



J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 47(3), 169-176(2019)

DOI: <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2019.47.3.169>

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

## CFD/DSMC 혼합해석기법을 이용한 축대칭 천이영역 유동 해석

최영재<sup>1</sup>, 권오준<sup>2</sup>

### Simulations of Axisymmetric Transition Flow Regimes Using a CFD/DSMC Hybrid Method

Young-Jae Choi<sup>1</sup> and Oh-Joon Kwon<sup>2</sup>

Department of Aerospace Engineering, Korea Advanced Institute of Science and Technology

#### ABSTRACT

In the present study, a CFD/DSMC hybrid method performed by a coupled analysis between the CFD method and the DSMC method was developed to obtain the flow information on the rarefied gas flows effectively. Flow simulations around the high speed vehicles on the transition flow regimes were conducted by using the developed method. The FRESH-FX vehicle made of cone and cylinder shapes was considered for the simulations. The results of the hybrid method were compared with the results of the pure CFD and the pure DSMC method to confirm the reliability and efficiency of the hybrid method. It was found that the gradient and the intensity of the shock waves were weakened due to the relatively low density on the transition flow regime. It was confirmed that the results of the hybrid analysis were different to those of the pure CFD analysis and almost identical to those of the pure DSMC analysis. In addition, the computational time of the hybrid method was reduced than that of the pure DSMC method. As a result, it was obtained that the validity and the efficiency of the CFD/DSMC hybrid method.

#### 초 록

본 연구에서는 희박기체 환경의 유동 정보를 효과적으로 계산하기 위해 CFD 해석기법과 DSMC 해석기법 간 연계 해석을 수행하는 CFD/DSMC 혼합해석기법을 개발하였으며, 개발된 해석기법을 이용하여 천이영역에서의 고속 비행체 주위 유동에 대한 해석을 수행하였다. 해석 형상으로는 콘과 실린더 형태로 이루어진 FRESH-FX 형상으로 고려하였고, 혼합해석기법의 결과는 순수 CFD 및 DSMC 해석 결과와 비교하였다. 천이영역의 대기가 상대적으로 희박하여 초음속 유동에서 발생하는 충격파의 구배 및 세기가 약화된 것을 확인하였다. 순수 CFD 해석 결과와는 차이를 보였고, 순수 DSMC 해석 결과와 거의 일치하는 결과를 도출하는 것을 확인하였다. 또한, 순수 DSMC 계산 시간보다 해석 시간이 감소하였다. 이를 통해 혼합해석기법의 결과에 대한 신뢰성 및 해석 시간에서의 효율을 확인하였다.

**Key Words** : Computational Fluid Dynamics(전산유체역학), Direct Simulation Monte-Carlo(직접 모사법), CFD/DSMC Hybrid Method(CFD/DSMC 혼합해석기법), Rarefied Gas Flows(희박기체유동), Transition Flow Regime(천이영역)

† Received : October 20, 2018    Revised : January 29, 2019    Accepted : February 1, 2019

<sup>1</sup> Graduate Student, <sup>2</sup> Professor

<sup>2</sup> Corresponding author, E-mail : [ojkwon@kaist.ac.kr](mailto:ojkwon@kaist.ac.kr), ORCID 0000-0002-5044-7236

© 2019 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

## I. 서 론

본 논문에서 언급된 천이영역 유동(transition flow regimes)은 층류 유동(laminar flow)에서 난류 유동(turbulent flow)으로 변화를 의미할 때 사용하는 천이가 아닌, 높은 고도의 희박한 영역에서 연속체영역과 희박기체영역의 경계 및 공존하는 영역의 유동을 의미한다. 더 세부적으로는 미끄럼 유동 영역(slip flow regime)과 천이영역으로 나뉘기도 하지만[1], 본 연구에서는 두 영역을 모두 천이영역으로 간주하였다.

우주발사체 개발 및 고고도 영역에서 운행되는 비행체에 대한 필요성이 증대됨에 따라 천이영역에서 운행되는 비행체 주위 유동 특성을 효율적으로 파악하는 방법의 요구 또한 증대되고 있다. 천이영역 주위 유동 특성을 파악하기 위한 방법으로 크게 실험적 방법과 해석적 방법이 있다. 환경 조성 및 비용 측면 등의 이유로 실험적 방법보다는 해석적 방법이 주로 이용되고 있고, 직접모사법(Direct simulation Monte-Carlo, 이하 DSMC)[2]이 대표적인 천이영역 유동에 대한 해석 방법으로 사용되고 있다. DSMC 방법은 분자의 운동을 직접적으로 모사하기 때문에 희박한 기체 환경에서도 물리적으로 정확한 결과를 얻을 수 있는 장점이 있지만, 수많은 입자의 운동을 직접적으로 모사하는 관점에서 해석에 많은 시간 및 계산 비용이 요구된다. 특히, 연속체영역에 가까운 유동을 DSMC 기법으로 해석하는 경우, 희박한 영역보다 샘플링을 위한 충분한 입자의 수가 더 많이 필요하게 되어 매우 많은 해석 시간이 요구되는 단점이 있다.

이러한 문제를 극복하기 위한 방안들 중 한 방법으로, 연속체영역의 유동에 대한 지배방정식인 Navier-Stokes 방정식을 수치적으로 해석하는 전산유체역학(Computational fluid dynamics, 이하 CFD) 방법[3]과 DSMC 기법 간 연계 해석을 수행하는 CFD/DSMC 혼합해석기법[4]이 있다. CFD/DSMC 혼합해석기법은 천이영역 유동에 대해 연속체영역에 가까운 부분은 CFD 기법으로 해석을 수행하고, 희박기체 영역에 해당하는 부분은 DSMC 기법으로 해석을 수행하여 천이영역 유동에 대한 해석의 효율을 증대시키는 것을 기반에 둔 방법이다. 이에 대한 연구가 국외 일부 연구 그룹에 의해 수행되었으며, 국내에는 아직 혼합해석기법과 관련된 연구가 많이 진행되지 않았다. 국외 연구자들 중 Wu[5]는 혼합해석기법을 개발하여 썩기 형상 주위 극음속유동에 대한 연구를 수행하였고, Goldstein[6]은 혼합해석기법을 이용하여 극초음속 비행체 주위 유동 해석 및 표면 경계층에 대한 연구를 수행하였다. Schwartzenuber 및 Boyd[7]는 CFD 기법과 DSMC 기법이 모듈화 된 혼합해석기법을 이용하여 주로 극음속 비평형 유동에 대한 연구

를 수행하였다.

본 연구에서는 천이영역에서 운행되는 비행체 주위 유동 특성을 효율적으로 파악하기 위해 CFD 기법과 DSMC 기법을 연계 해석을 할 수 있는 CFD/DSMC 혼합해석기법을 개발하였다. 저고도 환경에서 실험이 수행된 적이 있는 FRESH-FX[8]라는 축대칭의 발사체 형상을 선정하였고, 천이영역 환경에서 해당 비행체 주위에 발생하는 유동 특성을 확인하기 위해 개발된 혼합해석기법을 이용하였다.

## II. 본 론

### 2.1 해석 기법

#### 2.1.1 CFD 유동해석자

본 연구에서는 비정렬 격자 기반의 이차원 및 축대칭 유동에 대한 CFD 유동 해석자를 이용하였고, 점성 및 압축성 Navier-Stokes 방정식을 지배방정식으로 사용한다. 수치해석을 위해 지배방정식을 격자점 중심의 유한체적법(finite volume method)을 이용하여 이산화 하였다. 대류 플럭스 항은 Roe의 flux-difference splitting 기법과 AUSM flux-vector splitting 기법을 이용하여 해석이 가능하며, 확산 플럭스 항의 계산은 수정된 중심 차분법을 이용하였다. DSMC 기법과 연계 해석을 위해 일부 천이영역까지 해석 영역을 확장할 수 있도록 미끄럼 경계조건을 추가 적용하였으며, 적용된 미끄럼 경계조건에 대한 자세한 설명은 참고 문헌 [8]에 기술되어 있다.

#### 2.1.2 DSMC 유동해석자

본 연구에서 사용한 DSMC 유동해석자는 이차원 및 축대칭 유동을 해석할 수 있는 해석자이며, CFD 해석자와 동일한 비정렬 격자를 기반으로 개발되었다. DSMC 방법은 계산 공간 내에 모사입자를 생성하여 그 입자의 운동을 직접적으로 해석하고, 각 격자 내 입자들을 샘플링하여 결과를 얻는 방법이다. 입자 간 충돌 단면 모델은 가변 약구(variable soft sphere, VSS) 모델[9,10]이 적용되었고, 충돌에 대한 샘플링 방법으로는 비시계수법(no time counter, NTC)[1]이 고려되었다. Larsen-Borgnakke의 현상학적 모델[1]이 내부 에너지 교환 모델로 사용되었다.

#### 2.1.3 CFD/DSMC 혼합해석기법

CFD/DSMC 혼합해석기법은 연속체 영역과 희박기체 영역이 공존하는 천이영역 유동에 대해 전체 영역을 DSMC만으로 해석하던 부분에서 일부 영역을 CFD로 해석할 수 있게 됨에 따라 천이영역에 대한 유동 해석을 효율적으로 할 수 있다는 관점에서 개발된 방법이다. 혼합해석기법에 대한 기본 아이디어는 해석영역을 특정 매개변수(breakdown parameter)를 이용하여 분할하고, 연속체 영역에 해당하는 부분

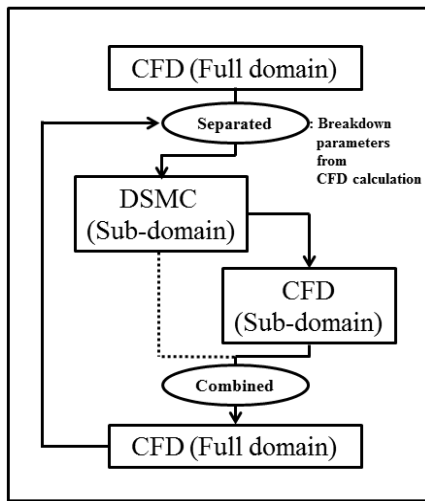


Fig. 1. Flowchart of the CFD/DSMC hybrid method

은 CFD 기법으로 해석하고, 희박기체 영역에 해당하는 부분은 DSMC 기법으로 해석하는 것이다.

혼합해석기법의 해석 절차 중 가장 먼저 수행하는 부분은 해석 영역을 분할하기 전, 분할의 기준이 되는 초기 해를 구하는 것이다. 이는 전체 계산 영역에 대해 정상상태 CFD 해석을 수행하여 얻은 결과를 사용한다. 이를 바탕으로 분할에 사용될 매개변수를 계산하여 CFD 해석영역과 DSMC 해석영역으로 영역 분할을 수행하게 된다. 이후, DSMC 영역에 대한 해석을 먼저 수행한다. 이 때 CFD 초기 해를 이용하여 DSMC 계산 영역 내에 입자를 생성하고, 혼합경계면에서는 경계조건 값으로 입자가 생성되도록 한다. DSMC 해석 결과는 CFD 영역의 혼합경계면에 대한 경계조건 값으로 전달하여 CFD 영역에 대한 해석을 수행하게 된다. 만약 CFD 혼합경계면의 마하수가 초음속인 경우에는 CFD 영역에 대한 해석은 생략한다[3]. 마지막으로, 혼합경계면에 대한 경계조건 값을 검토하여 DSMC 및 CFD 영역에 대해 다시 해석을 수행하거나 계산을 종료하게 된다. Fig. 1에 혼합해석기법의 해석 절차를 간략히 나타내었다.

본 연구에서는 2.1.1과 2.1.2에서 설명한 CFD 기법과 DSMC 기법을 이용하여 이차원 및 축대칭 유동에 대한 CFD/DSMC 혼합해석기법을 개발하였다. CFD 기법과 DSMC 기법 간 연계는 loosely-coupled 형태로 적용하였다. 영역 분할에 사용된 매개변수는 해석 조건에 따라 밀도, 압력, 국부 누센 수 등 다양한 변수가 이용될 수 있다. 본 연구에서는 국부 누센 수(local Knudsen number)를 이용하여 해석 영역 분할을 시도하였으며, 영역을 나누는 기준 값으로는 0.01부터 0.05 사이의 값을 이용하였다[7]. 기준에 따라 CFD 영역은 0, DSMC 영역은 1을 각 격자점에 대해 tag 값으로 저장하였고, 전체 cell과 face에 대해

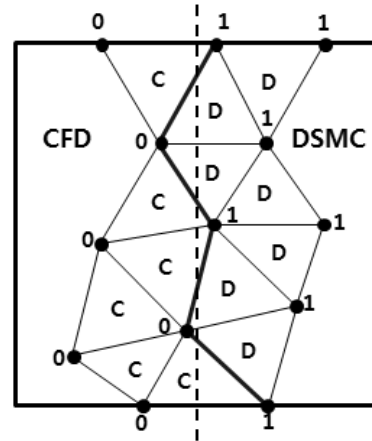


Fig. 2. Example of the domain decomposition

각 격자점에 저장된 tag 값을 산술평균하여 해석 영역의 판별에 사용하였다. 이를 이용한 영역 분할의 예를 Fig. 2에 간략히 도시하였다. 판별에 사용된 변수는  $hyb_c$ ,  $hyb_f$  라는 이름으로 지정하였고, 하첨자 c는 cell, f는 face를 의미한다.  $hyb_c$  값이 0과 0.333인 영역은 CFD 해석영역의 cell을 의미하고, 0.667과 1인 영역은 DSMC 영역의 cell로 구분된다.  $hyb_f$ 의 값이 0인 face는 CFD 영역의 face, 1인 face는 DSMC 영역의 face, 0.5인 face는 혼합경계면에 대한 face가 된다. 해당 계산식은 아래 식 (1), (2)와 같다.

$$hyb_c = \frac{(tag(nd1) + tag(nd2) + tag(nd3))}{3} \quad (1)$$

$$hyb_f = \frac{(tag(nd1) + tag(nd2))}{2} \quad (2)$$

## 2.2 CFD 해석기법 이용한 축대칭 Hollow Cylinder/Flare 유동 해석

### 2.2.1 해석 형상 및 조건

본 연구에서 개발된 CFD/DSMC 혼합해석기법을 사용하기에 앞서 혼합해석기법에 사용된 각 CFD 및 DSMC 해석자의 검증은 실시하였다. 먼저 CFD 유동 해석자의 검증을 위해 실험 결과[11]가 있는 Hollow Cylinder/Flare 형상 주위 유동에 대해 해석을 수행하였다. 해석 조건은 실험 조건[11]과 동일하며, Table 1에 간략히 정리하였다. 마하수 10.4의 극초음

Table 1. Flow conditions around the hollow cylinder/flare

Gas	Mach	$T_\infty$	$T_{wall}$	$Kn_{L\infty}$
N <sub>2</sub>	10.4	118.2K	295.6K	$6.5 \cdot 10^{-4}$

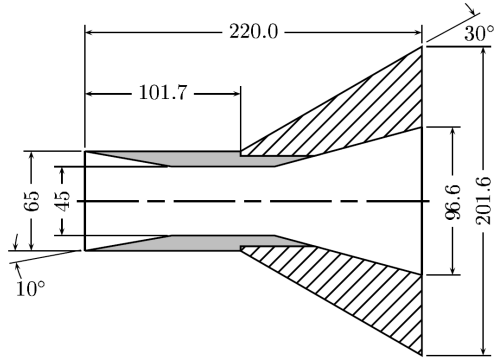


Fig. 3. Configuration of the hollow cylinder/flare [unit : mm]

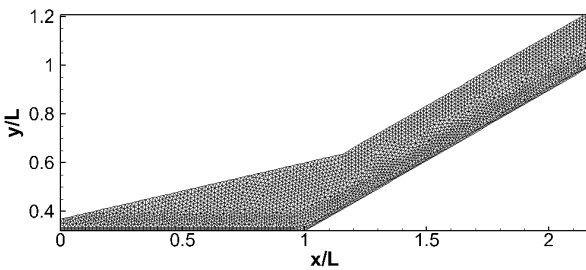


Fig. 4. Computational mesh for the hollow cylinder/flare

속 유동이며, 대기 구성은 질소 기체이다. 특성 길이는 Cylinder의 길이(L)를 사용하였고, 101.7mm이다. Fig. 3의 형상 정보에서 확인할 수 있다. 해석에 사용한 격자는 142574개의 격자요소를 사용하였다. Fig. 4에 해석에 사용한 격자의 구성을 나타내었으며, 이는 해석 격자의 가시성 개선을 위해 격자요소의 크기를 약 5배 정도 증가시킨 격자 그림이다. 실제 해석에 사용한 격자는 격자의 밀도가 높아서 가시성 확보에 어려움이 있었다.

2.2.2 해석 결과

Figure 5와 Fig. 6에 Cylinder/Flare 형상 주위 마하수 분포 및 압력 분포 결과를 나타내었다. 마하수 분포 결과를 통해 극초음속 유동에서 Cylinder의 leading edge 부분과 Flare 부분에서 2개의 강한 경

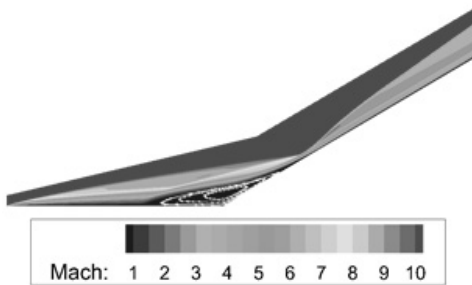


Fig. 5. Mach number contours around the hollow cylinder/flare

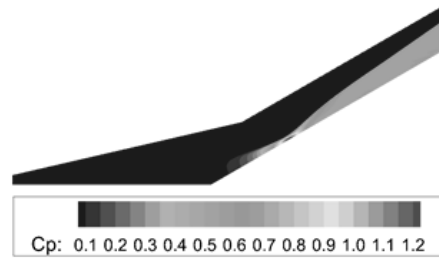


Fig. 6. Pressure contours around the hollow cylinder/flare

사 충격파가 발생한 것을 확인할 수 있다. 또한, Cylinder와 Flare가 만나 꺾임이 있는 부분에서 구조적인 영향으로 인해 reverse flow가 발생한 것을 유선 분포(흰색 실선)를 통해 확인하였다. 또한, 압력 분포 결과를 통해 2개의 경사충격파가 중첩되는 부분에서 매우 높은 압력이 발생하는 것을 확인할 수 있다. 보다 정확한 비교를 위해 Fig. 7에 물체표면에서의 압력 및 열전달 계수 분포를 실험결과와 함께 비교하였으며, 충격파가 중첩되는 부분에서 압력 및 열전달 분포가 peak 값을 나타내는 것을 확인하였다. x/L 약 1.4 지점에서 발생하며, 압력 계수는 약 1.2 정도의 값을 최대로 갖고, 열전달 계수는 약 0.04의

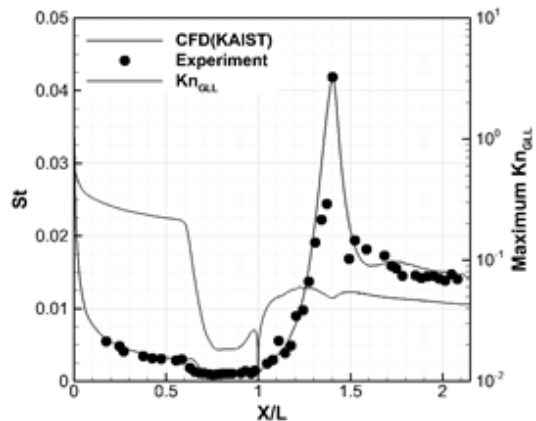
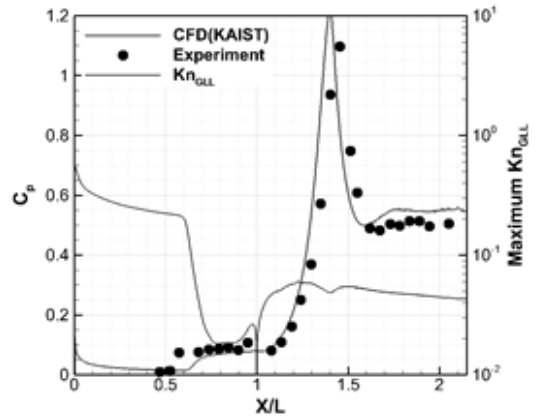


Fig. 7. Pressure and heat coefficient on the hollow cylinder/flare surface

값을 갖는다. 실험 결과와 비교하였을 때, 전반적인 분포가 일치하는 결과를 나타냄과 동시에 peak 위치도 잘 예측하는 것을 확인할 수 있으며, 현재 사용한 CFD 해석자의 검증 및 신뢰성을 확보하였다.

### 2.3 DSMC 해석기법 이용한 축대칭 Rothe 노즐 유동 해석

#### 2.3.1 해석 형상 및 조건

다음으로 DSMC 유동해석자의 검증을 위해 저밀도 추력 노즐인 Rothe 노즐[12]에 대한 해석을 수행하였다. Rothe 노즐의 형상은 Fig. 8에 나타내었다. 30°로 converging하고 20°로 diverging하는 노즐이며, 노즐 목에서의 면적과 노즐 출구에서의 면적 비는 약 66을 갖는 노즐이다. 노즐의 챔버 조건 및 유동 조건은 Table 2에 간략히 정리하였다. 해석은 노즐 목에서부터 수행하였으며, 노즐 목에서의 조건은 등엔트로피 관계식[13]을 이용하여 확보하였다. 대기 구성은 질소 기체이다. 해석에 사용한 격자는 Fig. 9에 나타내었으며, 18915개의 격자요소를 사용하였다. 격자 당 최소 입자 수가 20개 정도가 되도록 입자수를 고려하여 계산을 수행하였다.

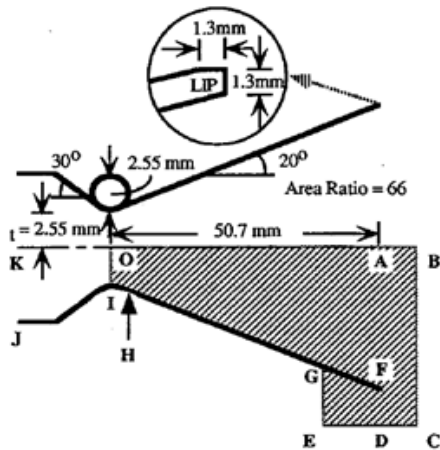


Fig. 8. Configuration of Rothe nozzle

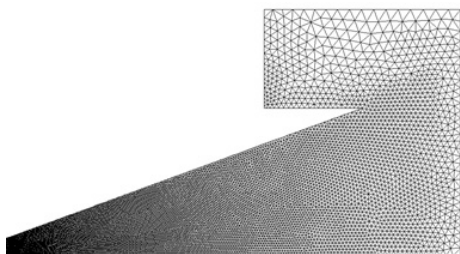


Fig. 9. Computational mesh for Rothe nozzle

Table 2. Flow conditions for the Rothe nozzle

Gas	P <sub>0</sub>	T <sub>0</sub>	T <sub>wall</sub>	Kn <sub>L∞</sub>
N <sub>2</sub>	474 Pa	300K	300K	2.3×10 <sup>-2</sup>

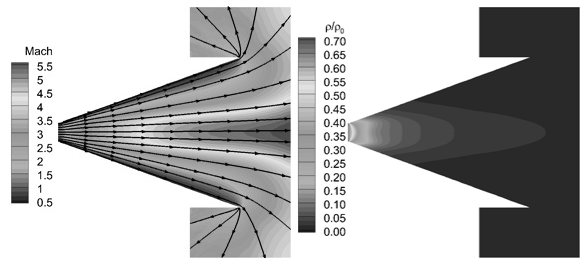


Fig. 10. Mach number and density contours around the Rothe nozzle

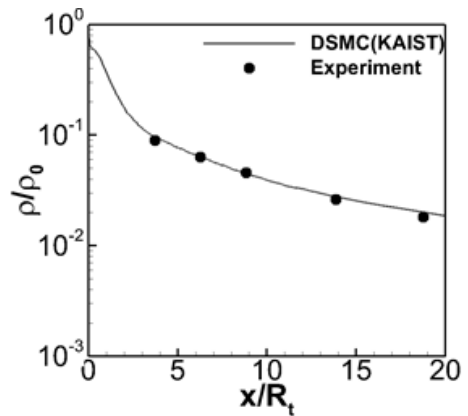


Fig. 11. Density distributions along the centerline of the Rothe nozzle

#### 2.3.2 해석 결과

Figure 10에 Rothe 노즐 내부 및 주위 마하수 분포와 챔버의 밀도로 무차원화된 밀도 분포 결과를 나타내었다. 마하수 분포를 통해 diverging 함에 따라 마하수가 가속되는 반면 밀도는 점차적으로 감소하는 것을 확인할 수 있다. 또한, 유선의 흐름을 통해 노즐 출구까지 확산되는 유동의 모습과 립(lip)주위에서 외부 희박한 대기 영향으로 인해 회절되는 유동의 특성을 확인할 수 있다. Fig. 11에는 노즐의 중심선을 따른 무차원화된 밀도 분포를 실험값과 함께 비교하였다. 점으로 표시한 것이 실험 결과이고, 실선으로 표시된 것은 해석 결과이다. 밀도 분포가 실험과 일치하는 결과를 확인할 수 있으며, 이를 통해 현재 사용된 DSMC 해석자에 대한 검증을 완료하였다.

### 2.4 CFD/DSMC 혼합해석기법 이용한 축대칭 FRESH-FX 유동 해석

#### 2.4.1 해석 형상 및 조건

본 연구에서 개발된 CFD/DSMC 혼합해석기법을 적용할 해석 형상은 저고도 환경에서 고속 비행 실험 결과가 있는 FRESH-FX 형상[14]이다. FRESH-FX 형상은 Cone, Cylinder, 그리고 Flare 형상이 복합적으로 구성되어 있는 형상으로 Fig. 12에 형상 정보를

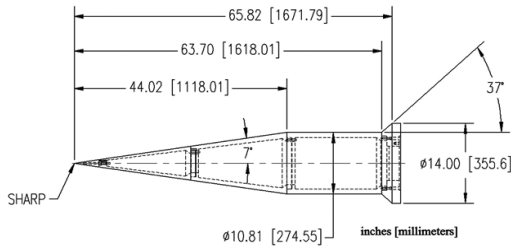


Fig. 12. Configuration of FRESH-FX

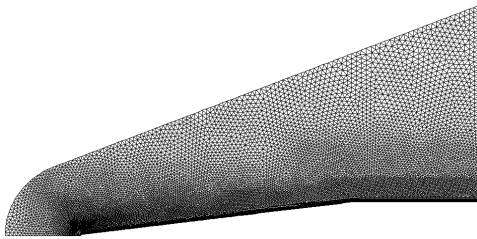


Fig. 13. Computational mesh for FRESH-FX

나타내었다. Nose 형상에 따라 Sharp, 반경 2.5mm, 반경 5.0mm로 나뉘며, 해석에는 반경 5.0mm의 nose Cone과 Cylinder 부분만 고려하였다. 고고도 천이영역 환경에서의 실험은 현실적인 제약으로 인해 수행되지 않았으며, 천이영역에서의 고속 비행체 주위 유동 특성을 파악하기 위해 고도 100km 환경에서 마하수 7의 극초음속으로 비행하는 조건을 고려하였다. 해석에 사용한 격자는 Fig. 13에 나타내었고, 약 20000개의 격자요소를 이용하여 해석을 수행하였다.

2.4.2 CFD 초기 해석 결과

혼합해석기법으로 해석하기 전에 영역 분할을 위한 초기 해를 얻기 위해 전체 영역에 대해 CFD 해석을 수행하였다. 고고도의 환경이므로 미끄럼 경계 조건을 적용하여 CFD 초기 해를 확보하였다. Fig. 14에는 FRESH-FX 형상 주위 마하수 분포를 나타내었다. 상대적으로 희박한 대기 환경에 의해 구배가 약한 충격파의 형태가 발생하였다. 충격파보다 두꺼운 충격층(layer)의 형태에 더 가깝게 보이며, 이로 인해 충격파가 발생한 지점부터 물체 표면까지 점차적으로 속도가 감소하는 것으로 보인다. 또한 미끄럼 경계조건의 적용으로 물체 표면에서 발생하는 속도

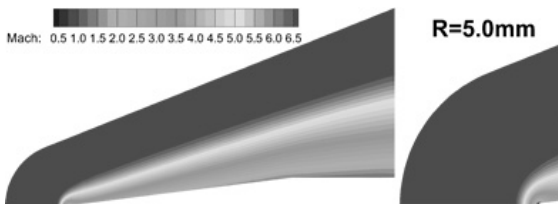


Fig. 14. Mach number contours around the FRESH-FX

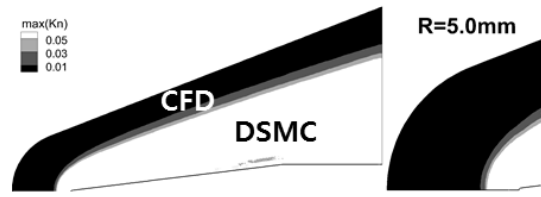


Fig. 15. Local Knudsen number contours around the FRESH-FX

슬립(velocity slip) 현상을 포착하는 것을 확인할 수 있다.

Figure 15에는 비행체 주위 국부 누센 수의 분포를 나타내었다. 본 연구에서는 혼합해석기법의 CFD와 DSMC 해석영역을 분할하기 위해 국부 누센 수를 이용하였으며, 0.03 값을 기준으로 분할을 시도하였다.

2.4.3 CFD/DSMC 혼합해석 결과

CFD 초기해를 바탕으로 분할된 DSMC 영역을 해석하여 얻은 최종 혼합해석 결과를 초기 CFD 결과와 비교하였다. 본 연구에서 해석한 조건에 대한 실험 결과가 없기 때문에 대조군으로 Full DSMC 해석을 추가 수행하였으며, DSMC 해석 결과도 혼합해석 결과 및 초기 CFD 결과와 함께 비교하였다.

Figures 16-18에 CFD 해석, CFD/DSMC 혼합해석, DSMC 해석에 대한 마하수 분포 결과를 순차적으로 비교하였다. Fig. 17은 혼합해석기법에 대한 결과이며, 검은색 실선은 해석영역이 분할되는 경계를 의미한다. 혼합해석기법의 결과는 DSMC 해석의 결과와의 일치하는 결과를 나타내고, CFD 초기 해와는 약간의 차이를 보인다. 특히, 혼합해석기법 및 DSMC

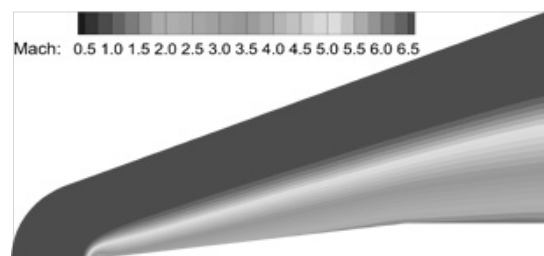


Fig. 16. Mach number contours around the FRESH-FX (pure CFD solution)

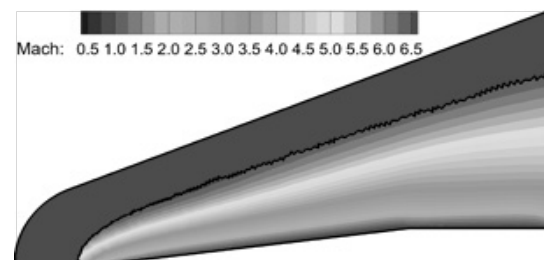


Fig. 17. Mach number contours around the FRESH-FX (Hybrid solution)

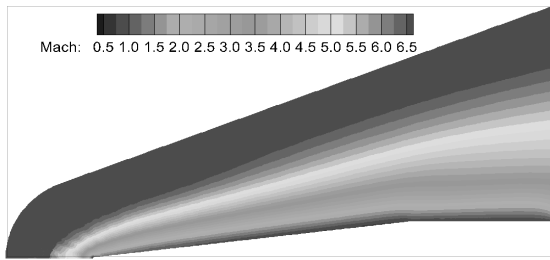


Fig. 18. Mach number contours around the FRESH-FX (pure DSMC solution)

기법 해석에서 물체 표면에 발생하는 속도 슬립의 크기를 CFD 해석에서 예측하는 것보다 적은 수치를 예측하는 것을 확인할 수 있고, 이로 인해 충격파의 각도 및 충격층에 해당되는 부분에서 차이를 나타낸다.

보다 정확한 비교를 위해 물체 전방의 축 중심선을 따르는 속도 분포를 Fig. 19에 그래프로 비교하였다. 속도 성분은 자유류 속도 값으로 무차원화 하였고, 중심선을 따르는 거리는 특성길이( $L_c$ )로 무차원화한 거리를 사용하였다. 점은 DSMC 결과를 의미하고, 실선은 혼합해석 결과, 점선은 CFD 해석 결과를 의미한다. Fig. 17에서 혼합경계로 분할되는 축 중심선의 위치는  $x/L_c$ 이 약  $-0.045$ 인 지점이다. 분할 지점 이전까지는 DSMC 결과 및 CFD 초기해, 혼합해석 결과 모두 거의 동일한 속도 분포를 나타내는 것을 확인할 수 있으며, 분할지점 이후에서 속도 분포의 차이가 확인된다. 혼합해석기법의 속도 분포는 DSMC 해석의 속도 분포와 거의 일치하는 분포를 가지며,  $x/L_c$ 이 약  $-0.045$ 인 지점에서 유동의 구배가 발생하는 것이 확인된다. CFD 해석 결과에서는 유동의 구배가  $x/L_c$ 이 약  $-0.02$ 인 지점에서 시작되는 것으로 보이며, DSMC 해석 결과와 다소 차이를 보이고 있다.

추가로 물체 표면에 발생하는 속도 슬립은 정량적으로 확인할 수 있게 자유류 속도 값으로 무차원화하여 Fig. 20에 그래프로 비교하였다. 점은 DSMC 결과를 의미하고, 실선은 혼합해석 결과, 점선은 CFD

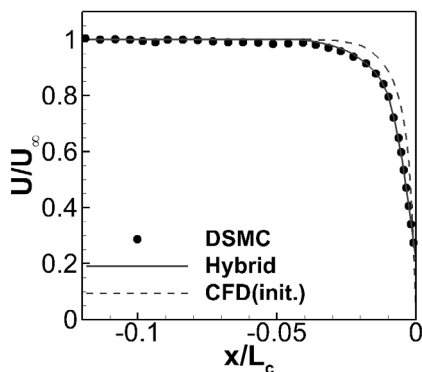


Fig. 19. Velocity distributions along the axis centerline

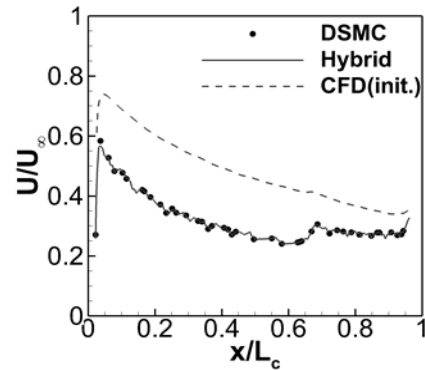


Fig. 20. Velocity slip distributions on the body surface

Table 3. Comparison of the computational time ratio

CFD method	Hybrid method	DSMC method
1	10.5	16

해석 결과를 의미한다. CFD 해석 결과에서는 nose 부분의 곡면이 끝나는 지점에서 최대 자유류 속도의 0.8배가 발생하는 것으로 예측하였으나, DSMC 및 혼합해석기법은 약 0.6배의 값으로 예측하였다. 또한 Cone과 Cylinder가 만나는 부분에서는 팽창파로 인해 다소 속도의 증가가 발생하고, 속도 슬립의 크기 또한 다소 증가하는 것을 확인할 수 있다.

마지막으로 Table 3에 각 해석기법에 소요된 해석 시간을 CFD 해석 시간을 기준으로 비교하였다. CFD 해석시간을 1로 하였을 때, 혼합해석기법에 소요된 시간은 약 10.5배, DSMC만으로 해석에 소요된 시간은 약 16배로 확인되었다. 이를 통해 본 연구에서 개발된 CFD/DSMC 혼합해석기법이 천이영역 유동에 대해 CFD 해석보다는 물리적으로 정확한 해석결과를 얻을 수 있으며, DSMC만으로 해석하는 것보다 효율적으로 계산을 수행할 수 있음을 확인하였다.

### III. 결 론

본 연구에서는 희박기체 환경의 유동 정보를 효율적으로 획득하기 위해 비정렬 격자 기반의 CFD 해석기법과 DSMC 해석기법 간 연계를 통한 혼합해석기법을 개발하였으며, 개발된 해석기법을 이용하여 고고도 희박기체 환경에서의 축대칭 형태의 고속 비행체 주위 유동 해석을 수행하였다. 대기가 상대적으로 희박하여 초음속 유동에서 발생하는 충격파의 구배 및 세기가 약화된 것을 확인할 수 있고, 물체 표면에 발생하는 속도 슬립 현상도 확인하였다. DSMC 기법만으로 해석한 결과와 비교하여 혼합해석기법이 충분히 타당한 결과를 도출하는 것을 확인하였다. 또

한, 해석영역의 분리로 인해 DSMC 해석영역이 상대적으로 줄어들어, 천이영역 유동에 대해서는 DSMC 기법만으로 해석할 때보다 혼합해석기법을 이용하여 해석하는 것이 효율적임을 확인할 수 있었다.

## 후 기

본 연구는 2018년도 방위사업청과 국방과학연구소의 지원에 의한 기초연구과제(UD160030DD)의 지원을 받아 수행된 연구이며, 이에 감사드립니다.

## References

- 1) Lofthouse, A. J., Scalabrin, L. C., and Boyd, I. D., "Velocity Slip and Temperature Jump in Hypersonic Aerothermodynamics," *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, Vol. 22, No. 1, January-March 2008.
- 2) Bird, G. A., *Molecular Gas Dynamics and the Direct Simulation of Gas Flows*, Clarendon, Oxford, 1994.
- 3) Blazek, J., *Computational Fluid Dynamics : Principles and Applications*, Elsevier Science Ltd., Oxford, 2001.
- 4) Hash, D. B., and Hassan, H. A., "Assessment of Schemes for Coupling Monte Carlo and Navier-Stokes Solution Methods," *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, Vol. 10, No. 2, April-June 1996.
- 5) Wu, J. S., Lian, Y. Y., Cheng, G., Koomullil, R. P., and Tseng, K. C., "Development and Verification of a Coupled DSMC-NS Scheme Using Unstructured Mesh," *Journal of Computational Physics*, Vol. 219, No. 2, 2006, pp.579~607.
- 6) Stephani, K. A., Goldstein, D. B., and Varghese, P. L., "A Non-Equilibrium Surface Reservoir Approach for Hybrid DSMC/Navier-Stokes Particle Generation," *Journal of Computational Physics*, Vol. 232, 2013, pp.468~481.
- 7) Schwartzenruber, T. E., Scalabrin, L. C., and Boyd, I. D., "Hybrid Particle-Continuum Simulations of Hypersonic Flow over a Hollow-Cylinder-Flare Geometry," *AIAA Journal*, Vol. 46, No. 8, 2008, pp.2086~2095.
- 8) Choi, Y. J., and Kwon, O. J., "Numerical Study of Wedge Flow in Rarefied Gas Flow Regime Using a Slip Boundary Condition," *Journal of Computational Fluids Engineering*, Vol. 19, No. 2, 2014, pp.40~48.
- 9) Koura, K., and Matsumoto, H., "Variable Soft Sphere Molecular Model for Inverse-Power-Law of Lenard Jones Potential," *Physics of Fluids A*, Vol. 3, 1991, pp.2459~2465.
- 10) Koura, K., and Matsumoto, H., "Variable Soft Sphere Molecular Model for Air Species," *Physics of Fluids A*, Vol. 4, 1992, pp.1083~1085.
- 11) Holden, M. S., "Measurement in Regions of Laminar Shock Wave/Boundary Layer Interaction in Hypersonic Flow - Code Validation," *CUBRC Report in CD-ROW*, 2003.
- 12) Chung, C. H., Kim, S. C., Stubbs, R. M., and De Witt, K. J., "Low-Density Nozzle Flow by the Direct Simulation Monte Carlo and Continuum Methods," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 11, No. 1, 1995, pp.64~70.
- 13) White, F. M., *Viscous Fluid Flow*, 3<sup>rd</sup> Ed., McGraw-Hill, New York, 2006, pp.507~508.
- 14) Holden, M. S., Wadhams, T. P., MacLean, M., and Walker, B. J., "Experimental Studies in Hypersonic Flows for Facility and Code Validation," 45<sup>th</sup> ASME, AIAA-2007-1304, 2007.