

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

佐藤 茂 (宇宙機構角田) 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)

Strut Tail Shape and Fluid Residence Time in a Scramjet Engine

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. The authors found in the result of CFD research that a “hot triangle” is caused by 3-dimensional interaction of the cowl shock wave and the strut shock wave and that the hot triangle contributes to intensive combustion transition. Based on this hot triangle, an engine configuration with boat-tail strut is compared to that with 5/5 height strut that showed good thrust performance in the engine test. CFD is carried out to solve the inner air flow, and the residence time distribution behind the strut is made clear. It is found that the configuration with boat-tail strut can produce the outstanding residence time, improve the fuel distribution in the engine cross section and be worth being calculated in full-detail CFD.

1. はじめに

スクラムジェットエンジン (Scramjet 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、欧米を始めロシア、豪州、中国、韓国等で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。最近の事例では、米国が実施した X51 飛行試験⁽¹⁾、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。我が国でも広範に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 (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行って来た^{(3)~(12)}。

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の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円滑な移行に有効なエンジン内部流温度分布である。これは同エンジンの矩形断面を構成する部材の一つであるカウルと、エンジン内部に取り付けられるストラットの各々の前縁から生ずる衝撃波の三次元的重合によって形成される。詳細は文

献⁽¹⁶⁾に示す。このカウルとストラットの内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。ひいてはエンジンを小型化できる可能性もある。今日までも数通り形状を考案し、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)}。

一方、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。先回平成 23 年度の発表⁽²³⁾では、ストラット後縁の形状としてボートテイル形状を提案した。この形状では抗力減に加え、ストラット後流で流体滞在時間が他エンジン形態に見られない顕著な凸型分布となり、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。今回はこの凸型分布が形成される要因について空力的に考察を進める。

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。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、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。長さ 200mm の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

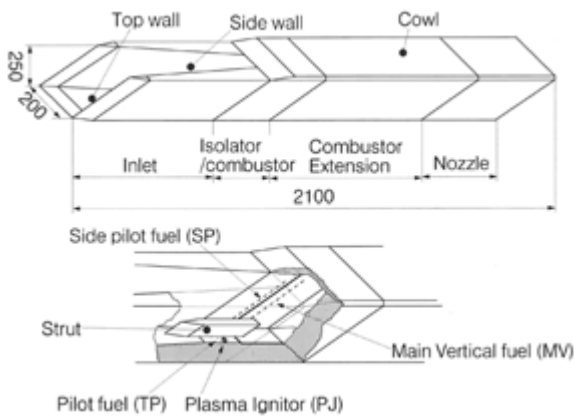


Figure 1. Outline of scramjet engine tested.⁽³⁾ The engine is set upside-down on the test bed.

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、機体下面境界層込み等とした。これら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、この試験では燃料を小流量側からの増大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 を得た好成績のもの⁽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 301mm である。同図に各拡大図も示す。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。

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角田宇宙センターのスーパーコンピュータ『数値宇宙エンジン』(平成 20 年度運用終了)、及び同機構の統合スーパーコンピュータ『JSS』(平成 21 年度から本格稼働) を用いた。

3. 結果及び検討

3. 1 圧力分布

図4及び図5に圧力分布の計算結果を示す。M6S43 エンジン試験結果との比較検証は文献⁽²³⁾に示す。気流状態では CFD による再現が良好であることが示されている。図4は側板半値高さ位置の圧力分布、図5は天板中心線位置の圧力分布である。圧力値は何れも気流総圧で無次元化を行った。

図4の側板上圧力分布は、エンジン前半分の形状が両形態

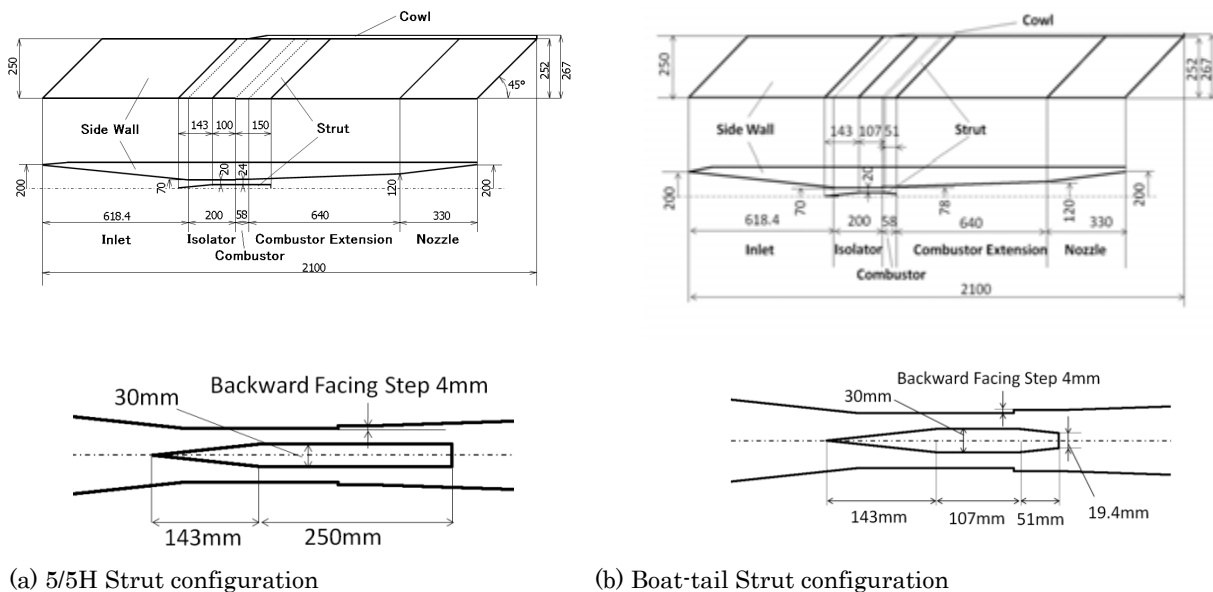


Figure 2. Two types of struts. The 5/5H Strut configuration (left) and the Boat-tail Strut (right) are compared by means of CFD.

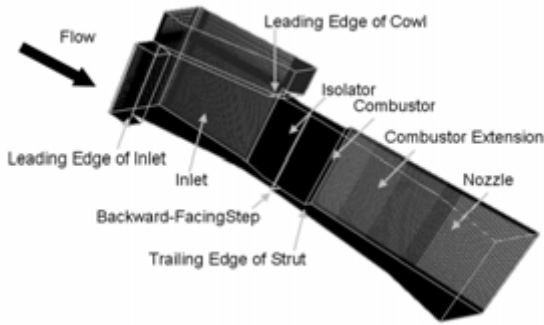


Figure 3. Engine model and computational grids.

共通なので、双方の分布は一致する。後ろ半分はストラット長さや後縁形状の違いにより圧力分布に差が出ている。特にボートテイル形ストラット形態では壁圧が低い。これはストラット後縁を絞り、且つ長さを詰めた結果である。

このことはエンジンが強燃焼状態に至り壁圧が上昇した際に、剥離に至る限界圧力までの容量が大きく取れるということの意味し、エンジン発生推力の伸長に寄与し得る。

図 5 は天板上の壁圧分布である。これもエンジン前半分は一致している。着目すべきは、横軸約 880mm 位置の圧力値である。ラムジェットエンジン試験結果によると、強燃焼下で燃料投入量を増やすと（当量比を高くすると）、或る値の所で天板上の気流が一気に全面剥離を起こし、エンジンが不始動状態に陥る。その燃料流量の値は形態等により異なるものの、飛行条件マッハ 6 試験ではエンジン燃焼器出口の天板上の壁圧力が 17/1000（壁圧/総圧）になると不始動に至る⁽³⁾。これはエンジン形態に関わらず共通である。その知見からすると、上記約 880mm 位置の圧力分布の低さは、全面剥離までの圧力容量の大きさを示唆するものであり、この特性を基にエンジン設計を行うことでより高当量比まで燃料の投入が可能となり、エンジン発生推力の増進が期待できる。

3. 2 流体の滞在時間

図 6 にストラット後流域における流体の滞在時間を示す。図 6(a) が 5/5 高さストラット形態のストラット後流、図 6(b) がボートテイル形ストラット後流のものである。前者ではストラットの後縁は単純矩形である。滞在時間は概ね $40 \mu \text{sec}$ 前後の値であるが、ボートテイル形ストラットの場合は $230 \mu \text{sec}$ にまで突出部を有する凸型分布であることが分かる。

後縁が矩形形状であるストラットの抗力を単純に減らすには後縁も完全なテーパ付きとするのが良く、佐藤らの検討では 14% の削減⁽²³⁾となる。しかし、ストラット後流に一定の循環領域を設けないと流体の滞在時間が確保されず、燃焼に不利な流れ場となる。そこでストラットのテーパ形末尾を一定箇所まで切り取り後縁に有限の幅を持たせたのがこのボートテイル形ストラットである。単純矩形から抗力を減らすと共に一定の滞在時間を確保する狙いでこの形状としたが、

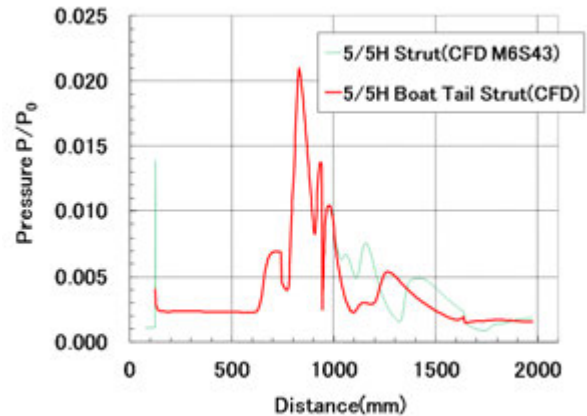


Figure 4. Pressure distribution along the side wall at the half height.

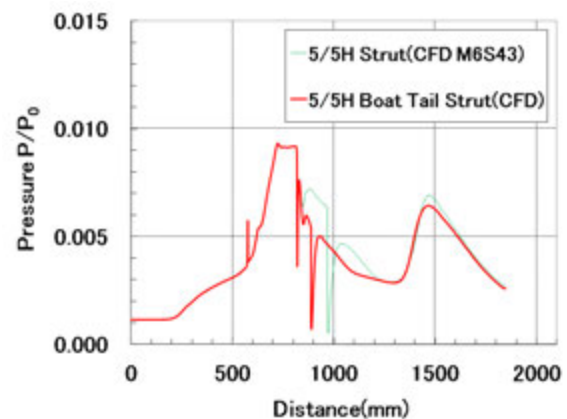
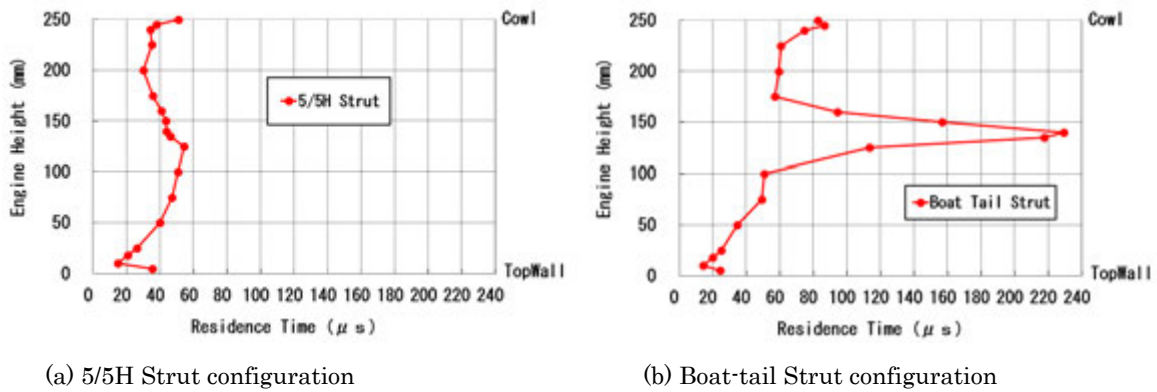


Figure 5. Pressure distribution along the top wall.

結果的にこのような凸型の滞在時間分布となった。ストラット末尾を半値幅で約 10mm となる位置で切り取ったことで抗力は若干増加したが、5/5 高さストラット形態に比し 11% の削減⁽²³⁾となっている。エンジン抗力が減じた分は正味推力の増加に直接貢献する。

図 7 には両形状のストラット後流の流れ場を示す。図 7(a)(b) 各々に於いて上縁がエンジン中心、下縁がエンジン側板である。図 7(a) の 5/5 高さストラット形態はストラット後部が矩形であり、ストラット側面を通過して来た流れはその矩形の角で剥離し急膨張する。膨張の広がり角度が大きい。そして一定距離を経た後に相方の流れと再付着する。再循環領域は左右対称分を合わせ小さな二等辺三角形である。一方、図 7(b) のボートテイル形ストラットでは側板に沿って走って来た流れはストラット後部の絞り部の起点で一端膨張するが、尚もテーパ部の表面に付着して進む。やがて後縁に達した所で剥離するが、流れは剥離前の角度をほぼ保ったまま若干膨張する。膨張の広がり角度は小さい。そして後流域の相当程度下流にて相方の流れと再付着する。形成される再循



(a) 5/5H Strut configuration

(b) Boat-tail Strut configuration

Figure 6. Fluid Residence time behind the strut. The outstanding residence time appears in the Boat-tail Strut configuration.

環域は下流に長く伸びる二等辺三角形を成しており、再付着点は5/5高さストラット形態に比しストラット後縁から遠い位置になる。筆者らは、この流れ場の違いが上述の凸型滞在時間の要因を形成している可能性があると考えている。

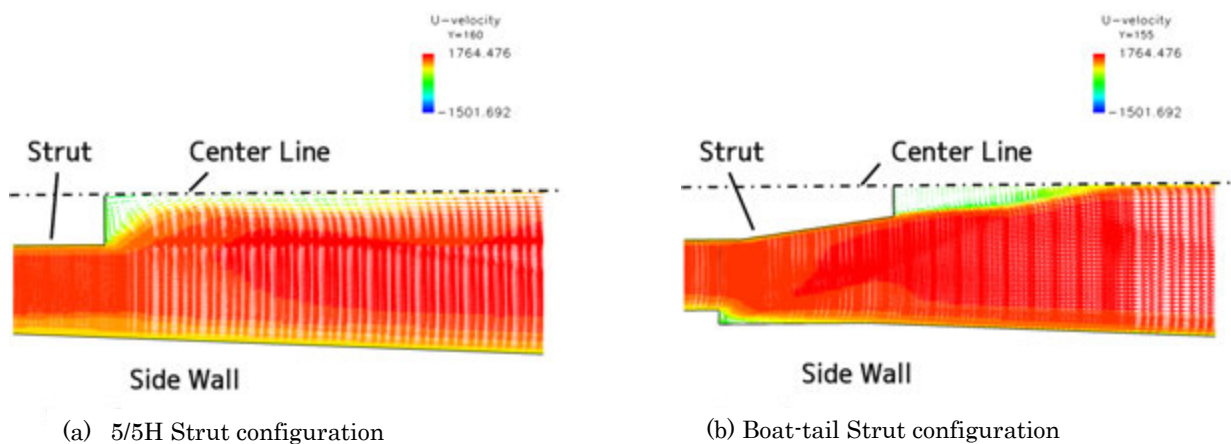
図8にはカウル衝撃波のCFDシュリーレン画像を掲げる。図8(a)が5/5高さストラット形態のもの、図8(b)がボートテイル形ストラット形態のものである。両者ともカウルから強い斜め衝撃波が生じているが、その角度はストラット形状の違いの影響を受けている様には見えない。ボートテイル形ストラット形態では、ストラット後部が絞られる形になっており、またストラットの流れ方向寸法も5/5高さストラットより短いことから、流れの再加速によりストラット後縁でカウル衝撃波の角度が小さくなるかと考えたが、この図で比較する限りそうはなっていない。また、ボートテイル形ストラットでは、カウル衝撃波がストラット後縁を横切る位置が天板から150mm(図中c-c'線)の位置であり、滞在時間が凸を示す位置と一致するが、この図からは滞在時間を突出させる要因は汲み取りにくい。ストラット後流の流れ場を更に子細

に調べる必要がある。

3. 3 滞在時間以外の効果

図9に両ストラットの後流域における流線を示す。図9(a)は5/5高さストラット形態のものであり、後流域に入り込んで来る流線は天板側を源としカウル側へと向かって寄り付いて行く様子が見える。このことは、ストラットの後流域は流体を天板側からカウル側へと輸送し得るということを示唆している。一方、図9(b)はボートテイル形ストラット形態における流線を示す。流体が天板側からカウル側に輸送される傾向は共通であるが、5/5高さストラット形態のものより循環域の流線が下流側に大きく張り出し、カウル寄りの箇所で幾重にも周回している様子が見える。この特性が滞在時間の長さに貢献している可能性がある。加えて、流体をエンジン断面中央部に輸送する特性から燃料分布の均等化に貢献し得、エンジンとして良好な特性を示す可能性がある。

この流れ場の特性から次のことが期待できる。ストラットの表面から燃料を噴射させることで半ば自動的に燃料がス



(a) 5/5H Strut configuration

(b) Boat-tail Strut configuration

Figure 7. Strut base flows. A longer recirculation region appears in Boat-tail Strut configuration.

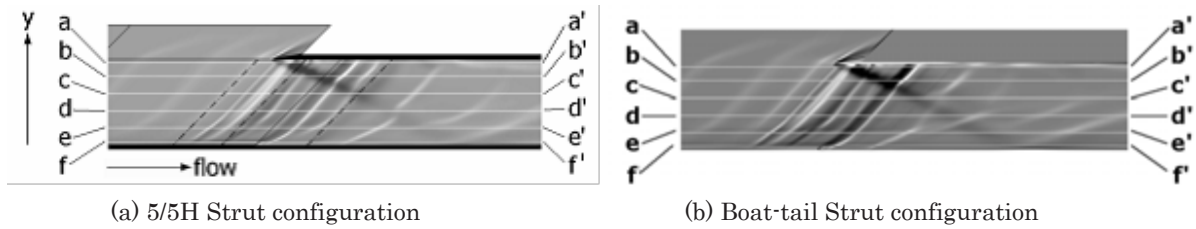


Figure 8. CFD schlieren. The cowl shock wave is clearly seen in 5/5H Strut configuration (above left) and Boat-tail Strut configuration (above right) as well.

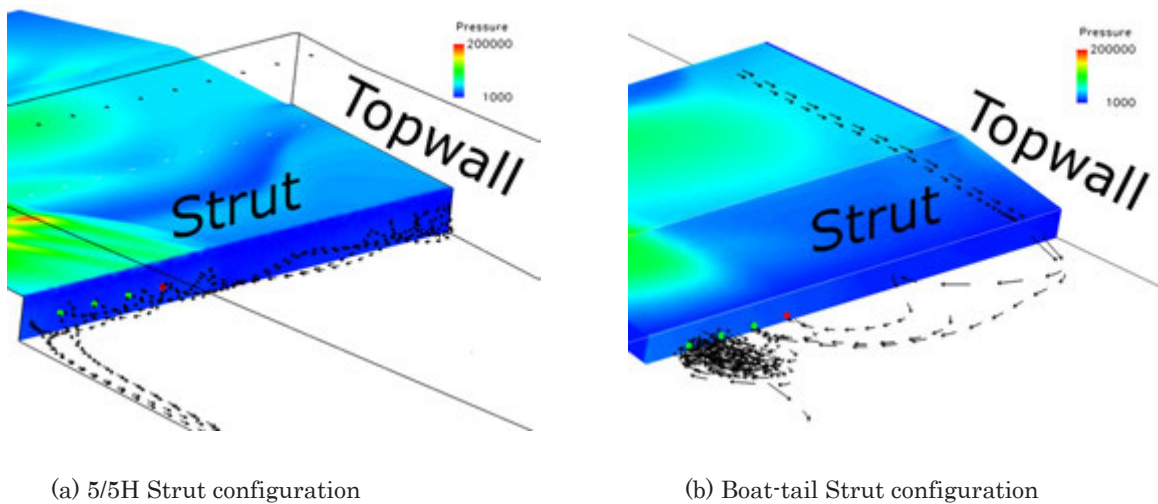


Figure 9. Stream lines along the tail edge of strut. The stream lines are going up to the cowl side in 5/5H Strut configuration (left) and in Boat-tail Strut configuration (right).

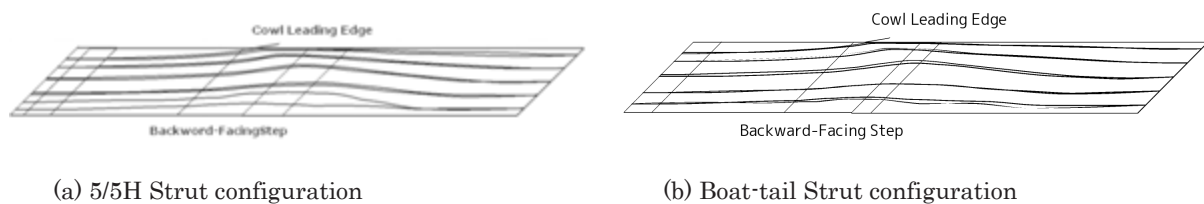


Figure 10. Flow paths of stream lines coming through the points equally distributed in the exit cross section. Flow distortion is small in Boat-tail Strut configuration.

トラットの背後に輸送され、エンジン断面中央部の当量比を上げるのに有効である。エンジン断面内燃料当量比分布は側板や天板側に偏る⁽⁹⁾ことが分かっており、この偏りを改善するのに有効な手段となる。

図 10 には、エンジン出口断面にて等間隔に並べた 10 点の位置を通過する流線に就いて、エンジン内通過軌跡を下流側

から辿ったものを示す。これは出口で一様となるには流れはどこから入りどこを通過して来るのかを上流に遡り可視化したもので、燃料噴射位置を検討する上で判断材料となる。図 10(a)が 5/5 高さストラット形態のもの、図 10(b)がボートテイル形ストラット形態のものである。前者はストラット区間で流線の曲率が大きくなるが、後者はそれ程ではない。しか

シカウル衝撃波で曲げられるのは共通であるので、両形態とも側板の燃料噴射位置をカウル寄りに集中することが有効と考えられる。

尚、この廻り流線の比較ではボートテイル形ストラット形態の方が流れの歪みは小さく見えるが、流れ場の歪みは密度×速度場、乃至は密度場をも併せて評価する必要がある。佐藤らは上記の5/5高さストラット形態について密度×速度場、及び密度場を対比し評価方法の検討を行っている⁽²⁴⁾。

上述のストラット周囲からの流線の追跡や流れ場の歪みの評価を手法化することにより、エンジン断面内燃料分布の偏りが緩和され、燃料当量比の適正分布にも貢献することが期待できる。

近年電算機の性能が飛躍的に向上したとは言え、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に対象を絞込むのが現実的な方法と考える。この考えに基づき、当該ボートテイル形ストラット形態は燃焼まで含んだエンジン全体シミュレーションの対象とする価値がある。

今後は、流れ場の歪みを密度×速度場及び密度場を踏まえた上でストラット周りからの燃料噴射をCFDにて仮想的に行い、エンジン断面内への燃料の拡散状況を調べる。今回の計算ではストラット周りからの流体が半ば自動的にストラット後流に輸送されることが示されていることから、ストラット側の噴射位置は余り支配的ではないと予想し得る余地があるが、噴射位置を幾通りか試みる。

4. 終わりに

エンジン試験結果にて良好な性能を示した、側板と同じ高さのストラットである5/5高さストラット形態エンジンに対比させて、ボートテイル形ストラット形態エンジンの流れ場の特性をCFD援用にて調べた。

- 1) ボートテイル形ストラット形態は長い流体滞在時間を生成する効果がある。
- 2) ボートテイル形ストラット形態は燃料分布の改善を行える可能性がある。
- 3) ボートテイル形ストラット形態は燃焼計算の対象とする価値がある。

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) 遠隔利用には角田計算センター高橋正晴氏の支援を得、可視化作業の一部には日立東日本ソリューションズ首藤重雄氏の支援を得た。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., AIAA Paper 2011-2202, 2011.
- 3)佐藤茂他, 日本航空宇宙学会論文集, 47 (1999), pp. 347-382.
- 4)Kobayashi, K. et al., J. Propulsion & Power, 20 (2004), pp. 294-301.
- 5)小林完他, 日本航空宇宙学会論文誌, 51 (2003), pp. 71-78.
- 6)三谷徹他, 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, pp. 267-272.
- 7)三谷徹他, 第38回燃焼シンポジウム, 平成12年11月.
- 8)植田修一, 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, 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, pp. 180-185.
- 10)五十嵐康隆他, 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, 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, pp. 48-53.
- 12)Ueda, S. et al., AIAA Paper 2006-1027, 2006.
- 13)Hasegawa, S. et al., AIAA Paper 2002-5128, 2002.
- 14)中村寿他, 日本航空宇宙学会論文集, 55 (2007), pp. 125-129.
- 15)佐藤茂他, 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., AIAA Paper 2010-7037, 2010.
- 17)佐藤茂他, 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, 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, 平成22年2月, pp. 33-38.
- 19)佐藤茂他, 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, 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, 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, 平成23年2月, pp. 125-130.
- 22)Sato, S. et al., AIAA Paper 2011-2314, 2011.
- 23)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論文集, 平成24年3月, pp. 231-236.
- 24)佐藤茂他, 日本航空宇宙学会北部支部講演会, 平成24年3月.