

# 宇宙航空研究開発機構研究開発報告

## JAXA Research and Development Report

---

### 「並列マルチブロックCFDプログラム」の機能拡張

村上 桂一， 山本 行光

---

2007年3月

宇宙航空研究開発機構  
Japan Aerospace Exploration Agency



# 「並列マルチブロック CFD プログラム」の機能拡張\*

村上桂一<sup>\*1</sup>, 山本行光<sup>\*1</sup>

## Extended Functions of Parallel Multi Block CFD Program\*

Keiichi MURAKAMI<sup>\*1</sup> and Yukimitsu YAMAMOTO<sup>\*1</sup>

### ABSTRACT

This document reports on some functions added to the parallel multi block CFD program, which is used for aerodynamic CFD analysis of HOPE-X and HSFD. The three new functions have been added mainly for the following reasons: 1. apply to a hypersonic flow, 2. use of an overset grid, and 3. introduction of multi component species system. First, the convection numerical flux calculation method has been changed to make it applicable to a hypersonic flow. Then, an overset grid using the Chimera method is introduced for the calculation of flows around a multi body. Third, the mass conservation law of each species and the energy dissipation terms due to diffusion are added to governing equations in order to calculate a rocket plume of multi component gas. Some examples of calculation by this extended CFD program are reported.

**Keywords** : Parallel multi block CFD code, Hypersonic flow, Overset grid, Multi component species system.

### 概 要

HOPE-X や HSFD の設計開発に役立つ CFD 解析を実施してきた「並列マルチブロック CFD プログラム」を拡張し、幾つかのオプションを追加した。このことにより、実績ある解析コードを利用できる領域が広がった。今回追加した機能は、主に、①鈍頭物体周囲の極超音速流の計算への対応、②重合格子を用いた複数物体周囲の流れ場の計算への対応、③多成分混合気体を考慮した計算に対応の3点である。①については、対流項の数値流束の計算スキームを変更した。②については、Chimera 法による重合格子を用いた計算が可能になるように改良した。③については、支配方程式に混合気体の各気体成分の質量保存則を、輸送項に拡散によるエネルギー散逸項をそれぞれ加えて、異なった排気成分を持つロケットプルームが扱えるように計算コードを拡張した。これらの機能を追加した計算コードで計算した例を幾つか示す。

---

\* 平成 19 年 3 月 14 日受付 (received 14 April, 2007)

<sup>\*1</sup> 総合技術研究本部 計算科学研究グループ (Computational Science Research Group, Institute of Aerospace Technology)

## 1. はじめに

JAXA で行われてきた研究の中で CFD が果たした役割が非常に大きいものの一例として、1980 年代末から検討され始めた HOPE-X の設計から 2003 年 7 月の高速飛行実証 (HSFD) フェーズ II 飛行実験までの一連の研究が挙げられる。HOPE-X の CFD による設計解析では、1 つの飛行形態につき極超音速から亜音速領域に至るまでの 2000 例以上の一連のケーススタディーが行われ、風洞試験との比較を通して CFD の信頼性が検証された。詳細設計の段階では、更に 600 例程度のパラメトリック計算を短期間で遂行し、その結果、所謂、双垂尾形態の HOPE11 形態が実質的に飛行可能な形態として新たに定義し直されることとなった。このように、本格的な風洞試験を経ずに CFD を主体として最終的な形態を決めることができ、CFD が空力設計の本格的なツールとして確立された。その後、高速飛行実証フェーズ II の機体がフライトするまでに様々な風洞試験が行われたが、いずれも CFD の結果は風洞試験をよく再現している (文献 1)。また、フライトデータとの比較においても、CFD 結果との良い一致を確認している。図表などの具体例は参考文献を参照されたい。

HOPE-X での CFD の実績を踏まえ、将来型再使用宇宙輸送システムの研究にも CFD が活用されてきた。JAXA では 2 段式有翼 TSTO (Two Stage To Orbit) システムに関する研究が行われてきたが、TSTO 上段のリフティングボディ形態の空力特性解析に CFD が大きな役割を果たしている。リフティングボディは容積率が高く、耐熱システムを考える上でも有翼機形態と比べて有利だが、空力安定性に問題がある。特に遷音速空力特性は変化が激しく、安定に飛行するには空力設計上最も注意を払わなければならない領域である。代表的な風洞モデルによる風洞試験の結果を見ると、マッハ数によって失速迎角が大きく異なる (文献 1)。この違いの原因を明らかにするため、CFD 解析を行った。数度の試行錯誤を経た後、実験結果を再現する解像度の格子を見出した。揚力係数において優れた一致を示したシミュレーション結果を詳細に見ることによって、失速の原因はリフティングボディのフィン内側に生じる渦流れであることが判明し、流れの失速現象 (渦崩壊) を再現することができた。

上述の CFD 解析は、旧 NAL から JAXA にいたるまで

の歴代の大型計算機を用いて実施された。HOPE-X の検討が始められた 1980 年代は CFD スキームが大きく発展した時期に重なり、大型計算機の能力も飛躍的に向上したので、宇宙・航空機全機周りの大規模計算が盛んに行われた。当時、大型計算機の主流がベクトル型スーパーコンピュータであったので、ベクトル・パラレル・プロセッサに適した CFD コードが開発された。上述のような信頼性のある CFD 解析の実績を踏まえて、ベクトル計算機 (NWT) 用解析コードとして、「並列マルチブロック CFD プログラム」が整備された。このプログラムは、計算領域を幾つかの 6 面体ブロックに分割して計算する際、面の接合の全ての組み合わせや、部分的な接合に対応している。これらの情報を記録したファイルを予め用意しておくことで、様々な解析対象に適用でき、実際、HSFD フェーズ II や TSTO のリフティングボディの計算に使われた。JAXA の大型計算機 CeNSS がスカラー・マシンに換装された今日でも XPF Fortran コンパイラによってその資産が活用できる。一方、スカラ型並列計算機に適した MPI による並列流体解析プログラムとして、UPACS が公開され、発展を続けている。

前述の「並列マルチブロック CFD プログラム」は、空力特性の定量的な解析には実績があるが、多体運動を扱う TSTO の分離解析や、多成分気体を考慮したロケットプルーム解析などできない。これらの解析には、別途開発したマルチブロックに対応していない計算コードを用いているのが現状である。そこで、筆者らは、「並列マルチブロック CFD プログラム」の機能を拡張して、その解析対象の範囲を拡大していき、究極的には、他分野統合シミュレーションによる、打上げフェーズから再突入、帰還着陸に至るまでの一連の飛行過程を事前評価する解析システムの開発を目指して研究を進めている。今回は、主に重合格子と多成分気体の扱いについて報告する。なお、極超音速流解析に対しても、スキームを変更することによって、カーバンクル現象回避のための格子調整が不要となった。

## 2. CFD プログラムの改良・修正点

本計算コードの特徴は以下の通りである。

- レイノズル平均 Navier-Stokes 方程式
- Baldwin-Lomax の壁乱流モデル
- Roe の FDS (Flux Difference Splitting) を用いた TVD

スキームによる対流項の計算

- IAF (Implicit Approximate Factorization) による時間積分
- 有限体積法による離散化

本計算コードに対し、大きく分類して、次の3点の拡張を行った。

- ① 鈍頭物体周囲の極超音速流の計算への対応
- ② 重合格子を用いた複数物体周囲の流れ場の計算への対応
- ③ 多成分混合気体を考慮した計算に対応

①については、対流項の数値流束を変更した。②については、ロケット本体と固体ロケットモータの周囲の流れ場などの解析の場合、重合格子を用いた計算が可能になるように改良した。③については、将来的に化学反応を取扱えるように、支配方程式に混合気体の各気体成分の質量保存則を加え、輸送項にそれに伴う拡散によるエネルギー散逸項を加えて、計算コードを拡張した。詳細を以下に述べる。

## 2.1 数値流束の計算法変更

オリジナルの計算コードでは、セル境界に Roe の近似 Riemann 解法を適用することによって対流項を計算していた。このスキームは一般に FDS と呼ばれるが、高次精度にしたとき、鈍頭物体周囲の極超音速流中に生じる弓状衝撃波が対称軸付近で発散するカーバンクル現象が問題となる。対称軸を持たない格子を作成したり対称軸近傍の格子間隔を大きくするなど格子による対処や、数値粘性を大きくするなど計算コードによる対処が可能であるが、カーバンクル現象が生じない最適な格子を作成するのに手間が掛かったり、不必要な数値粘性のために本来の物理現象が再現されないなどの弊害がある。

もうひとつの近似 Riemann 解法として FVS (Flux Vector Splitting) が挙げられる。FVS 系のスキームは、直交座標系と同形で表現された流束に対してスキームを適用した後、一般曲線座標系の数値流束に変換することができ、FDS 系のスキームに比べてプログラミングが容易であり、多成分気体や高次乱流モデルなどを取り扱う際の拡張性が高い。しかし、FVS 系のスキームは、人工粘性が過剰であり、境界層内の流れの捕獲に問題があると指摘されている。そこで、これら両方のスキームを適宜使い分けることによって、カーバンクル現象が起きず、境界層内流れの解像度も高いスキームとして和田らによって

AUSMDV スキームに Shock-Fix を組み込んだスキームが提唱されている。本解析コードに、和田らが提唱した AUSMDV+Shock-Fix+Entropy-Fix スキーム (文献3) を適用し、極超音速流の解析にも対応できるように拡張した。

拡張コードの極超音速流解析への適用例として、Mach 数 22 の場合の、球及びピギーバックカプセル周囲の計算結果を後に示す。なお、スキームの詳細は参考文献3) を参照されたい。

## 2.2 重合格子

ロケットの固体サイドロケットモータや TSTO のロケットブースターなど複数の物体周囲にマルチブロック構造格子を作成するには多くの時間を要す。そこで、各物体周囲に作成した格子を重合していても計算できるように本解析コードを拡張した。本解析コードでは Chimera 法 (文献4) による計算法を採用した。入力値として以下の値が必要であり、予めプリプロセッサで計算してデータファイルを作成する必要がある。まず必要なデータは、内挿に用いる格子点とそれらの点を含むブロックナンバーである。本拡張コードでは、6面体の頂点の値をもとに6面体内部にある任意の値の点を内挿する8点補間法を採用しており、内挿に必要な格子点数は8である。更に、6面体の各辺における補間比が必要であり、3次元格子の場合、その数は3となる。最後に、物体内部の領域にセルがある場合は、そのセルの保存量を更新しないので、各タイムステップで保存量の更新を行うか否かの判定フラグが必要である。1つの重合格子点に対し、これら計13個のデータを予めデータファイルに保存しておき、計算開始時に読み込む。

「並列マルチブロック CFD プログラム」の並列化には XPF Fortran を用いており、複数の連続した番号のついたブロックを1つの PE で計算できる。内挿する点を含むブロックとそれに必要な内挿点を含むブロックが、同一 PE 内にあるならば、PE 間の通信問題は発生しない。そうでないならば、PE 間でブロック境界面以外のセルの保存量データ交換が必要になる。このような場合、XPF Fortran では、各 PE からアクセス可能な共有メモリを利用するグローバル変数を用いれば通信が可能であるが、著しく通信時間が掛かる。そこで、本解析コードでは、XPF Fortran の Unify 文を利用して、ローカル変数を高速に同

期する手法を用いた。具体的には、8点補間法の計算ルーチンの直前に重合ブロック間で保存量を同期し、各 PE のローカル変数で補間の計算をしている。この手法により、グローバル変数を用いる場合に比べて 4 倍の計算速度が得られた。

重合格子を用いた解析例として、H-IIA ロケット本体、SRB-A, SSB 周囲の重合格子を図 1 に、その流れ場の計算結果を後に示す。

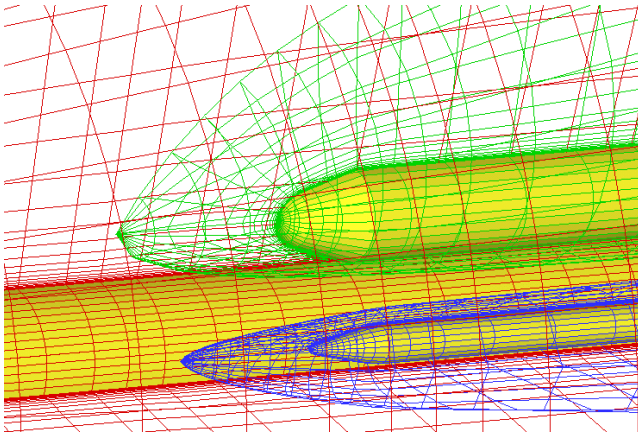


図 1 H-IIA ロケット周囲に作成した重合格子

### 2.3 多成分混合気体の取扱い

3次元完全 Navier-Stokes 方程式に、拡散を考慮した各化学種の質量保存式と拡散によるエネルギー散逸の項を追加する。「並列マルチブロック CFD プログラム」にこれらを組み込み、主流の空気、メインエンジンノズルの水蒸気プルーム、固体ロケットブースター (SRB) の既燃排気プルームなど多成分種混合気を考慮した計算が可能になるように拡張した。ただし現時点では、各化学種は平均分子量を持つ比熱比一定の熱量的完全気体と仮定される。また、混合気の計算では乱流は考慮されていない。

多成分混合気体の輸送係数は次のように求められる。まず、各気体成分  $i$  の輸送係数を求める。初めに、比熱比一定の熱量的完全気体を仮定していることから、主流或いはプルームの平均分子量  $M_i$  と平均比熱比  $\gamma_i$  から定圧比熱

$$C_{pi} = \frac{\gamma_i}{\gamma_i - 1} \frac{R}{M_i}$$

を求める。ここで、 $R$  は普遍気体定数である。次に、気体成分  $i$  の粘性係数  $\mu_i$  を指数法則

$$\mu_i = \mu_{0i} \left( \frac{T}{T_{0i}} \right)^{n_i}$$

によって温度  $T$  の関数として与える。ここで、 $\mu_{0i}$ ,  $T_{0i}$ ,  $n_i$  は物性データの文献による。平均プラントル数  $Pr_i$  を与

えて、上記定圧比熱と粘性係数を用いて

$$Pr_i = \frac{C_{pi} \mu_i}{\lambda_i}$$

から、各気体成分の熱伝導係数  $\lambda_i$  を求める。ルイス数  $Le=1$  と仮定して

$$Le = \frac{\lambda_i}{\rho_i C_{pi}} \frac{1}{D_i} = 1$$

から、各気体成分の拡散係数  $D_i$  を求める。

混合気全体の輸送係数は、上で求めた各気体成分の輸送係数より次のようにして求める。粘性係数  $\mu$  は、各気体成分種の粘性係数  $\mu_i$  を Sutherland の式

$$\mu = \sum_{i=1}^N \frac{\mu_i}{1 + \sum_{j \neq i} \varphi_{ij} \frac{X_j}{X_i}}$$

から得る。ここで  $\varphi_{ij}$  は Wilke の半経験式

$$\varphi_{ij} = \frac{\left[ 1 + \left\{ \frac{\mu_i \rho_j}{\mu_j \rho_i} \right\}^{\frac{1}{2}} \left( \frac{m_i}{m_j} \right)^{\frac{1}{4}} \right]^2}{2\sqrt{2} \left\{ 1 + \frac{m_i}{m_j} \right\}^{\frac{1}{2}}}$$

である。混合気の熱伝導係数  $\lambda$  は、次に示す Wassiljewa の式

$$\lambda = \sum_{i=1}^N \frac{\lambda_i}{1 + \sum_{j \neq i} \psi_{ij} \frac{X_j}{X_i}}$$

から得られる。ただし  $\psi_{ij}$  は、近似式

$$\psi_{ij} = 1.065 \varphi_{ij}$$

によって評価される。

エネルギー方程式に付加される拡散によるエネルギー散逸項は次式で与えられる。

$$\frac{\partial}{\partial x_l} \left( \sum_{i=1}^N h_i \frac{\mu_i}{Sc_i} \frac{\partial Y_i}{\partial x_l} \right)$$

ここで、 $Sc = Pr Le$  はシュミット数を表し、添え字  $l$  はアインシュタインの規約を表す。

### 2.4 軸対称流計算の高速化

迎角 0 度の軸対称物体周囲の流れ場で、軸対称流を仮定して計算する場合、円筒座標系で記述した 2 次元の支配方程式を用いることがよくある。このことにより計算時間

を短縮することができる。しかし、流体の運動方程式が 1 つ少なくなり支配方程式の数が増えるので、連立方程式を解くルーチンの大幅な変更が必要で、別の計算コードとして取り扱うほうが良い。

そこで、3 次元コードをそのまま用いることができ且つ計算時間を大幅に短縮することができるように改良した。具体的には、周方向のセル数を 1 とし、周方向の両面の境界条件を断熱、すべりありの壁面条件とする。この条件により、周方向の輸送項が全て 0 となり、結果として軸対称流の条件を満たす。このオプションは ITBL(Information Technology Based Laboratory) プロジェクトの公開用プログラムでも有効である。

## 2.5 ノズル内部の計算

燃焼器及びノズル内部の計算には、ノズル理論を用いる(文献 5)。完全気体を仮定すると燃焼面での速度は

$$u_c = \left( \frac{A_t}{A_c} \right) \frac{p_c}{\rho_c c^*}$$

である。ここで、 $p_c$  は燃焼面圧力、 $\rho_c$  は燃焼面密度、 $A_t$  と  $A_c$  はそれぞれノズルスロート部断面と燃焼面の面積である。 $c^*$  は特性排気速度であり燃焼面温度と気体定数と比熱比の関数である。燃焼面及びノズルの形状と燃焼面圧力が与えられ、燃焼面温度は一定と仮定して与えられると、気体の状態方程式、エネルギー式と上式から、燃焼面での密度、速度、エネルギーが求まり、流体解析に必要な境界条件を設定できるので、ノズル内部流を解くことができる。このオプションも ITBL の公開用プログラムでも有効である。

## 2.6 無反射流出条件の導入

亜音速流出境界条件として、これまでの 0 次外挿の代わりに無反射条件を導入した。宇宙往還機周りの超音速または遷・亜音速解析ならば、下流境界を機体からある程度離れたところに設定すれば、流出境界は超音速流か亜音速流かのどちらかであり、現状の解析コードの流出境界条件で十分である。しかし、ロケットプルームの解析では、かなり遠方に流出境界を設定しなければ亜音速境界にならず、現実的な計算の妨げとなる。すなわち、超音速噴流と亜音速外部流が混在する流出境界に適した境界条件が必要となる。そこで、流出面の局所マッハ数によって、超音速ならば従来の 1 次外挿、亜音速ならば無反射条件を自動

的に選択するオプションを追加した。プログラミングの際には、流束を計算するルーチンと陰解法のルーチンに修正が必要である。このオプションも ITBL の公開用プログラムでも有効である。

以下に、無反射境界条件を FVS 系のスキームで用いるときの注意点を述べる。無反射境界条件は、流入特性線に沿った局所擾乱の伝播が消滅するように決めるため、数値的な境界条件として特別な扱いが必要である(文献 6)。一般的な非線形流束  $f(U)$  の場合、ヤコビアンを  $A$  として正負の流束に分離すると、

$$f = AU = f^+ + f^- = A^+U + A^-U$$

$$\frac{\partial f}{\partial U} = A = \frac{\partial f^+}{\partial U} + \frac{\partial f^-}{\partial U} = A^+ + A^-$$

となるが、

$$\frac{\partial f^+}{\partial U} \neq A^+, \quad \frac{\partial f^-}{\partial U} \neq A^-$$

である。更に重要なことは、 $A^+$  と  $A^-$  はそれぞれ正と負の固有値を持つが、 $\frac{\partial f^+}{\partial U}$  と  $\frac{\partial f^-}{\partial U}$  の固有値はそうではないことである。従って、流束分離法で定義された  $A^+$  を用いて、流出特性線の満たすべき非保存形の式を記述すると、生成項  $Q$  がある場合、次式となる。

$$\frac{\partial U}{\partial t} + A^+ \frac{\partial U}{\partial x} = Q$$

これは、風上法で離散化しなければならず、流出ポイントを添え字  $M$  で表すと、

$$U_M^{n+1} - U_M^n = -\frac{\Delta t}{\Delta x} A_M^+ (U_M^n - U_{M-1}^n) + \Delta t Q_M^n$$

となる。仮にこれらの式を、保存形を用いて表すと、

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial f^+}{\partial x} = Q$$

$$U_M^{n+1} - U_M^n = -\frac{\Delta t}{\Delta x} (f_M^+ - f_{M-1}^+) + \Delta t Q_M^n$$

となるが、 $f_U^+$  の固有値が  $A^+$  の固有値  $\Lambda^+$  と異なるので物理的に同じ意味の式にはならず、FVS 系スキームの無反射条件に用いてはならない。

## 3. 計算例

本節では、機能を拡張した本計算コードの代表的な適用例を挙げる。鈍頭物体周囲の極超音速流の計算への対応



が可能となった例として、3.1 節で球周りの極超音速流の計算を、3.2 節で再突入ピギーバックカプセル周りの流れ解析を示す。また、3.3 節では、重合格子を用いた計算例及び多成分気体を扱う計算例として、H-IIA ロケットプルームの計算例を示す。

### 3.1 球周囲の極超音速流

本解析コードの検証問題として、 $M=22$  の気流中に迎角  $0$  度で置かれた半径  $0.35\text{m}$  の球の周りの極超音速流を計算した。9 ブロックに分割した計算格子及び、計算結果から得られた表面熱流束分布を図 2 に示す。また、対称面と球表面の交線上の熱流束をプロットしたグラフを図 3 に示す。van Driest の式（文献 7）に解析条件を入れて求めた澱み点での対流熱流束は  $0.98\text{MW/m}^2$  となり、計算結果とほぼ一致している。また、図 3 右図に示されるように、迎角がある場合、澱み点の位置がずれるので、それに伴って対流熱流束が最大となる位置もずれる様子が再現できている。

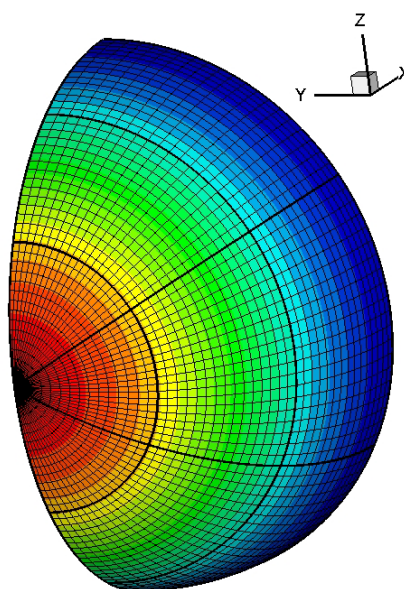


図 2 直径  $0.7\text{m}$  の球の表面格子及び、 $M=22$  の場合の表面熱流束分布

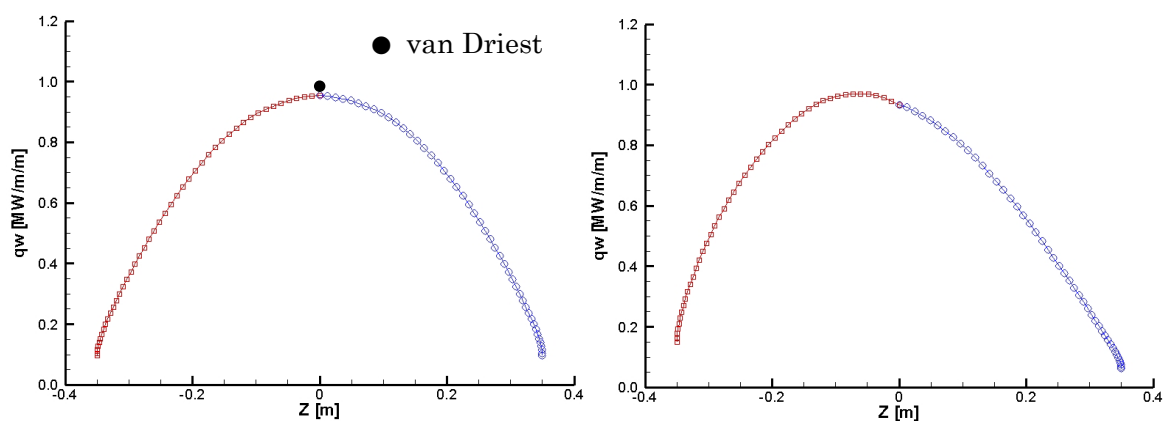


図 3 表面熱流束分布（左：迎角  $0$  度，右：迎角  $10$  度）

### 3.2 ピギーバックカプセル

準備期間が比較的短く、低コストで繰り返し実験でき、種々のミッションに適用可能な再突入実験システムを開発することを目的とするピギーバック型再突入テストベッド（PARTT：Piggyback Atmospheric Reentry Technology Testbed）が検討された（文献 8）。PARTT のシェルの部分は、大気圏に突入する際に空気抵抗によるブレーキの役目を持つが、高い空力加熱を受けるので、高温に耐える構造にする必要がある。MUSES-C 計画などのカプセル型再突入物体では、この部分にアブレータを張って熱の進入を防ぐのが普通である。一方、PARTT ではシェルの形状を工夫することによって温度の上昇を抑え、再使

用可能なカーボン／カーボン複合材で作ることを目指している。その為、PARTT の機体形状は空力加熱による熱がシェル背面から放熱することを想定し、シェル外縁の加熱率が高くなるような形状としている。

表 1 PARTT 機体諸元（単位：m）

全長	L	0.321
シェル部：外形	$\phi$	0.7
高さ	R	0.07
サポート部：高さ	$h_{\text{support}}$	0.1
本体部：半径	$r_{\text{body}}$	0.2
高さ	$h_{\text{body}}$	0.2



PARTT 周囲の極超音速流を、本解析コードにて計算した (文献9). 図4に PARTT の機体形状を, 表1に諸元をそれぞれ示す. また, 計算結果の例として, 迎角 10 度, 再突入マッハ数 22 の場合の圧力分布図を図5に示す.

計算結果から求められた澱点对流熱流束は,  $M=22$ , 迎角 0 度の場合,  $0.63\text{MW/m}^2$  であった. PARTT の楕円シェルの澱点对流熱流束を, 次のように球の澱点对流熱流束に換算して比較する. この解析条件の場合の澱点流線上の衝撃波離脱距離は,  $0.12\text{m}$  であるので, Billig の式 (文献 10)

$$\frac{\delta}{R} = 0.386 \exp \left[ \frac{4.67}{M^2} \right]$$

を用いて, 同マッハ数  $M$  で衝撃波離脱距離  $\delta$  が同じになる球の半径  $R$  を求めると,  $R=0.83\text{m}$  となる. van Driest の式では, 澱点熱流束  $q_w$  は  $1/\sqrt{R}$  に比例する. 従って,  $R=0.35\text{m}$ ,  $M=22$  で  $q_w=0.98\text{MW/m}^2$  ならば,  $R=0.83\text{m}$  のとき  $q_w=0.98\sqrt{0.35/0.83}=0.64\text{MW/m}^2$  となるので, 計算結果に近い値となる.

上述のように, 対流項の計算スキームを変更することによって, 極超音速流計算の際にカーバンクル現象対策として従来行っていた, 対称軸近傍の格子間隔を大きくするなど格子による対処や, 数値粘性を大きくするなど計算コードによる対処が不要になった.

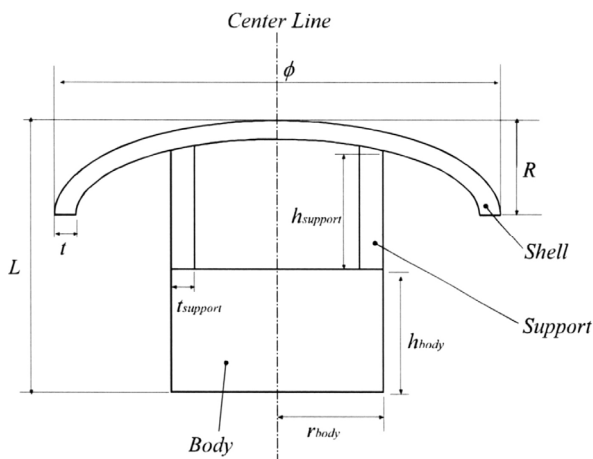


図4 PARTT の機体形状

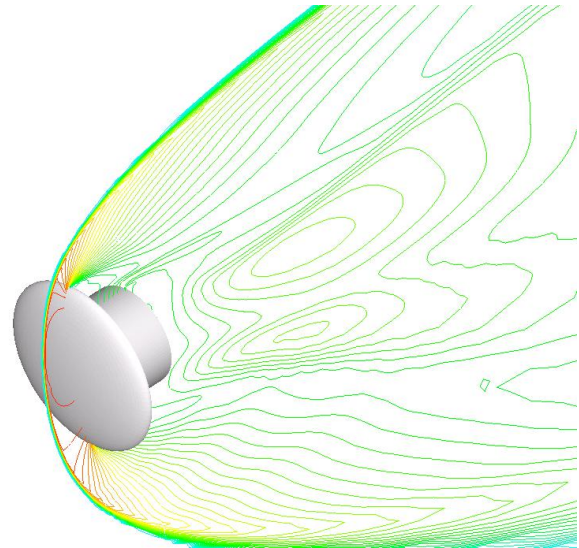


図5 PARTT 周囲の圧力分布 (迎角 10 度)

### 3.3 H-IIA ロケット

JAXA の最重要課題は, H-IIA 打上げ成功を積み重ねる事であり, その為には, 同システムでの打上げ成功による信頼性の向上を裏付け, SRB の組合せなどの形態変更による打上げ能力向上を目指す必要があると考える. これらを挙げた理由は, JAXA 長期ビジョンにあるように, H-IIA ロケットの信頼性を向上させ, 人間が乗れるほどの信頼性が確保されたロケットを実現し, さらに 20 年後までには, 使い切りロケット打ち上げによる有人輸送帰還機を実現し, 再使用型の有人輸送機の開発にも着手するのであれば, 必ず達成しなければならない課題であると考えからである. この課題達成の過程で培われた要素技術や手法は, 長期ビジョンを実現するためには必要不可欠なものとなるであろう.

これらの課題に対し, CFD を活用する事による HII-A ロケットの信頼性と打上げ能力の向上への貢献が可能と考えている. 宇宙輸送分野での国際競争の激しさや厳しい予算の実情から, ロケットに関する要素技術開発や設計・検証などにかかるコスト増は避けなければならない. その点 JAXA では, スーパーコンピュータを駆使した大規模・大量計算が可能なので, 高コスト実機試験に代替可能な高信頼性データの提供が将来的には可能であろう. その一環として, CFD を用いた H-IIA ロケット周囲の気流とメインエンジン及び SRB のプルーム干渉解析の初期段階としての簡単な例の計算結果 (文献 11) を示す.

図6は, H-IIA2022 形態プルーム加熱解析結果の等温線図を表している. 上から順に飛行マッハ数  $M=0.59, 1.99$ ,

3.55 であり、マッハ数が大きくなるにつれて飛行高度も高くなっている。低高度では LE-7 と SRB のプルームが区別できるが、高高度になるとロケット全体で 1 つのプルームのように見える（文献 12）。

図 7 は、H-IIA2024 形態の場合の空間圧力分布と気体表面の流跡線図（オイルフローに相当）を表している。SRB 及び SSB による衝撃波と本体の境界層との干渉が見られる。

図 8 は、多成分気体の計算例を示している。この例では、外気の空気と LE-7 の高温水蒸気（完全気体）と固体ロケットブースターの排気プルーム（SRB, SSB 共同種と仮

定）の 3 成分を考慮して計算した。図中の等高線は空気の組成割合を表しており、プルーム間の干渉によるコア形状の崩壊が見られる。

このような解析コードの拡張により、これまで比熱比一定の単成分気体、例えば空気の物性値で LE-7 や SRB の既燃ガスの流れを計算していた解析が、より現実に近い物理モデルで解析できるようになった。また、本拡張解析コードは化学種数をパラメータで指定できるので、将来的には、生成項の計算ルーチンを組み込むことによって化学反応流の解析にも適用可能になる。

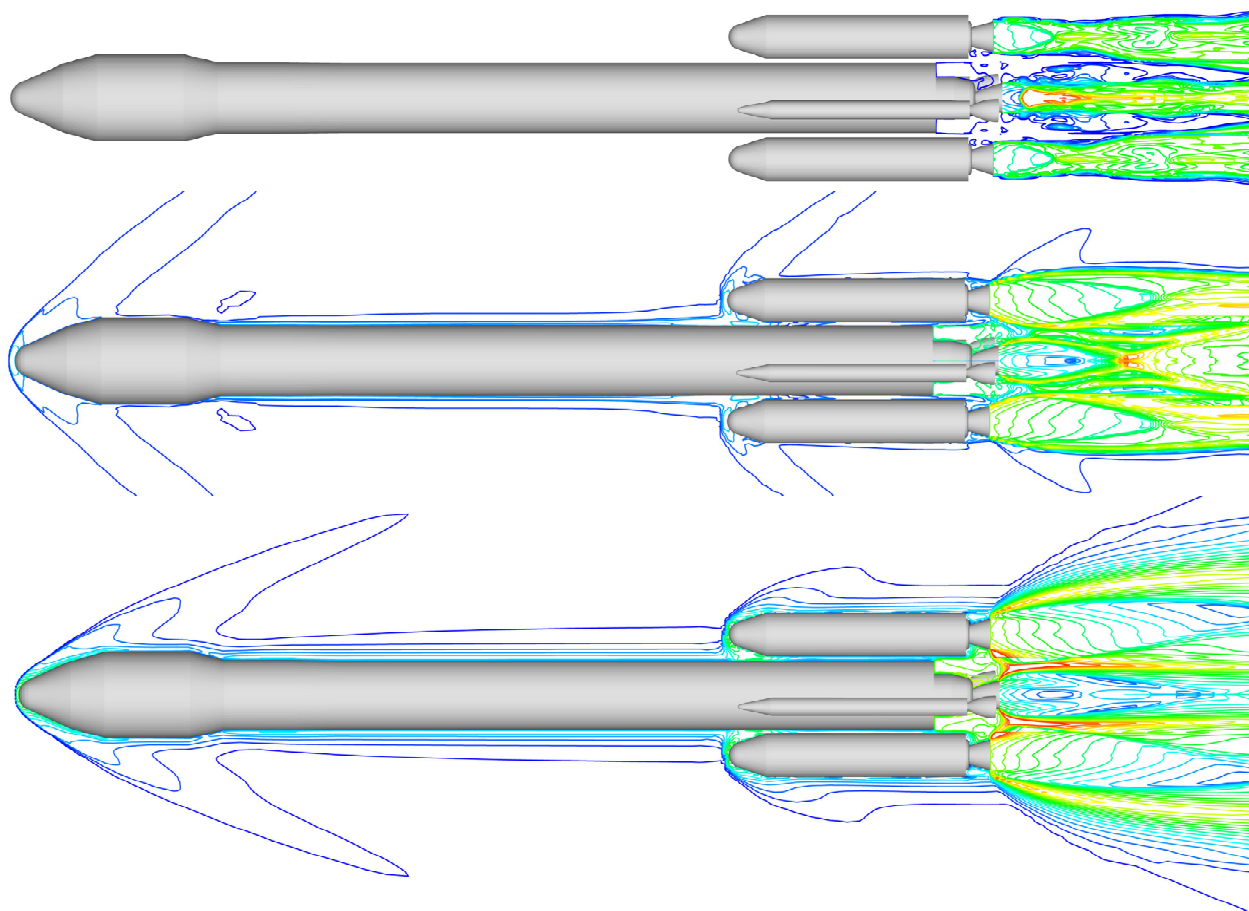


図 6 H-IIA2022 周囲の等温線図（上：M=0.59，中：M=1.99，下：M=3.55）

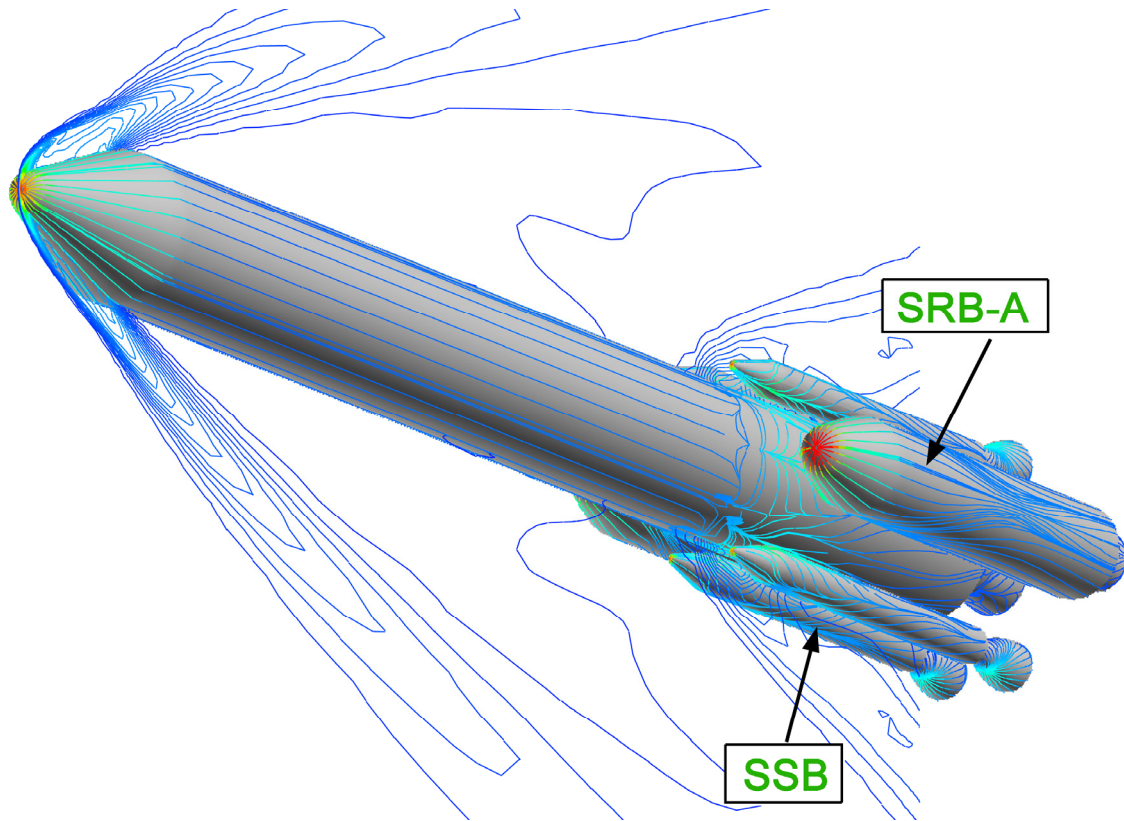


図7 H-IIA2024 周囲の圧力分布と気体表面のオイルフロー

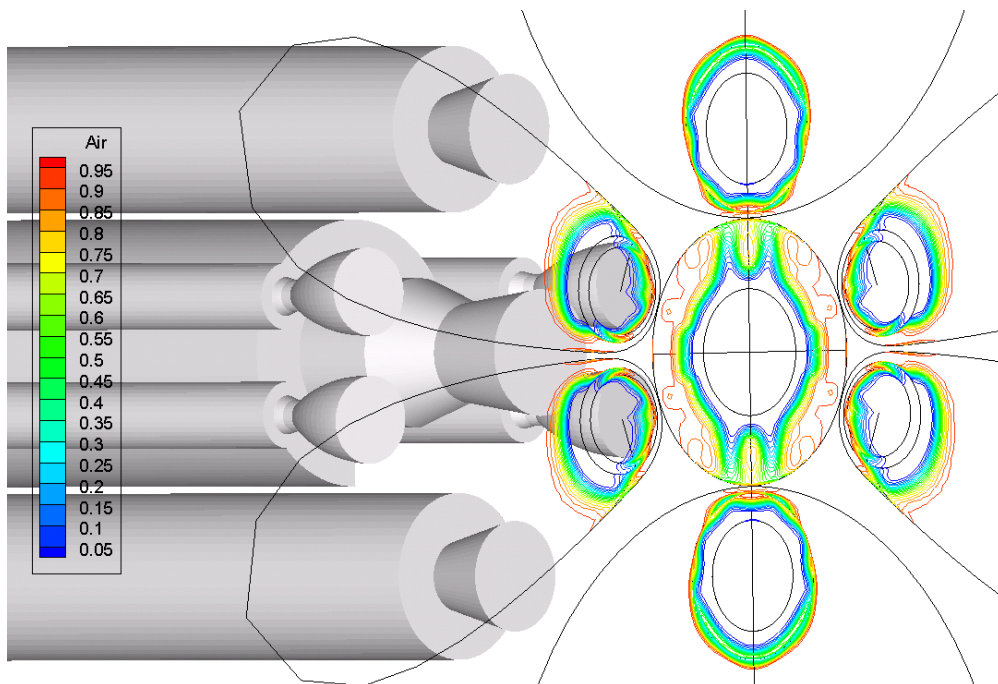


図8 多成分気体（空気，高温水蒸気，固体ロケットブースターの排気）の計算例

上で示した重合格子を用いた解析は格子作成が容易であるので、格子生成時間も含めて短期間に定性的な解析結果を得たい場合には適するが、解析精度や計算効率などに問題がある。

解析精度に関しては、現状の解析コードの前処理プログラムの問題が解決されておらず、補完出来ない格子点がわ

ずかながら存在する。また、重合ブロック間の物理量の情報交換が線形補間によってなされるために精度が低い。重合格子とマルチブロック格子の計算結果の比較は、後述する。

計算効率の問題としては、重合ブロック間で並列計算機のプロセッサ間データ通信に時間が掛かり過ぎる事が

挙げられる。重合格子計算コードには更なる計算時間短縮の為に工夫の余地はあるものの、現状では、H-IIA ロケットの場合、重合格子法はマルチブロックのみの場合と比べて流体解析時間が 1.5 倍程度多くかかる。

その他、計算結果の画像処理も、描画用の新たな背景格子を用意し、その格子点上の物理量を求めなければならないなど複雑になる。更に、高温プルームからの熱輻射を計算結果からポスト処理で推算する際にも、レイ・トレース用の背景格子が必要になるなど重合格子では計算処理が複雑になる。

これらの理由から、図 9 のように H-IIA 本体と SRB の周囲にマルチブロックによる計算格子を作成した。LE-7 エンジン内部を含むノズル周辺の拡大図を図 10 に示す。作成されたマルチブロック格子のブロック数は、ブロック分割の容易さとブロック間接続面を 1 対 1 にするなどの条件を課した為、全体の 1/4 の領域内のみで 190 ブロックになった。総格子点数は、約 1200 万点である。

解析例として、SRB を 4 本装着した H-IIA204 形態の

場合(文献 13)を図 11, 12 に示す。飛行条件は、高度 31km, マッハ数 3.55, 迎角 0 度と仮定した。図 11 は、SRB と本体の両方の機軸を含む断面内の温度分布であり、1,000K 以上は赤色で示される。この図から、SRB とメインエンジンのプルームが干渉して高温領域を形成している事が分かる。また、SRB と本体の間に 600K 程の高温ガスが逆流している様子がみられる。図 12 は、SRB によって生じる衝撃波と本体の境界層との干渉の様子を拡大した図である。図 12 左図の重合格子法を用いた計算では、SRB と本体の間に重合ブロックの境界が存在するので、干渉が十分に捕らえられていない。一方、図 12 右図に示されるように、マルチブロックのみを用いた場合の計算結果には、これらの干渉によって、SRB と本体の間に induced shock や recompression shock などの複雑な衝撃波が見られる。これらのことから、SRB 分離運動などを考慮しないならば、解析対象によって、計算精度と計算コストの観点から、適宜、解析手法を選択する必要がある。

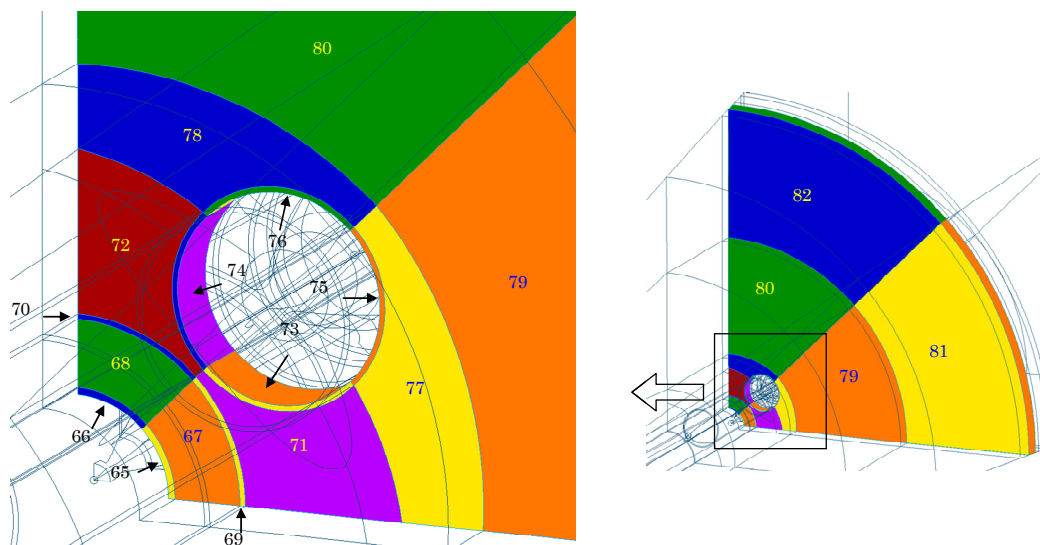


図 9 ロケット本体と SRB の間のマルチブロック



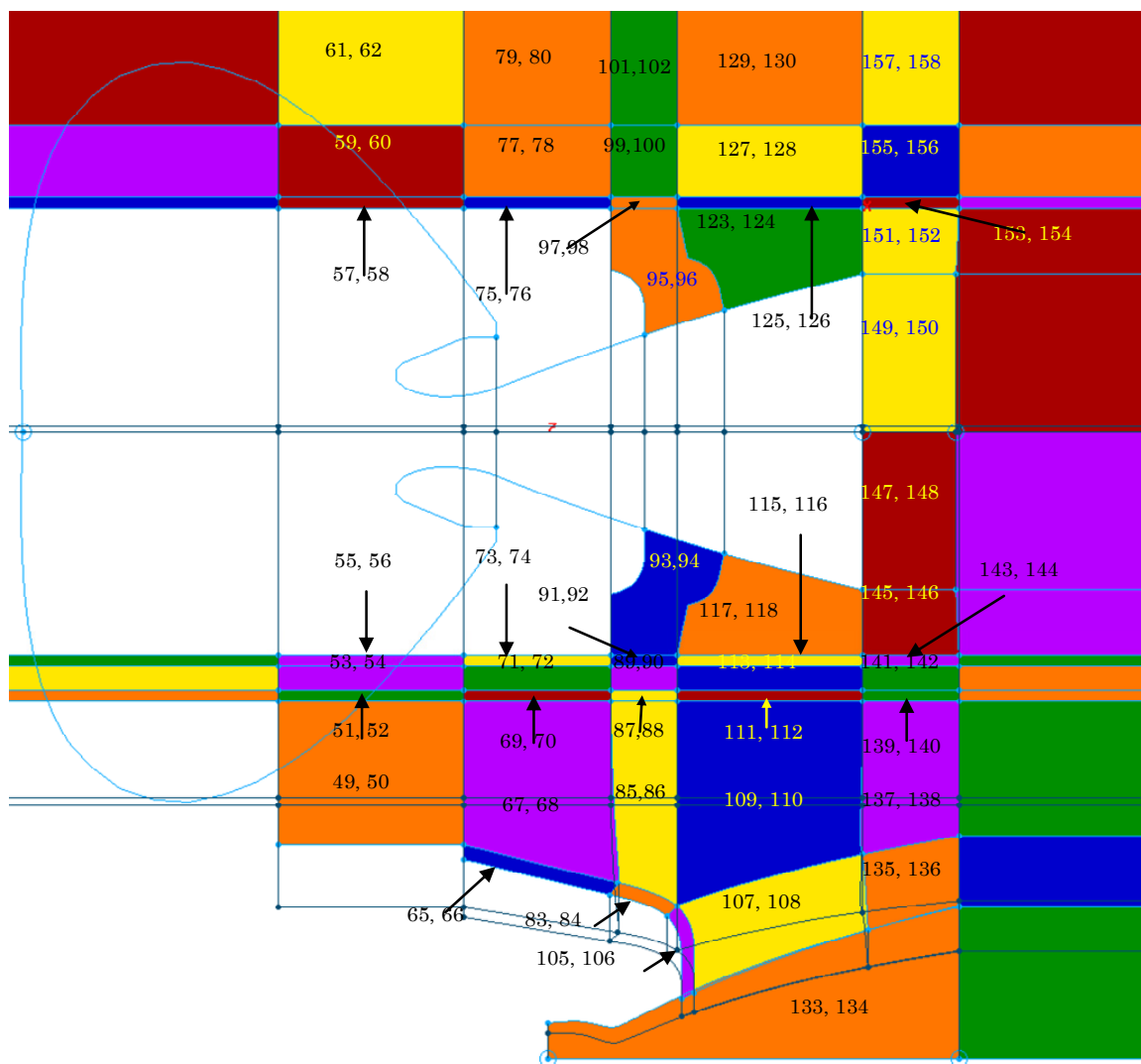


図 10 ロケットノズル付近のマルチブロック

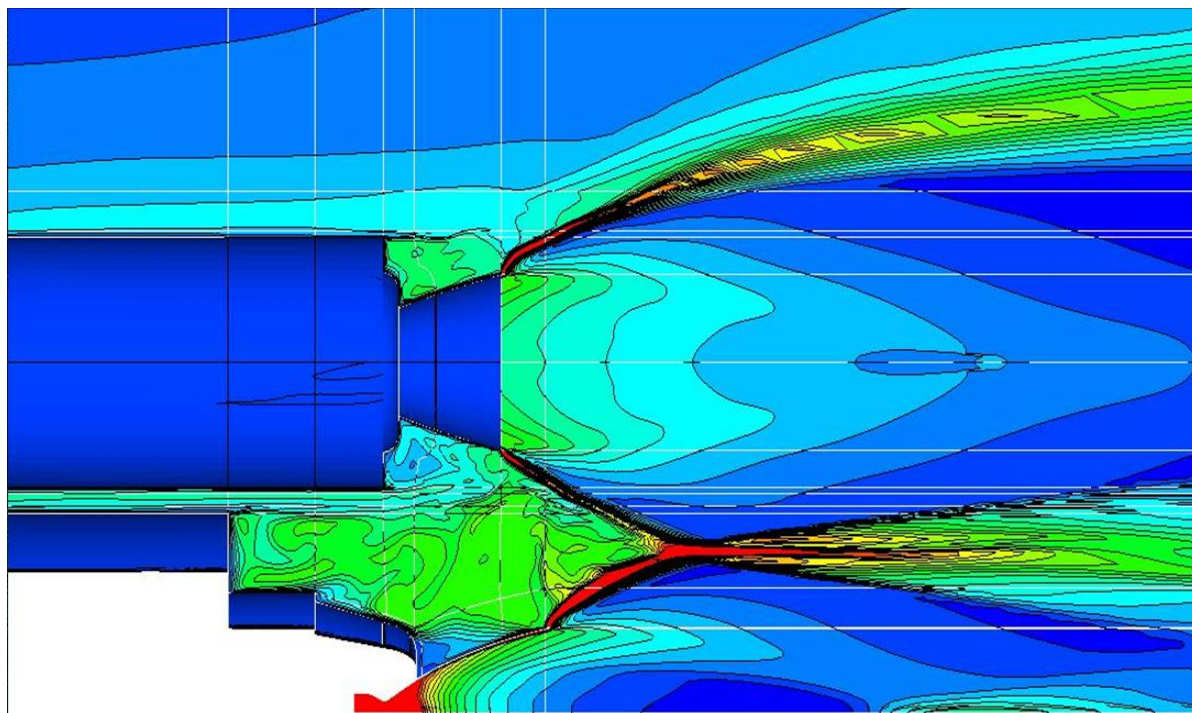


図 11 H-IIA204 周囲の温度分布

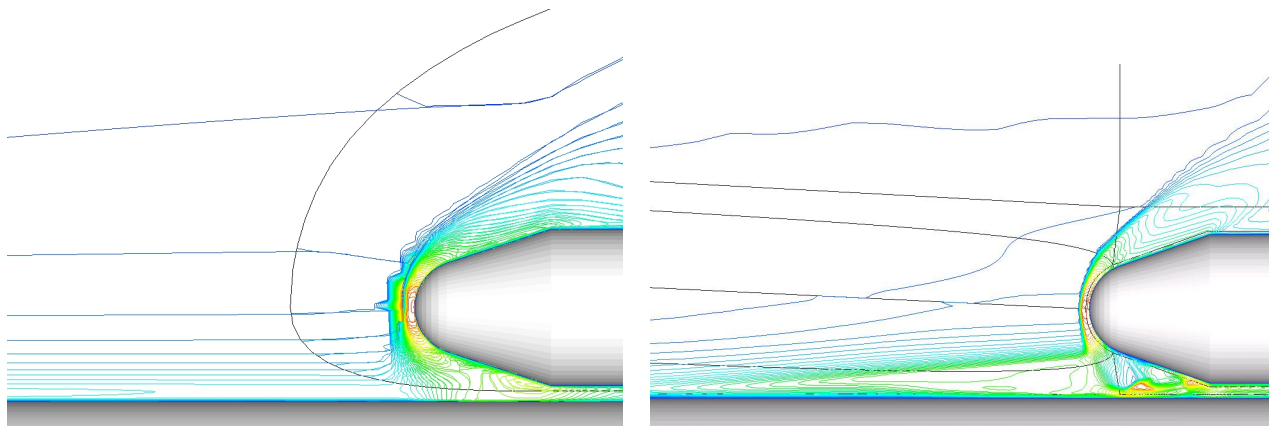


図 12 H-IIA204 の SRB 近傍の温度分布 (左：マルチブロック+重合格子, 右：マルチブロックのみ)

#### 4. 今後の課題

「並列マルチブロック CFD プログラム」を更に発展させるために、幾つかの事が今後の課題として挙げられる。

まず第一に、陰解法的高速化がある。LU-SGS などを導入することによって、時間刻み幅を今より大きくしても安定に解けるようになり、定常状態を得る計算では、計算時間が短縮される。

次に、並列化部分を現在の XPF から MPI に変更することが挙げられる。このことにより、柔軟な並列化が行えるようになり、現在よりも通信に掛かる時間を削減できる。また、現在は 1 計算ブロックを 1PE に割り当てる仕様になっているため、少ない格子点数のブロックが存在すると PE 間のロードバランスが極めて悪くなる。これも MPI の柔軟な並列化を利用するなどして改善する余地がある。

また、化学反応による生成項が取扱いできるようにしたい。このことによって、ノズル内部の燃焼流と外気流を同時に解くことができるので、より現実に近いプルーム干渉解析が可能となる。一部試作コードを製作したが、SRB のプルームに含まれるアルミナ粒子などを考慮できる固・気二相流も取り扱えるようにしたい。

或いは、現在ポスト処理で輻射加熱量を計算しているが、これも流体の計算に組み込むことができる Discrete Ordinate 法などを取り入れて、輻射加熱量算出の計算所要時間を大幅に短縮できれば、ロケット開発のプロジェクト支援などに繋がると考えられる。

更に拡張オプションを増やし、最終的には、ロケットの打ち上げから宇宙往還機の大気圏再突入、帰還フライトまで全段をシミュレートできる解析ツールを開発するのが究極の課題である。

#### 5. まとめ

HOPE-X や HSFD の設計開発に役立つ CFD を行ってきた「並列マルチブロック CFD プログラム」を拡張し、幾つかのオプションを追加した。このことにより、実績ある解析コードを利用できる領域が広がった。ここで拡張した一部の機能は、ITBL プロジェクトで公開している計算コード：MUROS に含まれる。

#### 参考文献

- 1) 山本行光, 「計算空気力学」, 日本機械学会会員のための宇宙工学概論, pp13~32, 2004 年 1 月
- 2) Yamamoto, Y. et al, "CFD Study of Aerodynamic Characteristics of Atmospheric Lifting Body Re-Entry Vehicles from  $M_o=0.5$  to 4.0," 23rd ISTS Symposium, May 2002.
- 3) Wada, Y. and Liou, M. S., "A Flux Splitting Scheme with High-Resolution and Robustness," AIAA Paper 94-0083, 1994.
- 4) Benek, J. A., Buning, P. G. and Steger, J. L., "A 3-D Chimera Grid Embedding Technique," AIAA Paper 85-1523, 1985.
- 5) 富田信之ほか, 「ロケット工学基礎講義」, コロナ社, 2001 年 12 月.
- 6) Hirsch, C., "Numerical Computation of Internal and External Flows Volume 2: Computational Methods for Inviscid and Viscous Flows," John Wiley and Sons, New York, 1990.
- 7) Van Driest, E. R., "The Problem of Aerodynamic Heating," Aeronautical Engineering Review,



October 1956.

- 8) Tsujimoto, T. et al, “Conceptual Study of a Piggyback Atmospheric Reentry Technology Testbed (PARTT),” 23rd ISTS Symposium, May 2002.
- 9) Murakami, K. and Yamamoto, Y., “CFD Analysis of Piggyback Atmospheric Reentry Technology Testbed,” 24th ISTS Symposium, May 2004.
- 10) Billig, F. S., “Shock-Wave Shapes Around Spherical- and Cylindrical-Nosed Bodies,” Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 4, No. 6, June 1967.
- 11) 村上桂一, 鈴木俊之, 山本行光, 「宇宙輸送系ロケットブルーミング干渉に向けて」, 第 48 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 2004 年 11 月.
- 12) Simmons, F. S., "*Rocket Exhaust Plume Phenomenology*," The Aerospace Press, California, 2000.
- 13) 村上桂一, 山本行光, 「CFD によるロケットブルーミング干渉解析」, 第 49 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 2005 年 11 月.



宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-06-036

---

発行日 2007 年 3 月 30 日  
編集・発行 宇宙航空研究開発機構  
〒182-8522 東京都調布市深大寺東町 7-44-1  
URL: <http://www.jaxa.jp/>  
印刷・製本 ケーティエス情報株式会社

---

本書及び内容についてのお問い合わせは、下記にお願いいたします。

宇宙航空研究開発機構 情報システム部 研究開発情報センター


〒305-8505 茨城県つくば市千現 2-1-1

TEL: 029-868-2079 FAX: 029-868-2956

---

© 2007 宇宙航空研究開発機構

※ 本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等加工することを禁じます。

 この用紙は地球環境・森林資源のため再生紙を使用しています。

