

スクラムジェットエンジンの性能向上に関する一考察

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

A Consideration for Scramjet Engine Performance Improvement

by

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 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 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 shock wave on the fuel distribution. In the result of simulation by visualizing the stream lines in CFD, the effective stream lines are found useful for the fuel spreading. In this paper the authors describe results of trial combustion in two engine configurations including the improved configuration.

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。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 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、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⁾。

本報告では、これら実績を踏まえて燃焼計算の試行を行なったので、その結果を述べる。今回は側板噴射前提の試行結果を記す。

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、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

有る。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。『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度分布で、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。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。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⁾。

当報告では気流状態の流れ場の検討を基礎としている。エンジン試験においては結果検討の場面で、試験で計測された性能が燃焼の影響かエンジン固有の気流性状の影響かの議論が繰り返される。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掌握し尽くす必要がある。詰まり、エンジン性能を評価するため欠かせない検討である。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、別途計算を進めて来た。

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^(26,27)。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 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^(20,28)。

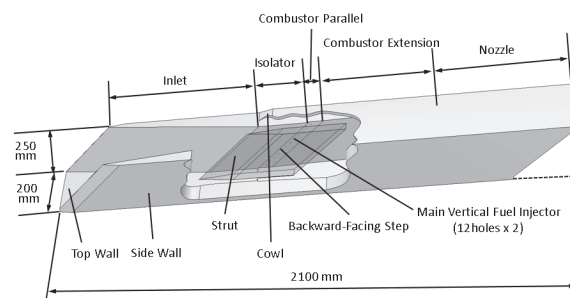
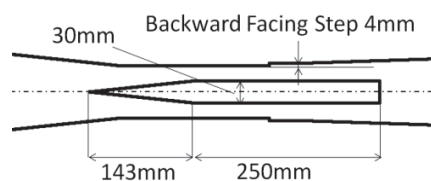
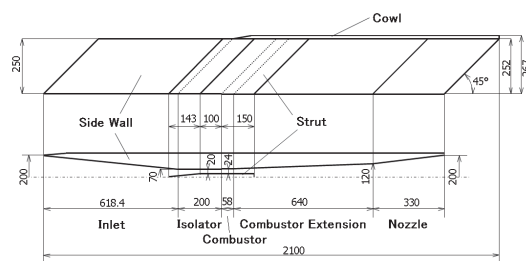
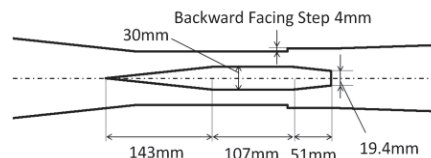
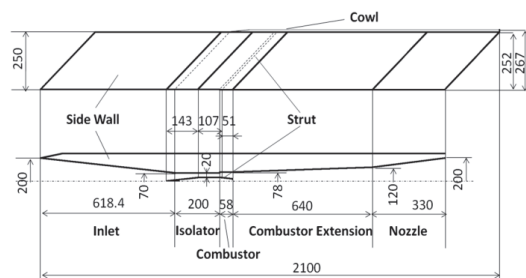


Fig. 1 Outline of scramjet engine tested.⁽⁴⁾ The engine is set upside-down on the test bed.



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.

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。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⁽²⁹⁾。

4-2 数値計算方法

計算には汎用流体解析ソルバ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Spalart-Almarasである。壁面は等温(300K:主流温度)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。

燃焼計算に関しては、反応モデルはPetersen and Hansonの論文⁽³⁰⁾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。

乱流燃焼モデルは渦拡散法(EDC: Eddy Dissipation Concept)、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。

5. 流れ場の歪

燃料当量比の偏りの原因の一つが流れ場の歪である。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⁾。以下、その概要を示す。

5-1 側板噴射の流線及び質量流率 ρu の断面分布⁽¹⁸⁾

現に試験の行われた側板垂直噴射では流線はどのような軌跡を辿るのかCFD結果に基づき次に確認する。

図3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。図中の左がインレット、右がエンジン出口で、下が天板、上がカウルである。流れは左から右に向かう。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⁽⁴⁾。

この図3の可視化は具体的には側板12本の垂直噴射孔の近傍を通る流線がどこから来てどこへ向かうかをエンジン全長通しで可視化したものである。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⁽³¹⁾から定めた値である。

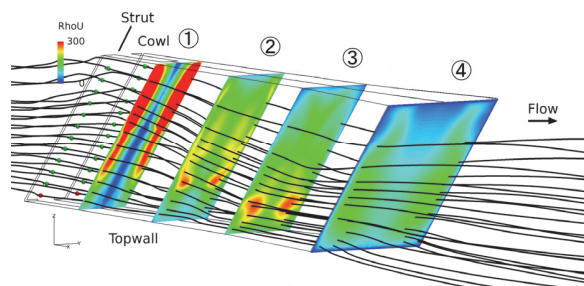
図3a、図3bは同時にエンジン内各断面での質量流率分布を示している。位置は①ストラット直下流、②燃焼器拡大途中、③燃焼器拡大出口付近、④エンジン出口直前の四箇所である。

5/5高さストラット形態ではストラット直下流(断面①)から高

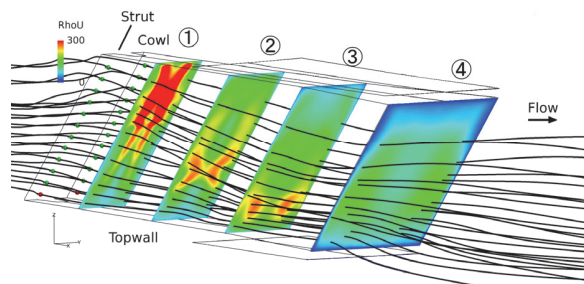
質量流率領域が両側板側に張り付いているのに対し、ボートテイル形ストラット形態ではストラット直下流(断面①)にエンジン中心且つかウル寄りに高質量流率領域が形成されている。(図中の赤色部分)これを狙いどころとして燃料を噴射すれば、当量比分布の改善と燃焼効率の向上とを期待させるものとなる。

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ながら中心部寄りに拡散している傾向が見られる。

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⁽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、側板噴射のみでは燃料が達せず、ストラット周辺からの噴射を追加する必要がある有り、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。



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).

5-2 燃焼計算の試行結果

次に燃焼計算を試行した結果を紹介する。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領域を形成し当量比

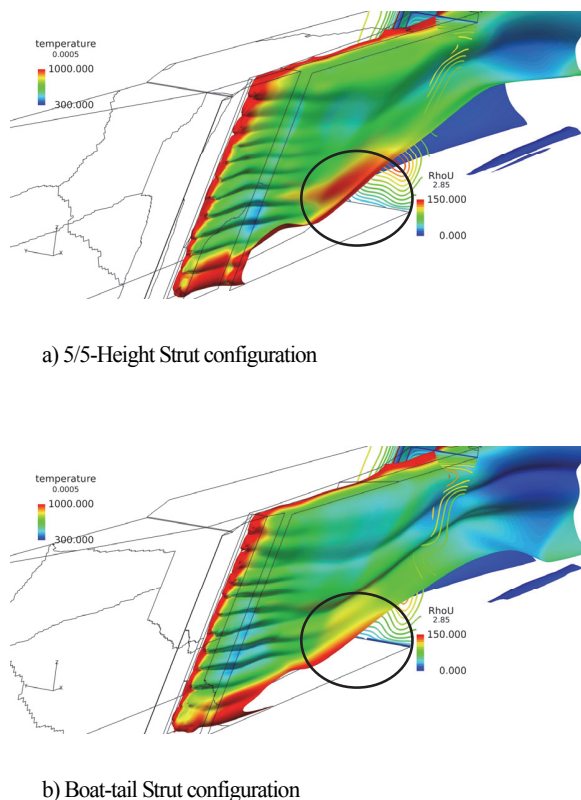


Fig. 4 Trial combustion calculations in the both configurations.

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。

図 4 に燃焼計算の結果を示す。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であり、共に左がインレット側、右奥がエンジン出口で、下が天板、上がカウルである。流れは左から右奥に向かい、段差下流の燃料噴射孔 12 本から水素燃料が噴射される。

図の中程には、側板上の 12 本の燃料噴射孔を象るように、燃料噴流に対応する流れが見える。色分布付きの面は燃料水素の質量分率 0.05% の等値面であり、その色分布はエンジン内部流の温度である。特に赤色は 1000K 級の温度分布の箇所である。反応による発熱が充分確認できる。

また、エンジン出口断面に見える色付き等高線はエンジン出口におけるエンジン内部流の質量分率分布である。これを参照することで、燃焼によってエンジン内部流の歪がどれ程変化したかを追うことが出来る。

図 4 の両形態を比較すると、12 本の燃料噴射孔の周囲が赤色となっているのは両形態とも共通である。違いとして目立つのはノズル部天板寄りの箇所の赤色分布である。この箇所はカウル前縁

衝撃波が天板に入射し反射する位置である。そこでは 5/5 高さストラット形態の方がより赤色域が広い。その分発熱が大きく、燃焼を更に増進する元となることが想定できる。

実際のエンジン試験では、天板寄りの当該箇所での発熱の大きさが確認されており、この発熱により天板面の圧力上昇が促進され、エンジン不始動（天板面全域剥離）が早めに引き起こされることが観測されている。

不始動を遅らせることが高当量比までの燃料投入を可能としエンジンの性能を伸長させることに通ずるので、この天板寄りの領域に発熱が集中することを回避しつつエンジン断面中心域で燃焼が活発化する形態と設計法が望まれる。例えば、側板からの燃料噴射では、燃料が天板側に集中する燃料噴射孔は閉ざし、カウル寄りの噴射孔から選択的に噴射すると言った噴射孔制御に有効性が見出せる。また、佐藤が行った気流条件流線可視化でも、エンジン出口の高質量分率域に届く流線の一部には側板寄りに源を有するものがある⁽³²⁾。

今回の試行を基に各条件の仮想実験を進めると共に燃料のストラット噴射の仮想実験を行う必要がある。

6. 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、エンジン内の流れ場の歪を質量分率分布で把握し、側板垂直噴射条件の燃焼計算を試行した。各確認を進めることでストラット噴射の仮想実験に取り掛かることが可能である。

謝辞

角田から調布 JSS（JAXA Super computer System）遠隔利用に就い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主任研究開発員の助言等を得、更に 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/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, 平成 22 年度衝撃波シンポジウム, 平成 23 年 3 月 (相模原・紙上開催).
- (27)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).
- (28)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.
- (29)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.
- (30)Petersen, E.L. and Hanson, R.K., Journal of Propulsion & Power, Vol. 15, No. 4, July–August 1999.
- (31)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).
- (32)Sato, S., et.al., AIAA Paper 2015-3598, 2015.