

Technical Paper

DOI: <https://doi.org/10.6108/KSPE.2020.24.3.071>

발사체 해석을 위한 CFD 소프트웨어 적용 현황

정황희^a · 김재열^a · 신재렬^{a,*}

Present State of CFD Softwares Application for Launch Vehicle Analysis

Hwanghui Jeong^a · Jae Yeol Kim^a · Jae-Ryul Shin^{a,*}

^aNEXTfoam Research Center, Korea

*Corresponding author. E-mail: jrshin@nextfoam.co.kr

ABSTRACT

Before we develop LVAFoam, a CFD software for launch vehicle analysis, we conducted a survey on other CFD softwares. We looked at in-house code and commercial CFD software of other countries that were used as a simulation of launch vehicle's combustor, turbopump and external flow. This research included in-house code solvers, developed by NASA, Mississippi State University, DLR, Bertin Technologies, CNES, CERFACS, and JAXA as well as commercial CFD software from FLUENT, CFX, Advance/FrontFlow/red, GASP, CRUNCH CFD, CFD-ACE+, FINETM/Turbo, STAR-CCM+. The simulation cases of launch vehicle analysis from each commercial softwares and introduction of the LVAFoam were presented.

초 록

발사체 분석을 위한 CFD 소프트웨어인 LVAFoam을 개발하기 앞서 발사체의 연소기, 터보 펌프 및 외부유동의 시뮬레이션에 사용된 해외의 인하우스 CFD 소프트웨어 및 상용 CFD 소프트웨어에 대한 조사를 수행하였다. 인하우스 소프트웨어로는 NASA, 미시시피 주립대학, DLR, Bertin Technologies & CNES, CERFACS 및 JAXA의 솔버들과, 상용 소프트웨어로는 FLUENT, CFX, Advance/FrontFlow/red, GASP, CRUNCH CFD, CFD-ACE+, FINETM/Turbo, STAR-CCM+ 의 솔버들을 정리하였다. 발사체 분석을 위한 각 소프트웨어의 계산 사례가 제시되었으며, 개발된 LVAFoam이 간략하게 소개되었다.

Key Words: CFD Software(전산유체역학 소프트웨어), In-house Software(인하우스 소프트웨어), Commercial Software(상용 소프트웨어), Launch Vehicle(발사체), Combustor(연소기), Turbo Pump(터보 펌프), External Flow(외부 유동)

Received 14 January 2020 / Revised 13 April 2020 / Accepted 17 April 2020

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

1. 서 론

전산유체역학(Computational Fluid Dynamics, CFD)은 실험의 한계를 극복하고 보완하며, 유동의 이해도 증진 및 유동을 예측할 수 있도록 돕는 도구로서 우주 발사체 개발에서 활용이 보편화 되었다. CFD 소프트웨어는 크게 별도 비용 없이 허가된 집단 내에서만 폐쇄적으로 개발하여 사용되는 인하우스 소프트웨어(in-house software)와 코드 공개가 제한되고 비용을 지불하고 소프트웨어 개발 업체의 지원을 받을 수 있는 상용 소프트웨어 그리고 코드 수정과 사용이 자유로우나 사용 편의성이 부족한 공개 소스 소프트웨어(open source software)로 나눌 수 있다.

발사체 관련 해석 문제는 아음속에서 초음속에 이르는 넓은 속도 영역, 극저온 및 초입계 상태, 연소, 상변화 등이 복합적으로 고려되는 문제이다. 인하우스 소프트웨어는 비교적 최신 수치기법이 적용되어 국부적인 정교한 해석을 위해 주로 사용되는 반면, 상용 소프트웨어는 유동의 전반적인 특성 이해 및 기본 설계 자료로 활용하기 위해 사용되고 있다.

우주개발 선진국의 경우 발사체 개발에 참여하는 정부지원 연구기관들은 자체 개발 혹은 학계와 협력으로 개발한 인하우스 소프트웨어를 사용하거나 발사체 해석에 특화된 상용 소프트웨어를 사용하고 있다. 국내의 경우 발사체 개발 주도 기관인 한국항공우주연구원(Korea Aerospace Research Institute, KARI, 이하 항우연)은 발사체 해석에 있어 해외의 상용 소프트웨어를 사용하고 있으며, 해외 상용 소프트웨어가 범용성을 추구함에 따라 불필요한 패키지 비용이 추가되고 기술지원이 제한적이며 발사체 해석에 특화된 환경을 제공받지 못하는 어려움을 겪고 있다. 당사는 한국연구재단 우주핵심개발사업의 일환으로 항우연의 발사체 해석에 특화된 CFD 소프트웨어 LVAFoam(Launch Vehicle Analysis OpenFoam)의 개발을 수행하였다. 본 논문은 LVAFoam 개발과정에서 사전 조사 중 하나인 발사체 해석에 적용되는 해외 CFD 소프트웨어와 그 해석 사례에 대해 소개한다.

본 내용에서는 특히 발사체 유동 해석 요소(파트)로 연소기 내부, 터보펌프 내부, 발사체 외부 유동(연소반응이 제외된 플룸 유동 포함)으로 한정하여 정리하였다. 위의 해석 요소는 연소 유동, 다상 유동, 압축성 유동에 해당한다. 2장에서는 이들 요소 연구에 적용되었던 인하우스 및 상용 소프트웨어에 대한 소개와 사례로 구성되고 3장에서 개발된 소프트웨어에 대한 설명으로 구성된다.

2. CFD 소프트웨어와 발사체 해석 사례

CFD 소프트웨어는 컴퓨터의 보급 확대와 성능 향상으로 공학 문제 및 설계 보조 수단으로 접근성이 향상되면서 해외 CFD 커뮤니티인 cfd-online.com에 등재된 상용 CFD 소프트웨어만 수십 가지에 달할 만큼[1] 많이 개발되어 있다. 하지만 발사체 연소기, 터보펌프, 외부 유동 해석에 사용되어 논문으로 발표된 바 있는 것으로 선별하면 발사체 해석 소프트웨어 수는 확연히 줄어든다. 여기서 발사체 개발 국가 산하의 연구기관의 인하우스 소프트웨어와 기업에서 개발된 상용 소프트웨어를 조사하여 Table 1에 정리하였다.

미국 내에서 발사체 해석에 수차례 사용된 Loci/CHEM은 대학 주도로 개발된 소프트웨어임에도 불구하고 인하우스 소프트웨어 목록에 포함되었으나 이외의 대학 연구실에서 개발되고 사용되는 인하우스 코드의 대부분은 사용자 수가 극히 소수에 불과하여 조사 대상에서 제외되었다. 또한, 언어와 정보 접근성의 제한으로 인해 우주 개발 선진국인 러시아, 중국, 인도 등에서 개발되고 사용 중인 소프트웨어는 조사 대상에서 제외되어 결과적으로 미국, EU, 일본의 소프트웨어들을 본 조사에서 정리하였다. 발사체 해석용 CFD 소프트웨어의 참고지표로는 소프트웨어로 사용된 발사체 해석 요소, 지원하는 격자 유형, 자체 격자 생성 도구 탑재 여부, 적용된 수치해법, 초음속 압축성 유동 해석 여부, 난류 모델, 연소모델을 택하였다. 본 장의 다음 각 절

Table 1. List of CFD softwares for launch vehicle analysis.

Developer or Owner	Software	Target Component	Supported Mesh Type	Meshing Tool	Numerical Method	Flow Handling	Turbulence Model	Combustion Model
NASA	Cart3D	External Flow	Cartesian Unstructured	Cubes	Explicit	Compressible	Inviscid	-
	OVERFLOW	External Flow	Structured	OVERGRID	Implicit	Compressible	RANS/LES	-
	INS3D	Turbopump	Structured	OVERGRID	Implicit	Incompressible	RANS	-
	FUN3D	External Flow	Unstructured (Node-based FVM)	VGRID	Implicit	Compressible	RANS/LES	-
	LAVA	External Flow	Un/Structured	OVERGRID	Ex/Implicit	Compressible	RANS/LES	-
Mississippi Univ.	Loci/CHEM	Combustor External Flow	Unstructured	-	Ex/Implicit	In/Compressible	RANS/LES	Finite rate
DLR	TAU	External Flow	Unstructured (Edge-based FVM)	-	Implicit	In/Compressible	RANS/LES	-
	TASCOM3D	Combustor	Unstructured	-	Implicit	Compressible	RANS/LES	Finite rate
Bertin Technologies & CNES	CPS	Combustor External Flow	Unstructured	-	Ex/Implicit	Compressible	RANS/LES	Infinitely / Finite rate
CERFACS	AVBP	Combustor Turbopump	Unstructured	HIP	Explicit	Compressible	RANS/LES	Infinitely / Finite rate
JAXA	LS-FLOW	External Flow	Unstructured (Cell-based FVM)	LS-GRID	Implicit	Compressible	RANS	-
	UPACS-LES	External Flow	Structured	-	Implicit	Compressible	RANS/LES	-
ANSYS	FLUENT	Combustor External Flow	Unstructured	FLUENT Meshing	Ex/Implicit	In/Compressible	RANS/LES	Infinitely / Finite rate
	CFX	Turbopump	Unstructured	CFX Mesh	Implicit	Incompressible	RANS/LES	Infinitely / Finite rate
Advance Soft	Advance/FrontFlow/red	Combustor	Unstructured	Advance / REVOCAP	Implicit	Incompressible	RANS/LES	Finite rate
AeroSoft Inc.	GASP	External Flow	Un/Structured	-	Ex/Implicit	Compressible	RANS	Finite rate
CRAFT Tech	CRUNCH CFD®	Combustor Turbopump External Flow	Un/Structured	PRE CRUNCH	Implicit	Compressible	RANS/LES	Finite rate
ESI	CFD-ACE+	Combustor Turbopump	Unstructured	CFD-VisCART	Implicit	Incompressible	RANS/LES	Infinitely / Finite rate
NUMECA International	FINE™/Turbo	Turbopump	Structured	AutoGrid5™	Implicit	In/Compressible	RANS	-
SIEMENS	STAR-CCM+	External Flow	Unstructured	built in polyhedral	Implicit	Compressible	RANS/LES	Infinitely / Finite rate

에서는 표에 정리된 소프트웨어와 상용 소프트웨어의 해석 사례를 설명한다.

2.1 국가 연구소 및 학계 인하우스 소프트웨어

미국 NASA(National Aeronautics and Space Administration)에는 Table 1에 나타난 것 이외에도 초음속 및 극초음속 유동해석용 US3D 등 다수의 자체 또는 학계 협력 개발 소프트웨어를 보유하고 있다[2].

Cart3D는 비점성 정상상태 유동 해석 소프트웨어로 PRLV(Partially Reusable Launch Vehicle) 외부 유동 해석에 사용된 바 있다[3]. 강한 난류가 지배적인 유동 해석에는 사용할 수 없지만 비정렬 격자 사용으로 복잡한 형상에 대해서도 격자 생성이 쉽고 계산 속도가 빨라 다른 Navier-Stokes 솔버를 이용하기 전 단계의 trade-off study 등에 이용된다.

OVERFLOW는 아음속에서 초음속 유동까지 해석 가능한 소프트웨어로 Saturn V 및 SLS(Space Launch System)의 외부 유동 해석(Fig. 1)에 사용되었다[4,5]. INS3D는 비압축성 유동 해석 소프트웨어로 우주왕복선 메인 엔진(Space Shuttle Main Engine, SSME) 터보펌프 해석(Fig. 2)에 사용되었다[6]. OVERFLOW와 INS3D는 정렬 격자를 사용해야하기 때문에 격자 생성 난이도가 높은 단점이 있다.

FUN3D는 비정렬 격자 기반 솔버로 복잡한 형상에 대한 격자 생성이 용이한 장점이 있고 Falcon 9 해석에 사용되었다[7]. SLS 발사 과정의 플룸 및 외부유동 해석(Fig. 3)에 사용되었던 LAVA는 정렬, 비정렬 격자를 혼용할 수 있도록 하여 격자 생성 문제에서 상당히 자유롭고 구조 해석 및 음향 해석도 가능하도록 개발된 소프트웨어이다. 연소 및 전자기 해석까지 가능하도록 추가 개발 중인 것으로 알려져 있다[8].

NASA의 발사체 해석 소프트웨어를 사용하기 위해서는 미국 정부 기관의 허가가 있어야 가능하다[2]. INS3D를 제외한 대부분이 외부 유동 해석에 사용되는 초음속 압축성 유동 해석 소프트웨어라는 특징이 있다.

Loci/CHEM은 NASA의 후원으로 미시시피

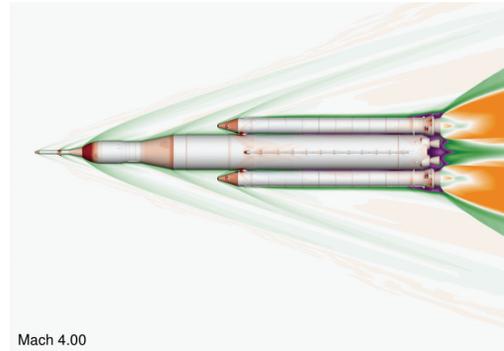


Fig. 1 NASA SLS supersonic external flow analysis with OVERFLOW [5].

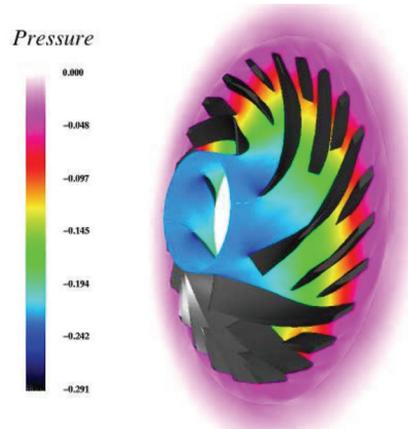


Fig. 2 Pressure distribution of SSME turbo-pump impeller simulated by INS3D [6].

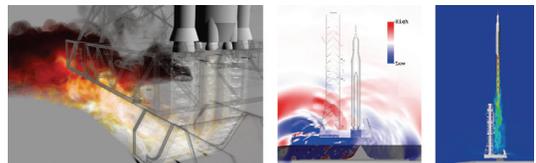


Fig. 3 Analysis of plume interaction during SLS lift-off using LAVA [8].

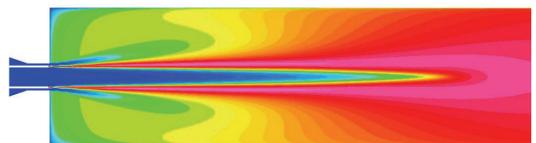


Fig. 4 Temperature contour of Pennsylvania State Univ. combustor using Loci/CHEM [9].

주립대학에서 개발한 소프트웨어이다. Falcon 9 외부 유동 해석[7] 및 Fig. 4의 펜실베니아 주립 대학 연소기 해석[9] 등 발사체 관련 해석에 수 차례 사용되었다.

TAU와 TASC3D는 독일의 DLR(German Aerospace Center)에서 개발한 소프트웨어로 각각 Ariane-5 외부 유동(Fig. 5[10]) 및 펜실베니아

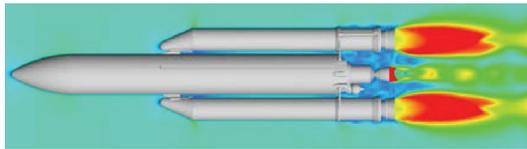


Fig. 5 Ariane-5 plume analysis using TAU [10].

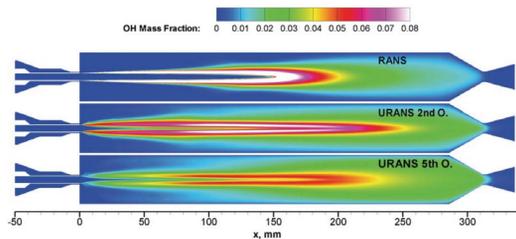


Fig. 6 OH mass fraction result of Pennsylvania State Univ. combustor from TASC3D [11].

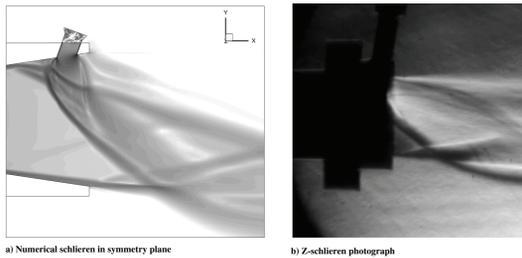


Fig. 7 Comparison between calculation result using CPS and experiment of shock vector control [13].

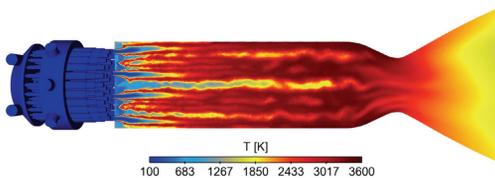


Fig. 8 Combustion analysis of BKD multi injector combustor using AVBP [15].

주립대학 연소기(Fig. 6[11]), 뮌헨 대학 연소기 연소 유동 해석[12]에 사용되었다.

CPS는 프랑스의 Bertin Technologies와 CNES (National Centre for Space Studies)가 공동 개발한 소프트웨어로 Fig. 7의 shock vector control 방식의 초음속 플룸 유동 해석[13]과 MASCOTTE 연소기 해석[14] 등에 사용되었다.

AVBP는 프랑스 CERFACS(European Center for Research and Advanced Training in Scientific Computing)의 인하우스 소프트웨어로 뮌헨 대학 연소기 해석[12] 및 BKD 다중 분사기 연소기의 연소 해석(Fig. 8[15])에 사용되었다. EU 국가들의 발사체 해석 인하우스 소프트웨어 들은 다수가 연소 반응 해석이 가능하도록 개발 된 것이 특징이다.

LS-FLOW와 UPACS-LES는 일본 JAXA(Japan Aerospace Exploration Agency)의 인하우스 소프트웨어로 각각 비정렬 격자, 정렬 격자 해석용 소프트웨어로 구분할 수 있다. 둘 모두 발사체의 외부 유동 해석에 적합한 소프트웨어로, LS-FLOW는 Epsilon 및 차세대 로켓의 외부 공력 해석(Fig. 9[16])에, UPACS-LES는 천음속 비행 조건의 로켓 상단 페어링 부근 난류 해석[17]에 사용되었다.

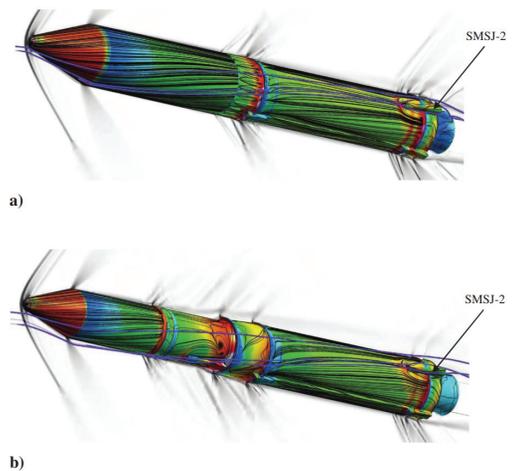


Fig. 9 Numerical analysis of external flow of Epsilon and NextGenEpsilon in wind tunnel test condition using LS-FLOW [16].

앞서 서술한 해석 사례를 살펴보면, 인하우스 소프트웨어로 각 해석 요소 중 외부 공력과 연소기 반응 유동에 국한되어 많은 개발이 이루어진 것을 알 수 있다. 그중 NASA 주도로 개발된 인하우스 소프트웨어는 정렬과 비정렬 격자를 상황에 따라 활용하고 있는 것으로 보인다. 또한 미시시피 주립대학의 Loci/CHEM과 CERFACS의 AVBP가 여러 요소 중 외부 공력과 연소 문제를 해결할 수 있으나 연소문제에 강점이 있는 것으로 보인다. 이외 인하우스 소프트웨어들은 발사체 각 요소 해석에 제한적으로 적용되었다.

2.2 상용 소프트웨어

Table 1의 ANSYS 이하는 발사체 해석에 사용된 상용 소프트웨어들을 나타낸 것이다. FLUENT Inc.에서 개발되었던 FLUENT는 ANSYS에서 인수하여 판매중인 소프트웨어로 범용 상용 CFD 소프트웨어 중 가장 선호도가 높은 만큼[18] 발사체 해석에서도 많이 사용되었다. FLUENT의 로켓 연소기 해석 사례로는 필렌 대학 연소기 해석[12] 및 펜실베니아 대학 연소기 해석(Fig. 10[19]) 등이 있고 외부 유동 해석

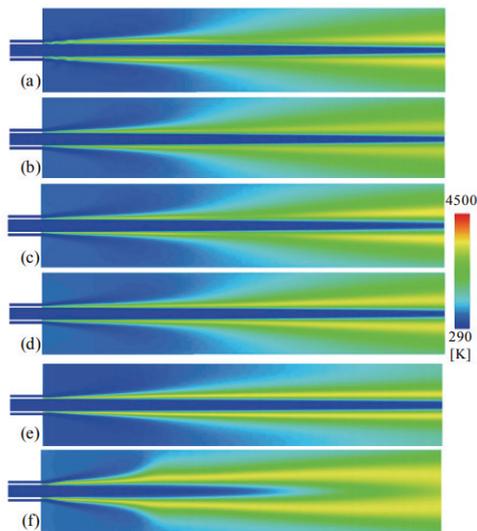


Fig. 10 Temperature contour of Pennsylvania State Univ. combustor (a, b, f) FLUENT (c, d) Advance / FrontFlow / red (e) CRUNCH CFD [19].

사례로는 엔진 시험 설비의 flame deflector 충돌 플룸 해석[20]이 있다.

CFX 또한 ANSYS에서 인수하여 판매하는 범용 유동 해석 소프트웨어의 하나로 로켓 엔진 터보펌프의 설계, 성능 예측에 사용되었다[21].

Advance/FrontFlow/red는 일본의 Advance Soft의 CFD 소프트웨어로 펜실베니아 대학 연소기 해석[19]으로 타 상용 소프트웨어와 비교 검증을 수행하였다.

GASP는 미국 AeroSoft Inc.의 CFD 소프트웨어로 Fig. 11의 Titan IVB 공력 하중 해석[22]에 사용되었다. GASP는 국외용 버전(GASPEX)을 무료로 다운로드하여 사용이 가능하나, 국외 버전은 비평형 진동에너지 모델링 등 국내 버전에 탑재된 몇몇기능이 포함되어 있지 않다.

CRUNCH CFD[®]는 미국 CRAFT Tech의 소프트웨어 중 하나로 JAXA의 실험용 막냉각 연소기[23], LE-X 엔진의 터보펌프(Fig. 12[24]), ARES V, SSME 플룸 해석[25,26] 등 발사체 요소 대부분의 해석에 사용되었다. 상용 소프트웨어 가운데 발사체 해석에 가장 특화되어 있는 소프트웨어로 볼 수 있다.

CFD-ACE+는 미국 CFD Research Corporation에서 개발되었고 ESI에서 인수, 판매 중인 소프트웨어로 EU 후원 ATLLAS 프로젝트 연소기 해석[27] 및 SSME 터보펌프 인듀서 캐비테이션 해

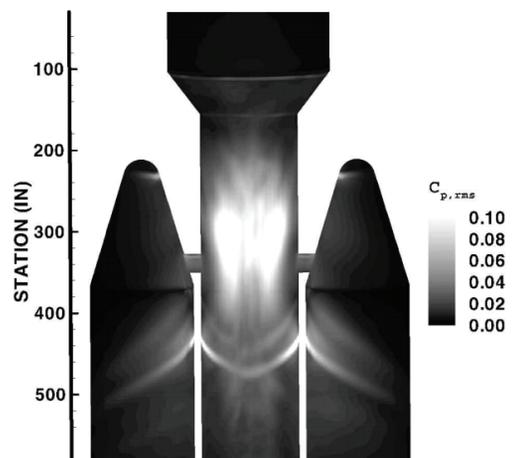


Fig. 11 Analysis of Titan IVB aerodynamic loading using GASP [22].

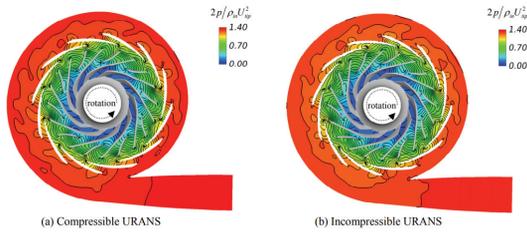


Fig. 12 Pressure contour of LE-X engine turbopump impeller using CRUNCH CFD [24].

석[28] 등에 사용되었다.

NUMECA international의 FINE™/Turbo는 비압축성 유동 해석 소프트웨어로 Fig. 13의 프랑스 Safran Aircraft Engines(구 Snecma Moteurs) 인두서 해석[28], SHF 펌프 해석[29] 등 발사체 터보펌프 해석에도 사용되었다. STAR-CCM+는 과거 CD-adapco에서 개발된 소프트웨어로 Ariane 5ECA 외부 유동해석[30]에 사용되었다. 현재는 Siemens가 인수하여 판매 중이다. 상용 소프트웨어들은 대부분 비정렬 격자 기반이며 유동 해석 솔버와 격자 생성 도구를 함께 제공하는 것을 특징으로 볼 수 있다.

상용 소프트웨어의 해석 사례를 살펴보면, 인하우스 소프트웨어와 유사하게 발사체 각 요소 해석에 제한적으로 사용되지만 가장 큰 장점으로 그래픽 사용자 환경을 제공하여 일반 연구자도 비교적 쉽게 접근할 수 있다. 그러나 발사체에 국한되어 개발되지 않고 다물리학 문제에 범용으로 이용되는 소프트웨어이기 때문에 발사체 개발에 필요한 기능을 임의로 추가하기에는 한계가 있다. 이와 달리 NASA의 지원으로 개발된 CRUNCH CFD®는 발사체에 대한 전반적인 해석이 가능한 소프트웨어로 알려져 있다. 특히 엔진의 해석과 함께 시스템적으로 적용할 수 있어 디지털 트윈의 면모를 보여 주고 있다.

3. 발사체 해석용 LVAFoam

앞서 소개된 인하우스 및 상용 소프트웨어들

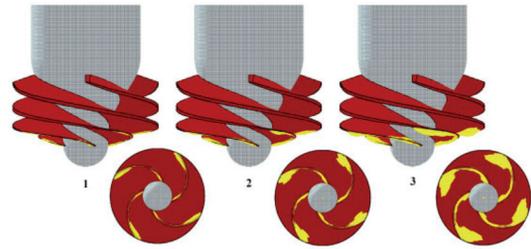


Fig. 13 Change of cavitation areas at Snecma Moteurs four-blade turbopump inducer from FINE™/Turbo [28].

이 가지고 있는 장점들을 결합하고 단점들을 보완하기 위해 본 발사체 해석용 소프트웨어를 개발하게 되었다. 특히 상용 소프트웨어에서 요구되는 불필요한 패키지 비용을 줄이고 동일한 플랫폼을 사용하여 누구나 공동으로 코드를 확장해 나갈 수 있는 발사체 해석에 특화된 CFD 소프트웨어를 개발하고자 하였다. 이에 따라 유한체적법을 사용하는 비정렬격자 해석 코드인 오픈폼(OpenFOAM)을 기반으로 개발을 진행하였다. 개발된 소프트웨어는 협력 연구기관의 실무진과 다수의 논의를 거쳐 압력기반 전마하수 공력 솔버, 개선된 공동 모델이 포함된 다상 유동 솔버 그리고 화염편 모델을 적용한 연소 솔버를 포함한다. 공력 솔버는 발사체 외부공력과 플룸 유동 해석에, 다상 유동 솔버는 연료탱크 슬로싱, 추진제 공급계통, 축류펌프 해석에, 연소 솔버는 연소실의 난류 연소유동 해석에 적합하게 개발되었으며 Table 2에 나타내었다.

발사체 유동 해석을 위해 속도-압력 연계 방식의 Coupled 알고리즘에 압력-엔탈피 연계 방식의 알고리즘을 접목하여 압축성 유동과 같이 압력 및 엔탈피의 변화가 큰 경우에도 더 안정적으로 해석을 수행할 수 있는 알고리즘을 개발하고 충격파 등의 유동의 불연속적인 현상을 해석하기 위한 분할 기법(flux splitting)을 적용하였다[31].

연소 해석을 위해서 복잡한 화학반응을 전처리기를 통해 라이브러리화하여 계산 비용을 낮추는 화염편 모델이 적용되었다. 전처리/후처리 절차와 편리한 사용을 위해 그래픽 사용자환경을

Table 2. List of LVAFoam softwares

Developer or owner	Software	Target component	Supported mesh type	Meshing tool	Numerical method	Flow handling	Turbulence model	Combustion model
	LVAFoam_Aerodynamics	External Flow		cfMesh	pU _h coupled pressure	In/Compressible	RANS/LES	-
NEXTfoam	LVAFoam_Cavitation	Turbopump	Unstructured	snappyHexMesh	based segregated	Incompressible	RANS/LES	-
	LAVFoam_Combustor	Combustor		cfMesh	solver[31]	In/Compressible	LES	Flamelet

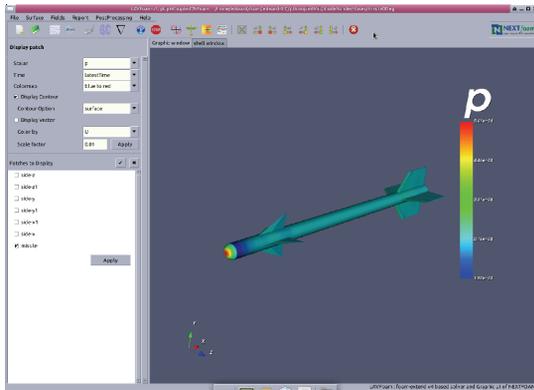


Fig. 14 LVAFoam-Aero main window.

Fig. 14와 같이 개발하였다.

4. 고찰 및 결론

발사체 해석에 사용된 미국, EU, 일본 연구기관의 인하우스 CFD 소프트웨어 및 상용 CFD 소프트웨어를 조사하였다. 해석 사례를 통하여 인하우스 소프트웨어 가운데 Loci/CHEM과 AVBP가 연소기, 터보펌프 등 발사체의 여러 요소의 해석이 가능하고 이외 인하우스 소프트웨어들은 발사체 각 요소 해석에 제한적으로 사용됨을 확인하였다. 상용 소프트웨어는 인하우스 소프트웨어와 마찬가지로 발사체 특정 요소 해석에 한정적으로 사용된 경우가 일반적이지만 대부분 그래픽 사용자 환경을 지원하면서 사용 편의성 부분에서 인하우스 소프트웨어와의 차이를 보였다. 상용 소프트웨어 가운데 FLUENT와 CRUNCH CFD가 여러 요소 해석에 사용되었고 특히 CRUNCH CFD는 발사체 해석에 보다 특

화된 소프트웨어로 사용되고 있었다.

발사체 해석용 소프트웨어인 LVAFoam의 개발은 발사체 해석 기술력의 국산화를 통해 관련 기술의 해외 의존도를 탈피하여 비용 절감뿐만 아니라 독자적인 기술력 구축과 발사체 개발능력의 고도화에 이바지할 것으로 사료된다.

후 기

본 논문은 정부(과학기술정보통신부)의 재원으로 한국연구재단 우주핵심기술개발사업(2017M1A3A3A03015993, 2017M1A3A3A04016580)의 지원으로 작성되었습니다.

References

1. CFD Online, World Wide Web location <http://www.cfd-online.com/Wiki/Codes>.
2. NASA Software Catalog 2017-2018, World Wide Web location http://software.nasa.gov/NASA_Software_Catalog_2017-18.pdf, 2018.
3. Dissel, A.F., Huseman, P.G., Bomba, J.V., Mayfield, D.P., Voorhees, S.B. and Hellman, B.M., "Aft End Heating Assessment of Multiple Engine Clusters for a Reusable First Stage Launch Vehicle," *AIAA Space 2012 Conference & Exposition*, p. 5281, 2012.
4. Gusman, M., Housman, J. and Kiris, C.,

- "Best Practices for CFD Simulation of Launch Vehicle Ascent with Plumes-Overflow Perspective," *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, p. 1054, 2011.
5. Dalle, D.J., "Launch Vehicle Aerodynamics Database Development for SLS," *Advanced Modeling & Simulation Seminar*, 2018.
 6. Kiris, C., Kwak, D. and Chan, W., "Parallel Unsteady Turbopump Simulations for Liquid Rocket Engines," *Proceedings of the IEEE/ACM SC2000 Conference*, 2000.
 7. Edquist, K.T., Korzun, A.M., Bibb, K.L., Schauerhamer, D.G., Ma, E.C., McCloud, P.L., Palmer, G.E. and Monk, J.D., "Comparison of Navier-Stokes Flow Solvers to Falcon 9 Supersonic Retropropulsion Flight Data," *AIAA Space and Astronautics Forum and Exposition*, p. 5296, 2017.
 8. Kiris, C.C., Housman, J.A., Barad, M.F., Sozer, F., Brehm, C. and Moini-Yekta, S., "Computational Framework for Launch, Ascent, and Vehicle Aerodynamics(LAVA)," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 55, pp. 189-219, 2016.
 9. Lin, J., West, J.S., Williams, R.W., Tucker, P.K. and Chenoweth, J.D., "CFD Code Validation of Wall Heat Fluxes for a GO₂/GH₂ Single Element Combustor," *45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, p. 4524, 2005.
 10. Schwamborn, D., Gardner, A.D., von Geyr, H., Krumbein, A., Lüdeke, H. and Stürmer, A., "Development of the DLR TAU-Code for Aerospace Applications," *International Conference on Aerospace Science and Technology*, pp. 26-28, 2008.
 11. Lempke, M., Gerlinger, P., Aigner, M. and Rachner, M., "Steady and Unsteady RANS Simulation of Cryogenic Rocket Combustors," *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, p. 101, 2011.
 12. Roth, C., Haidn, O., Chemnitz, A., Sattelmayer, T., Daimon, Y., Frank, G., M and Rachner, Müller, H., Zips, J., Pfitzner, M., Keller, R., Gerlinger, P., Maestro, D., Cuenot, B., Riedmann, H. and Selle, L., "Numerical Investigation of Flow and Combustion in a Single Element GCH₄/Gox Rocket Combustor," *52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, p. 4995, 2016.
 13. Zmijanovic, V., Leger, L., Depussay, E., Sellam, M. and Chpoun, A., "Experimental-Numerical Parametric Investigation of a Rocket Nozzle Secondary Injection Thrust Vectoring," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 32, pp. 196-213, 2016.
 14. Legrand, B., Durand, P. and Vuillermoz, P., "Test Case RCM-3 using CPS," *CNES ADP012370*, 2001.
 15. Urbano, A., Selle, L., Staffelbach, G., Cuenot, B., Schmitt, T., Ducruix, S. and Candell, S., "Exploration of Combustion Instability Triggering using Large Eddy Simulation of a Multiple Injector Liquid Rocket Engine," *Combustion and Flame*, Vol. 169, pp. 129-140, 2016.
 16. Kitamura, K., Nonaka, S., Kuzuu, K., Aono, J., Fujimoto, K. and Shima, E., "Numerical and Experimental Investigations of Epsilon Launch Vehicle Aerodynamics at Mach 1.5," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 50 No. 4, pp. 896-916, 2013.
 17. Tsutsumi, S., Takaki, R., Koike, S. and Teramoto, S., "Application of Hybrid Turbulence Method to Transonic Flowfield of a Payload Fairing," *54th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, p. 0554, 2016.
 18. RESOLVED analytics, Comparing CFD

- Software, <https://www.resolvedanalytics.com/theflux/comparing-cfd-software>, 2018.
19. Daimon, Y., Ohnishi, Y., Negishi, H. and Yamanishi, N., "Combustion and Heat Transfer Modeling in Regeneratively Cooled Thrust Chambers (Co-axial Injector Flow Analysis)," *45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, p. 5492, 2009.
 20. Singhal, A., Tharakan, T.J. and Thomas, R.P., "CFD Analysis of Water Cooled Flame Deflector in Rocket Engine Test Facility," *Fluid Mechanics and Fluid Power - Contemporary Research*, pp. 517-528, 2017.
 21. Murray, W.L., Steiner, M.W., Neal, J.A. and Hunt, S.A., "Design and Analysis of a High Speed, High Pressure Peroxide/RP-1 Turbopump," *50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, p. 3499, 2014.
 22. Engblom, W.A., "Numerical Simulation of Titan IVB Transonic Buffet Environment," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 40, No. 5, pp. 648-656, 2003.
 23. Daimon, Y., Negishi, H. and Kawashima, H., "Film Cooling Performance Analysis of a Full-Scale Liquid Rocket Engine Combustion Chamber Based on a Coupled Combustion and Heat Transfer Simulation," *53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, p. 4919, 2017.
 24. Negishi, H., Ohno, S., Ogawa, Y., Aoki, K., Kobayashi, T., Okita, K. and Mizuno, T., "Numerical Analysis of Unshrouded Impeller Flowfield in the LE-X Liquid Hydrogen Pump," *53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, p. 4930, 2017.
 25. Allgood, D. and Ahuja, V., "Computational Plume Modeling of Conceptual ARES Vehicle Stage Tests," *43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, p. 5708, 2007.
 26. Sachdev, J.S., Ahuja, V., Hosangadi, A. and Allgood, D.C., "Analysis of Flame Deflector Spray Nozzles in Rocket Engine Test Stands," *46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, p. 6972, 2010.
 27. Kirchberger, C., Hupfer, A., Kau, H.P., Soller, S., Martin, P., Bouchez, M. and Dufour, E., "Improved Prediction of Heat Transfer in a Rocket Combustor for GOX/Kerosene," *47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, p. 1214, 2009.
 28. Coutier-Delgosha, O., Fortes-Patella, R., Reboud, J.L., Hakimi, N. and Hirsch, C., "Numerical Simulation of Cavitating Flow in 2D and 3D Inducer Geometries," *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, Vol. 48, No. 2, pp. 135-167, 2005.
 29. Pouffary, B., Patella, R.F., Reboud, J.L. and Lambert, P.A., "Numerical Simulation of 3D Cavitating Flows: Analysis of Cavitation Head Drop in Turbomachinery," *Journal of Fluids Engineering*, Vol. 130, No. 6, 061301, 2008.
 30. GONZALEZ, M.V.J., "Numerical Computation of Transonic Loads on Ariane 5ECA during Launch Phase," Master's Degree, Università di Pisa, Italia, 2013.
 31. Kim, T.W. and Shin, J.R., "Enhanced Pressure Based Coupled Algorithm to Combine with Pressure-Velocity-Enthalpy for All Mach Number Flow," *Journal of Computational Fluids Engineering*, Vol. 23, No. 4, pp. 64-73, 2018.