

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-864

翼胴結合体まわり非粘性圧縮流の数値解析

I. 格子形成コードYOKUDO-Gの開発

石 黒 登美子 ・ 神 谷 信 彦 ・ 小 口 慶 子

1985年7月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

1. 緒 言	1
2. 格子形成の対象となる翼胴結合体の形状と物理空間のデカルト表示	3
3. 格子形成法	3
3.1 特異線, 渦面及び翼端外周期面の定義	3
3.2 物理空間 (x, y, z) から計算格子空間 (i, j, k) への連続的写像	4
3.3 物理空間における格子点座標の求め方	6
4. 数値計算手順	6
4.1 計算手順の概略	6
4.2 過程 A ~ G の詳細説明	6
A. 胴体形状データの入力とその処理	6
B. 翼形状データの入力とその処理	8
C. 特異線の決定	9
D. 翼端外の仮想翼中心面の決定	9
E. 渦面及び翼端外の仮想渦面の決定	10
F. 逆写像 f^{-1} による $\hat{X}(i)$, $\hat{Y}(j, k)$, $\hat{Z}(k)$ の計算	10
(a) $\hat{X} = H(X)$	10
(b) $\hat{Z} = F(Z)$	11
(c) $\hat{Y} = G(Y, Z)$	11
G. 物理空間における格子の調整・移動	14
5. コード YOKUDO-G の使用方法	15
5.1 入力データの作成	16
5.1.1 ジョブのタイトル	16
5.1.2 格子形成及び出力を制御する変数の指定	16
(1) 格子形成の計算を制御する変数	16
(2) ラインプリンター出力の制御変数	18
(3) プロッター出力の制御変数	18
(4) データセットの制御変数	19
5.1.3 胴体形状の入力データ	19
(1) ネームリスト NAMF1 の変数	19
(2) ネームリスト NAMF2 の変数	20
(3) IDTYPE = ∇ ZY ∇ のときのデータの作成	21
(4) IDTYPE = ∇ RT ∇ のときのデータの作成	21
5.1.4 翼形状の入力データ	21
(1) ネームリスト NAMW1 の変数	21
(2) ネームリスト NAMW2 の変数	21
(3) ネームリスト NAMW3 の変数	21
(4) 翼型データの作成	22
5.2 出力の見方	22
(1) ラインプリンター出力	22

(2) XYプロッター出力	22
(3) データセットのファイル出力	22
6. コードYOKUDO-Gによる計算例	23
6.1 種々の翼胴結合体の格子	23
6.1.1 720211翼胴結合体	23
6.1.2 円柱とONERA-M6翼の結合体	23
6.1.3 McDevittの翼胴結合体	23
6.1.4 回転楕円体とNACA65A01の矩形翼（整形覆つき）の結合体	23
6.1.5 RAE-W _A B ₂ (0)0翼胴結合体	23
6.2 制御変数による格子の変化	24
7. むすび	24
参考文献	24
リスト	26
計算の結果図	32

翼胴結合体まわり非粘性圧縮流の数値解析*

I. 格子形成コードYOKUDO-Gの開発

石 黒 登美子** 神 谷 信 彦*** 小 口 慶 子**

Numerical Analysis of Inviscid Flows about Wing-Fuselage Combinations

I. Development of Grid Generation Code YOKUDO-G

Tomiko ISHIGURO, Nobuhiko KAMIYA
and Keiko OGUCHI

ABSTRACT

The main purpose of this paper is to numerically analyse inviscid flows about wing-fuselage combinations. In the first series we present a numerical procedure for grid generation about a wing-fuselage combination by the analytic mapping method. A user's manual for the FORTRAN code of the procedure is also described.

Furthermore, many numerical examples are presented in order to show the utility of this code for several wing-fuselage combinations and in order to understand the roles of the controllable variables which yield many patterns of mesh distributions.

In the next series, numerical analysis of inviscid flows will be carried out under the grids generated by this numerical procedure.

1. 緒 言

流れ解析に適用される格子を形成する手法として数多くのものが存在するが、翼胴結合体適合格子に限定すると、その形成手法としては大きく分けて解析的手法、偏微分方程式による手法、及び代数的手法の三つが挙げられる。解析的手法は一連の等角写像と剪断変換の適用によって格子を形成する方法で、翼胴結合体のような複雑な物体形状の場合、かなり面倒な式変換や写像の特異点に対する特別な操作が要求される。しかし、一連の変換の中で等角写像が占める割合が大きい程、ほぼ、直交に近い格子を形

成することができる。偏微分方程式による手法は、従属変数として物理空間座標をもつ偏微分方程式を解いて格子を形成する方法で、形状の複雑さに関係なく適用できるので一般的である。しかし、適当な格子幅の大きさや格子の直交性を得るために特別な工夫が要求される。又、コストは、偏微分方程式の解をADI法等の反復解法によって得るため、相対的に高い。最後に、代数的手法は、相対応する境界上の点と点を補間公式によってつないで格子線を形成する方法で、相対的に計算量は少ない。しかし、複雑な物体形状では同一方向の格子線が交わらないという保証はない。その場合、制御面、つまり、仮の境界面等を設定して交わらないようにする必要がある。又、境界面から格子線を垂直に出すことが出来るが格子の直交は保証されない。

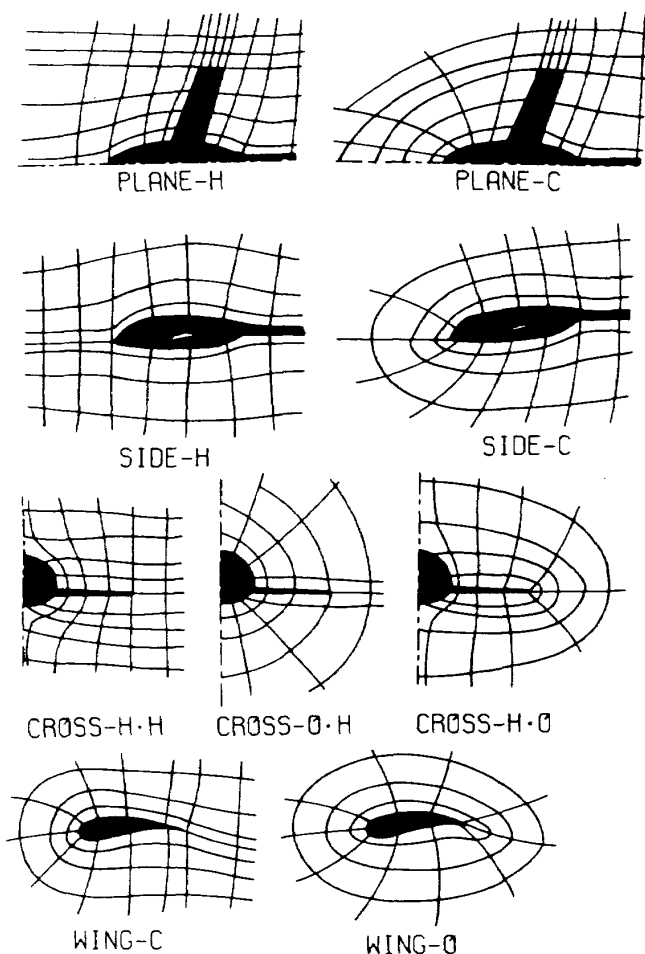
* 昭和60年 5 月31日受付

** 計算センター

*** 空気力学第二部

ところで現在、試みられている翼胴結合体適合格子形成は、物理空間における翼胴結合体とその外部を計算空間における直方体とその内部に対応させるのが一般的である。その際、翼や胴体を直方体の表面のどの部分に対応させるかによって、いくつかの異なった型の格子を形成することができる。物理空間における格子線の状態を局所的に分類して記号付けを図Ⅰのように行ってみた。そこでは、胴体頭部の平面図及び側面図、胴体及び翼端の断面図、任意のスパン位置における翼断面図の格子線を分類している。又、一方、今迄に形成された格子に対し、計算空間の直方体表面に占める胴体面と翼面の対応部分を調査し、A～Eの記号で分類を試みたのが図Ⅱである。点の部分が胴体面、二つの斜線部分がそれぞれ、翼上面と翼下面に相当する。各タイプに対し右側に記したものが、おのずと決定される物理空間における格子の局所的な分類名（図Ⅰ）である。

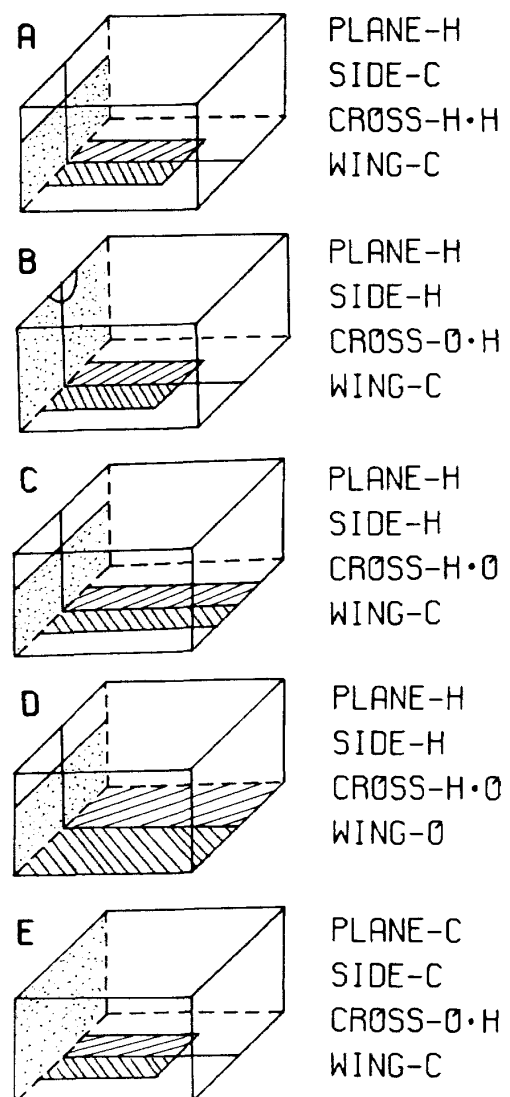
Aタイプの格子形成はYu^{1),2)}, Chen-Caughey-



図Ⅰ 物理空間における格子線の局所的な分類

Verhoff^{3),4)}, 及び Caughey-Jameson^{5),6)} によって試みられた。初めの二つは偏微分方程式による手法で行われ、最後のものは解析的手法で行われた。Bタイプの格子形成をCaughey-Jameson^{5),6)}とSchmilovich-Caughey⁷⁾が解析的手法によって、又、Cタイプ及びDタイプの格子形成を両方ともEriksson^{8),9)}が代数的手法を用いて行った。最後に、Eタイプの格子形成をSmith-Kudlinski¹⁰⁾と高梨-伊沢¹¹⁾が、それぞれ、代数的手法と解析的手法を用いて行った。

いずれの格子形成手法、又は、いずれの格子タイプが優れているかは、現時点では、まだ結論は出ていない。というのは、翼胴結合体まわりの流れを解く計算が、各手法及び各格子型について、まだ十分に



図Ⅱ 計算空間における胴体面と翼面の対応分類

るに流れ計算に、形成された格子を適用して良い解が得られれば良い格子である。

さて、著者の一人が以前に解析的手法を用いて翼適合格子を形成し、その格子を使って翼まわり完全ポテンシャル流の数値解析を行った。¹²⁾その経験を活かして、さらに翼胴結合体適合格子の形成を解析的手法を用いて行ってみた。そして形成された格子の適用の下に翼胴結合体まわりの非粘性流の数値解析を完全ポテンシャル方程式と Euler 方程式を用いて行い、良い流れの解を得た。そこで、本報告の第 I 編において格子形成コードの開発について報告し、続編においてその形成された格子を用いた非粘性流の数値解析について報告する。

開発した格子形成コード YOKUDO-G は前述の B タイプに属するもので、Caughey-Jameson^{5),6)}の風洞壁変換と呼ばれる等角写像を中心に構えた一連の写像によって、物理空間の翼胴結合体表面とその外部を計算空間の直方体表面とその内部に対応づけ、直方体の一様格子の全点に対応する物理空間の座標を算出するコードである。本コードは多数の標準値つきの制御変数をもっていて、ある制御変数の数値を変化させることによって様々に格子分布の調整ができるように工夫がなされている。本編ではこのコードの計算手法、使用法及び計算例について述べる。

2. 格子形成の対象となる翼胴結合体の形状と物理空間のデカルト表示

本報告において格子形成の対象となる翼胴結合体の形状は以下のような条件を満たすものに限定される。

有限長又は無限長のチューブ状の胴体に翼のついで

た左右対称な翼胴結合体であり、対称面は $z = 0$ の $x - y$ 面とする。胴体は下記に述べる条件を満たした曲線又は直線の胴体軸を設定できるものであればその形状は任意でよい。

1. 胴体軸は $z = 0$ の $x - y$ 面に含まれること。
2. 胴体軸と交わり $y - z$ 面に平行ないかなる直線も二箇所でのみ胴体表面と交わること。
3. 翼の存在する x の範囲では x 軸と胴体軸は一致すること。

有限長の胴体の場合は胴体の先端あるいは後端から半径零の円柱が伸びているものとして無限長の胴体と同様に扱う。

翼は翼端の弦長が零でなく、翼端の位置は $z = 0$ の対称面と平行であれば形状は任意である。即ち後退角、迎角、上反角、捩れ、テーパ、キंक等をもってよい。

なお、 $x - y$ 面に垂直な z 軸の位置は任意である。

3. 格子形成法

この章では格子形成法の基本部分について述べ、コードに組み込まれる煩雑な数値的取扱かい部分については次章で述べることにする。

3.1 特異線、渦面及び翼端外周期面の定義

次節の写像を行うには、前もって、物理空間における翼胴結合体の表面座標の他に特異線、渦面及び翼端外周期面（仮想翼中心面と仮想渦面）の位置を決めておく必要がある（詳細は 4.2 C, D, E において述べる）。図 IV にこれらの位置関係を示す。特異線は翼の前縁半径中心の近傍に位置し翼端外に延びている曲線で、写像においては翼切開の中心軸として使用される。次節の格子形成法では物理空間の翼胴結合体外部は計算空間の直方体内部に写像される

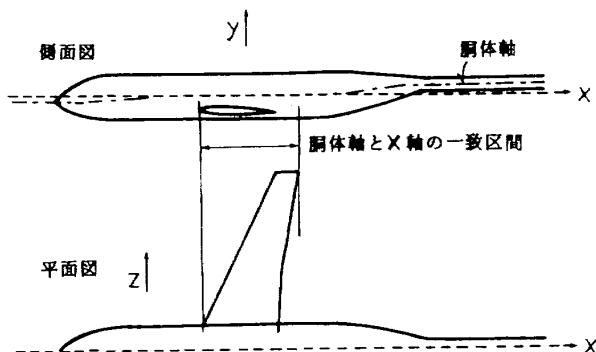


図 III x, y, z 軸と胴体軸

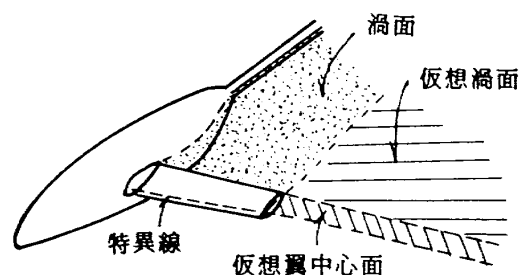


図 IV S 曲面

が、その際この渦面及び翼端外周期面は翼面と共に、それぞれ矩形の形で直方体の上面に写り、上面はこれらで埋めつくされる。以下では、翼面、渦面及び翼端外周期面を合わせ S 曲面と呼ぶことにする。

3.2 物理空間 (x, y, z) から計算格子空間 (i, j, k) への連続的写像^{5), 6)}

流れの数値解析では翼胴結合体面及び渦面の境界条件を正確に数値計算に組入れる必要がある。そのためにはこれらの面は格子面と一致するのがよい。これを満たすべく次の連続的写像を施すと物理空間 (x, y, z) と格子空間 (i, j, k) の対応は図 V のようになり、流れの数値解析に適したものが得られる。

写像 a (x, y, z) 系 $\rightarrow (x', y', z')$ 系

$$\begin{cases} x' = x \\ y' = y - y^{BC}(x) \\ z' = z \end{cases}$$

ここに $y^{BC}(x)$ は胴体軸の y 座標である。

写像 b (x', y', z') 系 $\rightarrow (x', r', \theta')$ 系

(y', z') を次式で極座標表示に変える (図 VI)。

$$\begin{cases} y' = r' \sin \theta' \\ z' = r' \cos \theta' \end{cases}$$

写像 c (x', r', θ') 系 $\rightarrow (\bar{x}, \bar{r}, \bar{\theta})$ 系

胴体、特異線、翼端、および後縁の位置によって次のように正規化する。

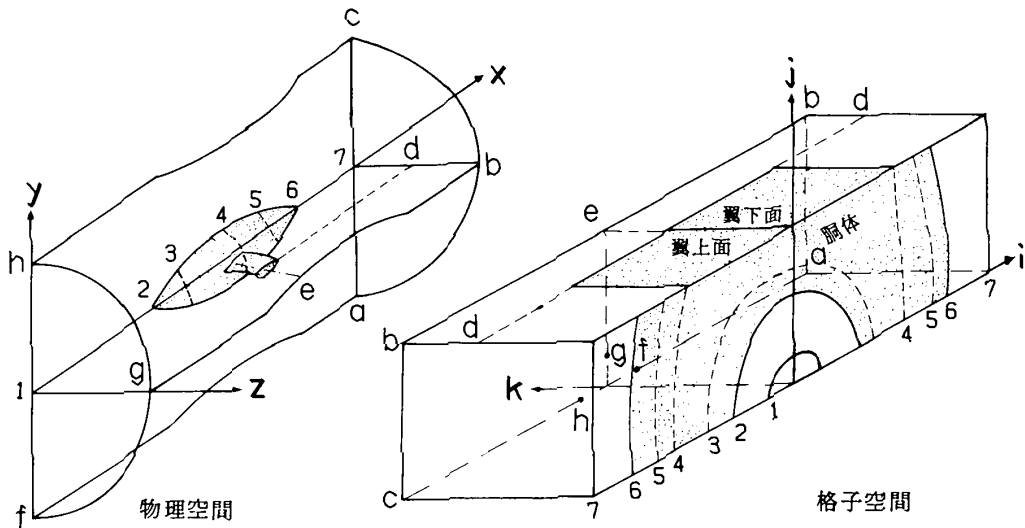


図 V 物理空間と格子空間の対応

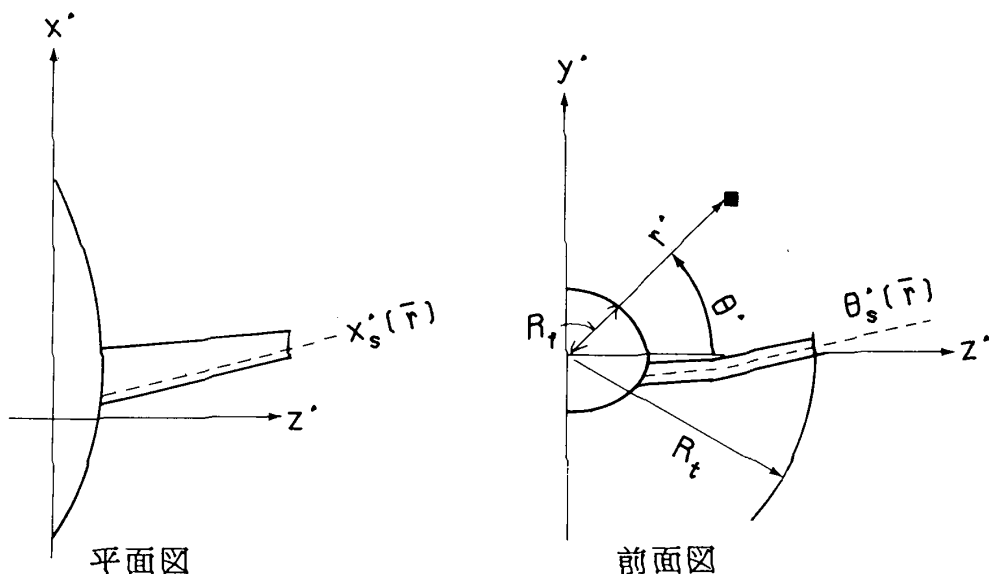
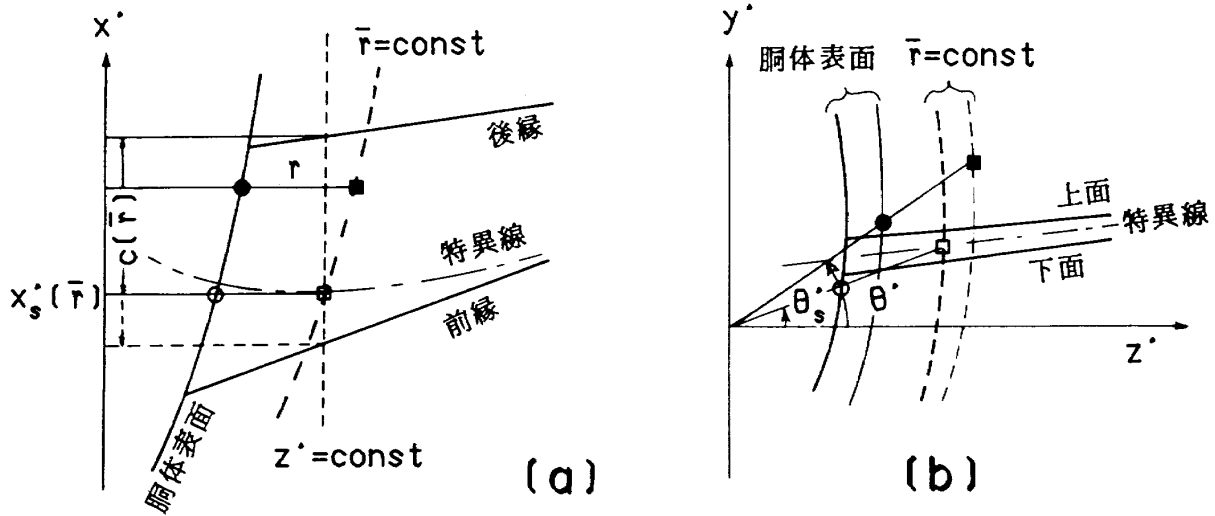


図 VI 写像の変数の定義

図 VII (a) $c(\bar{r})$, (b) $\theta'_s(\bar{r})$

$$\begin{cases} \bar{r} = \frac{r' - R_f(x', \theta')}{R_t - R_f(x', \theta')} \\ \bar{x} = \frac{x' - x'_s(\bar{r})}{c(\bar{r})} + \ln 2 \\ \bar{\theta} = \frac{2e}{d + \sqrt{d^2 - 4\theta'_s(\bar{r})e}} \end{cases}$$

ここに,

$$d = \pi^2 - 2\theta'^2_s(\bar{r})$$

$$e = 4\theta'_s(\bar{r})(\theta'^2 - \theta'^2_s(\bar{r})) - 2d(\theta'_s(\bar{r}) - \theta')$$

$R_f(x', \theta')$ は (x', θ') における胴体半径を, R_t は翼端での特異線の r' 座標を, $x'_s(\bar{r})$, $\theta'_s(\bar{r})$ はそれぞれ正規化された半径 \bar{r} をもつ特異線上の点の x' 座標, θ' 座標を, $c(\bar{r})$ はこの点と等しい z' 座標をもつ翼後縁の x' 座標から $x'_s(\bar{r})$ を引いたものを表す (図 VI, 図 VII)。

以上の正規化によって \bar{r} は胴体表面上で 0, 胴体軸を中心とした半径 R_t の円周上で 1 となる。 $\bar{\theta}$ は上側対称面で π , 下側対称面で $-\pi$ となる。また, \bar{x} は特異線上で $\ln 2$, 翼後縁で約 $1 + \ln 2$ となる。

写像 d $(\bar{x}, \bar{r}, \bar{\theta})$ 系 $\rightarrow (\xi, \eta, \bar{r})$ 系

S 曲面を, 特異線を中心に次式で切り開く (図 VIII)。

$$\begin{cases} \bar{r} = \bar{r} \\ \bar{x} + i\bar{\theta} = \ln \{ 1 - \cos h(\xi + i\eta) \} \end{cases}$$

写像 e (ξ, η, \bar{r}) 系 $\rightarrow (\hat{X}, \hat{Y}, \hat{Z})$ 系

翼後縁が $\hat{X} = \pm CX$ に, 翼端が $\hat{Z} = CZ$ に, S 曲面が $\hat{Y} = 1$ になるように変換する。

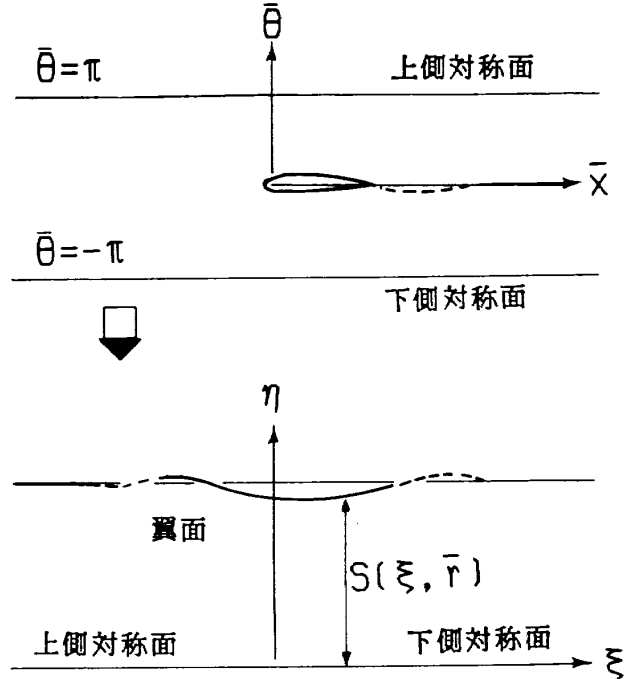


図 VIII 写像 d

$$\begin{cases} \hat{X} = \xi a^x(\bar{r}) \\ \hat{Y} = \eta / S(\xi, \bar{r}) \\ \hat{Z} = \bar{r} a^z(\xi) \end{cases}$$

ここで $a^x(\bar{r})$ は翼後縁が $\hat{X} = \pm CX$ に写されるように, また, $a^z(\xi)$ も翼端が $\hat{Z} = CZ$ に写されるように決める。 $S(\xi, \bar{r})$ は S 曲面の η である。

ここまでで S 曲面は $\{\hat{Y} = 1, \hat{Z} \geq 0\}$ に, 胴体表面 (無限長と仮定) は $\{\hat{Z} = 0, 0 \leq \hat{Y} \leq 1\}$ に, 翼胴結合体外部 (S 曲面を含まない) は $\{\hat{Z} > 0, 0 \leq \hat{Y} < 1\}$ に写る。なお CX, CZ は翼面上にのる

格子線の数制御する。

写像 f $(\hat{X}, \hat{Y}, \hat{Z})$ 系 $\rightarrow (X, Y, Z)$ 系

$\{-\infty \leq \hat{X} \leq \infty, 0 \leq \hat{Y} \leq 1, 0 \leq \hat{Z} \leq \infty\}$ を直方体 $\{-1 \leq X \leq 1, 0 \leq Y \leq 1, 0 \leq Z \leq 1\}$ に変換する。

$$\begin{cases} \hat{X} = H(X) \\ \hat{Y} = G(Y, Z) \\ \hat{Z} = F(Z) \end{cases}$$

F, G, H はストレッチング関数で後述のように種々のものを用意して種々の格子分布が得られるようになっている (参照 4.2 F)。

この (X, Y, Z) 系を計算空間と呼ぶことにする。

写像 g (X, Y, Z) 系 $\rightarrow (i, j, k)$ 系

最近の流れ計算の手法 (有限体積法等) では無限遠に格子点が存在すると具合が悪い。そこでそれに対応する $|X| = 1$ や $Z = 1$ を直方体部分から切り捨て、 $\{|X| \leq CXM (< 1), 0 \leq Y < 1, 0 \leq Z \leq CZM (< 1)\}$ の直方体に X, Y, Z 方向の格子胞数がそれぞれ NX (偶数), NY, NZ である格子を張る。

$$\begin{cases} X = \frac{i - 1 - \frac{1}{2}NX}{\frac{1}{2}NX} \cdot CXM & (i = 1 \sim NX + 1) \\ Y = \frac{j - 1}{NY} & (j = 1 \sim NY + 1) \\ Z = \frac{k - 1}{NZ} \cdot CZM & (k = 1 \sim NZ + 1) \end{cases}$$

3.3 物理空間における格子点座標の求め方

逆写像 a^{-1} とは (x', y', z') 系 $\rightarrow (x, y, z)$ 系の写像、つまり写像 a の逆を指すことにする。他の写像も同様。前節で物理空間と計算格子空間の対応がついた。格子点 (i, j, k) に対する物理空間の座標 (x, y, z) は逆写像 $g^{-1} \rightarrow f^{-1} \rightarrow \dots \rightarrow a^{-1}$ を順次行えば求められる。こうして求められた物理空間の格子網は重要な部分つまり翼胴結合体の表面、特異線上の格子点は動かさないで他の部分を重ならないように伸縮することによって別の格子網を得ることができる。本コードは2種類の x 座標の調整移動とスムービングを行う (参照 4.2 G)。

4. 数値計算手順

4.1 計算手順の概略

前章における格子形成法の理論を実際に数値計算に適用するための手順について述べる。計算手順は説明しやすいように計算内容で分けると図 Ⅸ のような流れ図で表わせる。左側は入力した翼胴結合体の形状データの処理と S 曲面を決定するまでの計算の流れを示し、右側は主として格子空間 (i, j, k) 点から逆写像によってそれに対応する物理空間の (x, y, z) 点を求めるまでの手順を示す。中間部分は、右側で逆写像を行う際に必要な胴体や S 曲面の情報を、入力データで処理された左側のものから、スプライン補間等によって引き渡す径路等を示す。

本コード YOKUDO-G の使用を容易にするために、データの入力・出力方法及び出力の見方等については一括して次章の使用法で記すことにして、ここでは説明を省略する。又、他の計算の部分でも前章の写像や逆写像及びスプライン補間等を理解すれば計算が容易に行える過程の説明は省く。次の節では数値計算テクニックを必要とする過程のみ、つまり流れ図において左側に A ~ G の記号がついている過程について詳細説明する。

4.2 過程 A ~ G の詳細説明

A. 胴体形状データの入力とその処理

胴体を表現するのに十分な個数の任意 x 位置における断面形状データ (y, z) と胴体軸座標が入力される。入力の仕方についてはコードの使用法の所で述べる (参照 5.1.3)。これらのデータに写像 a , b を施して、各 x'_l ($l = 1 \sim L$) の位置毎に胴体半径の離散データの集合 $\{r'_{l,m} = R_f(x'_l, \theta'_{l,m}), m = 1 \sim M\}$ を求め、この集合を基にして任意 θ' における r' を次の Fourier 級数で近似する。

$$R_f(x'_l, \theta') \simeq a_0(x'_l) + \sum_{n=1}^{N/MAX} a_n(x'_l) \times \cos n\left(\theta' + \frac{\pi}{2}\right) \quad (|\theta'| \leq \frac{\pi}{2})$$

つまり、 $a_n(x'_l)$ ($n = 0 \sim N/MAX$) を求める。次に、任意 x' 位置における胴体半径が得られるように、各 n 毎に $\{a_n(x'_l), l = 1 \sim L\}$ のスプライン

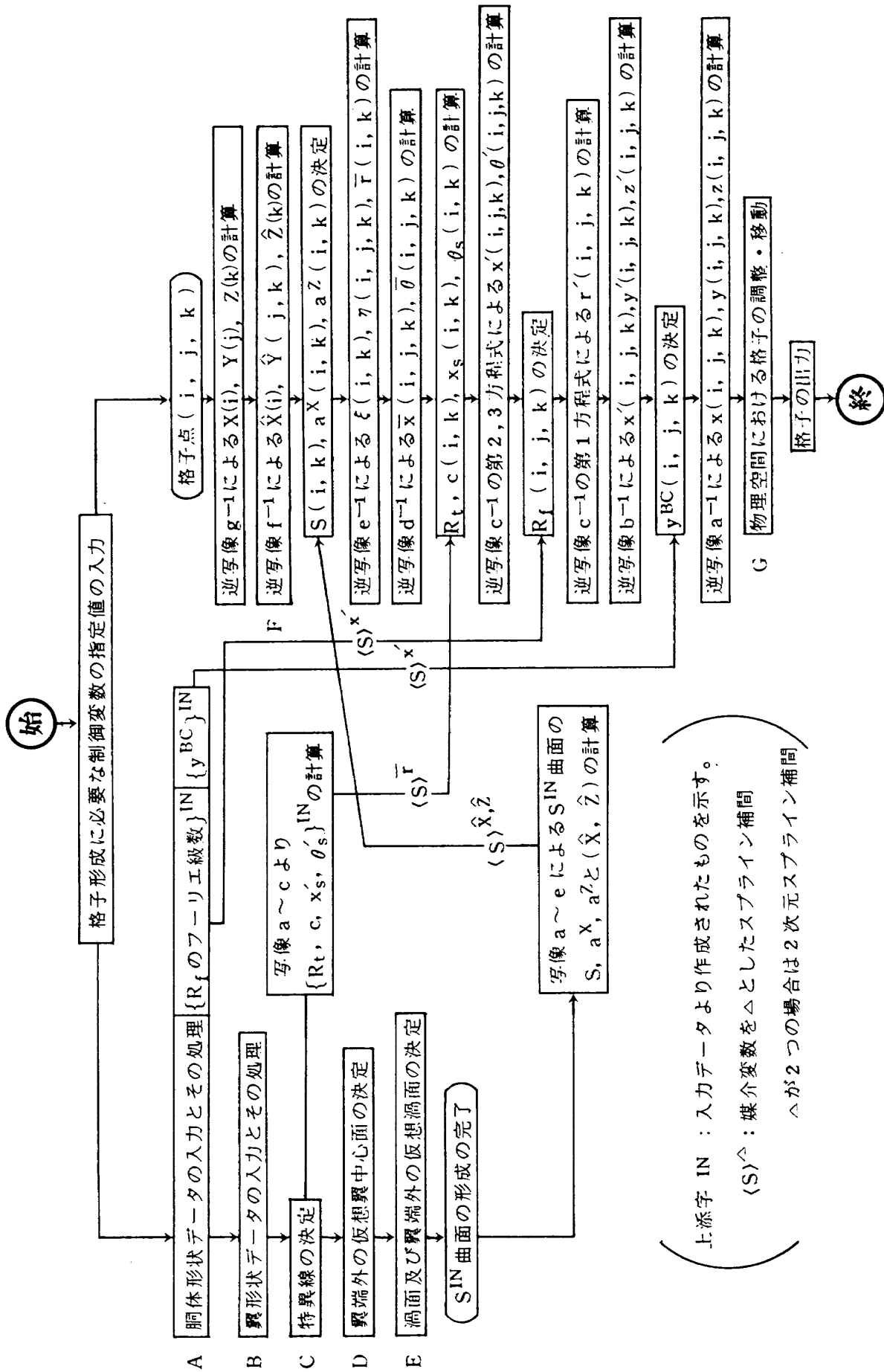


図 Ⅸ 計算の流れ図

ン補間係数を求めておく。ただし、スプライン補間の媒介変数は x' でなく $x'' = \sin^{-1} \frac{2}{b-a} \left(x' - \frac{a+b}{2} \right)$ を用いる。ここで a, b はそれぞれ、入力された胴体断面の x' 座標の最小値と最大値である。

後に格子点座標を求める計算の際、つまり図Ⅸの右側の R_f の決定の際、任意 (x', θ') における胴体半径が必要となる。その求め方について以下に述べる。

- i) $a \leq x' \leq b$ の場合。上述の逆を辿る。つまり、 x' から求めた x'' を用いてスプライン補間によって $a_n(x')$, ($n=0 \sim NJMAX$) を求める。これを係数とする Fourier 級数によって $R_f(x', \theta')$ を求める。
- ii) $x' < a$ の場合。入力制御変数 $RDL \geq 0$ のとき半径 RDL をもつ円柱とする。(もし $x' \geq a$ の $R_f(x', \theta')$ が ($x' = a$ の近くで) RDL よりも小さければ RDL で置き換える。) $RDL < 0$ のとき、 $R_f(a, \theta')$ が上流無限遠まで続くものとする。
- iii) $x' > b$ の場合。ii) と同様に RDT によって決める。

B. 翼形状データの入力とその処理

翼形状データとして次のものが入力される。

- (a) 翼根の前縁と後縁の胴体座標系 (x, y, z) への取り付け位置。
 - (b) 数個の翼型を取り付けるための翼座標系 (x^*, y^*, z^*) における前縁と後縁の位置。
 - (c) それぞれ独立に任意の座標系で表わされた数個の翼型。(特別に入力を指定した場合、その座標系における特異点の位置、後縁の平均勾配)。
- ここで、後縁は上面と下面の後縁が一致しない場合、それらの中点を指す。実際の入力の仕方はコードの使用法の所で述べる(参照 5.1.4)。

これらの入力データは次の順序で処理される。

- i) (c) で入力された各翼型について前縁半径とその中心、後縁の平均勾配を計算する。
- ii) 入力時の翼は胴体データの入力に使用した (x, y, z) 系とは独立に別の座標系 (x^*, y^*, z^*) で表わされる。但し、各軸の向きは一致する。翼は数個の翼型を対称面に平行に立てて、スパン方向に並べて構成される。(c) で入力された翼型に相似伸縮・回転・移動を施して(b)で入力された z^* 一定面の

前縁と後縁位置に合致するように翼型を設置する。こうして翼片が出来上がる。 z^* の最小値における翼断面形を翼根と呼ぶ。

iii) (a) で入力された胴体座標系 (x, y, z) の前縁と後縁の取り付け位置 (z 一定) に、ii) で作成された翼片の翼根が合致するように翼片全体を相似伸縮・移動を施す。ここで $z =$ 一定の翼根の設置位置は胴体の内部でも外部でもあるいは交わっていてもよいが、計算は内部の方が正確である。(翼胴体結合部は後の計算の途中で自動的に計算されるので入力には関係しない。)

こうして入力データを元に翼面の座標は (x, y, z) 系で与えられる。

iv) 後の計算の正確さを増すために翼面形状データを次の(i), (ii)を通じて再構成する。

(i) 各翼断面形を構成している $z =$ 一定の座標点 (x_l, y_l) $l=1 \sim L$ の分布を前縁や後縁付近で密になるように以下に従ってスプライン補間によって座標点 (x_m, y_m) $m=1 \sim 113$ の分布で構成しなおす。

〔方法〕 翼面を一周するスプライン補間の単調増大な媒介変数 θ を次のように定義すると θ は上面の後縁で $0 \rightarrow$ 前縁で $\pi \rightarrow$ 下面の後縁で 2π を取る。

上面の $\theta =$

$$\cos^{-1} \left(2 \cdot \frac{\text{上面の任意の } x^\theta - \text{前縁の } x^\theta}{\text{上面の後縁の } x^\theta - \text{前縁の } x^\theta} - 1 \right)$$

下面の $\theta = 2\pi - \cos^{-1}$

$$\left(2 \cdot \frac{\text{下面の任意の } x^\theta - \text{前縁の } x^\theta}{\text{下面の後縁の } x^\theta - \text{前縁の } x^\theta} - 1 \right)$$

ここで x^θ は前縁と後縁を結んだ直線を軸とする。この式から $l=1 \sim L$ の点に対応する θ_l を求め、 x_l と y_l を θ_l の従属変数と見る。新しい構成点の θ は入力制御変数 $IUIN = 0$ 又は 1 の指示に従って次のように決める。 $IUIN = 0$ のとき

$$\theta_m = 2\pi(m-1)/112 \quad (m=1 \sim 113).$$

$IUIN = 1$ のとき、(1)式と(2)式の分母が別々に 1 となるように正規化された x^θ 軸における座標 x_m^θ ($m=1 \sim 113$) が入力される。入力方法については後で述べる(参照 5.1.2(4))。(1)式と(2)式より θ_m を求める。この決まった θ_m に対する x_m と y_m を $\{\theta_l, x_l, y_l \mid l=1 \sim L\}$ にスプライン補間を施して求める。

(ロ) z 方向 $NC = 3 \sim 20$ の翼断面形で与えられている翼形状データをスプライン補間によって 20 の翼断面形で以下の方法に従って再構成する。

〔方法〕 既に与えられている翼断面形の z 座標を z_l ($l=1 \sim NC$) で表わす。一方、新しく翼断面形を決定する面の z_m ($m=1 \sim 20$) は二つの入力制御変数 $NEXP$, $NAVR$ の指示に従って次のように決める。

$$\begin{cases} z_{m=1} = z_{l=1}, & z_{m=20} = z_{l=NC} \\ z_{m=20-n} = z_{l=1} \left(\frac{z_{l=NC}}{z_{l=1}} \right)^{\left(\frac{NEXP-1}{NEXP} \right)^n}, \\ \quad (1 \leq n \leq 19 - NAVR) \\ z_{m=n} = z_{l=1} + \frac{z_{m=NAVR+1} - z_{l=1}}{NAVR}, \quad (n-1), \\ \quad (1 < n \leq NAVR) \end{cases}$$

これは翼根から $NAVR + 1$ 個までの z が等間隔に分布し、その後、翼端に向けて分布が疎になって行き、又、 $NEXP$ を小さくする程、翼根付近で密になることを意味する。 z_l ($l=1 \sim NC$) における翼断面形状データ (x, y 座標, 前縁半径, その中心等) をスプライン補間して z_m のものを求める。

C. 特異線の決定

写像 d の切開中心となる特異線位置を決める。

(a) 翼内部

入力制御変数 $ISING$ と $SSING$ の指示に従って各 z 一定の翼断面形毎に次の方法で特異点を決め、それらをスプライン補間したものが特異線である。

i) $ISING = 1$ のとき、特異点は前縁半径中心と前縁を結ぶ直線上にあって前縁とその点との距離はその半径の $SSING$ 倍である。

ii) $ISING = 0$ のとき、写像 c の胴体をおおう形の \bar{r} 一定の $(\bar{x}, \bar{\theta})$ 平面における翼断面形状の前縁半径を基準に考える。この半径は i) の半径の約 $2c_k/z_k$ 倍であり、i) と同様に前縁からこれの $SSING$ 倍の距離の点を特異点とする。ここに z_k は翼断面形の z 座標で、 c_k は (x, y) 系における翼弦長である。

(b) 翼端外部

翼端における(a)で決めた特異点を通り、その点で翼内の特異線と同じ傾きをもつような翼端外部の特異線 ($x_c(z)$, $y_c(z)$) を、入力制御変数 $SDXDZ$ と

$SDYDZ$ の指示に従って次のように決める。

i) $SDXDZ \geq 1000.$, $SDYDZ \geq 1000.$ のとき直線。

$$x_c(z) = x_c(z_{tip}) + \left(\frac{dx_c}{dz} \right)_{tip} (z - z_{tip}),$$

y_c : 同様。

ii) $SDXDZ < 1000.$, $SDYDZ < 1000.$ のとき $z = \infty$ で傾きが $SDXDZ$, $SDYDZ$ であるような曲線。

$$\begin{aligned} x_c(z) = & x_c(z_{tip}) + SDXDZ \cdot (z - z_{tip}) \\ & + \left\{ \left(\frac{dx_c}{dz} \right)_{tip} - SDXDZ \right\} \cdot (\text{最大翼弦}) \\ & \cdot \left\{ 1 - \exp \left(- \frac{z - z_{tip}}{(\text{最大翼弦})} \right) \right\}, \end{aligned}$$

$y_c(z)$: 同様。

D. 翼端外の仮想翼中心面の決定

〔翼端外の外挿関数 $f(z)$ の定義〕

三点 $z = z^1, z^2, z^3$ ($z^1 < z^2 < z^3$) におけるそれぞれのスカラー量 $f(z^1)$, $f(z^2)$, $f(z^3)$ が与えられているとき、 $z > z^3$ における $f(z)$ を以下のように求める (図 X)。

i) $f(z^1)$, $f(z^2)$, $f(z^3)$ の三点を通る放物線 $f^*(z)$ とする。

ii) $f(z^* + \delta) = f^*(z^*)$, $\frac{d}{dz} f(z^* + \delta) = 0$,

$f(z^* - \delta) = f^*(z^* - \delta)$ の条件を満たす曲線を $z^1 \leq z \leq z^* + \delta$ における f とする。

iii) $f(z) = f^*(z^*)$ なる直線を $z > z^* + \delta$ における f とする。

ここで $z^* = z^3 * ZFXZ0$, $JZF = 1$ のとき $\delta = \frac{1}{2} (z^* - z^3)$, $JZF = 0$ のとき $\delta = \frac{|\theta|}{\pi} (z^* - z^3)$, $\theta = \tan^{-1} \left(\frac{d}{dz} f^*(z^*) \right)$ 。 $ZFXZ0$ と JZF

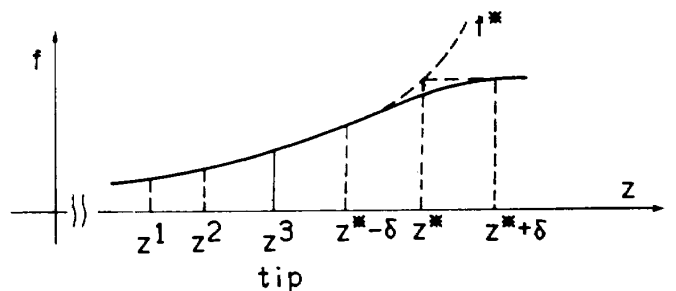


図 X $f(z)$ の定義

は入力制御変数。

z = 一定の翼断面形が決定している z 座標のうち最も大きいもの三つを選ぶ ($z^3 = z_{tip} > z^2 > z^1$)。各翼断面形について特異線後部で上面と下面の座標の中点を取って翼中心線を求め、特異点を原点とした相対座標系で表示する。 z^1, z^2, z^3 に対応する翼中心線はそれぞれ $(x_m^{s1}, y_m^{s1}), (x_m^{s2}, y_m^{s2}), (x_m^{s3}, y_m^{s3})$, $m=1 \sim M$ 。 m は後縁(1)から特異点(M)に向けての番号。次に各 m 毎に、 $x_m^{s1}, x_m^{s2}, x_m^{s3}$ に上の外挿関数を適用して $x_m^s(z)$, $z > z^3$ が求まる。同様に $y_m^s(z)$ も求まる。つまり一つの曲線が決まる。こうして出来た $m=1 \sim M$ の曲線で構成されている曲面を翼端外の仮想翼中心面と定義する。

E. 渦面及び翼端外の仮想渦面の決定

z = 一定の翼断面形の後縁より滑らかに離れて行く曲線を次のように決める。求める曲線は写像 b, c における (\bar{r}, x', θ') 系で表わすことにする。まず、後縁の r', θ', \bar{r} を求める。次に x' を独立変数 ($x' > x'_{te}$) として次式で曲線を決定する。

$$\bar{r} = \bar{r}_{te}$$

$$\theta' = \theta'_{te} + \tau' (x'_{te} - x^*) \frac{x'_{te} - x^*}{x' - x^*} \log \frac{x' - x^*}{x'_{te} - x^*}$$

ここで、下添字 te は後縁位置を示す。

$$x^* = \frac{1}{4} \{ (\text{特異点の } x \text{ 座標}) \times 3 + x'_{te} \}$$

$$\tau' = \left(\frac{d\theta'}{dx'} \right)_{te} = \frac{\cos \theta'_{te}}{r'_{te}}$$

$$\cdot \left(\text{翼中心線の勾配} \frac{dy'}{dx'} \right)_{te}。$$

この曲線は、 \bar{r} 一定曲面、つまり、胴体に沿うような曲面上にあって z = 一定面でないことに注意。すべての z 一定面の翼断面形状に関して上述の曲線を求め、それらで渦面を構成する。同様に翼端外の仮想翼中心面に上の方法を適用して仮想渦面を決定する。

F. 逆写像 f^{-1} による $\hat{X}(i), \hat{Y}(j, k), \hat{Z}(k)$ の計算

過程 F では逆写像 f^{-1} によって $X(i), Y(j), Z(k)$ から $\hat{X}(i), \hat{Y}(j, k), \hat{Z}(k)$ を求める計算、即ち、全 (i, j, k) についていけば小さい直方体 ($|X| \leq CXM < 1, 0 \leq Y \leq 1, 0 \leq Z \leq CZM < 1$) を大

きい直方体 ($|\hat{X}| \leq \text{十分大きい数}, 0 \leq \hat{Y} \leq 1, 0 \leq \hat{Z} \leq \text{十分大きい数}$) に変換する計算を行う。この変換を次式で表わし、 H, G, F をストレッチング関数と呼ぶ。

$$\hat{X} = H(X), \hat{Y} = G(Y, Z), \hat{Z} = F(Z)。$$

本節では種々の関数を定義し、実際の計算では入力制御変数を指定すれば種々の分布の格子が得られるようにする (参照 6.2)。

$$(a) \quad \hat{X} = H(X)$$

$H(X)$ は次の条件を満たすように作る。

i) 単調増大。

ii) $H(0) = 0$ 。

iii) $H(\pm CX) = \pm CX$ (上下面の後縁中心線が $\hat{X} = \pm CX$ に対応)。

iv) $H(\pm CXM)$ の絶対値が十分大きい。

$H(X)$ は下流無限遠から翼の回りを一周して下流無限遠に至る格子の分布を決める関数である。翼前縁 ($X \simeq 0$) 及び翼後縁 ($X \simeq CX$) 付近での格子密度を調整するために $H(X)$ の傾きを変化できることが望ましい。入力制御変数 $IUIN = 0, 1$ による二種類の $H(X)$ を以下のように定義する。

(i) $IUIN = 0$ の場合。

$H(X)$ の具体的な形はその逆関数 $H^{-1}(\hat{X})$ によって与える。 $H^{-1}(\hat{X})$ は奇関数とし、以下、 $\hat{X} \geq 0$ において定義する。

$$H^{-1}(\hat{X}) = \frac{XCA \cdot f(\hat{X}) + XCB \cdot g(\hat{X}/XCD)}{XCA + XCB} \\ + \frac{XCC \cdot g((\hat{X} - \hat{X}_{te})/XCE) + XCC}{2 \cdot XCC}$$

ここで、

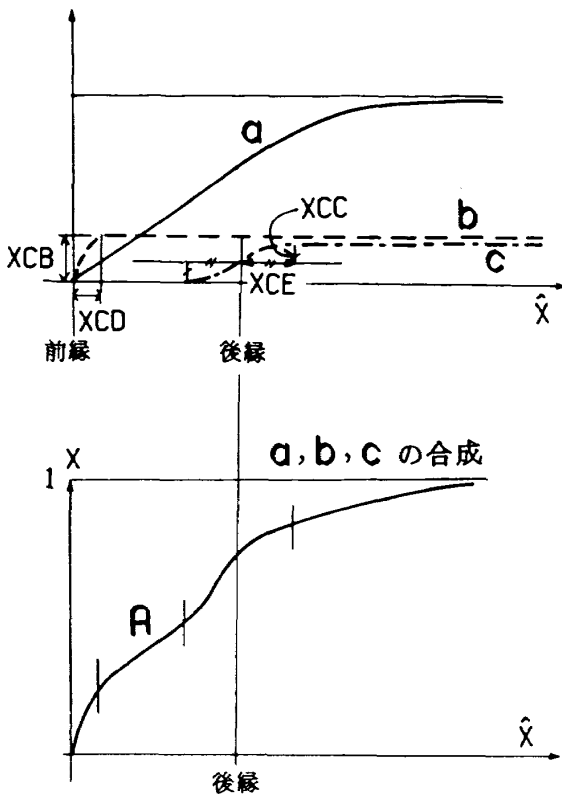
$$f(\hat{X}) = \tilde{\eta} \hat{X} / \hat{X}_{te}, (\hat{X} \leq \hat{X}_{te})$$

$$= \left\{ (1 - \tilde{\eta})^{-\alpha_X} + (\tilde{\eta} \hat{X} / \hat{X}_{te} - \tilde{\eta})^{-\alpha_X} \right\}^{-\frac{1}{\alpha_X}} \\ + \tilde{\eta}, (\hat{X} > \hat{X}_{te})$$

$$\tilde{\eta} = \frac{(XCA + XCB + 2 \cdot XCC) \hat{X}_{te} - XCB - XCC}{XCA}$$

$$g(\xi) = \sin \frac{\pi}{2} \xi, (|\xi| \leq 1) \\ = 1, (\xi > 1) \\ = -1, (\xi < -1)$$

この関数に関する入力制御変数 $ALX (= \alpha_X)$,

図 11 $\hat{X} = H(X)$ の定義

XCB , XCC , XCD , XCE について説明を加える。この関数は図 11 における曲線 A によって表わされる。曲線の傾きが大きい所程格子分布の密度が大きい。曲線 A は三つの曲線 a , b , c を合成したもので、 XCB , XCD は前縁付近の格子分布を細かくするため、また、 XCC , XCE は後縁付近の格子分布を細かくするために用いる。 ALX は曲線 a の形を決めるためのもので小さくする程翼から遠い所まで格子が形成される。

(回) $IUIN = 1$ の場合。

$|X| > CX$ のときは (イ) と同様に $H(X)$ を決める。

$|X| \leq CX$ のときは以下のようにして決める。既に、識別番号 $NXIN$ のデータセットから翼面の x の標本分布 x_m^0 ($m = 1 \sim 113$) が読み込まれ、それに対する翼面の位置が過程 B iv) で決定されている。さらに、その標本点の位置に写像 (a) ~ (e) を行って \hat{X}_m が、流れ図 (図 11) の中間部分の一番下の過程において求められている。これを使って次のように H を定義する。

$$H\left(\left\{\frac{2(m-1)}{113-1} - 1\right\} \cdot CX\right) = \hat{X}_m,$$

他の X の H は補間。

もし、翼面上の格子点の数を 113 に一致するようにすれば標本点の位置を格子線が通ることになる。

$$(b) \quad \hat{Z} = F(Z)$$

$F(Z)$ は次の条件を満たすように作る。

- i) 単調増大。
- ii) $F(0) = 0$ 。
- iii) $F(CZ) = CZ$ (翼端が $\hat{Z} = CZ$ に対応)。
- iv) $F(CZM)$ は十分大きい。

$F(Z)$ は胴体面より同心円的に遠ざかる格子の分布を決める関数であるので格子密度の調整のため $Z = 0$ 付近 (胴体付近)、 $Z = CZ$ 付近 (翼端近辺) で $F(Z)$ の傾きを変化できることが望ましい。 $F(Z)$ は、前述の (a) (イ) の $H(X)$ と同様にして以下に定義される。

$$F^{-1}(\hat{Z}) = \frac{Af(\hat{Z}) + Bg\left(\frac{\hat{Z}}{D}\right) + Cg\left(\frac{\hat{Z} - \hat{Z}_{tip}}{E}\right) + C}{A + B + 2C}$$

ここで

$$\begin{aligned} f(\hat{Z}) &= \tilde{\eta} \hat{Z} / \hat{Z}_{tip}, \quad (\hat{Z} \leq \hat{Z}_{tip}) \\ &= \left\{ (1 - \tilde{\eta})^{-\alpha_z} + (\tilde{\eta} \hat{Z} / \hat{Z}_{tip} - \tilde{\eta})^{-\alpha_z} \right\}^{-\frac{1}{\alpha_z}} \\ &\quad + \tilde{\eta}, \quad (\hat{Z} > \hat{Z}_{tip}) \\ \tilde{\eta} &= \frac{(A + B + 2C) \hat{Z}_{tip} - B - C}{A} \end{aligned}$$

$g(\xi)$ は (a) (イ) の定義と同じ。

この関数に含まれる入力制御変数は $ALZ (= \alpha_z)$, B, C, D, E であり、これらはそれぞれ 前述の (a) (イ) $H(X)$ の制御変数 ALX, XCB, XCC, XCD, XCE に対応しており、格子分布の密度調整に対し、同様に作用する。

$$(c) \quad \hat{Y} = G(Y, Z)$$

$G(Y, Z)$ は Y 方向、即ち、 $Y = 0$ の対称面から $Y = 1$ の翼面に至るほぼ円弧状の格子線上での格子の分布を与える関数であり、次の条件を満たすように作る。

- i) $G(0, Z) = 0$
- ii) $G(1, Z) = 1$
- iii) $G(Y, Z)$ は Z を固定したとき Y に関して単調増大

ここでの $G(Y, Z)$ の決定手順は、先ず、入力制御

変数 IJAM 等によって選ばれた方法によって $G(Y, 0)$ と $G(Y, Z_{tip})$ を決定し、次にそれ以外の Z での G は以下のように IJAM に従ってこの両者の補間等によって決める。

i) IJAM = 0 又は $Z \leq Z_{tip}$ のとき

$$G(Y, Z) = \frac{G(Y, Z_{tip}) - G(Y, 0)}{Z_{tip}} \cdot Z + G(Y, 0)$$

ii) IJAM \neq 0 かつ $Z > Z_{tip}$ のとき

$$G(Y, Z) = G(Y, Z_{tip})$$

さて、 $G(Y, 0)$ と $G(Y, Z_{tip})$ の決め方は五つの種類を用意している。以下、それぞれにつき説明する。

(1) 関数を離散データで定義する方法

入力制御変数 FJRT(j') と FJTP(j') ($j=1 \sim NY+1$, $j'=NY+2-j$) の 1 次元配列にそれぞれ $G(Y_j, 0)$ と $G(Y_j, Z_{tip})$ の値を入れて、関数の形を数値的に入力する。但し、 $FJRT(1)=FJTP(1)=1$, $FJRT(NY+1)=FJTP(NY+1)=0$ 。傾き ($\partial G/\partial Y$) が小さい程格子の分布が密になることに注意しながら値を決める。なお、この方法は入力制御変数 IJAM が 0 又は 1 の時のみ有効である。

(2) 二次関数で定義する方法

翼面近辺の Y 方向の格子分布が密になるように入力制御変数 EPS1R と EPS1T にそれぞれ $\{1 - G(1-d, 0)\}/d$ と $\{1 - G(1-d, Z_{tip})\}/d$, ($d = \frac{1}{24}$) の値を入力すると、これと G の条件 i), ii) を満たすような次の二次関数が作られ G が定義される (図 XII)。

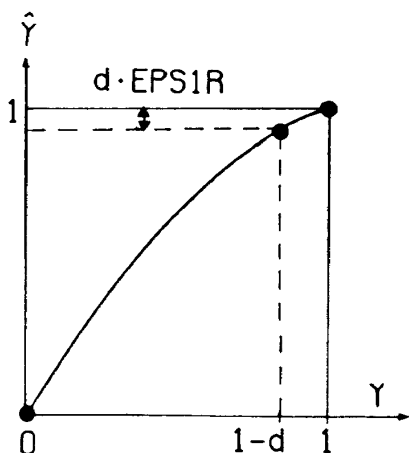


図 XII 二次関数

$$G(Y, 0) = \frac{Y}{d-1} \{ (1 - \text{EPS1R})Y + (d-2 + \text{EPS1R}) \}$$

$G(Y, Z_{tip})$ も同様。

この方法は入力制御変数 IJAM = 0 又は 1 で EPS2R = 0. かつ (1) の FJRT と FJTP に入力がない場合に有効である。

(3) 三次関数で定義する方法

Y 方向の格子分布が、翼面近辺で密になるように入力制御変数 EPS1R と EPS1T にそれぞれ $\{1 - G(1-d, 0)\}/d$, $\{1 - G(1-d, Z_{tip})\}/d$ ($d = \frac{1}{24}$) の値を、又、対称面近辺で密になるように入力制御変数 EPS2R と EPS2T にそれぞれ $G(d, 0)/d$ と $G(d, Z_{tip})/d$ の値を入力すると、これらと G の条件 i), ii) を満たすような次の三次関数が作られ G が定義される (図 XIII)。

$$G(Y, 0) = aY^3 + bY^2 + cY$$

ここに

$$\begin{aligned} a &= (\text{EPS2R} + \text{EPS1R} - 2) / e \\ b &= (3 - 2 \cdot \text{EPS2R} - \text{EPS1R} \\ &\quad + d \cdot \text{EPS2R} - d \cdot \text{EPS1R}) / e \\ c &= (2d^2 - 3d - d \cdot \text{EPS2R} \\ &\quad + d \cdot \text{EPS1R} + \text{EPS2R}) / e \\ e &= (d-1)(2d-1) \end{aligned}$$

$G(Y, Z_{tip})$ も同様。

この方法は入力制御変数 IJAM = 0 又は 1 で EPS2R \neq 0. かつ (1) の FJRT と FJTP に入力がない場合に有効である。

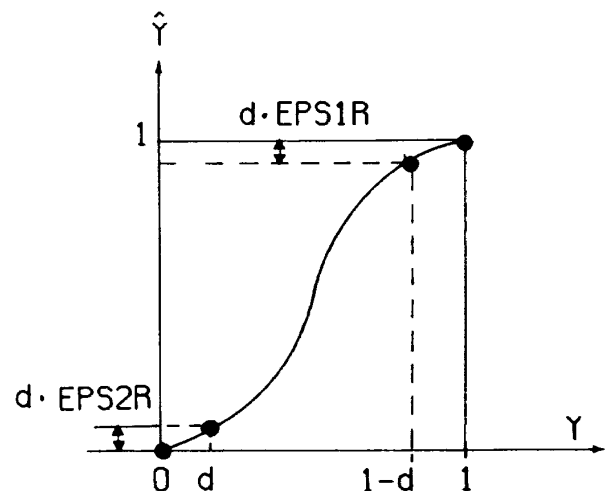


図 XIII 三次関数

(4) 円弧で定義する方法

入力制御変数 $IJAM = 2$ のとき $G(Y, 0)$ と $G(Y, Z_{tip})$ は (Y, \hat{Y}) 平面において条件 i), ii) から $(0, 0)$, $(1, 1)$ を通る円弧によって定義する。但し、円の中心はそれぞれ入力制御変数 $CFCB$ と $CFCA$ を用いて $(-CFCB, 1+CFCB)$ と $(1+CFCA, -CFCA)$ で与える (図 XIV)。

$$G(Y, 0) = CFCB + 1 - \sqrt{(CFCB + 1)^2 - Y(2 \cdot CFCB + Y)}$$

$$G(Y, Z_{tip}) = -CFCA + \sqrt{CFCA^2 + Y\{2(CFCA + 1) - Y\}}$$

($CFCB \geq 0, CFCA \geq 0$)。

(5) 翼前縁より上流側に伸びる $\xi = 0$ 軸上の格子点分布を与えることによって定義する方法

入力制御変数 $IJAM = 3$ のとき、翼前縁より上流無限遠に伸びる格子線 $\xi = 0$ 上の格子点の x の分布を入力制御変数 $F24, I24$ の指示によって調節できるように $\hat{Y} = G(Y, Z)$, $Z = 0, Z_{tip}$ を定義する。即ち、先ず、 $\xi = 0$ 軸上の x と Y を関係付け、その後 $\xi = 0$ 軸上の x と \hat{Y} の関係式より Y と \hat{Y} の関係を求める。以下にその手順を示す。

- i) $\xi = 0$ における $Z = 0 (\bar{r} = 0)$ と $Z = Z_{tip} (\bar{r} = 1)$ での Y と x の関係付け法。

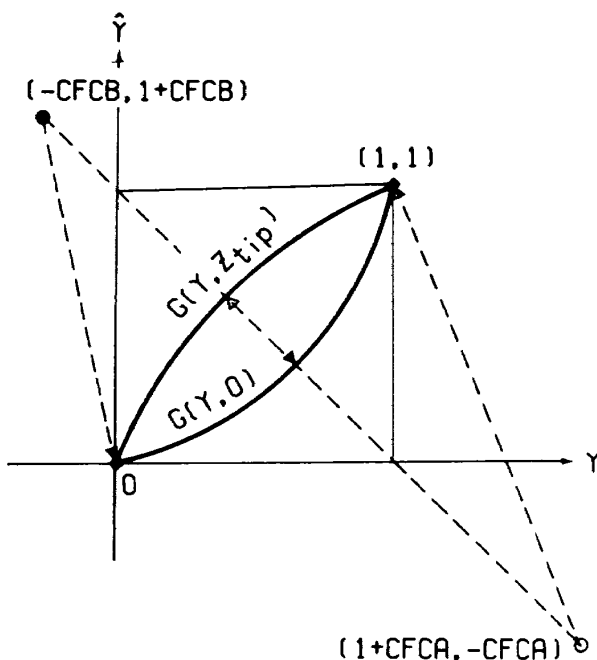


図 XIV 円弧

変数 $w = -\{x(\bar{r}) - x_{LE}(\bar{r})\}/ch(\bar{r})$ を媒介にして $\bar{r} = 0, 1$ と $w = g(Y)$ の形で関係付ける。ここで $ch(\bar{r}) = x_{TE}(\bar{r}) - x_{LE}(\bar{r})$ は翼弦長、下添字 TE と LE はそれぞれ後縁と前縁を表す。入力制御変数 $F24, I24$ の値を指定すると $w = g(Y)$ が決定されるようにする。つまり、 $\bar{r} = 0$ の図 XV のように翼前縁と胴体先端の x 区間の距離を $A \cdot ch$ とし、その先端に $Y = I24/24$ を対応させ、又、翼前縁から十分離れた x 方向の距離 $F24 \cdot A \cdot ch$ の上流点に $Y = \frac{1}{24}$ を対応させる。実際に $w = g(Y)$ は次のように作られる。

イ) $0 < Y < 14/24$ のとき

$w = g(Y)$ は次の 4 点を通る三次曲線とする。

$$g(1/24) = A \cdot F24, \quad g(I24/24) = A,$$

$$g(14/24) = 0.19146, \quad g(15/24) = 0.15563$$

ロ) $14/24 \leq Y \leq 1$ のとき

次の 11 点を通るようにスプライン補間で近似する。

$$g(14/24) = 0.19146, \quad g(15/24) = 0.15563$$

$$g(16/24) = 0.12498, \quad g(17/24) = 0.098709$$

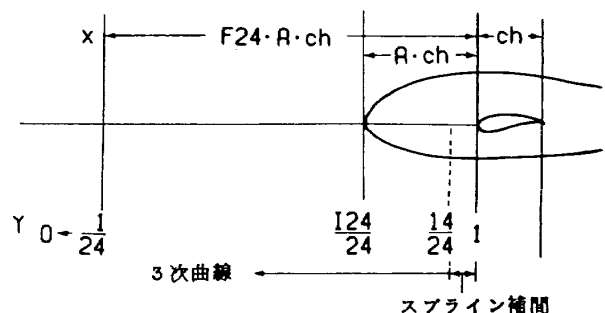
$$g(18/24) = 0.076192, \quad g(19/24) = 0.056960$$

$$g(20/24) = 0.040646, \quad g(21/24) = 0.026974$$

$$g(22/24) = 0.015733, \quad g(23/24) = 0.0067752$$

$$g(1) = 0.$$

$A \sim 2$ のときは $I24 = 6, F24 = 3$ が適当である。 A が大きくなるにつれ、 $F24$ を小さくするとよい ($F24 \cdot A \sim 6$)。なお、 A は胴体上で次のように計算されるので無限柱の場合は $A \sim 2$ になるように最小の $x(XLOC)$ を入力すれば

図 XV $IJAM = 3$ の変数

よい。

$$A = \frac{x_{LE} - (\text{入力された胴体断面形の最小の } x)}{x_{TE} - x_{LE}}$$

- ii) $\xi = 0$ における $x(\bar{r})$ と \hat{Y} の関係式は写像 a, c, d, e により次のように求まる。

$$\hat{Y}(\bar{r}) = \frac{\cos^{-1} \left\{ 1 - 2 \exp \left(\frac{x(\bar{r}) - x'_s(\bar{r})}{x_{TE}(\bar{r}) - x'_s(\bar{r})} \right) \right\}}{\cos^{-1} \left\{ 1 - 2 \exp \left(\frac{x_{LE}(\bar{r}) - x'_s(\bar{r})}{x_{TE}(\bar{r}) - x'_s(\bar{r})} \right) \right\}}$$

$$(\equiv h(x, \bar{r}))$$

- iii) \bar{r} を 0 又は 1 に固定して i) の $w(x) = g(Y)$ と ii) の $\hat{Y} = h(x)$ より, $\hat{Y} = G(Y, 0)$ 又は $\hat{Y} = G(Y, Z_{tip})$ を定義する。

G. 物理空間における格子の調整・移動

これまでの過程で物理空間における基本的な格子点座標が求まった。種々の条件の下での流れ解析の計算において、基本格子をそのまま適用したため、満足な解が得られない場合も起りうる。そこで、この基本格子を以下に記す(a), (b), (c)の座標の調整・移動の操作を、この順に、それぞれの選択に従って加えることにする。こうして出来るだけ、流れ解析に適当と考えられる格子を作成するように努める。

(a) 完全ポテンシャル流の解析の計算を行う際、Trefftz 面の条件を課すために最下流位置の格子面の x が一定であることが要求される。このコードでも、入力制御変数 IPLSA に 1 を指定するとその要求が満たされるような x 座標の調整・移動が行えるようにする。即ち、最下流の格子点 ($i = 1, NX + 1$) がすべて等しい x の値をもつように、 $k = 1$ (胴体又はその延長) を除いた後縁より下流側 ($1 \leq i < IT1, IT2 < i \leq NX + 1$) の全ての格子点の x 座標をストレッチングする。その際、等しい x 座標として既に形成された格子における $k = 1$ の最下流の格子線 ($i = 1, NX + 1, j = 1 \sim NY + 1$) で一定とみなせる x の値 x_{end} を取る。既に形成された格子を上添字 0, 新しく形成されるものを N で表わし、 j と k ($\neq 1$) を任意に固定した格子線 ($IT2 \leq i \leq NX + 1$) 上で次の条件を満たすような 2 次式を使って x_i^0 から x_i^N を求める。

条件

$$\begin{cases} \left(\frac{dx^N}{dx^0} \right)_{IT2} = 1 \\ x_{IT2}^N = x_{IT2}^0 \\ x_{NX+1}^N = x_{end} \end{cases}$$

二次式

$$x_i^N = \frac{x_{end} - x_{NX+1}^0}{(x_{NX+1}^0 - x_{IT2}^0)^2} (x_i^0 - x_{IT2}^0)^2 + x_i^0$$

同様に $1 \leq i \leq IT1$ に関する x_i^N も求める。なお、こうして出来た渦面及び翼端外の仮想渦面 ($1 \leq i < IT1, IT2 < i \leq NX + 1, j = NY + 1$) は当初の定義のものより x 方向に少しずれがあることに注意する。

(b) 前節では後縁下流域の格子点の x 座標の移動を行ったが、更に、種々の条件における流れ解析の要求に応えるべく、例えば、テーパ比の大きい翼で翼端前縁付近の格子の集中を防ぐため、入力時指定された i = 一定曲面より上流域で翼胴結合体面を除いた格子点の x 座標の調整・移動を入力制御変数 IPLSB に 1 を指定すると行えるようにする。

ここで用いる入力制御変数は $IPB = -1, 0, 1, ICO = 0, 1, ISM = 0, 1, DCX, STIP, WSC0$ で、他に $IPB = 1$ のときのみ必要なのは $BT0, BT1, WSC1, WSC2$ である。以下の説明に用いる変数を定義すると、 NX, NY, NZ はそれぞれ X, Y, Z 方向の格子胞数、 KT は翼端位置における $k, CX \div (X \text{ 方向の翼面上の格子胞数}) / NX, IC = \frac{1}{2}NX + 1, ITU \div \frac{1}{2}NX(1 - CX - 2 \cdot DCX) + 1, ITL \div \frac{1}{2}NX(1 + CX + 2 \cdot DCX) - 1$ 。対象とする格子点は ($ITU \leq i \leq ITL, 1 \leq j \leq NY, 2 \leq k \leq NZ + 1$) である。

計算手順を以下に記す。

- i) k 方向の重み

$ICO = 0$ のとき

$$\begin{aligned} SO_k &= STIP \quad (k \geq KT) \\ &= \frac{1 - STIP}{2} \left(\cos \frac{k - 1}{KT - 1} \pi + 1 \right) \\ &\quad + STIP \quad (k < KT) \end{aligned}$$

$ICO = 1$ のとき

$$SO_k = STIP$$

ii) i, j 方向の重み

$IPB = -1, 0$ のとき

$$CO_{i,j} = \frac{1}{2} \left(\cos \frac{i - IC}{ITL + 1 - IC} \pi + 1 \right)$$

$IPB = 1$ のとき

$$CO_{i,j} = \frac{1}{2} \left[1 + \cos \left\{ 1 - \left(1 - \left| \frac{i - IC}{ITL + 1 - IC} \right| \right)^{\frac{NY+1-j}{NY} \cdot BT1+BT0} \right\} \pi \right]$$

iii) $i = IC$ の補正量

$$A = (x_{IC,1,k} - x_{IC,j,k}) - (x_{IC,1,1} - x_{IC,j,1})$$

$ISM = 0$ のとき

$$WS_{j,k} = A \cdot SO_k$$

$ISM = 1$ のとき

$$WS_{j,k} = A \cdot SO_k \cdot \frac{NY + 1 - j}{NY} \cdot WSC0$$

iv) 新しい x 座標 x^N

$$x_{i,j,k}^N = x_{i,j,k} + CO_{i,j} WS_{j,k} \quad (2 \leq j \leq NY)$$

$$x_{IC,1,k}^N = x_{IC,1,k} + CO_{IC,1} WS_{1,k}$$

$IPB = -1$ のとき

$$x_{i,1,k}^N = x_{i,1,k} + CO_{i,1} \cdot WS_{1,k}$$

$IPB = 0$ のとき

$$x_{i,1,k}^N = x_{i,1,k} + (x_{i,1,1} - x_{i,1,k}) CO_{i,1} SO_k$$

$IPB = 1$ のとき

$$x_{i,1,k}^N = x_{i,1,k} + CO_{i,1} (WSC1 \cdot WS_{2,k} - WSC2 \cdot WS_{3,k})$$

この計算手順より次の事が言える。

i) $IPB = 0$ のとき k が大きい程 (胴体から離れるにつれ, 又, i が IC に近い程 (後縁から前縁に近づくにつれ) 格子の x 座標を上流側に移動する。

ii) $IPB = 1$ のとき, $IPB = 0$ で行わなかった j 方向の重み付けを行う。このことにより, 出来上る格子はより滑らかになるが, 格子数により出来上る格子の形状に違いが生じる。つまり, もし, 格子数を半分にすれば, 出来上る格子は元の格子に含まれない。

iii) $IPB = 0$ のとき対称面では内点と異った方法を用いるが $IPB = -1$ のときは同じである。

iv) $ISM = 1$ のとき, 格子の変形を j 方向つまり翼面に近づく程小さくする。このことによって翼面近くの格子の分散を防ぐ。

v) $0 \leq STIP \leq 1$ の範囲で $STIP$ を大きくする程, 格子の変形は大きくなる。

vi) $IPB = 0$ かつ $ICO = 1$ かつ $STIP = 0$ のとき $IPLSB = 0$ と同じ格子を得る。 $IPB = 1$ かつ $BT0 = 1$ かつ $BT1 = 0$ のとき対称面を除き $IPB = 0$ と同じ格子を得る。

後の計算例において, 上述の種々の入力制御変数がそれぞれ格子形成に対しどのような役割を果たすかを示す (参照 6.2)。

(c) 以上の格子形成で滑らかな変化をもつ格子が作成されるが更に滑らかさを増したい場合は入力制御変数 $IPLSS$ に 0 でない整数を指定するとその整数回のスムージングを ($2 \leq i \leq NX, 2 \leq j \leq NY, 2 \leq k \leq NZ$) の格子点の座標 (x, y, z) に対し行う。

5. コード YOKUDO-G の使用方法

格子形成コード YOKUDO-G は前章の格子形成の計算手順をコード化し, それに入出力部分のコードを付け加えたものである。実行ステートメント数は 3940 で, 最大格子胞数を $176 \times 24 \times 32$ として配列を切った場合の所要記憶容量は 3.2 メガバイトである。所要計算時間は主に, 格子胞数 (NX, NY, NZ), 入力する胴体断面個数 ($NUMF$), 及びその形状の複雑さに応じて決められる Fourier 級数の次数 ($NJMAX$) 等によって変わる。格子胞数 $176 \times 24 \times 32$ に対し, 今迄に形成した格子のうち最小の所要計算時間をもつものは $NJMAX = 3, NUMF = 17$ の場合で 95 秒であった。又, 最大のものは $NJMAX = 15, NUMF = 24$ の場合で 540 秒であった。本コードの $NJMAX$ の標準値は複雑な胴体形状の入力を考えて 17 に大きく取ってあるが, 簡単な場合小さく取れば計算時間は大巾に短くなる。

本コードの使用に際し, 以下のようなジョブデックを用意する。ジョブデックはジョブ制御文, 入力データ及び入出力ファイル制御文で構成される。ジョブ制御文はジョブデックの最初の二行と最後の一行である。入力データは次の四種類に分類され, 各々について, 後節の説明に従って準備し, 次の番号

の順に並べる。

1. ジョブのタイトル
2. 格子形成及び出力を制御する変数の指定
3. 胴体形状の入力データ
4. 翼形状の入力データ

入出力ファイルの制御文に関しては、ジョブデックの最後から二番目のものが図形出力の制御であり、他のものは入力データで指定したデータセットの識別番号に合わせて必要行数を用意する。

{ ジョブデック }

//△△△△△△ JOB LARG

//EXEC GO,EF = ▽△△△.YOKUDOG.

LOAD ▽, EMEM = YOKUDOG

入力データ

//EXPAND USDK, RNO = △△,

FILE = ▽△…△ ▽,

DISP = △△△

}

//EXPAND USDK, RNO = △△,

FILE = ▽△…△ ▽,

DISP = △△△

//EXPAND PPXY

//

5.1 入力データの作成

5.1.1 ジョブのタイトル

ジョブのタイトルを1～72カラムに書く。ラインプリンターやプロッターに出力され、他のジョブとの識別をする。なお、プロッター出力の時、1～18カラムが特に大きくプロットされる。

5.1.2 格子形成及び出力を制御する変数の指定

ここでは、胴体及び翼形状データ以外の入力制御変数に数値を指定する。ただし、入力制御変数にはあらかじめコード内部においてDATA文で標準値が入れられているので標準値を変更するもののみその数値を指定する。数値の指定は次のネームリスト形式によって行う。

⌒&NAMLST⌒ 変数名1 = 数値1, 変数名2 = 数値2, …… 変数名n = 数値n, ⌒&END

以下、本コードの機能を十分に発揮させるために

用意されている多数の制御変数を格子形成の計算関係、ラインプリンター出力関係、プロッター出力関係、データセット関係に分類し次の形式で説明する。

変数名 / 標準値 : 制御作用, 参照

なお、1～Nで始まる名前をもつ変数は整数値を取る。標準値が書かれていない変数は、使用する場合、必ず数値を入れること。

(1) 格子形成の計算を制御する変数

NX / 176 : 計算空間X方向の格子胞数 (偶数, ≤ 176)。

NY / 24 : 計算空間Y方向の格子胞数 (≤ 24)。

NZ / 32 : 計算空間Z方向の格子胞数 (≤ 32)。

CX / 0.6364 (7/11) : $CX \div (X \text{ 方向の翼面上の格子胞数}) / NX$ 。後縁は格子線上に載る。

CZ / 0.6250 (5/8) : $CZ \div (Z \text{ 方向の翼面上の格子胞数}) / NZ$ 。翼端は格子線上に載る。

CXM / 0.99 : X方向の翼から最も遠い格子点のX座標 (< 1.0)。CXM $\rightarrow 1.0$ のときx方向の翼から最も遠い格子点のx座標 $\rightarrow \infty$ となる。

CZM / 0.99 : Z方向について上と同様。

CYM / 0.02 : 任意のkについて $i = NX/2 + 1$, $j = 1$ に対応する物理座標は本来, $x = -\infty$ に対応するがこれを有限値で置き換えるためのパラメータ。計算空間座標 (0.0, CYM, Z_k) に対応する (x, y, z) を用いる。但し, CYM = 0.0 のときは CXINF によって自動的に CYM が決まる。

CXINF / 1.5 : CYM = 0.0 のとき, $i = NX/2 + 1$, $j = 1$, $k = 1$ に対応するx座標が $x_{i,2,1} + (x_{i,2,1} - x_{i,3,1})$ 。CXINF となるように CYM の値が決まる。

ISING / 0 } : 翼面内の特異線の位置を決める変数。参照 { 4.C.(a) }。

SSING / 1. }
SDXDZ / 1000. } : 翼端外の特異線の位置を決める変数。ISL $\neq 1$ のとき SDXDZ,
SDYDZ / 1000. }
ISL / 0 } : SDYDZ は標準値又は入力値を取

<p>るが、$ISL = 1$ のときは自動的に $SDXDZ = 0.$, $SDYDZ = 0.$ に置きかわる。参照〔 4.C.(b) 〕</p>		<p>FJRT } : いずれも大きさ $NY + 1$ の一次元</p>	
<p>JZF/1 } : 翼端外の仮想翼中心面の決定に用</p>		<p>FJTP } 配列。画像 f の $G(Y_j, 0)$ と $G(Y_j, Z_{tip})$ の値をそれぞれ FJRT と</p>	
<p>ZFXZ0/1.3 } いられる外挿関数を定義する変数。参照〔 4.D 〕。</p>		<p>FJTP で入力する。 IJAM = 0 又は 1 のときのみ有効。 参照〔 4.F.(c).(1) 〕。</p>	
<p>NEXP/8 } : 入力された翼面形状データを Z 方</p>		<p>EPS1R/0.5 } : EPS2R = 0. のとき画像 f の $G(Y,$</p>	
<p>NAVR/9 } 向に再構成するのに用いる変数。参照〔 4.B.(iv).(iv) 〕。</p>		<p>EPS1T/0.25 } $0)$ と $G(Y, Z_{tip})$ を EPS1R と</p>	
<p>低翼機や翼根付近に変化のある結合体に対しては $NEXP = 8$,</p>		<p>EPS2R/0. } EPS1T を使って二次関数で定義</p>	
<p>NAVR = 9。通常の矩形翼等の単純なものに対しては $NEXP = 10$,</p>		<p>EPS2T/0. } する。参照〔 4.F.(c).(2) 〕。</p>	
<p>低翼機や翼根付近に変化のある結合体に対しては $NEXP = 10$,</p>		<p>EPS2R $\neq 0.$ のとき左の四つの変数を使って三次関数で定義する。</p>	
<p>NAVR = 8 が適当である。</p>		<p>参照〔 4.F.(c).(3) 〕。</p>	
<p>IUIN/0 } : 0...翼面上の x 方向の格子分布は関数によって決められる。</p>		<p>IJAM = 0 又は 1 で FJRT と FJTP が入力されないときのみ有効。</p>	
<p>1...格子分布をデータとして入力することができる。〔参照 4.F.(a).(iv), 4.B.(iv) 〕。</p>		<p>CFCA/1. } : IJAM = 2 のとき画像 f の $G(Y,$</p>	
<p>ALX/2. } : ININ = 0 のとき画像 f の $H(X)$ を</p>		<p>CFCB/1. } $Z)$ を円弧で定義する。その円の中心を決める変数。</p>	
<p>XCB/0. } 定義するとき用いる変数で \hat{X} 方</p>		<p>I24/6 } : IJAM = 3 のとき画像 f の $G(Y,$</p>	
<p>XCC/0. } 向の格子分布を調整する。参照〔 4.F.(a).(iv) 〕。</p>		<p>F24/3. } $Z)$ を, 翼前縁より上流側に伸びる $\xi = 0$ 軸上の格子点分布を与えることによって定義する。その格子点分布を与えるとき基準となる変数。参照〔 4.F.(c).(5)(i) 〕。</p>	
<p>XCD/0. } : 画像 f の $F(Z)$ を定義するとき用</p>		<p>IPLSA/1 } : 0...操作しない。</p>	
<p>XCE/0. } いる変数で \hat{Z} 方向の格子分布を調整する。参照〔 4.F.(b) 〕。</p>		<p>1...最下流の格子面の x 座標が一定となるように既に形成された格子の x 座標を調整・移動する。参照〔 4.2 G(a) 〕。</p>	
<p>ALZ/2. } : 画像 f の $F(Z)$ を定義するとき用</p>		<p>IPLSB/0 } : 0...操作しない。</p>	
<p>B/0. } いる変数で \hat{Z} 方向の格子分布を調整する。参照〔 4.F.(b) 〕。</p>		<p>1...指定された i = 一定曲面より上流域で翼胴結合体面を除いた格子点の x 座標の調整・移動を行う。</p>	
<p>C/0. } : 画像 f の $G(Y, Z)$ を定義する方法を指定する。</p>		<p>DCX/0. } : IPLSB = 1 のとき有効な入力変数。</p>	
<p>D/0. } : 0, 1...離散データ, 二次関数, 三次関数のいずれかで定義する。参照〔 4.F.(c).(1),(2),(3) 〕。</p>		<p>IPB/0 } $IPB = -1, 0, 1, ICO = 0, 1,$</p>	
<p>E/0. } : 2...円弧で定義する。参照〔 4.F.(c).(4) 〕。</p>		<p>ICO/0 } $ISM = 0, 1$。参照〔 4.2 G(b) 〕。</p>	
<p>IJAM/0 } : 3...翼前縁より上流側に伸びる $\xi = 0$ 軸上の格子点分布で定義する。参照〔 4.F.(c).(5) 〕。</p>		<p>ISM/0 } : 0...操作しない。</p>	
		<p>STIP/1. } : 0...操作しない。</p>	

WSC0/1. : $IPLSB = 1$ かつ $ISM = 1$ のとき有効な入力変数。

参照〔4.2 G(b)〕。

BT0/1. } : $IPLSB = 1$ かつ $IPB = 1$ のとき有効な入力変数。

BT1/1. } : 参照〔4.2 G(b)〕。

WSC1/1.5 } : 参照〔4.2 G(b)〕。

WSC2/0.5 } : $IPLSS$ 回の格子のスムージングを行う。参照〔4.2 G(c)〕。

(2) ラインプリンター出力の制御変数

変数に 0 を指定した場合は出力を行わない。

IPRIN/1 : 1…ジョブデッキの入力データのリストの出力。

IPRFFR/0 : 1…入力された胴体形状を Fourier 級数に展開したときの係数の出力。

IPRFIF/0 : 1…入力された胴体形状と Fourier 級数から構成された胴体形状を比較する。
- 1…1 と同じ実行の後、ジョブの終了

IPRWI/0 : 1…入力した翼型データの出力。

IPRJ/0 : 1…S 曲面の格子点座標の出力。
2…1 に加え対称面の格子点座標の出力。

3…全格子点座標の出力。

IPRK/0 : 1…胴体面上の格子点座標の出力。
2…1 に加え、 $k = NZ + 1$ 面上の格子点座標の出力。
3…全格子点座標の出力 ($IPRJ = 3$ とは j, k の並び方が逆転する)。

IPRI/0 : 1… $i = 1, NX + 1$ 面上の格子点座標の出力。

(3) プロッター出力の制御変数

IP を先頭とする名前をもつ変数に、0 を指定すると出力を行わない。

FCTR/0.8165 : 全図の縮尺因子。1 のとき B 4 サイズ。標準値は A 4 サイズ。

IPINFL/0 : 1…Fourier 級数から再構成した胴体形状の出力。

IPIN/0 : 1…入力された胴体形状及び翼形状の出力。

IPLXZ/0 : 1…S 曲面と $i = NX/2 + 1$ 面の格子図 (平面図) の出力。

IPLXY/0 : 1…胴体表面及び対称面の格子図 (側面図) の出力。

IPLXT/0 } : $JPLXT$ は大きさ 33 の一次元配列。
JPLXT } $IPLXT \neq 0$ のとき $k = JPLXT(l)$, $l = 1 \sim IPLXT$ の面での格子図が $IPLXT$ 枚出力される。但し、図は写像 c の $\bar{r}(k)$ 一定の $(x' \times$ 適当な縮尺 ($k = 1$ のとき横巾約 25cm), $6\theta'$) 系表示。

IPLYZ/0 } : $JPLYZ$ は大きさ 89 の一次元配列。
JPLYZ } $IPLYZ \neq 0$ のとき $i = JPLYZ(l)$, $NX + 2 - JPLYZ(l)$ 面の格子図が $l = 1 \sim IPLYZ$ に対し出力される。

以下は、任意の視点から眺めた格子の服を着た翼胴結合体の遠近図 (物理空間 (x, y, z) における原点と視点を結ぶ直線に垂直な平面に対する翼胴結合体の正射影) に関する変数である。翼胴結合体の半姿つまり対称面の片側、又は翼胴結合体の全姿を出力できる。前者に対しては変数の語尾に 1 を、後者には 2 をつけて区別する。

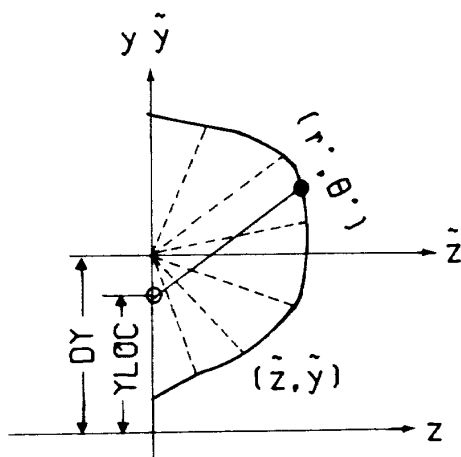
IPLFW1/0 : $IPLFW1$ 枚の図面を出力する (≤ 6)。

XTFW1 } : 各々、大きさ $IPLFW1$ の一次元配列。
YTFW1 }
SCFW1 } $XTFW1(l)$ と $YTFW1(l)$ 及び $SCFW1(l)$ はそれぞれ、 l 番目の原点に対する図面の横と縦座標及び縮尺因子である。指定がなければ自動的に計算された適当な値を取る。

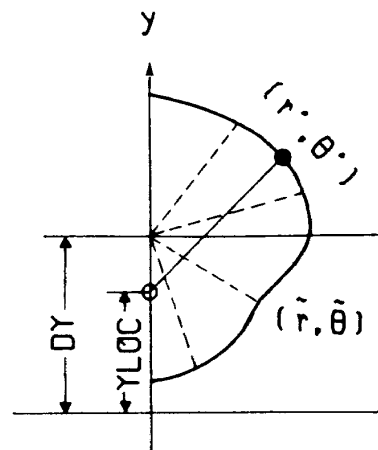
XVFW1/6 * (-50.) } : 各々、大きさ $IPLFW1$ の一次元配列。
YVFW1/6 * 20. }
ZVFW1/6 * 30. } $XVFW1(l)$, $YVFW1(l)$ 及び $ZVFW1(l)$ はそれぞれ、 l 番目の図面に関する視点の x, y, z 座標。

- IPLFW2/0
XTFW2
YTFW2
SCFW2
XVFW2/6*(-50.)
YVFW2/6*20.
ZVFW2/6*30. } : 上述と同じ(但し, 全姿)。
- INTFX/NX/44
INTXW/NX/22
INTZ/NZ/8 } : 格子線の数が多すぎて図が見にくいために, 胴体上の x 方向は INTFX 本のうち 1 本, 翼面上の x 方向は INTXW 本のうち 1 本, 翼面上スパン方向は INTZ 本に 1 本のみをプロットする。
- ITP/2
XXMN } : ITP = 3 のとき $x \geq \text{XXMN}$ (胴体の先端の x) の胴体をプロットする。そうでないとき $k = 1$ 面をプロットする。
- IBGNX/1 : 胴体をプロットするとき十分な大きい x の部分をプロットしないように指定する。 $i < \text{IBGNX}$, $i > \text{NX} + 2 - \text{IBGNX}$ の部分をプロットしない。
- (4) データセットの制御変数
- NFIN/0 : 0...通常の格子形成を行う。
≠ 0...本ジョブは格子形成をせず, NFIN を識別番号とするデータセットから格子座標を読み込み, 入力された出力に関する制御変数に応じて格子座標のプリント, プロットを行う。なお, 入力する格子作成に関する変数の値は格子を作成したときと同じでなければならない。
- NFOT/3 : 作成した格子の座標を書き出すデータセットの識別番号。
- CMMNT/8* ∇ ₁ ∇ : NFOT のデータセットに格子点 (文字) 座標, ジョブタイトル, 日付け等と共に書き込まれるコメント (512 文字まで)。
- NXIN/21 : IUIN = 1 のとき翼面上の x 方向の格子分布を読み込むデータセットの識別番号。データの作成方法は次に述べる。
[IUIN = 1 のとき必要な識別番号 NXIN のデータセットのデータの作成]
IUIN = 1 の場合, 本文 4.F.(a),(c), 4.B.iv) における翼面の x の標本分布データを用意し, 上面と下面をそれぞれ (後縁の x - 前縁の x) で正規化し, 上面のみ負の記号を付ける。データセットに上面の後縁の $x^\theta = -1 \rightarrow$ 前縁の $x^\theta = 0 \rightarrow$ 下面の後縁の $x^\theta = 1$ の順に 113 個の x^θ を順編成フォーマットなしの形式で並べる。
- ### 5.1.3 胴体形状の入力データ
- 胴体全体を制御する変数を含むネームリスト NAMF1 と胴体断面形状が与えられる各 x 毎に一つずつ対応するネームリスト NAMF2 とその座標データとで胴体形状が入力される。
- (並べ方)
&NAMF1
&NAMF2
(データ)
&NAMF2
(データ)
:
&NAMF2
(データ) } x の小さいものから順に並べる。
(データ) は IDTYPE = ∇ ZY ∇ ,
又は, ∇ RT ∇ のときのみ必要。
NFFORM = 5 の場合, この部分は識別番号 NFFORM のデータセットに置く。
- #### (1) ネームリスト NAMF1 の変数
- NUMF : 胴体データを与える x 断面の個数 (≤ 39)。
- NJMAX/17 : Fourier 係数の個数 ($3 \leq \text{NJMAX} \leq 50$)。
参照 [4.2 A.]。
- NFFORM/5 : 胴体データ (ネームリスト NAMF2 と (z, y) , (r, θ) の組) を読み込む場合のデータセットの識別番号。
- RDL/0. : 胴体データが与えられていない胴体先端部分は半径 RDL の円柱であるとする。但し, $\text{RDL} < 0.$ のときは入力された最も小さい x 位

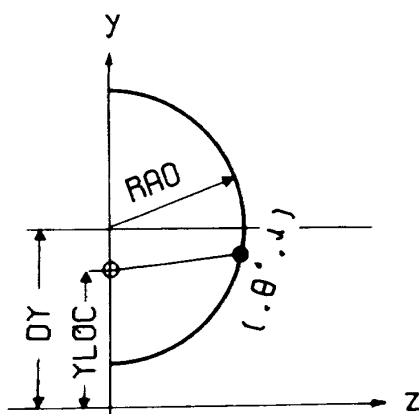
- 置における断面形状が上流無限遠まで続くものとする。
参照〔4.2 A.〕。
- RDT/- 1.0 : 胴体後端部分についての変数で RDLと同様。
- DRDXL/0. : 胴体データから作られた Fourier 級数の係数を x 座標に対してスプライン補間するときの胴体先端における微係数。
参照〔4.2 A.〕。
- DRDXT/0. : 胴体後端部で上の DRDXL と同じ意味をもつ。
- (2) ネームリスト NAMF2 の変数
- XLOC : 胴体データを与える断面の x 座標。
- YLOC : $x=XLOC$ における胴体軸の y 座標。
- DY : $x=XLOC$ において胴体断面データの座標系の原点を $y=DY$ におく。
- IDTYPE : 断面形状データの表示タイプの指示。2 文字。
- (NPAIR)
RA0
RB1
RB2
- ▼ZY▼ : 断面形状として (\tilde{z}, \tilde{y}) 座標を NPAIR 個与える。
- ▼RT▼ : 断面形状として $(\tilde{r}, \tilde{\theta})$ 座標を NPAIR 個与える。
 $\tilde{\theta}$ は度数。
- ▼CR▼ : 断面形状は $y=DY$ を中心とする円であり半径は RA0。
- ▼EL▼ : 断面形状は $y=DY$ を中心とする二つの 1/4 楕円で表わされる。 z 方向の



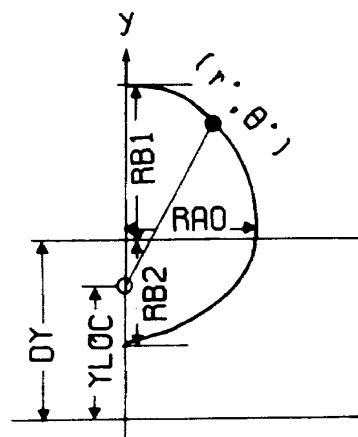
(a) IDTYPE = ▼ZY▼



(b) IDTYPE = ▼RT▼



(c) IDTYPE = ▼CR▼



(d) IDTYPE = ▼EL▼

図 XVI 胴体形状データの入力形式

径 RA0 (共通) と γ 方
向上側の径 RB1, 下側
の径 RB2。

(図 XVI)。

(3) IDTYPE = 'ZY' のときのデータの作成

&NAMF2 の後に次のデータ (フォーマット (8
F10.5)) を並べて一つのデータ群を作る。

$$\begin{pmatrix} \tilde{z}_1 & \tilde{z}_2 & \tilde{z}_3 & \cdots & \tilde{z}_8 \\ \tilde{y}_1 & \tilde{y}_2 & \tilde{y}_3 & \cdots & \tilde{y}_8 \\ \tilde{z}_9 & \tilde{z}_{10} & \tilde{z}_{11} & \cdots & \tilde{z}_{16} \\ \tilde{y}_9 & \tilde{y}_{10} & \tilde{y}_{11} & \cdots & \tilde{y}_{16} \\ \cdots & \cdots & \cdots & \cdots & \cdots \end{pmatrix}$$

これらのデータは胴体の下側から上側に向って番号
が付けられている。最初及び最後のデータは $z = 0$
でなければならない。

(4) IDTYPE = 'RT' のときのデータの作成

IDTYPE = 'ZY' と同様で \tilde{z} が $\tilde{\gamma}$ に, \tilde{y} が $\tilde{\theta}$ に
変わる。最初のデータは $\tilde{\theta} = -90$, 最後のデータは
 $\tilde{\theta} = 90$ でなければならない。

5.1.4 翼形状の入力データ

翼片と胴体の位置関係等を示すネームリスト NAMW
1, 翼片に対する位置関係等の情報を示すために各
翼断面形毎に一つずつ対応するネームリスト NA
MW2, 翼型の情報を示すネームリスト NAMW3 と
その座標をもって翼形状データが入力される (参照
4.2 B.)。

(並べ方)

[NFFORM = 5 (NFFORM \neq 5
のとき) のとき]

$1 \begin{pmatrix} \text{\&NAMW2} \\ \text{\&NAMW3} \\ \vdots \end{pmatrix}$	$1 \begin{pmatrix} \text{\&NAMW2} \\ \text{\&NAMW3} \\ \vdots \end{pmatrix}$
$NC \begin{pmatrix} \text{\&NAMW2} \\ \text{\&NAMW3} \\ \vdots \end{pmatrix}$	$NC \begin{pmatrix} \text{\&NAMW2} \\ \text{\&NAMW3} \\ \vdots \end{pmatrix}$

(翼型データ) (翼型データ)

1 ~ NC の各組は対称面 ($z = 0$) に近いものか
ら順に番号付けられる。&NAMW2 で JSEC = 0
ならば同じ組の &NAMW3 と翼型データは省略す
る。

(1) ネームリスト NAMW1 の変数

NC : 翼型データを与える翼断面の個数
 (≤ 20)。

ZR : 翼根の z 座標。

XRL, YRL : 翼根の前縁座標 (x, y)。

XRT, YRT : 翼根の後縁座標 (x, y)。

NFFORM/5 : 翼型データ ((\hat{x}, \hat{y}) の組) を読み
込む場合のデータセットの識別番
号。

(2) ネームリスト NAMW2 の変数

ZZ : 翼型データを与える断面の z^* 座標。

XL, YL : 翼型データを与える翼断面の前縁
の座標 (x^*, y^*)。

XT, YT : 翼型データを与える翼断面の後縁
の座標 (x^*, y^*)。

JSEC/0 : 0 ... 翼型が最後に入力した翼型と
相似の場合, &NAMW3 と翼
型データは入力する必要なし。
1 ... &NAMW3 と新しい翼型デー
タを入力する。

(3) ネームリスト NAMW3 の変数

YSYM : 0.0 ... 非対称翼型
 $\neq 0.0$... 対称翼型であり上面形状
のみ入力する。

NU, NL : それぞれ翼上面及び下面のデータ
数 (どちらにも前縁点を入れる)。
 $NU + NL \leq 242$ 。

SLT : この翼型の座標系における後縁平
均勾配 (SLT) を任意に設定する
ときに入力する。入力がないれば
翼型データより自動的に計算され
る。

XSING } : この翼型の座標系において特異線
YSING } の位置を特別に指定したい場合の
座標。入力がないれば翼型データ
より自動的に計算される。

(4) 翼型データの作成

各翼型毎に次のようなデータ群を作る (フォーマット 2F10.5)。上下面とも前縁から後縁に向けてデータを並べる。 $\hat{x}_1^U = \hat{x}_1^L$, $\hat{y}_1^U = \hat{y}_1^L$ 。YSYM \approx 0.0 のとき下面データを省く。

$$\left. \begin{array}{cc} \hat{x}_1^U & \hat{y}_1^U \\ \hat{x}_2^U & \hat{y}_2^U \\ \vdots & \vdots \\ \hat{x}_{NU}^U & \hat{y}_{NU}^U \end{array} \right\} \text{上面}$$

$$\left. \begin{array}{cc} \hat{x}_{L1}^L & \hat{y}_{L1}^L \\ \hat{x}_{L2}^L & \hat{y}_{L2}^L \\ \vdots & \vdots \\ \hat{x}_{NL}^L & \hat{y}_{NL}^L \end{array} \right\} \text{下面}$$

5.2 出力の見方

コード YOKUDO-G によって出力されるデータの見方について述べる。計算例 (例 1A) として 720211 翼胴結合体適合格子を格子胞数 $88 \times 12 \times 16$ で形成する。ジョブデックはリスト 1A.1 の空白行をリスト 1A.4 の IPRIN = 1 のジョブデックのデータで置き換えたものを用いる。さらに識別番号 08 及び 09 のデータセットにそれぞれリスト 1A.2 の胴体形状データ, 及びリスト 1A.3 の翼型の形状データを入れてジョブを投入する。このジョブの実行後, 出力されるものについて以下に説明する。

(1) ラインプリンター出力

リスト 1A.4 ~ 1A.8 がラインプリンターによって出力される。各リスト毎に内容の説明を付記する。

(2) XYプロッター出力

図 1.1 ~ 図 1.7 が XY プロッターによって出力される。各図の番号の後に対応する制御変数と図の説明をする。

(3) データセットのファイル出力

次のプログラムによって出力される。

```
WRITE(NFOT)  IVERS, SPC
WRITE(NFOT)  ITTL, IDATE, IHR,
              IMIN, ISEC, JOBNAM,
              CMMNT
WRITE(NFOT)  NX, NY, NZ, NH, KT,
              IDUM
```

```
WRITE(NFOT)  NUMF, PTA, RDL,
              DRDXL, PTB, RDT,
              DRDXT
WRITE(NFOT)  (XFIN(I), YVAL(I),
              I = 1, NUMF)

DO 100 K = 1, NZ + 1
DO 100 J = 1, NY + 1
WRITE(NFOT)  (XIIK(I, J, K),
              YIIK(I, J, K),
              ZIIK(I, J, K),
              TIIK(I, J, K), I = 1,
              NX + 1)

100 CONTINUE
```

以下に各変数の意味を記す。

IVERS ; 16 文字, コードのエレメント名
 SPC ; 'GG'。
 ITTL ; 72 文字, 入力されたジョブのタイトル。
 IDATE ; 8 文字, 日付
 IHR, IMIN, ISEC ; 時, 分, 秒
 JOBNAM ; 8 文字, ジョブ番号
 CMMNT ; 512 文字, 変数 CMMNT で入力されたコメント。
 NX, NY, NZ ; 入力された格子胞数
 NH ; $NH + 1 \leq$ 翼面の格子点の $i \leq NX - NH$
 KT ; 翼面上の k 方向の格子点数
 IDUM ; 64×0
 NUMF, RDL, DRDXL, RDT, DRDXT ; 胴体形状入力データのネームリスト NAMF1 の変数。
 PTA, PTB ; ネームリスト NAMF2 の第 1 及び第 NUMF 番目の XLOC。
 $XFIN(i) \left. \begin{array}{l} \right\} ; \text{ネームリスト NAMF2 の第 } i \text{ 番目の} \\ YVAL(i) \left. \begin{array}{l} \right\} \text{XLOC と YLOC。} \\ XIIK, YIIK, ZIIK, TIIK ; x, y, z, \theta'。 \end{array} \right\}$
 なお, 必要なトラック数は格子胞数 $44 \times 6 \times 8$ に対して 2, $88 \times 12 \times 16$ に対して 13, 及び $176 \times 24 \times 32$ に対して 92 である。

6. コード YOKUDO-G による計算例

6.1 種々の翼胴結合体の格子

この節では種々の翼胴結合体に対する格子の形成例を示す。ここで形成された格子はすべて、続刊予定の完全ポテンシャル流の数値解析に用いられ、良い流れの解を与えたものである。格子胞数はすべて $176 \times 24 \times 32$ である。又、以下に示す出力例は、プロッターの制御変数に従って計算によって得たものの一部を抜萃したものである。

6.1.1 720211 翼胴結合体

これは当研究所において開発されたもので、この特徴は、実機形状に近く、直線でない胴体軸をもち、胴体頭部の断面は二つの上下異なる $1/2$ 楕円の組合せ及びその他の断面は円であり、翼はキンク、上反角、ねじり下げをもつことである。胴体及び翼の形状は図 1.1, 1.2 に示される。例 1 B として用いた入力データは既に示した例 1 A と次の点を除いて同じものである。格子胞数が倍になったことと入力制御変数 B と D を両方共、標準値に変えたことである。出力例を図 1.8 に示す。

6.1.2 円柱と ONERA-M6 翼の結合体

ONERA-M6 翼¹³⁾ はどのスパン位置でも相似の対称翼型の断面形状をもつ。ここでは円柱に中翼として ONERA-M6 を取りつけた例 2 A, 低翼として取りつけた例 2 B, 及び ONERA-M6 翼の平面形を前進翼になるように変形し翼型はそのままにして構成しなおした翼を中翼として円柱に取りつけた例 2 C の格子を形成する。

先ず、例 2 A のデータデッキとしてリスト 2 A.1 を用意し、識別番号 08, 09 及び 21 のデータセットにそれぞれリスト 2 A.2 の胴体形状データ, ONERA-M6 の翼断面形状データ¹³⁾ 及び IUIN = 1 の翼面上の x 分布 (石黒¹²⁾ の翼面の x 座標) を用意する。例 2 B の入力データは例 2 A と次の点を除いて同じである。データデッキにおいてジョブタイトルを変え、さらに、YRL 及び YRT を共に -0.1 とする。例 2 C の入力データも次の点を除いて例 2 A と同じである。リスト 2 A.1 における 2 番～6 番の XL を $-0.0560, -0.1121, -0.1681, -0.2242, -0.2802$ に、同様の XT を $0.5587, 0.4437, 0.3287, 0.2137,$

0.0987 に変え、又、ジョブタイトルも変える。得られた格子図を図 2.1 ～図 2.2 に示す。

6.1.3 McDevitt の翼胴結合体

例 3 A として McDevitt¹⁴⁾ が実験に使った翼胴結合体の基本モデルと、例 3 B としてそれに面積則を施して胴体形状のみを変形したものの二つの格子を形成する。胴体は両方とも軸対称で翼も上下対称なもので中翼として取り付けられている。翼の平面形は図 3.1 に示されるが、翼型は半コードラインに垂直な面で NACA64₂A015 と相似である。入力データは z = 一定面での翼型が必要なのであらかじめデータ変換を行って識別番号 09 のデータセットに入れておく (リスト 3 A.2)。

例 3 A のジョブデッキはリスト 3 A.1 に、識別番号 08 のデータセットの胴体形状データはリスト 3 A.3 に示される。例 3 B のジョブデッキはリスト 3 A.1 においてジョブタイトルを変え、さらに NUMF, XRL, XRT をそれぞれ 26, $0.28467,$ 1.12292 に変えるだけでよい。又、胴体形状データはリスト 3 B.1 に示される。出力例は図 3.1 ～図 3.3 に示される。

6.1.4 回転楕円体と NACA65A01 の矩形翼 (整形覆つき) の結合体

柳沢¹⁵⁾ が有限要素法による計算と実験のために使用したのは回転楕円体に中翼として NACA65A01 の矩形翼を結合させたものであるが、ここではその回転楕円体の後方に細い円柱を取りつけたものを例 4 A とする。例 4 B が例 4 A と異なる点は低翼¹⁶⁾ で翼根に整形覆が付けられている点である。整形覆の形状データは柳沢氏から提供して頂いたが、実際に計算に用いたものはこちらの計算向きに少し変形したものである。

例 4 A のジョブデッキ及び胴体形状データはそれぞれリスト 4 A.1 及びリスト 4 A.2 に示される。又例 4 B のジョブデッキ及び胴体形状データはそれぞれリスト 4 B.1 及びリスト 4 B.2 に示される。出力例は図 4.1 ～図 4.3 に示される。

6.1.5 RAE-W_AB₂ (0)0 翼胴結合体

軸対称胴体に上下対称な後退翼が中翼として結合している。Treadgold 他¹⁷⁾ がこれをモデルとして風洞実験を行った。例 5 として格子形成を行う。ジョ

ブデックはリスト 5.1 に、胴体形状データはリスト 5.2 に、翼型形状データはリスト 5.3 に示される。出力例は図 5.1, 図 5.2 に示される。

6.2 制御変数による格子の変化

制御変数による格子の変化を前述の例 5 の RAE- $W_A B_2(0)0$ 翼胴結合体について示す。例 5 は格子胞数 $176 \times 24 \times 32$ であるが、ここでの計算はすべて $88 \times 12 \times 16$ として行う。

図 6.1 と図 6.2 は、格子胞数を除いて例 5 の制御変数の入力データをそのまま用いて形成された格子を基準 (図の BASE) として、ある制御変数のみを例 5 の数値から矢印の後の数値に変化させて形成された格子の平面図である。図 6.1 では、制御変数 CXM 及び CZM によってそれぞれ x 及び z 方向の最も遠い格子線の位値を制御できること、CX 及び CZ の制御変数によってそれぞれ翼面上の x 及び z 方向の格子数を任意に決めることができること、及び、ISL によって特異線の形状を制御できることが示されている。図 6.2 では ALX 及び ALZ によってそれぞれ、 x 及び z 方向の格子線分布を全体的に変化させることができること、XCB, XCC, XCD, XCE によって局所的に前縁や後縁近辺の x 方向の格子線分布を制御できること、及び、B, C, D, E によって局所的に翼胴結合部や翼端近辺の z 方向の格子線分布を制御できることが示されている。

図 6.3 も例 5 の入力データを基準としている。図の上側は、 $k=1$ 面の $x'-\theta'$ 系の格子図で、制御変数 SSING に対する格子の変化を示す。SSING が小さい程、前縁付近で翼を取りまいて格子線は前縁に近づく傾向にある。下側は、 $i=29$ 面と 61 面における格子図で、IJAM に対する格子の変化を示す。即ち、胴体から放射状に出る格子線の翼面や対称面付近の密度、及びその形状を、変数によって制御できることがわかる。

図 6.4 は変数 IPLSB とその付属変数に関するもので、その他の入力データは格子胞数を除いて例 5 と同じである。図の a が $IPLSB=0$ の場合、つまり翼の上流側の x 座標の調整・移動を加えなかった格子で、その他は $IPLSB=1$ で $IPLSB=0$ の格子に x 座標の調整・移動を加えたものである。図の

$c \sim h$ は、図の b の変数値を基準として変化させたもののみを記している。図の i は $IPLSB=1$ の例で、特に示していない IPLSB の付属変数は標準値を取る。こうして翼の上流側の領域の大きさ、格子線の形状、格子密度を変数によって制御できることがわかる。

図 6.5 は、例 5 の格子形成用入力データのうち格子胞数のみを各方向半分に形成された格子の服を着た RAE- $W_A B_2(0)0$ 翼胴結合体の半姿又は全姿を、種々の視点から眺めた遠近図である。ここでは格子線を省かないですべて出力している。つまり、 $INTFX=1$, $INTXW=1$, $INTZ=1$ である。図の a と a' の視点の x, y, z 座標は $(-50, 0, 0)$, b と b' $(0, 20, 0)$, c と c' $(0, 0, 30)$, d' $(50, 20, 30)$, e' $(-50, 20, 30)$ である。コード YOKUDO-G では任意視点から形成された格子の服を着た翼胴結合体を眺めることができる。

7. む す び

本編では、解析的手法による翼胴結合体適合格子の形成コード YOKUDO-G の開発内容と使用方法について述べた。又、本コードを用いて種々の翼胴結合体について格子を形成した計算例を紹介した。

本コードは既にユーザに使用されやすい形式に入出力部分が整備されている。又、本コードは多種類の格子形成用の制御変数をもっている。即ち、入力時適当な数値を制御変数に指定することによって要求に応じた格子分布が得られるように工夫されている。計算例に倣ってジョブを投入すれば簡単に格子を得ることができる。

最後に、本コードの開発に当り、終始御尽力いただいた三向ソフトウェア開発株式会社、システムエンジニア末次公平氏に厚く感謝の意を表する。

参 考 文 献

- 1) N.J.Yu ; Grid Generation and Transonic Flow Calculations for Three-Dimensional Configurations, AIAA Paper 80-1391, (1980).
- 2) N.J.Yu ; Transonic Flow Simulations for Complex Configurations with Surface

- Fitted Grid, AIAA Paper 81-1258, (1981).
- 3) L-T. Chen, D.A.Caughey, and A.Verhoff ; A Nearly Conformal Grid-Generation Method for Transonic Wing-Body Flow-field Calculations, AIAA Paper 82-0108 (1982).
 - 4) L-T.Chen ; A More Accurate Transonic Computational Method for Wing-Body Configurations, AIAA Paper 82-0162, (1982).
 - 5) D.A.Caughey & A. Jameson ; Recent Progress in Finite-Volume Calculations for Wing-Fuselage Combinations, AIAA Paper 79-1513, (1979).
 - 6) D.A. Caughey & A. Jameson ; Progress in Finite-Volume Calculations for Wing-Fuselage Combinations, AIAA J., vol 18, No.11 (1980).
 - 7) A.Schmilovich & D.A.Caughey ; Application of the Multigrid Method to Calculations of Transonic Potential Flow about Wing-Fuselage Combinations, Journal of Comp. Phys., vol 48, pp.462-484, (1982).
 - 8) L.E.Eriksson ; Three-Dimensional Spline-Generated Coordinate Transformations for Grids Around Wing-Body Configurations, NASA CP 2166 (Numerical Grid Generation Techniques) pp.253-264, (1980).
 - 9) L.E.Eriksson ; Generation of Boundary-Conforming Grid Around Wing-Body Configurations Using Transfinite Interpolation, AIAA J., vol 20, No.10, pp.1313-1320, (1982).
 - 10) R.E.Smith Jr. and R.A. Kudlinski ; Algebraic Grid Generation for Wing-Fuselage Bodies, AIAA Paper 84-0002, (1984).
 - 11) 高梨 進, 伊沢隆男 ; 航空機まわりの計算格子網の生成, 第16回流体力学講演会, (1984), pp.6-9.
 - 12) 石黒登美子 ; 遷音速翼まわり完全ポテンシャル流の数値解析, 航空宇宙技術研究所報告, TR-731, 1982年.
 - 13) B. Monnerie & F. Charpin ; Essais de Buffeting d'une Aile en Fleche en Transsonique. 10^e Colloque D'Aérodynamique Appliquée, No.V, (1973).
 - 14) J. B. McDevitt ; An Experimental Investigation of Two Methods for Reducing Transonic Drag of Swept-Wing and Body Combinations, NACA-RM-A-55B21, April, (1955).
 - 15) 柳沢三憲, 菊地一雄 ; 翼胴結合体の空気力学特性に関する研究, 第一報中翼機について, 航空宇宙技術研究所報告, TR-729, 1982年 8 月.
 - 16) 柳沢三憲, 菊地一雄, 小山忠勇 ; 翼胴結合体の空気力学特性に関する研究, 第二報低翼機について, 航空宇宙技術研究所報告, TR-796, 1984年 1 月.
 - 17) T.A.Treadgold, A.F.Jones & K.H.Wilson ; Pressure Distribution Measured in the RAE 8ft×6ft Transonic Wind Tunnel on RAE Wing 'A' in Combination with an Axi-Symmetric Body at Mach Number of 0.4, 0.8 and 0.9, Experiment Data Base for Computer Program Assesment, AGARD-AR-138, (1979).

```

//???AAAA JOB LARG,NOTIFY=???
// EXEC GO,EF=???YOKUDNG,LOAD',EMEM=YOKUDNG

```

```

// EXPAND USDK,RND=08,FILE='???F.CNTL(F720211)',DISP=SHR
// EXPAND USDK,RND=09,FILE='???W.CNTL(W720211)',DISP=SHR
// EXPAND USDK,RND=03,FILE='???MESH.J720211',DISP=OLD
// EXPAND PPXY
//

```

リスト 1 A. 1 ジョブ制御文

```

&NAMEF2 XLDC= -2.71250, IDTYPE='EL',
DY=-0.0788, YLOC=-0.0788, RAO=1.0E-6, RB1=1.0E-6, RB2=1.0E-6, &END
&NAMEF2 XLDC= -2.67750,
DY=-0.0788, YLOC=-0.0788, RAO=1.0E-6, RB1=1.0E-6, RB2=1.0E-6, &END

```

```

&NAMEF2 XLDC= 2.46750,
DY= 0.1155, YLOC= 0.1155, RAO=0.1325, RB1=0.1325, RB2=0.1325, &END
&NAMEF2 XLDC= 2.62500,
DY= 0.1400, YLOC= 0.1400, RAO=0.0930, RB1=0.0930, RB2=0.0930, &END
&NAMEF2 XLDC= 2.66500,
DY= 0.1400, YLOC= 0.1400, RAO=0.0930, RB1=0.0930, RB2=0.0930, &END
&NAMEF2 XLDC= 2.92500,
DY= 0.1400, YLOC= 0.1400, RAO=0.0930, RB1=0.0930, RB2=0.0930, &END

```

リスト 1 A. 2 720211 翼胴結合体の胴体形状データ

第一上面

0.00237	0.03101
0.00411	0.03735
0.00612	0.04095

第一下面

1.07943	-0.02200
1.09287	-0.02653
0.00237	0.03101
0.00280	0.02450

第二上面

1.07900	-0.02927
1.09287	-0.02653
0.00237	0.03101
0.00411	0.03735

リスト 1 A. 3

翼型の形状データ

リスト1A. 4

```

#### YOKUDOG-6 ####
002000 24 X11
J720211 STIP=.5
NEXP=10 NAVR=8
B=.15 D=.1
ジョブのタイトル
出力リストの表紙

```

J720211 STIP=.5 NEXP=10 NAVR=8 B=.15 D=.1 ジョブデックのデータ
'???YOKUDOG.CNTL(J720211)'

&NAMLST

IPRIN=1

NX= 88, NY= 12, NZ= 16,

SSING= 0.5, B= 0.15, D= 0.1, ISL= 1, NEXP= 10, NAVR= 8,

IPLSR= 1, IPB= -1, ICO= 1, ISM= 1, STIP= 0.5, DCX= 0.090909,

IPRFFR= 1, IPRFIF= 1, IPRWI= 1,

IPRI= 1, IPRJ= 1, IPRK= 1,

IPINFL= 1, IPIN= 1, IPLXZ= 1, IPLXY= 1, IPLXT= 2, JPLXT(1)= 1,

JPLXT(2)= 21, IPLYZ= 1, JPLYZ= 57, XXMN=-2.6425, ITP= 3,

IPLFW1= 1, XVFW1(1)= -50.0, YVFW1(1)= -20.0, ZVFW1(1)= 30.0,

IPLFW2= 1, XVFW2(1)= -50.0, YVFW2(1)= 0.0, ZVFW2(1)= 0.0,

&END

&NAMF1 NFFORM= 8, NUMF= 39, NJMAX= 7,

RDL= 0.00, RDT= -0.05, DRDXL= 0.0, DRDXT= 0.0, &END

&NAMW1 NFFORM= 9, NC= 12,

ZR=0.16500, XRL=-.59075, YRL=-.1878, XRT=.50150, YRT=-.2450, &END

&NAMW2 JSEC= 1,

ZZ=0.00000, XL=0.00237, YL=.03101, XT=1.09287, YT=-.02653, &END

&NAMW3 NU= 50, NL= 50, YSYM= 0., &END

&NAMW2 ZZ=0.16500, XL=0.00237, YL=.03101, XT=1.09287, YT=-.02653, &END

&NAMW3 &END

&NAMW2 ZZ=0.18986, XL=0.01436, YL=.03268, XT=1.09461, YT=-.02298, &END

&NAMW3 &END

&NAMW2 ZZ=2.38751, XL=1.07963, YL=.22458, XT=1.42872, YT= .23962, &END
&NAMW3 &END

NS: i方向の翼面上の格子点数

NH: (NX+1-NS) / 2

NS=57 NH=16

CX=0.629999995

CXM=0.990000010

CZ=0.618749976

CZM=0.990000010

CXM: 格子の最大のX座標

CX: 翼後縁のX座標, CZ: 翼端のZ座標, CZM: 格子の最大のZ座標

計算空間

$ZS(1) = 0.0$ $JSEC = 1$ 入力された各翼断面形の情報 (一部) リスト 1 A. 6
 $XL = 0.002370$ $YL = 0.031010$ $XT = 1.092870$ $YT = -0.026530$
 $YSYM = 0.0$ $NU = 50$ $NL = 50$
 入力データ ($ZS = Z$) $SLT = 1000.00000$ $XSING = 1000.00000$ $YSING = 1000.00000$

VALUES COMPUTED FROM AIRFOIL COORDINATES FOR REFERENCE

入力データから算出した値 (各翼型座標系)

PROFILE AT $Z = 0.0$ 後縁の平均勾配 特異点の (x, y) 座標

$TE\ SLOPE = -0.0697$ $X\ SING = 0.0120$ $Y\ SING = 0.0300$
 $L.E.\ RADIUS * SSING = 0.0096$

PROFILE AT $Z = 0.0$ 実際の計算に用いた値

$TE\ SLOPE = -0.0697$ $X\ SING = 0.0120$ $Y\ SING = 0.0300$

X
 1.0929 Y
 1.0790 -0.0265 — 下面後縁
 -0.0293 -0.0293
 1.0794 -0.0220
 1.0929 -0.0265 — 上面後縁
 } — 前縁 }
 IPRWI=1 翼断面形の座標

SECTION DEFINITION AT $Z = 0.0$

XLE 前縁位置 YLE XTE 後縁位置 YTE
 -0.5907 -0.1878 0.5015 -0.2450

 $SWEEP = \tan^{-1}(\partial x_c / \partial z), \quad DIHED = \tan^{-1}(\partial y_c / \partial z), \quad (x_c, y_c): \text{特異点の座標}$

SWEEP(1) 結合部 SWEEP(2) 翼端 FINAL SWEEP $Z \rightarrow \infty$ DIHED(1) 結合部 DIHED(2) 翼端 FINAL DIHED
 -0.3678 0.4503 0.4503 0.0391 0.0896 0.0896 $Z \rightarrow \infty$

再構成された翼形状

K	ZS	XLE	YLE	XTE	YTE	CL	SLUPT
1	0.165000	-0.463476	-0.200706	0.501496	-0.245000	0.965988	-0.069336
2	0.193113	-0.491350	-0.200381	0.500660	-0.246708	0.993091	-0.070161
19	1.943560	0.193004	-0.048404	0.715490	-0.049222	0.522487	-0.017753
20	2.556293	0.488847	0.006497	0.837775	0.021704	0.349258	0.027456

リスト L A . 7

Z S : z 座標

X L E , Y L E :
特異点の座標X T E , Y T E :
後縁中心の座標C L X : 特異点と
後縁中心の距離S L O P T :
後縁平均勾配

仮想翼中心面

K	ZSX	XLECX	YLECX	XTECX	YTECX	CLX	SLOPTX
1	1.518750	-0.011230	-0.087519	0.631990	-0.097837	0.643302	-0.034518
5	3.706625	0.832927	0.070399	0.965599	0.109526	0.138321	0.119036

各変数は上と同じ意味

j ストレッチング関数 G の値

1 1.00000 1.00000 F J R T 翼胴結合部

2 0.95652 0.97645 F J T P 翼端

12 0.12319 0.14312

13 0.0 0.0

NEW CYM= 0.04620 (S= 2.60318) 画像 e の S (NX/2+1, NY+1, 1) の値

i= NX/2+1, j=1 が対応する計算空間の Y 座標が 0 (上流無限遠) から CYM (有限域) に変わる。

MESH DATA SAVED

N F O T 4 O 格子点座標のデータセットへの書き込み

```

*****
** J720211 STIP=.5 NEXP=10 NAVR=8 B=.15 D=.1 *****
** G32M03 24 X11 AT 9.59. 2 ON 85-05-13 *****
** ???S588 NX= 88 NY= 12 NZ= 16 NH= 16 KT= 11 *****
**
*****

```

*INVC J=	13	K=	1	17	} <u>リスト 1 A. 8</u> <u>IPRJ=1</u>
I=	1	X=	5.9522	5.9522	
		Y=	0.0779	0.3835	
		Z=	0.0593	10.2379	
			}	}	
I=	89	X=	5.9519	5.9519	
		Y=	0.0779	0.3829	
		Z=	0.0593	10.2380	
			}	}	

*INVC K=	1	J=	13	1	} <u>IPRK=1</u>
I=	1	X=	5.9522	5.9504	
		Y=	0.0779	0.2426	
		Z=	0.0593	0.0000	
			}	}	
I=	89	X=	5.9519	5.9502	
		Y=	0.0779	0.0566	
		Z=	0.0593	0.0000	
			}	}	

*INVC I=	1	K=	1	17	} <u>IPRI=1</u> (I=NX+1も同様)
J=	13	X=	5.9522	5.9522	
		Y=	0.0779	0.3835	
		Z=	0.0593	10.2379	
			}	}	
J=	1	X=	5.9504	5.9504	
		Y=	0.2426	10.3900	
		Z=	0.0000	0.0000	
			}	}	

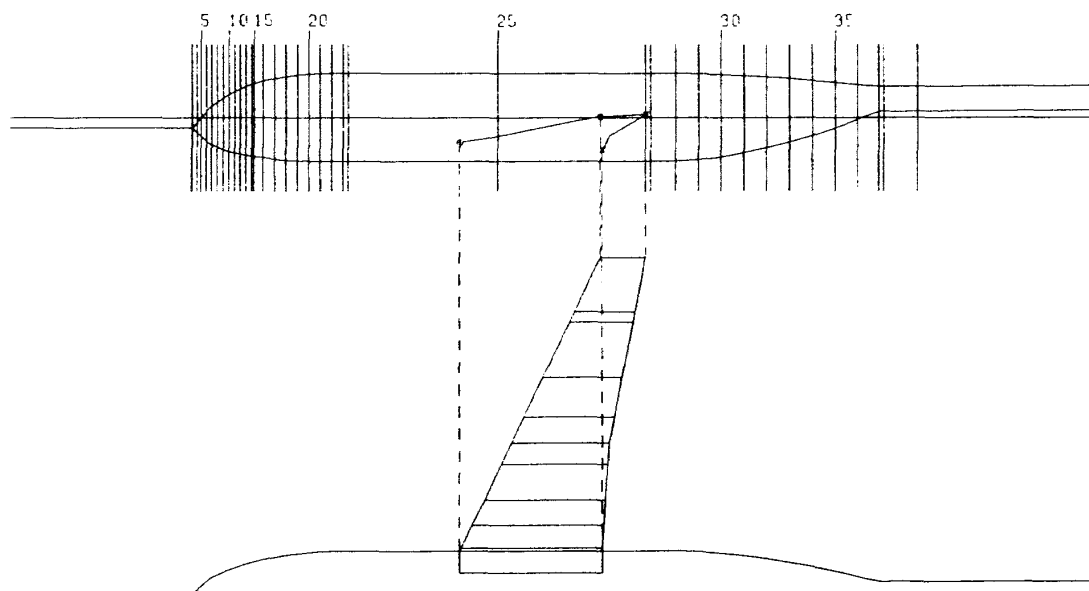
格子点の x, y, z 座標

プロットルーチン作動のチェック

** PMSXZ=PMSXY	XT=	11.4536	YT=	12.5000	SC=	3.9559	} XT, YT: 原点の図面上の座標 SC: 縮尺 に対するプロットルーチン
** PMSXZ=PMSXY	XT=	11.4536	YT=	12.5000	SC=	3.9559	
** PMSXZ0	PMSXZ=PMSXY: IPLFW1≠0又はIPLFW2≠0						
** PMSXY0	PMSXZ0: <u>IPLXZ=1</u>						
** PMSXT	PMSXY0: <u>IPLXY=1</u>						
** PMSYZ	PMSXT: <u>IPLXT≠0</u>						
	PMSYZ: <u>IPLYZ≠0</u>						

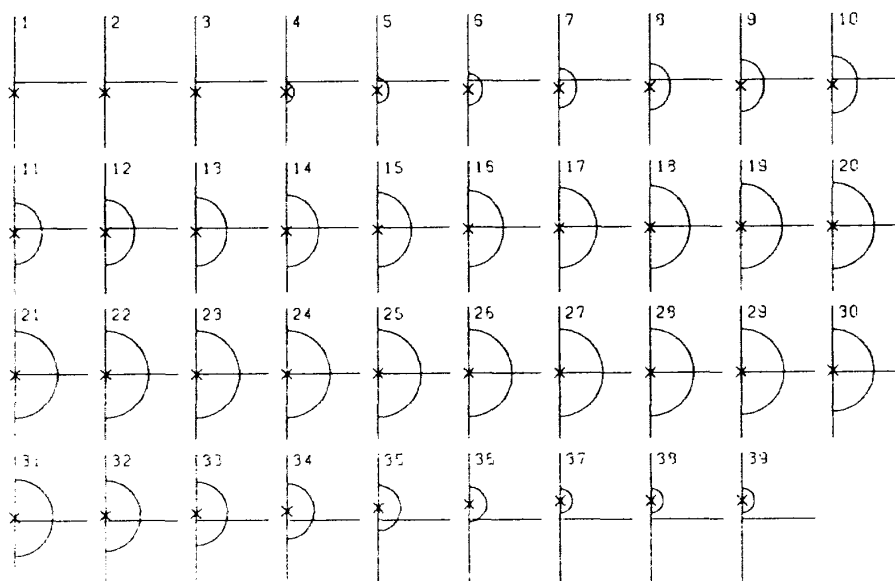


図 1.1 $\underline{IPINFL=1}$, Fourier 級数から再構成した胴体形状



INPUT DATA

図 1.2(a) $\underline{IPIN=1}$, 入力された胴体及び翼データの位置関係



FUSELAGE CALCULATED BY FOURIER SERIES FROM INPUT DATA

J720211 STIP=.5

図 1.2(b) $\underline{IPIN=1}$, 入力された胴体断面形状, ×点は胴体軸

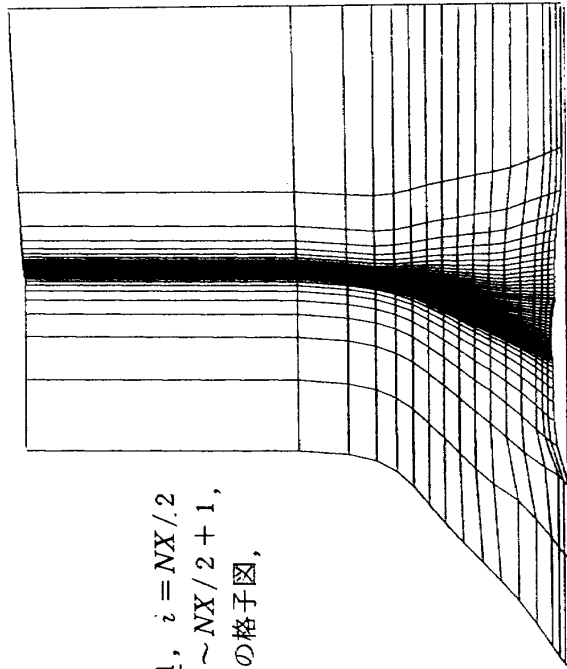


図 1.3(a) $\text{IPLXZ} = 1$, $i = \text{NX}/2 + 1$ 面と $(i = 1 \sim \text{NX}/2 + 1, j = \text{NY} + 1)$ 面の格子図, 上面側の平面図

UPPER SURFACE
J720211 STIP=.5

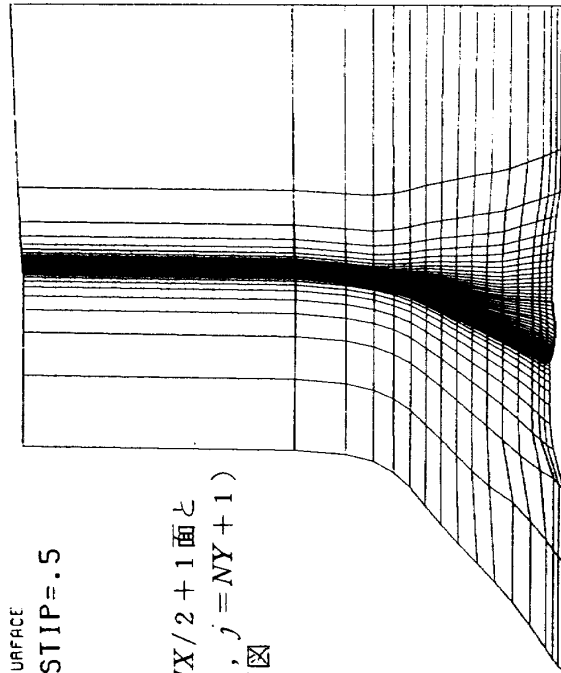


図 1.3(b) $\text{IPLXZ} = 1$, $i = \text{NX}/2 + 1$ 面と $(i = \text{NX}/2 + 1 \sim \text{NX} + 1, j = \text{NY} + 1)$ 面の格子図, 下面側の平面図

LOWER SURFACE
J720211 STIP=.5

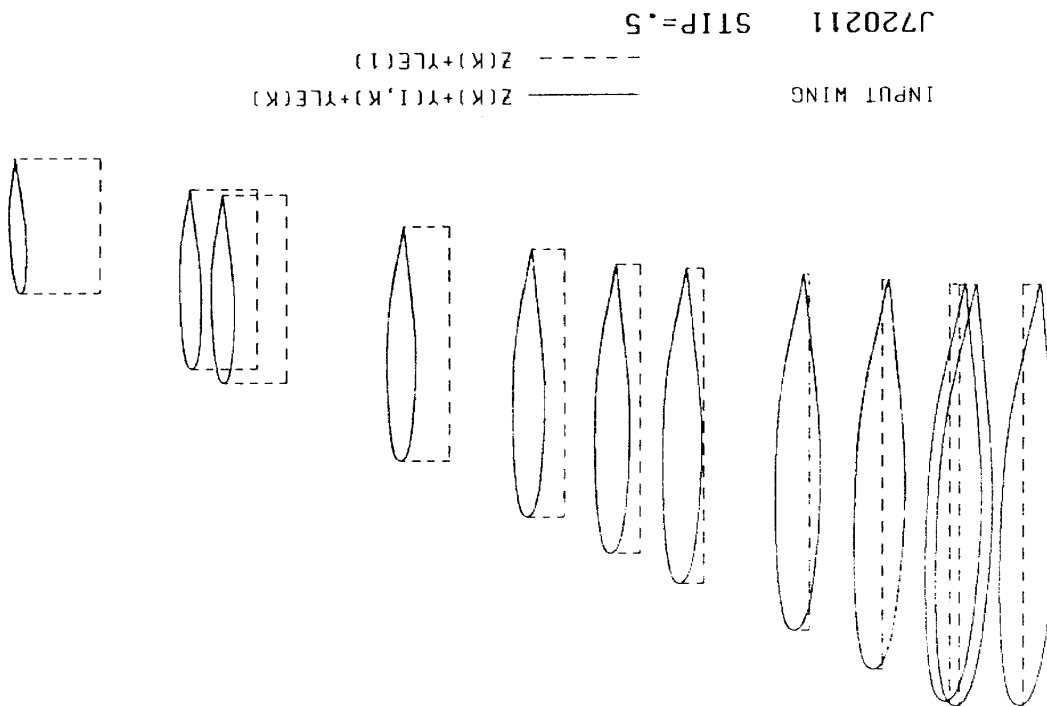
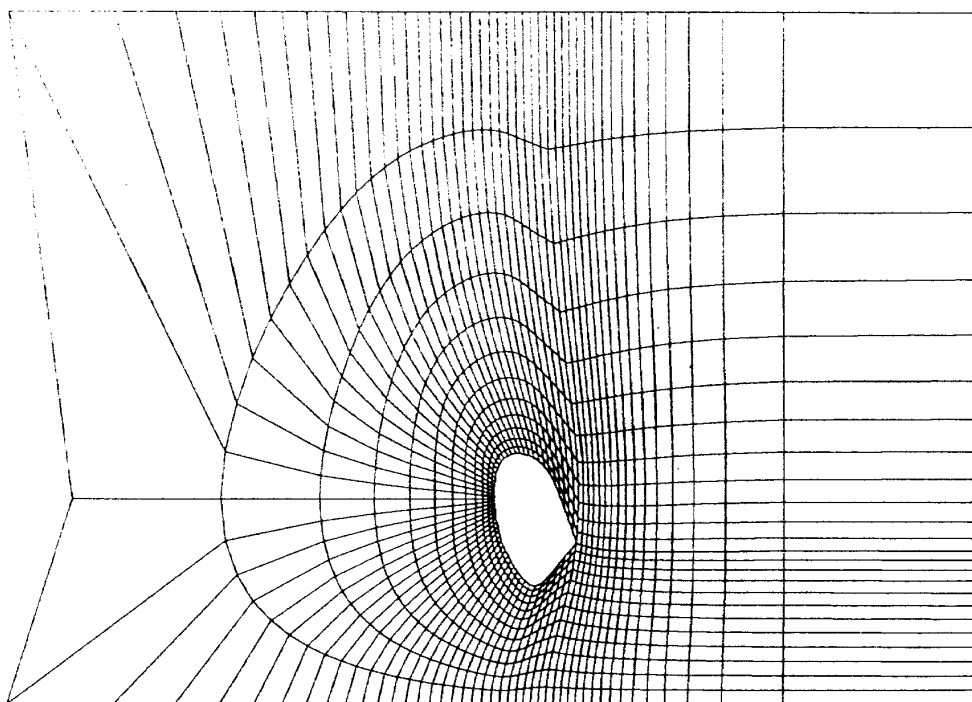
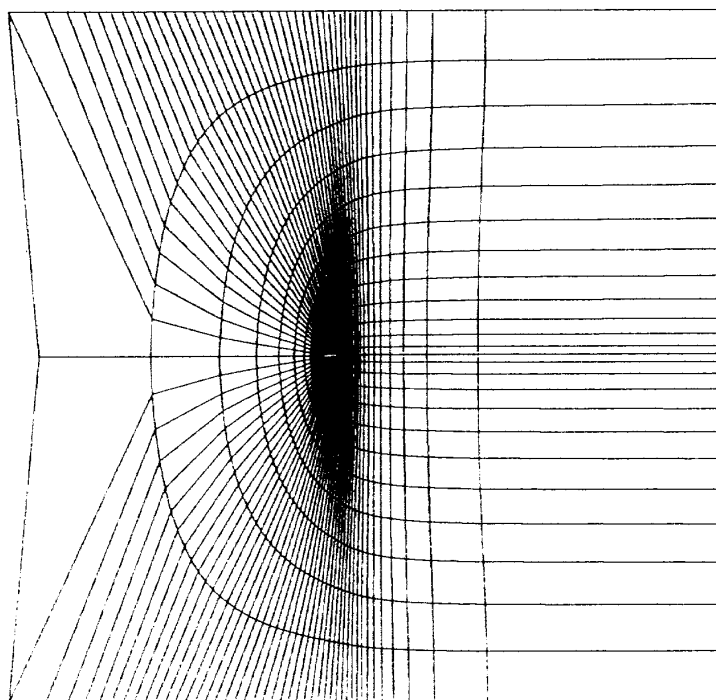


図 1.2(c) $\text{IPIN} = 1$, 入力された翼型の形状と取り付け位置



J720211 STIP=.5

図 1.5(a) IPLXT = 1, JPLXT = 1, $k = 1$ 面の (x', θ') 系の格子図



J720211 STIP=.5

図 1.5(b) IPLXT = 1, JPLXT = 11, $k = 11$ 面の (x', θ') 系の格子図

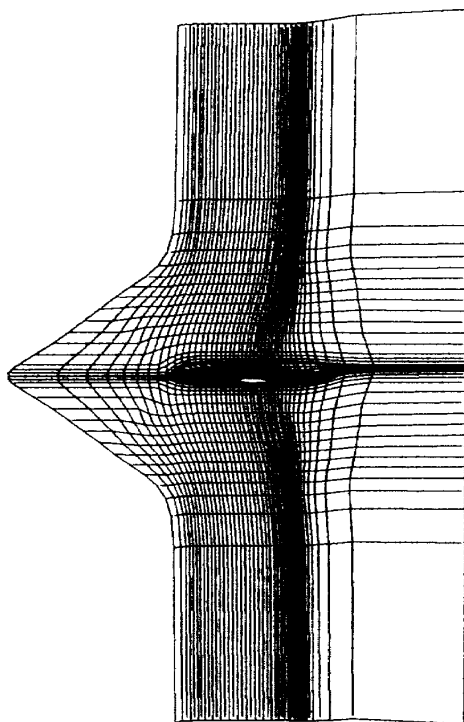


図 1.4 $IPLXY = 1$, $k = 1$ 面と $j = 1$ 面の格子図, 胴体表面及び対称面の格子図, 側面図

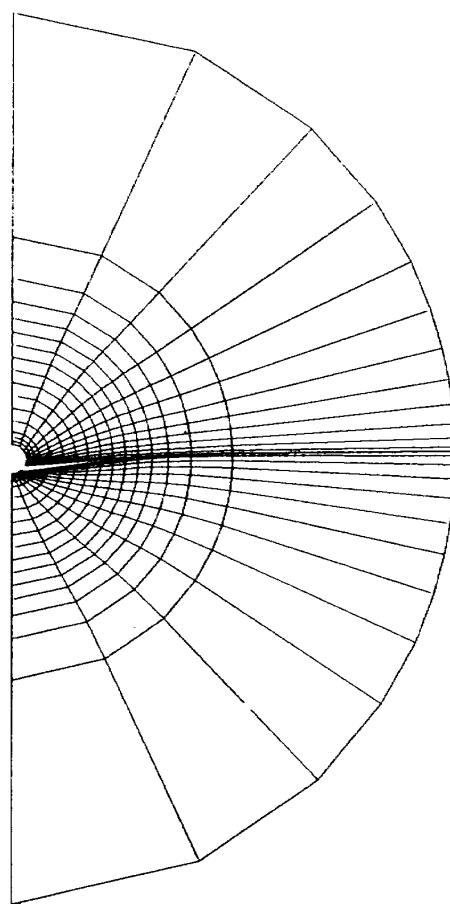


図 1.6 $IPLYZ = 1$, $JPLYZ = 29$, $i = 29$, 61 面の格子図

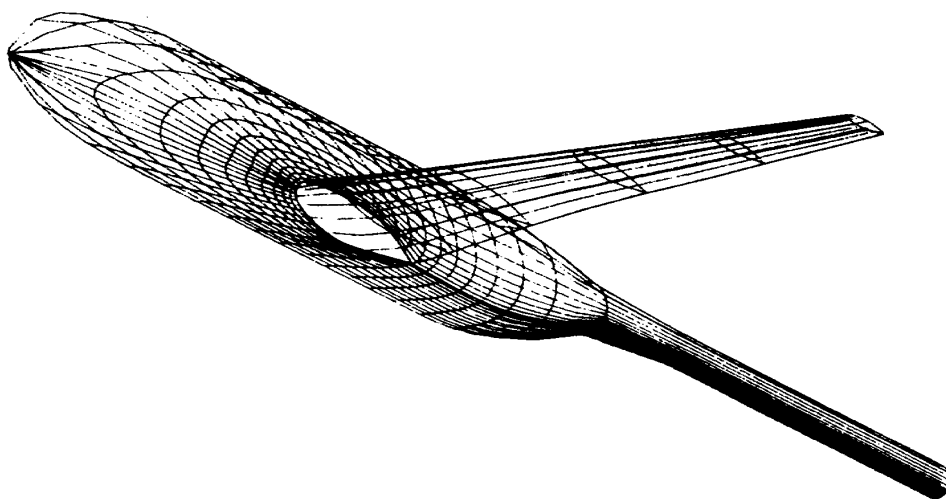


図 1.7(a) $IPLFW1 = 1$, 標準値の視点位置に関する翼胴結合体の半姿の遠近図

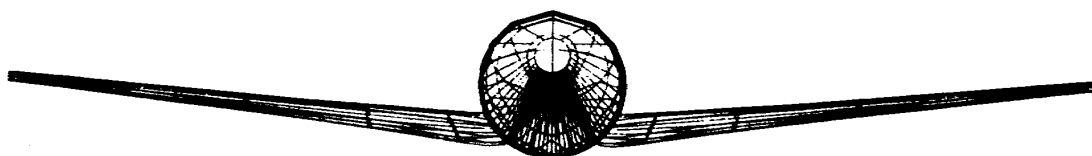


図 1.7(b) $IPLFW2 = 1$, $XVFW2 = -50.$, $YVFW2 = 0.$, $ZVFW2 = 0.$ ($-50, 0., 0.$) の視点位置に関する翼胴結合体の全姿の遠近図

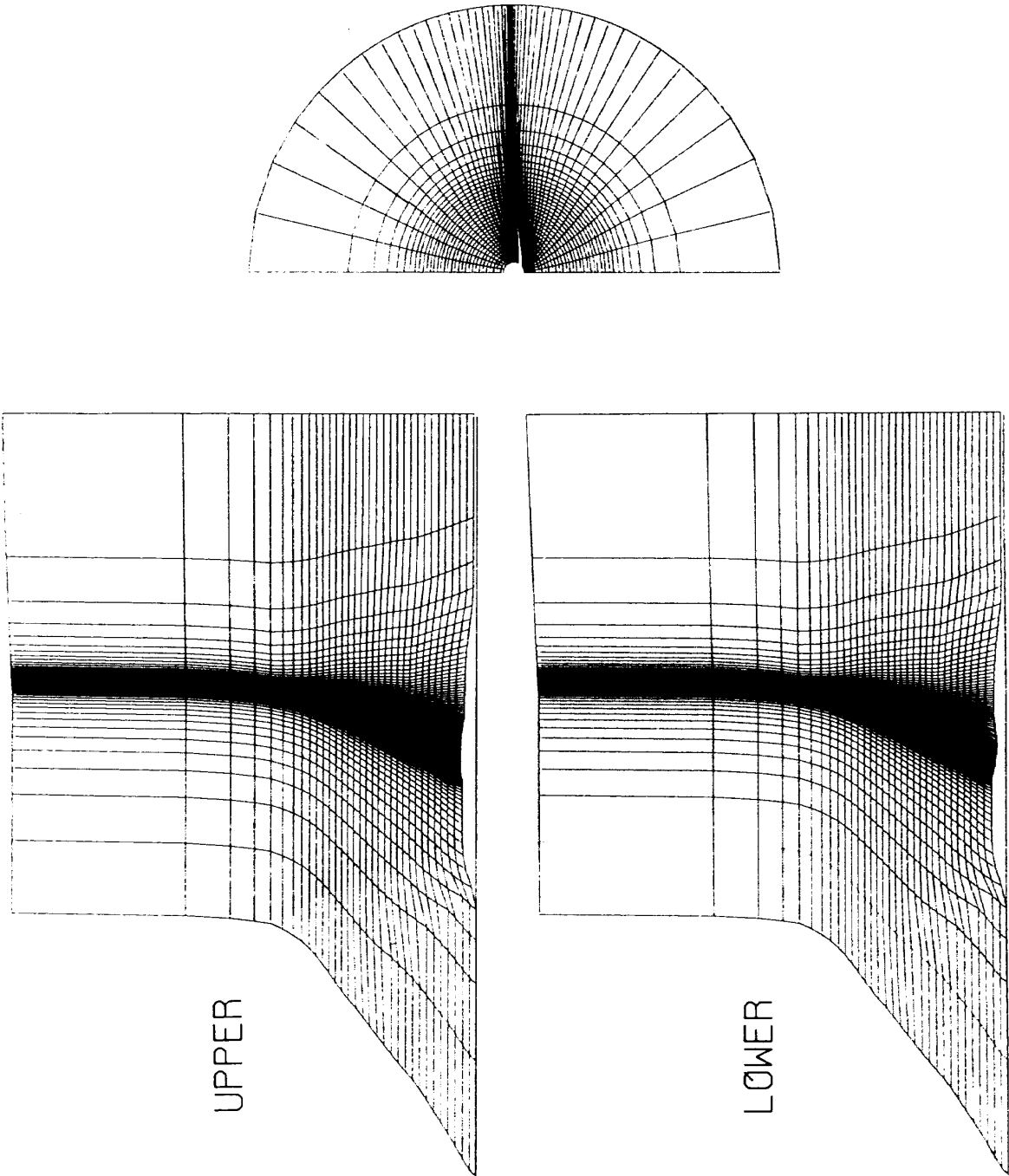


図 1.8 720211 翼胴結合体 (176 × 24 × 32)

```

//???AAAA JOB LARG,NOTIFY=???
// EXEC  GO,EF='???YOKUDOG.LOAD',EMEM=YOKUDOG
//*      '???YOKUDOG.CNTL(ONERAMW)'
ONERA=M6 M.W. IUIN=1 IJAM=3
        '???YOKUDOG.CNTL(ONERAMW)'
&NAMLST
      NX=      176,  NY=      24,  NZ=      32,
      SSING=    0.5,
      IUIN=      1,
      IJAM=      3,
      ISL=       0,
      NEXP=     10,  NAVR=      8,
      VFOT=      3,
      IPRJ=      0,  IPRK=      0,  IPRJ=      0,
      IPIN=      1,  IPINFL=    0,
      IPLFW1=    1,
      IPLXZ=     1,  IPLXY=     1,
      IPLXT=     1,  JPLXT=     1,
      IPLYZ=     1,  JPLYZ=    57,
&END
&NAMEF1      NFFORM=     8,  NUMF=     17,  NJMAX=     3,
      RDL=     0.25,  RDT=     0.25,  DRDXL=    0.0,  DRDXT=    0.0, &END
&NAMW1      NFFORM=     9,  NC=       6,
      ZR=0.2500,  XRL=0.0000,  YRL=0.0,  XRT=0.6737,  YRT=0.0, &END
&NAMW2 ZZ=0.0000,  XL= 0.0000,  YL= 0.0,  XT= 0.6737,  YT= 0.0, &END
&NAMW3 YSYM= 1.0,  NU=      36,  NL=      36,
&NAMW2 ZZ=0.2000,  XL= 0.1150,  YL= 0.0,  XT= 0.7297,  YT= 0.0, &END
&NAMW2 ZZ=0.4000,  XL= 0.2300,  YL= 0.0,  XT= 0.7858,  YT= 0.0, &END
&NAMW2 ZZ=0.6000,  XL= 0.3450,  YL= 0.0,  XT= 0.8418,  YT= 0.0, &END
&NAMW2 ZZ=0.8000,  XL= 0.4600,  YL= 0.0,  XT= 0.8979,  YT= 0.0, &END
&NAMW2 ZZ=1.0000,  XL= 0.5750,  YL= 0.0,  XT= 0.9539,  YT= 0.0, &END
// EXPAND USDK,RNO=08,FILE='???F.CNTL(ONERACLD)',DISP=SHR
// EXPAND USDK,RNO=09,FILE='???W.CNTL(ONERAM6)',DISP=SHR
// EXPAND USDK,RNO=21,FILE='???AFP.ONERA',DISP=SHR
// EXPAND USDK,RNO=03,FILE='???MESH.MMW',DISP=OLD
// EXPAND PPXY,SETNO=1
//

```

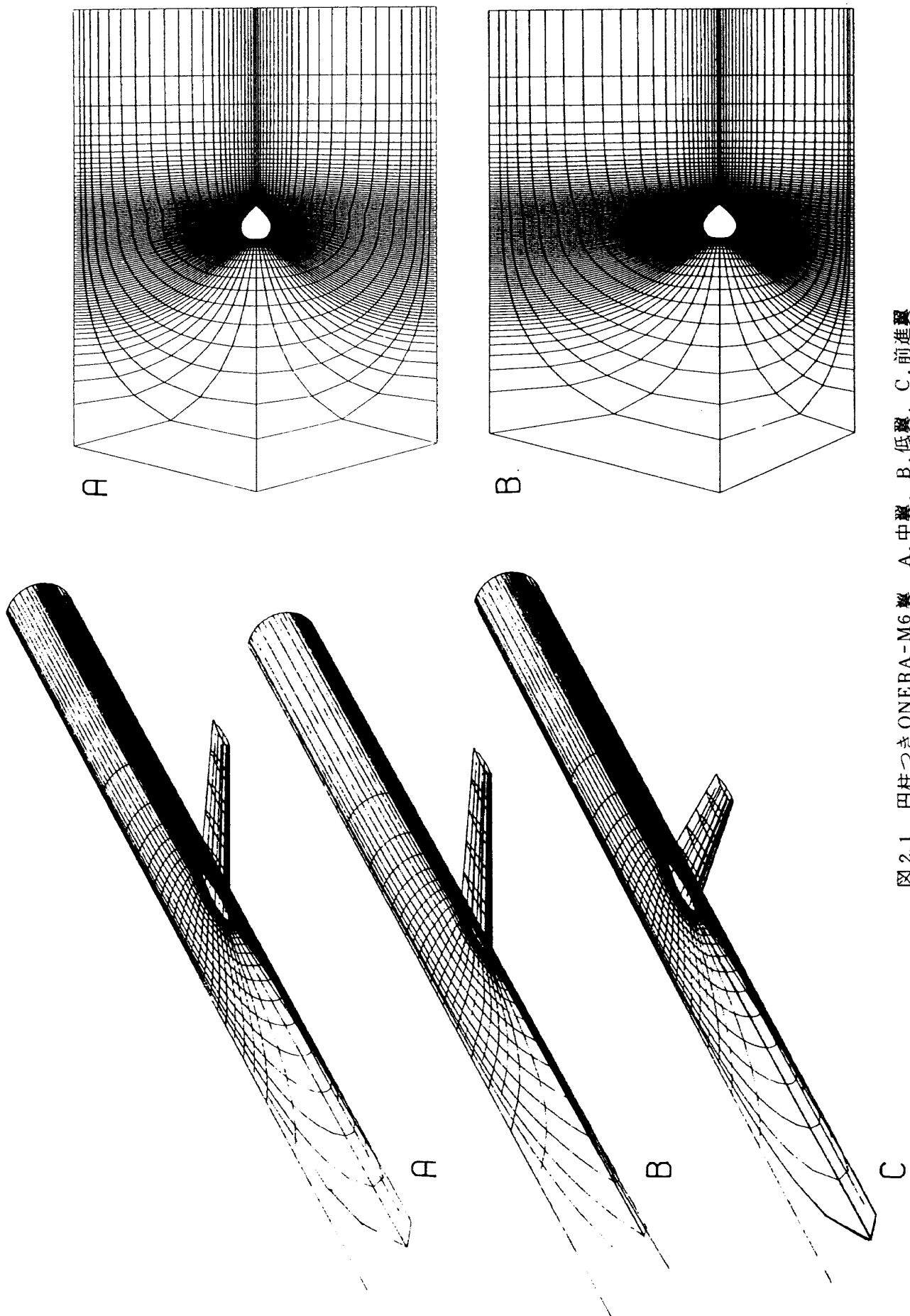
リスト 2A.1 円柱つき ONERA-M6 翼

```

&NAMEF2      IDTYPE='CR',
      XLDC=-1.3474,  RAO=0.2500,  &END
&NAMEF2      XLDC=-1.1616,  RAO=0.2500,  &END
&NAMEF2      XLDC=-1.0478,  RAO=0.2500,  &END
&NAMEF2      XLDC=-0.8629,  RAO=0.2500,  &END
&NAMEF2      XLDC=-0.6142,  RAO=0.2500,  &END
&NAMEF2      XLDC=-0.3111,  RAO=0.2500,  &END
&NAMEF2      XLDC= 0.0346,  RAO=0.2500,  &END
&NAMEF2      XLDC= 0.4098,  RAO=0.2500,  &END
&NAMEF2      XLDC= 0.8000,  RAO=0.2500,  &END
&NAMEF2      XLDC= 1.1902,  RAO=0.2500,  &END
&NAMEF2      XLDC= 1.5654,  RAO=0.2500,  &END
&NAMEF2      XLDC= 1.9111,  RAO=0.2500,  &END
&NAMEF2      XLDC= 2.2142,  RAO=0.2500,  &END
&NAMEF2      XLDC= 2.4629,  RAO=0.2500,  &END
&NAMEF2      XLDC= 2.6478,  RAO=0.2500,  &END
&NAMEF2      XLDC= 2.7616,  RAO=0.2500,  &END
&NAMEF2      XLDC= 2.8000,  RAO=0.2500,  &END

```

リスト 2A.2 胴体形状



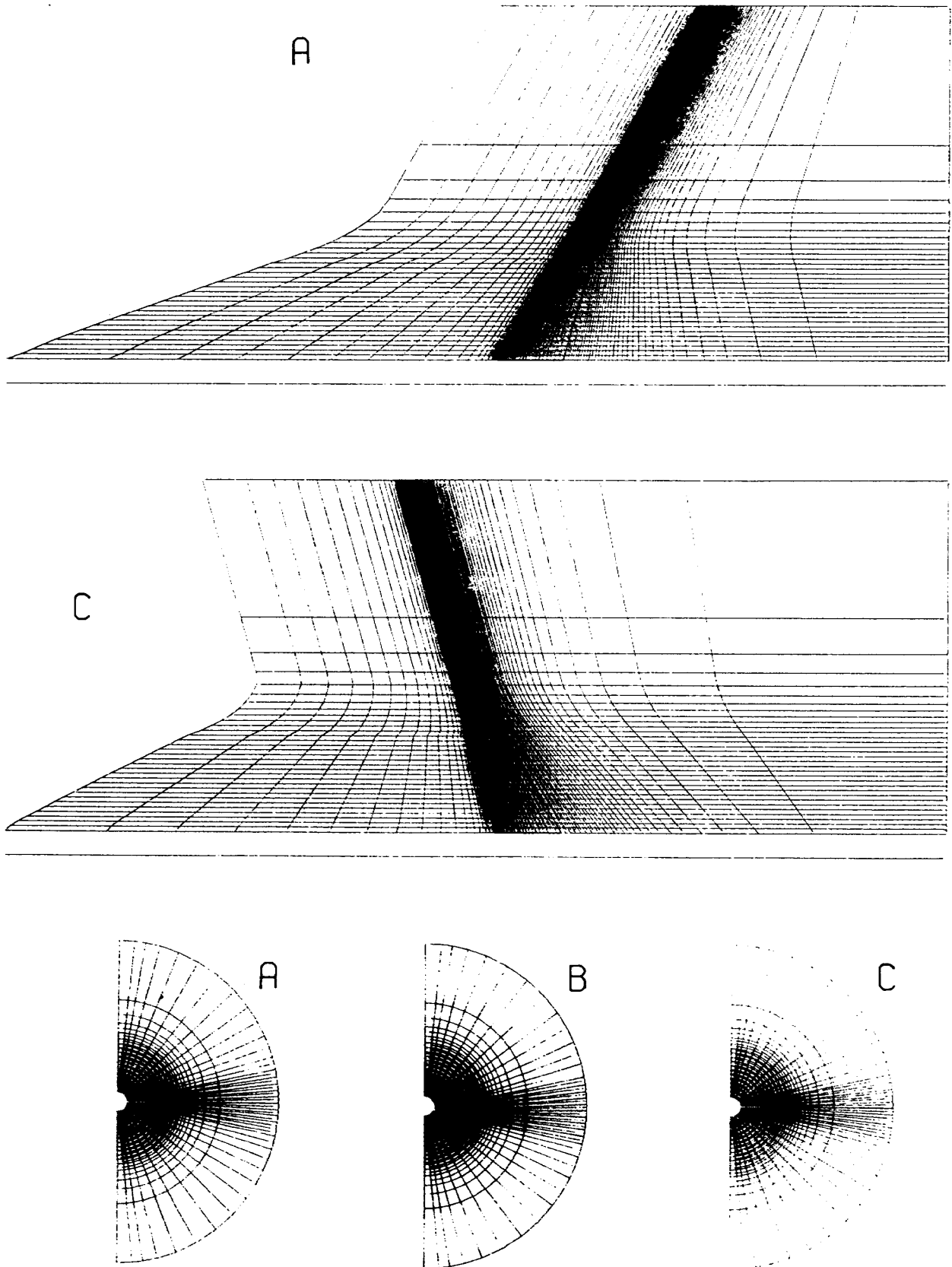


図 2.2 円柱つき ONERA-M6 翼, A. 中翼, B. 低翼, C. 前進翼

```

//???AAAA JOB LARG,NOTIFY=???
// EXEC GO,EF='???YOKUDDG.LOAD',EMEM=YOKUDUG
//* J.B. MCDEVITT MODEL 3
//* '???YOKUDDG.CNTL(MBASIC)'
J.B. MCDEVITT B.M STIP=1.0
'???YOKUDDG.CNTL(MBASIC)'

&NAMLST
NX= 176, NY= 24, NZ= 32,
SSING= 0.5,

IUIN= 0,

IJAM= 3,

ISL= 1,
NEXP= 10, NAVR= 8,

IPLSB= 1, IPB= -1,
ICQ= 1, ISM= 1, STIP= 1.0, DCX=0.090909,

NFUT= 3,

IPRJ= 0, IPRK= 0, IPRJ= 0,
IPIN= 1, IPINFL= 0,
IPLFW1= 1, XXMN= -1.0, ITP= 3,
IPLXZ= 1, IPLXY= 1,
IPLXT= 1, JPLXT= 1,
IPLYZ= 1, JPLYZ= 57,
&END
&NAMF1 NFFORM= 8, NUMF= 28, NJMAX= 3,
RDL= 0.0000, RDT= 0.1550, &END
DRDXL= 0.0, DRDXT= 0.0,
&NAMW1 NFFORM= 9, NC= 6,
ZR=0.2000, XRL=0.16217, YRL=0.0, XRT=1.00042, YRT=0.0, &END
&NAMW2 ZZ=0.0000, XL= 0.16217, YL= 0.0, XT= 1.00042, YT= 0.0, &END
&NAMW3 YSYM= 1.0, NU= 26, NL= 26, &END
&NAMW2 ZZ=0.2000, XL= 0.32433, YL= 0.0, XT= 1.11833, YT= 0.0, &END
&NAMW2 ZZ=0.6000, XL= 0.64867, YL= 0.0, XT= 1.35417, YT= 0.0, &END
&NAMW2 ZZ=1.0000, XL= 0.97300, YL= 0.0, XT= 1.59000, YT= 0.0, &END
&NAMW2 ZZ=1.4000, XL= 1.29733, YL= 0.0, XT= 1.82583, YT= 0.0, &END
&NAMW2 ZZ=1.8000, XL= 1.62167, YL= 0.0, XT= 2.06167, YT= 0.0, &END
// EXPAND USDK,RNO=08,FILE='???F.CNTL(MCDVTBSC)',DISP=SHR
// EXPAND USDK,RNO=09,FILE='???W.CNTL(I642A015)',DISP=SHR
// EXPAND USDK,RNO=03,FILE='???MESH.MBASIC',DISP=OLD
// EXPAND PPXY,SETNO=1
//

```

リスト 3A.1 McDevitt 翼胴結合体

0.0	0.0	0.42521	0.06197
0.00555	0.01030	0.47586	0.06022
0.00832	0.01240	0.52599	0.05716
0.01385	0.01566	0.57560	0.05311
0.02767	0.02161	0.62469	0.04829
0.05518	0.02938	0.67329	0.04294
0.08255	0.03601	0.72139	0.03691
0.10976	0.04102	0.76900	0.03071
0.16375	0.04873	0.81613	0.02450
0.21717	0.05438	0.86279	0.01835
0.27001	0.05825	0.90898	0.01225
0.32229	0.06082	0.95472	0.00622
0.37402	0.06210	1.00000	0.00025

リスト 3A.2 翼型

&NAMEF2	IDTYPE='CR',		
	XLOC=-1.0000,	RA0=0.0000,	&END
&NAMEF2	XLOC=-0.7500,	RA0=0.0793,	&END
&NAMEF2	XLOC=-0.5000,	RA0=0.1270,	&END
&NAMEF2	XLOC=-0.2500,	RA0=0.1650,	&END
&NAMEF2	XLOC= 0.0	RA0=0.1955,	&END
&NAMEF2	XLOC= 0.2500,	RA0=0.2193,	&END
&NAMEF2	XLOC= 0.3750,	RA0=0.2250,	&END
&NAMEF2	XLOC= 0.5000,	RA0=0.2188,	&END
&NAMEF2	XLOC= 0.6250,	RA0=0.2068,	&END
&NAMEF2	XLOC= 0.7500,	RA0=0.1930,	&END
&NAMEF2	XLOC= 0.8750,	RA0=0.1820,	&END
&NAMEF2	XLOC= 1.0000,	RA0=0.1780,	&END
&NAMEF2	XLOC= 1.1250,	RA0=0.1838,	&END
&NAMEF2	XLOC= 1.2500,	RA0=0.1958,	&END
&NAMEF2	XLOC= 1.3750,	RA0=0.2058,	&END
&NAMEF2	XLOC= 1.5000,	RA0=0.2138,	&END
&NAMEF2	XLOC= 1.6250,	RA0=0.2193,	&END
&NAMEF2	XLOC= 1.7500,	RA0=0.2233,	&END
&NAMEF2	XLOC= 1.8750,	RA0=0.2335,	&END
&NAMEF2	XLOC= 2.0000,	RA0=0.2438,	&END
&NAMEF2	XLOC= 2.1250,	RA0=0.2470,	&END
&NAMEF2	XLOC= 2.2500,	RA0=0.2418,	&END
&NAMEF2	XLOC= 2.5000,	RA0=0.2233,	&END
&NAMEF2	XLOC= 2.7500,	RA0=0.2008,	&END
&NAMEF2	XLOC= 3.0000,	RA0=0.1760,	&END
&NAMEF2	XLOC= 3.1100,	RA0=0.1650,	&END

リスト 3A. 3 基本モデルの胴体形状

&NAMEF2	IDTYPE='CR',		
	XLOC=-1.0000,	RA0=0.0000,	&END
&NAMEF2	XLOC=-0.7500,	RA0=0.0775,	&END
&NAMEF2	XLOC=-0.5000,	RA0=0.1246,	&END
&NAMEF2	XLOC=-0.2500,	RA0=0.1609,	&END
&NAMEF2	XLOC= 0.0	RA0=0.1895,	&END
&NAMEF2	XLOC= 0.2500,	RA0=0.2120,	&END
&NAMEF2	XLOC= 0.3750,	RA0=0.2211,	&END
&NAMEF2	XLOC= 0.5000,	RA0=0.2289,	&END
&NAMEF2	XLOC= 0.6250,	RA0=0.2354,	&END
&NAMEF2	XLOC= 0.7500,	RA0=0.2407,	&END
&NAMEF2	XLOC= 0.8750,	RA0=0.2448,	&END
&NAMEF2	XLOC= 1.0000,	RA0=0.2477,	&END
&NAMEF2	XLOC= 1.1250,	RA0=0.2494,	&END
&NAMEF2	XLOC= 1.2500,	RA0=0.2500,	&END
&NAMEF2	XLOC= 1.3750,	RA0=0.2494,	&END
&NAMEF2	XLOC= 1.5000,	RA0=0.2477,	&END
&NAMEF2	XLOC= 1.6250,	RA0=0.2448,	&END
&NAMEF2	XLOC= 1.7500,	RA0=0.2407,	&END
&NAMEF2	XLOC= 1.8750,	RA0=0.2354,	&END
&NAMEF2	XLOC= 2.0000,	RA0=0.2289,	&END
&NAMEF2	XLOC= 2.1250,	RA0=0.2211,	&END
&NAMEF2	XLOC= 2.2500,	RA0=0.2120,	&END
&NAMEF2	XLOC= 2.5000,	RA0=0.1895,	&END
&NAMEF2	XLOC= 2.7500,	RA0=0.1609,	&END
&NAMEF2	XLOC= 2.7945,	RA0=0.1550,	&END
&NAMEF2	XLOC= 3.0000,	RA0=0.1246,	&END
&NAMEF2	XLOC= 3.2500,	RA0=0.0775,	&END
&NAMEF2	XLOC= 3.5000,	RA0=0.0000,	&END

リスト 3B. 1 面積則モデルの胴体形状

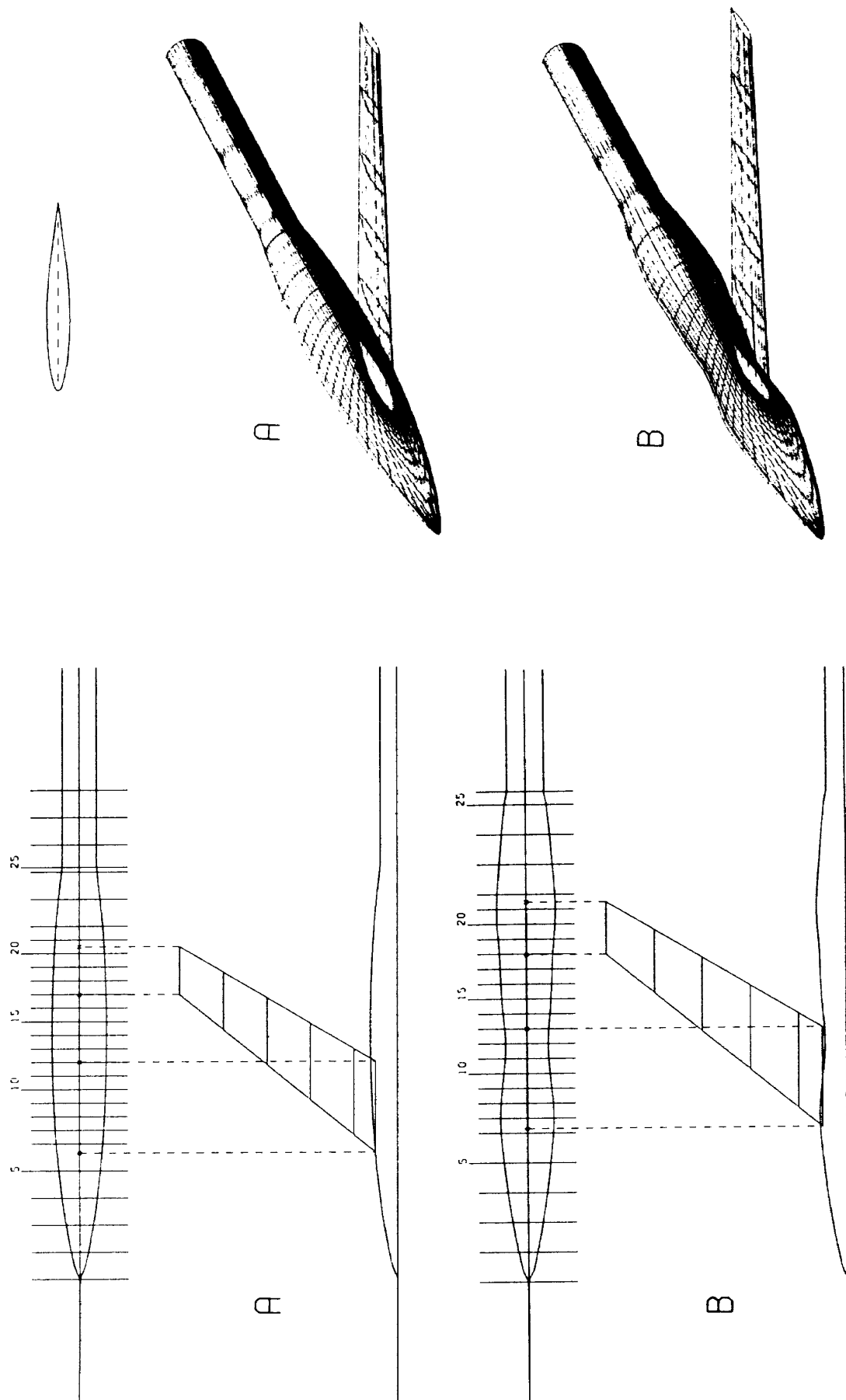


図 3.1 McDevitt の翼胴結合体, A. 基本モデル, B. 面積則モデル

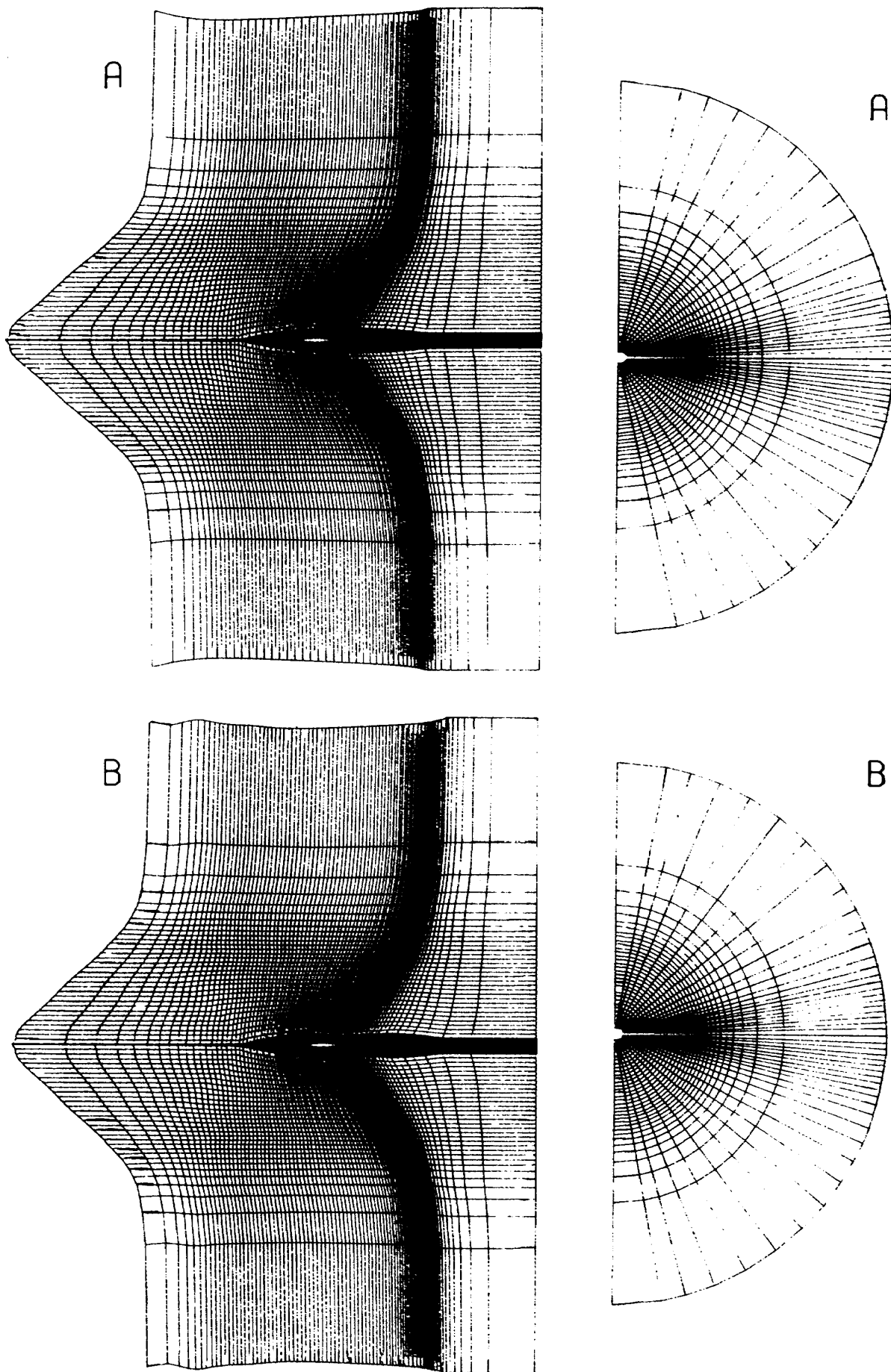


図 3.2 McDevitt の翼胴結合体, A. 基本モデル, B. 面積則モデル

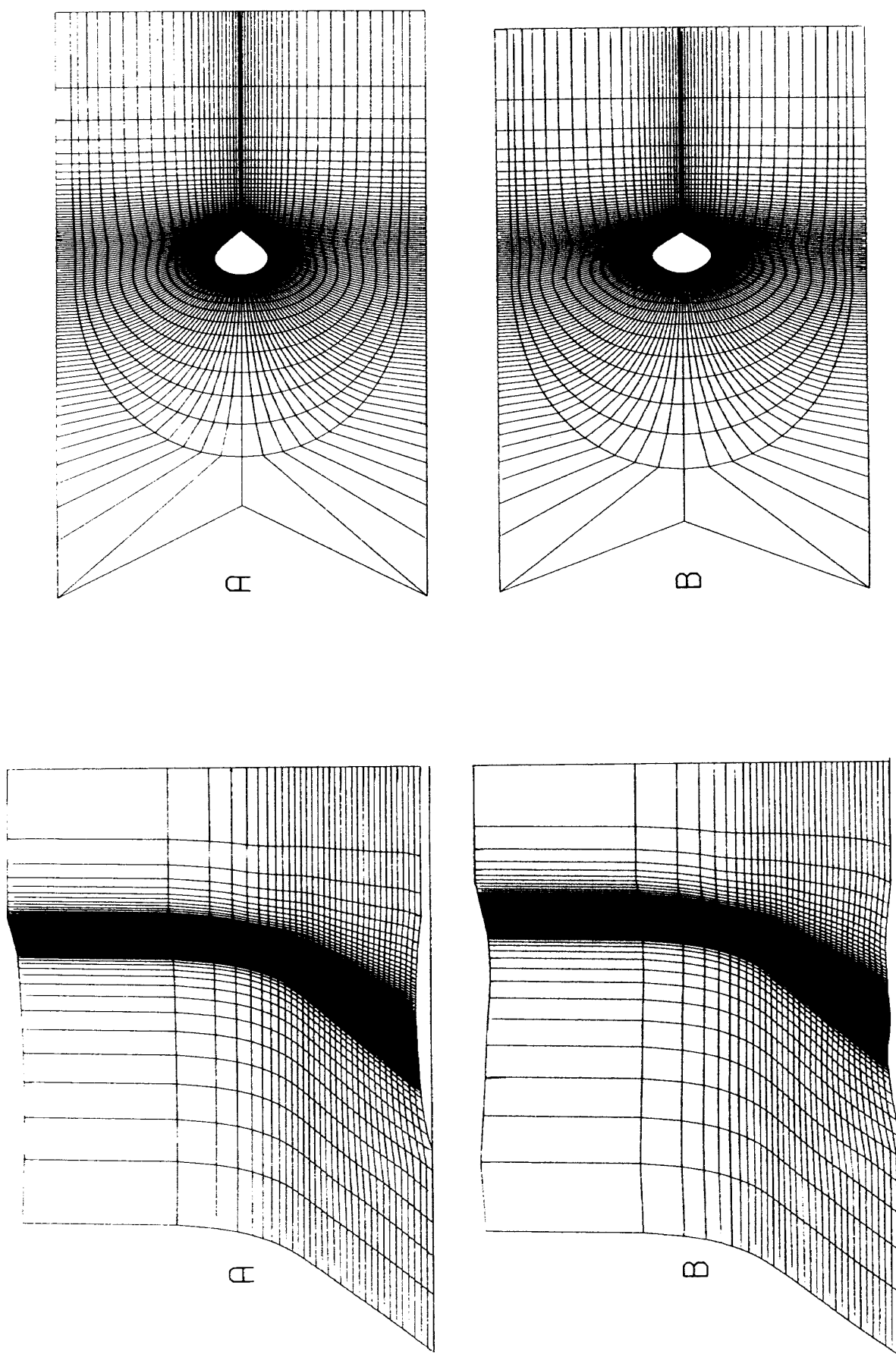


図 3.3 McDevitt の翼胴結合体, A. 基本モデル, B. 面積則モデル

```

//???AAAA JOB LARG,NOTIFY=???
// EXEC GO,EF='???YOKUDOG.LOAD',EMEM=YOKUDOG
//* '???YOKUDOG.CNTL(ELLIPSMW)'
//* ELLIPSOID M.W
ELLIPSOID M.W
'???YOKUDOG.CNTL(ELLIPSMW)'

&NAMLST
  NX= 176, NY= 24, NZ= 32,
  SSING= 0.5,

  IUIN= 0,

  IJAM= 3,

  ISL= 0,
  NEXP= 10, NAVR= 8,

  NFUT= 3,

  IPRJ= 0, IPRK= 0, IPRJ= 0,
  IPIN= 1, IPINFL= 0,
  IPLFW1= 1, XXMN= -1.2, ITP= 3,
  IPLXZ= 1, IPLXY= 1,
  IPLXT= 1, JPLXT= 1,
  IPLYZ= 1, JPLYZ= 57,

&END
&NAMEF1 NFFORM= 8, NUMF= 17, NJMAX= 3,
  RDL= 0.0, RDT= 0.05, DRDXL= 0.0, DRDXT= 0.0, &END
&NAMEW1 NFFORM= 9, NC= 6,

  ZR=0.2000, XRL=0.0000, YRL=0.0, XRT=0.8000, YRT=0.0, &END
&NAMEW2 ZZ=0.0000, XL= 0.0000, YL= 0.0, XT= 0.8000, YT= 0.0, &END
&NAMEW3 YSYM= 1.0, NU= 26, NL= 26, &END
&NAMEW2 ZZ=0.2000, XL= 0.0000, YL= 0.0, XT= 0.8000, YT= 0.0, &END
&NAMEW2 ZZ=0.6000, XL= 0.0000, YL= 0.0, XT= 0.8000, YT= 0.0, &END
&NAMEW2 ZZ=1.0000, XL= 0.0000, YL= 0.0, XT= 0.8000, YT= 0.0, &END
&NAMEW2 ZZ=1.4000, XL= 0.0000, YL= 0.0, XT= 0.8000, YT= 0.0, &END
&NAMEW2 ZZ=1.8000, XL= 0.0000, YL= 0.0, XT= 0.8000, YT= 0.0, &END
// EXPAND USDK,RND=08,FILE='???F.CNTL(ELLIPS)',DISP=SHR
// EXPAND USDK,RND=09,FILE='???W.CNTL(NA65A010)',DISP=SHR
// EXPAND USDK,RND=03,FILE='???MESH.ELLIPSMW',DISP=OLD
// EXPAND PPXY,SETND=1
//

```

リスト 4A.1 回転楕円体つき NACA65A01 矩形翼, 中翼

```

&NAMEF2 IDTYPE='CR',
  XLOC=-1.2000, RAO=0.0000, &END
&NAMEF2 XLOC=-1.1616, RAO=0.0780, &END
&NAMEF2 XLOC=-1.0478, RAO=0.1531, &END
&NAMEF2 XLOC=-0.8629, RAO=0.2222, &END
&NAMEF2 XLOC=-0.6142, RAO=0.2828, &END
&NAMEF2 XLOC=-0.3111, RAO=0.3326, &END
&NAMEF2 XLOC= 0.0346, RAO=0.3696, &END
&NAMEF2 XLOC= 0.4098, RAO=0.3923, &END
&NAMEF2 XLOC= 0.8000, RAO=0.4000, &END
&NAMEF2 XLOC= 1.1902, RAO=0.3923, &END
&NAMEF2 XLOC= 1.5654, RAO=0.3696, &END
&NAMEF2 XLOC= 1.9111, RAO=0.3326, &END
&NAMEF2 XLOC= 2.2142, RAO=0.2828, &END
&NAMEF2 XLOC= 2.4629, RAO=0.2222, &END
&NAMEF2 XLOC= 2.6478, RAO=0.1531, &END
&NAMEF2 XLOC= 2.7616, RAO=0.0780, &END
&NAMEF2 XLOC= 2.8000, RAO=0.0000, &END

```

リスト 4A.2 胴体形状


```

//???AAAA JOB LARG,NOTIFY=???
// EXEC GO,EF='???YOKUDOG.LOAD',EMEM=YOKUDOG
//*      '???YOKUDOG.CNTL(ELLIPSFL)'
//*      ELLIPSOID L.W WITH FILLET
ELLIPSOID L.W      IUIN=0
      '???YOKUDOG.CNTL(ELLIPSFL)'
&NAMELIST
  NX=      176,  NY=      24,  NZ=      32,
  SSING= 0.50,
  IUIN=      0,
  IJAM=      3,
  ISL=      0,
  NEXP=     10,  NAVR=      8,
  NFOT=      3,
  IPRJ=      0,  IPRK=      0,  IPRJ=      0,
  IPIN=      1,  IPINFL=     0,
  IPLFW1=     1,  XXMN=    -1.2,  ITP=      3,
  IPLXZ=      1,  IPLXY=      1,
  IPLXT=      1,  JPLXT=      1,
  IPLYZ=      1,  JPLYZ=     57,
&END
&NAMEF1      NFFURM=      8,  NUMF=     24,  NJMAX=     15,
  RDL=    0.0,  RDT=    0.05,  DRDXL=    0.0,  DRDXT=    0.0, &END
&NAMEW1      NFFURM=      9,  NC=      6,
  ZR=0.2500,  XRL=0.0000,  YRL=-0.265,  XRT=0.8000,  YRT=-0.265, &END
&NAMEW2  ZZ=0.0000,  XL= 0.0000,  YL= 0.000,  XT= 0.8000,  YT= 0.000, &END
&NAMEW3  YSYM= 1.,  NU=      26,  NL=      26, &END
&NAMEW2  ZZ=0.3500,  XL= 0.0000,  YL= 0.000,  XT= 0.8000,  YT= 0.000, &END
&NAMEW2  ZZ=0.7000,  XL= 0.0000,  YL= 0.000,  XT= 0.8000,  YT= 0.000, &END
&NAMEW2  ZZ=1.0500,  XL= 0.0000,  YL= 0.000,  XT= 0.8000,  YT= 0.000, &END
&NAMEW2  ZZ=1.4000,  XL= 0.0000,  YL= 0.000,  XT= 0.8000,  YT= 0.000, &END
&NAMEW2  ZZ=1.7500,  XL= 0.0000,  YL= 0.000,  XT= 0.8000,  YT= 0.000, &END
// EXPAND USDK,RNO=08,FILE='???F.CNTL(ELLIPSFL)',DISP=SHR
// EXPAND USDK,RNO=09,FILE='???W.CNTL(NA65A010)',DISP=SHR
// EXPAND USDK,RNO=03,FILE='???MESH.ELLIPSFL',DISP=OLD
// EXPAND PPXY,SETNO=1
//

```

リスト 4B.1 回転楕円体つき NACA65A01 矩形翼, 低翼

```

&NAMEF2  IDTYPE='CR',
  XLDC=-1.2000,  RAO=0.0000,  &END
&NAMEF2  XLDC=-1.1616,  RAO=0.0780,  &END
&NAMEF2  XLDC=-1.0478,  RAO=0.1531,  &END
&NAMEF2  XLDC=-0.8629,  RAO=0.2222,  &END
&NAMEF2  XLDC=-0.6142,  RAO=0.2828,  &END
&NAMEF2  XLDC=-0.3111,  RAO=0.3326,  &END
&NAMEF2  XLDC= 0.0346,  RAO=0.3696,  &END
&NAMEF2  XLDC= 0.0800,  RAO=0.3732,  &END
&NAMEF2  XLDC= 0.4000,  NPAIR= 39,  IDTYPE='RT',  &END
-90.00000 -85.26315 -80.52631 -75.78946 -71.05263 -66.31578 -61.57893 -56.84210
 0.39192  0.39192  0.39192  0.39192  0.39192  0.39192  0.39192  0.39192
-52.10526 -47.36841 -42.63158 -37.89473 -33.15788 -28.42105 -23.68420 -18.94736
 0.39192  0.39192  0.40817  0.43362  0.39192  0.39192  0.39192  0.39192
-14.21053 -9.47368 -4.73684  0.0  4.73684  9.47368  14.21053  18.94736
 0.39192  0.39192  0.39192  0.39192  0.39192  0.39192  0.39192  0.39192
23.68420 28.42105 33.15788 37.89473 42.63158 47.36841 52.10526 56.84210
 0.39192  0.39192  0.39192  0.39192  0.39192  0.39192  0.39192  0.39192
61.57893 66.31578 71.05263 75.78946 80.52631 85.26315 90.00000
 0.39192  0.39192  0.39192  0.39192  0.39192  0.39192  0.39192

```

リスト 4B.2 胴体形状

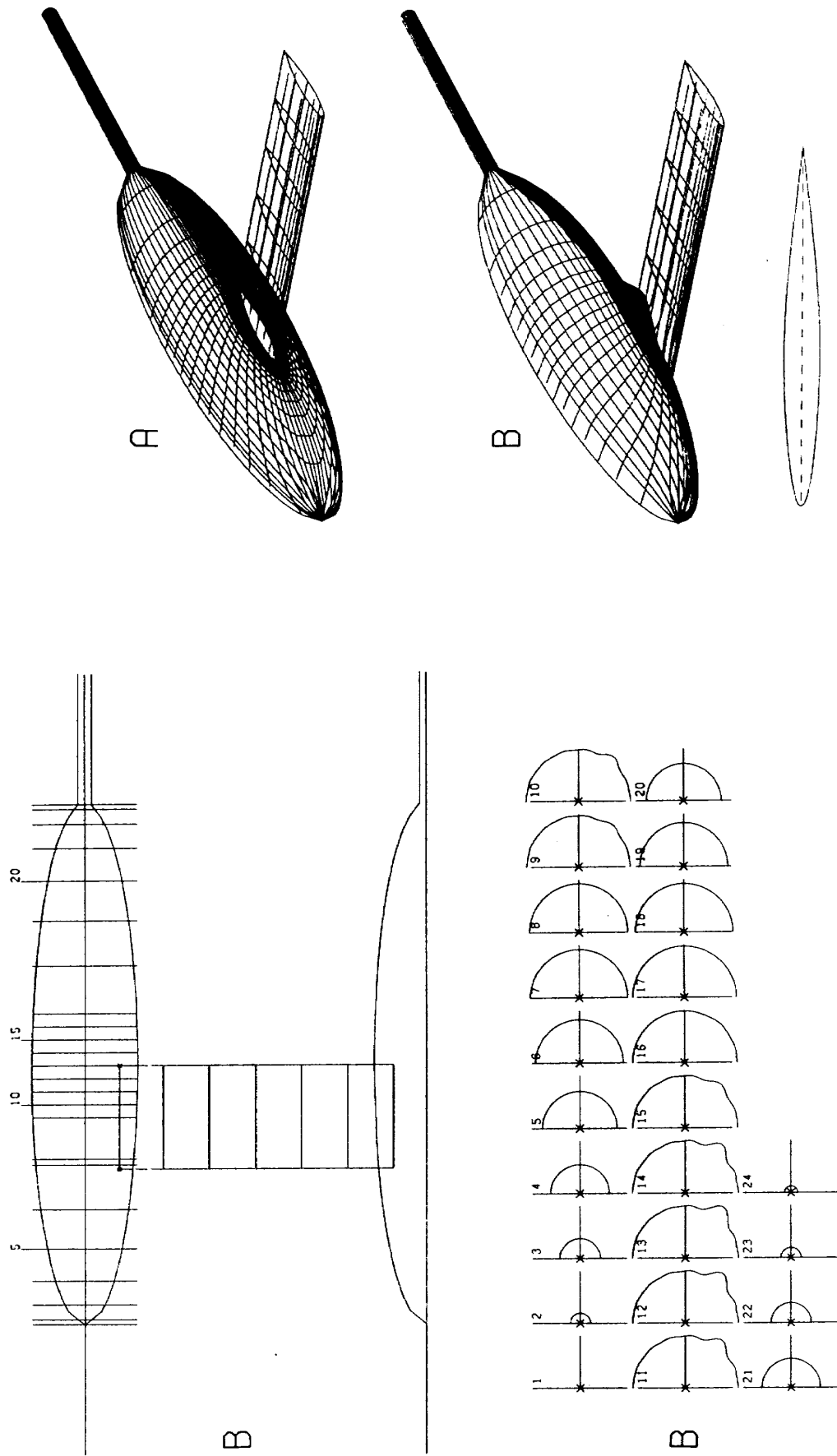


図 4.1 回転楕円体つき NACA 65A01 矩形翼, A. 中翼, B. 低翼 (整形覆つき)

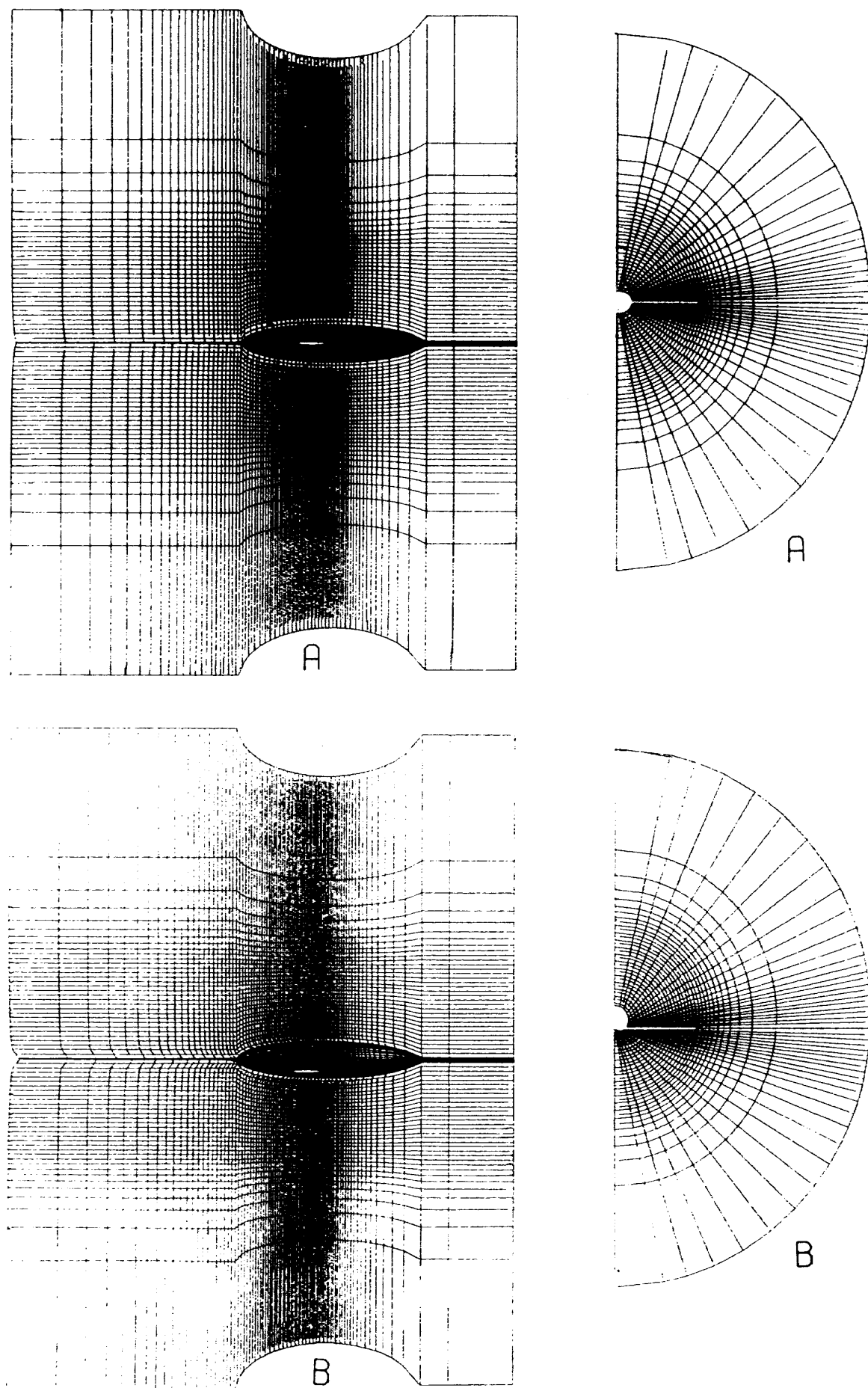


図 4.2 回転楕円体つき NACA65A01 矩形翼, A. 中翼, B. 低翼 (整形覆つき)

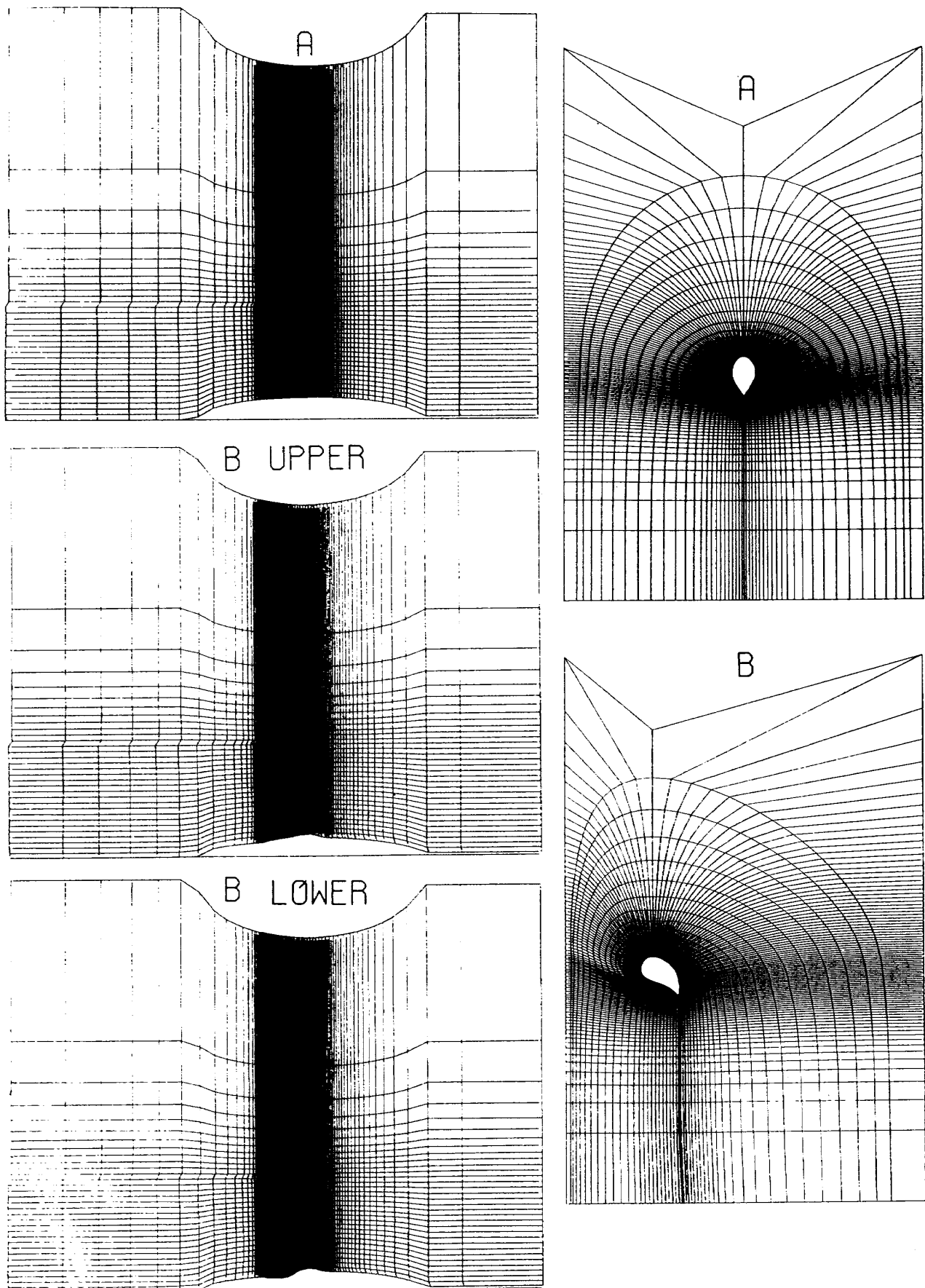


図 4.3 回転楕円体つき NACA65A01 矩形翼, A. 中翼, B. 低翼 (整形覆つき)

```

//???AAAA JOB LARG,NOTIFY=???
/**      '???YOKUDUG.CNTL(RAE)'
/**      RAE=WAB2(0)0
// EXEC   GO,EF='???YOKUDUG.LOAD',EMEM=YOKUDUG
        RAE=WAB2(0)0 SING.5 IJAM2 CXINF1.5IPB-1 STIP.3 ICD1 ISM1 DCX:1/11
        '???YOKUDUG.CNTL(RAE)'
        '???MESH.RAE'

&NAMLIST
  NX=      176,  NY=      24,  NZ=      32,
  SSING=    0.5,

IUIN=      0,

IJAM=      2,  CFCA=     1.0,  CFCB=     1.0,

ISL=       1,
NEXP=     10,  NAVR=      8,

IPLSB=     1,  IPB=     -1,
ICD=       1,  ISM=      1,  STIP=     0.3,  DCX=0.090909,

NFUT=      3,

IPRJ=      0,  IPRK=      0,  IPRJ=      0,
IPIN=      1,  IPINFL=     0,
IPLFW1=     1,  XXMN=    -2.0,  ITP=      3,
IPLXZ=      1,  IPLXY=      1,
IPLXT=      1,  JPLXT=      1,
IPLYZ=      1,  JPLYZ=     57,

&END

&NAMF1      NFFORM=      8,  NUMF=     28,  NJMAX=      3,
  RDL=     0.0,  RDT=     0.15,  DRDXL=     0.0,  DRDXT=     0.0, &END
&NAMW1      NFFORM=      9,  NC=       6,
  ZR=0.3000,  XRL=0.22321,  YRL=0.0,  XRT=1.02320,  YRT=0.0, &END
&NAMW2 ZZ=0.0000,  XL= 0.22321,  YL= 0.0,  XT= 1.02320,  YT= 0.0, &END
&NAMW3 YSYM= 1.0,  NU=      86,  NL=     86, &END
&NAMW2 ZZ=0.3000,  XL= 0.44641,  YL= 0.0,  XT= 1.14641,  YT= 0.0, &END
&NAMW2 ZZ=0.6000,  XL= 0.66962,  YL= 0.0,  XT= 1.26961,  YT= 0.0, &END
&NAMW2 ZZ=0.9000,  XL= 0.89282,  YL= 0.0,  XT= 1.39282,  YT= 0.0, &END
&NAMW2 ZZ=1.2000,  XL= 1.11603,  YL= 0.0,  XT= 1.51602,  YT= 0.0, &END
&NAMW2 ZZ=1.5000,  XL= 1.33923,  YL= 0.0,  XT= 1.63923,  YT= 0.0, &END
// EXPAND USDK,RNO=08,DISP=SHR,FILE='???F.CNTL(RAEB2)'
// EXPAND USDK,RNO=09,DISP=SHR,FILE='???W.CNTL(RAEWA)'
// EXPAND USDK,RNO=03,DISP=OLD,FILE='???MESH.RAE'
// EXPAND PPXY,SETNO=1
//

```

リスト 5.1 RAE-W_AB₂(0)0 翼胴結合体

&NAMF2	IDTYPE='CR',		
	XLDC=-2.0000,	RA0=0.00000,	&END
&NAMF2	XLDC=-1.9000,	RA0=0.04766,	&END
&NAMF2	XLDC=-1.8000,	RA0=0.09065,	&END
&NAMF2	XLDC=-1.7000,	RA0=0.12903,	&END
&NAMF2	XLDC=-1.6000,	RA0=0.16289,	&END
&NAMF2	XLDC=-1.5000,	RA0=0.19236,	&END
&NAMF2	XLDC=-1.4000,	RA0=0.21760,	&END
&NAMF2	XLDC=-1.3000,	RA0=0.23882,	&END
&NAMF2	XLDC=-1.2000,	RA0=0.25625,	&END
&NAMF2	XLDC=-1.1000,	RA0=0.27017,	&END
&NAMF2	XLDC=-1.0000,	RA0=0.28088,	&END
&NAMF2	XLDC=-0.9000,	RA0=0.28875,	&END
&NAMF2	XLDC=-0.8000,	RA0=0.29414,	&END
&NAMF2	XLDC=-0.7000,	RA0=0.29749,	&END
&NAMF2	XLDC=-0.6000,	RA0=0.29924,	&END
&NAMF2	XLDC=-0.5000,	RA0=0.29990,	&END
&NAMF2	XLDC=-0.4000,	RA0=0.30000,	&END
&NAMF2	XLDC=-0.3000,	RA0=0.30000,	&END
&NAMF2	XLDC= 0.0000,	RA0=0.30000,	&END
&NAMF2	XLDC= 0.9000,	RA0=0.30000,	&END
&NAMF2	XLDC= 2.2950,	RA0=0.30000,	&END
&NAMF2	XLDC= 2.4950,	RA0=0.30000,	&END
&NAMF2	XLDC= 2.5950,	RA0=0.30000,	&END
&NAMF2	XLDC= 2.6950,	RA0=0.26250,	&END
&NAMF2	XLDC= 2.7950,	RA0=0.22500,	&END
&NAMF2	XLDC= 2.8950,	RA0=0.18750,	&END
&NAMF2	XLDC= 2.9950,	RA0=0.15000,	&END
&NAMF2	XLDC= 3.3950,	RA0=0.04766,	&END

リスト 5.2 胴体形状

0.0000	0.000000	0.1400	0.037046	0.6200	0.030308
0.0010	0.003515	0.1500	0.037982	0.6400	0.028503
0.0020	0.004966	0.1600	0.038847	0.6500	0.028039
0.0030	0.006078	0.1800	0.040380	0.6600	0.027267
0.0040	0.007013	0.2000	0.041674	0.6800	0.025707
0.0050	0.007835	0.2200	0.042746	0.7000	0.024126
0.0060	0.008576	0.2400	0.043610	0.7200	0.022531
0.0070	0.009256	0.2500	0.043966	0.7400	0.020926
0.0075	0.009578	0.2600	0.044271	0.7500	0.020121
0.0080	0.009888	0.2800	0.044730	0.7600	0.019317
0.0090	0.010460	0.3000	0.044972	0.7800	0.017707
0.0100	0.011039	0.3200	0.044960	0.8000	0.016097
0.0120	0.012074	0.3400	0.044752	0.8200	0.014487
0.0125	0.012318	0.3500	0.044582	0.8400	0.012878
0.0140	0.013022	0.3600	0.044376	0.8500	0.012073
0.0160	0.013901	0.3800	0.043855	0.8600	0.011268
0.0180	0.014721	0.4000	0.043205	0.8800	0.009658
0.0200	0.015494	0.4200	0.042438	0.9000	0.008049
0.0250	0.017257	0.4400	0.041565	0.9200	0.006439
0.0300	0.018832	0.4500	0.041091	0.9250	0.006036
0.0350	0.020262	0.4600	0.040595	0.9400	0.004829
0.0400	0.021577	0.4800	0.039539	0.9500	0.004024
0.0500	0.023903	0.5000	0.038403	0.9600	0.003219
0.0600	0.026008	0.5200	0.037196	0.9750	0.002012
0.0700	0.027863	0.5400	0.035924	0.9800	0.001610
0.0750	0.028722	0.5500	0.035265	0.9875	0.001006
0.0800	0.029540	0.5600	0.034592	1.0000	0.000000
0.0900	0.031067	0.5800	0.033209		
0.1000	0.032466	0.6000	0.031779		
0.1200	0.034938				

リスト 5.3 翼型

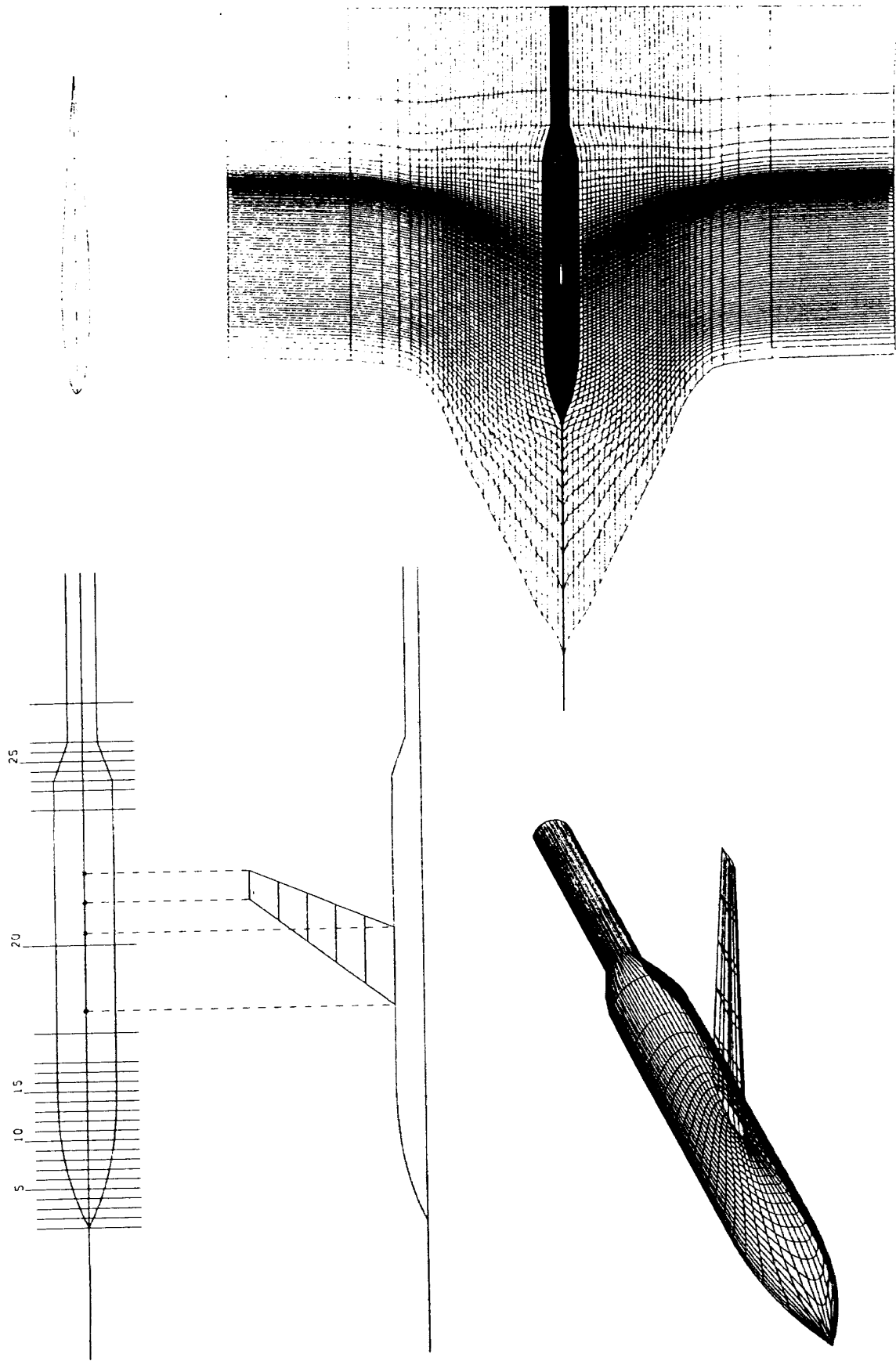
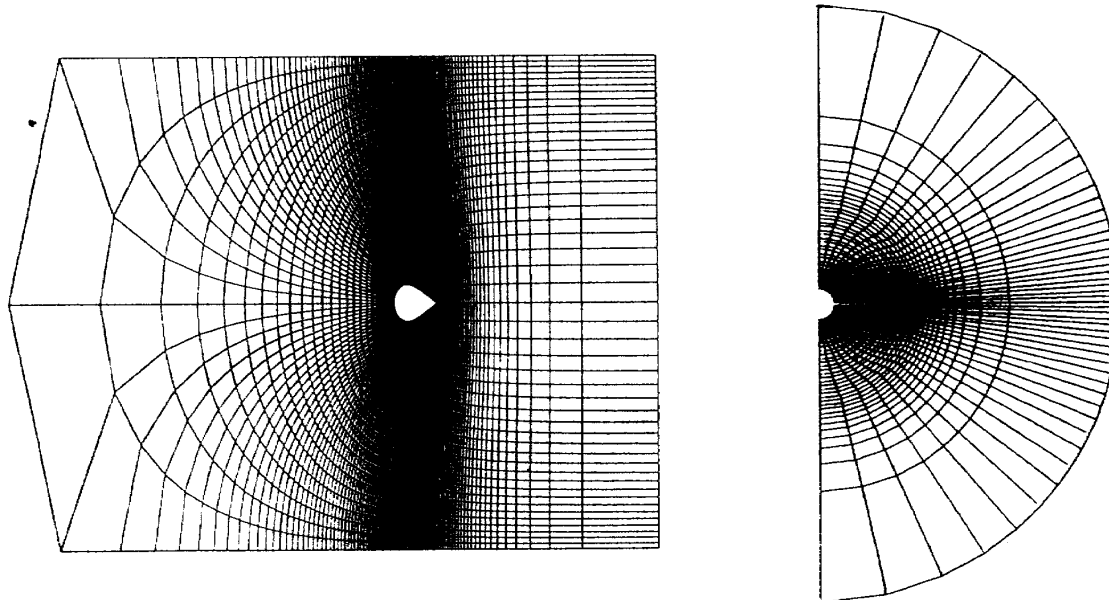
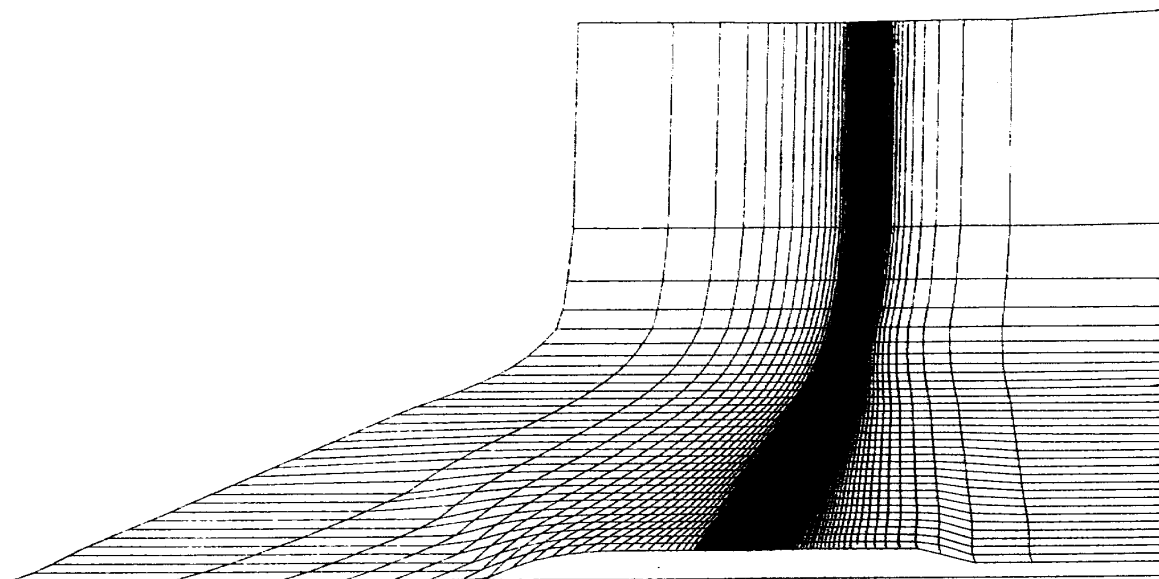


図 5.1 RAE-W_AB₂(0)0 翼胴結合体

図 5.2 RAE- $W_A B_2(0)$ 翼胴結合体

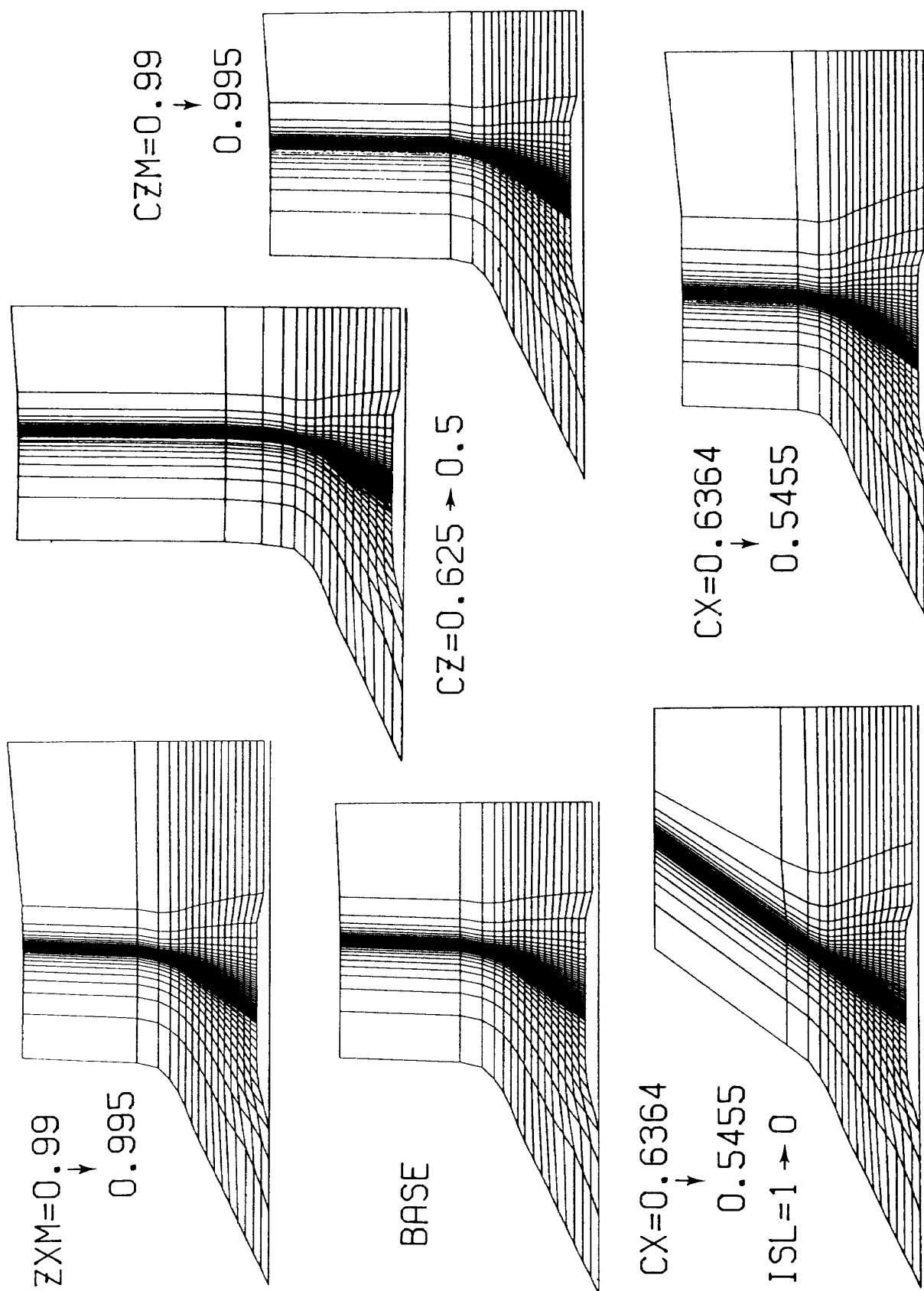


図 6.1 制御変数による格子の変化

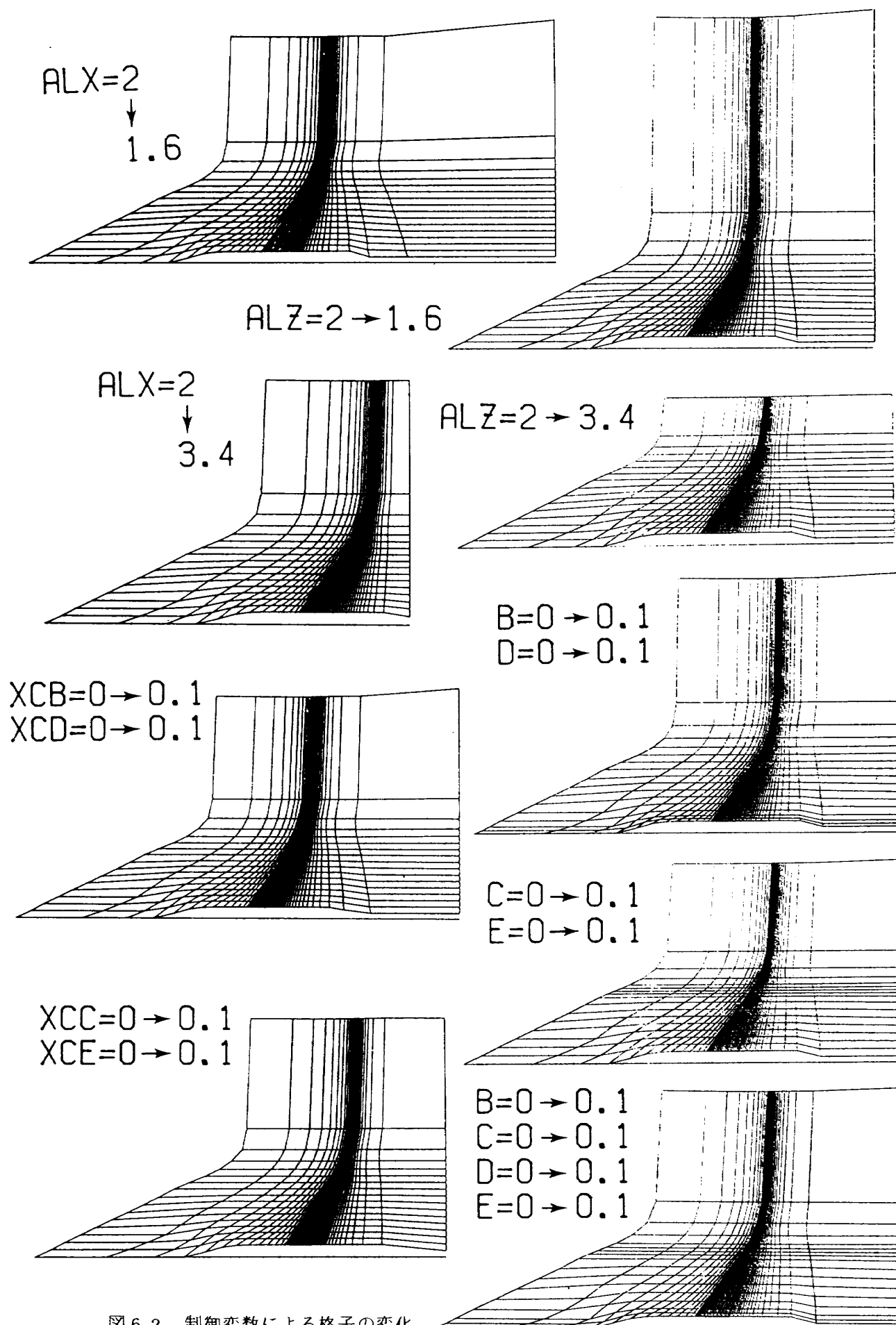


図 6.2 制御変数による格子の変化

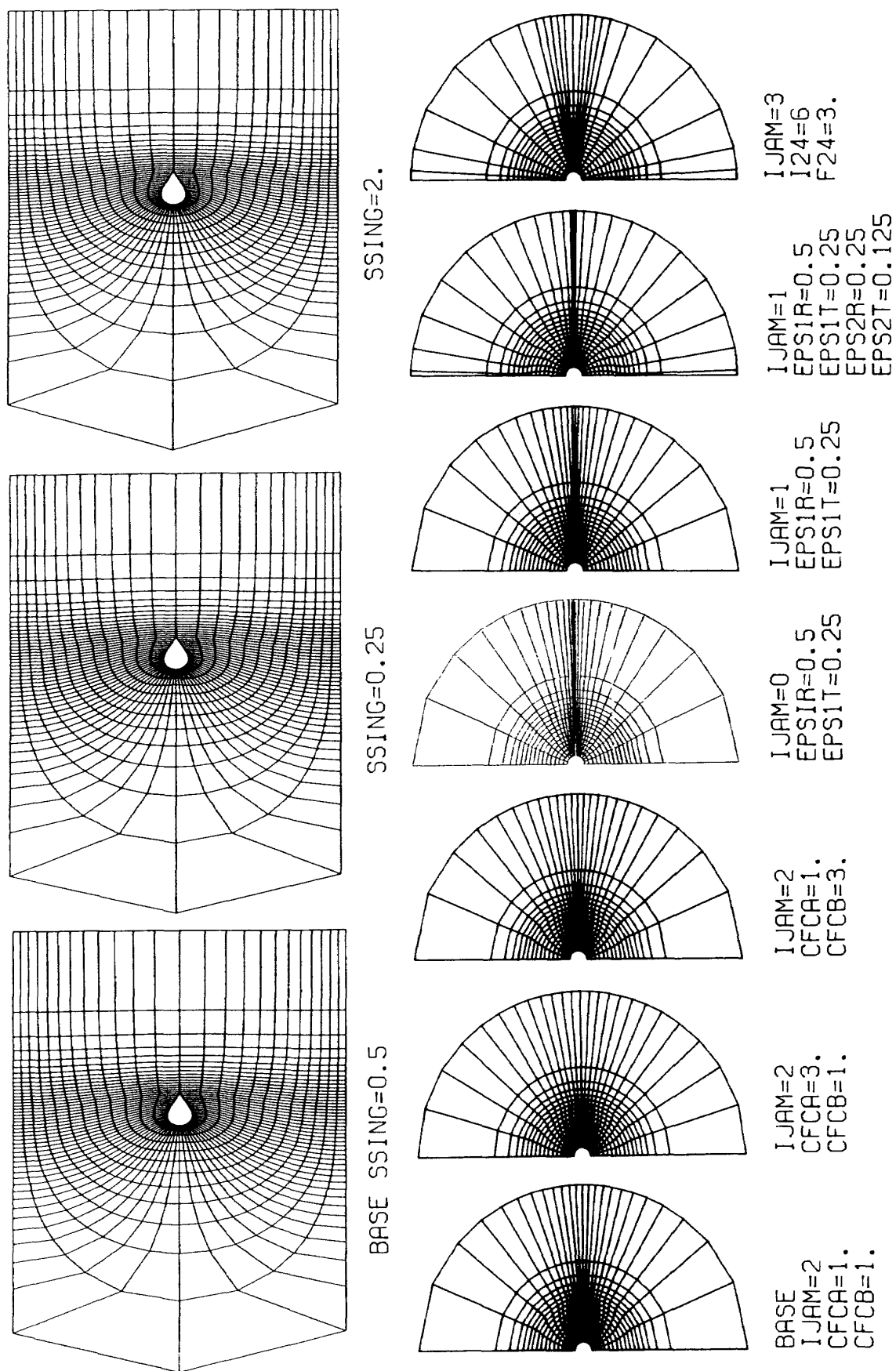


図 6.3 制御変数による格子の変化

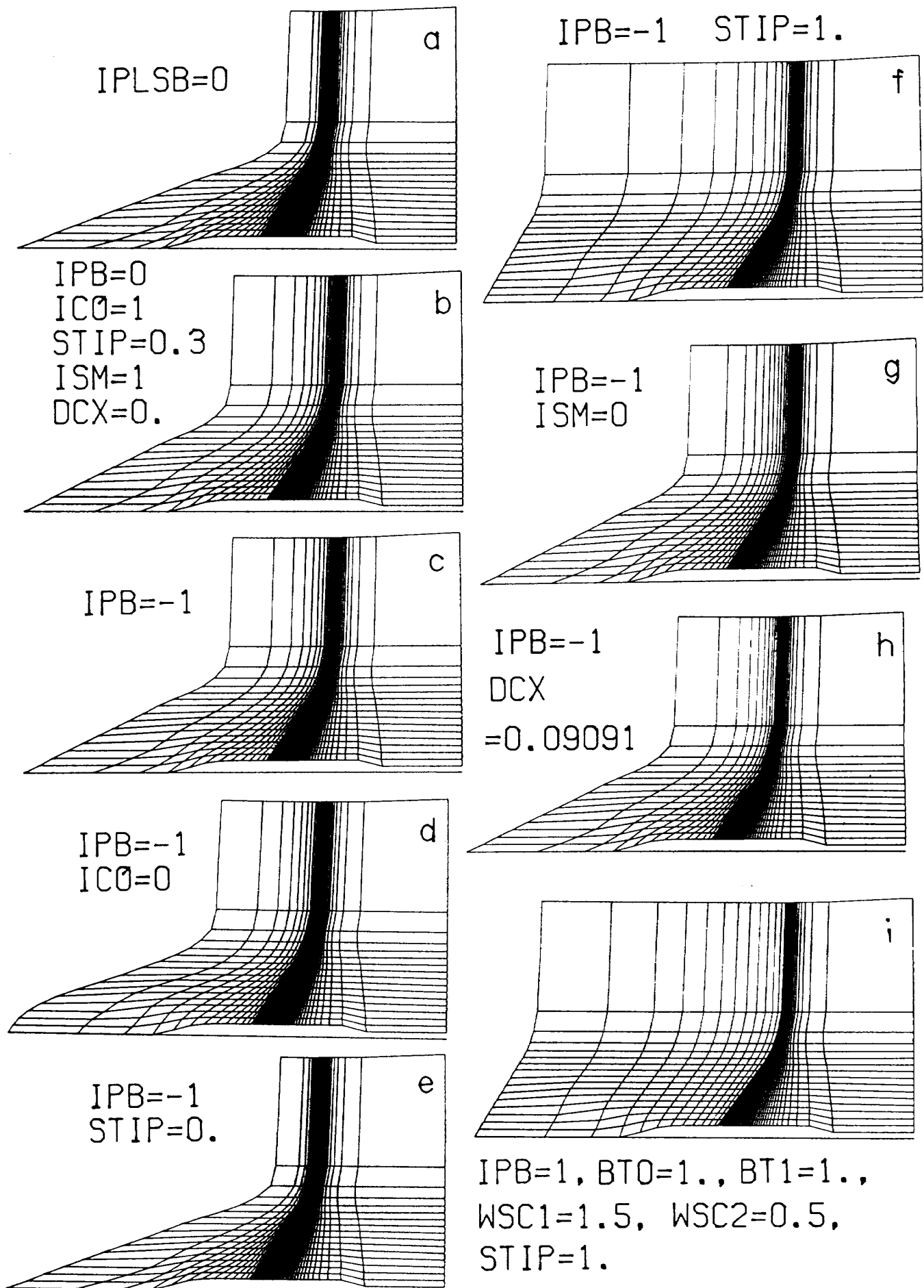


図 6.4 制御変数による格子の変化

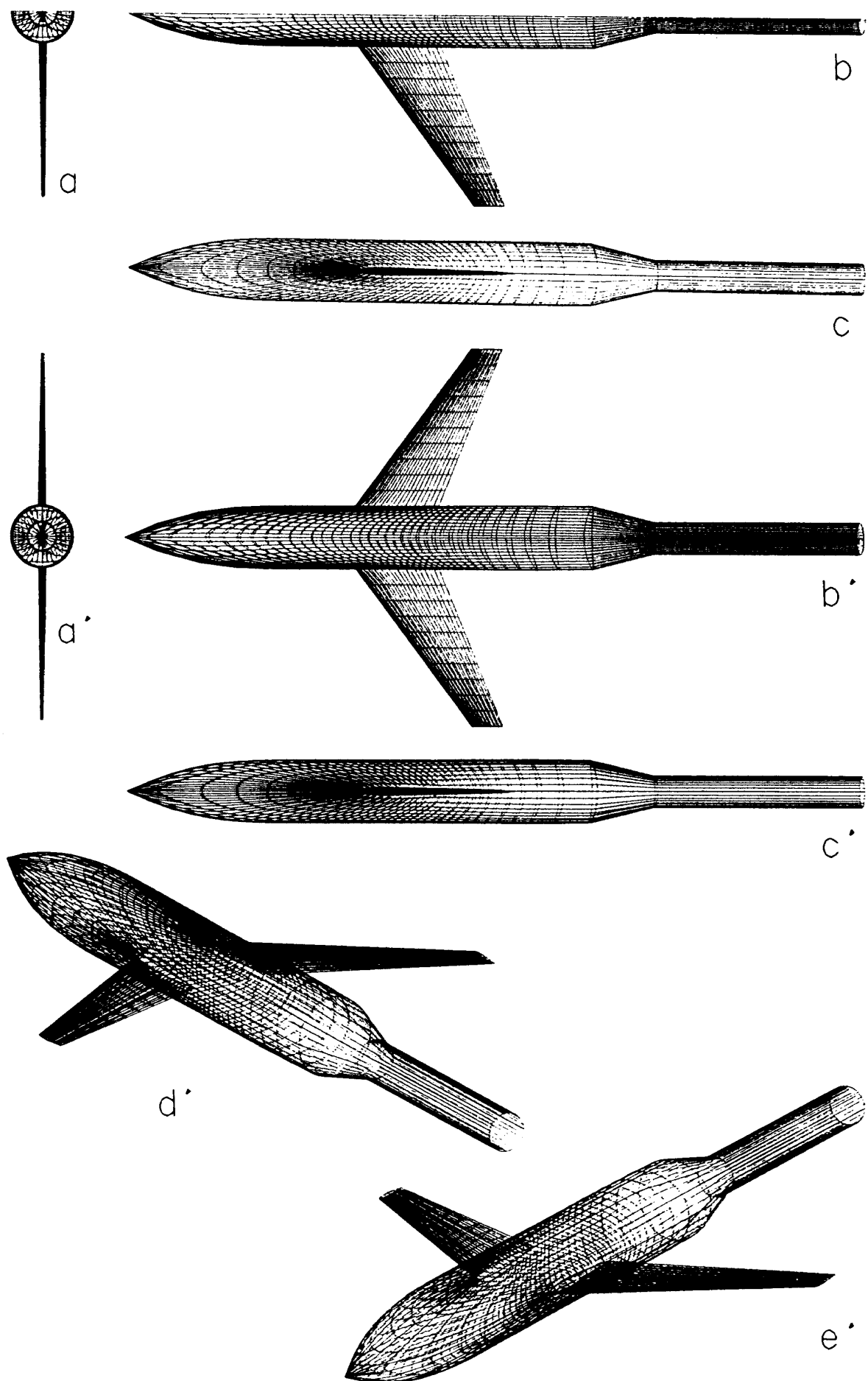


図 6.5 RAE-W_AB₂(0)0 翼胴結合体の遠近図

航空宇宙技術研究所報告 864号

昭和60年7月発行

発行所 航空宇宙技術研究所

東京都調布市深大寺東町7丁目44番地1

電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182

印刷所 株式会社 東京プレス

東京都板橋区桜川 2 - 27 - 12

Printed in Japan