

HSCT 模型の数値解析 (その5)

高木亮治*

Numerical Simulation of a flow around an HSCT Model

by

Ryoji Takaki

National Aerospace Laboratory

ABSTRACT

Numerical simulations of a flow around a HSCT model are carried out in order to establish reliability of CFD. Mult-Block type structured grid and parallelization by Message Passing Library are used to treat three dimensional complex configurations. Numerical results are compared with experimental data and they show good agreement. Numerical simulations are also carried out in order to check grid convergency.

1. はじめに

航空宇宙技術研究所が主体となって次世代超音速旅客機開発に向けた小型高速実験機プロジェクト^{1, 2)}が本格的に開始されている。この実験機プロジェクトは次世代高速航空機の国際共同開発への主体的参加に必要な中核的な技術開発を行なう事を目的としており、我が国独自の先端的かつ実用的な航空機技術および航空機設計技術の実証・開発が目標とされている。その中で特に CFD による空力設計技術の確立が重要なテーマとして設定されている。そこでこの小型高速実験機の開発・研究と関係を取り、実験で想定されている HSCT 機体形状に関して風洞実験データによる CFD 技術の検証を行なうことにした。CFD 技術の検証ということで手始めに要素単位の簡単形状での検証を実施し、良い結果を得た³⁾。そこで次のステップとしてより実機に近い形状での検証を試みる。そこでより実機に近い形状として次世代高速航空機の翼胴形態を模擬した HSCT 模型を対象に数値解析を行なうことにする。この解析結果を実験データと比較することで数値解析手法の検証を行なう。本報告では数値解析手法の特徴を紹介するとともに計算格子による影響を調べたのでその結果についても報告する。なお今回検証する CFD コードは航技研小型高速実験機の空力設計^{4, 5)}に実際に活用されているものである。

2. 数値解析手法

速度領域が低超音速であるため気体は比熱比 $\gamma = 1.4$ の完全気体とし粘性、圧縮性を考慮した。そのため支配方程式としては3次元完全 Navier-Stokes 方程式を用いた。この支配方程式を離散化する際に有限体積法 (Finite Volume Method; FVM) を用いて離散化した。有限な大きさを持つセルは計算格子を頂点とする六面体 (Cell-Center 型) とした。セルフェイスでの数値流束の評価には Flux Vector Splitting (FVS) スキームの一種である、AUSMDV スキーム⁶⁾を用いた。このスキームは FVS スキームの特質である頑丈さ、簡易さを持つと同時に Roe スキームとほぼ同じ解像度を有している。またセルフェイスで

の数値流束の評価の際に MUSCL 法を用いて高精度化している。その時制限関数を用いる事で TVD 条件を満足する様にしている。制限関数としては一般的な minmod リミターを用いている。粘性項に関しては一般に良く用いられる中心差分スキームを用いて離散化を行っている。また乱流モデルとしては Baldwin-Lomax⁷⁾の代数モデルを用いて全域乱流の計算を行っている。時間積分は Matrix Free Gauss Seidel (MFGS) 陰解法⁸⁾を用い、局所時間刻法を併用している。

計算格子としてはブロックを組み合わせる事で計算空間を構築するマルチブロック型構造格子^{9, 10)}を採用した。これにより複雑な形状に対する格子生成の効率を高めることが可能となった。またマルチブロック格子にすることで物体形状の再現性が向上し、単一格子では問題になった翼胴結合部の格子の質を向上させることができた。またマルチブロックの接合を普遍的に扱う為、各ブロックの境界条件を窓と言う概念で一般化した。図1に境界条件、ブロック間接合を設定する窓の模式図を示す。

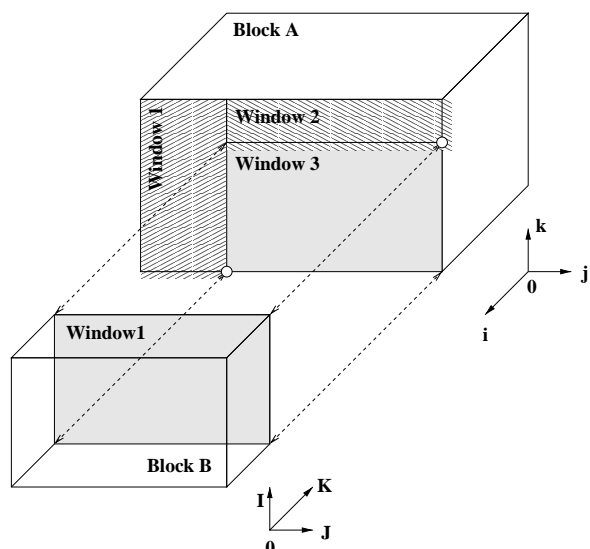


図1: 窓の模式図

*航空宇宙技術研究所

各ブロックはそれぞれ位置(インデックス)、属性で表される窓を持ち、窓の属性として各種境界条件、ブロックと接合、壁、流入境界、流出境界等を与えられている。またブロックと接合している場合は隣接ブロックの番号、窓番号、接続形態といった情報を与えてある。接続形態とはそれぞれのブロックのインデックスがどう対応しているかを示す。本計算では計算領域を14ブロックに分割している。(図2を参照) まず計算空間を上部、下部に分割。それぞれのサブ空間で胴体を前胴、中胴、後胴の3分割、主翼部を内翼、外翼の2分割、ウエーク領域を主翼と同じく内外の2分割、合計して全体で14ブロックとなる。

大規模計算に対応させるためメッセージパッシングライブラリー(Message Passing Library;MPL)を用いた並列化を行なった。使用した並列計算機は航技研の数値風洞(Numerical Wind Tunnel;NWT)である。各要素計算機(Processor Element;PE)に複数のブロックを対応させた。また各PEが担当するブロック群の格子点数を指標として静的なロードバランスが取れる様に各ブロックをPEに割り当てた。図2に計算空間のブロック分割の様子と各PEへの割り当ての様子を示している。今回使用したPEは6台である。後で説明するがより細かい格子を用いた計算も行っておりその場合は22台のPEを用いて計算を行った。

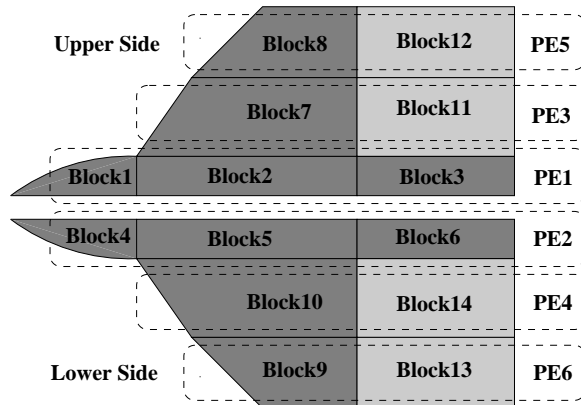


図2: 各ブロックのPEへの割り当て

MPLを用いた並列化を行なった事、及び1PEに複数ブロックを割り付ける方式とした事のため実際の計算の際にブロック数に捕らわれずに自由にPE数を選択することが可能となった。なお、この各PEへのブロックの割り振りについてはPE内ブロック間通信を最大(PE間ブロック通信を最小)にし、なおかつ静的なロードバランスを確保する最適問題となる。この最適解を求める事は今後の課題である。メッセージパッシングライブラリーとしてはPVM(Parallel Virtual Machine)とMPI(Message Passing Interface)を用いたが本発表では主にPVMを用いて計算を行なった。

3. 解析結果

HSCT模型に対して数値解析を行った。まず初めに風洞試験データとの比較を行い、次に数値計算手法

の格子依存性に関して確認した。

計算に用いた格子点数は約134万点(片舷)である。図3に計算格子を示す。各ブロックをそれぞれ異なった色で表現している。

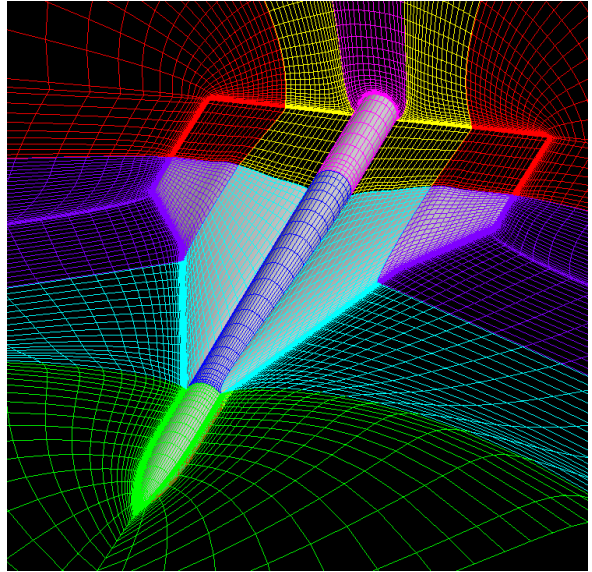


図3: 計算格子

3.1 風試データとの比較

HSCT模型は力計測用のHSCT-F1模型及び圧力分布計測用のHSCT-P1模型の二つが用意されそれぞれ力計測、圧力分布計測に使用された。数値解析対象として設定された条件は横滑り角 $\beta = 0$ 度のケースが8ケース、 $\beta = 5$ 度のケースが1ケースの計9ケースである。 $\beta = 0$ 度の8ケースは $\alpha = 3$ 度でのマッハ数スイープ及びマッハ数 $M_\infty = 2$ での迎角スイープで構成されている。ここでは主に $\beta = 0$ 度8ケースの解析結果について言及する。表1に各ケースの計算条件を示す

表1: HSCT模型の計算条件

ケース番号	M_∞	α [deg.]	$Re_\infty \times 10^7$ [1/m]
3	1.435	2.984	2.36
11	1.614	2.980	2.50
23	1.822	3.021	2.64
32	2.023	-2.114	2.76
33	2.022	0.001	2.76
34	2.023	1.435	2.76
35	2.022	2.992	2.76
36	2.023	4.453	2.76
36	2.023	4.453	2.76

図4に $M_\infty = 2$ での揚力特性、抗力特性、モーメント特性に関する計算結果と実験結果の比較を示す。黒印が計算で得られた値を示し白印が実験で得られた値である。モーメント特性の傾きに違いが見られる他は実験値と計算値とでそれぞれ良く一致していることがわかる。

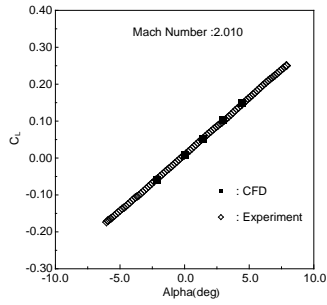


図 4a : 揚力特性

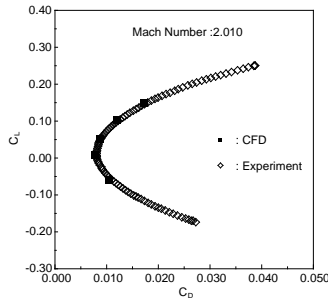


図 4b : 抗力特性

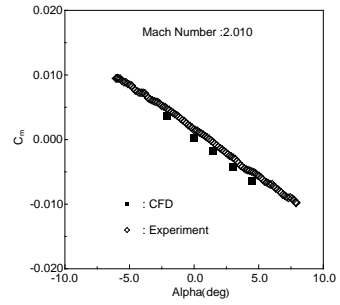


図 4c : モーメント特性

図 5 に設計点に近いケース 35 ($M_\infty = 2.022$, $\alpha = 2.992$) の各スパン位置 ($y=29\text{mm}:13\%$, $y=116\text{mm}:50\%$, $y=175\text{mm}:76\%$, $y=215\text{mm}:94\%$) での C_p 分布を示す。

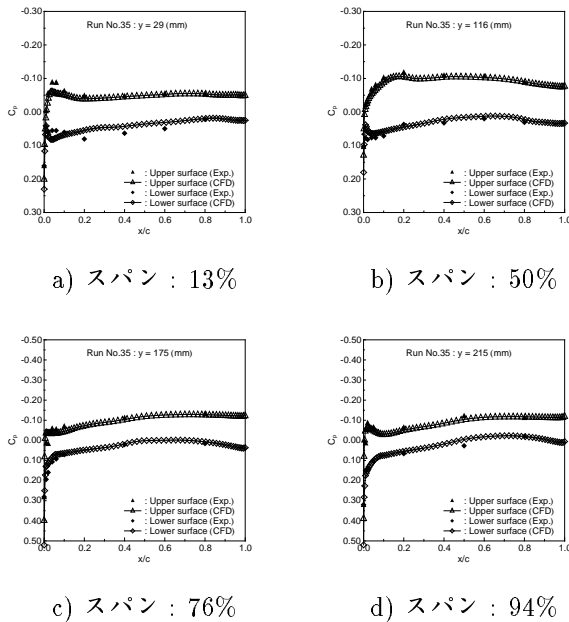


図 5 : C_p 分布 (ケース 35)

横軸はローカルコード長で無次元化されている。三角印が上面の C_p 分布をダイヤ印が下面の C_p 分布をそれぞれ示す。また黒印が計算で得られた C_p を示し白印が風洞実験で得られた C_p である。全体的に実験値と計算値で良く一致していることがわかる。他ケースにおいても全体的に実験値と計算値で良く一致しているが、低マッハ数ケースの中翼部(ケース 3)、低マッハ数ケースで外翼部前縁加速領域(ケース 3,11)、低迎角ケースでの中翼部前縁加速領域(ケース 32,33)において実験値と計算値で差が見られる。図 6 にケース 3 の各スパン位置での C_p 分布を示す。図 6.b が示す様に中翼部 (50%スパン) において翼上面でのずれが顕著である。それ以外に関しては後述する外翼部前縁付近を除けば比較的良く一致している。

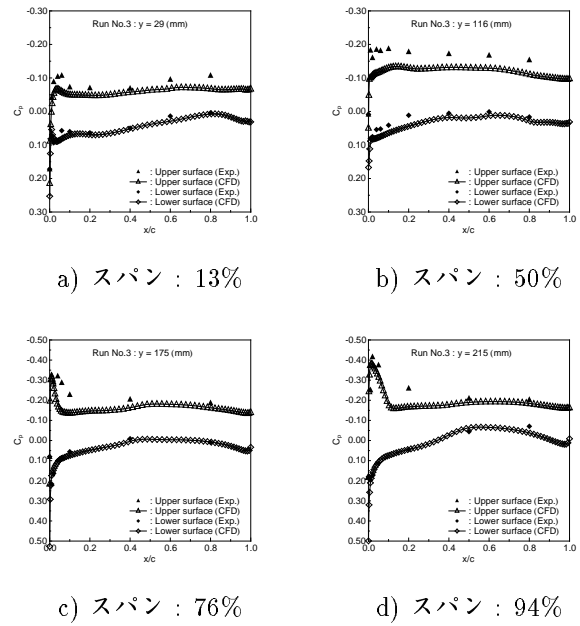


図 6 : C_p 分布 (ケース 3)

図 7 にケース 11 の各スパン位置での C_p 分布を示す。図 6.c, 図 6.d 及び図 7.c, 図 7.d が示す様に外翼部 (76%,94%スパン) において前縁加速領域の広さが実験値と計算値で明らかな差が見られる。圧力低下の最大値が実験と計算でほぼ同じであるが、計算で得られた加速領域(膨張領域)が実験のそれよりも小さくなっている。これは前縁剥離渦を正確に捕えられていないため、また計算では全域乱流で計算を行っているが、前縁付近で実際は層流から乱流に移していると考えられるがその影響のためと考えられる。

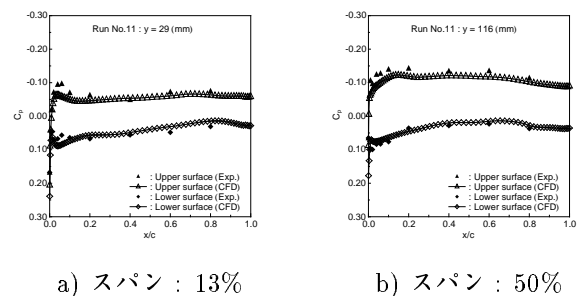
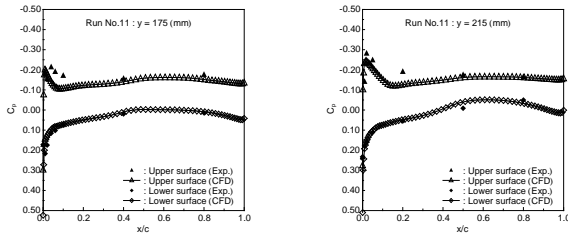


図 7 : C_p 分布 (ケース 11) 続く

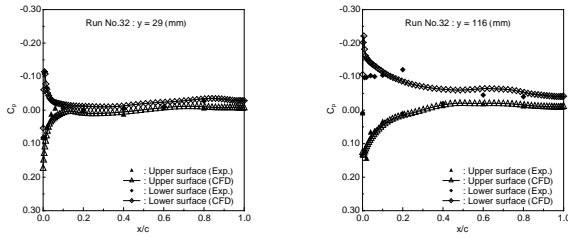


c) スパン : 76%

d) スパン : 94%

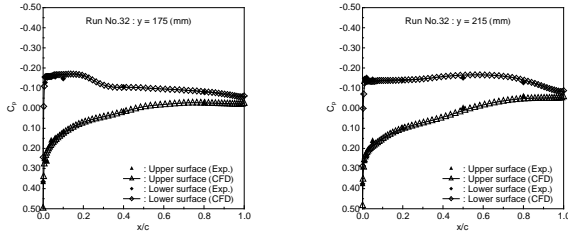
図 7 : C_p 分布 (ケース 11)

図 8 及び 9 に低迎角であるケース 32 及び 33 の各スパン位置での C_p 分布を示す。図 8.b 及び図 9.b が示す様に中翼部前縁加速領域において実験値と計算値で差が見られる。前縁付近の差異に関しては同じように前縁剥離渦や遷移の問題等が考えられる。



a) スパン : 13%

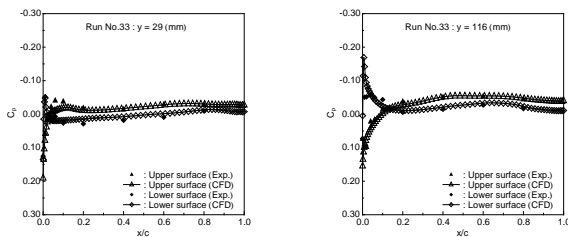
b) スパン : 50%



c) スパン : 76%

d) スパン : 94%

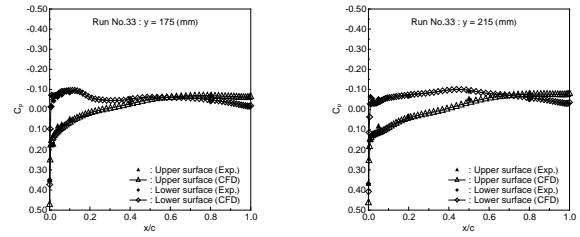
図 8 : C_p 分布 (ケース 32)



a) スパン : 13%

b) スパン : 50%

図 9 : C_p 分布 (ケース 33) 続く



c) スパン : 76%

d) スパン : 94%

図 9 : C_p 分布 (ケース 33)

3.2 格子依存性

次に数値解析手法の格子依存性を調べた。まず機体表面での最小格子幅の影響を調べるために、機体表面での格子幅を通常半分にした格子で計算を行った。ちなみに通常の格子では最小格子幅として一般によく使われる $0.1/\sqrt{Re}$ を用いて決定している。そのため最小格子幅を半分にしたものは $0.05/\sqrt{Re}$ となっている。計算を行なったケースは 3,33,36 の 3 ケースである。図 10 に $M_\infty = 2.010$ での各特性 (揚力、抗力、モーメント) を示す。これらの図より最小格子幅は各特性に全く影響を与えていないことがわかる。

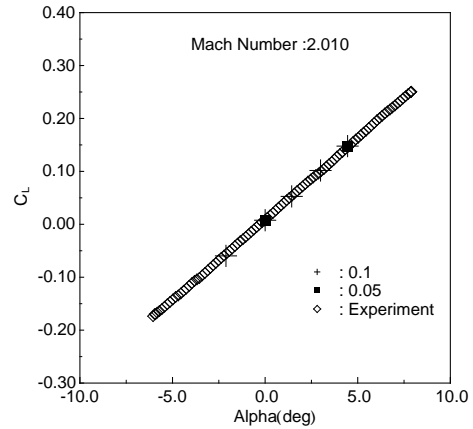


図 10a : 揚力特性

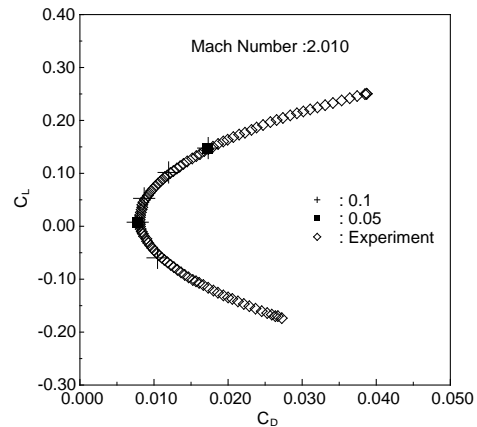


図 10b : 抗力特性

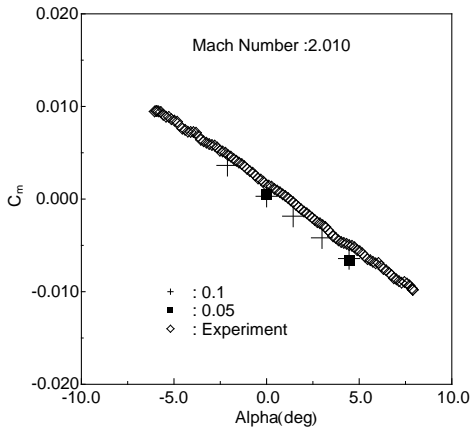


図 10c : モーメント特性

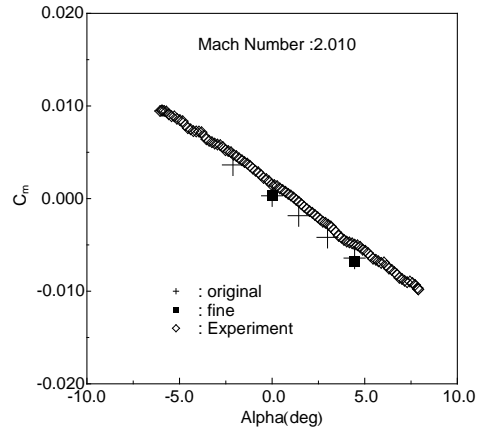


図 11c : モーメント特性

次に格子点数を増やしてより細かい計算格子で解析を行ない、格子収束性について調べた。標準格子の格子点数は約 134 万点である。この格子の翼コード方向を 2 倍、空間方向を 2 倍、全体で 4 倍、約 537 万点の格子で計算を行なった。細かい格子での計算では計算空間を 56 ブロックに分割し NWT の PE は 22 台を使用した。図 11 に $M_\infty = 2.010$ の各特性 (揚力、抗力、モーメント) を示す。

各特性とも標準格子と細かい格子で良い一致を示している。また図 12,13,14 にそれぞれケース 3,33,36 の各スパン位置での C_p 分布を示す。それぞれの図において各スパン位置での標準格子、細かい格子の C_p 分布をプロットしているが、全てのケースにおいて両者とも殆んど一致しており標準格子での解析が十分な格子収束性を持っていることが確認できる。しかしながらこの事は逆に、低マッハ数での全体的な C_p 分布の不一致、特に前縁付近での膨張域の広さの違い、高マッハ数での前縁付近の膨張領域での不一致等について格子を細かくすることでは改善できなかった事を示す。前縁付近における前縁剥離渦を正確に捕えられていない事、全域乱流の計算のため前縁付近で起こる層流から乱流への遷移の取り扱いに関しては今後の課題と考えられる。

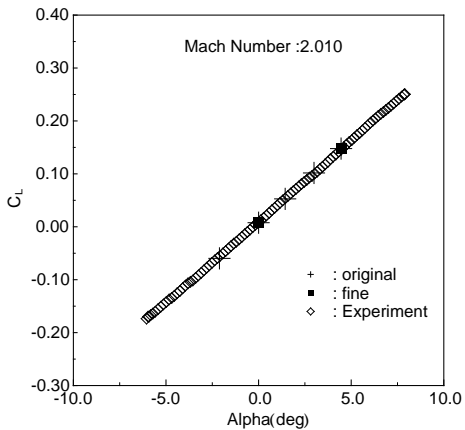


図 11a : 揚力特性

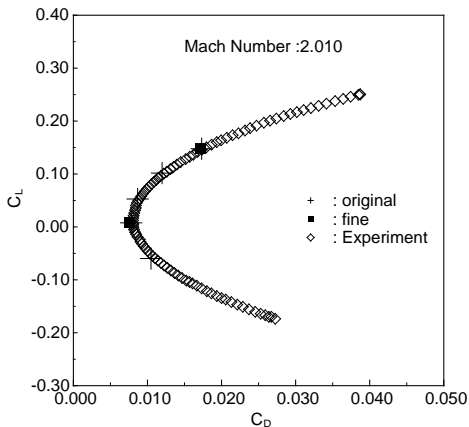
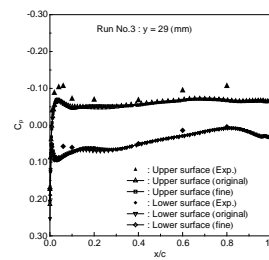
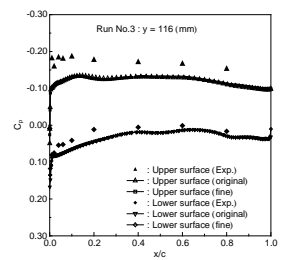


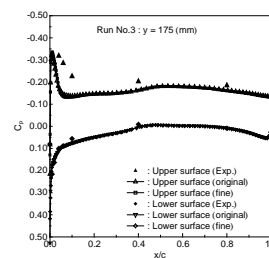
図 11b : 抗力特性



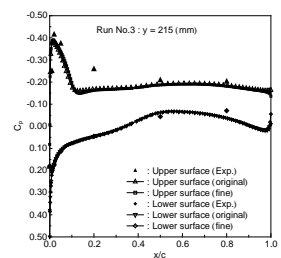
a) スパン : 13%



b) スパン : 50%



c) スパン : 76%



d) スパン : 94%

図 12 : C_p 分布 (ケース 3)

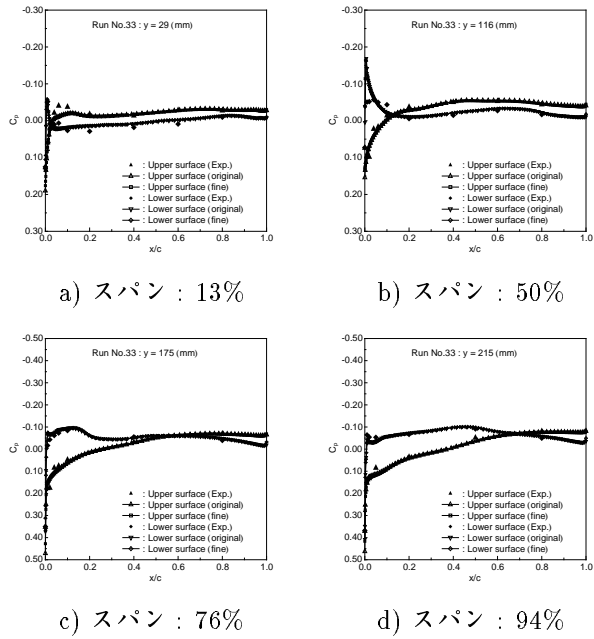


図 13 : C_p 分布 (ケース 33)

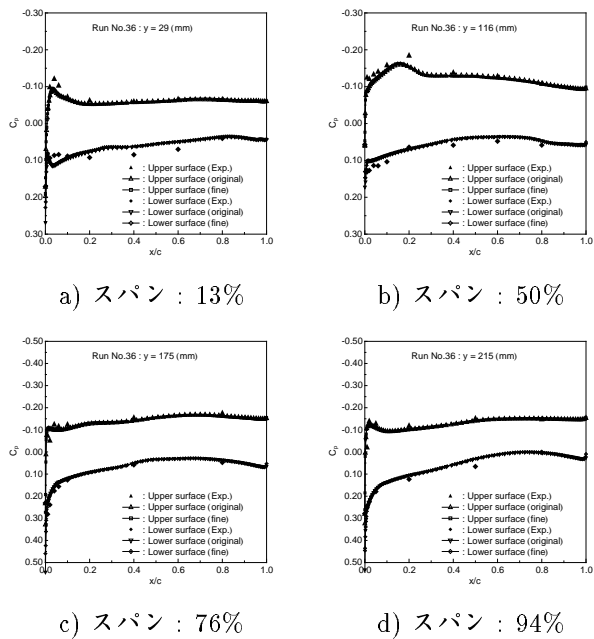


図 14 : C_p 分布 (ケース 36)

4. おわりに

HSCT 模型を対象に超音速領域で数値解析を実施した。計算結果と風洞実験データとの比較を行ったところ圧力分布、カデータともに良い一致をした。今回のこの検証作業で HSCT 形態に関して設計点 (マッハ数 2 程度の巡航状態) における CFD の信頼性を確認することができた。CFD による空力設計技

術を確立することは今後の航空機開発のためには非常に重要な事であり、今後も更なる信頼性の確立のため設計点以外の状態、離着陸時の大迎角飛行、打ち上げ形態、エンジン付形態についても検証を行なう予定である。また今回の検証作業では不十分だった前縁剥離渦の捕獲、遷移の取り扱い及び各種乱流モデルによる差等については今後詳細な検討が必要と考える。

参考文献

- 1) K. Takasawa. : Outlook for Research Activities on Advanced Aircraft at Japan's National Aerospace Laboratory. *AIAA Paper 95-3866*, 1995.
- 2) 高澤金吾. : 小型高速実験機システム設計と CFD の役割. 第 15 回航空機計算空気力学シンポジウム論文集 NAL SP-37, pp. 1-8, 1998.
- 3) R. Takaki, Y. Matsuo, T. Iwamiya and N. Hirose. : First Europe-US High Speed Flow Field Database Workshop Part II. In : *First Europe-US High Speed Flow Field Database Workshop Part II*, 1997.
- 4) Y. Shimbo, K. Yoshida, T. Iwamiya, R. Takaki and K. Matsushima. : Aerodynamic Design of the Scaled Supersonic Experimental Airplane. In *1st CFD Workshop for Supersonic Transport Design*, 1998.
- 5) 高木亮治, 岩宮敏幸, 橋本桂子. : 小型高速実験機における CFD 解析. 第 15 回航空機計算空気力学シンポジウム論文集 NAL SP-37, pp. 57-61, 1998.
- 6) Y. Wada and M.S. Liou. : A Flux Splitting Scheme with High-Resolution and Robustness for Discontinuities. *AIAA Paper 94-0083*, 1994.
- 7) B.S. Baldwin and H. Lomax. : Thin layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows. *AIAA Paper 78-0257*, 1978.
- 8) 嶋英志. : 構造/非構造格子 CFD のための簡単な陰解法. 第 29 回流体力学講演会論文集, pp. 325-328, 1997.
- 9) 高梨進, 佐藤求. : 新しい格子生成アルゴリズムとその応用. 第 7 回航空機計算空気力学シンポジウム論文集 NAL SP-10, pp. 189-193, 1989.
- 10) S. Takanashi. : Large-Scale Numerical Aerodynamic Simulations for Complete Aircraft Configurations. In *Proc. of ICAS 90, Stockholm*, 1990.