

スクラムジェットに関する流れ計算

石 黒 登美子* 小 川 哲* 和 田 安 弘*

Numerical Computation of Flow for Scramjet

by

Tomiko ISHIGURO, Satoru OGAWA and Yasuhiro WADA

National Aerospace Laboratory

ABSTRACT

A numerical procedure to analyze a flowfield through or around a scramjet engine inlet is proposed. The 3-dimensional full Navier-Stokes equations in the generalized curvilinear coordinate system are solved by a time-marching method. The total variation diminishing scheme is applied for spatial discretizations of the convective terms of the equations and the implicit approximate factorization method using diagonalization for simplified inversion work is applied for the time integration. To treat boundary conditions (wall, symmetry etc.) accurately, all boundaries are mapped onto faces of rectangular parallelepipeds. A computational mesh space is made by connecting them.

To show capability of this numerical procedure, numerical simulations of flow are carried out about three inlets with various sweep angles and a common V-shaped thick cowl, which are used in experiments by Kanda et al. The computational results and comparisons with their experiments are presented.

1. ま え が き

宇宙往環機のエンジンとしてスクラムジェットを実用化するための要素技術として、空気取入口、燃焼器及びノズルについての研究が着手されている¹⁾。我々は航技研において進められている、荻田ら^{2,3)}の「空気取入口の実験」及び小室ら^{4,5)}の「矩形スクラムジェット燃焼器の実験」に併行して流れの数値計算法の研究を進めている。本稿では、前者について報告する。後者は文献⁶⁾を参照。

空気取入口には、その取付位置よりも上流側にある飛翔体部分（機首等）にできる衝撃波等を通じた超音速流が流入する。取入口は、幅広い飛

行マッハ数（3～20）に対応する流入空気を超音速のまま、減速圧縮して燃焼器に送る役割をもつ。従って、低マッハ飛行の際に、取入口内部に発生しやすい垂直衝撃波による choking 状態が起らず始動可能性を持たせるよう、又、適度に圧縮された適量の空気を燃焼器に供給できるように、空気取入口の最適化設計が必要とされる。その設計手段として空気取入口内外の流れ場の数値解析が用いられる^{7,8,9)}。

本論文では、荻田らの模型に対する数値解析手法を提示し、それによる計算結果及び実験との比較を述べる。

* 航空宇宙技術研究所

2. 空気取入口模型と順問題

荻田らは、マッハ4の簡易風洞を用いて機体組込み型ラングレーモデルの空気取入口（ストラットなし）の流れ場と性能特性を調べる実験を行った。図1にV型カウルをもつ模型の側板面図と平面図を示す。 β は側板前縁の後退角であり、後退角が大きくなるにつれて、空気の溢れも増える。低マッハ飛行時の始動を可能にするためには溢れを生じさせる必要があり、この後退角が意味をもつ。

本論文では、この模型を用い主流マッハ数4の下に後退角 0° , 45° , 60° の三通りの定常流れ場を求める。なお、実験³⁾では 0° の場合、始動不可能であるが、計算では定常流の解を目的として全域に主流の初期値を与えて解くことができるため、実験に沿った非定常過程を経ないでchokeしていない定常流れ場を求めることができた。

3. 数値解析手法

基礎方程式として一般曲線座標系表示の非定常三次元完全Navier-Stokes方程式を用いる。ここでは、まだ、乱流粘性モデルを含ませていないので層流粘性のみである。この方程式の対流項に対する空間差分スキームとしてHarten-YeeタイプのTVD (Total Variation Diminishing) スキーム¹⁰⁾を適用し、又、時間積分には対角化IAF (Implicit Approximate Factorization) 法を適用する。

計算格子空間は図2に示すように、A, B, Cの三つの直方体を連結させたものである。A, Bの右端面に常に主流($M=4$)の流入条件を、全壁面に断熱条件とnon-slip条件を、A, Bの対称面に対称条件を、A, B, Cの左端面に流出条件(上流から外挿)を、A, B, Cの手前の面(Aの壁部分及びBとCの接触面を除く)に周期条件(偏揺角0のため対称条件と同じ)を課す。なお、Cの右端面は特異面で、 k = 一定の矢印の格子線は、物理空間における側板前縁の下向延長線上の一点に対応する。通常の計算手法を用いてこれらの条件を満たすようにする。格子点数はA ($137 \times 37 \times 47$), B ($137 \times 37 \times 37$), C ($117 \times 31 \times 37$)で総計約56万である。側板前縁を

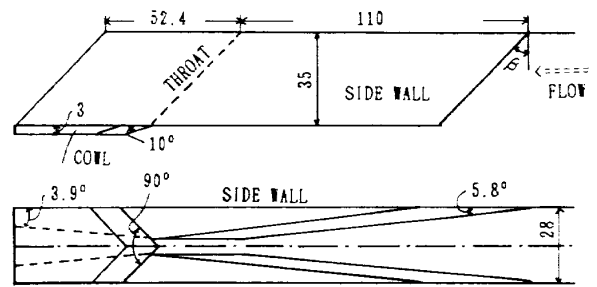


図1 空気取入口模型²⁾

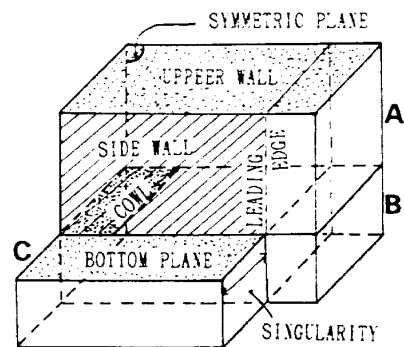


図2 計算空間

含む格子面は $i=21$ 、カウルの前縁はAの底面上 $i=99$ に対応する。レイノルズ数は 6.215×10^5 (基準; 28mm, 音速, 1気圧)とし格子の最小幅は 28×10^{-3} mmとする。

4. 計算結果及び実験との比較

各ケースの計算は局所時間刻みの方法を用いて3000 time cycles程度行って漸近的定常解を得た。図3~5はそれぞれ、三次元的に示された後退角 0° , 45° , 60° の等圧線図で全空間の流れ場の状態を示している。a図は上壁面、対称面、又、b図は側板面、取入口底面、カウル上面の等圧線を含む。図6は流れ方向x軸($x=0$; 取入口前縁)に対する側壁面の中央線及び上壁面交差線における圧力分布である。この図から図3~5のおおよその圧力値を知ることができる。いずれのケースにおいても、両側板前縁にできた二つの弱い衝撃波が対称面で衝突・反射し、更に、両壁で反射している。この状態がスロート近辺まで繰り返され、流入空気が減速圧縮される。特に、後退角が大きい程、取入口底面でこの回数が多く、上壁面付近で圧力分布の階段線が不鮮明になり、取入口の上面と底面における圧力差が大きくなる。更に、a図の対

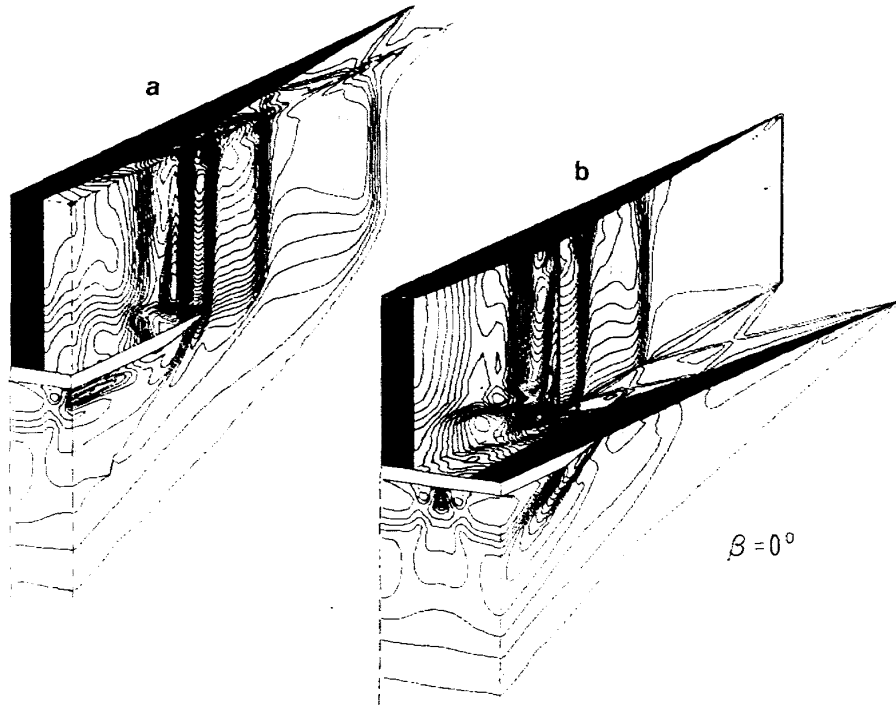


図3 3次元的等圧線図(a)上板面・対称面を含む。
(b)側板面・カウル上面を含む。

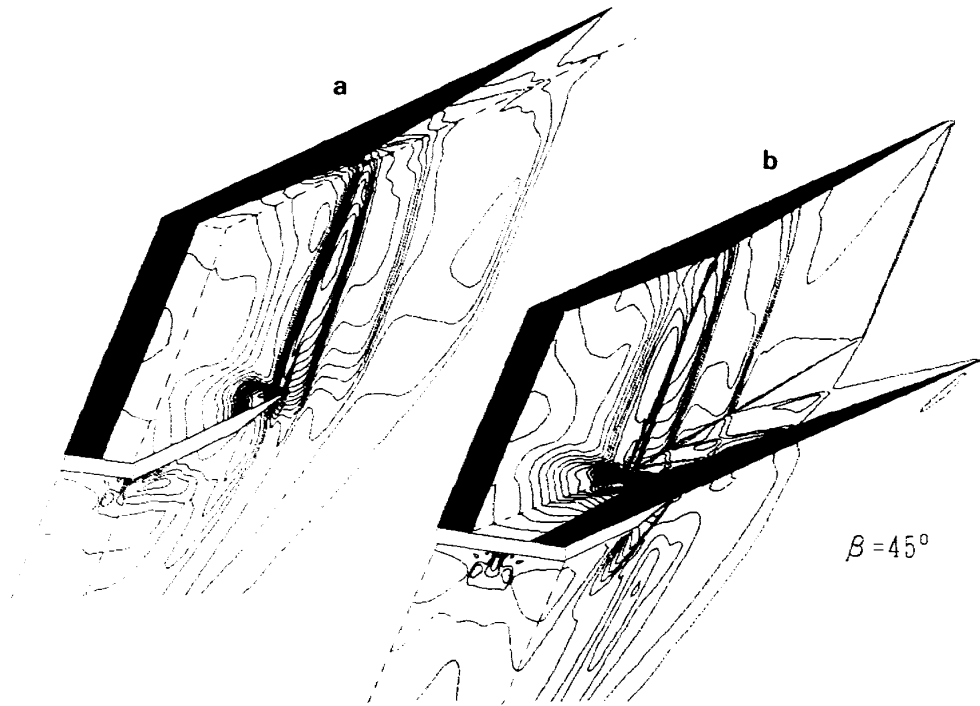


図4 3次元的等圧線図(a)上板面・対称面を含む。
(b)側板面・カウル上面を含む。

称面の衝撃波長さから明らかなように、後退角が大きい程空気の溢れが大きく取入口内部の影響が底面下の外部に大きく及んでいる。

図6及び側板面の等圧線図(図7)で後退角45°の実験³⁾と計算を比較する。両者は定性的に良く

一致し、定量的に互いに近い。又、図6には荻田らによる二次元解析コードNASCRINの結果³⁾を記入した。この結果ではTVDスキームでは見られない衝撃波付近の数値的振動が見られるが、これはMacCormackスキームを使用したためである。

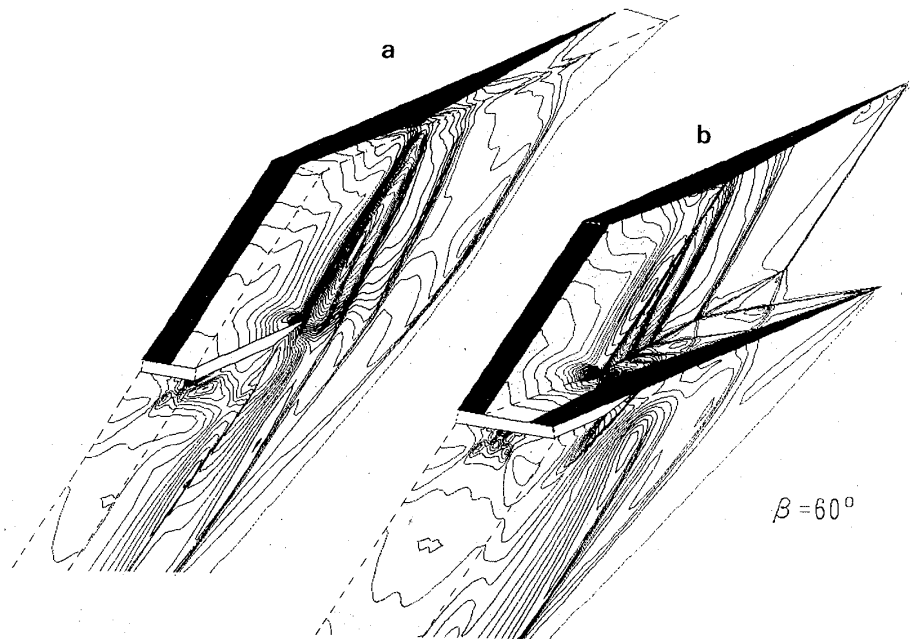


図5 3次元の等圧線図 (a) 上板面・対称面を含む。
(b) 側板面・カウル上面を含む。

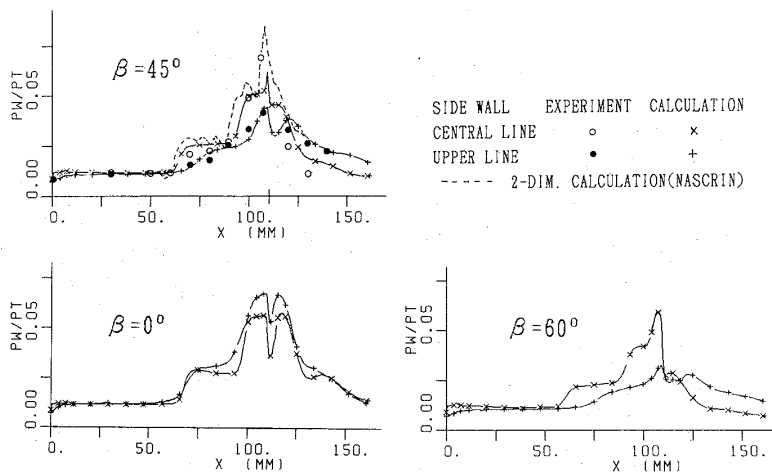


図6 流れ方向x軸 (x=0; 取入口前縁) に対する側板面 (中央線及び上板面との交差線) の圧力分布。実験³⁾ 及びNASCRIN³⁾ 計算と本計算の比較。

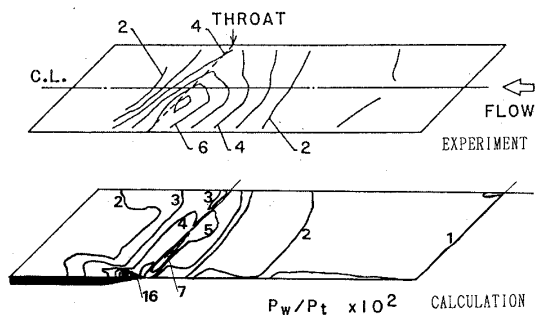


図7 実験²⁾ 及び本計算による側板面における等圧線図

上壁面やカウルの影響の小さい中央線付近では二次元計算でも実験に近い。

性能特性として〔捕獲面積比, 流量重みつき平均総圧回復率〕をスロートにおいて計算した。 $\beta = 0^\circ$ のとき〔79%, 90%〕, $\beta = 45^\circ$ のとき〔65%, 91%〕, $\beta = 60^\circ$ のとき〔50%, 92%〕である。実験^{2,3)} では $\beta = 45^\circ$ のとき〔65~73%, 72~75%〕, $\beta = 60^\circ$ のとき〔50%, 47%〕である。計算と実験の総圧回復率の大差は, 実験に見られる上板の厚い境界層 (7~10mm) を計算の流入条件として考慮してい

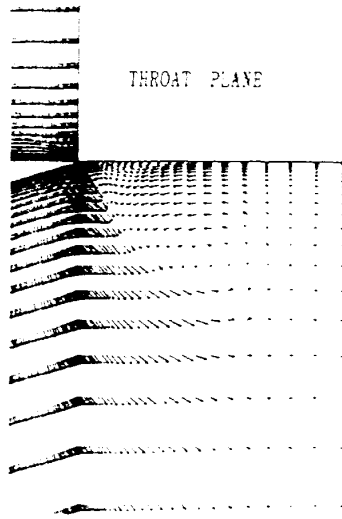


図8 スロート断面における速度成分(v, w)のベクトル図

なかったことに因る。又、スロートにおける境界層外部のマッハ数は $\beta=0$ のとき2~2.75, $\beta=45^\circ$ のとき2.25~2.5, $\beta=60^\circ$ のとき2.5~3となりいずれも超音速支配下にあり、実験³⁾(始動可能のみいずれも)の最大マッハ数約2.5に近い。

図8に $\beta=45^\circ$ のスロート断面における速度成分v, wのベクトル図を示す。カウル前縁上流側で溢れた空気が外向きに流れ側板の底面下で大きな渦を作っている。

図9, 10にそれぞれ、 $\beta=45^\circ$ の四つの後退断面(上図で位置指定)における等密度線図, 取入口前縁の内面の底辺に始点をもつ流線図を示す。流れの向きが衝撃波位置で少し変わり、対称面の流線(一番手前)は相当下向きに流れて行くことがわかる。又、側板底面の下では、その板幅が増えるにつれ、徐々に大きい幅をもつ渦となって流れて行く。

5. あとがき

空気取入口の境界条件を正確に取り扱うために、壁面及び前縁等をそれぞれ、格子面及び格子線等に対応するように、複数の直方体を連結した計算格子空間を作り、完全Navier-Stokes方程式をTVDスキームで解いて、V型厚みつきカウルと後退角をもつ空気取入口内外の流れ場を数値解析し、実験と比較した。

模型及び実験データを提供して下さい航技研

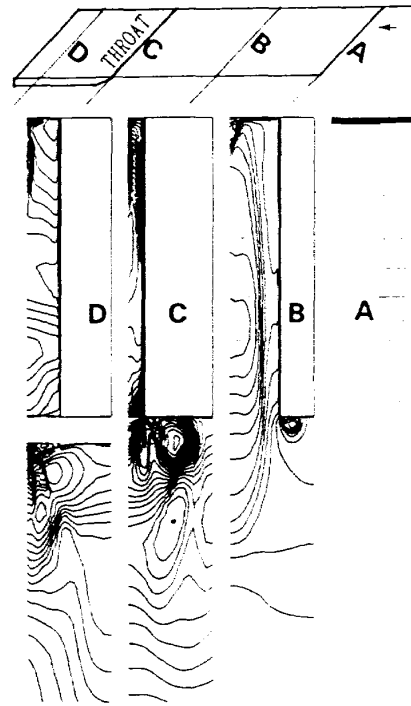


図9 4後退断面における等密度線図

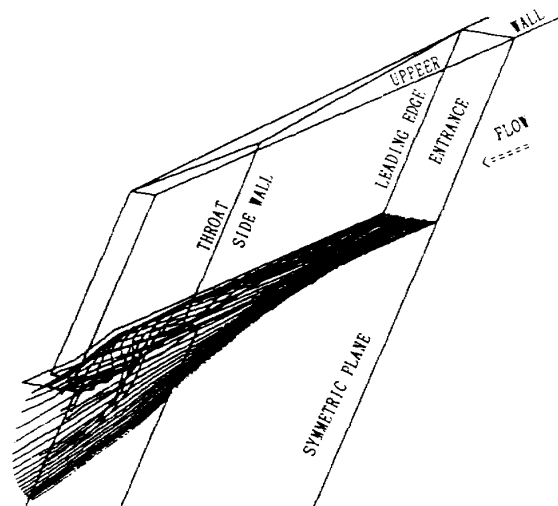


図10 取入口前縁内部面の底辺上に始点をもつ流線図

荻田技官, 鎮西技官に感謝の意を表します。

参考文献

- 1) 鎮西信夫ほか, 日本宇宙学会第20期年会講演会, 1989.
- 2) 荻田丈士ほか, 第29回航空原動機に関する講演会, 1989.
- 3) T. Kanda et al., AIAA Paper 89-2680, 1989.

- 4) 小室智幸ほか, 第28回航空原動機に関する講演会, 1988.
- 5) 小室智幸ほか, 第29回航空原動機に関する講演会, 1989.
- 6) T. Ishiguro et al., ISCFD-NAGOYA, 1989.
- 7) L.J. Weir et al., AIAA Paper 89-2355, 1989.
- 8) A. Kumar, AIAA Paper 81-0185, 1981.
- 9) Y.C. Hsia et al., AIAA Paper 89-2681, 1989.
- 10) T. Ishiguro et al., NAL-TR-950T, 1987.