ハイブリッド非構造格子法を用いたスクラムジェット内部流の数値解析*

小寺 正 敏^{*1}, 五十嵐 康隆^{*1}, 中 橋 和 博^{*2}
荏 田 丈 士^{*3}, 平 岩 徹 夫^{*3}, 三 谷 徹^{*3}

Numerical Analysis of Scramjet Internal Flow by Hybrid Unstructured Grid Method

Masatoshi KODERA, Yasutaka IGARASHI, Kazuhiro NAKAHASHI,
Takeshi KANDA, Tetsuo HIRAIWA and Tohru MITANI

Computations of internal viscous flow fields of scramjet models were conducted at inflow Mach number of 3.4 and 5.45. An unstructured hybrid grid method was used to compute the scramjet models with and without a short strut. The numerical method to solve the Navier-Stokes equations on the hybrid grid was developed using a finite volume cell vertex scheme and the LU-SGS implicit time integration algorithm. The computational results revealed that a thick subsonic region did not exist in the combustor near the top wall at Mach number 5.45. It was a favorable feature to avoid the engine unstart. With the strut, relatively low velocity regions became larger and the down wash flow toward the cowl behind the step became strong. The overconcentration of the fuel toward the top wall during the weak combustion was found in the experiment. The reason of it was realized that the airflow near the injector was turned to the top wall due to the small influence by the combustion in the experiment.

Key Words: Numerical Analysis, Supersonic Flow, Internal Flow, Propulsion, Hybrid Unstructured Grid Method, Scramjet Engine

1. 緒 言

宇宙輸送機などに搭載されることを目的としたスクラムジェットエンジンの研究が近年盛んに行われている⁽¹⁾。しかしながら、エンジン内の流れが高速で周囲が壁面で囲まれているため、その複雑な現象を実験によって詳細に解析することは非常に困難である。それゆえ、高性能なエンジンを開発するためには数値流体力学(CFD)の技術の適用が欠かせない研究手法といえる。

現在のCFDの多くは流れ場を離散化するにあたり構造格子を使用し、ナビエ・ストークス方程式を解くことに対して効率的なアルゴリズムが開発されてきている。しかし、このような既存の構造格子CFDを用いた場合、三次元の複雑形状に構造格子を生成するのが非常に困難な状況になっている。スクラムジェットエンジンは矩形であるため比較的単純な形状ではあるが、それでも三次元の格子生成を行うにあたっては領域分割を行わなければならない、多くの作業時間が必要

になってくる。また、スクラムジェットの形状では構造格子の特異点がしばしば生じ、特に高レイノルズ数、高マッハ数流れに対して計算を困難にしている。したがってCFDを実機形状に適応していくには、複雑形状に対してより効率的で柔軟に対応できる計算手法が求められる。

近年、複雑形状に対する柔軟性と解適合格子の容易性から、非構造格子の使用が多くなりつつある⁽²⁾。高レイノルズ数流れに対しては、粘性域にプリズム格子、その他は四面体格子からなるハイブリッド非構造格子が乱流境界層を解くうえで精度、効率の両面で非常に有効であることがいわれている⁽³⁾。

そこで今回の研究では、新たに開発されたハイブリッド非構造格子法⁽⁴⁾をスクラムジェット内の化学反応を伴わない空気流に適用して流れ場の解析を行う。計算結果は航空宇宙技術研究所角田センター(NAL角田)で行われている実験値⁽⁵⁾と比較される。

ここで今回の研究の目的を明確にするため、実験において次のことが確認されていることをあらかじめ述べておく。

(1) マッハ数3.4のケースでエンジンの不始動が起りやすかった⁽⁶⁾⁽⁷⁾。

(2) マッハ数5.45のケースにおいて弱燃焼

* 原稿受付 1998年10月30日。

^{*1} 東北大学大学院 (☎980-8579 仙台市青葉区荒巻字青葉01)。

^{*2} 正員、東北大学工学部。

^{*3} 航空宇宙技術研究所 (☎981-1525 角田市君萱字小金沢1)。

E-mail: koderam@polestar.kakuda-splab.go.jp

(Weak Combustion)と強燃焼(Intensive Combustion)といわれる二つの燃焼モードが確認された⁽⁵⁾。そしてストラット(2章のエンジン形状の箇所で説明する)がある場合のみ強燃焼が発生していた。

(3) マッハ数5.45のケースでストラットを装着して弱燃焼状態になった場合に、燃料がノズル出口において均一に広がらずに天板(Top Wall)側の領域に偏って分布していた⁽⁸⁾。

今回はこれら三つの項目についてその原因となりうる流れ構造の知見を得ることを目的とする。

2. エンジン形状

今回用いたエンジン形状は流路断面が矩形で、側板(Side Wall)を変形させインレット部で圧縮、ノズル部で膨張させる形状である(図1)。このエンジン形態はNAL角田の試験設備 Ramjet Engine Test Facility (RJTF)における種々の実験で使用されているものである。この実験では強燃焼(Intensive Combustion)を起こすためにエンジン内部の天板上にストラットといわれるフィン状のものを装着している。今回用いた形状はストラットの高さがエンジン高さ H の $1/5$ (Short Strut)となっている。インレットの側板前縁はエンジンの始動性をよくするため 45° の後退角が付いており、インレットの入口面積と出口面積の比である収縮比は約3である。インレットと燃焼器の間には燃焼器の背圧がインレットの流れに影響を及ぼさないために分離部(Isolator)と呼ばれる緩衝帯を設けている。分離部と燃焼器の境界では保炎のための後向きステップがある。燃料は側板より垂直に噴射されその噴射孔はステップより 30 mm 下流にある。また着火装置が取付けられ、ステップよりわずかに上流側の天板に位置している。

図2は図1の壁面上の格子とある断面における空間格子である。非構造格子であればこのようなストラットがある複雑な形状でも、領域分割の不必要な単一の格子を容易に生成することが可能である。一方で構造格子を形成する場合には領域分割をしなければならず、計算を不安定にする要因の一つになる格子の特異点も存在する。また分割する場所や隣り合う領域の境界条件の設定など余分な作業が増加してしまう。

3. 計算方法

3.1 計算アルゴリズム 支配方程式としてレイノルズ平均三次元 Navier-Stokes 方程式を解く。以下にその式を積分形で示す。

Fig. 1 Scramjet engine configuration

Fig. 2 Surface grids and cut views of hybrid grid

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} Q dV + \int_{\partial\Omega} [F(Q) - G(Q)] \cdot n dS = 0 \quad \dots\dots\dots (1)$$

ここで $Q = [\rho, \rho u, \rho v, \rho w, e]^T$ は保存量ベクトルで、 ρ は密度、 u, v, w はそれぞれ x, y, z 方向の速度成分、 e は全エネルギーである。ベクトル $F(Q)$ と $G(Q)$ は非粘性および粘性流束を示し、 n は検査体積 Ω の境界面 $\partial\Omega$ に外向きの垂直ベクトルである。この連立方程式は完全気体の状態方程式によって閉じられる。

式(1)を離散化するにあたっては Cell Vertex 有限体積法を適用する。また、流束の計算には風上差分法の一つである HLLEW 法⁽⁹⁾を用いる。高次精度で単調性を維持するための制限関数は収束性に優れた

Fig. 3 The shape of unstructured grid near the wall

Venkatakrishnan⁽¹⁰⁾ のものを使用する。時間積分には陰解法を用いて計算時間の短縮を図る。その場合非構造格子に対応できるように改良された LU-SGS 法⁽⁴⁾を適用する。

格子は図 3 のように境界層の粘性底層に格子点を数点分布させるために物体近傍ではプリズム格子、その他は四面体格子で構成されているハイブリッド非構造格子を使用する⁽³⁾。

乱流モデルは、Goldberg-Ramakrishnan(G-R)一方程式乱流モデル⁽¹¹⁾を用いる。

ソルバーおよび乱流モデルの検証は超音速流れ中での対称鋭角フィンの形状を用いた衝撃波/乱流境界層干渉の問題で行われた⁽¹²⁾。

3・2 計算条件 今回緒言で述べた三つの項目 (a), (b), (c) を調べるにあたって用いたマッハ数とエンジン形状(ストラットの有無)を表 1 に示す。

そしてそれぞれのマッハ数に対する計算条件の詳細を表 2 に示す。これらは NAL 角田で行われた実験の条件と一致させている。

ここで、レイノルズ数の代表長さはインレット入口高さである。 δ_∞ はインレット入口に流入する機体下面の境界層の厚さで、インレット高さで無次元化された値である。スクラムジェットエンジンは機体下面で圧縮された空気を取り入れるために機体下面に接しており、ある厚さの境界層がエンジンに流入することを実験で想定している。また、 T_{wall} は等温壁を仮定した場合の壁面温度である。

空気は理想気体とし、比熱比は 1.4 とした。

3・3 境界条件 計算領域はエンジン内部および、対称面の片側のみとする。インレット入口面を流入境界とし、流入条件として厚さ δ_∞ の境界層を与える。このとき境界層内の各保存量には、あらかじめ二次元平板を計算してスパン方向に一定にした値が与えられる。流出境界はノズル出口面とし、流出条件として上

Table 1 Mach No. and configurations

	Mach No.	Short Strut?
(a)	3.40	No
	5.45	
(b)	5.45	Yes
		No
(c)	5.45	Yes
		No

Table 2 Computational conditions

Mach No.	3.40	5.45
Reynolds No.	2.752E6	2.252E6
$\delta_\infty(z/H)$	0.125	0.23
T_{wall} (K)	300.	300.

Table 3 Details of grid

	A	B	C
G1(Without Strut)	281	307194	2.E-5
G2(Without Strut)	393	586568	2.E-5
G3(With Strut)	281	318099	2.E-5

A: Spanwise points along side wall center line,

B: Total points, C: Minimum space

Fig. 4 Comparison of C_f distribution along the side wall center line

流から内挿した値を与える。壁面は No-Slip 条件を与え速度零とし、等温壁を仮定する。カウル上流の開口部(空気がカウル前方で漏れ出る面)でも流出条件を与える。

3・4 格子の詳細 今回作成した格子のうちおもな 3 種類の詳細について表 3 に示す。

G1 はストラットが装着されない形状に対して作成したものである。側板中心線に沿って流れ方向に 281 点分布している。G2 は流れ方向の点分布を G1 の約 1.4 倍に増加させたものである。図 4 に G1 と G2 の格子で計算して得られた摩擦係数分布について比較し

たものを示す。G1とG2で違いは見られず、流れ方向の点分布はG1で十分であることがわかった。したがって、以後G1の格子を用いて得られた結果を示す。G3はストラットを装着した場合の格子である。表面格子点分布はほぼG1と同じである。

壁に垂直方向については、壁面一つ離れた最小格子幅(Minimum space)を $2.E-5$ にした。このときの y^+ はマッハ数5.45のケースでは最大2.5, 平均1.5であった。また、マッハ数3.4については最大3.2, 平均2.2であった。

3.5 計算精度と計算時間 図5にマッハ数5.45の条件でストラットなしの形状での側板中心線上の壁圧分布について、計算値と実験値⁽⁹⁾を比較したものを示す。計算値は実験値に定性的に一致している。また、定量的には、ステップ背後(図5の横軸850 mm付近)において、乱流モデルの問題ではなく離れを正確にとらえられていないためか圧力のピーク値が合わないが、その他はおおむね一致している。マッハ数3.4に

Fig. 5 Wall pressure distribution along the side wall center line

Fig. 6 Oil flow patterns on the side wall (With strut)

についてはほぼ実験値と一致した⁽¹³⁾。次に図6においてストラット装着時における側板上のオイルフロー図を計算値と実験値について示す。図6でも両者は定性的に一致している。

格子生成にかかる時間は、G1の格子については、SGI製Indigo 2ワークステーションを用いて、境界面および物体面上に形成する表面格子の生成に約3hかかった。表面格子を生成した後は半自動的に空間格子を生成することができ、約1hかかった。したがって合計約4hかかった。

計算時間はG1の格子のケースで、NEC SX-4スーパーコンピュータを用いて1繰返し数あたり約14sであった。収束するまでの繰返し数は、計算の初期のほうでクーラン数を大きくとれないことと、残差が一定になった後も境界層内の物理量の変化が一定になるのを待たため、約10000回になった。

4. 流れ場解析の結果と考察

緒言で述べた実験において確認された(a), (b), (c)の項目について、燃焼を考慮しない完全気体を仮定した流れに対して流動解析を行った。結果と考察について次に述べる。

4.1 項目(a)一始動性について 図7はそれぞれ(a)マッハ数3.4と(b)5.45でのストラットがない場合の対称面での等圧線図である。図7にはインレットの上流から流した流線と天板付近に形成されるマッハ数1($M=1$)の線が示されている。

マッハ数3.4の結果と比べると、マッハ数5.45での天板に対する流線の角度が小さいのがわかる。また天板付近の亜音速域(マッハ数1と天板に挟まれた領域)もマッハ数5.45のケースのほうが小さい。一方、

Fig. 7 Flow on the symmetry plane at the inlet

マッハ数 3.4 のケースは天板付近において、インレット出口から分離部を通して燃焼器入口まで厚い亜音速域が広がっているのがわかる。このようにマッハ数 3.4 のケースで亜音速域が下流に沿って急に厚くなるのは、側板前縁から発生した衝撃波がインレット内部で反射する回数が多いからである。

実験では、マッハ数 3.4 のケースでエンジンの不始動が起りやすいことが確認されている⁽⁶⁾⁽⁷⁾。これは燃焼時に燃焼器における圧力上昇が天板付近の厚い亜音速域を通して上流のインレットの流れに伝わり影響を与えるためであると考えられる。これがマッハ数 3.4 のケースで不始動が起りやすい原因の一つである。一方でマッハ数 5.45 のケースでは、計算において燃焼器内で天板付近に厚い亜音速域は見られなかった。この結果、マッハ数 5.45 では不始動が起りにくいことがわかる。これらは実験による知見を裏付けている。

4.2 項目(b)ーストラット装着時について 図 8 に側板前縁に平行な断面上の等マッハ線図をストラットがある場合(図の左半分)とない場合(図の右半分)で示す。図 8 (a) はステップ位置より水平方向に上流に向かって 4 mm の場所での断面で、図 8 (b) はステップよりわずかに下流にある燃料噴射孔を含む断面(ステップ位置より水平方向に下流に向かって 30 mm

Fig. 8 Mach number contours on cross-flow planes parallel to the side wall leading edge

の場所)である。

図 8 (a), (b) の両者で天板付近に主流より低いマッハ数領域が見られ、ストラットがない場合よりある場合のほうが大きくなっている。図 8 (a) でストラットがある場合の結果はストラットの根本(天板と接合している所)で比較的厚い亜音速域が存在することを示している。そしてストラットがない場合よりも、主流より低いマッハ数領域が広がっている。図 8 (b) の断面はステップ背後に形成されるはく離域が再付着する位置の近傍にある。したがってこの付近の流れはステップの角から発生する膨張波の影響を受け、マッハ数の高い領域が図 8 (a) と比べて拡大している。

実験では弱燃焼と強燃焼といわれる二つの燃焼モードが確認されている⁽⁵⁾。そしてストラットがある場合にのみ強燃焼が発生している。計算ではストラットがある場合のほうがない場合よりも主流より低いマッハ数領域が天板付近で拡大している。よってステップ背後のはく離域と燃料噴射孔付近の流れが干渉を起こしやすくなっている。仮にこのような干渉が起こるならば、強燃焼を起こす要因になることが考えられる。

図 9 ではステップ背後に近似的な再付着線をストラットがある場合とない場合で重ねて示している。この線は側板に平行かつ近傍の面上(壁面より格子点一つ分離した距離にある場所: その距離は約 $2.E-5 H$) において、ステップに垂直方向のベクトル(図 9 中の V_n) が零になる場所を結んだ線で定義されている。図 9 ではまた、ストラットがあるケースでの側板上の等圧線図も重ねて示されている。

その近似はく離線はステップのあるなしにかかわらずほぼほとんど同じ場所に位置し、天板から流路の中心付近までステップにはほぼ平行になっている。そしてカウルに近くなるとその線は下流に向かってステップから離れていく。これはストラットがない場合は側板前縁からの衝撃波による圧力上昇の影響を受け、スト

Fig. 9 Separation regions behind the step on the side wall

ラットがある場合にはそれに加えてストラット前縁からの衝撃波による圧力上昇の影響も受けるためである。

図10はある流路断面上のカウルと側板で囲まれたコーナ付近での速度ベクトル図をストラットがある場合とない場合で示している。この断面は燃料噴射孔を含む場所に位置し、側板前縁と平行になっている。図10ではカウルから流路高さの1/10くらいの高さまで示されており、カウルにいちばん近い燃料噴射孔も含んでいる。

図10から、ストラットがある場合のほうがない場合よりも側板近くでのカウルに向かう流れ(図の下に向かう流れ)が強くなっているのがわかる。このカウル方向に向かう流れはストラット前縁から発生する衝撃波によって生じている。カウルと側板のコーナに形成される渦もストラットがある場合に拡大している。この影響で図8(b)に示されているカウルと側板のコーナ付近では主流より低いマッハ数領域がストラットのある場合のほうがない場合よりも若干大きい。実験において、着火装置による着火がステップ付近の天板上で行われていることから、ステップ背後の側板付近で生じているストラットがある場合の強いカウル向きの流れが、天板付近から火炎のラジカルをカウル付近まで運ぶことが考えられる。カウル付近ではカウル前縁から発生する衝撃波によって高圧力になっており、仮にラジカルがその付近まで運ばれれば、ステップ背後の天板からカウルまでのすべての領域で燃焼が起こ

り強燃焼が促進される。

4.3 項目(c)一ノズル出口での燃料の偏りについて

燃料噴射孔付近からの流れがどのように下流に流れるのかを観察するために、その付近から流線を通して見た。図11(a)は側板の燃料噴射孔からの高さが2mmから流線を通したものをストラットがある場合とない場合の両ケースについて示す。ちなみに異なる高さで流した場合でも2mmの場合と同じような様子が見られた。また、図11(b)に図11(a)の場合より上流のステップ背後のはく離渦に含まれる場所から同じ高さで流した流線も示す。

図11(a)で見られるようにストラットの有無にかかわらず、流路が末広がりになっていて膨張波が発生するため、流線は下流に行くに従って天板方向に接近している。図11(b)も図11(a)と同様の傾向になっている。しかし、図11(b)では流路の中間の高さからカウルまでの領域で、流線がその始点からステップ背後のはく離渦領域の中を通過してカウルに向かい、カウルに到達した後カウル壁面に沿って下流に向かっていく様子が見られる。

実験ではストラットを装着して弱燃焼状態になった場合に、燃料がノズル出口において均一に広がらずに天板側の領域に偏って分布していた⁽⁸⁾。このことより燃料噴射孔から噴射された燃料が、弱燃焼状態のために燃焼の影響をほとんど受けずに、図11(a)で示された流線と同じ経路でノズルまで到達したことがわかる。また、図11(b)より弱燃焼状態では燃料がステッ

Fig. 10 Flow at the corner of the side wall and the cowl behind the step (velocity vector)

Fig. 11 Streamlines downstream of the step

ブ背後のはく離域に取り込まれていないこともわかる。なぜなら実験では図 11(b)のようにノズル出口でカウル側にも燃料が運ばれていないからである。仮に燃料の流れの経路が図 11(b)で示された流線のようなのであれば、燃料はステップ背後のはく離域に取り込まれて空気との混合が促進されている可能性がある。そしてカウル近傍の高圧力領域に燃料が運ばれて燃焼が促進される。

5. 結 言

ハイブリッド非構造格子法を用いてスクラムジェットエンジン内の流動解析を行い、次の結果を得た。

(1) マッハ 3.4 の条件で見られた燃焼器内における天板付近の厚い亜音速域は、マッハ 5.45 の条件では見られなかった。このことから、よりマッハ数が高いケースではエンジンの不始動は起こりにくいことがわかった。

(2) ストラットがエンジン内に装着された場合、ステップの背後で天板からカウル方向に向かう流れが強くなることが観察された。

(3) 実験において観察されていた弱燃焼時の天板側に燃料が偏る傾向は、燃料噴射孔付近の流れが天板側に向かうことが原因であることがわかった。

文 献

- (1) Kumar, A., Singh, D. J. and Trexler, C. A., Numerical Study of the Effects of Reverse Sweep on Scramjet Inlet Performance, *J. Propul. Power*, 8-3 (1992), 714-719.
- (2) Lee, R. A., Hosangadi, A., York, B. J., Sinha, N. and Dash, S. M., Applications of an Unstructured Solver to Reactive, Multiphase Plume/Propulsive Flowfields, *AIAA Paper*, 96-2955 (1996).
- (3) Sharov, D. and Nakahashi, K., Hybrid Prismatic/Tetrahedral Grid Generation for Viscous Flow Applications, *AIAA J.* 36-2 (1998), 157-162.
- (4) Sharov, D. and Nakahashi, K., Reordering of 3-D Hybrid Unstructured Grids for Lower-Upper Symmetric Gauss-Seidel Computations, *AIAA J.* 36-3 (1998), 484-486.
- (5) Kanda, T., Hiraiwa, T., Mitani, S., Tomioka, S. and Chinzei, N., Mach 6 Testing of a Scramjet Engine Model, *J. Propul. Power*, 13-4 (1997), 543-551.
- (6) Yatsuyanagi, N., Chinzei, N. and Miki, Y., Initial Tests of a Sub-Scale Scramjet Engine, *Proc. 12th Int. Symp. Air Breath. Engines*, Melbourne, Australia, AIAA, Washington, D. C., (1995-9), 1330-1337.
- (7) Sunami, T., Sakuranaka, N., Tani, K., Hiraiwa, T. and Shimura, T., Mach 4 Tests of a Scramjet Engine-Effects of Isolator, *Proc. 13th ISABE*, Chattanooga, TN, (1997-9), 615-625.
- (8) Sato, S., Izumikawa, M., Tomioka, S. and Mitani, T., Scramjet Engine Test at Mach 6 Flight Condition, *AIAA Paper*, 97-3021 (1997).
- (9) Obayashi, S. and Guruswamy, G. P., Convergence Acceleration of an Aeroelastic Navier-Stokes Solver, *AIAA Paper*, 94-2268 (1994).
- (10) Venkatakrishnan, V., On the Accuracy of Limiters and Convergence to Steady State Solutions, *AIAA Paper*, 93-0880 (1993).
- (11) Goldberg, U. C. and Ramakrishnan, S. V., A Pointwise Version of Baldwin-Barth Turbulence Model, *Comput. Fluid Dyn.*, 1 (1993), 321-338.
- (12) 小寺正敏・中橋和博・Dmitri Sharov, ハイブリッド非構造格子法による 3 次元衝撃波/境界層干渉の数値シミュレーション, *機論*, 64-627, B (1998), 143-148.
- (13) Igarashi, Y., Koder, M., Nakahashi, K., Mitani, T. and Shimura, T., Numerical and Experimental Analysis of Scramjet Internal Flows-Comparative Studies of Engine Drag-, *AIAA Paper*, 98-1512, Norfolk, VA, (1998).