

直交格子を用いたヘリコプタ全機流れ場解析

中尾雅弘^{*3}

Numerical Analysis of Flowfield around Helicopter Using Cartesian Grid

by
Masahiro Nakao

ABSTRACT

In this paper, an analysis method for predicting flowfield around a helicopter using a 3D Cartesian grid is presented. This system simplifies a grid generation and is applied easily to a flowfield including multiple boundaries. The system consists of an Euler solver using AUSM-DV scheme. Applications to flowfields around the NACA0012 airfoil are done and comparison between numerical results and experimental data show good agreement. Also, flowfields around a full configuration helicopter are calculated. The results show the capability of the code and present useful information at the stage of conceptual design.

1. 緒言

ヘリコプタの設計現場では、固定翼と異なり、問題となる空力現象は非常に複雑な形状のまわりに生じることが多い。従来、このような問題に対しては、風洞試験や実フライトに頼るしかなかった。近年、設計ツールとして発展してきた CFD (Computational Fluid Dynamics) は風洞試験に代わるツールとして期待されてきたが、ヘリコプタのように対象が複雑になると形状適合性の良いといわれる非構造格子といえども、簡単には対応できない。筆者は、ヘリコプタの設計現場において直面する複雑形状まわりの空力問題に迅速に対応するため、格子生成の労力を極力低減し、問題の現象を把握する方法として、直交格子の手法を適用することを考えた^{[1][2]}。さらにヘリコプタのブレードのように運動する物体を含む場合に従来用いられてきた重合格子ではなく、直交格子内で表面格子を移動する移動表面法を開発した。この方法をもちいることで、重合格子のように各移動物体まわりの格子を生成する必要がなく、移動物体の表面格子さえあれば、容易に計算することが可能となった。ここで紹介する直交格子計算プログラムは非粘性計算であるが、迅速に対応でき、問題解決への知見を得るといった点では、非粘性でも十分活用できる。ここでは、筆者が開発した直交格子の解析コードを紹介するとともに、ヘリコプタ全機計算へ適用した例を示す。

2. 数値解析手法

2.1 直交格子

直交格子の特徴は機体の形状にフィットした形状適合型格子と異なり、機体形状の複雑さによらず格子生成が容易であることである。また、完全に均一の格子を用いた場合はメトリック計算の必要なくなる。ただし、ここで用いたのは、直交格子ではあるが、不等間隔格子も扱えるようにしたので、メトリックの計算は必要である。次に非粘性計算に対する境界条件の構築を考える。まず、簡単のために図 1 に示すように 2 次元での境界の与え方を考える。非粘性の場合、物体表面では滑り境界となるが、格子点は必ずしも境界上にはないので、格子点上の物理量は周辺の値と壁面での滑り条件を用いて補間することになる。すなわち、壁面の境界条件としては、図中

の壁面に近い格子点 Q1, Q2, Q3 に与える。境界条件の与え方としては、たとえば、Q2 を例にとると、Q2 から壁面への垂線を引き、その足を S2 とする。また、垂線と格子点 Q4, Q5 を結ぶ対角線との交点 P2 を考える。P2 の物理量は、格子点 Q4, Q5 より内挿する。また、壁面上の点 S2 では滑り条件を与える。Q2 の物理量は P2 と S2 より内挿することにより求められる。なお、境界近傍の点 Q2 や S2, P2 および垂線の方向等は、計算の前段階として物体表面と直交格子との重なりから算出するが、物体表面が動かない場合は、最初に計算するだけでよい。

2.2 数値計算法

基礎方程式は Euler 方程式である。流束計算には、AUSM-DV^[3]を用いている。このスキームは主として、極超音速領域でのカーブクル回避の手法として有効なスキームであるが、低速域の複雑な流れ場に対しても安定に計算できるため採用した。また、高次精度化は MUSCL 手法、時間積分は LU-ADI^[4]を用いている。

2.3 移動表面法

ロータブレードの影響を入れるためブレードの表面を直交格子の中で移動させる移動表面法を開発した。この方法は、ブレードを実際に流れの中で運動させることによりブレード周囲の流れを計算するものである。移動表面法を直交格子の静止境界条件設定法と同様に図示すると図 2 のようになる。すなわち、Q2 を例にとると、Q2 から壁面への垂線の足 S2 においては壁面の移動速度を含めた壁面上の流れが壁面に沿うという境界条件を課す。また、垂線と格子点 Q4, Q5 を結ぶ対角線との交点 P2 の物理量は、静止境界と同様に格子点 Q4, Q5 より内挿する。Q2 の物理量は P2 と S2 より内挿することにより求められる。なお、境界近傍の点 Q2 や S2, P2 および垂線の方向等は、静止表面の場合と異なり、移動するたびに毎回計算する必要がある。

3. 計算結果及び検討

3.1 2次元翼型の解析例

直交格子による計算精度の検証として、代表的な 2 次

元翼型である NACA0012 に対して、亜音速、遷音速での解析を行った。計算に用いた格子を図 3. 1、3. 2 に示す。前縁、後縁および翼型近傍に格子を簡易的に集めたが、格子点数は 150×150 で、2 次元非粘性解析としてはやや多めの点数を用いている。図 3. 2 に前縁部分の格子と表面格子、直交格子と表面の交点の検索線を示す。計算条件は、マッハ数 0.504、迎角 5.23° の亜音速のケースと、マッハ数 0.752、迎角 1.49° の遷音速のケースを実施した。図 3. 3 は等圧力線を示したもので、マッハ数 0.752 のケースでは、上面に衝撃波の発生が確認できる。また、図 3. 4 は圧力分布を実験値と比較したものである。亜音速のケースでは、前縁のピークが若干実験値に比べ小さくなっているが、全般的には良い一致を示している。前縁でのピークの不一致は、表面格子に比べて前縁部分と交差する直交格子側の点数が少ないためと考えられる。また、遷音速のケースでは、衝撃波の位置がやや後方にずれているが、これは非粘性計算ということが原因と考えられる。以上より、このような簡易的な直交格子を用いた場合でも全般的には、物体適合格子に匹敵する精度が得られていることが確認できた。

3. 2 固定翼機計算結果

3 次元における検証計算として ONERAM5 に対して解析を実施した。図 4. 1 に計算格子を示す。格子点数は $160 \times 160 \times 160$ の約 400 万点である。図 4. 2 に表面圧力分布を示す。計算条件はマッハ数 0.84 迎角は -1° である。図 4. 3 に空間の圧力分布を示す。図 4. 4 は揚力特性を風洞試験結果と比較したものである。試験結果は各種の風洞で行ったものを重ね描きしており、若干ばらつきはあるが、解析結果はそれらと比較して妥当な結果が得られていることがわかる。ただし、迎角 1° のケースのように揚力が大きくなると実際には剥離が発生するため、試験値では揚力低下がみられるが、解析は非粘性であるため、剥離が発生せず、揚力低下がみられない。図 4. 5 に揚抗特性を示す。揚抗特性の定性的な傾向は良い一致を示していることが分かる。ただし、定量的には非粘性にもかかわらず抵抗値が試験値よりやや大きめにしているが、これは、粘性が無い衝撃波が強まり造波抵抗が増大したためと考えられる。

3. 3 ヘリコプタ全機計算結果

次にヘリコプタ全機計算結果の例を示す。図 5. 1 は計算に用いたモデルで三菱重工業の開発した純国産ヘリコプタ MH2000 である。図 5. 2、図 5. 3 にヘリコプタ全機まわりの計算格子を示す。計算格子点は ONERAM5 と同様 $160 \times 160 \times 160$ の約 400 万点である。図 5. 3 に示すように格子密度分布としては、ブレードの回転面に集中させた。図 5. 4 に表面圧力分布を示す。計算条件としては計算の安定性確認の意味で前進速度を通常より速い約 200kt としている。この際、翼端のマッハ数が約 0.9 となる。図の右舷側のブレードは前進側となるが、翼端付近で低圧部を示す青い領域が現れ、遷音速域での流れの加速を示している。現状の計算は、ブレードのサイクリックピッチはとっていないため、左舷側のブレードは迎角が大きくなっていないが、今後、飛行条件に合わせて、差異サイクリックピッチを入れることで、より実際に近い流れ場が得られるものと考えられる。図 5. 5 に渦度分布を示す。ブレード回転面で、 100×100 程度の格子を集めているが、アスペクト比の大きいブレードでは、コード方向の格子数は数点にしかない

ため、翼端渦はすぐに拡散してしまっている。これを改善するためには、ブレード周辺にさらに格子を集中させる必要があるが、ブレードの移動する領域すべてに必要な格子数をあらかじめ集めておくのは、計算メモリと計算効率の点からあまり得策とはいえない。今後は、ブレードの移動する領域にのみ格子を集中し、移動後は再び粗くするような手法を検討する必要があり、これらの方法については、今後の課題である。

4. まとめ

直交格子を用いてヘリコプタ全機まわりの流れ場を解析するコードを開発した。2 次元翼型解析および 3 次元全機解析と風洞試験結果との比較では、定量的にも良い一致を示していることが確認できた。また、ヘリコプタの解析では、移動表面法を入れることで、ブレード回転等の移動境界を模擬することが可能となった。概略検討用の 1 次データを迅速に得るという目的で始めた本研究も、ここにきて精度的にも従来の手法に近付けることが可能となってきている。今後は、格子集中の方法の改善や移動境界法をさらに進めて精度向上をめざす。

参考文献

- [1] 中尾、「直交格子を用いたヘリコプタまわりの流れ場解析」第 37 回飛行機シンポジウム講演集
- [2] 中尾、「直交格子を用いたヘリコプタまわりの流れ場解析(2)」第 38 回飛行機シンポジウム講演集
- [3] Wada, Y. and Liou, M., "A Flux Splitting Scheme With High-Resolution and Robustness for Discontinuities," NASA TM106452 1994.
- [4] Obayashi, S., Matsushima, K., Fujii, K. and Kuwahara, K., "Improvements in Efficiency and Reliability for Navier-Stokes Computations Using the LU-ADI Factorization Algorithm," AIAA Paper 86-338, Jan., 1986.

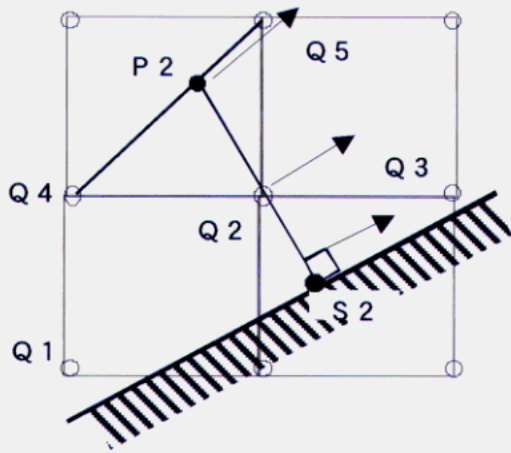


図1 境界条件の設定

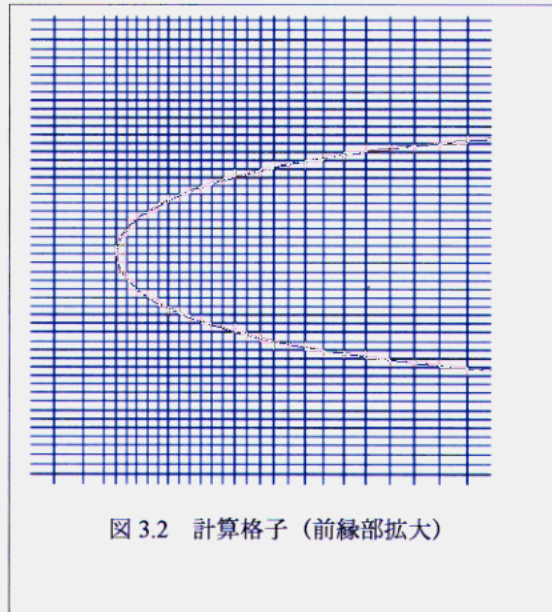


図3.2 計算格子 (前縁部拡大)

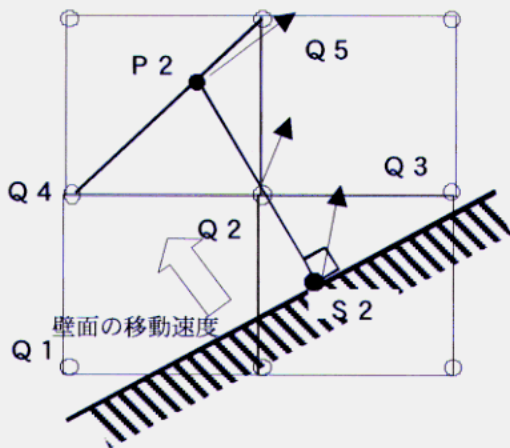


図2 移動表面境界条件の設定

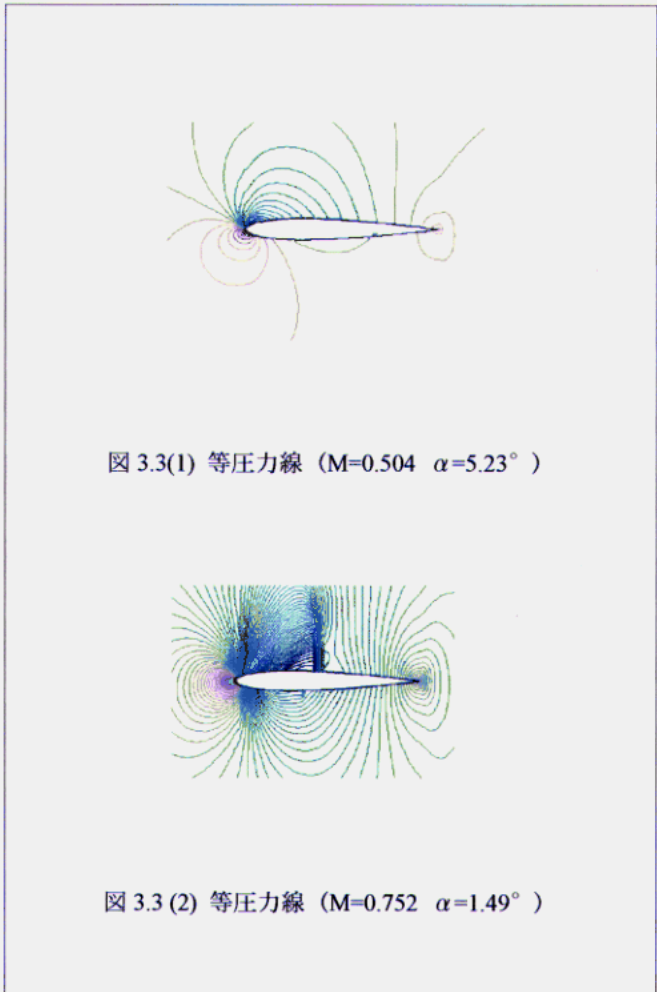


図3.3(1) 等圧力線 (M=0.504 $\alpha=5.23^\circ$)

図3.3(2) 等圧力線 (M=0.752 $\alpha=1.49^\circ$)

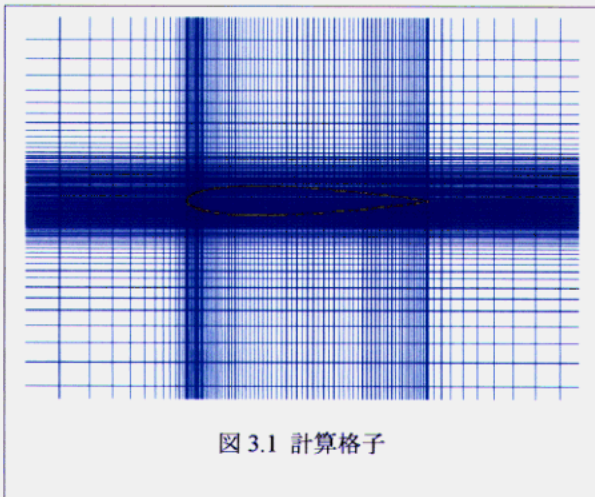


図3.1 計算格子

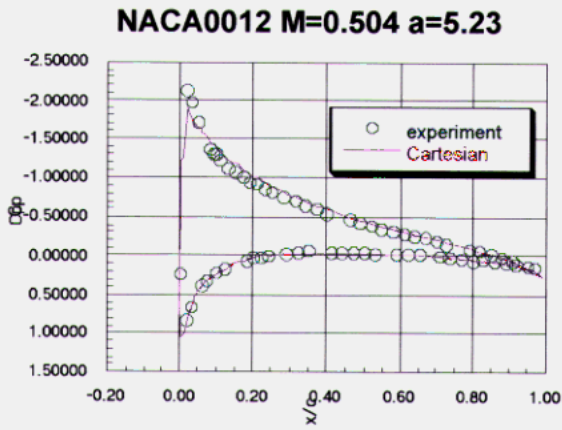


図 3.4(1) 圧力分布の比較 (M=0.504 $\alpha=5.23^\circ$)

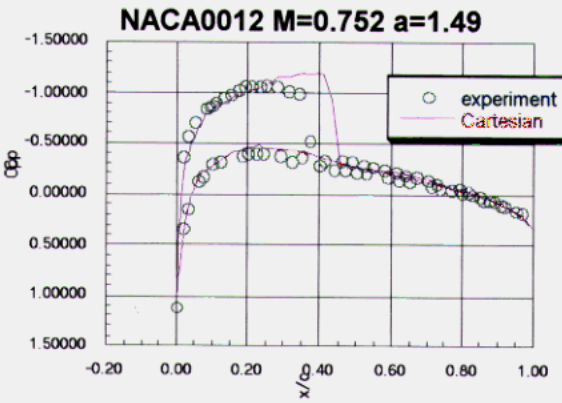


図 3.4(2) 分布の比較 (M=0.752 $\alpha=1.49^\circ$)

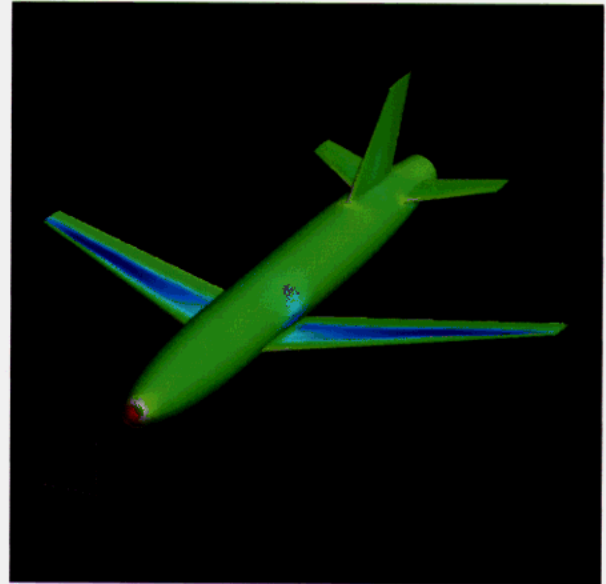


図 4.2 表面圧力分布 (M=0.84, $\alpha=-1^\circ$)

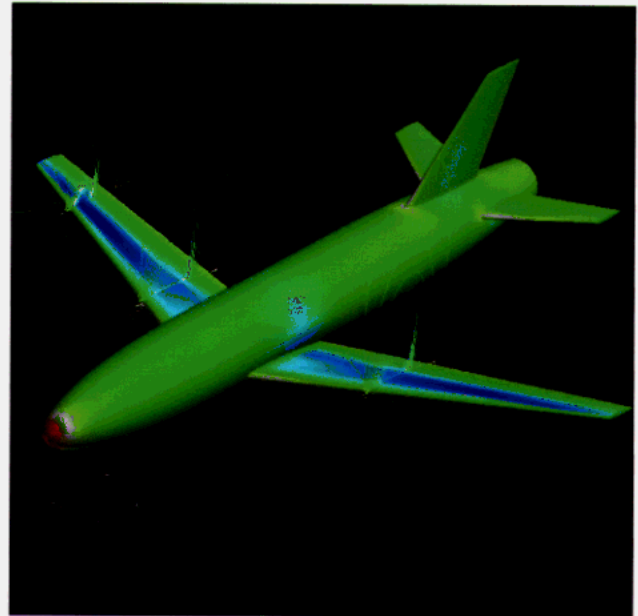


図 4.3 表面及び空間圧力分布 (M=0.84, $\alpha=-1^\circ$)

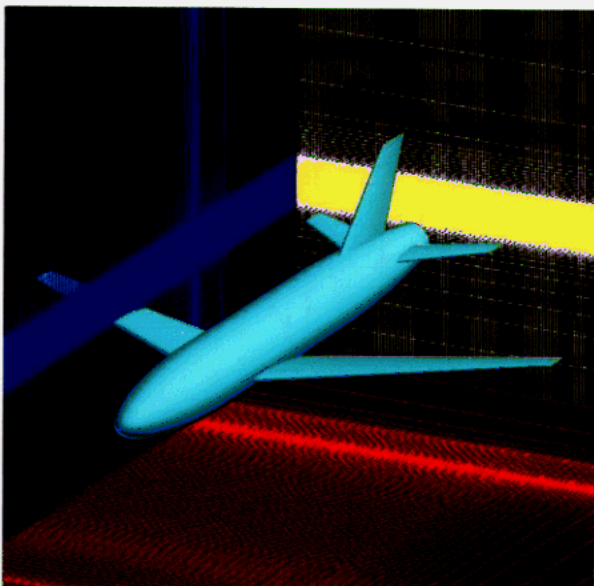


図 4.1 ONEMRA M5 まわりの計算格子

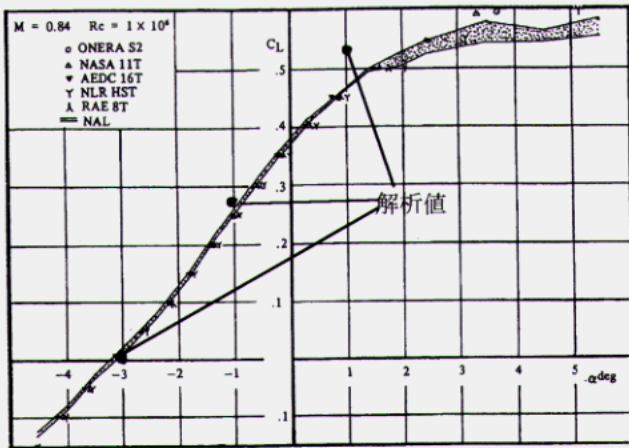


図 4.4 揚力特性 (M=0.84)

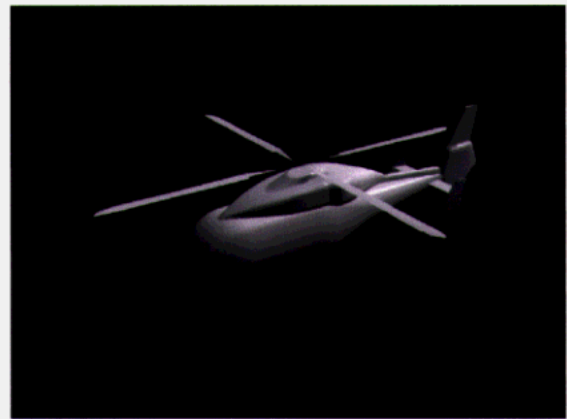


図 5.1 MH2000 全機モデル

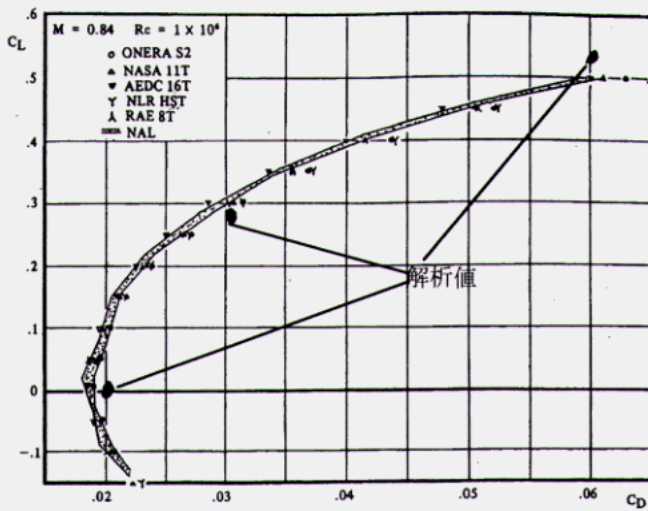


図 4.5 揚抗特性 (M=0.84)

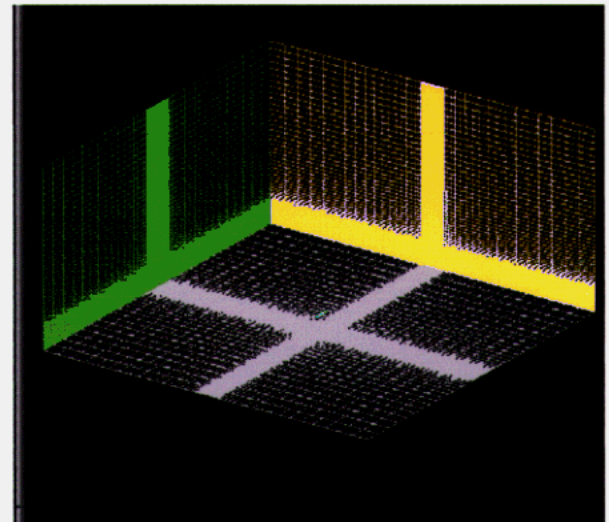


図 5.2 MH2000 計算格子

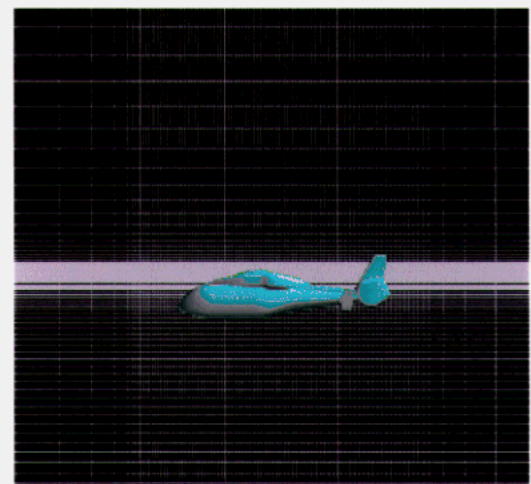


図 5.3 MH2000 計算格子 (機体近傍)



図 5.4 MH2000 表面压力分布 (前進速度 200kt)

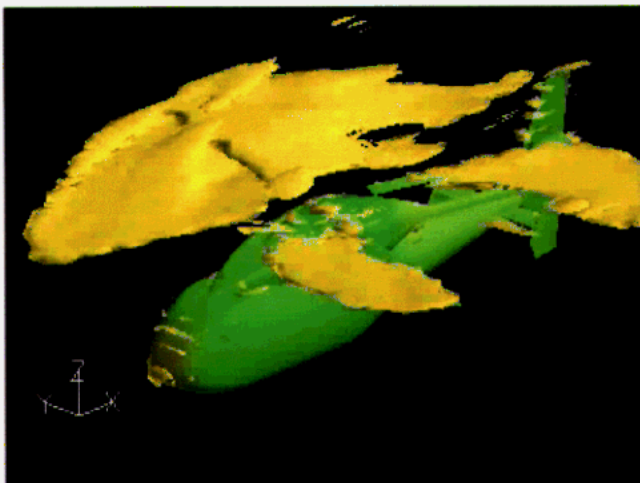


図 5.5 MH2000 空間渦度分布 (前進速度 200kt)