

무격자 기반 전산유체해석 프로그램 FAMUS

한국항공우주학회 공기역학 워크숍

2022. 8. 26



I. 회사 소개

• 3p

II. FAMUS

• 6p

III. 과제 수행 사례

• 20p

IV. 연구/개발 사항


• 37p

V. 결론

• 43p

I. 회사소개

1. 기업 일반 개요
2. 주요 사업 분야

기업명	<ul style="list-style-type: none">• (주)넥스트폼• NEXTfoam CO.,LTD. 
설립	<ul style="list-style-type: none">• 2011년 01월 03일
대표자	<ul style="list-style-type: none">• 김병윤
위치	<ul style="list-style-type: none">• 서울특별시 금천구 디지털로9길 32, A동 1102, 1106호
구성원	<ul style="list-style-type: none">• 공학박사 : 5 명• 공학석사 : 17 명• 공학사 : 1 명• 경영학사 : 1 명
주요사업	<ul style="list-style-type: none">• 전산유체역학 (CFD) 해석 SW 개발• CFD 해석 및 엔지니어링 컨설팅• 영상 계측 기반 솔루션 제공 및 컨설팅
홈페이지/연락처	<ul style="list-style-type: none">• www.nextfoam.co.kr• +82-70-8796-3019

OpenFOAM

FAMUS Meshless CFD

영상측량

- **Open Field Operation And Manipulation**
- **Open Source** CFD Tool Box
- 벡터/스칼라 장의 미적분 지배방정식 계산을 위한 C++ 소스코드/라이브러리
- 다양한 물리 현상 해석 / 컨설팅 사용자 맞춤 프로그램 개발
(BARAM, ESPER)
커뮤니티활동 (OKUCC)
클라우드 활용 기술 지원

- **Fully Automated Multi-physics Simulator**
- 무격자 기법 기반 상용 CFD 해석 프로그램
- 대변형 해석 / 다중물체 중첩 해석 용이
- 초음속/극초음속 영역의 정확한 해석 가능
- ADD의 무격자 기술이전으로 개발
- FAMUS 해석 솔버 기반 사용자 맞춤 프로그램 개발

- **광학식 카메라를 이용** 물체의 3차원 위치/자세 측정
- 영상측량 + 상태추정 필터링 결합
- **6자유도 운동 (자세, 속도, 가속도) 분석**
- 단안카메라를 이용 효율적 계측 가능
- **고비용, 고위험 계측 대체**
항공기 외장 분리 계측
건축물 안전성 평가

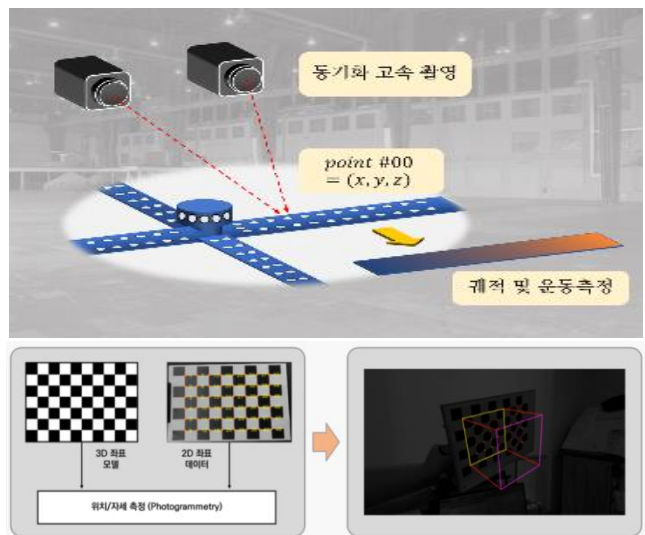
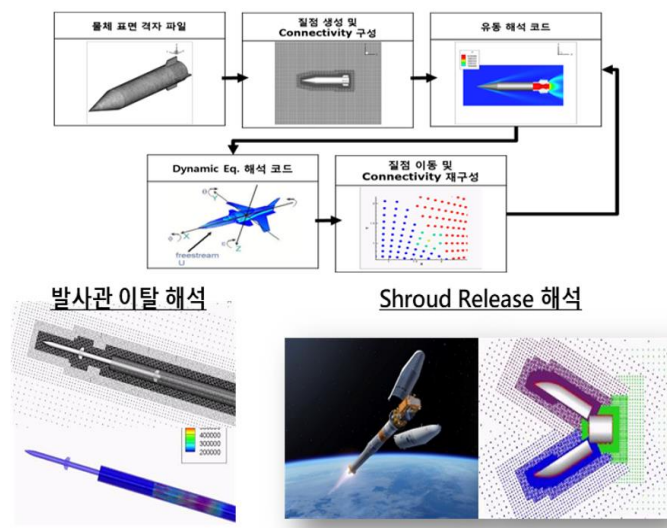
OpenFOAM The OpenFOAM Foundation

Welcome to the Extend-Project
Community-driven Releases of OpenFOAM®

The goal of the Extend-Project is to open the OpenFOAM® CFD toolbox to community contributed extensions in the spirit of the OpenSource development model.

OpenFOAM Source & Library

- Mesh generation & manipulation
- Discretization of PDE
- Physical models
- Mesh Motion
- Numerical schemes
- Parallel processing
- Thermo-dynamic data
- Matrix solver
- Post-processing

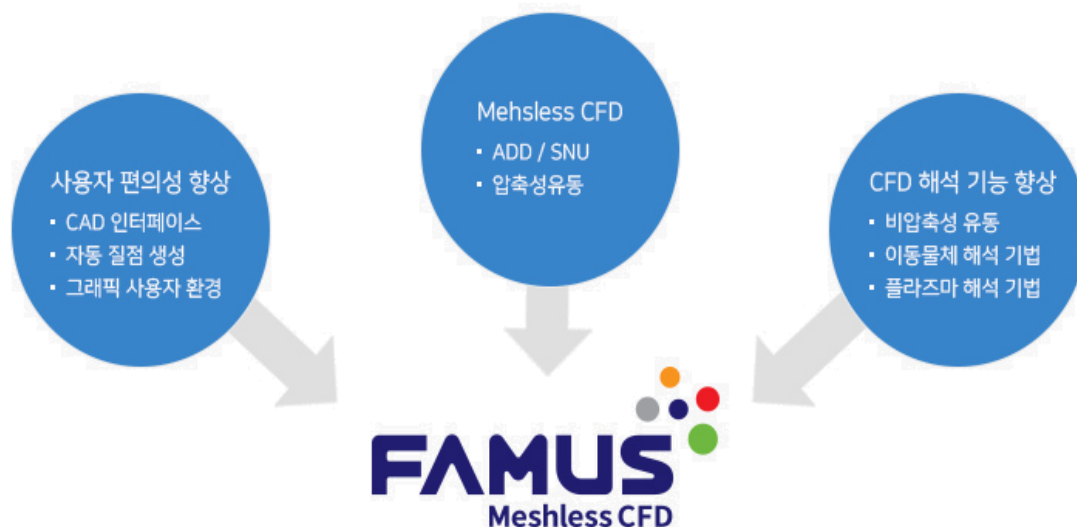


II. FAMUS

1. FAMUS
2. 무격자 기법
3. FAMUS 구성 및 기능
4. 사용자 문서

- **FAMUS (Fully Automated MUlti-physics Simultor)**
 - 무격자기법 기반의 유동해석 솔버 + GUI + 자체 개발 / 오픈 소스 라이브러리
 - 전 과정 파라미터 기반 작동 방식

- **무격자 방식의 전산유체역학 해석 SW 개발 연구**
 - 수행기관 : (주)넥스트폼 (주관) / 서울대학교 극초음속유동 연구실 (공동)
 - 연구기간 : 24개월 (2016.11.24 ~ 2018.11.23)
 - 기술이전 : 압축성 무격자 유동 해석 프로그램 / 국과연 제1기술연구본부 1부



연구보고서 관리번호 : 16-SF-SW-12-TM-01-REP-01			
사업(과제) 관리번호 : 16-SF-SW-12-TM-01			
<table border="1" style="border-collapse: collapse;"> <tr> <td style="font-size: small;">관리등급</td> <td style="font-size: small;">"다"</td> <td style="font-size: small;">범위: 내·외부, 유·무관한지 여부</td> </tr> </table>	관리등급	"다"	범위: 내·외부, 유·무관한지 여부
관리등급	"다"	범위: 내·외부, 유·무관한지 여부	
<p>무격자 방식의 전산유체역학 해석 소프트웨어 개발 과제 종결 보고서</p> <p>(무격자 방식의 전산유체역학 해석 소프트웨어 개발 연구)</p> <p style="text-align: center;">2018. 11.</p> <p style="text-align: center;">(주) 넥스트폼</p>			

기존 격자 기반 해석 기법의 한계

- 해석기술/해석자원의 발달로 복잡한 3차원 물체 주위의 유동 해석 요구 증대
- 해석 격자 생성
 - 많은 시간과 노력 / 숙련된 전문가의 노하우가 필요
 - 작업 과정이 복잡 (격자 분할, 병합, 격자 겹침 판단 등) → 자동화 어려움
- 격자 생성 등 전처리 과정에서 어려움은 CFD의 대중적 확산에 가장 큰 걸림돌
- FAMUS 는 격자를 사용하지 않는 무격자 해석 기법을 채택
 - 사용자 편의성과 작업 효율성을 극대화

	CAD	표면 격자	볼륨 격자	유동 해석
격자 기반 해석 기법				
		소요기간 과도 / 복잡		
무격자 해석 기법				
		단축된 소요시간 / 자동		

■ 격자계와 무격자계

■ 물체가 이동/변형되는 상황에서 격자계와 무격자 해석점계 비교

격자계

무격자 해석점계

■ 격자 꼬임 현상이나 질 나쁜 격자 발생 가능



■ 점의 연결 정보만 이용하기 때문에 유동 계산 영역을 재생성하지 않고 해석 가능

■ 이를 방지하기 위해 격자 재생성 과정에서 많은 시간이 소모

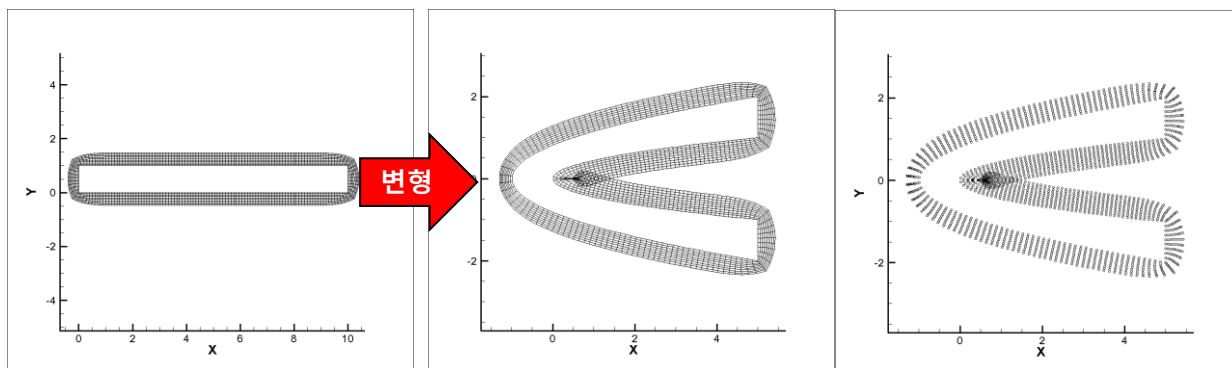


■ 국소적으로 규칙에 따라 해석점을 삭제/생성하고 연결정보 업데이트

■ 물체 변형이나 이동이 급격하게 발행하는 어플리케이션 계산 적용에 어려움



■ 낙하산, 에어백과 같은 물체의 급격한 변형을 해석하는 경우에도 유연하게 적용 가능



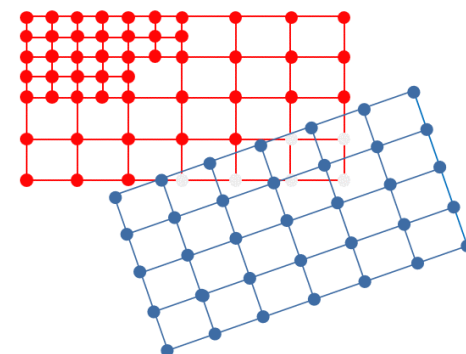
변형 전

변형 후
(격자 재생성 필요)

변형 후
(해석 가능)

1

● ● : Octree 질점계
○ : 삭제된 점



다른 Octree 질점계들끼리 겹치는 영역에서 점 삭제

■ 중첩격자계와 무격자계

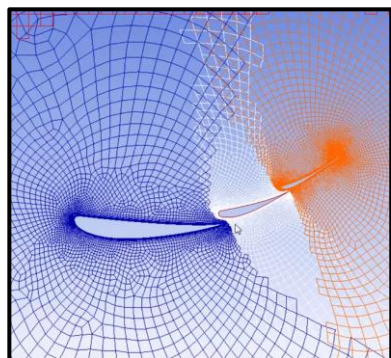
■ 이동격자기법의 대표인 중첩격자계와 무격자 해석점계 비교

중첩격자계

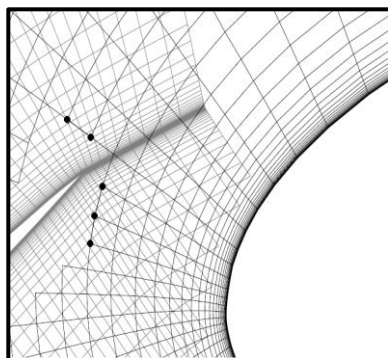
- 다중 물체가 동시에 겹치는 경우 셀을 선정할 때 자동화가 어려움
- 격자계의 경계면에서 유동 정보의 교환 필요 (정보 교환과정에서 에러 생성)
- 격자계간 격자 사이즈가 크게 나는 현상 발생 가능 (공간정확도가 큰 격자에 좌우)

무격자 해석점계

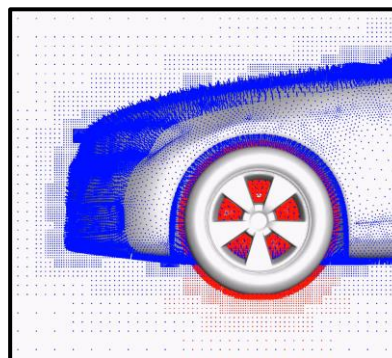
- 다중 물체가 동시에 겹쳐도 자동적으로 해석점 배치
- 하나의 계산영역으로 구성되어 정보 교환 없이 모든 점에서 수치 계산
- 우선 순위가 높은 해석점이 배치되므로 가장 정확하게 계산할 수 있는 계산 영역 생성



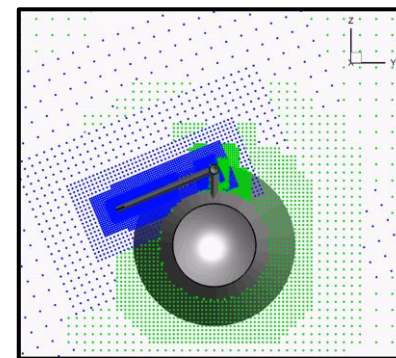
다중 물체 겹침



격자 사이즈 미스매치



물체가 겹쳐도 강건한 해석점계 구성



양질의 해석점계 생성

■ 무격자 계수 계산

■ LSM 기반 미분계수 계산

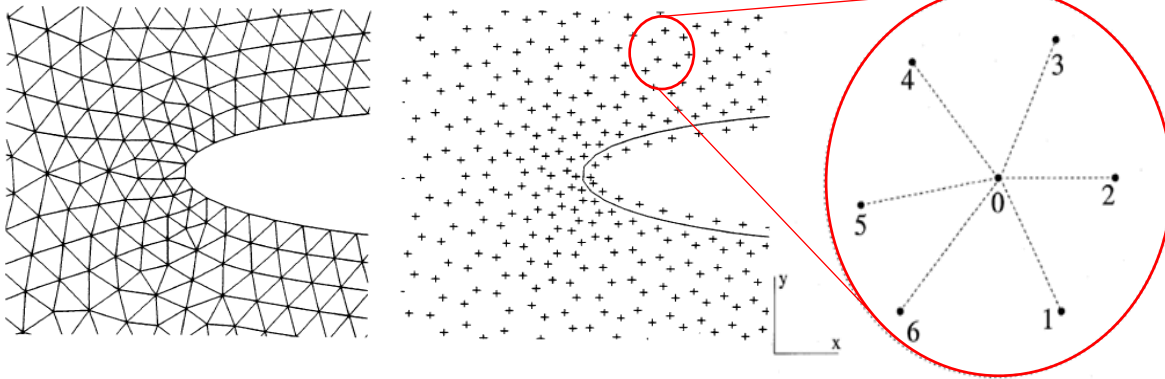
- 기준점에서 주변 해석점 간 Taylor series 전개
- $\sum[\langle Weighting \rangle \times \langle Truncation error \rangle]$ 이 최소가 되는 미분계수

■ 기존 무격자 기법 한계 → 물리량 비보존

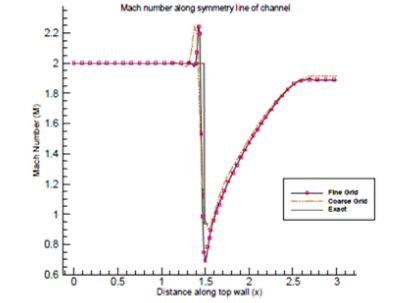
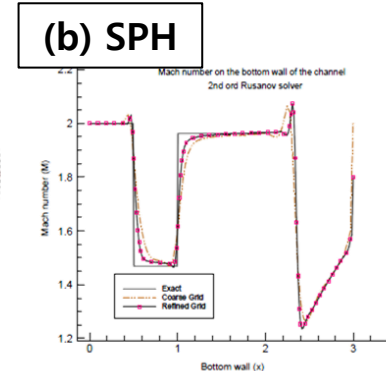
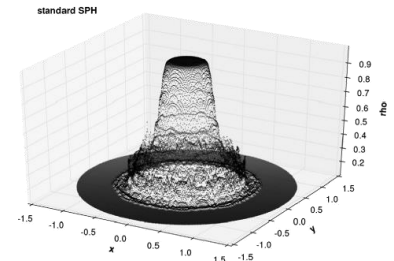
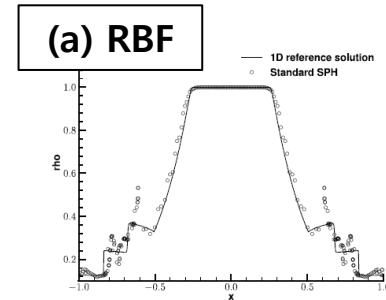
- 질량 유량 에러, 충격파의 위치 / 충격파 후류의 물성치 예측 에러
- 초음속/극초음속 영역에서는 기존 기법 적용 어려움

$$\frac{\partial \phi}{\partial x} \Big|_0 \cong \sum_{j=1}^n a_{0j}(\phi_j - \phi_0), \quad \frac{\partial \phi}{\partial y} \Big|_0 \cong \sum_{j=1}^n b_{0j}(\phi_j - \phi_0)$$

$$minimize \left(\sum_{j=1}^n \omega_{0j} \left[\Delta \phi_{0j} - \Delta x_{0j} \frac{\partial \phi_0}{\partial x} - \Delta y_{0j} \frac{\partial \phi_0}{\partial y} \right]^2 \right)$$



<무격자기법의 미분계수 계산>

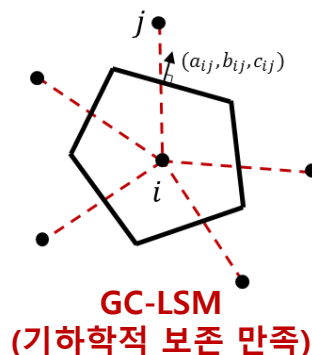
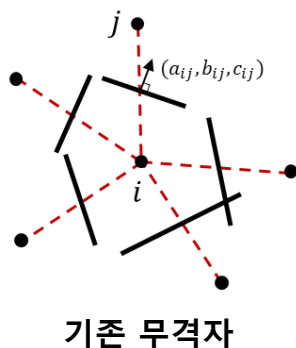
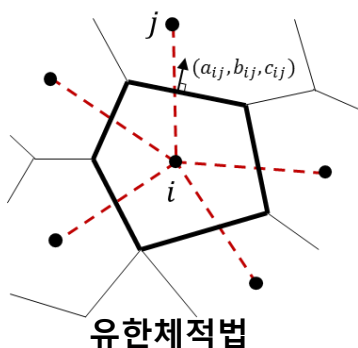


<기존 무격자기법 비보존성 예시>

GC-LSM 기법

- 국부적으로 기하학적 보존을 만족하는 무격자 계수

- 기존 무격자 기법의 한계인 비보존 현상을 극복
- 저속 유동에서부터 고속 유동까지 정확성 확보



$$\oint_{\partial V_i} \mathbf{n} dS = 0 \Leftrightarrow \sum_{j=1}^m a_{ij} = \sum_{j=1}^m b_{ij} = \sum_{j=1}^m c_{ij} = 0$$

(참고) 유한체적법(FVM) vs. 무격자해석기법(Meshless Method) 항 비교 분석

- 무격자기법의 비보존 특성 발생 원인 및 해결

$$FVM: \int_{V_i} \frac{\partial \mathbf{q}}{\partial t} dV + \oint_{\partial V_i} \mathbf{F} \cdot \mathbf{n} dS = 0 \Leftrightarrow \frac{\partial \bar{\mathbf{q}}_i}{\partial t} + \frac{1}{|V_i|} \sum_{j=1}^m \mathbf{F}_{ij} \cdot \mathbf{n}_{ij} |S_{ij}| = 0 \Leftrightarrow \frac{\partial \bar{\mathbf{q}}_i}{\partial t} + \sum_{i=1}^m \mathbf{F}_{ij} \cdot \mathbf{n}_{FVM,ij} = 0$$

$$Meshless: \frac{\partial \mathbf{q}_i}{\partial t} + \sum_{j=1}^m a_{ij} \Delta \mathbf{f}_{ij} + \sum_{j=1}^m b_{ij} \Delta \mathbf{g}_{ij} + \sum_{j=1}^m c_{ij} \Delta \mathbf{h}_{ij} = 0 \Leftrightarrow \frac{\partial \mathbf{q}_i}{\partial t} + \sum_{j=1}^m \Delta \mathbf{F}_{ij} \cdot \mathbf{n}_{ML,ij} = 0$$

$$\Leftrightarrow \frac{\partial \mathbf{q}_i}{\partial t} + \sum_{j=1}^m \mathbf{F}_{ij} \cdot \mathbf{n}_{ML,ij} - \mathbf{F}_i \cdot \sum_{j=1}^m \mathbf{n}_{ML,ij} = 0 \Leftrightarrow \frac{\partial \mathbf{q}_i}{\partial t} + \sum_{j=1}^m \mathbf{F}_{ij} \cdot \mathbf{n}_{ML,ij} - \mathbf{F}_i \cdot \left(\sum_{j=1}^m a_{ij}, \sum_{j=1}^m b_{ij}, \sum_{j=1}^m c_{ij} \right) = 0$$

= 0 (기하학적 보존)

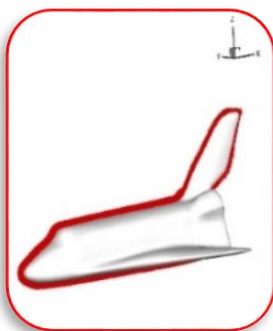
■ 해석점 생성 기법

■ 해석점 구성

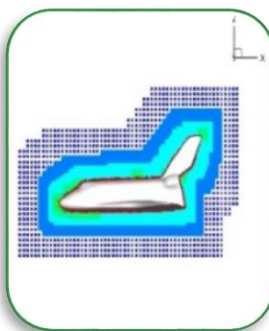
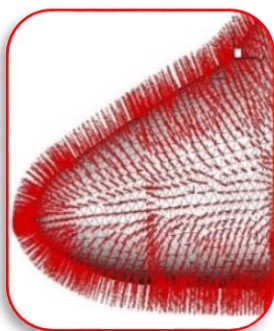
- **경계층 해석점계**
 - 효율적인 점성 경계층 해석을 위한 표면에 수직한 해석점 분포
- **옥트리 해석점계**
 - 사용자의 노력과 시간을 최소화하면서 효율적인 계산 영역을 자동 생성하는 알고리즘
 - 전 방향에 대해 균일한 해석점 분포
- **배경 해석점계 - Cartesian Grid**

■ Connectivity 구성을 위한 효율적인 주변 해석점 탐색 알고리즘

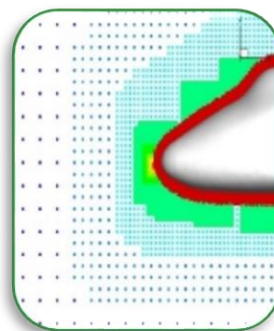
각 물체 해석점계



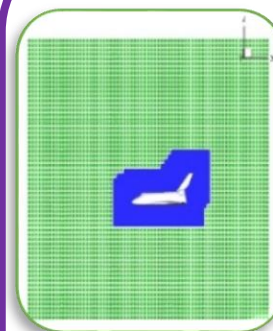
경계층 해석점계



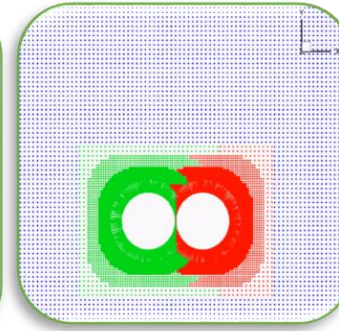
옥트리 해석점계



배경 해석점계와 결합



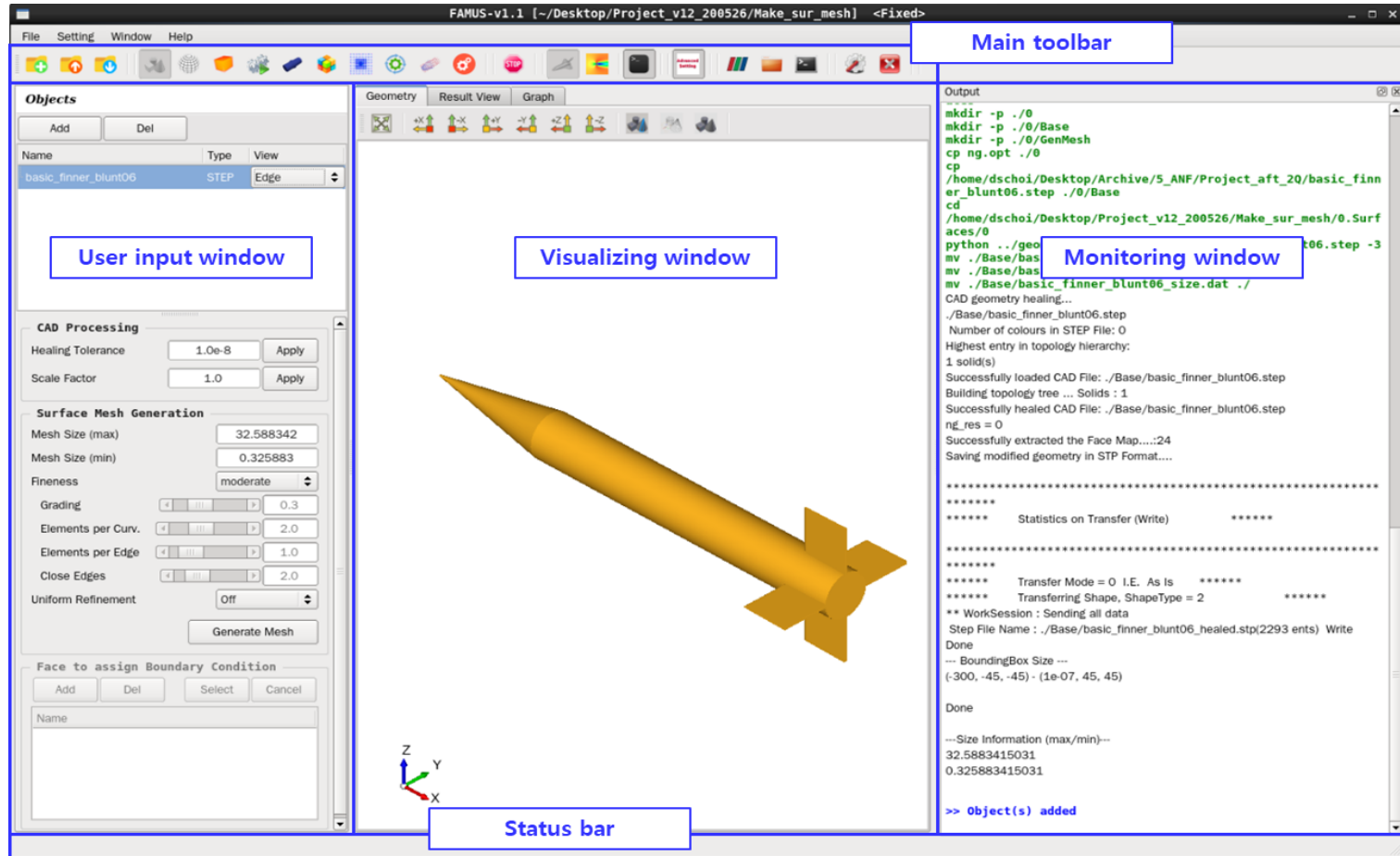
직교 분포



■ FAMUS GUI

■ FAMUS 메인 화면 구성

- Main toolbar, User input window, Visualizing window, Status bar, Monitoring window



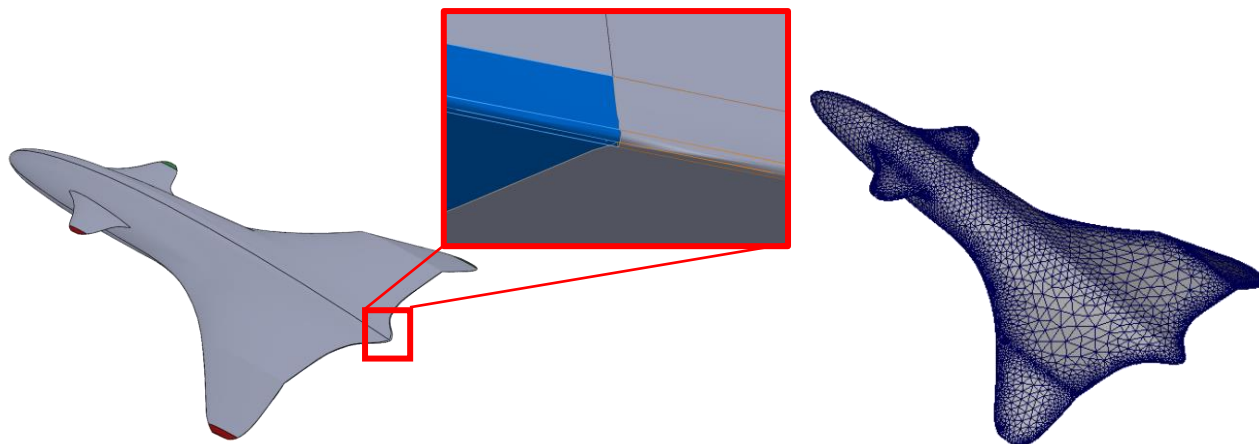
<FAMUS GUI 구성>

■ FAMUS Solver

1

표면격자 생성모듈

- CAD / 격자 불러오기
- Auto Healing / Cleanup / Orienting
- 파라메터 기반 표면 격자 생성



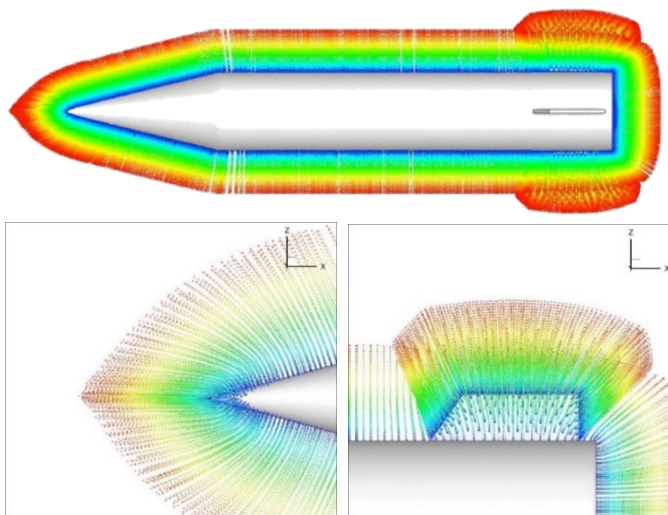
Load / Healing / Cleanup / Normal orienting

표면격자 생성

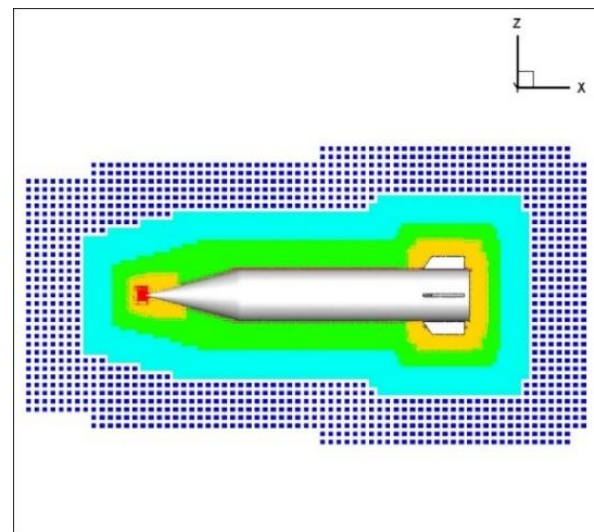
2

해석점 생성모듈

- 경계층 해석점 생성
- 옥트리 및 배경 해석점 생성
- 파라메터 기반 작동 방식



경계층 해석점 생성

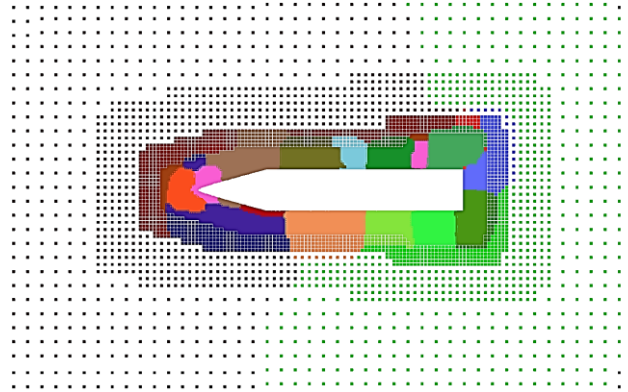


옥트리 및 배경 해석점 생성

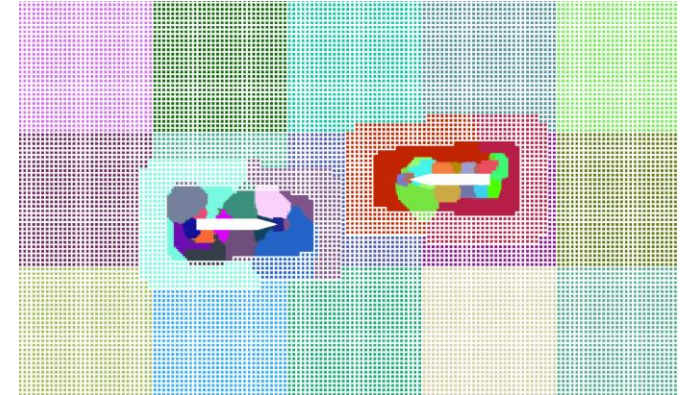
■ FAMUS Solver

3 병렬화 모듈

- 로드 밸런싱 기반 해석점 분할
- 병렬해석에 필요한 데이터 생성



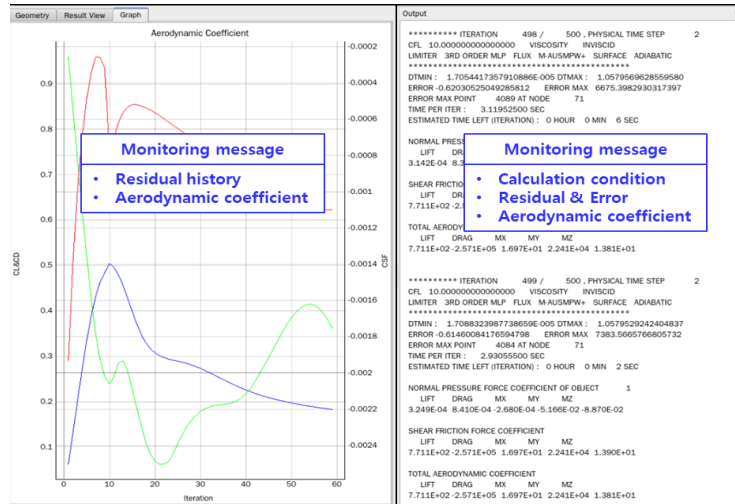
물체 해석점계



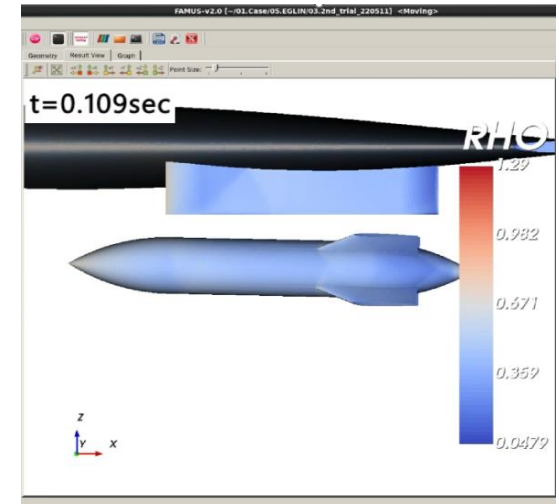
전체 해석점계

4 유동해석 / 결과 가시화 모듈

- 유동해석 수행
- 정상/비정상, 난류, 6DoF, 변형/이동
- 해석 상태 모니터링
- 결과 파일 생성
- 해석 결과 가시화

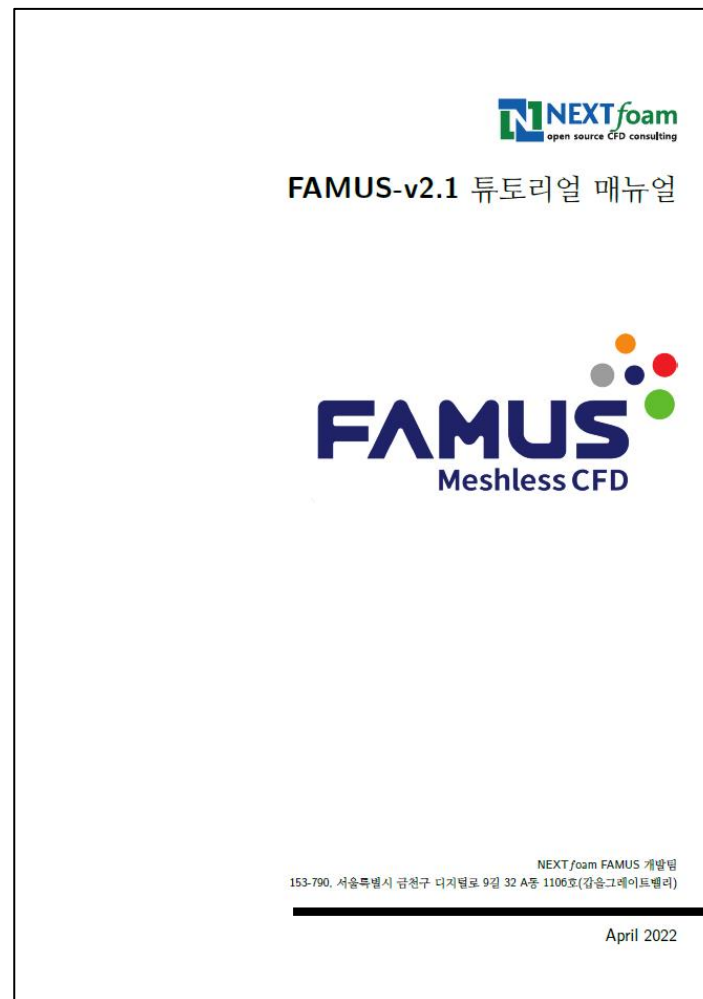
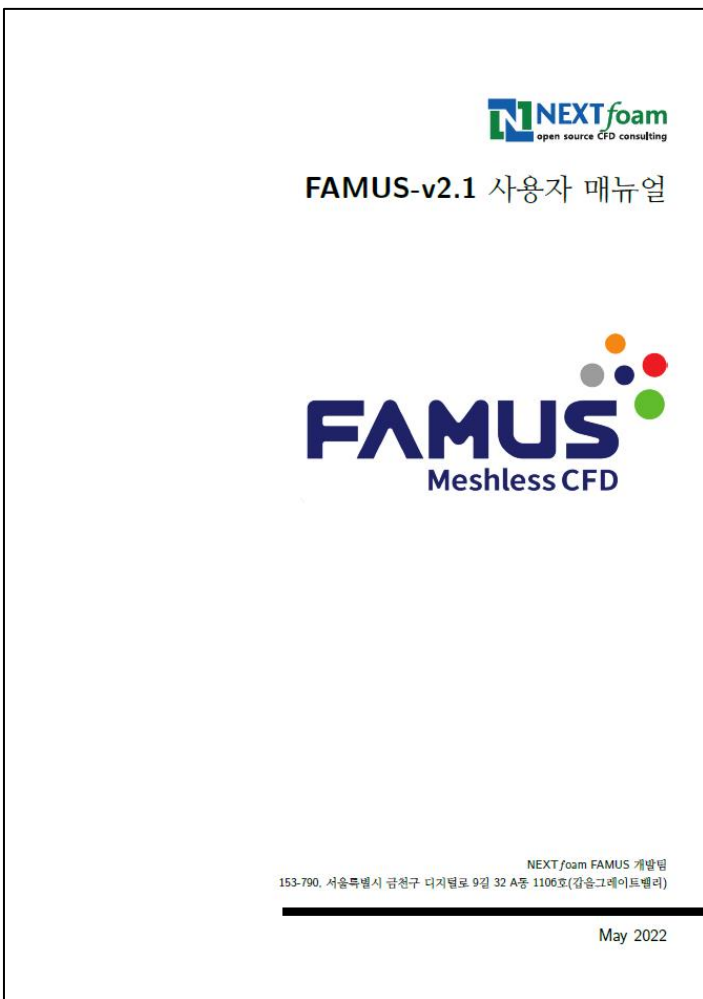


2D Chart / Monitoring Message



3D 해석 결과

- 릴리즈 노트 / 사용자 매뉴얼 / 튜토리얼 매뉴얼
 - FAMUS 및 무격자 기법 진입장벽 완화



■ 튜토리얼

■ 검증 문제 설명 / 해석 결과 / FAMUS 유동 해석 절차

FAMUS-v2.1 튜토리얼 매뉴얼

1 Steady calculation: AIM-7 Sparrow missile

1.1 문제

이번 검증 문제에서는 레이시는 사에서 개발한 중거리 공대공 미사일 '스패로우 미사일'을 해석한다. 스페로우 미사일은 반자동 레이더 유도형 미사일 비가시거리(BVR) 교전을 위하여 1960년대 개발되었다. 비록 AIM-9 사이드와인더, AIM-120 알람 등의 개발로 주력 공대공 미사일의 자리는 내몰리지만, 여전히 사용되고 있다.

항공역학 관점에서 미사일은 비행기와는 확연히 다르다. 일반적으로 미사일은 비행체보다 더 길고 얇은 동체를 가지고 있으며 동체에 부착된 핀의 aspect ratio는 작다. 이러한 형상 때문에 아주 낮은 AOA에서도 미사일에서의 wing-fin 간섭은 비행체의 wing-tail 간섭보다 더 크다고 할 수 있다. 또한, 비행체 요격을 목표로 하고 있기에 미사일은 고기동 특성을 가질 수 밖에 없고, 높은 AOA, 넓은 마하수/고도 범위, 급격한 fin deflection 등이 필수적이다. 특히, 높은 AOA 조건에서 동체로부터 발리된 유동은 와류를 생성하고 미사일 뒷 부분과 만나게 된다. 이러한 와류 간섭 현상은 미사일 공력 계수에 큰 영향을 미치지만, 비선형을 지니고 있어 예측이 쉽지 않다.

이번 튜토리얼에서는 스페로우 미사일을 해석하고, 실험값 및 다른 유동 해석 프로그램 결과와 비교해본다. 풍동 실험은 Langley Unitary Plan wind tunnel에서 마하수 1.5 ~ 4.6, AOA 0 ~ 40도 범위에서 수행되었다. 형상, 유동 조건과 실험값은 "Supersonic Aerodynamic Characteristics of a Sparrow 3 Type Missile Model with Wing Controls and Comparison with Existing Tail-Control Results" 논문을 참고하였다. 결과의 타당성을 위하여 "Prediction Capabilities and Comparison of Panel, Semi-Empiric and CFD Codes for Missile Aerodynamic Analysis" 논문의 Aeroprediction, CFD Fastran 결과와도 비교하였다. [1]

1.1.1 형상

스패로우 3 미사일의 wing control version이 사용되었다. 미사일 구조는 아래 그림에서 확인할 수 있다. tangent-ogive의 동체에 wing과 tail이 십자형으로 부착되어 있다. wing은 diamond airfoil 단면의 sweep angle 45도 사다리꼴 모양이다. tail은 마찬가지로 diamond airfoil 단면이며, sweep angle 57도의 삼각형 모양이다.

- Ref. length: 0.5486 m (미사일 축방향 길이) [2]
- Ref. area: 0.000730 m² (미사일 frontal area, 지름 0.003048 m, 날개 제외)



그림 1.1: tutorial geometry

6

FAMUS-v2.1 튜토리얼 매뉴얼

1.1.4 결과

아래 그림은 AOA 0, 11도에서의 미사일 압력 분포 결과를 보여준다. 왼쪽이 AOA 0도, 오른쪽이 AOA 11도에 해당한다.

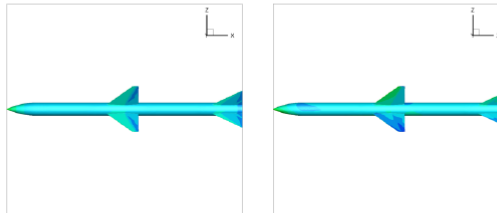


그림 1.3: pressure contour at AOA 0, 11

아래에, AOA에 따른 공력 계수 값이 주어져 있다. 고려된 공력 계수는 axial force coefficient C_A , normal force coefficient C_N , pitching moment coefficient C_M 이며 실험값과 CFD fastran, Aeroprediction, FAMUS 결과가 함께 나타나있다.

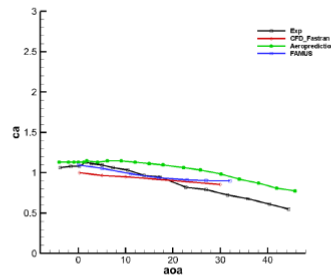


그림 1.4: Axial force coefficient

9

FAMUS-v2.1 튜토리얼 매뉴얼

설정 값을 입력하고 표면 격자를 생성한다.

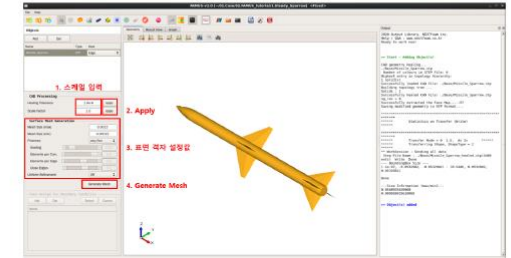


그림 1.10: surface mesh input

Healing Tolerance	Scale Factor	Mesh size (max)	Mesh size (min)	fineness
1.0e-8	1.0	0.0015	0.00015	very fine

표 1.3: Surface mesh input

생성된 표면 격자를 확인한다.

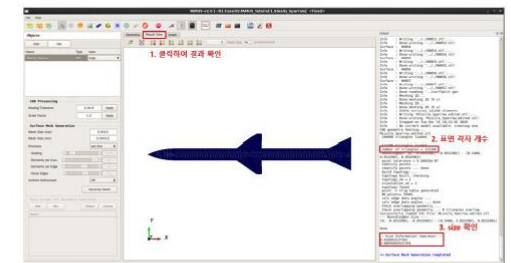


그림 1.11: surface mesh result

13

■ 튜토리얼

■ 검증 문제 설명 / 해석 결과 / FAMUS 유동 해석 절차

FAMUS-v2.1 튜토리얼 매뉴얼

3 Unsteady calculation: EGLIN store separation

3.1 문제

EGLIN 실험은 Arnold Engineering Development Center of the Aerodynamic wind Tunnel에서 1990년 처음으로 수행되었다. EGLIN 모델은 총 3개 물체로 구성된다. (1) NACA 64A010 airfoil 단면의 45도 sweep delta wing (2) 무장 지지대 역할의 pylon (3) 4개 fin이 부착된 무장. 천음속 유동 조건($M_\infty = 0.95$)과 초음속 유동 조건($M_\infty = 1.2$)에서 실험이 진행되었다. 무장의 안전 분리를 위하여 $t = 0.054\text{sec}$ 까지 아랫방향으로 외력이 작용하며, $t = 0.054\text{sec}$ 이후부터는 외력 없이 중력에 의해 떨어진다. 무장의 무게중심 궤적, 자세각 데이터, 무장 단면에서의 coefficient of pressure 값 등이 공개되어 있기 때문에 이동 물체 주위의 유동 해석을 검증하기 위한 문제로 오늘날까지 널리 이용되고 있다.

이번 튜토리얼에서는 EGLIN store separation 문제에 대하여 유동 해석을 수행하고, 해석 결과를 실험값 및 다른 유동 해석 프로그램 결과와 비교해본다. 형상, 유동 조건과 실험값은 "CFD wing/pylon/finned store mutual interference wind tunnel experiment" 논문을 참고하였다. 결과의 타당성을 위하여 "Numerical simulations of store separation trajectories using the EGLIN test" 논문의 결과와도 비교하였다.

3.1.1 형상

• Store

- $Mass = 907.1847\text{ kg}$
- $COG = 1.4173\text{m from store nose}$
- $(I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}) = (27.1163, 488.0944, 488.0944)\text{ kgm}^2$
- Ejector force 1
 - * $10.6757\text{kN} \& 1.2375\text{m from store nose}$
- Ejector force 2
 - * $42.7029\text{kN} \& 1.7465\text{m from store nose}$

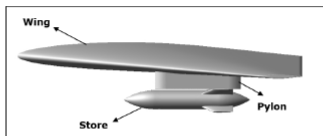


그림 3.1: tutorial geometry

35

FAMUS-v2.1 튜토리얼 매뉴얼

3.1.4 결과

아래 그림은 EGLIN store separation 문제의 압력 계수 분포 결과를 보여준다. 왼쪽 그림은 모든 물체에 대한 압력 계수 분포로 시간이 지남에 따라 무장이 아래쪽으로 이동하는 것을 확인할 수 있다. 또한, 오른쪽 그림에서는 $t = 0.00\text{sec} \sim t = 0.70\text{sec}$ 에서 무장의 위치/자세를 확인 가능하다.

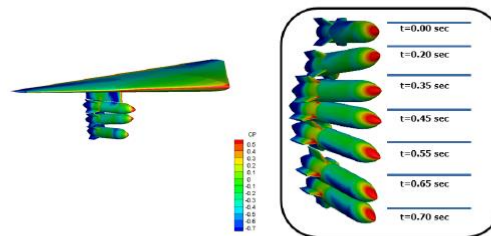


그림 3.3: pressure coefficient contour

아래 그림과 같이, 수직면으로부터 5도를 이루는 무장의 cross section에 대해서 압력 계수들 $t = 0.00\text{sec}, 0.17\text{sec}$ 시점에서 그려보았다. 왼쪽 그림은 $t=0$, 오른쪽 그림은 $t=0.17\text{sec}$ 에 해당한다. 빨간색 선으로 표시된 FAMUS 결과가 파란색 선의 FVM 결과, 검은색 점의 실험값과 잘 일치하는 것을 확인할 수 있다.

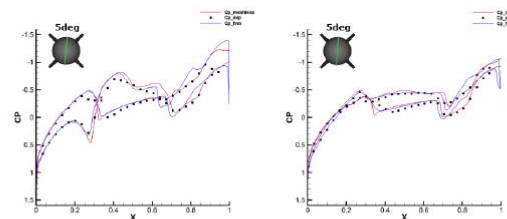


그림 3.4: pressure coefficient at $t = 0$ & $t = 0.17$

36

FAMUS-v2.1 튜토리얼 매뉴얼

3.2.3 Panel 2. Point system configuration

질점 타임을 이동 질점으로 선택하고, 옥트리 및 프리즘 설정값을 입력한다. 물체 2개에 대한 값을 모두 입력해준다.

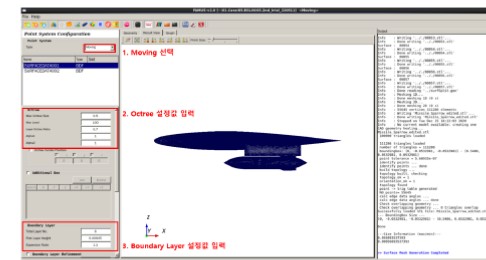


그림 3.9: Point system

Point System	Type	Moving
Octree (Both object)	Max Octree Size	0.5
	Max Level	20
	Layer Octree Ratio	0.7
	Alpha1	1.0
Boundary Layer (Object1)	Alpha2	1.0
	Total Layer No.	6
Boundary Layer (Object2)	First Layer Height	0.00025
	Expansion Ratio	1.1
	Total Layer No.	6
Boundary Layer (Object2)	First Layer Height	0.00015
	Expansion Ratio	1.1

표 3.3: Point system input

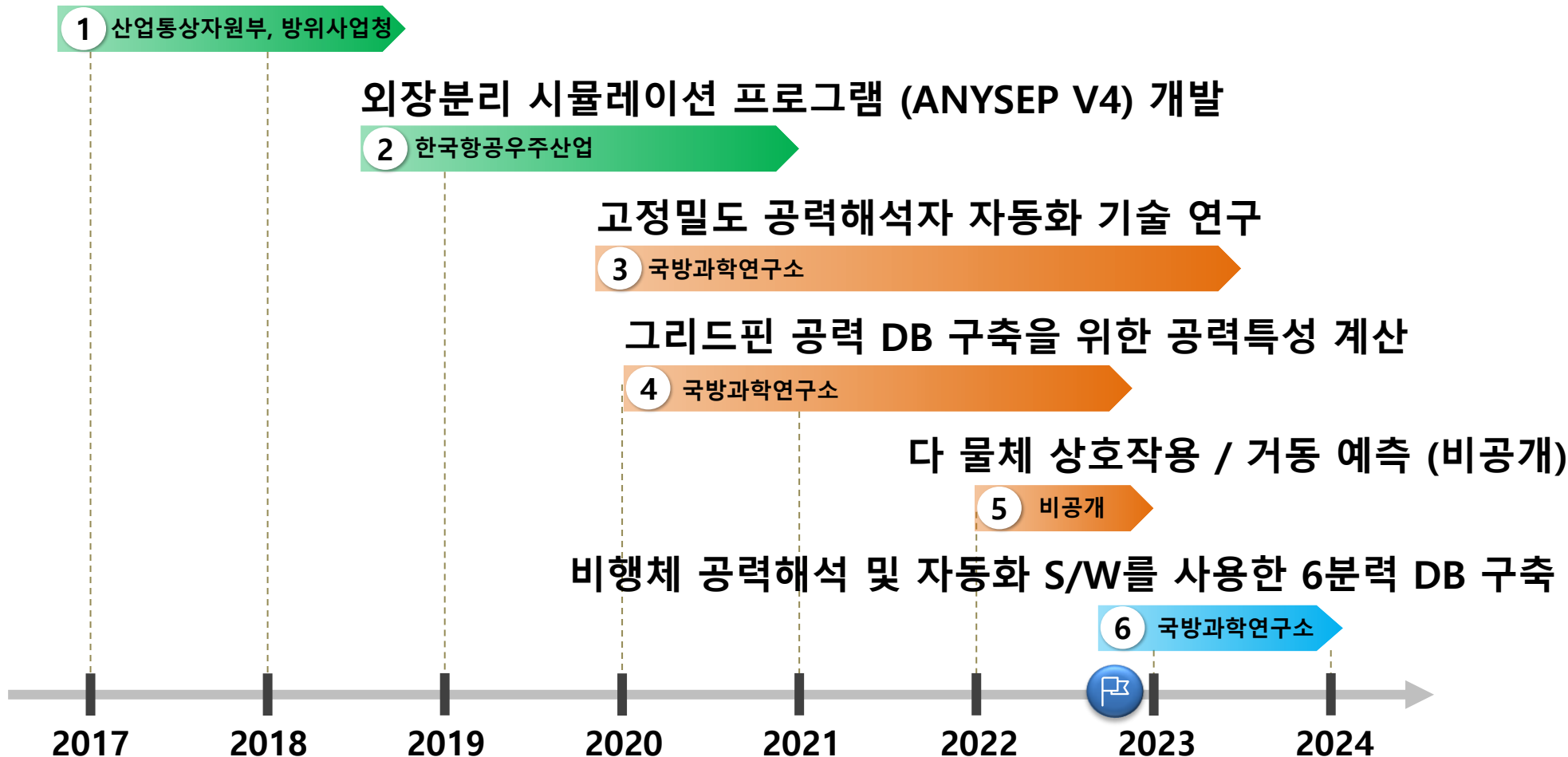
42

Ⅲ. 과제 수행 사례

1. 개요
2. 외장분리 시뮬레이션 프로그램 (ANYSEP V4) 개발 (한국항공우주산업)
3. 그리드핀 공력 DB 구축을 위한 공력특성 계산 (국방과학연구소)

과제 수행 내역

무격자 방식의 전산유체역학 해석 SW 개발 연구



■ 과제 목표 및 필요성

- 외장분리는 항공기 기체에 부착된 물체가 분리되는 상황
- 각각의 항공기/외장에 대해 다양한 외장분리 메커니즘/시나리오 존재
 - 외력, 추력, 날개전개, 슬라이딩, 케이블 연결 등 복잡한 메커니즘
 - 충돌, 자세 안정화 알고리즘
 - 상기 사항을 고려한 6DOF 해석 → 정확한 외장분리 시뮬레이션

■ 주요 사항

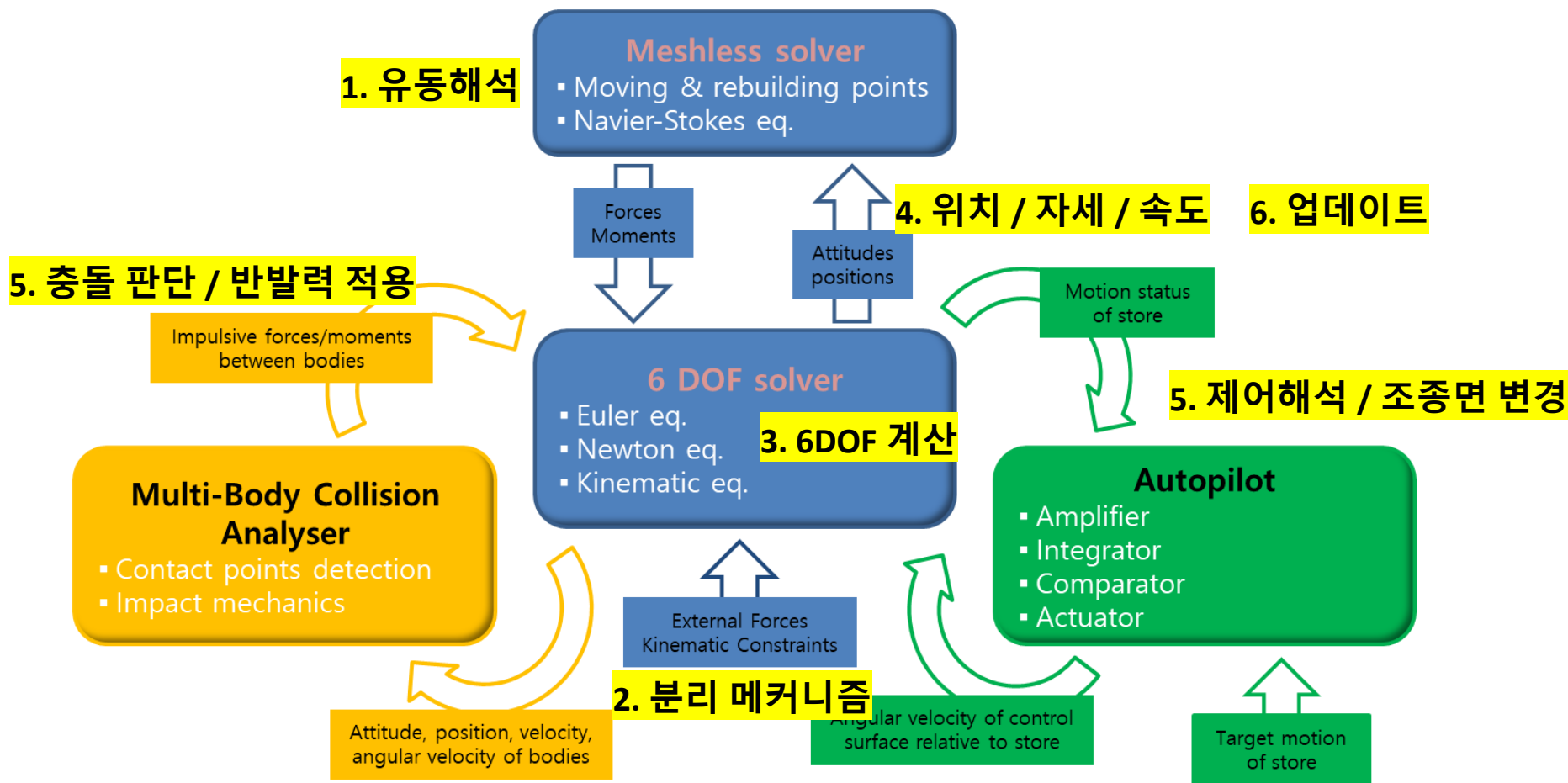
- FAMUS는 여러 물체의 상대 운동에도 강건하고 효율적 해석 가능
- 이동 물체 해석 확장성 / 과제 요구조건에 맞춤 대응



<항공기에 탑재되는 다양한 외장>

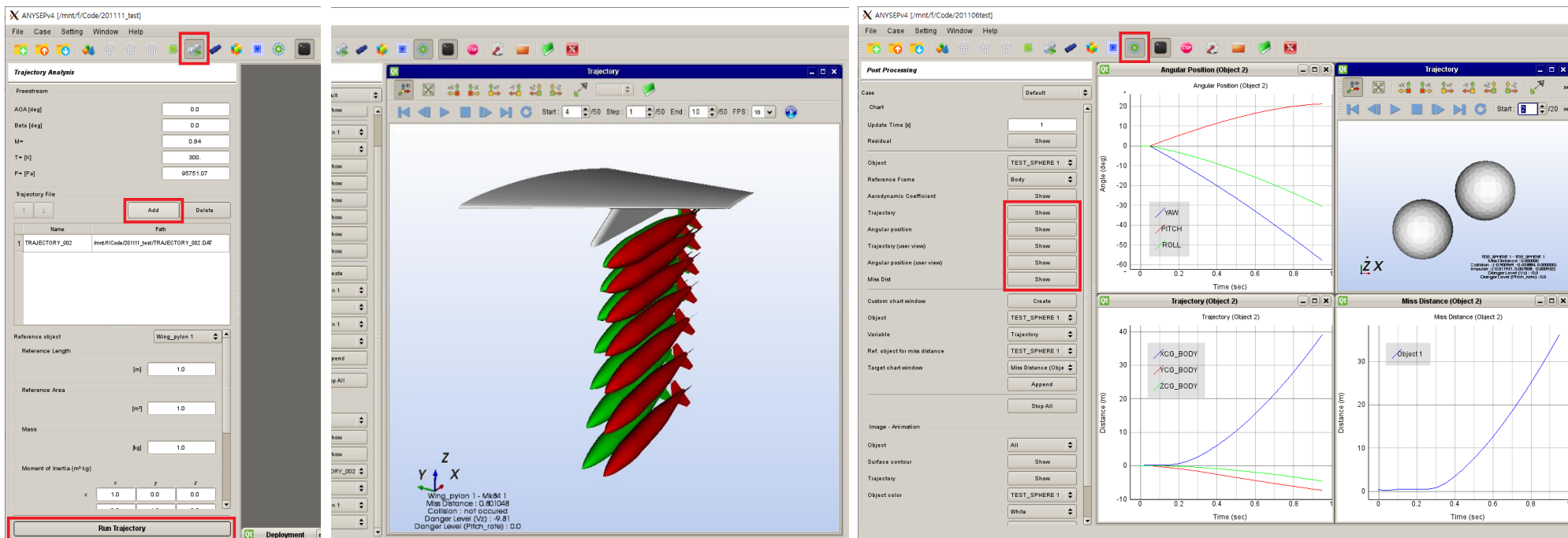
과제 범위

- FAMUS 기반 외장분리 해석 시뮬레이션 프로그램 개발
- UI / 다물체 충돌 해석 모듈 / 자세 제어 안정화 모듈 / 무장분리 메커니즘 모듈



■ User Interface 개발

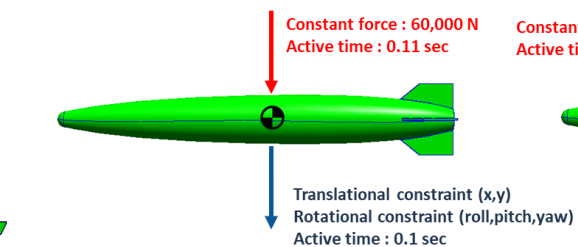
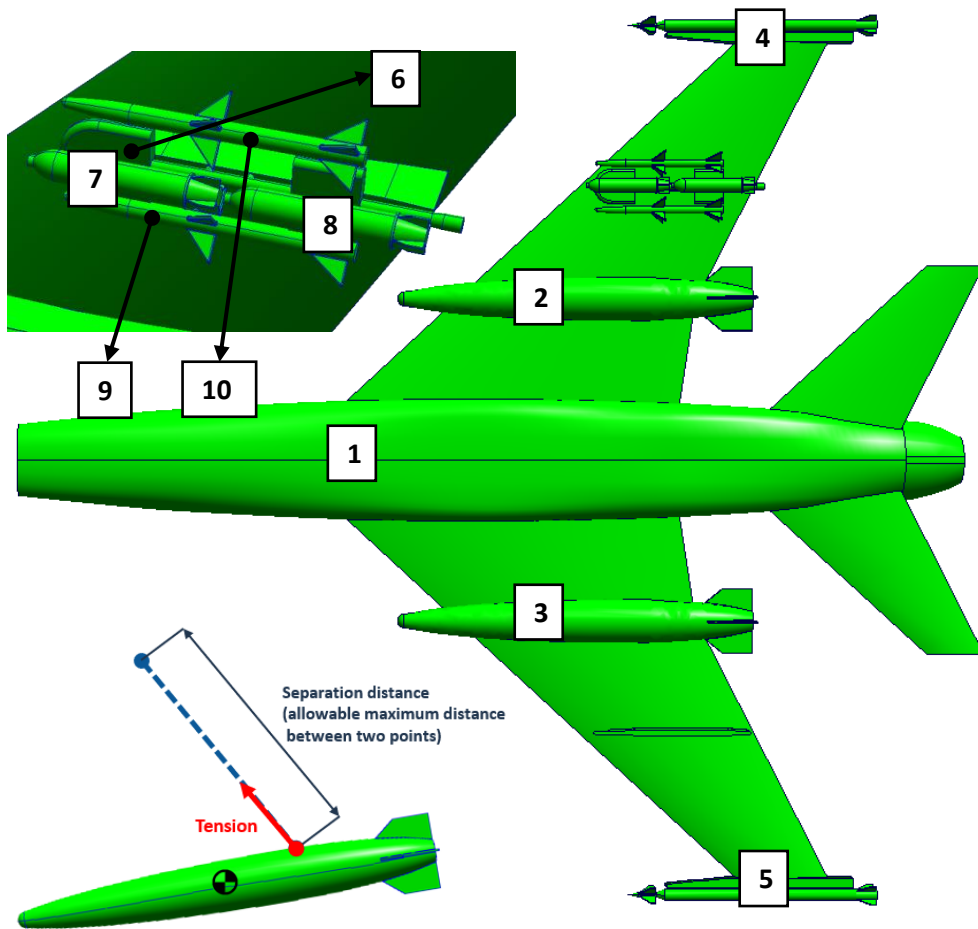
- 다양한 물체가 계층적으로 구성된 항공기/외장 분리 문제
- 사용자 요구조건에 맞는 전/후처리 UI 개발
 - 항공기 별 외장 및 파일런 탑재 / 조합 및 호환성 DB
 - 외장 별 사출위치 / 방향 / 힘 / 다양한 사출 시나리오
 - 각 물체의 유동 분포 / 궤적 / 공력 데이터



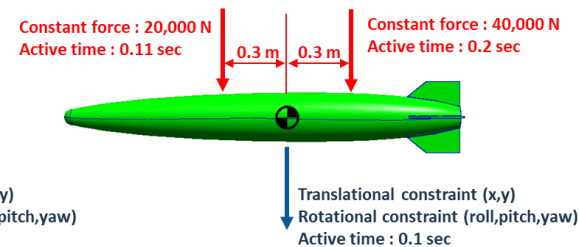
<AnySep V4 User Interface>

■ 외장분리 매커니즘 / 시나리오 모듈 개발

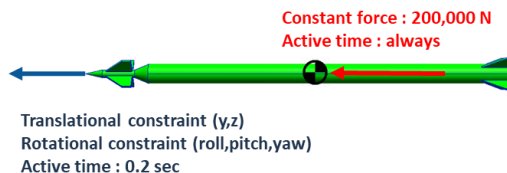
- 여러 basis 구속조건들의 조합 → 다양한 종류의 외장 분리 시나리오 모사



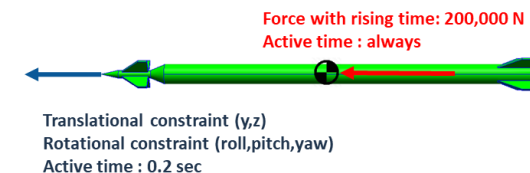
< Obj.2 >



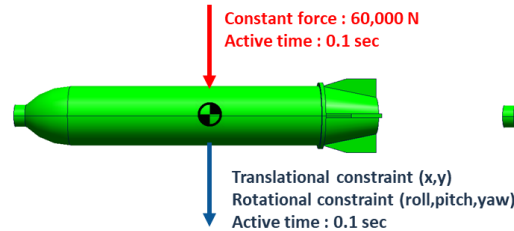
< Obj.3 >



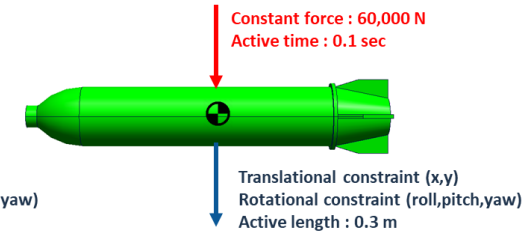
< Obj.4 >



< Obj.5 >



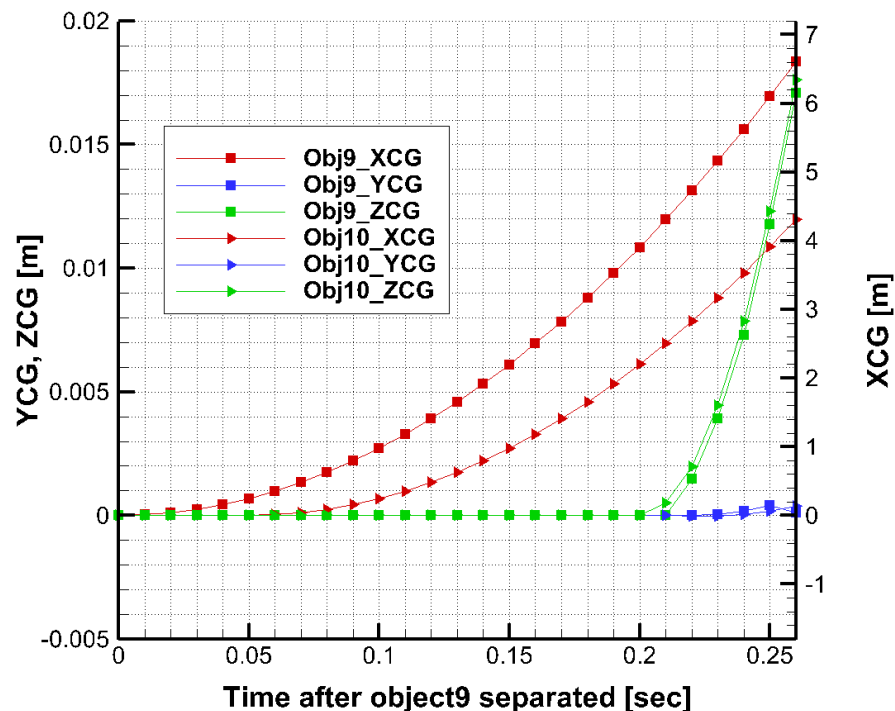
< Obj.7 >



< Obj.8 >

<항공기 외장의 분리 시나리오 모사를 위한 구속조건>

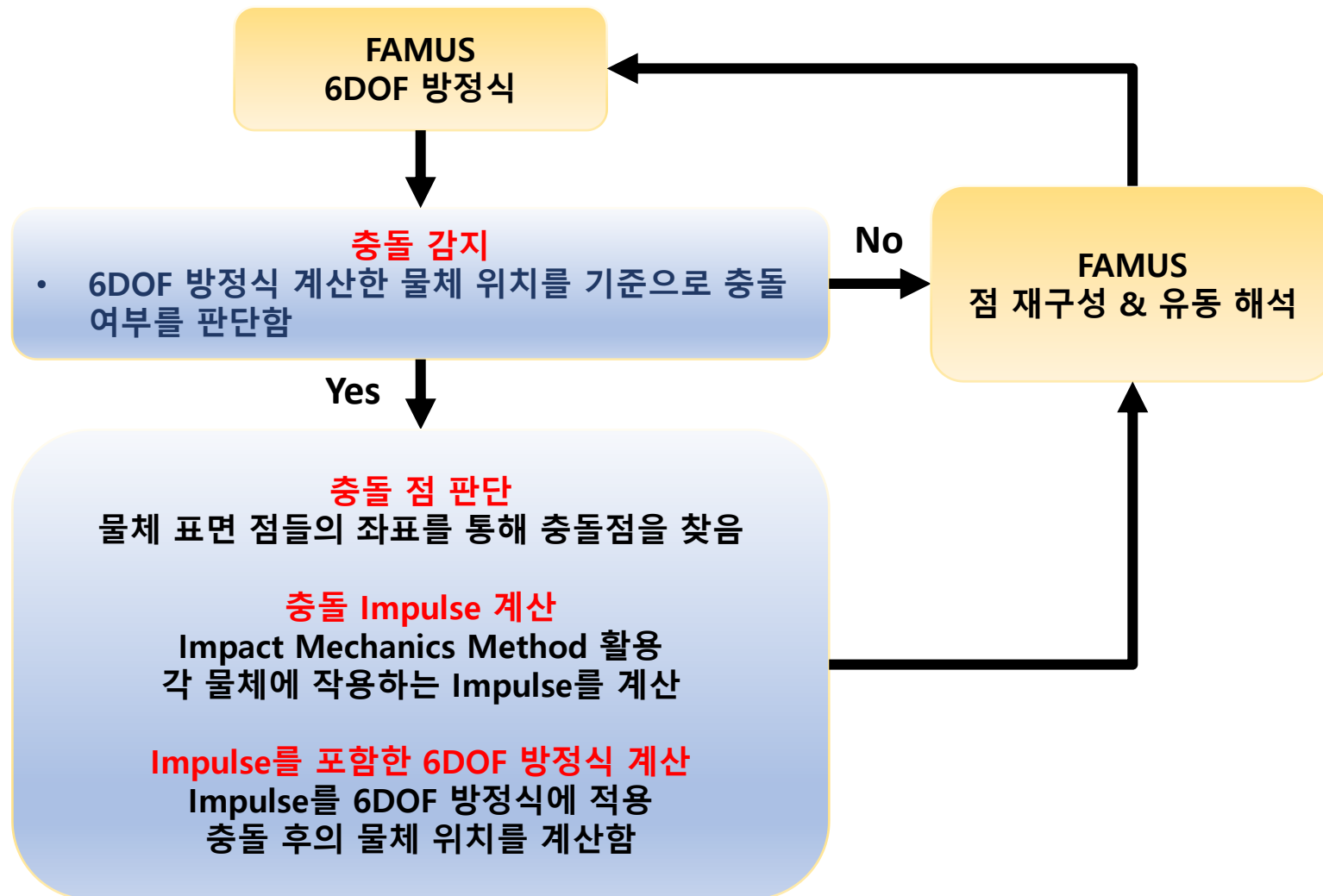
- 외장분리 매커니즘 / 시나리오 모듈 개발
 - Piston / Sliding / Pivot / Umbilical cable / Lanyard
 - Kinematic constraint (6DOF)
 - Time variant external force / Thrust
 - 위치, 시간 기준 Boolean / Timing / Sequencing



<시뮬레이션 압력 계수 분포 및 궤적 결과>

충돌 해석 모듈 개발

- 충돌 해석 알고리즘 / 충돌 감지 / 반발력 계산 / 다차원 충돌 / 개선된 RK-4



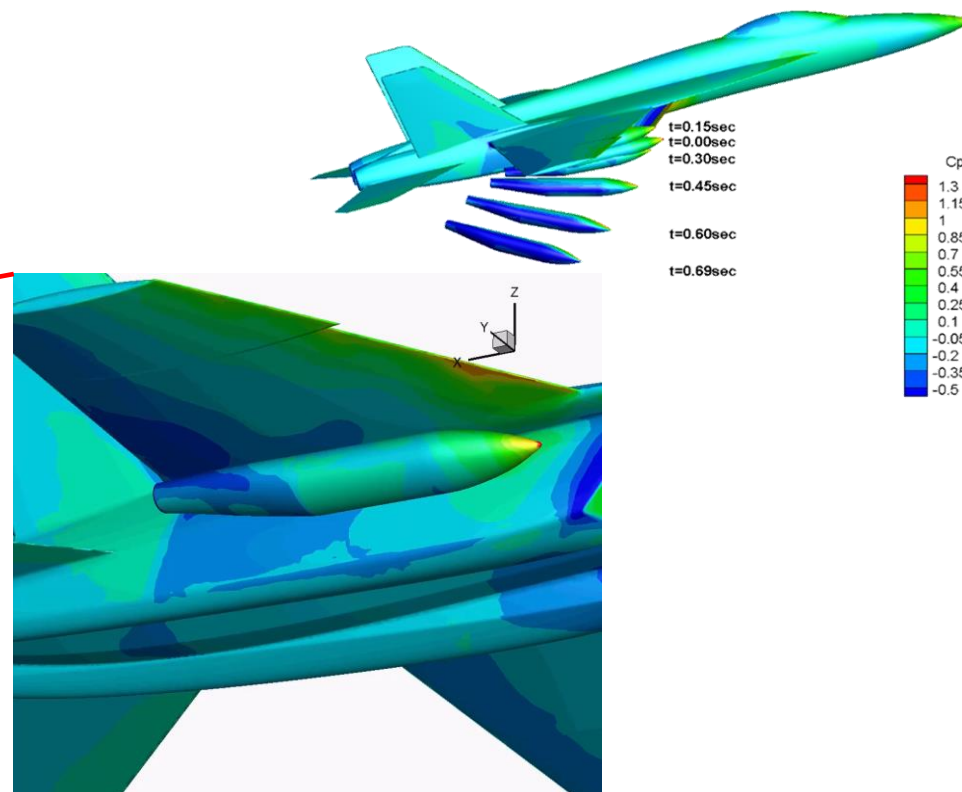
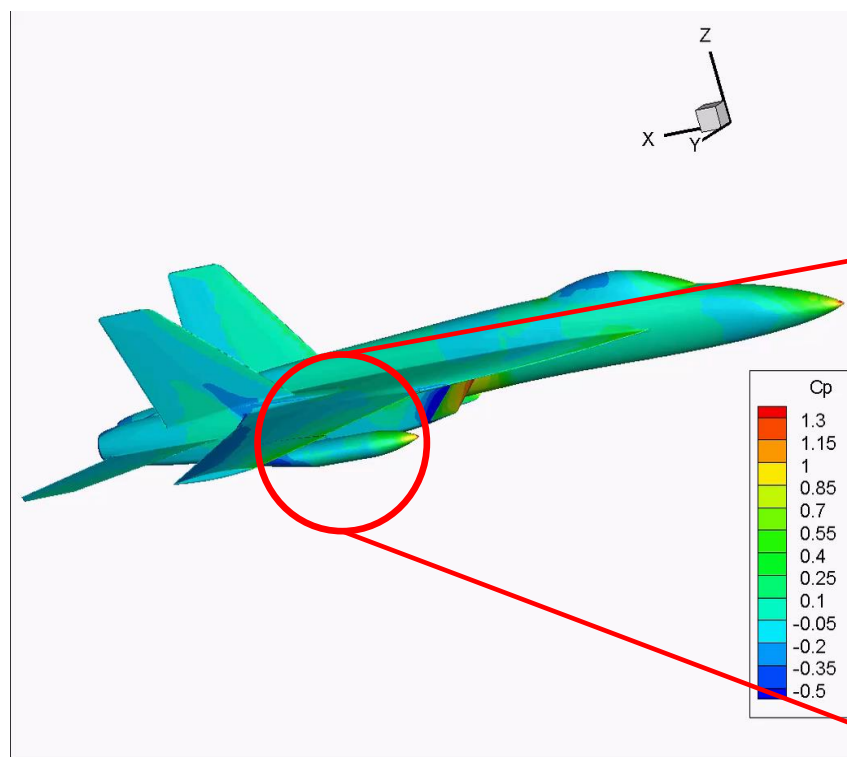
충돌 해석 모듈 개발

Scenario 1 : F-18 Store Separation Collision

- 초음속 전투기 무장 분리 시 충돌 상황 모사
 - F-18
 - $t = 0.15\text{sec}$ 에서 전투기 날개 부분에 충돌
 - 충돌 이후, 중력에 의해 아래 방향으로 이동

<해석조건>

Operation condition	AOA (Deg)	자유류 속도 (Ma.)	T_∞ (K)
	0°	1.2	288.15



<공력계수 해석 결과>

자세안정화 모듈 개발

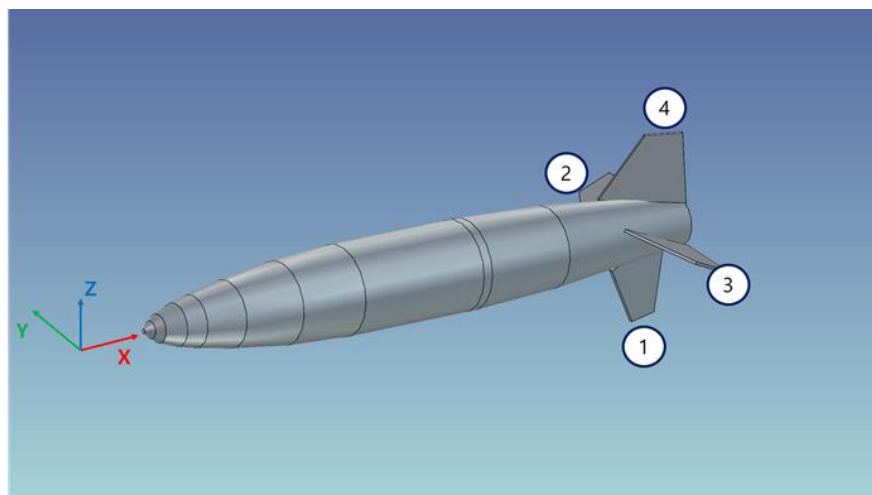
PI 제어로직 기반 자세 안정화 (Rate capture) 기능 구현

- (입력) 계단식 조종면 상태 → (출력) 동체 각속도 및 자세각
- FAMUS 유동해석 / 6 DOF 모듈 → 자세 안정화 → FAMUS

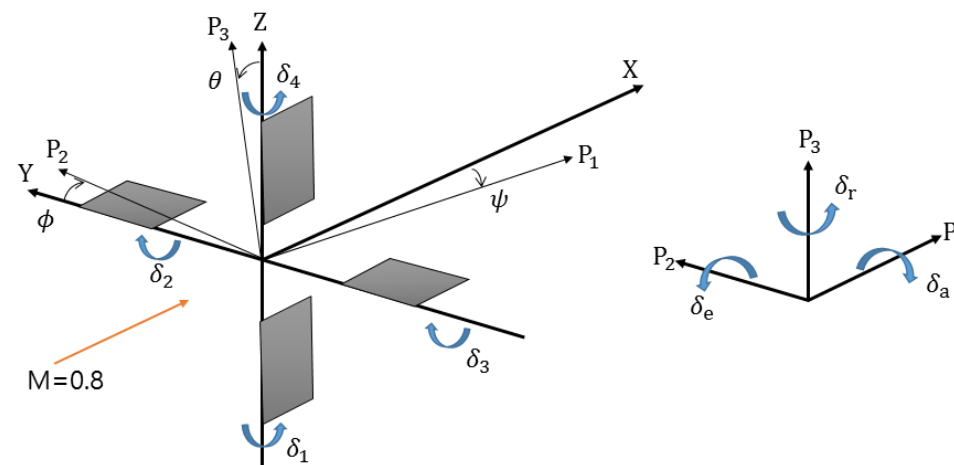
조종면 구동기 모델 구현

Second order system

- $\frac{\delta}{\delta_c} = \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2}$
- Parameters: Natural frequency (ω_n), damping ratio (ζ)
- Rise time: $1.64/\omega_n$
- Peak time: $\pi/\omega_n\sqrt{1-\zeta^2}$



<MK84 조종면 번호>

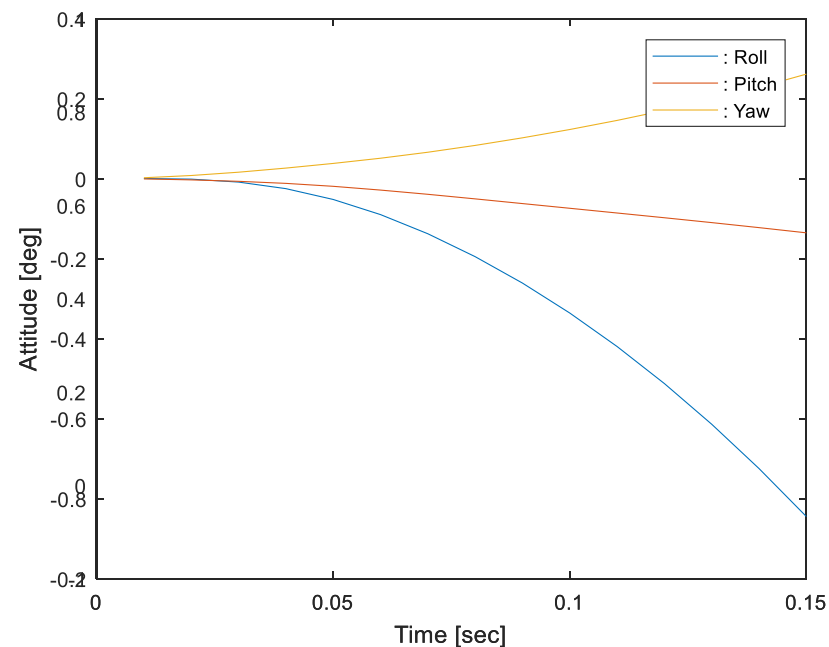
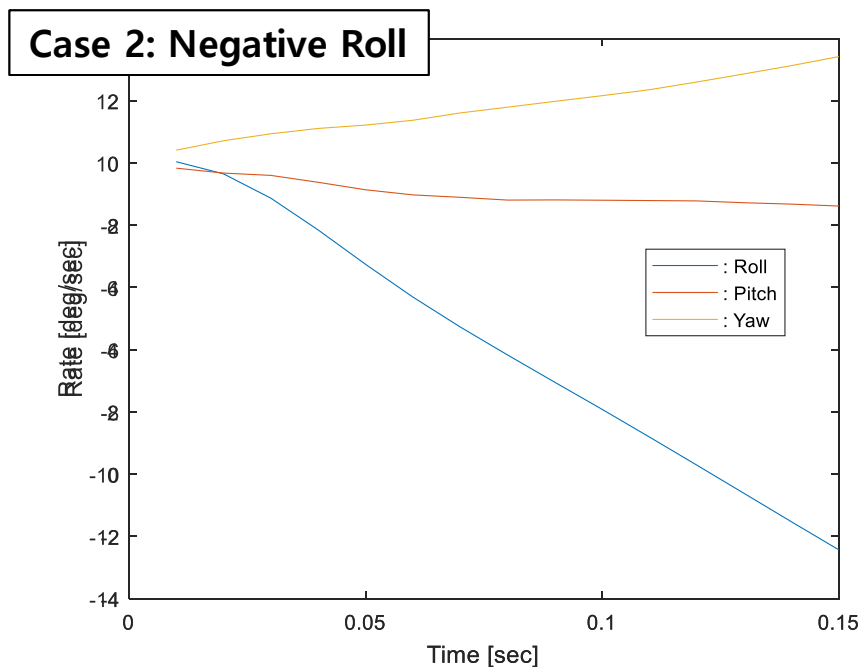


<MK84 조종면 제어 입력 정의>

자세안정화 모듈 개발

- 조종면 개회로 입력에 따른 6자유도 운동 반응 확인
 - Natural Frequency = 10 [Hz], Critical damped ($\zeta = 0.707$)

Case#	제어입력	조종면 명령 [rad]	비고
1	Positive Roll	[0.1, -0.1, 0.1, -0.1]	
2	Negative Roll	[-0.1, 0.1, -0.1, 0.1]	



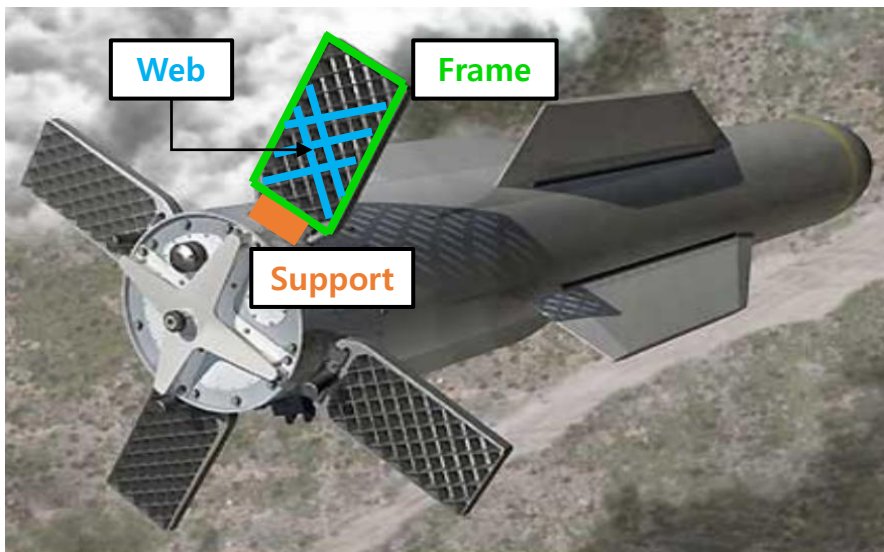
<Roll 제어 시뮬레이션 결과>

■ 과제 목표 및 필요성

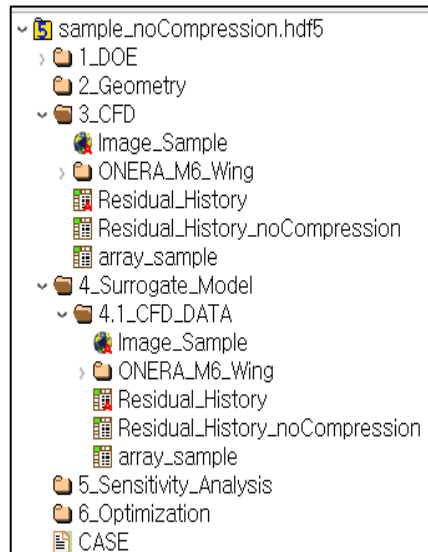
- 그리드핀은 핀 프레임(frame) 내부에 웹(web)이 격자(cell)를 이루는 조종면
- CFD 해석을 이용 그리드핀 관련 공력계수 DB 구축 → 설계단계 효과적 대응

■ 주요사항

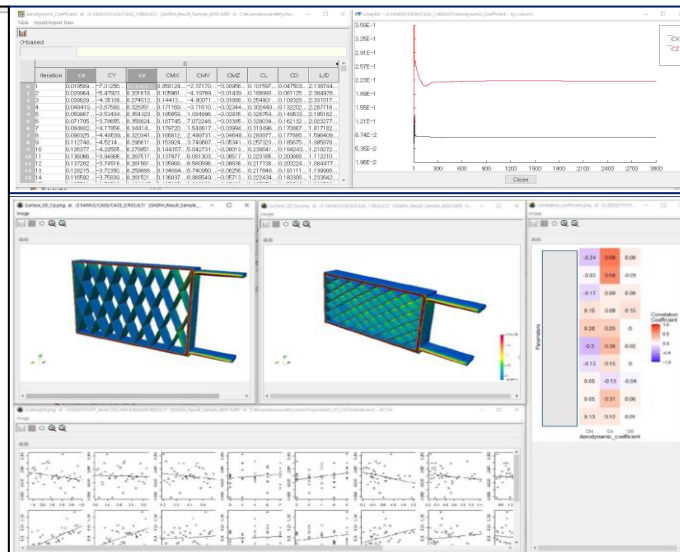
- 복잡한 형상으로 인한 전처리 비용 증대 → FAMUS 유리
- 복잡한 형상에서도 자동 해석점 생성 및 유동해석 가능 (해석 성공률 70~100%)
- 파라메트릭하게 작동되는 프로그램 특성 상 자동화 유리 / 대규모 해석 레퍼런스



<American MOP에 부착된 그리드핀>



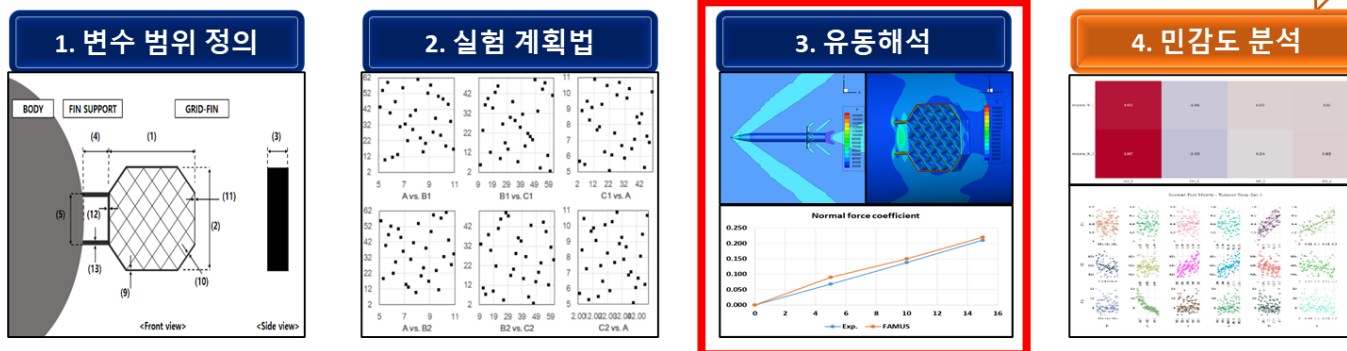
<HDF 기반으로 구축된 데이터 베이스>



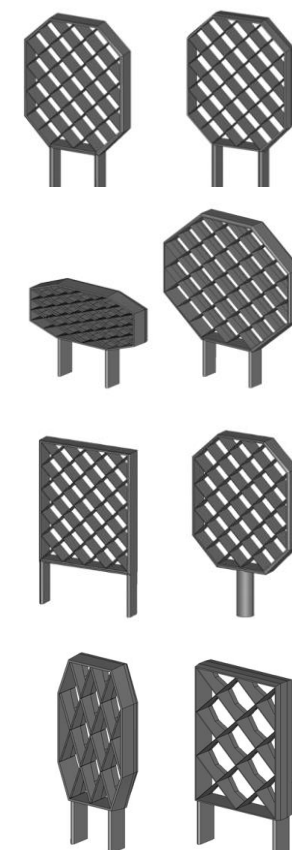
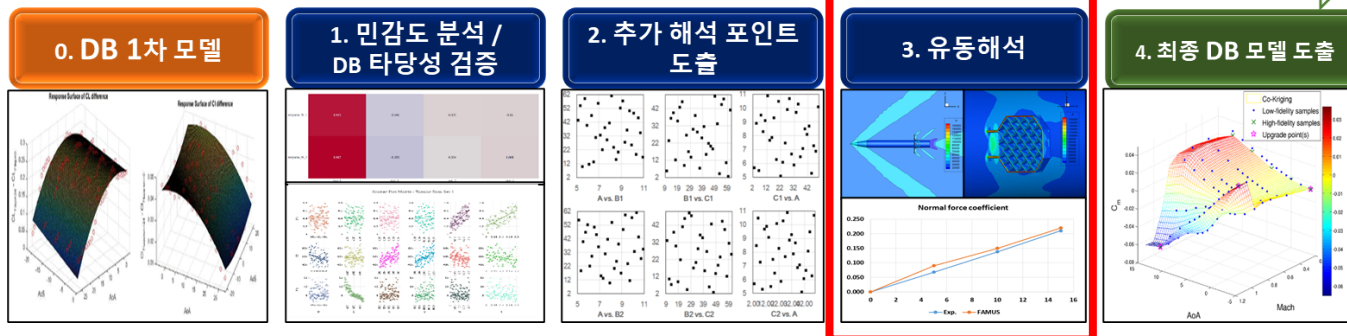
과제 범위

- FAMUS 유동해석자 역할 → 수 많은 케이스 해석
- 전후처리 효율화 필수적
 - 파라메트릭 형상 및 해석해석점 생성 / 일괄작업 / 자동화

1차 샘플링 유동 해석 및 민감도 분석

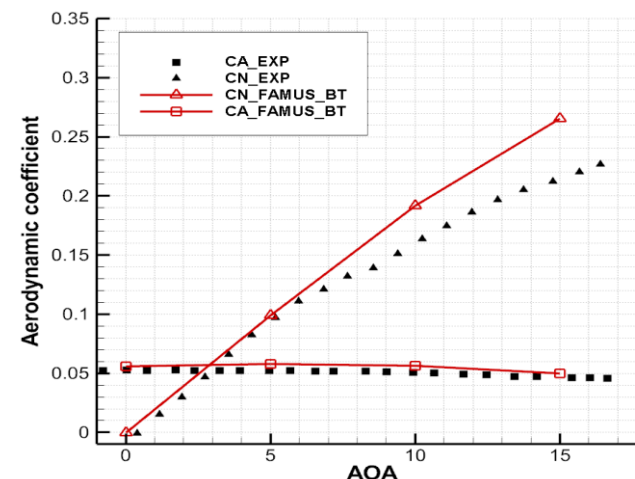
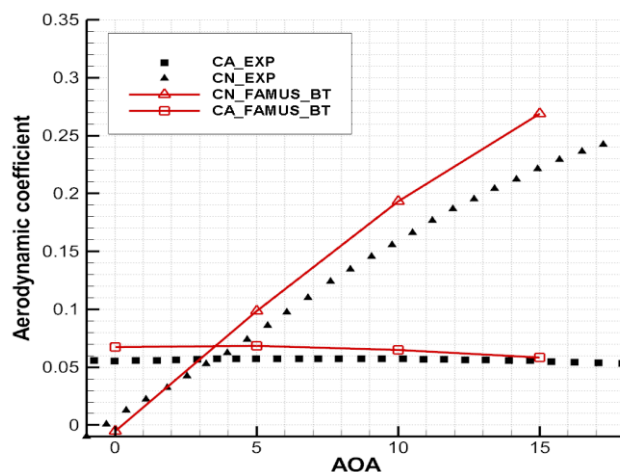
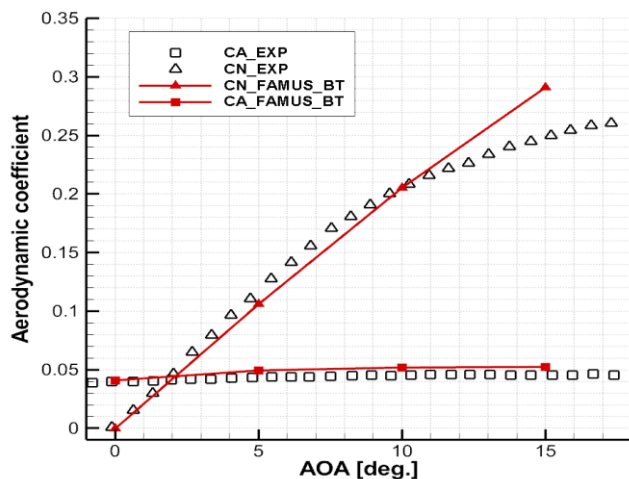
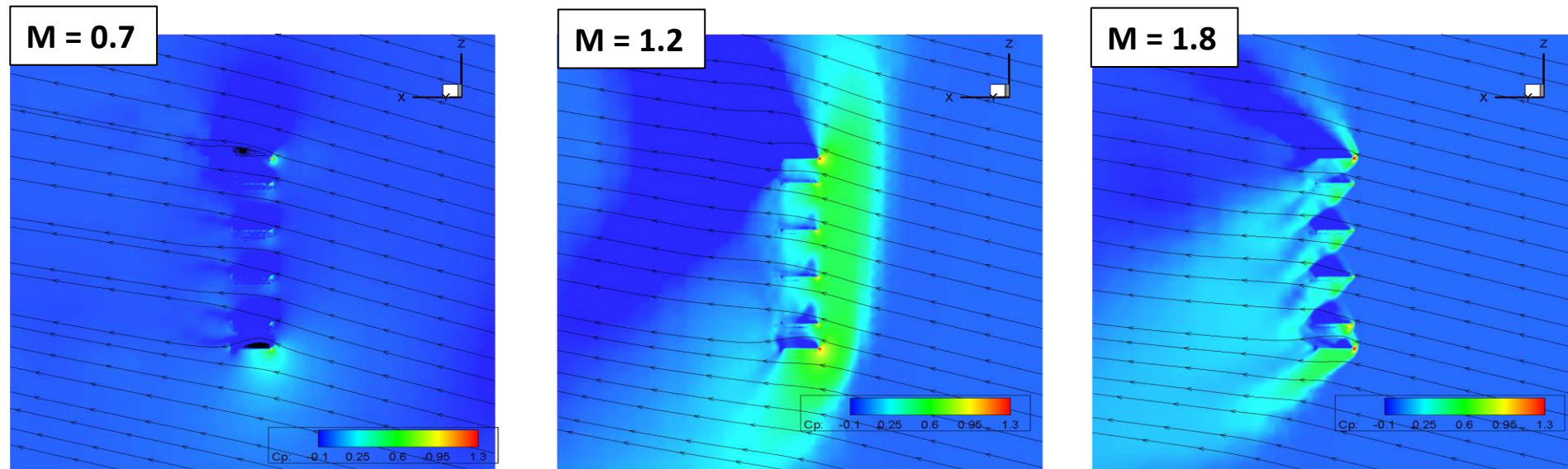


최종 DB 구축 유동해석



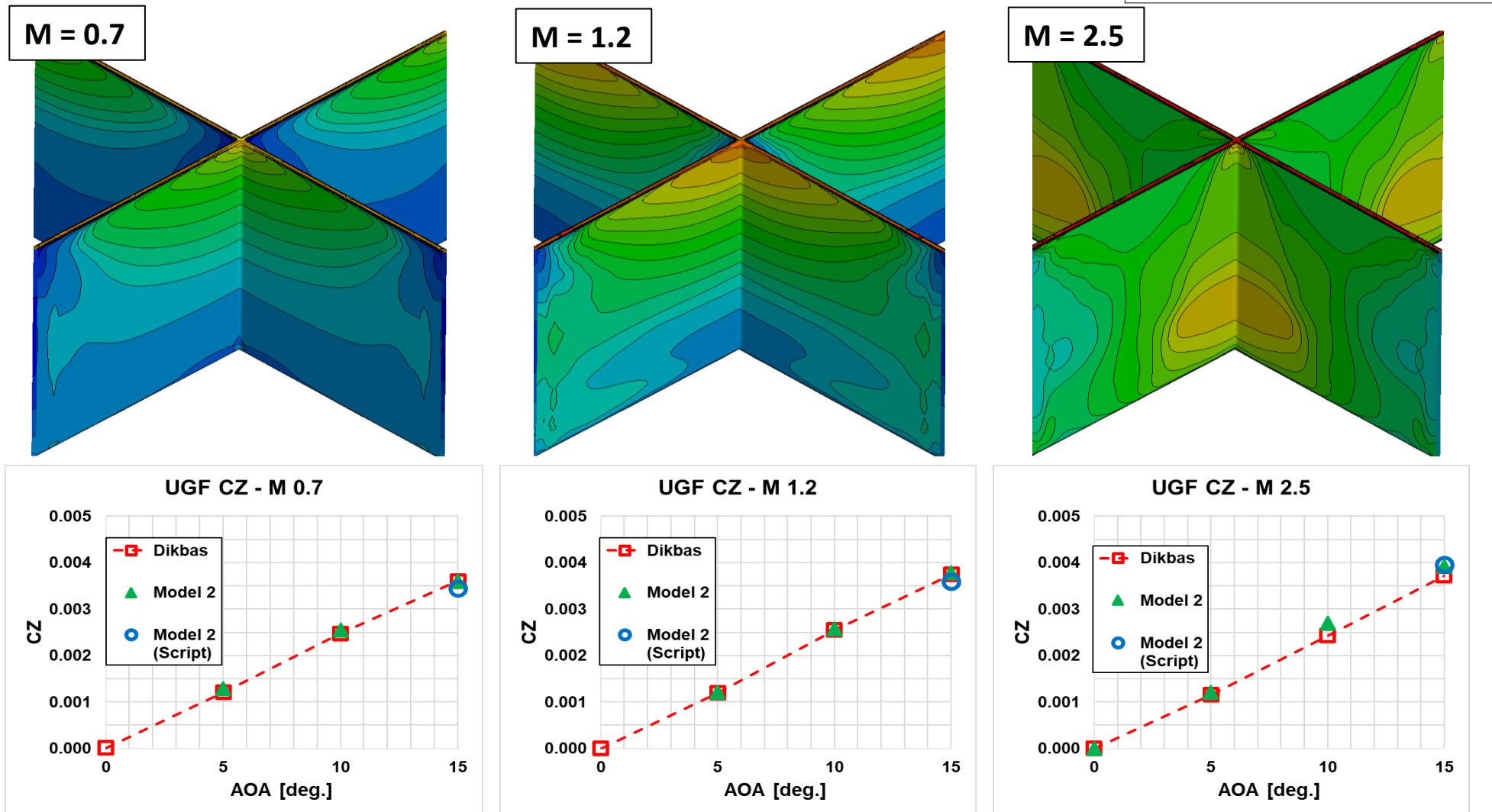
<다양한 그리드핀 형상>

■ 유동해석자 검증 (Miller et. al. BMT)



<Miller BMT 유동조건 별 압력 분포 및 공력계수 비교>

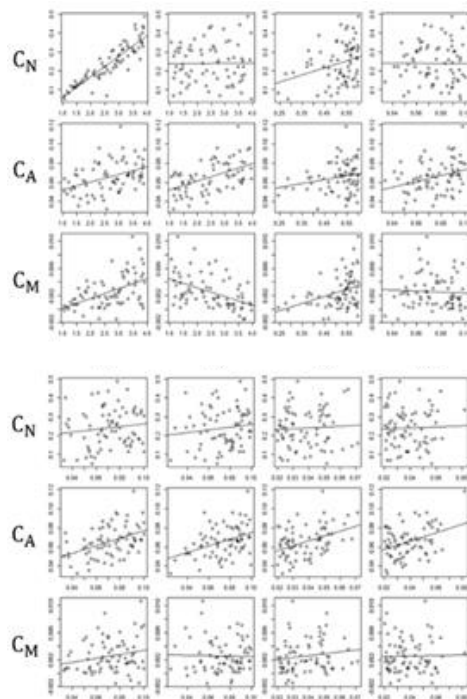
■ 유동해석자 검증 (Dikbas et. al. BMT)



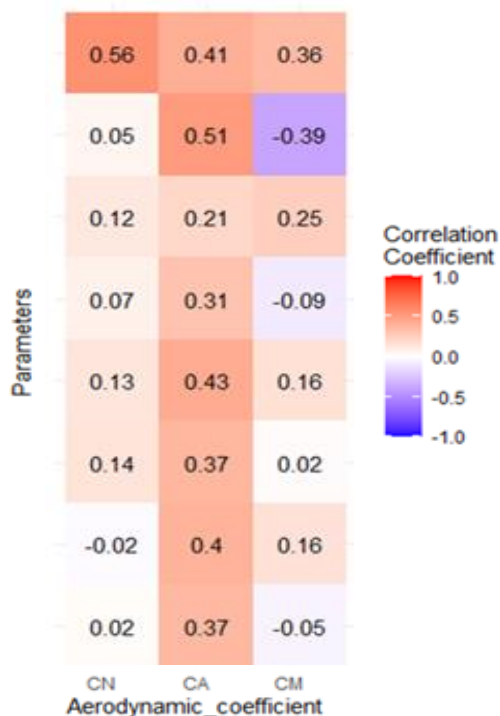
<Dikbas BMT 유동조건 별 압력 분포 및 공력계수 비교>

민감도 분석 및 Kriging 모델 기반 DB 생성

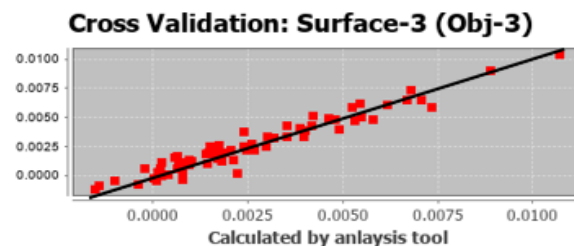
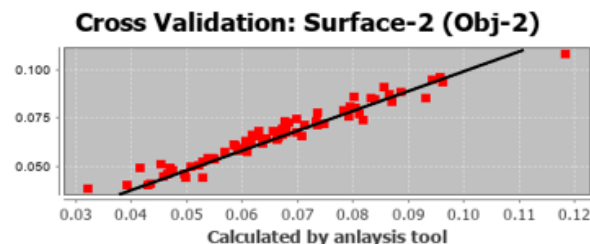
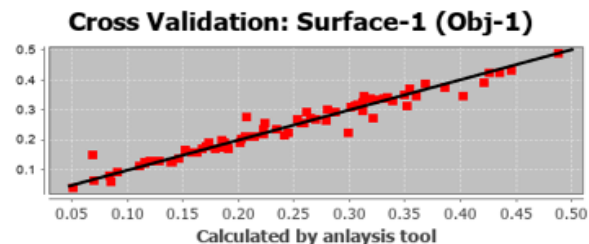
- 다수의 유동/형상 파라미터 고려
 - 마하수 : 아음속 ~ 극초음속
 - 고려 형상 파라미터 : 20개 이상
- 각 파라미터의 영향성 평가 / 주요 파라미터 도출
- 도출된 파라미터 기반 DB 구축 → 평가 → 보완 → 최종 DB 도출



<산점도>



<상관계수 테이블>



<Kriging 모델 교차검증 결과>

■ HDF 기반 공력 DB 구축

- 과제 특성 상 다양한 형태의 데이터가 **종속적 / 계층적으로 구성**
 - 윈도우 기반 단순 데이터 파일 저장 → 활용성 / 저장공간 등 비효율 발생
- HDF5 구축 스크립트 개발 → **결과 신속 확인 / 단일 플랫폼에서 확인**

FAMUS 트리

CASE_Number	G_Project	c_CaseFolder	G_YMD	G_Machine	G_Version	P1_CAD	P1_MeshM
0001	FinOnly	G_W	20220117	K	v	7	1
1	0002	FinOnly	G_W	20220117	K	v	1
2	0003	FinOnly	G_W	20220117	K	v	1
3	0004	FinOnly	G_W	20220117	K	v	1
4	0005	FinOnly	G_W	20220117	K	v	1
5	0006	FinOnly	G_W	20220117	K	v	1
6	0007	FinOnly	G_W	20220117	K	v	1
7	0008	FinOnly	G_W	20220117	K	v	1
8	0009	FinOnly	G_W	20220117	K	v	1
9	0010	FinOnly	G_W	20220117	K	v	1
10	0011	FinOnly	G_W	20220117	K	v	1
11	0012	FinOnly	G_W	20220117	K	v	1
12	0013	FinOnly	G_W	20220117	K	v	1
13	0014	FinOnly	G_W	20220117	K	v	1
14	0015	FinOnly	G_W	20220117	K	v	1

해석 결과 이미지 (Cp)

Iteration	CX	CY	CZ	CMX	CMY	CMZ	CL	CD	L/D
0									
10	2.299228	-1.72215	0.619506	0.957026	-0.001455	-1.17495	0.212126	2.359382	0.090408...
20	1.247329	-4.76217	0.533686	0.307622	1.008360	-0.62886	0.308982	1.321053	0.233891...
30	1.159587	-4.9814	0.520046	0.299575	4.950033				
40	1.064601	-5.13593	0.490338	0.282956	0.001464				
50	0.964047	-5.62012	0.469270	0.265236					
60	0.910210	-0.006730	0.459839	0.263788	0.004409				
70	0.869563	0.010787	0.462865	0.264835	0.005002				
80	0.901332	0.012394	0.470384	0.269950	0.004911				
90	0.898762	0.011337	0.472001	0.271176	0.004636				
100	0.890438	0.008366	0.471513	0.271269	0.005118				
110	0.878454	0.004388	0.474756	0.273014	0.005312				
120	0.870991	0.270617	0.483251	0.278122	0.004911				
130	0.869120	-0.62012	0.492720	0.286336	0.004577				
140	0.879307	-2.00664	0.519587	0.296656	0.004383				
150	0.872261	0.006174	0.536382	0.308070	0.006056				
160	0.876239	0.018450	0.555135	0.317179	0.008002				
170	0.878981	0.028978	0.553776	0.316943	0.008941				
180	0.880185	0.031165	0.530269	0.306955	0.009163				
190	0.875280	0.027740	0.498902	0.290078	0.010060				
200	0.870861	0.021896	0.476714	0.279041	0.011592				
210	0.868331	0.019660	0.46743	0.272593	0.012602				

<HDF 기반의 데이터베이스 화면>

IV. 연구 개발 사항

1. 개요

2. 후속 개발 항목

- **솔버 효율성 향상**
 - 단순 해석 기능 구현 → **효율적이고 신속한 해석**
 - 코드 및 알고리즘 개선
- **볼륨 해석 결과 생성 모듈 개발**
 - 점 기반의 해석 결과 → **생소함 / 후처리 프로그램 대응 어려움**
 - **점 기반 결과 → 볼륨 격자 기반 결과 생성**
- **기타**
 - 높은 퀄리티의 해석점 생성 / 편의성 향상
 - 해석 강건성 향상
 - 해석 가능 물리현상 확장

■ 해석점 생성 코드 최적화 (Phase 1)

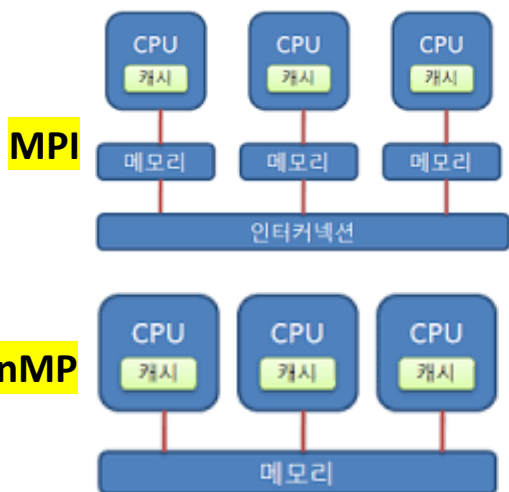
■ 배경

- 해석점 생성 병렬계산 시 **각 프로세스가 전체 도메인 정보 사용**
- (기존) **MPI 기반 병렬 개수에 정비례**하여 메모리 사용량 증가

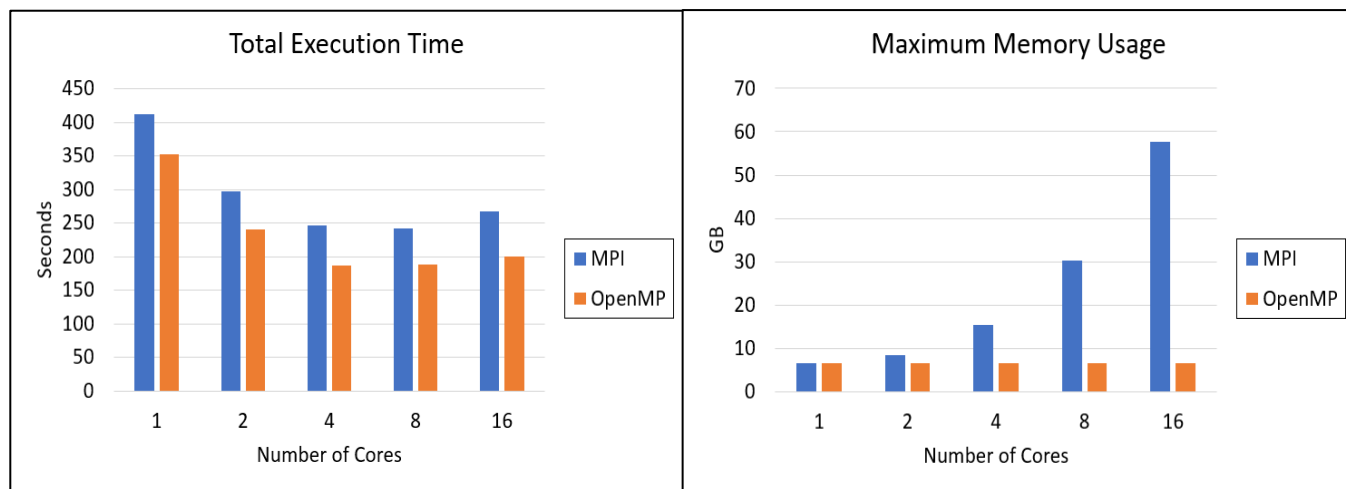
■ 최적화

- 기존 MPI 기반 코드에 OpenMP 적용 (MPI + OpenMP Hybrid)
- 성능 프로파일러 분석을 기반으로 프로그램 병목 지점 확인 → 최적화
- MPI Speedup은 유지, 메모리 사용량은 MPI 프로세스 1개 수준으로 경감**

- Output 포맷 binary / ASCII 로 변환 제어, 파일 작성 시간 절반 이하로 감소**



<분산(위) / 공유(아래) 메모리 시스템>



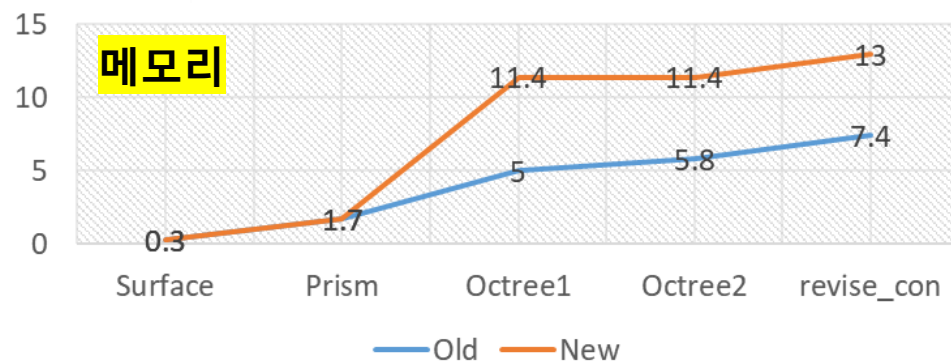
<1.Pointgen_3D 성능 비교 (ONERA M6)>

■ 해석점 생성 코드 최적화 (Phase 2)

■ 내/외부 판단 알고리즘 개선

- 내/외부 판단에서 소요 시간 및 메모리 사용 과다
- (기존) 3D Ray-casting method
 - Octree cell마다 내부에 존재하는 mesh list 저장
 - **Octree cell 개수가 많아지면 메모리 사용량 급격하게 증가**
- (신규) 물체 2D 정사영 → 2D ray-casting method
 - IJK format으로 mesh list 저장
 - Octree cell 개수가 많아져도 메모리 사용량 증가 x

■ 불필요한 메모리 사용 제거



병렬화 개수

개수에 비례하여 메모리 증가

해석점 생성 알고리즘

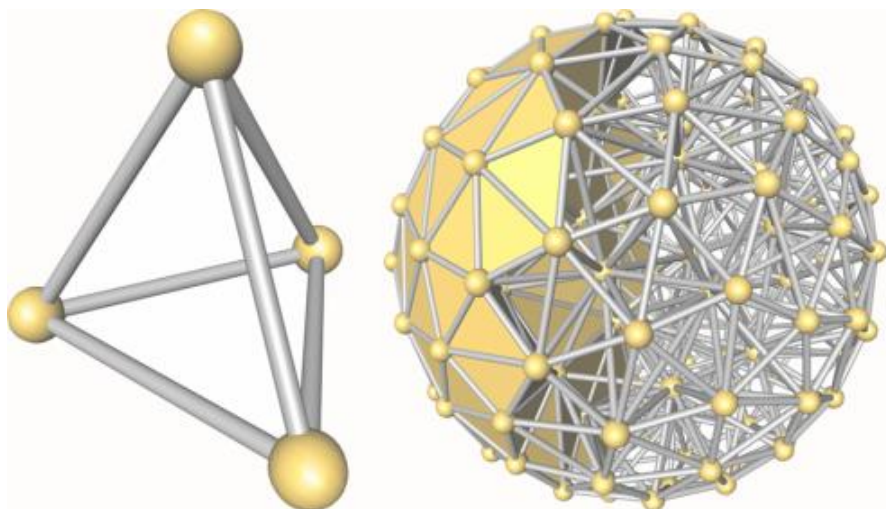
해석점 내외부 판단 시 메모리 사용량 증가

<FAMUS 메모리 사용 효율화 후보>

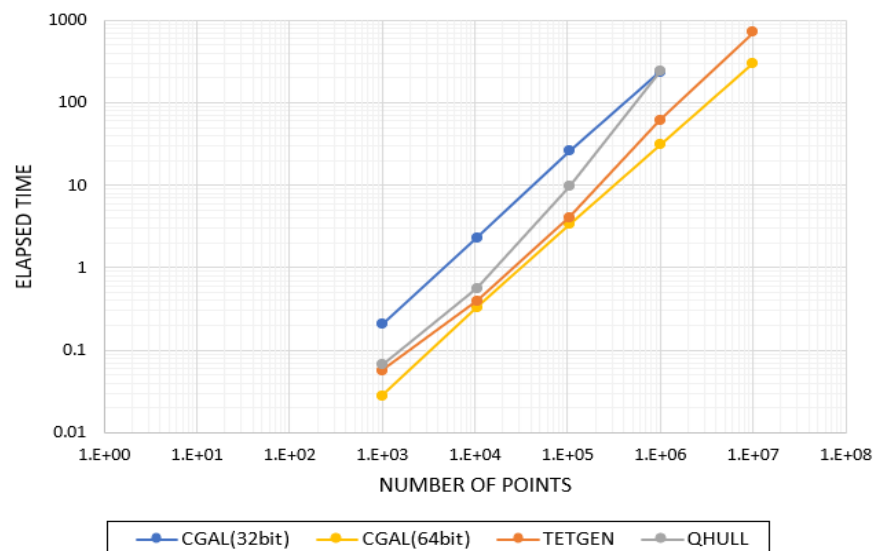
<개선된 내/외부 판단 알고리즘 적용 결과>

■ 3D 후처리 모듈

- 해석점 FAMUS 결과 → Volume Mesh 결과 파일 생성 목적
 - 해석점을 tetrahedralization을 통해 구조화
 - 구조화된 볼륨 매쉬에 해석점 필드 데이터 mapping
- 기존 도구는 소요시간 과다 / 낮은 퀄리티
- 별도의 후처리 코드 (Volumpost_3D) 개발
 - 다양한 tetrahedralization 검토 → Tetgen 라이브러리 활용
 - 구조가 명확한 영역 (ex. 경계층)은 직접 구조화 / 나머지 공간 tetrahedralization
 - Cell-centered 프리즘 유동 데이터를 vertex-based로 interpolation



<Tetrahedralization 예시>



<Tetrahedralization 라이브러리 성능 비교>

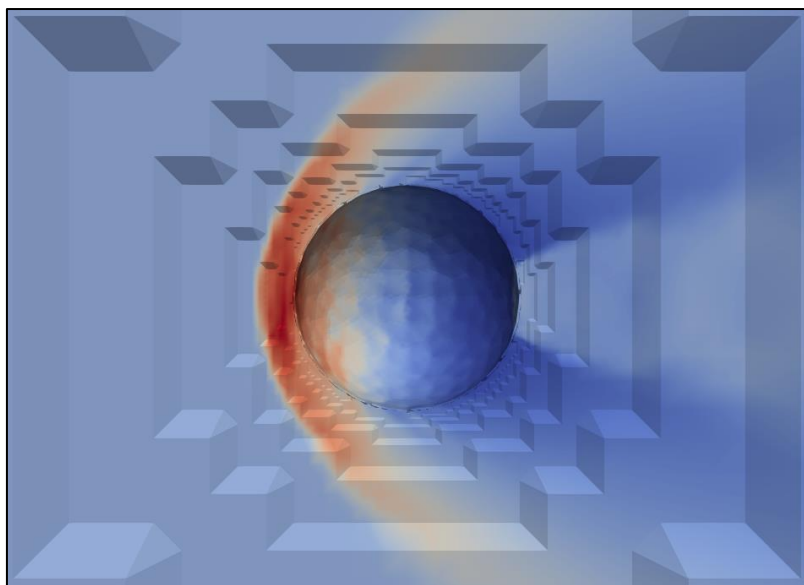
■ 3D 후처리 모듈

■ 잘 알려진 후처리 도구보다 개선된 성능

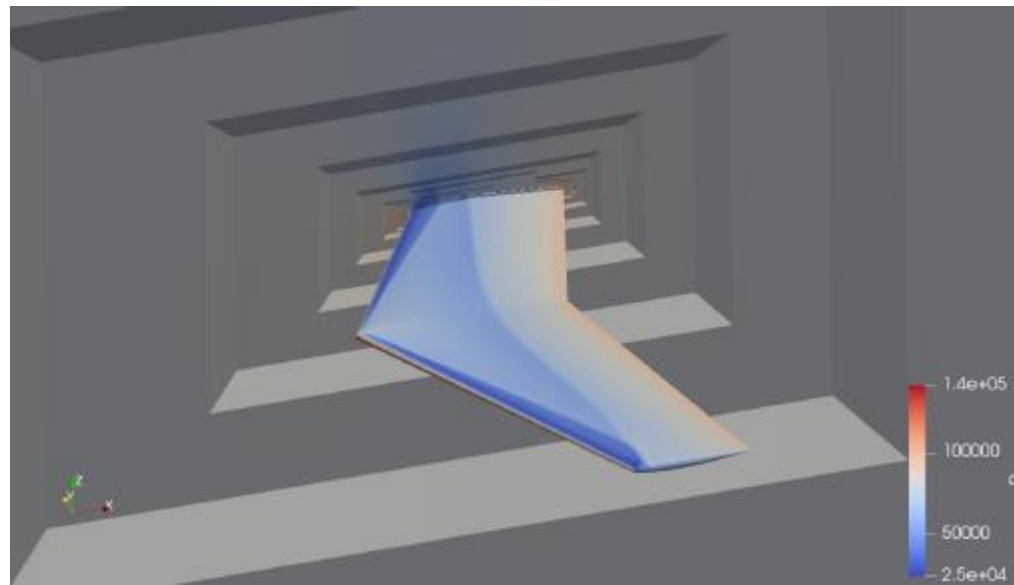
- Paraview: 낮은 퀄리티
- Tecplot: 소요시간 과도

■ 기능 고도화 진행 중

- Mapping 정확도 향상 (현재 inverse distance interpolation 사용)
- 예외 케이스 처리: 경계층 해석점이 꼬이거나 삭제/추가되는 경우 등



<3D 후처리 결과 - 구>



<3D 후처리 결과 - ONERA M6 Wing>

V. 결론

1. 요약

■ FAMUS

- 무격자 기법 기반 유동해석 소프트웨어
 - 기존 무격자 기법의 비보존성 약점 보완
 - GUI / 자동 해석점 생성 / 무격자 전용 수치기법 / 후처리 기법

■ 주요 과제

- (AnySep V4) 다 물체 이동 해석 / 복잡한 운동 구현 확장성 / 요구조건 맞춤 기능
- (그리드핀) 강건한 복잡한 형상 해석 / 자동화에 유리한 파라메트릭 작동 방식

■ 연구 개발 사항

- 프로그램 효율성 향상
- 볼륨 기반 결과 파일 생성 / 후처리 기능 확장
- 정확성 / 강건성 / 편의성 향상

■ 차별점

- 자체 개발된 기술 → 라이선스 비용 절감 / 요구사항 맞춤 개발 / 신속 기능 추가
- 단순한 작동방식 → CFD 진입 장벽 완화
- 파라미터 기반 작동 방식 → 케이스 관리 / 노하우 데이터화 / 자동화에 유리

경청해 주셔서 감사합니다.

