

ナビエ・ストークス方程式による超高バイパスファンの設計

野 崎 理* 齊 藤 喜 夫*
田 村 敦 宏* 中 橋 和 博**

Design of Ultra High Bypass Fan with Numerical Solution of Navier-Stokes Equations

by

Osamu NOZAKI, Yoshio SAITO, Atsuhiro TAMURA
National Aerospace Laboratory
Kazuhiro NAKAHASHI
University of Osaka Prefecture

ABSTRACT

A hardware model of ultra high bypass fan blade was designed with the result of the numerical simulation based on Navier-Stokes Equations. In the initial design, a double circular arc blade configuration was specified by stream line curvature method. In the subsequent modification of the blade shape, the detailed flow fields around the blade were solved and visualized with a combination of Navier-Stokes code and 3-D graphic display unit. And finally, the optimum configuration of the blade was obtained. The purpose of this research is to propose a new design technique for practical design of fluid machines by connecting N.S. code and numerical visualization technique, being superior to the conventional approach available so far.

1. はじめに

スーパーコンピュータの登場により流れの数値解析技術は飛躍的な進歩を遂げ、いよいよ現実の流体機械の設計に応用する段階にきた。従来より2次元粘性流れ、3次元非粘性流れなどの数値解析が実際に使用されているが、二次流れを考慮した最適な設計を行うためには3次元粘性流解析が不可欠である。ここでは、すでに報告している3次元ナビエ・ス

トークス翼列流れ解析コード¹⁾をファンの空力設計に応用した例を紹介する。

使用したコードはFujii-Obayashi²⁾のLU-ADI法、Baldwin-Lomax³⁾の2層代数乱流モデルを使用しているが、詳細な説明は筆者らの文献¹⁾に譲る。

2. 設計の仕様

今回は、航技研で昭和62年度より革新航空機の研究開発の一環として開始した超高バイパス比ファンエンジンのファン空力試験モデルの動翼の設計を行った。図1に実験装置の断面を示す。上流は無響室に接続されている。試験は実際のエンジンのバイ

* 航空宇宙技術研究所

** 大阪府立大学

パス流のみについて行う。動翼部のボス比は0.5，翼枚数は，動翼で16，静翼で40である。

広範囲の流量で性能を維持するためにこのファンでは動翼のブレードのピッチ角を可変とした。このため，内壁の動翼取付部ではテーパがつけられず，また翼枚数を多くできない。これが本設計の大きな制約となっている。

設計の目標値はスピナー上流の絶対マッハ数 = 0.46，回転数 = 12,732 rpm，流量 = 27 kg/sec，全圧比 = 1.3 である。

3. 設計の手順

静翼および初期の動翼形状は二重円弧翼型とした。初期設計は二重円弧翼の翼列試験データと流線法を用いて行った。この翼列の流れをナビエ・ストークス方程式により解析し，さらに翼面のオイルフロパターン等により剝離の様子を調べ，ブレードの形状を修正する。これを繰り返して最終形状を決定した。形状の修正は主にキャンバーラインについて行い，翼弦長・翼厚等は変更していない。スタッキングポイントは翼の中心となるようにした。図2に初期設計モデルと最終設計モデルの形状を計算格子によって示す。ともに翼端側からスパン方向に見たもので，前縁で incidence が小さくなるようにキャンバーラインを曲げ，また，翼根部で負荷が前方に，翼端部で負荷が後方になるようにしてある。

流れ解析に使用した計算格子の大きさは129（流れ方向）×50（スパン方向）×33（翼間方向）である。図3に最終モデルの計算格子を示す。図4の写真は最終的に設計された動翼を試験装置に組み込んだ様子である。

4. 設計の評価

図5に初期設計と最終設計のそれぞれの形状について，流れ解析結果より求めた翼背面と内壁表面での限界流線を示す。カラー表示により限界流線の開始点の位置を識別できるが，初期モデルの場合は翼表面で流れがほとんど逆流しているのに対し，最終設計では翼面の途中まで付着していることがわかる。最終設計においても，翼根部では剝離が大きい，これは先に述べたように内壁にテーパが無いことに

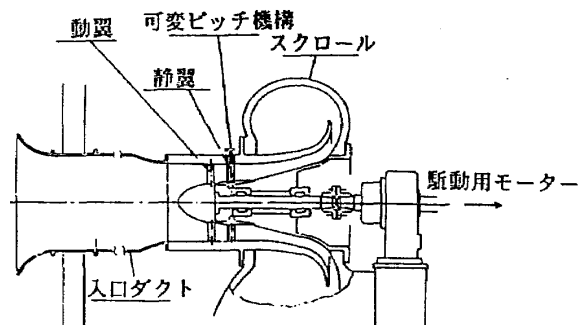


図1 試験装置断面

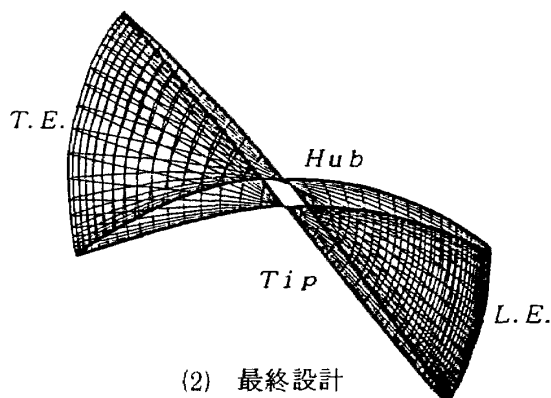
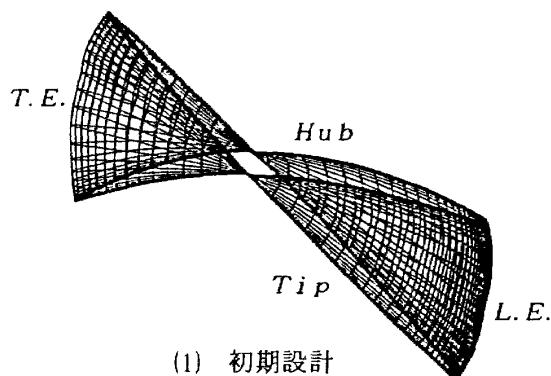


図2 翼の形状

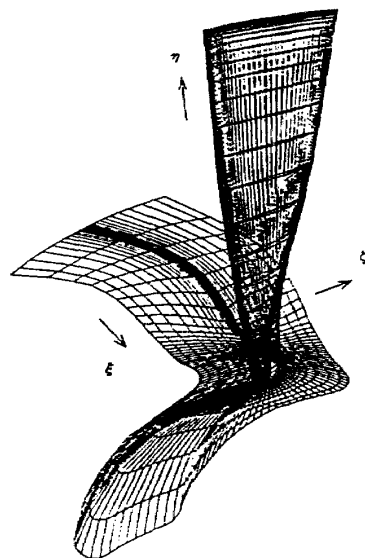


図3 最終設計モデルの計算格子

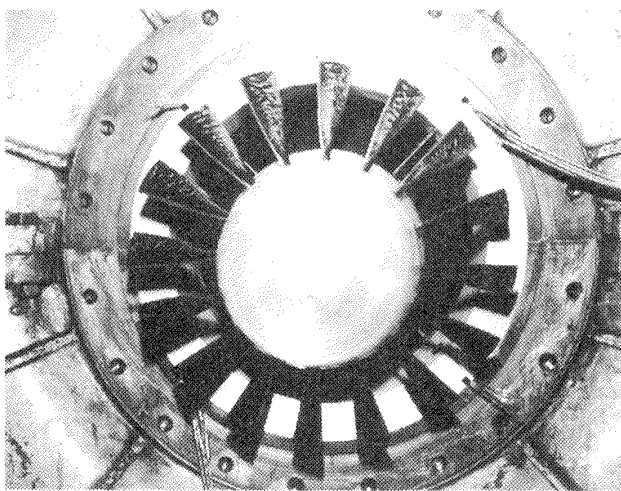
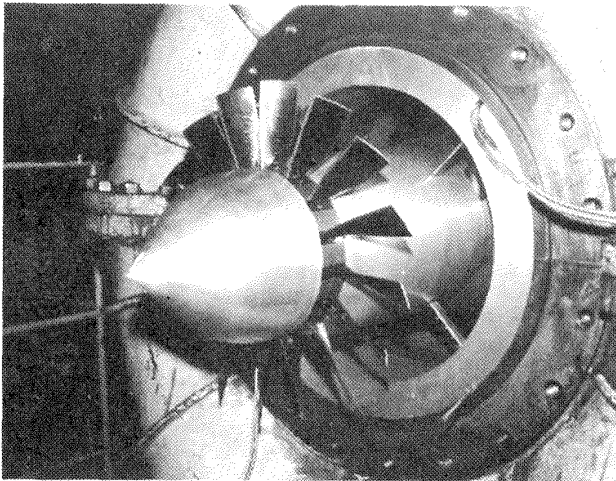


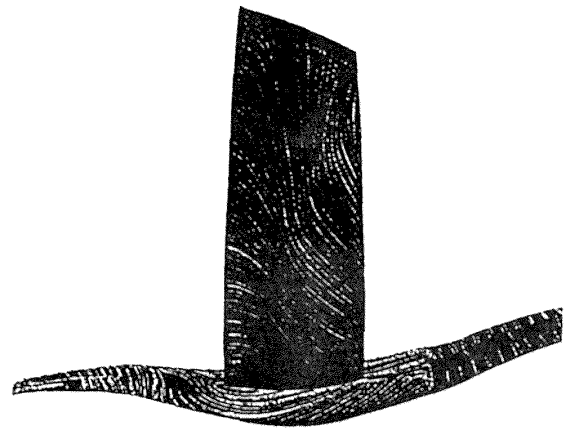
図4 試験装置に組み込まれた動翼

起因するものである。このように限界流線によって流れの様子がおおよそ把握できる。

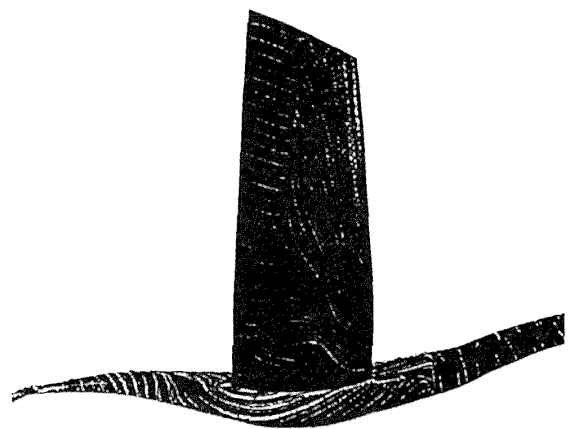
翼間方向の剥離の様子を知るために、図6、図7に初期設計と最終設計のそれぞれの解析結果から求めた翼間のマッハ数、渦度分布を示す。渦度は、図3において η 方向の成分である。いずれの図も翼端付近、ミッドスパン、翼根付近の3断面を示している。最終設計の方がはるかに剥離が小さいことがわかる。全圧比は初期設計で1.18であったが、最終設計で1.21まで上昇した。

5. 今後の改善点

今回はC型格子により設計を行ったため、流れが大きく変化するスピナー上で流入境界条件を与えねばならなかった。より適切な境界条件を与えるためには、上流境界を遠方にとれるH型格子の使用や、C型+H型の組み合わせなどを考えるべきである。



(1) 初期設計



(2) 最終設計

図5 限界流線

また、下流も遠方で条件を与えるべきであるが、近接して静翼列があるため、将来は動翼列・静翼列を同時に解くことが望まれる。そういう意味で、H型格子を用いれば、上流や下流の境界を遠方にするも、動翼列・静翼列それぞれの領域に分割して流れを計算する際の領域接続も比較的容易となる。動翼のみの解析に用いるH型格子を図8に示す。これは最終設計の形状にあわせたもので、上流・下流ともに遠方にとられている。これにより解析した結果を図9、図10に示す。計算条件は今回の設計例とはほぼ同じであるが、上流境界の位置が違うため、剥離のパターンがC型の結果とは違う様子を示している。図11には動・静翼を併せた段解析に用いる格子の例を示す。

6. ま と め

今回の報告で、数値解析の応用の1つの方向を示

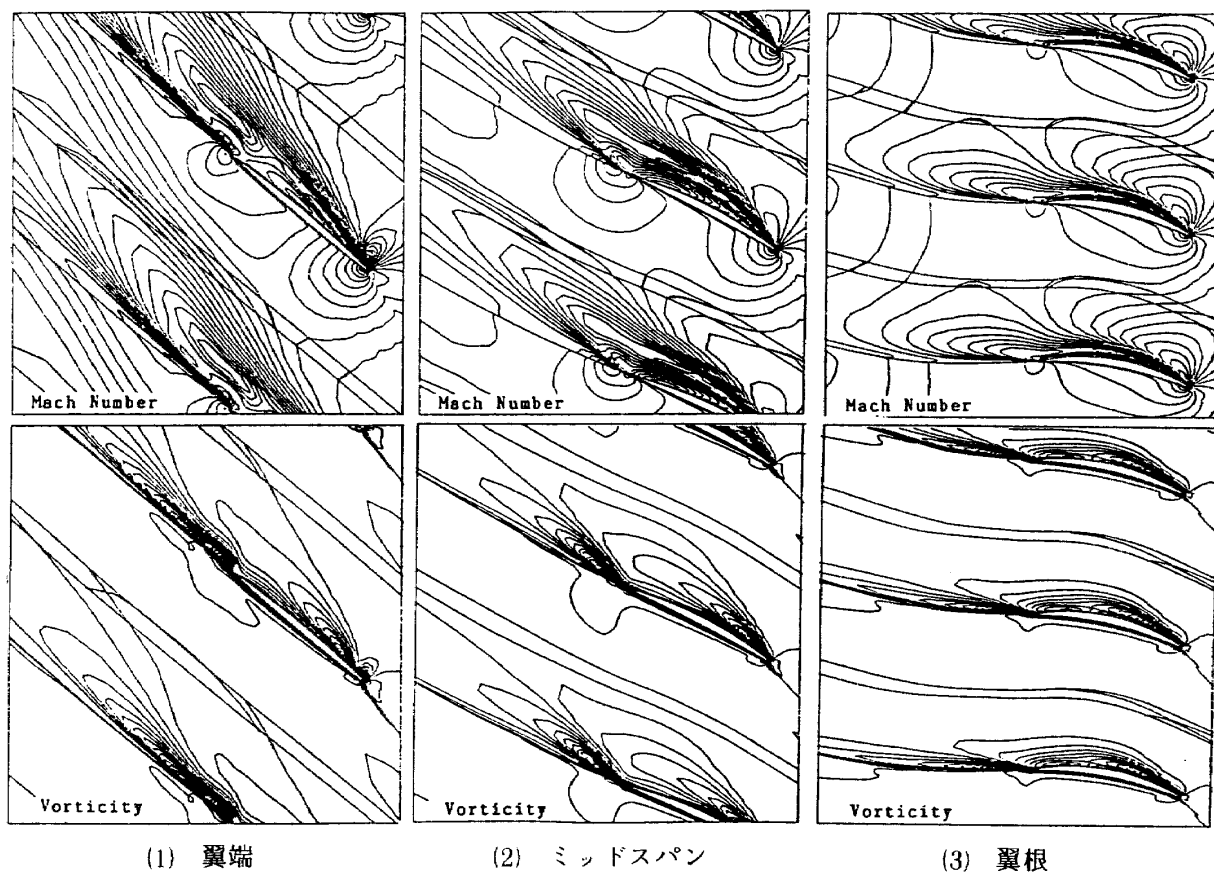


図 6 初期設計のマッハ数および渦度分布

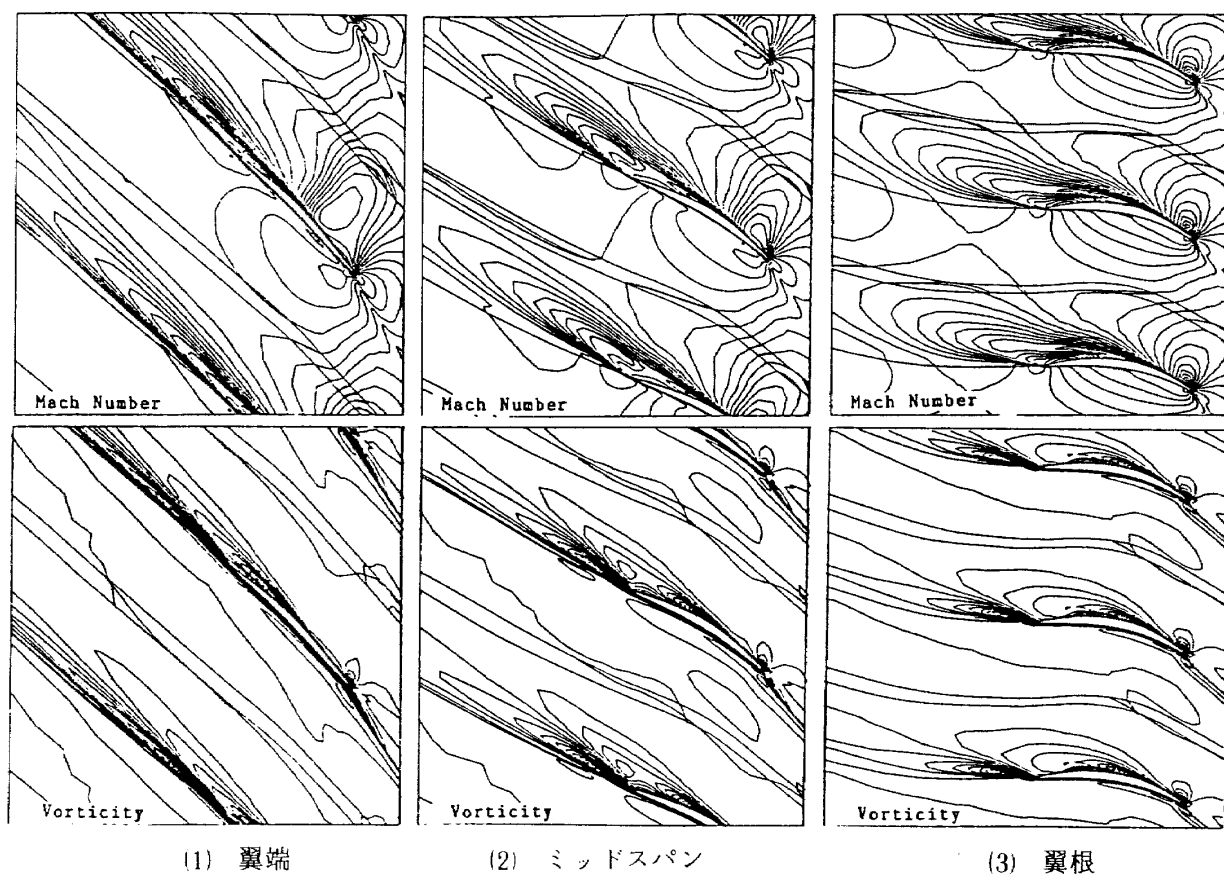


図 7 最終設計のマッハ数および渦度分布

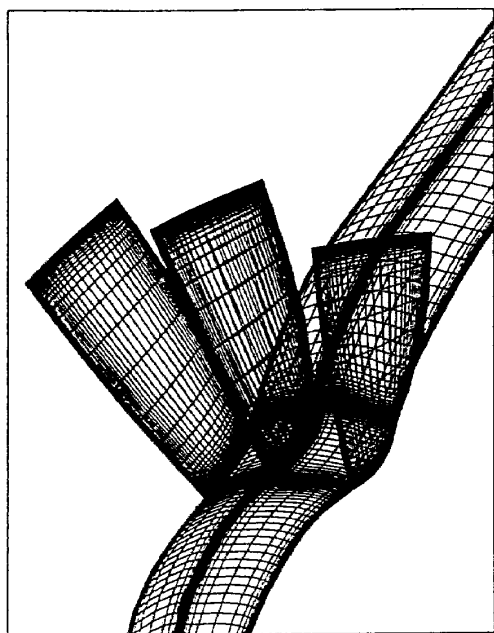


図8 H型格子

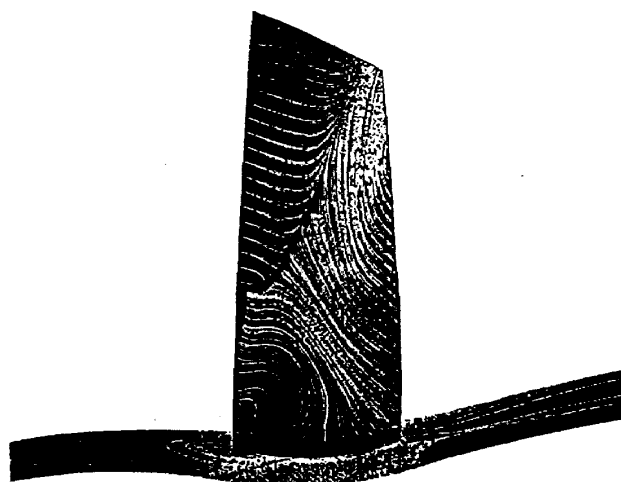
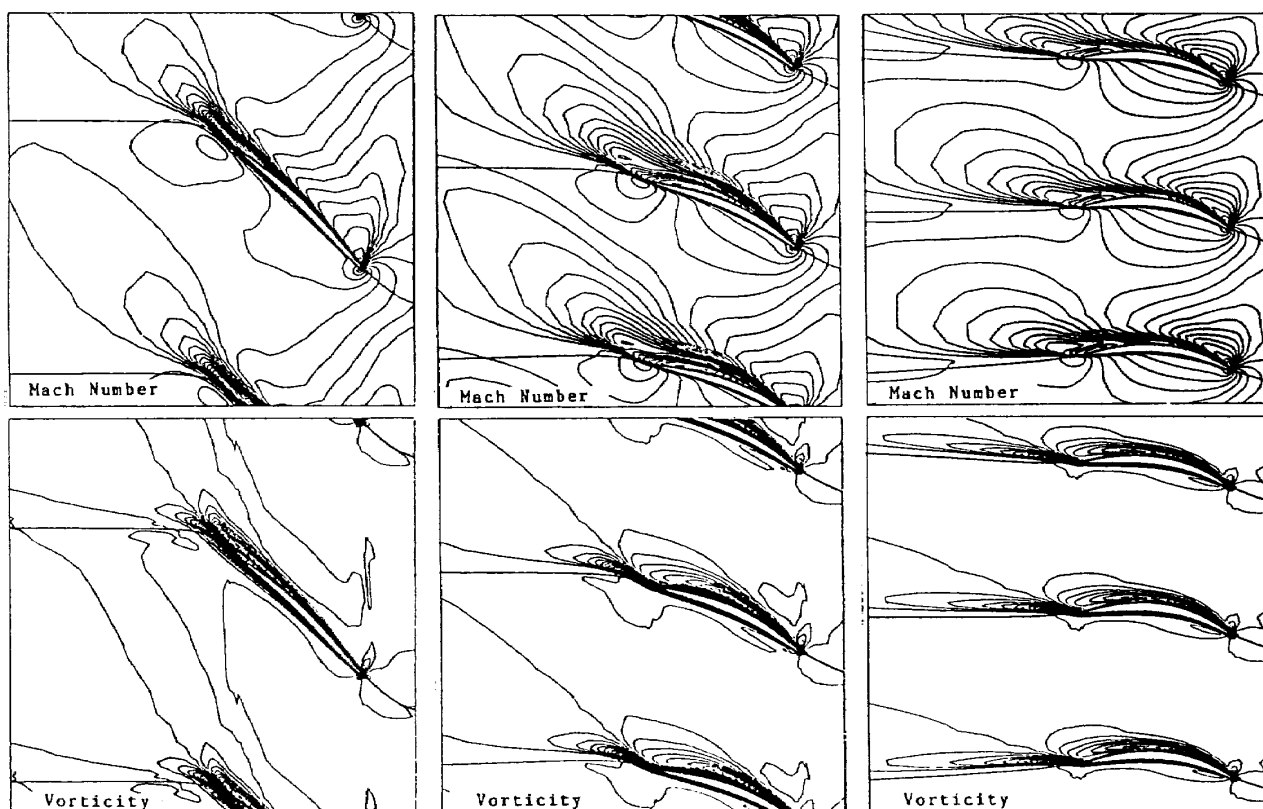
図9 H型格子による解析
(境界流線)

図10 H型格子による解析(マッハ数および渦度分布)

することができた。しかし、実際にはキャンバー以外は初期形状からあまり大幅な形状修正を行わず、性能的に満足が行くものではなかった。また、ブレードの強度も考慮せず、翼根部を厚くしなかったため、実験が難しい状態である。今後は、H型格子を用いて再度設計を行い、前進角・後退角をつけ、またス

タッキングも考慮した、さらに性能の高いブレードを設計し、実験による検証を行う予定である。

なお、境界流線図は航技研数理解析部の図形処理パッケージを利用した。本研究に際し、コアコードを作成された宇宙科学研究所・藤井助教授、NASA・大林氏、画像処理に協力頂いた航技研・磯部技官、

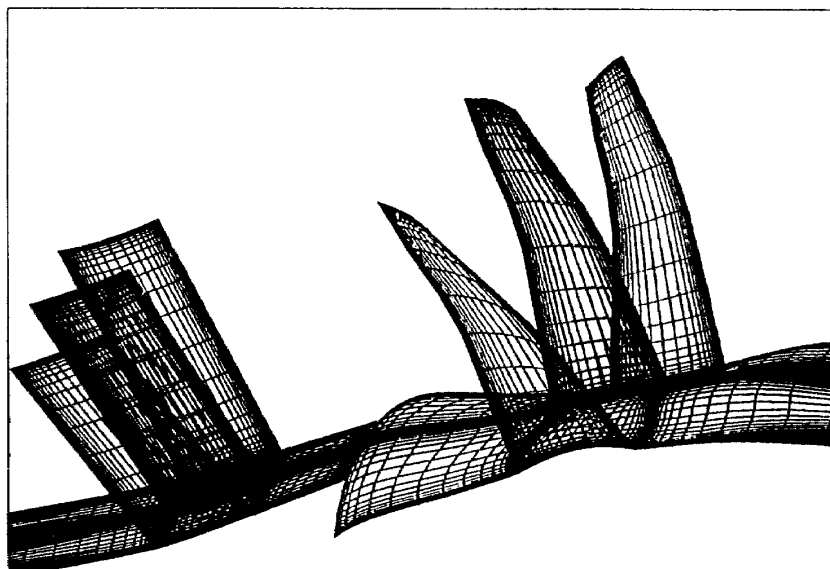


図 11 段解析に使用する H 型格子

末松技官，大興電子通信（株）・桜井氏および H 型格子の形成に協力して頂いた航技研・井上室長に深く感謝の意を表す。

参 考 文 献

- 1) 野崎，中橋，田村：“ナビエ・ストークス方程式による 3 次元翼列流れ解析”，航空宇宙技術研究所特別資料 SP-8，1987.
- 2) Fujii, K. and Obayashi, S., “Practical Applications of New LU-ADI Scheme for the Three-Dimensional Navier-Stokes Computations of Transonic Flows”, AIAA Paper 86-0513, 1986.
- 3) Baldwin, B.S. and Lomax, H., “Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows”, AIAA Paper 78-257, 1978.