

익형에서의 synthetic jet을 이용한 박리제어 mechanism

김 상 훈,¹ 김 우 레,¹ 홍 우 람,¹ 김 종 암²

SEPARATION CONTROL MECHANISM USING SYNTHETIC JET ON AIRFOIL

S.H. Kim,¹ W. Kim,¹ W. Hong¹ and C. Kim²

Separation control has been performed using synthetic jets on airfoil at high angle of attack. Computed results demonstrated that stall characteristics and control surface performance could be substantially improved by resizing separation vortices. It was observed that the actual flow control mechanism and flow structure is fundamentally different depending on the range of synthetic jet frequency. For low frequency range, small vortices due to synthetic jet penetrated to the large leading edge separation vortex, and as a result, the size of the leading edge vortex was remarkably reduced. For high frequency range, however, small vortex did not grow up enough to penetrate into the leading edge separation vortex. Instead, synthetic jet firmly attached the local flow and influenced the circulation of the virtual airfoil shape which is the combined shape of the main airfoil with the separation vortex. Theses results show the characteristic of unsteady flow of single synthetic jet. Beside, we researched on multi-array synthetic jet to obtain applicable synthetic jet velocity. Multi-location synthetic jet is proposed to eliminate small vortex on suction surface of airfoil. With the results, we concluded that the flow around airfoil is stable by high frequency synthetic jet with elimination of small vortex and confirmation of stable flow. Moreover, performance of multi-array/multi-location synthetic jet can be improved by changing phase angle of multi-location synthetic jet.

Key Words : 비압축성 유동(Incompressible Flow), 유동 제어(Flow Control), Synthetic 제트(Synthetic Jet)

1. 서 론

현대에는 시대의 변화에 따라 다양한 항공기가 개발이 되고 있다. 현재 개발 되었거나 차세대로 요구되는 항공기의 공통된 요구 조건은 다양한 임무를 수행 하는 상황에서 항공기의 성능을 공통적으로 향상 시키고자 하는 것이다. 그러나 기존의 양력 발생 시스템으로는 고성능/고효율 항공시스템의 설계 요구 조건을 충분히 만족시킬 수 없고, 이를 위해서는 적극적인 방법으로 유동제어를 수행할 필요성이 있다.

최근까지 양항비를 향상시키기 위하여 laminar flow control에 대한 많은 연구가 진행 되었다[1]. 이 연구에서 효과적인 유동 제어 방식으로 제시되는 suction type의 구동기는 현재 기술로 실제 항공기에 탑재를 하여 최대의 성능을 이끌어 내기엔 한계가 있는 것으로 알려져 있다.

유동제어를 더 효율적이고 정밀하게 하기 위한 방법으로, MEMS 장치를 이용한 유동 제어에 관한 연구가 1990년대 중반부터 최근까지 활발하게 진행되고 있다[2]. 그 중 synthetic jet은 실제 시스템화하여 탑재 가능성을 가지고 있고, 활발한 연구가 되고 있는 제어장치 중 하나이다.

1975년 Collins와 Zelenvitz는 음향 가진(acoustic excitation)으로 벽면근처의 유동장에 운동량을 공급 할 수 있음을 보인 이후[3], 다양한 익형에 대한 연구가 최근까지 활발하게 연구 되고 있다. 그 중 I. Wygnanski와 A. Seifert등에 의해 주도적인 연구가 수행 되고 있으며[4-9], DARPA는 Micro Active Flow Control Project를 통하여 XV-15의 제자리 비행 중의 항력을 성공적으로 감소시켰다[10]. A. Glezer 등은 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[11,12].

Synthetic jet을 이용한 유동제어에 대한 수치적 연구로 L. Kral 등은 2차원 비압축성 RANS (Reynolds Averaged

1. 서울대학교 기계항공공학부

2. 종신회원, 서울대학교 기계항공공학부

* Corresponding author, E-mail: chongam@snu.ac.kr

Navier-Stokes) 방정식을 이용하여, synthetic jet 내부 cavity를 해석하지 않고 흡입/분출에 대한 경계조건만으로 synthetic jet을 해석하였다[13-15]. 이 결과는 앞선 A. Glezer 등의 실험 데이터와 상당히 유사함을 보여줌으로써 RANS 방정식으로 synthetic jet actuator을 이용한 유동 제어 연구의 가능성을 보였다.

앞선 연구들은 대부분 낮은 레이놀즈수 영역에서 실험적 연구가 주로 수행 되었다. 상대적으로 실험적 연구방법으로 접근이 용이하고, 총류 유동의 난류로의 전이를 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.

선행 연구에서 높은 레이놀즈수 영역에서 고받음각의 익형에 장착된 synthetic jet의 박리 제어 특성을 연구하였다[16]. 여기서 높은 레이놀즈수 영역에서 synthetic jet을 이용한 박리 제어의 가능성과 그 특성을 파악하였다. 그러나 실제 장치에 적용가능하기 위하여 synthetic jet 속도를 감소시킬 필요성이 있음을 지적하였다.

본 연구에서는 synthetic jet 속도를 감소시키기 위해 multi-array synthetic jet을 NACA23012 익형에 적용하여 계산을 수행하였으며, 그 때의 앞진 박리에 대한 제어 특성을 살펴보았다. 또한 단일 location synthetic jet으로 박리 제어를 수행 할 경우, 익형 뒷면에 발생하는 작은 와동의 제거를 위하여 multi-location synthetic jet의 특성을 살펴보았다.

2. 본 론

2.1 지배방정식 및 수치기법

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

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

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

여기서 $(\bar{\quad})$ 는 레이놀즈 평균값을 나타낸다. 비정상 유동을 해석하기 위하여 각 sub-iteration마다. 연속방정식을 만족시키는 pseudo compressibility 방법[17]을 사용하였다. 비점성항을 계산하기 위하여 flux difference splitting 방법에 기초한 upwind differencing 방법을 사용하였고, 점성항은 중앙 차분하였다. LU-SGS 방법[18]을 사용하여 방정식을 풀었다. 난류

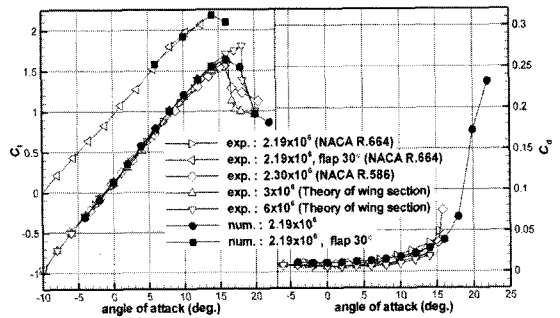


Fig. 1 Aerodynamic coefficients(no-control case)

유동장 해석을 위해서 $k-w$ SST 난류 모델을 사용하였다. 본 연구에서는 많은 연구를 통해 검증된 본 연구실의 in-house code를 사용하였다[19-21].

2.2 Synthetic jet 경계 조건

Synthetic jet 구동기를 모델링하기 위해서 흡입 및 분출 형태의 경계조건을 사용하였다. Synthetic jet의 속도 크기는 다음과 같이 정의하여 사용하였다.

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

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

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

L. Kral 등의 연구에 의하여 외부 유동장의 유동이 없을 경우 top-hat 형태의 속도 분포가 적절하다고 제안 하였다[13]. 본 연구에서는 L. Kral 이 제안한 top-hat 속도 분포를 사용하였으며, 이 모델은 synthetic jet 운동량이 난류 소산으로 외부 유동장에 전달되는 물리현상을 포함하고 있으므로 synthetic jet의 유동 제어 경향성을 파악하는데 적절하다고 판단된다.

2.3 Baseline case

본 연구에서 수치 계산으로 얻은 익형의 양력계수를 실험 데이터와 비교하여 보았다[22,23]. 레이놀즈수는 2.19×10^6 이다. Fig. 1에서 익형에서 박리가 발생하기 이전의 공력계수는 실험치와 일치하고 있음을 확인 할 수 있다. 그러나 실험치와 비교하여 박리가 발생하는 받음각이 조금 크게 나타나는 것을 확인 할 수 있다. 그러나 본 연구에서 목적으로 하고 있는 synthetic jet의 유동 제어 특성에 관한 것은 2차원 RANS 방정

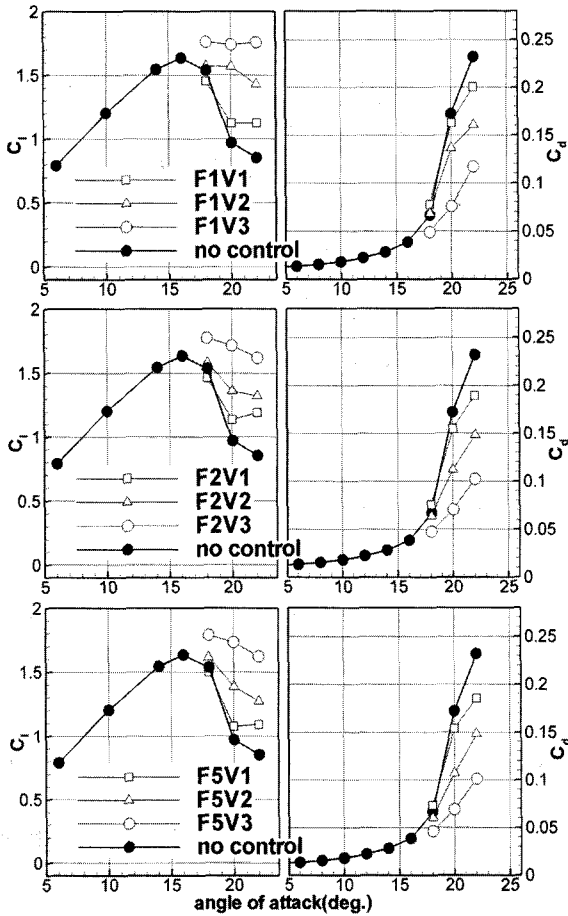


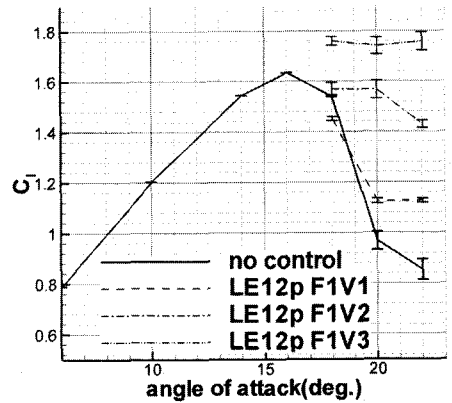
Fig. 2 Aerodynamic coefficients with single synthetic jet at 0.12c.

식이 포함하고 있는 물리적 특성으로 박리 발생과 그 경향을 충분히 모사 가능함을 확인 할 수 있다. 박리된 유동을 synthetic jet으로 제어하여, 그 박리된 유동이 synthetic jet으로부터 운동량을 공급받아 재부착 되거나 그 유동 구조가 바뀌는 정상적인 경향 파악은 가능하다고 판단된다.

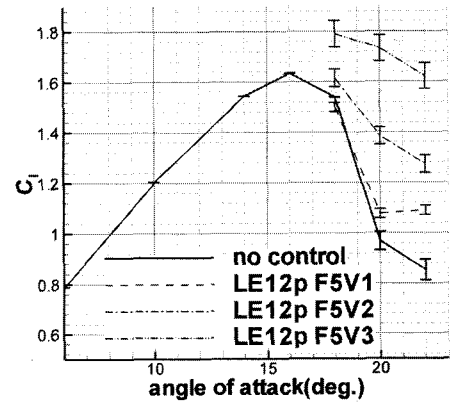
2.4 Separation control

Synthetic jet의 동작 특성을 연구하기 위하여, jet 속도는 자유류의 1/23배로, 진동수는 무차원 시간 기준으로 1/25로 계산을 수행 하였다. 본 연구에서 익형 표면과의 사이각은 23도로 유지하였다. 유입류 운동량에 따른 synthetic jet 운동량비와 무차원 주파수는 다음과 같다.

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



(a) $F+ = 1$



(b) $F+ = 5$

Fig. 3 Lift coefficient with single synthetic jet at 12% chord.

$$F+ = \frac{f c}{U_\infty} \quad (6)$$

여기서 h 는 slot 넓이, c 는 특성 길이, U_∞ 는 유입류 속도, A_{jet} 은 synthetic jet peak 속도, f 는 synthetic jet 진동수를 나타낸다. 무차원 주파수는 multi-array/multi-location synthetic jet의 경우 앞전에 가장 가까운 slot의 위치를 기준으로 무차원 주파수를 계산하였다.

그리고, 익형 표면으로부터 synthetic jet의 각도는 23도이다. Multi-array synthetic jet은 앞전에 가까운 slot과 익형의 표면과의 사이각을 23도로 유지하도록 위치시켰으며, multi-location synthetic jet에서는 각 위치에서 앞전에 가장 가까운 slot을 기준으로 하여, 그 위치에서 익형 표면과의 사이각이 23도가 되도록 하였다.

익형의 stall 지연 및 stall 특성의 개선을 위하여 받음각

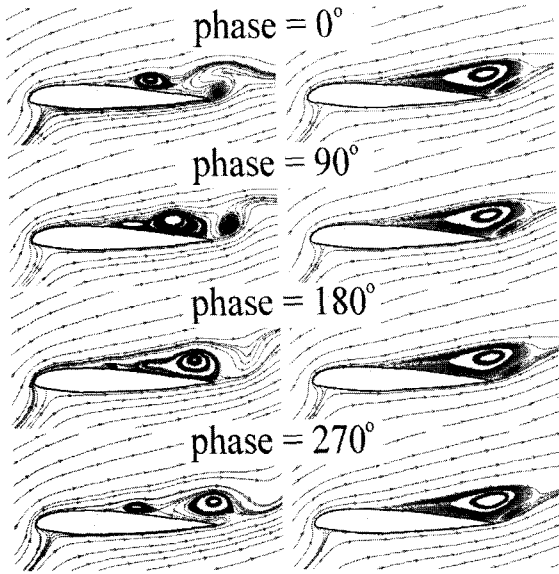


Fig. 4 Phase-locked streamlines of single synthetic jet (AOA 22).

18/20/22 도에서 박리 제어를 수행하였다. 그림에서 표현을 단순화 하기위하여 F1을 무차원 주파수가 1일 경우로 나타내었고, F2는 무차원 주파수가 2, F5는 무차원 주파수가 5일 경우를 나타낸다. V는 synthetic jet의 peak 속도를 나타내고, V1는 유입류 속도의 값과 동일하다. V2는 유입류 속도의 두 배이며, V3는 유입류 속도의 세 배의 synthetic jet peak 속도를 갖는다. G는 multi-array synthetic jet에서 slot 사이의 간격을 나타낸다. G1는 slot 넓이와 동일한 간격으로 배열 되어있음을 나타내고 G2는 slot 넓이의 두 배의 간격으로 배열되어 있음을 나타낸다. LE12p는 앞전에서 12% 떨어진 위치에 기준이 되는 맨 앞 slot이 위치해 있음을 나타낸다.

2.5 Single synthetic jet

Fig. 2는 양력과 항력 계수 곡선을 나타내고 있다. 동일한 무차원 주파수일때, synthetic jet 운동량이 증가할수록 양력 향상이 크게 됨을 확인할 수 있다. 그리고, F+가 1일 경우(F1)가 다른 F+에 비하여 양력 향상이 더 크게 발생함을 확인할 수 있고, 상대적으로 작은 운동량으로 유동 박리 제어에 효과적인 것을 확인할 수 있다.

Fig. 3과 Fig. 4에서 받음각이 22도일 경우, synthetic jet peak 속도가 유입류 속도의 3배일 경우(V3), F+가 1일때 앞전 박리는 효과적으로 제어 되고, 익형의 뒷면에 작은 와동이 발생하여 양력계수가 주기적으로 진동 하는 것을 확인할 수 있다. 이 진동하는 공력계수의 폭은 제어를 하지 않았을 경우와 비교하여 거의 동일함을 알 수 있다. 반면 F+가 2일 경우는 F+가 1일 경우와 비교하여 박리 제어가 효과적이지 못하

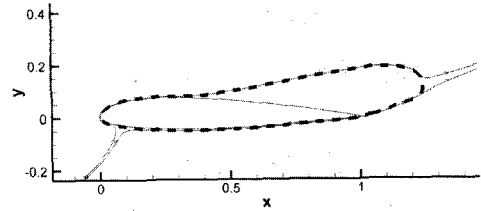


Fig. 5 A path along the 'virtual' airfoil shape for circulation calculation (AOA 22, F1V3/LE12P).

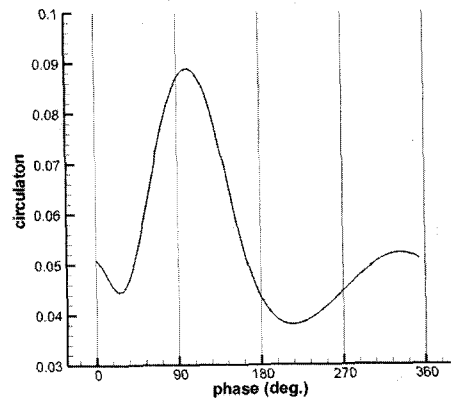


Fig. 6 Circulation along the 'virtual' airfoil shape.

여, 익형 뒷부분의 박리 유동이 상대적으로 크다. 그리고 synthetic jet의 주기가 반으로 줄어들어 상대적으로 작은 크기의 와동을 발생시킨다. 즉, 뒷전의 박리유동은 더 커졌고, 앞쪽의 작은 와동은 더 작아졌다. 이것은 뒷전의 박리 유동을 교란할 만큼의 크기를 갖고 있지 못하므로, 생성되면서 바로 뒤쪽의 박리유동으로 흡수가 된다. 그러므로 F+가 1인 경우에 비하여 상대적으로 공력계수 진동폭이 작다는 것을 알 수 있다.

2.6 Flow control mechanism

앞 절의 결과에서 F+가 5인 경우는 앞선 두 경우에 비해 synthetic jet의 주기가 짧으므로 뒷전의 박리 유동을 교란하지 못하고, synthetic jet 위치의 뒷부분인 국부적 위치에서 유동 박리를 확실하게 제어한다. 이 경우 같은 시간동안 공급된 에너지가 앞선 두 경우에 비해 크기 때문에 뒷전 박리 유동에 에너지를 공급하게 되고, 이런 분출/흡입 운동으로 인하여 양력계수의 주기적인 진동폭이 상대적으로 큰 것을 확인할 수 있다. 뒤의 박리유동은 안정적으로 익형 뒷면에 부착되어 있고, Fig. 5, 6과 같이 공급된 에너지는 익형의 circulation(Γ)을 순간적으로 증가시키는 역할을 하게 된다. 그리고 흡입하는

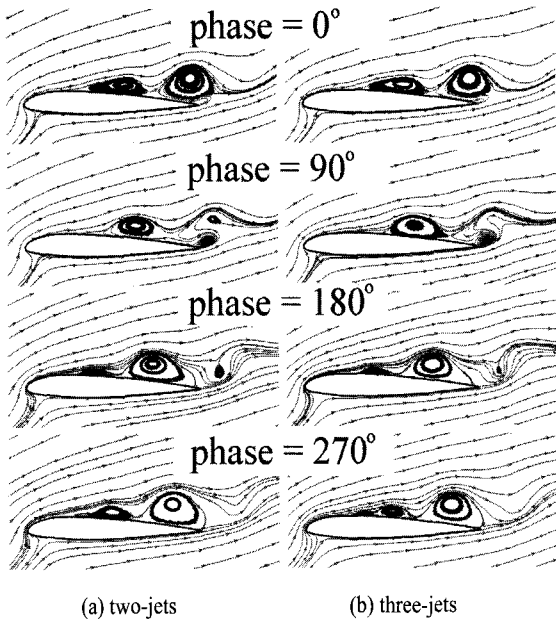


Fig. 7 Phase-locked streamline pattern with a multi-array synthetic jet (AOA=22, F1V2).

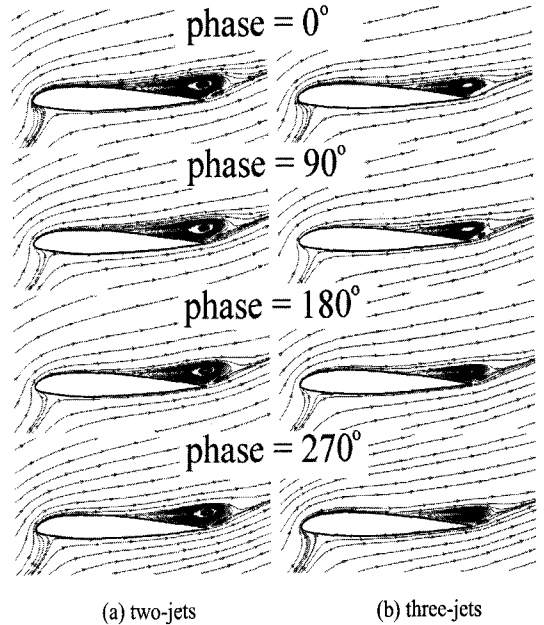


Fig. 8 Phase-locked streamline of multi-array/multi-location synthetic jet (AOA=22, F5V2/LE12p/LE30p).

순간 circulation을 순간적으로 감소시키게 된다. 그러므로 $F+$ 가 5인 경우, 다른 두 경우에 비해 진동폭이 큰 것을 알 수 있다.

Synthetic jet peak 속도가 유입류 속도의 2,3배일 경우 박리 제어를 통하여 stall 특성을 개선할 수 있는 것을 확인 할 수 있다. 박리가 발생하지 않은 부분에서의 synthetic jet의 구동은 박리를 유발하여 특성이 더 나빠지는 경우도 발생할 수 있다. synthetic jet을 실제 기체에 적용하기 위하여, peak 속도를 가능한 낮게 유지 시킬 수 있어야 한다. 이는 peak 속도와 관련 있는 synthetic jet의 멤브레인의 변위 폭을 감소시킬 수 있고, 이 경우 현재 알려진 synthetic jet type의 소형화를 가져올 수 있다. 이를 위하여 속도를 낮춘 synthetic jet을 국부적으로 배열하여 그 특성을 파악해 보았다.

2.7 Multi-array/multi location synthetic jet

기본적인 multi-array synthetic jet의 slot 사이 간격은 slot 넓이만큼($G1$)로 하였다. 먼저 받음각 22도에서, 두 개(J2)와 세 개(J3) synthetic jet을 나란히 배열하여 그 특성을 파악해 보았다. Fig. 7에서 볼 수 있듯이, 유입류 속도의 2배에 해당하는 synthetic jet peak 속도를 갖는 multi-array synthetic jet으로 단일 synthetic jet에 유입류 속도 3배에 해당하는 속도로 제어한 것에 가까운 결과를 나타냄을 확인 할 수 있었다. 주기적으로 진동하는 공력계수의 진폭도 단일 synthetic jet의 경우와 유사한 것을 알 수 있다.

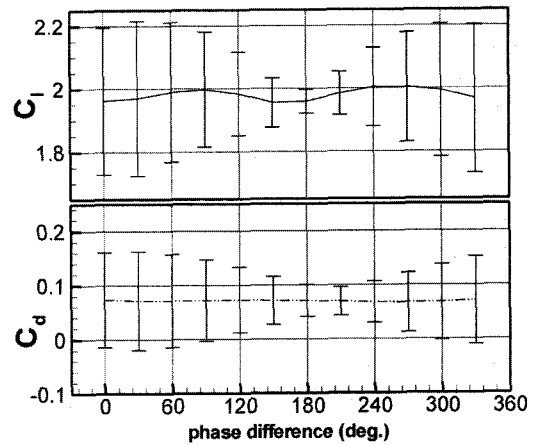


Fig. 9 Aerodynamic coefficients in terms of phase angle (multi-array/multi-location synthetic jet).

Fig. 7에서 multi-array synthetic jet에서도 익형 윗면에 작은 와동이 생겨 뒷전에 생기는 박리 유동을 교란하여 양력을 증가시키는 역할을 한다는 것을 확인 할 수 있다. 3jet의 경우 공급되는 에너지의 양이 2jet의 경우에 비해 많아서 약간의 양력 증가가 더 발생하는 것을 알 수 있다. 그러나 익형 윗면에 작은 와동은 존재하고 박리 유동 자체가 상당히 불안정하게 떨어져 나가는 현상을 갖고 있다.

이 현상의 경우 외부 교란에 의해 원하지 않는 유동현상



이 발생할 가능성을 갖고 있기 때문에, 효과적인 제어를 위하여 국부적으로 확실하게 박리를 제거 할 수 있는 방법이 요구된다. 앞의 결과로 부터 F+가 1일 경우 양력 향상이 가장 크게 된다는 것을 확인하였고, F+가 5로 상대적으로 주파수가 클 경우 박리유동을 국부적으로 확실하게 제어 할 수 있음을 확인하였다. 그러므로 이러한 익형 뒷면에 발생하는 와동을 제거 하기위하여 높은 주파수의 synthetic jet을 이용하여 multi-location synthetic jet의 특성을 파악해 보았다.

2jet과 3jet을 이용하여 multi-location jet에 대한 특성을 파악하였다. 앞선으로부터 코드의 12%와 30%에 장착된 multi-array synthetic jet은 서로 같은 주기로 동작하게 된다 (Fig. 8참조). 이것으로 인하여 국부적인 유동장에 동일한 무차원 주파수로 모멘텀을 공급하게 되기 때문에 공력계수의 주기적인 진폭은 커지게 된다. 즉, 동시에 박리유동을 제어하면서, 분출로 인하여 익형에 뒷면의 국부적인 속도를 증가함으로써 circulation을 증가시키는 역할을 하게 된다.

박리 제어로 전체적으로 양력계수는 증가함을 알 수 있지만 synthetic jet으로 인한 공력계수의 진동폭은 제어를 하지 않은 경우에 비해서 상당히 크게 증가하였다. 그 원인은 익형 뒷부분에 안정적인 박리 유동을 유지시키면서 분출로 circulation을 증가시키고 흡입으로 circulation을 다소 감소시키는 과정을 통해서 나타난 것으로 판단된다. 이것은 항공기의 안정성에 문제가 되는 요인이므로 각 multi-array synthetic jet 간의 phase 특성을 이용하여 그 진동폭을 제어 할 수 있는지 그 특성을 파악해 보았다.

Fig 9에서 multi-location synthetic jet phase가 180도 일 경우 제어를 하지 않았을 때의 수준으로 공력계수의 진폭이 줄어 든 것을 확인 할 수 있었다. 이것은 앞선으로부터 12%에 위치한 multi-array synthetic jet과 30% 위치에 있는 jet과 서로 번갈아 가면서 흡입/분출을 하기 때문이다. 이것으로써 circulation이 서로 상쇄되는 효과를 가져 옴으로 인해서 양력계수의 진동 폭이 감소된 것으로 판단된다.

3. 결 론

NACA23012 익형에 대하여 고받음각, 높은 레이놀즈수 영역에서 박리 제어를 수행하였다. 앞선 12%에 위치한 synthetic jet에 의해 발생하는 작은 와동이 박리제어 및 양력 증가에 큰 영향을 미치지지만, 작은 와동을 multi-location synthetic jet을 이용하여, 국부적으로 발생하는 박리를 제거하여 안정된 유동을 확보할 수 있음을 확인 하였다. 그리고 F+가 5인 경우 흡입/분출을 이용하여 순간적으로 익형 주변에 circulation을 증가시켜 양력계수의 진동폭이 커지는 것을 확인 할 수 있었고, 이 현상은 multi-location synthetic jet의 phase angle을 이용하여 제어 할 수 있음을 확인 하였다.

후 기

본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소의 지원 (계약번호 UD070041AD), 산업자원부 지원으로 수행하는 21세기 프론티어 연구사업(스마트무인기기술개발)과 한국과학기술정보연구원의 '슈퍼컴퓨팅 응용연구 전략지원 프로그램'을 통해 수행되었습니다. 컴퓨팅 자원을 제공해 준 슈퍼컴퓨팅센터와 기술 지원을 해 준 이 석 박사에게 감사드립니다.

참고문헌

- [1] 1998, Joslin, R.D., "Aircraft Laminar Flow Control", *Annual Review of Fluid Mechanics*, Vol.30.
- [2] 2000, Ga-del-Hak, M., "Flow control : passive, active, and reactive flow management", *Cambridge University Press*.
- [3] 1975, Collins, F.G. and Zelenevits, J., "Influence of sound upon separated flow over wing", *AIAA Journal*, Vol.13, No.3.
- [4] 1993, Seifert, A., Bachar, T., Wygnanski, I., Koss, D. and Shephselovich, M., "Oscillatory blowing, a tool to delay boundary layer separation", *AIAA Journal*, Vol.31, No.11.
- [5] 1993, Seifert, A., Darabi, A., Nishri, B., and Wygnanski, I., "The Effects of Forced Oscillations on the Performance of Airfoils", *AIAA paper 93-3264*.
- [6] 1999, Seifert, A., Darabi, A., and Wygnanski, I., "Delay of Airfoil Stall of Periodic Excitation", *Journal of Aircraft*, Vol.33, No.4.
- [7] 1998, Seifert, A., and Pack, L.G., "Oscillatory Control of Separation at High Reynolds Numbers", *AIAA paper 98-0214*.
- [8] 1998, Seifert, A., Eliahu, S., Greenblatt D., and Wygnanski, I., "Use of Piezoelectric Actuators for Airfoil Separation Control", *AIAA Journal*, Vol.36, No.8.
- [9] 1998, Naveh, T., Seifert, A., Tumin, A. and Wygnanski, I., "Sweep Effect on Parameters Governing Control of Separation by Periodic Excitation", *AIAA Journal*, Vol.35, No.3.
- [10] 2005, Nagib, H., "DARPA XV-15 TiltRotor Micro Adaptive Flow Control (MAFC) Flight Presentation", URL: <http://fdrc.iit.edu/research/nagibResearch.php>.
- [11] 1998, Smith, D., Amitay, M., Kibens, V., Parekh D. and Glezer, A., "Modification of Lifting Body Aerodynamics using Synthetic Jet Actuators", *AIAA paper 98-0209*.
- [12] 1998, Amitay, M., Smith, B.L. and Glezer, A., "Aerodynamic Flow Control using Synthetic Jet Technology", *AIAA paper 98-0208*.

- [13] 1997, Kral, L.D., Donovan, J.F., Cain, A.B. and Cary, A. W., "Numerical Simulation of Synthetic Jet Actuators", *AIAA paper 97-1824*.
- [14] 1998, Donovan, J.F., Kral, L.D. and Cary, A.W., "Active Flow Control Applied to an Airfoil", *AIAA paper 98-0210*.
- [15] 1999, Kral L.D. and Guo, D., "Characterization of Jet Actuators for Active Flow Control", *AIAA paper 99-3578*.
- [16] 2006, Kim, S.H. and Kim, C., "Flow Control using Synthetic jet on NACA23012", *KSAS Journal*, Vol.34, No.6.
- [17] 1990, Rogers, S.E., and Kwak, D., "Upwind Differencing Scheme for the Time-Accurate Incompressible Navier-Stokes Equations," *AIAA Journal*, Vol.28, No.2.
- [18] 1991, Yoon, S. and Kwak, D., "Three-Dimensional Incompressible Navier-Stokes Solver Using Lower-Upper Symmetric Gauss-Seidel Algorithm," *AIAA Journal*, Vol.29, No.6, pp.874~875.
- [19] 2000, 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.
- [20] 2001, 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.
- [21] 2001, 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.
- [22] Wenzinger, C.J. and Harris, T.A., " Wind-Tunnel Investigation of an NACA23012 Airfoil with Various Arrangements of Slotted Flaps", *NACA Report*, No. 664.
- [23] Abbott, I.H. and Doenhoff, A.E., "Theory of wing sections", *Dover Publications Inc.*