

# Expansion Tube 내의 램 가속기 유동장의 수치 연구

최정열, 정인석, 윤영빈  
서울대학교 항공우주공학과

## Numerical Investigation of Ram Accelerator Flow Field in Expansion Tube

Jeong-Yeol CHOI, In-Seuck JEUNG and Youngbin YOON  
Department of Aerospace Engineering, Seoul National University

### ABSTRACT

Steady and unsteady numerical simulations are conducted for the experiments performed to investigate the ram accelerator flow field by using the expansion tube facility in Stanford University. Navier-Stokes equations for chemically reacting flows are analyzed by fully implicit and time accurate numerical methods with Jachimowski's detailed chemistry model for hydrogen-air combustion involving 9 species and 19 reaction steps. Although the steady state assumption shows a good agreement with the experimental schlieren and OH PLIF images for the case of  $2H_2+O_2+17N_2$ , it fails in reproducing the combustion region behind the shock intersection point shown in the case of  $2H_2+O_2+12N_2$  mixture. Therefore, an unsteady numerical simulation is conducted for this case and the result shows all the detailed flow stabilization process. The experimental result is revealed to be an instantaneous result during the flow stabilization process. The combustion behind the shock intersection point is the result of a normal detonation formed by the intersection of strong oblique shocks that exist at early stage of the stabilization process. At final stage, the combustion region behind the shock intersection point disappears and the steady state result is retained. The time required for stabilization of the reacting flow in the model ram accelerator is found to be very long in comparison with the experimental test time.

### 서론

램 가속기는 1980년대 후반 Herzberg 등<sup>1</sup>에 의하여 개념이 제시된 화학에너지를 이용한 초고속 mass driver의 한가지이다. 지난 10여년간 탄도 무기나 우주 운송 수단으로서의 응용 가능성<sup>2</sup> 및 극초음속 추진 장치의 개발 등과 관련하여 Washington 대학, ARL (U.S. Army Research Laboratory)<sup>3</sup>, ISL (French-German Institute of Saint Louis)<sup>4</sup>, 일본의 토호쿠 대학<sup>5</sup> 및 히로시마 대학<sup>6</sup> 등에서 램 가속기가 제작되어 실험 중에 있으며, 세계 유수의 대학, 연구소 등에서 램 가속기와 관련된 실험적, 이론적, 수치적 연구가 활발히 이루어지고 있다.

램 가속기는 Fig. 1에 나타난 것처럼, 가연성 혼합기가 초기 발사 장치에서 초음속으로 발사된 탄체 주위에 형성된 여러 단계의 충격파 열(shock train)에 의한 램 효과로 압축된 후, 경사 폭굉파와 같은 고속 연소 메커니즘에 의하여 자발 점화하여 연소되어 추력을 발생시키는 작동 원리를 가진다. 따라서 탄체의 후미가 전체 발사 과정 중 항상

일정한 수준의 고압으로 유지되므로 기존의 총포류에 비해 상대적으로 작은 최고 압력으로 더 큰 최고 속도를 얻을 수 있는 특징을 가진다. 또한 작동 속도에 최적화된 다단 연소 기술을 이용하여 성능을 극대화하는 방안도 제안되고 있다.<sup>1,2</sup>

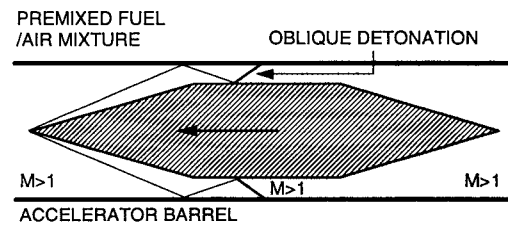


Fig. 1 Ram Accelerator Propulsion Concept

그러나 램 가속기의 성공적, 효율적 작동을 위해 필수적인 내부의 초음속 연소 현상에 대한 이해가 아직 충분치 않은 단계이므로, 초음속 내부 연소 유동장의 전체적인 특성 및 기본 연소 메커니즘인 충격파 유도 연소와 경사 폭굉파의 안정성에 관한 연구가 최근에 매우 활발히 이루어지고 있다. 탄체가 매우 짧은 시간에 긴 거리를 비행함에 따르는 장치의 특성상, 램 가속기 내부 연소 유동장의 직접적인 가시화나 측정에 많은 어려움이 따르므로, 램 가속기와 관련한 기존의 실험 장치인 ballistic range experiment facility<sup>7</sup>, detonation tube<sup>8</sup>, 및 hypersonic pulse facility<sup>9</sup> 등을 이용하는 연구들이 최근에 시도되고 있으며, 수치적인 해석 방법에 의한 연구도 많은 성과를 거두고 있다.<sup>10-13</sup>

최근 Morris 등<sup>14</sup>은 시험 모델을 고정 시켜 놓은 상태에서 가연성 혼합기체를 램 가속기의 작동 속도로 극초음속으로 가속시킬 수 있는 실험 장치인 expansion tube와 schlieren 및 PLIF 기법을 이용하여 램 가속기 내부 연소 현상의 가시화와 유동장의 정량적인 측정을 시도하였다. 이들의 연구가 아직 신뢰할 수 있는 정량적인 값을 제시하여 주지는 않으나, 램 가속기 내부 연소 유동에서 점성 효과의 중요성을 보여주는 중요한 결과로 사료되어, 본 연구에서는 수치적 모사를 통하여 이들의 실험에서 나타난 램 가속기 내부 초음속 연소 유동장의 정상 및 비정상 상태 특성을 살펴보기로 한다.

### Expansion Tube 실험 장치와 연구 동기

Expansion tube는 충격파를 지나면서 유동이 가속되는 원리를 이용하여, 음속의 차이가 큰 두 가지 종류의 기체를 동일한 속도로 가속시켜 분자량이 큰 기체에서 높은 마하수의 극초음속 유동이 형성되도록 하는 이중의 충격파 관 구조를 가지는 장치이다. Expansion tube의 원리는 Fig. 2에 제시된 장치의 개략도와  $x-t$  선도를 이용하여 설명할 수 있다. Fig. 3은 일차원 압축성 유동의 해석을 해석하여 얻은 결과로써 비록 작은 영역에 해당하지만 접촉면을 경계로 하여 후방에 전방과 동일한 압력의 극초음속 유동이 형성됨을 확인할 수 있다. 일반적으로 구동 기체(driver gas)의 초기 압력은 장치의 내압 한계로써 결정되며 시험 기체(test gas)의 초기 상태는 원하는 시험 조건에 의하여 결정되므로, 큰 마하수의 시험 기체를 얻기 위해서는 수소나 헬륨과 같은 저 분자량의 기체를 빠른 충격파가 형성될 수 있도록, 극 저압의 상태에서 가속 기체(acceleration gas)로 이용한다.

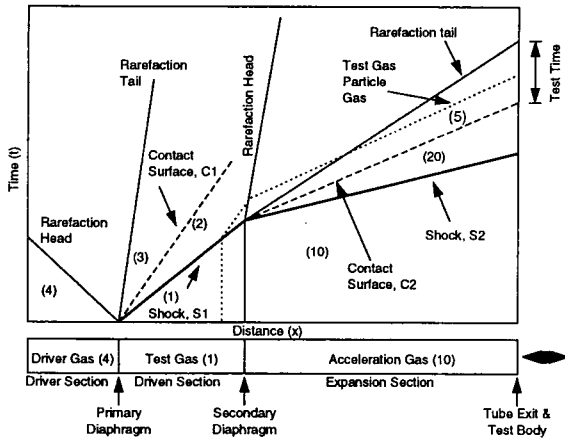


Fig. 2  $x-t$  wave diagram and schematic of expansion tube

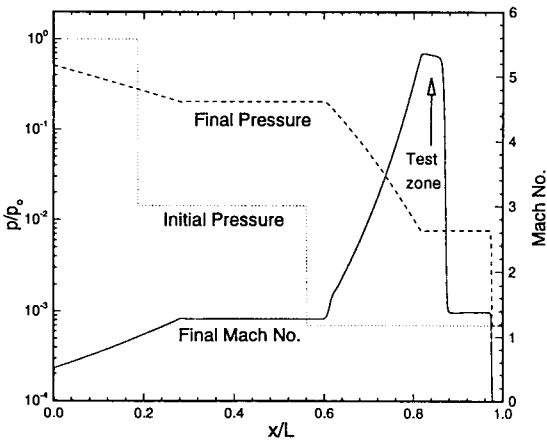


Fig. 3 Mach number and pressure distribution from one dimensional simulation of expansion tube

Expansion tube의 시험 시간은 접촉면이 지난 후 팽창파가 도달하기 전까지의 시간으로 보통 수백  $\mu\text{sec}$  이하의 매우 짧은 시간으로 제한되지만 일반적인 유동의 안정화에 소요되는 시간보다는 긴 작동 시간을 가지므로 정상 상태의 유동을

시험할 수 있는 것으로 알려져 있다.

Fig. 4는 Morris 등<sup>14</sup>이 램 가속기 내의 연소 유동 연구에 이용한 시험 모형의 개략도로써 램 가속기 관 내벽에서는 거의 존재하지 않는 경계층의 효과가 실험에 개입되는 것을 방지하기 위해 상하 대칭 형으로 제작되었다. Table 1은 사용된 시험 기체가 램 가속기 모형에 이르렀을 때의 유동 조건이다.

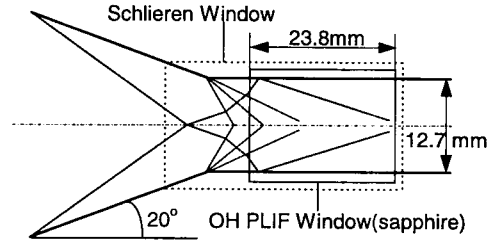


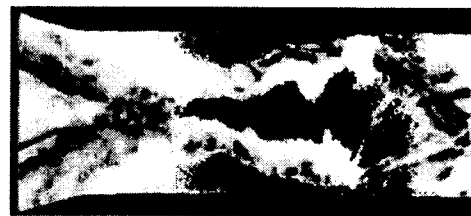
Fig. 4 Schematic of the configuration of model ram accelerator<sup>14</sup>

Table 1 Experimental conditions of test gases at tube exit<sup>14</sup>

Case	$2\text{H}_2+\text{O}_2+17\text{N}_2$	$2\text{H}_2+\text{O}_2+12\text{N}_2$
$M_\infty$	5.2	5.2
$T_\infty (K)$	350	350
$p_\infty (\text{bar})$	0.112	0.112



(a)  $2\text{H}_2+\text{O}_2+17\text{N}_2$



(b)  $2\text{H}_2+\text{O}_2+12\text{N}_2$

Fig. 5 Overlaid schlieren and OH PLIF images of combustion in model ram accelerator.<sup>14</sup>

Fig. 5는 위의 모델과 작동 조건에 대하여 실험적으로 거의 동일한 시간에 얻어진 schlieren 사진과 OH PLIF 이미지의 중첩 영상이다. 이 중 발열량이 작은 (a)  $2\text{H}_2+\text{O}_2+17\text{N}_2$  혼합기의 경우 충격파와 경계층이 상호 작용하는 벽면 근처에 OH 농도가 집중되어 있어(벽면 근처의 어두운 부분) 벽면 근처에서 연소가 진행 중임을 파악할 수 있다. 그러나 이 영역에서 화학 반응론에 의하여 계산된 점화 지연 시간은 유동장의 여타 시간 척도 보다 매우 커서 이

러한 연소 영역의 형성은, 비록 실험적으로 보일 수 있는 명확한 증거는 없지만, 물체 표면을 따르는 점성 효과에 의한 것으로 추론하고 있다.<sup>14</sup> 보다 발달률이 큰 (b)  $2\text{H}_2+\text{O}_2+12\text{N}_2$  혼합기의 경우 위의 경우와 동일하게 양측 벽면에 연소 영역이 형성되어 있는 한편, 유동장의 중심 부근에 또 다른 연소 영역이 형성되어 있음을 확인할 수 있다. 그러나 Morris 등<sup>14</sup>에 의한 계산에 의하면 유동장의 중심 부분에서 정규 충격과 교차에 의한 유동 조건이 교차점 직후에 연소를 유발하기에는 충분치 않은 것으로 알려져 있다.

따라서 위의 실험에서 관찰된 램 가속기 내의 두 가지 연소 메커니즘인 점성 효과와 충격과 유도 연소는 아직 확정적인 발생 근거를 가지고 있지 못하므로 본 연구에서는 위 실험의 수치적인 모사를 통하여 연소 메커니즘 발생 근거를 규명하여 보기로 한다.

### 지배 방정식 및 화학 반응 모델

Expansion tube를 이용하여 실험이 수행된 모델 램 가속기 내의 연소 유동장의 형성 과정을 수치적으로 모사 하여 보기 위하여 다원 혼합기체에 대한 이차원 Navier-Stokes 방정식을 지배 방정식으로 이용하였다. 지배 방정식을 일반 좌표계에서 보존형으로 다음과 같이 표시할 수 있다.

$$\frac{1}{J} \frac{\partial \mathbf{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial \xi} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial \eta} = \frac{1}{J} \mathbf{W} + \frac{\partial \mathbf{F}_v}{\partial \xi} + \frac{\partial \mathbf{G}_v}{\partial \eta} \quad (1)$$

$$\mathbf{Q} = \begin{bmatrix} \rho_1 \\ \rho_2 \\ \vdots \\ \rho_N \\ \rho u \\ \rho v \\ e \end{bmatrix} \quad \mathbf{F} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho_1 U \\ \rho_2 U \\ \vdots \\ \rho_N U \\ \rho u U + \xi_x p \\ \rho v U + \xi_y p \\ U(e+p) \end{bmatrix} \quad \mathbf{F}_v = \frac{1}{JRa} \begin{bmatrix} -\rho_1 U_1^d \\ -\rho_2 U_2^d \\ \vdots \\ -\rho_N U_N^d \\ \xi_x \tau_{xx} + \xi_y \tau_{xy} \\ \xi_x \tau_{xy} + \xi_y \tau_{yy} \\ \xi_x \beta_x + \xi_y \beta_y \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$\mathbf{W} = \begin{bmatrix} w_1 \\ w_2 \\ \vdots \\ w_N \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad \mathbf{G} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho_1 V \\ \rho_2 V \\ \vdots \\ \rho_N V \\ \rho u V + \eta_x p \\ \rho v V + \eta_y p \\ V(e+p) \end{bmatrix} \quad \mathbf{G}_v = \frac{1}{JRa} \begin{bmatrix} -\rho_1 V_1^d \\ -\rho_2 V_2^d \\ \vdots \\ -\rho_N V_N^d \\ \eta_x \tau_{xx} + \eta_y \tau_{xy} \\ \eta_x \tau_{xy} + \eta_y \tau_{yy} \\ \eta_x \beta_x + \eta_y \beta_y \end{bmatrix}$$

지배 방정식 각 항의 자세한 설명은 참고 문헌을 따른다. 각 화학 종의 비열 및 생성 열은 6000K 까지 유용한 다항식의 형태로 표시된 NASA 열화학 데이터<sup>15</sup>를 이용하였다. 각 화학종의 점성 및 열 전달 계수는 다항식의 형태로 표시된 NASA 데이터를<sup>16</sup> 이용하였으며 확산 계수는 Chapman-Enskog 이론을 이용하여 구하였다.<sup>17</sup> 한편 확산 속도는 편의를 위하여 Fick's law를 이용하여 구하였다.<sup>17</sup>

수소/공기 혼합기체에 대한 화학 반응 모델은 Jachimowski<sup>18</sup>의 33 단계 반응 모델에 기초하여 사용하였다. 이 가운데, 질소는 해리되는 양이 매우 적어, 충격과 유도 연소의 전체적인 거동에 거의 영향을 미치지 않는 것으로 알려져 있으므로, 본 연구에서는 H, H<sub>2</sub>, O, O<sub>2</sub>, H<sub>2</sub>O, OH, H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> 및 HO<sub>2</sub>의 8개 반응성 화학 종과 N<sub>2</sub>를 비활성 기체로써 고려하

였으며, N<sub>2</sub>의 해리 반응을 제외한 19 단계 화학 반응을 고려하였다.

본 연구에 있어서, 유동장의 마하수는 5 정도로 상당히 크지만 실험에 사용된 모델의 크기는 매우 작아서 물체의 길이에 기준된 Reynolds 수는  $1 \times 10^6$  정도도 유지된다. Shapiro<sup>19</sup>에 의하면 평판 주위의 압축성/점성 유동장에서 층류에서 난류로의 천이는 마하수 등의 조건에 따라 차이는 있지만 대략  $Re_x = 1 \times 10^6$ 에서 일어나므로 본 연구에서는 전체 유동장에서 층류 유동을 가정하였다. 비록 본 연구에서 고려하는 유동장에 충격파/경계층의 상호 작용이 존재하여 이 지점 이후에서 층류 가정을 적용하기에는 다소 무리가 따르지만 충격파/경계층이 상호 작용하는 연소 유동장에 적용할 수 있는 적절한 난류 모델이 존재하지 않으며, 전체 유동에 큰 왜곡을 가져 오지 않고 연소 메커니즘을 설명하는데 큰 문제를 가져오지 않는다면 계산의 효율적인 면에서도 층류 가정이 적절하다고 여겨진다.

### 수치 해법

램 가속기 내부 연소 유동장을 수치적으로 해석하기 위하여 지배 방정식을 유한 체적법을 이용하여 이산화 하였다. 충격파 포착 특성을 위하여 차분화 된 대류 플럭스 항은 일반 좌표계에서 다원 혼합 기체에 대하여 유도된 Roe의 FDS 기법을 사용하였으며,<sup>13</sup> 3차의 공간 정확도를 가지는 MUSCL 기법과 함께 TVD 성질을 유지하기 위하여 미분형 제한자를 사용하였다.<sup>20</sup> 점성항의 표현에는 중심 차분법을 이용하였으며 지배 방정식의 공간 차분에 대한 내용은 참고문헌에 자세히 언급되어 있다.<sup>13</sup>

이산화 된 지배 방정식을 시간에 대하여 적분하여 해를 구하는데 있어, 정상 상태 가정을 적용하여 해석하는 경우에는 일차의 정확도를 가지는 완전 내재적 시간 적분 기법을 이용하였다. 이 경우 완전 내재적 표현에 개입되는 플럭스 Jacobian 행렬은 근사 분할을 이용하여 표현하였으며 이산화 된 지배 방정식은 LU 분할 기법을 이용하여 해석 하였다 이때 생성항의 Jacobian 행렬은 계산의 효율성을 고려하여 Lower 행렬에만 포함시켜, Lower 쪽에서만 각 격자점마다의 행렬 역산을 수행하고 Upper 쪽에서는 대각화 된 행렬 역산을 수행하였다.

한편, 비정상 해석을 위하여 시간 미분항에 2차 정확도를 가지는 근사 표현을 적용하면 차분화 된 지배 방정식을 각 격자 점에 대해 완전 내재적으로 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\Delta \mathbf{Q}^n = \gamma \Delta \mathbf{Q}^{n-1} + \beta \Delta t \mathbf{R}(\mathbf{Q}^{n+1})$$

$$\mathbf{R} = \mathbf{W} - \mathbf{H} - \mathbf{F}_\xi - \mathbf{G}_\eta - \mathbf{F}_{v\xi} - \mathbf{G}_{v\eta} \quad (3)$$

$$\mathbf{Q}^{n+1} = \mathbf{Q}^n + \Delta \mathbf{Q}^n$$

여기서,  $\beta$  와  $\gamma$  는 일정하지 않은 시간 간격의 비례 표현식이다. 이 식에서  $\mathbf{Q}^{n+1}$  을 Newton-Raphson 방법을 이용하여 반복적 계산으로 찾을 수 있도록 공식화하면 다음과 같다.

$$\left[ \mathbf{I} - \beta \Delta t \left( \frac{\partial \mathbf{R}}{\partial \mathbf{Q}} \right)^m \right] \Delta \mathbf{Q}^m = \mathbf{RHS}$$

$$\mathbf{RHS} = -\mathbf{Q}^{n+1,m} + \mathbf{Q}^n + \gamma \Delta \mathbf{Q}^{n-1} + \beta \Delta t \mathbf{R}(\mathbf{Q}^{n+1,m}) \quad (4)$$

$$\mathbf{Q}^{n+1,m+1} = \mathbf{Q}^{n+1,m} + \Delta \mathbf{Q}^m$$

이러한 반복 계산법을 이용하면, 큰 시간 간격을 이용하여  $Q^{n+1}$  을 예측함에 따른 오차를 쉽게 줄일 수 있다. 각 단계에서 위 식은 아래의 LU 분할 기법을 이용하여 역산 하였다.

$$\begin{aligned} D &= I + \Delta t (A^+ - A^- + B^+ - B^- - Z)_{i,j} \\ L &= D - A^+_{i-1} - B^+_{j-1} \\ U &= D + A^-_{i+1} + B^-_{j+1} \\ LD^{-1}UAQ_{i,j} &= RHS_{i,j} \end{aligned} \quad (5)$$

여기서,  $A, B, Z$  는 각각  $F, G, W$  의 Jacobian 행렬이며,  $A^\pm, B^\pm$  는 분할 플럭스 Jacobian 행렬로서 다원 혼합 기체에 대하여 Steger-Warming 의 방법에 기초하여 구하였다. 한편, 위 (3) 식의 연산 과정에는 필요한  $A^+ - A^-$  와  $A^+ \Delta Q$  의 행렬 연산에는 공식화된 형태를 이용하여 계산의 효율을 꾀하였으며 약 20~30% 의 총 계산 시간을 절약할 수 있었다.<sup>21</sup>

본 연구에 이용한 지배 방정식과 화학종 데이터, 화학 반응 모델 및 시간, 공간 적인 수치 해법들은 실험적으로 알려진 충격파 유도 연소의 비정상 진동 현상에 대한 수치 모사를 통하여 그 정확성이 검증 되었으며,<sup>22</sup> 점성항에 대한 검증은 실험적으로 알려진 충격파/경계층의 상호 작용 문제의 해석을 통하여 측정된 값과 비교함으로써 검증하였다. 검증 과정에 대한 자세한 내용은 별도의 논문으로 참고문헌 등에서 다룬바 있으므로 본 논문에서는 자세히 언급하지 않는다.<sup>13,21,22</sup>

### 정상 상태 가정을 이용한 해석 결과

위의 두 가지 실험 경우에 대하여 정상 상태 가정을 해석을 수행 하였으며, 해석 결과 얻어진 온도 분포도와 OH 화학종의 농도 분포의 연소 영역 부분을 확대하여 Fig. 6 에 도시하였다. 발열량이 작은 (a)  $2H_2+O_2+17N_2$  혼합기에 대한 해석 결과는 램 가속기 내부 유동장에 형성된 경사 충격파 열과 벽면 근처에 형성된 연소 영역을 잘 나타내 주고 있다. 이 연소 영역은 충격파와 경계층의 상호 작용에 의한 역압력 구배에 의하여 형성된 박리 기포 영역이 공력 가열에 의하여 큰 온도를 가지기 때문에 촉발되는 것으로 확인되었으며, 이러한 점성 효과와 관련된 더 구체적인 내용은 Choi 등<sup>13</sup>에 의하여 다루어 진 바 있다.

보다 발열량이 큰 (b)  $2H_2+O_2+12N_2$  혼합기의 경우 위의 경우의 수치 모사 결과는 양측 벽면에 연소 영역이 형성되어 있는 결과를 보여주며 (a) 의 결과와 거의 유사한 양상을 보여 주고 있으며, 실험의 결과와는 달리 중심 부근의 충격파 교차점 후방에서 충격파 가열에 의하여 형성되는 연소 영역이 존재하지 않음을 볼 수 있다. 이는 Morris 등<sup>14</sup>의 이론적 추정과 일치하는 부분이라는 하지만 실험 결과를 재현하지는 못하는 결과이다.

따라서 이러한 일치하지 않는 결과의 원인을 찾기 위하여 충격파 교차점 후면에서 점화가 일어날 수 있는지, 또는 이러한 것들이 유동의 안정화 단계에서 발생하는 비정상 거동과는 관련이 없는 지를 알아보기 위하여, 실제의 상황을 좀더 실질적으로 모사할 수 있는 비정상 수치 모사를 시도 하였다.

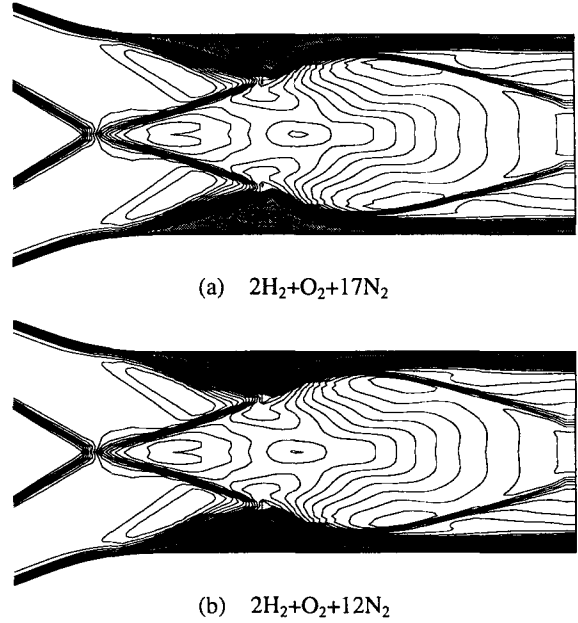


Fig. 6 Overlaid Temperature and OH mass fraction distributions from the numerical simulation of the model ram accelerator configuration with steady state assumption.

### 비정상 상태 가정을 이용한 해석 결과

비정상 상태 가정을 이용하는 수치 모사는 정상 상태로 실험 결과를 재현할 수 없는  $2H_2+O_2+17N_2$  혼합기의 경우에 대해서 수행하였다. 이 경우 초기 조건으로서 계산 영역이 Fig. 2 의 (10) 상태에 가속 기체(acceleration gas)로 채워져 있고 계산 영역의 입구 경계에 충격파 (S2) 가 입사하는 것으로 가정 하였다. 실제 시험에서 가속 기체로는 헬륨이 사용 되었지만 수치 모사에는 계산의 효율을 고려하여 수소를 가정 하였다. (10) 상태에 있는 가속 기체의 초기 조건은 Morris 등<sup>14</sup>에 의하여 제시되어 있지 않은 관계로 본 연구에서는 가속 기체의 초기 온도를 300K 로 가정한 상태에서 시험 기체(test gas)의 시험 조건과 수직 충격파 관계식 및 접촉면에서의 조건을 이용하여 유추하였다. 계산된 가속 기체의 초기조건은 Fig. 7 에 그림으로 정리 하였다.

Test Gas (5)	(20) Acceleration Gas (10)	
$M_5 = 5.2$	$M_{20} = 1.13$	$M_{S2} = 2.34$
$T_5 = 350K$	$T_{20} = 596K$	$T_{10} = 300K^*$
$p_5 = 0.112bar$	$p_{20} = 0.112bar$	$p_{10} = 0.018bar$
$u_5 = 2104m/sec$	$u_{20} = 2104m/sec$	$u_{10} = 0m/sec$

..... Rarefaction Waves  
 ----- Contact Discontinuity  
 ——— Shock Wave

Subscript denotes the stations and shock waves in Fig. 3  
 \* assumed value.

Fig. 7 Deduced flow conditions of the acceleration gas with the conditions of the test gas and the acceleration gas temperature of 300K.

비정상 상태 모사의 경우 충격파 S2 의 진행 마하수가 작아 물체 표면에 부착되지 못하고 궁형 충격파가 물체에서 반사되어 최종적으로는 수직 충격

파가 모델의 전방으로 진행하여 접촉면 C2와 교차하므로, 수직 충격파가 형성될 수 있는 공간과 물리적으로 타당한 최소한의 가속 기체의 작동 시간을 확보하기 위하여 시험 모델 전방의 상당히 거리를 계산 영역에 포함 시켰다. 이로 인해 계산 부담은 증가하지만 가속 기체의 작동 시간을  $50\mu\text{sec}$ 까지 확보할 수 있었다. 이 값은 실제의 가속 기체 작동 시간인 약  $300\mu\text{sec}$ <sup>23</sup>와 비교할 때 비록 작은 값이지만 계산 시간에 따르는 부담과 비교할 때 적당한 타협 점으로 사료된다.

Figure 8은 비정상 모사에 사용된 계산 격자를 도시한 것이다. 비정상 상태 계산을 위하여 계산 영역은  $300 \times 201$ 의 진행 방향으로는 등 간격, 수직 방향으로는 벽면으로 모아진 격자를 구성하였으며 램 가속기의 벽면에서는 접촉 조건을, 전방에서는 대칭 조건을 적용하였다. 계산의 전과정에 걸쳐 시간 간격은 최소 격자 크기에 대한 CFL 수 2에 해당하는 값인  $7.27 \text{ nano-sec}$ 을 사용하였으며 4번의 최대 반복 계산과  $10^{-2}$ 의 허용 오차 한계를 적용하였다. 계산은 입구 경계에 수직 충격파 S2의 후방 유동 조건을 적용함으로써 시작 하였다. 한편 물리적 시간이  $50\mu\text{sec}$ 까지 진행할 동안 작동 유체는 수소만의 단일 조성을 가진 기체이므로 화학 반응의 생성항을 포함시키지 않은 상태에서 계산 하였으며, 이 이후부터 입구 경계에 접촉면 C2 후방의 혼합 기체의 유동 조건을 적용하고 화학 반응의 생성항을 고려하는 계산을 수행 하였다.

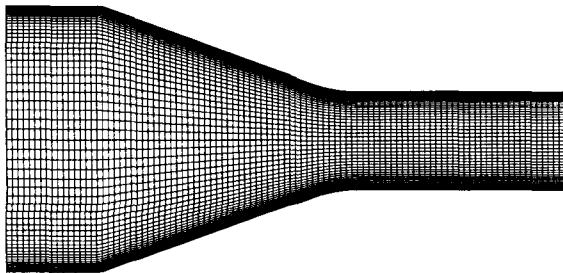


Fig. 8  $300 \times 201$  computational grid for the unsteady numerical simulation of the expansion tube experiment. Every third point is plotted for clarity.

Figure 9는 가속 기체인 수소 가스가 채워진 수직 충격파가 진행함에 따른 유동장의 발전 과정을 도시한 것이다. 수직 충격파가 램 가속기 모델 내로 진입함에 따라 전형적인 분리된 궁형 충격파의 형성 과정을 보이고 있으며, 시간이 지남에 따라 궁형 충격파가 교차하고 벽면에 반사되어 복잡한 충격파 열을 형성하는 것을 확인 할 수 있다. 또한 시간이 지나면서 벽면 근처에는 경계층이 성장하는 것을 확인 할 수 있다. 마지막 단계에서 충격파 열은 매우 강도가 약해져서 전체 유동장의 구배는 완화되며, 전방의 궁형 충격파는 교차하여 수직 충격파의 형태로 천이 되면서 전방으로 진행하는 것을 확인 할 수 있다. 최종적으로  $50\mu\text{sec}$ 에서는 수직 충격파가 입구 경계의 직전까지 진행하며, 이때부터 입구 경계에 혼합기의 조건을 적용하여 연소 유동의 계산을 수행 하였다.

Figure 10은 혼합기에 대한 연소 유동을 해석한

온도 분포도를 도시한 것이다. 수직 충격파와 접촉면 C2가 교차 하면서 약한 수직 충격파, 접촉면, 강한 수직 충격파의 차례로 하류로 전파하는 것을 초기 단계에서 확인할 수 있으며, 강한 수직 충격파가 램 가속기의 벽면과 만나면서, 이종의 파각을 가지는 경사 충격파가 벽면 부근에 형성되는 것을 볼 수 있다. 이 가운데 벽면쪽으로 형성되는 작은 파각의 경사 충격파는 일반적인 경사 충격파 이론으로 예측되는 약한 충격파이며, 약한 경사 충격파와 강한 경사 충격파의 사이에서는 마하 파가 형성된다. 시간이 지나면서 중심부의 수직 충격파가 가리는 유동장의 단면은 점차 작아지며 경사 충격파 가리는 면적이 넓어져서  $80\mu\text{sec}$ 에서는 강한 경사 충격파가 서로 교차하면서 다시 강한 수직 충격파를 유동장의 중심부에 형성한다.

강한 경사 충격파의 교차로 인해 발생하는 수직 충격파는 이전의 수직 충격파에 비해 큰 강도를 가지는 것으로 보이며, 이 수직 충격파의 후면에서는 점화가 이루어져 수직 폭굉파로써 천이한다. 이 수직 폭굉파는 유동장 중심부의 작은 부분에서 강한 경사 충격파가 완전히 소멸된  $100\mu\text{sec}$  이후에도 후면의 발열 반응으로 인해 계속 유지된다. 한편, 경사 충격파와 수직 폭굉파가 교차 하면서 경사 충격파가 반사되어 벽면쪽으로 진행하며, 수직 폭굉파와의 사이에는 접촉면이 형성되어 기연 영역과 미연 영역을 구분하는 화염 경계로써 작용한다. 수직 폭굉파에 의해 유발된 연소는 후방으로 전파해나가는 기연 영역을 형성하여  $116\mu\text{sec}$  이후에는 계산 영역의 최 후방까지 기연 가스 영역이 형성된다.

이렇게 형성된 기연 가스 영역은 상당히 오랜 기간 동안 유지되지만 전방의 수직 폭굉파는 시간이 지남에 따라 점차 그 단면적이 작아지며 약  $135\mu\text{sec}$  이후에는 소멸되고, 유동장 중심부에서는 경사 충격파가 교차하게 된다. 따라서 실험적으로 얻어진 OH PLIF 및 schlieren 가시화 결과는 유동장이 안정화된 이후의 결과라기보다는 중간 단계의 결과로 판단되며, 본 계산 결과와 비교할 때 약  $120\sim 130 \mu\text{sec}$  정도의 시간대에 해당하고 할 수 있다.

수직 폭굉파가 소멸됨에 따라 기연 영역을 유지 시켜주는 점화 원이 사라지게 되어  $140\mu\text{sec}$  이후 기연 영역은 경사 충격파에서 분리되어 소멸 단계에 접어들어 후방으로 밀려가게 된다. 이후 후방의 경사 충격파를 지나면서 연소가 다소 강화되는 경향을 보이기도 하지만 충격파의 강도가 보염에는 충분치 못하여  $160\mu\text{sec}$  이후에는 유동장 중심부의 연소 영역이 완전히 사라진다. 이후 경계층 부근에서 발생된 연소면의 교란이 소멸된 이후, 유동장은 안정화 단계에 접어들어 계산을 종료하는 단계에서는 거의 정상 상태 유동의 양상을 나타낸다.

한편, 전방의 경사 충격파가 안정된 구조를 가지기 시작하는  $95\mu\text{sec}$  이후에는, 경사 충격파에 의해 유발된 역압력 구배로 인해 모퉁이서 발생된 팽창파 팬 이후에서 벽면의 경사 충격파/경계층의 상호 작용 점 까지 박리 영역이 형성되기 시작하여 시간이 지남에 따라 점차 커진다. 이 박리 영역은 유동이 정체되어 유발되는 공력 가열 현상에 의해 높은 온도로 유지되어 연소가 이루어져, 실험적으

로 관찰할 수 있었던 벽면 부근의 기연 영역이 형성되어 계산 종료 시까지 유지된다. 박리 영역의 와류 구조는 중심부에서 연소가 진행되는 도중에는 다소 변화하는 양상을 보이지만 최종 단계에서는 안정되는 경향을 보인다. 비록 본 연구에서 층류 가정을 적용하여 박리 영역의 내부 구조가 충분한 정도의 신뢰성을 가질 지에는 의문의 여지가 있으나, 본 연구에서 고려한 경우에 있어서 박리 영역의 크기는 팽창과 팬의 말단과, 경사 충격과 및 벽면으로 규정되는 것으로 사료되어, 층류 가정이 유동장의 전반적인 양상에는 큰 영향을 주지 않는 것으로 사료되며, 실험에 의한 OH PLIF 영상의 결과와도 부합하는 것으로 판단된다.

## 결론

Expansion tube를 이용하여 램 가속기 내부 연소 유동의 특징을 살펴보기 위한 실험을 정상 상태 및 비정상 상태의 가정을 적용하여 수치 모사한 결과, 실험 결과를 재현할 수 있었음은 물론 실험 결과로부터 제기된 그 동안의 의문점들에 대한 해답을 제시할 수 있었다.

실험적으로 관찰되는 램 가속기 벽면의 연소 영역은 경사 충격과에 의해 유발된 역압력 구배로 인해 형성된 박리 영역의 크기와 일치하며, 이 박리 영역에서는 유동이 정체됨으로 인해 유발되는 공력 가열 현상으로 인하여 높은 온도가 유지되어 연소

가 이루어지며, 그 영역은 본 연구 대상의 경우에 있어 팽창과 팬의 말단과 경사 충격과 및 램 가속기의 벽면으로 규정된다.

$2H_2+O_2+12N_2$  혼합기의 경우에 실험적으로 관찰된 유동장 중심부의 연소 영역은 유동장이 발전되어 가는 초기 단계에서 나타나는 비정상 거동으로써, 수직 폭굉과에 의해 점화가 이루어져 비교적 긴 시간 동안 유지된다. 이 수직 폭굉과는 이중 파각을 가지는 경사 충격과가 혼합기가 유입되는 유동의 초기 단계에서 형성되어, 이중 강한 경사 충격과가 교차하여 점화 조건을 유발하는 강한 수직 충격과를 형성함에 기인한다. 이 수직 폭굉과는 후방의 발열 반응에 의하여 지지 받으므로 상당히 오랜 기간 지속되지만 단면적이 줄어 들어 최종적으로는 소멸하며, 이에 따라 유동장 중심부의 기연 영역은 최종적으로 소멸된다. 이러한 결과들은 기존의 정상 상태 가정을 이용한 이론적, 수치적 해석 방법으로 예측할 수 없었던 부분에 해당한다.

본 수치 모사의 결과 expansion tube를 이용한 램 가속기 내부 유동의 실험에서 유동장이 안정화 되기에는 혼합기가 유입된 이후  $100\mu\text{sec}$  이상,  $150\mu\text{sec}$  가량의 시간이 소요되는 것으로 추정되며 이는 연소가 존재하지 않는 경우 소요되는 수십  $\mu\text{sec}$ 의 시간과 실험에 사용된 expansion tube에서 허용되는  $100\sim 200\mu\text{sec}$  가량의 작동 시간<sup>23</sup>과 비교할 때 매우 큰 값에 해당한다.

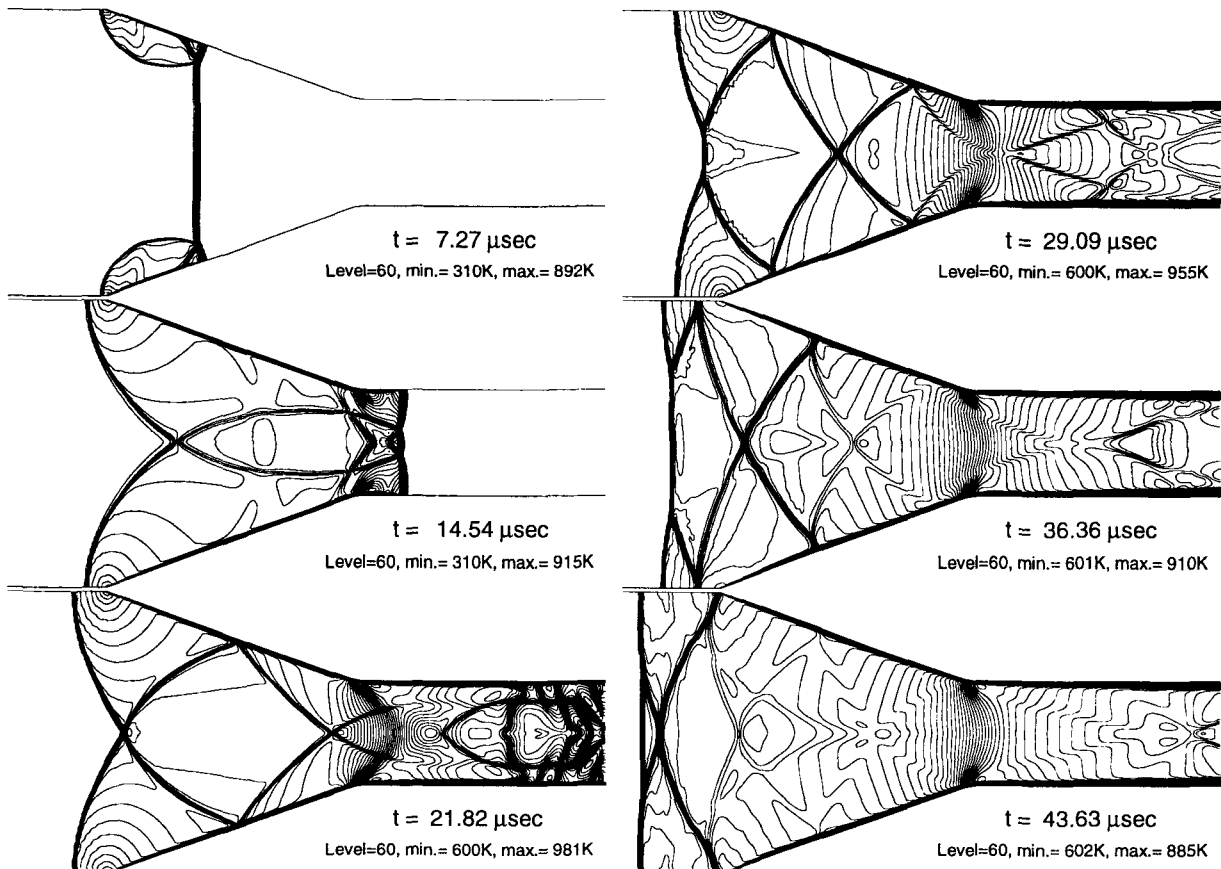


Fig. 9 Resulting temperature distributions from the unsteady simulation for the acceleration gas. The final flow field data are used as an initial condition for the unsteady simulation for the test gas.

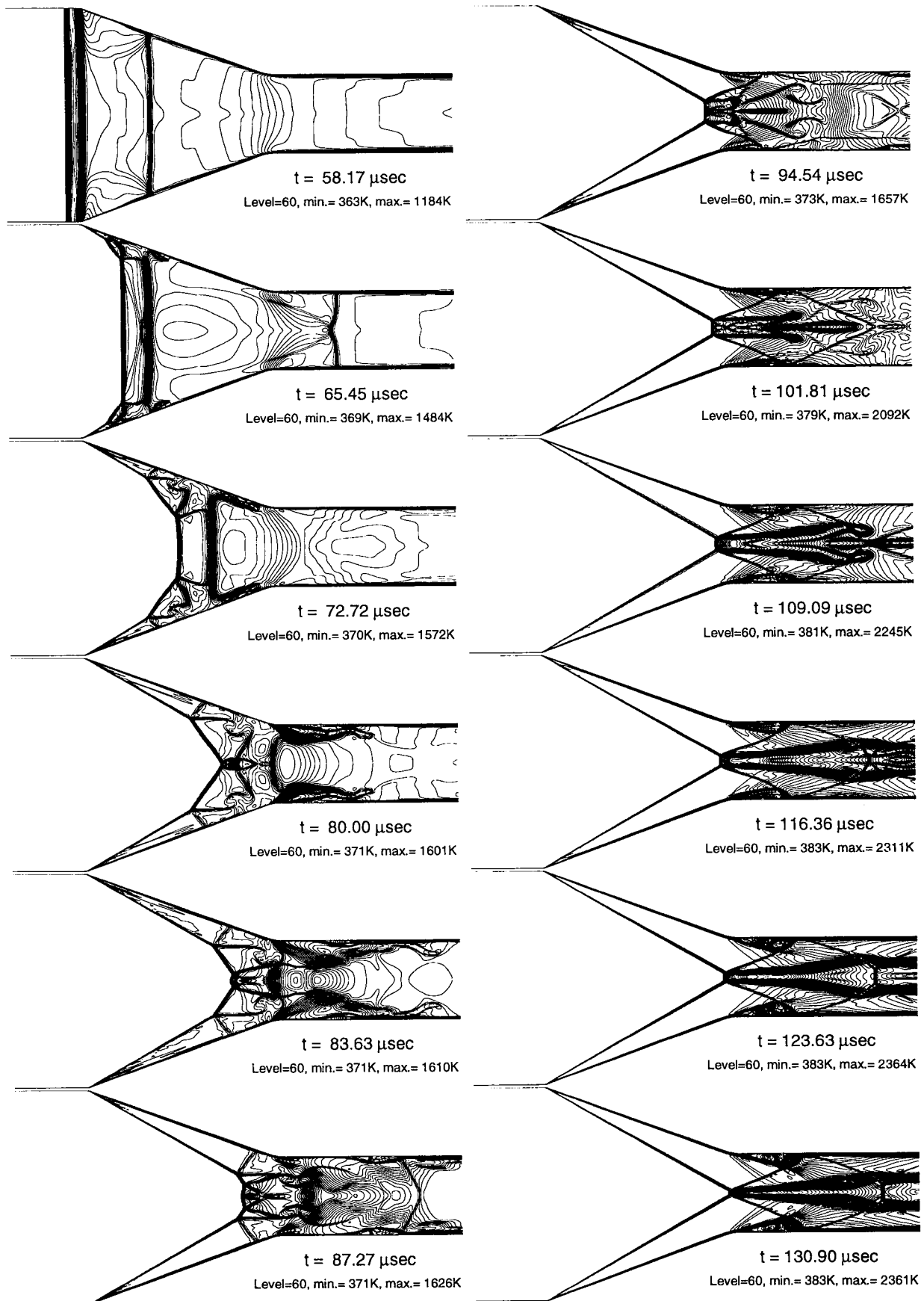


Fig. 10 Resulting temperature distributions from the unsteady simulation for the test gas.

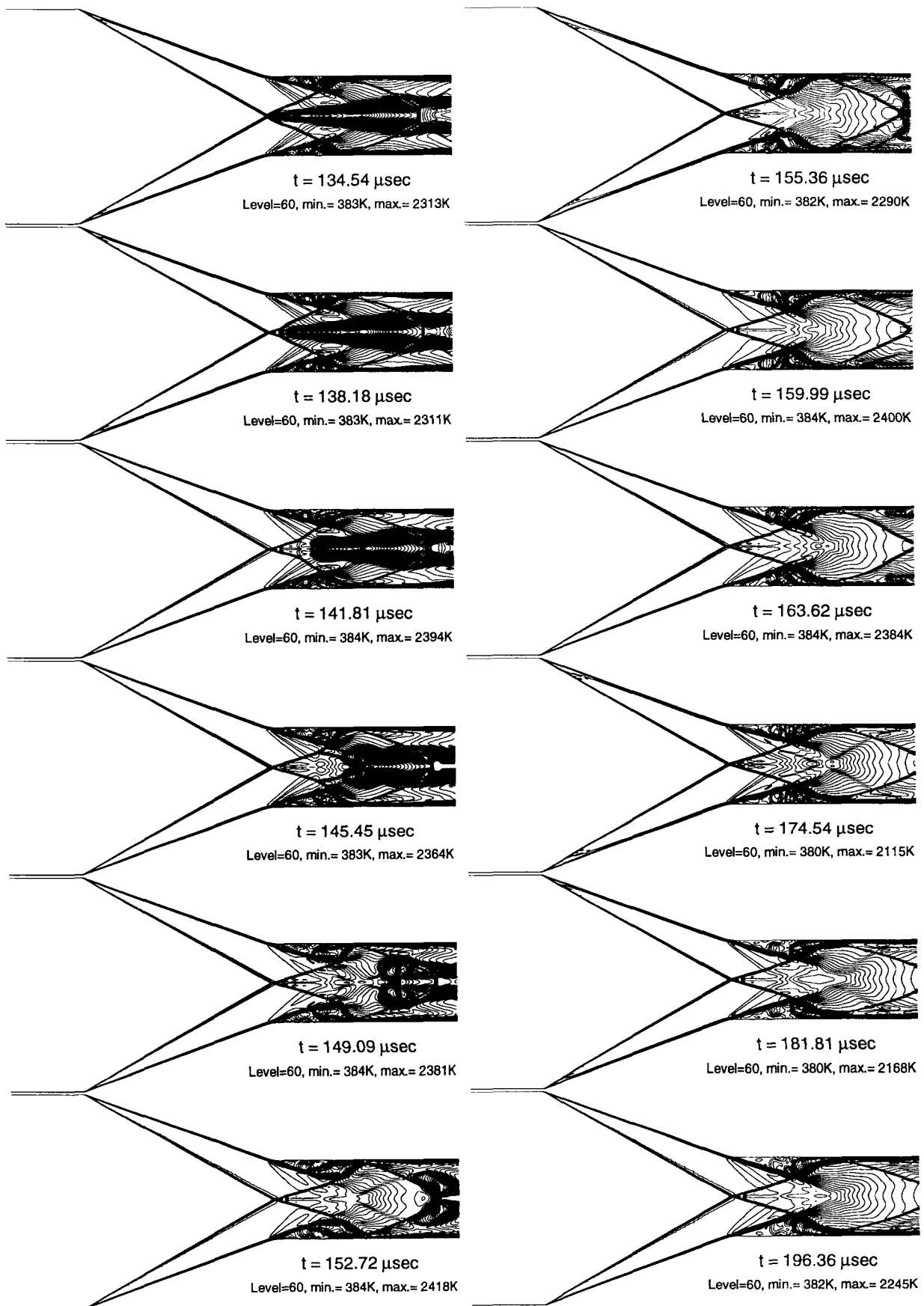


Fig. 10 (Continued) Resulting temperature distributions from the unsteady simulation for the test gas.



## References

- <sup>1</sup>Hertzberg, A., Bruckner, A. P. and Bogdanoff D. W., "Ram Accelerator: A New Chemical Method for Accelerating Projectiles to Ultrahigh Velocities," *AIAA Journal*, Vol. 26, No. 2, Feb. 1988, pp. 195-203.
- <sup>2</sup>Bogdanoff, D. W., "Ram Accelerator Direct Space Launch System: New Concepts," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 8, No. 2, Mar.-Apr. 1992, pp. 481-490.
- <sup>3</sup>Kruczynski, D. L., Liberatore, F. and Nusca, M. J., "Experimental Flow Visualization for a Large-Scale Ram Accelerator," *Journal of Propulsion and Power*, Vol.12, No. 1, Jan.-Feb. 1996, pp. 206-210.
- <sup>4</sup>Smeets, G., Seiler, F., Patz, G. and Srulijes, J., "First Results Obtained in a 30-mm-Caliber Scram Accelerator Using a Rail Tube for Cylindrical Projectiles," *25th International Symposium on Combustion*, WIP Poster No. P1-56, July 1994.
- <sup>5</sup>Takayama, K. and Sasoh, A., "RAMAC 25 at the Shock Wave Research Center," Second International Workshop on Ram Accelerators, July 1995, Seattle, WA.
- <sup>6</sup>Chang, X., Shimomura, Y. and Taki, S., "Preliminary Tests of a Rectangular Bore Ram Accelerator," Second International Workshop on Ram Accelerators, July 1995, Seattle, WA.
- <sup>7</sup>Kaneshige, M. J., and Shepherd, J. E., "Oblique Detonation Stabilized on a Hypervelocity Projectile," in press, *Twenty-Sixth Symposium (International) on Combustion*, The Combustion Institute, July 1996, Naples, Italy.
- <sup>8</sup>Viguier, C., Gueraud, C. and Desbordes, D., "H<sub>2</sub>-Air and CH<sub>4</sub>-Air Detonations and Combustion behind Oblique Shock Waves," *Twenty-Fifth International Symposium on Combustion*, The Combustion Institute, 1994, pp.53-59.
- <sup>9</sup>Srulijes, J., Smeets, G., Seiler, F., George, A., Mathieu, G. and Resweber, R., "Shock Tube Validation Experiments for Simulation of Ram-Accelerator-Related Combustion and Gasdynamic Problems," *Shock Waves*, 1995, pp 611-616.
- <sup>10</sup>Yungster, S., "Numerical Study of Shock-Wave/ Boundary-Layer Interactions in Premixed Combustible gases," *AIAA Journal*, Vol. 30, No. 10, Oct. 1992, pp. 2379-2387.
- <sup>11</sup>Nusca, M. J. and Kruczynski, D. L., "Reacting Flow Simulation for a Large-Scale Ram Accelerator," *Journal of Propulsion and Power*, Vol.12, No. 1, Jan.-Feb. 1996, pp.61-69.
- <sup>12</sup>Li, C., Kailasanath, K. and Oran, E. S., "Stability of Projectiles in Thermally Choked Ram Accelerators," *Journal of Propulsion and Power*, Vol.12, No. 4, Jul.-Aug. 1996, pp.807-809.
- <sup>13</sup>Choi, J.-Y., Jeung, I.-S. and Yoon, Y., "Numerical Study of Scram Accelerator Starting Characteristics," AIAA Paper 97-0915, Jan. 1997, Reno, NV.
- <sup>14</sup>Morris, C. I., Kamel, M. R. and Hanson, R. K., "Expansion Tube Investigation of Ram-Accelerator Projectile Flow Fields," AIAA Paper 96-2680, July 1996, Lake Buena Vista, FL.
- <sup>15</sup>Gardiner, W. C., Jr., *Combustion Chemistry*, Springer-Verlag, New York, 1984.
- <sup>16</sup>Shuen, S. and Yoon, S., "Numerical Study of Chemically Reacting Flows Using a Lower-Upper Symmetric Successive Overrelaxation Scheme," *AIAA Journal*, Vol. 27, No. 12, Dec. 1989, pp. 1752-1760.
- <sup>17</sup>Bird, R. B., *Transport Phenomena*, John Wiley & Sons, New York, 1960.
- <sup>18</sup>Jachimowski, C. J., "An Analytical Study of the Hydrogen-Air Reaction Mechanism With Application to Scramjet Combustion," NASA TP-2791, Feb. 1988.
- <sup>19</sup>Shapiro, A. H., *The Dynamics and Thermodynamics of Compressible Fluid Flow Vol. II*, The Ronald Press Company, 1954.
- <sup>20</sup>Hirsch, C., *Numerical Computation of Internal and External Flows*, Vol. 2, John Wiley & Sons, New York, 1990.
- <sup>21</sup>Choi, J.-Y., Jeung, I.-S. and Yoon, Y., "Unsteady Simulation of Shock-Induced Combustion Using Fully Implicit Method," Proceedings of the KSAS Fall Annual Meeting '96, Nov. 1996, pp. 241-244.
- <sup>22</sup>Choi, J.-Y., Jeung, I.-S. and Yoon, Y., "Comparison of Numerical Methods for the Analysis of Unsteady Shock-Induced Combustion," Proceedings of the KSAS Spring Annual Meeting '97, April. 1997.
- <sup>23</sup>Morris, C. I., Kamel, M. R., Stouklov, I. G. and Hanson, R. K., "PLIF Imaging of Supersonic Reactive Flows around Projectiles in an Expansion Tube," AIAA Paper 96-0855, Jan. 1996, Reno, NV.