

Actuator 기법을 이용한 프로펠러의 3축방향 힘/모멘트 해석 정확도 검증

2019. 09. 27.



부산대학교 항공우주공학과 이예빈

목 차

1 서 론

2 연구 방법

3 연구 결과

4 결 론

서론

연구 배경 / 선행 연구 / 연구 목적

연구 배경

■ 전기동력 분산추진 시스템

- 터보 / 가스터빈 엔진 비중을 낮추기 위한 동력 시스템
 - √ 하이브리드 시스템 : 엔진 + 전기모터
 - √ 완전 전기추진시스템
 - 경량화 가능 → 추진/공기 역학적 효율 증가
 - 배기가스 및 소음 감소 기대
 - 중형 UAV / PAV 적용 연구 및 개발
- ⇒ Air taxi 적용 사례 증가



▲ X-57 Maxwell

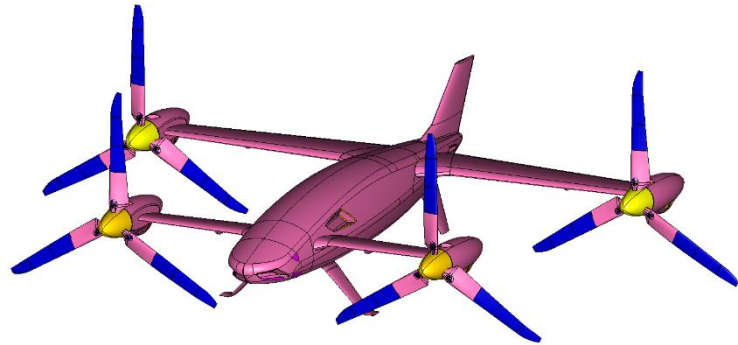


▲ Ehang216

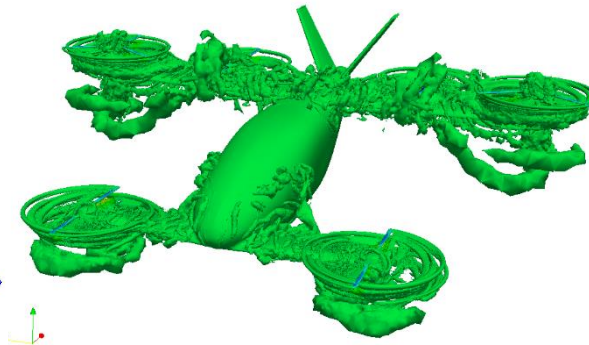
연구 배경

■ 국내 연구개발 동향 (한국항공우주연구원)

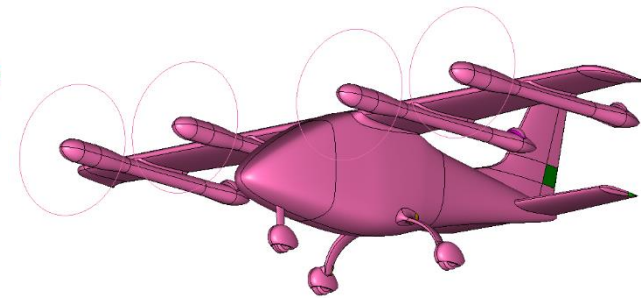
- 분산추진 비행체 기초 기술 연구/개발을 위한 Quad Tilt Propeller (QTP) 연구 및 시험
- 실용성 및 활용 가능성을 위해 eVTOL 연구
- 미래형 교통수단으로 자율비행 개인항공기(OPPAV) 제안



▲ QTP



▲ eVTOL



▲ OPNAV

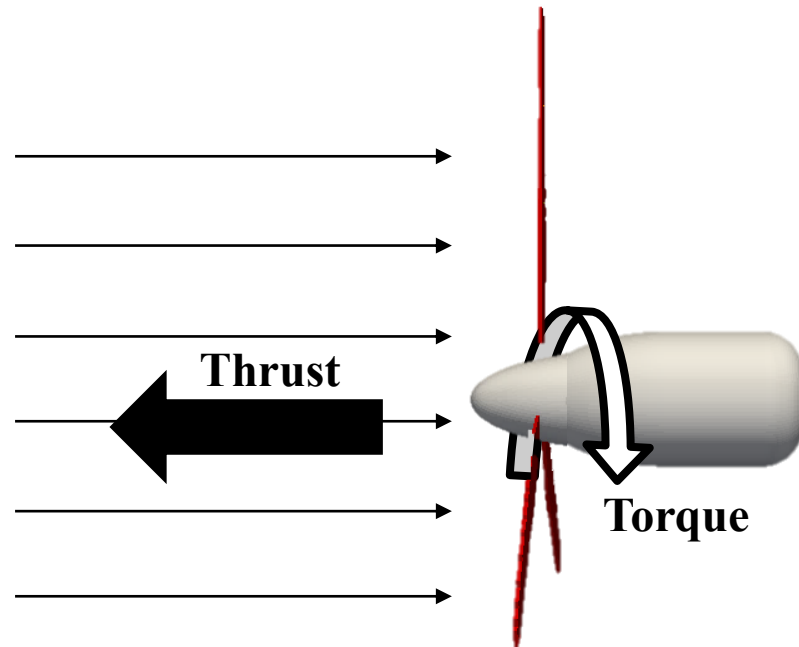
연구 배경

■ 다중 프로펠러 해석의 난점

- 해석 시 막대한 계산 시간과 컴퓨터 자원 요구
 - 구성 요소 간의 상호간섭으로 인한 복잡한 유동 해석 요구
- ⇒ Actuator 기법 사용

■ 기존의 해석도구의 한계

- 프로펠러/로터의 추력, 토크만 제공



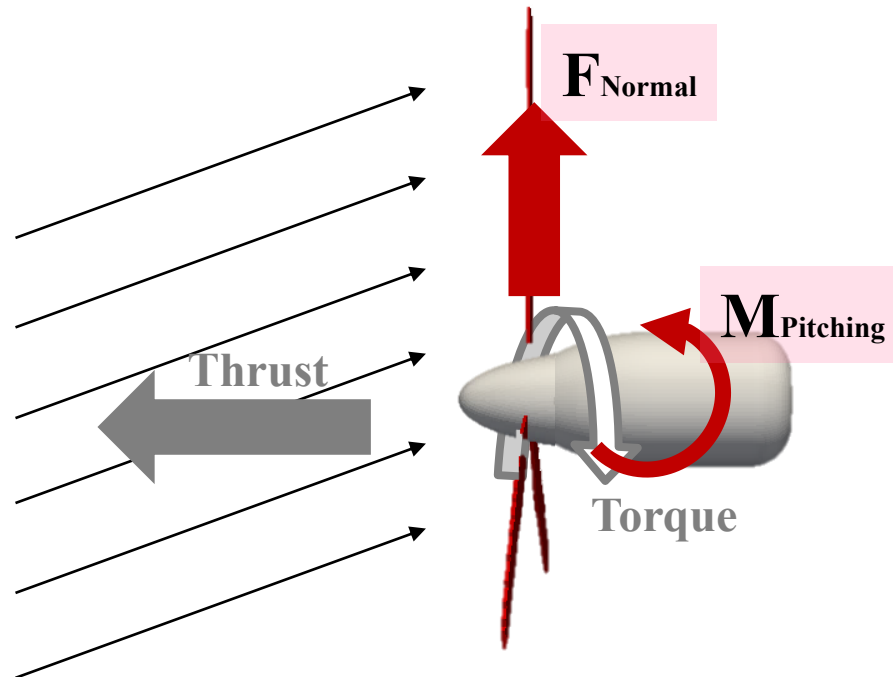
연구 배경

■ 다중 프로펠러 해석의 난점

- 해석 시 막대한 계산 시간과 컴퓨터 자원 요구
 - 구성 요소 간의 상호간섭으로 인한 복잡한 유동 해석 요구
- ⇒ Actuator 기법 사용

■ 기존의 해석도구의 한계

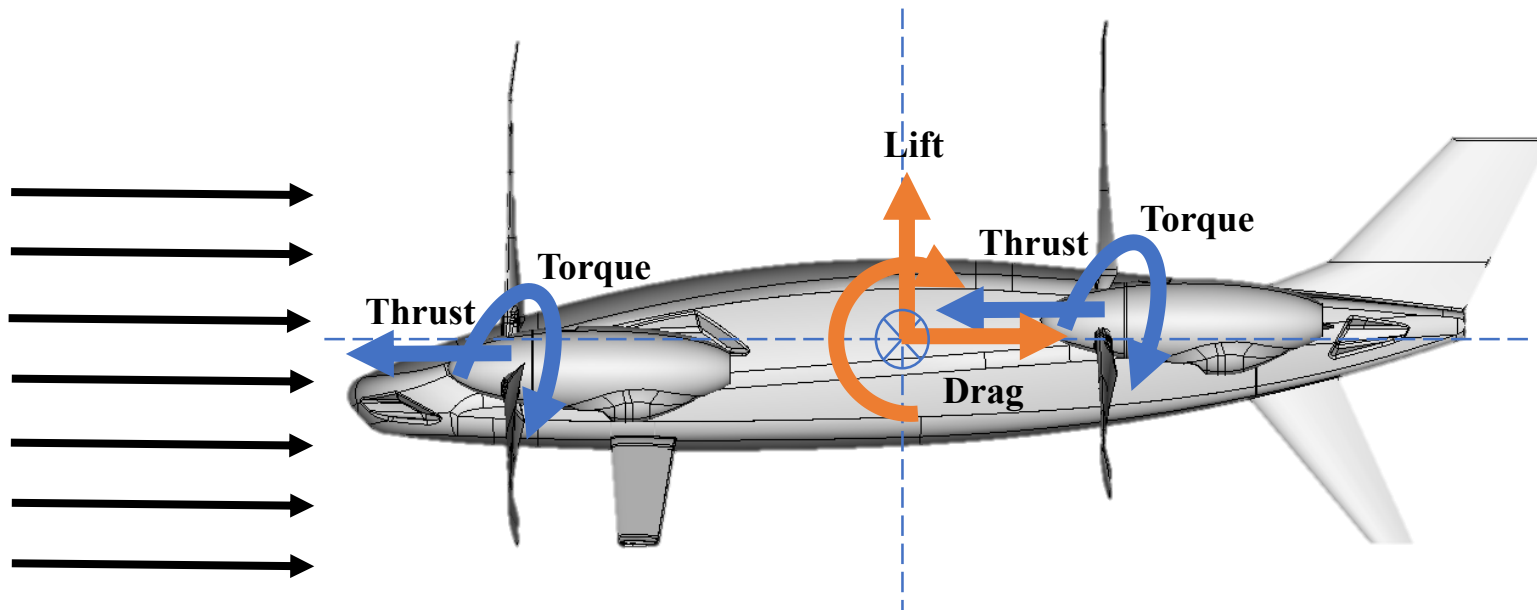
- 프로펠러/로터의 추력, 토크만 제공
- 받음각이나 옆미끄럼각에 따라 발생하는 측력과 수직력 및 모멘트 고려 필요



연구 배경

■ 분산추진 비행체

- 다수의 프로펠러에서 발생하는 모든 힘을 포함한 전기체의 안정성 고려 필요
- 받음각이나 옆미끄럼각에 따라 측력과 수직력 및 모멘트 발생
- 기체에 작용하는 총 모멘트 구하기 힘들
 - √ 기체 - 프로, 프로 - 프로, 자유류 - 기체/프로 상호간섭

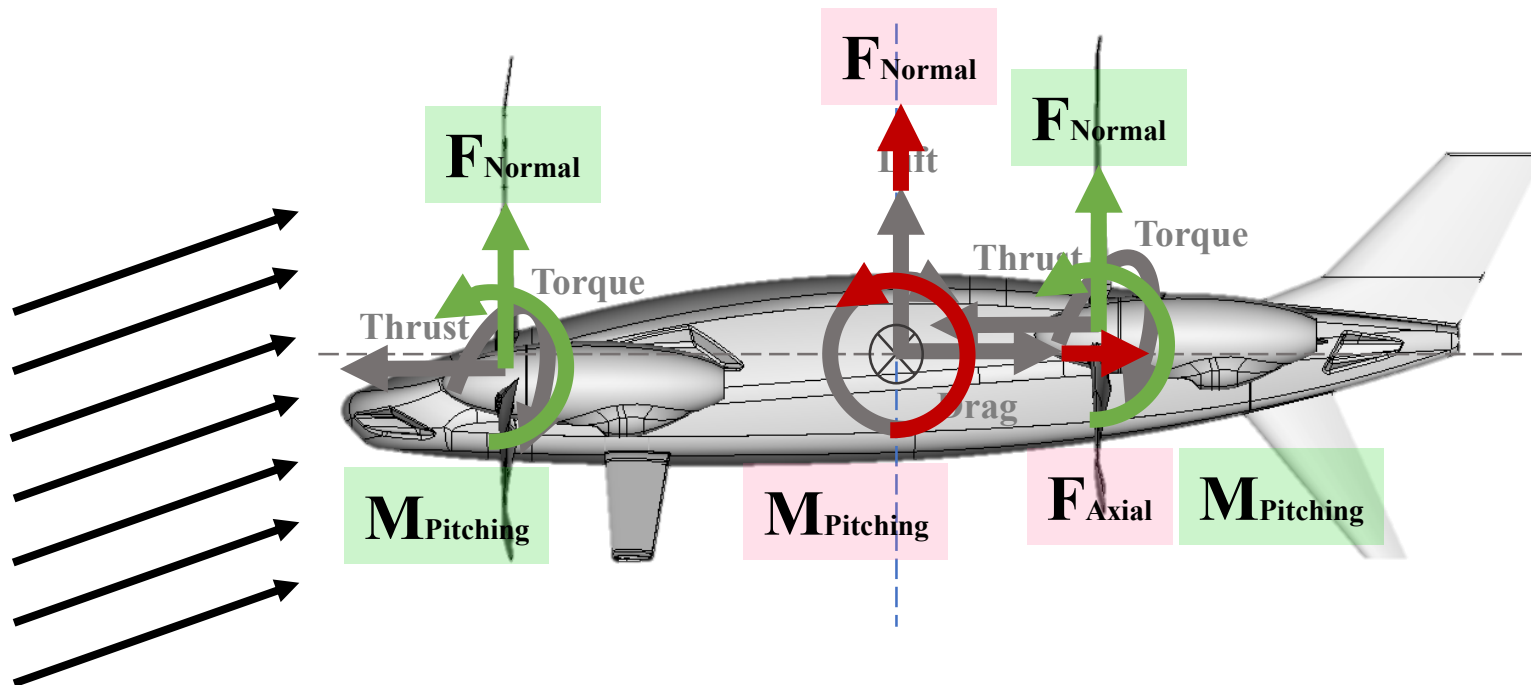


연구 배경

■ 분산추진 비행체

- 다수의 프로펠러에서 발생하는 모든 힘을 포함한 전기체의 안정성 고려 필요
- 받음각이나 옆미끄럼각에 따라 측력과 수직력 및 모멘트 발생
- 기체에 작용하는 총 모멘트 구하기 힘들
 - √ 기체 - 프로, 프로 - 프로, 자유류 - 기체/프로 상호간섭

⇒ 프로펠러의 3축 힘/모멘트 필요



연구 목적

■ 시간 효율적인 해석 기법을 활용한 프로펠러 공력 해석

- Actuator Disk Method 적용
- Actuator Surface Method 적용

■ 다양한 비행조건에서 안정성 해석

- 프로펠러에서 발생하는 3축방향 힘/모멘트 계산
- 분산추진 비행체의 안정성 분석

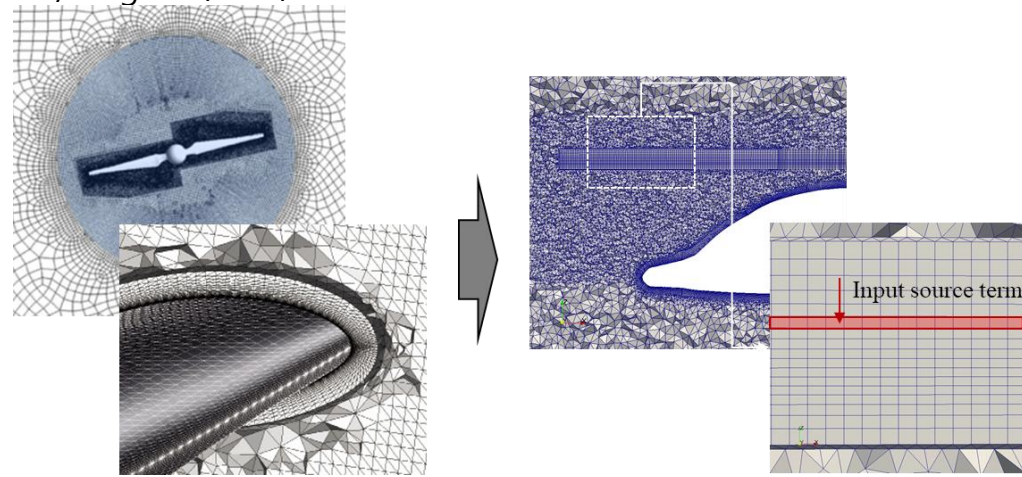
연구 방법

해석방법 / 해석 형상 및 격자

해석 방법

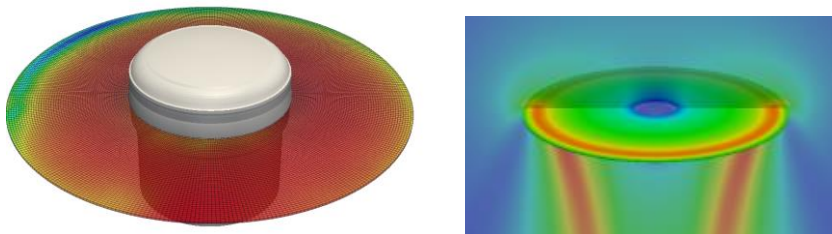
Actuator Methods

- CFD + BEM (Blade Element Method)
- 모멘텀 방정식에 소스항(volume force)을 추가하여 Rotor/wing 효과 모사
- Rotor/wing의 표면 격자 생성 불필요
 - ✓ 전처리 시간 절감
 - ✓ 해석 소요시간 감소
- BET - Table lookup을 통한 공력 값 획득



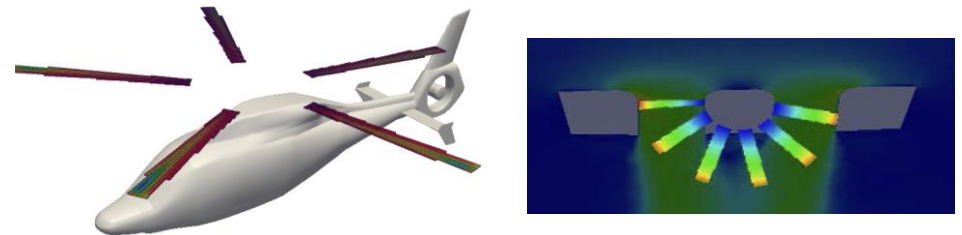
Actuator Disk Method (ADM)

☞ Disk 영역에 로터 효과 모사



Actuator Surface Method (ASM)

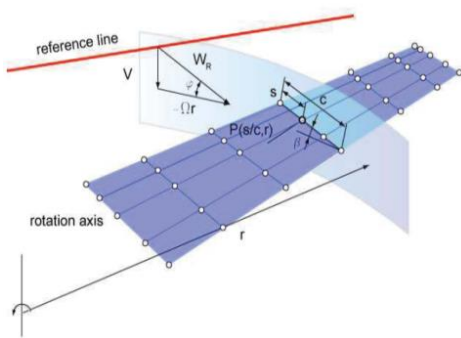
☞ 블레이드 영역에 모사



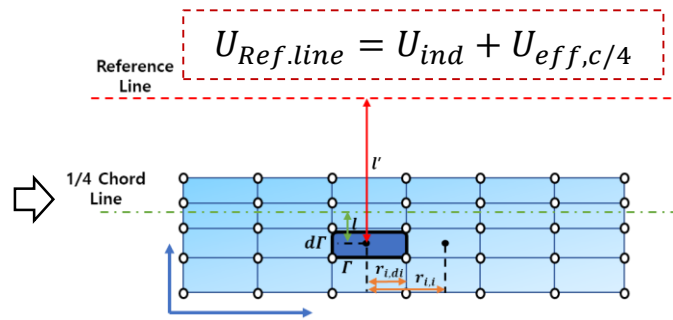
해석 방법

■ Improved Actuator Surface Method (IASM) [1]

- 양력선 이론 개념에 근거한 Reference line 속도 보정
 - ✓ Tip loss function의 필요성 제거
 - ✓ Reference line 위치 설정의 임의성 개선
 - CFD에서 얻은 속도에 대한 보정 수행



Get velocity at **Reference line**

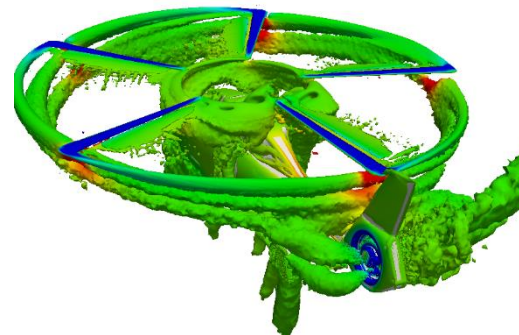
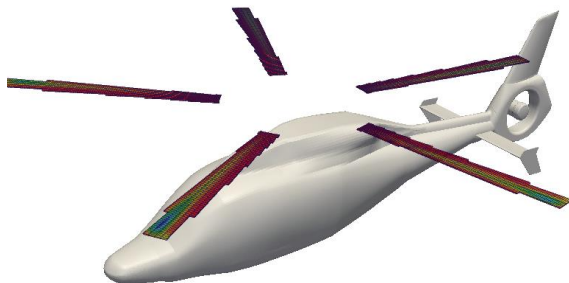


Correct U_{CFD} , Get $U_{eff,c/4}$

$$w_i = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m (dw'_{i,(i,j)}) + \sum_{di=1}^n \sum_{dj=1}^m (dw'_{i,(di,dj)})$$

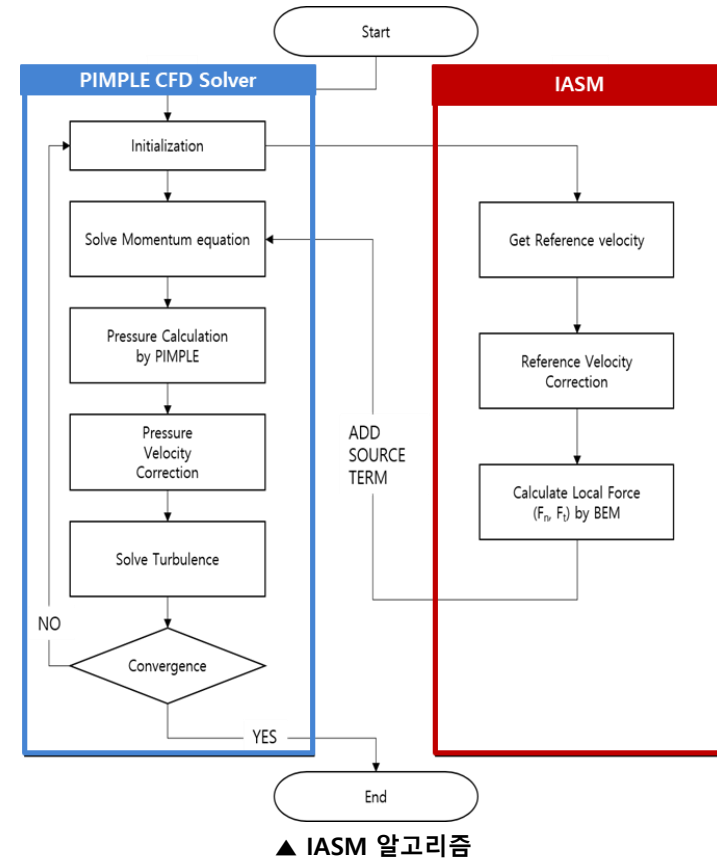
$$- \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m \left(\frac{\Gamma_{C_{i,j}}}{4\pi} \int_{\tan^{-1} \frac{l'_{i,(i,j)}}{r_{i,i}+h}}^{\tan^{-1} \frac{l'_{i,(i,j)}}{r_{i,i}-h}} \frac{\sin\theta}{l'_{i,(i,j)}} d\theta \right)$$

$$+ \sum_{di=1}^n \sum_{dj=1}^m \left(\frac{d\Gamma_{C_{di,dj}}}{4\pi} \int_{\tan^{-1} \frac{r_{i,di}}{l'_{i,(i,j)}}}^{\tan^{-1} \frac{r_{i,di}}{r_{i,di}}} \frac{\sin\theta}{r_{i,di}} d\theta \right)$$



Actuator Method Solver Coupled with OpenFOAM

- OpenFOAM
 - ✓ 오픈 소스 코드로써 사용자의 코드 수정/삽입에 용이
 - ✓ 전/후처리 프로그램 제공
 - ✓ 다양한 난류 모델 및 해석자 적용 가능
- PIMPLE Solver와의 결합
 - ✓ 비압축성, 비정상상태 Navier-Stokes 해석자
 - ✓ Actuator method algorithm 결합
 - ✓ OpenFOAM 기본제공 PIMPLE 알고리즘 일부 개선
- 단순 Theoretical 기법 및 Momentum method 보다 정확도 향상
- 복잡한 형상에 의한 유동장 간섭 모사



해석 방법

■ 3축방향 힘/모멘트 계산 모듈

○ 각 깃 요소의 $dF_N, dF_T, dM_{airfoil}$ 계산

○ Force

$$\checkmark F_x = \Sigma(dF_N + dF_T) \cdot \vec{n}_x$$

$$\checkmark F_y = \Sigma(dF_N + dF_T) \cdot \vec{n}_y$$

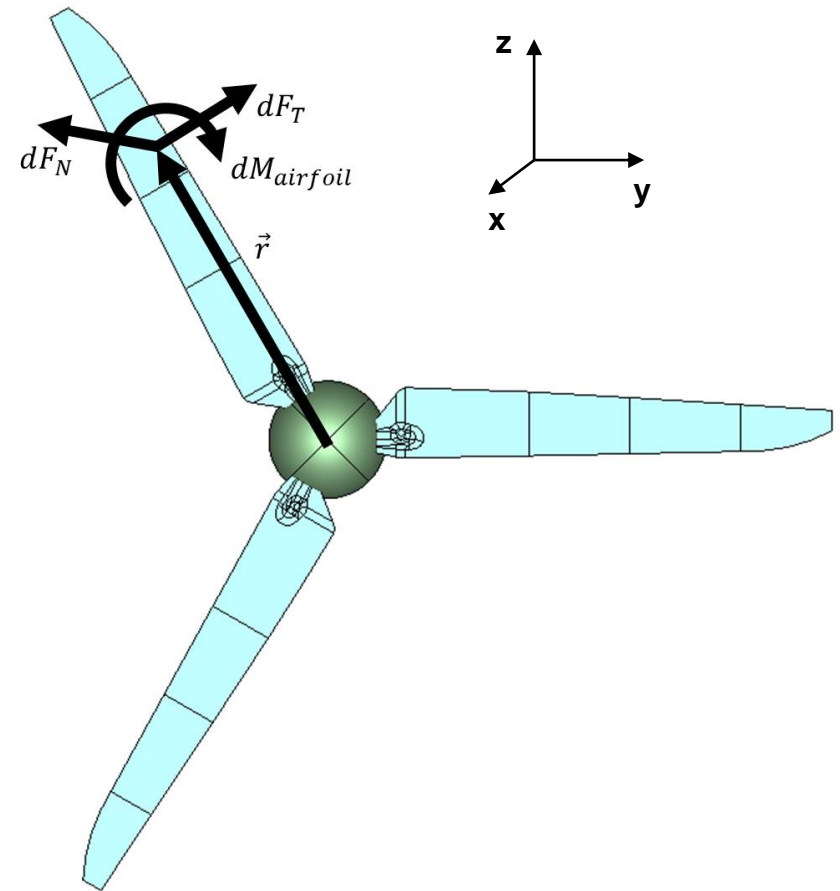
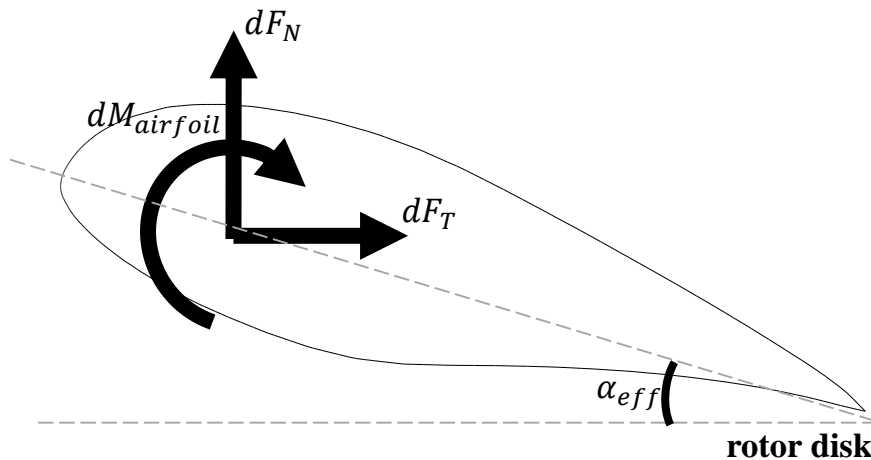
$$\checkmark F_z = \Sigma(dF_N + dF_T) \cdot \vec{n}_z$$

○ Moment

$$\checkmark M_x = \Sigma\{\vec{r} \times (dF_N + dF_R) + dM_{airfoil} \cdot \hat{r}\} \cdot \vec{n}_x$$

$$\checkmark M_y = \Sigma\{\vec{r} \times (dF_N + dF_R) + dM_{airfoil} \cdot \hat{r}\} \cdot \vec{n}_y$$

$$\checkmark M_z = \Sigma\{\vec{r} \times (dF_N + dF_R) + dM_{airfoil} \cdot \hat{r}\} \cdot \vec{n}_z$$



해석 형상 및 격자

■ 나셀 형상 단순화

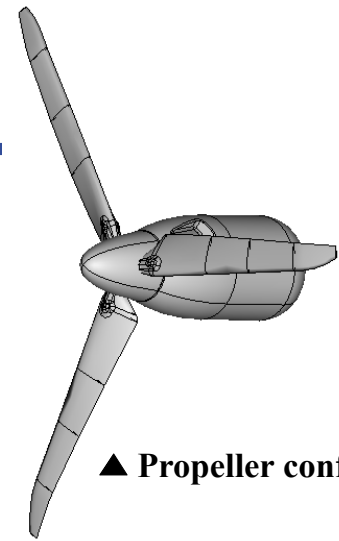
- 나셀 유무에 따른 효과를 보는데 목적
- Intake 형상 미고려

■ 격자 수

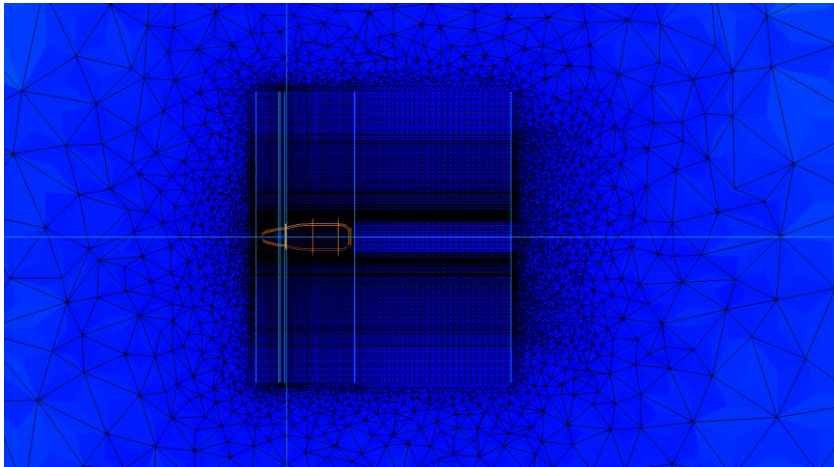
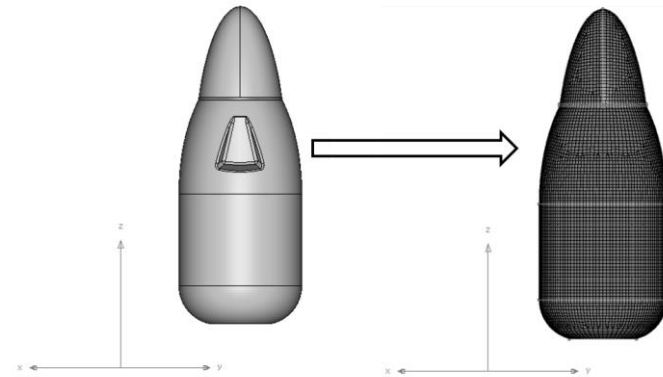
- PN (Propeller + Nacelle) : 5.12×10^6
- P (Propeller Only) : 4.95×10^6

■ 격자 테스트

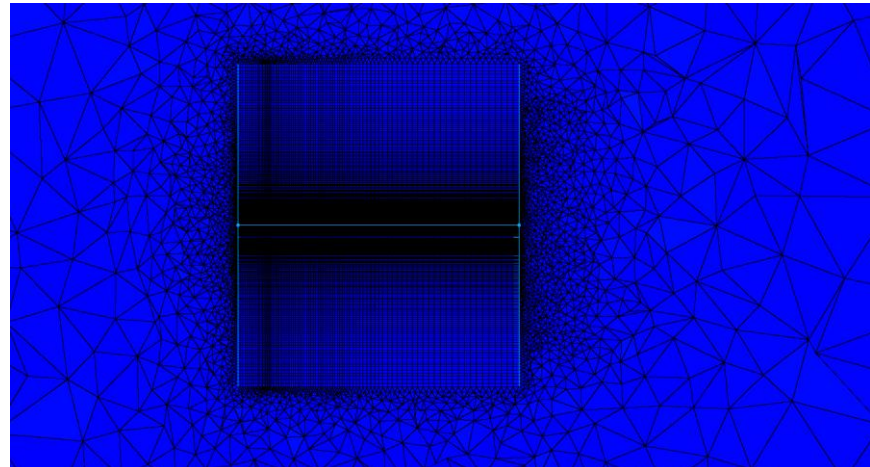
- IASM 10회전 평균 해석시간 ≈ 20 hrs



▲ Propeller configuration



▲ Grid of PN



▲ Grid of P

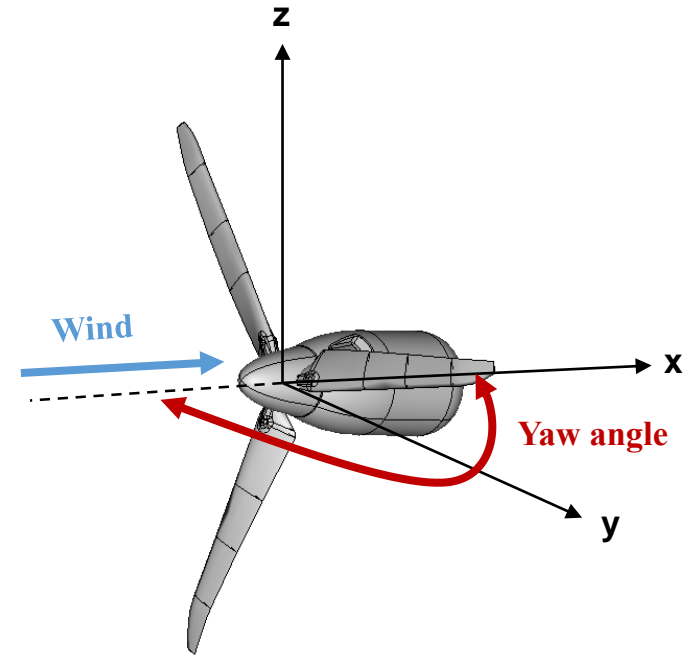
연구 결과

해석조건 / 나셀 유무에 따른 결과 / 6분력 검증

해석 조건

■ 해석 조건

- 제자리 비행
 - √ Collective Pitch Angle 변화
 - √ RPM 변화
- 전진 비행
 - √ 풍속 변화
 - Col. Pitch 15°
 - Col. Pitch 20°
- 측풍 비행
 - √ 옆 미끄럼각 변화
 - Wind 15m/s, Col. Pitch 15°
 - Wind 24m/s, Col. Pitch 20°
 - Wind 32m/s, Col. Pitch 25°



3축 방향 힘/모멘트 검증

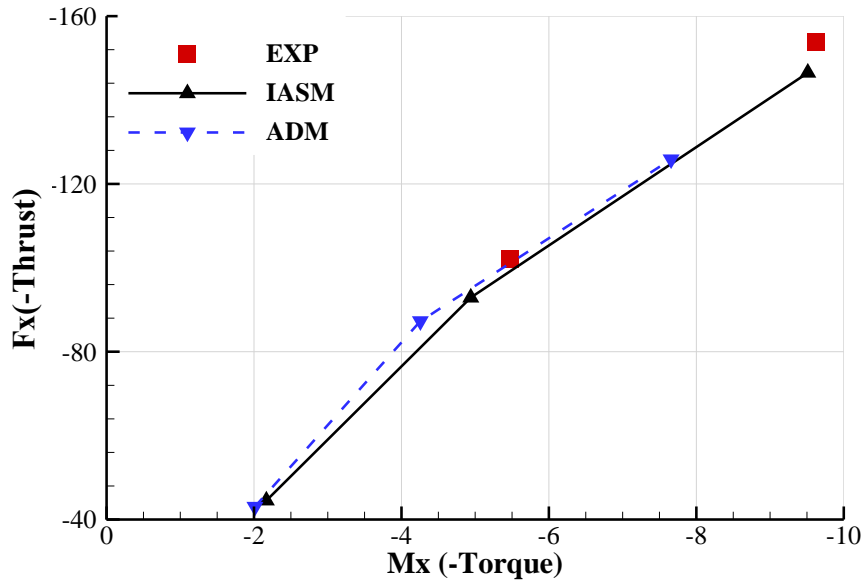
■ 제자리 비행

- Col. Pitch Angle Sweep
- RPM Sweep

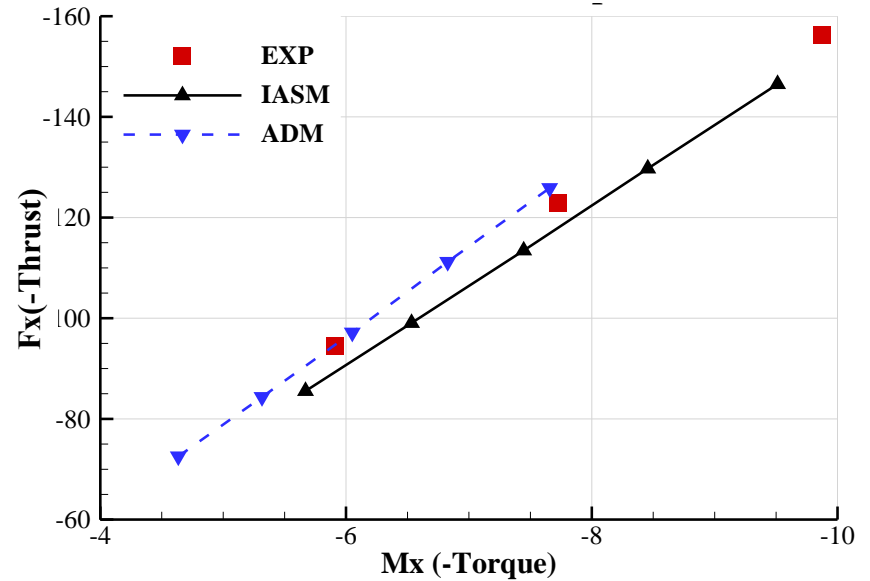
√ ADM 추력, 토크 저예측



▲ 한국항공우주연구원 풍동시험



▲ Col. Pitch Sweep



▲ RPM Sweep

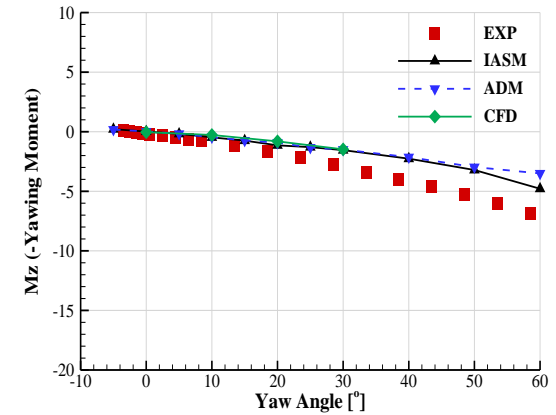
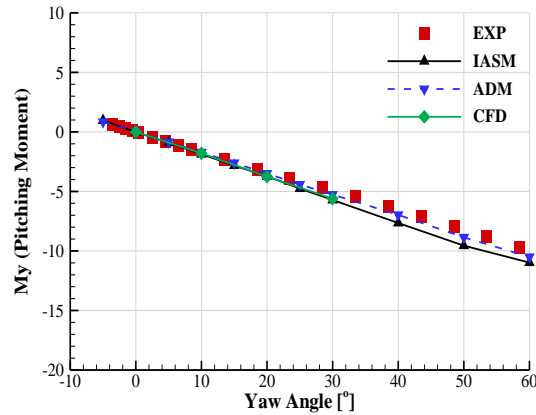
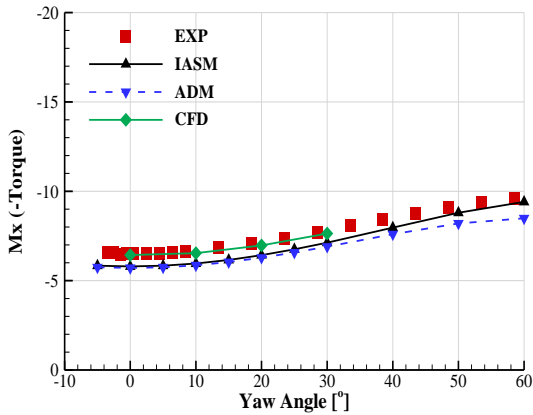
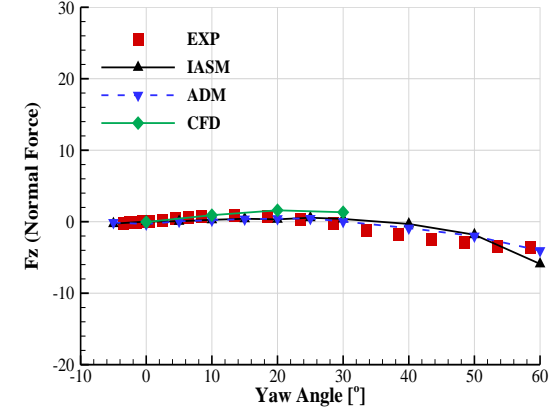
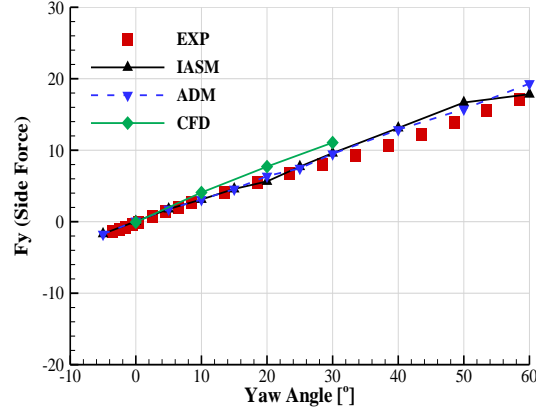
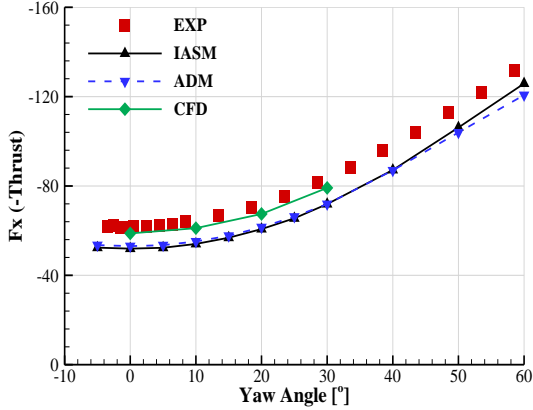
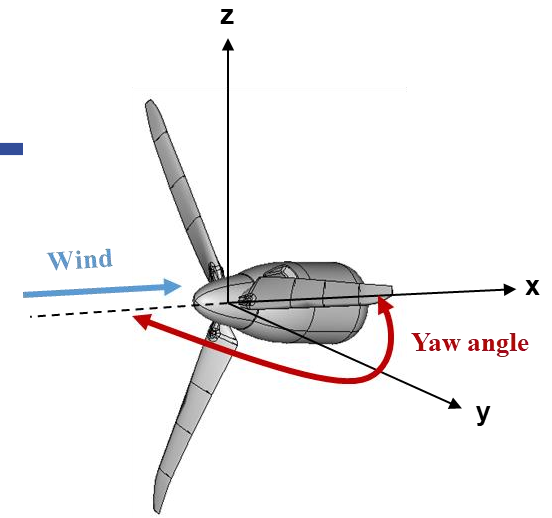
3축 방향 힘/모멘트 검증

■ 측풍 비행

○ 옆 미끄럼각 변화

✓ Wind 15m/s , Col. Pitch 15°

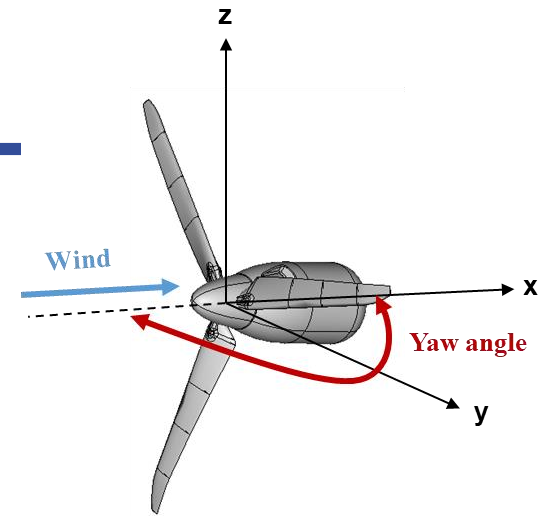
✓ 추력, 토크 저예측



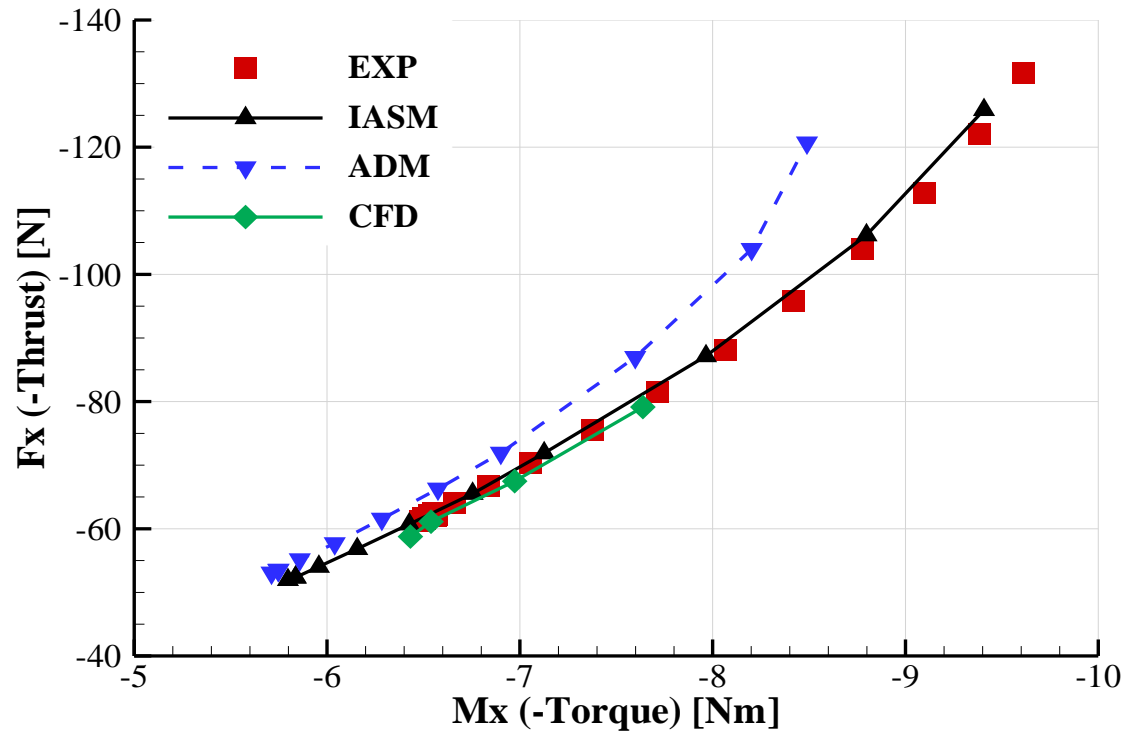
3축 방향 힘/모멘트 검증

■ 측풍 비행

- 옆 미끄럼각 변화
 - √ Wind 15m/s , Col. Pitch 15°
 - √ 추력, 토크 저예측



Thrust-Torque



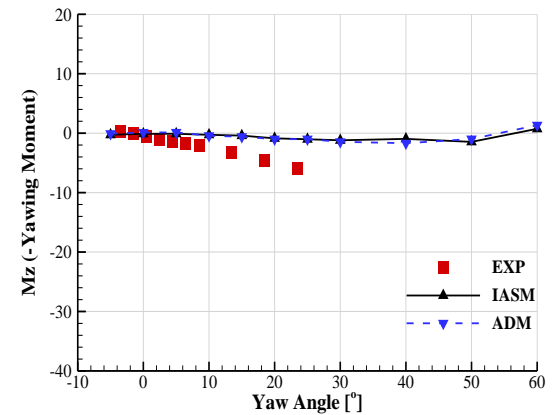
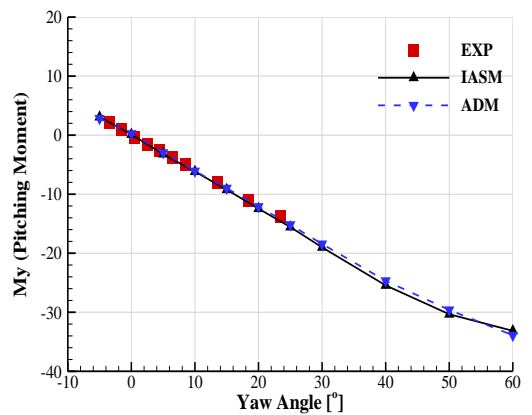
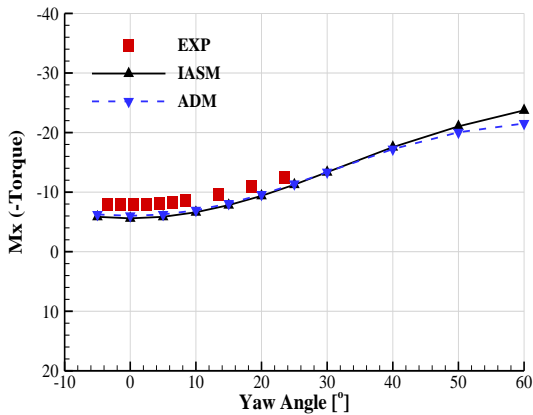
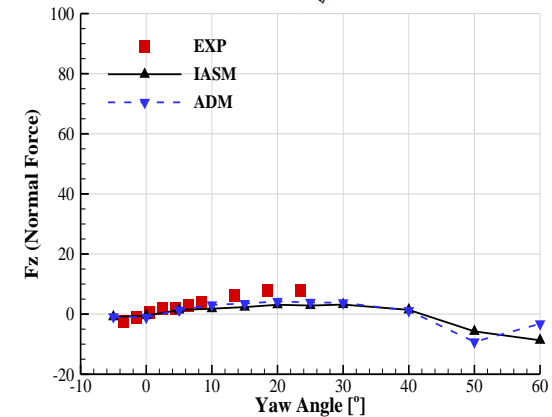
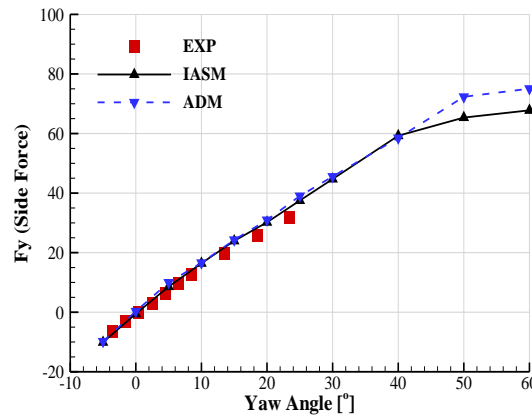
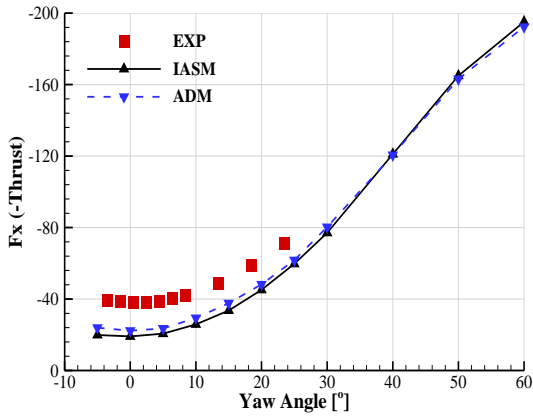
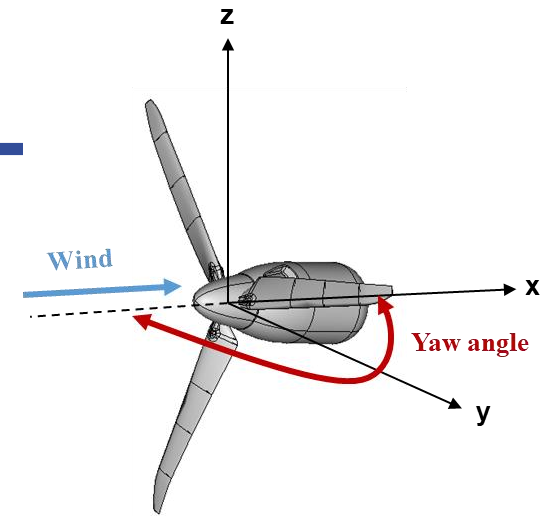
3축 방향 힘/모멘트 검증

■ 측풍 비행

○ 옆 미끄럼각 변화

✓ Wind 32m/s , Col. Pitch 25°

✓ 추력, 토크 저예측



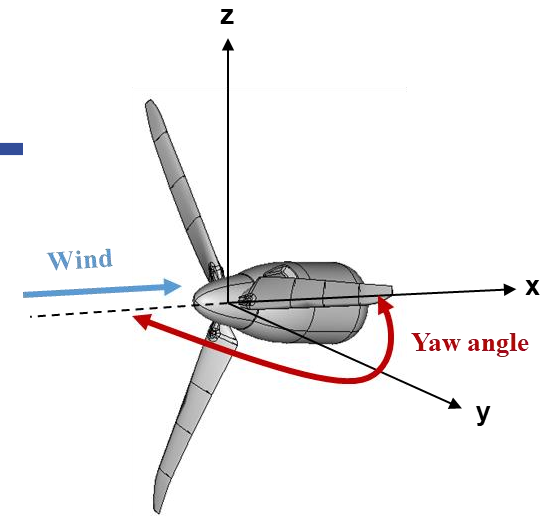
3축 방향 힘/모멘트 검증

■ 측풍 비행

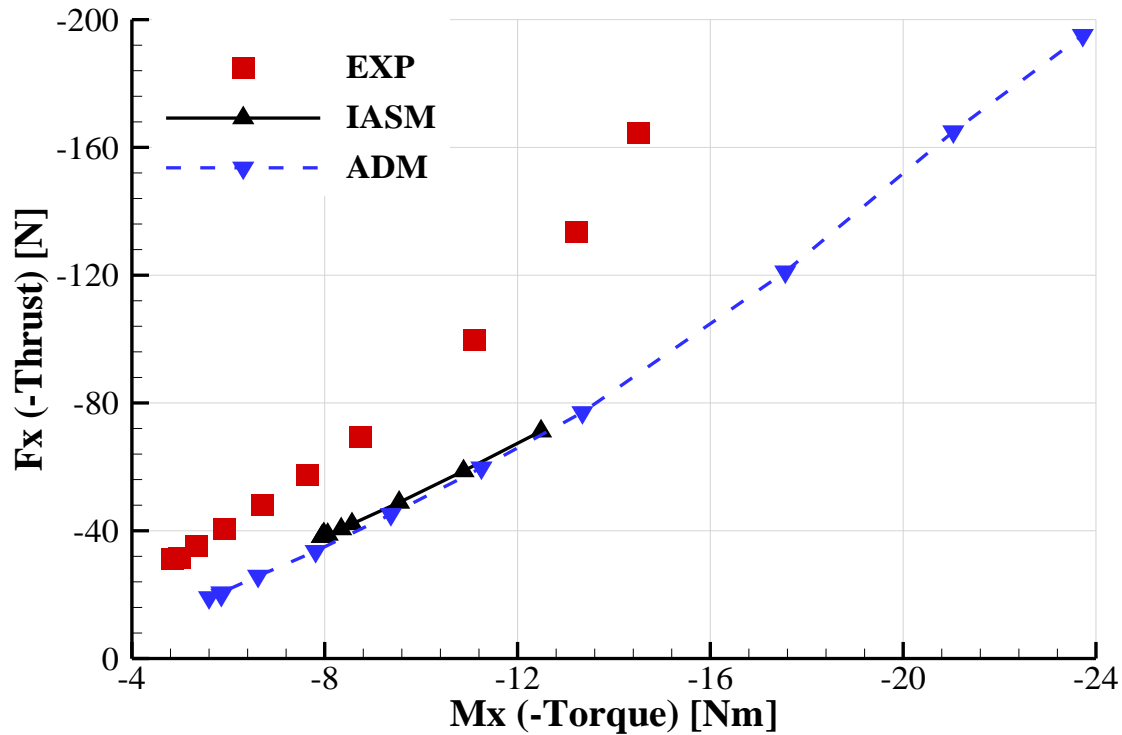
○ 옆 미끄럼각 변화

✓ Wind 32m/s , Col. Pitch 25°

✓ 추력, 토크 저예측



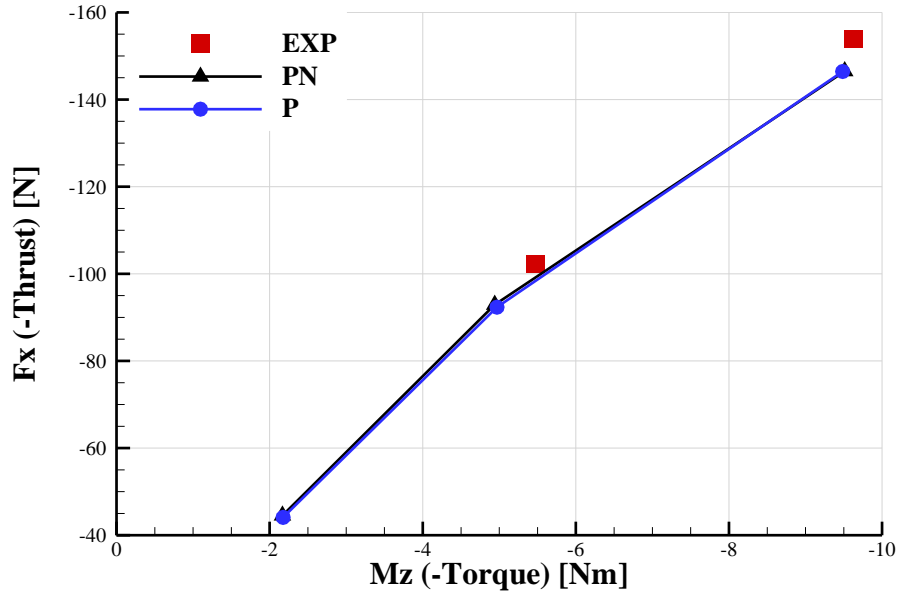
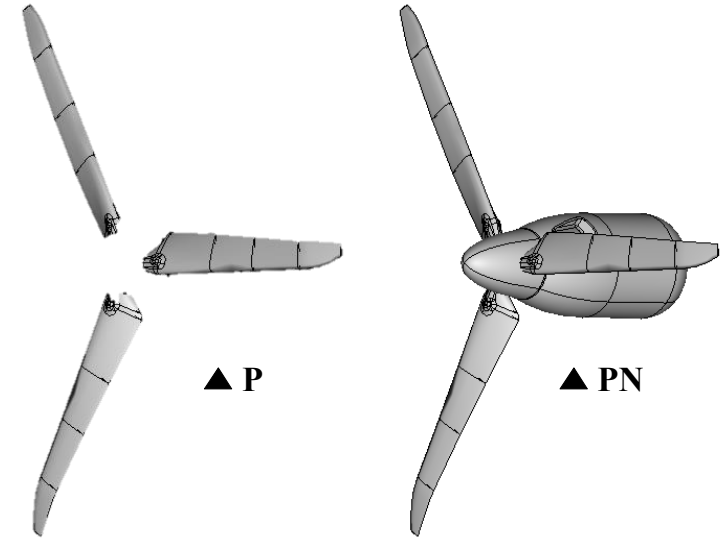
Thrust-Torque



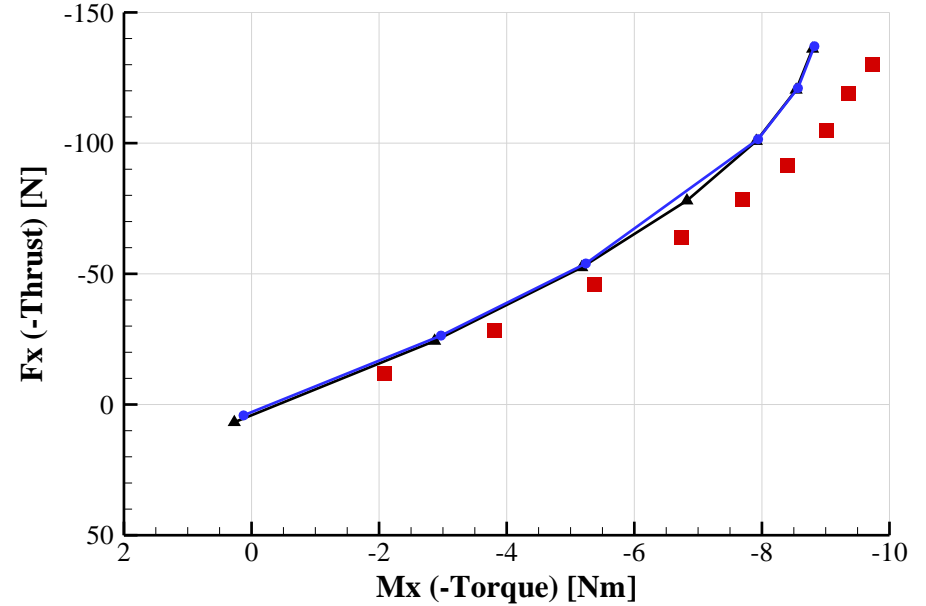
나셀 유무에 따른 결과 비교

■ 제자리/전진 비행

○ 나셀 유무 효과 미미



▲ Hover



▲ Cruise

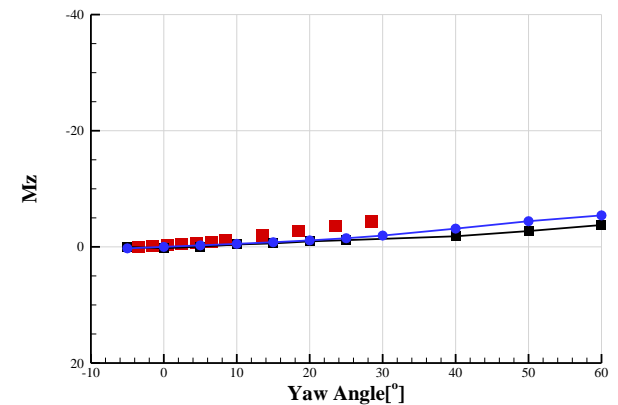
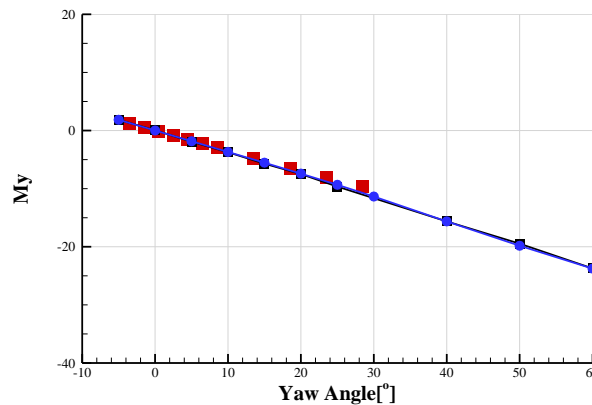
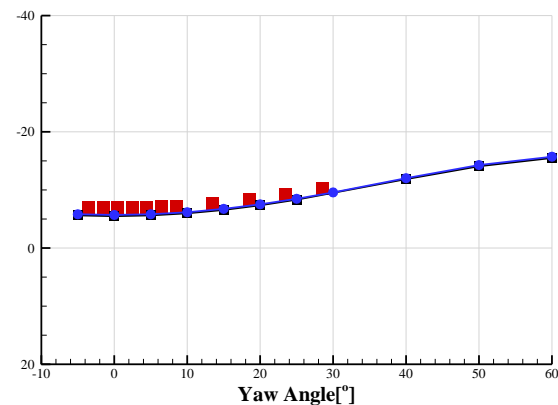
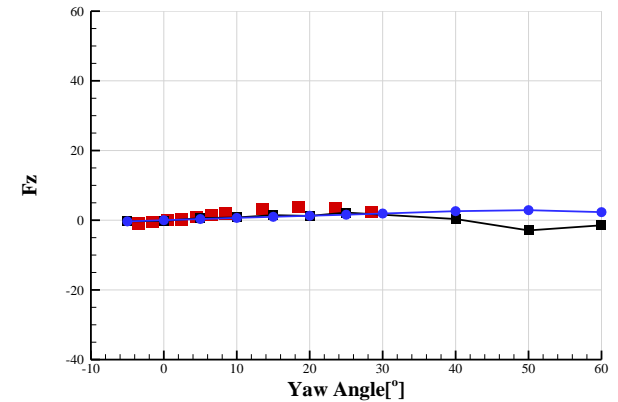
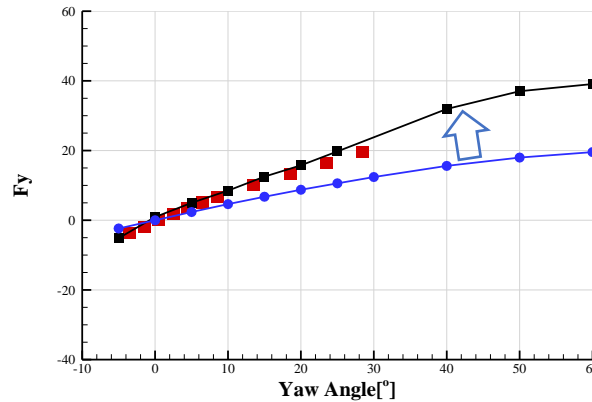
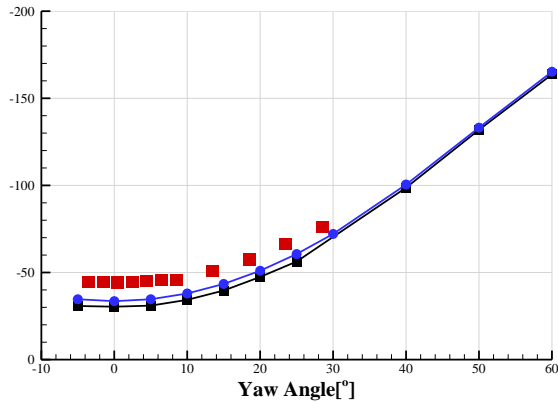
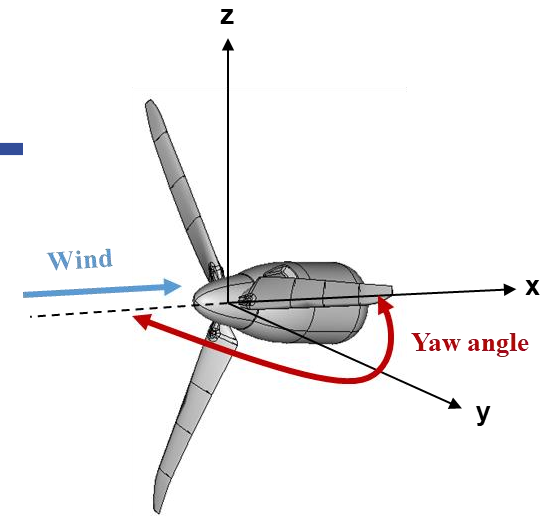
나셀 유무에 따른 결과 비교

■ 옆미끄럼각 조건

○ Col. Pitch 20° / Wind 24m/s

- ✓ Side Force (Fy) 나셀 효과 큼
- ✓ 나셀에 작용하는 측력 추가

■ EXP
—■— PN
—●— P



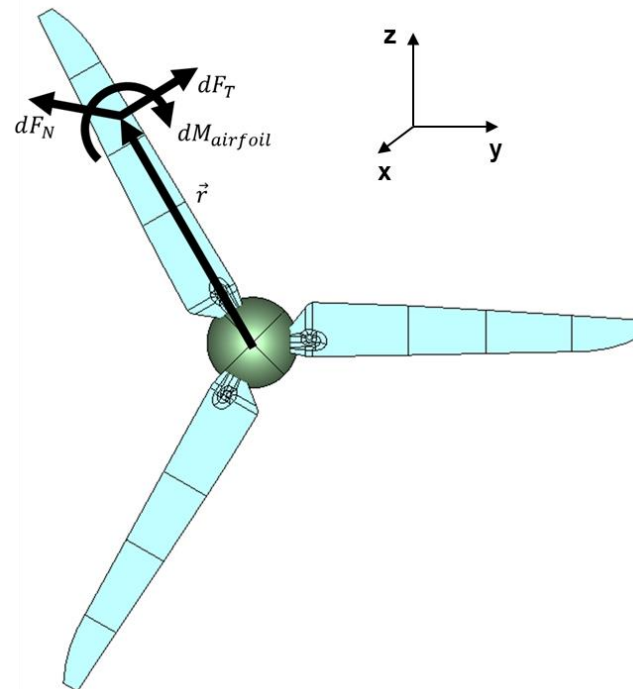
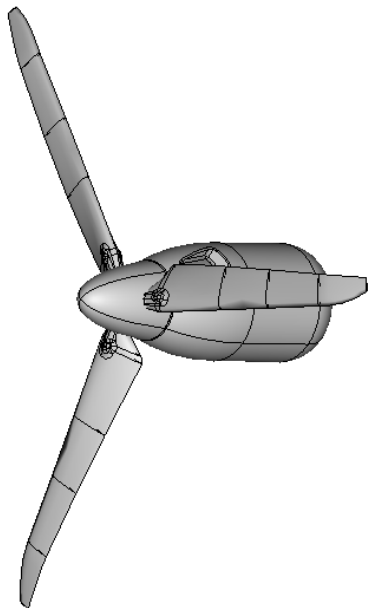
결론

■ Actuator Method Solver coupled with OpenFOAM

- 오픈소스 코드임을 활용하여 actuator 기법 적용
- 회전익을 해석하는데 시간/자원 효율적

■ 프로펠러 3축 방향 힘/모멘트

- 기존 actuator 기법을 활용하여 프로펠러/로터의 3축 방향 힘/모멘트 출력 코드 작성
- 다양한 비행조건에서 검증
- 나셀에 의한 효과 확인



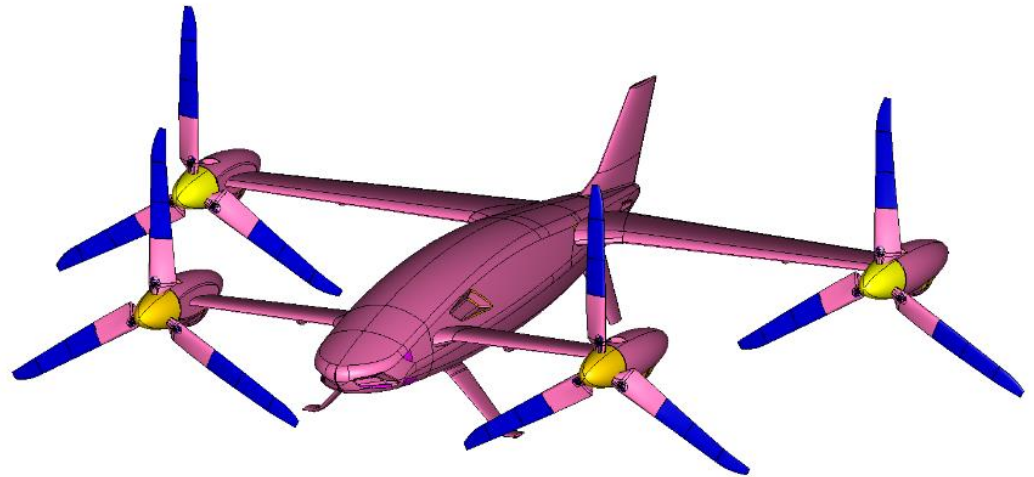
향후 연구 계획

■ Quad Tilt Propeller aircraft 안정성 평가

- 받음각에 따른 해석 진행 후 종안정성 평가
- 옆 미끄럼각에 따른 해석 진행 후 방향안정성 평가

■ 추후 연구 계획

- 검증 - 전산유체학회지 논문 게재 및 발표 예정
- 안정성 - 항공우주학회 및 ARF 발표 예정



감사합니다
Q&A