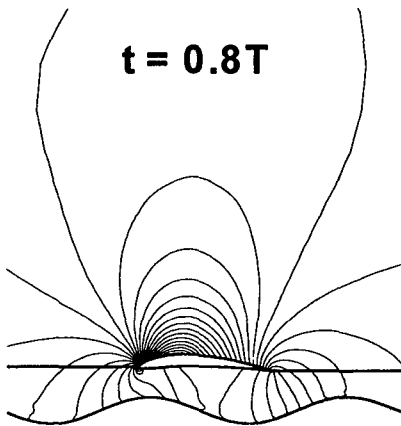
$t = 0.4T$



$t = 0.6T$



$t = 0.8T$



$t = 1.0T$

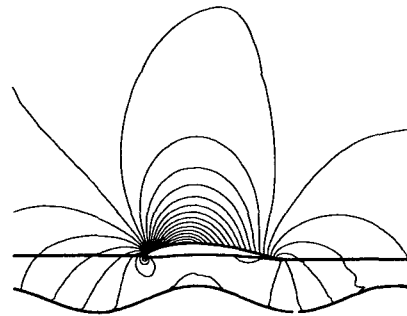


그림 9. $H/C=0.3$, $A/C=0.1$ 일 때 동압력 곡선