육공복합무인기 형상 모델링 및 유동해석 자동화 프로세스 개발

The parametric modeling and flow analysis automation for COMVE

이보성 (Rescale)
김민우 (항공우주연구원) / 여홍구 (넥스트폼) / 황인성 (항공우주연구원)

Contents

연구 배경 및 내용

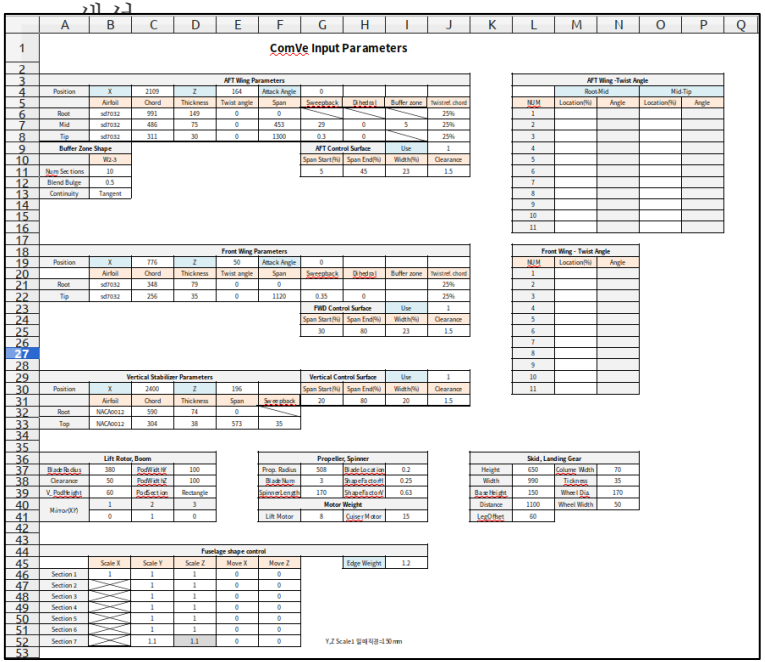
- 자율지능 무인이동체의 개발을 위한 형상 및 해석 연계 자동화 프레임워크 개발 필요
  - 매개변수를 통한 무인이동체 형상정의부터 유동해석 까지의 전과정 자동화
  - 자율지능 무인이동체 관련 다양한 분야의 연구자들이 형상정의부터 유동해석을 수행할 수 있는 환경 필요

- 매개변수 기반 형상 모델링 및 유동해석 자동화
  - 파라미터 기반 무인이동체 형상 설계 자동화 모듈
  - 3차원 형상에 대한 유동해석 격자 생성 모듈
  - 경계 조건 및 유동 조건 설정 자동화 모듈
  - 로터/프로펠러 해석을 위한 Actuating disk 모듈
  - 유동해석 결과 추출 등 후처리 모듈

- 고성능 컴퓨팅 기반 공력해석 서비스 플랫폼 구현
  - 고성능 클라우드 컴퓨팅 환경에서 다양한 형상 및 유동 조건에 대한 신속한 해석 수행

매개변수 기반 3차원 형상 모델링

- 개념 설계 단계의 잦은 형상 변경에 필요한 수작업 CAD 작업의 자동화
- 육공복합 무인기의 주요 모듈에 대한 매개변수 입력을 통한 3차원 형상 모델링 자동화 및 주요 파트별 STL 생성



ComVe Input Parameters

AFT Wing Parameters

Position	X	2109	Z	164	Attack Angle	0			
	Airfoil	Chord	Thickness	Twist angle	Span	Sweepback	Dihedral	Buffer zone	Twistnet chord
Root	sd7032	991	149	0	0				25%
Mid	sd7032	486	75	0	453	29	0	5	25%
Tip	sd7032	311	30	0	1300	0.3	0		25%

Buffer Zone Shape	
	W2-3
Num Sections	10
Blend Bulge	0.3
Continuity	Tangent

AFT Control Surface			Use	1
Span Start(%)	Span End(%)	Width(%)	Clearance	
5	45	23	1.5	

AFT Wing-Twist Angle

	Root,Mid		Mid,Tip	
NUM	Location(%)	Angle	Location(%)	Angle
1				
2				
3				
4				
5				
6				
7				
8				
9				
10				
11				

Front Wing Parameters

Position	X	776	Z	50	Attack Angle	0			
	Airfoil	Chord	Thickness	Twist angle	Span	Sweepback	Dihedral	Buffer zone	Twistnet chord
Root	sd7032	348	79	0	0				25%
Tip	sd7032	256	35	0	1120	0.35	0		25%

FWD Control Surface			Use	1
Span Start(%)	Span End(%)	Width(%)	Clearance	
30	80	23	1.5	

Front Wing - Twist Angle

NUM	Location(%)	Angle
1		
2		
3		
4		
5		
6		
7		
8		
9		
10		
11		

Vertical Stabilizer Parameters

Position	X	2400	Z	196					
	Airfoil	Chord	Thickness	Span	Sweepback				
Root	NACA0012	590	74	0					
Top	NACA0012	304	38	573	35				

Vertical Control Surface			Use	1
Span Start(%)	Span End(%)	Width(%)	Clearance	
20	80	20	1.5	

Lift Rotor, Boom			
Blade Radius	380	Pod Width W	100
Clearance	50	Pod Width NZ	100
V_Pod Height	60	Pod Section	Rectangle
Mirror(XY)	1	2	3
	0	1	0

Propeller, Spinner			
Prop. Radius	508	Blade Location	0.2
Blade Num	3	Shape Factor A	0.25
Spinner Length	170	Shape Factor W	0.63
Motor Weight			
Lift Motor	8	Cruise Motor	15

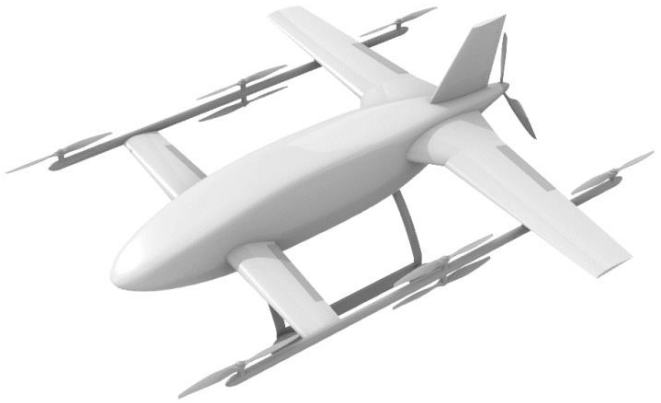
Skid, Landing Gear			
Height	650	Column Width	70
Width	990	Thickness	35
Base Height	150	Wheel Dia.	170
Distance	1100	Wheel Width	50
Leg Offset	60		

Fuselage shape control

	Scale X	Scale Y	Scale Z	Move X	Move Z		
						Edge Weight	1.2
Section 1	1	1	1	0	0		
Section 2		1	1	0	0		
Section 3		1	1	0	0		
Section 4		1	1	0	0		
Section 5		1	1	0	0		
Section 6		1	1	0	0		
Section 7		1.1	1.1	0	0		

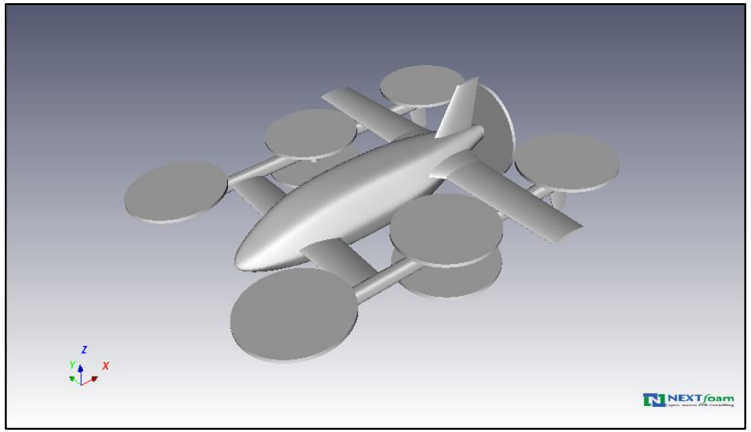
Y,Z Scale1 일때직경=150mm

- Main Wing / Front Wing / Vertical Wing
- Fuselage / Cruiser Propeller
- Boom / Lift Rotor
- Skid / Landing Gear

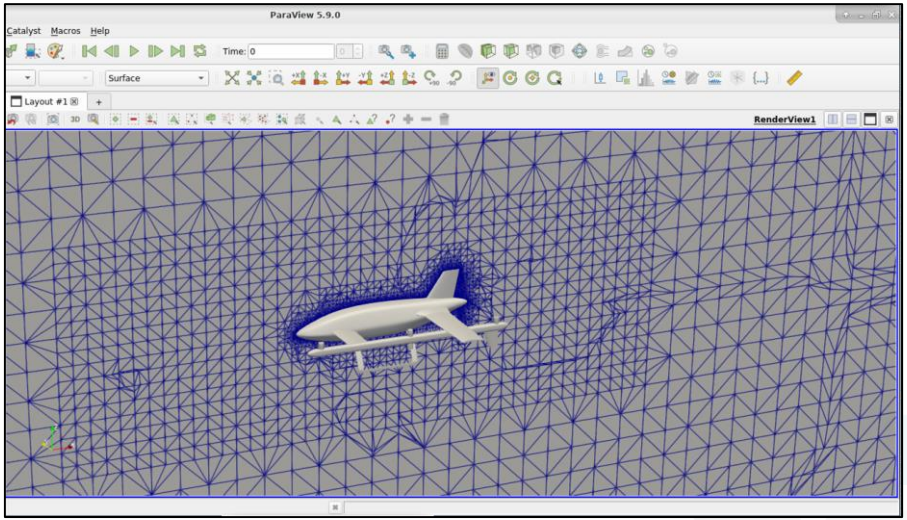


파트별 3차원 형상 STL을 이용한 유동해석 격자 생성

- 매개변수 기반으로 생성된 3차원 형상에 대해 유동 조건에 따른 격자 생성



python uvarcaero.py -mesh inputfile.csv stlfile.zip



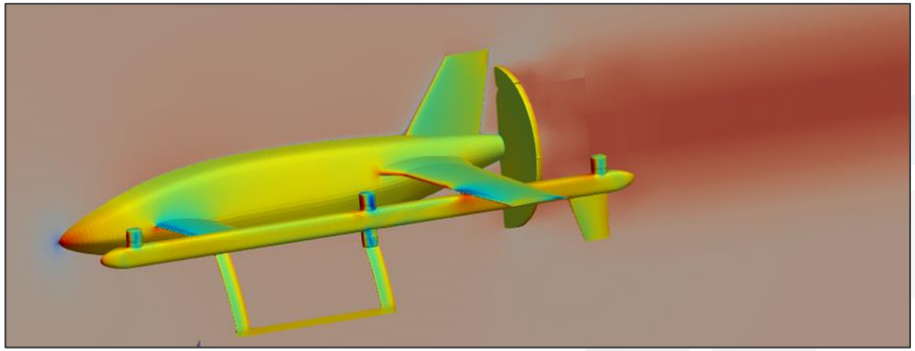
다양한 유동 조건에 대한 공력 해석

- 3차원 형상 격자에 대해 유동 조건 파라미터 별 유동 해석

	A	B	C	D	E
1	fluid properties				
2	density	1.225	kg/s		
3	kinematic viscosity	1.79E-05	m2/s		
4					
5	flow conditions				
6	flow speed	70	m/s		
7	alpha	4	deg		
8	beta	0	deg		
9	A_ref	1	m2		
10	L_ref	1	m		
11	center	(0 0 0)			
12					
13	simulation conditions				
14	maximum iteration	1000	step		
15	data write interval	1000	step		
16	nCores	-1			
17					
18	actuator disk	power coefficient (CP)	thrust coefficient (CT)	direction	area
19	CruisePropeller	0.386	0.58	(1 0 0)	0.810732

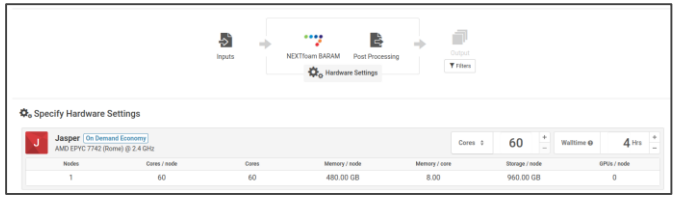
```
python uvarcaero.py -solve inputfile.csv mesh.zip
```

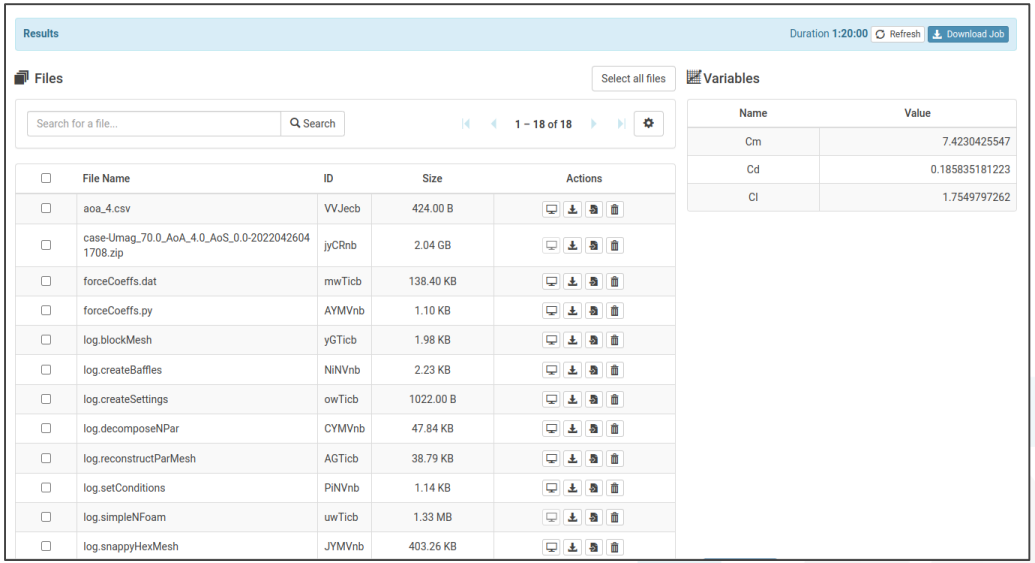
```
DILUPBiCGStab:  Solving for Uz, Initial residual = 5.025716759934573e-06, Final residual = 2.5977387159558b3e-07, No Iterations 1
GAMGPCG:  Solving for p, Initial residual = 0.0001446977972961651, Final residual = 3.270065312363781e-06, No Iterations 1
GAMGPCG:  Solving for p, Initial residual = 7.354307901952332e-06, Final residual = 3.062053507107307e-07, No Iterations 1
GAMGPCG:  Solving for p, Initial residual = 1.338877601563347e-06, Final residual = 7.377784098175289e-08, No Iterations 1
time step continuity errors : sum local = 2.821863053150189e-08, global = -5.900338216621572e-10, cumulative = 8.781816719102576e-07
DILUPBiCGStab:  Solving for omega, Initial residual = 6.893401189778606e-08, Final residual = 2.024319580175719e-09, No Iterations 1
DILUPBiCGStab:  Solving for k, Initial residual = 7.775624339653664e-07, Final residual = 3.289060362541909e-08, No Iterations 1
ExecutionTime = 412.96 s  ClockTime = 413 s

forceCoeffs forceCoeffs write:
    Cm    = 6.928116814213276
    Cd    = 0.1948685354657756
    Cl    = 1.743324692867989
    Cl(f) = 7.799779160647271
    Cl(r) = -6.056454467779281

Time = 112
```



고성능 컴퓨팅 기반 공력해석 서비스 플랫폼 구현

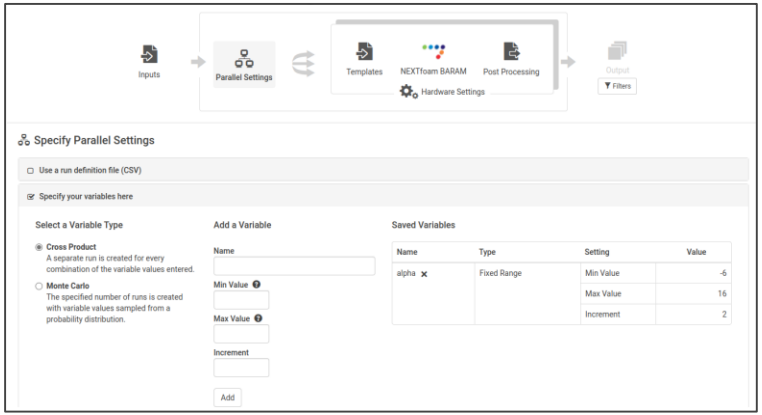
- 대용량 공력 해석의 신속한 수행을 위한 고성능 클라우드 컴퓨팅 활용
  - 격자 생성, 공력 해석, 해석 결과 추출 및 가시화를 클라우드 컴퓨팅 환경에서 수행

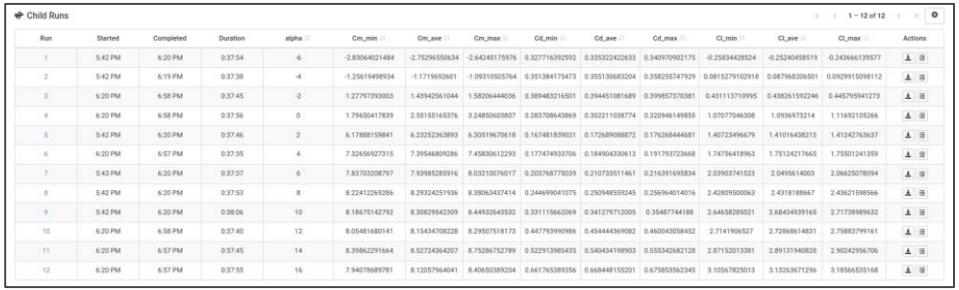


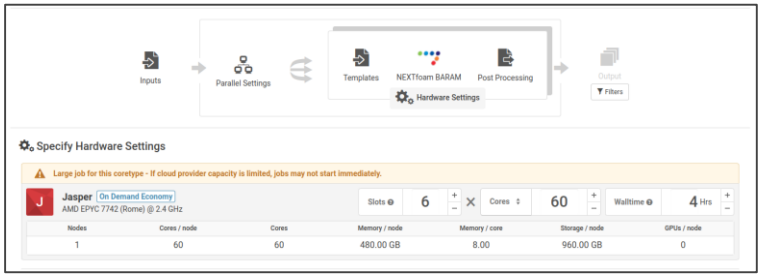


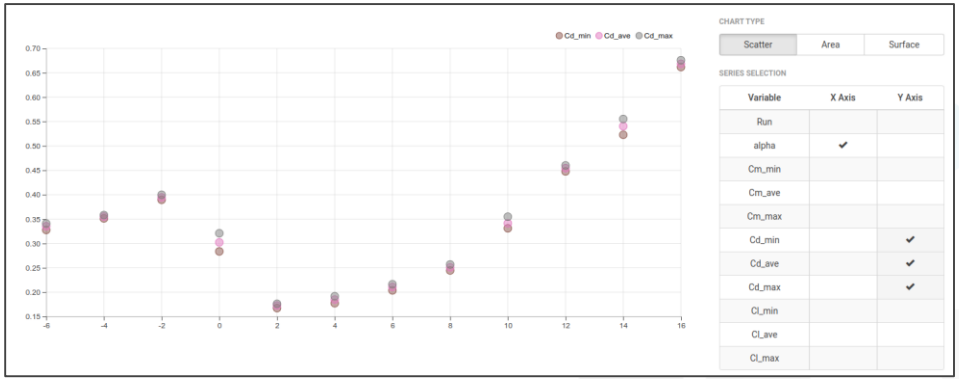
고성능 클라우드 컴퓨팅을 활용한 DoE 해석

- 다양한 유동 조건에 대해 DoE(Design of Experiments) 해석 수행을 통한 공력 해석 시간 단축



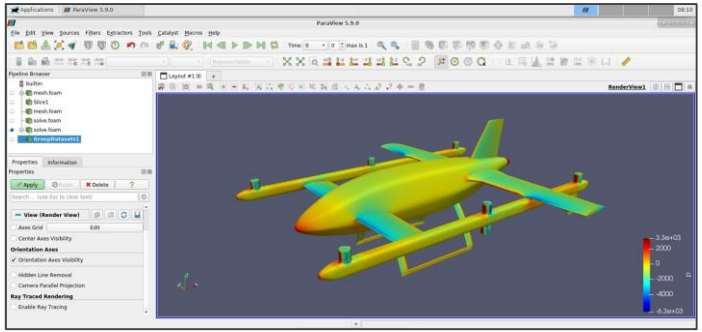


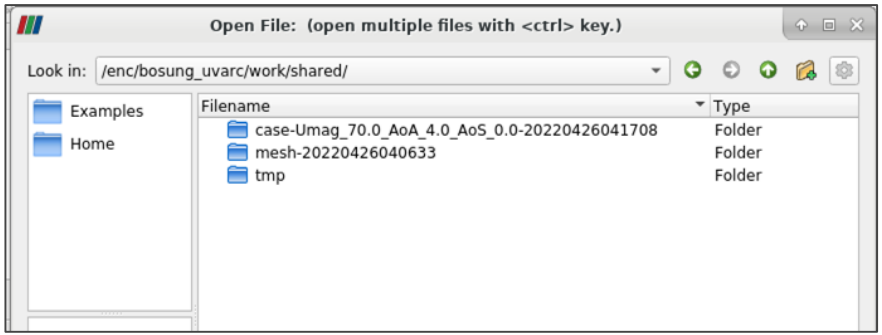


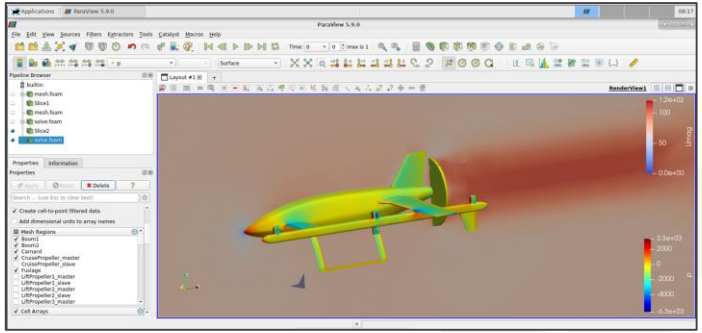


클라우드 컴퓨팅 환경에서 대용량 해석 결과 가시화

- 대용량 해석 결과의 다운로드 필요없이 클라우드 환경에서 신속한 가시화 수행







결론 및 향후 연구 방향

- 1단계 연구 내용
  - 매개변수를 통해 육공복합무인기 형상에 대한 3차원 모델링 자동화
  - 매개변수 기반으로 생성된 3차원 형상에 대해 유동 조건에 따른 격자 생성 자동화
  - 다양한 유동조건 파라미터에 대한 고성능 클라우드 컴퓨팅 환경에서 신속한 공력 해석
  - 고성능 클라우드 컴퓨팅 환경의 DoE 기능을 활용한 다양한 유동 조건의 동시 해석 수행
  - 대용량 해석 결과에 대한 공력 계수 도출 및 가시화 수행

- 2단계 연구 방향
  - 수중 무인이동체 등 다양한 기술 실증기 해석에 적용
  - 다양한 기술 실증기 및 유동 조건 별 후처리 및 가시화 편의성 향상