

直交格子法および IB 法を用いた

レシプロエンジン向け圧縮性流体解析ソルバの開発

Development of Compressible Flow Solver for Reciprocating Engine Simulation using Cartesian Grid and Immersed Boundary

安田 章悟,	菱友システムズ, 名古屋市港区大江町 6-19, shogo@chofu.jaxa.jp
八百 寛樹,	菱友システムズ, 名古屋市港区大江町 6-19, hiroki@chofu.jaxa.jp
○ 菱田 学,	菱友システムズ, 名古屋市港区大江町 6-19, manabu_hishida@mail.ryoyu.co.jp
溝渕 泰寛,	JAXA, 東京都調布市深大寺東町 7-44-1, mizo@chofu.jaxa.jp
松尾 裕一,	JAXA, 東京都調布市深大寺東町 7-44-1, matsuo@chofu.jaxa.jp
石田 崇,	JAXA, 東京都調布市深大寺東町 7-44-1, tishida@chofu.jaxa.jp
橋本 敦,	JAXA, 東京都調布市深大寺東町 7-44-1, ahashi@chofu.jaxa.jp
森井 雄飛,	JAXA, 神奈川県相模原市中央区由野台 3-1-1, morii.yuuhi@jaxa.jp
Shogo YASUDA,	Ryoyu Systems, 6-19 Oye-cho, Minato-ku, Nagoya 455-0024
Hiroki YAO,	Ryoyu Systems, 6-19 Oye-cho, Minato-ku, Nagoya 455-0024
Manabu HISHIDA,	Ryoyu Systems, 6-19 Oye-cho, Minato-ku, Nagoya 455-0024
Yasuhiro MIZOBUCHI,	JAXA, 7-44-1 Jindaiji Higashi-machi, Chofu-shi, Tokyo 182-8522
Yuichi MATSUO,	JAXA, 7-44-1 Jindaiji Higashi-machi, Chofu-shi, Tokyo 182-8522
Takashi ISHIDA,	JAXA, 7-44-1 Jindaiji Higashi-machi, Chofu-shi, Tokyo 182-8522
Atsushi HASHIMOTO,	JAXA, 7-44-1 Jindaiji Higashi-machi, Chofu-shi, Tokyo 182-8522
Youhi MORII,	JAXA, 3-1-1 Yoshinodai, Chuo-ku, Sagami-hara-shi, Kanagawa 252-5210

A new compressible flow solver is developed for reciprocating engine simulation. Cartesian uniform grid was applied to make grid generation easier and faster, and boundary conditions on wall were given by the immersed boundary method. Steady state flow bench was performed to compare with result from the unstructured grid flow solver FaSTAR and it showed that the new solver could simulate the flow field in the complicated geometry well.

1. はじめに

昨今の環境問題への関心の高まりを受けて、動力源として世界中で利用されているレシプロエンジンに代表される内燃機関においても、燃費の良さ、排ガスのクリーンさが切に求められている。また、巡航状態だけではなく加速減速時の性能向上や、地域別、国別で特性の異なる燃料への対応など、更に高い要求がなされるようになってきた。

これらの要求を満たすためには、エンジン内で発生している熱流動現象を把握し、その制御を可能とするための様々な工夫、設計開発が必要不可欠である。ところが、流動+噴霧+燃焼が絡み合った現象の物理が複雑であることに加え、エンジンシステムも複雑化の一途を辿っており、従来の試作と実験による設計開発では要求への対応が困難になってきているのが現状である。そのため、コンピュータシミュレーションを活用して内燃機関の物理への理解を深め、構築された物理モデルや解析コードを設計開発に役立てようとする取り組みが進められている。

このような取り組みの中で、レシプロエンジン内の燃焼流れ場を対象とした CFD は多くの研究者¹⁾により試みられており、市販の CFD ソルバでもレシプロエンジン解析を対象としたものがいくつか存在する。しかしながら、これからのエンジン設計開発に活用するためのエンジン解析コードに求められる、

- 設計開発フローに乗る高速かつ高精度な計算
 - 移動境界も扱える負荷の少ない格子生成
 - 狭窄部におけるチョークを捕えられる圧縮性への対応
 - サイクル変動を計算するための非定常現象への対応
 - ユーザモデルの容易な適用が可能なカスタマイズ性
- への対応については、いずれも充分とは言えない。そこで、本研

究では、これらの要求を満たし、エンジンシミュレーションのプラットフォームとなり得る新たな圧縮性流体解析ソルバを開発することとした。開発にあたり、実績のある圧縮性流体解析ソルバ JAXA FaSTAR²⁾で培われた CFD 技術をベースとして、直交格子と Immersed Boundary (IB) 法の採用でエンジン解析コードへの要求に対応することとした。本報では、この新ソルバの概要と開発状況について述べる。

2. 解析手法

2. 1. 支配方程式および離散化手法

将来的にはレシプロエンジン内の燃焼流れ場を解析できるよう拡張することを念頭に、現時点ではまず複雑形状内の流れ場を精度良くかつ高速に解析できるソルバを開発する。したがって解析対象とする流れ場は、比熱比一定の理想気体から成る非定常三次元圧縮性乱流場と設定した。そして、エンジンシミュレーションではサイクル変動など非定常性が重要となること、エンジン内の乱流構造を詳細に捕える必要があることから、乱流モデルは Large Eddy Simulation (LES) が適していると考えた。後述するように直交格子法を用いることもあり、結果として支配方程式は、デカルト座標系を用いた非定常三次元圧縮性 filtered Navier-Stokes 方程式

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial F_x}{\partial x} + \frac{\partial F_y}{\partial y} + \frac{\partial F_z}{\partial z} = \frac{\partial F_{vx}}{\partial x} + \frac{\partial F_{vy}}{\partial y} + \frac{\partial F_{vz}}{\partial z} \quad (1)$$

となる。ここで、 Q は保存量ベクトル、 F は非粘性流束ベクトル、 F_v は粘性流束ベクトルである。基礎方程式(1)中の分子粘性係数は、Sutherland 式

$$\mu = \mu_{ref} \left(\frac{T}{T_{ref}} \right)^{3/2} \frac{T_{ref} + C}{T + C} \quad (2)$$

により評価し、熱伝導係数は Prandtl 数を定義して式(2)の分子粘性係数と定圧比熱 C_p から求める。

LES の eddy-viscosity モデルには、壁面距離の算出が不要で壁面漸近挙動を再現できる Wall Adapting Local Eddy-viscosity(WALE)モデル⁽³⁾を採用した。WALE モデルにおける乱流粘性係数 μ_t は以下の式で評価される。

$$\mu_t = \rho(C_w \Delta)^2 \frac{(S_{ij}^d S_{ij}^d)^{3/2}}{(S_{ij}^d S_{ij}^d)^{5/2} + (S_{ij}^d S_{ij}^d)^{5/4}} \quad (3)$$

$$S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right),$$

$$S_{ij}^d = \frac{1}{2} (g_{ij}^2 + g_{ji}^2) - \frac{1}{3} \delta_{ij} g_{kk}^2, \quad g_{ij} = \frac{\partial u_i}{\partial x_j}$$

式中の Δ はグリッドスケールで直交格子のセルサイズに対応する。 C_w はモデル定数であり、本ソルバでは 0.55 を用いた。乱流熱伝導係数については、乱流 Prandtl 数を定義して乱流粘性係数と定圧比熱から求める。

式(1)の離散化に対して、エンジン内の超音速から超音速に至る広い速度域の流れ場を解析することになるため、非粘性流束の空間勾配離散化には AUSM 系の全速度スキームである SLAU⁽⁴⁾を採用した。空間精度の高次精度化については、MUSCL 法により三次精度とし van Albada の勾配制限関数⁽⁵⁾を組み込んで安定性を確保した。粘性流束の空間勾配離散化については中心差分で評価した。時間積分には Jameson 型の 4 段階 Runge-Kutta 法を採用した。

2. 2. 直交格子法による物体形状表現

レシプロエンジン内部の流れ場に対して 2. 1 節の基礎方程式を用いた流体解析をおこなう際、空間に計算格子を張ることになる。しかし、ピストンやバルブの移動に伴い流体の占める空間は変形するため、非構造格子等の物体適合型格子を用いると計算格子も変形させなければならず、格子生成のコストが高くなってしまふ。格子変形を避けるには、空間に固定された計算格子セルと物体壁面の交差を検出し、交差したセルの物体形状分を切断して計算空間を定義するカットセル法や、交差したセルに物体壁面の位置情報から評価される物理量を埋め込む IB 法が考えられる。

今回開発するソルバでは、格子に関する演算が低コストであること、エンジンシミュレーションにおけるプラットフォームとしての役割からシンプルなプログラム構造が求められることを考慮し、IB 法を選択した。さらに、解析手法に関するプログラム構造も簡略化を図るため、等間隔直交格子のみを用いるものとした。

IB 法と組み合わせて等間隔直交格子により計算空間を表現する場合、計算格子セルを

- 支配方程式による流体計算を実行する流体セル
- 境界条件を埋め込む IB セル
- 流体計算を実行しない物体セル

の 3 種類に分類する。基本的には物体形状に対して物体外部が流体セル、物体上が IB セル、物体内部が物体セルということになるので、定義された物体壁面を基準に物体の内外判定と物体壁面の交差判定をおこなうことで、機械的に分類が可能である。

そこで本ソルバでは、データフォーマットが公開されており多数の CAD ソフトが出力フォーマットとして対応していること、形状が三次元空間内の平面の最小単位である三角面の多面体で構成されており内外判定や交差判定が簡単になることから、STL フォーマットで記述された物体壁面を取り扱うこととした。そして、

次の手法によりセルの分類をおこなう。

1. 8 個のセル頂点について球面投影による多面体の内外判定⁽⁶⁾を実行し、8 個全てが内の判定なら物体セル、外の判定なら流体セル、それ以外は IB セルに分類する。
2. IB セルと三角面の交差を Axis-Aligned Bounding Box と三角面との交差判定法⁽⁷⁾を応用して判定し、その真偽でどの IB セルがどの三角面と交差しているかの情報を構築する。この情報に基づいてそれぞれの IB セルに境界条件を埋め込む。

手順 2 ではデカルト座標軸に沿った等間隔直交格子を用いるため、簡単な幾何計算で判定が可能である。また、手順 2 中の一部の交差判定では、Möller-Trumbore の交差判定を利用してコスト削減を図っている。

IB セルの抽出が完了したら、次は IB 法の計算に必要な幾何情報を評価する必要がある。具体的には IB セルのセル中心から物体壁面に下した垂線の足位置や垂線の方角である。これらについても、Möller-Trumbore の交差判定を利用して求めることができる。

以上の手法により、直交格子における物体形状表現、すなわち IB 法を適用すべき計算格子セルの抽出を、複雑形状であってもロバストにおこなうことが可能となった。

2. 3. IB 法による境界条件設定

直交格子空間内部に存在し、一部は移動するような境界面（主に壁面）に対する境界条件を直交格子セルに埋め込むために、次の手法を採用した。その説明に際し、Fig. 1 のような状況を想定する。

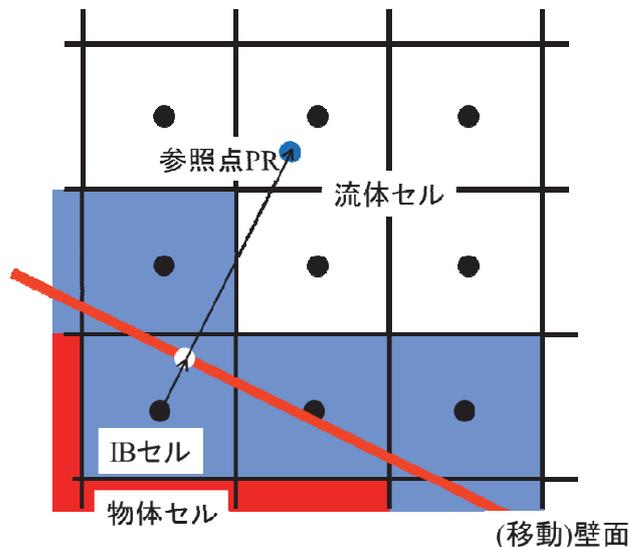


Figure 1 Geometry information for IB method

1. 境界条件を設定したい IB セルのセル中心から境界面へ垂線を引き、垂線の足にあたる位置 (Fig. 1 中の白点 : 以降、垂線起点と呼ぶ) を求める。次に、垂線起点から流体側に決められた長さの境界面垂線を立て、終点位置を参照点 PR と定義する。
2. 参照点 PR が含まれる流体セルを求め、そのセルの物理量などを用いて参照点 PR における物理量を評価する。
3. 等間隔直交格子を採用しているため、壁面近の格子幅は乱流境界層を解像できるほど細かくない。したがって、壁関数を用いて IB セルの速度ベクトルを評価する。この際、参照点 PR における y^+ に応じて評価式をスイッチする。

$y^+ < 1$ の場合

$$V_{IB} = \frac{V_{PR} - V_{wall}}{L_{PR}} L_{IB} + V_{wall}, \quad \rho_{IB} = \rho_{PR}, \quad p_{IB} = p_{PR},$$

$$v_{tIB} = \max\left(0, \frac{L_{IB}}{L_{PR}} v_{tPR}\right)$$

$y^+ \geq 1$ の場合

$$V_{IB} = V_{PR} - \frac{\partial V}{\partial y}\bigg|_{PR} (L_{PR} - L_{IB}), \quad p_{IB} = p_{PR},$$

$$v_{tIB} = \max\left(0, \kappa u_t L_{IB} \left(1 - \exp\left(-\frac{y^+}{A^+}\right)\right)^2\right),$$

$$T_{IB} = T_{PR} + \frac{1}{2} Pr^{1/3} V_{PR}^2 / Cp, \quad \rho_{IB} = \frac{P_{PR}}{RT_{IB}}$$

上式において、 V は壁面接線方向速度、 ν は動粘性係数、 L は垂線起点を原点とし垂線起点から流体側を向いた方向を正としたときの距離、 v_t は乱流動粘性係数を表す。壁面接線

速度勾配 $\frac{\partial V}{\partial y}\bigg|_{PR}$ については Spalding 則

$$y^+ = u^+ + \frac{1}{\exp(\kappa E)} \left\{ \exp(\kappa u^+) - \left(1 + u^+ + \frac{1}{2} u^{+2} + \frac{1}{6} u^{+3}\right) \right\}$$

から評価する。本ソルバでは、それぞれのパラメータを $\kappa=0.41$ 、 $E=5.1$ 、 $A^+=25$ と設定した。

- 時間積分することで得られる更新値について、物体セルについては更新値を破棄し、IB セルについては更新値の代わりに上記手法で得られる値を埋め込むことで、次ステップにおける境界条件値として作用させる。

3. 検証計算

本ソルバに採用された手法の有効性を確認するため、Steady state flow bench⁽¹⁾ による検証計算を実施した。Steady state flow bench は、Fig. 2 に示されるレシプロエンジンに典型的なインテーク部と燃焼室を模擬した形状内の定常流れ場について Table 1 の条件で実験および解析をおこなったものである。

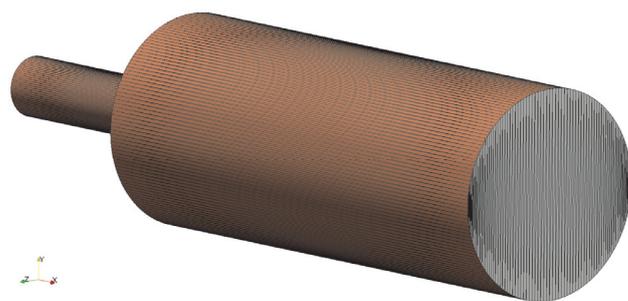


Figure 2 Configuration of steady state flow bench

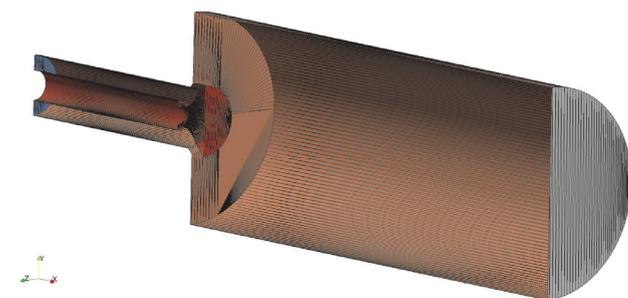
Table 1 Boundary conditions of steady state flow bench¹⁾

境界	設定値
流入境界	質量流量 0.55(kg/s)
	温度 298 (K)
流出境界	圧力 101300 (Pa)

この体系に対し、まず物体形状を STL フォーマットで定義した。Figure 3 に構築した形状を示す。全体で約 6000 個の三角面から成り、流入境界面、流出境界面、バルブ、燃焼室壁の 4 つに分割された状態になっている。



(a) Perspective view



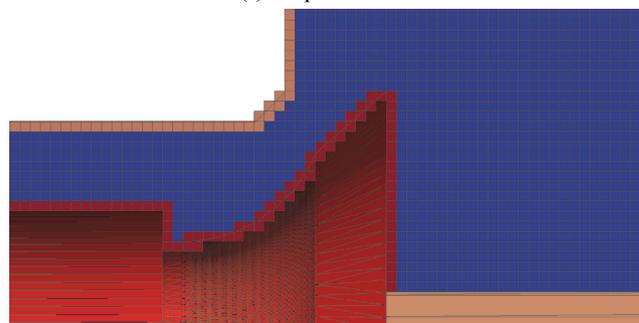
(b) Section view

Figure 3 Boundary surfaces described with STL triangles

この形状に対し、本ソルバを用いて $y \geq 0$ 、 $z \geq 0$ の空間に直交格子を生成したものが Fig. 4 である。検証計算は $\Delta=0.5\text{mm}$ で実施したが、ここでは格子と物体形状の関係がわかりやすいように $\Delta=1\text{mm}$ で生成した結果を示している。図では物体セルに分類されたセルは可視化していないが、物体境界の三角面と交差しているセルが、IB セルとしてどの境界面（燃焼室壁、バルブ等）に相当するかも含めて分類され、流体セルも図中青色のセルとして正しく認識されていることがわかる。



(a) Perspective view



(b) Section view near intake valve head

Figure 4 Cartesian grid produced by the present solver

生成された直交格子を用いて計算をおこなった結果を Fig. 5 に示す。図はインテークバルブ付近の速度場を表し、対称軸より上

半分が本ソルバによる結果、下半分が比較として非構造格子流体解析ソルバ FaSTAR⁽²⁾を用いて得られた結果である。また、Fig. 6 に燃焼室 faceplate から 20mm 下流における軸方向速度分布を示す。ここで、FaSTAR を用いた計算では乱流モデルとして SST2003 を選択しているという解析手法の差がある。

Figure 5 および 6 から、乱流モデルの違いがあるものの本ソルバで得られた結果は、実績のある流体解析ソルバ FaSTAR の計算結果やレーザドップラ流速計で測定された平均速度場と定量的にも良く一致しており、複雑形状に対して直交格子法と IB 法の組み合わせがうまく機能していることが示された。

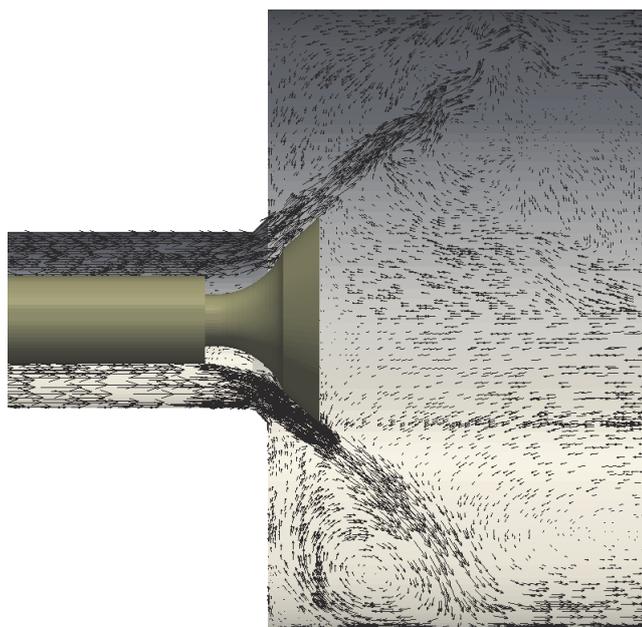


Figure 5 velocity vectors in steady state flow bench
(upper: result with the present solver, lower: result with FaSTAR)

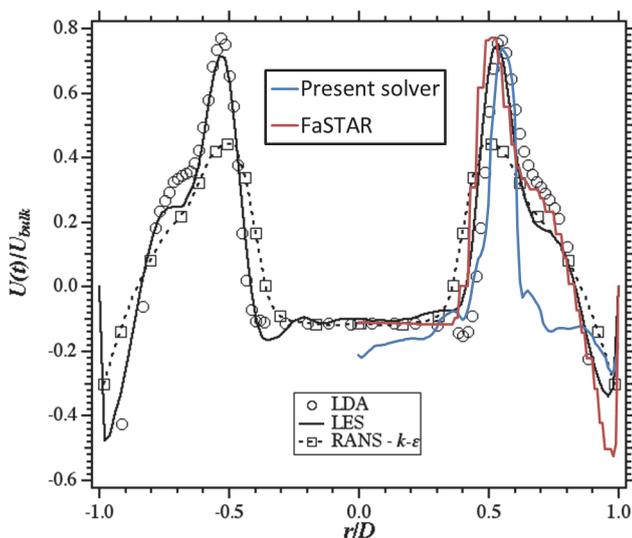


Figure 6 Axial velocity distribution on radial section of 20mm downstream from faceplate of combustion chamber⁽¹⁾

4. まとめ

レシプロエンジン等の物体移動を伴う熱流体解析の簡便かつ高速度な実行を目的とし、その第一段階として複雑形状や移動による変形に対応した計算格子生成を可能な限り簡略化するために、直交格子法と IB 法を用いた流体解析ソルバを開発した。

STL フォーマットで定義された物体形状と等間隔直交格子とのロバストな交差判定手法を構築し、この手法で抽出された物体交差セルに IB 法を用いた境界条件を設定することで、解析プロセスにおいて最もコストを要する格子生成の大幅な自動化を実現した。そして、開発された流体解析ソルバを用いてバルブと燃焼室を模擬した体系の検証計算を実施し、非構造格子流体解析ソルバを用いた計算結果との良好な一致が得られたことから、本ソルバの有効性が示された。

謝辞

本研究は、総合科学技術・イノベーション会議の SIP (戦略的イノベーション創造プログラム)「革新的燃焼技術」(管理法人: JST)によって実施された。

参考文献

- (1) Thobois, L., et al. Large-eddy simulation in IC engine geometries. No. 2004-01-1854. SAE Technical Paper, 2004.
- (2) 橋本, 村上, 青山, 菱田, 坂下, ラフル, “高速な非構造格子流体ソルバ FaSTAR の開発.” 日本航空宇宙学会論文集, Vol.63, No.3, pp.96-105, 2015.
- (3) Ducros, F., Nicoud F., and Poinsot T., “Wall-adapting local eddy-viscosity models for simulations in complex geometries.” International Conference on Computational Conference. 1998.
- (4) Shima, E. and Keiichi K., “On new simple low-dissipation scheme of AUSM-family for all speeds.” AIAA paper 2009-136, 2009.
- (5) 藤井, 流体力学の数値計算法, 1994.
- (6) 長島, “球面投影による多面体の内外判定方法.” 情報処理学会論文誌, Vol.27, No.7, pp.744-746, 1986.
- (7) Object/Object Intersection, <http://www.realtime-rendering.com/intersections.html>