

非構造格子 CFD を用いた逆問題設計システムの高度化

Advanced Inverse Design System Using Unstructured CFD

藤田 健, 東北大学, 〒980-8579 仙台市青葉区荒巻字青 01 航空宇宙工学専攻 中橋研究室, takeshi@ad.mech.tohoku.ac.jp

松島 紀佐, 同上, kizam@ad.mech.tohoku.ac.jp

中橋 和博, 同上, naka@ad.mech.tohoku.ac.jp

Takeshi Fujita, Tohoku University, Nakahashi Lab. Dept. of Aeronautics & Space Engineering, Tohoku University, Sendai, 980-8579

Kisa Matsushima, Tohoku University

Kazuhiro Nakahashi, Tohoku University

An inverse design method using unstructured CFD is developed and applied to aerodynamic design of wings for National Aerospace Laboratory (NAL) experimental supersonic airplane. The method is the system of Computational fluid dynamics (CFD) tools, which are unstructured CFD and an inverse problem solver using integral equations. The advantage of the newly developed method is efficiency for complicated configuration of airplanes optimum wing shape in much less period of time than conventional optimization method. By use of the unstructured grid, the required time for the pre-processing is significantly reduced and the flow simulation of the complex configuration of airplanes can be done in one day. Furthermore, by preparing appropriate interface data which are the boundary conditions for the inverse problem solver, and the updated geometry to be manipulated for flow simulation the design method becomes more efficient.

1. はじめに

現在, 航空宇宙技術研究所 (NAL) では次世代超音速旅客機の基礎研究として, 超音速実験機の開発が進められている. この機体は実機の 10 分の 1 サイズで開発され⁽¹⁾, 逆問題設計法を利用することにより主翼の抵抗を改善する⁽²⁾. この実験機計画の第 1 段階として, 推進系を搭載しない機体 (NEXST-1) が開発され, 来春オーストラリアのウーメラで実験が行われる予定である. 第 2 段階として, 既存の推進系 YJ-69 を装備したジェット実験機 (NEXST-2) の設計及び開発が精力的に進められており, 2001 年 1 月にジェット実験機のプロトタイプである第 1 次形状 (Fig. 1 参照) の空力設計が完了した. この実験機は機体サイズに対してエンジンサイズ, そしてそれを収納するナセルのサイズも非常に大きなものになっており, 主翼/ナセル間の干渉が非常に大きい. 今後, より洗練された設計を行うためには, 全機形態の空力評価を正確にかつ効率的に行う CFD 手法と, 逆設計ソルバーとの連携を構築する必要がある. ちなみに, 従来の構造格子 CFD をナセル付きの全機形態周りに用いると新しい形態に対しては解析に数週間必要となるため, 1 つの最適形状を得るのに数ヶ月を要する. この原因の 1 つは, 複雑形状に構造格子 CFD を用いると CFD 前処理としての格子生成に非常に時間がかかることである. つまり形状と現象の複雑性を取り扱うには, 格子分布を

工夫する必要があるが, 構造格子では格子分布の柔軟性が乏しいため格子生成に多くの時間を費やしてしまう. また 2 つ目の問題点は, CFD シミュレーションから得られる解析結果を境界条件として逆設計ソルバーに用いるのだが, それらの密なる連携が構築されていないことも要因である.

第 1 の問題点の解決策として非構造格子 CFD を用いる. 著者らの過去の研究で Fig. 3 に示すように CFD 前処理に CAD を利用した非構造格子 CFD 前処理システムが構築されており⁽³⁾, これにより短時間で形状定義から空力解析までを行うことができる. 後者の問題点は, 表面的には CFD 解析結果を逆設計ソルバーに合わせる入力仕様のインターフェースを作成する単純な技術的課題のように見えるが, 最適化をうまく行うためには物理現象を考慮した適切な境界条件を特定する必要がある. つまり, 逆設計問題ソルバーの物理的特長に合わせて連携処理を行うことが重要となる. 具体的には後述するような胴体に隠れた翼の取り扱いや, スパン方向への滑らかさの問題である.

この研究では, Fig. 2 に示すような逆設計システムを用いる. この設計システムは, 目標圧力分布 ($C_{p_{target}}$) に CFD 結果から得られる圧力分布 ($C_{p_{current}}$) が十分近づくまで設計サイクルを反復し, 収束解を得る方法である. 初めに初期形状を与え, $\Delta C_p (= C_{p_{target}} -$

$C_{p_{current}}$)がある閾値 ϵ 以下でなければ逆設計ソルバーを実行し形状の修正量 (Δf) を求める。もともとの形状 (f) にこの Δf を加えて、新しい形状 f_{new} を得て、CAD にフィードバックする。この逆問題設計法は他の最適化手法に比べ流れ場解析が少なくて済むという利点を持つ。本研究では、逆問題ソルバーと非構造格子 CFD を組み合わせることで、1 日で逆設計の 1 サイクルを実行できるようなショートターンアラウンドな逆設計システムを構築することを目的とする。この逆設計システムの利点は、

- 1) CAD による形状定義の容易性
- 2) GUI を用いた効率的な表面格子生成と、完全に自動的な空間格子生成
- 3) 非構造格子による複雑形状への容易な適用性
- 4) LU-SGS 陰解法と並列化による効率的な 3 次元 Euler ソルバー
- 5) 自由度の高い逆設計アルゴリズム

この設計システムにより航空機の主翼の空力設計を 1.2 週間で完了することができる。実際の問題への適用例として、この設計手法を用いて NAL 超音速実験機 NEXST-2 の主翼の設計を行った結果を示す。

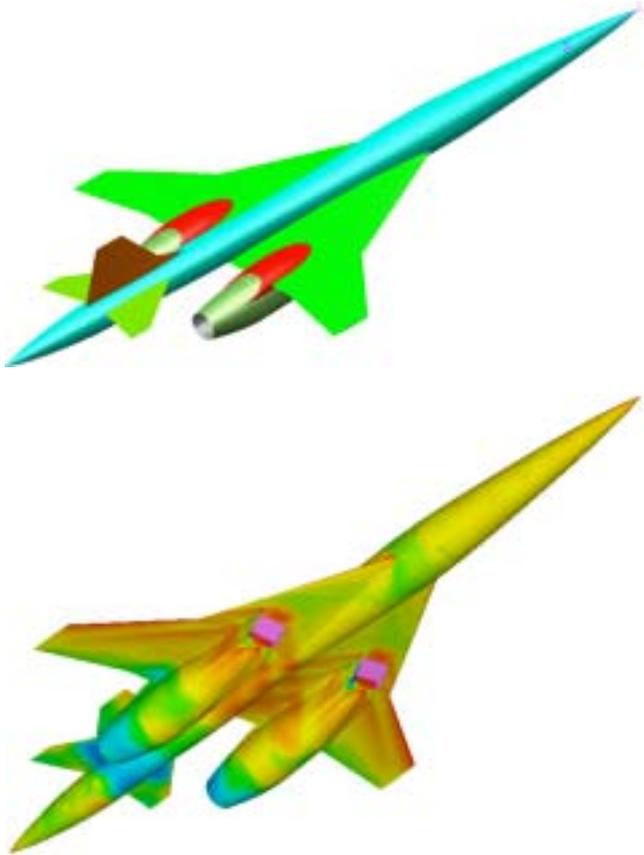


Fig. 1 Full Configuration of NEXST-2 & Pressure Distribution at $M_\infty =$

1.7

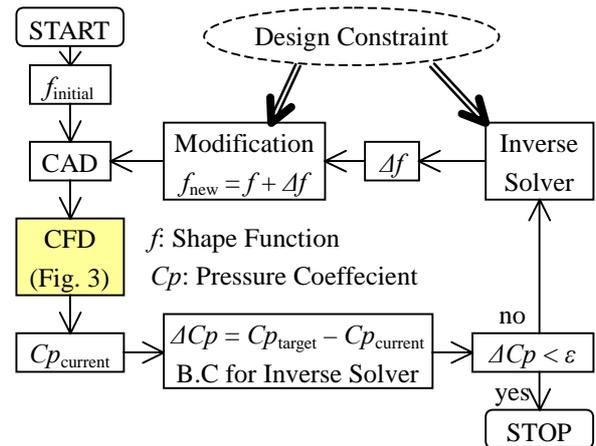


Fig. 2 Design Procedure

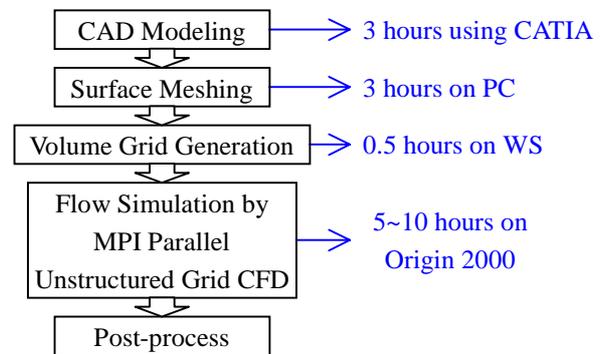


Fig. 3 CFD Process

2. CAD, 流れ解析と逆設計

ここでは、NEXST-2 の設計を意識して特に注意すべき点について述べる。

2.1 収束度の定量化

CFD 結果と目標値を比較して逆解法による設計がどの程度収束したかを定量的に測定するための適切な評価関数を定義する。この評価関数は設計コンセプトに従って定めなければならないが、本研究では一般的な評価関数として、

$$\frac{\sum (C_p^T - C_p^C)^2}{N^2}$$

を収束度の評価に用いた。ここで、

C_p^T : 圧力係数 (目的値)

C_p^C : 圧力係数 (現在値)

N : 格子点数

とする。

2.2 流れ解析から逆設計

主翼には胴体に隠れた部分が存在するが逆設計プログラムでは対称面までのデータが必要であるため、15%半スパン位置から内側は線形に外挿した。また、翼平面形における前方の頂点の存在は逆問題で仮定している微小擾乱流れ理論にとっては特異点となるため、全体の解に悪影響を及ぼす。つまり、翼平面形で対称面位置の前縁と後縁の変化が滑らかであることが望ましい。そこで 3%半スパンから対称面の間は対称面上に軸を持つ2次関数になるように前後縁を外挿して逆問題ソルバーへの入力データとした (Fig. 4 参照)。

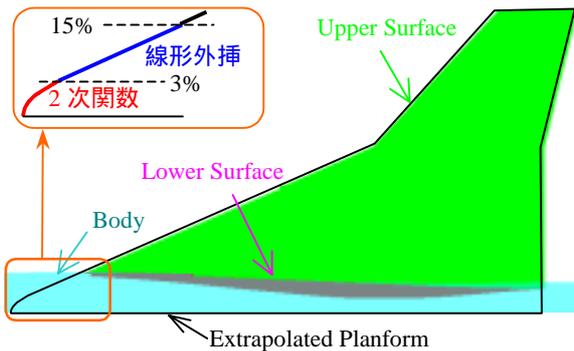


Fig. 4 Extrapolated Platform

2.3 逆設計から CAD

本研究で用いた逆設計ソルバーは主流方向の変動のみを考慮した薄翼近似の超音速微小擾乱方程式を用いているため、スパン方向の変動を考慮していない。したがって、逆設計の解がスパン方向に滑らかにならず、高さ方向に振動することがある。スパン方向の滑らかさを確保するため、逆設計で得られた解を5次の多項式関数に最小2乗近似し、それをCADへの入力形状とした。Fig. 5に多項式関数へのスムージングを加えた場合と加えない場合について後縁の高さの比較を示す。

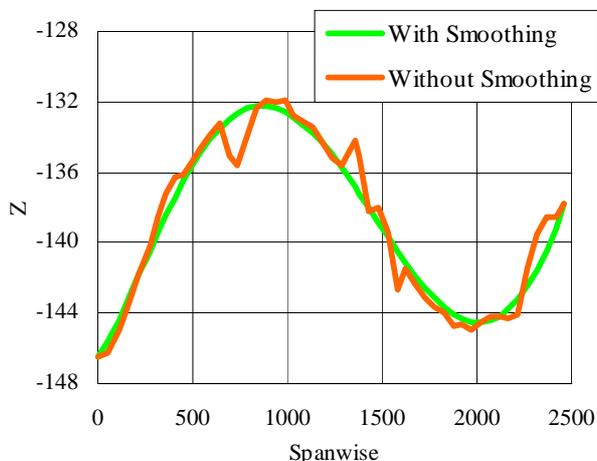


Fig. 5 Comparison of Trailing Edge With/Without Smoothing

3. 高速な CFD 解析

3.1 CAD による形状定義と格子生成

本研究の CFD 前処理では、市販の CAD ソフト CATIA を用いて形状をモデリングし、STL ファイルにより形状を定義する⁽³⁾。さらに前処理ソフト Edge Editor⁽⁴⁾を用いて Advancing Front 法により表面格子生成を行い、Delaunay 分割法により空間を四面体で離散化する⁽⁵⁾。

3.2 並列化非構造格子ソルバー

流体解析には、LU-SGS 陰解法を用いたセル節点有限体積法に基づく非構造 Euler ソルバーを用いる⁽⁶⁾。さらに計算の高速化と将来の大規模計算への応用を考慮して、Message Passing Interface (MPI) ライブラリにより並列化したソルバーを用いた。ここでは非構造空間格子を MeTis により領域分割し、各領域を別々の CPU に割り当て計算する。なお、領域間は 1 メッシュ分オーバーラップしており、1 Iteration 毎に情報交換される。この手法による並列化効率の高さは文献⁽⁷⁾などにより示されているが、本研究でも ONERA M6 翼 (節点数: 約 23 万点) を用い、並列化効率の高さ (Fig. 6 参照) と計算精度 (Fig. 7 参照) を確認した。計算には東北大学流体研所有の Origin2000 を利用した .40 並列 (= 40 分割) 以上の並列数において、理論値を上回るスピードアップ率を示しているが、これはスーパーリニアと呼ばれる現象で、プログラムのサイズが分割数を変えてもほぼ一定であるのに対して、キャッシュの容量はプロセッサ数に比例して増加するためにキャッシュヒット率が向上したために発生する。例えば今回用いた Origin システムは、1CPU あたり 8 MB の L2 キャッシュを持っており、40CPU で実行した場合 $8 \times 40 = 320$ MB ものキャッシュ容量になる。非構造格子はメモリ参照が非常に多く格子のリナンバリング等を行ってもキャッシュヒット率を高めることが難しいため、スカラー型計算機ではその性能を高めることが困難であった。だが、大規模並列化することでキャッシュヒット率が劇的に向上するため、効率的な計算資源の利用に適した手法であるといえるであろう。

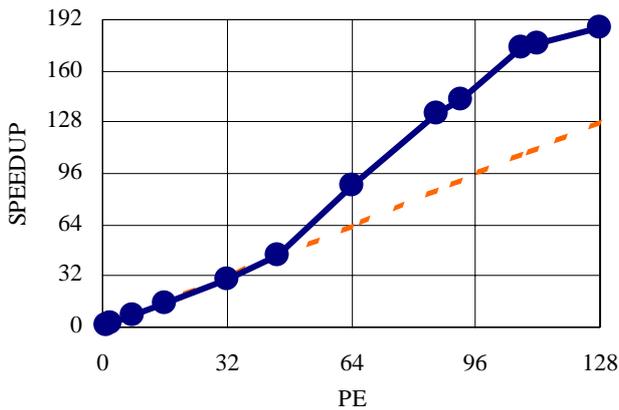


Fig. 6 Scalability

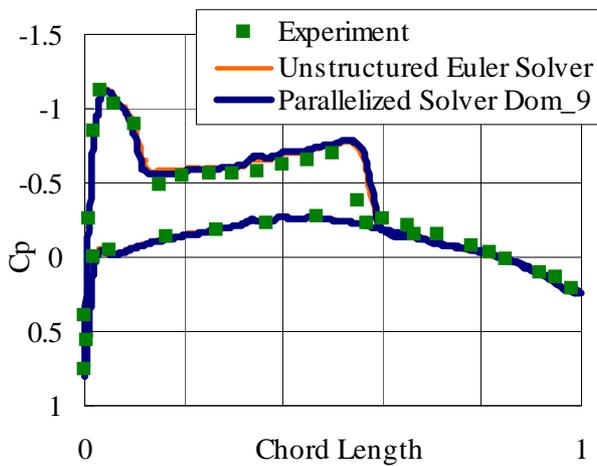


Fig. 7 Comparison of Cp Distribution at 44% Half-Span

4. NAL ジェット実験機主翼の逆設計

本研究の逆設計システムをNAL超音速実験機NEXST-2の主翼に応用する。この機体の主翼の内翼部分は自然層流とし、外翼は超音速前縁を持つように設計される。Fig. 1 に示す実験機に対し主翼の断面形状を設計コンセプト（自然層流；NLF）に合うように決定する。このコンセプトは目標圧力として具体化され、この目標圧力分布を達成するように逆設計を行う。さらに、この形状は主翼下面に巨大なエンジンナセルが搭載されるため、主翼下面形状および翼厚が拘束されており、また、主翼後方ではエンジンナセルが上面に張り出すため、厚み条件成立の容易性を考慮して65%コード長より後方は目標圧力分布の達成よりも拘束条件を優先させ設計を行った。

20, 40%半スパン位置における初期形状と逆設計を7反復行うことにより得られた翼型および C_p 分布をそれぞれFig. 9, Fig. 10に記す。20%半スパン位置においては上面の0~50コード長における C_p 分布は目標 C_p との良い一致を示している。しかし40%半スパン

位置においては前縁付近の圧力の立ち上がりは良好なものの目標 C_p と一致しているとは言い難い。この原因として、20%半スパン位置と比べてコード長が短いため厚み拘束条件を達成し、かつ目標圧力分布を実現することが困難であることがあげられる。

Fig. 12に残差履歴を記す。3反復目で一旦収束しているが、厚み拘束条件のため C_p が目標のレベルまで下がらないため（Fig. 11参照）、目標圧力分布を C_p が大きくなる方向にわずかにシフトさせ、それを新しい目標とした。この新しい目標圧力分布が設計コンセプトの許容範囲であることは確認されている。Fig. 11に2つの目標圧力分布も記す。目標圧力分布の変更でさらに収束が進み、最終的には7反復行った形状を設計形状としてNALに提出した。初期形状と設計形状の主翼表面圧力分布をそれぞれFig. 13, Fig. 14に記す。Fig. 14より逆設計を7反復行うことで主翼上面の圧力分布がフラットになる領域が存在している。

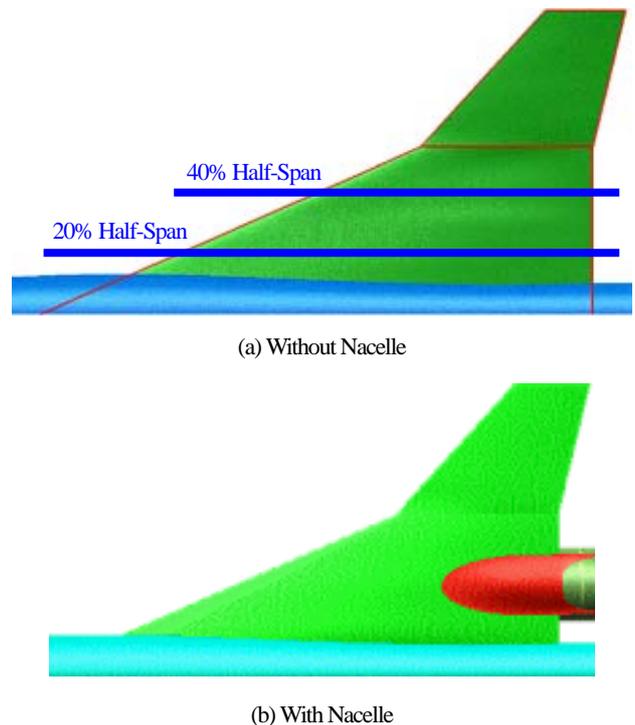


Fig. 8 Comparison of Upper Surface of Main Wing

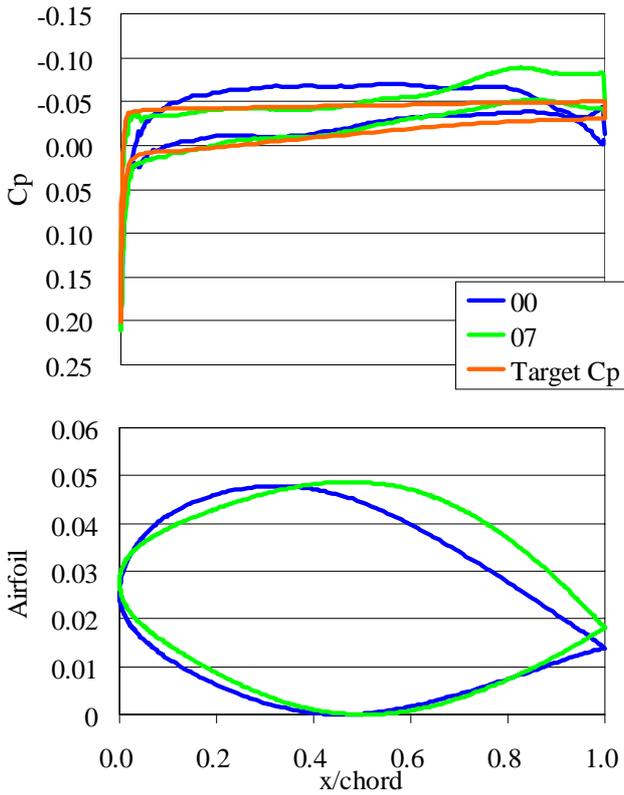


Fig. 9 Initial and Inverse Designed Airfoil #07 at 20% Half-Span

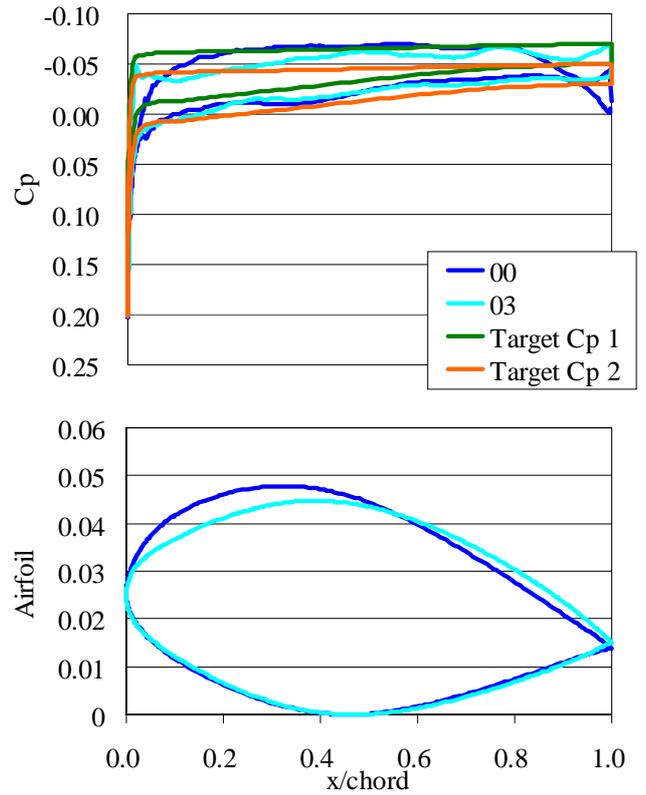


Fig. 11 Comparison of Two Targets, Initial and Inverse Designed Airfoil #03 at 20% Half-Span

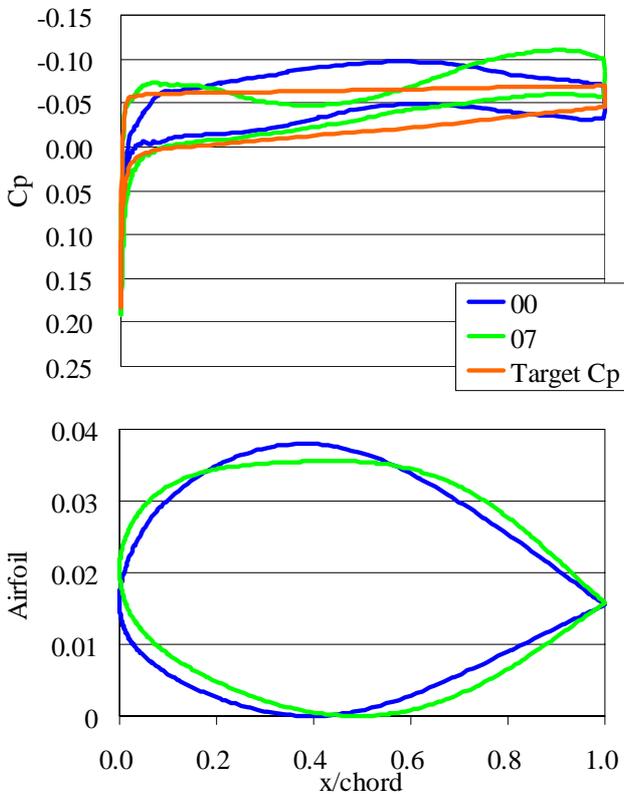


Fig. 10 Initial and Inverse Designed Airfoil #07 at 40% Half-Span

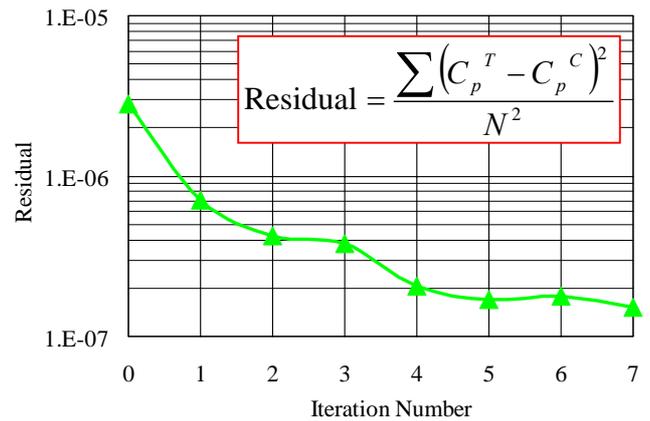


Fig. 12 Convergence History

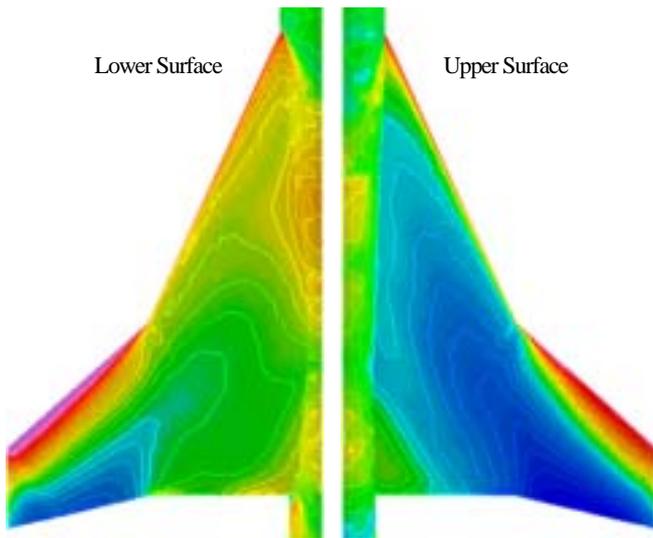


Fig. 13 Pressure Distribution of Initial Configuration

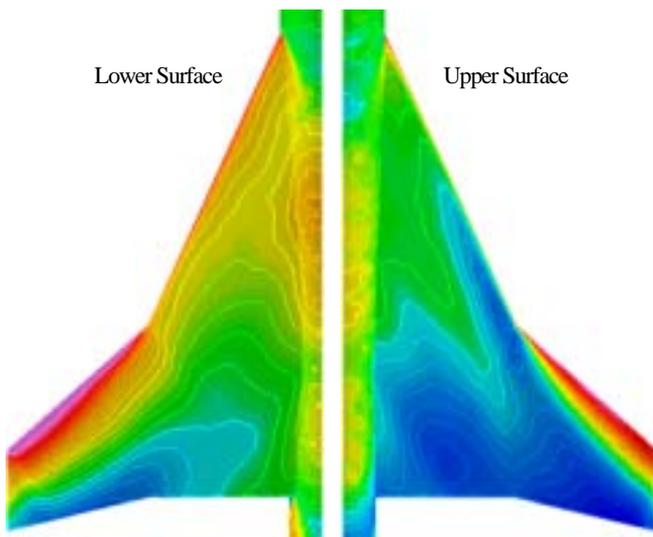


Fig. 14 Pressure Distribution of #7 Configuration

5. まとめ

実用的な高効率 CFD 空力設計を目指して 逆問題ソルバーと流れ場解析に非構造格子 CFD を用いた逆設計システムを構築し、NAL 超音速実験機の空力設計に応用した。

従来多用されている構造格子 CFD と一般的な最適化ソフトを現実的な複雑形態の設計に用いると 1 回の流れ場解析に多くの時間がかかり、また最適解を得るためには流れ場解析を多数回行わなければならないので、1 つの最適形状を得るまでに数ヶ月を要することがある。本研究で構築した非構造格子 CFD と逆問題ソルバーを組み合わせた設計システムは、その期間を短縮する。理由は、非構造格子を用いた CFD システムでは非常に短時間で流れ場解析を行うことができることと、形状を直接決定する数学的逆問題を最適化アルゴリズムとして採用することにより流れ場解析の実行回数を減少させていることである。さらに性質のよい最適解をより少ない反復回数で得られるよう逆問題ソルバーに与える境界条件を工夫した。この設計システムを利用することで NAL ジェット実験機 2 次形状主翼の設計を数週間で完了させた。なお、本研究で設計した主翼は 2 次形状の主翼として採用されている。

謝辞

並列ソルバーについては独立行政法人航空宇宙技術研究所 CFD 技術開発センター 岩宮 敏幸 センター長 および同センター企画管理室 中村 孝 室長の協力を得ました。ここに深く感謝の意を表します。

本研究の計算は、東北大学流体力学研究所の SGI Origin 2000、独立行政法人航空宇宙技術研究所角田宇宙推進技術研究所の NEC SX-4 を用いたことをここに記し、関係各位の皆様にご心より感謝の意を表します。

Reference

- (1) Shimbo, Y., Yoshida, K., Iwamiya, T., Takaki, R. and Matsushima, K.,
“Aerodynamic Design of the Scaled Supersonic Experimental
Airplane,” Proceedings of the 1st International CFD Workshop for
Super-Sonic Transport Design, pp.62-67, 1998.
- (2) Jeong, S., Matsushima, K. et al., AIAA Paper 98-0602, 1998.
- (3) Fujita, T., Ito, Y., Nakahashi, K., Iwamiya, T., “Aerodynamics
Evaluation of NAL Experimental Supersonic Airplane in Ascent
Using CFD”, AIAA Paper 2001-0564, 2001 (to appear in Journal of
Aircraft, 2002).
- (4) Ito, Y. and Nakahashi, K., “Direct Surface Triangulation Using
Stereolithography (STL) Data,” AIAA Paper 2000-0924, 2000 (to
appear in AIAA Journal, 2002).
- (5) Sharov, D. and Nakahashi, K., “A Boundary Recovery Algorithm for
Delaunay Tetrahedral Meshing,” 5th International Conference on
Numerical Grid Generation in Computational Field Simulation,
pp.229-238, 1996.
- (6) Sharov, D. and Nakahashi, K., “Reordering of Hybrid Unstructured
Grids for Lower-Upper Symmetric Gauss-Seidel Computations,”
AIAA Journal, Vol.36, No.3, pp.484-486, 1998.
- (7) D. J. Mavriplis, “Parallel Unstructured Mesh Analysis of High-lift
Configurations,” AIAA Paper 2000-0923, 2000.