

スクラムジェットエンジン性能向上に関する試み —性能を左右する内部流剥離の範囲

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 Domain Affecting Engine Performance

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 others. 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 and strut shock waves on the fuel distribution. In this paper the authors describe results of combustion calculation to compare with the test result. It is found that a flow separation occurs in the corner of internal flow, and that the separation causes inclined shock wave to promote the combustion.

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 2013 年 5 月に米国 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。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⁽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等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⁾⁻⁽²³⁾。

特に、ストラット及びピカウルの組み合わせが三次元的に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、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。以下、密度×速度: ρu を『質量流率』と呼称する。

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、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、エンジン内に生じている剥離の状況を二次元的に把握すると共に、剥離が性能に及ぼす影響を考察する。

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⁽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の段差があり、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⁽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2 a)、ボ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⁾。

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- ω 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⁽²⁸⁾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”等を用いた。

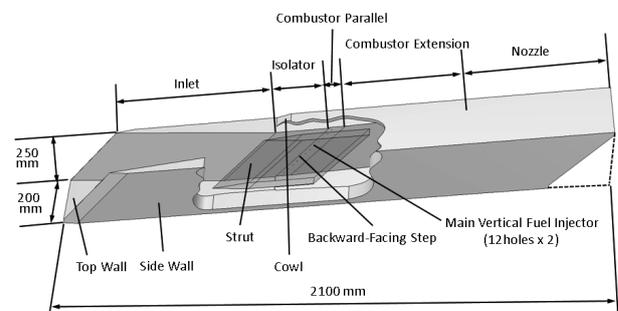


Fig. 1 Outline of scramjet engine tested.⁽⁴⁾ The engine is set upside-down on the test bed.

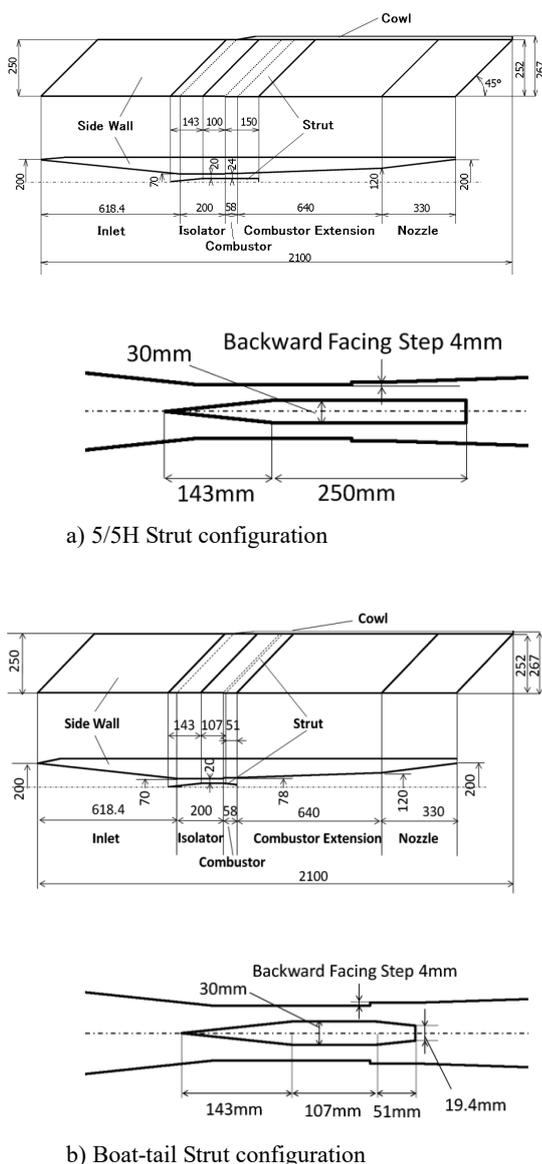


Fig. 2 Two types of struts. The 5/5H Strut (a) and the Boat-tail Strut (b) are compared by means of CFD.

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 (distortion) 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れ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有り⁽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有ることから、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⁽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過去の発表^(31,32)にて、また燃焼下の衝撃波に就いても過去の発表^(33,34)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、偏り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。こうした流れ場の構造の探求を進めたい。

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。RJTF で行った試験 M6S43 の試験結果であり⁽⁴⁾、上の図 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⁽⁴⁾。

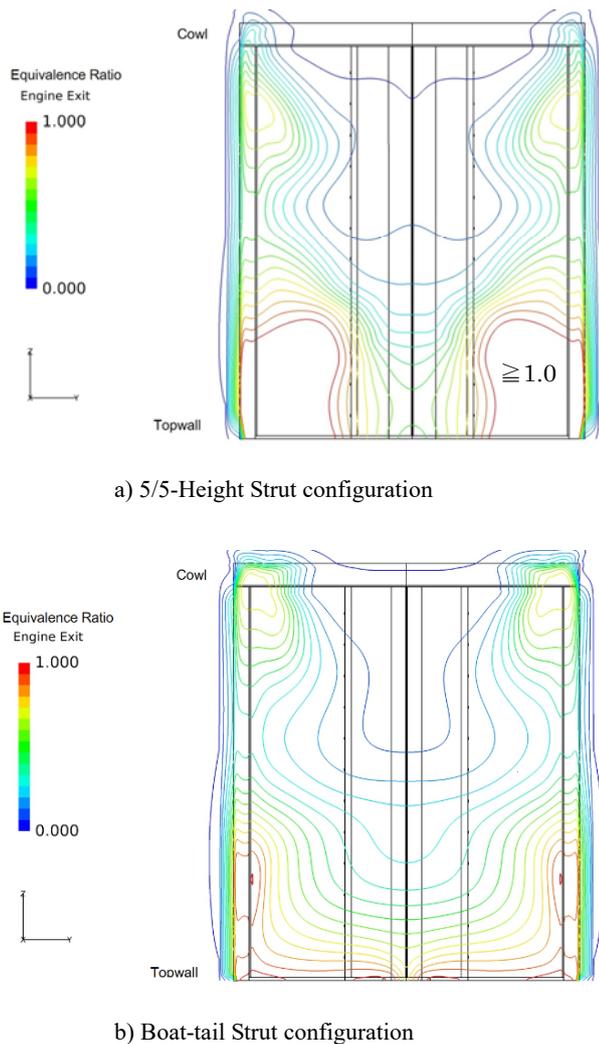


Fig. 3 Calculated equivalence ratio ϕ distribution at the engine exit in the combustion flow.

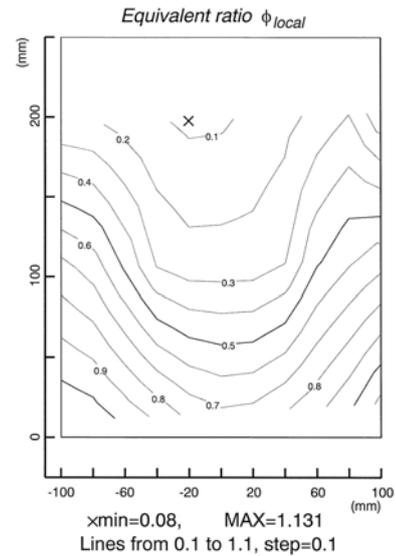
図 3 a を図 4 と対比すると、当計算では傾向は捉えているということと言える。違いは両側板天板寄りの両隅に生じている高当量比領域である。計算値の方がこの領域が大きくエンジン断面に張り出している。こうなる流れ場の状況に就いては文献⁽³⁴⁾⁻⁽³⁶⁾にて報告している。更に文献⁽³⁶⁾⁻⁽⁴⁰⁾では剥離との関連を考察した。剥離位置の特定の為に計算において衝撃波背後の流れ場をよりの確に再現する必要がある。

7. 側板面二次元圧力分布に関わる考察

こうした流れ場の構造の探求を進める為、RJTF 試験結果 M6S43 の側板面圧力分布に就いて二次元的に考察を行う。

7.1. 側板上の圧力分布

図 5 は試験番号 M6S43 における側板面圧力分布の計測



5/5-Height Strut configuration

Fig. 4 Measured equivalence ratio ϕ distribution at the engine exit.⁽⁴⁾ This is the test result of M6S43 and corresponds to Fig.3a.

値と、それに対応する数値計算 CFD の結果とを記したものである。燃料は側板 12 本の垂直噴射、両側で 24 本、燃料の総流量が 48g/s である。

この図 5 は 4 枚組図で、図 5 a は天板面から 45mm 高さでエンジン軸方向の分布、以下同様に図 5 b は 70mm、図 5 c は 125mm、図 5 d はカウル際の 210mm のものである。特に図 5 c はエンジン半値高さのもので、過去にも報告⁽²¹⁾を行っている。横軸はエンジン軸方向であり、インレット前縁の天板最先端を 0mm とし、縦軸は壁圧であり、気流総圧で規格化したものである。

計測値は側板の各所に圧力計測孔を配して実測したものであるが、供試体構造上必ずしも全面均等様に配することは出来ず、密なる域と疎なる域とが混在している。そうした計測値から上の 4 列を取り上げた。図中で丸〇が計測値、実線―が CFD である。

図 5 a は天板面から 45mm 位置の列で、計測値はインレット前縁より約 690mm 以降の値である。概ね分離部途中からエンジン出口に掛けての計測値である。これに対して実線は CFD の値である。計測値の起伏等の傾向を捉えている。

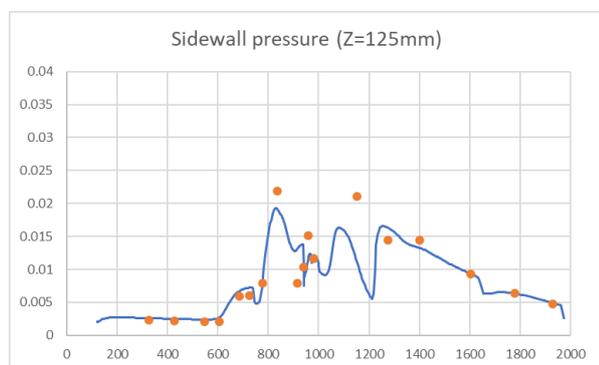
図 5 b は天板面から 70mm 位置の列で、計測値はインレット前縁より概ね 350mm から 920mm までで、インレット途中から燃焼器拡大部の途中までの計測値である。これに対して実線は CFD の値であり、これも計測値と良く一致している。



a) along the line of 45mm high from the top wall



b) along the line of 70mm high from the top wall



c) along the line of 125mm high from the top wall



d) along the line of 210mm high from the top wall

Fig. 5 Pressure distributions on the side wall in M6S43. The orange circles are of measurement, the solid lines are of CFD.

図 5 c) はエンジン半値高さ 125mm 位置の列でインレットからエンジン出口までほぼ全域で計測したものである。これに対して実線は CFD の値であり、これも概ね計測値の起伏等を捉えている。

図 5 d) は天板面から 210mm 位置の列で、カウル寄りの位置である。計測値はインレット前縁より 620mm 以降で、分離部中ほどからエンジン出口に掛けてのものである。これに対して実線は CFD の値で、計測値の大きな起伏を捉えている。一部に少しずれが有るが、今後の精度向上に期したい。

天板近くからカウル近くまで且つエンジンのインレットから出口までの広域を比較した。上で各々の列に就いて CFD と比較したが、概ね一致しており、当 CFD はこの燃焼条件下のエンジン内部の状況を大筋で再現していると考えている。

7.2. 側板面上の衝撃波と発熱

次の図 6 は、側板面圧力分布の CFD 結果であり、その上に剥離域を示したものである。CFD で用いた剥離条件は、速度 x 方向成分が -0.1m/s 未満の領域である^(37,38)。図 6 a) は M6S43 に対応するもの、図 6 b) はポートテイル形ストラット形態であり、何れも天板寄りに剥離域が確認でき、その剥離が起こす斜め衝撃波が下流圧力を上げている様子が分かる。

また、次の図 7 は温度分布の CFD 結果であり、その上に剥離域を示したものである。図 7 a) は M6S43 に対応するもの、図 7 b) はポートテイル形ストラット形態のものである。これを観ると、前述の図 7 で示した通り剥離により衝撃波が生じ、その衝撃波によって衝撃波下流側に発熱が誘起されている様子が分かる。

図 7 a) に示す温度分布に於いて見出せることを下に記す。剥離の起点が発熱の起点となっている様子が見取れるが、そこから直接的に側板方向へ発熱が広がっている様子は見当たらない。寧ろ、少し離れた所に発熱の始まる線がくっきりと見えている。これは、剥離泡により生じた斜め衝撃波がカウル近くまで伸び、その衝撃波の通る位置を境目として、その下流域で一斉に発熱し始めている様子を反映している。

一方、図 7 b) のポートテイル形ストラット形態では、剥離の起点が発熱の起点となっており、且つ側板方面にも広がりを見せている。こちらも剥離泡により斜め衝撃波が生じカウル近くまで伸びているが、図 6 b) を見ると、その斜め衝撃波が走る途中でエンジン半値高さの所にもう一つ小さな剥離泡が有り、ここからも斜め衝撃波が生じている様子がある。この形態の側板に生じている斜め衝撃波は、この大小二つの剥離泡によって生じた斜め衝撃波が重なり合ったものである。その重なり合った衝撃波が通る位置より下流で発熱が活発となっている。そして、全体的に

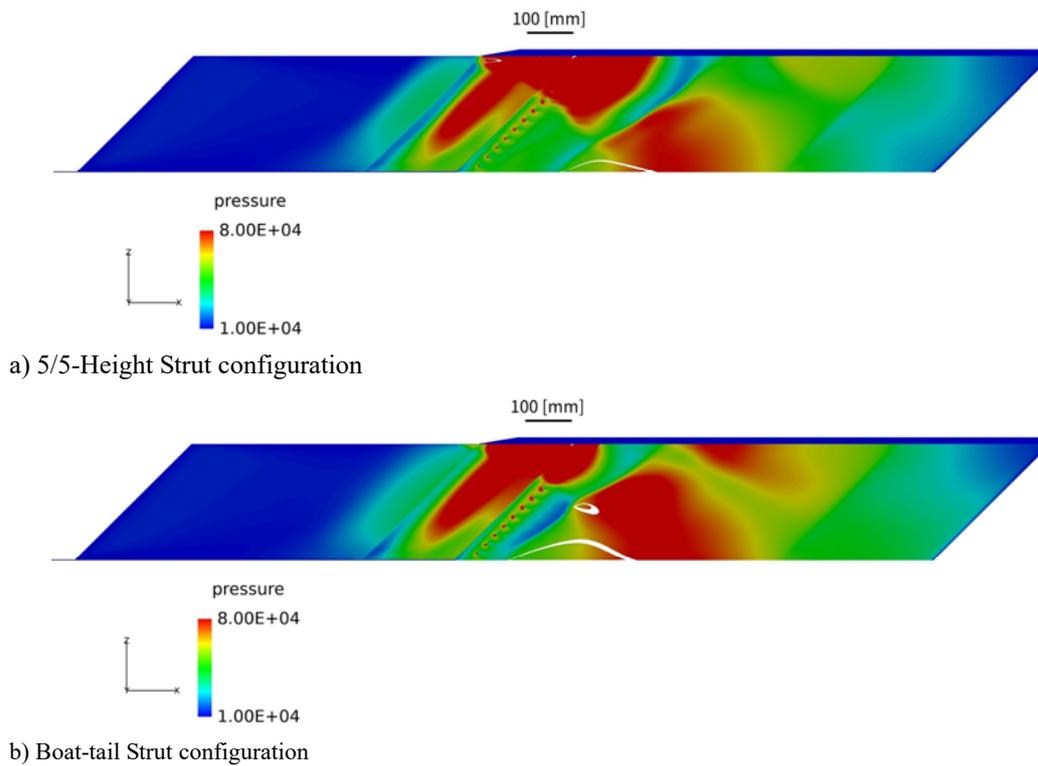


Fig. 6 Separation and pressure on the side wall. The separation shock wave runs to the cowl and promotes the combustion.

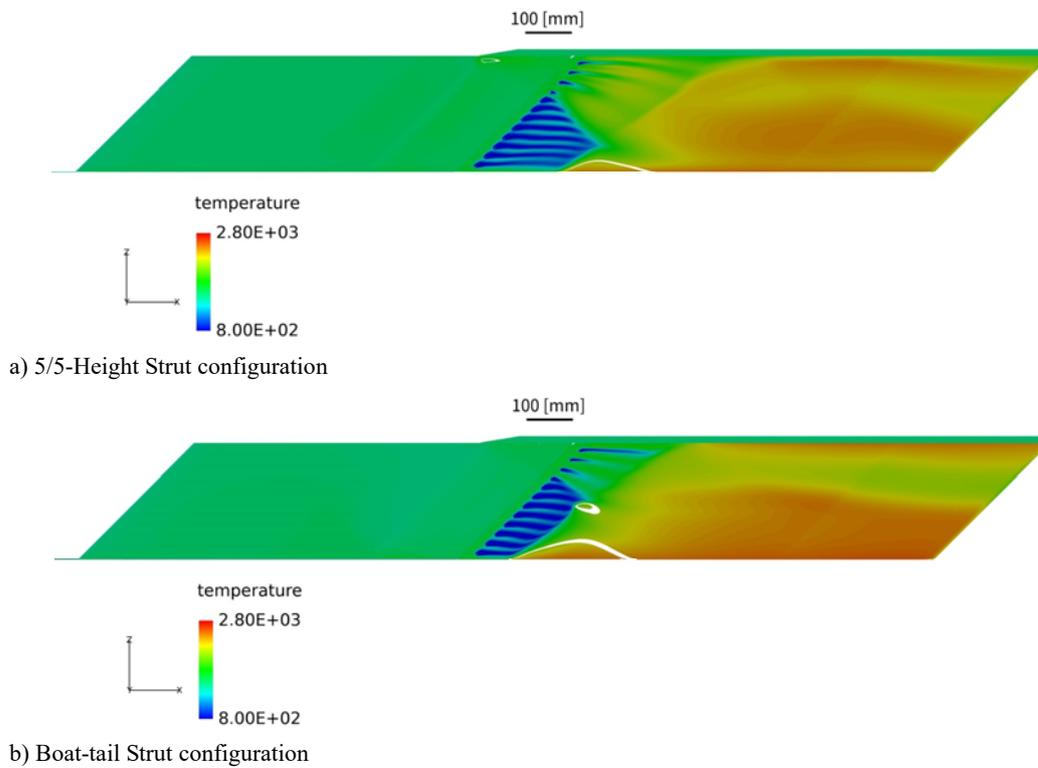


Fig. 7 Separation and temperature on the side wall. The separation shock wave runs to the cowl surface and promotes the combustion.

M6S43 に比べ赤の度合いが強く、より多く発熱を起していることが分かる。図 2 で示した両形態の CFD の結果を基にした積分推力では、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は 825N となり、ポートテイル形ストラット形態の方が 15%程度大きな推力を発生させている⁽³⁵⁾。

先に報告した天板面での流れでは、発熱の起点は剥離の起点であったが^(37,38)、側板では剥離の起こす斜め衝撃波が発熱の起点となっている。エンジン内に形成される剥離が衝撃波を起し、それが元で発熱状況が左右され、性能に反映される。エンジン設計の際には衝撃波の及ぶ位置と流れに与える影響を評価しながら行う必要がある。

8. 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、燃料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焼を促進していることが確認できた。この剥離は天板と側板の角に生じ、左右対のものであるが、天板面では剥離起点が発熱の起点となっていたのに対して、側板では剥離が起こす斜め衝撃波が発熱の起点となっている。

謝辞

計算に関しては小寺正敏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秀世研究領域主幹の助言を頂き、図出力には当所計算センター支援技術員井上拓殿（日立ソリューションズ東日本）の協力を頂いた。紙面を借り謝辞申し上げる。

参考文献

- (1) Jorris, T., AIAA Paper 2014-2579, 2014.
- (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, 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, 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) Petersen, E.L. and Hanson, R.K., Journal of Propulsion & Power, Vol. 15, No. 4, July–August 1999.
- (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, 平成 29 年度衝撃波シンポジウム, 平成 30 年 3 月 (仙台).
- (34) 佐藤茂他, 平成 30 年度衝撃波シンポジウム, 平成 31 年 3 月 (横浜).
- (35) 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 2018(宮崎)論文集, 2018 年, 宇宙航空研究開発機構.

- (36) 佐藤茂他, 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(早稲田)論文集, 2019 年, 宇宙航空研究開発機構.
- (37) 佐藤茂他, 2019 年度衝撃波シンポジウム, 2020 年 3 月 (神戸開催代替誌上開催).
- (38) Sato, S., et.al., AIAA Paper 2020-2427, 2020.
- (39) 佐藤茂他, 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 2020 オンライン論文集, 2021 年 2 月, JAXA-SP-20-008, 2021 年, 宇宙航空研究開発機構.
- (40) 佐藤茂他, 2020 年度衝撃波シンポジウム, 2021 年 3 月 (オンライン開催).