

境界要素法プログラムによるナセル干渉の計算

中 舘 正 顯* 永 島 秀 文* 柳 沢 三 憲**

Computation of Nacelle Interference Using Boundary
Element Method

by

Masaaki NAKADATE, Hidefumi NAGASHIMA
*Fuji Heavy Industries Ltd.*Mitsunori YANAGIZAWA
National Aerospace Laboratory

ABSTRACT

The aerodynamic interference problem of jet transport aircraft due to the close coupling between nacelle and wing is one of the major concerns of aerodynamic engineers. At the research level, the Navier-Stokes code is beginning to be applied to such a problem. At the engineering level the application of the panel method is more practical. This paper presents the results of applying the Boundary Element Method (a new generation panel method developed by the National Aerospace Laboratory) code to the analysis of nacelle interference of a practical jet transport configuration. Correlation between calculated and tested results is also presented.

1. は じ め に

最近のジェット輸送機に用いられるエンジンは燃費向上を狙いファン径が大きくなっている。ウィングマウント形式の場合、エンジンと地面の距離を確保するためにナセルが主翼に近接して取付けられている。このため強い空力干渉が予想され、空力設計の立場から見て重要且つ興味深い問題である。一方、近年の計算空気力学における進歩は目覚ましく、実機形状について Navier-Stokes 方程式に基づく計算結果が報告されるに至っている。しかしながら、設計への応用という観点からは、実用的な手法という

ことで近年内外のメーカーが整備に力を注いでいる「新しい」超ノ音速パネル法の利用が現実的である。ここでは境界要素法プログラムを用いてターボファン輸送機のナセル干渉について計算した結果を報告する。風試結果との対応も併せて示す。本研究は航空宇宙技術研究所と富士重工業との共同研究として実施された。

2. 計算プログラムの概要

計算に用いた境界要素法プログラム*は Morino に代表される「新しい」パネル法として筆者の 1 人によって開発されたものである^{1,2)}「新しい」パネル法は後流渦の放出線を仮定することによって揚力物体

* 富士重工業株式会社

** 航空宇宙技術研究所

* プログラム名「ZENKI PNL」

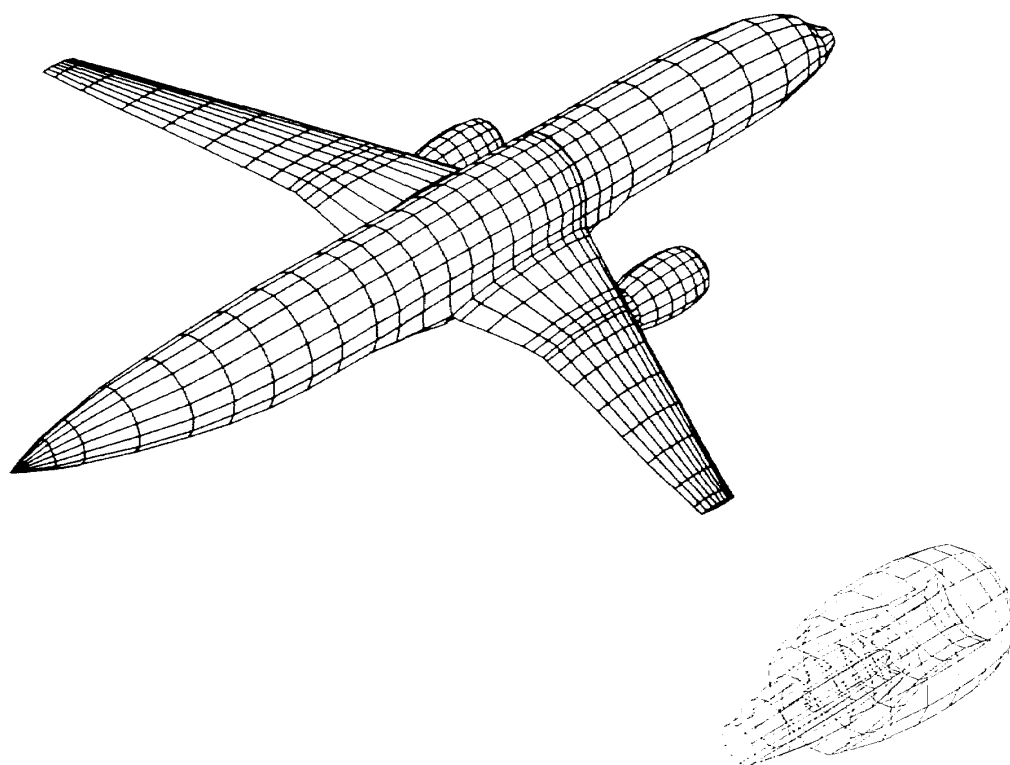


図1 計算モデル—基本ナセル (2208 パネル)

の取扱いが容易なことが特徴であり、線型領域では良好な精度を有することが確認されている。またこのプログラムは入出力部分が別プログラムになっており、簡単なインターフェイスプログラムを介することによって別の形状定義システムを利用して形状データを作成すること、別のグラフィック処理システムを利用して計算結果を表示することができる。現に本研究に用いた形状データ作成の大半及び計算結果グラフィック処理の一部には富士重工業のシステムを利用した。

3. 計算モデル

計算は図1に示す低翼ターボファン輸送機について行なった。パネル数はナセルなしで1232枚、ナセルありで2208枚である。パイロンは風試模型に合わせてモデル化していない。

4. 風洞試験

風洞試験はJADCから富士重工業が受注したYXX試験研究の一環として富士重工業61cm高速風洞で実施された。概要を図2に示す。サイドウォール支持の半模型でリフレクター板を介して取付けられている。

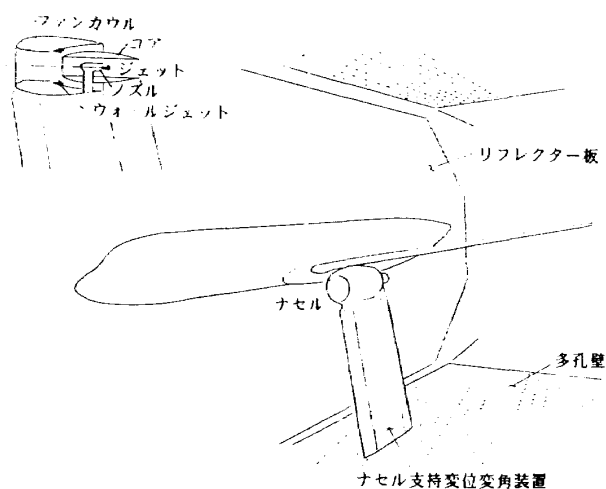


図2 風試概要

る。ナセルは支持ストラットを介して取付けられており、位置、角度が変えられる。計測は縦3分力と主翼翼面圧力分布、試験マッハ数は0.6 M～0.9 M 迎角は -2° ～ 6° である。

5. 計算結果 / 風試結果の比較及び検討

まずナセルの影響を概観する。図3、図4にナセルあり、ナセルなしの主翼翼面圧力分布比較を示す。

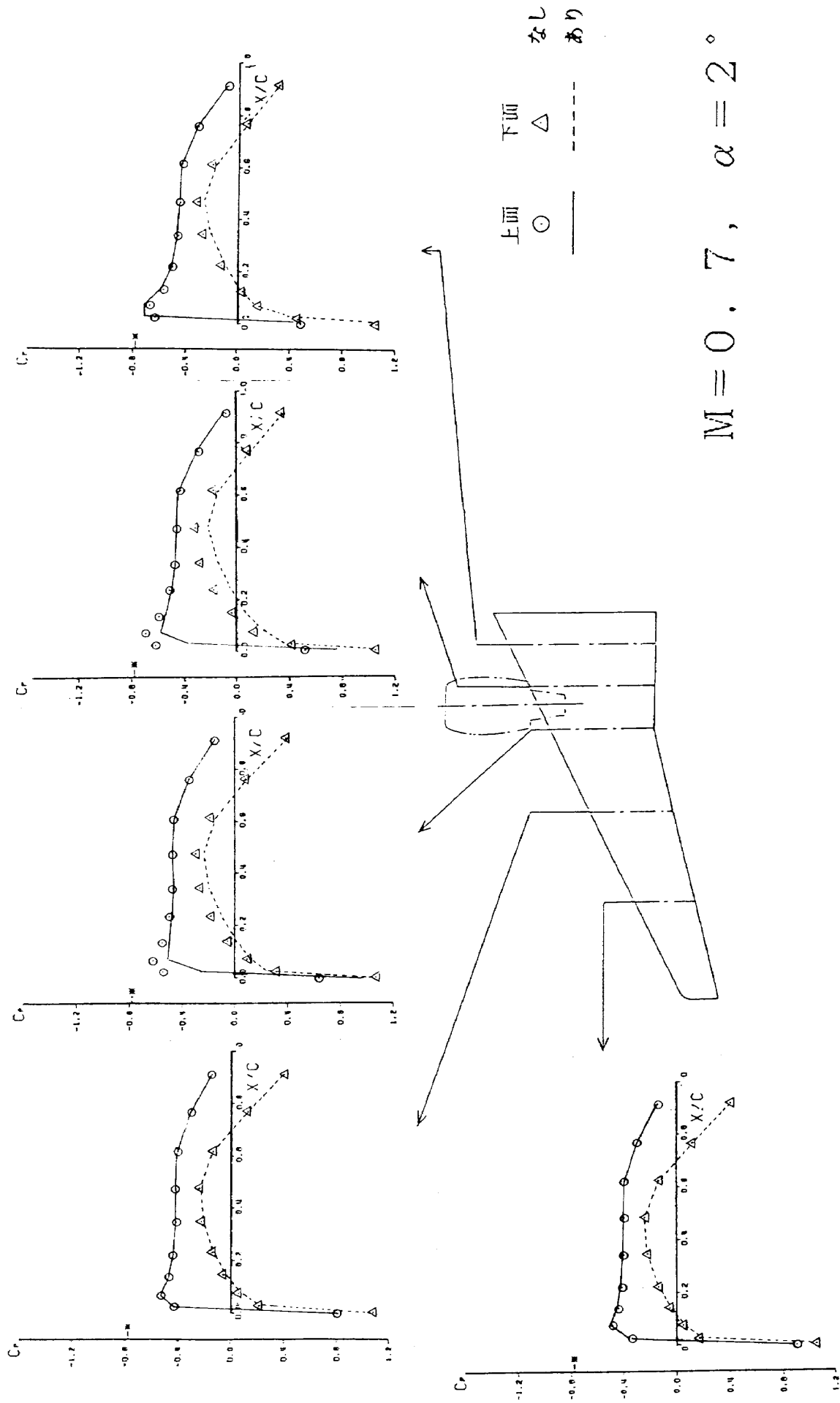


図3 ナセルの影響(計算結果)

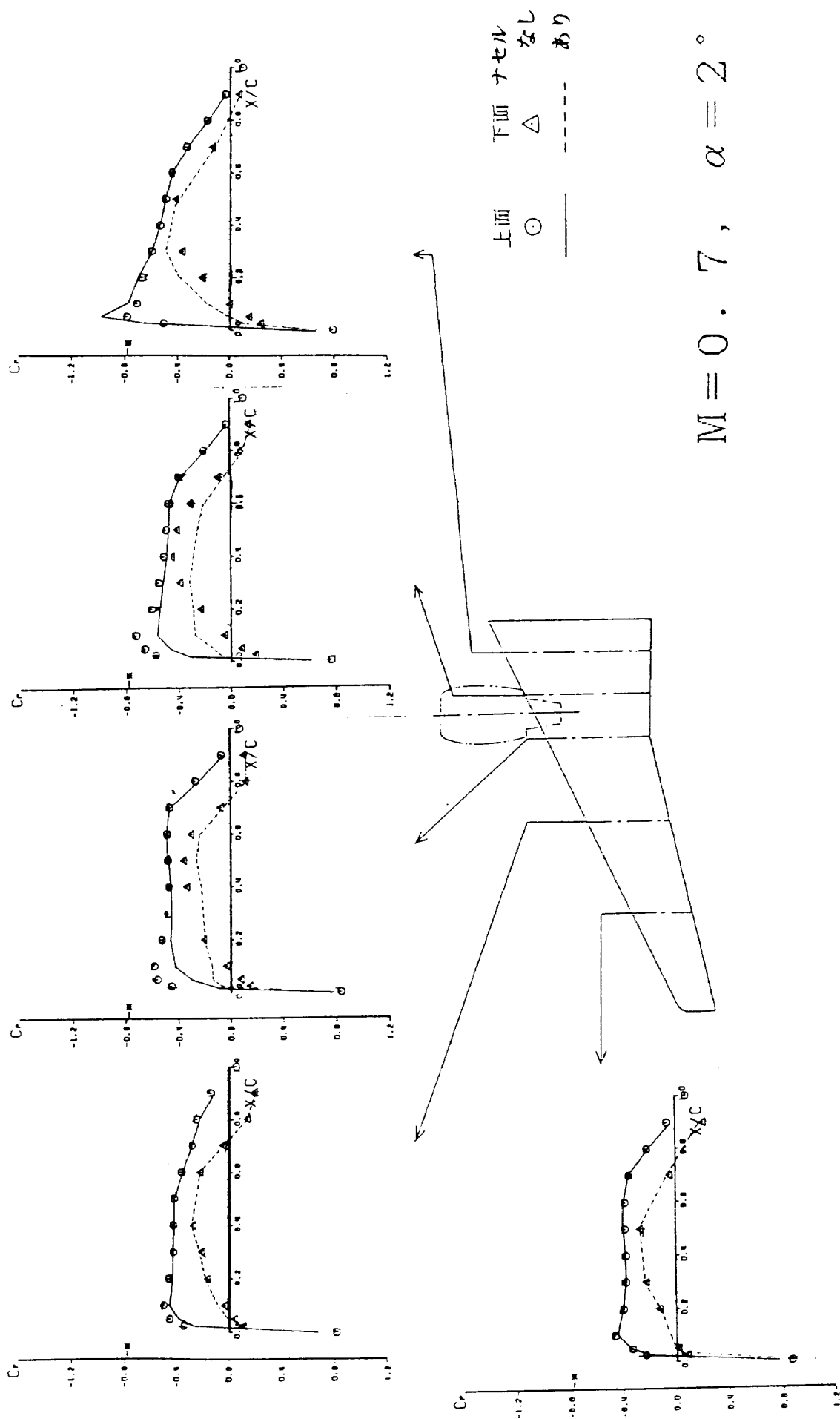


図4 ナセルの影響(風試結果)

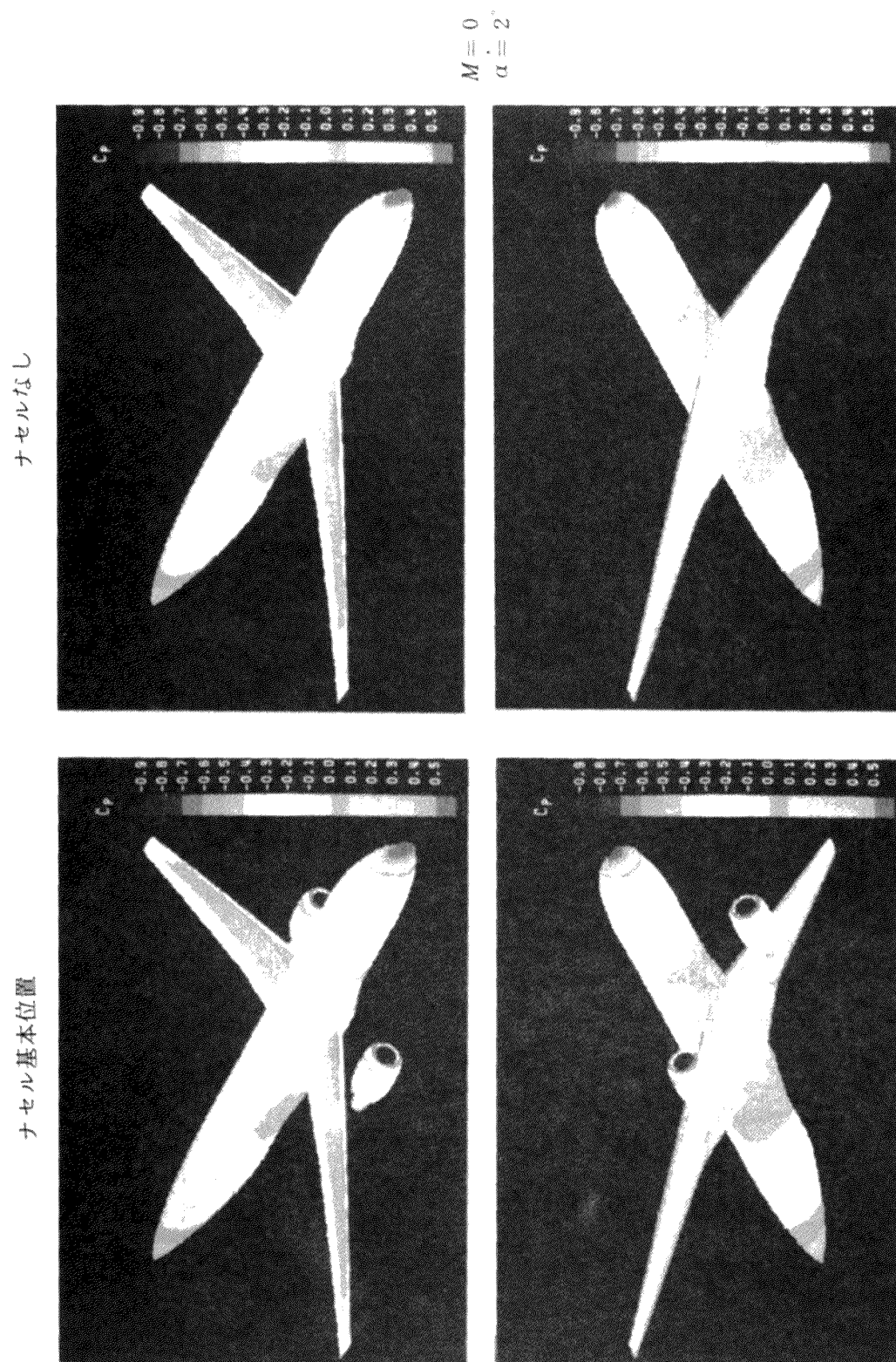


図5 ナセルの影響（計算結果）

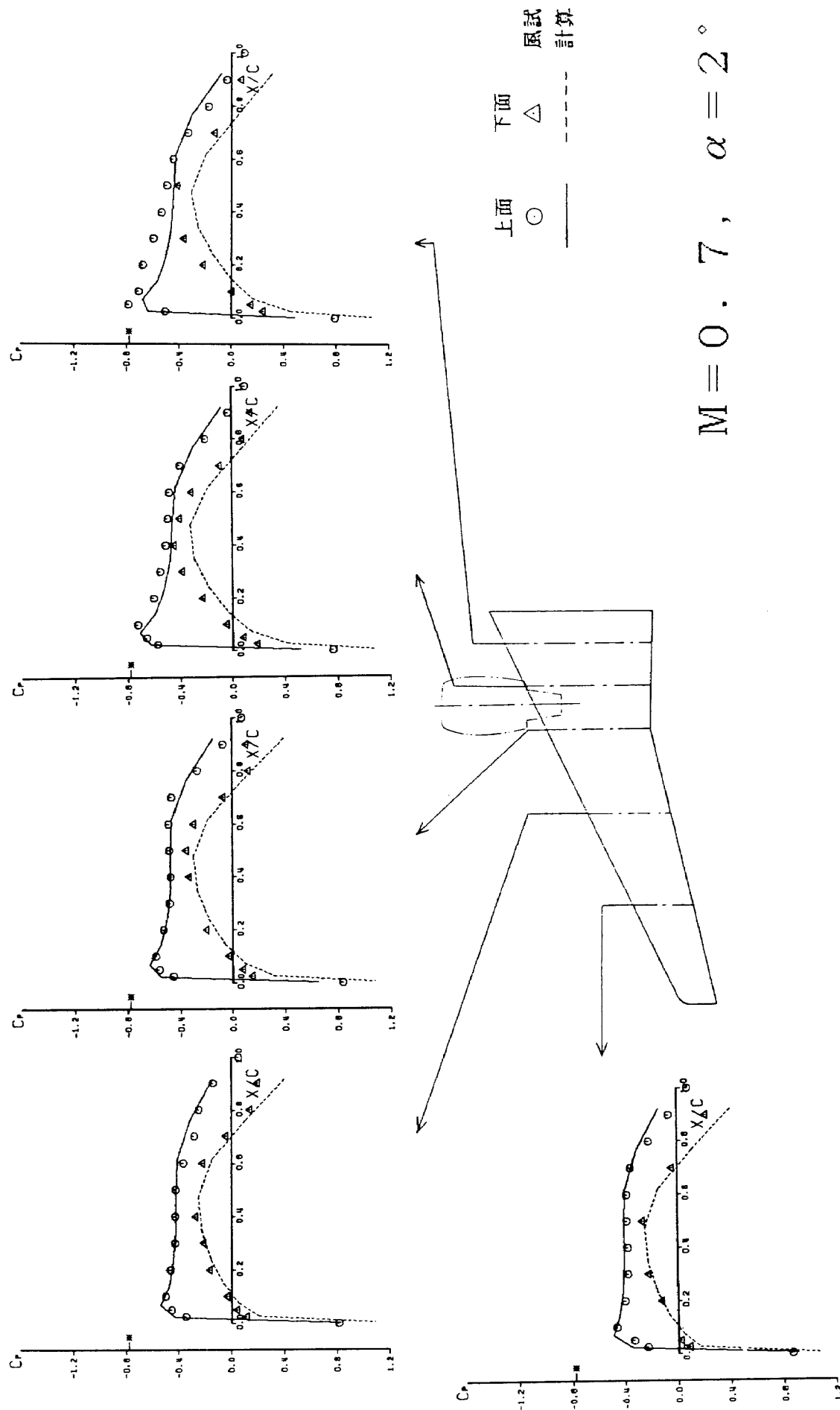


図 6 風試結果との比較

図3は計算結果，図4は風試結果である。計算，風試共ナセル付近で上面前縁負圧ピークが変化している様子が見られ，両者の傾向も一致している。一方，下面前縁では両者の傾向が異なる結果となっているが，この件については後で詳しく検討を加える。図5は図3と同一計算結果から，機体表面を等 C_p で塗り分けたものである(C_p コンター図)。この様に C_p コンター図で表わすと前縁負圧ピークが変化している様子も一目でわかり，流れ場の理解に有効である。

次に各ケースについて風試結果との比較検討を進める。図6はナセルなし形態について圧力分布を風試結果と比較して示したものである。計算結果と風試結果の一致は良好である。詳細に見ると，後縁付近及び翼根に近い部分で差が大きくなっている。後縁付近の差はパネル密度が後縁付近で粗くなっていることが一因と考えられる。翼根付近の差は翼胴フィレット付近のモデル化が十分でないこと，リフレクタ板の影響等が原因している可能性がある。図7は空力係数の比較である。 $C_{L\alpha}$ の一致は良好だが， C_L のレベルの差はやや大きい。これは圧力分布の差と同様に後縁付近のパネル密度，翼胴フィレット付近のモデル化，リフレクタ板の影響等が重なり合った結果と考えられる。図8はナセルがある場合の圧力分布比較である。ナセル付近の下面前半部の差が目立つ。ナセルまわりの流れに計算と風試で大きな差が出ている様である。ここで風試模型を振り返って見る。図2に示す様にコアの内側にさらに(パワー効果用に)ノズルが取付けられコア内の流路は著しく狭くなっている。またファンカウルが(ウォールジェットを吹出すため)厚く，コアとの間の流路も通常のフロー・スルー・ナセルに比べ狭い。計算モデルもそれに合わせて作成した(図1)。ナセル内(コア内，ファンカウル/コア間)の流れの様子及び圧力分布の違いの原因を探るために以下の仮定を立て，その仮定に沿ってナセルのモデルを変更して計算を試みた。

- ナセル内(コア内，ファンカウル/コア間)を全く流れないと仮定した場合(一体ナセル，図9)。
- ファンカウル/コア間は流れるが，コア内は流れないと仮定した場合(コア/ノズル一体ナセル，

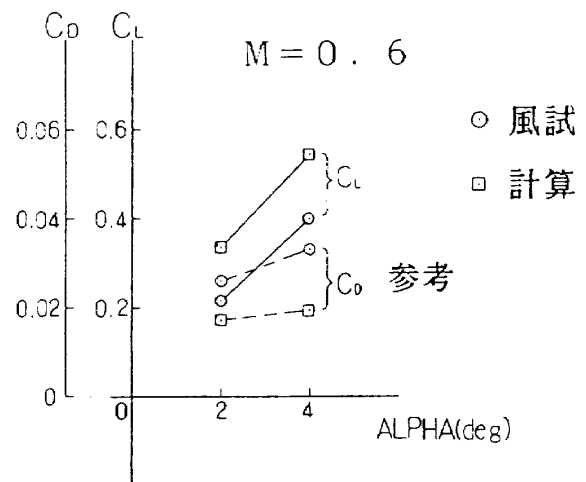


図7 風試結果との比較(空力係数)

図10)。コア/ノズル一体ナセルについてはナセル支持ストラットもモデル化し，風試に一層近い形態とした。

図11に一体ナセルの計算結果を示す。基本ナセルに比べ，ナセル付近の下面前半部の圧力分布の差は拡大している。図12にはコア/ノズル一体ナセルについて示す。基本ナセルに比べ圧力分布の一致は良好になっている。このことから，風試ではナセルに流入した空気の大半が，粘性の影響でコア内を流れることができず，ファンカウル/コア間を高速で流れている可能性のあることが示唆される。

図13 a, 13 b ナセル位置を動かした場合の C_p コンター図を風試結果との比較で示す。ナセルを外方に移動することによって計算，風試共ナセル外側で上面前縁付近の圧力が高くなる様子が概観できる。下面については基本ナセルの計算結果につき，ナセル付近の下面前半部圧力の一致は必ずしも良くない。

6. ま と め

○風試との対応は概ね良好で，ナセル干渉の検討に有効である。

○狭い流路がある場合のモデル化には注意を払う必要があることが示唆された。

- 狭い流路は粘性の影響を強く受けるので，そのまわりの流れは計算と大きく異なる可能性がある。ナセルのモデルを変更し，風試結果と比較することによってその可能性及びモデル化の方向を示した。

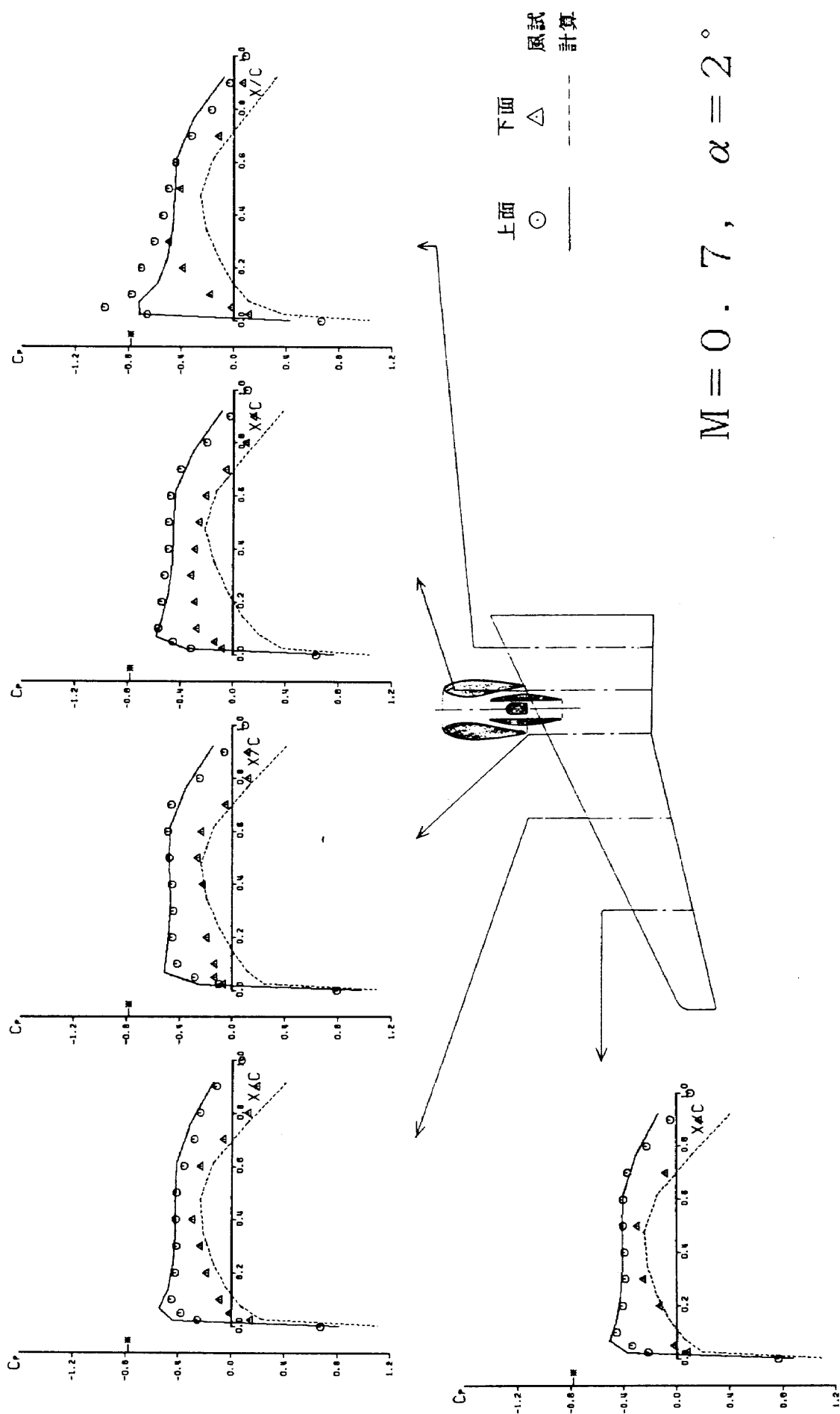


図8 風試結果との結果

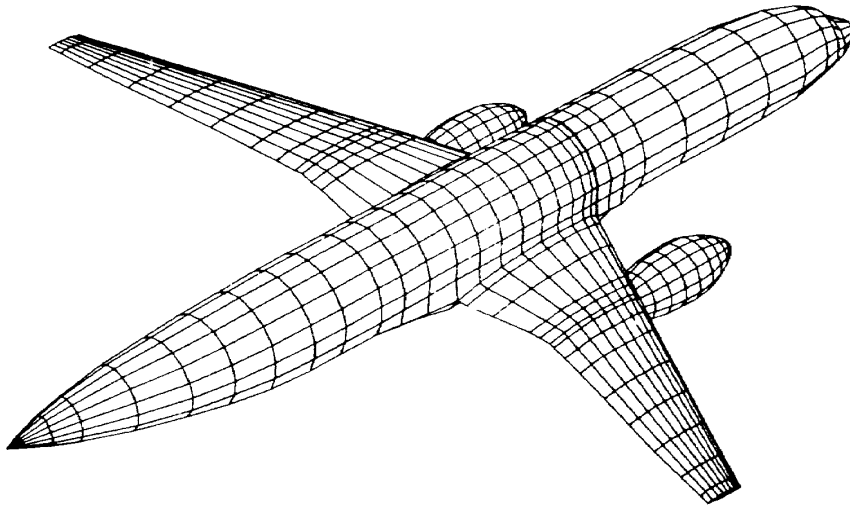


図9 計算モデル—体ナセル

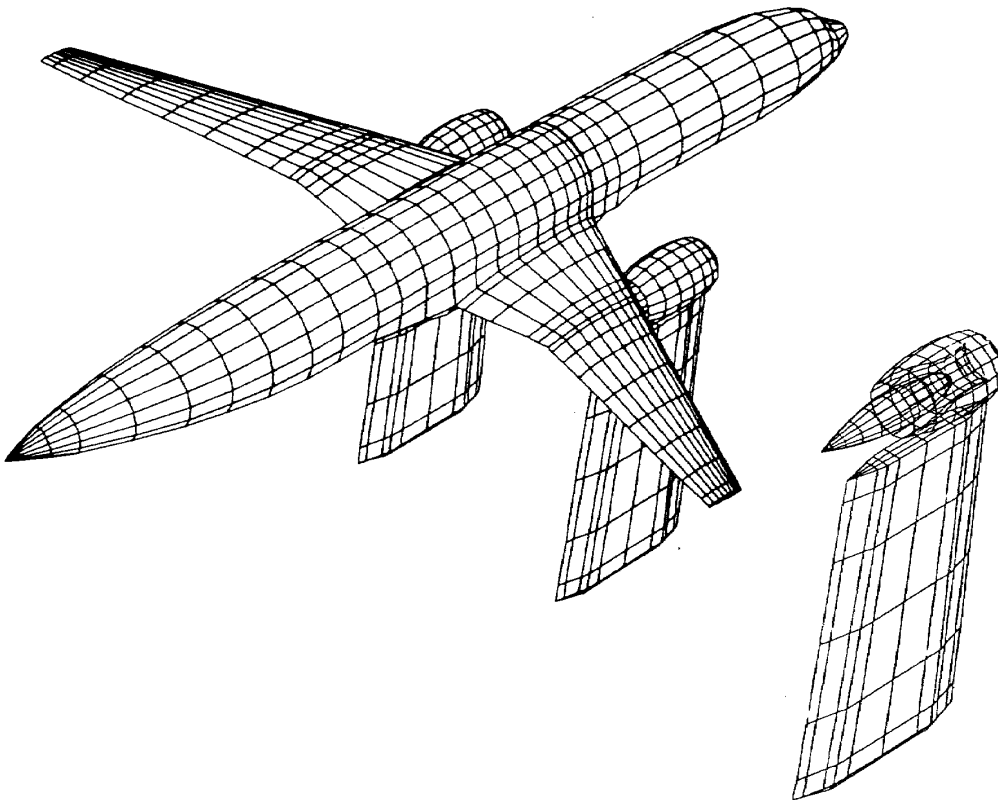


図10 計算モデル—コア/ノズル—体ナセル+ストラット

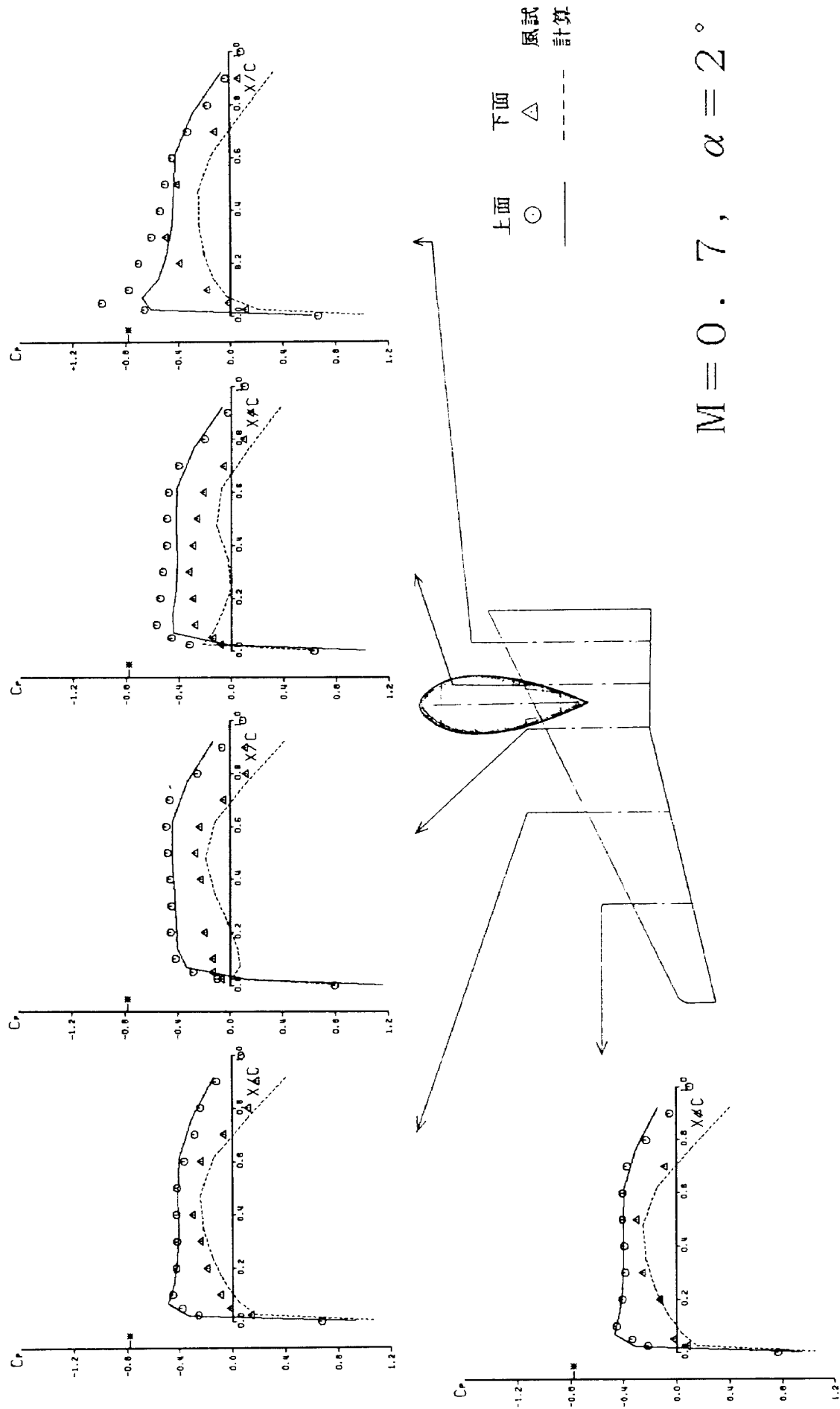


図 11 風試結果との比較

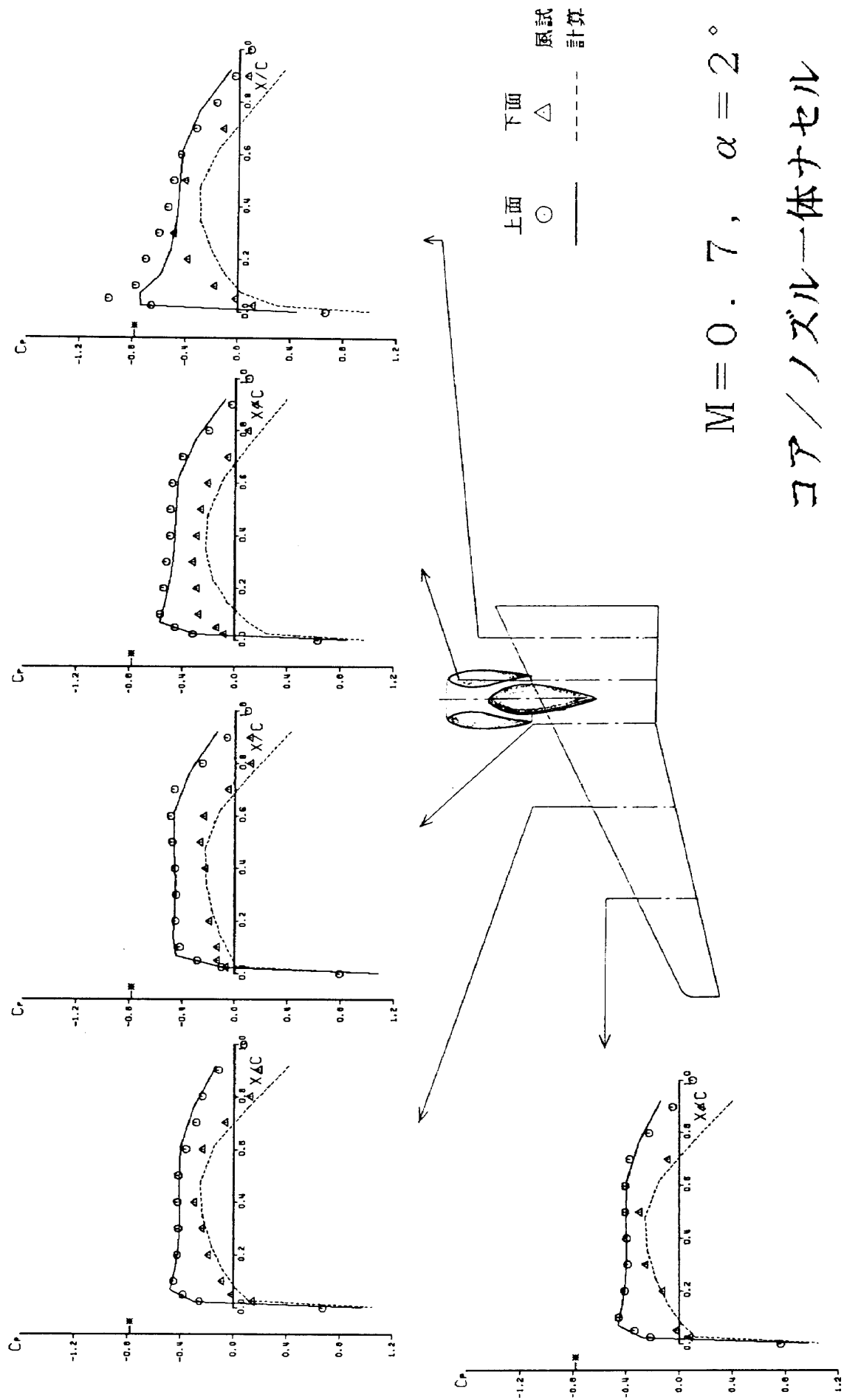


図12 風試結果との比較

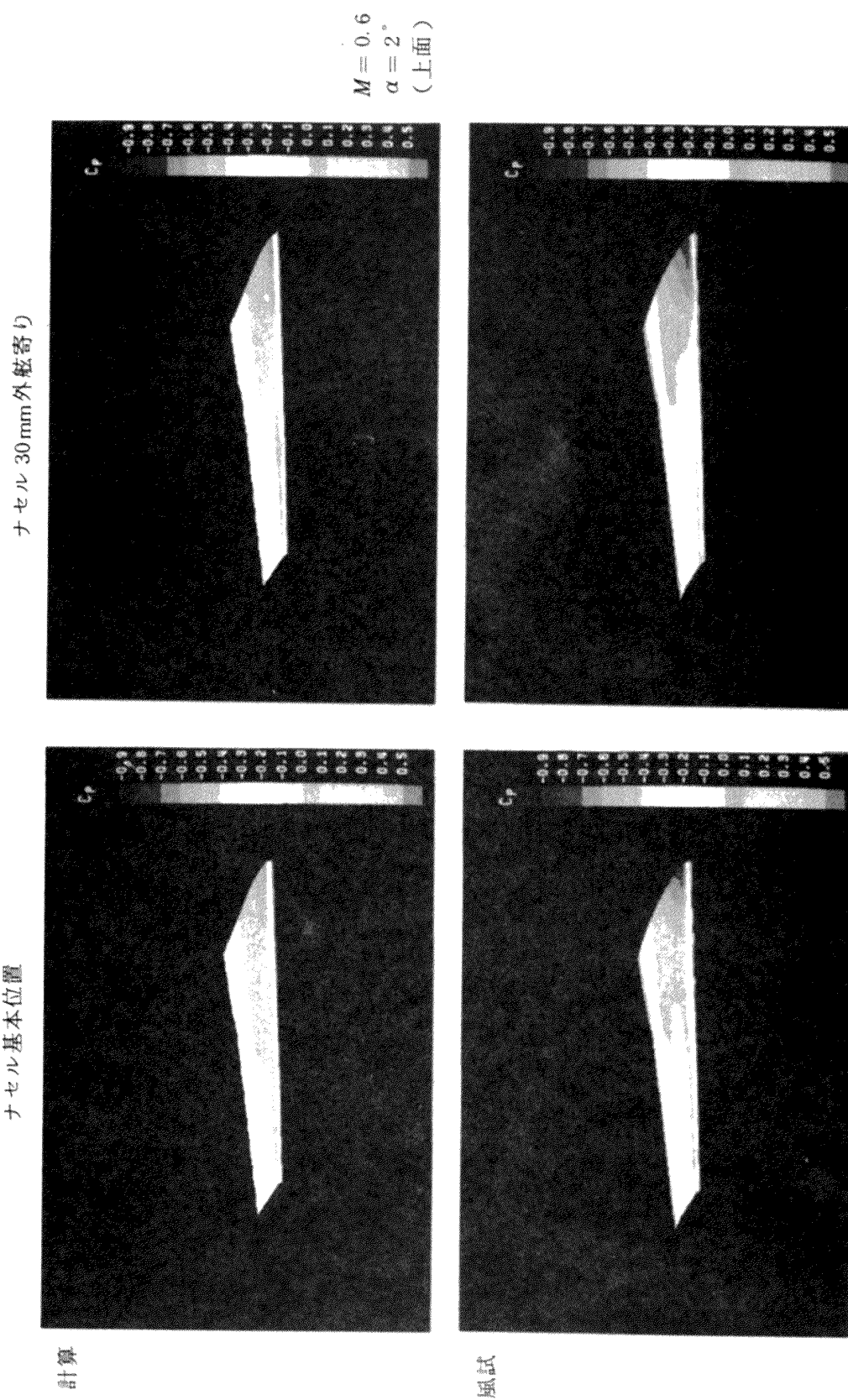


図 13 a ナセル位置の影響

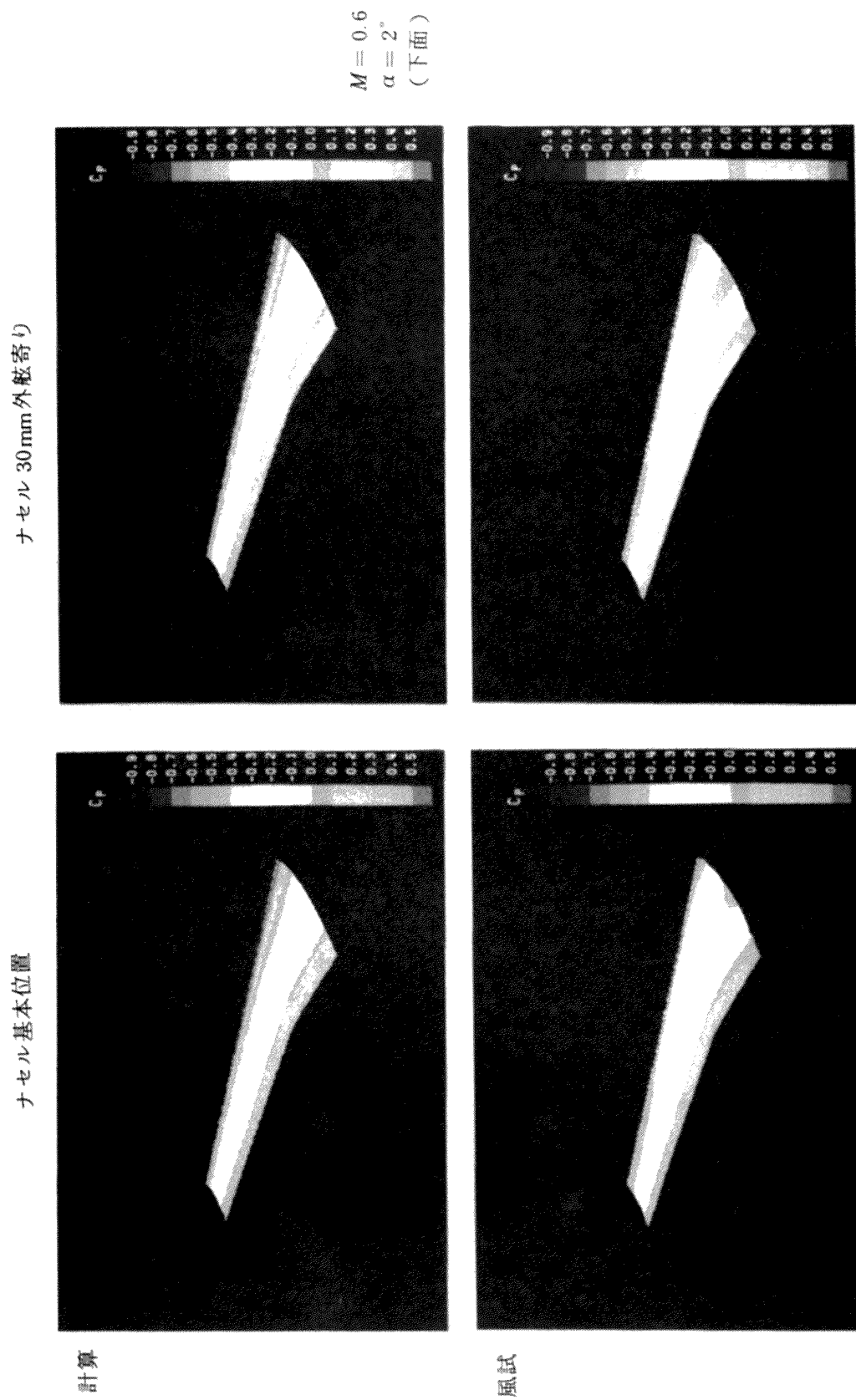


図13 b ナセル位置の影響

最後に、YXX 風試結果の発表について配慮いただいた JADC 天野次長に感謝の意を申し添えます。

7. 参 考 文 献

- 1) 柳沢三憲：「境界要素法を用いた亜音速流中の三次元揚力物体の空力特性の計算」，航空宇宙技術研究所報告 TR-835，1984 年 9 月
- 2) Morino, L.: Steady, Oscillatory and Unsteady Subsonic and Supersonic Aerodynamics — Production Version (SOUSSA-P1, 1) — Vol. 1, Theoretical Manual, NASA CR-159130, Jan. 1980.