

## 주기 운동하는 마이크로플랩의 효과에 대한 수치적 연구

정연규\*, 현성윤, 장근식\*\*, 최성욱

**Keywords :** Microflap, Stall, Chimera overlapping grid, Unsteady turbulent flow

### Abstract

Numerical study has been conducted in two dimensions about a NACA0012 airfoil with an oscillating microflap on the surface. We show that this microflap is effective in controlling the unsteady stall at high angles of attack. We solve the compressible Navier-Stokes equations for the Reynolds numbers with an extensible chimera grid fitted to the oscillatory microflap. For turbulent calculation, we adopt the SST k- $\omega$  model. We investigate the parametric effect of angle of attacks, Reynolds number, and the location where the microflap is installed.

### 1. 서론

복잡한 실속 현상은 고받음각으로 운용되는 비행체에서 주로 관찰된다. 와류, 날개 표면, 난류 경계층 사이의 상호작용과 박리 유동으로 인해 다양한 와류들이 날개 윗면에 존재하게 된다. 특정한 받음각 이상에서는 다양한 크기의 와류들을 포함한 박리 유동이 날개 윗면을 지배하게 되며, 이러한 불안정한 요인들로 인해 공력 특성은 고받음각 상태에서 주기적인 경향을 보인다. 항공기의 안정성과 기동성을 향상시키기 위해서는 실속으로 인한 불안정 유동을 제어하거나 억제할 필요가 있다.

본 연구에서는 마이크로플랩을 이용하여 능동 유동 제어의 가능성을 타진해 보았다. 마이크로플랩과 관련된 최근의 연구 동향을 살펴보면 주로 실험적 연구에 의존하고 있다. 저속 영역에서 마이크로 액츄에이터를 사용하여 양력 증가, 항력 감소, 응답 제어 향상 등의 효과를 보고 있으며, 델타 익형의 앞전에 마이크로 액츄에이터를 설치하여 박리 지연과 롤링 모멘트를 제어하는 연구가 수행되었다[1,2]. 수치 연구 결과로는 발사체에 마이크로플랩을 장착하여 아음속과 초음속 영역에서의 영향을 알아보는 논문이 있었다[3]. 하지만, 이 논문에서는 마이크로플랩이 일정한 변위각만 가진 채 움직임을 갖지 않는 문제를 다루었다. 날개에 자동조정 가변 플랩(self-adjusting movable flap)을 장착하여 실험과 수치해석을 수행한 논문[4]에서는 유체-구조를 상호 결합시킨 방법으로 풀었다.

본 논문에서는 다양한 위치에 장착된 주기 운동하는 마이크로플랩으로 인한 유동의 변화를 수치적으로 계산해 보았다. 반복적으로 일어나는 와류의 생성과 소멸을 제어함으로써 격실한 실속현상을 완화시킬 수 있었다.

### 2. 수치 기법

지배 방정식으로는 다음과 같은 적분형태의 이차원 비정상 압

축성 Navier-Stokes 방정식을 사용하였다.

$$\frac{\partial}{\partial t} \iint_{\Omega} Q dV + \int_{\partial\Omega} F(Q) \cdot \hat{n} dS = \int_{\partial\Omega} G(Q) \cdot \hat{n} dS \quad (1)$$

여기서  $V$ 는 셀 면적,  $Q$ 는 보존 변수 벡터,  $F(Q)$ 와  $G(Q)$ 는 각각 비점성과 점성 유량 벡터를 나타낸다. 식 (1) 과 같이 표현되는 NS 방정식에는 유한체적 방법이 적용되었다.

비점성항에는 Roe의 풍상차분법(flux difference splitting upwind method)이 적용되었으며, Venkatakrishnan[5]이 제안한 제한자를 사용한 MUSCL 기법으로 2차의 공간 정확도를 구현하였다. 각 셀을 가로지르는 점성 유량은 2개의 인접한 셀 중심에서의 값을 평균하여 결정하였다.

Pulliam[6]은 시간 적분에 있어서 내부반복계산을 통해 2차의 정확도를 가진 내재적 기법을 사용하였다. 본 연구에서도 이를 참조하여 시간 전진 기법으로서 다음과 같은 방정식을 이용하였다.

$$\left[ I \frac{V}{\Delta t} + \frac{\theta}{1+\phi} \left( \frac{\partial \mathbf{R}}{\partial \mathbf{Q}} \right) \right] (\mathbf{Q}^{n+1} - \mathbf{Q}^n) = - \frac{1}{1+\phi} \mathbf{R}(\mathbf{Q}^p) - \frac{V}{\Delta t} \left( \mathbf{Q}^p - \frac{1+2\phi}{1+\phi} \mathbf{Q}^n + \frac{\phi}{1+\phi} \mathbf{Q}^{n-1} \right) \quad (2)$$

$\mathbf{R}(\mathbf{Q})$  는 점성 유량과 비점성 유량의 잔류치 벡터이다.

방정식 (2)를 풀기 위하여 point symmetric-Gauss-Seidel (PSGS) relaxation scheme을 사용하였다.[7]

난류 계산은 SST k- $\omega$  model을 이용하여 해석하였다.

중첩격자기법을 통해 주기운동하는 마이크로플랩 주위의 흐름을 해석했다. 주격자는 NACA0012 에어포일이고, 부격자는 마이크로플랩이다. 두 격자계 모두 C-type 형태로 격자를 구성하였다.

\* 한국과학기술원 항공우주공학과, abyss222@kaist.ac.kr

\*\* 한국과학기술원 항공우주공학과, kschang@kaist.ac.kr

### 3. 결과 및 토의

#### 3.1 받음각 15도, 마하수 0.15

이번 연구에서는 받음각과 마이크로플랩의 장착위치를 주요 변수로 선정했으며, 각 유동 조건에 따라 15가지 경우에 대해서 해석해 보았다[ 표 1-3 ]. 표 1은 받음각이 15도일 때 마이크로플랩의 위치에 따라 5가지 경우에 대해서 나타낸 것이다. 그림 1은 각 경우에 따른 공력 성능을 나타낸 것인데 마이크로플랩이 없는 경우와 비교해서 시간에 따라 진동이 발생함을 볼 수 있다. 하지만, 유선을 비교해 보았을 때 큰 차이는 보이지 않았다. 표 4는 마이크로플랩을 장착하지 않았을 경우와 비교해서 양력과 항력의 변화를 계산한 결과이다. 마이크로플랩을 앞선으로부터 60%에 장착했을 경우 양력은 약 7% 증가했고, 항력은 약 14% 감소했다. 그 결과 양항비는 약 87% 증가했다.

Case	1	2	3	4	5
Alpha (deg.)	15				
Mach number	0.15				
Reynolds no.	$2 \times 10^6$				
Location of microflap	0.1c	0.2c	0.5c	0.6c	0.7c
Microflap size	0.01c				
Deploying rate (deg/s)	3600				
Deploying time(ms)	25				
Microflap - deflection range	0~60				

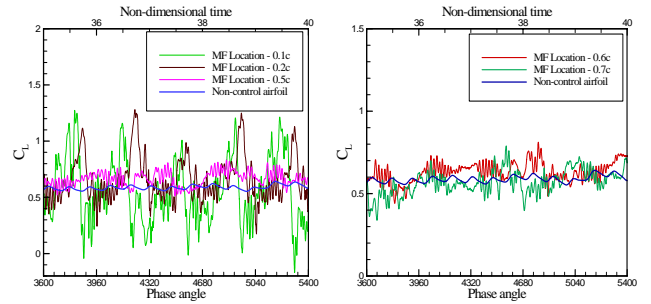
Table 1. Computational condition

Case	6	7	8	9	10
Alpha (deg.)	20				
Mach number	0.15				
Reynolds no.	$2 \times 10^6$				
Location of microflap	0.1c	0.2c	0.5c	0.6c	0.7c
Microflap size	0.01c				
Deploying rate (deg/s)	900				
Deploying time(ms)	100				
Microflap - deflection range	0~30				

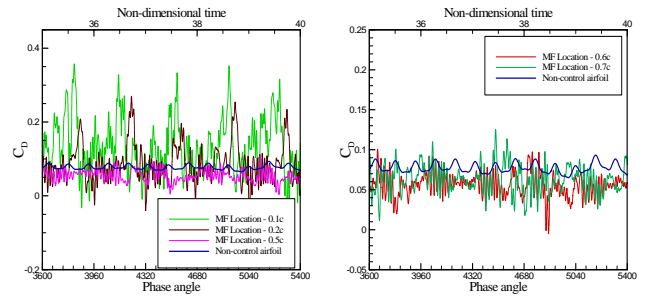
Table 2. Computational condition

Case	11	12	13	14	15
Alpha (deg.)	25				
Mach number	0.15				
Reynolds no.	$2 \times 10^6$				
Location of microflap	0.1c	0.2c	0.5c	0.6c	0.7c
Microflap size	0.01c				
Deploying rate (deg/s)	900				
Deploying time(ms)	100				
Microflap - deflection range	0~45				

Table 3. Computational condition



(a) Lift coefficient, AOA 15°



(b) Drag coefficient, AOA 15°

Fig. 1 Aerodynamic coefficients (AOA 15°, Ma 0.15)

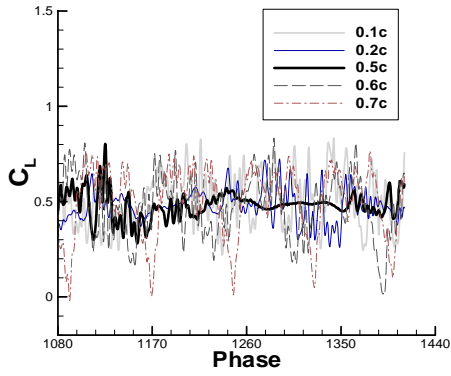
MF location	Cl	$\Delta Cl$ (%)	Cd	$\Delta Cd$ (%)	L/D	$\Delta L/D$ (%)
No control	0.59		0.077		7.63	
0.1c	0.55	-5.73	0.14	74.74	4.13	-45.88
0.2c	0.66	12.14	0.086	11.12	9.93	30.20
0.5c	0.67	13.04	0.055	-29.56	13.6	78.58
0.6c	0.63	7.22	0.056	-27.88	14.3	86.97
0.7c	0.57	-3.60	0.063	-18.58	9.59	25.72

Table 4. Variation of aerodynamic coefficients

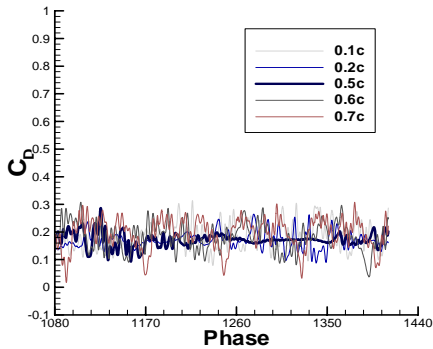
#### 3.2 받음각 20, 마하수 0.15

공력 계수를 그림 2에 도시하였다. 받음각이 20도일 때는 마이크로플랩을 50% 위치에 장착했을 때 다른 위치에 장착했을 경우와 비교해서 적은 진폭으로 진동하는 경향을 보인다.

그림 2(a)를 살펴보면 마이크로플랩이 열릴 때는 약간의 진동이 발생하지만 닫힐 때는 이러한 현상이 완화되면서 안정화되는 경향을 보인다. 그림 2(b)를 보면 이러한 현상이 더 뚜렷해진다. 그림 3은 에어포일이 개폐하는 것을 한 주기로 볼 때 4주기 일 때의 유선 분포를 나타낸 것이다. 그림 3(a)는 앞선으로부터 20%, 그림 3(b)는 앞선으로부터 50% 위치에 마이크로플랩을 장착한 경우이다. 크고 작은 와류들이 발생함을 볼 수 있는데, 이것들 중 비교적 크고 마이크로플랩의 주기운동하는 동안 계속 나타나는 와류를 각각 다음과 같이 정의하였다. 에어포일 윗면의 중간 쪽에 발생한 반시계 방향의 와류를 primary vortex, 에어포일 뒷전에 생기는 반시계 방향의 와류를 tertiary vortex, 이들 사이에 존재하는 에어포일 윗부분의 시계 방향 와류를 secondary vortex라 하면 이 세개의 와류는 마이크로플랩이 움직이는 동안 위치와 크기가 연속적으로 변화한다. 그림 3(b)를 살펴보면 한주기 동안 primary vortex가 날개 윗면에 부착되어 움직임이 거의 없음을 볼 수 있다. 이로 인해 앞 전까지 진행된 박리유동에서의 불안정한 와류들의 움직임이 둔화되는 경향을 보인다.

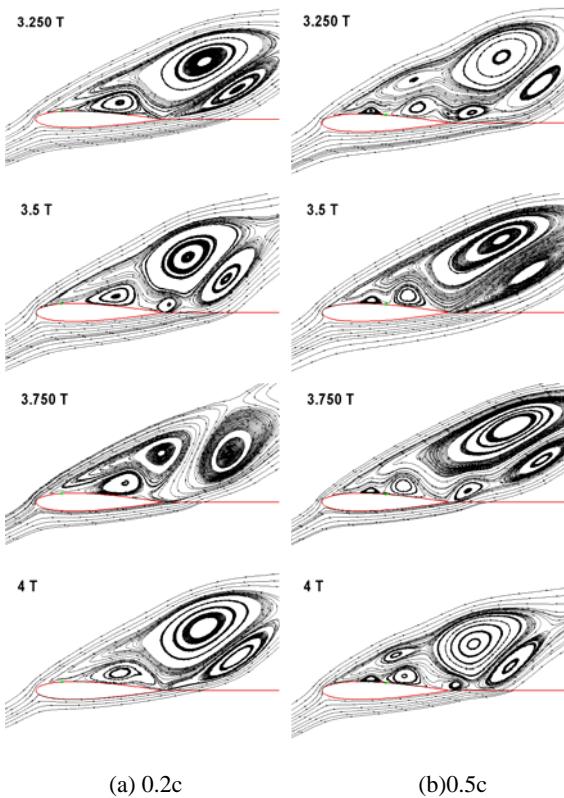


(a) Lift coefficient, AOA 20°



(b) Drag coefficient, AOA 20°

Fig. 2 Aerodynamic coefficients (AOA 20°, Ma 0.15)



(a) 0.2c

(b) 0.5c

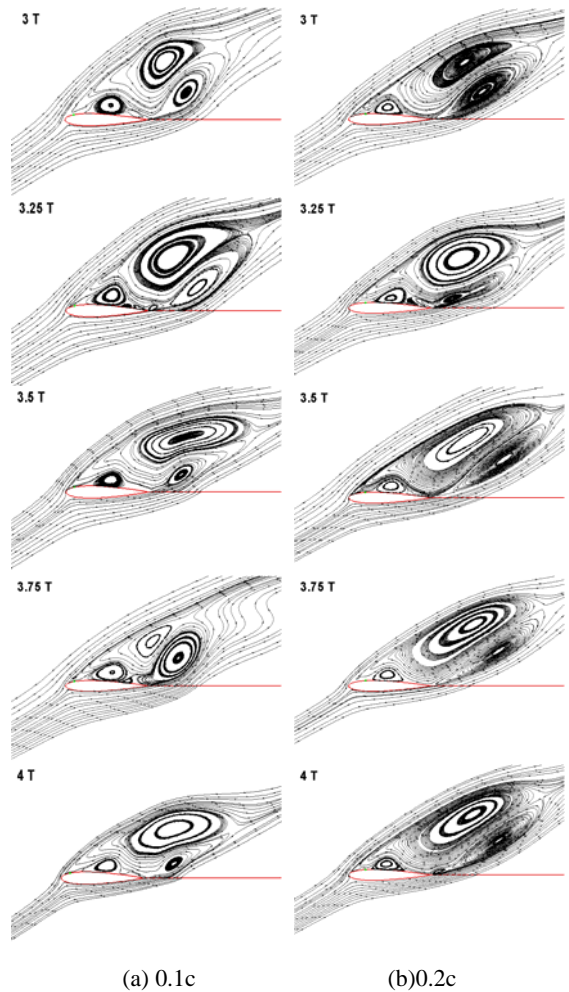
Fig. 3 Stream distribution with various location of microflap (AOA 20°, Ma 0.15)

### 3.3 받음각 25도, 마하수 0.15

이 절에서는 받음각이 25도 일 때의 유동을 해석해한 결과를 나타냈다. 받음각이 25도일 때는 완전 유동 박리가 일어나 격심한 실속 현상을 보인다. 마이크로 플랩이 없는 경우는 앞전으로부터 발생한 와류들이 에어포일 윗면을 지나가면서 실속 후의 유동이 매우 불안정해지며 아울러 주기적 경향을 보이지 않는다.

그림 4(a)를 보면 앞서 말한 비교적 큰 3개의 와류들을 관찰 할 수 있다. 이 중 시계 방향의 secondary vortex가 가장 크며 강도의 변화가 심하다. Tertiary vortex의 중심은 뒷전에서 유동 방향으로 위치가 연속적으로 변함을 알 수 있다. 그림 4(b)를 살펴보면 primary vortex가 거의 일정한 위치에서 나타난다. 이 경향은 그림 5에서 확연히 알 수 있다. Secondary vortex와 tertiary vortex의 위치는 유동의 방향으로 변화가 심하지만, primary vortex 중심의 경로는 거의 변화가 없음을 볼 수 있다. 경로의 중심이 대각선 방향으로 향하는 이유는 받음각에 따라 격자를 생성하지 않고 입구 조건을 변화시켰기 때문이다.

그림 6은 공력 계수를 나타냈는데 마이크로플랩의 위치가 20%일 때 다른 위치와 비교하여 진동이 심하지 않음을 볼 수 있다. 그림 6(a)에서 양력은 마이크로플랩이 열리는 동안은 약간의 진동이 있지만, 닫힐 때는 일정한 값을 나타낸다. 그림 6(b)는 항력을 표시했는데 값의 변화가 일정함을 볼 수 있다.



(a) 0.1c

(b) 0.2c

Fig. 4 Stream distribution with various location of microflap (AOA 25°, Ma 0.15)

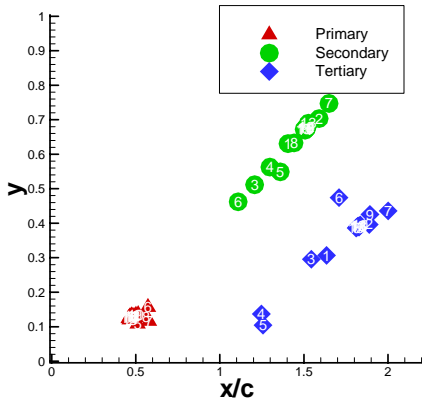


Fig. 5 Path of vortex core , Case 12

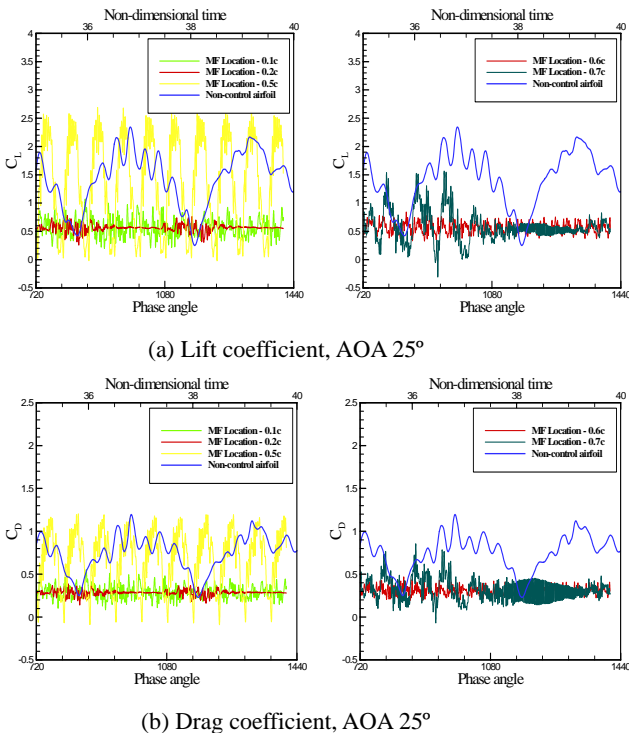


Fig. 6 Aerodynamic coefficients (AOA 25°, Ma 0.15)

#### 4. 결론

마이크로플랩이 장착된 NACA0012 에어포일 주위의 실속 유동을 고받음각에서 수치해석을 수행하였다. SST  $k-\omega$  난류 모델을 도입하여 2차원 비정상 압축성 NS 방정식을 풀었고,

마이크로플랩의 움직임을 모사하기 위해 중첩격자 기법을 이용하였다. 고받음각에서는 유동 박리 영역이 증가하고, 박리에 의한 와류의 급속한 생성과 소멸이 유동을 불안정하게 만든다. 계산된 결과에 의하면 마이크로 플랩의 효과로 인해 Primary vortex가 날개 윗면에 부착되어 제한된 움직임을 보인다. 실속 유동을 제어하는데 효과적인 마이크로플랩의 위치는 받음각에 따라 다르다. 받음각이 20도인 경우 마이크로플랩의 장착위치가 앞전으로부터 50% 일 때 가장 효과적이었고, 25도인 경우에는 20% 일 때 효과적이었다. 실속이 일어난 후 마이크로플랩의 운동에 의해 유동이 부분적으로 안정화되고 제어됨을 볼 수 있다.

#### 후 기

본 연구는 비행체특화사업의 위탁과제인 “MEMS를 활용한 능동 유동제어 기술 연구” 과제에 의해 수행된 결과의 일부이며, 과제를 지원해 주신 관계자 여러분께 감사드립니다.

#### 참고문헌

- [1] C.M. Ho, Y.C. Tai, 1996, “MEMS and Its Application for Flow Control”, J. Fluid Engineering, Vol. 118, no. 3, pp. 437–447.
- [2] C.M. Ho, Y.C. Tai, 1998, “Micro-Electro-Mechanical-Systems and Fluid Flows”, Annual Review of Fluid Mechanics, Vol. 30, pp. 579-612.
- [3] G. Apostolovski, Y. Anreopoulos, 2004, “Separation Control by Self-Activated Movable Flaps”, J. Aircraft, Vol. 41, no. 6, pp. 1336-1346.
- [4] M. Schatz, T. Knacke, F. Thiele, 2004, “Separation Control by Self-Activated Movable Flaps”, 42nd AIAA Aerospce Sciences Meeting and Exhibit, Renos, AIAA2004-1243.
- [5] V. Venkatakrishnan, 1993, “On the Accuracy of Limiters and Convergence to Steady-State Solutions,” AIAA Paper 93-0880, Han.
- [6] T. H. Pulliam, 1993, “Time Accuracy and the use of Implicit Method,” AIAA Paper 93-3360
- [7] H. Ok, 1993, “Development of the Incompressible Navier-Stokes Solve and Its Application to the Calculation of Separated Flow”, Ph.D. Dissertation, Aeronautics and Astronautics Dept., Univ. of Washington, Seattle, WA
- [8] F. R. Mentor, 1994, “Two-equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications,” AIAA Journal, Vol. 32, No. 8, pp. 1598-1605.