

# Free vortex embedded 방법을 이용한 Blade Vortex Interaction 해석

Blade vortex interaction analysis using free vortex embedded method

위성용\*, 조치훈, 이덕주 (한국과학기술원)

## 1. 서론

최근 헬리콥터의 중요성에 대한 인식이 높아짐에 따라 헬리콥터에 대한 기술적 연구와 발전이 활발히 이루어지고 있다. 특히 환경적 사회적 소음기준이 강화되면서, 헬리콥터 소음저감 기술이 필수적 기술요소로 부각되고 있다. 이러한 헬리콥터의 소음 원인은 크게 분절소음(discrete noise)과 광역소음(broadband noise)으로 나뉜다. 특히 분절소음 중 Blade vortex interaction(BVI) noise는 다른 소음 원인들에 비해 매우 큰 압력교란을 가져오게 된다.

BVI 현상은 헬리콥터 로터의 블레이드에서 발생하는 익단와류(tip vortex)가 뒤따라오는 블레이드와 상호간섭 하거나 충돌할 때 나타난 비정상적인 공력 음향학적 특성으로 헬리콥터 소음에서 매우 큰 비중을 차지하고 있다. BVI는 (1) 와류강도 (2) 와류코어의 크기 (3) 와류와 블레이드간의 거리(miss distance)에 의하여 그 특성을 달리하며, 이 변수들은 익단와선과 블레이드와의 병렬정도와 블레이드 표면의 양력분포에 의해서 결정된다. 또한 이러한 변수들은 서로 긴밀한 관계를 갖고 있기 때문에 실험적 수치적으로 해석하는데 큰 어려움이 따르게 된다. 이러한 문제 뿐 아니라 실제 3차원 BVI문제에서는 시간에 따라 익단와류강도와 위치 그리고 상호 간섭하게 되는 익단와선의 병렬 성분이 바뀌기 때문에 수치적으로 정확히 구현하기가 매우 어렵다. 본 연구에서는 이러한 수치적 해석 어려움을 극복하기 위하여 매시간 와류의 위치와 강도를 인위적으로 바꾸어 주어 3차원 효과를 2차원에서 구현할 수 있는 방법을 제시하고 검증하고 있다.

## 2. 지배방정식

2차원 BVI 문제를 해석하기 위하여 일반적인

Euler 방정식을 생각할 수 있다. 그러나 일반적인 Euler 방정식으로는 시간에 따라 변하는 와류 정보를 바꾸어 줄 수 없기 때문에 일반 Euler 방정식과 와류에 의한 유동방정식의 차이에 의한 perturbed Euler 방정식을 이용할 수 있다.

2D Euler equation

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} = 0 \quad (2-1)$$

$$Q = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho e_t \end{bmatrix}, \quad E = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ (\rho e_t + p)u \end{bmatrix}, \quad F = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 + p \\ (\rho e_t + p)v \end{bmatrix} \quad (2-2)$$

연쇄법칙과 Jacobian-metric 관계를 이용하여  $(\xi, \eta)$  좌표로 바꾸면

$$\frac{\partial \hat{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \hat{E}}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{F}}{\partial \eta} = 0 \quad (2-3)$$

$$\hat{Q} = \frac{Q}{J}, \quad \hat{E} = \frac{1}{J}(\xi_x E + \xi_y F), \quad \hat{F} = \frac{1}{J}(\eta_x E + \eta_y F) \quad (2-4)$$

$$J = \frac{1}{x_\xi y_\eta - x_\eta y_\xi} \quad (2-5)$$

위의 일반적인 Euler 방정식에 와류 유동장을 빼주면 아래와 같은 perturbed Euler 방정식을 만들 수 있다.[1]

$$\frac{\partial}{\partial t}(\hat{Q} - \hat{Q}_v) + \frac{\partial}{\partial \xi}(\hat{E} - \hat{E}_v) + \frac{\partial}{\partial \eta}(\hat{F} - \hat{F}_v) = 0 \quad (2-6)$$

The radial momentum equation :  $\frac{dp_v}{dr} = \frac{\rho_v V_\theta^2}{r}$  (2-7)

The energy equation :  $\frac{\gamma}{\gamma-1} \frac{P_v}{\rho_v} + \frac{1}{2} (Q_\infty^2 + V_\theta^2) = H_t$  (2-8)

$$V_\theta = \frac{\Gamma}{2\pi r_c} \frac{r/r_c}{(1+(r/r_c)^2)} \quad (2-9)$$

$$Q_v = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho e_t \end{bmatrix}_{\text{vortex}} \quad (2-10)$$

식(2-10) 와류에 대한 보존변수형태와 같이 E,F 도 정의된다.

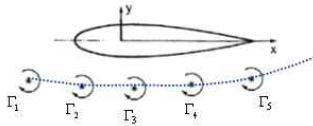


Fig.1 Vortex trajectory and strength variation

Perturbed Euler 방정식을 이용하여 매 시간 와류를 심고 움직이는 방법을 구현할 수 있다 (free vortex embedded method).

### 3. 수치과정

블레이드와 와류 간섭에 의하여 발생하는 음파를 잘 구현하기 위하여 공간차분은 고차 고해상도 직접유한차분을 사용하였고, 시간 적분은 4차 Runge-Kutta 를 이용하였다. 아래 식 (2-11)은 고차고해상도 직접유한차분법이다[2].

$$\beta f_{i-2} + \alpha f_{i-1} + f_i + \alpha f_{i+1} + \beta f_{i+2} = \frac{c}{6\Delta x} \frac{f_{i+3} - f_{i-3}}{6\Delta x} + \frac{b}{4\Delta x} \frac{f_{i+2} - f_{i-2}}{4\Delta x} + \frac{a}{2\Delta x} \frac{f_{i+1} - f_{i-1}}{2\Delta x} \quad (2-11)$$

$$\begin{aligned} a &= 1.279672797796143 \\ b &= 1.051191982414920 \\ c &= 0.04475268855213291 \\ \alpha &= 0.5900108167074074 \\ \beta &= 0.09779791767419070 \end{aligned}$$

식 (2-13)은 4차 Runge-Kutta 시간적분을 나타낸다.

$$\frac{\partial f}{\partial t} = F(f) \quad (2-13)$$

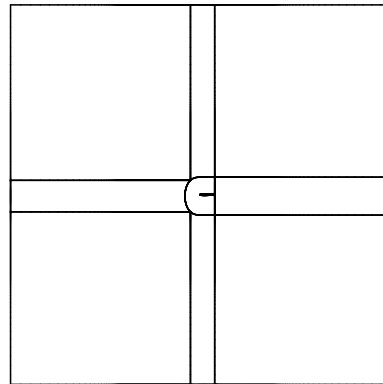
◦ For  $m=1\dots 4$ ,  $K^m = F(f^m + k_m K^{m-1})\Delta t$

◦ Then,  $f^{m+1} = f^m + K^m$

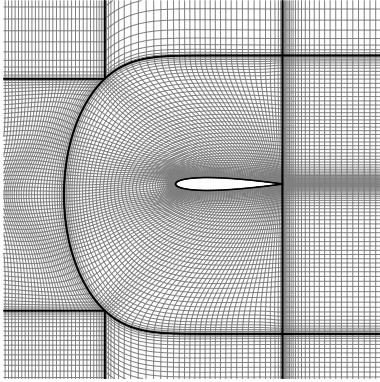
$$k_1 = 0, \quad k_2 = \frac{1}{4}, \quad k_3 = \frac{1}{3}, \quad k_4 = \frac{1}{2}$$

경계조건은 일반화된 특성치 경계조건을 사용하였다. 또한 비물리적인 수치적 오차와 진동을 줄이고, 충격파를 잘 구현하기 위하여 인공점성항을 적용하였다.

격자는 와류의 움직임과 음파의 방사를 잘 모사하기 위하여 9개의 블록으로 나누어서 구성하였다. 또한 에어포일 주변과 와류 경로에 압력교란과 음파의 발생을 잘 표현하기 위하여 격자 밀도를 증가시켰다.



(a)



(b)

Fig.2 (a)Grid Blocks  
(b) At the near region of airfoil

#### 4. 결과

BVI 문제 적용에 앞서 와류가 없는 유동장을 먼저 계산하였다.

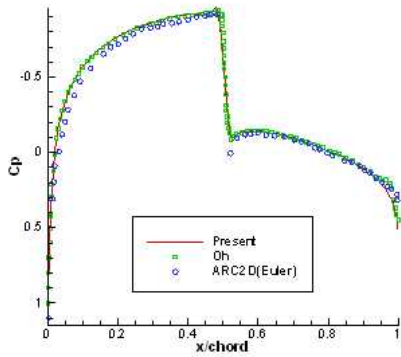


Fig 3. Pressure coefficient  
( M=0.8, angle of attack=0°, NACA0012 )

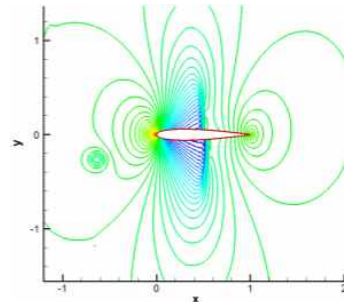
계산된 결과는 Oh, ARC2D의 결과와 잘 일치하고 있음을 확인할 수 있다.[3] 위의 계산된 유동장은 와류가 없는 일반적인 균일유동장으로 와류 유동장과 차이를 이용한 free vortex embedded method에 사용된다.

본 연구방법의 신뢰성을 얻기 위하여 일반적인 Euler 방정식에서 자유 전달하는 와류문제와 비교하여 보자. 초기위치와 와류 이동경로는 자유전달문제와 같은 조건으로 주어졌다.

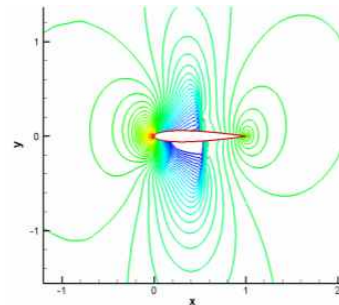
$x_v$	$y_v$	vortex strength ( $\Gamma/u_\infty c$ )	vortex core size
-0.5	-0.26	-0.2	0.05

Table 1. Vortex initial position

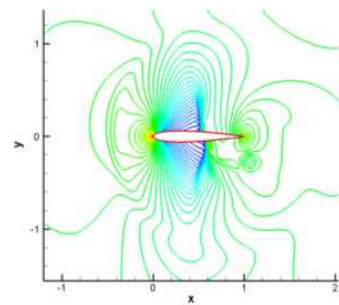
위와 같은 초기 상태에서 와류가 x방향으로 전진할 때 에어포일 주변의 압력 등고선은 아래와 같다.



(a)



(b)



(c)

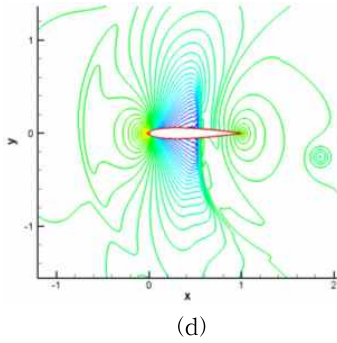


Fig 4. Pressure contours during BVI  
 (a)  $x_v=-0.6$  (b)  $x_v=0.2$  (c)  $x_v=1$  (d)  $x_v=1.8$

압력등고선에서 알 수 있듯이 주된 압력 교란은 에어포일의 leading edge부근에서 발생되어 주위 유동장으로 퍼져나가고 있음을 알 수 있다.[4]

일반적인 Euler 방정식을 이용한 자유전달 와류와 본 연구의 Embedded 와류와 비교하여 보자. Embedded vortex(perturbation method) 과 Srinivasan, Oh의 결과들과 서로 비교하였다. Fig 5. 는 와류의 x 방향 위치에 따른 양력계수 변화이다. leading edge 위치  $x=0$  에서 양력변화가 제일 큼을 확인 할 수 있다. Fig 6. 은 와류가  $x_v=1$  위치에 있을 때 에어포일 표면의 압력계수를 표현한 것이다. 비교적 잘 일치함을 알 수 있다.

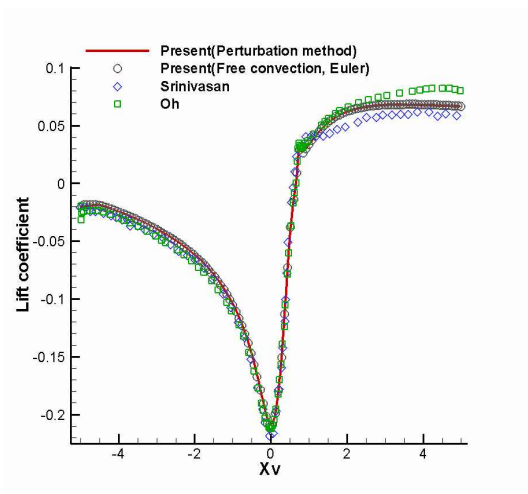


Fig 5. lift coefficient

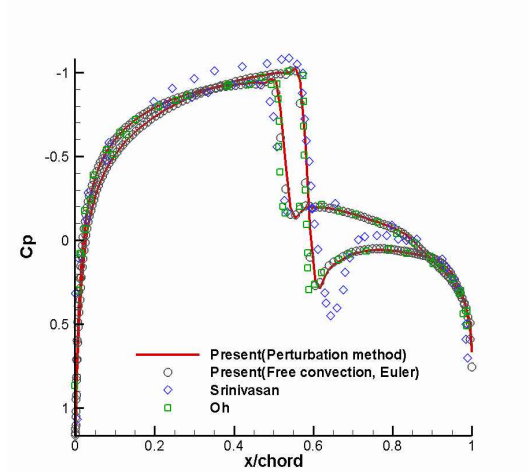


Fig 6. pressure coefficient(at  $x_v=1$ )

## 5. 결론

와류를 임의의 위치에 움직일수 있도록 구현된 free vortex embedded method(perturbation method) 가 일반 Euler 방정식의 결과와 같음을 확인하였다. 이를 통하여 추후 3차원 와류 정보를 이용하여 실제적인 BVI 문제에 적용가능하다.

## 6.참고문헌

- [1] Srinivasan, G.R. 1984, 'Numerical Simulation of the interaction of a Vortex with Stationary Airfoil in Transonic Flow,' *AIAA 22nd Aerospace Sciences Meeting*
- [2] Kim, J.W. and Lee, D.J. 1996, 'Optimized compact finite difference schemes with maximum resolution,' *AIAA Journal, Vol.34, No.5.*
- [3] Oh, W.S., Kim J.S. and Kwon, O.J. 2002, 'Numerical Simulation of Two-Dimensional BladeVortex Interactions Using Unstructured Adaptive Meshes,' *AIAA Journal, Vol.40, No.3*
- [4] Lee, D.J. 1988, 'Surface Pressure Fluctuations due to Impinging Vortical Flows upon an Airfoil,' *AIAA/ASME/SIAM/APS 1st National Fluid Dynamics Congress.*