

# スペースプレーンまわりの流れに及ぼす エンジンの影響

田村善昭, 藤井孝蔵 (宇宙科学研究所), 黒田眞一 (石川島播磨重工業)

## Effect of the Engine Nacelle on the Flow around the Spaceplane

Yoshiaki Tamura, Kozo Fujii (ISAS), Shinichi Kuroda (IHI)

The flows around a spaceplane with/without the engine nacelle were numerically simulated. The flow field was divided into six zones in the case with the engine and into two zones in the case without the engine and computed with a zonal method using the Fortified Solution Algorithm. The flow Mach number is 2.75 and the angles-of-attack are 0, 5 and 10 degrees in the both case. The computed results were compared with an experiment and showed the reliability of the current computation though there was a small discrepancy of the lift coefficient in the case of 5- and 10-degrees-angle-of-attack with the engine. The effects of the engine to the upper surface of the wing is the enhancement of the leading-edge vortex. The flow from the diverter pushes the flow along the cowl outward and the pushed flow rolls over the wing so that the leading-edge vortex is enhanced. Under the wing, the flows from the diverter and from the tips of the cowl form vortical flows and decrease the pressure on the lower surface of the wing. Utilization of a turbulence model, especially to the flow inside of the duct, was suggested for the further research.

### 1. はじめに

スペースプレーンの開発において, 超音速空気取り入れ口 (インテーク) は重要な研究課題のひとつである。著者らは数年前からインテークまわりの流れの数値解析<sup>1)</sup>, インテークの性能に重要な影響を及ぼすキャピティに関する実験および数値解析<sup>2)</sup>, 機体とインテークとの相互干渉を調べるための全機まわりの流れの数値解析<sup>3)</sup>を行ってきた。

インテークに対する機体の影響は, 機体下面での予圧効果とインテーク上流から発達する境界層が考えられ, 一方, インテークおよびエンジン/ナセルは全機の空力特性に影響を及ぼす。そこで, 本稿では文献[6]の風洞試験模型形状を用い, エンジン/ナセルがある場合とない場合の全機まわりの流れの数値計算を行い, 実験との比較を交えながらエンジンと機体との相互干渉について議論する。

### 2. 計算対象と計算手法, 計算条件

計算対象は基本的に文献[6]の風洞試験模型である。図1にスティングに取り付けられた状態の写真, 図2に三面図を示す。インテーク前方で機体下面がインテークに取り入れられる空気を圧縮する, いわゆる予圧効果を上げるために機体の下面はできるだけ平面になるように設計されている。主翼は, 後退角が80

度と65度のダブルデルタ翼で, 翼型は下面が平面の楔である。機体下部の推進機模型は, インテーク, エンジン部に相当する矩形ダクト, ノズルからなる。インテークの設計マッハ数は3である。ダクト内には流量調節用のブロックを取り付けることにより, エンジンによる背圧を模擬できる。推進機と機体との間にはインテーク上流から発達する境界層を排除するためにダイバータが設けられており, 推進機は機体から浮いて取り付けられる。ダイバータ高さは模型全長555mmに対し, 3.5mmおよび5.5mmの2種類が選べる。

一方, 本計算では多少形状を簡略化している。まず, ダイバータは実験では2段の楔からなるが, ここでは1段とし, またダイバータ前方の推進機上面(機体側の面)の形状も簡単化している。ダイバータ高さは3.5mmを選んだ。また, 模型では機体下面推進機後方がノズルの一部となっているが, これも簡略化してある。さらに, ノズル出口でのカウルは模型では丸められているが, 計算では丸めていない。これらの違いは主に計算格子の生成をより簡単にするためであるが, ノズル出口を除いては, 実験との比較には大きな支障はないと考えられる。ノズル出口については後で議論する。図3に計算の物体形状を示す。

計算手法は基本的に文献[4][5]と同じ解強制置換法を用いた重合格子による領域分割法<sup>7)</sup>である。詳細は

文献に譲るが、簡単に概要を述べる。まず、計算領域をいくつか分割し、独立に格子生成を行う。計算は各時間ステップで領域毎に行うが、その際の領域間の情報の伝達には任意の格子点でその点の値を指定した値に置き換えながら、それ以外の点では流体の方程式を解くことのできる解強制置換法を用いる。ここでは、機体の上面側、下面側で2領域、推進機のカウルまわりを前後に分けて2領域、ダクト内に1領域、ダイバータ付近に1領域の計6領域としている。図4にその一部を示す。格子トポロジーは機体とカウルまわりがH-O、ダクトとダイバータがH-Hで、左右対称を仮定して反対側に1点取って対称条件を課すようにしている。格子点数は、機体上面 $90 \times 62 \times 66$ 、下面 $90 \times 63 \times 66$ 、カウルが前方 $90 \times 63 \times 33$ 、後方 $41 \times 63 \times 33$ 、ダクト $69 \times 42 \times 41$ 、ダイバータ $71 \times 33 \times 22$ で合計約120万点である。最小格子幅は機体全長に対して $1/10000$ でレイノルズ数が $10^6$ の計算としてはやや粗い。エンジンがない場合の計算は、単に機体の上面と下面の格子のみを用いることで実現できる。

計算条件は、主流マッハ数2.75、迎角 $0, 5, 10$ 度、レイノルズ数は前述したように $10^6$ であるが、乱流モデルは使用していない。このことの是非については後で述べる。基礎方程式は格子の取り方によって物体面となる方向が異なるため、3方向thin-layerナビエ・ストークス方程式を用いた。定常解を得るため局所時間刻みを用いたが、ダイバータやダクトの内部で収束の遅い領域があるときには、17000ステップ近く計算することになった。初期条件は一様流、境界条件は機体まわりが流出面のみ0次外挿、それ以外は一様流で固定し、対称面では先に述べた対称条件を用いる。物体面は速度0、密度0次外挿、圧力は面に垂直方向の運動量方程式から求める。それ以外の境界は、他の領域と重なっているところになるが、その領域から内挿により求める。境界以外でも、他の領域の値を優先すべきところは内挿した値で置き換えるが、それには解強制置換法を用いる。内挿は、それぞれの領域で格子点からなる6面体を5つの3角錐に分割し、内挿しようとする点を含む3角錐の4頂点の値から線形内挿により求める。この問題では、領域同士の相対位置が時間と共に変化することはないので、予め内挿する先の格子点位置や内挿係数を求めておき、実際の計算では初期設定時にそれらの値をファイルから読み込んでメモリに載せ、各時間ステップで用いるようにしている。ベクトル・パラレル計算機を用いたのでメモリに余裕があったため、格子点当たり16ワードほどのメモリが内挿のために使われている。

### 3. 計算結果および考察

ここではまず、文献[6]の実験との比較により本計算の妥当性について議論する。次に、エンジンがある場合とない場合の計算結果からエンジンが流れに及ぼす影響について考える。

#### 3.1 実験との比較

まず、迎角0度、エンジン有りという条件での比較を行う。図5は機体下面およびカウル側面の実験のオイルフローと計算の表面流線を表わしたものである。図5(a)の機体下面ではインテーク前方の剥離線、ダイバータからエンジン側方に伸びる剥離線などの特徴が実験・計算とも見られる。図5(b)のカウル側面での剥離も、位置は合わないが、確認できる。乱流モデルを用いていないことを考えるとよく一致していると考えられる。図6は機体先端から機体長に対し20%および87%位置での表面圧力分布の比較である。87%位置で上面翼端側の1点だけ実験と計算が合わないが、それ以外はよい一致を見ている。また、図7に示すように、揚力係数もよく一致している。

しかしながら、同図に見られるように、迎角が上がるにつれ、実験と計算での揚力係数に開きが出てくる。特にエンジン有りで迎角が10度の場合に実験に比べて計算の揚力はかなり小さくなっており、しかもエンジンがない場合よりもさらに小さい。これは実験には見られない傾向である。実験と計算が不一致となる原因を考えてみると、そのひとつとしてエンジン、特にノズルの形状の違いが挙げられる。2.で述べたように本計算では格子生成を簡略化するためノズル上面の出口付近が開いていないなどの違いがある。そこで、エンジン(ダクト)内部の静圧と総圧を比較したのが図8である。ランプの斜め衝撃波直後で総圧、ダクト上面のノズル直前で静圧と総圧、ノズル下面出口付近で静圧を測っている。ノズル上面の実験データがないので直接ノズル上面の形状の違いの影響を議論することはできないが、この図を見る限り、ノズルの流れが迎角によって実験と大きく異なっているようには見えない。

しかし、ダクト内部の流れを見ると、迎角のある場合とない場合で流れの様子は大きく異なっている。図9は迎角が0度と10度の場合の、ダクトの対称面からダクト幅の8%ほどはずれた格子面( $k=39$ )での面内の流線と圧力の等高線である。流線はダクトの入り口から追跡している。迎角が10度の場合にダクトの入り口で無視できない程度の剥離が起こっていることが分かる。それに伴って圧力分布も、0度の場合のようなランプ衝撃波とカウルでの反射衝撃波といった2次元的な形態からはずれている。また、ここでは示さない

が、剥離のスパン方向の広がり是对称面から両側にダクト幅の10~15%程度で、より側壁に近い部分では剥離していない。本計算におけるダクトの格子点数は約12万点で決して多いものではなく、また乱流モデルも使用していないので、この剥離が物理的なものか計算上のものか結論づけることは難しいが、高い迎角で計算と実験が合わない可能性のひとつとして挙げることはできる。実験ではダクト内にエンジンがある状態を模すためにダクト面積を半分に絞った実験を行っている(図7のhalf-closed)が、これを見ると、迎角が小さい場合には通常のエンジン有りよりも大きい揚力を示すが、揚力傾斜はエンジン有りよりも小さく、例えば10度では通常のエンジン有りの揚力の方が大きくなっている。実験のhalf-closedと計算のダクト内の剥離は同じではないが、ダクト内の流れが遮られることが揚力を減らす原因になっているとも考えられる。

### 3.2 エンジンの影響

実験との比較により、計算では迎角が大きいときに揚力が小さめに評価されていることが分かったが、それをふまえた上で、計算上エンジンの有無が流れ場どのような影響をおよぼしているのかを次に考える。

まず、迎角が0度のエンジンがある場合とない場合の総圧損失分布を図10に示す。上面を見ると、ほとんどどちらも同じに見えるが、エンジンがある場合、わずかに前縁剥離渦らしきものが形成されはじめているのが分かる。一方、下面は、機体下面が平面であるため、エンジンのない場合はほとんど擾乱のない流れになっている。エンジンのある場合はカウルの脇にいくつもの渦が確認できる。これは上流側に遡って見ていくと、カウルの上端・下端およびダイバータからの渦であることが分かる。

迎角を上げていってもこの傾向は変わらない。図11は迎角が5度の場合の総圧損失分布であるが、上面の剥離渦の大きさがエンジンありの場合にやや大きいことも、カウル先端やダイバータからの渦が確認できることも同じである。ただし、図12に示した先端から80%位置での圧力係数分布の比較から分かるように、迎角がある場合の上面の剥離渦は、大きさはともかく強さはエンジンの有無で余り変わらない。下面はカウル側面での渦がある分だけ圧力は低くなっている。迎角が0度のときだけは別で、上面の翼端付近で明らかな違いが確認できる。

上面、特に迎角0度での流れの違いを見るためにダイバータ付近の流線を描いたのが図13、14である。それぞれ上から0度、5度、10度で下から見た図になっている。エンジンのある場合にはエンジンが半透明で描いてある。流線は、高さ方向にダイバータの中心付

近、横方向にはダイバータの内部から外部にかけて流している。エンジンのない場合も流線を出す位置は同じである。まず、エンジンのない場合は迎角を上げることによって自然と流れが外側を向くようになり、10度ではこの位置からの流れの一部が上面に巻き上がっているのが分かる。一方、エンジンがある場合は、ダイバータ内部からの流れがダイバータの横を平行して流れる空気を外側に押しやるために迎角がない場合でも外向きの流れが起こっている。そのため、エンジンがない場合には10度でしか起こらなかった下面からの巻き上がりが0度でも起こっている。従って、エンジンのある場合は0度でも上面に剥離渦が形成され、エンジンがない場合との圧力係数分布に大きな違いが生じる。5度、10度でも上面に巻き上がる流線の数はエンジンがない場合よりも多いが、エンジンがない場合も上面に剥離渦が形成されているので、この影響が0度のときほどは大きくないのだと考えられる。以上をまとめると、ダイバータからの流れは機体下面の流れを外側に押しやり、上面への巻き上がりを促進する。また、カウル先端からの渦ともども下面に渦流れを作り、翼下面での揚力を減少させる。

### 4. まとめ

スペースプレーンまわりの流れの数値解析を行い、エンジンが流れに及ぼす影響を調べた。計算は迎角のある場合にダクト内で剥離するなど乱流モデルを用いていないことによると思われる現象が見られたが、大まかな流れの様子などは実験とよく一致した。エンジンの影響は、流れを機体上面、下面に分けて考えると、上面に対してはダイバータからの吹き出しが機体下面で外向きの流れを作り出すため、下面から上面への巻き上がりが強くなり、特に迎角0度で上面の流れ場は大きく異なる。一方、下面ではダイバータからの流れのほか、カウルの上端・下端からも渦が発生し、カウル側面に沿って流れていく。このため、翼下面での圧力はエンジンがない場合よりも下がってくる。また、計算では大きい迎角でダクト入り口付近に剥離が観察された。

今後の課題としては、ダクト内の流れをより正確に見積もるために乱流モデルの導入が必要である。最終的にはダクト内のみならず、全機に対して乱流計算が必要であるが、これには複雑形状の物体に対応できる(例えば壁からの距離を必要としないような)乱流モデルを用いることが必要となろう。また、エンジンの機体におよぼす影響はダイバータからの流れが大きいと分かったので、スペースプレーンを設計する観点からは、エンジンの取り付け位置やダイバータの高さ、角度などを工夫して下面の流れを制御することが重要

となるだろう。

参考文献

- [1] 黒田眞一, 藤井孝藏, “抽気室を有する超音速インテークの数値計算,” 第22回流体力学講演会, 1990年11月, pp. 144-147.
- [2] 田村善昭, 藤井孝藏, 坂本和之, 松永康二, “超音速キャビティ流れと衝撃波干渉,” 第26回流体力学講演会, 1994年10月, pp. 267-270.
- [3] 坂本和之, 藤井孝藏, 田村善昭, 松永康二, “キャビティのある超音速内部流れの数値解析,” 宇宙航行の力学シンポジウム, 1994年11月.
- [4] 黒田眞一, 藤井孝藏, “エンジン付きスペースプレーン全機形状まわりの流れの数値シミュレーション,” 第10回航空機計算空気力学シンポジウム, 航空宇宙技術研究所特別資料SP-19, 1992年12月, pp. 81-86.
- [5] 田村善昭, 藤井孝藏, 黒田眞一, “エンジン付きスペースプレーンまわりの流れ,” 第8回数値流体力学シンポジウム講演論文集, 1994年12月, pp. 81-84.
- [6] 伊藤健, 村上哲, 野田順一, 進藤重美, 坂田公夫, 田中厚成, “超音速風洞におけるインテーク/機体統合試験,” 第29回飛行機シンポジウム, 1991年10月.
- [7] Fujii, K., “Unified Zonal Method Based on the Fortified Solution Algorithm,” *J. Comp. Phys.*, **118**, 1995, pp. 92-108.

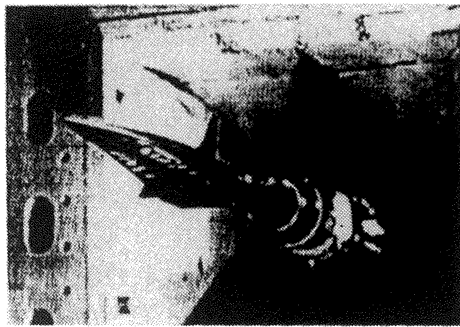


図1 風洞試験模型

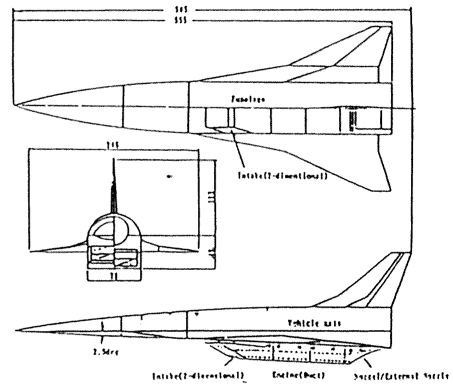


図2 風洞試験模型の三面図

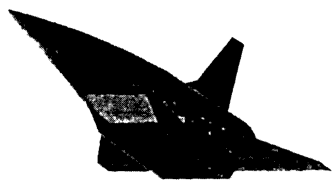


図3 計算での物体形状

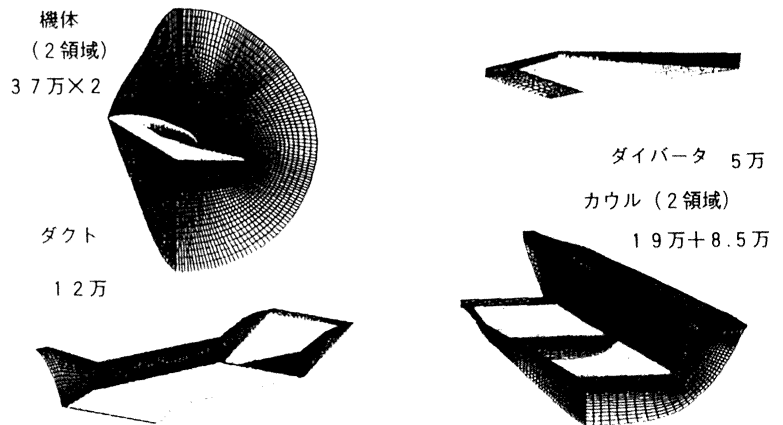


図4 計算格子の一部

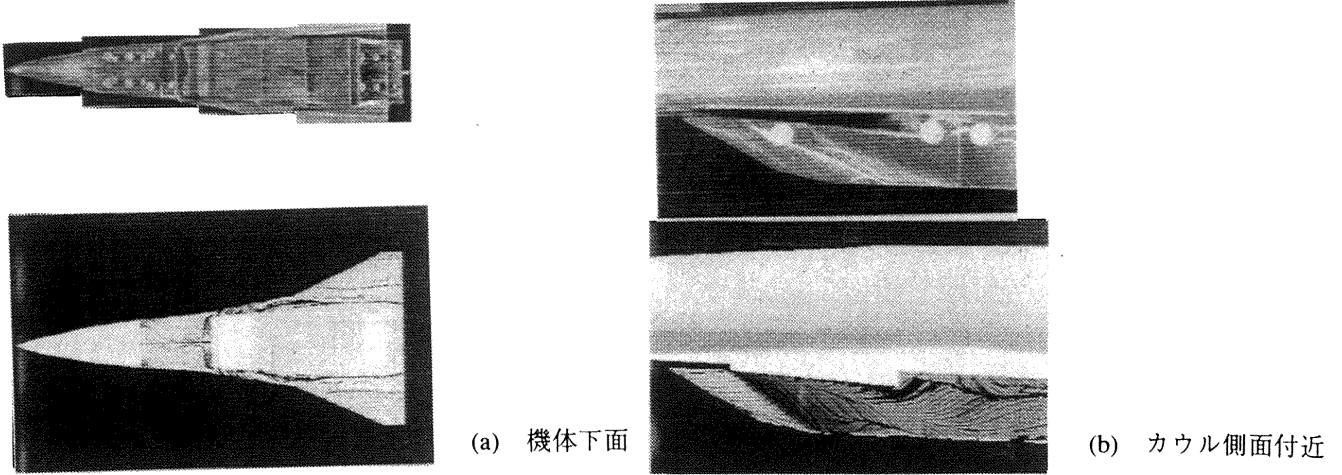


図5 実験<sup>6</sup>のオイルフローとの比較

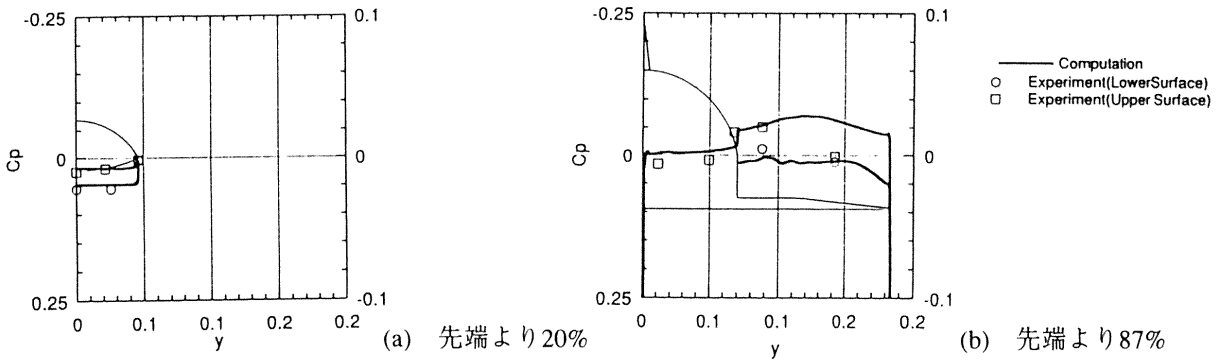


図6 横断面での機体上での圧力係数分布

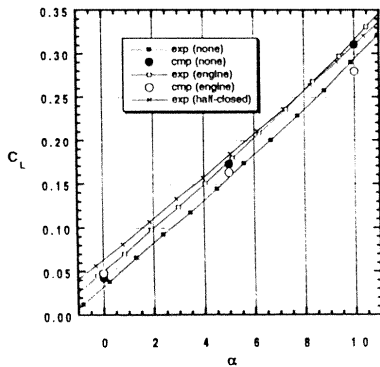


図7 揚力係数の比較

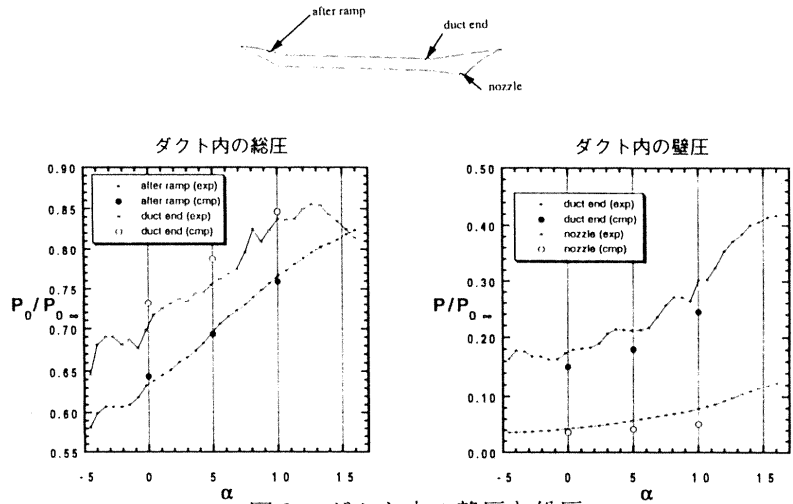


図8 ダクト内の静圧と総圧

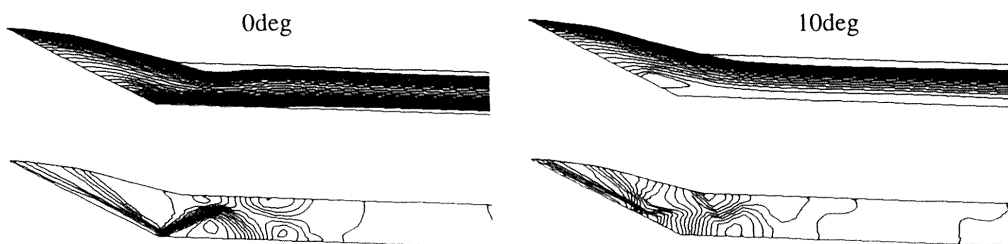
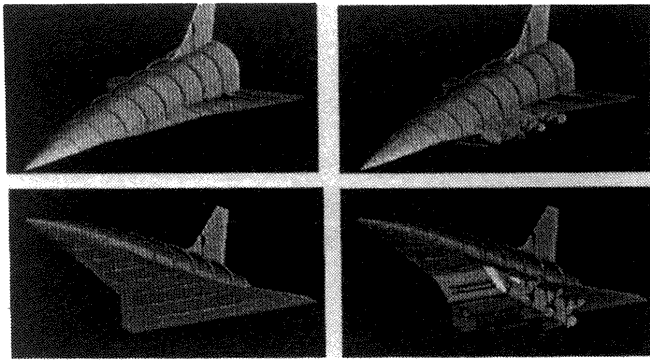
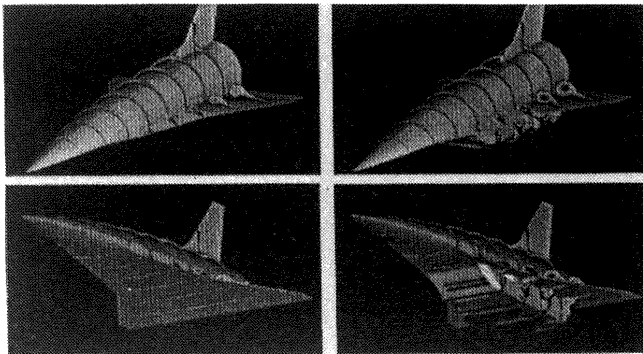


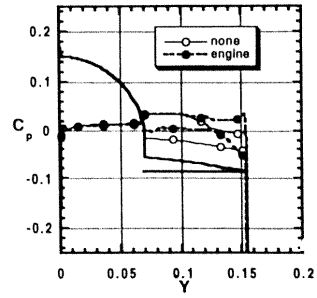
図9 ダクト内の流れ；対称面からダクト幅の約8%外側の格子面(k=39)での面内の流線と圧力分布



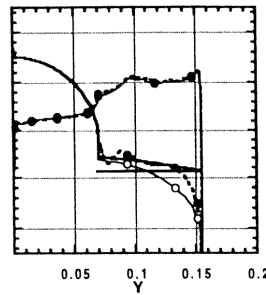
エンジンなし                      エンジンあり  
 図10 機体まわりの総圧損失 ( $\alpha = 0^\circ$ )



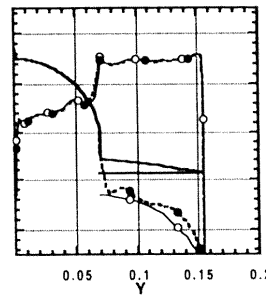
エンジンなし                      エンジンあり  
 図11 機体まわりの総圧損失 ( $\alpha = 5^\circ$ )



$\alpha = 0^\circ$



$\alpha = 5^\circ$



$\alpha = 10^\circ$

図12 機体先端から80%位置での表面圧力係数分布

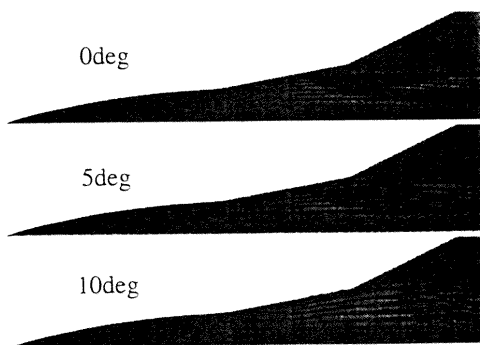


図13 ダイバータ付近の流れ (エンジンなし)

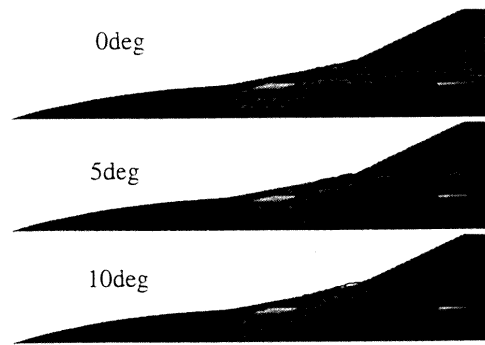


図14 ダイバータ付近の流れ (エンジンあり)