

14. 학사논문 지도교수: 이 복 직

- 14-1. 스크램제트 추진기관 유동 및 연소 연구
- 14-2. 우주비행체 전기추력기 유동 연구 및 성능 해석
- 14-3. 소형 충격파 풍동을 이용한 극초음속 유동 연구
- 14-4. 기계학습을 이용한 극초음속 유동 가시화
- 14-5. 우주 물체 분열 모델링 및 충돌 위험 분석
- 14-6. 극저궤도 우주비행체 공기흡입 전기추진 연구
- 14-7. DSMC 를 이용한 희박기체 및 우주환경 모사
- 14-8. 우주 비행체 임무설계 및 추진 시스템 요구도 분석

교수 연락처: 301 동 1304 호, 02-880-7415, b.lee@snu.ac.kr

항공우주추진연구실 (Aerospace Propulsion Laboratory) 302 동 518-2 호

<http://apl.snu.ac.kr>

담당 조교: 서성일 연구원 (manijeon@snu.ac.kr)

14-1. 스크램제트 추진기관 유동 및 연소 연구

스크램제트 추진기관은 HiFiRE-2, HyTECH, HyShot, UVa 및 DLR 모델 등의 엔진시스템 실증 단계와 HyShot-2, HiFiRE-2, Kholod, X-43B, X-51 등의 극초음속 비행시험 단계를 거쳐 공기흡입식 극초음속 비행체 구현을 가능하게 하였다. 스크램제트, 지구 및 행성 재진입 등의 극초음속 유동은 강한 충격파와 고온 기체 반응을 수반한다. 따라서 스크램제트 추진기관은 열화학적 비평형인 초음속 상태에서 연료 혼합 및 연소과정을 완료하여야 한다. 실험적 연구가 매우 어려운 분야로 고신뢰도의 수치해석 기법이 반드시 필요한 분야이다.

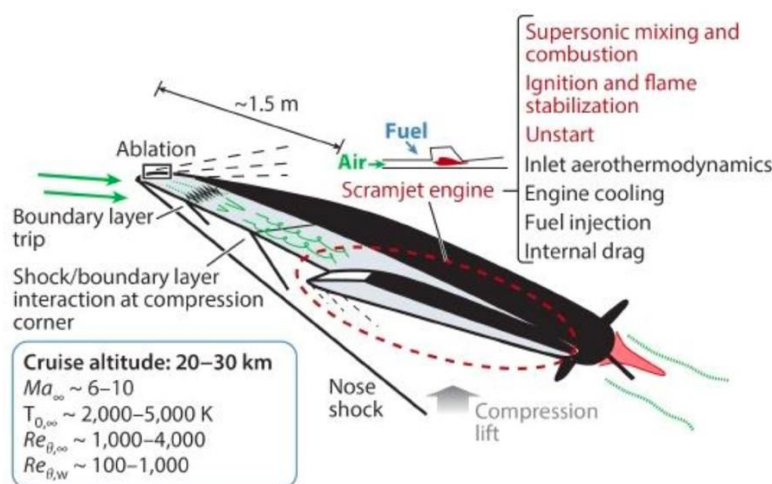


그림 1 스크램제트 추진기관의 주요 물리적 현상

- 다양한 유동조건 및 추진기관 특성에 따른 스크램제트 사이클 분석
- 극초음속 공기흡입구 유동해석 (충격파/경계층 상호작용, 열화학 비평형 모델 효과)
- 스크램제트 isolator/combustor 유동해석 (충격파/경계층 상호작용, 열화학 비평형 효과)
- 초음속 유동장 내 연료/공기 혼합 특성 연구 (isolator/combustor) - 초음속 유동장 내 연소 구현 연구 (isolator/combustor)
- 극초음속 공기흡입구와 isolator/combustor 상호작용 연구 - 압축성 반응유동 OpenFOAM 솔버 응용

14-2. 우주비행체 전기추력기 유동 연구 및 성능 해석

전기추진 시스템은 기존의 화학추진 시스템 대비 비추력이 높아 인공위성, 우주탐사선 등의 탑재체 중량 증가, 장기간의 임무수행 요구에 적합할 뿐만 아니라 다양한 우주임무의 수행을 가능하게 한다. 그러나 전기추진 시스템의 핵심인 플라스마의 비선형적인 물리현상의 해석에 어려움이 많기 때문에, 전기추진 시스템에 대한 설계 및 성능 해석은 주로 실험적인 방법에 머무르고 있어, 수치적 모델링을 통한 전기추진기관 연구의 필요성이 크다.

전기추력기는 연속체 방정식으로 모델링 될 수 있는 시스템과 기체운동학적 접근법으로 모델링 될 수 있는 시스템으로 구분할 수 있다. 연속체 방정식으로 플라스마를 모델링하면 계산 비용이 비교적 적은 채 거시적인 물리량을 비교적 정확하게 계산할 수 있으며, 기체운동학적 접근법으로 플라스마를 모델링하면 플라스마 유동과 불안정을 매우 정확하게 계산할 수 있다. 두 접근법 모두 장단점을 바탕으로 정확한 플라스마 모델 개발을 위한 기초연구를 수행한다.

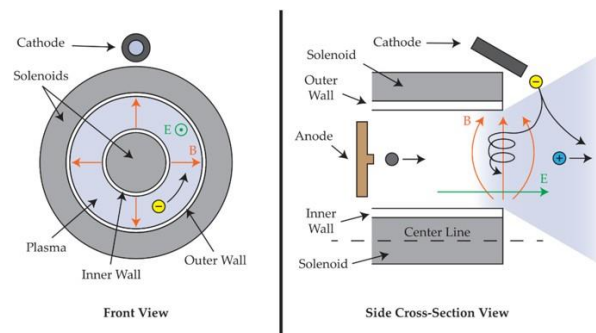


그림 2 홀 추력기 구조

- 전기추진 시스템 리뷰 및 연구 동향, 수치적 모델링을 위한 방법론 수집
- 홀 추력기 일차원 자기유체역학 솔버 개선
- 홀 추력기 성능 해석 툴을 이용한 추력기 설계 파라미터 - 성능 간 상관관계 분석
- Particle-in-Cell (PIC) 기법을 이용한 홀 추력기 플라스마 해석

14-3. 소형 충격파 풍동을 이용한 극초음속 유동 연구

충격파 풍동은 충격파관의 압축 및 가열 현상을 이용하여 얻는 높은 엔탈피의 정체조건을 활용하여 극초음속 유동을 만들 수 있는 실험장치다. 현재 연구실에서 기 보유 및 운용 중인 충격파 풍동으로는 수동으로 간단히 작동할 수 있는 교육용 충격파 풍동(Reddy Shock Tunnel)과, 4MJ/kg 의 고엔탈피로 마하 7 의 유동을 실험할 수 있는 대형 충격파 풍동(SHyST: SNU Hypersonic Shock Tunnel)이 있다.



그림 3 교육용 충격파 풍동



그림 4 대형 충격파 풍동 SHyST

- 극초음속 비행체 형상 설계 및 유동 관측
- 쉐리렌(Schlieren) 장치를 이용한 아충격파 불안정 변화 양상 관측
- 비행체 형상에 따른 난류천이 특성 관측

14-4. 기계학습을 이용한 극초음속 유동 가시화

초음속 및 극초음속 유동 실험에서 계측은 유동 특성을 파악하기 위한 필수적인 요소이다. 센서 등을 이용한 침투적(Intrusive) 계측은 오차가 적지만 유동에 충격파를 발생시키는 등 유동 환경에 영향을 끼치게 된다. 반면 Background Oriented Schlieren(BOS), Particle Image Velocimetry(PIV), Planar Laser Scattering(PLS), Planar Laser Induced Fluorescence(PLIF) 등을 이용한 비침투적(Non-Intrusive) 계측은 간접적인 측정으로, 비교적 오차가 크지만 유동에 영향을 주지 않는다는 장점이 있다.

BOS 계측은 유동의 시험창의 배경에 특정 패턴의 배경 이미지를 위치시킨 뒤, 유동 유무에 따른 배경 이미지의 굴절을 측정하는 방법으로, 유동의 밀도를 계측할 수 있다는 장점이 있지만 그 정확도에 한계가 있다는 단점이 있다. 딥러닝을 통하여, BOS 로 계측된 밀도장과, 풍동의 유동조건, 유동의 지배방정식을 인공신경망에게 학습시켜, 측정된 밀도장의 오차를 보정하고, 계측하지 않은 속도, 압력장을 유추할 수 있다. 동일한 기계학습 과정에 다양한 계측기법을 추가하여 각 계측의 고유의 한계점을 개선할 수 있을 것으로 기대된다.

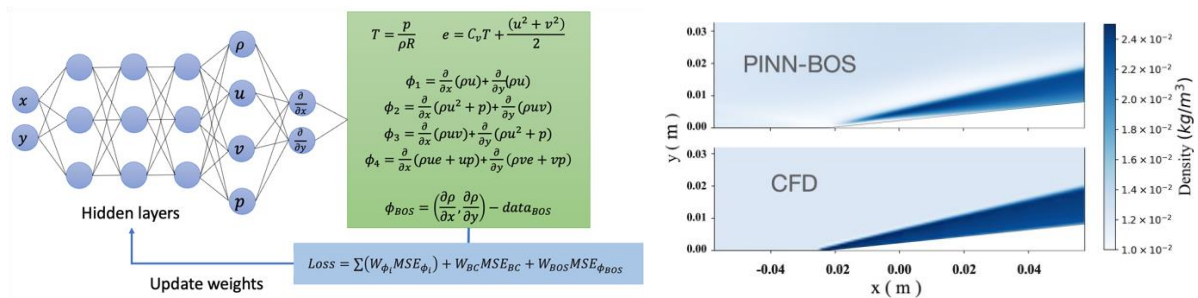


그림 5 PINN 을 이용한 유동장 재구성

- BOS 를 이용한 극초음속 유동의 정량적 밀도 측정
- PLS 를 이용한 극초음속 유동 경계층 난류천이 계측
- Physics-Informed Neural Network(PINN)을 이용한 실험 유동장의 재구성
- 극초음속 유동 경계층 유동 가시화 및 정밀계측
- 극초음속 유동 경계층 유동 해석 압축성 점성 OpenFOAM 솔버 응용

14-5. 우주 물체 분열 모델링 및 충돌 위험 분석

뉴 스페이스를 계기로 우주산업시장이 변화하면서 인공위성 발사의 난이도와 비용이 급격하게 감소하면서 지구 궤도 내의 인공위성의 수가 급증하고 있다. 아울러, 국가 간 패권경쟁이 우주로 확대될 가능성이 높아지면서 인공위성을 무력화할 수 있는 대(對)인공위성 무기들이 다시 주목 받고 있다. 대인공위성 무기는 특정 인공위성을 무력화하는 무기이며, 특히 투사체 충돌형 무기를 사용할 경우 지구 궤도 내의 우주 잔해의 수를 크게 증가시키는 문제가 있다.

인공위성을 비롯한 지구 궤도 내의 물체가 충돌 혹은 폭발로 대량의 파편을 발생시킬 경우, 다른 인공위성들이 피해를 입거나 케슬러 신드롬(Kessler Syndrome)과 같은 대참사가 발생할 수도 있다. 이를 방지하기 인공위성의 폭발 또는 충돌을 인공위성 분열 시험 데이터 또는 관측 데이터 바탕으로 모델링하고, 발생한 파편들의 궤적과 타 인공위성에게 끼칠 수 있는 위험을 분석할 필요가 있다.

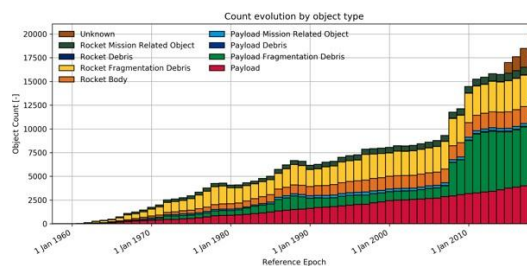


그림 6 지구 궤도 내 물체 수의 추이

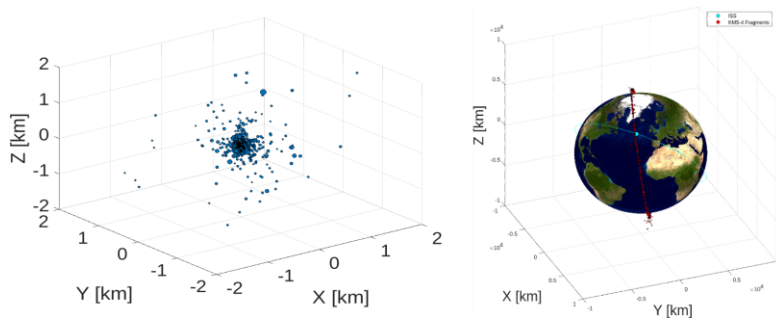


그림 7 인공위성 분열 모델링(좌), 분열로 발생한 파편과 ISS 최근접일 때의 모습(우)

- 데이터 기반 분열 모델 개선
- 우주물체 간 충돌확률 분석 방법 탐구

14-6. 극저궤도 우주비행체 공기흡입 전기추진 연구

우주 비행체의 안착 궤도가 낮을수록 비행체의 발사 비용이 감소하며, 지구와 상호작용하는 모듈(통신장비 및 지구관측장비 등)이 더 높은 성능을 발휘할 수 있다. 이에 따라 인공위성을 비롯한 우주비행체를 고도 160~250 km의 극저궤도(VLEO, Very Low Earth Orbit)에서 운용하는 방법에 대한 연구가 각광 받고 있다.

극저궤도는 지구 대기권으로 인한 공기저항이 매우 큰 영역이므로, 우주비행체는 궤도 유지를 위해 반드시 추력기를 탑재 및 상시 가동하여 공기저항을 보상받아야 한다. 이러한 열악한 환경에서 우주비행체가 지속적으로 비행할 수 있도록 고안된 추진 시스템이 공기흡입 전기추진(ABEP, Atmosphere Breathing Electric Propulsion)이며, 높은 비추력의 전기추진 시스템에서 추진제 탑재량을 극단적으로 감소시킬 수 있는 장점을 가진다.

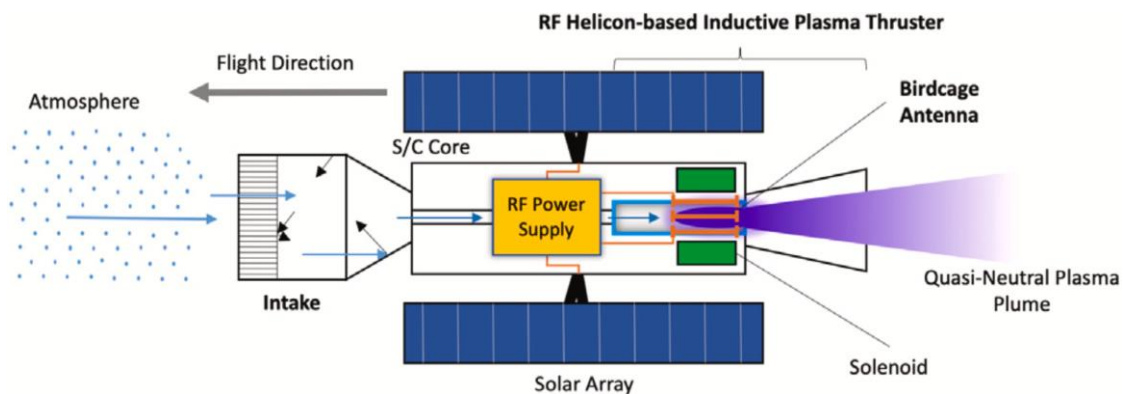


그림 8 공기흡입 전기추진 시스템 구조

- 공기흡입 전기추진 시스템 리뷰 및 연구 동향 파악, 수치적 모델링을 위한 방법론 수집
- 흡입구 형상에 대한 대기 입자 포집 효율 분석
- 추진방식에 따른 공기흡입 전기추진 시스템 비행 가능성 및 효율 분석

14-7. DSMC 를 이용한 희박기체 및 우주환경 모사

고고도에서 비행하는 극초음속 비행체, 재진입 비행체, 위성, 또는 달 탐사선 표면의 공력가열 또는, 임무 성공여부를 예측하기 위해서 유동현상을 해석하는 것은 필수적이다. 하지만 우주 또는 고고도 환경에서는 유체의 밀도가 매우 낮아 누센 수(Knudsen number, K_n)이 커지게 되어 희박기체가 된다. 높은 누센 수의 유동에서는 연속체 가정을 적용하기 어렵기에 아래의 볼츠만 방정식(Boltzmann equation)을 사용하여 유동을 해석하여야 한다.

$$\frac{\partial(nf)}{\partial t} + c \cdot \frac{\partial(nf)}{\partial r} + F \cdot \frac{\partial(nf)}{\partial c} = \int_{\Omega} \int_{\Omega'} n^* f^* f - f f^* c r \sigma d\Omega dc$$

하지만 볼츠만 방정식을 직접적으로 푸는 것은 매우 어렵기 때문에 수치기법으로 접근해야 한다. 버드(Bird)가 제시한 DSMC(Direct Simulation Monte Carlo) 방법은 입자의 운동과 충돌을 현상학, 통계학적으로 구현하여 볼츠만 방정식을 푸는 방법으로, 희박기체 유동을 효과적으로 해석할 수 있다. 또한 진동, 회전, 병진 온도의 변화를 효과적으로 구할 수 있기 때문에 유체를 구체적으로 해석할 수 있다.

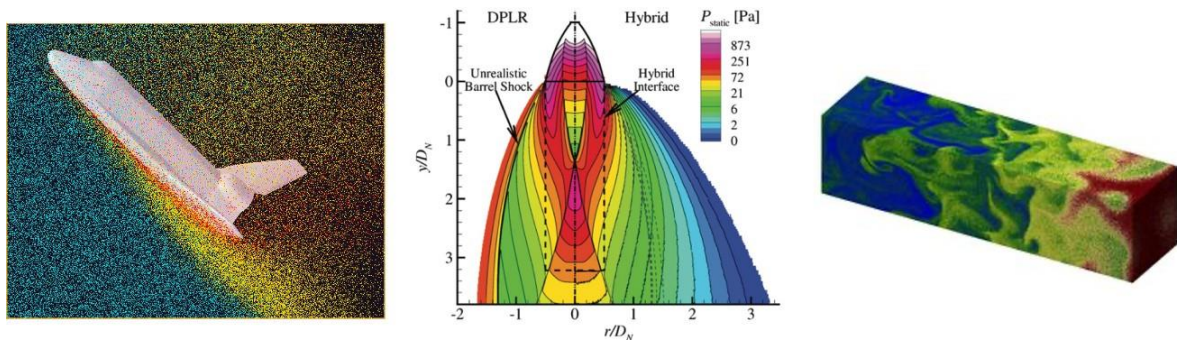


그림 9 DSMC 를 활용한 예시. 재진입 우주비행체(좌), 추력기 후류-지면 상호작용(중), Rayleigh-Taylor 불안정(우)

- DSMC를 이용한 위성의 항력 해석
- DSMC를 이용한 극초음속 비행체와 재진입 캡슐의 공력가열 해석
- 달착륙선의 플룸과 달 표면과의 상호작용 연구 (Plume and Surface Interaction)
- DSMC를 이용한 Rayleigh-Taylor Instability (RTI) 현상 모사

14-8. 우주 비행체 임무설계 및 추진 시스템 요구도 분석

한국형발사체의 연속적인 성공에 힘을 입으면서 대한민국의 우주경제 시대가 다가오고 있다. 근미래에 가치창출이 유망한 우주 영역으로는 크게 지구 궤도, 시스루나 영역(Cislunar Space, 지구-달 근접 영역), 화성, 그리고 소행성 등이 있다. 각 우주 영역의 활용 방안 탐색을 위해 탐사 및 기술 시연 임무가 필요하며, 지구 궤도의 경우 이미 경제활동이 활발한 영역이므로 퇴역 인공위성 수거 또는 처리, 추진제 공급, 궤도 중 제조업 등 이를 보조할 궤도 서비스가 부상할 것으로 전망된다.

본 연구의 목표는 근미래의 우주산업에서 요구될 우주임무의 개념설계를 진행하여 임무 별 추진 시스템의 이해도를 넓히고자 한다. 다양한 추진 시스템에 대한 조사 및 모델링을 바탕으로 임무의 실현 가능성 확인 및 최적화를 진행할 수 있는 시뮬레이션을 활용하여 가상의 시나리오로 사례연구 및 임무 분석을 진행할 것이다.

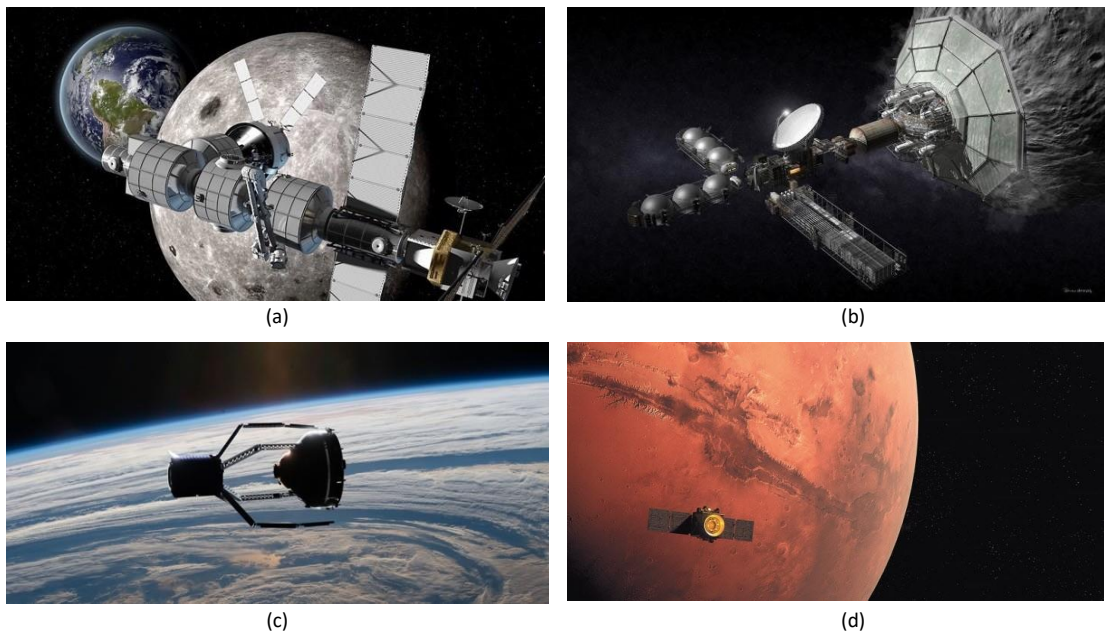


그림 10 근미래 우주임무 예시. 달 기지 설립(a), 소행성 채광(b), 궤도 서비스 제공(c), 화성 탐사 및 개발(d)

- 장기간 궤도 임무용 우주비행체 동향 조사 및 추진 시스템 탐구
- 지구 궤도 서비스 제공 인공위성을 위한 최적 추진 시스템 탐구
- 화성 탐사선 임무 및 추진 시스템 요구도 분석
- 소행성 근접 탐사용 소형위성 임무 및 추진 시스템 요구도 분석