Proceedings of
The 5th National Congress on Fluids Engineering
March 26-28. 2008, Jeju, Korea

공력특성 향상을 위한 와류발생기에 대한 고찰

김철완*, 심재열, 김응태, 이대성

Study of Vortex Generator for Aerodynamic Improvement

Cheolwan Kim*, Jae-Yeol Shim**, Eung-Tai Kim*** and Dae-Sung Lee****

Key Words : *CFD(전산유체공학), Vortex Generator(와류발생기), Fowler Flap(파울러 플랩)*

Abstract

Numerical Simulation was performed to investigate the role of vortex generator. Vortex generator installed on the upper surface of the wing, generates vortex flow, mimic the external flow with boundary layer flow and transfer energy from outside to wall boundary. Vortex generator, thus, retards the flow separation and increases the lift and drag of the wing.

1. 서 론

항공기의 공력특성은 항공기의 성능을 결정하는 매우 중요한 요인으로 이착륙 거리, 순항속도 및 거리 등의 결정에 직접적인 영향을 나타낸다. 특히 이착륙 거리가 작은 항공기는 활주로가 작은 공항에서도 이착륙이 가능하여 시장에서 경쟁력을 갖기 때문에 항공기 설계자들은 높은 양력을 발생하는 날개를 설계하기 위해 많은 노력을 기울여 왔다. 또한 순항 시에도 항공기의 최대 양력이 크면 실속속도를 줄여 안정성을 향상시키므로 최대양력을 높이기 위한 연구를 진행해왔다. 항공기의 양력을 높이기 위한 연구는 오랫동안 다양하게 진행되어 왔는데 대표적인 것은 고양력장치로써 이착륙시에 다양한 형태의 플랩을 펼쳐서 높은 양력을 발생시킨다. 이는 고정익 항공기에 광범위하게 사용되어 이착륙 성능을 획기적으로 향상시켰다. 또한 미세한 양의 유동을 불어내거나 빨아들이는 기술(blowing & suction technique)은 난류로의 천이를 지연시켜 날개의 항력을 감소시키거나 박리를 지연시켜 높은 양력을 발생시킨다. 그런데 위의 방법들은 추가적인 장치의 설치 및 에너지가 필요하여 항공기의 무게를 증가시키는 등의 단점을 가지고 있다.

고양력장치처럼 많은 양력을 발생시키지는 못하지만 와류발생에 의한 양력특성의 향상은 오래전부터 많은 관심과 연구가 진행되어서 와류 발생기의 크기 및 형태에 따른 특성, 최적 성능 등을 위한 간격 등에 대한 자료가 축적되어 왔다. 특히 국내에서 이뤄진 와류 발생기에 대한 최근의 연구 중 하나는 스마트무인기에 대한 풍동시험에서 이뤄졌다[1]. 항공우주연구원에서 개발 중인 틸트로터 무인기인 스마트무인기의 40% Scale 모델에 대한 풍동시험에서 와류발생기의 성능시험이 수행되었다. Fig.1은 와류 발생기를 장착한 풍동모델을 보인 것이다. 와류 발생기의 형상은 사다리꼴 형상으로 Counter-Rotating 형식이다. 비행체의 공력특성을 확인하면서 와류발생기의 설치 위치를 정하였다.

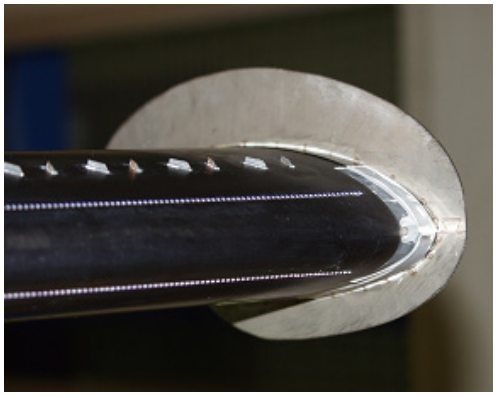

Fig.1 Installation of Vortex Generator

모델 설치 이후에 Oil을 이용한 유동가시화 시험을 하였다. Fig.2의 왼쪽 그림은 와류발생기를 부착하지 않았으며 주익 Chord의 15% 지점에 와류발생기를 부착한 경우인데, 왼쪽 그림과 비교하여 Streamline이 Flaperon까지 연장되었음을 확인할 수 있다. 이는 와류발생기에 의해 발생된 와류가 날개 윗면의 경계층과 외부 유동의 움직임을 활성화하여 경계층의 박리를 지연시킨 것이다.

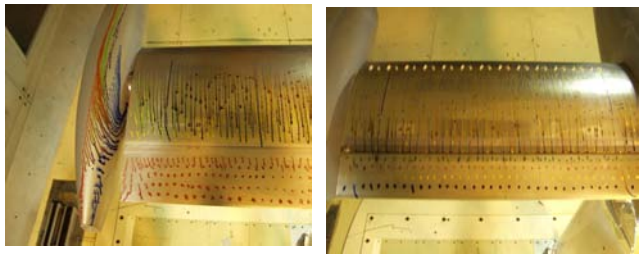

Fig.2 Flow Visualization on Wing Surface

* 항공우주연구원 항공사업단, cwkim@kari.re.kr
** 항공우주연구원 항공사업단, jyshim@kari.re.kr
*** 항공우주연구원 항공사업단, eungkim@kari.re.kr
**** 항공우주연구원 항공사업단, dslee@kari.re.kr

Fig.3은 Clean형상에 와류발생기의 장·탈착효과를 비교한 결과를 보여준다. 와류발생기를 주익의 윗면에 부착한 경우는, 양력계수의 기울기가 0.0843/deg.에서 0.087/deg로 증가하였고 실속각도에서 최대양력계수가 0.165 증가하였다. 따라서 와류발생기를 부착하면 스마트 무인기는 더 많은 실속 여유를 가지고 비행을 할 수 있는 이점을 제공한다.

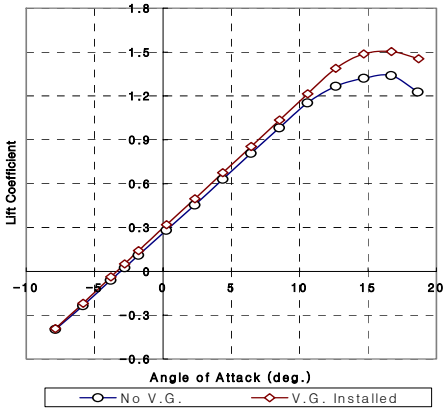

Fig. 3 Vortex Generator Effect on Lift

스마트무인기의 와류발생기에 대한 시험결과에 의하면 와류발생기는 날개위의 실속을 지연시켜 양력을 증가시키는 역할을 함을 알 수 있다. 본 논문에서는 전산유체역학기법을 이용하여 와류발생기의 역할을 분석하고 소형 민항기의 공력특성 향상을 위해 와류 발생기를 활용할 수 있는 방안에 대해 논하고자 한다.

2. 수치해석

2.1 와류발생기의 계산격자

본 논문에서는 델타형 와류발생기를 모델링하여 전산해석을 진행하였는데 와류발생기의 형상과 크기는 참고문헌[2]의 내용을 기초로 하였다. Fig.4는 와류발생기의 개략적인 형상을 보인 것이고 사이즈는 Table 1에 나타나 있다.

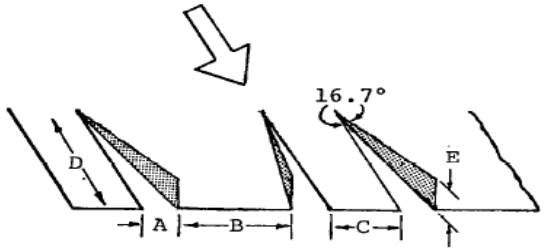

Fig. 4 Configuration of Vortex Generators[2]

A	B	C	D	E
0.0125	0.0417	0.0250	0.0417	0.0125

Table 1 Dimensions of Vortex Generator(×chord)

Fig.5는 수치해석을 위한 표면격자를 나타낸 것이다. 격자생성 및 해석은 Ansys사의 Gambit, Tgrid 및 Fluent v.6.3을 이용하였다. 와류발생기와 그 주변의 날개 표면은 삼각격자를 이용하여 구성하였고 나머지 부분은 사각격자를 사용하였다. 경계층 유동의 정밀한 해석을 위해 표면 전체에 첫 번째 격자의 높이는 $4x10^{-5}$m, 증가비는 1.2, 그리고 총 16층의 프리즘을 생성하였다. 나머지 공간은 사면체와 육면체를 혼합하여 채워 유동 해석을 위한 격자를 완성하였다.

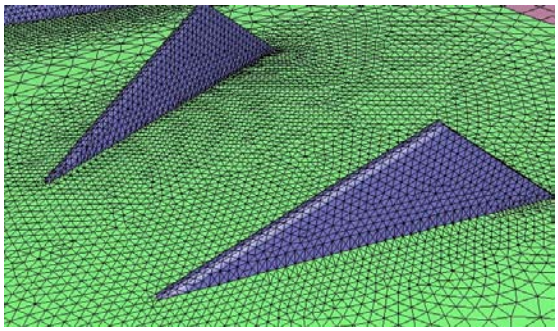

Fig. 5 Surface Grid of Vortex Generators

2.2 수치해석 결과

수치해석은 유동 해석 Code인 Fluent v.6.3을 이용하여 수행되었다. 경계조건은 벽면의 경우 점성 유동 해석 시 No-slip 조건이 사용되었고 원방 경계 조건은 지상조건으로 대기 조건을 입력하고 마하수를 0.1로 정하여 수치해석을 수행하였다. 또한 외부유동 해석에 정확성을 갖는 Spalart-Allmaras 모델링을 사용하여 난류에 의한 점성을 산출하였다. 반복계산 초기에는 1차의 정확도를 갖는 수치기법을 사용하였고 유동해가 어느 정도 수렴된 후에는 2차의 정확도를 갖는 수치기법이 사용되었다. 아래에 보여진 경우는 와류 발생기가 익형시위의 40%에 위치하고 유동의 받음각은 14° 이다.

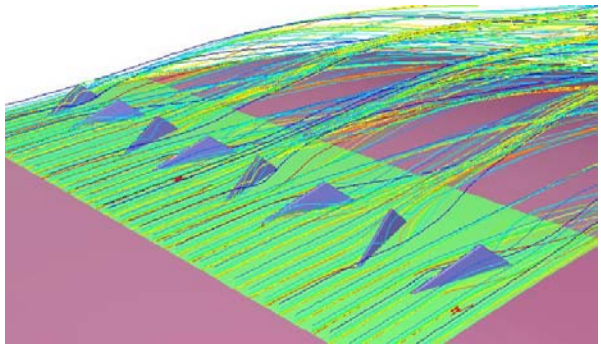

Fig.6 Pathlines around Vortex Generator

Fig.6는 와류발생기 주위의 유동 흐름을 나타낸 것이다. Fig.4의 B에 해당하는 영역에서는 발생된 와류로 인해 경계층이 두꺼워지고 C에 해당하는 영역의 경계층은 얇아지는 것을 알 수 있다. 이렇게 일정하게 흐르던 유동을 흐름방향의 위아래로 움직이게 함으로 경계층과 외부유동을 섞이게 하는 역할을 함을 알 수 있다. Fig.7은 와류 발생기 후방의 속도(좌측)와 와도(우측) 분포를 나타낸 것이다. Fig.6에서도 보였듯이 B에 해당하는 영역의 경계층은 매우 두껍고 C에 해당하는 영역의 경계층은 매우 얇음을 알 수 있다. 이는 와도의 분포를 통해서도 알 수 있다.

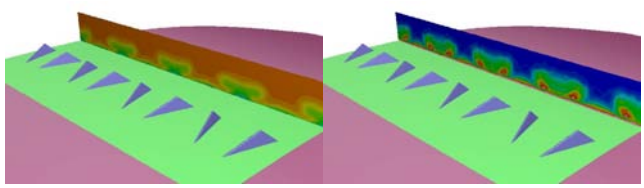

Fig. 7 Velocity(left) and Vorticity(right) Contours

Fig.8은 날개 윗면의 표면마찰 계수 분포를 나타낸 것이다. 와류 발생기가 없을 경우(Fig.8 좌측) 박리 이후는 속도가 작아져 매우 작은 표면 전단력을 갖는다. 그러나 와류가 발생하면 외부 유동의 에너지가 경계층에 전달되어 박리가 지연됨을 알 수 있다. 그러나 와류발생기에 의해 전단력은 증가하고 날개의 전체 항력은 증가함을 알 수 있다.

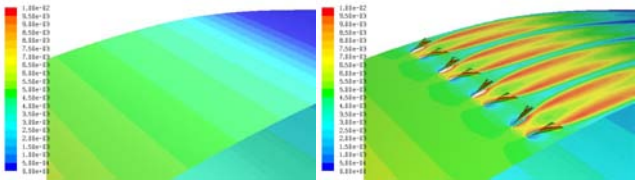

Fig. 8 Skin Friction Contours, left : No V.G., right : V.G.s

Fig.9는 익형 주위의 속도 분포를 나타낸 것이다. 와류 발생기가 없을 경우(Fig.9 좌측), 익형 시위의 60% 부근에서 박리가 시작하여 박리영역이 확대됨을 알 수 있다. 그러나 와류 발생기가 장착되면 와류 발생기에서부터 강한 와류가 발생하여 후방으로 이동하면서 박리를 지연시킴을 알 수 있다. 또한 강한 와류는 외부유동의 에너지를 경계층에 전달하여 벽면주위의 유동속도를 증가시킴도 다시 확인하였다. Fig.10은 와도(Vorticity)의 분포를 나타내었다. 와류발생기가 없으면(Fig.10 좌측), 비교적 강도가 작은 와류가 넓게 나타남을 알 수 있다. 그러나 와류발생기에 의해 발생된 와류는 주위 유동과 섞이지 않고 후방으로 이동한다.

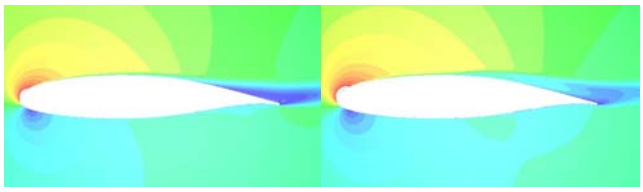

Fig. 9 Velocity Contours on Side Planes, left : No VG, right : VGs

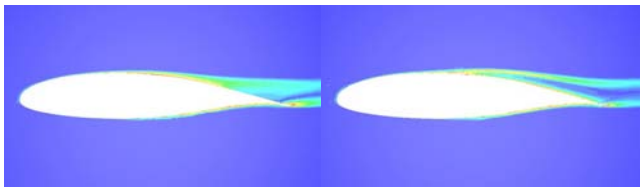

Fig. 10 Vorticity Contours on Side Planes, left : No VG, right : VGs

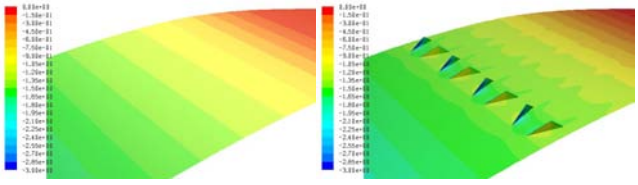

Fig. 11 Pressure Contours on Wing Surfaces, left : No V.G., right : V.G.s

Fig.11은 날개 윗면의 압력분포를 보인 것이다. Fig.11의 좌측의 경우 박리이후에 압력이 급격히 상승하지만 와류발생기가 있는 우측은 압력의 상승이 완만함을 알 수 있다. 즉 와류발생기가 날개 윗면에 저 압력을 형성하여 날개의 양력을 증가시킨다. 이는 Cp분포 비교(Fig.12)를 통해서도 알 수 있다. Fig.12는 와류발생기가 없을 때와 있을 때의 Cp 분포를 비교한 것이다. 적색으로 표시된 선은 Fig.4의 B영역의 중심을 따라 그린 것이고 청색으로 나타낸 선은 C영역 중심의 Cp 분포이다. 시위의 40%부근에 설치된 와류발생기 주위를 제외하고는 두 영역의 압력분포가 동일함을 알 수 있다. 와류 발생기가 없는 경우보다 아랫면의 압력은 높고 윗면의 압력은 더 낮다. 이는 와류발생기가 날개 주위의 Circulation을 증가시켜 양력을 상승시킨 것으로 해석할 수도 있고 유동의 실질적인 받음각을 증가시킨 것으로 이해할 수 있다. Fig.13은 받음각 변화에 따른 양력계수의 변화를 비교한 것이다. 위에서 설명한 것처럼 와류발생기는 양력을 증가시키지만 우측의 Drag Polar에 나타난 것처럼 항력도 증가시킨다.

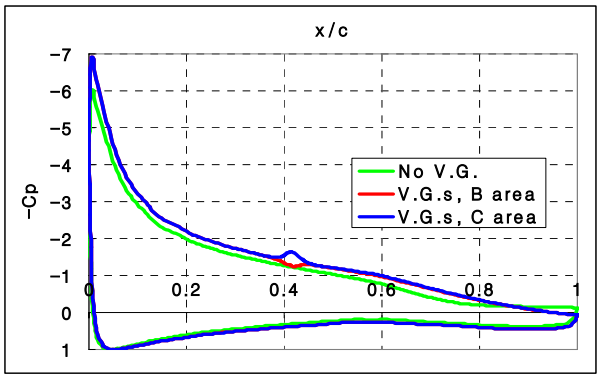

Fig.12 Pressure Coefficient Comparisons

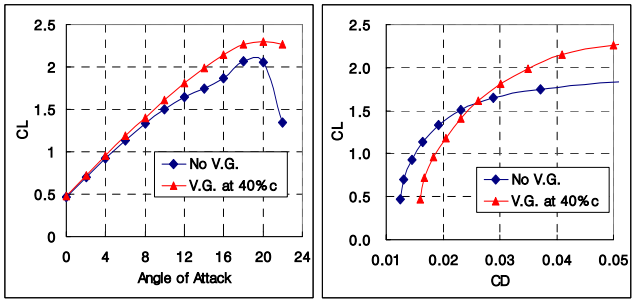

Fig. 13 Lift and Drag Coefficient Comparisons

4. 고양력장치와 와류발생기

위에서 살펴본 것처럼 와류발생기는 외부유동의 에너지를 경계층에 전달하여 박리를 지연시키고 양력을 증가시키는 역할을 한다. 그러나 와류발생기는 항력도 증가시키기 때문에 순항이 비행 임무의 대부분인 여객 수송용 민항기에는 적용하기 어려운 점이 있다. 와류 발생기에 의해 최대 양력이 증가하여 실속속도가 감소하며 이착륙 성능은 향상되지만 항공기의 최소항력이 증가하여 최대 순항거리가 크게 감소하고 정해진 거리를 비행하기 위해서는 많은 연료가 필요하다. 따라서 와류발생기를 주익에 설치하지 않고 고양력장치의 일종인 플랩에 장착하여 이착륙 성능(양력)을 향상하고 순항성능은 유지하고자 하여 와류발생기의 종류, 설치위치 및 크기 등에 대한 연구가 진행되어 왔다. 본 논문에서도 이에 대한 연구가 진행 중인데 아직 긍정적인 결과를 산출하지 못하였다. Fig.14는 파울러 플랩을 펼친 GA(W) 익형의 속도 분포를 나타낸 것이다. 플랩의 변위각은 40°이고 자유류의 마하수는 0.1이다. 그림에 나타난 것처럼 플랩의 주위에는 박리가 발생하지 않고 플랩 후방에 상당히 넓은 Recirculation 영역이 생성됨을 알 수 있다. Fig.15에 보여진 것처럼 와류발생기를 플랩위면에 설치하여 수치실험을 수행한 결과 양력이 크게 감소하고 항력이 증가함을 알 수 있다. Fig.16은 와류발생기가 장착된 날개 주위의 속도분포를 나타낸 것인데 와류발생기가 플랩의 표면에 박리를 초래하고 매우 넓은 와류영역을 후방에 형성함을 알 수 있다. 이처럼 와류발생기가 날개의 성능을 크게

감소시킬 수도 있음을 고려하여 와류발생기를 설치하고자 할때는 항공기의 비행조건, 설치위치 및 발생기의 형태 등에 대한 면밀한 검토와 시험이 수행되어야 한다. 따라서 와류발생기를 플랩에 설치하여 날개의 성능을 향상시키는 것은 더 많은 시간을 갖고 수행되어야 할 연구로 판단되어 향후 연구과제로 남기고자 한다.

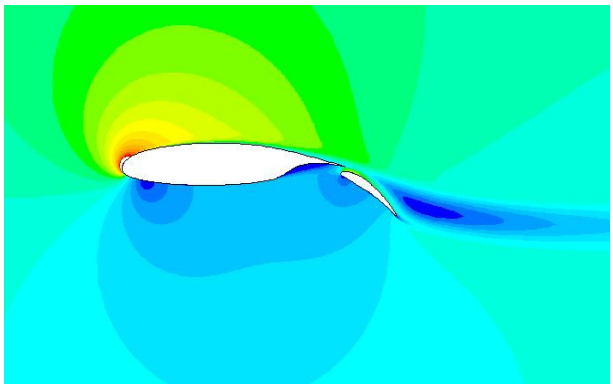

Fig. 14 Velocity Contour of GA(W) Airfoil with Fowler Flap

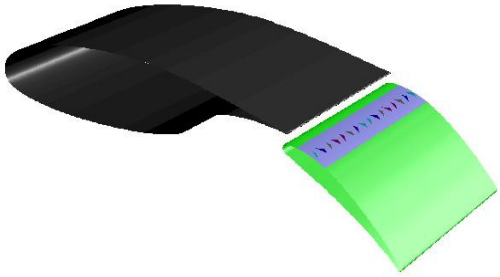

Fig. 15 Deployed Fowler Flap with Vortex Generators

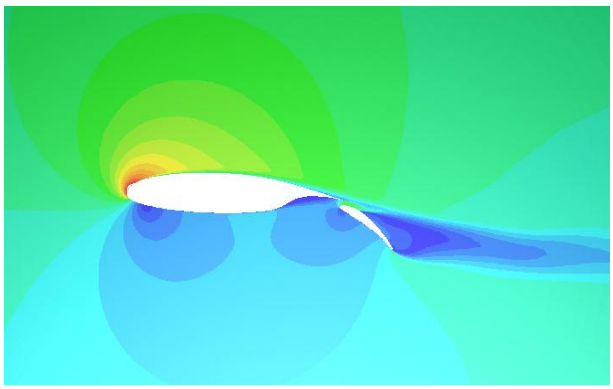

Fig. 16 Velocity Contour of Fowler Flap with V.G.s

4. 결 론

본 논문에서는 날개에 설치된 와류발생기를 수치적으로 모사하여 그 역할을 분석하였다. 와류발생기는 와류를 날개윗면에 발생시켜 외부유동의 에너지를 경계층에 전달하여 박리를 지연시키고 양력을 증가시킨다. 또한 와류발생기를 플랩에 설치하여 이착륙 성능을 향상시키고자 할때는 설치위치 및 발생기의 형태 등에 대한 면밀한 검토와 시험이 수행되어야 하므로 더 많은 시간을 갖고 수행되어야 할 연구로 판단된다.

후 기

이 논문은 공공기술이사회 전문화 연구사업인 고효율 경량화 날개설계기술개발의 일환으로 수행되었음을 알리며 관계자들께 깊은 감사를 전합니다.

참고문헌

[1] 정진덕, 최성욱, 조태환, 스마트 무인기 TR-S2 형상의 정적 풍동시험, 대한기계학회 B권 29권6호

[2] W.H. Wentz, Jr., Effectiveness of Spoilers on the GA(W)-1 Airfoil with a High Performance Fowler Flap, NASA CR2538, 1975.

[3] W.H. Wentz, Jr., H.C. Seetbaram, Development of a Fowler Flap System for a High Performance General Aviation Airfoil, NASA CR2443, 1974