

極超音速二次元インテークにおける衝撃波パターンが性能に及ぼす影響 Effect of the Shock Pattern on the Performance of Two-dimensional Hypersonic Inlet

○澤田 秀貴, 佐藤 哲也 (早稲田大学)

Hideki Sawada, Tetsuya Sato (Waseda University)

1.はじめに

マッハ 5 クラスの極超音速機に搭載される空気吸い込み式エンジンが単一のエンジンで地上静止状態から超音速までの速度域で飛行を実現するためには, この広い作動領域で良好な性能, 搭載性を有するエアインテークが不可欠である. エアインテークには, 二次元矩形, 軸対象, 三次元形状等様々な形状があるが, 本研究では, 設計の容易さや搭載性に長所をもつ二次元矩形インテークを対象としている.

二次元矩形インテーク設計では様々な設計パラメータが存在し, それらを変化させることで設計点・非設計点性能, インテーク形状等が変化する. 例えば, インテーク内の各衝撃波転向角を一定値とし, 主流 Mach 数, スロート Mach 数, 斜め衝撃波本数を決めたときにインテーク内部の衝撃波の配置を変化させることで, インテーク形状は無数に存在する. ここでインテーク内部の衝撃波の配置を表現するパラメータとして, カウルリップに集める衝撃波本数 N_c と段数 N_s を定義すると, これらのパラメータの変化によって図 1 や図 2 に示すような衝撃波パターンの異なったインテーク形状が設計できる. ここで段数は衝撃波の交点を通るように流線に沿って線を引いたときに, インテーク流路を分けることのできる数である. この二つの形状は非粘性理論により算出される設計点性能値は同等であるが, 粘性流れや非設計点条件下での性能は異なる.

以上の背景から, 本研究では非粘性設計点性能が同等で異なる衝撃波パターンをもつインテーク形状について数値解析を行い, 粘性流れや非設計点条件下での性能を比較する.



図 1 $N_c=1, N_s=2$

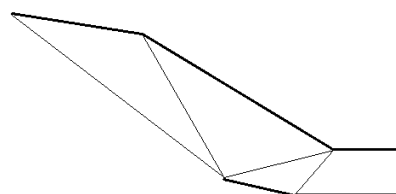


図 2 $N_c=2, N_s=1$

2.解析対象および解析手法

2.1. 解析対象

本解析では表 1 に示す条件から得られる代表的な 6 つの衝撃波パターンについて設計点, 非設計点における数値解析を行った. その他の条件として, 各衝撃波転向角は一定値とする, スロートの流れの向きは主流方向となるように設計する, 各衝撃波パターンの斜め衝撃波の配置は可能な限り密なものとし, インテーク長さを最小とするように設計するといった条件を与えている. これらの条件を用いて設計した解析対象の 6 形状の衝撃波パターン概略図を図 3 から図 8 にそれぞれ示す. また, 各形状のインテーク高さは 1 m, スロート高さは 0.0644 m であり, その他の諸値を表 2 に示す. 内部収縮比が小さく, 外部圧縮の割合が大きいものほどインテーク長さは短く, 衝撃波が壁面上の狭い範囲に密集する傾向があることがわかる. この傾向は搭載性や抽気位置の設定の容易さの面で有利である.

表 1 設計条件

主流 Mach 数	5.0
スロート Mach 数	1.4
各衝撃波転向角 deg	10.6
流量捕獲率	1
全圧比	0.692
斜め衝撃波本数	6

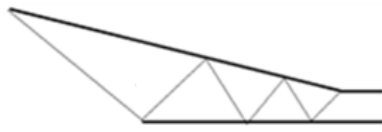


図 3 Inlet 661 (Nc=1,Ns=1)



図 4 Inlet 662 (Nc=1,Ns=2)

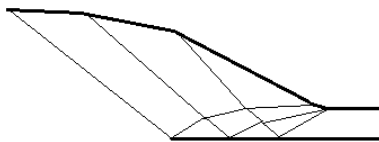


図 5 Inlet 663 (Nc=1,Ns=3)

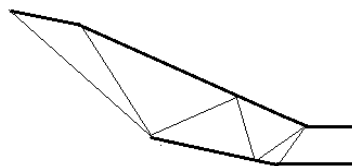


図 6 Inlet 641 (Nc=2,Ns=1)

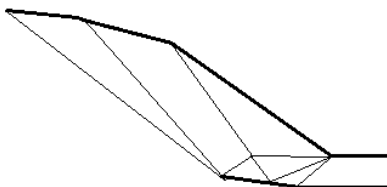


図 7 Inlet 642 (Nc=2,Ns=2)

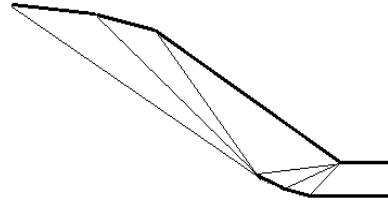


図 8 Inlet 621 (Nc=3,Ns=1)

表 2 各形状諸値

形状	インテーク長さ m	内部収縮比
Inlet 661	4.99	7.51
Inlet 662	3.92	7.51
Inlet 663	3.40	6.13
Inlet 641	3.74	4.35
Inlet 642	3.13	3.80
Inlet 621	3.06	2.94

2.2.解析手法と計算格子

解析では独自に構築した解析コードにより，二次元定常粘性計算を行った．支配方程式は RANS，流速評価法は HLLE，時間積分法は MFGS，乱流モデルは SA を用いた．また，主流条件は表 3 に示すような条件で解析を行った．主流 Mach 数=4 の解析ではインテーク上側の壁を先端を軸に 1.01 deg だけ流路を広げる向きに回転させ，インテークを始動させた状態で解析を行った．

表 3 主流条件

主流 Mach 数	主流全圧 Mpa	主流全温 K
5.0	1.0	690
4.0		

前述の各形状について，計算格子を全領域構造格子で作成した．図 9 から図 14 に作成した計算格子を示す．セル数は各形状で 15 万から 20 万程度である．始動性，性能向上のため抽気を採用し，抽気位置は各形状で個別に設定している．

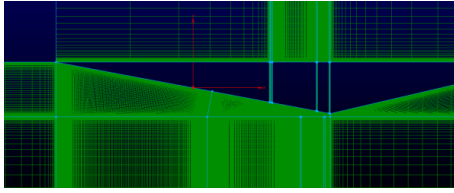


図 9 Inlet 661

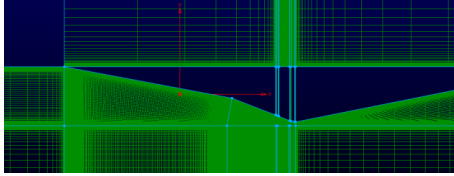


図 10 Inlet 662

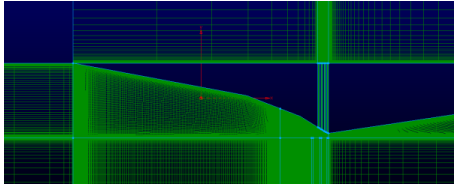


図 11 Inlet 663

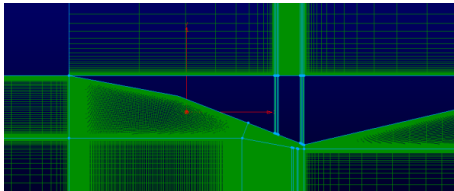


図 12 Inlet 641

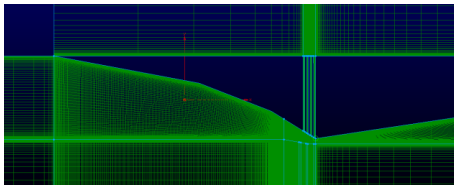


図 13 Inlet 642

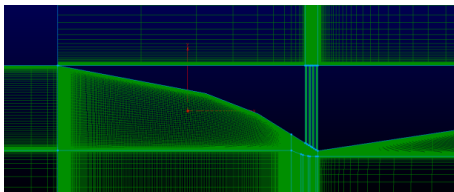


図 14 Inlet 621

3. 解析結果

3.1. 設計点解析（主流 Mach 数 5）

表 4 に設計点解析結果の各形状のスロート断面における性能値を示す．平均全圧比，平均スロート Mach 数はスロート断面において面積平均を施した値を用いている．また，図 15, 16 にスロート断面における Mach 数分布，全圧比分布を，図 17 から図 22

に各形状の Mach 数分布を示す．全体を通して抽気流量率が大きく，抽気面積，抽気数を再考する必要がある．また，平均全圧比はいずれの形状も設計値に比べ低い値をとっている．図 16 をみると，壁付近では境界層の影響で全圧比が著しく低下しており，これが平均全圧比の低下の最も大きな原因であると考えられる．Inlet 661 の全圧比分布の拡大図を図 23 に，上部壁面の設計値と解析値の圧力比の比較を図 24 に示す．Inlet 661 は他形状に比べ境界層の影響を強く受け，その結果設計値と大きく圧力比分布が異なっていることがわかる．これは Inlet 661 はインテーク長さが長く，上部，カウル壁面の両方で境界層がよく発達するためであると考えられる．その他の形状では性能値に大きな差はない．

表 4 性能値（主流 Mach 数 5）

形状	平均 全圧比	流量 捕獲率	抽気 流量率	平均スロート Mach 数
設計値	0.692	1.00	—	1.4
Inlet 661	0.489	0.733	0.225	1.20
Inlet 662	0.552	0.790	0.168	1.29
Inlet 663	0.587	0.837	0.120	1.29
Inlet 641	0.520	0.756	0.165	1.29
Inlet 642	0.568	0.815	0.112	1.25
Inlet 621	0.558	0.794	0.098	1.24

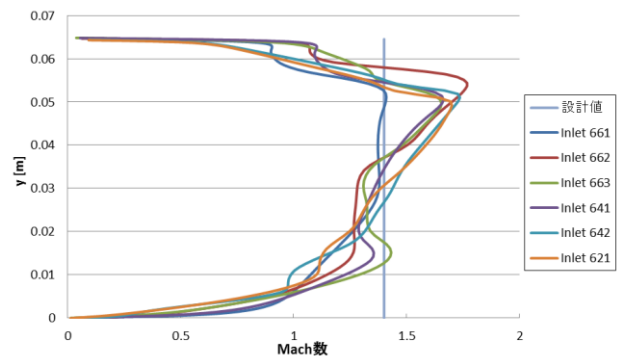


図 15 スロート断面の Mach 数分布

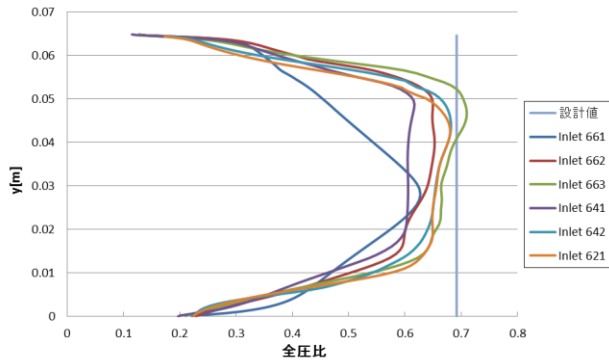


図 16 スロット断面の全圧比分布

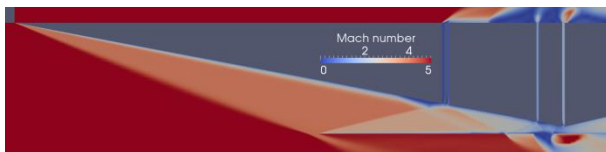


図 17 Inlet 661 Mach 数分布 (主流 Mach 数 5)

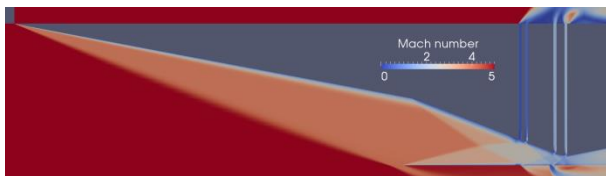


図 18 Inlet 662 Mach 数分布 (主流 Mach 数 5)

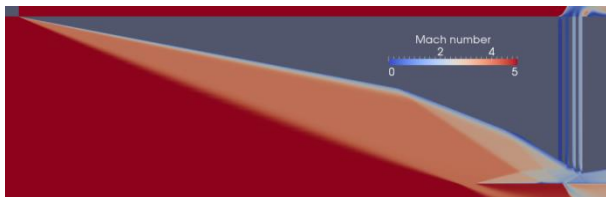


図 19 Inlet 663 Mach 数分布 (主流 Mach 数 5)

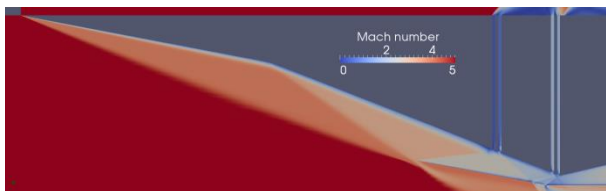


図 20 Inlet 641 Mach 数分布 (主流 Mach 数 5)

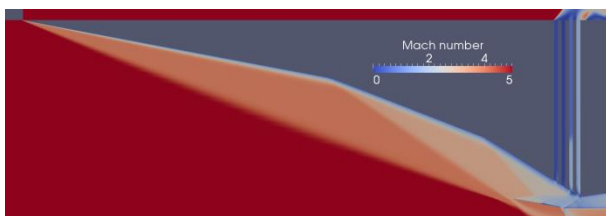


図 21 Inlet 642 Mach 数分布 (主流 Mach 数 5)

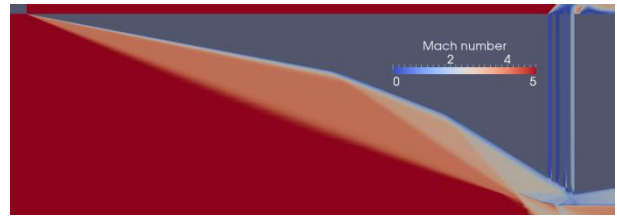


図 22 Inlet 621 Mach 数分布 (主流 Mach 数 5)

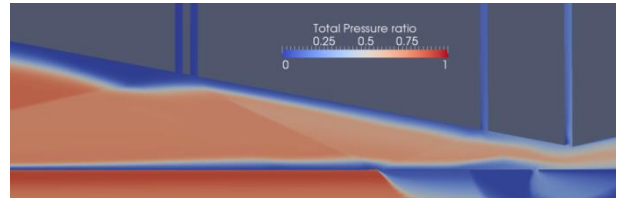


図 23 Inlet 661 全圧比分布 (拡大図)

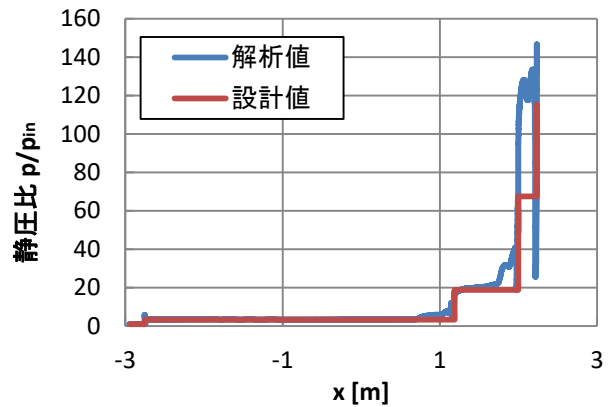


図 24 Inlet 661 上部壁面の圧力比分布

3.2. 非設計点解析 (主流 Mach 数 4)

表 5 に非設計点解析結果の各形状のスロット断面における性能値を、図 25、26 にスロット断面の Mach 数分布及び全圧比分布を示す。また、図 27 から図 32 に各形状の Mach 数分布を示す。すべての形状で始動状態が得られていることを確認できる。図 31、32 をみると Inlet 642 と 621 の 2 形状はスロット上部に離脱衝撃波の発生が確認され、これが平均全圧比の低下を引き起こしていると考えられる。また表 5 を見ると、外部圧縮比率の高い Inlet 641、642、621 は流量捕獲率が他形状よりも低い、これはカウル前でのスピレージが大きいためである。

表 5 性能値（主流 Mach 数 4）

形状	平均 全圧比	流量 捕獲率	抽気 流量率	平均スロート Mach 数
Inlet 661	0.589	0.835	0.0522	1.31
Inlet 662	0.671	0.823	0.0643	1.40
Inlet 663	0.701	0.839	0.0483	1.31
Inlet 641	0.632	0.783	0.0621	1.32
Inlet 642	0.655	0.795	0.0539	1.08
Inlet 621	0.640	0.774	0.0575	1.00

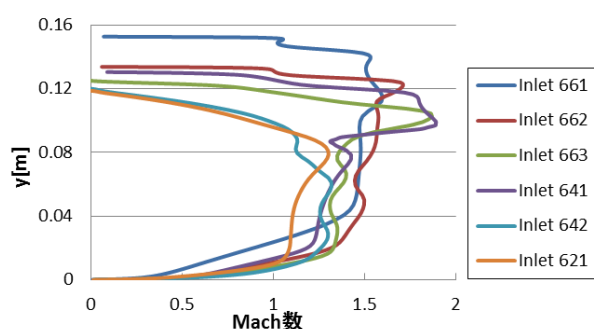


図 25 スロート断面の Mach 数分布

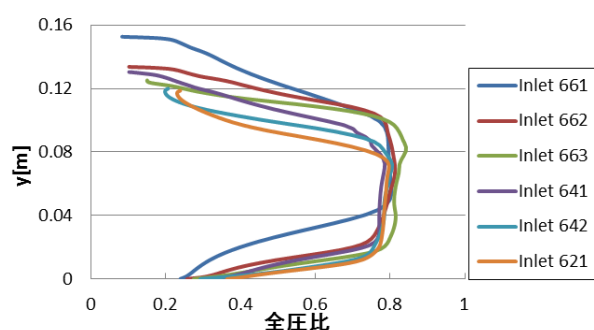


図 26 スロート断面の全圧比分布

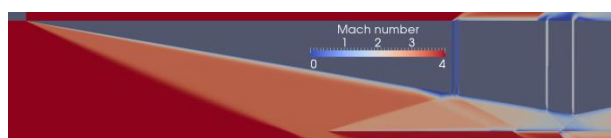


図 27 Inlet 661 Mach 数分布（主流 Mach 数 4）

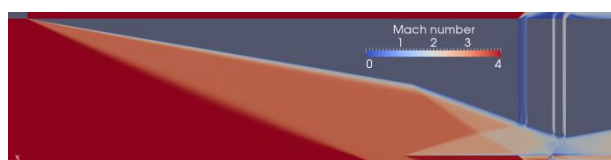


図 28 Inlet 662 Mach 数分布（主流 Mach 数 4）

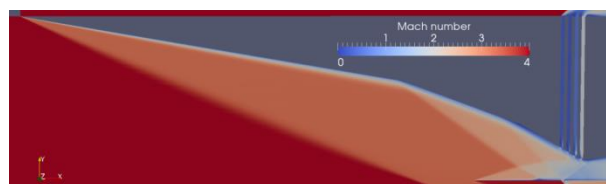


図 29 Inlet 663 Mach 数分布（主流 Mach 数 4）

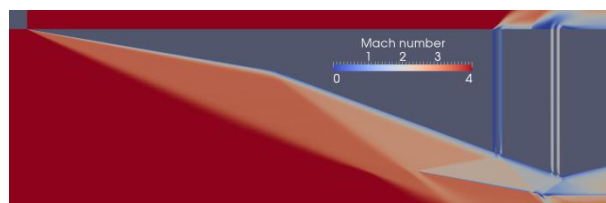


図 30 Inlet 641 Mach 数分布（主流 Mach 数 4）

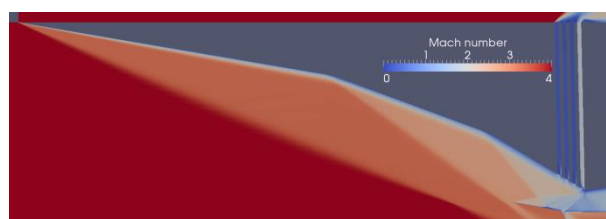


図 31 Inlet 642 Mach 数分布（主流 Mach 数 4）

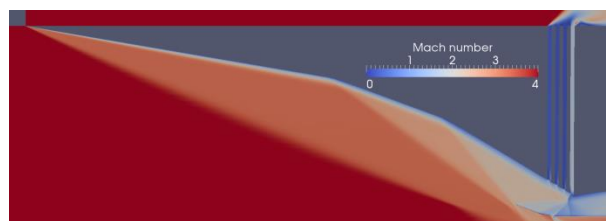


図 32 Inlet 621 Mach 数分布（主流 Mach 数 4）

4. 結論

非粘性設計点性能が同等であり衝撃波パターンが異なる二次元矩形形状インテーク 6 形状（Inlet 661, 662, 663, 641, 642, 621）について数値解析を行い、以下の結論が得られた。

設計点解析について

- ・ Inlet 661 のような内部流路の長い形状は境界層の影響を強く受け、性能低下を引き起こすが、その他の形状では大きな性能差は生じない。

非設計点解析について

- ・ Inlet 642 や 621 は衝撃波パターンや内部流れ場の違いにより、離脱衝撃波が発生し、全圧比の低下を引き起こす。

- ・ 外部圧縮比率の高い Inlet 641, 642, 621 はカウル

前のスピレージが大きく，流量捕獲率が大きく低下する．

両解析を通して

- ・ 解析対象の 6 つの形状の中では，始動状態を得ることができれば Inlet 663 の形状が設計点，非設計点トータルで最も良好な性能を持つことが確認された．

5. 参考文献

- (1) L. Krishnan and N. D. Sandham, “Shock – Wave / Boundary – Layer Interaction in a Model Scramjet Intake,” AIAA, 2009
- (2) R. H. Korkegi, “Comparison of Shock – Induced Two – and Three- Dimensional Incipient Turbulent Separation,” AIAA, 1975