

論文

NACA23012익형에서 synthetic jet을 이용한 유동 제어

김상훈*, 김종암**

Flow control using synthetic jet on NACA23012

Sang Hoon Kim* and Chongam Kim**

ABSTRACT

Flow control has been performed using synthetic jet on NACA23012. In order to improve aerodynamic performance, synthetic jet is located near separation point on airfoil with leading edge droop and plain flap. The flow control using synthetic jet shows that stall characteristics and control surface performance can be substantially improved through separation vortices resizing. Stall is delayed and stall characteristics are enhanced when synthetic jet is applied from separation region of leading edge droop. And, maximum lift is increased. Control surface effectiveness is augmented and lift is increased when synthetic jet applied at the flap leading edge region. The results show that overall aerodynamic characteristics can be improved through leading edge droop with synthetic jet at near separation and plain flap with synthetic jet at the flap leading edge. The combination of synthetic jet and simple high lift device is as good as fowler flap system.

초 록

NACA23012익형에 대하여 synthetic jet을 이용하여 박리 제어를 수행하였다. 공력특성의 향상을 위해 앞전 droop과 plain flap의 박리 부근에 synthetic jet을 위치시켰다. 고 받음각에서 앞전 박리의 발생으로 인한 실속을 앞전 droop의 작동과 이때 발생하는 앞전 박리를 synthetic jet으로 효과적으로 지연시킬 수 있고, 또한 실속 특성을 개선 할 수 있음을 확인하였다. 양력의 향상을 위하여 plain flap을 장착하였고, 이때 발생하는 박리를 synthetic jet으로 지연시켜 제어면의 작동 효율을 증가 시킬 수 있음을 확인하였다. 앞전 droop과 plain flap으로 구성된 간단한 고양력 장치에 발생하는 박리를 synthetic jet으로 제어함으로 실속을 지연시킴과 동시에 실속 특성을 향상시키고, 최대 양력의 증가로 fowler flap에 버금가는 공력특성을 확보할 수 있음을 확인하였다.

Key Words : Incompressible Flow(비압축성 유동), Flow Control(유동제어), Synthetic Jet(Synthetic 제트), Leading edge droop(앞전 droop), Plain flap(Plain 플랩)

1. 서 론

높은 양력을 안전하게 얻을 수 있는 항공기는 이륙거리와 착륙거리를 감소시킬 수 있고, 항공

기 소음을 줄이는 등 많은 경제적 이익을 유발할 수 있다. 차세대 항공운송시스템의 시대적 개발 요구에 따라 보다 높은 양항비를 안정적으로 얻기 위한 공기역학적 연구는 그 중요성이 커지고 있다.

기존의 양력 발생 시스템으로는 고성능/고효율 항공시스템의 설계 요구 조건을 충분히 만족시킬 수 없고, 이를 위해서는 보다 적극적인 방법으로 유동제어를 수행할 필요성이 있다. 유동

† 2006년 1월 18일 접수 ~ 2006년 5월 3일 심사완료

* 정회원, 서울대학교 기계항공공학부 대학원

** 정회원, 서울대학교 기계항공공학부
연락처, E-mail : chongam@snu.ac.kr
서울특별시 관악구 신림동 산 56-1

제어 방법들은 이전부터 연구가 이루어져 왔으나, 유동제어를 더 효율적이고 정밀하게 하기 위한 방법으로, MEMS 장치를 이용한 유동 제어에 관한 연구가 90년대 중반부터 최근까지 활발하게 진행되고 있다. 미국을 중심으로 한 선진국에서는 흐름 박리 지연, 난류로의 천이 조절 등 기본적인 유동제어뿐 아니라, 항공기 및 전투기의 기동성 향상을 위한 세밀한 유동제어, 미사일의 자세제어, 인공위성 등의 정밀 자세제어 등에 적용하려는 연구가 활발히 진행 중이다. 그 중 실제 시스템화하여 탑재 가능성을 가지고 있고, 활발한 연구가 되고 있는 제어장치 중 하나는 synthetic jet 이다.

1975년 Collins와 Zelenvitz는 음향 가진(acoustic excitation)으로 벽면근처의 유동장에 운동량을 공급 할 수 있음을 보였다[1]. 이를 시작으로 다양한 익형에 대한 연구가 최근까지 활발하게 연구되고 있다. 그 중 I. Wygnanski와 A. Seifert등에 의해 주도적인 연구가 수행 되고 있으며[2-7], 이들은 얇은 슬롯을 통해 주기적으로 진동하며 분출되는 jet을 이용하여 NACA0015 등의 익형에서의 박리를 효과적으로 제어하였다. DARPA는 MAFC(Micro Active Flow Control Project)를 통하여 XV-15 tilt rotor 항공기에 실제 actuator를 장착하여 제자리 비행 중의 항력을 성공적으로 감소시켰다[8]. A. Glezer 등은 synthetic jet을 이용하여 cylinder, Clark-Y등 익형에 대해 synthetic jet의 위치, 진동수와 jet 속도의 크기 등의 parameter에 대한 실험을 수행 하였고, 두 개의 synthetic jet을 나란히 장치하여 진동 주기의 차이를 이용하여 jet의 thrust vectoring을 보였다[9,10]. 이런 실험들을 통하여 박리의 재부착 또는 박리점의 이동 등을 관찰하였고, 특히 앞전에서 박리된 유동이 synthetic jet에 의해 운동량을 공급받아 재부착하게 되는데, 이 박리 후 재부착에 의한 recirculation 영역의 발생으로 인하여 익형의 형상 변화 효과를 유발하는 'Virtual Aero-Shaping'을 관찰하였다.

Synthetic jet을 이용한 유동제어에 대한 수치적 연구로 L. Kral 등은 2차원 비압축성 RANS (Reynolds Averaged Navier-Stokes) 방정식을 이용하여, synthetic jet 내부 cavity를 해석하지 않고 흡입/분출에 대한 경계조건만으로 synthetic jet을 해석하였다[11-14]. 이 결과는 앞선 A. Glezer 등의 실험 데이터와 상당히 유사함을 보여줌으로써 RANS 방정식으로 synthetic jet actuator을 이용한 유동 제어 연구의 가능성을 보였다. R. Mittal 등은 DNS(Direct Numerical Simulation)를 이용하여 cavity 내부 유동과 외부의 경계층

유동과의 관계를 조사하였고, 3차원 synthetic jet의 형상에 대해 jet의 가로세로비 변화에 대한 연구와 cavity 내부 유동에 관한 기초적인 연구를 수행 하였다[15]. 기존의 cavity를 해석하지 않고 흡입/분출에 대한 경계조건만으로 synthetic jet을 연구한 결과와 cavity를 고려한 경우를 비교했을 때, 외부 유동이 존재할 경우 출구에서 jet 속도 분포의 차이가 발생하는 것을 관찰 하였다. 하지만 DNS로 해석하였기 때문에 계산에 필요한 소요비용이 크고, 3차원 효과의 특징도 orifice와 cavity의 형상만을 고려하여, 앞으로 synthetic jet의 여러 가지 parameter 등 많은 연구가 수행 되어져야 할 분야임을 제시하였다.

선행연구들은 대부분 낮은 레이놀즈수 영역에서 실험적 연구가 주로 수행 되었다. 상대적으로 실험적 연구방법으로 접근이 용이하고, 층류 유동의 난류로의 천이를 이용하여 효과적으로 박리를 제어할 수 있기 때문인 것으로 판단된다. 그러나 높은 레이놀즈수 영역에서의 유동특성을 분석하는 것이, 실제 항공 시스템 운용에서 유동 제어 방법의 실현 가능성을 판단하는 기준이 될 것으로 생각된다. 본 연구에서는 높은 레이놀즈수 영역에서 고반음각의 익형에 장착된 synthetic jet의 박리 제어 특성을 연구하였다.

Synthetic jet actuator를 NACA23012 익형에 적용하여 계산을 수행하였으며, 앞선 박리를 제어 특성과 plain flap 동작 시 발생하는 박리의 제어 특성을 살펴보았다. Plain flap은 대부분의 제어면으로 사용되고 있으므로, plain flap의 박리 제어는 곧 기동성의 향상을 의미한다. 그리고, synthetic jet을 장착한 plain flap의 사용으로 fowler flap을 대체 할 수 있는 충분한 양력 생성이 가능하다면, 복잡하고 무거운 기계장치를 탑재해야하는 fowler flap을 상대적으로 간단하고 가벼운 기계장치로 동작하는 plain flap으로 대체하여 대형 항공기에 대한 무게의 감소로 인한 성능 향상 및 운용비 절감에 큰 효과를 가져올 것으로 생각된다.

II. 본 론

1. 지배방정식 및 수치기법

본 연구에서는 2차원 비정상 비압축성 RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes)방정식을 이용하여 해석을 수행하였다. 지배 방정식은 다음과 같다.

$$\nabla \cdot \bar{u} = 0 \tag{1}$$

$$\rho \frac{\partial \bar{u}}{\partial t} + \rho \bar{u} \cdot \nabla \bar{u} = -\nabla \bar{p} + (\mu + \mu_t) \nabla^2 \bar{u} \quad (2)$$

여기서 ($\bar{\quad}$)는 레이놀즈 평균값을 나타낸다. 비정상 유동을 해석하기 위하여 각 sub-iteration마다 연속방정식을 만족시키는 pseudo compressibility 방법[16]을 사용하였다. 비정상유동장을 해석하기 위해 물리적 시간을 우변에 2차 후향차분을 사용하여 소스항으로 처리하고, dual time step 방법을 사용하여 pseudo time을 적용하였다. 비점성항을 계산하기 위하여 flux difference splitting 방법에 기초한 upwind differencing 방법을 사용하였고, 점성항은 중앙 차분 하였다. 비점성항은 MUSCL을 이용하여 3차 정확도로 계산하였고, 점성항은 2차 정확도로 계산하였다. 난류 유동장 해석을 위해서 $k-w$ SST 난류 모델을 사용하여 유동장 방정식과 결합하여 동시에 구하였다. LU-SGS 방법[17]을 사용하여 방정식을 풀었다. 계산에 사용된 코드는 in-house 코드로 충분히 검증되었다[18-20].

2. 계산 결과 및 분석

2-1. Synthetic jet actuator 경계 조건

Synthetic jet은 orifice를 통하여 외부의 공기를 흡입하고 그 유체를 그대로 분출하는 방식으로 동작한다. 유동제어 구동기로 운동량이 줄어든 공기를 흡입하여 제거하고, 이 공기를 분출하여 운동량을 유동장에 공급하는 역할을 한다. 압전체를 이용한 대표적인 synthetic jet의 개략도는 그림 1과 같다. Cavity의 벽면을 움직여 내부 체적을 변화시킨다.

Synthetic jet actuator를 모델링하기 위해서 흡입/분출 형태의 경계조건을 사용하였다. Jet의 속도 크기는 다음과 같이 정의하여 사용하였다.

$$u_{jet}(\xi, \eta = 0, t) = A_j f(\eta) \sin(\omega t) \quad (3)$$

여기서 ξ 는 synthetic jet의 속도 방향을 나타내고, η 는 그 방향에 수직 방향을 나타낸다. 그

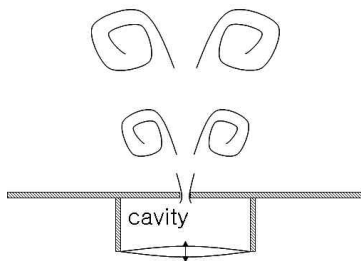


그림 1. Schematic of synthetic jet

리고, $f(\eta)$ 는 jet 출구에서의 속도 분포를 나타내는 함수로 아래와 같이 주어 질 수 있다.

$$f(\eta) = \begin{cases} 1 & : \text{top hat} \\ \sin(\pi\eta) & \\ \sin^2(\pi\eta) & \end{cases} \quad (4)$$

L. Kral 등의 연구에 의하여 외부 유동장의 유동이 없을 경우 top-hat 형태의 속도 분포가 적절하다고 제안 하였다[11]. 본 연구에서는 L. Kral 이 제안한 top-hat 속도 분포를 사용하였으며, 이 모델은 jet 운동량이 난류 소산으로 외부 유동장에 전달되는 물리현상을 포함하고 있으므로 synthetic jet의 유동 제어 경향성을 파악하는데 적절하다고 판단된다.

2-2. NACA23012 baseline case

본 연구에 사용된 익형은 NACA23012이다. 익형의 형상은 그림 2에 나타나 있다. 익형의 코드 길이는 914.4mm(3ft)이며, 2차원 synthetic jet slot 넓이는 1mm(0.11% 코드)이다. 유입류 속도는 35.7m/s이다. 수치 계산으로 얻은 plain flap을 작동 시키지 않은 익형과 30도 작동시킨 익형의 양력계수를 실험 데이터와 비교하여 보았다 [21,22]. 레이놀즈수는 2.19×10^6 이며, 완전 난류 유동으로 생각할 수 있다. 그러므로 익형의 앞전에서 유동이 바로 난류로의 천이가 이뤄지는 것으로 가정 할 수 있다. 그림 1에서 박리가 발생하기 이전의 공력값은 실험치와 일치하고 있음을 확인 할 수 있다. 그러나 실험치와 비교하여 박

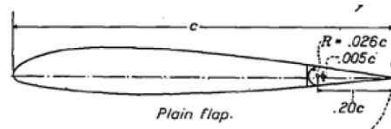
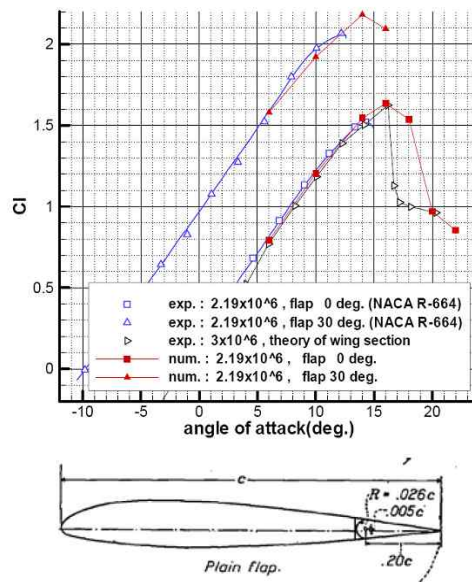


그림 2. Lift coefficient curve and geometry of NACA23012 airfoil

리가 발생하는 받음각이 조금 크게 나타나는 것을 확인 할 수 있다. 그러나 2차원 RANS 방정식이 포함하고 있는 물리적 특성으로 박리 발생과 그 경향은 충분히 모사 가능함을 확인 할 수 있다. 또한, 박리된 유동을 synthetic jet으로 제어하여, 그 박리된 유동이 synthetic jet으로부터 운동량을 공급받아 재부착 되거나 그 유동 구조가 바뀌는 정성적인 경향 파악은 가능하다고 판단된다.

2-3. NACA23012 박리 제어

Synthetic jet의 동작 특성을 연구하기 위하여, jet 속도는 자유류의 1/2/3배로, 진동수는 무차원 시간 기준으로 1/2/5로 계산을 수행 하였다. 본 연구에서 익형 표면과의 사이각은 23도로 유지하였다. 유입류 운동량에 따른 synthetic jet 운동량비와 무차원 주파수는 다음과 같다.

$$c_{\mu} = \frac{h}{c} \left(\frac{A_{jet}}{U_{\infty}} \right)^2 \tag{5}$$

$$F^{+} = \frac{fc}{U_{\infty}} \tag{6}$$

여기서 h 는 slot 넓이, c 는 특성 길이, U_{∞} 는 유입류 속도, A_{jet} 은 synthetic jet peak 속도, f 는 synthetic jet 진동수 이다. 무차원 주파수는, 익형 앞전에 synthetic jet이 위치해 있을 경우, 익형 코드 길이를 특성 길이로 하였고, flap 앞전에 synthetic jet이 위치했을 경우에는 flap 코드 길이를 특성 길이로 하였다. 그리고, 익형 표면으로부터 synthetic jet의 각도는 23도 이다. 선행연구를 통하여 익형 표면에 대하여 수직으로 작동하는 synthetic jet은 박리를 유발하는 경우가 있고, 표면에 수평하게 작용하는 경우가 상대적으로 박리제어 효과가 큰 것을 확인하였다. 또한, 본 연구에서는 다양한 받음각에 대하여 synthetic jet 운동량과 주파수에 따른 특성을 파악하고자 하는데 목적이 있으므로, synthetic jet 각도는 받음각 크기에 근접한 각도로 고정하여 유동 특성을 파악하였다. 계산에 사용된 parameter는 표 1에 나타내었다.

표 1. Control parameter

location	12%, 81% 코드
c_{μ} (%)	0.109, 0.436, 1.744
F^{+}_{chord}	1, 2, 5

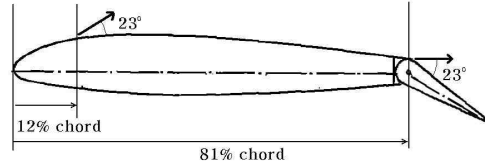


그림 3. Geometry of NACA23012 with 20% chord plain flap

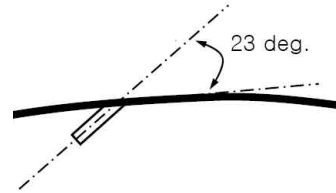


그림 4. Schematic of synthetic jet on airfoil

Plain airfoil의 stall 지연 및 stall 특성의 개선을 위하여 받음각 18/20/22 도에서 앞전 박리 제어를 수행하였다. Plain flap은 30도 작동시켰으며, 이때 flap 이 시작되는 부분에서 박리가 발생하므로, 이 박리된 유동을 제어하여 양력을 증가시키기 위하여 받음각 6도부터 박리 제어를 수행 하였다. 그림 3에서 볼 수 있듯이 12%, 81% 코드 길이에 synthetic jet slot 중심이 위치해 있고, synthetic jet의 방향은 그림 4와 같이 익형 벽면과 23도를 이루고 있다.

2-3-1. 앞전 박리 제어

그림 5는 양력 계수 곡선을 나타내고 있다. 그림 5(a)에서 synthetic jet을 이용하여 앞전 박리를 제어하여 stall 특성을 개선 할 수 있음을 확인 할 수 있다.

먼저 동일한 진동수로 작동시켰을 경우, jet 운동량이 증가할수록 양력 향상이 더 크게 일어남을 알 수 있다. 그리고, F^{+} 가 1일 경우가 다른 F^{+} 에 비하여 양력 향상이 더 크게 발생함을 확인 할 수 있고, 상대적으로 작은 jet 운동량으로 유동 박리 제어에 효과적인 것을 확인 할 수 있다. 그림 6은 유동 제어를 하지 않았을 경우의 양력계수로 유동 제어를 하였을 경우의 양력 계수를 나눈 그래프 이다.

Synthetic jet이 앞전 12%에 위치하고 있고, 뒷전으로부터 박리가 발생하기 때문에, 받음각 18도의 경우, 박리점이 60% 코드 이후에 발생하고, 받음각 20도의 경우 박리점이 12% 코드에 근접한다. 받음각 22도에서 synthetic jet과 박리점이 일치하게 된다. 그림 6에서 박리점과 synthetic jet의 위치가 일치할 경우 양력 향상이 가장 큰 것을 확인 할 수 있다.

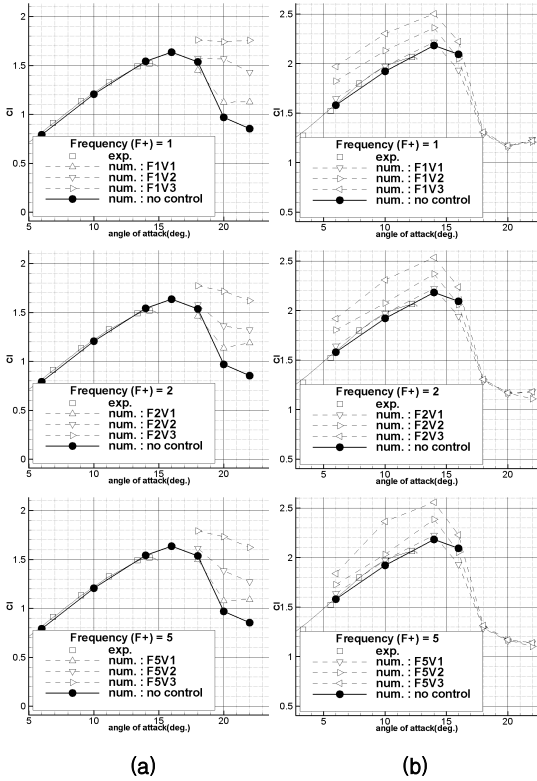


그림 5. Lift coefficient curves ((a)leading edge synthetic jet (b)plain flap synthetic jet)

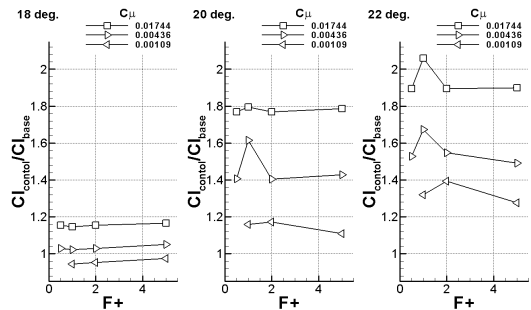


그림 6. Lift coefficient ratio vs. non-dimensional frequency at flow control (leading edge synthetic jet)

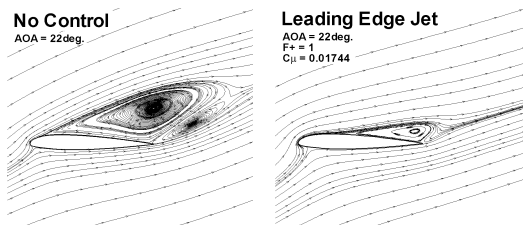


그림 7. Phase averaged streamlines of NACA23012

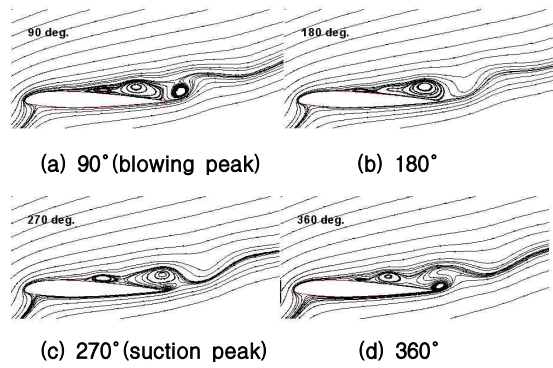


그림 8. Phase-locked streamlines of leading edge separation control ($F^+=1, C_{\mu}=0.01744, AOA=22^\circ$)

그림 7에서 받음각이 20도 이후 익형의 앞전으로부터 박리된 유동이 익형에 완전히 부착되지 않는 않았지만, synthetic jet으로 공급된 운동량으로 인하여 박리가 상당히 지연 되어 발생하는 것을 확인 할 수 있다. 그림 8에서 분출과 흡입으로 생성된 작은 와류가 뒷전에 위치하고 있는 박리 유동장으로 진출해 나가면서, 전체적인 유동장의 형태를 변화 시키는 것을 알 수 있다. Synthetic jet을 사용하여 박리점을 이동 시킬 수 있고, 박리된 유동장의 형태를 변화시킴으로써 양력 향상을 유도하는 것을 확인 할 수 있었다.

2-3-2. Plain Flap 박리 제어

NACA23012 익형의 코드 길이의 20%의 plain flap을 장착한 모델을 사용하였고, flap 각은 30도로 설정하였다. Synthetic jet은 flap을 작동한 후 flap의 앞전(익형 코드길이의 81% 지점)에 위치 시켰으며, flap 표면으로부터 jet의 각도는 23도이다.

그림 5(b)에서 flap 장착 이후 camber의 증가로 앞전 박리가 받음각 14도 부근에서 일어난다. Stall이 발생하지 않는 경우, F^+ 가 1일 경우 양력 증가가 가장 크게 나타나지만, stall 영역 이후 양력계수의 변화는 그 경향성을 보이지 않는다.

이 결과로 박리 유동 속에 synthetic jet이 위치하게 되면 효과가 거의 없음을 알 수 있다. 앞전 박리 제어와 마찬가지로 동일한 진동수로 작동시켰을 때 synthetic jet 운동량이 클 경우 양력 향상이 크게 됨을 확인 할 수 있었다. 또한, 그림 9, 10에서 흡입과 분출과정을 통하여 발생한 작은 와류가 후류의 상대적으로 큰 박리 유동으로 진출해 나가는 것을 확인 할 수 있고, 이 유동 현상으로 인하여 박리점이 후류 방향으로 옮겨지고, 박리된 유동 구조가 전반적으로 변화된 것을 확인 할 수 있다.

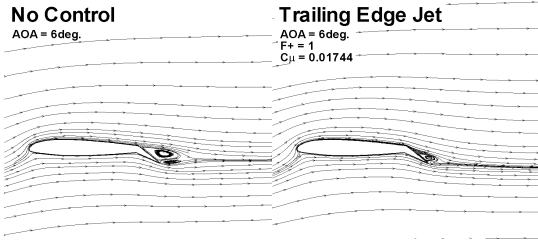


그림 9. Phase averaged streamlines of NACA23012 with 20% chord plain flap

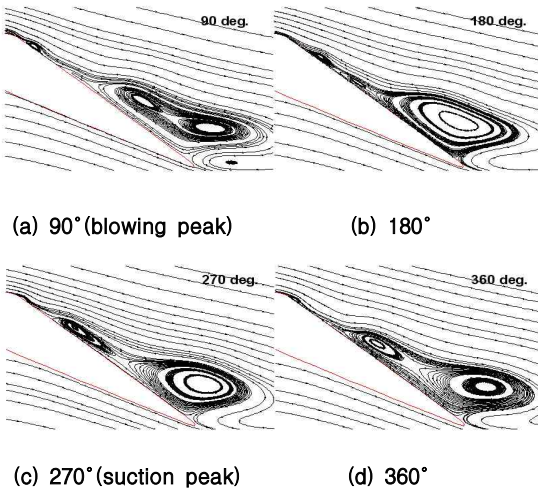


그림 10. Close-up view of phase-locked streamlines of NACA23012 with 20% chord flap ($F+=1, C_{\mu}=0.01744, AOA=6^{\circ}$)

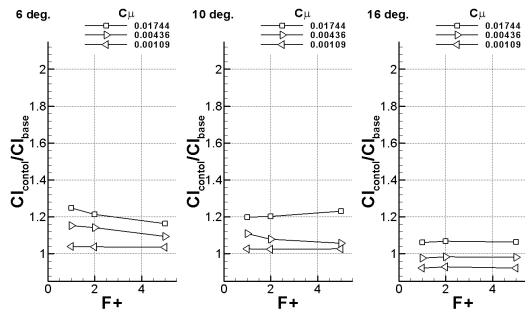


그림 11. Lift coefficient ratio vs. non-dimensional frequency at flow control (plain flap synthetic jet)

그림 11에서 받음각 10도인 경우, $F+=5$ 로 유동 제어를 수행하였을 때, $F+=1$ 의 경우보다 양력이 더 크게 증가하는 것을 확인 할 수 있다. 이것은 상대적으로 높은 무차원 주파수의 경우, synthetic jet이 위치한 국부적 영역에 대한 박리 제어 효과

가 더 크게 나타나기 때문이다. Plain flap의 경우, 받음각이 6도 일때 박리점과 synthetic jet의 위치가 일치하고, 받음각이 증가할수록 앞전에서 박리가 발생하려는 경향과 flap 앞전에서 박리된 유동이 점차 더 크게 박리 되려는 경향을 갖기 때문에 박리점이 앞전 방향으로 움직여 나가려 한다. 이 경우, 상대적으로 높은 주파수로 박리 되려는 유동을 국부적으로 확실하게 제어함으로 더 안정된 유동 상태를 얻을 수 있기 때문이다.

그림 12, 13은 받음각 10도에서 plain flap 앞전의 close-up view이다. $F+=1$ 일때 $F+=5$ 인 경우보다 상대적으로 큰 와류를 생성해 냄을 알 수 있다. 이 와류는 박리점의 이동과 박리 유동의 형태를 변경시켜 양력을 증가시키는 역할을 하지만, 박리점이 synthetic jet 위치 앞쪽으로 진행하려는 경향 갖는 유동장에서는 국부적으로 확실하게 박리를 억제시키는 높은 주파수의 jet이 효과적인 것을 확인 할 수 있었다.

2-3-3. Synthetic jet과 간단한 고양력 장치

앞선 결과로부터 무차원 주파수가 1일 경우, synthetic jet이 박리점과 일치할 경우, jet 운동량이 증가할수록 박리제어에 효과적임을 알 수 있었다. 그래서, 무차원 주파수는 1로 고정하고, 앞전 droop과 plain flap을 사용하여 박리점을 고정하였고, 그 위치에 synthetic jet을 각각 위치 시켰다.

그림 14에서 synthetic jet과 간단한 고양력 장치인 앞전 droop과 plain flap을 이용하여 양력의 증가와 stall 특성의 개선을 동시에 얻을 수 있음을 확인 할 수 있다. 최대 양력 계수 또한

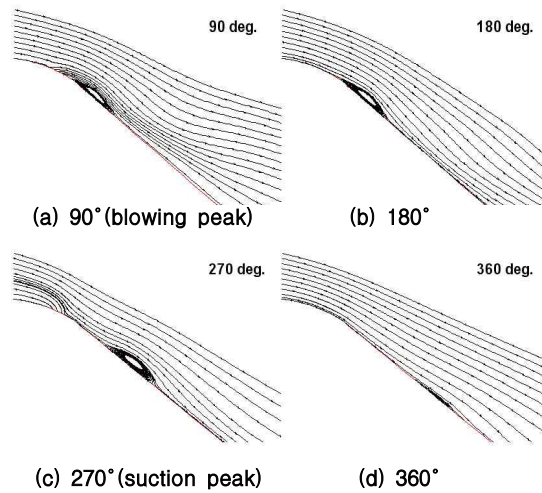


그림 12. Close-up view of phase-locked streamlines of plain flap ($F+=1, C_{\mu}=0.01744, AOA=10^{\circ}$)

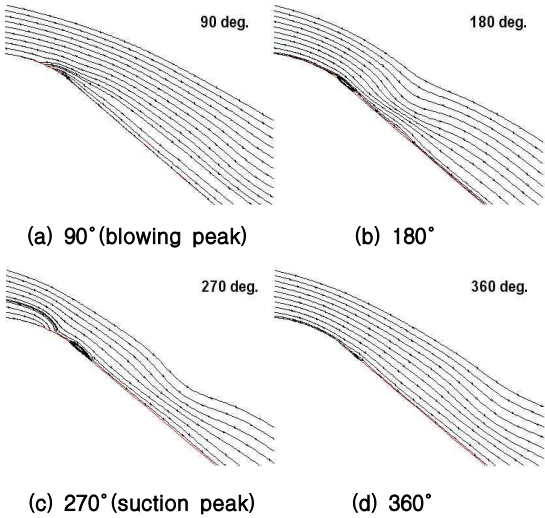


그림 13. Close-up view of phase-locked streamlines of plain flap ($F^+=5, C_{\mu}=0.01744, AOA=10^\circ$)

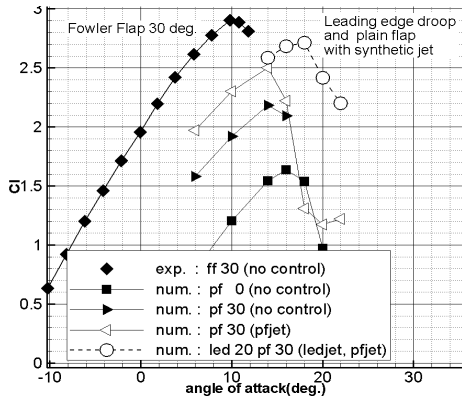


그림 14. Lift coefficient curves(ff:fowler flap, pf:plain flap, led:leading edge droop)

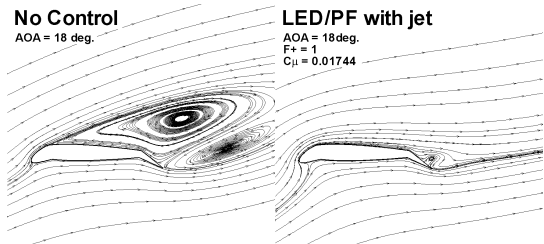


그림 15. Phase averaged streamline at separation control of leading edge droop and plain flap with synthetic jet

fowler flap[21]과 근사하게 나타남 알 수 있다. 그림 15에서 NACA23012 주변의 박리 유동을 효과적으로 제어 할 수 있음을 알 수 있고, 이 결과로 synthetic jet을 이용하여 fowler flap에

근접하게 공력 특성을 개선할 수 있을 것으로 판단된다.

III. 결 론

NACA23012 익형에 대하여 고받음각, 높은 레이놀즈수 영역에서 박리 제어를 수행하였다. 무차원 주파수가 1일 경우, synthetic jet이 박리점에 위치할 경우, synthetic jet 운동량이 증가 할수록 양력을 증가 시킬 수 있고, stall 특성을 개선 할 수 있음을 확인 하였다. 앞전 박리 제어로 stall 특성을 개선 할 수 있고, plain flap의 박리를 제어하여 전체적인 양력을 향상 시킬 수 있음을 확인 할 수 있었다. 앞전 박리와 plain flap 박리 제어를 동시에 적용하여, stall 특성의 개선과 최대 양력의 증가로, 현재 고양력 장치로 많이 사용되는 fowler flap의 대체 가능성을 확인 하였다. 그러나, synthetic jet actuator의 설계 및 제작 guide line을 제시하기 위하여 현실적인 jet 속도를 얻을 수 있는 방법을 찾아야 할 것이다. 또한, synthetic jet actuator의 형상에 따른 출구 jet 속도 분포와 운동량과의 관계를 파악 후, 익형에 적용시켜 기존의 synthetic jet actuator 모델을 보완해야 할 것이다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소 및 서울대학교 비행체특화연구센터 'MEMS 기술을 활용한 능동 유동제어 기술 연구'의 연구비 지원에 의한 연구 결과입니다.

참고문헌

- 1) F. G. Collins, and J. Zelenevits, "Influence of sound upon separated flow over wing", AIAA Journal, Vol. 13, No. 3, 1975.
- 2) A. Seifert, T. Bachar, I. Wygnanski, D. Koss and M. Shepshelovich "Oscillatory blowing, a tool to delay boundary layer separation", AIAA Journal, Vol. 31, No. 11, 1993.
- 3) A. Seifert, A. Darabi, B. Nishri and I. Wygnanski, "The Effects of Forced Oscillations on the Performance of Airfoils", AIAA paper 93-3264.
- 4) A. Seifert, A. Darabi and I. Wygnanski, "Delay of Airfoil Stall of Periodic Excitation",

Journal of Aircraft, Vol. 33, No. 4, 1999.

5) A. Seifert and L. G. Pack, "Oscillatory Control of Separation at High Reynolds Numbers", AIAA paper 98-0214.

6) A. Seifert, S. Eliahu, D. Greenblatt and I. Wygnanski, "Use of Piezoelectric Actuators for Airfoil Separation Control", AIAA Journal, Vol. 36, No. 8, 1998.

7) T. Naveh, A. Seifert, A. Tumin and I. Wygnanski, "Sweep Effect on Parameters Governing Control of Separation by Periodic Excitation", AIAA Journal, Vol 35, No. 3, 1998.

8) H. Nagib, "DARPA XV-15 TiltRotor Micro Adaptive Flow Control (MAFC) Flight Presentation", URL: <http://fdrc.iit.edu/research/nagibResearch.php> [cited 31 Oct. 2005].

9) D. Smith, M. Amitay, V Kibens, D Parekh and A. Glezer, "Modification of Lifting Body Aerodynamics using Synthetic Jet Actuators", AIAA paper 98-0209.

10) M. Amitay, B. L. Smith and A. Glezer, "Aerodynamic Flow Control using Synthetic Jet Technology", AIAA paper 98-0208.

11) L. D. Kral, J. F. Donovan, A. B. Cain and A. W. Cary, "Numerical Simulation of Synthetic Jet Actuators", AIAA paper 97-1824.

12) J. F. Donovan, L. D. Kral and A. W. Cary, "Active Flow Control Applied to an Airfoil", AIAA paper 98-0210.

13) L. D. Kral and D. Guo, "Characterization of Jet Actuators for Active Flow Control", AIAA paper 99-3578.

14) D. Guo, L. D. Kral and A. W. Cary, "Numerical Simulation of the Interaction of

Adjacent Synthetic Jet Actuators", AIAA paper 2000-2565.

15) B. R. Ravi, R. Mittal and F. M. Najjar, "Study of Three-Dimensional Synthetic Jet Flowfields using Direct Numerical Simulation", AIAA paper 2004-0091.

16) Rogers, S. E., and Kwak, D., "Upwind Differencing Scheme for the Time-Accurate Incompressible Navier-Stokes Equations", *AIAA Journal*, Vol. 28, No. 2, Feb. 1990.

17) Yoon, S. and Kwak, D., "Three-Dimensional Incompressible Navier-Stokes Solver Using Lower-Upper Symmetric-Gauss-Seidel Algorithm", *AIAA Journal*, Vol. 29, No. 6, 1991, pp. 874, 875.

18) Kim, C. S., Kim, C., Rho, O. H., "Parallel Computations of High-Lift Airfoil Flows Using Two-Equation Turbulence Models", AIAA Journal, Vol. 38, No. 8, 2000.

19) Kim, C. S., Kim, C., Rho, O. H., "Sensitivity Analysis for the Navier - Stokes Equations with Two-Equation Turbulence Models", AIAA Journal, Vol. 39, No. 5, 2001.

20) Kim, C. S., Kim, C., Rho, O. H., "Aerodynamic sensitivity analysis for turbulent flows on chimera overlaid grids", AIAA paper 2001-267, Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 39th, Reno, NV, Jan. 8-11, 2001.

21) C. J. Wenzinger and T. A. Harris, "Wind-Tunnel Investigation of an NACA23012 Airfoil with Various Arrangements of Slotted Flaps", NACA Report no. 664.

22) I. H. Abbott and A. E. Doenhoff, "Theory of wing sections", Dover Publications Inc.