

# スクラムジェットエンジン性能向上に関する試み —剥離と燃料当量比分布

佐藤 茂 (宇宙航空研究開発機構角田), 福井 正明 (スペースサービス),  
宗像 利彦, 渡邊 孝宏, 高橋 正晴 (日立ソリューションズ東日本)

## Trial for Performance Improvement of Scramjet Engine – Flow Separation and Fuel Equivalence Ratio Distribution

SATO Shigeru (Kakuda Space Center, Japan Aerospace Exploration Agency),  
FUKUI Masaaki (Space Service), MUNAKATA Toshihiko, WATANABE Takahiro  
and TAKAHASHI Masaharu (Hitachi Solutions East Japan)

### ABSTRACT

Japan Aerospace Exploration Agency has been investigating scramjet engines in Kakuda Space Center using RamJet Engine Test Facility and another facility. The engine tested at the flight condition of Mach 6 showed very steep fuel distribution. The fuel injected from the vertical injector on the side wall stays near the side wall and the tap wall along the engine. The steep fuel distribution is an obstacle for the engine performance completion. In order to solve the problem, the authors are focusing on the cowl shock wave influence having on the fuel distribution. In this paper the authors describe results of fuel distribution derived from combustion calculation to compare with the test result. Some disagreement is found and considered to be caused by capturing flow separation in the calculation, though the separation promotes fuel mixing and combustion. The mixing process is shown.

### 1. 始めに

スクラムジェットエンジンとは、空気吸い込み式超音速燃焼エンジン (Supersonic Combustion Ramjet Engine) のことであり、将来の極超音速推進機関として、米国、西欧、ロシア、豪州、インド、中国等で研究が進められ、基礎的研究から飛行試験まで広範に為されている。飛行試験では比較的最近の例として米国 NASA が実施した X51A の飛行試験がある<sup>(1)</sup>。また、豪州等では国際共同研究が活発であり、飛行試験志向の論文も見られる。また一部報ぜられている所ではインドでも飛行試験が行われている様子である<sup>(2)</sup>。

当宇宙航空研究開発機構角田宇宙センター (以下『当所』と略記) では、スクラムジェットエンジンの技術確立を目指し、旧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 (RamJet Engine Test Facility : RJTF)<sup>(3)</sup>を用いた 2 m 級サブスケールエンジン試験を中心として飛行条件 Mach 4、6、8 等の研究を重ねて、多くの知見を得て来た。一部を文献<sup>(4)-(15)</sup>に示す。

その RJTF エンジン試験の過程において、エンジン側壁から垂直に噴射される燃料はエンジン流路断面全体には拡がらず、側板や天板に貼り付く様な強い偏りを有することが判明している<sup>(4)</sup>。詰まり、燃料過濃のまま排気されたり、豊

富な空気流量に対して燃料希薄だったりし、故にエンジン性能発揮への障害となっている。

佐藤らは、当所で実施のスクラムジェットエンジン試験の結果を踏まえ、エンジン内に生ずる衝撃波が燃料当量比分布に与える影響を数値流体力学 (CFD) 援用にて調べている<sup>(16)-(23)</sup>。

特に、ストラット及びカウルの組み合わせが形作る衝撃波構造がエンジン内流れの構造を決定付けており、その詳細を CFD にて解析している。その過程でストラットの効果を見出し、それを概念化し応用法を検討している<sup>(20)-(23)</sup>。また、今日までストラット周りの流れ場の考察を行う手段として流線の可視化及び遡り法 (遡上法) を考案し、当量比分布改善に資する可能性のある流線を見出し、これを『有効流線』と位置付けた<sup>(24)</sup>。

エンジン流路内で空気流量 (密度×速度:  $\rho u$ ) の豊富な領域に重点的に燃料を吹き込めば、発生熱量の増進に効果的であり発生推力の向上に資する可能性が有る。この見地からもストラット周囲の流れ場に着眼している。

本報告では、今日までの実績を踏まえて燃焼計算を進めており、その中間的結果を述べる。今回は側板垂直噴射の燃焼計算結果を記し、エンジン試験結果との比較を行い、

計測との不一致部分の要因に就いて考察する。特に、エンジン内の燃料当量比分布と剥離の関係に着目し考察を行う。

## 2. ストラットが形成する流れ場の効果

ストラットはエンジン空気吸い込み圧縮過程の流路中央部に取り付けられるもので、抵抗増、重量増の元となるものの、空気力学的効果により圧縮過程を短くし得、それによりエンジンの小型化、曳いては軽量化に繋がる等の利点がある。当所の RJTF 試験結果の精査により次の効果を見出している。①高温三角域の形成<sup>(20)</sup>、②ストラット背後の滞在時間の拡大<sup>(22)</sup>、③ストラット背後の流体輸送<sup>(22, 23)</sup>の三効果である。①『高温三角域』とは、ストラット前縁からの衝撃波がカウル前縁からの衝撃波と三次元的に重なり合って形成される高温度分布で、エンジン内燃焼を出力が増大する強燃焼に移行させるのに有効な温度分布である。②ストラット背後に形成される後流の存在により流体滞在時間が長く取れ保炎に有効である。③また、ストラット背後の後流中に見出される流体輸送は噴射後の燃料の混合促進に有効である。これらの活用がエンジン性能の向上に資するものと期待出来る。

ストラットの働きについては過去には当所工藤らにより小型燃焼風洞を用いた要素試験にてストラットからの燃料噴射の効果が確認されている<sup>(25)</sup>。

燃料当量比分布の改善には、噴射孔位置の多様化が必要であり、その為にストラットは有効な選択肢と考える。

## 3. エンジン形態と性能

図1は当所で供試したエンジンで、インレット、分離部、燃焼器平行部、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、側板が全体に45度の後退角を有し、天板・両側板・カウルの4枚より構成される矩形断面型のものである。分離部の出口には後向きに段差があり、その段差の下流32mmの所に孔径1.5mmの燃料垂直噴射孔が12本並ぶ。また、エンジン流路中程には天板にストラットが装着され、当形態では側板と同じ高さの5/5高さストラットが装着されている。RJTF試験では試験番号M6S43等一連のものに該当する。尚、このストラット呼称はストラットの高さを変える試験(1/5高さ等)を行ったことによる。尾部は、後述するボートテイル形ストラットに比し相対的に長めで矩形である。

RJTFにおける試験条件は、飛行条件 Mach 6相当(エンジン入口 Mach 5.3)、総温 1500K、機体下面境界層込み等である。

この5/5高さストラットエンジン形態は、RJTF試験(M6S43等)にて速やかな強燃焼移行と高い燃焼効率等を示し、比較的低い当量比で発生推力 1620N を出し、比較優位な形態であることが確認されている<sup>(4)</sup>。また、この形態の

性能と流れ場の関係については佐藤らが検討し報告している<sup>(20, 26)</sup>。

## 4. 比較形態—試験済み形態と仮想形態

### 4-1 計算対象

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。後者は改良型提案エンジンであり当計算においては仮想形態である。両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絞られた形であり全長も短い。全長は、5/5高さストラットが393mm(図2a)、ボートテイル形ストラットは301mmである(図2b)。この形状とした狙いは後縁を絞り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<sup>(27)</sup>。

### 4-2 数値計算方法

計算には汎用熱流体解析ソルバ Fluent を用いた。最少格子幅はストラット前縁周辺等の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右舷半裁を対象とし、格子数は503万、対流項評価の数値流束はAUSM<sup>+</sup>、制限関数は二次精度、時間積分は陽的解法、乱流モデルはk- $\omega$ である。壁面は断熱壁と仮定した。

気流条件は、流入マッハ数5.3等RJTFエンジン試験条件に揃え、機体下面境界層に相当する設備境界層も含めた。

燃焼計算に関しては、反応モデルは Petersen and Hanson の論文<sup>(28)</sup>を元に水素-酸素の反応式を Fluent に読み込ませたものを用いている。燃焼モデルは Finite Rate Chemistry (有限速度反応)、反応は9種20素反応である。

尚、数値計算には主に当機構の統合スーパーコンピュータ“JSS2”を用いた。角田からは遠隔利用である。

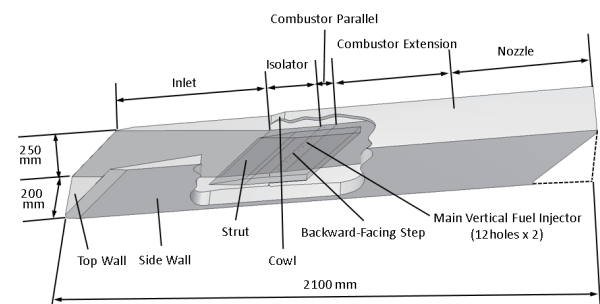


Fig. 1 Outline of scramjet engine tested.(4) The engine is set upside-down on the test bed.

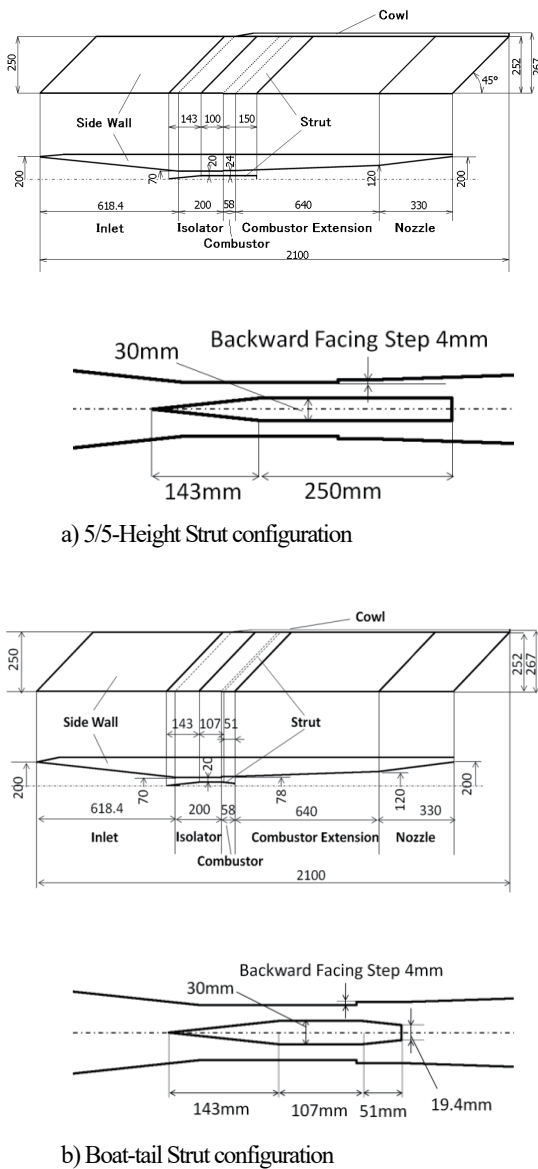


Fig. 2 Two types of struts. The 5/5H Strut (a) and the Boat-tail Strut (b) are compared by means of CFD.

### 5. 流れ場の歪

燃料当量比分布の偏りの原因の一つが流れ場の歪である。これは、前述の通りエンジン内に形成される衝撃波等が形成するものであり、この歪に就いては佐藤らが今日まで RJTF データを基に CFD 解析を進め詳細を調べて来た<sup>(18)</sup>。概要は文献<sup>(29)</sup>に示す。

これら調べの結果、側板噴射孔位置からの流線はエンジン中心部に届く傾向を有さない。当所のエンジン試験結果<sup>(4)</sup>と重ね合わせると、側板噴射には限界があることが確認できる。エンジン断面中心部に燃料を届かせ且つ気流の質量流率（密度×速度： $\rho u$ ）の高いところに燃料を分配するには、

ストラット周辺からの噴射を追加する必要がある<sup>(30)</sup>、その噴射が巧妙に行われて初めて燃料偏在の補正が可能となる。

詰まり、側板垂直噴射には限界があることから、ストラット噴射をも視野に入れ噴射方式の多様化を検討する必要がある。その為にも CFD による仮想実験が必要である。

### 6. 燃料当量比分布の比較

次に燃焼計算の結果を示す。今日までのエンジン内流れ場の探索<sup>(24)</sup>では、纏まった高質量流率領域を形成し当量比分布改善につながりそうなのは、ストラット噴射ではあるが、検討の基本条件を確保するため、先行的に燃料の側板垂直噴射の流れ場を対象として燃焼計算を行った。

計算条件は前述の通りであるが、燃料噴射の条件は次の通りである。噴射燃料は気体水素  $H_2$ 、流量は燃料噴射孔 1 本当たり 2g/s、噴射孔は片側板に 12 本、両側板では 24 本となるので、総流量は 48g/s である。エンジン内圧力分布等の計算結果は過去の発表<sup>(31,32)</sup>にて、また燃焼下の衝撃波に就いても先回の発表<sup>(33,34)</sup>で報告済みである。

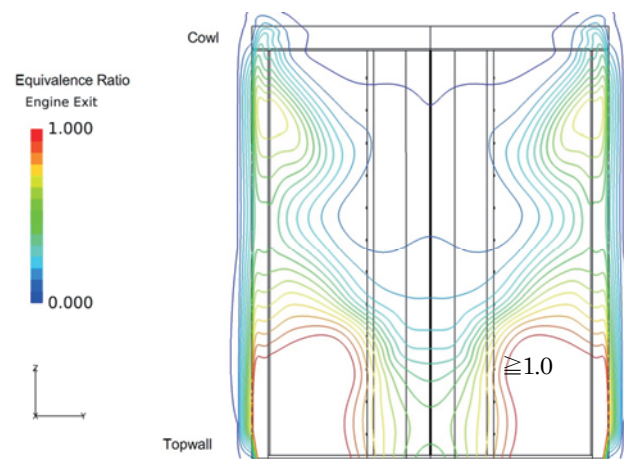
#### 6-1 燃料当量比分布の計算結果

図 3 に両形態のエンジン出口断面における燃料当量比分布の計算値を示す。図 3a が 5/5 高さストラット形態、図 3b がボートテイル形ストラット形態のものである。尚、ここでも上がカウル、下が天板である。当量比の凡例は赤が 1.0、青が 0.0 となる配色で、赤い方が量論混合に近く、青い方が燃料希薄であることを示している。燃料はエンジン試験と同一条件で両側板の段差下流 32mm の垂直噴射孔 12 本ずつ計 24 本からの一斉噴射で総流量が 48g/s である。

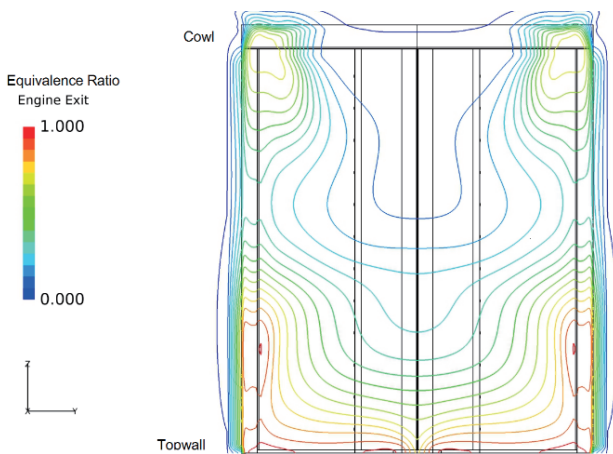
両者とも両側板沿いに天板側に向かって当量比が高くなり、一方でカウル側左右対称線に向かって低くなっている。然しながら、ボートテイル形ストラット形態の方は相対的に燃料の拡散が進んでおり、当量比が 1.0 を超す領域は小さい。こちらの形態の方に燃料当量比分布上の優位性が見出せる。この燃料を拡散させる流れ場の要因を見出すことが必要である。詰まり、空気質量流率  $\rho u$  が豊富な所に適量の燃料を吹き込める流れの構造を把握することが設計方法の確立に不可欠である。この相対的に良好な燃料分布は、偏にストラットの後部形状の違いによるもので、それは衝撃波等によって構成される流れ場が齎すものである。流れ場の把握が不可欠である。

#### 6-2 当量比分布の計測結果

図 4 は、図 2a に示した 5/5 高さストラット形態のエンジン出口における当量比分布の計測値である。ラムジェットエンジン試験設備で行った試験 M6S43 の試験結果であり<sup>(4)</sup>、次の図 3a の計算結果と対応するものである。この当量比分布の計測値は、エンジン出口において  $H_2$ 、 $N_2$ 、 $O_2$  のガス採取計測を行い、各組成の関係より当量比を導いたものである<sup>(4)</sup>。



a) 5/5-Height Strut configuration



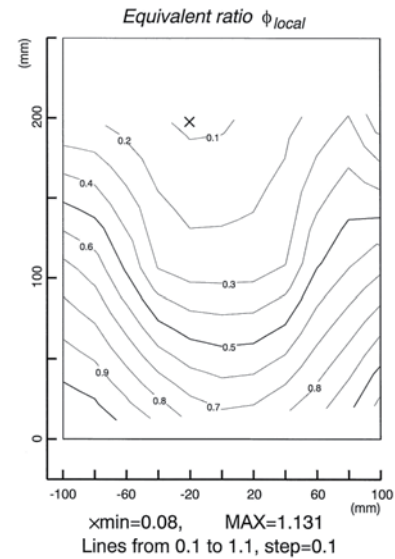
b) Boat-tail Strut configuration

**Fig. 3** Calculated equivalence ratio  $\phi$  distribution at the engine exit in the combustion flow.

図3aを図4と対比すると、当計算では傾向は捉えているということは言える。違いは両側板天板寄りの両隅に生じている高当量比領域である。計算値の方がこの領域が大きくエンジン断面に張り出している。こうなる流れ場の状況に就いては文献<sup>(34)-(37)</sup>にて報告している。特に文献<sup>(37)</sup>では剥離との関連に言及した。剥離位置の特定の為にも計算において衝撃波背後の流れ場をよりの確に再現する必要がある。

## 7. 当量比分布の計測値と計算値の違いを齎すもの

当量比分布の中で天板と両側板の隅にて値の食い違いが大きいことは前段で述べた。計算では当量比1.0を上回る領域が大きく張り出す様に現れている。計測値と不一致の箇所である。その不一致の要因を流れ場に求め、流れ場の状



5/5-Height Strut configuration

**Fig. 4** Measured equivalence ratio  $\phi$  distribution at the engine exit.<sup>(4)</sup> This is the test result of M6S43 and corresponds to Fig.3a.

況を辿る。エンジン内部流に走るカウル衝撃波が天板に届く辺りに剥離が生じ、その剥離が元で燃料が引き込まれ、攪拌され、拡散されているとの観点から天板面上の剥離状況を調べる。

図5として次頁に天板面上のベクトル分布図を示す。図5aが5/5高さストラット形態、図5bがボートテイル形ストラット形態のものであり、天板面から3mm離れた水平断面に於けるx軸方向速度ベクトルの分布を示している。何れもエンジン中心線からの半裁部であり、ベクトルの色は速度を示している。図に収めた視野は、何れの形態もストラットの先端付近から後ろ向き段差、燃焼器平行部、燃焼器拡大部を含み、ノズルの途中までである。流れは左から右に向かう。

各々の図を見ると、ベクトルが上流に向いているものが見出せる。それらの現れる場所が剥離の起点付近と見る。ボートテイル形ストラット形態の方がより上流で逆流域を生じさせている。両形態の逆流域を比べて観ると、5/5高さストラット形態の方が太くて短く、一方のボートテイル形ストラット形態の方は細くて長く見える。然し、再付着点は見出せない。そこで次に鳥瞰図を示し、剥離状況全体の把握を試みる。

次の図6に両形態の剥離状況を示す鳥瞰図を掲げる。剥離域の条件は速度が $-0.1\text{m/s}$ 未満の箇所、色は圧力である。

図6aが5/5高さストラット形態、図6bがボートテイル形ストラット形態のものであり、エンジン中心面から半裁分を示している。各図に於いて手前が天板、奥が側板で、

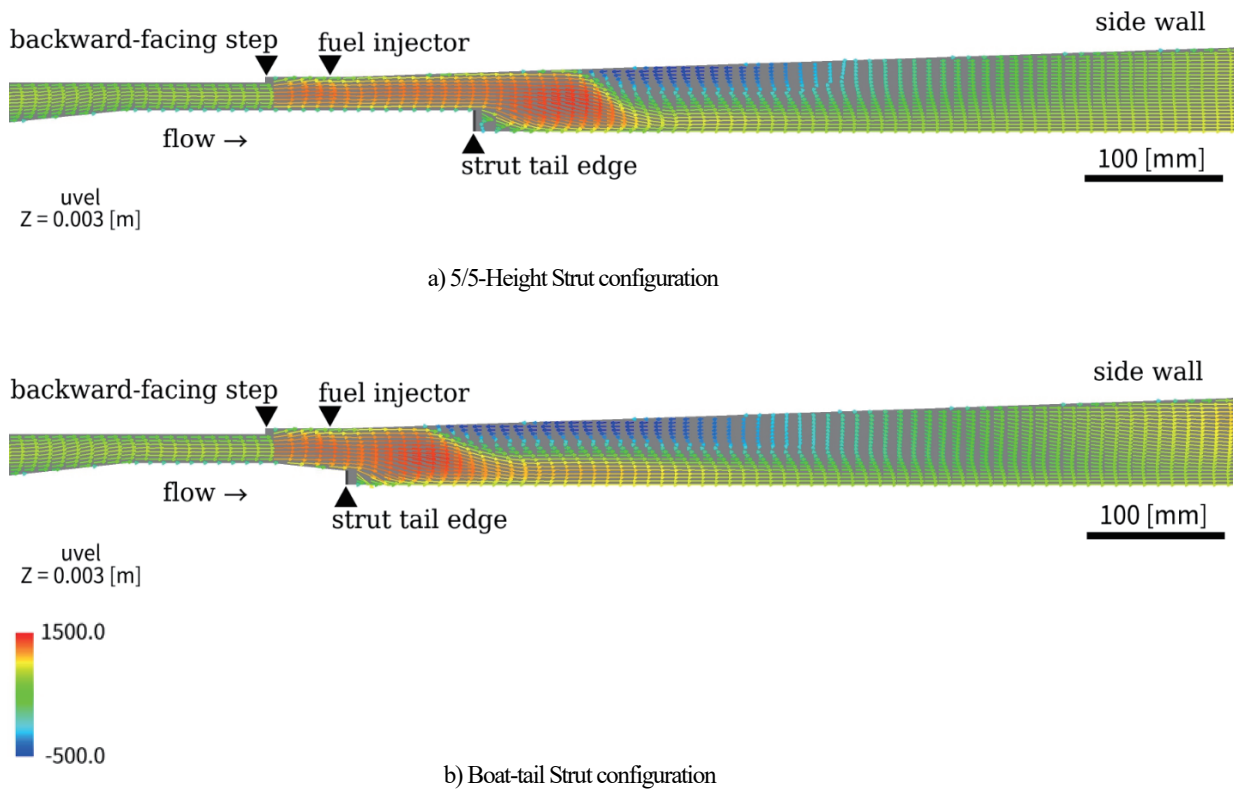


Fig. 5 Velocity vector distributions on the top walls.

側板は天板から 30mm の高さまでを示し、更にその奥は計算領域であることを御注意頂きたい。視野は、ストラットの途中部分から、側板段差、燃焼器平行部、燃焼器拡大部、ノズル部途中までである。流れは左から右に進む。

図 6a の 5/5 高さストラット形態を観ると、ストラット後流にも剥離域が生じているのが分かる。ストラットの後縁から右上の方に伸びるのがそれである。そしてその下流に蛞蝓（ナメクジ）のような剥離域が現れている。頭は細く、一旦膨れ、そしてまた細くなる形であり、剥離開始点と再付着点が明確である。注意すべきは、この剥離域は天板の中心線沿いに出来ているのではなく、天板と側板の隅に出来ているということである。つまり、エンジンでは両側に計二箇所出来ているということである。図中の色分布によると、この剥離域は、上流寄りでは相対的に圧力が低く、下流寄りでは高いということも見て取れる。

一方、図 6b のボートテイル形ストラット形態を観ると、ストラット後流には剥離域が見当たらず、先の 5/5 高さストラット形態に比べ、より上流から剥離が始まり、その膨れ方も側板方向に大きく、側板の 30mm の線を越えているが、下流端はほぼ同じである。

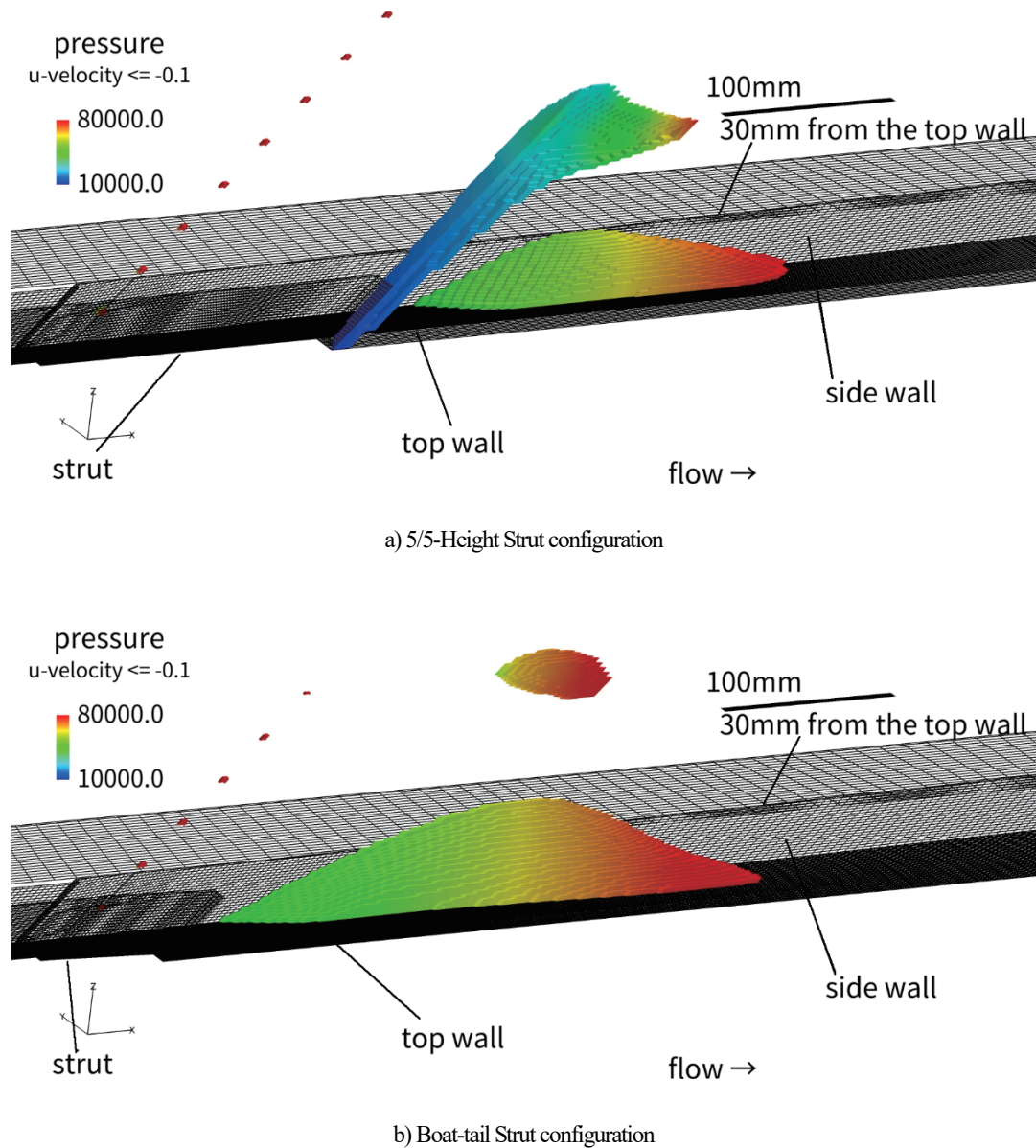
この視野でボートテイル形ストラット形態のストラット後流に剥離域が生じていないが、この形態ではストラットの後端を絞り且つ長さを詰めており、その効果で剥離が生じにくいということなのかと考えている。それはエンジンの抗力の小ささにも資している。

加えて、剥離域がより上流で始まり、膨れ方も大きいことが燃料の引き込みと攪拌と拡散に資しているのではないかと見ている。図 3b 御参照。こちらの方が当量比は平均化されている。

筆者らは 5/5 高さストラット形態において計算値が実測値を上回る理由に就いて計算上の剥離の捉え方に要因が有るのではないかと見ている。図 3a に於いて当量比が大きく算出され計測値を上回っている箇所は剥離の箇所である。先に述べた、「剥離が燃料を引き込み攪拌し拡散する」効果に就いて計算がこの流れ場を過大に捉えているが故のものではないか。もし、この剥離の捉え方がより適切であれば、この当量比の過大評価も適正な方向へかう可能性が有ると考えている。

この計算方法でこの先計算を進めるに際しては、剥離を過大に評価する傾向が有るとの留意が必要である。

剥離の概要が把握できたので、もう少し踏み込んで剥離の位置と規模の特定を試みる。



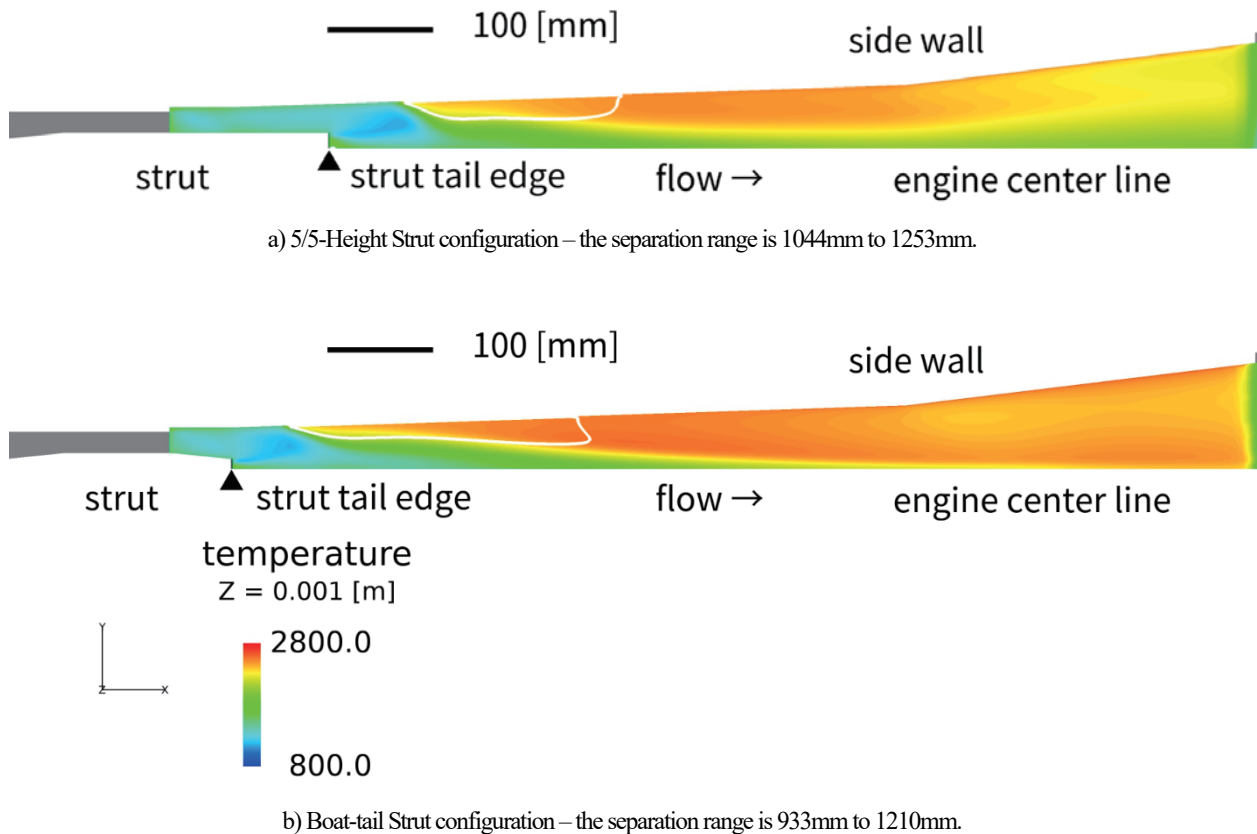
**Fig. 6** Separation regions in the internal flows in the both engine configurations. The separation region is a region where the velocity is less than  $-0.1\text{m/s}$ , and the color gives the pressure on separation region surfaces. The separations appear on the top walls.

次の図7に天板上の剥離範囲を示す。これは天板面から1mm離れた水平断面における剥離域を白線で示したものである。剥離の条件はx成分速度が $-0.1\text{mm}$ 未満である。また、色は温度を示している。図7aが5/5高さストラット形態、図7bがボートテイル形ストラット形態であり、視野は何れもストラット途中から、側板段差、燃焼器平行部、燃焼器拡大部、ノズル途中までである。

図7aの5/5高さストラット形態の白線を観ると、剥離の起点がインレット前縁から1044mm、再付着点が同じく1253mmと読み取れる。そして高温領域が剥離開始点から始まり、そのままエンジン出口に向かって連続的に伸び

ている。このことは剥離の起点で混合が促進され、燃焼が活発化し、発熱が進んでいる様子を示している。「剥離が燃料を引き込み攪拌し拡散する」効果が示されているものと考えられる。

図7bはもう一方のボートテイル形ストラット形態のものである。こちらは、剥離の起点がインレット前縁から933mm、再付着点が同じく1210mmである。剥離起点以降の状況は上の図7aの5/5高さストラット形態の場合と同様であるが、剥離起点が上流寄りに移り、且つ高温領域がエンジン断面全幅に及んでいる。燃焼反応が剥離に依存するという問題は有るが、エンジンの燃料の燃え



**Fig. 7** Separation origins and temperature distributions. The separation region is enclosed with white line. The color indicates the temperature. High temperature begins at the separation origin.

方としてはこちらの方が優位と言える。実際、計算結果を基にした積分推力ではこちらの方が大きな値を示している<sup>(34)</sup>。

以上より、天板上の剥離が燃焼を促進している様子が確認できた。

当節の冒頭で、「エンジン内部流に走るカウル衝撃波が天板に届く辺りに剥離が生じ、その剥離が元で燃料が引き込まれ、攪拌され、拡散されているとの観点から天板上の剥離状況を調べる」として考察を行ったが、このカウル衝撃波が天板に届くという点以降に就いて少し詳しく述べると次のようになる。

詰まり、カウル衝撃波が天板に届き、その衝撃波の入射と反射により気流の温度が上昇し、燃料が着火し、燃焼気流が生ずる。その燃焼気流は温度も圧力も上昇するので、先の衝撃波の角度を大きくし<sup>(32,33)</sup>、更に圧力を上げる。このことにより剥離が引き起こされる。以下、その剥離域に燃料が引き込まれ、攪拌、拡散が促進され更に燃焼が活発化するという循環に入り、これが燃焼を維持する。

次の図8に剥離開始点前後の燃料当量比分布を示す。

剥離開始点前後のエンジン断面の燃料当量比分布を追うことで、剥離が燃料を引き込む様子を探る。以下、図の説明を行う。

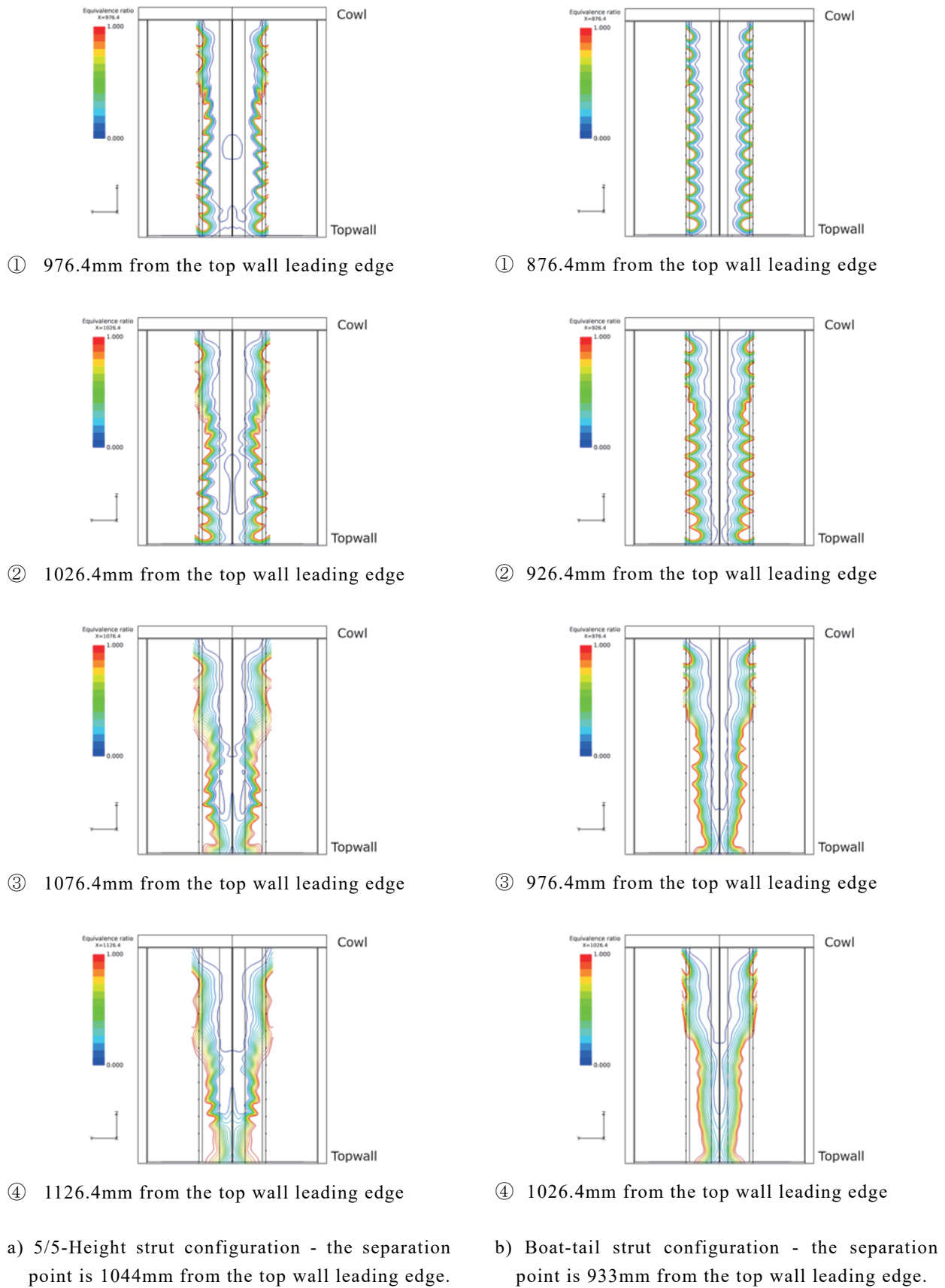
### 8. 剥離開始点と燃料当量比分布

剥離が起こったことにより当量比分布は如何なる変化を起しているのか、計算結果を用いて二形態に就いて剥離点の前後のエンジン断面当量比分布を示し、剥離により当量比がどのように変化しているのか考察する。

#### 8-1 5/5 高さストラット形態

剥離位置はエンジン天板前縁から 1044mm の位置である。ここはエンジンの燃焼器拡大部に少し入った位置である。図7参照。尚、当図8でも上がカウルで下が天板である。

図8aに剥離点1044mmの直前直後の二点ずつ、①976.4mm、②1026.4mm、③1076.4mm、④1126.4mmにおけるエンジン断面の当量比分布を掲げる。剥離前の二か所では噴射孔12本から出た各々の燃料の分布の輪郭を反映した分布が確認できる。①976.4mm位置では12本の半島が確認でき、②1026.4mm位置では12本中10本までが半



**Fig. 8** Equivalence ratio distributions before and behind the separation points. Note that the top is the cowl in each figure.



島の輪郭を引き継いでいる。一部、天板から数えて 9 番と 10 番の噴射孔からの分は合体している。

それが、剥離位置下流の③1076.4mm位置になると、天板寄りの幾つかの噴射孔からのものは半島の形を維持しつつもエンジン対象線に向けて迫り出して来ている様子が見て取れる。7 番から 10 番は合体が進んでいる。これが更に④1126.4mm位置に至ると、迫り出しが更に進むと共に、半島の合体も進む。具体的には 6 番から 10 番の合体が進むと共に、天板寄りの 1 番と 2 番の合体が進んでいる様子が見える。

どうやら剥離の始まりと共に燃料が剥離域内に引き込まれ、混合が進んでいる様子が認められる。

#### 8-2 ポートテイル形ストラット形態

剥離位置はエンジン天板前縁から 933mm の位置である。こちらも燃焼器拡大部ではあるが、上記の形態よりも上流側の位置である。図 7 参照。尚、当図 8 でも上がカウルで下が天板である。

図 8b に剥離点 933mm の直前直後の二点ずつ、①876.4mm、②926.4mm、③976.4mm、④1026.4mm におけるエンジン断面の当量比分布を掲げる。剥離前の二か所では噴射孔 12 本から出た各々の燃料の分布の輪郭を反映した分布が確認できる。①876.4mm 位置では 12 本の半島が確認でき、②926.4mm 位置では 12 本中 9 本までが半島の輪郭を引き継いでいる。天板から数えて 8 番から 10 番までの噴射孔からの分は合体している様子が認められ、上記の 5/5 高さストラット形態より合体の進みが早い様子が見える。

それが、剥離位置下流の③976.4mm位置になると、天板寄りの幾つかの噴射孔からのものは半島の形を維持しつつもエンジン中心線に向けて迫り出して来ている様子が見て取れる。加えて 1 番から 10 番までの噴射孔からのものは一斉に合体が進んでいる。これが更に④1026.4mm 位置に至ると、迫り出しが一層進むと共に、半島の合体も進み 1 番から 10 番までのものが一体化している。

どうやら、こちらの形態も剥離の始まりと共に燃料が剥離域内に引き込まれ、混合が進んでいる様子が有り、しかも上記 5/5 高さストラット形態よりも進行が速い様子が認められる。

以上の結果から、剥離が燃料を引き込むことにより燃料のエンジン断面内拡散を促していると言え、特にポートテイル形ストラット形態がその傾向をより明確に示している。

エンジンの性能が剥離に依存することには問題ありとしても、この剥離を適切な規模に抑えることが出来れば、推力の源とすることが可能である。エンジン内の剥離を制御する設計が望まれる。

## 9. 終わりに

エンジン試験実施済みのエンジン形態と改良型提案エンジン形態とに就いて、側板垂直噴射条件の燃焼計算を行った。エンジン内流れ場に生ずる剥離が燃料の混合と燃焼を促進していることが確認できた。また、計測値に対する計算値の違いの要因を考察し、計算に於ける剥離の捉え方によるものと見当が付いた。この計算手法でこの先の計算を進めるに当たり、剥離の捉え方が過大である傾向に留意する必要がある。

## 謝辞

計算に関しては小寺主任研究開発員の助言等を得、又 Fluent の使用に際しては根岸主任研究開発員の助言を頂いた。紙面を借り謝辞申し上げる。

## 参考文献

- (1) Rondeau, C., and Jorris, T., X-51A Scramjet Demonstrator Program: Waverider Ground and Flight Test, 44<sup>th</sup> International/SETP Southwest Flight Test Symposium, 2013.
- (2) Warwick, G, Hypersonic Ambitions, Aviation Week & Technology, September, 12-25, 2016.
- (3) RJTF 建設グループ, ラムジェットエンジン試験設備, 航空宇宙技術研究所, 航空宇宙技術研究所報告 NAL TR-1347, 1998 年 2 月.
- (4) 佐藤 茂, 泉川宗男, 谷香一郎, 荻田丈士, 工藤賢司, 村上淳郎, 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. 374-382.
- (5) Kobayashi, K., Tomioka, S., and Mitani, T., Supersonic Flow Ignition by Plasma Torch and H<sub>2</sub>/O<sub>2</sub> Torch, J. Propul. Power, 20, 2004, pp. 294-301.
- (6) 小林完, 富岡定毅, 荻田丈士, 平岩徹夫, 小野文衛, 三谷徹, 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.
- (7) 三谷徹, 富岡定毅, 泉川宗男, 鎮西信夫, 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, 平成 11 年 3 月(仙台).
- (8) 三谷徹, 富岡定毅, 平岩徹, 泉川宗男, スクラムジェット燃焼器における補円条件, 第 38 回燃焼シンポジウム, 平成 12 年 11 月(福岡).
- (9) 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 年度公開研究発表会, 平成 17 年 12 月 7 日.
- (10) 平岩徹夫, 荻田丈士, 泉川宗男, 三谷徹, 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, 平成 10 年 1 月(仙台).

- (11) 五十嵐康隆, 中橋和博, 三谷徹, 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 1999 年講演会, 平成 11 年 3 月(仙台).
- (12) 小寺正敏, 中橋和博, 平岩徹夫, 菊田丈士, 三谷徹, 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, 航空原動機・宇宙推進講演会, 平成 10 年 1 月(仙台).
- (13) Ueda, S., Tomioka, S., Ono, F., Sakuranaka, N., Tani, K., and Murakami, A., Mach 6 Test of a Scramjet Engine with Multi-Staged Fuel Injection, AIAA 2006-1027, 2006.
- (14) Kanda, T., Hiraiwa, T., Mitani, T., Tomioka, S., and Chinzei, N., Mach 6 Testing of a Scramjet Engine Model, J. Propul. Power, 13, 1997, pp. 543-551.
- (15) 長谷川 進, 谷 香一郎, 佐藤 茂, 飛行条件マッハ 8 におけるスクラムジェット・インレットの解析, 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2001 論文集, 航空宇宙技術研究所特別資料, SP-53, 2002, pp. 315-320.
- (16) 佐藤 茂, 福井正明, 宗像利彦, 渡邊孝宏, 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 2011 年講演会, 平成 23 年 3 月(仙台).
- (17) 佐藤 茂, 福井正明, 渡邊孝宏, 宗像利彦, 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—ストラット利用による燃料当量比分布改善策の検討, 平成 25 年度衝撃波シンポジウム, 2014 年 3 月(相模原).
- (18) 佐藤 茂, 福井正明, 渡邊孝宏, 宗像利彦, 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: 燃料偏在の補正法, 第 46 回流体力学講演会/第 32 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 2014 年 7 月(弘前).
- (19) Sato, S., Fukui, M., Watanabe, T., and Munakata, T., Consideration for Optimization of Fuel Distribution in a Scramjet Engine, AIAA 2014-2214.
- (20) Sato, S., Munakata, T., and Ishikawa, M., Investigation on 3-Dimensional Effect of Shock Waves Caused by a Strut-Cowl System in a Scramjet Engine, AIAA 2010-7037, 2010.
- (21) Sato, S., Munakata, T., and Fukui, M., Applications of 3-Dimensional Effect of Shock Waves caused by a Strut-Cowl System in a Scramjet Engine, AIAA 2011-2314
- (22) Sato, S., Watanabe, T., Fukui, M., and Munakata, T., Aerodynamic Effect brought by a Strut-Cowl System in a Scramjet Engine, AIAA 2012-5886.
- (23) Sato, S., Fukui, M., Watanabe, T., and Munakata, T., Fluid Transport brought by a Strut-Cowl System in a Scramjet Engine, AIAA 2013-3750.
- (24) 佐藤茂, 福井正明, 渡邊孝宏, 宗像利彦, 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—流線遡上法による適正噴射位置探索, 平成 26 年度衝撃波シンポジウム, 平成 27 年 3 月(伊香保).
- (25) 工藤賢司, 小室智幸, 村上淳郎, 谷香一郎, 鎮西信夫, 升谷五郎, スクラムジェット燃焼器におけるストラット効果, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告, JAXA-RR-04-011, 2005 年 1 月.
- (26) 佐藤 茂, 宗像利彦, 石河深雪, 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, 2010 年 6 月(米子).
- (27) 佐藤 茂, 渡邊孝宏, 福井正明, 宗像利彦, 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, 2011 年 7 月(早稲田).
- (28) Petersen, E.L. and Hanson, R.K., Reduced Kinetics Mechanisms for Ram Accelerator Combustion, Journal of Propulsion & Power, 15, 1999, pp. 591-600.
- (29) 佐藤 茂, 福井正明, 渡邊孝宏, 宗像利彦, スクラムジェットエンジンの性能向上に関する一考察, 第 48 回流体力学講演会/第 34 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 2016 年 7 月(金沢).
- (30) Sato, S., Fukui, M., Watanabe, T., and Munakata, T., Virtual Experiment for Optimization of Fuel Distribution in a Scramjet Engine, AIAA 2015-3598.
- (31) Sato, S., Fukui, M., Watanabe, T., Takahashi, M., and Munakata, T., Trial for Improvement in Scramjet Engine Performance, AIAA 2018-0889.
- (32) Sato, S., Fukui, M., Watanabe, T., Takahashi, M., and Munakata, T., Shock Wave in Combustion in a Scramjet Engine, AIAA 2019-0678.
- (33) 佐藤 茂, 福井正明, 宗像利彦, 渡邊孝宏, 高橋正晴, スクラムジェットエンジン性能向上に関する試み - 燃焼状態下の衝撃波, 平成 29 年度衝撃波シンポジウム, 2018 年 3 月(仙台).
- (34) 佐藤 茂, 福井正明, 宗像利彦, 渡邊孝宏, 高橋正晴, スクラムジェットエンジン内の燃焼—衝撃波と燃料当量比分布, 平成 30 年度衝撃波シンポジウム, 2019 年 3 月(横浜).
- (35) 佐藤 茂, 福井正明, 宗像利彦, 渡邊孝宏, 高橋正晴, スクラムジェットエンジン性能向上に関する試み—燃焼状態の再現, 第 50 回流体力学講演会/第 36 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 2018 年 7 月(宮崎).
- (36) 佐藤 茂, 福井正明, 宗像利彦, 渡邊孝宏, 高橋正晴, スクラムジェットエンジン性能向上に関する試み—燃料当量比分布の改善, 第 51 回流体力学講演会/第 37 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 2019 年 7 月(早稲田).
- (37) 佐藤茂, 福井正明, 宗像利彦, 渡邊孝宏, 高橋正晴, スクラムジェットエンジン内流れの剥離と燃料分布, 2019 年度衝撃波シンポジウム, 2020 年 3 月(紙上).