

極超音速統合制御実験(HIMICO)用インテーク性能に関する数値的研究

Numerical Study of Hypersonic Inlet Performance

for High Mach Integrated Control (HIMICO) Experiment

○吉田秀和^{※1}, 長尾志^{※2}, 佐藤彰^{※2}, 若林祥^{※1}, 岩崎遥^{※1}, 佐藤哲也^{※1}
橋本敦^{※3}, 青山剛史^{※3}, 小島孝之^{※3}

※1 早稲田大学基幹理工学部, ※2 早稲田大学基幹理工学研究科, ※3 宇宙航空研究開発機構航空技術部門

	記号	
M_∞		主流マッハ数
P_t	kPa	全圧
$P_{t\infty}$	kPa	主流全圧
Re		主流レイノルズ数
MCR		流量捕獲率
TPR		全圧回復率
h_∞	mm	インテーク入り口高さ 17.8mm
A_∞	mm ²	インテーク前面投影面積 765.4mm ²
h_{th}	mm	インテークスロット高さ
h_{noz}	mm	ノズルスロット高さ

1. はじめに

現在, 宇宙航空研究開発機構(JAXA)では極超音速空気吸い込み式エンジンおよびそれを搭載する極超音速機の研究開発が進められている。これまでに, 地上燃焼試験や風洞実験等によって, エンジンまたは機体の単体性能を取得し, かなりの知見を得ている。一方で実飛行環境下での機体/推進統合制御に関する技術の実証は行われていない。そこで, JAXA では極超音速統合制御実験(High Mach Integrated Control Experiment ;HIMICO)を提案し, 運用方法が確立された S-520 観測ロケットを用いることで, 低コスト・短期間で, 機体/推進統合制御技術の確立を目指している。

飛行試験の前段階として, 2017 年度に JAXA 角田宇宙センター RJTF 試験設備での機体/推進統合制御実験が予定されている。RJTF 試験ではエンジン作動によって機体に負荷されるモーメントを尾翼で発生するモーメントと均衡させ, 機体姿勢を維持するための統合制御則を確立する⁽¹⁾。

HIMICO 用インテークにおいて, RJTF 試験条件及び飛行実験条件での性能取得のため風洞実験を実施している。HIMICO のエンジン全体の側面図を Fig1.1 に示す。また, インテークの拡大図と各部の名称を Fig1.2 に示す。

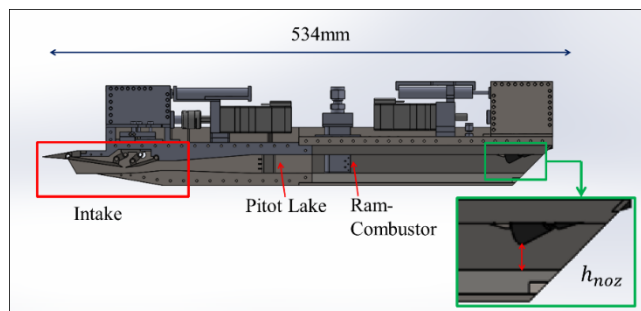


Fig1.1 HIMICO Engine (Side View)

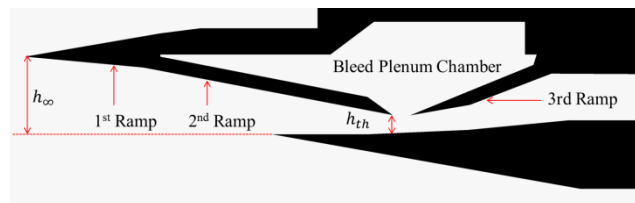


Fig1.2 Intake

HIMICO 用インテークは正面形状が 17.8 mm(高さ)×43.0 mm(幅)の矩形形状で, 第2 ランプ, 第3 ランプは可変となっており, インテークスロット高さ h_{th} は 7.6 mm から 3.0 mm まで連続的に変化し, インテークでの衝撃波の転向角を変更することができる。また, ノズルも可変となっており, ノズルスロット高さ h_{noz} は 13.0 mm から 3.1 mm まで連続的に変化し, 背圧を変更することができる。

2. インテーク理論

インテークには 3 つの作動状態があり, それぞれ超臨界(supercritical), 臨界(critical), 亜臨界(subcritical)と呼ばれる。超臨界状態(Fig1.3(a))では終端衝撃波がインテークに吸い込まれスロット後方に位置している。臨界状態(Fig1.3(b))では, 超臨界状態から背圧の上昇に伴い, 終端衝撃波が第3 ランプ先端まで押し出されている。超臨界状態から臨界状態にかけて全圧回復率は上昇し, 臨界状態において全圧回復率が最も高くなる。また, 超臨界状態, 臨界状態において MCR が大幅に変化することはない。亜臨界状態(Fig1.3(c))では, インテーク外部で強い衝撃波が発生し, 亜音速の空気がインテークに取り込まれる。この状態のとき衝撃波の転向角が増大することでインテーク内部へ流入する空気流量は大幅に減少する⁽²⁾。

インテークにおける問題として, インテークバズがある。インテークバズとは背圧が上昇することで生じる衝撃波の自励振動であり, 衝撃波がインテーク前方へ飛び出し超臨界状態と亜臨界状態を行き来する状態のことである。インテークバズは Dailey 型バズ⁽³⁾と Ferri 型バズ⁽⁴⁾があることが知られている。インテークバズが発生することでエンジン内部の圧力変動が生じ, エンジンの構造破壊が生じることがある。HIMICO 用インテークにおいては Dailey バズが発生することが実験から知られている。

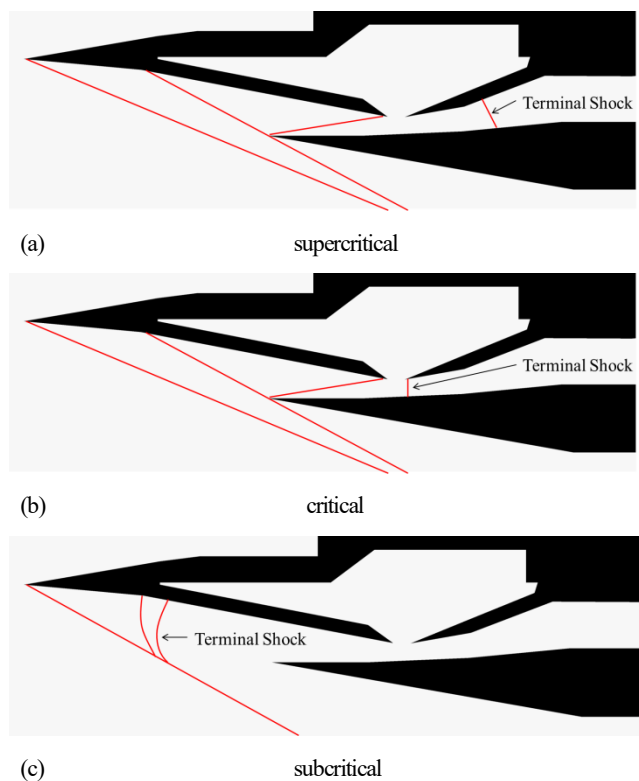


Fig.1.3 Intake condition

インテーク性能を表すパラメータとして、流量捕獲率 MCR(Mass Capture Ratio)と全圧回復率 TPR(Total Pressure Recovery)を用いる。

$$MCR = \frac{\text{インテーク捕獲流量}}{\text{インテーク前面投影面積} A_{\infty} \text{を通過する流量}} \quad (3.1)$$

$$TPR = \frac{\text{インテーク出口全圧 } P_t}{\text{主流全圧 } P_{t\infty}} \quad (3.2)$$

3. 風洞実験との比較

HIMICO 用インテークを用いて風洞実験によってエンジン性能の取得を行った。実験における主流条件を Table3.1 に示す。風洞実験においてインテークスロート高さを 7.8 mm で固定して、ノズルスロート高さを変化させたときにシュリーレン画像 (Fig.3.1) から作動状態は超臨界状態と判断されるが、性能マップから MCR が低下することが確かめられた (Fig.3.2)。性能マップとは縦軸に TPR、横軸に MCR をとったグラフのことで、インテーク性能を整理するために用いられる。Fig.3.2.の性能マップにおいて各プロットの添え字はノズルスロート高さを示す。また、Fig.3.1 に示したノズルスロート高さにおける性能を Table.3.2 に示す。

Table3.1 Experiment Condition

		Wind Tunnel
M_{∞}		3.4
$T_{t\infty}$	K	300
$P_{t\infty}$	kPa	610
Re		6.29×10^5

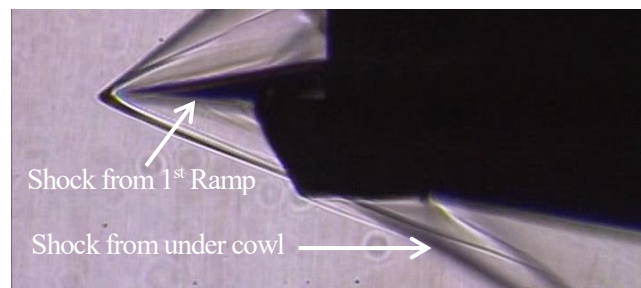


Fig.3.1 Schliren Image ($h_{th}=7.6$)

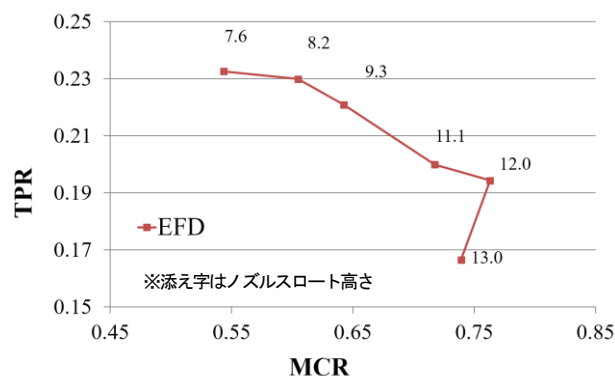


Fig.3.2 Performance Map (Experiment)

Table.3.2 Experiment Result

h_{noz} mm	MCR	TPR
11.1	0.7175	0.1988
9.3	0.6424	0.2209

Fig.3.1 にノズルスロート高さ 11.1mm と 9.3 mm のシュリーレン画像を示す。先端で生じる衝撃波の角度よりとも超臨界状態であるが、Fig.3.2 を見るとノズルスロート高さ 9.3 mm において MCR が大幅に低下していることが分かる。理論的には MCR は大幅に低下しないはずだが、実験から低下の原因を解明することはできなかった。そこで CFD 解析を行うことで MCR 低下の原因を解明した。CFD 解析結果の全景を Fig.3.3 に、インテーク部分を Fig.3.4 に示す。以下、マッハ数分布を示す図においてカラーマップの値は Fig.3.1 で示したマッハ数のカラーマップと同一である。また、CFD 解析結果と実験結果の性能マップを比較したものを Fig.3.5 に示す。

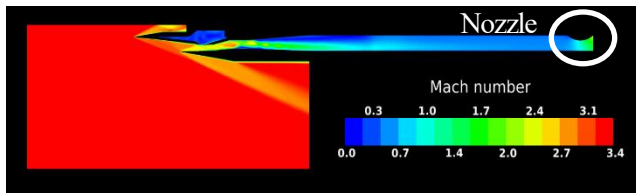
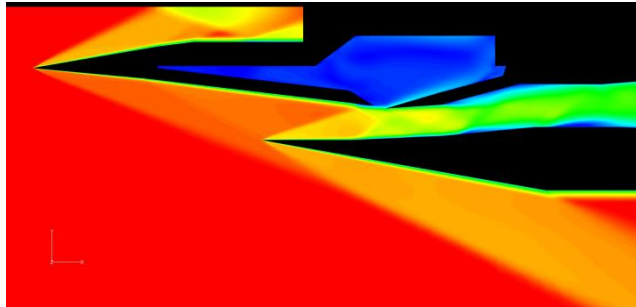
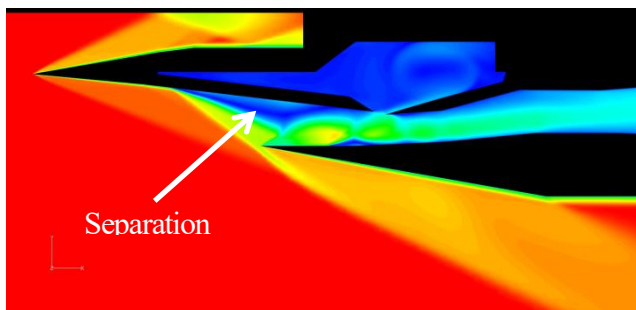


Fig3.3 Mach Number Contour (Panoramic view, $h_{th}=7.6$, $h_{noz}=13.0$)



$h_{noz} = 11.1$



$h_{noz} = 9.3$

Fig3.4 Mach Number Contour (Enlarged view of intake part, $h_{th}=7.6$)

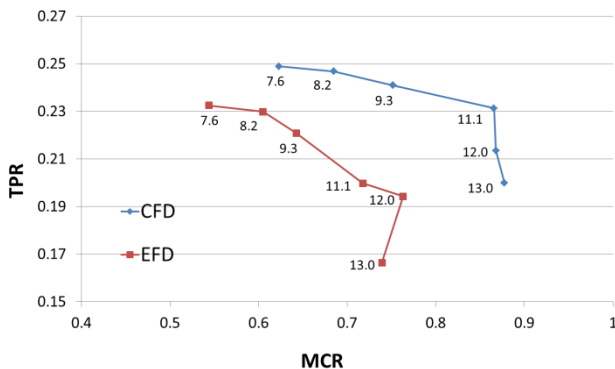


Fig 3.5 Performance Map ($h_{th}=7.6$)

この結果から、第 2 ランプ面上で剥離が発生することで MCR が低下していることが分かる。また、性能マップの風洞実験結果と CFD 解析結果から得られる性能マップは定性的な傾向が一致している。また、バズが発生するノズル高さを比較する。風洞実験ではノズルスロット高さ 7.2mm においてインテークバズが発生した。CFD 解析ではノズルスロット高さ 7.0 mm において非定常計算を行い、結果を可視化することでインテークバズが発生することを確認した。したがって、インテークスロット高さ 7.6 mm においてインテークバズ発生はノズルスロット高さ 7.5 mm から 7.0 mm の間である。インテークバズが発生するノズルスロット高さは風洞実験結果と CFD 解析結果で一致することが分かった⁽⁵⁾。

4. 研究目的

本研究では CFD 解析結果と実験結果の定量的な比較を行う。さらに、抽気を行うことでインテーク性能が改善されることが報告されている⁽⁶⁾ため HIMICO インテークにおいても現行モデルに加えて抽気を行うことで性能の改善を行うことを試みた。具体的には剥離による MCR の低下を防止とバズの抑制である。

5. 数値計算

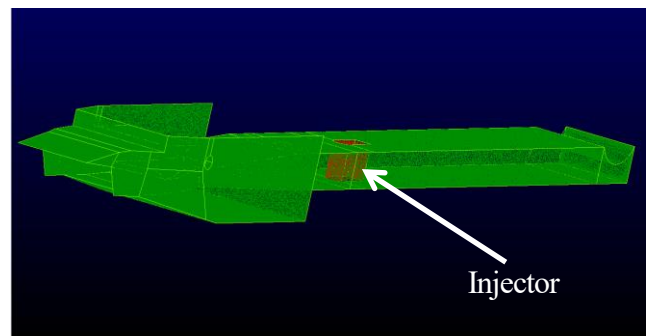
5. 1. 解析条件

CFD による数値解析は、宇宙航空研究開発機構スーパーコンピュータ『JSS2』で実行し、計算ソルバには JAXA で開発された高速非構造格子流体ソルバ『FaSTAR』を使用した⁽⁷⁾。解析条件を Table5.1 に示す。一様流条件は風洞条件と同一で Table3.1 の値を用いる。

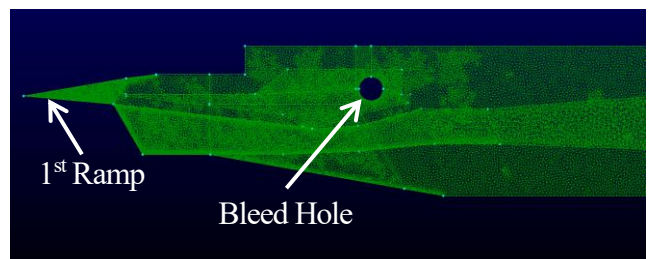
Table5.1 Analysis Condition

Dimension	3D
Turbulence Model	Spalart-Allmaras
Flux	SLAU
Spatial Accuracy	Second Order Accuracy
Time Integration	LU-SGS

計算に用いた格子は Ponitwise 社製の流体解析用高品質メッシュジェネレータ Pointwise を用いて 3 次元非構造格子を作成した。壁面からの無次元距離 $y^+=3$ と設定し、壁面の第一層格子幅を 1.8×10^{-6} m とした。代表的な計算格子の全景を Fig3.1(a)に、インテーク部分を Fig3.1(b)に示す。



(a) Panoramic View



(b) Intake
Fig5.1 Grid of CFD

インテークの抽気穴は抽気プレナム室の側部にあるため、また流路内にある計測機器、インジェクタを再現するため 3 次元格子を作成した。また、インテーク側壁の複雑形状を再現するために非構造格子を用いて計算格子を作成した。

5. 2. 風洞実験結果比較

風洞実験の再現を行った、CFD 解析結果の妥当性を検証する。本実験ではノズル前方で全圧レークを用いて全圧計測を行っている。計測された全圧と主流全圧（風洞設備で設定）から TPR の算出を行っている。CFD 解析では全圧レークが存在する面における全圧の面平均を用いて TPR を算出している。風洞実験、CFD 解析から得られた TPR をノズルスロート高さでまとめた図を Fig.5.2 に示す。実験結果には 10% エラーバーを併記している。本実験において全圧計測部において 2 次流れによる圧力分布が存在する。CFD 解析において面内の圧力差が境界層部を除いて 10% 程度であるため上記のエラーバーを用いた。

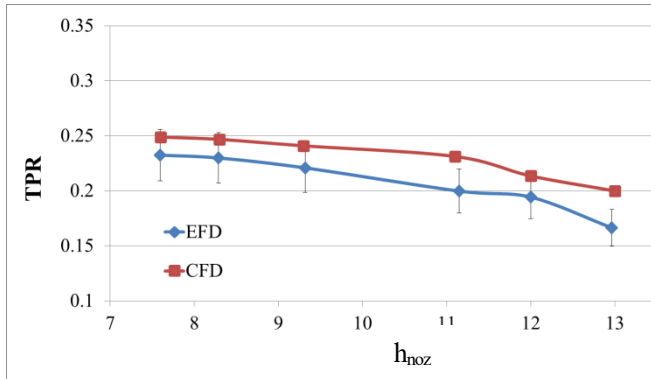


Fig.5.2 TPR(CFD vs EFD)

この結果から、ノズルスロート高さ 13.0, 11.1mm 以外の結果はエラーバーの内部に収まっていることが分かる。また、上記 2 点も実験結果から大幅な誤差は生じていない。

エラーバー外となった 2 点および全体の誤差に対して考察を行う。

<13.0mm>

MCR が最大となるのはノズルスロート高さ 12.0 mm のときであるため、ノズルスロート高さ 13.0 mm は実験においてノズルでチョークが発生していないことが考えられる。しかし、CFD 解析においてノズル部でチョークが発生しているため、実験との誤差が大きくなったと考えられる。この誤差を小さくするための対策として、実験でチョークしているか判断できるようにノズルスロート部での計測を行うことが挙げられる。

<11.1mm>

CFD 解析結果ではノズルスロート高さ 9.3 mm から剥離が発生しており、ノズルスロート高さ 11.1 mm は剥離発生直前である。実験においてはノズルスロート高さ 11.1 mm で剥離が発生し始めていることが考えられる。CFD 解析において剥離発生を正確に捉えることは困難であるため実験結果との誤差が大きくなったと考えられる。

<全体>

実験では流路内の摩擦や模型組立によって生じる隙間からの漏れによる圧力損失が生じる。しかし、CFD 解析ではそれらを考慮することができない。また、CFD 解析を行う際に流路内のインジェクタやピトーレークをモデル化しているため圧力損失が小さくなっていることが考えられる。これらによって CFD 解析結果の TPR が実験結果より大きくなると考えられる。

5. 3. 抽気による性能改善

5.2 において CFD 解析と実験の差は大きくない事を示したため、

5.3 においては同様の手法を用いて現行のインテークを部分的に変更し性能の改善を行う。変更案には JAXA で開発されている SST においてランプ面上でスリット抽気を行うことでバズ発生を抑制できることが報告されている⁽⁸⁾⁽⁹⁾ため、HIMICO 用インテークにおいても第 2 ランプで抽気を行う。抽気方法は 3 mm のスリットによる抽気と $\Phi 3$ 抽気穴を複数配置した多孔抽気の 2 種類である。ここで両者の抽気穴面積が等しくなるように多孔抽気の抽気穴の数を決定した。

性能改善の評価を行う 2 点を以下に示す。

1. $h_{noz}=8.2$ (現行モデルで剥離が発生) → Fig.5.4
2. $h_{noz}=7.0$ (現行モデルでバズが発生) → Fig.5.7

解析を行った抽気モデルを Table.5.2 に示し、その概略図を Fig.5.3 に示す。

Table.5.2 Analysis conditions (Bleed model)

	Bleed method	Exhaust Hole	Demerging Bleed Plenum Chamber
Type-A	porous	$\phi 7.5 \times 1$	○
Type-B	slit	$\phi 7.5 \times 1$	○
Type-C	porous	$\phi 7.5 \times 1$	×
Type-D	porous	$\phi 7.5 \times 3$	○

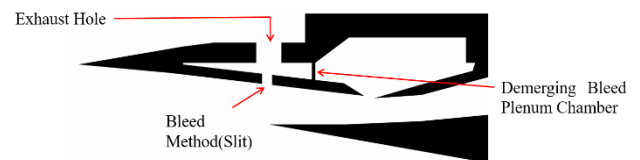
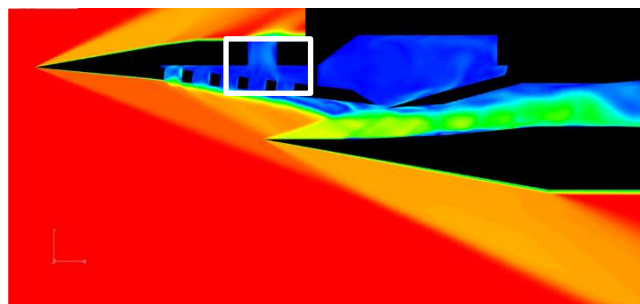


Fig.5.3 Parameters of Bleed

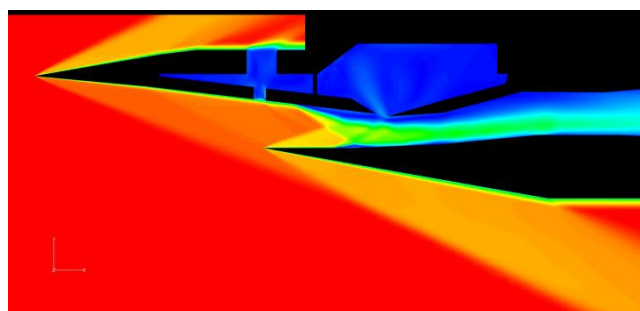
Type-A を基準としてパラメータを変化させて各パラメータの効果を確かめる。比較内容は以下になる。

- (1) Type-A vs Type-B：抽気方法の違い
- (2) Type-A vs Type-C：プレナム室分割の有無
- (3) Type-A vs Type-D：排気穴の個数

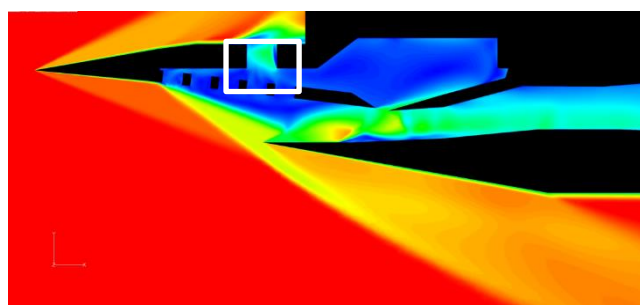
$h_{noz}=8.2$ の解析結果を Fig.5.4 に示す。



Type-A



Type-B

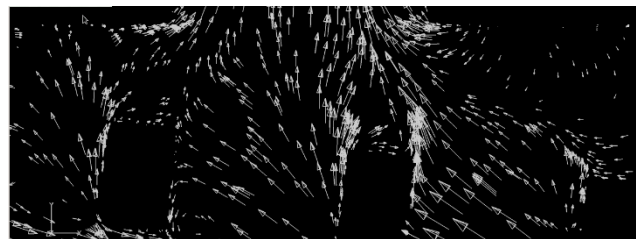


Type-C

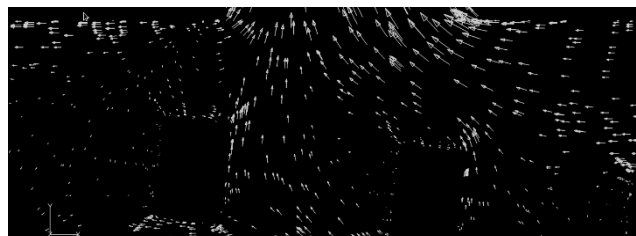
Fig.5.4 Mach Number Contour (Bleed Model, $h_{th}=7.6$, $h_{noz}=8.2$)

Type-A で剥離が発生していないため、Type-A より排気量が多くなる Type-D では剥離が発生しないと考え、解析を実施していない。また、Type-B では剥離が発生せず、Type-C では剥離が発生した。(1)の比較により剥離防止には抽気方法は影響がないことが分かる。(2)の比較によりプレナム室分割を行うことで剥離が防止できることが分かる。この原因を考えるため、Fig.5.4 において白枠で囲まれた範囲を拡大し、速度ベクトルを Fig.5.5 に、圧力分布を Fig.5.6 に示す。速度ベクトルは同様の縮尺で表示しており、圧力のカラーマップの値は Fig.5.6 の Type-A に示した。

Fig.5.5 から Type-A では抽気穴からプレナム室に十分に流入しているが、Type-C ではプレナム室内への流入が少なく抽気の効果を得られていないことがわかる。Fig.5.6 から Type-A ではプレナム室分割を行ったことでプレナム室前後において圧力に違いがあることが分かる。Type-C では第2ランプと第3ランプの隙間から衝撃波によって圧縮された空気が抽気プレナム室に流入しており(図中、赤矢印)プレナム室を分割していないためプレナム室全体が高圧になる。したがって、新たに設けた抽気において流路からプレナム室への流入が生じないため抽気の効果を得られておらず、剥離を防ぐことができない。以上から剥離を防止するためにはプレナム室分割が必要であることが分かった。

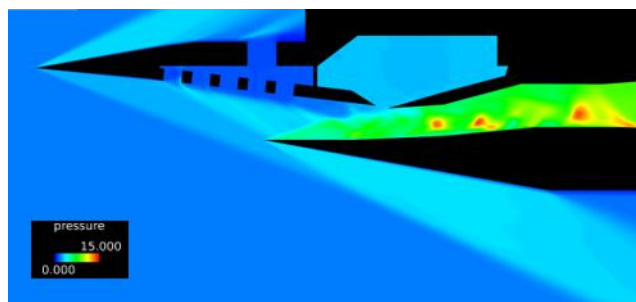


Type-A

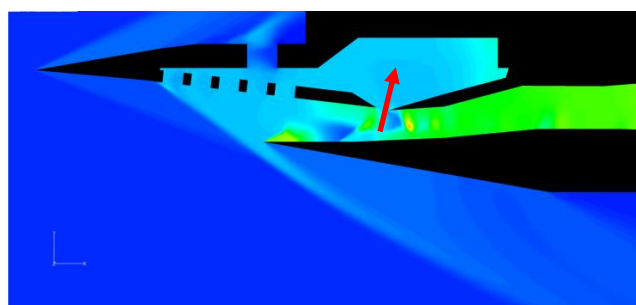


Type-C

Fig.5.5 Velocity Vector (Bleed Model, $h_{th}=7.6$, $h_{noz}=8.2$)



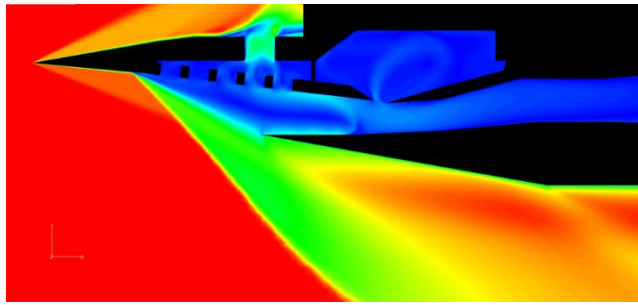
Type-A



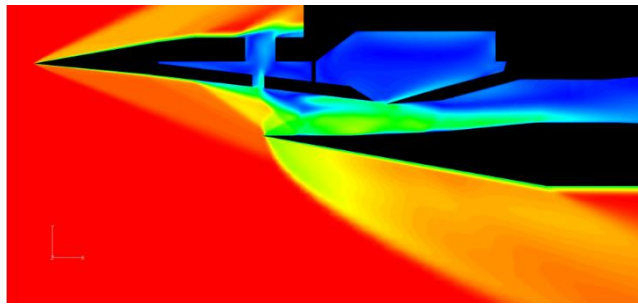
Type-C

Fig.5.6 Pressure Contour (Bleed Model, $h_{th}=7.6$, $h_{noz}=8.2$)

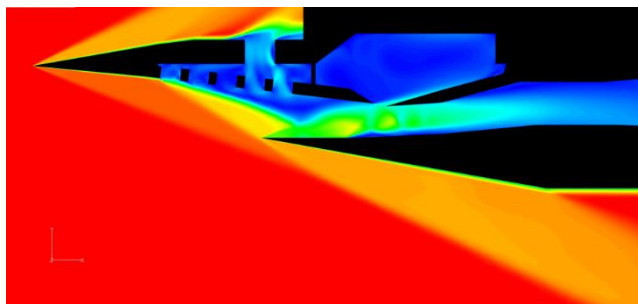
$h_{noz}=7.0$ の解析結果を Fig.5.7 に示す。ここで剥離を防止できなかった Type-C は解析を行っていない。



Type-A (Buzz)



Type-B (Buzz)



Type-C (Not Buzz)

Fig.5.7 Mach Number Contour (Bleed Model, $h_{th}=7.6$, $h_{noz}=7.0$)

Fig.5.7 においてバズが発生した Type-A,B は瞬時場を取り出ししている。Type-A では排気穴で、Type-B においてはスリットで流れがチョークしている事が分かる。Type-A の多孔抽気ではチョークが発生していないことから、抽気方法は多孔抽気の方が良いことが分かる。また、排気穴の数を 3 個に増やした Type-D ではバズを防止することができた。このことから、バズ発生と抽気流量には相関関係があることが分かる。

5. 結論

本研究の目的は CFD 解析の手法が妥当であることを示し、同様の手法を用いて解析を行い、現行モデルの性能向上ができる抽気モデルの提案を行うことであった。

- (1) CFD 解析結果と実験結果は概ね定量的な一致を示した。
- (2) 剥離、バズを抑制できるモデルを提案できた。
- (3) 剥離を防止するためにはプレナム室分割が必要で、バズを抑制するためにはプレナム室分割、スリット抽気、排気穴 3 個が必要であると分かった。
- (4) バズ発生と抽気流量に相関関係があることが分かった。

5.参考文献

- (1) 佐藤他, “観測ロケットを利用した極超音速統合実験 (HIMICO) その 1 ～実験概要”, 平成 25 年度宇宙輸送シンポジウム STCP-2013-023 (2013)
- (2) 長尾他, “インテークバズの発生におけるダクト・抽気プレナム室体積の影響”, 第 29 回数値流体力学シンポジウム, 2015
- (3) Dailey C. L., “Supersonic Diffuser Instability”, Ph.D. thesis, California Institute of Technology, Pasadena, CA, 1954
- (4) Ferri, A. and Nucci, Louis M., “The Origin of Aerodynamic Instability of Supersonic Inlets at Subcritical Conditions”, National Advisory Committee for Aeronautics Research Memorandum, , RML50 K30, 1951
- (5) 吉田他, “極超音速統合制御実験(HIMICO)用インテークでの剥離とその対策”, 第 30 回数値流体力学シンポジウム, 2016
- (6) 小島他, “矩形形状可変インテークのマッハ 5 空力特性”, 日本航空宇宙学会論文集 vol.53, No.622, pp532-540, 2005
- (7) 橋本他, “高速流体ソルバ FaSTAR の開発”, 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, pp.79-84
- (8) Nishizawa, U. et . al, “Computational Simulation of Shock Oscillation around a Supersonic Air-Intake,” 36th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, 2006
- (9) 西澤他, “外部圧縮型超音速インテーク性能に及ぼすスリット抽気の影響”, 日本航空宇宙学会論文集, Vol56, No.654, pp.315-323, 2008