

スクラムジェットエンジンの流れの 3次元Navier-Stokes解析 (ストラット付空気取入口)

石 黒 登美子* 末 松 和 代*
和 田 安 弘* 小 川 哲*

3D Navier-Stokes Calculation of Flow about Scramjet Inlet with Strut

by

Tomiko ISHIGURO, Kazuyo SUEMATU, Yasuhiro WADA and Satoru OGAWA
National Aerospace Laboratory

ABSTRACT

A numerical procedure to analyze a flowfield through or around a Langley-typed scramjet engine inlet with a strut and an I-shaped thick cowl is proposed. To treat boundary conditions (wall, symmetry etc.) accurately, all boundaries are mapped onto faces of five rectangular parallelepipeds. The governing equations are the 3D full Navier-Stokes equations. The TVD scheme is applied for spatial discretizations and the IAF method, for time integration. To show capability of the numerical procedure, numerical simulations of flow have been carried out under Mach number 4 of free stream about four inlet models, whose struts differ in lengths but have the same contraction ratios. The result has made no great difference from each other in inlet performance such as mass capture ratio and total pressure recovery ratio.

1. ま え が き

超音速 / 極超音速の飛しょう体用エンジンとしてスクラムジェットエンジンが注目されている。筆者らは既にこのエンジンのストラットなし空気取入口に対し、主流マッハ数、側板前縁後退角、入口 / スロート収縮比のパラメトリック計算及び流入境界層を付加した計算を行い、取入口の性能（空気捕獲率、総圧回復率、始動性等）について報告してきた^{1,2)}。今回はくさび型ストラットを付けた空気取入口を対象とした結果について報告

する。ストラットは取入口の重要な構成要素であって、燃料の噴射面として用いられ燃焼器長を短縮化するばかりでなく、くさび型側板と共に流入空気を圧縮する。計算モデルとして、航技研・谷、荻田らの空力特性の測定を目的とした実験³⁾で用いられたLangley型I型カウル付き空気取入口（側面図、及び平面図；図1、3次元表示図；図2）を用いる。この型の取入口はくさび型側壁やストラットによって発生する多段階衝撃波を通じて流入空気を圧縮し、又入口からスロート（カウル先端の最小断面）まで開放された底面と後退角付き側板前縁をもつことによって、下向きの溢れが生じ上板境界層の剥離が防止され始動性が高

* 航空宇宙技術研究所

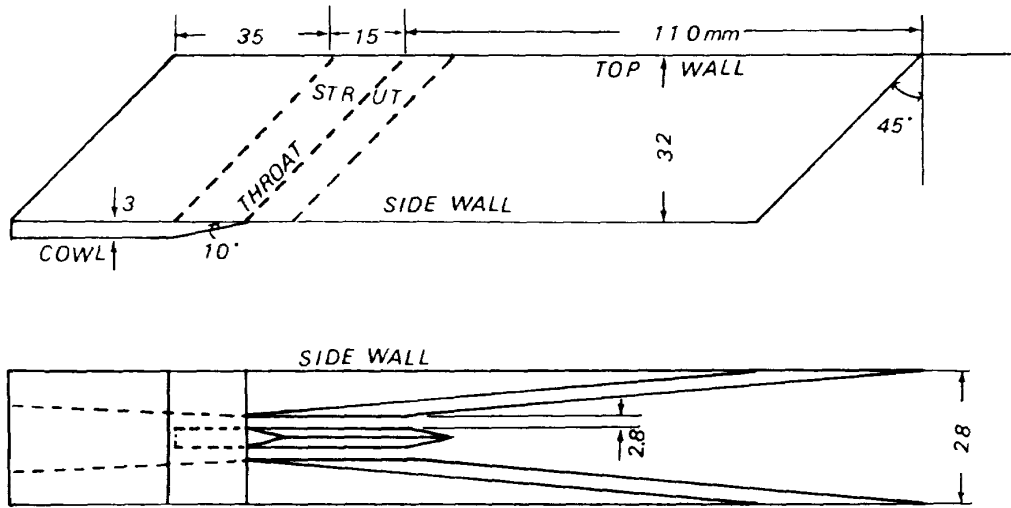


図 1 空気取入口の側面図と平面図³⁾

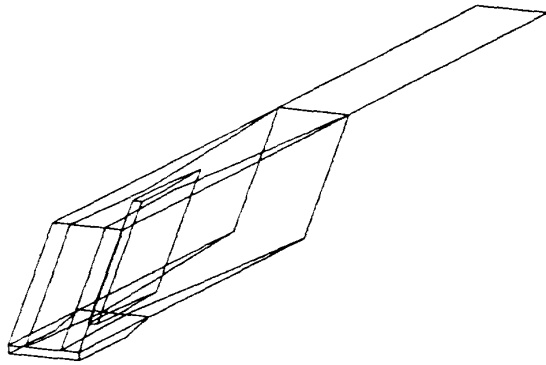


図 2 空気取入口の 3次元図

められるということに着眼して設計されている。

本論文では 1 スラット付き空気取入口内外の流れ場を数値的に解析するための手法とそれを使用した計算例について述べる。

2. 数値解析の手順

計算は対称面を境に片側のみについて行う。物体適合格子を作るために全ての壁面を 5 つの直方体 A, B, C, D, E の表面に対応するように写像する(図 3)。基礎方程式として一般曲線座標系表示の 3次元完全 Navier-Stokes 方程式を用いる。空間差分には対流項に対し Harten-Yee タイプの TVD スキームを、又、時間積分には対角化 IAF 法を適用し、定常解を目的として局所時間刻みの方法を用いる。乱流モデルは Baldwin-Lomax 代数渦粘性モデルを用いる。

境界条件を次に述べるが通常の計算手法によって取り扱う。図 3 における A, B の右端面に常に

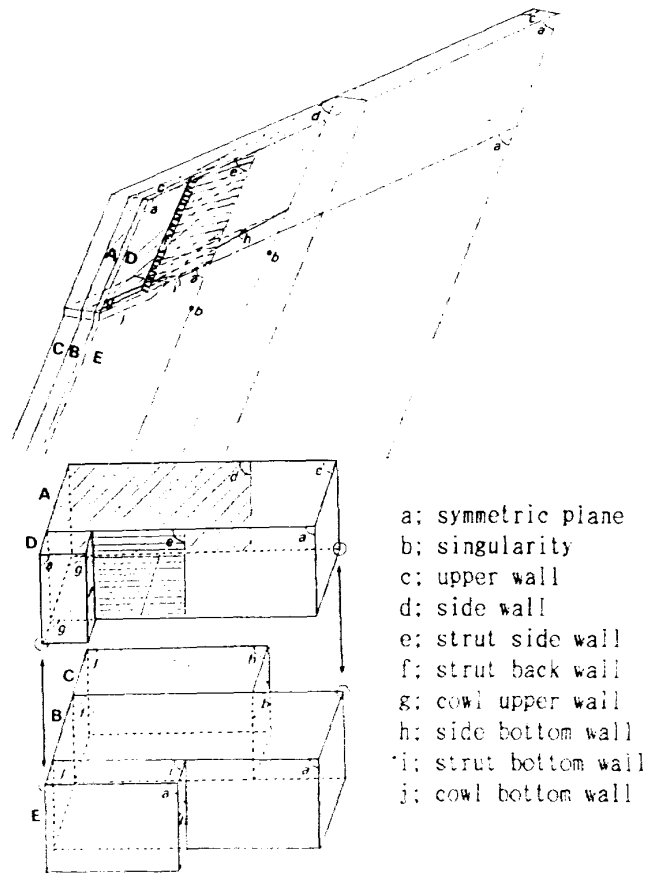


図 3 半空間の 5 つの直方体への写像

主流の流入条件を、全壁面に断熱条件と non-slip 条件を、A, B, D, E の対称面に対称条件を、A, B, C, D, E の左端面に流出条件(上流から外挿)を、A, B, C の側端面に周期条件(偏揺角 0 のため対称条件と同じ)を課す。尚、C, E の右端面は特異面で、 $k =$ 一定の格子線(矢印)はそれぞれ物理空間における側板前縁とストラット前縁の下向延長線上の一点に対応する。

実験³⁾のマッハ数4の簡易風洞の貯気槽では、圧力は1.6MPa、温度は室温としている。主流マッハ数 $M_\infty=4$ の音速と横軸 ($L=28\text{mm}$) を基準にとるとレイノルズ数は $Re=\rho_\infty c_\infty L/\mu_\infty=5.3\times 10^5$ となる。本計算ではこの Re , M_∞ の値を採用する。

図1の空気取入口の前縁後退角は45°、入口/スロート収縮比は5であり、カウル前縁はスロートに位置する。ストラットはスロート下流域で固定幅をもち、上流域の水平断面では二等辺三角形となっている。本計算では、底辺のスロートから頂点のストラット前縁までの距離がそれぞれ10mm, 20mm, 30mmであるストラットをもつ3つの取入口を取り扱い、各々のケースをS10, S20, S30と呼ぶ。更に、入口/スロートの収縮比が同じ5となるように側板幅を厚くしたストラットなし空気取入口も取り扱い、これをS0と呼ぶ。用いた格子点数はS0; 約56万, S10; 約58.5万, S20; 約61万, S30; 約63.5万である。

3. 数値計算の結果

図4と図5はそれぞれ、対称面とカウル上面を

含む水平面における計算によって得られた等マッハ数線図である。点線は音速線を示す。取入口内部では、上板近くで且つスロート又はストラット前後において小さい超音速域がみられるが、大部分が超音速域であって全ての取入口が始動していることがわかる。

図6~9に各ケースの等圧線図を3次元的に示す。各々について圧力値を知るために図10に側壁/対称面・ストラット面と上壁/中央水平面の4つの交差線上における x に対する圧力分布を示す。各ケース共、上壁から離れた所では、側壁やストラットのくさび形状によって、入口からスロートにかけて反復反射の斜め衝撃波系が作られている。そのパターンはストラットの長さによって異なっている。S10はスロートからストラット前縁までの距離が最短であり、その区間において急激に圧力が上昇している。入口からスロートまでの圧力の上昇が緩やかな順に、つまり、段差の小さい階段を有するものから並べるとS0, S30, S20, S10になる。上壁近辺では斜め衝撃波系が極端に不鮮明になり、対称面・ストラット面と側壁の2つの

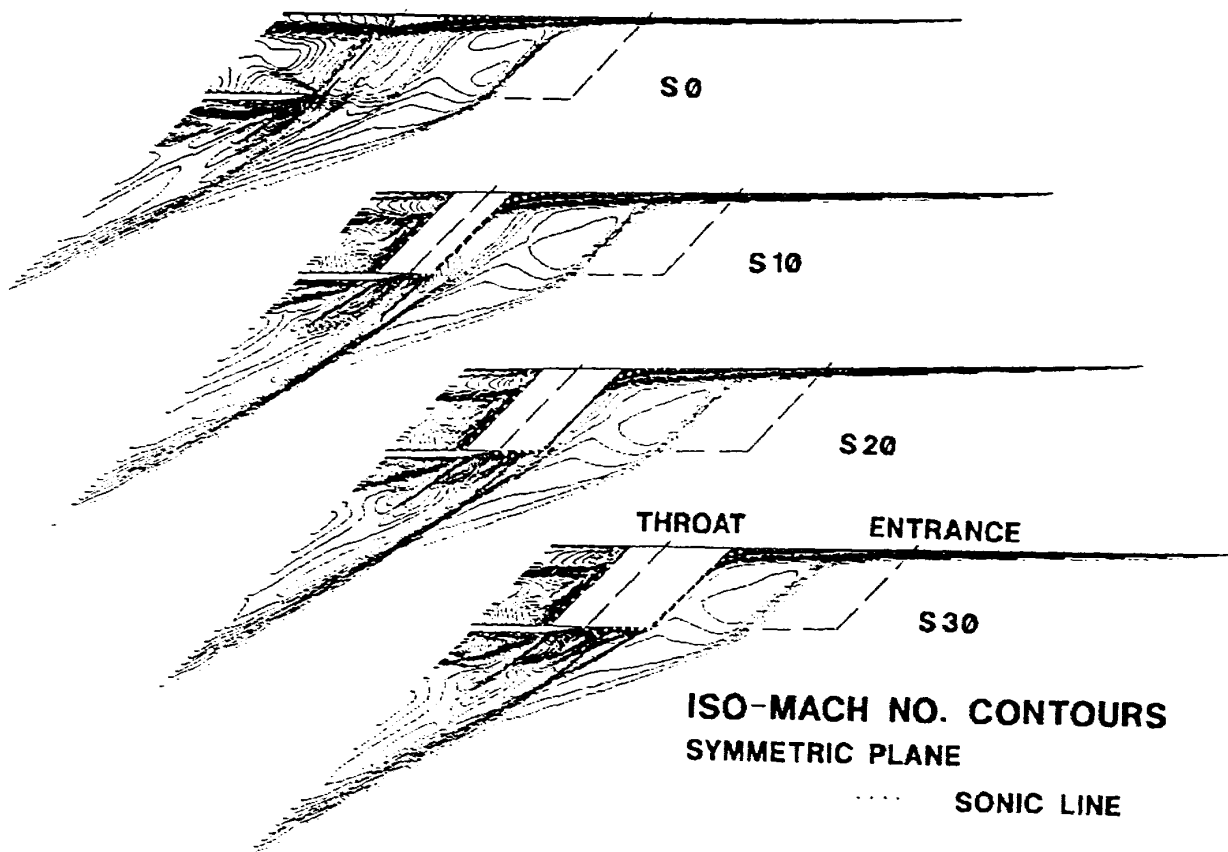
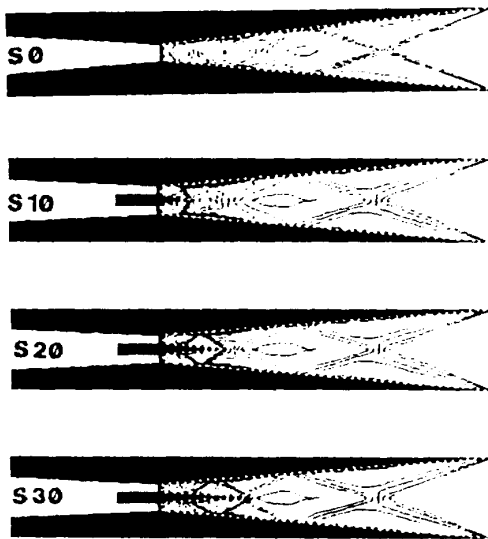


図4 対称面における等マッハ線図



ISO-MACH NO. CONTOURS
LOWER PLANE SONIC LINE

図5 カウル上面を含む水平面における等マッハ線図

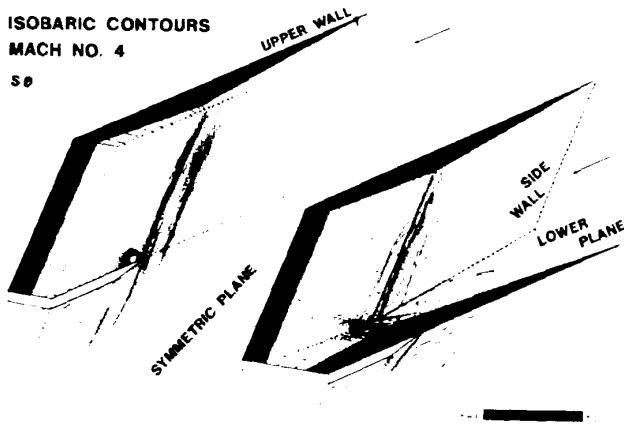


図6 等圧線図

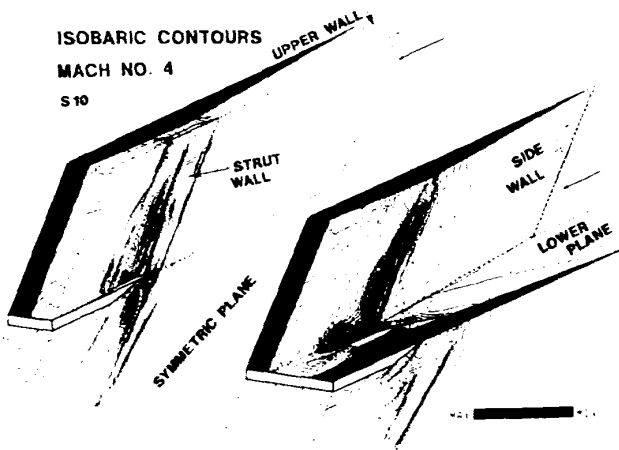


図7 等圧線図

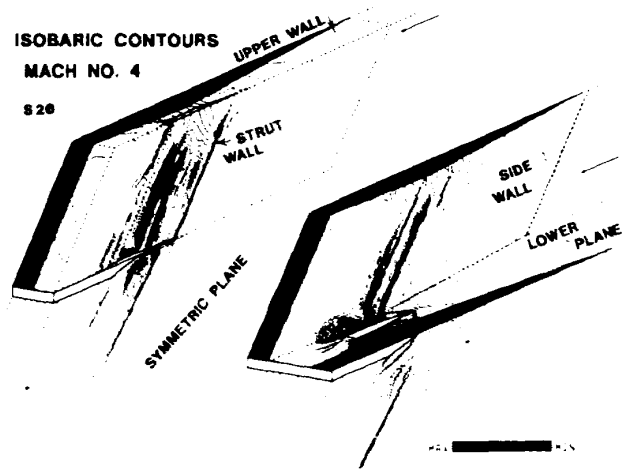


図8 等圧線図

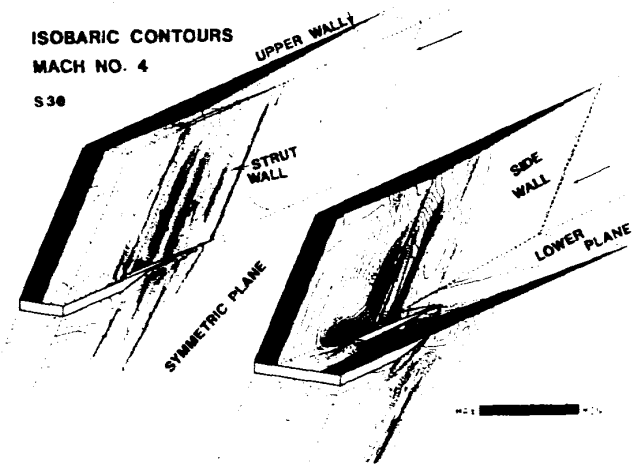


図9 等圧線図

圧力カーブはストラットの後流域を除いて大差がない。

図11にスロート断面における捕獲面積比，及び同断面における総圧回復率，圧力/主流圧力，マッハ数の流量重み付き平均を示す。又，層流の計算によるものも付加する。乱流計算の平均総圧回復率や捕獲面積比は層流のものより7~12%小さい。更に，実験³⁾の捕獲面積比と平均総圧回復率を付加するが，両方とも，ストラット長に対するカーブの傾向が計算のものと類似している。実験³⁾では取入口の入口上板の分厚い境界層を考慮して捕獲面積比を算出している。考慮しない場合8%程小さくなると考えられる。計算ではその境界層を流入条件に含めていないため，実験に比べ捕獲面積比は低めに，平均総圧回復率は高めにしている。このグラフから入口/スロートの収縮比が同じであれば，スロート断面における諸量はス

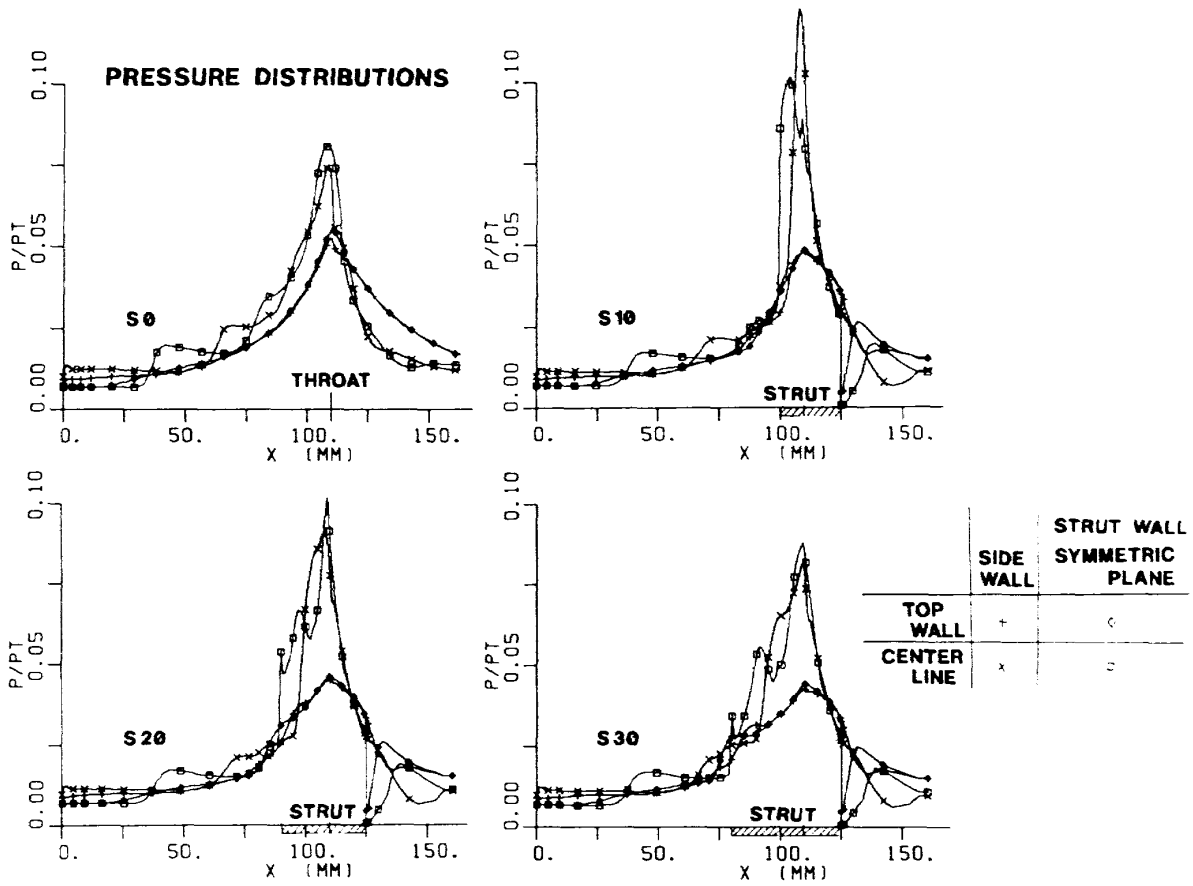


図10 xに対する圧力分布

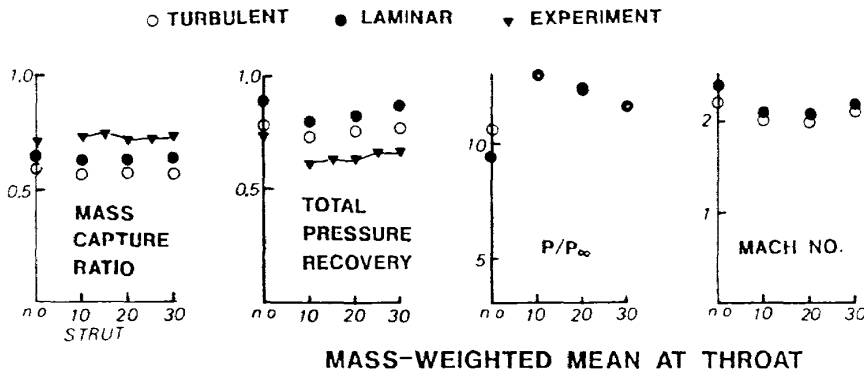


図11 スロート断面における捕獲面積比及び同断面における総圧回復率、圧力/主流圧力、マッハ数の流量重み付き平均

トラットの有無や長さによって大きく左右されないということがわかる。

S30に対し各壁面における等密度線図とオイルフロー図を夫々、図12、図13に示す。特に衝撃波が側壁と干渉する所、ストラット後流域、カウル底面等において複雑な流れ場が解析されていることがわかる。

4. あとがき

ここでは、ストラット付き空気取入口の流れ場の計算を風洞実験に基づいて主流マッハ数4の下にストラット長をパラメータとして計算を行ったが、空気取入口の最適化設計のためには、更に、主流マッハ数、取入口前縁後退角、入口/スロート収縮比をパラメータとした計算及び上板付着境界層を流入条件に付加した計算を遂行する必要が

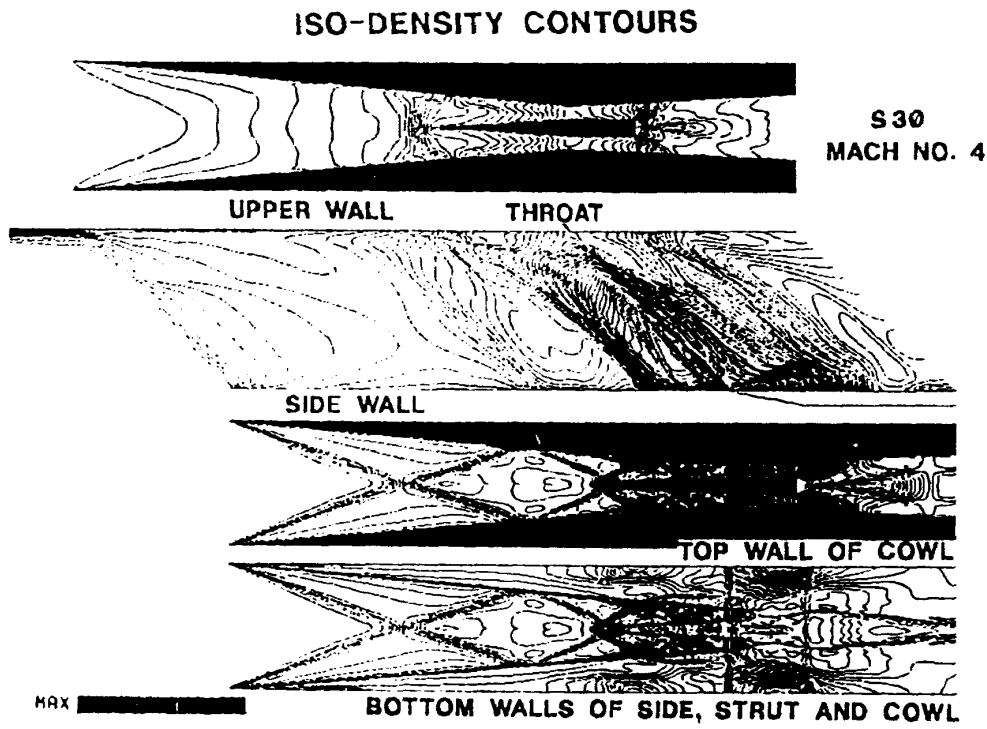


図12 各壁面及び下面における等密度線図

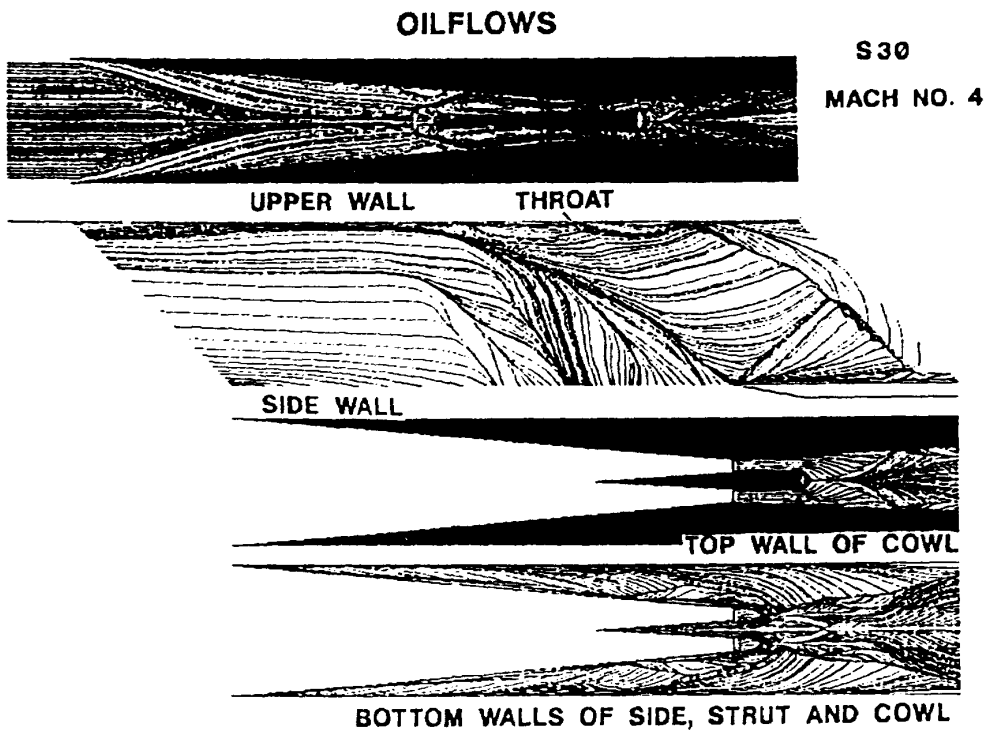


図13 各壁面におけるオイルフロー図

あろう。

モデル及び実験データを提供して下さいった航技研・谷，荻田両技官に感謝の意を表します。

参 考 文 献

- 1) 石黒登美子ほか：“スクラムジェット空気取入口の流れ計算”，第22回流体力学講演会，1991.
- 2) 石黒登美子ほか：“スクラムジェット空気取入口の流れの数値計算”，日本航空宇宙学会北部支部講演会，1991.
- 3) 谷香一郎ほか：“ストラットを有するスクラムジェット空気取入口の空力特性”，日本航空宇宙学会年会，1991.