

## リニア型エアロスパイクノズル流れの2次元数値解析

小野寺 卓郎<sup>\*</sup>、冨田 健夫<sup>\*</sup>、田村 洋<sup>\*</sup>

### 2-Dimensional Numerical Study of the Flowfield around Linear-Type Aerospike Nozzles

by

Takuo ONODERA<sup>\*</sup>, Takeo TOMITA<sup>\*</sup>, Hiroshi TAMURA<sup>\*</sup>

#### Abstract

An aerospike nozzle engine is a promising candidate for the propulsion systems of reusable launch vehicles. At NAL-KRC, we are conducting cold-flow experiments, combustion tests and CFD analyses of linear-type aerospike nozzles to understand the flow field structure around the nozzles and to develop appropriate methodology for designing spike nozzle contours. Currently, two-dimensional inviscid calculations are being conducted for a full-length spike nozzle. In this paper, the numerical results for three different altitude conditions (high / medium / low altitude) are presented and compared with the experimental data for the same altitude conditions to validate the usefulness of the present calculations. The predicted pressure distributions on the spike nozzle surface for the high and medium altitude conditions show good agreement with the experimental data, while that for the low altitude condition shows somewhat insufficient agreement. On the other hand, in terms of the efficiency of thrust coefficient, the calculated results for all three altitude conditions are in good agreement with experimental data.

#### 1. はじめに

低コストの宇宙輸送システムの候補の1つとして、ロケット推進式の単段宇宙往還機が考えられている。このような往還機用の推進機関には、広い作動高度において優れた性能（高度適応特性）を有することが求められる。これまで、高度適応特性を有するノズルとして、例えば、進展ノズル、デュアルベルノズル、エアロスパイクノズル等が考えられて来た<sup>1)</sup>。これらの中で、エアロスパイクノズルは、固定形状であるのでシンプルな構造であること、また、推進剤供給系をノズル部に収納することで全長を短くできること等の利点がある。したがって、エアロスパイクノズルは、単段宇宙往還機用の推進機関として、より有望であると考えられる。

航技研角田センターでは、これまで数年に渡って単一の環状スロートの燃焼器または複数のベル型の小型燃焼器を有する環状型のエアロスパイクノズルを使った実験を実施して、ノズル周りの流れ場の解析をおこなって来た<sup>2,3)</sup>。また、環状スロートのエアロスパイクノズル周りの流れ場について軸対称2次元非粘性流れの計算を行ない、実験データと比較的良好な一致を示す計算結果が得られた<sup>4)</sup>。

リフティング・ボディー型の機体にエアロスパイクエンジンを搭載することを考えた場合、環状型エンジンよりもリニア型エンジンの方が、機体の後端部を有効に利用できるという点で有利である。現在、角田センターにおいてリニア型エアロスパイクノズルを使ったコールドフロー実験<sup>5)</sup>及び燃焼

実験を行なっている<sup>6)</sup>。

ここでは、リニア型のフルスパイクノズルの周りの流れ場について、2次元圧縮非粘性流れを仮定した計算を行なって、その結果を実験データと比較した。用いた計算手順などは前回の計算<sup>4)</sup>と同様である。

#### 2. 計算手順

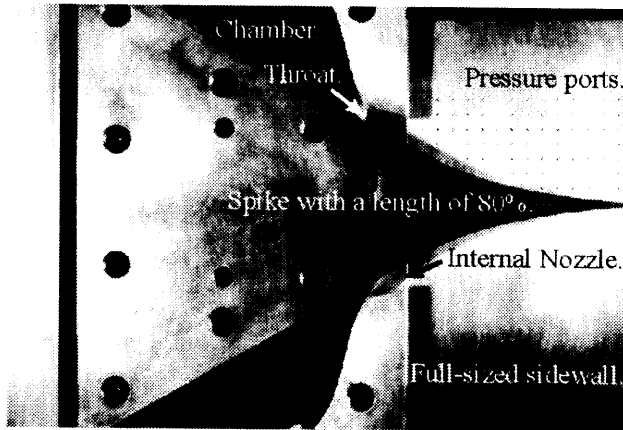
##### 2.1 ノズル形状

図1に、コールドフロー実験で使用した模型の内部を示した<sup>7)</sup>。上下2つの内部ノズルの外側の壁面形状は、放物線近似によって作成した。内部ノズルのスロート高さは3.5mm、膨張比 ( $\epsilon_p$ ) は2である。したがって、最適膨張時の燃焼器圧力（これは、ほぼノズル流れの全圧に等しい）とノズル出口面での圧力との比は10.65である。内部ノズルは模型の中心線に対して約30度傾いている。スパイクノズルの形状は特性曲線法によって設計した<sup>8)</sup>。スパイクノズルの全体の膨張比 ( $\epsilon_e$ ) は8であり、最適膨張時の圧力比は97.87である。本実験で用いたフルスパイクノズル（途中で切り落とさない形状のノズル）の理論長さは100mmであるが、ノズル先端の加工が困難であるので、実際の長さは理論長の80%としている。しかし、以下ではこのノズルをフルスパイクノズルと称している。ノズルの流路幅は42mmで一定である。

##### 2.2 計算領域

図2に、スパイクノズル周りの計算領域を、主要諸元（単位は、mm）とともに示した。流れ場はスパイクノズルの中心

<sup>\*</sup>航空宇宙技術研究所 角田宇宙推進技術研究センター

図1 実験模型の内部<sup>(1)</sup>

線について対称であると仮定して、計算は図に示したような、対称軸の上半分についてのみ行なった。スパイクノズル流れの計算に際しては内部ノズルの出口面での流れの諸量は固定して与えている。この出口面での流れの諸量を求めるために、図中にグレーで表示した内部ノズルの計算領域を使った計算を別途行なった。内部ノズルの計算格子を図4(a)に示した。格子点数は $201 \times 41=8,241$ 点である。

実験は静止気体中で行なっているが、計算では、収束を速めるためにスパイクノズルの外側に自由流領域を設けている。エアロスパイクノズル周りの計算格子については、その作成を容易にするために、図3に示したように計算領域を2つに分割している(図中の"zone#1"と"zone#2")。それぞれの領域の格子点数は、"zone#1"が $91 \times 106=9,646$ 点、"zone#2"が $221 \times 161=35,581$ 点である。

### 2.3 計算方法

本計算では流れ場は圧縮非粘性の2次元流れを仮定しているので、支配方程式は一般座標系表示の保存形オイラー方程式である。これをexplicit symmetric TVD scheme<sup>18,21)</sup>を用いて解いた。実験条件と合わせるために、作動ガスは窒素の物性を有する理想気体とした(比熱比=1.4、気体定数=296.8)。

計算で使用した各境界条件を図3に示す。上述したように、"a"には内部ノズル出口での流れの諸量を与えて固定している。"b"と"g"で示した壁面には、slip条件を与えており、スパイクノズル後端部以降("c")には対称境界条件を与えている。また、自由流領域の流入境界と側方境界にはリーマン境界条件を与えている。流出境界では、超音速流出の場合はすべての物理量を計算領域の内点から外挿によって求め、亜音速流出の場合は静圧を固定し、その他の量を計算領域から外挿して求めている。分割した2つの領域の境界線上("h")の値は、隣接する格子点での値を元に、境界線からの距離を考慮した加重平均により算出している。

一方、内部ノズルの流れ計算では、ノズル壁面にはslip条件を与え、流出境界ではすべての量を内点からの外挿によって求めている。また、流入境界では、全圧、全温及び流入方向を固定している(図4(a)を参照)。

### 2.4 計算条件

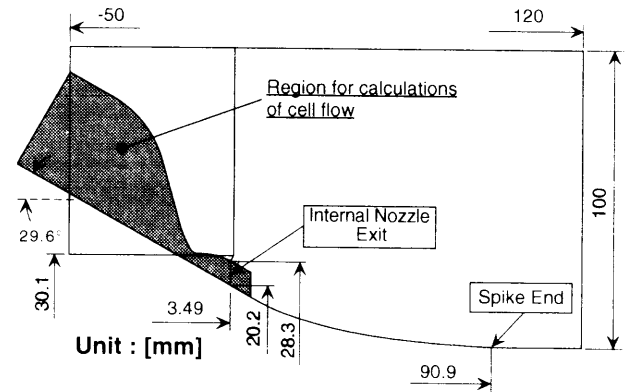


図2 計算領域

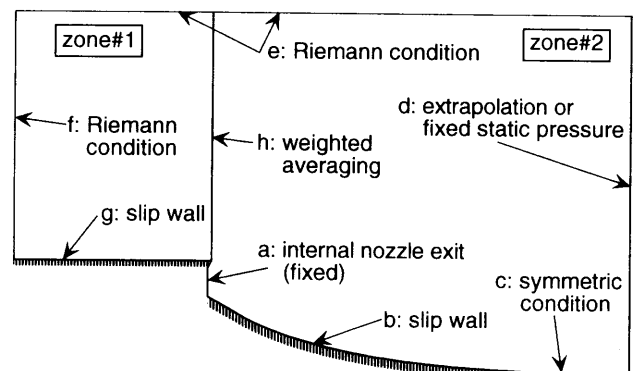


図3 境界条件

表1に使用した計算条件を示した。 $P_0$ 、 $T_0$ 、 $P_\infty$ はそれぞれ、ノズル流の全圧、全温、外部圧力(自由流の静圧に等しい)を表す。NPRはノズル圧力比(Nozzle Pressure Ratio)を表し、 $P_0/P_\infty$ で定義される。ここでは、NPRの値として、100、40、10.5を計算条件とした。ケース1は高高度の条件に相当しており、これはまたスパイクノズルの設計点での圧力比にほぼ等しい。ケース2、3はそれぞれ中高度、低高度の条件に相当し、特にケース3の条件は内部ノズルの設計圧力比に近い値となっている。

## 3. 結果

### 3.1 内部ノズル流れ

図4(b)に、ケース1の条件の計算結果を等マッハ数線図(等値線の刻みは0.1)で示した。この図から、スロート下流で形成された斜め衝撃波が内部ノズルの出口直後でスパイクの表面に入射しているのが分かる。この斜め衝撃波は、内部ノズルの壁面の初期膨張角度が若干大きかったために生じたものと考えられる。同様な斜め衝撃波のスパイク表面への入射は実験でも観察された。

### 3.2 等マッハ数線図及びシャドウグラフ

図5(a)-(c)に、ケース1からケース3の計算結果の等マッハ数線図を、同じ条件下のシャドウグラフ写真とともに示した。シャドウグラフ写真を見ると、上述したように内部

表1 計算条件

	$P_c$ [MPa]	$T_c$ [K]	$P_a$ [MPa]	NPR
ケース1 (高高度)	4.3307	285.170	0.04334	99.9
ケース2 (中高度)	2.3359	284.612	0.05840	40.0
ケース3 (低高度)	0.89427	290.959	0.08520	10.5

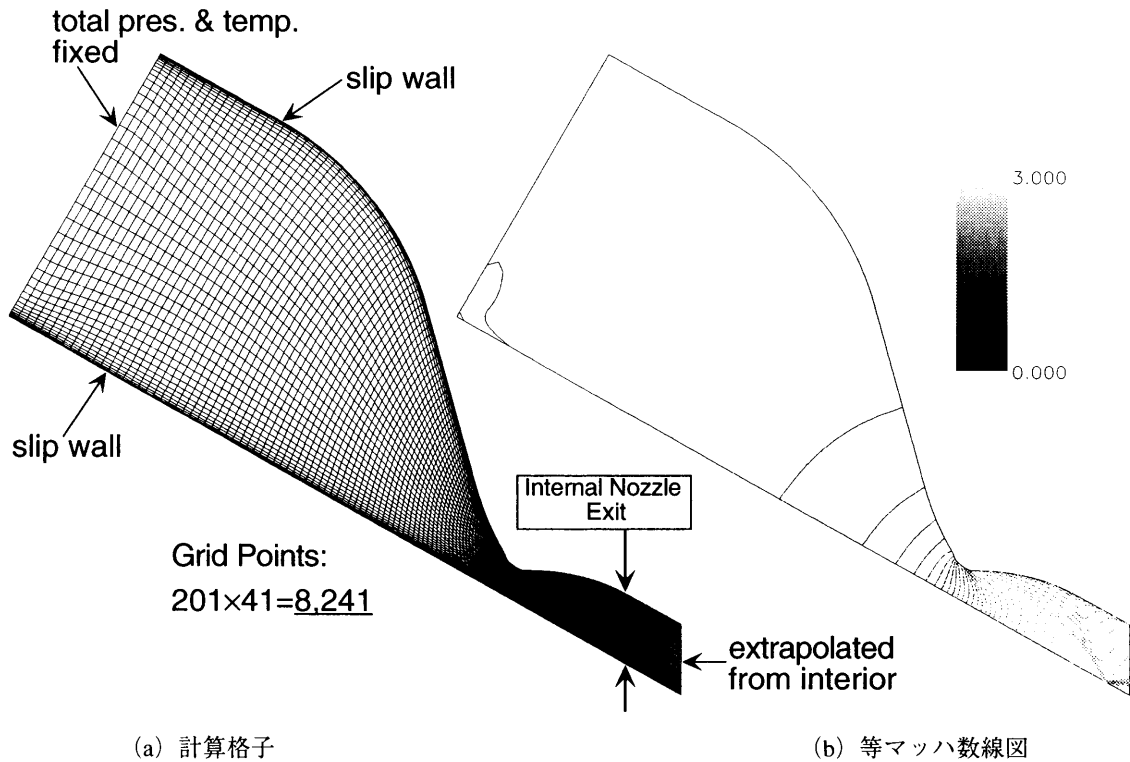


図4 内部ノズルの計算格子 (左) と等マッハ数線図 (右)

ノズルから生じた斜め衝撃波がスパイク表面に入射して境界層の剥離を引き起こし、その結果、衝撃波と層流境界層との干渉に特有な流れ場のパターンが現れているのが分かる。一方、計算では非粘性流を仮定しているため、このような衝撃波と境界層との干渉を再現できず、衝撃波の壁面での単純な反射として計算されている。シャドウグラフ写真と比較すると、内部ノズルからの噴流の膨張は、計算結果の方が小さくなっている。この相違は、計算ではノズルの外側に自由流領域を設定しているために生じたと考えられる。

### 3.3 スパイク表面の圧力分布

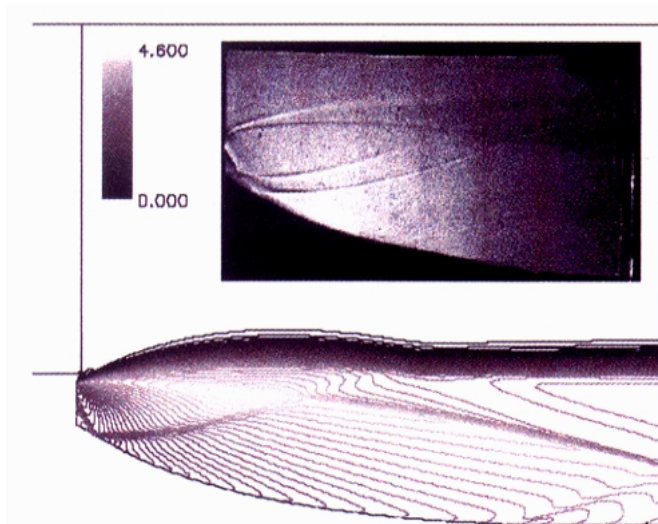
図6(a)–(c)に、計算から得られたスパイク表面の圧力分布を、実験結果とともに示した。横軸はノズルの対称軸に沿って測った距離を表し、縦軸は次式で定義される無次元圧力を表す ( $p$ は各点での圧力、 $p_a$ は外部圧力、 $p_c$ は燃焼室圧力を表す)。

$$NDP = \frac{p - p_a}{p_c} \quad (1)$$

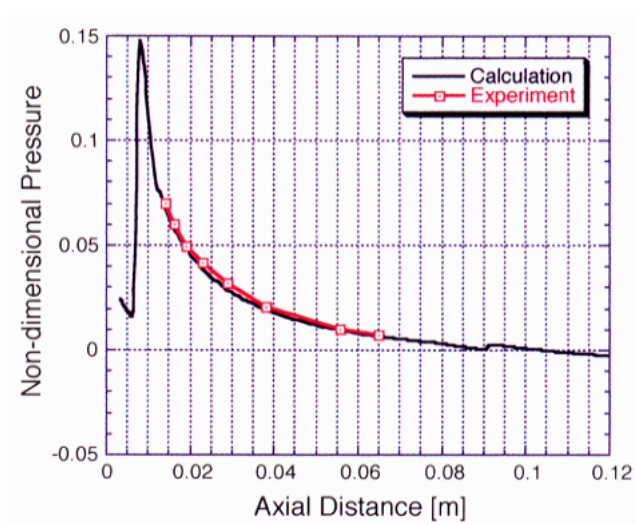
いずれのケースについても、 $x=0.08$ [m]付近で表面圧力の

ピークが見られるが、これは内部ノズルからの斜め衝撃波がスパイク表面に入射しているためである。ケース1とケース2の計算結果は、計測値が得られた範囲については実験データとかなり良い一致が得られた。また、ケース2の計算結果ではスパイク先端付近で圧力がステップ状に上昇しているが、これは、図5(b)に見られるように、内部ノズル出口の外側の端部から生じる衝撃波がスパイク表面に入射するためであると考えられる。

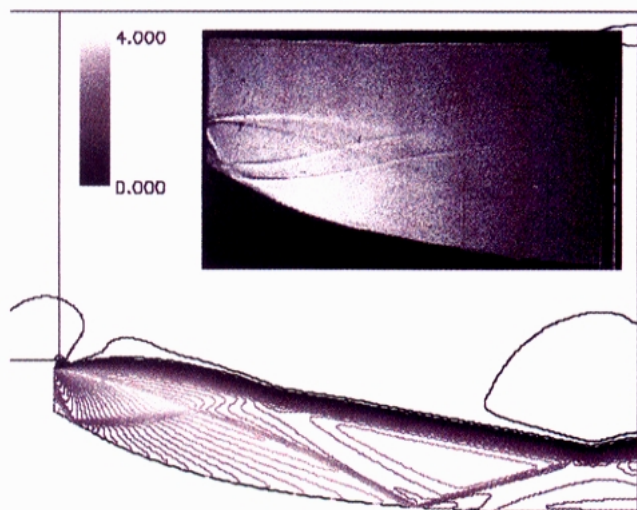
ケース3については、図5(c)のシャドウグラフ写真からは、衝撃波のパターンは見られないが、図6(c)のスパイク表面の圧力分布には低高度条件下で典型的な波状の圧力分布形状が現れている。実験データとを比較すると、計算結果では圧力分布の極大・極小値にかなりの相違が見られるが、実験結果と同様な圧力分布形状を捕らえており定性的には実験結果と同様の傾向を示している。



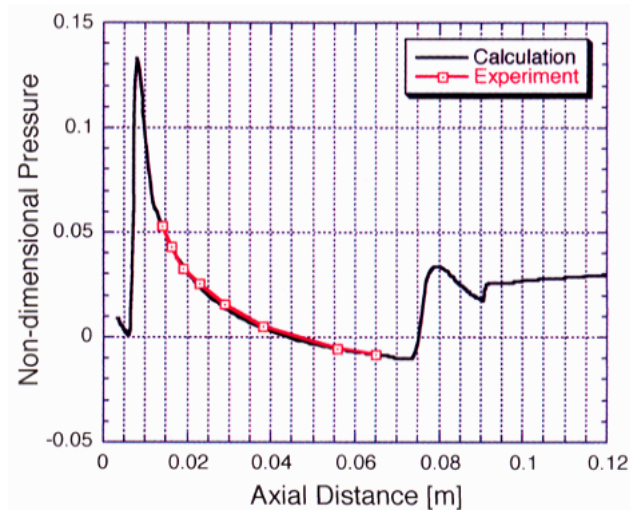
(a) ケース 1 (NPR = 100)



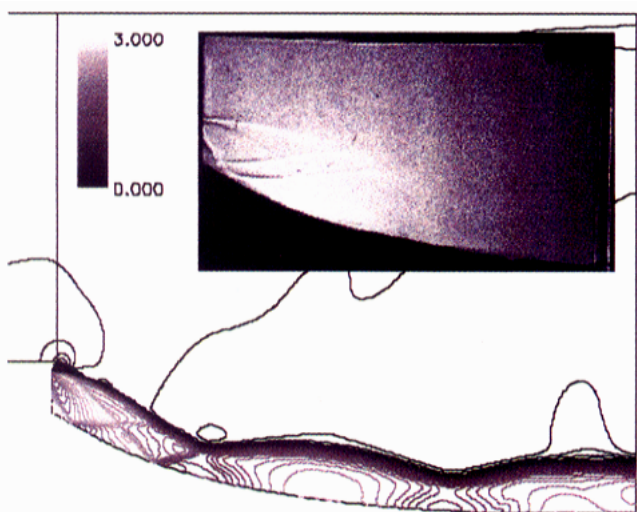
(a) ケース 1 (NPR = 100)



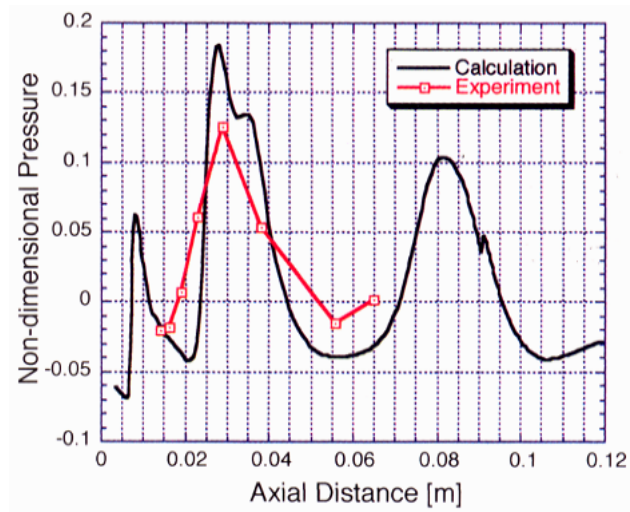
(b) ケース 2 (NPR = 40)



(b) ケース 2 (NPR = 40)



(c) ケース 3 (NPR = 10.5)



(c) ケース 3 (NPR = 10.5)

図 5 等マッハ数線図とシャドウグラフ写真の比較

図 6 スパイクノズル表面の圧力分布の比較



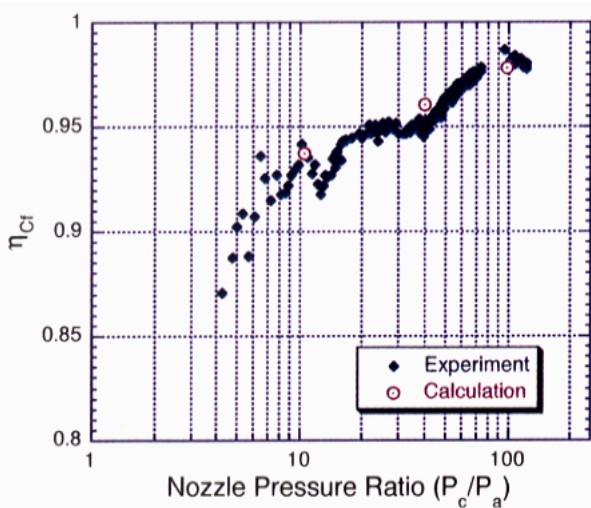


図7 推力係数効率の比較

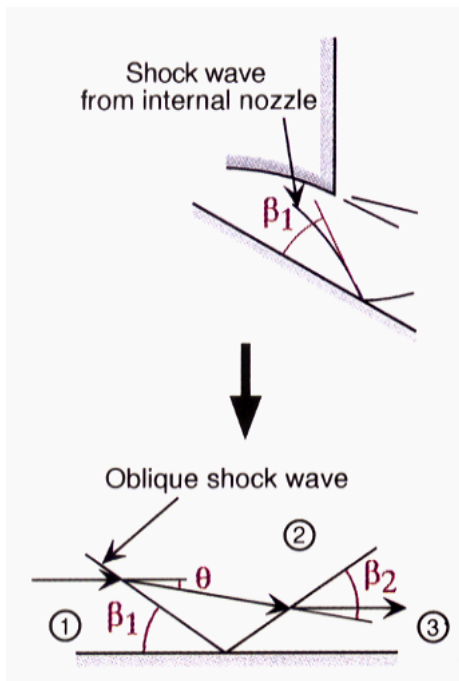


図8 内部ノズルから発生する斜衝撃波のモデル化

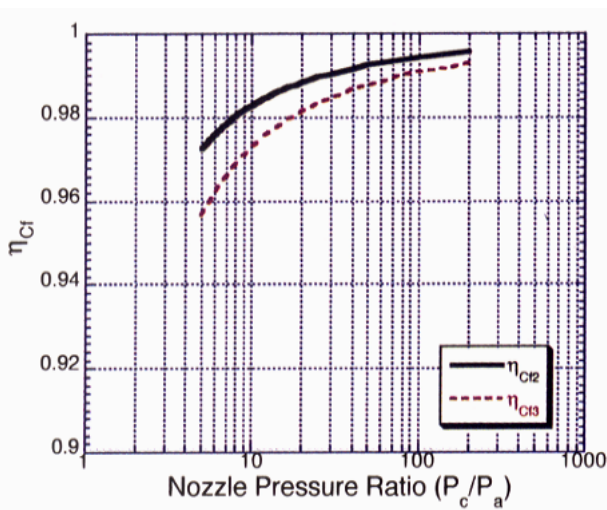


図9 推力係数効率とノズル圧力比(NPR)との関係

### 3.4 推力係数効率

次に、推力係数効率について、計算結果と実験結果との比較を行なった。推力係数効率 ( $\eta_{C_f}$ ) は、実際の推力係数 ( $C_f$ ) と理想的な場合の推力係数効率 ( $C_{f_{ideal}}$ ) との比であり、次式のように定義される。

$$\eta_{C_f} = \frac{C_f}{C_{f_{ideal}}} \quad (2)$$

ここで ( $F$  は推力、 $A_t$  はスロート面積を表す)、

$$C_f = \frac{F}{A_t \cdot p_c} \quad (3)$$

$$C_{f_{ideal}} = \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma-1} \left( \frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left[ 1 - \left( \frac{p_a}{p_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (4)$$

図7に、計算から求められた推力係数効率を、実験データから得られた値とともに示す。計算結果は、いずれのケースについても実験結果と良い一致を示している。ケース2の値が実験データよりも若干高いが、これは図6(b)に見られるように、衝撃波が入射したことによるスパイク先端付近での圧力上昇のためと考えられる。

ケース3では、スパイク表面の圧力分布が実験データと比較的大きく異なっているにも関わらず (図6(c))、推力係数効率は実験値とよく一致している。これは、スパイク表面圧力分布の極大・極小値付近の相違が相殺したためと考えられる。

### 3.5 全圧損失の推力係数効率に対する影響

理想的には、エアロスパイクノズルの推力係数効率はノズルの設計点での NPR の値以下の場合に対しては、1.0 で一定となる。しかし、図7から分かるように、計算結果・実験結果ともに NPR が小さくなるにつれて推力係数効率が低下していく傾向を示している。この理由の1つとして、内部ノズルから生じる斜め衝撃波による全圧損失が関係していると考え、次のような簡単なモデル化を行なった。図8に示したように、内部ノズルから生じてスパイク表面で反射する衝撃波を、平板で反射する斜め衝撃波に置き換える。図中の記号を使うと、斜め衝撃波前後の全圧比 ( $p_{02}/p_{01}$ 、 $p_{03}/p_{02}$ ) は次のように表される ( $\gamma$  は比熱比、 $M$  はマッハ数を表す)。

$$\frac{p_{02}}{p_{01}} = \left\{ 1 + \frac{2\gamma}{\gamma+1} (M_1^2 \sin^2 \beta_1 - 1) \right\}^{-\frac{1}{\gamma-1}} \times \left\{ \frac{\gamma+1}{2} M_1^2 \sin^2 \beta_1 \right\}^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \left\{ 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2 \sin^2 \beta_1 \right\} \quad (5)$$

$$\frac{p_{03}}{p_{02}} = \left\{ 1 + \frac{2\gamma}{\gamma+1} (M_2^2 \sin^2 \beta_2 - 1) \right\}^{-\frac{1}{\gamma-1}} \times \left\{ \frac{\frac{\gamma+1}{2} M_2^2 \sin^2 \beta_2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2 \sin^2 \beta_2} \right\}^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (6)$$

内部ノズルからの噴流の全圧が  $p_{02}$  または  $p_{03}$  に等しいと仮定すると、それぞれの全圧に対応する理想推力係数は(4)式の  $p_c$  を  $p_{02}$  または  $p_{03}$  に置き換えて計算することができる。したがって、斜め衝撃波による全圧損失の、推力係数効率への影響は次のように表すことができる。

$$\eta_{C_{f_2}} \equiv \left( \frac{C_{f_{i,2}}}{C_{f_{i,1}}} \right)^2 = \frac{1 - \left( \frac{p_a}{p_{02}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}{1 - \left( \frac{p_a}{p_{01}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} = \frac{1 - \left( \frac{p_{01}}{p_{02}} \cdot \frac{p_a}{p_{01}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}{1 - \left( \frac{p_a}{p_{01}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \quad (7)$$

$$\eta_{C_{f_3}} \equiv \left( \frac{C_{f_{i,3}}}{C_{f_{i,1}}} \right)^2 = \frac{1 - \left( \frac{p_a}{p_{03}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}{1 - \left( \frac{p_a}{p_{01}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} = \frac{1 - \left( \frac{p_{02}}{p_{03}} \cdot \frac{p_{01}}{p_{02}} \cdot \frac{p_a}{p_{01}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}{1 - \left( \frac{p_a}{p_{01}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \quad (8)$$

図9に、上式から得られた推力係数効率と NPR との関係を示す。このグラフは、流入マッハ数 ( $M_1$ ) を 3.2、入射する斜め衝撃波の衝撃波角 ( $\beta_1$ ) を  $30^\circ$ 、比熱比を 1.4 としたときのものである。流入マッハ数は、1 次元等エントロピー流れを仮定したときに内部ノズルの膨張比から求められる値であり、斜め衝撃波の入射角は CFD の結果から見積もった値である。グラフから分かる通り、推力係数効率は NPR とともに低下していく。つまり、斜め衝撃波による全圧損失の影響は大きくなっていく。これは次のように考えられる。(7)式と(8)式を見ると、衝撃波前後の全圧比を含む項には NPR の逆数が掛けられているので、この項の影響は NPR が小さくなるにつれて大きくなり、その結果推力係数効率は NPR とともに低下していくことになる。もちろん、ノズル効率低下の要因はこの他にもあると思われるので、さらなる実験・数値解析が必要である。

#### 4. まとめ

リニア型フルスパイクノズル周りの流れ場を対象として、圧縮非粘性流の仮定のもとに 2 次元計算を行ない、得られた結果を実験データと比較した。

スパイク表面の圧力分布については、中高度及び高高度の条件の計算結果は実験データと非常に良い一致が得られたが、低高度の条件の結果については定性的な一致が得られるに留まった。一方、推力係数効率については今回設定したすべての計算条件下で実験データとの良好な一致が得られ、非粘性計算である程度エアロスパイクノズルの性能評価が可能であることが分かった。また、NPR が小さくなるとともに推力係数効率が低下する原因の 1 つとして、内部ノズルから生じる斜め衝撃波による全圧損失が関係していることが分かった。

#### 参考文献

- [1] D.K. Huzel, and D.H. Huang, "Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines," Progress in Astronautics and Aeronautics Vol.147, AIAA,1992
- [2] T. Tomita, H. Tamura and M. Takahashi, "An Experimental Evaluation of Plug Nozzle Flow Field," AIAA Paper 96-2632, 1996
- [3] T. Tomita, M. Takahashi, H. Tamura, "Flow Field of Clustered Plug Nozzles," AIAA Paper 97-3219, 1997
- [4] 小野寺、富田、田村、「環状型スパイクノズル周り流れの数値解析」、航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム '98 論文集、pp.53-57、1998
- [5] T. Tomita, M. Takahashi, T. Onodera and H. Tamura, "Visualization of Shock Wave Interaction on the Surface of Aerospike Nozzles," AIAA Paper 98-3523, 1998
- [6] H. Sakamoto, M. Takahashi, M. Sasaki, T. Tomita, K. Kusaka and H. Tamura, "An Experimental Study With a 14 kN Linear Aerospike-Nozzle Combustor," AIAA Paper 99-2761, 1999
- [7] C.J. O'Brien, "Unconventional Nozzle Tradeoff Study, Final Report," NASA CR-159520, 1979
- [8] H.C. Yee, "Construction of Explicit and Implicit Symmetric TVD Schemes and Their Applications," Journal of Computational Physics, vol.68, pp.151-179, 1987
- [9] H.C. Yee and R.F. Warming, "Implicit Total Variation Diminishing (TVD) Schemes for Steady-State Calculations," Journal of Computational Physics, vol.57, pp.327-360, 1985