

## Overlapped Grid による翼ナセル干渉の数値解析

谷 泰寛\*, 天野完一\*\*

Numerical Analysis on Wing/Nacelle Interference  
using Overlapped Grid Method

by

Yasuhiro TANI\*, Kanichi AMANO\*\*

Fuji Heavy Industries, Ltd.\*, Japan Aircraft Development Corporation\*\*

### ABSTRACT

A numerical study was carried out on wing/nacelle interference for transonic transports. To reduce the interference drag, some shapes of small wings, Liplets, were designed. Liplet is a wing installed on both sides of the pylon just downstream of the upper part of the nacelle fan cowl trailing edge, to control the flow in the interference region. Three dimensional Euler calculation was carried out at transonic cruise condition. A flow analysis code using overlapped grid method was developed and successfully applied to calculate the flow field around the wing-nacelle/liplet configuration. The result shows the effect of the liplet to the wing surface pressure, and indicates the overlapped grid method is efficient to analyze such a complicated geometry.

#### 1. はじめに

遷音速輸送機のエンジン装備方式は、エンジン効率、構造重量、空力弾性の観点から、主翼にエンジンをパイロンで吊り下げるポッド式が主流である。この場合、主翼に対してエンジンナセル位置が近づくと、空力干渉が大きくなり、抵抗が増大することが知られている<sup>1),2)</sup>。従来のエンジン/主翼懸下方式の空力設計においては、主翼空力設計は主として翼胴形態で行われ、その後エンジンは主翼との空力干渉をある許容量におさめる様に主翼に懸下されるため、かなり長いパイロンが必要とされてきた。また、最近の機体では、エンジンのファン径が増大しているため、地面とのクリアランスを確保するために主翼とナセルの間隙を狭くする必要に迫られ、空力干渉を避けるための対策が不可欠となっている。このような主翼とエンジンの干渉を低減させるためには、干渉領域の流れ場を精

度よく予測することが要求され、数値解析による手法が有望とされている。

今回、著者らは、ナセルファンカウル後方のパイロンの両サイドに小翼～Lipletを取り付けることによりエンジン排気と翼まわりの流れの干渉を低減させる方式を開発し、パワーオン風洞試験を行ったところ、主翼の抵抗が大幅に低減される結果が得られた。

そこで、このLipletによる翼/ナセル干渉領域の流れ場の様子を把握するために、3次元Euler解析を行った。今回はまず第一ステップとして、主翼とフロースルーナセル/Lipletまわりの流れ場についての解析を行った。

このような複雑形状まわりの流れ場を扱う際には、単一格子では格子生成が困難となるため、計算領域を分割する方法や領域を重ね合わせる方法が用いられるが、今回は主翼まわりの計算格子とナセルまわりの格子を重ねさせたOverlapped Grid法を用いて計算を行った。

\* 富士重工業株式会社

\*\* 日本航空機開発協会

## 2. 風洞試験結果

風洞試験は富士重工業61×61cm高速風洞で行った。図1に風洞試験模型を示す。供試体はアスペクト比10の主翼のYXX2.3%半載模型であり、エンジンのパワー効果を模擬するために、エジェクターナセルを採用している。また、ナセルに対して高圧空気を供給する必要からナセルは下方からストラット支持とした。Lipletはナセルファンカウル上部後縁に取り付けるものとし、形状は図2に示すLiplet-WLの他、幅、長さ、キャンパーを変えたものを数種類比較した。また、サイドウォール天秤による3分力計測は主翼及びパイロンに対するものであり、ナセル及びLipletにかかる力は計測されない。また、エジェクターパワーは巡航推力状態を模擬するように設定した。

図3にMach数0.8における、Lipletあり/なしによるドラッグポラーの比較を示す。ここで、Liplet-WMは、Liplet-WLの長さを1/2としたもの、Liplet-WLCはキャンパーをつけたものである。Lipletなし形態（図中の実線）と比較すると、これらのLipletを取り付けることにより、巡航CL付近で4～8カウントの抵抗低減が得られており、主翼/ナセル間の干渉が低減していることが予測される。

## 3. 計算手法

このLipletによる主翼/ナセル間における流れ場の様子を把握するために、3次元Euler解析を行った。計算にあたっては、Overlapped Grid法を採用し、主翼+ナセル形態に対応した。

### 3. 1 Overlapped Grid 法

複雑形状に対する計算手法としては、複数の格子を重ね合わせる方法（Chimera, Overlapped Grid法）<sup>3)</sup>、計算空間を領域に分割する方法（Multi Block法）<sup>4)</sup>、あるいは非構造格子法等が用いられる。このうち、Overlapped Grid法は、計算領域を複数の重なり合う計算格子で覆い、格子の重なり合ったインターフェース領域において各計算格子間の物理量の受け渡しを行うものであり、ここでは、格子生成の容易さ、形状の変

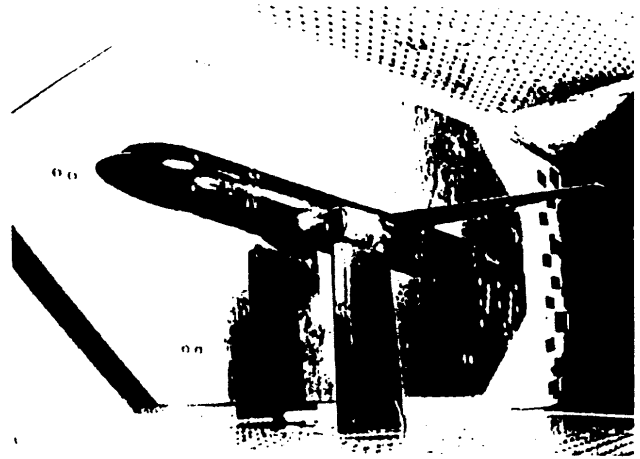


図1 風洞試験模型

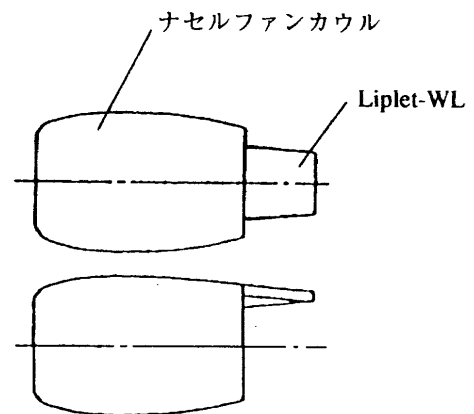


図2 Liplet形状 (Liplet-WL)

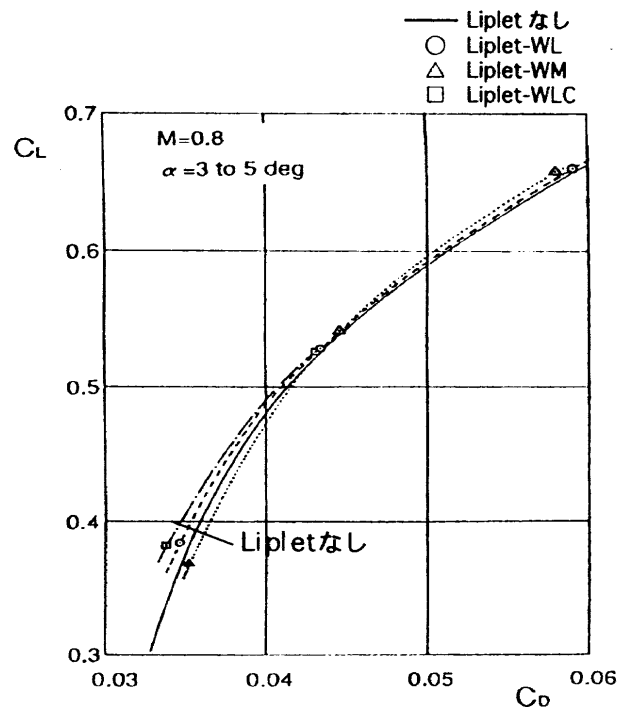


図3 ドラッグポラー

更等に対する柔軟性が高い等の理由から、Overlapped Grid法を採用した。

計算にあたっては、主翼及びナセルまわりの2つの計算格子を用いるものとした。また、今回は流れ場の解析にFVMコードを用いるため、インターフェース領域における物理量の受け渡しを容易にするために、セル中心点をセルの代表点として取り扱い、インターフェース領域における補間はこれらセル中心点間で行うものとした。補間は小川らの方法を参考として行った<sup>5)</sup>。

また、他方の格子により計算される領域はholeとして取り扱われるが、このhole領域の設定を容易にし、格子間の主従関係を明確にするために、ナセルまわりの計算格子が主翼まわりの格子の内部に含まれるように、ナセル格子の外形形状を設定した。

### 3. 2 計算スキーム

今回の計算にあたっては、基本的な流れ場の計算には当社開発の3次元Eulerコードを用いた。本コードはVan LeerのFlux Splittingを用いたFVMコードで、時間積分には2段階Runge-Kutta法を用いており、これまでに様々な機体形状に対して実績のある実用的な解析コードである。また、Variable time stepを用いることにより計算時間の短縮を図った。

### 4. 計算格子

ここでは、Liplet効果解析の第一ステップとしてエンジンのパワー効果は模擬しないものとし、フロースルーナセルを主翼に取り付けた形態についての解析を行った。また、簡略化のためにパイロンも省略している。主翼及びLipletつきナセルの表面格子を図4に示

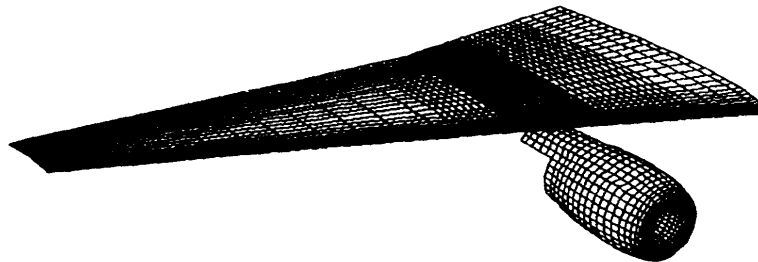


図4 表面格子

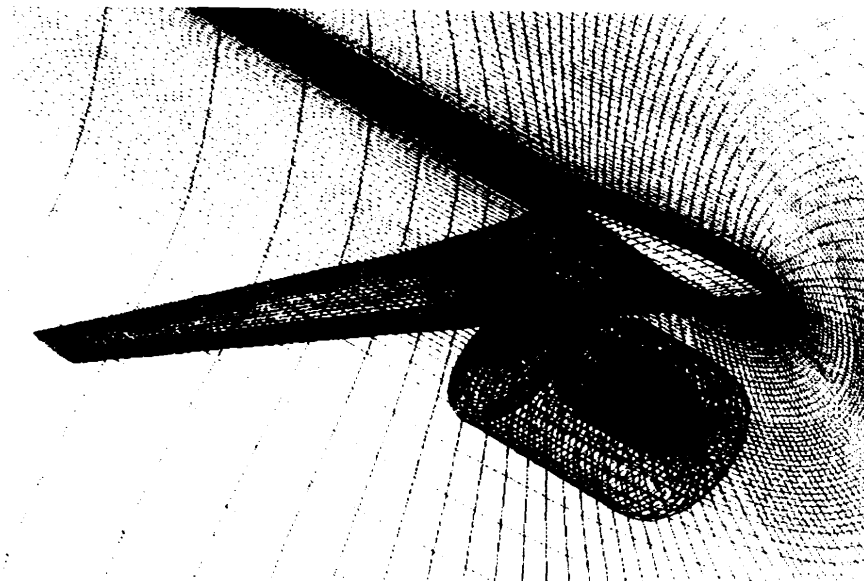


図5 計算格子

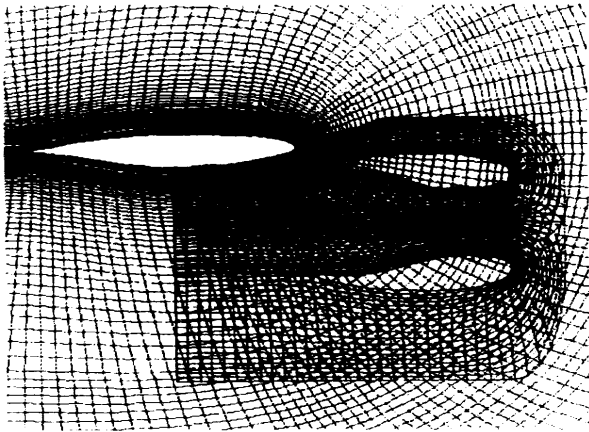


図6 計算格子詳細

す。計算格子は、主翼まわりに $121 \times 71 \times 80$ 点のCHタイプ、Lipletなしナセルに対しては $57 \times 33 \times 20$ 点、Lipletつきナセルに対しては $67 \times 33 \times 20$ 点のCOタイプとした。格子点数は合計で約70万点である。格子生成にあたってはインターフェース領域において各計算格子の格子密度が大きく違わない様に、主翼まわりの格子はナセル位置付近で密となるように設定し、格子間の物理量の連続性が保たれるようにした。図5にLipletつき形態の計算格子の全体図を、図6にナセル中心断面位置における格子の詳細を示す。

## 5. 解析結果

計算は、巡航状態を想定して、マッハ数0.8、迎角 $3 \sim 5$ degの条件で、Liplet-WL及びLipletなしの2形態について行った。図7にLiplet-WL形態、 $\alpha = 3$ degのナセル中心位置断面及び翼ナセル表面における圧力分布を示すが、Overlapped Gridにより主翼/ナセル間の計算がうまく行われていることがわかる。また、図8にナセル取り付け位置断面における空間 $C_p$ 分布、図9に主翼上下面の等 $C_p$ 線図、図10にナセル取り付け位置における主翼表面 $C_p$ 分布の比較を示す。Lipletを取り付けることにより、主翼上面にはほとんど影響は見られないが、主翼下面の流れの加速が抑えられていることがわかる。しかし、本来干渉が大きいと予測されるLipletなし形態において、図9(a)に示すようにナセルの影響があまり見られないことを考えると、この問題の解析にあたってはパイロン及びエンジンパワーが主翼/ナセル間の流れ場に及ぼしている効果を考慮した解析を行う必要性があると考えられる。

今回の計算においては格子間のデータの受け渡しを重視したために、格子点数がかなり膨大なものとなった。また、単一格子の場合と比較して収束状況は悪く、重ね合わせのために計算の効率化が阻害されている。そのため、収束解を得るためにVP2600で3時間程度要しており、今後は計算時間の短縮を図ることが望まれる。

## 6. まとめ

Overlapped Grid法を用いて、翼/ナセル干渉領域の3次元Euler解析を行った。その結果、Lipletを装着することにより、主翼/ナセル間の流れ場が翼下面の流れ場の急激な加速領域が緩和されることがわかった。今後は、より実機形状に近い形態について解析を行い、主翼/ナセル干渉抵抗の低減に有効なLiplet形状の設計を行っていく必要があると考える。

また、複雑形状の解析に対する要求は近年特に高まってきている。今回用いたOverlapped Grid法は、格子生成が容易であるという利点を有しているため、複雑形状に対して有効な手法であると言える。しかし、格子間のデータの受け渡しにおける計算精度の保持や、プリ/ポストの処理をいかに自動化できるかが実用化の際のポイントとなろう。

## 参考文献

- (1) Greff, E., Becker, K., Karwin, M., Rill, S., "Integration of high bypass ratio engines on modern transonic wings for regional aircraft," Aeronautical J., Jan. 1993.
- (2) Tinoco, E. N. and Chen, A. W., "Transonic CFD Application to Engine/Airframe Integration," AIAA-84-381.
- (3) Benek, J. A., Buning, P. G. and Steger, J. L., "A 3-D Chimera Grid Embedding Technique," AIAA-85-1523.
- (4) 山崎哲夫, 内田隆志, "超音速輸送機とエンジンナセル干渉の数値解析," 第11回航空機計算空気力学シンポジウム, 1993.
- (5) 小川哲, 和田安弘, 石黒登美子, 高倉葉子, "複雑形状物体回りの数値計算法について," NAL SP-10, 1989.

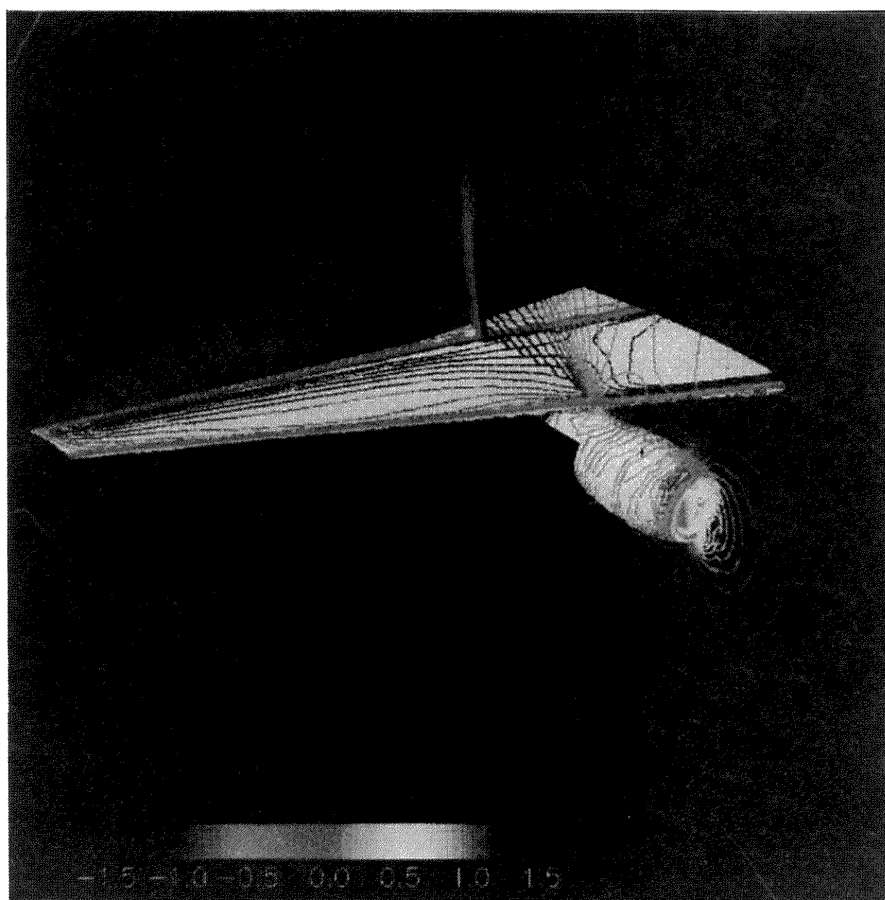
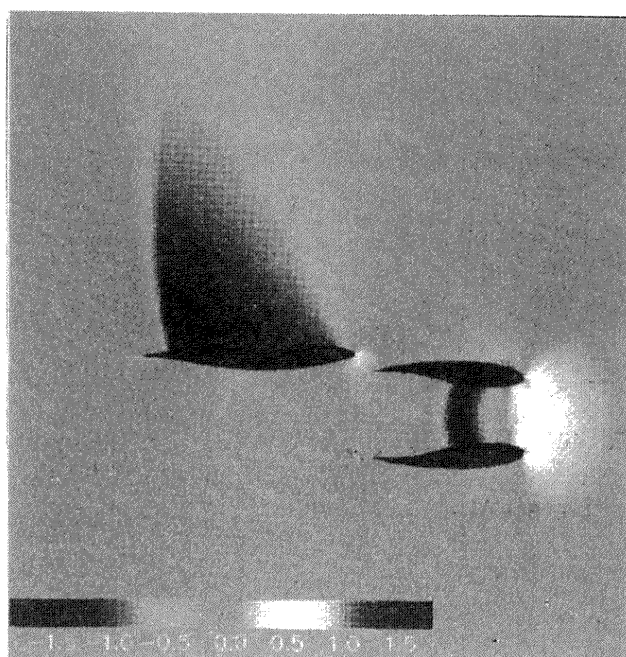
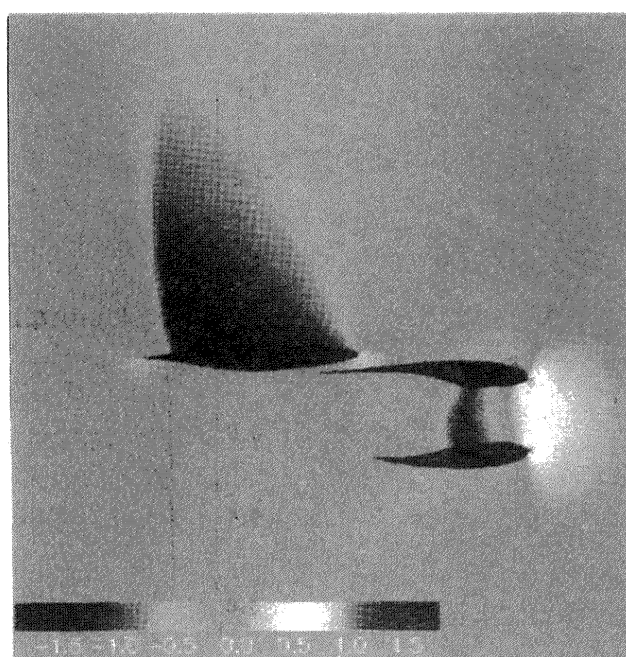


図7 等圧力線図 (Liptlet-WL,  $M=0.8$ ,  $\alpha=3\text{deg}$ )



(a) Liptletなし



(b) Liptlet-WL

図8 ナセル取り付け位置断面における空間Cp分布 ( $M=0.8$ ,  $\alpha=3\text{deg}$ )

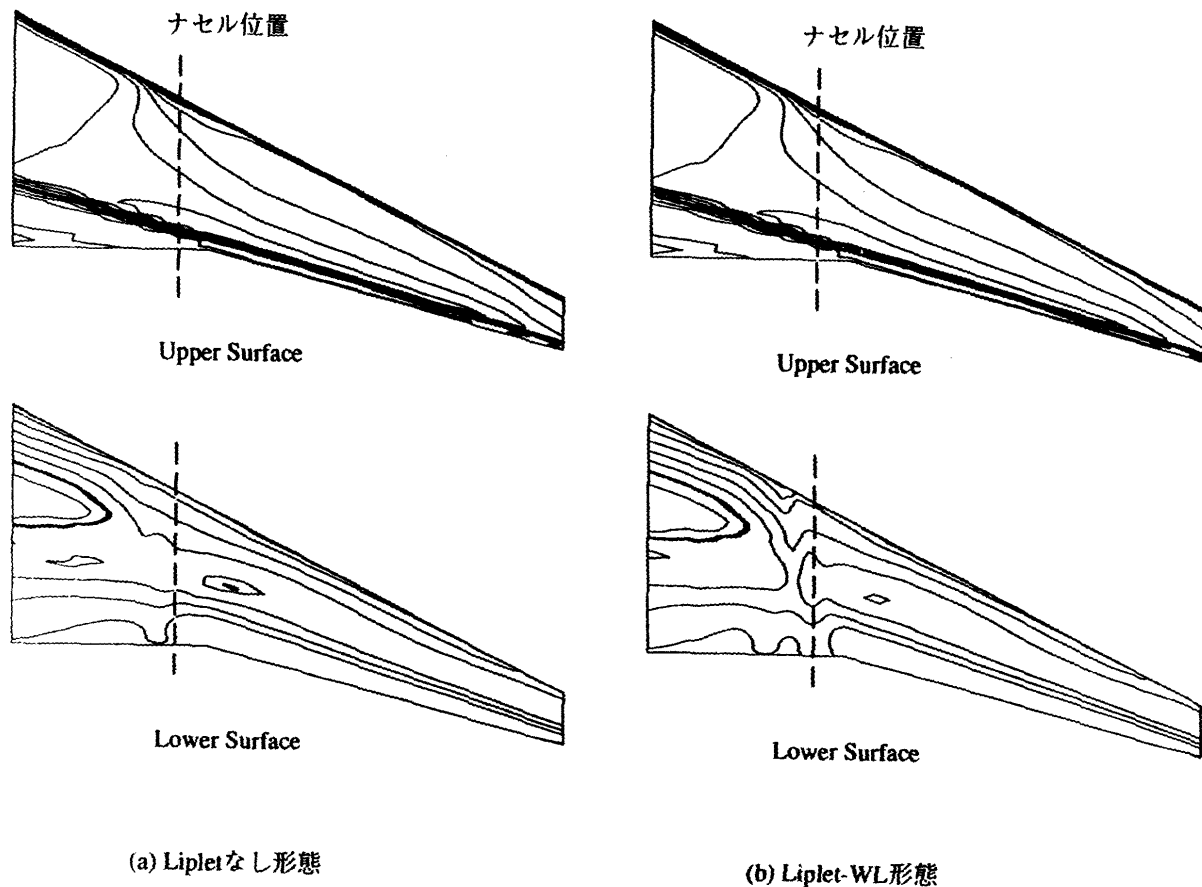


図9 翼表面等圧力線図 ( $M=0.8, \alpha=3deg$ )

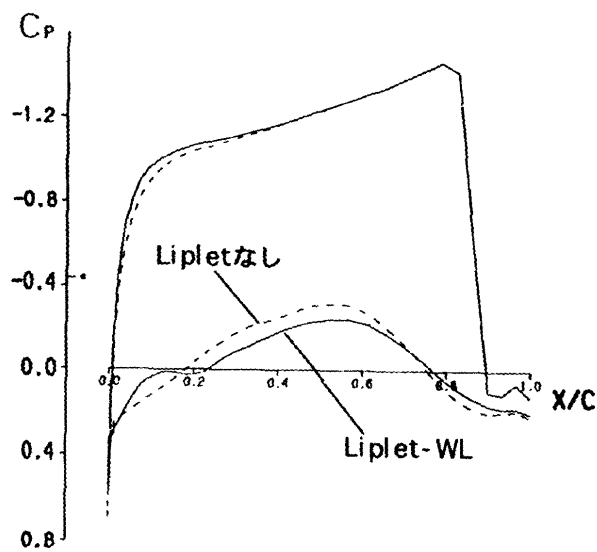


図10 ナセル位置における翼表面圧力分布 ( $M=0.8, \alpha=3deg$ )