

# エアロスパイクノズルを取付けた SSTO 形状のジェット無噴射時における空力特性解析

塚田はるみ(横浜国大院)、藤本圭一郎(東大院)、藤井孝蔵(JAXA)、宮路幸二(横浜国大)

## Computational Analysis of the Aerodynamic Characteristics of SSTO Configurations with an Aerospike Nozzle Ramp

by

Harumi Tsukada, Keiichiro Fujimoto, Kozo Fujii and Koji Miyaji

### Abstract

Aerodynamic characteristics of a conical SSTO configuration with an aerospike nozzle configuration are computationally investigated at a wide range of attack angles under subsonic through supersonic flows using the RANS (Reynolds-averaged Navier-Stokes) simulations. The aerodynamic characteristics of the conical configuration with the nozzle are compared with those of a clean conical configuration and the differences are investigated by the comparison of the flow fields. As for the nose entry conditions ( $\alpha=0\sim90^\circ$ ), at the angles at which the nozzle ramp isn't seen from the freestream, aerodynamic characteristics don't differ between two configurations. At larger angles near  $\alpha=90^\circ$ , the configuration with the nozzle has larger lift coefficient ( $C_L$ ) due to the lift produced by the nozzle ramp. As for base entry conditions ( $\alpha=90\sim180^\circ$ ), the configuration with the nozzle has larger  $C_L$ , drag coefficient ( $C_D$ ) and lift to drag ratio ( $L/D$ ). However at the angles at which the difference in the flow-direction projection areas is larger,  $C_D$  increases. At supersonic flows  $C_L$ - $\alpha$  distribution smoothly shifts to higher attack angles when the nozzle ramp is attached. On the other hand, at subsonic and transonic flows  $C_L$ - $\alpha$  distribution dose not change smoothly. Moment characteristics also change, the combinations of attack angles and c.g.(moment center) which realize static stability increase.

### 1. はじめに

将来宇宙輸送システムの1つの形態として、単段再使用型(SSTO)ロケットシステムがある。SSTO ロケットシステムは従来の宇宙輸送機とは形状が大幅に異なる上に、広い速度域・迎角範囲の中を飛行するため、様々な気流条件における空力特性の把握が重要である。CFD解析は風洞実験と比較して、より多くの流れ場のデータが得られるという利点を持っていることから、機体形状の概念設計段階から活用していくことが有益と考えられる。FujimotoらはApolloカプセルに代表される conical 機体形状に対して CFD 解析結果と実験を比較し、conical 機体形状の空力評価に対する CFD 解析の信頼性を示した[1]。さらに conical 機体形状の範囲内で形状パラメータに対する空力特性の変化を調べた。

SSTO ロケットの実現には推進システムの性能向上が不可欠であるが、外気圧の変化に応じてノズル流れが調整されるエアロスパイクノズルは地上から高空まで高推力特性が期待できる。しかし、エアロスパイクノズルを採用した場合、機体本体に加えてランプ(Ramp)が付加され、その影響が機体自身の空力特性に影響を与える可能性が高いが、その影響については明らかにされていない。

本研究では、エアロスパイクノズルを想定した Ramp 付き Conical 形状に対して、様々な速度域・迎角範囲での数値解析を行い、Ramp 無し形状との空力特性の変化とその原因を考察した。

### 2. 数値計算法

基礎方程式は3次元圧縮性薄層近似 Navier-Stokes 方程式を用いた。対流項の離散化には3次精度 MUSCL 法[2]により高次精度化した SHUS[3]を用い、粘性項の離散化には2次精度中心差分を用いた。時間積分には LU-ADI 陰解法[4]を用いた。また、乱流モデルには Baldwin-Lomax モデル[5]を用いた。初期設計段階で多数のケースを実行する必要があり、また、Fujimotoらの研究により初期設計段階で必要なレベルの信頼性が確認されていることから、ここでは意図的に標準的で効率の良い上記手法を用い、後述するように PC クラスで実行できる格子数を選択している。

### 3. 計算対象・計算条件

Conical 形状とそれに Ramp を取り付けた形状の2つを扱う。形状パラメータは図1に示すとおりである。図2は Ramp を取り付けたことによる主流方向投影面積の変化を示したものである。迎角 $\alpha$ の定義は図3に示すとおり、機軸と一様流のなす角とし、ノーズ側からの気流を $\alpha=0^\circ$

とした。今後、 $\alpha=0\sim90^\circ$ を nose-entry、 $\alpha=90\sim180^\circ$ を base-entry と称する。今回想定した Ramp では、Conical 形状をした機体本体に対して主流の影になる迎角範囲は $\alpha=0\sim35^\circ$ となっている。計算格子は機体形状の半裁を対象とし、O-Oトポロジーで、Ramp 付き形状の場合、主流方向に119点、周方向に53点、壁面から外側の境界までを61点とり、合計約30万点とした。(Conical 形状では  $101\times53\times61$ 。) また、格子解像度の影響を調べる目的で表1に示すようにさらに3種類の格子を作成した。外部境界の広さは機体最大直径の10倍をとった。代表面積は機体最大直径をとる位置での機軸方向の投影面積と共通にとっている。Cma はモーメント基準点を Conical 形状円錐部の頂点(apex)とした時のピッチングモーメント特性である。

計算条件は、機体最大直径を基準長さとしたレイノルズ数  $Re=1.0\times10^6$ 、マッハ数  $M=0.7, 0.9, 1.2, 2.0$ 、迎角 $\alpha=0\sim180^\circ$ とした。なお、機体に働く空気力は、特に亜・遷音速条件では機体風下側の非定常な流れに強く影響を受けるため、計算結果を時間平均して算出した。

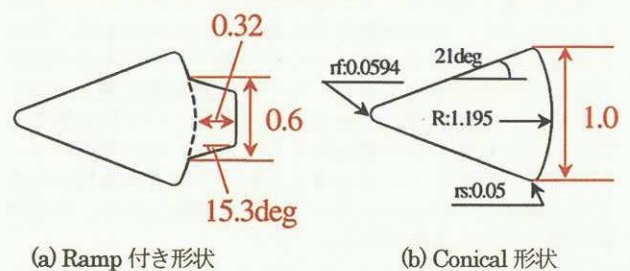


図1 機体形状

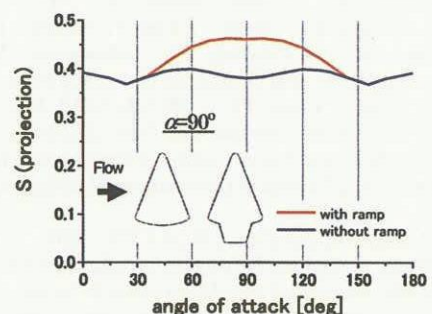


図2 主流方向投影面積の比較



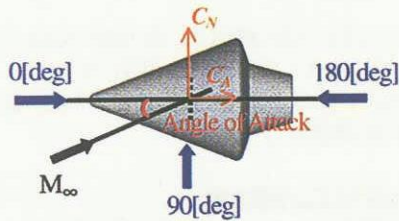


図3 迎角および空気力の方向の定義

表1 Ramp 付き形状計算格子

Grid-Name	Minimum grid spacing	( $\xi, \eta, \zeta$ -dir)
Coarse	$3.0 \times 10^{-5}$	(119×53×61)
Fine	$3.0 \times 10^{-5}$	(241×103×121)
Twice-k	$3.0 \times 10^{-5}$	(119×103×61)
Twice-l	$3.0 \times 10^{-5}$	(119×53×121)

Conical 形状は $\zeta$ -dir 101 or 181(only fine)

#### 4. 計算結果及び考察

##### 格子解像度の影響の確認

過去の研究[1]において、Apollo 形状まわりに  $91 \times 53 \times 61$  の格子を用いて今回と同じ手法で数値解析し、NASA で行われた実験と空気特性の比較を行った結果、全体的によく一致するという結果を得たが本研究で議論を行う形状は機軸方向に長く、かつ Ramp がついているため解像度を上げた格子で計算した結果と比較を行い、今回用いる格子でも十分な格子解像度があるかを確認することにした。この際、計算は  $M=0.7, 0.9$  に対して行った。これは亜/遷音速流れでは物体背後の圧力レベルや剥離位置が格子解像度によって変化しやすいことから注意が必要と考えたためである。

図4, 5は表1に示す4種類の格子を用いて計算した  $M=0.9$  での機軸方向力( $C_x$ )とそれに垂直な方向力( $C_y$ )を示している。まずはそれぞれのグラフにおいて、Coarse grid による結果(図4, 5中●)と Fine grid による結果(■)を比較する。図4(a), 図5(a)を見ると、 $C_x$  特性には格子解像度による影響はあまり見られないのに対して、図4(b), 図5(b)の  $C_y$  特性には格子解像度の影響が見られる迎角範囲が存在する。特に図5(b)の  $\alpha=45^\circ$  では Coarse grid の結果が Fine grid の結果よりも15%ほど低い値をとっており、その差は最も目立っている。

違いが生じた理由を知るために図6, 7に  $M=0.9, \alpha=45^\circ$  の表面圧力分布および流線を示す。Conical 形状を真横から見た図6では格子によって風上側の様子に違いは見られないのに対して、側面の低圧部の圧力レベルおよび剥離線位置に違いが見られる。また両形状をほぼ風下側から見た図7では、Ramp 付き形状を示した(a)図では、格子解像度による違いはあまり見られないのに対して、Conical 形状を示した(b)図では Coarse grid の結果には見られなかった風下側機体上面の剥離渦による低圧領域と二次剥離線が Fine grid の結果にははっきりと見られる。これらの結果から、Conical 形状の Coarse grid の計算では剥離がより風上側で起こるためそれほど強い剥離渦が出来ず風下側機体上面の圧力レベルが高いために  $C_y$  が減少したと言える。

そこで、剥離の位置を特に支配する周方向の格子解像度のみを向上させた格子を表1の Twice-k grid として、計算結果を図4, 5中の△で示す。Conical 形状の  $C_y$  を示す図5(b)を見ると、 $\alpha=45^\circ$  の Twice-k grid の値が Fine grid の結果とほぼ等しくなっているのがわかる。その際の流れ場の様子を示したものが図8である。機軸方向 nose 側からみたこの図において、Twice-k grid で計算した結果は Coarse grid で計算した結果に比べて剥離位置が風下側に移動し渦が強くでっており、渦による風下側機体上面の低圧領域が二つ base 方向に向かって伸びていることがわかる。また、図8の空間総圧分布を見ると、渦中心の大きさが Twice-k grid の結果と Fine grid の結果でほぼ同じになっている。

Coarse grid の結果が  $\alpha=90^\circ$  付近で不十分だったこととあわせ、遷音速域で側面に剥離を伴う条件下では格子解像度によって1~2割程度の力評価に違いが出るのが明らかとなった。このような流れ場はそもそも乱流モデルにも課題があるので遷音速での側面剥離についてはその都度注意深い検討が必要であると考えられる。

##### Ramp 付加による空力特性への影響

Ramp 付加が空力特性に与える影響を調べた。  $M=0.9, \alpha=45^\circ$  で格子解像度の影響が大きく、Ramp 付加による影響以外の理由で差が生じたことを受けて、図9には表1の Fine grid の結果と Coarse grid の結果の両方を載せた。しかし、 $M=0.9$  においても  $\alpha=45^\circ$  以外の迎角範囲では Ramp 付加による影響は格子解像度によらないことから、図10~16, 18には表1の Coarse grid の結果だけを示す。また、図17には先程述べた理由と同様に、 $M=0.7, 0.9$  については Fine grid の結果と Coarse grid の結果の両方を載せた。以降の議論はこれらを用いたものである。

##### Nose-entry ( $\alpha=0 \sim 90^\circ$ ) 特性比較

図9, 10はそれぞれ  $M=0.9, 2.0$  での迎角に対する揚力係数  $C_L$ , 抵抗係数  $C_D$ , 円錐部の頂点周りのピッチングモーメント係数  $C_m$  である。ここでは紙面の都合上全ての条件を載せてはいないが、図9, 10からも分かる様に、全てのマッハ数において、Ramp が主流から見えない迎角範囲( $\alpha=0 \sim 35^\circ$ )では Ramp 付加による  $C_L, C_D, C_m$  特性変化は現れなかった。全てのマッハ数範囲において投影面積の差が大きくなる迎角範囲で Ramp 付き形状の方が  $C_D$  が大きくなるが、これはどちらも機体断面積を共通の基準として無次元化しているためである。Ramp が主流から見える迎角範囲においては、図11に示すようにモーメント基準点から遠い位置にある Ramp 風上側の高圧領域によって Ramp 付き形状の  $C_m$  は増加した。この傾向は全てのマッハ数において見られた。 $C_{Lmax}$  と  $C_{Lmin}$  をとる迎角は Ramp を付加しても、全てのマッハ数でほとんど変化しなかったが(図9の  $C_L$ - $\alpha$  図は Fine grid の結果)、 $C_{Lmin}$  をとる迎角よりも大きい迎角において、 $C_L$  は一様流マッハ数によって異なる傾向を示した。超音速流れでは Newton 流近似的な考え方で予想できる通り、Ramp に高圧領域が生じ(図11)揚力が増加したが、亜/遷音速流れでは  $\alpha=60^\circ$  付近で Ramp 付き形状の  $C_L$  が Conical 形状に比べて減少し、さらに大きい迎角になると Ramp 付き形状の  $C_L$  が増加した。これは Fine grid でも見られた結果であるため形状変化による違いと考え、次にその原因を調べる。

##### 亜/遷音速流れでの局所的な $C_L$ の減少 ( $\alpha=60^\circ$ 付近)

表2は機体最大直径をとる位置を境に Ramp を含む機体後方側を Base, もう一方を Nose と定義し、それぞれの領域に働く空気力を分けて算出したものである。Base はさらに図に色分けして示すような3つに分けた。  $M=0.9$  でも  $2.0$  でも  $C_A, C_N$  ともに Nose 領域に働く力の大きさは Ramp の有無によらないことがわかる。また、 $M=0.9$  で Ramp 付加の影響が大きく現れているのが base1 領域に働く  $C_A$  であることがわかり、それを考慮に入れて図12を見ると、Ramp 付き形状の風上側機体底面の圧力レベルが Conical 形状に比べても低く(図中: F1 < F2), これによって Ramp 付き形状の揚力が減少したと考えられる。この低圧領域は Ramp 前方に再循環領域が形成されることにより生じている。一方、超音速流れでは、Base 領域に働く  $C_A, C_N$  はともに揚力を増加させる方向に働いており、図13に見られるように Ramp に生じる高圧領域の影響であることは明らかである。

##### Base-entry ( $\alpha=90 \sim 180^\circ$ ) 特性比較

図9, 10には一例を示すが、Base-entry 条件では全てのマッハ数において、 $\alpha=90+15^\circ$  付近より小さい迎角範囲では、Ramp に働く空気力により  $C_L$  は増加し、それ以降の広い迎角範囲に渡って Ramp 付加により  $C_L$  は減少した。また、Ramp 付加によって投影面積が増加する迎角範囲( $35^\circ < \alpha < 145^\circ$ )で  $C_D$  は増加し、投影面積が再び等しくなる



迎角  $145^\circ$  付近より大きな迎角範囲で Ramp 付加により  $C_D$  は減少した。 $C_m$  は全てのマッハ数において Ramp 付加により増加した。図14には  $M=2.0$ ,  $\alpha=165^\circ$  での圧力分布を示す。空力加熱の低減に使われるスパイクデバイスのように、機体本体よりも前方に Ramp が突き出る形になるために、流れがよどみ高圧になる部分の面積が小さくなっており、これによって抵抗が減少したと考えられる。また、Ramp 側面の圧力分布からダウンフォース(図中:Fd)が働いていることがわかり、これによって  $C_L$  が減少し、このダウンフォースがモーメント基準点から遠い位置にあるため、 $C_m$  も増加したと考えられる。

#### 亜/遷音速流れでの $C_{Lmax}$ の増加

図9と図10の  $C_L$ - $\alpha$  図を見比べると、超音速流れでは、Ramp 付加により  $C_L$  最小値をとる迎角が少し高迎角側にずれたが、 $C_L$  最小値はほぼ同じレベルとなった。一方、亜/遷音速流れでは、Ramp 付加により迎角のずれは同様に見られたが、 $C_L$  最小値が増加した。ここでは、この違いの発生メカニズムを調べる。

図15は  $M=0.9$ ,  $\alpha=90^\circ$  の空間マッハ数分布および表面圧力分布を、比較のため図16は  $M=2.0$ ,  $\alpha=90^\circ$  の同様の図を示した。また、それぞれの図の下には機軸方向、機体底面または Ramp 底面側から見た圧力分布を示した。 $M=0.9$ ,  $2.0$  ともに Ramp 風上側に高圧領域が生じているが、高圧領域の圧力レベルから考えても、 $M=0.9$  の揚力増加量のほうが大きくなる理由は他にありと考える。

図15を見ると、亜/遷音速流れでは機体側面の流れの様子に違いは見られぬが、機体底面の流れの様子に Ramp の有無が影響を与えている。まず、Conical 形状では機体側面での剥離後の圧力上昇につられて、機体底面で剥離が起こっている。空間のマッハ数分布からも、衝撃波剥離が機体底面の曲線上後半に見られる。一方、Ramp 付き形状の剥離位置は Ramp 底面では風上側角部に固定され、機体底面では Ramp 側面および底面にひきずられて Conical 形状に比べて風上側になっている。このため剥離線直前の低圧領域の大きさが Ramp の有無によって大きく異なり揚力増加量に違いが現れた。それに対して、図16を見ると、超音速流れでは機体側面の流れの様子に違いが無いことは同様だが、機体底面においても Ramp の有無に関わらず、風上側から風下側へ向かって、流れは加速し、圧力は低下する一方であることがわかる。このことが超音速流れでは Ramp を加えても  $C_L$  最小値が変わらない原因であると考えられる。ただし今回は、Ramp 底面がフラットであったためこのような結果になったが、Ramp 底面に曲率を持たせれば異なる結果になる可能性はある。

#### 揚抗比( $L/D$ )特性比較

図17(a)に Ramp 付き形状の  $L/D$ , (b)に Conical 形状の  $L/D$  を示す。遷/超音速流れでは  $L/D$  特性に関しても Ramp が主流から見えない迎角範囲では Ramp 付加による変化はほとんど見られなかった。しかし、亜音速流れでは Ramp が主流から見えない迎角範囲においても、 $L/D$  特性に影響を与え、最大値の大きさもわずかに減少する可能性があることがわかった。図17中  $M=0.7$  fine の結果を見ると、亜音速流れでは Conical 形状の  $L/D$  は  $\alpha=36^\circ$  と  $45^\circ$  で最大値をとるが、Ramp を付加すると  $\alpha=36^\circ$  での  $L/D$  が大きく減少した。 $M=0.7$  の  $C_D$ ,  $C_D$  特性は紙面の都合上載せていないが、これまで述べてきたように  $C_D$ ,  $C_D$  特性を個々に見ると、 $\alpha=36^\circ$  では Ramp 付加の影響はほとんどないのだが、亜音速流れでは  $C_D$ ,  $C_D$  それぞれに生じるわずかな差が  $L/D$  にすると大きく現れた。一方、遷/超音速流れでは Ramp が主流から見えているにもかかわらず、 $\alpha=45^\circ$  まで Ramp 付き形状と Conical 形状の  $L/D$  に差は見られなかった。さらに、Nose-entry 条件での最大値の大きさも変化しなかった。これは  $\alpha=45^\circ$  は主流から Ramp が見える迎角範囲ではあるが、Ramp が完全にせん断層に包まれており、 $C_D$ ,  $C_D$  特性ともに Ramp 付加の影響がほとんど現れていないことが原因である。

$\alpha=70^\circ \sim 100^\circ$  では、全てのマッハ数で Ramp 付加による  $C_L$  の増加の影響を受けて  $L/D$  は増加した。

これより大きな迎角の Base-entry 条件では、全てのマッハ数で

Ramp 付き形状の  $L/D$  は大きく減少した。最大値の大きさは全てのマッハ数で低下し、特に  $M=0.7$ ,  $2.0$  では  $1/3$  程度に低下した。 $C_D$  が Ramp 付加により減少しているにもかかわらず最大  $L/D$  が大幅に低下したのには、 $C_L$  の低下が強く影響している。

#### ピッチングモーメント( $C_m$ )特性比較

空力安定性の観点から、モーメント中心を変化させていった際のモーメント特性について調べた。図18は横軸に迎角、縦軸にピッチングモーメントをとり、それぞれ色の違うラインは異なるモーメントセンター位置を示している。 $L$  を Conical 形状の長さとし、ある位置  $x$  を  $L$  で無次元化した値で示しており、機体底面が  $x/L=0.0$ 、先端部が  $x/L=1.0$  である。迎角が少し増加した際に、それを元に戻そうとするモーメントが働くことが静安定の条件なので、右肩下がりに  $C_m=0$  と交わっている点でトリムがとれることになる。

図18(b)より Conical 形状では、重心位置を変化させても迎角  $0^\circ$  と  $180^\circ$  でしか静安定がとれず、これらの迎角では  $L/D$  が0となるため滑空という形で飛行することはできず飛行には推力が必要となることがわかる。それに対して、図18(a)より Ramp 付き形状では、重心位置をうまく取れば、 $L/D$  が0でない迎角  $156^\circ$  付近と  $67^\circ$  付近で静安定をとることができることがわかり、その際の重心位置はそれぞれ  $x/L=0.2$  および  $0.3$  という現実的なところに当たることもわかった。

#### 5. 結論

Conical 形状と Ramp 付き Conical 形状の空力特性を比較し、形状の違いによる空力特性の変化とその原因を考察した。主流から Ramp が見えない迎角範囲( $\alpha=0 \sim 35^\circ$ )を除いて、Ramp の影響が空力特性に大きく現れた。

##### Nose-entry 特性

- 主流から Ramp が見えない迎角範囲では、空力特性はほとんど変化しなかった。
- 主流から Ramp が見える迎角範囲では、超音速流れの  $C_D$ ,  $C_D$ ,  $C_m$  特性はいずれも増加した。 $L/D$  の最大値は変化しなかった。
- 主流から Ramp が見える迎角範囲では、亜/遷音速流れの  $C_L$  に一部予想と異なる結果が存在した。 $C_D$  特性および  $C_m$  の大きさは超音速流れの場合と同様に増加した。 $L/D$  の最大値は遷音速流れでは変化しなかったが、亜音速流れでは Ramp 付加により減少した。

##### Base-entry 特性

- 全ての速度域で、 $C_D$ ,  $C_D$ ,  $L/D$  特性いずれも大きく減少し、 $C_m$  特性は増加した。一方、 $\alpha=90+15^\circ$  付近よりも小さい迎角範囲で  $C_D$ ,  $L/D$  は増加し、投影面積の差が現れる迎角で  $C_D$  は増加した。

##### モーメント特性

- Conical 形状では確認できなかった、滑空しながらトリム可能な迎角および重心位置が存在することを確認した。

#### 参考文献

- 1) Fujimoto, K., Fujii, K. and Tsuboi, N., "Compressible Flow Simulations over Basic Reusable Rocket Configurations," Symposium on Applications in Computational Fluid Dynamics ASME/JSME Joint Fluids Engineering Division, 2003.
- 2) van Leer, B., "Toward the Ultimate Conservative Difference Scheme.4," Journal of Computational Physics, 23, pp.276-299, 1977.
- 3) 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, 1997, pp. 7-12.
- 4) Fujii, K. and Obayashi, S., "Practical Applications of New LU-ADI Scheme for Three-Dimensional Navier-Stokes Computation of Transonic Viscous Flows," AIAA Paper 86-0513, 1986.
- 5) Baldwin, B. and Lomax, H., "Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows," AIAA Paper 78-257, Jan., 1978.

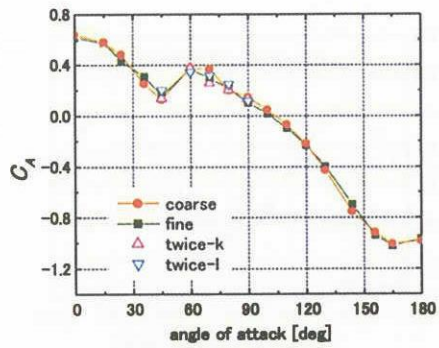
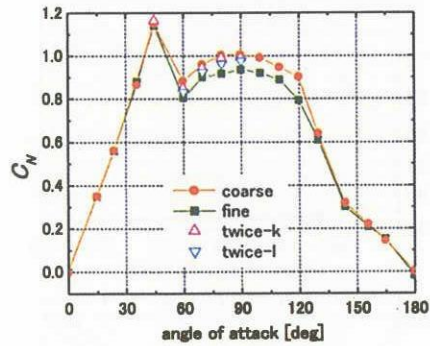
(a)  $C_A$ 特性( $M=0.9$ )(b)  $C_N$ 特性( $M=0.9$ )

図4 Ramp 付き形状の格子収束性比較

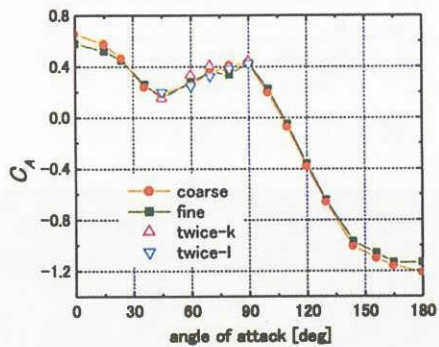
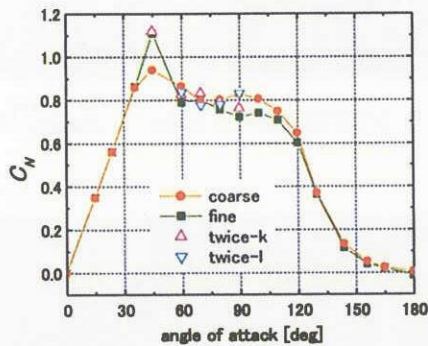
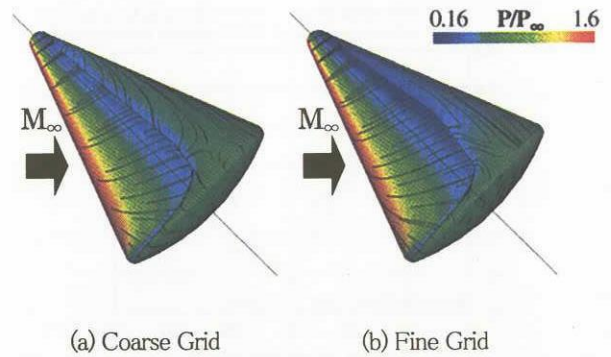
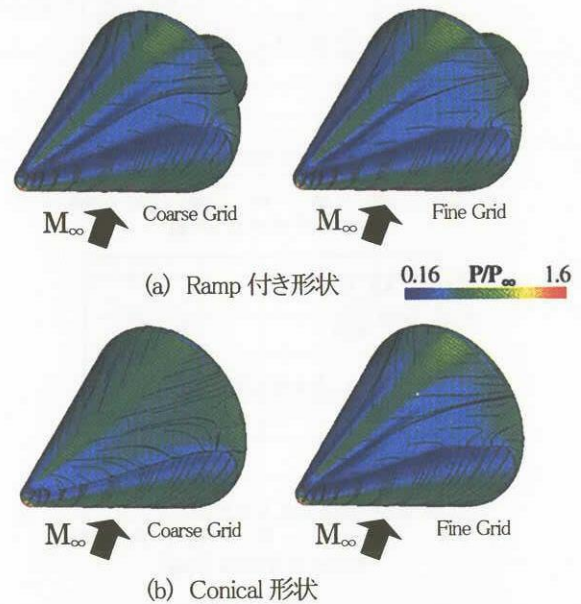
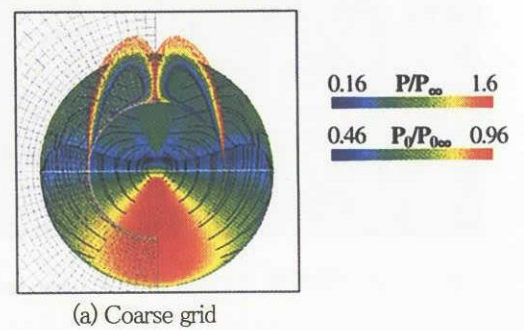
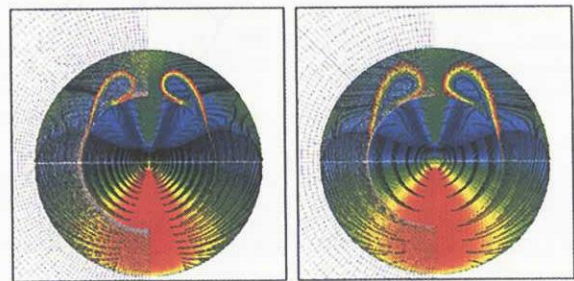
(a)  $C_A$ 特性( $M=0.9$ )(b)  $C_N$ 特性( $M=0.9$ )

図5 Conical 形状の格子収束性比較

図6 Conical 形状の表面圧力分布および流線の様子 ( $M=0.9, \alpha=45^\circ$ )図7 表面圧力分布および流線の様子 ( $M=0.9, \alpha=45^\circ$ )

(a) Coarse grid



(b) Fine grid

(c) Twice-k grid

図8 Conical 形状の表面圧力分布と流線および  
Nose より機体長さ 52%位置における空間総圧分布( $M=0.9, \alpha=45^\circ$ )



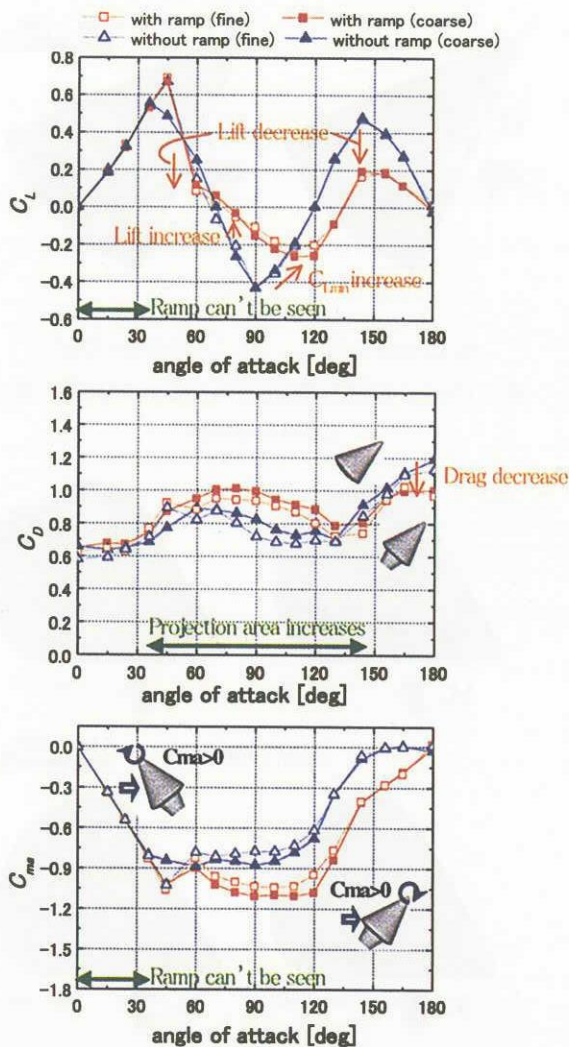


図9  $C_L$ ,  $C_D$ ,  $C_{ma}$  特性 ( $M=0.9$ )

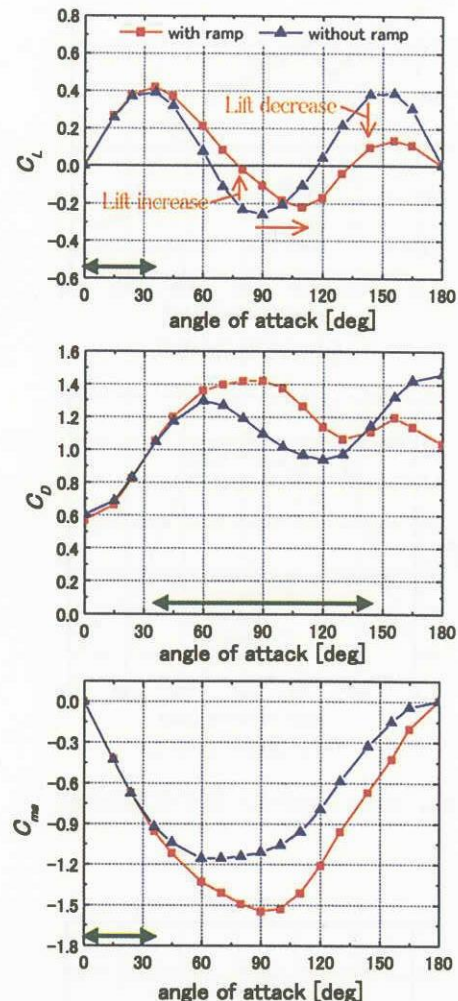


図10  $C_L$ ,  $C_D$ ,  $C_{ma}$  特性 ( $M=2.0$ )

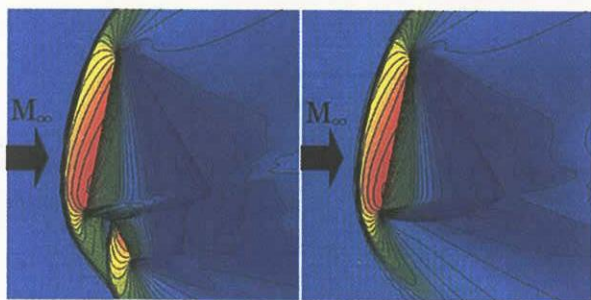


図11 圧力等高線 ( $M=2.0$ ,  $\alpha=80^\circ$ )  $0.07 \leq P/P_\infty \leq 5.6$

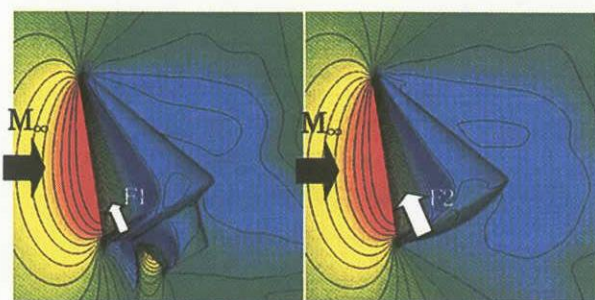


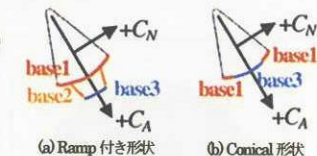
図12 圧力等高線 ( $M=0.9$ ,  $\alpha=60^\circ$ )  $0.4 \leq P/P_\infty \leq 1.6$

表2  $C_A$ ,  $C_N$ の部分算出 ( $\alpha=60^\circ$ )

1行目は形状を示し、a形状については2列あるが、右側のa列は左側のa列のbase2とbase3の和で、これとb形状のbase3の差を“差”の列に表示

M=0.9	$C_A$			差
	a	a	b	
nose	1.56		1.57	-0.01
base1	-0.71		-0.85	0.14
base2	-0.25	b2+b3		
base3	-0.24	-0.48	-0.47	-0.02

M=2.0	$C_A$			差
	a	a	b	
nose	0.66		0.66	0.00
base1	-0.09		-0.05	-0.04
base2	-0.06	b2+b3		
base3	-0.02	-0.08	-0.02	-0.06



(a) Ramp 付き形状	$C_N$			差
	a	a	b	
nose	0.88		0.88	0.00
base1	-0.04		-0.01	-0.03
base2	0.03	b2+b3		
base3	0.00	0.03	0.00	0.03

(b) Conical 形状	$C_N$			差
	a	a	b	
nose	1.14		1.14	0.00
base1	0.02		0.01	0.01
base2	0.11	b2+b3		
base3	0.00	0.11	0.00	0.11

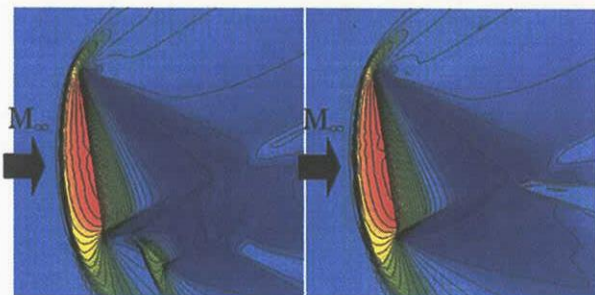


図13 圧力等高線 ( $M=2.0$ ,  $\alpha=60^\circ$ )  $0.08 \leq P/P_\infty \leq 5.5$



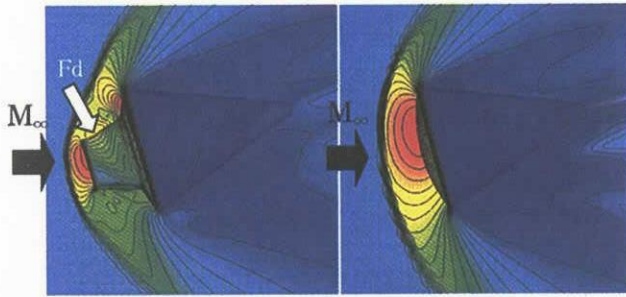


図14 圧力等高線( $M=2.0$ ,  $\alpha=165^\circ$ )

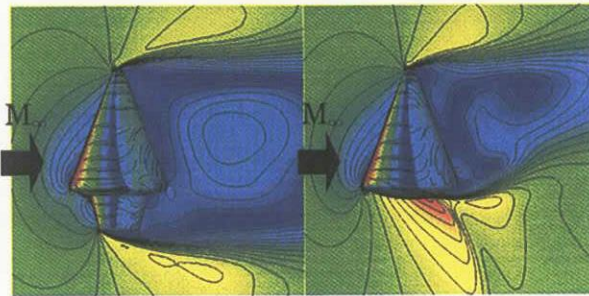


図15 空間マッハ数分布および表面圧力分布  
( $M=0.9$ ,  $\alpha=90^\circ$ )

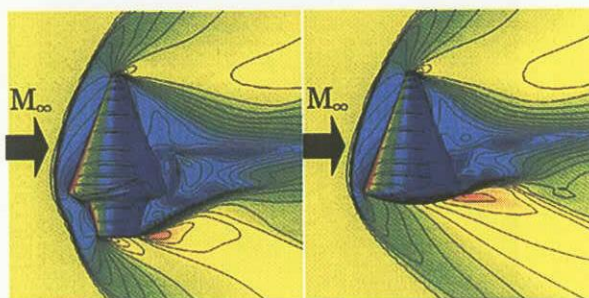
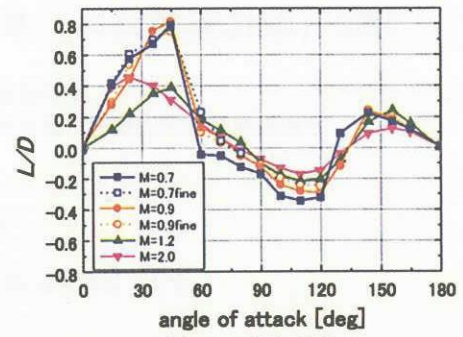
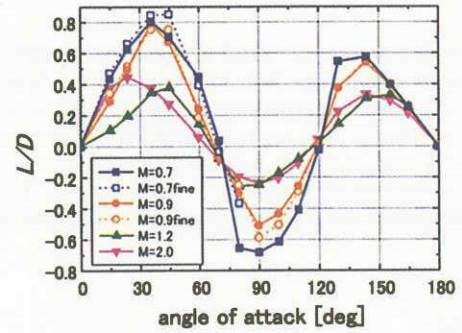


図16 空間マッハ数分布および表面圧力分布  
( $M=2.0$ ,  $\alpha=90^\circ$ )

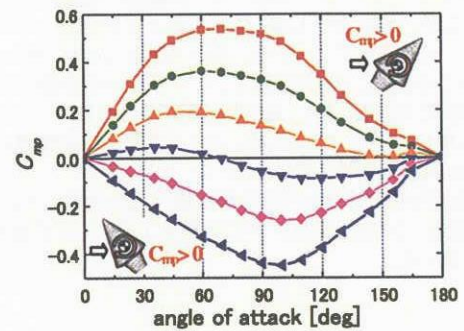


(a) Ramp 付き形状

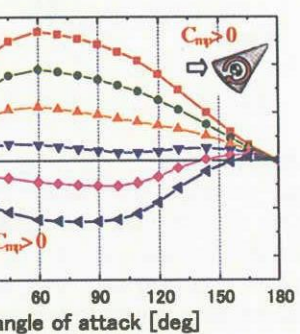
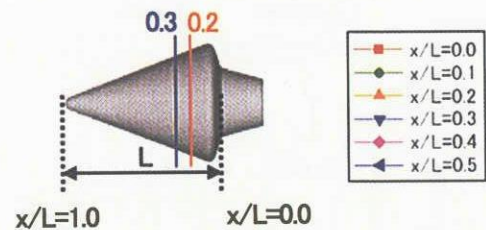


(b) Conical 形状

図17  $L/D$ 特性



(a) Ramp 付き形状



(b) Conical 形状

図18 モーメント中心変化時の  $C_{mp}$  特性 ( $M=2.0$ )