

設計線図システムを用いた機体表面計算格子の生成

若 井 洋*

A Grid Generation on Body Surface Using Master Dimension System

by

Hiroshi WAKAI
Fuji Heavy Industries, Ltd.

ABSTRACT

A method for generation of structural 3-D body surface grids is described in this paper. The present grid generation procedure is based on the use of the interpolation function of MASTER DIMENSION SYSTEM, which is used to define the wind tunnel test model shape, and which generates body surface grid automatically satisfying several geometrical requirements. The advantage of this method is that we can improve the efficiency of grid generation work and make grids quickly corresponding to the change of wind tunnel test model shape. The typical example of grid around a wing-body configuration generated by this method and the result of Navier-Stokes analysis are also presented in this paper.

1. はじめに

航空機メーカーに於て、ナビエ・ストークス解析は実用段階に入ってきており、翼や機体の空力設計サイクルの短縮に不可欠な要素といえる。しかし、実際に3次元の機体周りの流れを差分法で解析するとき、機体の表面及び空間に計算格子を生成する作業は大きな割合を占める。特に機体表面格子は人手に依るところが多く自動化が困難であった。今回計算格子生成の効率を高めるために、風洞試験模型の形状線図を定義する大型計算機的设计線図システム (Master Dimension System) の機能と予め定義された模型線図データを用いて容易に且つ質の高い機体表面計算格子を生成する手法を確立した。又、この手法で輸送機形状(翼

胴結合体) 周りに格子を生成しナビエ・ストークス解析を実施したので併せて報告する。

2. 風洞試験とナビエ・ストークス解析作業の対応

機体の空力設計に於ける風洞試験のサイクルとそれに対応するナビエ・ストークス解析の位置付けを図1に示す。近年のスーパーコンピュータの発展により、3次元で格子点100万点を越える計算でも数時間で結果を得ることができるようになった。これからは頻りに変更される機体形状にすばやく対応し、風洞試験に先んじて解析を進められることが期待されている。ナビエ・ストークス解析の一連の作業の中で、計算格子生成作業は風洞試験に於ける模型制作に対応し、模型と同様、線図システムのデータベース場にある線図データを元に作られる。従来機体表面の格子は線図データ

* 富士重工業株式会社

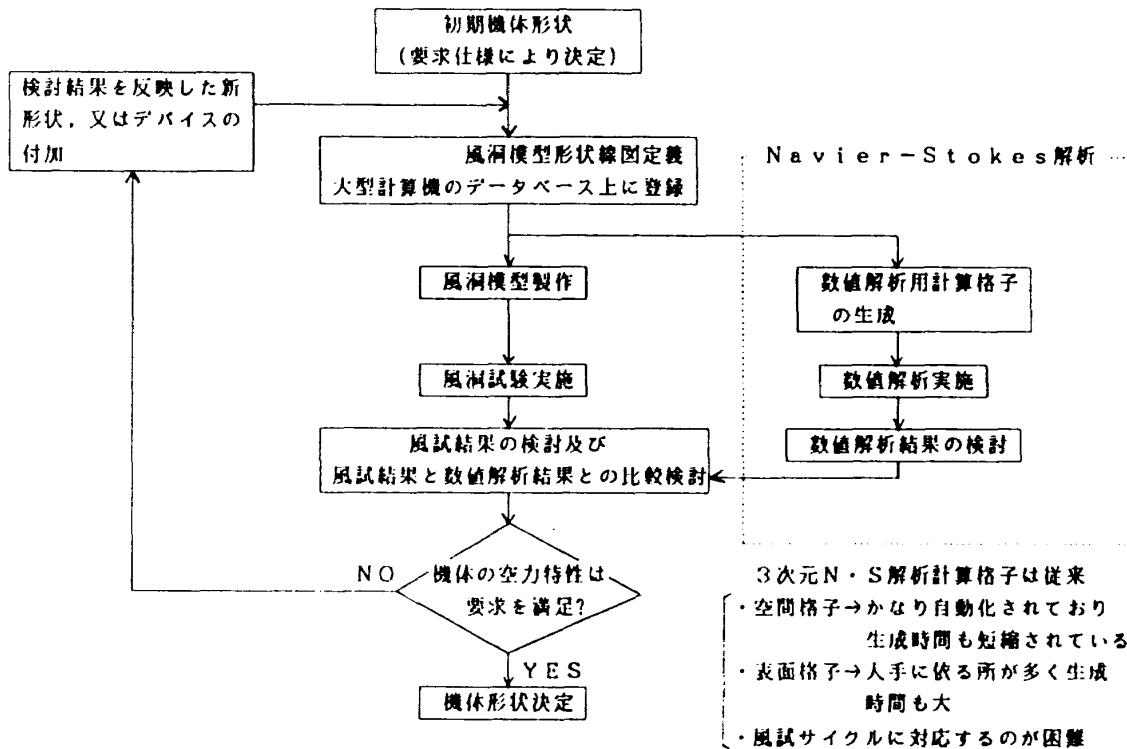


図1 風洞試験とナビエ・ストークス解析作業の対応

を3次元CAD等で切り出して作成していたが、時間を要し翼胴結合部などは切り出しに困難を伴う。この部分を自動化することにより、計算作業の効率も上がり、線図データの更新にもすばやく対応することが出来るようになる。

3. 表面格子の生成

基本的な格子生成の考え方は、まず3次元の機体形状を2次元平面に押し広げるように写像し、その平面上で任意の計算格子を生成する。次に、得られた2次元の格子点を再び元の3次元機体表面に写像することにより表面格子を得るというものである。本表面格子生成法を、輸送機形状の翼胴結合体表面にC型格子を生成する場合を例に述べる。

① 機体表面の2次元化

図2に線図システムで定義した翼胴結合体の模型形状を示す。これを2次元平面に写像するには、図3に示す様に、機体軸と直交する断面内で、機体側線から機体を半裁する境界線までの機体表面に沿った距離(Lnu:側線より上側, Lnl:側線より下側)を線図システムの測距機能を用いて測距し、その境界までの距離を平面上の座標点とする。

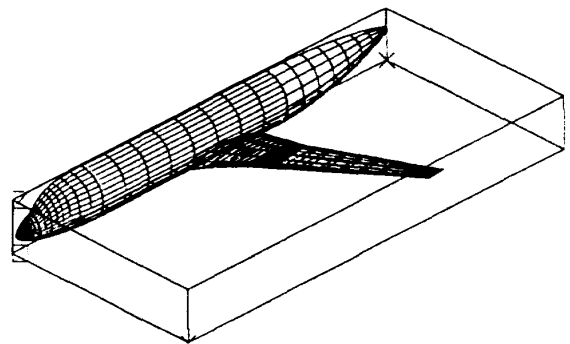


図2 線図システム上の風試模型形状

これを機体のノーズからテールまで行うことにより、機体の皮を剥くように表面を平面に写像する。

② 写像平面上の機体表面格子の生成

次に、平面写像した機体表面上で任意の手法を用いて在翼周りにC型計算格子を生成する。図4に写像平面上の機体表面計算格子を示す。この段階である程度3次元に復元した時の状態を想定して格子を生成する。

③ 平面格子点の3次元機体表面への写像

線図システムの測距機能と、任意の始点からの指定距離の座標値を求める機能を用いて、②の作業で得られた機体側線から各格子点までの距離(Lgu:側線より上側, Lgl:側線より下側)を、

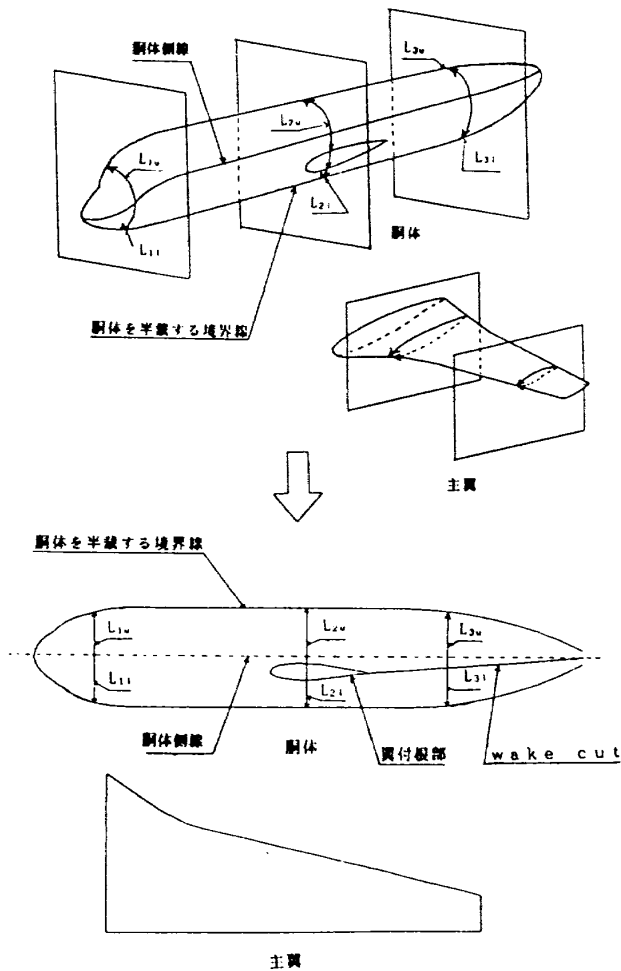


図3 機体表面の平面への写像

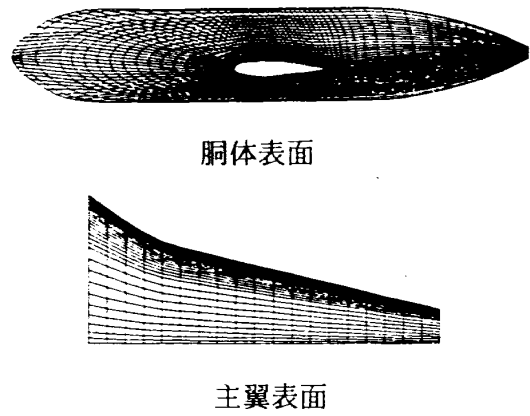


図4 写像平面上の機体表面格子 (C型格子)

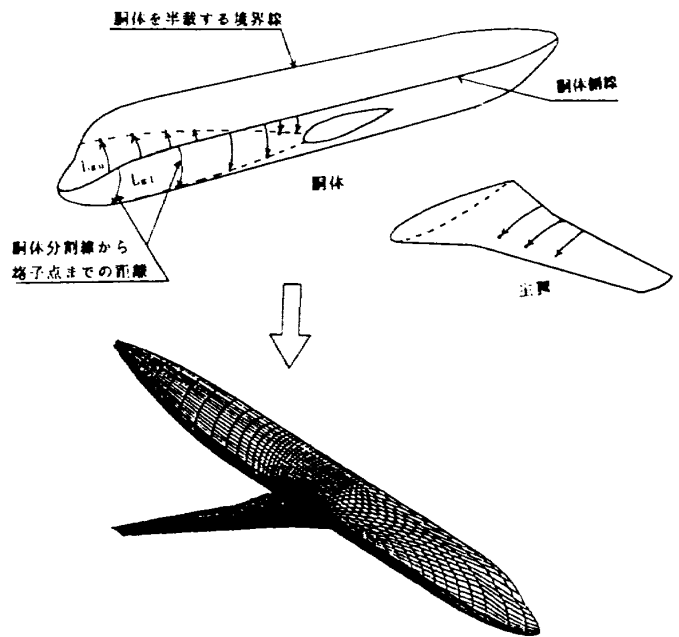


図5 平面格子点の3次元機体表面への復元写像

側線を始点とした3次元機体表面上の点として、その座標値を求める。図5に写像平面上の格子点の機体表面への復元法を示す。これを格子点全点に対して行えば、3次元機体表面格子が完成する。主翼表面の格子についても全く同じ手法で生成できる。主翼の場合、胴体の平面化及び格子の復元の基準線である胴体側線に対応するのは主翼後縁である(図2, 3, 4参照)。

上記の一連の作業の内①と③の線図システム上で行う部分は自動化してあり、作業者が介入するのは②の2次元格子の生成だけである。これも格子の集中と直交性を吟味し、生成パラメーターの設定を変える操作以外は自動化してあり、又、2次元格子の生成であるため格子の修正も容易である。図6に表面格子生成の流れ図を示す。

模型形状に変更があった場合の表面格子の修正を、翼胴フェアリングの追加を例に上げる(図7参照)。績図システムのデータベース上に修正形

状が定義してあれば、このような修正も比較的容易に且つ短時間で行うことができる。図8に完成したフェアリング付翼胴結合体の表面格子を示す。胴体主流方向に111点、胴体周り方向に31点、翼のスパン方向に36点であり、実作業時間約24時間で生成した。格子の集中、直交性とも良好なものといえる。

4. 空間格子の生成

空間格子は、機体表面の周りに、主流方向にC型、断面方向にH型に生成した。手法的には、双曲-放物混合型の偏微分方程式を、機体表面格子及び対象面を基点として発展的に解いた解を格子点とする、数値的格子生成法を用いた。双曲型と

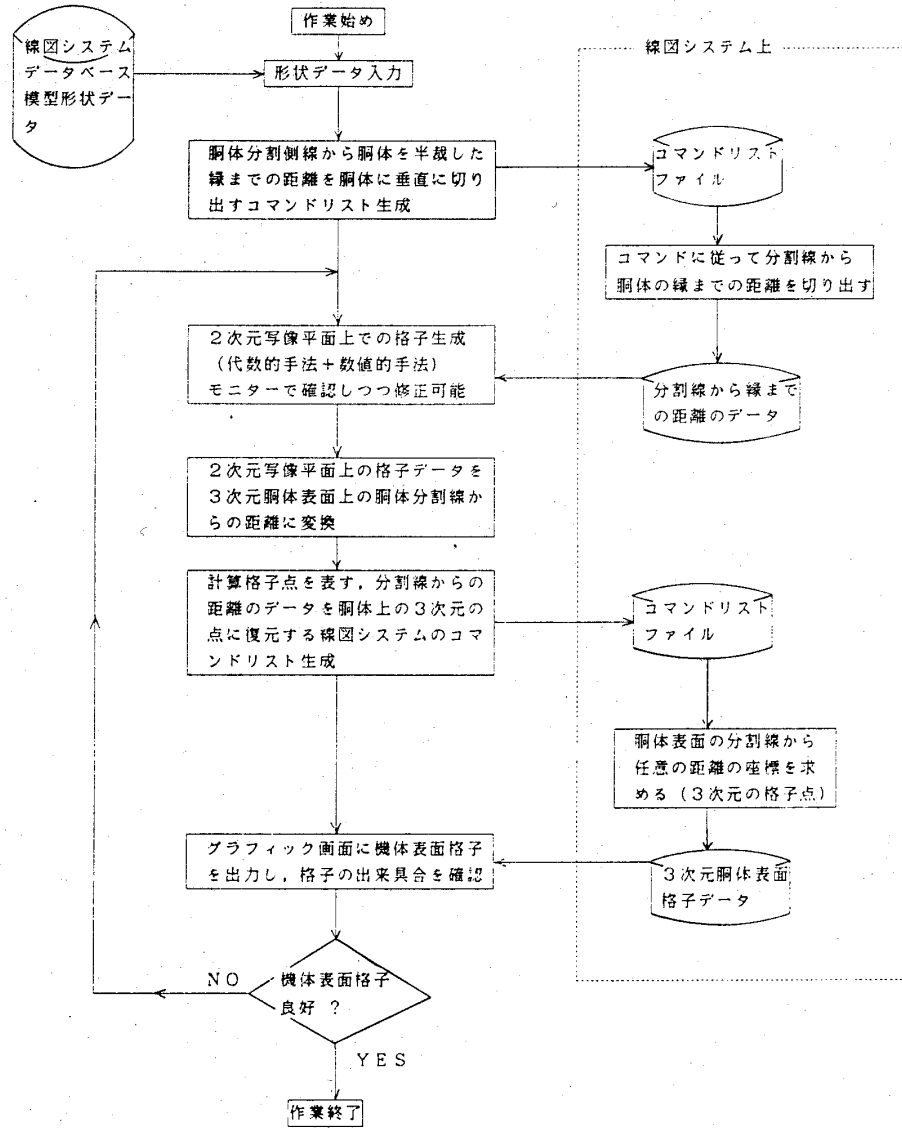


図6 表面格子生成の流れ図

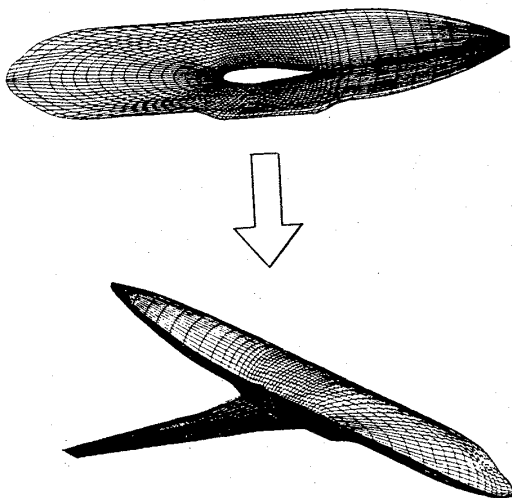


図7 表面格子の修正 (翼胴フェアリングの追加)

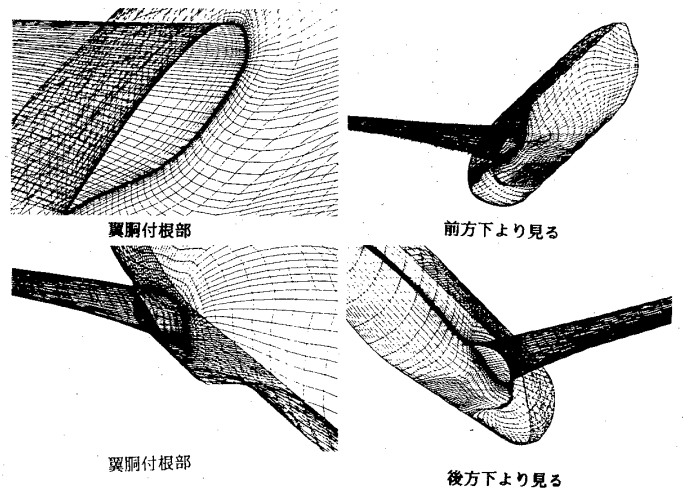


図8 翼胴結合体表面格子

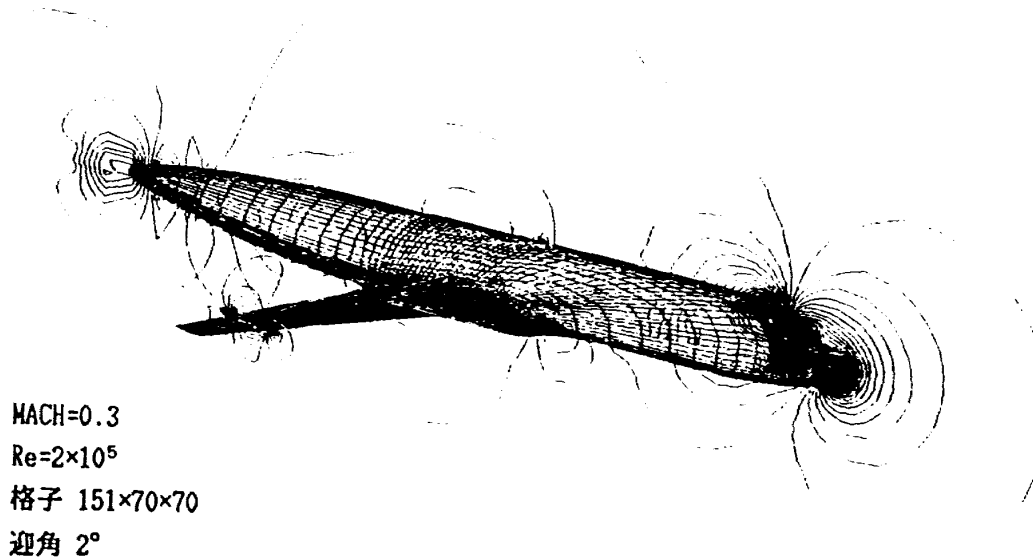


図9 ナビエ・ストークス解析結果

放物型の混合比は設定パラメーターで連続的に変えることが不可能で、これにより機体表面付近の格子の直交性と平滑性をコントロールする。今回生成した格子は、 ξ 方向151点、 η 方向と ζ 方向が各70点の全739,900点で、機体表面近傍における最小格子間隔は、計算条件 $Re=2 \times 10^5$ から $0.1/\sqrt{Re}$ を満足するようにした。

5. ナビエ・ストークス解析例

本表面格子生成法で生成した輸送機形状の翼胴結合体周りの流れをナビエ・ストークス解析した。ソルバーは富士重工で開発した3次元ナビエ・ストークスコードを用いた。このコードは左辺の時間積分の方向に、対角化IAF法^{1,3)}に近似的L-U分解を施したLU-ADI法²⁾を用い、右辺に改良されたChakravathyタイプの高精度風上TVD差分法⁴⁾を導入したものである。乱流モデルとしてBaldwin-Lomaxの代数的乱流モデルを導入した。図9に機体表面及び近傍の C_p 等圧線図を示す。計算条件は $MACH_\infty=0.3$ 、迎角 2° 、 $Re=2.0 \times 10^5$ で、約8000ステップ、NEC SX-2でCPU時間約3時間で収束した。これより本表面格子生成法がナビエ・ストークス解析に使用し得ることを確認した。

6. まとめ

風試模型を定義する線図システムを用いて、機体表面計算格子を自動的に生成する手法について述べた。本手法を用いることにより、質の高い表面格子を容易に得られると同時に、格子生成作業の効率も向上し得た。又、機体形状の修正も容易であり、風洞試験サイクルに対応してナビエ・ストークス解析による種々な形状のパラメトリック・スタディーが可能になると期待される。今後の課題として、より複雑な形状にも対応でき、格子生成に不慣れな作業員でも容易に使用できるように汎用性をもったシステムにすることが必要である。

最後に、ナビエ・ストークス解析に協力頂いたiCFDの桜木卓也氏、空間格子の生成に協力頂いた同じくiCFDの鈴木昌弘氏に感謝の意を表します。

参考文献

- 1) T.H. Pulliam and D.S. Chaussee: A Diagonal Form of an Implicit Approximate-Factorization Algorithm, J. of Comp. Phys., Vol. 39, 1981, pp. 347-363.
- 2) S. Obayashi and K. Kuwahara: An Approximate LU Factorization Method for

- the Compressible Navier-Stokes Equations, J. of Comp. Phys., Vol. 63, 1986, pp. 157-167.
- 3) T.H. Pulliam and J.L. Steger: Recent Improvement in Efficiency, Accuracy, and Convergence for Implicit Approximate Factorization Algorithms, AIAA-85-0360.
- 4) S.R. Chacravarty and S. Osher: A New Class of High Accuracy TVD Schemes for Hyperbolic Conservation Laws, AIAA-85-0363.