

CASPERを用いた簡易航空機形態の空力・構造連成シミュレーション

石黒 満津夫*¹、沖 良篤*²、酒田 威志*²、長畑 正史*¹

Aeroelastic/Structural Coupled Simulation of a Simple Aircraft Configuration Using the CASPER

by

Mitsuo ISHIGURO*¹, Yoshiatsu OKI*², Takeshi SAKATA*², Masashi NAGAHATA*¹

ABSTRACT

The CASPER (Computational Aerodynamics System for Performance Evaluation and Research) which has been developed under the leadership of Technical Research & Development Institute of Japan Defense Agency with domestic aircraft makers is a CFD-based design system for the aerodynamic design of various advanced aircraft. In this study, the aeroelastic module in CASPER, which is a code of interactive or automatic iteration between structural and aerodynamic computation, is evaluated by using a simple aircraft model and good performance for the evaluation of aeroelastic characteristics is obtained.

1. はじめに

三菱重工は、防衛庁技術研究本部において実施されてきた航空機性能評価システム「CASPER」

(Computational Aerodynamics System for Performance Evaluation and Research)の開発に国内航空機メーカーと共同で携わってきた。このシステムは、航空機の空力設計に必要なCFD解析コード等のソフトウェア(図1)と、スーパーコンピュータ(SX-4/2C)や数台のGWSをFDDI高速LAN(100Mbps)で接続したハードウェア(図2)を統合した航空機性能の総合評価システムである。このシステムを用いることにより、航空機概念設計段階における諸元策定から空力データベースを構築して飛行シミュレーションを行うまでの設計手順を対話的に実施でき、大幅なコストの低減が可能となる。ソフトウェアは諸元策定、機体形状創成、空力特性、空弾性、飛行シミュレーションの各モジュールから構成され、各設計ステップで使用したデータはデータベースに一括管理されているために、解析に必要なデータは全て複雑な操作なしに対話的に選択でき、設計手順を踏むことができる。

本研究では、航空機の荷重、強度及び性能の検討に不可欠な空弾性による変形を考慮した解析手法として、CASPERを構成する複数のモジュールを横断的に用い、構造と空力をカップリングさせて、対話的/自動的に繰り返し計算を行うツールについて簡易航空機形態の評価計算を実施したのでその結果を報告する。

2. 解析手法の概要

(1) 空弾性モジュール(構造静解析ツール)

CASPERの空弾性モジュールとしては、空気が荷重として航空機に作用した時の、航空機構造の静的な変形量を計算する機能として、変位法に基づいた有限要素法を用いた静解析ツールを作成した。構造静解析ツールの解析手法概要を表1に示す。本モジュールでは、空力計算から得られた圧力分布と、機体形状創成モジ

ュールで作成したモデルを入力とし、計算結果出力を空力計算にフィードバックできるデータ変換インターフェースを有し、汎用性を持たせるため、入出力形式をMSC/NASTRANと同等とした。静解析結果は理論値や汎用の商用コードとの比較により精度検証を行っている。

(2) 空力解析

今回は解析の効率等を考慮し、表2に示す解析手法を用いたが、CASPERの空力解析手法としては、粘性/非粘性、構造/非構造格子、スキーム等の手法が複数用意されており、今回の空力・構造連成シミュレーションにおいてもこれらのどの手法を選択しても対応可能である。空力計算の手法詳細については、既報¹⁾を参照されたい。

(3) アルゴリズム

CASPERの空力・構造連成シミュレーションでは、空力特性モジュールで計算した結果を用いて、空気力から空力荷重を計算し、静解析を実施して、変位量を空力計算に緩和係数(～1.0)をかけてフィードバックさせる繰り返し計算を逐次対話的に実行できるマニュアルループと、計算の収束を自動的に判定し、収束計算まで自動的に実行するオートループの2種類の方法の選択により空力-空弾繰り返し計算を実現した。アルゴリズムを図3に示す。ここで、空力-空弾インタフェースでは図4に示すように空力計算の各要素にかかる力を構造モデルのパネルに分配し、空弾-空力インタフェースでは図5に示すようにサーフェース・スプラインにより内挿を行って空力モデルの変位量を決定している。

3. 検証計算内容

(1) 検証方法

空力-構造連成シミュレーションの検証データとしては、モデルの形状、内部構造、表面圧力等の空力データ、変位量分布の全てのデータが揃っている実験データが必要である。しかし、本検証計算実施時には、そのような実験データは入手困難であった。こ

*1 三菱重工業(株)

*2 防衛庁技術研究本部

のため、空力計算、構造計算については、その各々について単独に検証を行うことにより個々の計算結果の精度を保証することとした。そこで、空力・構造連成シミュレーションの検証としては、この2つの繰り返し計算アルゴリズムの妥当性、即ち繰り返し計算が安定に収束すること及びその結果が定性的に妥当なものであることを評価するものとする。

(2) 計算モデル

計算モデルとしては、図6、7に示すような今回の検証計算用に作成した簡易航空機形態を使用した。外形形状としては、回転体の胴体の中央にNACA64系の5%厚みを持つ主翼（上反角0°，捻り角0°）を取り付けたもので、構造としては主桁とリブによるBOX構造に外板を取り付けた全アルミ合金製の構造としている。今回の計算では、主翼のみを変形の対象としているため、構造モデルとしては主翼のみとなっているが、CASPERのシステムとしては、胴体や尾翼等の変形も取り扱うことができる。

(3) 計算ケース

今回の計算で実施した計算ケースとしては、航空機の飛行領域を考慮して、亜音速から超音速までのマッハ数、高度15,000ftから33,000ftまでの動圧、起動時の荷重倍数について表3に示す6ケースの解析を実施した。収束性の評価のため、緩和係数の変更計算も実施している。

4. 解析結果

(1) 収束履歴

今回の検証では、収束の判定として、全機のトータルCLの変動が1%以内になることを基準とした。また、解析は、全て計算の収束を自動的に判定し、収束計算まで自動的に実行するオートループで実行している。

図8にM=0.6, $\alpha=2^\circ$, 15,000ft相当動圧、緩和係数1.0での収束履歴を示す。この解析では4回の繰り返し計算でトータルCLがほぼ一定に収束していることがわかる。また、同様の条件について、緩和係数を0.5とした場合との比較を図9に示す。ここでは横軸に翼端断面のローカル α ，縦軸に断面CLをとっており、どちらのケースもほぼ同じ点に収束していることがわかる。この解析では緩和係数0.5では1.0のほぼ2倍の8回の繰り返し回数を要している。

(2) マッハ数効果

図10にM=0.9での変形後の形状と等圧線についてM=0.6との比較を、図11に代表断面（90%片スパン位置）の圧力分布を示す。M=0.9では主翼後方に衝撃波が存在するリア・ローディングの圧力分布となっており、このため変形後の形状は、M=0.6に比べ翼端での捻り下げが顕著である。

図12, 13にM=0.9と1.5の比較を示す。超音速では圧力分布が流れに沿って直線的になるために再び捻り下げが小さくなる。

(3) 動圧変更効果

図14にM=0.9で動圧をほぼ3倍とした場合の結果を示す。動圧の増加に伴って主翼曲げや捻り下げといった変形が顕著になっていることがわかる。

(4) 荷重倍数変更効果

図15にM=0.6で迎角（即ち荷重倍数）を変更した場合の結果を示す。迎角の増加に伴って荷重が大きくなり、主翼曲げが顕著になっている様子が見られる。

5. おわりに

航空機の荷重、強度及び性能の検討に不可欠な空弾性による変形を考慮した解析手法として、CASPERの空力計算と有限要素法による静解析との連成シミュレーション機能について、簡易航空機形態による種々の計算条件での収束性確認を行った。その結果、今回の検証計算で実施した計算条件の全ケースについてオートループ計算での良好な収束解が得られ、また、その収束解は定性的に妥当と判断される。これにより収束アルゴリズムの妥当性が確認され、空力・構造連成シミュレーションの有効性を確認した。

参考文献

- 1) 沖, 酒田, 海田, 恵上, 谷: 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム'99 論文集, pp. 363-368, 1999.

表1 構造静解析手法の概要

手法	変位法に基づく有限要素法
使用要素	はり要素, パネル要素, ばね要素
荷重条件	集中荷重, 分布荷重
材料物性	等方性材料, 異方性材料, 直交異方性材料
拘束条件	単点拘束, 多点拘束

表2 空力計算手法の概要

計算格子	非構造格子	
支配方程式系	完全気体の3次元Euler方程式	
空間離散化手法	Cell-Centered FVM	
非粘性 流束	評価法	FVS(Hänel)法
	高精度化	MUSCL型規格化非構造格子法
	制限関数	Van Albada関数拡張型
時間積分法	4段階Runge-Kutta法	
収束加速法	局所時間刻み幅法、陰的残差平均法	

表3 計算ケース

Case	マッハ数	動圧 (kg/cm ²) (相当高度)	迎角 (deg.)	緩和係数	備考
1	0.6	1300 (15000ft)	2	0.5	
2	0.6	1300 (15000ft)	2	1.0	緩和係数効果
3	0.9	1300 (33000ft)	2	0.5	マッハ数効果
4	0.9	4000 (15000ft)	2	0.5	動圧効果
5	1.5	4000 (33000ft)	2	0.5	超音速解析
6	0.6	1300 (15000ft)	4	0.5	荷重倍数効果

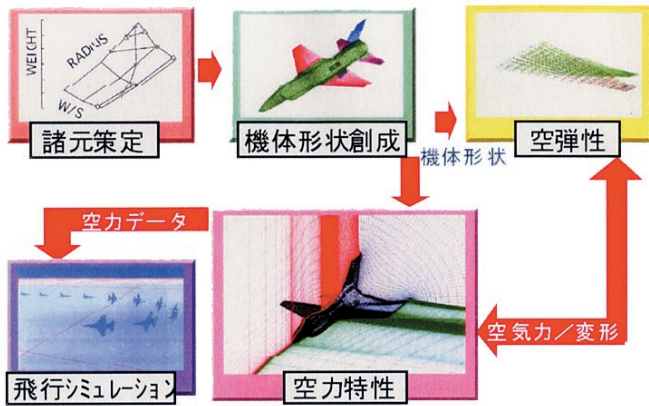


図1 CASPER ソフトウェア構成

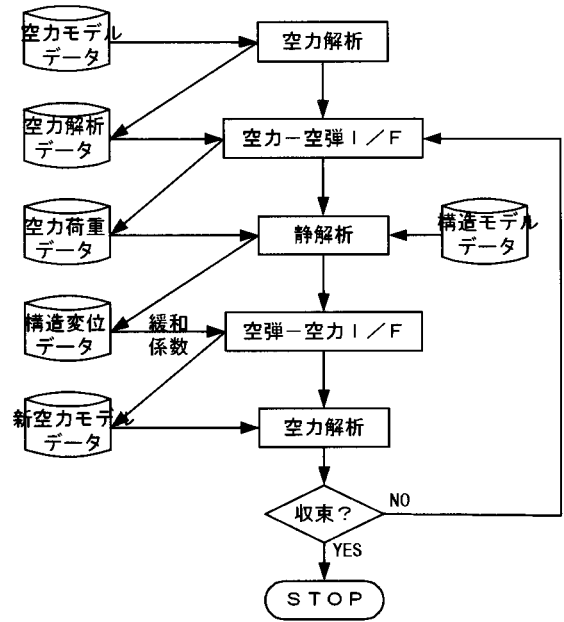


図3 アルゴリズム

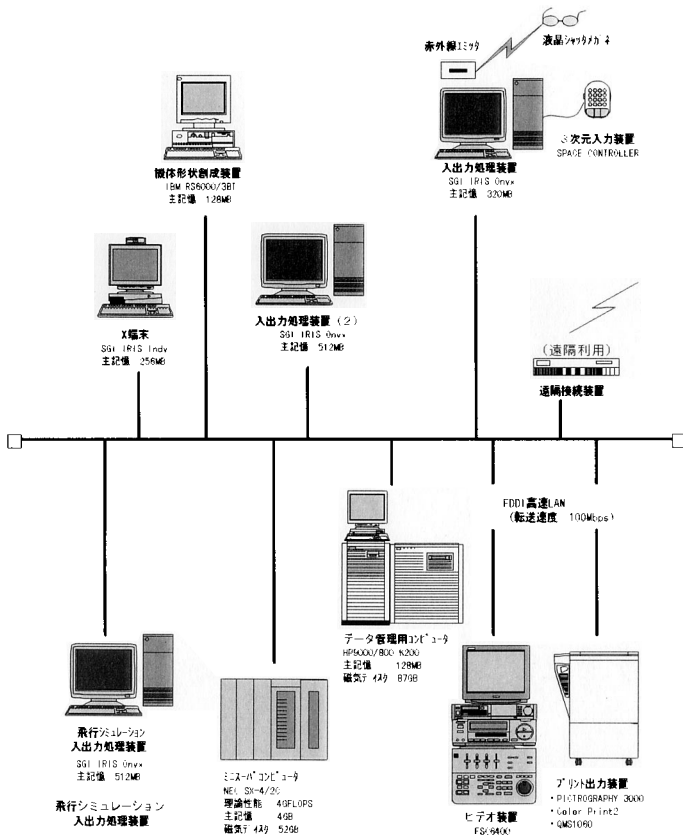


図2 CASPER ハードウェア構成

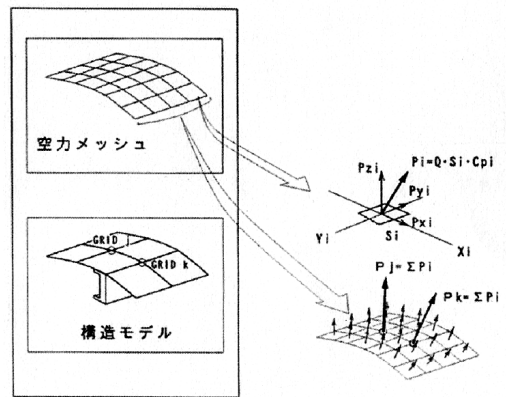


図4 空力-空弾インタフェース

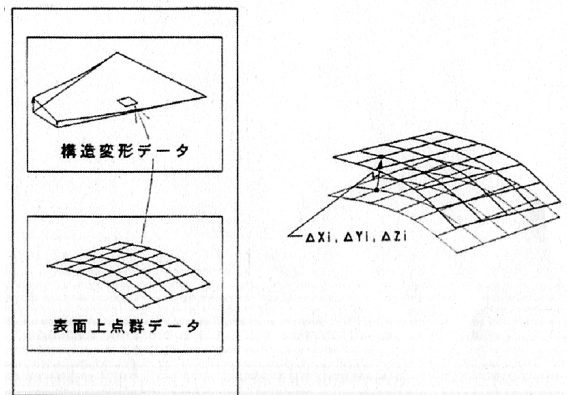


図5 空弾-空力インタフェース

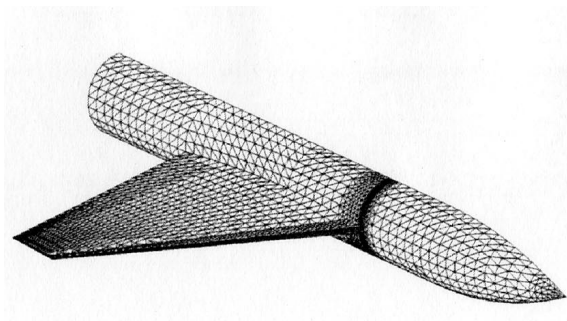


図6 空力モデル

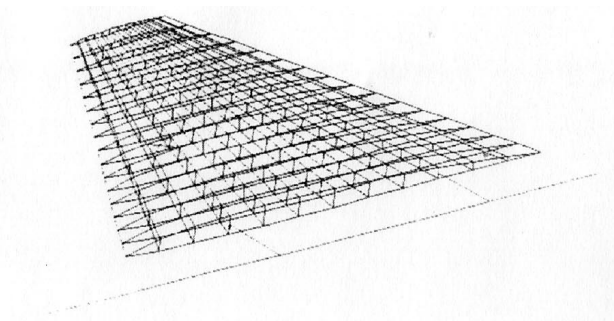


図7 構造モデル

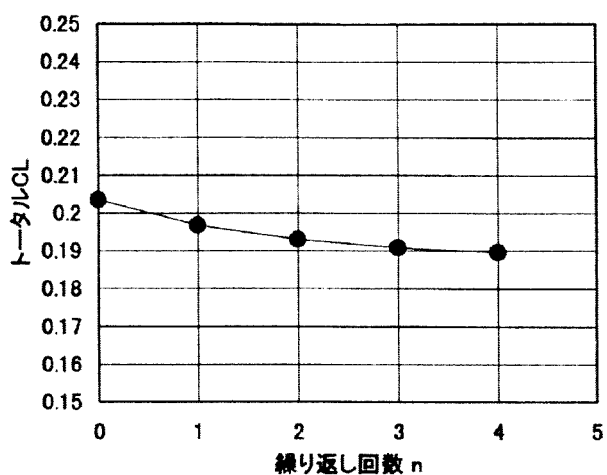
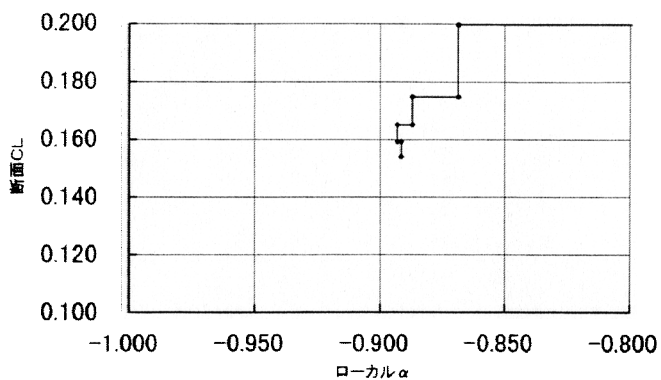
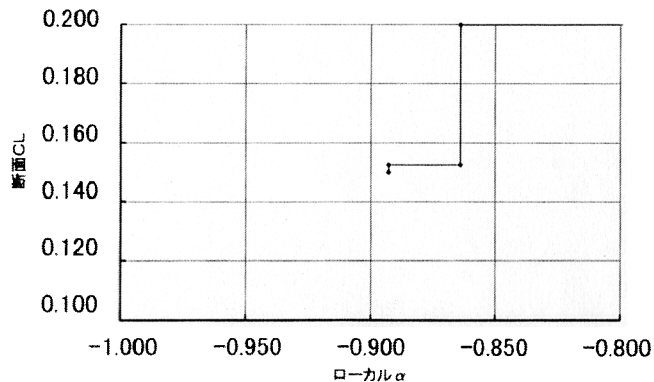


図8 収束履歴 ($M=0.6, \alpha=2^\circ$, 15,000ft 相当, 緩和係数 1.0)

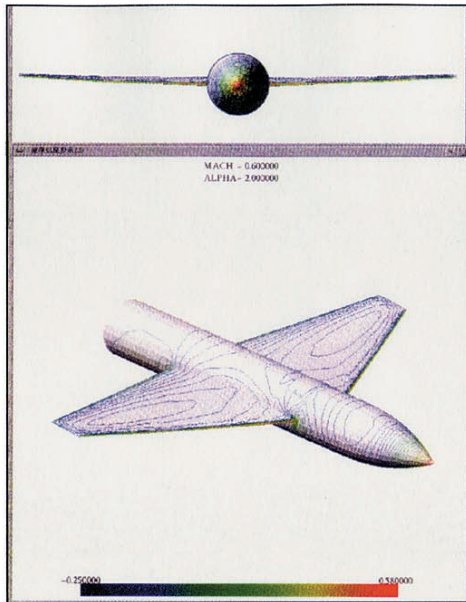


(a) 緩和係数 0.5

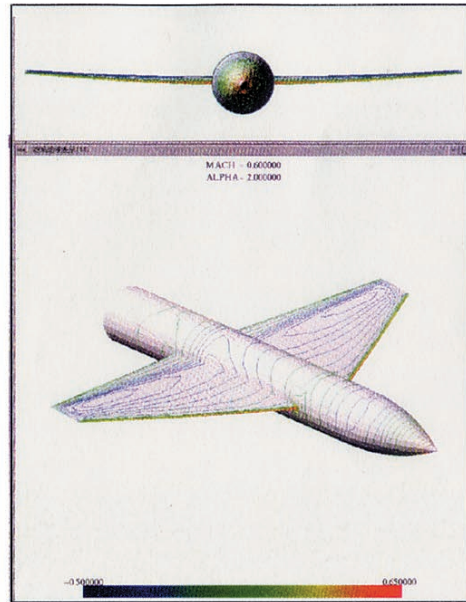


(b) 緩和係数 1.0

図9 収束履歴 ($M=0.6, \alpha=2^\circ$, 15,000ft 相当)

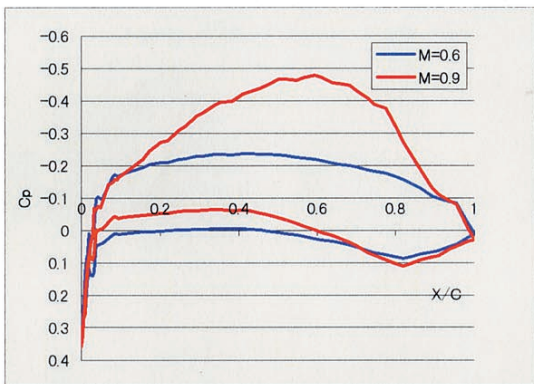


(a) M=0.6

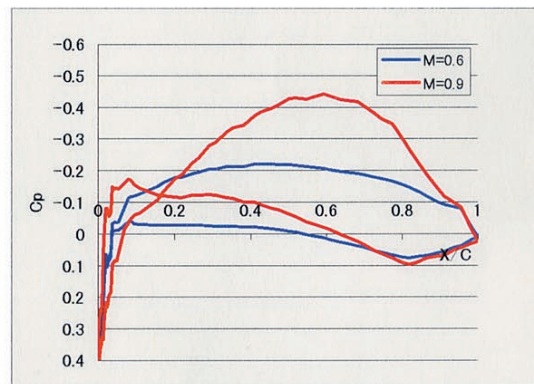


(b) M=0.9

図 10 マッハ数効果解析結果 ($\alpha=2^\circ$, $q=1300\text{kg/cm}^2$)

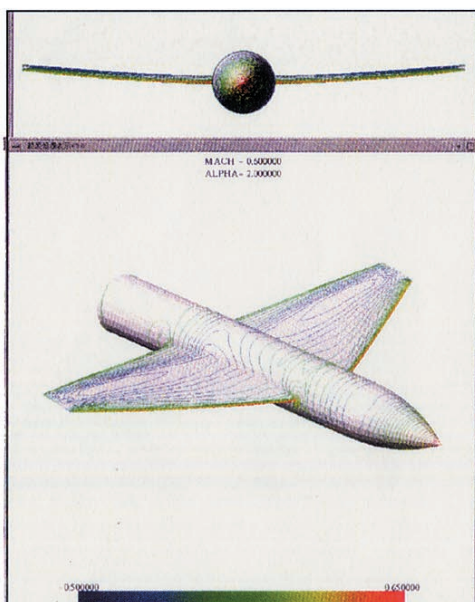


(a) 初期形状

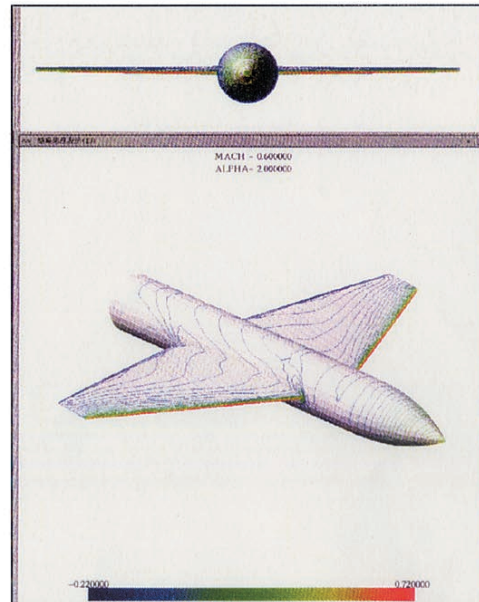


(b) 最終形状

図 11 マッハ数効果解析結果 ($\alpha=2^\circ$, $q=1300\text{kg/cm}^2$)

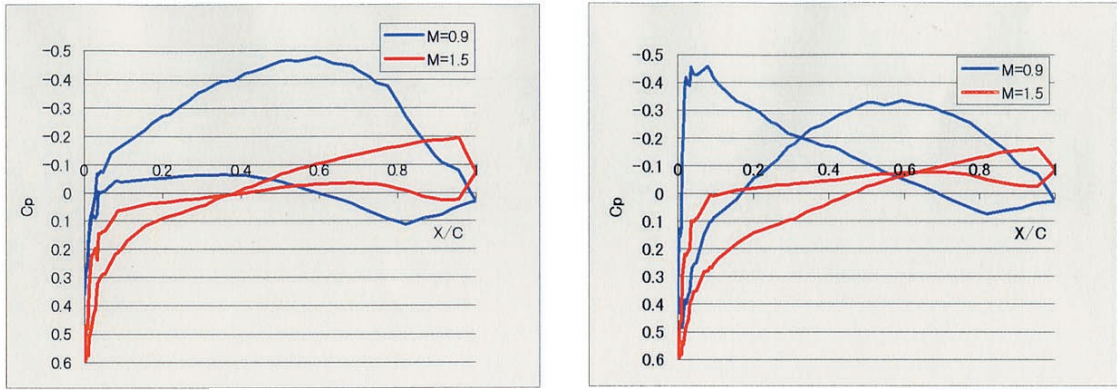


(a) M=0.9

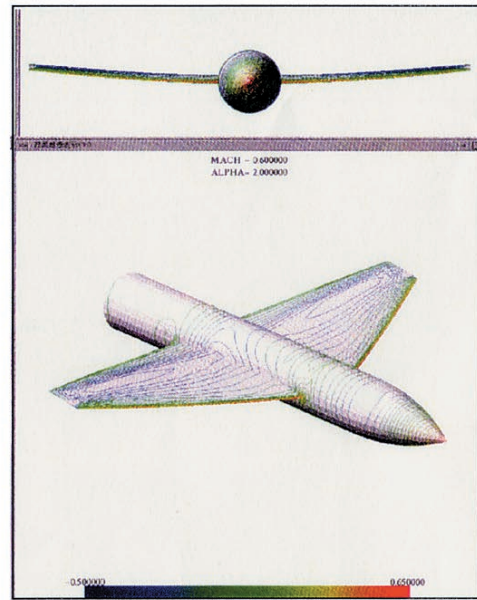
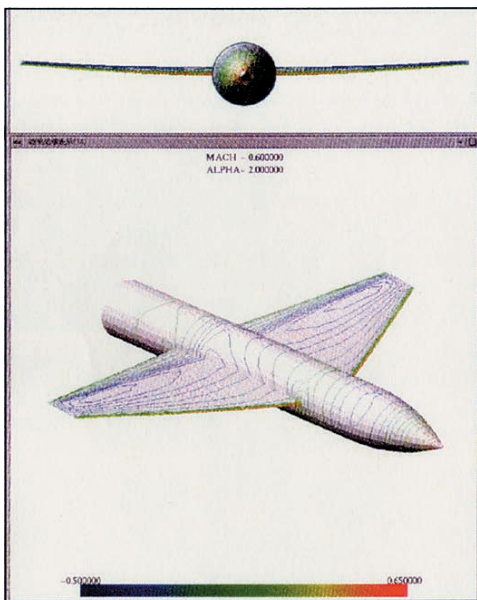


(b) M=1.5

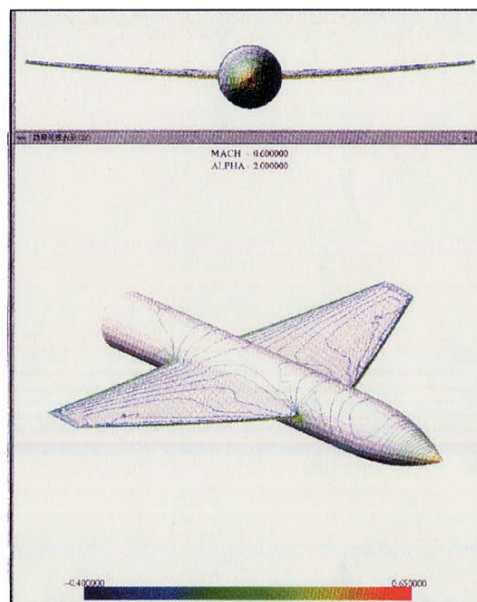
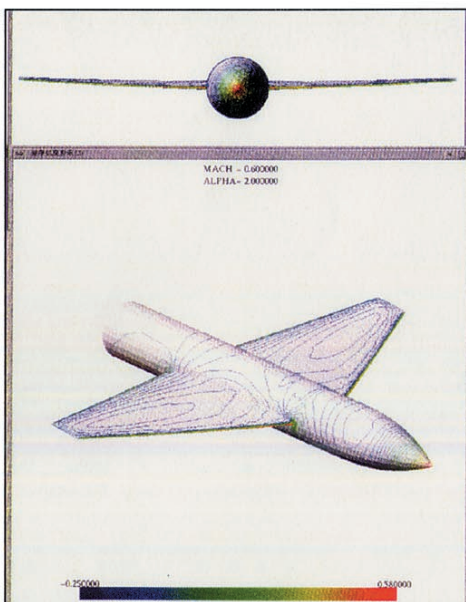
図 12 マッハ数効果解析結果 ($\alpha=2^\circ$, $q=4000\text{kg/cm}^2$)



(a) 初期形状 (b) 最終形状
 図 1 3 マッハ数効果解析結果 ($\alpha=2^\circ$, $q=4000\text{kg/cm}^2$)



(a) $q=1300\text{kg/cm}^2$ (b) $q=4000\text{kg/cm}^2$
 図 1 4 動圧変更効果解析結果 ($\alpha=2^\circ$, $M=0.9$)



(a) $\alpha=2^\circ$ (b) $\alpha=4^\circ$
 図 1 5 荷重倍数変更効果解析結果 ($M=0.6$, $q=1300\text{kg/cm}^2$)