

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

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）

An Investigation on Engine Configuration utilizing Aerodynamic Effect of Shock Waves 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 since National Aerospace Laboratory days. The engine performance tested at the flight condition of Mach 6 in RJTF showed very important characteristics depending on internal geometry. Recently Sato and others found in the result of CFD research that there was a hot area caused by 3-dimensional interaction of the shock wave from cowl leading edge and the shock wave from strut leading edge and that the area covered fuel injection area. This hot area named "hot triangle" can bring the good transition from weak combustion to intensive combustion in the engine. It is very important to consider the hot triangle when engine geometry is designed. The hot triangle was realized in the engine configuration equipped with a 5/5-height strut, that is, "the original-height strut". Once the hot triangle is kept, some part of the strut which does not contribute the hot triangle can be cut off. In this report the authors propose inverted struts which have shorter height than the original one but attached on the cowl. The authors used CFD method to find hot triangles which may appear in an inverted 1/5-height and an inverted 2/5-height strut. It is found that the inverted 2/5-height strut gives the same effect as the original one. According to this result, the shorter strut can give smaller drag and increase the net thrust of the engine.

1. 緒言

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以来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^{(1)~(10)}。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⁽¹⁾。

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』に移行し、やがて発生推力が0になる状態の『不始動』に至るという特性が現れ、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初期設計位置よりも若干後退（エンジン全長2m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高さ形態は、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、それに対してストラット高さを本来の5/5高さの形態では、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。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、その発生推力からエンジン自身の抵抗を差し引いたものを『正味推力』と記す。

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し解明し、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有り、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にあって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⁽¹¹⁾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も踏まえ CFD による部分的検討を行った⁽¹²⁾。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⁽¹³⁾。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⁽¹⁴⁾。

本報告では、上述の高温三角域を基にし、エンジンの内部抵抗削減と推進力増進を両立させ得る形状の可能性について述べる。

2. 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。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。分離部の出口には後ろ向きの段差があり、その段差の下流 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 ではストラットが 5/5 高さのものを示す。これは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⁽¹⁾である。

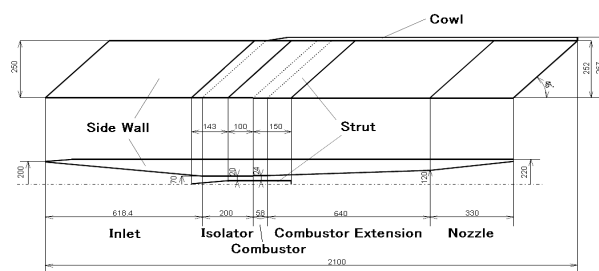


Fig.1 Scramjet engine configuration — experiment and CFD.

これに対して図 2 は、既成の上記 5/5 高さストラット形態とそれに対比させた提案形状の 2 形態である。この形状は、上記 M6S43 試験結果を基に CFD との対比検討から判明した高温三角域の応用を図るものである。高温三角域は燃料噴射孔列のカウル寄りに発生するものであり、強燃焼移行の要因となるものである。また、CFD の結果からこの高温三角域の形成にはストラットの全高が寄与しているわけではなく、カウル寄りの一定の高さ部分が寄与していることも分かっている。そこで、高温三角域形成に寄与しないストラット部分を省略した形状が図 2 (b) 及び(c)の 2 形態である。ストラット高さ以外は総て共通である。本報告ではカウル側の 1/5 高さを残したものを『逆さ 1/5 高さストラット形態』、同じく 2/5 高さを残したものを『逆さ 2/5 高さストラット形態』と記す。

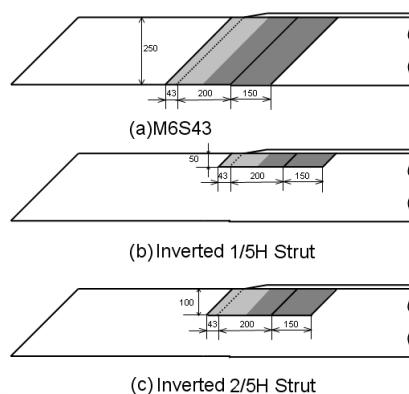


Fig. 2 Strut configurations; the original and the proposed – (a) the tested strut in RJTF, (b) an inversed 1/5-height strut and (c) an inversed 2/5-height strut.

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 0.1 mm 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 $408 \times 113 \times 95$ (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 3 に計算領域及び格子を示す。

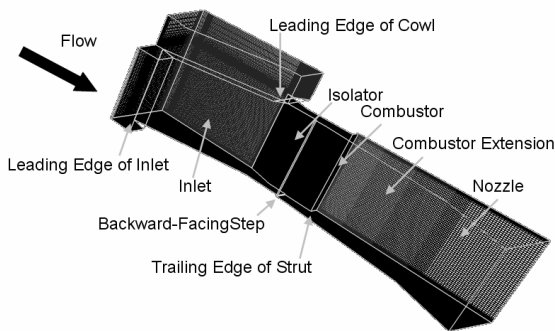


Fig. 3 Engine model and computational grids.

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』、及び同機構の統合スーパーコンピュータ『JSS』を用いた。

3. 計算結果及び検討

M6S43 試験の結果と対比し検討を行う。エンジンの強燃焼移行性について同等の効果、即ちカウル寄りの箇所に高温三角域を作る効果が得られると確認できるのなら、ストラットの天板側の部分は省略可能となる。以前のエンジン試験では、抵抗の増加を回避することからカウル側を省略し天板側に 1/5 高さのストラットを装着したが⁽¹⁾、本提案は形としてはその逆となる。

図 4 に段差下流の再循環域に於ける最高温度の計算結果を示す。逆さ 2/5 高さ形態では、高温三角域は 5/5 高さストラット形態 (M6S43) 程ではないにせよカウル寄りの燃料噴射孔周辺に形成されており、最高温度は 1500K に達している。図中○付きの線で示す。一方の逆さ 1/5 高さ形態ではカウル寄りの温度分布がやや低い。図中□付きの線で示す。この二者では逆さ 2/5 高さ形態の方に強燃焼移行性の高さが窺える。因みに、RJTF 試験にて強燃焼への移行性が低かった 1/5 高さストラット形態⁽¹⁾の当該箇所の温

度分布は同様 CFD の結果では 1200K を下回るものであった⁽¹³⁾。

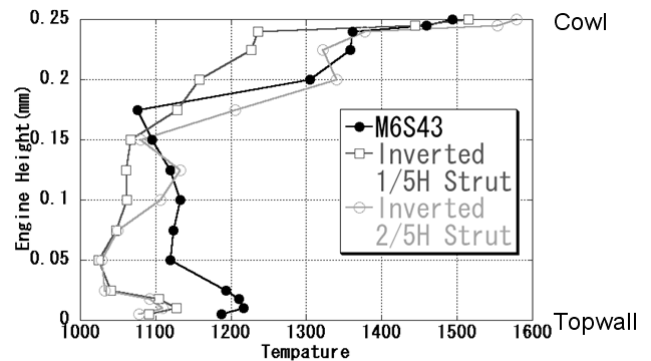


Fig. 4 Comparison of the temperatures on the combustor wall along the reattachment line.

尚、再循環域の捉え方については次の通りである。当エンジンは全体に後退角を有し段差部分も後退角を有している。このような後退角の有る流れ場では、二次元流れ場の再付着点の概念では補足できないので、段差に垂直な速度成分が 0 となる点を再付着点と捉える。同様の捉え方は小寺らの報告⁽⁹⁾にも示されている。次の図 5 に概念を示す。

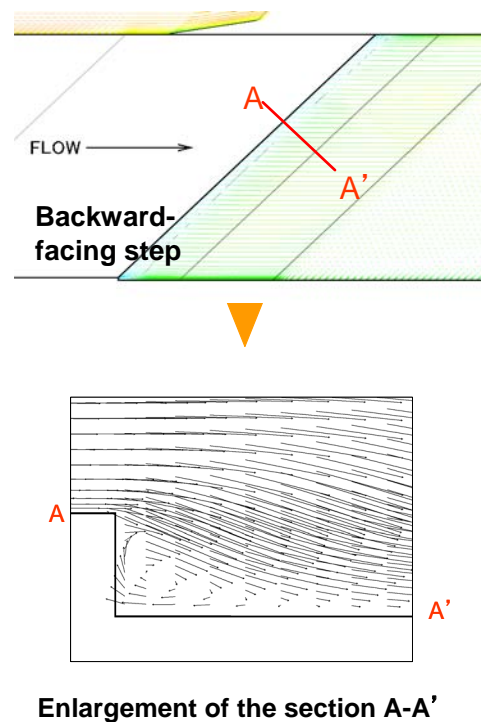


Fig. 5 Concept of recirculation region and reattachment point in the case of swept-back step.

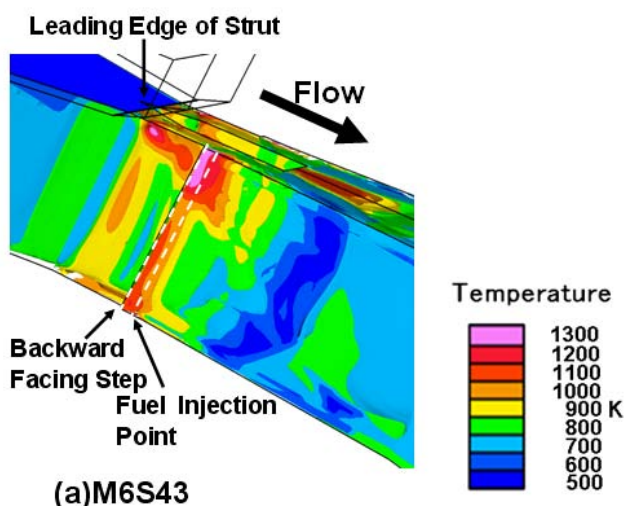


Fig. 6 Hot triangle in case of (a) 5/5H strut (M6S43).

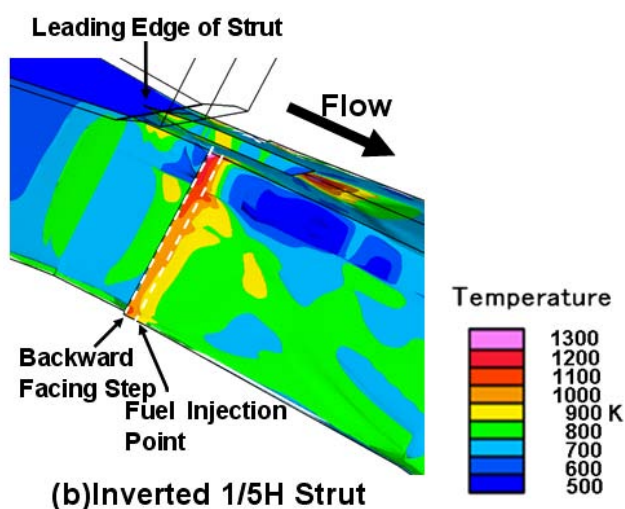


Fig. 7 Hot triangle in case of (b) inverted 1/5H strut.

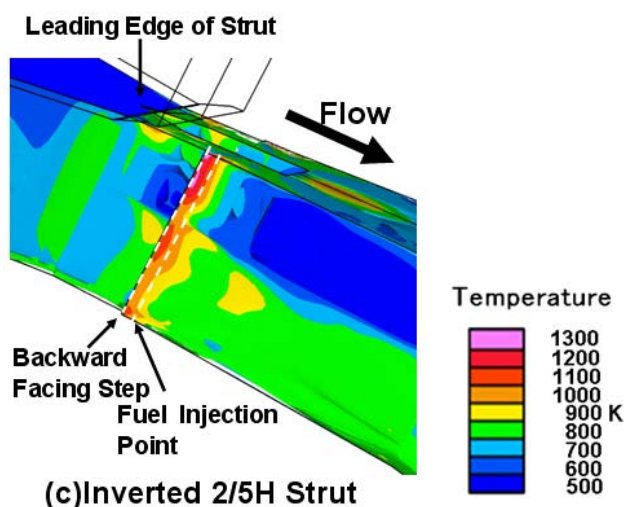


Fig. 8 Hot triangle in case of (c) inverted 2/5H strut.

図6に 5/5 高さストラット形態に於ける高温三角域を示す。図は、エンジン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。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。これに対して、この高温三角域を発生させるのに寄与するストラット部分のみを残しそれ以外の部分を省略した逆さ 1/5 高さストラット形態及び逆さ 2/5 高さストラット形態の当該部分の鳥瞰図を図 7 及び図 8 に示す。(側面図は図 2 参照。)

M6S43 に比し逆さ 1/5 高さストラット形態、及び逆さ 2/5 高さストラット形態に於ける高温域はやや狭いが、1200K を超す領域が見て取れる。強燃焼移行の可能性は有ると見る。逆さ 1/5 高さストラット形態と逆さ 2/5 高さ形態との比較では逆さ 2/5 高さストラット形態の方が高温領域が広い。併せて先の図 4 の温度分布を見れば、逆さ 2/5 高さストラット形態の方が 5/5 高さ形態のものと高温域の温度が同等であることが確認でき、これにより強燃焼移行が確保される。供試体の形状として採用するなら、この逆さ 2/5 高さ形態が有利であると考ええる。

また、図 9 及び図 10 には燃料投入前（非燃焼状態）の流れ場として側板上及び天板上の各圧力分布を各々示す。提案の 2 形態は 5/5 高さストラット形態に比し全体的に圧力分布が低い。これはストラットの天板寄り部分を省略したことによる。燃料噴射位置より上流（横軸約 850mm より左）の圧力分布に限って見ても、圧力水準は低く、不始動を起こし難い可能性がある。理由は次の通りである。

エンジン側板、カウル、天板の壁圧が一定値に至ると、特に天板の燃焼器出口壁圧が一定値に達すると、エンジンが不始動に転ずることがエンジン試験の結果から分かっている⁽¹⁾。詰まり、一定の限界圧力が存在する。M6S43 他一連の試験ではこの値は分離部の長さにもストラットの高さにも関わりなく 17/1000（気流総圧による無次元数）である⁽¹⁾。この限界圧力に対して非燃焼時（燃料投入前）の圧力が低いものであれば、限界圧力との差分が大きくなり、燃焼時の圧力上昇分の受けしろとなつて、より高い当量比まで燃料を投入することが可能となる。図 10 でそれを見れば、燃焼器出口部に当たる横軸 870mm 周辺に於ける値が 5/5 高さスト

ラットの 7/1000 程度に対して 4/1000 程度となっており、上記限界圧 17/1000 に対してより大きな余裕を有する。別途実施した境界層吸引条件の試験の結果でも不始動に至るのは概ねこの近辺の値である。

この逆さストラット形態は、上述の壁圧分布の相対的低さからすると、総圧回復の点からも有利となることが期待できる。

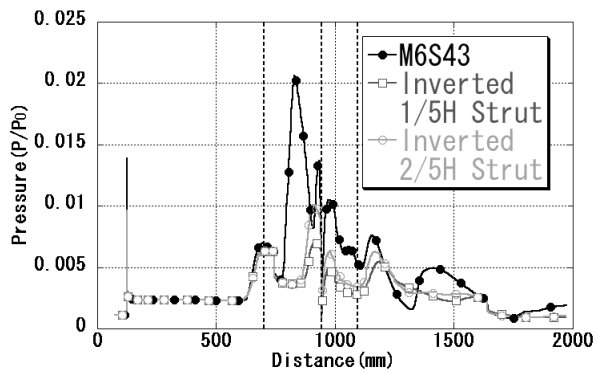


Fig. 9 Pressure distribution along the engine side wall — at half height of engine side wall.

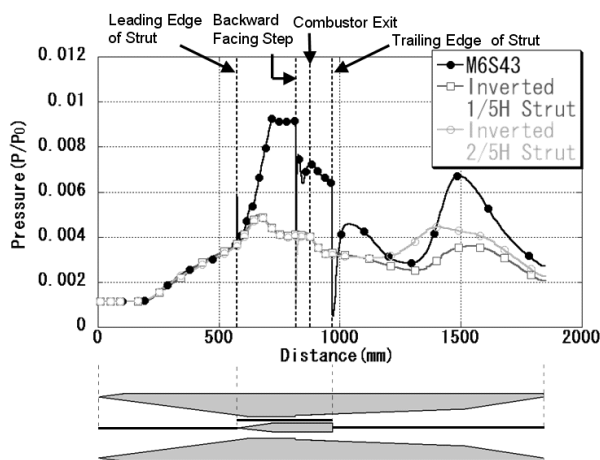


Fig.10 Pressure distribution along the engine top wall.

図 11 には総圧損失率を示す。図中●付きの線で示したのが 5/5 高さ形態 (M6S43 等) の総圧損失の数値計算結果である。それに対して逆さ 2/5 高さストラット形態のを○付きの線、逆さ 1/5 高さストラット形態のを□付きの線で示す。M6S43 ではストラットの辺りで損失が大きくなるが、それに比べ逆さ 1/5 高さ形態、逆さ 2/5 高さ形態ではそれほど大きくはならず、以下エンジンノズル出口へ向かって下がって行く。当然の事ながら、単純には流路断面積が大きい方が損失は小さい。よって、基本の断面積が同じなら、

総圧損失の最も小さいのは断面閉塞率の小さい逆さ 1/5 高さストラット形態である。しかし、高温三角域に裏付けられる強燃焼移行性からすると、逆さ 2/5 高さストラット形態の方が有利である。高温三角域を発生させ強燃焼移行性を確保することと内部抵抗を下げることは両立し得る。これにより正味推力を大きくすることが可能である。

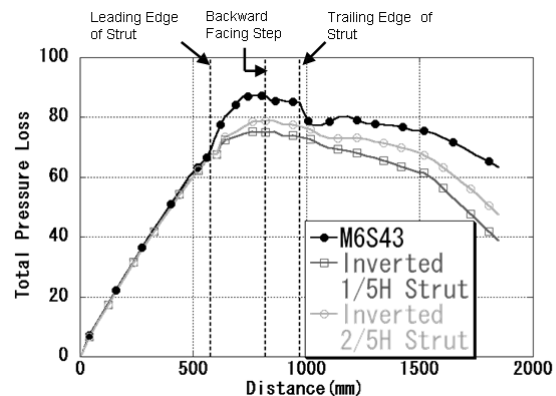


Fig.11 Total pressure loss along the engine.

本提案では高温三角域と総圧回復率の視点から評価を行ったものであるが、更にはエンジンとして流れ場の具体的検討が必要である。エンジン各要素に起因する抗力を調べると共に、燃料噴射孔位置からの流線を追跡し噴射孔位置の最適化に向けて課題を抽出する必要がある。

また、他の可能性として 5/5 高さストラット形態の中で低抵抗を示したものの⁽¹⁴⁾の後端を絞り更なる抵抗軽減を図った形状である菱形ストラットなども検討に値する。

4. 結言

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判明した、ストラットーカウル系衝撃波の成す温度場『高温三角域』の有効性に基づき、強燃焼移行性が確保され且つ内部抵抗を下げ得るエンジン形状を提案した。これによりエンジン正味推力を増進し得る可能性がある。

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 燃焼試験ー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_2/O_2 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 21 年度衝撃波シンポジウム, 平成 21 年 3 月.