

◎ 논문

로켓엔진 병렬화에 의한 저부가열의 수치적 예측

김성룡^{*1}, 김인선^{*1}Numerical Prediction of the Base Heating due to
Rocket Engine Clustering

Seong-Lyong Kim and Insun Kim

Multi plume effects on the base heating have been investigated with a CFD program. As the flight altitude increases, the plume expansion angle increases regardless of the single or clustered engine. The plume interaction of the clustered engine makes a high temperature thermal shear in the center of four plumes. At low altitude, the high temperature shear flow stays in the center of plumes, but it increases up to engine base with the increasing altitude. At high altitude, the flow from plume to base and the flow from base into outer free stream are supersonic, which transfers the high heat in the center of plumes to the base region. The radiative heat of the clustered engine varies from 220 kW/m² to 469 kW/m² with increasing altitude while those of the single engine are 10 kW/m² and 43.7 kW/m². And the base temperature of the clustered engine varies from 985K to 1223K, and those of the single engine are 483K and 726K. This big radiative heat of clustered engine can be explained by the active high temperature base flow and strong plume interactions.

Key Words: 로켓엔진 병렬화(Rocket Engine Clustering), 플룸가열(Plume Heating) 저부가열(Base Heating), 복사가열(Radiative Heating), 복사냉각(Radiative Cooling), Fluent

1. 서론

대부분의 위성 발사체는 적은 개발비용으로 추력을 높이고 다수의 로켓엔진을 병렬로 묶는 클러스터 엔진이나 동체 외부에 부착하는 부스터 엔진을 채택한다. 한국항공우주연구원도 과학로켓에 부스터 부착을 고려하였으며[1], 위성발사체용으로 클러스터 엔진을 개념 설계한 경험이 있다[2]. 대부분의 발사체와 마찬가지로 현 단계에서 채택하지 않더라도 높은 추력을 얻고자 엔진 클러스터링을 채택할 가능성은 항상 존재한다.

엔진의 클러스터링이나 부스터 엔진은 쉽게 추력을 높일 수 있는 장점이 있는 반면 각 엔진의 추력 균형과 배기 플룸의 상호 간섭, 저부 가열 등에 대한 대책이 선행되어야 하며, 부스터 엔진에는 자유류 유동간섭 효과를 고려하여야 한다. 직관적으로도 클러스터 엔진의 중심은 단기 엔진에 비하여 엔진 플룸의 영향을 동시에 받기 때문에 매우 심한 저부가열이 나타날 것이고 그에 따른 단열 문제가 한층 심각해진다.

일반적으로 고도가 증가하면 공기 밀도가 낮아져 배기 플룸의 확산각이 커지고 로켓 저부의 재순환 영역으로 들어오는 고온의 플룸가스 양이 많아진다. 또한 확산각이 커지면 보기계수가 커져 배기 플룸에서 로켓 저부로 가해지는 복사 열전달도 커지기 때문에

* 2004년 3월 19일 접수

*1 정회원, 한국항공우주연구원 열/공력 그룹

높은 고도에서 저부 가열이 더욱더 심각해진다. 로켓 저부의 재순환 영역은 저부와 로켓 동체의 기하학적 구조와 자유류의 영향이 가장 크다. 특히 김발 구동시 항력을 줄이기 위해 사용되는 스커트나 카울링의 영향이 커진다. 또한 로켓 외피의 핀이나 카울링, 동체 끝부분 등에 대한 영향도 무시하지 못한다[3].

로켓 저부 가열은 배기 플룸의 유입과 복사 열전달이 지배적인 역할을 한다. 배기 플룸에 의한 대류 열전달은 항상 저부의 온도를 높이고, 복사 열전달 또한 저부의 온도를 높이기도 하지만 반대로 저부의 높은 열을 방사시키기도 한다.

본 논문에서는 복사 열전달을 두 가지 개념으로 나누어, 복사 열전달은 가스 유동의 복사 열전달에 한정하여 적용하고 저부 벽면의 복사열 방사는 복사 냉각으로 표현하기로 하겠다.

수치해석에서 가스복사를 고려하는 것은 많은 노력이 필요하지만, 단순한 벽면의 복사 냉각 효과는 쉽게 구현할 수도 있다[4]. 참고적으로 플룸가스 복사는 군사적으로 중요하기 때문에 연구가 많은 편이다 [5].

고고도의 플룸 확산은 실험이 거의 불가능하기 때문에 비행 시험이나 전산 해석을 통해 예측될 수밖에 없다. 본 연구는 엔진의 병렬화에 따른 플룸 가열을 파악하고자 플룸간섭과, 저부 유동, 대류 가열량과 복사 가열량의 차이 등의 문제를 단기 엔진과 비교하였다.

클러스터 엔진의 저부가열은 개개 엔진의 배치, 엔진 추력, 연료 등에 따라 많은 차이가 있을 것으로 예상된다. 그러나 단순화된 문제를 통해 개략적인 차이를 보는 것도 미래의 발사체 시스템 개발을 위해 도움이 될 것이다. 본 연구는 노즐 및 플룸 유동의 엄밀한 해석에 목적을 두지 않고, 엔진 저부의 가열현상을 개략적으로 파악하고 엔진 병렬화로 나타날 수 있는 문제점 등을 파악하는 데 있다.

클러스터 엔진과 비교하기 위하여 단기 엔진을 같은 조건에 대하여 축대칭으로 해석하였다. 클러스터 엔진의 플룸과 저부 가열을 비교하기 위해서는 클러스터 엔진과 같은 추력의 단기 엔진을 해석하는 것이 타당하겠지만, 이미 개발된 단기 엔진을 병렬화한다고 가정하여 플룸과 저부가열의 변화를 살펴보겠다. 단 노즐 중심에서 동체 외피까지의 길이는 같다고 하여 저부 형상의 동일성을 유지하였다.

2. 모델 및 해석 방법

2.1 클러스터링 모델

클러스터링 형식은 발사체나 엔진의 개발 역사에 따라 다르다. 굳이 클러스터링 형식을 구분하자면 그림 1과 같이 각각의 엔진을 좁게 묶는 방법과 떨어져 묶는 방법이 있다.

대부분의 로켓 엔진은 후자의 경향이지만 러시아 소유즈 발사체는 전자의 대표적인 예이다. 전자가 로켓 동체의 직경이 작아지는 장점이 있지만 각각의 엔진이 독립적인 운동을 할 수 없고, 후자는 동체 직경이 커지지만 각각의 엔진이 독립적인 구동이 가능하다는 장점이 있다. 본 연구에서는 각각의 엔진이 일정간격으로 떨어진 경우만을 고려하였다.

2.2 유동해석방법

유동과 열전달 해석을 위해 플룸해석에 비교적 적합하다고 알려진[6] 상용 프로그램인 Fluent V6.1[7]을 사용하였다. Fluent는 비정렬 격자를 바탕으로 복사 열전달, 화학반응, 난류 등을 동시에 계산할 수 있으며, 쉬운 격자생성과 매우 강건한 수렴성 때문에 복잡한 형상에 대한 해석에 많이 적용된다.

지배방정식은 압축성 난류 방정식이고 공간차분법에 Roe 평균[8]이 적용되는 풍상 차분법이 적용되며 2차 정확도를 유지하였다. 내재항은 뉴턴 선형화하여 시간 적분한다[9]. 또한 다중격자법(multigrid)을 이용해 수렴 가속시킨다. 자세한 사항은 참고문헌[7]에 제시되었다. 열역학적 물성치는 대부분 상수로 간주하였고 혼합기의 물성치는 혼합법칙을 따랐다.

저부유동의 복잡한 난류유동을 해석하기 위해 Spalart-Allmaras 1 방정식 난류 모델[10]을 채택하였다. 본 연구와 같이 복잡한 형상에 대한 난류 열전달을 해석하려면 매우 조밀한 격자 형성과 난류모델

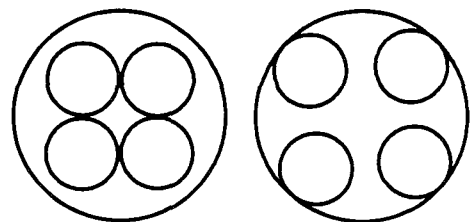


Fig.1 네 개의 엔진 병렬화 모습

에 대한 검증이 필요하나, 실제의 엔진 저부 형상을 모델링할 수도 없고 개략적인 저부 가열만을 보고자 하는 본 연구의 목적에 부합되지도 않기 때문에 비교적 간단하면서도 수렴성이 뛰어난 1 방정식 난류모델을 선택하였다. 따라서 정확한 열전달률 비교는 무리이고 개략적인 차이만을 보도록 하겠다. 또한 복사 열전달은 격자 크기에 비교적 독립적이기 때문에 복사 효과를 살펴보는 데는 큰 지장이 없을 것으로 판단된다.

2.3 복사 열전달

복사 열전달을 해석하는 방법은 유동을 해석한 후 후과정으로 복사 열전달을 구하는 방법과 유동 방정식에 직접 복사 관계식을 삽입하여 해석하는 방법이 있다. 전자는 계산 시간이 소요되지 않지만 복사가 유동에 미치는 영향을 고려할 수 없다는 한계가 있다. 반면에 후자는 복사의 영향을 직접 고려할 수 있지만 많은 계산시간이 요구된다.

로켓의 엔진 저부에서 나타나는 복사 열전달은 대부분 플룸가스에서 발생하는 가스복사이기 때문에 후과정으로 복사를 해석하면 가스 복사에 의한 플룸 가스의 냉각과 물체 표면의 복사 냉각을 고려하지 못한다. 따라서 본 연구에서는 유동해석과 동시에 복사 열전달을 해석하는 방식을 선택하였다.

복사 열전달 모델은 DO(Discrete Ordinate)[11] 방법을 적용하였으며 기체의 흡수계수(absorption coefficient)는 WSGGM (Weighted Sum of Gray Gases Model)[12,13]을 적용하였다. 산란은 없다고 가정하였으며 벽면의 방사율(emissivity)은 1로 가정하였다. 플룸의 가스 복사를 고려하고자 다원화학종 유동을 고려하였다. 연료와 산화제는 완전 연소되었다고 가정하여 배기 플룸은 CO₂와 H₂O만을 고려하였다.

2.4 격자

계산에 사용된 격자는 대부분 육면체 정렬 격자를 적용하였지만 직육면체 격자의 적용이 어려운 경우 부분적으로 비정렬 격자를 적용하였다.

격자는 로켓 전체 대신 대칭성을 이용하여 1/8 단면만을 고려하였고 전체 격자수는 약 15만개의 셀을

사용하였다. 격자수가 충분치 못하지만 복사 열전달 효과를 파악하는 데는 무리가 없다고 판단하였다. 그림 2에 계산에 사용된 격자의 일부분이 도시되었다.

2.5 유동 조건

유동조건은 KSLV-I 개념 설계 시에 상정된 고도와 속도를 중심으로 저고도와 고고도 조건을 고려하였다. 정리하면 Table 1과 같다. 자유류의 산소와 질소 질량분율은 각각 0.23과 0.77이다.

Table1 자유류 조건

	저고도	고고도
고도	15.5km	40.0km
마하수	2.31	5.86
온도 (K)	224.4	265.08
압력 (Pa)	10392	272.9

위

성발사체인 점을 고려하여 각 엔진이 25ton 추력이 나오도록 엔진 연소실 정체 압력과 정체 온도를 설정하였다. 연소실 조건은 Table 2와 같다.

Table2 연소실 조건

정체압력(MPa)	정체온도(K)	H ₂ O	CO ₂
4.14	3544	0.31	0.69

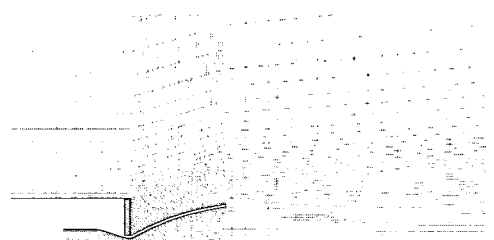


Fig.2(a) 계산에 적용된 2차원 격자

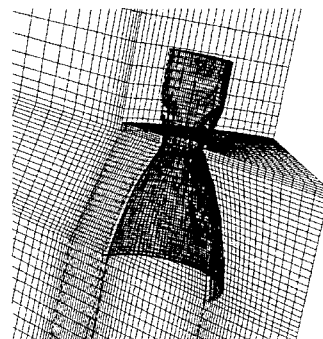


Fig.2(b) 계산에 적용된 3차원 격자

불명확한 복사열 경계조건을 회피하고자 로켓 저부에 가상의 단열재를 삽입하여 고체 열전달을 직접 해석하였다. 따라서 로켓 저부에서 열전달에 관련된 직접적인 경계조건은 없고 계산영역 안에 포함된다. 로켓 저부에 붙이는 단열재는 Table 3과 같은 물성치를 갖는다고 가정하였다.

Table 3 단열재 물성치

ρ [kg/m ³]	C_p [J/kgK]	k [W/mK]
320	1256	2.4×10^{-5}

로켓 저부의 경계조건은 5cm두께의 단열재 끝의 온도를 600K로 고정하고 단열재 내부의 열전달을 같이 해석하는 방법을 선택하였다. 온도를 고정하지 않고 일정 열유량을 빼는 경계조건도 적용할 수 있지만 열유량의 유출입에 따른 비물리적인 상황이 나올 수 있기 때문에 배제하였다.

3. 유동 해석

3.1 고도에 따른 플룸 확산

클러스터 엔진 플룸의 확산각을 알기 위하여 단기 엔진을 고도에 따라 해석하여 플룸 마하수를 Fig. 3에 도시하였다. 노즐 플룸의 마하수 분포는 대부분 잘 알려져 있기 때문에 그림에 마하수 값을 따로 삽입하지 않았다.

익히 알려진 바와 같이 고도가 높을수록 플룸 확산각이 커지며 엔진저부의 고온의 플룸 유입이 증가한다. 플룸 확산각의 증가는 플룸에 의한 대류 열전달을 증가시킬 뿐만 아니라 확산각의 증가에 의한 보기계수의 증가에 의해 복사 열전달을 증가시키는 효과가 크다[4].

클러스터 엔진의 플룸 확산현상은 Fig. 4에 제시하였다. Fig. 4와 5는 최소 300m/sec에서 최대 2600m/sec의 속도를 나타낸 곡선으로 각각 노즐을 포함한 대칭단면과 노즐이 포함되지 않은 대칭단면에서의 속도 분포이다.

Fig. 4에서 자유류 쪽으로 펼쳐진 플룸 확산각은 Fig. 3의 단기 엔진 플룸 확산각과 유사하다. 노즐을 포함하지 않은 Fig. 5의 대칭면의 플룸 확산각도 노즐 대칭면과 유사하다. 클러스터 엔진의 플룸 확산각

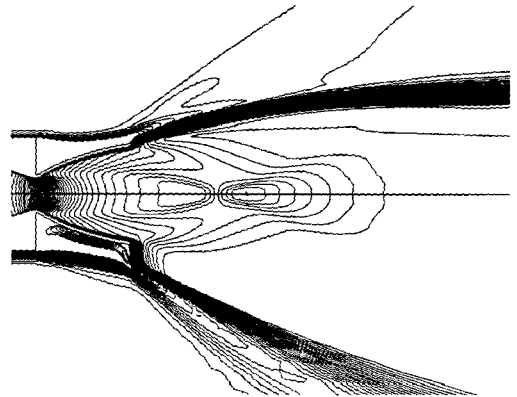


Fig. 3 고도에 따른 단기엔진의 마하수 분포.
(상: 저고도, 하: 고고도)

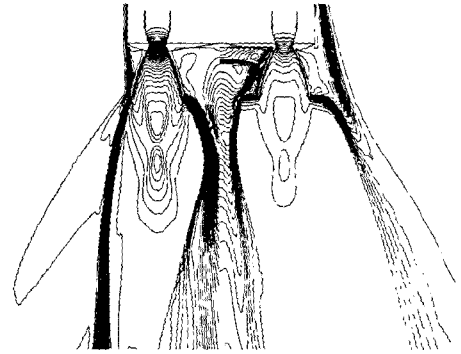


Fig. 4 클러스터엔진의 노즐 주위의 속도,
(좌: 저고도, 우:고고도)

은 단기 엔진과 비슷하지만, Fig. 4에 보듯이 엔진 저부의 재순환영역이 동체 옆면까지 형성된다는 점에서 큰 차이가 있다.

클러스터 엔진의 재순환 영역의 증가는 엔진 저부의 속도 벡터를 나타낸 Fig. 6에서 보듯이 엔진 저부의 빠른 유속에 기인하는 것으로 판단된다. Fig. 6에서 클러스터 엔진의 저부 유속은 고도와 함께 증가하여 초음속이 되어, 단기엔진의 아음속과는 큰 차이가 있다. 고고도에서 플룸으로부터 저부로 유입된 고온 유동은 저부 중심에서 바깥쪽으로 고속으로 빠져 나가 외부 자유류를 동체 바깥으로 밀어내어 Fig. 4와 같은 재순환 영역을 동체 옆면까지 증가시킨다.

3.2 플룸 간섭

구조적인 관점에서 클러스터 엔진의 가장 큰 우려는 플룸간섭에 의한 고온현상이다. 배기 플룸은 팽창

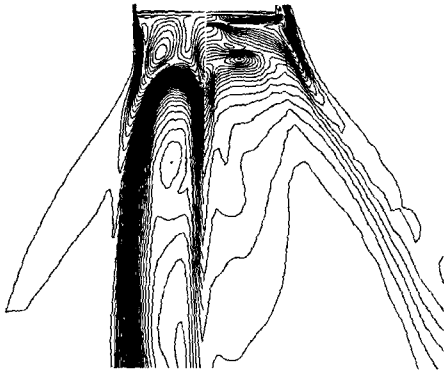


Fig. 5 클러스터엔진의 노즐 없는 대칭면의 속도 분포. (좌:저고도, 우:고고도)

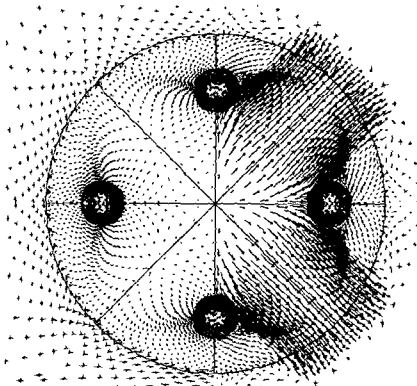


Fig. 6 고도에 따른 엔진저부의 속도 분포. (좌:저고도, 우:고고도)

하면서 온도와 압력이 떨어지는데 클러스터 엔진의 경우 플룸과 플룸이 만나는 면에서 전단층이 형성되고 엔진 저부 쪽으로 향하는 고온 유동이 발생한다.

Fig. 7은 플룸 접촉면과 저부에서의 속도벡터이다. 각각의 플룸은 일정한 간격을 유지한 채, 플룸의 접촉면에서 전단층을 형성한다. 전단층 내부에서는 서로 다른 세 방향의 유동이 나타나는데, 엔진 저부 방향, 플룸 평행 방향, 플룸 수직 방향이고, 저부 방향으로의 유속이 높은 편이다.

전단층 내부의 온도는 매우 고온이고 온도나 전단층의 반경방향 길이는 고도에 상관없이 일정하게 유지되는 것이 Fig. 8에서 확인된다. 그러나 고온 전단층의 반경방향 길이가 일정함에도 불구하고, 고도가 높아지면서 전단층의 고온영역이 엔진 저부 쪽으로 확장되고 저부의 재순환 영역 전체가 매우 높은 온도를 유지한다. 이와 같은 현상은 Fig. 6에서 설명되었듯이, 플룸에서 저부로 고온 유동과 다시 외부 자

유류를 밀어내는 강한 저부 유동에 기인한다고 판단되며, 실제 저부 설계에 있어서 매우 중요하게 고려되어야 할 것이다.

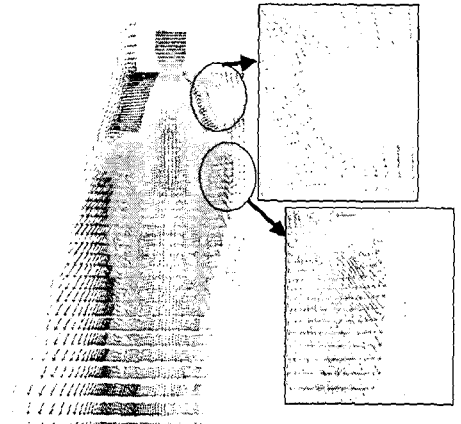


Fig. 7 고고도 플룸 영역의 속도 분포

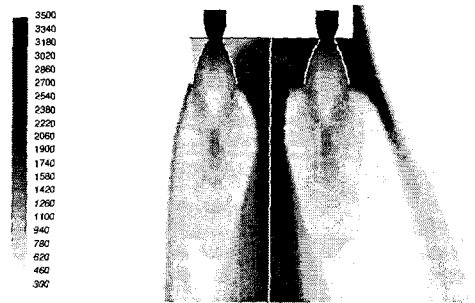


Fig. 8 노즐 대칭면의 배기 플룸 온도분포. (좌:저고도, 우:고고도)

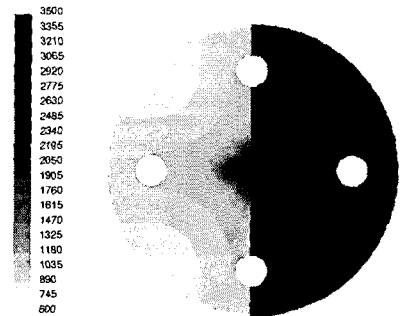


Fig. 9 엔진저부의 온도분포. (좌:저고도, 우:고고도).

4. 저부가열 해석

4.1 복사를 고려하지 않은 저부 가열

플룸 가열 해석의 복사 열전달은 저부면 만의 복사 생각을 고려하는 경우와 복사 방정식을 에너지 관계식에 포함하여 전체 유동장에서 고려하는 방법이 있다. 본 절에서는 복사 에너지를 고려하지 않은 저부가열을 고려하였다. 표면에서 복사 생각을 고려할 수도 있지만 저부면 주위가 대부분 고온이라 $\epsilon\sigma T_w^4$ 나 $\epsilon\sigma(T_w^4 - T_\infty^4)$ 의 간단한 식으로 표현되는 단순한 복사 생각이 비현실적일 수 있어 현 단계에서는 고려하지 않았다. 그러나 복사 열전달을 고려한 저부가열과 비교하기 위해 따로 정리하였다.

엔진 저부면 온도를 나타낸 Fig. 9에서 고고도의 저부면은 대부분 3000K를 넘는 고온인 반면 저고도에서는 부분적으로 1500K를 넘을 뿐 대부분 1000K 정도이다. 고도에 따라서 온도 분포도 다른데, 저고도에서는 플룸 사이의 중심에서 온도가 가장 높은 반면에, 고고도에서는 저부면의 대부분에서 온도가 높다.

고도에 따른 저부면 온도 차이는 저부면 유동 패턴과 재순환 영역의 크기에 밀접히 연관된다[3]. 저고도에서는 플룸 바깥쪽 재순환 영역의 크기가 작기 때문에 자유류 접촉면과의 거리가 작고 외기의 저부 유입이 원활하며 플룸 전단층 고온 유동의 유입이 상대적으로 적다. 반면에 고고도에서는 재순환 유동의 외기 접촉면은 크지만 저부와 외기의 거리가 멀어 외기류 영향이 작아지고, 앞 절에서 언급하였듯이 플룸 전단층 고온 유동의 유입으로 인해 저부 전체의 온도가 높아진다.

4.2 복사를 고려한 저부가열

일반적으로 복사 열전달이 고려되면 복사에 의한 플룸 가스 온도의 감소와 저부가열량의 증가를 야기한다. 우선 복사 열전달의 영향을 보기 위해 축대칭 단기엔진을 해석하여 Fig. 10에 입사 복사열을 비교하였다. 여기에서 저부면 가열량 비교를 위해 20kW/m^2 이상은 같은 색으로 표시하였지만, 실제로는 20kW/m^2 이상의 복사가열이 플룸 내에 존재한다.

입사 복사열(incident radiation)은 주위에서 가해지는 복사열량으로서, 온도가 높은 노즐 내부와 플룸

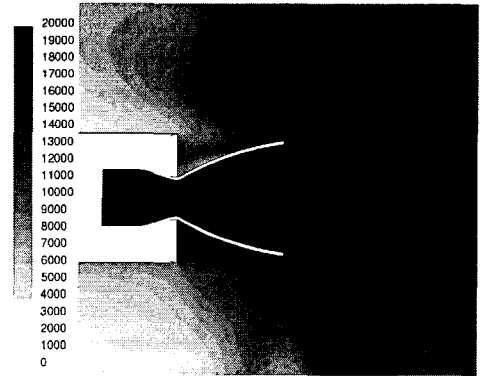


Fig. 10 단기엔진 Incident Radiation (W/m^2).
(상:저고도, 하:고고도)

내부에서 높은 입사 복사열이 나타난다. 또한 고고도의 저부 입사 복사열은 저고도에 비해서 매우 크다는 것이 확인된다.

논의에 앞서 본 연구에서 유동과 열전달의 정상 상태를 가정하였기 때문에 저부 벽면의 모든 점에서 열평형이라는 점이 언급되어야 한다. 따라서 벽면에서는 입사 복사열 $q_{rad,in}$ 과 입사 대류열 q_{conv} 의 합은 벽면에서 외부로 방사되는 복사 냉각열 $q_{rad,out}$ 과 내부로 전도되는 열 q_{cond} 의 합은 같아야 한다.

$$q_{rad,in} + q_{conv} = q_{rad,out} + q_{cond}$$

벽면 열전달에서, 가스 복사는 벽면으로 열전달을 증가시키지만 벽면의 복사 냉각까지 고려하면 순수한 복사 열전달량(입사복사열-복사냉각열)이 항상 양수라는 보장은 없다. 즉, 입사 복사열과 벽면의 복사 냉각열의 차이에 따라 대류 열전달만을 고려한 경우보다 벽면온도가 증가할 수도 감소할 수도 있다.

복사 열전달을 포함한 클러스터 엔진의 벽면 열전달 분포는 Fig. 11에 제시하였다. 제시된 값들은 복사 냉각열에서 입사 복사열을 뺀 값으로, 양수이면 복사 냉각열이 크고 음수이면 입사 복사열이 복사 냉각열보다 크다.

저고도에서는 양수와 음수가 섞여 있으므로 플룸 복사가열과 벽면의 복사 냉각이 골고루 나타난다. 그에 반하여 고고도에서는 대부분의 영역이 양수로서 벽면의 복사 냉각이 주로 일어난다. 따라서 대류 열전달만 고려한 경우와 비교했을 때, 저고도는 비슷한

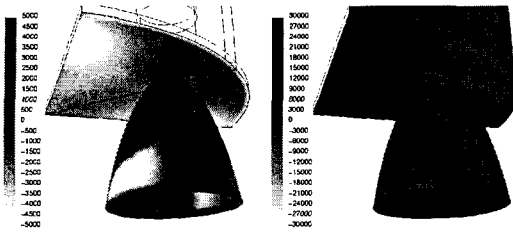


Fig. 11 저고도(좌)와 고고도(우) 복사열 (W/m²)

벽면온도가, 고고도는 낮은 벽면온도가 예측된다.

Fig. 12는 복사 여부에 따른 저부와 노즐 표면의 온도 분포이다. Fig. 12에서 복사를 고려하지 않은 경우, 저부에서의 복사 냉각도 고려하지 않았다. 그 이유는 앞서 설명한 바 있다. 저고도에서 저부 중앙의 온도가 복사 냉각의 효과로 감소했을 뿐 전체적으로 큰 차이가 없지만 고고도에서는 모든 저부면에서 온도가 감소한다.

4.3 평균 온도 및 복사 열전달 비교

복사 여부에 따른 입사 복사열과 저부면 평균온도를 Table 4에 정리하였다. 벽면의 복사 냉각조차 고려하지 않고 대류만을 고려한 경우 저고도에서 클러스터 엔진의 저부 평균온도는 982K이지만 고고도에서는 3320K로 크게 상승한다. 단기 엔진에서도 비슷한 경향이다.

Table 4 평균 벽면 온도와 평균 입사 복사열

		대류 저부온도 [K]	복사 저부온도 [K]	입사복사열 [kW/m ²]
단기	저고도	468	483	9.99
	고고도	2270	726	43.7
병렬	저고도	982	985	220
	고고도	3320	1223	469

복사 열전달과 벽면의 복사 냉각까지 고려하면 고고도의 저부 평균온도는 1223K로서 대류만을 고려할 때보다 크게 감소한다. 이때의 입사 복사열은 469kW/m²이지만 Fig. 11에서 확인된 바와 같이 방사되는 벽면 복사 냉각열은 이보다 더 크다. 그러나 저고도에서는 입사 복사열이 복사 냉각열을 약간 상회하기 때문에 오히려 저부 온도가 약간 더 증가한다.

Table 4에서 입사 복사열에 대한 고도와 엔진 병렬화 효과를 찾을 수 있다. 복사열전달은 고온 열원이

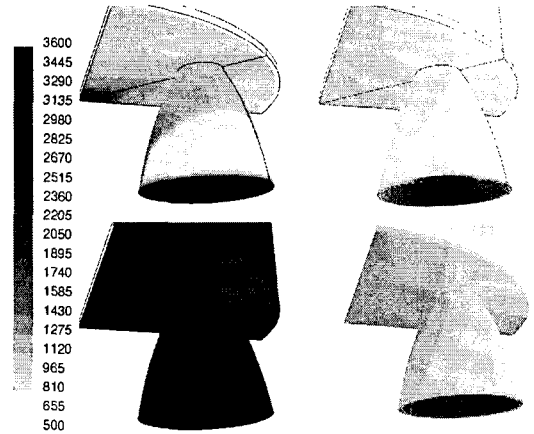


Fig. 12 복사여부에 따른 저부와 노즐 온도. (좌상단:저고도 대류, 우상단:저고도 복사, 좌하단:고고도 대류, 우하단: 고고도 복사)

가 가까울수록, 온도가 클수록 증가하기 때문에 고고도에서 활발하게 나타나는 저부로의 고온 유동의 유입이 입사 복사량을 증가시키는 원인이 된다. 고도가 높아지면 단기와 클러스터 엔진 모두 입사 복사열이 증가했으며 증가폭은 단기 엔진이 더 크다. 이는 플룸 확산각의 증가로 인한 보기계수의 증가와 고온 플룸의 유입이 활발해져 곧바로 입사 복사열 증가를 유도한 것으로 판단된다. 이에 반하여 클러스터 엔진은 플룸에 노출된 저부 면적이 원래 컸기 때문에 단기엔진의 증가율보다 작은 편이다.

본 연구에서 벽면 방사율을 1로 가정하였기 때문에 들어온 열의 상당 부분은 복사 냉각으로 외부로 방사된다. 그러나 실제 발사체의 엔진 저부는 방사율이 1일 수 없고, 저부 유동의 형태도 다르기 때문에 본 논문의 결과가 곧바로 실제 클러스터 엔진에 적용되기는 힘들다. 그럼에도 불구하고 저부 유동과 복사 열전달, 그리고 벽면 복사 냉각의 중요성이 본 연구의 결과에서 확인된다. 실제 유럽의 아리안 발사체의 엔진 저부는 벽면의 방사율을 높인 단열재로 제작되어 입사 복사열을 외부로 반사시키는 구조로 되어 있다.

5. 결론

로켓 엔진의 병렬화로 인한 로켓 저부의 플룸 가열 변화를 연구하였다. 클러스터 엔진은 네 개의 엔진

플룸이 플룸들 중심에서 상호 작용하여 고온의 전단이 형성되고, 엔진 저부에 강한 복사열과 더불어 고온의 플룸을 유입시킨다. 고고도에서 플룸은 크게 팽창하고 고온 유동의 엔진 저부 유입이 증가하고, 저부의 활발한 유동과 더불어 외부 자유류를 밀어내어 큰 재순환 영역을 만들어 낸다. 저부의 재순환 영역은 엔진 저부를 벗어나 동체 위쪽으로까지 확장된다. 또한 단기 엔진의 저부 유동은 고도에 상관없이 아음속이지만, 클러스터 엔진은 고고도에서 저부 유동이 초음속으로 나타났다.

고도가 증가하면 저부로 입사 복사열은 엔진의 병렬화에 관계없이 증가한다. 단기 엔진의 고고도 입사 복사열은 저고도에 비하여 4배 이상 크고, 클러스터 엔진도 약 2배 정도 강하다. 또한 클러스터 엔진의 입사 복사열은 고도에 상관없이 단기 엔진에 비하여 10배 이상 컸다. 복사열전달과 벽면 복사 냉각을 고려할 경우 저고도에서 클러스터 엔진의 평균 저부온도는 985K로서 단기엔진의 483K에 비하여 2배 이상 크고, 고고도에서도 1223K로 단기엔진의 726K보다 크다.

본 연구는 엔진을 병렬화하면 저부 유동의 변화가 매우 크고 복잡해지며 입사 복사열이 10 배 이상 증가함을 밝혔다. 따라서 클러스터 엔진의 저부 단열을 위해서는 실제 저부 형상에 대한 정확한 유동 해석과 복사 열전달의 예측이 필요함을 알 수 있었다.

참고문헌

- [1]3단형 과학로켓 개발사업(III), 과학기술부, 2000.
- [2]소형위성발사체(KSLV-1) 개발사업(I), 과학기술부, 2003.
- [3]김영목, 로켓배기플룸에 의한 저부가열 효과에 관한 수치해석, KARI-SPD-TN-1999-001
- [4]손채훈, 배기플룸에 의한 액체로켓 저부면 복사 가열해석, KARI-SPD-TN-1999-002.
- [5]E. I. Vitkin, V.G. Karelin, A. A. Kirillov, A.S. Suprun, and J. V. Khadyka, "A Physico-mathematical model of rocket exhaust plumes," *Int. J. Heat Mass Transfer*, Vol. 40, No. 5, pp.1227-1241,1997.
- [6]최환석, Navier-Stokes 방정식을 이용한 초음속 로켓의 저부유동/플룸 간섭해석, KARI-RERD-TN-2000-002.
- [7]Fluent 6 Users Guide, Fluent Inc., 2001.
- [8]P. Spalart and S. Allmaras. "A one-equation turbulence model for aerodynamic flows." AIAA-92-0439.
- [9]P. L. Roe., "Characteristic based schemes for the Euler equations" *Annual Review of Fluid Mechanics*, Vol.18, pp.337-365, 1986.
- [10]J. M. Weiss, J. P. Maruszewski, and W. A. Smith. "Implicit Solution of the Navier-Stokes Equations on Unstructured Meshes" AIAA-97-2103.
- [11]E. H. Chui and G. D. Raithby, "Computation of Radiant Heat Transfer on a Non-Orthogonal Mesh Using the Finite-Volume Method," *Numerical Heat Transfer, Part B*, Vol.23, pp.269-288, 1993.
- [12]A. Coppalle and P. Vervisch, "The Total Emissivities of High-Temperature Flames," *Combust and Flame*, Vol.49, pp.101-108, 1983.
- [13]T. F. Smith, Z. F. Shen, and J. N. Friedman, "Evaluation of Coefficients for the Weighted Sum of Gray Gases Model," *J. Heat Transfer*, Vol.104, pp.602-608, 1982.