

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

Influence of the Duct and Bleed Plenum Volume on the Inlet Buzz

- 長尾志, 早稲田大学, 〒169-8555 東京都新宿区大久保 3-4-1
- 佐藤哲也, 早稲田大学, 〒169-8555 東京都新宿区大久保 3-4-1
- 橋本敦, JAXA, 〒182-8522 東京都調布市深大寺 7-44-1
- 青山剛史, JAXA, 〒182-8522 東京都調布市深大寺 7-44-1
- Tsukasa Nagao, Waseda University, 3-4-1 Okubo, Sinjuku-ku, Tokyo
- Tetsuya Sato, Waseda University, 3-4-1 Okubo, Sinjuku-ku, Tokyo
- Atsushi Hashimoto, JAXA, 7-44-1 Jindaiji, Chofu-shi, Tokyo
- Takashi Aoyama, JAXA, 7-44-1 Jindaiji, Chofu-shi, Tokyo

Numerical analysis was performed to figure out the influence of the duct and bleed plenum volume on the inlet buzz, which is the oscillation phenomenon of the shock wave. Analysis object is the rectangular intake which is introduced to pre-cooled turbojet engines developed by JAXA and the computation is conducted at free stream Mach number 3.4. When the duct volume is sufficiently small, the buzz is suppressed, but there is no difference between the middle duct and large duct about the occurrence of the buzz. As bleed plenum volume was increased for the inlet that the buzz had been occurring, pressure pulsation was suppressed. Therefore, the buzz is suppressed when the ratio obtained by dividing the duct volume by the bleed plenum volume is small.

記号

M	マッハ数
M_∞	主流マッハ数
T_t	全温度
$T_{t\infty}$	主流全温
P_t	全圧
$P_{t\infty}$	主流全圧
Re	レイノルズ数
L	ダクト長さ
V_1	ダクト体積
V_2	抽気プレナム室体積
A_∞	インテーク前面投影面積
A_e	インテーク出口面積
A_t	インテークスロット面積
\dot{m}	質量流量

1. はじめに

近年、スクラムジェットエンジンなどの空気吸い込み式エンジンの開発が活発化している。現在、宇宙航空研究開発機構 (JAXA) では、マッハ5クラスの極超音速機やスペースプレーンの実現に向けた、極超音速機用小型予冷ターボジェットエンジン (通称: S エンジン) の開発が進められている⁽¹⁾。流入空気的全温は非常に高く、インテーク通過後の静温も非常に高くなるため、予冷器をインテーク後に設置することで極超音速飛行を可能にするエンジンである。S エンジンのインテークは矩形インテークであり、超音速で流入する空気に対して、インテークで数段の衝撃波を発生させ、減速・圧縮する。インテークの拡大図を Fig.1 に示す。

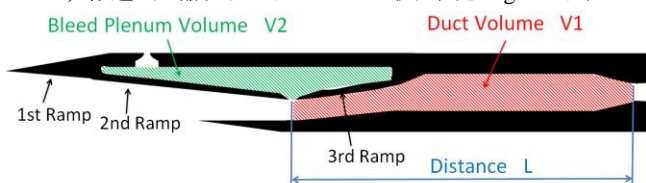


Fig.1 Intake

矩形インテークの作動状態には、超臨界(supercritical)、臨界(critical)、亜臨界(subcritical)の3つの状態がある。終端衝撃波 (terminal shock) がインテークに吸い込まれスロット後方に位置し、空気が超音速のままインテークに取り込まれる状態を超臨界状態 (Fig.2(a)) と呼ぶ。背圧の上昇とともに終端衝撃波は上流に伝播し、終端衝撃波がちょうどスロットに位置する状態を臨界状態 (Fig.2(b)) と呼ぶ。インテークが臨界状態にあるとき、全圧回復率 (主流全圧に対する捕獲空気全圧の比) は最も高くなり、性能が高い状態となる。背圧がさらに上昇すると終端衝撃波はインテーク外部へ押し出され、この状態を亜臨界状態 (Fig.2(c)) と呼ぶ。亜臨界状態では、強い衝撃波によって空気は亜音速に減速され、衝撃波による空気の偏向角が増大し、インテークへの流入空気が減少する。インテークの作動状態の概略図を Fig.2 に示す。

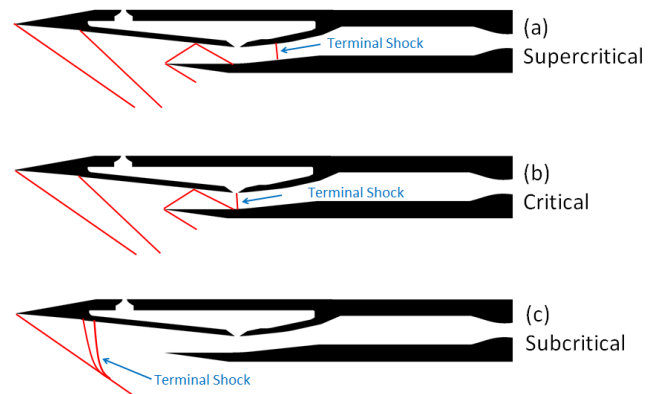


Fig.2 Operating Condition

インテークにおける問題の1つとして、インテークバズがある。バズとは、衝撃波の自励振動現象のことである。バズには Dailey 型バズ⁽²⁾と Ferri 型バズ⁽³⁾があることが知られている。バズの発生により、エンジン内部の圧力変動が生じ、エンジンの構造破壊につながる可能性や、推力の低下、圧縮機のサージを引き起こす恐れがある。そのため、バズの発生要因を明確にし、抑制方法を確

立する必要がある。

Dailey 型バズとは、超臨界状態と亜臨界状態を行き来するバズである。スロート後方に位置していた衝撃波（超臨界）が、上昇した背圧によって上流側に移動し、剥離域のインテーク入口に占める割合が増え、最終的にインテーク外部に押し出され剥離域がインテークを覆いこむ（亜臨界）。亜臨界状態になると流入空気は減少するが、慣性の法則によりインテーク後方から空気は流出し続ける。それによって背圧は減少し、外部に出ていた衝撃波は再びインテーク内部に戻される（超臨界）。そしてまた、背圧の上昇によって亜臨界状態になる。これらが繰り返される。

一方、Feri 型バズとは、衝撃波三重点からせん断層が形成され、そのせん断層がやがてインテークカウルに接触して発生する剥離によって生じる振動現象である。先行研究から、本研究で対象にしているバズは、主に Dailey 型バズである⁶⁾。

バズと圧縮機のサージは圧力が振動する現象であり、似た性質がある。サージの発生要因の 1 つとして、ボリューム要素の存在が挙げられる⁶⁾。そのため、バズの発生要因の 1 つにもボリューム要素の存在が関わっていることが予想できる。ボリューム要素とバズの関係については、2011 年に中山が、S エンジンのインテーク断面形状と相似形状のインテークを用い、主流マッハ数 $M_\infty = 2.0$ における、インテーク後部のダクト体積を縮小した場合の数値計算を行っている⁶⁾。また、2014 年には間中が、主流マッハ数 $M_\infty = 3.4$ における、3 種類の大きさのダクト体積について数値計算を行っている⁷⁾。その結果として、いずれのマッハ数の場合も、ダクト体積が十分小さい場合は、体積が大きい場合には発生するバズが発生しにくいということが報告されている。ところが、ダクト体積が中程度の場合と十分大きい場合のバズ発生に関する調査が行われていなかった。

本研究では、主流マッハ数 $M_\infty = 3.4$ において、ダクト体積をさらに細かく変更し、ダクト体積によるバズ発生のしやすさの違いを詳細に調べることを 1 つの目的としている。ところが、ダクト体積を変更することで、インテーク中間部に設置されている抽気プレナム室とダクトの体積比が変わることになってしまう。抽気プレナム室のボリューム要素がバズの発生に無関係であるとは言いきれない。そこで、抽気プレナム室のボリューム要素が、ダクト体積効果に加える影響について明らかにすることも目的としている。

2. 数値解析

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』を用い、計算ソルバには JAXA で開発された高速流体ソルバ FaSTAR[®]を使用した。解析条件を Table.1 に示す。解析条件に関しては間中と同様のものとしている。

Table.1 Analysis Condition

Dimension	2D
Turbulence Model	Spalart-Allmaras
Flux Measurement	HLLEW
Accuracy	Second Order Accuracy
Time Integration	LU-SGS
Δt	0.001
Inner Iteration	7

また、計算に用いた主流条件を Table.2 に示す。

Table.2 Free Stream Condition

M_∞	3.4
T_{t_∞} K	300
P_{t_∞} kPa	610
Re	1.294×10^6

計算格子に関しては、S エンジンインテーク供試体のインテーク部分のみを模擬し、ダクト部分、抽気プレナム室部分に関しては検証条件に合わせて適宜作成した。元となる格子は、II 型格子と呼ばれる以下の格子である(Fig.3)⁷⁾。

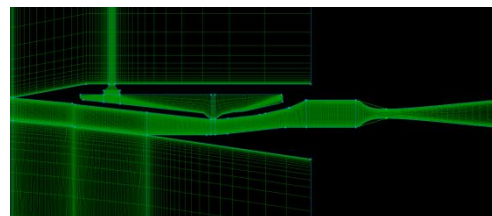


Fig.3 Model II

II 型格子はダクト体積効果の検証のために作成されたものであり、風洞実験に用いられた S エンジン供試体のダクトと比較して 1/20 と非常に小さいものとなっている。II 型格子の諸元を Table.3 に示す。

Table.3 Specifications of the grid(Model II)

V_I mm ³	3.379×10^5
L mm	127.3
A_∞ mm ²	3525
A_t mm ²	1467
A_e mm ²	1173~1614

ダクト体積効果の詳細な検証のために II 型格子のダクトを流れ方向に 1~10 倍まで変化させた格子を新たに作成した。以下、ダクト 1 倍格子などと呼ぶことにする。II 型格子はダクト 1 倍格子と同じ格子である。ここで、本解析は 2 次元計算であるため、長さを倍にした場合、体積も倍となる。一例として、ダクト 3 倍格子を以下に示す。

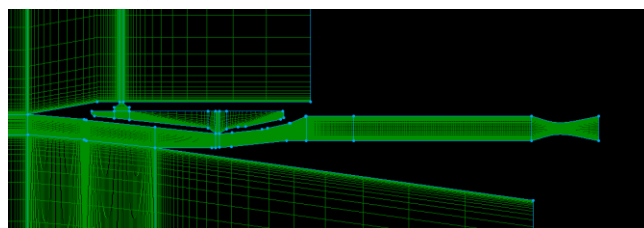


Fig.4 Threefold duct

次に、抽気プレナム室の体積効果を検証するため、その体積を 1~4 倍まで変化させた格子も作成した。体積の変更にあたっては、主流に対して垂直な方向にプレナム室高さを伸ばすことによって行った。以下、プレナム 1 倍格子などと呼ぶことにする。プレナム 1 倍格子 (II 型格子) の抽気プレナム室の格子諸元を Table.4 に示す。

Table.4 Specifications of the grid(Model II)

	Model
	II (1-fold)
V_2 mm ³	3.463×10^5
V_I mm ³	3.379×10^5
V_I/V_2	1.33

抽気プレナム室変更格子の一例としてプレナム 3 倍格子を以下に示す。

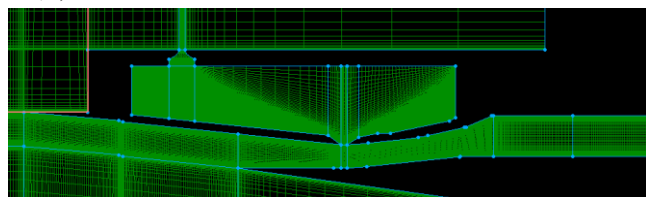


Fig.5 Threefold bleed plenum

壁面付近の乱流境界層厚さについて、壁面法線方向格子を $y^+ \cong 2$ となるようにした。スロート高さについては間中と同じ条件で計算した⁷⁾。

3. 結果と考察

3. 1 $M_\infty=3.4$ でのバズとダクト体積の関係

主流マッハ数 $M_\infty = 3.4$ で出口面積比を $A_t/A_e = 0.8 \sim 1.1$ まで変化させ、ダクト体積ごとにバズが発生するタイミングを調べた結果を Table.5 に示す。

Table.5 Analysis Result 1 (Duct Volume)

Ae/At	0.8	0.85	0.875	0.9	1.0	1.1
1-fold	×	○	○	○	○	○
5-fold	×	×	×	○	○	○
10-fold	×	×	×	○	○	○

Table.5 において、○は始動状態のまま、×はバズとなったことを表す。間中の結果と同様に、ダクト体積が十分小さい 1 倍格子の場合には、バズが発生しにくいことが分かるが、ダクトが比較的大きい 5 倍格子と十分大きい 10 倍格子のバズ発生タイミングに違いがない。しかし、1 倍格子と 5 倍格子の結果は明らかに異なっていることから、 $A_e/A_t = 0.85$ の場合に、体積をさらに細かく分割して計算した結果を Table.6 に示す。

Table.6 Analysis Result 2 (Duct Volume)

1-fold	2	3	4	5	6	7	8	9	10
○	×	×	×	×	×	×	×	×	×

1 倍格子のみ始動状態のまま、2 倍格子以降すべてバズが発生する結果となった。つまり、バズ発生しやすさに関して、中程度の大きさのダクトと大きなダクトとの違いはないということになる。

この原因を考察するため、1 倍格子と 2 倍格子について、 $A_e/A_t = 0.85$ におけるマッハ数分布を Fig.6 および Fig.7 にそれぞれ示す。

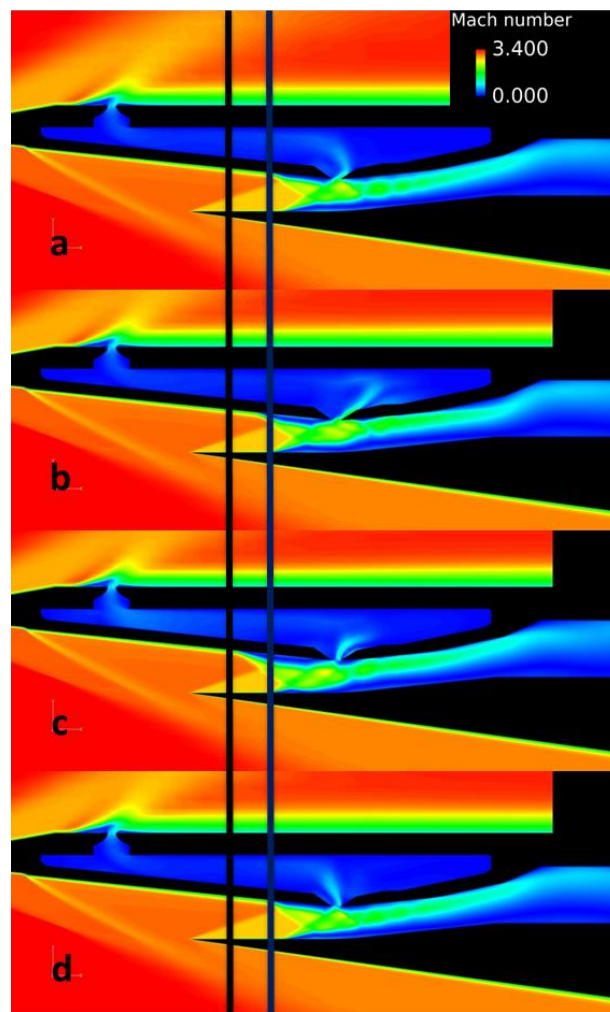


Fig.6 1-fold Duct

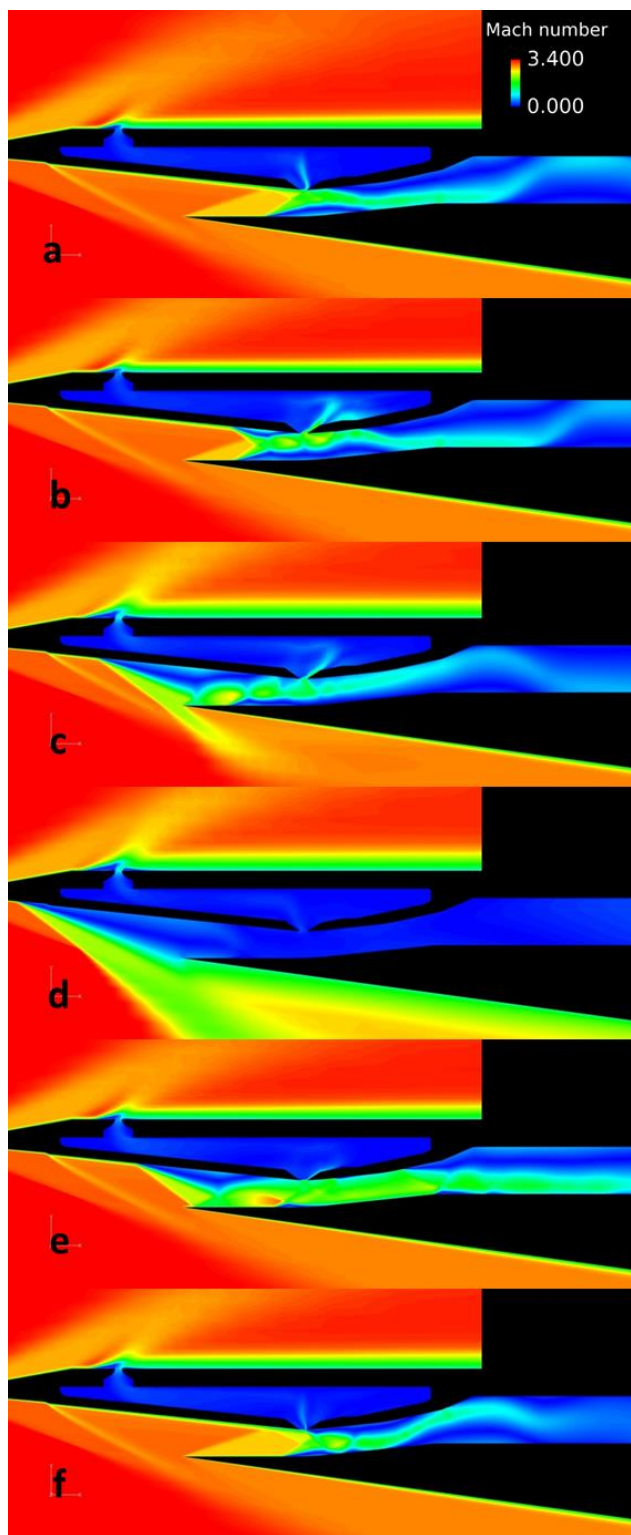


Fig.7 2-fold Duct

Fig.6 の黒線および青線はそれぞれ衝撃波の最前方位置、最後方位置を示している。1倍格子はa→d, 2倍格子はa→fでそれぞれほぼ同じ状態に戻っている。2つを比較するとbにおいて似たような形となっていることが分かる。bの状態から衝撃波が上流側に動いたものが2倍格子でバズ、スロート側へ戻ったものが1倍格子でバズにならなかった場合である。ダクト内圧力に違いがあるかどうか、比較したものをFig.8に示す。

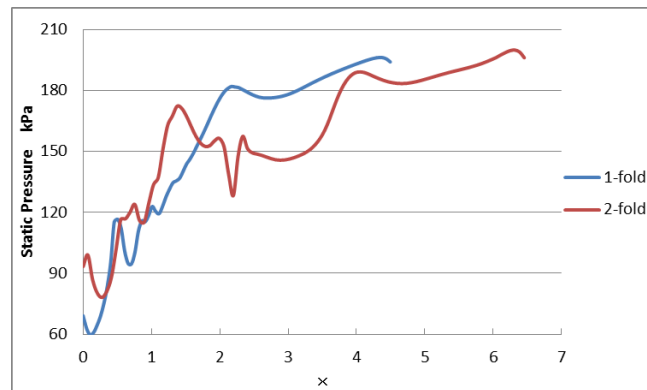


Fig.8 Static Pressure

x は格子上的の主流方向座標であり、x=0 がスロートにあたる。衝撃波の形が完全には同じではないため線は一致していないが、ダクト下流側(1-fold : $2 \leq x \leq 5$, 2-fold : $4 \leq x \leq 6.5$)の傾向は一致している。また、それぞれのダクト内最高圧力は1倍格子で196kPa, 2倍格子で199kPaとなり大きな違いはない。背圧が上昇したことによって、どちらも第2ランプまで衝撃波を前進させているが、それ以降の衝撃波の前進に関しては、ダクトによる影響よりもその他の部分に原因があると考えられる。

3.2 $M_\infty=3.4$ でのバズとダクト/プレナム比の関係

ダクト体積を変更しても、インテーク部分の形状は等しいため、ダクト体積によって値が変わる部分は抽気プレナム室とダクトの体積比である。そこで、ダクト2倍格子の場合に抽気プレナム室の体積を変化させ、バズが発生するタイミングを調べた結果をTable.7に示す。

Table.7 Analysis Result 3 (Bleed Plenum Volume)

	1-fold	2-fold	3-fold	4-fold
Judgement	×	○	○	○
V_1/V_2	2.65	1.33	0.884	0.663

ダクト2倍格子において、抽気プレナム室体積を変更した際の、ダクト/抽気プレナム室体積比を下段に示した。プレナム2倍格子の場合は、ダクト/プレナム体積比がII型格子(ダクト1倍格子)と同じ条件であるが、バズが発生しなかった。プレナム2倍格子の場合の流れの様子をFig.9に、質量流量と圧力の履歴をFig.10に示す。履歴は、質量流量に関しては抽気プレナム室の入口部分、圧力に関しては抽気プレナム室内において計測した。

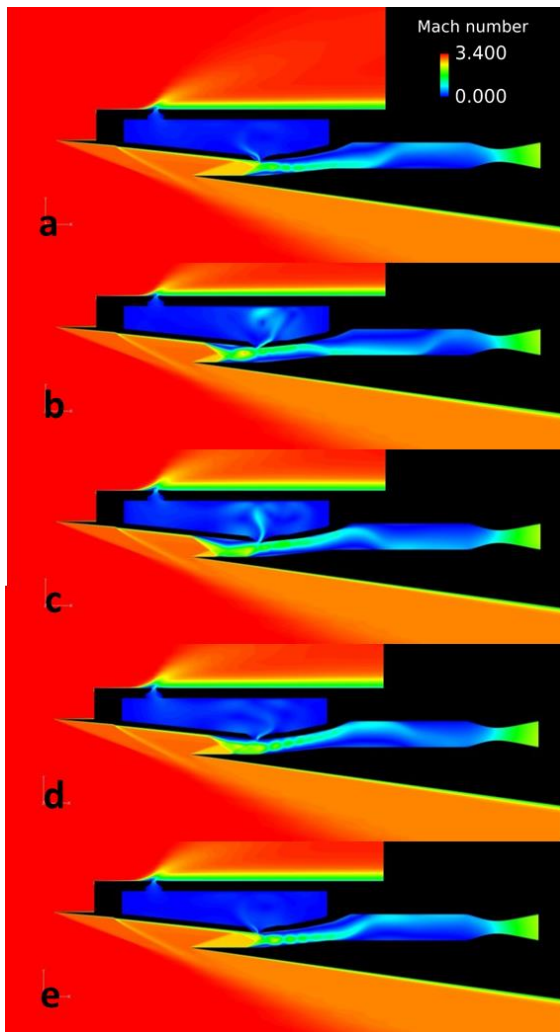


Fig.9 2-fold Bleed Plenum

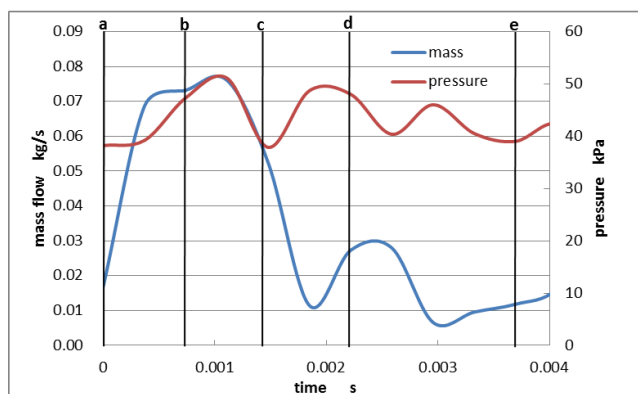


Fig.10 Pressure History

Fig.9 と Fig.10 のアルファベットは対応している。2つを合わせて見ると、衝撃波がちょうどスロートにあるときは、抽気プレナム室への流量は少ない。しかし、Fig.6, Fig.7 の状態 b と同じ状態である Fig.9 の状態 b では、抽気プレナム室への流量が増加していることが分かる。状態 b から、抽気プレナム室内圧力がさらに上昇し、その影響で衝撃波がさらに押し出される(状態 c)。このとき抽気プレナム室内圧力は低下しているため衝撃波は後退する。状態 c の後、流量が急激に減少しているのは、抽気プレナム室からスロート方向へ逆流が起きているからである。時間が経つと、ダクト内圧力が低下するので、状態 a と同じ状態 e へ戻る。

以上の結果から、抽気プレナム室の体積もバズ発生に影響があることが分かる。抽気プレナム室が影響を及ぼしているのは、衝撃波が第 2 ランプまで伝播した後であった。そのため、第 2 ランプまで衝撃波が伝播せず、スロート付近で移動が止まるようなダクト体積の場合には、抽気プレナム室の体積はバズ発生に影響を与えないとも考えられる。

抽気プレナム室の体積が違う場合に、プレナム室への流入量やプレナム室からの流出量がどのように違うか調べることで、抽気プレナム室の効果をより詳しく解析できると考えられる。これに関しては今後行う予定である。

5. 結論

主流マッハ数 $M_\infty = 3.4$ における超音速矩形インテークの数値解析を行い、インテークバズとダクト・抽気プレナム室体積の関係を調べ、以下の知見を得た。

- ・ ダクトの体積を 1 倍～10 倍まで 10 通りに変化させたところ、体積が極めて小さいダクト体積 1 倍の場合はバズが発生しにくい。しかし、中程度のダクト体積と大きいダクト体積の場合、バズ発生のしやすさに違いは見られない。
- ・ 流路出口の絞り面積が等しい場合、ダクト体積によるダクト圧力の違いはほとんどない。
- ・ バズが発生しない場合でも、出口面積がある程度絞られている場合、衝撃波はスロートを越え、第 2 ランプ上まで伝播する。
- ・ 衝撃波が第 2 ランプ上まで伝播している場合、それ以上衝撃波が上流側に移動するかどうかは、抽気プレナム室の体積に影響を受ける。
- ・ ダクト/抽気プレナム室の体積比は小さい方が、バズが発生しにくい。そのため、矩形インテークの設計にあたっては、インテーク後方ダクトの体積は小さく、抽気プレナム室の体積は限度内で大きくする必要がある。

参考文献

- (1) 小林, 田口, 澤井, 藤田ら, “飛行実験用極超音速ターボジェットエンジン制御装置の開発”, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告, JAXA-RR-08-012(2009)
- (2) Dailey C. L., “Supersonic Diffuser Instability”, Ph.D. thesis, California Institute of Technology, Pasadena, CA, 1954
- (3) 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
- (4) 宮村, 小川, 林ら, “極超音速エアインテークのバズ特性に関する実験研究”, 第 6 回極超音速フォーラム, 2008
- (5) Fink, D. A., Cumpsty, N. A., Greitzer, E. M., “Surge Dynamics in a Free-Spool Centrifugal Compressor System”, Journal of Turbomachinery, 114, pp. 321-332., 1992
- (6) 中山ら, “超音速インテーク周りの衝撃波振動現象に関する研究”, 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, pp. 225-230
- (7) 間中ら, “インテークバズの発生におけるダクト体積の影響”, 第 28 回数値流体力学シンポジウム, 2014
- (8) 橋本, 村上, 青山, 菱田ら, “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