

15 川崎重工業における統合シミュレーションの現状と今後の展望

齋藤 孝、嶋 英志、生越博景（川崎重工業）

Multidisciplinary Design Optimization : Status and Prospects in KHI

Takashi Saito, Eiji Shima, Hirokage Ogoshi (KHI)

Abstract

The necessity of Multi-Disciplinary Optimization(MDO) technique has been increasing in the field of aircraft manufacturing against the background of the demand of reducing cost and the recent progress of computer technology. Though MDO seems still premature among aircraft manufacturers in Japan, it is becoming one of essential technologies for us. Some examples of aircraft design problems where MDO is applicable are shown here.

1. はじめに

これまで多くの航空機が開発されており、設計の本質として多分野の統合（空力、構造、装備、運用等）は当然行われてきた。それらは個別に検討されたものを最終的にトレードオフする作業であったが、最近ではコスト低減要求と計算機技術の発展を背景に、より良いものをより短期間で設計する必要が高まっている。国際的にも競争力のある機体の開発には、空力・構造を始めとする多分野の設計統合化、自動化が不可欠になりつつあり、この分野の推進が必要である。ここでは航空機関連分野における統合設計の現状と、今後期待される姿を示す。

2. 航空機関連分野の設計例

（1）航空機の主翼3次元設計

航空機設計の典型である主翼設計をみても、空力・構造・装備等の要求を満足する必要がある。ざっと思いつくだけでも、

- ・空力（揚抗比、抗力発散マッハ数、高揚力装置）
- ・構造（静強度、フラッター）
- ・装備（操縦系統、脚収納性、燃料容量）

などがある（図1-1）。

各分野を個別にみても自動統合設計に関する共通の課題がある。例えば空力評価の主体はCFD解析によることになるが、

- ①設計ループ内である主翼形状の性能を評価した後、形状の見直しが必要となるが、効率のよい形状定義の方法は？（少ない設計変数で）
- ②形状定義に続くCFD解析のための効率的な計算格子生成法は？

（複雑形状に対する自動格子生成）

③解析結果の評価法は？

- ・境界層の遷移や剥離判定
- ・最大揚力係数の予測

④他分野とのデータ共有は？

- ・空力弾性効果など見ようとすると、構造ルーチンとのスムーズなデータ授受が必要

すなわち設計の自動化には、

- ・問題の定式化（設計パラメータ）
- ・評価法（クライテリア）
- ・実用的な処理時間（完全自動化と計算速度）

の3条件が具備されている必要がある。

（2）航空機アンテナレドームの設計

運用目的によっては、航空機にかなり大型のアンテナを設置する場合があります。アンテナを外環境から保護するためにレドーム(radome)と呼ばれるフェアリングで覆うことが必要となる。

このときアンテナとしての電気的特性すなわち電波透過性を阻害しないよう、また同時に構造重量、空力抵抗・振動等を勘案して設計する必要がある（図2-1）。電気的特性との兼ね合いから十分に流線形にできないことが多く、ある程度のレドームからの気流剥離を伴うことがある。このレドーム後流の影響評価は現在のところ主として風洞試験に頼っているが、ヘリコプタのBVI解析技術（後述）の応用として渦の挙動が十分捉えられれば、CFDのレドーム設計への活用が期待できる。

(3) ヘリコプタ・ロータの統合解析

ヘリコプタの空力設計において重要なポイントの一つにBVI (Blade Vortex Interaction) 騒音の低減があげられる。これはヘリコプタ飛行中の特徴的なバタバタ音として観測される。

BVI 騒音は、ロータ・ブレードの揚力発生に伴って発生する翼端渦が後続のロータに衝突または近傍を通過する時にロータ上に大きな圧力変動を生じることによって発生する。BVI 騒音を捉えるにはロータ翼端渦を正確に捉える必要があるが、一般にこの複雑な渦をCFDで減衰しないように捉えるのは容易ではない(図3-1)。

従来このような解析はポテンシャル理論等の近似の多い方法を用いて行われてきたが、衝撃波や剥離といった非線型現象が取り扱えない。また精確な渦のモデル化も困難であった。そこで、これらをEuler/NS 方程式の差分法等で解析する研究が進められている。^{1) 2)}

①直交背景格子と高精度大規模解析

BVI 現象の解析にはできる限り渦を後方まで捉える必要があるが、差分法を用いる限り数値的な減衰は避けられない。可能な限り細かい格子と高精度の解法を用いる必要がある。そのため、格子系としては、高精度を得やすい等間隔直交格子に高精度風上法(五次精度TVD法)を適用し、更に並列計算機の使用を前提として1000万点以上の格子点を使用する(図3-2)。

②ブレードBFC格子と移動重合格子の適用

BVI 現象と同時にロータの空力性能もできるだけ精確に求めるため、各ブレードのまわりに形状を精確に表現できるBFC(Body Fitted Coordinate)格子を生成し、これを直交背景格子の中で移動し、各計算ステップで両者の境界条件を交換して計算を進める移動重合格子技術を使用している(図3-3)。

③ベクトル・並列計算

今後PCクラスタ等の利用による大規模計算の低コスト化を考えると分散記憶型並列計算への対応は必須であろう。また、各々のCPUがベクトル計算機の場合もある。ここでは航空宇宙技術研究所のNWTベクトル並列計算機を用いている。直交背景格子、ブレードBFC格子のベクトル・並列化は基本的に領域分割法による一般的な方法である。本計算での課題は移動重合格子と分散記憶型並列計算機での両立である。移動重合格子では背景格子とブレード格子間での内挿が発生するが内挿位置は

時々刻々変化する。分散記憶の場合、内挿の相手側データの所在も変化するが、直交背景格子を用いるとXYZ座標から直ちに担当領域の内部位置が分かり、内挿処理の全てを並列化、ほとんどをベクトル化することができる。

④BVI騒音解析

流れ場の変動に比べて音圧の変動は微小でありCFDで同時に捉えることは難しい。そこで、音場の計算のために、ブレードを囲む検査面で流れ場データを取り出し、これを元にFfowcs Williams and Hawking (FW-H)方程式により音の伝播から空間の任意点での音圧を算出する。渦位置の解析結果と実験(ホバリング状態)との比較を示す(図3-4)。この手法の予測に対する精度は良好である。前進するロータ周囲の空間の等渦度面を示す(図3-5)。渦の接近によるロータ面上の圧力変動が詳細に捉えられている(図3-6)。ここで圧力の絶対値のずれは実験時のブレードのたわみが計算には反映されていないことに起因すると考えられる。実用レベルの精度を求めるにはロータ構造との統合解析が必要である。なぜならば、BVI解析には渦とロータの位置関係が重要であり、そのためにはロータの弾性変形の考慮が必要となるからである。

変動圧力を各断面位置での揚力係数で表わし、アジマス角と半径位置で整理した(図3-7)。分布の乱れとしてBVIが観察される。図3-8にFW-H方程式を用いて予測した観測面での音圧分布の例を示す。

現時点のCFDでは流れ場と音場を同時に捉えることは困難であるが、今後は両者を統合した解析が必要となってくると考えられる。

(4) 超音速輸送機の全機設計

国内のみならず、欧米でも研究が盛んに行われている超音速輸送機において、先述した空弾性の問題は避けることができない。この分野の統合設計は必要不可欠である。空力分野のみにおいても複数要求を満たす統合設計が必要とされていることは言うまでもない。

現在計画が進められている航空宇宙技術研究所(NAL)の小型超音速実験機ジェット実験機は機体規模に対してナセルが大きいことから、機体とナセルの干渉が大きいことが分かっている。この機体を現実のものとするためには、干渉抗力を含めた全抗力を低減させることが重要課題となっている。しかし、単純に抗力を最小化するだけでは、機体として成立しないことも事実である。例えば、①製造工程を考慮して主翼表面の形状連続性を考慮しなければ

ばならない、②エンジンのディストーションを抑えるために、主翼表面に発達した境界層がインテーク内に流入しないよう配慮しなければならない、等の拘束条件が必要となる。

これら条件を加味して機体を成立させることを1つの課題として、最適空力設計の手法とその可能性を検討したので以下に紹介する。尚、現在のジェット実験機はNAL殿の設計により07形状まで進化しているが、以下の検討ではジェット実験機02形状(図4-1)を用いた。

①設計手法

ジェット実験機の最適設計を実施するにあたり、問題を単純化するため、最適化の対象形状を主翼+ダイバータ+ナセル形態とし、胴体を省いた。また、ナセル形状はエンジン装備等の制約を受けることから、その形状の空力最適化は実施せず、主翼形状のみの最適化を実施することとした。主翼最適化には数値的最適化アルゴリズム³⁾を用いた。このアルゴリズムを用いて最適化する設計変数は、主翼の振り角とキャンバーラインとし、これら2種類を最適化することで目的関数である超音速巡航時の抗力最小化を試みた。

②形状定義

最適化するパラメータは、主翼の振り角とキャンバーラインとした。これらパラメータを与える翼断面は、主翼とナセルの干渉を考慮できるよう、ナセル周辺に寄せて7断面とした。(図4-2)

振り角を設定する際、翼幅方向の形状連続性を保つことを考慮し、入力した翼幅方向の振り角分布をBezier曲線⁴⁾を用いて滑らかにしてから主翼に適用した。その際、振り軸は主翼前縁とした。

キャンバーラインを表現する設計変数は、各設定断面における25、50、75%翼弦長での高さ方向の位置を用いた。

これらのパラメータにより決められた形状だけでは、翼幅方向の連続性を保持するのは困難なことから、更に微修正を加えて連続性を確保した。

③空力性能評価ツール

評価する抗力の推算にはパネル法⁵⁾を用いた。抗力の推算精度を上げるには高等な空力解析手法であるNS解析が必要となるが、そのために必要な作業(例えば、最適設計で再定義した形状に対する計算格子の再生成や解析)に必要とする時間が膨大になる。初期(概念)設計に必要なのは大局的な“答”であることから、遷音速以外でCFD(Euler)解析結果とほぼ同等な結果を短時間で得ることのできるパネル法を採

用した(図4-3)。パネル法はCFD解析のような空間格子を生成する必要が無く、解析時間が短いという利点がある。パネル法解析とCFD解析作業に要する時間の比は、場合によっては、 $10^3 \sim 10^4$ にまで達する。従って、設計フェーズと設計時間を考慮して評価ツールを選択することが重要となる。

④拘束条件

エンジンのサージングを考慮し、主翼表面に発達した境界層がナセル・インテーク内に入らないよう拘束条件を付加した。この時の境界層厚さは、飛行実験中最も境界層が厚くなると予想される、高度12,000m、マッハ数 $M=0.4$ の条件下で、主翼前縁から乱流に遷移したと仮定し、0.014mと設定した。この高さ情報を評価値に反映させるため、以下のようなペナルティ関数⁶⁾(下線部)を用いた。

$$\text{評価値} = C_D \cdot \left[1 + \left\{ \frac{0.014 - h_{\text{intake}}}{0.014} \times H(0.014 - h_{\text{intake}}) \right\} \right]$$

式中の C_D は評価ツールで得られた抗力値を表わし、 h_{intake} は、インテーク入口と主翼表面との高さを表わしている(図4-4)。 $H(x)$ はヘビサイド関数である。このように、常にインテーク入口と主翼表面の高さをモニタし、解析・評価する形状が空力的に妥当となるよう配慮した。

⑤最適化結果

形状定義プログラムと抗力評価ツール(パネル法)を統合する数値的最適化アルゴリズムを用いて自動設計を行った結果、初期形状に対し30count弱($\Delta C_D \approx 0.003$)の抗力低減を実現することができた。これは摩擦抗力も含めた場合、全機抗力の10%程度に相当する(図4-5)。この機体はパイロンに近いダイバータを有していることから、その後半部から発生する膨張波がナセル後半に到達(干渉)し抗力成分になっていた(図4-7)。この機体形状に対して最適化を図ることで、そのダイバータの高さを低くすることができ、干渉抗力低減に成功した(図4-6)。それと同時に、最小抗力時の揚力係数が大きくなる方向に最適化が進み、設計揚力における抗力低減も実現することができた(図4-5)。

設計者が機体として成立するための設計条件(形状連続性や拘束条件等)を適切に付加することで、自動的に設計できる設計システムの可能性を示すことができた。

3. まとめ

多分野統合 (MDO) は設計の本質である。MDO の必要性を固定翼機に関連した話題から、またヘリコプタにおける空力性能評価と騒音評価の統合へ向けた検討や、MDO 口火役の感のある超音速機分野から NAL 小型実験機の例を紹介した。

MDO はメーカーにおいてはまだ緒についたばかりと言えるが、今後は低コスト化の要求を背景に必須の技術分野となってくると考えられるため、関係各方面の協力・推進が必要である。

ヘリコプタの BVI 解析は、越智、山川氏 (ATIC: コミュータヘリコプタ先進技術研究所)、齊藤、青山両氏 (NAL) との共同研究によるものである。またジェット実験機関連の作業は、平成11年度NAL殿契約作業として弊社が実施した。ここに謝意を表します。

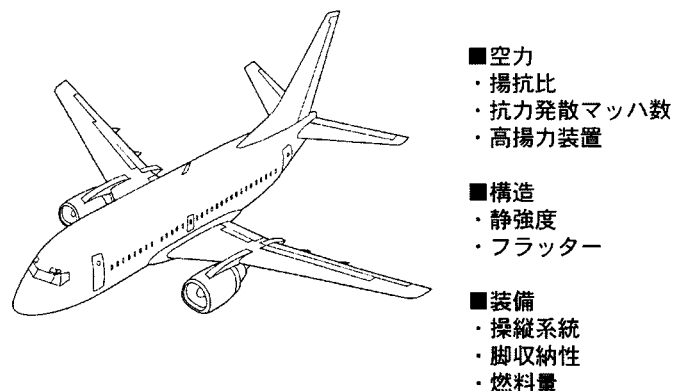


図 1-1 主翼の設計

参考文献

- [1] 越智、嶋、齊藤、青山、「Euler/FW-H 法を用いた BVI 騒音の数値解析」、航空宇宙技術シミュレーション技術シンポジウム'99 論文集, 1999
- [2] Ochi, A., Aoyama, T., Saito, S., Shima, E. and Yamakawa, E., "BVI Noise Predictions by Moving Overlapped Grid Method", 55th Annual Forum, American Helicopter Society, Montreal, Canada, May 25-27, 1999.
- [3] William H. Press, etc, "Numerical Recipes in C", (日本語版) 丹慶勝市, 他訳 技術評論社
- [4] 金元, 「CAE のための数値図形処理」, 共立出版株式会社
- [5] Thomas Derbyshire, etc, NASA CR-3250
- [6] Makino, Y., Iwamiya, T., Lei, Z., "Aerodynamic Nacelle Shape Optimization for NAL's Experimental Airplane", International Workshop on Numerical Simulation Technology for Design of Next Generation Supersonic Civil Transport, January 17-19, 2000.

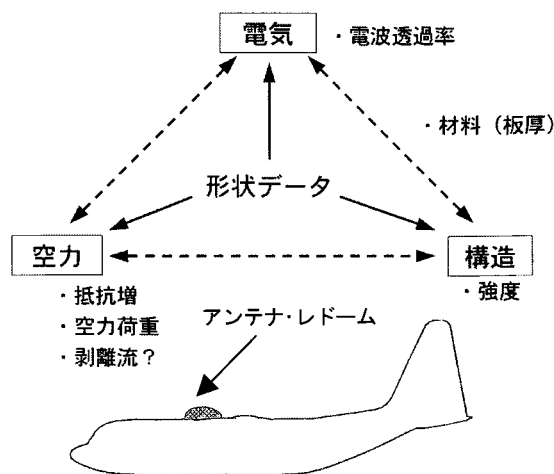


図 2-1 レドームの設計



図 3-1 ヘリコプタ周りの流れ

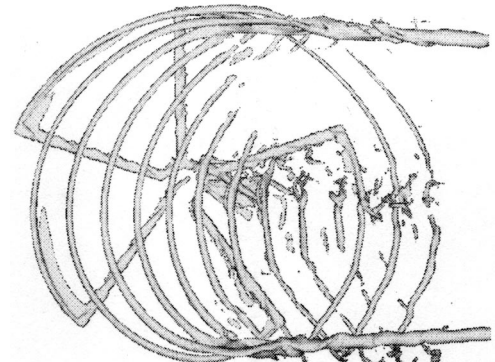


図 3-5 解析結果例(等渦度面)

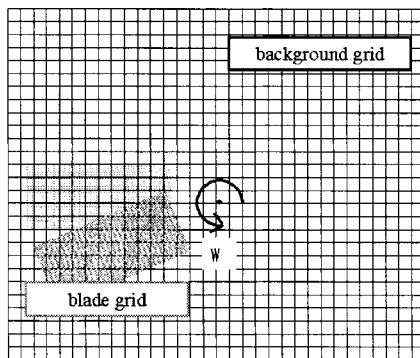


図 3-2 背景直交格子

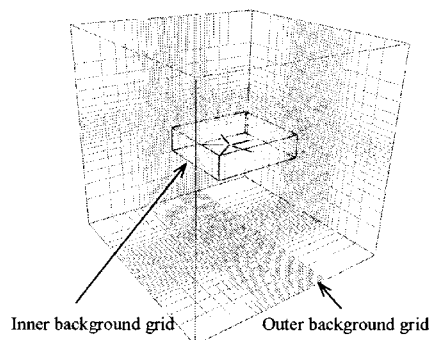


図 3-3 移動重合格子

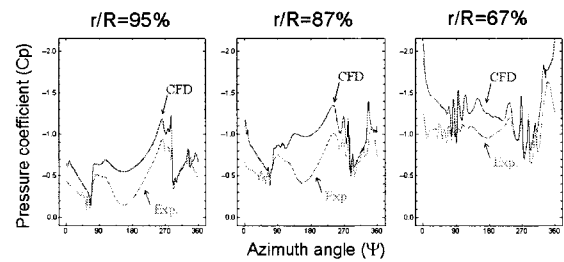


図 3-6 ロータ面の圧力変動～実験と解析の比較

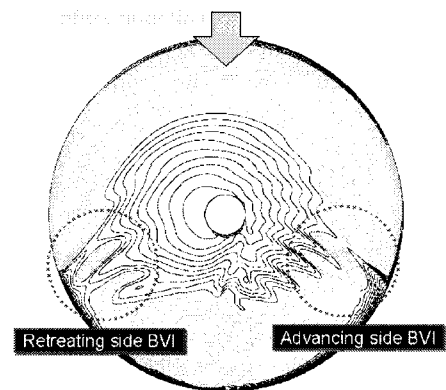


図 3-7 解析結果例(揚力係数変化)

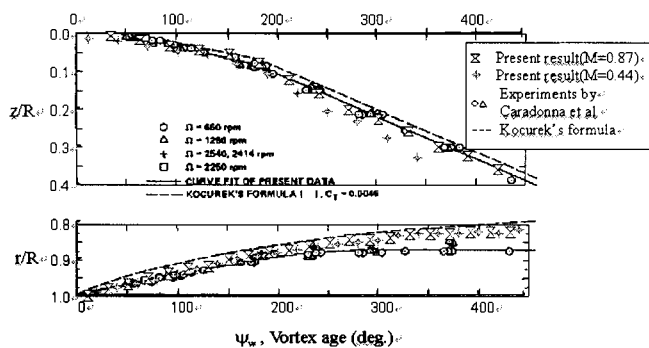


図 3-4 渦位置～実験と解析の比較

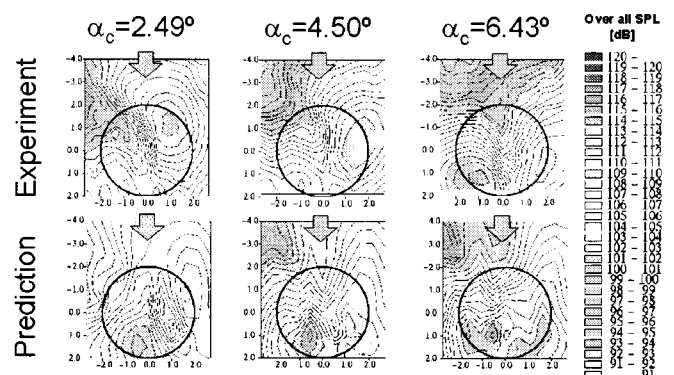


図 3-8 音圧分布～実験と解析の比較

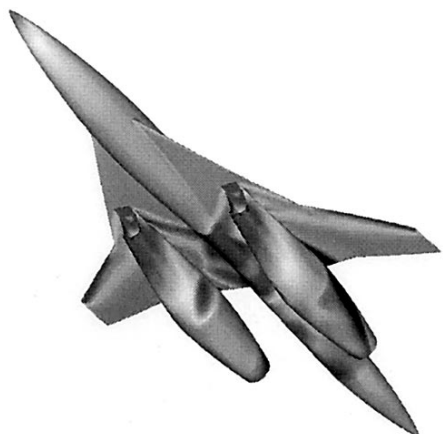


図 4-1. NAL 殿設計ジェット実験機O2形状
($M=1.7$, $\alpha=2.0\text{deg.}$)

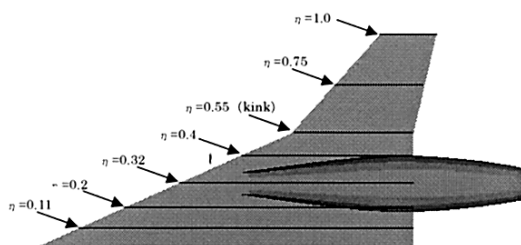


図 4-2. 設定断面

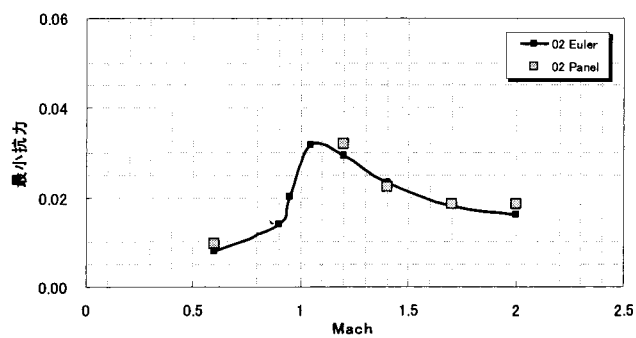


図 4-3. 最小抗力の比較(Euler 解析とパネル法)

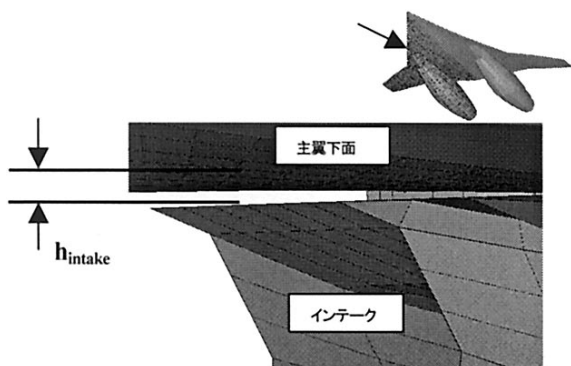


図 4-4. インテーク入口高さ(拘束条件)

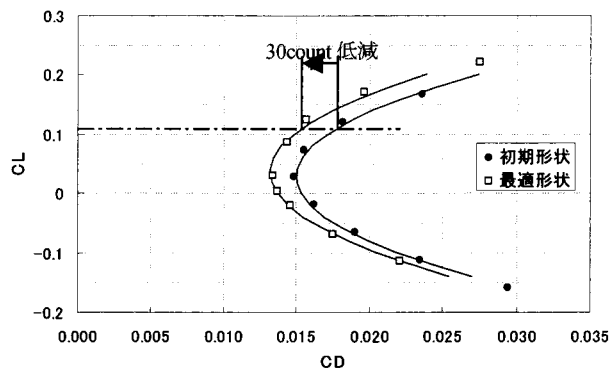


図 4-5. 最適化結果(揚抗特性、非粘性、 $M=1.7$)

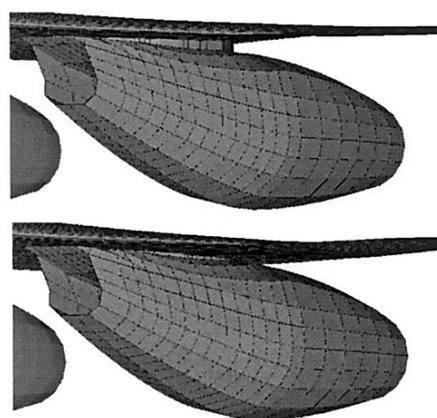


図 4-6. ナセル周辺の主翼形状
(上段: 初期形状、下段: 最適形状)

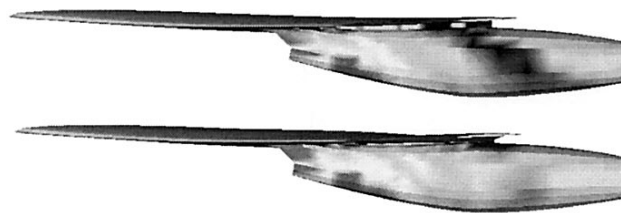


図 4-7. ナセル表面の C_p 分布
(上段: 初期形状、下段: 最適形状、 $M=1.7$)