

亜音速揚力面の数値計算法に関する研究

安東茂典*

Investigations on Efficient Numerical Method For Subsonic Lifting Surfaces

Shigenori ANDO

ABSTRACT

This is an intermediate summary report on the numerical investigation of subsonic unsteady lifting surface, made by our group in Nagoya University Aeronautical Department. Our interest has been concentrated on simple planar cases because this enables us to investigate the condition economically and thoroughly and thus maximize convergence and accuracy. We, however, believe that most of the results thus obtained would be fundamentally useful even for more complicated problems, such as non-planar wings or wings with finite thickness. The results are divided into the following three main parts:

- 1) Introduction of error-index parameters E , and development of an adaptive numerical method for lifting surfaces.
- 2) Improvement of numerical calculation of the subsonic kernel function.
- 3) Development of new, accurate, fast-converging numerical methods for lifting surfaces. For two-dimensional airfoils a "DLM-C" method has been developed. For finite span wings a finite aerodynamic element method ("DSM-CLS") and two pressure mode methods ("NAM", "NAS") have been developed.

序 論

標題の問題は現在地味な分野である。遷音速でもなく翼厚も考慮していない。しかも我々のグループではヘリコプタやプロペラ・ブレード、ウイングレットなどの非平面翼は扱っていない。しかし翼厚のない平面問題という最简单的なものだからこそ収束性を最高にする条件を経済的にしかも徹底的に調査するのである。そしてかくして得られた条件は、翼厚がある或いは非平面とかの、より複雑な問題にも大部分流用されうるだろう。なお、本論は、私の研

究室で現在までに得られたこの方面での成果に関する解説である、もちろん私一人の成果ではない。

主 な 記 号

AR	: アスペクト比
B_m	: 式(10)
b	: 半弦長
C_L	: 揚力係数
$4C_p$: 無次元空力荷重, $4p/(\frac{1}{2}\rho U^2)$, U は自由流々速
E	: 誤差評価指数, 各種のものあり。
h_ν	: E の定義中で用いられる第 ν 番 box の "サイズ". Gauss 数値積分の係数か

* 名古屋大学工学部

- ら定めらるべきである。
- K : 核関数
- \widehat{K} : 式(12)参照
- k : reduced pequency, 特記しない限り
 $k_c = \omega b/U$
- k^* : $k/(1 - M^2)$
- M : 自由流マッハ数
- m : $w = \cos\{m \arccos x\}$ 中の m
- NS : downwash chord 数/wing, ただしNA
 モード法に限って $NS_{1/2}$ の意。 $NT = NS \times NC$
- $NS_{1/2}$: downwash chord 数/片翼
- N, NC : コントロール点数/コード
- Q_s : NA 法における strip 数/片翼
- Q_c : NA 法におけるコード方向積分点数
- Q : $Q_s = Q_c$ の時, Q と書く
- r : $|y_0|$
- S : 翼平面形領域
- T : 1 cose 当りの計算時間 (CPU), sec.
- U : 自由流流速
- w : 垂直速度/自由流流速
- X : 式(12)を見よ
- x_0 : $x - \xi$, 自由流方向
- y_0 : $y - \eta$, スパン方向
- x, ξ : 夫々コントロール点と荷重点の x 座標
- y, η : 夫々コントロール点と荷重点の y 座標
- α : 迎角 (radian), 上下振動では $\bar{w} = -\alpha$
- β : $(1 - M^2)^{1/2}$
- ω : 角振動数
- 略語, 添字
- DLM : Doublet Lattice Method ダブレット格子法
- VLM : Voltex Lattice Method 渦格子法
- SCM : Semi-Circle Method 半円分割法
- CP : Control Point, 標点
- DSM-CLS : Doublet Strip Method-Chordwise Logarithmic Singularity
- NA : Nagoya University Aeronautical の略
- $R_e(\cdot), (\cdot)^{(R)}$: 実部
- $I_m(\cdot), (\cdot)^{(I)}$: 虚部
- $(\cdot)_e$: "exact" 厳密解

- $(\cdot)_R$: "reference" 基準解
- $\overline{(\cdot)}$: 複素振幅, ただし bar は大てい省略されている。

1 誤差評価指数

(1) これは, 先ず 2 次元定常非圧縮 ($k_c = M = 0$) の場合に, 離散化法に対して次のように定義・導入された¹⁾:

$$E = \left[\sum_{\nu=1}^N |P_a - P_e|_{\nu} h_{\nu} \right] / \left[\sum_{\nu=1}^N |P_e|_{\nu} h_{\nu} \right], \quad (1)$$

ただし N は全 box 数, h_{ν} は第 ν 番目の box 巾, P_a , P_e はある box 内での揚力の近似解と厳密解である。この E の使用は次のメリットを齎した;

- { 単一の数値による比較
- { 大量のデータのコンパクトな比較
- { 客観的・精密な比較

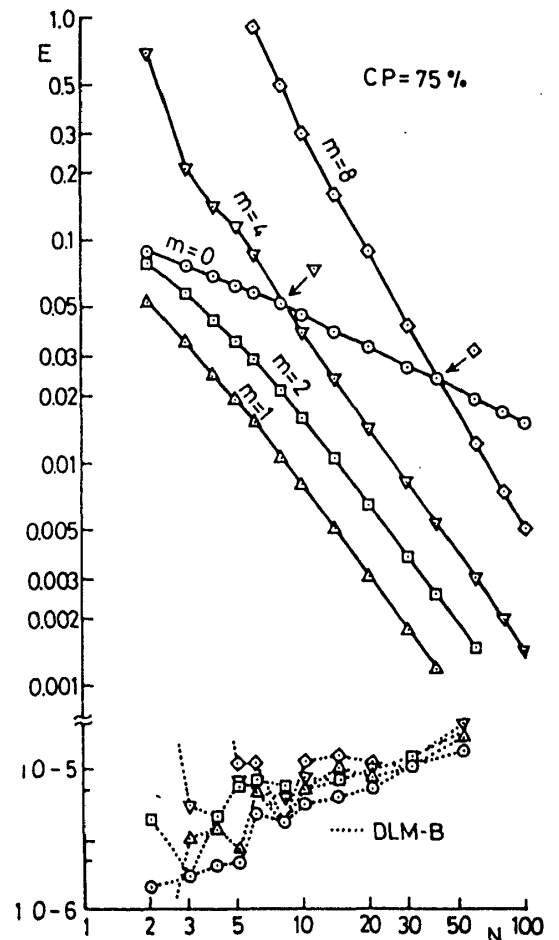


図1 定常非圧縮性流中の2次元翼へVLMを適用したときの, E vs. 分割数 N

第1回はVLMによるものだが実線は等巾分割, 点線は半円分割(SCM)である。前者において, 特に $m=0$ の場合の収束が悪い。なお計算に用いられた垂直速度分布は, $w = -\cos[m \arccos x]$ である。点線(半円分割)は全 m の収束性を劇的に改善している。

(2) reduced freq. が0でない場合には, P は $\bar{P} = \bar{P}^{(R)} + i\bar{P}^{(I)}$ の如く複素振巾となる。そこで E を

$$E = [E^{(R)} + E^{(I)}] / 2 \quad (2)$$

と定義した。ただし $E^{(R),(I)}$ は半円分割法では

$$E^{(R),(I)} \equiv \left[\frac{\sum_{\nu=1}^N |\bar{P}_e - \bar{P}_e^{(R),(I)}|_{\nu} h_{\nu}}{\sum_{\nu=1}^N |\bar{P}_e^{(R),(I)}|_{\nu} h_{\nu}} \right]$$

$$h_{\nu} \equiv (\pi/N) \sin \theta_{\nu}, \theta_{\nu} \equiv (2\nu - 1)\pi / (2N - 1),$$

$$D = 1, N \quad (3)$$

第2図は, 上下振動の場合についてDLM-A(等分割) DLM-B(半円分割), DLM-Cの比較を示す。最後の方法は我々が開発した新しいものであり(後述), 優秀な収束性を示している。第3図は各種の垂直速度分布の場合を示すが, 上下振動の場合と本質的には変わらない。なお $k = k_c = \omega b / U$ の意である。 b は半弦長。

(3) $M \neq 0, k \neq 0$ の場合には, 厳密解が利用できないので, E^w というものを用いた。これは, 与えら

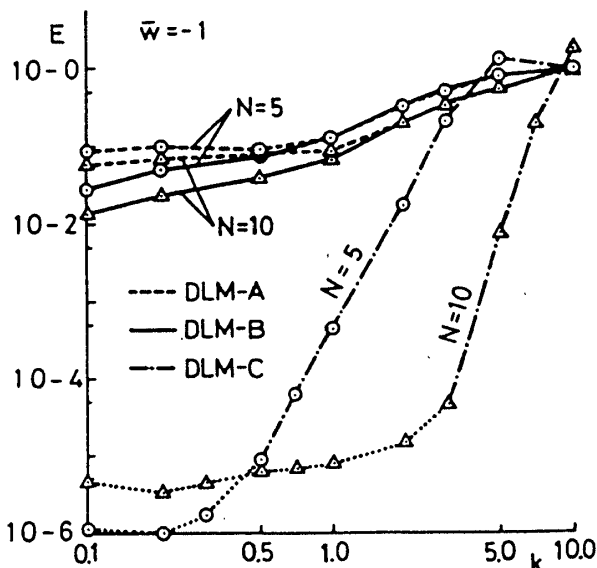


図2 非圧縮性流中で上下振動する2次元翼に関する, E vs. reduced freq. k

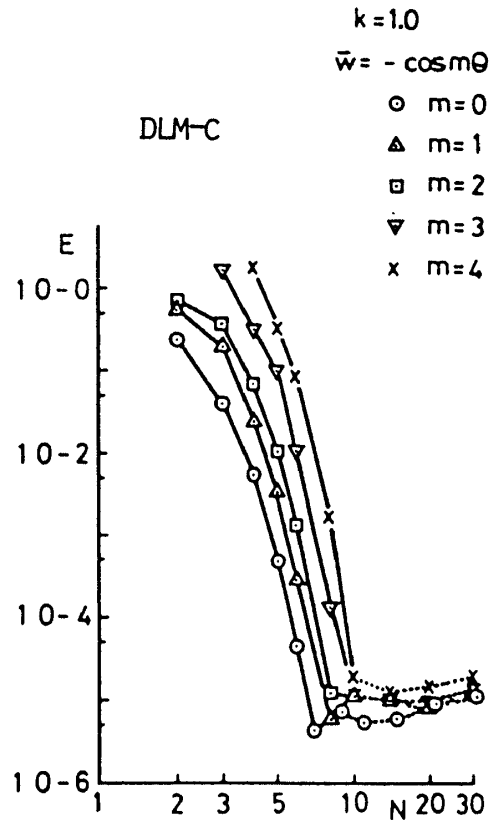


図3 非圧縮性流中で各種モードの振動を行う2次元翼に関する, E vs. N ; DLM-C 使用

れた垂直速度 \bar{w}_g と, 計算された \bar{P}_a を用い求めた \bar{w}_a の間で作られた誤差評価指数である。 $M=0$ の場合には E と E^w の両方が入手しうるのでその両者を比べてみた。その結果, E^w が E の代役を充分果し得ることが分った。このように, 誤差評価指数は状況に応じて次々と拡張あるいは修正され, あらゆる場合に有用性を発揮した。

2 "D.L.M-C"

(1) 初めに $M=0$ の場合に作られたが^{1,2)} 後 $M \neq 0$ へ拡張された³⁾ 積分正弦関数 $C_i(s)$ は, $S \neq 0$ で $\ln|s|$ という対数的特異性を示す。そのために核関数 K は

$$K(x - \xi) = K^R(x - \xi) + \frac{K^C(x - \xi)}{x - \xi} + K^I(x - \xi) \cdot \ln|x - \xi| \quad (4)$$

の如く書ける。 K^R, K^C, K^I は正則関数である。(4)を揚力面の積分方程式中に入れると,

$$I \equiv \int_{-1}^1 \sqrt{(1-\xi)/(1+\xi)} \ln|x-\xi| \times f(\xi) d\xi \quad (5)$$

というタイプが現われる。これを精度よく

$$I \doteq \sum_{j=1}^N A_j(x) f(\xi_j) \quad (6)$$

の形に近似することが必要である。これに成功したのがDLM-C開発のキーポイントであった。

(2) 第4図にDLM-BとDLM-Cの比較を示す。両方とも半円分割であるが前者は対数特異性の扱いが平凡なものである。^{1,2,3} 後者はより著しく収束性が優れている。なお k と M の収束性に及ぼす効果はほぼ $k^* = k/(1-M^2)$ の如くまとめた形で現われた。そして $E^w = 0.01$ を達成するには $N \doteq 2k^*$ でよいことがわかった。

第5図は⁴⁾ $M = 0, 0.5, 0.8$; $k_c = 0 \sim 5$ の場合に上下振動する2次元翼の $\Delta C_p/\alpha$ をDLM-Cにより計算した結果を示す。 M, k が増すと著しく波状的になるが尤らしい形をしている。これは有限翼巾の非定常揚力面の検証に使えそうなことを意味しており、後に実際それがうまくゆくことを示す。

(3) 我々が開発した(6)の優秀性をチェックするために

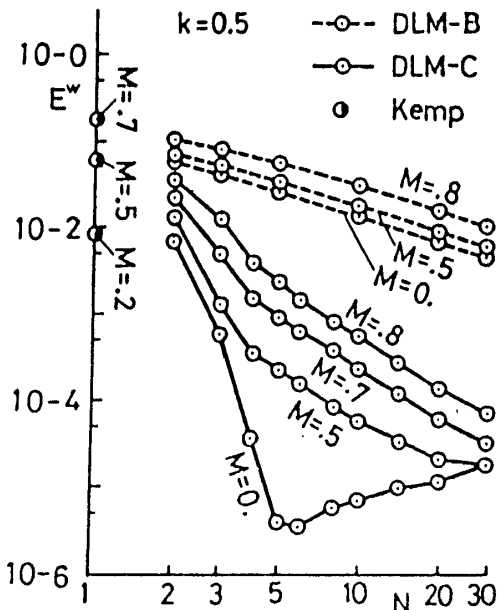


図4 圧縮流中で上下振動する2次元翼に関する、 E^w vs. N

$$H(x) = \int_{-1}^1 \sqrt{(1-\xi)/(1+\xi)} \ln|x-\xi| d\xi = -\pi(\ln 2 - x) \quad (7)$$

という場合について、

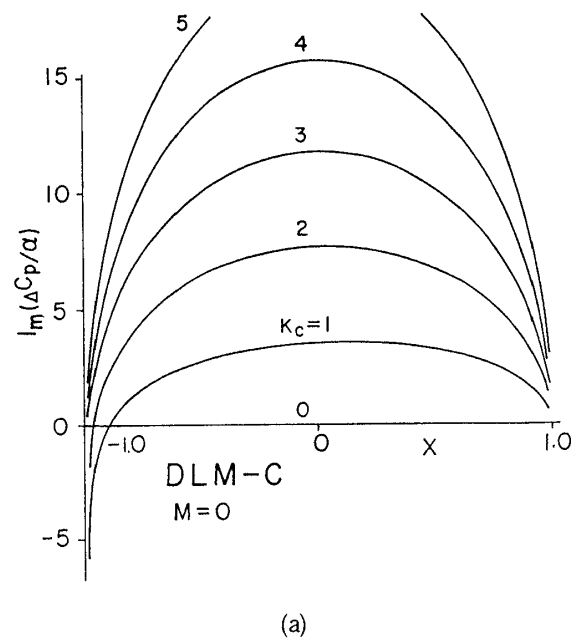
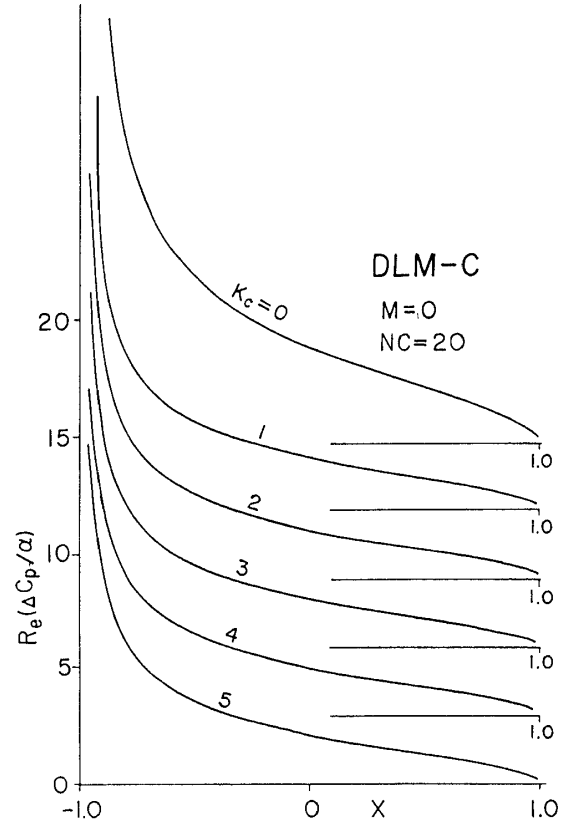
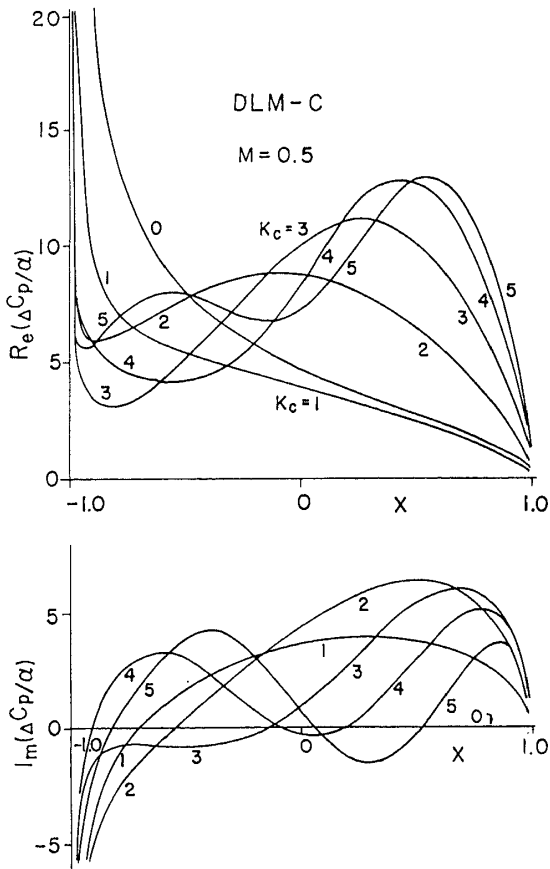


図5 圧縮性流中で上下振動する2次元翼に関する、コード方向揚力分布、DLM-Cによる計算



(b)

図 5

- A 直接的 lattice 法 (ただし半円分割)
- B 単純 Gauss 法
- C, D 我々が開発した方法
- E Lan の方法¹⁶⁾

を用いた各数値積分法の精度を調査した⁵⁾。第6図を参照。Eは誤差評価指数である。C, Dの収束性はずば抜けている。

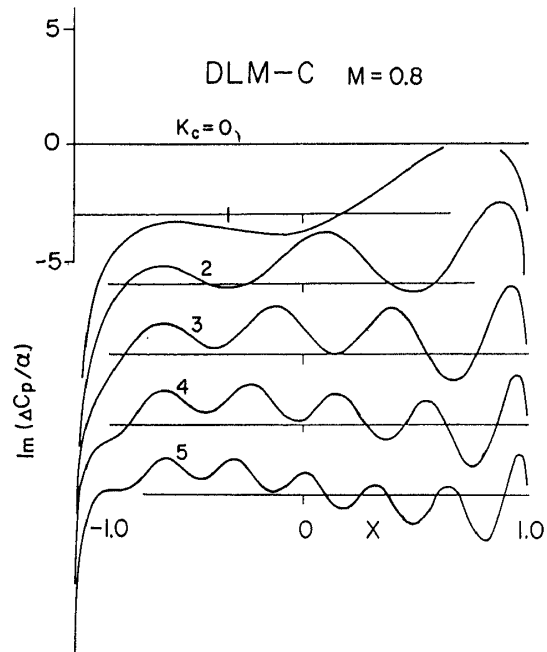
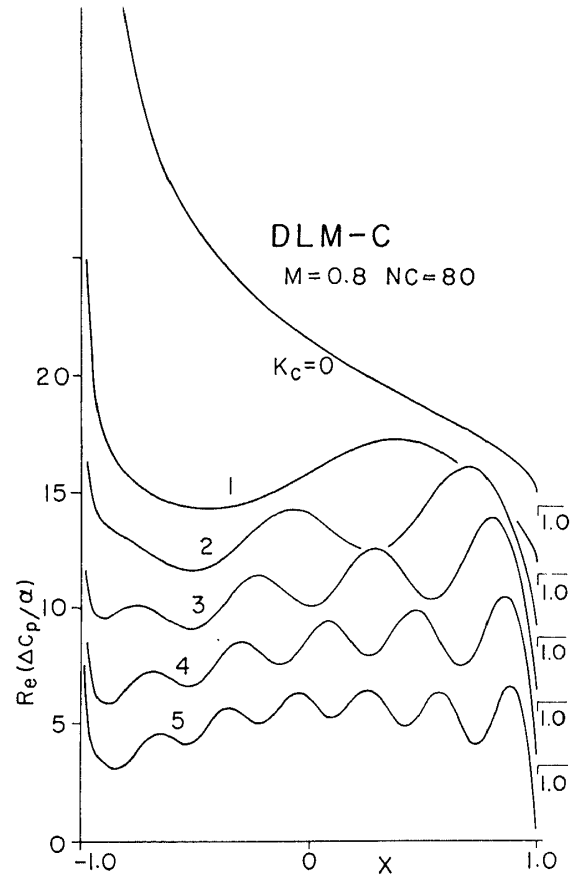
3 N^{-r}型数列, 自動適応型の揚力面の計算法⁶⁾

(1) 単調な変化をする数列 $\{I_m\} = I_1, I_2, \dots, I_m, \dots$ を考える。この極限值は

$$I = I_m + \sum_{k=m+1}^{\infty} \Delta I_k, \quad \Delta I_k = I_k - I_{k-1} \quad (8)$$

よって

$$I - I_m = \pm \sum_{k=m+1}^{\infty} \left| \frac{\Delta I}{\Delta N} \right|_k \cdot \Delta N_k, \quad \Delta I \geq 0 \quad (9)$$



(c)

図 5

ただし,

$$I_m = I(N_m), \quad \Delta N_k = N_k - N_{k-1}$$

$| \Delta I / \Delta N |_k \leq f_u(N), \quad k \geq m$ ならしめる連続関数 f_u

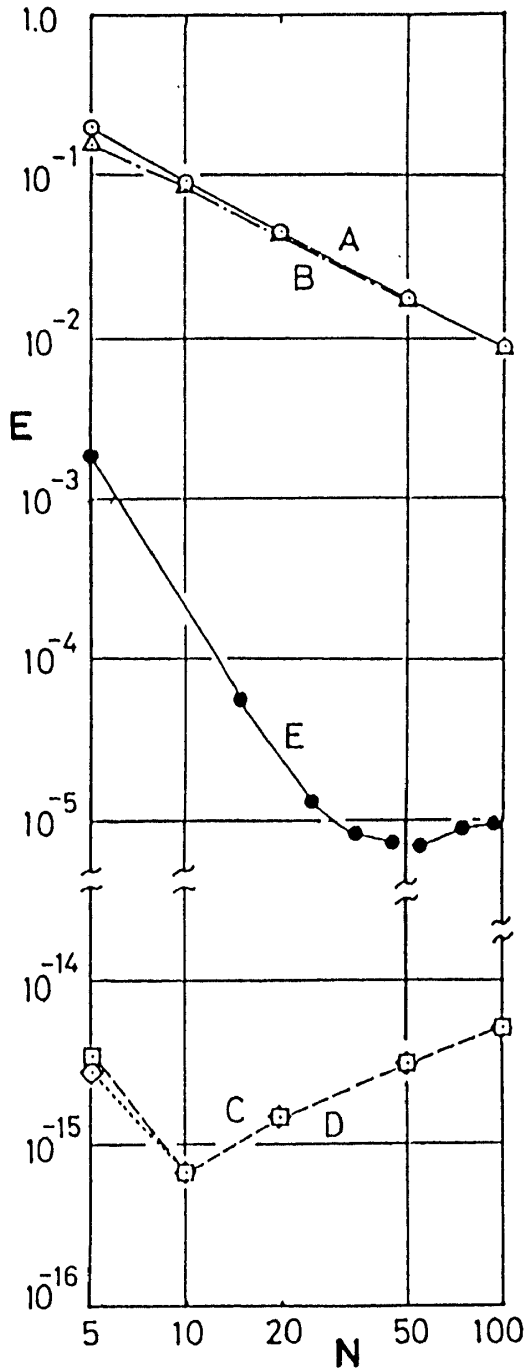


図6 $H(x) = \int_{-1}^1 \sqrt{(1-\xi)/(1+\xi)} \ln|x-\xi| d\xi$
 の各種方法による数値積分の、誤差評価指数 E vs. 積分点数 N .

(N) が存在しかつ f_u が $N = N_m \sim \infty$ 間で積分可能であれば (9) の和も収束する。揚力面の計算で現われる $f_u(N)$ のタイプは、偶然にも N^{-r} 型ばかりであった。次式が得られた；

$$\pm (I - I_m) \leq B_m N_m |dI/dN|_{m+1} / (r_m - 1) \equiv \epsilon_m \quad (10)$$

E という打ち切り誤差が指定されたとすると次の2つの方法が考えられる。

a) 正改法

$$\epsilon_m \leq E \text{ となる迄計算する。}$$

b) Relaxation アプローチ； $\epsilon_m/E \approx 5 \sim 10$ となったら I の代りに

$$I' \equiv I \pm \epsilon_m, \quad \Delta I \geq 0 \quad (11)$$

を採用する。

一つの簡単な、モデル数値積分を考え、上述の理論を適用した。その結果は大そう勇気づけられるものであった。なお N^{-r} 型の r はもちろん、少なくとも 1 より大きくなければならない。 B_m は 1 以上で、 N_{m+1}/N_m ととると良い結果が得られた。

(2) 自動適応型の揚力面計算法⁷⁾

NS を downwash chord 数/wing, NC を control point 数/chord とする。 NS vs. NC 図上で最適の進行方向を自動的にとる方法は？ それには、

$|\text{grad } C_L|$ contour に垂直に、 $|\text{grad } C_L|$ が減少する方向を計算する。

これを $\pm 22.5^\circ$ の誤差範囲で近似して 1 ステップ進む。かくして $\{C_L\} = C_{L1}, C_{L2}, \dots$ という数列が得られる。これに N^{-r} 型数列の理論を適用する。

第7図は $M=0, k=0$ の場合に、5つの離散化法 (SCM-A, SCM-B, SCM-C, EQ-A, EQ-B) と 1つのモード法 (Lamar 法¹⁷⁾)* に対して本理論を適用してみた結果を示す。収束のよい方法 (SCM-A, EQ-A など) については、

\bar{r} が 1 より十分大きくかつほぼ一定

ϵ_m vs. NT が両対数図上でほぼ直線的

となり、自動適応型法が有用であることがわかる。この図示の場合を総合して最も優秀なのは EQ-A 法と判定された。これは、

コード方向には半円分割法、

スパン方向には等分割、ただし tip inset 付き。

というものである。原理的にはこの自動適応型法は、 M, k の値とか、離散化法かモード法かなどに無関係に使用できる。

* 計算は行ったがあまりにも悪くて図示を略した。

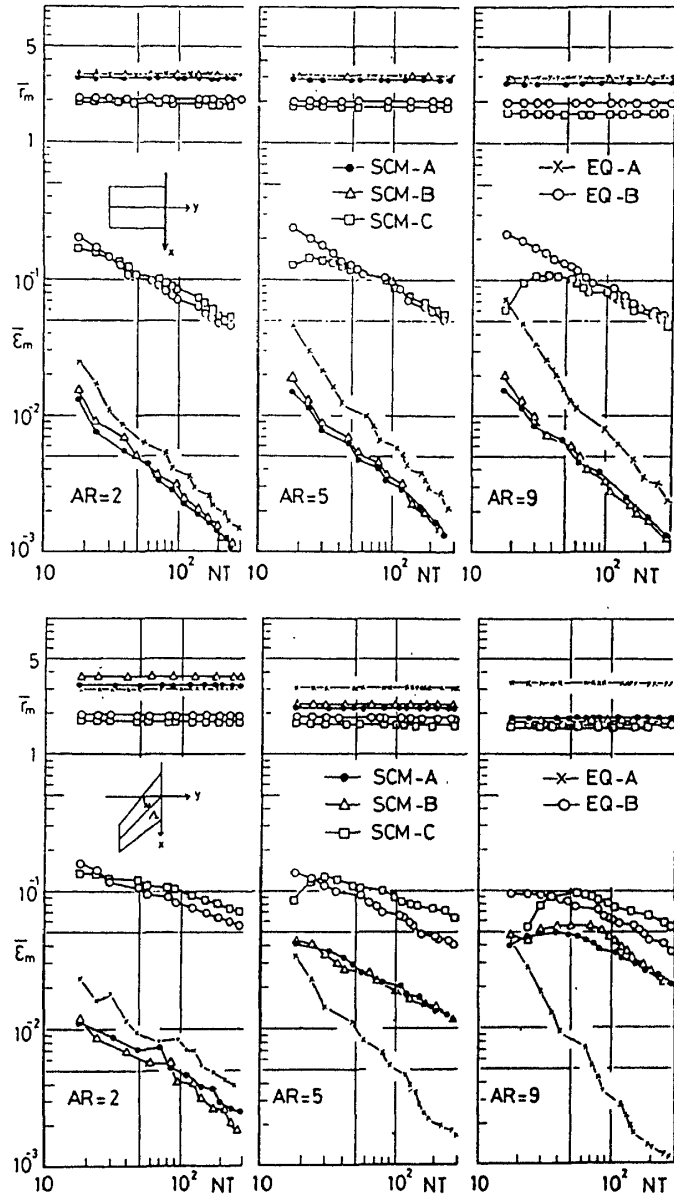
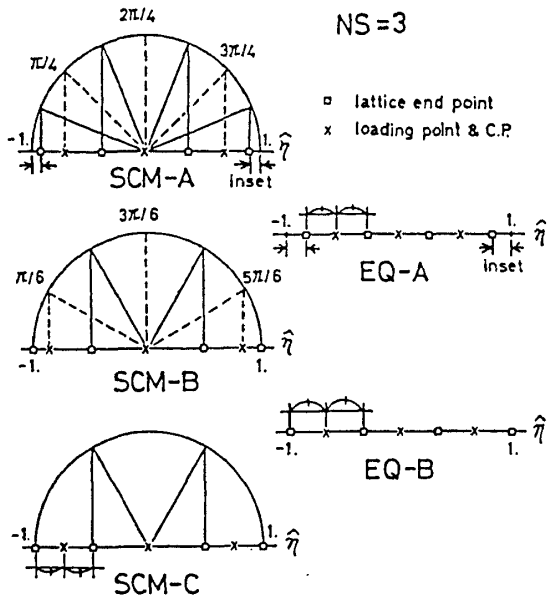


図7 $M=0, k=0$ の場合に5ヶの離散化法について自動適応型揚力面計算法を行った結果；
左はスパン方向の分割法の説明。(NT \equiv NC \times NS)

4 亜音速核関数の数値計算法⁸⁾

亜音速非定常揚力面の数値計算法の大部分は次の積分方程式から出発している；

$$w(x, y) = \frac{1}{8\pi} \iint_s 4C_p(\xi, \eta) K(x_0, y_0) d\xi d\eta$$

$$K(x_0, y_0) \equiv e^{-ikx_0} \widehat{K}, \widehat{K} \equiv A + B$$

$$A \equiv Me^{ikX}/RW, B(X, r, k) \equiv \int_{-\infty}^X \frac{e^{ikv} dv}{(r^2 + v^2)^{3/2}}$$

$$x_0 = x - \xi, y_0 = y - \eta, r = |y_0|,$$

$$X = (x_0 - MR)/\beta^2$$

$$R = (x_0^2 + \beta^2 r^2)^{1/2}, \beta^2 = 1 - M^2$$

(12)

上田はBのユニークな数値計算法を提出した。¹⁸⁾我々は \widehat{K} 全体に注目する。そのねらいは

- 特異性はBのみならずAの中にもある。これを要領よくまとめる。
- 特異性項をXではなく元の変数 x_0 で表わす。その理由は属々必要とされる解析的取り扱いを便ならしめるためである。
- 残りの連続関数項の数値計算法を改善する。

$k=1$ のときの値を活用する。近・遠両漸近展開の適用境界を明確にする。

これを後述の揚力面の計算法に用いた結果は精度・計算時間の両面ともきわめて満足であった。

作成されたプログラムは倍精度である。小さい r, X に予想される数値的不安定への対策は全くないが何の不具合も起っていない。ただし $k=0$ の場合はif文で切り離し簡単なプログラムで求めた。

5 我々の垂音速揚力面理論

(1) 離散化法, モード法の両方向に研究を進めている。その理由はこの両者は一長一短であり互いに補完的であると思われるからである。

離散化法においては,

DLM-CLS $M=0, k \neq 0$, 矩形⁹⁾

(DSM) $M \neq 0, k \neq 0$, 矩形¹⁰⁾

(DSM) $M=0, k \neq 0$, 一般平面形¹¹⁾

DSM-CLS $M \neq 0, k \neq 0$, 一般平面形^{12),13)}

と進んだ。名称はいろいろ変ったが、本質的な点では一致している；それは全翼を多数のコード方向ストリップに分ける。各strip内で核関数をスパン方向に積分する。2次元と同じ核関数特異性が現われる。コード方向の積分を、DLM-Cで大成功した手法を用いて行う。DLM-CLSを含む前3者においては核関数計算法として上田のそれを、一方DSM-CLSにおいては安東・加藤のそれを用いた。そのためDSM-CLSは最も一般的であるにも拘らず、複雑化を回避できた。

モード法は“NA”を冠する“NAM”¹⁴⁾，“NAS”¹⁵⁾の2つのバージョンについて調査している。これらは離散化法DSM-CLSのモード法版と云ってよい。

全翼を多数(2Qケ)の細長いコード方向stripにわける。各strip内で核関数をスパン方向に積分する。次にコード方向に(Qケの積分点を用いて)数値積分する。

用いられた圧力モードと同数のNS×NCケのコントロール点を用いて、積分方程式を代数方程式化する。これにより圧力モード関数に乗せられた未知のウェイト係数が解かれる。

モード法といってもMulthopp流派のMangler

の主値¹⁹⁾には遭遇しない。

DSM-CLS, NAとも、全ストリップをSS(Singular Strip)とRS(Regular Strip)に分けストリップ内でのスパン方向積分のやり方を変える。SS内では \hat{K} 中の特異項を解析的に積分する。SS内での \hat{K} の連続関数項及びRS内での全 \hat{K} のスパン方向積分は、Albano-Rodden²⁰⁾の放物線近似法によって行う。NAMとNASのちがいは、ストリップのわけ方、及びdownwashコードのスパン方向配置にある。NAMではこれらは等間隔、NASでは半円分割である。

▶考えられうるモード法の長所；

▷積分精度と垂直速度分布サンプリング精度の分離。

▷最終的に解くべき代数方程式の次元数が小さい。よってこれがコンピュータ計算上のバリエーにはならない。

(2) 離散化法

DLM-CLSがAlbano-Rodden法²⁰⁾(DLM-SCM, -EQ)及びDavies法²¹⁾よりいかに勝るかの一例を第8図に示す。ただしこの図の縦軸の $E(s, a)$ は次

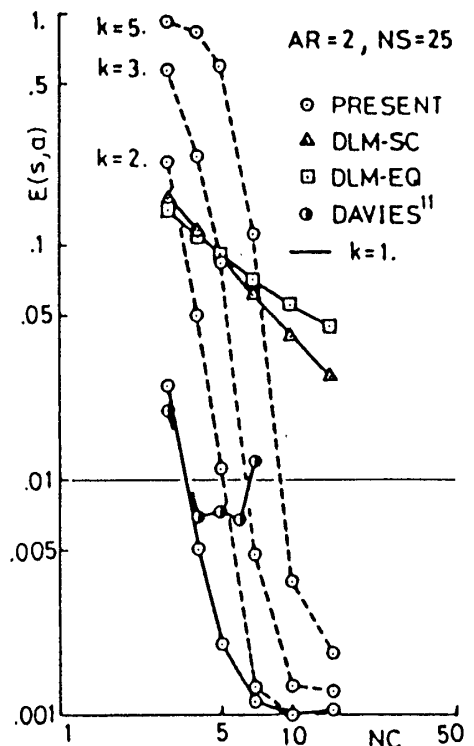


図8 非圧縮性流中で上下振動する矩形翼に関する $E(s, a)$ vs. NC ；○印はDLM-CLS

のように定義された誤差評価指数である；

$$E(s, a) = \frac{\sum_{i=1}^{NS} \sum_{j=1}^{NC} [|R_e \Delta f|_{ij} + |I_m \Delta f|_{ij}] h_{ij}}{\sum_{i=1}^{NS} \sum_{j=1}^{NC} [|R_e f_R|_{ij} + |I_m f_R|_{ij}] h_{ij}} \quad (13)$$

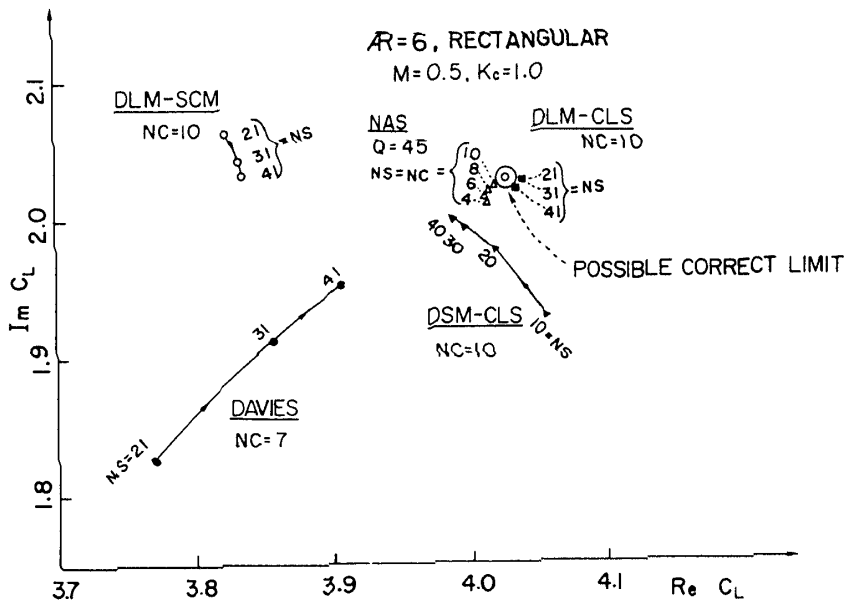
$$\Delta f = \Delta \bar{C}_{pa} - \Delta \bar{C}_{pR}, f_R = \Delta \bar{C}_{pR}$$

h_{ij} = 第 (i, j) 番 box の "面積"

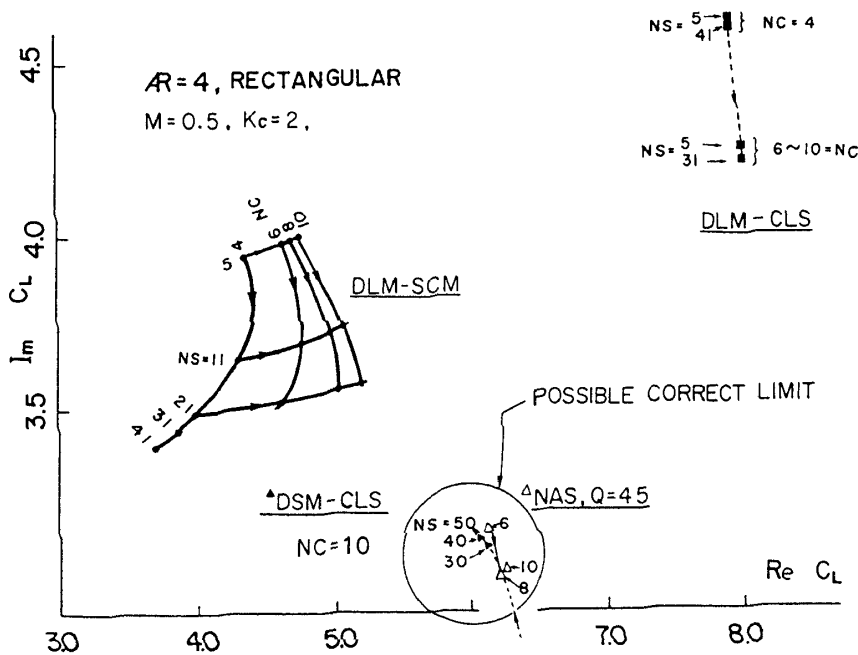
$(\)_R, (\)_a$ はそれぞれ基準解及び任意の近似解を意

味する。分母、分子の加算はそれぞれ基準解及び近似解の荷重点について行う。基準解としては、充分多い \bar{NS}, \bar{NC} を用いた DLM-CLS 解を採用した ($AR = 6, k_c = 4$ の矩形翼の中央付近で Reissner 解²²⁾ との一致が非常に良かったからである。)

次に市川はこれを $M \approx 0$ の場合へ拡張したが、もはや Reissner 法とは比較できない。そこで彼は誤差評価指数を用いることを止め、 C_L の収束性のみにより優劣を論じている。第9図はその一例である。



(a) $AR = 6$, 矩形翼, $M = 0.5, k_c = 1.0$



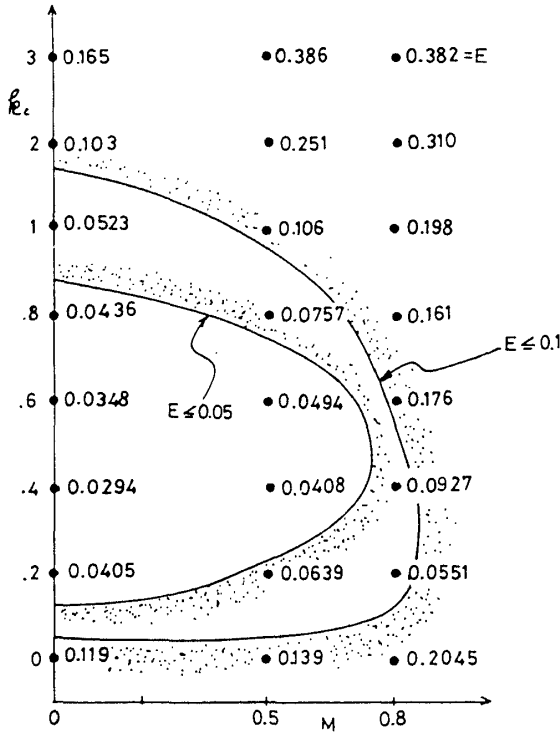
(b) $AR = 4$, 矩形翼, $M = 0.5, k_c = 2.0$

図9 各種揚力面計算法間の収束性の比較

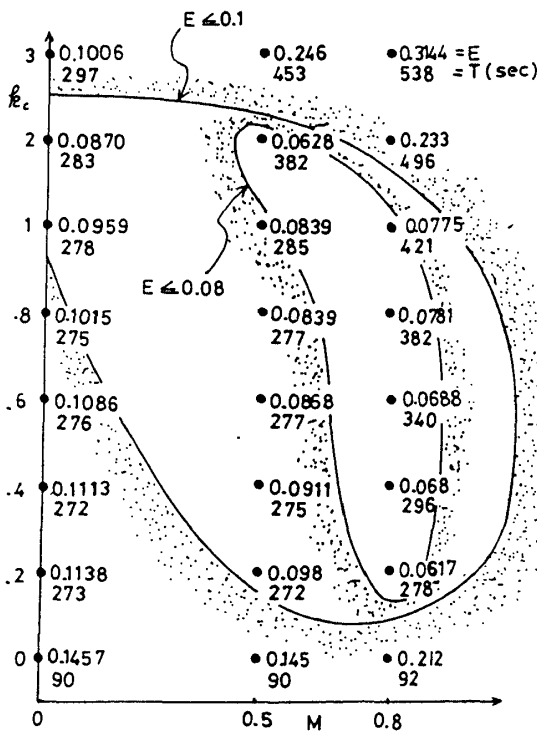
この図上で NS, NC を変じても点が殆んど移動しない方法が優れた収束性を持つ。DLM-CLS の収束性は抜群である。しかし(b)図になるとDLM-CLS

の収束値は怪しくNASのそれが正しい(理由は後述)。

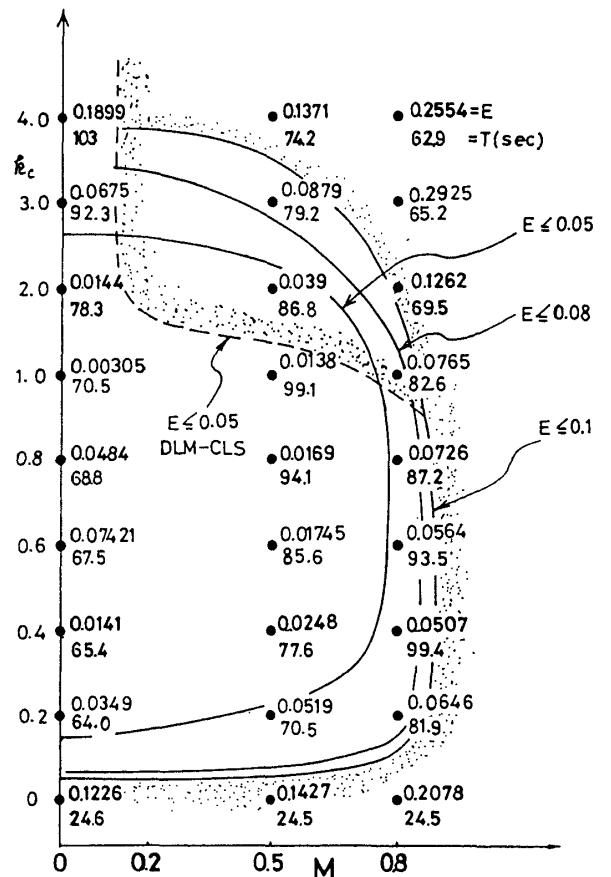
DSM-CLSを開発して我々は、その評価のために新しい方法を思いついた。高アスペクト比翼の中央付近での $k_c \geq 1$ での揚力分布を、2次元翼用のDLM-Cのそれと比較するのである。そのために誤差評価指数 E を用いることにした。第10図には、各種の方法により $AR = 10$ 、矩形翼上の E (及び T) を k_c vs. M 図上に示す。DLM-CLS (図(c)) に比しDLM-SCM (図(a)) の $E = 0.05$ 線は低い k_c に位置する; Davies法 (図(b)) に到っては $E \leq 0.05$ の領域はない。しかしそのDLM-CLSさえもDSM-CLSに比すれば、同等かそれ以下である; 特に $M = 0.5, k_c = 2$ では劣る(図(c))。図11には、 NC, NS がDSM-CLSの E と T に及ぼす効果を示す。 NC は5以上であれば(この図の M, k_c 値に限れば)、 E に影響していない。



(a) DLM-SCM (Albano-Rodden)
 $NC = 10, NS = 51$

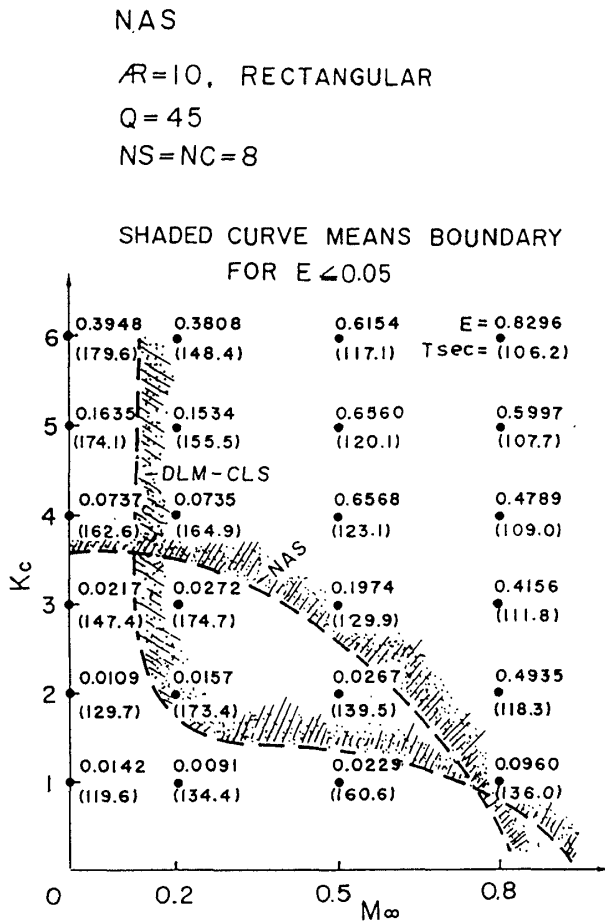


(b) Davies法, $NC = 6, NS = 51$

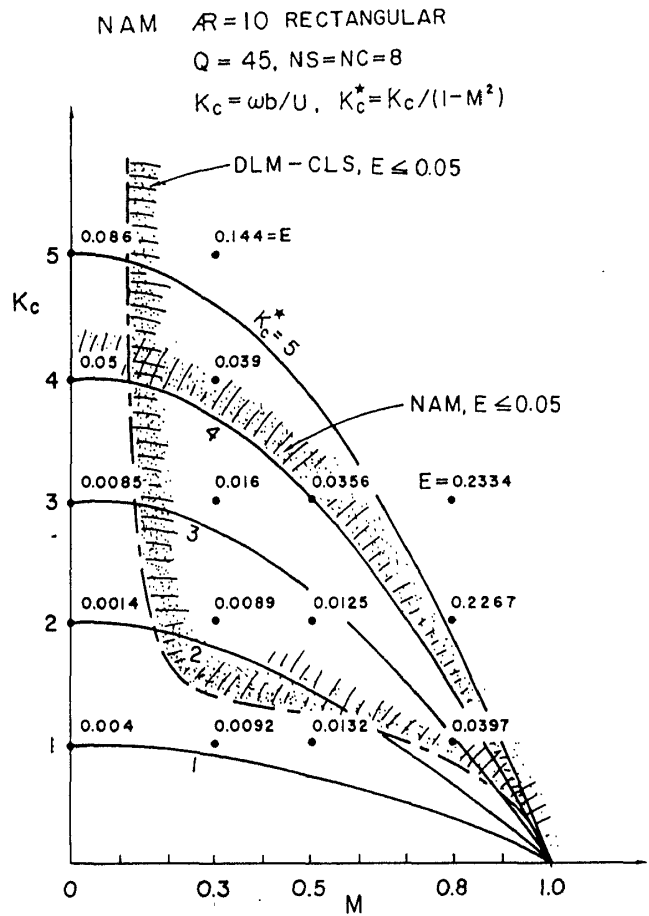


(c) DSM-CLS, $NC = 10, NS = 60$

図10 $AR = 10$ 、矩形翼の中央断面の誤差評価指数 E はDLM-Cとの間で定義される。



(d) NAS, $Q=45, NS=NC=8$



(e) NAM, $Q=45, NS=NC=8$

図 10

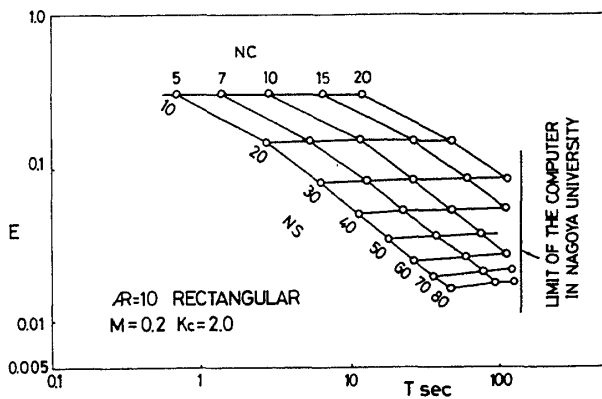


図 11 DSM-CLS の E, T に及ぼす NC, NS の効果

(3) NAモード法

まず、 Q, NS, NC をどの程度に選ぶべきか (NAモード法における NS はdownwash chord/片翼であることを注意しておく)。そのための予備的調査の

結果を第12図に示す。これから $Q=45 \sim 48, NS=NC=8$ が選ばれた。 $NS \approx NC, Q_s \approx Q_c$ という場合の調査はまだ殆んど行っていない (Q_s は片翼当りのstrip数, Q_c はコード方向の数値積分点数。 $Q_s = Q_c$ のとき Q と書く。)その外にわかったことは

- a) 偶数の $NS=NC$ は奇数のそれより E を下げる。
- b) Q の偶奇数は有意差を生じない。
- c) $Q=64$ は48より E を僅か下げる。
- d) 計算時間は $T(sec) \approx 0.00016 (NC \cdot NS)^{1.5} Q^2$

AR, M, k_c がちがえばどうなるかは分からないが、一応この結論を流用することにした。

第13図はDLM-CLSとNAMの一比較である。明らかに揚力分布の精度は後者がよい。 E がやや悪い場合の一例を第14図に示す。 $E \approx 22\%$ であるが、この場合でも C_L のちがいは遥かに低く約4.7%で

ある。 E を使うと非常にシビアに誤差を評価するのである。

第10図(d),(e)には k_c vs. M 図上で NAS, NAM の

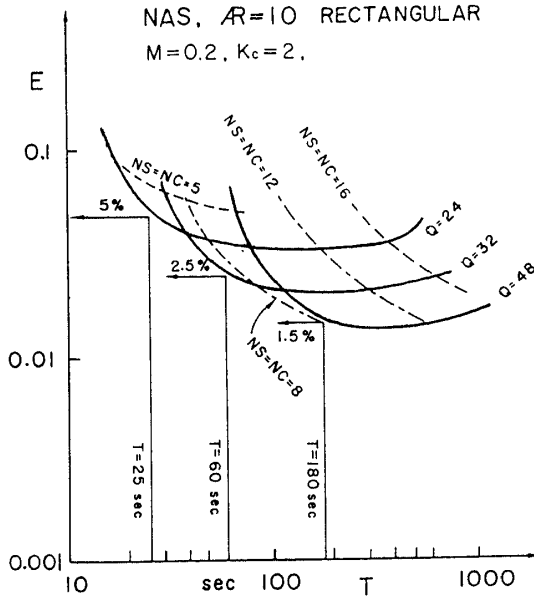


図12 NASの E, T に及ぼす NC, NS の効果

E を示す。DLM-CLSよりは相当広い適用領域をもつ。NAMの方がNASより特に高マッハ数でやや優るが、これはむしろ意外であり理由は今のところ分らない。

(4) 計算時間

第15図に各種の方法の計算時間を要約した。NSの値は片スパン当りのそれ $NS_{1/2}$ に統一した。各種の離散化法はほぼ同じ一本の線にまとまっている。NA法の線はDavies法のそれよりも上にある。しかし⁹⁾

Davies法では NC を約7以上に増せないこと。同じ I に関してはNA法より著しく低精度である。

なお、離散化法を用い名大大型計算機で計算する場合 $2NC \times NS_{1/2} \leq 650$ に制限されることを注意しておく。またNAモード法ではまだまだ計算時間を下げるべく改善の余地がある、と筆者は考えている。

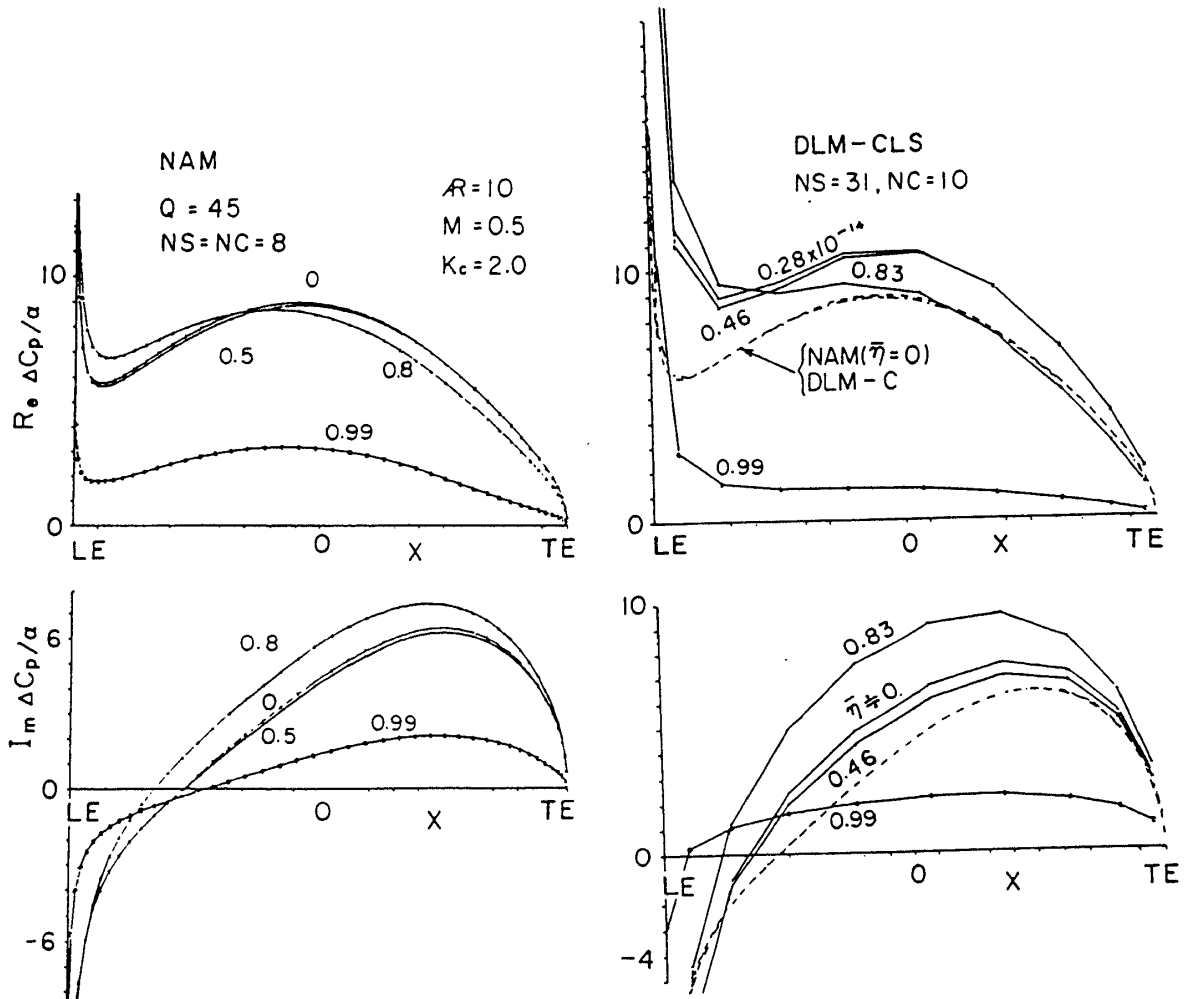


図13 NAMとDLM-CLSのコード方向揚力分布の比較

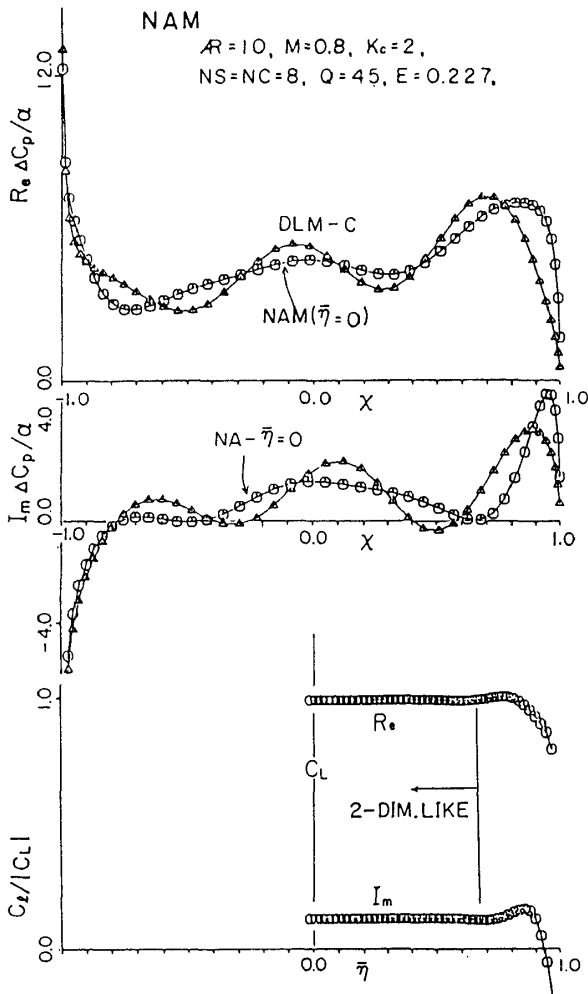


図14 NAMのEがやや大きい時の一例

結 論

- (1) 最も簡単な場合の揚力面理論は収束性を調査し改善するための作業台として好適である。
- (2) 誤差評価指数の使用は多くの利点を齎らした。
- (3) 揚力面数値計算法の検査台として、高精度2次元スキーム(例えばDLM-C)は大そう有用である。
- (4) この分野の研究者間で互いに所有計算プログラムを交換し、相互比較を容易にすることが望ましい*。
- (5) 今回我々が作ったDSM-CLS及びNA法を矩形平面形に関して調査した。 k_c vs. M 図上での

* さもないと story の複雑な方法はどうしても敬遠され比較対象より外され勝ちである。

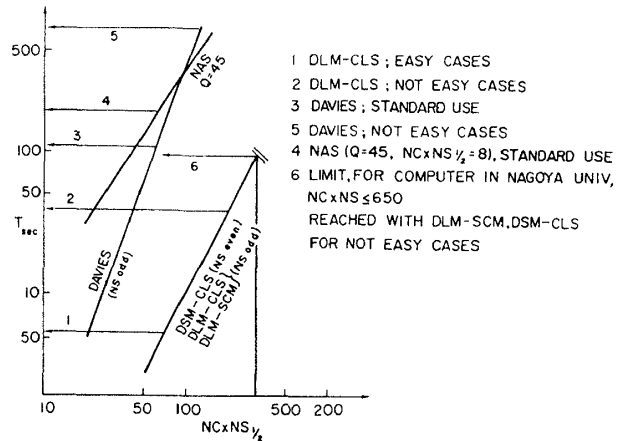


図15 各種揚力面計算法の、計算時間

有用領域の境界線は $k_c^* = k_c / (1 - M^2)$ 一定線に似ているこの領域の広さは、NA法が最大である。ただし計算時間はやや長く、改善の要がある。

(6) 我々が開発した核関数の計算法は十分満足すべきものであった。

今後、後退テーパー翼に、NA, DSM-CLSを適用し、検証してゆきたい。

本論中で用いられたデータの整理、図面の作成にご協力された川本知徳技官に厚く御礼申し上げます。

参 考 文 献

- 1) Ando, S. and Ichikawa, A., AIAA J. (1983), 47-54.
- 2) Ando, S. and Ichikawa, A., AIAA J. (1983), 466-467.
- 3) Ando, S. and Ichikawa, A., Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci. (1983), 163-173.
- 4)* 安東茂典, 加藤三千代, 市川明夫; 第16回流力講演会(1984).
- 5) 季東煥, 浅見海一, 安東茂典; 日本航空宇宙学会誌(1983), 43-52.
- 6) Ando S., and Kato, M., Computer Meth. App. Mech. and Eng. (1984), 103-114.
- 7) 季東煥, 安東茂典; 日本航空宇宙学会誌(1983), 615-623.
- 8) 安東茂典, 加藤三千代; 日本航空宇宙学会第15期年会講演会集(19884), 62-65.
- 9) Ichikawa, A. and Ando, S., J. Aircraft (1983), 612-616.

- 10), (11) 市川明夫；日本航空宇宙学会誌（掲載予定）
- 12) 安東茂典，加藤三千代，中野匡，市川明夫；日本航空宇宙学会第15期年会講演会集（1984），66-69.
- 13)*安東茂典，市川正美，市川明夫，中野匡；第22回飛行機シンポジウム（1984）.
- 14)*安東茂典，加藤三千代；第16回流力講演会（1984）.
- 15)*安東茂典，衣川摂或；第22回飛行機シンポジウム（1984）.
- 16) Lan, C.E., KU-FRL-400 (1975).
- 17) Lamar, J.E., NASA TN D-4427 (1968).
- 18) 上田哲彦；日本航空宇宙学会誌（1981），169-174.
- 19) Multhopp, H., R & M No. 2884 (1950).
- 20) Albano, E. and Rodden, W.P., AIAA J. (1969) 279-285.
- 21) Davies, D.E., R & M No. 3409 (1965).
- 22) Reissner, E., NACA TN 1194 (1947).

以上の中 *印付は口頭発表予定のもの。

境界要素法による亜音速流中の三次元揚力物体の
周りの空力特性の計算

柳 沢 三 憲*

Calculations of Aerodynamic Characteristics on a 3-D Lifting Body
In Subsonic Flow Using Boundary Element Method

Mitsunori YANAGIZAWA
National Aerospace Laboratory

この講演内容は、下記の標題で航空宇宙技術研究所報告 TR-835に報告したので参照されたい。

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

Calculations for Aerodynamic Characteristics on a 3-D Lifting Body in
Subsonic Flow Using Boundary Element Method