

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

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)

A Trial for Scramjet Engine Performance Improvement - Improvement for 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 et al. 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 top 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 the influence of cowl shock wave and strut shock wave on the engine flow field to search the engine flow field detail by using CFD. In this paper the authors describe results of consideration on the cause of fuel distribution difference between the calculation and the engine test.

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亘っている。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⁽¹⁾。また、豪州等では国際共同研究が活発であり、飛行試験を志向した論文も見られる。更に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⁽²⁾。

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)⁽³⁾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 等の研究を重ねて来、多くの知見を得ている。一部を文献⁽⁴⁾⁻⁽¹⁵⁾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⁽⁴⁾。これが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⁽¹⁶⁾⁻⁽¹⁹⁾。

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⁽²⁰⁾⁻⁽²³⁾。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、燃料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⁽²⁴⁾。

エンジン流路内で空気流量 (密度×速度 : ρu) 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注目している。

そこで、今日までの実績⁽²⁵⁻³⁰⁾を踏まえて燃焼計算の試行を進めており、その中間の結果を順に報告して来た⁽³¹⁻³⁴⁾とされており、先回は側板垂直噴射の燃焼計算結果を報告した⁽³³⁾所である。

その燃料当量比分布の一部にエンジン試験の計測結果と不一致箇所があり、その原因を CFD 援用にて調べ検討している。当論文ではその検討過程を報告する。

2. ストラットが形成する流れ場と当量比分布

ストラットはエンジン空気吸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⁽²⁰⁾、②ストラット背後の滞在時間の拡大⁽²²⁾、③ストラット背後の流体輸送^(22, 23)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⁽²⁵⁾。

噴射孔の設置位置の多様化にはストラットは有効な選択肢であると考えられる。

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、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の段差があり、その段差の下流 32mm の所に燃料垂直噴射孔 12 本が並ぶ。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長さを変える試験(1/5 高さ等)を行ったことによる。尾部は、後述するポ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。

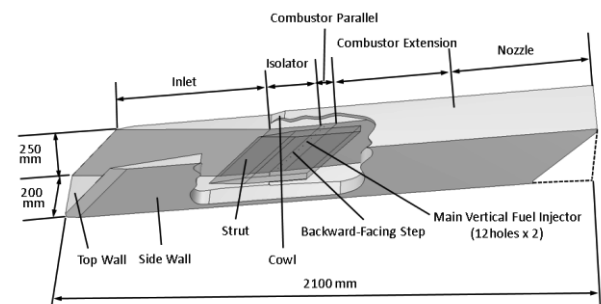
RJTF における試験条件は、飛行条件 Mach 6 相当(エンジン入口 Mach 5.3)、総温 1500K、機体下面境界層込み等である。

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⁽⁴⁾。また、良好な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^(20, 26)。

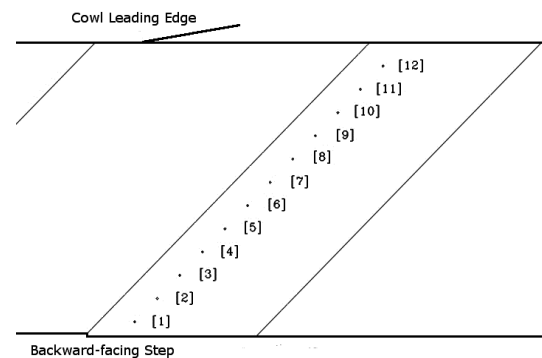
4. 比較形態—試験済み形態と仮想形態

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ポ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、ポ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 2 a)、ポートテイル形ストラットは 301mm である(図 2 b)。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⁽²⁷⁾。



View of the engine.



The position of 12 fuel injectors on the side wall.

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

4-2 数値計算方法

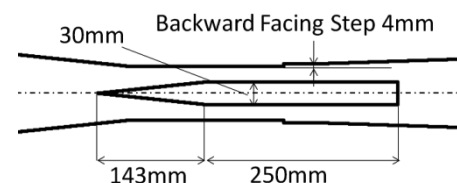
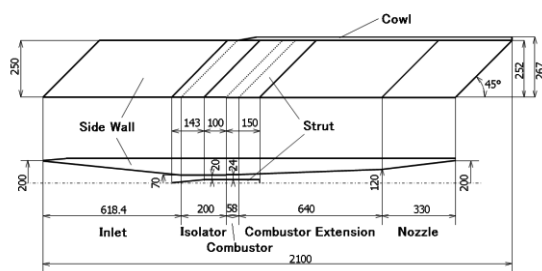
計算には汎用熱流体解析ソルバ Fluent を用いた。最小格子幅はストラット前縁周辺等の 0.1mm である。計算ではエンジン左右中央断面を対称面とする右舷半裁を対象とし、格子数は 503 万、対流項評価の数値流束は AUSM⁺、制限関数は二次精度、時間積分は陽的解法、乱流モデルは $k-\omega$ である。壁面は断熱壁と仮定した。

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ている。機体下面境界層に相当する設備境界層も込みである。

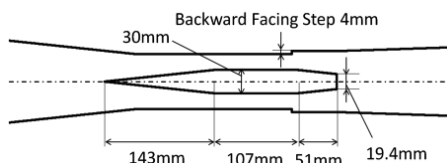
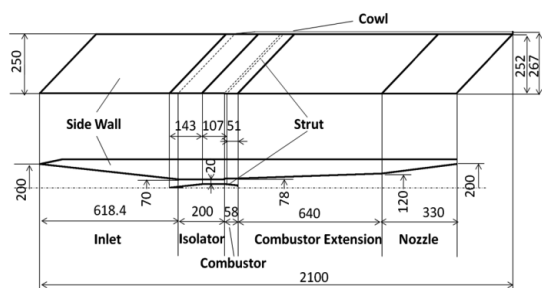
燃焼計算に関しては、反応モデルは Petersen and Hanson の論文⁽³⁵⁾を元に水素-酸素の反応式を Fluent に読み込ませたものを用いている。

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。



a) 5/5H Strut configuration



b) Boat-tail Strut configuration

Fig. 2 Two types of struts. The 5/5H Strut configuration (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作るものであり、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⁽¹⁸⁾。概要は文献⁽²⁹⁾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は見当たらない。当所のエンジン試験結果⁽⁴⁾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けさせ且つ気流の質量流率(密度×速度： ρu)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⁽³⁰⁾、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. 燃焼計算の結果

次に燃焼計算を試行した結果を報告する。今日までのエンジン内流れ場の探索⁽²⁴⁾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先回等^(31,32)にて報告済みである。

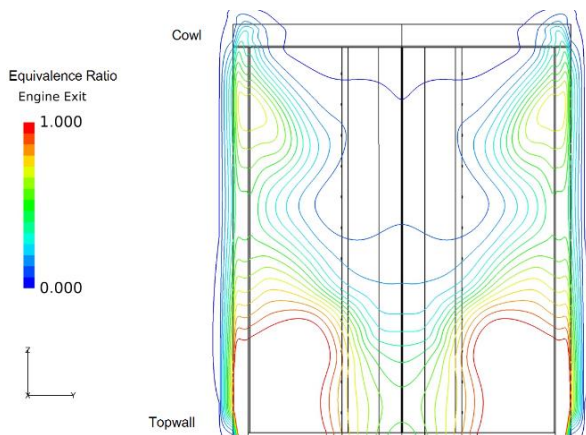
6-1 燃料当量比分布

次の図 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 3 a が 5/5 高さストラット形態、図 3 b 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。色別当量比は 1.0 が赤、0.0 が青となる配色である。詰まり、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。

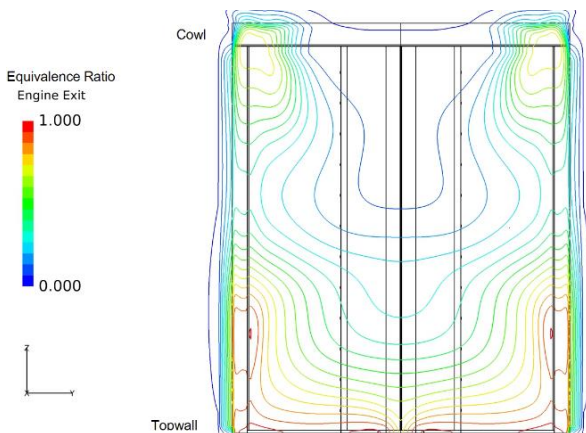
両者とも両側板沿いに天板側に向かって当量比が高くなり、一方でカウル側左右対称線に向かって低くなっている。然しながら、ボートテイル形ストラット形態の方は相対的に燃料の拡散が進んでおり、当量比が 1.0 を超す領域は小さい。こちらの形態の方に燃料当量比分布上の優位性が見出せる。この燃料を拡散させる流れ場の要因を見出すことが必要である。詰まり、空

気質量流率 pu 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自らの特性が故に作り出すものである。こうした流れ場の構造の探求を進めたい。

この図3aに示した5/5高さストラット形態はRJTFでエンジン試験を行った形態であり、且つエンジン出口におけるガス採取計測を行い、当量比等の計測値を有するものである。その当量比の計測値を図4に示す。



a) 5/5-Height Strut configuration



b) Boat-tail Strut configuration

Fig. 3 Calculated equivalence ratio ϕ distribution at the engine exit in the combustion flow.

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⁽³³⁾にて報告している。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。計算に於いては流れ場がどのように捉えられているか第7節にて記す。

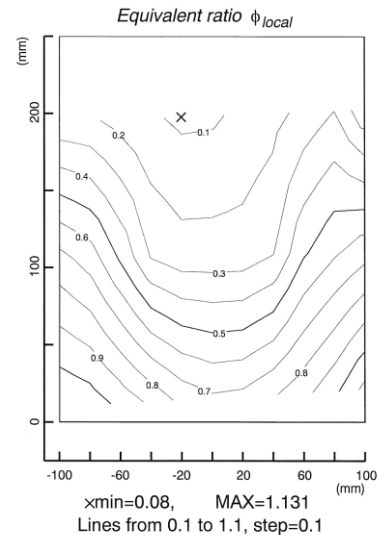


Fig. 4 Measured equivalence ratio ϕ distribution at the engine exit.⁽⁴⁾

6-2 燃焼効率分布

燃焼効率分布の計算結果は既に報告済みである^(32,34)。尚、現時点のCFDにて得られている積分推力は、5/5高さストラット形態で715N、ポートテイル形ストラット形態で825Nである。後者の方が大きな値を示しており、比較優位を期待させる。因みに、5/5高さストラット形態の同等条件の試験結果では1052Nであり⁽⁴⁾、CFD側が過小評価に留まっている。

7. 計算にて捉えられている流れ場

燃焼条件の圧力分布は既に報告済みであり、エンジン試験済みの5/5高さストラット形態に就いては概ね一致している⁽³¹⁾。

7-1 当量比分布の不一致

当機構で行ったエンジン試験結果⁽⁴⁾に関しては天板面上に大規模剥離泡の存在が言われている。その剥離泡の上流端では流線が曲げられるので、斜め衝撃波の発生源となる。このエンジン形態の流れ場とは、その剥離泡衝撃波を込みにした流れ場であり、その流れ場に対してCFDの値が概ね一致しているので、CFDは剥離泡込みの流れ場を大筋で捉えていると見て良い。

但し、実際のエンジン内燃焼流での天板面上の剥離は直接の把握は出来ていない。燃焼下での直接の把握は困難である。

然しながら、この 5/5 高さストラット形態のエンジンにおいては図 3 及び図 4 で示した通り CFD 側に当量比分布の不一致箇所が有る。

図 5 に当量比分布不一致箇所に至る流れ場の遷移を示す。両側板の天板寄りの箇所に高当量比領域が張り出すのは何処に起源が有るのかを探った図である。この遷移図によると、両側板から垂直に 12 本ずつ均等に噴射された燃料は、ストラット後端では一様に近い分布を維持しているが、燃焼器拡大部中間に至ると、当量比の偏りが現れ始まる。

7-2 当量比分布不一致に関する検討

燃焼計算に於いて当量比が両側板の天板寄りに過度に偏って行くのには天板上の剥離泡の規模が関与しているのではないかとこの視点に立って以下検討を行う。

図 6 に 5/5 高さストラット形態及びボートテイル形ストラット形態に於ける天板上のベクトル線図を示す。どちらの形態にも逆流領域が確認できる。この図によると、5/5 高さストラット形態では剥離領域が太く短いが、一方のボートテイル形ストラット形態では細く長い様子が見える。

そこで、側板上にそれと符合するものを見出すべく側板上のベクトル線図を求めたが巧く出力出来ず、替りに油膜法的可視化図を出した。図 7 に示す。上がカウルで下が天板である。

図 7 の可視図を見ると、側板噴射孔の下流で燃焼器拡大部の上流寄り箇所に渦巻き状の領域が現れて来ている。比較的当量比分布が均整化されているボートテイル形ストラット形態の方でも渦巻き状の領域が現れているが、大きさと巻き方が違う様に見える。

更に、この可視化法で先に述べた天板上のものを出力し比較を行う。

図 8 に天板上における油膜法的可視化図を示す。この図 8 によると、どちらの形態にも渦巻き状の領域が現れており、先のベクトル線図と重ね合わせると、ベクトル線図における逆流領域と符合する。

この符合からすると、側板上の渦巻き領域も逆流領域と関連した部分である可能性が有る。流れ場を詳細に点検する必要がある。

天板上に於ける剥離領域が流れ方向に幅広である方が燃料を巻き込み易いのかも知れない。この剥離領域の大小、或いは渦の強さ等がその下流の燃料当量比分布を左右している可能性があると考えられる。計算ではこれを実際よりも大きめに捉えることからエンジン試験結果との不一致部分が生ずるのではないかと考えている。燃料当量比 1.0 を上回る領域が広いほど、燃料が未燃のまま排出される計算となり、エンジン試験結果より低い推力を示すことになる。更に検討を進めたい。

また、両形態とも特異点的な箇所が側板上の出口寄

りの所に一か所ずつ現れている。再付着点と対応するものかも知れない。

最初の見立て「当量比分布には剥離の規模が関与」と言うのは、剥離のエンジン横断面方向の規模が影響している可能性が有る。側板の圧力分布等も踏まえ更なる検討を行う必要が有る。

8. 終わりに

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、燃料を側板から垂直に噴射する条件の燃焼計算を行っている。計算に於いて燃料当量比分布等の一部不一致を起こす要因を探った。現時点ではその剥離泡の規模の捉え方が要因になった可能性が有ると見ている。流れ場の点検を深めつつ仮想実験を進める。

謝辞

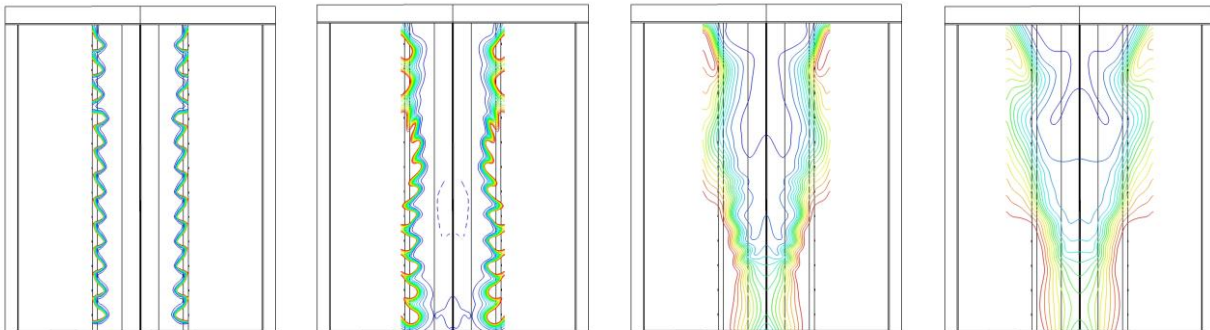
計算に関しては小寺主任研究開発員の助言等を得、又 Fluent の使用に際しては根岸主任研究開発員の助言を頂いた。紙面を借り謝辞申し上げる。

参考文献

- (1) Rondeau, C., and Jorris, T., 44th International/SETP Southwest Flight Test Symposium, 2013.
- (2) Warwick, G., Aviation Week & Technology, September, 12-25, 2016.
- (3) RJTF 建設グループ NAL TR-1347, 1998 年 2 月, 航空宇宙技術研究所資料.
- (4) 佐藤茂他, 日本航空宇宙学会論文集, 47 (1999).
- (5) Kobayashi, K., et.al., J. Propul. Power, 20 (2004).
- (6) 小林完他, 日本航空宇宙学会論文誌, 51 (2003).
- (7) 三谷徹他, 航空宇宙学会北部支部 1999 年講演会, 平成 11 年 3 月 (仙台).
- (8) 三谷徹他, 第 38 回燃焼シンポジウム, 平成 12 年 11 月 (福岡).
- (9) 植田修一, 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) 平岩徹夫他, 第 38 回航空原動機・宇宙推進講演会, 平成 10 年 1 月 (仙台).
- (11) 五十嵐康隆他, 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) 小寺正敏他, 航空原動機・宇宙推進講演会, 平成 10 年 1 月 (仙台).
- (13) Ueda, S., et.al., A., AIAA Paper 2006-1027, 2006.
- (14) Kanda, T., et.al., J. Propul. Power, 13, 4 (1997).
- (15) 小寺正敏他, 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム(調布)2001 論文集, NAL SP-53, 2001 年, 航空宇宙技術研究所.
- (16) 佐藤茂他, 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)佐藤茂他, 平成 25 年度衝撃波シンポジウム講演論文集, 平成 26 年 3 月 (相模原).
 - (18)佐藤茂他, 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(弘前)論文集, JAXA-SP-14-010, 2015 年, 宇宙航空研究開発機構.
 - (19)Sato, S., et.al., AIAA Paper 2014-2144, 2014.
 - (20)Sato, S., et.al., AIAA Paper 2010-7037, 2010.
 - (21)Sato, S., et.al., AIAA Paper 2011-2314, 2011.
 - (22)Sato, S., et.al., AIAA Paper 2012-5836, 2012.
 - (23)Sato, S., et.al., AIAA Paper 2013-3750, 2013.
 - (24)佐藤茂他, 平成 26 年度衝撃波シンポジウム講演論文集, 平成 27 年 3 月 (伊香保).
 - (25)工藤他、宇宙航空研究開発機構研究開発報告、RR-04-011,2005 年 1 月
 - (26)佐藤茂他, 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(米子)論文集, JAXA-SP-10-012, 2011 年, 宇宙航空研究開発機構.
 - (27)佐藤茂他, 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(早稲田)論文集, JAXA-SP-11-015, 2012 年, 宇宙航空研究開発機構.
 - (28) 佐藤茂他, 第 45 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 2013(船堀)論文集, JAXA-SP-13-011, 2014 年, 宇宙航空研究開発機構.
 - (29)佐藤茂他, 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(金沢)論文集, JAXA-SP-16-007, 2016 年, 宇宙航空研究開発機構.
 - (30)Sato, S., et.al., AIAA Paper 2015-3598, 2015.
 - (31)Sato, S., et.al., AIAA Paper 2018-0889, 2018.
 - (32)Sato, S., et.al., AIAA Paper 2019-0678, 2019.
 - (33)佐藤茂他, 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 2017(宮崎)論文集, 2017 年, 宇宙航空研究開発機構.
 - (34)佐藤茂他, 平成 30 年度衝撃波シンポジウム講演論文集, 平成 31 年 3 月 (横浜).
 - (35)Petersen, E.L. and Hanson, R.K., Journal of Propulsion & Power, Vol. 15, No. 4, July–August 1999.

<Cowl>



<Top wall>

- ① fuel injection point
- ② strut tail position
- ③ mid. combustor expansion
- ④ entrance of nozzle

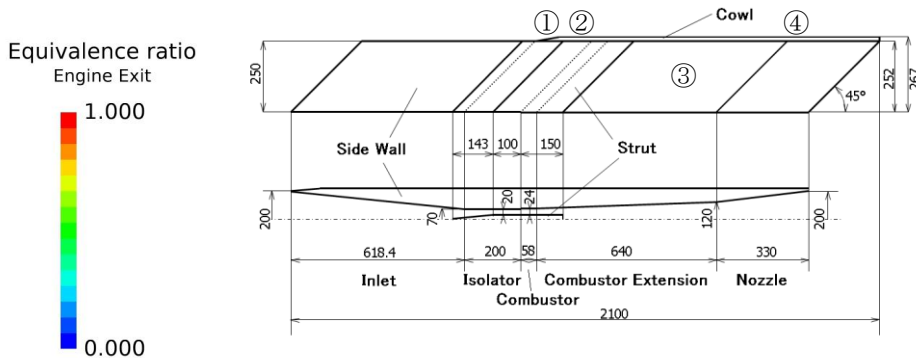
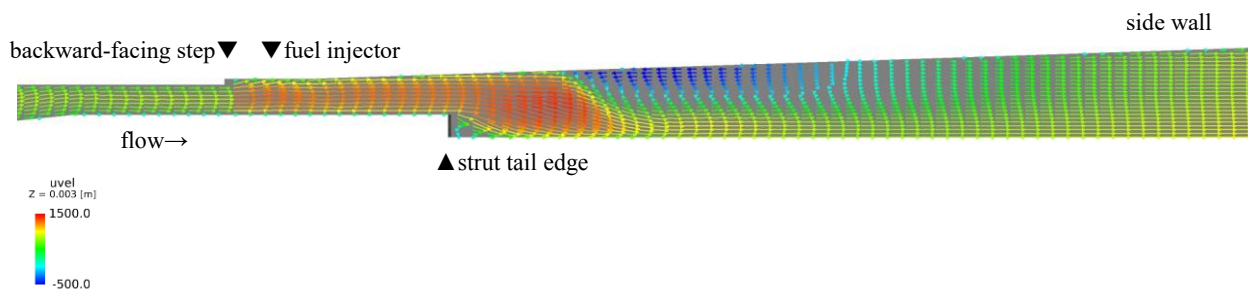
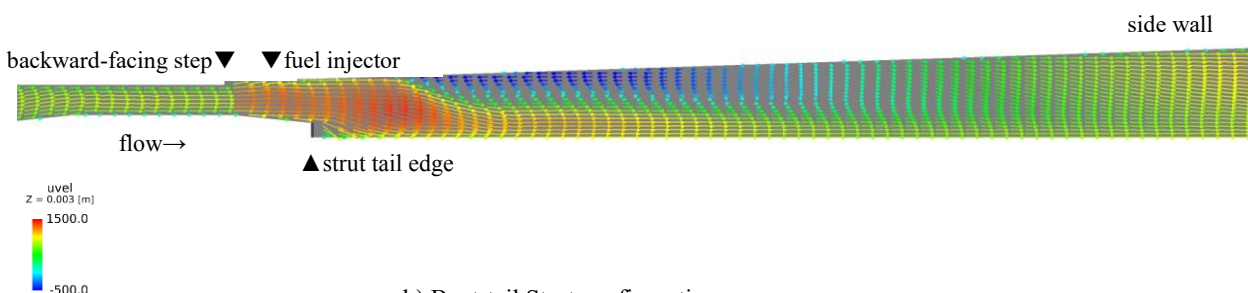


Fig.5 Equivalence ratio distribution in engine cross sections in the 5/5-height strut configuration.

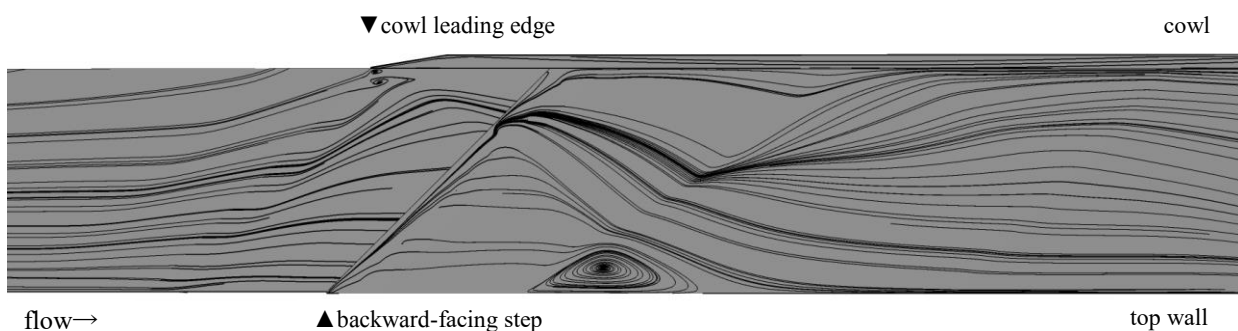


a) 5/5-Height Strut configuration

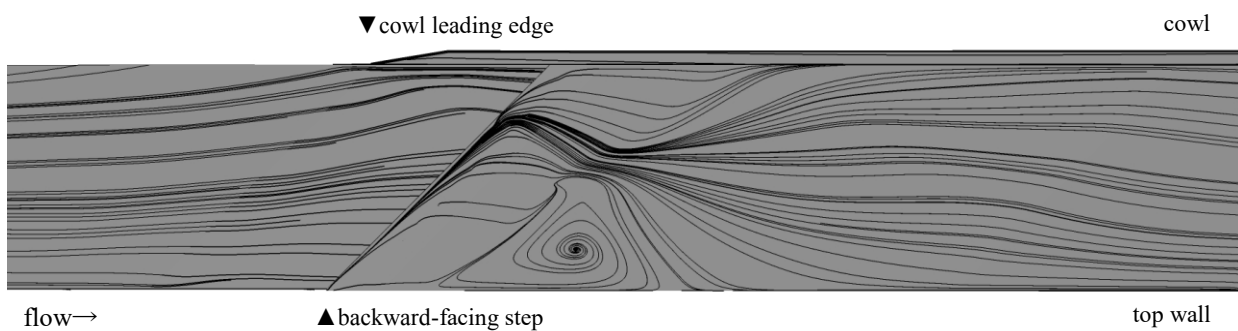


b) Boat-tail Strut configuration

Fig.6 Velocity vector distributions on the top walls.



a) 5/5-Height Strut configuration



b) Boat-tail Strut configuration

Fig.7 Oil-flow like distributions on the side walls.

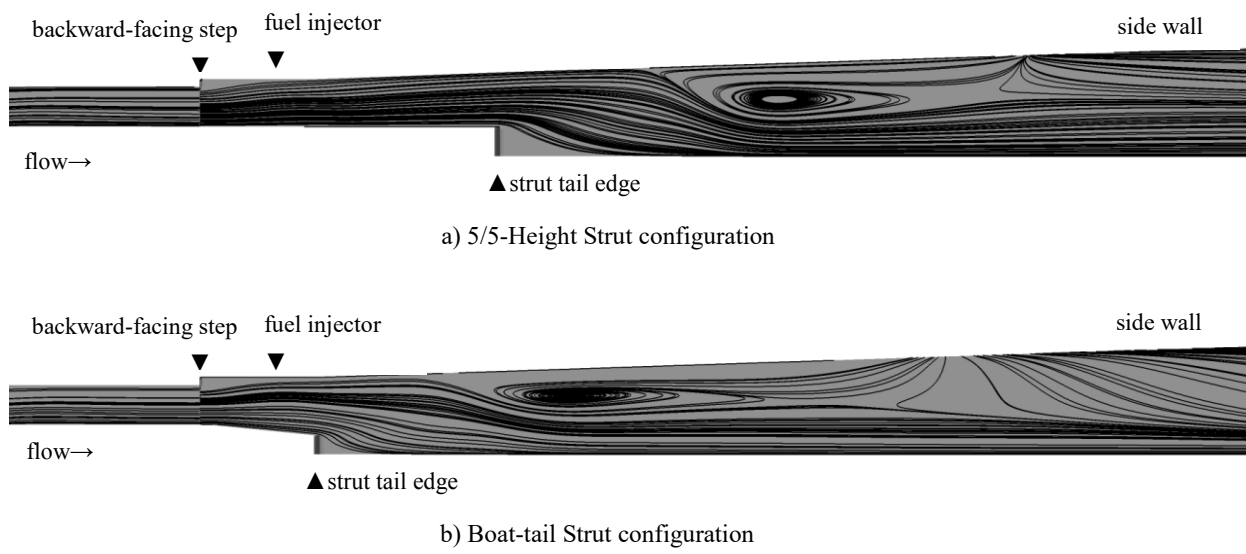


Fig.8 Oil-flow like distributions on the top walls.