

# 정적 Blowing/Suction을 이용한 동실속 유동 제어에 관한 수치적 연구

최성윤<sup>\*1</sup>, 권오준<sup>\*2</sup>, 김재무<sup>\*3</sup>

## Numerical Study of Flow Control of Dynamic Stall Using Continuous Blowing/Suction

S. Y. Choi, O. J. Kwon, and J. M. Kim

The effect of a continuous blowing or suction on an oscillating 2-D NACA0012 airfoil was investigated numerically for the dynamic stall control. The influence of control parameter variation was also studied in the view point of aerodynamic characteristics. The result showed that the blowing control kept a higher lift drag ratio before stall angle but the dynamic stall angle was not exceed to without control result. As the slot position was closer to leading edge, the positive control effect becomes greater. The stronger jet and the smaller jet angel made more favorable roles on the control performance. In the cases of the suction, the overall control features were similar to those of the blowing, but dynamic stall angle was increased, i.e. suction was more effective to control dynamic stall. It was also founded that the suction control was showed better control effect as the slot position moves to trail edge within thirty percentage of chord length. In the simulation for the jet strength and the jet angle control, the same tendencies were observed to those of blowing cases.

**Key Words:** 동실속(Dynamic Stall), 유동제어(Flow Control), 비정렬격자(Unstructured Meshes), 블로잉/흡입(Blowing/Suction)

### 1. 서 론

비정상 운동을 하는 양력면의 받음각이 정적실속(Static Stall)각 이상으로 급격히 변화하는 경우 양력면상에서 발생되어지는 심대한 유동 박리로 인해 정적실속과는 다른 고도로 비선형적인 공력부하 특성을 나타내는 동실속(Dynamic Stall)현상이 발생한다. 동실속 현상은 블레이드 혹은 날개의 앞전쪽에서 발생되어지는 동실속 와동(dynamic stall vortex)이

양력면을 지나서 양력면 후류쪽으로 떨어져 가는 일련의 과정에 의하여 순간적으로 정적실속이 일어나는 받음각보다 훨씬 높은 받음각까지 실속현상이 지연되어 나타나며, 매우 큰 양력과 피칭 모멘트의 변화를 동반하게 된다. 또한 공력 하중의 심각한 이력 특성(hysteresis)으로 피치 댐핑(pitch damping)의 감소, 음의 피치 댐핑의 발생등에 의하여 실속 떨림(stall flutter)과 같은 공탄성적 불안정(aeroelastic instability)의 원인이 된다. 특히 로터 블레이드가 항공기의 양력과 기동을 위한 조종성 그리고 비행을 위한 추력등의 주요 발생원인 회전익의 경우 고정익에 비하여 더 많은 동실속 현상을 유발하며, 이것이 항공기의 운용범위를 제한하는 요소중의 하나이므로 항공기의 설계와 운용시에 고려해야 할 중요한 현상

\*1 학생회원, 한국과학기술원 항공우주공학과 박사과정

\*2 정회원, 한국과학기술원 항공우주공학과

\*3 정회원, 한국 항공우주연구원

\*E-mail : ojkwon@kaist.ac.kr

중의 하나이다.

동실속 현상에 대한 많은 이전 연구자들의 연구 결과[1]로 동실속에 대한 물리적 이해와 특성들이 알려지면서부터 동실속 현상의 제어를 통해 항공기의 운용범위 증가, 조정성 향상, 박리와 실속으로 인해 나타나는 블레이드의 진동 하중 감소를 통한 구조적인 안정 및 소음 감소등을 위한 연구가 현재까지 활발하게 진행되어지고 있다. 동실속 제어는 와동이 존재하는 강한 박리 유동장의 제어를 의미하므로 동실속 제어에는 기본적으로 이전에 제시되어진 박리유동에 대한 유동제어 기법들이 사용되어지고 있다.

동실속 제어를 위해 사용하는 기법들은 제어장치의 구동에 별도의 에너지를 투입하지 않고, 제어루프가 없는 경우를 수동제어(passive control)기법과, 경계층 내부에 인위적인 속도 교란을 발생시키고 경계층 내에 운동량과 에너지를 공급해 줌으로써 난류 혼합을 향상시켜 주거나, 경계층 내부와 외부의 혼합을 증가시켜 줌으로써 경계층 외부유동의 에너지를 내부로 유입시켜 박리를 지연시키는 것을 기본 개념으로 하는 능동제어(active control)로 크게 분류할 수 있다. 현재 능동제어 기법을 이용한 동실속에 대한 연구가 활발히 진행중이며, 제시되어진 능동제어 기법으로 정(steady)/동적(pulsating) blowing/suction, 인조제트 구동장치(synthetic jet actuator), 와유동 생성 제트(air-jet vortex generator), piezo-electric system 등을 들 수가 있다. 정적상태(steady)의 blowing/suction을 이용한 방법은 위에서 제시되어진 방법들의 기초가 되는 방법이고, 이후 제시되어진 유동제어기법들의 control parameter의 변화에 따른 유동제어효과가 정적 blowing/suction을 이용한 방법과 거의 유사하게 나타나므로, 유동제어에 대한 기초연구로 중요하다고 할 수 있다.

본 연구에서는 동실속 유동장에 대하여 정적상태의 blowing/suction의 parameter변화에 대한 효과를 살펴보고자 한다. 이러한 연구는 향후 진행되어질 다른 능동적 유동제어를 구현하는데 기초자료로 이용되어질 수 있을 것으로 판단되어진다.

## 2. 수치해석 기법

### 2.1 유동 지배 방정식

2차원 에어포일 주위의 비정상 유동을 해석하기 위한 비정상, 점성, 압축성 Navier-Stokes방정식을 적분형태로 표시하면 아래와 같이 쓸 수 있다.

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V Q dV + \oint_{\partial V} F(Q, n) dS = \int_V G(Q, n) dV \quad (1)$$

여기서  $Q$ 는 보존변수이고  $F(Q, n), G(Q, n)$ 는 각각 다음과 같이 정리된다.

$$F(Q, n) = U_r \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ e_0 \end{pmatrix} + p \begin{pmatrix} 0 \\ n_x \\ n_y \\ U \end{pmatrix} \quad (2)$$

$$G(Q, n) = \frac{1}{Re} \left( n_x \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ u\tau_{xx} + v\tau_{xy} - q_x \end{pmatrix} + n_y \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{yx} \\ \tau_{yy} \\ u\tau_{yx} + v\tau_{yy} - q_y \end{pmatrix} \right) \quad (3)$$

여기서  $U_r$ 은 격자면의 속도를 고려한 상대속도이고,  $U$ 는 관성 기준 좌표계에서의 절대 유동속도이다.

점성 유동장에서의 난류의 영향을 고려하기 위하여 본 연구에서는 1-방정식 모형인 Spalart-Allmaras모형을 사용하였다.

### 2.2 수치 해석 기법

공간차분법으로는 비정렬 격자계에서의 격자점 중심의 유한 체적법을 이용하였으며, 비점성 유속의 계산을 위해서 Roe's FDS를, 점성 유속의 계산은 central-difference 방법을 사용하였다. 시간적분 기법으로는 Gauss-Seidel 반복계산 기법을 이용한 2차의 내재적 방법을 사용하였고, 수렴성의 증진을 위해 국소시간 전진기법을 이용하였다.

원방경계에서는 국소적인 1차원 유동으로 가정하여 Riemann 불변량을 이용하여 유입·유출 경계조건을 사용하였다. blowing/suction이 없는 익형의 벽면에서는 점착조건을 고려하여 벽면의 속도가 0이고, blowing/suction slot의 위치에서는 식 (4)을 이용하여 구한 속도를 가질 수 있도록 하였다.

$$u = V \cos(\theta + \phi), \quad v = V \sin(\theta + \phi) \quad (4)$$

$$\left( V^2 = \frac{c \mu_a \infty c}{\rho s}, \phi : \text{blowing/suction angle}, \right.$$

$\theta$  : surface angle,  $c$  : chord length,  $s$  : slot width,  $c_\mu$ : blowing/suction coefficient)

### 2.3 계산격자

계산은 NACA0012익형에 대하여 수행하였고, 격자계는 그림 1에서 보여지는 비정렬 혼합격자계를 사용하였다. 초기벽면 두께는  $1 \times 10^{-5}$ 이고, 경계층

을 계산을 위한 사각형격자는 ALM(Advancing Layer Method)을 이용하여 40개의 층을 올렸고, 그 이후 AFM (Advancing Front Method)방법을 이용하여 삼각형 격자를 형성하였다. 유동제어를 위한 jet의 경계조건이 주어지는 부분에서 격자밀도의 변화를 고려하면서 격자를 조금 더 밀집시켜 주었고, 벽면 근처의 격자계의 모습은 그림 1에서 보여진다. 세 개의 격자계 모두 전체 격자점수는 32,000내외, 벽면에서의 격자점은 210개 내외이다.

### 3. 결과 및 검토

#### 3.1 Control slot의 위치에 따른 유동제어효과

##### 3.1.1 blowing case

계산에 사용되어진 유동장은 마하수 0.3, 레이놀즈수  $2.77 \times 10^6$ 이고, blowing jet의 세기  $c_\mu = 0.042$ 이며, 이 값은 control slot에서 자유류 속도의 1.9~2.0배의 값을 나타낸다. 받음각의 변화는 식(5)와 같다.

$$\alpha = 12^\circ - 10^\circ \cos(2 \times 0.124 \times 0.3 \times t) \quad (5)$$

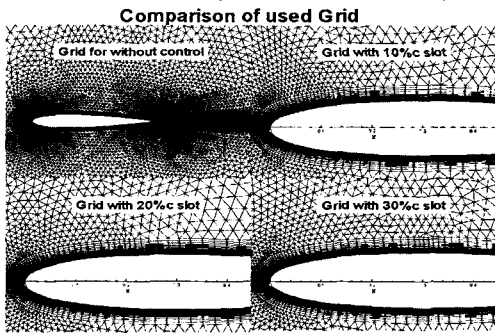


Fig. 1 계산에 사용한 hybrid NACA0012 격자

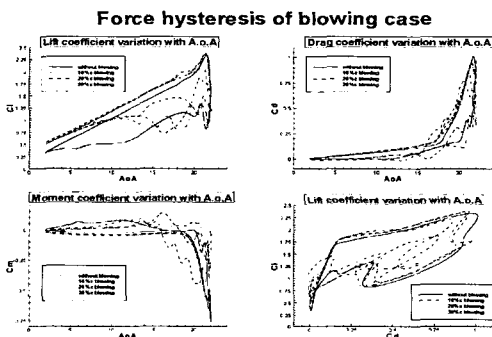


Fig. 2 Blowing slot position의 변화에 따른 공력계수의 변화

Blowing slot의 위치에 따른 효과를 고려하기 위하여 다른 control parameter는 blowing slot width : 3%, blowing jet angle : 10(deg), jet strength : 0.042로 고정하였다.

우선 blowing을 통한 동실속 유동장의 유동제어 효과에 대하여 살펴보면 동실속 발생 이전각에서 양력값 및 기울기의 증가의 효과를 나타내었고, 공력 이력현상의 폭(크기)이 감소하게 됨을 확인할 수 있었다. 또한 양력계수의 기울기의 급격한 변화가 발생하는 받음각이 10%c지점에서 blowing을 하였을 경우 약 1.5(deg)정도 뒤쪽에서 발생하였다. 같은 크기의 양력의 발생의 경우 대하여 항력의 값이 유동제어를 하지 않은 경우에 비하여 작게 나타나고, 항력값 역시 유동제어를 하지 않은 경우에 비하여 약간 낮은 값을 나타내었다. 이것은 blowing jet이 압력저항을 줄여 음의 압력저항, 즉 추력을 형성함에 따라 나타난 것이다. 유동제어를 하지 않은 경우에 보여지는 음의 피치 댐핑현상 역시 blowing을 통하여 제거할 수 있음을 확인할 수 있었다.

Control slot의 위치에 대한 영향에 대하여 살펴보면 up-stroke에서 실속 이전각에서는 10%c, 20%c, 30%c 지점에서 blowing을 수행한 결과가 많은 차이를 보이지는 않지만, 앞전 부근에서 동실속 와동이 발생된 각도이후에서는 10%c에서 blowing을 한 것 이외의 경우에는 공력값이 불안정한 모습을 보이며, 세가지 경우 모두 동실속 제어효과는 크게 보이지 않았다. 특히 30%c에서 blowing을 한 경우는 동실속 현상이 유동제어를 하지 않은 경우보다 약간 낮은 각도에서 발생되어졌다. 이러한 현상은 blowing의 경우 blowing slot의 위치 이후의 유동장에 대하여만 유동제어 효과를 나타내는 특성이 존재하고, 동실속 유동제어를 위하여는 blowing slot의 위쪽의 박리유동이 이동하는 것을 막을 수 있을 정도의 jet momentum을 사용해야 하는데, slot의 위치가 박리가 발생되어지는 영역의 뒤쪽에 위치되어지고, blowing jet의 크기가 충분히 크지 않기 때문에 보여진다. 낮은 항력값 즉 낮은 받음각 영역에서는 30%c 지점에서 blowing을 하는 것이 약간 더 나은 효율을 보이거나 항력값이 커질수록 10%c지점에서 blowing을 해주는 것이 더 나은 효율을 보임도 확인할 수 있었다.

3.1.2 suction case

Suction의 경우 blowing에 사용한것과 같은 유동 조건 및 유동제어 조건을 사용하였다. 벽면에 일정한

Force hysteresis of suction case

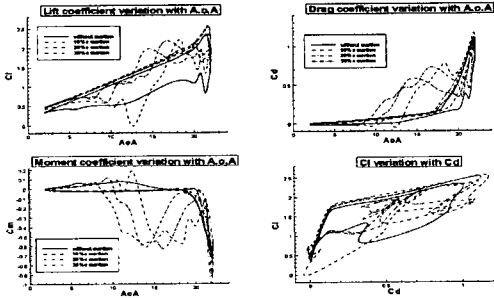


Fig. 3 Suction slot position의 변화에 따른 공력계수의 변화

Comparison of two different blowing strength cases force hysteresis

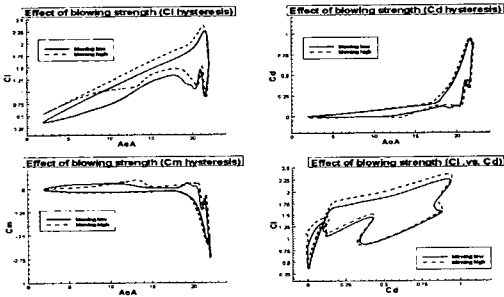


Fig. 4 Blowing Jet strength의 변화에 따른 공력계수의 변화

Comparison of two different suction strength cases force hysteresis

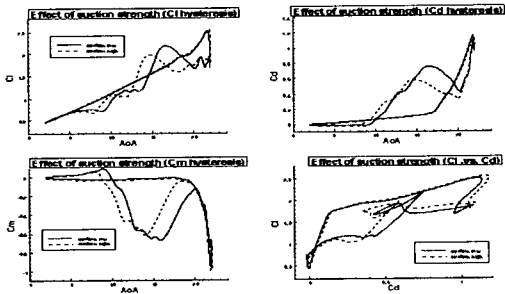


Fig. 5 Blowing Jet strength의 변화에 따른 공력계수의 변화

Blowing angle effect

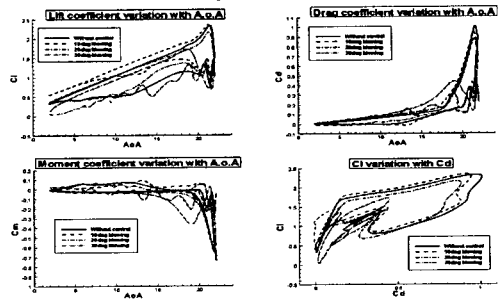


Fig. 6 Blowing jet angle의 변화에 따른 공력계수의 변화

Suction angle effect

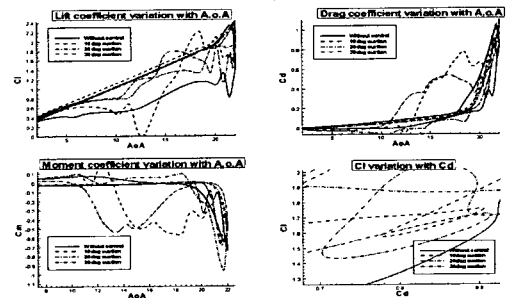


Fig. 7 Suction jet angle의 변화에 따른 공력계수의 변화

각을 가진 suction의 유동제어 효과는 blowing의 경우와 마찬가지로 동실속 받음각 이전에서 유동제어를 하지 않았을때에 비교하여 높은 양력과 낮은 항력값을 보이게 되고, 동실속이 발생하는 받음각의 약간의 증가 및 동실속이 나타나는 받음각 부근의 양력값을 높여주며, 음의 피치 댐핑을 줄여주는 특성이 보이나, blowing에 비하여 동실속이 발생하는 받음각 근처에서 항력의 값이 커지고, 공력 이력현상의 폭이 크게 나타나며, 모멘트계수가 더 낮은 최소값을 보였다.

Control slot의 위치에 대한 영향에 대하여 살펴보면 up-stroke에서 10%*c*, 20%*c*, 30%*c* 지점에서 suction을 수행한 결과가 거의 유사한 유동제어 특성을 보이고 있고, down-stroke에서 30%*c* 지점에서 suction을 한 경우가 좀 더 작은 공력의 이력현상을 나타내며 가장 빠른 유동의 재부착 현상을 나타내어 suction의 경우는 blowing의 경우와는 달리 suction slot의 위치가 뒤쪽으로 이동할수록 더 나은 유동제어 효과를 보임을 확인할 수 있었다.



### 3.2 Control jet strength에 따른 유동제어효과

Control jet의 크기에 따른 변화는 blowing과 suction의 효과를 확인하기 위하여 blowing position : 10% $c$  & suction position : 30% $c$ , control slot width : 3% $c$ , control angle : 10(deg)에서 control jet strength  $c_{\mu} = 0.024, 0.042$ 인 두 가지 경우에 대하여 연구를 수행하였다. Blowing, suction 두 가지 경우 모두에서 control jet의 크기가 커짐에 따라 더 좋은 유동제어 특성이 보여짐을 그림 4, 5을 통하여 확인할 수 있다. 하지만 blowing의 경우 control jet의 크기가 커짐에 따라 동실속 발생 받음각이 약간 작아지는 모습을 나타내었다.

### 3.3 Control jet angle의 변화에 따른 유동제어효과

#### 3.3.1 blowing case

blowing의 경우 control jet의 각도를 증가시켜 줄수록 실속각 이전에서 양력값 및 동실속의 받음각이 낮아진다. 특히 control jet의 각도가 30도에서는 유동제를 하지 않았을 경우보다도 낮은 받음각에서 실속이 발생되어지고, 공력의 이력현상도 증가되어짐을 확인할 수 있는데, 이것은 control jet의 각도가 증가함에 따라 벽면에 수평방향의 속도가 감소되어지고, 수직방향의 속도가 증가되어져, 박리가 발생되어진 영역에서 경계층내의 속도 성분이 안정화되어지는 것을 오히려 방해하는 효과를 나타내기 때문인 것으로 판단되어진다.

#### 3.3.1 suction case

suction의 경우는 control jet의 각도가 증가함에 따라 동실속이 발생하기 이전의 받음각에서 양력값의 약간의 감소가 나타나기는 하지만 동실속이 발생되어지는 각도가 증가되어지고, 항력의 약간의 감소 및 음의 피치 댄핑의 감소를 나타내었다. suction의 경우 control jet의 각도가 증가하면 수직방향의 속도 성분이 증가하게 되어 수직 방향으로 suction을 수행하였을때의 결과에 점점 접근해감을 확인할 수 있었다.

## 4. 결 론

동실속 유동장에서 정적 blowing/suction의 control parameter의 변화에 따른 유동제어 효과에 대하여

살펴보았다.

(1) Blowing의 경우 동실속각 이전에서 양력의 증가와 항력의 감소현상을 나타내었으나 동실속이 발생하는 받음각을 높여 동실속 발생을 지연시켜주는 효과는 거의 나타나지 않았다.

Control slot의 위치가 앞전에 위치할수록, control jet의 강도가 증가할수록, control jet의 각도가 벽면에 평행할수록 더 좋은 유동제어 효과를 나타내었다.

(2) Suction의 경우 동실속각 이전에서 양력의 증가와 항력의 감소를 나타낼뿐만 아니라 동실속이 발생하는 받음각을 증가시켜 동실속 제어 효과도 나타내었다.

Control slot의 위치가 30% $c$ 지점까지 뒷전에 위치할수록, control jet의 강도가 증가할수록, control jet의 각도가 30도정도까지 낮은 jet angle에서는 동실속 이전의 받음각에서 양항비의 증가를 나타내고, jet의 각도가 증가하면 양항비는 감소하나 동실속 받음각이 높아져 동실속 제어효과가 커짐을 보여주었다.

## 후기

본 연구는 과학기술부 지원으로 수행하는 21세기 프론티어 연구사업의 스마트 무인기 기술개발 (G-5) 과제에 지원으로 수행되어졌으며, 연구비를 지원해주신 항공우주연구원 스마트 무인기 기술개발 사업단 관계자 여러분께 감사드립니다.

## 참고문헌

- [1] Ekaterinaris, J. A. and Platzer, M. F., "Computational Prediction of Airfoil Dynamic Stall," Progress in Aerospace Science. Vol. 33, pp. 759-846, 1997.
- [2] He, Y. and Kral, L., "Post-Stall Control on an Airfoil Using Localized Jet Actuators," AIAA Paper 2000-0408, Jan. 2000.
- [3] Karim, M. A. and Acharya, M., "Suppression of Dynamic-Stall Vortices over Pitching Airfoils by Leading-Edge Suction," AIAA Journal, Vol. 32, No. 8, pp. 1647-1655, Aug. 1994.