

# 解析的方法による航空機全機周りの計算格子生成

高 梨 進\* 伊 沢 隆 男\*\*

## Analytical Method for Generating Computational Grids about Complete Aircraft Configurations

by

Susumu TAKANASHI  
*National Aerospace Laboratory*

Takao ISAWA  
*Nippon Time Share Co.*

### ABSTRACT

A method for constructing boundary-fitted grids for realistic aircraft configurations is described in this paper. The present grid generation procedure is based on the successive use of Caughey's wind tunnel mapping. The major advantage of the method is that the whole flow field can be transformed into a single rectangular computational domain, even for complex geometries such as that of the ONERA M-5 model.

Typical examples of nearly orthogonal grid systems hitherto obtained are also presented.

### 1. ま え が き

近年電子計算機の飛躍的進歩によって、複雑な形状まわりの流れ場解析も可能となってきた。これらは、流れ場を支配する偏微分方程式を有限差分方程式、あるいは有限体積方程式に変換して、その数値解を得るものである。このため、流れ場領域に格子網を発生させ、領域を有限個の微小セルに分割する必要がある。しかも、この格子網は物体形状に適合する直交性を持った座標系を構成し、境界条件の設定しやすい形のものでなければならない。

計算格子生成法は、これまでに多くの人達によって種々提案されているが<sup>1,2)</sup>、それぞれに一長一短

があり、取り扱う問題、方程式のレベル、物体形状等に応じて適宜使い分けているのが現状である。著者らは先に、解析的方法による翼胴結合体周りの計算格子生成法を提案したが<sup>3)</sup>、今回はこれを更に発展させて水平尾翼、垂直尾翼を含む形状にも適用できる格子生成コード「FULCON」を開発したので報告する。

### 2. 格子構成の手順

図1のような簡単なモデルを使用して、格子生成の中核について述べる(より複雑な物体形への拡張は3~8で述べる)。

[基本モデル]

- (1) 胴体形状:  $x$ 軸を中心とする回転体
- (2) 主翼形状: 上反角 $0^\circ$ の中翼
- (3) 水平尾翼形状: 上反角 $0^\circ$ の中翼

\* 航空宇宙技術研究所

\*\* 日本タイムシェア株式会社

(4) 垂直尾翼形状：厚みのない垂直翼

2.1 胴体上の格子構成

Caughey の風洞壁変換<sup>4)</sup>を用いて胴体表面に2次元格子網を張る手順を以下に示す。

(1) 胴体を対称面に押しつぶす変換

$x$ を固定したときの $y-z$ 平面を複素平面 $\phi$ とし、変換後の $u-v$ 平面を $\psi$ としたとき、

$$\psi = 1/2 \cdot (\phi + R^2/\phi), \quad \phi = y + iz,$$

$$\psi = u + iv, \quad R: \text{胴体半径} \quad \textcircled{1}$$

により、胴体断面を $u$ 軸に押しつぶす。この操作を $x$ 方向にスweepさせ胴体を対称面に押しつぶす。

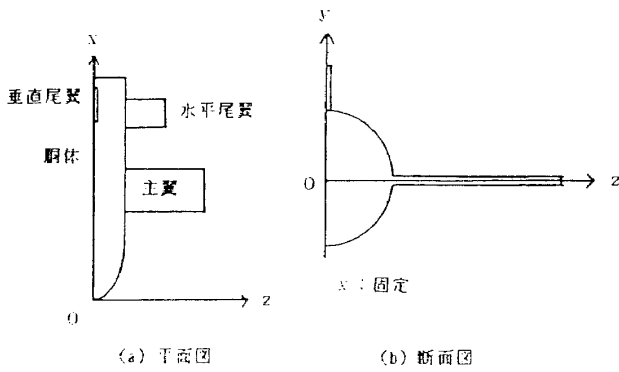


図1 基本モデルと座標系

(図2)。

(2) 対称面に押しつぶした胴体の輪郭、翼型・WAKEを切り開く変換

対称面に押しつぶした胴体輪郭、翼型・WAKEを特異点 $(x_s, 0)$ を中心に風洞壁変換の逆写像を用いて切り開く(図3)。対称面、切り開いた平面を、そ

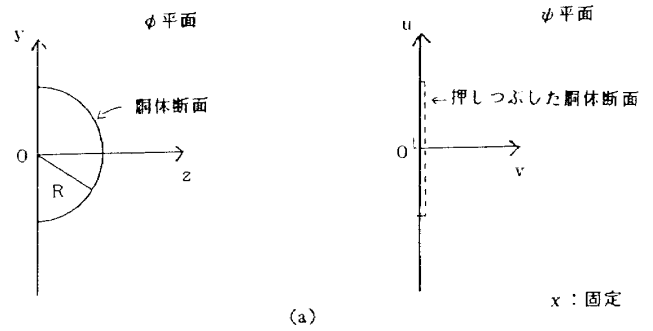


図2 円柱胴体を対称面に押しつぶす変換

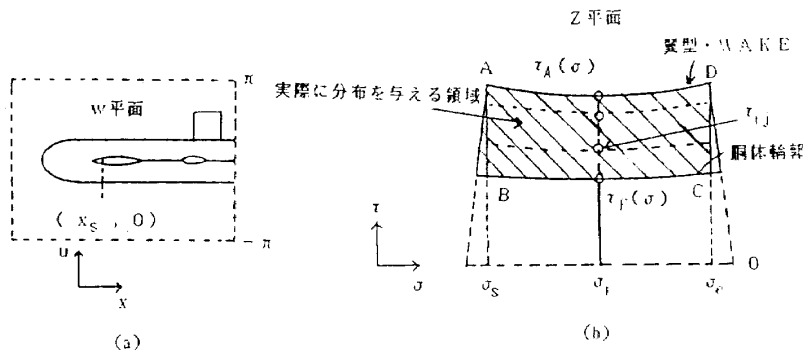


図3 対称面から計算面への変換

それぞれ複素平面  $w, Z$  とすると,

$$Z = \log(1 - \exp(w - w_s) + (\exp(2(w - w_s)) - 2 \exp(w - w_s))^{1/2})$$

$$w = x + iu, z = \sigma + i\tau, w_s = x_s - \log 2 \quad (2)$$

により, 切り開く (図3)。(2)は多価であるので,  $Im Z \geq 0$  の分枝を取り1価になおす。

(3) 計算面

$Z$  平面において, 翼型・WAKE に対応する曲線を  $\tau_A(\sigma)$ , 胴体輪郭に対応する曲線を  $\tau_F(\sigma)$  とする。また下流のWAKEの境界に対応する  $\sigma$  座標を  $\sigma_s, \sigma_e$  としたとき, この4つの曲線で囲まれた領域 ABCD を,  $\xi - \eta$  平面の矩形 EFGH ( $[0, 1] \times [0, 1]$ ) に次の変換を使用して写像する (図3)。

$$\begin{aligned} \sigma &= g(\xi), \\ \tau(\xi, \eta) &= \tau_A(\sigma) - (\tau_A(\sigma) - \tau_F(\sigma)) \cdot h(\eta) \end{aligned} \quad (3)$$

但し,  $g$  は,  $g(0) = \sigma_s, g(1) = \sigma_e$  を満たす単調増加関数,  $h$  は,  $h(0) = 0, h(1) = 1$  を満たす単調増加関数。次に,  $\xi - \eta$  平面に矩形格子を与える。 $d\xi = 1/(i_{max} - 1), d\eta = 1/(j_{max} - 1)$  をきざみ幅とすると,  $Z$  平面で,

$$\begin{aligned} z_{ij} &= \sigma_i + i\tau_{ij} \\ &= g((i-1)d\xi) + i\tau((i-1)d\xi, (j-1)d\eta) \end{aligned} \quad (4)$$

で表わされる格子網が構成される。

(4) 風洞壁変換により,  $Z$  平面を特異点を中心に閉じさせる。

$$\begin{aligned} w_{ij} - w_s &= \log(1 - \cosh Z_{ij}), \\ x_{ij} &= \text{Re}(\log(1 - \cosh Z_{ij})) + x_s - \log 2, \\ u_{ij} &= \text{Im}(\log(1 - \cosh Z_{ij})) \end{aligned}$$

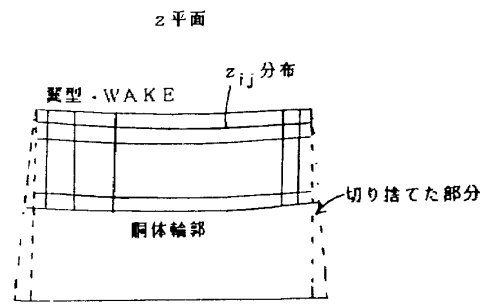
(5) 平板を円にする変換により胴体上の格子網を発生させる。各  $x_{ij}$  に対して胴体半径  $R_{ij}$  を求め,

$$\begin{aligned} \phi_{ij} &= \psi_{ij} + (\psi_{ij}^2 - R_{ij}^2)^{1/2}, \\ \phi_{ij} &= y_{ij} + iz_{ij}, \psi_{ij} = u_{ij} + iv_{ij} \end{aligned} \quad (6)$$

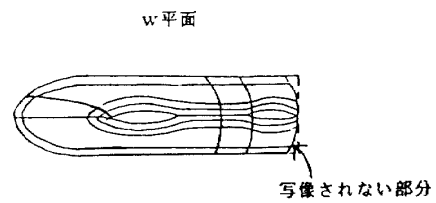
により, 格子座標を求める (図4)。(  $Im \phi \geq 0$  の分枝をとる。)

2.2 仮想胴体上の格子生成

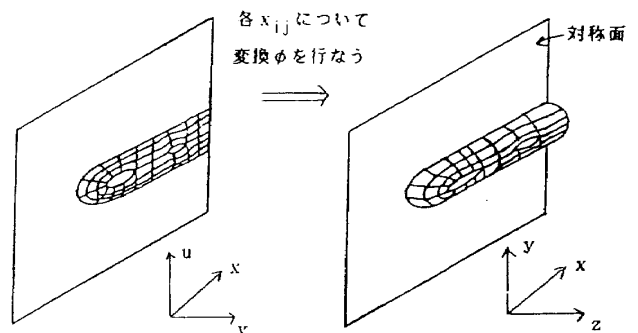
図5に示すような胴体形状を拡大した仮想的な胴体を考える。仮想胴体上に翼型・WAKEを射影し, このまわりに2.1の格子生成を行なえば, 仮想胴体



(a)



(b)



(c)

図4 切り開かれた平面を閉じさせる逆変換

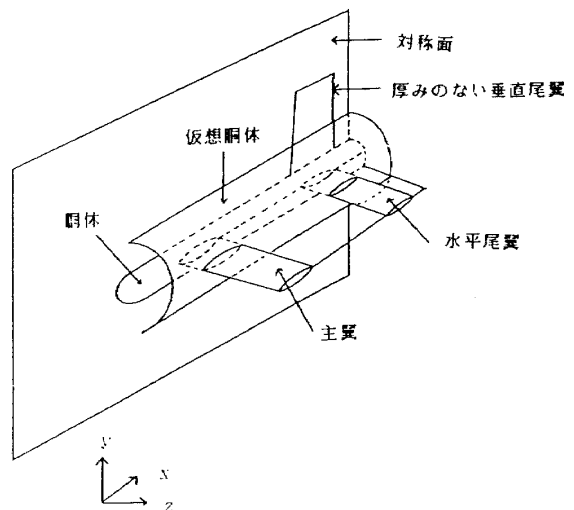


図5 胴体を囲む仮想胴体

上の格子生成ができたことになる。これを、 $z$ 方向にスweepさせれば胴体を包む格子が次々に構成される。

(1) 遠方仮想胴体の決定

主翼前縁を結んだ直線が、対称面と交わる $x$ 座標を $e$ とするとき、図6に示す平面図上の遠方仮想胴体を

$$\begin{aligned} (x-e)^2/a^2+z^2/b^2=1(x \leq e), \\ z=b(x > e) \end{aligned} \tag{7}$$

で与える。ここで、 $b$ は既知とし、 $a=mb+e$ 、 $m > 1$ とする。

(2) 仮想胴体の決定

記号を次のようにとる。

$(\hat{r}, \hat{\theta})$  : 遠方仮想胴体の極座標表現

$(x, z)$  : 遠方仮想胴体の $x-z$ 座標

$(x_c, z_c)$  :  $(e, 0)$ と $(\hat{r}, \hat{\theta})$ を結ぶ線分と胴体輪郭との交点

$\hat{r}_c$  :  $(e, 0)$ と $(x_c, z_c)$ 間の距離

$d_0$  : root部の主翼前縁から遠方の主翼前縁に至る距離

$d$  : root部の主翼前縁から仮想胴体に射影した主翼前縁に至る距離

ここで、 $x \leq e$ においては、 $(e, 0)$ から仮想胴体までの距離を、

$$\tilde{r} = \hat{r}_c + d/d_0(\hat{r} - \hat{r}_c)$$

で定める。

従って、 $x \leq e$ での仮想胴体断面形状は、

$$\begin{aligned} \text{仮想胴体半径} &= \tilde{r} \cdot \cos \hat{\theta}, \\ x \text{座標} &= -\tilde{r} \cdot \sin \hat{\theta} + e, \\ \text{中心}y \text{座標} &= 0 \end{aligned} \tag{8}$$

$x > e$ では、胴体半径を $R$ としたとき、次式により断面形状を定める。

$$\begin{aligned} \text{仮想胴体半径} &= R + d/d_0(b - R), \\ x \text{座標} &= \text{既知}, \\ \text{中心}y \text{座標} &= 0 \end{aligned} \tag{9}$$

### 3. 胴体断面形状の円への変換と逆変換

各 $x$ ステーションの胴体断面形状が円でないとき、2で示した格子生成の前に胴体断面を円に変換する(図7)。

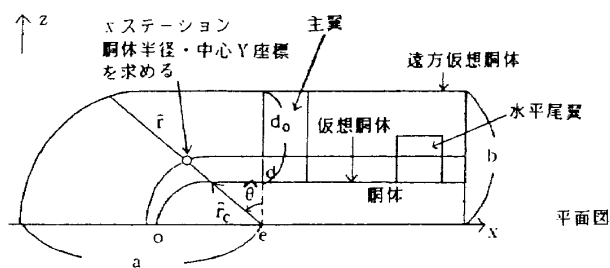


図6 仮想胴体の構成

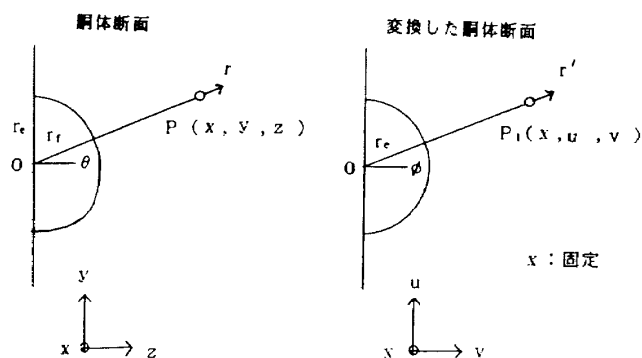


図7 胴体断面形状の円への変換

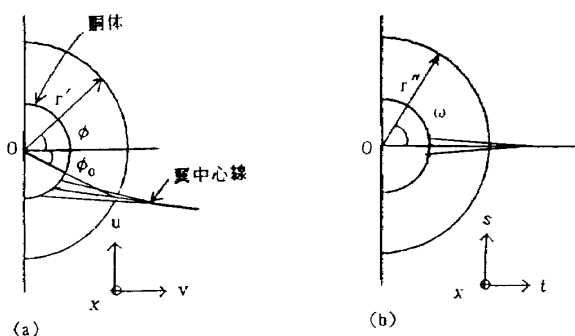


図8 中翼への変換

(1) 変換

$x$ を固定したとき、 $y-z$ 平面、 $u-v$ 平面を極座標表示し、それぞれ $(r, \theta)$ 、 $(r', \phi)$ とする。また、 $r_e$ を $\theta = \pi/2$ に対応する胴体半径(変換後の円の半径になる)、 $r_f$ を $\theta$ に対応する胴体半径、 $a(a > 0)$ を変換の強度を示すパラメータとすると、この2つの2次元空間を、

$$r = r' + (r_f - r_e) \cdot \exp(-a(r' - r_e)), \theta = \phi \tag{10}$$

によって関係づける。

(2) 逆変換

4.(2)で述べる逆変換の後に⑩を使い胴体断面形状を元に戻す。

4. 翼形状の中翼への変換と逆変換

胴体断面を円にした後、翼を回転し中翼にする変換を考える。

(1) 変換の定義

$u-v$ 平面,  $s-t$ 平面を極座標表現し  $(r', \phi)$ ,  $(r'', \omega)$  で表わす。また、翼中心線を  $(r', \phi_0)$  で定義する(図8)。

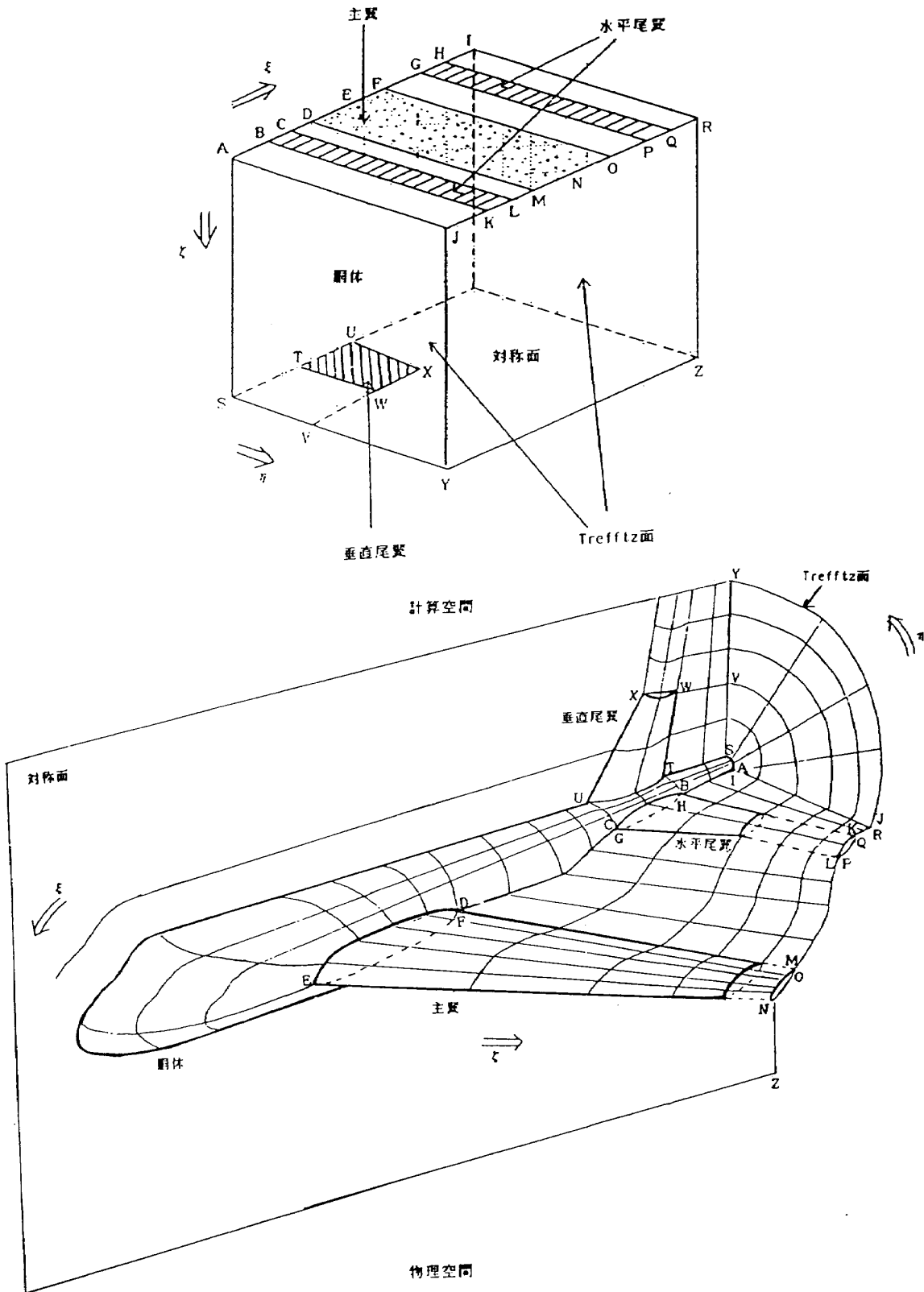


図9 計算空間と物理空間の対応

変換に際し対称面は動かず，翼中心線が変換後  $\omega = 0$  となる回転変換

$$r'' = r', \omega = F(\phi) \tag{11}$$

を考える。 $F$ は，次の条件を満たす  $[-\pi/2, \pi/2]$  上の単調増加な  $C^1$  級以上の関数である。

$$F(\phi_0) = 0, F(\pm\pi/2) = \pm\pi/2 \tag{12}$$

(2) 逆変換

2. の格子生成が終わった後に，(11)を  $\phi$  に関して解き，翼を回転して元の状態に戻す。

5. 垂直尾翼を対称面に押しつぶす変換

垂直尾翼が厚みを持つ場合には(11)において， $F(\phi_{vw}) = \pi/2, F(-\pi/2) = -\pi/2$  となるように  $F$  を再定義すればよい。但し  $\phi_{vw}$  は垂直尾翼と胴体または仮想胴体と交わる点の  $\phi$  座標である。

6. 物理空間と計算空間

2, 3, 4, 5. の変換によって構成した，一般的な航空機形状に対する計算空間と物理空間の対応を図 9 に示す。

7. 生成された格子の例

FULCON により生成された格子の代表例を図 10 ~ 図 13 に示す。

8. T 尾翼への拡張

T 尾翼の場合には，水平尾翼を等角写像を使って対称面に押しつぶせば，格子のトポロジーは単に一個の垂直尾翼が存在する場合と等価になり，T 尾翼の翼面は立方体の計算空間の側面に写像される。

9. むすび

Caughey の風洞壁変換を用いて胴体・主翼・水平尾翼・垂直尾翼の結合体周りに，空間格子を発生させる解析的方法を開発した。本方法の主な特長は次の通りである。

- (1) 物体表面はすべて立方体の計算空間の側面に写像されるため，境界条件の設定が容易である。これに関連して，格子の段階的細分化，ソルバーのベクトル化，マルチ・グリッドの適用が容易である。
- (2) 解析的方法であるため，生成時間が短い (FACOM M-380 で 20 秒程度)。
- (3) 格子の直交性に優れている。
- (4) 翼型・WAKE, 胴体輪郭, および遠方境界上で任意に格子点を指定できる機能を OPTION として備えている。

図 10 に示す格子は実際に遷音速ナビエ・ストークス流れの数値シミュレーションに適用され，高い分解能を有する数値解が得られている<sup>5)</sup>。

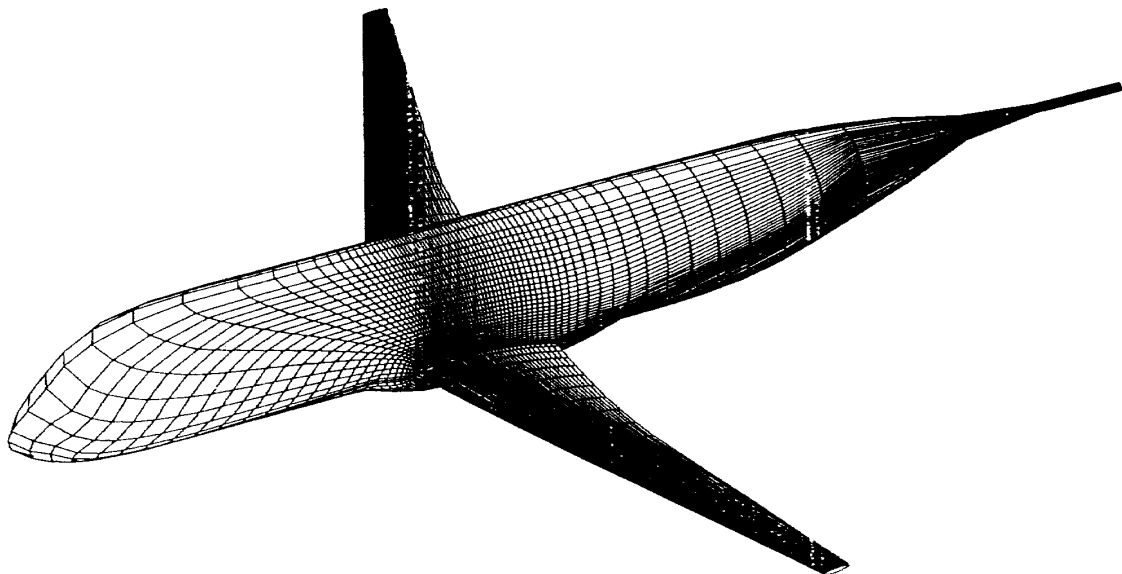


図 10 実機の翼胴結合体 WBJM85 の表面に張られた格子網

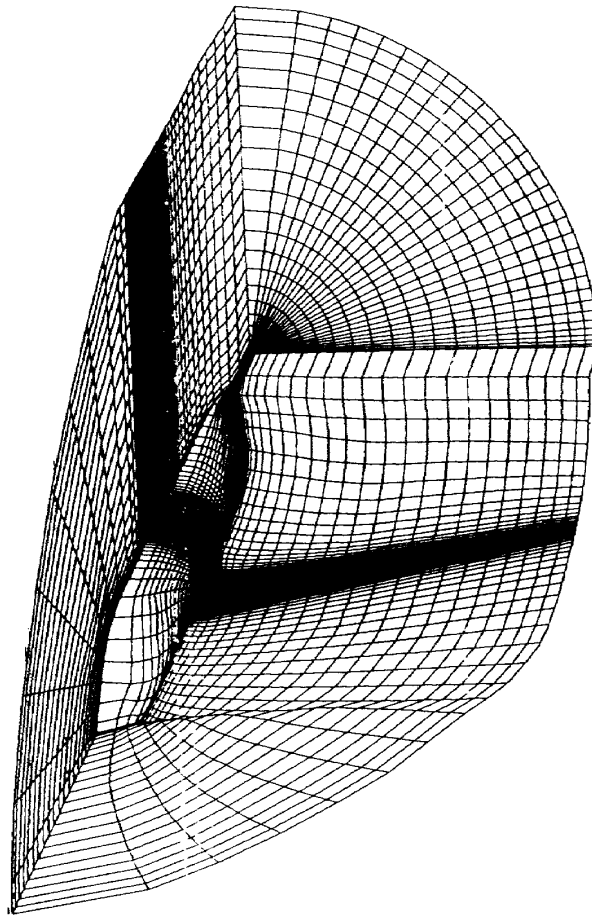


図11 WBJM85 周りの空間格子

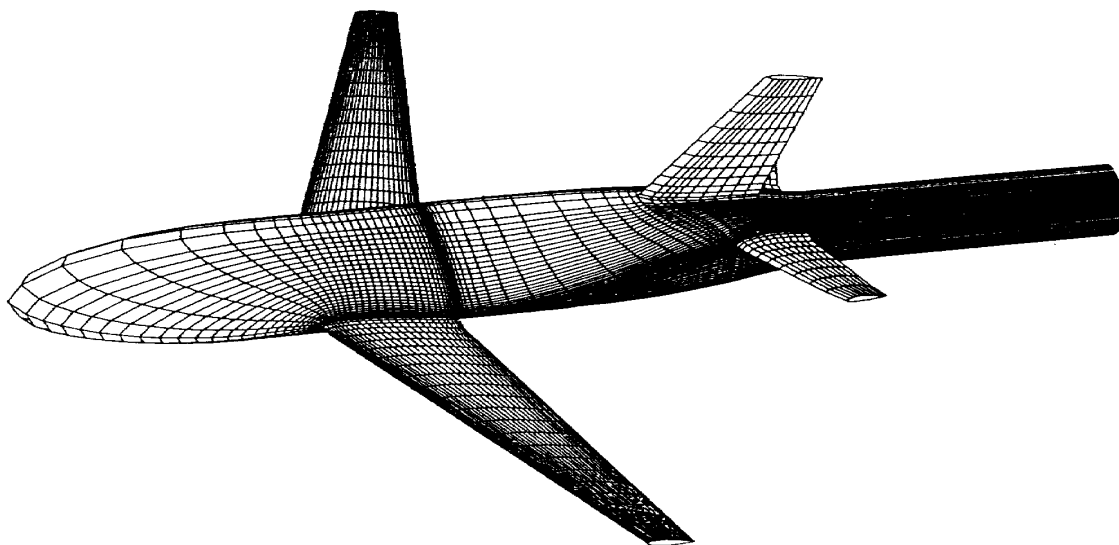


図12 ONERA M-5モデルの表面に張られた格子網

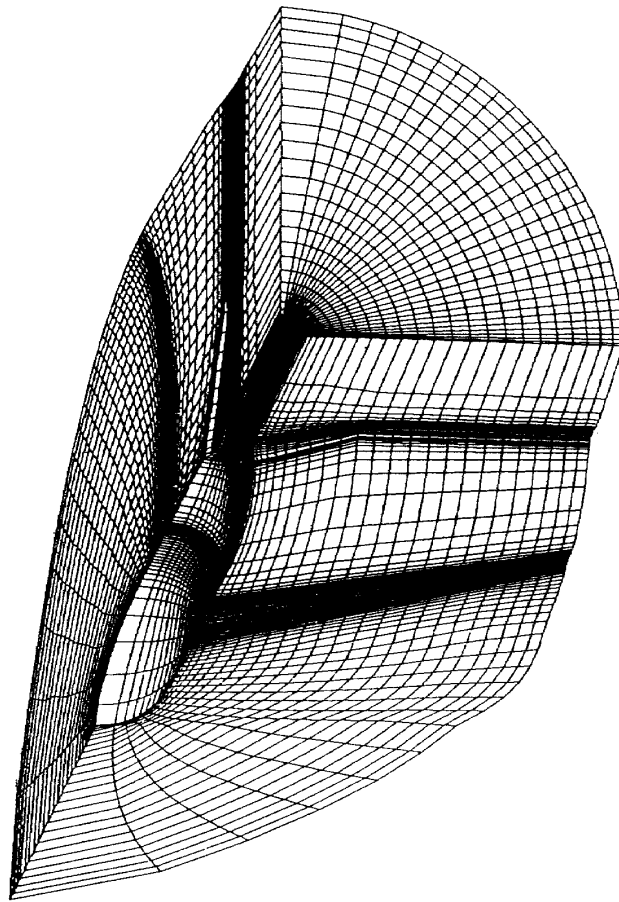


図13 ONERA M-5周りの空間格子

#### 参 考 文 献

- 1) Thompson, J.F. (ed.): Numerical Grid Generation, North-Holland, 1982.
- 2) Thompson, J.F., Warsi, Z.U.A. and Mastin, C.W.: Numerical Grid Generation, North-Holland, 1985.
- 3) 高梨 進, 伊沢隆男: 「航空機まわりの計算格子網の生成」第16回流体力学講演会講演集, 1984.
- 4) Caughey, D.A.: A Systematic Procedure for Generating Useful Conformal Mappings, International Journal for Numerical Methods in Engineering, Vol. 12, 1978.
- 5) Fujii, K. and Obayashi, S.: Navier-Stokes Simulation of Transonic Flow over Wing-Fuselage Combinations, AIAA-86-1831, 1986.