

15. 학사논문 지도교수: 이 복 직

15-1. GPU 활용 고성능 컴퓨팅 연구

15-2. 스크램제트 추진기관 연소유동 연구

15-3. 우주비행체 전기추진 성능해석 연구

15-4. 미소추력 측정 연구

15-5. 기계학습을 이용한 난류연소 모델링 연구

15-6. 초임계(Supercritical) 압축성 유동 1차원 수치해법 연구

15-7. 소형 충격파 풍동을 이용한 극초음속 연구

15-8. UAM(eVTOL)을 위한 하이브리드 추진시스템 연구

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

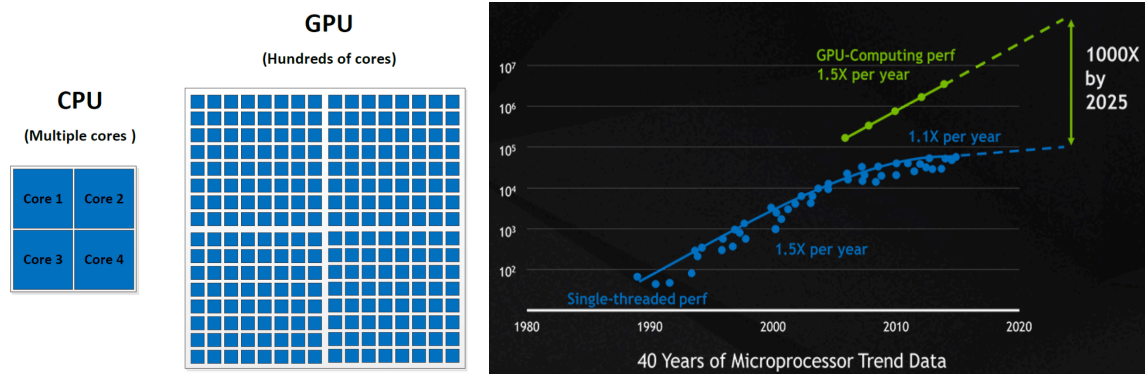
항공우주추진연구실 (Aerospace Propulsion Laboratory) 301동 1313호, 1355-2호

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

담당 조교: 전대영 연구원 (dy.jun@snu.ac.kr)

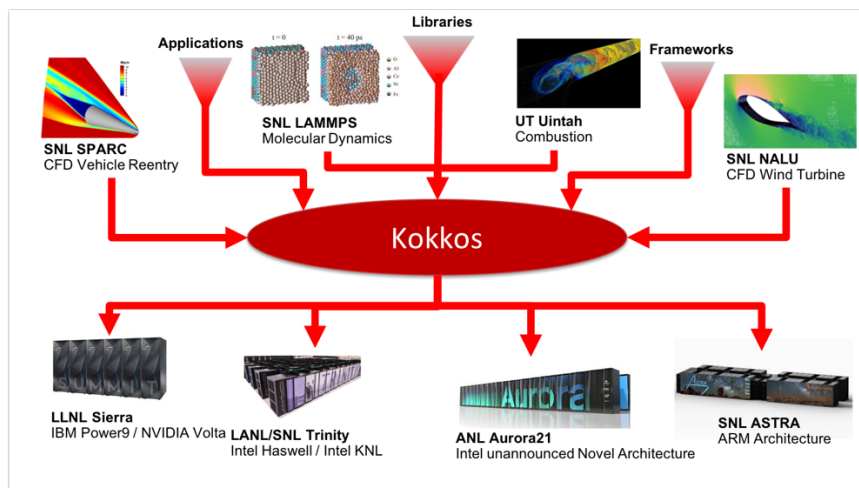
15-1. GPU 활용 고성능 컴퓨팅 연구

최근 고성능 계산과학(High Performance Computing)에서 하이브리드 컴퓨팅 아키텍처(CPU-GPU, Multicore-Manycore 등)가 종래의 CPU클러스터의 성능 한계를 뛰어넘는 하드웨어 개념으로 자리잡고 있다. 또한 GPU는 인공지능 적용을 위한 신경망의 학습 등에 적합하여 최근 그 수요가 급증하고 있고 GPU 기반 슈퍼컴퓨팅 환경이 더욱 지배적으로 될 전망이다.



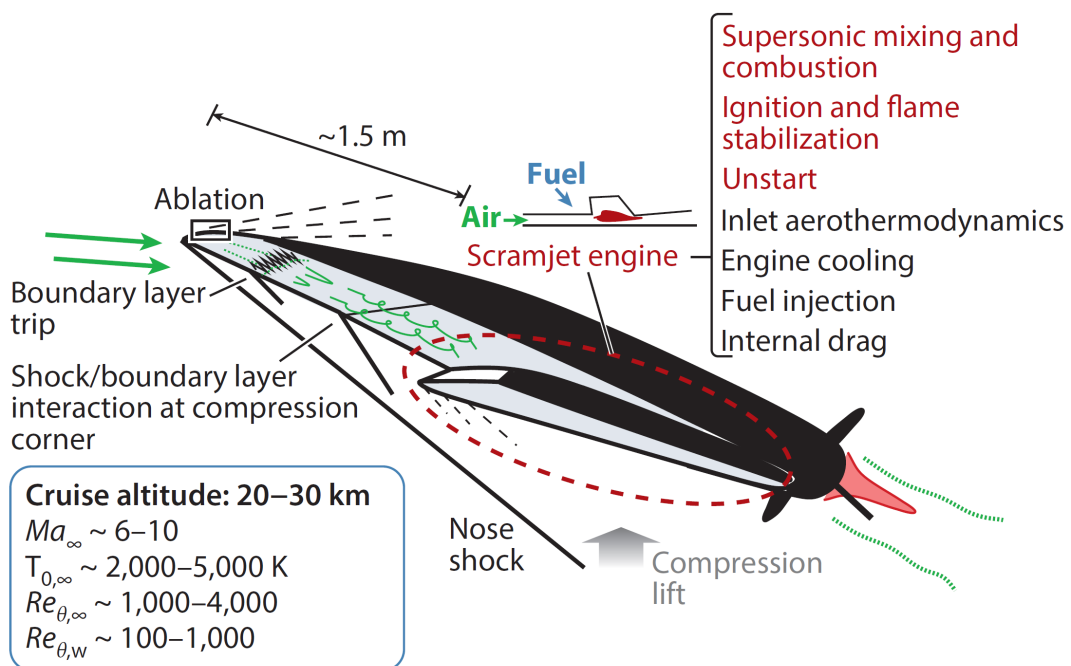
과학자/공학자가 본래의 연구목적 프로그래밍 및 모델링 연구에 집중할 수 있도록, 컴퓨팅 아키텍처에 따른 병렬 프로그램을 자동으로 구현해주면서 최적의 성능을 보장하는 Kokkos 라이브러리가 미국 Sandia National Lab 주도하에 개발되었다.

CUDA를 이용한 오픈폼의 하이브리드 컴퓨팅 성능 검증 및 개선 및 Kokkos를 이용한 전산유체역학 코드 개발 등을 통해 새로운 고성능 전산해석의 비전을 제시하는 프론티어 연구를 수행한다.



15-2. 스크램제트 추진기관 연소유동 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.

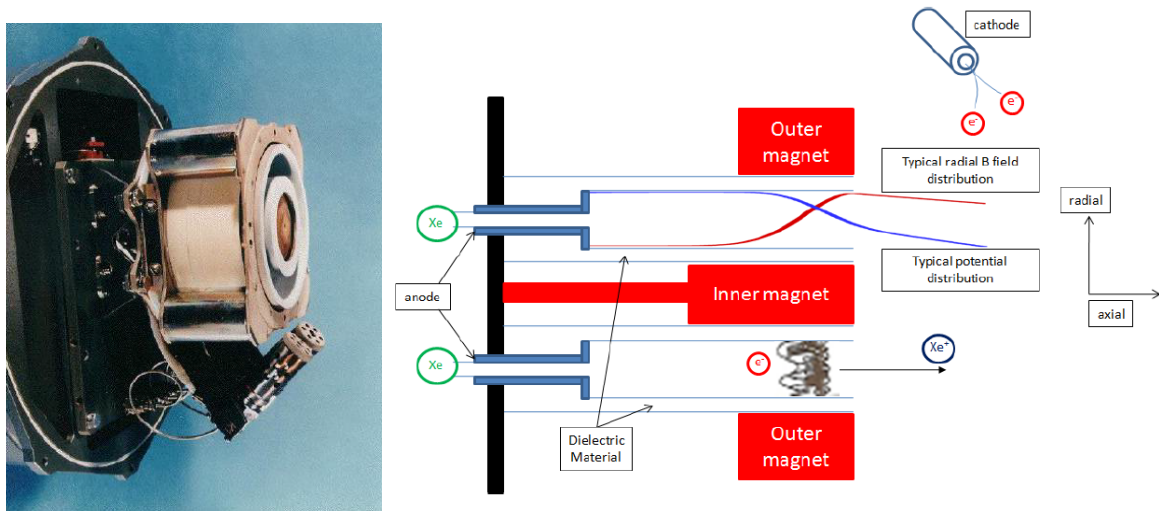


스크램제트 추진기관의 주요 물리적 현상

- 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

15-3. 우주비행체 전기추진 성능해석 연구

전기추진 시스템은 기존의 화학추진 시스템 대비 비추력이 높아 인공위성, 우주탐사선 등의 탑재체 중량 증가, 장기간의 임무수행 요구에 적합할 뿐만 아니라 화학추진 시스템으로 불가능한 우주임무로의 확장이 가능하게 한다. 현재 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. 두 접근법 모두 장단점을 지니고 있으며 보다 정확한 모델링 개발을 위한 기초연구를 수행한다.



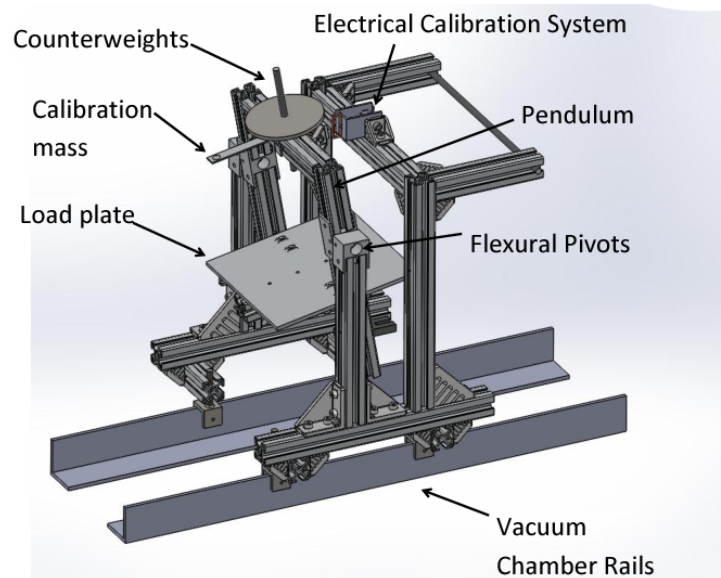
본 연구에서는 선행연구 분석을 통해 전기추력기 해석에 필요한 자료를 확보하고, 전기추진기관 특성에 대한 기초 연구를 수행한다. 본 연구실에서 보유한 홀추력기 성능해석 전용 1-D Magnetohydrodynamics 솔버에 대해 이온의 추력기 벽면에서의 Recombination Physics 를 포함하도록 모델링을 수행 후 다양한 홀추력기에 대한 성능을 해석하고 그 차이를 분석한다.

이를 통해 우주비행체를 위한 홀추력기 설계의 원천 기술 개발과정을 습득한다.

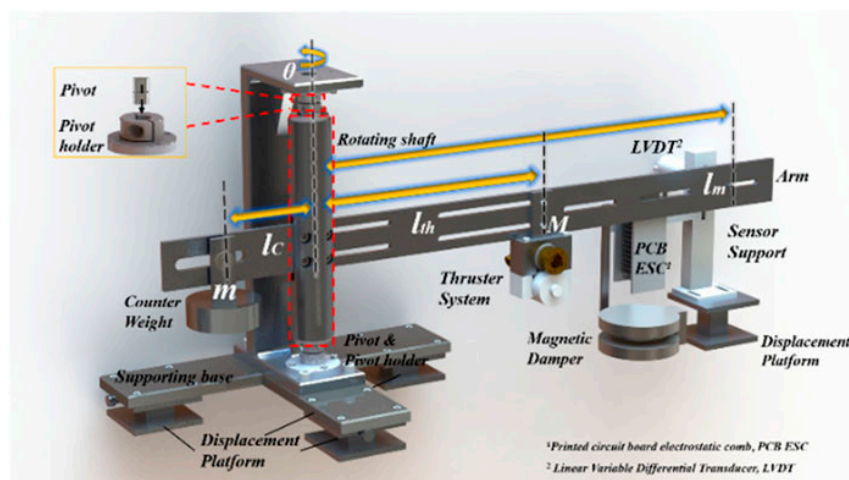
- 전기추력기 리뷰 및 연구 동향, 수치적 모델링을 위한 방법론 수집
- 홀추력기 1-D MHD 솔버 개선
- 개선된 홀추력기 솔버를 활용, 1-D 해석을 통한 홀추력기 요구도 분석 및 설계, 해석

15-4. 미소추력 측정 연구

초소형 위성 및 큐브 위성 등의 자세/궤도 제어 임무를 위해서는 매우 정교한 추력 프로파일이 요구되며, $1\ \mu\text{N} \sim 1\ \text{mN}$ 급의 추력을 소요로 한다. 이러한 미소추력을 우주환경을 모사하는 진공환경에서 중력 영향을 최소화하고 측정하는 기술을 개발하기 위해 선진 각국이 많은 연구를 진행 중이다. 종래의 로드셀을 이용할 수 있는 범위를 벗어나기에, 진자(Pendulum)를 이용한 간접적 추력 방식이 몇가지 제안되어 왔다. 여러 방식들의 계측원리를 이해하고, 장단점을 분석하며, 추력측정장치를 직접 설계해본다.



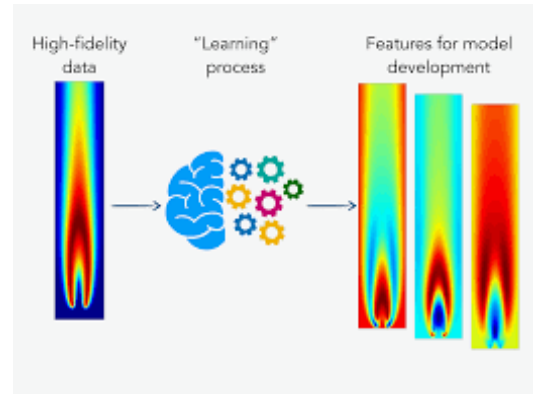
Pendulum balance 연구 사례 (이탈리아)



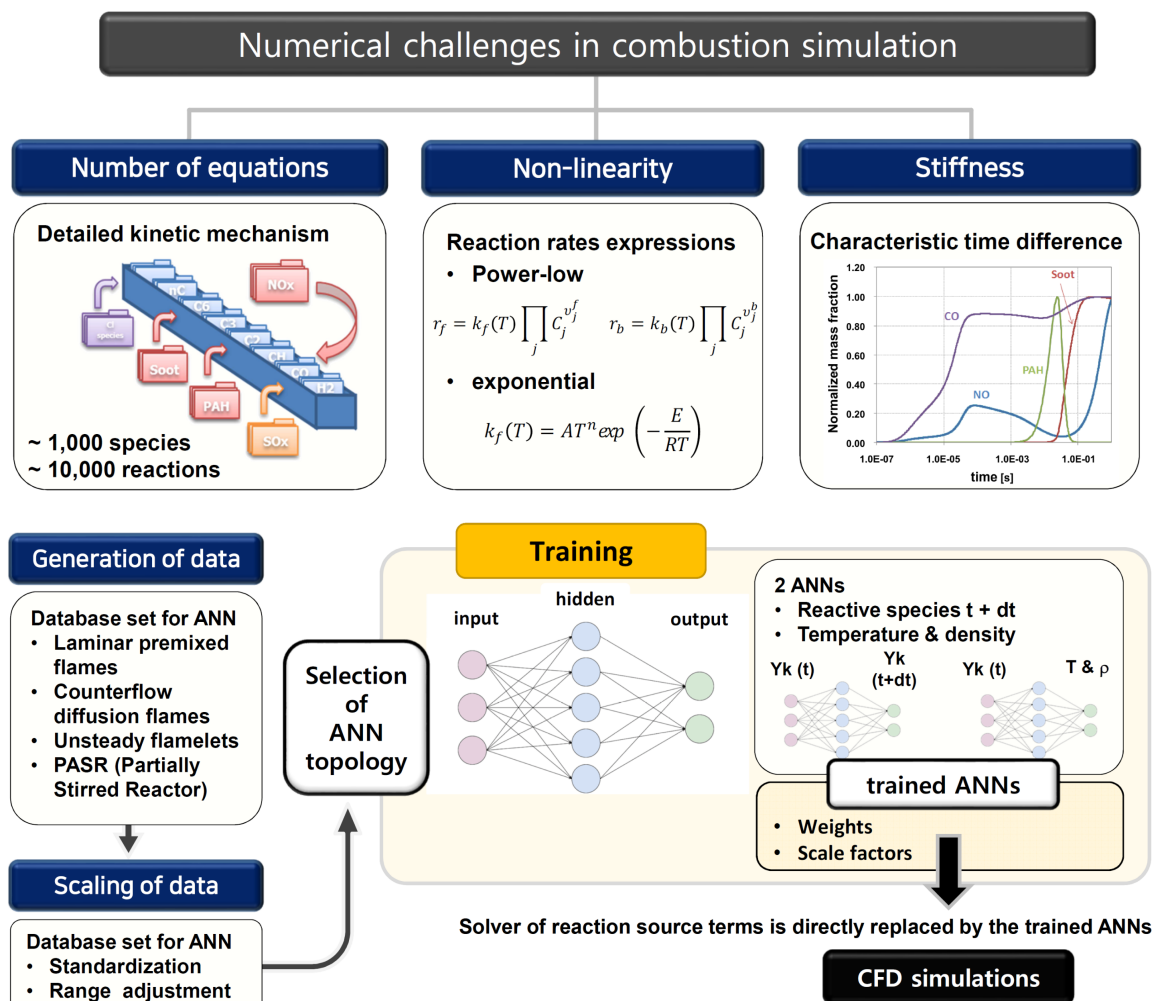
Torsion balance 연구 사례 (중국)

15-5. 기계학습을 이용한 난류연소 모델링 연구

반응유동해석을 위한 상세반응기구는 수백 또는 수천 개의 화학종을 포함하고 그에 따른 방정식 규모는 매우 커지게 되며 반응식의 비선형성과 수치적 강성 문제는 반응유동 수치해석을 위한 막대한 계산비용을 초래한다. 본 연구에서는 정규화된 화염의 수치해, 직접모사를 통한 난류 화염 데이터 등을

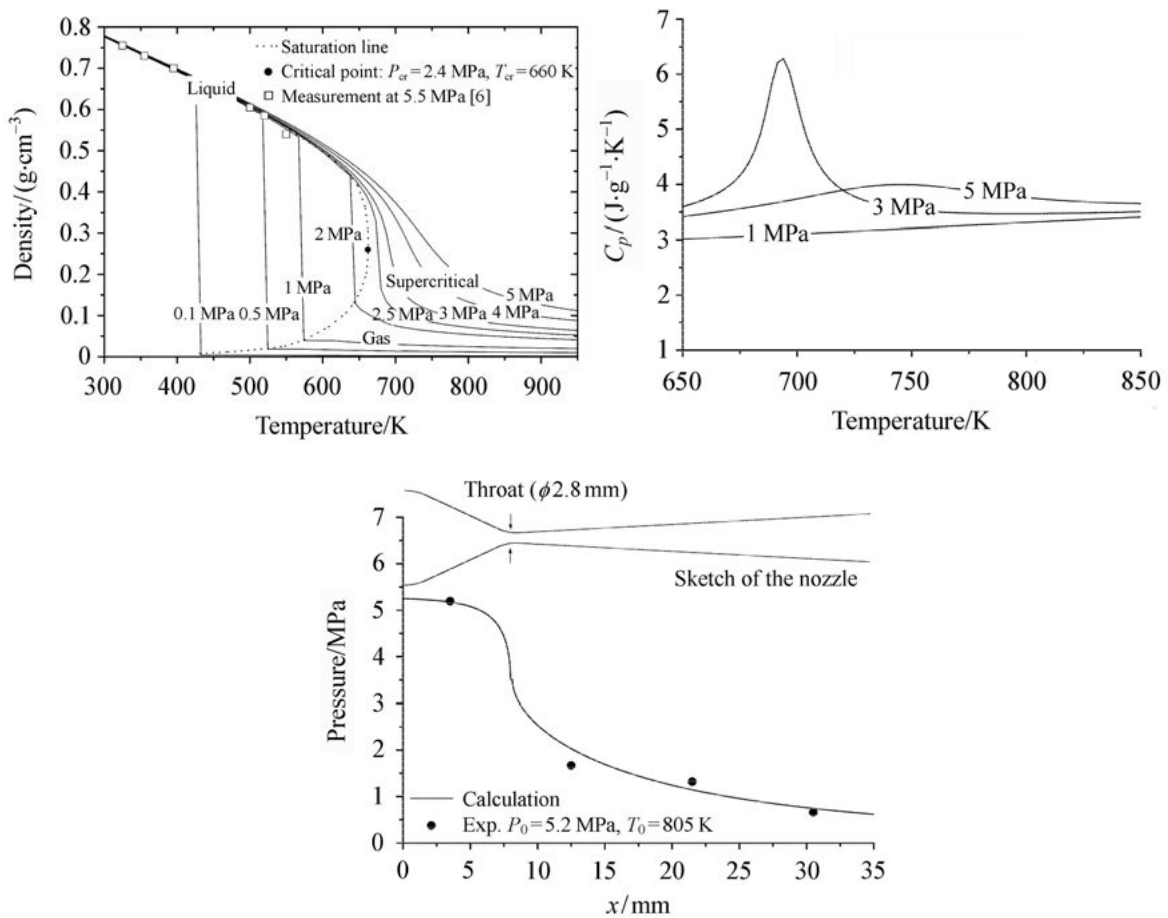


활용하여 기계학습을 적용하고, 상미분 방정식의 적분과정을 신경망으로 대체하는 기술의 유효성을 실증한다.



15-6. 초임계(Supercritical) 압축성 유동 1 차원 수치해법 연구

초임계 유체는 실제유체상태방정식을 이용하여 모델링할 수 있는데, 비열 등의 열역학 물성치 계수와 점성 등의 전달계수가 이상기체와 크게 달라질 뿐 아니라, 가짜끓는점을 경계로 singularity에 가까운 특이값을 갖게 된다. 압축성 유체 지배방정식을 이용하여 준1차원 노즐 유동이나 1차원 충격파관 문제 등을 분석하는 수치해법을 구현할 수 있으며, 이때 상태방정식과 열역학 및 전달물성치를 실제유체 모델 또는 데이터베이스를 이용하여 산출하여야 한다. 초임계 유체의 압축성 거동에 대해서는 거의 알려진 지식이 없으며, 본 연구는 초임계유체를 활용하거나, 초임계환경에서 운용되는 다양한 실제 문제들에 적용될 수 있는 매우 유용한 수치해석도구를 제시하는 의의가 있다. 본 연구실이 보유한 초임계 열역학 라이브러리를 이용하여 1차원 압축성 해석 코드(Euler)를 작성하고 노즐 등 실제 문제에 적용한다.



15-7. 소형 충격파 풍동을 이용한 극초음속 연구

충격파관의 압축 및 가열 현상을 이용하여 얻는 높은 엔탈피의 정체조건을 활용하여 극초음속 유동을 만들 수 있으며, 이러한 장치를 충격파 풍동이라고 부른다. 수동으로 간단히 작동할 수 있는 교육용 충격파 풍동(Reddy Shock Tunnel)과, 4MJ/kg의 엔탈피로 마하 7의 유동을 실험할 수 있는 대형 충격파 풍동(SHyST: SNU Hypersonic Shock Tunnel) 등을 보유, 운용 중에 있다.

- 고압부 충전 기계화, 고속 밸브를 이용한 격막부 대체/개조 등 운용성 증대 연구
- 1차원 충격파관 및 준1차원 노즐 코드를 통한 성능 분석 연구
- 3D 프린터를 이용한 극초음속 비행체 모델 제작 및 극초음속 유동 실험



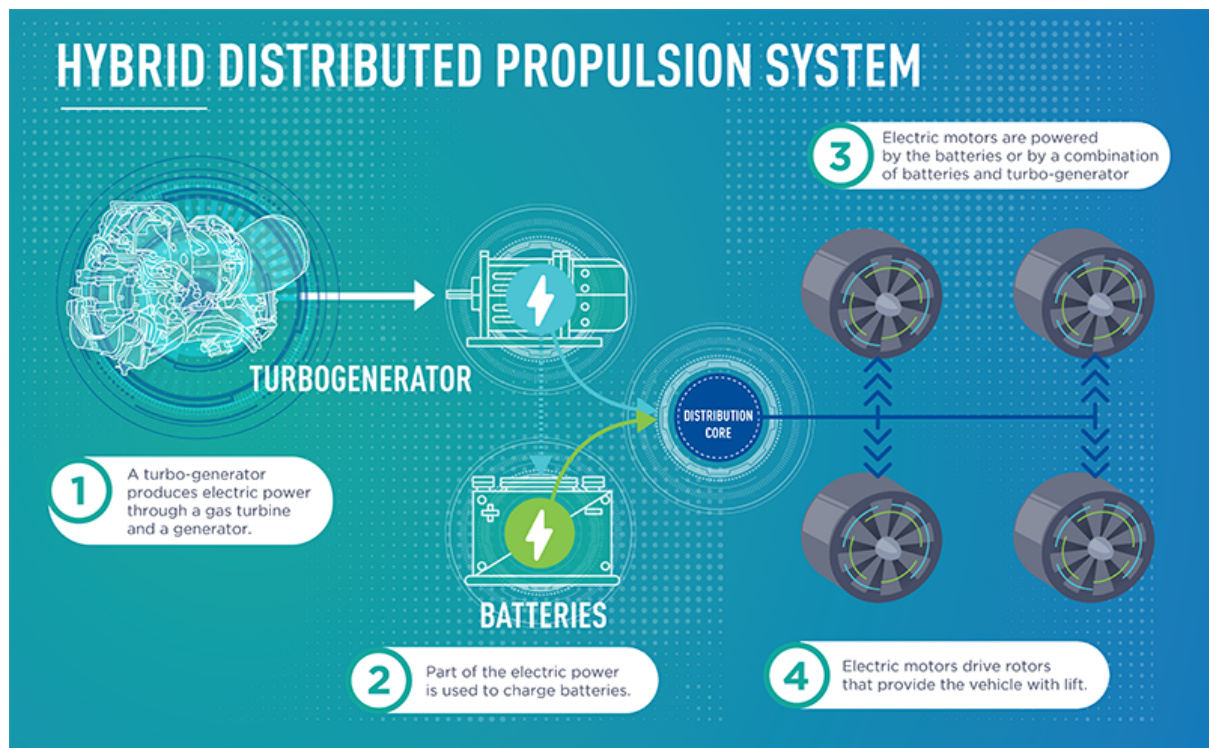
Reddy 소형 충격파 풍동



SHyST 고엔탈피 충격파 풍동

15-8. UAM(eVTOL)을 위한 하이브리드 추진시스템 연구

종래의 내연기관 및 터보엔진과 발전기/인버터/전기모터를 결합하여 전기동력 수직이착륙(eVTOL)이 가능한 UAM 미래비행체의 운용 요구성능을 충족하는 하이브리드 추진 시스템이 활발히 연구 개발되고 있는 추세이다. 이는 현 단계 기술수준에서 배터리가 가진 한계를 화석연료 기반의 엔진을 활용하여 극복하는 개념으로서, UAM이 실제로 개발되기 위해서는 필수적으로 요구되는 기술이다. 본 연구에서는 하이브리드 추진시스템의 성능을 분석하고 최적 시스템 설계에 활용할 수 있는 성능 모델링 도구를 개발한다.



하이브리드 분산 전기추진 개념도 (Safran)