



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

조류 터빈 블레이드의  
하중 감소에 관한 연구

제주대학교대학원

에너지응용시스템학부 기계공학전공

정 다 슴

2020년 2월

# 조류 터빈 블레이드의 하중감소에 관한 연구

지도교수 고 진 환

정 다 슴

이 논문을 기계공학 석사학위 논문으로 제출함

2019 년 12 월

정다스름의 기계공학 석사학위 논문을 인준함

심사위원장 \_ 정 지 현 \_

위 원 \_ 고 진 환 \_

위 원 \_ 김 범 석 \_



제주대학교 대학원

2019 년 12 월

# A STUDY ON LOAD REDUCTION OF TIDAL TURBINE BLADE

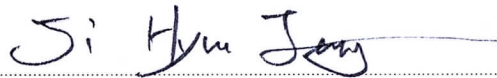
Dasom Jeong

(Supervised by professor Jin Hwan Ko)

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

2019. 12.

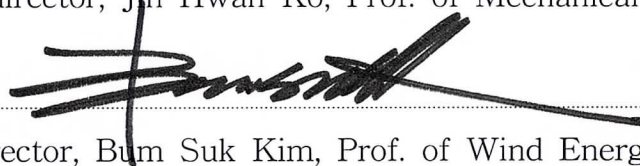
This thesis has been examined and approved.



.....  
Thesis director, Ji Hyun Jeong, Prof. of Mechanical Engineering



.....  
Thesis director, Jin Hwan Ko, Prof. of Mechanical Engineering



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

2019. 12. 19

.....  
Date

Department of Mechanical Engineering  
GRADUATE SCHOOL  
JEJU NATIONAL UNIVERSITY

# TABLE OF CONTENTS

LIST OF FIGURES	iii
LIST OF TABLE	v
Abstract	1
NOMENCLATURE	2
I. 서론	3
1. 조류터빈	3
2. 파랑 유발 하중	4
3. 하중 저감: 플랩	5
4. 하중 예측	7
5. 목적	8
II. 방법과 재료	9
1. Xfoil	9
1) Xfoil이란?	9
2) Matlab 코드	10
3) Xfoil 코드 수정	13
2. Javafoil	18
3. BemBo	22
1) BemBo란?	22
2) BemBo 코드 수정	23
III. 결과 및 토의	28
1. 파랑 유발 속도 효과	28
2. 플랩 수증익 효과	29
3. 비교	30
4. 플랩모멘트	31

5. 다른 조건.....	32
IV. 결론.....	35
Reference.....	36

## LIST OF FIGURES

figure 1 Horizontal axis turbine, HAT	3
figure 2 three blade turbine	3
figure 3 Onset flow experienced by a tidal turbine blade section [4]	4
figure 4 wave induced velocity	5
figure 5 AOA ( Angle of Attack )	6
figure 6 Blade section	7
figure 7 Airfoil section	7
figure 8 main screen of Xfoil	9
figure 9 NACA0012 geometry (in Xfoil)	10
figure 10 Xfoil (NACA0012,Re=6e6,a=15)	11
figure 11 Matlab (NACA0012,Re=6e6,a=15)	11
figure 12 Xfoil (NACA0012,Re=6e6,a=-15)	12
figure 13 Matlab (NACA0012,Re=6e6,a=-15)	13
figure 14 Flap moment reference position	14
figure 15 Xfoil (NACA0012 Cmref, Cmfref position)	14
figure 16 definition of Cmf reference	15
figure 17 Cmf calculation(force)	15
figure 18 Cmf calculation	16
figure 19 print to excel	17
figure 20 Javafoil	19
figure 21 Main flow chart of the BEMT program	22
figure 22 Blade Station	23
figure 23 information of Input.inp	24
figure 24 information of Geometry.geo	24
figure 25 ClCdCm*.prop	25

figure 26 BladeElement_cmf.m	26
figure 27 Flow chart of CalculateCpCTCM_wave.m	27
figure 28 $C_p$	28
figure 29 WIV effect	29
figure 30 flap hydrofoil effect	29
figure 31 comparison of thrust	30
figure 32 comparison of power	31
figure 33 $C_{mf}$	32
figure 34 other condition thrust	33
figure 35 other condition power	33
figure 36 other condition $C_{mf}$	34



## LIST OF TABLE

table 1 Xfoil vs. Matlab (NACA0012, $Re=6e6$ , $a=15$ ).....	12
table 2 Xfoil vs. Matlab (NACA0012, $Re=6e6$ , $a=-15$ ).....	13
table 3 Matlab ClCdCmCmf ( $A=-10:1:10$ ).....	18
table 4 ClCdCmCmf from Xfoil for Matlab.....	20
table 5 ClCdCm from Javafoil.....	21

## Abstract

Blades of tidal stream turbines are suffered from many different loads during operation in underwater environment thus, acquiring their structural safety is a key issue. Some loads are imposed repeatedly, and some are given impulsively. In this study, we concern an impulsive load due to wave orbital motion and propose a load reduction method with a blade design. The flap of an airplane wing is a famous structure for lift increase, and also it can change load distribution on the wing by its deflection. For this reason, we adopt a passive flap structure for the load reduction and investigate its effectiveness by an analytical method based on the blade element moment theory. Wave induced velocity to the blade is calculated by wave amplitude, submerged depth, blade location etc., and the load is calculated with the modified velocity profile by the induced velocity. For design of the passive flap, flap torsional stiffness is obtained. Comparison between the blade with flap and a fixed blade will show the effect of the flap on the load reduction as well as on regulated power extraction in a high amplitude wave condition.

## NOMENCLATURE

B	Number of blade, 블레이드 개수
Cl	Lift coefficient, 양력계수
Cd	Drag coefficient, 항력계수
Cm	Moment coefficient, 모멘트 계수
Cmf	Flap moment [ Nm ], 플랩 모멘트
Cmfref	Center of flap axis, 플랩의 회전 중심
Cmref	Center of moment axis, 모멘트의 중심
Cp	Power coefficient, 출력계수
N	Number of element, 요소 개수
R	Turbine radius, 터빈 반지름
Rh	Hub radius, 허브 반지름
TSR	Tip speed ratio, 팁 속도 비
WIL	Wave induced load [ N ] 파랑 유발 하중
WIV	Wave induced velocity [ m/s ] 파랑 유발 속도

# I. 서론

## 1. 조류터빈

조류터빈(Tidal turbine)은 조류의 흐름을 이용하여 전기를 생산하는 발전기이다. 풍력터빈(Wind turbine)은 바람을 이용한 발전기를 말하며, 둘 다 발전 원리가 유체의 흐름으로 에너지를 얻는다는 점에서 유사하다. 조류터빈은 다양한 형태로 전기를 생산하는데 풍력터빈과 원리가 비슷한 만큼 유사한 형태를 가지고 있다. 그중 축을 중심으로 블레이드(blade)가 회전하고, 회전축이 유체의 흐름과 수평을 이루는 형태로 이루어져 있는 것을 수평축터빈(Horizontal axis turbine, HAT)이라고 한다. 이 형태에서 작용하는 하중 중에는 축을 따라 발생하는 추력이 가장 크게 영향을 미친다. 최근 가장 많이 사용되는 풍력터빈형태이기도 하다. 여기서는 다양한 조류터빈 중에서 HAT를 중심으로 볼 것이다.

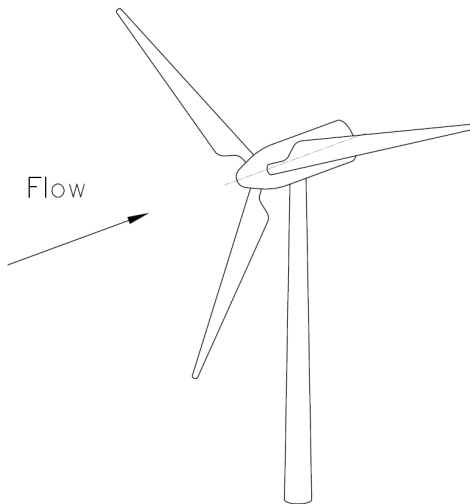


figure 1 Horizontal axis turbine, HAT

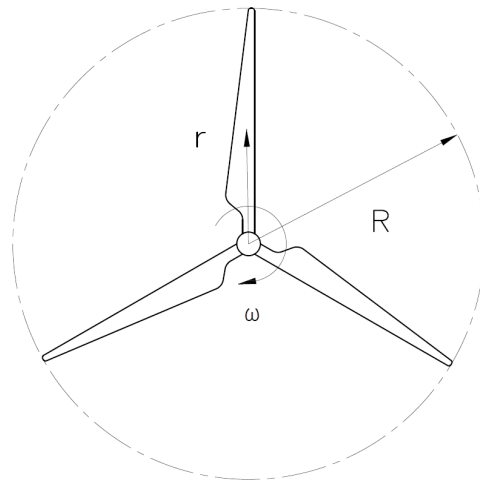


figure 2 three blade turbine

## 2. 파랑 유발 하중

조류터빈은 조류를 이용하여 발전하기 때문에 풍력터빈의 블레이드와는 다르게 WIL(Wave induced load)를 받는다. 이것은 파도에 의하여 발생하며 조류터빈 블레이드에 추가적인 부하가 걸린다. 2012 Faudot는 WIL를 조류터빈 블레이드의 피로 하중에 대한 주요 원인 중 하나로 보고 각 블레이드의 추력 및 토크를 BEMT(Blade element momentum theory)를 이용하여 분석하였다. 분석 결과, 현재 속도와 파동 특성의 다양한 조합에 대해 260m 길이의 파동 탱크에 고정된 1.475m 직경의 로터를 테스트하여 얻은 실험 데이터와 비교하여 검증하였고 이는 조류터빈 블레이드 설계에서 파도 효과와 역학의 중요성을 강조했다.[1] 2015년 Tatum은 주기적으로 발생하는 파도가 블레이드에 작용하였을 때의 영향을 전산모델링(Computational modelling)을 이용하여 연구하였다. 연구결과 동력과 추력에 영향을 미치고, 블레이드의 수명에도 영향을 미친다는 결과를 도출해냈다.[2]

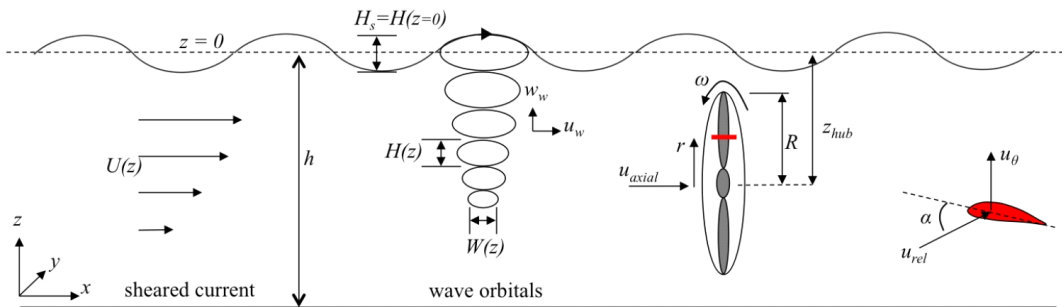


figure 3 Onset flow experienced by a tidal turbine blade section [4]

또한 2018년 Guo는 수정된 BEMT에 기초한 수치 모델을 개발하고, 넓은 범위의 규칙적인 파동을 포함하는 1:25 스케일 조류 터빈에 대한 실험을 하여 파도가 블레이드에 주기적인 진동을 준다는 사실을 확인하였다.[3] 그리고 2016년 Tully는 파도가 미치는 영향과 그 영향을 줄이기 위한 연구를 입자 영상 유속계

(Particle image velocimetry)를 이용하여 진행하였다. 이때 WIL는 유속의 10% ~ 30%정도인 것으로 보았다.[4]

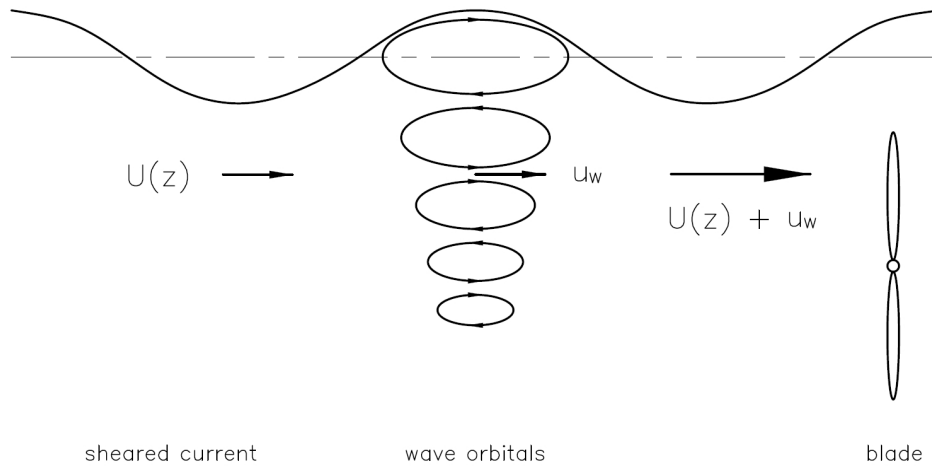


figure 4 wave induced velocity

위와 같이 전단흐름(sheared current)과 파랑 오비탈(wave orbital)의 속도가 같은 방향으로 작용될 때 더욱 크게 작용하여 블레이드에 큰 하중이 걸리게 된다. 또한 WIL는 일정한 주기를 갖는 주기하중으로 블레이드의 수명에 치명적인 영향을 미치는 피로하중이 발생하게 된다. 이는 비용적인 면과 안전적인 면에서 좋지 않은 결과를 나타낸다. 따라서 블레이드에 걸리는 하중을 감소하기 위한 대책이 필요하다.

### 3. 하중 저감: 플랩

풍력터빈의 경우에도 조류터빈과 마찬가지로 부하 감소는 매우 중요한 과제이다. 따라서 하중을 줄이기 위하여 다양한 연구가 진행되고 있다. 최근의 연구 중에서 블레이드의 AOA(Angle of attack)이나 CL(Lift coefficient)를 변형시켜서

부하를 감소시키는 플랩(flap)방법이 있다.

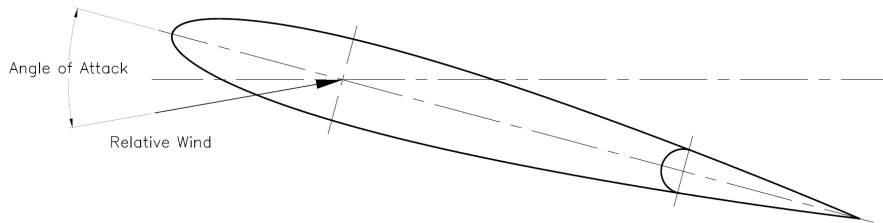


figure 5 AOA ( Angle of Attack )

플랩은 블레이드의 T.E.(trailing edge)부분을 변형시키는 방법으로 액추에이터(actuator)의 유무에 따라 능동 플랩(active flap)과 수동 플랩(passive flap)으로 나눌 수 있다. 이들의 부하감소효과는 많은 연구로 증명이 되었다. 2011년 연구에서는 하중감소를 위하여 Navier-Stokes 기반 immersed boundary method를 사용하여 T.E. 부분에 플랩을 적용한 방법을 제시하였고<sup>[5]</sup> Castaignet, D. B.의 논문에서는 실제 가동되는 풍력터빈을 가지고 실험하여 하중감소효과를 확인하기도 하였다.<sup>[6]</sup> 2017년 Nils-Christan등의 논문에서는 플랩을 코드(chord)의 20%, 스패(span)방향으로 전체의 80.5~92.7%에 적용했을 때 블레이드의 루트(root) 부분에 걸리는 굽힘 모멘트가 효과적으로 감소된다는 사실을 증명하였다.<sup>[7]</sup> 그리고 이처럼 하중감소에 매우 효과적인 플랩을 더욱 효과적으로 활용하기 위해서 2016년 A Crocele등의 논문에서는 플랩의 위치를 T.E. 부분과 끝단(Tip)에 적용한 뒤 BEMT를 사용하여 비교하였다. 이때 플랩의 코드길이는 전체의 25%를 적용하였으며 스패방향으로는 전체의 70~80%에 위치시켰다.<sup>[8]</sup> 또한 McWilliam등은 2018년에 플랩의 최적설계를 위해서 플랩을 스패방향으로 전체의 30%를 적용시켜 연구하기도 하였다.<sup>[9]</sup>

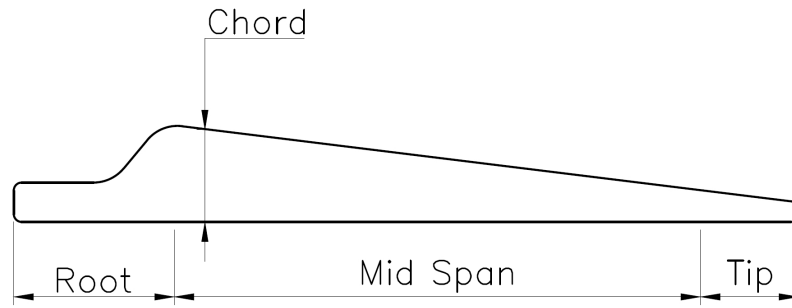


figure 6 Blade section

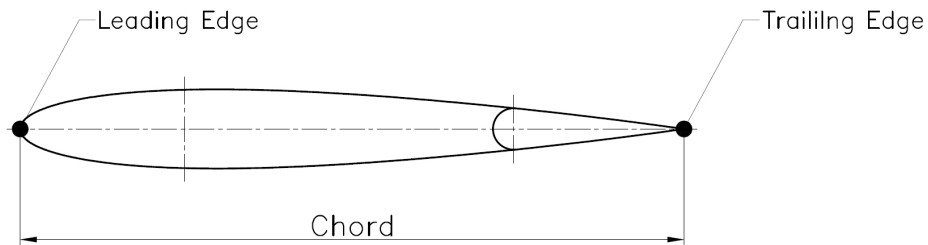


figure 7 Airfoil section

#### 4. 하중 예측

풍력터빈 블레이드 플랩과 관련된 선행연구에서 블레이드의 하중을 계산하기 위해서 사용되는 이론적인 방법 중 가장 많이 사용되고 대표적인 것이 BEMT이다. BEMT는 블레이드 요소 이론(BET)과 운동량 이론(MT)을 결합한 이론으로 블레이드를 분석하거나 설계할 때 사용한다. MT는 블레이드의 개수가 무한개라고 가정하여 유체의 힘을 받는 면을 디스크 형태라고, 보고 로터에 작용하는 힘과 유체의 속도와의 관계를 질량보존의 법칙과 베르누이 방정식을 이용하여 계산하는 이론이다. BET는 블레이드를 작은 요소로 나누고 이웃한 블레이드끼리



의 간섭이 없고 그 단면형상의 Cl, Cd에만 의존한다고 가정하여 블레이드가 회전할 때 작용하는 힘을 계산하는 이론이다.

BEMT는 풍력터빈에서 뿐만 아니라 조류터빈의 해석에도 사용되고 있다. 2008년 Batten등은 해상 터빈의 유체 역학적 설계를 위한 BEM 모델의 개발에 대하여 연구하였다. 해상터빈이므로 조류도 고려하였고, 직경 800mm 로터를 이용한 테스트에서 얻은 실험 데이터와 비교하였을 때 잘 일치한다는 결과를 얻었다. 또한 개발된 수치 모델이 수력 터빈의 유체 역학적 설계 및 작동을 조사하는 데 유용하다는 결론을 내렸다.<sup>[10]</sup> 2017년 연구에서는 두 종류의 수평축 조류터빈을 BEMT와 CFD(Computational Fluid Dynamics)를 사용하여 해석하고 두 가지 방법을 비교한 결과 BEMT가 상대적으로 계산비용이 절감된다는 결과를 얻었다.<sup>[11]</sup> 그리고 그 외에도 다양한 연구가 BEMT를 사용하여 진행되고 있다.

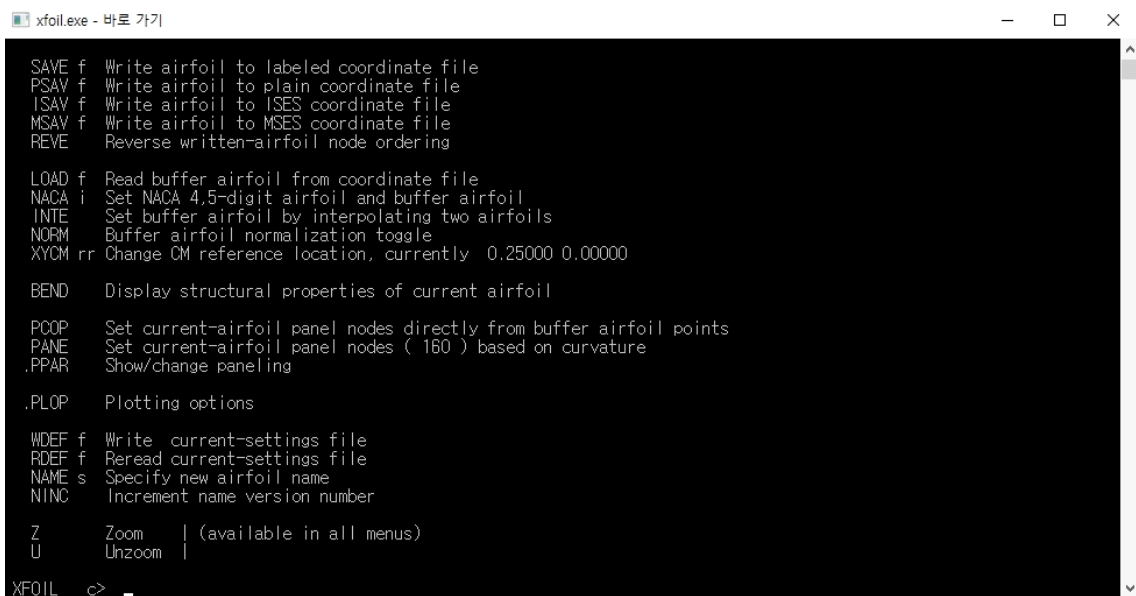
## 5. 목적

앞서 서술했듯이 이미 다양한 연구가 진행되는 풍력터빈과 달리 현재 조류터빈 블레이드에 걸리는 하중감소를 위한 연구는 아직 진행이 더딘 편이다. 이 논문에서는 조류터빈의 수명에 영향을 미치는 요인인 WIL를 줄이기 위해서 풍력터빈의 선행연구를 통해 하중감소효과가 검증된 블레이드 플랩을 적용한 뒤, BEMT를 사용하여 WIL가 미치는 영향과 플랩이 하중감소에 효과적인지 검증해볼 것이다.

## II. 방법과 재료

### 1. Xfoil

#### 1) Xfoil이란?



```
xfoil.exe - 바로 가기
SAVE f Write airfoil to labeled coordinate file
PSAV f Write airfoil to plain coordinate file
ISAV f Write airfoil to ISES coordinate file
MSAV f Write airfoil to MSES coordinate file
REVE Reverse written-airfoil node ordering

LOAD f Read buffer airfoil from coordinate file
NACA i Set NACA 4,5-digit airfoil and buffer airfoil
INTE Set buffer airfoil by interpolating two airfoils
NORM Buffer airfoil normalization toggle
XYCM rr Change CM reference location, currently 0.25000 0.00000

BEND Display structural properties of current airfoil

PCOP Set current-airfoil panel nodes directly from buffer airfoil points
PANE Set current-airfoil panel nodes ( 160 ) based on curvature
.PPAR Show/change paneling

.PLOP Plotting options

WDEF f Write current-settings file
RDEF f Reread current-settings file
NAME s Specify new airfoil name
NINC Increment name version number

Z Zoom | (available in all menus)
U Unzoom |

XFOIL >>
```

figure 8 main screen of Xfoil

조류터빈 블레이드에 걸리는 하중 계산을 하기 전에 에어포일의 설계를 먼저 해야 한다. 에어포일을 설계하기 위해서는 다양한 프로그램이 사용되는데 그중 가장 대표적인 것이 Xfoil이다. Xfoil은 에어 포일의 설계 및 분석을 위한 대화식 프로그램으로 다양한 기능을 수행하는 메뉴 중심 루틴 모음으로 구성된다.[12] 이러한 Xfoil의 다양한 기능을 사용하여 원하는 에어포일 형태를 적용하여  $C_l$ ,  $C_d$ ,  $C_m$ 의 유체역학적 정보를 출력하여 얻어낼 수 있다. 이 정보들은 블레이드에 걸리는 하중을 계산하기 위해서 필요한 기본적인 값이다.

## 2) Matlab 코드

조류터빈 블레이드에 걸리는 하중 감소를 위해 수동 플랩을 적용하기 위해서는 플랩을 적용했을 때에 걸리는 모멘트(Cmf)를 계산해야한다. Cmf는 블레이드의 구조적 안정성을 테스트하기 위해서 매우 중요한 수치이다. 그리고 수동 플랩과 유사한 능동 플랩의 경우에는 액추에이터가 필요한데 그때 플랩의 제어를 위해서도 필요하다. Xfoil에서는 Cmf를 구할 수가 없기 때문에 코드를 수정하여 Cmf를 구할 수 있도록 계산식을 추가하는 과정이 필요하지만 Xfoil을 직접적으로 편집하는 것은 불가능 하다. 따라서 코드의 수정이 용이한 Matlab을 활용하는 방법을 선택했다. Matlab 애드온 중 무료로 배포되고 있는 'Xfoil for Matlab'이 있다. 이 애드온의 코드에 계산식을 추가하여 Cmf를 구할 것이다. 이 과정을 들어가기 전에 'Xfoil for Matlab'의 타당성을 얻기 위해 출력 값이 Xfoil과 유사한 결과를 보이는지 확인하는 과정을 먼저 가진다. 이때 Xfoil for Matlab에서 제공되는 'main.m'파일은 NACA0012의 geometry파일인 'NACA0012.dat'에 적용할 수 있도록 수정한다. NACA0012의 경우 비교적 단순한 형상을 가지고 있기 때문에 NACA0012의 형상을 사용한다.

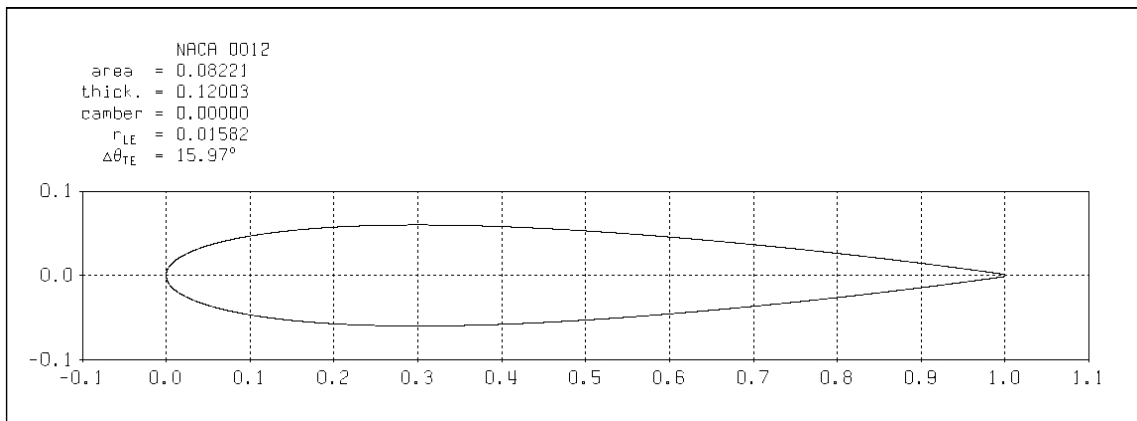


figure 9 NACA0012 geometry (in Xfoil)

(1)  $Re=6e6$ ,  $a=15$

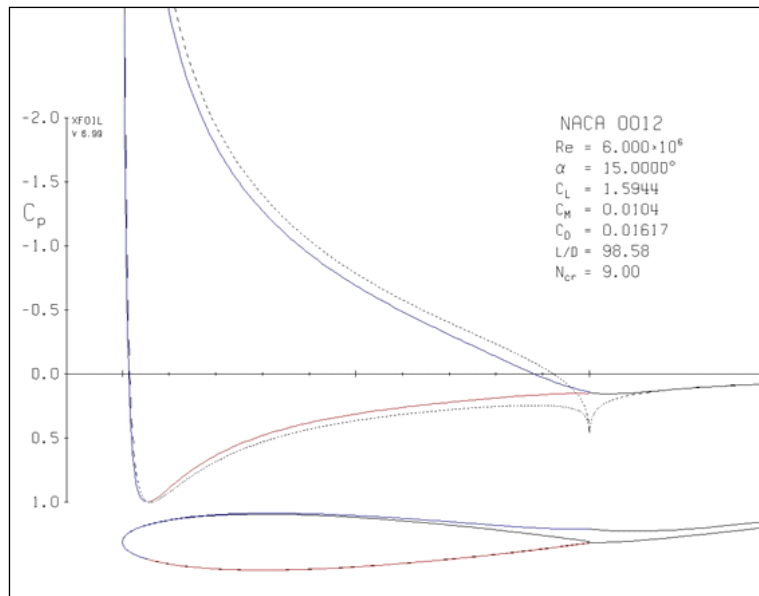


figure 10 Xfoil (NACA0012,Re=6e6,a=15)

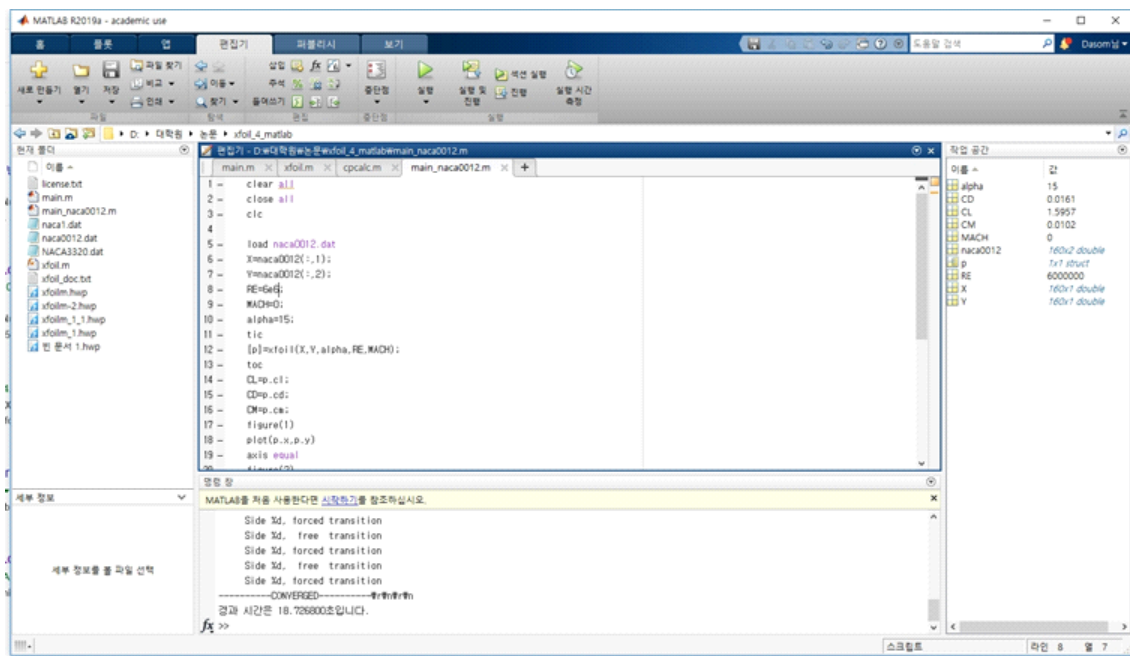


figure 11 Matlab (NACA0012,Re=6e6,a=15)

	Xfoil	Matlab
Cl	1.5944	1.5957
Cm	0.0104	0.0102
Cd	0.01617	0.0161

table 1 Xfoil vs. Matlab (NACA0012, Re=6e6, a=15)

: 레이놀즈수가 6e6이고 aoa가 15도 일 때 Xfoil과 Matlab의 결과 값을 비교해보면 오차가 Cl은 0.007, Cm은 0.002 그리고 Cd의 경우에는 0.007로 셋 모두 오차가 크지 않다.

(2) Re=6e6, a=-15

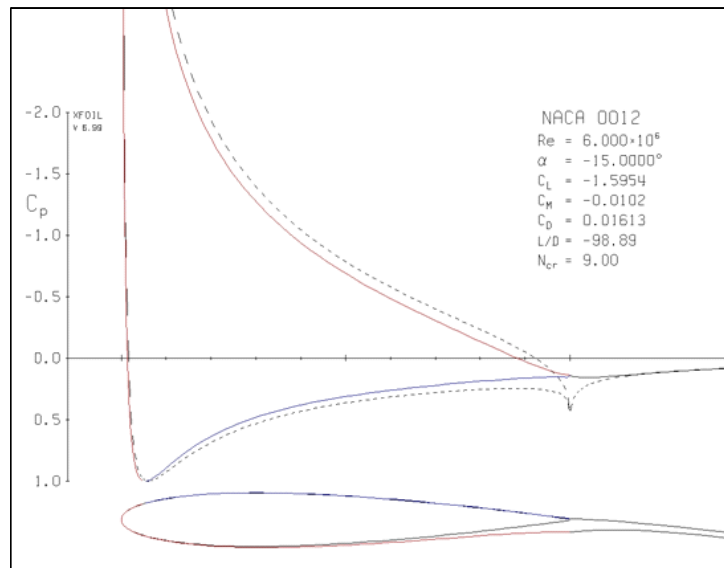


figure 12 Xfoil (NACA0012,Re=6e6,a=-15)

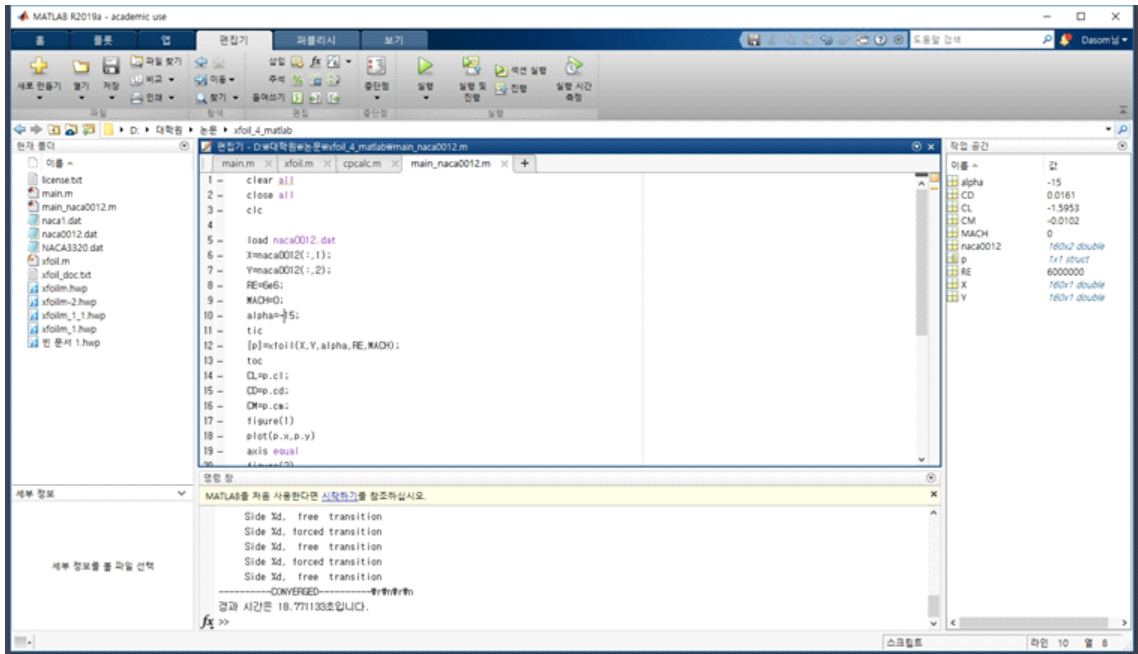


figure 13 Matlab (NACA0012, Re=6e6, a=-15)

	Xfoil	Matlab
Cl	-1.5954	-1.5953
Cm	-0.0102	-0.0102
Cd	0.01613	0.0161

table 2 Xfoil vs. Matlab (NACA0012, Re=6e6, a=-15)

레이놀즈수가 6e6이고 aoa가 -15도 일 때 Xfoil과 Matlab의 결과 값을 비교해 보면 Cl은 0.001, Cm은 0, Cd는 0.0003으로 15도 일 때보다도 더욱 작은 오차 값을 가진다.

위의 비교 결과를 종합해 보았을 때, Cmf를 구하기 위하여 Xfoil대신에 Matlab을 이용한 Xfoil for Matlab을 사용해도 괜찮다는 결론을 얻을 수 있다.

### 3) Xfoil 코드 수정

이전의 과정을 통해 타당성을 얻은 Xfoil for Matlab의 코드를 수정하여  $C_{mf}$ 를 구하기 위하여 제일 먼저  $C_{mf}$ 의 회전축( $C_{mfref}$ )에 대한 정보를 추가한다. 여기서  $C_{mfref}$ 는 플랩 모멘트의 중심을 의미한다.

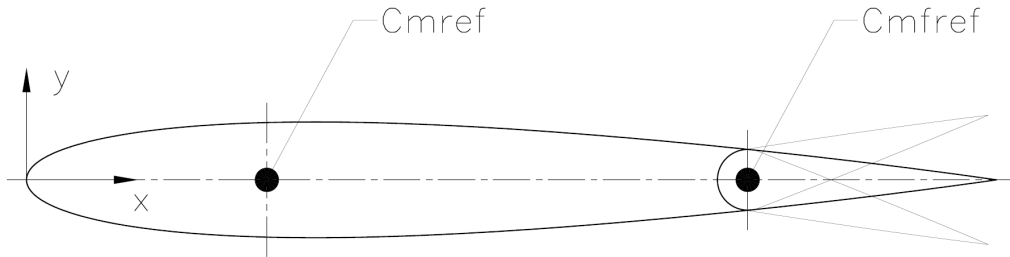


figure 14 Flap moment reference position

기존의 모멘트의 중심을 나타내는  $C_m$ 의 회전축( $C_{mref}$ )는 전체 코드길이를 1로 보았을 때  $x$ 좌표 0.25지점을 나타낸다.  $C_{mfref}$ 는 선행 연구[7,8,9]에서 코드길이의 20~25%를 적용했던 것을 바탕으로 본 연구에서는 25%를 적용했다고 가정하고,  $x$ 좌표 0.75라고 정의 한다. NACA0012의 경우  $x$ 축을 중심으로 대칭의 형상을 가지기 때문에  $C_{mfref}$ 의  $y$ 좌표는 0으로 나타낸다.

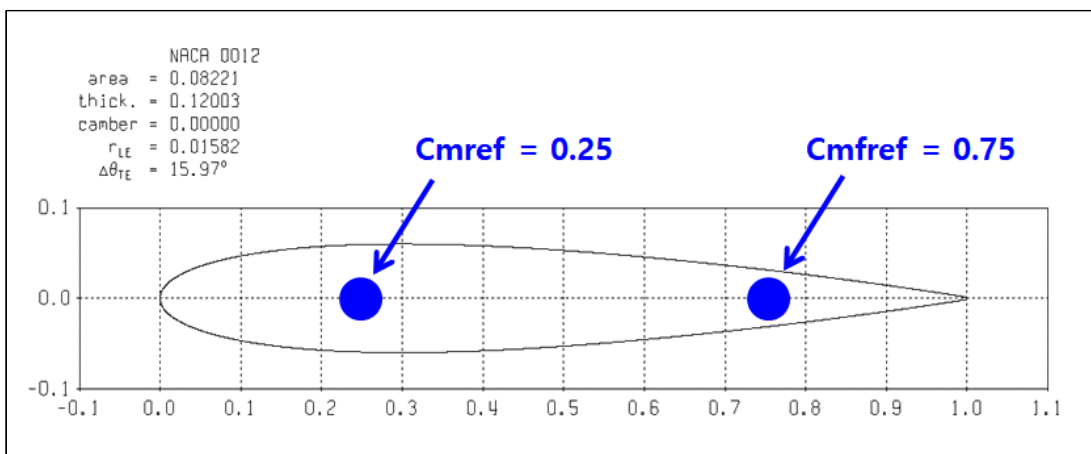


figure 15 Xfoil (NACA0012  $C_{mref}$ ,  $C_{mfref}$  position)

```

% // -----
      p.xcmfref = 0.75;    % // dasom : flap moment p.xcmfref
      p.ycmfref = 0.0;    % // dasom : flap moment p.ycmfref
% // -----

```

figure 16 definition of Cmf reference

figure 24와 같이 Cmf의 회전축에 대해서 정의를 내린 뒤에는 Cmf를 계산하기 위한 계산식을 추가한다.

Cmf의 계산은 기존의 Cm 계산식과 전체적으로 유사하게 진행한다. 이때 가장 큰 차이점은 계산범위이다. Cm의 경우에는 x좌표 0부터 1까지 전체적인 범위에서 계산을 한다. 하지만 Cmf의 경우에는 Cmfref이후의 범위만 필요하기 때문에 전체적으로 계산할 필요가 없어 if조건문을 사용하여 x좌표를 Cmfref이후로 설정한다. y좌표의 경우에는 차이가 없기 때문에 바꾸지 않고 그대로 둔다. 나머지 부분은 Cm부분에 Cmf에 해당하는 값들을 넣는다. figure 17은 압력에 의해 발생한 힘인 axf와 ayf를 구하는 부분이다. 위에서 말한 것과 같이 범위는 if문을 사용하여 Cmfref의 x좌표인 xfref보다 작은 범위에서만 계산하도록 정의한다.

```

% // -----
      if(0.5*(p.x(ip)+p.x(i))-xfref > 0.0)
          axf = (0.5*(p.x(ip)+p.x(i))-xfref)+ca + (0.5*(p.y(ip)+p.y(i))-yfref)+sa; % // dasom : flap Moment axf
          ayf = (0.5*(p.y(ip)+p.y(i))-yfref)+ca - (0.5*(p.x(ip)+p.x(i))-xfref)+sa;
          ag = 0.5*(p.cpg2 + p.cpg1); % // dasom : flap Moment ayf
          else
          axf = 0.0;
          ayf = 0.0;
          end
% // -----

```

figure 17 Cmf calculation(force)

다음으로는 모멘트를 계산한다. Cmf는 압력에 의해 발생한 모멘트와 블레이드



내의 관성으로 발생한 관성모멘트의 합으로 이루어진다. Cmf 계산식에서 dg는 블레이드의 미소길량 즉, 위의 식에서는 M을 나타내고, dx는 미소거리로 L을 의미한다.

```

% // -----
    if(0.5*(p.x(ip)+p.x(i))-xfref > 0.0)
        p.cmf      = p.cmf      - dx*(ag*axf + dg*dx/12.0)...
                    - dy*(ag*ayf + dg*dy/12.0); % // dasom : flap Moment p.cmf
    end
% // -----

```

figure 18 Cmf calculation

기존의 Xfoil.m파일을 위의 방법대로 수정하여 Xfoil\_flap.m파일로 저장한다. 편집이 완료된 뒤에는 오류가 없는지 확인하기 위해서 출력을 해본다. 출력파일은 aoa의 변화에 따라 바뀌는 Cl, Cd, Cm 그리고 Cmf값을 엑셀파일로 출력할 수 있도록 다음과 같이 작성한다.

```

clear all
close all
clc

load naca0012.dat
X=naca0012(:,1);
Y=naca0012(:,2);
RE=3469118;
MACH=0.00138217;
alpha=0;
i=0;
tic

toc
A=(-30:1:30)';
Cl = CL';
Cd = CD';
Cm = CM';
Cmf = CMf';

for alpha = -30 : 1 : 30
    [p]=xfoil_flap(X,Y,alpha,RE,MACH);
    i=i+1;
    CL(i)=p.cl;
    CD(i)=p.cd;
    CM(i)=p.cm;
    CMf(i)=p.cmf; % // flap moment
    T = table(A,Cl,Cd,Cm,Cmf);
    filename = 'ClCdCmCmf.xlsx';
    sheet = 'ClCdCmCmf';
    writetable(T,filename);
end
open ClCdCmCmf.xlsx

```

figure 19 print to excel

우선 계산에 사용할 NACA0012.dat파일을 불러오고 레이놀즈수와 같은 기본적인 데이터 값을 입력한다. 그 후에 for문을 사용하여 원하는 범위의 aoa값을 정해 주고 Xfoil\_flap함수를 불러와 계산한다. 계산이 완료되면 구하고자했던 aoa의 변화에 따른 Cl, Cd, Cm, Cmf값을 엑셀로 출력할 수 있도록 작성한다.

A	Cl	Cd	Cm	Cmf
-10	-1.123138042	0.00972654	0.001403344	0.003344344
-9	-1.000812371	0.008787468	-0.001489922	0.002479678
-8	-0.884225412	0.007999057	-0.002846938	0.001923308
-7	-0.778746097	0.00732617	-0.001452164	0.001903561
-6	-0.670771875	0.006775795	-0.00051567	0.001794272
-5	-0.560639601	0.006339574	-3.06039E-05	0.001575297
-4	-0.449732455	0.00592879	0.000243193	0.001282798
-3	-0.338078469	0.00558729	0.000340239	0.000946204
-2	-0.225846166	0.005307866	0.000310907	0.000633829
-1	-0.11303371	0.005137994	0.000176535	0.000317974
0	6.01655E-08	0.005081537	6.4532E-09	-1.6566E-09
1	0.113035544	0.005137918	-0.000176877	-0.000318043
2	0.225851851	0.005307805	-0.000312156	-0.000634062
3	0.338090591	0.005587293	-0.000343024	-0.000946714
4	0.449754603	0.005928824	-0.000248287	-0.001283723
5	0.560675019	0.006339684	2.24599E-05	-0.001576768
6	0.670826266	0.006775624	0.000503425	-0.001796465
7	0.778816213	0.007326405	0.001436135	-0.001906425
8	0.884305526	0.007999205	0.002828795	-0.001926505
9	1.000905084	0.008787533	0.001469059	-0.002483299
10	1.123242937	0.009726568	-0.001426825	-0.003348376

table 3 Matlab ClCdCmCmf (A=-10:1:10)

위의 과정을 거쳐 Xfoil과 Matlab을 사용하여  $\alpha$ 의 변화에 따른 Cl, Cd, Cm 그리고 Cmf 값을 얻었다. 이 결과를 얻어내는 과정은 블레이드에 걸리는 하중을 계산하기 위하여 필요한 전처리 과정이다. 이때 Cl, Cd, Cm이  $\alpha$  - 90에서 90까지의 정보가 필요한데 Xfoil내에서는 오류로 한 번에 많은 결과를 얻기 힘들고, Matlab내에서는 계산이 너무 오래 걸린다는 문제가 발생한다. 이 문제점을 해결하기 위한 방안으로 선택된 것이 Javafoil 프로그램이다.

## 2. Javafoil

Javafoil은 Xfoil과 마찬가지로 airfoil을 설계하고 해석하는 프로그램이다. Javafoil에서는 airfoil의 정보를 가지고 경계조건들을 바꿔가면서  $C_l$ ,  $C_d$ ,  $C_m$ 값을 얻을 수 있다.

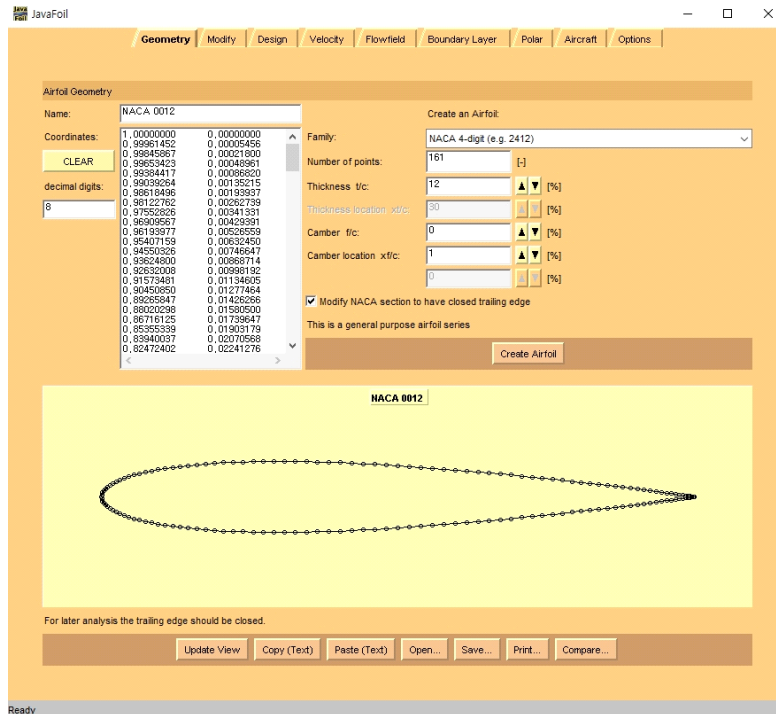


figure 20 Javafoil

먼저 Javafoil을 사용하기 위해서 Xfoil for Matlab을 이용한 결과 값과 비교해 보았다. 우선 입력 값을 통일시키기 위해서 Xfoil에서 얻은 geometry 데이터를 Javafoil에 넣고 레이놀즈수와 마하수를 통일시킨 다음 결과를 비교하였다.

Xfoil for Matlab				
Alpha	Cl	Cd	Cm	Cmf
-15	-1.5637	0.018447	-0.01446	0.003269
-14	-1.48507	0.016508	-0.01045	0.003269
-13	-1.39829	0.014789	-0.00733	0.003241
-12	-1.30609	0.013308	-0.00477	0.003202
-11	-1.21224	0.011994	-0.00209	0.003229
-10	-1.12193	0.010938	0.001751	0.003483
-9	-1.01666	0.009916	0.002486	0.003209
-8	-0.8901	0.008925	-0.00129	0.002195
-7	-0.76811	0.008051	-0.00383	0.001433
-6	-0.65944	0.007331	-0.00308	0.001318
-5	-0.55287	0.006683	-0.00177	0.001306
-4	-0.44444	0.006125	-0.0009	0.001185
-3	-0.33473	0.005672	-0.00036	0.000949
-2	-0.22398	0.005339	-8.5E-05	0.000618
-1	-0.11222	0.005148	-1.7E-06	0.000307
0	2.75E-08	0.005102	1.05E-08	-8.3E-10
1	0.112217	0.005148	1.36E-06	-0.00031
2	0.223982	0.005339	8.4E-05	-0.00062
3	0.334748	0.005672	0.00036	-0.00095
4	0.444468	0.006125	0.000894	-0.00119
5	0.55291	0.006683	0.001764	-0.00131
6	0.659499	0.007331	0.00307	-0.00132
7	0.768162	0.008051	0.003817	-0.00144
8	0.890177	0.008924	0.001275	-0.0022
9	1.01675	0.009916	-0.00251	-0.00321
10	1.121821	0.010937	-0.00173	-0.00348
11	1.212268	0.011993	0.002084	-0.00323
12	1.306245	0.013308	0.004734	-0.00321
13	1.398537	0.01479	0.007279	-0.00325
14	1.485444	0.016509	0.010375	-0.00328
15	1.564269	0.018448	0.014346	-0.00329

table 4 ClCdCmCmf from Xfoil for Matlab

Javafoil			
Alpha	Cl	Cd	Cm
-15	-1.5638	0.01845	-0.0144
-14	-1.4851	0.01651	-0.0104
-13	-1.3984	0.01479	-0.0073
-12	-1.3061	0.01331	-0.0048
-11	-1.2122	0.01199	-0.0021
-10	-1.1219	0.01094	0.0017
-9	-1.0166	0.00992	0.0025
-8	-0.8901	0.00892	-0.0013
-7	-0.7681	0.00805	-0.0038
-6	-0.6595	0.00733	-0.0031
-5	-0.5529	0.00668	-0.0018
-4	-0.4445	0.00612	-0.0009
-3	-0.3347	0.00567	-0.0004
-2	-0.224	0.00534	-0.0001
-1	-0.1122	0.00515	0
0	0	0.0051	0
1	0.1122	0.00515	0
2	0.224	0.00534	0.0001
3	0.3347	0.00567	0.0004
4	0.4445	0.00612	0.0009
5	0.5529	0.00668	0.0018
6	0.6594	0.00733	0.0031
7	0.7681	0.00805	0.0038
8	0.8902	0.00892	0.0013
9	1.0168	0.00992	-0.0025
10	1.1218	0.01094	-0.0017
11	1.2123	0.01199	0.0021
12	1.3062	0.01331	0.0047
13	1.3985	0.01479	0.0073
14	1.4854	0.01651	0.0104
15	1.5641	0.01845	0.0144

table 5 ClCdCm from Javafoil

비교결과 aoa값에 따른 Cl, Cd, Cm 값들이 매우 유사한 것으로 확인되었다. 따

라서 Xfoil for Matlab에서 얻기 힘든 범위의 Cl, Cd, Cm값을 Javafoil을 이용하여 구할 수 있다. Javafoil에서는 -90에서 90까지의 Cl, Cd, Cm값을 출력하고, Xfoil for Matlab에서는 -30에서 30까지 범위의 Cm값을 출력하여 둘의 결과값을 조합한 Cl, Cd, Cm, Cm<sub>f</sub> 값을 얻을 수 있다. 이때 구하지 않은 범위의 Cm<sub>f</sub> 값은 0으로 둔다. 여기서 얻은 데이터는 블레이드의 하중계산을 위해 사용된다.

### 3. BemBo

#### 1) BemBo란?

블레이드의 하중을 계산하기 위해 사용한 프로그램은 BemBo이다. BemBo는 BEMT를 사용하여 다양한 형태의 블레이드를 해석할 때 필요한 자료를 얻을 수 있는 프로그램이다.

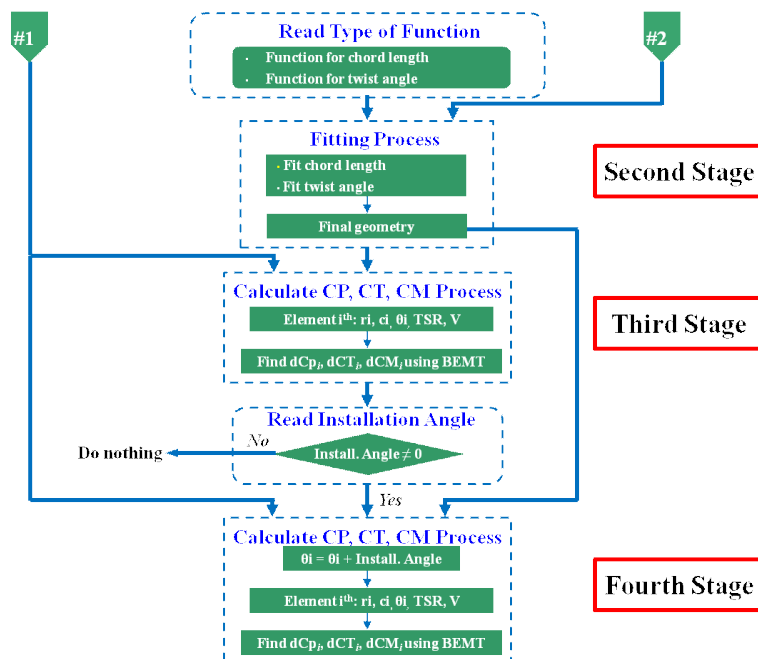


figure 21 Main flow chart of the BEMT program[13]

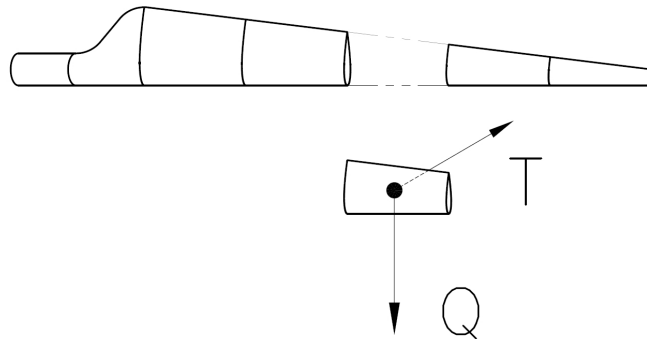



figure 22 Blade element

이 프로그램의 다양한 기능 중에서 BEMT를 이용하여 블레이드의 하중을 계산하는 “Calculate CP, CT, CM Process”를 이용할 것이다. 이 과정에서는 입력 값으로 Geometry.geo, Input.inp, ClCdCm\*.prop파일을 사용한다. 여기서 ClCdCm\*.prop파일은 1부터 10까지(ex. ClCdCm1.prop) 10개가 필요하다. 이것은 블레이드를 루트에서 끝단까지 10개로 나눈 뒤에, airfoil의 형상을 따로 입력하지 않고 ClCdCm의 데이터로만 하중을 계산하기 위해 필요한 값이다. 이 입력 값을 가지고 ClaculatCpCTCM.m을 실행하면 BEMT를 이용한 함수인 BladeElement.m을 이용하여 하중을 계산한다. 하지만 BemBo는 일반적으로 풍력 터빈 블레이드의 해석에 사용되므로 이 연구에서 필요한 WIL의 영향은 계산할 수 없다. 따라서 Xfoil과 마찬가지로 수정이 필요하다. 이 프로그램의 코드는 Matlab으로 이루어져있어서 Matlab를 이용하였으며, 플랩 airfoil의 영향과 WIL의 영향을 확인할 수 있도록 수정하였다. 그리고 선행연구[7,8,9]에서 플랩을 블레이드의 스패방향으로 10~30%를 적용했던 것을 참고하여 플랩은 블레이드의 끝단에서부터 전체의 20%부분에 적용하고, 실제로는 WIV(wave induced velocity)가 블레이드의 전체에 작용하지만 WIL의 경우 플랩과 마찬가지로 끝단에서 20%만 작용한다고 가정할 것이다.

## 2) BemBo 코드 수정

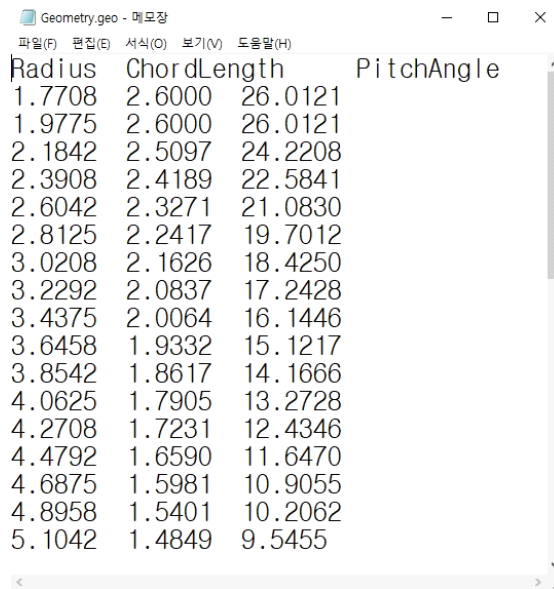


코드를 수정하기 전에 입력 데이터 중에서 Input.inp과 Geometry.geo를 원하는 값으로 변경한다. Input.inp는 사용된 터빈에 관한 데이터를 나타내며, 여기서는 조류속도  $V=2\text{m/s}$ 에서 용량 140kW을 갖는 10m 직경의 조류터빈 데이터를 사용하였다. 또한 BemBo는 효율 측면에서 최적 형상정보를 도출하는 프로그램으로, 최적 형상이 Geometry.geo 파일에 저장된다. 이 연구에서는 블레이드 요소개수인  $N=40$ 에 대한 최적 형상정보를 사용하였다.



R	Rh	B	Rho	V	N	MinTSR	MaxTSR	MaxIter	Tol
10	1	3	1020	2	40	4.5	4.5	200	1e-6

figure 23 information of Input.inp



Radius	ChordLength	PitchAngle
1.7708	2.6000	26.0121
1.9775	2.6000	26.0121
2.1842	2.5097	24.2208
2.3908	2.4189	22.5841
2.6042	2.3271	21.0830
2.8125	2.2417	19.7012
3.0208	2.1626	18.4250
3.2292	2.0837	17.2428
3.4375	2.0064	16.1446
3.6458	1.9332	15.1217
3.8542	1.8617	14.1666
4.0625	1.7905	13.2728
4.2708	1.7231	12.4346
4.4792	1.6590	11.6470
4.6875	1.5981	10.9055
4.8958	1.5401	10.2062
5.1042	1.4849	9.5455

figure 24 information of Geometry.geo

다음으로 수정할 것은 CICdCm\*.prop 데이터이다. Xfoil for Matlab과 Javafoil을 이용하여 얻은  $C_l$ ,  $C_d$ ,  $C_m$ ,  $C_{mf}$  데이터는 여기서 사용된다. 먼저 기존의 파일명

을 ClCdCmCmf\*.prop 형태로 변경하고, Cmf값을 추가한다. 이때 플랩을 적용시키기 위해서 ClCdCmCmf1.prop에서 ClCdCmCmf8.prop까지는 기존의 airfoil형태인 NACA0012에서 얻은 데이터를 사용하고, 20%를 차지하는 ClCdCmCmf9.prop와 ClCdCmCmf10.prop는 플랩을 적용했을 때의 데이터를 사용한다.

Alpha	Cl	Cd	Cm
-90	-0.079	0.65513	0
-89	-0.067	1.5528	0.001
-88	-0.067	1.53091	0.001
-87	-0.067	1.51179	0.002
-86	-0.067	1.50838	0.003
-85	-0.068	1.545	0.003
-84	-0.068	1.52579	0.004
-83	-0.068	1.5084	0.005
-82	-0.069	1.54745	0.005
-81	-0.069	1.52956	0.006
-80	-0.07	1.51313	0.006
-79	-0.071	1.4979	0.007
-78	-0.071	1.48367	0.008
-77	-0.072	1.52551	0.008
-76	-0.073	1.51142	0.009
-75	-0.074	1.49843	0.009
-74	-0.075	1.4865	0.01

figure 25 ClCdCm\*.prop

입력 데이터의 수정을 완료한 뒤에는 Matlab에서 코드수정을 한다. 우선 내부 함수인 BladeElement.m에서 Cmf데이터를 읽고 계산할 수 있도록 수정한다. 기존의 코드에서는 1부터 10까지의 ClCdCmCmf 데이터 사이의 중간 값을 얻기 위하여 보간법을 사용하는 과정이 들어간다. 하지만 이 연구에서는 플랩을 적용하여 8과 9사이의 데이터는 보간을 하면 안 되므로 if문을 사용하여 수정을 하였다. 그리고 BEMT를 이용하는 기존의 Cm계산식을 이용하여 Cmf의 계산식을 추가하였다.

```

%-----%
    if(rBar == 0.8) % flap
        CL = Cldata(nfile);
        CD = Cddata(nfile);
    else
        CL=interp1(pos(:),Cldata(:),rBar);
        CD=interp1(pos(:),Cddata(:),rBar);
    end
%-----%

%-----%
dCMff = 2*Cmff*(1-a)^2*sigmar+rBar*chord/R/(sPhi^2)+dr/R; % Cmff flap moment dasom
%-----%

```

figure 26 BladeElement\_cmf.m

마지막으로 실행파일인 CalculateCpCTCM.m파일을 수정한다. 여기서는 WIL를 계산하기 위해서 if문을 사용하여 분기점을 만들어준다. 블레이드 요소 개수가 40개이므로 20%를 적용하기 위해서는 마지막부분의 8개 요소에 힘이 가해져야한다. 이것을 기준으로 분기를 하고 과도가 적용되는 부분에는 기존의 속도 V에 WIV를 나타내는 Vwave를 더한 Vnew가 적용되어 계산되도록 수정한다. 계산이 완료되면 최종적으로 WIV가 적용됐을 때와 플랩이 적용되었을 때의 결과를 비교할 수 있게 된다.

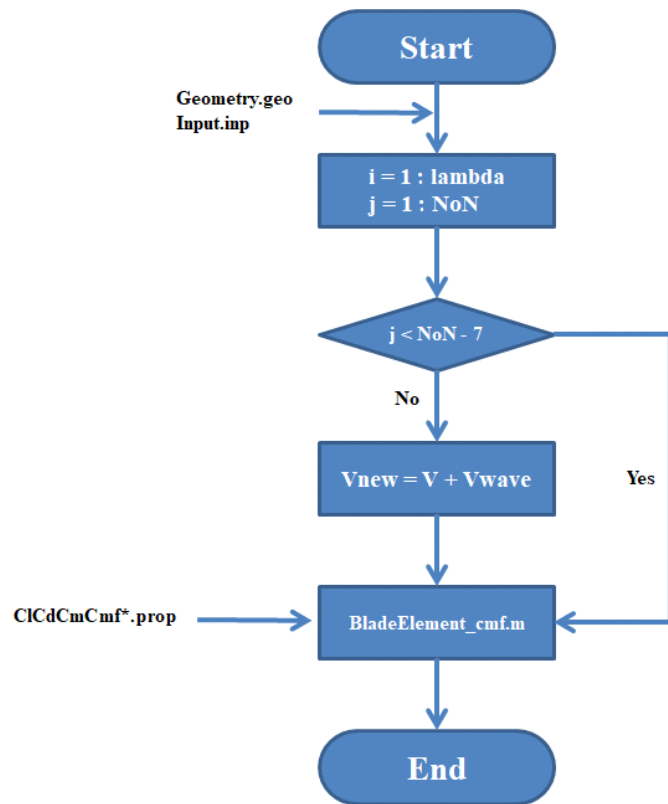


figure 27 Flow chart of CalculateCpCTCM\_wave.m

### III. 결과 및 토의

#### 1. 파랑 유발 속도 효과

먼저 WIV의 효과를 확인하기 위해서 기존의 NACA0012의 형태와 WIV가 적용되었을 때를 비교하기 위해서 추력과 출력그래프를 출력해 보았다. 이때 WIV는 비교를 확실하게 하기 위해서 기존 속도에서 50%증가하였다고 가정하였다. 그리고 기존형태의 효율이 최대인 지점을 찾기 위해서 Cp 그래프를 뽑아보았을 때 TSR(Tip speed ratio)가 5인 지점이 최대가 나왔으므로 이 부분을 중점적으로 확인할 것이다.

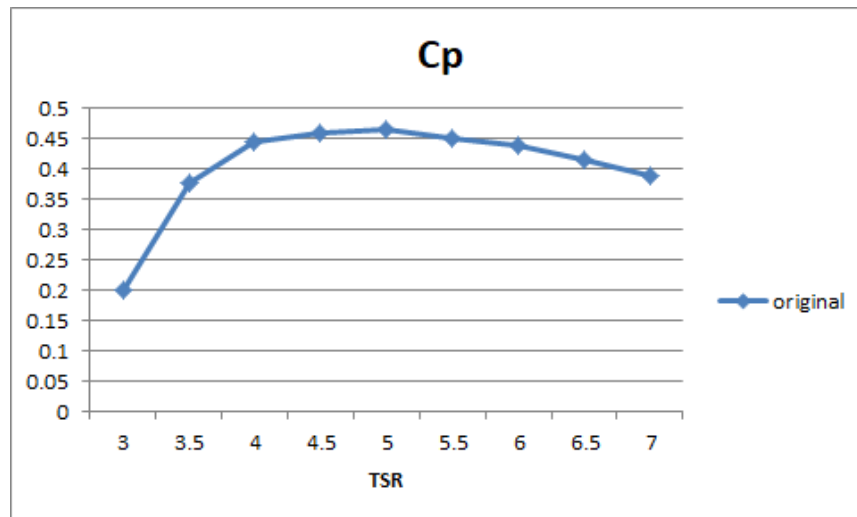


figure 28 Cp

figure 37을 보면 추력(추력)과 출력(출력) 모두 전체적으로 WIV가 적용되었을 때 증가한 것을 볼 수 있다. 출력도 크게 증가해 전기적인 하중을 증가시켜 터빈에 무리를 줄 수 있다. 이것으로 WIV는 블레이드에 걸리는 하중을 증가시킨다는 것을 알 수 있다.

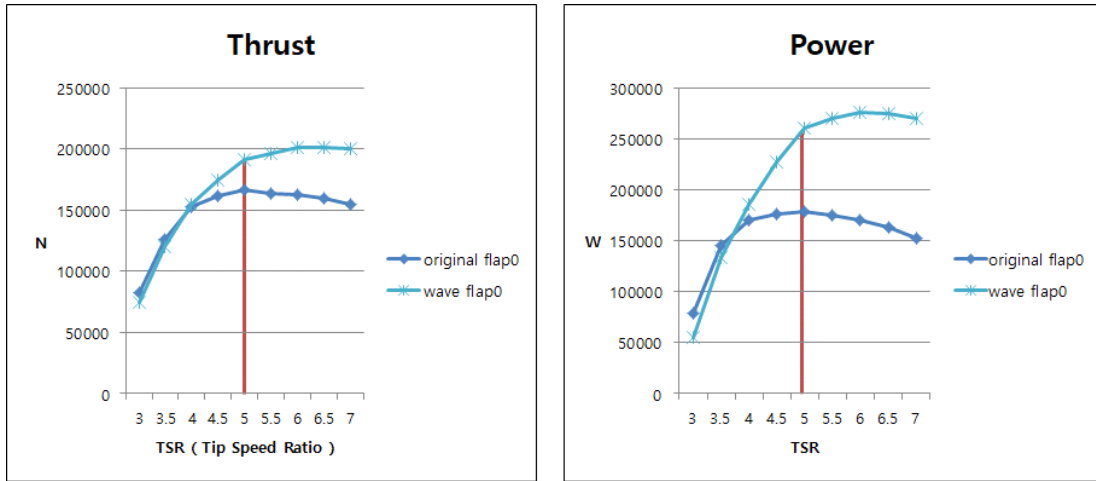


figure 29 WIV effect

## 2. 플랩 수중익 효과

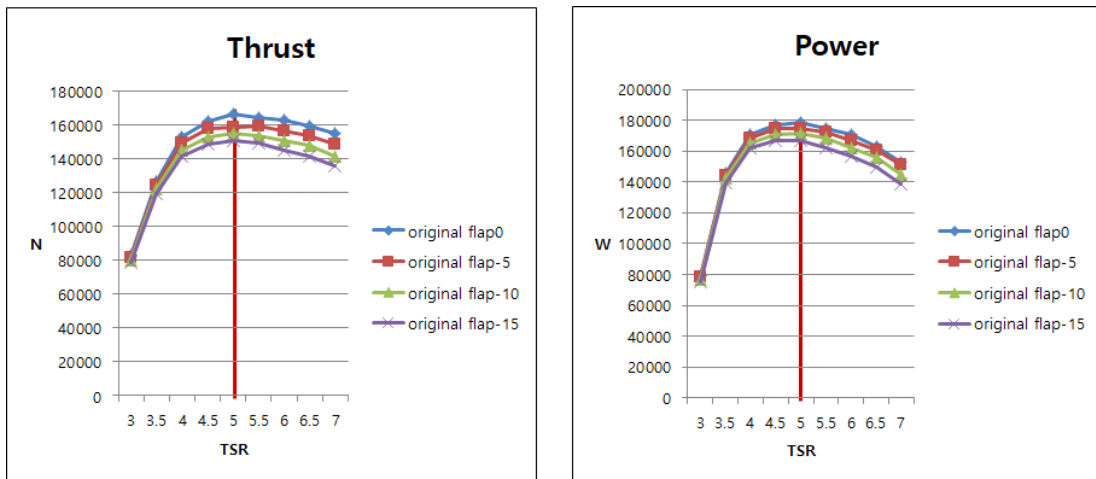


figure 30 flap hydrofoil effect

두 번째로는 플랩 수중익(hydrofoil)의 영향을 확인해볼 것이다. 여기서는 WIV를 적용하지 않고, 플랩만 적용하여 비교할 것이다. 기존의 NACA0012형태와 플랩을 -5, -10, -15도를 적용하여 총 4개의 형태를 비교하였다. 그래프를 확인해

보면 플랩이 적용된 경우에 추력과 출력이 감소한 것을 확인할 수 있다. 또한 플랩의 각도가 증가할수록 효과는 더욱더 커져서 플랩이 15도일 때의 효과가 가장 큰 것을 볼 수 있다. 여기서 플랩은 하중감소에 효과가 있다는 사실을 다시 한번 확인하였다.

### 3. 비교

WIV와 플랩을 결합하였을 때를 확인하기 위해서 기존의 형태와 WIV만 적용하였을 때, 그리고 WIV와 이전의 연구에서 가장 효과가 있었던 케이스인 플랩 각도를 -15도 적용했을 때를 비교해 보았다.

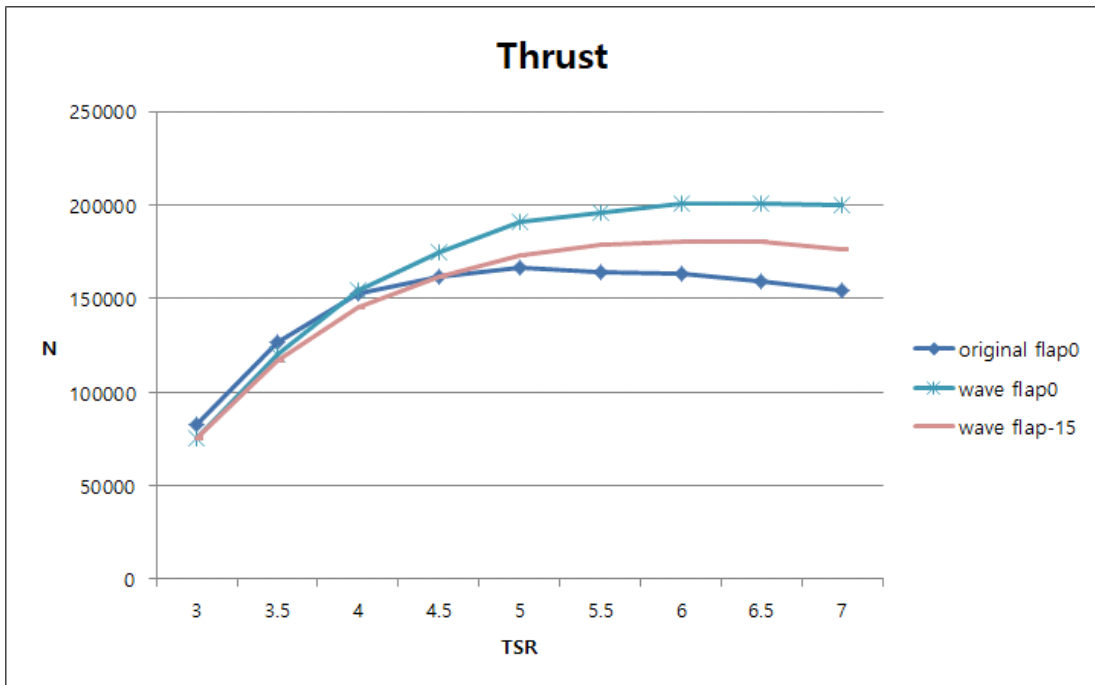


figure 31 comparison of thrust

먼저 추력을 비교해 보면 기존형태에 비해서 WIV만 적용되었을 때는 추력이 14.8% 증가하였고, 플랩이 같이 적용되었을 때는 4.26%만 증가하였다는 결과가

나왔다. 다음으로는 출력을 비교해 보았다. 출력은 기존형태에 비해서 WIV만 적용되었을 때 45.57%가 증가하였고, 플랩이 같이 적용되었을 때는 34.12%가 증가하였다.

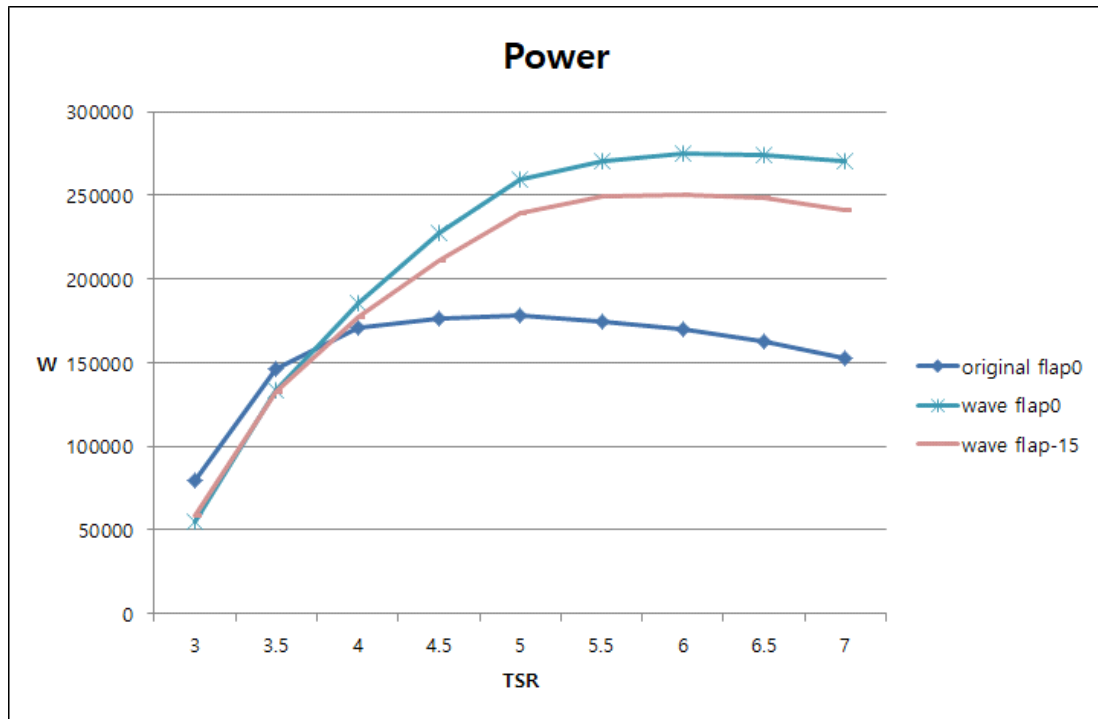


figure 32 comparison of power

이 결과를 보면 WIV로 인해 발생하는 하중을 플랩을 사용하여 줄일 수 있다는 사실을 확인할 수 있다.

#### 4. 플랩모멘트

이번에는 플랩을 적용하기 위해 계산했던  $C_{mf}$  결과를 확인해보았다. TSR이 5인 지점에서  $C_{mf}$ 는 17.47N이라는 결과가 나왔다. 이  $C_{mf}$  값을 토대로 수동 플랩에 비틀림 스프링을 넣기 위한 비틀림 스프링상수를 계산할 수 있다. 비틀림



스프링상수는 모멘트를 회전각으로 나눠서 계산할 수 있고, 계산결과 1.162 Nm/deg 가 나오게 된다.

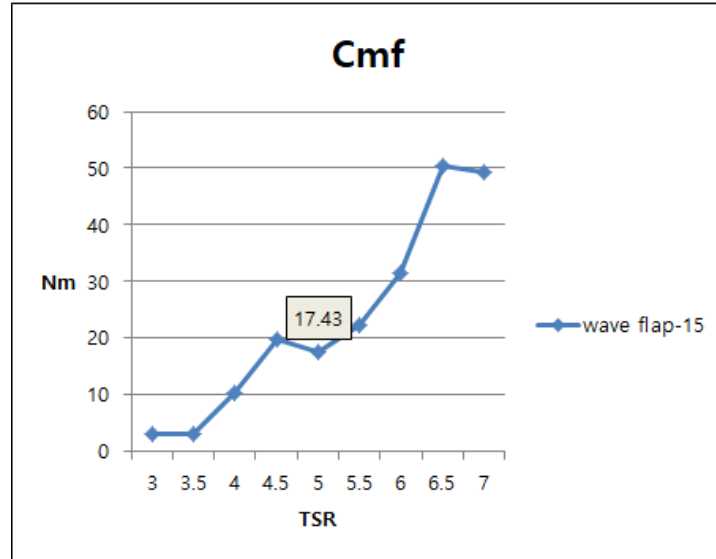


figure 33 Cmf

## 5. 다른 조건

지금까지의 결과에서는 WIV로 인해 증가하는 추력과 출력을 감소시키는데 플랩이 효과가 있다는 사실을 보여주었다. 여기서 추력은 기존의 형태와 매우 유사한 결과가 나왔지만 아직 기존 출력와의 차이는 큰 편이다. 추력의 영향은 블레이드의 구조적인 문제를 야기하지만, 순간 출력이 정격출력을 크게 벗어난 경우에는 터빈 시스템 내 전기적인 문제를 발생시킨다. 따라서 기존의 출력에 맞추기 위해 WIV의 조건을 변경하여 다시 비교해보았다. 이때의 조건은 기존의 형태, 플랩 -15도를 적용된 상태에서 WIV가 기존속도의 50%가 적용되었을 때, 그리고 마찬가지로 플랩 -15도가 적용되고 WIV가 10%가 적용되었을 때 3가지이다.

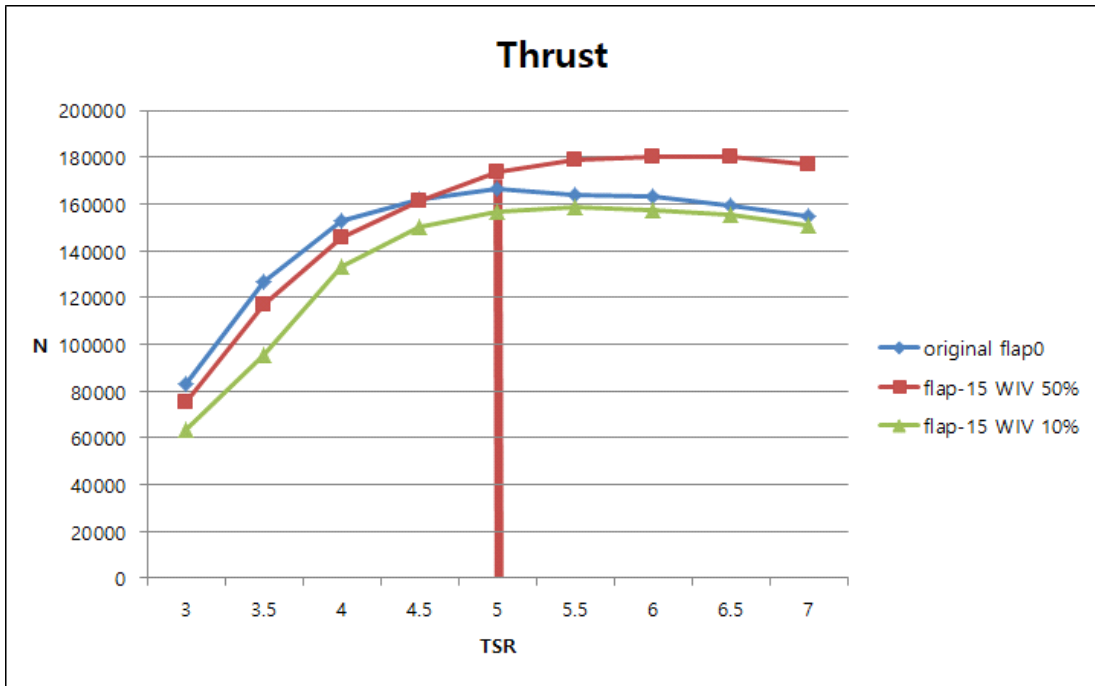


figure 34 other condition thrust

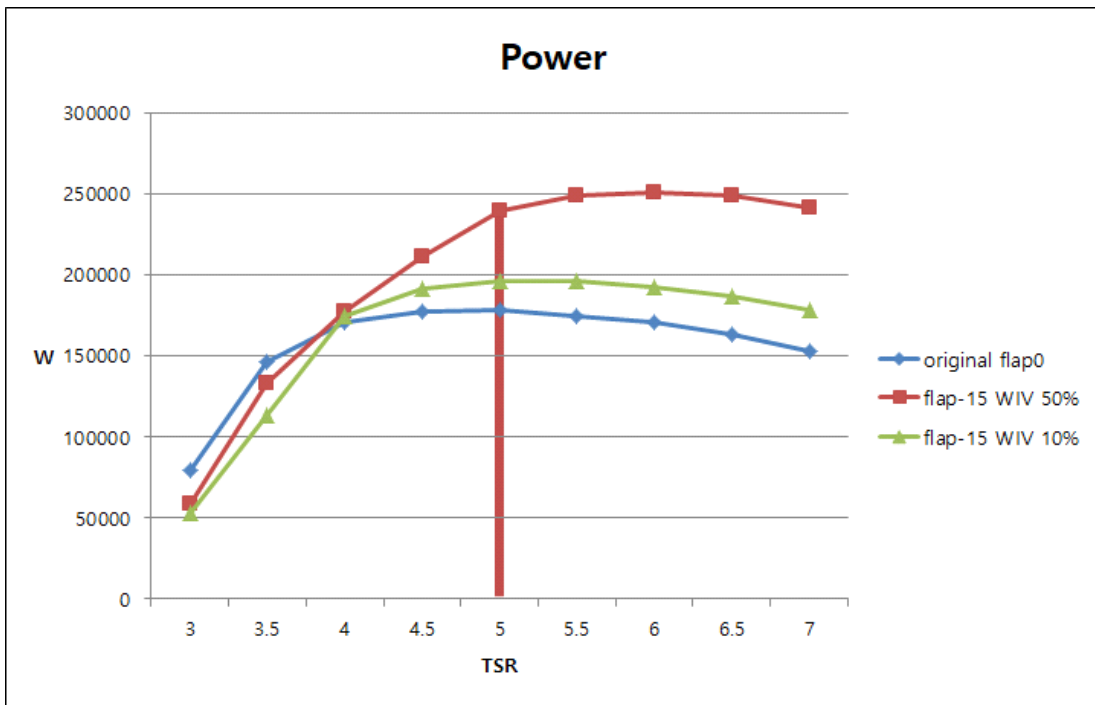


figure 35 other condition power

추력과 출력그래프를 보면 WIV를 10% 적용시켰을 때 기존의 형태와 매우 유사한 것을 확인할 수 있다. 또한 TSR이 5일 때 Cm값은 29.23Nm로 비틀림 스프링상수를 계산하면 1.949Nm/deg이라는 결과를 얻을 수 있다.

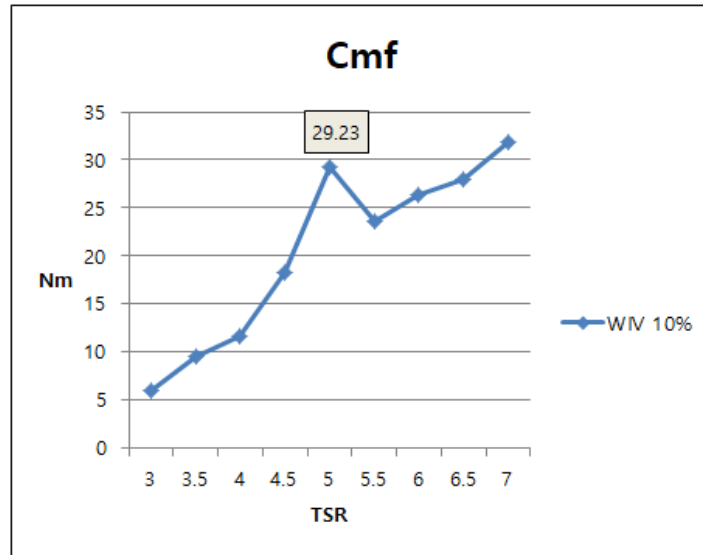


figure 36 other condition Cmf

## IV. 결론

이 연구에서는 Xfoil과 Javafoil을 사용하여 프로그램 내에서 기본적으로 제공하는 유체역학적 데이터 외에 플랩을 적용하였을 때의 데이터인 플랩모멘트(Cmf)를 Matlab을 이용하여 코드를 수정한 뒤 계산하였고, BemBo 프로그램의 코드 역시 Matlab을 이용하여 수정한 뒤 파랑 유발 속도(wave induced velocity: WIV)를 고려한 하중 분석을 가능하도록 하였다. 이 과정을 통하여 플랩 수증익을 사용한 부하 감소 효과를 확인하였으며 이는 파랑 유발 하중(wave induced load: WIL)의 영향을 줄일 수 있다는 사실도 확인하였다. 그리고 플랩 각도 등의 입력 값을 조절하여 터빈의 출력과 블레이드에 걸리는 하중을 원하는 목표 값으로 맞출 수 있었다. 또한 플랩 설계를 위해 필요한 비틀림 스프링상수를 Cmf 결과물을 이용하여 구할 수 있었다. 향후에는 WIV의 조건을 실제와 더욱 유사한 동적하중으로 적용하여 시간에 따른 하중과 출력의 변화를 확인해 보고, 플랩의 크기 및 위치조건을 변화시켜 최적 형상과 위치를 도출하는 연구를 계획하고 있다.

## 참고문헌

- [1] C. Faudot, O.G. Dahlhaug, Prediction of wave loads on tidal turbine blades, *Energy Procedia*, 20 (2012), pp. 116-133
- [2] S.C. Tatum, C.H. Frost, M. Allmark, D.M. O'Doherty, A. Mason-Jones, P.W. Prickett, et al., Wave - current interaction effects on tidal stream turbine performance and loading characteristics, *Int. J. Mar. Energy*, 14 (2016), pp. 161-179
- [3] X. Guo, J. Yang, Z. Gao, T. Moan, H. Lu, The surface wave effects on the performance and the loading of a tidal turbine, *Ocean. Eng.*, 156 (January) (2018), pp. 120-134, 10.1016/j.oceaneng.2018.02.033
- [4] Susan Tully (Apr 2016), Ignazio Maria Viola. Reducing the wave induced loading of tidal turbine blades through the use of a flexible blade. 16th International Symposium on Transport Phenomena and Dynamics of Rotating Machinery (ISROMAC 2016), Honolulu, Uni
- [5] Behrens, T. (2011). Simulation of Moving Trailing Edge Flaps on a Wind Turbine Blade using a Navier-Stokes based Immersed Boundary Method. Kgs. Lyngby: DTU Mechanical Engineering.
- [6] Castaignet, D. B. (2011). Model predictive control of trailing edge flaps on a wind turbine blade. Technical University of Denmark. Risø National Laboratory for Sustainable Energy.
- [7] Nils-Christian Oltmann a, Dorit Sobotta a, Arndt Hoffmann a (2017) Load reduction of wind turbines using trailing edge flaps
- [8] A Croce<sup>1</sup>, F Gualdoni<sup>1</sup>, P Montinari<sup>1</sup>, C E D Riboldi<sup>1</sup> and C L Bottasso<sup>1,2</sup> (2016) Inertial and aerodynamic tuning of passive devices for load alleviation on wind turbines
- [9] McWilliam, M. K., Barlas, T. K., Madsen, H. A., and Zahle, F.,

- Aero-elastic wind turbine design with active flaps for AEP maximization, *Wind Energ. Sci.*, 3 (2018), pp231-241
- [10] W.M.J. Batten, A.S. Bahaj, A.F. Molland, J.R. Chaplin, The prediction of the hydrodynamic performance of marine current turbines, *Renew. Energy*, 33 (5) (2008), pp. 1085-1096
- [11] Steven Allsop, Christophe Peyrard, Philipp R. Thies, Evangelos Boulougouris, Gareth P. Harrison (2017), Hydrodynamic analysis of a ducted, open centre tidal stream turbine using blade element momentum theory
- [12] Mark Drela, MIT Aero & Astro, Harold Youngren, Aerocraft, Inc.Xfoil 6.9 User Primer, [https://web.mit.edu/drela/Public/web/Xfoil/Xfoil\\_doc.txt](https://web.mit.edu/drela/Public/web/Xfoil/Xfoil_doc.txt) (THE last update 30 Nov 2001)
- [13] Jin Hwan Ko, Hoon Cheol Park, BemBo-Theory Manual\_v1.0, Korea Institute of Ocean Science and Technology ( June, 2015 )