

PC 上で行う翼設計と性能解析

松島紀佐*¹, 新海裕之*², 塩川将史*¹, 中橋和博*¹

Design and Performance Evaluation of a Wing on a PC

by

Kisa Matsushima*¹, Hiroyuki Shinkai*², Masashi Shiokawa*¹, and Kazuhiro Nakahashi*¹

In this article, it is shown that the design of a new airfoil can be performed on an ordinary Personal Computer. A software system consisting of Computational Fluid Dynamics and Graphical User Interface programs has been developed to be an aerodynamic design workbench. It is a user-friendly system for non-CFD professionals. The inverse design using the Takanashi's method can be conducted with the system as well as the analysis of the aerodynamic performance of an airfoil can be. It also provides a helpful tool for specifying appropriate target pressure distribution. The design of new concept airfoils has been performed with the system on a PC.

1. はじめに

現在、数値流体力学(Computational Fluid Dynamics : CFD)により、航空機巡航状態のケースなど、通常の安定な流れは精度良く計算出来るようになった。また、CFDの信頼性の限界も明確化されるようになってきている。これらを背景に、CFDを積極的に設計に用い設計サイクルのスピード向上と低コスト化を達成することが強く望まれている。開発競争において大きな強みとなるからである。流体分野における一般的なCFD設計は、パラメトリックスタディや一般的な数値最適化法により行なわれている。しかしこれらは、最適形状を決定するまでに膨大な量の流れの解を計算しなくてはならない場合が多い。それに代わる手法として、設計問題を、望ましい圧力分布を生み出す形状の探索と置き換える方法がある。これを逆問題設計法と言ひ、望ましい設計形状を得るために、指定した圧力分布を用いてひとつの方程式を逆に解く計算をすればよい、という点で効率性に優れている。この効率性をもってすれば、近年、目覚ましい性能向上を遂げつつあるPersonal Computer(PC)上でのCFD設計が十分現実的であると考えられる。そこで本研究では、逆問題解法による形状決定(設計)とその形状の翼の性能予測が行え、加えてGUIを用いてデータの視覚化・操作・任意修正が行える総合的な翼設計解析システムを、PC上に構築する。またそのシステムを応用した例題のデモンストレーションを行う。

*1 東北大学大学院工学研究科航空宇宙工学専攻、
〒980-8579 仙台市青葉区新巻字青葉01
Tel:022-217-6918, Fax:022-217-6979

筆頭者 Email kizam@ad.mech.tohoku.ac.jp

*2 2003年3月東北大学大学院工学修士課程修了、
現在、日本IBM株式会社勤務

2. 総合的な逆問題設計・性能予測システムの概要

PC上での逆問題設計計算とGUIによるデータの任意修正ツールを組み合わせた総合的設計システムを構築した。逆問題総合的設計システムを、Fig.1に示す。設計はこのシステム上で以下のサイクルを繰り返すことで実行される。まず、ある初期形状と目標となる性能を持つような圧力分布(Target Cp)を用意し、初期形状の流れ解析を行う。その結果の圧力分布を目標圧力分布と比較し、その差が大きければ、逆問題解法の計算を実行する。この逆問題では、初期形状の圧力分布と目標圧力分布の差 ΔC_p が零となる形状変化の修正量を解として求める。この修正形状に対して再び流れ解析を行い、目標圧力分布との比較を行う。また、目標圧力分布に対しても見直しが必要かどうか吟味する。状況に応じて、目標圧力分布を変更する。ここで使用している逆問題解法は流れ場に対しいくつかの近似を施しているため、1回のサイクルで設計が完了するわけではない。修正された形状の圧力分布が目標圧力分布に十分近付くまで、実際にはこのサイクルを10~20回繰り返す必要がある。

本システムは、逆問題ソルバー計算、2次元構造格子生成および流体解析の形状決定・解析(空力性能評価)の設計サイクルを全てPC上で行う。逆問題ソルバーの計算は約10~20秒、格子生成は約1・2秒で終了し、それぞれの計算後には修正形状や生成された格子をウィンドウに表示して確認することが出来る。更に、マウスやキーボードなどのインターフェイスを用いて、目標圧力分布の形状を容易に変形させることが出来るツールを組み込んだ。形状設計において空力的に適切と考えられる目標圧力分布を設定しても、その圧力分布を実現できる形状の解が存在するとは限らない。逆問題解法計算の直後に形状を表示して確認し、好ましくない場合にはまた目標圧力分布の設定に戻ることでもある。また設計途中でより性能が良くなる様に目標圧力分布に変更するこ

ともありうる。目標圧力変更 GUI ツールによりこれらを簡単に行えるようにした。また、圧力分布の変化に対応して翼形状がどのように修正されるのか、短時間に繰り返し実行可能であるので、設計者の空気力学的センスを向上させる事にも役立ち、より良い目標圧力分布の設定法の知見が得られる。以下、3,4,5節で本システムの主な構成モジュールを説明する。

3. 流れ解析の概要

流体計算の支配方程式は2次元レイノルズ平均 Navier-Stokes 方程式を使用し、時間積分には LU-SGS 陰解法、空間離散化には、対流項 3 次精度 TVD 差分法、粘性項には 2 次精度中心差分を適用する。乱流モデルは Baldwin-Lomax の乱流モデル。計算格子には C 型構造格子を用い、格子点数は以下の 6 節で述べる例題では 191 × 91 とした。

4. 逆問題解法

以下に積分方程式を用いて逆問題の解を得る理論を示す⁽¹⁾。Takanashi's Method⁽¹⁾である。1985 年航空宇宙技術研究所(現 JAXA)の故高梨氏により発表された設計手法である。無次元化した 3 次元ポテンシャル流れの微小擾乱方程式は、

$$(1 - M_\infty^2)\phi_{xx} + \phi_{yy} + \phi_{zz} = (\gamma + 1)M_\infty^2 \frac{\partial}{\partial x} \left(\frac{1}{2} \phi_x^2 \right) + h.o.t. \quad (4-1)$$

x, y, z : Cartesian coordinate system,

$\phi(x, y, z)$: Small perturbation on velocity potential,

M_∞ : Freestream Mach number,

γ : Ratio of specific heats of fluid.

Fig.2 のように置かれた薄翼周りの流れ場を考えると、翼面近傍では流れは翼面に沿っているので、

$$\phi_z(x, y, \pm 0) = \frac{\partial}{\partial x} f_\pm(x, y) + h.o.t. \quad (4-2)$$

ここで $f(x, y)$ は翼形状を、 \pm はそれぞれ翼の上面と下面を示す。翼面上の圧力係数は、微小擾乱の仮定の下で線形化されたベルヌーイの関係式から、

$$Cp_\pm(x, y) = -2\phi_x(x, y, \pm 0) + h.o.t. \quad (4-3)$$

ここで、 $h.o.t.$ は擾乱量の 2 次以上の項を示す。

指定された圧力分布 Cp_i を実現する翼断面形状 $f_i(x, y)$ を次のように求める。まず、ある翼断面形状を想定しその圧力分布を Cp_i 、速度ポテンシャルを ϕ_i とする。 $f_i(x, y)$ が求まったとして、その流れ場の速度ポテンシャルを ϕ_i とする。 ϕ_i, ϕ_i と式(4-1),(4-2),(4-3)を満たす。 ϕ_i, ϕ_i を(4-1),(4-2),(4-3)にそれぞれ代入し、一方から他方を引く。簡単な変数変換を行い、式を整理すると以下の結果を得る。

$$(\Delta\phi)_{xx} + (\Delta\phi)_{yy} + (\Delta\phi)_{zz} = \frac{\partial}{\partial x} \left(\frac{1}{2} [(\phi_i)_x + (\Delta\phi)_x]^2 - \frac{1}{2} (\phi_i)_x^2 \right) + \Delta(h.o.t.) \quad (4-4)$$

$$\Delta Cp_\pm(x, y/\beta) = -2 \frac{\beta^2}{K} (\Delta\phi(x, y, \pm 0))_x \quad (4-5)$$

$$(\Delta\phi(x, y, \pm 0))_z = \frac{\partial}{\partial x} (\Delta f_\pm(x, y)) \quad (4-6)$$

$$\beta = \sqrt{1 - M_\infty^2}, \quad K = (\gamma + 1)M_\infty^2 \quad (4-7)$$

$$\phi_i = \phi_i + \Delta\phi, f_i = f_i + \Delta f, Cp_i = Cp_i + \Delta Cp. \quad (4-8)$$

摂動量 $\Delta\phi$ が小さく各式の高次の項は無視できるとした。

つまり、 Cp_i が指定され、 Cp_i が既知であれば、式(4-6)および(4-4)から $\Delta\phi$ を求めることができ、更に(4-5)によって Δf が決まれば、 $f_i = f_i + \Delta f$ として問題の解が求められるわけである。

式(4-4)はポアソン方程式であるのでグリーンの定理を用いて $\Delta\phi$ は解析的積分式で表される。この解析的な積分方程式を離散化して数値計算で解(形状修正量)を求める。離散化は翼面をパネル分割することで行う。

この 3 次元ポテンシャル微小擾乱方程式を基礎とした形状決定法と Navier-Stokes 流れ解析を組み合わせた設計は以前に行われている^(2,3)。

5. 目標圧力分布の手動設定

翼型の性能向上を目指す場合、目標圧力分布は、衝撃波の減衰や順圧力勾配の維持など目的となる性能に応じて初期翼の圧力分布を修正することにより設定することが考えられる。しかし衝撃波が減衰させるべく圧力分布を変形させても、同時に揚力が減少してしまい、結果的に全体の性能は低下する場合もある。これを防ぐために本システムでは Fig.3 に示すように、横軸に x 軸(主流方向)、 z 軸(主流と垂直方向)をとって二面で圧力分布を表示する。一般に知られているように、横軸を x とした場合圧力分布の積分値は揚力となる。横軸を z とした場合は Fig.4 に示すように、主流方向に対して前面側の方が後面側より圧力が大きいとき、前から後ろに力が働くので、この領域の積分値は正の抵抗を表している。逆に前面側の圧力が後面側よりも小さいときには、後方から前方に力が働くので、いわば推力とも言うべき負の抵抗となる。すなわちこの図における正の抵抗成分の面積を減らすことが、全体の抵抗の削減につながる。このように圧力分布の曲線を好ましい方向に変化させていく際に、揚力増加と抵抗減少のトレードオフを視覚的に実感できるのが、Fig.3 で示した 2 つの図の組み合わせのメリットである。

実際にデータを修正するとき、まず変形させる領域の

両端となる点をマウスで選択する(Fig.5 (a))。次に、領域の移動の基準となる点をマウスでドラッグすることにより移動させる(Fig.5 (b))。最後に補間関数を用いて、領域内にあるデータ点を滑らかに移動させる(Fig.5 (c))。これにより連続性を損なうことなく、形状を任意にかつ容易に変形させることができる。

この補間のために、3つの関数を用意してある。まず1つ目は、移動した基準点に近い点ほど移動量を大きく、離れるほど移動量を小さくする、という重みを付けた関数である。2つ目は4次関数で、変形領域の両端点の座標と傾き、および移動させた基準点の座標の、5つの値をパラメータとして4次関数式を作り、補間を行う⁽⁴⁾。3つ目はスプライン関数で、領域の両端点といくつかの基準点を連続的に通るようにスプライン曲線を引く⁽⁵⁾。スプライン曲線はそれが通るように指定する点が少ないと、振動してしまうなど滑らかな曲線が作れないので、この関数だけは先の2つと異なり、両端点以外の基準点を1つ以上利用できるようにしている。

6. PC上での逆問題設計計算

6.1 予備計算

本システムの正当性と効率の検証のために、迎え角 0° のNACA0012翼型を初期形状とし、迎え角 2° のRAE2822翼型のマッハ数0.6、レイノルズ数 6.0×10^6 における圧力分布を目標圧力分布として計算を行った。15回の逆設計サイクルで、形状と圧力分布は迎え角 2° のRAE2822翼型とほぼ完全に一致した⁽³⁾。計算にかかった時間は、Pentium4-2.0GHz、メモリ512MBのPCを用いて約2時間であった。

6.2 音速機用後退翼のための翼型設計

6.2.1 2次元モデル化

本節では、これまでの設計問題で得た知見を元に、音速近傍で飛行する航空機の後退翼に対して総合逆設計システムを適用し、空力性能の優れた翼断面形状の設計を試みる。

CFD技術が発展途上であった1970年代、超音速や遷音速流れの3次元解析コードは未発達であったため、主に亜音速流れの2次元コードで流れのシミュレーションを行い、その結果を3次元遷音速流れに変換して流れ場を解析したり、翼の性能を推算したりしていた。Hainesによると⁽⁶⁾、現在でもその考え方での翼の性能予測は意味を持つ。すなわち、2次元の計算結果は3次元性が顕著に現れる翼根や翼端には適用できないが、翼の中央部は2次元性が強く、2次元解析の結果を拡張して3次元性能の予測が可能である。したがって、飛行条件や翼を2次元問題に変換するモデルをうまく作れば、優れた性能を持つ翼型を設計することで、3次元翼形状の設計に役立てることができる。

ここで、3次元音速流れの2次元問題への変換モデルを示す。Fig.6に示すように、速度 M_∞ の流れに対して β の後退翼を持つ航空機を考える。翼根と翼端を除いて2次元性が強いとすると、翼の前縁と垂直方向に流れ込む速さは $M_\infty \times \cos \beta$ となり、音速航行する航空機の問題も低い遷音速または亜音速流れとしてとらえることができる。翼中央部は同じ翼型の連続で構成されていると考えると、翼の前縁と垂直方向の断面形状は一樣流方向の翼型を、翼厚を維持したまま翼弦方向に縮めたような形となる。その翼弦長さは、一樣流方向の翼型に $\cos \beta$ をかけた長さである。実際の数値解析で翼弦長さを1に正規化することを考慮すると、翼形状は翼厚方向を $\cos \beta$ で割った、一樣流方向の翼型を太らせた形状となる。本研究では翼の前縁と垂直方向の断面形状に対し、流速 $M_\infty \times \cos \beta$ の条件で2次元翼型の逆設計を行うことで、音速近傍における後退翼設計問題を解く。

6.2.2 設計対象と設計目標

対象は一樣流方向断面形状がRAE2822翼型の後退翼である。3次元形状としては飛行条件を $M_\infty = 0.95$ の遷音速とし、後退角は 30° とする。これを6.2.1の考え方に基づいて2次元モデルに変換すると、初期形状はFig.7に示すような形状となり、一樣流マッハ数は0.823となる。レイノルズ数は翼型の翼弦長を基準として 6.0×10^6 である。この問題における初期形状の圧力分布と目標圧力分布をFig.8に示す。初期の迎え角は 2° とした。図中 C_p^* は臨界圧力係数である。初期形状では上面および下面の大半の部分で圧力が臨界圧力を越えており、強い衝撃波が上面、下面共に発生している。目標圧力分布はHainesが文献[6]で用いた設計目標圧力分布を基本に、後縁での圧力回復状況などを修正したもの⁽⁷⁾で、衝撃波の減衰と揚抗比の大幅な増加を狙ったものである。また圧力修正の際の拘束条件として、揚力係数が飛行のために望ましい0.5を上回り、構造強度を保証するために翼厚が約7%より薄くならないように留意した。この問題では急激な形状変化が予想されたため、逆設計ソルバー後の形状修正量を半分にし、緩やかに変化するようにした。しかしそれでも、計23回のサイクル反復の途中で圧力分布の振動が発散してしまったため、12サイクル後と13サイクル後に、形状のスムージングを行った。また目標圧力分布への収束が難しいと判断し、13サイクル後に目標圧力分布の変更を行った。Fig.8のtarget1が初期の目標圧力分布、target2が13サイクル後に変更したものである。

6.2.3 設計結果

Fig.9に全設計過程を通しての空力係数の設計履歴を示す。揚力は、最初は大きく上昇するが3~6サイクル後の間で最大となり、その後12サイクルまでわずかな減少する。この12サイクルまでの第1段階ではキャンバーやキャンバークラインの曲率が増すことで揚力が増加していく。しかし7サイクル後、上面圧力分布が振動を起

こし、揚力ループの面積が低下した。振動を除去するため、まず修正形状のスムージングを行った。形状の不当な凹凸振動は目標圧力分布の不適切性に起因することもある。その場合は目標圧力の修正が必要である。特に、衝撃波の位置に起こりやすい。ここでは、まずマイナーな形状平滑化を行うことで振動が減衰してゆくかどうか調べた。この12,13サイクルを第2段階と呼ぶ。揚力はスムージング後に少し増加するが、その後はあまり大きな増減は起こらない。13サイクル後目標圧力を微小に修正した。以降を第3段階と呼ぶ。揚力は14サイクル以降ほとんど変化していない。抵抗に関しては、第3段階初めの14サイクル後まで目覚ましい勢いで低下していく。これは、設計初期に形状全体の翼厚、特に前方側の翼厚が薄くなっていき、最大翼厚位置が後退するためであると思われる。また、上面や下面の曲率変化がフラットになり衝撃波の強さが弱まり圧力分布が良好な形状となったことも大きな要因である。その後の第3段階では、緩やかにではあるが抵抗は増加していく。揚抗比は、14サイクル後に最大となり、その後は抵抗の増加のために、揚抗比は低下している。Fig.10に揚抗比が最良であった14サイクル後の C_p 分布を緑の実線で示す。比較のため初期圧力(青点線)と微小修正後の目標圧力分布(黄点線)も示す。更に、Fig.11に設計形状を示す。

第3段階は衝撃波の更なる減衰を狙い目標圧力分布を変更して行ったが、衝撃波は必ずしも減衰したわけではなく、揚抗比はわずかながら悪化した。目標圧力分布の修正が最適であったとは言い難い。しかし、上面後縁付近の圧力振動は収まって安定させることができた。衝撃波の生じうる遷音速域の目標圧力分布設定においては、さらなる研究と考察が必要である。

7. 結言

新コンセプトの翼型設計を簡便に試行することを目指して、PC上に総合的逆設計システムの構築を行った。低リスク・低コストで新しいアイデアを計算機上仮想的に実現するシステムである。このシステムは、逆問題設計および、設計された翼形状の性能予測、GUIツールを用いたデータの任意修正が行える。GUIによる圧力分布修正においては、単純な手動操作の形状変化に加えて、揚力を一定に保ったまま圧力分布を修正したり、揚力の倍率を指定したりするなど、自動修正機能を付加して実用的な支援ツールへと発展させた。このシステムを適用して設計問題を試み、以下のような結果と知見を得た。

音速近傍で飛行する航空機の後退翼を想定し、音速近傍の3次元問題を遷音速2次元問題に変換して逆設計を行った。RAE2822翼型で構成される 30° の後退翼から変換したモデルを初期形状とし、一様流マッハ数0.95を変換したマッハ数0.823で逆設計を実行した。衝撃波の減衰と空力性能の大幅増加を目標としたが、形状変化が大

きく複雑であったため、形状のスムージングと目標圧力分布の修正を含めた3段階の設計作業が必要であった。結果として空力性能は劇的に向上し、衝撃波も減衰させることができた。この設計では、必ずしも最終設計形状が最高の性能を持っていたわけではなく、目標圧力分布設定における更なる課題が得られた。今後の目標として①設計拘束条件を加味した目標圧力分布の半自動的設定が行えるようにする、②設計サイクル中の翼形状のGUI修正も可能にする、などの機能の充実が必要と考える。その上で、空力理論と設計者のアイデアや経験を生かした新しい翼形状の簡便な設計を可能にし、性能の優れた翼型や翼の設計を行っていきたい。

謝辞

本論文中の研究は新エネルギー・産業技術総合開発機構(NEDO)の平成15年度産業技術研究助成事業'01A53001dの一環として実施しており、その助成に対し大変感謝しております。

参考文献

- [1] Takanashi, S., "Iterative Three-dimensional Transonic Wing Design Using Integral Equations," J.Aircraft, Vol.22, No.8, pp.655-660, 1985.
- [2] 松島紀佐、高梨進、"多要素翼の逆問題解法"、第8回数値流体力学シンポジウム講演論文集、pp.145-148、1994.
- [3] 新海裕之、松島紀佐、中橋和博、塩川将史、"PC上で行う翼型設計と性能予測"、第16回数値流体力学シンポジウム講演論文集、2002、D310-4.
- [4] 黒瀬能幸、"3次元図形処理工学"、共立出版株式会社、1999.
- [5] 吉村和美、高山文雄、"パソコンによるスプライン関数"、東京電機大学出版局、1988.
- [6] Haines, B., "The Aerodynamic Design of the Wing-Fuselage for a Near-Sonic Transport - Early Thoughts and Results Revisited", AIAA paper 2002-0517, 40th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, 2002.
- [7] 小林修、谷泰寛、天野完一、平原誠、"新しい遷音速翼型設計法"、第15回航空機計算空気力学シンポジウム論文集、1998、pp.325-330.

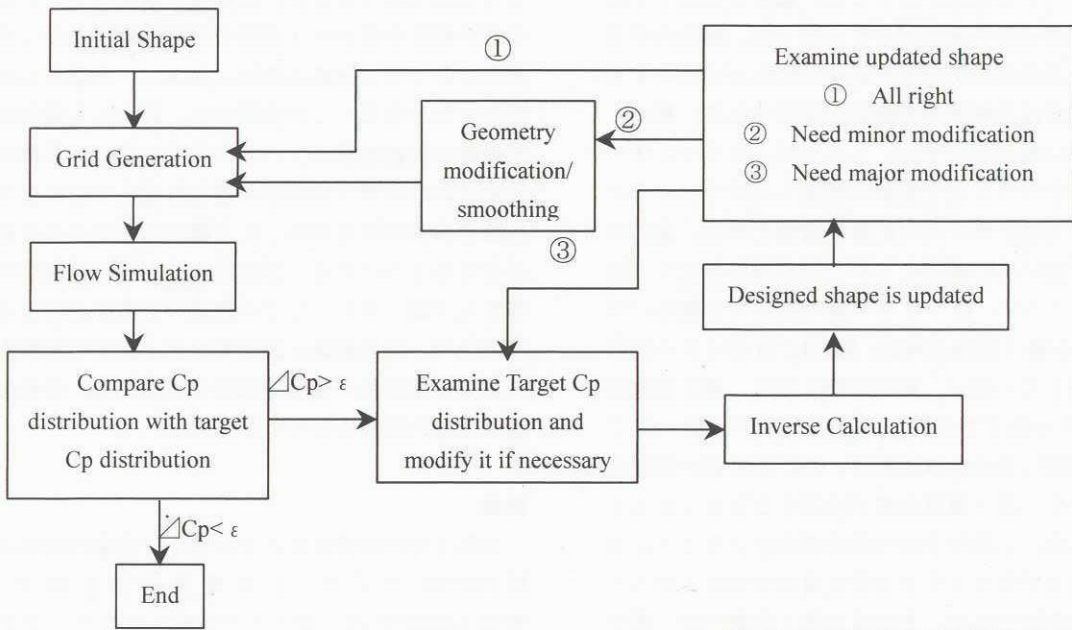


Fig.1 Design system.

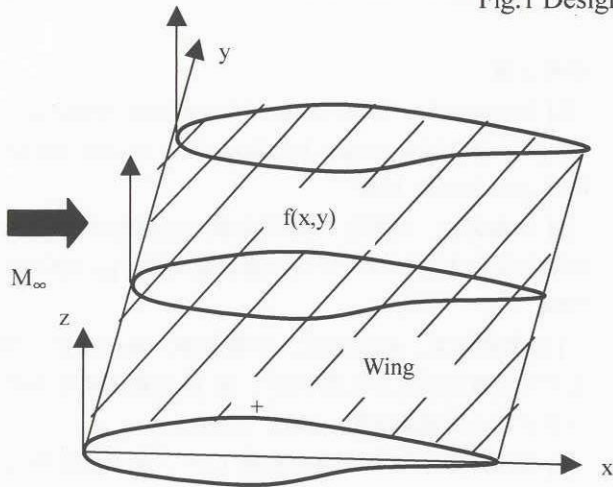


Fig.2 Coordinate system of formulation.

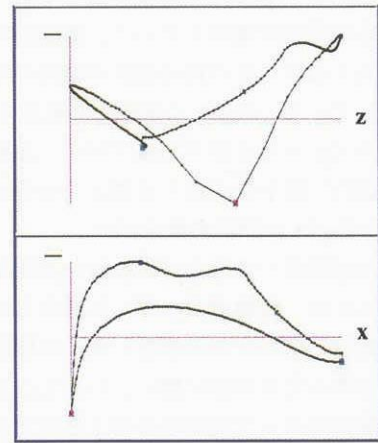


Fig.3 Drag loop and lift loop diagrams.

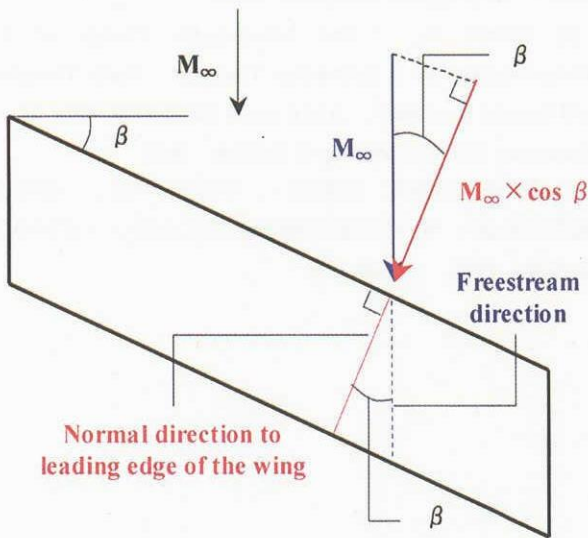


Fig.6 Two-dimensional model for a swept wing.

注) スペースの都合で Fig.5 は次ページ掲載です。

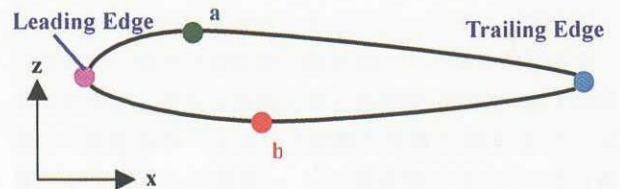
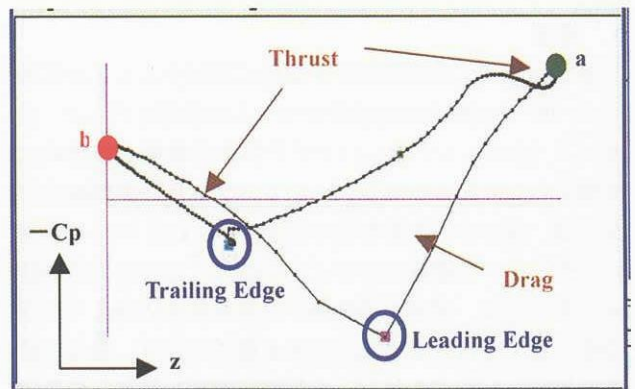


Fig.4 Airfoil and its drag loop diagram.

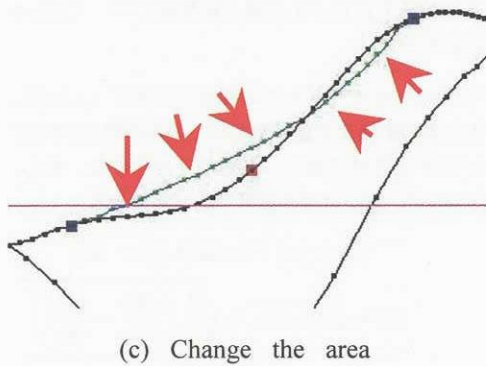
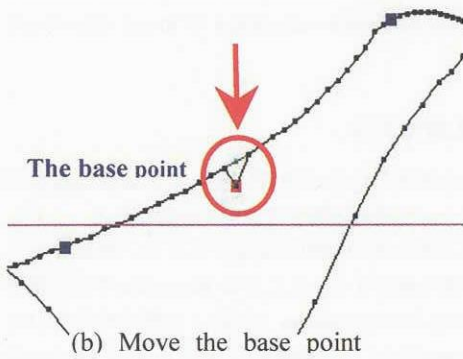
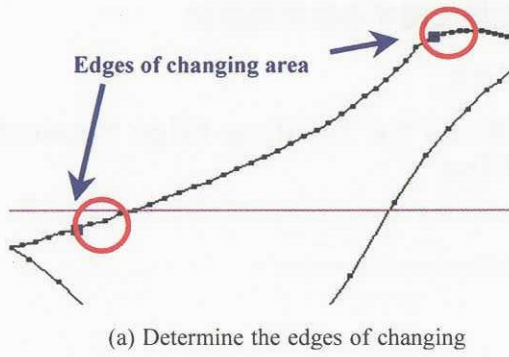


Fig.5 The way of changing curves.

注) スペースの都合で Fig. 6 は前ページ掲載です。

