

軸対称型スクラムジェットエンジンのBusemann形状空気吸込み口の軸方向短縮過程におけるマッハ反射形態のヒステリシスの数値解析

小川秀朗（ロイヤルメルボルン工科大学），モルダー・サンヌ（Ryerson大学）

Numerical Analysis of Hysteresis in Mode Transition of Centerline Mach Reflection in Stunted Busemann Intakes for Axisymmetric Scramjet Engines

Hideaki Ogawa (RMIT University) and Sannu Mölder (Ryerson University)

ABSTRACT

Hypersonic air-breathing propulsion, in particular, scramjet (supersonic combustion ramjet) engines, is a promising technology for efficient and economical access-to-space and atmospheric transport. Axisymmetric air intakes based on the Busemann geometry offer appreciable efficiency with maximum total pressure recovery and minimum shock loss, but the inherently long geometry incurs large skin friction drag and structural weight, requiring shortening by some means. Two distinctly different configurations of Mach reflection are found to exist at the centerline for identical inflow conditions and intake lengths in the course of shortening by axial contraction (stunting). Parametric studies with steady and transient numerical simulations are performed to examine the inviscid transient flowfields with variations in the shortening length and freestream Mach number. This paper presents the results and flowfields with focus on the variations of the exit Mach number and temperature as well as intake drag and discusses the hysteresis observed in the stunting and reverse (stretching) process of the Busemann intakes.

1. はじめに

空気吸込み式の極超音速推進機関は、経済的な宇宙輸送並びに高速な大陸間飛行を実現するための手段として期待されている。特にスクラムジェット（超音速燃焼ラムジェット）エンジンは、効率的かつ柔軟に物資を地球低軌道へ輸送するための有力な技術として、近年盛んに研究開発が進められている。スクラムジェットの作動は主に、インテーク（空気吸込み口）による大気中の空気を取り込みおよび圧縮、燃料噴射と混合及び燃焼、反応後の気体のノズルにおける膨張による推進力の発生という3つの過程により構成される。インテークは特に、高い全圧を保ちながら着火と燃焼に必要な高圧かつ高温の状態に流入空気を圧縮するための重要な役割を担っている。

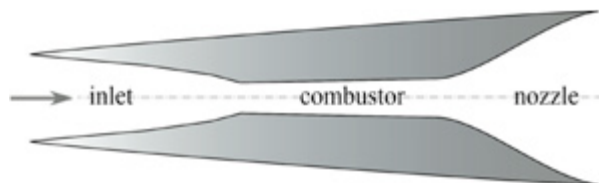


図1 スクラムジェットエンジンの構成

通常の始動状態において、スクラムジェット内の気流は全域において超音速でならねばならない。しかし、高圧縮のインテークは時として、上流に強い弓状衝撃波を

伴い内部流が亜音速となりチョークする不始動とよばれるモードに陥り、結果的に気体の流入量とエンジンの推力が劇的に低下する。このインテーク不始動は、特にSCRAMSPACEプロジェクト¹⁾で用いられているような、余剰な空気を外部に逃がす機構を持たない軸対称型内部圧縮式の形状に顕著であり、飛行中の自発的なエンジン始動の実現に向けて克服すべき大きな技術的課題である。その重要性ゆえに、余剰流体の多孔壁やスロットによる外部への排気や、ロケット形状のプラグの前方射出、薄膜の瞬間的な破断など、様々な手法が考案され、検討されてきた²⁾³⁾。

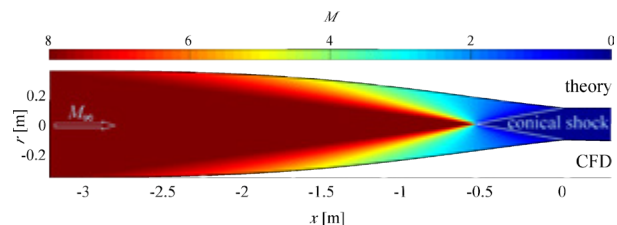


図2 Busemannインテーク内の非粘性流れ場（一様流マッハ数8、上：Taylor-Maccoll方程式解（理論）、下：Euler方程式解（数値計算））

Busemannインテーク⁴⁾（図2）は、非粘性で収縮する流路において、円錐衝撃波による唯一のエントロピー増加を除き、97%という高い全圧回復を実現することが

できる⁵⁾。しかし、固有の非常に長い形状は、大きな構造重量を伴うだけでなく、粘性損失により全圧回復率は43%にまで低減してしまう。この問題に対処すべく、前縁切り詰め (leading-edge truncation) と軸方向の収縮 (stunting) という2つの短縮方法 (図3) をBusemannインテークに適用し、特に抵抗、圧縮効率、全圧回復といった性能評価を数値解析により行うパラメータ研究が実施された⁶⁾。

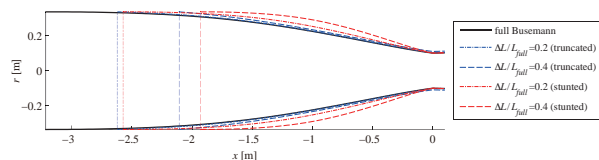


図3 前縁切り詰めと軸方向収縮により短縮されたBusemannインテークの形状 (一様流マッハ数8)

上述の研究⁶⁾では、軸方向への収縮過程において、同一の一様流マッハ数とインテーク長であっても、その長さに至る短縮行程により異なるマッハ反射の形態が存在するという現象が発見された。本論文では特に、ここで観察されたヒステリシスに関して、その発生要因やインテーク性能への影響を定常及び非定常の数値解析とパラメータ研究により考察する。

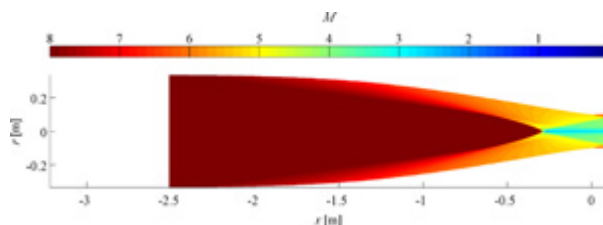
2. 解法

この研究では軸対称型スクラムジェットエンジンのインテーク内の流れに焦点を当てた解析を行う。高度30kmにおけるスクラムジェットによる飛行を想定し、静圧1197Pa、静温226.5Kの様な空気がマッハ8でインテークに流入するものとする。また境界層及びその干渉による影響を除外して、流れの圧縮と衝撃波に起因する現象に注目するため、本論文では非粘性の流れ場のみを扱う。Busemannインテークの形状はTaylor-Maccoll方程式を解析的に解くことにより取得する⁵⁾。軸方向収縮によるインテーク短縮の程度は、短縮された長さを元来の全長で無次元化した $\Delta L / L_{full}$ というパラメータにより表す。インテークの収縮比は11.2で一定で、出口 (スロート) 半径は0.1mである。

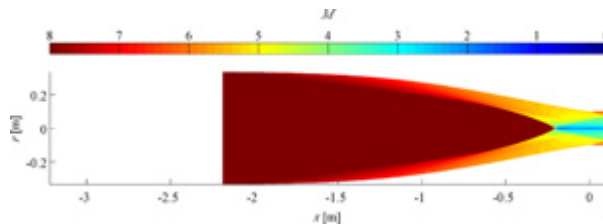
インテーク内の流れ場は、Metacomp社の高精度数値解析コードCFD++を用い、Euler方程式を空間2次、時間1次の精度でマルチグリッド手法を適用して陰的に解くことにより計算する。気流は完全気体の空気を仮定する。非定常流の計算では、時間刻み0.01ミリ秒ごとに内部反復を最大50回行い、6ミリ秒間の流れ場を解析する。軸対称型インテーク内部の計算空間は、以前同様のインテーク形状の最適化に関する研究⁸⁾において行われた格子依存性の考察結果に基づき、表面に沿って276ノード、壁面に垂直な方向に201ノードの計55,000セルの二次元構造格子により表現する。

3. 結果および考察

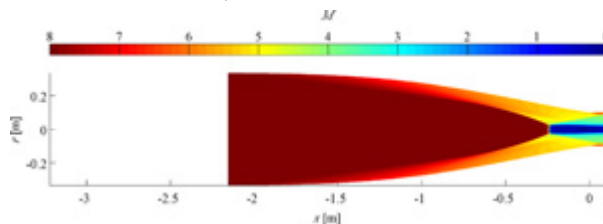
一様流マッハ数8のBusemannインテークを軸方向収縮により徐々に ($\Delta L / L_{full} = 0.01$ ずつ) 短縮した際の流れ場を図4に示す。元々の流れ場 (図2) を含め、 $\Delta L / L_{full} = 0.33$ (図4(b)) までは、対称軸における衝撃波の反射は、正常反射に極めて類似しつつも、文献9)に証明されるように軸対称流れでは正常反射は存在せず、中心線上に微小なマッハディスクを伴う構造で、これを本論文ではマッハ反射形態Aと称する。ところが、 $\Delta L / L_{full} = 0.34$ に達した時点 (図4(c)) で突如として中央の対称軸上に顕著なマッハディスクが出現し (この状態をマッハ反射形態Bとする)、短縮を進めるにつれてその直径は増大し、 $\Delta L / L_{full} = 0.44$ (図4(d)) で最大となり、それを超えるとマッハディスクが上流に移動し始め、衝撃波構造が破綻し、インテーク内が全域亜音速となり、不始動に至る。



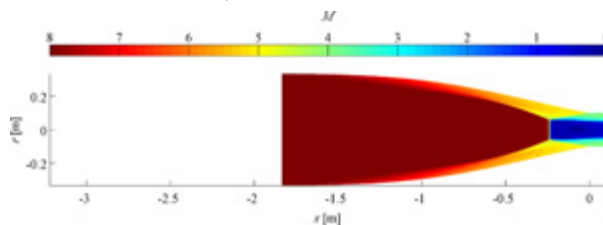
(a) $\Delta L / L_{full} = 0.23$ (マッハ反射形態A)



(b) $\Delta L / L_{full} = 0.33$ (マッハ反射形態A)



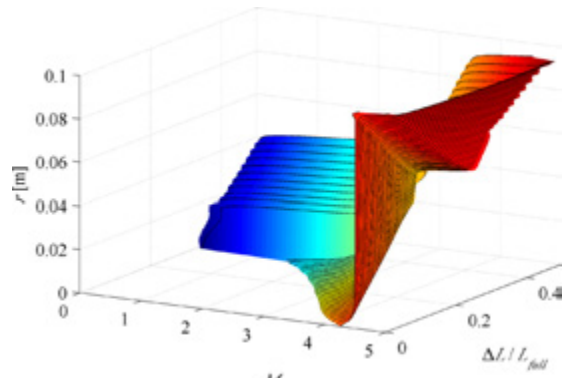
(c) $\Delta L / L_{full} = 0.34$ (マッハ反射形態B)



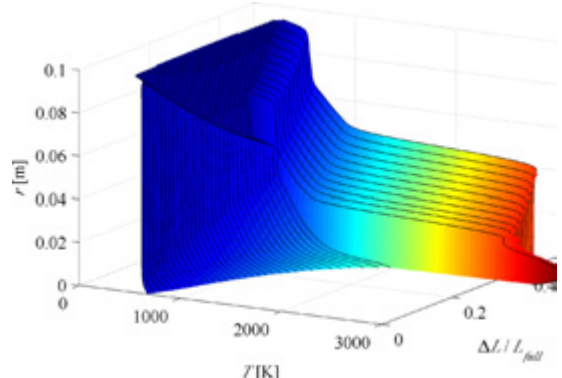
(d) $\Delta L / L_{full} = 0.44$ (マッハ反射形態B)

図4 Busemannインテークの軸方向収縮による短縮過程におけるマッハ反射形態の変化

このインテーク収縮過程における出口（スロート）断面での流れ場の変化を図 5 に表示する。y 軸が収縮の度合い ($\Delta L / L_{full}$) を示し、スロート位置での中心軸からの距離 r (z 軸) に対する物理量の変化が x 軸と色により表現されている。マッハ数分布 (図 5 (a)) を見ると、 $\Delta L / L_{full} = 0.33$ までは (対称軸上の特異点を除き) 断面全域で超音速であるのに対し、 $\Delta L / L_{full} = 0.34$ 以降はマッハディスクの出現に伴い、亜音速の領域が発生し、徐々にその径が拡大していく様子が確認できる。また温度分布 (図 5 (b)) を見ると、マッハディスクの発生に伴い、ほぼ垂直な衝撃波の下流で温度が局所的に急激に上昇し、インテークに続く部位である燃焼器内における性能に甚大な影響を与えることが予想される。



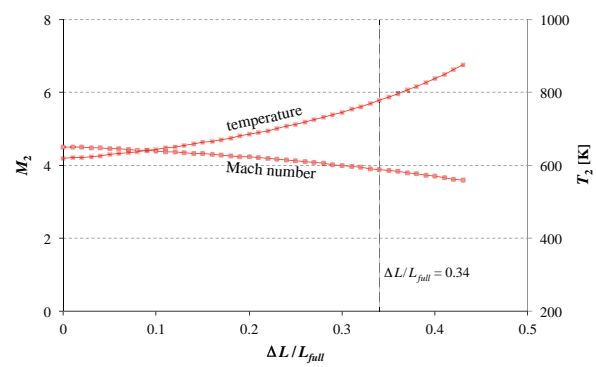
(a) マッハ数



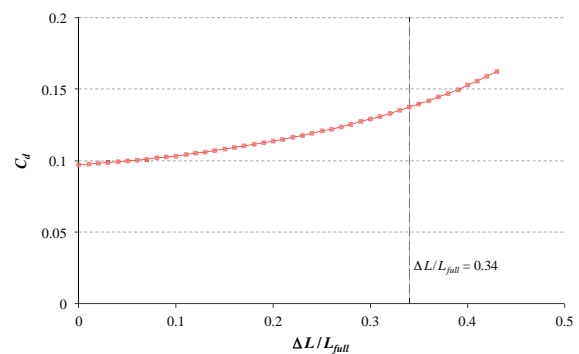
(b) 温度

図5 Busemannインテークの軸方向収縮による短縮過程中的スロート断面における流れ場の変化

前述の研究⁶⁾において、質量・運動流・エネルギーを保存するstream thrustに基づく手法¹⁰⁾を用い、インテーク短縮過程中的スロート断面での物理量を平均して得られたマッハ数と温度の変化を図6 (a)に示す。ここで興味深いことは、図4の流れ場で $\Delta L / L_{full} = (b) 0.33$ から (c) 0.34へ短縮した際に見られたマッハ反射形態のモード変化とマッハディスクの出現に伴う急激な流れ場の変化に係わらず、スロートでの平均のマッハ数と温度はスムーズに変化しているということである。図6 (b)を見ると、インテークの抵抗係数もマッハ反射形態の切り替わりを経ても連続的に変化していることが分かる。



(a) スロート部の平均マッハ数と平均温度



(b) インテーク抵抗係数

図6 Busemannインテークの軸方向収縮による短縮過程中的スロート断面における平均マッハ数及び温度、並びにインテーク抵抗係数の変化⁶⁾

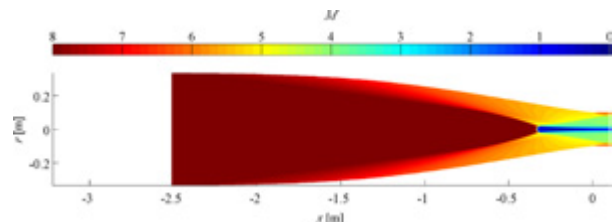
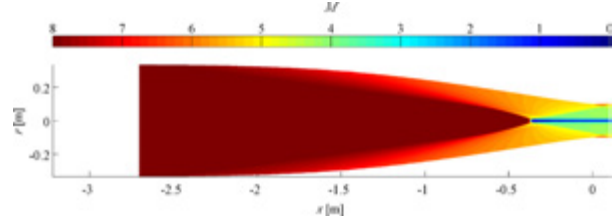
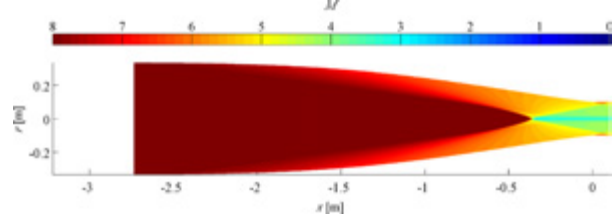
(a) $\Delta L / L_{full} = 0.23$ (マッハ反射形態B)(b) $\Delta L / L_{full} = 0.17$ (マッハ反射形態B)(c) $\Delta L / L_{full} = 0.16$ (マッハ反射形態A)

図7 軸方向に収縮したBusemannインテークの再伸張過程におけるマッハ反射形態の変化

図7は軸方向に収縮後に再伸張した際に見られた代表的な流れ場を示し、短縮過程とは異なるインテーク長さでマッハ反射形態の遷移が起きていることがわかる。両過程で観察されたヒステリシスをインテーク短縮の尺度 $\Delta L/L_{full}$ とマッハステムの高さ（またはマッハディスクの半径）の関係として図8に示す。マッハ反射の形態は、通常いわゆる三衝撃波理論（three-shock theory）に準じ、図9 (a)に表された三重点の下流において、剪断層の両側の流れ場は $p_{3a}=p_{3c}$ と $\theta_a=\theta_b+\theta_c$ という適合条件を同時に満たさなければならない。

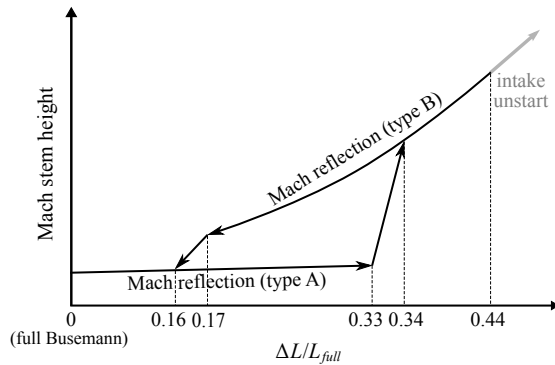


図8 Busemannインテークの軸方向伸縮過程におけるマッハ反射形態のヒステリシスの模式図

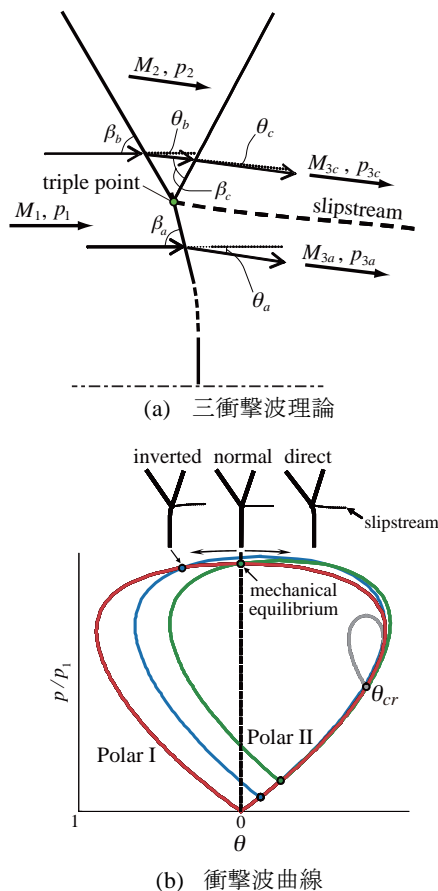


図9 三衝撃波理論における三重点周りの適合条件と衝撃波曲線に基づくマッハ反射形態の解析

マッハ反射の衝撃波構造は、転向角と圧力変化の関係に基づく衝撃波曲線により解析できる。図9 (b)においてPolar Iはマッハステム及び入射衝撃波を跨ぐ流れの変化を表し、Polar IIは反射衝撃波の前後の変化を表す。図4 (c)及び(d)のマッハ反射形態Bでは、ほぼ垂直なマッハステムと水平な剪断層が見られ、これは図9 (b)において垂直（normal）衝撃波構造に分類され、力学的平衡状態にあることが推定される。一方で図7 (a)及び(b)における衝撃波をよく見ると、マッハステムが前方に湾曲しており、また三重点下流の剪断層は上向きに屈曲しているので、図9 (b)において逆向き（inverted）衝撃波構造と分類される。これは再伸張過程において、入射衝撃波の相対的な強度が緩和されることに起因すると考えられる。

次にマッハ反射形態が切り替わる間際の2つのインテーク長さにおいて、一様流マッハ数の変化が衝撃波構造、特に対称軸における反射形態に与える影響を調べるべく、徐々に一様流マッハ数（インテーク作動速度）を変えながら、各マッハ数において非定常流の解析手法により定常状態に落ち着くまで計算するシミュレーションを行った。

図10に示されるのは、短縮過程においてマッハ反射形態Bの出現直後（図4 (c)）のインテーク長さ（ $\Delta L/L_{full} = 0.34$ ）で、一様流マッハ数を0.1刻みで少しずつ増加させながらマッハ12まで加速する過程で得られた流れ場である。マッハ数の増加によりマッハステムの位置は徐々に下流に移動しつつも、マッハ10（図10 (a)）とマッハ12（図10 (b)）のいずれにおいても、衝撃波構造は力学的平衡状態を保ったままのマッハ反射形態Bが維持されており、機体の加速（overspeeding）によりマッハステムを縮小しマッハ反射形態Aに戻すことは、実現が難しいことを示唆している。

これとは逆に、一様流マッハ数8でマッハ反射形態Aが保持される限界インテーク長 $\Delta L/L_{full} = 0.33$ において、一様流マッハ数を0.1刻みで徐々に減少する過程で得られた流れ場を図11に示す。図4 (a)及び(b)と比較すると、マッハ数の減少により反射衝撃波である円錐衝撃波の半頂角は徐々に大きくなるが、マッハ6（図11 (a)）は元々の衝撃波構造に類似した流れ場を呈している。さらに減速を進め、マッハ4（図11 (b)）においては、衝撃波の入射角・反射角ともに大きくなるため、下流壁面で二次的な反射が起き、中心線で2つ目のマッハ反射が生じているが、双方の反射とも、基本的には大きなマッハディスクあるいはステムを伴わないマッハ反射形態Aが持続されている。

上述の結果から、衝撃波のマッハ反射形態の切り替えには、機体の加速及び減速（あるいは一様流マッハ数の増加及び減少）がほとんど影響を与えないことが分かったが、ここで観察された物理現象の背景にあるメカニズム

ムの解明には、衝撃波理論に基づく精緻な追が必要である。特に入射衝撃波が屈曲し、三重点がその衝撃波に沿って移動し得る状況においては、図9 (b)における2本の衝撃波曲線の交点である三重点近傍の流れ場の適合条件のみに着目した三衝撃波理論 (図9 (a)) を適用した解析には特別な注意が必要である。三重点とそれに対応する反射衝撃波に関して複数の適合する解が存在し得るため、これが本研究で観察されたヒステリシスや文献11)でも論じられている、マッハ反射並びに正常反射形態モードの唐突な変化の背景にある要因である可能性が推察される。

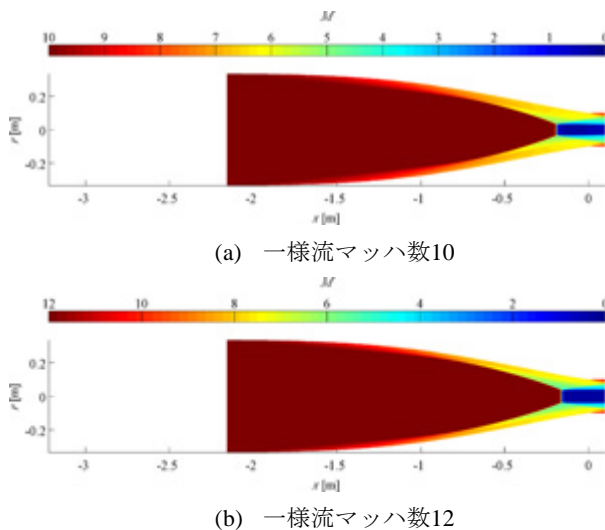


図10 マッハ反射形態Bの存在する限界長のインテークを一様流マッハ数8から12に加速した際の流れ場の変化 ($\Delta L/L_{full} = 0.34$)

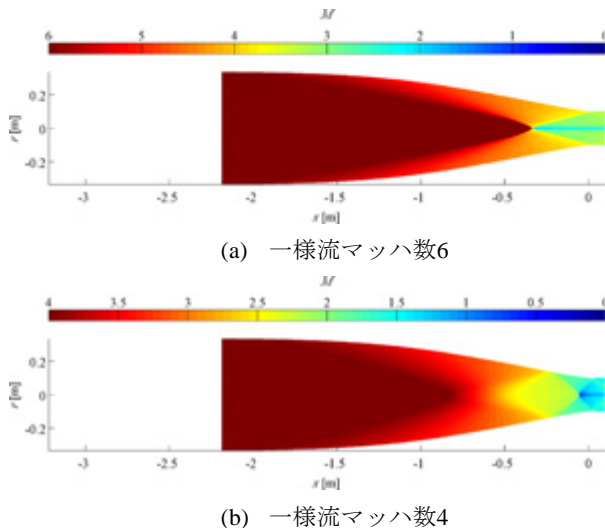


図11 マッハ反射形態Aの存在する限界長のインテークを一様流マッハ数8から4に減速した際の流れ場の変化 ($\Delta L/L_{full} = 0.33$)

4. 結論

マッハ8の速度で作動する軸対称型内部圧縮式のスクラムジェットエンジンへの応用に向け、等エントロピー圧縮を活用して全圧損失を最小限に抑えることのできるBusemann形状の空気吸込み口 (インテーク) に関して、軸方向に収縮させた際の流れ場の変化を数値解析により検証した。気体の圧縮性と衝撃波の影響のみに注目するため非粘性を仮定し、非定常性を考慮した数値計算を用い、インテーク長の短縮の度合いや一様流マッハ数を変化させながら、特に対称軸に発生するマッハ反射形態の変化とインテーク性能への影響に焦点を当てて考察を行った。

インテークの軸方向収縮による短縮過程において、あるインテーク長さ (全長の66%) において、中心線に特異点が存在し視認できるマッハディスクを伴わないマッハ反射形態Aから、中央に明確なマッハディスク (ステム) を伴うマッハ反射形態Bへと、突如として衝撃波構造のモード遷移が起きる現象が観察された。この急激な流れ場の変化に係わらず、スロート断面での平均マッハ数と温度、並びにインテークにかかる抵抗は、短縮過程を通じ、連続的に変化することが分かった。上述の変化が起きてから、逆にインテークの再伸張を行ったところ、当初の変化が起きた長さ (66%) を過ぎても、マッハディスク半径の縮小と前方への湾曲が進む状態が続き、インテーク長さが87%になってようやくマッハディスクが消失し、マッハ反射形態Aが回復されるという、顕著なヒステリシスが確認された。また、マッハ反射の形態が変化する間際のインテーク長さにおいて、機体の加速や減速が衝撃波構造に与える影響を調べるため、マッハ反射形態A及びBの限界インテーク長さにおいて、それぞれ一様流マッハ数を徐々に増加または減少させながら流れ場の変化を観察した。その結果、マッハ12まで加速もしくはマッハ4まで減速してもマッハ反射の形態は変化せず、インテーク長の変化による影響とは対照的に、速度変化によるモード変化への影響は少ないことが分かった。

今回観察されたヒステリシス及びマッハ反射形態の唐突な変化の根底にある物理的要因の解明には、さらなる精査が必要で、三衝撃波理論と衝撃波曲線、非定常流れ場の数値解析を融合した複合的アプローチにより、今後も追究を続ける予定である。

5. 謝辞

本研究は筆頭著者・共著者がそれぞれ受給するDECRA (DE120102277) と Discovery (RGPIN/298232-2009) の両研究助成事業の一環で行われ、豪州政府 Research Council とカナダ政府 National Science and Engineering Research Council に謝意を表します。

参考文献

- 1) Boyce R. R., Tirtley S. C., Brown, L., Creagh, M., and Ogawa, H., “SCRAMSPACE : Scramjet-based Access-to-Space Systems”, AIAA Paper 2011-2297, 17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, San Francisco, CA, 2011.
- 2) Timofeev, E., Tahir, R., and Mölder, S., “On Recent Developments Related to Flow Starting in Hypersonic Air Intakes”, AIAA Paper 2008-2512, 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Dayton, OH, 2008.
- 3) Ogawa, H., Grainger, A. L., and Boyce, R. R., “Inlet Starting of High-Contraction Axisymmetric Scramjets”, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 26, No. 6, 2010, pp. 1247-1258.
- 4) Busemann, A., *Die achsensymmetrische kegelige Überschallströmung Luftfahrtforschung*, Vol. 19, 1942, pp. 137-144.
- 5) Mölder, S. and Szpiro, E. J., “Busemann Inlet for Hypersonic Speeds”, *Journal of Spacecraft*, Vol. 3, No. 8, 1966, pp. 1303-1304.
- 6) Ogawa, H., Mölder, S., and Boyce, R. R., “Effects of Leading-Edge Truncation and Stunting on Drag and Efficiency of Busemann Intakes for Axisymmetric Scramjet Engines”, *JSME Journal of Fluid Science Technology*, in press (accepted on 7th May 2013).
- 7) CFD++, *Software Package*, Ver. 8.11, Metacomp Technologies, Inc., CA, 2009.
- 8) Ogawa, H., Boyce, R. R., “Physical Insight into Scramjet Inlet Behavior via Multi-Objective Design Optimization”, *AIAA Journal*, Vol. 50, No. 8, 2012, pp. 1773-1783.
- 9) Rylov, A. I., “On the impossibility of regular reflection of a steady-state shock wave from the axis of symmetry”, *Prikl Mat Mekh*, Vol. 54, 1990, pp. 200-203.
- 10) DeBonis, J. R., Trefny, C. J., and Steffen, Jr., C. J., “Inlet Development for a Rocket Based Combined Cycle, Single Stage to Orbit Vehicle Using Computational Fluid Dynamics”, AIAA Paper 99-2239, 35th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Los Angeles, CA, Jun 1999.
- 11) Henderson, L. F., “Structure of the Flow Associated with a Two-Dimensional Supersonic Intake”, *The Aeronautical Quarterly*, Vol. 16, 1965, pp. 123-138.