

Synthetic jet을 이용한 고 받음각에서의 delta wing 유동제어

Flow Control of Delta Wing at High Angle of Attack Using Synthetic Jets

이준희^{1*}, 김민희², 이병현¹, 김종암¹

서울대학교 기계항공공학부¹, 서울대학교 계산과학 협동과정²

초 록

실험적, 수치적 방법을 통하여 synthetic jet을 이용한 고 받음각에서의 delta wing 유동제어를 수행하였다. Synthetic jet-off 조건에서의 유동 특성을 파악하고 와류 붕괴 현상을 분석하기 위하여 풍동 실험을 통한 표면 유동가시화 및 표면 압력 측정을 수행하였으며, 전산수치해석을 통하여 보다 자세한 유동 구조를 파악하였다. 이를 바탕으로 와류 붕괴 현상을 완화시켜 normal force를 향상시키기 위하여 앞전 부근에 synthetic jet을 위치시키고 압력 센서를 배열하여 유동제어 실험을 수행하였다. Synthetic jet의 작동 주파수에 따른 실험을 통하여 유동제어에 보다 효과적인 구동기의 작동 주파수를 찾고, 이를 바탕으로 synthetic jet의 위치에 따른 유동제어 특성 및 normal force 증가 여부에 대하여 확인하였다.

ABSTRACT

This paper presents experimental and computational investigations on the flow control of delta wing at a high angle of attack using synthetic jets. For control-off condition, flow characteristics have been investigated by analyzing surface pressures, oil flow visualization, and computed vortical structures. Based on the baseline data, synthetic jets and pressure sensors were installed to control vortex breakdown. For control-on condition, comparative studies were then conducted by changing parameters, such as oscillation frequency and actuation type. As a result, adequate oscillation frequency and efficient actuation location were found for the flow control of delta wing.

Key Words : Synthetic jet (합성 제트), Flow control (유동제어), Delta wing (삼각 날개), Vortex breakdown (와류붕괴)

1. 서론

Delta wing은 높은 임계 마하 수, 낮은 조파항력 (wave drag)과 높은 실속각 등의 장점을 가지고 있어 고속으로 기동하는 민간기와 군용기에 자주 쓰이는 날개 형상으로 날개의 앞전에서 박리된 유동이 두 개의 큰 속박 와류(bound vortex)를 형성하는 특징이 있다.^(1,2)

날카로운 앞전형상을 가진 delta wing의 경우 유동은 앞전부근에서 박리되어 강한 shear layer를 형성하고 날개의 양쪽에 큰 와류를 생성한다.⁽³⁾

와류 중심부의 축방향 속도(axial velocity)는 자유류속도의 약 3배까지 도달할 수 있는 것으로 알려져 있다.⁽⁴⁾ 따라서 와류 중심부 근처는 낮은 정압을 형성하며 일반적으로 Fig. 1과 같은 표면 압력을 나타낸다. 이로 인해 추가적인 양력이 발생하는데 이를 와류양력(vortex lift)라 하고 높은 받음각에서 delta wing 총 양력의 30~60%를 차지한다.⁽⁵⁾ 그러나 delta wing의 받음각이 특정각도 이상으로 증가하게 되면 와류는 Fig. 2와 같이 갑작스런 확장을 일으키며 중심부 속도가 높은 jet-like 형태에서 중심부 속도가 아주 낮은

wake-like 형태로 변형되는 와류붕괴(vortex breakdown)를 일으킨다.⁽⁶⁾ 이 와류붕괴는 비행기의 안정성을 악화시키고, 날개/핀의 buffeting 현상과 급격한 양력감소 등의 문제를 발생시키기 때문에 많은 연구들의 주제가 되었다.⁽⁷⁾

일반적으로 delta wing의 와류붕괴 현상은 앞전에서 흡입 또는 분출을 통해 제어한다. 이는 앞전에서 박리된 shear layer에 운동량을 전달하여 보다 높은 역압력 구배에 견딜 수 있게 하는 방법이다. 앞전 유동 제어와 관련하여 앞전 바깥쪽으로 jet을 분사하는 방법⁽⁸⁾과 Coanda effect를 이용하여 앞전 위쪽으로 jet을 분사하는 방법⁽⁹⁾ 등의 연구가 있다. Guy *et al.*⁽¹⁰⁾은 앞전에서 주기적인 흡입/분출 방법을 이용하여 와류붕괴현상 이후 지점에서 local 속도를 증가시켜 표면 압력을 감소시킴으로써 delta wing의 normal force를 증가시키고, 와류붕괴현상을 지연할 수 있음을 보였다. 그러나 대부분의 연구들은 Fig. 3과 같이 jet의 설치 위치가 와류붕괴 현상과는 상관없이 앞전 전반에 장착되어있어 효율적인 유동제어 측면에서 한계를 지니고, jet의 위치에 따른 효과를 알 수 없었다.

본 연구에서는 Synthetic jet을 이용하여 고 받음각에서 delta wing의 효과적인 유동제어를 위한 실험적, 수치적 연구를 수행하였다. 먼저 synthetic jet control-off 조건에서 풍동 실험 및 수치해석을 통하여 delta wing의 유동특성을 확인하였다. 이를 바탕으로 와류 붕괴 현상을 완화시켜 normal force를 향상시키기 위하여 앞전 부근에 synthetic jet을 위치시키고 압력 센서를 배열하여 유동제어 실험을 수행하였다. Synthetic jet의 작동 주파수에 따른 실험을 통하여 유동제어에 보다 효과적인 구동기의 작동 주파수를 찾고, 이를 바탕으로 synthetic jet의 위치에 따른 유동제어 특성 및 normal force 증가 여부에 대하여 확인하였다.

2. 본 론

2.1 실험장치 및 절차

2.1.1 Synthetic jet 구동기 제원 및 성능

본 연구에서 제작한 synthetic jet 구조는 Fig. 4와 같다. Piezo-electric diaphragm이 cavity 내부의 공기를 주기적으로 진동시켜 cavity 내부의 출구를 통하여 흡입/분출 시키는 원리이다. Synthetic

jet은 기존의 유동제어 기법에 비해 구조가 비교적 간단하고, 에너지 소모가 적은 장점이 있다.⁽¹¹⁾ 본 연구에서 사용된 piezo-electric diaphragm은 지름 63.5 mm, 공진주파수 290 Hz, 최대변위 0.476 mm의 상용제품을 사용하였고 구동기의 크기는 72 x 70 x 5 mm 이다.

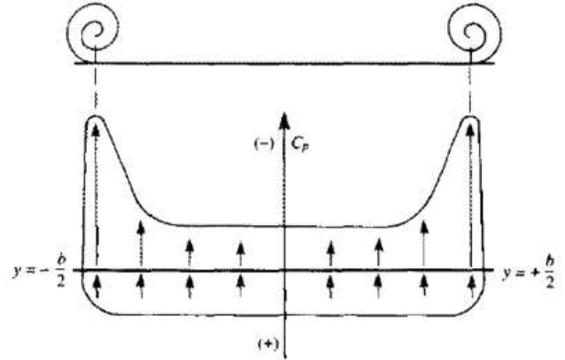


Fig. 1. Pressure distribution on a delta wing⁽¹⁾

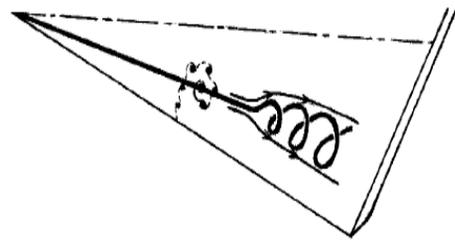


Fig. 2. Vortex breakdown⁽⁶⁾

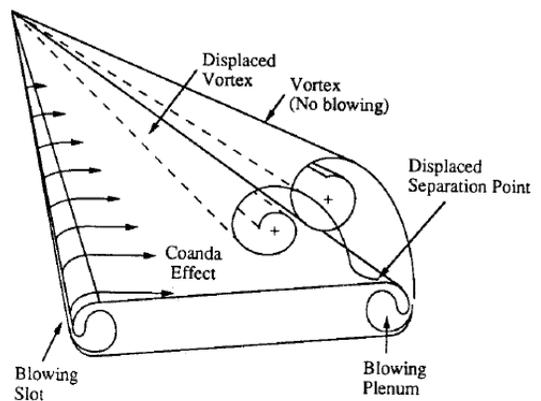


Fig. 3. Tangential leading-edge blowing with Coanda effect⁽⁹⁾

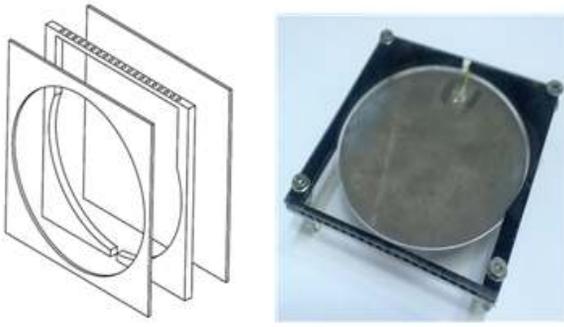


Fig. 4. Synthetic jet actuator

2.1.2 Synthetic jet 정적 유동특성

Synthetic jet의 정적 유동 특성을 파악을 하기 위해 I-type 열선유속계를 사용하여 jet 속도를 측정하였다. 작동주파수는 80~300 Hz, $V_{pp} = \pm 180$, 입력전압의 파형은 sine파이다. Synthetic jet 출구 근처의 suction 효과를 방지하기 위해 jet 출구 중앙지점에서 3 mm 떨어진 지점에서 속도를 측정한 결과, 10~46 m/s의 peak 속도를 나타내었다. 이때 jet momentum 계수는 자유류 속도 30 m/s 기준, $C_u = \left(\frac{A_{jet}}{S}\right) \times \left(\frac{V_{jet}}{V_\infty}\right)^2 = 0.411 \sim 6.351 \times 10^{-4}$ 이다. 여기서 A_{jet} 는 jet 출구면적, S 는 날개면적, V_{jet} 은 jet의 rms(root mean square) 속도, V_∞ 는 자유류 속도이다.

2.1.3 Delta wing 제원 및 실험 조건

본 연구에서 사용한 delta wing은 참고논문⁽¹⁰⁾ 및 와류의 관찰 용의성과 풍동의 blockage효과 등을 종합적으로 고려하여 시위길이 346.41 mm, 두께 20 mm, bevel 30도, 후퇴각 60도의 half-span을 가진 평판형 delta wing으로 선정하였으며, 모든 실험은 자유류 속도 30 m/s, 받음각 25도 조건에서 수행하였다. 이때 시위길이 기준 $Re_c = 7 \times 10^5$ 이다. Delta wing 내부에는 synthetic jet 구동기 3개가 Fig. 5에서와 같이 앞전에 나란히 장착되었으며, jet의 분출/흡입 방향은 앞전에 수직인 방향이다. 각각의 구동기를 a1, a2, a3로 지칭하였다. 좌표축은 시위선을 기준으로 x, y 축과 앞전을 기준으로 x', y' 축 두 개를 이용하였고 스패ん길이는 s , 앞전길이는 1, 시위길이는 c 로 표현

하였다. Synthetic jet 작동위치에 따른 delta wing의 유동을 효과적으로 관찰하기 위해 jet의 위아래 방향으로 4곳에 압력센서를 배열하였으며 Table 1과 같다.

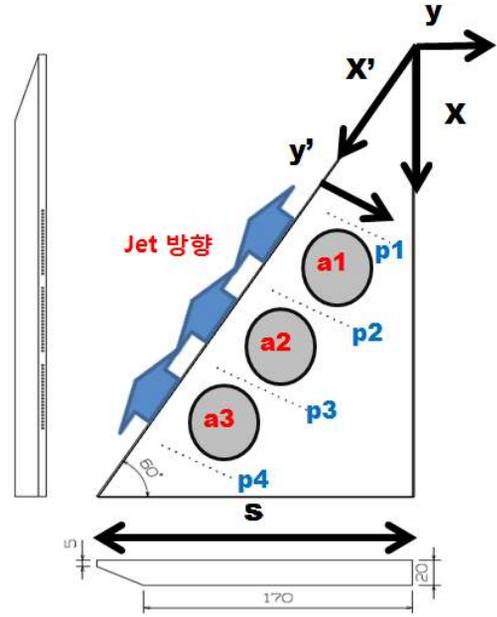


Fig. 5. Delta wing model & nomenclature

Table 1. Pressure row location

명칭	위치 (x'/l)	개수
p1	0.33	10
p2	0.51	14
p3	0.68	14
p4	0.86	11

2.1.4 지배 방정식 및 수치해석 기법

본 연구에서는 3차원 비정상 비압축성 RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes) 방정식을 이용하여 해석을 수행하였으며, 지배방정식은 다음과 같다. 여기서 뉘침자 (-)는 레이놀즈 평균값을 나타낸다.

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

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

비압축성 방정식은 속도장과 압력장이 연결되어 있지 않으므로 각 sub-iteration 마다 연속방정식을 만족시키는 pseudo compressibility 방법⁽¹²⁾을 적용하였다.

$$\frac{\partial p}{\partial \tau} = -\beta \nabla \cdot \bar{u} \quad (3)$$

여기서 τ 는 pseudo-time, β 는 pseudo compressibility parameter를 나타낸다. 비정상 유동장을 해석하기 위하여 이중시간 전진법(dual time stepping)을 사용하였으며 비점성항은 low dissipative flux difference splitting 방법⁽¹³⁾에 기초한 풍상차분법을, 점성항은 중앙 차분하였다. 또한 MLP5를 이용하여 비점성항은 5차 정확도, 점성항은 4차 정확도로 계산하였다. 난류 유동장 해석을 위해서 Menter's $k-\omega$ SST 난류 모델⁽¹⁴⁾을 기본으로 구현한 DES formulation⁽¹⁵⁾을 사용하여 유동장 방정식과 결합하여 구하였다. 시간 전진은 내재적 시간 적분법인 LU-SGS 방법⁽¹⁶⁾을 사용하였다. 계산에 사용된 코드는 in-house 코드로 충분히 검증되었다^(17,18,22).

2.2 풍동 실험 및 수치해석 결과

2.2.1 Control-off 조건에서의 결과

2.2.1.1 풍동 실험 결과

Control-off 상태에서의 유동특성 분석을 위하여 압력 측정과 표면 유동가시화를 수행하였다. Figure 6은 표면 유동가시화를 나타낸 것으로 attachment line이 delta wing 안쪽에 거의 근접해 있는 것으로 보아 대부분의 영역이 와류영역임을 알 수 있다. 또한 secondary separation line이 후류 방향으로 갈수록 앞전 방향으로 휘는 것을 볼 수 있다. 이는 유동이 층류 경계층에서 난류경계층으로 천이되어 와류 붕괴현상이 p1 앞쪽에서 일어나기 때문이다.^(19,20) Figure 7의 peak값 위치를 보면 이를 확실히 알 수 있는데 p1 ~ p4의 peak 위치는 $y/s=0.68$ 로 hummel *et al.*⁽¹⁹⁾의 실험에서 밝힌 난류영역에서의 peak위치와 일치하는 것을 알 수 있다. 또한 p1 ~ p4번 지점으로 갈수록 C_p 그래프가 점점 평탄해 지는 것을 볼 수 있는데 이는 와류 붕괴현상과 함께 normal force가 급격히 감소하는 것으로 해석할 수 있다. 본 연구에서는 p1 ~ p4지점의 $C_{p,min}$ 값을 delta wing의 normal force 향상의 지표로 하여 control-on의 경우와 비교하였다.

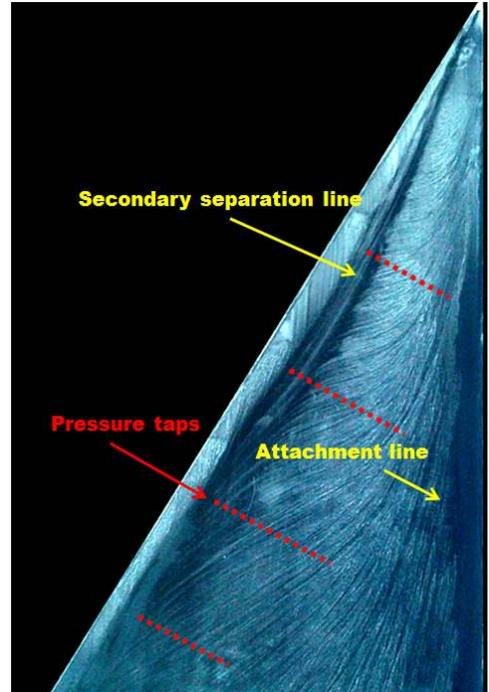


Fig. 6. Surface oil flow visualization

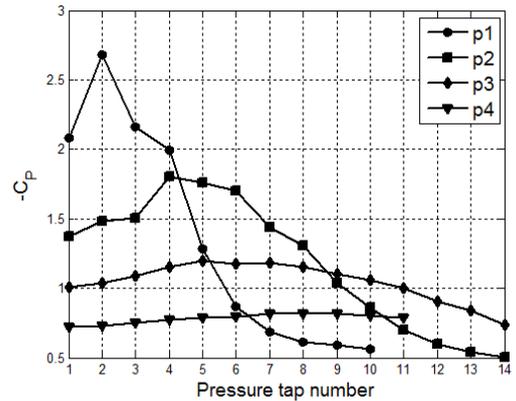


Fig. 7. Base line pressure distribution (control-off)

2.2.1.2 수치 해석 결과

Control-off 조건에서의 유동장을 분석하기 위하여 수치해석을 수행하였다. 유동 해석 조건은 풍동 실험 조건과 동일하고 유동이 x-z 평면에 대하여 대칭이므로 해석 영역은 half-plane으로 하였다. 격자는 Fig. 8과 같이 C-H type으로 구성하였으며, DES 계산을 위하여 적절한 격자 조밀도를 가진 약 900만개의 격자를 이용하여 해석하였다.

Figure 9는 풍동 실험을 통해서 얻은 압력 데이터와 수치 해석 결과를 비교한 그래프이다. x축은 각 압력 센서의 위치에서 모델의 y' 방향의 길이로 무차원화한 것이며, y축은 압력 계수 분

포를 나타낸다. 수치해석을 통하여 얻은 압력 계수 분포는 실험을 통하여 얻은 값과 유사하게 일치하는 것을 확인할 수 있다.

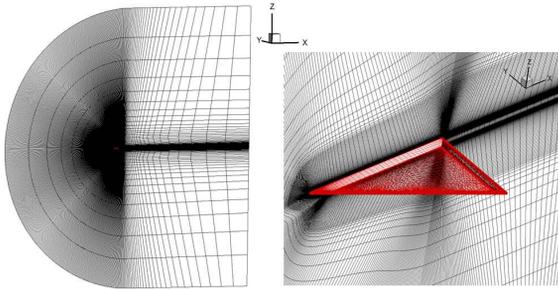


Fig. 8. 3-D grid structure

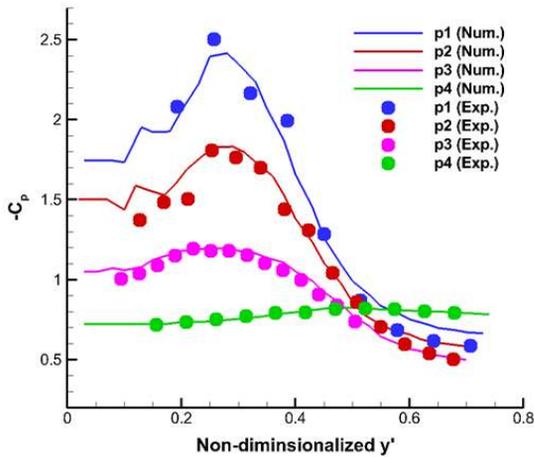


Fig. 9. Comparison of pressure distribution

Figure 10은 Iso-surface vorticity contour이다. 앞에서 언급한 바와 같이 날개 윗면의 대부분이 와류 영역임을 확인할 수 있으며, velocity magnitude의 값을 통하여 앞전의 약 20% 지점부터 와류 붕괴 현상이 발생하여 뒷전으로 갈수록 심화됨을 알 수 있다. Figure 11은 표면 압력 분포 및 x방향으로의 x-vorticity contour를 나타내고 있다. Figure 10에서 언급한 바와 마찬가지로 앞전에서 20 % 부근까지는 jet-like 형태를 가진 와류가 발생하고 있으나 급격하게 wake-like 형태의 중심부 속도가 아주 낮은 와류로 전환되는 와류 붕괴의 유동 특성을 확인할 수 있다.

Figure 12는 날개 윗면의 압력 분포 및 유선을 나타낸 그림이다. 날개 윗면에서는 아래 그림에서와 같이 앞전부근에서부터 시작된 와류 붕괴

현상이 뒷전까지 영향을 미치는 유동 특성을 갖는다.

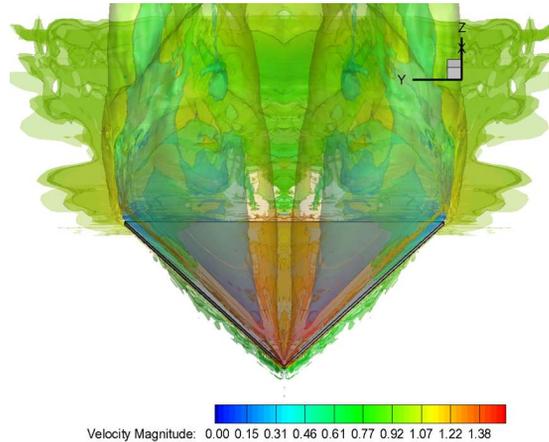


Fig. 10. Iso-surface vorticity contour colored velocity magnitude

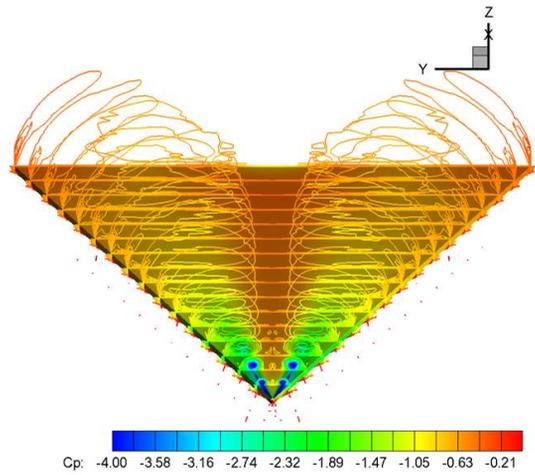


Fig. 11. Surface pressure distribution and x-vorticity at positions $x=const$.

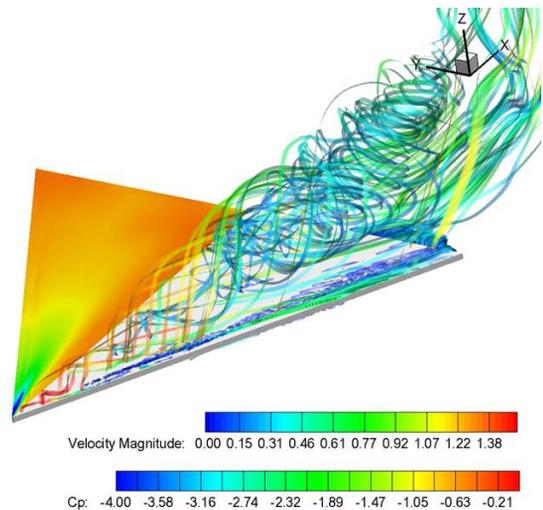


Fig. 12. Streamlines and pressure distribution

2.2.2 Synthetic jet 작동 주파수에 따른 유동제어

유동제어에 효과적인 작동 주파수를 찾기 위해서 delta wing에 설치된 3개의 a1, a2, a3 구동기를 모두 작동시키고, 작동 주파수 80 Hz ~ 300 Hz 범위에서 실험 하였다. Figure 13의 y축 ($\Delta C_{p,min}$)은 control-off 상태에서 $C_{p,min}$ 값과 control-on 상태에서의 $C_{p,min}$ 값의 차이를 나타내는데, 이 값이 클수록 유동제어 효과가 높다. 구동기의 작동주파수가 130 Hz일 때 p1 ~ p4의 모든 위치에서 가장 좋은 효과를 보였다. 이때 무차원 주파수 $F^+ = \frac{f \times c}{V_\infty}$ 값은 1.38로 앞선 흡입/분출 방법을 연구하였던 Gu *et al.*, Guy *et al.*, Siegel *et al.* 가 주장한 효과적인 F+값(1.2~1.75) 범위와 유사하다.⁽²¹⁾ Figure 14는 작동주파수 130Hz에서의 control-on과 control-off 상태의 압력데이터를 비교한 것이다.

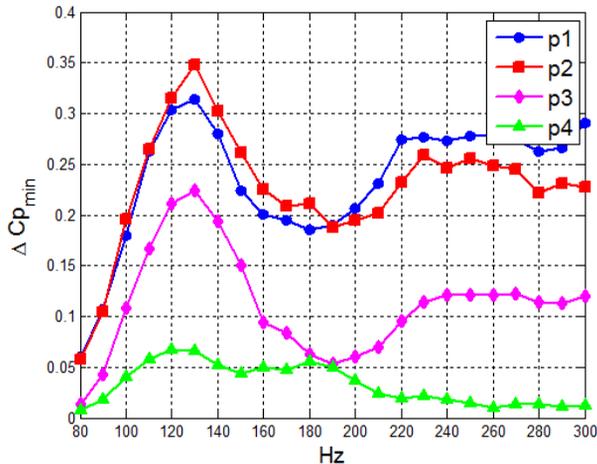


Fig. 13. $\Delta C_{p,max}$ on p1 ~ p4

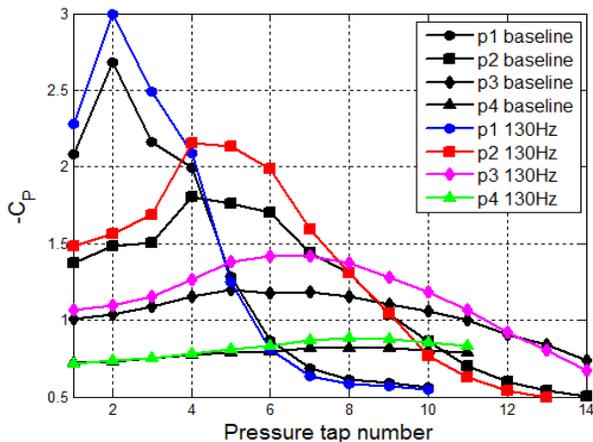


Fig. 14. Pressure distribution on p1 ~ p4

2.2.3 Synthetic jet 작동 위치에 따른 유동제어

유동제어에 효과적인 synthetic jet 작동 위치를 찾기 위해 작동 주파수를 130 Hz로 고정시킨 후 구동기 작동 위치가 유동제어에 미치는 영향을 파악하였다. 각각의 구동기 위치는 Table 2에 정리하였다.

Table 2. Synthetic jet actuator test case

	a1	a2	a3
case1	○	×	×
case2	×	○	×
case3	×	×	○
case4	○	○	×
case5	×	○	○
case6	○	×	○
case7	○	○	○

Figure 15-16은 p1, p2에서 측정된 압력계수이다. p3, p4의 결과는 이 논문에서는 언급되지 않았지만 p1, p2와 유사한 경향을 보였다. 그림에서와 같이 a1, a2, a3를 모두 작동시킨 case7이 가장 효과가 좋았으며 a2, a3만 작동시킨 case5도 우수한 성능을 나타냈다. 또한 case2와 case4의 결과가 비슷한 것을 볼 수 있다. 이 결과로부터 a1보다 a2, a3의 영향이 더 큰 것을 알 수 있다. 와류 붕괴 현상이 일어난 직후에서는 jet 구동효과가 적기 때문에 와류 붕괴 지점과 가장 가까운 a1의 효과가 미미한 것으로 판단된다. 모든 case에서 p1 지점 이후에 위치한 a2와 a3를 작동시켰을 때도 p1의 변화가 일어났는데 이는 synthetic jet 작동 효과는 작동 위치로부터 후류방향뿐만 아니라 상류방향에도 상당한 영향을 미치고 있기 때문이다.

Figure 17은 각 case의 유동제어 효과를 비교한 그래프이다. 파란색 막대 그래프는 p1 ~ p4의 $\Delta C_{p,min}$ 값을 모두 더한 것으로 이는 delta wing에서 normal force 향상 정도를 간접적으로 나타낸다. 모든 synthetic jet을 작동시킨 case7과 a2, a3 두개를 동시에 작동시킨 case5의 경우 유동제어 효과가 우수했다. 빨간색 막대 그래프는 각 case의 $\Delta C_{p,min}$ 값을 모두 더한 후 작동한 구동기 개수로 나눈 값으로 구동기의 공급 에너지 대비 유동제어 효과를 나타낸다. 이를 토대로 case5가 공급 에너지 측면에서 가장 효율이 높다는 것을 알 수 있다.

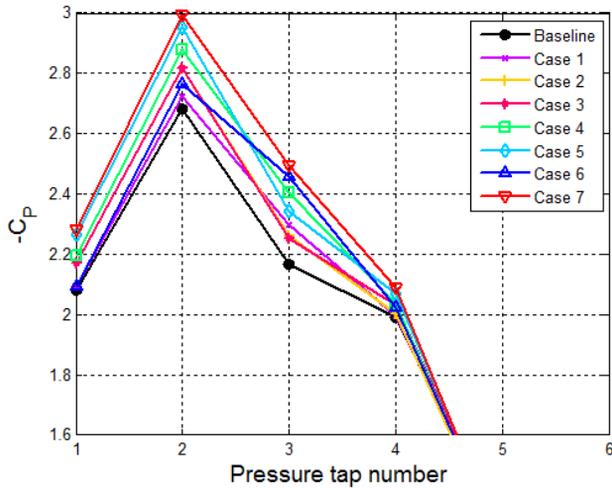


Fig. 15. Pressure distribution on p1

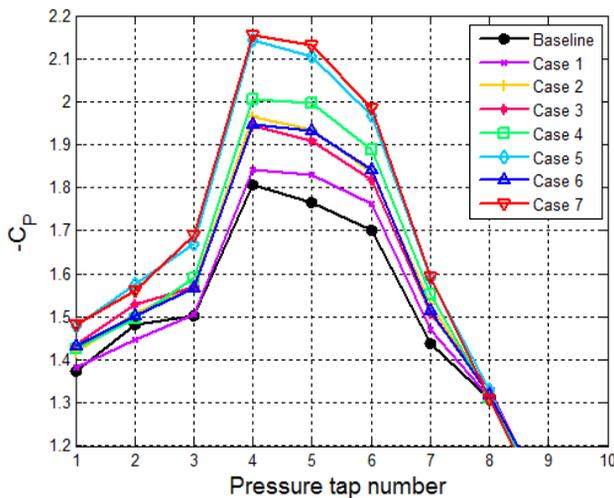


Fig. 16. Pressure distribution on p2

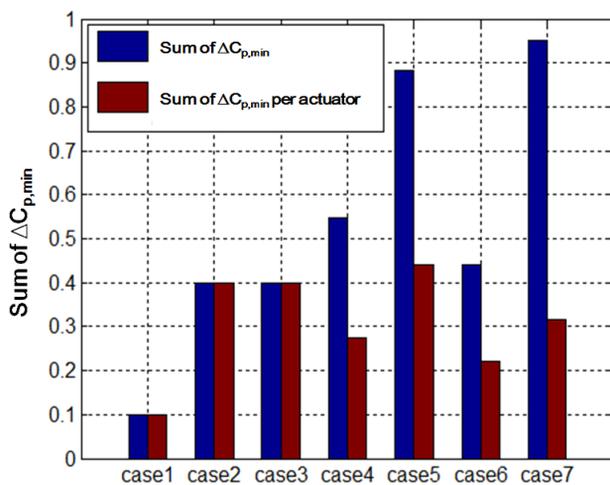


Fig. 17. Sum of $\Delta C_{p,min}$ on p1 ~ p4

3. 결론

본 연구에서는 Synthetic jet을 이용하여 고 받음각에서 delta wing의 효과적인 유동제어를 위한 실험적, 수치적 연구를 수행하였다. 먼저 synthetic jet control-off 조건에서 풍동 실험 및 수치해석을 통하여 날개 앞전의 약 20% 지점부터 와류 붕괴 현상이 발생하여 날개 뒷면에 전반적으로 영향을 미치고 있음을 확인할 수 있었다. Control-off 조건에서의 유동 특성 분석을 바탕으로 와류 붕괴 현상을 완화시켜 normal force를 향상시키기 위하여 앞전 부근에 synthetic jet을 위치시키고 압력 센서를 배열하여 유동제어 실험을 수행하였다. Synthetic jet의 작동 주파수에 따른 실험을 통하여 고 받음각 delta wing 유동제어 적합한 작동 주파수 범위를 확인 하였다. 구동기 작동 위치에 따른 유동제어 실험 결과, 와류붕괴현상이 진행된 이후 구동기를 작동시킬 경우에 유동제어 효과가 우수함을 알 수 있었다. 또한 synthetic jet의 유동제어 효과는 작동 위치로부터 후류방향뿐만 아니라 상류방향에도 상당한 영향을 미치고 있음을 확인하였다. 이 결과를 토대로 구동기의 공급에너지 측면에서 효율적인 유동제어 작동 조건을 도출하였다. 향후 풍동 실험 및 수치해석을 통하여 자유류 속도 및 받음각 변화에 따른 delta wing 유동제어에 관한 보다 심도있는 연구를 수행할 계획이다.

후 기

본 연구는 방위사업청 및 국방 과학연구소 (UC100031JD), 국토해양부의 「하늘 프로젝트」, 항공 우주 신기술 연구소의 지원으로 수행되었습니다.

참고문헌

- (1) John, D. A. Jr., 2000, *Fundamentals of Aerodynamics*, 3rd, McGraw-Hill, New York, pp. 444.
- (2) Verhaagen, N.G., Jenkins, L.N., Kern, S.B., and Washburn, A.E., "A Study of the Vortex Flow Over a 76/40-deg Double Delta Wing," NASA Langley Research Center, and the Naval Air Warfare Center.

- (3) Gad-el-Hak, M. and Blackwelder, R.F., "Control of the Discrete Vortices from a Delta Wing," *AIAA Journal*, vol. 25, no. 8, 1987, pp. 1042-1049.
- (4) Mitchell, A.M., Barberis, D., Molton, P., and Delery, J., "Oscillation of Vortex Breakdown Location and Blowing Control of Time-Averaged Location," *AIAA Journal*, vol. 38, no. 5, May 2000, pp. 793-803.
- (5) Wentz, W. H., Jr., and Kohlman, D., "Vortex Breakdown on Slender Sharp-Edged Wings," *Journal of Aircraft*, Vol. 8, No. 3, 1971, pp. 156-161.
- (6) Gursul, Z., Wang and E. Vardaki, "Review of Flow Control Mechanisms of Leading-Edge Vortices," *3rd AIAA Flow Control Conference*, 5-8 June 2006, San Francisco, California.
- (7) Mitchell, A.M. and Delery, J., "Research into Vortex Breakdown Control," *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 37, 2001, pp. 385-418.
- (8) Celik, Z.Z. and Roberts, L., "Vortical Flow Control on a Delta Wings by Lateral Blowing," *32nd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, January 10-13, 1994, Reno, NV.
- (9) Wood, N.J. and Roberts, L., "Control of Vortical Lift on Delta Wings by Tangential Leading-edge Blowing," *Journal of Aircraft*, vol. 25, no. 3, March 1988, pp. 236-243.
- (10) Guy, Y. and Julie, A., Morrow, and Thomas E. McLaughlin, "Control of Vortex Breakdown on a Delta Wing by Periodic Blowing and Suction," *37th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, January 11-14, 1999, Reno, NV.
- (11) Greenblatt, D. and I.J. Wygnanski, "The control of flow separation by periodic excitation," *Progress in Aerospace Sciences*, 2000. 36(7), pp. 487-545.
- (12) Chorin, A. J., "A Numerical Method for Solving Incompressible Viscous Flow Problems," *Journal of Computational Physics*, Vol. 2, Issue 1, August 1967, pp.12-26.
- (13) K. H. Kim, C. Kim, "Accurate, efficient and monotonic numerical methods for multi-dimensional compressible flows Part I: Spatial discretization," *Journal of Computational Physics*, Vol. 208, 2005, pp. 527-569.
- (14) Zheng, X., Liu, C., Liu, F., and Yang, C., "Turbulent Transition Simulation Using the k-w model," *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, Vol. 42, No. 5, 1998, pp. 907-926.
- (15) F. R. Menter, M. Kuntz, R. Langtry, "Ten Years of Industrial Experience with the SST Turbulence Model," *Turbulence, Heat and Mass Transfer*, Vol. 4, 2003.
- (16) 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.
- (17) 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, pp. 838-845.
- (18) W. Kim, C. Kim, K. J. Jung, "Separation Control Characteristics of Synthetic Jets Depending on Exit Configuration," *AIAA Journal*, Vol. 50, No. 3, 2012.
- (19) Hummel, D. and Redker, G., "Experimental Determination of Bound Vortex Lines and Flow in the Vicinity of the Trailing Edge of a Slender Delta Wing," NASA-TT-F-15012.
- (20) Leibovich, S. "The Structure of Vortex Breakdown," *Annu. Rev. Fluid Mech.*, 1978.10, pp. 221-246 .
- (21) Margalit, S., Greenblatt, D., Seifert, A. and Wygnanski, I., "Delta Wing Stall and Roll Control Using Segmented Piezoelectric Fluidic Actuators," *Journal of Aircraft*, Vol. 42, No. 3, May-June 2005.
- (22) M. Kim, S. H. Kim, W. Kim, Y. Kim, C. Kim, "Flow Control of Tilt-Rotor Airfoils using Synthetic Jets", *Journal of Aircraft*, Vol. 48, No. 3, May-June 2011, pp. 1045-1057.