

超音速インテーク周りの衝撃波振動現象に関する研究

○中山智裕, 佐藤哲也 (早稲田大学)
橋本敦, 小島孝之, 田口秀之 (JAXA)

Study of the Shock Oscillation in Supersonic Inlets

by

Tomohiro Nakayama, Tetsuya Sato (Waseda University)
Atsushi Hashimoto, Takayuki Kojima, and Hideyuki Taguchi (JAXA)

ABSTRACT

Inlet buzz, a shock oscillation phenomenon in supersonic air inlets was studied both numerically and experimentally. Following a supersonic wind tunnel test, a computational analysis was implemented on the supersonic air inlet of the 'S-engine' which is a sub-scaled pre-cooled turbo jet engine. The experiment was performed at JAXA's Sagami-hara campus. The free stream Mach number was 2.0 and the Reynolds number was 9.193×10^5 . Shock oscillation, known as 'Dailey type inlet buzz', was observed when the outlet nozzle area gradually reduced from its initial full throttling and the mass-flow was limited. The numerical simulation was conducted under the condition of the outlet nozzle contraction ratio A_e/A_t (exit area/inlet throat area) = 0.7. The CFD analysis showed a good agreement with the experiment. It was indicated that a flow field with subcritical shock configuration and supercritical mass capture characteristics appeared when the free stream Mach number was significantly lower than the inlet's design point. It was also observed that the inlet buzz was not triggered when the volume of the aft duct was smaller than a certain value.

記号

M	マッハ数
M_∞	主流マッハ数
Re	レイノルズ数
γ	比熱比
R	ガス定数
T_T	全温度
T_∞	主流静温度
P_T	全圧
P_{T_∞}	主流全圧
P_{S_∞}	主流静圧
A^*	臨界面積
A_∞	インテーク前面投影面積
A_T	インテークスロート面積
A_e	インテーク出口面積
V	体積
L	長さ
\dot{m}	質量流量
\dot{m}_∞	主流質量流量
ρ	密度
u	水平方向流速
MCR	流量捕獲率
TPR	全圧回復率
α	係数

1. はじめに

超音速空気吸い込み式エンジンでは、空気取り入れ口 (inlet) で吸いこみ空気の減速・圧縮が行われる。空気の減速・圧縮は、通常数段の衝撃波列で行われ、その形態から外部圧縮、内部圧縮、そしてその二つの特徴を兼ね備えた混合圧縮インテークに分類される。外部圧縮インテークでは、インテーク外部に衝撃波を発生させることにより圧縮が行われる。内部圧縮インテークでは、衝撃波はすべてインテーク内部で発生し、混合圧縮型インテークでは、インテークの内部と外部の両方で圧縮が行われる。

混合圧縮インテークでは、低流量時に衝撃波の振動現象が発生する。これは、インテークバズと呼ばれ、発生原因

により、Ferri 型バズと Dailey 型バズの二種類に大別される。Ferri 型は、衝撃波の三重点より発生するせん断層がインテークカウルに接触することによる剥離が原因であると考えられている。一方、Dailey 型バズ¹では、ランプ面での剥離により不安定現象が発生するとされている。

インテークバズが発生すると、急激な圧力変動により、エンジンの構造破壊の他、圧縮機のサージなどの流体不安定現象も引き起こす。また、インテークの最高性能点近くで発生するため、圧縮機のサージと同様、インテークの性能向上の妨げになっている。

本研究は、現在 JAXA で研究開発が行われている極超音速予冷ターボジェットエンジンのインテークを対象とする超音速風洞実験と数値流体力学(CFD)による分析を行うことで、インテークバズ現象を解析することを目的としている。

混合圧縮インテークには、超臨界 (supercritical operation) と亜臨界 (subcritical operation) の主に二つの運転モードがある。インテーク背圧が十分低く、かつ、スロート開度が十分大きい時、図 1 のようにインテークに空気が超音速で取り込まれる。この状態を超臨界状態と呼び、背圧の上昇に対しても流量が変わらない。

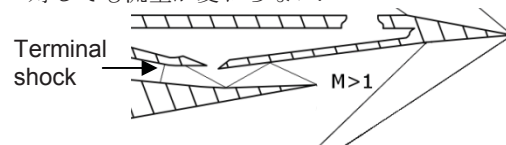


図 1 超臨界状態

超臨界状態から、背圧が上がると、終端衝撃波 (terminal shock) がスロートに近づく。通常、終端衝撃波がスロートにあるときに全圧回復が最も高くなり、最も高い性能が得られる。このときの運転状態を臨界状態 (critical operation) と呼ぶ。

臨界状態からなおインテークの背圧が上昇すると、図 1 ではインテーク内部にあった終端衝撃波が図 2 のようにインテークの外に吐き出される。この運転状態を亜臨界状態 (不始動) と呼ぶ。インテークに取り込まれる空気は、外部の衝撃波によって亜音速に減速され、一部は偏向されるため、流量捕獲量が減少する。

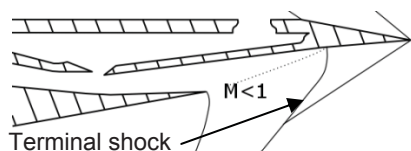


図2 亜臨界状態

Dailey 型バズとは、インテークが超臨界状態と亜臨界状態を行き来する振動現象である。Dailey¹によれば、インテークが亜臨界状態にあるときに、何らかの原因により、背圧が上昇した際、インテークに流入する流量を下げるために、ランプ上の衝撃波が前進することが、Dailey 型インテークバズの引き金になる。図3中の(a)から、背圧上昇に伴い(b)のようにランプ上の衝撃波が移動することで、衝撃波の根元より発生する剥離した領域がインテークにより多く流入するようになる。(a)→(b)→(c)と衝撃波が前進するに従い、インテーク開口部に占める剥離域の割合が大きくなり、インテークに流入する空気流量が少なくなっていく。一方このとき、エンジンの中の空気は、慣性の効果でノズルから排出され続ける。すると、エンジン内の圧力が下がり、衝撃波の背圧が下がる。衝撃波は(d)→(e)と後退し、超臨界状態(始動状態)になると、インテークに流入する空気流量が増える。流量が増えたことにより、再び背圧が上昇し、衝撃波が前進し、亜臨界状態(f)になる。(f)から、さらに(a)→(b)と背圧に応じて衝撃波が移動し、圧力振動が繰り返される。

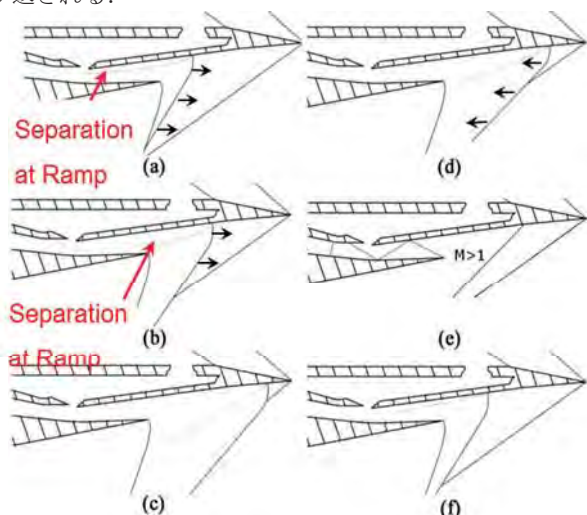


図3 Dailey型インテークバズ

近年の数値解析技術の進歩に伴い、CFDによるバズの研究も行われてきている。Newsome²は、長島が行った実験の再現をRANS計算で行い、インテーク後ろ側を完全に閉じたときのみバズの再現に成功した。Lu³らはRANS計算でDaileyの実験を再現し、実験で得られた25[Hz]に対し、数値計算で28[Hz]という結果を得た。近年では、西沢⁴がFerri型バズに関し計算を行い、非粘性の場合でも振動が起こることが確認された。Trapier⁵はDDES(Delayed Detached Eddy Simulation)計算を行い、実験の18[Hz]に対し、CFDで17[Hz]と、Dailey型バズに関し精度の高い計算を実現した。そのほか、Ferri型、Dailey型それぞれについて、いくつかの数値解析を用いたアプローチがなされているが、Dailey型インテークバズの発生限界の予想手法などの開発には至っていない。

2. 解法

数値計算は、JAXAで開発中の高速流体ソルバーのFaSTARを用い、計算を行った。空間離散化は有限体積法のセル中心法で行われている。流速評価には、HLLW法

を用い、時間積分には、dual time-stepping法とLU-SGS法を用いた。乱流モデルはSA(Spalart-Allmaras)モデルを使用した。

格子は、2010年に行われた実験で用いた風洞模型を模した形状の構造格子を製作し、流れの奥行き方向が1セルの2次元計算を行った。実験供試体同様、格子も第1, 2, 3ランプ、スロートのスリットと抽気孔の間にあるプレナム室からなるインテーク部と、その背後に続くダクトから構成されている。実験供試体のフロープラグは、計算格子では、仮想スロートで代用した。図4と図5に風洞模型概略図を、表1に風洞実験条件を示す。

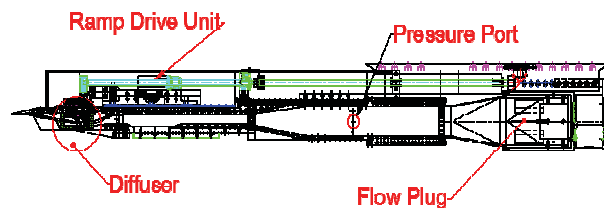


図4 風洞模型

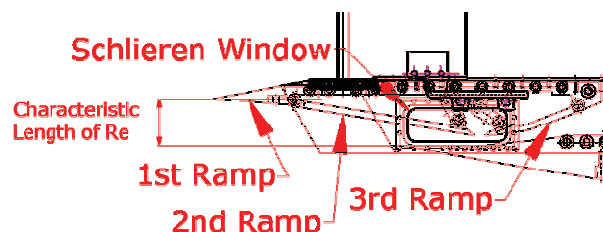


図5 風洞模型(インテーク部拡大図)

表1 実験条件

M_∞	2
Re	9.193×10^6
T_T K	296
T_∞ K	164.4
P_{T_∞} kPa	210
P_{S_∞} kPa	26.84

インテークスロート付近は、流れ方向の格子間隔を0.5[mm]に設定した。壁面付近の乱流境界層厚さを正確に見積もるため、壁面法線方向格子間隔は $y^+ \cong 1$ となるように決定された。

インテークバズは、特性曲線が右上がりになる領域で生じるなど、圧縮機のサージと似た特徴を有する。圧縮機のサージは、ボリューム要素の存在が発生の必要条件となっている。そこで、インテークバズにおいても、後方のボリューム要素がインテークバズに与える影響を調査するため、インテークの後ろのダクトの体積を小さくした計算を行なった。この格子においても、フロープラグによるスロットリング(後方仮想スロートの面積)やインテークスロートの開度などは、実験形状を模した計算と全く同じである。格子Iを、実験供試体を模したものとし、格子IIをダクト短縮型格子とした。それぞれの概略図を図6と図7に示す。図8は、表2にある各変数の定義を図で表している。体積 V は、インテークスロートから仮想スロートまでのインテーク部とダクトの体積である。ダクト長さ L はインテークスロートから仮想スロートまでの距離である。スロート面積 A_t は、スロート高さ h_t と奥行き d の積で表され、 $A_t = h_t d$ 。

$\times d$ である．仮想スロート面積 A_e は仮想スロート高さ h_e を使って $A_e=h_e \times d$ で表される．同様に，インテーク全面投影面積は， $A_\infty=h_\infty \times d$ である．奥行き d は100[mm]である．Plane 1はインテーク入口断面を表しており，Plane 2は実験にて圧力計測を行った断面に対応する格子上的断面を表す．

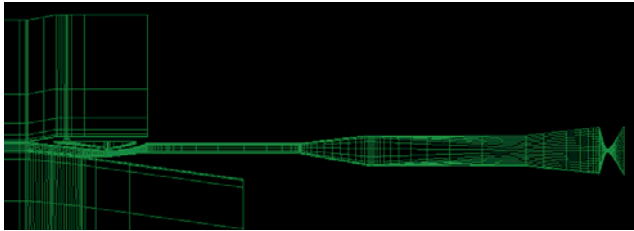


図6 I型格子(実験形状)

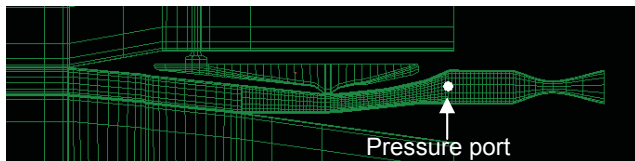


図7 II型格子(ダクト縮小)

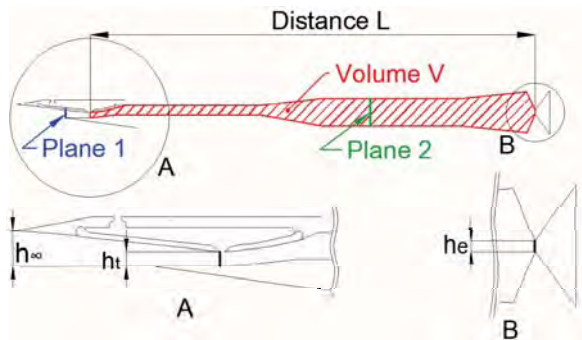


図8 計算格子横断面図

表2 格子諸元

	model	
	I	II
$A_\infty \text{ mm}^2$	3525	
$A_t \text{ mm}^2$	1467	
$A_e \text{ mm}^2$	1032	
$V \text{ mm}^3$	6.735×10^6	3.379×10^5
$L \text{ mm}$	1233	127.3

FaSTARにおいては，構造格子をブロック分割する際，分割がランダムになされるので，計算経過に合わせて，格子の形状（スロットリングなど）を変化させることができない．そこで，計算は，格子の形状を変更せずに，つまりインテークスロートや仮想スロートの形状は固定したまま，主流 Mach 数を段階的に目的の値まで上げることで行われた．

しかしながら，2010年に実施された実験においては，計測系の不備により，十分なデータの取得がなされなかったため，ランプ形状が異なる2009年に行われた実験の結果との比較を行った．

3. 結果および考察

3. 1 実験との比較

図9および表3に計算結果を，実験結果とともに示す．図9中の，「EFD」は実験結果であり，「CFD(I)」は，I型格子の計算結果の図4のPressure Portでの圧力をプロ

ットしたものである．II型格子での計算結果である「CFD(II)」の圧力は図7に示したPressure Portの位置で計測した．図9にあるa)からi)の記号は，後に出てくる図11，図13，図14と対応している．図9からわかるように，I型格子では実験同様に，圧力振動（インテークバズ）が発生したのに対し，II型格子では，インテーク部の形状が全く同じであるのにもかかわらず，振動が発生せず，定常状態でインテークが運転されているという興味深い結果が得られた．

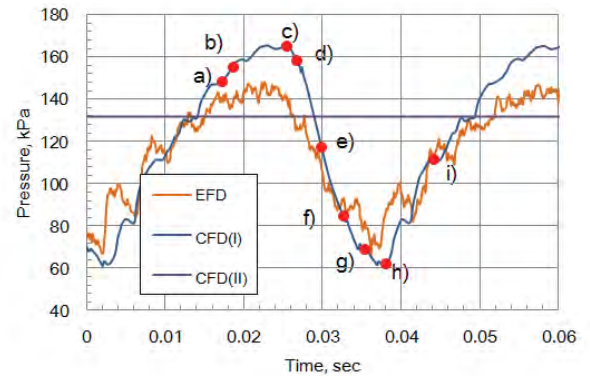


図9 Pressure Portでの圧力の時間履歴

実験では，圧力データの取得はフロープラグが動作している間に行われた．フロープラグ開度が刻々と変化しているので，計算と同一のスロットリングでの圧力計測のデータ点数が不足したため，高速フーリエ変換を行うことができなかった．そのため，実験では，支配周波数の測定を，圧力振動の上限値と下限値を記録する時間の間隔を平均したものから算出した．数値計算についても，実験に合わせ，同様の算出方法とした．

表3 圧力計測結果(その1)

	CFD(I)	EFD
Frequency Hz	23.37	26.24
Sampling Frequency Hz	5.8463×10^3	1.000×10^4
Amplitude kPa	104.0	74.85
Upper Limit of Pressure Fluctuation kPa	164.7	144.4
Lower Limit of Pressure Fluctuation kPa	60.74	69.55

実験と計算は周波数，振幅共に定性的に一致した．インテークの3次元効果による流量損失が渡辺ら⁷⁾により指摘されており，2次元計算が本質的に風洞実験との誤差をはらんでいるが，そのほかにも誤差の原因が挙げられる．

CFDの結果と実験による圧力計測値には，振幅に比較的大きな違いが見受けられる．CFDと実験では，圧力振動の上限値と下限値がそれぞれおよそ9[kPa]と20[kPa]違うが，上限値における誤差の要因として，第3ランプの形状が違っていることが挙げられる．S-engineのインテークは， $M=5.0$ が設計点であるが，実験は $M=2.0$ で行われている．2009年に使用した実験供試体では，設計点よりも飛行速度が著しく低い非設計点において，ランプを駆動するリンク機構の設計上の問題により，第3ランプ先端が第2ランプ先端に比べ，大幅に高い位置にある．第3ランプの先端位置が高いことにより，スロート面積が大きくなることで，臨界状態での背圧が低くなってしまい，実験データの圧力変動の上

限値が低くなってしまうと考えられる。CFDでは、第3ランプ先端の高さを第2ランプに近づける改良をした2010年に行った供試体をもとに格子を作成したため、CFDの圧力の上限値が実験に比べ高くなったと推測される。

3. 2 擬似的な超臨界状態

CFDによる計算結果のうち、Mach数コンターを図10(I型格子)と図12(II型格子)に示す。図10は、図9などにあるa)と同じタイミングのものである。次節にある、図14を見るとわかるが、i)→a)→b)の間は、インテークのスロート上流の流れ場は変化せず、一定であった。図中のM1.5などの文字は、それぞれの等Mach数線のMach数を示している。流量捕獲率(Mass Capture Ratio)の時間履歴を図11に示す。

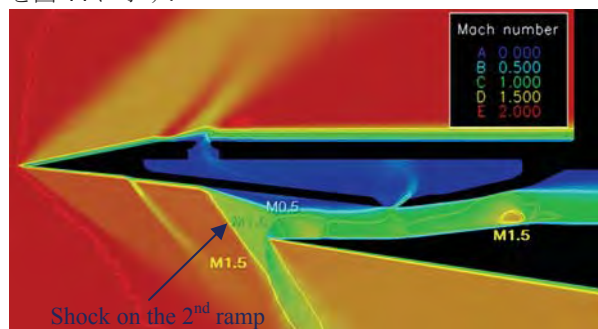


図10 Mach数コンター (I型格子 a))

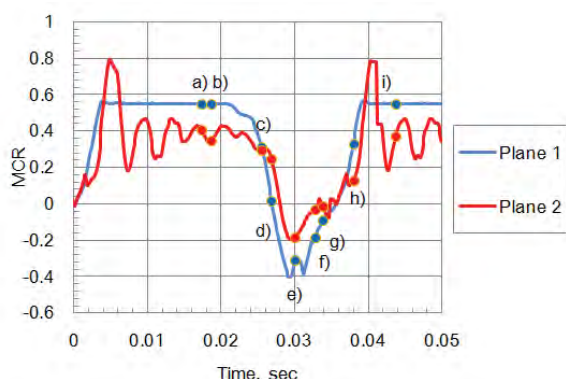


図11 流量捕獲率の時間履歴 (CFD I)

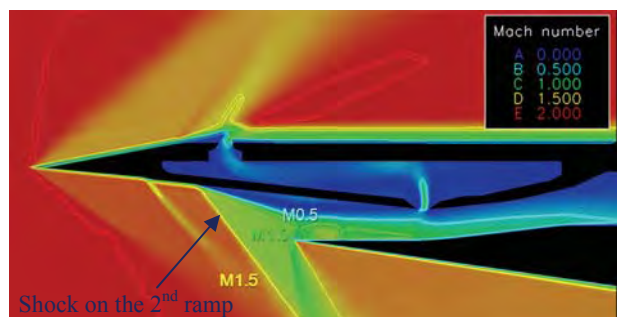


図12 Mach数コンター (II型格子)

流量捕獲率は、インテーク前面を流れる空気をどれほどインテークが捕獲できているかを示す指標である。全圧回復率(Total Pressure recovery Ratio)は、主流全圧に対する捕獲された空気的全圧の比である。以下に計算式を示す。

$$\text{MCR} = \frac{\dot{m}}{\dot{m}_{\infty}} = \frac{\int_A \rho u dA}{\int_A \rho u_{\infty} dA} \quad (1)$$

$$\text{TPR} = \frac{P_t}{P_{t\infty}} = \frac{\int_A P_t \rho u dA}{\int_A P_{t\infty} \rho u_{\infty} dA} \quad (2)$$

先述のように、同じインテーク形状でありながら、インテークバズが発生したケース(I型格子)と、しなかったケース(II型格子)が存在したが、まずは実験形状と同じ、ダクト体積が大きなI型格子での計算結果に注目する。図11は、バズサイクル中の、数値計算により得られたPlane 1とPlane 2を流れる流量の時間履歴である。Plane 2の流量がPlane 1に比べ低い値になっているのは、Plane 1とPlane 2の間で、抽気により、空気が排出されているためである。Plane 1の流量は0.01~0.025 [sec]にかけて一定の値をとっているが、Plane 2の流量はその間も変動している様子が捉えられている。この間、Plane 2の流量変動はPlane 1に伝達されていない。したがって、Plane 1の面では流れが超音速になっており、Plane 2では亜音速になっていることが考えられる。1章で述べたように、一般に背圧(全圧回復率)の変化に対して、流量が常に一定になるとき、インテークは超臨界状態で運転されている。従って、i)→a)→b)の間、インテークは超臨界状態で運転していることが推測される。

しかしながら、I型格子でのa)の状態のMach数コンター(図10)を見ると、第2ランプ上に衝撃波が発生していることがわかる。このように、ランプ面に衝撃波ができて、その後方が亜音速になっている状態は、亜臨界状態の特徴である。S-engineのインテークは、設計点Mach数が5.0であり、本計算で扱っているMach 2.0においては、インテークスロートが入口断面積に対し小さすぎるため、始動できないと考えられており、過去の実験においても、背圧が低い時においても不始動となっている⁷⁾。

流量捕獲率と全圧回復率の関係から言えば超臨界状態であるのに、衝撃波の配置から言えば亜臨界状態と考えられる。超臨界・亜臨界状態双方の特徴をもった流れが現れている。ここでは、このような流れ場を、便宜的に「擬似超臨界状態」と呼ぶこととする。

亜臨界状態では、ランプ面の衝撃波は背圧(全圧回復)に応じて動くことで、インテークに取り込まれる空気の流量が規定される。しかし、i)→a)→b)と全圧回復率が上昇しても、インテークに取り込まれる空気の流量は全く変化しない。実際、次節で示す図14(CFDの結果を水平方向絶対流速について可視化した画像)では、i)→a)→b)でランプ上に吐き出された衝撃波の位置は、常に変わらない。

ここで、ダクトが小さい場合(II型格子)でのMach数コンター(図12)とI型格子でのMach数コンター(図10)を比較すると、ランプ面の衝撃波の位置が異なっていることに気がつく。図10と図12を比較すると、第2ランプ上の衝撃波の位置が、II型格子の計算結果(図12)のほうがよりランプ付け根寄りになっており、インテークからの溢流(spillage)が増えることで、インテークに流入する空気の流量が少なくなっていることが視覚的にわかる。圧力の振動が見られず、ランプ面での衝撃波の位置が適切に調整され、安定的に運転がなされているため、II型格子では定常亜臨界状態が維持されていると考えられる。

I型格子の擬似超臨界状態とII型格子の定常亜臨界状態は見た目の上では似ているが、インテーク内部の流れ場には違いがみられる。I型格子でのMach数コンター(図10)とII型格子のMach数コンター(図12)とを比較すると、インテークのスロート下流の第三ランプ下の流路が、擬似超臨界状態(I型格子=図10)では超音速であるのに対し、定常亜臨界状態(II型格子=図12)では亜音速になっている。このI型格子の結果に現れた超音速の部分の存在が、背圧の変化がランプ面の衝撃波に伝わるのを阻むことで、全圧回復率に関わらず流入流量が常に一定になっていると考えられる。

インテークの後ろのダクトの体積により、定常亜臨界状態になる解（Ⅱ型格子）と、亜臨界状態になれず、振動する解（Ⅰ型格子）の二つが存在することを、計算結果は示唆している。この二つの主な違いはダクト体積の大きさであるので、インテークの第一スロートからフローラグのスロートまでの部分の体積 V も、バズが発生する条件に関わっていることが予想される。

3. 3 インテークバズサイクル

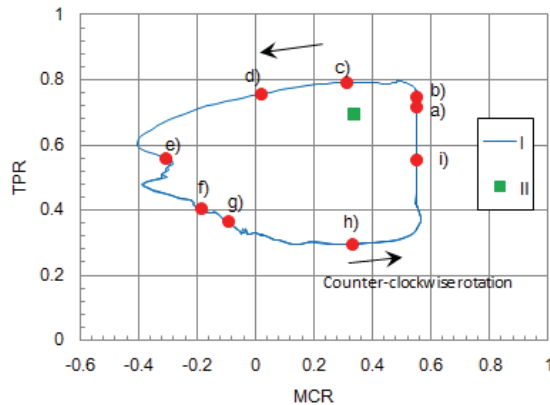


図 13 CFD I の性能曲線 (MCR:Plane 1, TPR:Plane 2)

CFD により求めた圧力振動中の性能曲線を図 13 に示す。図中の「Ⅰ」がⅠ型格子での計算結果を示し、「Ⅱ」がⅡ型格子での計算結果を示している。これまでの図と同様に、a)から i)の記号は、図 9, 図 11, 図 14 と対応している。

インテークバズが発生している間、性能曲線は反時計回りの曲線を描く。流量捕獲率が負になる領域では、逆流が生じている。流量捕獲率は、図 8 に示した Plane 1 で示した断面を通過する流量から算出したもの、つまりインテーク入口断面を通過する流量にあたる。全圧回復率については、Plane 2 を通過する空気で計算したものである。

図 14 は、CFD の結果を水平方向絶対流速 u について可視化している。a)を見ると、インテークカウル前に衝撃波が吐き出されており、一見亜臨界状態であるかのように見える。しかし、第 2 ランプの下にショックトレインが見えることからわかるように、部分的に超音速流れが生じており、擬似的な超臨界状態にある。a)の状態から、ダクトに空気がたまり圧力上昇が起きることで、b)の状態に終端衝撃波が前進する様子が描かれている。

仮想スロートから排出される空気の流量は、仮想スロートで流れがチョークしているとする、実験によって求まる係数 α と仮想スロート面積 A^* を用いて、

$$\dot{m} = \alpha P_0 A^* \sqrt{\frac{\gamma}{RT_t} \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} \quad (3)$$

と表される。通常、仮想スロートの面積、全温度は一定であるので、流量は全圧に比例する。衝撃波のスロートへの移動に伴う全圧回復の上昇により、仮想スロートからの流出流量も上昇する。一方で、インテークが超臨界状態であるか、擬似超臨界状態であると、流入流量は一定に保たれる。衝撃波がスロートに到達して b) のような状態になると、全圧回復が擬似超臨界状態の中で最大になる（臨界状態）。もし、この時に仮想スロートからの流出流量が、捕獲流量に追いつかない場合、擬似超臨界状態の崩壊が始まり c) のようになる。この時、カウル先端からスロートにかけての流れ場が、a), b) では、下流の影響を受けずに不変であったが、c) では第 2 ランプ上の衝撃波の移動に伴い変化が生じている。

第 2 ランプ上の衝撃はさらに前進し、d) の図のようにインテークにほとんど空気が流入しなくなる。さらに衝撃波

が前進し、第 1 ランプ先端まで到達すると、逆流が発生する (図 e))。

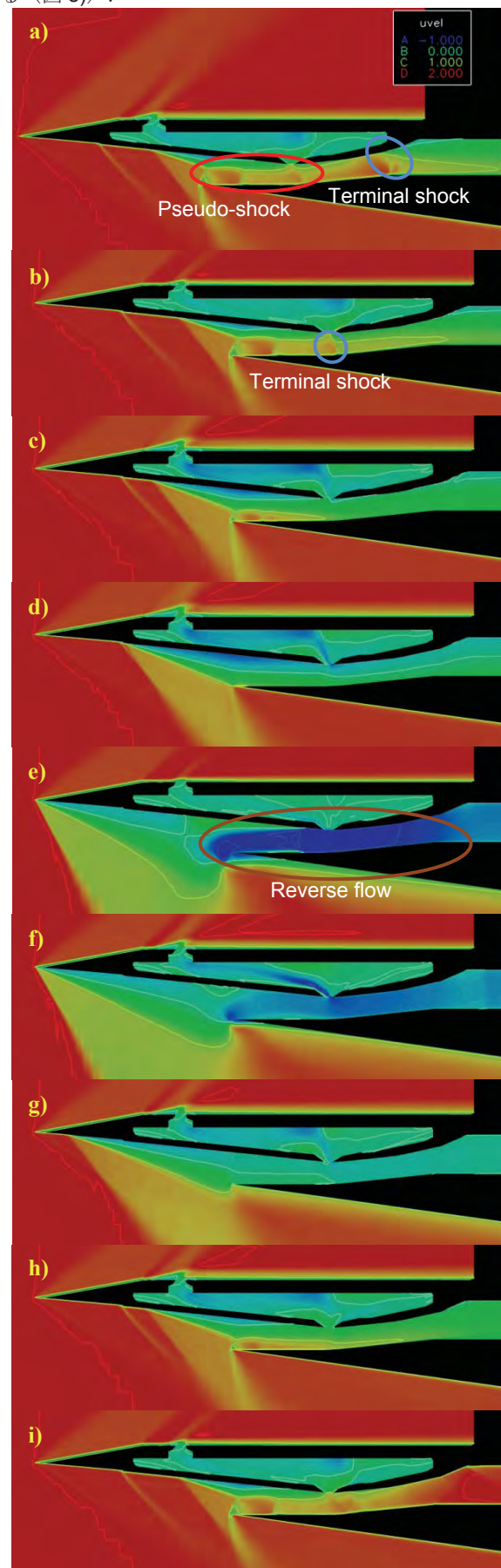


図 14 インテークバズサイクル (CFD)

逆流により、ダクト内の圧力が十分下がった後、第1ランプ先端まで移動していた衝撃波は、g)にあるように後退し始める。インテークに空気が流入し始め(図h)、衝撃波が十分後退すると、i)にあるように再び疑似超臨界状態に戻る。

一般的なインテークバズでは、図3d)のように衝撃波が吹き出されて亜臨界状態になったとしても、流量捕獲量が減るだけであると考えられていた。衝撃波が吹き出された結果、逆流が生じているということが本計算で明らかになった。

CFDの結果より、衝撃波の三叉点により生じるせん断層が、インテークに流入していることは認められなかった。したがって、本実験で計測されたインテークバズは、Ferri型バズとは明らかに原因が異なるため、Dailey型バズと考えられる。

4. 結論

超音速インテークにおけるCFD解析を行い、Dailey型インテークバズが数値的に再現された。インテークバズサイクル中の圧力、流量などが得られ、以下の結論を得た。

1. 超音速風洞実験で得られた支配周波数**26.24[Hz]**、圧力振幅**74.85[kPa]**に対し、数値解析では**23.37[Hz]**、圧力振幅**104.0[kPa]**が得られた。
2. インテークバズサイクル中で、逆流が発生している様子が捕らえられた。
3. 亜臨界状態の衝撃波の配置でありながら、インテーク内に超音速で空気が取り込まれ、背圧の変化に関わらず、流入空気流量が一定になる状態(疑似超臨界状態)があることがわかった。
4. インテーク後ろのダクトの体積の値が十分小さいとき、体積が大きい場合はインテークバズが発生するスロットリングでも、バズが発生しないことがわかった。そのとき、ダクトの体積が大きい場合と小さい場合で、衝撃波の配置が異なるモードがあることも判明した。

参考文献

- (1) Dailey, C.L., "Supersonic Diffuser Instability", Ph.D. thesis, California Institute of Technology, Pasadena, CA, 1954
- (2) Newsome, R. W., "Numerical Simulation of Near-Critical and Unsteady, Subcritical Flow", AIAA Journal, Vol.22, No.10, 1984, pp.1375-1379
- (3) Lu, P.-J., and Jain, L.-T., "Numerical Investigation of Inlet Buzz Flow", Journal of Propulsion and Power, Vol. 14, No.1, Jan. Feb. 1998, pp.90-100
- (4) 西沢宇一ほか, "外部圧縮型インテーク周りにおける衝撃波の振動現象", 日本航空宇宙学会第37回流体力学講演会(2005-9, 千葉大学, 千葉)
- (5) Trapier, S., et al., "Delayed Detached Eddy Simulation and Analysis of Supersonic Inlet Buzz", AIAA Journal, Vol.45, No.9, 2007, pp2273-2284
- (6) Fujita, K., et al., "Aerodynamics of Pre-Cooled Turbojet Engine Demonstrator Using High-Altitude Balloon", 宇宙航空研究開発機構特別資料 JAXA-SP-08-009, 2008
- (7) Nakayama, T. et al., "An Experimental Study on Inlet Buzz Characteristics", AJCPP2010-027, 2010
- (8) Watanabe, T., "Effect of Sidewall Configuration on Aerodynamic Performance of Supersonic Air-intake", JAXA Research and Development Report JAXA-RR-03-009, 2004