

スクラムジェットエンジン性能向上に関する試み — 燃焼状態の再現

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 - Combustion Simulation

by

Shigeru SATO, Kakuda Space Center, Japan Aerospace Exploration Agency

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

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

Toshihiko MUNAKATA, Takahiro WATANABE and Masaharu TAKAHASHI

Hitachi Solutions East Japan, Honcho, Aoba-ku, Sendai-shi, 980-0014, 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. In this paper the authors describe results of combustion calculation in the engine and discuss how the combustion calculation simulates the real engine combustion flow field. Fair agreement is obtained in pressure distribution, but thrust performances do not yet agree well.

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行われている。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。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 2m 級サブスケールエンジン試験を中心として飛行条件 Mach4、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により形作られる流れ場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がエンジン性能に及ぼす効果を見出し、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、その方法を用いて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⁾。

本報告では、これら実績を踏まえた燃焼計算の試行を進めて来た中間の結果を述べる。目指すところはストラット噴射の数値計算であるが、今回はその裏付け段階として、エンジン試験結果に対応した側板垂直噴射の燃焼計算結果を記し考察する。

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い込み圧縮過程の流路中央部に取り付けられるもので、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げられる等の利点がある。当所の RJTF 試験結果の精査により見出した効果とは、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、エンジン内の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『ストラット背後の滞在時間の拡大』とは、ストラット背後に再循環領域が形成され、ストラットの後縁形状を変えることで拡大でき、これを利用することより燃料の流体としての滞在時間を長く確保でき保炎に有効である。③また、『ストラット背後の流体輸送』とは、ストラット背後の後流中で流体が天板側からカウル側に向かって輸送されるもので、噴射後の燃料の拡散と混合の促進に有効である。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

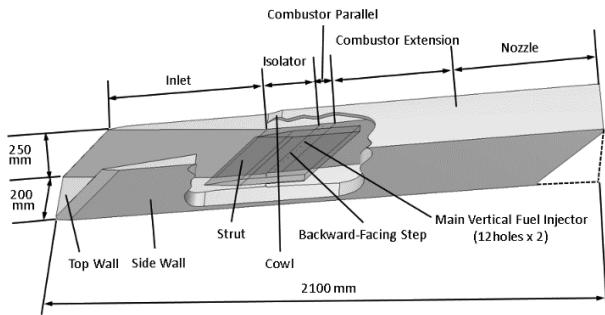
噴射の効果が確認されている⁽²⁵⁾。

噴射孔の設置位置の多様化にはストラット利用は有効な選択肢であると考えられる。

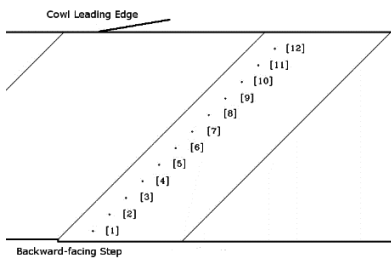
3. エンジン形態と性能

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、ノズルの各要素より成り、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の位置に孔径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Mach6相当(エンジン入口Mach5.3)、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)。



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. 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。前者は試験済みの形態であるが、後者は改良型提案エンジンであり仮想形態である。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

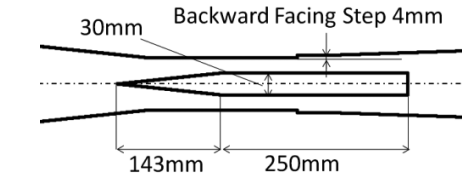
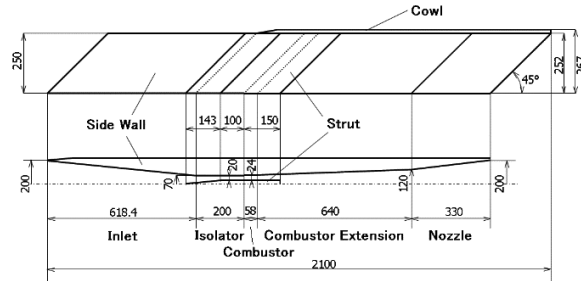
部分が矩形であり、ボートテイル形ストラットは後縁手前で絞られた形であり全長も短い。全長は、5/5高さストラットが393mm(図2a)、ボートテイル形ストラットは301mmである(図2b)。この形状とした狙いは後縁を絞り抗力を下げることと後縁下流にて流体の滞在時間を確保することの両立である⁽²⁷⁾。

4-2 数値計算方法

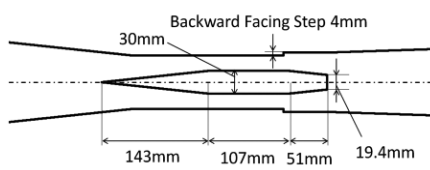
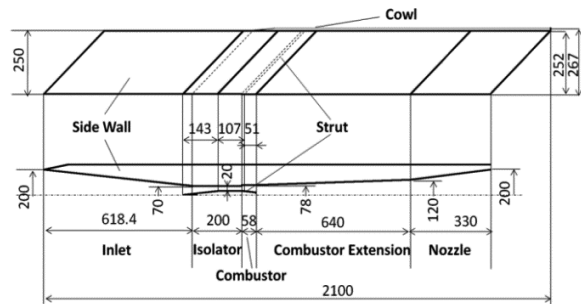
計算には汎用熱流体解析ソルバ ANSYS Fluent を用いた。最少格子幅はストラット前縁周辺等の0.1mmである。計算ではエンジン左右中央断面を対称面とする右舷半裁を対象とし、格子数は503万、対流項評価の数値流束はAUSM+、制限関数は二次精度、時間積分は陽的解法、乱流モデルはk-εである。壁面は断熱壁と仮定した。

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。



a) 5/5-Height Strut configuration



b) Boat-tail Strut configuration

Fig.2 Two types of strut. Configurations with 5/5-Height Strut (a) and Boat-tail Strut (b) are compared by means of CFD.

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。角田からは高速回線 Sinet を介した遠隔利用である。

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成するものであり、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断面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、側板垂直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. 燃焼計算の結果

次に燃焼計算を試行した結果を述べる。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(ρu)領域が見出されており、ここに燃料を拡散すれば当量比分布の改善につながり得、それを実現する方策がストラット噴射であるが、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。既存 RJTF エンジン試験データとの対比を行い、Fluent を用いた燃焼計算がどれほど現象を再現するかを確認して置くためである。

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。次に計算結果⁽³¹⁾を示す。

6-1 エンジン内圧力分布

図 3 に燃焼条件下のエンジン内圧力分布を示す。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であり、何れも側板半値高さに添った壁面圧力分布を示す。流れは左から右に向かい、段差下流の燃料噴射孔 12 本(両側で 24 本)から気体水素燃料が噴射されている。

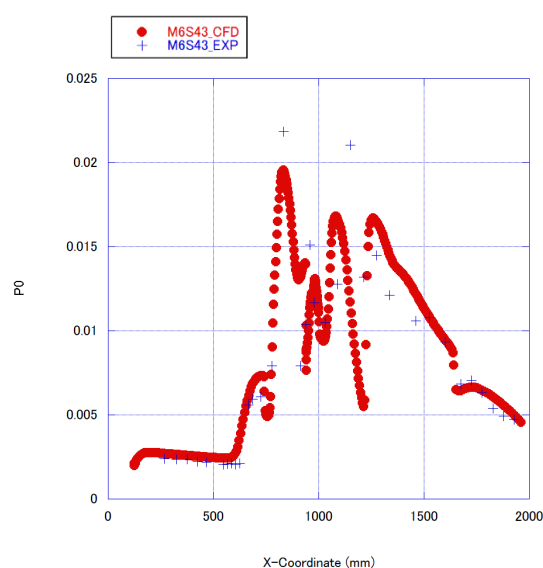
横軸はエンジン軸方向距離で、エンジン入り口天板の前縁が原点 (0mm) である。縦軸は気流総圧で無次元化した壁面圧力である。エンジンの各要素との対応は図 2 に示した通りである。赤丸●で示したものがこの度の燃焼計算結果である。5/5 高さストラット形態の方はエンジン試験済みの形態であるので、実験結果⁽⁴⁾を十字印+で併記する。

まず、5/5 高さストラット形態に於いて燃焼計算の結果と比べる。燃料噴射孔位置は横軸で約 975mm の位置である。これより上流は気流状態、下流は燃焼状態である。実験値を見ると、燃焼状態の区間、横軸で 1,135mm の位置に壁面圧力 21/1000 の尖頭値が有り、計算値はこれを下回っている。この尖頭値は 5/5 高さストラットの対岸部分に生じたものであり、言うまでも無く燃焼状態下のものである。そして、この尖頭値はストラット前縁からの斜め衝撃波が側板とストラット側面との間で反射を繰り返して到達して生じたものであり、加えて側板前縁からの斜め衝撃波が側板とストラット側面との間の流路を反射しながら、ここで重なって出来ているものである。

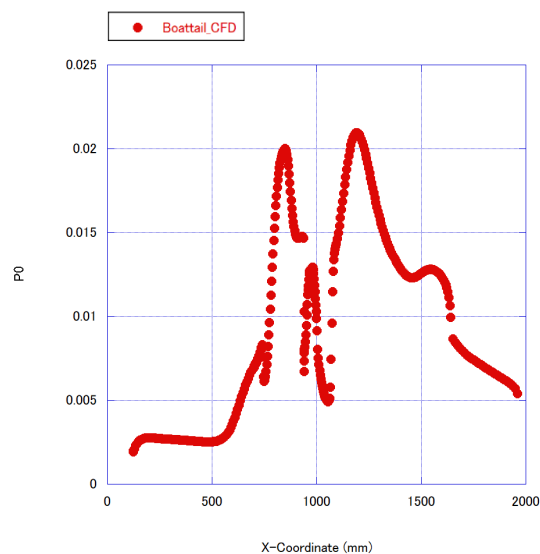
実験値ではこのように二系統の衝撃波が重なっているが、燃焼計算の方では重なるまでには至らず、前述の過小評価の山に留まっている。そうなった理由に就いては目下次のような考え方をしている。

当燃焼計算には Finite Rate Chemistry (有限速度反応)を用いており、これは層流下の反応を前提としたもので、演算そのものは順調に進んだが、実際の流れ場は相当部分が乱流のはずであり、燃焼計算が実現現象を再現し切れていない可能性が有る。また、燃焼条件下でカウル衝撃波が到達する天板周辺の流れ場を捉えるのに、燃焼計算の格子が必ずしも適合し切れていない可能性が有る。反応モデルの使い方や格子の組み方に関して更に詳細な検討を加える必要がある。

然しながら、その尖頭値の次の山とところでは計算値が実験値に対して概ね合っている。この二番目の山がエンジン発生推力の大部分を生み出しているところなので、この計算結果は概ね妥当なものだと考えている。



a) 5/5-Height Strut configuration



b) Boat-tail Strut configuration

Fig.3 Results of combustion calculations in the both configurations – pressure distributions along engine side walls.

積分推力で比べる。5/5 高さストラット形態では、計算結果から求めた積分推力が 715N である。同形態の同等のエンジン試験結果の実測発生推力は 1052N であった。まだ発熱による圧力上昇を適切に反映し切れていない部分がある。

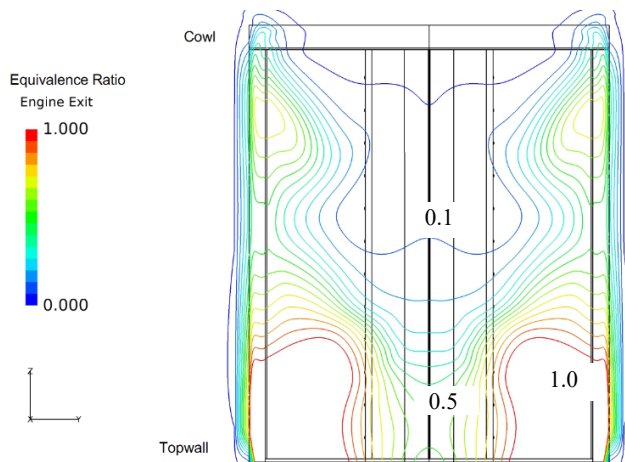
また、ボートテイル形ストラット形態では計算結果から求めた積分推力は 825N であった。こちらも圧力上昇を適切に反映し切れていない部分があるが、5/5 高さストラット形態に比し高めの値を示しており、推力上昇を期待させるものである。今後、燃焼流れ場の詳細の点検を進める必要がある。

昨年の報告⁽³²⁾では実験結果と計算結果の開きは大きかったが、今回はその開きを相当程度縮めることが出来た。よって、今回の結果を基としてエンジン内部流の各物理量（質量流率 ρu 、燃料当量比 ϕ 等）に係る考察も有効性の高いものになると考えている。

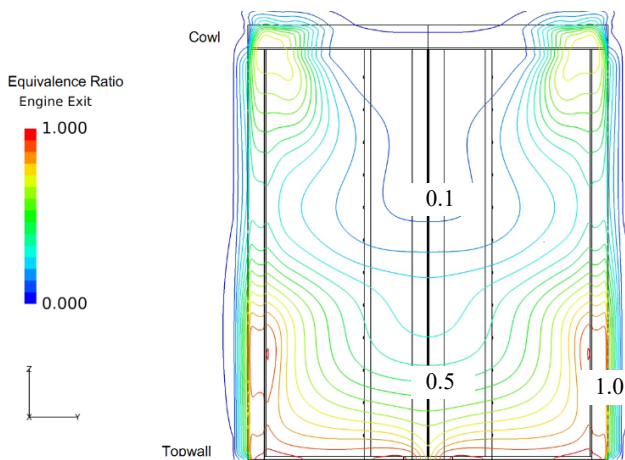
6-2 エンジン内当量比分布

図 4 にエンジン出口における燃料当量比分布を示す。図 4a は 5/5 高さストラット形態、図 4b はボートテイル形ストラット形態のものである。図では上がカウルで下が天板である。

燃料噴射条件はエンジン試験の条件に合せ、燃焼器入口段差下流 32mm の位置に並ぶ 12 本の側壁噴射孔からの垂直噴



a) 5/5-Height Strut configuration



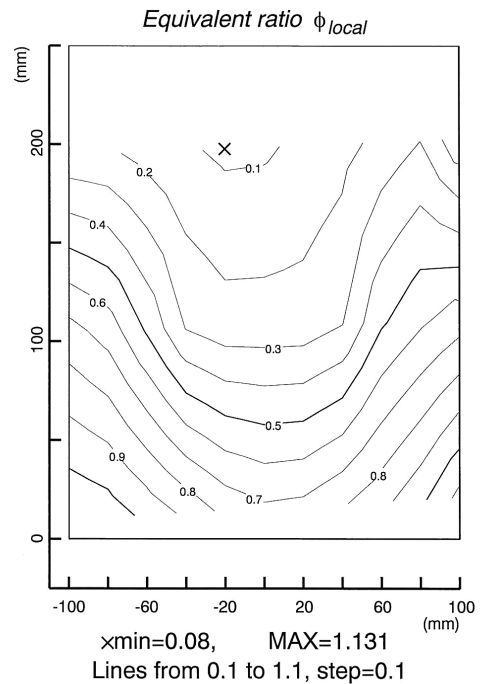
b) Boat-tail Strut configuration

Fig.4 Calculated equivalence ratio distribution at the engine exit in the combustion flow.

射、燃料流量は左右両側板合計で 48g/s である。図に添えられた当量比色識別は赤が 1.0、青が 0.0 である。

両者とも全体に両側板の天板寄りに当量比が高くカウルの中心方向に向かって低くなる分布である。但し、両者間で比べると、ボートテイル形の方が相対的に当量比の拡散が進んでおり、当量比 1.0 の領域は僅かにしか現れていない。拡散を促す要因をエンジン内流れ場中から見出す必要がある。

この図 4a のエンジン形態はエンジン試験済みのものであり、当量比分布の実測値がある。その実測値⁽⁴⁾を図 5 に示す。総燃料流量は 48g/s である。この図 5 と先の図 4a とを比べると、計算では全体に両側板の天板寄りに当量比が高くカウル中心方向に向かって低くなる傾向は捉えられているが、両側板の天板寄りに高い当量比分布 ($\phi \geq 1.0$) の領域が張り出しており、燃料の拡散を捉え切れていない様子が伺える。計算における流れ場を更に詳しく調べる必要が有る。特に、カウル衝撃波の角度やその下流の流れ場は、燃焼の進行度合いにより影響を受ける⁽³³⁾ので、カウル衝撃波の影響下にある流れ場を丹念に追う必要が有る。



5/5-Height Strut configuration, fuel flow rate 48g/s, RJTF

Fig.5 Measured equivalence ratio distribution at the engine exit in the combustion flow in the RJTF test.⁽⁴⁾

7. ストラット噴射の試み

当燃焼計算は、不十分ではあるものの燃焼下のエンジン内圧力分布が再現できるまで到達できたので、次の段階の準備に掛かっている。次の段階とはストラット噴射の仮想実験である。ストラット噴射を行うことで、当量比の低いエンジン断面中央部に燃料を補充し、燃料当量比分布の偏りを改善するのが狙いである。ストラット面における噴射位置は予てより CFD の結果を基に仮想流れ線を遡る方法を用いて候補位置を定めていた⁽²⁴⁾。その位置とは、エンジン内流れ場の高質量流率領域に向かう流れ線の通る位置である。これに則り、今回はストラット側面の三か所に孔径 1.5mm の燃料垂直噴射孔を設けた。新設位置の求め方に就いては文献⁽²⁴⁾で報告済

みである。

今回の試みでは、噴射条件を噴射孔 1 本当りの流量を 1.6g/s とし、既存側板垂直噴射と合計で総流量 48g/s に合わせた。このストラット噴射を追加した条件で燃焼計算を進めている。

現在の所、計算で噴射と燃焼反応が進んでいる状況を確認しているが、燃料噴射孔周りにおいて計算の境界条件の設定に何らかの不備が有るのか、所定の燃料流量に達していない状況である。今後、計算条件の設定と流れ場の状況を子細に点検し見直しを進める。

8. 終わりに

エンジン試験実施済みのエンジンと改良型提案エンジンとに就いて、側板垂直噴射条件の燃焼計算を行った。尚も流れ場を詳細点検する必要があるものの、エンジン試験済み形態では計算結果が概ねエンジン試験結果と一致した。不一致部分に就いて検討を深めると共に、今回の計算結果に則り仮想実験に進めて行くことが出来る。

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)Preller, D., and Smart, M. K., AIAA 2015-3586, 2015.
- (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)佐藤茂他, 第 49 回流体力学講演会/第 35 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2017 (代々木) 論文集, JAXA-SP-17-004, 2016 年, 宇宙航空研究開発機構.
- (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).