

고받음각의 NACA23012익형에서 synthetic jet을 이용한 박리 제어 연구

김 상 훈^{1*}, 김 종 암², 김 규 흥²

SEPARATION CONTROL USING SYNTHETIC JET ON NACA23012 AT HIGH ANGLE OF ATTACK

S. H. Kim, C. Kim, K. H. Kim

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 improved through resizing separation vortices. Stall is delayed and stall characteristics are improved when synthetic jet is applied from separation region of leading edge droop. Control surface effectiveness is increased and lift is increased when synthetic jet applied at the flap leading edge region. The results show that 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.

Key Words: 비압축성 유동(Incompressible Flow), 유동 제어(Flow Control), Synthetic 제트(Synthetic Jet), 앞전 droop(Leading Edge Droop), Flain 플랩(Plain Falp)

1. 서 론

높은 양력을 안전하게 얻을 수 있는 항공기는 이륙거리와 착륙거리를 감소시킬 수 있고, 항공기 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. 유동제어 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 유동제어뿐만 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 벽면근

처의 유동장에 운동량을 공급 할 수 있음을 보였다[1]. 이를 시작으로 다양한 익형에 대한 연구가 최근까지 활발하게 연구되고 있다. 그 중 I. Wygnanski와 A. Seifert 등에 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. A. Glezer 등은 synthetic jet을 이용하여 cylinder, Clark-Y 등 익형에 대해 synthetic jet의 위치, 진동수와 jet 속도의 크기 등의 parameter에 대한 실험을 수행하였고, 두 개의 synthetic jet을 나란히 장치하여 진동 주기의 차이를 이용하여 jet의 thrust vectoring을 보였다[8,9]. 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 jet 을 해석하였다[10-13]. 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[14]. 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 수행되어야 할 분야임을 제시하였다.

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

Synthetic jet actuator를 NACA23012 익형에 적용하여 계산을 수행하였으며, 앞진 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 탑재해야 하는 fowler flap을 상대적으로 간단하고 가벼운 기계장치로 동작하는 plain flap으로 대체하여 대형 항공기에 대한 무게의 감소로 인한 성능 향상 및 운용비 절감에 큰 효과를 가져 올 것으로 생각된다. 또한 현실적으로 구현 가능한 jet 속도를 얻기 위한 multi synthetic jet의 적용 가능성을 판단해 보았다.

2. 지배방정식 및 수치기법

본 연구에서는 2차원 비정상 비압축성 RANS 방정식을 이용하여 해석을 수행하였다. 지배 방정식은 다음과 같다.

$$\nabla \cdot \bar{u} = 0 \quad (1)$$

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

여기서 $(\bar{\quad})$ 는 레이놀즈 평균값을 나타낸다. 비정상 유동을 해석하기 위하여 각 sub-iteration마다 연속방정식을 만족시키는 pseudo compressibility 방법을 사용하였다. 비점성항을 계산하기 위하여 flux difference splitting 방법에 기초한 upwind differencing 방법을 사용하였고, 점성항은 중앙 차분 하였다. LU-SGS를 사용하여 방정식을 풀었다. 난류 유동장 해석을 위해서 $k-w$ SST 난류 모델을 사용하였다.

3. 계산 결과 및 분석

3-1. Synthetic jet actuator 경계 조건

Synthetic jet actuator를 모델링하기 위해서 흡입/분출 형태의 경계조건을 사용하였다. Jet의 속도 크기는 다음과 같이 정의하여 사용하였고, 본 연구에서 익형 표면과의 사이각은 23도로 유지하였다.

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

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

$$f(\eta) = \begin{cases} 1 \\ \sin(\pi\eta) \\ \sin^2(\pi\eta) \end{cases} \quad (4)$$

L. Kral 등의 연구에 의하여 외부 유동장이 없을 경우 top-hat 형태의 속도 분포가 적절하다고 제안 하였다[10]. 그리고, 노종민 등[15]의 연구에서 외부 유동장이 있을 경우 jet 출구 속도 분포가 변하게 됨을 지적 하였다. 그러나 jet 출구의 깊이 및 넓이 등의 형상에 대한 특성 파악이 되지 않았기 때문에, jet 출구 형상에 대한 불확실성을 포함 하지 않기 위하여 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.

3-2. NACA23012 baseline case

본 연구에서 수치 계산으로 얻은 plain airfoil과 plain flap을 30도 작동시킨 익형의 양력계수를 실험 데이터와 비교하여

보았다[16,17]. 레이놀즈수는 2,190,000이며, 완전 난류 유동으로 생각할 수 있다. Synthetic jet을 이용하여 제어해야할 유동은 highly separated 유동으로 유동 자체의 특성이 3차원 난류 구조를 가지고 있으므로, 2D RANS 방정식으로 정확한 정량적인 해를 얻기는 어렵다. 그러나 2D RANS 방정식이 포함하고 있는 물리적 특성으로 박리 발생과 그 경향은 충분히 묘사 가능함을 확인 할 수 있었고, 2D synthetic jet으로 박리된 유동을 제어하여 그 박리된 유동이 synthetic jet으로부터 운동량을 공급받아 재부착 되거나 그 유동 구조가 바뀌는 정상적인 경향 파악은 충분히 가능하다고 판단된다.

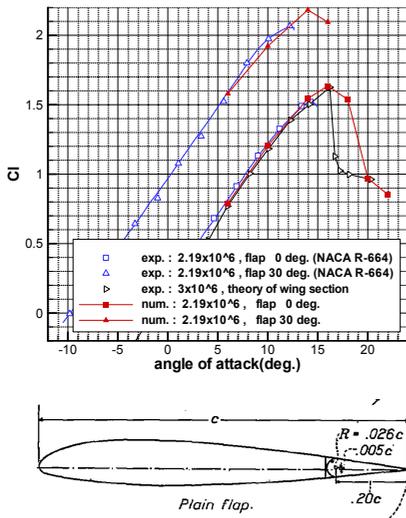


Fig. 1 Lift coefficient curves and geometry of NACA23012 airfoil with plain flap

3-3. NACA23012 박리 제어

Synthetic jet의 동작 특성을 연구하기 위하여, jet 속도는 자유류의 1/23배로, 진동수는 무차원 시간 기준으로 1/25배로 계산을 수행 하였다. 무차원 진동수는 앞전 박리 제어의 경우 코드길이를 기준으로 구하였고, plain flap 박리 제어의 경우 flap 길이를 기준으로 하였다. 유입류 운동량에 따른 synthetic jet 운동량비와 무차원 주파수는 다음과 같다.

$$C_{\mu} = \frac{h}{c} \left(\frac{A_{jet}}{U_{\infty}} \right)^2, F+ = \frac{fc}{U_{\infty}} \quad (5)$$

여기서 h 는 slot 넓이, c 는 대표 길이, U_{∞} 는 유입류 속도, A_{jet} 은 synthetic jet peak 속도, f 는 synthetic jet 진동

수 이다. Plain airfoil의 stall 특성의 개선을 위하여 받음각 18/20/22 도에서 앞전 박리 제어를 수행하였다. Plain flap은 30도 작동 시켰으며, flap 이 시작되는 부분에서 박리가 발생하므로, 이것을 제어하여 양력을 증가시키기 위하여 받음각 6도 부터 박리 제어를 수행 하였다.

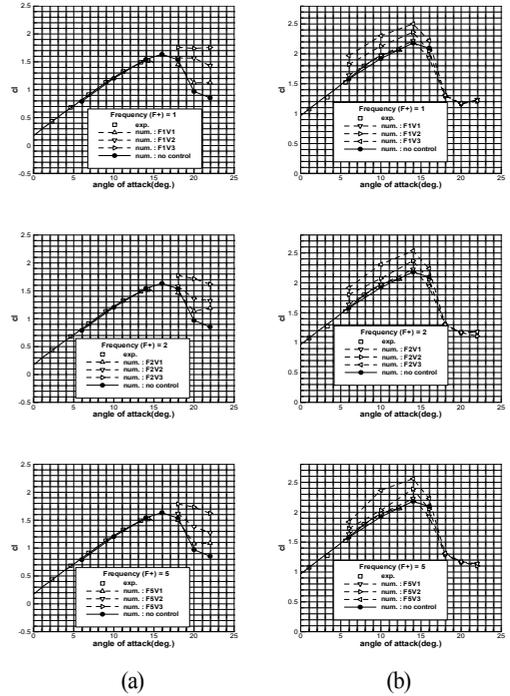


Fig. 2 Lift coefficient curves at flow control (a) Leading edge synthetic jet (b) Plain flap synthetic jet

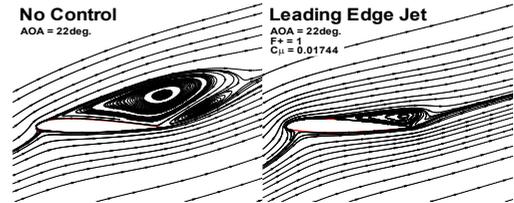


Fig. 3 Streamline at separation control on leading edge

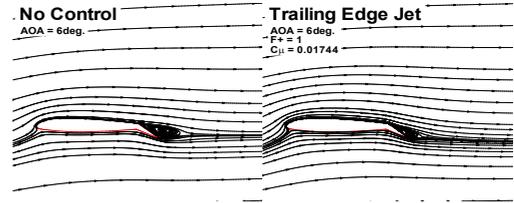


Fig. 4 Streamline at separation control on plain flap

3-3-1. 앞전 박리 제어

Synthetic jet은 12% 코드에 위치 시켰으며, 표면으로부터

설계 및 제작 guide line을 제시하기 위하여 현실적인 jet 속도를 얻을 수 있는 방법으로 multi synthetic jet의 제어 가능성을 확인하였다. Synthetic actuator의 형상에 따른 출구 jet 속도 분포와 운동량과의 관계 및 actuator의 개수와 분포경우에 따른 특성 파악 후, 익형에 적용시켜 기존의 synthetic jet actuator 모델을 보완해야 할 것이다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소 및 서울대학교 비행체특화연구센터의 연구비 지원에 의한 연구결과입니다.

참고문헌

- [1] F.G. Collins, and J. Zelenevits, 1975, "Influence of sound upon separated flow over wing", *AIAA Journal*, Vol.13, No.3.
- [2] A. Seifert, T. Bachar, I. Wygnanski, D. Koss and M. Shepshelovich 1993, "Oscillatory blowing, a tool to delay boundary layer separation", *AIAA Journal*, Vol.31, No.11.
- [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, 1999, "Delay of Airfoil Stall of Periodic Excitation", *Journal of Aircraft*, Vol. 33, No.4.
- [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, 1998, "Use of Piezoelectric Actuators for Airfoil Separation Control", *AIAA Journal*, Vol.36, No.8.
- [7] T. Naveh, A. Seifert, A. Tumin and I. Wygnanski, 1998, "Sweep Effect on Parameters Governing Control of Separation by Periodic Excitation", *AIAA Journal*, Vol.35, No.3.
- [8] D. Smith, M. Amitay, V. Kibens, D. Parekh and A. Glezer, "Modification of Lifting Body Aerodynamics using Synthetic Jet Actuators", *AIAA paper 98-0209*.
- [9] M. Amitay, B.L. Smith and A. Glezer, "Aerodynamic Flow Control using Synthetic Jet Technology", *AIAA paper 98-0208*.
- [10] L.D. Kral, J.F. Donovan, A.B. Cain and A.W. Cary, "Numerical Simulation of Synthetic Jet Actuators", *AIAA paper 97-1824*.
- [11] J.F. Donovan, L.D. Kral and A.W. Cary, "Active Flow Control Applied to an Airfoil", *AIAA paper 98-0210*.
- [12] L.D. Kral and D. Guo, "Characterization of Jet Actuators for Active Flow Control", *AIAA paper 99-3578*.
- [13] D. Guo, L.D. Kral and A.W. Cary, "Numerical Simulation of the Interaction of Adjacent Synthetic Jet Actuators", *AIAA paper 2000-2565*.
- [14] B.R. Ravi, R. Mittal and F.M. Najjar, "Study of Three-Dimensional Synthetic Jet Flowfields using Direct Numerical Simulation", *AIAA paper 2004-0091*.
- [15] 노종민, 김종암, 2005, "Synthetic Jet Actuator를 이용한 능동 유동 제어", *한국전산유체공학회 춘계 학술 발표대회*.
- [16] C.J. Wenzinger and T.A. Harris, "Wind-Tunnel Investigation of an NACA23012 Airfoil with Various Arrangements of Slotted Flaps", *NACA Report no. 664*.
- [17] I.H. Abbott and A.E. Doenhoff, "Theory of wing sections", *Dover Publications Inc.*