

## 외부연소를 고려한 기저유동

신재렬\* · 최정열\*\*

### Base Flow with External Combustion

Shin, Jae-Ryul, Choi, Jeoung-Yeoul

#### 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.

**Key Words** : Base flow(기저유동), Base Bleed (기저유출), Finite-rate Chemistry

#### 기 호 설 명

BBU	Base Bleed Unit	$z$	Fuel Mass Fraction
CEA	(Chemical Equilibrium with Applications)	$c_p$	Pressure coefficient
I	Injection Parameter	$C_D$	Total Drag Coefficient
$R_0$	Base Radius	$C_{D_{base}}$	Base Drag Coefficient
$R_{jet}$	Jet Radius	$C_{D_{jet}}$	Base Drag Coefficient with Jet

### 1. 서 론

기저유출 방법은 155mm 포탄을 40km 정도까지 연장하기 위해 사용되고 있다. 40km 이상의 사거리 연장을 위해서는 기저유출과 달리 로켓추진을 사용한다. 로켓추진을 통한 사거리 증가는 로켓추진제의 증가로 가능하다. 그러나 탄내에

추진장치를 위한 공간이 제한되면, 포탄의 사거리 연장을 위해 로켓추진과 함께 기저 유출이 더욱 효율적인 것으로 알려져 있다. 이 같은 종류의 사거리 연장 탄을 복합 추진탄이라 한다. 로켓에 의한 추진 동작 중에 기저연소는 기저유동과 기저저항에 급격한 변화를 가져온다. 그래서 추진을 고려한 기저유출의 상호 작용은 복합 추진탄의 비행성능에 영향을 끼친다.

추진에 관계없이 후방연소를 고려한 초음속 비행 상태에서 기저유출의 실험적인 연구는 매우 곤란하다. 그래서 대부분의 정밀한 측정치는 비반응 유동에서 이루어진다[1], 후방연소를 고려한 기저유출에 대한 수많은 전산연구가 있었다. 대표

\* 부산대학교 항공우주공학과 대학원

\*\* 부산대학교 항공우주공학과

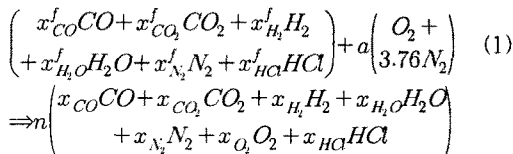
† 연락저자, aerochoi@pusan.ac.kr

적으로 Gibeling 와 Buggeln[2]는 기저유출 연소에 처음으로 상세 유한속도 반응을 사용하여 전산연구를 했다. Kaurinkoski 와 Hellsten[3]은 유한속도 반응을 고려한 기저유출 현상에 난류 모델을 채용해 전산연구를 수행했다. 가장 최근 연구로는 Rose 등 [4]이 상대적으로 간단한 반응모델을 이용하여 저항 감소에 외부 연소효과에 대한 연구를 하였다. 그러나 추진이 고려된 기저유출에 대한 연구는 아직 알려져 있지 않다. 그래서 본 연구는 기저연소 모델을 고려한 기저저항 특성에 추진 영향을 고려한 전산해석에 초점을 맞추었다. 본 연구는 기저저항과 로켓 플룸을 고려한 기저유동의 상호작용의 해석과 긴 사거리 포탄 설계와 개선을 위한 복합 추진탄의 유동과 연소작용에 대한 이해를 도울 것이다.

## 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. 따라서 2차 연소에 의해 상당량의 열을 발생시키게 된다. 공기와 6개의 주요소로 구성된 예 연소 BBU 연료의 연소반응은 식 (1)과 같다.



연소 생성물의 최종조성은 주어진 연료/공기비에 원자보존과 water-gas shift 평형과 일산화탄소 연소의 두개 화학 평형식을 추가하여 계산한다.

단열화염온도는 enthalpy보존 방정식으로부터 찾아진다. 2차 연소의 최종조성과 단열화염온도는 전체 연료성분의 질량분율  $z$ 로 표현되는 혼합합수로서 계산된다. BBU 연료의 예 연소된 조성 과 온도는 CEA[5] 코드에 의해서 얻어진다.

그림1은 화학평형 조성을 연료 질량 분율  $z$  합수에 의존하는 혼합된 공기와 예연소된 BBU 연료의 최종 온도와 조성을 보여 준다. 최고의 화학 평형 온도는 약  $z = 0.4$ 에서 2,800K이다. 그리고 이 지점에서 이산화탄소와 수증기가 상당량 발생한다. 그래서 2차 연소는 열량적으로 상당한 영향을 미치며, BBU 유동장 해석에서도 2차 연소는 무시할 수 없는 중요한 부분이다.

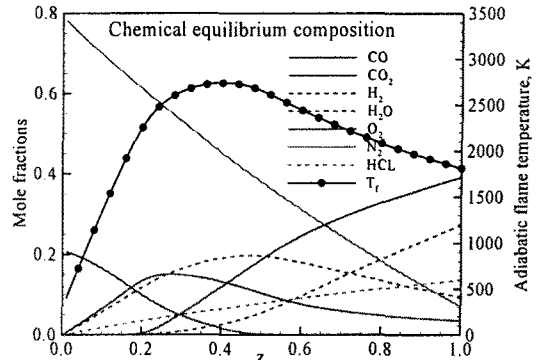


그림 1. 연료 질량분율  $z$  따른 공기/예 연소 BBU 연료 혼합물의 최종 온도와 조성

### 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.

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

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

여기에서  $U$ 는 보존변수 순서쌍,  $F$ 와  $G$  그리고  $F_v$ 와  $G_v$ 는 각방향의 비 점성 및 점성 플럭스 벡터,  $H$ 와  $H_v$ 는 비점성 및 점성 축 대칭항 그리고  $W$ 는 화학 반응항이다.  $k=1 \dots n$  화학종의 수.

### 2.3 화학반응과 난류모델

수소-공기 연소를 위한 Jachimowski[6]의 반응기구에 Gardiner[7]의 탄소-산소 반응기구를 이용한다. 반응기구는 ( $H, H_2, O, O_2, H_2O, OH, H_2O_2, HO_2, CO, CO_2$ ) 10개의 화학종 25단계의 반응을 가진다. 질소와 염소산은 불활성 가스로 고려했다. 이들의 산화과정이 전체 연소과정에서 적은 효과를 가지기 때문이다.

Jachimowski의 반응기구는 정확도가 중요한 충격파 유도연소를 매우 잘 모사한다[8]. 예 연소 BBU 연료와 공기의 2차 연소과정의 확산연소는 정교한 연소기구가 요구되지 않는다. 그러나 탄소-산소 반응을 신뢰할 수 있는 연소 반응기구가 필요하기 때문에 Gardiner[7]의 탄소-산소 반응 기구를 이용했다.

난류는  $k-\omega$  방정식으로부터 유도되는 Mentor의 SST 모델[9] 이용하였다. 전단층에 표준  $k-\epsilon$  모델과 벽면 난류효과에 Wilcox  $k-\omega$  모델을 혼합한 모델이다. Baridna 등은 SST 모델이 혼합층과 분사 유동에서 잘 예측을 하고, 수치해석상 초기값에 민감하지 않다[9].

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 충격과 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[8].

2.5 해석코드의 검증

코드와 기저유출 탄의 공력성능 예측을 위한 모델 검증 단계에서, 다양한 수치실험을 수행했다. 초음속 탄의 표면 압력과 표면마찰에 대한 예측을 수행했다. 실험 데이터와 비교해서 매우 잘 일치하고, 탄 표면 격자조밀도의 기준으로 이용했다. 기저유동해석은 난류모델과 기저영역에 대해서 격자구조의 타당성에 대해 수행 되었다. 실험 데이터와 기존의 전산결과를 현재의 결과와 비교했을 때, 난류모델은 잘 맞고, 기저영역에서의 격자구조는 만족할 만한 수준이다. 다양한 분출 계수에 따른 불활성 기저유출해석을 수행 하였다. 그림2와 그림3은 축방향 평균 속도분포와 면적으로 평균화된 기저 압력비를 실험데이터[1]와 이전 전산결과와 비교한 그림이다.

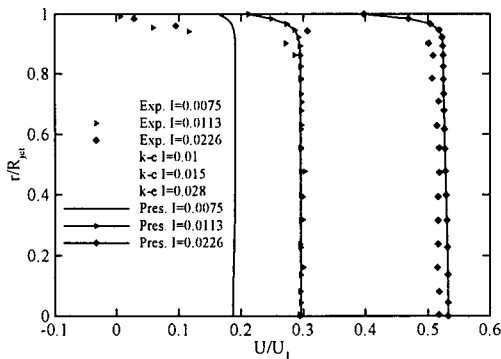


그림 2. 유출 오리피스 출구에서의 축방향 평균 속도 분포 ( $x/R_{jet}=0.118$ ;  $r/R_0=0.4$ )

Sahu 등은 실험과 다른 유출계수를 이용하여 실험과 일치하는 결과를 얻은 것에 비해 현재의 결과가 실험결과를 매우 잘 모사하고 있다.

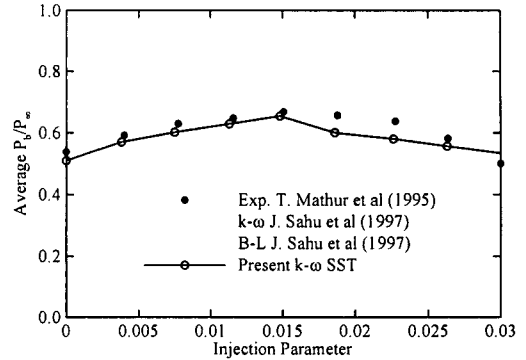


그림 3. 기저유출에 따른 면적 평균화된 기저압력 비

연소모델에 대한 검증과정으로서, Gibeling과 Buggeln[2]가 이전에 수행 했던 초음속 co-flow를 갖는 수소 분출 화염을 수행했다. 초음속 상태에서 난류와 화학반응의 상호작용에 대한 타당한 모델이 없기 때문에 간략화된 층류 화학반응을 본 연구에 이용하였다. 그러나 문헌에서 그 차이는 중요하지 않다고 나온 바, 큰 난류확산계수를 사용한 실험결과가 잘 모사됨을 알 수 있다. 현재 연소기구는 GRI-Mech 2.11의 비교 결과, 잘 일치하며 그 보다 좋은 수렴성을 보여준다.

3. 유동해석 조건

이전 검증과정에 기반한 복합추진탄의 격자구성은 H형태의 세 개의 영역 구성된 계산 격자로 구성 했다. 탄의 전방 유동입구 영역은 30X61, 탄의 표면을 포함한 영역은 63X51 그리고 기저 부분과 유동 출구영역은 91X100의 격자로 구성 되었다. 수치적 안정과 경계층 포착을 위해 탄 표면에 조밀하게 격자를 구성 하였다. 유동입구 상태는 초기 조건으로 균일하게 주고, 입구 조건은 고정했다.

표 1. 비행조건

	$U_{\infty}$ , m/s	$T_{\infty}$ , K	$p_{\infty}$ , 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

BBU와 Rocket을 제외한 전 표면의 경계조건

은 벽조건과 단열조건을 주었다. 로켓 동작의 설계조건으로부터 탄의 세 가지 비행조건을 선택했고, 이를 표 1.에 정리했다.

표 2. 공기, BBU, Rocket의 조성

	Air	BBU	Rocket
H	0.00	0.00034	0.00001
H <sub>2</sub>	0.00	0.27247	0.06255
O	0.00	0.00000	0.00000
O <sub>2</sub>	1.00	0.00000	0.00000
H <sub>2</sub> O	0.00	0.09389	0.36425
OH	0.00	0.00001	0.00000
HO <sub>2</sub>	0.00	0.00000	0.00000
H <sub>2</sub> O <sub>2</sub>	0.00	0.00000	0.00000
CO <sub>2</sub>	0.00	0.03500	0.16919
CO	0.00	0.39116	0.08804
N <sub>2</sub>	3.76	0.07049	0.11356
HCl	0.00	0.13664	0.20240

BBU 출구조건은 CEA결과로 주어졌다. 표 2.의 목록과 같은 혼합조성을 가지는 예연소된 BBU의 출구온도 1808.42K로 놓았다. BBU 출구에서 압력은 외삼조건을 주었다. 그리고 로켓출구조건 또한 CEA결과로 주었다. 로켓출구조건은 마하수는 3.269, 온도는 1606.10K 그리고 압력은 0.16147MPa로 고정 했다. 예연소된 BBU의 혼합 조성 및 로켓의 혼합조성은 표 2.에 정리하였다.

### 4. 계산결과 및 해석

#### 4.1 유동장 해석 결과

유동장의 전반적인 특징을 살펴보기 위하여 Case 3.에 대하여 BBU 동결유동, BBU 반응유동 및 로켓 작동 조건을 그림 4.에 비교하였다.

전방의 구형 충격파는 탄 주위에서 원추형 충격파로 전환되며, boattail 주변에서는 팽창파가 관찰된다. 이러한 특징은 모든 경우에 공통적으로 나타나지만, 기저부영역은 계산조건에 따라 많은 차이를 보인다.

동결유동의 결과는 단히 박리 영역을 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. 반면 로켓이 작동하는 경우 이산화탄소의 농도는 반응

에도 불구하고 상대적으로 작게 나타나며, 2차 연소가 이루어지고 있다는 근거가 미약하다. 전반적인 배기 영역의 폭은 BBU 반응유동의 경우보다 좁게 나타난다.

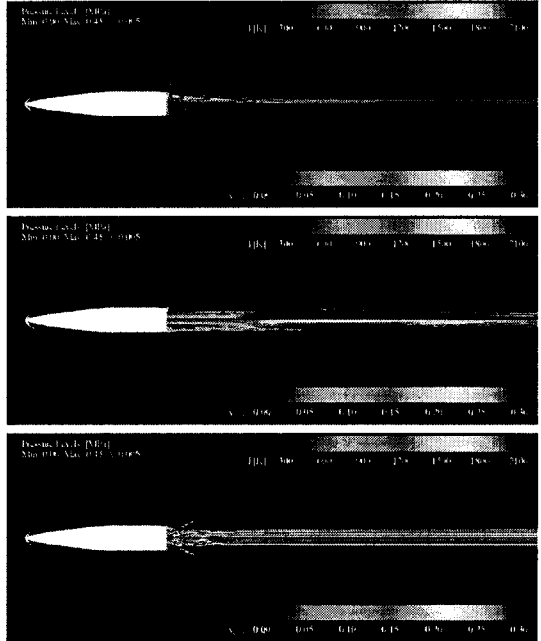


그림 4. 전 유동장의 온도와 CO2 질량 분율 분포와 등압선 분포. 위: 비 반응 유동, 중간: 반응 유동, 아래: rocket 작동

#### 4.2 공력성능

유동해석의 결과로부터 얻어진 기저압력계수를 그림 5(a), 그림 5(b)에 나타내었다.

로켓이 작동하는 경우 노즐을 제외한 지역의 압력은 상당히 낮게 나타나고 있음을 알 수 있으며, 이로부터 로켓의 작동이 항력감소 측면만 볼 때는 부정적인 영향을 가짐을 알 수 있다.

2차 연소의 효과는 그림 5(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 2차 연소가 이 결과에서 중요성을 가진다.

Case 1.의 저항계수가 계산되어 표 3.에 정리하였다. C<sub>Dbase</sub>는 기저 압력 저항계수, C<sub>Djet</sub>은 분사추진이 기여하는 저항계수 그리고 C<sub>D's</sub>은 C<sub>Dbase</sub>와 C<sub>Djet</sub>을 제외한 전체 저항계수이다. 여기에 포함되는 저항은 압력저항, 마찰저항, boattail저항 등이 포함된다. 기저유출은 5%미만의 저항저감을 가진다. 기저유출의 2차 연소의 경우 10%정도의 저항저감을 가진다. 비록 로켓

추진이 저항저감에 불리하지만, 전체 저항에 비해 10여배 정도의 큰 추력을 가진다.

표 3. case 1의 항력계수

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

저항저감에 불리하나, 전체저항 보다 10여배 큰 수준의 추력을 가지고 있어 비교 대상이 아니다.

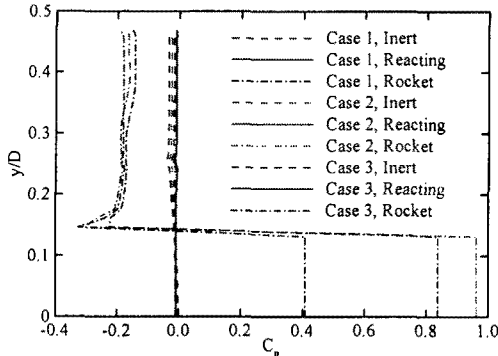
본 연구는 복합 추진탄의 유동과 연소에 대한 이해를 도우며, 사거리연장 탄의 개선 및 설계의 기준 자료로 활용할 수 있을 것이다.

후 기

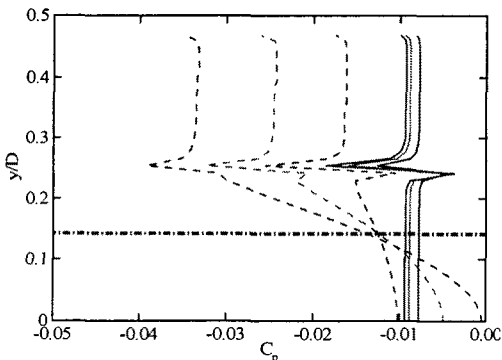
본 연구는 부산대학교 항공우주공학과 BK21 헬릭opter 부품소재 핵심연구인력 양성 사업팀 지원에 의하여 수행되었으며, 지원에 감사드립니다.

참고문헌

- [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.
- [4] Rose, I, Vos, J. and Gehri, A., "Drag Reduction through Afterburning of Base Bleed Gases," 21st International Symposium on Ballistics, 19 - 23 April 2004, Adelaide, South Australia.
- [5] Gordon, S. and McBride, B.J., "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Composition and Applications," NASA RP-1311, Oct., 1994.
- [6] Jachimowski, C. J., "An Analytical Study of the Hydrogen-Air Reaction Mechanism With Application to Scramjet Combustion," NASA TP-2791, Feb. 1988.
- [7] Gardiner, W. C., Jr., *Combustion Chemistry*, Springer-Verlag, New York, 1984.
- [8] Choi, J.-Y., Jeung, I.-S. and Yoon, Y., "Computational Fluid Dynamics Algorithms for Unsteady Shock-Induced Combustion, Part 1: Validation," *AIAA Journal*, Vol. 38, No. 7, July 2000, pp.1179-1187.
- [9] Menter, F. R., "Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Application,"



(a) Cp 분포



(b) 기저 유출에 대한 Cp 분포 확대

그림 5. 전체 Case의 기저 압력계수 분포

5. 결 론

본 연구는 로켓추진의 동작 유무와 기저유출탄의 동결유동과 반응유동에 대한 수치연구를 수행하였다. 이 연구로부터 유동장의 자세한 특성 및 전체적인 유동 특성을 알 수 있었다. 그림 5(a)에서 특히 기저유출은 2차 연소와 공력 성능 면에서 2차 연소의 역할을 확인 할 수 있었다.

2차 연소의 역할 및 반응유동의 경우 재순환 고리가 비반응 유동에 비해 연소가스의 폭 및 길이가 상대적으로 커지는것을 알 수 있었다.

기저유출에 2차 연소를 고려할 경우 10% 정도의 저항저감 효과를 준다. 그리고 로켓 추진이

*AIAA Journal*, Vol. 32, No. 8, 1994, pp.1598-1605.

[10] Sahu, J. and Heavey, K. R., "Numerical Investigation of Supersonic Base Flow with Base Bleed," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 34, No. 1, Jan.-Feb. 1997, pp. 62-69.

[11] Nietubicz, C. J., Gibeling, H. J., "Navier-Stokes Computations for a Reacting, M864 Base Bleed Projectile," AIAA Paper No. AIAA 93-0504, 1993.

[12] Strahle, W. C., Hubbartt, J. E. and Walterick R., "Base Burning Performance at mach 3," AIAA Paper No. AIAA 81-1469R, 1981.

[13] Loth, E., Kailsasnath K. and Lohner R.,

"Supersonic Flow over an Axisymmetric Backward-Facing Step", *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 29, No. 3, May-June 1992.

[14] Herrin, J. L. and Dutton, J. C., "Supersonic Near-Wake Afterbody Boattailing Effects on Axisymmetric Bodies", *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 31, No. 6, November-December 1994.

[15] Sieh, T. H., Prilo, F. J. and Wardlaw Jr., A. B., "Calculations and Comparisons of the Flowfield About an Ogive Cylinder at M=3.5", *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 30, No. 6, November-December 1993.