

1 はじめに

「だって、車一台分のお金で自分専用のスパコンが買えるんだよ。安いもんじゃない」

1990年代後半、スーパーコンピュータ並の演算速度が出るワークステーションという宣伝文句で売り出された DEC Alpha(たしか、当時 200 万円位だったと記憶している)を、ポケットマネーで買った知合いの言葉である。当時のスパコンのユーザインターフェースは御世辞にも使い勝手が良いとは言えないもので、CPU 課金も非常に高く、ハイエンドのユーザだけが使う事のできる特別な計算機という位置付けだった。200 万円が安いかどうかはともかくとして、自分専用のスパコンという文句は、確かに魅力的だったのを覚えている。

それから 10 年経った今日、スパコンは気軽に使う事のできる身近な道具になっている。情報基盤センターのマシンを例にとれば、1 アカウントの年間課金はパソコン 1 台分以下にまで下がっているし、Unix 系の OS が搭載されていて机の上にある Linux マシンと殆ど変わらない感覚で使う事ができるようになっている。

スパコンが使い易くなったのに合わせて、スパコンを使った研究の性質も変化している。スパコンが特別な計算機だった頃は計算量だけでも人目をひく事が出来たが、最近では計算の結果から如何にして有益な情報を引き出すか、もこれまで以上に問われるようになっている。

我々の研究室では、航空機やロケット、衛星に関連した流れの数値シミュレーションを行っている。単に計算をして全体性能を比較するだけではなく、流れ場を良く観察して、性能を支配している要因が何であるかを明らかにすることを最終的な研究の目標にしている。ここでは、そのいくつかを紹介する。

2 ジェットエンジンに関連した流れ

図 1 は、B777 に搭載されているジェットエンジン GE90 の断面を見ている。図左側より流入した空気はファンで圧縮された後二つに分かれ、一部は直接ノズルへ、残りは圧縮機でさらに加圧され、燃焼器で加熱された後タービンを通って内側のノズルから排出される。ジェットエンジンは高圧のガスをノズルで膨張させることにより推力を発生し、ファン、圧縮

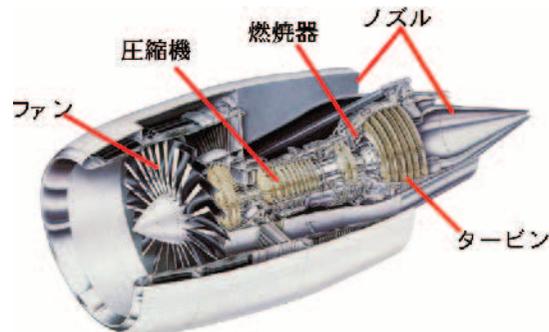


図 1 ジェットエンジン構成要素 (Photo by epower-propulsion.com)

機、タービン等各要素の効率・圧力損失はエンジンの効率に直結するので、これらの内部流れは以前より盛んに研究されている。また、近年では環境意識の高まりにより、燃焼器や騒音の小さなノズルに関する研究も大切になっている。

2.1 ジェット排気流れ

図 2 は、エンジンのジェット騒音解析のためにおこなったシミュレーションの結果である。ノズル形状は円形で、ジェットのマッハ数は民間旅客機を想定して $M = 0.9$ としている。音に伴う圧力変動は大気圧の $1/1000$ 以下と非常に小さいので、シミュレーションで直接音波を捉えるためには数値散逸が小さく、解像度の高い空間差分スキームが必要になる。ここでは、代表的な高解像度スキームである Lele のコンパクト差分を用いている。図 2 でカラー等高線は渦度を、また白黒の濃淡は速度場の divergence ($\nabla \cdot \mathbf{u}$) で、それぞれジェット内の渦と放射される音波を可視化したものである。

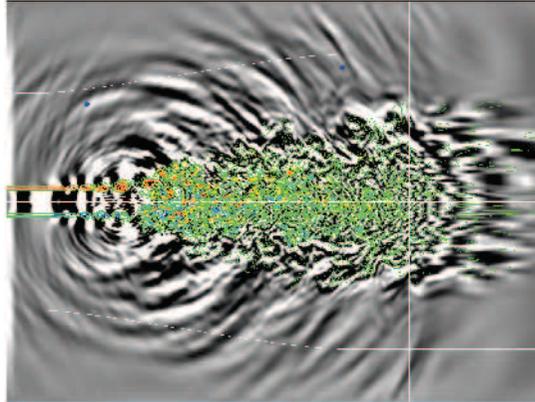


図2 ジェット排気内の渦と放射される音波

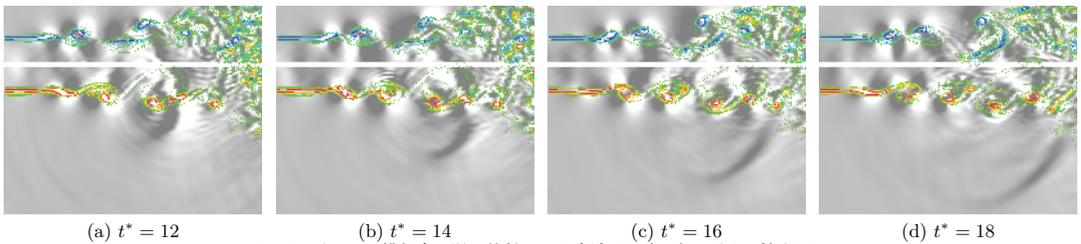


図3 ジェット排気内の渦と放射される音波 (ノズル出口近くの拡大図)

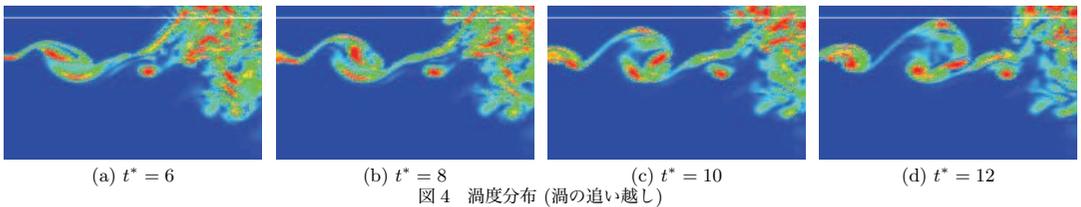


図4 渦度分布 (渦の追い越し)

渦度分布からは、ノズル直径の2倍程度のあたりからジェット上下の剪断層が乱れ始め、5倍程度の位置からはジェット全域に乱れが拡大していることが分かる。剪断層が乱れ始めるあたりから擾乱が放射されているが、こうちジェット軸に対して下流30°方向に放射される擾乱は波面が比較的規則正しく並んでいる。実験でも下流30°方向のジェット騒音が最も強く観測されており、図2で観察された下流30°方向の擾乱が、実験で観測されたジェット騒音のピークに対応しているものと考えられる。図3を見ると、 $t^* = 18$ の図3(d)で右下に観察される黒い波面は、時間を逆にたどると $t^* = 12$ (図3(a))において図ほぼ中央から放射されていることが分かる。そこで、 $t^* = 12$ 直前の渦の挙動を図4で詳しく見ると、隣接する二つの渦が $t^* = 6$ で近付いて時計回りで互いに回転し、 $t^* = 10 \sim 12$ で後方の渦が前方の渦を追い越している。渦が近付き、追い越す過程で渦間の圧力が急減しており、この圧力変動が音源になっているものと考えられる。

図2,3,4はジェット剪断層内の渦を対称断面で見たものだが、図5のように3次元的に見ると、ジェット剪断層内の渦はリング状の渦輪が前後に連なった形になっている。図5の時刻($t^* = 6$)は音波が放射され始めた時刻であるが、前後に並ぶ渦輪が互いに絡み合っている様子が分かる。

実はこのような渦現象は、速度分布や乱れなどの流れ条件の影響を強く受ける可能性があるため、数値シミュレーション上で観察された現象と実際の物理現象の関連について、さらに検討を進めている段階である。

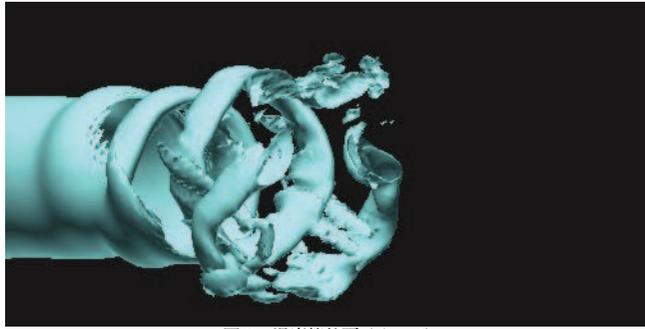


図5 渦度等値面 ($t^* = 6$)

2.2 マイクロチャンネル内の燃焼

図1にあるようなジェットエンジンを小型化し、家庭やビルに電気・熱といったエネルギーを供給したり、さらに超小型化してロボットなどの動力源として利用することが研究されている。そうした小型化を目指す上で重要かつ問題になる要素の一つとして燃焼器がある。燃焼器は、燃料となる炭化水素や水素から化学反応を通してエネルギーを取り出すという役割をもち、全体のシステムの成立性を決定する重要な要素であるが、燃焼器を小型化すると相対的に熱損失の影響が大きくなり、燃料から効率よくエネルギーを取り出すことが難しくなる。その一方で、熱損失の影響が大きくなると火炎面に「しわ」状の凹凸が形成されやすくなり、結果として火炎面積が増加して燃焼の効率を高く出来る可能性がある。この火炎のしわの形成には、燃焼を伴う流体解析が非常に重要で、ここで紹介しているマイクロチャンネル内の燃焼の解析においては、水素を燃料として、多段階の素反応を考慮した燃焼を伴う流体の非定常数値解析を行っている。

図6,7は、高さ4mmの2次元チャンネル内の定在火炎を計算した結果である。図6では熱損失のない壁条件を設定し、図7では壁からの熱損失を考慮している。図6,7の左側(a)はチャンネル内の温度分布を示しているが、図7では、壁付近の温度が熱損失によって、図6の壁付近温度よりも下がっているのがわかる。さらに、壁付近の温度分布だけではなく壁中央部の温度分布も変化していることが図から分かる。z-x平面の温度分布を見ると、図6の熱損失のない場合に大きなしわが形成されていて、このしわ状のくぼみによって図6の右側(b)に示すような拡大-縮小流れが火炎面前後に形成される。2次元計算を行うと、このように熱損失のない場合の方が燃焼の効率がよいという結果になる。

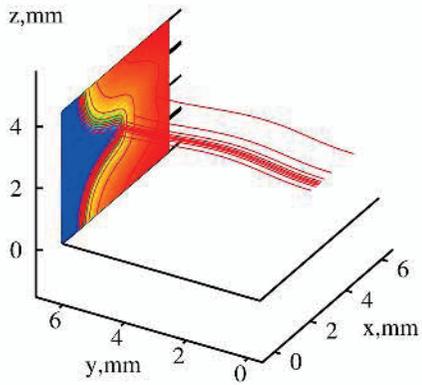
そこで、図6,7(a)に示すようなy方向の擾乱を与えて3次元非定常計算を行い、その擾乱の成長を解析した。その結果、3次元計算では図6の熱損失のない場合よりも、図7の熱損失のある場合の方が擾乱の成長が早くなることがわかった。その原因は、前述の拡大-縮小流れにあるということも流れ場を詳細に調査することによりわかった。

今後さらに、チャンネルの壁の間隔や擾乱の大きさを変えて解析を進め、熱損失のある場合において燃焼の効率が最大となるような条件を検討していく予定である。

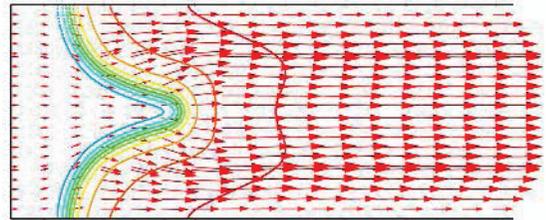
2.3 圧縮機翼列流れ

図8はジェットエンジンのファンや圧縮機を構成している翼列内の流れの例である。亜音速 ($M_1 = 0.83$) で流入した流れが翼間で超音速まで加速され、衝撃波が立っている。下側の翼表面では、衝撃波との干渉で境界層が剥離している様子が分かる。このような翼列の性能は境界層が層流か乱流なのかによって大きく異なるので、レイノルズ数の下がる高々度でジェットエンジンを用いるためには、境界層遷移の予測が重要になってくる。通常、遷移を伴う流れを厳密に扱うためには、モデルを全く使わずに Navier-Stokes 方程式を解く DNS (Direct Numerical Simulation) が使われる。しかし、レイノルズ数 10^5 の翼列流れを DNS で扱うことは、演算コストの観点から現在のスパコンを使ってもかなり難しいので、ここでは非常に細かい渦だけをモデル化して演算コストを抑える LES (Large-Eddy Simulation) の適用を検討した。

衝撃波と干渉する遷移平板境界層の速度分布について LES と実験結果を比較した図を図9に示す。衝撃波は $x = 60\text{mm}$ 付近に入射しており、最も上流側の $x = 27.9\text{mm}$ では層流境界層、最も下流の $x = 73.7\text{mm}$ では乱流境界層に特有な速度分布になっている。実験値と比較すると、衝撃波と干渉している剥離域では差があるものの、下流側では非常に良く一致している。この領域における境界層内の渦構造を見ると、衝撃波と干渉する領域では比較的大きな縦渦が主になっている。格子解像度を数通り変えて比較した結果、下流側の境界層に関する限り、この大きな渦構造が解像できる格子であれば DNS 級

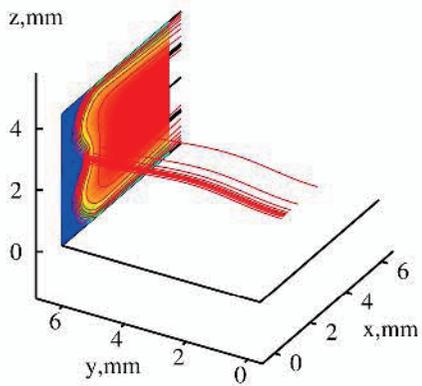


(a) 温度の3次元分布

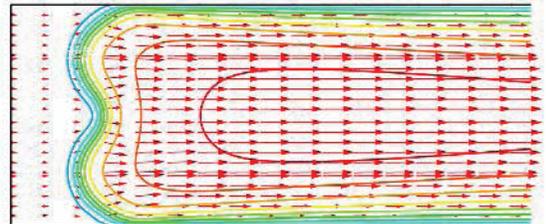


(b) 中央断面速度分布

図6 マイクロチャンネル燃焼(断熱壁)



(a) 温度の3次元分布



(b) 中央断面速度分布

図7 マイクロチャンネル燃焼(等温壁)

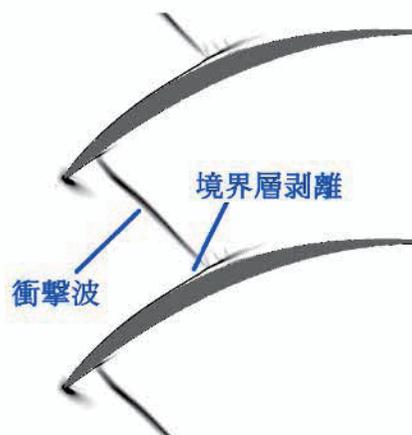


図8 遷音速翼列流れ(密度勾配)

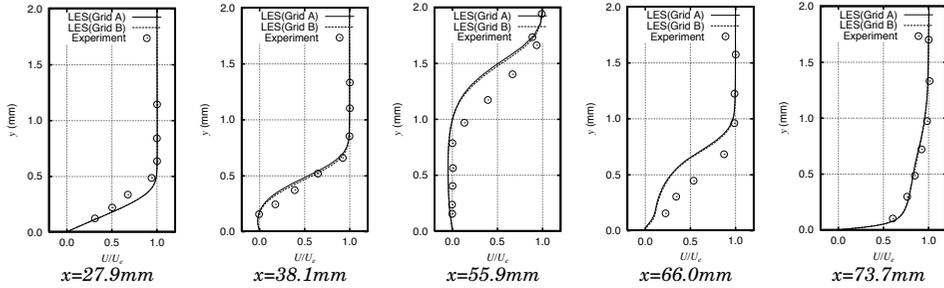


図9 衝撃波と干渉する平板境界層の速度分布

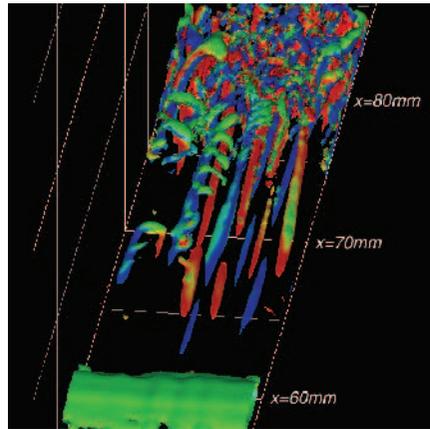


図10 衝撃波と干渉する平板境界層内の渦構造

の細かい格子を用いなくても、良い結果が得られる事が分かった。

平板境界層で用いた手法・計算格子密度を図8の翼流れの解析に適用した結果が図11である。翼性能に直接影響する下流側の速度分布は実験と良く一致している。

通常では解析が難しいとされる衝撃波干渉を伴う遷移や流れ場であるが、スーパーコンピュータを用いることで現実的な計算時間で解析することが出来るようになりつつある。

3 宇宙機に関連した流れ

3.1 リニアエアロスパイクノズル

ロケットノズルに関連した解析として、リニアエアロスパイクノズル流れの解析例を紹介する。図12は、NASAで開発が行われたロケットエンジン XRS-2200の燃焼試験の写真である。このエンジンは、上部に多数の小さな矩形ノズルが並び、そこから出た流れをさらにスパイクと呼ばれる斜面で膨張させて推力を得る、エアロスパイクというノズルを採用していた。通常のバル型ノズルは設定高度以外では性能が悪くなるため、低空用ノズルと高空用ノズルを使い分ける必要があるが、エアロスパイクノズルはどの高度でも性能が良いため、低空から高空まで一つのノズルで済む利点がある。開発中に生じた様々な技術的問題が解決できずに開発計画がキャンセルしてしまったが、スペースシャトルの後継宇宙往還機用エンジンとして期待されていたものである。

エアロスパイクノズルの問題点の一つに、モジュール間干渉と呼ばれる現象がある。図12を良く見ると、ノズル表面の色にムラがあることが分かる。これは、ノズル上部に左右20基ずつ並んだ矩形ノズルから出た流れが隣の矩形ノズルと干渉し、スパイクノズル上の流れが横方向に不均一になっている事を示している。流れが不均一になった結果として損失が増え

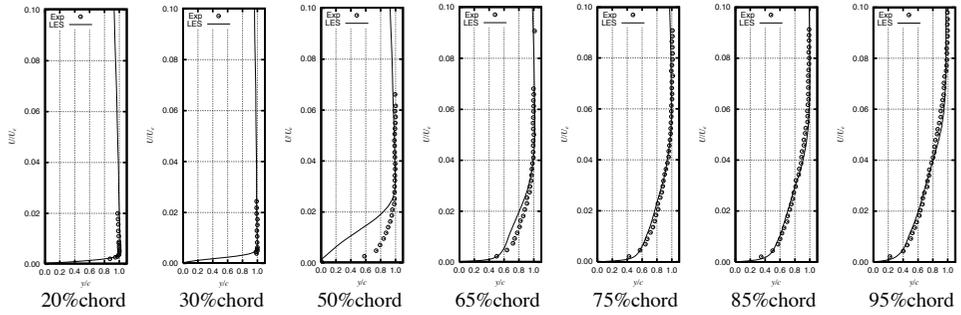


図 11 衝撃波と干渉する翼面境界層の速度分布

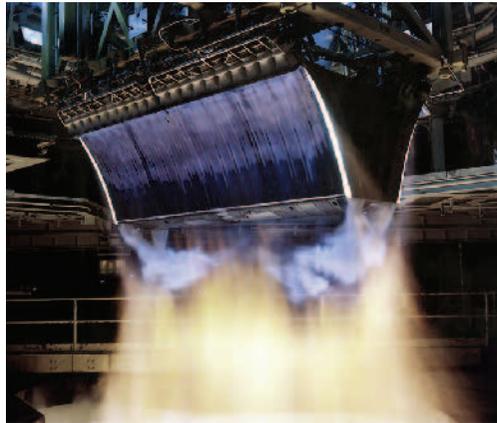


図 12 エアロスパイクノズル (XRS2200)

たり、局所的に熱負荷の高い領域ができてスパイクが破損するなどの問題が報告されている。

矩形ノズル自体の形状は単純でも、そこから出る流れは実は意外と複雑になっている。図 13 は矩形ジェットの構造を可視化したものである。 $X/L_{ie} = 0.5 \sim 4.1$ と示した 5 つの面は各断面内の密度分布でジェット形状を表しており、それ以外の斜めの面は衝撃波面を示している。ノズル出口近くにはノズル角に 4 つ、少し下流では 45° 回転した位置に 4 つ、さらに下流では 8 つ、最下流ではまた 4 つと様々な形状の衝撃波が観察できる。これらの衝撃波の影響を受けてジェットは変形し、ノズル形状が矩形にも係わらず最終的には十字形状のジェットになっている。

エアロスパイクノズルではこの十字ジェット同士が干渉し、さらにスパイクノズル面とも干渉するので流れは一層複雑になる。図 14(b) は、エアロスパイクノズル上の衝撃波構造を示している。図 13 で見られた衝撃波以外に、モジュール干渉に伴う大きな X 字状の衝撃波面が見える。また図では見にくいですが、ノズル表面の赤い三角形領域の縁にも小さな衝撃波が生じている。この小さな衝撃波は、ノズル表面の境界層と X 字状衝撃波、縦渦が干渉して形成されている。ジェット形状 (図 14(b)) も同様に干渉により変形している。

ノズル性能やノズル表面の熱負荷と流れ構造の関連を調べた結果、ノズル性能は大きな X 字状の衝撃波の影響が大きいのに対し、ノズル熱負荷は表面近くの小さな衝撃波や、その近くの渦に支配されている事などが明らかになっている。

3.2 再突入カプセルの空力安定性

これまで推進機関に関連した内部流れの例を紹介したが、最後に外部流の例として、小惑星探査機「はやぶさ」再突入カプセル周りの流れの解析例を紹介する。

「はやぶさ」は昨年 11 月に小惑星イトカワへ接地し、サンプル採取を試みているが、無事にサンプルが取得できていた場合、それを地球に持ち帰るのが図 15 のカプセルの役割になる。このカプセルは横から見ると図 16 のように非常に平べった

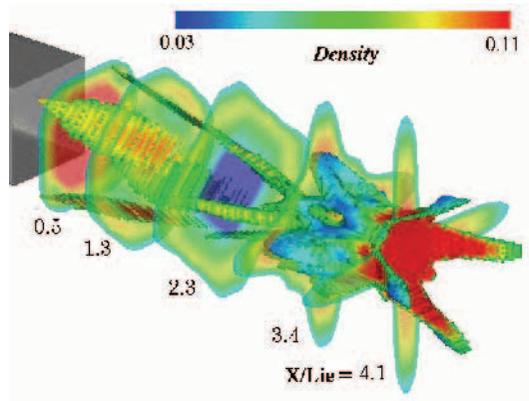
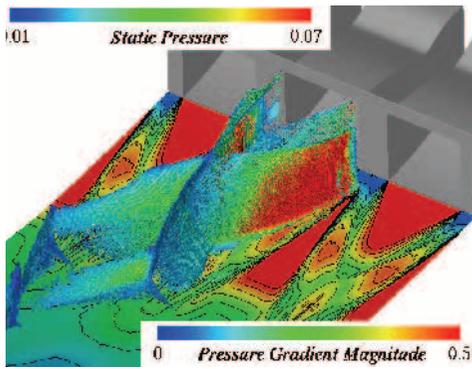
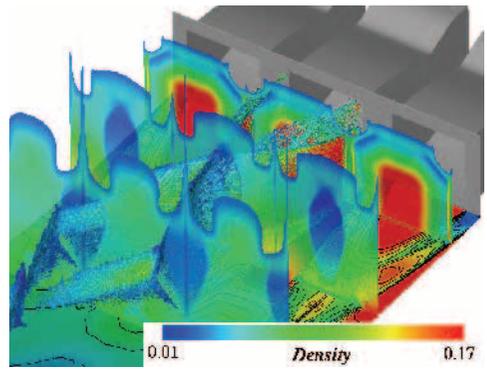


図 13 単独矩形ノズル流れ (断面密度分布と衝撃波形状)



(a) ノズル表面圧力と衝撃波形状



(b) 断面密度分布 (ジェット形状)

図 14 エアエロスパイクノズル流れ

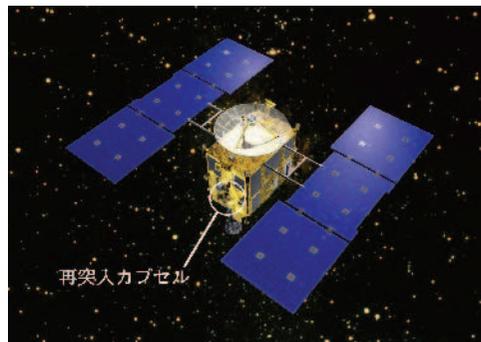


図 15 はやぶさ再突入カプセル

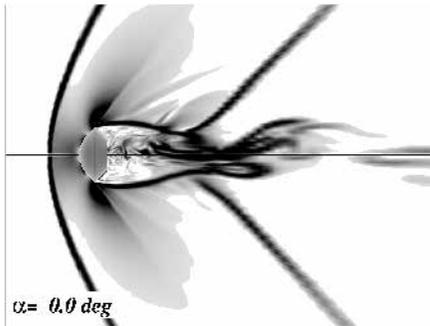


図 16 カプセル周りの流れ (密度勾配分布)

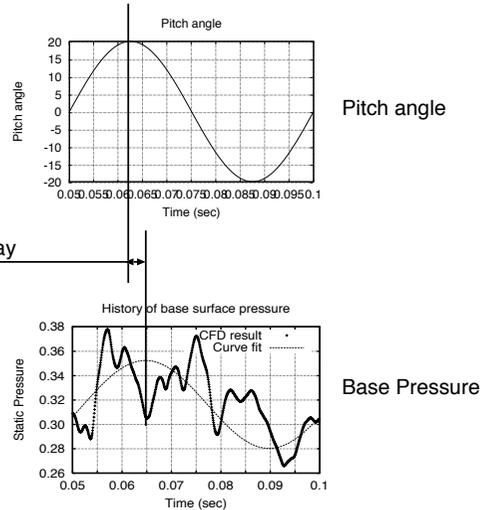


図 17 ピッチ角変化と背圧変動

い形をしている。この形状は再突入時の耐熱性に対する要求から決められているのだが、このような形状のカプセルは再突入終盤の遷音速域でカプセルが自励振動に入るという問題がある。

カプセルが振動する際、図 17 のように背圧変動がカプセルのピッチ角変化よりも遅れる事が自励振動に入る原因である事までは知られていたが、背圧変動が遅れる理由は良く分かっていなかった。

図 16 は再突入終盤の $M=1.3$ の速度でのカプセル周りの流れである。前方に離脱衝撃波、後方には後流が形成されている。カプセル背後の剥離域にも細かい密度変動が見られることから、この領域にも何らかの流れ構造があることが分かる。図 18 は、ピッチ角を $+10^\circ$ で固定したカプセル背後の流線を表している。この渦は図 18 上で外側から内側に巻き込むように流れており、図中央の流線が集まっている部分はカプセル背面に衝突する流れになっている。背圧分布と流線とを比較すると、背面に衝突する流れがカプセル背圧に分布を作っている事が明らかになった。

次に、 $\pm 20^\circ$ でピッチング振動しているカプセルの渦構造を図 19 に示す。図は、カプセルがピッチ角正 (頭上げ) からピッチ角負 (頭下げ) に姿勢を変えている途中の様子で、カプセル背面の色は圧力分布を現している。カプセルがピッチ角を固定している時、頭上げ時には横から見て反時計周りの渦が形成され、頭下げ時には時計周りの渦が形成され、両者はピッチ角ゼロで入れ替わる。一方ピッチング振動時には、図 19(a) でほぼピッチ角ゼロにも係わらず反時計周りの渦が支配的であり、衝突流がぶつかるカプセル上部の圧が高くなっている。カプセルが $\alpha = -6.4^\circ$ まで頭を下げた段階で背後の渦がほぼ対称になり、図 19(c) の $\alpha = -12.9^\circ$ でようやく時計周りの渦が支配的になっている。この結果は、渦の向きの切り替わりの遅れが背圧変動の遅れにつながっている事を示している。

渦の長さスケールと流速を考えると、渦の時間スケールは丁度背圧の遅れ時間に対応しており、数値シミュレーションによって明らかになったメカニズムで、これまで良く分かっていなかった振動の原因をほぼ説明することができた。

4 おわりに

ここで紹介した計算例はいずれも航空宇宙分野に見られる流れ場を出来るだけ単純化した上で、流れ場を支配する基礎的な物理現象を見出すことを目的に解析したものである。流れの研究では、形状やパラメータを少し変化させてその影響を見たいと思う事が良くある。そのようなとき、結果が出るまで 1 週間も待つようでは思考が中断してしまうので、気軽に結果を出す事が出来るスーパーコンピュータは非常に有力な道具になるし、逆に数多くの結果を比較する事で一つの結果だけを見ているだけでは分からない事に気付く事も多い。

以前とはくらべものにならない程パソコンの能力が向上した今日でも、スーパーコンピュータは研究者にとって必要な道具であると考えている。

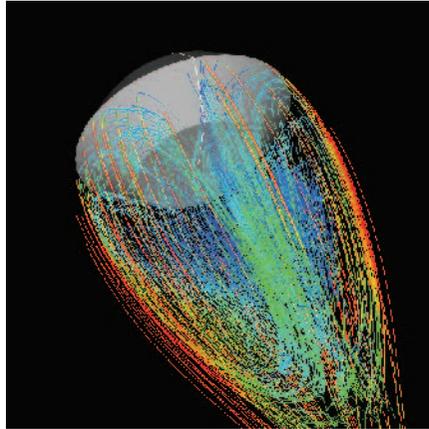
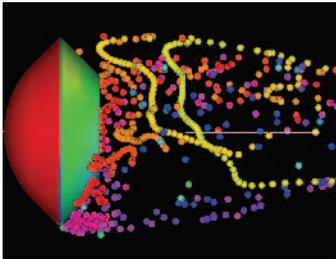
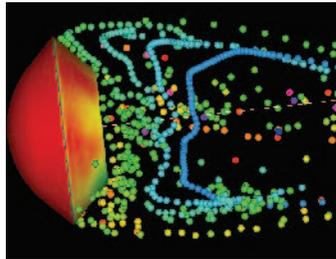


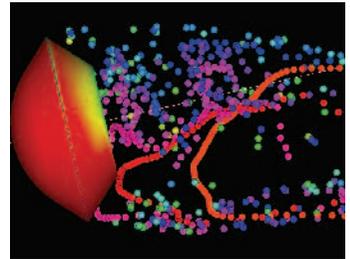
図 18 カプセル背後の渦構造 (定常)



(a) $\alpha = 0.22^\circ$



(b) $\alpha = -6.36^\circ$



(c) $\alpha = -12.90^\circ$

図 19 カプセル背後の渦構造 (非定常)