

## 민감도 해석을 이용한 동적실속 제어

Dynamic Stall Control Using  
Aerodynamic Sensitivity Analysis

○안태술<sup>1)</sup>, 김형진<sup>2)</sup>, 김종암<sup>3)</sup>, 노오현<sup>4)</sup>

Tai-Sul Ahn, Hyoung-Jin Kim, Chongam Kim and Oh-Hyun Rho

This paper presents methods for dynamic stall control utilizing an optimization approach. Unsteady aerodynamic sensitivity code is developed using a direct differentiation method from a discrete two-dimensional unsteady compressible Navier-Stokes code including a two-equation turbulence model. Dynamic stall control is conducted by minimizing an objective function defined at an instant instead of integrating a response for a period of time. Unsteady sensitivity derivative of the objective function is calculated by the sensitivity code, and optimization is conducted using a linear line search method at every physical time level. Examples of dynamic stall control utilizing airfoils nose radius or maximum thickness variation show very satisfactory results.

### 1. 서 론

동적 실속은 정상 유동에 비해서 실속이 지연되고 최대 공력계수는 더 커지게 되는 것을 말하는 것으로, 주요 원인은 익형에서 형성 및 성장되어 shedding되는 와류 때문이라고 알려져 있다[1]. 이 현상은 헬리콥터의 로터 블레이드, 급선회하는 비행기, 압축기 및 풍차 등에 나타나며 매우 복잡한 유체역학적 특성을 지니고 있다. 많은 경우에 있어서 동적 실속은 관련된 비행체나 구조물의 성능을 제한하는 주요한 요소로 작용하였으며[1,2], 이를 해결하기 위해 앞전에 slat을 장착[3], 익형의 윗면에서 분출/흡입[4] 그리고 형상을 변화[5,6]시키는 등 다양한 방법이 시도되었다. 그렇지만, 지금까지의 제어 방법은 제어변수의 변화를 미리 설정한 파라미터적인 수준이기 때문에 효과적인 제어방법은 아니었다.

본 연구에서는 압축성 난류 유동에 대한 비정상 민감도 해석을 통하여 동적 실속을 제어하는 방법을 제시하고자 한다. 민감도 해석 코드는 직접 미분법을 사용하였으며, 최적화는 매 시간단계마다 간단한 선형 직선 조사방법

(linear line search)을 이용하였다[7,8].

### 2. 유동장 해석

정상 상태의 2방정식의 난류 모델링을 포함한 압축성 및 비압축성 Navier-Stokes 코드는 이전의 연구자들에 의해 개발되어 검증되었다[9]. 비정상 압축성 2차원 Navier-Stokes 방정식을 보존형을 사용하여 나타내면 다음과 같다.

$$\frac{1}{J} \frac{\partial Q}{\partial t} = -R \quad (1)$$

여기서  $Q$ 는 보존변수이고  $R$ 은 잔여값으로 다음과 같다.

$$Q = \{\rho, \rho u, \rho v, \rho e, \rho k, \rho \omega\}^T \quad (2)$$

$$R = (E - E_v)_\xi + (F - F_v)_\eta \quad (3)$$

$E$ 와  $F$ 는 비점성 플럭스,  $E_v$ 와  $F_v$ 는 점성 플럭스항이며 각각 코드와 수직방향성분을 나타낸다. 비점성항은 Roe의 FDS이 공간 차분화 기법으로 사용되었으며 MUSCL을 이용하여 공간정확도를 3차로 올렸다. 점성 플럭스는 2차의 정확도를 지닌 중심 차분법을 사용하였다.

1)서울대학교, 항공우주공학과 대학원

2)한국 항공우주 연구소, 항공 추진 그룹

3), 4)서울대학교, 항공우주공학과

시간에 대해서 2차의 정확도를 갖도록 2중 시간 전진기법을 다음과 같이 사용하였다.

$$\frac{1}{J} \frac{\partial Q}{\partial \tau} = -R^{n+1, s+1} - \frac{3Q^{n+1, s+1} - 4Q^n + Q^{n-1}}{2J\Delta t} \quad (4)$$

여기서  $\tau$ 는 가상 시간,  $n$ 은 물리적인 시간 단계,  $s$ 는 가상 시간단계를 나타낸다. 이것을 각 가상 시간단계에서 델타형태로 나타내면 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$\left( \frac{1}{J\Delta \tau} + \left[ \frac{\partial R}{\partial Q} \right] + \frac{1.5I}{J\Delta t} \right) \Delta Q = -R^{n+1, s} - \frac{3Q^{n+1, s} - 4Q^n + Q^{n-1}}{2J\Delta t} \quad (5)$$

내재적 항은 Yoon의 LU-SGS방법이 사용되었으며, 1차의 정확도를 지닌 van Leer의 FVS가 플럭스 자코비안에 적용되었으며 국부 시간 전진기법을 이용하였다. 난류 효과는 Menters의  $k-\omega$  SST모델[10]이 사용되었다.

### 3. 비정상 민감도 해석

비선형 비정상 공력 해석에 대한 잔여 벡터는  $(n+1)$ 시간 단계에서 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$R^{n+1}(Q, X, \beta) + \frac{3Q^{n+1}[\beta] - 4Q^n + Q^{n-1}}{2J\Delta t} = 0 \quad (6)$$

$X$ 는 격자위치를 나타내는 벡터이고,  $\beta$ 는  $(n+1)$ 시간 단계에서 설계 변수이다. 위 식을  $\beta$ 에 대해서 직접 미분을 하게 되면 다음과 같이 된다.

$$\left( \left[ \frac{\partial R}{\partial Q} \right] + \frac{1.5I}{J\Delta t} \right) \left\{ \frac{dQ}{d\beta} \right\}^{n+1} + \left[ \frac{\partial R}{\partial X} \right] \left\{ \frac{dX}{d\beta} \right\}^{n+1} + \left\{ \frac{\partial R}{\partial \beta} \right\}^{n+1} = 0 \quad (7)$$

여기서,  $\beta^{n+1}$ 에 대한  $Q^n$ 과  $Q^{n-1}$ 의 미분값은 영이다. 비정상 민감도 식의 해인  $\{dQ/d\beta\}^{n+1}$ 를 구하기 위하여, 가상 시간항이 식(4)처럼 첨가되었다.

$$\frac{1}{J} \frac{\partial \left\{ \frac{dQ}{d\beta} \right\}}{\partial \tau} = - \left( \left( \left[ \frac{\partial R}{\partial Q} \right] + \frac{1.5I}{J\Delta t} \right) \left\{ \frac{dQ}{d\beta} \right\}^{n+1, s+1} + \left[ \frac{\partial R}{\partial X} \right] \left\{ \frac{dX}{d\beta} \right\}^{n+1} + \left\{ \frac{\partial R}{\partial \beta} \right\}^{n+1} \right) \quad (8)$$

시간 적분 기법은 유동장 해석과 같은 방법이 사용되었다.

$$\left( \frac{1}{J\Delta \tau} + \left[ \frac{\partial R}{\partial Q} \right] + \frac{1.5I}{J\Delta t} \right) \Delta Q = - \left( \left( \left[ \frac{\partial R}{\partial Q} \right] + \frac{1.5I}{J\Delta t} \right) \left\{ \frac{dQ}{d\beta} \right\}^{n+1, s} + \left[ \frac{\partial R}{\partial X} \right] \left\{ \frac{dX}{d\beta} \right\}^{n+1} + \left\{ \frac{\partial R}{\partial \beta} \right\}^{n+1} \right) \quad (9)$$

여기서  $Q'$ 는  $dQ/d\beta$ 을 나타낸다. 식(5)와 식(9)을 비교해 보면, 이산화 된 비정상 지배 방정식의 오른쪽 항을 직접 미분함으로서 민감도를 얻을 수 있다는 것을 알 수 있다.

목적함수에 대한 민감도값,  $F^{n+1}$ 은  $(n+1)$ 단계에서는 다음의 함수로 표현된다.

$$F^{n+1} = F^{n+1}(Q^{n+1}(\beta), X^{n+1}(\beta), \beta^{n+1}) \quad (10)$$

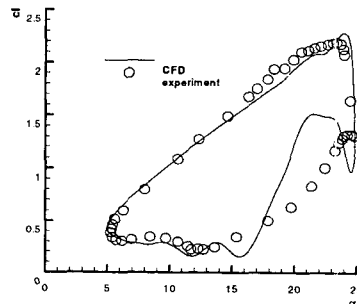
설계변수  $\beta$ 에 대한 구배는 다음과 같다.

$$\left\{ \frac{dF}{d\beta} \right\}^{n+1} = \left\{ \frac{\partial F}{\partial Q} \right\}^T \left\{ \frac{dQ}{d\beta} \right\}^{n+1} + \left\{ \frac{\partial F}{\partial X} \right\}^T \left\{ \frac{dX}{d\beta} \right\}^{n+1} + \left\{ \frac{\partial F}{\partial \beta} \right\}^{n+1} \quad (11)$$

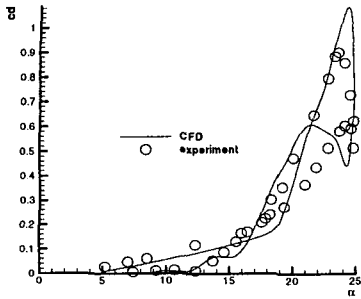
경계조건은 유동장 해석과 같은 방법으로 구할 수 있다. 또한 효율적인 계산을 위해 유동 해석 코드와 민감도 코드는 모두 병렬처리되었다.

### 4. 코드 검증

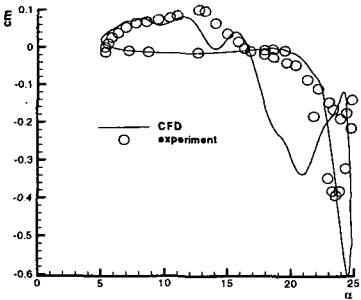
유동장 해석 코드와 민감도 해석 코드의 검증을 위해서 NACA0012 익형을 사용하였다. 유동조건은  $M=0.283$ ,  $Re=3.45 \times 10^6$  ( $k$ (Reduced frequency)=0.151)이다. 익형은 25% 코드를 기준으로, 유동장 해석 코드 검증에는 평균각  $15^\circ$ , 진폭  $10^\circ$ 로 진동을 하며, 민감도 해석 코드의 검증에서는 평균각  $10^\circ$ , 진폭  $5^\circ$ 로 진동을 한다. 격자계는  $245 \times 127$  크기의 쌍곡선형 O-type형태로 벽면에서 첫 번째 셀 간격은  $1 \times 10^{-5}$ 이다. 원방 경계는 코드길이의 15배이고, 격자계 전체가 강제 운동을 하도록 하였다. 검증 시 해석코드의 잔여값은 자유류의  $10^{-6}$ , 민감도 코드는 초기값의  $10^{-6}$ 까지 수렴을 시켜 비교를 하였다. 이어지는 결과는 모두 3주기 때의 결과를 가지고 비교를 하였다.



(a) 양력 계수



(b) 항력 계수



(c) 피칭모멘트 계수

그림1 비정상 유동장 해석 코드의 검증

그림1은 계산값과 실험값을 비교하였다 [11]. 그림에서 보는 바와 같이 두 결과가 비교적 잘 일치하는 것을 볼 수 있다.

민감도 해석코드의 검증을 위해서 비정상 민감도 구배값은 다음과 같은 방법을 사용하여 유한 차분값과 비교를 하였다.

$$\frac{dC_j^{n+1}}{d\beta} \approx \frac{C_{j,\beta+\Delta\beta}^{n+1} - C_{j,\beta-\Delta\beta}^{n+1}}{2\Delta\beta} \quad (12)$$

여기서 간격  $\Delta\beta$ 는  $1 \times 10^{-4}$ 로 설정을 하였다. 격자변화에 대한 민감도 해석코드를 검증하기 위해서 다음과 같은 Hicks-Henne 함수를 사용하였다.

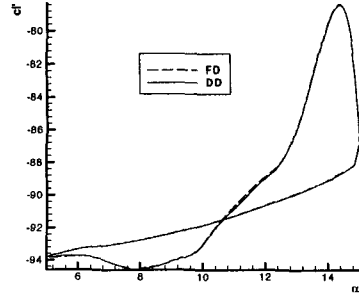
$$F(x) = \sin^3 \left[ \pi \alpha \frac{\ln(0.5)}{\ln(0.6)} \right] \quad (13)$$

익형의 윗면은 다음과 같이 보정 되었다.

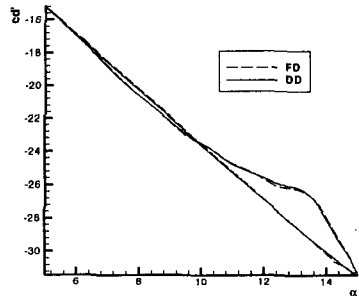
$$Y_{new} = Y_{old} + \beta F(x) \quad (14)$$

그림2는 양력계수 민감도  $c_l' (=dc_l/d\beta)$ 와 항력계수 민감도  $c_d' (=dc_d/d\beta)$  값을 보여주고 있다. 그림에서 보는 것처럼 민감도 해석 코드

에 의한 구배값과 유한 차분값으로 구한 값이 거의 잘 일치하고 있는 것을 알 수 있다.



(a) 양력 계수 민감도



(b) 항력 계수 민감도

그림2 민감도 해석코드의 검증

결과는 16개 CPU를 사용하였으며, single 코드의 계산 시간과 비교하여 약 13배정도 계산 시간이 단축되었다.

## 5. 제어 결과

### 5.1 제어 전략

동적 실속을 제어하는 방법은 다음과 같다.

- S1.  $\{\beta\} = \{\beta^j\}$  에서 유동장 해석을 통한  $F^{n+1}$  을 구함.
- S2.  $\{\beta\} = \{\beta^j\}$  에서 민감도 해석을 통한  $\{\nabla F\}^{n+1}$  을 구함.
- S3.  $\{\beta\}^{n+1}$  을 다음과 같은 방법으로 구함.  
 $\{\beta\}^{n+1} = \{\beta^j\} + \{\Delta\beta\}$ ,  $\{\Delta\beta\} = -\frac{F}{|\nabla F|^2} (\nabla F)$
- S4. 유동장 해석을 통해  $F^{n+1}$  와  $\{\beta\} = \{\beta\}^{n+1}$  값을 계산함.

S5. 다시 S1의 단계로 가서 이후의 과정을 반복 수행함.

5.2 목적함수 및 제어 변수

동적 실속 문제는 시간 지연적인 경향을 보이므로 목적함수를 지정하는 것은 매우 힘들다. 따라서 목적함수로서 공력 계수값( $C_l$ ,  $C_d$  등)을 사용하는 대신 다음과 같이 극부값을 이용하였다.

$$\text{Minimize } F = (M_{max} - M_0) \quad (15)$$

여기서  $M_{max}$ 는 극부 최대 마하수이고,  $M_0$ 는 유동제어를 하기전의 기본 익형에서 박리가 일어나기 전의 극부 최대 마하수로서 1.2로 설정을 하였다.

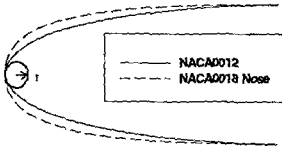


그림3 제어 변수인 익형의 노즈 반경

제어변수로는 익형의 노즈 반경과 최대 두께를 사용하였다. 노즈 반경을 제어 변수로 사용한 익형은 그림3에 나타나 있다. 뒷부분 60%는 NACA0012, 앞부분 40%는 NACA0018의 노즈 반경을 이용하여 구성하였다. 또 다른 변수인 익형의 최대 두께는 그림4에 나타나 있다. 익형은 최대두께가 변함에 따라 NACA0012에서부터 NACA0018까지 변한다. 제어는 피치각이 증가하는 구간이며, 피치각이 감소하는 구간에서는 제어변수가 선형적으로 감소하도록 설정을 하였다.

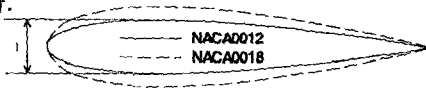


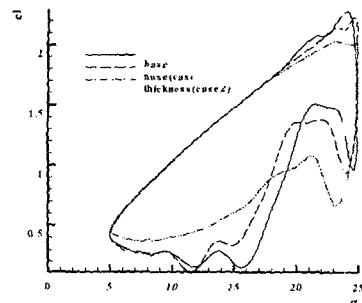
그림4 제어 변수인 익형의 최대 두께

5.3 동적 실속 제어 결과

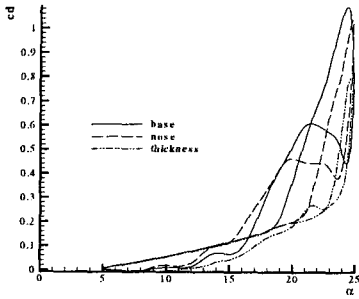
유동조건은 해석코드를 검증할 때 사용한 조건과 동일하다. 제어과정에서 유동장 해석코드는 자유류값으로부터  $10^{-5}$ , 민감도 코드에서는 초기값으로부터  $10^{-5}$ 까지 수렴을 시켰다.

그림5는 공력 계수의 제어전후 변화를 보여주고 있다. 그림에서 기본 익형은 NACA0012로 유동장 해석을 수행한 것을 의미한다. 그림

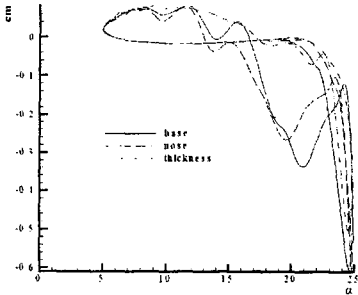
5(a)는 양력계수의 변화를 나타낸 것으로 기본 익형에서는 약 23.5° 정도에서 최대 양력계수(동적 양력 실속각)가 나타나지만, 노즈 반경을 제어변수로 사용한 경우에는 약 24.5°로 동적 양력 실속각이 1° 지연된 것을 알 수 있다. 최대 두께를 제어변수로 사용한 경우에는 최대 양력 계수 값이 확실하게 나타나지 않고 있다. 이것은 뒷전 동적 실속이 발생하는 익형에서 나타나는 현상으로 익형이 두꺼워졌기 때문이다. 그림8을 보면 알 수 있듯이 최대 두께를 변화시킨 경우는 기본 익형이나 노즈를 변화시킨 경우에 비해 박리가 약화되어 나타나기 때문에 익형의 피치각이 감소하는 영역에서도 다른 경우에 비해 양력계수 회복이 빨리 일어나고 있음을 알 수 있다. 그림5(b)는 항력계수의 변화를 보여주고 있다. 그림에서 보는바와 같이 항력이 급속히 증가하는 작은 기본 익형에서는 18.5°에서 나타나지만, 노즈 반경을 변화시킨 경우는 21°, 최대 두께의 경우는 23.5° 정도로 각각 2.5°, 5° 정도 지연이 된 것을 알 수 있다. 그림 5(c)는 모멘트 계수의 변화를 보여주고 있다. 그림에서 보면 모멘트 계수가 급격히 떨어지는 각(동적 모멘트 실속각)은 기본 익형의 경우는 19°, 노즈 반경은 21.5°, 최대 두께를 사용한 경우는 약 22° 정도이다. 최대 두께를 사용한 경우는 모멘트 실속각을 지나서도 다른 경우와는 달리 모멘트가 천천히 떨어지고 피치각이 감소하는 경우에는 있어서는 모멘트 계수가 다른 경우와는 달리 22° 정도가 되면 회복이 되고 있는 것을 알 수 있다.



(a) 항력 계수의 비교



(b) 양력 계수의 비교



(c) 피칭모멘트 계수의 비교

그림5 제어 전후의 공력 계수 비교

그림6은 목적함수인 국부 최대 마하수를 나타낸 것이다. 그림에서 보는바와 같이 목적함수로 설정한  $M_0$ 값(1.2)을 노즈 반경을 변화한 경우는 21.5°, 최대 두께를 변화한 경우는 24° 정도까지 잘 유지하고 있다. 간단한 선형 직선 조사 방법을 이용하였지만, 타당한 결과를 제시하고 있다는 것을 알 수 있다.

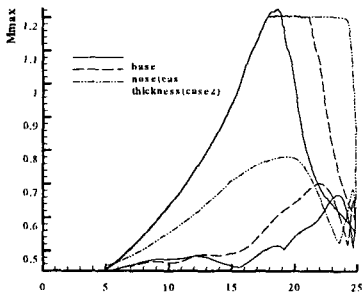
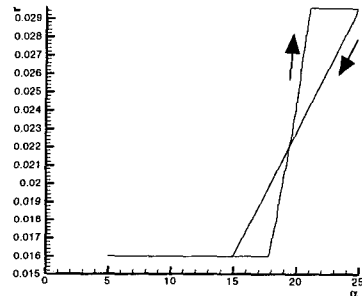
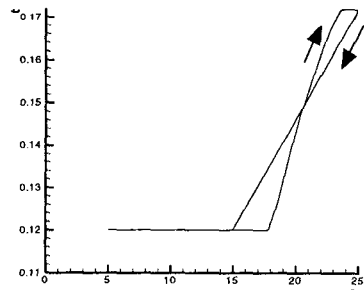


그림6 제어 전후의 국부 최대 마하수

그림7은 제어변수인 익형의 노즈 반경과 최대 두께 변화를 나타낸 것이다. 그림7(a)를 보면, 노즈 반경이 최대 변화량인 0.036까지 도달하지 않고, 제어가 끝이 났다. 이것은 이미 박리가 약 21°에서 발생하여 국부 최대 마하수 값이 감소를 하기 때문이라고 생각한다. 그림7(b)도 역시 두께의 최대값인 0.18까지 도달하지 못했다. 이것은 뒷전실속이 일어나면서 국부 최대 마하수 값이 감소를 하기 때문이다.

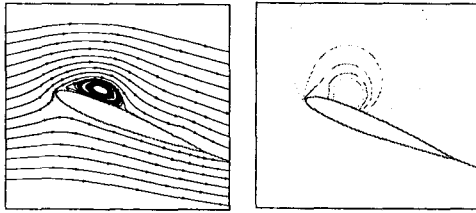


(a) 노즈 반경의 변화

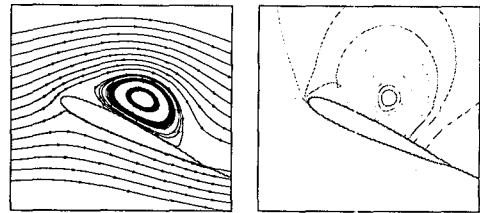


(b) 최대 두께의 변화  
그림7 제어 변수의 변화

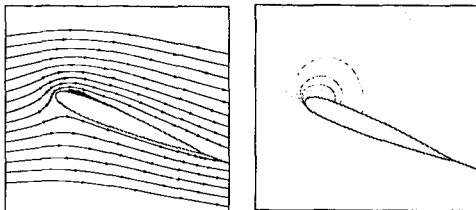
그림8은 피치각이 증가할 때 순간적인 각도에서 유선과 등압력선도를 보여주고 있다. 그림8(a)에는 기본 익형의 경우는 박리영역이 점점 넓어지고 와류가 표면을 따라 흐르는 것을 알 수 있다. 노즈반경을 제어변수로 사용한 경우에는 박리가 앞전부근에서 발생하고 있으나 와류는 익형의 표면에 부착되어 점점 발달하고 있는 것을 알 수 있다. 최대 두께를 제어변수로 사용한 경우는 아직 박리의 조짐이 나타나고 있지 않다.



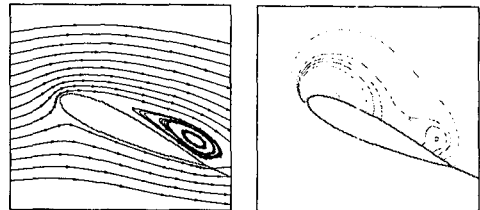
기본 익형



노즈 반경을 제어 변수로 한 경우



노즈 반경을 제어 변수로 한 경우

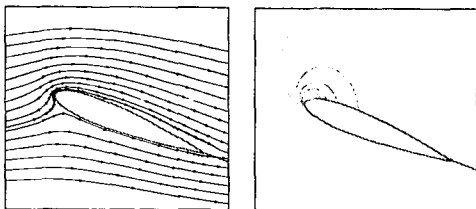


최대 두께를 제어 변수로 한 경우

유 선 등압력선도

(b)  $a=24.31 (\uparrow)$

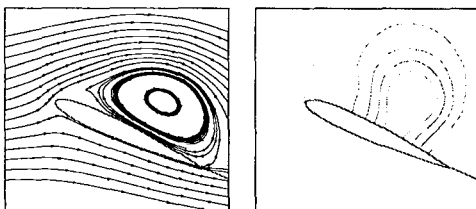
그림8 순간적인 유선 및 등압력선도



최대 두께를 제어 변수로 한 경우

유 선 등압력선도

(a)  $a=21.52 (\uparrow)$



기본 익형

그림8(b)에서는 기본 익형의 경우는 박리가 익형 윗면 전체에 나타나고 와류도 계속해서 떨어져 나가고 있다. 노즈 반경을 제어변수로 한 경우도 익형 전체에 박리가 일어나고 있으나 기본 익형에 비해서는 박리영역이 작다는

것을 알 수 있으며, 와류는 역시 표면에서 떨어져 나가고 있다. 최대 두께를 변수로 한 경우는 익형의 뒷부분에서부터 박리가 시작되어 전체에 박리가 일어나고 있지만 아직까지도 앞전부근은 유체가 표면을 따라 흐르고 있으며 와류는 뒷전 부근에서 발생을 하여 떨어져 나가고 있다.

### 6. 결론

간단한 선형 이론에 기반을 둔 최적화 이론을 이용하여 동적 실속을 제어하는 방법을 본 연구에서는 제시를 하였다. 제어 변수에 대한 비정상 민감도 구배값은 민감도 해석으로부터 구할 수 있었다. 비정상 유동장 해석코드는 정상 해석코드로부터 확장되었으며, 비정상 민감도 해석코드는 직접 미분법을 사용하였다. 유한 차분값과 직접 미분값으로 구한 구배값을 비교함으로써 민감도 해석코드를 검증하였으며, 계산 시간을 단축하기 위해서 유동장 해석코드와 민감도 해석 코드 모두 병렬처리를 하였다. 제어 변수로 익형의 노즈 반경과 최대

두께를 사용하였다. 목적함수로는 공력 계수와 같은 전체적인 값이 아니라 국부 최대 마하수와 같은 국소값을 사용하여 제어 변수가 변함에 따라 시간 지연 효과 없이 바로 유동장에 영향을 주도록 하였다. 제어 전후의 결과를 보면 노즈 반경의 경우보다는 최대 두께를 사용하여 제어를 하는 것이 보다 효과적으로 동적 실속을 제어하고 있음을 보여주고 있다.

## 7. 참고 문헌

- [1] McCroskey, W. J., McAlister, K. W., Carr, L. W., Pucci, S. L., Lambert, O., and Indergrand, R. F., "Dynamic stall on Advanced Airfoil Sections," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 26, No. 3, July, 1981.
- [2] Lawrence, W. C., "Progress in Analysis and Prediction of Dynamic Stall," *J. of Aircraft*, Vol. 25, No. 1, Feb., 1988.
- [3] Tuncer, I. and Sankar, L. N., "Unsteady Aerodynamic Characteristics of a Dual-Element Airfoil," *J. of Aircraft*, Vol. 31, No. 3, May-June, 1994.
- [4] Seifert, A., Bachar, T., Koss, D., Shepshelovich, M., and Wagnanski, I., "Oscillatory Blowing A Tool to delay Boundary Layer Separation," *AIAA Journal*, Vol. 31, No. 11, Nov., 1993.
- [5] Chandrasekhara, M. S., Wilder M. C., and Carr L. W., "Compressible Dynamic Stall Control Using a Shape Adaptive Airfoil," *AIAA Paper 99-0650*, Jan., 1999.
- [6] Geissler, W. and Raffel, M., "Dynamic Stall Control by Airfoil Deformation," *19th European Rotorcraft Conference, Cernobbio, Italy*, Vol. 1, C2-1~13, Sep., 1993.
- [7] Kim, H. J., Kim, C., and Rho, O. H., "Flow Control Using Unsteady AeroDynamic Sensitivity Analysis," *AIAA Paper 2000-0515*, Jan., 2000.
- [8] Kim, H. J., Kim, C., Rho, O. H., and Lee, K., "Aerodynamic Sensitivity Analysis for Navier-Stokes Equations," *AIAA Paper 99-0402*, Jan., 1999.
- [9] Kim, C. S., Kim, C., and Rho, O. H., "Computations of High Lift Airfoils Using Two-Equation Turbulence Models," *AIAA Paper 99-0542*, Jan., 1999.
- [10] Menter, F., R., "Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications," *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 8, Aug., 1994
- [11] Wu, J. C., Huff, D., L., and Sankar L., N., "Evaluation of Three Turbulence Models in Static Air Loads and Dynamic Stall Predictions," *J. of Aircraft*, Vol. 27, No. 4, April, 1999.