

# 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

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 (日立ソリューションズ東日本)、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 — Compensation for Steep Distribution

by

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

### ABSTRACT

Japan Aerospace Exploration Agency 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 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 the influence of cowl shock wave on the fuel distribution. Being based on the aerodynamic effect of strut found by authors, the strut fuel injection is proposed to improve the fuel distribution. In the result of simulation by visualizing the stream lines in CFD, it is found that the strut fuel injection might be able to spread the fuel in the engine cross section much more than the side wall injection.

### 1. 始めに

スクラムジェットエンジンとは、空気吸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。最近では米国 NASA が実施した X51A の飛行試験が印象深い<sup>(1)</sup>。また、他の飛行試験計画も進められつつある<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)<sup>(3)</sup>を用いサブスケールエンジン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<sup>(4)-(15)</sup>に示す。その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た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<sup>(4)</sup>。これがエンジン性能発揮への障害となっている。

この偏りはエンジン内の流れ場と密接不可分であ

ることから、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)</sup>他。

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性質を決定付けており、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っている<sup>(17)-(19)</sup>。そこで、当報告ではストラット周りの流れ場の考察を行い、燃料当量比分布の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ストラットの効果として次のもの見出している。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>(21)</sup>、③ストラット背後の流体輸送<sup>(22,23)</sup>。概略は次の通りである。①高温三角域とはエンジン内

燃焼を強燃焼<sup>(14)</sup>に移行させるのに有効な温度分布である。②ストラット背後の流体滞在時間は、長く取ること超音速燃焼下の補炎に有効である。また、③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。

当報告では先ず気流状態の流れ場を用いて検討を行う。エンジン形態が作り出す流れの素の状態を把握することがエンジン内の現象を考察するための必要条件であり、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ことがその理由である。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 で燃焼計算を遂行する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と考えており、別途計算を進めている。

気流状態と燃焼状態との流れ場に違いに就いては佐藤らが当所のエンジン試験結果に基づき未燃焼状態のエンジン内燃料当量比分布と燃焼状態のそれとを実測値にて対比検討し、燃焼状態に移行すると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<sup>(24,25)</sup>。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. エンジン形態とエンジン性能の概要

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のものである。分離部の出口には後向き段差があり、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<sup>(4)</sup>。また、この好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>(17,26)</sup>。この好性能を示した形態でも燃料の偏りが強い。これを改善することで性能増進が期待できる。

この M6S43 の形態と試験結果を参照として以下比較検討を行う。

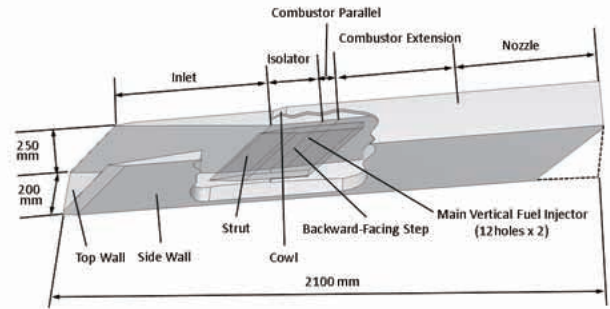
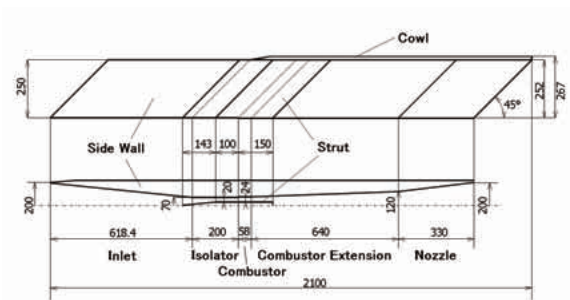
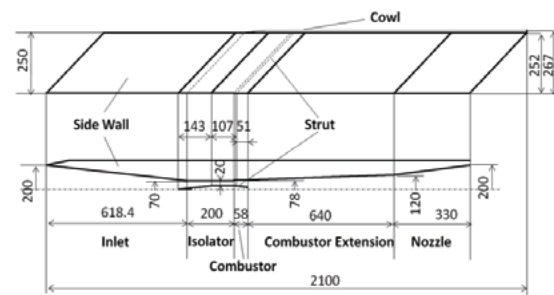
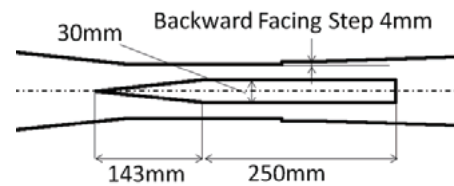


Fig. 1 Outline of scramjet engine tested in JAXA Kakuda.<sup>(4)</sup> The engine is set upside-down on the test bed. (unit:mm)



a) 5/5H-Strut configuration



b) Boat-tail Strut configuration

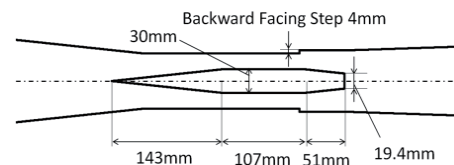


Fig. 2 Two types of struts. The 5/5H-Strut configuration and the Boat-tail Strut configuration are compared by means of CFD. (unit:mm)

## 4. 比較形態—試験済み形態と想定形態

### 4-1 計算対象

前頁図2には試験実施済みの5/5高さストラット形態とそれに対比する仮想形態の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。両者の違いは次の通りである。図2aに示す5/5高さストラットは後縁部分が矩形であり、一方図2bに示す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。5/5高さストラットが393mm(天板装着部)、ボートテイル形ストラットは301mm(同)である。このボートテイル形の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>(21)</sup>。

### 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。

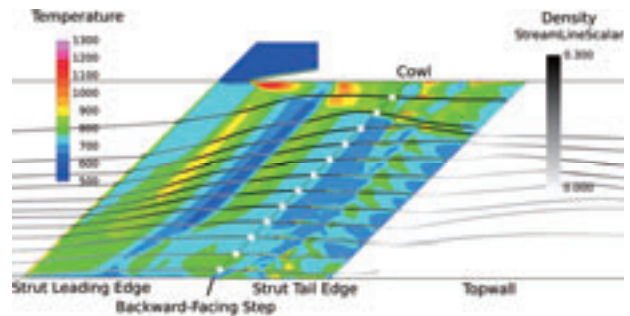
尚、数値計算には当機構の統合スーパーコンピュータ“JSS”を用いた。角田からは遠隔利用である。

## 5. 結果及び検討

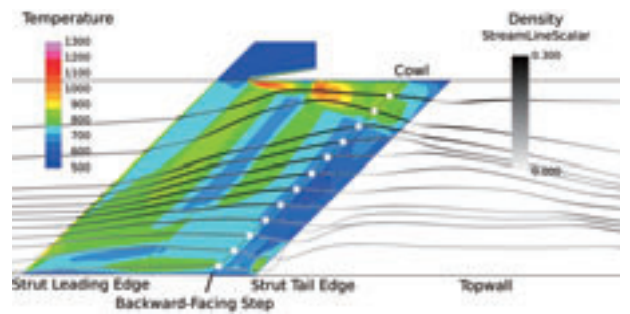
冒頭で述べた通り、両側板より垂直に噴射された燃料は、両側板と天板に貼り付くように偏り、一方でエンジン断面の中心部では希薄である。故に、この燃料当量比分布の偏りを是正する方策として、燃料希薄なエンジン断面中心部へ拡散を図るべくストラットからの燃料噴射を考える。その場合、ストラットのどの位置から噴射するのが適切なのかCFDを用いて仮想的に検討する。そこでストラット周辺位置の流体が何処へ流れて行くのか次の方法で調べた。

### 5-1 流線による追跡

ストラット側面に噴射想定位置を12点定める。図3に示す。その位置は、エンジン長手方向に側板の段差位置と同一で、且つ側板噴射孔と同じ高さとする。そして、その位置から噴射される燃料がどこへ向かうのかを調べるため、どのような軌跡となるかをCFDにて求めた。具体的には、ストラット表面から5mm離れた位置を通る流線を可視化した。この5mmとは、ストラット表面の境界層が4mm程度であることから、境界層の外側であり、これよりもストラット表面に近付くと、ストラット背後の後流に取り込まれる度合いが多くなるので、追跡をするには妥当な位置と考えている。併せて、噴流の貫通距離(3m~5m)<sup>(20)</sup>からしても妥当と考えている。又、この12箇の点の内カウル寄りの何点かが高温三角



a) 5/5-Height Strut configuration



b) Boat-tail Strut configuration

Fig. 3 Streamlines and hot triangles around the struts in each configurations. 12 tracers are set along the Backward-Facing step line on the strut side surface.

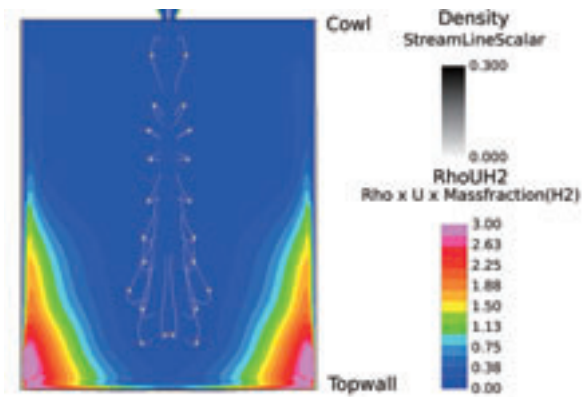
域に含まれる位置になることも、噴射孔位置として強燃焼移行を促進するのに必要な条件である。

図3にはストラット側面に生ずる高温三角域も示す。色分布がそれである。流れは左から右に向かう。カウル寄りの三角形に見える高温領域、即ちカウル前縁から発達しカウルとカウル衝撃波に挟まれた三角形がそれである。図3aが5/5高さストラット、図3bがボートテイル形ストラットである。仮想の噴射孔位置に相当する12点は後ろ向き段差の位置の線上に配列されている。(図参照) 両形態とも噴射孔想定位置12点の内カウル寄りの2点がストラット側面の高温三角域に含まれているのが確認できる。

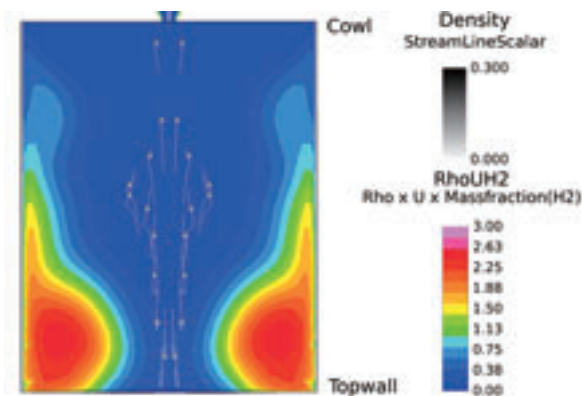
更に図3a、図3b各々には上記位置における流線の軌跡を示す。これを見ると、インレットから来た流体はストラットの有る区間で扇状に広がり、上述の12箇の点を通り、この視野においてはその後やや窄まりながらストラット下流側へと流れている傾向が共通である。

両者を比較すると、ボートテイル形ストラット形態の方がより強くその傾向を示している。特にストラットの下流で流線が窄まる傾向は、カウル衝撃波がストラット背後に亘るまで強く影響しているからと考えている。このボートテイル形ストラットは全





a) 5/5-Height Strut configuration



b) Boat-tail Strut configuration

Fig. 4 Streamlines and hydrogen mass fraction at the engine exit.

長も短く後端も絞りの付いた形であるが故に、カウル衝撃波は 5/5 高さストラットに比し減衰しにくいと考えている。

### 5-2 燃料偏在補正の可能性

図 4 にはエンジン出口における流線を示すと共に凍結水素の質量流率(気流質量流率×水素質量分率)の分布を示す。図 4 a、図 4 b とも上がカウル、下が天板である。流線はストラット表面近傍の 12 箇(両側 24 箇)の点を通る流線であり、その出口断面における通過位置である。但し、図の凍結水素の質量流率は側板垂直噴射によるものであり、ストラットからの噴射は行っていない。両者の流線を比較すると、5/5 高さストラット形態の方は相対的に天板寄りになっているのに対して、ボートテイル形ストラット形態の方が若干ながらエンジン断面中央部に寄っている。また、凍結水素の質量流率は、色分布から 5/5 高さストラット形態の方が天板と両側板の隅に集中している様子が見える。両形態共に天板寄り及び側板寄りに偏ってはいるものの、ボートテイル形ストラット形態の方が最高値は低く、また拡散範

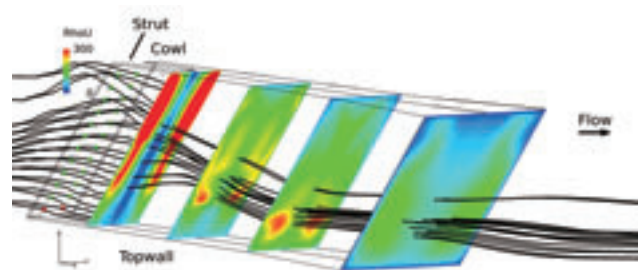
囲も広い様子が分かる。この状況に対してストラット噴射を行うことでエンジン断面中央部にも一定当量比を分布させることが可能と考えている。引き続き仮想実験を進める。

### 5-3 エンジン気流の高質量流率域への拡散

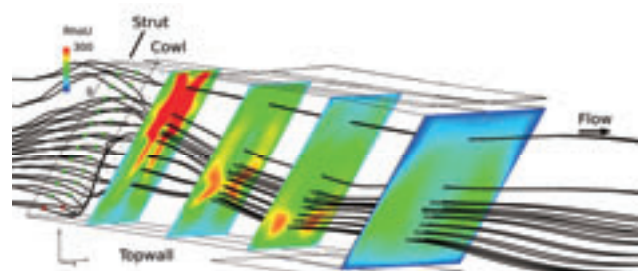
空気の流れが豊富に有る領域、即ち高密度の空気が高速で流れている領域に十分な燃料が拡散して行けば、燃焼が促進され推進力の増進に貢献し得る。そこで、エンジン内の気流の質量流率の高い領域に燃料がどれ程拡散し得るか数値計算結果から可視化を行う。エンジン内気流の質量流率も一様分布ではなくエンジン形態に依存したものとなっている<sup>(27,28)</sup>。そうしたエンジン内気流質量流率分布に適合した噴射方式を模索している<sup>(29)</sup>。質量流率の分布と上記 12 本(片側)の流線の重なり具合がどれ程なのかという見地から以下考察する。

次の図 5 にエンジン内気流の質量流率の分布とストラット発 12 本の流線の関係を示す。12 本(両側 24 本、以下同様)の流線が質量流率の高い領域に向かって入って行けば、最も望ましいということになる。

図 5 a は 5/5 高さストラット形態におけるものである。左端がストラット前縁、右端がエンジン出口、下が天板、上がカウルであり、気流は左から右へ走る。ストラット発 12 本の流線を辿ると、カウル寄りの 2 本は視野から消えている。これは流線がストラ



a) 5/5-Height Strut configuration



b) Boat-tail Strut configuration

Fig. 5 Streamlines from the Strut and mass fluxes in the engines.

ット後流域に取り込まれたことを示している。他の流線は天板側に引き寄せられつつエンジン内を通過し束になった形でエンジン出口へと至っている。

一方、図 5 b はボートテイル形ストラット形態のもので、同様に左端がストラット前縁であるが、ストラット全長が短いので、ストラット下流の空間が少し広い。ストラット発 12 本の流線は 12 本ともストラット後流域に取り込まれることなくエンジン内を通過しているが、カウル寄りの一本を除いて他のものは天板側に引き寄せられている。こちらも流線はエンジン内を通過しエンジン出口に向かってはいるが、上記の 5/5 高さストラット形態に比べれば、エンジン下流に向かって相対的に広がっている。両形態に見られる天板側への引き寄せはカウル衝撃波を通過することによる影響である。ボートテイル形ストラット形態では 12 本の流線の内天板最寄りのものがストラット後流でカウル側に向きを大きく変えているのが見える。これはストラット後流域における流体輸送の効果と見られる。この天板からカウルへ向かう流体輸送は両形態とも既に確認している(22,23)。

以上の両形態における流線に対してエンジン内各所断面でのエンジン内気流の質量流率分布を色分けで示したものが各図における断面分布である。エンジン内各所とは、①ストラット下流（天板先端より 1m）、②燃焼器拡大部途中（同 1.25m）、③燃焼器拡大部出口付近（同 1.5m）、④エンジン出口直前（同 1.8m）の四箇所である。

5/5 高さストラット形態ではカウル寄りの 2 本を除き質量流率分布の高い領域の近傍を通過している様子が各断面分布から見て取れる。

一方のボートテイル形ストラット形態では、ほぼ同様の傾向に見えるが、①ストラット下流断面でカウル寄りの 10 本が質量流率の高い領域を通過している様子が見える。前者 5/5 高さストラット形態のものに比べれば、相対的に気流の質量流率の高いところに流線が入り込んでいる。

これらは飽くまで気流状態における流れである。燃焼状態となれば流れ場が大きく変わり、下流域ほど変わり方が大きくなると考えられるが、ストラット噴射直後の流れ場が全体を大きく決定付けるものと想定している。特に、ストラット直後の断面分布を見ると、エンジン断面中央を流線が通り且つ気流質量流率の高いところを通過していることが分かる。いずれの形態でもストラットから噴射することでエンジン断面内の当量比希薄領域は一定程度補正し得ると予想している。

#### 5-4 側板噴射の流線

以上はストラット面からの噴射を想定したものであるが、現に試験の行われた側板噴射では流線はどのような軌跡を辿るのか次に確認する。

図 6 は側板面に設けられた垂直噴射孔 12 本から

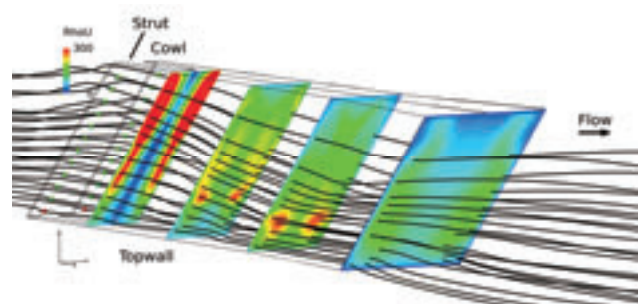
の流線を模したものである。実際のエンジン試験はこの側板垂直噴射を中心に行われた。燃焼下のガス採取結果でも燃料当量比は天板及び両側板に偏る分布であった<sup>(4)</sup>。

この図 6 の仮想実験は具体的には側板 12 本垂直噴射孔の近傍を通る流線がどこへ向かうかの可視化である。側板噴射孔位置から 5.5mm 離れた位置を通過する流線を辿った。この 5.5mm とは垂直噴射される噴流の貫通高さ<sup>(20)</sup>から定めた。

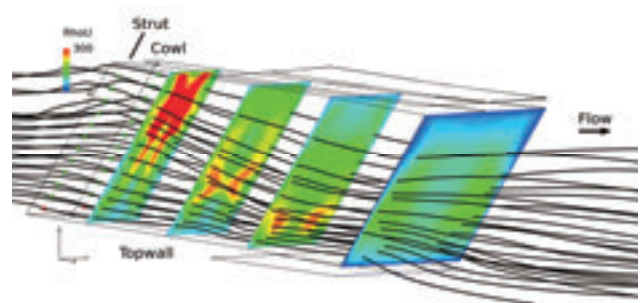
図 6 a、図 6 b ともにエンジン内各断面での質量流率分布を示している。位置は既出の図 5 と同様①ストラット下流、②燃焼器拡大部途中、③燃焼器拡大部出口付近、④エンジン出口直前の四箇所である。

両形態とも側板噴射孔位置からの流線は天板と両側板に貼り付くように走っている。相対的にはボートテイル形ストラット形態の方が若干中心部寄りに拡散している傾向はある。

しかし、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<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けさせ且つ気流質量流率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が有効であり、この噴射により燃料偏在の補正が可能となる。



a) 5/5-Height Strut configuration



b) Boat-tail Strut configuration

Fig. 6 Streamlines passing the points 5.5mm away from the injector exit surface and mass fluxes in the engines.

## 6. 終わりに

当角田宇宙センターのスクラムジェットエンジン試験結果に基づき CFD 援用でストラット燃料噴射を検討した。

- 1) ストラット周りを通る流線はエンジン断面中央寄りに向かい、且つエンジン内気流質量流量率の高いところを通る。ポートテイル形ストラット形態の方が相対的により拡散している。
- 2) 側板噴射の燃料の当量比は天板側と両側板側に偏る傾向が有るものの、ポートテイル形ストラット形態の方が相対的に拡散している。
- 3) 上記状況を踏まえ、ストラット噴射により当量比分布の改善に繋がる可能性がある。相対的にポートテイル形ストラット形態が燃料拡散に有利と期待できる。

## 謝辞

角田から調布 JSS (JAXA Super computer System) 遠隔利用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当機構小寺正敏博士の助言等を得た。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) Jackson, K., and Gruber, M., AIAA Paper 2011-2202, 2011.
- (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 (東京) 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) Sato, S., et.al., AIAA Paper 2010-7037, 2010.
- (18) Sato, S., et.al., AIAA Paper 2012-5836, 2012.
- (19) Sato, S., et.al., AIAA Paper 2013-3750, 2013.
- (20) 佐藤茂他, 日本航空宇宙学会北部支部 2000 年講演会, 平成 12 年 3 月 (仙台).
- (21) 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.
- (22) 佐藤茂他, 日本航空宇宙学会北部支部 2012 年講演会, 平成 24 年 3 月 (室蘭).
- (23) 佐藤茂他, 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 (富山) 論文集, JAXA-SP-12-010, 2013 年, 宇宙航空研究開発機構.
- (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 (紙上).
- (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 (柏).
- (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 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.
- (28) Sato, S., et.al., AIAA Paper 2014-2144.
- (29) 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).