



저작자표시-비영리-변경금지 2.0 대한민국

이용자는 아래의 조건을 따르는 경우에 한하여 자유롭게

- 이 저작물을 복제, 배포, 전송, 전시, 공연 및 방송할 수 있습니다.

다음과 같은 조건을 따라야 합니다:



저작자표시. 귀하는 원저작자를 표시하여야 합니다.



비영리. 귀하는 이 저작물을 영리 목적으로 이용할 수 없습니다.



변경금지. 귀하는 이 저작물을 개작, 변형 또는 가공할 수 없습니다.

- 귀하는, 이 저작물의 재이용이나 배포의 경우, 이 저작물에 적용된 이용허락조건을 명확하게 나타내어야 합니다.
- 저작권자로부터 별도의 허가를 받으면 이러한 조건들은 적용되지 않습니다.

저작권법에 따른 이용자의 권리는 위의 내용에 의하여 영향을 받지 않습니다.

이것은 [이용허락규약\(Legal Code\)](#)을 이해하기 쉽게 요약한 것입니다.

[Disclaimer](#)

석사학위논문

블레이드 팁 영역의 전연 마모
발달이 풍력터빈 연간발전량에
미치는 영향

제주대학교 대학원

풍력공학부 풍력기계시스템 전공

이근석

2021년 12월



블레이드 팁 영역의 전연 마모 발달이 풍력터빈 연간발전량에 미치는 영향

指導教授 金 範 錫

李 根 碩

이 論文을 風力工學部 碩士學位 論文으로 提出함

2021 年 12 月

李根碩의 風力工學部 碩士學位 論文을 認准함

審査委員長

委 員

委 員

고경남

정지현

정지현



濟州大學校 大學院

2021 年 12 月



Effect of Leading Edge Erosion Growth in Blade Tip
Section on the Wind Turbine Annual Energy
Production

Keunseok Lee
(Supervised by professor BumSuk Kim)

A thesis submitted in partial fulfillment of the requirement for the
degree of Master of Science

2021. 12.

This thesis has been examined and approved.

Kyungnam Ko

Thesis director, Kyung-Nam Ko, Prof. Faculty of Wind Energy Engineering

BumSuk Kim

Thesis director, Bum-Suk, Kim, Prof. Faculty of Wind Energy Engineering

Ji-Hyun Jung

Thesis director, Ji-Hyun Jung, Prof. Mechanical Engineering

2021.12.02

Date

Faculty of Wind Energy Engineering

Graduate School

Jeju National University



목 차

List of Figures	iii
List of Tables	v
Abstract	1
I. 서 론	3
1.1. 연구배경	3
1.2. 연구목적	8
II. 블레이드 전연 마모상태 및 해석모델 정의	10
2.1. 블레이드 전연부 마모 원인	10
2.2. 블레이드 전연부 마모 발달과정	11
2.3. 해석모델 정의	14
2.4. 에어포일 마모등급 정의	16
III. 전연 마모로 인한 에어포일의 공기역학적 특성 변화 분석	19
3.1. 수치해석 기법	19
3.1.1 난류 모델 선정	20
3.1.2 검사 체적 및 경계조건	23
3.2. 격자 의존성 검토	25
3.3. 난류 모델 평가 및 수치해석 신뢰성 검증	27
3.4. 전연 마모가 발생한 에어포일 수치해석 결과 및 고찰	30
3.4.1 흡입면이 마모된 에어포일 해석결과	30
3.4.2 흡입면 및 압력면이 마모된 에어포일 해석결과	32
3.4.3 마모 영역에 따른 에어포일 공력성능 변화 분석	34
IV. 블레이드 마모등급별 연간발전량 감소율 분석	42
4.1. 연간발전량 산출 조건	42
4.1.1 블레이드 마모등급 정의	42
4.1.2 블레이드 마모등급에 따른 출력곡선 비교	43

4.2. 연간발전량 감소율 분석	44
V. 결론	46
참고문헌	48

LIST OF FIGURES

- Fig. 1-1 Changes in the ratio of power generation sources according to the 9th basic plan
- Fig. 1-2 Cost savings for 1GW wind farm using 14MW turbines vs 10MW turbines[2]
- Fig. 1-3 Changes in rated power and rotor diameter of wind turbines by year
- Fig. 1-4 Blade tip speed vs rotor diameter for wind turbine models[3]
- Fig. 1-5 Component failure rate and the effect on component failure on downtime in onshore wind turbine[4]
- Fig. 1-6 Component failure rate and the effect on component failure on downtime in offshore wind turbine[4]
- Fig. 2-1 Annual mean rainfall in Korea and waves generated when droplets collide with blade[3]
- Fig. 2-2 Ti-6Al-4V alloy blade's leading edge erosion experimented by Heymann[11]
- Fig. 2-3 Leading edge erosion categorized by N. Gaudern[12]
- Fig. 2-4 Blade leading edge erosion patterns in various studies and reports[13, 14, 15]
- Fig. 2-5 Changes of the area where particles crash according to the angle of attack of the airfoil that predicted by machine learning[16]
- Fig. 2-6 Cross-section shape of NACA64-618 airfoil and name of each part of airfoil
- Fig. 2-7 NEG MICON 1.5MW wind turbine blade's leading edge condition
- Fig. 2-8 3D model geometry of the NACA64-618 airfoil with leading edge erosion
- Fig. 3-1 Domain and boundary conditions used in the 3D CFD simulation
- Fig. 3-2 Wall y^+ of RANS turbulence model and DES model
- Fig. 3-3 Evaluate turbulence models and validation of numerical simulation using lift coefficient and drag coefficient
- Fig. 3-4 Evaluate turbulence models and validation of numerical simulation using lift to drag ratio and polar plot
- Fig. 3-5 AoA vs lift coefficients and drag coefficients at AEC case.1 erosion conditions
- Fig. 3-6 AoA vs lift coefficients and drag coefficients at AEC case.2 erosion conditions
- Fig. 3-7 Skin friction coefficient at suction side of case.1 erosion ($AoA = 10^\circ$)
- Fig. 3-8 Skin friction coefficient at suction side of case.1 erosion ($AoA = 12^\circ$)

- Fig. 3-9 Skin friction coefficient at suction side of case.2 erosion (AoA = 10°)
- Fig. 3-10 Skin friction coefficient at suction side of case.2 erosion (AoA = 12°)
- Fig. 3-11 Velocity contour and streamlines of AOA = 10, 12° at Clean
- Fig. 3-12 Velocity contour and streamlines of AOA = 10, 12° at Light case.1
- Fig. 3-13 Velocity contour and streamlines of AOA = 10, 12° at Light case.2
- Fig. 3-14 Velocity contour and streamlines of AOA = 10, 12° at Moderate case.1
- Fig. 3-15 Velocity contour and streamlines of AOA = 10, 12° at Moderate case.2
- Fig. 3-16 Velocity contour and streamlines of AOA = 10, 12° at Severe case.1
- Fig. 3-17 Velocity contour and streamlines of AOA = 10, 12° at Severe case.2
- Fig. 3-18 Velocity contour and streamlines of AOA = 10, 12° at Catastrophic case.1
- Fig. 3-19 Velocity contour and streamlines of AOA = 10, 12° at Catastrophic case.2
- Fig. 4-1 Difference in erosion area according to blade erosion class
- Fig. 4-2 Comparison of power curves according to case.1 leading edge erosion conditions
- Fig. 4-3 Comparison of power curves according to case.2 leading edge erosion conditions

LIST OF TABLES

- Table. 1-1 Types and rates of damage to wind turbine blades[5]
- Table. 2-1 Lay-up information of NREL 5MW Offshore wind turbine[17]
- Table. 2-2 Specification of NREL 5MW Offshore wind turbine[17]
- Table. 2-3 Depth of eroded area according to airfoil erosion class
- Table. 3-1 Mesh independence test for RANS turbulence models at AoA 13°
- Table. 3-2 Mesh independence test for DES model at AoA 13°
- Table. 3-3 Number of cells for clean condition and erosion condition airfoil
- Table. 3-4 The relative error of lift coefficients and drag coefficients of SST $k-\omega$ γ -Re Θ and DES model compared with wind tunnel test result
- Table. 3-5 Comparison of lift to drag ratio with clean and case.1 erosion conditions
- Table. 3-6 Comparison of lift to drag ratio with clean and case.2 erosion conditions
- Table. 4-1 Annual energy production under various blade leading edge conditions

Abstract

With the Renewable Energy 3020 policy and the 2050 Carbon Neutral(Net-Zero) promotion strategy, installed capacity of wind turbines, which is currently only 1.7GW, will be expanded to 17.7GW by 2034. Accordingly, the construction of a large-scale wind farm is expected, and it is economical to use a wind turbine with higher rated power as the facility capacity of the wind farm increases on a large scale. The rated power of the wind turbine is increased, rotor diameter and tip speed are increased, and it is predicted that damage to the blade leading edge due to rain droplets will occur more frequently due to the increase in tip speed. The blade tip region is composed of an airfoil with high aerodynamic performance, and leading edge erosion occurs in the tip region airfoil, the aerodynamic performance decrease, than AEP(Annual Energy Production) of the wind turbine may be significantly reduced. Many researchers have conducted studies on the reduction of wind turbine AEP due to leading edge erosion. Wind tunnel tests are most appropriate to analyze the reduction in airfoil aerodynamic performance and the AEP of wind turbine due to leading edge erosion, but numerical simulation using CFD(Computational Fluid Dynamics) are mainly used because large-scale test equipment and considerable cost are required. Existing studies have analyzed by applying leading edge erosion, contamination, icing to 2D airfoil, but airfoil generate 3D recirculation regions that develop very complexly in the trailing edge, 3D airfoil can simulate physical phenomenon more accurately. In this study, CFD simulation was conducted using 3D airfoil to propose changes in tip airfoil's aerodynamic performance and flow characteristics due to leading edge erosion growth of blade and the reduction rate of AEP. The erosion class was defined by the erosion shape obtained from actual wind farm, and this was applied to the NACA64-618 airfoil to obtain aerodynamic performance. The AEP of wind turbine was predicted by applying the aerodynamic performance of the eroded airfoil to the BEMT(Blade Element Momentum Theory) based software. In order to verify the reliability of the

CFD simulation, the results of Timmer's wind tunnel test were compared at 6 million Reynolds number. In order to select a turbulence model suitable for the airfoil, RANS(Reynolds Averaged Navier-Stokes)-based turbulence models and DES(Detached Eddy Simulation) model were compared, and SST(Shear Stress Transport) $k-\omega$ γ - Re_{θ} model used in terms of prediction accuracy and computational efficiency of the turbulence model. When the erosion class defined in this study was applied, the lift coefficient decreased by up to 40%, and the drag coefficient increased by up to 115% compared to the clean airfoil. As the depth and range of erosion area increased, the rate of reduction in aerodynamic performance was increased. When the AEP of wind turbine was predicted using BEMT under the condition of average annual wind speed 6m/s, it decreased by at least 0.35% and up to 2.3% compared to the clean blade.

I. 서 론

1.1 연구배경

2020년 7월 대한민국은 한국판 그린뉴딜을, 12월에는 2050 탄소중립 추진 전략을 발표하였다. 그린뉴딜은 국내 탄소 배출량의 36%를 차지하는 에너지 생산 부분에서의 탄소 배출량을 큰 폭으로 감소시키기 위해 석탄 발전과 원전의 비율을 대폭 낮추고 신재생 에너지의 비율을 증가시키는 목표를 갖고 있다. 또한, Fig. 1-1은 재생에너지 3020 계획을 반영한 제9차 전력수급기본계획에서 목표하는 각 발전원의 점유율을 나타내었다[1]. 2020년 현재 46.3%의 비중을 갖는 원전과 석탄을 2034년까지 25.1%로 감축하며, 15.8%의 점유율을 갖는 신재생에너지발전의 비중을 2030년에 33.6%, 2034년에는 40.3%까지 확보하는 계획을 세우고 있다. 신재생에너지발전원의 종류는 태양광, 풍력, 수력, 바이오 등이 있으며, 태양광발전과 풍력발전의 설비용량을 큰 폭으로 높일겠다는 계획이다. 국내 풍력발전의 설비용량은 현재 1.8GW이며, 2030년까지 이를 17.7GW까지 확대할 예정이다. 그에 따라 대규모 풍력발전단지의 건설이 전망되며, 예정 중인 대규모 풍력발전단지로는 전북 서남권 해상풍력(2.4GW), 신안 해상풍력(8.2GW), 울산 및 동남권 부유식 해상풍력(6.0GW) 등이 있다.



Fig. 1-1 Changes in the ratio of power generation sources according to the 9th basic plan[1]

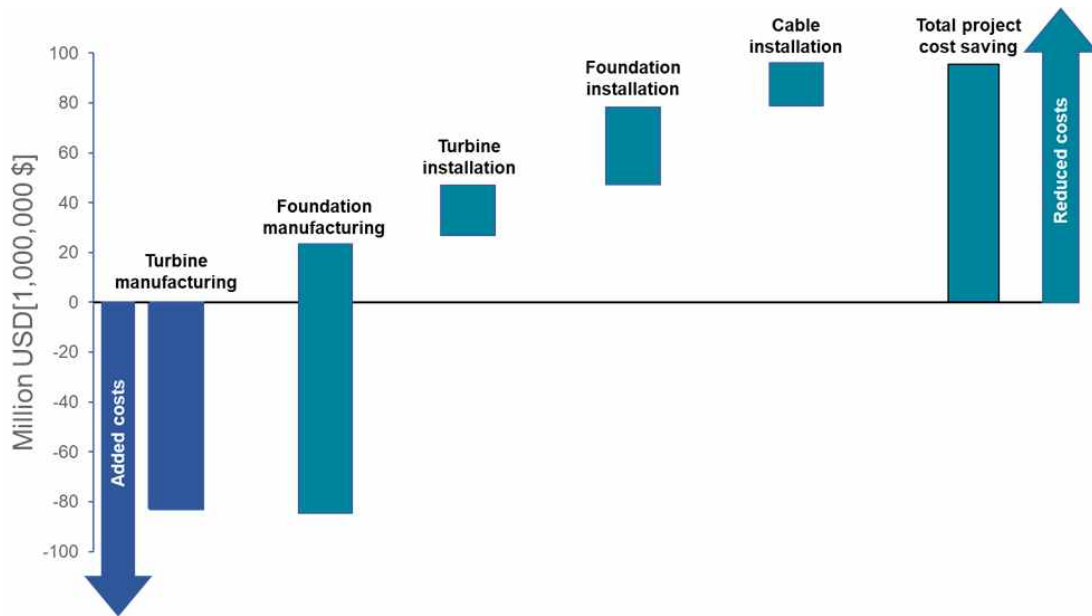


Fig. 1-2 Cost savings for 1GW wind farm using 14MW turbines vs 10MW turbines[2]

Fig. 1-2는 1GW 풍력발전단지 건설 시 10MW 풍력터빈에 비해 14MW 풍력터빈이 설치될 때 비용 절감효과를 나타내었다. Rystad energy[2]에 따르면, 높은 설비용량을 갖는 풍력터빈이 설치되며 터빈의 가격 자체는 증가하지만, 설치하는 풍력터빈의 수가 감소하기 때문에 설치비용 및 케이블 비용의 절감으로 인해 CAPEX 비용은 감소할 것으로 예상하였다. 이뿐만 아니라 저 풍속 지역에서

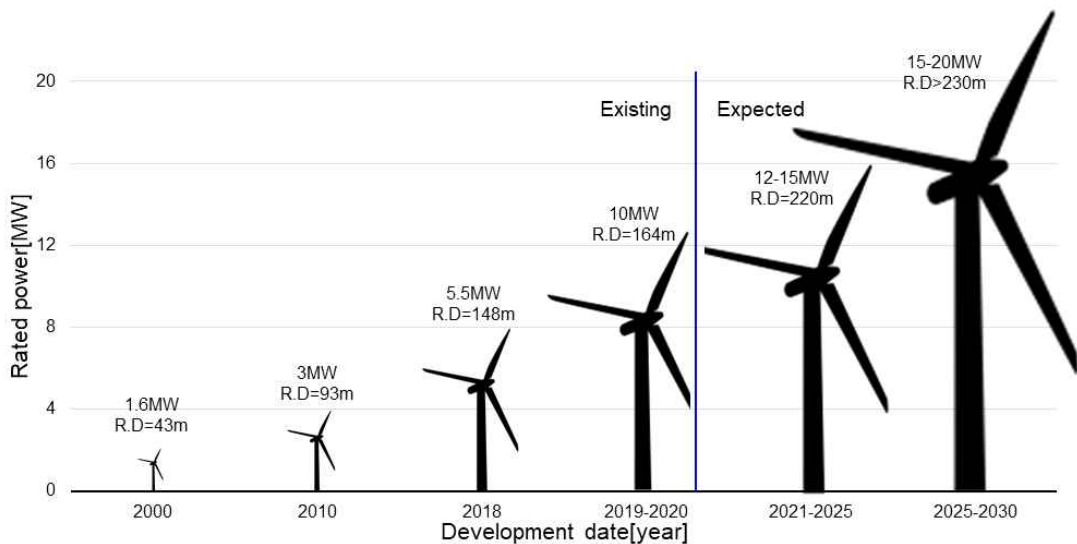


Fig. 1-3 Changes in rated power and rotor diameter of wind turbines by year

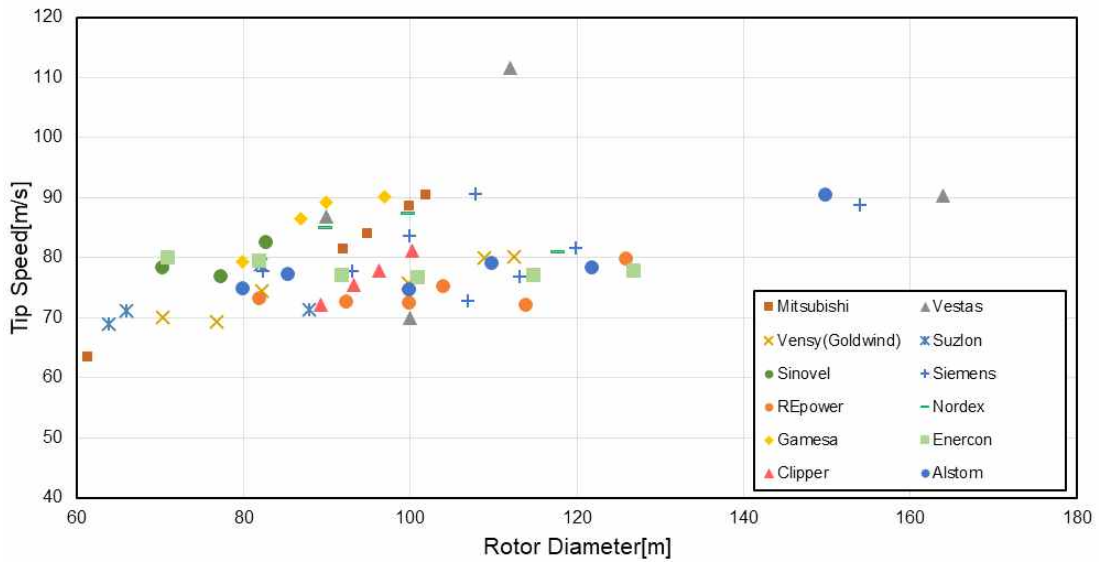


Fig. 1-4 Blade tip speed vs rotor diameter for wind turbine models[3]

육상풍력터빈의 발전량 증대와 해상풍력터빈의 이용률 향상을 위해 터빈의 대형화가 진행되는 추세이다. Fig 1-3에서 로터 직경이 증가함에 따라 풍력터빈의 정격출력이 점차 증가하는 것을 확인할 수 있다. 2021년 현재 정격출력이 12MW인 GE 사의 Haliade-X 12-13.6MW-220 모델은 220m의 로터 직경을 갖고 있으며, 정격출력이 14MW인 SIEMENS GAMESA 사의 SG 14-222 DD의 로터 직경은 222m로 개발되었다. Fig. 1-4에서 로터 직경이 증가함에 따라 팁 영역의 각속도가 증가하는 추세를 볼 수 있다[3]. 5~6MW급 풍력터빈의 팁 영역 각속도는 80m/s 내외로 설계하는 추세이며, 전술한 GE사의 Haliade-X 풍력터빈은 정격풍속에서 95m/s의 각속도를 갖는다. 기존의 풍력터빈들은 육상에 설치되기 때문에 소음으로 인한 주민 수용성을 최소화하기 위해 팁 속도비를 제한하여 설계되었지만, 해상풍력단지로 전환되며 이러한 문제에서 비교적 자유로워졌다.

풍력터빈을 구성하는 부품 중 블레이드는 풍력터빈의 출력성능에 직접적인 영향을 미치는 중요한 부품이다. 풍력터빈은 설치 이후 장기간 운전되며, 설치지역에 따라 다양한 외부환경조건에 노출되어 블레이드의 손상 및 파손이 발생한다. 블레이드의 손상 및 파손은 O&M(Operation & Maintenance)으로 인한 downtime이 발생하여 가동률에 영향을 미친다.

C. Dao 등[4]은 육상풍력터빈과 해상풍력터빈 주요 부품의 고장 발생빈도와 주

요 부품에 고장이 발생했을 때의 downtime을 조사하였다. Fig. 1-5와 Fig. 1-6는 육상풍력터빈과 해상풍력터빈 부품들의 고장 빈도와 downtime을 나타내었다. 육상풍력터빈에서 높은 고장률을 차지하는 부품은 전기계통, 제어 시스템, 로터가 높은 고장 빈도를 차지한다. 하지만 downtime에 큰 영향을 미치는 부품은 기어박스, 드라이브트레인, 발전기, 로터로 고장 빈도와는 다른 형태를 보인다.

육상풍력터빈과 달리 해상풍력터빈은 피치와 발전기를 제외한 부품들의 고장률은 큰 차이를 보이지 않는다. 하지만 downtime에 큰 영향을 미치는 부품은 육상풍력터빈과 유사하게 로터, 드라이브트레인, 발전기, 기어박스이며, 이 중 로터의 고장이 downtime에 미치는 영향은 육상과 해상풍력터빈 모두 20% 초반으로 주된 고장의 원인 중 하나이다.

2014년, EDP Renewables[5]는 14년간 운전된 67개 풍력터빈의 블레이드를 조사하였다. 조사결과 확인된 블레이드의 손상 형태 및 각 손상 형태가 차지하는 비율을 Table. 1-1에 나타내었다. 63%의 블레이드에서 전연 마모가 확인되었으며, 블레이드 전체에서 15%는 delamination에 이르는 심각한 전연 마모가 발생

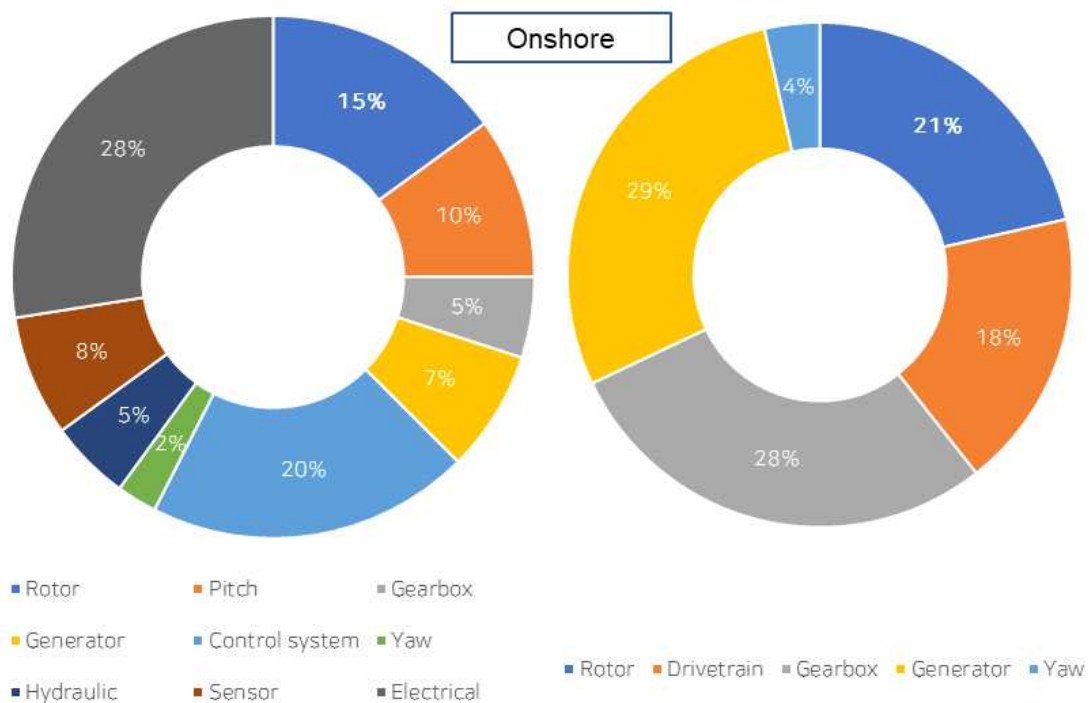


Fig. 1-5 Component failure rate and the effect on component failure on downtime in onshore wind turbine[4]

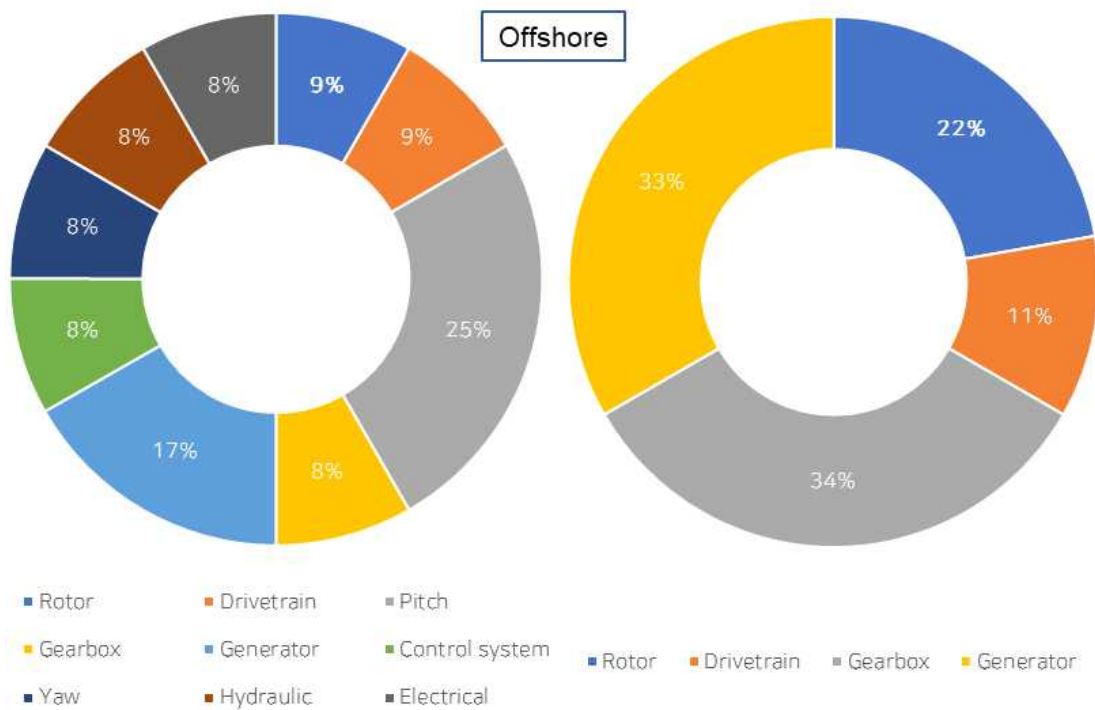


Fig. 1-6 Component failure rate and the effect on component failure on downtime in offshore wind turbine[4]

Table. 1-1 Types and rates of damage to wind turbine blades[5]

Blade damage type[-]	Affected blade rates[%]
Leading edge erosion	63
Severe leading edge erosion	15
Contamination	9
Lightning	7
Protection tape damage	4
Vortex generator damage	3
Trailing edge crack	2

하였다. 이처럼 전연 마모 현상은 장기간 운전된 블레이드에서 가장 흔하게 발견할 수 있는 손상 형태로, 풍력터빈의 출력성능에 부정적인 영향을 미칠 수 있기 때문에 주기적인 유지보수가 필요하다.

1.2 연구목적

오늘날 풍력터빈은 저 풍속 지역에서의 연간발전량 증대를 위해 로터 직경이 증가하는 추세이다. 로터 직경이 증가함에 따라 효율 향상을 위해 팁 속도비(TSR, Tip Speed Ratio)를 높게 설계하고 있으며[x], 팁 속도비의 증가는 블레이드 곡부 단면 에어포일의 형상을 왜곡시키는 전연 마모 현상을 가속화 한다. 에어포일의 형상 왜곡은 공기역학적 성능의 감소로 이어지며, 실속이 조기에 발생하여 풍력터빈에 작용하는 하중이 변화하고 출력성능이 감소한다. 블레이드의 전연 마모는 풍력터빈에 부정적인 영향을 미치기 때문에 실험적 방법 또는 수치해석적 방법을 통한 연구들이 진행된 바 있다.

실험적 방법을 이용한 연구는 대표적으로 A. Sareen 등[6]이 풍동시험을 통해 수행되었다. 이들은 전연 마모상태를 Stage 1부터 Stage 5까지 분류하여 레이놀즈수 100만, 150만, 185만 조건에서 DU-96-W-180 에어포일의 공력성능 변화율을 제시하였다. 항력계수는 Stage 1에서 최소 6%, Stage 5에서 최대 500%가 증가하였으며, 풍동시험을 통해 확보한 공력성능을 공탄성 소프트웨어에 적용한 결과, 연간발전량은 최소 3.5%에서 최대 25%까지 감소한다고 보고하였다. 하지만 대형 풍력터빈 블레이드는 팁 영역에서의 각 속도가 80m/s 이상으로 설계되어 600만 이상의 레이놀즈수에 노출되어있다. A. Sareen 등이 제시하는 결과는 상대적으로 낮은 레이놀즈수 조건에서의 풍동시험이므로 오늘날 대형 풍력터빈들을 대표할 수 없다는 문제점이 존재한다. 로터 직경의 증가로 인해 블레이드 팁 영역은 매우 높은 레이놀즈수 조건에서 운전되며, 이를 풍동시험에서 재현하기는 매우 어렵기 때문에 대부분 수치해석적 연구방법을 이용한다.

M. Schramm 등[7]은 레이놀즈수 750만 조건에서 2D NACA64-618 에어포일의 전연 마모, 오염 및 손상 방지 테이프에 대한 수치해석적 연구를 수행하였다. CFD를 통해 확보한 공력성능을 공탄성 소프트웨어에 적용하여 연간발전량을 추산하였으며, Clean 조건과 비교하여 마모, 오염, 코팅 상태의 연간발전량은 7.1%, 8.3%, 1.8% 감소한 결과를 얻었다고 보고하였다. 또한, W. Han 등[8] 또한 레이놀즈수 600만 조건에서 전연 마모, 오염, 결빙 현상이 발생한 2D NACA64-618 에어포일의 수치해석을 수행하였고, 각 조건에서 연간발전량이 최대 6.8%, 7%, 2% 감소한 것으로 나타났다. 두 연구는 2D 에어포일을 사용하여 이와 같은 결

과를 얻었다. NACA64-618 에어포일은 받음각이 증가함에 따라 에어포일 후연으로부터 매우 복잡한 형태로 발달하는 3차원 재순환 영역이 발생하며, 에어포일의 전연 마모, 오염, 결빙의 형상 또한 span 방향으로 불규칙하게 나타나기 때문에 부정확한 결과를 도출해낼 수 있다는 문제점이 존재한다.

따라서 본 연구에서는 대형 풍력터빈 블레이드 팁 영역의 전연 마모상태에 따른 유동특성 및 공력성능의 변화를 분석하기 위해 레이놀즈수 600만 조건에서 3D CFD 해석을 수행하였으며, Timmer[9]에 의해 수행된 NACA64-618 에어포일의 풍동시험결과와 비교하여 수치해석 기법의 신뢰성을 검증하였다. 본 연구에서 적용한 모든 마모상태에 대해 받음각 $0\sim 18^\circ$ 범위의 공력성능 데이터를 확보하였으며, 이를 BEM(Blade Element Momentum) 이론을 기반으로 하는 공탄성 소프트웨어에 적용하여 전연 마모상태에 따른 풍력터빈의 출력성능 및 연간발전량 변화를 제시하고자 한다.

II. 블레이드 전연 마모상태 및 해석모델 정의

2.1 블레이드 전연 마모 원인

풍력터빈은 설치 이후 비, 우박, 자외선, 모래 및 먼지 등의 외부환경조건에 노출되며, 장기간 운전하며 블레이드 전연에 마모 혹은 오염 등의 현상이 발생한다. 풍력발전단지의 위치에 따라 블레이드 손상의 빈도가 다르게 나타날 수 있지만, 1.1절에서 설명한 바와 같이 전연 마모의 발생빈도가 가장 높다. M. H. Keegan 등[3]은 영국의 기후와 공기 내의 다양한 입자들이 블레이드에 미치는 영향을 조사하였고, 비와 우박에 자주 노출되어 나타나는 전연 마모 현상이 지배적이라는 결론을 내렸다. 빗방울이 블레이드 전연에 충돌할 때의 충격량은 0.1J 미만이며, 우박은 1.4J 이상으로 조사되었다. 기상청의 자료에 따르면, 최근 30년 평균 국내 연 우박일수는 1일을 넘지 못하지만, 연 강수일수는 100일~140일이며 풍력단지가 설치된 지역의 연평균강수량은 1200mm를 넘는다[10]. 국내는 풍력터빈이 우박에 노출되는 빈도가 매우 낮거나 거의 없는 반면, 강수의 빈도는 매우 높기 때문에 빗방울에 의한 블레이드 전연 마모 현상이 주로 나타난다.

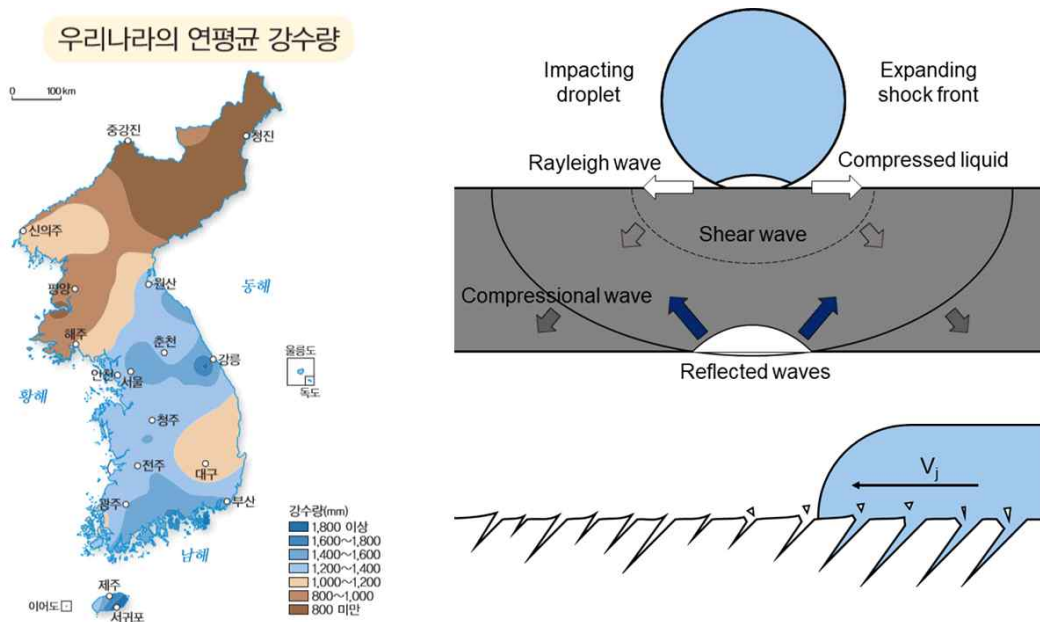


Fig. 2-1 Annual mean rainfall in Korea and waves generated when droplets collide with blade[3]

2.2 블레이드 전연 마모 발달과정

블레이드의 표면에는 자외선과 습기로부터 보호하기 위한 페인트와 외부 입자에 의한 충돌로부터 보호하기 위한 겔 코트가 도포되어있다. 내부는 에어포일의 형상을 유지하기 위해 유리섬유 혹은 카본섬유와 레진을 이용한 라미네이트가 다수의 층으로 이루어져 있다. 블레이드는 고속으로 충돌하는 빗방울과 같은 외부환경조건에 장기간 노출되어 외각에 도포되는 겔 코트와 페인트부터 마모되기 시작한다.

풍력터빈 블레이드는 아니지만, Heymann[11]은 Ti-6Al-4V 합금으로 제작한 블레이드를 물방울에 장기간 노출시켜 마모실험을 수행하였다. 해당 연구에서 마모의 단계를 총 5단계(잠복, 가속, 급가속, 감속, 중단)로 구분하였으며, 마모실험에서 촬영된 전연 마모 사진을 Fig. 2-2에 나타내었다. 첫 번째 단계에서는 재료의 손실이 없지만, 물방울의 잦은 충돌로 인해 표면 거칠기가 증가하는 단계이다. 두 번째 단계는 물방울에 노출되는 시간이 증가하며 점조직 형태를 이루는 작은 구멍들이 발생한다. 세 번째는 점조직 형태의 구멍들이 연결되어 군집형태의 마모가 발생하는 단계이며, 재료의 손실이 증가한다. 네 번째는 급가속 단계

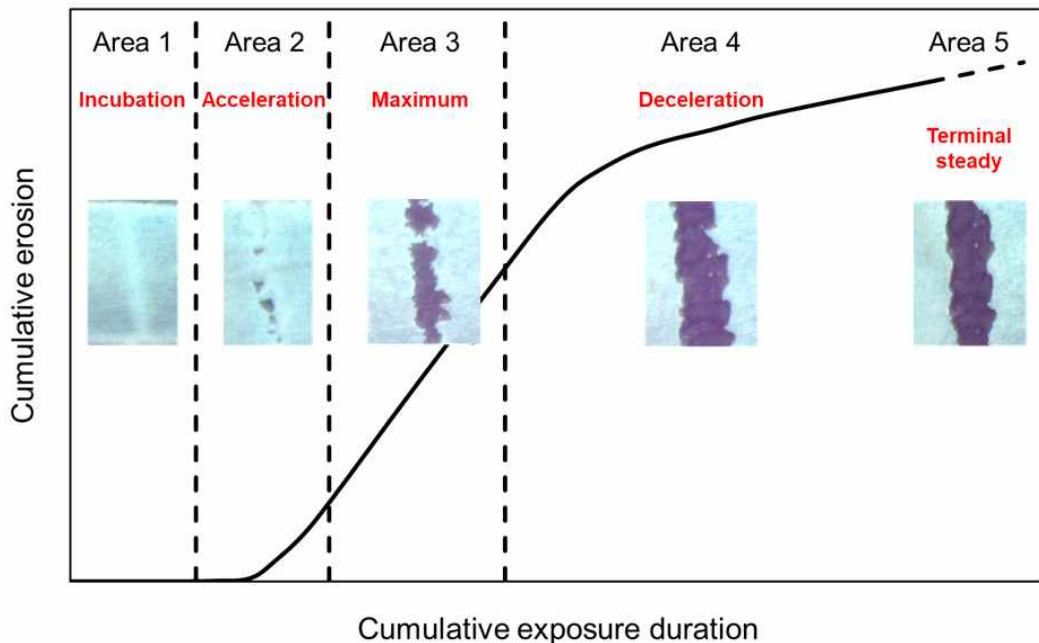


Fig. 2-2 Ti-6Al-4V alloy blade's leading edge erosion experimented by Heymann[11]

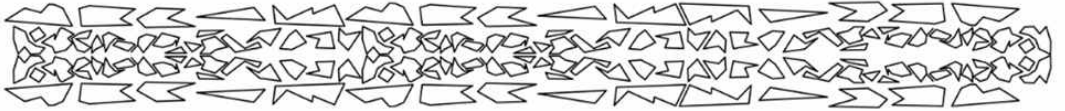
- Stage 1 : Small pin-holes of missing paint distributed across LE with some grouping



- Stage 2 : Pin-holes have coalesced into larger eroded patches



- Stage 3 : Affected area has increased, with isolated larger patches with a greater depth



- Stage 4 : Patches have coalesced further and depth has increased



- Stage 5 : Large areas of LE laminate exposed

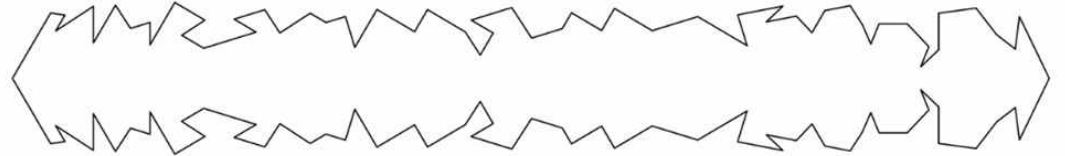


Fig. 2-3 Leading edge erosion categorized by N. Gaudern[12]

에서 발생한 재료 표면의 거칠기와 불규칙한 형상으로 인해 물방울의 충격량이 감소하여 마모속도가 감소한다. 마지막 단계는 마모속도가 일정하게 유지되는 종단기이다. 풍력터빈 블레이드는 경량화를 위해 블레이드 형상 유지 및 바람에 의한 하중을 지지하기 위한 최소한의 재료만을 사용하여 만들기 때문에 종단기에서 유지보수를 수행하지 않을 경우, 심각한 구조적 손상이 발생할 수 있다.

N. Gaudern[12]은 5년간 운전되었던 Vestas 사의 풍력터빈에서 다양한 형태의 블레이드 전연 마모를 관찰하였으며, 이를 총 5단계로 구분하였다. Stage 1은 전연에 페인트의 손상이 작은 점 형태로 이루어진 단계이며, Stage 2와 3은 작은 점 형태로 이루어진 페인트의 손상이 합쳐져 군집형태를 이룬 단계이다. Stage 4는 Stage 3에서 마모의 범위와 깊이가 좀 더 증가한 상태이며, Stage 5는 독립된 마모 영역들이 모두 연결되어 전연에 매우 넓은 범위로 마모가 나타나 라미네이트가 노출된 상태이다. N. Gaudern의 Stage 5 상태는 Heymann의 Area 5와 유사한 단계로, Stage 5 상태에서 유지보수가 이루어지지 않고 지속적으로 운전



Fig. 2-4 Blade leading edge erosion patterns used in various studies and reports[13, 14, 15]

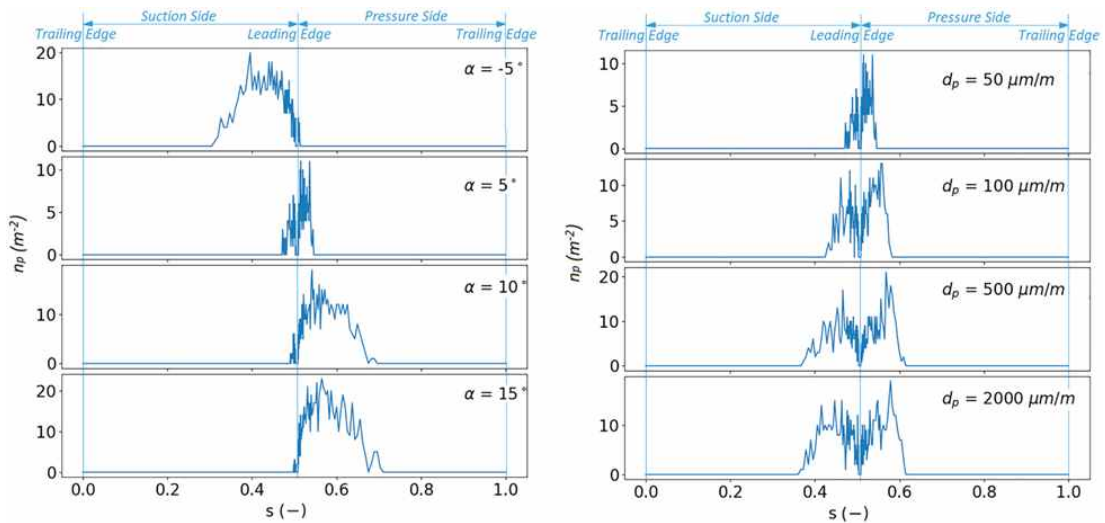


Fig. 2-5 Changes of the area where particles crash according to the angle of attack of the airfoil that predicted by machine learning[16]

할 경우, 블레이드의 구조 건전성에 악영향을 미친다.

블레이드 전연 마모가 발생한 영역은 풍력터빈의 기종마다 차이를 보인다. Fig. 2-4의 사진에 각기 다른 블레이드의 전연 마모 사진을 나타내었다. 전연 마모와 관련된 다양한 연구와 보고서를 확인하면, 블레이드의 흡입면만 마모된 경우와 흡입면 및 압력면이 마모가 된 경우를 확인할 수 있다. 전연 마모와 관련된 논문과 보고서를 조사하였을 때, 일반적으로 블레이드 압력면의 마모범위가 흡입면보다 20~30% 넓게 나타난다. Fig. 2-5는 A. Castorrini 등[16]이 연구한 CFD 해석과 기계학습을 통해 받음각에 따라 유입되는 입자들이 에어포일과 부딪히는

영역을 예측한 표를 나타내었다. 받음각이 -5° 일 때, 전연으로부터 흡입면 방향으로만 입자들이 충돌하며, 받음각이 5° 일 때는 흡입면과 압력면에 충돌하는 영역이 비슷하게 나타난다. 그 이상의 받음각에서는 압력면에서만 입자가 블레이드와 충돌한다. 풍력터빈의 기종에 따라 블레이드의 피치 각도와 블레이드 각 단면에서의 비틀림각이 다르게 설계되며, 그로 인해 블레이드 단면에 적용된 에어포일의 운전 받음각이 차이를 보인다. 전연 마모 현상은 입자가 에어포일과 충돌하는 정체점 부근에서 가장 활발하게 발생하기 때문에 운전 받음각의 차이로 인해 마모의 범위가 풍력터빈마다 다르게 나타난다.

2.3 해석모델 정의

CFD 해석은 풍동시험과 같은 실험적 연구방법보다 적은 비용과 시간으로 결과를 얻을 수 있고, 유동을 다양한 방법으로 가시화할 수 있어 많은 연구자들이 채택하고 있다. 하지만 격자품질, 격자 수, 사용자의 숙련도에 따라 수많은 오차가 나타날 수 있기 때문에 신뢰성 확보를 위한 검증이 필요하다. 마모현상을 획득했던 풍력터빈인 NEG MICON 1.5MW 풍력터빈은 블레이드에 적용된 에어포일의 형상정보를 명시하지 않아 전연 마모로 인한 에어포일의 공력성능 변화를 정량적으로 평가하기에는 어려움이 있다. 따라서 NREL(National Renewable Energy Laboratory)에서 연구목적으로 설계한 NREL 5MW Offshore wind turbine을 사용하였다. 많은 연구자들이 NREL 5MW Offshore wind turbine을 이용하여 다양한 수치해석적 연구를 수행하여 결과를 제시하고 있다.

NREL technical report[17]에서는 블레이드 각 단면에 적용된 에어포일의 형상정보를 명시하고 있다. 블레이드의 Root 영역과 Mid 영역은 공력성능보다는 구조 안전성에 초점을 맞춘 DU 시리즈의 두꺼비가 두꺼운 에어포일로 구성되어있으며, Tip 영역은 공력성능이 우수한 NACA64-618 에어포일로 구성되었다. Table. 2-1에는 블레이드 각 단면에 적용된 에어포일 정보를, Fig. 2-6은 NACA 64-618 에어포일의 단면 형상과 에어포일 각 부분의 명칭을 명시하였으며, Table. 2-2는 NREL 5MW Offshore wind turbine의 정보를 나타내었다. 하였다. 블레이드 팁 영역에 적용된 NACA64-618 에어포일은 연구자들에 의해 수치해석적 연구가 진행된 바 있고, 대형 풍력터빈의 팁 영역 레이놀즈수에 해당하는 고

Table. 2-1 Lay-up information of NREL 5MW Offshore wind turbine[17]

Node[-]	R nodes[m]	Aero Twst[°]	Chord[m]	Airfoil[-]
1	2.87	13.308	3.542	Cylinder
2	5.6	13.308	3.854	Cylinder
3	8.33	13.308	4.167	Cylinder
4	11.75	13.308	4.557	DU40
5	15.85	11.48	4.652	DU35
6	19.95	10.162	4.458	DU35
7	24.05	9.011	4.249	DU30
8	28.15	7.795	4.007	DU25
9	32.25	6.544	3.748	DU25
10	36.35	5.361	3.502	DU21
11	40.45	4.188	3.256	DU21
12	44.55	3.125	3.010	NACA64-618
13	48.65	2.319	2.764	NACA64-618
14	52.75	1.526	2.518	NACA64-618
15	56.17	0.863	2.313	NACA64-618
16	58.9	0.37	2.086	NACA64-618
17	61.63	0.106	1.419	NACA64-618

Table. 2-2 Specification of NREL 5MW Offshore wind turbine[17]

Rated power	5MW
Rotor orientation	Upwind
Number of Blades	3
Rotor diameter[m]	126
Hub height[m]	90
Cut-in, Rated, Cut-out wind speed[m/s]	3, 11.4, 25
Rated rotor speed[rpm]	12.1
Rated tip speed[m/s]	80

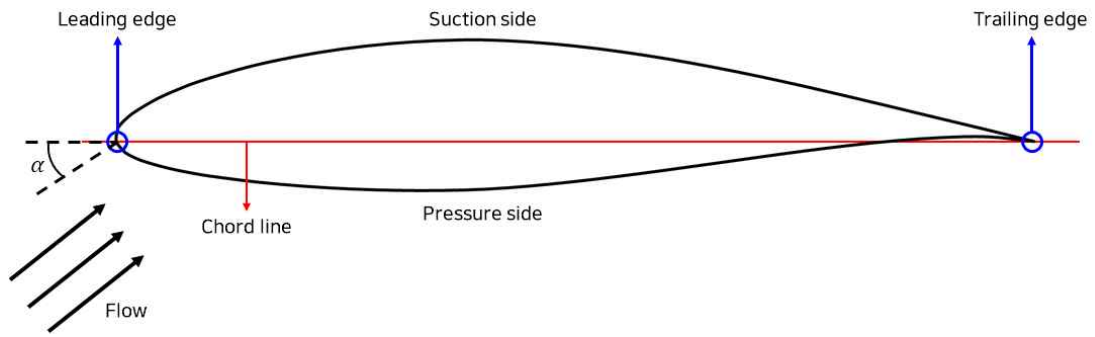


Fig. 2-6 Cross-section shape of NACA64-618 airfoil and name of each part of airfoil

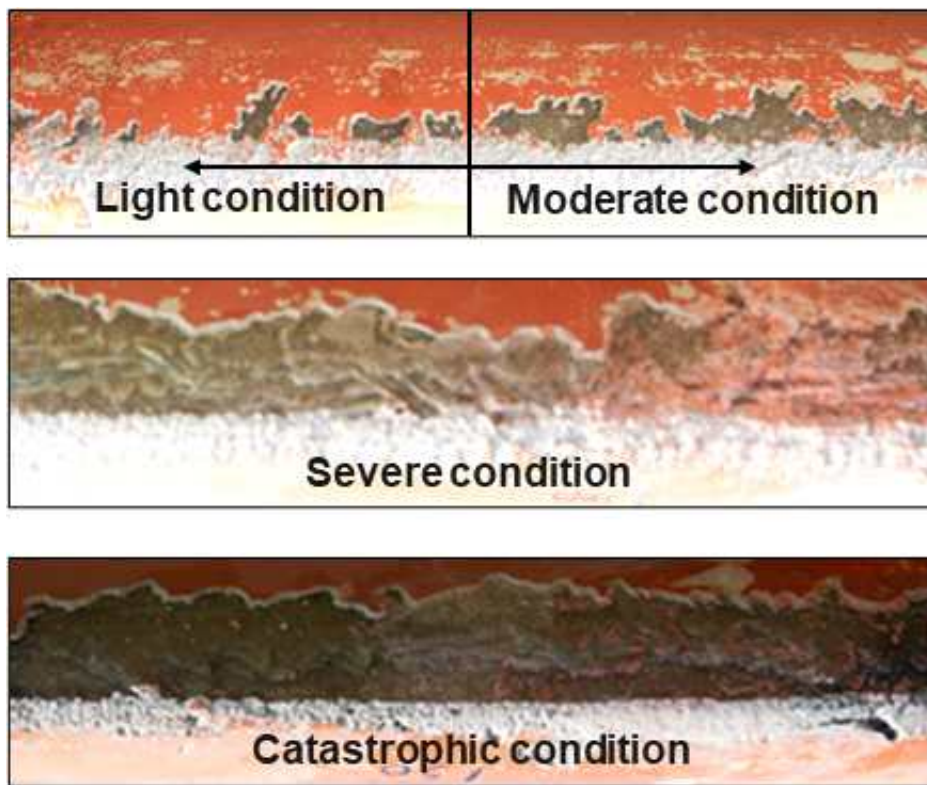


Fig. 2-7 NEG MICON 1.5MW wind turbine blade's leading edge condition

레이놀즈수 조건에서의 풍동시험 결과가 존재하여 CFD 해석의 신뢰성 검증에 적합하다.

2.4 에어포일 마모등급 정의

제주환경풍력발전단지의 NEG MICON 1.5MW 풍력터빈에서 마모형상을 취득

하였다. 환경풍력발전단지 1단계 사업으로 설치된 4호기 풍력터빈은 2003년부터 상업운전을 개시하였으며, 2017년 화재로 인해 철거되었다. 13년간 상업운전을 하며 블레이드의 유지보수가 한 차례도 이루어지지 않아 다양한 마모형상을 취득하기 적합하다고 판단하였다. 철거된 블레이드 3매의 팁 영역에서 마모형상을 촬영한 사진을 Fig. 2-7에 나타내었으며, 재료의 손실 단계에 따라 에어포일 마모등급(AEC, Airfoil Erosion Class)을 Light, Moderate, Severe, Catastrophic으로 분류하였다. 실리콘 몰드를 이용하여 에어포일의 마모형상을, 블레이드 전연에 투사지를 고정된 뒤 스케치하여 에어포일의 마모패턴을 확보하였다. 또한, 블레이드에서 NACA64-618 에어포일이 적용되는 팁 영역을 4등분하여 마모가 발생했다고 가정하는 영역의 넓이에 따라 블레이드 마모등급(BEC, Blade Erosion Class)을 분류하였다.

Light(AEC1)는 에어포일 전연의 초기 마모로, 빗방울과의 충돌로 인해 점조직 형태를 이루며, 겔 코트가 부분적으로 마모된 상태이다. Moderate(AEC2)는 점조직을 이루는 겔 코트의 마모가 연결되어 균집형태를 이루며, 내부의 라미네이트가 겔으로 노출된 상태이다. Light와 Moderate는 모두 겔 코트의 마모만 이루어졌기 때문에, 마모의 깊이는 동일하다. Severe(AEC3)는 완전히 노출된 라미네이트 방울과의 충돌로 인해 상부 라미네이트가 마모된 상태이며, Catastrophic(AEC4)은 하부의 라미네이트까지 마모된 상태이다. Light와 Moderate는 겔 코트만 마

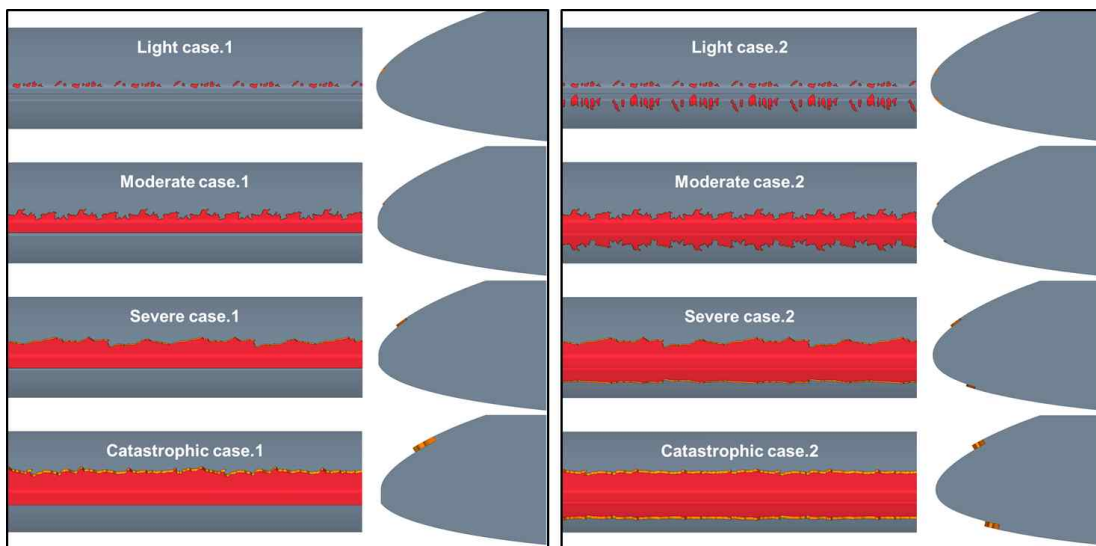


Fig. 2-8 3D model geometry of the NACA64-618 airfoil with leading edge erosion

Table. 2-3 Depth of eroded area according to airfoil erosion class

Case	Depth[mm]
Light erosion condition	1.35
Moderate erosion condition	1.35
Severe erosion condition	2.18
Catastrophic erosion condition	5.03

모된 상태이기 때문에 마모의 깊이가 동일하지만, 마모의 범위에서 차이를 보인다. Severe와 Catastrophic은 라미네이트 손상 수준에 따라 분류되어 마모의 깊이 및 범위에서 큰 차이를 보인다.

2.2절에서 전술한 바와 같이 풍력터빈은 기종마다 흡입면만 마모되는 경우와 흡입면과 압력면이 마모되는 경우가 존재한다. 본 연구에서 마모패턴을 확보한 제주한경풍력단지에는 흡입면만이 마모되는 풍력터빈에 해당하며, 흡입면과 압력면이 마모된 경우를 고려하기 위해 흡입면만 마모된 경우를 case.1, 흡입면과 압력면이 마모된 경우를 case.2로 정의하였다. case.2는 case.1과 동일한 마모패턴을 압력면으로 25% 확장하여 모델링하였으며, 모델링한 사진을 Fig. 2-8에 나타내었고 마모등급에 따른 마모의 깊이를 Table. 2-3에 도시하였다.

III. 전연 마모로 인한 에어포일의 공력특성 변화 분석

3.1 수치해석 기법

수치해석적 연구방법에 기반한 CFD 해석은 20세기부터 개발되어 연구자들이 사용해 왔지만, 복잡한 문제들의 실제 물리적 현상을 동일하게 모사할 수 없다는 문제점이 있다. 또한, CFD는 다양한 오류들을 포함하고 있으며, 상용 CFD 코드들은 많은 사용자에게 의해 보고된 다양한 오류들을 주기적으로 보완 및 개선하고 있다. 수치해석 결과의 오차를 최소화하기 위해서는 과거부터 개발되어 오류를 주기적으로 보완하는 상용 CFD 코드를 사용하는 것이 수치해석 결과의 신뢰성 검증 측면에서 유리하다. 따라서 본 연구에서는 다양한 산업 분야에서 채택된 Simens사의 STAR-CCM+ v15.04를 사용하여 수치해석을 수행하였다.

블레이드 전연 마모로 인한 풍력터빈의 출력성능 변화를 분석하기 위해서는 마모가 발생한 영역의 에어포일 공력성능 데이터가 필요하다. 공력성능 데이터는 엄밀한 풍동시험을 통해 확보하는 것이 가장 정확하지만, 레이놀즈수가 증가할수록 시험장비의 크기가 급격히 증대하며, 높은 비용을 요구하기 때문에 대부분의 연구자들은 CFD 시뮬레이션을 이용해 연구를 수행하고 있다.

에어포일은 특정 받음각 이상의 조건에서 다양한 형태의 실속이 발생한다. 에어포일 경계층 내부에서 압력 차이로 인해 역류가 발생하는 역 압력구배 현상이 나타나며, 이로 인해 표면을 따라 부착류를 형성하지 못하고 에어포일의 전연 혹은 후연에서 복잡하게 발달하는 3차원의 재순환 영역이 발생한다. 이러한 상태에서 받음각이 증가하면 3차원 재순환 영역의 크기가 점차 크게 발달하여 양력계수가 감소하는 실속현상이 발생한다. 이러한 특징으로 인해 2차원 CFD 시뮬레이션을 통해 에어포일의 공력성능을 예측할 경우, Z축 방향의 유동특성을 고려할 수 없기 때문에 공력성능이 풍동시험 결과와 비교하여 상당히 과대예측될 가능성이 존재한다. A. Zanotti 등[18]은 2차원과 3차원 에어포일의 CFD 시뮬레이션을 수행하였으며, 이를 풍동시험결과와 비교하였다. 실속이 발생하기 이전 에어포일 표면의 압력계수와 양력계수, 항력계수는 2차원과 3차원 시뮬레이션이 큰 차이를 보이지 않았으나, 실속이 발생한 이후의 받음각에서는 3차원 시뮬레이션이 풍동시험과 유사한 값을 얻었으며, 2차원 시뮬레이션은 풍동시험결과와 차이

를 보였다는 결과를 얻었다. 2차원 CFD 시뮬레이션은 Z축 방향으로 나타나는 유동 현상을 고려하지 않기 때문에 이와 같은 결과를 얻었다고 서술하였다. 또한, 전연 마모 현상이 발생하면 에어포일 국부 단면마다 다른 형상을 보이기 때문에 마모가 발생한 에어포일의 공력성능 확보를 위해서 3차원 CFD 시뮬레이션이 필수적이다.

본 연구에서는 NACA64-618 에어포일의 풍동시험결과 중 NREL 5MW Offshore wind turbine 블레이드 팁 영역에서의 레이놀즈수와 큰 차이를 보이지 않는 조건인 레이놀즈수 600만 조건에서 3차원 유동해석을 수행하였다.

3.1.1 난류 모델 선정

20세기 중반부터 다양한 산업군에서는 CFD 기법을 이용하여 제품의 개발에 적용해오고 있다. 현대에 들어 컴퓨터의 CPU 성능이 급격히 향상되고, 2000년대 초반부터 비교적 쉽게 접근할 수 있는 상용 CFD 코드들이 개발되었다. 미세한 난류나 와류 등을 포착하기 위해 다양한 수치해석 기법이 개발됐음에도 불구하고 모든 공학적 문제에 범용적으로 사용할 수 있는 수치해석 기법 혹은 난류 모델은 존재하지 않는다. 지금껏 개발되어온 수치해석 기법 혹은 난류 모델들은 각각의 장단점이 존재하기 때문에 해석모델에 적합한 특징을 갖는 난류 모델들을 적용하여 반복적인 해석을 통해 비교하여 선정해야 한다.

레이놀즈수가 증가할수록 유동은 복잡한 거동을 보인다. 고 레이놀즈수의 유동에서 발생하는 난류를 Navier-Stokes 방정식으로 직접 계산하는 것은 불가능하기 때문에 Navier-Stokes 방정식을 단순하게 모델링하여 보다 경제적으로 수치해석을 수행할 수 있는 수치해석 기법들이 개발되었다. 수치해석 기법의 종류는 크게 직접수치모사, DNS(Direct Numerical Simulation), 대형 와 모사, LES(Large Eddy Simulation), 분리 와 모사, DES(Detached Eddy Simulation), 레이놀즈 평균 Navier-Stokes, RANS(Reynolds Averaged Navier-Stokes)로 분류되어 있다.

DNS는 난류 모델이 아닌, Navier-Stokes 방정식을 이용해 모든 난류의 길이와 시간 스케일을 직접 해석하기 때문에 가장 높은 정확도를 보인다. 하지만 3차원 수치해석에서 요구되는 격자의 수는 $Re^{9/4}$ 로, 레이놀즈수가 증가함에 따라 요구되는 격자 수가 급격히 증가하여 고 레이놀즈수에서의 적용은 현실적으로 불

가능하다.

LES는 기초방정식에 저역 통과 필터를 통해 공간적 유동장을 격자로 해상할 수 있는 대형과 소형 성분으로 분리하여, 대형 와는 직접 계산하고 소형 와는 모델링한다. 모델링된 소형 와는 아격자 스케일(Subgrid-Scale)로 표현되며, 대형 와와의 에너지 전달 단계에서 높은 에너지가 관여되어 전체적인 유동 특성을 결정한다. 이러한 특징으로 인해 LES가 RANS보다 복잡한 유동을 잘 표현하며, 예측정확도가 우수하다. 하지만 벽면 근처 경계층 영역에서 DNS와 비슷한 수준의 벽면 해상도가 필요하며, 모든 3차원 방향으로 조밀한 격자를 요구하기 때문에 DNS와 마찬가지로 높은 계산 비용이 요구된다.

DES는 Spalart 등[19]에 의해 제시된 LES와 RANS의 하이브리드 수치해석 기법으로, 자유 흐름 영역에서는 LES를 적용하고, 벽면 근처의 난류 유동에서는 RANS를 적용하기 때문에 비교적 적은 수의 격자를 이용해서 LES에 근접한 수준의 해석결과를 얻을 수 있다는 장점이 있다.

실제 난류 유동은 수많은 비정상 상태의 와들이 생성 및 소멸하는 과정이 반복되지만, 비교적 단순한 공학 목적의 해석문제들은 매우 세밀한 수준의 난류 유동을 계산할 필요가 없기 때문에 Navier-Stokes 방정식을 시간 평균화하여 계산하며, 이를 RANS라고 부른다. 시간 평균화 과정에서 레이놀즈 응력이라 불리는 3개의 수직 응력과 3개의 전단응력 및 그 외의 스칼라 수송 항들이 추가된다. 레이놀즈 응력과 스칼라 수송 항을 모델링하여 수학적으로 닫히게 한 것을 난류 모델이라 부르며, RANS를 기반으로 하는 난류 모델들은 타 수치해석 기법보다 요구되는 격자 수가 적고, 해석모델에 적합한 난류 모델을 적용할 경우 비교적 신뢰성있는 결과를 짧은 시간에 얻을 수 있다는 장점이 있어 많은 연구자와 엔지니어들이 주로 채택하고 있다.

RANS 기반의 난류 모델은 크게 Reynolds stress 모델과 Eddy viscosity 모델로 분류된다. Reynolds stress 모델은 전술한 3개의 수직 응력과 3개의 전단응력, 스칼라 확산율을 함께 풀어야 하기 때문에 RANS 기반의 난류 모델 중 가장 복잡하다. 7-방정식 난류 모델로서 높은 해석 비용과 시간을 요구하고, 격자에 대한 의존성이 강하기 때문에 격자품질이 낮을 경우, 해석결과에 대한 신뢰성이 매우 떨어진다. 또한, 다른 난류 모델과 달리 충분히 검증되지 못해 일반적인 산업

군에서 사용되지 않는다.

그에 반해 Eddy viscosity 모델은 CFD를 적용하는 대부분의 산업군에서 채택되었으며, 충분히 검증된 난류 모델이다. 1-방정식 난류 모델로서 Spalart와 Allmaras[x]에 의해 개발된 SA(Spalart-Allmaras) 모델은 계산 효율성이 매우 우수하고 특정 수준의 박리 유동에 대한 예측 정확도가 매우 우수하여 항공·우주 산업에서 성공적으로 적용되고 있다.

Daly와 Harlow[20]가 2-방정식 난류 모델을 제안한 이후, Launder와 Spalding [x]에 의해 산업표준이라 불리는 Standard $k-\epsilon$ 모델이 개발되었다. 내부 유동에서의 예측정확도가 매우 우수하지만, 에어포일의 경우 받음각이 실속 이상으로 증가할 경우, 역 압력구배에 의한 유동 박리현상을 억제하는 경향이 있어 박리지점의 부정확한 예측과 실속을 지연시키는 등의 문제가 발생하여 공력성능을 과대 예측하는 것으로 알려져 있다. 그에 반해 David Wilcox[21]에 의해 개발된 Standard $k-\omega$ 모델은 점성 저층 영역을 계산하기 위한 벽 감쇠 함수의 필요성이 없고, 역 압력구배에 대한 예측정확도가 매우 우수하다. 하지만 자유 흐름 영역에 대한 민감도가 높고, 재순환 영역을 과대 예측한다. 항공분야에서는 Standard $k-\epsilon$ 모델과 Standard $k-\omega$ 모델이 적합하지 않아, 1992년 Menter[22]에 의해 개발된 SST(Shear Stress Transport) $k-\omega$ 모델을 주로 사용하고 있다. SST $k-\omega$ 모델은 경계층 내부 영역에서 Standard $k-\omega$ 모델을 적용하고, 경계층 외부의 자유 흐름 영역에서는 Standard $k-\epsilon$ 모델을 적용한다. 레이놀즈 응력 계산식과 난류 운동 에너지 방정식은 Standard $k-\omega$ 모델과 동일하지만, 소산 수송방정식에 횡 확산 항을 추가하여 자유 흐름 영역에서 Standard $k-\epsilon$ 모델과 비슷한 수준의 안정성을 확보한다. SST $k-\omega$ 모델은 개발 이후 항공 및 우주 분야에서 널리 쓰이고 있으며, 다른 RANS 난류 모델들과 비교하면 해당 난류 모델이 역 압력구배로 인한 재순환 영역의 크기와 박리지점을 비교적 정확하게 예측하는 것으로 알려져 있다.

하지만 Standard $k-\epsilon$ 모델, Standard $k-\omega$ 모델, SST $k-\omega$ 모델은 유동장을 완전한 난류 상태로 가정하는데, 에어포일은 흡입면에 층류, 천이, 난류가 유동장 내부에 공존하는 해석모델이다. 이와 같은 해석모델들에 완전 난류 상태를 가정하는 난류 모델을 사용할 경우, 수치해석 결과와 풍동시험 결과 사이에 큰 오차

가 발생할 수 있다. R. B. Langtry 등[23]은 SST $k-\omega$ 모델 기반의 천이모델인 SST $k-\omega \gamma-Re_{\theta}$ 모델을 개발하였으며, 층류, 천이, 난류가 공존하는 해석모델에 대한 예측정확도를 개선하였다. W. Han 등[8]은 에어포일의 오염, 마모 및 결빙에 대한 보다 정확한 예측을 위해 SST $k-\omega \gamma-Re_{\theta}$ 모델, SST $k-\omega$ 모델, Realizable $k-\epsilon$ 모델을 적용하여 난류 모델의 평가를 수행하였으며, SST $k-\omega \gamma-Re_{\theta}$ 모델이 풍동시험과 가장 유사한 값을 도출했다는 결과를 보였다.

본 연구에서는 마모가 발생한 에어포일의 수치해석에 적합한 난류 모델의 선정을 위해 신뢰성 검증단계에서 에어포일의 수치해석에 비교적 적합한 특징을 갖는 SA 모델, Realizable $k-\epsilon$ 모델, SST $k-\omega$ 모델, SST $k-\omega \gamma-Re_{\theta}$ 모델, DES 모델을 비교하였다.

3.1.2 검사 체적 및 경계조건

CFD 해석은 정해진 제한된 컴퓨터 자원을 이용해야하기 때문에 실제 외부환

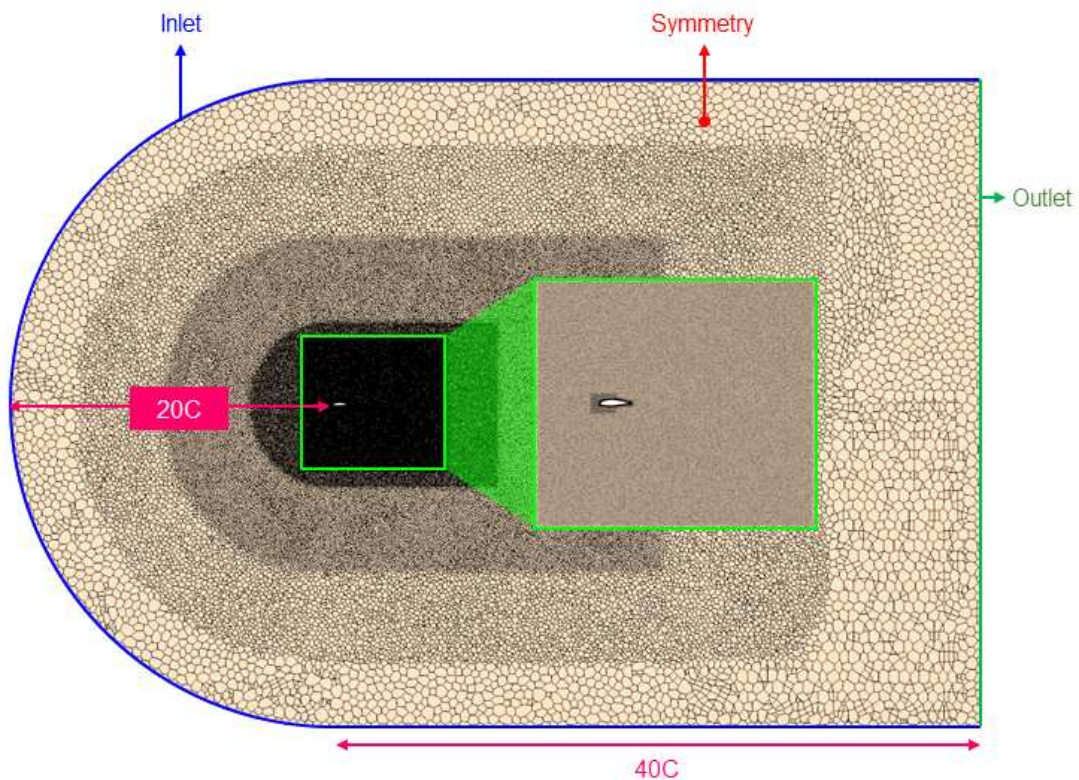


Fig. 3-1 Domain and boundary conditions used in the 3D CFD simulation

경조건을 모두 고려할 수 없어 외부환경 조건을 단순화하여 검사 체적을 설정한다. 검사 체적을 설정할 때는 다양한 고려사항이 있지만, 검사 체적의 크기가 충분히 크지 않으면 폐색효과(blockage effect)로 인해 reversed flow가 발생하여 해의 수렴성이 저하하고 해석결과의 오차가 증가할 수 있다. B. K. Sreejith[24]의 연구결과는 검사 체적을 설정할 때, 해석대상으로부터 입구경계면과 출구경계면까지의 거리를 Chord 길이의 20배 이상으로 설정하는 것을 권장하며, 수치해석결과와 풍동시험결과를 비교하여 폐색효과의 영향을 받지 않음을 제시하였다.

에어포일의 수치해석을 위한 검사 체적을 Fig. 3-1에 나타내었다. 에어포일의 경계조건은 No-slip wall, 입구경계면은 Velocity inlet, 출구경계면은 Pressure outlet, 양 측면은 Symmetry plane으로 설정하였다. 해석대상인 에어포일의 코드 길이와 스패 길이는 모두 1m로 설정하였으며, 에어포일로부터 입구경계면까지의 거리는 코드 길이의 20배, 출구경계면까지의 거리는 40배이다. 에어포일로부터 입구경계면까지는 반원 형상이며, 출구경계면까지는 정사각형인 C-type 형태의 검사 체적을 설정하였다.

STAR-CCM+는 에어포일 표면에서의 표면 거칠기를 모델링할 수 있다. 표면 거칠기의 효과는 roughness parameter인 R^+ 에 따라 계산되어 난류 모델에 적용된다. R^+ 는 다음과 같은 식 (3-1)로 정의된다. 여기서 ρ 는 밀도, r 은 equivalent sand-grain roughness, u^* 는 속도 스케일, μ 는 동점성 계수를 의미한다. Roughness function인 f 는 식 (3-1)에서 정의된 R^+ 의 값에 따라 변하며, 이를 식 (3-2)에 나타내었다. 여기서 모델계수인 $B, C, R_{smooth}^+, R_{rough}^+$ 의 값은 0, 0.253, 2.25, 90이다.

H. Im[25]의 연구에 따르면, 에어포일 표면 거칠기의 영향은 코드 길이의 30%

$$R^+ = \frac{\rho r u^*}{\mu} \quad \text{식(3-1)}$$

$$f = \begin{cases} 1 & ; R^+ \leq R_{smooth}^+ \\ [B(\frac{R^+ - R_{smooth}^+}{R_{rough}^+ - R_{smooth}^+}) + CR^+] & ; R_{smooth}^+ < R^+ < R_{rough}^+ \\ B + CR^+ & ; R^+ > R_{rough}^+ \end{cases} \quad \text{식(3-2)}$$

이상으로 확장되었을 때 공력성능에 큰 변화를 미치는 것으로 보고하였다. 본 연구에서 적용한 마모패턴 중 가장 심각한 상태인 Catastrophic 조건에서도 마모가 발생한 면적은 코드 길이의 5%에 불과하기 때문에 smooth wall을 적용하여 수치해석을 수행하였다.

3.2 격자 의존성 검토

해석모델에 대한 공간 차분화를 위해서는 검사 체적과 해석모델을 충분히 해상할 수 있는 수준의 격자 수가 요구된다. 수치해석에서 계산의 정확도를 높일 수 있는 가장 좋은 방법은 고품질의 격자를 조밀하게 생성하는 것이지만, 생성한 격자 수가 많아질수록 고성능의 컴퓨터 자원이 요구되고, 장기간의 해석시간이 필요하기 때문에 현실적으로 사용 가능한 수준의 계산 격자 수에서 목표하는 결과를 얻을 수 있어야 한다.

본 연구에서 사용한 Solver인 STAR-CCM+ v15.04에서는 다양한 격자를 제공하고 있다. 격자마다 각각의 특징이 있으며, 마모가 발생한 에어포일의 수치해석을 위해 적용한 다면체 격자(Polyhedral mesh)는 복잡하고 곡률이 많은 해석모델에서 격자의 구성이 편리하고 각 격자 사이의 인터페이스를 처리하는 과정에서 일대일 정보교환이 가능하여 인터페이스 간의 정보교환 과정에서 발생하는 오차를 최소화할 수 있어 해석결과의 정확도가 매우 우수하다. 그만큼 격자 생성 시간과 해석시간이 오래 걸린다는 단점이 존재하지만, 전연 마모가 발생한 에어포일은 곡률이 많고 마모 영역에서 매우 복잡한 형상을 갖기 때문에 다면체 격자를 이용하여 격자를 형성하였다. 급격한 격자 크기의 변화는 수치해석 도중 발산하거나 해석결과에 부정적인 영향을 미칠 수 있어 Fig. 3-1에 나타낸 것과 같이 입·출구경계면에서 에어포일로 가까워질수록 격자의 크기가 점차 감소하도록 설정하였으며, 에어포일 표면에서 발달하는 미세한 유동을 포착하기 위해 격자의 크기를 조밀하게 형성하였다.

에어포일에 적합한 특성을 갖는 다양한 난류 모델들을 적용하여 난류 모델의 평가를 수행하기 이전, RANS 기반의 난류 모델에서는 SST $k-\omega$ γ - Re_{θ} 모델과 DES 모델을 사용하여 유동장에 대한 격자 의존성 검토를 수행하였다. 난류 모델의 평가를 위해 선정한 난류 모델들은 모두 solver에서 자동 벽 처리법을 사용하

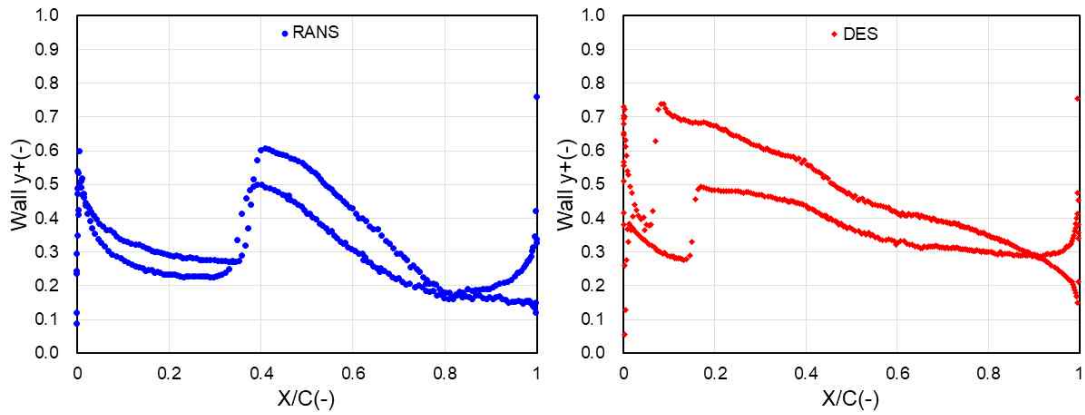


Fig. 3-2 Wall y^+ of RANS turbulence model and DES model

Table. 3-1 Mesh independence test for RANS turbulence models at AoA 13°

No. Cells	C_L	C_D	C_L/C_D	relative error
1.57×10^6	1.568	0.045	34.4	9.61%
2.42×10^6	1.531	0.046	33.1	5.55%
3.22×10^6	1.506	0.047	31.9	1.43%
4.81×10^6	1.504	0.048	31.6	0.48%
6.72×10^6	1.504	0.048	31.4	Base point

Table. 3-2 Mesh independence test for DES model at AoA 13°

No. Cells	C_L	C_D	C_L/C_D	relative error
7.37×10^6	1.543	0.027	57.3	10.95%
1.43×10^7	1.488	0.028	52.2	1.2%
1.91×10^7	1.486	0.028	52	0.79%
2.57×10^7	1.485	0.029	51.6	Base point

고 있으며, 점성 저층(viscous sub-layer) 영역을 안정적으로 처리하기 위해 Wall y^+ 를 모두 1 미만이 되도록 설정하였고, 이를 Fig. 3-2에 나타내었다.

Wall y^+ 를 1 미만으로 설정하고, 수치해석에서 유동장의 효율적인 격자 수를 결정하기 위해 마모가 발생하지 않은 상태의 Clean 에어포일을 이용하여 격자

의존성 검토를 수행하였다. 실속이 충분히 발생했다고 판단되는 받음각 13° 조건에서 수행하였으며, SST $k-\omega \gamma-Re_\theta$ 모델과 DES 모델의 격자 의존성 검토 결과를 Table. 3-1과 Table. 3-2에 나타내었다. 해당 받음각 조건에서 항력계수의 풍동시험 결과는 존재하지 않고, 양력계수만이 존재하므로 두 수치해석 모델 모두 풍동시험 대비 양력계수의 상대 오차율은 10% 미만이 되도록 하였다. SST $k-\omega \gamma-Re_\theta$ 모델과 DES 모델 모두 해상도가 가장 높은 격자 수를 기준으로 양항비를 비교하였다. SST $k-\omega \gamma-Re_\theta$ 모델은 322만 개 미만의 격자를 사용했을 때 상대 오차율이 높게 나타났으며 그 이상의 격자를 사용하였을 때도 상대 오차율의 변화가 소폭 존재하지만, 계산의 효율성을 고려하여 큰 폭으로 변하기 시작하는 322만 개의 격자를 사용했다. DES 모델은 2570만 개의 격자를 기준으로 양항비의 오차가 크지 않고 격자 수가 비교적 적은 1430만 개의 격자를 사용했다. CFD 해석은 Xeon E5-2690을 사용하였으며, 1 case의 해석에 SST $k-\omega \gamma-Re_\theta$ 모델은 평균 3시간, DES 모델은 평균 36시간이 소요되었다. 마모가 적용된 에어포일의 격자는 Clean 조건과 동일하게 구성하였으나, 마모 영역에서 격자가 더욱 조밀하게 설정하여 격자 수가 증가하였으며, 이를 Table. 3-3에 나타내었다.

3.3 난류 모델 평가 및 수치해석 신뢰성 검증

전술한 조건에서 RANS 기반의 난류 모델들과 DES 모델의 평가를 수행하였다. 수치해석 기법의 결과는 Residual $< 10^{-4}$ 를 만족하며, 양력계수와 항력계수를 모니터링하였을 때 값의 변화가 변동없이 일정하게 유지한 값을 사용하였다. 난류 모델의 평가 및 수치해석 신뢰성 검증을 위한 풍동시험 결과는 레이놀즈수 600만 조건에서 W. A. Timmer[9]에 의해 수행된 풍동시험 결과를 사용하였다.

Fig. 3-3은 풍동시험 결과와 CFD 해석결과의 양력계수 및 항력계수를 나타내었다. 받음각 6° 까지는 모든 난류 모델들이 풍동시험과 동일하게 양력계수가 증가하는 추세를 보인다. 하지만 받음각이 10° 이상의 조건에서는 에어포일 후연에서 복잡한 형태로 발달하는 3차원 재순환 영역의 발생하여 각 난류 모델마다 해석결과의 차이가 큰 폭으로 나타난다. Realizable $k-\epsilon$ 모델과 SST $K-\omega$ 모델은 받음각이 12° 이상으로 증가하며 실속이 발생하였으며, 역 압력구배로 인한 유동 박리가 조기에 발생하여 재순환 영역을 과대예측하였으며, 그로 인해 받음각이

Table. 3-3 Number of cells for clean condition and erosion condition airfoil

Case	No. Cells	Case	No. Cells
Clean	3.22×10^6	Severe case.1	6.69×10^6
Light case.1	5.41×10^6	Severe case.2	9.74×10^6
Light case.2	8.84×10^6	Catastrophic case.1	7.41×10^6
Moderate case.1	5.55×10^6	Catastrophic case.2	1.02×10^7
Moderate case.2	9.21×10^6	-	-

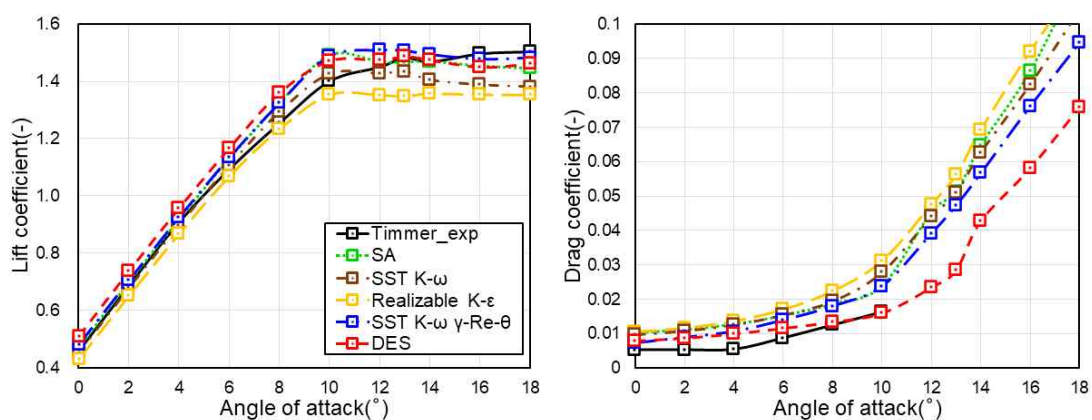


Fig. 3-3 Evaluate turbulence models and validation of numerical simulation using lift coefficient and drag coefficient

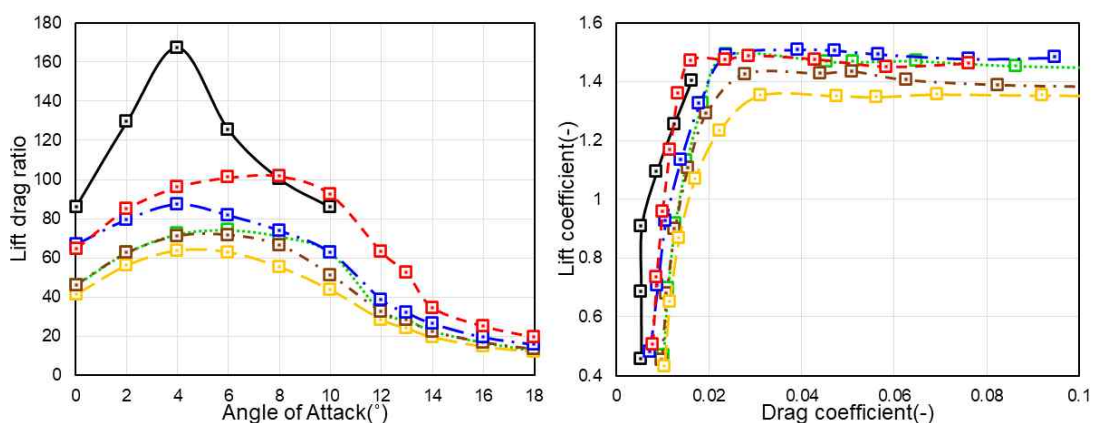


Fig. 3-4 Evaluate turbulence models and validation of numerical simulation using lift to drag ratio and polar plot

Table. 3-4 The relative error of lift coefficients and drag coefficients of SST k- ω γ -Re $_{\theta}$ and DES model compared with wind tunnel test result

Angle of Attack(°)	SST k- ω γ -Re $_{\theta}$		DES	
	C _L	C _D	C _L	C _D
0	5.21% ↑	35.5% ↑	10.9% ↑	47.6% ↑
2	2.79% ↑	67.2% ↑	7.3% ↑	63.4% ↑
4	1.88% ↑	95.2% ↑	5.35% ↑	82.8% ↑
6	3.68% ↑	59% ↑	6.73% ↑	32.1% ↑
8	5.55% ↑	43.3% ↑	8.41% ↑	6.62% ↑
10	6.17% ↑	45.4% ↑	5.09% ↑	2.49% ↓
12	3.96% ↑	-	1.62% ↑	-
13	1.52% ↑	-	0.27% ↑	-
14	1.67% ↑	-	0.47% ↓	-
16	1.32% ↑	-	3.15% ↑	-
18	1.47% ↑	-	2.84% ↑	-

증가하며 풍동시험 대비 양력계수의 값이 큰 폭으로 감소하였다. 풍동시험결과는 받음각이 10° 이상으로 증가할 때, 양력계수의 값이 증가와 감소를 반복하며 양력계수가 소폭 증가하는 추세를 보이며, SST k- ω γ -Re $_{\theta}$ 모델과 DES 모델은 풍동시험 결과와 비슷한 양상을 보인다. SA 모델은 받음각 13° 이상일 때 와류붕괴를 예측하지 못하며 양력계수가 감소하는 추세를 보인다.

항력계수의 풍동시험 결과는 받음각 10°까지만 존재하며, 낮은 받음각에서 천이모델과 DES 모델이 풍동시험과 가까운 결과를 보인다. 받음각 8°와 10°에서는 SA 모델도 천이모델과 비슷한 결과를 보였으나, 받음각 6° 미만에서의 예측정확도가 떨어지는 모습을 보였다. 양력계수와 항력계수를 같이 비교하기 위해 양항비와 polar plot을 Fig. 3-4에 나타내었다. 풍동시험 결과와 비교하여 전반적으로 낮은 양항비를 보이나, 천이모델과 DES 모델이 비교적 높은 값을 보이며 풍동시험에 가까운 결과를 보인다. 풍동시험의 결과는 받음각 4°에서 양항비가 가장 우수하게 나타나지만, DES 모델은 받음각 8°에서 양항비를 가장 높게 예측하며, 천이모델은 풍동시험 결과에서 낮은 값을 보이지만 가장 높은 양항비가 나타나

는 구간이 받음각 4°로 풍동시험과 유사한 추세를 보였다. 이는 낮은 받음각 구간에서의 항력계수 과대예측으로 인해 이와 같은 결과를 보였으며, 천이모델은 받음각이 10°까지 증가하면서도 풍동시험과 계속 차이를 보여 유사한 추세를 보였고, DES 모델은 받음각 8°와 10°에서 항력계수가 풍동시험과 비슷한 값을 보여 해당 영역에서 양항비가 비교적 높게 나타났다. Polar plot에서는 양항비와 마찬가지로, 천이모델과 DES 모델이 풍동시험에 가장 가까운 결과를 보였다.

Table. 3-4는 천이모델 및 DES 모델과 풍동시험 결과의 양력계수 및 상대 오차를 나타내었다. 천이모델은 받음각 10°에서 최대 6%의 상대 오차를 보였으며, DES 모델은 받음각 0°에서 11%의 상대 오차를 보였다. 받음각 10° 이전에서는 천이모델이 DES 모델보다 예측정확도가 우수하였고, 받음각 10° 이상의 영역에서 재순환 영역이 발달하며 DES 모델의 예측정확도가 비교적 우수하게 나타났으나, 매우 작은 차이를 보였다. 신뢰성 검증 및 예측정확도 측면에서 두 난류 모델은 거의 비슷한 수준이었으나, 사용된 격자의 수는 약 5배임에도 불구하고 해석시간의 차이는 12배 이상으로 나타나 계산 효율성 관점에서 천이모델을 사용하였다. 풍동시험결과와 비교하여 양력계수는 다소 차이를 보이지만, 양력계수는 수치해석을 수행한 받음각 전 범위에서의 상대오차가 10% 미만으로 신뢰성이 충분히 검증되었다고 판단하였다.

3.4 전연 마모가 적용된 에어포일 해석결과

전연 마모로 인한 NACA64-618 에어포일의 공력성능 변화를 분석하기 위해 레이놀즈수 600만 조건에서 받음각 0~18°까지 CFD 해석을 수행하였다. 마모영역에 따라 case.1과 case.2로 분류된 전연 마모를 적용하여 유동해석을 수행하였으며, 각각의 해석 케이스에 대해 양력계수 및 항력계수를 비교하였다. 또한, 재순환 영역이 발생한 받음각에서의 유동특성을 분석하였다.

3.4.1 흡입면이 마모된 에어포일 해석결과

Fig. 3-5에 Clean 에어포일과 흡입면이 마모된 에어포일(case.1)의 양력계수, 항력계수, 양항비를 비교하였다. 받음각 8°에서 Light, Moderate, Severe case.1의 양력계수는 Clean 조건과 비교하여 큰 차이가 나타나지 않는다. 하지만 동일한 받음

각 조건에서 항력계수는 소폭 차이를 보이는데, Clean 조건과 비교하여 Light case.1의 항력계수는 1~8% 증가하였고, Moderate case.1은 8~12%, Severe case.1은 17~23% 증가하였다. 그에 반해 Catastrophic case.1은 모든 받음각에서 양력계수와 항력계수의 차이가 큰 폭으로 나는 것을 확인할 수 있다. 받음각 10° 이하의 구간에서 양력계수는 10~15% 감소하였으며, 항력계수는 50~80% 증가하였다.

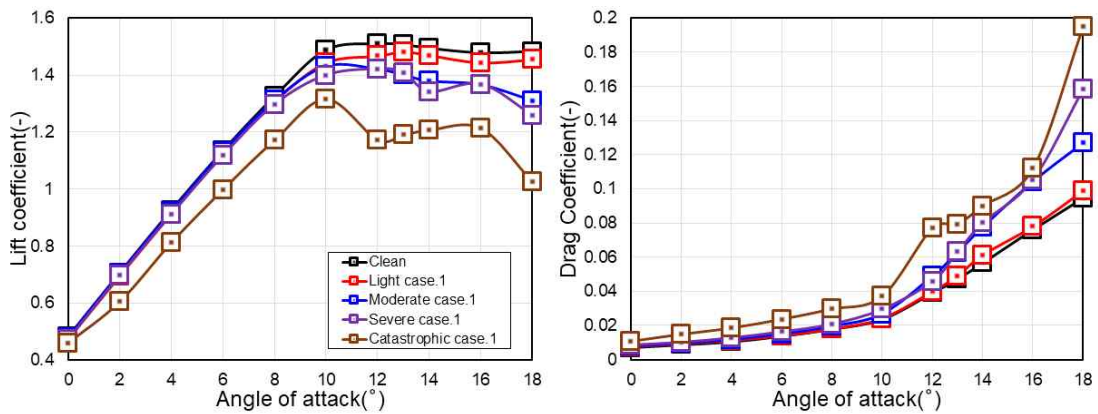


Fig. 3-5 AoA vs lift coefficients and drag coefficients at AEC case.1 erosion conditions

Table. 3-5 Comparison of lift to drag ratio with clean and case.1 erosion conditions

AoA (°)	Clean	Light case.1	Moderate case.1	Severe case.1	Catastrophic case.1
0	61.4	60.6	59.4	53.9	43.1
2	74.2	74.8	73.9	66.9	40.7
4	80.1	80.5	77.5	70.1	43.9
6	79.4	80.2	74.5	67.6	42.2
8	72.4	73.2	66.9	61.6	39.5
10	59.7	59.6	53.3	47.1	35.5
12	36.7	35.1	29.1	30.9	15.2
13	30.2	29.4	22.3	22.3	14.9
14	24.1	22.5	17.8	16.8	13.4
16	18.5	17.7	13.1	12.9	10.8
18	14.7	13.7	10.3	7.9	5.3

Light, Moderate, Severe, Catastrophic case.1의 최대 양력계수는 각각 다른 받음각에서 1.47, 1.43, 1.42, 1.32로 나타났다. 실속 이후 마모등급별 양력계수의 감소율은 3~4%, 5~10%, 5~15%, 10~30%이며, 항력계수의 증가율은 5~10%, 20~30%, 20~60%, 60~100%로 나타났다. Light case.1에서 양력계수와 항력계수의 전반적인 추세는 Clean 조건과 유사하게 나타났으며, 공력성능의 변화는 크지 않다. Moderate case.1은 실속 이후 받음각의 증가와 함께 공력성능이 선형적으로 감소하는 추세를 보인다. Severe case.1은 Moderate case.1과 거의 유사한 결과를 보였지만, 받음각 10°, 14°, 18°에서 소폭 차이를 보였다. Catastrophic case.1은 받음각 전체에서 공력성능이 큰 폭으로 감소하였으며, 특히 받음각이 10°에서 12°로 증가할 때와 16°에서 18°로 증가할 때 공력성능의 감소가 큰 폭으로 이루어졌다.

Table. 3-5는 Clean 조건과 case.1 조건의 마모가 발생하였을 때 양항비를 나타내었다. Light case.1은 Clean 조건과 유사한 양항비를 보였으며, Moderate case.1은 받음각 0°와 2°에서 Clean 조건과 비슷하지만, 그 이후 받음각이 증가하며 양항비가 일정한 차이를 가지고 감소하는 경향을 보였다. Severe case.1은 받음각 10° 이전의 조건에서 기존과 달리 Clean 조건보다 상당히 낮은 양항비를 보였으며, 받음각이 10° 이상으로 증가하며 Moderate case.1과 비슷한 수준의 양항비를 갖는다. Catastrophic case.1은 모든 받음각에서 양항비가 확연히 감소하였다. 마모등급과 상관없이 받음각이 10°에서 12°로 증가하며 양항비가 급격히 감소하는 모습을 확인할 수 있는데, 이는 에어포일 후연에 역 압력구배로 인한 재순환 영역이 크게 발달하여 공력성능이 큰 폭으로 감소하였다.

3.4.2 흡입면과 압력면이 마모된 에어포일 유동해석 결과

Fig. 3-13은 Clean 조건 및 흡입면과 압력면이 마모된 에어포일(case.2)의 양력계수, 항력계수를 나타내었다. 전반적으로 흡입면만 마모된 에어포일에 해당하는 case.1과 유사한 결과를 보였으나, Light case.2의 경우 받음각 4~13°까지의 양력계수가 Clean 조건보다 높게 나타났다. 실속이 발생하기 이전 받음각인 10° 미만에서 Moderate case.2와 Severe case.2의 양력계수는 case.1보다 소폭 감소한 경향을 보였다. 받음각 10° 이상의 조건에서는 case.1과 case.2의 양력계수가 유사하게 나타났지만, 받음각 18°에서 Severe case.2의 양력계수 급격히 감소하였

다. Catastrophic case.2는 받음각 10° 미만에서 Catastrophic case.1보다 양력계수가 비교적 높게 나타났으나, 받음각 10°에서 양력계수가 증가하지 않고 8°와 비슷한 추세를 유지하며 실속이 발생하였다. 그 이후 받음각 16°까지 양력계수의 값은 큰 변화를 보이지 않았으나, 18°에서 급격하게 감소하였다. 양력계수의 결과와 달리 Light case.2와 Moderate case.2의 항력계수는 소폭 감소하였다. Light case.2는 받음각 13°까지 Clean보다 낮은 항력계수를 예측하고 있으며, Moderate

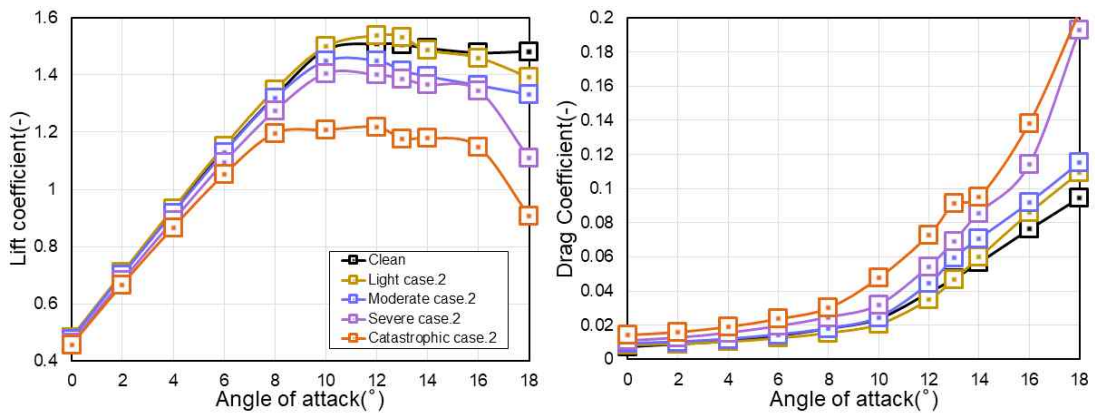


Fig. 3-6 AoA vs lift coefficients and drag coefficients at AEC case.2 erosion condition

Table. 3-6 Comparison of lift to drag ratio with clean and case.2 erosion conditions

AoA (°)	Clean	Light case.2	Moderate case.2	Severe case.2	Catastrophic case.2
0	61.4	57.3	51.2	42.1	31.9
2	74.2	77.5	68.9	53.7	41.9
4	80.1	90.1	77.3	57.4	45.5
6	79.4	92.3	77.9	56.3	44.5
8	72.4	86.8	72.7	51.8	39.8
10	59.7	73.1	58.8	44.1	25.4
12	36.7	43.8	32.6	25.7	16.7
13	30.2	32.6	23.8	20.0	12.9
14	24.1	24.8	19.7	15.9	12.4
16	18.5	16.9	14.8	11.8	8.3
18	14.7	16.9	11.5	5.8	4.5

case.2는 받음각 전 범위에서 Moderate case.1보다 낮은 항력계수를 예측하였다. 하지만 Severe case.2와 Catastrophic case.2는 case.1보다 높은 항력계수를 예측하였으며, Severe case.2의 최대 항력계수는 받음각 18°에서 0.193, Catastrophic case.2의 최대 항력계수는 받음각 18°에서 0.203으로 나타났다.

Table. 3-6은 Clean 조건과 case.2 조건의 마모가 발생하였을 때 양항비를 나타내었다. Light case.2 조건은 case.1 보다 높은 양항비를 예측하지만, Moderate 이상의 조건부터는 case.1보다 낮은 양항비를 보인다. Light 조건의 마모를 제외하면 마모 영역이 증가함에 따라 공력성능은 더욱 감소하는 추세를 보였다. 특히, Severe case.2와 Catastrophic case.2는 case.1보다 공력성능이 매우 큰 폭으로 감소하였다.

3.4.3 마모 영역에 따른 에어포일 공력성능 변화 분석

에어포일 전연 마모 발달에 따른 유동 박리지점을 분석하기 위해 Clean 조건과 case.1, case.2 마모가 발생한 조건에서의 표면 마찰계수를 Fig. 3-7부터 3-10까지 나타내었다. 받음각 10°의 표면 마찰계수에서 Clean, Light case.1, Moderate case.1, Moderate case.2, Severe case.2는 $X/C=0.8\sim 0.9$ 영역에서 유동 박리가 발생하였고, Light case.2는 유동 박리가 발생하지 않았다. 유동박리가 발생하지 않음에 따라 Light case.2는 Clean보다 공력성능을 높게 예측하였다. Severe case.1은 $X/C=0.6\sim 0.7$ 영역, Catastrophic case.1과 case.2는 $X/C=0.5\sim 0.6$ 영역에서 유동 박리가 발생하였다. 에어포일 전연의 마모 영역과 깊이가 증가함에 따라 유동 박리지점이

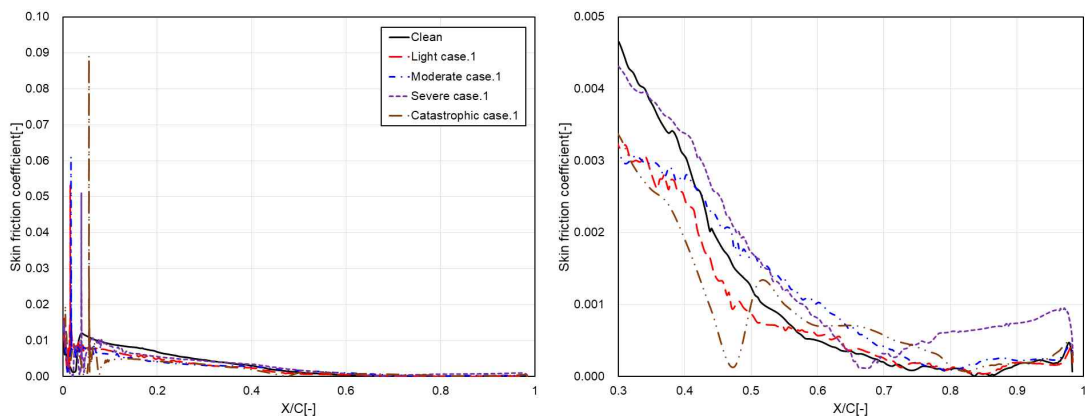


Fig. 3-7 Skin friction coefficient at suction side of case.1 erosion (AoA = 10°)

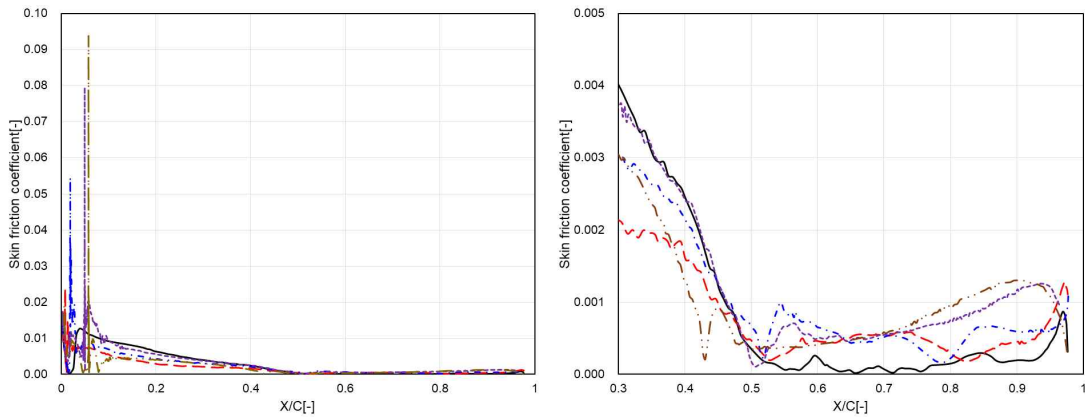


Fig. 3-8 Skin friction coefficient at suction side of case.1 erosion (AoA = 12°)

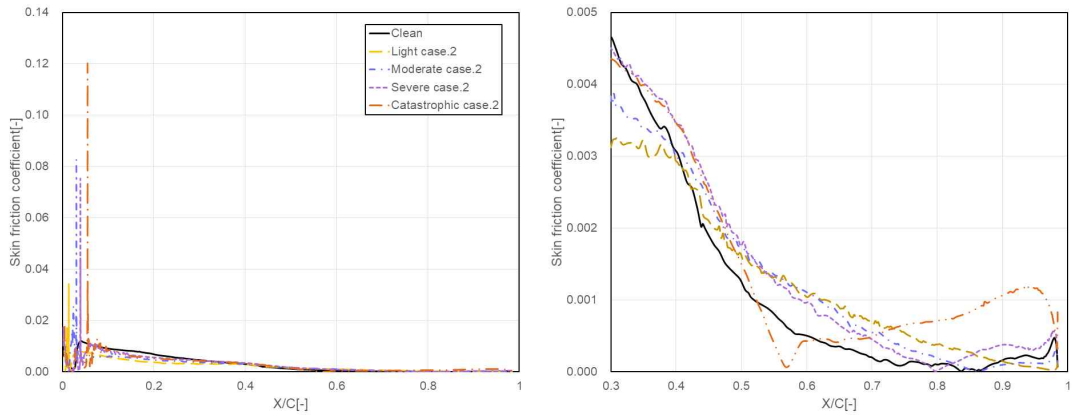


Fig. 3-9 Skin friction coefficient at suction side of case.2 erosion (AoA = 10°)

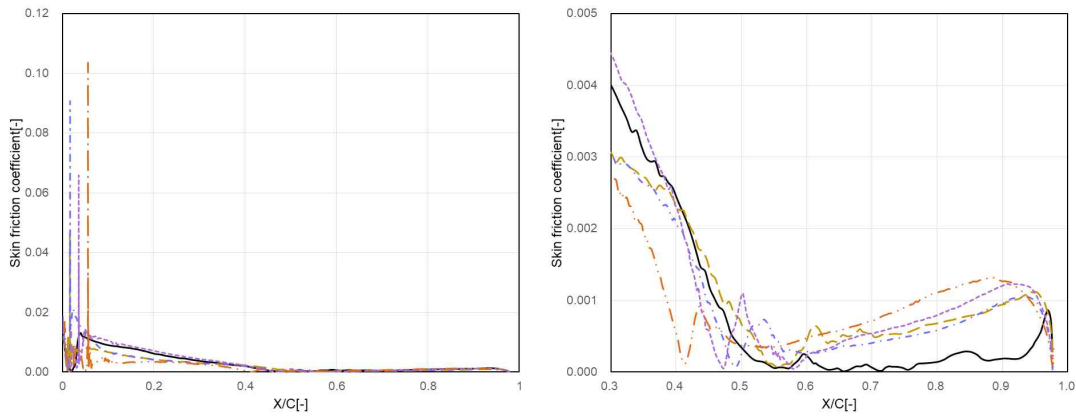


Fig. 3-10 Skin friction coefficient at suction side of case.2 erosion (AoA = 12°)

점차 전연으로 이동하는 경향을 보인다. 받음각 12°에서도 마모 깊이와 영역이 증

가함에 따라 유동 박리지점이 전연으로 이동하는 경향을 확인할 수 있다. Clean 조건은 $X/C=0.55$, Light case.2는 $X/C=0.6$, Light case.1, Moderate case.1, Moderate case.2, Severe case.1, Severe case.2는 $X/C=0.5$ 지점, Catastrophic case.1과 case.2는 $X/C=0.4$ 지점에서 유동 박리가 발생하였다. Light case.2는 유동 박리가 발생하는 지점이 지연되어 Clean보다 높은 공력성능을 보인다. Light case.2를 제외한 나머지 마모 조건에서는 Clean보다 유동 박리가 조기에 발생하였으며, 그로 인해 에어포일의 공력성능에 부정적인 영향을 미치는 재순환 영역의 크기가 크게 발달하여 Clean보다 낮은 공력성능을 예측한 것으로 판단된다. Moderate와 Severe에서는 마모 영역에 따른 공력성능의 차이가 거의 나지 않았으며, Catastrophic은 받음각 10° 에서 마모 영역이 압력면으로 확장되며 공력성능이 큰 폭으로 저하하였다.

표면 마찰계수로만 에어포일 주변의 유동 현상을 자세히 분석하기 어렵기 때문에 Fig. 3-11부터 Fig. 3-19까지 받음각 10° 와 12° 에서 마모등급에 따른 velocity contour와 streamline을 나타내었다. 받음각 10° 에서 Clean과 Light case.1, Moderate case.1, case.2, Severe case.1, case.2는 에어포일 후연에 재순환 영역이 작게 형성되었으나, Light case.2는 재순환 영역이 형성되지 않았다. 전반적으로 마모가 깊어짐에 따라 에어포일 후연부에 발생하는 재순환 영역이 크게 발달하였으며, Catastrophic 조건에서는 발생한 재순환 영역이 기존보다 크게 발생하였다. Catastrophic 조건에서는 case.1과 case.2의 유동 박리지점이 유사하게 나타났지만, Catastrophic case.1은 유동 박리 이후 재순환 영역이 형성되지 않고 flow reattachment가 발생하여 재순환 영역의 크기가 Catastrophic case.2보다 작았으며, 그로 인해 공력성능이 큰 차이를 보였다.

받음각이 10° 에서 12° 로 증가하며 모든 조건에서 재순환 영역이 크게 발달하였다. Clean과 Light case.1, case.2는 재순환 영역의 크기가 유사하며, Light 조건의 마모가 Moderate와 Severe로 발달함에 따라 재순환 영역의 크기가 점차 증가하였다. Catastrophic 조건의 경우 코드 길이의 40% 지점에서 유동 박리가 발생하여 거대한 재순환 영역이 발생하였다. 또한, Catastrophic case.1은 받음각 12° 에서 재순환 영역이 크게 발달하며 공력성능이 큰 폭으로 감소하는 덩 스톨이 발생하였다.

받음각과 무관하게 마모가 발생했을 때 $X/C=0\sim 0.1$ 영역에서 표면 마찰계수가 급격히 증가하는 모습을 보인다. Clean 조건과 다르게 마모가 발생한 에어포일들의 전연에서는 마모 영역이 끝나는 지점 전후로 작은 와류가 형성되는 모습을 확인

할 수 있다. Light 조건은 마모가 점 형태로 이루어져 마모가 발생한 영역 내부에서만 와류가 작게 형성되었으나, Moderate 조건 이상으로 마모가 발달하면 마모 영역과 마모가 발생하지 않은 에어포일 표면 사이의 단차로 인해 laminar separation bubble(LSB)이 에어포일의 표면을 따라 형성되었으며, 와류는 마모가 발달함에 따라 크기가 증가하였다.

일반적으로 LSB는 레이놀즈수 100만 이하의 조건에서 주로 발생하는 것으로 알려져 있으며, 공력성능에 부정적인 영향을 미친다. Clean 조건에서는 발생하지 않던 LSB가 마모 영역과 에어포일 표면 사이의 높이 차이로 인해 형성되었으며, 최적의 공력성능을 내도록 디자인된 에어포일의 단면 형상이 왜곡되어 마모가 발생했을 때 에어포일의 공력성능이 감소하였다.

마모영역이 흡입면에서 압력면까지 확장되는 경우 Light, Moderate, Severe는 공력성능의 변화가 비교적 크게 나타나지 않았다. 하지만 받음각 10°에서 Catastrophic case.2의 재순환 영역은 Catastrophic case.1보다 큰 폭으로 발달하여 공력성능이 큰 폭으로 저하하였다.

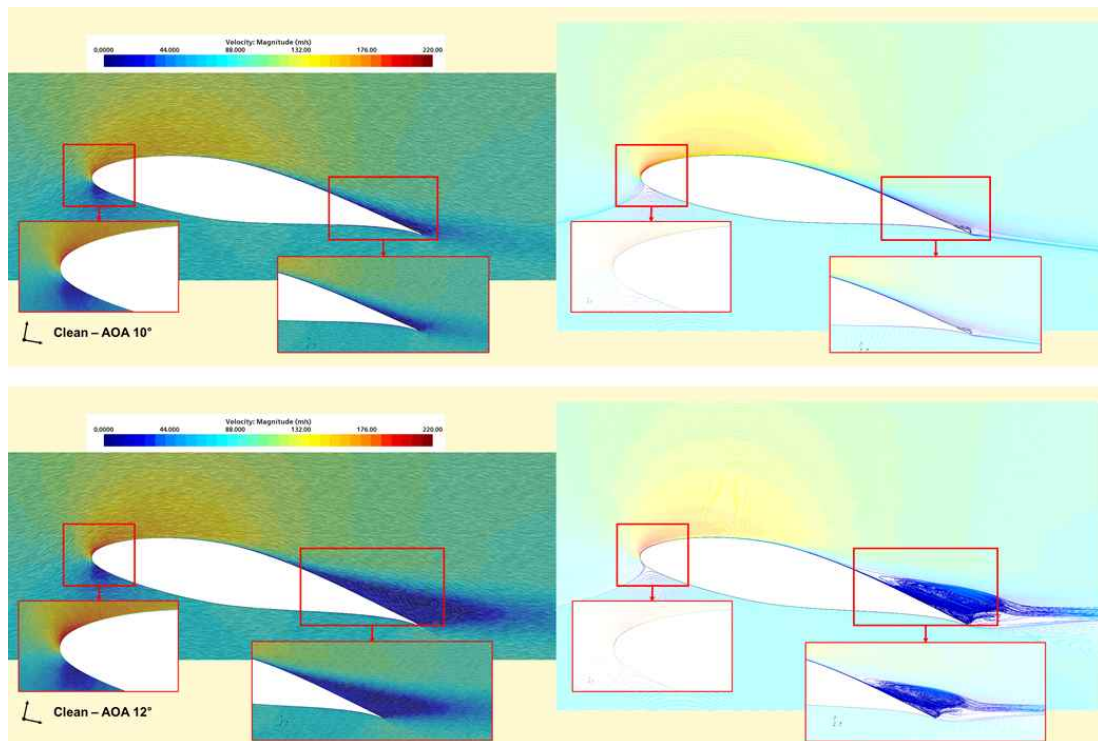


Fig. 3-11 Velocity contour and streamlines of AOA = 10, 12° at Clean

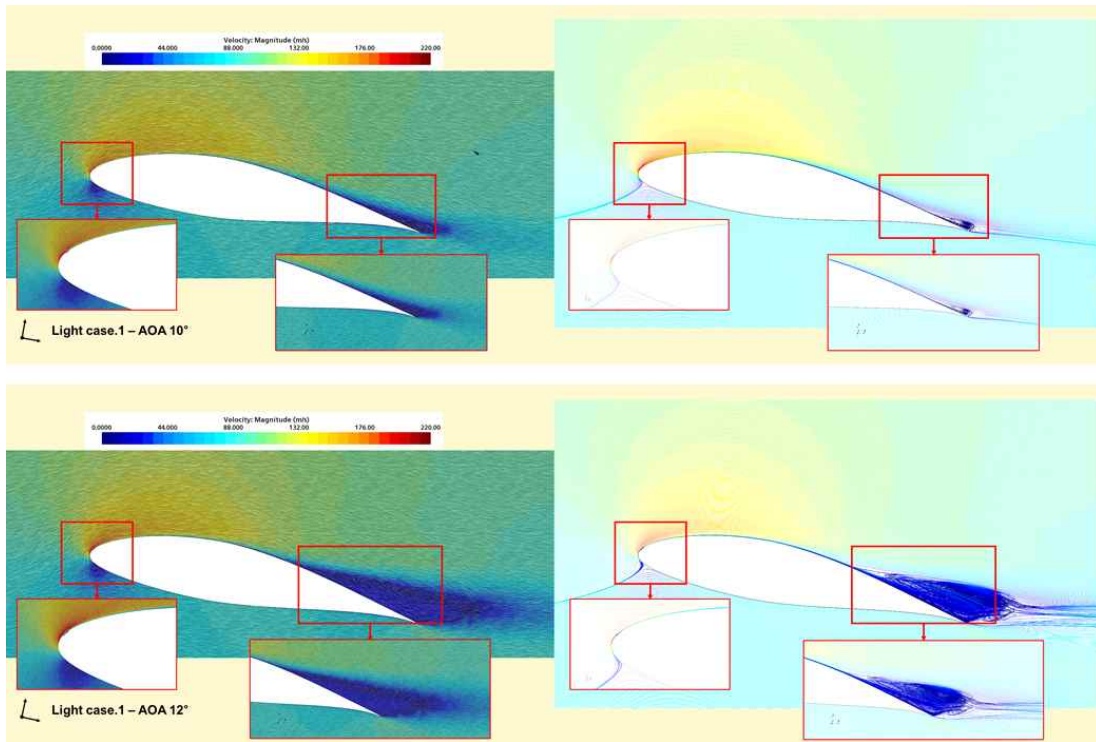


Fig. 3-12 Velocity contour and streamlines of AOA = 10, 12° at Light case.1

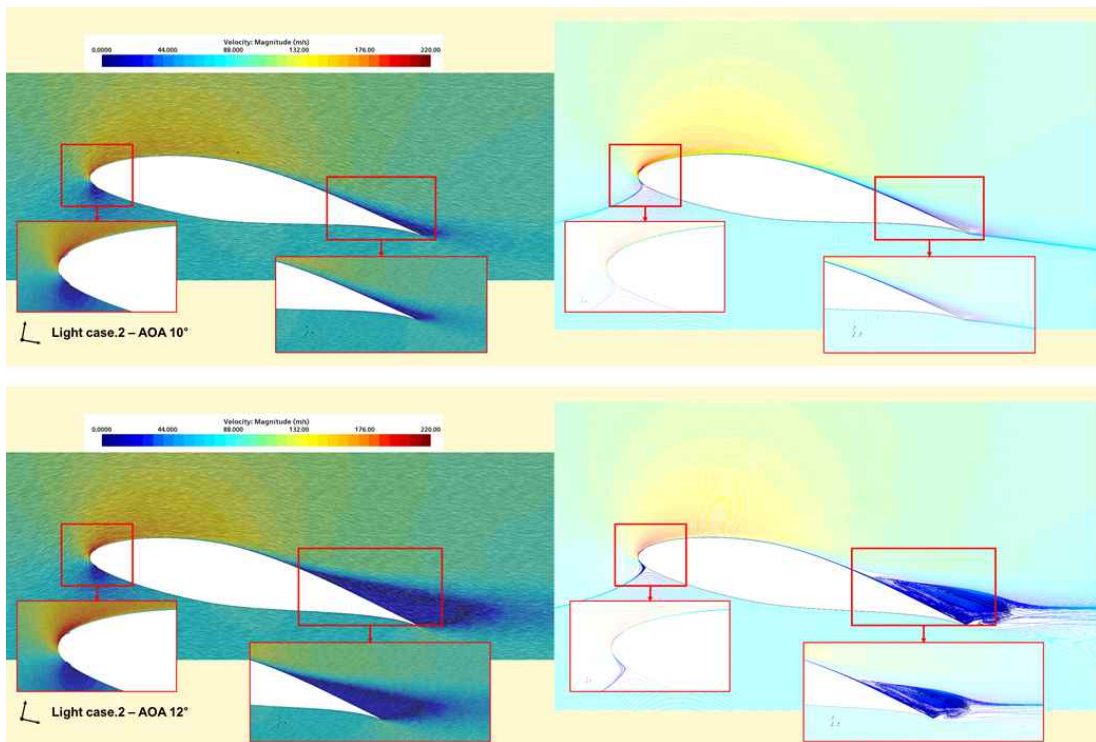


Fig. 3-13 Velocity contour and streamlines of AOA = 10, 12° at Light case.2

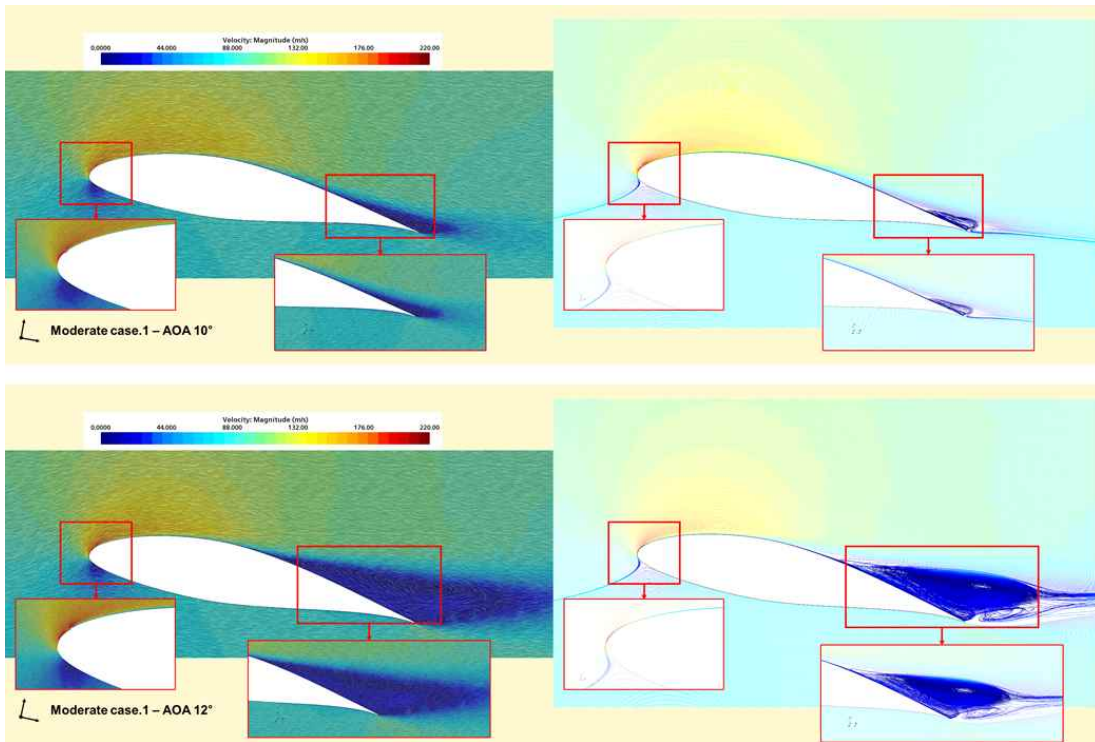


Fig. 3-14 Velocity contour and streamlines of AOA = 10, 12° at Moderate case.1

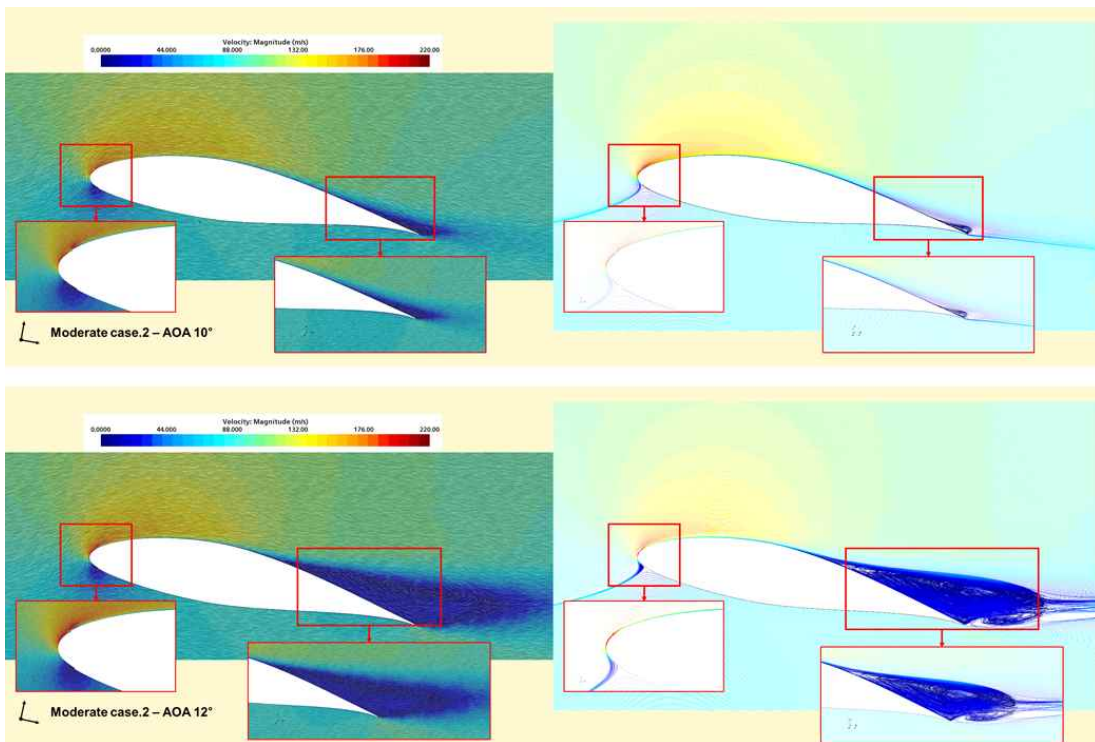


Fig. 3-15 Velocity contour and streamlines of AOA = 10, 12° at Moderate case.2

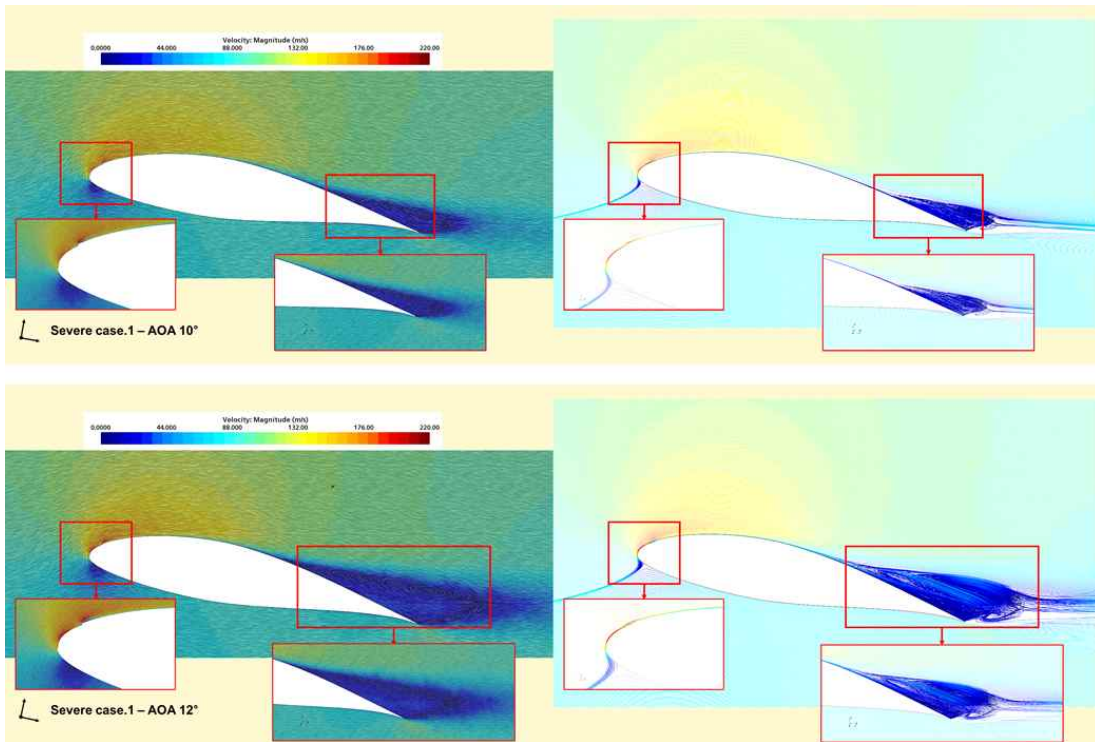


Fig. 3-16 Velocity contour and streamlines of AOA = 10, 12° at Severe case.1

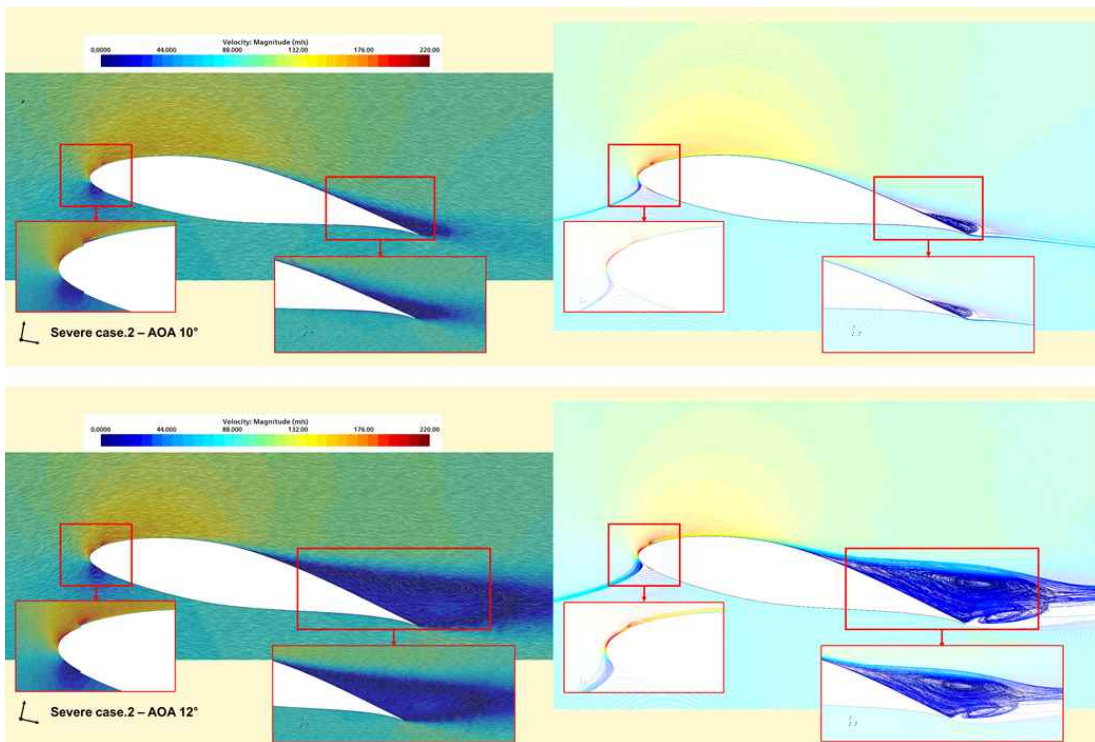


Fig. 3-17 Velocity contour and streamlines of AOA = 10, 12° at Severe case.2

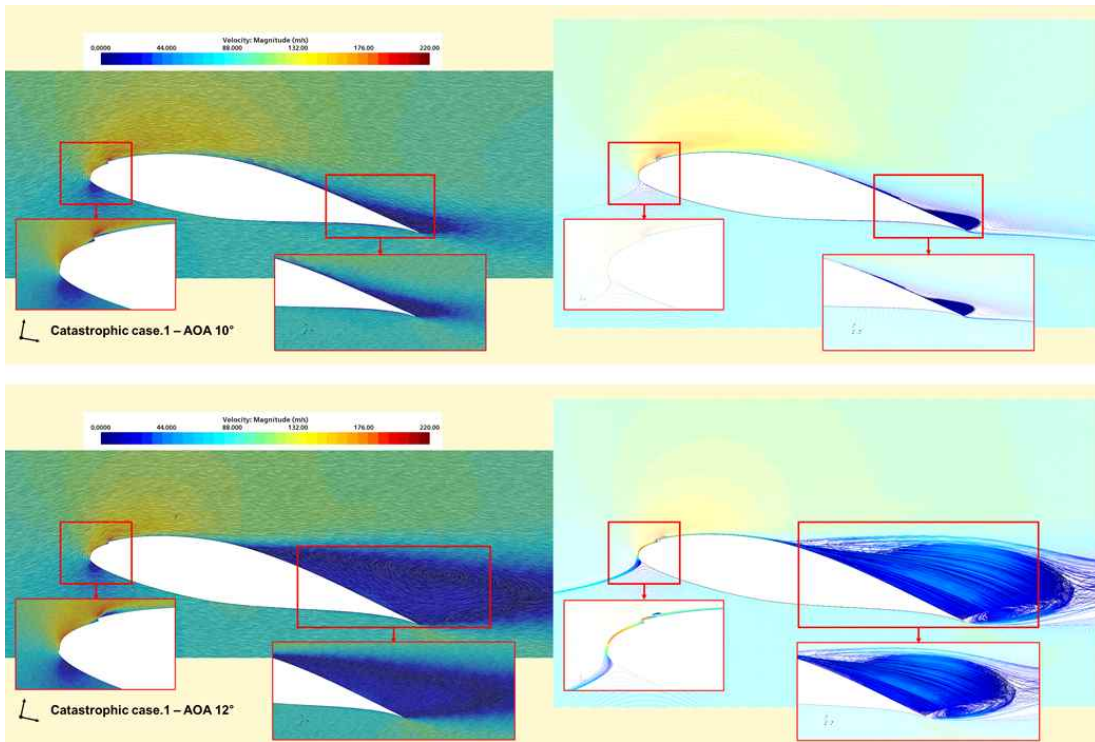


Fig. 3-18 Velocity contour and streamlines of AOA = 10, 12° at Catastrophic case.1

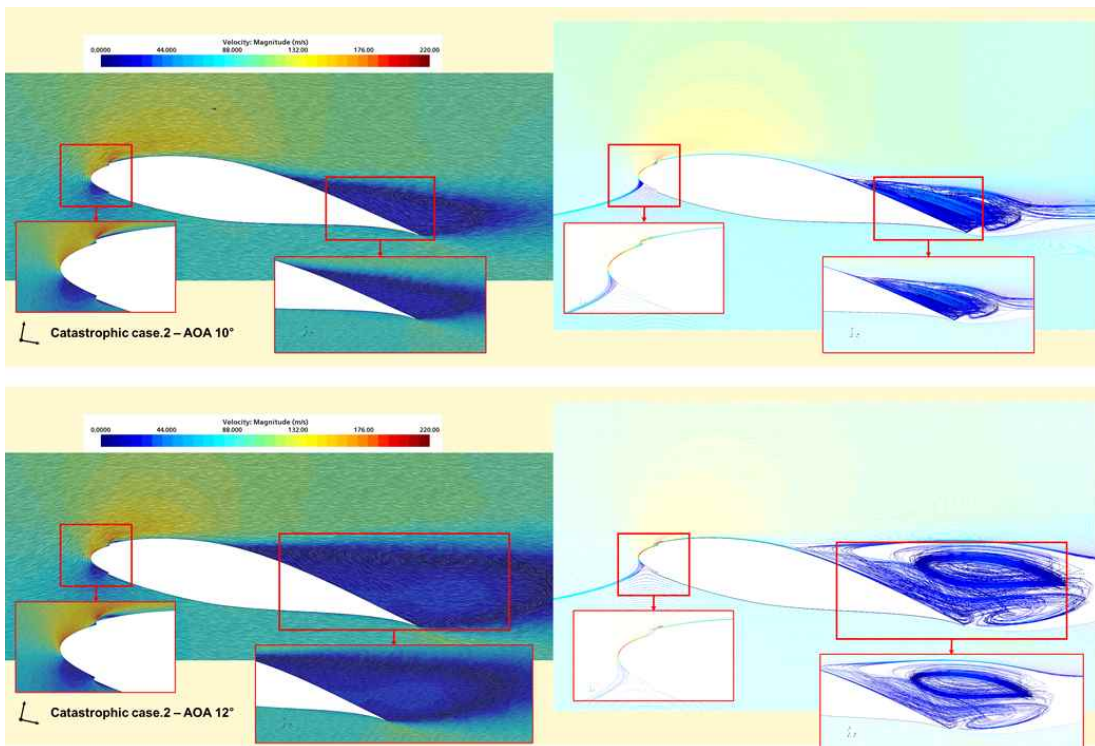


Fig. 3-19 Velocity contour and streamlines of AOA = 10, 12° at Catastrophic case.2

IV. 블레이드 마모등급별 연간발전량 감소량 분석

4.1 연간발전량 산출 조건

블레이드 팁 영역 에어포일의 전연부 마모상태에 따른 공력성능의 변화가 풍력터빈의 출력성능 및 연간발전량에 미치는 영향을 분석하기 위해, BEM 이론을 기반으로 하는 통합해석 소프트웨어인 DNV의 Bladed를 사용하여 NREL 5 MW Offshore wind turbine의 출력성능을 예측하였다.

CFD 해석을 통해 제한된 받음각에서 전연 마모가 발생한 NACA64-618 에어포일의 공력성능을 확보하였다. 받음각 0~18°까지의 공력성능만을 확보하였으며, BEM 이론을 기반으로 풍속과 풍력터빈의 출력을 계산하기 위해서는 받음각 -180~180°까지의 공력성능이 필요하다. 또한, 풍력터빈 블레이드는 운전 중 회전하며 후류를 발생시키기 때문에, 3D rotating effect를 고려해야한다. NREL technical report[17]에서 에어포일의 공력성능 데이터를 보정하는 방법을 제시하였다. 받음각 0~90°에서의 공력성능 데이터에 대해 Selig와 Du[26]가 제안한 보정식으로 3D rotating effect로 인한 공력성능 변화를 적용하고, C. Viterna[27]가 제안한 Viterna 보정식을 통해 받음각 전 범위의 데이터를 확보하였다.

4.1.1 블레이드 마모등급 정의

블레이드의 루트 영역(0%)으로부터 70% 구간까지는 NREL technical report[x]에서 제시된 Clean 데이터를 사용하였다. 70% 이후 NACA64-618 에어포일이 적용된 팁 영역에서만 전연 마모가 발생하였다고 가정하였다. 블레이드 전연 마모는 에어포일 마모등급(Light, Moderate, Severe, Catastrophic)이 균일한 비율로 분포하며, 시간의 경과와 함께 블레이드 팁에서 발생한 전연 마모가 루트 방향으로 확장하며 최종적으로는 NACA64-618 에어포일이 적용되는 모든 영역에서 전연 마모가 발생한다고 가정하여 BEC(Blade Erosion Class)를 분류하였으며, 이를 Fig. 4-1에 나타내었다. BEC1, BEC2, BEC3, BEC4는 팁 기준으로 4.3m, 9.3m, 14.3m, 19.3m만큼 마모가 발생하였다. 마모가 발생한 영역에 따라 case.1과 case.2로 분류된 에어포일 마모등급과 동일하게 블레이드 마모등급 또한 흡입면만 마



Fig. 4-1 Difference in erosion area according to blade erosion class

모된 에어포일의 공력성능 데이터를 적용한 경우를 case.1, 흡입면과 압력면이 마모된 에어포일의 공력성능 데이터를 적용한 경우는 case.2로 정의하였다.

4.1.2 블레이드 마모등급에 따른 출력곡선 비교

출력 곡선은 시동풍속 3m/s에서 종단풍속인 25m/s까지 0.1m/s 간격으로 계산하였다. 흡입면만 마모된 에어포일의 공력성능 데이터를 적용한 BEC case.1의 출력 곡선을 Fig. 4-2에 나타내었다. 블레이드 전연부에 마모가 발생하지 않은 경우, 정격풍속은 11.4m/s이며, 마모가 발생하였을 때 블레이드 마모등급과 관계없이 정격풍속이 11.5m/s로 지연되었다. Clean 조건의 정격풍속인 11.4m/s에서 각 BEC case.1과 비교하였을 때, 출력성능의 감소율은 BEC1 case.1이 0.43%, BEC2 case.1은 1.1%, BEC3 case.1은 1.92%, BEC4 case.1은 2.54%로 나타났다.

흡입면과 압력면이 마모된 에어포일의 공력성능 데이터를 적용한 BEC case.2의 출력 곡선을 Fig. 4-3에 나타내었다. BEC case.1과 동일하게 블레이드 마모등급과 관계없이 정격풍속이 11.4m/s에서 11.5m/s로 0.1m/s 지연되었다. 마찬가지로 11.4m/s 조건에서 Clean 조건과 비교하여 BEC1 case.2부터 BEC4 case.2의

$$f(V) = \frac{k}{c} \left(\frac{\bar{V}}{c}\right)^{k-1} \exp\left[-\left(\frac{v}{c}\right)^k\right] \quad \text{식(4-1)}$$

$$f(V) = \frac{\pi}{2} \frac{V}{V^2} \exp\left[-\frac{\pi}{4} \left(\frac{V}{V}\right)^2\right] \quad \text{식(4-2)}$$

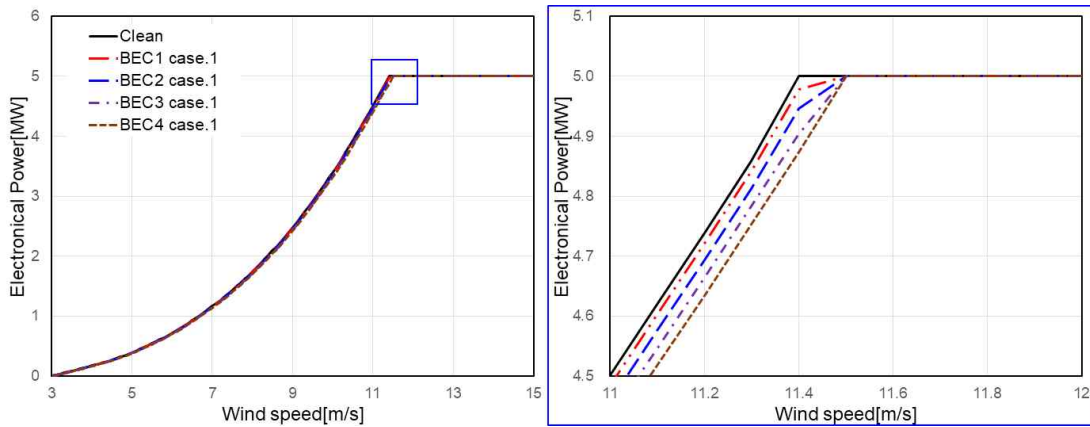


Fig. 4-2 Comparison of power curves according to case.1 leading edge erosion conditions

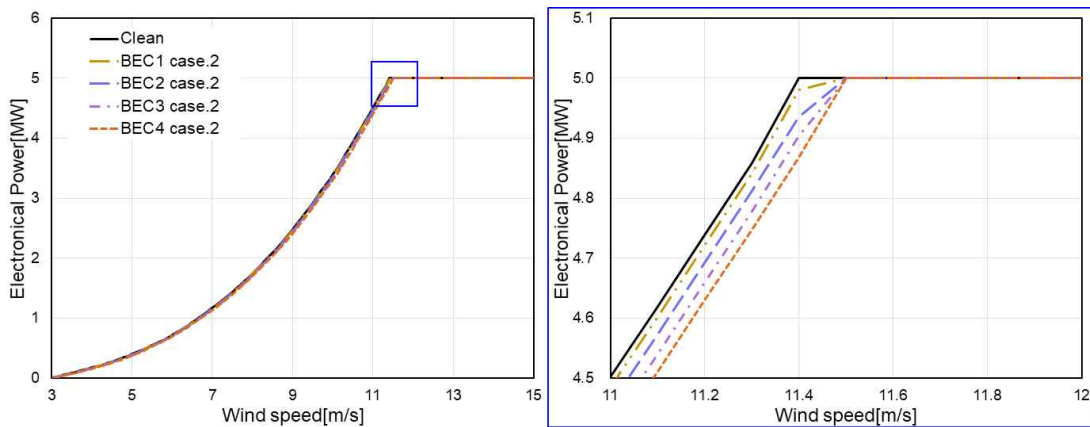


Fig. 4-3 Comparison of power curves according to case.2 leading edge erosion conditions

출력성능은 0.38%, 1.28%, 1.91%, 2.63% 감소하였다.

풍력터빈의 연간발전량 계산을 위해 레일리 분포 함수를 이용하였다. 식 (4-1)은 풍속별 발생빈도인 와이블 분포를 나타내었으며, 척도계수인 c 와 형상계수 k 로 이루어진 식이다. 여기서 $k=2$ 로 가정하여 척도계수 c 의 함수로 표현하는 레일리 분포를 식 (4-2)에 나타내었다. 풍력터빈의 가동률은 100%로 가정하였고, 풍력터빈 허브 높이에서의 연평균풍속이 6m/s, 7m/s, 8m/s일 때, 블레이드 마모 등급별 연간발전량을 계산하였다.

4.2 연간발전량 감소율 분석

Table. 4-1에 연평균풍속 6, 7, 8m/s 조건에서 Clean 조건과 BEC case.1, BEC

case.2의 연간발전량 추정치를 나타내었다. 블레이드 전연에 마모가 발생하지 않은 Clean 조건일 때 연평균풍속 6m/s에서 10.496GWh의 AEP를 얻을 수 있으며, BEC1은 0.35~0.38%, BEC2는 0.88~1.05%, BEC3는 1.44~1.74%, BEC4는 1.95~2.31%의 AEP 손실이 발생한다. 이는 2020년 SMP+REC의 평균 가격인 119.4krw/KWh를 적용하였을 때, 풍력터빈 1기 당 최대 3,000만 원의 발전량 손실이 발생한다. NREL 5MW 풍력터빈의 블레이드 팁 영역은 정격풍속 이전 받음각이 2.68~7.59°로 운전되어 해당 받음각 구간에서 공력성능의 저하가 비교적 크게 발생한 case.2 마모에서 AEP 감소율이 case.1 마모보다 높게 나타났다. 또한, 영역의 차이와 무관하게 공력성능의 저하는 재순환 영역이 발생하는 받음각 10° 이상에서 큰 변화를 보였으며, 받음각 8° 이하의 조건에서는 공력성능의 감소폭이 크지 않아 연간발전량 감소율이 낮게 나타났다.

Table. 4-1 Annual energy production under various blade leading edge conditions

-	Annual Energy Production(GWh)		
	6	7	8
Annual wind speed(m/s)			
Clean	10.496	14.552	18.328
BEC1 case.1	10.459	14.511	18.286
BEC1 case.2	10.456	14.507	18.283
BEC2 case.1	10.404	14.449	18.228
BEC2 case.2	10.386	14.432	18.206
BEC3 case.1	10.345	14.382	18.153
BEC3 case.2	10.314	14.351	18.124
BEC4 case.1	10.292	14.322	18.092
BEC4 case.2	10.253	14.284	18.055

V. 결론

본 연구에서는 수치해석적 연구방법을 통해 블레이드 전연 마모 발달로 인한 풍력터빈 출력성능 및 연간발전량의 감소량을 분석하였다. 블레이드 전연 마모형상은 13년간 유지보수 없이 운전된 NEG MICON 1.5MW 풍력터빈 블레이드에서 확보하였다. 마모가 발생하지 않은 Clean 조건과 확보한 마모형상을 기반으로 분류한 Light case.1, 2부터 Catastrophic case.1, 2 조건의 에어포일을 받음각 0~18°에서 3차원 유동해석을 수행하였다. 에어포일의 유동해석에 적합한 난류 모델의 선정을 위해 레이놀즈수 6×10^6 조건에서 Timmer의 풍동시험데이터와 시뮬레이션 결과를 비교하였으며, 예측정확도와 계산 효율성 관점에서 우수한 SST $K-\omega$ γ - Re_{θ} 모델을 사용하였다. 에어포일 마모상태에 따른 해석결과를 3D effect와 Viterna 보정식을 적용하여 -180~180°까지 전 구간의 데이터를 확보하였다. BEM 이론에 기반한 Bladed 소프트웨어에 출력성능 데이터를 적용하여 풍력터빈의 출력 곡선과 연간발전량을 예측하였다.

본 연구에서 정의한 Light 조건의 마모가 에어포일 전연에 발생하였을 때는 출력성능의 감소가 크게 나타나지 않았으나, Moderate 조건에서는 양력계수가 5~10% 감소하였으며, 항력계수는 최대 35% 증가하였다. Severe 조건은 양력계수가 5~35%까지 감소한 모습을 보였으며, 흡입면만 마모된 case.1보다 압력면까지 마모된 case.2일 때 출력성능이 큰 폭으로 감소하였다. 가장 심각한 마모상태인 Catastrophic 조건은 양력계수가 최대 40% 감소하였고, 항력계수는 100% 증가하였다. Catastrophic case.2 조건에서 Stall angle이 13°에서 10°로 감소하였다. Clean 조건의 에어포일에서는 LSB가 발생하지 않지만, 마모로 인해 에어포일 전연에 LSB가 형성되어 출력성능에 부정적인 영향이 미쳤으며, 마모가 발생한 영역보다는 마모의 깊이로 인한 출력성능의 감소가 더욱 크게 나타났다.

CFD 시뮬레이션을 통해 확보한 출력성능 데이터를 기반으로 3D effect를 고려하고, Viterna 보정식을 적용하여 받음각 전 구간의 출력성능을 확보하였다. 또한, 블레이드 전연 마모가 발생하는 범위에 따라 블레이드 마모등급을 분류하여 Bladed에서 블레이드 마모등급에 따른 풍력터빈의 출력 곡선과 연간발전량을 계산하였다. Clean 조건의 정격풍속은 11.4m/s이지만, 블레이드 전연에 마모가 발

생함에 따라 정격풍속이 11.5m/s로 지연되었다. 연간발전량은 Clean 대비 BEC case.1일 때 최소 0.35%, BEC4 case.2일 때 최대 2.3% 감소하였다. 마모가 발생하였을 때의 공력성능은 실속 받음각 이후 큰 폭으로 감소하였는데, NREL 5MW wind turbine은 피치 제어를 하지 않는 정격풍속 이하 구간에서 틱 에어 포일의 받음각이 2.68~7.59°로 운전되어 마모로 인한 연간발전량의 감소가 크지 않았다.

참고문헌

- [1] “9th Basic Plan for Long-term Power Supply.” Ministry of Trade, Industry and Energy, last modified Sep 4, 2021, accessed Nov 8, 2021, http://www.motie.go.kr/motie/py/td/energeite/m/bbs/bbsView.do?bbs_seq_n=210325&bbs_cd_n=72,
- [2] “Size matters in offshore wind : Why costlier 14 MW turbines actually reduce the large-scale farm bill.” Rystad energy, last modified Sep 17, 2020, accessed Nov 10, 2021, <https://www.rystadenergy.com/newsevents/news/press-releases/size-matters-in-offshore-wind-why-costlier-14-mw-turbines-actually-reduce-the-large-scale-farm-bill>.
- [3] Keegan, M. H., Nash, D. H., & Stack, M. M. (2013). On erosion issues associated with the leading edge of wind turbine blades. *Journal of Physics D: Applied Physics*, 46(38), 383001.
- [4] Dao, C., Kazemtabrizi, B., & Crabtree, C. (2019). Wind turbine reliability data review and impacts on levelised cost of energy. *Wind Energy*, 22(12), 1848-1871.
- [5] Perez, E. G. (2014). Wind farm owner's view on rotor blades from O&M to design requirements. In *International Conference Wind Turbines Rotor Blade O&M*.
- [6] Sareen, A., Sapre, C. A., & Selig, M. S. (2014). Effects of leading edge erosion on wind turbine blade performance. *Wind Energy*, 17(10), 1531-1542.
- [7] Schramm, M., Rahimi, H., Stoevesandt, B., & Tangager, K. (2017). The influence of eroded blades on wind turbine performance using numerical simulations. *Energies*, 10(9), 1420.
- [8] Han, W., Kim, J., & Kim, B. (2018). Effects of contamination and erosion at the leading edge of blade tip airfoils on the annual energy production of wind turbines. *Renewable energy*, 115, 817-823.
- [9] Timmer, W. (2009, January). An overview of NACA 6-digit airfoil series characteristics with reference to airfoils for large wind turbine blades. In *47th AIAA aerospace sciences meeting including the new horizons forum and aerospace exposition* (p. 268).
- [10] Korea Meteorological Administration, 2021. Weather information open portal, Korea Meteorological Administration.
- [11] Heymann F.J. *ASM Handbook*. Volume 18. ASM International; Ohio, USA: 1992. Liquid impingement erosion; pp. 221-232.
- [12] Gaudern, N. (2014, June). A practical study of the aerodynamic impact of wind turbine blade leading edge erosion. In *Journal of Physics: Conference Series* (Vol. 524, No. 1, p. 012031). IOP Publishing.
- [13] Im, H., & Kim, B. (2019). Numerical study on the effect of blade surface deterioration by erosion on the performance of a large wind turbine. *Journal of Renewable and Sustainable Energy*, 11(6), 063308.

- [14] Shankar Verma, A., Jiang, Z., Ren, Z., Caboni, M., Verhoef, H., van der Mijle-Meijer, H., ... & Teuwen, J. J. (2021). A probabilistic long-term framework for site-specific erosion analysis of wind turbine blades: A case study of 31 Dutch sites. *Wind Energy*.
- [15] Verma, A. S., Castro, S. G., Jiang, Z., & Teuwen, J. J. (2020). Numerical investigation of rain droplet impact on offshore wind turbine blades under different rainfall conditions: A parametric study. *Composite Structures*, 241, 112096.
- [16] Cappugi, L., Castorrini, A., Bonfiglioli, A., Minisci, E., & Campobasso, M. S. (2021). Machine learning-enabled prediction of wind turbine energy yield losses due to general blade leading edge erosion. *Energy Conversion and Management*, 245, 114567.
- [17] Jonkman, J., Butterfield, S., Musial, W., & Scott, G. (2009). Definition of a 5-MW reference wind turbine for offshore system development (No. NREL/TP-500-38060). National Renewable Energy Lab.(NREL), Golden, CO (United States).
- [18] Zanotti, A., Nilifard, R., Gibertini, G., Guardone, A., & Quaranta, G. (2014). Assessment of 2D/3D numerical modeling for deep dynamic stall experiments. *Journal of Fluids and Structures*, 51, 97-115.
- [19] Spalart, P. R. (1997). Comments on the feasibility of LES for wings, and on a hybrid RANS/LES approach. In *Proceedings of first AFOSR international conference on DNS/LES*. Greyden Press.
- [20] Daly, B. J., & Harlow, F. H. (1970). Transport equations in turbulence. *The physics of fluids*, 13(11), 2634-2649.
- [21] Wilcox, D. C. (1988). Reassessment of the scale-determining equation for advanced turbulence models. *AIAA journal*, 26(11), 1299-1310.
- [22] Menter, F. R. (1994). Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications. *AIAA journal*, 32(8), 1598-1605.
- [23] Langtry, R. B., & Menter, F. R. (2009). Correlation-based transition modeling for unstructured parallelized computational fluid dynamics codes. *AIAA journal*, 47(12), 2894-2906.
- [24] Sreejith, B. K., & Sathyabhama, A. (2018). Numerical study on effect of boundary layer trips on aerodynamic performance of E216 airfoil. *Engineering science and technology, an international journal*, 21(1), 77-88.
- [25] 임희전. (2018). CFD 에 의한 블레이드 팁 전연 부 마모현상이 풍력터빈 출력성능에 미치는 상관관계 분석 (Doctoral dissertation, 제주대학교 일반대학원).
- [26] Du, Zhaohui, and Michael Selig. "A 3-D stall-delay model for horizontal axis wind turbine performance prediction." 1998 ASME Wind Energy Symposium. 1998.
- [27] Viterna, Larry A., and David C. Janetzke. Theoretical and experimental power from large horizontal-axis wind turbines. No. DOE/NASA/20320-41; NASA-TM-82944. National Aeronautics and Space Administration, Cleveland, OH (USA). Lewis Research Center, 1982.