

발열성 유출류와 제트를 고려한 기저부 저항 특성

신재렬* · 최정열** · 김창기***

Base Drag Characteristics with Exothermic Bleed/Jet

J.-R Shin* · J.-Y Choi** · C.-K Kim***

ABSTRACT

Numerical simulations were carried out to investigate the base drag characteristics of a base bleed projectile with a central propulsive jet by considering the base burning process. Overall fluid dynamic process is modeled by Navier-Stokes equations for reacting flows with two-equation $k-\omega$ SST turbulence closure. The combustion process is modeled by finite-rate chemistry with a given partially burned exit condition of the BBU (base-bleed unit). Besides the demonstrating the capability of the present CFD solver for the base drag and the interaction of the base flow with a rocket plume, present study gives an insight into the fluid dynamics and the combustion process of the hybrid-propulsion projectile.

초 록

기저연소과정이 포함된 제추진을 고려한 기저유출 탄의 기저저항특성 조사를 위해 전산모사를 수행했다. 전반적인 유체역학과정은 2방정식의 $k-\omega$ SST난류 모델을 포함하고 반응유동을 위해 나비아-스토 크방정식으로 모델화 되었다. 연소과정은 부분적으로 연소된 BBU (base-bleed unit) 출구조건을 갖는 유한속도반응으로 모델화 했다. 기저저항과 로켓플룸이 있는 기저유출의 상호작용에 대해 본 전산유체 해석기 능력을 보여주므로, 본 연구는 복합추진탄의 유체역학적 그리고 연소과정에 대한 이해를 준다.

Key Words: Base Bleed(기저유출), Base Drag(기저저항), Rocket(로켓), Finite Rate Chemistry(유한속도반응)

1. 서 론

탄의 사거리 연장을 위해 로켓추진과 기저유출을 함께 이용하면 더욱 효율적인 것으로 알려

져 있다. 이 같은 종류의 사거리 연장탄을 복합 추진탄이라 한다. 로켓 추진 동작 중 기저연소는 기저유출과 기저저항에 급격한 변화를 가져온다. 그래서 추진을 고려한 기저유출의 상호작용은 복합 추진탄의 비행성능에 영향을 끼친다.

추진에 관계없이 후방연소를 고려한 기저유출에 대한 수많은 전산연구가 있었다. 대표적으로 Gibeling 와 Buggeln[2]는 기저유출 연소에 처음

* 부산대학교 대학원

** 부산대학교 항공우주공학과

*** 국방과학연구소

연락처, E-mail: aerochoi@pusan.ac.kr

으로 상세 유한속도 반응을 이용하여 전산연구를 수행했다. Kaurinkoski 와 Hellsten[3]은 유한속도 반응을 고려한 기저유출 현상과 난류 모델을 적용해 전산연구를 수행했다. 가장 최근 연구로는 Rose 등이 상대적으로 간단한 반응모델을 이용하여 저항감소에 외부 연소효과를 고려한 연구를 하였다. 그러나 추진이 고려된 기저유출에 관한 연구는 아직 알려져 있지 않다.

2. 반응 유동장 모델

2.1 기저유출 연소

기저 유출 장치(BBU)의 연료는 연료 과농 상태로 주로 HTPB와 NH_4ClO_4 으로 구성된다. BBU의 예 연소시 주 생성물로서 일산화탄소, 수소와 같은 반응가스를 만들고, 이들 가스는 공기와 혼합되면 쉽게 연소가 된다. 공기와 6개의 주요소로 구성된 예 연소 BBU 연료의 연소반응은 Eq. 1과 같다.

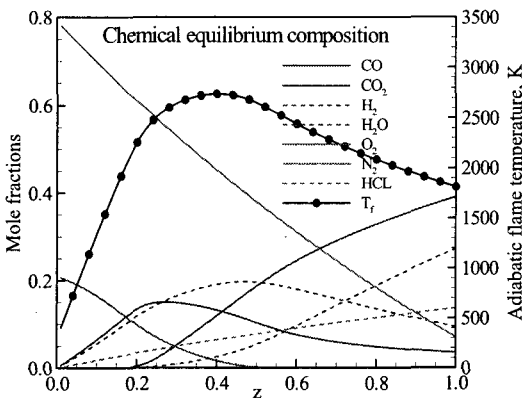
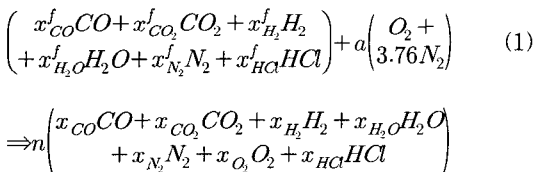


Fig. 1 연료 질량분율 z 따른 혼합된 공기와 예 연소된 BBU 연료의 최종 온도와 조성

연소 생성물의 최종조성은 주어진 연료/공기비에 원자보존과 water-gas shift 평형과 일산화탄소 연소의 두개 화학 평형식을 추가하여 계산한다. 단일화염온도는 enthalpy보존 방정식으로부터 찾아진다. BBU 연료의 예 연소된 조성과 온도는 CEA 코드에 의해서 얻어진다. Figure 1에서 $z=0.4$ 인 경우에서 평형온도는 2,800K이다. 그리고 이 지점에서 이산화탄소와 수증기가 상당량 발생한다. 그래서 2차연소는 열량적으로 상당한 영향을 미치며, BBU 유동장 해석에서도 2차연소는 무시할 수 없는 중요한 부분이다.

2.2 유동장 지배 방정식

본 연구에서는 전 과정의 물리적 복잡성 때문에 축대칭형을 고려했다. 화학반응을 수반하는 초음속 연소 유동장의 점성해석을 위하여 화학종 질량 보존 방정식과 Navier-Stokes 방정식 및 에너지 보존방정식과 난류 전달방정식을 포함한 완전 결합된 형태로 축 대칭 좌표계에서 보존형 벡터식으로 다음과 같이 정리할 수 있다.

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial G}{\partial y} + \alpha H = \frac{\partial F_v}{\partial x} + \frac{\partial G_v}{\partial y} + \alpha H_v + W \quad (2)$$

$$U = [\rho_k, \rho_u, \rho_v, e, \rho k, \rho \omega]^T \quad (3)$$

여기에서 U는 보존변수 순서쌍, F와G 그리고 F_v 와 G_v 는 각방향의 비 점성 및 점성 플럭스 벡터, H와 H_v 는 비점성 및 점성 축 대칭항 그리고 W는 화학 반응항 이다. k는 화학종의 개수이다.

2.3 화학반응과 난류모델

수소-공기 연소를 위한 Jachimowski의 반응기구에 Gardiner의 탄소-산소 반응기구를 이용한다. 반응기구는 (H, H₂, O, O₂, H₂O, OH, H₂O₂, HO₂, CO, CO₂) 10개의 화학종 25단계의 반응을 가진다. 예 연소 BBU 연료와 공기의 2차연소과정의 확산연소는 정교한 연소기구가 요구되지 않는다. 그러나 탄소-산소 반응을 신뢰할 수 있는 연소 반응기구가 필요하기 때문에 이를 이용했다.

난류는 $k-\omega$ 2방정식으로부터 유도되는 Mentor의 SST 모델 이용하였다. 전단층에 표준 $k-\epsilon$ 모델과 벽면 난류효과에 Wilcox $k-\omega$ 모델을 혼합한 모델이다.

2.4 수치해석 기법

지배방정식은 유한체적법을 이용하여 공간을 차분화 한다. 대류항 플럭스는 차분 제한자를 이용한 MUSCL법에 화학종들의 반응유동을 Roe의 FDS를 이용하였다. 공간차분은 TVD 조건을 만족하고, 고해상도의 충격파 포착능력의 특징이 있다. 차분된 방정식은 완전 내재적기법을 이용하여 적분된다. 선형화된 방정식은 LU-SGS 반복법과 빠른 수렴을 위해 국소 시간기법을 이용하여 해결한다. 지배방정식과 수학적 공식화의 자세한 설명은 이전 연구에 나타내었다.

3. 유동해석 조건

복합추진탄의 격자구성은 H형태의 세 개의 영역 구성된 계산 격자로 구성 했다. 유동입구 상단은 초기 조건으로 균일하게 주고, 입구 조건은 고정했다. BBU와 Rocket을 제외한 전 표면에서의 경계조건은 no-slip과 단열조건을 주었다. 로켓 동작 설계조건으로부터 탄 비행조건을 선택했고, 이를 Table 1에 정리했다.

BBU 출구조건은 CEA결과로 주어졌다. Table 2의 목록과 같은 혼합조성을 가지는 출구온도 1808.42K로 놓았다.

Table 1 비행조건

	U_8 , m/s	T_8 , K	p_8 , MPa	\dot{m} , kg/s
Case 1	592.13	285.74	0.0865	0.0359
Case 2	574.81	259.98	0.0517	0.0287
Case 3	662.86	254.70	0.0461	0.0261

BBU 출구에서 압력은 외삽조건을 주었다. 로켓출구조건 또한 CEA결과로 주었다. 로켓출구조건은 마하수는 3.269, 온도는 1606.10K 그리고 압력은 0.16147MPa로 고정 했다.

4. 계산결과 및 해석

4.1 유동장 해석결과

Case 3에 대하여 BBU 동결유동, BBU 반응유동 및 로켓 작동 조건을 Fig. 2에 비교 했다. 전방의 궁형 충격파는 탄 주위에서 원추형 충격파로 전환되며, boattail 주변에서는 팽창파가 관찰된다. 이러한 특징은 모든 경우에 공통적으로 나타나지만, 동결유동의 결과는 닫힌 박리영역을 보이지만, 질량유량이 큰 편이고, 고온기체가 유출됨에 따라 박리영역의 길이는 상당히 길게 나타난다. 기저부는 전반적으로 기저유출 유동에 지배를 받지만, 기저부 끝에서는 작은 박리영역이 나타난다.

반응유동의 경우 박리영역은 기저부에서 매우 먼 지점까지 길게 확장되며, 주 유동과 기저유출 유동은 기저부 전반을 차지하는 긴 박리 영역에 의하여 구분된다. 이러한 동결유동과 반응유동의 차이는 기저유출 유동의 2차연소가 매우 중요한 역할을 하고 있다는 증거가 된다.

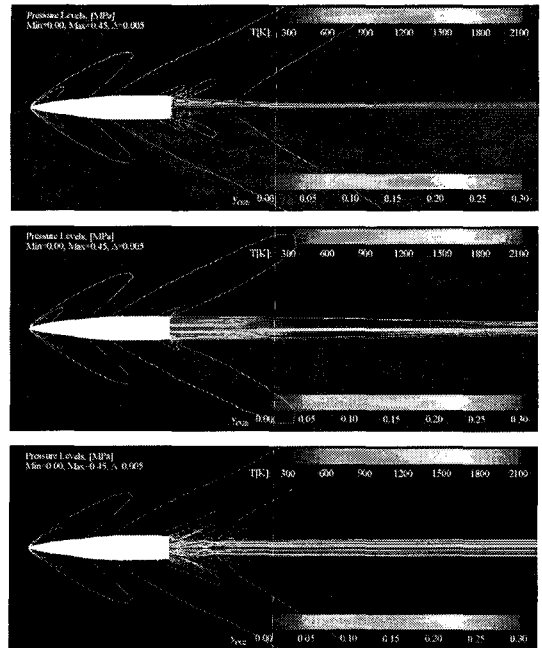
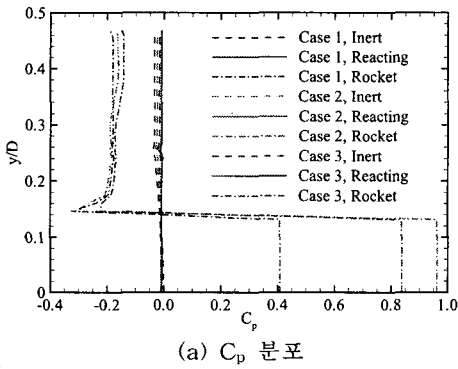


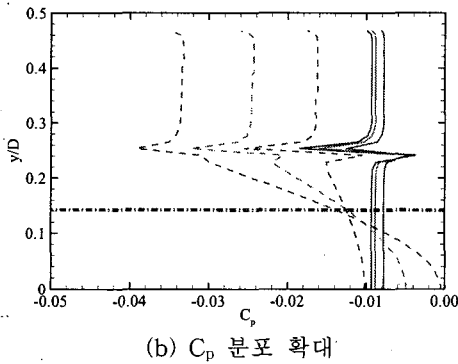
Fig. 2 전 유동장의 온도와 CO2 질량 분율 분포와 등압선 분포. 위: 비 반응 유동, 중간: 반응 유동, 아래: rocket 작동

4.2 공력성능

유동해석의 결과로부터 얻어진 기저압력계수를 Fig. 3(a)에 나타내었다. 로켓이 작동하는 경우 노즐을 제외한 지역의 압력은 상당히 낮게 나타난다. 이로부터 로켓의 작동이 항력감소 측면만 볼 때는 부정적인 영향을 가짐을 알 수 있다. 2차연소의 효과는 Fig. 3(b)에서 볼 수 있다. 3가지 경우가 질량유량에 달려있는 불활성 가스 유출 때문에 다른 압력계수를 가진다. 그러나 반응유동의 결과는 각 경우가 거의 같은 압력 수준을 보인다. 그리고 2차연소가 이 결과에서 중요성을 가진다.



(a) C_p 분포



(b) C_p 분포 확대

Fig. 3 전체 Cases의 기저 압력계수 분포

Case 1의 저항계수가 계산되어 Table 3에 정리 하였다. 여기에 포함되는 저항은 압력저항, 마찰저항, boattail저항 등이 포함된다. 기저유출은 5%미만의 저항저감을 가진다. 기저유출의 2차연소의 경우 10%정도의 저항저감을 가진다. 비록 로켓추진이 저항저감에 불리하지만, 전체 저항에 비해 10여배 정도의 큰 추력을 가진다.

Table 3 case 1의 항력계수

	$C_{D's}$	C_{Dbase}	C_{Djet}	C_D
Inert	0.9538	-0.7946	-0.0088	0.1505
Reacting	0.9530	-0.8054	-0.0089	0.1387
Rocket	0.9578	-0.5880	-1.7899	-1.4201

5. 결 론

본 연구는 로켓추진의 동작 유무와 기저유출 탄의 동결유동과 반응유동에 대한 수치연구를 수행하였다. 이 연구로부터 유동장의 자세한 특성 및 전체적인 유동 특성을 알 수 있었다. 특히 기저유출에서 2차연소와 공력 성능면에서 2차연소의 역할을 알 수 있었다. 기저유출에 2차연소를 고려할 경우 10%정도의 저항저감 효과를 준다. 그리고 로켓 추진이 저항저감에 불리하나, 전체저항 보다 10여배 큰 수준의 추력을 가지고 있어 비교 대상이 아니다. 본 연구는 복합추진탄의 유동과 연소에 대한 이해를 도우며, 사거리연장 탄의 개선 및 설계의 기준자료로 사용될 수 있을 것이다.

참 고 문 헌

1. Mathur, T. and Dutton, J. C., "Base-Bleed Experiments a Cylindrical Afterbody in Supersonic Flow," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 33, No. 1, Jan.-Feb. 1996, pp.30-37.
2. Gibeling, H. J., and Buggeln, R. C., "Reacting Flow Models for Navier-Stokes Analysis of Projectile Base Combustion," *AIAA/SAE/ASME/ASEE 27th Joint Propulsion Conference*, AIAA Paper 91-2077, June. 1991.
3. Kaurinkoski, P. and Hellsten, A., "Numerical Simulation of a Supersonic Base-Bleed Projectile with Improved Turbulence Modeling," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 35, No. 5, Sep-Oct. 1998, pp.606-611.