

圧縮性流体解析ソルバーFaSTAR を用いた 超音速燃焼シミュレーション

○豊永 墨, 山本 姫子, 溝渕 泰寛, 佐藤 哲也
(早大院) (早大院) (JAXA) (早大)

Numerical investigation on supersonic combustion in SCRAMJET engine by FaSTAR

by Rui Toyonaga, Himeko Yamamoto, Yasuhiro Mizobuchi and Tetsuya Sato

ABSTRACT

In this study, the implementation of the combustion calculation code (flamelet approach) for a complex combustion field to a density-based fluid analysis solver, FaSTAR is conducted. With this calculation code, numerical exploration of non-reacting and reacting flow field of hydrogen fueled scramjet combustor is presented. The interaction between combustion and complex shock structures are well captured in the simulation.

1. はじめに

近年, 経済的かつ再利用可能な宇宙往還機や極超音速航空機に使用する推進機関として, 空気吸込み型エンジンのひとつであるスクラムジェットエンジンの開発が期待されている。スクラムジェットエンジン開発において最重要とされる技術課題は, 超音速流中において如何に短時間で燃料の混合, 着火及び完全燃焼を達成する技術を獲得するかということである。通常スクラムジェットエンジンの実験的研究には, 高エンタルピー風洞を利用するなど大掛かりになる上, 取得できる実験データが限られるなどの問題がある。そこで, 少ない実験データの補完や, 飛行中におけるエンジン性能予測のために実用的な数値シミュレーション技術が求められている。

しかしながら, 反応流の計算においては, 考慮する化学種数に応じた移流拡散方程式数の増加や, 化学反応方程式の stiffness が大きな問題となり, その導入は容易ではない。ここで, flamelet approach^[1]に基づく燃焼モデルの開発が期待されている。flamelet モデルは, 乱流火炎中の火炎構造が代表的な層流火炎構造で近似可能であるとする flamelet concept に基づく。このモデルでは, 化学反応が流れ場の計算とは独立して計算され, 火炎内部構造データベースを事前に作成する。このデータベースから流れ場の計算中に熱化学量が読み出され, 補完されるため, 全体的な計算コストが大幅に減少し, 複雑な化学反応メカニズムの取り扱いが可能になる。

そこで本研究では, JAXA で開発された密度ベースの圧縮性流体解析ソルバである FaSTAR^[2]を基盤とし flamelet approach に基づく化学反応計算コードの開発・実装を行う。また, 本計算コードの妥当性を評価するため, ドイツ航空宇宙研究所(DLR)で行われた超音速燃焼実験^[3, 4, 5]を対象とした検証計算を行う。

2. 解法

数値解析には FaSTAR を用いた。本ソルバは有限体積法を用い, 式(1)に示す無次元化された物理量を取り扱う。式(1)においてチルダは有次元量を, 無限大(∞)は無次元化に用いる代表物理量を示す。無次元化によって理想気体の状態方程式は式(2)となる。支配方程式は三次元 Navier-Stokes 方程式と状態方程式に加え, ルイス数 $Le=1$ の仮定のもとに, 混合分率の輸送方程式を導入した(式(3)-(10))。ここで, 混合分率は任意の化学種 s の質量分率について酸化剤側での質量分率を $Y_{s,ox}$, 燃料側での質量分率を $Y_{s,fuel}$ として, 式(10)のように正規化した値とする。乱流モデルとしては, 標準 Smagorinsky モデルの LES を採用した。使

用した定数等を式(6)に示す。また, 式(5)において, Y_s は化学種 s の質量分率, H_s は化学種 s の単位質量あたりのエンタルピーである。層流粘性係数の算出には Sutherland 則を用いた。各化学種の輸送係数は文献^[7]を参考にした。各化学種の定圧比熱およびエンタルピーは文献^[8]を参考に, NASA 7-term polynomials による熱力学関数として算出した。対流項の空間勾配離散化には, AUSM 系の全速度スキームである SLAU^[6]を採用する。空間精度の高次精度化については, MUSCL 法を用い二次精度とし, 流束制限関数は使用しない。粘性項および拡散項については 2 次精度中心差分を用いる。時間積分には LU-SGS 陰解法を用いる。

$$x_i = \frac{\tilde{x}_i}{L}, \quad u_i = \frac{\tilde{u}_i}{a_\infty}, \quad T = \frac{\tilde{T}}{T_\infty}, \quad p = \frac{\tilde{p}}{\rho_\infty a_\infty^2}, \quad E = \frac{\tilde{E}}{\rho_\infty a_\infty^2},$$

$$\mu = \frac{\tilde{\mu}}{\mu_\infty}, \quad Re = \frac{\rho_\infty a_\infty L}{\mu_\infty} = \frac{Re_\infty}{M_\infty} \quad (1)$$

$$p = \frac{1}{\gamma} R_s \rho T \quad (2)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V Q \, dv + \int_S [F(Q) - F_v(Q)] \cdot ds = 0 \quad (3)$$

$$Q = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u_1 \\ \rho u_2 \\ \rho u_3 \\ E \\ \rho \xi \end{pmatrix}, F_i = \begin{pmatrix} \rho u_i \\ \rho u_1 u_i + \delta_{1i} p \\ \rho u_2 u_i + \delta_{2i} p \\ \rho u_3 u_i + \delta_{3i} p \\ (E + p) u_i \\ \rho \xi u_i \end{pmatrix}, F_{vi} = \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{1i} \\ \tau_{2i} \\ \tau_{3i} \\ \alpha_i \\ \beta_i \end{pmatrix} \quad (4)$$

$$E = e + \frac{1}{2} \rho (u_1^2 + u_2^2 + u_3^2), \quad e = \sum_s \rho Y_s H_s - p,$$

$$\tau_{ij} = 2\mu \left(S_{ij} - \frac{1}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right) \quad (5)$$

$$\mu_t = \frac{Re_\infty}{M_\infty} C_s \Delta |S_{ij}|, \quad S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right), \quad C_s = 0.2 \quad (6)$$

$$\alpha_i = -\frac{M_\infty}{Re_\infty} \frac{\sum Y_s C_{p_s}}{\gamma} \left(\frac{\mu}{Pr} + \frac{\mu_t}{Pr_t} \right),$$

$$\left\{ \frac{\gamma}{\rho} \frac{1}{\sum Y_s R_s} \left(\frac{\partial p}{\partial x_i} - \frac{p}{\rho} \frac{\partial \rho}{\partial x_i} - \frac{p}{\sum Y_s R_s} \sum Y_s \frac{\partial Y_s}{\partial x_i} \right) \right\},$$

$$Pr = Sc = 0.71, \quad Pr_t = Sc_t = 0.5 \quad (7)$$

$$\beta_i = \frac{M_\infty}{Re_\infty} \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\frac{\mu_t}{Sc_t} \right) \frac{\partial \xi}{\partial x_i} \right] \quad (8)$$

$$\xi = \frac{Y_s - Y_{s,ox}}{Y_{s,fuel} - Y_{s,ox}} \quad (9)$$

計算対象は、DLRの超音速燃焼試験に従って、超音速流中にデルタ型ストラット背後より水平にH₂燃料を噴射する流れ場とする。計算領域を図1に示す。主流空気はマッハ数2.0の条件で高さ50 mm 幅40 mmの燃焼器入口に流入する。燃焼器入口から58 mmの位置まで一定の断面形状であり、それより下流では上壁に3°の発散角を有する長さ242 mmの片側拡大セクションが設けられている。入り口から35 mm下流で、燃焼室の中央位置に長さ32 mm 高さ6 mm 角度12°のくさび型の燃料噴射ストラットが配置されており、燃料である水素はこの支柱の基部に設置される15個の穴(Φ1 mm)から主流空気と平行に噴射される。

Waidmann^[3,4,5]らの実験では、燃料噴射口でO₂を加え、スパークによる強制着火を行うことで燃焼を開始した。なお、本計算では着火は考慮しない。

座標系については、x軸を燃焼器入口面と流出面をつなぐ垂直な線と定義し、原点をx軸と燃焼器入口の底面の交点とする。また、高さおよび幅方向をそれぞれy, z軸とする。

計算格子は非構造格子を用い、火炎および反応領域における格子幅は0.1~0.25 mmとした。格子接点数は約6000万点とする。計算での境界条件は、デルタ型ストラットの壁面をすべて滑り無し断熱壁とし、それ以外の壁面を滑り有り断熱壁とする。燃料噴出部については、表1を参考に流入速度、静温、静圧を直接与えた。流入空気も同様にそれぞれの物理量については表1を参考に直接与えた。流入水素と流入空気に対応する値として、燃料噴出部に $\xi=1.0$ 、主流流入部に $\xi=0.0$ を与えた。

化学反応モデルは9化学種(H₂, O₂, OH, H₂O, H, O, H₂O₂, HO₂, N₂) 17反応モデル^[11]を用いる。十分な数の化学種を考慮しており既燃ガスの温度を精度よく予測できること、その反面比較的少ない素反応数すなわち小さな計算負荷で妥当な層流火炎速度を与えることから、このモデルを選択した。分子拡散については、濃度勾配拡散を仮定する。空気の組成は体積分率でO₂ 32%, N₂ 73.6%, H₂O 3.2%とした。

Flamelet ライブラリは、FlameMaster^[12]を用い層流対向流拡散火炎の詳細計算を行い作成する。前述の計算条件における非燃焼計算から算出した流れ場のスカラー消散率 χ の上限値を参考に、ライブラリ作成における χ を $\chi=0.001 \sim 205.6$ (Flame Masterにおける消炎) までを13分割で与えた。なお、本計算では、混合分率およびスカラー消散率のSGS変動は考慮していない。流れ場におけるスカラー消散率は式(10)によって算出され、混合分率とともにライブラリを線形近似で内挿した値から、流れ場に対応する局所質量分率を参照する。式(10)におけるDは拡散係数である。その後、エネルギーバランス式から算出される温度を初期値として、算出する全エネルギーが保存するようにニュートンラフソン法を用い温度を求める。また、本計算では、消炎を考慮せず、FlameMasterで算出された消炎点よりも大きいスカラー消散率の領域では、消炎点でのスカラー消散率の値を用いて計算を行った。

$$\chi = 2D|\nabla\xi|^2 \quad (10)$$

また、以下の条件で、非燃焼条件および燃焼条件のそれぞれにおける計算を行った。

非燃焼条件では、燃料噴射口から水素を噴射するものの、燃焼反応を進行させず、混合分率に対応する燃料と空気の混合組成を用いて計算を行った。燃焼条件では、燃焼反応を促進させ、混合分率の値からFlamletライブラリを参照し、対応する化学種の質量分率を用いて計算を行った。それぞれの計算結果を次項にまとめる。

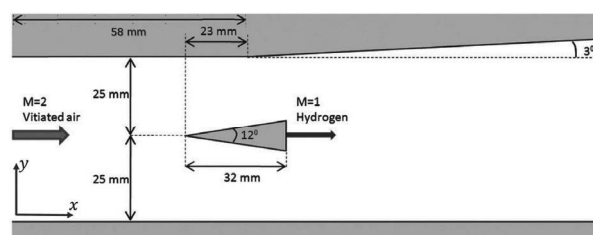


図1 計算対象 (DLR 超音速燃焼実験器)

表1 空気と燃料(H₂)の流入条件^[9,10]

Parameter	Air	Hydrogen
Mach number	2.0	1.0
Axial velocity [m/s]	730	1200
Static temperature [K]	340	250
Static pressure [bar]	1	1
Density [kg/m ³]	1.002	0.097
O ₂ mass fraction	0.232	0
H ₂ O mass fraction	0.032	0
N ₂ mass fraction	0.736	0
H ₂ mass fraction	0	1

3. 結果および考察

3. 1 非燃焼条件における計算結果

図2に非燃焼条件での下壁面における静圧の計算値(実線)と実験値^[1](プロット)を比較した。実験値と計算値の傾向は一致したが、燃料噴射ストラットから発生する膨張波(X=120 mm付近)による静圧の減少が25.1%ほど大きく見積もられ、上壁面から反射してくる圧縮波(X=140 mm付近)による静圧の上昇は14.7%ほど小さく見積もられた。この原因については、本計算では壁面における境界層を考慮しておらず、実際に発生する境界層と衝撃波の干渉を考慮していないためであると考えられる。

この条件下における燃焼器の中心面(Z=0)での瞬時の密度分布の結果を図3に示す。図3より、燃料噴射ストラットの先端から生じる圧縮波と、ストラットの基部から生じる膨張波およびそれらの壁面との反射の様子が鮮明にとらえられた。

3. 2 燃焼条件における計算結果

燃焼条件における燃焼器の中心面(Z=0)での瞬時の密度分布の結果を図4に示す。この結果を非燃焼条件における密度分布(図3)と比較すると、燃料噴射ストラットの背後における密度が燃焼反応による熱発生により低下していることが確認できる。また、燃料噴射ストラット下流における衝撃波の強度が燃焼反応によって弱まっていることが見て取れる。

燃焼条件における計算結果について軸方向の3点(x=78 mm, 125 mm, 233 mm)における静温プロファイルを図5に、軸方向の3点(x=78 mm, 125 mm, 207 mm)における静温プロファイルを図6にそれぞれ示した。ここで、プロット点を実験値^[1]、実線を計算値である。

図5より燃料噴射ストラット下流において温度上昇が確認でき、燃焼反応が進行していること、燃焼の反応領域はおよそ燃焼器中心に沿って10D(Dは燃料噴射口の径)の範囲であり、下流では反応領域が上壁側に移動していることがわかる。また実験値と計算値の定性的な傾向は一致し

ているが、 $X=233\text{ mm}$ における値のピークが実験値よりも 500 K ほど小さく見積もられた。この温度の過小評価の原因については、本計算では、消炎を考慮していないことや混合分率の SGS 変動成分を考慮していないことにより、実際の実験よりも上流で燃焼反応が促進され完結してしまったことが原因であると考えられる。これらにおける消炎現象の再現は今後の課題とする。

軸方向流速については、図 6 から見てとれるように計算値と実験値の定性的な傾向は一致しているが、燃焼領域での速度低下量や壁面付近での実験値との軸方向速度の差が大きく見積もられた。速度の誤差に関しては、本計算では、境界層を考慮していなかったことや、前述の消炎現象の考慮の有無などが考えられる。

4. 結論

圧縮性流体ソルバ FaSTAR を基盤とし、flamelet approach に基づく実用に対応する化学反応計算コードの開発・実装を行い、DLR の超音速燃焼実験を対象に LES を用いた非燃焼・燃焼条件における検証計算を行った。その結果、以下の知見を得た。

- ・本計算コードを用いて行った非燃焼および燃焼計算において算出された物理量は、傾向が実験値と一致し、実用燃焼器内の流れ場が再現可能であることを示した。
- ・本計算では、壁面付近や燃焼領域において実験値との誤差が大きく見積もられたため、壁面境界層の考慮や消炎の考慮及び、混合分率の SGS 変動の影響を考慮する必要がある。

5. 謝辞

本解析結果は、宇宙航空研究開発機構が所有する高速流体解析ソフトウェア「FaSTAR」を利用することにより得られたものである。また、本解析を行うにあたって、宇宙航空研究開発機構のスーパーコンピュータシステム JSS2(SORA-MA, PP)を利用した。

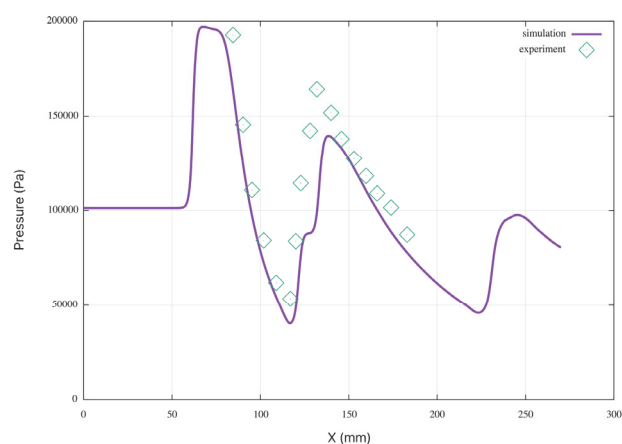


図 2 燃焼器の下壁面における静圧分布（非燃焼条件）

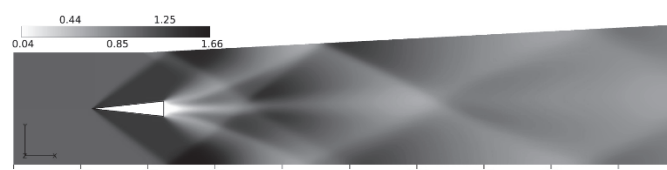


図 3 非燃焼条件での瞬時の密度分布 $[\text{kg}/\text{m}^3]$ ($Z=0$)

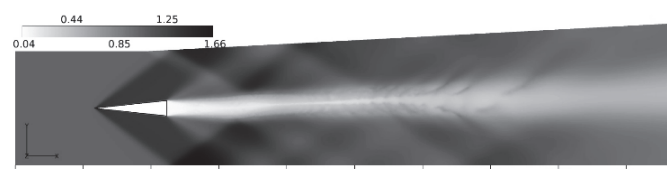


図 4 燃焼条件での瞬時の密度分布 $[\text{kg}/\text{m}^3]$ ($Z=0$)

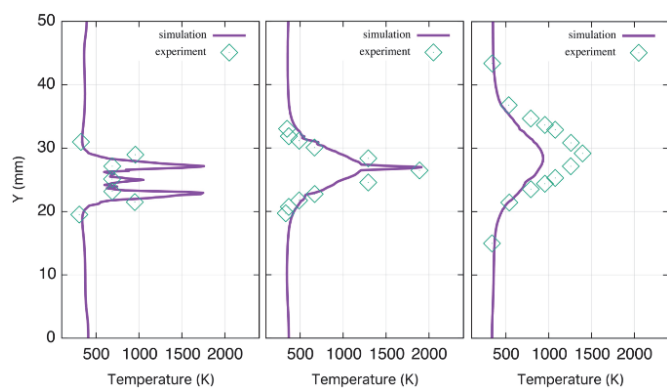


図 5 燃焼条件での静温プロファイル
(左から順に $x=78\text{mm}$, 125mm , 233mm)

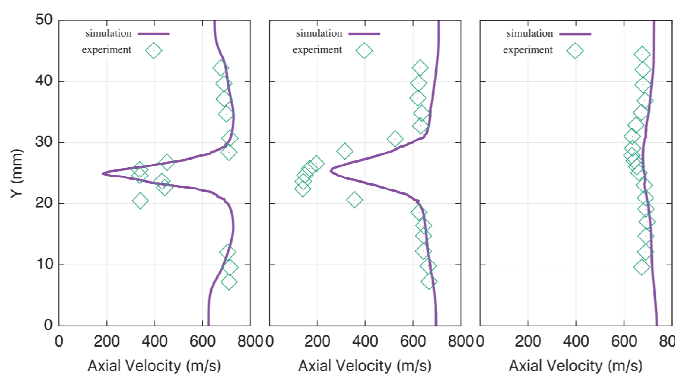


図 6 燃焼条件での軸方向速度プロファイル
(左から順に $x=78\text{mm}$, 125mm , 207mm)

参考文献

- 1) Pitsch, H., Chen, M. and Peters, N., “Unsteady flamelet modeling of turbulent hydrogen/air diffusion flames”, 27th Symposium on Combustion, 1998, p.1057.
- 2) 橋本敦, 村上桂一, 青山剛史, 菱田学, 大野真司, 坂下雅秀, ラフルパウス, 佐藤幸男, “高速流体ソルバ FaSTAR の開発”, 第 42 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 1C9, 2010.
- 3) Waidmann W. et al, “Supersonic combustion of hydrogen/air in a SCRAMJET combustion chamber”, 45th Conference of the International Astronautical Federation (IAF-94-S.4.429), 1994.
- 4) Waidmann W. et al, “Supersonic combustion of hydrogen/air in a SCRAMJET combustion chamber”, Space Technol. 15 (6) (1995) 421–429.
- 5) Guerra R., “An experimental investigation of the combustion of a hydrogen jet injected parallel in a supersonic air stream”, AIAA 3rd International Aerospace Planes Conference, Orlando, AIAA 91-5102, December 1991.
- 6) 嶋英志, “非常に低いマッハ数流れのための全速度スキームの改良について”, 第 26 回数値流体力学シンポジウム, 2012.
- 7) Oran, E., Boris, J., Detailed Modeling of Combustion Systems, Prog. Energy Combustion Sci., 7, pp.I-72.
- 8) Burcat, A., Thermochemical Data for Combustion Calculations, Combustion Chemistry(W.C. Gardiner, Ed.), pp.456-504, Springer, 1984.
- 9) Michael Oevermann, “Numerical investigation of turbulent hydrogen combustion in a SCRAMJET using flamelet modeling”, Aerosp. Sci. Technol. 4 (2000) 463–480.
- 10) Malsur Dharavath, et al, “Thermochemical exploration of hydrogen combustion in generic scramjet combustor” Aerospace Science and Technology 24 (2013) 264–274
- 11) N. Peters, B. Rogg, Flame Calculations with Reduced Mechanisms in Reduced Kinetic.
- 12) H. Pitsch, A C++ Computer Program for 0-D Combustion and 1-D Laminar Flame Calculation, RWTH Aachen, 1998.