

## 5. 학사논문 지도교수: 김 종 압

- ◆ 5-1. 기계학습을 이용한 데이터 기반 유동해석 및 모델링 기법 탐구
- ◆ 5-2. 압축성 물리 유동 해석을 위한 고차-고정밀 계산 기법 연구
- ◆ 5-3. 터보펌프 인듀서 blade tip 주위에서의 공동 (cavitation) 현상 연구
- ◆ 5-4. 유한체적법 기반의 전산유체역학 프로그램 개발 및 활용
- ◆ 5-5. 지구 재진입 시 발생하는 극초음속 유동 특성 연구
- ◆ 5-6. 재사용 무인 우주비행체의 비행 안정성 분석 연구

## 5-1. 기계학습을 이용한 데이터 기반 유동해석 및 모델링 기법 탐구

- 참고사항:** 본 연구는 기계학습을 이용하여 수치해석 모델 및 물리 모델링을 개선하는 연구로, 최근 주목받고 있는 인공지능망 연구를 유체역학 연구에 접목하는 데에 관심이 있는 학생에게 적절한 주제입니다.
- 내용:** 전산유체역학은 유체의 운동을 기술한 Navier-Stokes 방정식을 수치적으로 계산하여 다양한 유동 물리 현상을 해석하는 분야이다. 이를 위해서는 미분 및 적분을 수치적으로 근사하는 수치기법과 난류 현상, 다상 유동의 상변화, 유체-고체 연성해석 연계 등의 물리 현상을 표현하는 물리 모델링이 동원된다. 그러나 전통적인 수치기법 및 물리모델에는 다양한 미결정계수가 존재하여 사용자의 경험에 의존하여 미결정계수를 조절해야 하는 문제점을 지니고 있다. 최근 들어, 이를 보완할 수 있는 새로운 돌파구로서 기계학습을 전산유체역학과 접목시키는 연구가 주목받고 있으며 유동 빅데이터로부터 미결정계수를 결정하기 위한 최적화 방법론에 적용되고 있다. 본 연구실에서는 기계학습을 활용하여 초음속 비행체 주변에서 발생하는 충격파를 강건하고 정확하게 포착하는 충격파 포착 모델과 극초음속 열화학적 평형유동의 고온 물성치를 예측하는 IDEA (Infinitely Differentiable Equilibrium Air) 모델을 개발하였으며, 이를 활용하여 초음속 및 극초음속 비행체 등 다양한 항공우주산업 실제 문제에 적용하고 있다. 본 연구에서는 방대한 CFD 해석 데이터를 체계적으로 융합 및 가공하는 기술을 습득하고 기계학습을 이용해 불완전하고 직관에 의존했던 수치기법 및 물리모델을 개선하여 유동 물리 현상을 보다 정확하고 효율적으로 해석하는 방향에 대해 모색하고자 한다. 현재 사용하고 있는 수치기법 및 물리모델의 특성을 면밀하게 분석하여 그 한계를 정확하게 이해하고, 이를 바탕으로 기계학습 모델과 학습데이터를 구축하여 학습하고 개선 효과를 분석하는 연구를 수행한다.

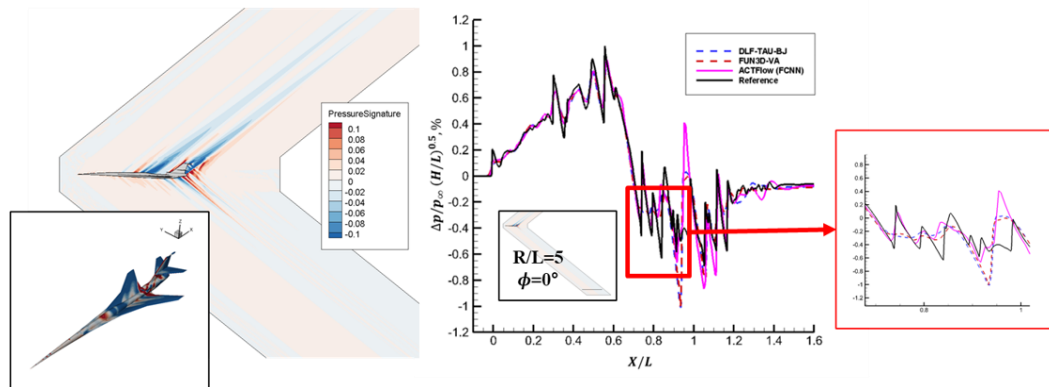


그림 1. 기계학습 기반 충격파 포착 모델을 활용한 NASA Concept 25D (NASA C25D) 주위 초음속 유동 해석 결과 ( $Ma=1.6$ ,  $AOA=3.375$ )

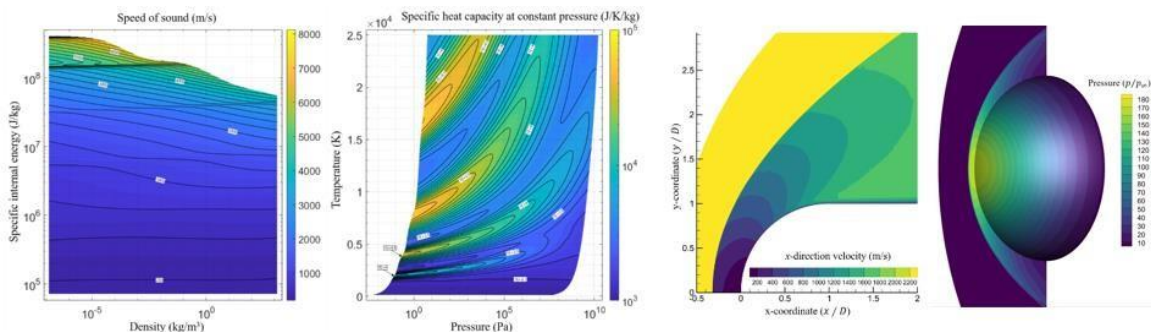


그림 2. 기계학습 기반 극초음속 열화학적 평형유동 물성치 (IDEA) 모델을 활용한 구 주위 극초음속 유동 해석 결과 ( $Ma=11$ )

- 담당조교:** 김동석 ([dskim@snu.ac.kr](mailto:dskim@snu.ac.kr))

## 5-2. 압축성 물리 유동 해석을 위한 고차-고정밀 계산 기법 개발 연구

- 참고사항:** 본 연구는 수학적 지식을 바탕으로 직접 수치 알고리즘을 개발하고 프로그래밍을 통해 구현해 보고자 하는 학생에게 적절한 주제입니다. 선행 지식으로는 학부 공학 수학 내용으로 충분하며, 필요한 내용은 졸업논문 지도 과정을 통해 별도로 교육할 예정입니다.
- 내용:** 현재의 전산 유체 역학은 고속 비행체 주위 압축성 난류 유동을 해석할 수 있으나, 3차원 실제 비행체 주위 유동을 매우 정밀하게 계산하는데 있어서 여전히 상당한 계산 시간 및 자원이 필요하고 그 계산 결과의 신뢰성이 문제시되고 있다. 최근 이러한 한계를 극복하기 위해 정확도와 계산 효율성을 크게 향상시킨 고차정확도 수치 해석 기법이 크게 각광받고 있다. 고차정확도 수치해석 기법은 낮은 수치 점성으로 인해 매우 우수한 scale-resolving 성능을 갖고 있으며, 3차원 비행체 주위의 복잡한 유동 현상을 해석하는데 유리하다. 본 연구팀에서는 지속적인 연구를 통해 이 분야의 주요 이슈를 해결하며 국제적 선도 연구실적을 쌓아왔다. 최근에는 hMLP(hierarchical Multidimensional Limiting Process), hMLP\_BD(hMLP with troubled Boundary Detector), DRM(Direct Reconstruction Method), CsTC(Complete-search Tensor Contraction), SPID(Shock-capturing PID) 등 고차정확도 수치해석 기법의 성능을 한층 더 진보시킨 다양한 기법들을 개발하였다. 특히, 최신 기법들이 적용된 고성능 고정밀 다물리 유동해석 소프트웨어인 Deneb를 개발하여 ver. 1.0을 오픈소스로 공개하였다.

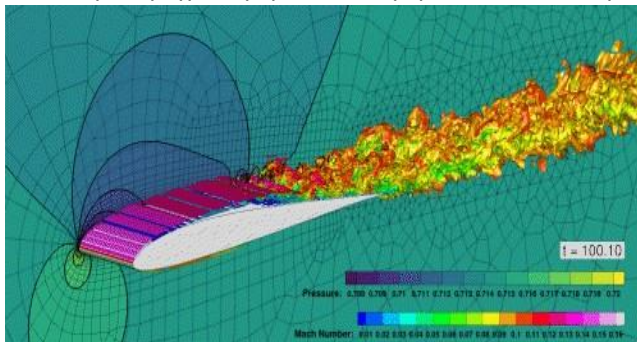


그림 1. SD7003 에어포일 천이 유동 ( $Re=6$ 만, DRM-DG-P3를 사용하여 계산속도 7.8배 향상)

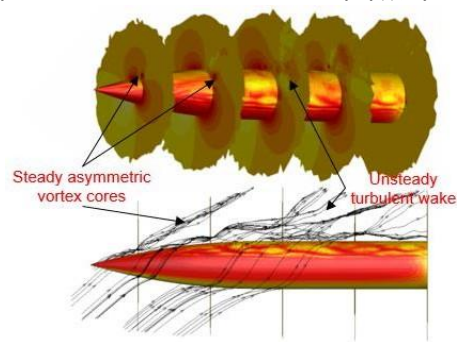


그림 2. FVM-RANS로 포착할 수 없는 비대칭 공력 현상 포착 ( $Re=0.8M$ , DRM-DG-P2)



그림 3. 충격파-뿔기 상호작용 (좌: 기존 기법 (LAV), 우: SPID 기법)



그림 4. Orion's Launch Abort System Scale-resolving Simulation (NASA Ames)



본 연구에서는 기 개발된 다양한 수치기법들과 Deneb 소프트웨어를 기반으로 충격파를 동반하는 압축성 유동을 위한 고차-고정밀 수치 기법을 연구하고 이를 발전시킬 방향에 대해 모색한다.

- 담당교요:** 김주현 ([kjhunkk@gmail.com](mailto:kjhunkk@gmail.com))

### 5-3. 터보펌프 인듀서 blade tip 주위에서의 공동 (cavitation) 현상 연구

- 참고사항:** 본 주제는 인듀서 blade tip 주위에서 발생하는 cavitation 현상을 2차원으로 계산하여 cavitation의 생성/분포를 파악하고 이로 인한 핵심적인 물리 현상을 분석하는 연구입니다. 기본적인 유체역학 및 열역학 지식만 있으면 연구를 수행하는데 어려움이 없을 것으로 예상됩니다.
- 내용:** New space 시대에 들어선 현재, 세계 각국에서는 다양한 스케일의 발사체 개발에 집중하고 있으며, CFD 연구 또한 다양한 컴포넌트 및 서브시스템 단위에 활용되고 있다. 특히, 연료/산화제 공급계는 발사체의 핵심 부품으로서, 추력 증대를 위해서는 터보펌프 인듀서와 임펠러의 압축 성능이 매우 중요하다. 인듀서는 의도적으로 공동(cavitation)을 발생시켜 주 압축을 담당하는 임펠러의 성능 확보를 돕는 핵심 컴포넌트로, 블레이드와 케이스 간 간극이 존재한다. 이러한 간극(tip-clearance)은 공동 현상을 야기하는 직접적인 요인 중 하나로, 과도한 공동이 발생하게 되면 펌프의 압축 성능을 저하시키고 더 나아가 발사체 전체의 효율 감소로 이어지게 된다. 본 연구실에서 자체적으로 개발한 수치해석 프로그램은 두 개 이상의 상(phase and/or species)이 나타나는 공동(cavitation)현상을 높은 정확도로 포착할 수 있으며, 극저온 유체와 같은 thermosensitive fluids에서 나타나는 열역학적 효과까지 정밀하게 고려할 수 있다. 이를 활용하여 blade tip 주위에서 발생하는 cavitation 현상을 포착하고 이에 따른 영향을 비교/분석이 가능하다. 본 연구에서는 연구실에서 자체적으로 개발한 수치해석 프로그램의 작동 원리와 개념을 이해하고, 2차원의 인듀서 형상에서 blade tip 주위에서 cavitation이 발생할 때 blade의 각도 변화에 따른 cavitation의 길이와 형상 변화를 정확히 포착하고 예측함으로써 인듀서의 cavitation 현상이 로켓의 효율에 얼마나 큰 영향을 미치는지 파악하고 분석하는 연구를 수행한다.

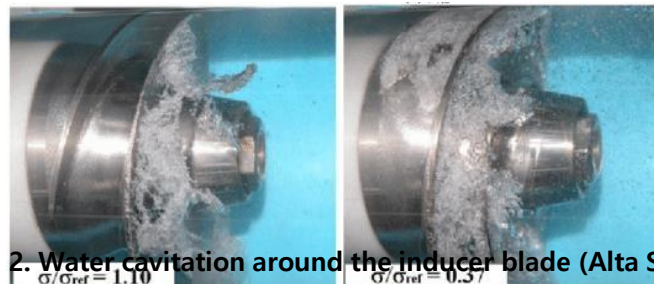
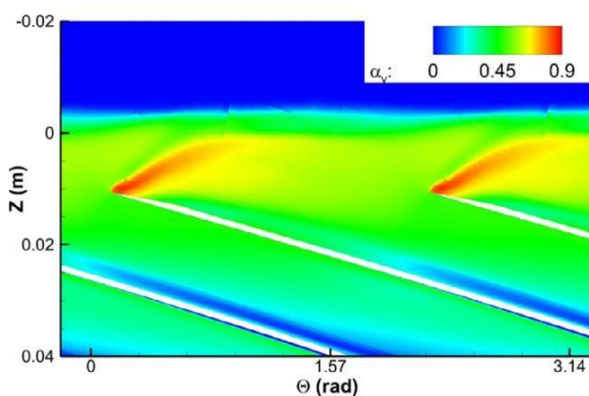
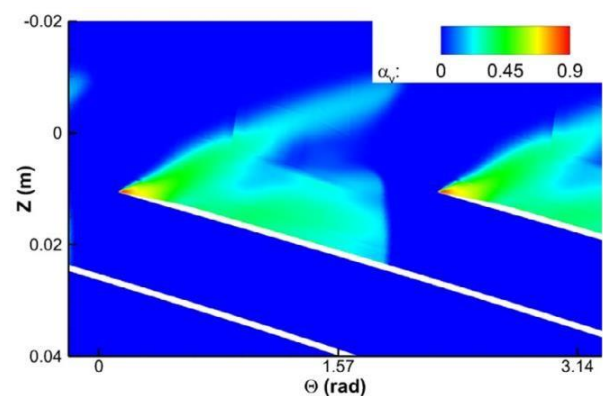


그림 2. Water cavitation around the inducer blade (Alta S.p.A).



(a) Present model.



(b) Schnerr-Sauer model.

그림 2. Spread circumferential view of volume fraction distribution near the KARI oxidizer inducer blade tip (SNU ASDL).

- 담당조교:** 유현수 ([henrikryoo97@snu.ac.kr](mailto:henrikryoo97@snu.ac.kr))



## 5-4. 유한체적법 기반의 전산유체역학 프로그램 개발 및 활용

- **참고사항:** 본 연구는 유한체적법 기반의 전산유체역학 프로그램을 개발하고 이를 활용하여 항공기 전기체 및 발사체 등 큰 규모의 문제를 해석하는 연구입니다.
- **내용:** 전산유체역학 프로그램을 사용한 공력 해석 기술은 지난 수십년간 빠르게 발전해왔으며, 항공우주분야에서 활발히 사용되어 실험 비용을 낮추고 유동 현상에 대한 이해를 높이는데 기여해왔다. 특히, 유한체적법 기반의 전산유체해석은 적절한 효율성과 정확성을 갖추고 있어 산업계 표준으로 자리 잡았으며, 항공기 전기체 및 발사체 공력 해석과 같이 실질적이고 큰 규모의 문제를 해석하는데에 활용되고 있다.  
본 연구에서는 안정성, 효율성, 정확성 측면에서 유한체적법 기반의 전산유체역학 프로그램의 성능을 높이기 위한 알고리즘과 수치기법을 개발하는 것을 목표로 한다. 개발된 프로그램을 활용하여 항공기 전기체 및 발사체 등 큰 규모의 문제를 해석하고, 여기에서 발생하는 다양한 유동 현상을 분석하는 것을 목표로 한다. 이 외에도 중첩격자 기법, 6DOF 해석, 다양한 난류 모델 등의 해석 기법들을 추가 적용하여, 전투기의 무장분리 해석 및 항공모함 갑판의 난류 유동 해석을 수행하는 등 코드의 해석 능력을 확장하는 연구를 수행한다.

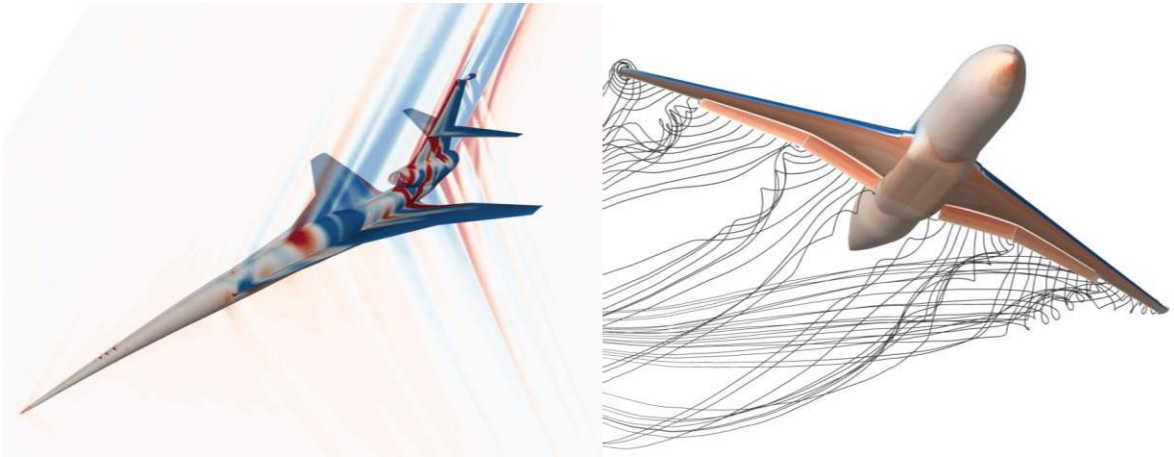


그림 1. NASA C25D Flow through Nacelle (좌) 및 NASA High Lift Common Research Model(우) 해석 결과

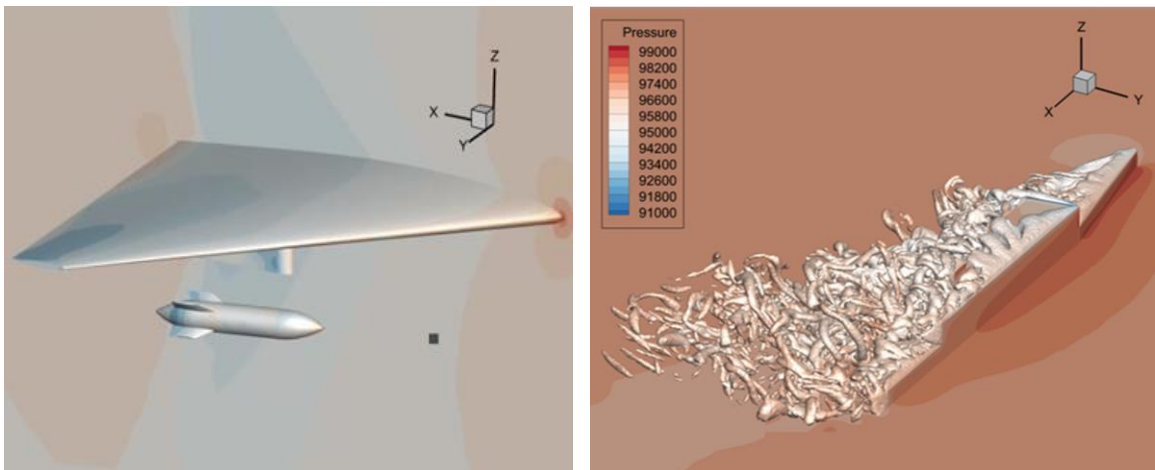


그림 2. 무장분리 해석(Eglin case, 좌) 및 갑판 위의 박리 유동(SF52 형상, 우) 해석 결과

- 담당조교: 김은사 ([kes5885@gmail.com](mailto:kes5885@gmail.com))

## 5-5. 우주비행체 재진입 시 발생하는 극초음속 유동 특성 연구

- 참고사항:** 본 연구는 지구 재진입 시 발생하는 극초음속 유동에 대한 연구입니다. 우리 주변에서 흔히 발견할 수 있는 유동이 아닌 매우 빠른 속도로 비행하는 비행체 주변 유동을 분석하는 연구입니다.
- 내용:** 지구로 재진입하는 물체는 지구 중력에 의하여 매우 빠른 속도(마하 5 이상)로 가속하게 된다. 이 경우 물체 주변에 강한 충격파가 발생하고 그 충격파로 인하여 공기가 압축되고 온도가 상승한다. 이 때 온도는 5000 ~ 6000 K를 넘는 고온이다. 이러한 고온의 환경에서 공기를 이루는 산소, 질소 분자는 해리(dissociation), 이온화(ionization)되는 등 화학 반응이 발생한다. 화학 반응이 일어나 공기를 이루는 화학종의 구성이 변화하면 공기는 더 이상 이상기체 상태방정식을 따르지 않게 된다. 따라서 화학 반응이 발생한 공기는 다른 방식을 이용하여 물성치를 구해야 한다.  
 화학 반응이 일어나는 공기는 크게 두 가지로 분류할 수 있다. 먼저, 평형 유동(equilibrium flow)은 유동의 특성 시간보다 화학 반응의 특성 시간이 매우 짧은 유동을 말하며, 일반적으로 다항식을 이용하여 유동의 물성치를 구한다. 또 다른 구분은 비평형 유동(non-equilibrium flow)로 유동의 특성 시간과 화학 반응의 특성 시간이 유사한 유동을 말한다. 비평형 유동의 경우 특정한 수식을 이용하여 물성치를 구할 수 없으며, 유동을 이루는 화학종을 모델링하여 다수의 연속방정식을 해석하는 방식으로 진행하게 된다.  
 본 연구에서는 연구실에서 자체 개발한 극초음속 해석 소프트웨어를 이용하여 지구 재진입 물체 주변 극초음속 유동을 해석하고 그 특성을 분석하는 연구를 수행한다.



그림 1. 대표적인 지구 재진입 물체 (좌: 아폴로 11 호, 우: SpaceX crew dragon)

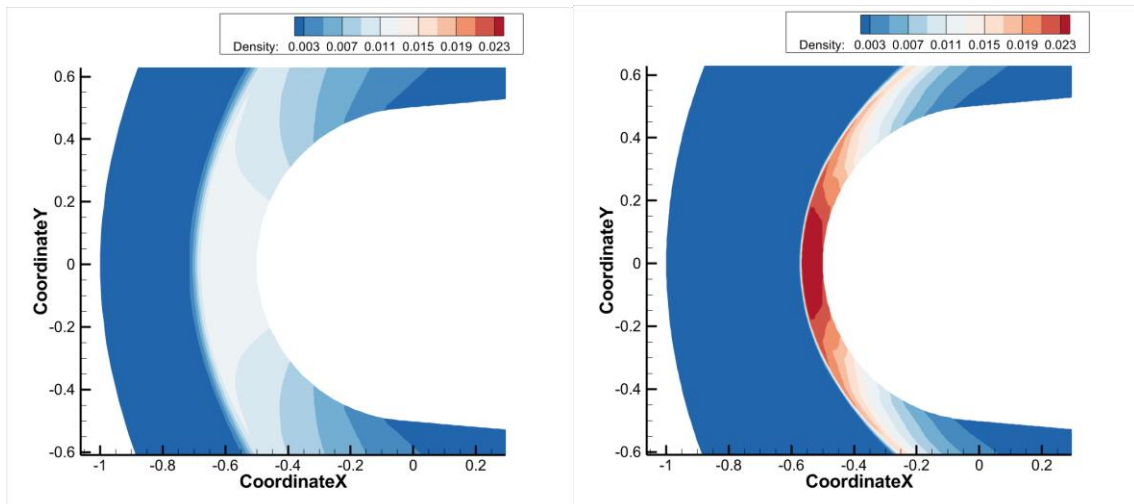


그림 2. 마하 15로 비행하는 물체 주변 밀도 분포 (좌: 이상 기체 가정, 우: 평형 유동 가정)

- 담당조교:** 윤 결 ([hwwwooo@naver.com](mailto:hwwwooo@naver.com))

## 5-6. 재사용 무인 우주비행체의 비행 안정성 분석 연구

- 참고사항:** 본 연구는 지구로 재진입하는 재사용 무인 우주비행체의 비행 안정성(정적/동적)을 분석하고 비행 불안정 현상의 억제/회피 방안에 대한 연구입니다.
- 내용:** 재사용 무인 우주비행체는 발사체에 탑재되어 우주 공간에 진입한 후 임무를 수행한다. 단일 임무 수행을 목표로 제작되어 고정궤도에서 운영되는 통상 위성과 달리 재사용 우주비행체는 다중·복합임무를 수행할 수 있고, 임무에 따라 운용 궤도를 변경할 수 있다. 또한, 임무를 마친 후에는 지구로 귀환하여 정비 후 다시 임무를 수행한다. 재사용 우주비행체는 저렴한 운용 비용과 임무의 유연성이 갖는 장점 때문에 미국, 중국, 유럽 등 우주 선진국에서 앞다투어 개발하고 있다. 우리나라도 '재사용 무인 우주비행체 고도화 기술 특화연구센터'를 신설하여 재사용 무인 우주비행체를 위한 핵심 기초 기술을 확보하고 있다.
 

본 연구실은 '재사용 무인 우주비행체 고도화 기술 특화연구센터'에 소속되어 재사용 무인 우주비행체의 재진입 비행 과정에서 비행 안정성에 대한 연구를 수행하고 있다. 고고도 극초음속부터 저고도 아음속 영역까지 다양한 비행영역을 갖는 우주비행체는 재진입 시의 극한비행조건을 견디기 위해 날개 및 조종면이 작아 통상적인 비행체보다 제어 난이도가 높다. 따라서 우주비행체의 성공적인 재진입을 위해서 비행 안정성 분석은 필수적이다. 하지만 지상에서 재진입 환경과 같은 극한의 비행조건을 실험적으로 구현하기 매우 어렵기 때문에 전산유체역학을 활용한 재진입 비행체 안정성 분석에 대한 관심이 매우 높다.

본 연구에서는 재진입 궤적에 따라 비행체의 예상 비행 영역을 식별하고 각 영역에 맞는 적절한 물리 모델링 기법을 적용하여 효율적으로 재진입 비행체의 정/동안정성 분석을 수행한다. 이 과정에서 비행 조건(고도, 속도)에 따라 일반적으로 사용하는 완전기체 가정이 아닌 평형(equilibrium), 비평형(non-equilibrium) 기체 모델을 활용한 유동해석이 필요할 수 있다. 나아가 비행 불안정 현상이 발생할 것으로 예측되는 영역에서 불안정 원인을 파악하고 이를 극복하기 위한 방법들을 탐색하는 연구를 수행한다.



그림 1. 비행을 마친 재사용 무인 우주비행체(좌: X, 우: Y)

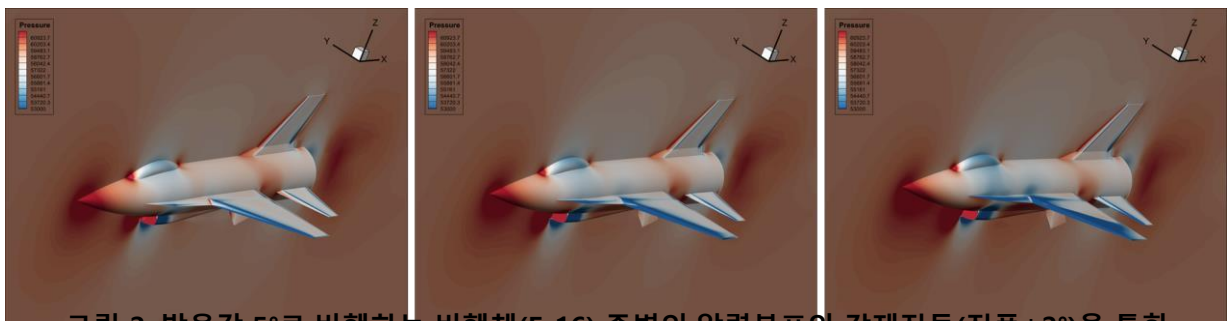


그림 2. 받음각 5°로 비행하는 비행체(F-16) 주변의 압력분포와 강제진동(진폭 $\pm 2^\circ$ )을 통한 동적 안정성 분석 과정 (좌측부터 시간에 따른 받음각 변화, 좌: 3°, 중간: 5°, 우: 7°)

- 담당조교:** 장승준 ([particle3030@naver.com](mailto:particle3030@naver.com))