

スクラムジェットエンジン内流れにおける衝撃波構造と燃料当量比分布

－ストラット利用による燃料当量比分布改善策の検討

○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）

Shock Wave Structure and Fuel Equivalence Ratio Distribution in the Flow Field in a Scramjet Engine

－Study on the Fuel Equivalence Ratio Improvement by using Strut

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 authors are researching the influence of cowl shock wave on the fuel distribution by using CFD. Being based on the aerodynamic effect of strut found in the research, the strut fuel injection is proposed in order to improve the fuel distribution in the engine.

Key Words : Scramjet Engine, Shock Wave, Fuel Equivalence Ratio Distribution

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。最近では昨年米国 NASA が実施した X51A の飛行試験が印象深い⁽¹⁾。また、既存の飛行試験計画も進められつつある⁽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⁽⁴⁾⁻⁽¹⁵⁾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⁽⁴⁾。これがエンジン性能発揮への障害となっている。

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⁾他。

特に、ストラット及びカウルの組み合わせが形成す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⁽¹⁷⁾⁻⁽¹⁹⁾。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、燃料当量比分布均一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次の効果を見出している。①高温三角域の形成、②ストラット背後の滞在時間大なる領域、③ストラット背後の流体輸送。高温三角域とはエンジン内燃焼を強燃焼に移行させるのに有効な温度分布である。ストラット背後の流体滞在時間は長く取ることで補炎に有効である。また、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。

当報告では気流状態の流れ場を用いて検討を行う。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修正する度に逐一 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であり、別途計算を進めることとする。

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^(20,21)。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、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^(17,22)。

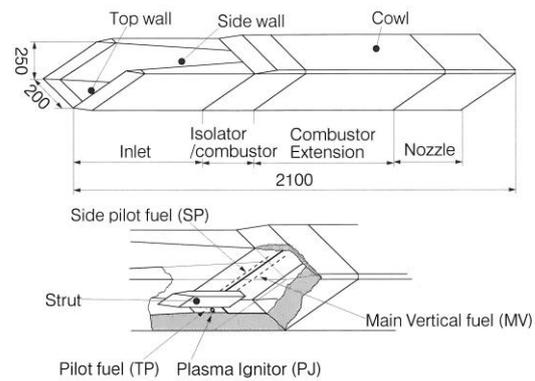
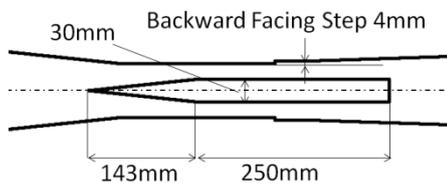
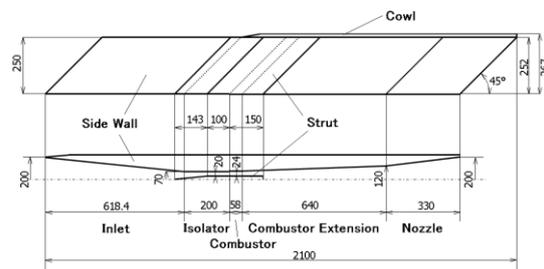
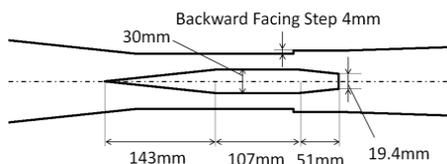
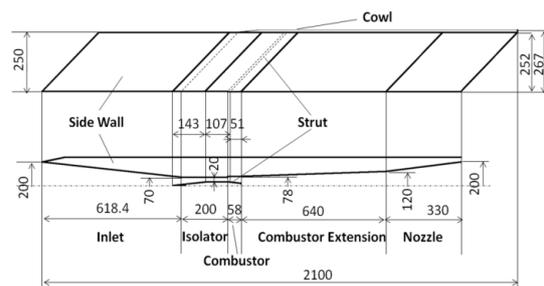


Fig. 1 Outline of scramjet engine tested.⁽⁴⁾ The engine is set upside-down on the test bed.



(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。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。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⁽²³⁾。

4-2 数値計算方法

計算格子は構造格子、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。等温壁(275K:主流温度)仮定とした。

また、非燃焼条件下の水素質量流率等の計算には当所の非構造格子系計算コードを用いた。

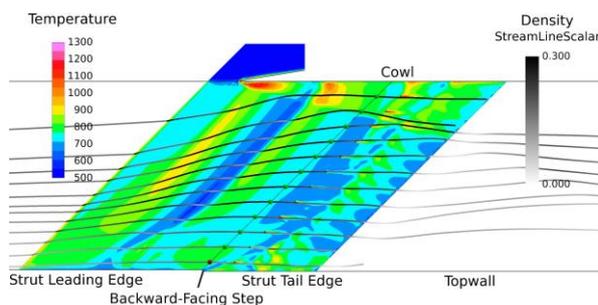
尚、数値計算には当機構の統合スーパーコンピュータ“JSS”を用いた。

5. 結果及び検討

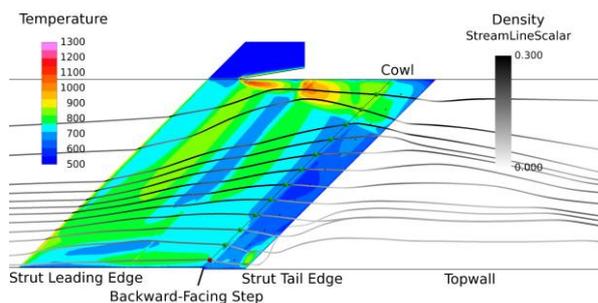
燃料当量比分布の偏りを是正する方策としてストラットからの燃料噴射を考える。その場合、ストラットのどの位置から噴射するのが適切なのかCFDを用いて仮想的に検討する。そこでストラット周辺位置の流体が何処へ流れて行くのか次の方法で調べた。

ストラット側面の表面において、側板の段差位置(燃焼器入口部)とx軸方向に同一位置で、側板垂直噴射孔と同じ高さに12箇の点を定め、その点を通る流線がどのような軌跡となるかをCFDにて求めた。ストラット表面からは5mm離れた位置とした。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、追跡するには妥当な位置と考えている。又、この12箇の点の内カウル寄りの2箇は高温三角域に含まれる位置である。仮に噴射孔位置として用いるにも強燃焼移行に有利な位置である。

図3に上記位置における流線の軌跡を示す。(a)は5/5高さストラット形態のもので、(b)はボートテイル形ストラット形態のものである。



(a) Stream lines around the 5/5-Height Strut



(b) Stream lines around the Boat-tail Strut

Fig. 3 Streamlines around the struts.

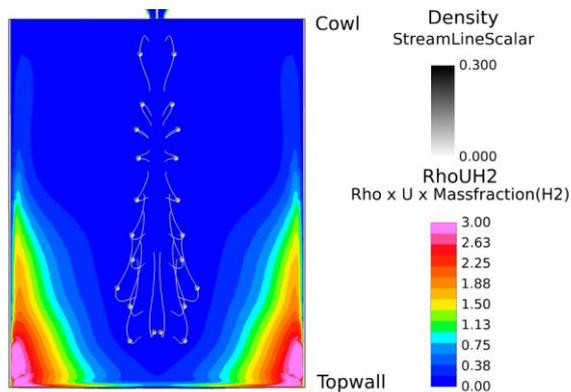
これを見ると、インレットから来た流体はストラットの有る区間で広がり、上述の12箇の点を通して、やや窄まりながらストラット下流側へと流れていることが共通である。

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。これ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。

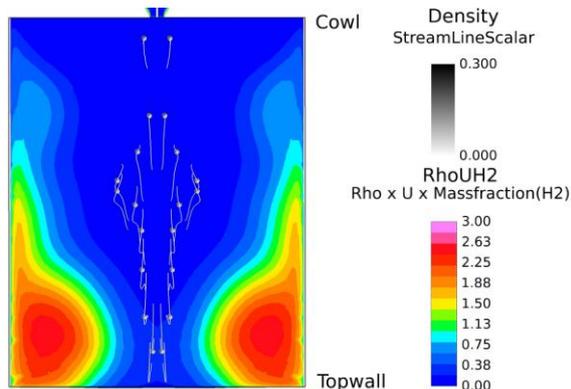
図4にはエンジン出口における流線を示すと共に凍結水素の質量流率(気流質量流率×水素質量分率)を示す。流線はストラット表面近傍の12箇の点を通る流線である。その出口断面における通過位置である。但し、図の凍結水素の質量流率は側板垂直噴射によるものであり、ストラットからの噴射は行っていない。両者の流線を比較すると、5/5高さストラット形態の方は相対的に天板寄りになっているのに対して、ボートテイル形ストラット形態の方が若干ながらエンジン断面中央部に寄っている。また、凍結水素の質量流率は、色分布から5/5高さストラット形態の方が天板と側板の隅に集中している様子が見える。両形態共に天板寄り及び側板寄りに偏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



(a) Stream lines at the exit of 5/5-Height Strut Configuration



(b) Stream lines at the exit of Boat-tail Strut Configuration

Fig. 4 Streamlines at the engine exit.

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) ボートテイル形ストラット形態の方が相対的に流線は中心部に寄る。
- 2) 当量比は天板側両隅に偏る傾向が有るものの、ボ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を行うことで当量比分布の改善に繋がる可能性がある。

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小寺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) 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 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.
- (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, 平成 22 年度衝撃波シンポジウム, 平成 23 年 3 月.
- (21) 佐藤茂他, 平成 23 年度衝撃波シンポジウム, 平成 24 年 3 月.
- (22) 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, JAXA-SP-10-012, 2011 年, 宇宙航空研究開発機構.
- (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, JAXA-SP-11-015, 2012 年, 宇宙航空研究開発機構.