

## 主翼設計における空力計算の利用について

中 館 正 顯\*

## Application of Computational Aerodynamics to Wing Design

Masaaki NAKADATE  
Fuji Heavy Industries Ltd.

## ABSTRACT

Recent progress in Computational Aerodynamics has enabled the engineers of aircraft manufacturers to utilize transonic aerodynamic analysis programs in designing wings. When using these programs in wing design, points like

(Configuration modelling)

effects of fuselage,

effects of control surfaces,

effects of nacelle, etc.

(Computational method)

effects of viscosity,

effects of separation, etc.

should be taken into account to select a program or to model a configuration. Effectiveness of control surfaces (spoiler, aileron), which is greatly influenced by the characteristics of the wing, is another important problem. This paper introduces application of transonic aerodynamic analysis programs to the computation of control surface effectiveness.

## 1. 序

近年の計算空気力学における進歩には目覚ましいものがある。それは計算機性能の飛躍的向上及びそれに伴う計算費用の低下に負うところが大きい。すなわち、風洞実験に比べ費用、時間の制約が少ない計算空気力学に多くの空気力学研究者の目が向けられる様になり、また設計における要求も相俟って進歩が加速されている様に思われる。この様な中で、航空機メーカーにおいても翼の遷音速設計に各種解析プログラムを利用するのが日常となっている。こ

こではそれらの解析プログラムが翼設計の中でどこまで利用できるか、例を挙げて紹介する。

## 2. 主翼の設計における例

主翼の遷音速空力設計に各種解析プログラムを利用する際のポイントとして例えば、

○ 形状模擬に関して

- 胴体の影響
- 操縦面の影響
- ナセルの影響
- 尾翼、ナセルを含む全機形態

○ 計算法に関して

- 粘性の影響

---

\* 富士重工業株式会社

### ・ 剥離の影響

等を考慮してプログラムを選定し、形状をモデル化する必要がある。また設計における各種プログラムの応用範囲を拡げるために、風試結果との対応による設計法へのフィードバックも欠かせない。一方、主翼特性の影響を強く受ける操縦面（スポイラー、エルロン）の効きも主翼の遷音速設計における重要な課題である。

主翼設計への適用例としてスポイラーを模擬した計算結果を示す。計算は微小擾乱遷音速翼胴解析プログラム（文献1）、2）参照）を使用し、非粘性、粘性の両ケースについて実施した。計算モデルとして図1に示す高アスペクト比主翼（ $AR=10.5$ 、 $A_{c/4}=18^\circ$ ）を持つ輸送機を選び、胴体付で計算した。スポイラーのモデル化には図2aに示す様にスポイラー後端から下流に仮想翼面を仮定した。翼幅方向にはスポイラーの内端、外端を挟んで図2bに示す様に $\eta$ （セミスパン比： $2y/b$ ）がそれぞれ約3%、約4%の幅で通常断面からスポイラー断面に変化させている。内端、外端で幅を変えているのは（スポイラー弦長が一定のため）内、外端の局所弦長比

（スポイラー弦長／翼弦長）が異なることを考慮したためである。スポイラー舵角は風試結果が利用できる（ $\delta_{sp}=10^\circ$ ）について示す。図3、図4はスポイラー効き（ローリングモーメント）の計算結果と風試結果の比較である。 $M \leq 0.75$  及び  $\alpha \leq 3^\circ$  で計算結果は風試結果と傾向が一致しているが、それ以上のマッハ数、迎角では差が大きくなり、計算では効きの低下、逆効きは出ていない。これは非粘性計算及び境界層排除厚を考慮する粘性計算では剥離後の流れが扱えないことによるものである。計算でも  $M > 0.8 \sim 0.825$  で効きの低下が見られるが、それはスポイラーの開、閉に拘らず（開でも）衝撃波が後縁に達する圧力分布となっているからである。

図3、図4で粘性計算の方がスポイラーの効きが大きくなっているが、それは仮想翼面により剥離ウエーク（すなわち粘性効果）を導入した上に、さら

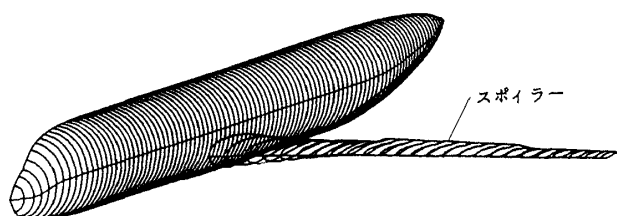


図1 計算モデル



図2a スポイラー断面

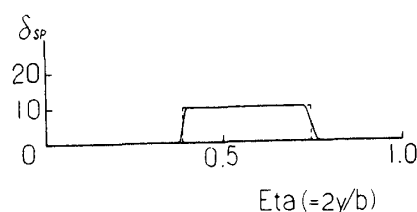


図2b スポイラー舵角分布

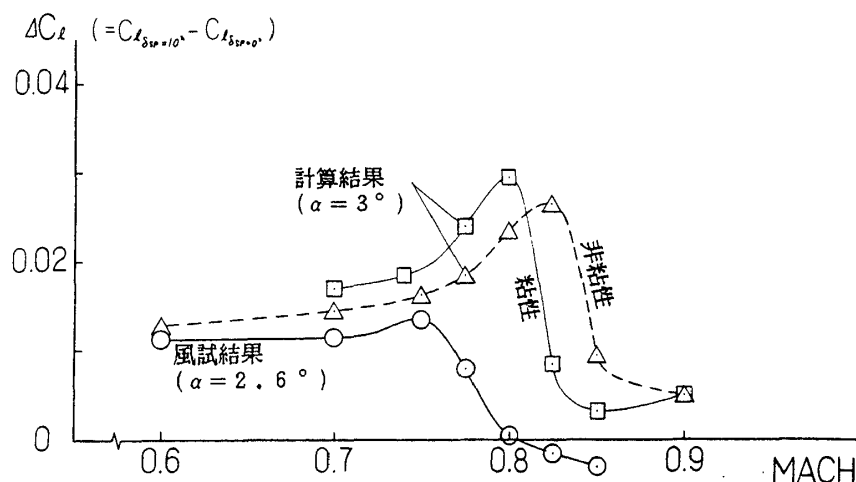


図3 スポイラーの効き  
（ローリングモーメント）

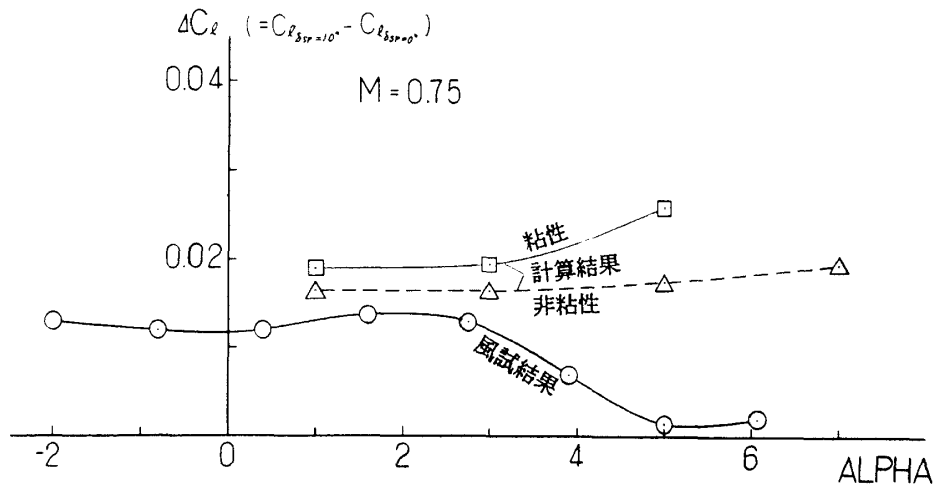


図4 スポイラーの効き  
(ローリングモーメント)

に粘性(境界層排除厚)を加えるというモデル化に無理があるためであろう。図5に示す翼幅方向の揚力分布(スポイラー開, 閉比較)も計算, 風試の一致は良好である。圧力分布も図6-1に示す  $M=0.75$ ,  $\alpha=3^\circ$  では一致良好であり, スポイラー開で上面衝撃波が前方に移動し, その結果としてスポイラーの効く様子が計算でもよく表われている。一方, それ以上のマッハ数, 迎角では図6-2~図6-4に示す様に, スポイラー閉でも, 大きな剥離の存在により風試結果の衝撃波は前方に移動している。その様な状態では, 剥離ウエークの中でスポイラーが開かれるので(衝撃波も前方に移動せず)効かなくなる訳である。それに対し, 計算では剥離が扱えないので, スポイラー閉で衝撃波が風試に比べ後方にあるのが, スポイラー開で前方に移動するためにスポイラーの効きが残る結果になっている。図6-5では粘性計算の方が非粘性結算に比べ衝撃波が少し前方に移動する傾向が見られるが, 風試に比べればまだかなり後にある。仮想翼面の形状設定がスポイラー計算のポイントの一つであるが, その形状による差を図7に示す。仮想翼面は後縁位置が一致していれば形状による差は大きくない。図8にはフルポテンシャル翼解析プログラムによる計算結果を示す。図5と同傾向の揚力分布(スポイラー開, 閉比較)が得られている。図9にエルロン効きの計算例を風試との比較

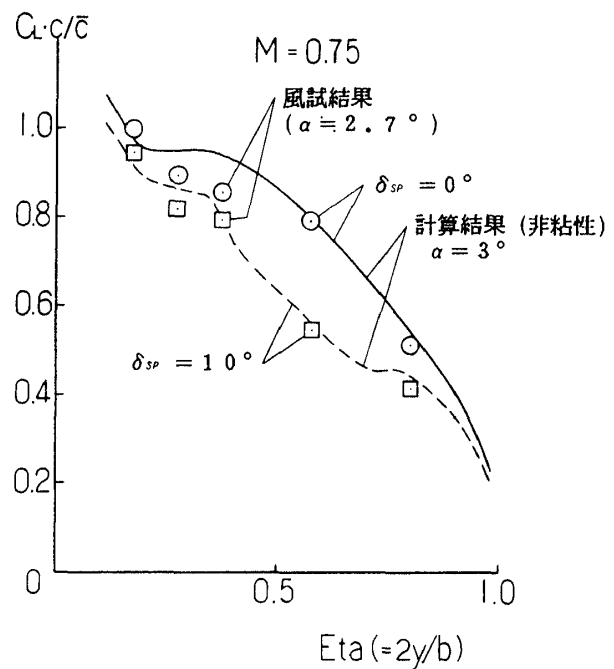
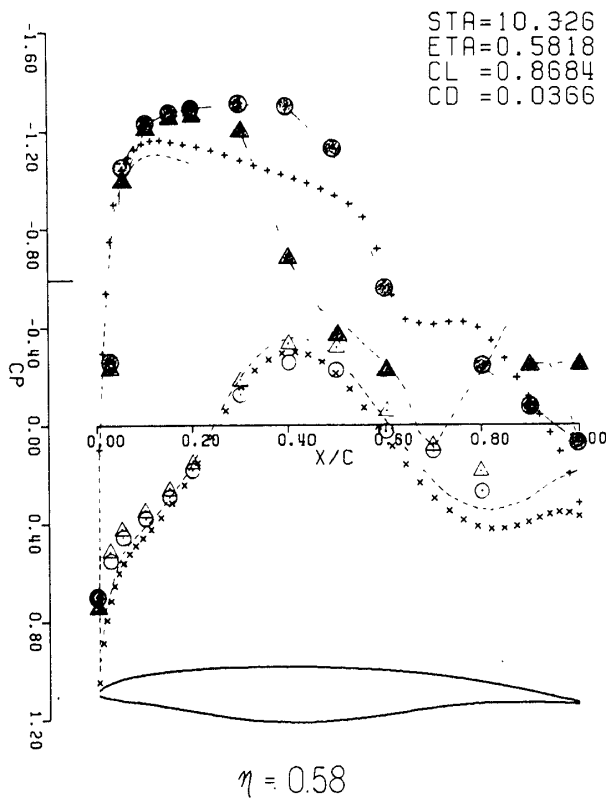


図5 揚力分布

で示す。計算の方がやや効きが大きくなっており,  $M > 0.75$  ではさらに差が開く傾向にあるが,  $M \leq 0.75$  では概略の傾向が合っており, 風試との対応づけにより, 効きの評価, 設計への反映は可能になる。

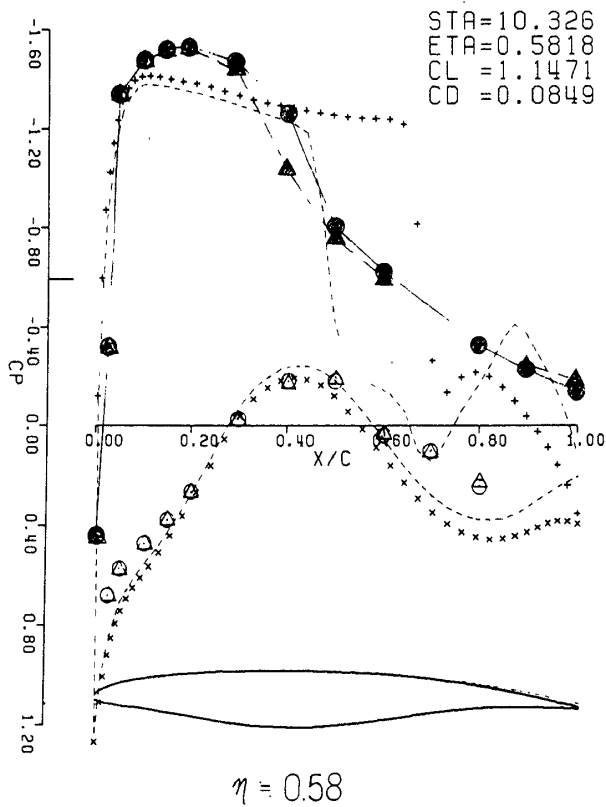


$\delta_{sp}$			
0°	10°		
+	-----	上面	計算
x	-----	下面	
●	▲	上面	風試
○	△	下面	

M=0.75

$\alpha = 3^\circ$

図6-1 圧力分布



$\delta_{sp}$			
0°	10°		
+	-----	上面	計算
x	-----	下面	
●	▲	上面	風試
○	△	下面	

M=0.75

$\alpha = 5^\circ$

図6-2 圧力分布

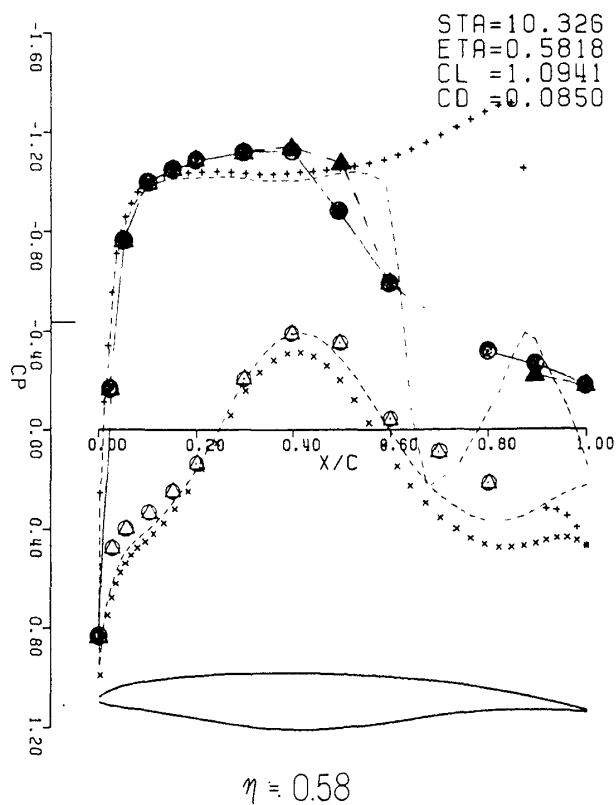


図6-3 圧力分布

$\delta_{SP}$			
$0^\circ$	$10^\circ$		
+	-----	上面	計算
x	-----	下面	
●	▲	上面	風試
○	△	下面	

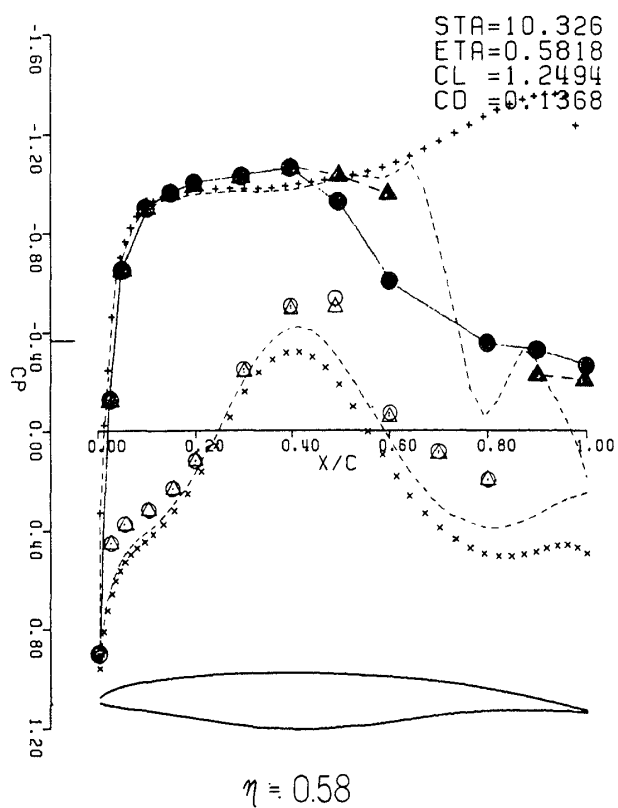
 $M = 0.8$ 
 $\alpha = 3^\circ$ 


図6-4 圧力分布

$\delta_{SP}$			
$0^\circ$	$10^\circ$		
+	-----	上面	計算
x	-----	下面	
●	▲	上面	風試
○	△	下面	

 $M = 0.825$ 
 $\alpha = 3^\circ$

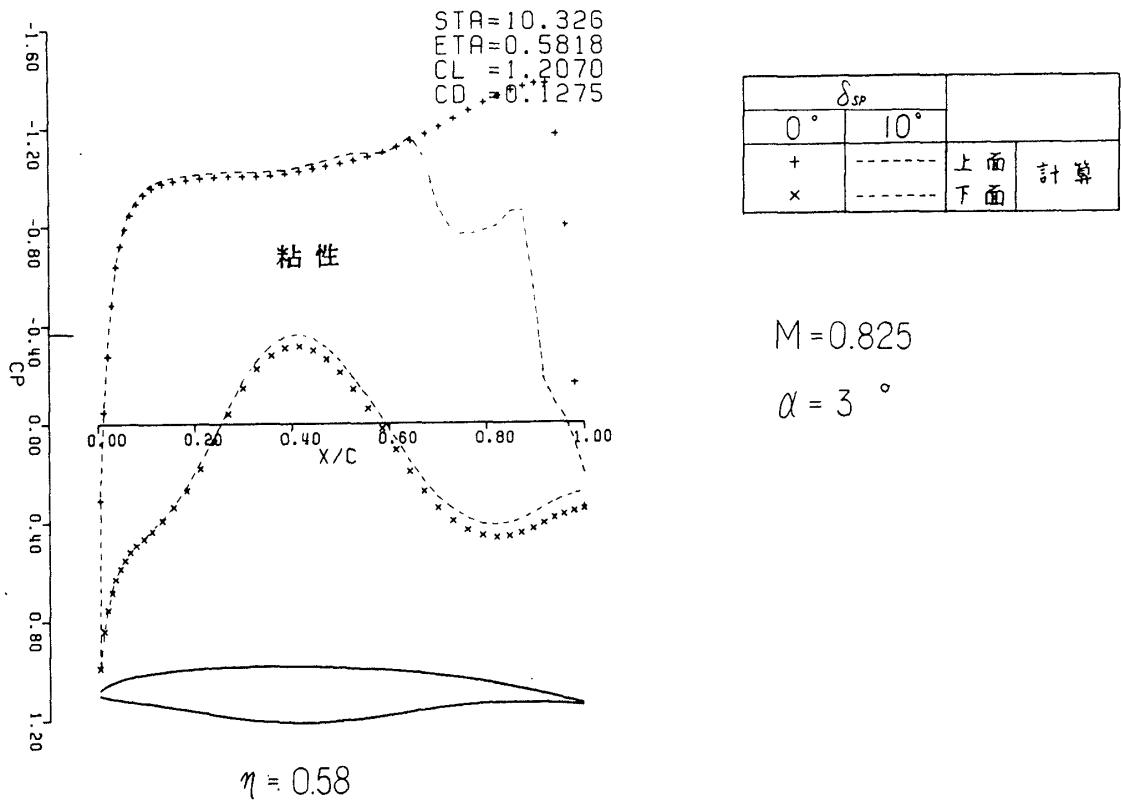


図6-5 圧力分布

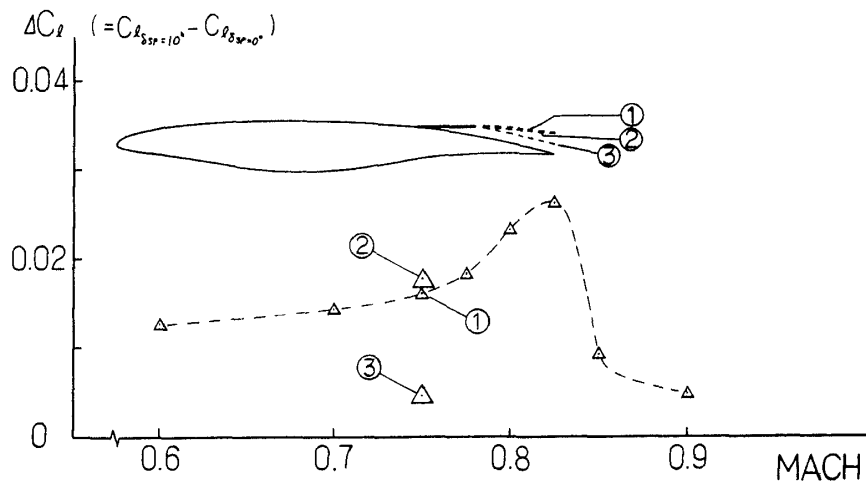


図7 仮想翼面形状による差

### 3. まとめ

前項で述べた主翼遷音速設計における応用計算例についてまとめる。

○スポイラーをはじめとした操縦面の効きは、形状のモデル化を適当に行なうことによって遷音速解析プログラムで下記の程度に推算可能であ

る。

- ある程度定量的な検討。
- スポイラーとエルロンと比較検討。
- スポイラーのモデル化には剥離ウエークをシミュレートした仮想翼面を設定すればよい。
- 仮想翼面は後縁の位置を決めればスポイラー後端から後縁までの形状差による効きの変化

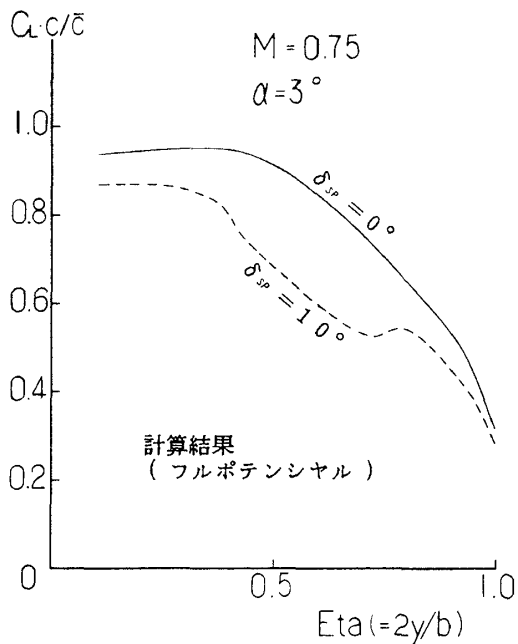
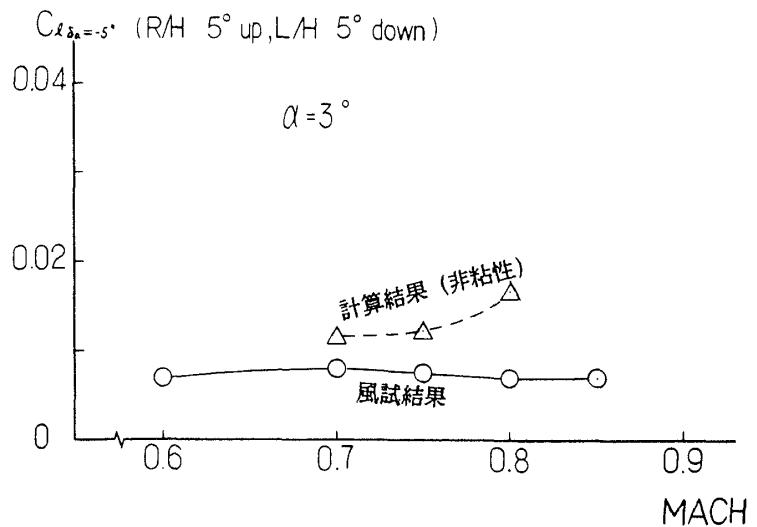


図8 揚力分布

図9 エルロンの効き  
(ローリングモーメント)

は大きくない。

- 操縦面の効きの低下、逆効きは推算できない。
  - 非粘性計算はもとより、粘性計算でも剥離後の流れが扱えなければ剥離に伴う現象としての効きの低下、逆効きは計算できない。
- 解析プログラムは種類を問わない。ある程度丈夫 (robust) なものであればその精度に応じた推算が可能である。

最後に今後開発されるプログラムに対して一言希望を述べる。

- 剥離ウエークがシミュレートできるプログラムの実用化。
- 丈夫で、設計者たちの乱暴な使用に耐え得るこ

と。精度も重要であるが度々発散する様では実用上の価値は大きく減じられる。

#### 参 考 文 献

- 1) Mason, W.H., Ballhaus, W.F., etc.: "An Automated Procedure for Computing the Three Dimensional Transonic Flow over Wing-Body Combinations, Including Viscous Effects", AFFDL-TR-77-122 (Feb., 1977).
- 2) 田中, 廣瀬: 「三次元遷音速流れ解析各種プログラムによる計算結果の比較」, 航空機計算空気力学シンポジウム論文集 (航技研特別資料 SP-1), 1983年11月。

