



Technical Paper

DOI: <https://doi.org/10.6108/KSPE.2019.23.6.059>

내열재의 열반응 모델링 및 유동-열-구조해석의 상용코드 적용 동향

황기영^{a,*} · 배지열^a

Thermal Response Modeling of Thermal Protection Materials and Application Trends of Commercial Codes for Flow-Thermal-Structural Analysis

Ki-Young Hwang^{a,*} · Ji-Yeul Bae^a

^a The 4th R&D Institute, Agency for Defense Development, Korea

*Corresponding author. E-mail: kiyhwang@naver.com

ABSTRACT

The numerical analysis of ablative thermal protection systems (TPS) for solid rockets has been carried out with various in-house codes since the 1960s. However, the application scope of commercial codes has been expanded by adding subroutines and user-defined functions (UDF) to codes such as Fluent, Marc, and ABAQUS. In the past, the flow, thermal response and structural analysis of TPS have been performed using separate approaches. Recently, research has been conducted to interrelate them. In this paper, the thermal response characteristics of thermal protection materials, the in-house codes for thermal response analysis, and the research trends of flow-thermal-structure analysis of TPS using commercial codes were reviewed.

초 록

고체 로켓용 삭마성 내열 시스템의 수치 해석은 1960년대부터 다양한 In-house 코드로 수행되어 왔으나 Fluent, Marc, ABAQUS 등 상용코드에 서브루틴, UDF 등을 추가하여 해석 범위를 확장함으로써 상용코드의 활용 범위가 넓어지고 있다. 또한 예전에는 내열 시스템의 유동, 열반응과 구조해석을 각각 수행하였으나 근래에는 이들을 서로 연동하여 해석하는 연구들이 진행되고 있다. 본 논문에서는 내열재의 열반응 특성, 열반응 해석용 In-house 코드 그리고 상용코드로 내열 시스템의 유동, 열반응과 구조 해석을 수행한 연구동향을 고찰하였다.

Key Words: Ablation(삭마), Pyrolysis(열분해), Char(숯), Commercial Code(상용코드)

1. 서 론

로켓 추진기관 연소실에서 생성된 고온, 고압

의 연소가스에 의해 유입되는 많은 열에너지를 효과적으로 차단하여 노즐의 내면 형상을 최대한 유지하면서 구조물 온도 상승을 일정 수준 이하로 제한하기 위해 다결정 흑연, 탄소/탄소, 탄소/페놀릭, 실리카/페놀릭과 같은 내열 복합재료를 고체 로켓 내열재로 주로 사용한다[1]. 추진기관용 내열재는 고온, 고압의 연소가스에 노

출되어 복잡한 열적/화학적 반응 및 그로 인해 내열재 형상과 물성 변화가 일어나므로 노즐 내부 유동장 해석 및 내열재의 표면 열반응(ablation, 삭마)과 내부 열반응(char, 숯) 해석이 필수적이며, 노즐목 부근이나 고고도용 노즐 확대부(exit cone)에 사용되는 탄소/탄소 복합재는 내열재뿐만 아니라 구조재 역할도 겸하므로 열응력 해석도 요구된다.

삭마성 내열재의 열반응 해석은 1960년대부터 중요한 연구대상이 되어 다양한 In-house 코드 개발과 함께 많은 연구가 수행되었으며, Koo 등 [2]은 비행체 외부 내열시스템(TPS), 미사일 발사대 내부 삭마재, 고체 로켓 연소관 내부 단열재, 고체 로켓 노즐 내열/단열재에 적용되는 다양한 열반응 해석 모델링 기법을 종합 분석한 바 있다. 그러나 Fluent, Marc, ABAQUS 등의 상용코드에 서브루틴, UDF(User Defined Function) 등으로 사용자가 넣을 수 있는 추가 기능이 확대되면서 근래에 상용코드의 활용 범위가 점차 넓어지고 있다. 프랑스, 미국, 중국, 한국 등에서는 상용코드를 이용하여 내열재 해석 적용 가능성을 확인하기 위한 연구들이 수행되고 있으며, 또한 예전에는 유동해석, 내열재 열반응과 구조해석을 각각 수행하였으나 근래에는 이들을 서로 연동하여 동시에 해석하는 연구들이 수행되고 있다.

본 연구에서는 노즐 내열재의 표면/내부 열반응 특성, 열반응 수치해석을 위한 노즐 벽면의 대류열전달 계수 예측, 에너지 방정식과 경계조건의 모델링, 내열재 열반응 해석 In-house 코드 소개 그리고 상용코드로 유동해석, 내열재의 열반응과 구조 해석을 수행한 연구 동향을 조사/분석하였다.

2. 내열재의 열반응 특성

2.1 내열재의 표면 열반응

Fig. 1은 고온의 연소가스에 노출되었을 때 탄소/탄소와 같이 숯이 생성되지 않는 재료와 탄소/페놀릭과 같이 숯이 생성되는 재료에 대한

열반응 메커니즘을 보여준다[3]. 삭마 현상은 연소가스와 내열재 표면 탄소(carbon) 간의 산화반응으로 인해 반응열량이 표면에서 소모되면서 유입되는 많은 외부 열에너지를 소멸시키는 열과 물질의 전달과정이다. 고체 로켓 성능을 높이기 위해 추진제에 알루미늄이 포함된 경우에는 연소과정에 $4Al + 3O_2 \rightarrow 2Al_2O_3$ 반응으로 인해 연소가스 내에 산화알루미늄(Al_2O_3) 입자가 존재하게 되고 Al_2O_3 입자가 노즐 표면에 충돌하여 국부적으로 침식(erosion)되는 현상이 발생하며, 침식의 정도는 Al_2O_3 의 입자 크기, 함량 및 분포도에 영향을 받는다[4].

산화제 분말(AP 등)을 고분자질 바인더(HTPB 등)와 혼합하여 제조한 복합형 추진제(composite propellant)가 고체 추진기관에 주로 사용되며, 추진제 연소가스 중에서 OH, O, O_2 는 탄소와 아

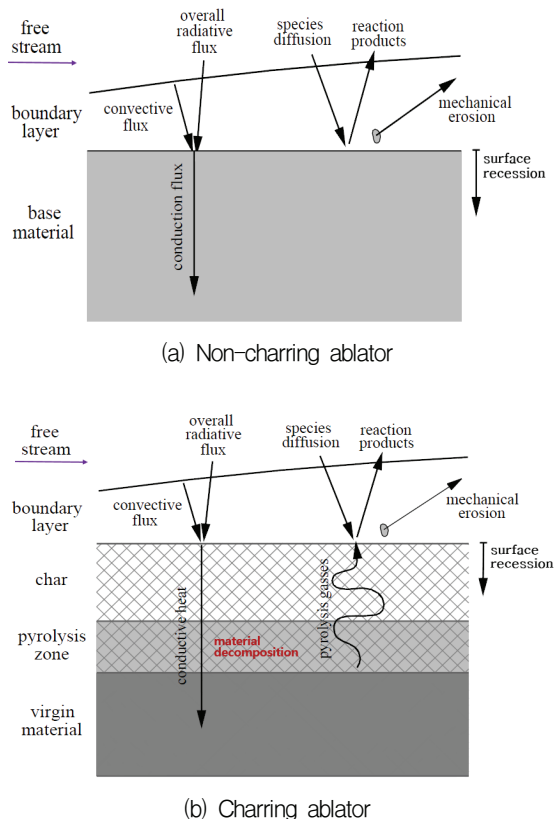
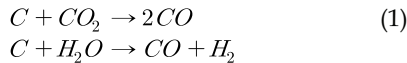


Fig. 1 Charring and non-charring ablation mechanisms [3].

주 민감하게 반응하지만 농도가 매우 낮고, H₂와 N₂는 3,200K 이상의 높은 온도에서 탄소와 반응하므로 삭마를 야기 시키는 산화 반응에는 H₂O와 CO₂가 주된 반응물로 작용한다[5]. 내열재 표면에서 Eq. 1의 비균질 화학반응(heterogeneous chemical reaction)을 통해 삭마가 진행된다.



Eq. 1의 비균질 화학반응을 자세히 관찰하면 다음의 단계로 진행된다[5]. 즉, ① 단계 : 연소 가스 유동장에 있는 H₂O와 CO₂가 내열재 표면으로 확산된다. ② 단계 : 내열재 표면의 온도가 상승하여 탄소 입자가 활성화되고 유동장으로 부터 확산되어 들어 온 H₂O와 CO₂가 탄소 입자와 Eq. 1의 반응을 일으킨다. ③ 단계 : 생성된 CO 기체가 내열재 표면을 이탈할 상태가 된다. ④ 단계 : CO와 H₂는 연소가스 유동장으로 확산되고 또한 연소가스 유동장에 있던 H₂O와 CO₂가 내열재 표면으로 계속 확산된다.

위의 4가지 단계 중에서 ① 단계와 ④ 단계가 가장 느리게 진행된다(즉, ② 단계와 ③ 단계가 더 빠르게 진행된다) 이 반응은 확산이 지배하고 그 반대이면 화학반응이 전체 반응을 지배한다. 후자의 경우를 화학반응 지배(kinetic-controlled) 영역이라 하고, 전자의 경우를 확산지배(diffusion-controlled) 영역이라 하며, 그 천이온도는 약 1,500K 이다[6]. 화학반응 지배영역은 내열재 표면 온도가 낮을수록, 연소가스 유동장의 압력이 낮을수록 또 연소가스 유속이 낮을수록 현저히 나타나고 이 경우 삭마는 내열재 표면 온도에 크게 영향을 받으며, 화학 반응률은 재료 표면에서 화학반응을 나타내는 Arrhenius 모델에 의해 결정된다. 확산지배 영역에서 화학 반응은 경계층으로부터 재료 표면으로의 산화물질 확산율에 의해 결정되고 질량 손실률(삭마율)은 연소가스 내 H₂O, CO₂의 몰분율에 비례하며, 내열재 표면 온도에는 거의 무관하다[7,8].

2.2 내열재의 내부 열반응

Fig. 1(b)는 페놀릭 수지(binder)의 열분해로 인해 숯층이 생성되는 탄소/페놀릭과 같은 내열재 단면에서의 표면과 내부 열반응 개략도를 보여 준다. 탄소, 수소, 산소의 고분자 화합물(C_{H_mO_n})인 페놀릭 수지의 열분해로 열분해층(pyrolysis zone)과 숯층(char zone)이 존재한다. 탄소/페놀릭은 표면온도가 373K가 되면 내열재에 함유된 수분이 증발하고, 온도가 573~600K로 더 상승하면 탄소, 수소, 산소의 고분자 화합물인 페놀릭 바인더가 열분해 반응을 시작하면서 약 40~45%는 열분해 가스(H₂ 27%, CO 6%, H₂O 6%, 기타)로 변하고 나머지는 탄소 성분의 숯층을 형성하며 삭마과정이 진행함에 따라 숯층의 두께가 증가하게 된다. 1,000K에 도달하면 페놀 수지의 열분해 반응은 거의 완료되고 복합재 표면에 노출된 숯 잔류물인 탄소는 노즐 유동장 내의 H₂O와 CO₂ 성분과 산화반응으로 삭마가 진행되기 시작한다. 따라서 페놀 수지는 열분해로 숯 잔여물과 열분해 가스로 변하며, 열분해가 완료되면 페놀릭 질량의 55~60% 정도가 숯으로 남는다. 열분해는 흡열 반응으로 내열재로 전달되는 열의 상당 부분을 흡수하고 처녀(virgin)층으로 전달되는 열을 감소시킨다. 또한 열분해 가스는 표면의 경계층으로 유출되면서 내열재 표면으로의 열전달을 감소시키는 역할을 한다.

내열재 밀도는 열분해가 진행되면서 감소하며, 밀도 변화율은 Eq. 2와 같이 Arrhenius 식으로 표시된다[9].

$$\frac{d\rho}{dt} = -k_m e^{-\frac{E_m}{RT}} \rho_0 \left(\frac{\rho - \rho_c}{\rho_0} \right)^n \quad (2)$$

여기서, k_m 은 열분해 반응 비례상수, E_m 은 반응 활성화 에너지, R 는 일반기체상수, T 는 현재 온도, n 은 반응차수, ρ 는 내열재 현재 밀도, ρ_c 는 숯층 밀도, ρ_0 는 내열재 처녀층 밀도이다.

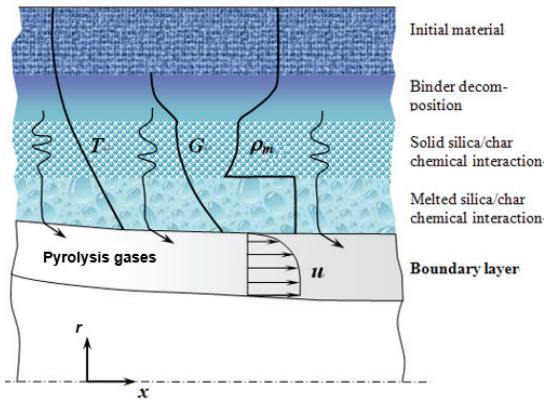


Fig. 2. Schematic of in-depth thermal response of silica/phenolic composite [10].

Fig. 2는 실리카(SiO_2) 함유에 페놀릭($\text{C}_i\text{H}_m\text{O}_n$) 수지를 함침하여 경화시킨 실리카/페놀릭 내열재 단면에서의 내부 열반응 개략도를 보여주며, 탄소/페놀릭과는 달리 표면에 실리카 용융층(melting layer)이 추가되어 4개 층이 존재한다 [10]. 표면에 가까울수록 온도(T)와 열분해 가스 질량유속(G)은 증가하고, 밀도(ρ_m)는 감소하며, 공극(porosity)은 많아진다. 용융층에는 공극이 없어지고 밀도가 불연속적으로 증가한다.

실리카/페놀릭의 경우 상온에서 1,000K까지는 내부 열반응이 탄소/페놀릭과 동일하지만, 온도가 1,450~1,500K로 상승하면 실리카 함유가 연화(softening)되면서 실리카와 탄소(숯)가 흡열반응($\text{C} + \text{Si}_i\text{O}_2 \rightarrow \text{Si}_i\text{O} + \text{CO}$)을 시작하여 CO와 SiO의 반응 가스를 생성한다. 1,900~2,000K로 온도가 더 상승하면 실리카가 완전히 용융되고 용융 상태에서 탄소-실리카 반응은 계속된다. 용융 잠열로 인하여 많은 열을 소모하며 탄화 및 탄소-실리카 반응에 의해서 형성된 공극들은 용융 실리카로 채워져 용융층의 체적이 수축되고 이에 따라 표면이 후퇴하게 되며, 용융 실리카는 연소가스 유동에 의해 전단(shear)이 되기도 하며 일부는 숯층의 탄소 입자를 덮어 탄소성분이 산화되는 것을 방지해 주는 작용도 한다. 온도가 더욱 상승하여 2,400~2,500K 정도가 되면 용융 실리카는 증발을 시작한다[11].

3. 로켓 노즐 내열재의 열반응 모델링

3.1 노즐 벽면의 대류 열전달계수(열유속)

노즐 내부의 압축성, 난류 열·유동장 지배방정식을 유한체적법 등의 CFD 프로그램으로 풀어서 노즐 벽면의 대류 열전달계수를 구할 수 있다. 또한 반 실험식을 이용하는 방법으로는 원관내 완전히 발달된 비압축성 난류유동에서 압축성 효과 보정을 위해 기준온도(벽온도와 경계층 온도의 평균치)를 적용하고, 경계층을 가로지르는 물성치 변화 등을 고려한 Eq. 3의 Bartz 식으로부터 대류 열전달계수를 구할 수 있다[12].

$$h = \left[\frac{0.026}{D_t^{0.2}} \left(\frac{c_p \mu^{0.2}}{\text{Pr}^{0.6}} \right)_0 \left(\frac{p_c}{c^*} \right)^{0.8} \left(\frac{D_t}{r_c} \right)^{0.1} \right] \left(\frac{A_t}{A} \right)^{0.9} \sigma \quad (3)$$

여기서, D_t 는 노즐목 직경, Pr은 Prandtl 수, p_c 는 연소실 압력, c^* 는 특성속도, r_c 는 노즐목 곡률 반경, A_t 는 노즐목 단면적, A 는 노즐 임의 지점 단면적, σ 는 경계층을 가로지르는 물성치 변화에 대한 보정계수를 나타낸다. Eq. 3에서 [] 내 수식은 노즐 목에서 대류 열전달계수이며, 이는 연소실 압력(p_c)의 0.8승에 비례하고, 노즐목 직경(D_t)의 0.2승에 반비례함을 알 수 있다.

노즐 벽면의 대류 열전달계수를 구하는 또 다른 방법으로는 경계층 내에서 밀도가 변하고 경계층 두께가 아주 얇으며 벽면을 통한 물질전달이 있는 축대칭 난류경계층 유동에 대한 운동량 적분 방정식과 벽면이 가열되는 경우의 에너지 적분 방정식을 푸는 것이 있다. 이때 압축성 효과를 고려한 표면마찰계수(skin-friction coefficient) 및 Stanton 수 뿐 아니라 난류 경계층 내에서의 속도분포, 온도분포 및 점성계수에 대한 관계식을 추가로 정의해 주어야 한다[13]. 운동량과 에너지 적분 방정식을 풀어서 노즐 벽면의 대류 열전달계수를 구하는 프로그램으로는 BLIMP(Boundary Layer Integral Matrix Procedure), BLIMP-J, ARGEIBL(Aerotherm Real Gas Energy Integral Boundary Layer) 등이 있다[14].

3.2 에너지 방정식 및 경계조건

내열재 열반응에 대한 에너지 방정식은 Eq. 4와 같이 표시되며, 에너지 보존 법칙에 따라 재료내부에 축적되는 열량(좌측항)은 열전도에 의해 재료에 유입되는 열량(우측 첫째항), 수지가 분해되어 분출되는 가스에 전달되는 열량(우측 두번째항) 및 재료내 수지가 반응하는데 소모되는 열량(우측 세번째항)의 합으로 표시된다[15].

$$\rho c_p \frac{\partial T}{\partial t} = \nabla \cdot (k \nabla T) + \dot{m}_g c_{pg} \nabla T + \Delta h_g \frac{\partial \rho}{\partial t} \quad (4)$$

여기서, \dot{m}_g 는 분해가스의 질량유속, Δh_g 는 생성된 가스의 열분해 열량이다.

고속 유동인 노즐 내부는 열역학적 상태의 조건이 변함에도 불구하고 화학반응이 진행되지 않고 화학조성이 일정하게 유지되는 동결 유동(frozen flow)으로, 속도가 낮은 연소실 내부는 평형 유동(equilibrium flow)으로 보통 고려한다.

Fig. 3의 노즐 내면에서 에너지 평형식은 Eq. 5와 같으며, 우측 두번째 항은 벽면에서 화학반응으로 인해 흡수된 열량을, 우측 세번째와 마지막 항은 복사사로 인한 열량 및 Al_2O_3 입자 충돌 등으로 인해 흡수하는 열량을 나타낸다. 그리고 노즐 외면에서의 에너지 평형식은 Eq. 6과 같으며, 우측 마지막 항은 외부의 열(노즐 연소가스 등)로 인해 흡수하는 열량 등을 나타낸다[16].

$$k_m \frac{dT}{dr} \Big|_{r_{in}} = h_{in} (T_{in} - T_w) - \rho_0 V_n Q_s + \varepsilon_1 \sigma (T_{in}^4 - T_w^4) + Q_{in}(t) \quad (5)$$

$$-k_m \frac{dT}{dr} \Big|_{r_{ex}} = -\varepsilon_2 \sigma T_w^4 + h_{ex} (T_{ex} - T_w) + Q_{ex}(t) \quad (6)$$

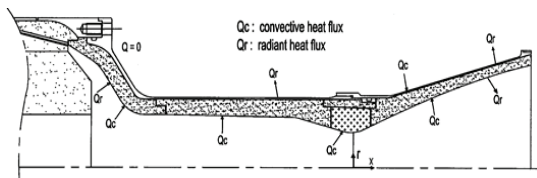


Fig. 3. Convective and radiant fluxes on rocket nozzle surfaces.

여기서, V_n 는 삭마율, Q_s 는 연소가스와 벽면의 화학반응에 의한 열적 효과(thermal effect)로써 온도의 함수이며, 온도가 증가할수록 선형적으로 감소하는 경향을 나타낸다.

3.3 수치해석 모델링 및 열반응 해석 In-house 코드

내열재의 내부 열반응 모델링은 Table 1과 같이 3가지로 나눌 수 있다[17]. Level 1에서는 내열재의 열분해 반응을 무시하고, 열분해로 인해 흡수된 열량은 상변화 문제에서 잠열 효과와 비슷하게 비열 값을 조정함으로써 고려한다. 계산되는 변수는 온도뿐이다. Level 2에서는 열분해로 인한 질량 손실, 이로 인한 열흡수 그리고 표면으로 유출되는 분해가스의 대류냉각 효과를 고려한다. 그러나 생성된 분해가스는 재료 내에 저장되지 않고 순간간에 가열면을 향해 유출된다고 가정한다. 또한 분해가스의 밀도와 속도를 결합하여 질량유속(mass flow rate)이라는 한 개의 변수로 고려한다. 계산되는 변수는 내열재의 내부 밀도와 온도 및 분해가스의 질량유속이다. Level 3에서는 슛(기공)을 통과하는 분해가스 유동과 관련된 국소 밀도, 속도, 압력, 기공 등의 변수를 고려한다. 분해가스 속도와 압력의 상관관계식(Darcy 법칙) 및 분해가스의 질량보존 법칙을 추가로 적용한다.

내열재 해석 In-house 프로그램은 국외 반출 통제로 입수가 어렵지만 학회 논문이나 보고서를 통해 제한적으로(적용 수식, 해석 과정/결과 등) 접근이 가능하며, Table 2는 미국의 내열재 열반응 해석용 In-house 프로그램을 보여준다. ACE[18]와 CMA[19]는 1960년대에 극초음속 재진입 비행체의 첨두부(nose cone) 삭마현상 해석을 위해 Aerotherm사에서 개발한 프로그램으로, 2개 프로그램은 서로 연동이 되어 운용된다. ACE 프로그램은 CMA의 표면 에너지 평형식을 계산하는데 필요한 물성치 즉, 표면과 경계층 가장자리에서의 열·화학적 상태를 결정하며, CMA 프로그램은 표면에서 삭마율과 표면으로부터 내부의 시간에 따른 온도분포 등을 계산한다. FIAT 프로그램[20]은 CMA 프로그램의 문제점(에너지

Table 1. Modeling levels of In-depth response.

Level 1	<ul style="list-style-type: none"> - Ignoring the chemical processes and pyrolysis gas flow with the heat of ablation to predict surface recession. - The heat absorbed by the pyrolysis is integrated into a modification of the heat capacity.
Level 2	<ul style="list-style-type: none"> - Including mass loss due to pyrolysis, the associated energy absorption, and the internal convection cooling effect - One-dimensional fluid flow, which groups the density and velocity of the gaseous phase in a single variables: the mass flow rate.
Level 3	<ul style="list-style-type: none"> - Two and three-dimensional fluid flow - Considering explicitly pore pressure driven flow (Darcy's law).

방정식이 열분해와 삭마 방정식과 explicitly하게 연결되어 있어 사용자가 정의하는 시간 간격이나 격자수에 민감하고, 분해가스 질량유속 또는 삭마율이 아주 큰 경우에 계산 수렴 어려움)을 개선한 프로그램으로 NASA Ames 연구센터에서 개발하였다. CMA와 FIAT 프로그램은 1차원 비정상 열전달 방정식을 푸는 프로그램으로, 재진입 비행체의 대기권 침투부와 같이 2차원 특성이 크게 나타나는 곳에서는 적용할 수 없어 Aerotherm사에서 1980년대에 ASCC 프로그램 [21]을 개발하였다. ASCC 프로그램은 삭마제와 주변 기체를 연계하여 2차원(축대칭 또는 평면)으로 해석을 수행하지만 삭마제 열분해로 인한 분해가스 영향은 고려하지 않았다. TITAN [22]은 NASA Ames 연구센터에서 2000년경에 개발한 프로그램으로, 분해가스의 영향을 고려하면서 2차원으로 해석하며, 삭마로 인한 격자 이동을 고려하기 위해 경계밀착좌표계(boundary-fitted coordinate)를 사용하였고 유한체적법으로 열분해가 고려된 에너지 방정식을 차분화하였다. 3dFIAT 프로그램[23]은 비행체 침투부의 다양한 재진입 각도에 따른 영향 해석이 가능하도록 FIAT 프로그램을 3차원으로 확장한 프로그램으

Table 2. USA in-house programs for thermal analysis.

In-house program name		Ref.
ACE	Aerotherm Chemical Equilibrium	18
CMA	Charring Material thermal response and Ablation	19
FIAT	Fully Implicit Ablation and Thermal response	20
ASCC	Ablation and Shape Change Code	21
TITAN	Two-dimensional Implicit Thermal response and Ablation	22
3dFIAT	3-dimensional Finite-volume alternatively directional Implicit Ablation and Thermal response	23
Hero	Heat transfer and EROsion analysis	24
CHAR	CHarring Ablator Response	25

로, 삭마와 열분해 해석이 가능하며 복잡한 형상이나 여러 삭마제로 구성된 구조물의 해석이 가능하도록 다중 블록 이동 격자계(multiple-block moving grid system)를 적용하였다.

Hero[24]는 미국 ATK사에서 개발한 2차원(축대칭) 노즐 해석 프로그램으로, 표면 열화학 반응(삭마), 내부 열분해 반응(숯) 및 열전달을 유한요소법으로 해석한다. 열해석과 동일한 격자로 구조해석을 수행할 수 있으며, parallel processing 적용으로 계산시간을 크게 향상시키었다. CHAR 프로그램[25]은 NASA Lyndon B. Johnson 우주센터에서 개발한 프로그램으로, 1, 2, 3차원 열전달, 삭마 및 열분해 반응을 해석하기 위해 비정렬 격자 유한요소법을 사용하였다. 온도나 표면 하중으로부터 야기되는 내부 응력은 선형 열탄성 해석으로 수행한다.

4. 유동-열-구조해석의 상용코드 적용 동향

4.1 프랑스의 상용코드 적용 동향

SEP(Société Européenne de Propulsion)사는 1992년경에 Marc 상용코드를 이용하여 Ariane 5

로켓 부스터 노즐의 열·구조해석을 2차원 축대칭 모델링으로 수행하였으며, 노즐 전방영역의 유한요소 격자 형상은 Fig. 5와 같다[26]. 노즐벽면의 대류열전달계수는 2차원 압축성 경계층 유동에 대해 유한체적법으로 Navier-Stokes 방정식을 푸는 ONERA-CERT에서 개발한 프로그램으로 구하였고, 노즐벽면 탄소와 연소가스내 3개 화학종(H_2O , CO_2 , H_2) 간의 화학반응을 고려한 Arrhenius 식으로 노즐 삭마율을 계산하였다. 해석의 단순화를 위해 내열재의 내부 열반응을 무시한 열전도 방정식으로 노즐 벽면 온도를 계산하였다. 이는 노즐 목 부근의 탄소/탄소 내열재에는 합당하지만 페놀릭 수지의 열분해 반응이 동반되는 탄소/페놀릭이나 실리카/페놀릭 해석에는 부적절하다. 삭마로 인한 이동면을 고려하기 위해 표면에 인접한 영역에는 이동 격자(moving node)를, 내부 영역에는 고정 격자를 사용하였고, 이동 격자점에서의 온도는 이전 시간 단계에서 계산된 온도를 이용하여 보간법으로 구하였다. 구조해석에서 직교 탄성 비선형 거동 모델을 적용했고, 응력-변형률 관계는 온도의 함수로 고려했으며, 벽면 온도구배나 노즐내부 압력으로 인해 야기되는 내열재 변형률(strain)을 계산하였다.

2002년경에 Snecma사(구 SEP사)에서는 탄소/페놀릭과 같이 내부 열반응이 존재하는 내열재의 열해석이 가능하도록 Marc 코드를 개발한 MSC사와 공동으로 기존 Marc 코드를 upgrade한 MSC.Marc-ATAS 상용코드를 개발하였다[17]. Fig. 6은 표면에서의 열평형 관계를 보여주며, 대류/복사 열전달, 물질전달(diffusion), Al_2O_3 입자 충돌, 내열재 열분해, 분해가스 영향 등이 고려되는 것을 볼 수 있다. Fig. 7은 Snecma사의 in-house 코드와 MSC.Marc-ATAS 상용코드로 각각 계산한 내열재 밀도변화를 보여주며, 연소시간(1, 2, ... 40초) 별로 유사한 결과를 얻었다.

2008년경에 Snecma사와 MSC사는 공동으로 MSC.Marc-ATAS 코드에 열응력 해석 모듈을 추가하여 열전달과 열응력 해석을 연동으로 수행하였다[27]. 모든 물성치는 온도의 함수로 고려했으며, 구조 해석에서 삭마재 열분해에 따른 물

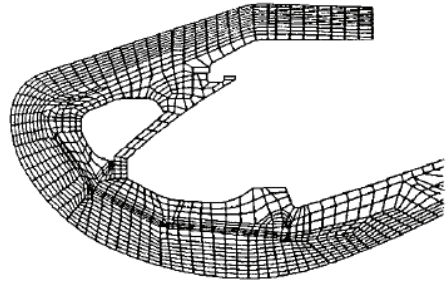


Fig. 5 FEM mesh of Ariane 5 rocket booster nozzle [26].

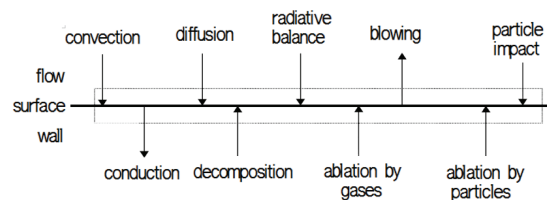


Fig. 6 Surface energy balance for MSC.Marc-ATAS [17].

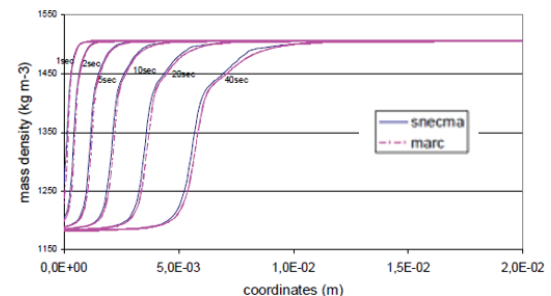


Fig. 7 Comparison of density field between Snecma in-house code and MSC.Marc-ATAS [17].

성 변화를 고려하기 위해 열분해나 숯의 정도가 반영된 유효 열전도도(effective conductivity), 유효 Young's modulus, 유효 열팽창계수 등을 사용하였다.

4.2 미국의 상용코드 적용 동향

ATK사는 2012년경에 Fig. 8에서 보듯이 Fluent 상용코드로 추진기관 CFD 해석을 통해 노즐벽면의 경계조건(대류열전달계수 등)을 구한 후 FEM Builder을 사용하여 내열재 열반응(삭마) 해석용 Hero In-house 코드로 데이터를 넘기며, Hero 코드에서는 연소시간 15초 동안 내열재 해석을 수행하여 노즐벽면의 삭마형상을

구한 후 이를 다시 Fluent 상용코드로 넘겨서 추진기관 CFD 해석을 수행한다. 이렇게 매 15초마다 Fluent와 Hero 코드 간에 FEM Builder를 통해 데이터를 이동하면서 155초까지 추진기관 내부 유동과 내열재 열반응 해석을 연동으로 수행하였다[24]. Fluent 상용코드를 이용한 CFD 해석은 2차원 축대칭 2상 유동 비반응 정상상태로, k- ω SST 난류모델 ($y^+ = 30 \sim 100$) 적용, Al_2O_3 입자는 34.6wt% (24%는 $40 \sim 300\mu m$ 의 큰 응축입자, 76%는 미세 입자) 적용, ATK의 입자 breakup 모델을 적용하여 수행하였다. CFD 해석에서는 추진제 그레인 연소로 인한 연소 영역 변화로 야기되는 유동 특성을 고려하였으며, 내열재 삭마와 열분해 반응을 고려한 2차원 열해석을 수행하였다. 또한 유동(CFD)-열(Hero)-구조해석의 상호연동(coupling) 해석 과정을 제시하였다.

ATA Engineering 및 CUBRI사는 NASA 지원 하에 Fig. 9에서 보듯이 유동장 해석은 Loci/CHEM In-house 코드로, 삭마와 열전달 해석은 CHAR In-house 코드로, 구조해석은 ABAQUS 상용코드로 서로 연동하여 흑연(graphite) 노즐에 대해 유동-열반응-구조해석을 수행한 결과를 2017년에 발표하였다[28]. Loci/CHEM 코드로

구한 유동해석 결과인 압력, 열유속, 연소가스 화학종(H_2O, CO_2)의 질량 분율은 CHAR 코드로 넘기고, CHAR 코드의 해석 결과인 내열재의 벽면 온도, 생성된 화학종(CO, H_2) 질량유속, 삭마율은 Loci/CHEM 코드로, 내열재의 온도, 삭마율, 슛 분율은 ABAQUS 코드로 넘기는 것을 볼 수 있다. CFD 해석은 매 계산시간 단계(time step)

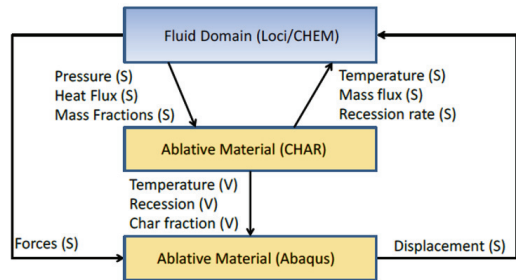


Fig. 9 Information exchanged between Loci/CHEM, CHAR, and Abaqus [28].

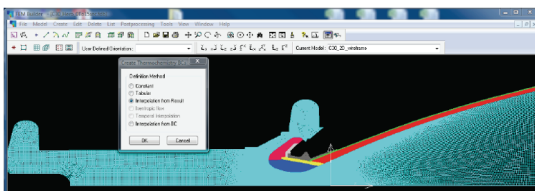
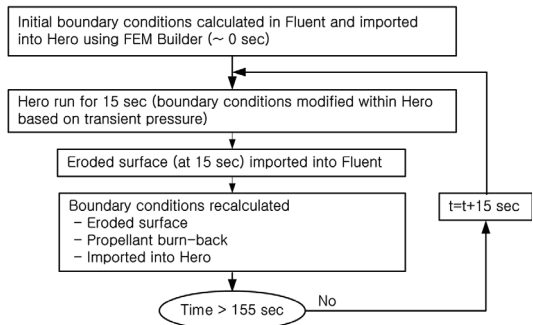


Fig. 8 Rocket nozzle analysis using Fluent, Hero and FEM builder [24].

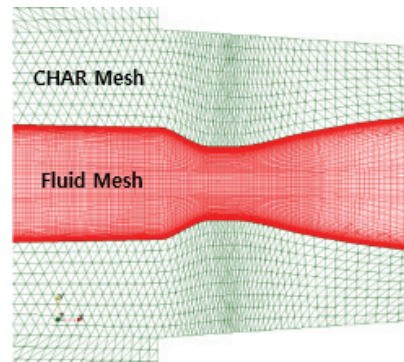


Fig. 10 Computational grid of nozzle region [28].

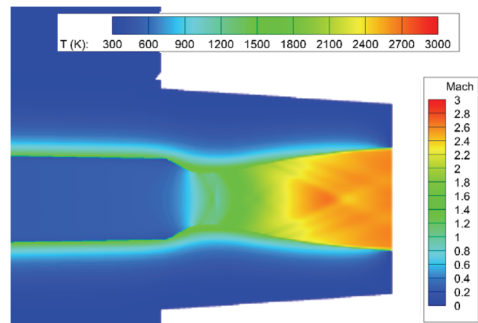


Fig. 11 Mach number (fluid) and temperature (solid) contours at t=0.5 sec [28].

마다 CHAR에서 계산된 삭마율을 반영한 표면 이동을 고려하여 CFD 격자를 재구성하였다. Fig. 10은 노즐 영역의 격자 형상을, Fig. 11은 노즐 내부 유동장의 마하수와 내열재의 온도분포를 보여준다. CHAR와 Loci/CHEM 코드 간에 노즐 벽면에서 격자점(node)들은 서로 일치하지 않으며, 노즐 유동장의 CFD 해석은 육각형(hexahedral) 격자를 사용했고, 벽면 인근 경계층 영역의 격자는 상당히 조밀하게 구성된 것을 볼 수 있다.

Fig. 12는 1차원 내열재 열반응(삭마/숯) 해석이 가능하도록 ABAQUS 상용코드에 DFLUX, UMATHT 등 5개의 서브루틴과 ALE remesh 알고리즘이 추가된 해석 흐름도를 보여준다[29]. 기존의 유한차분법(FDM) 또는 유한체적법(FVM) 기반의 CMA나 FIAT in-house 코드에서 사용되

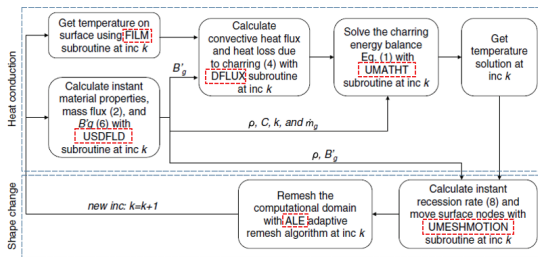


Fig. 12 Schematic of ABAQUS analysis procedure for solving pyrolyzing ablation problems [29].

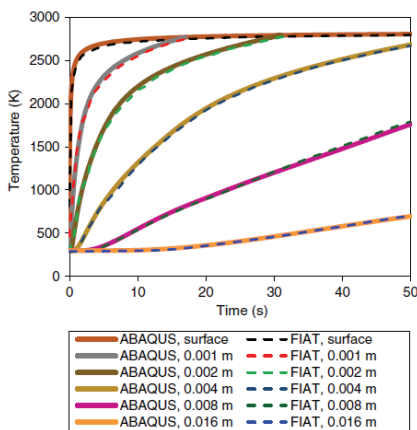


Fig. 13 Comparison of temperature histories between ABAQUS and FIAT [29].

는 것과 동등한 열반응 수식(Table 2의 Level 2)이 유한요소법(FEM) 기반의 ABAQUS에 적용되었다. Fig. 13에서 보듯이 내열재 표면/내부 고정 지점에서 시간에 따른 온도변화는 ABAQUS와 FIAT 코드 간에 매우 유사하였으며, 이를 통해 내열재 열반응 해석용으로 ABAQUS 상용코드의 적용 가능성을 확인하였다. 추후 2차원, 3차원 열분해 삭마 모델을 ABAQUS 코드와 연계할 연구 계획이 있으며, 이것이 완성되면 상용코드의 활용도는 더욱 증대될 것으로 사료된다.

4.3 중국과 한국의 상용코드 적용 동향

중국 Harbin 공대의 Meng 등[30]은 Fig. 14에서 보듯이 Fluent와 ABAQUS 상용코드를 연동하여 비행체 침두부(nose cone)의 열반응(삭마/온도) 해석을 수행하였다. Fluent를 이용한 CFD 해석에서는 O, N, NO, O₂, N₂ 등의 5개 화학종 kinetic 모델을 사용했으며, ABAQUS를 이용한 열반응 해석에서는 침두부 소재가 탄소/탄소라서 내부 열반응이 없는 열전도 방정식을 적용하였다. 삭마 표면 열반응에 대해서는 기존 연구자들의 연구[31]와 유사하게 표면의 탄소와 고속·고온의 주변 기체인 O, O₂, N 사이에 3개 화학반응(C + O → CO, 2C + O₂ → 2CO, C + N → CN)을 적용하였다. 삭마로 인한 이동 격자를 고려하기 위해 ABAQUS 코드에 UMESHMOTION 서브루틴을 적용하였다. Fig. 15는 쐐기(wedge) 모양의 침두부 형상과 격자를 보여주며, 침두부 전

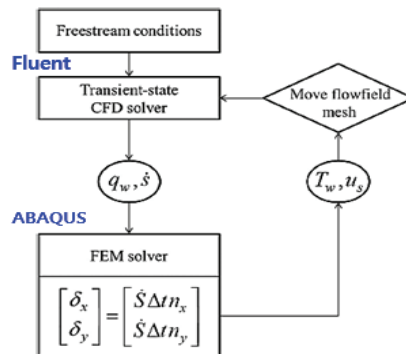


Fig. 14 Coupling scheme between Fluent and ABAQUS [30].

방 고온 기체 영역에서 충격파와 경계층으로 인한 복잡한 열·유동 특성을 잘 묘사하기 위해 벽면 부근의 기체 영역 격자는 조밀하게 구성된 것을 볼 수 있다.

국방과학연구소(ADD)는 연세대학교와 공동으로 Fluent 상용코드로 노즐 유동과 내열재 열반응 해석을 연동하여 수행할 수 있도록 Fig. 16과 같이 Fluent-2C 해석 모듈을 개발하였다[33,34]. ADD In-house 코드인 DAT-1C[32]에서 사용하던 열반응 수식(프로그램)을 Fluent 코드용 UDF (User Defined Function)로 만들었으며, 내열재 에너지 방정식인 Eq. 4의 우측 두 번째(분해가스에 전달 열량)와 세 번째항(수지의 흡열반응 열량)은 Fluent 코드의 표준 에너지 방정식에서 소스 항으로 처리하였고, 삭마로 인한 격자 이동을 모든 방정식에서 고려하였다. 내열재의 밀도 변

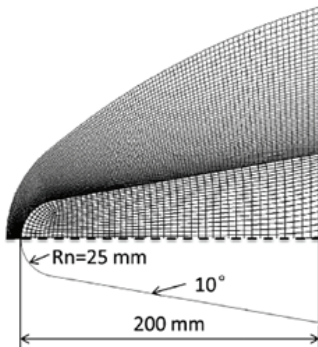


Fig. 15 Computational grid of nose cone region [30].

화는 Eq. 2의 밀도변화율에 시간증분을 곱한 후 이전단계 밀도에서 빼서 구했고, 이때 기공 (porosity)과 반응율 등 사용되는 값은 UDF 기능을 이용하여 각 격자마다 저장해 두었다가 사용하였다. 분해가스 질량유량은 표면으로부터 열분해 층이 위치하는 거리까지의 밀도 변화율을 적분하여 구하였다. 2차원 형태의 분해가스 거동을 묘사하기 위하여 다공성 매체내의 유체 속도가 압력 구배에 비례한다는 Darcy's law를 적용하여 분해가스 보존방정식을 풀었다.

Fig. 16에서 보듯이 BIM, S.Energy 등 10개의 UDF가 사용되었고, 각 계산 모듈 간에 다양한 변수들이 이동하며, 특수 기호의 의미는 다음과 같다. Ma 는 마하수, k_c 는 처너층 밀도(ρ_0)에 대한 숏층 밀도(ρ_c)의 비율, \dot{m}_p 는 분해가스의 질량 유속, Q_d 는 수지의 열분해 열량, G 는 분해가스의 질량유량, V_s 는 삭마속도, χ_{H_2O} 는 H_2O 의 몰분율, k_s 와 E_s 는 표면 열반응의 Arrhenius 식에서 비례상수와 활성화 에너지를, 또한 하첨자 s 와 m 은 각각 내열재 표면과 내부를 나타낸다.

Fig. 17은 Fluent-2C를 이용한 내열재 열반응 해석 과정을 보여준다. 먼저 노즐 형상에 대해 수치해석 Geometry를 만든 후 격자를 생성하고, 노즐 내부 유동장 해석을 수행하여 노즐 벽면의 경계조건(대류열전달계수, 압력 등)을 구한다. 그 다음에 열반응 해석에 필요한 UDF를 정의하고

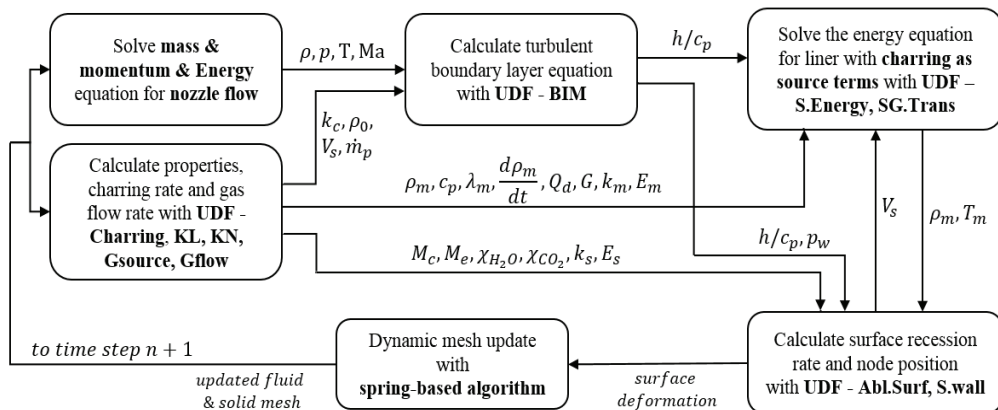


Fig. 16 Schematic of Fluent-2C analysis procedure for solving pyrolyzing ablation problems [34].

계산시간을 증가시키면서 비정상(unsteady) 내열재 열반응 해석을 수행한다.

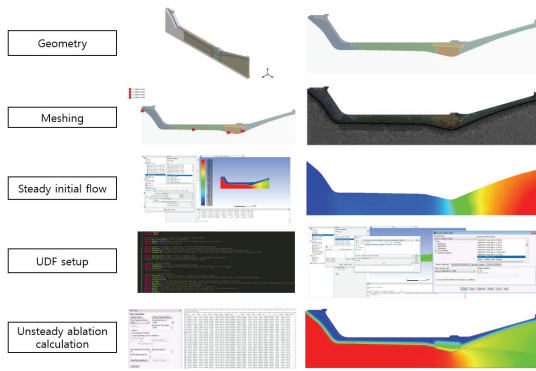
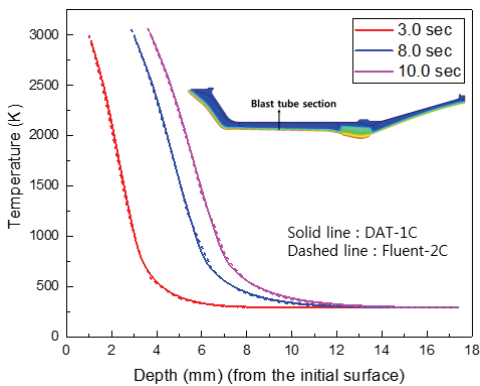
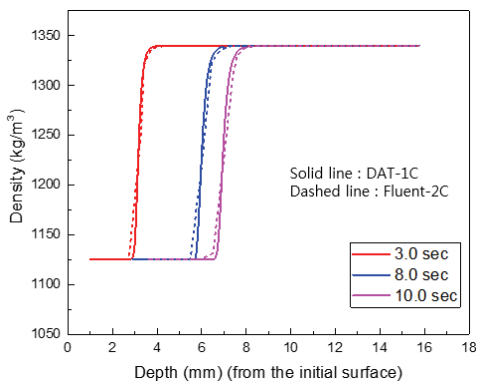


Fig. 17 Nozzle analysis using Fluent-2C [34].



(a) Temperature profiles at blast tube.



(b) Density profiles at blast tube.

Fig. 18 Comparison of temperature and density profiles between DAT-1C and Fluent-2C [34].

Fig. 18은 토출관(blast tube)이 있는 노즐[8]에 대해 토출관 축 방향 가운데 위치에서 표면으로부터 깊이 방향으로 온도와 밀도 변화를 연소시간(3초, 6초, 10초)별로 Fluent-2C를 이용하여 해석한 결과와 DAT-1C 해석 결과를 보여준다. 그림에서 보듯이 온도와 밀도 변화는 2개 해석 결과가 거의 유사하였으며, 이를 통해 Fluent-2C의 열반응 해석 타당성을 입증할 수 있었다.

5. 결 론

로켓 내열재의 유동-열-구조해석용 상용코드의 동향 분석을 통해 다음과 같은 결론을 얻었다.

프랑스 Snecma(구 SEP)사는 MSC사와 협력하여 기존 Marc 상용코드에 열반응 해석 모듈을 추가한 MSC.Marc-ATAS 코드를 2002년경에 개발하여 노즐 내열재 열반응과 구조해석을 연동하여 수행하였다. 미국은 1960년대부터 In-house 코드인 ACE, CMA를 주로 사용하다가 비행체 침투부의 2차원, 3차원 해석으로 확장을 위해 TITAN, 3dFIAT 코드를 개발하였으며, 2010년 경부터는 상용코드의 활용을 위해 유동장은 Fluent CFD 코드로, 내열재 열반응과 구조해석은 ABAQUS (또는 In-house)을 사용하는 복합 상용코드 모듈을 개발하고 있다. 중국은 Fluent와 ABAQUS를 결합한 상용코드로, 비행체 침투부에 대해 탄소/탄소 내열재의 삭마와 온도해석을 수행했다. 한국(ADD)은 ANSYS Fluent CFD 상용코드에 열반응 해석용 UDF를 추가하여 노즐 유동과 내열재 열반응 해석을 동시에 수행하는 모듈을 개발했으며, 추후에는 ANSYS Structure 코드와 연동하여 열응력 해석을 수행할 예정이다. 상용코드는 복잡한 형상의 격자생성, 전·후처리(pre- and postprocessor)의 편리함, 유동-열-구조해석 연동의 용이성 등과 함께 기존의 In-house 코드와 동등 수준의 해석이 가능하므로 인해 상용코드의 활용도는 향후에 더욱 증대될 것으로 사료된다.

References

1. Douglass, H.W., Collins, J.H., Ellis, R.A., and Keller, R.B., "Solid Rocket Motor Nozzle, Space Vehicle Design Criteria (Chemical Propulsion)," NASA SP-8115, 1975.
2. Koo, J.H., Ho, D.W.H., and Ezekoye, O.A., "A Review of Numerical and Experimental Characterization of Thermal Protection Materials - Part I. Numerical Modeling," AIAA-2006-4936, July 2006.
3. Ruffin, A., "Numerical Investigation of Nozzle Thermochemical Behaviour in Hybrid Rocket Motors," Master Thesis, University of Padua, Italy, Feb. 2015.
4. Hwang, K.Y., Yim, Y.J., and Ham, H.C., "Effects of Aluminum Oxide Particles on the Erosion of Nozzle Liner for Solid Rocket Motors," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 34, No. 8, pp. 95-103, 2006.
5. Keswani, S.T. and Kuo, K.K., "An Aerothermochemical Model of Carbon-Carbon Composite Nozzle Recession," AIAA-83-0910, June 1983.
6. Potts, R.L., "Application of Integral Methods to Ablation Charring Erosion, A Review," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 32, No. 2, pp. 200-209, 1995.
7. Acharya, R. and Kuo, K.K., "Effect of Pressure and Propellant Composition on Graphite Rocket Nozzle Erosion Rate," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 23, No. 6, pp. 1242-1254, 2007.
8. Hwang, K.Y., Yim, Y.J., Ham, H. C., Kang, Y.G., and Bae, J.C., "Effects of Solid Propellant Gases on the Thermal Response of Nozzle Liner," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 11, No. 2, pp. 26-36, 2007.
9. Lemoine, L., "Solid Rocket Nozzle Thermostructural Behavior," AIAA-75-1339, Sep. 1975.
10. Hwang, K.Y. and Park, J.K., "Characteristics and Development Trends of Heat-Resistant Composites for Flight Propulsion System," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 47, No. 9, pp. 629-641, 2019.
11. Shi, S., Gong, C., Liang, J., Fang, G., Wen, L., and Gu, L., "Ablation Mechanism and Properties of Silica Fiber-Reinforced Composite upon Oxyacetylene Torch Exposure," *Journal of Composite Materials*, Vol. 50, No. 27, pp. 3853-3862, 2016.
12. Bartz, D.R., "A Simple Equation for Rapid Estimation of Rocket Nozzle Convection Heat Transfer Coefficients," *Jet Propulsion*, pp. 49-51, 1957.
13. Kays, W.M., Crawford, M.E., and Weigand, B., *Convective Heat and Mass Transfer*, 4th ed., McGraw-Hill Education, New York, U.S.A., Ch. 5, 2005.
14. Murphy, A.J., Chu, E.K., and Kesswlring, J.P., "AFRL Graphite Performance Prediction Program, Vol. 1. Recommendations for a Standardized Analytic Procedure for MX Nozzle Throat Recession Calculation," AD-A016720, 1975.
15. Potts, R.L., "Hybrid Integral/Quasi-Steady Solution of Charring Ablation," AIAA-90-1677, June 1990.
16. Ewing, M.E., Laker, T.S., and Walker, D.T., "Numerical Modeling of Ablation Heat Transfer," *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, Vol. 27, No. 4, pp. 615-631, 2013.
17. Laturelle, F., Fiorot, S., and Wertheimer, T.B., "MSC.Marc-ATAS: Advanced Thermal Analysis Software for Modeling of Rocket Motors and Other Protection Systems," *Worldwide Aerospace Conference and Technology Showcase*, Toulouse, France, April 2002.
18. Kendall, R.M., "An Analysis of the Coupled

- Chemically Reacting Boundary Layer and Charring Ablator, Part V: A General Approach to the Thermochemical Solution of Mixed Equilibrium-Nonequilibrium, Homogeneous or Heterogeneous Systems," NASA CR-1064, 1968.
19. Moyer, C.B. and Rindal, R.A., "An Analysis of the Coupled Chemically Reacting Boundary Layer and Charring Ablator, Part II: Finite Difference Solution for the In-Depth Response of Charring Materials Considering Surface Chemical and Energy Balances," NASA CR-1061, 1968.
 20. Chen, Y.K. and Milos, F.S., "Ablation and Thermal Response Program for Spacecraft Heatshield Analysis," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 36, No. 3, pp. 475-483, 1999.
 21. Lee, E.M., et al., "ARBES Shape Change Code (ASCC 85Q*): Technical Report and User's Manual," Acurex Report FR-86-04/ATD, BMO TR-86-42, July 1986.
 22. Chen, Y.K. and Milos, F.S., "Two-Dimensional Implicit Thermal Response and Ablation Program for Charring Materials on Hypersonic Space Vehicles," AIAA-2000-0206, Jan. 2000.
 23. Chen, Y.K., Milos, F.S., and Gökçen, T., "Validation of a Three-Dimensional Ablation and Thermal Response Simulation Code," AIAA-2010-4645, June 2010.
 24. Ewing, M.E., Richards, G.H., Iverson, M.P., and Issac, D.A., "Ablation Modeling of a Solid Rocket Nozzle," *5th Ablation Workshop*, Lexington, Kentucky, U.S.A., Feb. 2012.
 25. Amar, A.J., Oliver, A.B., Kirk, B.S., Salazar, G., and Droba, J., "Overview of the CHarring Ablator Response(CHAR) Code," *46th AIAA Thermophysics Conference*, Washington, D.C., U.S.A., AIAA-2016-3385, June 2016.
 26. Lapp, P. and Quesada, B., "Analysis of Solid Rocket Motor Nozzle," *28th AIAA/SAE/ASME/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Nashville, TN, U.S.A., AIAA-92-3616, June 1992.
 27. Wertheimer, T. and Laturrelle, F., "Thermal Stress Analysis of TPS using Marc," *Thermal & Fluids Analysis Workshop (TEAWS 2008)*, San Jose State University, San Jose, CA, U.S.A., Aug. 2008.
 28. Blades, E.L., Reveles, N.D., and Nucci, M., "Simulation of an Eroding Graphite Nozzle via a Fully Coupled Aero-Thermochemical-Elastic Framework," AIAA-2017-5021, 2017.
 29. Wang, Y., Risch, T.K., and Pasilio, C.L., "Modeling of Pyrolyzing Ablation Problem with ABAQUS: A One-Dimensional Test Case," *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, Vol. 32, No. 2, pp. 542-545, 2018.
 30. Meng, S., Zhou, Y., Xie, W., Yi, F., and Du, S., "Multiphysics Coupled Fluid/Thermal /Ablation Simulation of Carbon/Carbon Composites," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 53, No. 5, pp. 930-935, 2016.
 31. Park, C., "Calculation of Stagnation-Point Heating Rates Associated with Stardust Vehicle," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 44, No. 1, pp. 24-32, 2007.
 32. Kang, Y.G., "1D-Thermal Reaction Analysis Program on Carbonaceous Nozzle Material (DAT-1C)," Software Registration No. 2011-01-129-005869, 29 Sep. 2011.
 33. Bae, J.Y., Kim, T.W., Kim, J.H., Ham, H.C., and Cho, H.H., "Conjugate Simulation of Heat Transfer and Ablation in a Small Rocket Nozzle," *Journal of Computational Structural Engineering Institute of Korea*, Vol. 30, No. 2, pp. 119-125, 2017.
 34. Bae, J.Y., Hwang, K.Y. and Ham, H.C., "Development Report of Fluent-2C Software for Coupled Flow/Thermal Response Analysis of Rocket Nozzle," ADD Report, ADDR-421-191945, 2019.