

Apollo 型カプセル周りの流れの数値解析

Numerical analysis of the flow field around Apollo-type capsule

藤本圭一郎, 宇宙研 (東大院・航宇), 〒229-8510 神奈川県相模原市, E-mail: fujimoto@flab.eng.isas.ac.jp
藤井 孝藏, 宇宙研, 〒229-8510 神奈川県相模原市由野台 3-1-1, E-mail: fujii@flab.eng.isas.ac.jp
Keiichiro Fujimoto, ISAS (The Univ. of Tokyo), 3-1-1 Yoshinodai Sagamihara Kanagawa 229-8510 JAPAN
Kozo Fujii, ISAS, 3-1-1 Yoshinodai Sagamihara Kanagawa 229-8510 JAPAN

The flowfields around the Apollo-type and similar capsule configurations are numerically simulated by the three-dimensional compressible thin-layer Navier-Stokes equations. Computed aerodynamic coefficients of basic Apollo capsule agree well with the experiment. The effect of corner radius is investigated and the results show that the corner radius has strong effect on the separation point when the flowfield is subsonic, whereas only small influence to the flowfield is found under the supersonic regime. For the capsule with larger corner radius, the aerodynamic characteristic changes dramatically at the transonic regime as shock wave appears on the body surface.

1. はじめに

CFD により, 流体現象の解析能力が向上したことは間違いなく, 航空機分野などにおいては, その設計プロセスの中で不可欠な道具となっている. しかし, 他の分野の設計問題においては, 流体解析に利用されているもののいまだに信頼性が疑問視されることが多い. 宇宙輸送分野の利用についても同様で, 本当の意味で道具としての CFD 技術を確立するためには基本的な問題に対して CFD の空力特性予測能力を評価しておく必要がある.

本研究では, SSTO 型単段垂直離陸の将来宇宙輸送システムの開発を念頭において, その第一の例として実験データが豊富にあるアポロ型再突入カプセル周りの流れに対して CFD 解析を行い, 計算結果の信頼性および, 角の丸み変化の空力特性に与える影響を確認した.

2. 計算条件及び数値計算法

アポロ計画で採用された再突入カプセル形状を case0, その形状の角の丸みを 5 倍 ($R=0.25$) にしたものを case1 とした (Fig. 1). 計算条件は, 一様流マッハ数 $M_\infty=0.6-2.0$, レイノルズ数 $Re=1.0 \times 10^6$, 迎角範囲 $\alpha=180-90^\circ$ とした. なお, カプセルの円錐部分の頂部を迎角の基準にとった.

基本的に定常流れを扱うものとし, 基礎方程式には 3 次元圧縮性 thin-layer Navier-Stokes 方程式を用いた. 対流項の離散化には SHUS⁽⁴⁾ を MUSCL 法⁽⁵⁾ により高次精度化したものを用いた. また, 時間積分は LU-ADI 陰解法⁽⁶⁾ を用いた. 乱流モデルは Baldwin-Lomax モデル⁽⁷⁾ を用いた. 計算格子はカプセルの半径に対して流れ方向に 91 点, 周方向には 53 点, 壁面から外側の境界までを 61 点を取り, 合計約 30 万点とした (Fig. 2).

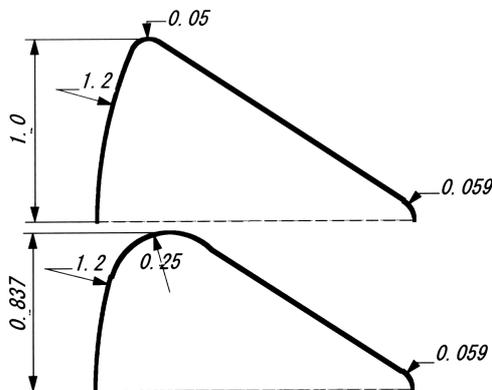


Fig. 1 Capsule configuration (Upper : case0, Lower : case1).

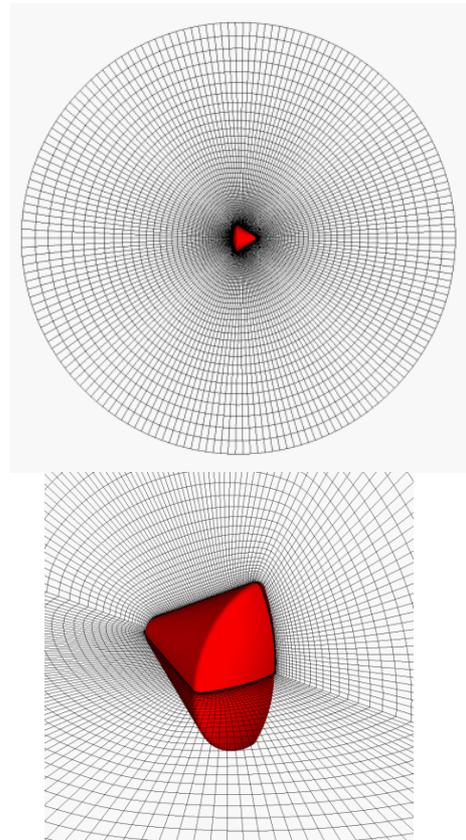


Fig. 2 Grid around the Capsule(O-O type, $91 \times 53 \times 61$).

3. 各物理量及び座標系定義

代表長さ, 代表面積をそれぞれの形状に対する最大カプセル半径及び機軸方向の最大投影面積と設定する. 更に, 迎角の基準はアポロの実験データに習いカプセルの円錐部の頂点にとる. 更に, ピッチングモーメントの基準軸をカプセル円錐部の頂点周りにとることとする (Fig. 3).

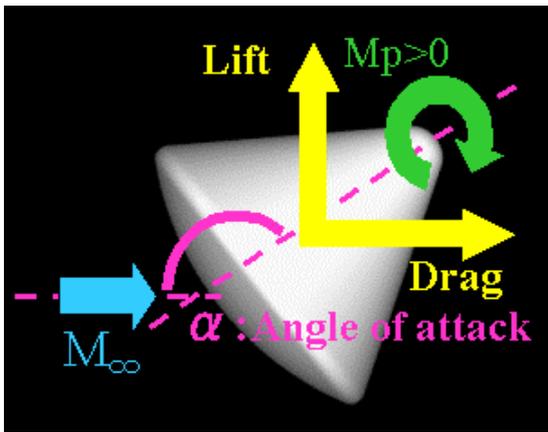


Fig. 3 The definitions of physical value and coordinate system

4. 計算結果及び考察

数値計算と実験データの比較(Case 0: Apollo)

計算の信頼性確認の意味で、アポロカプセルのケースに対して数値計算と実験データ^{(1),(2)}との比較を行った(Figs. 4 (a)-(c)).

実験結果と計算結果は、全速度域に通じてよい一致を示しており、その誤差は最大で5%程度となっている。したがって少なくともアポロ再突入カプセルに対しては数値計算の信頼性は高いことが分かる。

亜音速 $M=0.6$ 及び遷音速 $M=0.9$ の条件下では流れ場の非定常性が強いためにカプセルに働く力は変動する。そのため揚力係数及び抗力係数は変動する。ここではその変動の触れ幅をエラーバーを用いて示している。

揚力係数の迎角に対する変化について見てみると、迎角 180° の状態から迎角を下げていくとほぼ線形的に揚力は増大し、迎角 140° 付近で緩やかな失速を起こす。更に、迎角 100° 付近で揚力は正から負に転ずる(Fig. 4 (a))。更に、ある程度プロットが重なる形で分布していることからマッハ数依存性は低いことが分かる。

抗力係数の迎角に対する変化は、その絶対値にはマッハ数依存性があるが、どのマッハ数でも同様な傾向をもつことが分かる。どのマッハ数に対しても迎角 180° で最大値をとっており、揚力が正から負に転じる 100° 付近で最小値を取っている。

カプセル下流側の円錐の理論的な頂点周りのピッチングモーメント係数は、全体的にマッハ数に対する依存性は低く大きさとしても小さい値をとっている。

角の曲率増加による空力特性変化 CL, CD, Cmp

角の曲率半径を増加させることによって空力特性にどのような影響があるのかということ調べる。まず、各マッハ数での迎角に対する揚力係数、抗力係数の変化について見ていくこととする。アポロ再突入カプセル形状の角の曲率半径を5倍にしたcase1に対する数値計算結果をFigs. 5 (a) - (c)に示した。それぞれ、迎角に対する揚力係数変化、抗力係数変化、ピッチングモーメント係数となっている。

まず揚力係数変化の形状の違いによる影響を考える。両者は全体的な変化の傾向は変わらないが、曲率を大きくしたことで迎角に対する変化の幅、すなわち CL_α が小さくなっていることが分かる。更に、亜音速 $M=0.6$ での特性変化が大きく

異なっていることが、case0及びcase1の数値計算結果を比較すると分かる。

抵抗係数に対する角の曲率半径変化の影響は、揚力係数に対する影響よりも大きく現れる。抵抗の絶対値は減少し、迎角に対する変化は非常に緩やかなものとなっている。更にマッハ数が低いほど、抵抗係数の変化はアポロのケースから大きくかけ離れたものとなっていく傾向がある。case1(Apollo)では迎角 180° ですべてのマッハ数に対して抵抗係数は最大値を取っていたのに対し、case1の $M=0.9, M=0.6$ のケースでは迎角 163.5° や 152° で最大値をとっている。

ピッチングモーメント係数の迎角に対する変化は(Fig. 5 (c)), アポロのケースでは迎角 180° 付近でのモーメント係数の値の変化は小さく、ほぼ0であるのに対して、曲率半径を大きくしたケースでは迎角に対する依存性が大きくなっている。これは、主に表面圧力分布が大きく機軸方向に変化することを意味しており角の丸みの効果である。更に、亜音速 $M=0.6$ の条件では、他の空力特性と同様に特殊な傾向を示している。

迎角に対する揚力係数、抗力係数、ピッチングモーメント係数特性に対するカプセルの角の曲率半径増加の影響をまとめると次のようになる。

- ① 迎角 α に対する空力特性変化が緩やかになる。
- ② 亜音速特性が大きく変化する。
(空力特性変化のマッハ数依存性が大きい)

どのマッハ数に対しても、この曲率半径増大による空力特性変化の傾向に大きな違いはないので、ここではこれらの空力特性の変化について $M=1.2$ に注目して考察を行う。

角の曲率増加による空力特性変化・原因

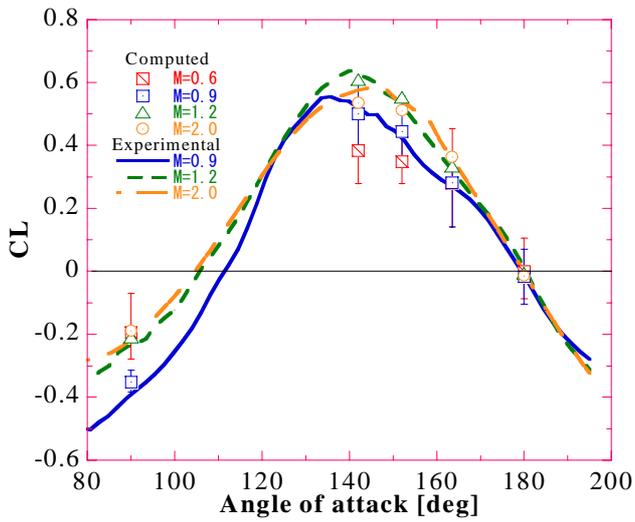
- ① 迎角 α に対する空力特性変化が緩やかになる。

迎角 α に対する空力特性変化を調べるために、物体表面に働く圧力の対称面内の分布をプロットした(Figs. 6 (a), (b)). 図中横軸のA-Fはグラフ上図のA-Fの位置に対応している。

case0では、迎角が 180° から 142° までは対称面内の圧力分布はカプセルの底面側のみで変動する。迎角が母線と機軸とのなす角度をこえ、一様流がカプセルの円錐部分に直接当たるといった場合の 142° 、および 180° ではカプセル風下側(A-B間)にも一様流の影響が現れ、その結果圧力が高くなっている。

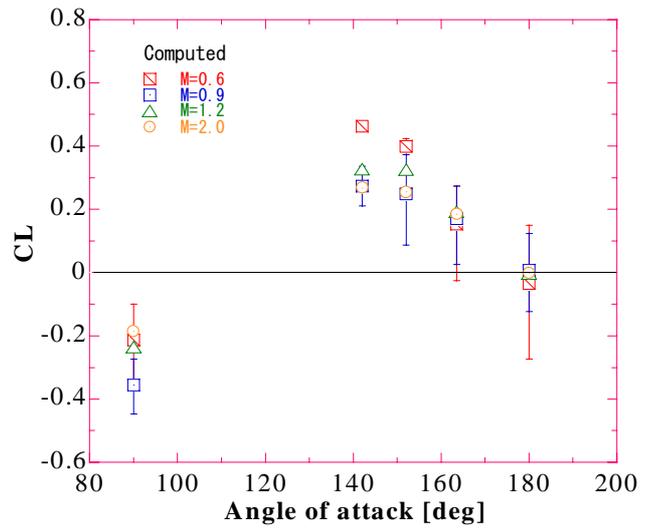
Fig. 4(a)に見られるように、迎角 142° の時に揚力は最大値を取り、カプセル風下側に高圧部が生じると揚力は低くなって行く。これは揚力に対する有効な投影面積と、カプセル底面部(C-E間)の高圧部面積との大小関係で決定される。

抵抗は一様流方向のカプセル投影面積によってほとんど決定され、一様流方向の投影面積が迎角 180° の状態から減少していくと、それに応じて抵抗値も減少していく。また、 180° に近い迎角をとる場合は一様流方向の投影面積に大きな変化は無いものの、圧力分布の高圧部分がカプセルの上表面側に移動する。このことは、カプセル底面積に対して高圧部の占める面積が小さくなることにつながり、抵抗の値としては減少していく。



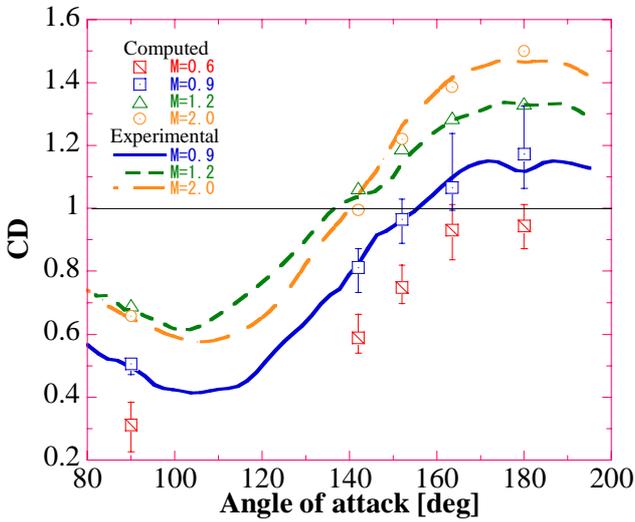
(a) Lift coefficient

Fig. 4 – Comparison of computed and experimental aerodynamic characteristics of the Capsule (case0) at M=0.6 to 2.0.



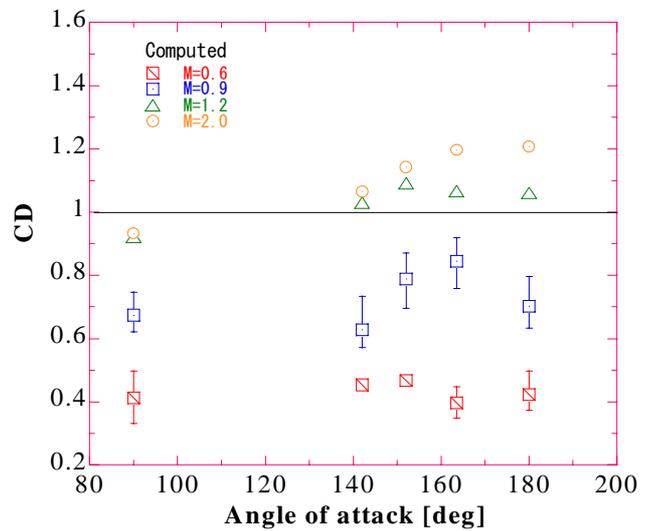
(a) Lift coefficient

Fig. 5 – Computed aerodynamic characteristics of the Capsule (case1) at M=0.6 to 2.0.



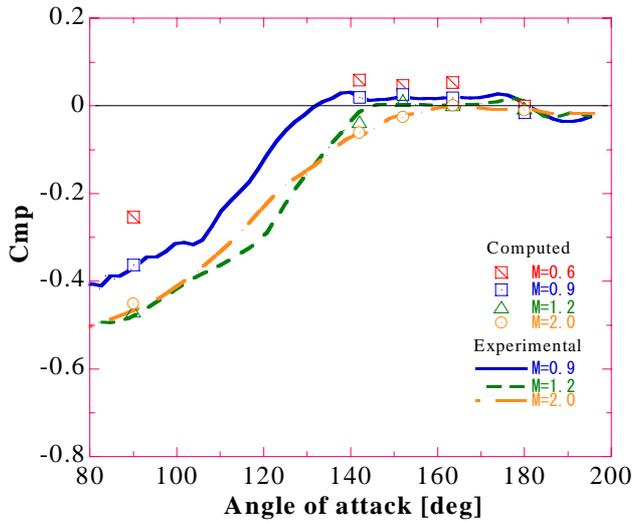
(b) Drag coefficient

Fig. 4 – Continued.



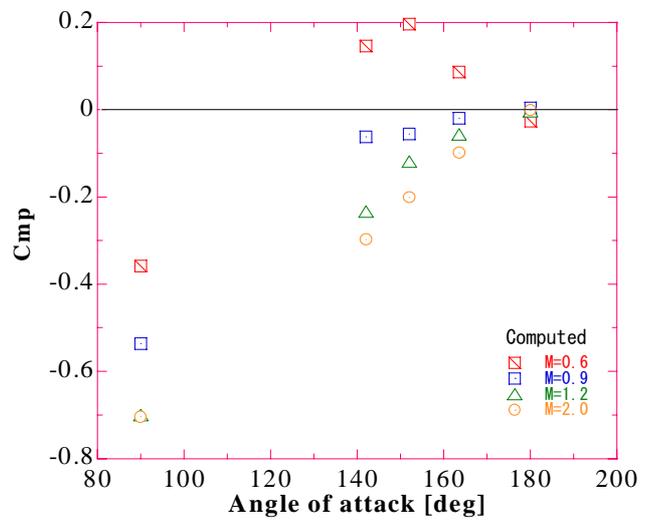
(b) Drag coefficient

Fig. 5 – Continued.



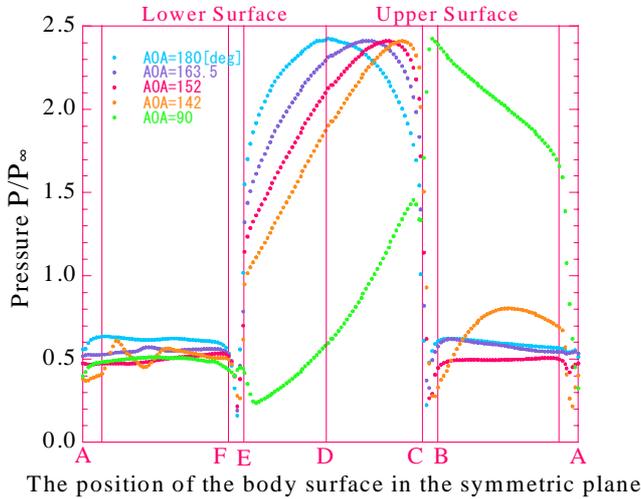
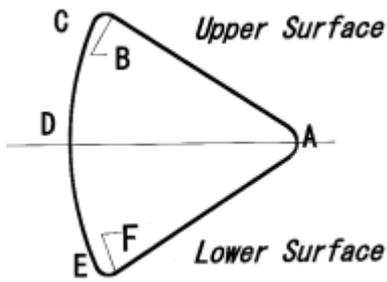
(c) Pitching moment coefficient

Fig. 4 – Concluded.



(c) Pitching moment coefficient

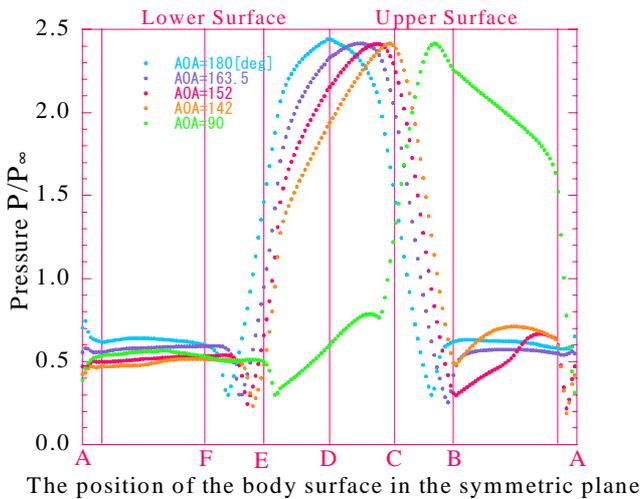
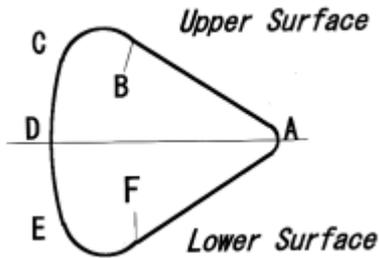
Fig. 5 – Concluded.



The position of the body surface in the symmetric plane

(a) case0 (Apollo)

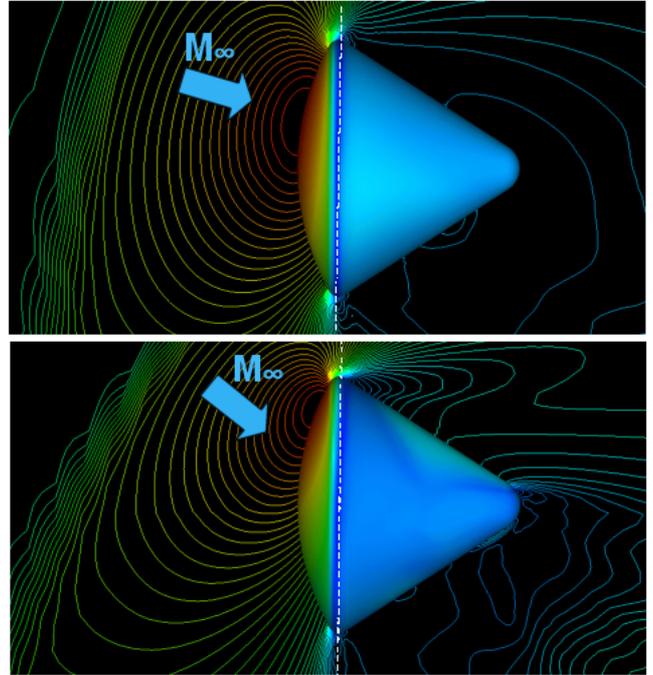
Fig. 6 – Pressure distribution of body surface in the symmetric plane.



(b) case1

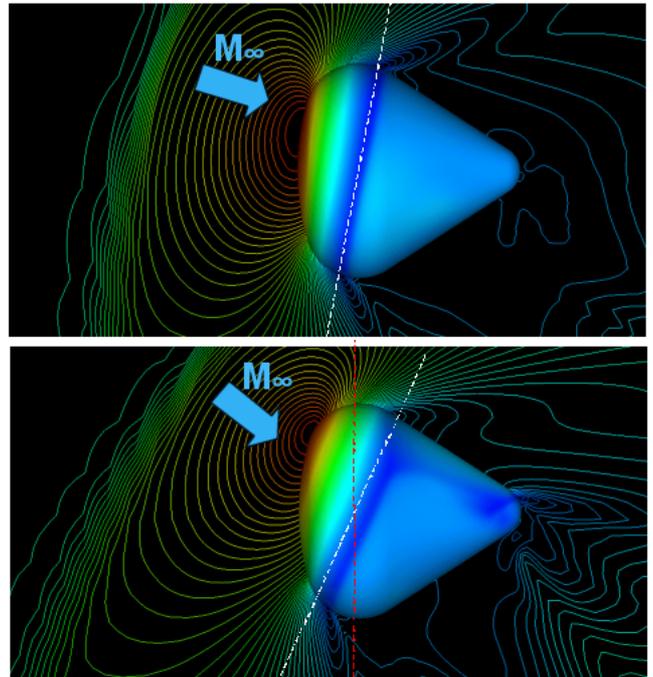
Fig. 6 – Concluded.

角の曲率半径を大きくすると、迎角による圧力分布変化はカプセル底面部に固定されたものではなくなる。角の丸みにより、膨張部は角から少し前後した位置に現れる。上下対象である迎角 180° の圧力分布が、そのままカプセル上面側にシフトしていく (Fig. 6 (b)). case0 では膨張部 (Fig. 7 (a) 白破線部) の一様流に対する角度が、迎角に応じて変化するのに対し、case1 では大きく変化せず、一様流に対し一定の角度を持った圧力分布が物体表面上に現れる (Fig. 7 (b)). したがって、物体に働く圧力及び粘性力を積分して得られる揚力及び抗力の迎角に対する変化は、緩やかなものとなると考えられる。



(a) case 0 (upper : alp=163.5, lower : alp=142[deg])

Fig. 7 Pressure distribution of body surface in the symmetric plane.



(b) case 1 (upper : alp=163.5, lower : alp=142[deg])

Fig. 7 – Concluded.

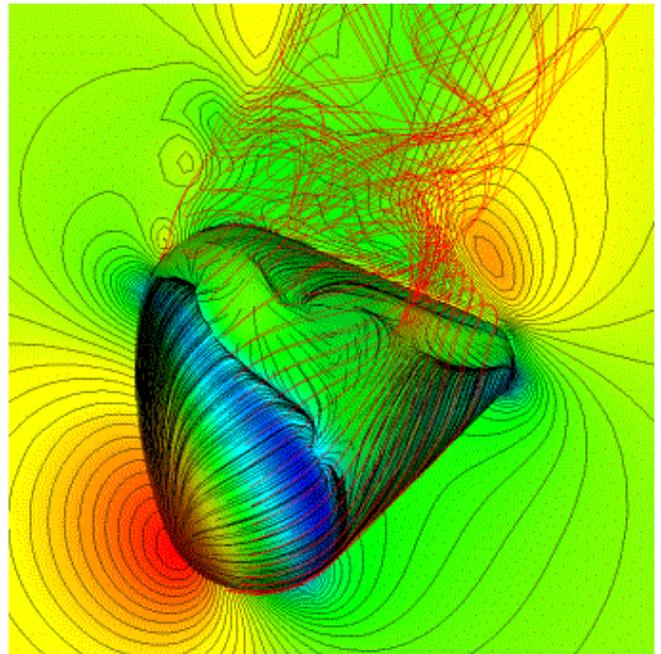
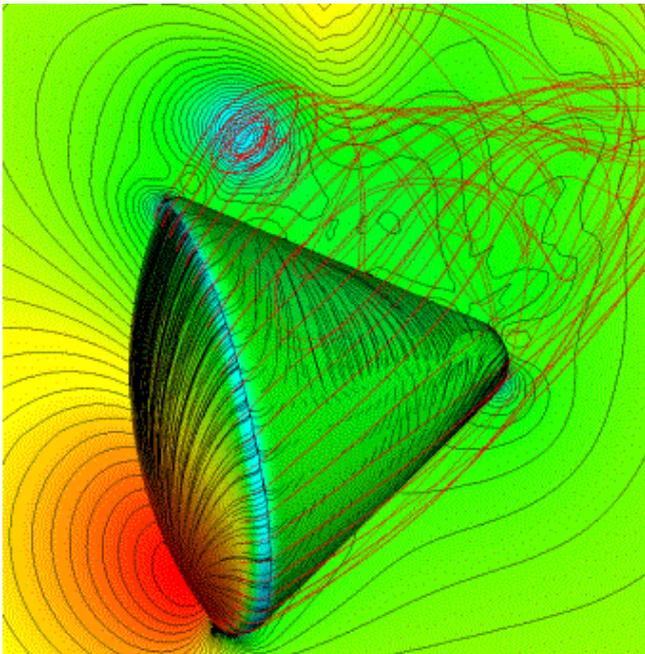


Fig. 8 Flowfield around the case1 capsule at $\alpha=142$
(upper : $M=0.6$, lower : $M=0.9$)

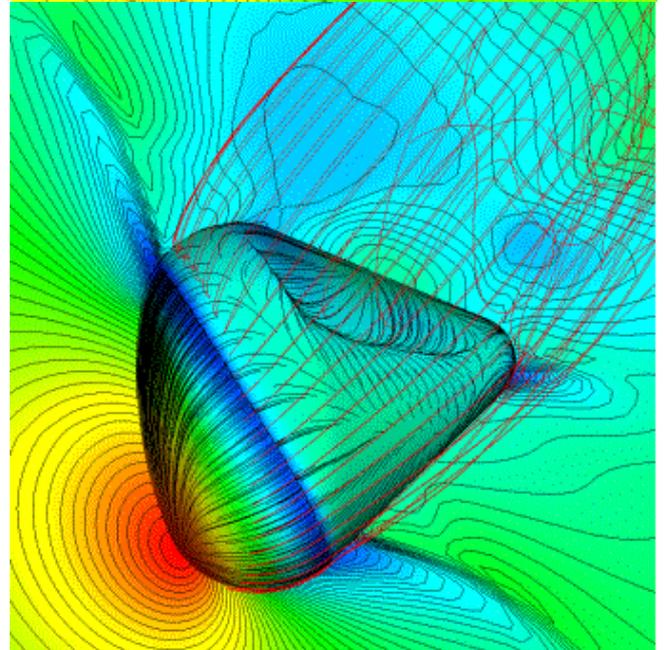


Fig. 9 Flowfield around the case1 capsule at $\alpha=142$
(upper : $M=0.6$, lower : $M=0.9$)

② 亜音速特性が大きく変化する.

角の曲率半径を大きくすることによる亜音速特性の変化の理由について考えてみることにする. アポロカプセル (case0)では空力特性のマッハ数依存性が低く, 更に曲率半径を大きくしたケース(case1)では, 亜音速特性及び遷音速特性が大きく他の速度域での空力特性からかけ離れたものになっている. それぞれの形状に対する対称面及び物体表面上の圧力分布とともに, 瞬間的な表面流線及び物体の角付近の始点からの流線パターンを, $M=0.6$ 及び 0.9 についてそれぞれプロットした(Fig. 8, Fig. 9). Case0 (Fig. 8)の流れ場を見ると, $M=0.6$ では角からの渦放出などは見られるものの, $M=0.6$ 及び 0.9 の流れ場に大きな違いは見られない. そのため, 物体表面の圧力分布にも大きな違いはない. case1 では流れ場及び圧力分布にはマッハ数による違いが大きく現れていることが分かる. $M=0.6$ では, カプセル下部の流れは剥離することなくカプセル風下側に流れ込み,

最終的にカプセル円錐部の頂点に近い位置で剥離しカプセル前方に回りこむような流れが生じる. その影響で, カプセルの角部分での剥離線は前方に押し出される形となる. このように曲率半径を大きくしたことで, 複雑なベース流れが生じ, 物体表面の圧力分布にも大きな影響を及ぼすと思われる. それに対し $M=0.9$ の条件下では, case0 では見られなかったような物体表面上の衝撃波が存在している. 曲率半径を大きくしたことで流れが剥離しにくくなり, そのために物体表面に沿ってカプセルの角に向かう流れは剥がれることなく加速を続け, 最終的に物体表面上に衝撃波を生じる. この衝撃波の存在により, 物体表面に沿う流れは衝撃波の後方で剥離するので $M=0.6$ の場合のような複雑なベース流れは生じない.

これらのことから, 曲率を大きくしたカプセルの亜音速, 遷音速特性が複雑なベース流れや物体上の衝撃波の存在などにより大きな影響を受けるということが分かる.

角の曲率増加による空力特性変化 L/D

最後に、これらの空力特性変化を揚抗比について見てみる。それぞれの形状に対する計算結果から算出した揚抗比 L/D を Fig. 10 にプロットした。

Case0 では、 $\alpha=90^\circ$ の場合を除いてほとんどマッハ数依存性がないのに対して、case1 ではマッハ数に大きく依存することが分かる。更に曲率半径を大きくすることによって揚抗比は低くなっており、ピーク値として case0 で 0.5 ~ 0.7, case1 で 0.25 ~ 0.45 の値をとっている。

亜音速特性は揚抗比に対しても大きく他の速度域のものからかけ離れたものになっており、ピーク値で 1.0 以上もの値をとっている。

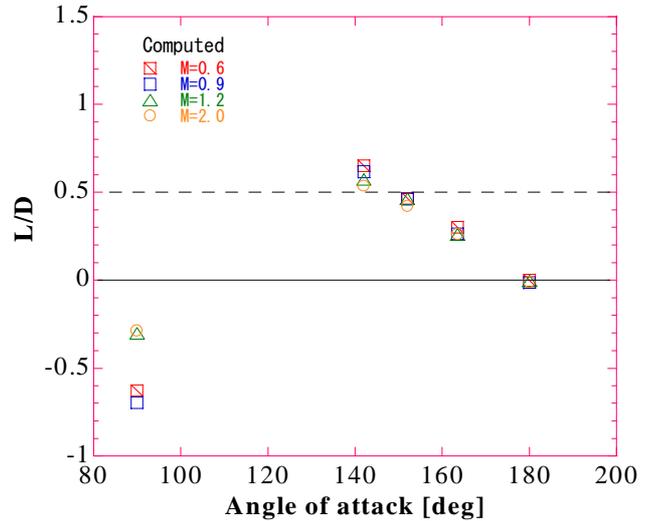
5. 終わりに

アポロ基本形状及び角の曲率半径を 5 倍にした形状に対し、流れ場及び空力特性を数値計算を行うことにより評価した。

アポロ基本形状に対する数値解析と実験結果は亜音速 $M=0.6$ から超音速 $M=2.0$ の全速度域に通じてよい一致を示した。更に、角の曲率半径を大きくすることによる特徴的な CL, CD 特性変化としては、迎角に対する変化が緩やかになること、及び亜音速、遷音速特性が大きく変化することがあげられる。更に、揚抗比 L/D が低下することなどが分かった。

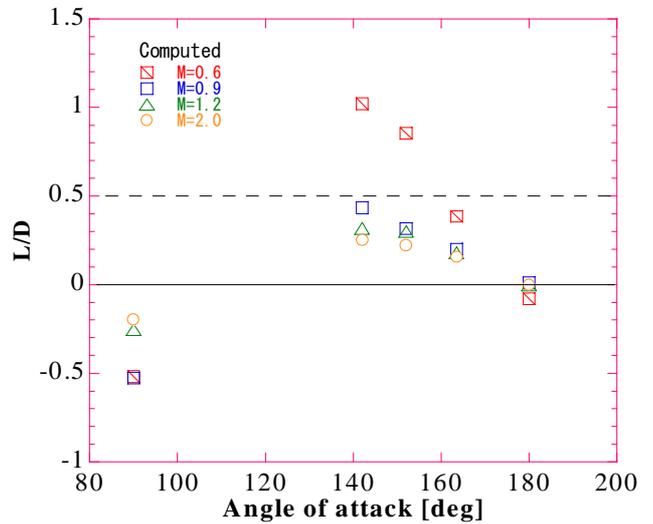
参考文献

- 1) William C. Moseley, Jr., Robert H. Moore, Jr. and Jack E. Hughes., "Stability Characteristics of The Apollo Command Module," NASA TN D-3890, 1967.
- 2) Ernest R. Hillje., "Entry Flight Aerodynamics from Apollo Mission AS-202," NASA TN D-4185, 1967.
- 3) Prasum N. Desai, Robert A. Mitcheltree, F. McNeil Cheatwood, "Entry Dispersion Analysis for the Stardust Comet Sample Return Capsule," AIAA Paper 97-3812, 1977.
- 4) Shima E. and Jounouchi T., "Role of CFD in Aeronautical Engineering (No14) -AUSM type Upwind Schemes-," *Proceedings of the 14th NAL Symposium on Aircraft Computational Aerodynamics*, pp7-12, 1997.
- 5) van Leer, B. "Toward the ultimate Conservative Difference Scheme.4, A New Approach to Numerical Convection," *Journal of Computational Physics*, 23, 276-299 (1977) .
- 6) Fujii, K., "Practical Applications of New LU-ADI Scheme for the Three-Dimensional Navier-Stokes Computation of Transonic Viscous Flows", AIAA Paper 86-0513, 1986.
- 7) Baldwin B. and Lomax H., "Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows," AIAA Paper 78-257, Jan, 1978.



(a) case0

Fig. 10 – Computed Lift-to-drag ratio of the Capsule at M=0.6 to 2.0.



(b) case1

Fig. 10 – Concluded