二次元ラム加速器始動時の数値計算^{*1}

Numerical Simulation of the Starting Process in Two-Dimensional Ram Accelerator

張 慈 亨^{*2}・滝 史 郎^{*2}

Ciheng ZHANG, Shiro TAKI

張 新 宇^{*2}

and Xinyu CHANG

Key Words: Shock Waves, Ram Accelerator, Detonation, Combustion, Numerical Simulations**Abstract**

Direct numerical simulations are tried using finite difference methods to investigate the starting processes of the ram accelerator in Hiroshima University, the ram acceleration tube of which has a rectangular bore for easy observation. A projectile and an igniter fly at speed below C-J velocity from an evacuated chamber into a ram acceleration tube, where hydrogen-oxygen-nitrogen gas mixtures are filled as combustible gases. When the acceleration tube is filled by carbon dioxide as a non-reactive gas for the first test, the results of the numerical solutions give a good agreement with the experimental results. When combustible gas mixtures are filled in the acceleration tube, we could not get a solution without detonation or quenching. This kind of difficulty to start is also found in the experiments. The numerical results show how the igniter works in the starting process, those help our experiments.

主 な 記 号

 N : 化学種の総数 D_{ij} : 化学種 i と j の間の二体拡散係数 e : 比全エネルギー h : 比エンタルピー h_i : 化学種 i の比エンタルピー J_i : 化学種 i の拡散フラックス p : 圧力 q : 熱フラックス T : 温度 u, v : x -及び y -方向の流速 V_i : 化学種 i の拡散速度 w_i : 化学種 i の質量生成速度 X_i : 化学種 i のモル分率 Y_i : 化学種 i の質量分率 Δh_i° : 化学種 i の比生成エンタルピー λ : 熱伝導係数 ρ : 質量密度 τ : セン断応力

1. 序 論

ラム加速器は Hertzberg, Bruckner ら¹⁾ 米国 Washington 大学のグループによって 1980 年代に研究が始められ, 今日いくつかの国で実験と数値計算による研究が進められている²⁻⁴⁾. 飛翔体それ自身に推進装置を持たなくても, その外部の混合気の燃焼によってかなりの高速にまで加速することができるので, 宇宙機など飛翔体を経済的に飛行させる装置となる可能性がある. またスクラムジェットにおけるディフューザーを模擬した簡易な実験装置としての役割も果たしうると考えられ, 高速流中での燃焼実験装置としての可能性がある.

この装置は飛翔体を最初に発射装置である程度の速度にして, 可燃性混合気で満たされたラム加速管の中に打ち込み, 混合気の燃焼のエネルギーで飛翔体を加速するものである. 作動させる上で最も難しいところは, 作動を開始させるときである. すなわち, 可燃性混合気に点火し, 飛翔体後方で安定に燃焼を保持できるようにする必要がある. 飛翔体の速度が混合気の Chapman-Jouguet デトネーション速度以上であれば, 飛翔体によって作られる衝撃波による加熱で比較的容易に燃焼を保持できると考えられるが, 目的からしてもそのような大きな初速度は実用的ではない. C-J 速度以下でラム加速させるには, 燃焼の発熱によって流れをチョーキングさせ, その圧力で強い垂直衝撃波を飛翔体と管壁の間に作りその後方で燃焼を保持するチョーキング・モードと呼ばれる状態にする必要

^{*1} 平成 9 年 7 月 14 日原稿受理^{*2} 広島大学工学部第一類

があると考えられている。

我々のグループはラム加速管の断面が矩形をした小型ラム加速器を開発中である^{5,6)}。従来のラム加速器はすべて円形断面であるが、基礎実験用には観測、特に可視化の容易さが重要であると考えて矩形断面を採用した。これまでのラム加速器と同様、我々の装置においても試験段階で始動の困難さは大きな問題となっている。特に我々の装置はラム加速管内の圧力が低く、点火方法も異なっており、その非定常現象を解明して解決法を探ることを目的に数値シミュレーションを開始した⁷⁾。本論文は点火用物体を含めた始動時の数値シミュレーションの第1報である。

2. 計算モデル

2.1 装置 我々が開発中のラム加速器についてはすでに文献5)などで述べられているが、第1図にその概要を示す。駆動用に気体デトネーションを用いた二段軽ガス銃で飛翔体を発射する。駆動用ガスを排気する排気室を経て、ラム加速管へ飛翔体を導く。最終的には飛翔体はキャッチャ管で止められる。ラム加速管は断面が矩形で高さ20 mm、幅15 mmで側面中央

部に細いレールがあり姿勢・位置が保持される。矩形断面形状に対して2次元に近似できるとして計算する。本数値シミュレーションは我々の実験の排気室からラム加速管へ飛翔体が入るところからスタートする。2つの部屋の間には隔膜があるが、計算では飛翔体頭部によって瞬時に破膜され、無くなるものと仮定する。

飛翔体は先頭のくさび角20°で上下対称になっており、肩の部分の高さは12 mm、全長53 mmのプラスチック製である。飛翔体に続いてその直後に直方体をした点火用物体がラム管に突入する。点火用物体は長さ7 mm程度で高さは12 mmまで各種ある。いずれも上下対称で計算では現象も上下対称と仮定して半空間を解くことにする。飛翔体の質量は幅1 mmあたり0.3 gで、点火用物体は高さ12 mmのもので幅1 mmあたり0.067 gとした。

2.2 燃焼反応 本計算では反応機構がよく分かっていて比較的簡単な連鎖反応からなる水素酸素系を用いている。実験では種々の理由によりメタン酸素系を用いている。両者に燃焼特性の違いはあるが、ラム加速器の特性を調べるという目的に対してあまり問題はな

第1図 広島大学ラム加速器の概念図

第1表 水素酸素系の素反応と速度定数 (倉谷⁸⁾ などより)

Forward rate; $B_j = k_j T^{n_j} \exp(-E_j/T)$

j	Elementary reaction	k_j (m, s, kmol)	E_j (K)	n_j
1	$H_2 + O_2 = 2 OH$	1.7×10^{10}	24,200	0
2	$H + O_2 = OH + O$	2.2×10^{11}	8,455	0
3	$O + H_2 = OH + H$	1.8×10^7	4,480	1
4 ^a	$H + O_2 + M = HO_2 + M$	1.59×10^9	-500	0
5	$H + HO_2 = 2 OH$	2.5×10^{11}	950	0
6	$OH + H_2 = H + H_2O$	2.2×10^{10}	2,590	0
7	$OH + OH = O + H_2O$	5.5×10^{10}	3,520	0
8 ^b	$H + OH + M = H_2O + M$	1.6×10^{16}	0	-2
9	$H_2 + HO_2 = OH + H_2O$	2.0×10^8	12,000	0
10	$OH + HO_2 = H_2O + O_2$	1.6×10^{10}	0	0
11	$O + HO_2 = OH + O_2$	4.8×10^{10}	500	0
12	$H + H + M = H_2 + M$	1.0×10^{11}	0	-1
13 ^c	$O + O + M = O_2 + M$	1.9×10^7	-900	0

Third body factor: ^a 18 for H_2O , ^b 4 for H_2O , ^c 3 for O.

い。水素酸素系の素反応の連鎖としては、計算時間の短縮のため過酸化水素は無視して、第1表に示すような13往復の素反応を考えることにする。希釈気体として窒素を用いるが、非活性とみなし、化学種としては O_2 , H_2 , O , H , OH , HO_2 , H_2O 及び N_2 の8種を考える。

2.3 状態方程式 本数値シミュレーションではあまり高い圧力まで扱わないので、各化学種は熱的に完全気体であるとみなすことができる。しかし温度範囲は広いので熱量的には完全とみなすことはできず、各化学種の比エンタルピーを次のように温度 T の多項式に近似する。

$$h_i = \sum_{k=1}^6 h_i^k T^{k-1} \quad (i=1, \dots, N) \quad (1)$$

混合気の比全エネルギー e は

$$e = h - \frac{p}{\rho} + \frac{1}{2}(u^2 + v^2), \quad h = \sum_{i=1}^N h_i Y_i \quad (2)$$

である。各化学種のGibbsの自由エネルギーもこれら温度多項式の係数を用いて温度の多項式で表わすことができ、それを用いて得られる化学平衡定数より素反応の逆反応の速度を求められる。

2.4 輸送フラックス 火炎においては拡散と熱伝導がその伝播に支配的な影響を与える。

拡散フラックス：化学種 i の拡散フラックス J_i は圧力拡散・熱拡散を無視して、次の拡散方程式より求められる。

$$\frac{\nabla X_i}{X_i} + \sum_{j=1}^N \frac{X_j}{D_{ij}} (V_i - V_j) = 0, \quad J_i = \rho Y_i V_i \quad (i=1, \dots, N) \quad (3)$$

熱フラックス：簡単のために輻射の影響は無視できるものとする。また計算では管壁や飛翔体表面での熱伝達は無視できるとして、断熱壁を仮定する。熱フラックス q は熱伝導と拡散によって生じ、

$$q = -\lambda \nabla T + \sum_{i=1}^N h_i J_i \quad (4)$$

粘性：ラム加速器の始動の可能性を探る本計算では、境界層が高速の流れ場に大きな影響を与えないとみなして、飛翔体表面及び管壁における粘性を無視して計算時間とメモリーの節約を図る。

2.5 保存方程式 流れ場を支配する方程式は質量・運動量・エネルギー及び各化学種の保存方程式から基本的に成り立っている。2次元デカルト座標を用いて保存系で表わせれば以下になる。

$$\frac{\partial}{\partial t} \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho e \\ \rho Y_i \end{bmatrix} + \frac{\partial}{\partial x} \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p + \tau_{xx} \\ \rho uv + \tau_{yx} \\ u(\rho e + p) + u\tau_{xx} + v\tau_{yx} + q_x \\ \rho Y_i(u + V_{ix}) \end{bmatrix}$$

$$+ \frac{\partial}{\partial y} \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho vu + \tau_{xy} \\ \rho v^2 + p + \tau_{yy} \\ v(\rho e + p) + v\tau_{yy} + u\tau_{xy} + q_y \\ \rho Y_i(v + V_{iy}) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ w_i \end{bmatrix} \quad (i=1, \dots, N) \quad (5)$$

3. 計 算 法

計算には基本的に陽的差分法を用いるが、化学反応の積分や熱伝導には陰的方法を用いるなどいくつかの方法を組み合わせて行う。飛翔体や点火用物体には抗力あるいは推力が働き速度や両者の相対的位置が変化するので、適切な差分格子と境界条件を与える必要がある。また火炎を正しく解くにはかなりの空間分解能が要求されるので、細かい差分格子を用いる必要がある。

3.1 解適合多重レベル差分格子細分化法 解こうとする空間内でも場所によって必要な分解能が大きく異なるため、差分格子を局所的に細分化する方法はいくつか考えられている。特に火炎は高い空間分解能を必要とするだけでなく、その位置や形状が大きく変化する。このような問題に対応できるように筆者らが開発した解適合多重レベル差分格子生成法⁹⁾は、各レベル毎に格子間隔が1/3ずつになり、レベルを5段階にとれば最も粗い格子を1mmとしたとき最も細かい格子は約12 μm であり、常圧の火炎の厚さ100 μm 程度を解くことが十分可能になる。高压になるデトネーションが生じた場合は衝撃波加熱による燃焼のため、熱伝導や拡散の影響は無視してむしろ少し粗い約37または111 μm の格子を用いた。各レベルの格子の生成あるいは抹消の基準は各レベル毎にいくつかの条件で設定できるようになっている。水素酸素火炎についてはOHまたはHラジカルの質量分率の隣接する格子間の比、あるいは温度勾配を基準に捕獲する。衝撃波は火炎より粗い格子レベルで捕獲し、圧力勾配を基準にする。

格子の形は一般曲線座標でもこの格子細分化法を適用できるが、本計算では差分計算に優れた性質を持つ正方形を用いた。

3.2 時間分割法 支配方程式は種々の性質を持った偏微分方程式であり、解こうとする問題は局所的に支配的な特性が変化する複雑な場であるため、それぞれ性質毎に適した計算法で解くことにする。非定常問題では時間精度も2次以上を保つのがよいとされており、ここでは特性毎の項に分けて時間積分する時間分割法を採用することにする。反応による生成項は一段

階陰的方法で時間2次精度であるLomax-Bailyの方法¹⁰⁾によって積分する。輸送項はそれぞれ別個に2次精度以上の陰的または陽的方法を用いて積分する。ただしいずれも現象に影響をほとんど与えないところでは無視される。また双曲型の項は2次精度陽的MacCormack法を用いるが、粗くてよいところでは1次精度のvan Leerの方法¹¹⁾を使う。このような区別は多重レベルの差分格子を用いているため極めて容易にでき、この点でも計算時間の短縮に多重レベル差分格子細分化法は有効である。

3.3 移動境界法 飛翔体と点火用物体の2つの物体周りの反応流れ場を解く。適切な境界条件を与えやすくするためには差分格子を物体と共に移動させるのが良いが、2つの物体にはそれぞれ独立に抗力あるいは推力が働き、速度及び相対位置が変化する。そこで本計算では飛翔体に乗った差分格子系と点火用物体に乗った差分格子系の2つの系でそれぞれ独立に計算し、2つの系を接続させる。接続にはそれぞれ系の計算領域の外側に境界値を与えるために設けた格子点位置の状態量を、別の系の該当する位置の状態として内挿して求める。この際、気体の運動量及び運動エネルギーが2つの系の間で異なることに注意する必要がある。両者は x -方向のみに運動するので、その速度成分のみを考える。飛翔体に乗った系(添え字p)の移動速度を U_p 、点火用物体に乗った系(添え字s)の移動速度を U_s とすると、2つの系における流速 u_p と

u_s との関係は次式のようにになる。

$$U_p + u_p = U_s + u_s \quad (6)$$

したがって比全エネルギー e は運動エネルギーの差だけ異なって、次式の関係になる。

$$e_p - \frac{1}{2} \rho u_p^2 = e_s - \frac{1}{2} \rho u_s^2 \quad (7)$$

2つの物体の運動はそれぞれの表面に働く圧力分布から物体に働く力を求めて解く。

点火用物体より後流ではチョーキングする要因もなく、超音速流であるため必ずしも解く必要はない。点火物体と管壁との間の後方では気体が音速以上の速さで流出しているの、擾乱が前方の計算領域に伝わらない位置で気体が零勾配で流出する境界条件で近似した。また点火物体に働く力を算出する際には、物体後表面の圧力は物体前面に比べ、無視できるほど小さいので、圧力を零と近似した。

4. 計算結果

4.1 非反応性気体中 実験の進め方と同様に、最初のテストとしてのコールド・ショットすなわち非反応性気体中へ飛翔体と点火用物体を打ち込む数値シミュレーションから始める。これは衝撃波が飛翔体前方につくられないことを確認するテストである。計算結果を第2図に等圧力線図の時間経過で示し、第3図に計算結果と比較して実験結果を示す。ラム加速管内は初期圧力0.30 MPa、初期温度288.15 Kの二酸化炭

第2図 非反応性気体の場合の計算結果—等圧力線図の時間変化
ラム加速管内の気体は二酸化炭素で、初期圧0.30 MPa、初期温度288 K。飛翔体と点火用物体の初速度は1100 m/s ($M=4.1$)。

素で充たされ、そこへ飛翔体と点火用物体が初速度 1100 m/s ($M=4.1$) で真空 (ここでは 0.1 Pa) の排気室の管より突入する。この場合は、飛翔体は質量 6.0 g で点火用物体は 0.8 g である。計算では飛翔体先頭が加速管入り口にきたときを時刻零とし、その瞬間に隔膜がなくなるとしている。破膜されるとラム加速管内の気体は排気室へ噴出しはじめ、飛翔体はその中を進み、一方、点火用物体の前には離脱衝撃波がつくられる。飛翔体先頭部から斜め衝撃波が生じ反射波が後方につくられる。点火用物体のつくる衝撃波背後の圧力によって点火用物体は急速に速度を落とし、飛翔体から離れていく。飛翔体先頭のつくる斜め衝撃波が繰り返し反射し、点火用物体がつくる衝撃波と干渉してやや複雑な衝撃波が見られる。

このようなコールド・ショットの我々のグループの実験結果は文献 6) で報告されているが、比較のために数値計算とほぼ同じ条件の実験結果を第 3 図(a)に示す。第 3 図(a)はラム加速管入り口からそれぞれ 100, 470, 1270, 1970 mm の位置に設置された 4 つの測定点における圧力波形 (PT 1~4) と磁気センサー信号波形 (MD 1~4) である。磁気センサーは飛翔体の通過した時刻を示し、各測定点で圧力波の先頭と

第 3 図 非反応性気体を用いた実験結果 (a) と計算結果の圧力波形 (b)

ラム加速管は圧力 0.30 MPa の二酸化炭素。飛翔体と点火用物体の初速度 1100 m/s ($M=4.1$)。 (a) の実験結果は 4 つの測定点における圧力センサー (PT) 及び磁気センサー (MD) からの出力。測定点はラム加速管入り口からそれぞれ 100 mm, 470 mm, 1270 mm, 1970 mm である。 (b) の計算結果は実験における最初の 2 つの測定位置に対応する。

ほぼ一致することがわかる。第 3 図(b)は第 2 図に示した数値計算結果から得られた測定点 1 ($x=100$ mm) と 2 ($x=470$ mm) における圧力波形である。先頭衝撃波による圧力上昇から離脱衝撃波による圧力上昇までの時間は、 $x=100$ mm において、計算結果は 33 μ s で実験結果は 58 μ s であり、 $x=470$ mm で計算は 87 μ s、実験は 110 μ s である。計算と実験の差は 2 点であり違いはなく、飛翔体と点火用物体との間隔がラム加速管突入時に両者で異なっているためと考えられる。また離脱衝撃波の 2 点を通過する時間間隔は計算では 390 μ s、実験では 375 μ s であり、計算では物体とレールの間の摩擦などを無視していることを考えると、よく一致しているといえる。

4.2 可燃性混合気中 次に可燃性混合気をラム加速管内に充填した場合の数値シミュレーションを行う。その結果の一例を第 4 図に等温度線図と等圧力線図の時間経過として示す。混合気の組成は窒素希釈した量論混合水素酸素 ($2H_2 + O_2 + 2N_2$) で、飛翔体と点火用物体が 1500 m/s ($M=4.1$) の初速度で突入する。時刻 30 μ s には点火用物体の特に端部で圧力が上昇し、温度も上昇している。この辺りで爆発的な着火が起きたと考えられ、時刻 43 μ s の等圧力線図は管の上壁面部に爆風の反射した波形が見られる。この爆発的な着火はデトネーションとなり、時刻 51 μ s の等圧力線図は横波を持ったデトネーション特有の構造を示している。デトネーションは高速で伝播し、この計算では約 2250 m/s で飛翔体の速度よりはるかに速いため、短時間のうちに追い越してしまい、飛翔体は減速され

第 4 図 可燃性混合気の場合の計算結果—等温度線図と等圧力線図の時間変化

ラム加速管内の気体は $2H_2 + O_2 + 2N_2$ で、初期圧 0.1013 MPa、初期温度 293.15 K。飛翔体と点火用物体の初速度は 1500 m/s ($M=4.1$)。

てしまう。

このようにデトネーションが生じてラム加速の状態に開始できないという問題は実験でも同様である。文献6)に報告した実験結果を第5図に引用する。この実験ではラム加速管内に $\text{CH}_4 + 1.4\text{O}_2 + 1.4\text{CO}_2$ を 0.36 MPa 封入して行ったものであり、数値シミュレーションとは混合気組成・初期圧力が異なっており、また初速度は約 1000 m/s ($M=3.1$) である。第5図は3つの測定点における観測波形で、第3図にある圧力センサーと磁気センサーの信号のほかに光センサーの信号が LS1~3 で示される。飛翔体の通過時刻を

第5図 可燃性混合気を用いた実験結果

ラム加速管は圧力 0.36 MPa の $\text{CH}_4 + 1.4\text{O}_2 + 1.4\text{CO}_2$ 、飛翔体と点火用物体の初速度約 1000 m/s。3つの測定点における圧力センサー (PT)、光センサー (LS)、及び磁気センサー (MD) からの出力。但し磁気センサーは3点の出力を加え合わせている。測定点はラム加速管入り口からそれぞれ 270 mm, 1070 mm, 1770 mm である。

示す磁気センサーの信号は1つに合わせられ波形 MD で示される。最初の測定点における圧力波形 PT 1 は飛翔体のつくる衝撃波の後方、少し遅れた点火用物体の前方に高い圧力の領域がつくられる。ここは燃焼していることが光センサー出力 LS 1 からわかる。しかし2番目の測定点では、飛翔体より先に燃焼を伴った強い圧力波が通過しており、その波の速度約 2150 m/s からデトネーションであることが裏づけられる。デトネーションの発生が数値シミュレーションより遅いのは、混合気がデトネーションを生じにくい組成のためである。混合気の希釈率をさらに大きくして燃焼速度を小さくすると着火しなくなってしまう。数値シミュレーションにおいても、デトネーションの発生を防ぐことを検討した。まず第4図に示した場合と同じ組成の混合気で、点火用物体を小さくして高さを 4 mm として計算したが、着火するとまもなくデトネーションになってしまう。そこで混合気の組成を変え、 $0.5\text{H}_2 + \text{O}_2 + 2\text{N}_2$ として計算した結果が第6図である。第6図には温度、密度、圧力及び OH ラジカルの質量分率の等高線の時間経過を示す。OH ラジカルの分布から一応着火しているものの、管断面全体に燃え広がるようには見えない。したがって燃焼の発熱で熱的にチョーキングすることはできず、圧力もほとんど上昇しない。飛翔体と管との間に垂直衝撃波がつくれなければ、混合気の流速が大きすぎて圧力を上昇させるような燃焼状態にはならないと考えられる。このように数値シミュレーションにおいても実験においても、混合気の組成を変えても、デトネーションになるか火炎を保持できないか、いずれかになってしまう

第6図 可燃性混合気の場合の計算結果—温度、密度、圧力及び OH ラジカルの質量分率の等高線の時間変化

ラム加速管内の気体は $0.5\text{H}_2 + \text{O}_2 + 2\text{N}_2$ で、初期圧 0.1013 MPa、初期温度 293.15 K。飛翔体と点火用物体の初速度は 1200 m/s ($M=3.8$)。点火用物体の高さは 4 mm。

い、ラム加速できる状態にスタートさせることが容易でないことを示した。

C-J デトネーション速度以下におけるラム加速を実現するにはさらに何らかの工夫が必要であることを示したが、数値シミュレーションの結果は実験結果とよく対応しており、解決法を考える上で数値シミュレーションが今後重要な役割を果たすことが期待できる。

5. 結 論

(1) 二つの独立に高速で運動する物体周りの反応性流れ場と物体の運動を数値シミュレーションする手法を確立した。

(2) 非燃焼性気体を用いた場合の数値シミュレーションは実験結果とよく対応しており、特に点火用物体がつくりだす垂直衝撃波の挙動などが明らかにされた。

(3) 可燃性気体として窒素希釈した水素酸素混合気を用いて数値シミュレーションした結果、点火用物体によってつくられる衝撃波で着火すると、容易にデトネーション発生源となってしまうことを示した。このことは実験結果とも一致している。今後持続的なラム加速が得られるようにする対策を考える上で、数値シミュレーションの果たすべき役割が大きいといえる。

本研究の一部は、文部省科学研究費補助金（基盤研究 B）「ラム加速装置における燃焼の研究」（課題番号 06452346、代表 滝 史郎）の援助を得て行われた。

参 考 文 献

- 1) Hertzberg, A., Bruckner, A. P. and Bogdanoff, D. W.: Ram Accelerator: A New Chemical Method for Accelerating Projectiles to Ultrahigh Velocities, AIAA J., **26** (1988), pp. 195-203.
- 2) Giroud, M., Legendre, J. F., Simon, G. and Catoire, L.: Ram Accelerator in 90 mm Caliber: First Results Concerning the Scale Effect in Thermally Choked Propulsion Mode, 13th International Symposium on Ballistics, 1992.
- 3) Kruczynski, D., Liberatore, F., Hewitt, J. and Kiwan, M.: Flow Visualization of Steady and Transient Combustion in a 120-mm Ram Accelerator, ARL-TR-1059, April 1996.
- 4) Nusca, M. J.: Reacting Flow Simulations for a Large Scale Ram Accelerator, 30th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, AIAA 94-2963, June 1994.
- 5) Chang, X., Kanemoto, H. and Taki, S.: A Ram Accelerator with Rectangular Bore Is Working at Hiroshima University, 31st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, San Diego, CA, AIAA Paper, 95-2496, 1995.
- 6) 張 新宇, 下村幸治, 滝 史郎: 二次元ラム加速器の開発及びディフューザーの性能試験, 日本航空宇宙学会誌, **44** (1996), pp. 568-575.
- 7) Zhang, C., Inoue, H. and Taki, S.: Direct Numerical Simulation of Flow Field with Combustion in Ram Accelerator, 20th ISTS, Paper 96-a2-17, 1996.
- 8) 倉谷健治: 燃焼に伴う環境汚染物質の生成機構と抑制法, 日本機械学会編, 日本機械学会, 東京, 1980, p. 3.
- 9) Taki, S.: Numerical Simulation of Standing Detonation Induced by Oblique Shock Wave, Proc. of the International Symposium on Computational Fluid Dynamics, Nagoya, Japan Society of Computational Fluid Dynamics, Vol. I, 1989, pp. 113-118.
- 10) Lomax, H. and Baily, H. E.: Linearized Implicit Scheme, NASA TN D-4109, 1967.
- 11) van Leer, B.: Schemes Stabilized by Diffusion, J. Computational Physics, **3** (1969), pp. 473-485.