

8

スクラムジェットエンジンにおける超音速燃焼流の計算

田口 秀之* 川又 善博* 中橋 和博**

Calculation of Supersonic Combustion in SCRAMJET Engines

by

Hideyuki TAGUCHI and Yoshihiro KAWAMATA

Mitsubishi Heavy Industries, LTD.

Kazuhiro NAKAHASHI

Faculty of Engineering, Tohoku University

ABSTRACT

A numerical simulation code has been carried out to predict flow fields in supersonic combustion ramjet (SCRAMJET) engines. In order to solve supersonic combustion flow fields in the engine, a chemical model was implemented to a 2D/3D supersonic flow simulation code. The purpose of this study was to make a fast and easy code for estimation of sub-scale engine tests. In this study, the Reynolds averaged compressible Navier-Stokes equations and the chemical species continuity equations were solved. The FDS method with the MUSCL approach and the diagonalized IAF method were used to solve the N-S equations. Chemical reactions of hydrogen-air mixture were calculated by the Rogers model (5-species and 2-equations). Turbulent viscosity was calculated by the Baldwin-Lomax model. Calculations of supersonic combustion were conducted for a simplified model of the SCRAMJET engine. The results showed reasonable phenomena of the supersonic combustion.

1. はじめに

近年、単段宇宙往還機や極超音速航空機用の推進機関として、スクラムジェットエンジンの研究が盛んになってきている¹⁾。スクラムジェットエンジン燃焼器の開発においては、実飛行条件を地上の試験設備で達成するのが困難であるので、数値計算を活用する必要がある。

スクラムジェットエンジン燃焼器の内部流解析を行うには、超音速流に対応し、化学反応を解けるコードが必要である。化学反応を含み実在気体

に対応した超音速燃焼流解析コードはいくつか開発が試みられてきた²⁾が、その実験および測定の困難さから、十分に検証されていないのが現状である。

現在、科学技術庁航空宇宙技術研究所において小型スクラムジェットエンジン(図1)の開発が行われている。そこで我々は、風洞試験で得られる結果を用いて解析コードの検証を行い、そのコードをエンジンの性能予測や設計最適化に活用することを計画している。

本研究では、超音速燃焼流解析コードを作成し、

* 三菱重工業株式会社 名古屋誘導推進システム製作所

** 東北大学工学部機械航空工学科

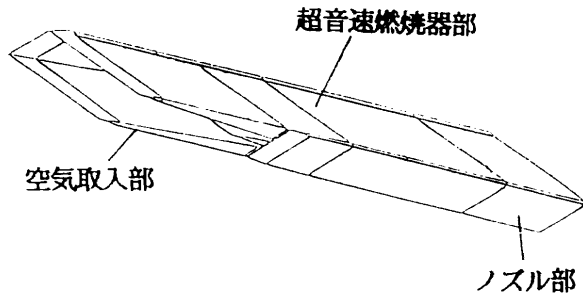


図1 小型スクラムジェットエンジン

試験結果と比較・検討するための基礎を築くことを目的とした。コードを作成するにあたっては、設計ツールとして使用するという観点から、多く用いられてきたモデルを採用した。

2. コードの概要

2.1 数値解析手法

基礎方程式としては3次元Navier-Stokes方程式を用い、これをTVD化された差分法で解いた。対流項にはRoeのFDS³⁾を適用し、van LeerのMUSCL法⁴⁾を用いて高精度で評価した。MUSCLには基礎変数(各化学種の密度、速度成分、圧力)を用いた。粘性項は中心差分で評価した。時間積分には3次元でも計算が速いPulliam-Chausseeの対角化IAF法⁵⁾を用いた。このときの固有行列としては多化学種に対応した固有行列⁶⁾を使用した。

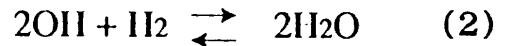
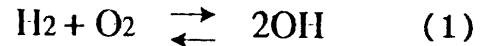
2.2 物性値

化学種の粘性係数、熱伝導率、および相互拡散係数の算出にはEnskog⁷⁾-Chapman⁸⁾の理論による式を使用した。定圧比熱はJANAFのThermochemical Tableを最小自乗近似した温度の多項式で表した。温度はエンタルピから反復法で求めた。

2.3 化学反応モデル

スクラムジェットエンジンの燃料としては水素が想定されているので、水素/空気の燃焼反応をモデル化する必要がある。ここでは比較的単純な

Rogersモデル⁹⁾を採用した。このモデルは、4化学種(H_2 、 O_2 、 H_2O 、 OH)の平衡反応を次の2つの反応式で表し、窒素(N_2)は他と反応しないものとしている。



モデルの制約から、反応計算は初期温度が1000K以上の時に行い、計算においては当量比を0.2~2.0の範囲に限定した。

2.4 乱流モデル

壁付近の境界層の乱流粘性係数を計算するモデルとしては、適用例の多いBaldwin-Lomax¹⁰⁾の代数乱流モデルを用いた。拡散係数については、Fickの法則($Le=1$)を適用した。燃料噴射流付近の乱流を表すモデルは省略した。

3. 検証計算

コード検証のためにくさびを通過する空気/水素混合流の計算を行い、理論値との比較を行った。

計算結果を図2(a)静温、b) H_2O 質量分率)に示す。下の境界は壁面、上の境界は鏡面となっている。図には壁の始点から出る衝撃波とくさびによる衝撃波(圧縮波)がよく現れている。図3は衝撃波角、マッハ数、静圧、静温の理論値と計算結果を比較したものである。理論値を求めるにあたって比熱比は1.4とし、衝撃波角はプラントル・マイヤ流れ、マッハ数、静圧、静温は等エントロピ流れを仮定して求めた。各計算結果と理論値はほぼ等しく、実際の流れ場をよく表しているといえる。

図2a)において衝撃波後流で静温が大きく上がっており、図2b)において衝撃波後流で H_2O の質量分率が上がっている。このことから、反応が

起こり、反応熱が生じていることがわかる。

図2b)では H_2O の質量分率が衝撃波後流で流れ方向に上昇している。これは流速が速いために反応の進む過程が空間的に表れているものと考えられる。

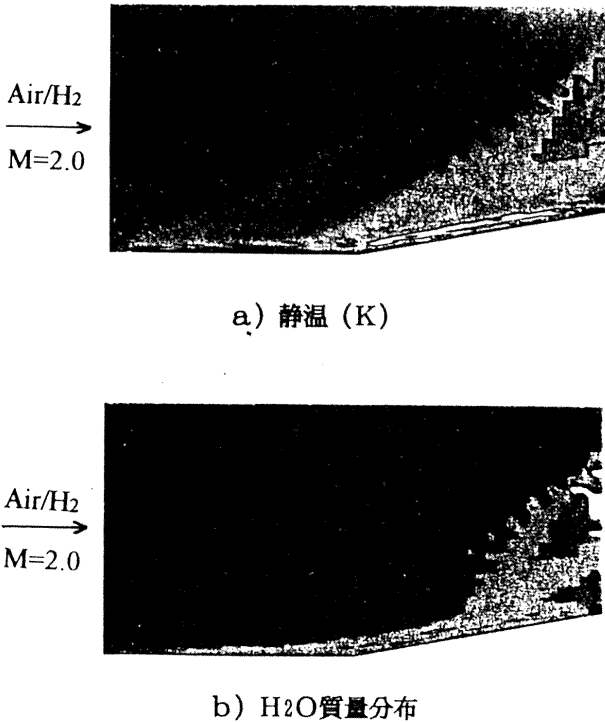
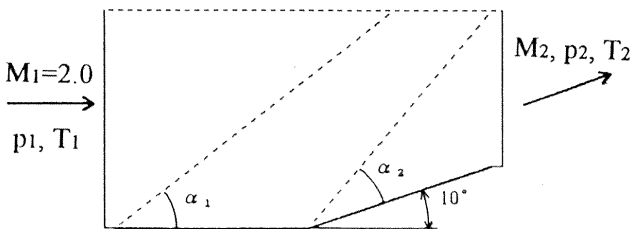


図2 くさびを通過する空気/水素予混合流



	理論値	計算結果
衝撃波角(α_1)	30.0°	30°
衝撃波角(α_2)	37.3°	35°
出口マッハ数	1.65	1.6
静圧比(p_2/p_1)	1.495	1.5
静温比(T_2/T_1)	1.186	1.2

図3 理論値と計算結果の比較

4. エンジン内部流の計算

4.1 計算領域

図4に現在開発中の小型スクラムジェットエンジンの内部形状を示す。

図4a)はエンジン側壁の2面図である。燃焼器部には保炎のための後向きステップが設けられ、燃焼による熱閉塞を防ぐために流路が拡大している。図中に2次元計算を行った領域が示してある。計算において燃料はステップ後面から水平噴射した。

図4b)はエンジン側壁の鳥瞰図である。図中に3次元計算を行った領域が示してある。3次元では計算時間がかかるので、計算は燃焼器の平行部分のみとし、12個ある水平噴射器の内、2個が入る領域について行った。

図5に2次元計算時の計算格子を示す。格子数は(101, 41)である。

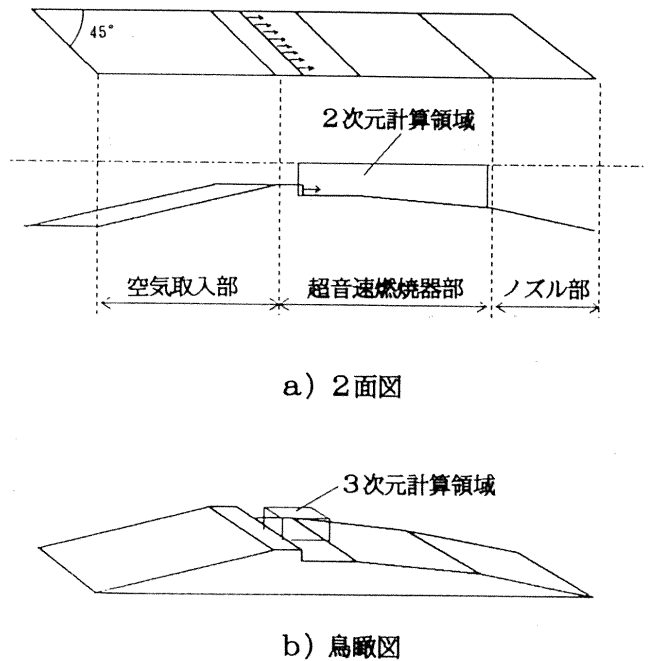


図4 エンジン内部形状

4.2 2次元計算

エンジンの燃焼器部について、2次元計算を行った。図6にこのときの境界条件を示す。下は壁面、上は鏡面となっており、入口の壁面側1/10がステップでここから水素燃料を水平噴射している。

図7に計算結果 (a) 静圧、b) 静温) を示す。この結果は、時間間隔0.5Sで繰り返し数500回のもので、計算時間としてはEWSで約90分を要した。

図7 a)において、ステップで生じた衝撃波が壁で反射している様子が確認できる。図7 b)において空気流と水素流の間的高温域が広がり、静温で約2000Kに達している。この領域のマッハ数は超音速に保たれているので、この結果は超音速燃焼を表しているものと考えられる。

図8に計算結果から抽出した壁面静圧分布を示す。ここで、壁面静圧 (P_w) は主流の総圧 (P_{ta}) で無次元化されている。壁面静圧が大きく振動しな



図5 2次元計算の計算格子

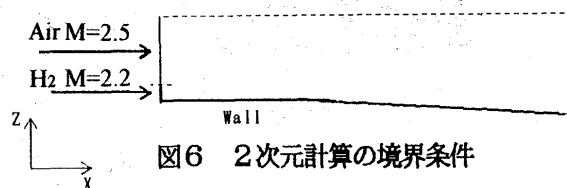


図6 2次元計算の境界条件

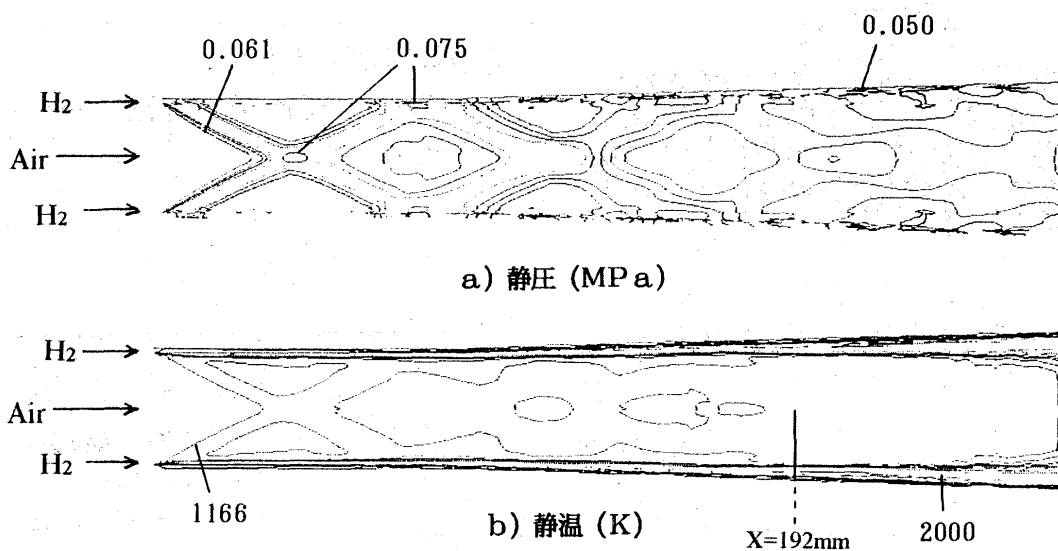


図7 2次元計算結果

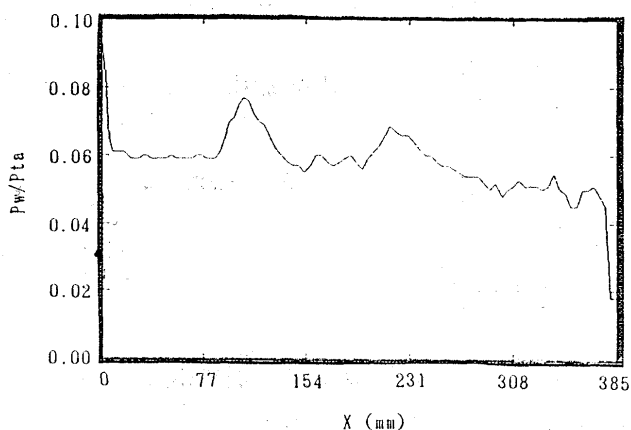


図8 壁面静圧分布

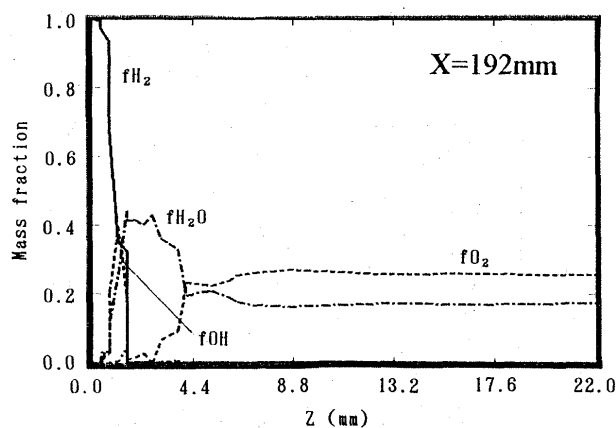


図9 化学種分布

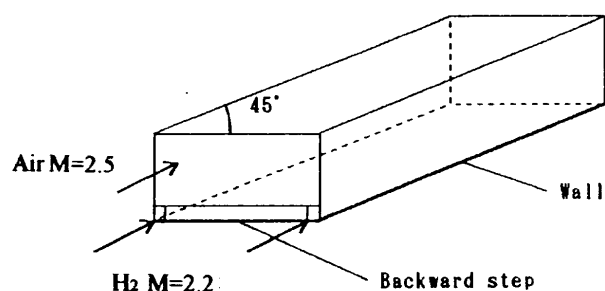
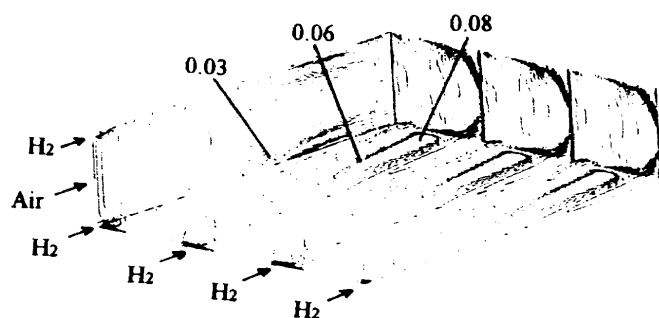
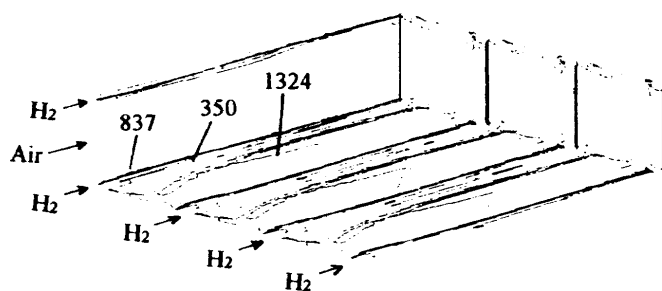


図10 3次元計算の境界条件



a) 静圧 (MPa)



b) 静温 (K)

図11 3次元計算結果

がら下がっていく傾向は燃焼器コンポーネント試験での傾向¹¹⁾とよく一致している。

図9は計算結果から抽出した流れに垂直な方向の化学種分布である。空気流と水素流の間の混合層で H_2O と OH が生成され、 H_2 と O_2 が減少している。これらより混合層で反応が起こっていることが判る。

4.3 3次元計算

燃焼器の燃料噴射孔近傍について3次元計算を行った。図10にこのときの境界条件を示す。流

れの上流から見て下は壁面、上と左右は鏡面とした。上から見た計算領域の形はエンジン形状に合わせ、鋭角が 45° の平行四辺形となっている。入口の壁面側1/10はステップとなっており、ステップ左右の境界付近から水素燃料を噴射している。

図11に混合計算の結果(a)静圧、b)静温を示す。結果を複写して3つを並べて表示してある。この結果は、時間間隔0.5Sで繰り返し数300回のもので、計算時間としてはEWSで約160分を要した。

図11a)で下流の壁面に静圧の高い領域が3つあるのは、ステップを通過した空気流が曲げられてここに当たっているためと考えられる。図11b)では、高温の空気流と低温の水素流の混合の様子が温度の勾配として表れている。

今回の3次元計算は試行という意味で噴射孔間の領域のみを行ったが、今後設計ツールとして活用するためにはもっと広い領域を計算する必要がある。このとき噴射流をある程度正確にとらえようとすると、格子数を非常に多くする必要があるが、EWSでは対応できなくなってしまう。今後は噴射流の詳細な解析は犠牲にして、ある程度粗い計算でエンジン全体の性能を把握できるようにする予定である。

5. まとめ

スクラムジェットエンジン燃焼器の内部流解析を行うために、超音速燃焼流解析コードを作成し、コードの検証とエンジン内部流の計算を行った。その結果、エンジン内部流の2次元計算において超音速燃焼が確認でき、その壁面静圧分布の傾向は燃焼器コンポーネント試験での傾向と一致した。今後は小型スクラムジェットエンジンの風洞試験との比較によりコードの検証を行い、エンジン全体の性能解析へと結びつける予定である。

参考文献

- 1) Billig, F.S., "Research on Supersonic Combustion," AIAA J. Propulsion, Vol.9, No.4, 1993, pp.499-514.
- 2) Uenishi, K., Rogers, R.C. and Northam, G.B., "Three Dimensional Computations of Transverse Hydrogen Jet Combustion in a Supersonic Airstream," AIAA 87-0089, 1987.
- 3) P. L. Roe, "Approximate Riemann Solvers, Parameter Vectors, and Difference Schemes," J. Comp. Phys., 1981, pp.357-372.
- 4) van Leer, B., "Towards the ultimate conservative difference scheme, V. A second order sequel to Godunov's method," J. Comp. Phys., Vol.32, 1979, pp.101-306.
- 5) Pulliam, T.H. and Chaussee, D.S., "A Diagonal Form of an Implicit Approximate-Factorization Algorithm," J. Comp. Phys., Vol.39, 1981, pp.347-363.
- 6) Wada, Y., Kubota, H., Ishiguro, T. and Ogawa, S., "A Fully Implicit High-Resolution Scheme for Chemically Reacting Compressible Flows," 2nd Hyperbolic Problems, 1988.
- 7) Enskog, D., Physik. Z., Vol.12, 1911, p.533.
- 8) Chapman, S., Trans. Roy. Soc. London, Vol.A238, 1912, p.433.
- 9) Roges, R.C. and Chinitz, W., "Using a Global Hydrogen-Air Combustion Model in Turbulent Reacting Flow Calculation," AIAA J. Vol.21, 1983, pp.586-592.
- 10) Baldwin, B.S., and Lomax, H., "Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows," AIAA 78-257, 1978.
- 11) 小室ほか, "矩形スクラムジェット燃焼器の実験," 第28回航空原動機に関する講演会講演集, 1988, pp.94-99.