

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 — 流線溯上法による探索

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

渡邊孝宏、宗像利彦

日立ソリューションズ東日本

Consideration for Optimization of Fuel Distribution in a Scramjet Engine — Search by means of Tracing back along Streamlines

SATO Shigeru

Kakuda Space Center, Japan Aerospace Exploration Agency, Kimigaya, Kakuda-shi, Miyagi 981-1525,
JAPAN

FUKUI Masaaki

Space Service, Kimigaya, Kakuda-shi, Miyagi 981-1525, JAPAN

WATANABE Takahiro and MUNAKATA Toshihiko

Hitachi Solutions East Japan, Honcho, Aoba-ku, Sendai-shi, 980-0014, JAPAN

ABSTRACT

Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA) has been investigating scramjet engines in Kakuda Space Center using RamJet Engine Test Facility (RJTF) et al. The engine tested at the flight condition of Mach 6 showed very steep fuel distribution. The authors are researching the influence of cowl shock wave on the fuel distribution by using CFD based on RJTF tests, and have found advantages of strut in the engine. Here describe the authors the result of virtual experiments for optimization trial of fuel distribution in the engine by means of tracing back along streamlines in the view point where to set the fuel injection points in order to let the fuel go into high mass flux area in the engine.

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、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。比較的最近の例では米国 NASA が実施した X51A の飛行試験が印象深い⁽¹⁾。また、豪州等では国際共同研究が活発である。一例を文献⁽²⁾に示す。

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 (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。

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概念化を行い応用法を検討している⁽²⁰⁾⁻⁽²³⁾。そこで、当報告では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) により、燃料当量比分布適正化への可能性を論ずる。

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、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)。『高温三角域』とはエンジン内燃焼を、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。ストラット背後の流体滞在時間は長く取ることで補炎に有効である。また、ストラット背後の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。

当報告では気流状態の流れ場を用いて検討を行う。エンジン試験結果について燃焼の影響か否かの議論がある。燃焼の影響と言い切るにも気流状態のエンジン内流れを把握する必要がある。又、CFD では非燃焼条件の方が速やかに解を得易く、設計時に形状等の修正を繰り返す際の判断に有利である。勿論、燃焼状態に移行すればエンジン内流れ場が大きく変化することも判明しているが、電算機の性能が飛躍的に向上した現在でも形状等を変更する度に逐一 CFD で燃焼計算を行うのは必ずしも現実的ではない。計算負荷の大きい燃焼状態の CFD は条件を絞り込んだものを対象とするのが適切であり、別途計算を進めている。

尚、気流状態と燃焼状態との流れ場の違いに就いては佐藤らが、燃焼によりエンジン内当量比分布が均されるということを示している^(24, 25)。この検討結果に基づき、気流状態からの類推は定性的範囲に於いて可能と考えている。

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ストラットが装着され、当形態では天板からカウルに亘る 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。

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—試験済み形態と想定形態

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。何れのストラットも

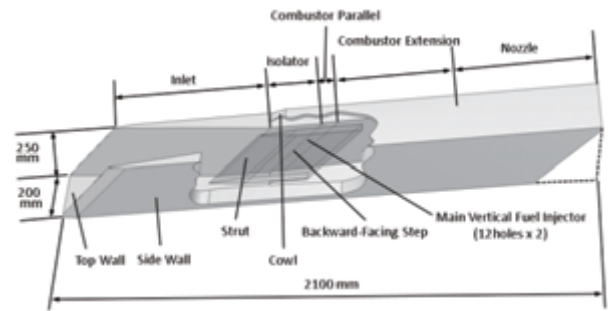
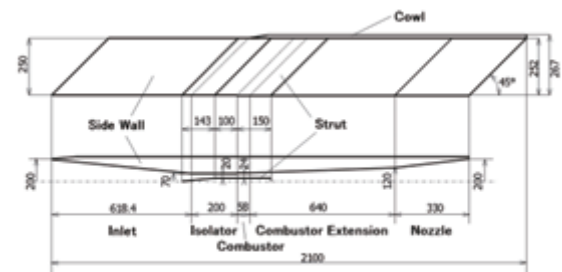
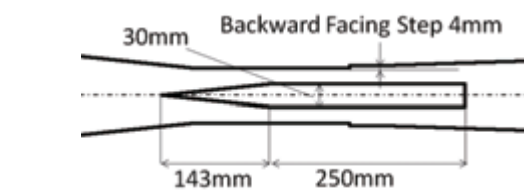


Fig. 1 Outline of scramjet engine tested.⁽⁴⁾ The engine is set upside-down on the test bed.



a) 5/5H Strut configuration



b) Boat-tail Strut configuration

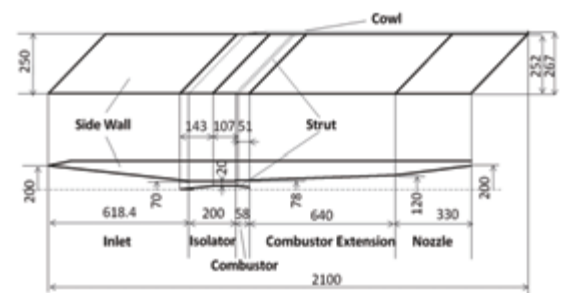


Fig. 2 Two types of struts. The 5/5H Strut configuration (a) and the Boat-tail Strut (b) are compared by means of CFD.

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 3a)、ボートテイル形ストラットは 301mm である (図 3b)。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⁾。

4-2 数値計算方法

計算には当所の非構造格子系計算コードを用いた。最小格子幅は燃料噴射孔位置の 0.11mm 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 311 万、対流項評価の数値流束は AUSM-DV-EF 法、制限関数は二次精度、時間積分は陰的解法、乱流モデルは Spalart - Almaras である。等温壁 (300K : 主流温度) 仮定とした。

尚、数値計算には当機構の統合スーパーコンピュータ“JSS”を用いた。

5. 結果及び検討

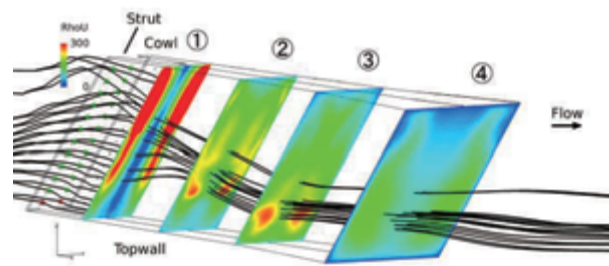
燃料当量比分布の偏りを是正する方策としてストラットからの燃料噴射を考える。その場合、ストラットのどの位置から噴射するのが適切なのか CFD を用いて仮想的に検討する。

5-1 質量流率 ρu の断面分布

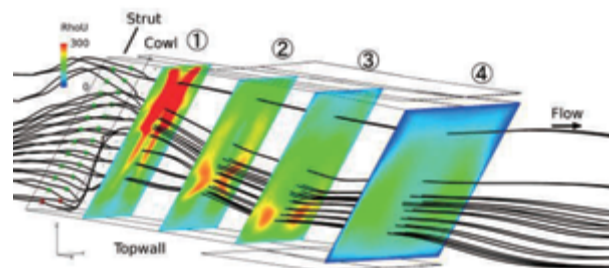
空気の流れが豊富に有る領域、即ち高密度の空気が高速で流れている領域に十分な燃料が拡散して行けば、燃焼が促進され推進力の増進に貢献し得る。そこで、エンジン内の気流の質量流率 ρu の高い領域に燃料がどれ程拡散し得るか数値計算結果から可視化を行う。エンジン内気流の質量流率 ρu も一様分布ではなくエンジン形態に依存したものとなっている^(19,28)。そうしたエンジン内気流の質量流率分布に適合する噴射方式を模索している⁽¹⁷⁾。質量流率 ρu の分布とエンジン内気流の流線の重なり具合がどれ程なのかという見地から以下考察する。

図 3 に両形態のエンジン各断面における質量流率分布⁽¹⁸⁾を色分け等高線分布で示す。図 3a は 5/5 高さストラット形態、図 3b はボートテイル形ストラット形態のものである。図中の断面、①はストラット直下流 (エンジン天板前縁から 1m の位置)、②は燃焼器拡大部の途中 (同 1.25m)、③は燃焼器拡大部の出口近傍 (同 1.5m)、④はエンジン出口 (同 1.8 m) である。

図 3 の質量流率 ρu の色分け等高線分布に着目する。①ストラット下流 (天板前縁より 1m) では、5/5 高さストラット形態の方は質量流率分布が既に左右の側板側に分かれて分布しているが、ボートテイル形ストラット形態ではエンジン断面中央寄り大きな塊のまま流れている。図中の赤色領域がそれである。このボートテイル形ストラット形態の分布に着目する。①のストラット直下流位置では質量流率 ρu がまだ纏まっている段階である。高質量流率分布が太い一本の流れとして存在している。この流れにこの段階で巧妙に燃料を混ぜ込めば、良好な下流を決定付けることが可能と考える。



a) 5/5-Height Strut configuration



b) Boat-tail Strut configuration

Fig. 3 Streamlines from the Strut and mass fluxes ρu in the engines.⁽¹⁸⁾ Cross sections: ①downstream of the strut (1m from the top wall leading edge), ②midway of the combustor expansion (1.25m as the above), ③near the exit of the combustor extension (1.5m as the above) and ④near the engine exit (1.8m as the above).

図 3 に併せ示されている各流線は、このストラット周辺位置の流体が何処へ流れて行くのか調べたものである⁽¹⁸⁾。具体的には、ストラット側面の表面において、側板の段差位置 (燃焼器入口部) と x 軸方向に同一位置で、側板垂直噴射孔と同じ高さの有る 12 個所の位置で、ストラット側面の表面から 5 mm 離れた点を通過する 12 本の流線 (左右で 24 本、以下同様) である。これらはストラット噴射とした場合の仮想流線である。

図 3 のこのストラット周りの 12 本の流線はどちらの形態でもストラット通過後天板側に寄せられる。これはカウル前縁より生ずる衝撃波 (カウル衝撃波) の影響である。両形態の違いは、5/5 高さストラット形態では 12 本の流線が束のまま出口を通過するのに対して、ボートテイル形ストラット形態では相対的に広がりながら出口に向かうことである。燃料のストラット噴射を行った場合、こちらの方の方がより広範囲に燃料が拡散することを期待させるものである。

5-2 高質量流率領域に燃料を向かわす方策

又、5/5 高さストラット形態では質量流率 ρu が両側板側に寄っており、中心部天板寄りの質量流率 ρu の乏しいところに流線が向かっている。(図 3a の断面①及び②参照。) 一方、ボートテイル形ストラット形態の方では質量流率 ρu が断面中央に一塊になっており、且つ上記 12 本流線が高質量流率領域に向かっている。(図 3b の断面①及び②参照。) こ

の中央の高質量流率領域に流線が入って行くようにするためにもストラット噴射は有効ではないかと考えている。

ボートテイル形ストラット形態では、ストラット周りの12本の流線が向かって行く先を見ると、確かにこの中央の高質量流率領域に向かって行くものが多いが、それでも充分とは言いがたい。(図3b参照) これを更に増やす方法を模索するため、一定の考えの下で仮想の位置から流線を描く。

上流側を起点として流線を可視化する方法だけでは燃料の行き先を見通すには限界がある^(29,30)。点を置く位置を変える必要が有ると考え、そこでより適切な手法として質量流率の高い所に点を置き、そこから流線を上流へ遡る方法を試みたので、その方法を次節にて述べる。

5-3 ストラット直下流の高質量流率領域からの遡り

上流側に噴射点を設定すると、必ずしも期待通りの領域には向かわないことが分かった²⁹⁾ので、改善策を立てる。質量流率 ρu の値の高い領域に左右対称となる様に点を5点置き、その点を通る流線を遡る。『遡上法』として具体的に試みる。

こうすることで高質量流率領域に入る流体がどこから来るのか特定できる。その特定結果を噴射孔位置の設定に生かすことが出来ると期待する。

可視化対象の流線の位置5点は、エンジン天板先端から1m、ストラット直下流位置で、エンジン左右対称線上で天板から0.2mの1点、その上下0.0125mの1点ずつ、又左右0.01mの1点ずつの計5点とする。要は、十字型に5点配置するということである³⁰⁾。

図4にこれら5点を示し、便宜上次のように呼称する。エンジン左右対称線上で天板から0.2mの1点が十字の中心で、これを点e。その上下0.0125mに1点ずつ、上(カウル側)を点d、下(天板側)を点c、又左右0.01mに1点ずつ、左を点a、右を点bとする。

図5には遡り流線の追跡結果を示す。図5bのボートテイル形ストラット形態の方を先に観る。高質量流率領域であるストラット直下流(天板先端から1m)に置いた5点を通る流線を遡ると、左の点aと右の点bの流線はストラット側面を通過して来る流線と分かる。その通り道は、ストラット側面で既設カウル寄り仮想⑩噴射孔と同⑪噴射孔の間である。図6に◎で示す。この位置に増設孔を設けることは有効である可能性が示唆されている。増設位置の候補とする。

点eの下の点c及び上の点dの流線は遡ると、ストラット後流域辺りで途切れてしまい追跡困難となる。後流域の中の循環流に紛れているためである。

中心の点eの流線も、ストラット後流域辺りで途切れてしまい追跡困難となる。これも後流域の中の循環流に紛れているためである。

今度は図5aの5/5高さストラット形態の方を観る。観測点5点は上述のボートテイル形ストラット形態と共通にした。そもそも5/5高さストラット形態では、この5点の設定位置は高質量流率領域ではないが、比較のため共通の設定とした。

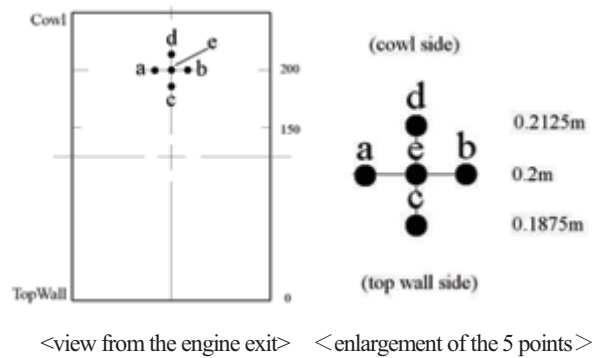


Fig. 4 Points set for streamline visualization.

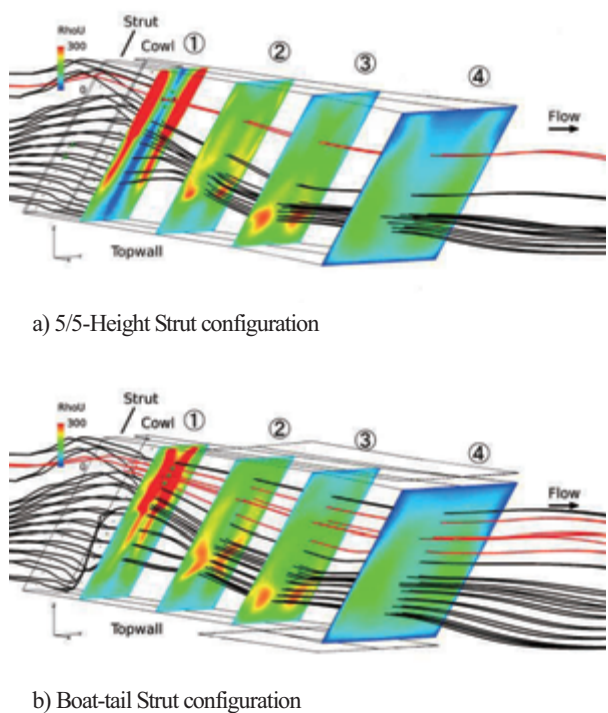


Fig. 5 Trace of streamlines penetrating the high mass flux area.

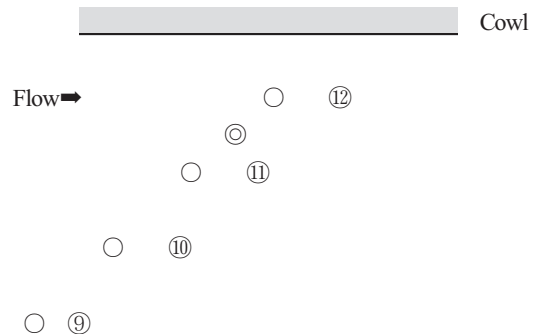


Fig. 6 Existing injector holes and a candidate injector holes. The open circles O stand for the existing, and the double circles ◎ for the candidates respectively.

左の点④と右の点⑤の2本は上流まで追跡可能であるが、他3点はストラット後流にて追跡が困難となる。ストラット後流域の循環域に巻き込まれているためである。

この5/5高さストラット形態の場合、仮にストラット噴射としても、燃料が高質量流率領域には届き難い可能性が有る。

5-4 出口高質量流率域からの遡上

以上はストラット直下流の高質量流率領域に仮想的に点を置いて遡った検討であった。今度はエンジン出口に着目し、同出口における気流条件下質量流率分布を基に仮想点を定める。

図7はエンジン出口における仮想点位置である。図7aは5/5高さストラット形態、図7bはボートテイル形ストラット形態である。等高線で示された最高質量流率領域の輪郭に5

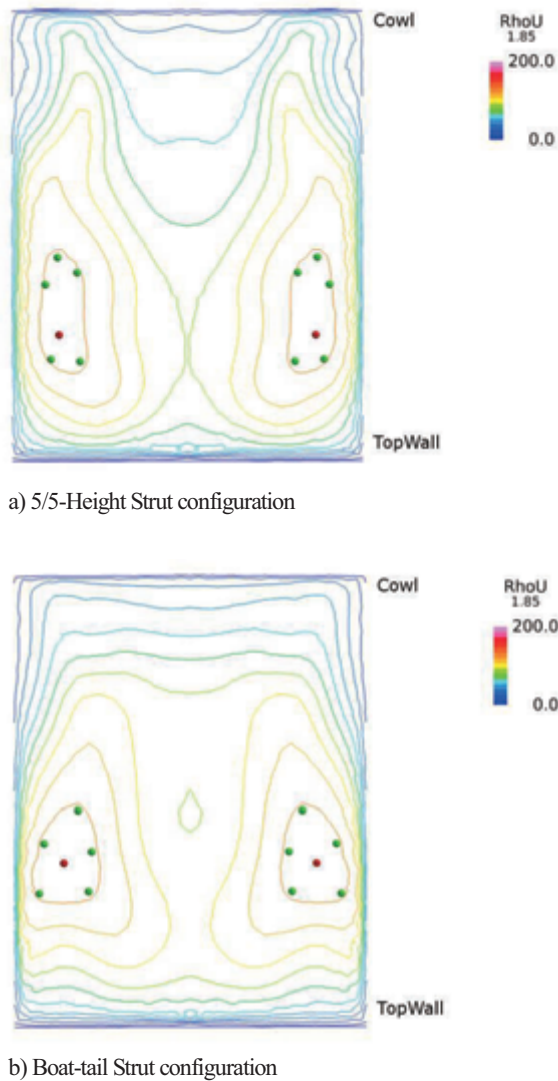


Fig. 7 Mass flux distribution and 5 virtual points at the engine exit. Green points are put at the fringe of high mass flux area, and the red points shows the highest position of mass flux.

点 (左右で 10 点、以下同様) 定め、そこから流線を描き上流へ遡った。

図7aに示す5/5高さストラット形態では最高質量流率領域は比較的天板寄り且つ側板寄りであり、領域自体が小さ目である。中程にある赤点は質量流率の最高値の位置である。一方、図7bのボートテイル形ストラット形態では最高質量流率領域は比較的天板から離れ側板寄りである。側板寄りという点は上の5/5高さストラット形態と共通ではあるものの、カウル寄りの箇所にも比較的広がりをもっている。中程の赤点は同様に最高値の位置である。

図8には流線を遡った結果を示す。図8aは5/5高さストラット形態、図8bはボートテイル形ストラット形態である。

5/5高さストラット形態では、流線5本を遡ると、ストラット周辺で概ね上下二手に分かれている様子が分かる。又、何れの流線も側板寄りの空間を通ることも分かる。この様子から言えるのは、この5/5高さストラット形態の場合、その高質量流率領域自体天板側に寄っているが、側板噴射でも高質量流率域に達するということと、天板寄りの噴射孔は不使用でも良いということである。

一方、ボートテイル形ストラット形態では、流線5本を遡ると、比較的纏まったままストラット高さ中程を通っている様子が分かる。又、何れの流線もストラット寄りの空間で且つ質量流率 ρu の高い領域を通ることも分かる。この様子から言えるのは、このボートテイル形ストラット形態の場合、

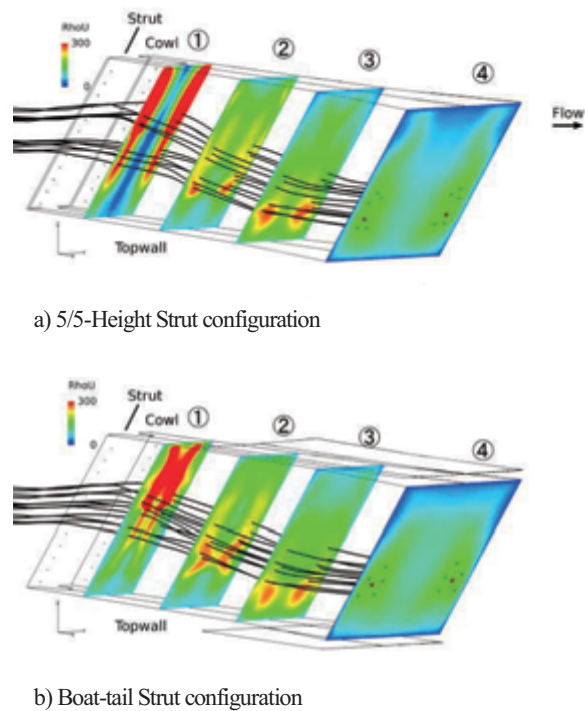


Fig. 8 Mass flux distribution and 5 virtual points at the engine exit. Green points are put at the fringe of high mass flux area, and the red points shows the highest position of mass flux.

その高質量流率領域自体比較的広がっており、ストラット側からの噴射とすれば高質量流率域に達し易い可能性があるということと、こちらも天板寄りの噴射孔は不使用でも良いということである。

尚、上記は何れも気流条件下での検討である。燃焼条件下となれば、又流れ場は変わるので燃焼条件とした計算の下でも検討が必要である。

5-5 有効流線

以上から、ボートテイル形ストラットの直下流に現れる高質量流率領域に燃料を向かわすべく燃料噴射を行うことに意義を見出し得る。それには高質量流率領域から流線を遡上することにより、燃料の向かうべき有効流線が把握可能となり、燃料噴射の適正化に資するものと考えらる。

6. 終わりに

質量流率分布をエンジン断面で可視化し、質量流率 ρu の値の高い領域に点を置き、そこから流線を遡ることで噴射位置の候補を探ることができる。

謝辞

角田から調布 JSS (JAXA Super computer System) 遠隔利用に際しては角田計算センター高橋正晴氏の支援を得た。又、計算に関しては小寺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)Rondeau, C., and Jorris, T., 44th International/SETP Southwest Flight Test Symposium, 2013.
- (2)Glass, D.E., et.al., AIAA 2014-3089, 2014.
- (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 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, 平成 26 年 3 月 (相模原).
- (18)佐藤茂他, 第 46 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 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 22 年度衝撃波シンポジウム, 平成 23 年 3 月.
- (25)佐藤茂他, 平成 23 年度衝撃波シンポジウム, 平成 24 年 3 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(東京) 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(東京) 論文集, JAXA-SP-13-011, 2014 年, 宇宙航空研究開発機構.
- (29)佐藤茂他, 日本航空宇宙学会北部支部 2015 年講演会, 平成 27 年 3 月 (能代).
- (30)佐藤茂他, 平成 26 年度衝撃波シンポジウム, 平成 27 年 3 月 (伊香保).