



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](#)

2023년 2월  
박사학위 논문

# 생체 모방을 이용한 프로펠러의 공력 특성에 관한 수치적 연구

조선대학교 대학원

항공우주공학과

김 익 태

# 생체 모방을 이용한 프로펠러의 공력 특성에 관한 수치적 연구

A Numerical Study on the Aerodynamic Characteristics  
of Propellers Using Biomimetics

2023년 2월 24일

조선대학교 대학원

항공우주공학과

김 익 태

생체 모방을 이용한 프로펠러의  
공력 특성에 관한 수치적 연구

지도교수 김 재 수

이 논문을 공학 박사학위신청 논문으로 제출함


2022년 10월


조선대학교 대학원


항공우주공학과


김 익 태


## 김익태의 박사학위논문을 인준함

위원장 조선대학교 교수 이 상 기 

위원 조선대학교 교수 김 재 수 

위원 조선대학교 교수 김 태 규 

위원 국립순천대학교 교수 이 경 환 

위원 (주)제이케이에스 대표 전 승 배 

2023년 1월

조선대학교 대학원

# 목 차

## ABSTRACT

제 1 장 서 론 .....	1
제 1 절 연구 배경 .....	1
1. 생체 모방 기술 .....	1
2. 연구 현황 .....	3
제 2 절 연구 목적 .....	15
제 2 장 연구 내용 .....	17
제 1 절 프로펠러 설계 .....	17
1. 3차원 형상 설계 .....	17
2. 프로펠러 설계 검토 .....	26
3. 공력 특성 조건 .....	30
제 2 절 수치해석 기법 .....	33
1. 지배방정식 .....	33
2. 격자 및 경계조건 .....	36
3. 격자 민감도 및 수치적 검증 .....	38
제 3 절 해석 결과 검토 .....	42
1. 전진비에 따른 프로펠러의 특성 .....	42
2. 레이놀즈수 변화에 따른 프로펠러의 특성 .....	48
3. 받음각에 따른 프로펠러의 특성 .....	57
4. 블레이드 단면에서의 속도 및 압력 분포 .....	93
제 3 장 결론 .....	112
참고문헌 .....	113

## LIST OF TABLES

Table 1 Property Values for each Propeller Configuration .....	32
Table 2 Parameters for Non-Dimensionalization .....	32
Table 3 Number of Node & Elements on the Minimum Size of Mesh .....	38

## LIST OF FIGURES

Fig. 1 Humpback Whale breaching .....	1
Fig. 2 Bubble-net feeding documented by UH researchers [Permit No. 19703] .....	2
Fig. 3 Streamline and Pressure Contour for NACA 63-021 at AOA( $\alpha$ )=10° .....	3
Fig. 4 Lift & Drag Data for Humpback Whale Flipper Models .....	4
Fig. 5 Characteristics of the Fluid Structure by Tubercle Effect .....	8
Fig. 6 Laminar Separation Bubble Schematic .....	9
Fig. 7 Different Operating Modes of VTOL UAV Propeller .....	10
Fig. 8 Definitions of the Propeller during Forward Flight .....	13
Fig. 9 Propeller Scanning by Creaform HandySCAN 3D .....	18
Fig. 10 Setting of Coordinate Axis and Airfoil Position for 3D Feature .....	18
Fig. 11 Guideline Features along Leading edge and Trailing edge of Blades .....	19
Fig. 12 Create Guidelines along Leading edge and Trailing edge of Blades .....	20
Fig. 13 Create Airfoils for each 4-Section .....	20
Fig. 14 Use the Swept Command to Create a Base Solid Body .....	21
Fig. 15 Use the Through Curve & N-Sided Surface Command to Create a Surface Enclosed .....	22
Fig. 16 Create a Hub of Propeller and Connect with each Section .....	22
Fig. 17 Final Modeling Shape of Base Propeller Using NX .....	23
Fig. 18 Results of Comparison for Chord Length & Pitch Angle .....	23
Fig. 19 Create Guidelines along Leading edge of Blades .....	24
Fig. 20 Use the Swept Command to Create a Tubercle Solid Body .....	24
Fig. 21 Final Modeling Shape of All Propeller Using NX .....	25
Fig. 22 Final Modeling Shape of All Propeller .....	26
Fig. 23 Section Airfoil of 8th Through from Propeller Tip .....	27
Fig. 24 Section Airfoil of 5th Through from Propeller Tip .....	28
Fig. 25 Section Airfoil of 1st Through from Propeller Tip .....	28
Fig. 26 Numerical Analysis Conditions .....	30
Fig. 27 Mesh View of Enclosure Domain with Freestream Flow .....	36



Fig. 28 Mesh View of Rotating Domain with Propeller .....	37
Fig. 29 Contour of Y+ on Propeller Surface .....	39
Fig. 30 Solver & Turbulence Model Check for Thrust .....	39
Fig. 31 Solver & Turbulence Model Check for Torque .....	40
Fig. 32 Comparison of Test and Analysis Results by Freestream Velocity .....	41
Fig. 33 Analysis Condition at $\alpha = 50^\circ$ .....	42
Fig. 34 Forward Motion of Propeller Blade .....	43
Fig. 35 Coefficient of Thrust( $C_T$ ) for Advance Ratio at $\alpha=50^\circ$ .....	44
Fig. 36 Coefficient of Power( $C_P$ ) for Advance Ratio at $\alpha=50^\circ$ .....	45
Fig. 37 Propeller Performance( $C_T/C_p$ ) for Advance Ratio at $\alpha=50^\circ$ .....	46
Fig. 38 Propeller Efficiency( $\eta$ ) for Advance Ratio at $\alpha=50^\circ$ .....	47
Fig. 39 Coefficient of Thrust( $C_T$ ) for Freestream Velocity by $\omega$ .....	50
Fig. 40 Coefficient of Power( $C_P$ ) for Freestream Velocity by $\omega$ .....	52
Fig. 41 Propeller Performance( $C_T/C_p$ ) for Freestream Velocity by $\omega$ .....	54
Fig. 42 Propeller Efficiency( $\eta$ ) for Freestream Velocity by $\omega$ .....	56
Fig. 43 Freestream( $U_\infty$ ) on Propeller with AOA( $\alpha$ ) & Aziumth Angle( $\theta$ ) .....	57
Fig. 44 Propeller Flight Conditions at $\alpha = 90^\circ$ .....	58
Fig. 45 Propeller Flight Conditions at AOA( $\alpha$ ) .....	59
Fig. 46-1 Propeller Performance of Base Model at 4300rpm .....	60
Fig. 46-2 Propeller Performance of 1-Rescale Model at 4300rpm .....	61
Fig. 46-3 Propeller Performance of 2-Rescale Model at 4300rpm .....	62
Fig. 46-4 Propeller Performance of Shrink Model at 4300rpm .....	63
Fig. 46-5 Propeller Performance of 1/4c Shift Model at 4300rpm .....	64
Fig. 47 Coefficient of Thrust( $C_T$ ) of Advance Ratio at 3500rpm .....	68
Fig. 48 Coefficient of Power( $C_P$ ) of Advance Ratio at 3500rpm .....	71
Fig. 49 Propeller Efficiency( $\eta$ ) of Advance Ratio at 3500rpm .....	74
Fig. 50 Coefficient of Thrust( $C_T$ ) of Advance Ratio at 4300rpm .....	77
Fig. 51 Coefficient of Power( $C_P$ ) of Advance Ratio at 4300rpm .....	80
Fig. 52 Propeller Efficiency( $\eta$ ) of Advance Ratio at 4300rpm .....	83

Fig. 53 Coefficient of Thrust( $C_T$ ) of Advance Ratio at 5100rpm ..... 86  
 Fig. 54 Coefficient of Power( $C_P$ ) of Advance Ratio at 5100rpm ..... 89  
 Fig. 55 Propeller Efficiency( $\eta$ ) of Advance Ratio at 5100rpm ..... 92  
 Fig. 56 Velocity Streamline in Stn Frame of Propeller Surface at 4300rpm ..... 96  
 Fig. 57 Velocity Streamline of Propeller Surface at 4300rpm ..... 99  
 Fig. 58-1 Velocity Streamline in Blade Section of Base Model at  $\alpha=0^\circ$  ..... 100  
 Fig. 58-2 Velocity Streamline in Blade Section of Base Model at  $\alpha=50^\circ$  ..... 101  
 Fig. 58-3 Velocity Streamline in Blade Section of Base Model at  $\alpha=90^\circ$  ..... 102  
 Fig. 59-1 Velocity Streamline in Blade Section of Shrink Model at  $\alpha=0^\circ$  ..... 103  
 Fig. 59-2 Velocity Streamline in Blade Section of Shrink Model at  $\alpha=50^\circ$  ..... 104  
 Fig. 59-3 Velocity Streamline in Blade Section of Shrink Model at  $\alpha=90^\circ$  ..... 105  
 Fig. 60-1 Velocity Streamline in Blade Section of 1/4c Shift Model at  $\alpha=0^\circ$  ..... 106  
 Fig. 60-2 Velocity Streamline in Blade Section of 1/4c Shift Model at  $\alpha=50^\circ$  ..... 107  
 Fig. 60-3 Velocity Streamline in Blade Section of 1/4c Shift Model at  $\alpha=90^\circ$  ..... 108  
 Fig. 61 Velocity Streamline & Pressure Contour in Blade Section at  $\alpha=0^\circ$  ..... 109

## NOMENCLATURE

$A$	Amplitude of Tubercle	
$c$	Chord	
$\bar{c}$	Mean Chord length	
$C_T$	Coefficient of Thrust	$C_T = T / (\rho U_{tip}^2 S_A)$
$C_P$	Coefficient of Power	$C_P = Q \omega / (\rho U_{tip}^3 S_A)$
$n$	Number of Blade	
$N$	RPM(Revolutions Per Minute)	
$P$	Power of Propeller	
$Q$	Torque of Propeller	
$R$	Radius of Blade	
$Re$	Reynolds Number	$Re = U_{tip} \bar{c} / \nu$
$S_A$	Swept Area of Blade	
$S_B$	Area of Blade	
$T$	Thrust of Propeller	
$U$	Velocity of Rotation Axis	$U = U_\infty \cos(\alpha)$
$U_{tip}$	Tip Velocity of Blade	$U_{tip} = R \times \omega$
$U_\infty$	Free-stream Velocity	
$\alpha$	Angle of Attack	
$\eta$	Propeller Efficiency	$\eta = \mu(C_T / C_P)$
$\lambda$	Wavelength of Tubercle	
$\mu$	Advance Ratio	$\mu = U / (\omega R)$
$\nu$	Kinematic Viscosity of Air	
$\rho$	Density of Air	
$\sigma$	Solidity of Blade	$\sigma = S_B / S_A = n \bar{c} / \pi R$
$\omega$	Angular Velocity of Blade	$\omega = 2 \pi N / 60$

## ABSTRACT

### A Numerical Study on the Aerodynamic Characteristics of Propellers Using Biomimetics

Kim Ick-Tae

Advisor : Prof. Kim Jae-Soo, Ph.D.

Department of Aerospace,

Graduate School of Chosun University

It was applied to the leading edge tubercles of the small UAV propeller to improve the aerodynamic characteristics of forward flight condition. As the angle of attack changes from  $0^\circ$  to  $90^\circ$ , the forward flight speed is varied from 4 m/s to 16 m/s. The rotating speed of propeller is from 3,500 RPM to 5,100 RPM in this study.

A change in the flow was observed around the propellers with tubercles at the leading edge of the blades. At lower advance ratio, the power and thrust coefficients of all models are similar to each other within the uncertainty range. However, as the advance ratio increased, the increase in efficiency of the propellers with leading edge tubercles improved in comparison with the base model. It was noted that the addition of the leading edge tubercles to the UAV propeller delayed flow separation, reduced spanwise flow and the size and strength of the blade tip vortices.

The advance ratio and angle of attack effects are expected to be the main contributing factors to the propeller aerodynamics. In oblique flow, the freestream velocity can be decomposed into the axial and the in-plane component of the propeller and the propeller will produce forces and moments other than the axial thrust and torque. It is considered necessary to study the in-plane component additionally.

# 제 1 장 서 론

## 제 1 절 연구배경

### 1. 생체 모방 기술(Biomimetics) - 혹등고래(Humpback Whale)

생체 모방 기술(Biomimetics)은 현존하는 지구의 생명체가 무수히 많은 생존 과정을 지내면서 최적의 개체로 자연 선택을 거친 검증된 결과물이라 할 수 있다. 최근 모방의 시도로부터 그 원리를 이해하고 분석하여 현대 기술의 난제를 해결하려는 노력이 많아지고 있다.

혹등고래(학명 : *Megaptera novaeangliae*)는 고래목 수염고래과의 포유류로 성체의 몸 길이가 11~16m, 무게는 30~40ton 정도 나간다. 일반적인 긴수염고래류의 유선형 체형과는 다르게 뭉툭한 몸체와 몸 길이의 1/3에 해당하는 매우 긴 가슴지느러미를 가지고 있으며, 입 주위 머리와 아래턱에 많은 혹과 지느러미 앞 가장자리에 물결 모양의 혹을 가지고 있는 것이 특징이다. 무리지어 먹이 사냥을 하는 혹등고래는 정어리나 청어 떼의 아래쪽을 나선형으로 선회하여 큰 소리와 함께 공기방울을 내뿜어 거품 그물망(Bubble-net)을 만들면서 수면으로 오르는 먹잇감을 입을 벌리고 솟구쳐 사냥을 하거나, Fig. 1과 같이 물속에서 배를 위로 하고 수면 위로 솟구쳐 몸을 비틀며 머리를 먼저 물속으로 처박는 브리칭(Breaching)을 하여 큰 마찰음과 함께 포말을 내기도 한다.



Fig. 1 Humpback Whale breaching

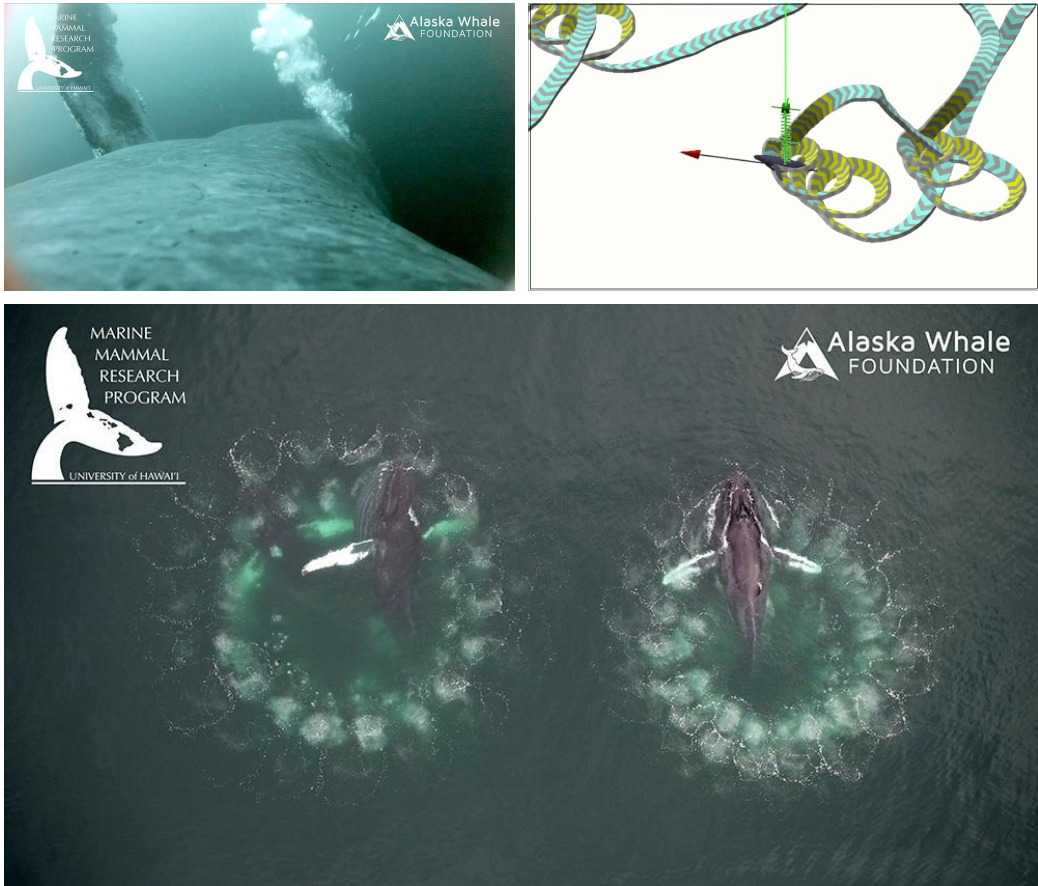


Fig. 2 Bubble-net feeding documented by UH researchers [Permit No. 19703]

Fig. 2는 거품 그물망을 만들어 무리지어 먹이를 사냥하는 모습이며, 이처럼 거대한 몸집에 비해 민첩한 움직임이 가능한 원인을 혹등고래의 가슴지느러미 앞 가장 자리에 위치한 물결 모양 혹(Tubercle)의 영향으로 주변의 유동 흐름을 변경하는데 유리한 생물학적 구조에서 영감을 받아 지난 수년간 익형(Airfoil)과 날개의 앞전을 다양화하여 항공기의 날개, 풍력 및 조력 터빈 블레이드, 선박 프로펠러 등 여러 분야에서 연구들이 진행되고 있다.

혹의 효과(Tubercle Effect)는 혹의 돌기(Peak) 뒤의 유동 박리를 지연시켜 양력면(Lifting Surface)의 유체역학적 특성을 변형하는 것으로 돌기가 날개의 길이 방향 흐름을 가로 막는 역할을 하여 날개 끝 와류를 감소시킨다고 알려져 있다.

## 2. 연구 현황

흑등고래에 대한 생체 모방 기술의 연구는 피동적 유동 제어장치(Passive Flow Control Device)로서 물결 모양 앞전의 가능성을 보여주고 그 효과를 정량화하려고 시도하였다. 흑등고래의 가슴지느러미는 둥근 앞전의 흑과 날카로운 후퇴각이 있는 대칭 형상으로 근사화 할 수 있으며, 평균적으로 가슴지느러미 크기는 길이(Span) 5m(~16.5ft), 시위(Chord) 0.50m(~1.6ft)로 상당히 큰 종횡비(Aspect Ratio,  $AR \approx 10$ )와 최대 두께의 지점은 지느러미의 중간 길이(Mid-span)에서  $0.20c$ , 끝단부에서  $0.40c$  까지 다양하다.[1]

이전 연구자들은 지느러미와 유사한 형상의 2D 또는 3D 날개에 대하여 사인파형 물결 모양 앞전의 시위(Chord) 방향 진폭(Amplitude,  $A$ )과 길이(Span) 방향 파장(Wavelength,  $\lambda$ )의 다양한 매개변수를 가지고 시험 또는 수치해석을 수행하였으며, 대부분의 경우 유체역학적 계수와 성능에 영향이 있음을 나타내고 있다.

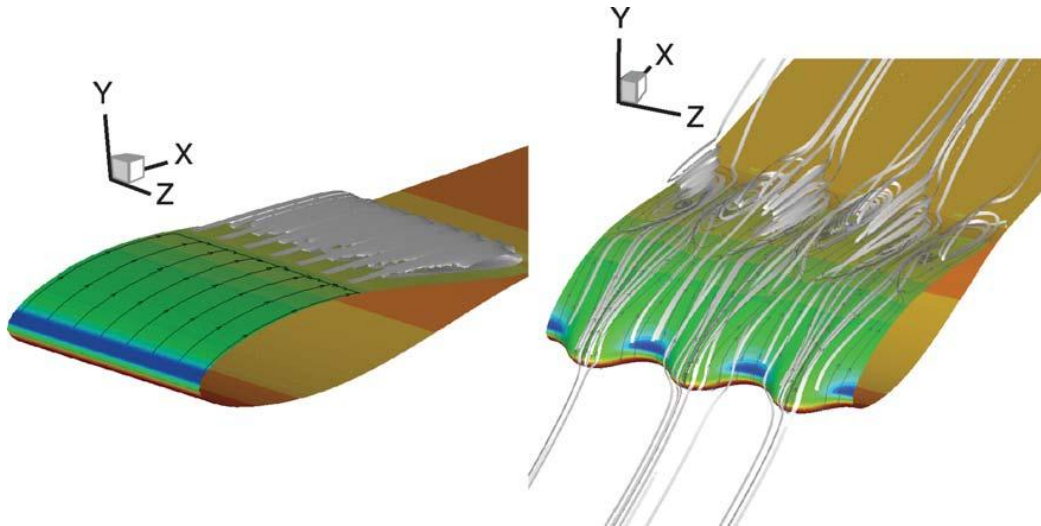


Fig. 3 Streamline and Pressure Contour for NACA 63-021 at  $AOA(\alpha)=10^\circ$  [4]

F. E. Fish et al.[2]은 흑등고래의 독특한 먹이 사냥과 관련하여 거대한 몸체의 크기에도 불구하고 가장 기동성이 뛰어난 고래 중 하나로 알려져 있으며, 이러한 민첩한 움직임은 앞전을 따라 물결 모양의 둥근 흑이 있는 가늘고 긴 가슴지느러미에서 기인한 것으로 밝혀냈다. 이후 P. Watts[3]과 공동 연구에서 날개에 작용하는

점성에 의한 항력을 평가하고, 받음각 10°에서 유도 항력의 감소를 유도하여 실속 (Stall) 발생을 지연시켜 조종면(Control Surface)의 작동 범위에 대한 확장 가능성을 보였다. 또한 F. E. Fish et al.[4]은 추가 연구에서 RANS(Reynolds-averaged Navier-Stokes) 시뮬레이션을 통해 가슴지느러미의 앞전 흑으로 인해 생성된 와류가 길이 방향 유동을 감소시키고, 역회전하는 시위 방향 와류의 존재는 경계층에 에너지를 공급하여 박리 및 실속을 지연시키는 것으로 정의하였다. Fig. 3은 흑의 흠 뒤로 큰 와류 형성과 박리가 지연되는 현상을 흑이 없는 형상과 비교하여 보여주고 있다.

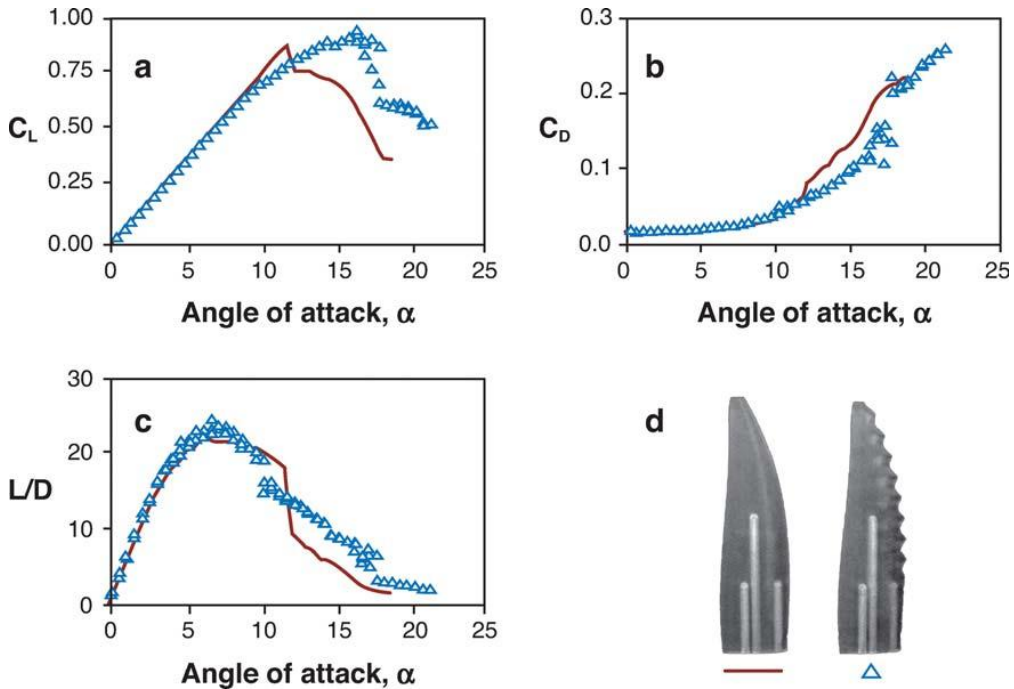


Fig. 4 Lift & Drag Data for Humpback Whale Flipper Models [5]

D. S. Miklosovic et al.[5]은 Fig. 4와 같이 NACA 0020 프로파일 단면을 이용하여 흑등고래 가슴지느러미의 앞전에 흑이 있는 형상과 없는 형상에 대한 풍동시험을 통해 실속 각도가 약 40% 지연되어 받음각에 따라 양력이 증가하고 항력이 감소함을 보여주어 흑이 양력, 항력, 모멘트 및 실속 특성에 많은 영향을 미치는 것으로 나타났다. 또한 흑등고래 가슴지느러미의 양력 불균형에 의해 롤링 모멘트의 성능을 향상시켜 양쪽의 지느러미를 동일 방향으로 최대로 들어 올리면 질량 중심에 대한 피칭 모멘트를 생성하여 빠른 기동이 가능하다고 설명하였다. 이 연구 이후



많은 학자들은 양력면(Lifting Surface)에 대한 앞전 변형에 대하여 유체역학적 개선에 흥미를 갖기 시작하였다.

H. Johari et al.<sup>[6]</sup>은 실제 흑등고래 가슴지느러미의 형태를 모의하고자 그와 유사한 범위 내 634-021 2D 익형에 대하여 사인파형(Sinusoidal) 앞전의 시위 방향 진폭(A)과 길이 방향 파장( $\lambda$ )을 변화시켜 회류수조(Water tunnel) 시험을 수행하였다. 진폭 A는 평균 시위 길이의 2.5% ~ 12%, 파장  $\lambda$ 는 평균 시위 길이의 25% ~ 50%까지 다양하며, 흑이 없는 형상을 기준으로 실속 각도보다 작은 받음각의 경우는 앞전 수정으로 인해 양력이 개선되지 않았으나 받음각이 실속 각도 이상에서 최대 50% 더 높은 양력계수를 보여 실속 이후 영역에서는 양항비(Lift to Drag Ratio)가 증가함을 증명하였다. 또한 여러 종류의 시험 결과로부터 진폭의 변화가 영향을 미쳤지만 파장은 큰 효과가 나타나지 않음을 확인하였다.

이전의 연구에서 실속 각도 이전 영역에서의 저조한 유체역학적 특성이 3차원 형상으로 확장되면서 D. S. Miklosovic et al.<sup>[7]</sup>는 추가 연구에서 더 높은 레이놀즈수( $Re \geq 500,000$ )에서의 시험 결과가 길이 방향 실속 진행과 같은 3차원 효과와 관련하여 2차원 흑이 있는 형상에 비해 실속 이전 영역에서 더 큰 성능 향상을 관찰하였으나, 다만 3차원 형상의 경우 레이놀즈수가 2차원 형상과 비교하여 거의 2배로 이는 레이놀즈수 효과로 흑의 영향이 불분명하다고 할 수 있다. 그러나 I. Zverkov et al.<sup>[8]</sup>에 따르면 물결 모양의 앞전에서 발생하는 길이 방향 압력 구배는 경계층의 복잡한 3차원 구조를 형성하여 흑으로 기인한 성능 향상은 경계층의 상세한 유동 패턴을 이해하는 것이 중요하며, 이 연구에서 제시된 결과는 흑의 영향이 주어진 익형 형상의 특성에 따라 개선될 수 있음을 강조하였다.

K. L. Hansen et al.<sup>[9]</sup>는 서로 다른 공기역학적 특성을 가진 NACA 0021과 NACA 65-021 2D 익형에 대하여 받음각( $\alpha$ )  $-4^\circ \leq \alpha \leq 30^\circ$  범위에서 앞전 흑의 형상이 다른 여러 경우를 비교한 풍동시험을 수행하였다. 흑이 없는 기준 형상과 비교하여 NACA 65-021 익형은 NACA 0021보다 더 유익한 결과를 보여 최대 두께의 위치가 최적화할 매개변수가 될 수 있음을 시사하였으며, 실속은 점진적이고 낮은 받음각에서 흑의 홈(Trough)부터 시작되어 기준 형상의 실속 각도 이상 받음각이 증가함에 따라 항력은 더 낮아지는 것을 모든 경우에서 비슷하게 확인하였다. 또한 H. Johari et al.<sup>[6]</sup>의 연구와 달리 파장( $\lambda$ )의 변화에도 양력 성능에 어느 정도 영향을 보이는 것으로 최적의 진폭(A) 대비 파장( $\lambda$ ) 비율이 존재하며 실속 후 익형 성능이 향상될 수 있음을 제안하였다.

흑의 효과를 이용한 UAV(Unmanned Aerial Vehicle) 날개의 공기역학적 성능 향상을 위해 H. T. C. Pedro et al.<sup>[10]</sup>는 저 레이놀즈수( $Re < 5 \times 10^5$ )에서 D. S. Miklosovic et al.<sup>[5]</sup>과 동일한 형상으로 DES(Detached Eddy Simulation)를 사용하여 수치해석을 수행하였다. 해석 결과는 풍동시험 결과와 좋은 일치를 보였으며, 부채 모양의 가슴지느러미 모델이 흑에 의해 주유동(Streamwise) 방향 와류를 발생시켜 박리 성장을 막는 가로막(Wing fence) 역할을 하는 난류발생장치(Vortex Generator)와 비유되었다. 또한 지느러미의 중간 부분에서의 높은 와도(Vorticity) 값은 표면 가까이 높은 운동량 흐름을 전달하여 경계층에 에너지를 재충전하는 것으로 와류가 뒷전 박리를 지연시키고, 이후 이러한 와류가 앞전에서의 박리를 날개 끝 영역으로 제한하여 유체역학적 성능을 향상시킬 수 있음을 설명하였다.

P. W. Weber et al.<sup>[11]</sup>는 D. S. Miklosovic et al.<sup>[5]</sup>과 함께 작업하면서 초기 조건과 동일한 기하학, 레이놀즈수 및 경계 조건에 대해 RANS(Reynolds Averaged Navier-Stokes) 방정식을 STAR-CCM+과 SolidWorks를 이용하여 시험 결과와 비교하였다. DES와 달리 RANS의 사용은 박리된 와류의 영향을 포함하는 실속 후 특성에 대한 예측 오류가 있으나, 앞전에 위치한 흑이 델타 날개와 유사한 역할을 하고 주유동 방향 와류 형성과 흑 돌기의 날개 길이 방향 위치에서 하향류(Downwash)를 생성하여 박리를 지연시키는 것으로 나타났다.

H. S. Yoon 외<sup>[12]</sup>는  $Re = 10^6$ 에서 1.5의 낮은 종횡비( $AR$ )를 가진 경사지지 않은 유한 날개 모델에 대해 유체역학적 특성에 물결 모양의 흑이 미치는 영향을 Fluent를 이용하여 수치적으로 조사하였다. 그들은 날개 성능에 대한 파상도(Waviness Ratio,  $R_w$  ; 흑이 있는 날개 길이(Span)에 대한 전체 날개 길이의 비율)의 영향을 연구하여  $R_w \leq 0.4$ 의 경우, 앞전 흑은 실속 이후 영역에서 양력 계수를 증가시키는 데 효과적임을 제시하였다.

이전 연구들은 주유동 방향 와류가 실속 이후 영역에서 유체역학적 성능을 개선하는데 중요한 역할을 한다고 제안하였다. 그러나 주유동 방향 와류가 흑에 의해 생성되고 유동장에 작용하는 구조와 날개 성능에 미치는 영향은 다소 다른 의견을 보이기도 한다.

J. Favier et al.<sup>[13]</sup>는 매우 낮은 레이놀즈수( $Re = 800$ ) 영역에서 파장( $\lambda$ )과 진폭( $A$ )의 매개변수 영향을 받음각  $\alpha = 20^\circ$ 에서 NACA 0020 익형에 적용하여 수치해석하였으며, 주유동 방향 속도의 길이 방향 변화가 켈빈-헬름홀츠 불안정성(Kelvin-

Helmholtz Instability)을 유도하고, 앞전 근처에서 표면 수직 와도(Surface-Normal Vorticity)를 생성하여 유동 박리를 지연시키는 주유동 방향 와류로 변경됨을 제안 하였다.

N. Rostamzadeh et al.<sup>[14]</sup>은 시험 및 수치해석을 통해 앞전 근처 주유동 방향 와류 생성을 담당하는 구조에 대하여 설명하였다. 첫 번째는 흡으로 인해 날개 길이를 따라 순환하는 주기의 변화로 스토크스 법칙(Stokes Law)에 의해 길이 방향의 와도 (Vorticity) 변화가 발생하여 역회전하는 주유동 방향 와류가 발생하며, 두 번째는 경계층의 길이 방향 와류가 앞전 근처의 유동 왜곡으로 인해 주유동 방향 및 벽면 의 수직방향으로 기울어지는 뒤틀림에 의해 유도된 와류가 발생한다고 정의하였다. 와류의 존재는 실속 전 전체 날개의 성능에는 해로우나, 풍동 압력 측정시험에서 입증된 것처럼 실속 이후 이점을 제공하고 또한 앞전 뒤의 박리 기포(Separation bubble)와 흡의 흡 평면을 따라 뒷전 근처 분리된 유동 영역에서 추가적인 주유동 방향 와류가 생성되어 높은 운동량의 유체를 벽면 근처 영역으로 이동하여 부착된 유동의 형성을 담당한다고 설명하였다.

K. L. Hansen et al.<sup>[15]</sup>은 또한 낮은 레이놀즈수  $Re = 2230$ 에서 델타 날개의 앞전 와류와 유사한 뒷전 근처에서 전단층 분리로 인한 와류의 지속적인 유입으로 인해 하류로 이동함에 따라 주유동 방향 와류의 순환이 증가함을 발견하였다.

3D 날개에 대한 유동 분포는 흡에 의한 박리 및 재부착 위치를 포함한 다양한 요인에 따라 복잡할 수 있으나, 이전 연구들로부터 주유동 방향 와류가 유체역학적 성능을 향상시키는데 중요한 역할을 한다고 알려져 있다.

L. P. Martiqua et al.<sup>[16]</sup>은 흡등고래의 가슴지느러미가 항상 이동 방향에 수직으로 대응하여 똑바로 유영하는 것이 아니므로 경사면 각도의 영향을 조사하기 위하여 30°의 경사(Swept)가 있거나 없는 3D 형상에 대하여 풍동시험과 수치해석을 수행 하였다. 어린 흡등고래 유영 속도를 기준으로 비교적 현실적인 레이놀즈수( $10^5 \sim 5 \times 10^5$ ) 범위와  $-2^\circ \sim 24^\circ$  받음각에서 모든 경우의 실속 특성이 양력에서 극적이고 갑작스러운 손실은 나타나지 않았으며, 경사가 있는 날개의 경우 보다 점진적이고 거의  $C_{L_{max}}$  값이 안정적으로 유지된 이후 양력 손실이 생겨났다. 유동 박리는 흡의 흡(Trough) 뒤에서 먼저 발생하고 이후 돌기(Peak) 뒤에서 이어지며, 돌기 뒤에서는 높은 운동량을 동반하여 경계층에 에너지를 공급하고 실속을 유연하게 지연시키는 것으로 나타났다. 또한 앞전 흡이 유동 특성을 변경하는 구조는 길이 방향 운동량

구배에서 기인하며, 난류 발생기(Vortex Generator)의 역할을 한다는 기존 연구와도 일치한다고 볼 수 있다.

이러한 혹등고래의 물결 모양 앞전 혹에 대한 효과는 유체역학적 특성에 따라 풍력[17][18] 및 조력 터빈 블레이드나 선박[19][20][21][22][23] 및 항공기[24][25][26][27][28] 프로펠러 등 회전체와 관련된 다양한 분야에서 연구가 진행되고 있다.

F. R. Butt et al.[29][30]는 소형 항공기의 프로펠러 효율에 따른 앞전 혹의 진폭( $A$ ) 및 파장( $\lambda$ )의 영향을 비교하였으며, 모든 경우에서 기준 프로펠러에 비해 추력 대비 토크 비율(Thrust to Torque Ratio)이 향상되어 상승시간 절감 및 최대 상승률(Rate of Climb)과 절대 및 실용 상승한도(Absolute & Service Ceiling)가 증가하여 더 넓은 비행 범위 및 내구성으로 보다 친환경적이고 비용면에서 효율적인 비행이 가능할 것으로 판단하였다.

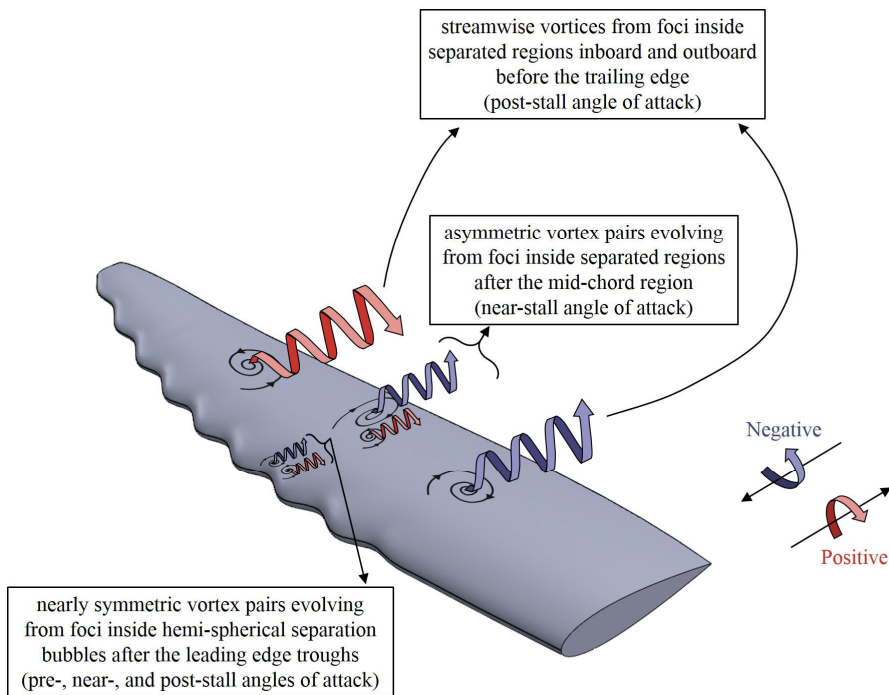


Fig. 5 Characteristics of the Fluid Structure by Tubercle Effect [31]

국내의 경우 H. Kim[31]은 풍동시험을 통해 혹등고래 가슴지느러미와 쿼드로터 블레이드에 대하여 혹의 효과를 설명하였으며, 특히 Fig. 5와 같이 혹으로 기인하여 앞전 근처의 반구형 박리 기포에서 진화하고 서로 반대로 회전하는 주유동 방향

와류 쌍과 시위 중간 이후 비대칭 와류 쌍들에 대한 두 가지 유형의 와류 구조를 정의하였다. 또한 D社의 프로펠러를 이용하여 전진 비행 조건에서 경사각이 40° 일 때 전진비(Advance Ratio,  $\mu$ )가 증가함에 따라 앞전 혹은 동력 계수에 비하여 추력 계수가 더 큰 향상을 보여 프로펠러의 성능 향상을 확인하였다. 또한 해당 연구를 기반으로 산학 공동으로 에어컨 실외기 팬(FAN)에 흑등고래와 조개의 생체 모방 기술을 적용하여 2dB의 소음 감소와 소비 전력을 10% 절감하는 등 상용화를 진행 하고 있다. 가리비와 같은 조개껍질 표면의 홈 구조 역시 먹이 사냥이나 포식자로부터 도피 등 빠른 기동에 효과를 보이는 것으로 나타났다.

4차 산업혁명이 불러온 첨단 기술로부터 전자기기 주요 부품의 소형화 및 소프트웨어의 기술 발전으로 자동화에 대한 기회가 MAV를 비롯한 UAV 개발로 이어 지면서 저 레이놀즈수 영역의 소형 프로펠러에 대한 수요가 높아지고 있다. 또한 UAV의 경우 정지 비행(Hovering Flight)과 수직이착륙(VTOL, Vertical Take-Off and Landing)이 가능하다는 장점으로 다수의 연구들이 정지 비행 조건에서 진행되었으 나, 최근 고속화에 따른 전진 비행 성능에 대한 데이터가 요구됨에 따라 이에 대한 연구가 필요한 실정이다.

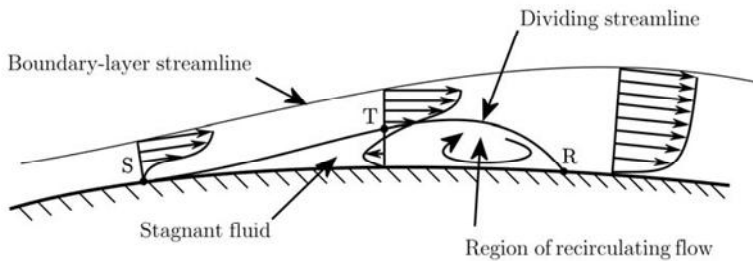


Fig. 6 Laminar Separation Bubble Schematic [38]

UAV가 운행하는 저 레이놀즈수 영역( $10^4 \sim 10^6$ )에서의 공기역학적 특성은 일반 비행체가 비행하는 영역의 특성과 다르게 나타난다. G. I. Taylor<sup>[32]</sup>의 유체 운동에 대한 정의로부터 K. Lee et al.<sup>[33][34]</sup> 그리고 I. Kim et al.<sup>[35]</sup> 등 국내외 수많은 연구<sup>[36][37]</sup>에서 회자되는 저 레이놀즈수 유동은 높은 점성의 영향으로 양항비의 감소 및 불안정한 유동으로 동적 실속 증가와 작은 형상에서 기인하는 기체 내구성을 요구하는 공기역학적 특성을 갖는다. 이러한 특성은 Fig. 6과 같이 역압력 구배로 인해 익형에서 층류가 박리되는 층류 박리(Laminar Separation, 점 S), 난류로 전환되

는 천이(Transition, 점 T) 그리고 재부착(Reattachment, 점 R) 후 난류 경계층이 하류로 계속 되는 구조로 인해 프로펠러의 경우 추진 효율 감소 등 복합적인 현상들이 발생한다. 일반적으로 층류 박리 기포는 레이놀즈수가 감소함에 따라 커지며, 기포의 크기는 익형의 양력과 항력에 영향을 미쳐 기포가 커질수록 양력이 감소하고 항력이 더 증가하는 것으로 알려져 있다.

R. W. Deters et al.<sup>[38]</sup>은 프로펠러의 성능과 관련하여 회전 속도, 즉 레이놀즈수 증가에 따라 추력 계수는 모든 전진비에서 증가하는 것을 관찰할 수 있는 반면에 동력 계수는 낮은 전진비에서는 레이놀즈수가 증가할 때 감소하지만 더 큰 전진비에서는 레이놀즈수 증가와 함께 증가한다는 점에서 조금 다른 양상을 보인다. 이런 두 전진비의 차이는 더 큰 레이놀즈수가 더 낮은 전진비에서는 동력 계수에 유리하지만, 더 높은 전진비에서는 그렇지 않는 이유를 시험을 통해 설명하고 있다.

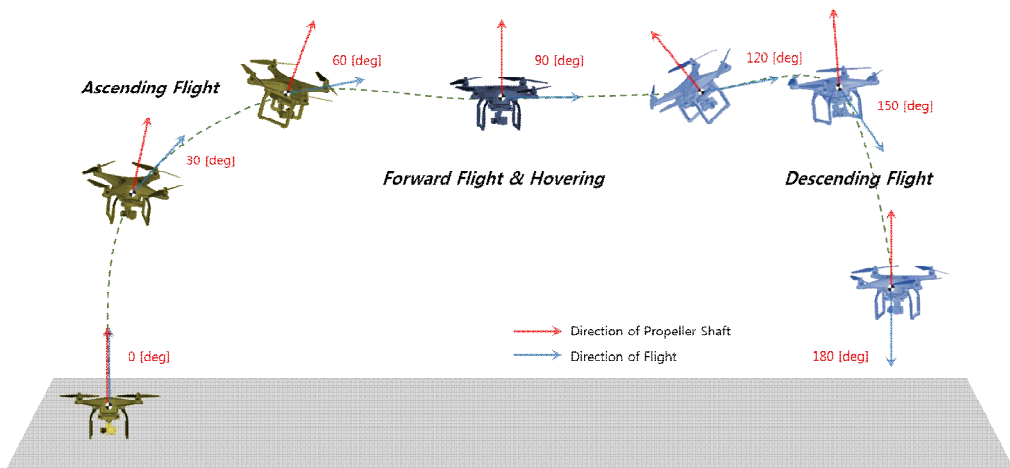


Fig. 7 Different Operating Modes of VTOL UAV Propeller

VTOL UAV는 프로펠러를 전방 추진과 수직 이착륙을 위해 사용하며, Fig. 7과 같이 비행 범위 전체에 걸쳐 기울어진 모드로 작동한다. 전형적인 비행 시나리오는 수직 이륙(Vertical Take-off), 전방 천이(Forward Transition), 상승(Climbing), 순항(Cruising) 및 정지비행(Hovering) 그리고 하강(Descending), 후방 천이(Backward Transition) 및 수직 착륙(Vertical Landing)을 포함하고 있다. 그 중 에너지 관점에서 소비가 거의 없는 하강, 후방 천이 및 수직 착륙의 단계는 제외하고 본 연구에서는 전진 비행 조건에 따라 그 특성을 제시하고자 한다.

결과적으로 VTOL UAV는 전진 비행 중 경사각(Tilt Angle)을 가지며, 프로펠러의 공기 유입(Inflow)은 축 대칭(Axisymmetric)이 되지 않는다. 또한 전진으로 인하여 프로펠러 회전면(Rotor Disc)을 통과하는 상대 공기 흐름은 블레이드의 전진과 후진 방향에 따라 달라 주기적인 하중이 가해지며, 이는 프로펠러의 진동, 구조적 피로 및 추가적인 소음 발생에 영향을 준다.

프로펠러의 이론은 과거 수년 동안 고정익 항공기 추진시스템 개발에 사용되어 잘 알려져 있으며, 프로펠러의 거동을 설명하는 대표적인 이론으로 운동량 이론(Momentum Theory)과 블레이드 요소 이론(Blade Element Theory)이 있다. 전자의 경우 날개의 수, 익형의 종류 및 블레이드 형상과 유동에 대한 위치 등 프로펠러의 구조적 매개변수를 고려하지 않는 단점이 있으며, 후자의 경우 프로펠러의 축에서 반경  $r$ 에 위치한 미소 너비( $dr$ )의 블레이드 요소에 작용하는 공기역학적 힘을 총합으로 계산하지만 블레이드에 의해 발생하는 표면에서의 와류 효과는 무시된다고 가정함에 따라 시험 결과에 대한 보정이 필요하게 된다. 특히 소형 멀티콥터 등 UAV의 경우 저 레이놀즈수 효과와 횡류(Transverse Flow) 등으로 공력 특성이 매우 복잡하여 이에 대한 많은 해석 기법 연구들이 진행되고 있다.

O. Gur et al.<sup>[39]</sup>은 최대 효율이 얻어지는 전진비( $\mu$ ) 보다 더 낮은 전진비에서는 블레이드 단면의 많은 부분이 실속 상태에서 작동하며, 프로펠러의 회전 및 속도의 반경 성분에서 기인한 코리올리 효과로 경계층 분리가 자연되어 익형의 실속 특성이 변경되기 때문에 이러한 회전 효과를 설명하기 위해 2차원 비회전 익형에 대한 정보를 보정하는 간단한 모델을 제시하여 시험 결과간의 일치성을 향상시켰으나 받음각  $25^\circ$  이하로 국한된다. 또한 추력과 동력 계수가 각각 시험 결과와 오차를 가지고 있지만 효율은 유사한 결과를 제공하며, 이러한 주된 이유는 높은 피치각에서 회전면의 많은 부분이 매우 높은 받음각을 경험하기 때문으로 설명하고 있다.

B. Theys et al.<sup>[40]</sup>은 고전적인 헬리콥터 디스크 이론(Helicopter Disk Theory)이나 모멘텀 및 블레이드 요소 이론(Momentum & Blade Element Theory)에 대한 이론적 접근이 일반적으로 유효하지 않고 불안정한 흐름을 특징으로 하는 전진 비행에는 적용하기 어려워 Fig. 7과 같이 경험 가능한 전체 비행 범위에 해당하는 풍동시험을 수행하였으며, 전진 비행 시 프로펠러에 작용하는 강한 모멘트와 하강 비행 시 불안정한 조건을 보여주었다.

Ø. Ø. Dalheim<sup>[41]</sup>은 해양 선박의 경우 추진, 기동(Manoeuvring) 및 위치 유지(Station Keeping) 등 안전하고 효율적인 운용을 위해 부착된 방위각 추진기(Azimuth

Thruster)에 대하여 여러 극한 부하 조건에서 유체역학적 하중을 모델링하고, 모사하는 방법을 연구하였다. 그는 경사 유입(Oblique Inflow)은 선박의 기동으로 인해 발생하며, 운송 중에 높은 전진비와 항구 접근이나 동적 위치 결정(Dynamic Positioning) 중에 낮은 전진비를 경험하기 때문에 유입 유동장을 축 방향과 접선 방향으로 구분하여 설명하고 있다. 전진 이동에 의한 자유 흐름 속도( $U_\infty$ )와 받음각( $\alpha$ )을 고려한 축 방향의 유입 속도( $U_\infty \cos \alpha$ )는 받음각이 증가함에 따라 유효 전진비가 감소함을 의미하고, 접선 방향의 경우 블레이드 회전 위치에 따른 방위각( $\psi$ )을 포함한 유입 속도( $U_\infty \sin \alpha \cdot \cos \psi$ )로 인해 측면 힘(Side Force)과 굽힘 모멘트(Bending Moment)가 생성된 시험 결과와 유사한 거동을 예측하였다.

R. Gill et al.[42][43]은 전진 비행에 따른 경사 흐름(Oblique Flow) 조건에서의 풍동 시험과 함께 추력, 항력 및 토크에 대하여 BET(Blade Element Theory), BEMT(Blade Element Momentum Theory) 및 공기역학적 매개변수를 수정하는 모델링 방법론을 제시하였으며, 특히 여러 참고문헌에서 사용되는 정지 비행(Hover Flight) 모델보다 고속의 전진 비행 시 개선된 내용을 보여주고 있다.

공기역학적 특성 이외에도 공기 음향 특성을 정량화하기 위해 Y. Yang et al.[44][45]은 멀티콥터의 전진 비행에 대해 무반향 풍동(Anechoic Windtunnel)에서 시험과 함께 수치적 모사를 수행하였다. 자유 흐름( $U_\infty$ )이 증가하고 축에 대한 경사각( $\alpha_{s0}$ )이 감소하면 동일 회전 속도에서 로터의 추력, 동력 및 음압 레벨(SPL)이 증가하는 것을 경험하였다. 추력의 경우 위상각(Phase Angle,  $\psi$ )에 대하여  $180^\circ$  마다 주기적으로 변동하며,  $U_\infty = 20 \text{ m/s}$ ,  $6000\text{rpm}$ 에서 경사각( $\alpha_{s0}$ )이  $10^\circ$ 의 경우 최대 추력은  $18^\circ$ , 최소 추력은  $108^\circ$ 에서 발생하였다. 블레이드의 반경 방향에 따른 하중 분포는 다른 위상각에서 극적으로 변하였고,  $0.75R$ 에서 최대 국부 추력은 최소값의 약 8배로 나타났다. 또한 전진 비행 중 로터의 소음원을 분석한 후 SPL(Sound Pressure Level)은 자유 흐름 속도의 5~6승의 로그 값으로 정규화 되는 것을 확인하였다.

전진 비행을 분석하기 위하여 추력과 자유 흐름 속도(전진 속도)의 관계는 다음 2가지 방식으로 이해할 수 있으며, 첫 번째는 프로펠러가 일정한 회전 속도와 축 경사각에 대해 일정한 순환을 갖는 양력면(Lifting Disk) 또는 단순 와류선으로 취급할 수 있으며, 추력은 Kutta-Joukowski 정리에 따라 자유 흐름 속도의 크기에 비례한다. 두 번째 Fig. 8과 같이 자유 흐름 속도( $U_\infty$ )를 축 방향과 회전면 내 성분으로



분해할 수 있으며, 블레이드 단면의 감소된 받음각으로 인해 축 방향 속도의 증가에도 추력을 감소시키는 효과를 가진다. 또한 회전면 내 성분은 역풍(맞바람) 효과(Headwind Effect)로 1사분면과 2사분면에서는 추력이 증가하고 3사분면과 4사분면에서 추력이 감소되는 등 각 사분면별 효과가 다르게 나타나며, 1사분면과 2사분면의 역풍 효과가 우세함에 따라 롤링 모멘트가 발생하게 된다. 이는 자유 흐름 속도가 증가하면 비대칭성이 증가하여 롤링 모멘트가 증가하게 된다고 볼 수 있다.

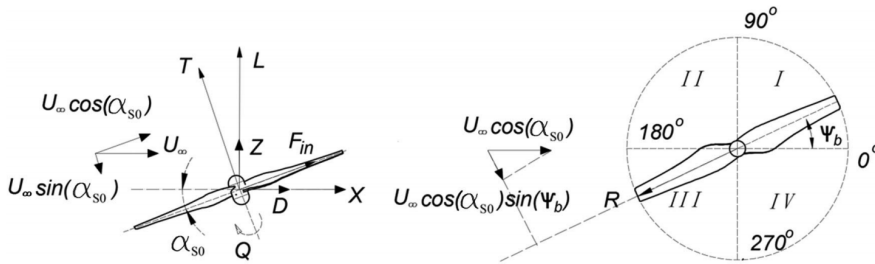


Fig. 8 Definitions of the Propeller during Forward Flight [45]

J. Ahn et al.[46]는 받음각을 갖는 함정 프로펠러로 유입되는 유동의 방향이 2종류로 형성되며, 균일 유동 상태에서 축에 수직 방향 즉 프로펠러의 면 아래에서 위로 올라오는 유입 유동( $V_{upward}$ )이 받음각이 없는 경우와 비교하여 추가로 생성되어 LCT(Large Cavitation Tunnel) 시험을 통해 프로펠러 회전 시 날개 위치에 따라 프로펠러의 흡입면(Suction Side)과 압력면(Pressure Side)에서 캐비테이션(Cavitation) 발생을 관찰하였으며, 캐비테이션으로 인한 소음 수준 감소 및 예측 향상을 위해 수치 해석을 수행하여 축에 대한 받음각이 증가할수록 캐비테이션 발생 가능성이 클 것으로 예측하였다.

Y. Leng et al.[47][48]는 큰 입사각에서 프로펠러의 공기역학적 하중의 변화를 관찰하기 위하여 풍동시험과 함께 해석적 접근을 제시하였다. 입사각이 증가하면서 축 방향의 감소된 유입 속도와 회전면 내의 유입 속도로 인한 방위각 방향으로 유동 조건의 변화를 야기하였으며, 결과적으로 프로펠러의 추력과 토크 계수는 입사각에 따라 증가됨을 확인하였다. 시험 결과는 높은 입사각에서 프로펠러의 힘과 모멘트를 추정할 때 실속 지연과 같은 3차원 효과의 중요성을 강조되었으며, 수치 계산은 입사각이 증가함에 따라 측정된 추력을 잘 따르나 토크 계수 예측에서 특히 큰 전진비와 높은 입사각에서 더 큰 오류가 발견되었다. 따라서 구간별 블레이드 단면

조건을 고려한 단순화된 블레이드 요소법으로 얻은 해석적 접근을 제시하였으며, 이 이론은 높은 입사 조건에서의 시험 결과에 대한 검증과 광범위한 형상 및 작동 조건에 적용하고자 노력하였다.

높은 입사각을 포함하여 광범위한 공기역학적 조건을 경험하는 탠덤 틸트 날개 (Tandem Tilt-wing)를 가진 eVTOL(Electric Vertical Take-off and Landing) 추진시스템 개발을 위하여 B. M. Simmons<sup>[49]</sup>도 역시 자유 흐름 속도간의 입사각(Incidence Angle)에 따라 프로펠러의 힘과 모멘트를 축 방향 및 접선 방향의 전진비와 레이놀즈수를 매개변수로 하는 수학적 모델링 기법을 제시하였다. 낮은 입사각 조건에서 입사각의 작은 동요(Perturbation)에 따른 축 추력과 토크의 영향은 미비하나, 높은 입사각을 가진 경사 흐름에서는 축 방향 힘과 토크의 편차 이외 상당한 축외 (Off-Axis) 힘과 모멘트가 생성되어 P-Factor와 같은 프로펠러의 회전면에 균일하지 않은 하중 분포에 따라 매우 복잡한 공력 특성과 비선형적인 거동으로 설명하고 있다.

여기서 이전 연구들로부터 언급되는 각도와 관련하여 받음각(Angle of Attack,  $\alpha$ )은 시위선과 상대풍(Relative Wind)에 대한 공기역학적 각도(Aerodynamic Angle)가 되며, 입사각(Incidence Angle)은 시위선과 프로펠러 회전면 사이의 기계적 각도(Mechanical Angle)로 서로 다른 개념이나 유도 기류(Induced Flow) 및/또는 항공기 속도가 없는 경우 받음각과 입사각은 동일하게 볼 수 있다. 본 연구에서는 회전면의 관점에서 받음각을 합력 상대풍(Resultant Relative Wind)과의 사잇각으로 입사각과 유사 개념으로 표현한다.

앞서 많은 연구자들의 다양한 분야에서 시험적 노력과 함께 여러 해석 기법에 대한 연구들을 검토하였다. 특히 VTOL UAV의 저 레이놀즈수 영역에서 전진 비행으로 수반되는 경사진 프로펠러의 유입 속도에 대하여 축 방향 및 회전면의 접선 방향 속도에 대한 시험과 해석에 대한 연구들이 활발히 진행되고 있으며, 흑등고래 가슴지느러미의 앞전에 위치한 물결 모양 혹의 효과(Tubercle effect)와 같은 생체 모방 기술은 결국 이러한 공기역학적인 효과의 결실로 프로펠러는 엔진 추진으로 극복해야 하는 추력과 동력을 효율적으로 생산하게 될 것이다.

## 제 2 절 연구 목적

프로펠러는 엔진에 의한 회전력을 전진에 필요한 추력으로 변환하여 항공기나 선박 등 이동 수단에 주로 사용되며, 프로펠러 설계를 위해서는 요구되는 토크를 최소화하여 최대 추력을 생산하는 것이 주요 고려 사항 중 하나이다.

UAV 등 항공기의 프로펠러는 둘 이상의 블레이드와 허브(Hub)로 구성되어 있다. 동일한 항공기라 할지라도 프로펠러의 성능에 따라 연비, 운항속도, 최대 상승률, 이륙거리 등이 차이가 나기 때문에 프로펠러 선정 시 항공기의 설계 속도, 엔진의 힘과 회전 속도(프로펠러 축의 회전 속도) 및 항공기의 사용 용도 등을 고려하여야 성능을 최고로 높일 수 있다.

항공기가 전진 비행 시 프로펠러의 회전 속도와 기체의 전진으로 유입되는 공기의 속도가 더해져 프로펠러의 효율이 올라가게 되나, 일정 속도를 지나면 와류가 발생되어 프로펠러의 효율이 다시 떨어지게 된다. 또한 프로펠러의 블레이드 피치가 항공기의 운용에 따라 최적의 속도가 매번 달라 상대적으로 피치각을 다르게 하여 저속의 경우 피치각은 크게, 고속은 더 작은 각도로 유지해야 하는 것이 일반적이다. 따라서 가변 피치 프로펠러를 사용하는 것이 효율적이나 구조가 복잡하고 무게가 무거우며 가격이 비싼 단점이 있어 UAV나 경량 항공기에서는 순항속도를 기준으로 최고의 효율이 되도록 고정 피치 프로펠러를 설계하여 주로 이용한다.

VTOL(Vertical Take-off and Landing) UAV의 경우 프로펠러를 전방 추진과 수직 이착륙을 위해 사용된다. 많은 이전의 연구가 전진 비행에 대한 받음각이 작기 때문에 제자리 비행(Hovering) 조건에서 수행되었으며, 또한 생체 모방을 이용한 여러 연구에서도 앞전 혹(Tubercle)을 적용한 블레이드의 성능을 개선하려고 시도하면서 모두 축류 조건 또는 0°의 받음각으로 제한되어 진행되었다.

최근 드론을 포함하는 UAV는 군사 목적을 시작으로 물류 배송 등 민간 분야에서 다양하게 응용되면서 점진적으로 소형화 및 고속화가 요구됨에 따라 전진 비행 상태에 대한 관심을 기울이고 있다.

본 연구에서는 D사의 소형 카메라 드론(PHANTOM-4)에 사용되는 프로펠러(9450s)를 기준으로 혹의 홈(Trough)에 해당되는 단면의 익형을 변화시켜 물결 모양의 앞전 혹을 추가한 여러 프로펠러의 성능을 검증하고자 한다. 설계된 프로펠러는 D사의 프로펠러와 비교하며, 받음각이 0° ~ 90°, 10° 간격으로 변화함에 따라 자유

흐름 속도(전진 속도) 4 m/s ~ 16 m/s, 2 m/s 간격별 프로펠러의 효율을 확인하고, 앞전 후미 유동장에 미치는 유체역학적 영향에 대하여 CFD(Computational Fluid Dynamics)를 활용한 수치해석으로 가시화하고자 한다.

## 제 2 장 연구 내용

### 제 1 절 프로펠러 설계

#### 1. 3차원 형상 설계

본 연구에서는 전 세계 민간 드론 시장의 70% 이상을 차지하는 D社 제품의 PHANTOM-4 카메라 드론에 사용하는 프로펠러를 기본으로 블레이드 앞전에 위치한 물결 모양의 혹에 대한 효과를 검증하고자 한다. 해당 프로펠러의 스테이션(Station)을 따라 각 단면별 시위 길이와 피치각 정보는 H. Kim<sup>[31]</sup>의 연구를 통해 알려져 있으나, 블레이드의 단면 형상은 공개되지 않아 3차원 스캐너(Creaform HandySCAN 3D)를 통해 3D 좌표 값을 추출하고 Siemens NX를 이용한 모델링을 수행하였으며, 기본 형상으로부터 익형(Airfoil)의 형상을 변화시켜 앞전 혹을 추가하여 4개의 새로운 블레이드 모델을 설계하였다.

프로펠러가 회전하면 각각의 블레이드는 날개 역할을 하여 회전에 필요한 토크를 양력으로 만들어 전진에 필요한 추력을 생산한다. 블레이드는 회전 시 허브에서부터 팁(Tip) 부분까지 위치에 따라 속도 차이가 생겨 보통 안쪽으로 갈수록 크게 휘어 있으며 바깥쪽으로 갈수록 작게 휘어져 있다. 이처럼 블레이드는 유체역학적 효율을 높이기 위하여 여러 곡률로 이루어진 단면의 형상이 다양한 모양으로 생성되어 최대한 곡률을 반영해 오차가 없도록 고정밀(Accuracy : 0.025mm) 3차원 스캔을 진행한다.

Creaform社의 고정밀 핸드형 스캐너(HandySCAN 3D)를 이용하여 Fig. 9와 같이 고해상도로 스캔한 프로펠러의 형상 데이터(Surface)는 해석에 요구되는 형상으로 수정과 변경이 필요하다. 핸드형 스캐너는 해당 블레이드의 절대 좌표를 지정하기 위하여 트래커 대신 턴테이블의 타겟을 기준으로 실시간 위치를 추적하며, 자사의 VXmodel 소프트웨어를 이용하여 스캔한 데이터의 좌표계 정렬을 수행하고 불필요 요소 제거 및 원하는 형상을 추출하였다.

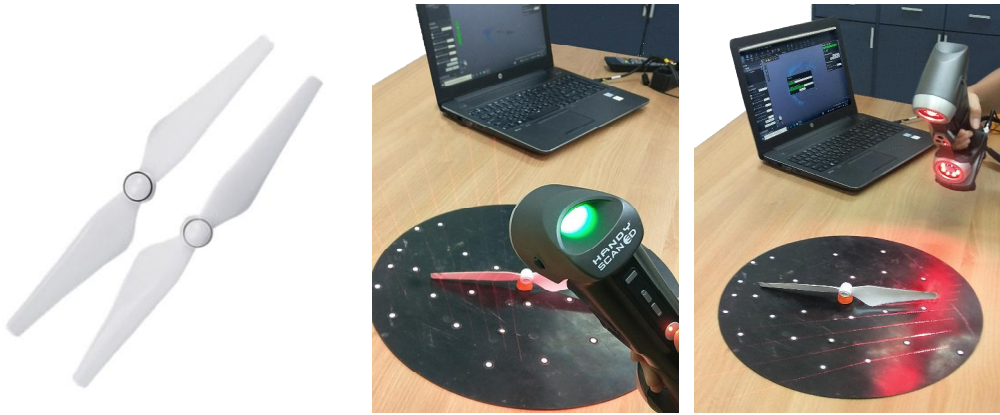


Fig. 9 Propeller Scanning by Creaform HandySCAN 3D

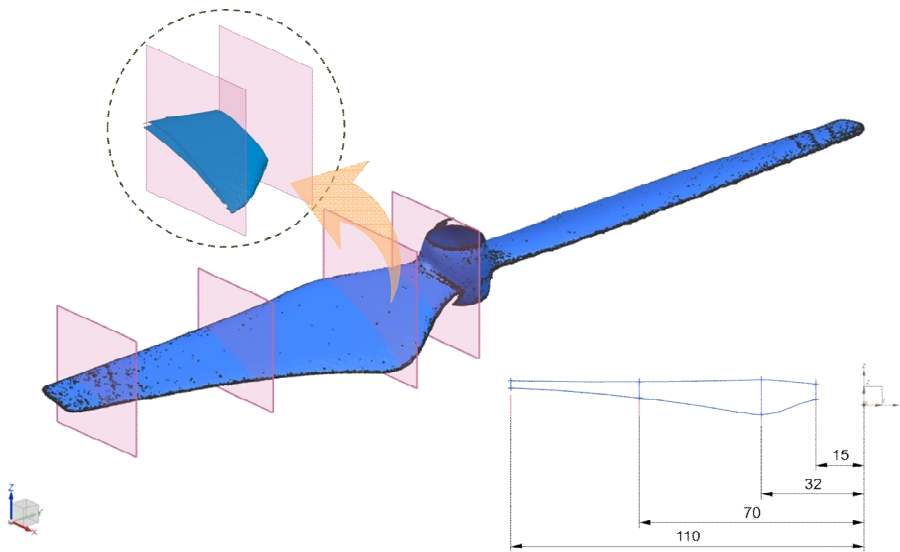


Fig. 10 Setting of Coordinate Axis and Airfoil Position for 3D Feature

스캔 데이터로부터 전진에 따른 회전 중심축을 +Z축 기준으로 블레이드의 시위 (Chord) 방향은 X축, 스테이션 또는 스패ن(Span) 방향을 Y축으로 좌표계를 설정하고, 프로펠러는 반시계 방향으로 회전한다. 프로펠러의 특성상 180° 회전한 위치에서 서로 동일한 형상이므로 스캔 데이터(Surface) 좌·우측 형상의 평균값을 이용하여 4개의 단면(Section)에 대한 에어포일을 유추하고, Fig. 10과 같이 블레이드 단면 중 가장 긴 시위 길이(중심으로부터 32mm 위치)를 기준으로 각각 15, 70, 110mm 가상 단면을 형성하였다.

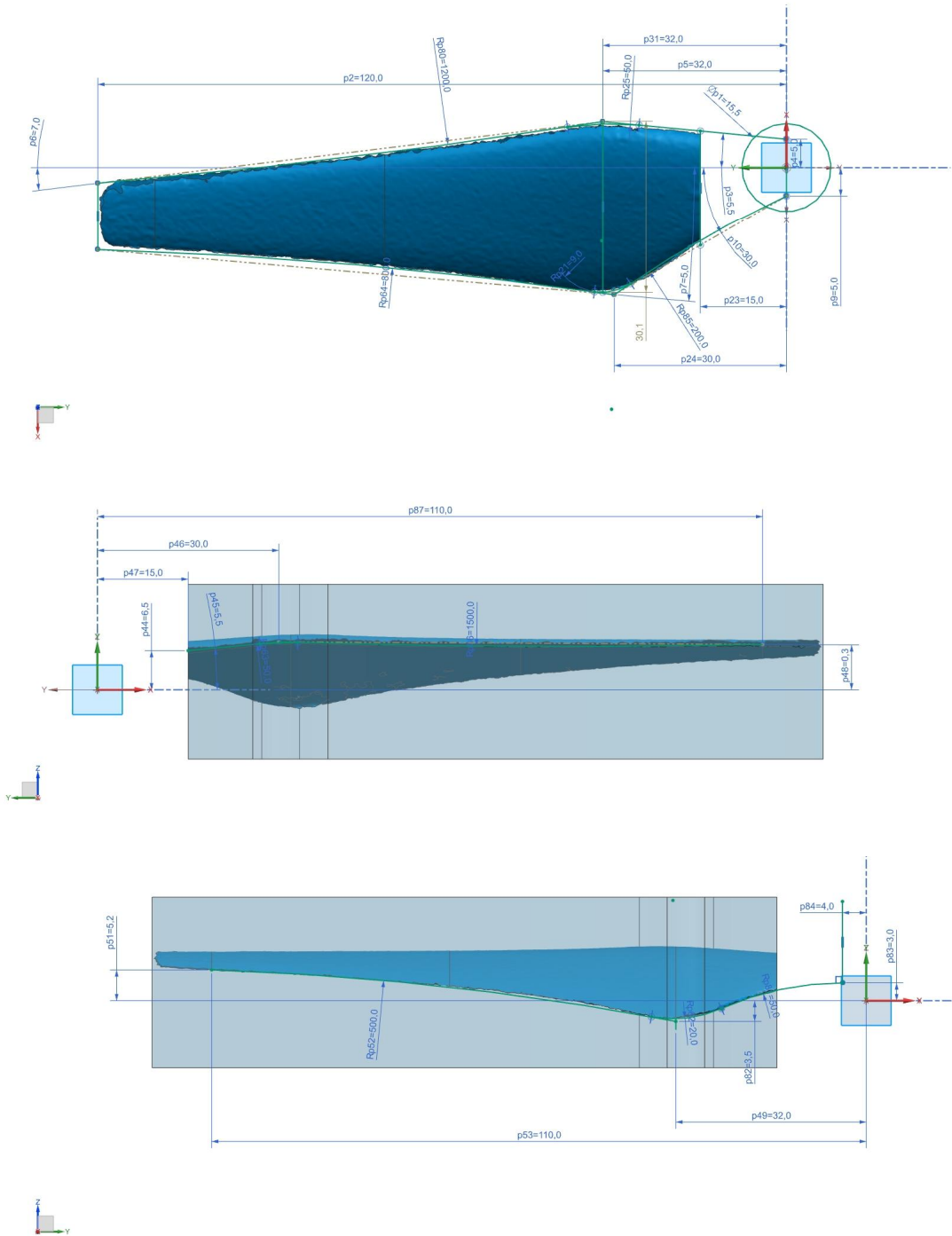


Fig. 11 Guideline Features along Leading edge and Trailing edge of Blades

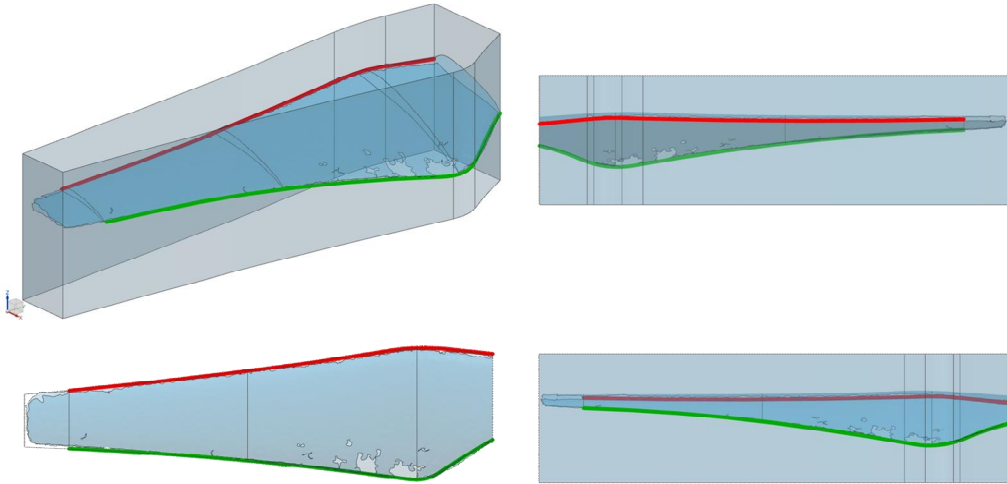


Fig. 12 Create Guidelines along Leading edge and Trailing edge of Blades

앞서 정의한 좌표축과 가상 단면을 기준으로 윗면과 측면에서 블레이드의 앞전과 뒷전을 따라 기준선(Guideline)을 생성하여 Fig. 11과 같이 블레이드의 개략 형상을 스케치하고, Fig. 12에서 보이는 앞전(빨간색 실선)과 뒷전(초록색 실선)의 3차원 형상에 대한 프로젝션(Projection) 커브를 완성하였다.

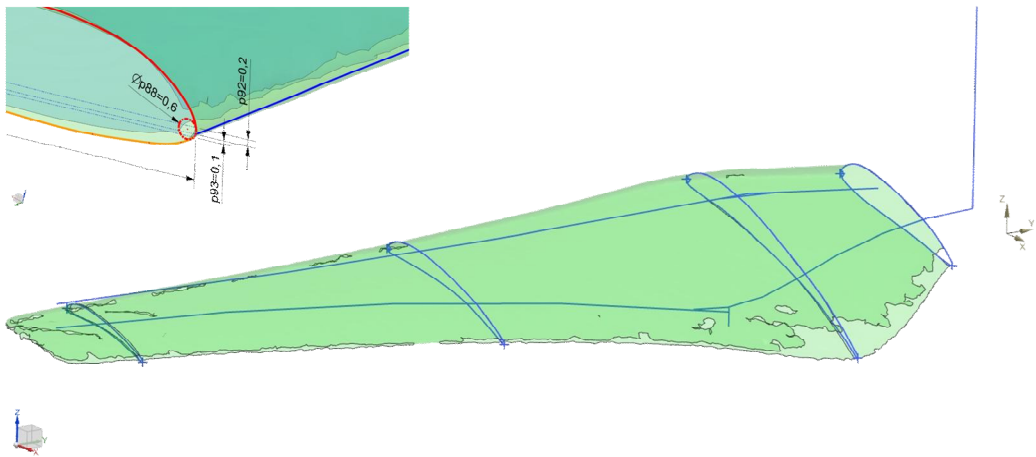


Fig. 13 Create Airfoils for each 4-Section



또한 Fig. 13은 블레이드의 좌/우측 형상을 겹쳐 4개의 각 단면에서의 평균값을 데이터 포인트에 맞춰 스플라인(Spline)으로 스케치하고, 스캔 데이터로부터 미처 표현되지 않는 부분에 대해서는 가상의 선으로 이어 익형(Airfoil)을 생성한다. 앞전의 경우 익형의 윗면(Suction Side, 빨간색 실선)의 시작점은 앞전 기준선(파란색 실선)에서 위로 0.2mm, 아랫면(Pressure Side, 주황색 실선)은 기준선으로부터 아래로 0.1mm에서 시작하며 앞전 반경(빨간색 점선)은  $\varnothing 0.6mm$ 를 접선 조건으로 구속하였으며, 뒷전은 직선으로 뒷전 기준선으로부터 위로 0.2mm, 아래로 0.1mm의 0.3mm 두께를 주어 실제 형상과 최대한 유사하게 모델링하였다.

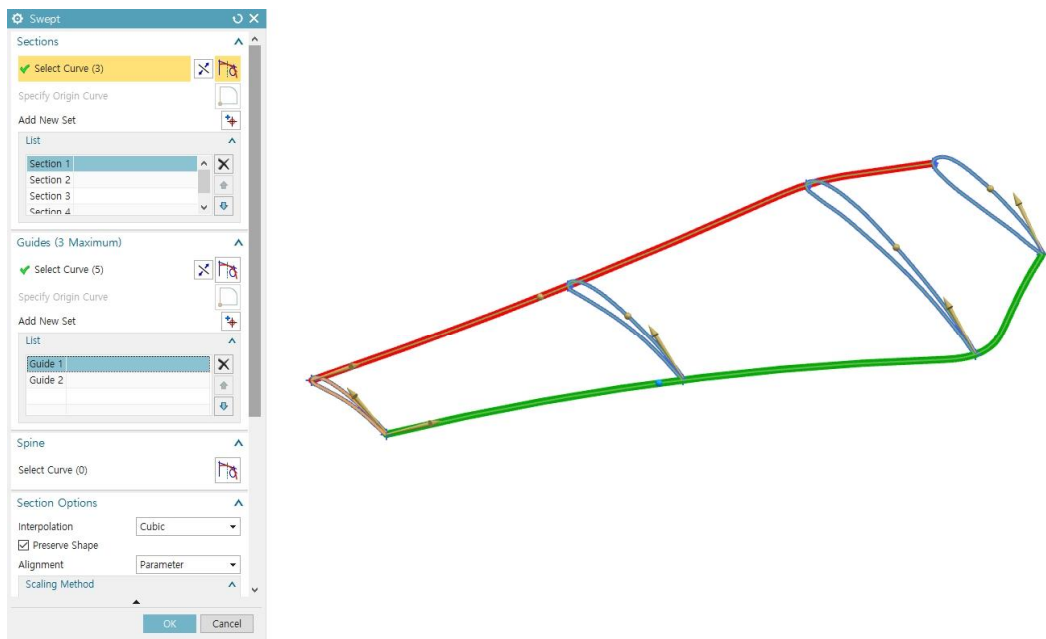


Fig. 14 Use the Swept Command to Create a Base Solid Body

4개의 익형 단면(Section)에 대하여 2개의 앞전 및 뒷전 기준선(Guideline)을 따라 NX Swept 명령을 이용하여 Fig. 14와 같이 블레이드를 구성하였다. Fig. 15는 Through Curve와 N-Sided Surface 기능을 통해 익형의 윗면과 아랫면에 대한 뒷전을 서로 연결하고 끝이 연결된 커브 형태로 면과 면 사이의 간격을 매끄럽게 형상을 수정하였으며, 또한 Sew 기능을 이용하여 각각의 면(Surface)을 하나의 솔리드(Solid)로 생성하였다.

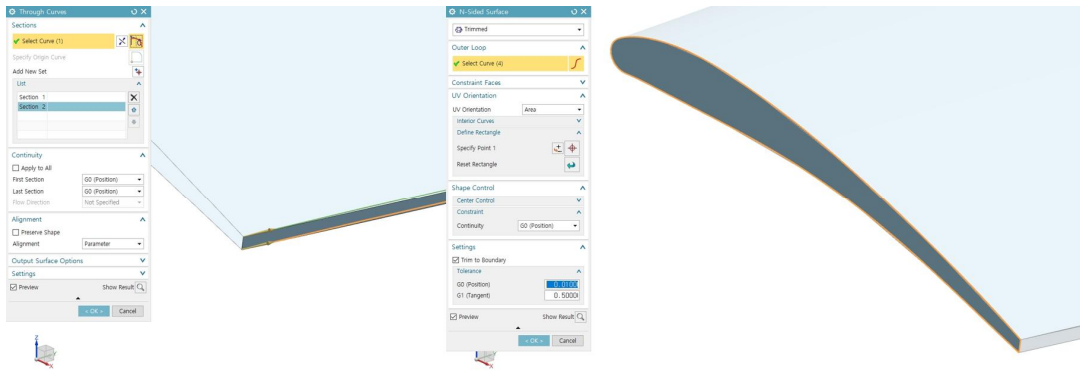


Fig. 15 Use the Through Curve & N-Sided Surface Command to Create a Surface Enclosed

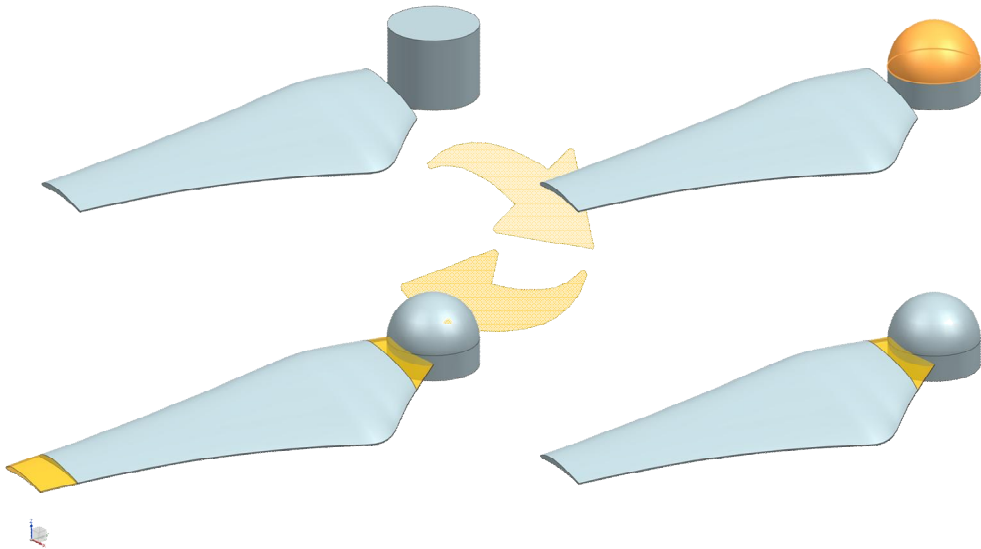


Fig. 16 Create a Hub of Propeller and Connect with each Section

Fig. 16은 앞서 생성된 블레이드에 대하여 좌표축의 원점을 기준으로 허브 생성 및 서로 인접한 단면과 연장하고, 끝 부분은 120mm까지 10mm 확장하여 Edge Blend 도구를 통해 부드러운 곡선으로 팁의 앞전 부분을 실제 형상에 따라 수정하였다. 반대편 블레이드는 180° 회전하여 복제하고, Unite Boolean 기능을 이용하여 Fig. 17과 같이 최종 프로펠러 형상을 나타내었다.

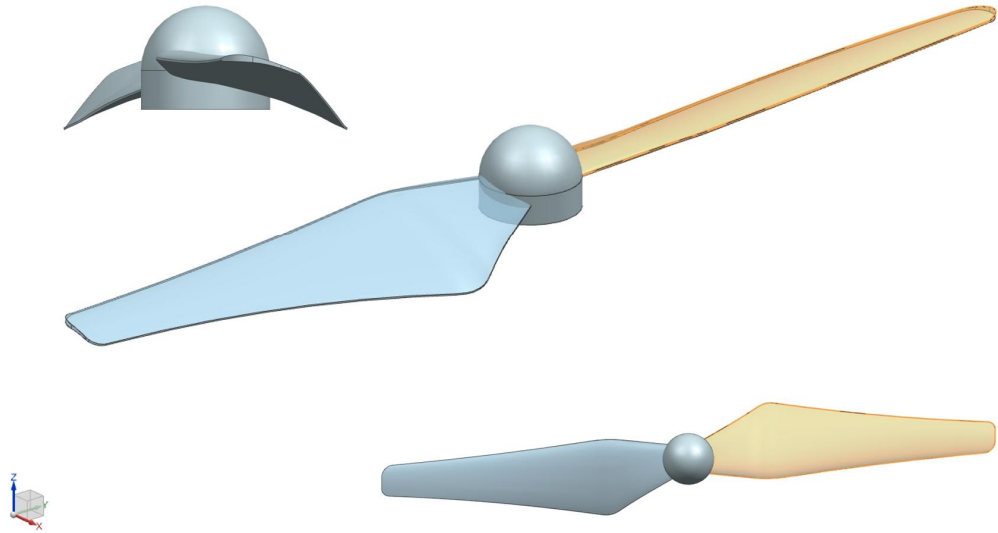


Fig. 17 Final Modeling Shape of Base Propeller Using NX

완성된 프로펠러는 H. Kim<sup>[31]</sup>의 연구에서 제시한 풍동시험 모델의 시위 길이 및 피치각에 대한 측정 결과와 비교하여 Fig. 18에 나타내었다. 시위 길이는 시험 모델과 일치성을 보이나, 피치각의 경우 해당 프로펠러는 두께가 얇고 익형의 아랫면이 시위선(Chord Line) 위쪽에 위치하는 비대칭 캠버형으로 시위선과 수평축간의 측정 기준에 따라 최대 5% 이내의 계통적 오차를 보이고 있다.

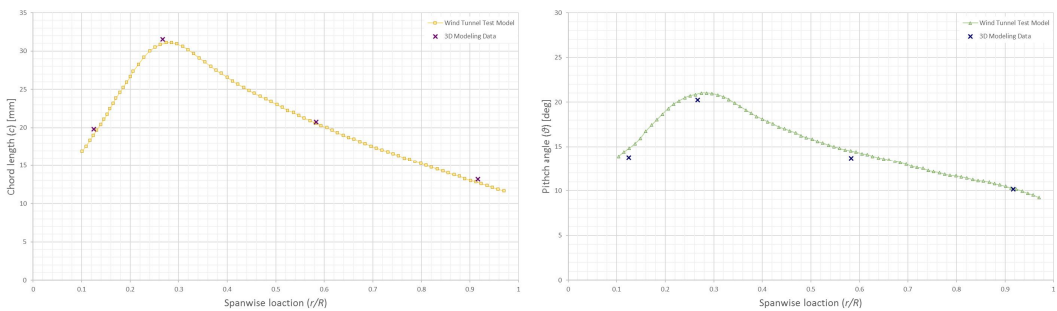


Fig. 18 Results of Comparison for Chord Length & Pitch Angle

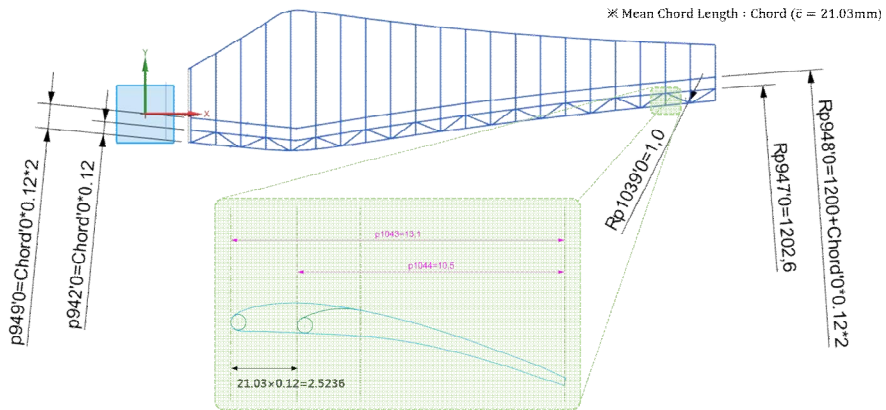


Fig. 19 Create Guidelines along Leading edge of Blades

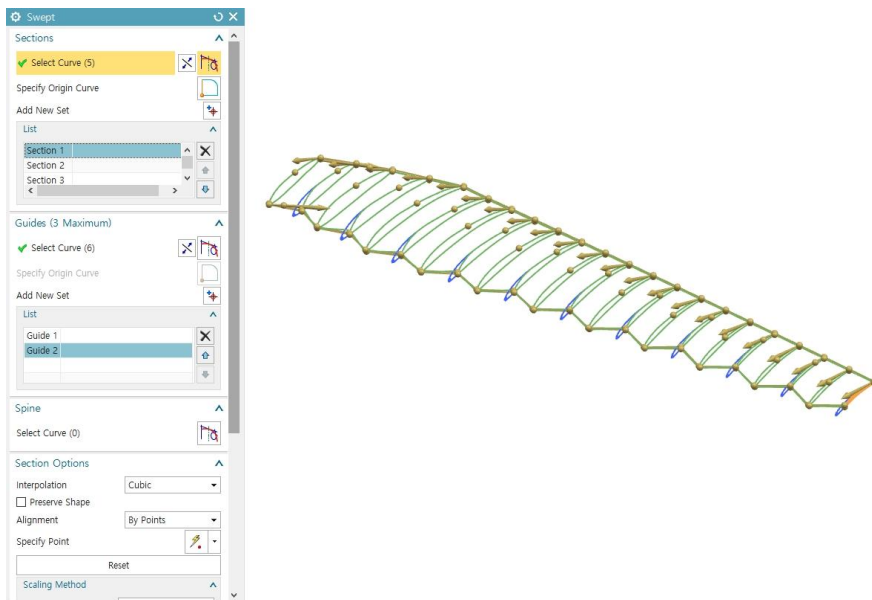


Fig. 20 Use the Swept Command to Create a Tubercle Solid Body

물결 모양 혹은 해석 모델의 각기 다른 형상의 주요 특징은 다음 항에서 다루며, 여기서는 공통된 모델링 기법에 대하여 간략하게 소개한다. 윗면에서 평균 시위 길이를 기준으로 Fig. 19와 같이 앞전에 대한 가상선을 나타내고, 각 단면별

흑의 홈 부분에 대하여 평균 시위 길이의 0.12배(2.5236mm) 앞전을 이동시켜 익형을 생성하였다. 이 값은 H. Johari 외[6] 연구에서 제시한 실제 흑등고래의 지느러미 흑의 치수 범위 내에서 결정하였으며, H. Kim[31]의 연구와 동일하게 참조하였다. 흑의 돌기 부분은 기본 익형을 그대로 유지하고 홈 부분의 익형은 각 해석 모델에 따라 다르게 생성되어 모든 익형의 앞전을 따라 만든 가상선과 투영한 가이드라인을 생성하였다. 각각 생성된 익형은 앞전의 가이드라인과 기존 뒷전의 가이드라인을 따라 Fig. 20과 같이 NX Swept 명령을 이용하여 최종 프로펠러를 생성한다.

Fig. 21은 수치해석에 사용되는 모든 프로펠러 형상을 겹쳐 그 차이를 보여주고 있다.

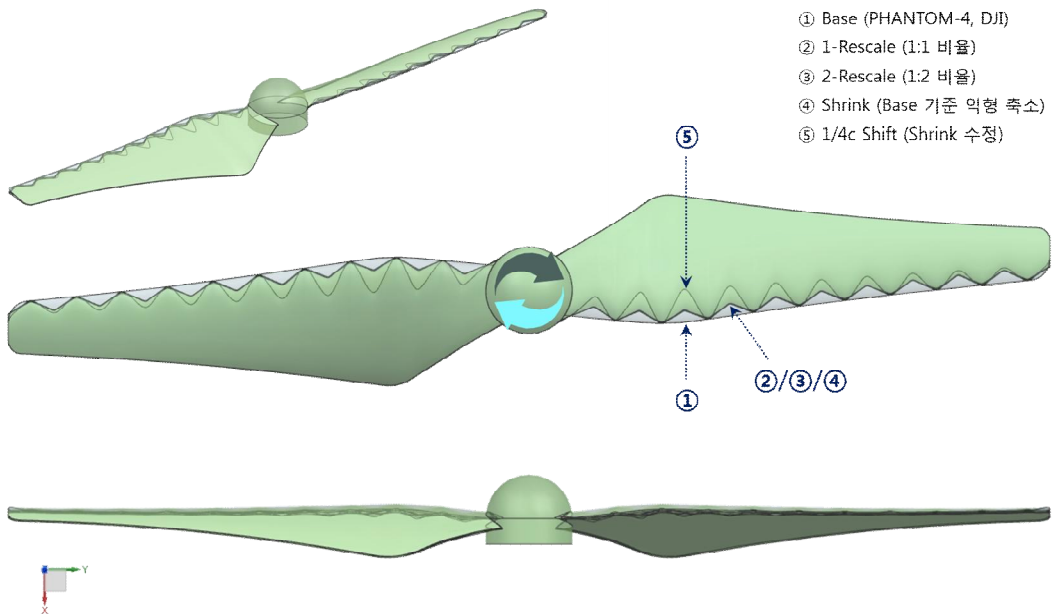


Fig. 21 Final Modeling Shape of All Propeller Using NX

## 2. 프로펠러 설계 검토

저 레이놀즈수 영역에서 물결 모양 혹은 효과를 확인하기 위하여 D社의 카메라 드론(PHANTOM-4)에 사용되는 실제 프로펠러(9450s)를 기본으로 각기 다른 4개의 형상은 Fig. 22와 같다.

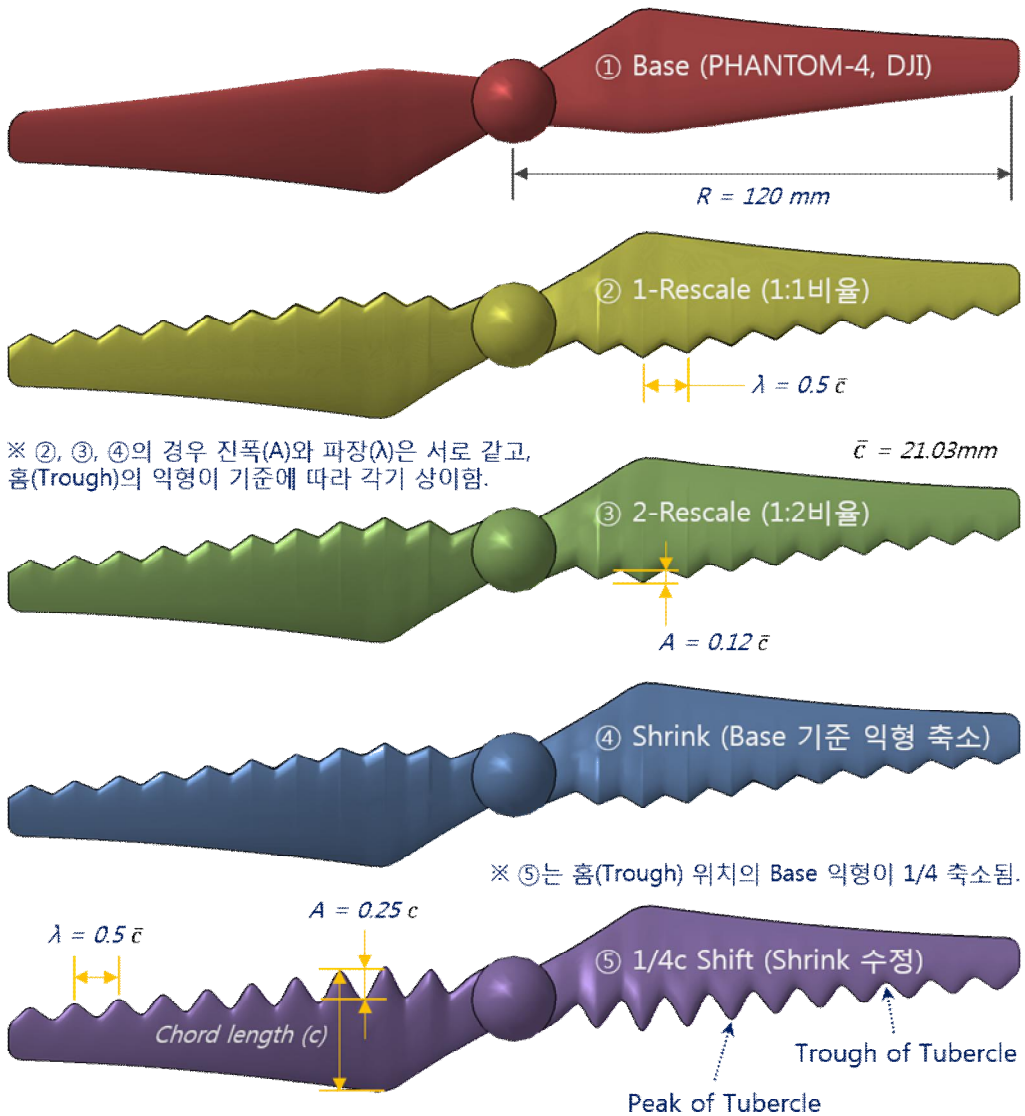


Fig. 22 Final Modeling Shape of All Propeller

②번, ③번과 ④번은 H. Kim[31]의 연구와 동일하게 실제 흑등고래 지느러미 흑의 치수 범위 내에서 진폭(Amplitude,  $A = 0.12 \bar{c}$ )과 파장(Wavelength,  $\lambda = 0.5 \bar{c}$ )의 크기는 같으나, Fig. 23~25와 같이 홈 부분 익형의 윗면(Suction Side)의 형상을 다르게 하여 특성을 확인하고자 한다. 5번째의 경우 다른 형상과 마찬가지로 파장은 동일하나, 극단적으로 진폭의 위치를 기본(Base) 형상의 익형에 대한 시위 길이의 1/4 지점에 위치하여 흑의 단면에서의 성능 차이를 비교하고자 한다.

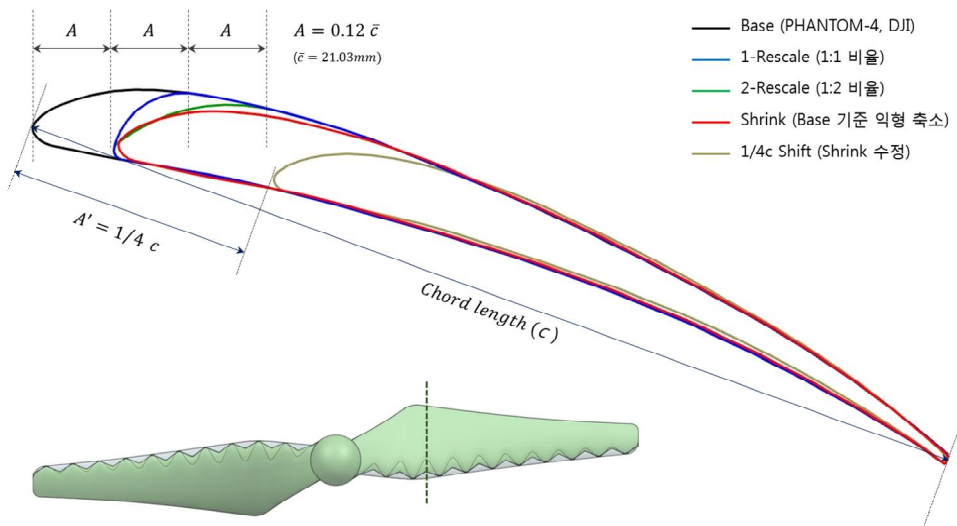


Fig. 23 Section Airfoil of 8th Trough from Propeller Tip

Fig. 23은 블레이드 끝에서부터 8번째 홈(Trough)에 위치하며, 가장 큰 시위 길이를 가진 단면의 익형에 대하여 전체 모델의 형상을 나타내었다. 1-Rescale(②, 파란색 실선)과 2-Rescale(③, 초록색 실선)의 경우 Base(①, 검은색 실선) 익형의 앞전을 기준으로 진폭( $A = 0.12 \bar{c}$ )이 평균 시위 길이( $\bar{c} = 21.03 \text{ mm}$ )의  $\times 0.12$ 배( $2.52 \text{ mm}$ ) 떨어진 곳에 흑의 홈 앞전이 위치하고, 익형의 아랫면(Pressure Side)은 그대로 유지하면서 윗면(Suction Side)의 경우 Base(①, 검은색 실선) 익형의 앞전 원(Leading-edge Circle)을 0.12배 축소하여 진폭과의  $\times 1$ 배,  $\times 2$ 배의 비율로 떨어진 위치와 각각 스플라인을 이용하여 생성하였다. Fig. 24와 Fig. 25는 각각 블레이드 끝에서부터 5번째와 첫 번째 홈에서의 형상을 나타내었으며, 첫 번째 홈은 가장 작은 시위 길이를 가진 단면이 된다. Shrink(④, 빨간색 실선) 모델은 1-Rescale(②, 파란색 실선),

2-Rescale(③, 초록색 실선)과 동일한 진폭과 파장에서 흥이 위치하며, Base(①, 검은 색 실선) 익형의 윗면을  $\times 0.12$ 배 축소하여 나타내었다. 따라서 모든 흥의 위치에서 동일하게 적용되기 때문에 블레이드 끝부분으로 갈수록 2-Rescale(③, 초록색 실선)과 Shrink(④, 빨간색 실선)의 곡선이 역전되는 것을 확인 할 수 있다.

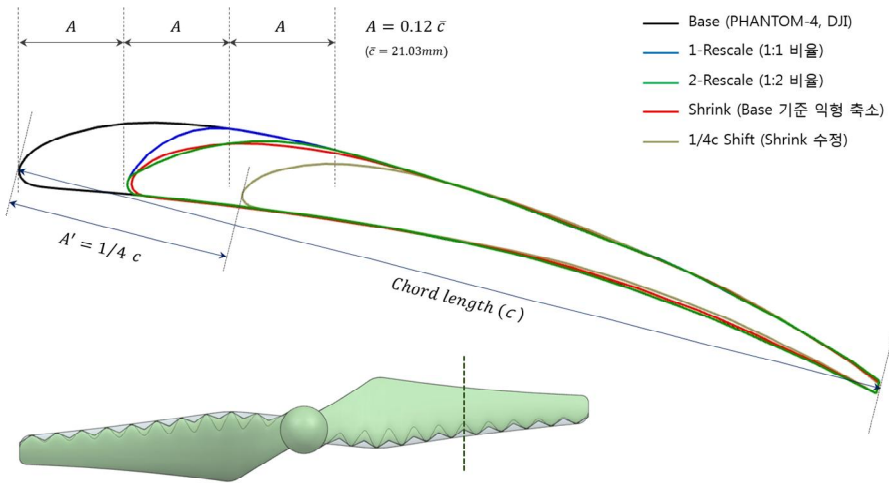


Fig. 24 Section Airfoil of 5th Through from Propeller Tip

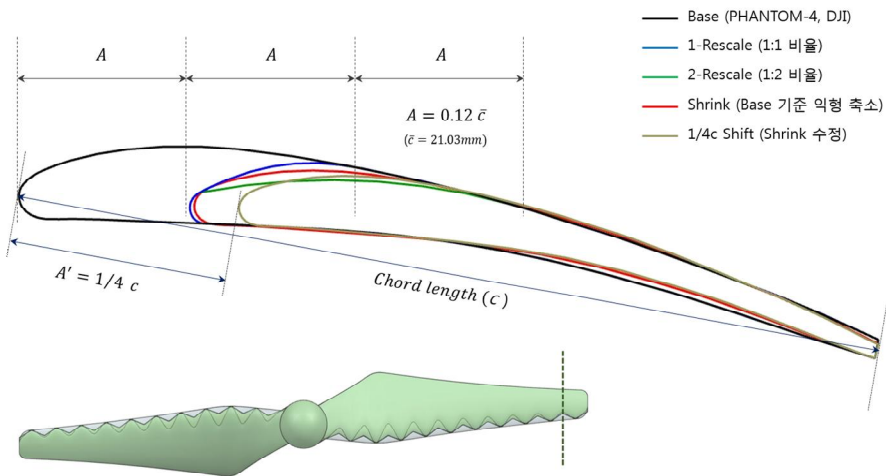


Fig. 25 Section Airfoil of 1st Through from Propeller Tip



마지막 Shift(⑤, 황금색)의 경우 Shrink(④, 빨간색 실선)와 같이 Base(①, 검은색 실선) 익형을 1/4로 축소하여 Fig. 23에서는 다른 축의 형상과 큰 차이를 보이거나 Fig. 25는 비슷한 모습을 보이고 있다. 모든 프로펠러는 동일한 파장(Wavelength,  $\lambda = 0.5 \bar{c}$ )으로 Base(①, 검은색 실선) 익형을 참조하여 언급한 기준에 따라 앞전의 모습을 수정하여 일련의 돌기와 홈을 가지도록 생성하였다.

### 3. 공력 특성 조건

최근 소형 UAV나 MAV의 사용이 증가함에 따라 프로펠러의 성능 결정에 대한 관심이 높아지고 있으나, 보통 프로펠러의 성능은 레이놀즈수에 따라 변하기 때문에 낮은 레이놀즈수에서 운영하는 UAV의 경우 그 성능을 예측하기 어렵다. 소형 프로펠러의 일반적인 레이놀즈수의 범위는 블레이드 길이(Span)의 75% 위치에서 시위 길이와 속도를 기준으로  $10^6$  미만이다. 프로펠러의 성능은 레이놀즈수가 증가함에 따라 향상되며, 이러한 개선의 효과는 추력의 증가나 토크의 감소 또는 둘 모두에서 나타나고 전진하는 프로펠러의 성능 향상은 프로펠러 효율의 증가를 기대한다.

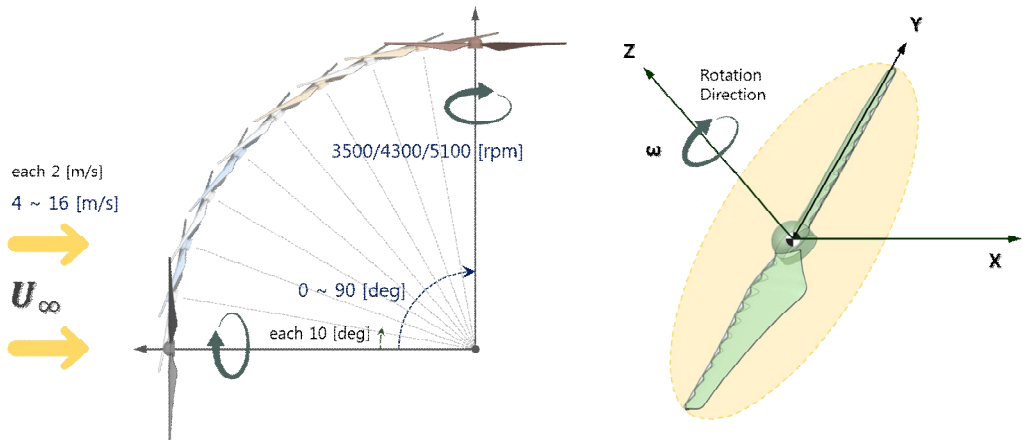


Fig. 26 Numerical Analysis Conditions

본 연구에서는 기존의 연구로부터 축의 직폭과 파장의 비율이 블레이드 양력면(Lifting Surface)의 추력과 토크(동력)에 상당한 영향을 미친다는 결론에 따라 Fig. 26과 같이 연구 범위를 결정하여 프로펠러의 효율에 미치는 영향을 조사한다.

앞서 설명한 기본 형상과 함께 모두 5가지 구성에 대하여 각각 3500, 4300, 5100 rpm의 회전 속도에서  $0^\circ \sim 90^\circ$ 까지 각  $10^\circ$  간격으로 받음각이 변화하며, 전진비(Advance Ratio,  $\mu$ )에 따른 자유 흐름(Free-stream,  $U_\infty$ )의 속도를 4 ~ 16 m/s에서 각 2 m/s의 간격으로 수치해석을 통해 프로펠러의 효율을 확인한다.

프로펠러의 축 방향은 Z축을 기준으로 X축 블레이드 시위(Chord), Y축 블레이드

길이(Span) 방향으로 좌표계를 설정한다. 모든 프로펠러는 비행 속도와 관련하여 프로펠러 성능에 대한 앞전 혹은 영향을 연구하며, PHANTOM-4의 운용 범위 내 전진 비행 상태에서 최대 경사각(Tilt Angle)을 기준으로 H. Kim<sup>[31]</sup>의 풍동시험 결과와 비교한다. 또한 VTOL UAV의 비행 시나리오 중 전진 비행을 가정하여 수직 이륙(Vertical Takeoff), 전방 전이(Forward Transition), 상승(Climbing), 순항(Crusing) 및 정지비행(Hovering) 단계를 고려한 특성을 제시한다.

수치해석을 통하여 계산된 결과들은 프로펠러의 성능을 확인하기 위해 다음과 같이 정의하며, 받음각이 있는 전진 비행 상태의 프로펠러에 적용하는 매개 변수는 비행 구조의 유사성으로 헬리콥터 로터의 특성을 따른다.

$$\sigma = \frac{S_B}{S_A} = \frac{n\bar{c}}{\pi R} \quad (1)$$

$$\mu = \frac{U}{\omega R} \quad [U = U_\infty \cos(\alpha)] \quad (2)$$

$$C_T = \frac{T}{\rho U_{tip}^2 S_A} \quad (3)$$

$$C_P = \frac{Q\omega}{\rho U_{tip}^3 S_A} \quad (4)$$

$$\eta = \mu \frac{C_T}{C_P} \quad (5)$$

여기서, 고형비(Solidity,  $\sigma$ )는 전체 회전면( $S_A$ )에 대한 프로펠러 블레이드의 전체 면적( $S_B$ )의 비로 기하학적 유사성을 정의하기 위하여 무차원 매개변수로 모든 결과에 적용하여 나타낸다. 또한 전진비(Advance Ratio,  $\mu$ )는 블레이드 끝단의 선속도와 비행 속도(축 방향 전진 속도)의 비로 프로펠러의 작동 조건이 되며, 추력 계수( $C_T$ )와 동력 계수( $C_P$ )는 식 (3)과 (4)의 관계식으로 계산한다. 또한 프로펠러 효율( $\eta$ )은 엔진에서 프로펠러 회전에 사용하는 제동 마력(Brake Horsepower)에 대한 프로펠러가 실제 추진에 사용되는 추진 마력(Thrust Horsepower)과의 비로 나타내며, 전진비( $\mu$ )와 관련하여 식 (5)와 같이 산출한다.

또한 물결 모양 앞전 혹은 형상에 따라 각 모델별 프로펠러 물성치(Property) 및 결과값의 무차원화를 위한 매개변수에 대하여 Table 1과 Table 2에 정리하였다.

	Unit	Test Model (Wind Tunnel)	Analysis Model		
			① Base	② 1-Rescale ③ 2-Rescale ④ Shrink	⑤ 1/4c Shift
Radius of Blade( $R$ )	$m$	0.12			
Radius of Propeller Hub( $R_H$ )	$m$	0.01			
Swept Area of Blade( $S_A$ )	$m^2$	0.045239			
Area of Blade( $S_B$ )	$m^2$	0.005047	0.004815	0.004532	0.004225
Solidity of Blade( $\sigma$ )	-	0.111568	0.106437	0.100184	0.093392
Chord Length( $\bar{c}$ )	$m$	0.021030	0.020063	0.018884	0.017604

Table 1 Property Values for each Propeller Configuration

	Unit	Revolutions Per Minute( $N$ )		
		3500rpm	4300rpm	5100rpm
Density of Air( $\rho$ )	$kg/m^3$	1.19		
Dynamic Viscosity( $\mu_{air}$ )	$N \cdot s/m^2$	1.830e-05		
Kinematic Viscosity( $\nu_{air}$ )	$m^2/s$	1.538e-05		
Angular Velocity of Blade( $\omega$ )	$1/s$	366.519	450.295	534.071
Tip Velocity of Blade( $U_{tip}$ )	$m/s$	43.9823	54.0354	64.0885
Reynolds Number( $Re$ ) ※ Base 기준	-	57380.80	70496.41	83612.02

Table 2 Parameters for Non-Dimensionalization

## 제 2 절 수치해석 기법

### 1. 지배 방정식

본 연구에서는 과학기술정보통신부의 HPC 이노베이션 허브에서 제공하는 x86 계열 서버 HPC(Intel Xeon E5-2699 v4×2-44Cores, NVIDIA P100×2, DDR4 512GB)를 이용하여 터빈(Turbine), 팬(Fan) 등 회전체 유동 해석의 신뢰성이 이미 검증된 ANSYS CFX로 수치 계산을 수행하였다. 비선형 편미분방정식의 비압축성 Navier-Stokes Equation 계산을 위하여 풍상차분법(Upwind Scheme) 및 대류항(Convection Term)과 확산항(Diffusion Term)을 중앙차분법에 대한 공간 이산화 기법을 적용하여  $k-\epsilon$  난류 모델을 수치 알고리즘으로 사용하였다.

풍상차분법은 대류 방정식에서 공간 미분항을 차분하는 방법으로 유동의 흐름에 따라 정보가 전달되는 특징을 반영하기 때문에 거의 전산유체역학(CFD)의 역사만큼 오래된 기법의 하나이다. 수치계산에서 사용되는 풍상차분법의 정밀도는 샘플 계산에서의 계산 시간과 수렴 여부를 확인하여 1차 정밀도로 결정하였다.

난류는 시간과 공간에서 유동장의 변화로 구성되어 불안정하며 3차원의 복잡한 과정이다.  $k-\epsilon$  모델은 난류의 가장 단순하고 완전한 모델로 난류 운동에너지( $k$ ) 및 소산율( $\epsilon$ )에 대한 수송 방정식의 해를 통해 난류 운동의 속도와 길이의 특성을 독립적으로 결정할 수 있는 Two-Equation 모델이며, B. E. Launder 외 [50]이 제안한 이후 실용적이고 공학적인 유동 계산의 주력이 되었다. 또한 광범위한 난류 흐름에 대한 견고성(Robustness), 경제성(Economy) 및 합리적인 정확도(Reasonable Accuracy)로 인해 가장 널리 사용되고 있으며, 다양한 전단층 유동이나 재순환 영역에서의 유동 계산에 성공적으로 적용되고 있다.

ANSYS CFX[51]에서 사용되는  $k-\epsilon$  모델은 기본 방정식에 2개의 새로운 변수로 구성되며, 연속방정식(Continuity Equation)과 운동량 방정식(Momentum Equation)은 다음과 같다.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho U_j) = 0 \quad (6)$$

$$\frac{\partial(\rho U_i)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho U_i U_j) = -\frac{\partial p'}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \mu_{eff} \left( \frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \right] + S_M \quad (7)$$

여기서,  $S_M$  은 체적력(Body Force)의 합이며,  $\mu_{eff}$  는 유효 점성계수(Effective Viscosity)를 나타낸다. 또한 수정된 압력  $p'$  은 다음과 같다.

$$p' = p + \frac{2}{3}\rho k \quad (8)$$

$$\mu_{eff} = \mu + \mu_t \quad (9)$$

$$\mu_t = C_\mu \rho \frac{k^2}{\epsilon} \quad (C_\mu = 0.09) \quad (10)$$

여기서  $\mu_t$  는 난류 점성계수(Turbulent Viscosity)이며,  $k-\epsilon$  모델은 식 (10)의 관계식을 통해 난류 운동 에너지(Turbulence Kinetic Energy,  $k$ )와 소산율(Dissipation,  $\epsilon$ ) 이 관여하고 있다고 가정하며, 미분 수송 방정식에 의해 다시 정리할 수 있다.

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho U_j k) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + P_k - \rho \epsilon \quad (11)$$

$$\frac{\partial(\rho \epsilon)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho U_j \epsilon) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] + \frac{\epsilon}{k} (C_{\epsilon 1} P_k - C_{\epsilon 2} \rho \epsilon) \quad (12)$$

식 (11)과 (12)의  $C_{\epsilon 1}$ ,  $C_{\epsilon 2}$ ,  $\sigma_k$  그리고  $\sigma_\epsilon$ 는 시험 값과의 비교를 통해 생성된 상수들로 다음과 같이 결정된다.

$$C_{\epsilon 1} = 1.45, C_{\epsilon 2} = 1.92, \sigma_k = 1.0, \sigma_\epsilon = 1.3 \quad (13)$$

또한  $P_k$  는 점성력에 의해 야기되는 난류 생성항으로 다음과 같이 정의한다. 두 번째 항의  $\partial U_k / \partial x_k$  는 비압축성의 경우 값이 작아 생성에 크게 기여하지 않지만, 압축성 유동에서는 충격파와 같이 속도 발산이 높은 영역은 큰 값이 나타난다.

$$P_k = \mu_t \left( \frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \frac{\partial U_i}{\partial x_j} - \frac{2}{3} \frac{\partial U_k}{\partial x_k} \left( 3 \mu_t \frac{\partial U_k}{\partial x_k} + \rho k \right) \quad (14)$$

모든 시뮬레이션은 UAV 프로펠러에 대한 3차원 정상 상태(Steady State) 유동을 예측하기 위해 수행되었다.

## 2. 격자 및 경계 조건

프로펠러의 앞전에 위치한 물결 모양 혹은 형상에 따라 여러 공력 특성을 비교하기 위하여 다음과 같이 각각 자유 흐름(Freestream)이 있는 경계 영역(Enclosure Domain)과 프로펠러가 포함된 회전 영역(Rotating Domain)으로 나누어 격자를 구성하였다. 구분된 경계 영역과 회전 영역은 인터페이스 모델에서 Frozen Rotor 옵션을 이용하였으며, Z축을 기준으로 시계 방향으로 회전함에 따라 회전 각속도(Angular Velocity)를 (-) 방향으로 각각 설정하였다.

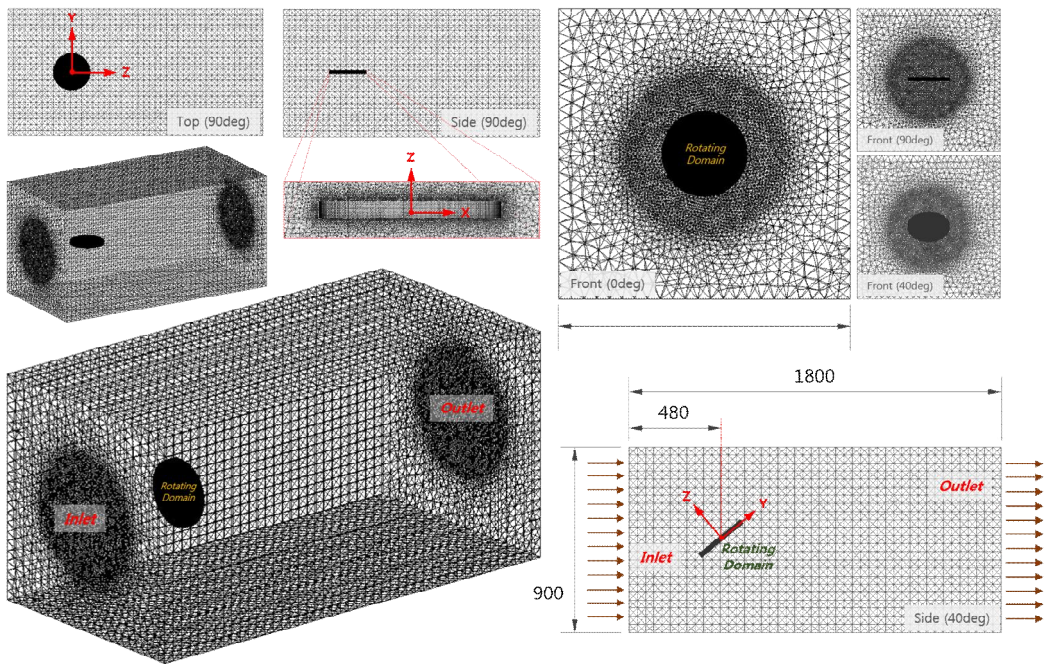


Fig. 27 Mesh View of Enclosure Domain with Freestream Flow

Fig. 27의 경계 영역에서 입구(Inlet)의 경우 속도 조건(Normal Velocity)으로 자유 흐름(Freestream) 속도를 4m/s에서 16m/s까지 2m/s 간격으로 변경하며, 출구(Outlet)는 압력 조건(Average Static Pressure)으로 역류(Backflow)가 생기지 않도록 초기 값을 0Pa로 적용하였다. 상/하/좌/우 4개의 옆면은 풍동시험 결과에 대한 검증을 위하여 벽면(Wall) 조건으로 설정하였으나, 개방(Opening) 조건과 비교에서도 프로펠러의 추력과 토크 결과 값에는 영향을 주지 않는 것으로 나타났다. 또한 받음각에 대한



변화는 회전 영역 내 프로펠러 허브를 축 중심으로 경계 영역이  $0^{\circ} \sim 90^{\circ}$ 까지  $10^{\circ}$  간격으로 변화하도록 구성되어 있다.

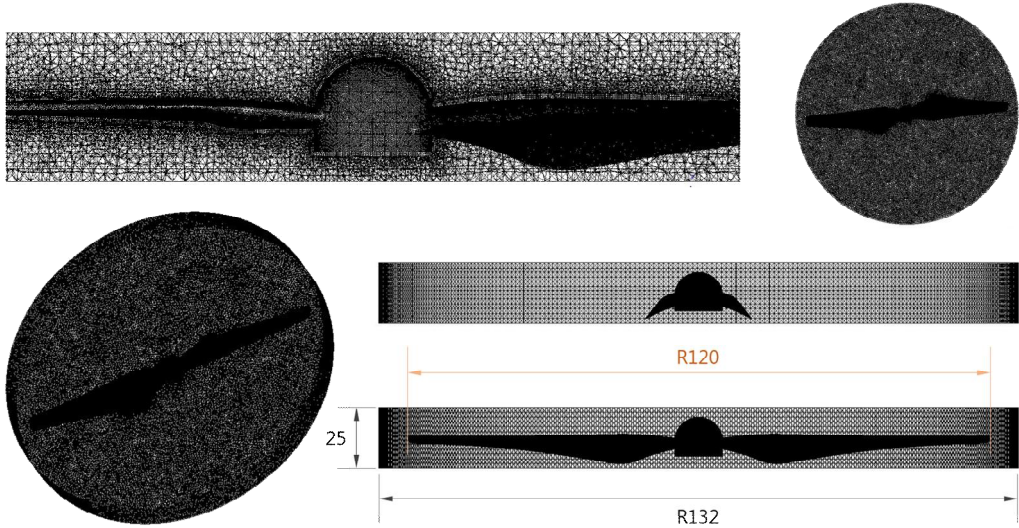


Fig. 28 Mesh View of Rotating Domain with Propeller

회전 영역의 크기는 프로펠러의 직경을 기준으로  $\times 1.1$ 배가 되며, Fig. 28과 같이 점성 경계층 유동 해석을 위하여 프로펠러 경계면(Boundary)에 수직 방향으로 Face Sizing(0.2 mm)과 Inflation(First Layer Thickness) 옵션을 이용하여 첫 번째 격자 크기와 높이를 일정하게 유지하면서 조밀도를 증가시켰으며, 경계 영역(Enclosure Domain) 내 회전 영역과 서로 인접하는 면(Interface Surface)의 격자 크기는 Face Sizing(2 mm) 옵션으로 일치시켜 전체적으로 Wed6(6 Node Linear Wedge, Prism)과 Tet4(4 Node Linear Tetrahedron)의 비정렬 격자계를 구성하였다.

### 3. 격자 민감도 및 수치적 검증

본 연구에서는 격자 민감도 및 CFX Solver와 난류 모델을 결정하기 위하여 기본 (Base) 프로펠러가 3500rpm으로 회전시 자유 흐름 속도( $U_\infty$ ) 4m/s, 받음각(AOA) 50° 조건에서의 H. Kim<sup>[31]</sup>의 풍동시험 결과와 비교하였다.

수치 계산에 사용하는 격자의 민감도 확인을 위하여 기본(Base) 프로펠러의 첫 번째 경계층 격자의 최소 크기를 기준으로 경계 영역과 회전 영역에 대한 격자의 절점(Node)와 요소(Element)의 개수를 Table 3에 각각 나타내었다. 최소 격자 크기가 0.1mm와 비교하여 추력과 토크의 오차 범위와 계산 시간을 감안한다면 0.15mm의 크기가 수치 계산에 타당하며 이후 모든 시험 조건에 적용한다. 이외 앞전 후의 형상이 모델에 따라 조금씩 달라 회전 영역 격자의 수가 다르지만 큰 차이는 나지 않는다. 최소 격자의 크기가 0.15mm 일 때 프로펠러의 표면에서  $y^+$  값을 Fig. 29에 나타내었다. 회전 속도에 따라 각 단면별 블레이드 속도 차이로 끝단 앞전부가 최대이며, 3500rpm의 경우  $0.20 \leq y^+ \leq 32.98$  범위가 된다.

Mesh Size (mm)	Enclosure Domain		Rotating Domain			
	Node	Elements (Tet4)	Node	Elements		
				Tet4	Wed6(Prism)	Total
0.3	755,489	4,366,519	915,764	2,730,838	755,184	3,486,022
0.2	755,489	4,366,519	1,865,027	4,993,096	1,731,288	6,724,384
0.15	755,489	4,366,519	3,151,223	8,133,391	3,032,934	11,166,325
0.1	755,489	4,366,519	6,887,073	16,990,093	6,887,484	23,877,577

Total		Thrust (N)	Torque (Nm)	Run Time (iter. 1000n)	Mesh Size (mm)
Node	Elements				
1,671,253	7,852,541	0.875253913	0.022739403	05:44:35.624	0.3
2,620,516	11,090,903	0.886615565	0.022596785	08:01:56.719	0.2
3,906,712	15,532,844	0.895826012	0.022629644	11:33:34.437	0.15
7,642,562	28,244,096	0.909427808	0.022651196	23:49:50.708	0.1

Table 3 Number of Node & Elements on the Minimum Size of Mesh

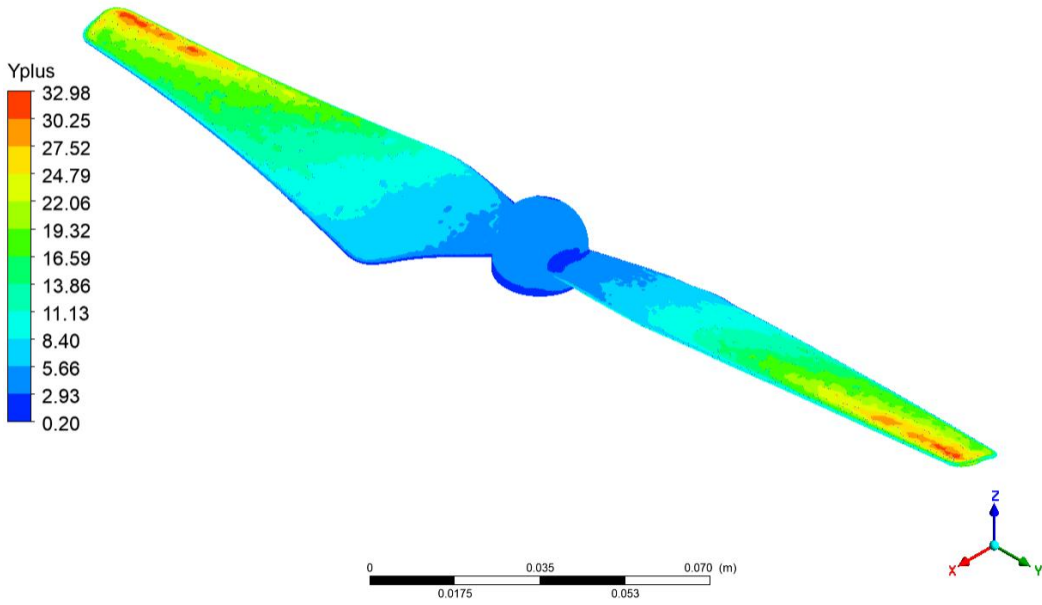


Fig. 29 Contour of  $Y^+$  on Propeller Surface

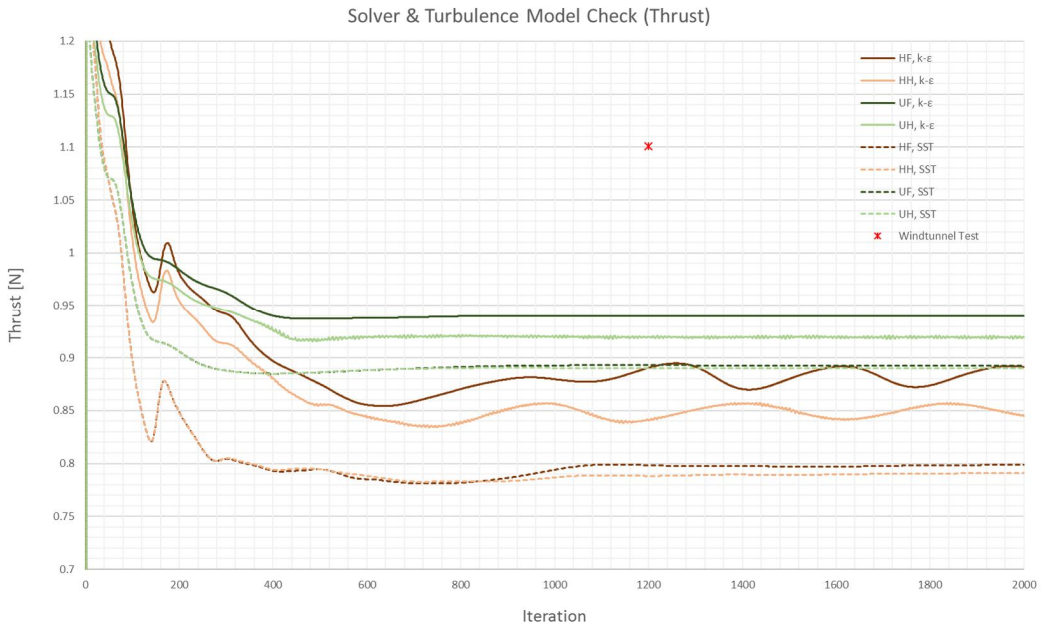


Fig. 30 Solver & Turbulence Model Check for Thrust

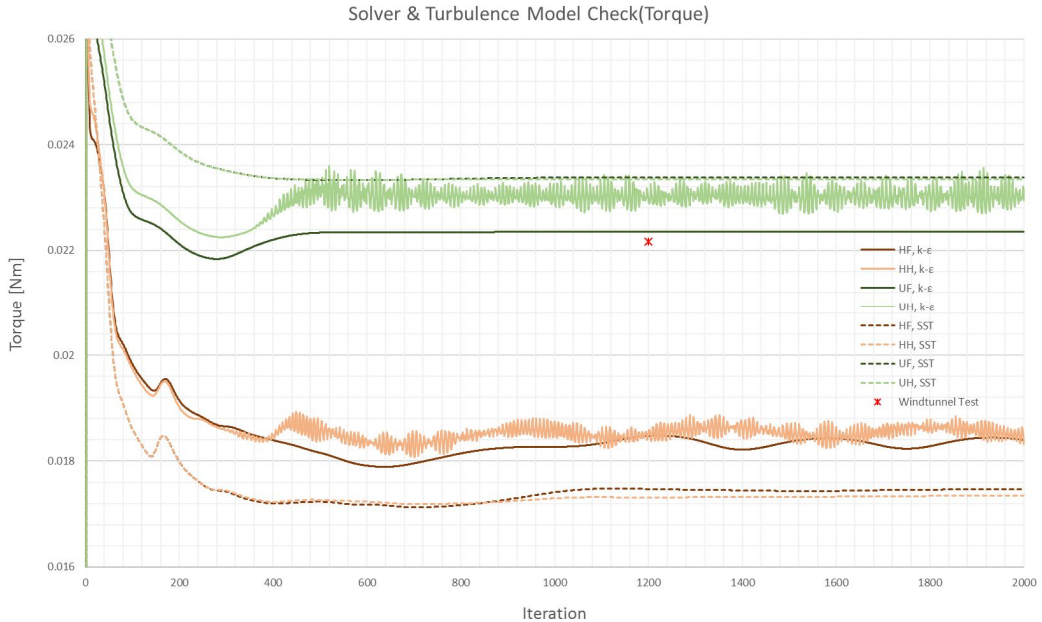


Fig. 31 Solver & Turbulence Model Check for Torque

CFX Solver와 난류모델에 대한 수치적 검증을 위해  $U_{\infty} = 4 \text{ m/s}$ ,  $\alpha = 50^\circ$ 일 때 3500rpm으로 회전 시 2000번 반복 계산을 통한 추력과 토크를 각각 수치 계산한 결과를 풍동시험 결과와 비교하여 Fig. 30과 Fig. 31에 나타내었다.

CFX Solver의 경우 High Resolution(첫 번째 H 표기)과 Upwind Scheme(첫 번째 U 표기)을 사용하여 계산하였으며, 정밀도는 1<sup>st</sup> Order(두 번째 F 표기)와 High Order(두 번째 H 표기)에 대하여 각각 시험 결과와 비교하였다. 이 때 난류 모델은  $k-\epsilon$  과 SST 모델을 Solver 조건에 따라 각각 적용하였다. 해석 결과는 해당 조건에서의 추력은 풍동시험 결과 보다 다소 낮게 수렴되고 있으나, 토크의 경우 UF(Upwind 1<sup>st</sup> Order),  $k-\epsilon$  모델의 경우 가장 근사 값을 보여주고 있다. 전반적으로 Solver의 경우 Upwind Scheme이 High Resolution Scheme 보다 시험 결과에 근사하며, 정밀도는 High Order를 사용할 때 해의 수렴도가 동요(Oscillation)되는 것을 볼 수 있다. 또한 추력 역시 UF  $k-\epsilon$  난류 모델이 시험 결과와 가장 가까운 값으로 해당 수치 계산에 모두 적용한다.

Fig. 32는 동일 조건에서 자유 흐름 속도(Freestream Velocity)가 2m/s 간격으로 4 ~ 16m/s 까지 변화할 때 축 방향 추력에 대하여 시험 결과와 비교하였다. 추력의

경우 더 낮은 속도에서는 시험 결과보다 작은 값을 보이다가 점차 8m/s 기점으로  
 그 이상에서 시험 결과보다 크게 나타나는 것을 확인할 수 있다. 이는 프로펠러가  
 전형적인 비정상류 유동(Unsteady Flow Field) 특성을 보이거나 정상 상태로 가정하여  
 계산이 수행됨에 따라 생기는 오차로 판단되며, 해당 특성을 반영하여 이후 해석  
 결과들을 분석하고자 한다.

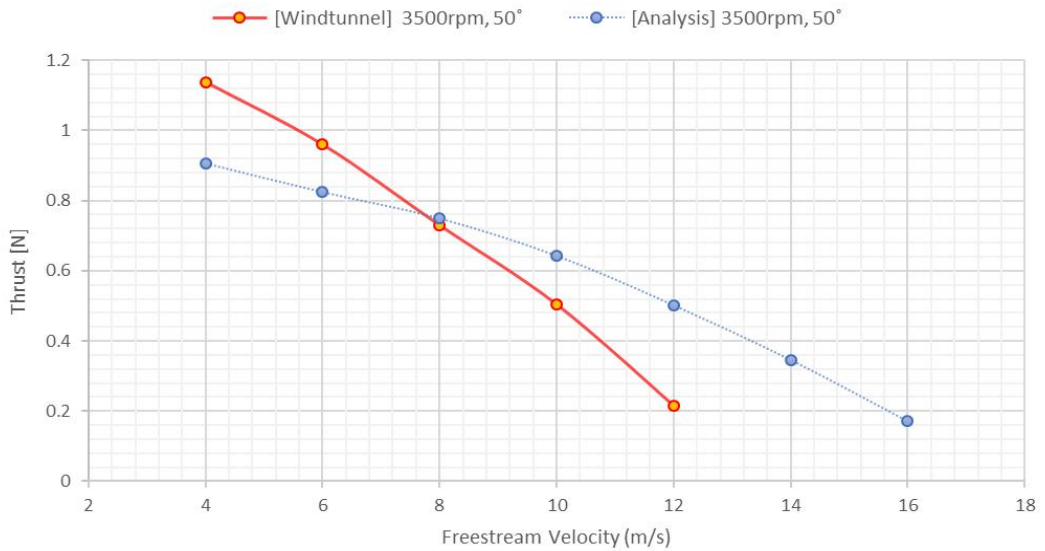


Fig. 32 Comparison of Test and Analysis Results by Freestream Velocity

### 제 3 절 해석 결과 검토

#### 1. 전진비( $\mu$ )에 따른 프로펠러의 특성

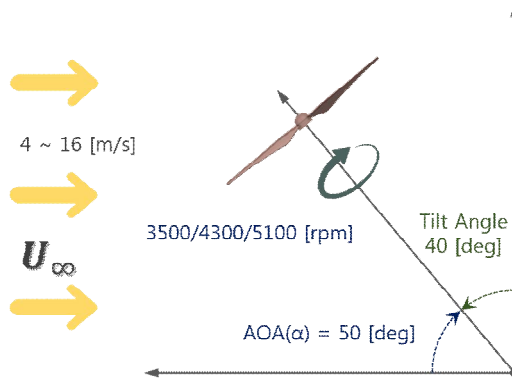


Fig. 33 Analysis Condition at  $\alpha = 50^\circ$

D社의 PHANTOM-4의 경우 비행 모드에 따라 최대 경사각이  $42^\circ$ 이며, 이를 기준으로 H. Kim[31]은 Fig. 33과 같이 경사각  $40^\circ$ 에 대하여 풍동시험을 통해 프로펠러의 성능 향상을 확인하였으며, 본 연구에서는 해당 조건에 대하여 수치해석 결과와 비교하였다. Fig. 35에서 Fig. 38까지는 경사각  $40^\circ$ 에 준하는  $50^\circ$ 의 받음각을 가진 프로펠러의 회전 속도가 각각 3500, 4300, 5100rpm의 경우 전진비( $\mu$ )에 따른 추력 계수( $C_T$ ), 동력 계수( $C_p$ ) 및 프로펠러 효율( $\eta$ )을 보여주고 있다. 각각의 매개변수는 혹(Tubercle)의 형상에 따른 기하학적 유사성을 고려하여 고풍비( $\sigma$ )에 대한 값으로 나타내었다.

일반적인 프로펠러의 회전 속도(Rotational Velocity)와 전진 속도(Forward Velocity)에 대한 관계[52]를 Fig. 34에 나타내었다. 전진 속도가 일정하다면 프로펠러의 회전 속도가 증가함에 따라 상대풍(Relative Wind)의 영향이 달라져 받음각이 커지면서 추력이 증가하며, 반대로 회전 속도가 일정하고 전진 속도(Forward Velocity)가 증가하면 받음각이 작아지면서 추력이 감소하게 된다.

Fig. 35의 추력 계수는 앞선 혹의 효과로 모든 전진비와 회전 속도에서 기본(Base) 모델에 비해 모두 향상되었으며, 시험 결과와 비교하여 전진비 증가에 따라 해석 결과는 높게 나타내고 있으나 전진 비행 조건에서의 이전 연구들과 동일하게 추력이 점차 감소하는 것을 확인할 수 있다. 이에 비해 받음각  $50^\circ$ 에서 동력 계수

의 경우 더 낮은 전진비에서는 시험 모델과 비슷한 추이를 보이거나 전진비가 커짐에 따라 증가 후 감소하며 동요(Oscillation) 하고 있다. 시험 결과는 흑이 있는 모델 [Wind-T]의 동력 계수가 흑이 없는 모델 [Wind-B]의 동력 계수 보다 전진비 증가와 함께 폭이 증가하나, 해석 결과는 기본 모델에 비해 차이가 다소 감소하고 있다. 이는 추력의 증가에 따라 부가적인 토크(동력)의 요구와 다음 항에서 언급하고자 하는 받음각의 변화에 따라 기인되는 특징으로 판단된다.

이전 다른 연구들에서도 볼 수 있듯이 동력 계수는 시험 값과 불일치하나 Fig. 37의 동력 대비 추력 결과나 Fig. 38의 프로펠러의 효율은 풍동시험 결과와 비슷한 추이를 보이고 있다. 다만 시험 결과의 최대값이 0.6 전후로 해석 결과 값의 0.5를 약간 상회하는 것과는 차이를 보이거나, 모든 회전 속도 영역에서 흑의 효과는 전진비가 낮은 저속의 경우 모든 모델들이 기본 모델과 비교하여 약간 우세하였으나, 점차 전진비가 증가하면서 앞선 흑의 영향이 두드러지게 나타나는 것을 확인할 수 있다. 특히 받음각 50°에서 5번째 1/4c Shift 모델이 전진비가 증가함에 따라 가장 큰 변화를 보이며, 4번째 Shrink 모델이 그 다음으로 향상된 성능을 보이고 있다. 동일한 받음각에서 회전 속도 증가에 따른 변화 역시 모든 모델에서 비슷한 추이가 관찰되며, Fig 38 (a)의 회전 속도 3500rpm, 전진비 0.1754(12m/s)에서 프로펠러의 효율이 최대일 때 기본 모델과 비교하여 12.76% 향상되었으며, 전진비가 최대인 0.2338(16m/s)의 경우 52.3%까지 향상되는 것으로 확인할 수 있다.

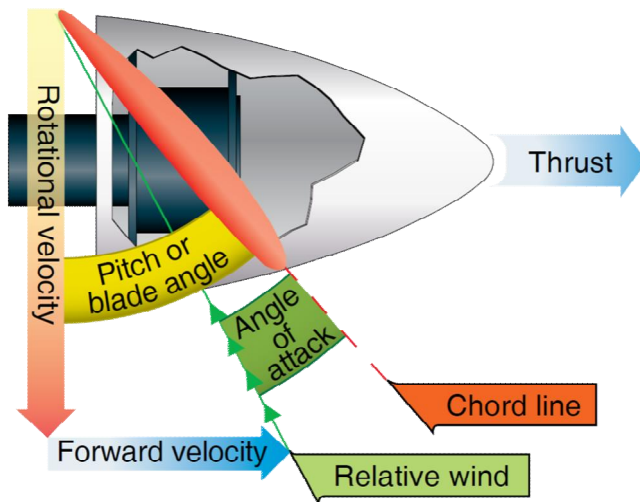


Fig. 34 Forward Motion of Propeller Blade [52]

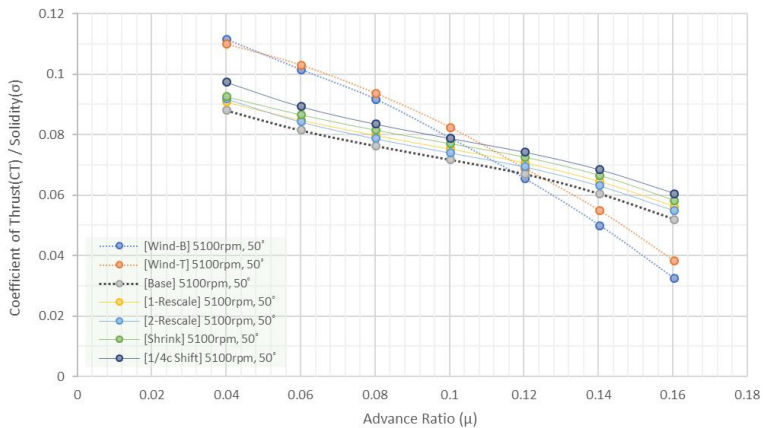
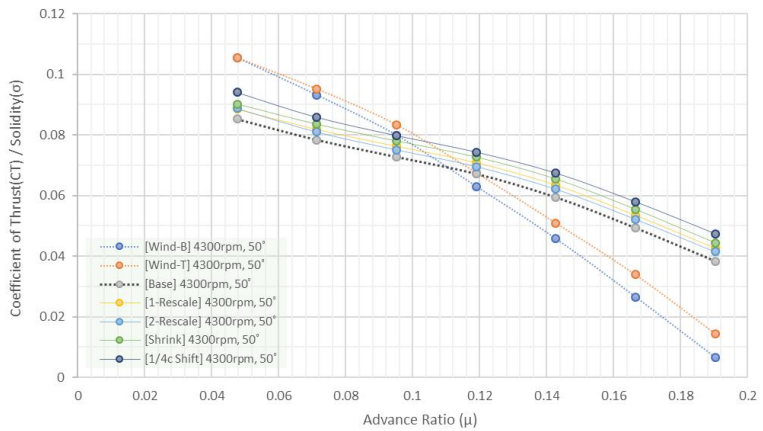
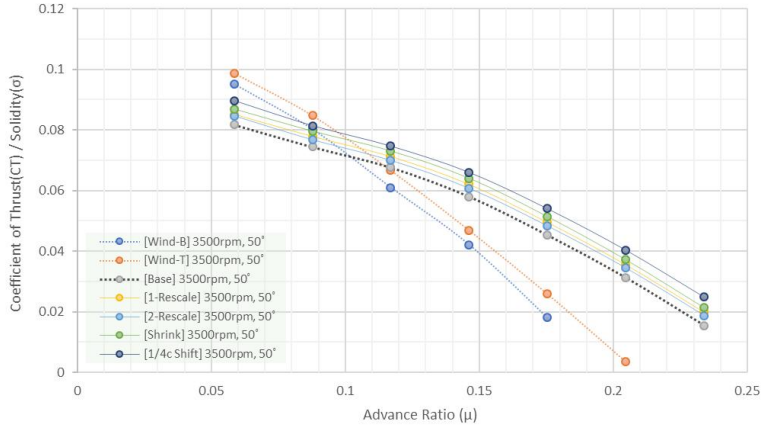
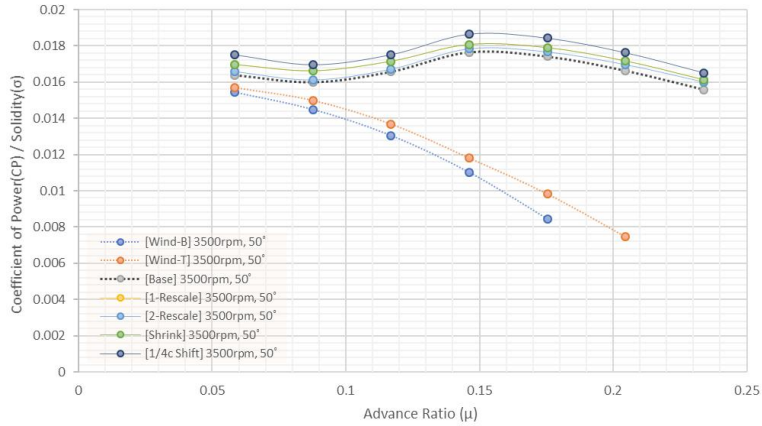
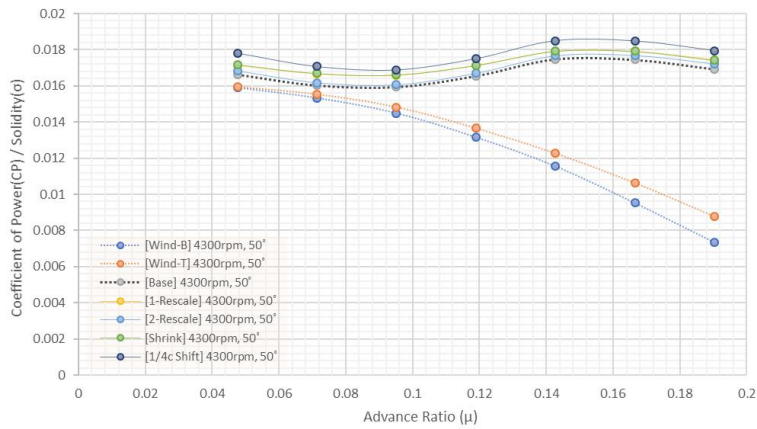


Fig. 35 Coefficient of Thrust( $C_T$ ) for Advance Ratio at  $\alpha = 50^\circ$

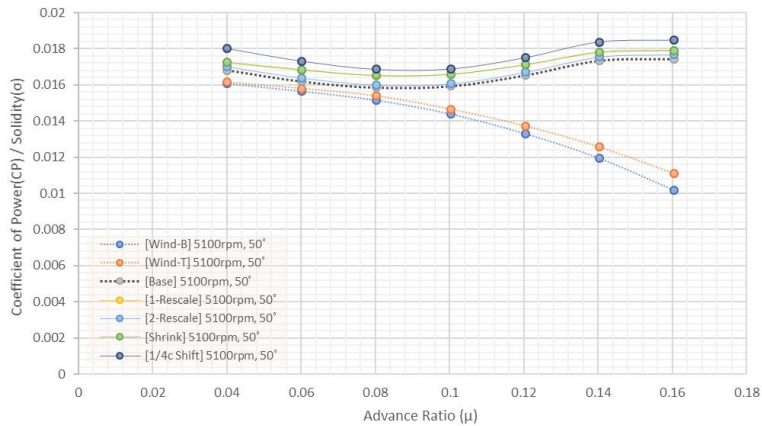




(a)  $\omega = 3500$  rpm

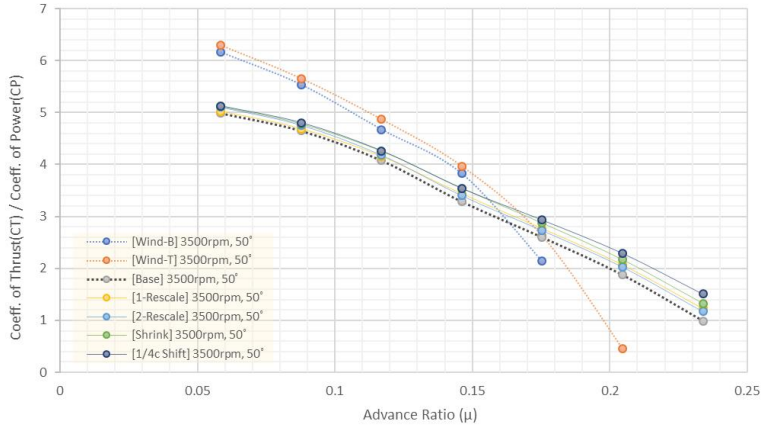


(b)  $\omega = 4300$  rpm

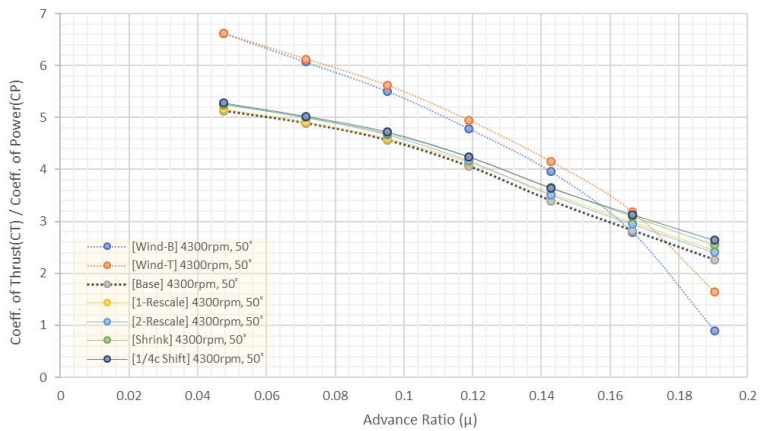


(c)  $\omega = 5100$  rpm

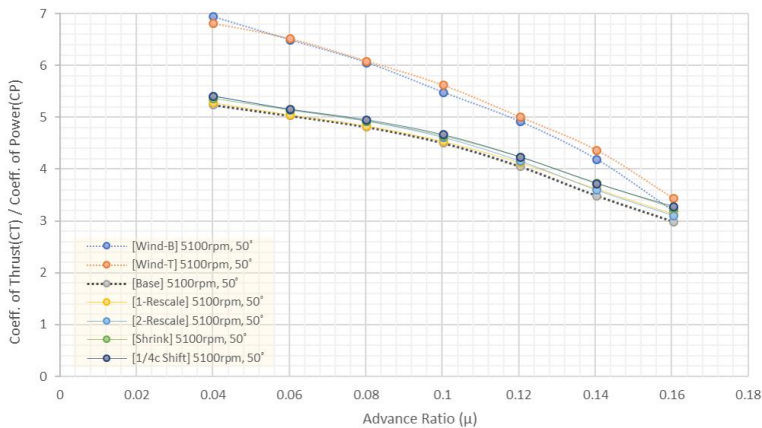
Fig. 36 Coefficient of Power ( $C_p$ ) for Advance Ratio at  $\alpha = 50^\circ$



(a)  $\omega = 3500$  rpm

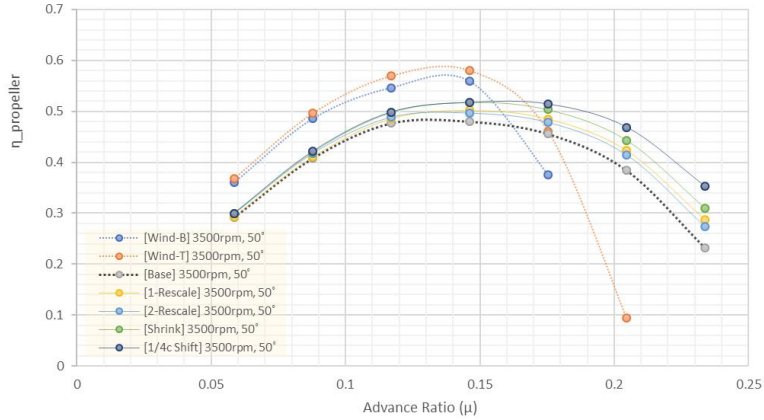


(b)  $\omega = 4300$  rpm

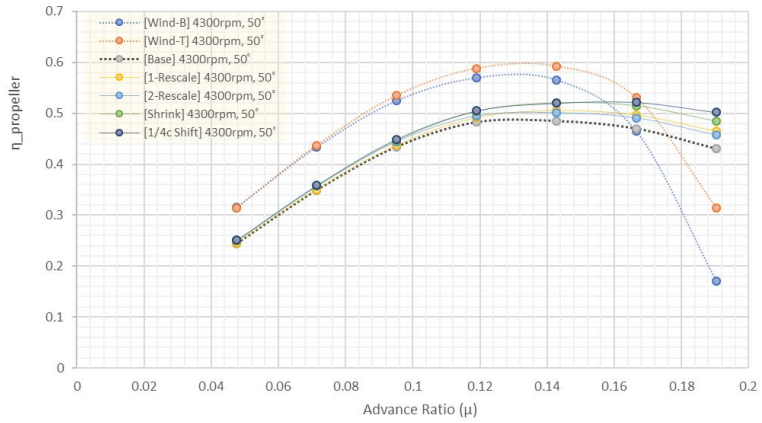


(c)  $\omega = 5100$  rpm

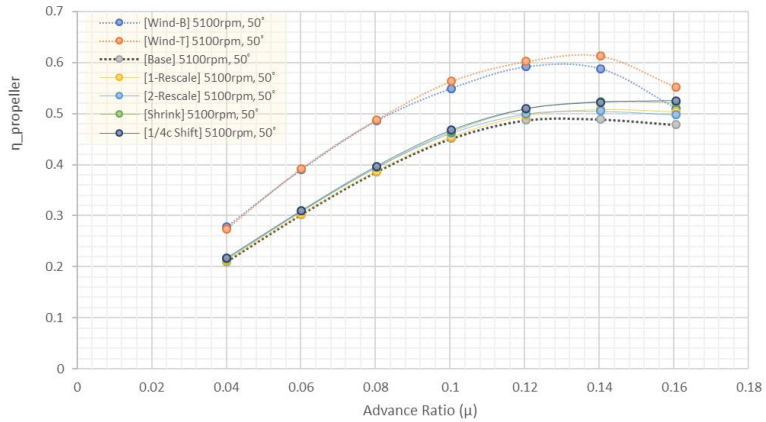
Fig. 37 Propeller Performance ( $C_T / C_p$ ) for Advance Ratio at  $\alpha = 50^\circ$



(a)  $\omega = 3500$  rpm



(b)  $\omega = 4300$  rpm



(c)  $\omega = 5100$  rpm

Fig. 38 Propeller Efficiency( $\eta$ ) for Advance Ratio at  $\alpha = 50^\circ$

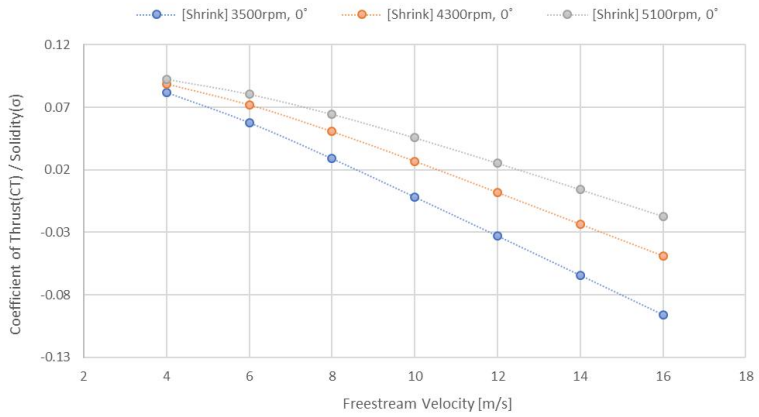
## 2. 레이놀즈수 변화에 따른 프로펠러의 특성

저 레이놀즈수 효과에 대해 R. W. Deters et al.[38]은 레이놀즈수( $Re$ ) 증가에 따라 추력 계수는 모든 전진비(전진 속도)에서 증가하나, 동력 계수의 경우 낮은 전진비에서 레이놀즈수(회전 속도)가 증가하면 감소하다가 전진비가 커지면서 비례 관계로 바뀌는 것을 확인하였다. 낮은 전진비에서의 프로펠러는 다가오는 공기에 비해 매우 빠르게 회전하여 받음각이 증가하면 블레이드의 넓은 영역이 점점 더 실속에 들어가게 된다. 이러한 낮은 전진비에서 레이놀즈수 효과는 제한된 회전면의 영역과 공기 가속으로 인한 에너지 손실로 인해 운동량 이론으로도 설명할 수 있다.

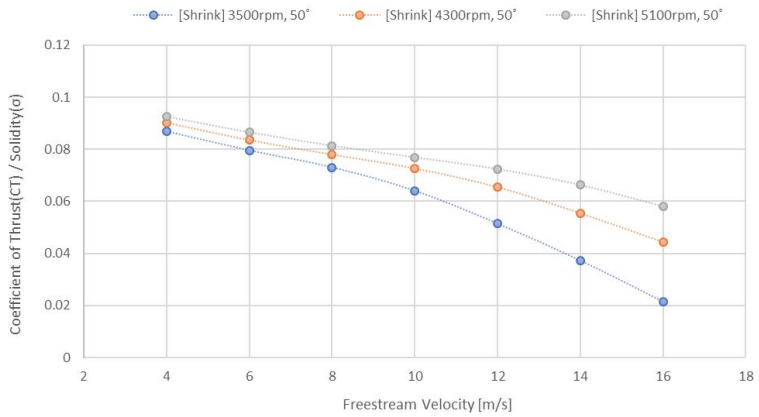
Fig. 39 ~ Fig. 42은 4번째 Shrink 모델에 대해 전진 속도(자유 흐름 속도)에 따라 추력 계수( $C_T$ ), 동력 계수( $C_P$ ), 프로펠러의 성능( $C_T/C_P$ ) 및 효율( $\eta$ )를 받음각별로 회전 속도(레이놀즈수)의 변화를 관찰하였다. 본 연구의 수치 해석 결과 역시 레이놀즈수 효과로 인해 모든 모델에 대하여 동일 전진 속도에서 회전 속도가 증가할수록 추력 계수는 증가하였다. 그러나 받음각  $60^\circ$  이상에서 전진 속도에 따라 동요(Oscillation) 되며, 결국 받음각  $90^\circ$ 에서는 회전 속도가 증가할수록 모든 구간에서 추력 계수가 오히려 낮아지는 것으로 확인되었다. 동력 계수 또한 이전 연구들과 마찬가지로  $50^\circ$  미만의 받음각에서는 해당 모델(④ Shrink) 뿐만 아니라 모든 모델들이 낮은 전진 속도( $U_\infty=4\text{m/s}$ )에서 미소하게 레이놀즈수 효과를 확인하였고, 전진 속도 증가에 따라 회전 속도에 대한 동력 계수는 증가하였으며, 받음각  $50^\circ$ 를 기점으로 추력 계수와 동일하게 동요하다가 받음각  $90^\circ$ 에서는 회전 속도가 증가할수록 동력 계수는 낮게 나타났다.

회전 속도별 자유 흐름 속도( $U_\infty$ )에 대한 프로펠러의 성능( $C_T/C_P$ )과 효율( $\eta$ )의 받음각에 따른 변화를 Fig. 41과 Fig. 42에 정리하였다. 전진비의 포함 여부에 따라 프로펠러의 성능과 효율로 구분할 수 있으며, 전진비는 회전 속도와 반비례 관계로 효율의 경우 받음각이 증가하면서 회전 속도가 증가할수록 낮게 나타나고 있다. 이에 비해 프로펠러의 성능은 회전 속도의 증가에 따라 받음각  $50^\circ$ 까지는 모든 전진 속도에서 비례하여 증가하며, 받음각  $70^\circ$  이상의 경우 낮은 전진 속도에서 반비례하다가 증가하는 것으로 관찰된다.

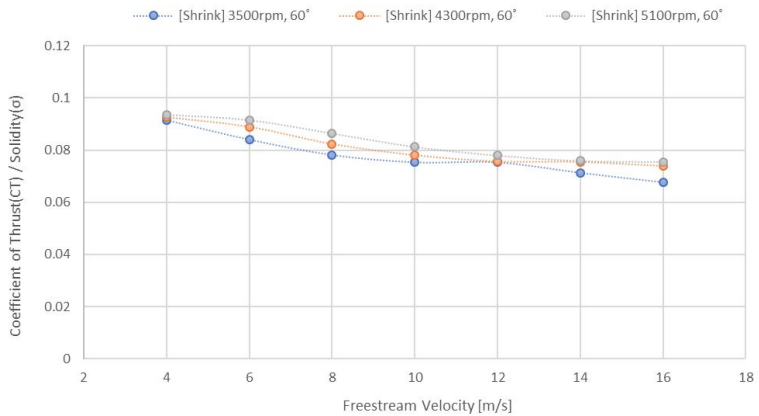
전반적으로 받음각이 큰 경우에서의 공력 특성에 대한 불확실성은 검토가 필요하며 해당 내용은 다음 절에서 논의하기로 한다.



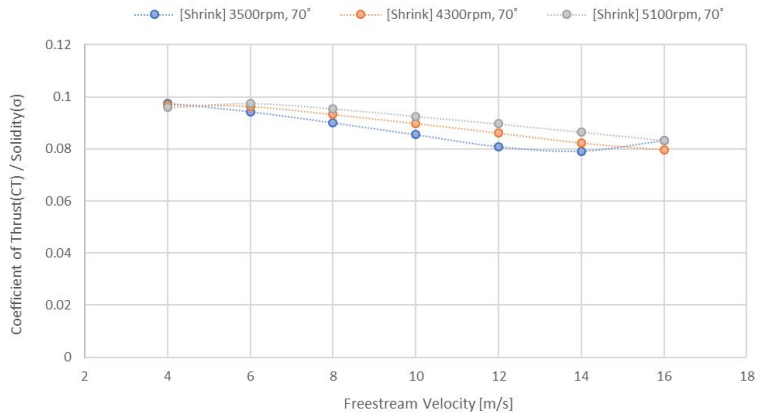
(a)  $\alpha = 0^\circ$



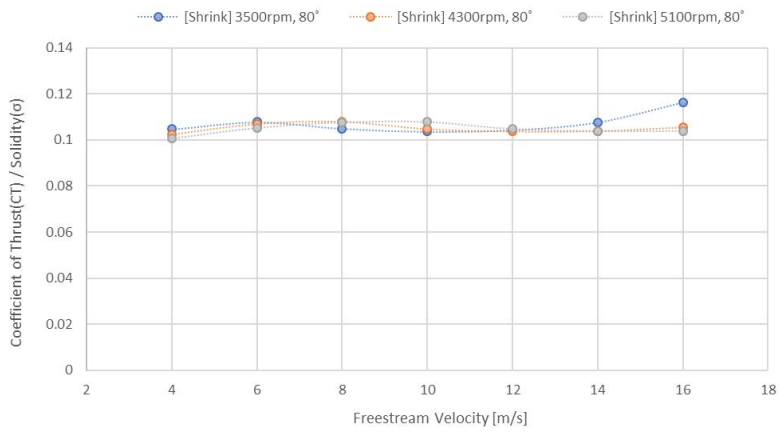
(b)  $\alpha = 50^\circ$



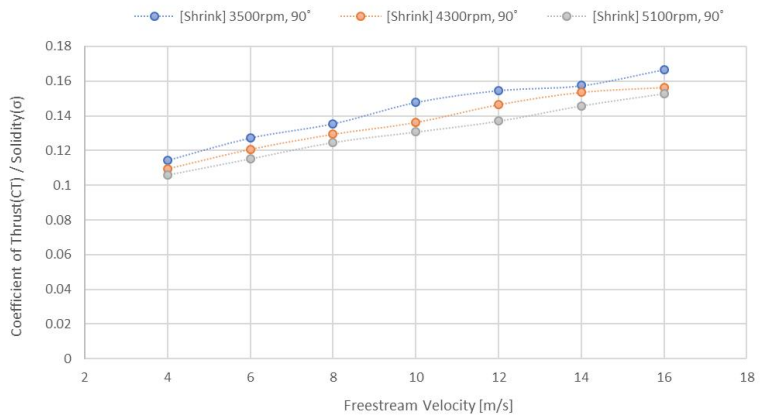
(c)  $\alpha = 60^\circ$



(d)  $\alpha = 70^\circ$

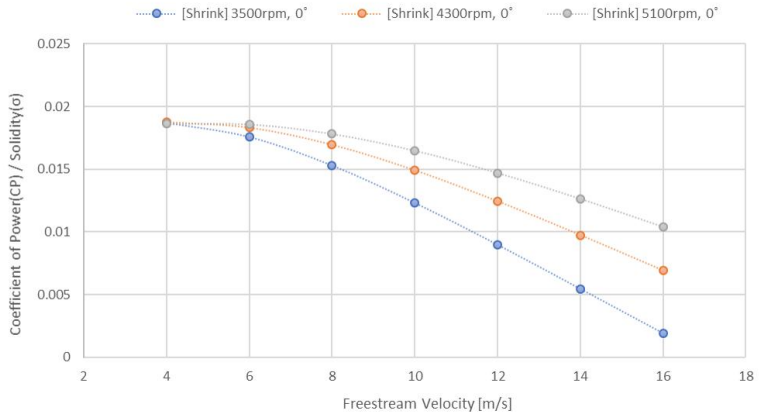


(e)  $\alpha = 80^\circ$

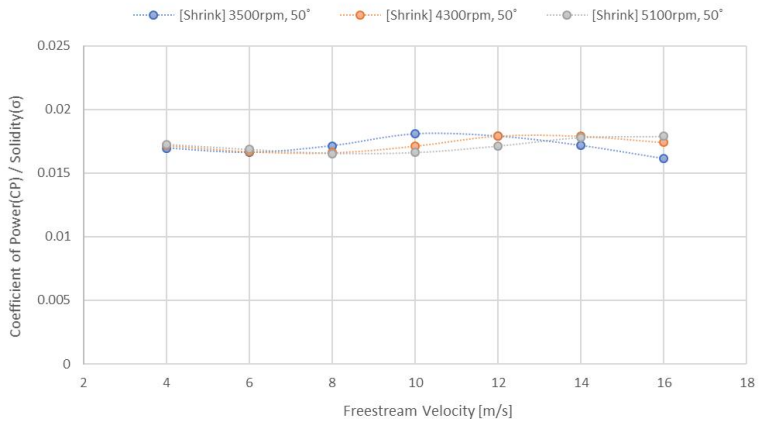


(f)  $\alpha = 90^\circ$

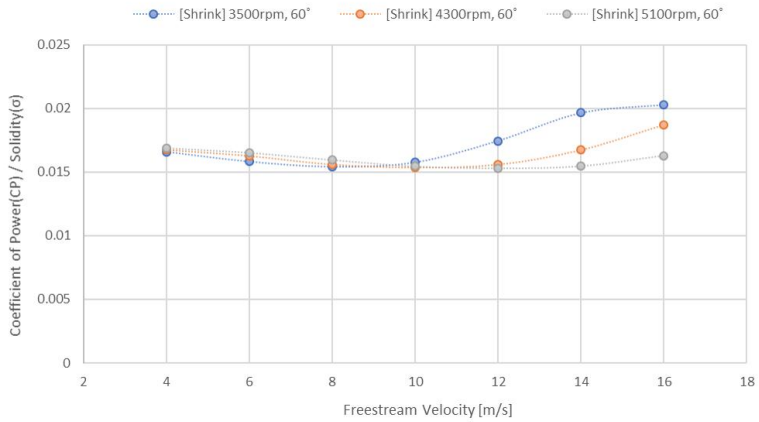
Fig. 39 Coefficient of Thrust( $C_T$ ) for Freestream Velocity by  $\omega$



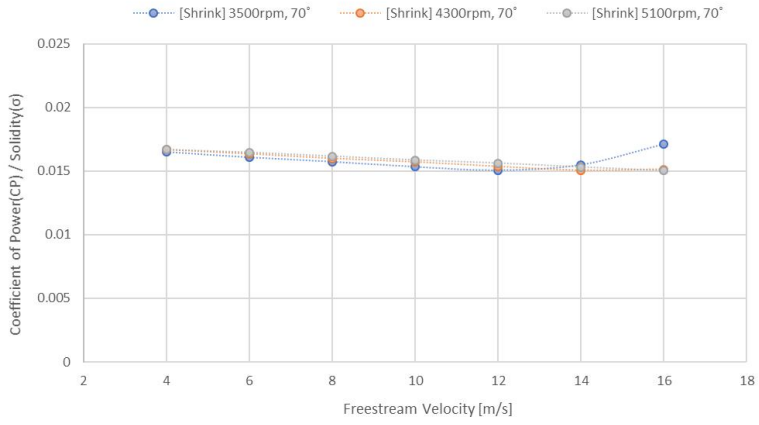
(a)  $\alpha = 0^\circ$



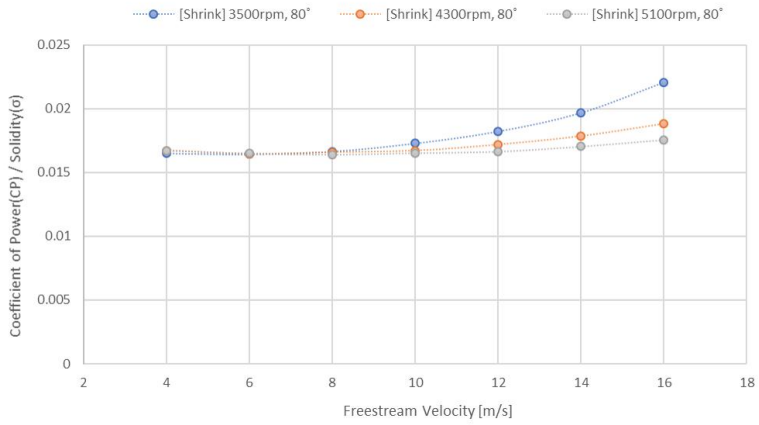
(b)  $\alpha = 50^\circ$



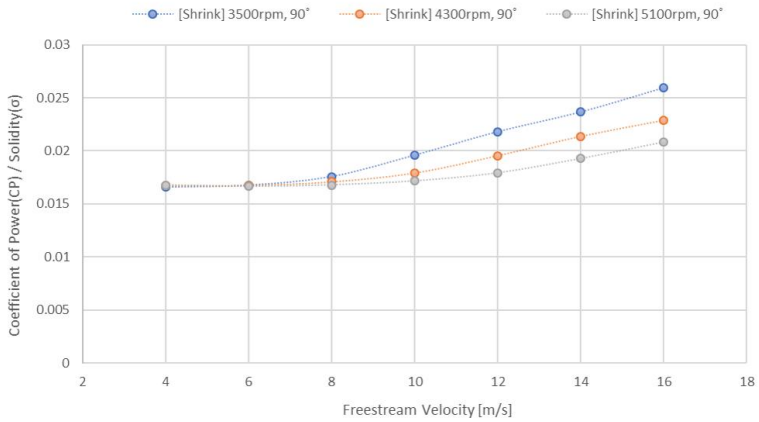
(c)  $\alpha = 60^\circ$



(d)  $\alpha = 70^\circ$



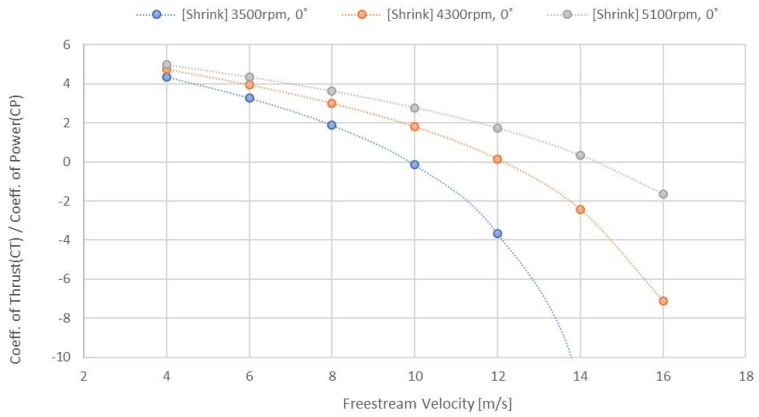
(e)  $\alpha = 80^\circ$



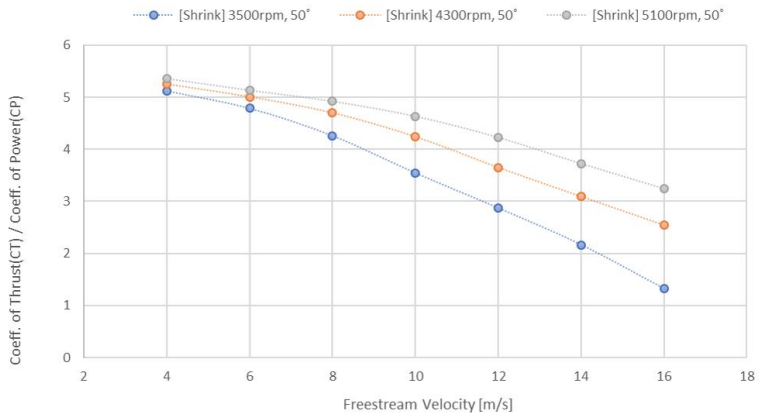
(f)  $\alpha = 90^\circ$

Fig. 40 Coefficient of Power ( $C_p$ ) for Freestream Velocity by  $\omega$

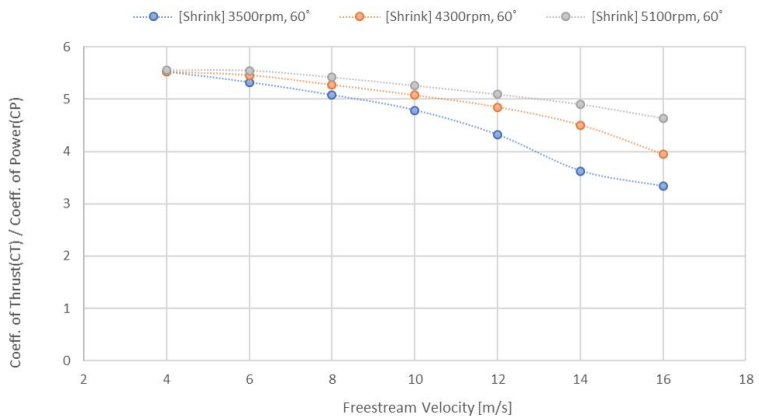




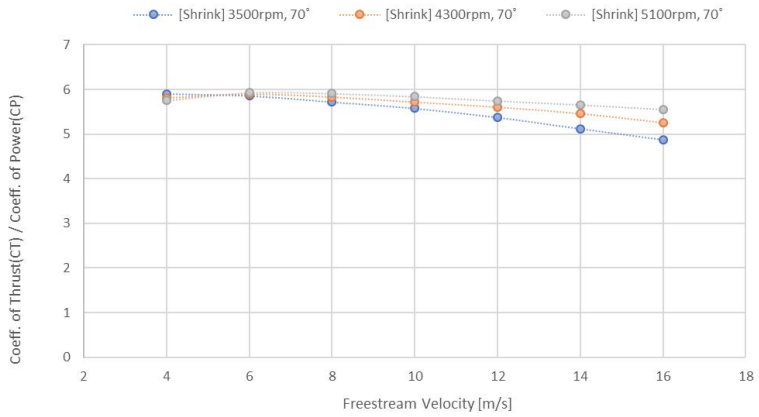
(a)  $\alpha = 0^\circ$



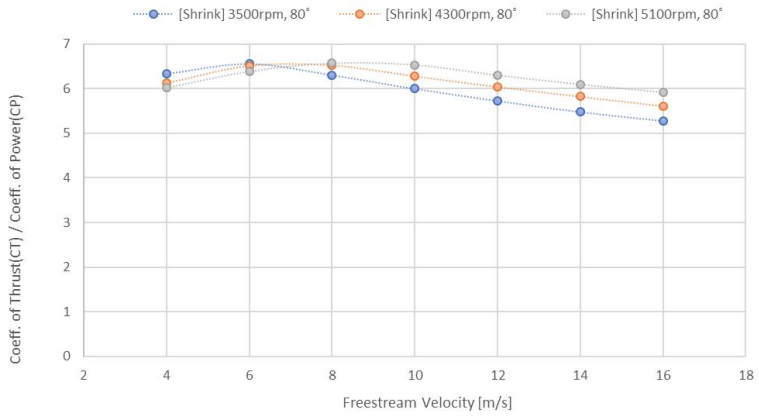
(b)  $\alpha = 50^\circ$



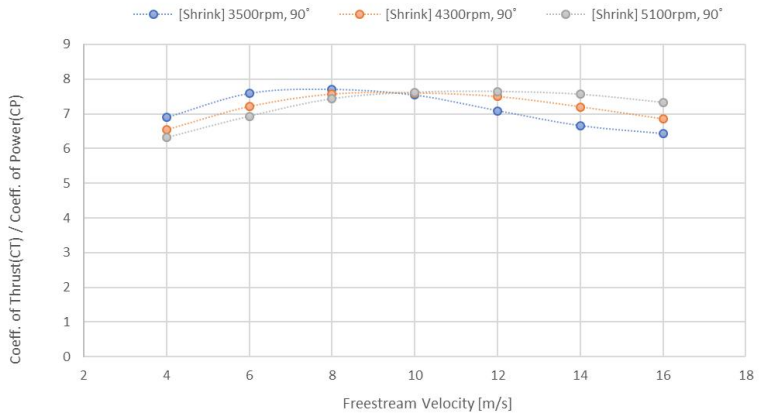
(c)  $\alpha = 60^\circ$



(d)  $\alpha = 70^\circ$

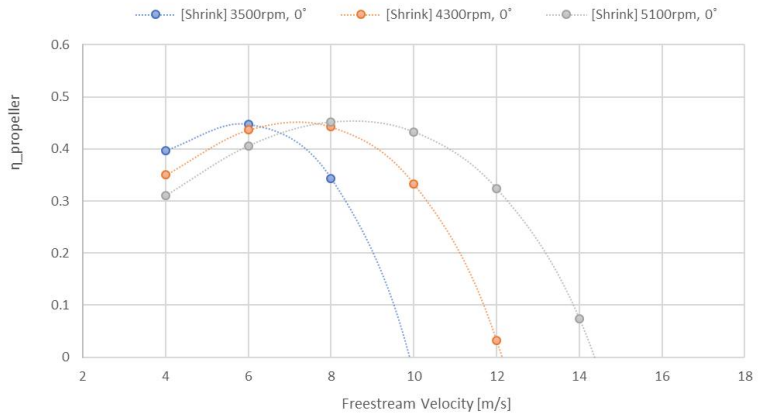


(e)  $\alpha = 80^\circ$

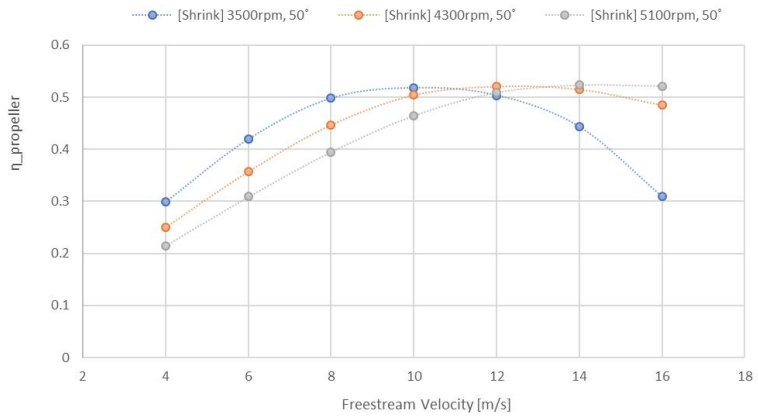


(f)  $\alpha = 90^\circ$

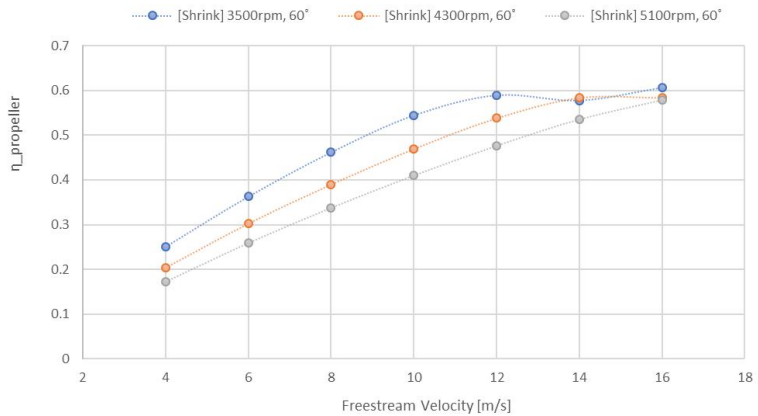
Fig. 41 Propeller Performance ( $C_T / C_p$ ) for Freestream Velocity by  $\omega$



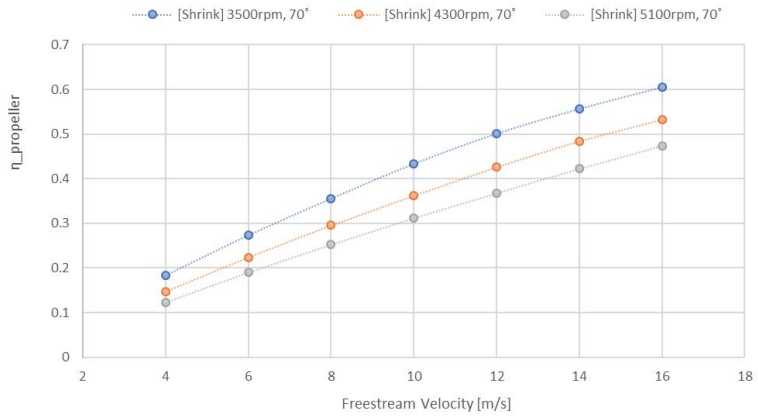
(a)  $\alpha = 0^\circ$



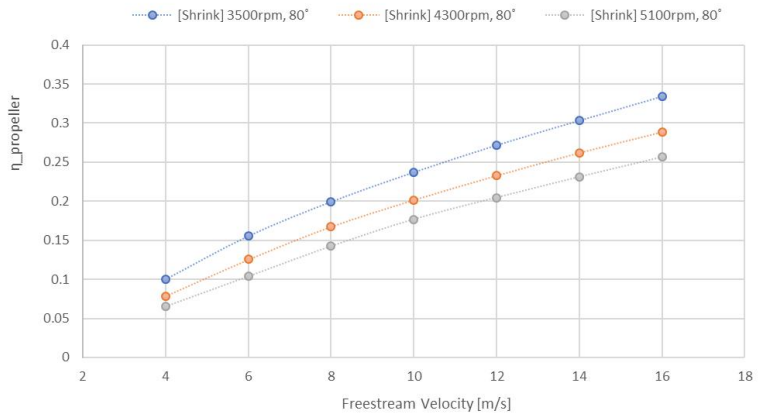
(b)  $\alpha = 50^\circ$



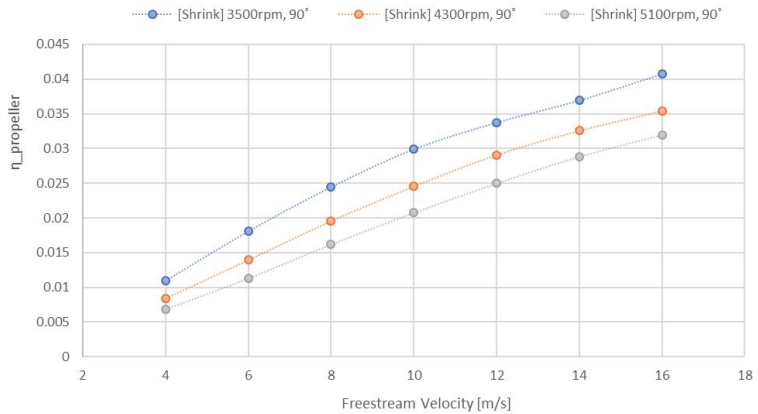
(c)  $\alpha = 60^\circ$



(d)  $\alpha = 70^\circ$



(e)  $\alpha = 80^\circ$



(f)  $\alpha = 90^\circ$

Fig. 42 Propeller Efficiency( $\eta$ ) for Freestream Velocity by  $\omega$

### 3. 받음각에 따른 프로펠러의 특성

본 항에서는 받음각이  $0^\circ \sim 90^\circ$ 까지 매  $10^\circ$  간격으로 변화하며, 전진비에 따른 프로펠러의 성능을 확인하고자 한다. 프로펠러의 회전 속도가 3500, 4300, 5100rpm 모두에서 비슷한 추이를 보임에 따라 4300rpm에 대한 결과를 중심으로 검증하며, 제시하지 않는 결과는 본 연구 결론 이후 부록(Appendix)에서 나타낸다.

앞서 설명한 Fig. 34로부터 받음각이  $0^\circ$ 인 경우 전진 속도가 낮을수록 프로펠러 블레이드의 받음각이 더 커지므로 추력과 토크 계수는 낮은 전진비에서 높아진다는 것을 알 수 있다. 받음각( $\alpha$ )이 증가하는 경우 Fig. 43과 같이 축 방향의 자유 흐름 속도( $U_\infty \cos \alpha$ )가 감소하므로 유효 전진비도 감소하며, 결과적으로 프로펠러 추력 및 토크 계수는 받음각에 따라 증가하게 된다. 변동의 크기는 축 방향 자유 흐름 성분의 변화량에 따라 다르므로 전진비가 높을수록 추력 및 토크 계수의 더 큰 증가가 관찰된다.

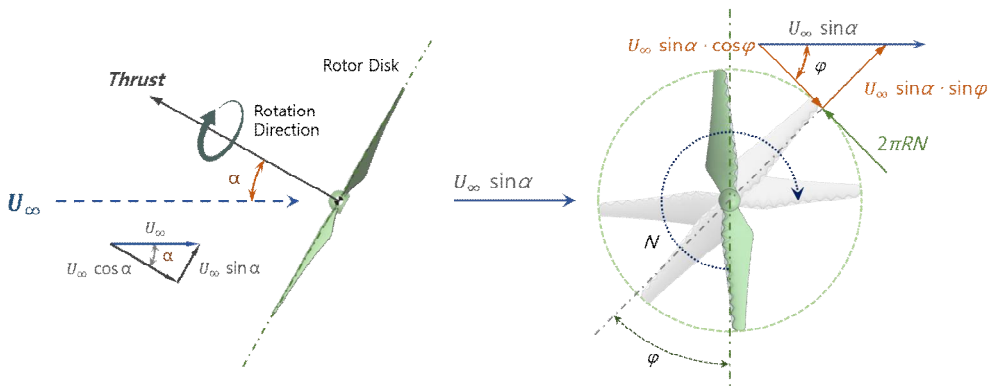


Fig. 43 Freestream( $U_\infty$ ) on Propeller with AOA( $\alpha$ ) & Azimuth Angle( $\theta$ )

멀티콥터와 같은 VTOL UAV의 경우 전진 비행이나 이동 중에는 반드시 받음각( $\alpha$ )에 따라 경사진 유입(Inflow)을 경험하게 되며, 이때 자유 흐름 속도( $U_\infty$ )는 Fig. 43과 같이 축 방향의  $U_\infty \cos \alpha$  성분과 회전면을 따라 접선 방향의  $U_\infty \sin \alpha$  성분으로 구분할 수 있으며, 접선 방향 성분( $U_\infty \sin \alpha$ )은 Fig. 43 (右)와 같이 또 다시 블레이드의 위치에 따라 방위각( $\theta$ )를 기준으로 접선 속도( $U_\infty \sin \alpha \cdot \cos \theta$ )와 방사형 유입 속도( $U_\infty \sin \alpha \cdot \sin \theta$ )로 구분할 수 있다. 방사형 유입 속도와 회전수( $N$ )에 대한

회전 속도( $2\pi RN$ )는 프로펠러 회전면에 대해 균일함에 따라 영향을 무시할 수 있으나, 접선 속도는 블레이드의 위치에 따라 변하게 된다.

H. Amini<sup>[53]</sup>는 받음각이 커지면 유효 축 방향 전진 속도는 감소하나 접속 방향 속도는 증가하여 프로펠러의 부하가 증가하고 하중 비대칭으로 인한 모멘트 (Moments) 발생을 야기하며, 특히 전진 속도가 높고 고 받음각( $\alpha$ )에서 접선 속도의 영향은 더 크게 작용하는 것으로 설명하고 있다.

본 연구에서는 3차원 정상 상태(Steady State) 유동에 대한 결과를 제시함에 따라 방위각( $\theta$ ) 위치 변화에 대한 접선 속도 성분의 영향은 논외 범위이며, 소음 저감을 위한 연구와 함께 향후 과제로 제시하고자 한다.

앞서 Fig. 7에서 제시한 비행 시나리오와 관련하여 VTOL UAV는 수직 이륙과 함께 기체에 작용하는 중력( $\vec{W}$ )을 보상하면서 비행하기 때문에 횡 방향으로 가속이 계속 붙게 된다. 즉 공기역학적으로 자유 흐름 속도( $U_\infty$ )를 전진 속도라 가정하여 정상 상태 유동으로 해석하지만, 실제 비행은 정지 비행(Hover Flight) 또는 수직 상승 후 각 기종의 제원에 따라 최대 경사각 범위로 제한하여 비행이 가능하다. Fig. 44에서 받음각이  $90^\circ$ 의 경우 비행 방향( $\vec{v}$ )과 축 방향 추력( $\vec{T}$ )이 수직이 되면 수평 상태의 프로펠러(左)는 정지 비행에서 축풍의 영향을 받는 조건이 되며, 수직 상태의 프로펠러(右)는 추력( $\vec{T}$ )이 중력( $\vec{W}$ )에 대한 수직 성분의 보상이 거의 없어 낙하하거나 하방으로 비행을 하게 된다.

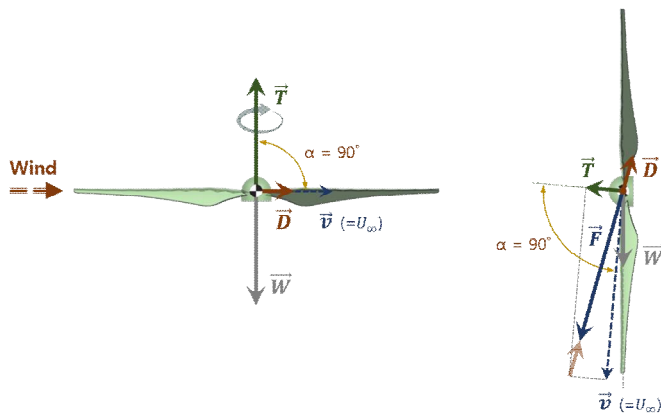


Fig. 44 Propeller Flight Conditions at  $\alpha = 90^\circ$

받음각에 따라 프로펠러에 작용하는 힘의 관계를 Fig. 45에 나타내었다. Fig. 45 (a)의 받음각  $\alpha = 0^\circ$  인 경우 프로펠러가 수평 상태에서 수직 상승(또는 이륙)하는

조건이 되며, (b)의 받음각  $0 < \alpha < \alpha_1$ 에서 수직 상승 방향 근처 정지 비행 또는 일정 속도를 유지하는 영역으로  $\vec{F} = \vec{T} + \vec{W} + \vec{D} \approx 0$ 에 해당된다. (c)의 받음각  $\alpha_1 < \alpha < \alpha_2$ 에서 가속이 요구되는 전진 비행 영역으로  $\vec{F} = \vec{T} + \vec{W} + \vec{D} > 0$  구간이 되며, Fig. 44와 같이  $\alpha \gg \alpha_2$ 가 되면 수직 비행 상태에서 중력을 이기지 못해 하강하면서 비행하거나 큰 가속으로 횡단 비행을 하게 된다. 수평 상태라면 추풍의 영향을 받는 구간이라 할 수 있다. 여기서  $\alpha_1$ 는 정지 비행이나 미소 이동 등 자세 유지를 위한 각도이며,  $\alpha_2$ 의 경우 고 출력의 최고 속도로 비행이 가능한 최대 경사 각이라 할 수 있다. 또한 받음각의 한계는 추력이 중력에 대한 보상 여부에 따라 달라질 수 있다. 참고로 Fig. 45 (d)는 (c)와 비교하여 바람의 영향에 따라 실제 비행 상태를 가정한 힘과 받음각의 관계를 도시하였다.

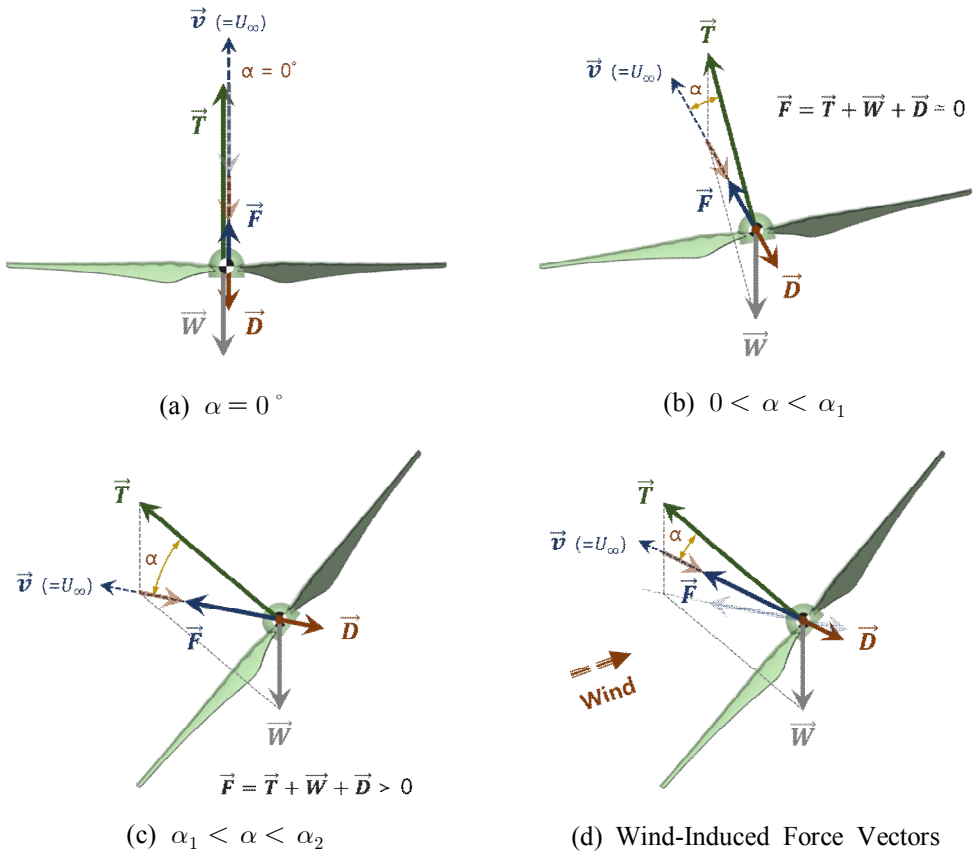
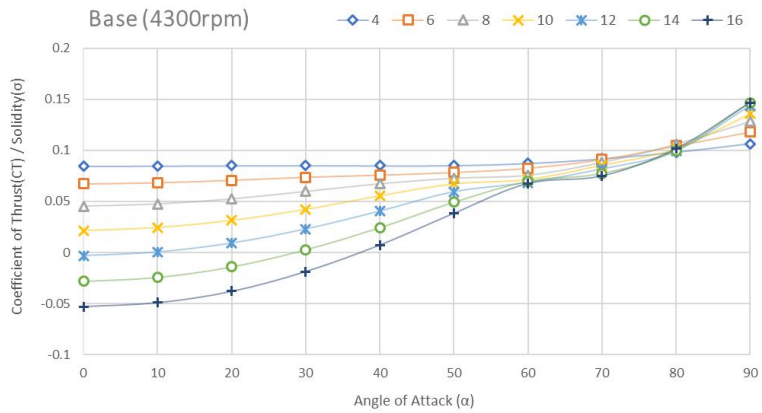
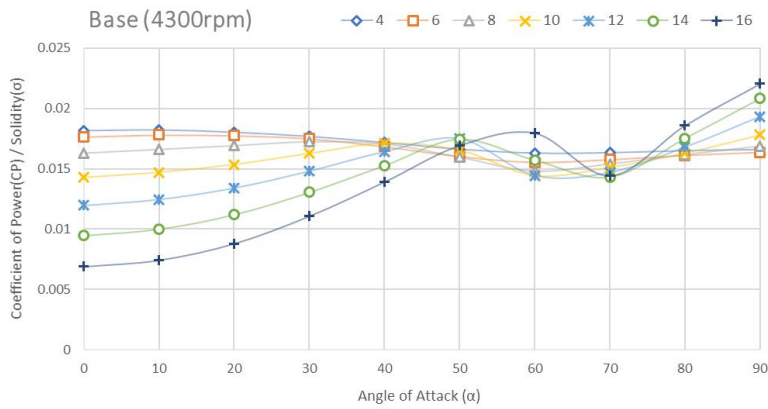


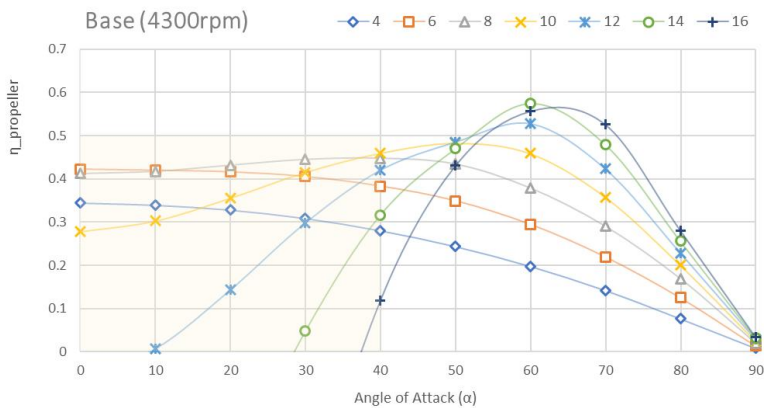
Fig. 45 Propeller Flight Conditions at AOA( $\alpha$ )



(a) Coefficient of Thrust( $C_T$ )



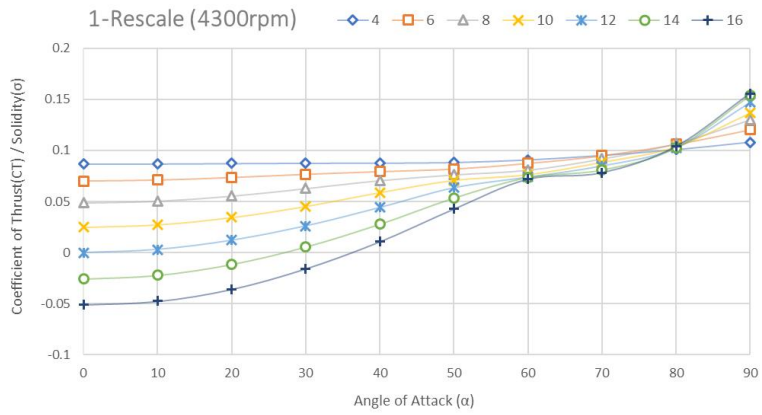
(b) Coefficient of Power( $C_P$ )



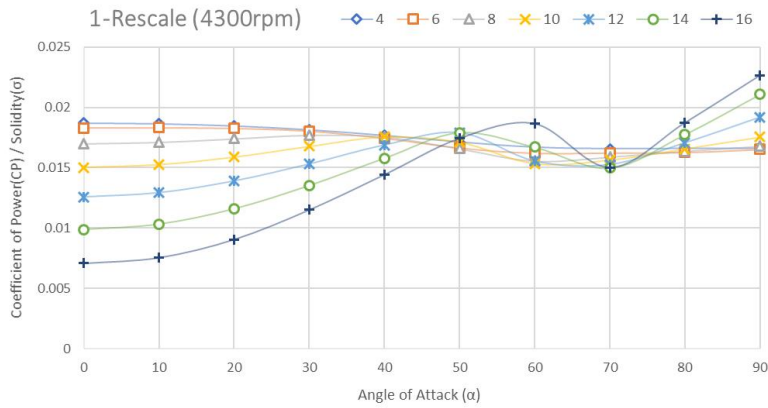
(c) Propeller Efficiency( $\eta$ )

Fig. 46-1 Propeller Performance of Base Model at 4300rpm

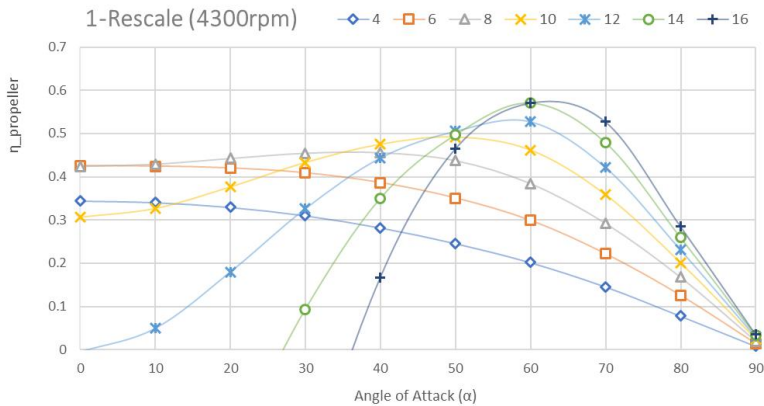




(a) Coefficient of Thrust( $C_T$ )

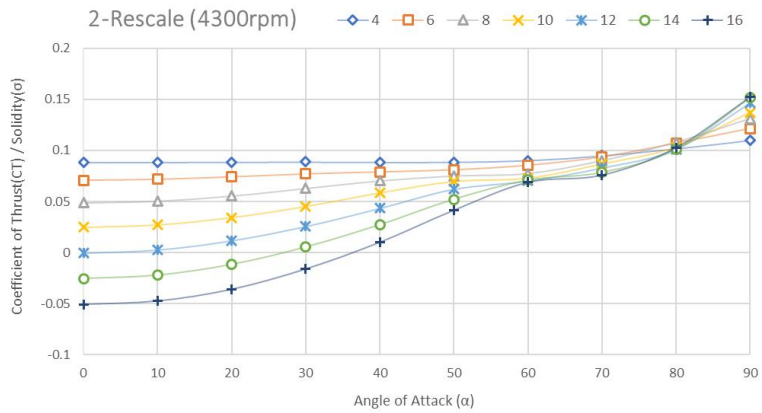


(b) Coefficient of Power( $C_P$ )

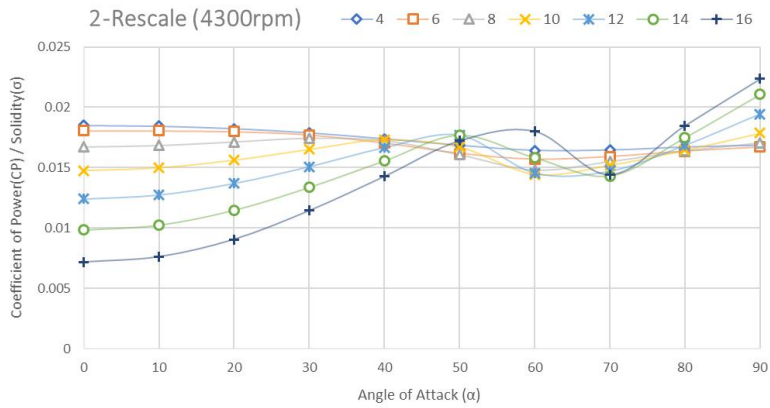


(c) Propeller Efficiency( $\eta$ )

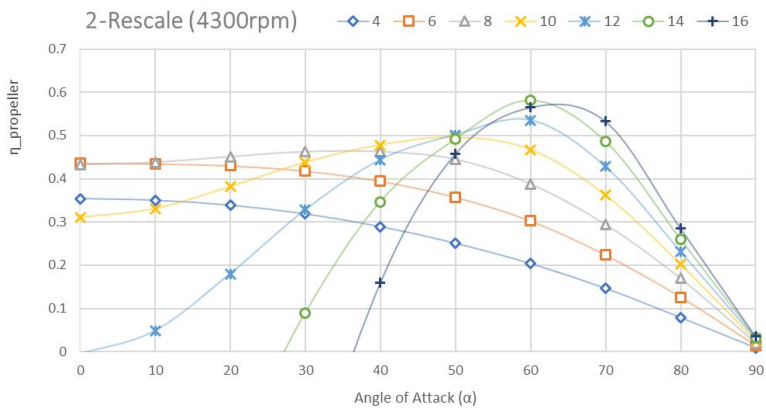
Fig. 46-2 Propeller Performance of 1-Rescale Model at 4300rpm



(a) Coefficient of Thrust( $C_T$ )

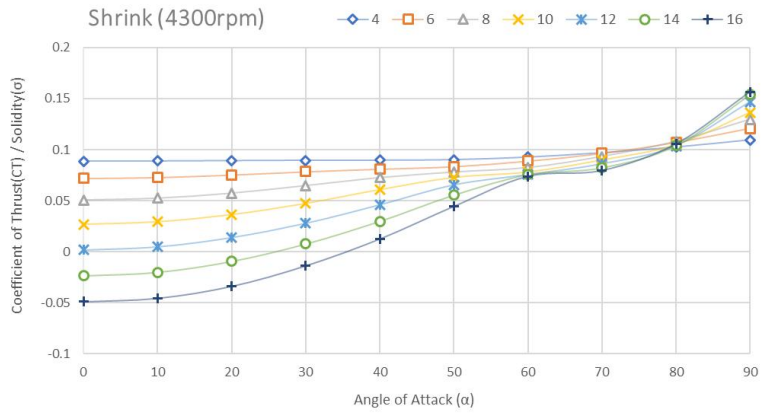


(b) Coefficient of Power( $C_P$ )

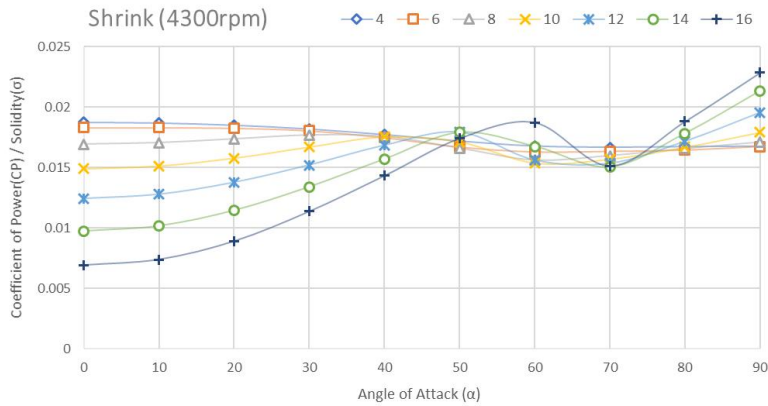


(c) Propeller Efficiency( $\eta$ )

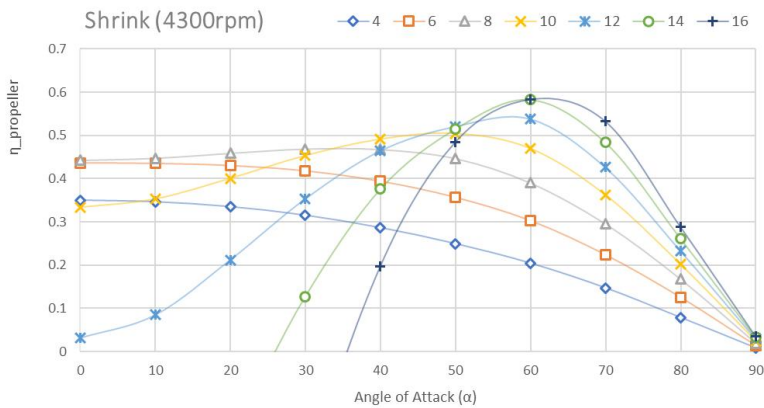
Fig. 46-3 Propeller Performance of 2-Rescale Model at 4300rpm



(a) Coefficient of Thrust( $C_T$ )

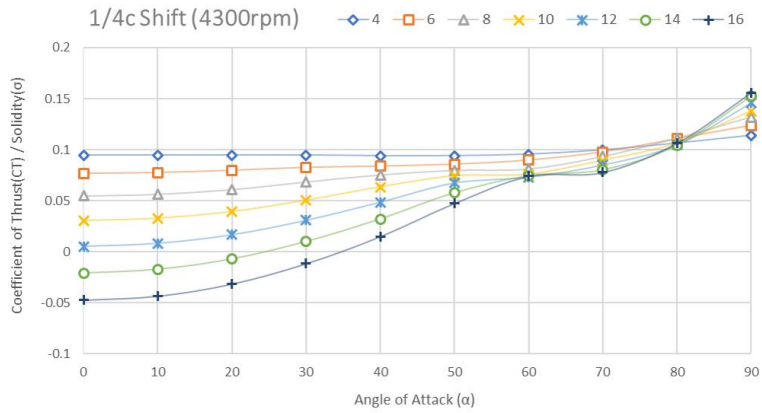


(b) Coefficient of Power( $C_P$ )

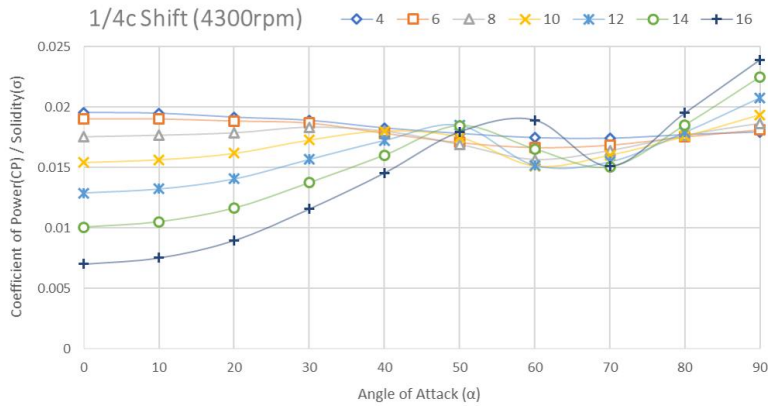


(c) Propeller Efficiency( $\eta$ )

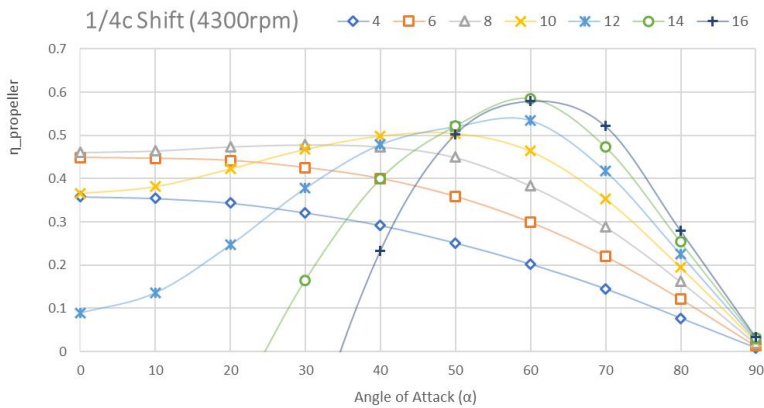
Fig. 46-4 Propeller Performance of Shrink Model at 4300rpm



(a) Coefficient of Thrust( $C_T$ )



(b) Coefficient of Power( $C_P$ )



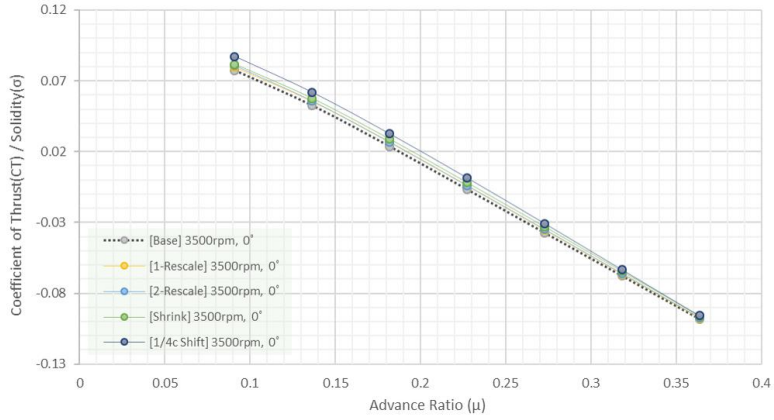
(c) Propeller Efficiency( $\eta$ )

Fig. 46-5 Propeller Performance of 1/4c Shift Model at 4300rpm

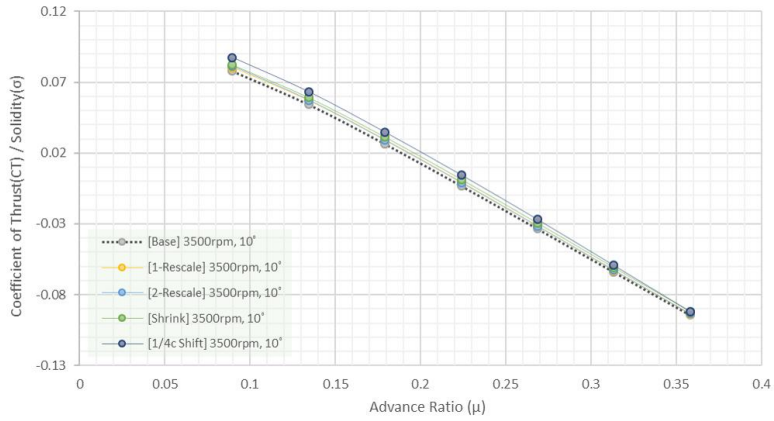
모든 해석 모델에 대하여 받음각에 따라 프로펠러의 성능을 Fig. 46에 각각 나타내었다. 추력 계수의 경우 전체적으로 받음각을 기준으로 낮은 전진 속도에서 추력이 높게 생성되며, 받음각 60°까지는 준 선형적으로 증가하다가 70°에서 증가율이 주춤하면서 다시 받음각 80°를 지나 역전되어 90°에서 높은 전진 속도 순서로 정점에 도달하는 추이를 다른 회전 속도 영역에서도 마찬가지로 확인할 수 있다. 동력 계수는 낮은 전진 속도(4 ~ 6m/s)의 경우 받음각 증가에 따라 감소하며, 높은 전진 속도에서 추력과 동일하게 증가하다가 받음각 50°를 기점으로 동요(Oscillation)하고 90°에서 높은 전진 속도 순서로 동력이 크게 나타나고 있다. 이는 프로펠러 형상이 본 연구와 다르나 Y. Leng et. al.[47] 연구에서도 마찬가지로 받음각이 60°를 기점으로 변화되는 것을 유사하게 확인할 수 있으며, 동력 계수 예측에서도 고 받음각과 높은 전진비에서 특이점이 발견되는 이유를 회전면으로 유입되는 접선 속도 ( $U_{\infty} \sin \alpha \cdot \cos \theta$ )로 인한 전/후진 블레이드 효과(Advancing-Retreating Blade effect)가 받음각이 증가함에 따라 로터 회전면 전진에서 후퇴 방향으로 생기는 모멘트 생성에서 기인한 것으로 판단된다.

실제 D社의 해당 기종 사양(<https://www.dji.com/kr/phantom-4>)은 최대 경사각 42°, 최대 상승 속도 6m/s, 최대 속도 20m/s이며, 비행 시나리오에 따라 Fig. 46-1 (c)의 받음각(Fig. 45의 관점에서 경사각과 받음각은 같은 개념이라 할 수 있다.)에 대한 프로펠러의 효율을 살펴보면 수직 이착륙 또는 정지비행의 경우 10° 이내의 낮은 받음각에서 6m/s 이내의 낮은 전진속도로 운용되고, 고속 전진을 위해 최대 받음각 40° 이내에서 비행을 한다면 프로펠러의 효율은 4300rpm에서 대략적으로 0.3 ~ 0.5의 범위에서 운용된다고 볼 수 있으며, 불리한 환경 등 과격한 기동으로 받음각 60° 이상에서는 현저히 성능이 떨어져 낙하 또는 추락할 수 있을 것으로 예상된다.

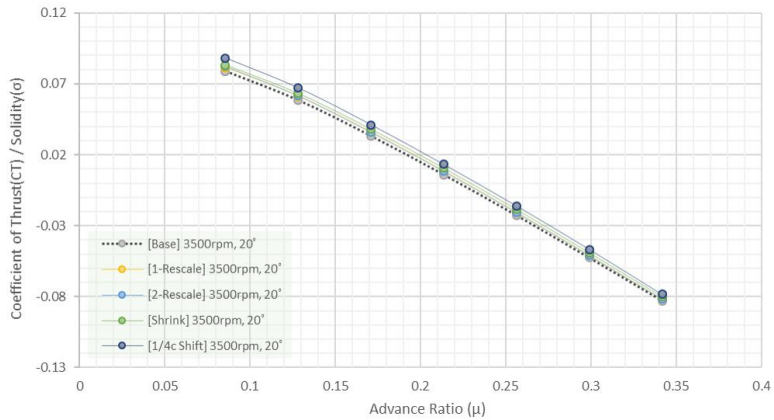
Fig. 47 ~ Fig. 55에서는 모든 받음각( $\alpha$ ) 영역에서 전진비( $\mu$ )에 대한 추력 계수, 동력 계수 및 프로펠러의 효율을 각각 나타내었다.(받음각 50°에 대한 결과는 Fig. 35 ~ Fig. 38 참조) 모든 받음각에서 물결 모양 앞전 후의 영향을 프로펠러의 효율을 통해 비교해보면 전반적으로 기본(Base) 모델보다 전진비가 증가하면서 향상된 성능을 보이며, ⑤번째 1/4c Shift 모델의 경우 받음각 60° 이하의 경우 가장 좋은 특성을 보이다가 70° 이상에서 기본 프로펠러 보다 더 낮은 성능을 보이는 것으로 관찰되고, 다소 편차가 있으나 모든 받음각을 기준으로 보면 ④번째 Shrink 모델이 양호한 것으로 판단된다.



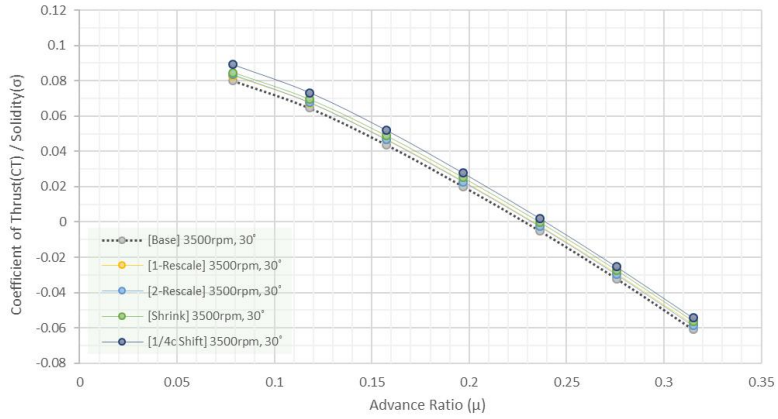
(a)  $\alpha = 0^\circ$



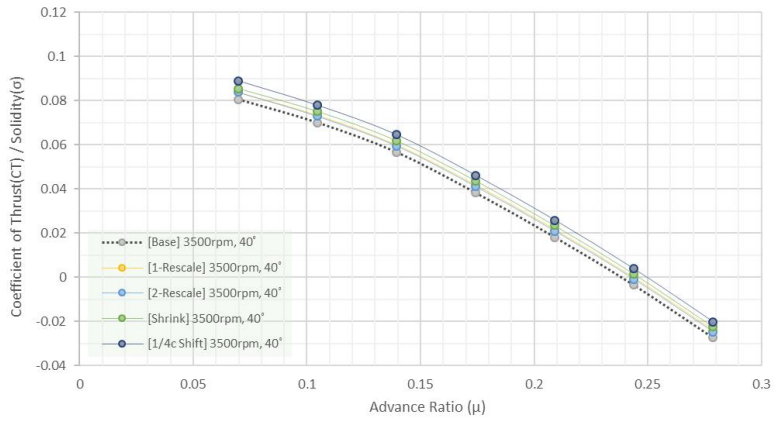
(b)  $\alpha = 10^\circ$



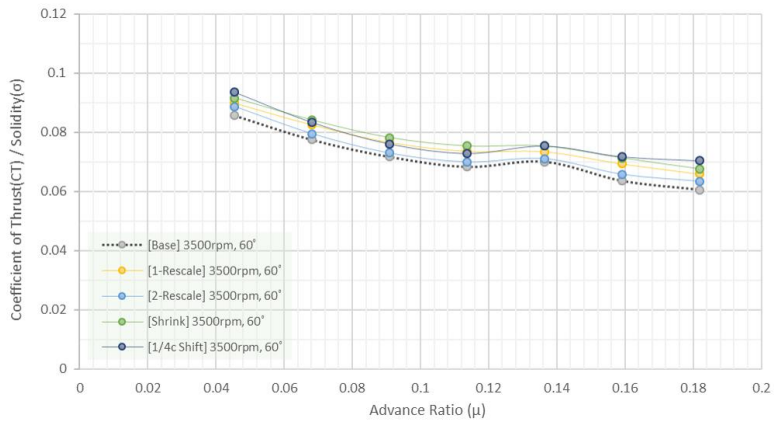
(c)  $\alpha = 20^\circ$



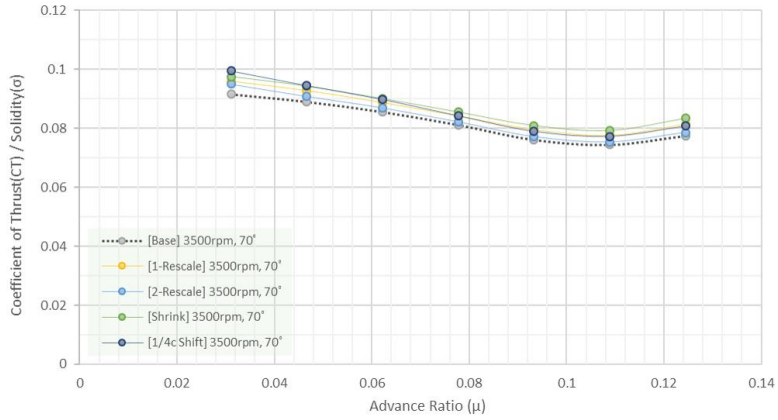
(d)  $\alpha = 30^\circ$



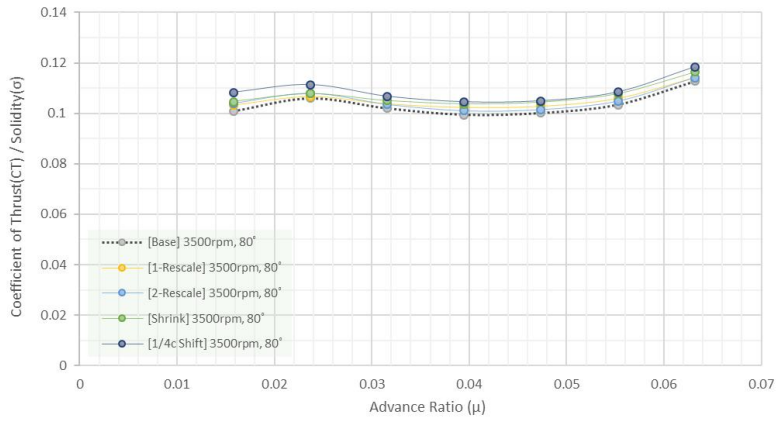
(e)  $\alpha = 40^\circ$



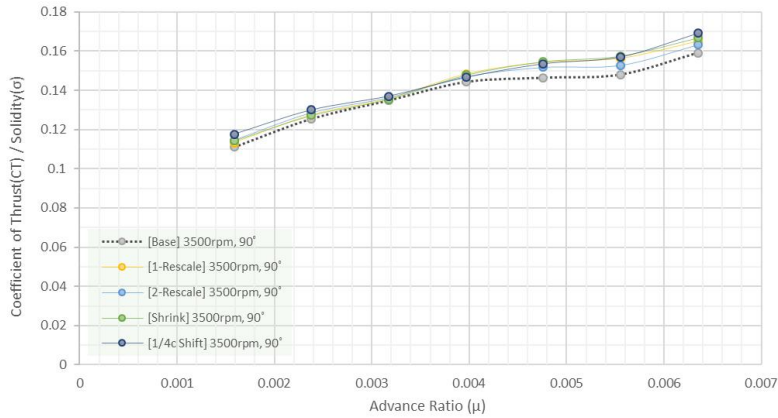
(f)  $\alpha = 60^\circ$



(g)  $\alpha = 70^\circ$



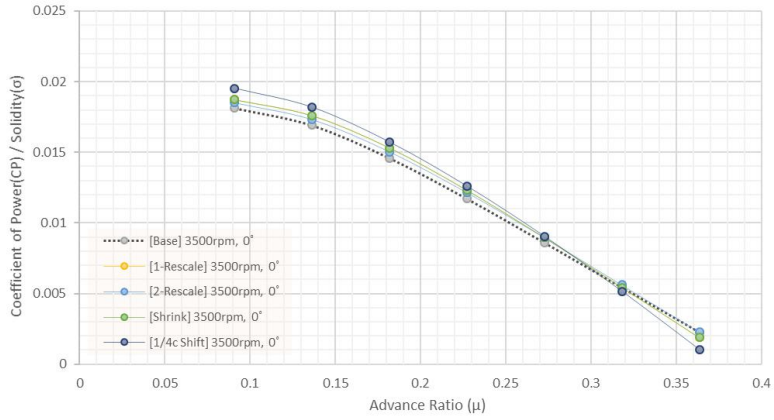
(h)  $\alpha = 80^\circ$



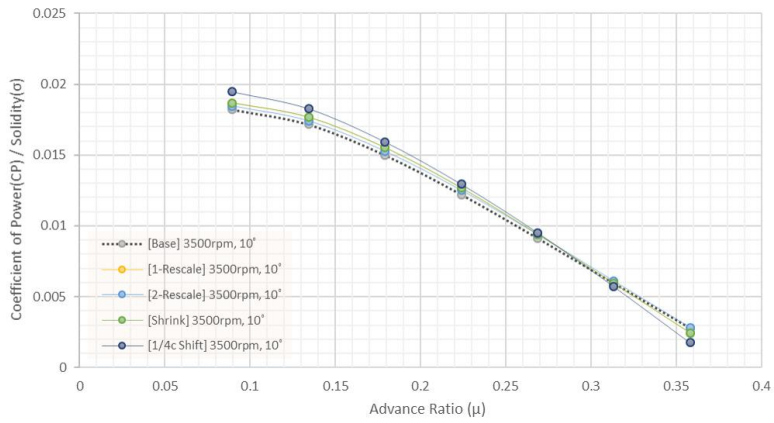
(i)  $\alpha = 90^\circ$

Fig. 47 Coefficient of Thrust( $C_T$ ) of Advance Ratio at 3500rpm

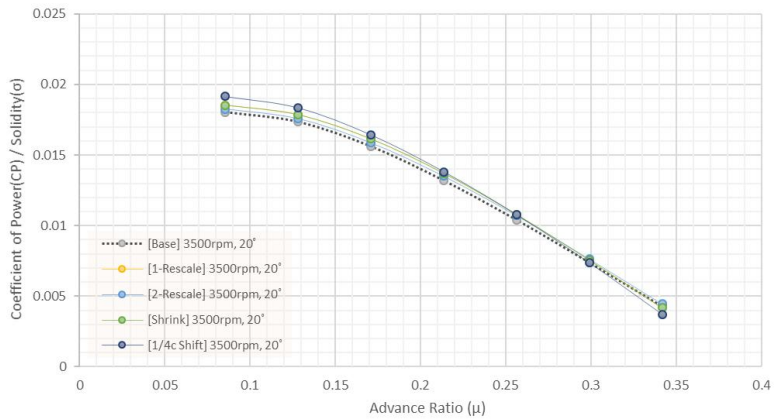




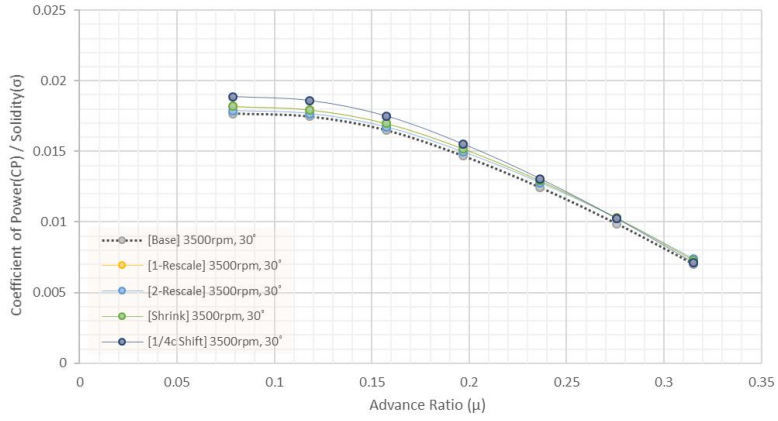
(a)  $\alpha = 0^\circ$



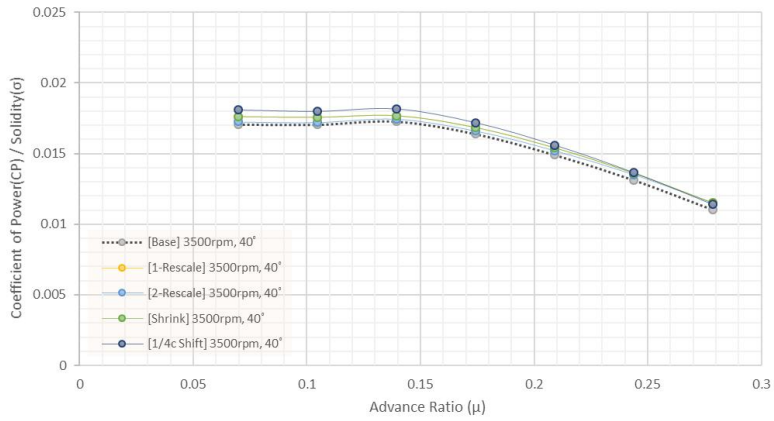
(b)  $\alpha = 10^\circ$



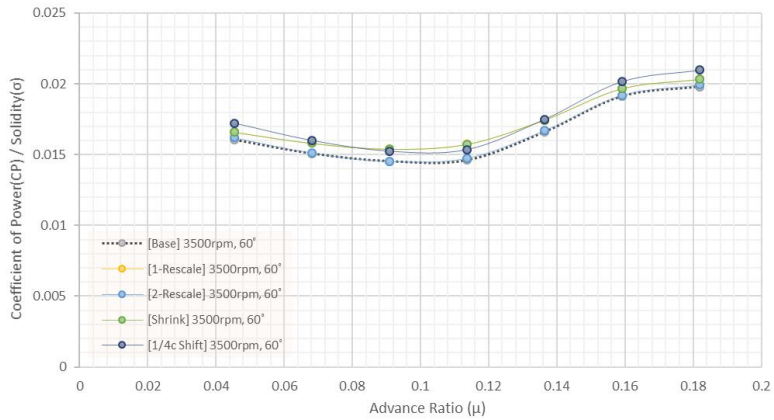
(c)  $\alpha = 20^\circ$



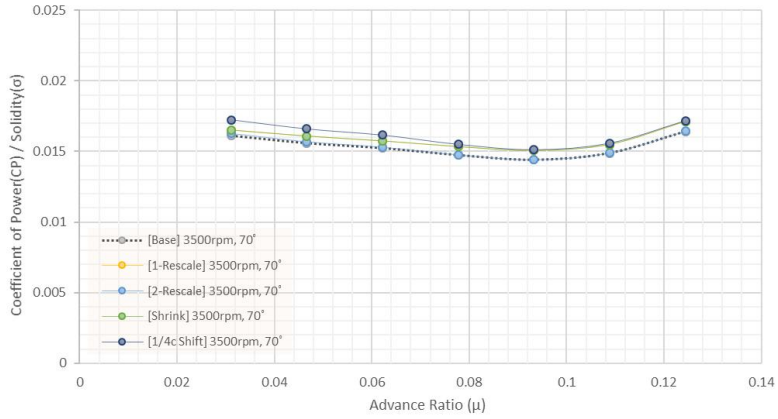
(d)  $\alpha = 30^\circ$



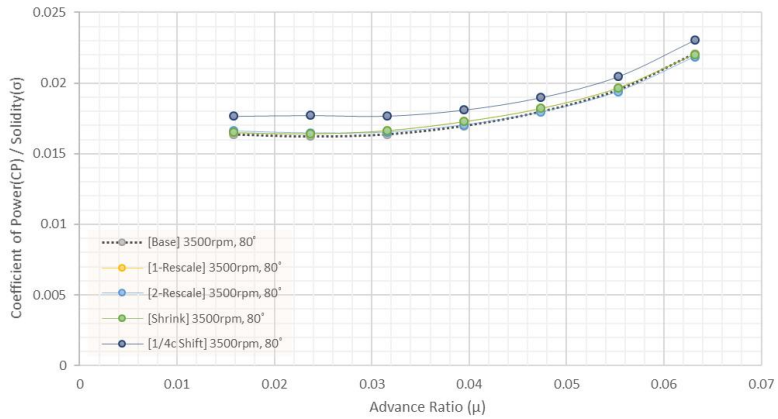
(e)  $\alpha = 40^\circ$



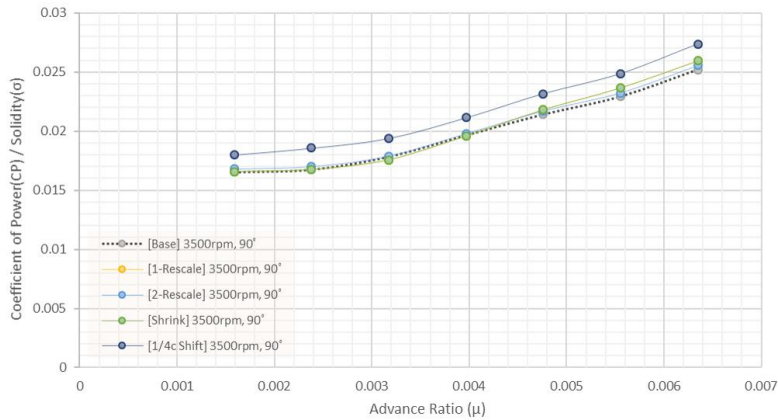
(f)  $\alpha = 60^\circ$



(g)  $\alpha = 70^\circ$

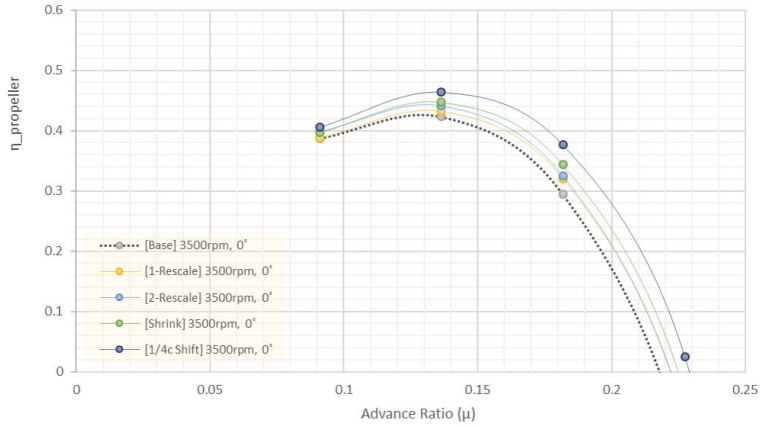


(h)  $\alpha = 80^\circ$

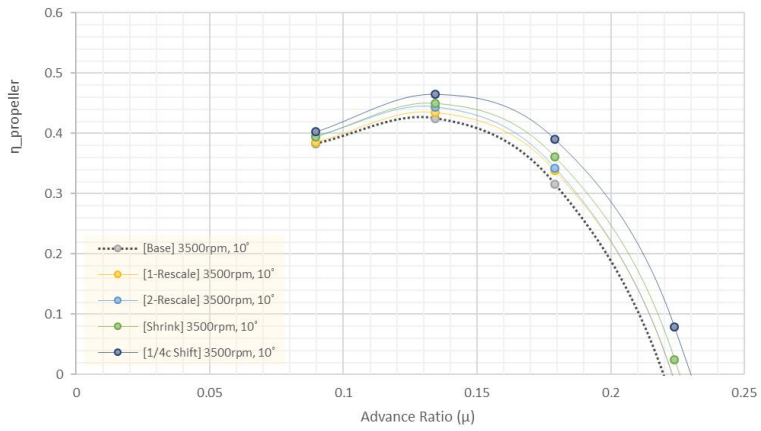


(i)  $\alpha = 90^\circ$

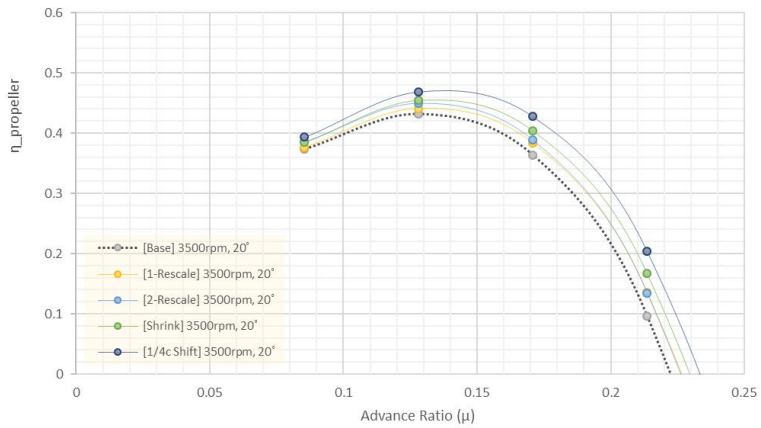
Fig. 48 Coefficient of Power ( $C_p$ ) of Advance Ratio at 3500rpm



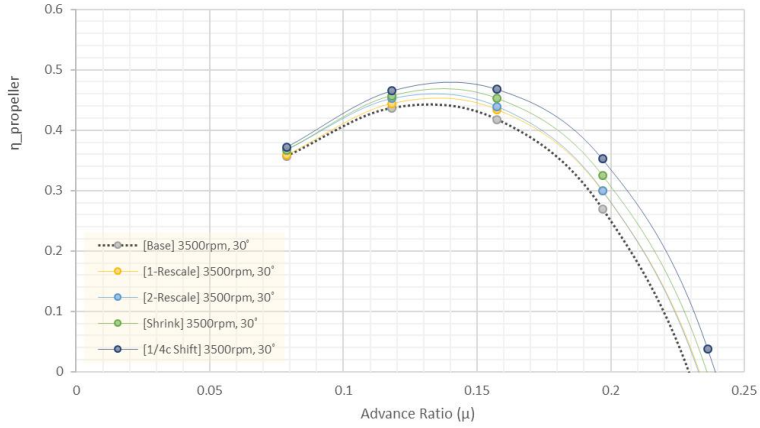
(a)  $\alpha = 0^\circ$



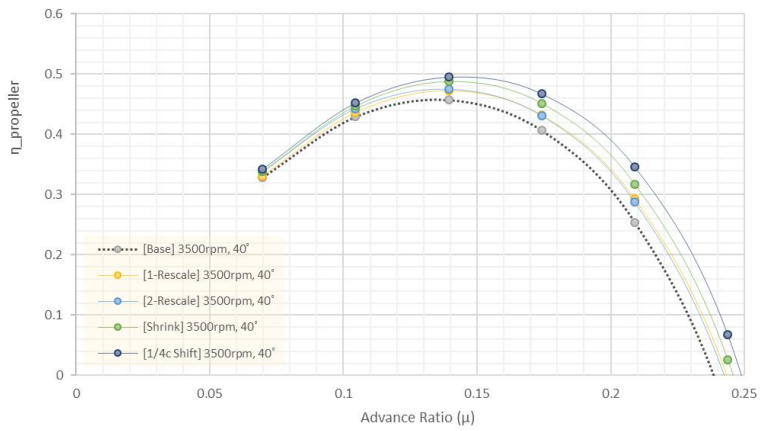
(b)  $\alpha = 10^\circ$



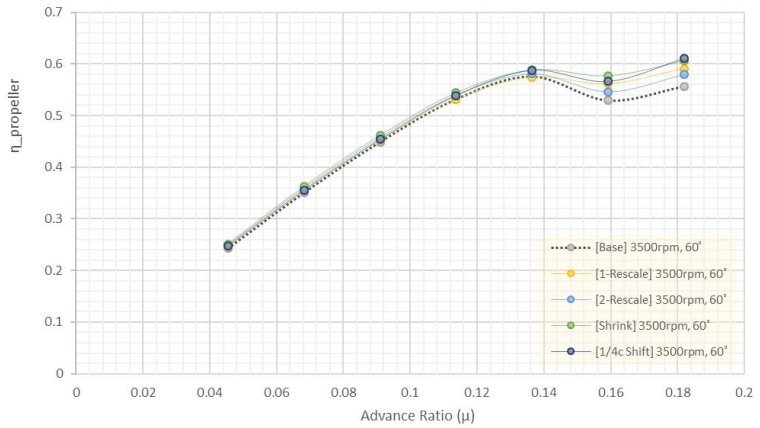
(c)  $\alpha = 20^\circ$



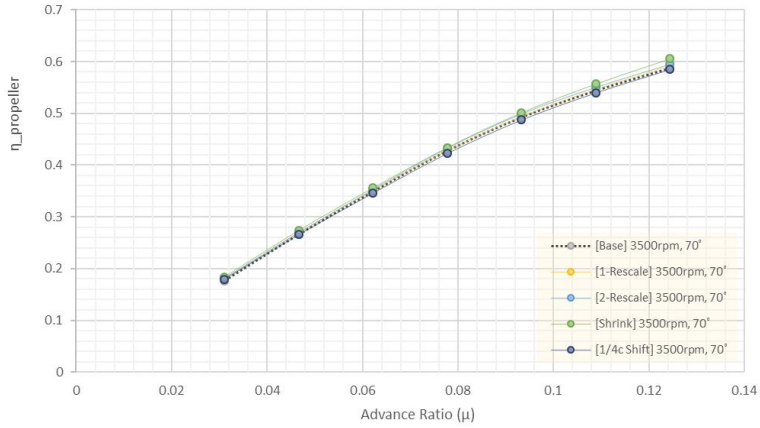
(d)  $\alpha = 30^\circ$



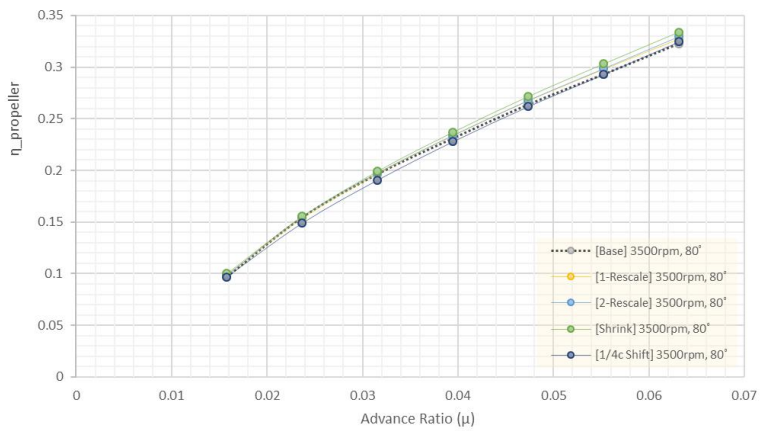
(e)  $\alpha = 40^\circ$



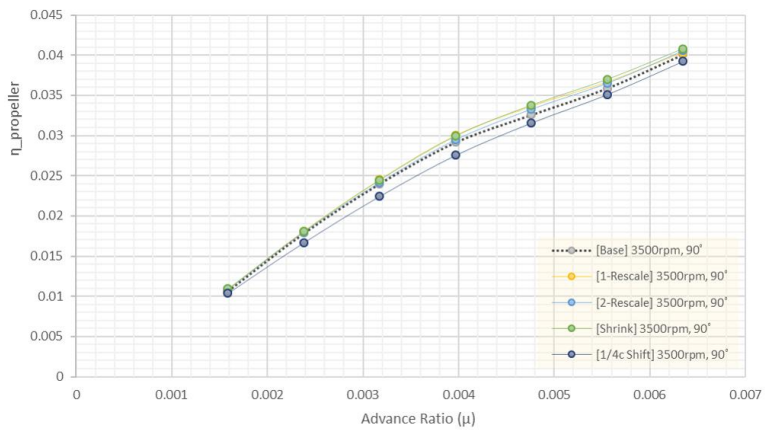
(f)  $\alpha = 60^\circ$



(g)  $\alpha = 70^\circ$

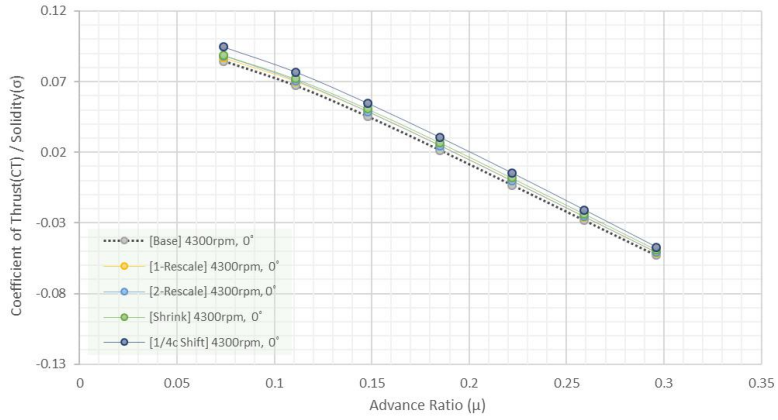


(h)  $\alpha = 80^\circ$

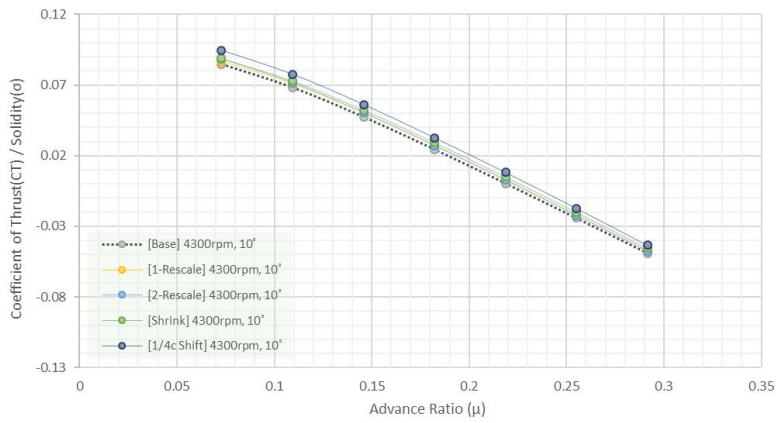


(i)  $\alpha = 90^\circ$

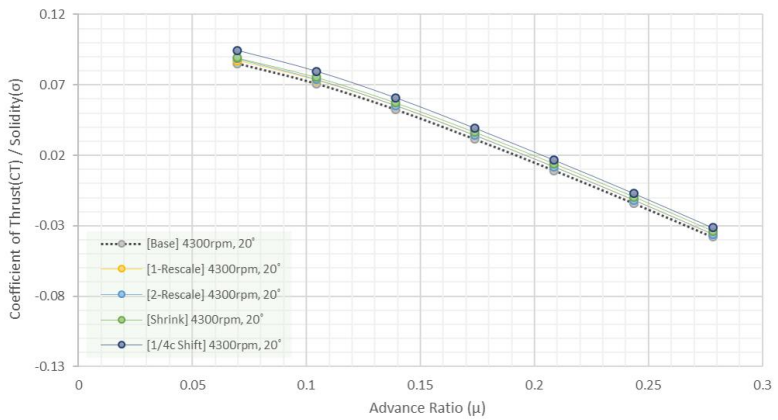
Fig. 49 Propeller Efficiency( $\eta$ ) of Advance Ratio at 3500rpm



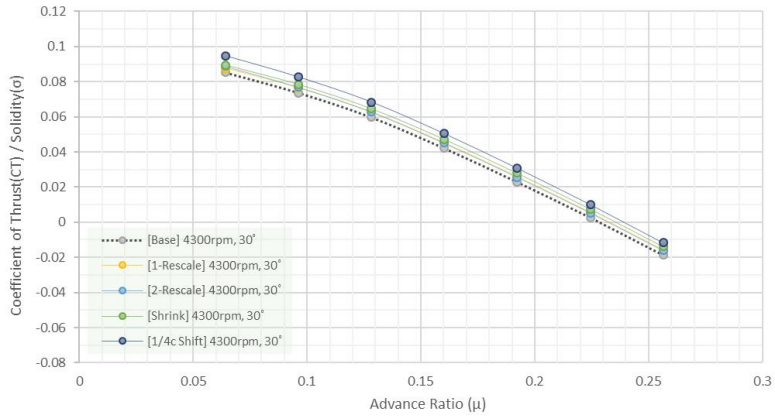
(a)  $\alpha = 0^\circ$



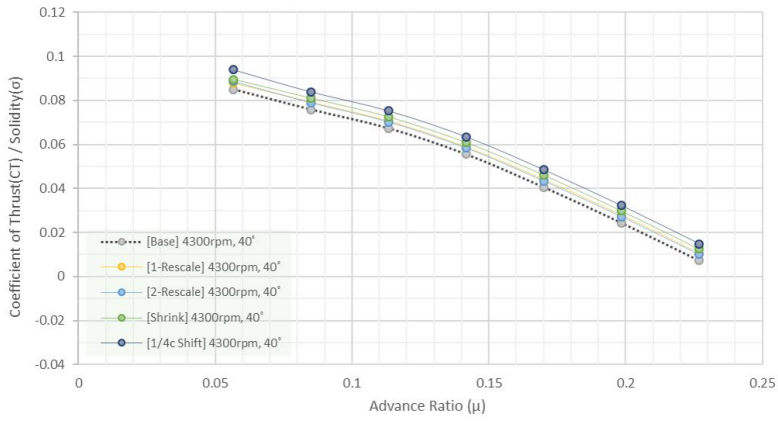
(b)  $\alpha = 10^\circ$



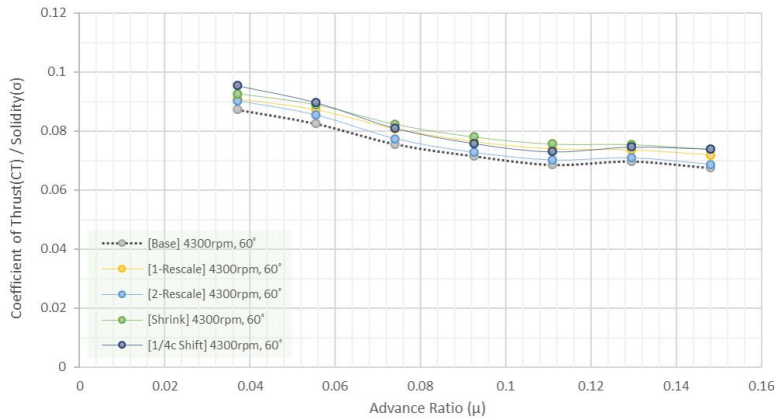
(c)  $\alpha = 20^\circ$



(d)  $\alpha = 30^\circ$

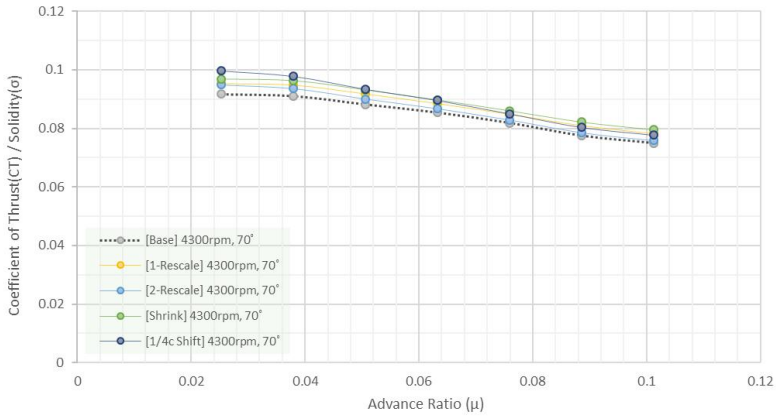


(e)  $\alpha = 40^\circ$

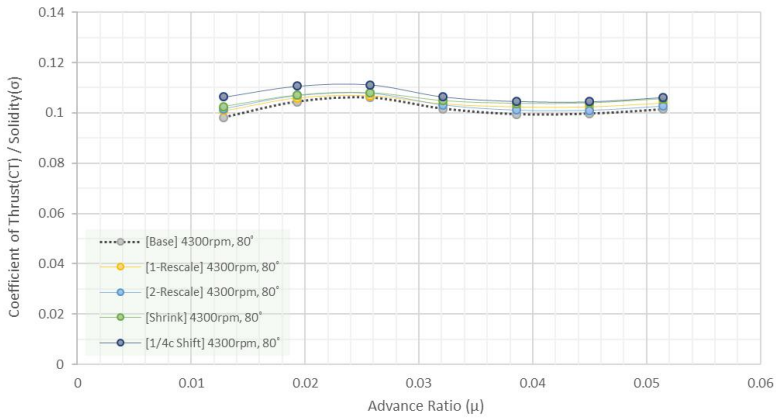


(f)  $\alpha = 60^\circ$

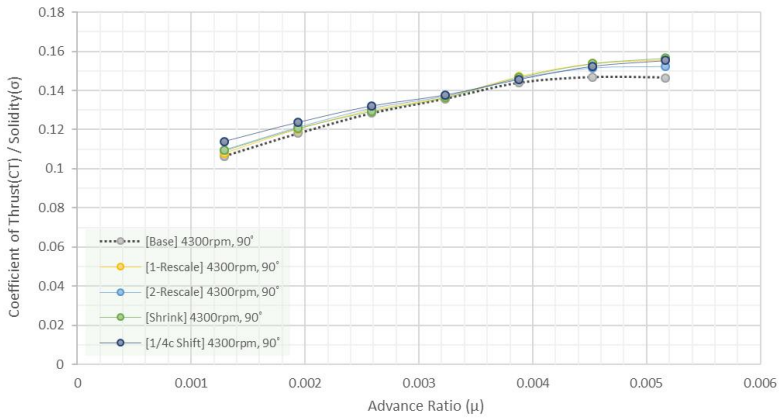




(g)  $\alpha = 70^\circ$

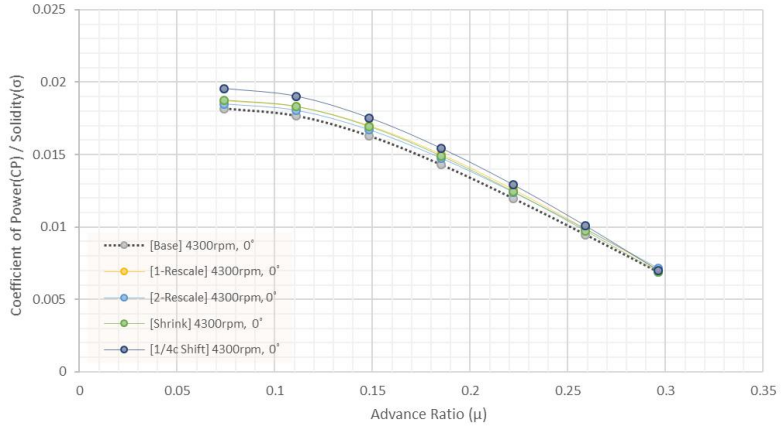


(h)  $\alpha = 80^\circ$

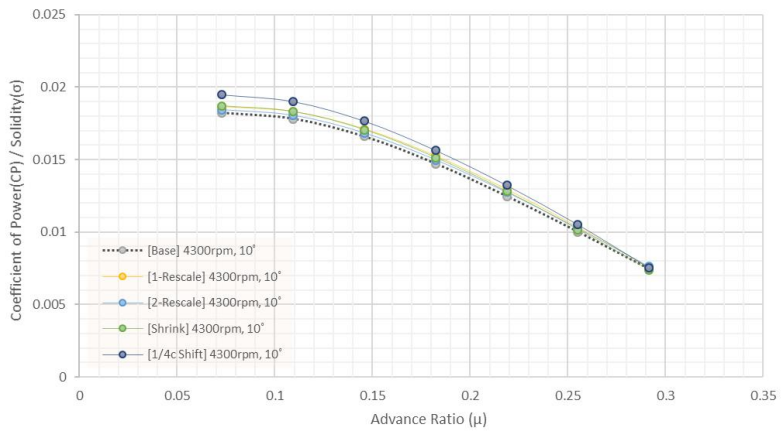


(i)  $\alpha = 90^\circ$

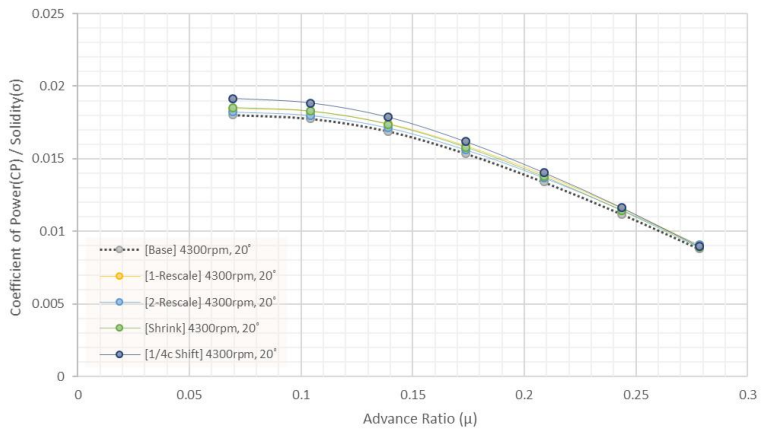
Fig. 50 Coefficient of Thrust( $C_T$ ) of Advance Ratio at 4300rpm



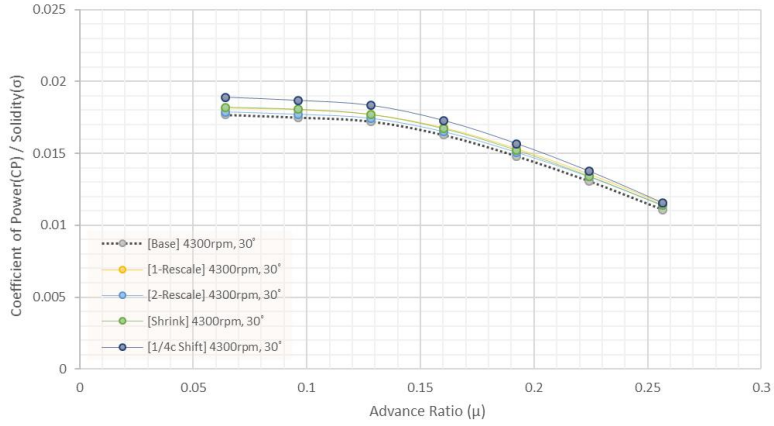
(a)  $\alpha = 0^\circ$



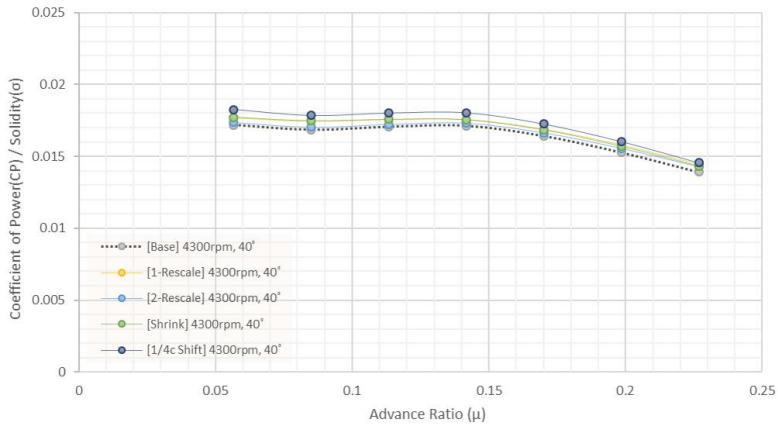
(b)  $\alpha = 10^\circ$



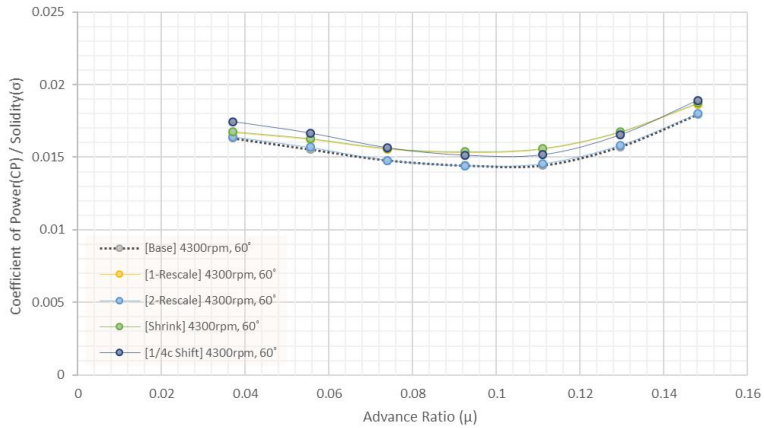
(c)  $\alpha = 20^\circ$



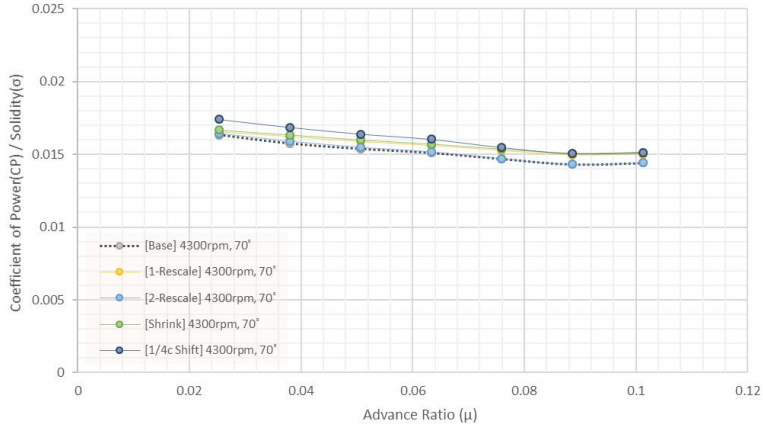
(d)  $\alpha = 30^\circ$



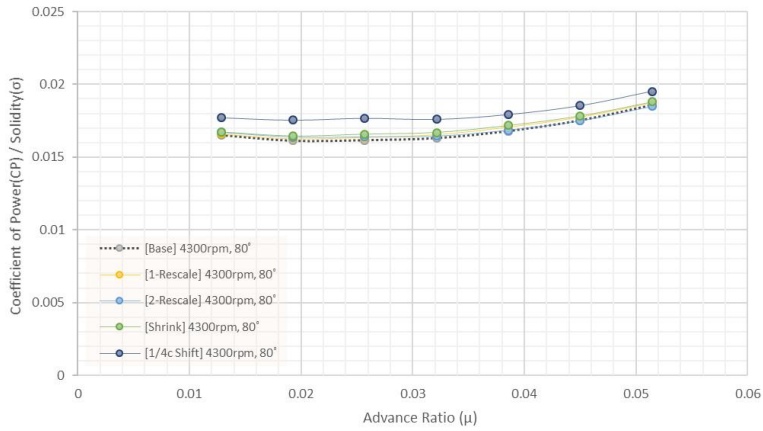
(e)  $\alpha = 40^\circ$



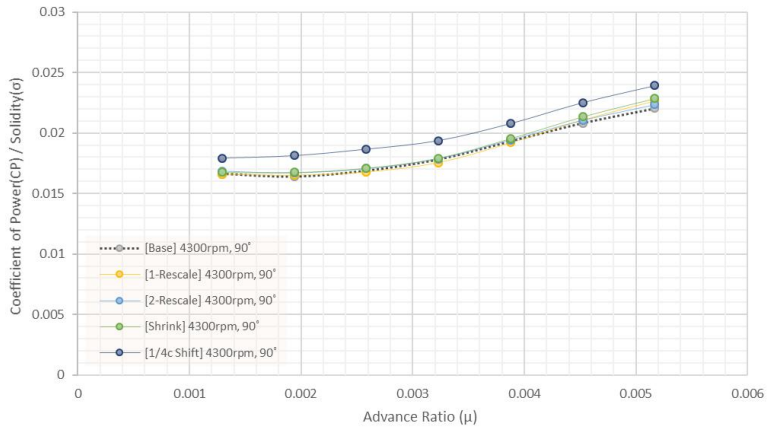
(f)  $\alpha = 60^\circ$



(g)  $\alpha = 70^\circ$

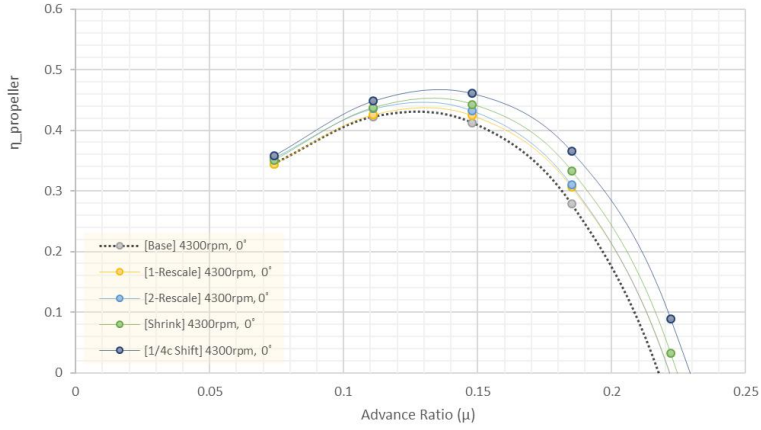


(h)  $\alpha = 80^\circ$

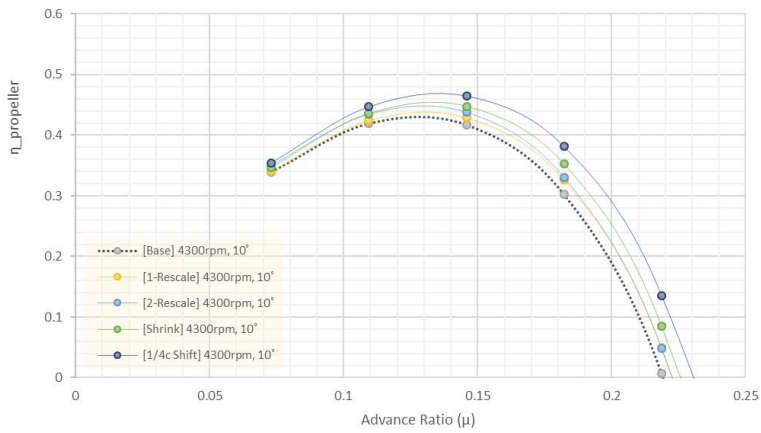


(i)  $\alpha = 90^\circ$

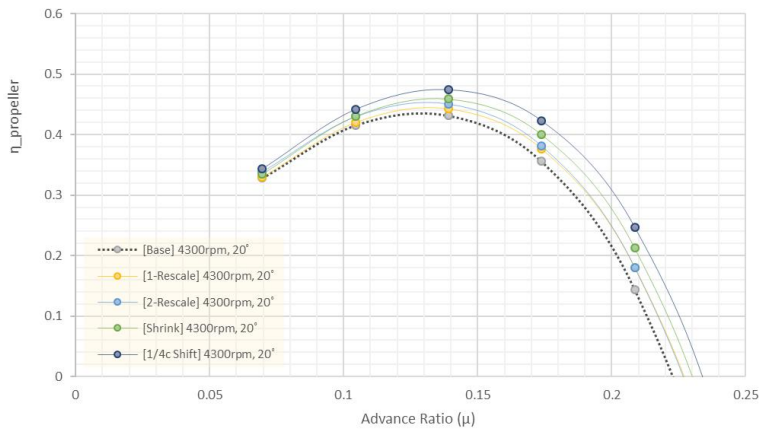
Fig. 51 Coefficient of Power ( $C_P$ ) of Advance Ratio at 4300rpm



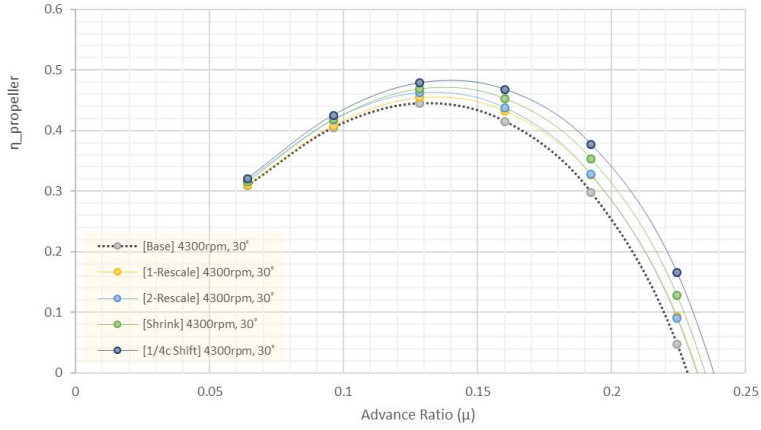
(a)  $\alpha = 0^\circ$



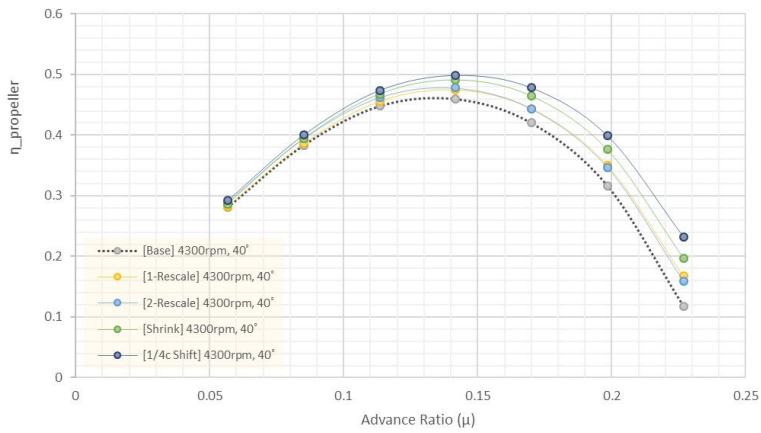
(b)  $\alpha = 10^\circ$



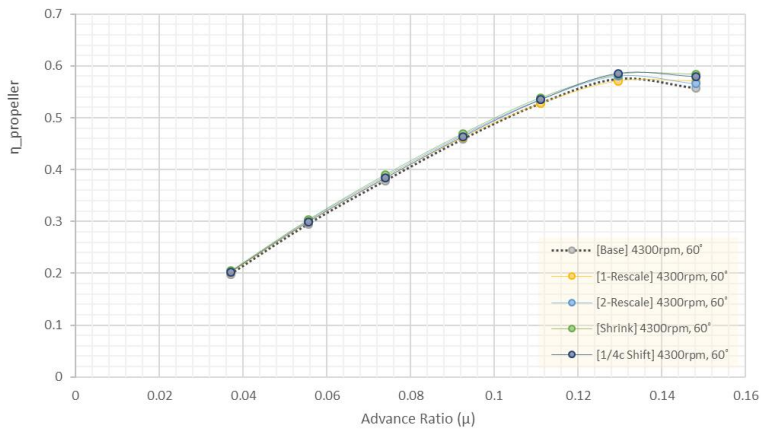
(c)  $\alpha = 20^\circ$



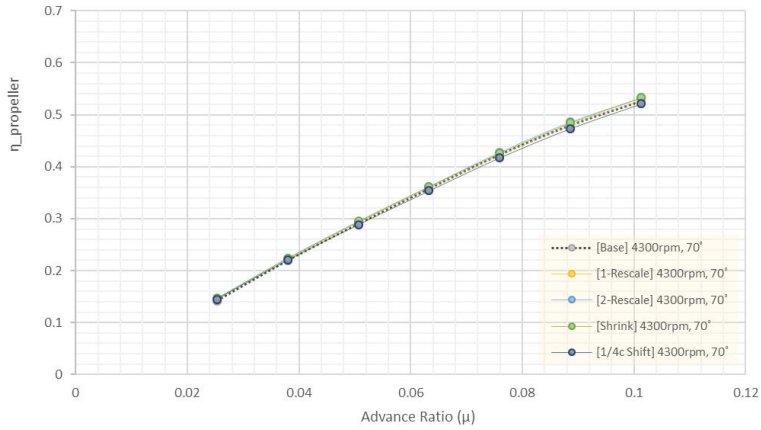
(d)  $\alpha = 30^\circ$



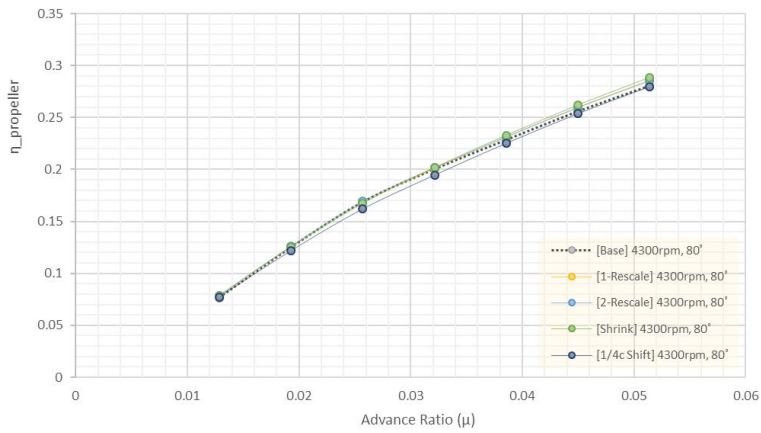
(e)  $\alpha = 40^\circ$



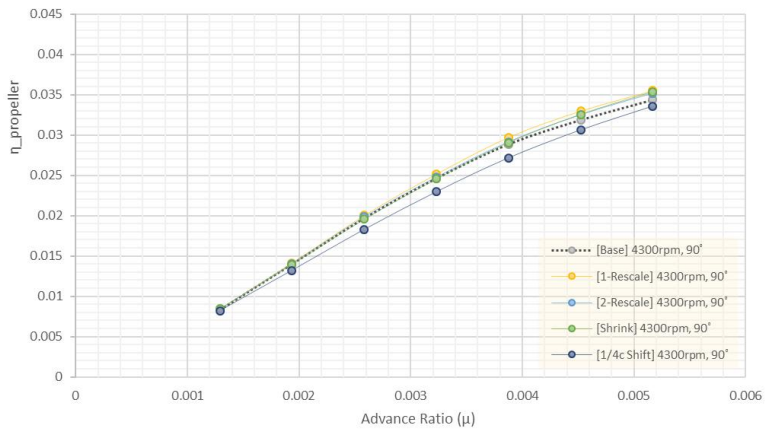
(f)  $\alpha = 60^\circ$



(g)  $\alpha = 70^\circ$

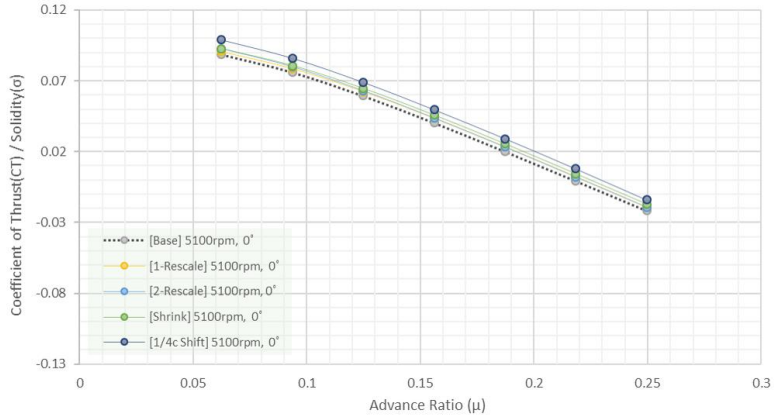


(h)  $\alpha = 80^\circ$

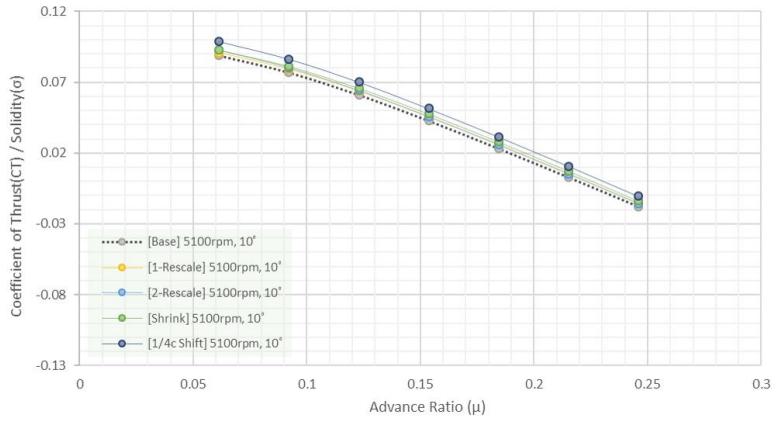


(i)  $\alpha = 90^\circ$

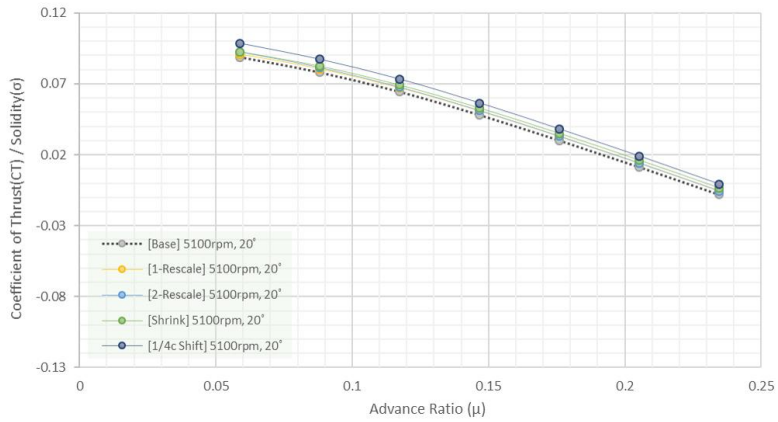
Fig. 52 Propeller Efficiency( $\eta$ ) of Advance Ratio at 4300rpm



(a)  $\alpha = 0^\circ$

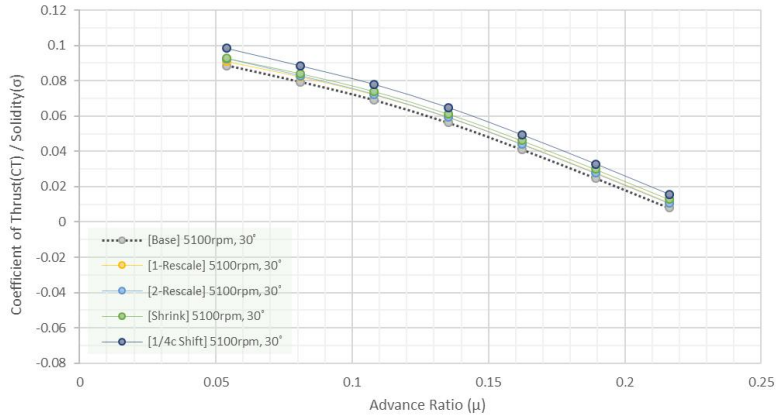


(b)  $\alpha = 10^\circ$

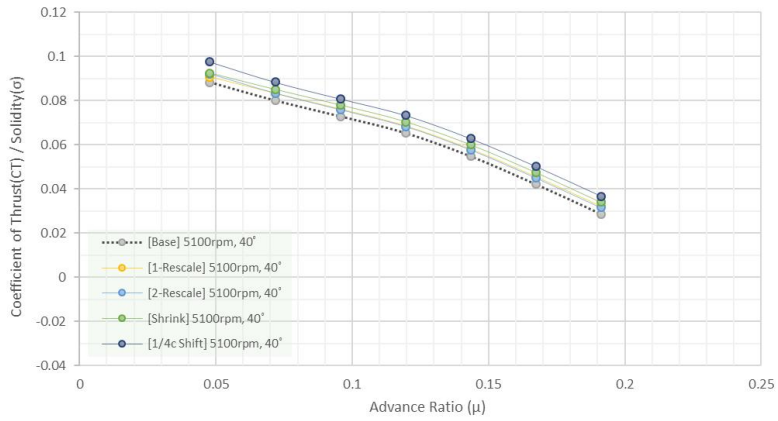


(c)  $\alpha = 20^\circ$

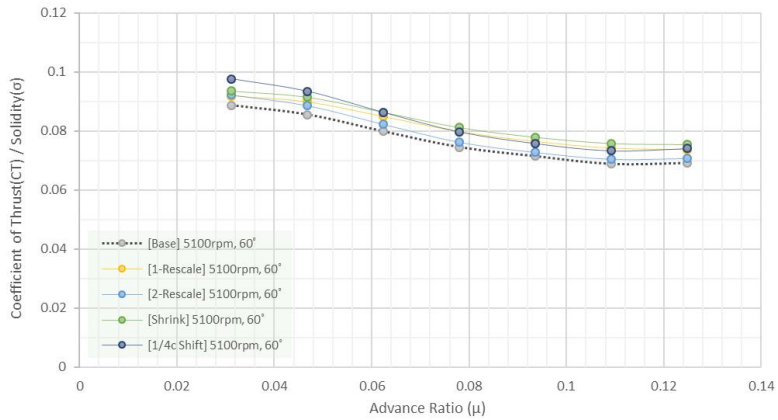




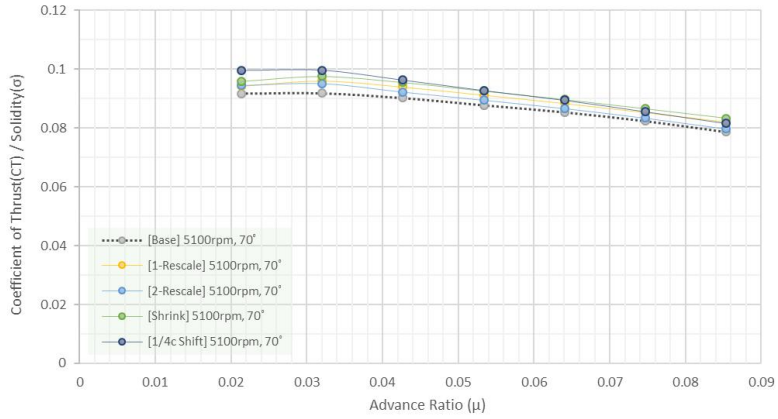
(d)  $\alpha = 30^\circ$



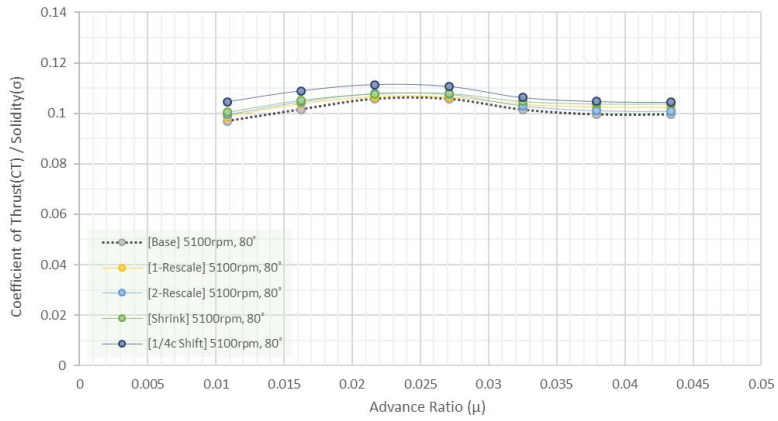
(e)  $\alpha = 40^\circ$



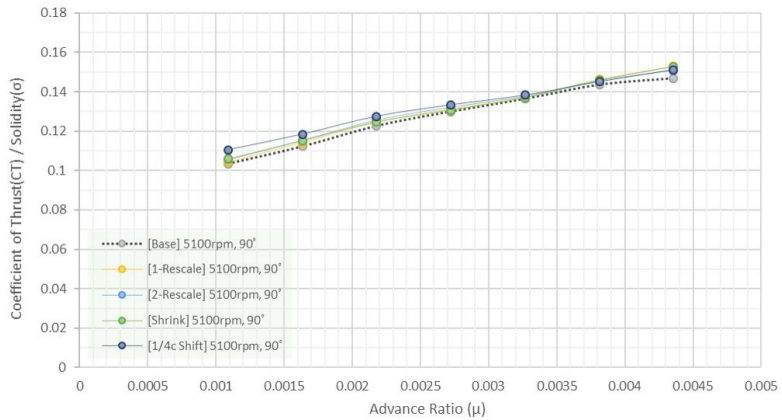
(f)  $\alpha = 60^\circ$



(g)  $\alpha = 70^\circ$

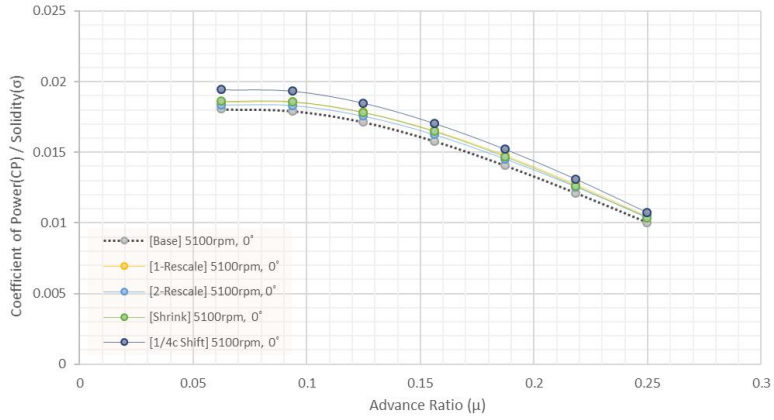


(h)  $\alpha = 80^\circ$

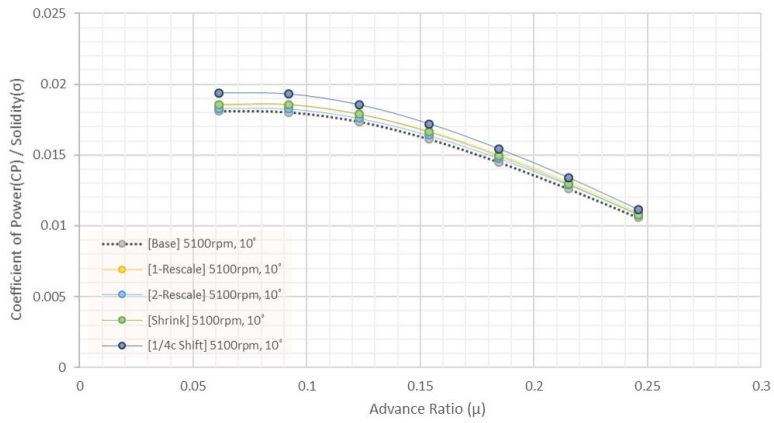


(i)  $\alpha = 90^\circ$

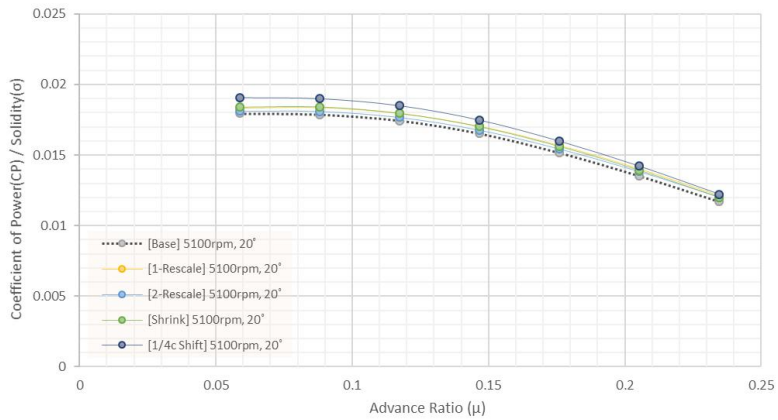
Fig. 53 Coefficient of Thrust( $C_T$ ) of Advance Ratio at 5100rpm



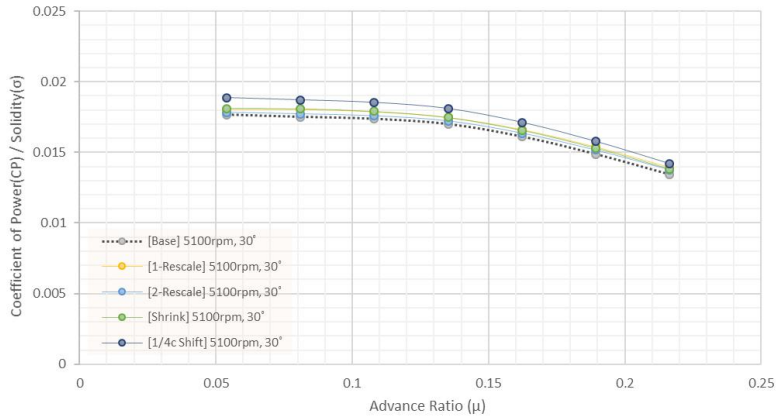
(a)  $\alpha = 0^\circ$



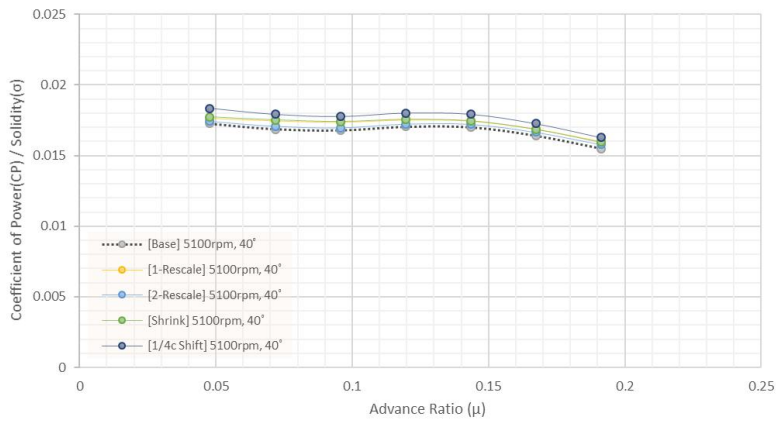
(b)  $\alpha = 10^\circ$



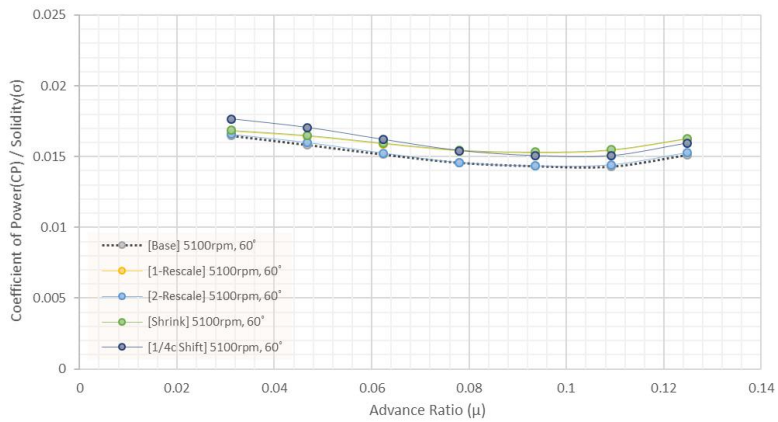
(c)  $\alpha = 20^\circ$



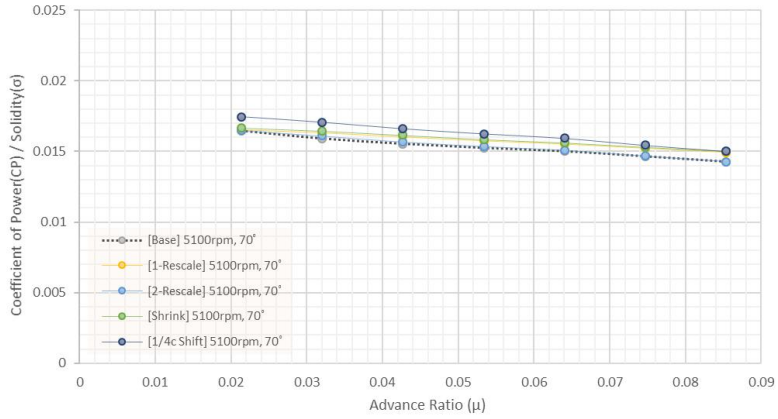
(d)  $\alpha = 30^\circ$



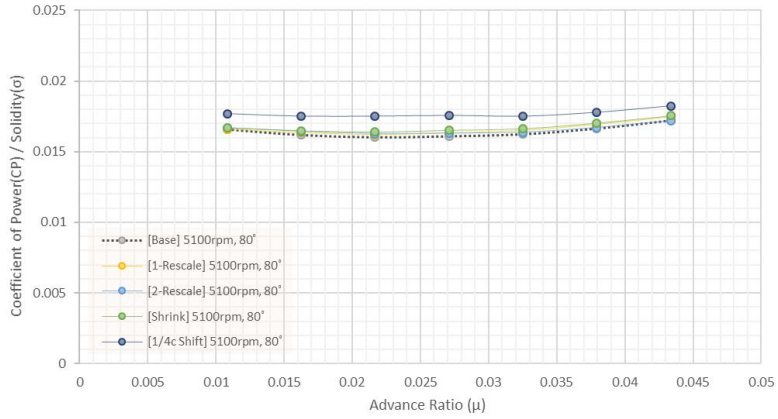
(e)  $\alpha = 40^\circ$



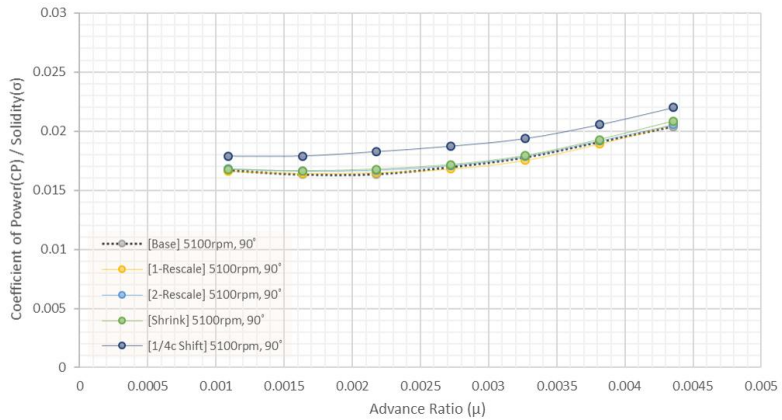
(f)  $\alpha = 60^\circ$



(g)  $\alpha = 70^\circ$

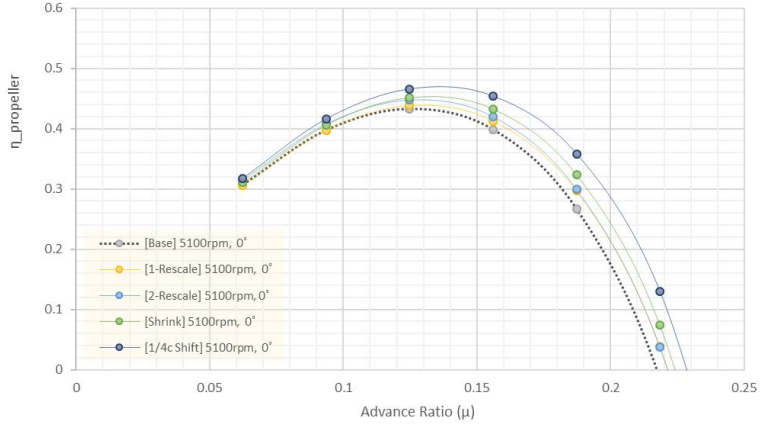


(h)  $\alpha = 80^\circ$

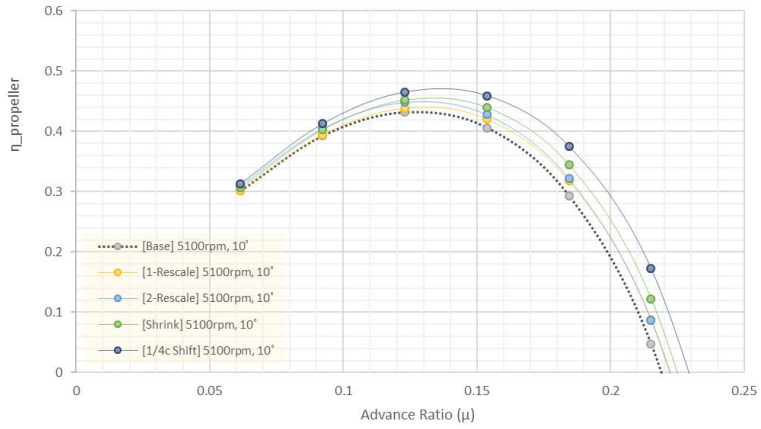


(i)  $\alpha = 90^\circ$

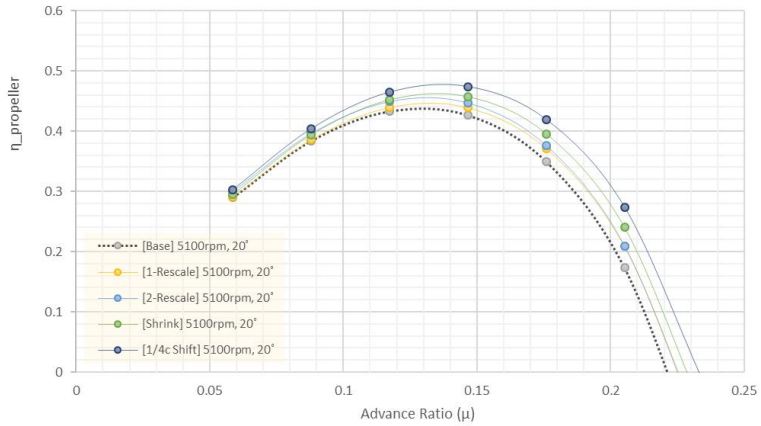
Fig. 54 Coefficient of Power ( $C_P$ ) of Advance Ratio at 5100rpm



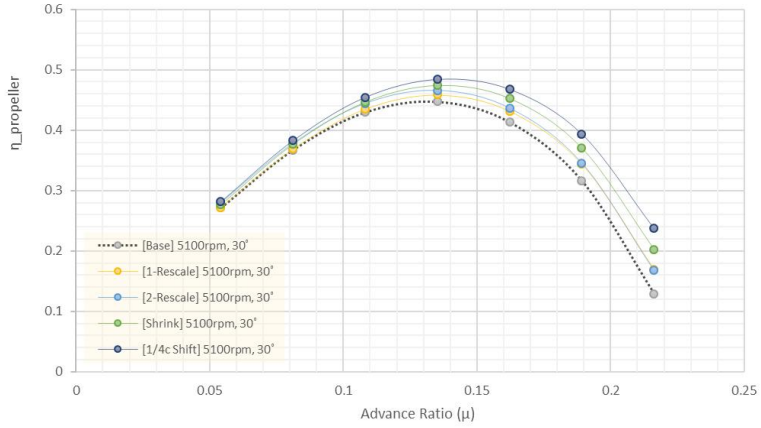
(a)  $\alpha = 0^\circ$



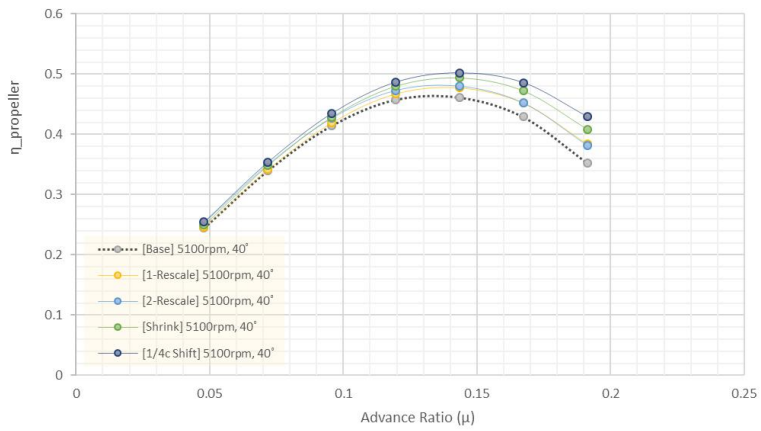
(b)  $\alpha = 10^\circ$



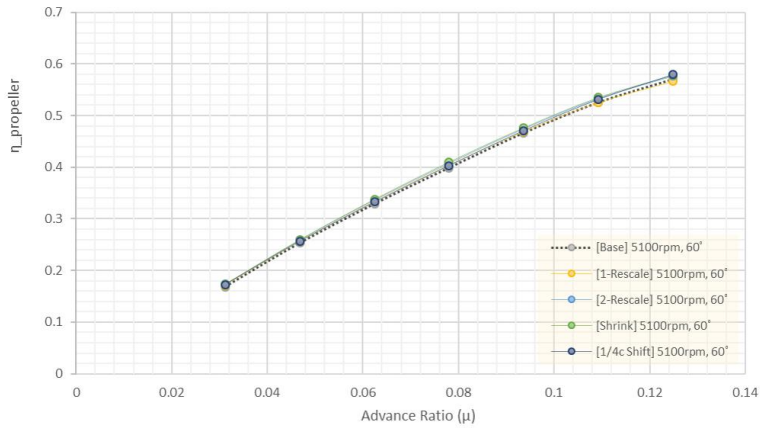
(c)  $\alpha = 20^\circ$



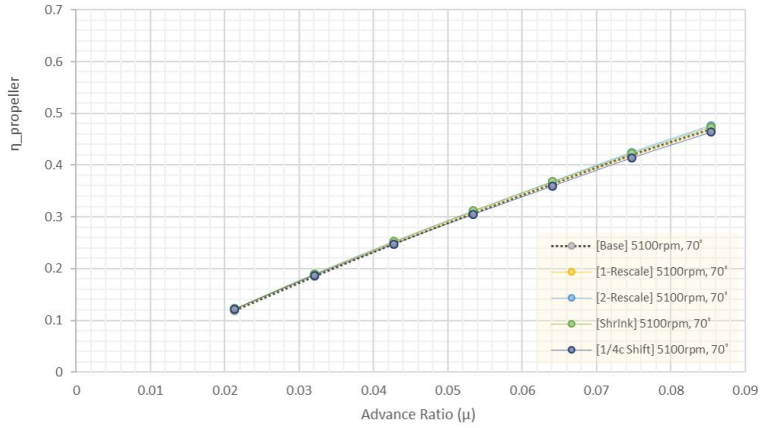
(d)  $\alpha = 30^\circ$



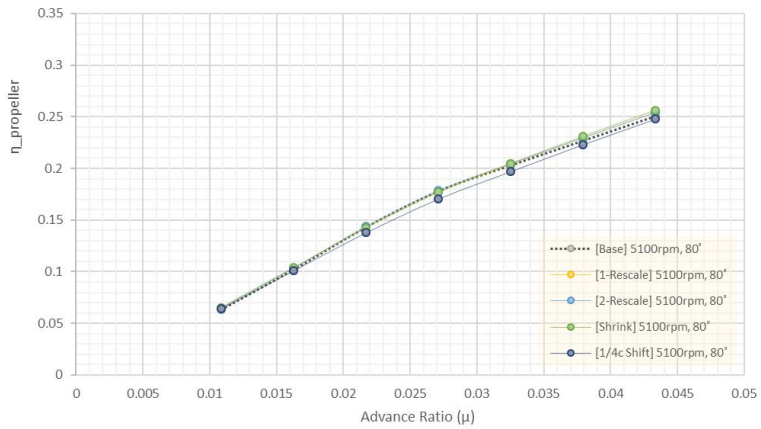
(e)  $\alpha = 40^\circ$



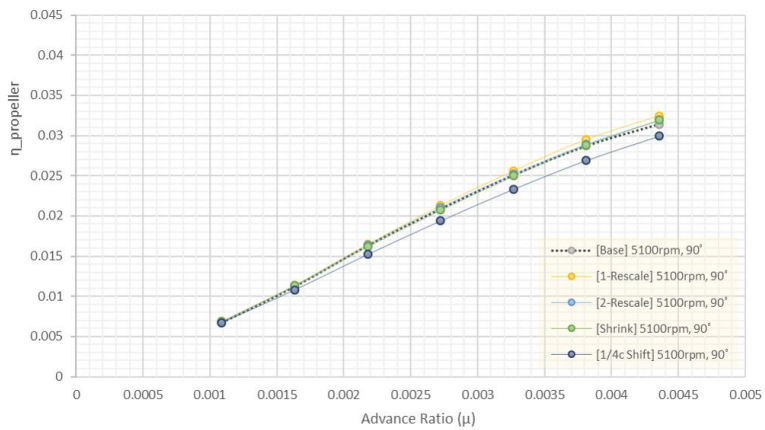
(f)  $\alpha = 60^\circ$



(g)  $\alpha = 70^\circ$



(h)  $\alpha = 80^\circ$



(i)  $\alpha = 90^\circ$

Fig. 55 Propeller Efficiency( $\eta$ ) of Advance Ratio at 5100rpm



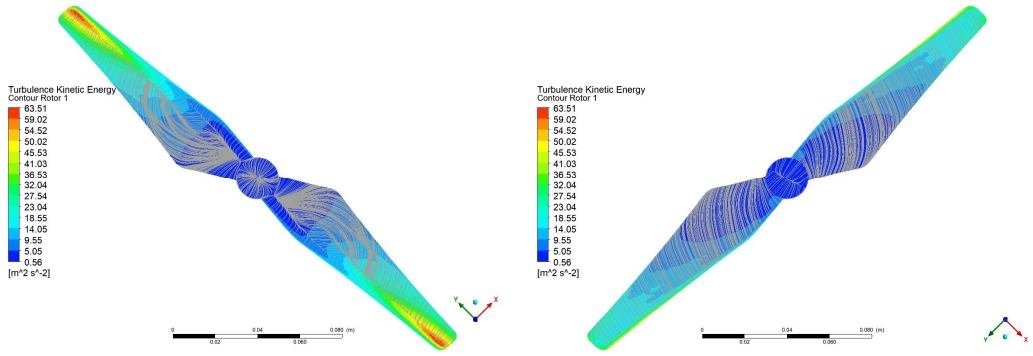
#### 4. 블레이드 단면에서의 속도 및 압력 분포

앞서 수치 해석에 대한 성능 결과로부터 5개의 모델 중 2번째 1-Rescale 모델과 3번째 2-Rescale 모델은 4번째 Shrink 모델과 비교하여 진폭( $A$ )과 파장( $\lambda$ )은 같으나, 블레이드 흡입면의 형상이 프로펠러 허브(Hub)와 가까울수록 Fig. 23에서 보이는 것처럼 보다 유선형으로 되어 있다. 따라서 2번째와 3번째의 모델의 경우 받음각  $50^\circ$  미만에서 전진비 증가와 함께 기본 모델 보다 다소 우수한 성능을 보이며 서로 유사한 결과를 얻는 반면에 4번째 Shrink 모델은 2번째와 3번째 뿐만 아니라 회전 속도 및 받음각 등 모든 영역에서 프로펠러의 성능이 고루 우수함을 확인하였다. 5번째 1/4c Shift 모델의 경우 받음각  $60^\circ$  이하에서는 가장 우수한 성능을 보이나, 그 이상에서는 기본 모델에 비해서도 떨어지는 성능을 보이고 있다. 이는 프로펠러의 허브 근처 블레이드 형상의 차이가 도드라지고, 특히 받음각이  $50^\circ$ 를 지나서 공력 특성이 달라지는 것을 수치 해석 결과로부터 확인할 수 있다.

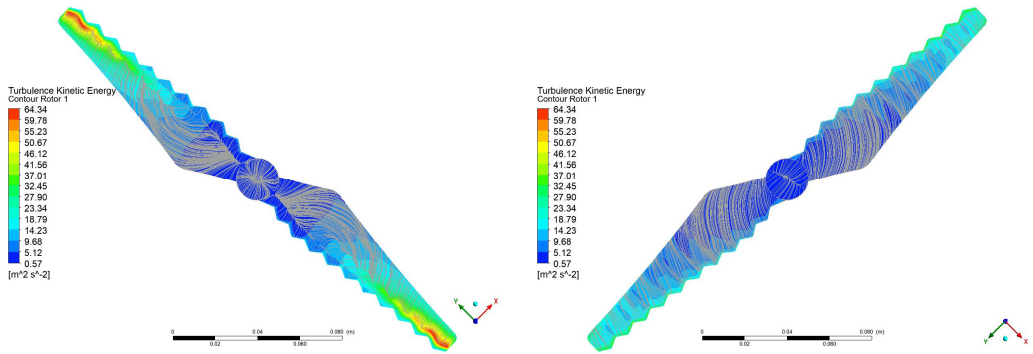
본 항에서는 프로펠러의 허브 근처 블레이드 단면에서의 물결 모양 혹은 효과 (Tubercle Effect)를 관찰하기 위하여 4번째 Shrink 모델과 5번째 1/4c Shift 모델을 기본(Base) 모델과 비교하고자 한다.

프로펠러의 회전으로 발생하는 추력과 토크는 블레이드의 흡입면(Suction Side)에 있는 저압 영역과 압력면(Pressure Side)의 고압 영역의 조합에 의해 생성되며, 혹은 로 인한 와류(Vortex)의 형성은 유동 박리를 지연시키고 길이 방향(Spanwise) 유동과 블레이드의 팁에서 와류의 강도와 크기를 감소시키는 것으로 알려져 있다.

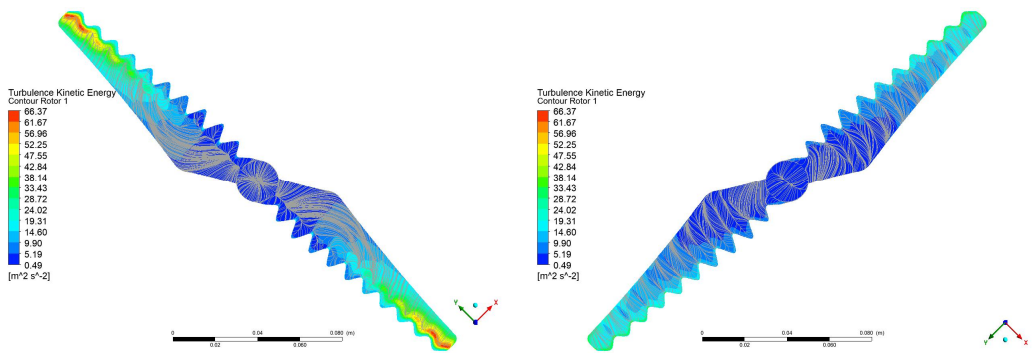
회전 속도 4300rpm, 전진 속도 10m/s에서 각각의 모델에 대하여 받음각  $0^\circ$ ,  $50^\circ$ ,  $90^\circ$ 로 변화할 때 프로펠러 표면에서의 정지 상태(Stationary Frame) 속도를 Fig. 56에 유선(Streamline)으로 보여주고 있다. 또한 동일 조건에서 Fig. 57은 회전 상태(Rotating Frame)의 속도 분포를 나타내었다. 속도의 경우 로컬 프레임에 따라 상대적이므로 Fig. 56은 프로펠러(고정) 관점에서의 속도 분포라면 Fig. 57의 경우 공기(회전)의 움직임이라 할 수 있으며 그것을 서로 비교하였다. Fig. 57의 (a) ~ (c)는 받음각  $0^\circ$ 를 기준으로 프로펠러 앞전으로 입사되는 공기가 정체점(Stagnation Point)에서 분리되어 블레이드의 윗면과 아랫면으로 이동하고 있으며, 5번째 Shift 모델의 경우 압력면에서 길이 방향으로 이동하는 공기가 와류(Vortex)로 인해 시위(Chord) 방향으로 전환되는 것을 기본 모델과 비교하여 확인할 수 있다.



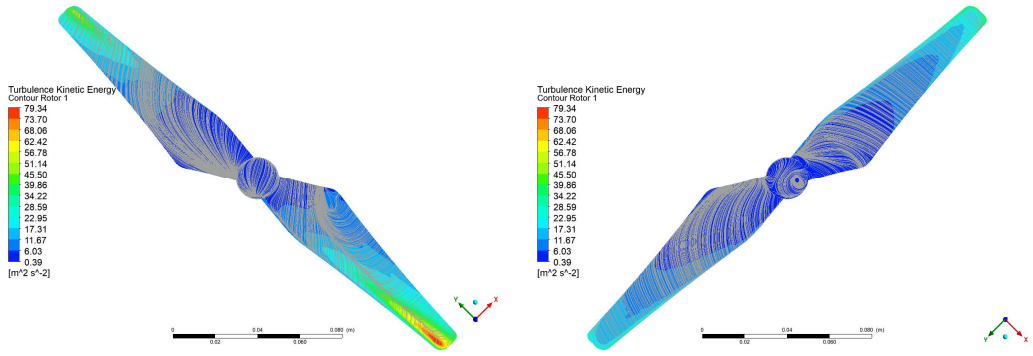
(a) Left-Suction/Right-Pressure Side of Base Model ( $U_\infty = 10\text{m/s}$ ,  $\alpha = 0^\circ$ )



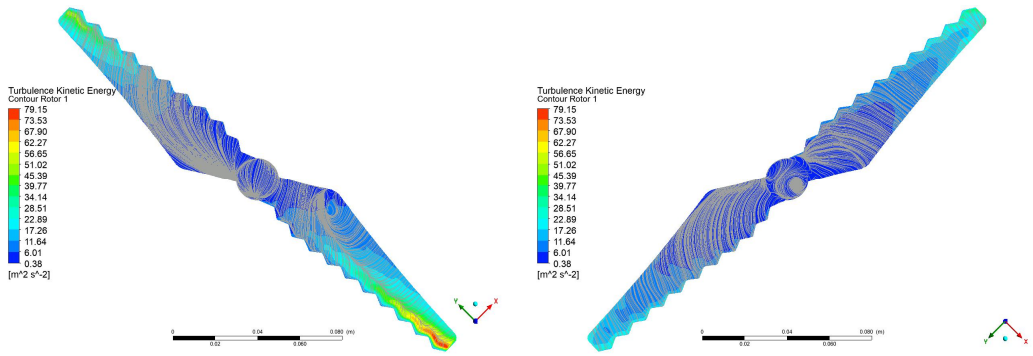
(b) Left-Suction/Right-Pressure Side of Shrink Model ( $U_\infty = 10\text{m/s}$ ,  $\alpha = 0^\circ$ )



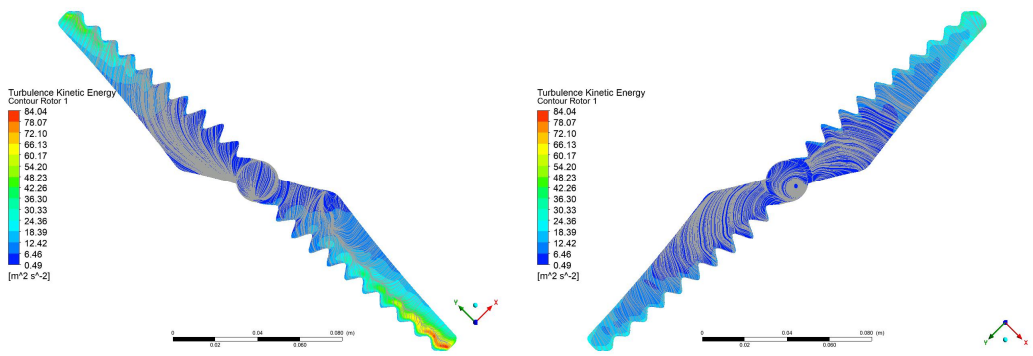
(c) Left-Suction/Right-Pressure Side of 1/4c Shift Model ( $U_\infty = 10\text{m/s}$ ,  $\alpha = 0^\circ$ )



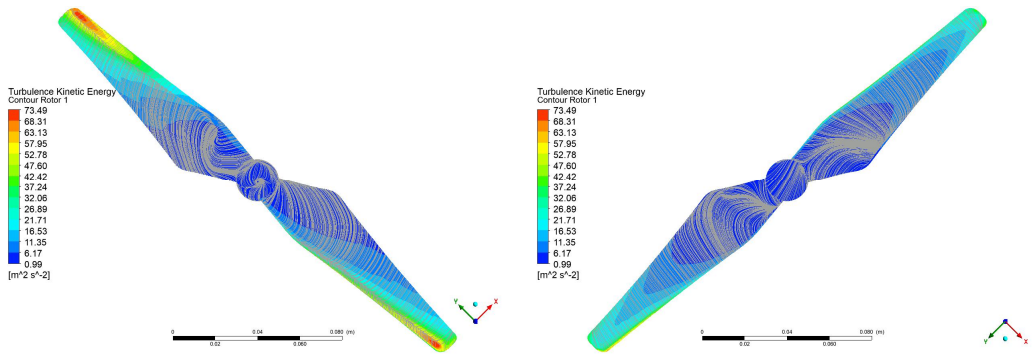
(d) Left-Suction/Right-Pressure Side of Base Model ( $U_\infty = 10\text{m/s}$ ,  $\alpha = 50^\circ$ )



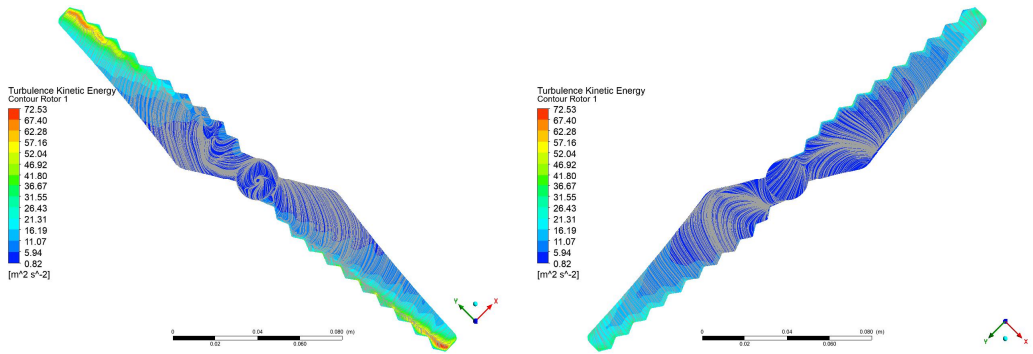
(e) Left-Suction/Right-Pressure Side of Shrink Model ( $U_\infty = 10\text{m/s}$ ,  $\alpha = 50^\circ$ )



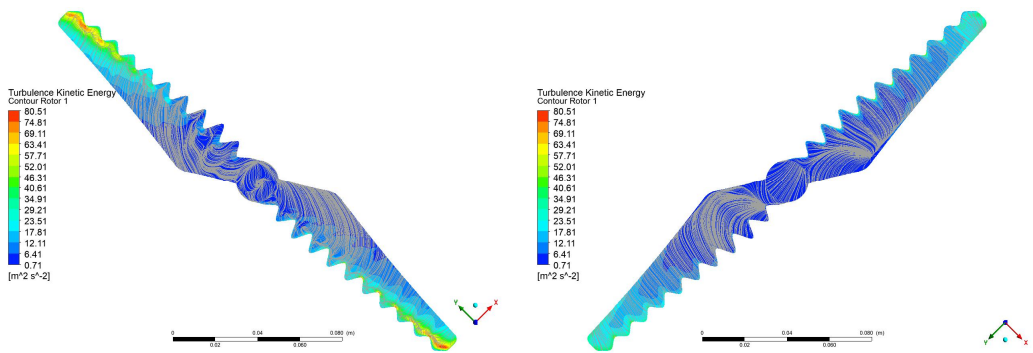
(f) Left-Suction/Right-Pressure Side of 1/4c Shift Model ( $U_\infty = 10\text{m/s}$ ,  $\alpha = 50^\circ$ )



(g) Left-Suction/Right-Pressure Side of Base Model ( $U_\infty = 10\text{m/s}$ ,  $\alpha = 90^\circ$ )

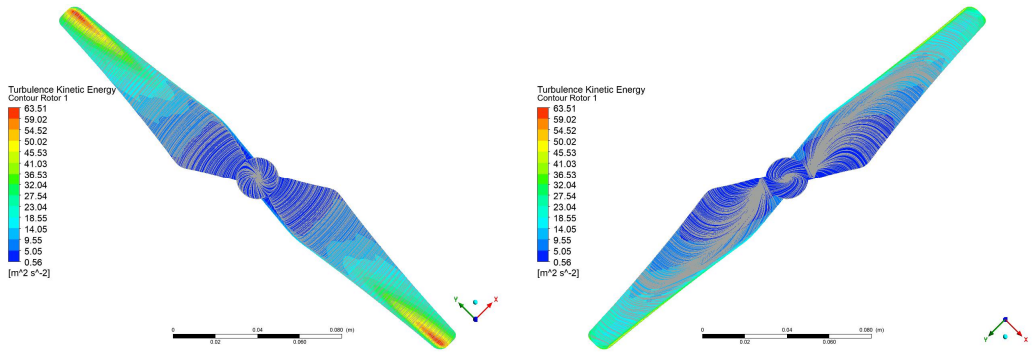


(h) Left-Suction/Right-Pressure Side of Shrink Model ( $U_\infty = 10\text{m/s}$ ,  $\alpha = 90^\circ$ )

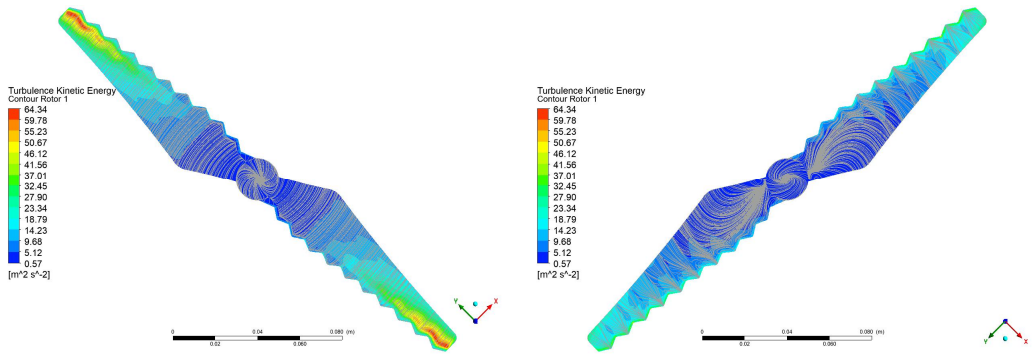


(i) Left-Suction/Right-Pressure Side of 1/4c Shift Model ( $U_\infty = 10\text{m/s}$ ,  $\alpha = 90^\circ$ )

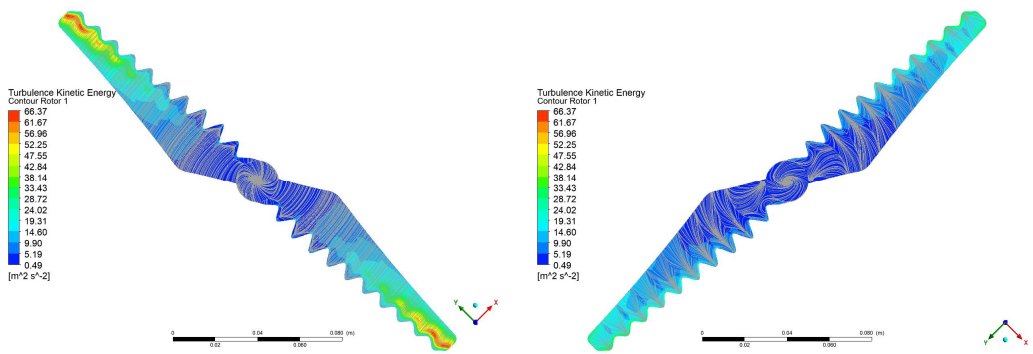
Fig. 56 Velocity Streamline in Stn Frame of Propeller Surface at 4300rpm



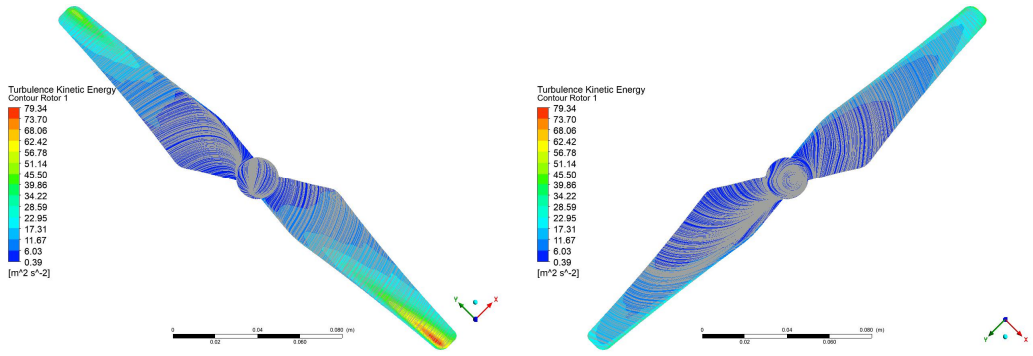
(a) Left-Suction/Right-Pressure Side of Base Model ( $U_\infty = 10\text{m/s}$ ,  $\alpha = 0^\circ$ )



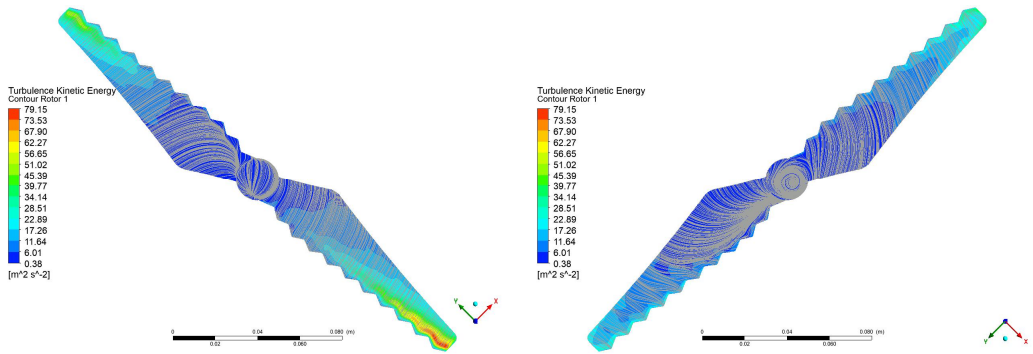
(b) Left-Suction/Right-Pressure Side of Shrink Model ( $U_\infty = 10\text{m/s}$ ,  $\alpha = 0^\circ$ )



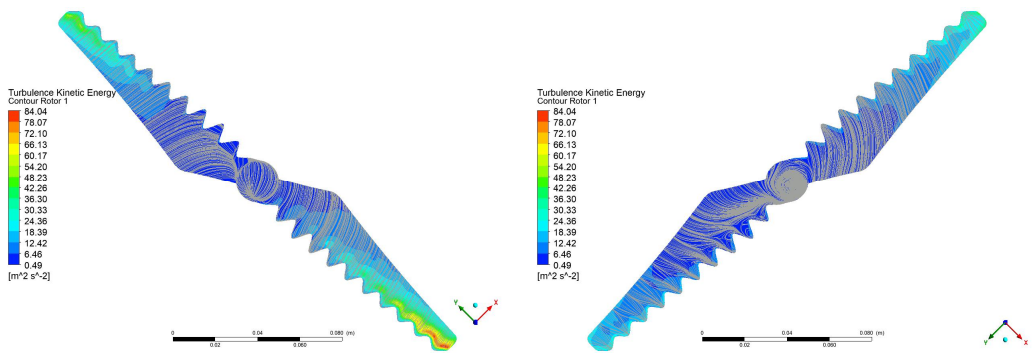
(c) Left-Suction/Right-Pressure Side of 1/4c Shift Model ( $U_\infty = 10\text{m/s}$ ,  $\alpha = 0^\circ$ )



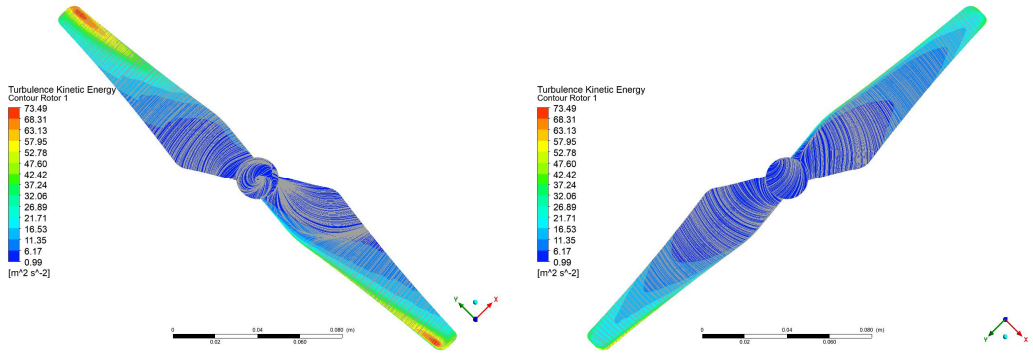
(d) Left-Suction/Right-Pressure Side of Base Model ( $U_\infty = 10\text{m/s}$ ,  $\alpha = 50^\circ$ )



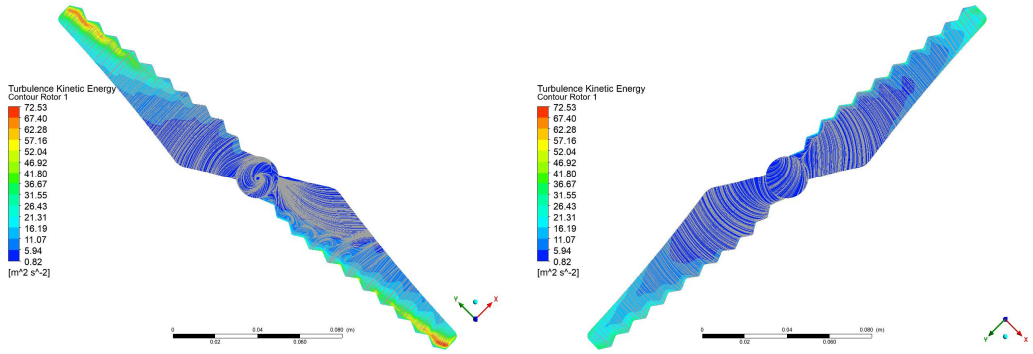
(e) Left-Suction/Right-Pressure Side of Shrink Model ( $U_\infty = 10\text{m/s}$ ,  $\alpha = 50^\circ$ )



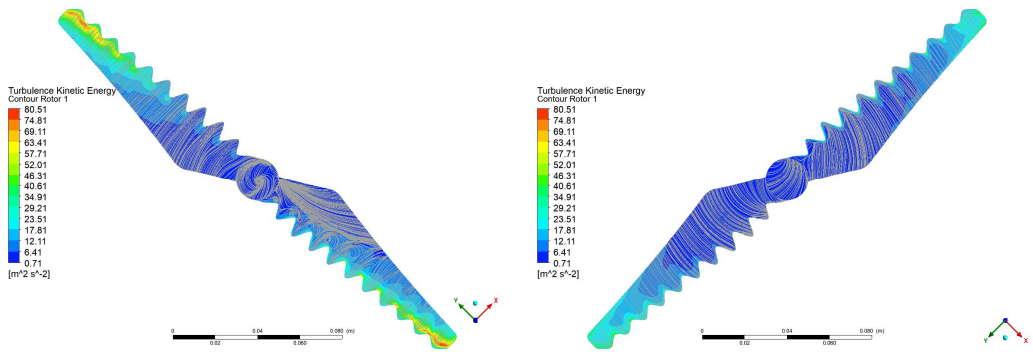
(f) Left-Suction/Right-Pressure Side of 1/4c Shift Model ( $U_\infty = 10\text{m/s}$ ,  $\alpha = 50^\circ$ )



(g) Left-Suction/Right-Pressure Side of Base Model ( $U_\infty = 10\text{m/s}$ ,  $\alpha = 90^\circ$ )

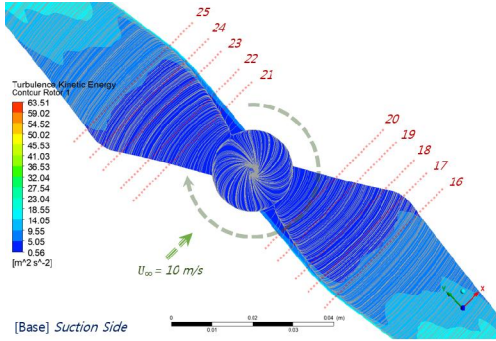


(h) Left-Suction/Right-Pressure Side of Shrink Model ( $U_\infty = 10\text{m/s}$ ,  $\alpha = 90^\circ$ )



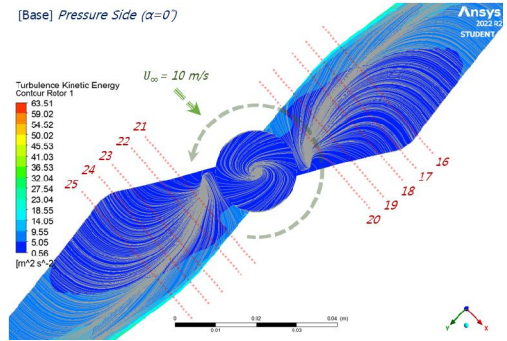
(i) Left-Suction/Right-Pressure Side of 1/4c Shift Model ( $U_\infty = 10\text{m/s}$ ,  $\alpha = 90^\circ$ )

Fig. 57 Velocity Streamline of Propeller Surface at 4300rpm



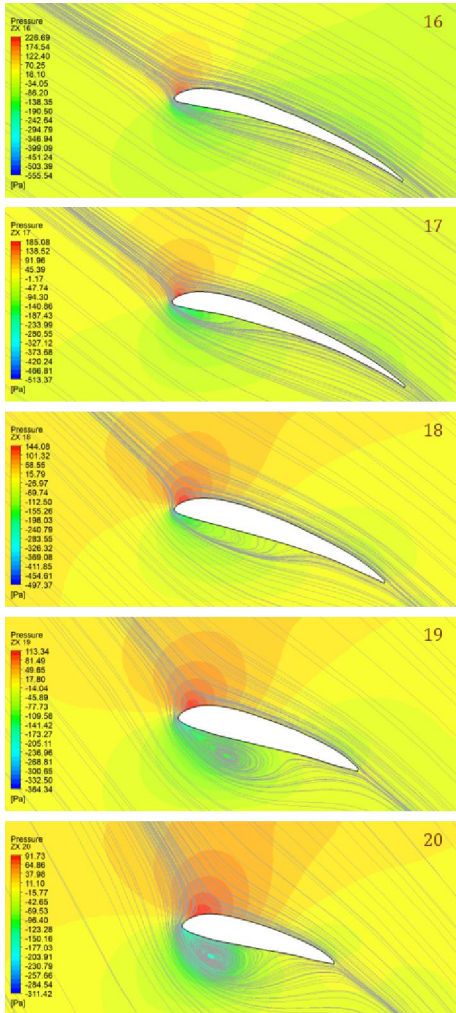
[Base] Suction Side

(a) Suction Side of Propeller

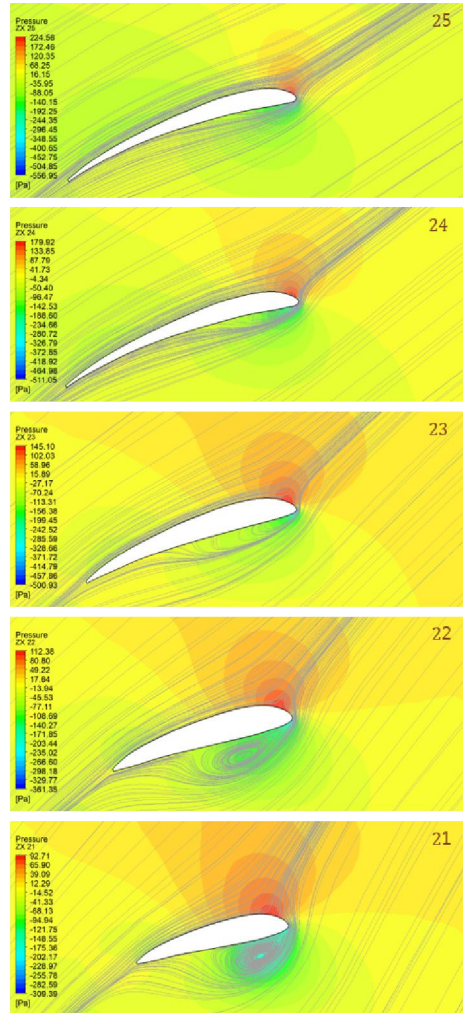


[Base] Pressure Side ( $\alpha=0^\circ$ )

(b) Pressure Side of Propeller



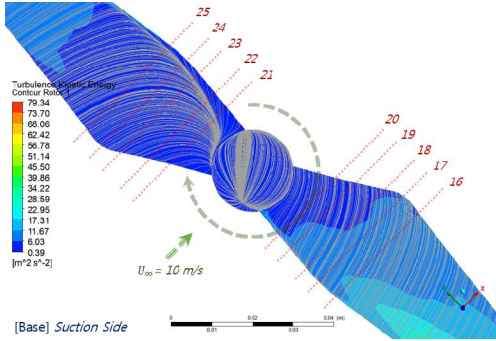
(c) Advancing Blade Section



(d) Retreating Blade Section

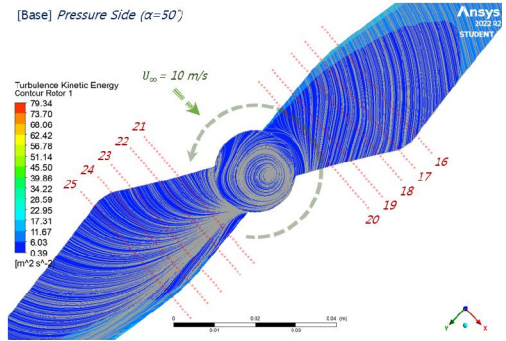
Fig. 58-1 Velocity Streamline in Blade Section of Base Model at  $\alpha=0^\circ$





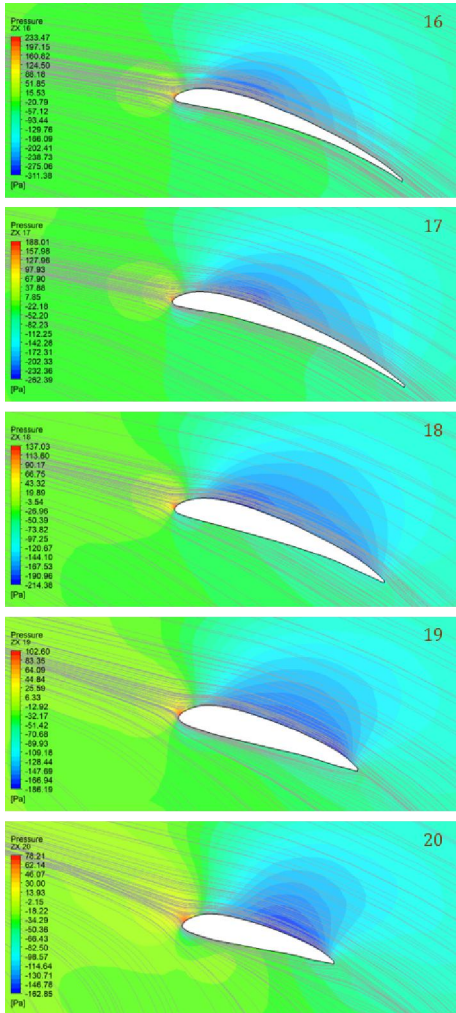
[Base] Suction Side

(a) Suction Side of Propeller

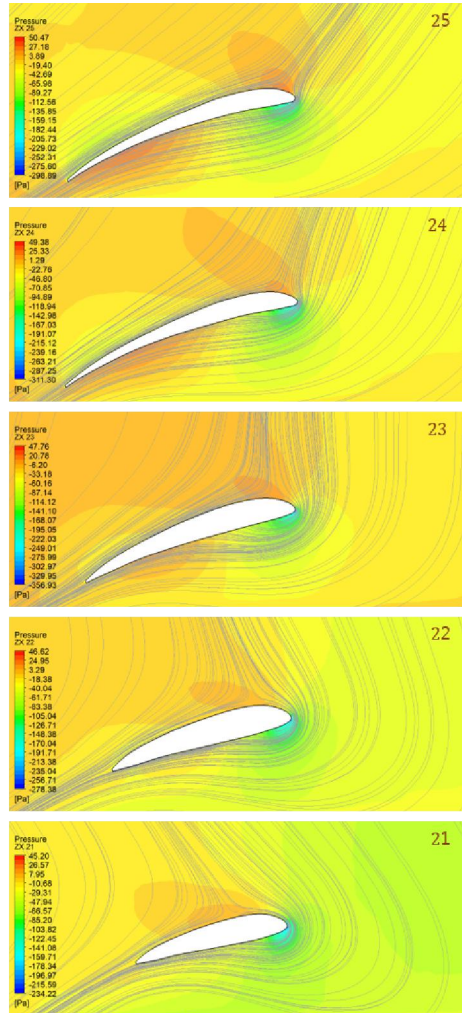


[Base] Pressure Side ( $\alpha=50^\circ$ )

(b) Pressure Side of Propeller

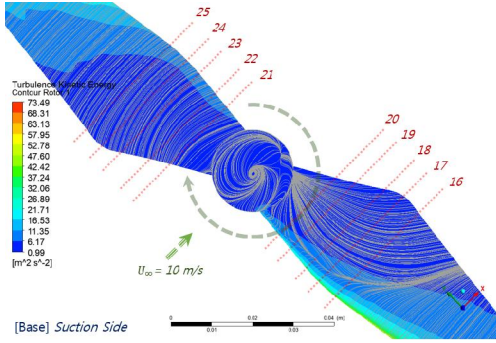


(c) Advancing Blade Section

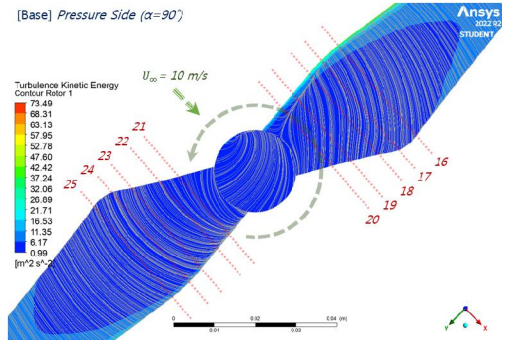


(d) Retreating Blade Section

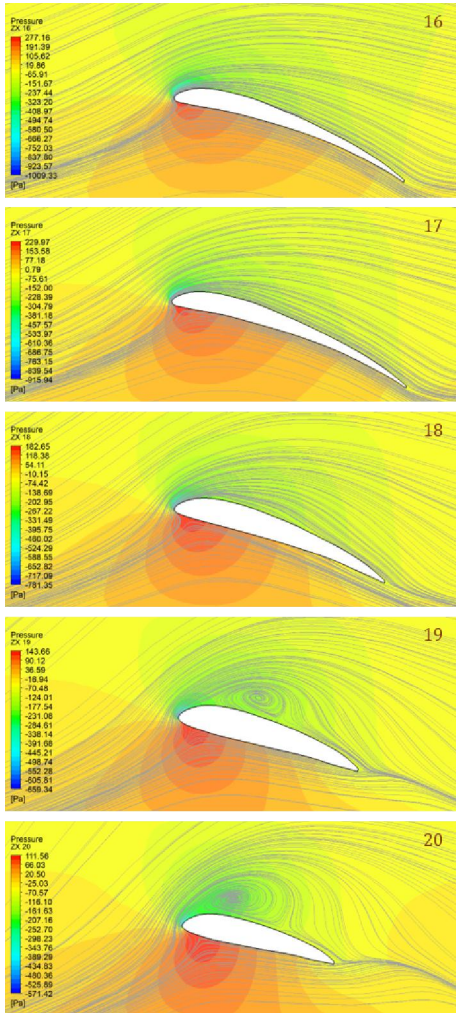
Fig. 58-2 Velocity Streamline in Blade Section of Base Model at  $\alpha=50^\circ$



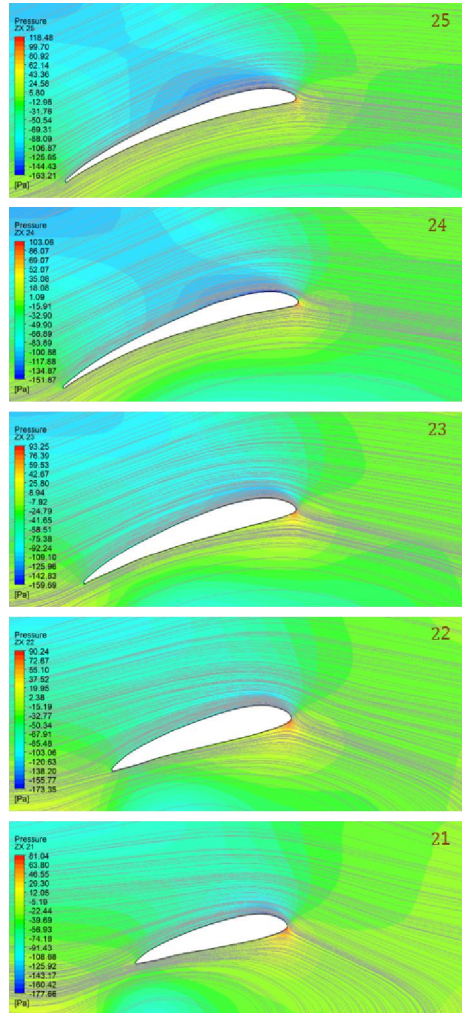
(a) Suction Side of Propeller



(b) Pressure Side of Propeller

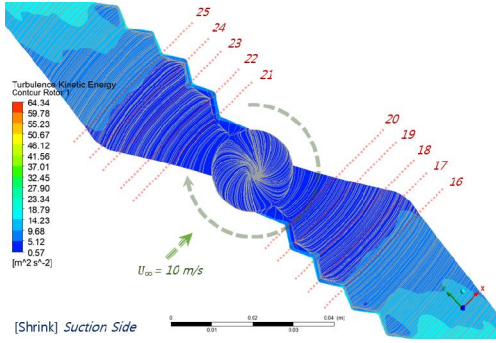


(c) Advancing Blade Section

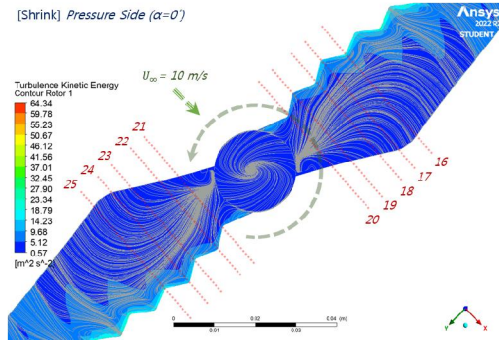


(d) Retreating Blade Section

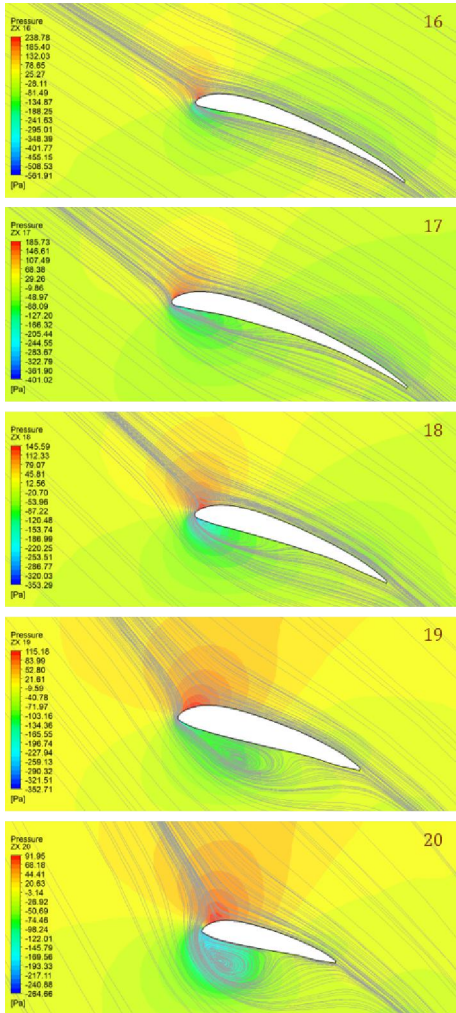
Fig. 58-3 Velocity Streamline in Blade Section of Base Model at  $\alpha=90^\circ$



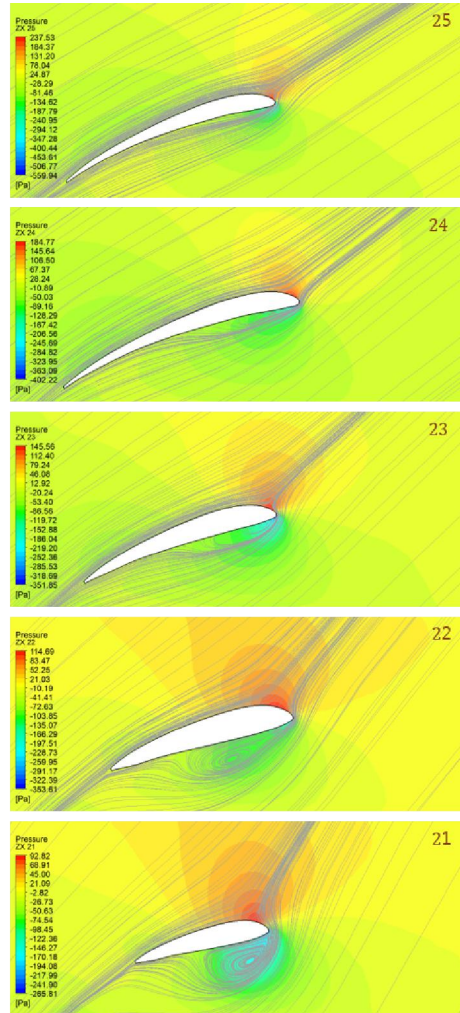
(a) Suction Side of Propeller



(b) Pressure Side of Propeller

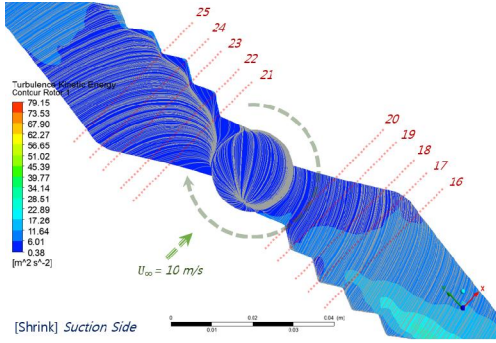


(c) Advancing Blade Section



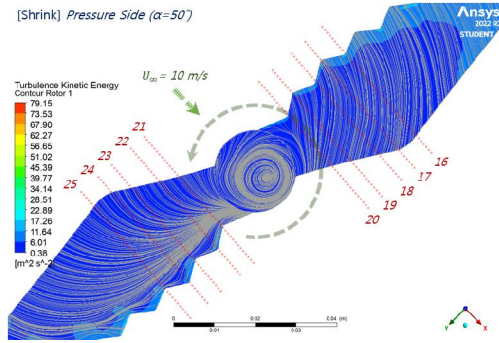
(d) Retreating Blade Section

Fig. 59-1 Velocity Streamline in Blade Section of Shrink Model at  $\alpha=0^\circ$



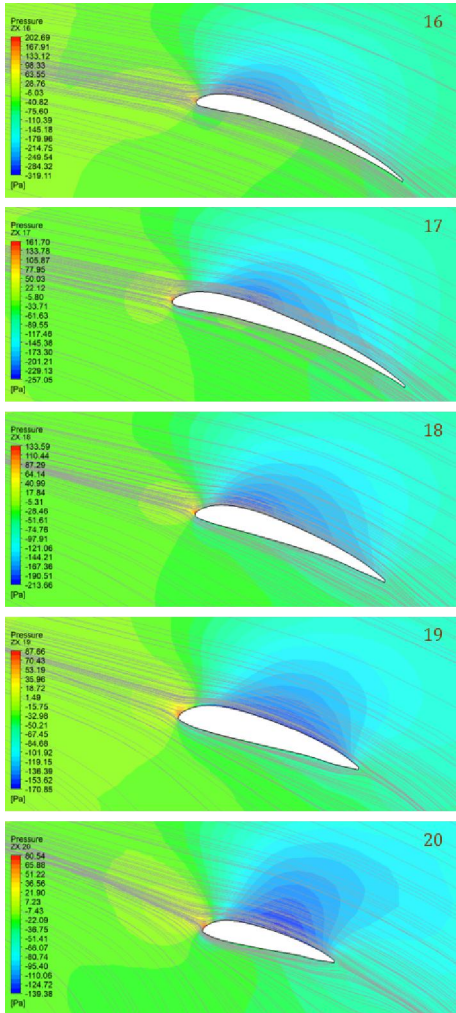
[Shrink] Suction Side

(a) Suction Side of Propeller

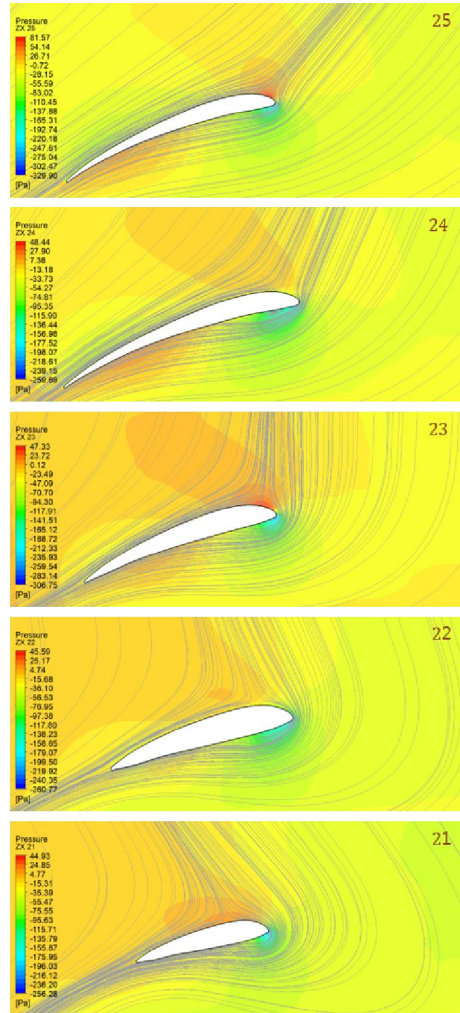


[Shrink] Pressure Side ( $\alpha=50^\circ$ )

(b) Pressure Side of Propeller

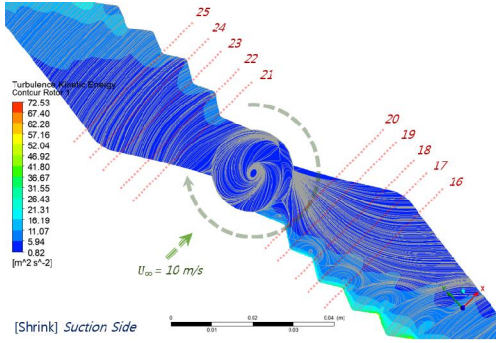


(c) Advancing Blade Section

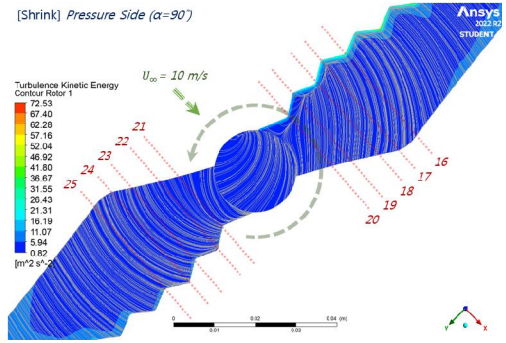


(d) Retreating Blade Section

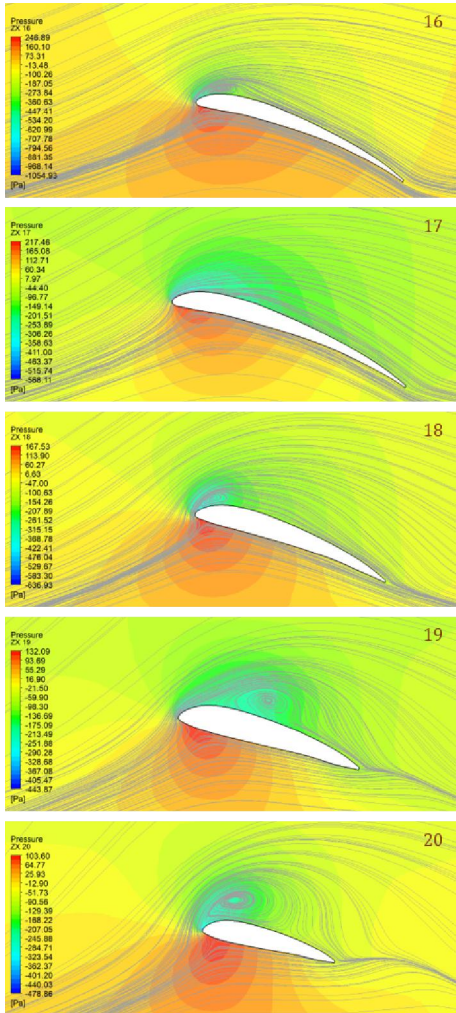
Fig. 59-2 Velocity Streamline in Blade Section of Shrink Model at  $\alpha=50^\circ$



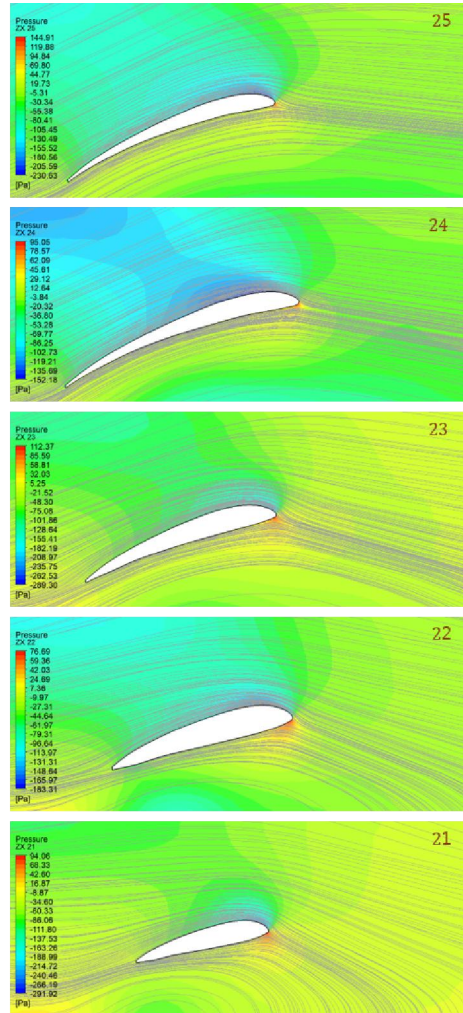
(a) Suction Side of Propeller



(b) Pressure Side of Propeller

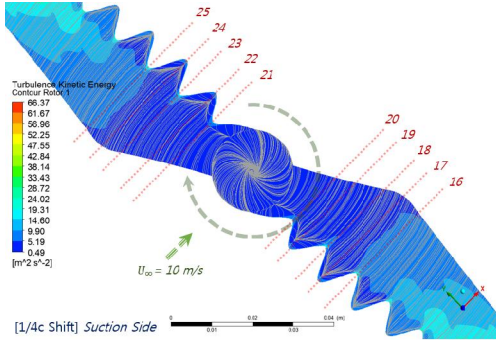


(c) Advancing Blade Section

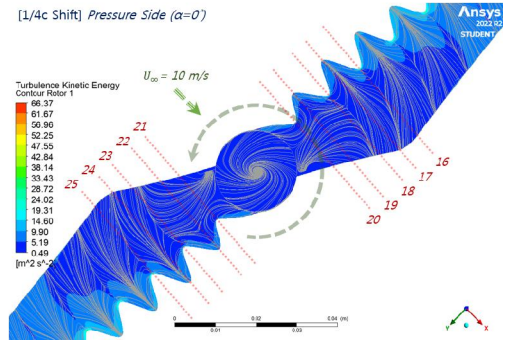


(d) Retreating Blade Section

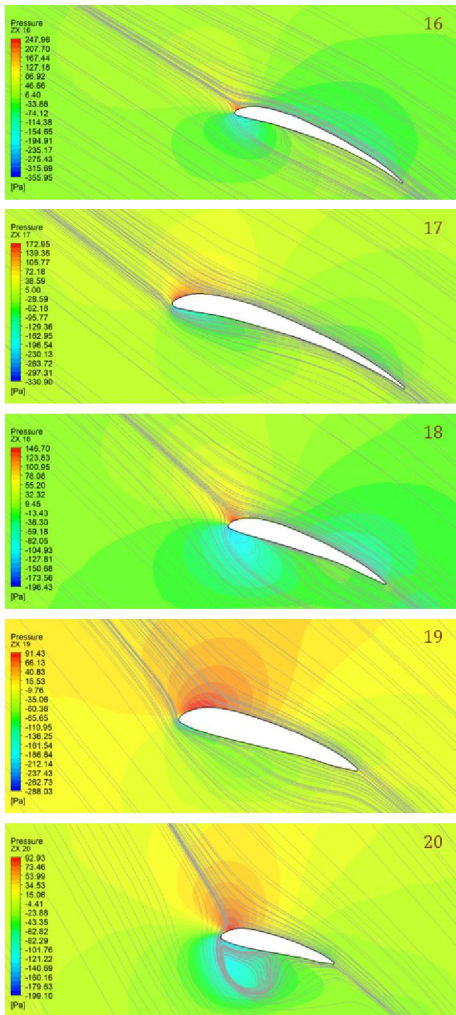
Fig. 59-3 Velocity Streamline in Blade Section of Shrink Model at  $\alpha=90^\circ$



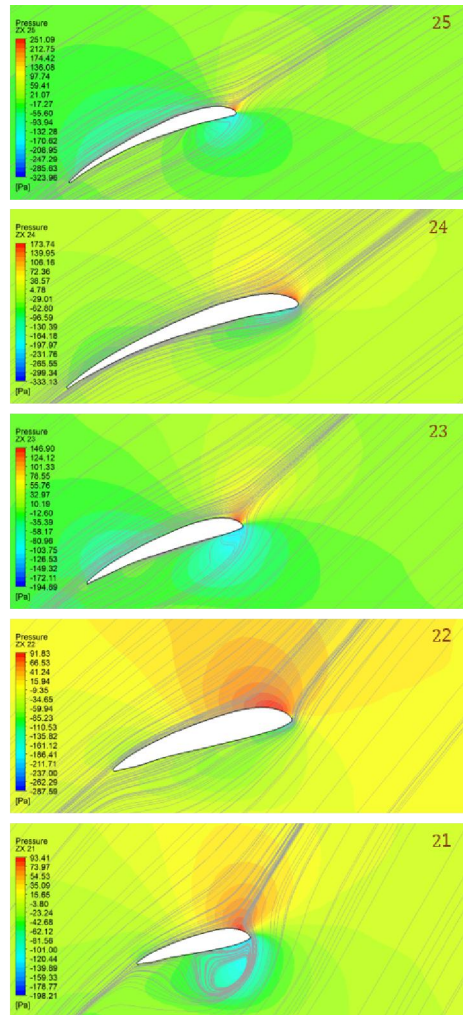
(a) Suction Side of Propeller



(b) Pressure Side of Propeller

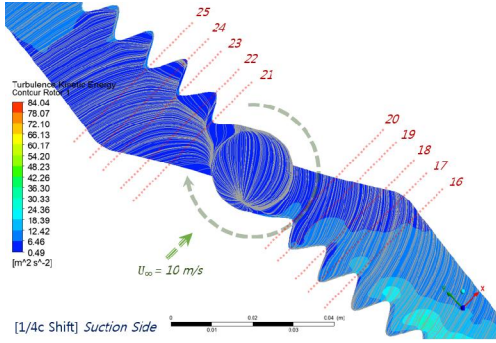


(c) Advancing Blade Section

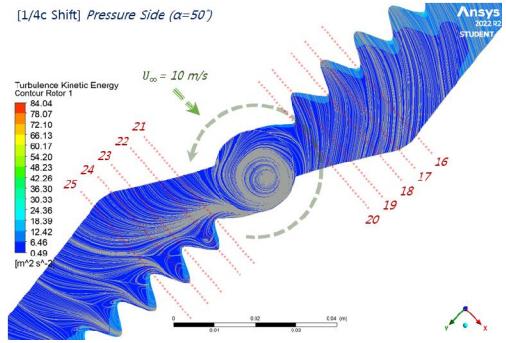


(d) Retreating Blade Section

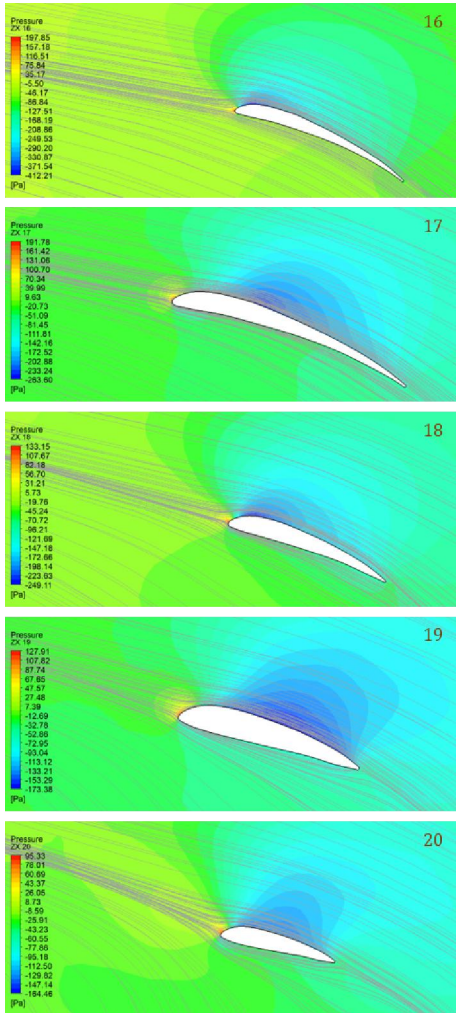
Fig. 60-1 Velocity Streamline in Blade Section of 1/4c Shift Model at  $\alpha=0^\circ$



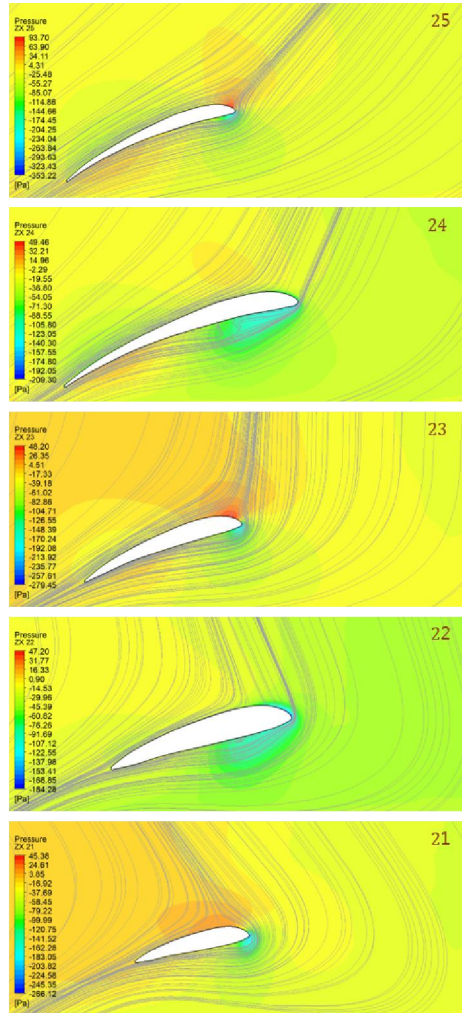
(a) Suction Side of Propeller



(b) Pressure Side of Propeller

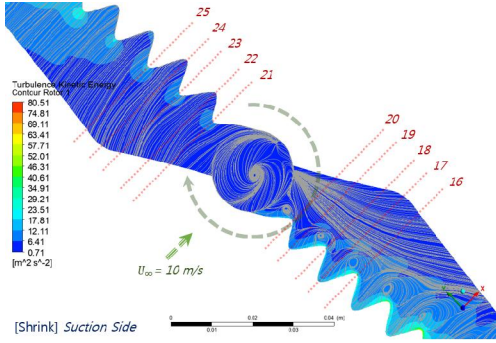


(c) Advancing Blade Section



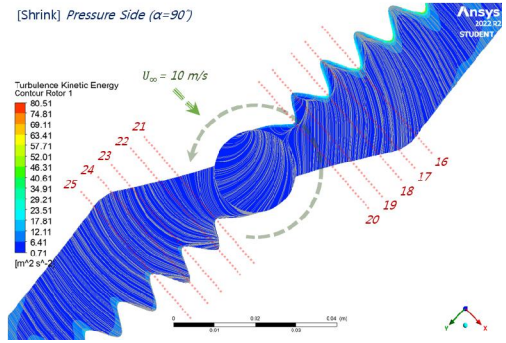
(d) Retreating Blade Section

Fig. 60-2 Velocity Streamline in Blade Section of 1/4c Shift Model at  $\alpha=50^\circ$



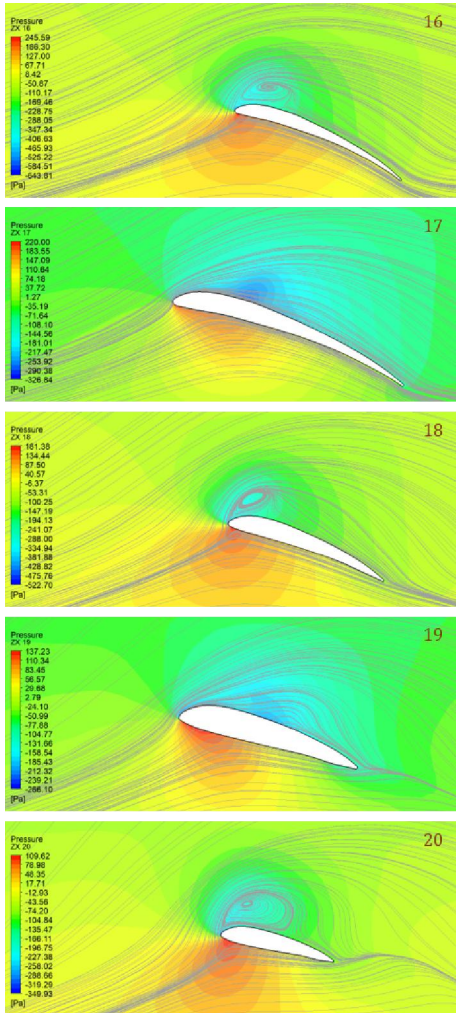
[Shrink] Suction Side

(a) Suction Side of Propeller

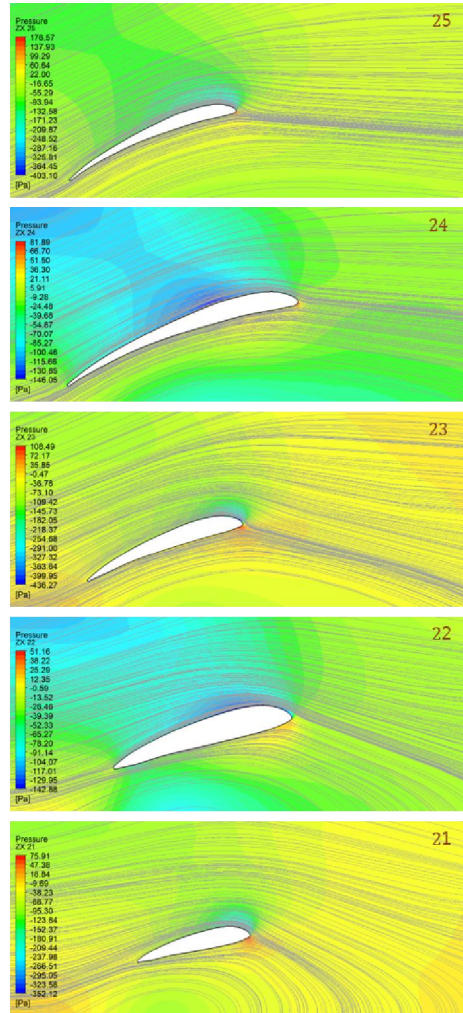


[Shrink] Pressure Side ( $\alpha=90^\circ$ )

(b) Pressure Side of Propeller



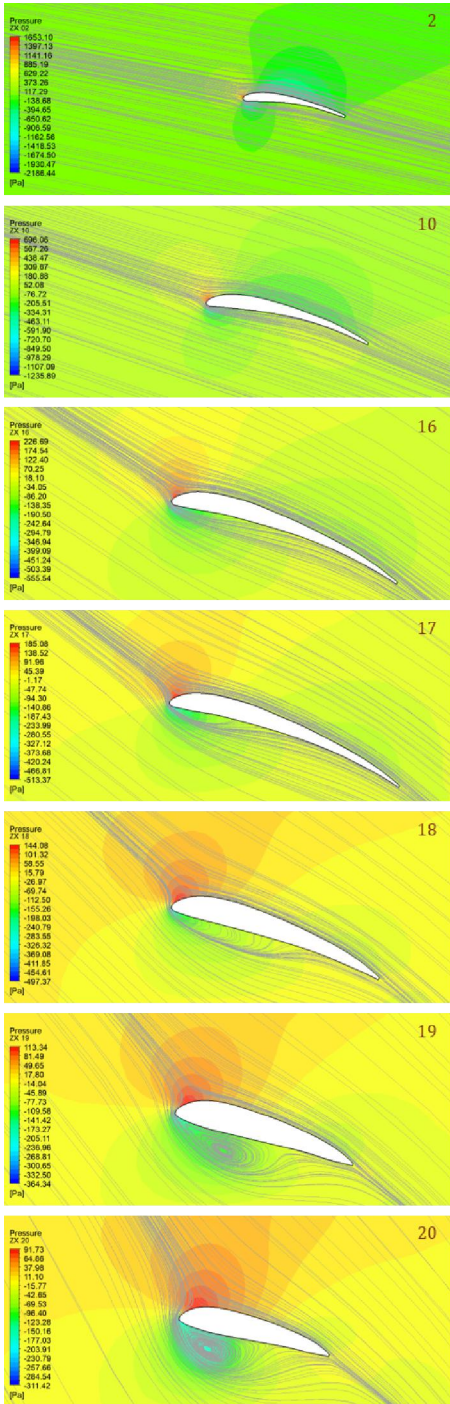
(c) Advancing Blade Section



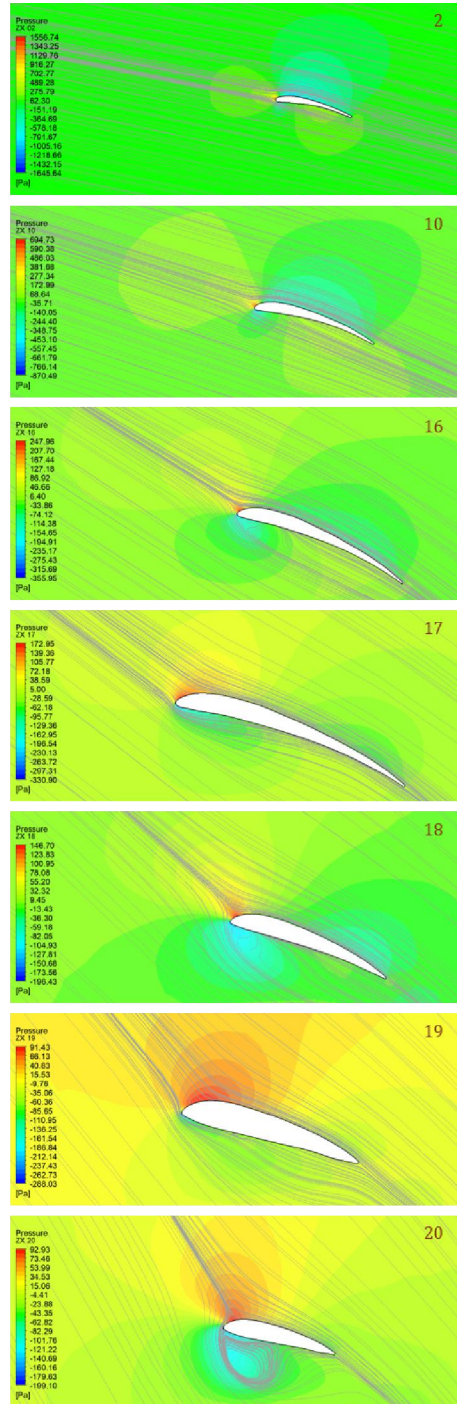
(d) Retreating Blade Section

Fig. 60-3 Velocity Streamline in Blade Section of 1/4c Shift Model at  $\alpha=90^\circ$





(a) Blade Section of Base



(d) Blade Section of 1/4c Shift

Fig. 61 Velocity Streamline & Pressure Contour in Blade Section at  $\alpha=0^\circ$

앞서 Fig. 57의 프로펠러 전 구간에서의 속도 유선을 보다 구체적으로 확인하기 위해 프로펠러 허브 부분을 확대하여 그 블레이드의 단면을 Fig. 58 ~ Fig. 60까지 나타내었다. 동일 조건에서 프로펠러는 시계 방향으로 회전함에 따라 전진과 후진 방향에 위치한 각각의 블레이드 단면에서의 압력 분포와 속도 유선을 함께 보여주고 있다.

물결 모양 혹은 있는 4번째 Shrink 모델과 5번째 Shift 모델의 경우 블레이드에서 역 회전하는 시위 방향 와류(Chordwise Vortex)의 형성은 혹은 돌기(Peak) 뒤의 유동 박리를 지연시키고, 이 와류는 프로펠러 블레이드 표면에 가까이에서 높은 운동량 흐름(Momentum Flow)을 전달한다. 또한 경계층은 앞전 혹은 있는 프로펠러의 지연된 실속으로 이어지는 와류 사이에서 다시 활성화되는 것을 확인할 수 있다.

받음각  $0^\circ$ 의 경우 전진 방향과 후진 방향 모두 블레이드 압력면에서 와류가 발생되어 블레이드의 팁으로 이동하는 것을 볼 수 있으며, 모든 모델들이 동일한 위치에서 서로 대칭되는 모습을 확인하였다. 받음각  $50^\circ$ 에서 전진과 후진 방향의 속도 흐름은 차이가 있으며, 받음각  $90^\circ$ 에서는 압력 분포 또한 고압 영역과 저압 영역이 역전되는 것을 관찰할 수 있다. 받음각이  $50^\circ$  이상 되면서 회전면의 접선 방향의 속도 성분이 축 방향 속도 성분 보다 커지면서 전/후진 블레이드 효과(Advancing-Retreating Blade effect)로 모멘트 발생을 예측할 수 있다.

또한 Fig. 61의 경우 Fig. 58-1 (c)와 Fig. 60-1 (c)를 전진 방향 블레이드 단면에서 혹은 효과를 확인하기 위하여 기본 모델과 비교하였다. 다섯 번째 1/4c Shift 모델은 기본 모델과 달리 16, 18, 20번 혹은 홈(Trough) 뒤에서 발생하는 유동 박리가 시작되어 17, 19번 혹은 돌기(Peak) 뒤에 흐름이 부착되어 있음을 알 수 있다. 기본 모델의 흐름은 이미 동일한 위치에서 분리되었으며, 이는 앞전 혹은으로 인해 유동 박리를 지연시키는 것을 확실하게 보여주고 있다. 여기서 2번은 Fig. 24의 프로펠러 끝 부분에서 첫 번째 혹은 홈이 위치한 단면이며, 10번은 Fig. 25의 5번째 혹은 홈이 위치한 단면으로 기본 모델과 비교하여 혹은 홈 부분에서 와류가 발생되어 팁 와류의 감소를 야기하는 것으로 판단된다. 또한 팁 부분으로 갈수록 압력이 크게 증가되는 것을 확인할 수 있다. 이러한 팁 와류의 감소는 또한 앞전 결절이 있는 프로펠러 블레이드에 의해 생성되는 유도 항력이 적기 때문에 기본 모델과 비교하여 프로펠러의 효율성 향상에 기여할 것으로 여겨진다.

혹의 홈에서 발생하는 역 회전 와류는 가상의 날개 가로막(Wing fence) 역할을 하여 길이 방향 흐름을 줄여 공기의 양을 방해하며, 상대적으로 더 높은 에너지를

전달하는 것으로 각 모델별 난류 운동에너지(Turbulence Kinetic Energy)의 최대값이 블레이드 팁 앞전에서 나타나며, 동일 받음각에서 기본 모델에 비하여 5번째 Shift 모델의 경우 높게 나오고 있음을 확인하였다.

## 제 3 장 결 론

본 연구에서는 흑등고래의 가슴지느러미를 모방하여 프로펠러 앞전을 따라 물결 모양의 흑이 위치한 여러 형상에 대해 받음각에 따른 전진 속도 및 회전 속도를 변화시켜 앞전 흑이 없는 기본(Base) 형상과 비교한 결과 유체역학적 영향과 성능 향상을 확인하였다.

회전 속도가 일정한 고정 피치 프로펠러의 경우 전진비가 증가하면서 큰 음(-)의 받음각을 경험함에 따라 블레이드가 실속하여 특정 전진비 이후 프로펠러의 효율은 급격히 감소하게 된다. 앞전 흑이 있는 모든 모델들은 역 회전하는 시위 방향 와류로 인해 유동 박리를 지연시키고 블레이드 주위의 압력 분포가 변경되어 기본 모델에 비해 큰 효율성 향상을 보였다. 낮은 전진비에서 추력 계수, 동력 계수 및 효율이 불확실성 범위 내에서 서로 유사한 결과를 보이거나, 전진비가 증가하는 동안 기본 모델보다 높은 프로펠러의 성능 향상을 보이고 있다. 프로펠러의 효율에 대한 수치해석 결과는 흑의 효과가 전진비는 높으며 낮은 회전 속도에서 VTOL UAV의 운용 범위 내로 제한할 경우  $50^\circ$  이하 받음각에서 효율이 기본 모델에 비해 12% 이상 개선될 것으로 예측된다. 따라서 물결 모양의 앞전 흑을 적용한 프로펠러는 날개 가로막(Wing Fence)이나 난류 발생기(Vortex Generator) 등과 같은 수동 제어 장치(Passive Flow Control)에 비해 효과적이라 할 수 있다.

받음각에 따라 프로펠러로 유입되는 유동의 방향이 축 방향 이외 회전면을 통과하는 접선 방향 속도( $U_\infty \sin \alpha$ )가 추가로 발생되어 높은 전진비와  $60^\circ$  이상의 고 받음각에서 전/후진 블레이드 효과(Advancing-Retreating Blade effect)로 인하여 프로펠러 회전면의 전진에서 후퇴 방향으로 생기는 모멘트 생성에 영향을 주기 때문에 토크 계수 예측에 비효율적이다.

VTOL UAV의 경우 고속 전진 비행으로 인하여 접하게 되는 고 받음각을 고려한 효과에 대한 정확한 분석을 위해서는 회전 위치(방위각)에 따른 접선 방향 속도의 영향을 무시할 수가 없으며, 비정상 과도상태(Unsteady State/Transience)에 대한 연구가 추가로 요구된다. 또한 무음으로 비행하는 올빼미 깃에 위치한 톱니(Serration) 모양이 소음 개선에 도움이 되는 것으로 보고됨에 따라 앞전 흑에 대한 형상 다변화로 연구를 확장할 것이다.

## 참고문헌

- [1] F. E. Fish, P. W. Weber, M. M. Murray and L. E. Howle, “The Tubercles on Humpback Whales' Flippers: Application of Bio-Inspired Technology”, *Integrative and Comparative Biology*, Vol. 51, No. 1, pp. 203-213, 2011.
- [2] F. E. Fish and J. M. Battle, “Hydrodynamic design of the humpback whale flipper”, *Journal of Morphology*, 225, pp. 51-60, 1995.
- [3] P. Watts, and F. E. Fish, “The Influence of Passive, Leading Edge Tubercles on Wing Performance”, *Proceedings of Unmanned Untethered Submersible Technology (UUST)*, Autonomous Undersea Systems Inst., Durham New Hampshire, Aug. 2001.
- [4] F. E. Fish and G. V. Lauder, “Passive and active flow control by swimming fishes and mammals”, *Annual Review of Fluid Mechanics*, 38, pp. 193-224, 2006.
- [5] D. S. Miklosovic, M. M. Murray, L. E. Howle and F. E. Fish, “Leading-edge tubercles delay stall on humpback whale (*Megaptera novaeangliae*) flippers”, *Physics of Fluids*, Vol. 16, No. 5, pp. L39-L42, 2004.
- [6] H. Johari, C. Henoeh, D. Custodio and A. Levshin, “Effects of Leading-Edge Protuberances on Airfoil Performance”, *AIAA Journal*, Vol. 45, No. 11, pp. 2634-2642, 2007.
- [7] D. S. Miklosovic, M. M. Murray and L. E. Howle, “Experimental evaluation of sinusoidal leading edges”, *Journal of Aircraft*, Vol. 44, No. 4, pp. 1404-1407, 2007.
- [8] I. Zverkov, B. Zanin and V. Kozlov “Disturbances Growth in Boundary Layers on Classical and Wavy Surface Wings”, *AIAA Journal*, Vol. 46, No. 12, pp. 3149-3158, 2008.
- [9] K. L. Hansen, R. M. Kelso and B. B. Dally, “Performance variations of leading-edge tubercles for distinct airfoil profiles”, *AIAA Journal*, Vol. 49, No. 1,

- pp. 185-194, 2011.
- [10] H. T. C. Pedro and M. H. Kobayashi, “Numerical study of stall delay on humpback whale flippers”, 46<sup>th</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2008-0584, pp. 1-8, 2008.
- [11] P. W. Weber, L. E. Howle, M. M. Murray and D. S. Miklosovic, “Computational Evaluation of the Performance of Lifting Surfaces with Leading-edge Protuberances”, *Journal of Aircraft*, Vol. 48, No. 2, pp. 591-600, 2011.
- [12] H. S. Yoon, P. A. Hung, J. H. Jung and M. C. Kim, “Effect of the wavy leading edge on hydrodynamic characteristics for flow around low aspect ratio wing”, *Computers & Fluids*, Vol. 49, No. 1, pp. 276-289, 2011.
- [13] J. Favier, A. Pinelli and U. Piomelli, “Control of the separated flow around an airfoil using a wavy leading edge inspired by humpback whale flippers”, *Comptes Rendus Mecanique*, Vol. 340, Issue 1-2, pp. 107-114, 2012.
- [14] N. Rostamzadeh, K. L. Hansen, R. M. Kelso and B. B. Dally, “The formation mechanism and impact of streamwise vortices on NACA 0021 airfoils performance with undulating leading edge modification”, *Physics of Fluids*, Vol. 26, Issue 10, 107101, 2014.
- [15] K. L. Hansen, N. Rostamzadeh, R. M. Kelso and B. B. Dally, “Evolution of the streamwise vortices generated between leading edge tubercles”, *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 788, pp. 730-766, 2016.
- [16] L. P. Martiqua, D. Robert, R. S. Anthony and S. H. Jonathan, “Effect of Bio-Inspired Sinusoidal Leading-Edges on Wings”, *Aerospace Science and Technology*, Vol. 81, pp. 128-140, 2018.
- [17] Z. Yi-Nan, C. Hui-Jing, and Z. Ming-Ming, “A calculation method for modeling the flow characteristics of the wind turbine airfoil with leading-edge protuberances”, *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, Vol. 212, 104613, 2021

- [18] Y. N. Zhang, H. J. Cao, and M. M. Zhang, “Investigation of leading-edge protuberances for the performance improvement of thick wind turbine airfoil”, *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, Vol. 217, 104736, 2021.
- [19] I. H. Ibrahim and T. H. New, "A numerical study on the effects of leading-edge modifications upon propeller flow characteristics", In *Ninth International Symposium on Turbulence and Shear Flow Phenomena(TSFP-9)*, 2015.
- [20] D. Custodio, C. Henoeh, and H. Johari, “Cavitation on hydrofoils with leading edge protuberances”, *Ocean Engineering*, Vol. 162, pp. 196-208, 2018.
- [21] K. S. Srinivas, A. Datta, A. Bhattacharyya, and S. Kumar, “Free-stream characteristics of bio-inspired marine rudders with different leading-edge configurations”, *Ocean Engineering*, Vol. 170, pp. 148-159, 2018.
- [22] R. Kant, and A. Bhattacharyya, “A bio-inspired twin-protuberance hydrofoil design”, *Ocean Engineering*, Vol. 218, 108209, 2020.
- [23] Z. Wei, T. H. New, L. Lian, and Y. Zhang, “Leading-edge tubercles delay flow separation for a tapered swept-back wing at very low Reynolds number” *Ocean Engineering*, Vol. 181, pp. 173-184, 2019.
- [24] S. M. A. Aftab, N. A. Razak, A. S. Mohd Rafie and K. A. Ahmad, “Mimicking the humpback whale : An aerodynamic perspective”, *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 84, pp. 48-69, 2016.
- [25] M. Zhao, M. Zhang, and J. Xu, “Numerical simulation of flow characteristics behind the aerodynamic performances on an airfoil with leading edge protuberances”, *Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics*, Vol. 11, No. 1, pp. 193-209, 2017.
- [26] Z. Wei, T. H. New, and Y. D. Cui, “Aerodynamic performance and surface flow structures of leading-edge tubercled tapered swept-back wings”, *AIAA Journal*, Vol. 56, No. 1, pp. 423-431, 2018.

- [27] N. Ganesh, S. Arunvinthan, and S. N. Pillai, “Effect of surface blowing on aerodynamic characteristics of tubercled straight wing”, *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol. 32, NO. 5, pp. 1111-1120, 2019.
- [28] M. Zhao, Y. Zhao, and Z. Liu, “Dynamic mode decomposition analysis of flow characteristics of an airfoil with leading edge protuberances”, *Aerospace Science and Technology*, Vol. 98, 105684, 2020.
- [29] F. R. Butt and T. Talha, “A Parametric Study of the Effect of Leading-edge Tubercle Geometry on the Performance of Aeronautic Propeller using Computational Fluid Dynamics (CFD)”, *Proceedings of the World Congress on Engineering*, Vol. 2, 2018.
- [30] F. R. Butt and T. Talha, “Numerical Investigation of the Effect of Leading-Edge Tubercles on Propeller Performance”, *Journal of Aircraft*, Vol. 66, Issue 3, pp. 1014-1028, 2019.
- [31] H. Kim, “Characteristics of flow around a wing with leading-edge tubercles”, Ph.D. Thesis, Seoul National University, 2019.
- [32] G. I. Taylor, “Low Reynolds Number Flows”, *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 29, No. 1, pp. 204-207, 1967.
- [33] K. Lee, K. Kim and K. Lee., “The Application and Future Outlook on low Reynolds numbers Aerodynamics at MAV/UAV study(1)”, *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol 29, No. 6, pp. 157-172, 2001.
- [34] K. Lee, K. Kim and K. Lee., “The Application and Future Outlook on low Reynolds numbers Aerodynamics at MAV/UAV study(2)”, *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol 29, No. 7, pp. 152-164, 2001.
- [35] I. Kim, J. Kim, K. Lee and J. Kim. “Analysis of the Unsteady Subsonic Flow around a Flapping Airfoil using High Order Numerical Scheme”, *Journal of Advanced Engineering and Technology*, Vol. 12, No. 4, pp. 203-209, 2019.



- [36] M. P. Merchant, “Propeller Performance Measurement for Low Reynolds Number Unmanned Aerial Vehicle Applications” M.S. Thesis, Wichita State University, 2005.
- [37] J. B. Brandt and M. S. Selig, “Propeller Performance Data at Low Reynolds Numbers”, 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2011-1255, 2011.
- [38] R. W. Deters, G. K. Ananda and M. S. Selig, “Reynolds Number Effects on the Performance of Small-Scale Propellers”, 32nd AIAA applied aerodynamics conference, 2014-2151, 2014.
- [39] O. Gur and A. Rosen, “Propeller Performance at Low Advance Ratio”, Journal of Aircraft, Vol. 42, No. 2, pp 435-441, 2005.
- [40] B. Theys, G. Dimitriadis, T. Andrienne, P. Hendrick and J. De Schutter, “Wind tunnel testing of a VTOL MAV propeller in tilted operating mode”, 2014 International Conference on Unmanned Aircraft Systems(ICUAS), pp. 1064-1072, 2014.
- [41] Ø. Ø. Dalheim, “Development of a Simulation Model for Propeller Performance”, M.S. Thesis, Norwegian University of Science and Technology, 2015.
- [42] R. GILL and R. D'Andrea, “Propeller Thrust and Drag in Forward Flight”, 2017 IEEE Conference on Control Technology and Applications (CCTA), pp. 73-79, 2017.
- [43] R. GILL and R. D'Andrea, “Computationally Efficient Force and Moment Models for Propellers in UAV Forward Flight Applications”, Drones, Vol. 3, No. 4, 77, 2019
- [44] Y. Yang, Y. Liu, Y. Li, E. Arcondoulis, Y. Wang, B. Huang and W. Li, “Aerodynamic and Aeroacoustic characteristics of a multicopter propeller during forward flight”, 2018 Joint Propulsion Conference, 4892, 2018

- [45] Y. Yang, Y. Liu, Y. Li, E. Arcondoulis and Y. Wang, “Aerodynamic and Aeroacoustic Performance of an Isolated Multicopter Rotor During Forward Flight”, AIAA Journal, Vol. 58, No. 3, pp. 1171-1181, 2020.
- [46] J. Ahn, I. Park, Y. Park, J. Kim, H. Seol and K. Kim, “Influence of Thru Holes Near Leading Edge of a Model Propeller on Cavitation Behavior”, Journal of the Society of Naval Architects of Korea, Vol. 56, No. 3, pp. 281-289, 2019.
- [47] Y. Leng, T. Jardin and M. Bronz, “Experimental Analysis of Propeller Forces and Moments at High Angle of Incidence”, AIAA 2019-1331, 2019.
- [48] Y. Leng, J. M. Moschetta, T. Jardin and M. Bronz, “An analytical model for propeller aerodynamic efforts at high incidence”, 54th 3AF International Conference on Applied Aerodynamics, 2019.
- [49] B. M. Simmons, “System Identification for Propellers at High Incidence Angles”, Journal of Aircraft, Vol. 58, No. 6, pp. 1336-135, 2021.
- [50] B. E. Launder and D. B. Spalding, “The Numerical Computation of Turbulent Flows”, Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, Vol. 3, No. 2, pp. 269-289, 1974.
- [51] ANSYS CFX-Solver Theory Guide (Release 2022 R2), ANSYS, Inc., pp. 104-105, 2022.
- [52] Pilot’s Handbook of Aeronautical Knowledge, U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration, Flight Standards Service, pp. 5-29, 2016.
- [53] H. Amini, “Azimuth Propulsors in Off-design Conditions”, Ph.D. Thesis, Norwegian University of Science and Technology, 2011