

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 決定法に関する検討

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）

Consideration on Defining Strut Tail Shape in a Scramjet Engine

by

Shigeru Sato (JAXA Kakuda), Takahiro Watanabe (Hitachi East Japan), Masaaki Fukui (Space Service)
and Toshihiko Munakata (Hitachi East Japan)

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 performance 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 there was a hot area caused by 3-dimensional interaction of the shock wave from cowl leading edge and the shock wave from strut leading edge and that the area “hot triangle” contributes to intensive combustion transition. Two engine configurations are compared to the engine configuration with 5/5 height strut that showed good thrust performance in the engine test. One is a configuration with tail-tapered strut (5/5 height) that are intended to reduce the engine inflow drag first, and the other one is a configuration with boat-tail strut (5/5 height) that has a finite width at its tail edge to produce fuel residence time in the recirculation region after itself. CFD is carried out in the case of the two configurations to solve the inner air flow, and the drag and the residence time are made clear. It is found that the configuration with boat-tail strut not only can reduce the drag but also produce the finite residence time in the recirculation region.

1. 始めに

宇宙航空機（スペースプレーン）実現の要とされているのが空気吸い込み型超音速燃焼エンジン（スクラムジェットエンジン）であり、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。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の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^{(1)~(10)}。

このRJTFを用いて行ったスクラムジェットエンジン試験の中でマッハ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⁽¹⁾。過去にも諸国によるストラットの空力的効果の研究を踏まえCFDによる部分的検討を行い衝撃波等の構造を調べた⁽¹¹⁾。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⁽¹²⁾。佐藤らは角田宇宙センター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⁽¹³⁾。

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を促進する効果を発揮するエンジン内部流の温度分布である。これはスクラムジェット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⁽¹⁴⁾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。今日までも何通りかの形状を考案し、エンジン試験結果とCFD結果とを対比しながら、より適切な形状とその決め方を追求している^{(15)~(20)}。ストラットの後縁の形状を工夫し、高温三角形を維持し且つ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形状を考案することが必要である。

佐藤らはストラット前縁位置の決定には高温三角域の形成が必要条件と考える。これがストラット前縁位置の決定法になり得る。前縁位置の決定法が定まれば、次は後縁の位置と形状の決定法が必要である。その決定法を

定めるべく検討を進めているが、その過程で一定の案が形成できたので今回提示する。

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試験設備 (RJTF) にてエンジン試験に供した形態⁽¹⁾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、正面断面が幅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。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。その高さは側板と同じであり『5/5高さ』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、機体下面境界層厚み等とした。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加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を得たもの⁽¹⁾である。

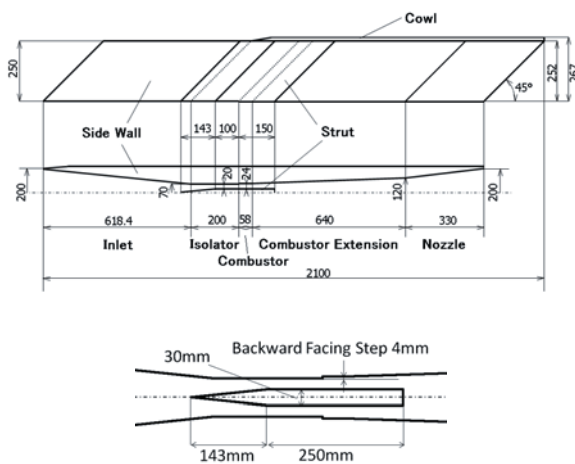


Fig.1 Scramjet engine configuration for experiment and CFD and horizontal cut of the strut.

2-2 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2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。

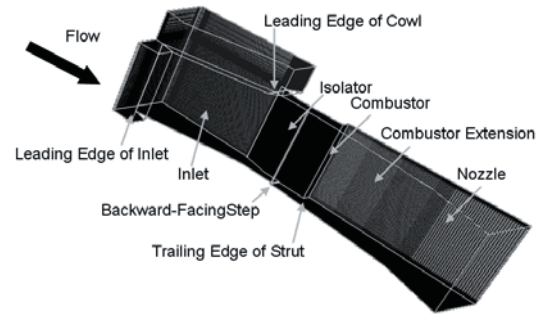


Fig.2 Engine model and computational grids.

3. 計算結果

上記5/5高さストラット形態<M6S43試験>の気流条件CFD結果を示す。尚、エンジン試験結果とCFDの対比は既に文献⁽¹³⁾で述べており、良好な一致が得られていることを確認済である。

図3に気流条件下の高温三角域の鳥瞰図を示す。図に於いて気流は左上から右下の方向に向かう。下が天板、上がカウルである。天地逆に置いたエンジンを後上から見た姿である。カウル前縁から発生する衝撃波とカウルに挟まれた領域に高温部分が赤い三角形に生じている様子が分かる。これが高温三角域である。また、この高温三角域が、側板段差下流に設置されている燃料噴射孔列のカウル寄りの数本を覆っていることも見て取れる。

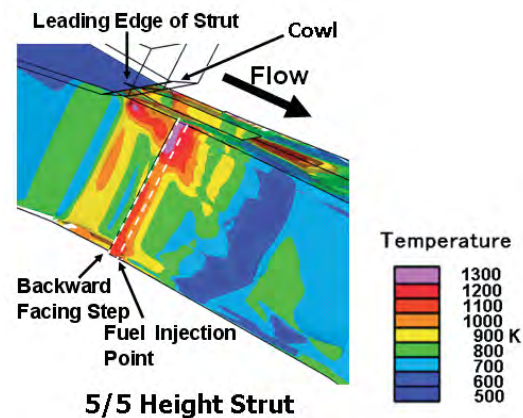


Fig.3 The hot triangle in the configuration with 5/5-height strut in bird's eye view.

次の図4に側板段差下流再循環域に於ける燃料の滞在時間の分布図を示す。カウル寄りの箇所で長い滞在時間となっている。

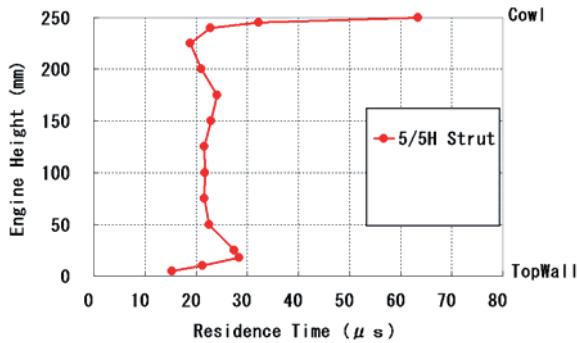


Fig.4 Residence time in the engine with 5/5-height strut.

4. 比較形状

上記のM6S43試験のエンジン形態を比較対象の基準とし、CFDにて二形態：①後部テーパ付きストラット形態、②後部ボートテイルストラット形態を用意し得失を検討する。

4-1 後部テーパ付きストラット形態

図5にストラットの後部を完全な楔形とした『後部テーパ付きストラット形態』を示す。M6S43試験のストラットの後端を完全な楔形とし、圧力抗力の低減を第一としたものである⁽¹⁸⁾。抗力削減の見地からは望ましいが、ストラット後縁下流域で燃料の滞在時間を確保するには必ずしも適切な形態ではない。比較検討の一過程と位置付ける。ストラット後部の形状以外は上のM6S43と同一である。

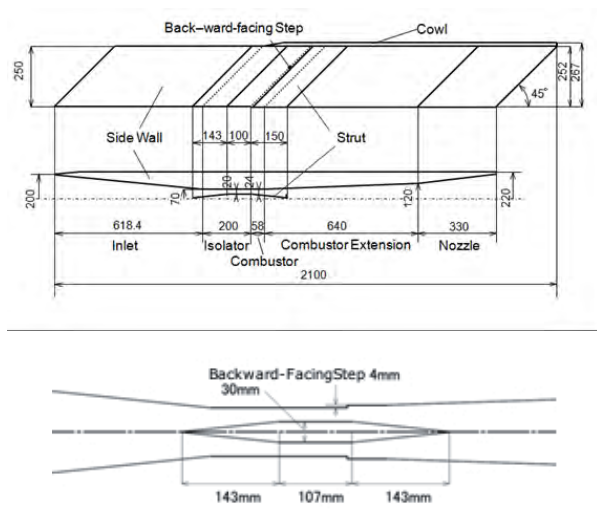


Fig.5 Engine configuration with tapered tail strut and horizontal cut of the strut.

この形態の高温三角域を図6に示す。M6S43試験とほぼ同等のものが形成されている。また図7に側板段差再循環領域に於ける燃料の滞在時間を示す。先のM6S43試験のものと同等である。

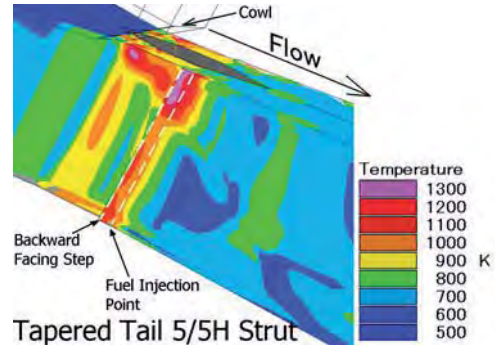


Fig.6 The hot triangle in the configuration with tapered-tail strut in bird's eye view.

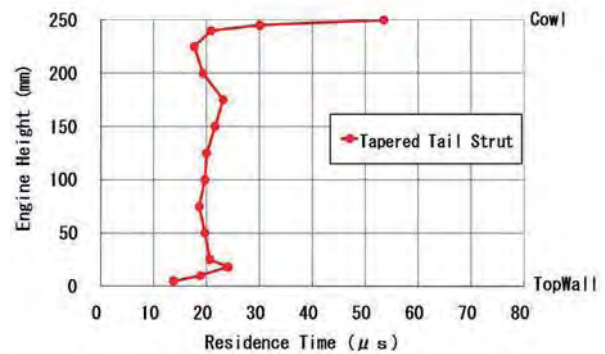


Fig.7 Residence time in the engine with tapered-tail strut

表1に各形態の抗力を示す。この後部テーパ形ストラット形態では、後部形状を楔形としたことで、ストラット部分の圧力抗力が下がり、一方でストラットが長くなったことで、摩擦抗力が若干増えるが、差し引き合計でエンジン全体の抗力がM6S43試験のエンジン形態に対して86%となり14%の減となる。後縁部分の形に起因して発生する抗力の減少を図るとすると、この水準まで下げ得る。

しかし、この後部形状のままではストラット後流に於ける燃料の滞在時間が確保できないので、後部の楔をテーパの途中位置で切り取る必要が有る。その形態が次の4-2節に示すものである。

Table 1 Comparison of drags between the proposed configurations with struts; 5/5 Height(M6S43), Tapered Tail and Boat Tail.

	5/5H Strut (M6S43)		5/5H Tapered Tail strut		5/5H Boat Tail strut	
	Pressure Drag[N]	Fraction Drag[N]	Pressure Drag[N]	Fraction Drag[N]	Pressure Drag[N]	Fraction Drag[N]
Inlet	-457.57	-117.35	-460.32	-117.24	-460.28	-113.88
Step	48.67	-0.02	47.36	-0.02	47.24	-0.02
Strut	-324.31	-15.98	-162.64	-16.82	-201.7	-13.31
Combusiter Extension and Nozzle	420.23	-130.22	353.5	-129.52	365.32	-128.33
Outside of Side Wall	-54.1	-6.38	-54.74	-6.34	-54.73	-6.35
Outside of Cowl	-24.63	-1.09	-25.04	-1.04	-24.99	-1.06
Sub Total	-391.71	-271.04	-301.88	-270.98	-329.14	-262.95
Total		-662.74 (100)		-572.86 (86)		-592.09 (89)

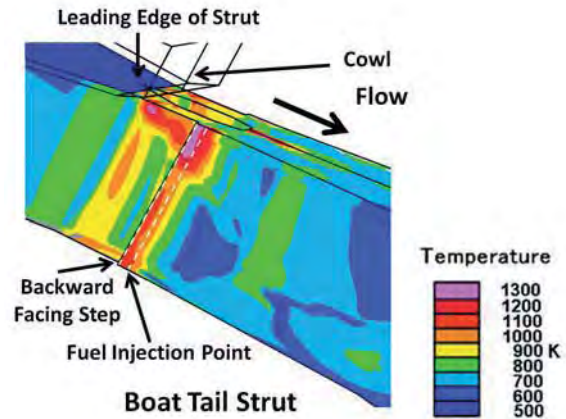


Fig.9 The hot triangle in the configuration with boat - tail strut in bird's eye view.

4-2 後部ボートテイル形ストラット形態

上の後部テーパ形の改良型である。図8に示す。後部テーパ付きストラットの後部を一定位置で切り取り、ストラット後縁下流域に燃料滞在時間の確保を図ったもので、ストラット後部を船尾形（ボートテイル形）にしたストラット形態である。尚、後縁の半値幅は約10mmである。

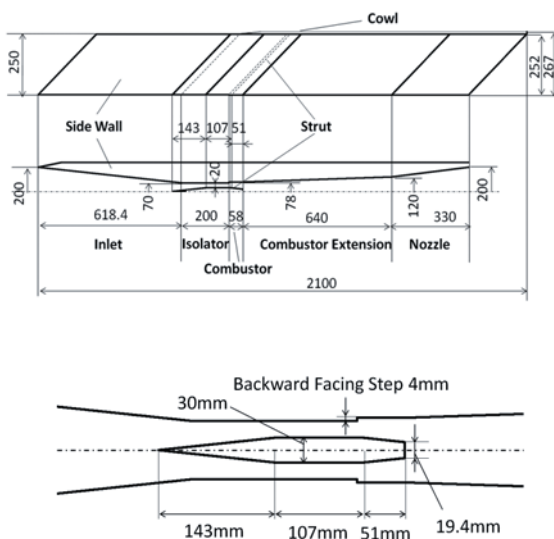


Fig.8 Engine configuration with boat-tail strut and horizontal cut of the strut.

まず、高温三角域を図9に示す。M6S43試験の形態と同等のものが形成されていることが確認できる。

また、側板段差下流の再循環領域内の滞在時間を図10に示す。これもM6S43と同等のものが確認できる。強燃焼移行も円滑であることが期待できる。

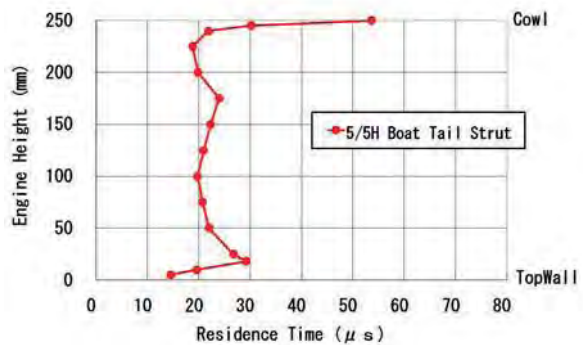


Fig.10 Residence time in the engine with boat-tail strut

この後部ボートテイル形ストラット形態各部の各抗力を先の表1に併せ示す。上述の後部テーパ形に比べ、ストラット部分の圧力抗力が若干増えたが、摩擦抗力が少し減り、全体の抗力は微増となった。しかし、比較対象基準のM6S43試験エンジン形態に比すれば、全体の抗力が89%となり、後部を完全に楔形としたものは抵抗減とはならないものの、ストラット後流に一定の再循環域を形成しつつ、全体の抗力は11%の減となる。この分はそのまま正味推力の増となる。

次の図11には、後部ボートテイル形ストラットの後流域に於ける燃料滞在時間を示す。縦軸は天板からカウルまでの距離、横軸は滞在時間である。再循環域に於ける滞在時間は概ね100 μ secから200 μ sec程度であり、側板段差下流の再循環域のそれと同等か上回る値である。着火及び保炎等に有利な環境が期待できる。

滞在時間の値はカウル寄りで大きくなると予想していたが、CFDから算出した結果は途中部分が突出した分布であった。何故ここだけ突出するのかこの流れ場の構造を更に詳しく調べる必要が有る。

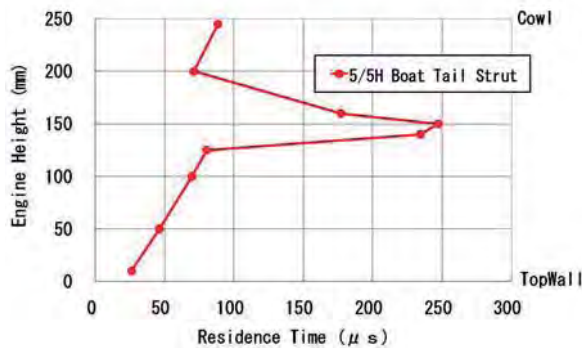


Fig.11 Residence time behind the boat-tail strut.

次の図12に5/5高さストラット後縁域に於ける滞在時間を示す。図11のボートテイルストラット形態のものに比して全体的に低く平たい分布であり、滞在時間が100 μ secには届いていない。

こうした違いは、この5/5高さストラットは全長が長く、後縁位置がボートテイルストラットよりも92mm下流にあり（図1及び図8参照）、後縁の流れ場に於ける衝撃波の構造等が異なっていること、特に再付着位置までの距離差から来るものである。

十分な滞在時間を確保するという見地からは先のボートテイルストラット形態の方が有利であると考えられる。

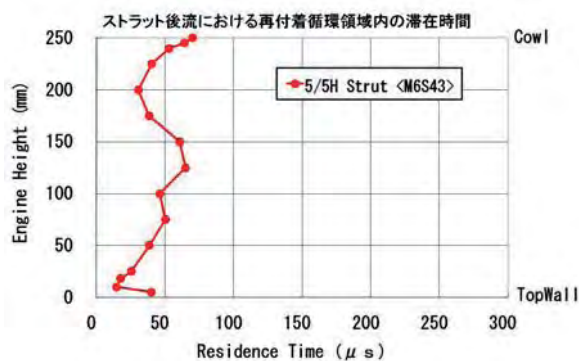


Fig.12 Residence time behind the 5/5-height strut.

5. 検討

このボートテイルストラット形態では何が改善されているのか次に整理する。

5-1 高温三角域の確認

上述の図9から高温三角域の形成はM6S43試験のものと同等ものが形成されていることが確認されている。エンジンの前半分が共通であるので当然のことではあるが、強燃焼への円滑な移行を担保する観点から重要である。

5-2 滞在時間の確保及び抵抗の最小化

滞在時間に就いては、側板段差下流再循環域に於ける

滞在時間を図10にて確認する。これもM6S43試験のそれと同等である。

それに加えて今回の提案形状はストラット後流域でどの程度の滞在時間が確保できるかが重要である。図11に示した通り、CFDから算出した値では100 μ secから200 μ sec程度に及ぶものである。側板段差の下流再循環域とはほぼ同等かそれ以上の滞在時間となっている。ストラットの後端をどこで切り取るかは、この領域での燃料滞在時間を判断材料として決めることとなる。

次に抗力であるが、表1での比較により後部テーパ付きよりも増えたものの、5/5高さストラット形態よりは小さい。抵抗の抑制が図られている。

ストラットの後縁形状の決め方の一案として本件の様に一定後流滞在時間の確保の上で形状を抗力の最小となる様に定めるものが示せる。

5-3 ボートテイル形状としたことに依る利点

高温三角域はM6S43試験と同等のものが形成されていることから、強燃焼移行性は確保されているものと判断できる。

抗力については、後縁全体を楔形の『後部テーパ付き』とした所、全体の抗力は86%に下がった。その後縁の楔を切り取り有限の後縁幅を設けた所、全体の抗力は若干増えて89%となった。しかし、元のM6S43試験エンジン形状に比して89%であるから、約10%の内部抵抗減であり、その分は正味推力の向上に貢献する。

5-4 ストラット後縁の位置の決め方

エンジン自身の表面摩擦を押さえるには、言う迄もなくストラットの長さは可能な限り短い方が良い。部材の長さを短く出来れば、エンジン自重の低減にも資する。その為には最低限まで詰め得る位置の取り方を概念化する必要が有る。

今回の試みでは、ボートテイルストラット形状としたことでストラットの後流域に十分な滞在時間を確保し得ることが分かった。衝撃波構造と滞在時間の関係を更に精査する必要が有る。

一方で、エンジンの発生推力を増進するには、強燃焼条件下でエンジン後半（燃焼器平行部・燃焼器拡大部・ノズル部）の圧力分布を高く取ることが必要であるが、しかし一定の圧力値⁽¹⁾以上になると天板壁面で流れの剥離を誘発し、エンジンが不始動に陥り、発生推力が0となる。エンジンの作動域を高当量比まで拡大するには、この不始動を回避するか抑制する必要が有る。

エンジン後半の圧力上昇を抑制するには、燃焼器平行部辺りから圧力上昇を緩和する仕組み、例えば流路形状の拡大や膨張波の入射と言った方策が有効と考えられる。

例えば、ストラット後縁から膨張波が発生するので、その膨張波が強燃焼による圧力上昇を緩和する方向に作用する様に、ストラット後縁とエンジン燃焼器拡大部起点との相対的位置関係を考える必要が有る。

ストラット後縁から生ずる膨張波の先頭波がどこに入射するかを検討することでストラットの後縁位置を定め、これを出発点として考え方を深化させる必要が有る。

6. 終わりに

発生推力の大きな強燃焼への移行が円滑なエンジン形態を対象としてストラットの後縁形状の決定法について検討した。今回はストラット後縁下流域の滞在時間、抗力の観点から検討を進めた。

- 1) 単にストラット抗力を最小化するには後縁も楔形とするのが良いのは自明であるが、燃料の滞在時間を確保するには一定の断面位置で切り落とす必要が有る。今回提案した形状では後縁半値幅が約10mmで同後流における滞在時間は最大200 μ sec程度であった。
- 2) 楔形後縁を一定位置で切り落としたので、完全な楔形とするよりはエンジン全体の抗力は増加したが、単純矩形後縁のM6S43試験エンジン形態よりは小さく押さえることが出来、合計の抗力で89%に押さえ得る。

この形状であれば、M6S43試験と同等の推力性能を発揮し且つエンジン抗力が低下することが期待でき、正味推力の増大の可能性が有る。今後この形態を基に性能計算を進める。

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) の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。紙面を借り謝辞申し上げる。

参考文献

- 1) 佐藤茂他：スクラムジェットエンジンのマッハ6燃焼試験—ストラットと分離部の効果について，日本航空宇宙学会論文集，47（1999），pp. 347—382.
- 2) Kobayashi, K. et al. : Supersonic Flow Ignition by Plasma Torch and H₂/O₂ Torch, J. Propul. Power, 20（2004），pp. 294—301.
- 3) 小林完他：M8飛行条件における改良型水冷スクラムジェットエンジン試験，日本航空宇宙学会論文集，51（2003），pp. 71—78.
- 4) 三谷徹他：スクラムジェットにおける燃焼律速過程，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.
- 5) 三谷徹他：スクラムジェット燃焼器における保炎条件，第38回燃焼シンポジウム，平成12年11月.
- 6) 植田修一：マッハ6条件における多段燃料噴射型スクラムジェットエンジン試験，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.
- 7) 平岩徹夫他：空気流中でのスクラムジェット模型内部可視化実験，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.
- 8) 五十嵐康隆他：CFDによるスクラムジェットエンジンの着火領域の検討，日本航空宇宙学会北部支部講演会，平成11年3月.
- 9) 小寺正敏他：ハイブリッド非構造格子法によるスクラムインレット内の流れ解析，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.
- 10) Ueda, S. et al. : Mach 6 Tests of a Scramjet Engine with Multi-Staged Fuel Injection, AIAA Paper 2006-1027, 2006.
- 11) Hasegawa, S. et al. : Aerodynamic Analysis of Scramjet Engines under the Fight Condition of Mach 6, AIAA Paper 2002-5128, 2002.
- 12) 中村寿他：衝撃波の入射位置が壁面燃料噴射場における燃焼と流れ場に及ぼす影響，日本航空宇宙学会論文集，55（2007），pp. 125—129.
- 13) 佐藤茂他：スクラムジェットエンジン内でストラットが形成する衝撃波の効果に関する考察，日本航空宇宙学会北部支部講演会，平成21年3月.
- 14) Sato, S. et al. : Investigation on 3-Dimensional Effect of Shock Waves caused by a Strut-Cowl System in a Scramjet Engine, AIAA Paper 2010-7037, 2010.
- 15) 佐藤茂他：スクラムジェットエンジンにおける衝撃波干渉を利用した内部形状の検討，平成20年度衝撃波シンポジウム，平成21年3月.
- 16) 佐藤茂他：スクラムジェットエンジンにおける衝撃波の空力的効果を利用した内部形状の検討，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.
- 17) 佐藤茂他：スクラムジェットエンジンにおけるストラットの活用と抵抗軽減に関する検討，日本航空宇宙学会北部支部講演会，平成22年3月.
- 18) 佐藤茂他：スクラムジェットエンジンにおける衝撃波干渉を利用したストラット形状の検討，平成21年度衝撃波シンポジウム，平成22年3月.
- 19) 佐藤茂他：スクラムジェットエンジン内に形成される衝撃波の効果に関する考察，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.
- 20) Sato, S. et al. : Applications of 3-Dimensional Effect of Shock Waves caused by a Strut-Cowl System in a Scramjet Engine, AIAA Paper 2011-2314, 2011.