KSAS06-2103

Synthetic Jet을 이용한 NACA23012익형에서 박리 제어 연구

Separation Control using Synthetic Jet on NACA23012

김상훈*, 김종암(서울대학교)

1. 서 론

항공기의 형상과 구조를 변형시킴으로써 양력을 증가시키거나 항력을 감소시키려는 시도는 라이트 형제가 비행에 성공하면서부터 현재까지 계속되어 왔다. 현대에는 시대의 변화에 따라 다양한 목적에 이용할 수 있는 항공기가 개발이 되고 있다. 현재 개발 되었거나 차세대에 요구되는 항공기들의 공통된 요구 조건은 다양한 임무를 수행 하는 상황에서 항공기의 성능을 전반적으로 향상 시키고자 하는 것이다. 그 주요 항목으로 양항비를 들 수 있다. 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 층류 유동 제어에 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. 그리고, 90년대 중반부터 최근까지, 유동제어를 더 효율적이고 정밀하게 하기 위한 방법으로, MEMS 장치를 이용한 유동 제어에 관한 연구가 활발하게 진행되고 있다[2]. 그 중 실제 시스템화하여 탑재 가능성을 가지고 있고, 활발한 연구가 되고 있는 제어장치 중 하나는 synthetic jet 이다[3-5].

Synthetic jet에 대한 연구는 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 항공시스템 운용에서 유동 제어 방법의 실현 가능성을 판단하는 기준이 될 것으로 생각된다. 본 연구에서 높은 레이놀즈수 영역에서 고받음각의 NACA23012 익형에 장착된 synthetic jet의 박리 제어 특성을 연구하였다.

2. 본 론

2.1 지배방정식 및 수치기법

2차원 비정상 비압축성 RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes)방정식을 이용하여 해석을 수행하였다. 비압축성 유동 해석을 위하여 pseudo compressibility 방법을 사용하였다[6]. 비점성항을 계산하기 위하여 flux difference splitting 방법에 기초한 upwind differencing 방법을 사용하였고, 점성항은 중앙 차분 하였다. LU-SGS 방법을 사용하여 방정식을 풀었다[7]. 난류 유동장 해석을 위해서 $k-w$ SST 난류 모델을 사용하였다. 본 연구에서는 많은 연구를 통해 검증된 본 연구실의 in-house code를 사용하였다[8].

2.2 Synthetic jet 경계 조건

Synthetic jet을 모델링하기 위해서 흡입 및 분출 형태의 경계조건을 사용하였고, 속도 크기는 다음과 같이 정의하여 사용하였다.

$$u_{jet}(\xi, \eta = 0, t) = A_j\, f(\eta) \sin(wt) \quad (1)$$

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

여기서 $f(\eta)$는 jet 출구에서의 속도 분포를 나타내는 함수이다. 본 연구에서는 L. Kral 이

제안한 top-hat 속도 분포를 사용하였다[5].

2.3 NACA23012 baseline case

본 연구에서 수치 계산으로 얻은 익형의 양력 계수를 실험 데이터와 비교하여 보았다[9,10]. 레이놀즈수는 2.19×10^6이며, 이때 완전 난류 유동으로 생각할 수 있다. 그림 1에서 익형에서 박리가 발생하기 이전의 공력값은 실험치와 일치하고 있고, 박리가 발생하는 받음각이 실험치와 비교하여 조금 크게 나타나는 것을 확인 할 수 있다. 그러나 synthetic jet의 유동 제어 특성에 관한 것은 2차원 RANS 방정식이 포함하고 있는 물리적 특성으로 박리 발생과 그 경향을 충분히 모사 가능함을 확인 할 수 있다.

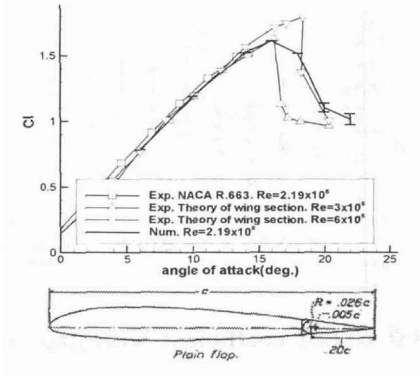


그림 1. Cl curve and geometry of NACA23012 airfoil

2.4 Control parameters

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

$$c_\mu = \frac{h}{c}\left(\frac{A_{jet}}{U_\infty}\right)^2 \tag{3}$$

$$F+ = \frac{fc}{U_\infty} \tag{4}$$

여기서 h는 slot 넓이, c는 특성 길이, U_∞는 유입류 속도, A_{jet}은 synthetic jet peak 속도, f는 synthetic jet 진동수를 나타낸다.

2.5 Single synthetic jet

그림 2은 양력 계수 곡선을 나타내고 있다. 동일한 무차원 주파수일때, synthetic jet 운동량이 증가할수록 양력 향상이 크게 됨을 확인 할 수 있다. 그리고, F+가 1일 경우(F1)가 다른 F+에 비하여 양력 향상이 더 크게 발생함을 확인 할 수 있다.

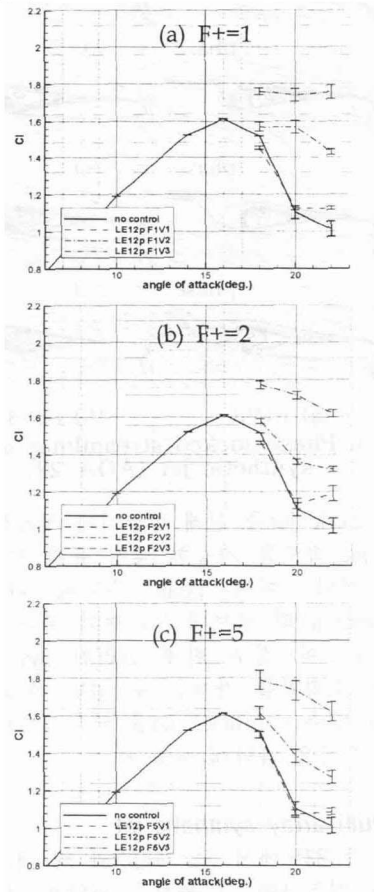
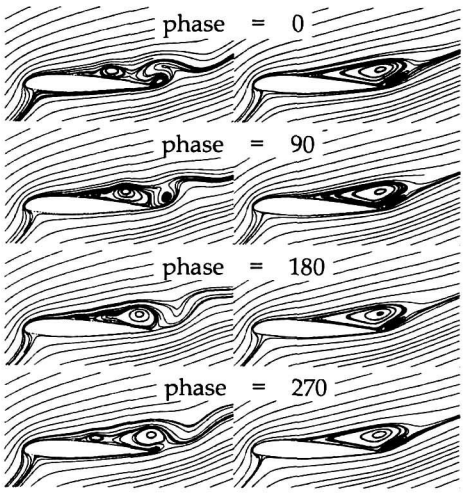


그림 2. Cl curves of single synthetic jet

무차원 주파수에 따라 유동 제어 현상을 두가지로 나눌 수 있다. 그림 3(a)에서 F+가 1일 때 익형의 윗면에 작은 와동이 발생하여 앞전 박리의 크기가 작아져 양력이 증가한다. F+가 5인 경우는 jet의 주기가 짧으므로 뒷전의 박리 유동을 교란하지 못하고, jet 위치의 뒷부분인 국부적 위치에서 유동 박리를 확실하게 제어한다. 그림 3(b)와 같이 박리유동은 안정적으로 익형 윗면에 부착되어 있고, 공급된 에너지는 익형의 circulation을 순간적으로 증가시키는 역할을 하

게 된다. 그리고 흡입하는 순간 circulation을 순간적으로 감소시키게 된다. 그러므로 다른 경우에 비해 진동폭이 큰 것을 알 수 있다.



(a) F1V3 (b) F5V3

그림 3. Phase-locked streamlines of single synthetic jet (AOA=22)

Synthetic jet을 실제 항공기에 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.

2.6 Multi-array synthetic jet

받음각 22도에서, 두 개(J2)와 세 개(J3) jet을 나란히 배열하여 그 특성을 파악해 보았다. 그림 4에서 볼 수 있듯이, 유입류 속도의 2배에 해당하는 jet peak 속도를 갖는 multi-array jet으로 단일 jet에 유입류 속도 3배에 해당하는 속도로 제어한 것에 가까운 결과를 나타냄을 확인 할 수 있다.

그러나 앞에서 언급한 것과 같이, 무차원 주파수가 1인 경우 작은 와동이 생성된다. 이 현상의 경우 외부 교란에 의해 원하지 않는 유동 현상이 발생할 가능성을 갖고 있기 때문에, 효과적인 제어를 위하여 국부적으로 확실하게 박리를 제거 할 수 있는 방법이 요구된다. 이러한 익형 윗면에 발생하는 와동을 제거 하기위하여 높은 주파수의 jet을 이용하여 multi-location synthetic jet의 특성을 파악해 보았다.

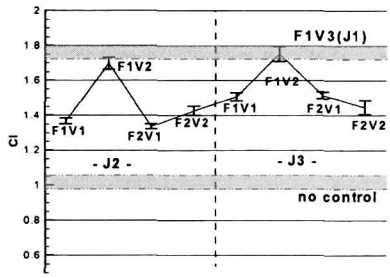


그림 4. Lift coefficient at flow control (multi-arrray synthetic jet)

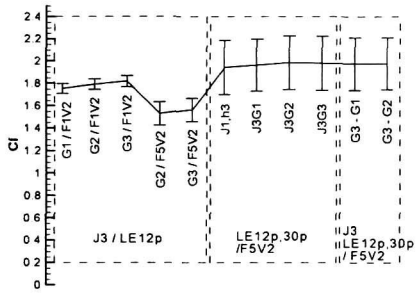


그림 5. Lift coefficient with gap effect

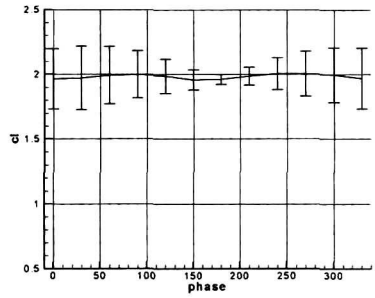


그림 6. Lift coefficient at flow control vs. phase angle

2.7 Multi-array/multi-location synthetic jet

2jet과 3jet을 이용하여 multi-location jet에 대한 특성을 파악하였다. 그림 5에서 앞전으로부터 코드의 12%와 30%에 장착된 multi-array synthetic jet은서로 같은 주기로 동작하게 된다. 이것으로 양력계수는 증가함을 알 수 있지만 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 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.

그림 6에서 multi-location synthetic jet phase가 180도 일 경우 제어를 하지 않았을 때의 수준으로 공력계수의 진폭이 줄어 든 것을 확인 할 수 있었다. 이것은 앞전으로부터 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. 단일 synthetic jet에서 F+가 1일 경우, jet peak 속도가 증가 할수록, 박리 제어에 효과적이다. 그러나 실제 장치의 제작 시 peak 속도가 작을 경우, 무게와 크기를 줄일 수 있어 효율적으로 설계, 제작 할 수 있다. Multi-array synthetic jet을 이용하여 synthetic jet peak 속도를 감소시킬 수 있음을 확인 하였다. 그리고 앞전 12%에 위치한 synthetic jet에 의해 발생되는 작은 와동이 박리제어 및 양력 증가에 큰 영향을 미치지만, 유동이 불안정하기 때문에 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 국방과학연구소 및 서울대학교 비행체특화연구센터 'MEMS 기술을 활용한 능동 유동제어 기술 연구'의 연구비 지원에 의한 연구결과입니다.

참고문헌

[1] R. D. Joslin, "Aircraft Laminar Flow Control", Annual Review of Fluid Mechanics, Vol. 30, 1998.

[2] M. Ga-del-Hak, "Flow control : passive, active, and reactive flow management", Cambridge University Press, 2000.

[3] A. Seifert, A. Darabi and I. Wygnanski, "Delay of Airfoil Stall of Periodic Excitation", Journal of Aircraft, Vol. 33, No. 4, 1999.

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

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

[6] 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.

[7] 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.

[89] 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.

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

[10] I. H. Abbott and A. E. Doenhoff, "Theory of wing sections", Dover Publications Inc.