

スクラムジェットエンジン燃料最適化分布に向けた検討

— 質量流率との対比

佐藤 茂 (宇宙航空研究開発機構角田) 渡邊孝宏 (日立東日本ソリューションズ)
福井正明 (スペースサービス) 宗像利彦 (日立東日本ソリューションズ)

Study on Optimization of Fuel Injection Distribution in a Scramjet Engine - Comparison to Mass Flux

by

Shigeru Sato (JAXA Kakuda), Takahiro Watanabe (Hitachi East Japan Solutions),
Masaaki Fukui (Space Service) and Toshihiko Munakata (Hitachi East Japan Solutions)

Abstract

Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA) has been investigating scramjet engines in Kakuda Space Center using Ram Jet Engine Test Facility (RJTF) et al. The engine tested at the flight condition of Mach 6 in RJTF showed very important characteristics depending on internal geometry. CFD has been carried out to solve the inner air flow, and some concepts for the design method have been found by the authors. This time, mass flux (density times velocity) distributions in the engine inner flow is calculated for two engine configurations. One is an engine configuration with rectangular-tailed strut which showed the good performance in the engine test at RJTF, and the other one is a virtual engine configuration with boat-tail strut which will be an improved configuration of the former. CFD results showed that the mass flux distribution is better than that of configuration with rectangular-tailed strut. Discussion on the better fuel distribution is described based on the result of mass flux distributions in the two engine configurations in this paper.

1. 始めに

スクラムジェットエンジン (Scramjet Engine : supersonic combustion ramjet engine: 空気吸い込み型超音速燃焼エンジン) は将来の極超音速推進機関として、欧米を始め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。最近では、米国が実施した X-51 飛行試験⁽¹⁾、及び X-51A 飛行試験、また米国が豪州と共同で進めつつある試験飛行⁽²⁾がある。我が国でも以前から研究が進められており、特に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時代からラムジェットエンジン試験設備 (Ramjet engine Test Facility: 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多数行って来た^{(3)~(12)}他。

この試験の中でマッハ 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⁽³⁾。過去にも、諸国によるストラットの空力的効果の研究を概観の上 CFD による部分的検討を行い衝撃波等の構造を調べた⁽¹³⁾。また、中村らはスクラムジェットエンジン内部流に於ける衝撃波と保炎の関係を指摘している⁽¹⁴⁾。佐藤らは宇宙機構角田

にて実施されて来た飛行マッハ 6 条件のスクラムジェットエンジン試験結果を基に CFD 援用にてエンジン内流れの精査を進める過程で高温三角域の概念を立てた⁽¹⁵⁾。

高温三角域とは、スクラムジェットエンジンに於いて発生推力の小さな弱燃焼から発生推力の大きな強燃焼への速やかで円滑な移行に有効なエンジン内部流温度分布である。詳細は文献⁽¹⁶⁾に譲る。このカウルとストラットの組み合わせに於いてストラット側の位置や形状を工夫することにより、エンジン内の抗力増加を抑えつつ高温三角域の効果を引き出し得る。延いては空気圧縮行程の短縮化によりエンジンを小型化し得る。今日までも数通りの形状を考案し、エンジン試験結果と CFD 結果とを対比し、より適切な形状とその決め方を追求している^{(17)~(22)}。

ストラット後縁の形状については、エンジン内部抗力を下げると共に燃料の滞在時間を確保することが必要である。先の平成 23 年度及び 24 年度の発表^(23,24)では、ボートテイル形状ストラットの後流では流体滞在時間が他エンジン形態に見られぬ凸型分布となり、燃料分布の適正化と推力性能の増進に資する可能性があることを示した。今回はエンジン内部流の質量流率 (密度×速度: ρu) の分布を踏まえ、燃料の適性分布の方法につ

いて空力的に検討を行う。質量流率 ρu 分布に着目するのは、燃料当量比分布の適正化を図る上で、燃料を質量が豊富に流れている所に拡散させることが必要と考えるからである。

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エンジン試験設備 (RJTF) にてエンジン試験に供した形態⁽³⁾である。尚、図では天秤に乗せた姿を示している。

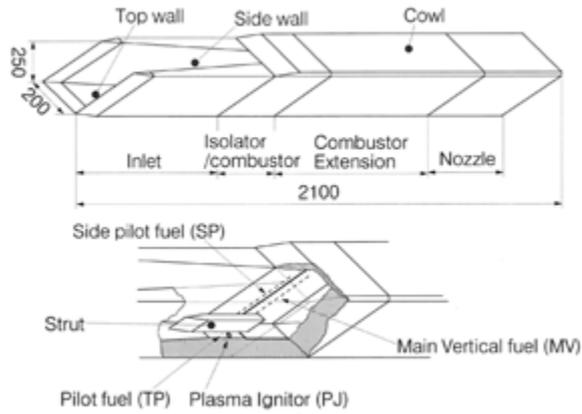
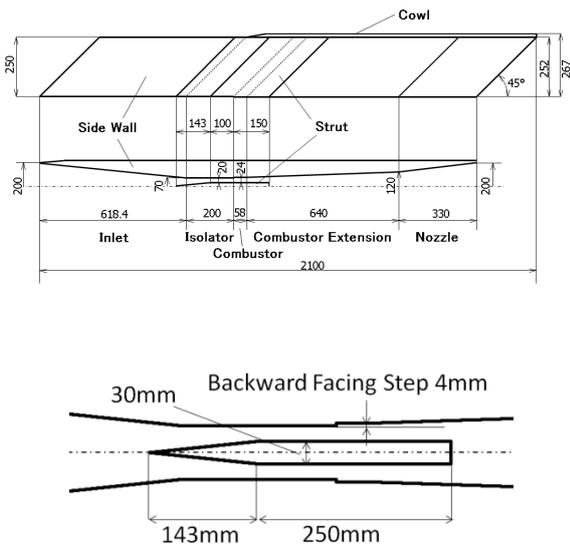


Figure 1. Outline of scramjet engine tested.⁽³⁾ The engine is set upside-down on the test bed.

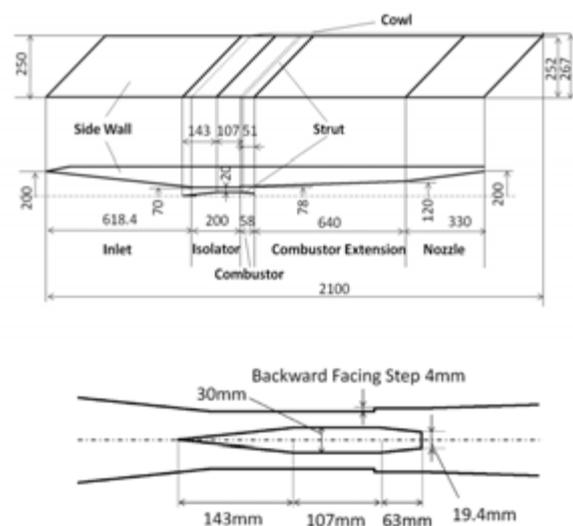
当エンジンは、インレット、分離部、燃焼器、燃焼器拡大部、ノズルより成り、正面が幅200mm、高さ250mmで全長が2100mm、側板全体に45度の後退角を有するものである。矩形断面は両側板、天板、カウルの4枚より成る。分離部の出口には側板及び天板に後ろ向きの段差があり、側板の段差の下流32mmの所が燃料噴射孔12本の並ぶ位置に当たる。ストラットはインレットから燃焼器拡大部に掛けて装着する。その高さは側板と同じであり『5/5高さ』(又は5/5H)と記す。飛行条件はマッハ6相当(エンジン入口マッハ数5.3)、総温1500K、機体下面境界層厚み等とした。これらの条件は当宇宙機構角田で実施したエンジン試験(試験番号M6S43等)に対応するものであり、この試験は、燃料を小流量側から増加すること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を得た好成绩のもの⁽³⁾である。

2-2 比較対象の形態-ボートテイル形

図2には5/5高さストラット形態とそれに対比するボートテイル形ストラット形態の詳細を示す。何れのストラットも側板と同じ高さのストラットではあるが、当論文では上の様に呼び分ける。5/5高さストラットは後縁部分が矩形であり、ボートテイル形ストラットは後縁手前で一旦絞られた形であり全長も短い。5/5高さストラットが393mm、ボートテイル形ストラットは313mmである。図2(a)及び(b)に各拡大図も示す。ボートテイル形状の主旨は、後縁を絞り長さも詰めて抗力を下げることと、後縁下流にて流体の滞在時間を確保することの両立である^(23,24)。



(a) 5/5H Strut configuration



(b) Boat-tail Strut configuration

Figure 2. Two types of struts. The 5/5H Strut configuration (left) and the Boat-tail Strut configuration (right) are compared by means of CFD.

2-3 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。エンジン側の条件は、燃料流量 0g/s、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。

尚、数値計算の実行に当たっては宇宙航空研究開発機構統合スーパーコンピュータ『JSS』を用いた。角田からは遠隔利用である。

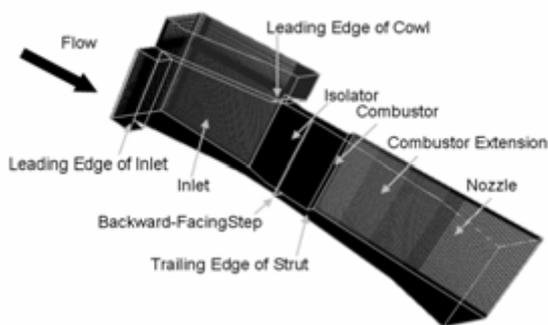


Figure 3. Engine model and computational grids.

3. 結果及び検討

3-1 エンジン各断面での質量流率分布

質量流率 ρu 分布に着目するのは、冒頭で述べた通り、燃料当量比分布の適正化を図る上で、燃料を質量が豊富に流れている所に拡散させることが必要と考えるからである。

図 4 に質量流率 ρu 分布を示す。左の列の 4 枚は 5/5 高さストラット形態のもの、右の列の 4 枚はポートテイル形ストラット形態のものである。また、個々の図に於いて左がインレット、右がエンジン出口、上がカウル、下が天板である。この図では両形態の内部流れにおける質量流率分布を主要断面位置で示したものである。上から順に①は燃焼器入口段差部、②は燃焼器平行部出口、③は燃焼器拡大部出口、④はエンジン出口部のものである。これにより、エンジン内部流の ρu 分布と、同内部流の歪みが進む過程を把握することが出来る。

この結果を概観すると、両形態とも①燃焼器入口段差部、②燃焼器平行部出口部の辺りではカウル寄りの領域に高い値を示しているが、下流の③燃焼器拡大部出口部、④エンジン出口部では天板寄りの領域に高い値が偏って来ていることが分かる。

これはカウル衝撃波によりエンジン内流れが天板側

に曲げられることによるものであり、カウル上流に流入気流の逃し口を有する当エンジン形態が故の流れ場の特性である。しかし、そうした特性の強い流れ場であっても、ポートテイル形ストラット形態の方には相対的な違いが見い出せる。

ポートテイル形ストラット形態とは、5/5 高さストラット形態を基に、ストラットの全長を短くし且つ後縁部分に絞りを設けたものである。詰まり、元の形態に対して後縁部分を改良したものである。この改良とは、高温三角域を確保しつつストラットの抗力を減ずると共に同後流域における流体の滞在時間を確保するものである⁽²⁴⁾。

この質量流率の分布を比較すると、相対的にポートテイル形ストラット形態の方が一様分布に近い。5/5 高さストラット形態で見られる天板と両側板に当量比分布が偏る分布は緩和し得る可能性がある。今後、CFD による試行を進める必要がある。

図 5 には出口における質量流率分布を拡大して示す。5/5 高さストラット形態では側板の上下方向そして天板寄りに偏っているものが、ポートテイル形ストラット形態では若干緩和され左右も均され相対的に一様分布に近づいているのが分かる。

このポートテイル形ストラット形態は抵抗減と流体滞在時間確保を企図したものであったが、副次的に質量流率分布偏りの緩和が得られている。

3-2 燃料分布の改善策

上述の質量流率分布に燃料を満遍なく拡散させる方策は何が適切か以下検討する。従来の側板垂直噴射については、噴射孔の数と位置を制御する、通称『側板固め噴射』という改善策があり、一定の有効性は確認されているが、検討対象を広くとれば、ストラット側面噴射と言う策も選択肢に入れて置く必要がある。一部は既に当機構で行ったマッハ 8 試験で少数ながら実施例が有り有効性が確認できる。筆者らは、質量が豊富に流れている所に燃料を的確に拡散させるには何に着目して考えるのが適切なのか検討を進めている^{(25)~(28)}。

質量流率 ρu 分布に着目すると、両形態ともカウル側に高い分布となっている①燃焼器入り口段差部から②燃焼器平行部出口を含んだ区間でカウル寄りの箇所にて側板及びストラットから噴射するのの一考に値する。

更に、ストラット後流利用噴射と言う策がある。筆者らが指摘している、ストラット背面のエンジン縦方向流体輸送現象⁽²⁹⁾を利用し且つ流体滞在時間の長さを利用し燃料の拡散を図るものである。今後 CFD にて具体策を試行する価値が有る。

考えられる策を列挙する。①噴射孔数を制御した側板垂直噴射、②ストラット側面の後縁寄りの箇所からの垂直噴射、③ストラット天板寄り箇所からの噴射 (ストラ

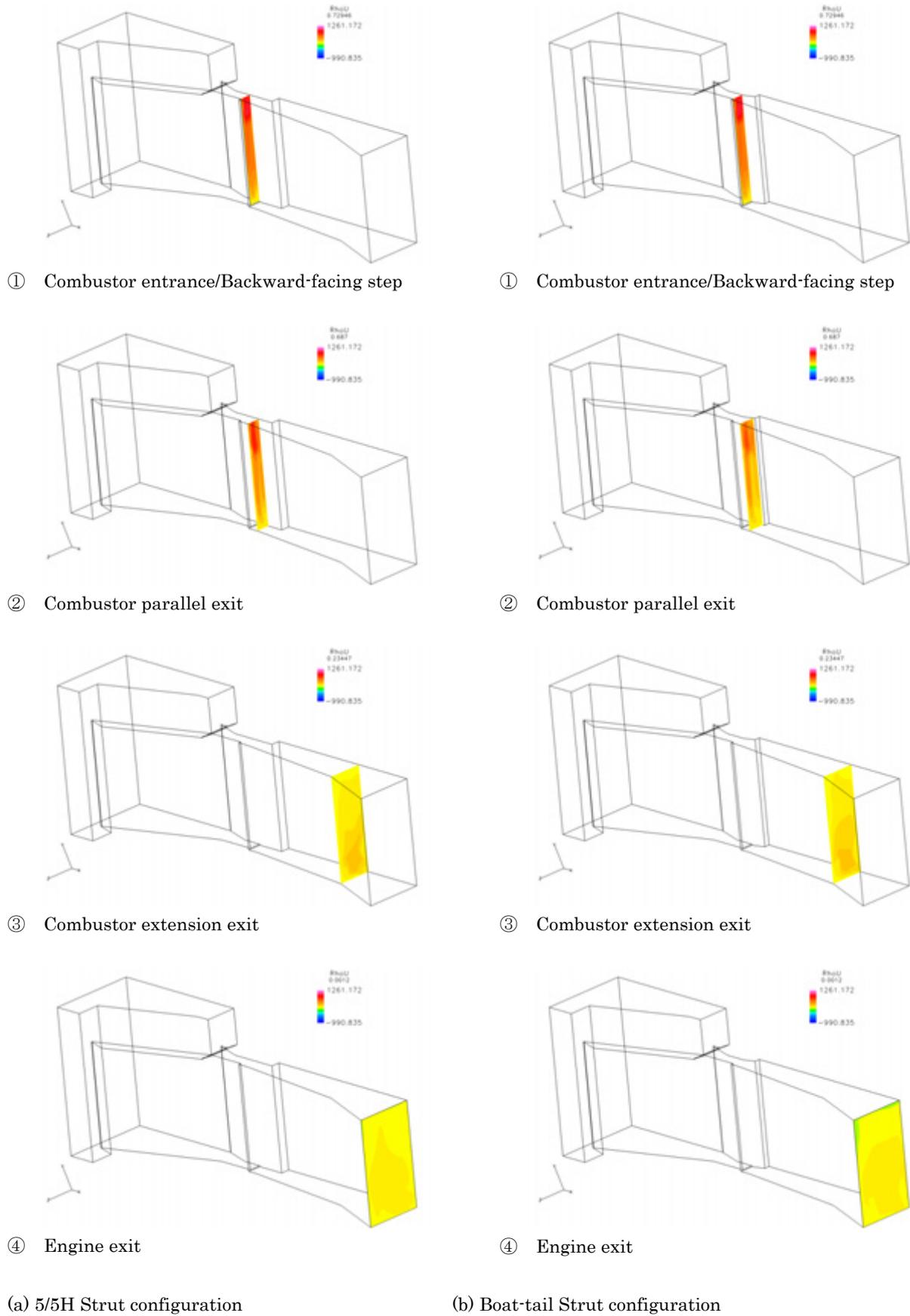


Figure 4. Mass flux distribution in sections along the engines. The 5/5H Strut configuration (left) and the Boat-tail Strut configuration (right) are compared.

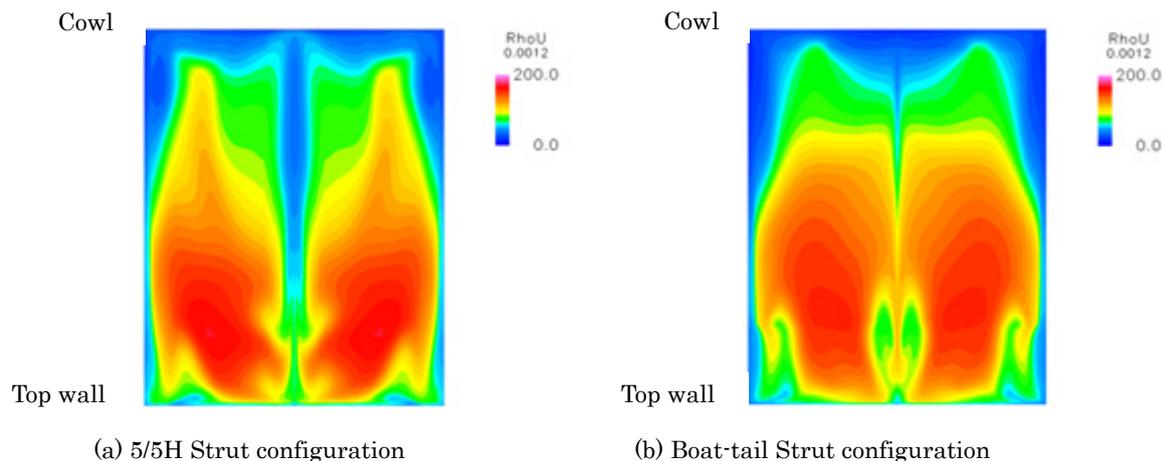


Figure 5. Mass flux distribution in the engine exit cross section. The mass flux distortion in the Boat-tail Strut configuration is better than in the 5/5H Strut configuration.

ット背面の輸送現象の利用) 何れも CFD 援用にて仮想実験は可能である。

近年電算機の性能が飛躍的に向上し続けているとは言え、若干の条件変更毎にエンジン全体の燃焼込みシミュレーションを行うのは必ずしも現実的ではない。計算負荷の軽い条件で基本特性を調べ、好特性を示す可能性のあるものを対象に絞り込むのが現実的な方法と考えている。この考えに基づき、空力的な諸量を把握した上で次の段階に進むこととする。この(密度×速度)場による評価方法も各事例に適用しながら検討して行く必要がある。

因みに、ボートテイル形ストラット形態の特徴は、高温三角域を有する、ストラット抗力が比較的小さい、ストラット後流に流体の長い滞在時間が有り又エンジン縦方向に流体輸送現象を有する、質量流率分布が比較的良好と言う点である。エンジン試験実施済みの形態との対比は有意義である。

4. 終わりに

エンジン試験結果で良好な性能を示した、側板と同じ高さのストラットで、後流域に長い滞在時間が有る 5/5 高さストラット形態エンジンと、その改良型であるボートテイル形ストラット形態エンジンの質量流率分布を CFD 援用にて比べた。

- 1) 質量流率 ρu 分布の両形態比較に於いてボートテイル形態の方が相対的に一様分布に近い。
- 2) 燃料分布の最適化には、 ρu 分布の大きな所に燃料当量比の適正值を持って行く必要が有り、ストラット周りからの噴射も検討に値する。

謝辞

角田から調布の統合スーパーコンピュータ JSS (JAXA Supercomputer System) 遠隔利用や可視化図作成には角田計算センター高橋正晴氏の支援を得た。又、一部計算コードの使用には小寺正敏研究員の助言等を得た。紙面を借り謝辞申し上げる。

参考文献：

- 1) Brink, C. et al. : The X-51 Invited Session, AIAA Joint Propulsion Conference, Nashville, 2010.
- 2) Jackson, K. et al. : HIFiRE Flight 2 Project Overview and Status 2011, AIAA Paper 2011-2202, 2011.
- 3) 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.
- 4) Kobayashi, K. et al. : Supersonic Flow Ignition by Plasma Torch and H_2/O_2 Torch, J. Propulsion & Power, 20 (2004), pp. 294–301.
- 5) 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.
- 6) 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.
- 7) 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.
- 8) 植田修一：マッハ6条件における多段燃料噴射型ス

- 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。
- 9) 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。
- 10) 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。
- 11) 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。
- 12) Ueda, S. et al. : Mach 6 Tests of a Scramjet Engine with Multi-Staged Fuel Injection, AIAA Paper 2006-1027, 2006.
- 13) Hasegawa, S. et al. : Aerodynamic Analysis of Scramjet Engines under the Flight Condition of Mach 6, AIAA Paper 2002-5128, 2002.
- 14) 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.
- 15) 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。
- 16) Sato, S. et al. : Investigation on 3- Dimensional Effect of Shock Waves caused by a Strut-Cowl System in a Scramjet Engine, AIAA Paper 2010-7037, 2010.
- 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。
- 18) 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/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2009 論文集，JAXA-SP-09-011，平成 22 年 2 月。
- 19) 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。
- 20) 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。
- 21) 佐藤茂他：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，第 42 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2010 論文集，JAXA-SP-10-012，平成 23 年 2 月。
- 22) Sato, S. et al. : Applications of 3- Dimensional Effect of Shock Waves caused by a Strut-Cowl System in a Scramjet Engine, AIAA Paper 2011-2314, 2011.
- 23) 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後縁形状決定法に関する検討，第 43 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2011 論文集，JAXA-SP-11-015，平成 24 年 3 月。
- 24) 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後縁形状と流体滞在時間，第 44 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2012 論文集，JAXA-SP-12-010，平成 25 年 3 月。
- 25) 佐藤茂他：スクラムジェットエンジン燃料最適分布に向けた検討—密度分布に対応した噴射方式，日本航空宇宙学会北部支部講演会，平成 24 年 3 月。
- 26) 佐藤茂他：スクラムジェットエンジン燃料最適分布に向けた検討，日本航空宇宙学会北部支部講演会，平成 23 年 3 月。
- 27) 佐藤茂他：スクラムジェットエンジン内流れにおける衝撃波構造と燃料当量比分布—未燃焼状態からの推論法の可能性，平成 22 年度衝撃波シンポジウム，平成 23 年 3 月。
- 28) 佐藤茂他：スクラムジェットエンジン内流れにおける衝撃波構造と燃料当量比分布—未燃焼状態と燃焼状態の比較，平成 23 年度衝撃波シンポジウム，平成 24 年 3 月。
- 29) 佐藤茂他：スクラムジェットエンジン内ストラット後流における流体輸送，平成 24 年度衝撃波シンポジウム，平成 25 年 3 月。