

SSTにおけるナセルのブリード流／バイパス流を考慮した数値シミュレーション

海田 武司*¹ 前川 昭二*² 岩宮 敏幸*³

Numerical Simulation with Bleed and Bypass Effects of Nacelles

by

Takeshi KAIDEN*¹ Shoji MAEKAWA*² Toshiyuki IWAMIYA*³

ABSTRACT

Supersonic transport is usually aero-designed with the consideration of the integration between airframe and engine nacelles to utilize the shock wave from them. But the bleed and bypass flow is blown outside from nacelles in the view points of the practical use. Therefore it is necessary to catch the aerodynamic interference. It is here reported that the aero-interference phenomena by blowing from nacelles are obtained by Navier-Stokes solver.

1. はじめに

超音速輸送機の空力設計における重要な課題のひとつとして、推進系を含めた機体の統合設計がある。特に、主翼下面及びナセル取付けに関する設計においては推進系から発生する衝撃波を揚力増加に有効に活用し、衝撃波による抵抗増加は極力抑えてより一層の揚抗比を実現できる様設計する。この場合、ナセルに関して考慮すべき要件として、超音速巡航状態では空気取り入れ口の内壁で総圧損失を招く境界層を排除するため、境界層の抽気が行われる。また、遷音速域では必要エンジン流量に対して空気取り入れ口に流れる流量が多くなるため、余分な流量をバイパスし排出する必要がある。抽気流／バイパス流をナセル外壁から排出する場合の空力的影響としてはナセル表面上の境界層と干渉することにより誘起される衝撃波及び膨張波、またこれらが主翼下面で反射することにより起こる主翼下面の境界層剥離等が考えられ、それらにより、機体揚力の低下及び抵抗の増大を招く恐れがある。従って揚抗比増加を実現する設計を行うためには、抽気流／バイパス流の影響を十分に把握する必要がある。

本研究は、SSTの代表的なナセル付き翼胴形状を対象に、ナセル外部への抽気流／バイパス流の影響を把握するためにCFD解析(N-S計算)を実施したので、その結果を報告する。

2. ナセル吹出し条件

ナセル外部への抽気流／バイパス流を考慮したCFD解析を実施するために、ナセルからの吹出し条件を設定した。

今回対象としたナセル吹出しの概要を図1に示す。ナセル内部で抽気／バイパスされた流れは、ナセル外部に排出される。その際、抽気状態ではナセル外形線に対して10°、バイパス状態の場合は30°の角度を有して排出される。抽気流／バイパス流は共に内外舷ナセル両方より排出される。

抽気状態における抽気位置及び流量比とバイパス状態におけるバイパス位置及び流量比を表1に示す。抽気状態における巡航マッハ数は2.4、巡航高度は56,000ft、バイパス状態における巡航マッハ数は1.2、巡航高度は32,000ftである。バイパス状態においては、0、10、20及び40%の4つの流量比を設定した。

3. 数値解析

3. 1 計算格子生成

本解析では、計算格子を各機体毎に独立に生成するChimera手法^[1-3]を採用している。本手法の詳細は次節で述べるが、使用した計算格子の格子点数を表2に示す。格子生成法はいずれも代数的手法による。

図2に抽気用(超音速巡航状態)及びバイパス用(遷音速巡航状態)の内舷ナセルの格子を示す。ここでは、内／外舷ナセル格子ともにほぼ同様であるため、内舷ナセルを代表として示している。抽気用ナセル格子では、カウル及びスパイクから抽気した空気を計6箇所から吹出すことを考慮している。一方、バイパス用ナセル格子では、バイパス比に応じた吹出し面積を考慮して計算格子を作成している。但し、バイパス計算は遷音速巡航状態を対象としているため、本来ナセル後方では形状(ノズル)が絞られているが、今回の計算ではナセルからの吹出しが主翼に与える影響を把握することを主目的にしているため、超音速巡航と

*1 三菱重工業 Mitsubishi Heavy Industries, Ltd.

*2 日本航空機開発協会 Japan Aircraft Development Corporation

*3 航空宇宙技術研究所 National Aerospace Laboratory

同じナセル形状で計算を行った。

図3に、本機とナセルを重ね合わせた格子を示す。これにより、SST本機と内舷ナセル、SST本機と外舷ナセルの計算格子の重なり状態を確認する。

3. 2 流れ場解析

支配方程式は3次元薄層近似レイノルズ平均Navier-Stokes方程式を使用し、空間の離散化手法は、MUSCL法を組み込んだRoeのFlux Difference Splitting法を採用している。時間積分法はLU-ADI法による陰解法を、収束加速法は局所時間刻み幅法を、乱流モデルはBaldwin-Lomax代数モデルを使用している。

本解析では、複雑形状に対応した流れ場解析を行うため、各形状周りに計算格子を生成し、重ね合わせて流れ場解析を実施するChimera手法を採用している。Chimera手法による計算の概要を図4に示す。これより、計算開始後、内外舷ナセルからSST本機へ物理量を補間する（補間される領域は、機体側の穴である）（手順A）。補間された物理量を使用して、SST本機における流れ場計算を実施する（手順B）。その際、機体側の穴は計算を行わない。SST本機の計算が終了すると、SST本機から内外舷ナセルへ物理量を補間する（補間される領域は、ナセル側の穴及びナセル外側境界である）（手順C）。補間が終了すると、ナセルにおける流れ場計算を実施する（手順D）。その際、ナセル側の穴は計算を実施しない。ナセルの流れ場計算が終了すると、SST本機、ナセルの流れ場計算の収束判定を実施し、収束するまで上記のプロセスを繰り返す。

ナセルにおける境界条件については、入口ではフロースルーを近似的に模擬するため入口直前の物理量を外挿している。超音速状態の出口はエンジン作動状態を模擬した物理量を与えて、遷音速状態の出口については格子生成でも述べた様にナセル後半の形状が実際とは異なっており、計算簡易化のために、一様流条件を課した。

4. 結果及び考察

4. 1 抽気効果

ナセル側面より吹出した際の表面圧力分布（図5）は、吹出しのない場合と比較して違いがほとんど見られないことが分かる。同様の結果が図6のナセル表面における流跡線からも確認できる。この理由は、抽気の流量比が小さく、かつ吹出し角度がナセル外形線より 10° と小さいためと考えられる。これは図7の吹出し部分の拡大図からも確認できる。従って、表3に示すように、抽気の有無が機体のCL、CDに与える効果はほとんど見られない結果となっている。

4. 2 バイパス効果

（1）バイパス流により誘起される流れ場の概要

流量比が大きいバイパス流により誘起される流れ場の概要を図8(a)に示す。バイパス流が境界層内に排出されることにより、境界層の剥離が生じる。これにより、境界層の剥離位置で剥離衝撃波が形成される。バイパス流の上方を通過した境界層は、膨張波を生成した後、ナセル表面に再付着する際に再付着衝撃波を発生する。このような流れ場は、バイパス流の流量比が多くなるほど顕著となる。図8(b)にバイパス比40%の場合のバイパス流排出近傍の圧力分布を示す。再付着衝撃波に関してはバイパス位置からかなり後方のため確認できないが、境界層の剥離及びそれに伴う剥離衝撃波、膨張波に関しては確認できる。

（2）主翼下面の流れに与える影響

機体下面圧力分布（図9）より、流量比が増加するに従い、剥離衝撃波が主翼下面に伝播する様子が顕著になることがわかる。また、内外舷ナセル間では、それぞれから発生した剥離衝撃波が干渉する様子が捉えられている。主翼下面における流跡線（図10）より、ナセル側面からの吹出しによる剥離衝撃波の発生のために流跡線の偏向が存在することが確認できる。

（3）ナセル表面の流れに与える影響

ナセル表面における流跡線を図11に示す。図中、赤色は空気取り入れ口リップ部分からの流跡線、黄色は吹出し部分からの流跡線、ピンク色はダイバータからの流跡線である。吹出す流量比が増加するに従い、吹出し位置を境にナセル下方への流れが誘起されていることが分かる。これは、バイパス流により発生した剥離衝撃波と膨張波が主翼下面で複雑に干渉するために圧力が高くなっているが、ナセル下方ではその干渉が小さくなるため吹出し直後では膨張波による負圧域が支配的となっている。この圧力差が原因で、ダイバータからの流れが、ナセル下方の剥離した境界層とナセル表面間に流れ込んだものと考えられる。

（4）揚力、抵抗の比較

表4にバイパス流量比が揚力、抵抗に与える影響を示す。これより、揚力に関しては流量比に比例することが分かる。この理由は、流量比の増加に比例して剥離衝撃波が強くなり、それが主翼下面の圧力を上昇させたためである。抵抗は、バイパス流が増すにつれてナセル前半部で高圧領域が大きくなることにより増加する。このとき増分は最大でも2カウント程度である。この理由は、剥離衝撃波による主翼下面後部の圧力上昇が、推力成分を発生させているため、あまり大きな抵抗増分にはなっていないと考えられる。

5. おわりに

抽気流／バイパス流を考慮したN-S計算を実施し、風洞試験では把握が困難な機体とナセルの空力干渉を把握した。抽気流の場合は流れ場に与える影響はほとんどみられなかったが、バイパス流の場合は発生した剥離衝撃波により、揚力及び抵抗が増加する現象等の詳細な空力データを取得することができた。

今後は、抽気流／バイパス流の排出を模擬した風洞試験を実施して、より定量的に本計算結果と比較・検証する必要がある。なお、本研究において多大なる御支援を頂いた通産省、航工会に対して、感謝の意を表します。

6. 参考文献

- [1] Kaiden, T. and Tamura, Y., "Time Accurate Numerical Simulation of Separation between H-II and SRB," 5th ISCFD-Sendai, Aug., 1993.
- [2] 海田, 宇治野, "H-II ロケットにおけるSRB分離の数値シミュレーション," 第8回数値流体力学シンポジウム, 1994.
- [3] 前川, 岩宮, 坪井, 海田, "推進系を含むSST空力特性のCFD解析," 第34回飛行機シンポジウム, 1996.

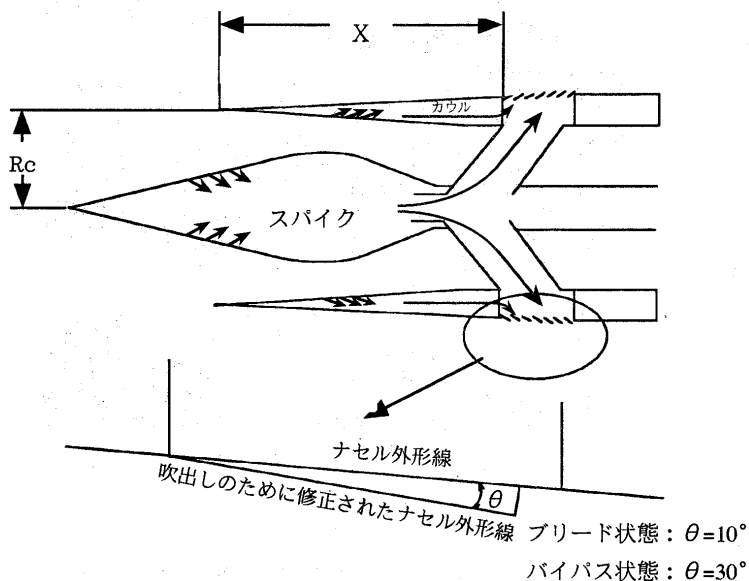


図1 ナセル吹出し概要

表1 吹出し条件

抽気状態						
吸込部	スパイク部		カウル部			
位置(X/Rc)	5.6	5.8	3.225	3.425	3.625	3.935
流量比(m/mc)	0.97%	0.82%	0.31%	0.37%	0.46%	1.20%

バイパス状態				
位置(X/Rc)	—	3.38 ~ 3.68	3.38 ~ 3.97	3.38 ~ 4.56
流量比(m/mc)	0	10%	20%	40%

(注) mc : 巡航時エンジン流量

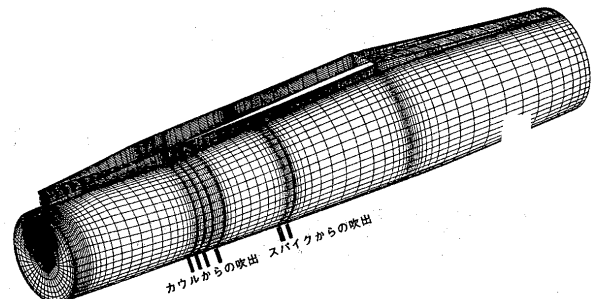
m : 抽気流量またはバイパス流量

表2 各形状の格子点数

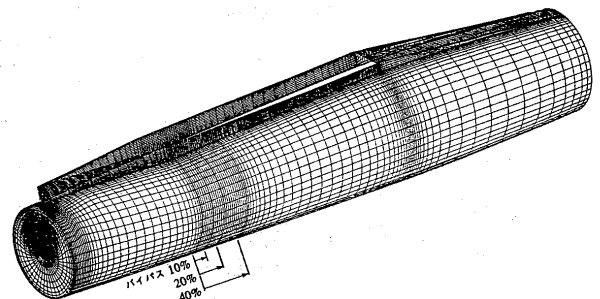
形状	各方向格子点数			空間格子点数
	流れ方向	周方向	半径方向	
SST本機	135	155	63	1,318,275
内弦ナセル	141	85	50	599,250
外弦ナセル	141	85	50	599,250
(計)				2,516,775

バイパス用

形状	各方向格子点数			空間格子点数
	流れ方向	周方向	半径方向	
SST本機	135	155	63	1,318,275
内弦ナセル	128	85	50	544,000
外弦ナセル	128	85	50	544,000
(計)				2,406,275



抽気用



バイパス用

図2 ナセル格子

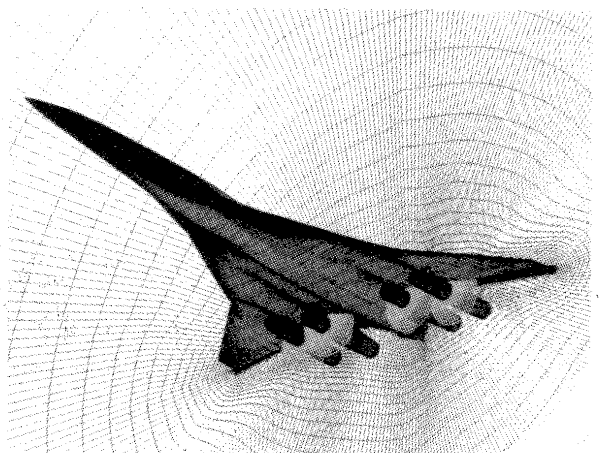


図3 重ね合わせ格子

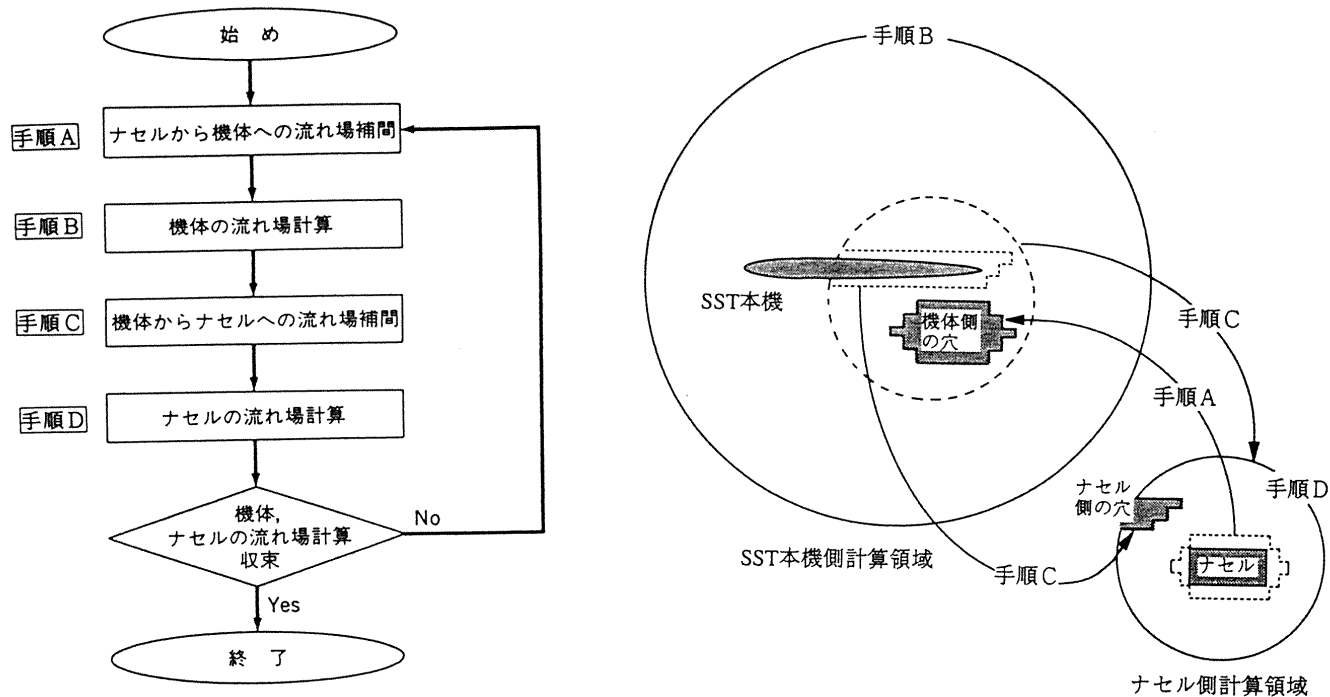
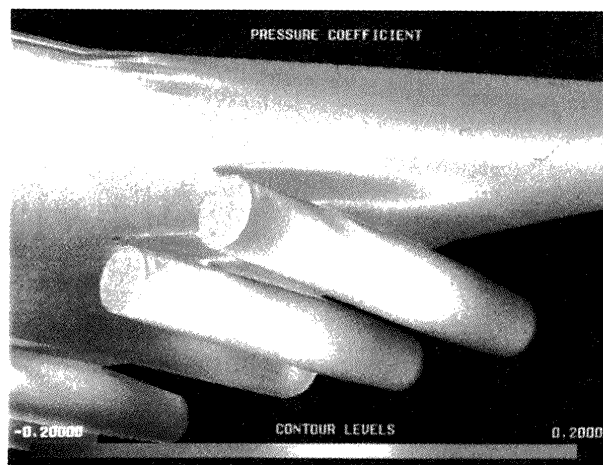


図4 計算フローチャート



抽気なし

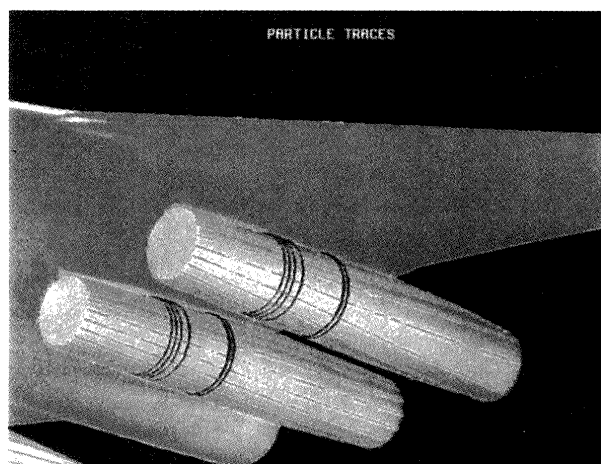
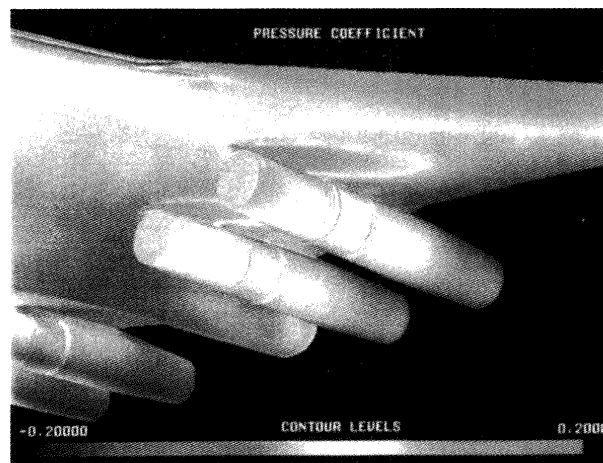


図6 ナセル表面における流跡線（抽気状態）



抽気あり

図5 ナセル表面圧力分布

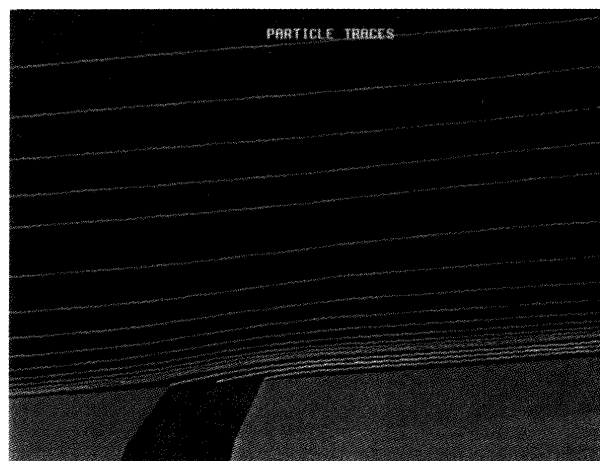
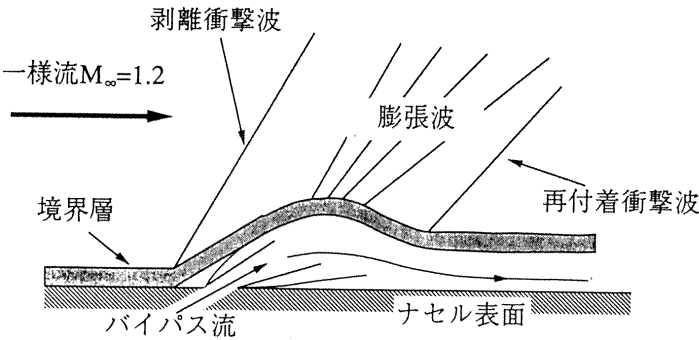


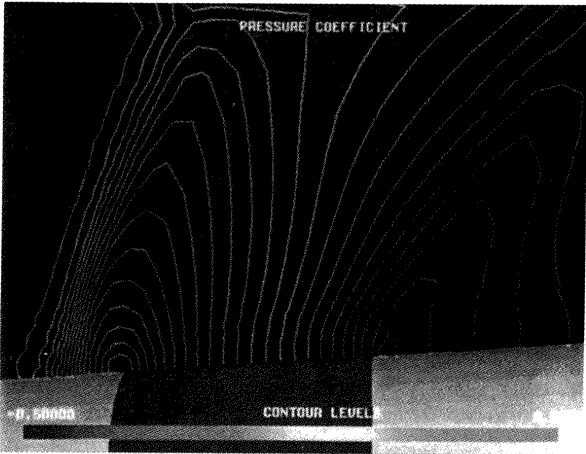
図7 吹出し部分の空間流跡線（抽気状態）

表 3 抽気効果

		抽気なし	抽気あり	差分
CL	翼胴	0.08263	0.08291	0.00028
	ナセル	0.00076	0.00075	-0.00001
	Total	0.08339	0.08366	0.00027
CD	翼胴	0.00801	0.00801	0.00000
	ナセル	0.00097	0.00093	-0.00004
	Total	0.00898	0.00894	-0.00004

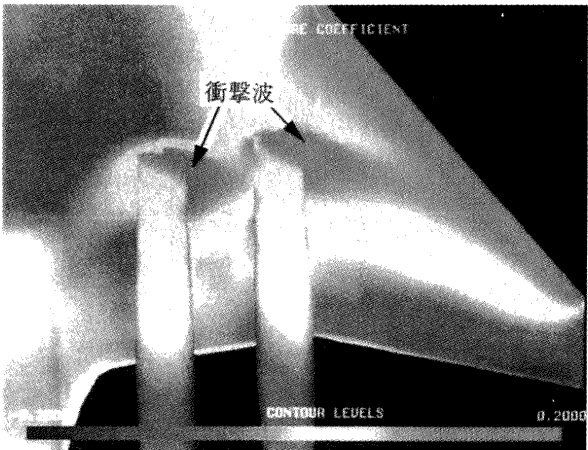


(a)流れ場の概要図

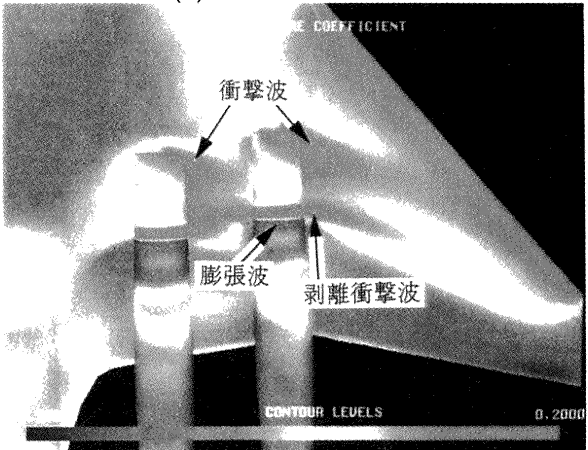


(b)圧力分布

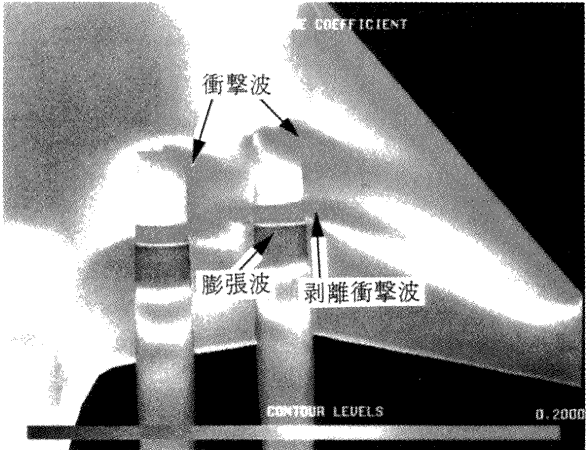
図 8 ナセル中心軸を含む水平面におけるバイパス領域近傍の流れ場（流量比40%）



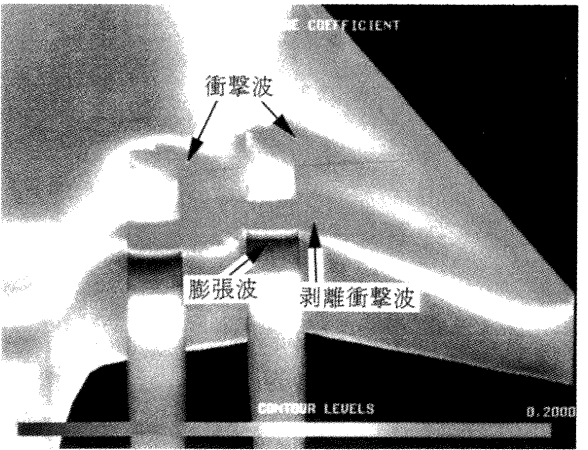
(a)バイパスなし



(b)流量比10%

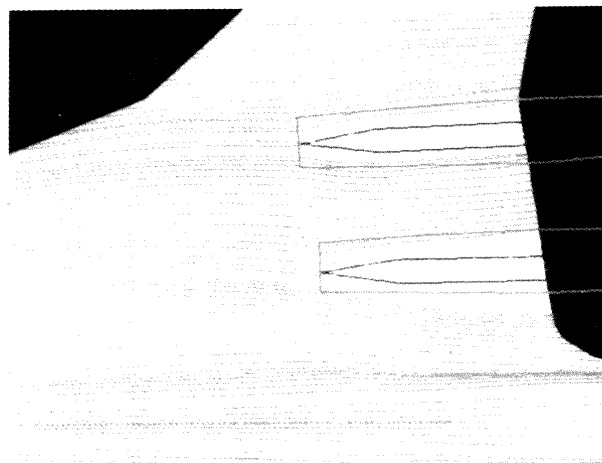


(c)流量比20%

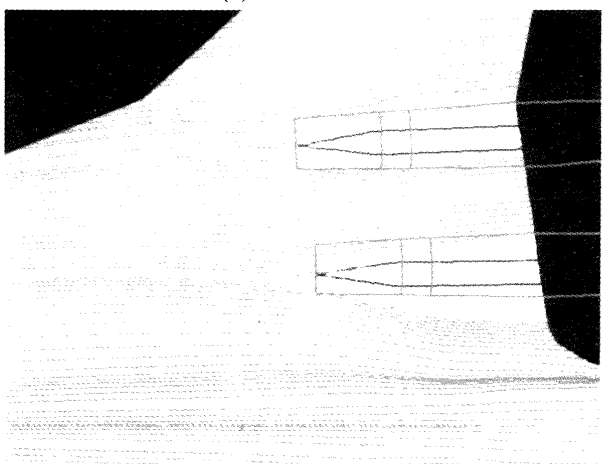


(d)流量比40%

図 9 機体下面圧力分布（バイパス状態）



(a) バイパスなし

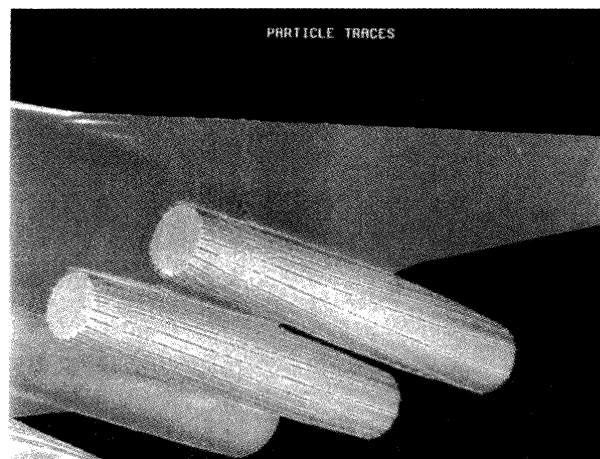


(b) 流量比40%

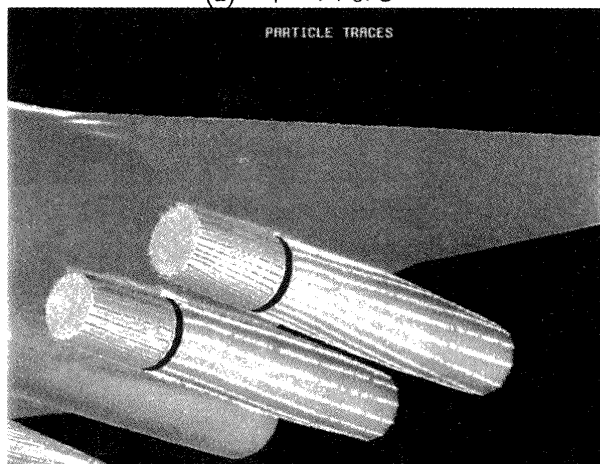
図10 主翼下面における流跡線 (バイパス状態)

表4 バイパス効果

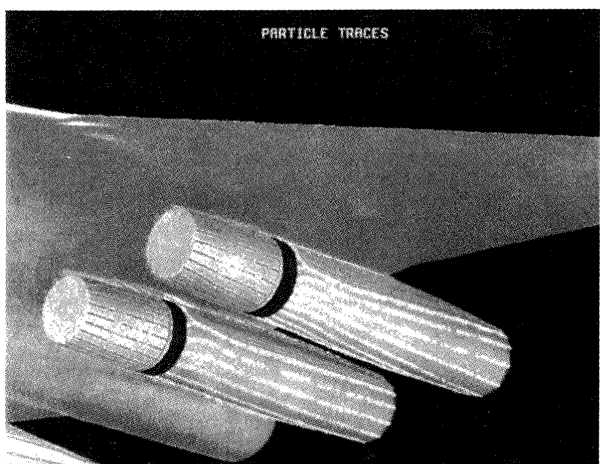
		バイパスなし	バイパス10%	バイパス20%	バイパス40%
CL	翼胴	0.13420	0.13558	0.13689	0.13957
	サドル	0.00075	0.00087	0.00089	0.00100
	合計	0.13495	0.13643 (+1.1%)	0.13778 (+2.1%)	0.14057 (+4.2%)
CD	翼胴	0.00761	0.00769	0.00771	0.00775
	サドル	0.00094	0.00090	0.00092	0.00095
	合計	0.00855	0.00859 (+0.5%)	0.00863 (+0.9%)	0.00870 (+1.8%)



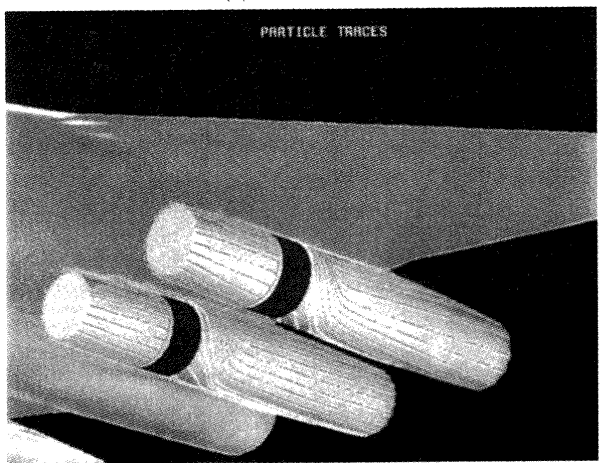
(a) バイパスなし



(b) 流量比10%



(c) 流量比20%



(d) 流量比40%

図11 ナセル表面における流跡線 (バイパス状態)