

근접 지면효과를 받는 날개의 비정상 유동 소음 특성

서정희* · 고성룡** · 문영준***

Unsteady Flow and Noise Characteristics of a Wing in Ground Effect at Close Proximity

J. H. Seo*, S. R. Kho** and Y. J. Moon***

Keywords : Aeroacoustics(공력소음), Unsteady Turbulent Wake(비정상 난류 후류), Wing in ground effect(지면효과)

Abstract

The unsteady turbulent flow characteristics of NACA4406 airfoil at close proximity to the ground are numerically investigated, especially focused on the noise generation mechanism near the blunt trailing edge. The unsteady two-dimensional compressible Navier-Stokes equations with a Spalart-Allmaras turbulence closure model are solved by the 6th-order compact scheme and the 4th-order Runge-Kutta scheme. The computation shows a noise generation by a feedback mechanism at the blunt trailing edge, where the acoustic-fluidic coupling occurs between the wall-reflected sound waves and the periodically disturbed turbulent shear layer.

1. 서론

최근 고속 지상운송 체제에 대한 관심이 증대되면서 Fig. 1과 같은 공기 부상 운행체(Aero Elevated Vehicle)에 대한 연구가 국내외적으로 활발히 진행되고 있다. 공기 부상 운행체는 날개가 지면 가까이 매우 낮은 고도에 있을 때 발생하는 높은 양력을 이용한 고속 지상 운송 체제로서 최대 시속 500km/h 이상을 낼 수 있는 것으로 알려져 있다. 공기 부상 운행체 날개의 공력 특성과 소음 특성은 근접한 지면과의 상호작용으로 인해 고립된 날개의 공력 및 소음 특성과는 큰 차이를 보인다. 또한, 지면 근처에서 고속으로 비행하기 때문에 공기 부상 운행체에서 발생한 소음은 운행지역 주위의 주거 및 생활 환경에 큰 영향을 주게 되고, 실제 설계시 이러한 소음특성은 매우 중요하게 고려되어야 한다.

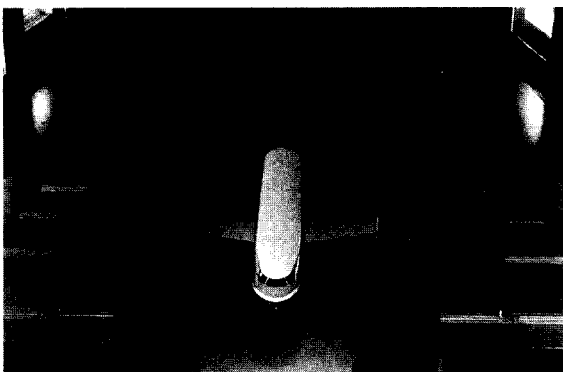


Fig. 1 Aero Elevated Vehicle

일반적으로 고립된 날개에서 발생하는 소음은 유동이 난류 영역이 되면 날개 끝 끝단의 형상과 경계층 두께에 따라 광대역 소음(broadband noise) 또는 톤 소음(tonal noise)이 되는 것으로 알려져 있다. 한편, 지면에 근접한 비행시에는 날개 끝단에서 발생한 음향파가 지면에서 반사되어 다시 날개 끝단의 유동을 가진시키게 되는 피드백 현상이 발생할 것으로 사료된다.

본 연구에서는 지면효과를 받고있는 날개에서 발생하는 소음의 종류 및 발생 과정 그리고 날개 끝단의 유동과 지면에서 반사된 음향파와의 피드백 현상을 규명하고자 한다. 이를 위해 현재 국내에서 연구중인 공기 부상 운행체의 주날개 형상으로 채택된 NACA4406 날개를 고차의 정확도를 가지는 수치 해석 방법을 이용하여 유동장과 소음장을 직접 수치 모사하였다.

2. 수치해석 방법

2.1 지배 방정식

소음장의 직접 수치 모사를 위하여 2차원 압축성 나비에-스톡스 방정식을 사용하였으며, 난류 유동 해석을 위하여는 S-A(Spalart-Allmaras)^[1] 난류 모델을 사용하였다.

$$\begin{aligned} \partial_t \rho &= \partial_i (u_i \rho) \\ \partial_t (\rho u_i) + \partial_j (u_j u_i \rho) &= -\partial_i p + \partial_j \tau_{ij} \\ \partial_t e + \partial_j (u_j p + u_j e) &= \partial_j f_j \end{aligned} \quad (1)$$

2.2 이산화 방법

소음장을 직접 수치 모사 하기 위하여는 고차의 이산화 방법을 사용하여 수치적인 에러를 줄여야만 한다. 본 연구에서는 모든 지배방정식을 식(2)와 같은 6차의 정확도를 가지는 컴팩트 유한 차분법(Compact Finite Difference)^[2]을

* 고려대학교 대학원, jhseo@korea.ac.kr

** 고려대학교 대학원, dinopapa@korea.ac.kr

*** 고려대학교 기계공학부, yjmoon@korea.ac.kr

사용하여 공간에 대해 이산화 하였으며, 시간에 대해서는 4단계의 외재적 Runge-Kutta 방법을 사용하여 이산화하였다.

$$\alpha f'_{i-1} + f'_i + \alpha f''_{i+1} = a \frac{f_{i+1} - f_{i-1}}{2h} + b \frac{f_{i+2} - f_{i-2}}{4h} \quad (2)$$

$$\alpha = 1/3, \quad a = 14/9, \quad b = 1/9$$

$$\alpha f''_{i-1} + f''_i + \alpha f'''_{i+1} = a \frac{f_{i+1} - 2f_i + f_{i-1}}{h^2} + b \frac{f_{i+2} - 2f_{i+1} + f_{i-2}}{4h^2}$$

$$\alpha = 2/11, \quad a = 12/11, \quad b = 3/11$$

컴팩 유한 차분법은 공간에 대해 내재적인 방법을 사용하기 때문에 필요한 수치적 스텐실이 줄어든다는 장점이 있다.

2.3 좌표변환

물리적 공간상의 지배방정식을 자코비안 변환을 통해 계산공간상의 좌표계로 변환 하였으며, 기하학량을 포함한 모든 값들은 컴팩 유한 차분법을 통해 계산되었다. 또한, 일반적으로 편리에 의해 점성항을 보전형으로 처리하던 것과는 달리, 컴팩 유한 차분법의 주파수 영역에서에 응답을 향상 시키기 위하여 식(3)과 같이 비보전형의 전개된 형태로 점성항의 2차 미분 항을 처리하였으며 여기에 사용된 2차미분 기하학량들은 전개에 의해 역기하학량들로부터 식(4)와 같이 계산되어 질 수 있다.

$$\frac{\partial^2 \phi}{\partial x^2} = \xi_x^2 \frac{\partial^2 \phi}{\partial \xi^2} + \eta_x^2 \frac{\partial^2 \phi}{\partial \eta^2} \quad (3)$$

$$+ 2\xi_x \eta_x \frac{\partial^2 \phi}{\partial \xi \partial \eta} + \xi_{xx} \frac{\partial \phi}{\partial \xi} + \eta_{xx} \frac{\partial \phi}{\partial \eta}$$

$$\xi_{xx} = -J^3 \begin{bmatrix} y_\eta^3 x_{\xi\xi} - y_\eta^2 (2x_{\xi\eta} y_\xi + x_\eta y_{\xi\xi}) \\ + y_\xi^2 (x_{\eta\eta} y_\eta - x_\eta y_{\eta\eta}) + 2x_\eta y_\eta y_\xi y_{\xi\eta} \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$\eta_{xx} = J^3 \begin{bmatrix} y_\xi^3 x_{\eta\eta} - y_\xi^2 (2x_{\xi\eta} y_\eta + x_\xi y_{\eta\eta}) \\ + y_\eta^2 (y_\xi x_{\xi\xi} - y_{\xi\xi} x_\xi) + 2x_\xi y_\eta y_\xi y_{\xi\eta} \end{bmatrix}$$

또한, 컴팩 유한 차분법을 스트레칭된 일반 곡선 좌표계에 적용함에 따라 발생할 수 있는 에러를 없애기 위하여 Gaitoned 등^[3]이 제안한 10차 오더의 공간 필터링을 적용하였다.

2.4 경계조건

압축성 방정식을 사용하여 소음장을 직접 수치 모사 할 경우, 생성된 음향파들이 경계에서 반사됨이 없이 전파되어 나가도록 경계조건을 처리해 주어야 한다. 이를 위하여 많은 경계조건들이 제안되었으며 본 연구에서는 Freund^[4]가 제안한 버퍼존(buffer zone) 형태의 경계조건을 사용하였다. 이는 Fig. 2와 같이 경계 주위에 버퍼존을 두고 버퍼존내에서는 인공 대류속도와 인공 감쇠항을 적용하여 음향파들이 반사되어 들어오는 것을 막고 전파되어 나가도록 하며, 경계의 유동장 변수들을 원하는 값으로 고정시키는 것으로 비교적 적용이 쉽고 효과가 탁월하다.

지면에 대한 경계조건은 자유 유동장과 같은 속도로 이동하는 벽 경계조건으로 처리하였다.

Computational Domain

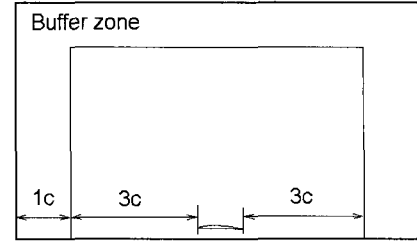


Fig. 2 Computational Domain & Buffer Zone

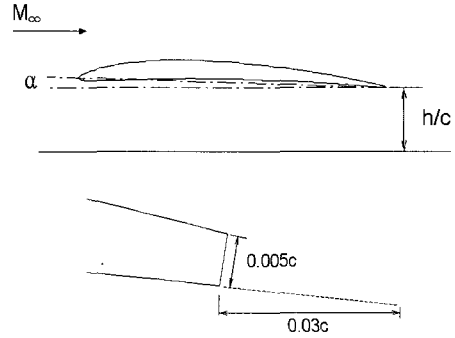


Fig. 3 NACA4406 airfoil with blunt trailing edge

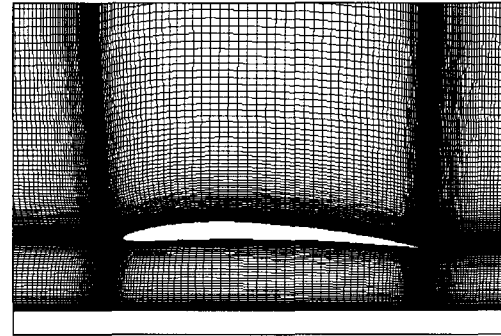


Fig. 4 Computational grid (361x 201)

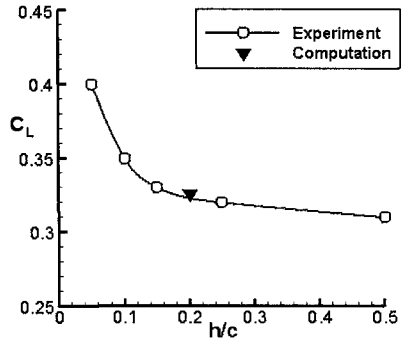
2.5 형상 및 유동 조건

전산해석에 사용된 NACA4406 날개의 모델은 Fig. 3과 같다. 본 연구에서는 날개 가공에 의해 존재하게 되는 날개의 무딘 끝단 형상(blunt trailing edge)을 고려하였으며, 끝단의 두께는 날개의 익현 길이(chord length)의 0.5%로 설정하였다. 날개의 받음각은 2도이며, 지면으로부터 떨어진 거리는 익현 길이의 20%이다. 계산에 사용된 실제적인 격자는 Fig. 4와 같으며, 361x 201의 정렬 격자계이다. 유동은 실제 순항 속도인 500km/h에 기초하여 자유 유동장의 마하수는 0.4, 레이놀즈 수는 2백만의 난류유동으로 설정하였다.

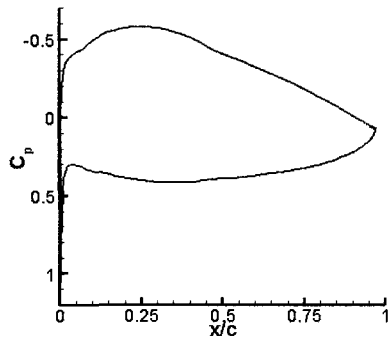
3. 결과 및 분석

3.1 유동 특성

지면효과를 받는 날개는 지면으로부터 떨어진 거리(h/c)가 작아질수록 더 큰 양력을 발생시킨다. 풍동 실험으로부터 얻은 결과인 Fig. 5(a)는 이와 같은 사실을 잘 나타내 주고 있다. 본 연구에서는 h/c=0.2인 경우에 대하여 전산해석을 수행하였으며, 실험 결과와 잘 일치하고 있다. Fig. 5(b)는 전산해석으로 얻은 날개면에서의 Cp 분포를 보여주고 있으며,



(a) Lift coefficient



(b) Cp curve

Fig. 5 Aerodynamic characteristics

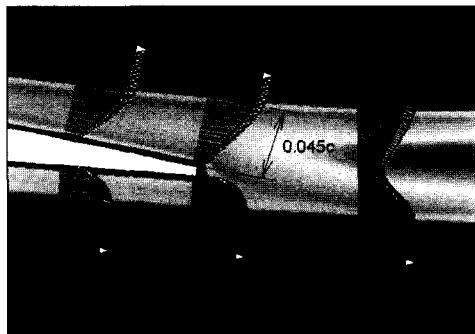


Fig. 6 Turbulent wake flow at the trailing edge

날개 압력 면에서의 C_p 값이 지면효과에 의해 크게 나타나고 있다. Fig. 6은 날개 끝단의 후류 유동을 보여주고 있다. Blake 등^[5]에 따르면 날개 끝단에서 난류 경계층의 변위 두께 (displacement thickness) δ^* 가 끝단의 두께 h 에 비하여 $h/\delta^* > 0.3$ 인 조건에 있으면 무딘 물체에서처럼 주기적으로 와류가 떨어져나가는 현상이 발생한다고 하였다. 그러나 본 전산해석은 변위 두께가 $0.018c$ 이고 $h/\delta^* = 0.27$ 이므로 주기적으로 와류가 발생하지 않았다.

3.2 유동 소음 특성

유동장에서는 와류가 떨어져나가는 현상과 같은 주요한 소음원이 되는 유동 특성이 관찰되지 않았으나, Fig. 7에 나타낸 소음장에서는 뚜렷한 톤 소음이 존재하는 것을 보여주고 있다. 따라서, 이 소음은 단지 유동장에 의한 원인뿐 아니라 유동장과 소음장의 상호작용에 의해 발생한 것으로 생각할 수 있으며, 이러한 음향과의 발생 과정을 Fig. 8에 단계적으로 나타내었다 (y 방향 벡터는 실제보다 과장되어



Fig. 7 Acoustic field

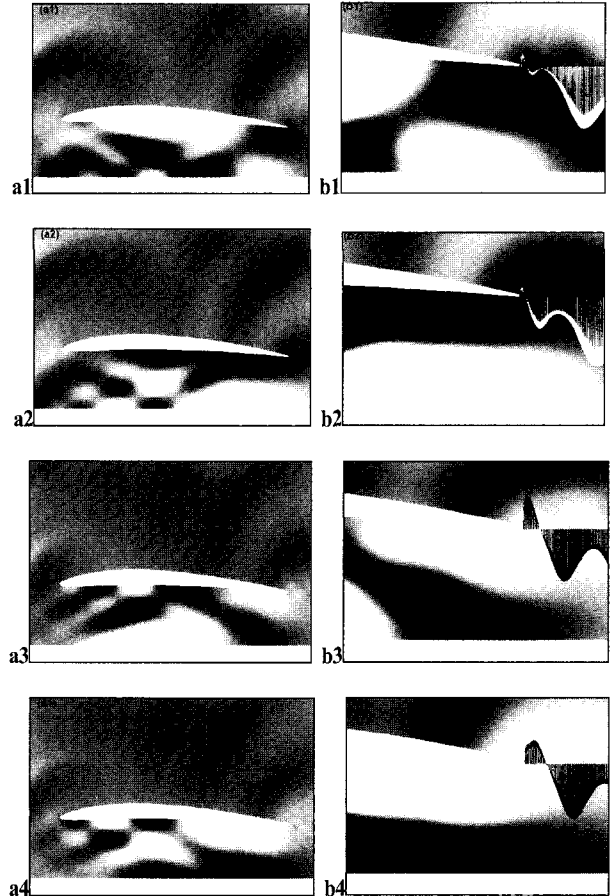


Fig. 8 Noise generation mechanism

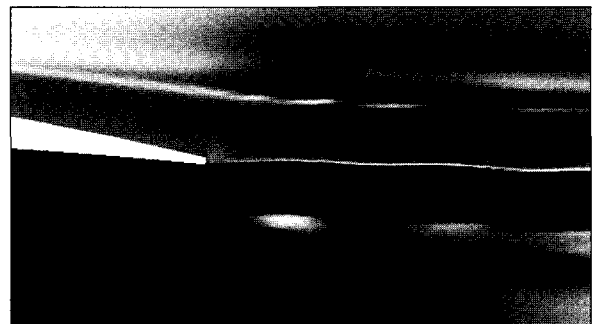


Fig. 9 Shear layer fluctuation

그려짐). 한편, Fig. 9는 날개 끝단 후류의 전단층이 요동하는 것을 나타내었으며, 이러한 요동 현상은 날개 끝단 영역에서 국부적인 압력 변화를 야기시키기 때문에 날개 끝단 소음의 발생 원인이 된다. Fig. 8의 (a1)은 전단층 요동 현상에 의해

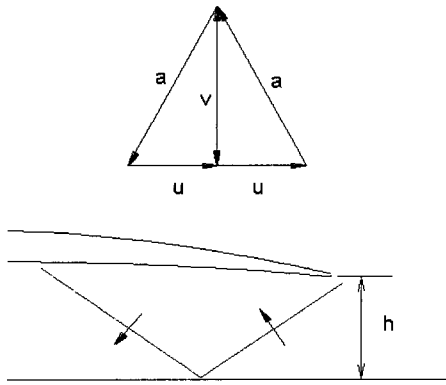


Fig. 10 Velocity triangle of feedback loop

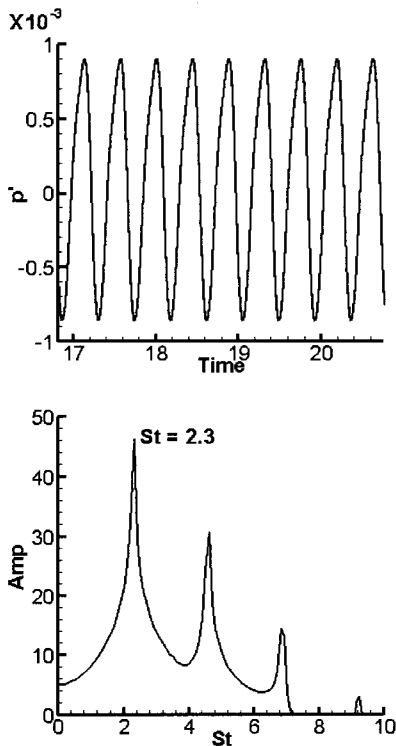


Fig. 11 Frequency of acoustic waves

생성된 음향파가 지면에 반사되어 다시 끝단을 가진시키고 있는 현상을 보여주고 있다. 끝단에 위치한 팽창파가 국부적인 흡입을 야기시켜 끝단의 압력은 떨어지게 되며, 이로 인해 후류 전단층의 흔들림이 가진된다. 이 팽창파는 날개의 앞전 부분으로 진행하여 빠져나오는 음향파를 형성하게 되고, 날개 끝단에서는 팽창파가 전파되어 나가는 음향파를 형성하게 된다. 팽창파가 빠져나가면 (b3)와 같이 전단층의 흔들림에 의해 전단층 면이 위쪽으로 경사지게 되는데, 이는 마치 지면과의 사이에 디퓨저와 같은 영향을 주게 되어 끝단에서는 국부적인 압력 상승이 발생하게 된다. 이는 (a3)에서 볼 수 있는 것처럼 다시 지면으로 향하는 음향파를 발생시키며, 이 음향파는 지면에 반사되어 (a1)과 같이 끝단을 가진시키게 된다. 따라서, 이러한 주기적인 현상은 지면에 의한 전형적인 피드백 루프를 형성하게 되며, 피드백에 의한 소음장과 유동장의 커플링(coupling)을 소음 발생 원인으로 볼 수 있다.

3.3 주기 분석

일반적인 갭(gap)에서 반사파에 의한 피드백 루프와 그에 의한 톤 소음 생성에 관하여는 Tam and Nikolai^[6]에 의해 연구되었다. 그의 논문에 따르면 이러한 피드백 루프에 의해 생성되는 톤 소음 주기는, 음향파가 갭 사이를 왕복하는 시간에 의해 결정된다고 하였다. 이를 도식적으로 나타내면 Fig. 10과 같은 속도 삼각형으로 나타낼 수 있고, 이때 톤 소음의 주기는 주파수 형태로 식(5)와 같이 나타내어 진다.

$$T = \frac{1}{f} = \frac{2h}{v} = \frac{2h}{\sqrt{a^2 - u^2}} = \frac{c}{a} \cdot \frac{2h/c}{\sqrt{1 - M^2}} \quad (5)$$

$$St = \frac{fc}{a} = \frac{\sqrt{1 - M^2}}{2h/c} = 2.29$$

본 연구의 결과 역시 이와 같은 형태의 피드백 루프를 형성하는 것으로 보이고, 유동 조건을 식(5)에 대입하여 계산한 피드백 주기는 스트로울 수(Strouhal number)로 2.29 정도이다. 한편, 전산해석으로 예측한 끝단 근처에서의 음향압력요동(acoustic pressure fluctuation)과 이를 Fast Fourier Transform하여 얻은 결과를 Fig. 11에 나타내었다. 전산해석으로 예측한 스트로울 수는 약 2.3으로 Tam and Nikolai^[6]가 제안한 피드백 주기와 잘 일치하고 있다. 따라서 현재의 소음 생성 과정이 피드백에 의한 톤 소음 생성임을 확인할 수 있다.

4. 결론

본 연구는 지면효과를 받는 날개를 직접 수치 모사하여 이때 발생하는 소음장과 소음 생성 원인을 규명하였다.

날개가 지면 근처에 있을 때 후류 전단층의 주기적 거동에 의해 발생한 음향파가 지면에 의해 반사되어 다시 후류 전단층을 가진시키는 피드백 루프가 생성됨을 확인하였으며, 이때 발생하는 톤 소음의 원인은 소음장과 유동장의 커플링에 의한 것임을 확인하였다.

후 기

본 연구는 한국과학재단의 특정기초연구(1999-1-305-001-5)로서 수행되었으며, 이에 관계자 여러분께 감사 드립니다.

참고문헌

- [1] Spalart, P. R. and Allmaras, S. R., "A One Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows", AIAA-Paper, 92-0439 (1992).
- [2] Lele, S. K., "Compact Finite Difference Schemes with Spectral-Like Resolution", Journal of Computational Physics, Vol. 103, No. 1 (1992), pp. 16-42.
- [3] Gaitoned, D., Shang, J. S., and Young, J. L., "Practical Aspects of High-Order Accurate Finite-Volume Schemes for Electromagnetics", AIAA-Paper, 97-0363 (1997).
- [4] Freund, J. B., "A Proposed Inflow/Outflow Boundary Condition For Direct Computation of Aerodynamic Sound", AIAA Journal, Vol. 35, No. 4 (1997), pp. 740-741.
- [5] Blake, W. K., "Mechanics of Flow-Induced Sound and Vibration", Academic Press INC., Orlando (1986), pp. 756-762.
- [6] Tam, C. K. W. and Nikolai, Pastouchenko, "Gap Tones", AIAA Journal, Vol. 39, No. 8 (2001), pp.1442-1448.