

## スクラムジェットエンジン内に形成される衝撃波の効果に関する考察

佐藤 茂 (宇宙航空研究開発機構角田)、宗像利彦 (日立東日本ソリューションズ)  
石河深雪 (スペースサービス)

## Consideration on Effect of Shock Waves induced in a Scramjet Engine

by

SATO Shigeru, Japan Aerospace Exploration Agency, Kimigaya, Kakuda-shi, Miyagi 981-1525, Japan  
MUNAKATA Toshihiko, Hitachi East Japan Solutions, Honcho, Aoba-ku, Sendai-shi, 980-0014, Japan and  
ISHIKAWA Miyuki, Space Service, Kimigaya, Kakuda-shi, Miyagi 981-1525, Japan

## Abstract

Japan Aerospace Exploration Agency has been investigating scramjet engines in Kakuda Space Center using RamJet Engine Test Facility (RJTF) et al. The engine performance tested at the flight condition of Mach 6 in RJTF showed very important characteristics depending on internal geometry. Above all only the strut height difference causes the difference of transition from weak combustion to intensive combustion. The transition is influenced by the shock waves generated in the engine, so that to capture the factor inducing the intensive combustion can make it possible to establish a concept for engine designing. Therefore authors have been analyzing a lot of data taken in RJTF with the help of CFD and checking phenomena caused by the shock waves in the engine. In the process it is found that the hot area "hot triangle" produced by both cowl shock wave and the strut shock wave can bring the desirable transition. In addition to the above, a theory has been reported that an incident shock wave to the downstream of a fuel injector can contribute flame holding in a scramjet engine. In this paper a consideration is described on the effect of relation of fuel injection and incident shock wave on the engine performance. The authors found the corresponding relation in the engine and propose a hypothesis that the hot triangle is effective for the transition to intensive combustion and the relation is effective for holding the intensive combustion respectively.

## 1. 始めに

宇宙航空機 (スペースプレーン) 実現の要とされているのが空気吸い込み型超音速燃焼エンジン (スクラムジェットエンジン) であり、欧米を始めロシア、豪州、中国、韓国など諸国にて基礎的研究から試験飛行まで幅広い研究が進められている。

我が国でも広範に研究が行われており、宇宙航空研究開発機構角田宇宙センターでは航空宇宙技術研究所の時代からラムジェットエンジン試験設備 (RJTF) 等を用いて飛行条件マッハ 4、6、8 等のスクラムジェットエンジン試験を行って来た<sup>(1)~(10)</sup>。この RJTF を用いて行ったスクラムジェットエンジン試験の中でマッハ 6 条件下ではエンジンの内部形状、即ち分離部長さ、ストラット前縁位置、ストラットの高さ等の違いによりエンジン性能が大きく変化することが判明している<sup>(1)</sup>。

このマッハ 6 条件では燃料流量を増す過程において、燃焼が不活発で発生推力も小さい『弱燃焼』から、燃焼が活発で発生推力

が大きい『強燃焼』に飛躍的に移行し、燃料流量の増加と共に発生推力も増加し、やがて発生推力が突如不連続的に 0 になる状態『不始動』に陥るといった特性が現れ、他のマッハ数条件よりも顕著なものであった。

特にストラットの前縁位置を原設計位置よりも若干後退 (エンジン全長 2 m の中で 100mm) させた位置に設置した形態のエンジン試験では、ストラット高さが本来の 1/5 高さの形態では、燃料流量を増やして行くと、不始動直前の大流量で漸く強燃焼に移行し、そして不始動状態から逆に燃料流量を下げて行くと、小流量まで強燃焼を持続するという履歴現象を示した<sup>(1)</sup>。それに対してストラット高さを本来の 5/5 高さとした形態では、燃料が小流量でも強燃焼に移行し尚かつ発生推力の伸びも高いと言う良好な性能を見せ、ストラット高さの違いだけで強燃焼移行性に顕著な差の生ずることが分かった<sup>(1)</sup>。因みに、燃料噴射は何れも側板段差下流位置 12 孔からの垂直噴射である。

尚、本報告ではエンジンに投入した燃料流量に対して発生した推力を『発生推力』と記している。

この特性の違いについてはエンジン内に幾重にも発生する衝撃波等が影響しており、この流れ場を空力的に検討を深めて解明し、強燃焼への移行を促す要因を把握することにより、エンジンにとってより適切な形状を導き出せる可能性があり、更にはエンジン設計の判断材料となる概念を導き出せる可能性がある。

スクラムジェットエンジン燃焼器では、斜め衝撃波を燃料噴流の一定下流に入射することにより燃料の滞在時間が長くなり保炎に資すると言う、中村らの報告<sup>(1)</sup>が有効な視点を提供している。

宇宙機構角田で実施したスクラムジェットエンジン試験結果を基とし、エンジン性能向上の視点に立ち、ストラット等の相対的内部形状に起因する衝撃波相互作用による空力的効果に関して CFD と対比し検討を進めて来た。過去にも諸国によるストラットの空力的効果の研究を踏まえ CFD による部分的検討を行った<sup>(12)</sup>。今回の検討の過程では既にカウル前縁及びストラット前縁に由来する各衝撃波の重なりがエンジン性能の差に影響を及ぼしている詳細『高温三角域』が判明している<sup>(13)</sup>。そして、その判明内容に基づきエンジン内部形状への改善策を検討して来ている<sup>(14-17)</sup>。

本報告では、上記エンジン内に形成される衝撃波が流れ場に作り出す更なる効果について検討した内容を述べる。

## 2. 計算対象及び計算方法

### 2-1 計算対象

計算対象のスクラムジェットエンジンを図1に示す。これは当機構角田ラムジェット試験設備 (RJTF) にてエンジン試験に供した形態<sup>(1)</sup>である。当エンジンは、インレット、分離部、燃焼器、燃焼器拡大部、ノズルより成り、正面断面が幅200mm、高さ250mmで全長が2100mm、全体に45度の後退角を有するものである。矩形断面は両側板、天板、カウルより成る。分離部の出口には側板、天板に後ろ向きの段差があり、側板の段差の下流32mmの所が燃料噴射孔12本の並ぶ位置に当たる。飛行条件はマッハ6相当 (エンジン入口マッハ数5.3)、総温1500K、機体下面境界層込み等とした。この図1はストラットが5/5高さのものを示す。これら条件は当宇宙機構角田で実施したエンジン試験 (試験番号 M6S43等) に対応するものであり、この試験では燃料を小流量側からの増加で良好な強燃焼移行が生じ比較的低い当量比で発生推力1620Nを得たもの<sup>(1)</sup>である。

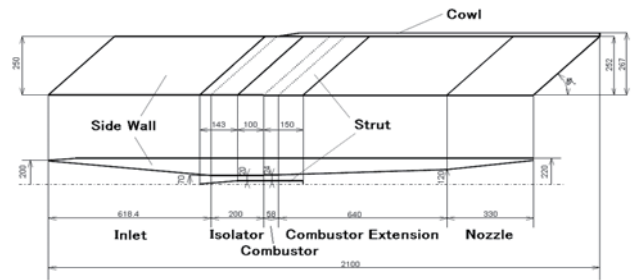


Fig.1 Scramjet engine configuration—both for experiment and CFD.

### 2-2 計算方法

計算格子は構造格子で、最小格子幅はストラット前縁位置の0.1mmである。計算ではエンジン左右中央断面を対称面とする左舷半裁を対象とし、格子数は最大408×113×95 (約438万)、対流項評価の数値流束は AUSM-DV-EF 法、制限関数は最高三次精度、時間積分は陰的解法、乱流モデルは Baldwin - Lomax である。尚、燃料流量は0、等温壁 (275K: 主流温度) 仮定とした。図2に計算領域及び格子を示す。

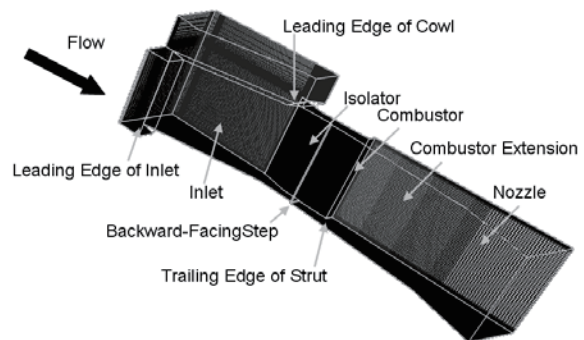


Fig.2 Engine model and computational grids.

尚、数値計算の実行に当たっては宇宙航空研究開発機構角田宇宙センターのスーパーコンピュータ『数値宇宙エンジン』(平成20年度運用終了)、及び同機構の統合スーパーコンピュータ『JSS』を用いた。

## 3. 結果及び検討

### 3-1 高温三角域

図3に CFD 結果から判明した、5/5 高さストラット形態における高温三角域<sup>(13)</sup>を示す。図は、エンジン中程にある後ろ向き段差付近を中心として後上方から見ている鳥瞰図である。左がインレ

ット側、右がノズル側であり、流れは左から右に向かう。カウルの前縁から出ている衝撃波とカウルとに挟まれた三角形の領域に温度の高い領域が見て取れる。図中に白線で囲って示す。これが高温三角域である。特に、後ろ向き段差の下流で燃料噴射孔 12 本が並ぶ位置に 1300K に達する高温領域が現れている。この高温域が効いてこの形態はエンジン試験で高い強燃焼移行性を示したものと考えている。また、この形態はエンジン試験で発生推力の良好な伸びをも示している。

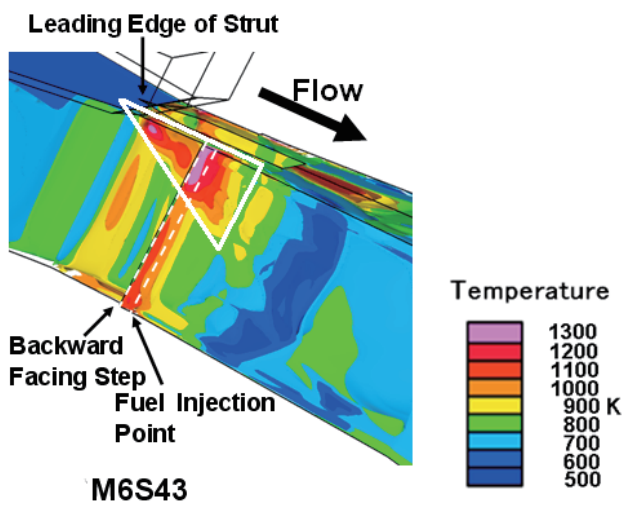


Fig. 3 Hot triangle in case of 5/5H strut (Run no.M6S43).

### 3-2 噴流と衝撃波入射位置の関係性

当計算結果の検討を進めるに際し中村らの考察結果を概説しておく必要が有る。中村らは、主流マッハ数 2.5、全圧 0.5MPa、全温 520~879K の条件下で気体 H<sub>2</sub> 燃料を主流に対して垂直に噴射しその上流及び下流に斜め衝撃波を入射し入射位置を連続的に変化させることで保炎の成否を確認する実験を行った<sup>(11)</sup>。その結果によると、衝撃波を噴射孔の上流側に入射した場合は噴射孔上流側の大きな剥離領域の存在にも拘わらず保炎できなかったが、衝撃波を噴射孔の下流側に入射した場合は保炎（着火且つ保炎）できることが分かった。最も良好とされる位置は中村らの実験条件下では噴流の貫通高さの 7 倍ほど下流と推算され、その 7 倍とは噴射孔下流側の剥離領域内の再循環流における気流の無次元滞在時間を極大とする値である。この中村らの噴流-衝撃波の干渉効果の考察結果を以下『中村説』と略記する。

この中村説に示されている視点を用いて当エンジンの流れ場の詳細を見る。

### 3-3 カウル衝撃波との関連

当機構にて試験を行ったエンジンにおいて燃料噴射孔の下流に如何なる衝撃波が入射しているかを CFD の結果を援用して調べた。供試体エンジンでは、燃料噴射孔は側板の後ろ向き段差部の下流 32mm の箇所等に等間隔で 12 本設置されている。この噴射孔列の周辺には大小様々な衝撃波が入射しているが、その内最もはっきりしているのはカウル前縁から発生している斜め衝撃波（以下『カウル衝撃波』と略記）である。これが上記 12 本ある燃料噴射孔位置に対してどの様に入射しているか具体的に調べた。図 4 に燃料噴射孔周辺の概念図を示す。

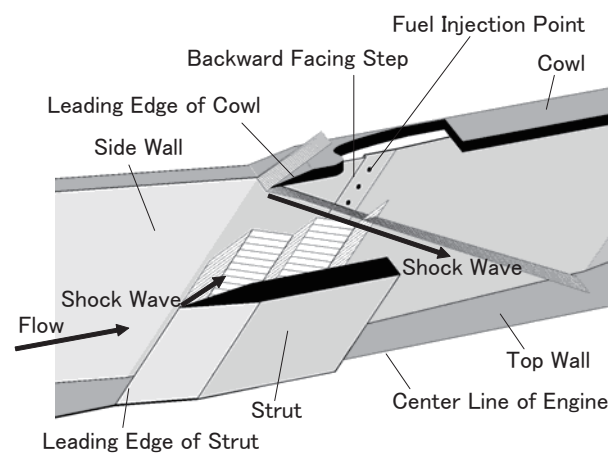


Fig. 4 Conceptual image of flow field around the fuel injection point.

カウル衝撃波がこの噴射孔位置を含む側板に入射する位置を次の図 5 に示す。5/5 高さストラット形態（試験番号 M6S43）では、カウル衝撃波はエンジン軸方向に対して概ね 19.8 度で入射し下流方向に向かうに従いその角度を少しずつ大きくしており、12 本の噴射孔位置に対しては天板から 9 番目と 10 番目（カウルからは 4 番目と 3 番目）の噴射孔の間を通過している。通過点はカウル側からの垂直距離で約 66mm の位置である。図中に噴射孔位置を緑色○印で、カウル衝撃波を赤色線（□付き）で示す。

一方、ストラット高さを本来の高さの 1/5 としたストラット形態（試験番号 M6S40 等）ではカウル衝撃波の入射角が相対的に浅く、しかも天板側に向かって直線的に進んでいる。図中に青色線（△付き）で示す。

これは、1/5 高さストラット形態では、ストラットは天板側に流路の 1/5 高さ（50mm）の所までしか高さが無く、その 1/5 高さストラットの前縁から発生する衝撃波がカウル側に及び難く、カウル衝撃波との干渉が殆ど起きていないからであると考えられる。

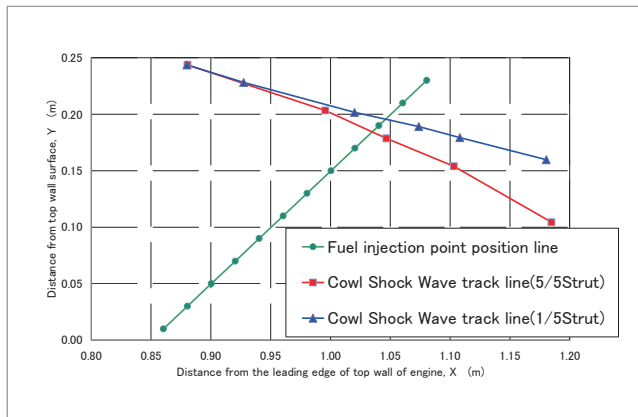


Fig. 5 Relative position of the cowl shock wave and the fuel injection point.

5/5 高さストラット形態においては、このカウル衝撃波に対して上流に位置する噴射孔は1番目の孔から9番目の孔である。衝撃波が噴射孔の下流に位置するほど良いとする中村説からすると、これらのものが該当する。

但し、当方の噴射孔と衝撃波の立体的な関係は中村らの実験のものとは少し異なる。中村らの実験では衝撃波と噴流は交差する位置関係、すなわち衝撃波は噴射孔の上方から斜めに噴射孔面に入射する。当エンジン試験では、カウル衝撃波は噴流と平行の位置関係、すなわち噴流の断面で見れば垂直衝撃波である。

このように相対的な位置関係に違いはあるが、中村説からすると、その要点は入射衝撃波により流れ場の滞在時間が長くなることにある。当エンジンに見られる相対的な位置関係でも滞在時間が極大化すれば、同等の効果を有することになると考えられる。

当方のエンジンで燃料噴射孔 12 本の内衝撃波の入射位置を下流に持つものと上流に持つものとの間に強燃焼移行後の発熱に差が見て取れるか否か確認の必要が有る。そこで、マッハ6条件下で行ったエンジン試験結果の中から熱流束データを見ると、強燃焼移行後の熱流束データにはカウル寄りの箇所で大いなる熱流束分布を示すもの<sup>(18)</sup>が見られる。その中で最大の熱流束値の箇所はカウル衝撃波が燃料噴射孔位置を横切る点の近傍に見出せる。

次の図6は、RJTF 試験で得られた熱流束分布に図5の衝撃波入射位置を重ね合わせたものである。熱流束の計測値はエンジン試験 M6S43、燃料流量 70g/s、強燃焼時のものである。この重ね合わせで見ると、カウル衝撃波の若干上流で熱流束の値の大きな山がある。尤も、気流条件と強燃焼条件ではカウル衝撃波の角度も変わっており、強燃焼条件下では流れのマッハ数が下がることからカウル衝撃波の角度は幾分大きくなるはずである。強燃焼条件下で

このカウル衝撃波がどの位置まで動くか、更にはエンジン壁面境界層との干渉がどの様になるかは細密な計算が必要となるが、衝撃波が入っている近傍で最も良く発熱していることが分かる。

この比較から、この場所すなわち燃料噴射位置と衝撃波の交差する箇所で保炎が為されているとの見方が成り立つ。

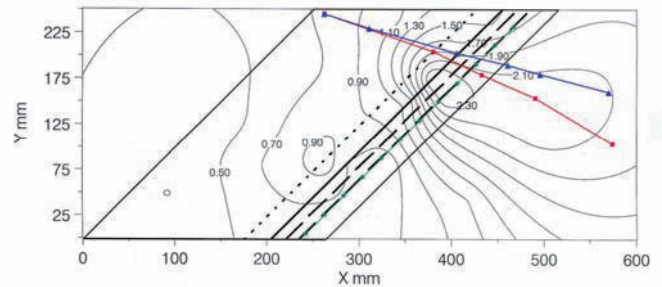


Fig. 6 Heat flux distribution obtained in RJTF engine test and the cowl shock wave position calculated by CFD.

### 3-4 ストラット衝撃波との関連

中村らの実験と同様に噴流と斜め衝撃波が交差する相対関係となるものを当方のエンジン内から探すと、ストラット前縁から発生する斜め衝撃波（以下『ストラット衝撃波』と略記）の方である。但し、この衝撃波は燃料噴射孔位置に直接入射するのではなく、ストラット前縁位置より発生分離部の平行流路内で側板-ストラット側面との間で何度か反射した後に燃料噴射孔の周辺に入射する。加えて、インレット前縁から発する斜め衝撃波やインレット出口、ストラット半頂角終点の各所から発する膨張波とも交差しながら当該箇所に辿り着くので、経路は少々複雑である。

しかし、CFD 結果を用いストラット衝撃波の反射経路を丹念に辿ることにより、燃料噴射孔周辺に入射している状況は把握できる。その状況は図7に平面図で示す。

図7はCFDの結果を用いて密度勾配を色で示したものである。流れの下流に向かって上りとなる密度勾配は赤色に近くなり、逆に流れの下流に向かって下りとなる密度勾配は青色に近づく。密度勾配が0では黄色である。

図7 (a) は、5/5 高さストラット形態のもので天板から 150mm 高さ (=カウル側から 100mm) における断面分布である。左がインレット側、右側が燃焼器側であり、上方の一点鎖線がエンジン中心線、それに接する外形線がストラットの輪郭、下方の外形線が側板の輪郭であり、中央部分に側板段差が見える。

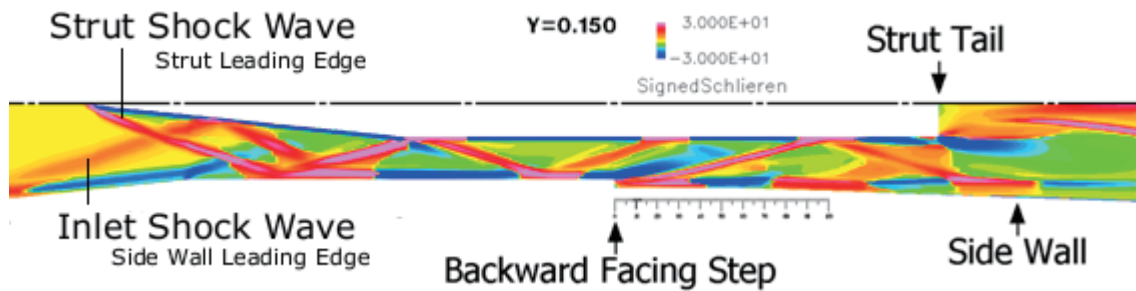


Fig. 7(a) Strut shock wave trail in the 5/5-height strut engine (M6S43) – in plain of 150mm from the top wall.

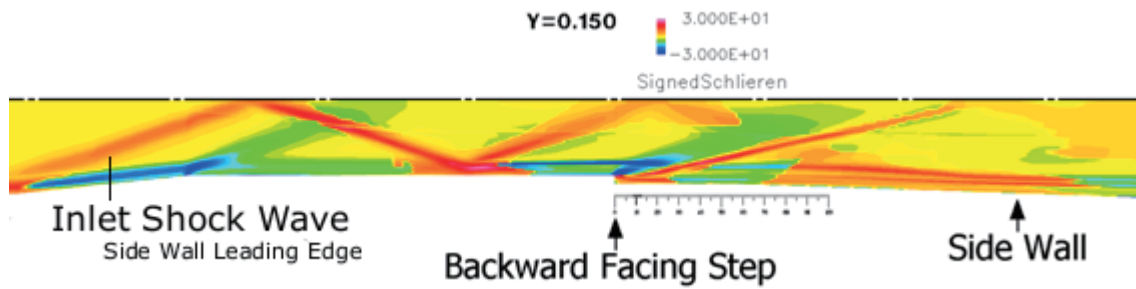


Fig. 7(b) Strut shock wave trail in the 1/5-height strut engine (M6S40) – in plain of 150mm from the top wall.

これによると、噴射孔の下流側に入射するストラット衝撃波が若干見て取れる。図中の段差位置から下流に約 70mm に上り勾配となる箇所がある。経路を遡るとストラット衝撃波であることが確認できる。また、インレット側板前縁からの斜め衝撃波（以下『インレット衝撃波』）も見て取れ、分離部でストラット衝撃波と合流しているかのように見える。

図 7 (b) は 1/5 高さストラット形態のもので同様に天板から 150mm 高さ (=カウル側から 100mm) における断面分布である。但し、ストラットの高さは天板側に 50mm あるのみなので、この断面図には現れない。これも、衝撃波の織り成す形は違うが、後ろ向き段差位置から下流約 70mm の所に密度の上昇部分が見て取れる。但し、これは上流に遡ってみると明らかであるが、インレット衝撃波である。5/5 高さ形態に比べると、全体的に単純で微弱に見える。

### 3-5 噴流とその下流に入射する衝撃波との成す流れ場の意義

強燃焼への移行のしやすさについては、佐藤らはカウルストラット系の成す三次元的衝撃波重畳構造により形成される高温三角域が効いていると考察した<sup>(13)</sup>。(図 3 参照)

この高温三角域の有効性は 1/5 高さストラット形態と 5/5 高さストラット形態の強燃焼移行性の違いから追求し判明したものである。ストラットの高さのみが違うエンジンながら、5/5

高さストラット形態の方が 1/5 高さストラット形態より強燃焼への移行がし易かったことの説明である。

両形態は、一旦強燃焼となってからの燃焼状態の維持については大きな差は無く、特に 1/5 高さストラット形態の方は燃料流量を大流量から小流量に下げた場合にも強燃焼を維持することがエンジン試験<sup>(1)</sup>で確認されている。つまり、保炎しているということである。

このエンジン試験の事実を踏まえると、次のような見方が成り立つ。強燃焼への移行は高温三角域が有効であり、強燃焼移行後の燃焼状態の維持は、噴流とその下流に入射する衝撃波と成す流れの構造が有効である。この見方は本報告では推論の領域に留め置く。今後、衝撃波入射位置各々の微細箇所について滞在時間を調査するなど裏付けを進める必要が有る。

### 3-6 エンジン設計への概念化

本報告では当機構が行ったエンジン試験におけるエンジン内流れ場の詳細を中村らの考察を視点として行ったものであるが、各要素から必然的に発生する衝撃波の役割を検討し概念化する必要が有る。また、燃料噴射孔位置からの流線を追跡し噴射孔位置の配置の適正化に向けて課題を整理する必要が有る。

## 4. 終わりに

飛行マッハ数 6 の条件下でのエンジン性能試験結果を踏まえ、

CFD を援用しエンジン内部の流れ場を精査し、燃料噴射位置と斜め衝撃波入射位置との関係の中村らの噴流－衝撃波の干渉効果の観点から照らし合わせた。当機構エンジンの燃料噴射孔位置に対する衝撃波の入射状況を詳細に把握し設計への概念化に向けた一つの足掛かりを得た。

#### 謝辞

当発表の数値計算には株式会社スペースサービス福井正明氏の支援を得た。紙面を借りて謝意申し上げる。

#### 参考文献：

- 1) 佐藤茂他：スクラムジェットエンジンのマッハ6 燃焼試験－ストラットと分離部の効果について，日本航空宇宙学会論文集，**47** (1999)，pp. 347－382.
- 2) Kobayashi, K. et al. : Supersonic Flow Ignition by Plasma Torch and H<sub>2</sub>/O<sub>2</sub> Torch, J. Propul. Power, **20** (2004)，pp. 294－301.
- 3) 小林完他：M8 飛行条件における改良型水冷スクラムジェットエンジン試験，日本航空宇宙学会論文誌，**51** (2003)，pp. 71－78.
- 4) 三谷徹他：スクラムジェットにおける燃焼律速過程，航空宇宙学会北部支部 1999 年講演会および第9回ラム/スクラムジェットシンポジウム講演会論文集，平成11年3月，pp. 267－272.
- 5) 三谷徹他：スクラムジェット燃焼器における保炎条件，第38回燃焼シンポジウム，平成12年11月.
- 6) 植田修一：マッハ6 条件における多段燃料噴射型スクラムジェットエンジン試験，宇宙航空研究開発機構平成17年度総合技術研究本部・航空プログラムグループ公開研究発表会，平成17年12月7日.
- 7) 平岩徹夫他：空気流中でのスクラムジェット模型内部可視化実験，第38回航空原動機・宇宙推進講演会および第8回ラム/スクラムジェットエンジンシンポジウム講演論文集，平成10年1月，pp. 180－185.
- 8) 五十嵐康隆他：CFD によるスクラムジェットエンジンの着火領域の検討，日本航空宇宙学会北部支部講演会，平成11年3月.
- 9) 小寺正敏他：ハイブリッド非構造格子法によるスクラムインレット内の流れ解析，平成10年1月航空原動機・宇宙推進講演会および第8回ラム/スクラムジェットエンジンシンポジウム講演論文集，平成10年1月，pp. 48－53.
- 10) Ueda, S. et al. : Mach 6 Tests of a Scramjet Engine with Multi-Staged Fuel Injection, AIAA Paper 2006-1027, 2006.
- 11) 中村寿他：衝撃波の入射位置が壁面燃料噴射場における燃焼と流れ場に及ぼす影響，日本航空宇宙学会論文集，**55** (2007)，pp. 125－129.
- 12) Hasegawa, S. et al. : Aerodynamic Analysis of Scramjet Engines under the Flight Condition of Mach 6, AIAA Paper 2002-5128, 2002.
- 13) 佐藤茂他：スクラムジェットエンジン内でストラットが形成する衝撃波の効果に関する考察，日本航空宇宙学会北部支部講演会，平成21年3月.
- 14) 佐藤茂他：スクラムジェットエンジンにおける衝撃波干渉を利用した内部形状の検討，平成20年度衝撃波シンポジウム，平成21年3月.
- 15) 佐藤茂他：スクラムジェットエンジンにおける衝撃波の空力的効果を利用した内部形状の検討，第41回流体力学講演会/航空宇宙シミュレーション技術シンポジウム 2009 講演集，平成21年6月，pp. 75－78.
- 16) 佐藤茂他：スクラムジェットエンジンにおけるストラットの活用と抵抗軽減に関する検討，日本航空宇宙学会北部支部講演会，平成22年3月.
- 17) 佐藤茂他：スクラムジェットエンジンにおける衝撃波干渉を利用したストラット形状の検討，平成21年度衝撃波シンポジウム，平成22年3月.
- 18) Sunami, T. et al. : Mach 4 Tests of a Scramjet Engine – Effect of Isolator, ISABE 97-7088, 1997.