

## 論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 45(9), 766-774(2017)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2017.45.9.766

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

## 전산유체역학을 이용한 아폴로 달착륙선 하강엔진의 플룸 거동 연구

최욱\*, 이균호\*\*, 명노신\*\*

Plume Behavior Study of Apollo Lunar Module Descent Engine  
Using Computational Fluid Dynamics

Wook Choi\*, Kyun Ho Lee\*\* and Rho Shin Myong\*\*\*

Department of Aerospace Engineering, Sejong University, Korea\* \*\*

Department of Aerospace &amp; System Engineering, Gyeongsang National University, Korea\*\*\*

## ABSTRACT

When a plume flow exhausted from a lunar lander descent engine impinges on the lunar surface, regolith particles on the lunar surface will be dispersed due to a plume-surface interaction. If the dispersed particles collide with the lunar lander, some adverse effects such as a performance degradation can be caused. Thus, this study tried to predict the plume flow behaviors using the CFD methods. A nozzle inside region was analyzed by a continuum flow model based on the Navier-Stokes equations while the plume behaviors of the outside nozzle was performed by comparing and analyzing the individual results using the continuum flow model and the DSMC method. As a result, it was possible to establish an optimum procedure of the plume analysis for the lunar lander descent engine in the vacuum condition. In the future, it is expected to utilize the present results for the development of the Korean lunar lander.

## 초 록

달착륙선 하강엔진에서 사출된 배기가스가 월면과 충돌할 때 배기가스와 월면과의 상호작용으로 인해 월면에 분포되어 있는 표토가 분산된다. 이때, 분산된 표토입자가 착륙선과 충돌할 경우 성능 저하 등과 같은 역효과를 야기할 수 있다. 따라서 본 연구에서는 달착륙선 엔진의 배기가스 거동을 전산유체해석을 통해 예측하고자 하였다. 하강엔진의 노즐 내부 영역은 Navier-Stokes 방정식 기반의 연속체 유동 모델을 이용하여 해석하였으며, 노즐 외부 배기가스 거동은 연속체 유동 모델과 직접모사법(DSMC)을 적용하여 해석한 결과를 각각 비교 및 분석하였다. 이를 통해 진공환경에서 달착륙선 하강엔진에 대한 최적의 배기가스 해석 절차를 수립할 수 있었으며, 차후 한국형 달착륙선 개발에 충분히 활용할 수 있을 것으로 기대된다.

**Key Words** : Lunar Module Descent Engine(달착륙선 하강엔진), Computational Fluid Dynamics(전산유체역학), Continuum Flow Model(연속체 유동 모델), Direct Simulation Monte Carlo(직접모사법)

† Received : February 6, 2017    Revised : March 27, 2017    Accepted : April 2, 2017

\*\* Corresponding author, E-mail : khlee0406@sejong.ac.kr

## 1. 서론

일반적으로 발사체와 인공위성 등의 우주비행체는 추진시스템을 통해 배기가스(plume)를 사출함으로써 뉴턴 제2법칙에 따라 추진력을 얻는다. 이때, 로켓 노즐로부터 고진공의 우주환경으로 사출된 배기가스는 노즐 외부의 압력에 비해 노즐 출구에서의 압력이 상대적으로 높기 때문에 급격한 팽창을 거치게 되면서 Fig. 1과 같이 대기압에서의 배기가스 거동과는 다르게 우주비행체 방향으로 역류하는 후방유동(backflow)이 상당량 발생한다[1]. 그 결과, 후방유동으로 인해 배기가스 입자들이 우주비행체 표면에 충돌하게 되면서 교란 힘 및 교란 토크, 열적 하중, 탐재체의 표면오염 등과 같은 심각한 문제를 야기하므로 심할 경우 우주비행체의 내구성 및 성능의 저하를 유발시킬 수 있다[2].

한편, 달착륙선 하강엔진의 경우 지면을 향해 배기가스를 분출하여 그에 대한 반작용으로 큰 감속 효과를 얻음으로써 임무 수행지점에 안정적으로 착륙하는 것이 주요 역할이다. 이때, 하강엔진으로부터 사출된 배기가스가 지면과 강하게 충돌하면서 Fig. 2와 같이 충격파(shock wave)를 발생시키며, 그 결과 달 표면의 침식과 더불어 표토 입자들을 모든 방향에 대해 고속으로 분산시킨다[3]. 이때, 분산된 표토 입자들이 광학 탐재체와 태양전지판 등과 같이 표면오염에 민감한 장비에 충돌하거나 흡착될 경우 성능저하 또는 물리적 손상으로 인해 정상적인 임무 수행에 심각한 악영향을 발생시킬 수 있다[4]. 따라서, 달착륙선 개발시 진공영역에서 하강엔진의 배기가스 거동을 예측하는 것은 매우 중요한 단계라고 할 수 있다.

달착륙 엔진의 배기가스 거동 해석에 관한 국내외 연구 동향을 살펴보면, 해외에서는 배기가

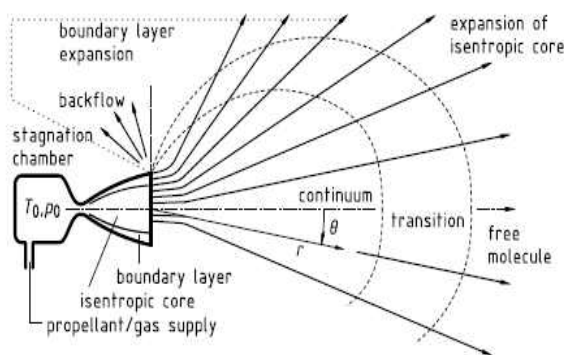


Fig. 1. Rocket Plume Flow Structure in Vacuum[5]

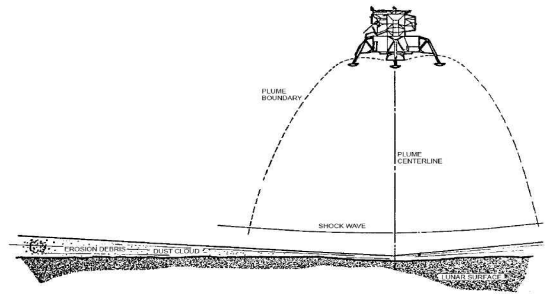


Fig. 2. A Schematic of Plume Impingement on Dusty Surface[6]

스-월면 충돌 현상과 달 표토 입자들의 분산 궤적 추적, 표토입자와 배기가스를 동시에 고려한 2상 유동 해석 등 다양한 연구가 수행되었으며 그 결과 연구 시 필요한 핵심기술들이 확보되어져왔다. 특히 중국은 창어 3호(Chang'e-3)를 통해 자체 개발한 소프트웨어를 이용하여 150 N급 착륙엔진에서 사출된 배기가스가 월면과 착륙선에 미치는 상호작용에 대한 연구 등을 진행하였으며, 그 결과 달착륙 엔진에 대한 자체 기술을 상당부분 확립한 상태이다[7]. 한편, 국내에서는 미래창조과학부에서 2025년까지 달착륙선의 개발계획을 발표함에 따라 한국항공우주연구원을 중심으로 개념설계 수준의 연구개발이 진행되고 있다. 일례로, 2012년에 200 N급 하이드라진(hydrazine,  $N_2H_4$ ) 단일추진제 추력기 시제품을 개발해 달착륙선 지상모델에 대한 성능시험을 수행하였다[8]. 하지만, 아직까지 국내에서는 달착륙선 하강엔진의 배기가스 거동에 대한 본격적인 연구가 수행되지 않은 상태이다. 따라서 본 논문에서는 한국형 달착륙선 개발에 필요한 핵심기술을 미리 확보하기 위해 달착륙선 하강엔진에서 사출된 배기가스의 거동을 전산유체역학 방법을 이용해 예측하는 것이 목적이다. 이를 위해 기존 아폴로 달착륙선의 하강엔진을 해석 모델로 선정하였으며, 고진공의 우주환경에서의 배기가스 거동을 해석하기 위해 Navier-Stokes 식에 기반을 둔 연속체 유동 모델과 직접모사법을 별도로 적용한 후 각각의 계산결과를 비교함으로써 두 가지 전산유체해석 방법의 특징을 검토 및 분석하였다. 이를 통해 최적의 배기가스 해석 절차를 수립 할 수 있었으며, 차후 한국형 달착륙선 개발에 충분히 활용될 수 있을 것으로 기대된다.

## II. 하강엔진의 내부유동장 해석

### 2.1 해석 모델 및 방법

본 연구에서는 배기가스의 거동을 해석하기

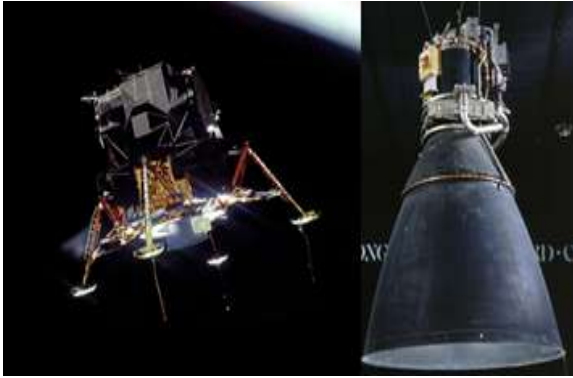


Fig. 3. Apollo Lunar Lander(Left) and Lunar Module Descent Engine (Right)[9,10]

위해 대표적인 하강엔진으로 언급되는 아폴로 달 착륙선의 LMDE(Lunar Module Descent Engine)를 해석 대상으로 선정하였다. LMDE는 1961년부터 1972년까지 NASA에 의해 이루어진 아폴로 프로젝트 중 미국의 TRW사와 NASA가 공동 개발한 엔진이다. LMDE는 아폴로 5호의 달착륙선인 LM-1에서 처음 사용되었으며 LM-2, LM-3 등 여러 착륙선에 사용되면서 성능이 개선되었다[9].

본 연구에서 사용된 해석의 대상은 Fig. 3과 같은 형상으로 최초의 유인 달착륙선인 아폴로 11호의 LM-5에 사용된 착륙 엔진이다. 특히, LM-5는 핀틀 인젝터(pintle injector)를 사용해 추진제의 유량을 조절함으로써 최소 약 4.7 kN(1,050 lbf)에서 최대 47 kN(10,500 lbf)의 추력을 낼 수 있는 것으로 알려져 있다[9].

한편, LMDE는 액체 연료와 액체 산화제를 사용하는 이원추진제 엔진이며 사용되는 추진제로는 자연 발화적(hypergolic) 성질을 가지고 있는 에어로진-50(Aerzine-50,  $C_2H_{12}N_4$ )과 사산화이질소(dinitrogen tetroxide, NTO,  $N_2O_4$ )를 각각 연료와 산화제로 사용한다[10]. 하이드라진과 비대칭디메틸하이드라진(unsymmetrical dimethylhydrazine, UDMH,  $C_2H_8N_2$ )을 5대 5의 중량비로 혼합하여 만든 에어로진-50은 하이드라진보다 안정적이며 비대칭디메틸하이드라진보다 밀도와 끓는점이 높아 우주비행체의 연료로 많이 사용되는 것으로 알려져 있다[1].

## 2.2 해석 조건

일반적으로 Navier-Stokes 방정식은 주어진 공간 내에 충분한 개수의 유체 분자들이 존재하는 연속체 유동 영역(continuum flow region)을 해석하는데 적합한 방법이다[11]. 우주비행체 로켓

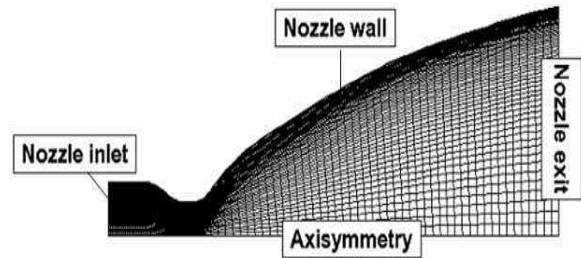


Fig. 4. Computational Grid with Boundary Condition Inside LMDE

엔진의 노즐 내부 영역은 연료와 산화제 간의 화학반응을 통해 생성된 기체 분자들이 한정된 노즐 내부 공간 내에서 활발하게 충돌하기 때문에 대표적인 연속체 유동 영역이라 할 수 있다. 따라서 본 연구에서는 Navier-Stokes 방정식 기반의 전산유체해석 방법을 사용하는 ANSYS FLUENT를 이용하여 착륙 엔진 내부유동 해석을 수행하였다. 이때, Fig. 4와 같이 6,000개의 셀로 구성된 2차원 축대칭 정렬 격자계로 형성하였으며 노즐 위치에 따라 적절한 경계조건을 부여하였다.

진공영역에서 발생하는 후방유동을 설명하기 위해서는 노즐 벽 부근의 경계층 해석이 매우 중요한 요인으로 알려져 있다[2]. 따라서  $k-w$ 와  $k-\epsilon$ 의 장점만을 고려하여 벽에서 나타나는 경계층 효과를 해석하는데 유용하다고 알려져 있는  $k-w$  SST(Shear Stress Transport) 난류 모델을 사용하였다[12].

한편, 에어로진-50과 사산화이질소의 화학반응은 NASA의 CEA(Chemical Equilibrium with Applications) 프로그램을 이용하여 Gibbs 에너지가 최소로 되는 화학적 평형상태에 도달했을 때의 물성치를 계산한 후, 생성물 가스성분의 몰분율, 단열화염온도 및 연소실 압력을 초기조건으로 적용하였다. 이때, 생성물은 10가지의 화학종( $CO_2$ ,  $N_2$ ,  $CO$ ,  $H_2O$ ,  $H_2$ ,  $NO$ ,  $OH$ ,  $O_2$ ,  $H$ ,  $O$ )

Table 1. Condition of Nozzle Internal Flow

Fuel	Aerzine 50
Oxidizer	$N_2O_4$
mixture ratio	1.6
Chamber Pressure	7.13 bar
Chamber Temperature	3054.42 K

을 고려하였으며, 연소실에서의 화학조성을 최종 값으로 고려한 동결 유동을 해석조건으로 가정하였다. 자세한 내부유동 해석 조건은 Table 1과 같이 제시하였다.

### 2.3 해석 결과

노즐 내부유동의 대표적인 해석 결과로서 밀도 및 온도 분포를 Fig. 5(a) ~ Fig. 5(b)와 같이 제시하였다. 노즐 연소실에서 화학반응으로 인해 발생한 고온 및 고압의 연소가스가 노즐 목을 통과하면서 급격히 팽창하는 것을 Fig. 5(a)의 밀도 결과를 통해 확인할 수 있었다. 또한 Fig. 5(b)의 온도분포를 통해 해석 시 노즐 벽에서의 초기조건을 단열 및 점착 조건으로 지정해주었기 때문

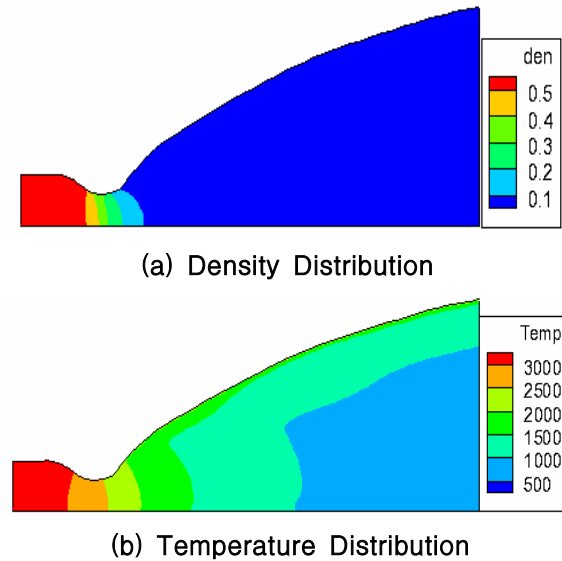


Fig. 5. Continuum Flow Results Inside LMDE

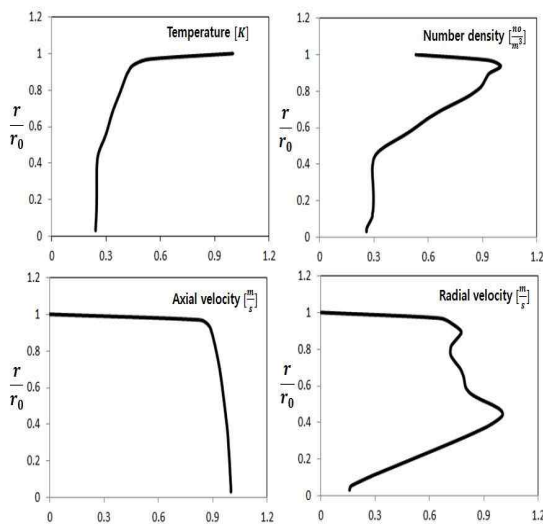


Fig. 6. Nozzle Exit Plane Results of LMDE

에 노즐 벽 부근의 경계층에서 상대적으로 높은 온도가 형성되는 것을 확인할 수 있었다.

최종적으로 노즐 내부유동의 해석결과를 정리하여 노즐 출구 면에서의 온도, 축/반경 방향 속도, 수밀도 결과를 Fig. 6과 같이 무차원하여 제시하였다. 각 그래프의 x축과 y축은 각각 무차원화 시킨 결과 값과 노즐 반경을 의미한다.

## III. 하강엔진의 배기가스 거동 해석

본 연구에서는 고진공 환경에서 로켓엔진의 배기가스 해석에 적합한 방법과 절차를 수립하기 위해 일반적인 전산유체역학 해석에 사용되는 Navier-Stokes 방정식 기반의 연속체 유동 모델과 희박유동에서 분자들의 거동을 예측하는데 사용되는 전산유체해석 기법인 직접모사법을 적용하였으며, 이를 통해 각 해석 방법에 따른 하강엔진의 배기가스 거동과 주요 결과를 비교 및 분석하였다.

### 3.1 연속체 유동 모델의 해석조건

연속체 유동 모델에 근거한 전산유체해석 방법을 적용하기 위해 Navier-Stokes 방정식에 기반을 둔 ANSYS FLUENT를 이용하여 해석을 수행하였다. 이때, 하강엔진이 작동하는 고도는 달 표면으로부터 10 m로 설정하였다. 실제 착륙엔진은 지면과의 거리에 따라 추력의 크기를 조절하며 접근 속도 및 고도를 조절하나, 본 연구에서는 계산의 편의성을 위해 배기가스의 배출유량과 발생된 추력이 최대인 작동조건에서 시간에 대해 일정하게 유지되는 정상상태를 고려하였다. 난류모델은  $k-w$  SST를 사용하였으며, 계산영역의 격자 형상은 계산 정확도의 향상을 고려하여 Fig. 7과 같이 2차원 축대칭 정렬 격자계로 형성하였다. 이때, 격자계는 약 23,000개의 셀로 구성하였다. 한편, 연속체 유동 모델을 이용한 전산유체해석 방법을 압력이 0인 진공상태의 우주공간에 적용할 경우 연속체 가정이 성립되지 않게 되므로, 계산과정에서 불안정성이 발생할 수 있게 된다[2,13]. 따라서 이를 방지하기 위해서는 미소 압력 값을 우주공간에 지정해주어야 하므로, 이를 위해 진공영역을 적절히 모사할 수 있는 압력의 한계치를 알아보하고자 100, 10, 5, 1 Pa 및 그 이하의 대표 미소 압력들을 선택하여 해석을 수행해 보았다. 그 결과 5 Pa 이하에서는 비록 전산해석이 가능한 하였으나 낮은 외압에서의 배기가스 거동이 물리적으로 타당한 결과를 도출하지 못하는 것을 확인하였다. 따라서 본 연구에서

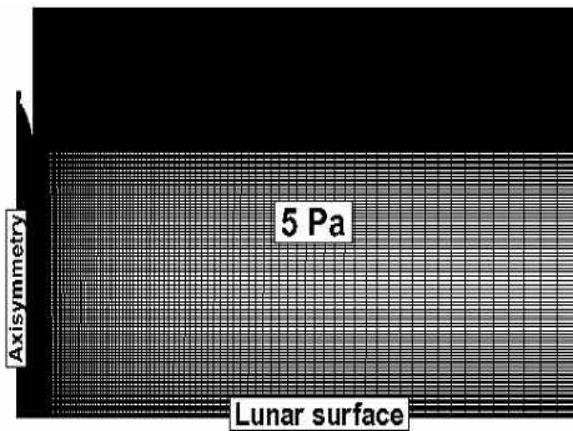


Fig. 7. Computational Grid with Boundary Condition Outside LMDE for Continuum Equation (half region)

는 우주공간을 모사하기 위한 압력 조건으로 5 Pa 을 적용하여 해석을 수행하였다. 또한 계산의 편의를 고려해 달의 중력 및 표토 입자와의 상호작용은 본 연구에서는 일단 고려하지 않았다.

### 3.2 직접모사법의 해석조건

연속류와 희박류 등의 유동 특성을 분류할 때 식 (1)과 같이 분자들의 평균자유행로,  $\lambda$ (mean free path)와 특성길이,  $L$ (characteristic length)의 비로 정의되는  $Kn$  수의 크기에 따라 구분할 수 있다[14].

$$Knudsen\ number(Kn) = \frac{\lambda}{L} \quad (1)$$

일반적으로  $Kn$  수가 0.01보다 작은 영역은 연속체 유동 영역, 100보다 큰 영역은 희박유동 영역에 해당한다[15,16]. 따라서 Fig. 8과 같이 각 영역에 알맞은 지배방정식을 사용하여 해석하는 것이 효율적이다. 희박 영역에서는 분자들의 개수

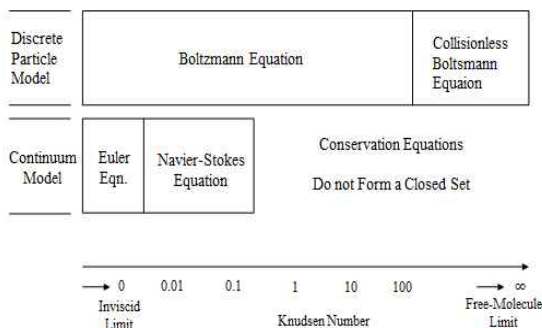


Fig. 8. Mathematical Model with Knudsen Number[2]

가 적기 때문에 평균자유행로가 상당히 커지므로 연속체 유동 모델보다는 분자들의 거동을 통계학적으로 모사할 수 있는 분자 모델링을 일반적으로 사용하며, 대표적으로 식 (2)의 볼츠만 방정식 (Boltzmann equation)을 적용한다[17].

$$\frac{\partial}{\partial t}(nf) + \vec{c} \cdot \frac{\partial}{\partial r}(nf) + \vec{F} \cdot \frac{\partial}{\partial c}(nf) \quad (2)$$

$$= \int_{-\infty}^{\infty} \int_0^{4\pi} n^2 (f^* f_1^* - f f_1) c_r \sigma d\Omega d\vec{c}_1$$

식 (2)의 볼츠만 방정식은 분자들의 이동을 나타내는 좌변과 분자들의 충돌을 나타내는 우변의 충돌항으로 구성되어 있다. 특히, 볼츠만 방정식의 충돌항은 이중 적분항이 포함되어 있는 비선형적 특성을 가지고 있다[14]. 그러므로 볼츠만 방정식의 해석적 접근은 충돌항이 0인 자유흐름과 같은 특정 문제에 크게 제한되어 있으며 이를 이용하여 실제 희박영역을 해석하는 것은 매우 어렵다. 따라서 이러한 단점을 보완하고자 분자들의 거동 특성을 확률적 접근을 통하여 모사하고 거시적 특성을 추출할 수 있는 직접모사법(Direct Simulation Monte Carlo, DSMC)이 희박영역 해석에 대표적으로 사용되고 있다[18]. 직접모사법은 수많은 실제 분자들을 대표하는 모사입자들을 생성한 후, 모사입자들의 이동을 추적한다. 이때, 입자들 사이의 충돌 및 반응, 경계와의 상호작용, 시간에 따른 입자의 이동 등을 고려하여 통계적 방법으로 처리하고 일정한 값에 수렴하게 되면 전체 유동장의 거시적 특성이 도출된다. 따라서 분자 모델 및 충돌 샘플링 기법, 경계조건, 충돌에 의한 에너지 교환 모델 등의 다양한 계산 조건들이 필요하다[14]. 또한 직접모사법은 분자의 이동, 분자간의 충돌 계산 및 에너지 교환, 샘플링을 통한 거시적 특성을 도출하는 일련의 계산 과정을 거치게 된다[14]. 이러한 과정은 유동장이 일정한 값에 수렴할 때까지 반복되며 순서도는 Fig. 9와 같다.

한편, 직접모사법을 이용하여 해석을 수행할 때, 계산의 효율성을 고려하기 위해 각 유동특성에 적합한 해석 기법을 적용하는 분할방법을 적용하였다. 즉, 노즐내부의 연속체 영역은 분자들 개수가 많기 때문에 각 분자들 간의 충돌이 활발하므로 계산시간을 절약하기 위해 Navier-Stokes 기반의 전산유체해석 방법을 사용하였으며, 하강엔진 외부의 진공영역 해석 시에는 노즐 출구 면에서 계산된 노즐 내부 영역 해석의 결과 값을 직접모사법의 입력 조건으로 적용함으로써, 연속체 영역과 진공영역의 연관성을 유지하였다. 이때, 직접

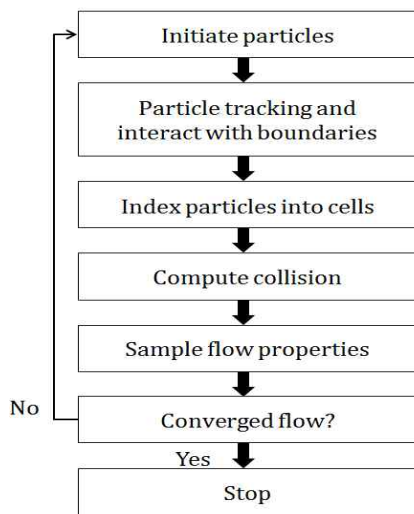


Fig. 9. Flow Chart of DSMC Calculation

모사법에 사용된 유입조건으로 Fig. 6의 노즐 출구 면에서의 온도, 축/반경 방향 속도, 수밀도 결과를 적용하였다. 직접모사법 해석 시에도 연속체 유동 모델의 해석조건과 동일한 정상상태를 적용하였으며, 격자 역시 Fig. 10과 같이 10 m 고도를 고려하여 모델링하였다. 이때, 복잡한 형상을 효과적으로 모델링할 수 있도록 2차원 축대칭 비정렬 격자계로 구성하였으며, 약 10,000개의 셀로 구성하였다. 특히 노즐 출구 부근 영역은 연속체와 희박영역 사이의 천이영역에 해당하므로 모사입자들이 서로 충분히 충돌하여 비교적 정확한 결과 값을 얻을 수 있도록 상대적으로 조밀하게 격자를 형성하였다. 경계조건은 Fig. 10에 제시되어 있듯이 진공, 축대칭 및 달 표면 영역으로 지정해주었으며 엔진 노즐의 출구를 직접모사법의 유입 경계조건으로 지정해 주었다.

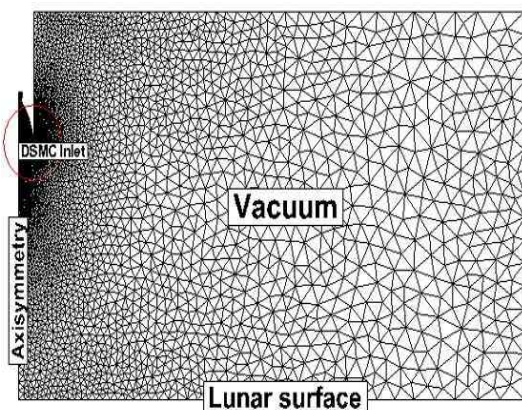


Fig. 10. Computational Grid with Boundary Condition Outside LMDE for DSMC Method (half region)

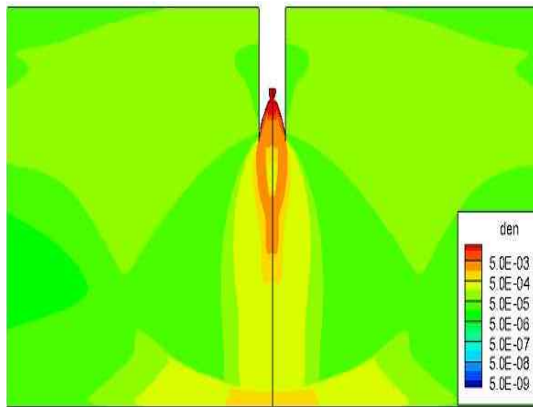
Table 2. Condition of DSMC Method

Grid	2-D unstructured
Collision sampling method	No Time Counter
Molecules collision model	VHS model
Energy transfer model	Larsen-Borgnakke model
Wall boundary condition	Diffuse reflection

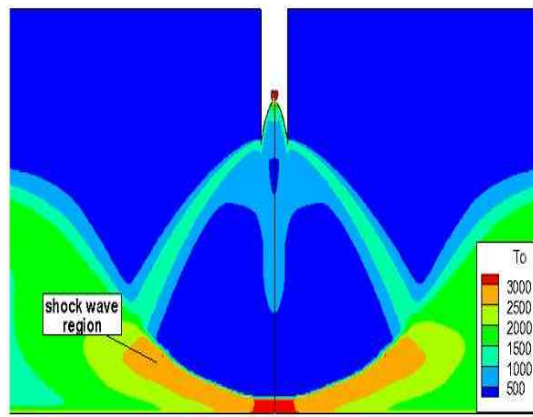
또한, 직접모사법 해석 시 모사 입자들 간의 충돌모델은 가변강구모델(Variable Hard Sphere model, VHS)을 적용하였다. 가변 강구모델은 Bird에 의해 개발되었으며, 총 충돌단면이 모사 입자의 병진에너지에 비례하도록 고안된 모델로 실제 분자의 운동을 비교적 정확히 표현할 수 있다는 장점이 있다[14]. 입자들 간의 충돌을 계산하고 충돌 짝을 찾는 충돌채취기법으로는 기존의 채취기법에 비해 계산 시간의 효율성이 좋은 비시계수법(No Time Counter, NTC)을 사용하였으며 가스입자와 가상의 달 고체 표면과의 상호작용은 확산반사(diffuse reflection) 모델을 사용하였다[14]. 직접모사법의 해석 조건을 Table 2에 제시하였다.

### 3.3 해석 결과

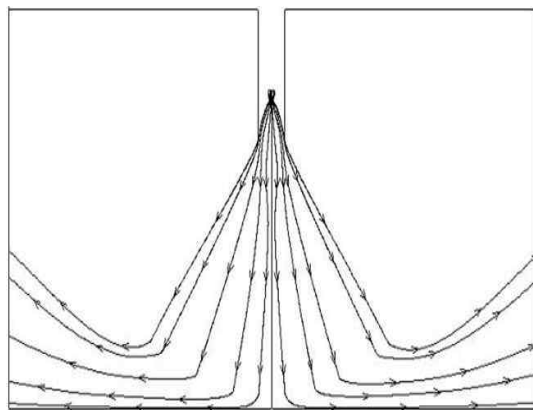
첫 번째 경우로서 Navier-Stokes 방정식 기반의 연속체 유동 모델을 이용한 전산유체해석 결과를 Fig. 11(a) ~ Fig. 11(c)에 제시하였다. 애초에 계산의 수렴성을 보장하기 위해 진공보다 약간 큰 압력 값을 우주공간에 설정하였기 때문에 사출된 배기가스가 우주공간으로 넓게 퍼져서 확산되기 보다는 비교적 작은 팽창각을 가지고 월면과 충돌하며 이로 인해 충격파가 좁은 영역에 형성되는 것을 밀도, 온도 및 유선 분포 결과를 통해 확인할 수 있었다. 특히 배기가스가 달 표면에 지속적으로 충돌하면서 배기가스의 밀도가 감소하다가 대칭축과 직교하는 월면 부근의 배기가스 중심영역에서 노즐 출구 부근의 밀도 분포와 비슷한 크기로 증가하는 것이 Fig. 11(a)의 밀도 분포 결과를 통해 확인되었다. 같은 현상의 결과로 Fig. 11(b)의 온도 분포 결과를 통해 월면 중심 영역에서 가장 큰 온도 분포가 나타나는 것을 확인하였다. 또한 유동이 충격파를 지날 때 발생하는 급격한 유동 압축현상으로 인해 온도가 크게 증가하는 현상을 Fig. 11(b)에서 파악할 수



(a) Density [kg/m³]



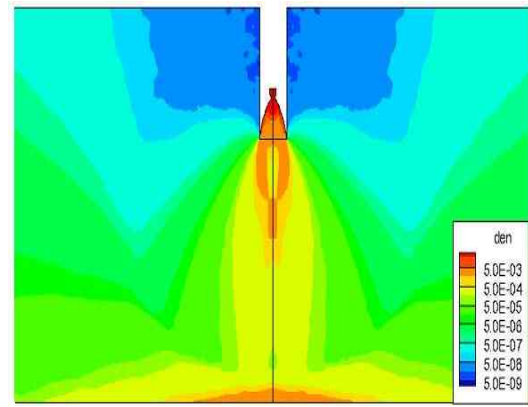
(b) Overall Temperature [K]



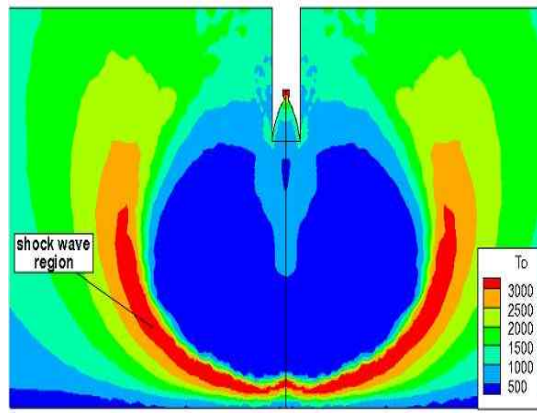
(c) Streamline

Fig. 11. Plume Behaviors Outside LMDE Using Continuum Equation

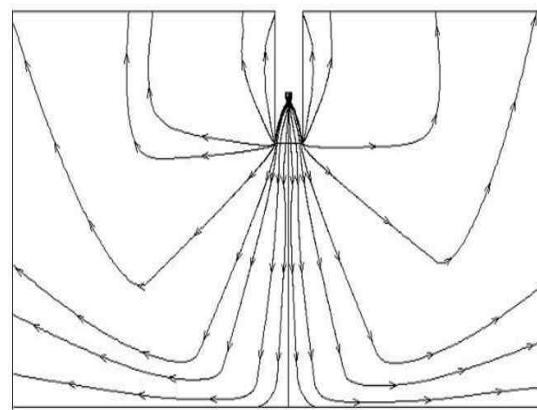
있었다. 한편, Fig. 11(c)의 유선 분포도를 통해 미소한 크기를 가지는 외부 압력의 존재로 인해 연속체 유동 모델을 이용한 해석 방법으로는 사출된 배기가스가 LMDE의 후방영역까지 넓게 팽창하지 못하는 것을 알 수 있었다. 따라서, 연속체 유동 모델을 이용할 경우 진공영역에서 일반적으로 발생하는 배기가스의 후방유동(backflow) 현상을 제대로 모사



(a) Density [kg/m³]



(b) Overall Temperature [K]



(c) Streamline

Fig. 12. Plume Behaviors Outside LMDE Using DSMC Method

하지 못하는 것으로 판단되었다.

두 번째 경우로서 볼츠만 방정식에 기반을 둔 전산유체해석 방법인 직접모사법을 이용하여 하강 엔진에서 진공영역으로 사출된 배기가스 거동을 해석한 결과를 Fig. 12(a) ~ Fig. 12(c)에 나타내었다. 해석 결과, 연속체 유동 모델을 이용하여 해석한 Fig. 11의 배기가스 거동과는 상

당히 다른 양상을 보이는 것을 확인할 수 있었다. 전반적으로 하강엔진에서 사출된 배기가스는 미소 외부압력이 존재하는 연속체 유동 모델의 해석 결과와는 달리 확산 영역이 넓기 때문에 큰 팽창각을 가지고 달 표면에 충돌하였으며, 이로 인해 배기가스의 충격파가 상당히 넓게 형성되는 것을 알 수 있었다. Fig. 12(a)의 밀도 분포를 통해 무수히 많은 배기가스 입자가 달 표면과 지속적으로 충돌하면서 달 표면 부근의 높은 배기가스 밀도분포가 Fig. 11(a)의 연속체 유동 모델 결과와 달리 상대적으로 넓은 영역에 걸쳐 분포하는 것으로 나타났다. 특히, Fig. 12(b)를 통해 충격파를 통과하는 유동이 급격히 압축되면서 온도가 크게 증가하는 현상을 확인할 수 있었으며, 연속체 유동 모델의 결과보다 충격파하류에 상대적으로 넓은 우주공간에 걸쳐 고온의 유동장이 형성된 것을 확인할 수 있었다. 또한, Fig. 12(c)의 유선 분포를 통해서 진공영역에서 사출된 배기가스의 거동 및 경로를 추적할 수 있었다. 사출된 배기가스가 충격파를 지나면서 유동이 방향이 급격하게 반경방향으로 꺾이는 현상을 확인할 수 있었으며 이를 통해 충격파의 형성 범위를 짐작할 수 있었다. 뿐만 아니라, 고진공 환경에서는 외부 압력이 노즐 출구의 압력에 비해 상당히 낮기 때문에 Fig. 11(c)의 결과와 달리 하강엔진으로부터 사출된 배기가스가 우주공간으로 팽창하면서 하강엔진의 노즐 상류영역으로 급격하게 꺾임과 동시에 달착륙선 쪽으로 향하는 후방유동이 발생하는 것을 예측할 수 있었다.

#### IV. 결 론

본 연구에서는 고진공 환경에서 로켓엔진의 배기가스 해석에 적합한 방법과 절차를 수립하기 위해 아폴로 11호 달착륙선에 사용된 이원추진제 하강 엔진을 모델로 선정하여 내부유동 및 배기가스 거동 해석을 수행하였다. 이때, 일반적인 전산유체역학 해석에 사용되는 Navier-Stokes 방정식 기반의 연속체 유동 모델과 희박유동에서 분자들의 거동을 예측하는데 사용되는 직접모사법을 적용하였으며, 이를 통해 각 해석 방법에 따른 하강엔진의 배기가스 거동과 주요 결과를 비교 및 분석하였다.

첫 번째로 노즐 내부유동 해석을 수행한 결과, 연소실에서 정체되어 있던 유동이 노즐 목을 지나면서 팽창 및 가속되었으며 노즐 출구에서의 온도, 수밀도, 축/반경 방향 속도에 대한 결과

값을 도출할 수 있었다. 두 번째로는 연속체 유동 모델에 근거한 전산유체해석 방법을 적용하여 배기가스 거동을 해석하였으며 미소한 값의 압력을 우주공간에 적용함에 따라 배기가스 유동이 넓게 팽창하지 못하고 작은 팽창각을 가지고 외부 공간으로 사출되었다. 또한, 연속체 유동 모델을 이용한 해석 방법으로는 노즐 출구압력과 우주공간의 압력차로 인해 배기가스 유동의 방향이 하강엔진 상류의 달착륙선 쪽으로 꺾이는 후방유동 현상을 확인하는 것이 불가능하였다. 마지막으로 직접모사법을 적용한 경우, 계산의 효율성을 향상시키기 위해 분자들의 충돌이 활발한 연속체 영역에 속하는 엔진의 내부유동은 Navier-Stokes 방정식 기반의 전산유체해석 기법을, 엔진 외부 유동은 엔진 내부유동 결과의 출구 값을 입력조건으로 사용하는 전산유체해석 기법인 직접모사법을 적용하여 해석을 수행하였다. 그 결과, 연속체 유동 모델을 이용한 전산유체해석 방법과는 달리 사출된 배기가스가 월면에 도달하기 전까지 큰 팽창각을 가지고 넓은 우주공간에 걸쳐 확산하는 거동을 나타내었다. 특히 사출된 배기가스가 달 표면과 충돌하면서 지표면 부근에서 충격파가 넓게 형성되었으며 충격파를 지난 유동의 온도가 급격히 변하는 현상을 확인할 수 있었다. 또한 후방유동을 뚜렷하게 관찰할 수 있다. 결과적으로 Navier-Stokes 기반의 연속체 유동 모델을 이용한 전산유체해석 방법으로는 진공영역을 모사하는데 한계가 있기 때문에 고진공 영역에서 배기가스의 거동특성을 정확하게 예측하는데 적합하지 않을 것으로 판단되었다. 향후에는 본 연구에서 수립한 직접모사법의 해석 절차 및 결과를 이용하여 한국형 달착륙선 하강엔진의 배기가스 거동 및 배기가스-월면 충돌 해석을 수행할 예정이다.

#### 후 기

본 연구는 과학기술정보통신부 한국연구재단의 우주핵심기술개발사업의 일환으로 수행되었습니다. (과제번호 : NRF-2015M1A3A3A02010621, NRF-2013M1A3A3A02042426)

#### References

- 1) Sutton, G. P., and Biblarz, O., "Rocket Propulsion Elements," John Wiley & Sons Inc., 8th ed, 2010.
- 2) Lee, K. H., and Lee, S. N., "Study on



Small Thruster Plume Using Preconditioned Continuum Scheme and DSMC Method in Vacuum Area," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 37, No. 9, 2009, pp.906~915.

3) Morris, A. B., Goldstein, D. B., Varghese, P. L., and Trafton, L. M., "Lunar Dust Transport Resulting from Single- and Four-Engine Plume Impingement," *AIAA Journal*, Vol. 54, No. 4, 2016, pp.1339~1349.

4) He, X., He, B., and Cai, G., "Simulation of Rocket Plume and Lunar Dust Using DSMC Method," *Elsevier Journal*, Vol. 70, 2012, pp.100~111.

5) Garbe, M., "Numerical Simulation of Nitrogen Nozzle Expansion Using Kinetic and Continuum Approaches," *Proceedings of the 59th International Astronautical Conference*, 2008.

6) Marichalar, J., Prisbell, A., Lumpkin, F., and LeBeau, G., "Study of Plume Impingement Effects in the Lunar Lander Environment," *Proceedings of the AIP Conference*, Vol. 1333, No. 1, 2011, pp.589~594.

7) He, B., He, X., Zhang, M., and Cai, G., "Plume Aerodynamic Effects of Cushion Engine in Lunar Landing", *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol. 26, No. 2, 2013, pp.269~278.

8) Lee, W. B., Ryu, D. Y., Kwon, J. W., Koo, C. H., Lee, H. H., and Ju, G. H., "Ground Test for Lunar Lander Demonstrator," *Proceedings of the KSAS Spring Conference*, 2013, pp.736~739.

9) Gilroy, R., and Sackheim, R., "The Lunar Module Descent Engine - A Historical Summary," *Proceedings of the 25th Joint Propulsion Conference*, 1989.

10) Elverum JR, G. Staudhammer, P., Miller, J., and Hoffman, A., "The Descent Engine for The Lunar Module," *Proceedings of the 3rd*

*Propulsion Joint Specialist Conference*, No. 67-521, 1967.

11) Garcia, A. L., and Baras, F., "Direct Simulation Monte Carlo: Novel Applications and New Extensions," *Proceedings of the 3rd workshop on Modeling of Chemical Reaction Systems*, 1997.

12) Menter, F. R., Kuntz, M., and Langtry, R., "Ten Years of Industrial Experience with the SST Turbulence Model," *Proceedings of the 4th International Symposium on Turbulence, Heat and Mass Transfer*, 2003, pp.625~632.

13) Lee, S. R., Kim, Y. J., "A Study on the Rarefied Gas Flow Fields in Micro-Conical Nozzle Using DSMC method," *Proceedings of the KSME Conference*, 1999, pp.385~390.

14) Bird, G. A., "Molecular Gas Dynamics and the Direct Simulation of Gas Flows," Oxford University Press Inc, 1994.

15) Gobbert, M. K., Cale, T. S., "The Effect of Knudsen Number on Transient Times During Chemical Vapor Deposition," *International Journal for Multiscale Computational Engineering*, Vol. 4, No. 3, 2006, pp.319~335.

16) Lee, J. H., Ryu, D. H., and Lee, T. H., "The Study on the Two-Phase Flow in the Microchannel Using DSMC(Direct Simulation Monte Carlo) Method," *Trans. Korean Soc. Mech. Eng. B*, Vol. 27, No. 12, 2003, pp.1667~1672.

17) Kim, M. G., Kwon, O. J., Chung, C. H., and Yoon, S. J., "A DSMC Technique for Solving 2-D Rarefied Gas Flows on Unstructured Triangular Meshes," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 26, No. 8, 1998, pp.20~30.

18) Jeon, W. J., Baek, S. W., Park, J. H., and Ha, D. S., "Rocket Plume Analysis with DSMC Method," *KSPE Journal*, Vol. 18, No. 5, 2014, pp.54~61.