

# 공기를 이용한 축소형 4노즐 클러스터드 엔진 저부 유동의 CFD 해석 검증

김성룡\*<sup>†</sup> · 김인선\*

## A Study on the Accuracy of CFD Prediction for Small Scaled 4 Nozzle Clustered Engine Using Air

Seong-Lyong Kim\*<sup>†</sup> · Insun Kim\*

### ABSTRACT

CFD simulation has been conducted on a small scaled 4 nozzle clustered engine operating with air. In the present paper, the effects of grid size, turbulence models, flux difference methods have been compared. The results show that the base flows are somewhat different as the turbulence models, while Roe and AUSM flux differences produced almost the same results. Spalart-Allmaras turbulence model produces more accurate results rather than famous SST k-w model. The calculated Mach number and pressure profile in the engine base reveal the complex base flow structure, which is somewhat different from the generally estimated flow fields.

### 초 록

공기를 이용한 축소형 4 노즐 클러스터드 엔진 저부 유동에 대한 CFD 해석을 수행하여 격자 및 차분법, 난류 모델에 따른 비교를 수행하였다. 해석 결과 Roe나 AUSM 차분에 따른 차이는 발견되지 않았으나, 난류 모델에 따른 차이는 적지 않은 것으로 나타났다. 본 연구의 결과로는 Spalart-Allmaras 1 방정식 난류 모델이 SST k-w 모델에 비하여 경향성을 잘 맞추는 것으로 드러났다. 엔진 저부의 마하수, 압력 속도 등의 변화를 분석하면, 엔진과 엔진 사이의 외부 노즐 공간에서 유동의 목을 형성하는 것은 아닌 것으로 보이고 이는 노즐과 노즐 사이의 공간이 목을 형성한다는 일부 해석적 이론에서 가정한 상황과 약간 다른 것이다

Key Words: Clustered Engine(클러스터드 엔진), 4 Nozzle Clustered Engine(4노즐 클러스터드 엔진), KSLV-II(한국형발사체) Base Heating(저부 가열)

### 1. 서 론

\* 한국항공우주연구원 발사체열공력팀

<sup>†</sup> 교신저자, E-mail: saintL@kari.re.kr

발사체 엔진의 클러스터링은 발사체 추력을 높이는 방법으로 많이 사용되어 왔지만, 플룸 상호간의 간섭과 복잡한 저부 유동과 이에 따른

매우 강한 저부 가열 등의 영향이 분석되어야 한다. 1950년대 후반부터 클러스터링에 대한 연구가 본격적으로 시작되어 1960년대에 가장 활발하게 진행되었다. 주로 해석적 방법[1]과 더불어 축소형 엔진과 실제 비행시험 데이터를 이용한 분석이 상당히 이루어졌다[2-5]. 1990년대 이후에는 컴퓨터 능력의 비약적인 발전으로 CFD를 이용한 분석[6-10]이 시도되었다.

미국, 러시아, 유럽, 중국 등의 발사체 선진국에서는 이미 클러스터드 엔진을 광범위하게 사용하고 있으며 한국항공우주연구원에서도 한국형 발사체를 4개의 엔진을 묶는 4 노즐 클러스터드 엔진을 사용하기로 하였으며 관련연구가 진행 중이다[11]. 참고문헌[6, 7, 11]에서도 언급한 바와 같이 클러스터드 엔진 해석은 격자와 난류 모델에 매우 민감하기 때문에 실제 해석에 앞서 격자 및 난류 모델에 따른 영향을 분석하였다. 이에 따라 한국형 발사체의 지난 연구[11]에서 격자 밀집도에 따른 영향을 분석하였지만 개략적인 경향성을 확인하는 수준에서 그쳤기 때문에 본 연구에서는 이에 대한 엄밀한 해석을 수행하기로 하였다. T.-S Wang[6, 7]은 k-ε 난류 모델과 노즐 출구의 마하수 또는 압력에 맞도록 격자를 적용시켜 공기를 사용한 4노즐 축소형 클러스터드 엔진 유동[3]을 해석하여 시험 결과와 거의 동일한 값을 확인한 바 있다. 그러나 CFD를 사용하더라도 프로그램마다 각각의 독특한 성격이 있기 때문에 Wang의 결과를 직접적으로 적용하는 것은 곤란하고 사용하는 프로그램에 따라 민감성을 검사하여야 한다.

본 연구에서는 상업용 전산해석프로그램인 Fluent V12를 사용하여 클러스터드 엔진을 해석하였다. 비교적 계산이 복잡하지 않은 공기를 사용한 축소형 4 노즐 클러스터드 엔진의 시험을 참조했다. 공기를 사용한 클러스터드 엔진 유동을 해석하면 복잡한 화학반응과 열전달 과정을 고려할 필요가 없기 때문에 CFD 정확성 검증에 쉽게 적용될 수 있는 장점이 있다. 본 연구에서 중요한 것은 클러스터드 엔진 플룸 상호간의 간섭 과정과 저부 역류 유동의 속도 압력, 그리고 저부에서의 압력 분포이다. Brewer와 Craven의

시험[3]에서는 축소형 클러스터드 엔진의 중요 부분에 대한 유동 측정이 이루어졌기 때문에 실험을 재현하여 CFD 접근의 정확성을 검증하는데 있어서 아주 좋은 예에 속한다.

## 2. 해석 모델링

### 2.1 NASA 4 노즐 축소형 클러스터드 엔진 시험

Brewer와 Craven[3]이 수행하였던 4 노즐 클러스터드 엔진 시험은 풍동이 아닌 진공 챔버에서 수행하였으며 저부 영역의 압력, 속도 데이터가 충분하기 때문에 Wang 등[6, 7]에 의하여 해석적으로 재현된 바 있다. 형상은 Fig. 1과 같다.

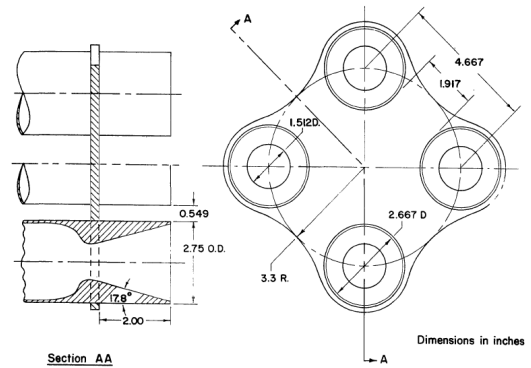


Fig. 1 4 노즐 공기 클러스터 엔진의 형상 [3]

Brewer와 Craven은 다양한 배압조건과 연소실 압력에서 시험을 하여 저부에서의 마하수 압력 등을 측정하였다. 시험의 배압/연소압 비율은 약 20E-4에서 39E-4이고 연소실 압력은 60psi와 100psi이다. 그 중에서 저부의 압력과 마하수 분포 등이 상세히 제시되어 있는 연소실 압력 60psi와 배압비 39E-4의 경우를 해석하였다. 주로 비교 대상은 클러스터드 엔진 중심축에서의 마하수와 압력, 저부면에서의 압력을 비교하겠

### 2.2 해석 방법

참고문헌[6, 7]에서 제시된 수치 방법은 Pressure Based Solver를 기반으로 2차 정확도의

풍상 차분법을 사용하였다. 격자계를 노즐팁에 밀집시키고 노즐팁의 격장 형상을 프란틀 마이어 팽창과에 맞도록 하면 격자 약 11만개로서 시험 결과를 재현할 수 있다고 보고하였다. 또한 마하수나 압력 변화에 기반한 적응 격자계를 사용할 경우 더 정확한 결과를 나타내었다. 그러나 Fluent의 경우에는 프로그램 특성이 다르기 때문에 위의 특성을 다시 검증하여야 한다.

Fluent의 옵션 중 2차의 Roe 차분법을 적용하였으며 Gambit으로 격자를 생성하였다. 난류 모델링은 SST k- $\omega$  방법과 Spalart Allmaras(이하 S-A) 모델을 비교하였다. 두 모델은 압축성 유동에서 가장 많이 사용되는 모델이다. 공간 차분은 Roe의 방법과 AUSM이 있으나 주로 Roe의 방법을 적용하였으며 AUSM과는 별도로 비교하였다.

### 2.3 격자 구조

공기를 사용한 Brewer와 Craven의 시험은 풍동이 아니라 진공 챔버를 이용한 시험이기 때문에 해석을 위한 원방경계조건이 불명확한 점이 있다. Brewer와 Craven은 시험 압력 조건은 진공 챔버 압력이 아니라 노즐 외벽의 압력으로 표시하였는데 이는 진공 챔버 안의 압력이 큰 폭으로 변하기 때문인 것으로 사료된다. 그런데 전산 해석을 위한 원방 경계 조건을 적용시키기 위해서는 원방 경계의 외부 유동 조건을 설정해야 하는데 본 시험에서는 그것이 불가능하므로 원방 경계에 압력을 일정하게 하는 조건을 가하였다. Wang의 경우에서도 압력 출구 조건을 사용한 바 있다. 이 방법을 사용하기 위해서는 경계면 위치를 제대로 설정해야 하는 사전 작업이 필수적이다.

원방 경계 중 플룸 출구 방향은 플룸 간섭 구간을 벗어난 엔진 지름의 1.5배로 정했다. 원방 경계는 크기를 달리하여 결과를 비교하였다. 원방 경계면의 플룸 방향 경사각은 약 45°로서 원방 경계면에서 플룸 외기 경계면이 만나지 않도록 하였다. 참고로 Wang의 반경방향 원방 경계 길이는 명시적으로 나타나지 않았으나 논문에 나타난 Fig으로 판단컨대 지름의 1.5배로 추정된

다. 초기 격자는 약 28만개로 정하였다. 해석의 수렴 여부는 레이저유이 1E-3 이하로 떨어지고 평균 저부 압력과 저부 영역의 중심축 평균 마하수가 일정할 때를 수렴했다고 판단하였다.

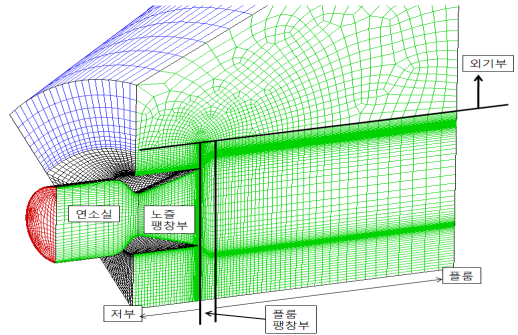


Fig. 2 격자계

## 3. 결과 분석

### 3.1 기본 결과 해석

S-A 난류 모델을 사용하고 Roe와 AUSM 유동분할 기법에 따른 결과를 Fig. 3과 4에 나타냈다. 중심축 마하수 분포는 두 결과 모두 실험과 차이가 있지만 유동분할 기법에 따른 차이는 거의 나타나지 않는다. Fig. 4는 엔진 사이의 대칭면에 닿아 있는 저부면의 압력으로서 시험결과의 차이에 비하면 유동 분할 기법에 따른 차이는 무시할 수 있을 정도이다.

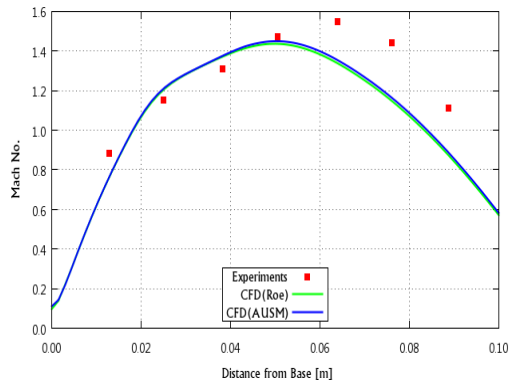


Fig. 3 유동분할기법에 따른 중심축 압력

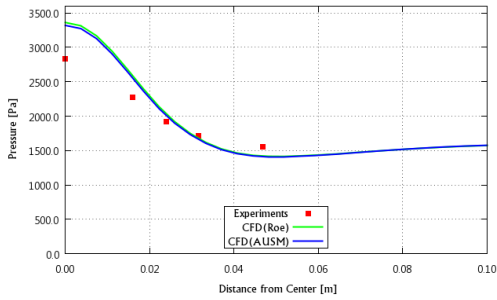


Fig. 4 유동분할기법에 따른 저부면 압력

난류 모델은 고속 비행체의 압축성 유동에 많이 사용되는 Spalart Almaras 1 방정식 난류 모델과 SST k- $\omega$  모델을 비교하였다. 연구 내용에 포함시키지 않았지만 k- $\epsilon$  모델도 계산을 했지만 위 2 모델에 비하여 차이가 커서 별도로 표기하지 않았다. 2가지 난류 모델 이외에도 방정식을 더 추가하여 정확성을 높인 난류 모델도 있지만 아직 일반적이지 않기 때문에 별도로 비교하지 않았다.

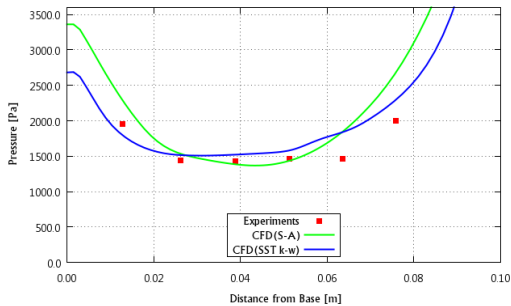


Fig. 5 난류 모델에 따른 축방향 압력 분포

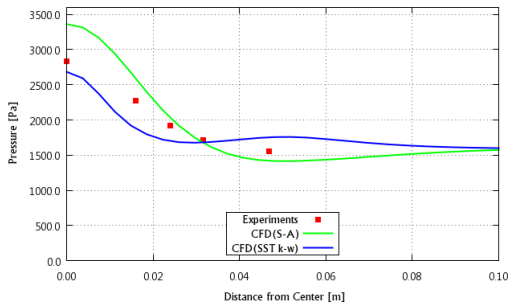


Fig. 6 난류 모델에 따른 저부면 압력 분포

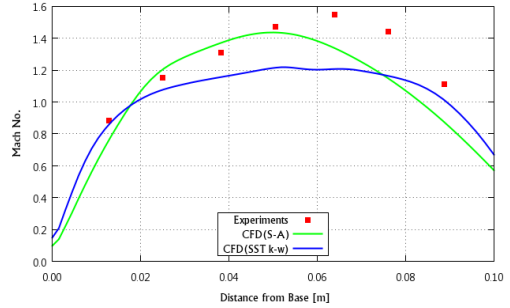


Fig. 7 난류 모델에 따른 축방향 마하수 분포

Figure 5, 6, 7의 난류 모델 비교 결과는 모두 모두 시험 결과와 차이를 나타내고 있지만 S-A 난류 모델이 실제적으로 비슷한 경향성을 나타낸다. 특히 저부면에서의 압력 분포와 엔진 중심축에서의 마하수는 SST 모델이 시험결과와의 차이가 더 크게 나타난다.

전산 해석에서 경계 조건은 해의 물리적 정확성을 결정짓는 매우 중요한 요소 중 하나이다. 앞에서 언급하였지만 비행 중인 클러스터드 엔진은 비행속도와 고도로 정해지는 명확한 원방 경계가 있지만 본 연구가 해석하고자 하는 사례는 원방 경계 조건이 매우 까다롭기 때문에 원방 경계 거리에 따른 해를 비교하였다. 원방 경계는 엔진 반지름의 1.42에서 5.00배까지 비교하였으며 그 때의 격자는 Table 1과 같다.

Table. 1 원방경계 반경 거리에 따른 저부 압력과 노즐 외피 압력의 변화

원방경계비	전체 격자	저부 영역 격자
1.38	275102	46800
1.42	310882	62400
1.50	274102	46800
2.00	285602	46800
3.00	276702	46800
5.00	296342	46800

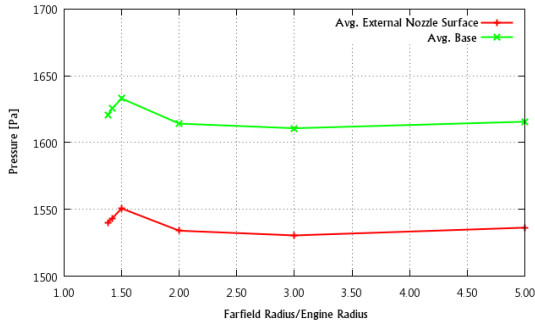


Fig. 8 원방경계 반경 거리에 따른 저부 압력과 노즐 외피 압력의 변화

Figure 8의 결과로서 원방경계는 클러스터 엔진 반지름의 2배 이상이면 원방 경계가 클러스터드 저부에 유동장에 영향을 미치지 않는다고 볼 수 있다. 이후의 계산은 모두 노즐 출구에서의 원방 경계 반지름을 엔진 반지름의 2배로 하였다.

### 3.2 격자 밀집도에 따른 유동 분석

저부 유동의 정확성에 미치는 격자의 영향을 분석하고자 앞에서 수행했던 28만개의 격자에서 개수를 증가시켜 결과를 비교하였다. 또한 Fluent의 격자 Adaption 기능을 이용해 주로 플룸 간섭 구간과 저부 영역의 격자만 추가시켰을 경우의 해를 구하여 Fig. 9, 10, 11에 결과를 비교하였다. Fig에서 311K 격자와 286K 격자는 거의 비슷하지만 노즐 팁에서의 격자 형상이 약간 다르다. 311K D는 311K 격자를 플룸 간섭면과 저부 영역의 격자만 증가시킨 것이다.

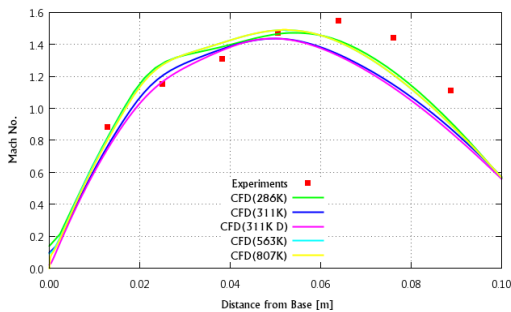


Fig. 9 격자 밀집도에 따른 중심축 마하수 비교

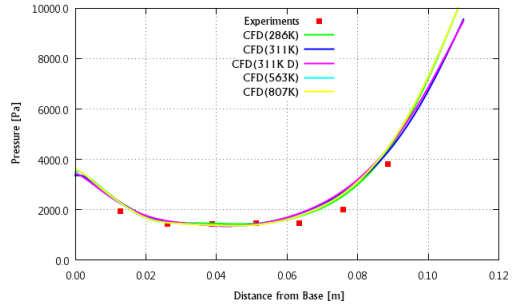


Fig. 10 격자 밀집도에 따른 중심축 압력 비교

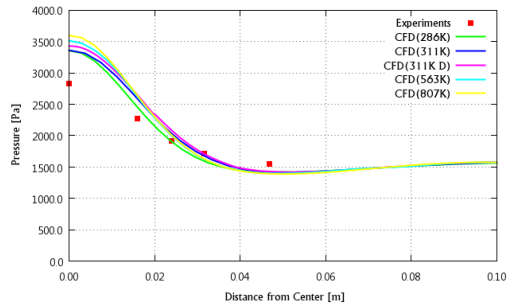


Fig. 11 격자 밀집도에 따른 저부면 압력 비교

중심축에서의 마하수 압력, 저부면에서의 압력 등은 격자에 따라 약간 다르지만 실험과의 차이에 비하면 비슷한 것으로 볼 수 있다. 결과적으로 격자수를 증가시켜도 실험 결과와의 차이를 좁힐 수 없는 데, 11만개의 격자를 사용한 T.S. Wang이 실험 결과와 거의 동일하게 맞춘 것에 만족할 만한 수준은 아니다. 저부 유동의 근본적인 특성을 바꿀만한 정도라고 판단하지는 않지만 많은 분석이 필요한 부분이라 판단된다.

### 3.3 저부 유동 분석

클러스터드 엔진의 고고도 저부 유동은 발사체 개발 초기부터 많은 관심을 일으켰으나 아직 알려지지 않은 부분도 많기 때문에 연구가 필요한 부분이다.

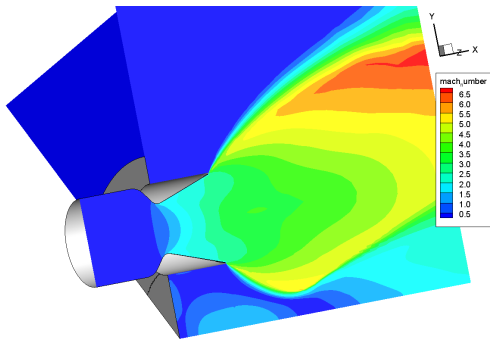


Fig. 12 노즐 대칭면의 마하수 분포

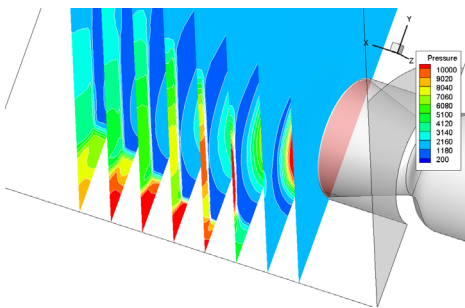


Fig. 13 엔진 대칭면의 압력 공간 분포

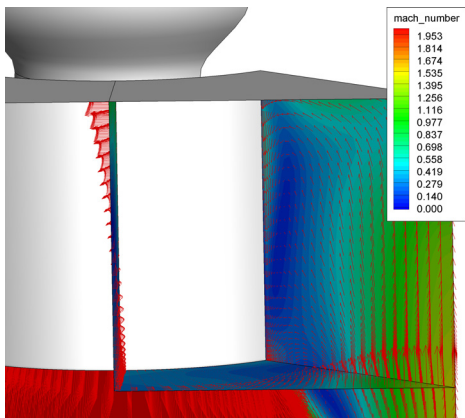


Fig. 14 저부의 마하수와 속도 분포

Figure 12, 13, 14는 노즐 대칭면(하나의 노즐을 대칭되도록 자른 면)과 엔진 대칭면(클러스터드 엔진의 노즐과 노즐 사이의 대칭면), 저부 영역에서의 마하수 압력, 속도 분포를 나타낸 Fig이다. 팽창된 플룸이 서로 만나면서 고압의 정체 영역을 일부 형성하며 플룸 방향으로 빠져

나가지 못하고 저부 방향으로 방향을 틀어 다시 팽창하는 것이 관측된다. 유동의 방향이 바뀌면서 유동 자체의 일부가 목을 형성하며 저부 방향으로 초음속 유동으로 발달한다. 저부로 팽창된 플룸은 노즐과 노즐 사이의 외부 노출 공간으로 빠져 나가는 데 저부면에 가까울수록 더욱 빠른 속도로 빠져나가고 일부의 이론[5]과 다르게 노즐과 노즐 사이의 공간 전체가 유동의 목을 형성하는 것은 아닌 것으로 관측된다.

#### 4. 결 론

공기를 이용한 축소형 4노즐 클러스터드 엔진 저부 유동에 대한 CFD 해석을 수행하여 격자 및 차분법, 난류 모델에 따른 비교를 수행하였다. 해석 결과 Roe나 AUSM 차분에 따른 차이는 발견되지 않았으나, 난류 모델에 따른 차이는 적지 않은 것으로 나타났다. 현재의 결과로는 Spalart-Allmaras 1 방정식 난류 모델이 SST k-w 모델에 비하여 경향성을 잘 맞추는 것으로 보인다. 엔진 저부의 마하수, 압력 속도 등의 변화를 분석하면, 엔진과 엔진 사이의 외부 노출 공간에서 유동의 목을 형성하는 것은 아닌 것으로 보이고 이는 노즐과 노즐 사이의 공간이 목을 형성한다는 일부 해석적 이론에서 가정한 상황과 약간 다른 것이다.

#### 참 고 문 헌

1. B. H. Goethert, "Base Flow Characteristics of Missiles With Cluster-Rocket Exhausts", Aerospace Engineering, March 1961
2. N. T. Musial and J. J. Ward, "Base Flow Characteristics for Several Four Clustered Rocket Configurations at Mach Numbers from 2.0 to 3.5", NASA TN D-1093, 1961
3. E. B. Brewer and C. E. Craven, "Experimental Investigation of Base Flow Field at High Altitude for a Four-Engine

- Clustered Nozzle Configuration", NASA-TND-5164, 1969
4. R. A. Wasco and T. L. Cover, "Experimental Investigation of Base Flow Field at High Altitude for Configuration of Four and Five Clustered Nozzle", NASA TM X-1371, 1967
  5. R. J. Sergeant, " Base Heating Scaling Criteria for a Four Engine Rocket Cluster Operating at High Altitude", AIAA pp.65-826
  6. T.-S. Wang, "Grid Resolved Analysis of Base flowfield for four engine clustered nozzle configuration", J. of Spacecraft and Rocket, Vol. 33, No. 1, 1996
  7. T.-S. Wang, "Numerical Analysis of Base Flowfield for a Four Engine Clustered Nozzle Configuration," J. of Propulsion and Power, vol. 11, No.5
  8. R. Nallasamy et al, "Numerical Simulation of the Base Flow and Heat Transfer characteristics of a Four Nozzle Clustered Rocket Engine", AIAA 2008-4128
  9. F. Nasuti, etc, "Three Dimensional Features of Clustered Plug Flow", AIAA 2003-4910
  10. 김성룡, 김인선, "로켓엔진 병렬화에 의한 저부 가열의 수치적 예측", 한국전산유체공학회지, 제9권 제3호, 2004
  11. 김성룡, 김인선 "플룸 공기 이원화학종을 이용한 한국형 발사체 클러스터 엔진의 고도별 저부 유동해석", 한국항공우주학회 2010년 추계학술발표회