

翼胴ナセル結合体への逆設計法の適用

大林 茂¹、鄭 信圭¹、中橋和博¹、岩宮敏幸²

Application of Inverse Design Method to Wing-Nacelle Configuration

By

Shigeru Obayashi, Shikyu Jeong, Kazuhiro Nakahashi, and Toshiyuki Iwamiya

ABSTRACT

Takanashi's inverse design method has been extended to wing-nacelle configuration using the unstructured grid approach. To treat a flow field around wing-nacelle combination, Takanashi's method has been modified to exclude the bow shock wave due to the nacelle and its downstream from the integral region. Even with the modification, the inverse method converges reasonably well. The unstructured grid approach greatly reduces the workload necessary for the grid generation in the inverse design cycle. This directly reduces the total amount of the design time.

1. はじめに

次世代SSTの空力設計のために、航技研と東北大の共同研究として高梨の逆解法が超音速領域へ拡張され、昨年の本シンポジウムでも報告された[1]。この方法は、微小擾乱ポテンシャルの式を翼面上の積分方程式に変換し、圧力の差 ΔC_p を境界条件として形状変更量 Δf を求めるものである。この方法は、形状変更量 Δf に見られるように本来薄翼の形状変更を定式化している一方、境界条件の与え方 ΔC_p に見られるように残差修正法を適用しているため薄翼流れに限らず幅広い流れ場に対して適合性を持っている。

このため、圧力の差 ΔC_p を求めるためには、微小擾乱ポテンシャルに限らず、オイラー計算やナビエ・ストークス計算を利用することができる。さらに、オイラーやナビエ・ストークス計算が適用できるということは、薄翼に限らず一すなわち単独翼に限らず、翼胴結合体や翼ナセル結合体に適用できることにはかならない。無論、胴体やナセルが高梨の方法で設計できるわけではないが、それらの要素の影響下にある流れ場を扱うことによって、それらの要素がある場合も翼の設計ができるのである。従って、高梨の逆解法は、幅広い形状適合性も持っている。

この性質を利用して、航技研小型高速実験機の空力設計では翼胴形態で逆設計が行われた[1]。本研究では、翼ナセル形態での逆設計の適合性を検証する。このとき、問題として注目すべきなのは、逆設計全体のプロセスの効率性である。逆設計のプロセスを図1に示す。ここでの主要な計算要素として、格子生成・流れ場の計算・形状修正量の計算の3要素がある。このうち形状修正量の計算は、支配方程式が微小擾乱ポテンシャルである上に翼面上の積分方程式に変換されているため、計算量としては最も少ない。

そこで、通常のCFD計算と同様に翼ナセル形態のような複雑形状に逆設計を適用するには、格子生成がボトルネックとなる。このため、非構造格子法を使用することにした[2]。計算例として、既存の翼ナセル形態を逆設計で再構築した例を挙げる。

2. 計算法

非構造格子の生成には中橋らの方法[2-4]を用いた。パッチのマッピングを行わずに、物体表面に直接 advancing front 法を適用することで、物体面の曲率に応じた滑らかな格子を生成することができる。図2は翼ナセル形態の表面格子である。ナセルは円形断面を持ち、50%位置にキックを持つ単純な形状とした。

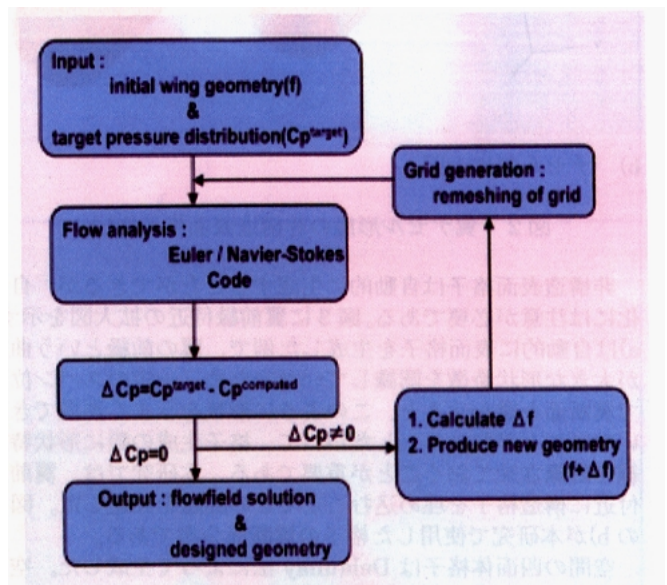
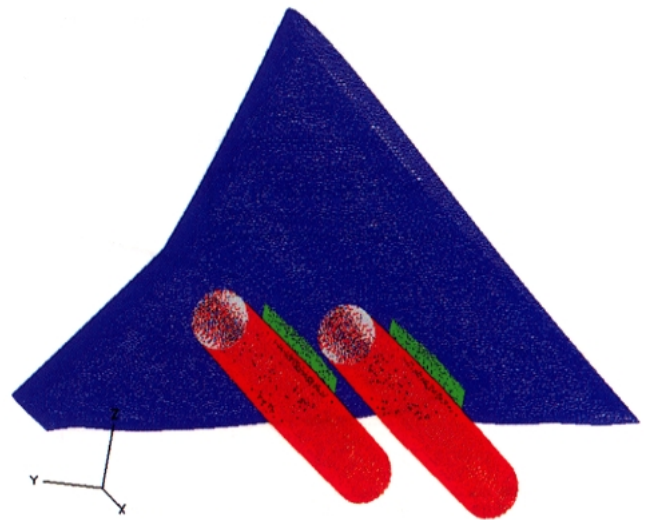


図1 高梨の逆解法の流れ図

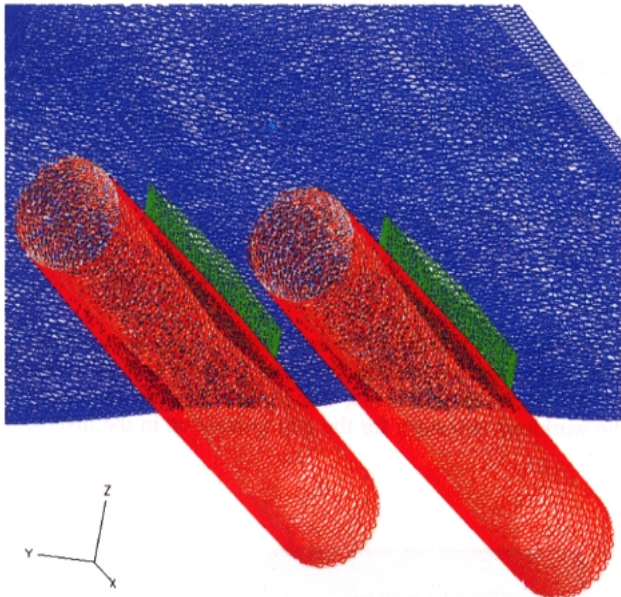


a) 全体図

図2 翼ナセル形態の非構造表面格子

¹ 東北大学大学院工学研究科航空宇宙工学専攻

² 航空宇宙技術研究所計算科学研究部



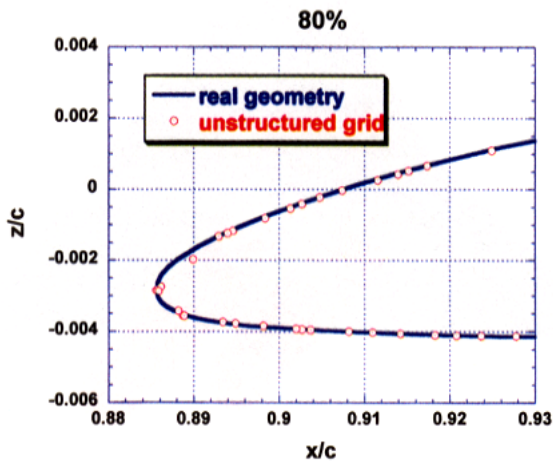
b) ナセル部拡大図

図 2 翼ナセル形態の非構造表面格子(続き)

非構造表面格子は自動的に生成することができるが、自動化には注意が必要である。図 3 に翼前縁付近の拡大図を示す。a) は自動的に表面格子を生成した例で、翼の前縁という曲率が大きな形状特徴を認識していないため、一定のスパン位置で翼断面を書かせると、このように形状をうまく再現できていないことがわかる。したがって、格子生成の際に形状特徴線を認識させておくことが重要である。本研究では、翼前縁付近に構造格子を埋め込むことでこの問題を回避した。図 3 の b) が本研究で使用した格子の翼断面分布である。

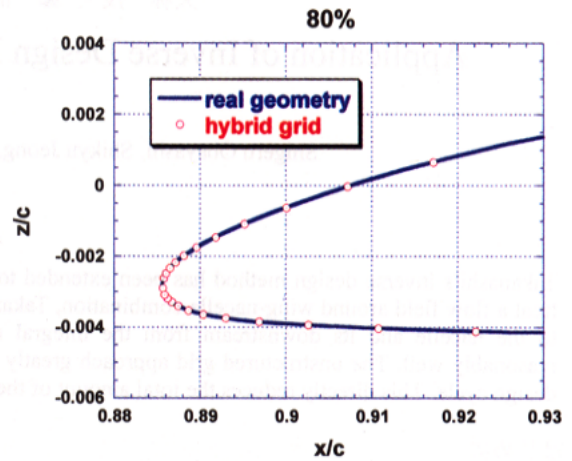
空間の四面体格子は Delaunay 法によって生成した。空間格子生成は自動化が比較的容易で、ナセル周りにも問題なく自動的に生成することができた。図 4 に、空間格子の様子を示す。

流れ場は非粘性を仮定し、オイラー方程式を解く。セル頂点の有限体積法を用い、さらに LU-SGS 陰解法を適用した。



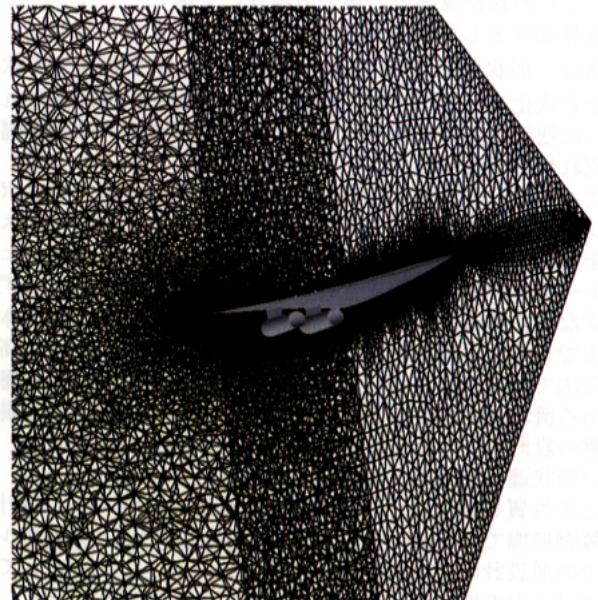
a) 初期表面格子

図 3 翼前縁付近の格子分布

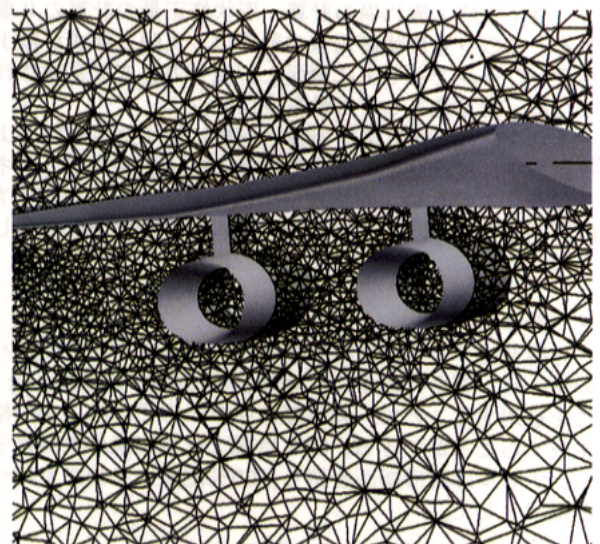


b) 構造格子を利用した形状特徴線の保持

図 3 翼前縁付近の格子分布(続き)



a) 全体図



b) 拡大図

図 4 空間格子

3. 逆設計

高梨の方法は基礎方程式として微小擾乱方程式を用いている。反復解法で複雑流れに対応できるとはいえ、流れ場によっては収束しない場合や、収束が極端に悪くなるケースが考えられる。たとえば、剥離のある流れで逆設計をしたい場合である。剥離をなくすような圧力分布を与えられる場合を除き、剥離流れのもとで逆設計することは基本的にできない。

同様のことが渦のある流れにもいえる。高梨法では遷音速の場合でも翼根や翼端で収束性が悪くなる傾向があったが、超音速流れでは極端に収束性が悪くなる[5]。翼端では当然翼端渦を放出しているわけだし、通常用いられる isobar 設計は翼根で渦なし流れの仮定を破る。

翼ナセル形態では、ナセルによる衝撃波の生成が逆解法の収束に悪影響を及ぼす。超音速の逆解法では、翼面上の形状修正量は前方マッハ錘における積分によって決定される。この積分は微小擾乱方程式から導かれている。そこで、ナセル衝撃波の下流では、高梨法本来の積分項を落とし、低次の関係式を使用することで、収束への悪影響を抑えることができる。本研究では図5のように領域分けを行い、高次と低次の近似をハイブリッド化することによって、妥当な収束性を維持することができた。

① Integral equations

$$\Delta u_1(x, y) = -\Delta w_1(x, y) + \frac{1}{\pi} \int \int_{\Omega_1} \frac{(x-\xi)\Delta w_1(\xi, \eta)}{\sqrt{(x-\xi)^2 - (y-\eta)^2}} d\xi d\eta$$

$$\Delta w_1(x, y) = -\Delta u_1(x, y) + \frac{1}{\pi} \int \int_{\Omega_1} \frac{(x-\xi)\Delta u_1(x, y)}{(y-\eta)^2 \sqrt{(x-\xi)^2 - (y-\eta)^2}} d\xi d\eta$$



② Supersonic linearized pressure coefficient equations

$$\Delta u_2(x, y) = -\Delta w_2(x, y)$$

$$\Delta w_2(x, y) = -\Delta u_2(x, y)$$

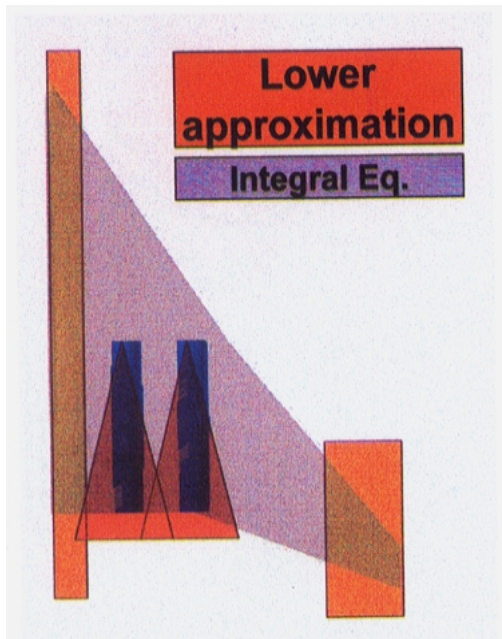


図5 翼面パネルの領域分け

4. 結果

本稿では既存の設計翼[5]にナセルをつけて計算を行い、その圧力分布をターゲットとして、あらためて逆設計を行った。流れ場の条件はマッハ数 2、迎角 2 度である。初期翼、ターゲット翼、設計翼の 3 つについて、20、40、90%の各スパン断面における圧力分布の比較を図6に、形状の比較を図7に示す。圧力分布は、ナセルの影響が顕著な領域を含めてよい収束性を示しており、本設計法が実用可能なことが確かめられた。一方、形状については必ずしもターゲットに収束していないが、一般に逆解法の解には一意性がないので、圧力分布の収束具合から見て妥当な結果であると結論できる。形状を含めて収束性を高めるには、翼のねじり分布を拘束するなどの、付加条件が必要であろう。

マルチブロック構造格子を用いて翼ナセル形態の格子を生成するには3日間程度必要であったが、非構造格子であれば1日の分の作業量にもならない。複雑形状設計の効率化のために、高梨法と非構造格子法を組み合わせさせた設計環境を今後開発していくことが望ましい。

文献

- [1]松島、岩宮、鄭、大林、「逆問題解法を用いた NAL-SST の主翼設計」航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム、航技研、1998年6月。
- [2]鹿野、中橋、「HSCT 模型の数値解析 (その 4)」航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム、航技研、1998年6月。
- [3]Nakahashi, K. and Sharov, D., "Direct Surface Triangulation Using the Advancing Front Method," AIAA Paper 95-1686, 1995.
- [4]Sharov, D. and Nakahashi, N., "A Boundary Recovery Algorithm for Delaunay Tetrahedral Meshing," 5th International Conference on Numerical Grid Generation in Computational Flow Simulation, pp. 229-238, 1996.
- [5]Jeong, S., Obayashi, S., Nakahashi, K., Matsushima, K. and Iwamiya T., "Iterative Design Method for Supersonic Wings Using Integral Equations," Computational Fluid Dynamics Journal, Vol. 7, No. 3, pp. 365-374, October 1998.

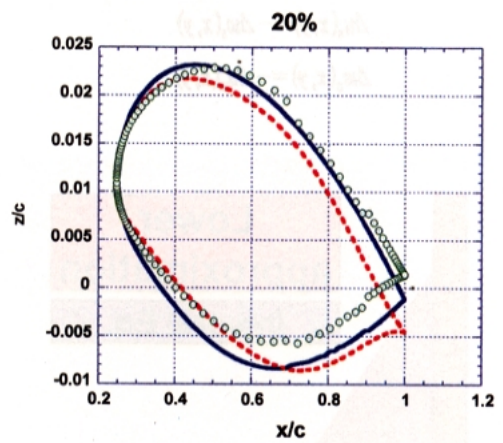
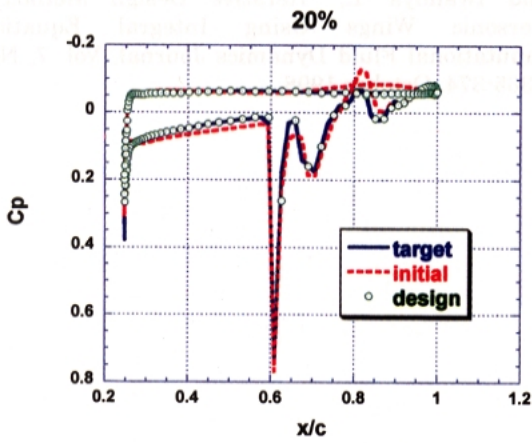
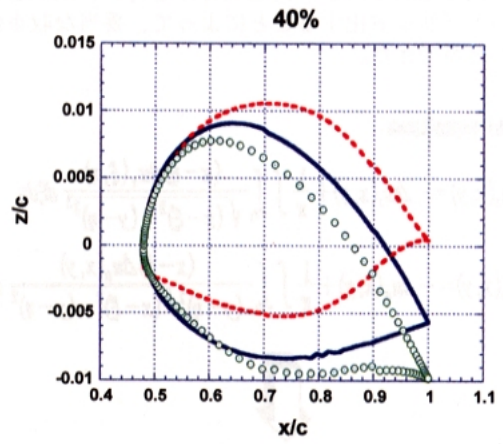
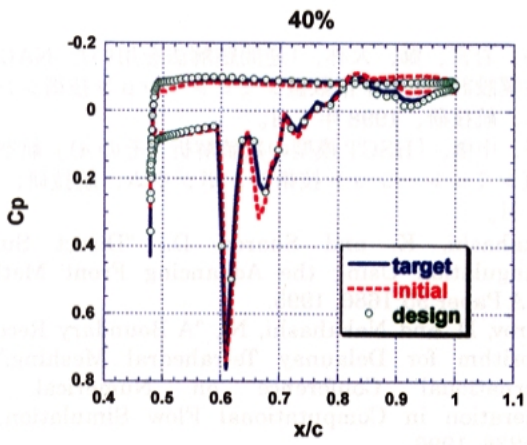
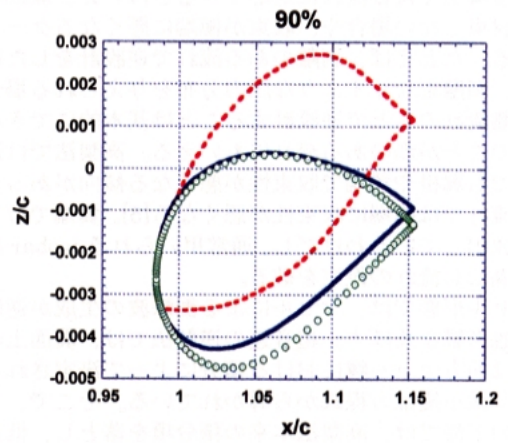
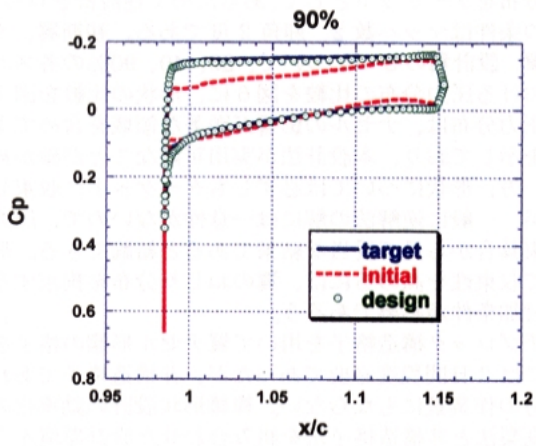


図6 翼ナセル逆設計の圧力分布比較

図7 翼ナセル逆設計の形状比較