

# 한국형 발사체 기저부 열전달 해석을 위한 플룸 복사 모델링 개념 개발

김성룡\*\* · 고주용\* · 김인선\*

## A Development of Thermal Radiation Plume Modelling for Heat Transfer to KSLV-II Engine Base

Seong-Lyong Kim\*\* · Ju-Yong Ko\* · Insun Kim\*

### ABSTRACT

In the present research, NASA LRB plume radiation models are reconstructed with Thermal Desktop software, where the radiation to vehicle base environment can be calculated. The calculation shows the similar radiation heat compared to NASA prediction. Based on LRB plume radiation model, a KSLV-II thermal radiation model is proposed.

### 초 록

한국형 발사체의 플룸 형상과 플룸 복사열 해석을 위해 NASA LRB 플룸 복사 모델을 구현하였으며 열해석 소프트웨어인 Thermal Desktop에서 형상화하여 실제 복사 열전달을 계산하여 NASA 예측 결과와 비교하였다. 계산 결과 NASA 예측과 비슷한 수준의 정확도를 나타냈으며 한국형 발사체에 적용 가능한 수준의 플룸 모델 형상을 제안하였다.

Key Words: KSLV-II, Plume(플룸), Plume Radiation(플룸복사), Engine Base(엔진 기저부), Plume Model(플룸모델)

### 1. 서 론

로켓 엔진의 플룸은 팽창과정을 거쳐 추력을 발생시키지만 노즐 출구를 빠져 나온 플룸 가스는 로켓 기저부에 역으로 복사와 대류를 통한 열전달을 야기한다. 이러한 열전달 문제는 플룸 가스의 열적 해석을 어떤 식으로 접근해야 하는지

여러 방법론을 낳을 수 있으며 플룸에서 방사되는 광학적 정보들은 군사적인 관점에서도 미사일 비행 현상의 중요한 부분 중의 하나이기 때문에 현재까지도 제한된 정보만이 공개되어 있을 뿐이다. 일례로 미국의 NASA, 미군, AIAA 등이 모여 JANNAF 산하 Plume Technology Committee를 격년으로 워크샵 형태로 열고 있으며 회의 내용은 일부만 공개되고 한국에서 접근할 수 없는 내용을 다루고 있다[1].

플룸의 열적 현상을 예측하는 것은 비행시험

\* 한국항공우주연구원 발사체열공력팀

† 교신저자, E-mail: saintL@kari.re.kr

을 통해 확인하는 것이 가장 좋으나 현실적으로 어려움이 있고 지상시험과 경험적 예측이 대부분이라 보는 것이 좋다. 특히 복잡한 화학 반응과 예측하기 어려운 부산물이 발생하고 이러한 부산물이 플룸의 열적 현상에 적지 않은 영향을 끼칠 경우 해석적 접근은 매우 제한될 수밖에 없다. 특히 케로신 등의 탄소 화합물을 사용하는 엔진이나 고체 모터의 경우 숄(soot)이나 알루미늄 등의 생성 과정이나 팽창 과정은 매우 예측하기 어렵다. 그래서 계산 능력이 상대적으로 떨어지는 1970년대까지의 우주 발사체 및 군사 산업에서의 플룸의 열적 접근은 플룸을 간단한 형상으로 표현하는 경우가 대부분이었다[2,3,4]. 그러나 1990년대 이후 시험과정의 분석이나 수치 계산 능력의 비약적인 발전으로 군사 모델이 아닌 직접적인 물리 화학적 변화 과정을 해석하는 사례가 점점 늘어나고 있다. 일본이나 유럽에서 발견되곤 한다[5].

본 연구에서는 미국에서 발간된 보고서 중 한국형 발사체와 가장 유사한 형태인 Liquid Rocket Booster(LRB)의 플룸 복사 열전달 계산 과정[4]을 복사 열전달 해석 프로그램인 Thermal Desktop(TD)[6]을 이용하여 재현하였다. 이 과정을 통해 TD를 적용하기 위한 적절한 방법이나 모델링 작업 등의 적절성을 검토하였다. 마지막으로 한국형 발사체에 적용 가능한 플룸 형상 모델과 복사 모델을 제안하였다.

## 2. 지상 플룸 모델

### 2.1 NASA 지상 플룸 가열 모델 비교

지상 플룸 모델은 엔진 형식에 따라 달라진다. 참고문헌[4]은 엔진이 가압식이나 혹은 터보펌프식이냐에 따라 플룸 방사열을 달리 했으며 이는 각 엔진의 연소압, 팽창비 등에 따라 달라지기도 한다. 가장 큰 차이는 엔진 출구 직후의 플룸 직경과 플룸 방사열에 있으며 재연소가 발생하는 부분의 플룸의 직경에서도 차이가 있다.

그림 2.1 (a)는 새턴 F-1엔진의 지상 플룸 복사 모델이고 (b)는 터보 펌프식 LRB이고 (c)는 가압식 모델(EPL, Emergency Propulsion Level)에

대한 플룸 복사 모델로서 출구 직후의 방사열과, 노즐 출구에서 0.75D 이후의 플룸 직경에서 차이가 나타난다. 각각의 방사열은 100, 50, 25 BTU/sqft-sec이며 흑체 온도로 환산하면 각각 2115.5K, 1778.9K, 1495.9 K에 해당한다.

새턴 F-1 엔진은 두 개의 실린더로 플룸을 표현하였으며 실린더 표면의 방사열은 노즐로부터의 거리에 따라 달라진다. 이에 반하여 LRB 플룸은 F-1과 마찬가지로 두 개의 실린더로 표현하였지만 거리에 따른 방사열 차이는 고려하지 않았다. 그 이유는 노즐로부터 멀어지면 노즐 복사열에 미치는 영향이 작기 때문이라고 참고문헌[4]에 기술되어 있다. 그림 2.1에서 터보 펌프 방식의 엔진은 터빈 배기가스가 노즐 출구에서 합해져 엔진 플룸과 같이 분출되는 방식이고 가압식은 터빈 배기가스가 없다. 정상 상태에서 두 엔진의 차이를 정리하면 표 2.1과 같다. 표 2.1에서 주의할 것은 터보 펌프 방식은 NPL(Normal Propulsion Level)상태이며, 가압식 방식은 EPL 상태이다. LRB에 대한 플룸 모델은 Saturn F-1 엔진 플룸 모델을 따랐다.

그런데 Saturn H-1 엔진의 경우에는 F-1이나 LRB와 다르게 형상화되었다. 그림 2.2는 Saturn H-1 플룸 복사 모델로 앞의 세 경우와는 달리 실린더 형태가 아니라 노즐 출구 직후에는 콘 형태의 플룸 형상으로 표현하였다. 이는 H-1 엔진의 작은 팽창비 때문으로 판단되나 각 엔진 특성과 플룸 팽창 특성을 같이 비교하여야 정확한 분석이 가능하고 한국형 발사체에도 적용 가능한 형상을 만들 수 있을 것이다.

표 2.1 LRB와 한국형 발사체 엔진 형식 비교

	H-1	F-1	LRB (TP)	가 압 식LRB (EPL)	LV2
O/F	2.23	2.27	2.61	2.67	2.45
연소압	43.6	66.5	71	55	60
연소온도	3483	3570	3687	3660	3625
팽창비	8	16	21.2	15.4	12
출구압력	0.76	0.42	0.33	0.39	0.66
출구온도	1980	1559	1618	1756	2091
Saturn H-1, 한국형 발사체 엔진의 연소온도, 출구압력, 출구온도는 CEA 계산					

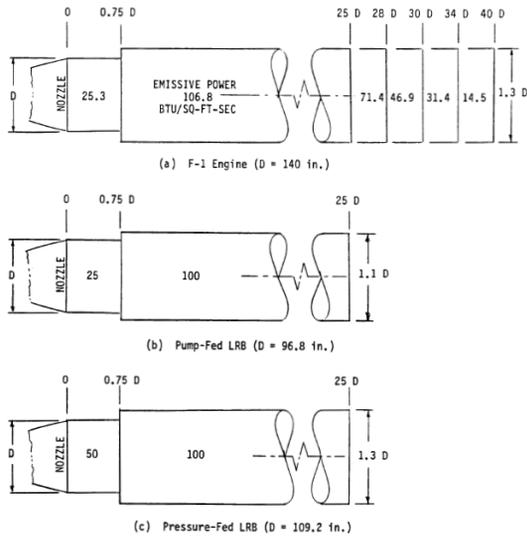


그림 2.1 새턴 F-1 & LRB 플룸 모델

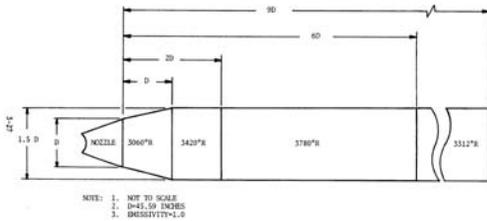


그림 2.2 Saturn H1 엔진 플룸 모델(지상)

새턴의 H-1, F-1 엔진의 플룸 모델은 지상 시험에서 측정된 플룸 방사열을 기반으로 세워진 모델이다. 반면에 LRB 플룸 모델은 새턴 F-1 엔진 플룸을 기본으로 구성한 것으로 LRB의 두 플룸 모델의 차이는 터빈 배기 가스 및 팽창비, 연소압에 의한 영향을 반영한 결과이다. 가장 큰 2가지의 차이점은 노즐 출구 직후의 발열량과 0.75D 이후의 플룸 직경이다. 터보 펌프식의 노즐 출구 직후의 발열량이 낮은 것은 터빈 배기 가스에 의해 플룸이 가려진 탓으로 문헌은 설명하고 있다. 마찬가지로 가압식 엔진의 0.75D 이후의 플룸 직경이 터보 펌프 방식보다 큰 것은 가압식 엔진의 출구 압력이 F-1 엔진과 비슷한 정도로 높기 때문에 F-1 엔진 플룸 형상을 취한 까닭이다.

표 2.1에서 보면 EPL 상태의 가압식 LRB는

F-1 엔진과 비교적 흡사하기 때문에 그림 2.1의 가압식 플룸 모델이 노즐 출구 직후의 방사열만 제외하면 거의 동일하다. 가압식 LRB가 노즐 출구 직후의 방사열이 높은 것은 F-1 엔진에 비하여 O/F 비율이 높고 터빈 배기가스가 없기 때문에 상대적으로 높은 출구 온도를 보이기 때문으로 설명하였다.

그림 2.1에서 새턴 H-1 엔진의 플룸 모델이 다른 모델과 달리 노즐 출구 직후의 플룸을 콘 형태로 표현하였다는 점과 1.0D 이후의 플룸 직경이 다른 모델들보다 큰 1.5D로 표현하였다는 점에서 차이가 있다. 이는 H-1 엔진이 다른 엔진과 달리 팽창비가 8에 불과하여 출구압력이 한국형 발사체보다도 높으며, 노즐 출구 압력이 높으면 노즐 출구 이후의 팽창 과정이 다른 엔진들보다 커지고 플룸 직경이 커질 수밖에 없는 것에 기인한 것으로 보인다. 위 사례에서 언급한 플룸 모델링은 결국 플룸의 실제적 팽창과정을 모사한 것이기 때문에 실제적인 근거를 확인하기 위해서는 대기중 플룸 팽창 정보가 필요하다.

## 2.2 LRB 플룸 복사 모델링

LRB는 여러 가지의 개념이 제안되었지만 한국형 발사체와 같이 케로신(RP-1)을 연료로 사용하는 경우는 터보 펌프 방식과 가압식 방식이 제안되었다. 참고 문헌 [4]에서 2가지 모두 플룸 가열량을 예측한 결과를 확인할 수 있다. 표 2.2에는 참고문헌의 계산 결과를 나타냈으며 각각의 위치는 그림 2.3에 제시되어 있다.

표 2.2 LRB 플룸 복사 가열량

Region	Pump Fed	Pressure Fed
Heat Shield, A Inner	4.78	7.40
Heat Shield, B outer	6.21	8.07
Nozzle, C1 Inboard	16.0	27.3
Nozzle, C2 Outboard	13.5	19.5
Skirt, D Interior	6.43	8.57
AFT Skirt, E1 Inboard	8.01	12.1
AFT Skirt, E2 Outboard	0.00	0.0

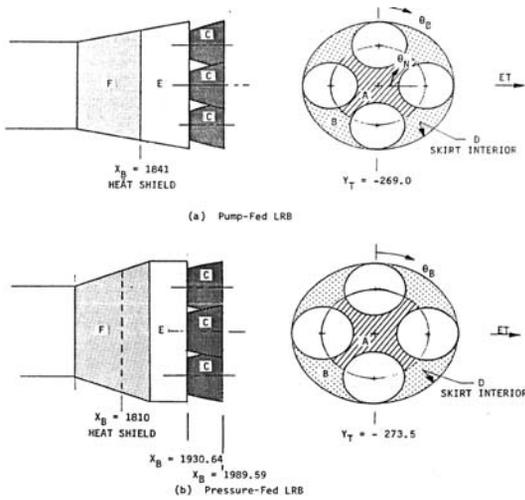


그림 2.3 LRB 저부 위치 인덱스

그런데 표 2.2에 제시된 4 노즐 클러스터드 LRB 플룸의 엔진 단열면(저부면)과 노즐 외피 등의 복사열이 참고문헌[2]의 새턴 V 5 노즐 클러스터드 엔진의 복사열과는 다른 특성을 보인다. 새턴의 경우 엔진 저부 중심에서 가장 강하고 멀어질수록 낮은 복사열이 관측되었으며, 노즐 외피에서의 플룸 복사열은 열차단부의 복사열보다 낮다. 그러나 표 2.2에서 보면 노즐 외피의 복사열이 엔진 저부보다 강하고, 엔진 단열면도 바깥쪽이 안쪽보다 큰 것으로 나타난다. 또한 동체 스커트의 복사열도 존재하는 것이 관찰된다. 이는 참고문헌[4]의 계산이 4 노즐 클러스터드 엔진 하나인 LRB를 계산한 것이 아니라 우주 왕복선 연료 탱크의 좌우 양쪽에 동일하게 위치한 2개의 LRB를 한꺼번에 고려하고 우주왕복선의 수소/산소 엔진의 플룸을 동시에 고려하여 나타난 현상으로 설명된다. 즉 LRB 2개의 플룸이 서로 영향을 주고받는다 볼 수 있다. 직접적인 설명은 다음 절의 계산 결과를 통해 확인할 수 있다.

플룸을 모델링 하기 위해서는 플룸의 복사 특성을 구현하여야 하는데, 참고문헌[4]에서는 플룸의 기하학적 형상을 정한 후 각 표면에서의 발열량으로 모델링하였다. 플룸을 TD의 RadCAD에서 구현하기 위해서는 온도와 표면 방사율로 표현하여야 한다. 한 값으로 표현되는

방사율을 2개의 변수로 표현하기 때문에 방사율과 표면온도의 무한한 조합이 가능하다.

실제 플룸의 온도는 팽창비나 연료에 따라 다르지만 케로신 엔진의 경우 대개 2000K 근방이므로 0.3에서 0.4 정도의 값이면 물리적으로 타당하다고 볼 수 있다. KSLV-I KM의 고체모터 플룸의 경우에는 약 0.3 정도의 방사율로 플룸을 모델링하여 저부 가열을 예측한 바 있다. 그러나 방사율을 1.0 이하의 값으로 가정할 경우 문제는 플룸과 플룸 사이의 반사가 발생하여 플룸 모델링에서 고려된 복사열보다 큰 값이 저부면에 투사된다는 문제점이 발생한다. 즉 방사율과 표면온도로 플룸 표면의 방사율을 결정하였는데, 방사율이 1보다 작으면 플룸 사이의 반사로 인해 방사열 중 일부가 저부로 들어온다는 것이다. 이럴 경우 플룸 사이의 반사를 고려하지 않는 NASA 플룸 모델링에서 사용한 방식에서 벗어나기 때문에 다른 결과가 나올 수밖에 없다. 이를 피하기 위해 본 연구에서는 방사율을 1로 고정하는 방식을 택하였다. 그에 따른 플룸 표면 온도는 가열량 100, 50, 25BTU/sqft-sec에 각각 2115, 1779, 1496K에 해당한다.

LRB 플룸의 형상은 그림 2.3(b)를 토대로 TD 모델을 구현하였다. 참고문헌[4]에 제시되지 않은 형상 데이터는 참고문헌[2]에서 찾았다. 다만 LRB가 설계가 완료된 발사체가 아니기 때문에 각 문헌의 형상 데이터가 다를 수 있다. 하나의 LRB에 대하여 완료된 모델은 그림 2.5과 같다. 정확한 계산을 위해서는 각 기하학적 형상을 세밀히 분할하는 것이 좋지만 RadK 형상 계수 계산에 많은 시간이 소요되기 때문에 복사열계산에 참여하지 않는 것은 되도록 적게 표현하였다.

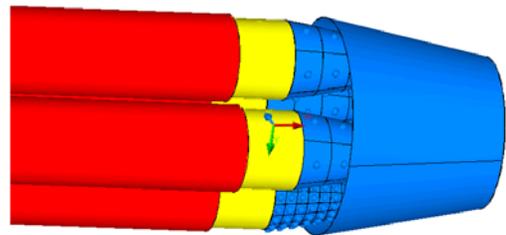


그림 2.5 LRB 터보 펌프 방식의 TD 모델링

## 2.4 기저부 플룸 가열량

복사 가열량 만을 추출하기 위해 각 노드의 thermal mass를 매우 크게 설정하여 열전달을 계산하였다. 우선 엔진 기저부에서의 가열량을 구하기 위해 저부면에 직경 1cm의 작은 원판을 일정 방향으로 위치시켜 원판에 가해지는 복사열을 구하였다. RadK 계수를 구하기 위한 복사광선의 수는 2,000,000개로 충분히 크게 하였다. 그림 2.6은 계산되는 위치를 나타내며 좌측의 dual(2) 방향은 상대편 엔진에서 멀어지는 방향이며 우측의 dual(1)은 상대편 플룸에 가까워지는 반경 방향이다. 계산 결과는 그림 2.6에 NASA 결과와 1개의 LRB 플룸만 고려했을 때의 복사 가열량과 비교하여 나타냈다. NASA 결과는 명확한 측정점이 제시되지 않아서 저부면 전체로 표기하였다.

그림 2.7에서 기저부 중심에서 플룸 복사열은 NASA 결과와 LRB 1기나 2기의 TD 계산 결과는 큰 차이를 나타내지 않는다. 이에 반하여 기저부 외곽에서 LRB 1개만 고려한 경우 기저부 외곽으로 갈수록 복사열이 감소하는 데 반하여, LRB 2개 모두를 고려한 경우 중심이 아니라 외곽에서 최댓값이 발생하였다. 최댓값과 최댓값이 발생하는 위치는 측정 방향에 따라 달라지는 데, 상대편 플룸에 가까워지는 dual(1) 방향이 가열량이 더 크며, NASA 결과와는 명확히 일치하지 않지만 대략적인 크기는 일치하는 것으로 나타난다. 이에 TD를 이용한 기저부 복사열 계산이 동일한 플룸 모델을 사용할 경우 비교적 일치한다고 판단할 수 있다.

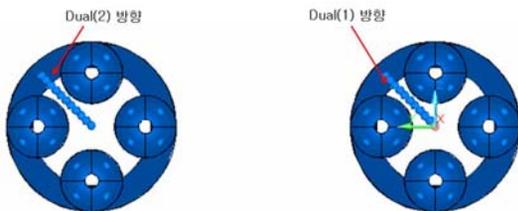


그림 2.6 LRB 엔진 저부의 측정부 방향

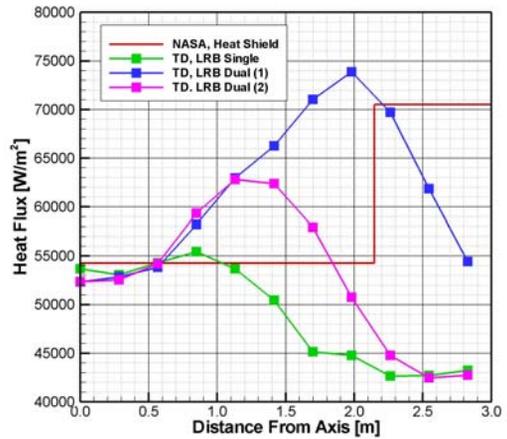


그림 2.7 LRB 엔진 저부의 복사열 TD 계산

## 2.5 노즐 외피 플룸 가열량

검증을 명확히 하기 위해서 노즐 표면에 대해서도 같은 계산을 진행하였다. 노즐 표면의 경우 엔진 기저부에서 반사되는 복사열을 고려할 필요가 없으므로 기저부를 제외하고 모델링 하였다. 우선 최대 복사열이 나타나는 곳을 확인하고자 적은 수의 방사선과 적은 노드수의 노즐 표면을 고려하여 그림 2.8와 같이 구하였다. 그림 2.8에서 좌측의 2개는 노즐 외피의 팽창비가 약 4인 경우이며 우측은 실린더 형태의 노즐이다. 참고적으로 실제의 LRB 노즐 팽창비는 21.2이지만 외피의 경우 이보다 적을 것으로 사료된다.

그림 2.8와 같이 2가지 경우로 노즐 외피의 형태를 고려한 것은 NASA 계산에서 어떠한 형태를 고려하였는지 확인할 수 없는데 반하여 노즐 외피의 팽창각에 따라 플룸을 바라보는 각도가 달라지기 때문에 복사열 계산 결과가 큰 차이가 있기 때문이다. 그림 2.8에서 가열량 분포를 확인할 수 있는데, 두 경우 모두 최댓값이 발생하는 위치는 동일하며 엔진의 중심이나 상대편 플룸을 바라보는 면이 아닌 상대편 플룸과 엔진 중심을 동시에 바라볼 수 있는 면에서 최댓값이 발생하였다.

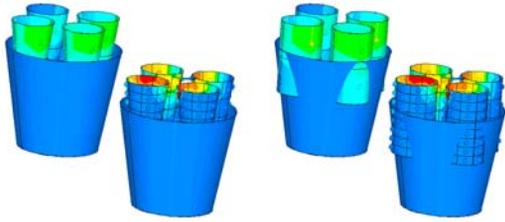


그림 2.8 노즐 형상에 따른 플룸 복사 가열 분포 비교

최댓값이 발생한 곳이 노즐의 최외곽 (outboard) 지점과 일치하지 않지만 이 위치에서 NASA 예측치와 비교하였다. 그림 2.9은 최댓값이 발생한 지점의 노즐 목 부위에서 노즐 끝까지의 플룸 복사열을 도시한 것으로 팽창비가 1인 것은 노즐을 실린더 형태로 가정한 그림 2.8의 오른쪽 그림에 해당하고, 팽창비가 4인 것은 그림 2.8의 왼쪽 그림에 해당한다. 참고적으로 LRB 1개만 고려할 경우 outboard의 플룸에 대한 형상계수가 0이기 때문에 플룸 가열량은 나타나지 않는다.

그림 2.9에 그 결과를 표시하였는데, 팽창비에 상관없이 노즐 끝에서 가장 큰 플룸 복사열이 들어오고 Inboard가 Outboard보다 약간 큰 플룸 복사 가열을 받는다. 또한 기저부에 가까울수록 플룸 복사열이 작아지는 데, 이는 플룸과 멀어지기도 하지만 플룸에 대한 형상계수가 작아서 그렇다. 팽창각에 상관없이 TD는 NASA 예측에 비하여 작은 값을 예측한다. TD 예측이 작은 것은 여러 가지 원인을 추정할 수 있겠지만 현재로서는 정확한 것은 찾을 수 없다.

표 2.4 LRB 노즐에 대한 플룸 복사 가열량 ( $W/m^2$ )

	NASA	TD ( $\epsilon=1$ )	TD ( $\epsilon=4$ )
Inboard	181704	157352	127086
Outboard	153313	147930	125088

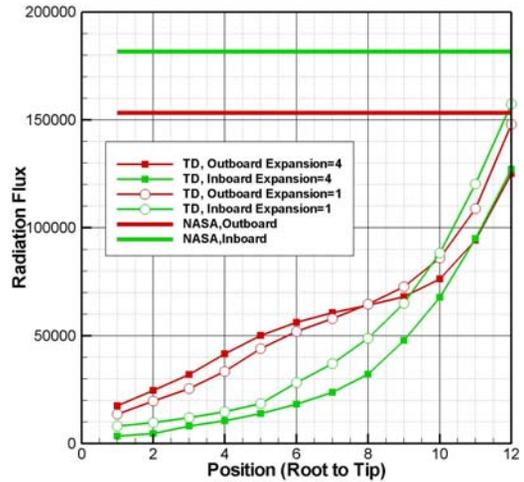


그림 2.9 LRB 노즐에 가해지는 플룸 복사열 분포

## 2.6 스커트 플룸 가열량

앞 절에서 노즐 외피의 가열량 예측에서 NASA와 TD 계산이 차이를 보였기 때문에 스커트에서 가열량을 계산하여 그 차이를 비교하였다. 스커트는 참고문헌[4]의 동체 직경 183inch, 스커트 끝 직경 265.5inch, 스커트 길이 207inch를 참고하여 모델링하였다. 최종적인 형상은 그림 2.10과 같으며 노즐은 형상 계수만 구하면 되기 때문에 간단히 4노드로 모델링 하였다.

NASA 결과는 스커트의 가열량을 내부와 외부로 구분하였기 때문에 우선 스커트 내부의 플룸 복사 가열량을 구하여 비교하였다. 그림 2.10에 전체적인 분포를 나타냈으며 그림 2.11에 스커트 끝에 위치한 18개 노드의 입사된 가열량 변화를 나타냈다. 그림 2.10에서 노즐과 노즐 사이의 스커트 표면에서 가장 강한 복사열을 받고 있는 것이 확인되며 상대편 LRB의 영향은 크지 않은 것으로 보인다. TD로 계산한 최대 가열량은 앞 절의 노즐 외피와 마찬가지로 NASA 예측치보다 낮은 것으로 확인된다.

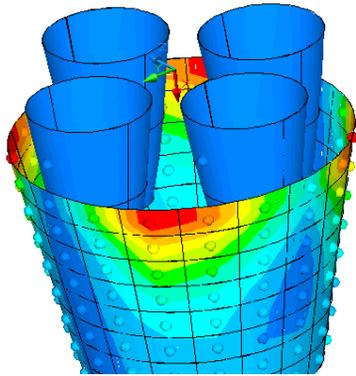


그림 2.10 Skirt 모델링 및 가열량 분포

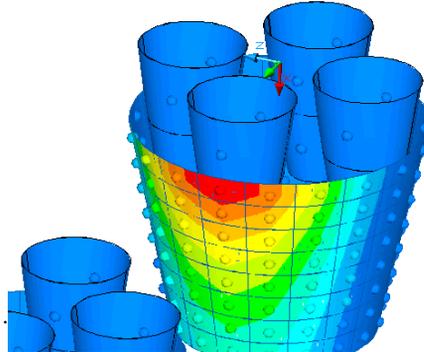


그림 2.12 스킨트 외부 가열량 분포

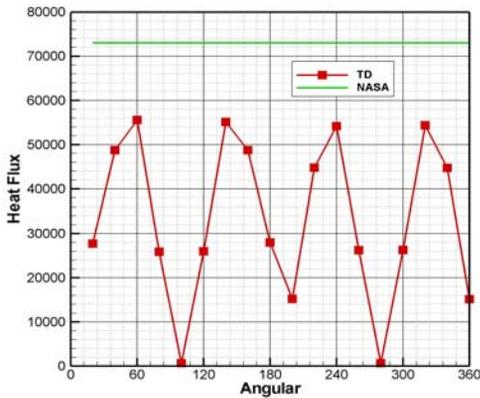


그림 2.11 Skirt (Inner)의 플룸 가열량

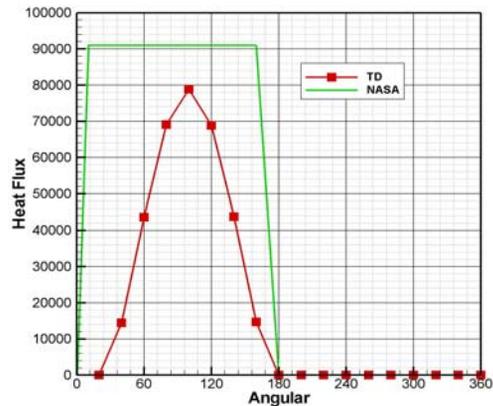


그림 2.13 Skirt (Outer)의 플룸 가열량

마지막으로 스킨트 외부에 대하여 가열량을 구하였다. 모델링은 그림 2.10과 동일하되 복사 열 전달을 위한 Active 표면이 외부 방향으로 바뀌었을 뿐이다. 계산 결과는 그림 2.12과 2.13에 나타났다. 그림 2.12에서 상대 LRB를 바라보지 않는 면은 가열량이 0이고, 상대 LRB를 바라보는 스킨트 외피는 자체 LRB의 플룸 가열은 없으며 상대편 플룸에 의한 가열만 있다. 플룸 가열량은 스킨트 내부와 마찬가지로 NASA 예측치보다 여전히 작은 값을 예측하고 있다.

### 3. 한국형 발사체 플룸 복사 모델

75톤급 4기의 엔진을 묶은 한국형 발사체 1단을 LRB와 동일한 개념으로 플룸 복사 모델을 제안할 수 있다. 한국형 발사체의 플룸 형상은 새턴과 가압식 LRB에 가깝고, 팽창비는 새턴 H-1과 F-1 사이에, 출구 압력과 출구 온도는 H-1 엔진에 가깝다. 따라서 한국형 발사체의 플룸 형상을 터보펌프식 LRB 보다는 새턴이나 가압식 LRB의 사례를 따랐다.

우선 F-1 엔진의 사례를 도입하여 플룸을 모델링하면 그림 3.1과 같다. 한국형 발사체도 터보펌프 방식이라 터빈 배기가스의 영향을 받게 되므로 노즐 직후는 터보 펌프식 LRB와 같이 낮은 방사열을 갖도록 할 수 있지만 터빈 배기 노즐의 위치가 클러스터드 엔진의 중간에 있는 게 아니라 외곽 쪽으로 노즐과 노즐 사이의 중간 지점에 위치하기 때문에 플룸을 가리는 면적

이 크지 않을 것으로 사료되어 가압식 방식을 적용하였다. 고도가 높아질수록 터빈 배기 가스의 팽창이 커질 것이므로 고도 상승에 따른 플룸 복사 가열의 감쇄폭은 LRB 보다 클 것으로 사료된다. 노즐 외피는 노즐목 이후의 팽창비를 4가 되도록 노즐목 외피의 반경을 약간 크게 설정하였다. 플룸 면에서의 발열량은 새턴 F-1과 같으며 이를 방사계수를 1.0으로 맞춘후 방사열에 맞는 노드 온도로 설정하였다.

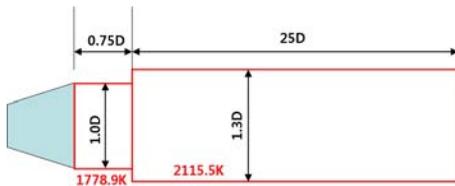


그림 3.1 F-1 엔진 모델을 적용한 한국형 발사체 플룸 모델

1개 엔진의 플룸 형상에 따라 클러스터드 엔진의 플룸 형상은 그림 3.2와 같이 만들어진다. 플룸은 발열만 있고 반사나 흡수가 없는 1개의 경계노드로 설정하였다. 따라서 계산 전 시간에 걸쳐 온도 및 발열량의 변화는 없다. 그림 3.2에는 노즐과 기저부 그리고 동체가 나타나 있다. 동체의 경우 지상 플룸 모델에서 플룸에 대한 보기 계수가 없기 때문에 지상 플룸 복사열은 나타나지 않는다. 따라서 1개의 노드로 반영하였다. 노즐과 기저부는 실제 복사열을 측정하기 위한 면이기 때문에 많은 노드로 표현하였다. 기저부의 경우는 반경방향 8개, 원주방향 27개로 분할하여 노드를 생성하였다. 노즐도 충분한 개수를 확보하여 계산에 반영할 수 있다.

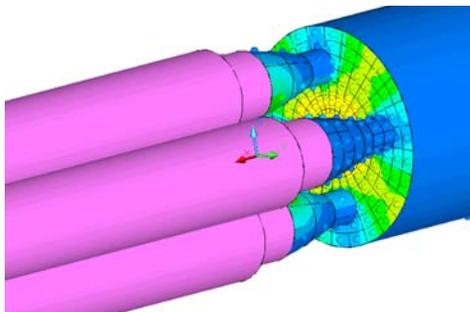


그림 3.2 한국형 발사체 플룸과 노즐 모델

#### 4. 결과 검토 및 결론

NASA LRB 플룸 복사열 예측 결과를 TD로 모델링하여 플룸 복사가열을 계산하여 NASA 예측 결과와 비교하였다. TD 예측 결과는 NASA 결과에 비하여 기저부 단열면에 가해지는 복사열은 비슷하게 예측하는 반면 노즐 외피나 스킵트 복사열은 정도의 차이는 있지만 낮게 예측하고 있다. 이는 NASA 플룸 모델링에 있어서 LRB 플룸뿐이 아니라 우주왕복선의 3 노즐 메인 엔진의 플룸 복사까지 한꺼번에 고려하여 나타난 결과이지 않을까 추정된다. 우주 왕복선 플룸을 모델링하면 보다 정확한 비교가 가능할 것을 사료된다. LRB 복사 모델에 기초하여 한국형 발사체의 플룸 모델을 제안하였으며 추후 연구를 통해 복사열 분석을 진행할 예정이다.

#### 참고 문헌

1. CPIA Publication 263, JANNAF Handbook, Rocket Exhaust Plume Technology Chapter 3 Rocket Exhaust Plume Radiation, May 1980.
2. Mullen, C. R., et. al., "SATURN Base Heating Handbook," The Boeing Co., NASA/MSFC CF-61390, May 1, 1972.
3. Reardon, J. E., and Lee, Y. C., "Space Shuttle Main Engine Plume Radiation Model," REMTECH RTR 014-07, December 1978
4. Remtech Report RTN 186-02 (NASA CR-183786) LRB for the STS System Study, Appendix B, LRB Acoustic and Thermal Environments, 1989
5. H. Negishi etc, "Numerical Analysis of Plume Heating Environment for H-IIA Launch Vehicle during Powered Ascent", AIAA 2007-5505
6. Thermal Desktop V 5.1, CRTech.,