

スクラムジェットエンジン開発におけるCFDの応用

藤森俊郎*1 河合理文*1 鈴木貴子*1
安藤安則*2 大森保紀*3

CFD Application to 2D/3D Flow Fields in Scramjet Engine

Toshiro Fujimori, Masafumi Kawai, Takako Suzuki
Yasunori Ando, Yasunori Ohmori

CFD (computational fluid dynamics) has been playing a major role in the research and development of hypersonic flight vehicle on the premise that numerical approach will help us to do simulations under various conditions, including supersonic combustion for which no ground test capability exists. The two/three-dimensional CFD codes have been developed to simulate the supersonic/hypersonic turbulent reacting flow in supersonic combustion ramjet (SCRAMjet) engines. The TVD scheme is used to capture shocks and a finite reaction rate model of hydrogen-air combustion is utilized. This paper is to present the current results for the components of scramjet engines; i.e., inlet, combustor and nozzle by using the CFD codes. Validation of these results are compared with the in-house or existing available experimental and computational results.

1. 緒言

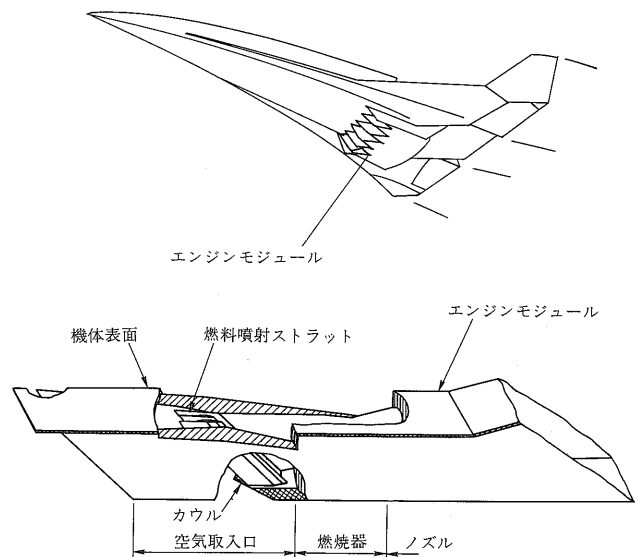
近年、日米欧において宇宙往還機の開発研究が盛んに行なわれている。スクラムジェットエンジンとは、その推進器の一部として期待されている空気吸込み式エンジンシステムである。スクラムジェットとは Supersonic Combustion RAM jet の頭文字で、エンジン作動範囲が飛行マッハ数 4 から 15 以上であり、エンジン内に取り込んだ空気を超音速気流状態のまま燃焼器内に送り、水素ガス燃料と混合燃焼させることが特長である。エンジン開発のための地上試験では、20 km から 35 km 以上の高高度をマッハ数 4 以上で飛行している気流状態を再現する試験設備が必要となり、それらは非常に高価であるばかりか、NASA Langley にあるマッハ数 8 程度の風洞が世界のトップクラスのもので、技術的にも飛行マッハ数 10 以上の連続気流状態を再現することは困難である。そこでスーパーコンピュータを用いた数値流体解析 (CFD: Computational Fluid Dynamics) によるスクラムジェットエンジン各要素内の熱流動のシミュレーションをエンジン開発の一部に用いようと多くの研究がされている⁽¹⁾。本報告では、当社で行なわれているスクラムジェットエンジン開発のための CFD の応用例の幾つかを紹介する。

エンジンは第 1 図に示すように、機体下面を使い流入気流の圧縮そして排気の膨脹を行なう半ば機体と一体化したものであり、大きくわけて三つのモジュール (インレット、燃焼器、ノズル) に分けられる。現在は各モジュールの問題に対してそれぞれ異なる解析を実施し、検証を行なっている。以下に開発を行なっている解析コードの概要と幾つかの解析例について述べる。

2. 数値解析コード : AIKOF

2.1 支配方程式

3次元圧縮性流体熱流動解析コード : AIKOF は、高亜音速から極超音速の燃焼や解離などの化学反応を含む流れのシミュレーション



第 1 図 スクラムジェットエンジン

Fig. 1 An example of scramjet engine

を行なうために、現在当社で開発を行なっている CFD コードである。支配方程式は、時間平均化された 3次元圧縮性流れに対する質量、運動量、エネルギーに関する保存式と各化学種に対する輸送方程式であり、以下のようにベクトル形式で表示される。

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} + \frac{\partial G}{\partial z} = -\frac{1}{Re} \left(\frac{\partial E_V}{\partial x} + \frac{\partial F_V}{\partial y} + \frac{\partial G_V}{\partial z} \right) + S$$

$$Q = \begin{Bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ E \\ \rho f_i \end{Bmatrix} \quad E = \begin{Bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + P \\ \rho uv \\ \rho wu \\ (E+P)u \\ \rho f_i u \end{Bmatrix} \quad F = \begin{Bmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 + P \\ \rho vw \\ (E+P)v \\ \rho f_i v \end{Bmatrix}$$

*1 技術本部技術研究所流体・燃焼研究部, 研究員
*2 " " , 専門課長, 工学博士
*3 航空宇宙事業本部技術開発事業部研究開発部

$$\begin{aligned}
 G &= \begin{Bmatrix} \rho w \\ \rho uw \\ \rho vw \\ \rho w^2 + P \\ (E+P)w \\ \rho f_i w \end{Bmatrix} \quad S = \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ s_i \end{Bmatrix} \quad E_V = \begin{Bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ \tau_{xz} \\ u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + w\tau_{xz} + q_x \\ \tilde{u}_i \end{Bmatrix} \\
 F_V &= \begin{Bmatrix} 0 \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yy} \\ \tau_{yz} \\ u\tau_{xy} + v\tau_{yy} + w\tau_{yz} + q_y \\ \tilde{v}_i \end{Bmatrix} \quad G_V = \begin{Bmatrix} 0 \\ \tau_{xz} \\ \tau_{yz} \\ \tau_{zz} \\ u\tau_{xz} + v\tau_{yz} + w\tau_{zz} + q_z \\ \tilde{w}_i \end{Bmatrix} \\
 & \dots\dots\dots(1)
 \end{aligned}$$

ここで、 Q は変数ベクトル、 E, F, G は、 x, y, z の各空間方向の対流項であり、 E_V, F_V, G_V は粘性項、 S は化学反応による生成項を表わす。 ρ は密度、 u, v, w は各空間方向の速度成分、 p は圧力、 E は単位体積当たりのエネルギーで内部エネルギー ϵ を用いて $E = \rho\{\epsilon + 0.5(u^2 + v^2 + w^2)\}$ で表わされる。また、対流項以外の項について、 Re はレイノルズ数、 q_x, q_y, q_z は各方向に対する熱伝達による熱流束、 τ_{xx} などは粘性による応力テンソル成分であり、 μ は粘性係数である。 f_i は化学種 i の質量分率であり、 $\tilde{u}_i, \tilde{v}_i, \tilde{w}_i$ は拡散による移流速度である。

これを一般座標系 (ξ, η, ζ) に保存形式で変換すると以下のように表示さる。

$$\begin{aligned}
 \frac{\partial \hat{Q}}{\partial \tau} + \frac{\partial \hat{F}_j}{\partial \xi_j} &= -\frac{1}{Re} \frac{RHS(Equ. 1)}{J} \\
 & \dots\dots\dots(j=1, 2, 3) \\
 \hat{Q} &= \frac{Q}{J} \quad \hat{F}_j = \frac{1}{J} \begin{Bmatrix} \rho U_j \\ \rho u U_j + \xi_{jx} p \\ \rho v U_j + \xi_{jy} p \\ \rho w U_j + \xi_{jz} p \\ (E+p)U_j \\ \rho f_i U_j \end{Bmatrix} \\
 & \dots\dots\dots(2)
 \end{aligned}$$

2.2 離散化

支配方程式 (2) の対流項は Harten-Yee タイプの TVD スキーム⁽²⁾、粘性項は中心差分により離散化した。TVD スキームは遷音速、超音速流れにおける衝撃波の捕獲性にすぐれており、広範な流れ場の数値解析に用いられている。解法は、空間分割法による陰解法を用いており、対角化により効率化をはかっている。化学反応による生成項は、Jacobian 行列による線形化と陰解法による解法を行なっている。

2.3 モデル化

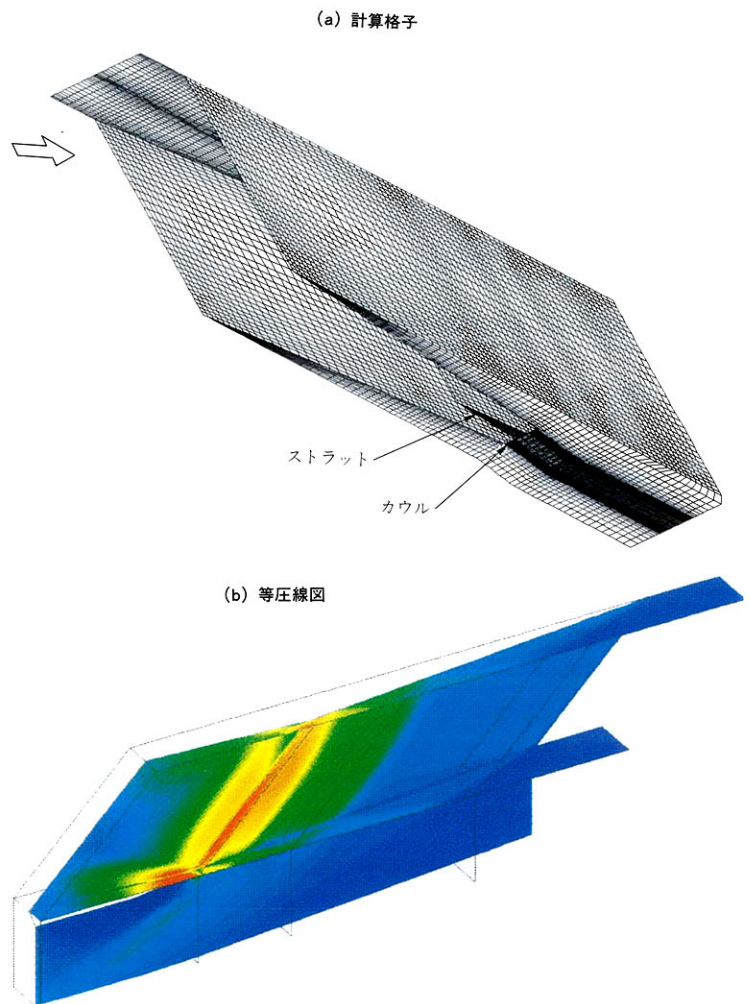
解析対象の Reynolds 数は 10^6 以上で、支配方程式に乱流モデルの導入が必要となる。本解析では、修正 SGS および Cebeci-Smith⁽³⁾ 乱流モデルを用いている。各化学種の拡散は、Fick の法則を仮定し、拡散係数を用いて例えば $\tilde{u}_i = -D(\nabla n(f_i))$ のように表わされる。燃焼と流れの時間スケールの差が、流速が大きくなるにつれて減少するため、有限反応率を考慮した反応モデルが必要となり、5成分2総括反応モデル⁽⁴⁾など数種類の燃焼モデルを組み込んで検証テストランを行なっている。また各ガス種は完全気体を仮定し、 $p = \rho \left(\sum_i \frac{R}{M_i} T \right)$ とする。 C_p は温度の5次関数として扱われている。

3. スクラムジェットエンジン要素内の流れ解析例

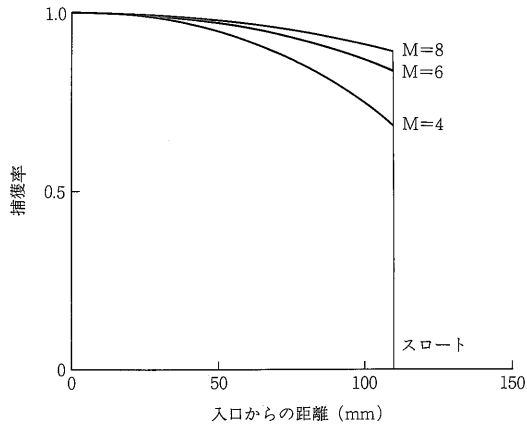
3.1 インレット流れ解析

インレットは、機体前方に発生するバウ衝撃波を通過した超・極超音速気流を捕獲、圧縮し、燃焼器に送り込む。流入気流全温は、飛行マッハ数8で約3000Kにまで達するため、亜音速まで減速圧縮することはせず、側壁や機体表面上壁から発生する斜め衝撃波により空気を圧縮し、水素燃焼をさせるに必要なだけ温度上昇させ、超音速状態のまま燃焼器に空気を送り込む。インレットの解析は、各飛行マッハ数の空気の圧縮比や捕獲率（インレット入口断面を通過する空気のうち燃焼器に送り込まれる空気の割合）や圧力損失の推定や、衝撃波の固体壁入射によるホットスポット位置の予測をするとともに、インレット内に起こっている流れの様子を調べるために行なわれている。

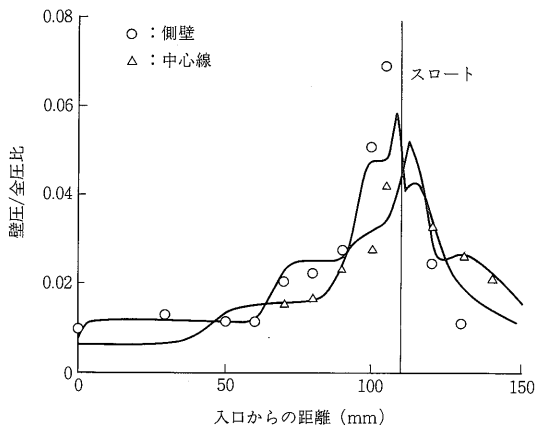
AIKOF を用いて非粘性解析されたインレット内の流れの様子を計算格子とともに第2図に示す。インレット形状は NASA Langley モデルである。両側壁から発生する衝撃波が交差していくなかで圧力が上昇しており、カウル上面からも衝撃波が発生している様子がとらえられている。スロート付近でもっとも圧力が上昇しているが、スロート上壁面付近はカウル付近に比べ圧力が低いことがわかる。第3図は、飛行マッハ数 ($M=4, 6, 8$) での空気捕獲率の変化の様子で、縦軸は捕獲率を表わし、横軸は検査面のインレット先端から



第2図 インレット流れ解析
Fig. 2 Inlet flow calculation



第3図 空気捕獲率の変化 (ラングレーモデル)
Fig. 3 Capture ratios (Langley model)



第4図 中央面と側壁の圧力分布 (マッハ数: 4)

Fig. 4 Pressure profile on top and side walls (mach number: 4)

の距離である。飛行マッハ数が上昇するにつれ捕獲率も上昇することがわかる。

解析対象は、飛行マッハ数4の状態では風洞実験⁽⁶⁾が行なわれており、その結果と壁圧分布について比較を行なった。計算値は実験値と全般的に良く一致しているが、スロート付近で実験値より圧力上昇を低く見積もっている。実験では、上壁にかなり厚い境界層が発達し側壁からの衝撃波との干渉が発生しているため、粘性解析が必要となる。第4図は、粘性解析による中央面の圧力分布結果であるが、上壁付近で衝撃波と境界層の強い干渉のあることがわかる。

3.2 超音速流中への垂直噴射解析

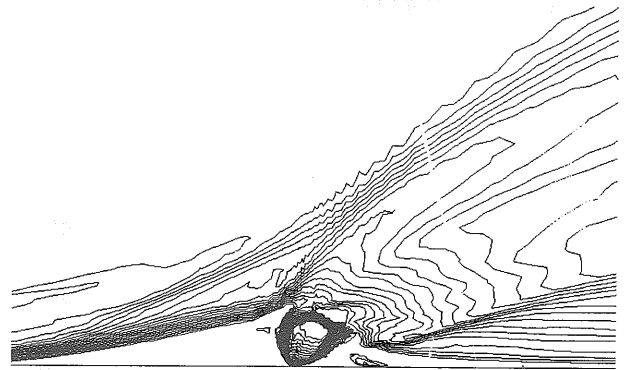
スクラムジェットエンジン燃焼器内での流入空気と噴射燃料の混合制御は、エンジン開発上の重要技術の一つである。燃料の噴射混合による流動損失は、低速ジェットエンジンに比べ重大であり、また燃焼器内のガス滞留時間が短いため、混合・燃焼距離がエンジンスケールを決定する大きな要因となり、燃料の混合促進は高飛行マッハ数になるほど、重要な問題となってくる。過去に、超音速流中における乱流混合について多くの研究⁽⁶⁾が1960年代からなされてきたが、主流中に対する横断噴射流は、衝撃波や境界層との干渉をとめない解析的取扱いが非常に困難となり、現象は実験結果に基づいて大まかに予測されるにすぎない。

はじめに、マッハ数4の主流中にスロートから音速でガスを噴射させた場合の2次元噴射の解析結果⁽⁷⁾を第5図に示す。主流の入口条件は、マッハ数3.67、静温294 K、全圧1.2 MPa {12.2 kgf/cm²}であり、上流境界層は約3 mmの厚みがある。噴射前方にはバウショックが発生し、前方境界層は剝離している一方、噴射ガスは膨

張したのちマッハディスクを介して圧力回復を行なっている様子がとらえられている。第6図は同じ条件のもとでの風洞実験によるシュリーレン可視化写真であるが、解析結果のような流れ場となっている。

つぎに、円孔からの3次元直噴射の解析結果^{(8),(9)}を示す。主流条件は、2次元噴射のものと同様で、底面、壁面の境界層の厚さは、6 mmとした。噴射流の全圧を変化させ、主流との全圧比0.18, 0.51の場合について解析を行なった。

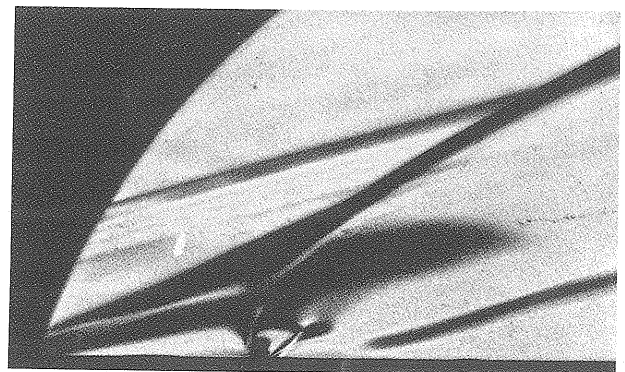
第7図-(a)に、流速ベクトル分布を示し、第7図-(b)にはマッハ分布を示す。各図に表示している面は、対称境界面と、底面から一つ上側の面である。対称面の解析結果は、2次元噴射流と同様な衝撃波、はく離などのフローパターンが得られている。しかしながら、本計算結果は2次元の場合と異なり、噴射前方のバウ衝撃波は噴流



(注) 圧力比: 0.5

第5図 等マッハ線図

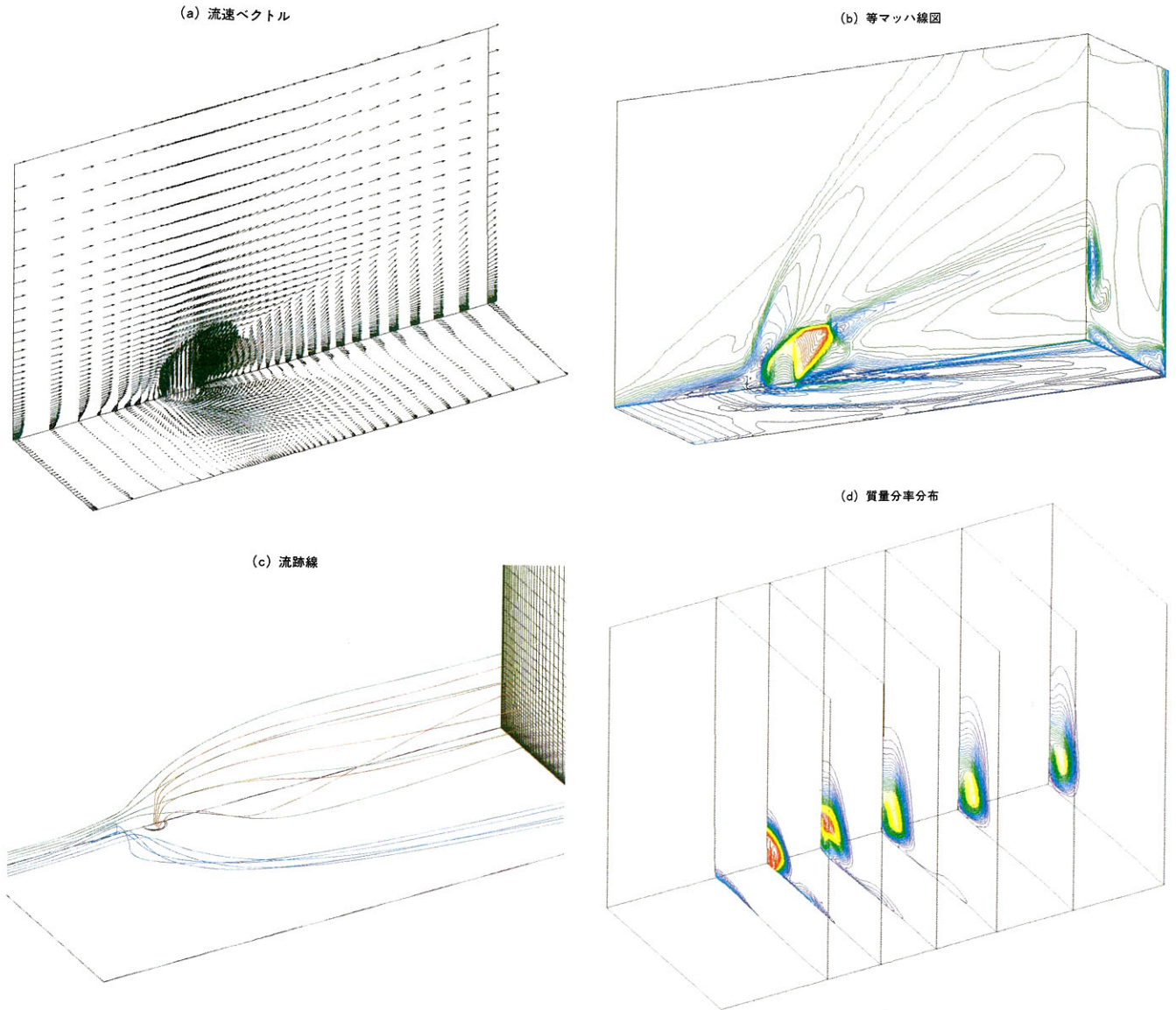
Fig. 5 Mach contour of two-dimensional injection



(注) 圧力比: 0.5

第6図 スロートからの2次元噴射のSchlieren写真とそのスケッチ

Fig. 6 Schlieren photograph and its sketch of two-dimensional injection



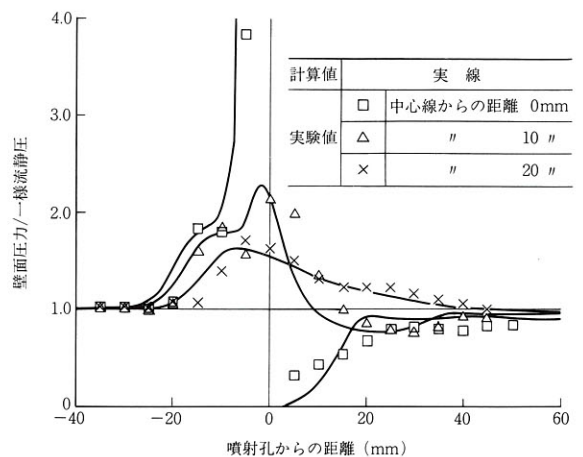
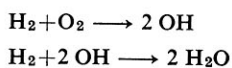
第 7 図 円形噴射孔からの垂直噴射解析結果
 Fig. 7 Results of transverse injection from a circular hole

側面付近で大きく湾曲して 3 次元の構造をとる。噴射孔上流では再循環域とそれともなうセパレーションショックを形成している。第 7 図-(c) に、主流と噴射流の軌跡を示す。噴射前方逆流域に取り込まれた境界層内の流体は、渦を形成しながら側方へ噴流を回り込み、下流へ向かう。噴流は縦渦を形成し、主流を取り込みながら拡散している。第 7 図-(d) は、測定部各断面での噴射流の質量分率を示す。

3 次元結果も風洞試験による結果との検証を進めており、第 8 図に底面壁圧分布を示す。3 本の線は、対称線上とそこから 10 mm、20 mm 離れた所の圧力分布であり、実験値とかなり良く一致していることがわかる。

3.3 圧縮コーナにおける予混合超音速燃焼解析⁽¹⁰⁾

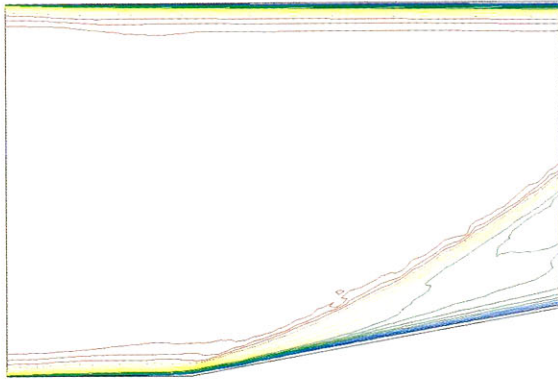
マッハ数 4、温度 900 K、圧力 100 kPa {1 atm} で燃料当量比 1.0 の水素空気予混合ガスが、10 度の圧縮コーナに発生する衝撃波後方で燃焼する様子のシミュレーションを行なった。燃焼モデルは、以下の 2 反応を考慮した Rogers, Chinitz らの総括反応モデルを用いた。



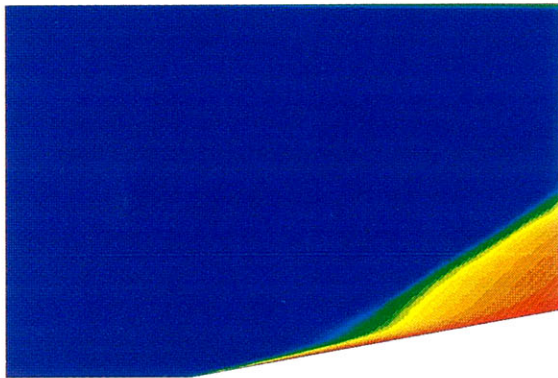
(注) 圧力比: 0.18
 主流マッハ数: 3.67

第 8 図 円形噴射孔まわりの壁圧分布
 Fig. 8 Wall pressure around injection hole

(a) 等マッハ数



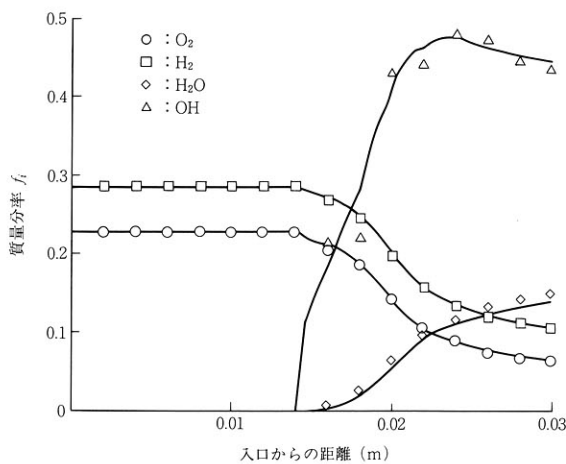
(b) H₂O 質量分率



(注) 主流マッハ数: 4
10° コーナー

第 9 図 圧縮コーナーでの予混合超音速燃焼

Fig. 9 Premixed supersonic combustion on compression corner



(注) 当量比: 1.0
マッハ数: 4.0

第 10 図 化学成分の質量分率分布

Fig. 10 Mass fraction profile of chemical species

上記化学種に加え、不活性ガスとして窒素を考慮している。境界条件として、壁面は断熱・非触媒性壁、出口では諸量を外挿した。

第 9 図-(a) はマッハ数分布、第 9 図-(b) は H₂O の質量分率を示す。衝撃波からやや遅れて着火が起こり、しだいに反応が進んでいく様子がとらえられている。この結果を検証するために、他の研究者による解析結果⁽¹¹⁾ との各化学種の分布の比較を行なった結果を第 10 図に示す。縦軸は底面から約 13 mm 離れた位置での質量分率であり、横軸は流れ方向の位置であり、本解析結果は Chitsomboon らの結果と良く一致している。

3.4 スクラムジェットエンジン内の流れ解析

NASA の提案している燃焼器入口部分に燃料噴射ストラットを考慮した矩形スクラムジェットエンジン⁽¹²⁾ (第 1 図) について、流れ場を 2 次元流れ場として取り扱い、その超音速空力混合を調べた。解析条件は、噴射圧比 0.11 (動圧比 1.3)、主流マッハ数 5、Reynolds 数 5×10^7 、噴流マッハ数 1 である。乱流モデルは、Baldwin-Lomax 乱流モデルを用いた。第 11 図に本解析による等マッハ数分布を示す。スロート部付近で、マッハ数 2.5 程度まで減速圧縮され、ダイバージェントノズル部で加速されていることがわかる。第 11 図-(a) のマッハ数と第 11 図-(b) の等圧力線図は壁付近での境界層の発達を示している。また、ストラット付近では、乱流境界層と衝撃波との干渉が生じており、噴流によるバウショックのため、流路が狭められているのがわかる。

また、第 11 図-(c) に流速ベクトルを示す。インテーク側壁、ストラット前縁から衝撃波が発生し、スロート部よりやや上流で、乱流境界層と干渉しはく離を引き起こしている。

以上、本解析結果は衝撃波パターン、境界層との干渉や噴流によるバウショックなど、スクラムジェットエンジン内のフローパターンの特長を再現でき、類似の解析結果と対応するものであった。

4. 結 言

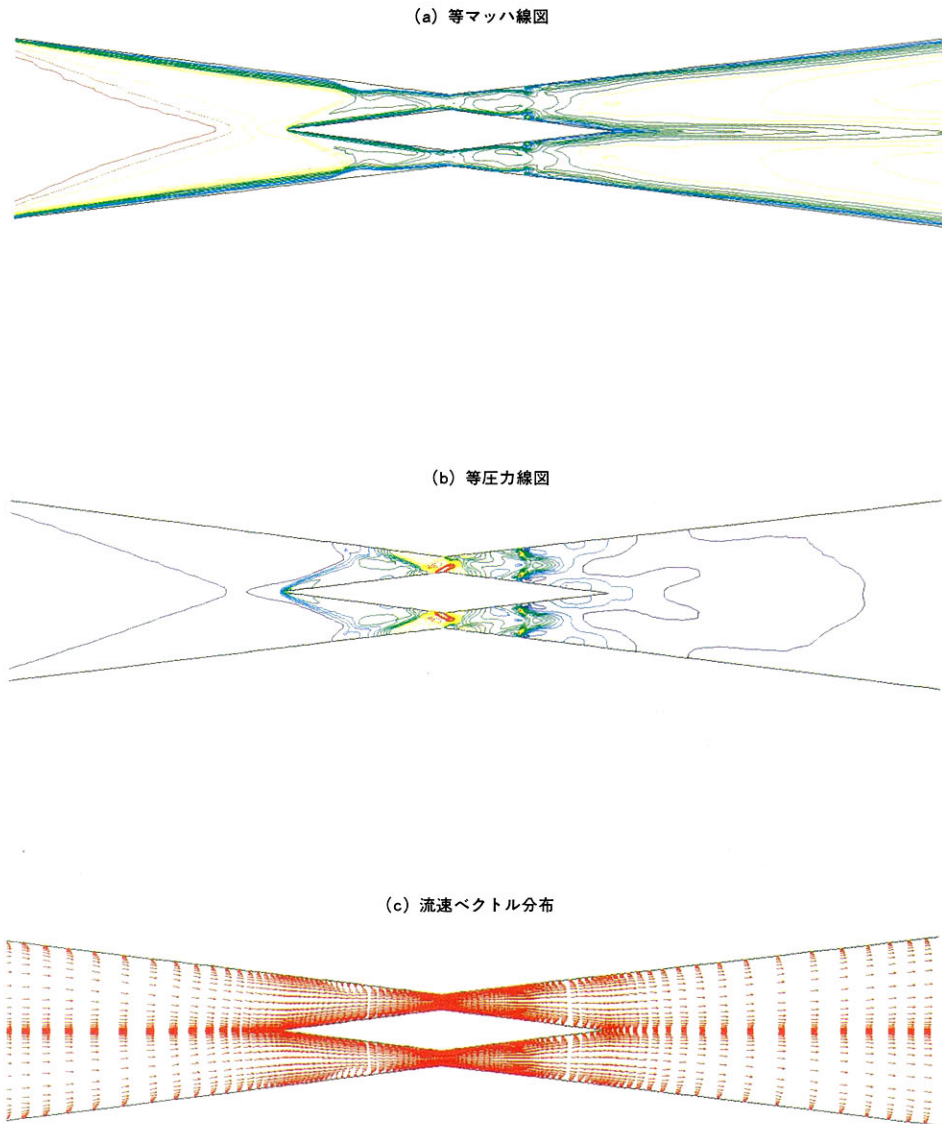
スクラムジェットエンジン内の熱流動を解析するためのシミュレーションコード: AIKOF の開発を行なった。本コードは、化学反応を含む流れ場を一般座標系を用いて解析することが可能である。実験値や他の計算結果との比較により検証を進めた結果、それらと良く一致しており、本コードの妥当性が示された。

今後、噴射拡散燃焼解析についてもシミュレーションとその検証を進めていくとともに、解離を考慮した化学反応モデルの組み込みや、乱流モデルの改良により、より精度向上をはかる予定である。

一方、各モジュールの解析が進んでいくなかで、モジュール間の干渉を調べていく必要があると思われる。計算機能力を考慮しながら複数モジュールにまたがる大規模解析を行なうことを検討していく。

参 考 文 献

- (1) C. McClinton, R. Bittner and P. Kamath: CFD Support of NASP Design AIAA-90-5249 (1990)
- (2) H. C. Yee and A. Harten: Implicit TVD Scheme for Hyperbolic Conservation Laws in Curvilinear Coordinates AIAA Paper No. 85-1513 (1985)
- (3) T. Cebeci and A. M. O. Smith: Analysis of Turbulent Boundary Layers Academic Press (1974)
- (4) R. C. Rogers and W. Chinitz: On the Use of a Global Hydrogen-Air Combustion Model in the Calculation of Tur-



第11図 スクラムジェットエンジン内の流れ

Fig. 11 Flow field in SCRAM jet engine

- bulent Reaction Flow AIAA Papers No. 82-112 (1982)
- (5) T. Kanda, T. Komuno, G. Masuya, K. Kudo, A. Murakami, K. Tani, Y. Wakamatsu and N. Chinzei: Mach 4 Testing of Scramjet Inlet Model AIAA Paper No. 86-2680 (1986)
- (6) F. W. Spaid and E. E. Zukoshi: A Study of the Interaction of Gaseous Jet's from Transverse Slots with Supersonic External Flows AIAA J. Vol. 6 No. 2 (1968. 2) pp. 205-212
- (7) 河合理文, 安藤安則, 池田英人, 藤森俊郎, 大森保紀, 麻生茂: 超音速燃焼器にをける空力混合の基礎研究 日本ガスタービン学会誌 Vol. 18 No. 71 (1990) pp. 80-85
- (8) T. Fujimori, M. Kawai, Y. Ando, H. Ikeda, A. Ohmori, S. Aso and M. Fukuda: Numerical Prediction of Two and Three Dimensional Sonic Gas Transverse Injections into Super Sonic Flow AIAA Paper No. 91-415 (1991)
- (9) 藤森俊郎, 河合理文, 安藤安則, 池田英人, 大森保紀, 麻生茂: 超音速燃焼器における空力混合の基礎研究(その2) ガスタービン学会秋期講演論文集 (1990) pp. 117-124
- (10) M. Kawai, Y. Ando, H. Ikeda, T. Fujimori, Y. Ohmori and M. Fukuda: Numerical Solution of Chemically Reacting Viscous Flows. Proc. Int. Symp. on CFD at Nagoya (1989. 8) pp. 119-125
- (11) T. Chitsomboon, M. T. Surendra: Numerical Study of Hydrogen-Air Supersonic Combustion by Using Elliptic and Parabolized Equations NASA-CR-179800 (1985)
- (12) J. P. Drumond and E. H. Weidner: Numerical Study of a Scramjet Engine Flow Field AIAA Paper No. 81-186 (1981)