



## 로켓 배기플룸에 관한 3차원 수치해석 Three-Dimensional Computations of Rocket Exhaust Plume

김 영 목<sup>1)</sup>  
Y.-M. Kim

**ABSTRACT:** The base flow regions of a three-body sounding rocket containing multiple exhaust plumes were numerically investigated in three dimensions for a free stream Mach number of 2.7 at flight altitude 18.5 km. The flowfields were calculated using the full compressible Navier-Stokes equations with an one-equation turbulence model of Baldwin-Barth. The present calculations were executed based upon a chemically frozen, single perfect gas model assumption. Due to the symmetry of the three-body rocket of each single nozzle, only one fourth of the computational domain was considered for the analysis. The results indicate that a base heating effect is not considerable due to the small expansion of the plumes. In the base, however, a low speed recirculating flow dominates the region.

### 1. 서 론

우주발사체나 과학 관측로켓의 노즐성능을 정확히 이해하는 것은 로켓의 탑재중량을 극대화하고 추진제 양을 최소화하면서도 비행임무를 성공적으로 완수하는 데 매우 중요하다. 일반적으로 우주발사체나 관측로켓은 지상에서부터 대기압이 매우 낮은 고고도에 이르기까지 비행하게 되므로, 발사 전에 추진시스템의 설계와 노즐성능을 적절하게 평가하기 위해서 실제 비행고도에 맞추어진 시험조건에서 엔진 지상시험을 수행하는 것이 필수적이다. 그러나 이러한 지상시험에 소요되는 비용이 막대할 뿐만 아니라 지상시험 설비가 재현시키기 어려운 비행환경 때문에 설계과정에서 전산해석(computational analysis)의 역할이 한층 증대하고 있다.

한편, 노즐 후류의 배기플룸(exhaust plume)이 로켓에 미치는 영향으로 플룸에 의한 유동박리[1]와 저부(base) 가열[2], 그리고 여러 개의 로켓엔진을 사용할 때 발생하는 플룸 간섭효과[3-5] 등이 있으므로, 로켓을 설계할 때에는 플룸 유동장을 포함하여 로켓의 저부흐름에 대하여 자세히 이해하는 것이 필요하다. 플룸흐름은 로켓엔진 연소실의 유동조건과 자유류의 조건뿐 아니라 노즐의 형상에도 증대한 영향을 받는다. 일반적으로 플룸의 유동구조는 노즐 압력비의 변화에 따라 과대팽창(overexpansion)되어 발생하는 마하디스크(Mach disk)와 과소팽창(underexpansion)되었을 때 플룸 중심축에서 서로 정상반사하는 바렐충격파(barrel shock) 등으로 나타난다. 최적추력 노즐에서는 마하디스크 대신 cap shock[6] 형태가 발생되기도 하는데 이러한 충격파 현상은 원뿔 노즐(conical nozzle)이나 이상노즐에서는 일어나지 않는다. 저부흐름은 로켓 주위를 흐르는 대기흐름과 노즐에서 배출된 플룸흐름에서 유속이 낮은 흐름이 저부영역으로 되밀리며 재순환 흐름으로 나타나는데, 고온의 배기가스가 재순환 흐름으로 유입되면서 저부 가열을 일으킬 뿐만 아니라 이곳에서의 낮은 압력은 항력을 증가시키는 요인이 된다.

우주왕복선이나 Ariane 4의 1단에서는 여러 개의 엔진을 묶은 다발 엔진(cluster engines)이 사용되는데, 다발 엔진으로부터 배출된 플룸은 비행고도가 상승함에 따라 상호간섭하게 되어 단일 엔진의 경우보다 훨씬 복잡한 3차원의 플룸 유동장을 주위에 형성한다. 특히 플룸이 서로 충돌을 일으킬 만큼 크게 팽창하게 되면 플룸흐름의 일부는 방향이 전환되면서 저부충돌 역류제트(base-impinging reverse jet)를 일으킨다[7]. 더욱이 고온의 가연성 배기가스는 저부충돌 제트에 의해 저부면을 더욱

1) 한국항공우주연구소 우주기반기술연구부



가열하게 된다. 이러한 플룸 간섭효과는 로켓의 실제 연소 비행중 주변 대기압력이 낮은 비행고도에서 일어나므로 지상시험에서는 재현시키기 매우 어렵다. 그러나 최근 전산유체역학 방법으로 플룸의 간섭효과를 해석한 몇가지 연구들은[3-5] 제한적이거나 로켓의 설계에 실제로 활용될 수 있음을 보이고 있다.

따라서 이 연구에서는 현재 개발이 진행중인 3단형 과학로켓에 대한 플룸 유동장을 해석하여 플룸간섭이 로켓의 저부 주위에 미치는 영향을 알아보고자 하였다. 고려되는 로켓은 중앙의 2단 로켓 양옆에 1단 로켓이 있는 형상이며, 각각의 로켓에는 한 개의 노즐이 그 중심에 자리잡고 있다. 비행고도 18.5km, 비행 마하수 2.7인 조건에서 3차원으로 수행된 수치해석에서는 노즐과 플룸 내부의 화학반응을 고려하지 않고 전체 유동장에 대하여 비열비가 일정한 화학적 동결상태의 이상기체로 가정하였다. 로켓의 추력비행에서 발생하는 플룸 간섭효과를 실질적으로 이해하기 위해서는 비행중 추력방향(thrust vector)을 조정하기 위한 노즐의 방향전환(예로 gimbaled engine처럼)을 고려하여야 하는데, 이에 대한 연구는 차후에 수행될 것이다.

## 2. 수치해석

### 2.1 수치해석 기법

이 연구의 플룸 유동장에 대한 지배방정식으로 압축성 완전 Navier-Stokes 방정식이 사용되었으며, 압력에 대한 관계식은 완전기체의 상태방정식이 이용되었다. 지배방정식에 대한 수치계산 알고리즘에서는 시간적분을 위해 ADI 기법[8,9]이 사용되었으며 2차 중앙차분이 공간미분항에 적용되었다. 또한 공간미분항에 중앙차분을 사용함으로써 충격파 근처에서 나타나는 수치해의 진동을 억제하고 충격파를 날카롭게 모사하기 위하여 2차와 4차의 인공점성항이 혼합된 Jameson 인공점성항[10]이 사용되었다. 그리고 복잡한 형상에 대하여 격자형성을 용이하게 함으로써 유동해석을 가능케 하기 위한 다중블럭 격자기법이 이용되었다. 이러한 수치계산 알고리즘으로 구성된 수치해석 프로그램 [11]은 플룸유동을 포함한 다양한 유동문제에[12-15] 적용되어 정확성이 검증되었다. 난류계산에서는 Baldwin-Barth 1-방정식 난류모델[16]이 사용되었다.

### 2.2 계산영역

이 연구에서 다루고 있는 3-body 로켓에 대한 계산영역 안의 형상을 Fig. 1에 나타내었다. 로켓의 지름은 모두 1.0m로 같고 서로 150mm의 간격으로 나란히 배열되어 있으며, 출구지름이 0.7m이고 면적비가 5.04인 노즐의 끝은 서로 일치하고 있다. 3-body 로켓은 대칭적인 형상을 가지고 있으므로 유동해석에 요구되는 계산격자 수를 줄이기 위하여, 실제 유동해석은 2개의 대칭면인 xy평면과 xz평면이 경계를 이루고 있는 1/4 영역에 대하여 이루어졌으며, Fig. 2에는 이러한 계산영역에 대한 표면 격자를 보였다. 계산영역에서도 3차원의 수치계산에 소요되는 계산량을 고려하여 로켓 후방은 1.0m 까지, 플룸영역은 노즐 끝에서 3.0m까지만 포함되도록 하였다. 원방경계는 로켓의 표면으로부터 상류에서는 4.0m, 하류에서는 6.0m에 두었다. Fig. 3은 xy평면과 yz평면에서의 계산격자를 보인 것으로 전체 계산영역과 계산격자의 분포를 이해할 수 있다.

이 연구에서는 1단 로켓 노즐의 플룸에 의한 영향을 분석하는 데 목적이 있으므로 유동해석은 2단 로켓 노즐의 플룸이 없는 경우에 대하여 이루어졌으며, 이 때문에 2단 노즐의 내부는 계산영역에서 제외하고 외형만을 고려하였으며 실제 계산에서는 2단 노즐의 출구면을 벽면으로 가정하였다. 따라서 플룸은 좌·우의 1단 노즐에서만 배출된다. Fig. 2의 전체 계산영역은 6개의 블럭으로 나뉘어 구성되었으며 총 격자수는 624,840개로 Table 1에 블럭별로 제시하였다. 전체 계산영역에 대한 블럭 구성은 순전히 해석모델의 형상과 해석상 필요를 고려하여 이루어진 것이다. 블럭 1과 3, 5는 O-형 격자계로 축 중심선에 대하여 180°와 90°를 이루도록 형성되었으며, 같은 방식으로 블럭 2와 4도 O-형 격자계로 저부면에서부터 노즐 외부표면을 감싸도록 하였다. 블럭 6은 나머지 외부 유동영역을 차지하도록 하였다. 이렇게 함으로써 모든 블럭에 대하여 같은 grid topology를 유지할 수 있었다. 그러나 1단 로켓과 2단 로켓 사이 및 노즐과 노즐 사이에서는 skewness가 양호한 계산격자를 얻을



수 없었다. 계산격자는 노즐 내부의 벽면에서 최소 격자간격 0.2mm로, 로켓 표면에서 2mm로 밀집시켰으며 노즐과 저부면에 있는 격자수 대부분이 플룸 중심부와 혼합층(mixing layer) 안에 분포되도록 하였다.

Table 1 Computational grid

Block	Grid density	Computational domain
1	51×31×31	1st stage nozzle interior
2	31×21×31	1st stage base region
3	61×51×31	1st stage plume region
4	31×21×21	2nd stage base region
5	61×51×21	2nd stage plume region
6	105×51×71	External flow region
Total	624,840	

Table 2 Operating parameters

Chamber temperature, K	3388.0
Chamber pressure, kPa	1378.9
Ambient temperature, K	209.5
Ambient pressure, kPa	6.997
Molecular weight	22.043
Specific heat ratio	1.267
Prandtl number	0.8

### 3. 결과 및 검토

수치계산은 로켓이 초음속으로 비행중인 고도 18.5km ( $M_\infty=2.7$ )의 경우에 대하여 이루어졌으며 연소실 온도와 압력을 reference상태로 정하고 음속과 로켓의 지름을 기준으로 산출한 레이놀즈 수는  $1.882 \times 10^7$ 이었으며, 이때 사용된 유동조건을 Table 2에 나타냈다. 이 연구에서는 노즐과 플룸 내부의 화학반응을 고려하지 않고 전체 유동장을 비열비가 1.267로 일정한 화학적 동결상태의 이상 기체로 가정하였다. 대기흐름이 있는 초음속 유입경계와 원방에서는 유동변수 값을 일정하게 하였고, 출구에서는 외삽을 이용하였다. 벽면에서는 단일조건과 no-slip 조건을 적용하였고 수직방향의 압력구배는 없는 것으로 가정하였다. 대칭면에서는 반경방향 속도와 유동변수의 반경방향 구배를 영으로 계산하였다. 노즐 면적비에 의한 등엔트로피 가정하의 노즐 출구 마하수는 2.92, 노즐 압력비는  $P_e/P_\infty=5.35$ 이었으며, 수치해석에서는 출구 중심축 마하수 2.86, 노즐 압력비 5.89로 계산되었다.

Figs. 4와 5는 xz 대칭평면에서 마하수와 온도분포를 각각 나타낸 것이다. 1단 로켓 노즐에서 배출된 플룸은 바깥쪽으로는 축대칭 로켓의 경우와 비슷한 플룸 형상을 보였으나 안쪽에서는 다른 모습을 나타냈다. 이것은 로켓 사이를 흐르는 초음속 흐름이 저부의 2단 노즐을 지나면서 플룸 전단층과 상호작용을 일으켰기 때문이다. 플룸 전단층은 하류 일부 구간에서 불연속적인 수치해를 보이는데 이것은 바렐충격파가 계산격자의 skewness가 나쁜 구간을 따라 블럭경계와 겹치면서 수렴이 어렵기 때문인 것으로 추측된다. 이 블럭경계에서는 유동변수 값이 블럭간에 평균되었다. 한편, 플룸 전단층은 훨씬 하류에서 뚜렷하지는 않지만 xy 대칭면에 대하여 서로 반사하는 바렐충격파를 나타냈다. 이 연구에서는 3차원 수치해석의 계산량을 줄이기 위하여 플룸영역을 3.0m로 정하였으나, 계산영역이 하류로 더욱 넓혀질 경우 이러한 바렐충격파는 노즐 하류 약 3.6m 정도에서 정상반사될 것으로 추측된다. 저부에서는 유속이 낮은 재순환 흐름이 지배적이었으며, 특히 로켓 사이를 흐르는 초음속 흐름은 저부에서 마하수 3.3까지 가속되었고 1단과 2단의 저부 흐름을 서로 분리시키는 역할을 하는 것으로 나타났다.

온도분포에서는 플룸 전단층에서 대기흐름과의 유속 차이에서 비롯된 온도상승으로 높은 온도구배가 나타난 것을 볼 수 있다. 저부와 2단 노즐 주위의 온도분포를 좀더 자세히 살펴보기 위한 확대 그림을 Fig. 6에 보였다. 그림에 가시화된 온도범위는 최대 450 K로 주어졌으므로 노즐과 플룸 내부의 고온은 적절하게 가시화되지 않았음을 주의하기 바란다. 저부의 마하수가 낮은 재순환 영역에서 온도는 400 K 정도로 나타났는데, 등엔트로피로 계산된 온도  $1.9T_\infty$ 에 비교적 근접하는 것으로 보인다. 따라서 고온의 플룸흐름 일부가 저부의 재순환 영역으로 유입되어 나타나는 저부 가열효과가 크지 않음을 알 수 있다. Fig. 7에는 저부와 2단 노즐 주위의 재순환 흐름을 나타냈다. Figs. 8과 9는 1단 로켓의 저부면과 노즐을 따라 계산된 온도와 압력분포를 각각 나타낸 것이다. 저부에서 압력과



온도는 대체로 균일하였는데 저부의 평균 압력은  $0.95P_{\infty}$ 로 1단 로켓의 안쪽과 바깥쪽에서 미소한 차이만 보였다. 그러나 온도분포에서는 바깥쪽 저부에서 436 K, 안쪽에서 402 K로 얼마간 차이를 보였다. 이러한 차이는 Fig. 6을 통해서도 확인할 수 있으며 로켓 사이를 흐르는 유동이 저부에서 크게 팽창되었기 때문이다.

#### 4. 결 론

3단형 과학로켓에 대하여 플룸간섭이 로켓의 저부 주위에 미치는 영향을 살펴보기 위하여 3차원 플룸 유동장을 해석하였다. 이 연구에서는 3-body 로켓의 대칭성을 고려하여 전체의 1/4 영역에 대하여 6개 블록, 624,840개의 계산격자로 해석이 수행되었다. 유동해석은 로켓이 초음속으로 비행중인 고도 18.5km ( $M_{\infty}=2.7$ )의 조건으로 이루어졌으며, 전체 유동장을 비열비가 일정한 화학적 동결 상태의 이상기체로 가정하였다. 노즐 면적비에 의한 등엔트로피 가정하의 노즐 출구 마하수 2.92, 노즐 압력비( $P_e/P_{\infty}$ ) 5.35를 기준으로, 로켓 저부에서는 유속이 낮은 재순환 흐름이 지배적이었으며, 로켓 사이를 흐르는 초음속 흐름은 1단과 2단의 저부 흐름을 서로 분리시키는 역할을 하는 것으로 나타났다. 또한 고온의 플룸흐름 일부가 저부의 재순환 영역으로 유입되어 나타나는 저부 가열효과는 크지 않은 것으로 나타났다. 로켓의 추력비행에서 발생하는 플룸 간섭효과를 실질적으로 이해할 수 있도록 비행중 추력방향을 조정하기 위한 노즐의 방향전환에 대한 연구는 차후에 수행될 것이다.

#### 참고문헌

- [1] Fox, J. H., "Predicting Plume-Induced Separation on Bluff-Base Bodies," AIAA Paper 84-0315, January 1984.
- [2] Ebrahimi, H. B. and Kawasaki, A., "Numerical Investigation of Exhaust Plume Radiative Transfer Phenomena," AIAA Paper 98-3623, July 1998.
- [3] Sillen, M., "Investigation of Base Flow on a Space Rocket with Plumes," AIAA Paper 98-1599, April 1998.
- [4] Chern, S.-Y., Marlatt, S. W., and Colbenson, W. A., "Computational Simulation of Multibody Baseflow with Afterbody Skirts and Deflected Rocket Nozzles," AIAA Paper 98-2559, June 1998.
- [5] Webster, R. S., "Numerical Study of Base Flow Induced by Exhaust Plume Impingement," AIAA Paper 98-3621, July 1998.
- [6] Frey, M. and Hagemann, G., "Status of Flow Separation Prediction in Rocket Nozzles," AIAA Paper 98-3619, July 1998.
- [7] Wang, T.-S., "Grid-Resolved Analysis of Base Flowfield for Four-Engine Clustered Nozzle Configuration," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 33, No. 1, 1996, pp.22-29.
- [8] Pulliam, T. H. and Steger, J. L., "Implicit Finite-Difference Simulations of Three-Dimensional Compressible Flow," *AIAA Journal*, Vol. 18, No. 2, 1980, pp.159-167.
- [9] Pulliam, T. H. and Chaussee, D. S., "A Diagonal Form of an Implicit Approximate-Factorization Algorithm," *Journal of Computational Physics*, Vol. 39, 1981, pp.347-363.
- [10] Jameson, A., Schmidt, W., and Turkel, E., "Numerical Solutions of the Euler Equations by Finite Volume Methods Using Runge-Kutta Time-Stepping Schemes," AIAA Paper 81-1259, June 1981.
- [11] Cooper, G. K. and Sirbaugh, J. R., "PARC Code: Theory and Usage," AEDC-TR-89-15, Dec. 1989.
- [12] Reddy, D. R. and Harloff, G. J., "Three-Dimensional Viscous Flow Computations of High Area Ratio Nozzles for Hypersonic Propulsion," *Journal of Propulsion*, Vol. 7, No. 1, 1991, pp.84-89.
- [13] Smith, C. F. and McArdle, J. G., "Flow in a Ventral Nozzle for Short Takeoff and Vertical Landing Aircraft," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 8, No. 2, 1992, pp.530-536.
- [14] Harloff, G. J., Smith, C. F., Bruns, J. E., and DeBonis, J. R., "Navier-Stokes Analysis of Three-Dimensional S-Ducts," *Journal of Aircraft*, Vol. 30, No. 4, 1993, pp.526-533.
- [15] Bruns, J. E. and Smith, C. F., "Installed F/A-18 Inlet Flow Calculations at a High Angle of



Attack," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 10, No. 1, 1994, pp.110-115.  
 [16] Baldwin, B. S. and Barth, T. J., "A One-Equation Turbulence Transport Model for High Reynolds Number Wall-Bounded Flows," AIAA Paper 91-0610, January 1991.

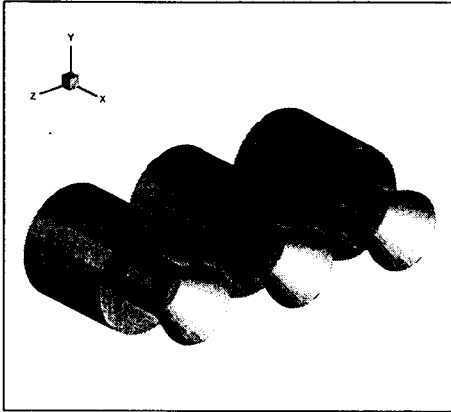


Fig. 1 A three-body rocket configuration

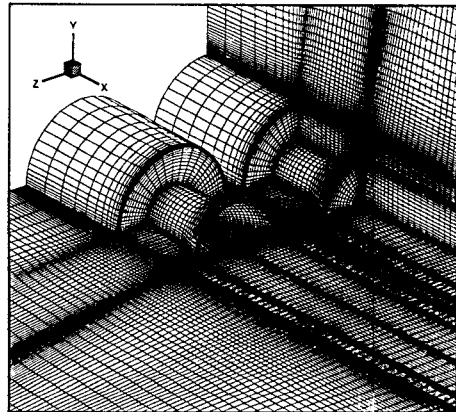
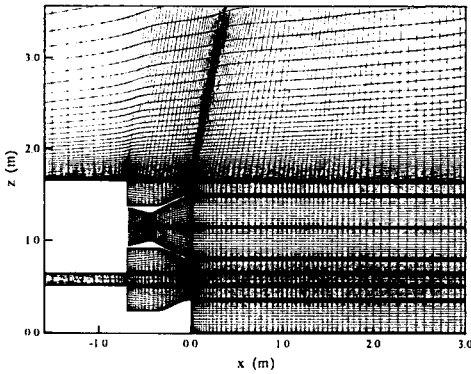
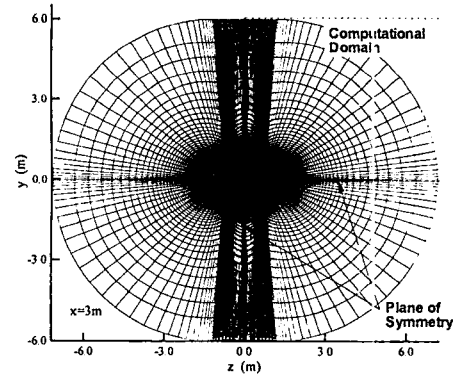


Fig. 2 Surface grids of the rocket configuration



(a) xz symmetry plane



(b) yz plane

Fig. 3 Computational grids of the three-body rocket

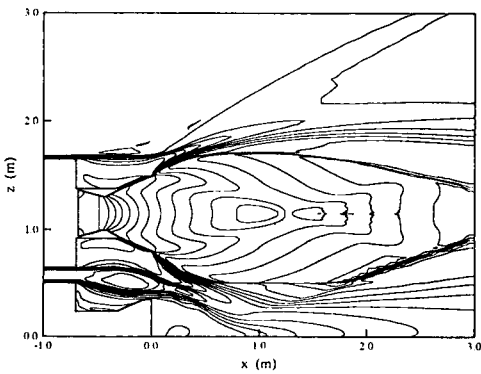


Fig. 4 Mach number distribution in the symmetry plane

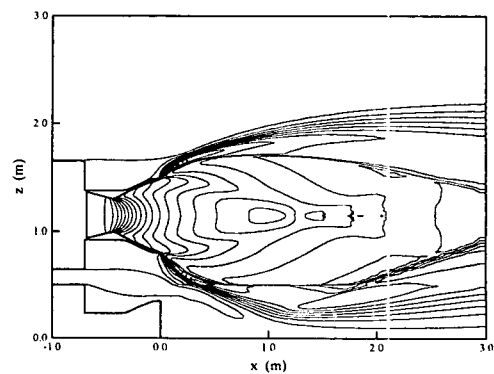


Fig. 5 Temperature distribution in the symmetry plane

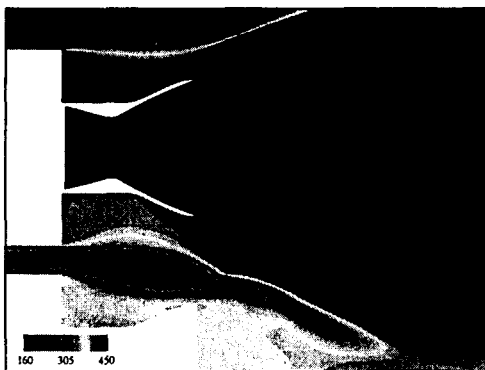


Fig. 6 Close-up view of temperature distribution in the symmetry plane (K)

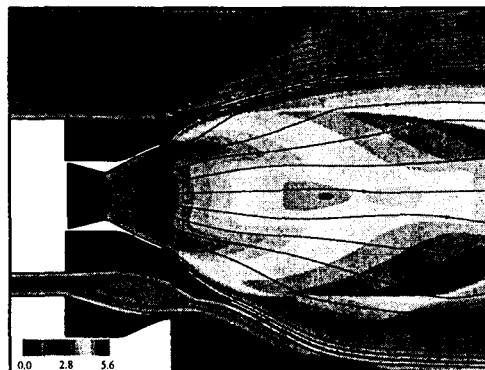


Fig. 7 Streamlines with Mach number distribution in the symmetry plane

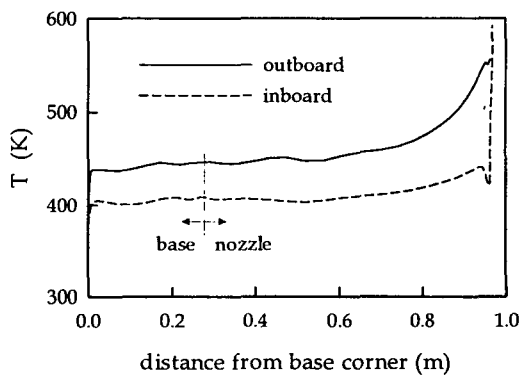


Fig. 8 Temperature distribution in the base and nozzle

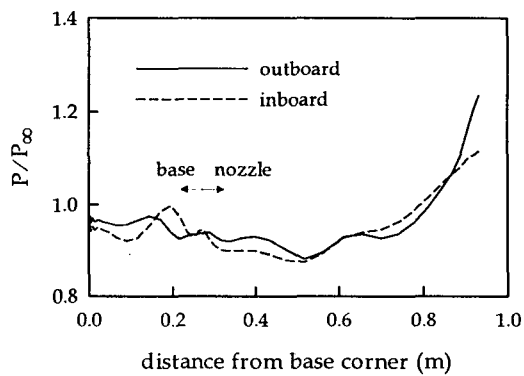


Fig. 9 Pressure distribution in the base and nozzle