

スクラムジェット内流の数値シミュレーション

若井 洋*

A Numerical Simulations of Inner Flow of Scramjet

by

Hiroshi WAKAI
Fuji Heavy Industries Ltd.

ABSTRACT

The flow fields over interior and exterior of simplified SCRAM jet model are simulated numerically by 2-Dimensional Navier-Stokes equations using an implicit finite difference scheme. For these simulations, the numerical scheme based on Chakravarthy-Osher's TVD formulation is improved for multi grid application and Simple & Robust wall boundary conditions are applied.

In this paper, the computed results are compared with two kinds of experiments, one is conducted by high speed wind tunnel and the other is conducted by hydraulic tank.

1. はじめに

スクラムジェット内流の、衝撃波による圧縮、膨張特性を把握する為、浅底水槽及び高速風洞を用いた試験を実施し、内壁の圧力分布を測定した。今回、試験で得られた内流の圧縮特性を検討する為、マルチブロックの2次元ナビアストークス解析コードを作成し、物理実験に対応し、スクラムジェットの内流と外流を併せた数値解析を実施した。本稿では、計算及び浅底水槽試験、高速風洞試験の概要を含めて、実験と解析を比較した結果を報告する。

2. 数値解析手法

スクラムジェットの内・外流を併せて解析する為、従来当社で用いてきた2次元のナビアストークス解析コード¹⁾を、マルチブロックの計算格子に対応できる様に改良した。ただし化学反応項は入っておらず、燃焼は行っていない。本解析コードの概要を以下に述べる。

(1) 基礎方程式は、2次元時間平均薄層近似ナビアストークス方程式を用い、差分法により定常解を得る。

(2) 差分法は TVD 風上差分法を用いる。右辺の数値流束は、Chakravarthy-Osher タイプの流束制限関数で2次精度化している²⁾。時間方向の積分は陰解法を用い、左辺のヤコビ行列は流束分離し、対角化、AF化を設けてあり、計算の高速化を計っている。

(3) 乱流モデルは Baldwin-Lomax の代数乱流モデルを用いている。

(4) マルチブロック格子の取扱いは、各ブロックの4辺の境界をそれぞれ流入、流出、遠方、壁、及び隣接する格子に場合分けして境界条件を与える。他の格子に隣接する境界点は、隣接する格子の内部の値を境界条件とすることにより、内点として扱う。

(5) 壁境界条件は、航技研の和田氏が提案している Simple & Robust Wall Boundary Condition³⁾を用いる。これは、壁面上に仮想的な Cell を考え、その Cell 内で、壁に沿った方向からの流

* 富士重工業株式会社

束と壁の中から作用する仮想的な数値流束の出入を評価し、壁面圧力 P_w を次の時間ステップで、壁面に垂直な反変速度 V が 0 に成る様に決める方法である。本解析コードでは、壁面及び壁中の流束は、スキームの右辺の一次精度の TVD 流束を用いている。

本数値解析に用いたスクラムジェットモデルの形態は、空気を取り込み斜め衝撃波で圧縮する超音速インテーク及び、圧縮した空気を膨張・排気する超音速ノズルを兼ねる圧縮片と、衝撃波を反射する反射片を構成する。上下 2 枚のウェッジから成る単純なものである⁴⁾。図 1 に本スクラムジェットモデルを示す。

スロート幅は、燃焼の為に良好な圧縮を与える様に圧縮片ウェッジ先端で生じた衝撃波が、反射片で反射し、圧縮片スロート頂部に当る値 9.5mm をノミナルと設定し、この幅を中心にパラメトリックに変化させた解析を行った。

計算格子は図 2 に示す様に、境界条件により 9 つのブロックに分割した。それぞれ 25 点 × 21 点、201 点 × 25 点、31 点 × 25 点が 2 ブロックずつ、25 点

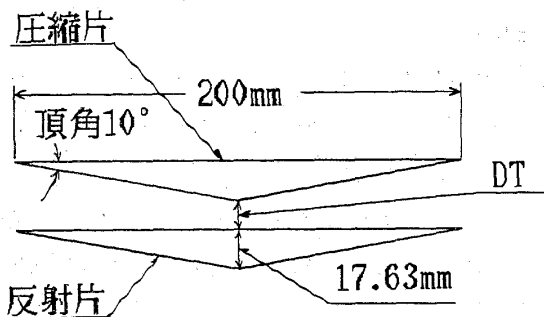
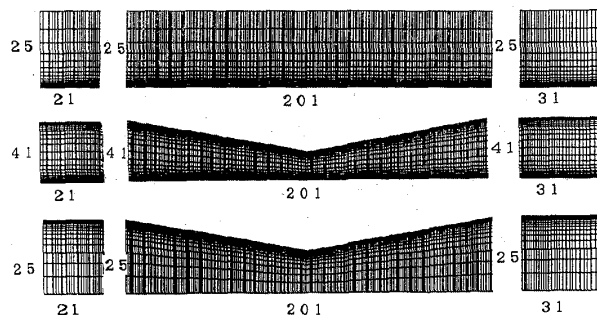


図 1 単純化されたスクラムジェットモデル



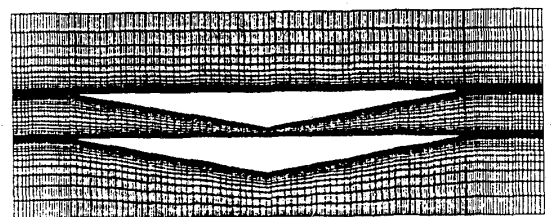
23023点

図 2 マルチブロック化された計算格子 (9 ブロック)

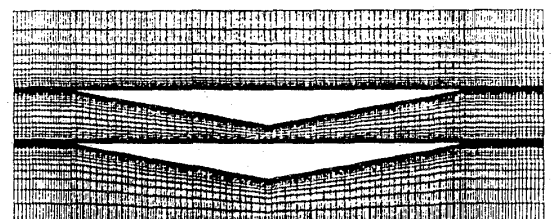
× 41 点、201 点 × 41 点、31 点 × 41 点が 1 ブロックずつの計 23023 点の格子と成っている。図 3 に、スロート幅 5 mm、9.5 mm、15 mm の格子を示す。最小格子幅は、壁境界付近で、圧縮片全長基準の $0.1/\sqrt{Re}$ とした。計算条件は、一様流 MACH 数 = 4.0、 $Re = 1 \times 10^6$ である。

3. 高速風洞試験

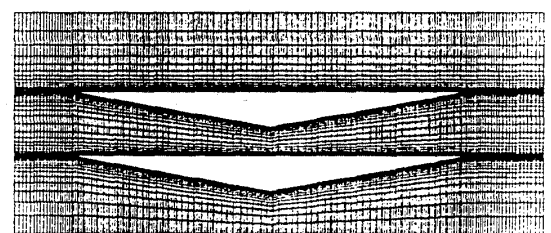
本数値解析に先立ち、同じ形状のスクラムジェットモデルについて MACH 2~4 の風洞試験を行い、圧縮片内部側壁の静圧分布を測定した。風洞模型は圧縮片全長が 394 mm で、数値解析モデルと同様 MACH 4 時に圧縮片ウェッジ先端で生じた衝撃波が、反射してスロート頂部に当る様にスロート幅を設定し、又、静圧孔は、圧縮片の幅方向の中央部、ウェッジ頂部から 10 mm ピッチでノズル後端まで分布させた。一様流流速 MACH 4 時の Reynolds 数は、圧縮片全長基準で 1×10^6 である。試験概要を図 4 に示す。



スロート幅 5 mm



スロート幅 9.5 mm



スロート幅 15 mm

図 3 計算格子

MACH 2, 3 での試験は、スロート幅がMACH4 試験の設計値である為、内流はチョークしており、圧縮片壁圧は、ウェッジ先端からスロート頂部までよどむが、MACH4では、ウェッジ先端で生じた衝撃波が反射片で反射し、ほぼスロート頂部に当る事が C_p 分布から確認された(図8参照)。

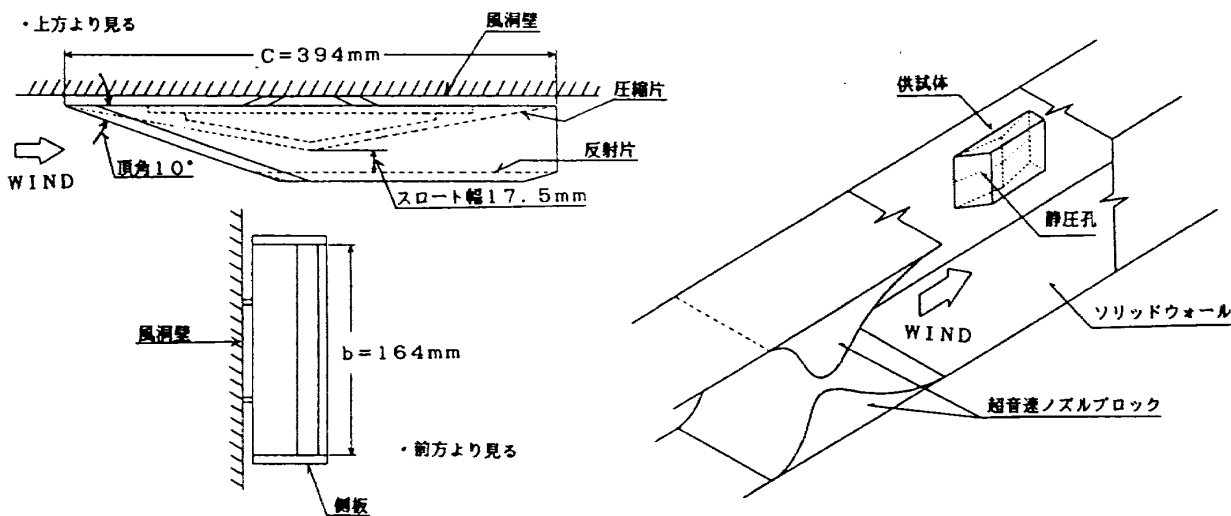
4. 浅底水槽試験

浅底水槽試験は、2次元圧縮性気体流れを手軽

に可視化でき、又ある程度定量的な模擬も出来る手法として、古くから研究されている⁵⁾。

今回の解析に用いた様な単純な形態のスクラムジェットモデルであれば、圧縮片と反射片の一組の模型で種々なスロート幅の流れのパラメトリックスタディーが手軽に行える。

浅底水槽流れでは、圧縮性気体流れの MACH 数に相当するのが Froude 数で表され、密度が水高に、静圧が水高の自乗に相当する。ただし比熱



使用風洞 : 富士重工高速風洞
 MACH数 : 2, 3, 4
 計測項目 : 圧縮片壁静圧分布

図4 スクラムジェット高速風洞試験概要

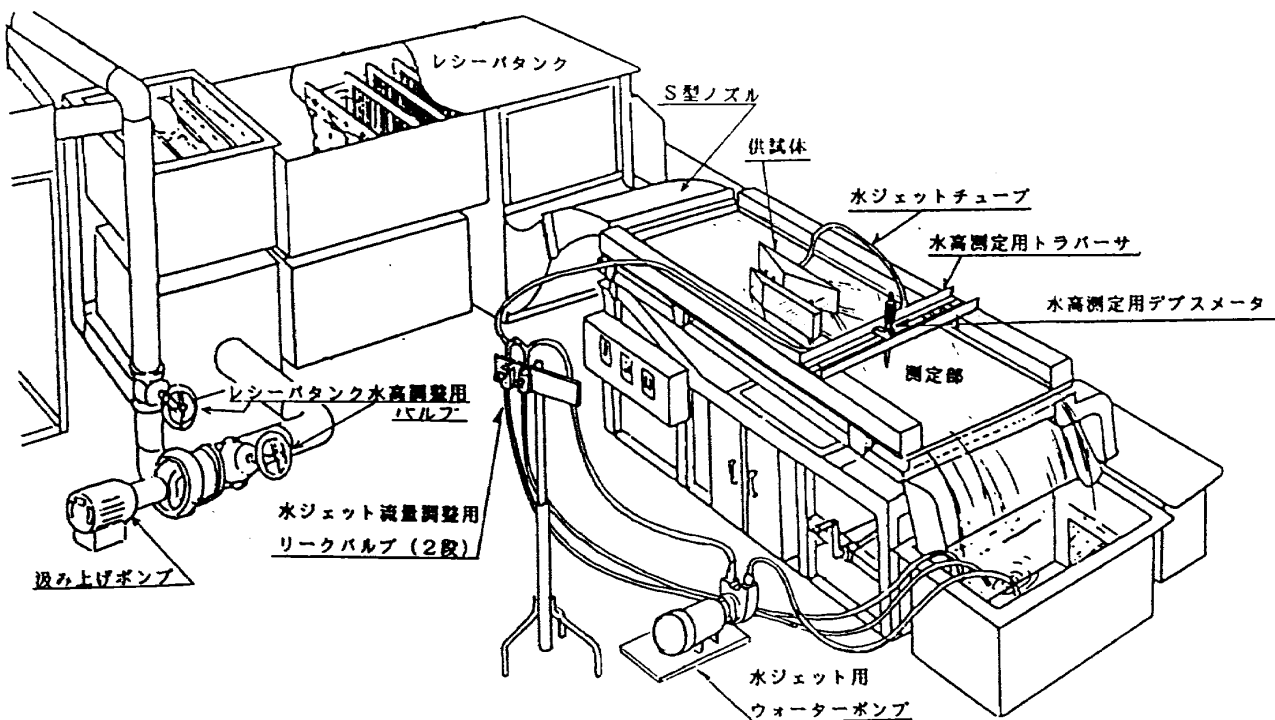


図5 浅底水槽試験外観

比 γ が空気の1.4に対し、2の流れを模擬する事になる。浅底水槽流れと2次元圧縮性流れの相似関係を表1に示す。

富士重工浅底水槽は、遷音速からMACH6までの模擬が可能である。図5に富士重工浅底水槽外觀図を示す。この水槽を用い、高速風洞試験、本数値解析と同じモデルで、MACH4時に反射衝撃波がスロート頂部に当るケースと、その前後に当

るケースについて試験を行い、内流の跳水（衝撃波に相当）観察、及び圧縮片、反射片の壁面静圧を測定した。

5. 数値解析及び試験結果

図6にスロート幅5mm, 9.5mm, 15mmの数値解析結果（等圧線図）を示す。スロート頂部前方に衝撃波が当る。幅5mmのケースは、高速風

表1 2次元圧縮性気体流れと浅底水槽流れの相似関係

		2次元圧縮性気体	浅底水槽流れの比較
連続の式		$\frac{\partial}{\partial x}(\rho u) + \frac{\partial}{\partial y}(\rho v) = 0$	$\frac{\partial}{\partial x}(hu) + \frac{\partial}{\partial y}(hv) = 0$
ベルヌイの式		$\frac{u^2}{2} + \frac{a^2}{\gamma-1} = \text{Const}$	$\frac{u^2}{2} + gh = \text{Const}$
対応量	音速	$a = \sqrt{\frac{\gamma P}{\rho}}$	\sqrt{gh}
	流速	u, v	u, v
	密度	ρ	h (or ρh)
	圧力	P	h^2 (or $\frac{\rho}{2}gh^2$)
	絶対温度	T	h (or $\frac{g}{2R}h$)
比熱比 γ		1.4 (air)	2.0
波		衝撃波	跳水
. 圧縮性のパラメータ		マッハ数 $M = v/a$	フルード数 $Fr = v/\sqrt{gh}$

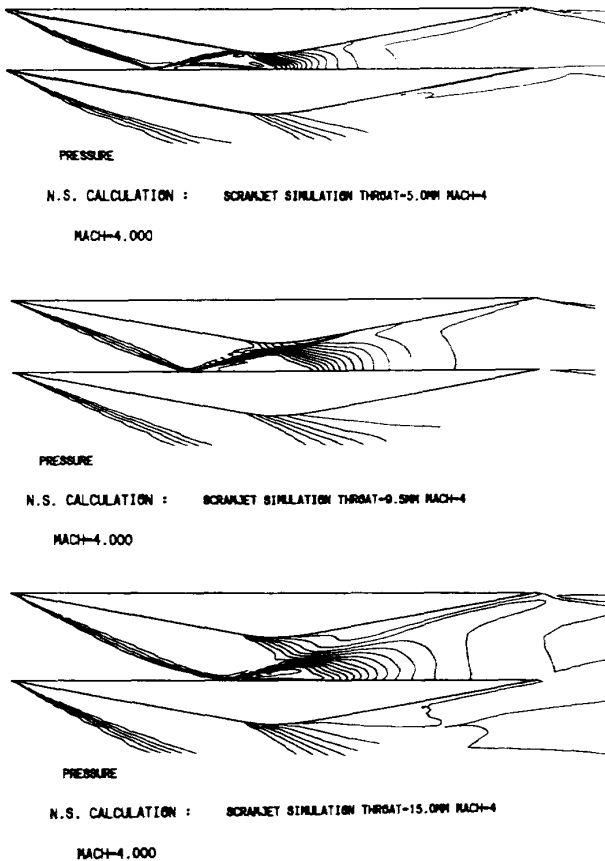
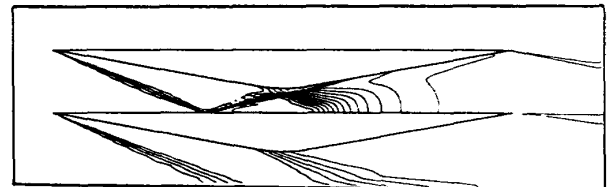
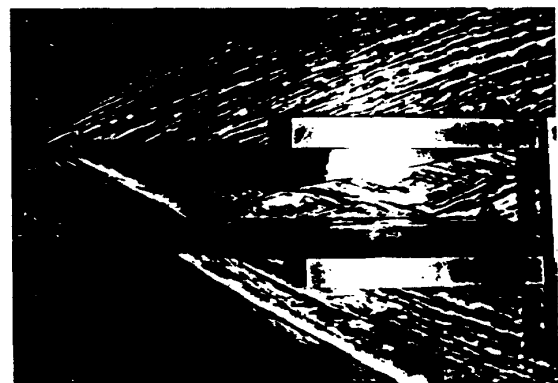


図6 数値解析結果（等圧線図）



計算 (MACH4)
スロート幅9.5mm



浅底水槽試験 (MACH4)

図7 数値解析と浅底水槽試験との比較

洞試験, 浅底水槽試験いずれの試験も, インテーク流入量とスロート流量のバランスが崩れチョークしてしまうが計算はチョーク現象をとらえていない。計算は当社スーパーコンピュータで約10,000回の繰り返し計算でCPU時間30分程度であった。

図7に本数値解析結果等圧線図と浅底水槽試験

の跳水写真(共にMACH4のケース)の比較を示す。 γ の違いにより衝撃波角が若干異なるが, 内流の様子は良く一致している。

図8, 9に数値解析及び風試, 水槽試験の圧縮片, 反射片壁面 C_p 分布を示す。圧縮片 C_p 分布は, ウェッジ先端で生じる衝撃波による一段目の圧縮が,

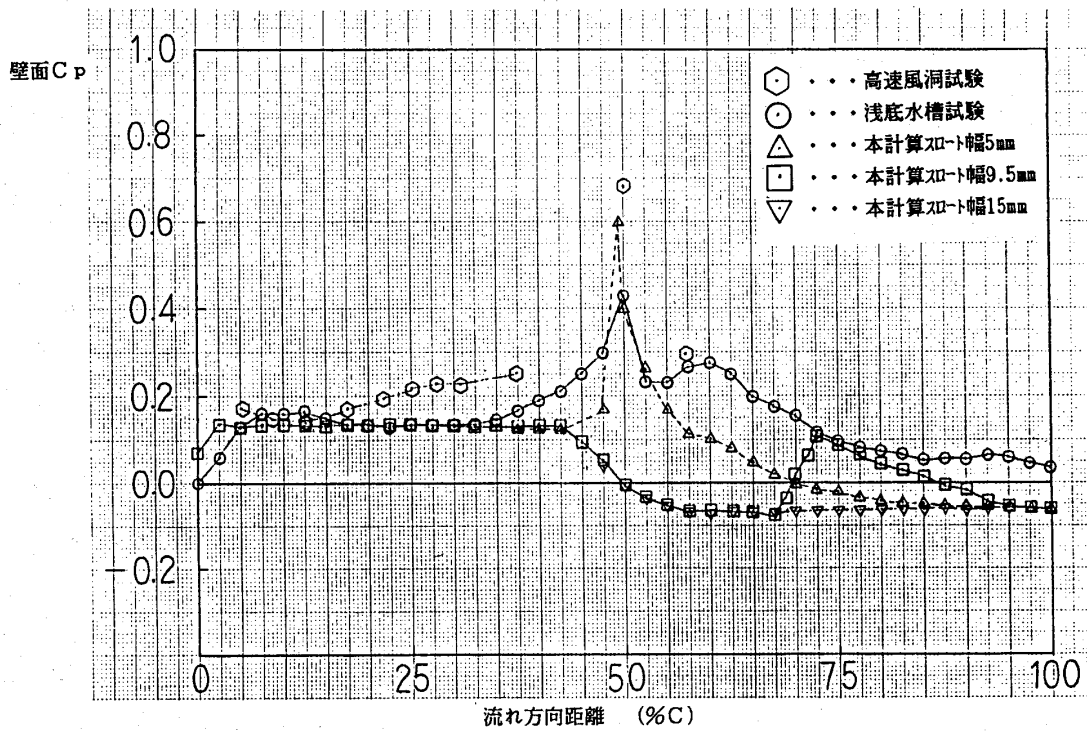


図8 圧縮片壁面 C_p 分布

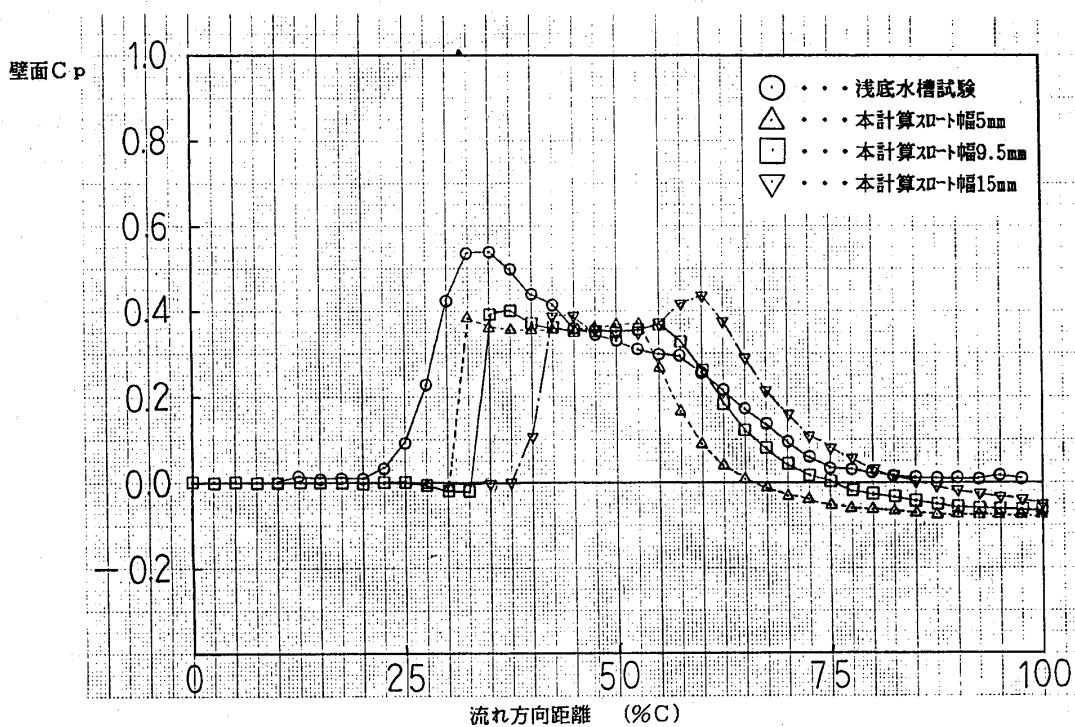


図9 反射片壁面 C_p 分布

水槽試験と計算は良く一致するが、風試の場合流れ方向に上昇勾配を持っている。高速風試模型は、反縮片と反射片を繋ぐ側板間の幅が164mmとせまく、オイルフローパターンから、側板で生じた渦が静圧孔位置に達していることから、インターク内が3次元性の強い流れになっていると考えられ、これが圧力上昇の原因と思われる。

スロート頂部の圧力のピークは、風試と計算が比較的近い値を示している。これは水槽試験が、水高が高まるにつれ2次元圧縮性流れとの相似が崩れ、圧力が盛り上がりきれない為と考えられる。スロート以後の衝撃波と膨張波との干渉は、計算は干渉による圧力の低下が大きく、風試、水槽と異なる結果が得られた。

反射片の C_p 分布では、一段目の圧縮は、水槽試験が γ が大きい事から手前から盛り上がっているが、膨張波による圧力低下は良く合っている。

6. ま と め

浅底水槽試験では、MACH 2, 3, 4 のスクラムジェットの利用としては低い MACH 数に於て、設計点である反射衝撃波がスロート頂部に当るケースが非常にチョークしやすい状態であり、流入角度の変化や燃焼圧の変化に対して脆弱であり、又一度チョークすると、ノズル以後の背圧を、チョークに入る前よりかなり下げないと再始動しな

い事が分った。これらの現象は、今回の数値解析ではとらえる事ができなかったが、ソルバーを整え、解析手法を確立するという当初の目的は達成できた。今後、前記の境界層と衝撃波の干渉が深くかわるスクラムジェット内流のメカニズムを解明する為、乱流モデルを含めたソルバーの改良や3次元の解析を試みる。

参 考 文 献

- 1) 加茂, 谷, 天野: ベンチレーテッド翼型まわりの遷音速流れ場の数値解析, 第6回航空機計算空気力学シンポジウム論文集, 1988, pp.133-140.
- 2) S. R. Chakravarthy and S. Osher: A New Class of High Accuracy TVD Schemes for Hyperbolic Conservation Laws, AIAA-85-0363.
- 3) 和田, 熊谷: 新しい TVD スキームと壁境界条件について, 第6回航空機計算空気力学シンポジウム論文集, 1988, pp.113-120.
- 4) F. S. Billig: Supersonic Combustion of Storable Liquid Fuels in Mach 3.0 to 5.0 Air Streams, AIAA SELECTED REPRINTS /Volume VI Ramjets, 1969, pp.125-136.
- 5) ポフ: 機械工学における空気力学実験法, 1969.

特別企画
風洞試験と CFD