

論文

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2012.40.5.405

와류 셀을 이용한 풍력블레이드 에어포일 주위 유동 제어

강승희*, 김혜웅**, 유기완***, 이준신****

Flow Control on Wind Turbine Airfoil with a Vortex Cell

Seung-Hee Kang*, Hye Ung Kim**, Ki-Wahn Ryu*** and Jun-shin Lee****

ABSTRACT

A flow control on airfoil installed a vortex cell for high efficiency wind turbine blade in stationary and dynamic stall conditions have been numerically investigated by solving the compressible Navier-Stokes equations. The numerical scheme is based on a node-based finite-volume method with Roe's flux-difference splitting and an implicit time-integration method coupled with dual time step sub-iteration. The computed result for the airfoil in the stationary showed that lift-drag ratio increases due to low pressure by the vortex cell. The oscillating airfoil with the vortex cell showed that the magnitude of hysteresis loop is reduced due to the enhanced vortex in the cell.

초 록

높은 효율의 풍력터빈 블레이드를 위해 와류 셀이 장착된 에어포일의 정지상태 및 동실속 상태에서의 유동제어 특성을 수치적으로 연구하였다. 수치기법은 Roe의 flux-difference-splitting을 사용한 격자점 중심 유한체적법과 이중시간 전진 기법을 사용하는 내재적 시간 적분법을 사용하였다. 계산결과 와류 셀을 장착한 경우 셀 내부의 부압으로 인해 양항비 증가를 얻을 수 있음을 확인하였다. 동실속의 경우 셀 내부의 와류에 의해 hysteresis 현상을 상당히 감소시킬 수 있음을 확인하였다.

Key Words : Vortex Cell(와류 셀), Flow Control(유동제어), Dynamic Stall(동실속), Wind Turbine Blade Airfoil(풍력터빈 블레이드 에어포일)

1. 서 론

풍력터빈 블레이드는 바람의 운동에너지를 기계적 회전 에너지로 변환시켜주는 풍력터빈의 핵심적인 구성요소이다. 이러한 블레이드의 성능은 풍력터빈 전 시스템의 성능과 효율, 시스템 하중 등에 큰 영향을 주게 된다. 일반적으로 대형 블

레이드의 경우 뿌리(root) 부근에서는 블레이드에서 발생하는 힘과 모멘트를 구조적으로 감당할 수 있어야 하기 때문에 상대적으로 두꺼운 에어포일을 사용하게 되며 날개 끝(tip)으로 갈수록 양항비가 우수한 얇은 에어포일을 사용한다. 두꺼운 에어포일을 사용하게 되는 경우 역압력 구배에 쉽게 노출될 수 있기 때문에 흐름의 박리 및 와류흐름(vortex shedding)이 쉽게 발생할 수 있다고 알려져 있다[1].

대형화된 블레이드 주위에는 지상 경계층에 의해 블레이드가 터빈 상층부와 하층부에서의 상대적인 속도 차이에 의해 블레이드 거동에 따라 공기역학적 하중이 변하게 되고, 동실속(dynamic stall) 현상도 발생하게 된다. 또한, 유입흐름의

† 2012년 2월 6일 접수 ~ 2012년 4월 17일 심사완료

* 정회원, 전북대학교 항공우주공학과
교신저자, E-mail : ksh@jbnu.ac.kr
전북 전주시 덕진구 백제대로 567

** 정회원, 대우일렉트로닉스 부평연구소

*** 정회원, 전북대학교 항공우주공학과

**** 정회원, 한국전력 전력연구원 녹색성장연구소

난류도와 블레이드와 타워(tower)와의 간섭, 블레이드의 공탄성 효과 등에 의해 블레이드에는 비정상 하중(unsteady load) 들이 작용하게 된다. 이러한 흐름의 박리 및 비정상 흐름 등은 공기역학적 성능저하 뿐 아니라 구조적 진동의 원인이 되어 블레이드와 풍력터빈 구성품들의 구조적 피로파괴의 원인이 된다고 알려져 있다. 이러한 비정상 흐름 효과 감소와 공기역학적 효율 증가를 위해서는 효율적인 유동제어 기법이 필요하다[2].

유동제어기법의 일환으로 와류를 제한된 영역에 머물게 하는 와류 셀(vortex cell) 개념 [3]은 그림 1에서 보는 바와 같이 에어포일 표면 부근에 셀을 만들어 이 셀에 강력한 와류를 머물게 함으로써 와류흐름 효과를 감소시키고 후류에서의 에너지 손실을 줄여 항력을 감소시키는 기법이다. 이 기법은 상당히 오래전에 제안 되었음에도 불구하고 셀 내부에서의 유동장에 대한 물리적인 이해 부족 등으로 인해 블레이드와 같은 양력면(lifting surface)등에 광범위하게 적용되지 못하고 있는 실정이다.

와류 셀 개념을 처음으로 항공기에 적용한 사람은 Kasper[5]와 Savitsky 등 [6]이다. Kruppa[7]는 Kasper 형상에 대하여 축소 모형을 사용한 풍동 시험을 통해 이를 검증하려는 노력을 시도하였다. Saab-Scania의 경우는 와류 셀에 분출(blowing) 기법을 사용하는 경우 안정화된 와류에 의해 매우 큰 양력을 얻을 수 있음을 확인하였다[7]. 최근에 Donelli 등 [8, 9]은 포텐셜 이론에 근거한 와류 셀 형상 설계 기법을 제안하였다. 그러나 동실속 등 비정상 거동시 와류 셀에 의한 유동장 제어 효과에 대한 연구는 현재까지 제시되지 못하고 있는 실정이다.

본 연구는 높은 두께 대 시위비 에어포일의 특징을 갖는 풍력터빈 블레이드의 공기역학적 효율을 증가시키기 위해 와류 셀이 장착된 블레이드 에어포일주위의 유동제어에 대한 기본적인 연구를 수행하였다. 이를 위해 압축성 Navier-Stokes 방정식을 이용한 수치적 기법을 사용하여 정지상태

및 동실속 상태에서 에어포일 주위 유동장을 계산하여 와류 셀 장착에 따른 유동제어 특성을 연구하였다.

II. 수치적 기법

에어포일 주위의 정상 및 비정상 유동을 해석하기 위해, 이상기체(ideal gas)에 대한 질량, 모멘텀 및 에너지 보존법칙으로부터 Navier-Stokes 방정식을 적분형태로 나타내면 다음과 같다.

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} Q dA + \int_{\partial\Omega} F(Q, \vec{n}) dS - \int_{\partial\Omega} G(Q, \vec{n}) dS = 0 \quad (1)$$

여기서 보존변수(conservative variables) Q 와 비점성 플럭스, $F(Q, \vec{n})$ 및 점성 플럭스 $G(Q, \vec{n})$ 는 다음과 같다.

$$Q = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ e_0 \end{pmatrix},$$

$$F(Q, \vec{n}) = \begin{pmatrix} \rho V \\ \rho u V + p n_x \\ \rho v V + p n_y \\ (e_0 + p) V \end{pmatrix}$$

$$G(Q, \vec{n}) = \frac{M_{\infty}}{Re} \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{xx} n_x + \tau_{xy} n_y \\ \tau_{xy} n_x + \tau_{yy} n_y \\ (u \tau_{xx} + v \tau_{xy} - q_x) n_x \\ + (u \tau_{xy} + v \tau_{yy} - q_y) n_y \end{pmatrix} \quad (2)$$

여기서 τ 는 전단응력을 q 는 열유속을 나타내며, ρ 는 밀도, u, v 는 각각 속도 \vec{V} 의 x, y 방향의 성분이고, e_0 는 단위부피당 총 내부에너지이며, p 는 압력을 나타낸다. n_x, n_y 는 경계면 $\partial\Omega$ 에 수직한 단위 벡터 \vec{n} 의 x, y 방향 성분을 나타낸 것이다. Re 는 레이놀즈 수, M_{∞} 는 자유류(freestream)의 마하수이다.

지배 방정식을 수치적으로 계산하기 위해 격자점 중심 유한체적법을 사용하였으며, 각각의 격자점에서의 제어체적은 median dual을 사용하여 구성하였다. 각 흐름 변수는 격자점에 저장되고 i 번째 제어체적에 대하여 유한체적법으로 이산화하면 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\frac{\partial(AQ)_i}{\partial t} + \sum_{j=1}^{N_{face}(i)} (F_j - G_j) = 0 \quad (3)$$

여기서 $N_{face}(i)$ 는 i 제어체적의 총 경계면 수를 나타내며, A_i 는 현 제어체적의 면적을 나타낸다. 차분화된 각 제어체적의 경계면 j 를 지나는 비

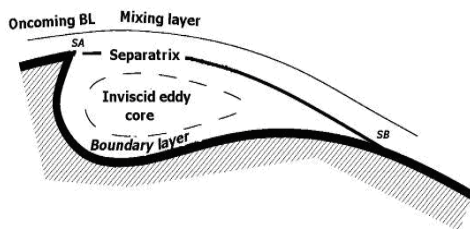


그림 1. 와류 셀 개념도 [4]

점성 플럭스는 Roe의 flux-difference splitting 방법 [10]을 이용하여 다음과 같이 계산하였다.

$$F_j = \frac{1}{2} [F(Q_R) + F(Q_L) - \tilde{A} |Q_R - Q_L|]_j \quad (4)$$

여기서 Q_L, Q_R 은 각각 격자면 j 에서 좌,우에 있는 유동변수를 나타내고, \tilde{A} 는 Roe-average된 자코비안(Jacobian) 행렬이다.

공간적으로 2차의 정확도를 가지기 위해 제어 체적 경계면에서의 유동 변수의 값을 주위에 있는 격자점들의 값과 격자가 갖는 기하학적인 거리에 대한 정보를 이용하여 재구성(reconstruction) 과정을 참고문헌 [11]에서 제시한 least-square 방법으로 수행하였다.

점성 플럭스, $G(Q, \vec{n})$ 를 계산하기 위해서 본 연구에서는 Haselbacher 등 [12]이 제안한 방법을 사용하였다. Navier-Stokes 방정식으로 부터 x, y 방향의 모멘텀 방정식의 점성항은 다음과 같다.

$$\oint_{\partial\Omega} \mu \left[\left(1 + \frac{1}{3} n_x^2\right) \nabla u \cdot \vec{n} + \frac{1}{3} n_x n_y \nabla v \cdot \vec{n} \right] dS \quad (5)$$

$$\oint_{\partial\Omega} \mu \left[\frac{1}{3} n_x n_y \nabla u \cdot \vec{n} + \left(1 + \frac{1}{3} n_y^2\right) \nabla v \cdot \vec{n} \right] dS$$

에너지 방정식도 동일한 가정으로 식 (5)와 같은 형태로 변환하였다.

시간 적분법은 외재적 방법보다 수치적 안정성이 우수하여 계산 시간 간격을 크게 할 수 있다는 장점을 가지고 있는 내재적 방법(implicit method)을 사용하였다. 식 (3)을 시간에 대해 후방 차분하여 선형화 하면 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\left[\frac{A_i}{\Delta t} I + \sum_{j=1}^{N_{rec}(i)} A^+ S \right] \Delta Q_i + \sum_{j=1}^{N_{rec}(i)} A^- S \Delta Q_j = -R_i^n \quad (6)$$

여기서 $\Delta Q = Q^{n+1} - Q^n$ 이며, A^+, A^- 는 플럭스 자코비안으로 본 연구에서는 Roe average 특성치[10]를 이용한 근사 플럭스 자코비안을 이용하였다. 식 (6)의 선형 시스템의 해를 구하기 위해 본 연구에서는 Gauss-Seidel 방법을 사용하였다[13].

비정상 유동을 해석하는데 있어서는 내재적 시간적분 과정에 가상시간(pseudo-time) 적분 과정을 설정하여 매 시간 단계에 대한 해를 수렴시킴으로써 선형화에 따른 오차를 줄일 수 있고, 경계 값 및 유동 변화의 효과가 내부 반복계산 과정에서 갱신되므로 유동변화의 효과를 신속하게 유동장으로 전파시키는 장점이 있다고 알려진 이중시간 전진 기법(dual time stepping)을 사용

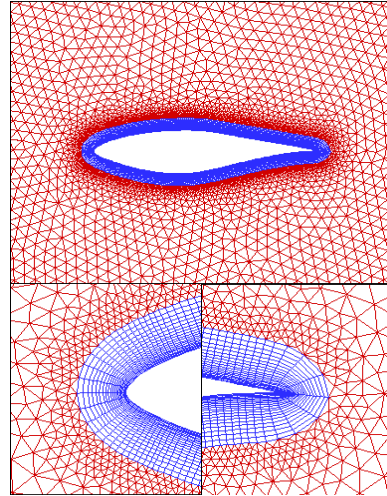


그림 2. 총류 유동장 계산을 위한 S809 에어포일주위의 혼합 격자 (node 수 12,917, 초기두께 0.001, 증가비 1.10)

하였다[13].

벽면에 의한 영향이 없는 자유흐름의 원방 경계와 시험부의 유입(inlet)과 유출(exit) 조건은 Riemann 불변량(invariant)을 이용한 특성 경계 조건(characteristic boundary condition)을 사용하였다. 벽면은 유동 접촉조건(no-slip condition)과 일정온도(prescribed wall temperature)를 사용하였다. 본 연구에서는 점성유동 계산의 수치적 효율을 높이기 위해 그림 2와 같이 혼합격자(hybrid mesh)를 사용하였다.

III. 결과 검토

3.1 와류 셀 형상

본 연구에서는 일반적으로 풍력터빈 블레이드 에어포일 연구에 많이 사용되는 S809 형상[14]을 기본 (기본형상)으로 와류 셀을 장착한 경우에 대한 주위 유동변화를 계산하여 상대적인 유동특성 비교함으로써 유동장 제어에 대한 연구를 수행하였다. 본 연구에 사용된 와류 셀은 비점성 이론에 근거하여 설계한 Donelli의 와류 셀 [8] (그림 3)과 제작성 등을 고려하여 원 형태 등으로 단순화한 본 연구 제시형상(그림 4)이 장착된 경우이다. 두 형상 직경은 시위의 10%이며, 셀의 중심은 에어포일 윗면의 최대두께에서 뒷전 방향으로 10% 뒤 (시위의 51%)에 위치토록 하였다.

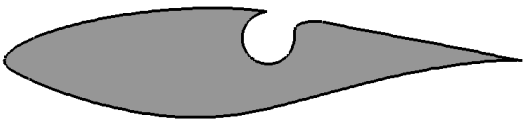


그림 3. Donelli의 와류 셀이 장착된 S809 에어포일



그림 4. 본 연구에서 제안한 원형 와류 셀이 장착된 S809 에어포일

3.2 수치적 기법 검증

본 연구에서 사용된 수치적 기법의 정확도를 확인하기 위해 NACA0012 에어포일에 대한 정상상태 층류 유동에 대한 계산을 수행하여 타 연구 계산 결과와 비교하였다. 계산은 자유류 마하수 0.2, 레이놀즈 수 5,000인 유동장에 있는 받음각 0°에 대해 수행하였으며 그 결과를 표 1에 나타내었다. 표에서 보는 바와 같이 본 연구에서 계산된 결과가 타 연구와 거의 일치하는 매우 정확한 계산이 수행됨을 볼 수 있어 본 연구에서 사용된 수치적 기법이 매우 정확함을 확인할 수 있었다.

본 연구에서 사용된 수치적 기법의 비정상 상태에서의 정확도를 확인하기 위해 원형실린더 주위 비정상 층류 흐름에 대한 계산을 수행하였다. 원형실린더 주위 흐름은 자유류 마하수 0.3, 실린더 직경 기준 레이놀즈 수 200이며, 시간 간격은 0.006으로 계산을 수행하였다. 계산 결과 와류 흐름에 Strouhal 수는 0.191로 매끈한 실린더의 경우 0.192인 실험치[15]와 매우 일치되는 결과를 보였으며, 계산된 비정상 양력계수의 r.m.s(root-

표 1. 정상 상태 NACA0012 에어포일의 항력계수 비교 (층류, $\alpha = 0^\circ$, $M_\infty = 0.2$, $Re = 5,000$)

Reference	Cd
Choudhuri et al. [14]	0.0544
	0.0547
Beran [18]	0.0530
Metha [19]	0.0547
Present	0.0547

mean-square) 값은 0.443으로 0.250 ~ 0.650 사이의 큰 진폭을 갖는 실험 결과[16]에서 중앙 부분에 본 계산 결과가 있어 본 연구에서 사용된 수치적 기법이 매우 정확함을 알 수 있었다[17].

3.3 정지 상태에서의 유동제어 특성

정지 상태에서의 와류 셀에 의한 유동장 제어 특성을 확인하기 위해 계산을 수행하였다. 계산은 마하수 0.3, 시위 기준 레이놀즈 수는 5,000 조건의 층류 유동장에 대해 수행하였다. 에어포일의 자세는 받음각 0°를 기준으로 하였다.

에어포일 주위와 와류 셀 주위 압력계수 분포를 그림 5 ~ 그림 7에 나타내었다. 그림에서 보는 바와 같이 기본형상의 경우 낮은 레이놀즈 수에 의해 주위 경계층이 두꺼워지고 에어포일 후방부 영역에서 역압력구배 영향 등에 의해 흐름이 쉽게 박리됨을 볼 수 있다. Donelli 형상을 장착한 경우는 셀 입구에서의 급격한 형상변화 등으로 인해 흐름이 내부로 유입되고 이로 인해 와류가 셀 내부에 형성되어 있음을 볼 수 있다. 이러한 와류의 생성은 셀 내부에서의 빠른 속도를 유발시켜 압력강하가 발생하게 되고 이로 인해 에어포일의 양력을 증가시키는 것으로 판단된다. 또한, Doenlli 형상의 경우 출구 부근에서의 완만한 곡률 변화로 인해 흐름의 유출을 빠르게 하여 셀 내부의 흐름을 외부에 있는 경계층에 상대적으로 원활하게 공급함을 볼 수 있다. 이러한 흐름의 공급은 에어포일 주위 경계층에 강화된 운동량을 공급하게 되고 이로 인해 기본형상에 비해 흐름의 박리점이 후방부로 약간 이동됨을 볼 수 있다. 그러나 Donelli 형상의 경우 셀 내부에서의 와류가 안정되게 생성되지 못함을 볼 수 있다. 이는 셀로 유입되는 흐름의 제약과 와류로의 충분한 발달 전에 흐름이 셀 외부로 유출되어 나타나는 현상으로 추정되며, 추후 와류를 안정화시키는 방안에 대한 연구가 필요하다고 판단된다. 본 연구에서 제시한 형상의 경우 Donelli 형상의 경우보다 보다 상대적으로 안정화된 와류가 형성됨을 볼 수 있다. 이는 셀 출구부분에서 흐름의 유출이 상대적으로 작아 발생하는 것으로 판단된다. Donelli 형상에 비해 강화된 와류로 인하여 상대적으로 큰 압력강하를 얻을 수 있다고 판단된다. 그러나 에어포일 윗면에서의 흐름의 박리점은 기본형상과 유사함을 알 수 있어 보다 효율적인 와류 셀 형상 개발에 대한 연구가 추후 필요할 것으로 판단된다. 이러한 와류 셀에 의해 에어포일 주위 유동장에 끼치는 영향으로 표 2에서 보는 바와 같이 양력의 증가가 매우 커 양

항비가 본 연구에서 제시한 형상의 경우는 약 48%, Donelli 형상의 경우는 36%가 증가됨을 확인할 수 있었다. 그러나 항력의 감소는 미미하게 존재하지만 그 크기는 양력계수에 비해 매우 작음을 확인하였다.

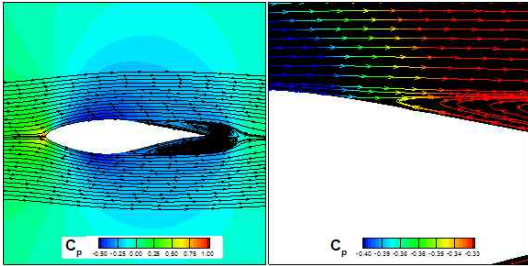


그림 5. 기본 형상 주위 유동장 (정지 상태, $M_\infty = 0.2, Re = 5,000, \alpha = 0^\circ$)

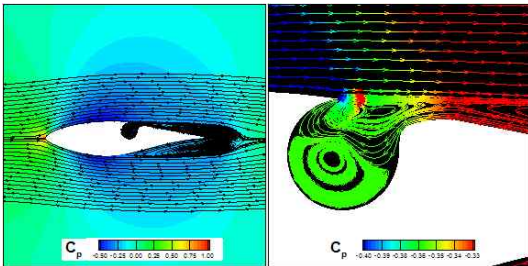


그림 6. Donelli 형상 주위 유동장 (정지 상태, $M_\infty = 0.2, Re = 5,000, \alpha = 0^\circ$)

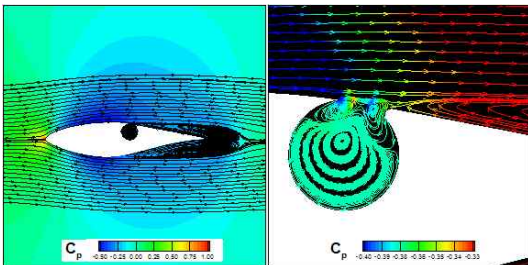


그림 7. 본 연구 제시 형상 주위 유동장 ($M_\infty = 0.2, Re = 5,000, \alpha = 0^\circ$)

표 2. 와류 셀 장착에 따른 공기력 계산 결과 비교 (정지 상태, $\alpha = 0^\circ, M = 0.3, Re = 5,000$)

	Basic Config.	Present V.C.	Donelli's V.C.
C_l	0.0451	0.0657	0.0602
C_d	0.0974	0.0961	0.0957
L/D	0.4626	0.6841	0.6289

3.4 S809 에어포일의 종류 유동장에서의 동실속 유동 특성

동실속 조건에서의 와류 셀 장착에 따른 에어포일 주위 유동장의 상대적인 제어 특성을 확인하기 위해서는 기본형상에 대한 동실속 연구를 수행하였다. 동실속의 경우는 에어포일 시위의 1/4 위치를 중심으로 다음과 같은 식으로 거동하는 경우에 대해 계산을 수행하였다.

$$\alpha = \alpha_0 + \alpha_m \sin(2\kappa Mt) \quad (7)$$

여기서 α_0 는 평균받음각, α_m 은 진폭각을 κ 는 감쇄주파수를 그리고 t 는 무차원 시간을 나타낸다. 계산에 사용된 유동조건은 자유류 마하수 0.3, 레이놀즈 수 5,000, 감쇄주파수 0.1154이며, 평균받음각은 0° 로 진폭각은 $1^\circ, 3^\circ, 5^\circ$ 및 7° 로 거동시켜 그 변화를 확인하였다. 계산 간격을 거동 한 주기를 128 단계로 나눈 0.709로 계산을 수행하였다.

동일한 감쇄주파수에서 진폭각 변화에 따른 양력계수 변화를 그림 8에 항력계수 변화를 그림 9에 각각 나타내었다. 그림에서 보는 바와 같이 진폭각을 크게 할수록 양력계수 및 항력계수의 진폭이 커지고 hysteresis 현상이 크게 나타남을 볼 수 있었다. 이러한 현상은 작은 레이놀즈 수에 의해 에어포일주위에 두꺼운 경계층이 형성되고 이로 인해 에어포일 윗면과 아랫면의 배체두께에 의한 가상 캠버 효과가 발생하며, 또한 에

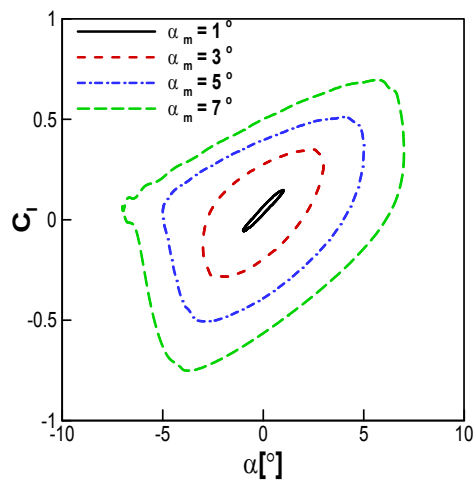


그림 8. 진폭변화에 따른 양력계수 변화 (기본형상, $M = 0.3, Re = 5,000$)

어포일 윗면과 아랫면에서 발생하는 와류 발생 및 후류방향으로의 전파 등에 의해 발생하는 것으로 판단된다. 에어포일 거동에 의해 발생하는 hysteresis 현상은 진폭을 크게 하여 에어포일 표면에서의 속도를 크게 할수록 커짐을 볼 수 있었다.

3.5 동실속에서 와류 셀에 의한 유동 제어 특성

동실속 상태에서 와류 셀에 의한 유동장 제어 특성을 연구하기 위해 Donelli 와류 셀이 장착된

에어포일 그리고 본 연구에서 제시한 와류 셀이 장착된 에어포일에 대해 계산을 수행하여 기본형상과 그 결과를 비교하였다. 계산은 층류 유동장에 대해 레이놀즈수 5,000, 마하수 0.3 그리고 감쇄주파수 0.1154의 조건에서 식 (7)와 같이 거동하는 경우에 대해 수행하였다. 평균받음각 0° 그리고 진폭각은 7° 이다.

와류 셀 장착에 따른 비정상 양력계수 및 항력계수 그리고 피칭모멘트 계수 변화를 그림 10 ~ 그림 12에 나타내었으며, 에어포일 주위의 압력계수 분포 변화를 그림 13과 그림 14에 각각 나타내었다.

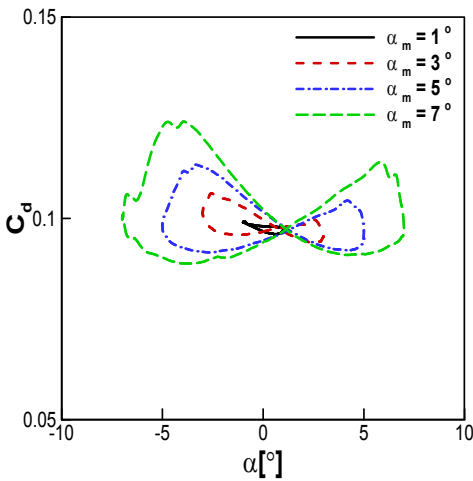


그림 9. 진폭변화에 따른 항력계수 변화 (기본형상, M = 0.3, Re=5,000)

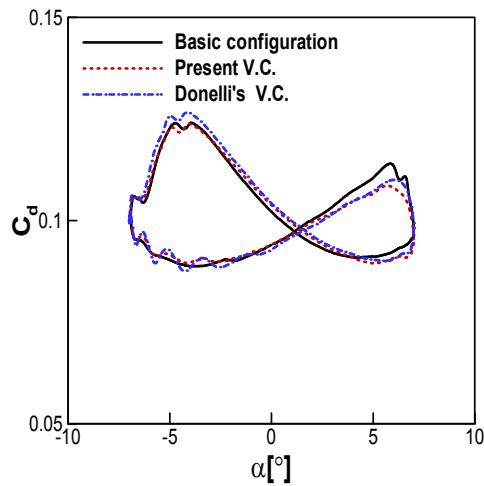


그림 11. 진폭값 7°의 항력계수 변화 (κ = 0.1154, M = 0.3, Re = 5,000)

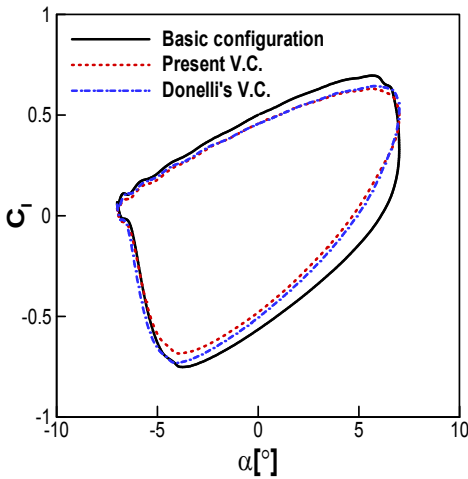


그림 10. 진폭값 7°의 양력 계수 변화 (κ = 0.1154, M = 0.3, Re = 5,000)

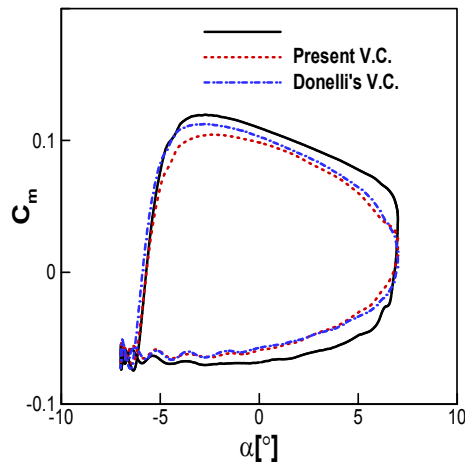


그림 12. 진폭값 7°의 피칭모멘트 계수 변화 (κ = 0.1154, M = 0.3, Re = 5,000)

그림에서 보는 바와 같이 와류 셀 장착한 경우 동실속 upstroke와 downstroke시 나타나는 hysteresis 변화가 상당히 줄어들 수 있다. 이는 동실속 거동시 그림 15에서 보는 바와 같이 downstroke 시에는 셀 내부에서의 와류 생성으로 인해 낮아진 압력 값으로 양력이 증가하여 발생되며, upstroke시에는 에어포일의 앞전부근의 압력분포를 보면 기본형상에 비해 와류 셀이 장착된 형상들의 흐름 가속이 상대적으로 작아 양력이 작아짐을 볼 수 있다. 이는 upstroke시 셀 내부로의 유입 및 외부로의 유출 과정이 오히려 앞전 부근의 흐름 가속을 방해하는 방향으로 발생하여 나타난 현상으로 판단된다. 이러한 현상 등에 의해 동실속시 발생하는 hysteresis 현상이 감소되는 것으로 판단된다. 이러한 영향으로 인해 피칭모멘트에서도 동일하게 hysteresis가 감소

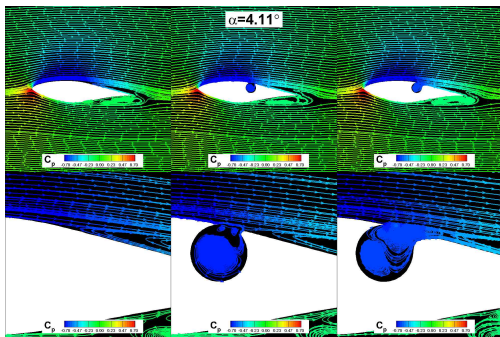


그림 13. 동실속 조건에서의 에어포일주위 유동장 비교 (좌측 : 기본형상, 중앙 : 본 연구 제안 형상, 우측 : Donelli 형상, upstroke, $\alpha=4.11^\circ$, $\alpha_m=7^\circ$, $M = 0.3$, $Re=5,000$)

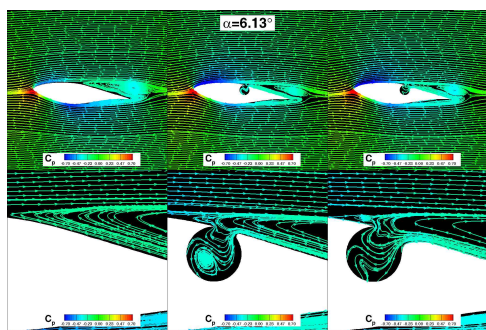


그림 14. 동실속 조건에서의 에어포일주위 유동장 비교 (좌측 : 기본형상, 중앙 : 본 연구 제안 형상, 우측 : Donelli 형상, downstroke, $\alpha=6.13^\circ$, $\alpha_m=7^\circ$, $M = 0.3$, $Re=5,000$)

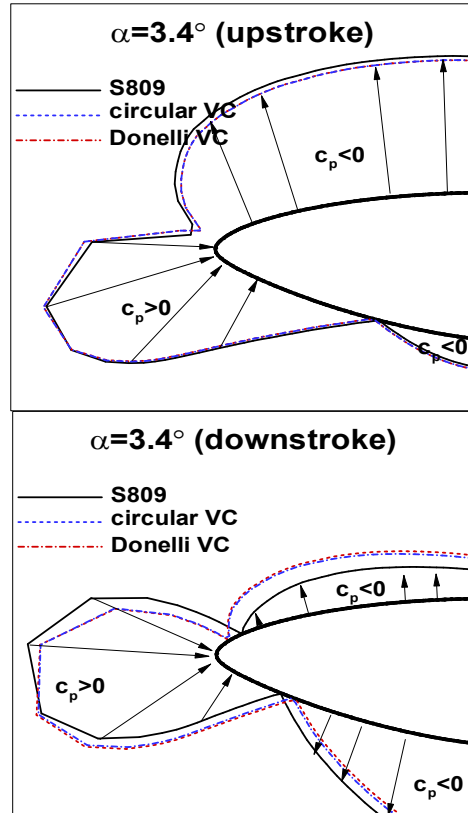


그림 15. 동실속 조건에서의 에어포일 앞전 부근의 압력계수 (상: upstroke, 하: downstroke, $\alpha_m=7^\circ$, $M = 0.3$, $Re=5,000$)

하는 경향을 보임을 알 수 있었다. Hysteresis 감소 현상은 와류 셀 형상에 따른 변화는 상대적으로 미미함을 볼 수 있다. 그러나 동실속 거동에 따른 와류 셀 내부에서의 와류 변화가 상당히 크므로 추후 다양한 내부로의 유입 및 외부로의 유출조건 따른 제어특성 연구를 통한 보다 최적의 셀 형상 연구와 효율적인 유동장 제어를 위한 와류 안정화 등을 위한 연구가 필요하며, 그리고 표면거칠기 영향 등 외부 환경 변화에 대한 영향 연구 등을 통해 실제 풍력터빈 활용성 여부에 대한 연구 등이 추가로 필요할 것으로 판단된다.

VI 결론

본 연구에서는 높은 두께 비 에어포일의 특징을 갖는 풍력터빈 블레이드의 공기역학적 효율을 증가시키기 위해 와류 셀이 장착된 에어포일 주위의 유동제어에 대한 연구를 수행하였다. 이를

위해 압축성 Navier-Stokes 방정식을 이용한 수치적 기법을 사용하여 정지 상태 및 동실속 상태에서 에어포일 주위 유동장을 계산하여 와류 셀 장착에 따른 유동제어 특성을 확인하였다. 그 결과 와류 셀을 장착한 경우 양항비 증가 효과를 얻을 수 있음을 확인하였다. 또한, 와류 셀이 장착된 에어포일의 경우 동실속 조건에서 발생하는 hysteresis 현상이 감소됨을 확인할 수 있었다. 추후 다양한 형상의 와류 셀 형상 및 실제 조건에서 효율적인 유동장 제어를 위한 와류 안정화 연구 및 표면거칠기 영향 등 외부 환경 변화에 대한 영향 연구 등이 추가로 필요할 것으로 판단된다.

후 기

본 연구는 지식 경제부의 지식경제기술혁신사업인 “서남해 2.5GW 해상풍력 개발을 위한 실증 단계 연구”의 일환으로 수행되었음.

참고문헌

- 1) Hillmer, B., Borstelmann, T., Schaffarczyk, P. A. and Dannenberg, "Aerodynamic and Structural Design of Multi-MW Wind Turbine Blades beyond 5MW," J. of Physics, Conference Series 75, 2007.
- 2) Johnson, S. J., van Dam, C. P., and Berg, D. E., "Active Load Control Techniques for Wind Turbines", SANDIA National Lab., SAND2008-4809, 2008.
- 3) Ringleb, F. O., "Separation Control by Trapped Vortices," Boundary Layer and Flow Control, edited by Lachmann, G. V. Vol. 1, Pergamon Press, 1961, pp. 265 - 294.
- 4) Chernyshenko, S. I., et al. "Vortex Cell Shape Optimization for Separation Control," WCCM8, Venice, Italy, 2008.
- 5) Kasper, W. A., "Aircraft Wing with Vortex Generation." U.S. Patent No. 3831885, 27 Aug., 1974.
- 6) Savitsky, A. I., Schukin, L. N., Karelin, V. G., Mass, A. M., Pushkin, R. M., Shibanov, A. P., Schukin, I. L., and Fischenko, S. V., "Method for Control of the Boundary Layer on the Aerodynamic Surface of an Aircraft and the Aircraft Provided with the Boundary Layer Control System," U.S. Patent No. 5417391, 23 May 1995.
- 7) Kruppa, E. W., "A Wind Tunnel Investigation of the Kasper Vortex Concept," AIAA Paper 77-310, Jan. 1977.
- 8) Donelli, R. and Iannelli, P., Chernyshenko, S., Iollo, A., and Zannetti, L., "Flow Models for a Vortex Cell," AIAA Journal Vol.47, No. 2, February 2009.
- 9) Donelli, R., De Gregorio, F., and Iannelli, P., "Flow Separation Control by Trapped Vortex," AIAA Paper 2010-1409, 2010.
- 10) Roe, P. L., "Approximate Riemann Solvers, Parameter Vectors, and Difference Scheme," Journal of Computational Physics, Vol. 43, pp.357-372, 1997.
- 11) Ollivier-Gooch, C. F., "High-Order ENO Schemes for Unstructured Meshes Based on Least Square Reconstruction," AIAA Paper 97-0540, 1997.
- 12) Haselbacher, A. C., McQuirk, J. J. and Page, G. J., "Finite-Volume Discretization Aspect for Viscous Flows on Mixed Unstructured Grids," AIAA, Paper 97-1946, 1997.
- 13) 오우섭, 김주성, 권오준, "비정렬격자를 이용한 피칭 날개단면 주위의 비정상 점성유동 해석," 한국항공우주학회지, 제28권 제4호, pp.17-26, 2000.
- 14) Somers, D., "Design and Experimental Results for the S809 Airfoil," National Renewable Energy Laboratory, NREL/SR-440-6918, 1997.
- 15) Blevins, R. D., *Flow-Induced Vibration*, 2nd Ed., Krieger Publishing Company, 1990.
- 16) Norberg, C., "Fluctuating Lift on a Circular Cylinder : Review and New Measurements," J. of Fluid and Structures, Vol. 17, 2003, pp. 57-96.
- 17) 강승희, "폐쇄형 풍동 시험부내의 정상 및 비정상 박리 흐름에 대한 Blockage 보정 기법 연구," 박사학위논문, 한국과학기술원, 2005.
- 18) Choudhuri, P. G., Knight, D. D., and Visbal, M. R., "Two-Dimensional Unsteady Leading-Edge Separation on a Pitching Airfoil," AIAA J., Vol. 32, No. 4, 1994., pp. 673-681.
- 19) Mehta, U. B., "Dynamic Stall of an Oscillating Airfoil," AGARD-CP-227, 1977., pp.23-1-23-32.