

# URANS による超音速インテークバズ発生メカニズムの数値解析

## Numerical Analysis of Generating Mechanism of Supersonic Inlet Buzz by URANS Approach

- 小島 良実, 農工大院, 東京都小金井市中町 2-24-16, y-kojima@st.go.tuat.ac.jp
- 山本 洵, 農工大院 (現:川崎重工), 東京都小金井市中町 2-24-16
- 亀田 正治, 農工大, 東京都小金井市中町 2-24-16, kame@cc.tuat.ac.jp
- 渡辺 安, JAXA, 東京都調布市深大寺東町 7-44-1, watanabe.yasushi@jaxa.jp
- 橋本 敦, JAXA, 東京都調布市深大寺東町 7-44-1, hashimoto.atsushi@jaxa.jp
- 青山 剛史, JAXA, 東京都調布市深大寺東町 7-44-1, aoyama.takashi@jaxa.jp

We conducted numerical analysis of flow around external-compression inlet model at the Mach number of 2.0 by unsteady Reynolds-averaged Navier-Stokes (URANS) method. We examined the generating mechanism of supersonic inlet buzz and its predictability by numerical approach. As a result of discussion about mass balance inside the inlet, we obtained simple inlet buzz model which is expressed by delay differential equation. The oscillation and frequency of the inlet buzz is well represented by the buzz model. We also showed physical parameters to determine the onset of inlet buzz. These parameters are key to predict the onset of inlet buzz by numerical approach.

### 1. 緒言

超音速インテークは次世代の旅客用超音速輸送機 (SST: Super Sonic Transport) の要素技術の一つであり, エンジンへの気流の安定供給を担う重要デバイスである<sup>1</sup>. インテークは一般に衝撃波発生用のランプと圧力回復用のディフューザから構成されており (Fig. 1), 衝撃波システムにより気流を亜音速に減速し, ディフューザで圧力回復させる. インテークの安定性を損なう不安定現象として, 超音速インテークバズ (Fig. 1) が知られている. これは, ディフューザ内の流量が過度に低下した際に発生する, 衝撃波の自励振動現象である. インテークバズは流体力学的な不安定現象で, インテークの安全性に大きく影響する.

以上のような理由から, インテークバズの研究例は多く知られている<sup>2,4</sup>. 1980年代以降は, 数値流体力学 (CFD) による非定常解析が, インテークバズの予測に利用されるようになった. Lu & Jain<sup>5</sup> は超音速インテークに対して URANS による解析を行い, Dailey<sup>6</sup> の風洞試験結果を良く再現している. 最近では, Trapier<sup>7</sup> らが矩形断面の混合圧縮型インテークの解析を行った. この解析では, Spalart-Allmaras (SA) モデルベースの Delayed Detached-Eddy Simulation (DDES) が用いられた. その結果, 実験<sup>8</sup>における圧力変動のスペクトルを定量的に再現している. Trapier らは URANS 解析も同時に行い, 最も支配的な圧力変動は URANS 解析でも再現し得ると報告している. このように, CFD によるインテークバズの研究は多くあるが, CFD によるバズ発生の予測可能性は十分に検証されていない. Trapier<sup>9</sup> らは結論の最後に, 彼らの数値計算ではバズ臨界値の正確な決定は難しいと述べている.

本研究では, URANS ベースの数値解析によるインテークバズ発生過程の解析を行う. 解析対象は, 宇宙航空研究開発機構 (JAXA) で実施された, 外部圧縮型超音速インテークのバズ特性取得試験とする. CFD によるバズオンセットの定量予測の可能性を調べるために, バズ発生過程の物理的な機構について考察する.

### 2. 数値解析

#### 2.1 解析用モデル

本研究では, JAXA の超音速風洞を用いて実施された, バズ特性取得試験 (試験番号: SWT1-05-09<sup>10</sup>) を模した解析を行う. 解析用モデルの概要図は, Fig. 1 に示す通りである. モデルは斜め衝撃波を発生させるランプブロック, ディフューザ, 流量調整用のフロープラグから成る. ディフューザ断面は矩形であり, 長さは 240 mm, 入り口部の高さとは幅はそれぞれ 30 mm, 60 mm である. ディフューザ後端での高さは 40 mm である. 風洞試験では, フロープラグを徐々に押込むことでディフューザ内流量を低下させ, バズ

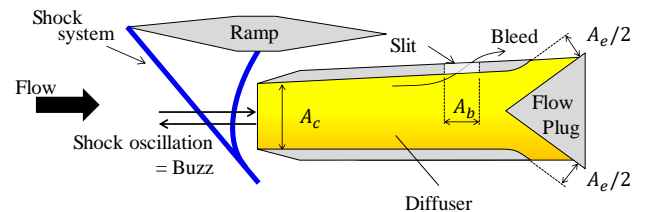


Fig. 1: Schematic of the supersonic inlet and inlet buzz

を発生させている.

また, 気スリットをディフューザ後部に設けた. 排気スリットは実模型ではディフューザの上壁側に存在しており, Fig. 1 の形状と異なる. しかし予備計算の結果, 面積が同じであれば, 形状が異なっても同様の結果が得られることが分かった. そのため, 本研究では格子の変更が容易な Fig. 1 の排気スリットを用いる. Fig. 1 において,  $A_c$  は捕獲面積,  $A_e$  は出口面積を表す.  $A_b$  は排気スリット面積を表す. 本稿におけるそれぞれの面積は, 以降,  $A_c$  で無次元化した値として表す.

上記の解析モデルに対して HH 型構造格子による格子形成を行った. 総格子点数は約 300 万点とした. また, 壁面第 1 層目の格子幅は  $y^+ = 1.0$  となるように設定した.

#### 2.2 解析方法・条件

数値解析の実行には, JAXA 所有のスーパーコンピュータ JSS2 (JAXA Supercomputer System Generation 2) を使用した. 解析ソルバには, JAXA で開発された圧縮性流体ソルバの FaSTAR<sup>11</sup> を用いた. 支配方程式は URANS とし, 乱流モデルとして SA-R<sup>12,13</sup> (Spalart-Allmaras with Rotation collection) モデルを用いた. 非粘性流速の計算には大林らの HLLW<sup>14,15</sup> スキームを用い, MUSCL 法により空間 2 次精度を確保した. 変数の空間勾配の計算には嶋らによる GLSQ<sup>16</sup> 法を用いた. 勾配制限関数には van Leer 型のオリジナルリミタを使用した. 時間積分には LU-SGS 法と Dual time stepping 法を組み合わせて用いて非定常計算を行った. 時間刻み幅は  $\Delta t = 1.98 \times 10^{-7}$  s とした. また, 計算の初期値には一様流を用い, インパルススタートとした.

解析における気流条件は SWT1-05-09 の実験条件に準拠した. バズの発生・非発生はフロープラグの押込みによる出口流量の変化で制御される. 本研究では, 出口面積を  $A_e = 3.8\%$  として解析を行う. 本解析の解析条件を Table 1 に示す.

Table 1: Summary of analysis conditions

Mach number	$M_\infty$	2.0
Total temperature	$T_\infty$	220 K
Total pressure	$p_\infty$	287 kPa
Area of outlet	$A_e$	7.6 %
Area of slit	$A_b$	20.0 %

### 3. 解析結果および考察

#### 3. 1 実験結果との比較

Table 1 で示した条件で解析した時の、ディフューザ内の圧力変動履歴を Fig. 2 に示す。この解析条件では圧力変動は収束せず、バズが発生している。Table 2 に解析結果におけるディフューザ内平均圧力とバズ周波数を、バズ発生時の実験結果と比較した結果を示す。平均圧力の誤差は 1.5 %、周波数の誤差は 3.6 % であり、本研究の解析は実験を良く再現していると言える。

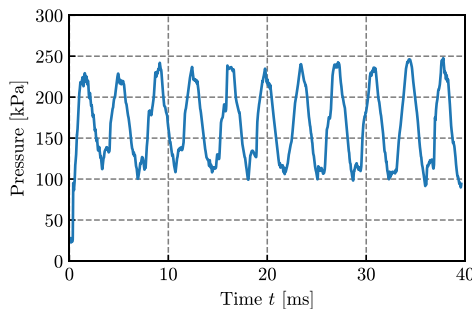


Fig. 2: Pressure fluctuation inside the diffuser

Table 2: Comparison of simulation and exp. data

Value	Simulation	Exp.	Error [%]
Mean pressure [kPa]	167.95	165.47	1.5
Frequency [Hz]	289	279	3.6

#### 3. 2 超音速インテークバズの数理モデル

バズの発生メカニズムについて考察し、定量的な予測の可能性を調べるため、バズの数理モデルを構築する。実験的には、バズの発生・非発生はフロープラグの押込み量で制御されるので、バズの臨界値は流出流量に密接に関連していると考えられる。

バズの数理モデルを構築するために、ディフューザ後部に Fig. 3 のように control volume を設定し、CV 内質量  $m$  の収支を考える。ここで、 $\dot{m}_{in}$  は CV 内に流入する質量流量、 $\dot{m}_e$  は出口質量流量、 $\dot{m}_b$  は排気スリットから流出する質量流量である。 $\dot{m}_{out} = \dot{m}_e + \dot{m}_b$  とすると、CV 内質量の時間変化  $\dot{m}$  は、次式で表される。

$$\dot{m}(t) = \dot{m}_{in}(t) - \dot{m}_{out}(t) \quad (1)$$

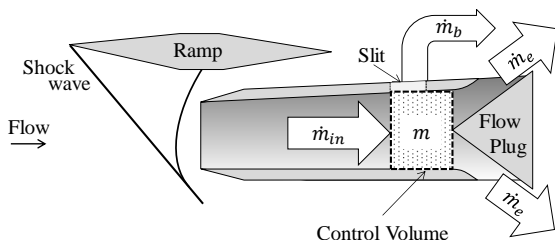


Fig. 3: Control volume and mass flux in the diffuser

$\dot{m}_e$  と  $\dot{m}_b$  は  $m$  の増加に伴う CV 内圧力の上昇により増加するので、 $m$  と同位相で変動する。一方、 $\dot{m}_{in}$  は CV 内の圧力上昇に伴い減少すると考えられる。ところが、 $\dot{m}_{in}$  と  $m$  の変動は同期しない。実際には、 $m$  の上昇開始時刻と  $\dot{m}_{in}$  の減少開始時刻の間には、およそ 1.18 ms の時間遅れが存在する。これは概ね、CV 位置から生じた圧縮波（膨張波）がディフューザ内を上流に伝播し、ディフューザ上流の衝撃波において位相が逆転して反射、膨張波

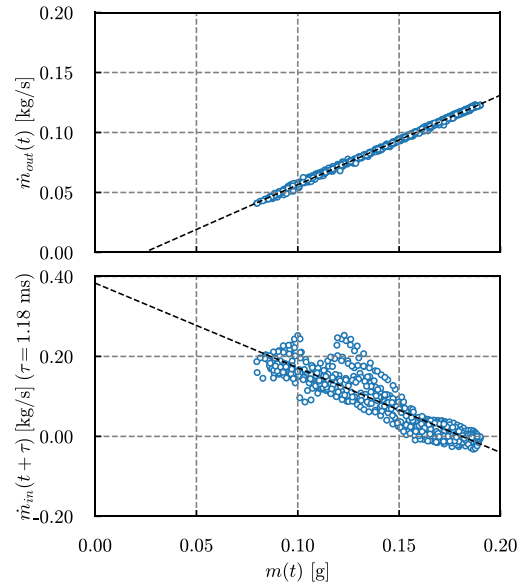


Fig. 4: Relation between  $\dot{m}_{in}$ ,  $\dot{m}_{out}$  and mass in CV

(圧縮波) として CV 位置まで往復する時間に相当する。

Fig. 4 は各時刻における  $m(t)$  と  $\dot{m}_{in}(t + \tau)$ ,  $\dot{m}_{out}(t) = \dot{m}_e(t) + \dot{m}_b(t)$  の関係を表している。ただし、 $\tau = 1.18$  ms である。また、図中の破線はプロットの近似直線である。Fig. 4 から分かるように、 $\dot{m}_{out}(t)$  と  $m(t)$  は比例関係にある。近似直線の切片を  $m_n$  とすると、 $\dot{m}_{out}(t)$  は次式で表される。

$$\dot{m}_{out}(t) = C_{out}(m(t) - m_n) \quad (2)$$

また Fig. 4 から、 $\dot{m}_{in}$  は 1.18 ms 前の  $m(t)$  に比例することが分かる。近似直線の切片を  $m_0$  とすると、 $\dot{m}_{in}(t)$  は次式で表される。

$$\dot{m}_{in}(t) = C_{in}(m(t - \tau) - m_0) \quad (3)$$

以上から、インテークバズの数理モデルとして、次式で表される遅延微分方程式を得る。

$$\dot{m}(t) = C_{in}(m(t - \tau) - m_0) - C_{out}(m(t) - m_n) \quad (4)$$

モデル方程式(4)のパラメータは Table 3 に示す通りである。これらのパラメータは、幾何学的な形状と気流条件に依存すると考えられる。この内、 $C_{in}$ ,  $C_{out}$  は、CV 内質量 (圧力) 上昇に対する流入・流出感度と解釈できる。

Table 3: Summary of parameter for buzz model

$C_{in}$	$-2.12 \times 10^3 \text{ s}^{-1}$
$m_0$	0.194 g
$C_{out}$	$0.75 \times 10^3 \text{ s}^{-1}$
$m_n$	0.0267 g
$\tau$	1.18 ms

#### 3. 3 バズの数理モデルの検証

モデル方程式(4)を数値的に解き、現象の再現性を確認する。Fig. 5 は、式(4)を 4 次の Runge-Kutta 法で解いた時の数値解である。パラメータは Table 3 に示した通りである。初期値  $m(0)$  は一様流密

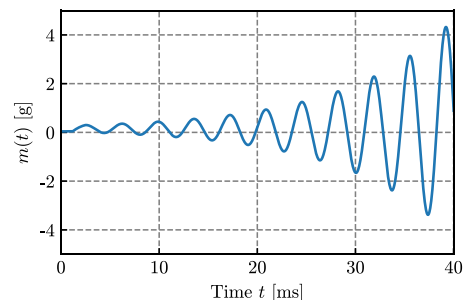


Fig. 5: Numerical solution of buzz model by 4th order RK method

度から計算される質量とした。Fig. 5 から、モデル方程式に振動解が存在することが分かる。振幅が増加していることから、バズの発生を模していることが分かる。Fig. 5 の解の振動周波数は 272 Hz であり、シミュレーションの結果および実験結果と大きくかい離しておらず、現象を良く再現している。

一方、モデル方程式の解には極限サイクルが存在せず、負の質量が現れている。これは、モデル方程式が線形であるためである。一般に、方程式の解が極限サイクルを含むには、方程式が非線形項を含む必要があることが知られている<sup>17</sup>。Fig. 4 を見ると、 $\dot{m}_{in}(t)$  の分布は  $\dot{m}_{out}(t)$  と比較して分散が大きい。これは、現象の非線形性に起因していると考えられる。モデル方程式 (4) が極限サイクルを含むためには、 $\dot{m}_{in}(t)$  の非線形効果を考慮する必要があると言える。

式(4)を見ると、パラメータの内、 $m(t)$ の時間変化に関係するのは  $C_{in}$ ,  $C_{out}$ ,  $\tau$  であることが分かる。したがって、バズの臨界値を CFD により予測するには、これら 3 つのパラメータに関わる現象を正確に解析する必要があると考えられる。

#### 4. 結言

本研究では URANS による数値解析によって、超音速インテーク風洞試験の模擬解析を実施し、バズの発生メカニズムを考察した。その結果、遅延微分方程式で表されるインテークバズ数理モデルを得た。4 次 Runge-Kutta 法を用いてモデル方程式を数値的に解き、バズの振動と振動周波数が良く再現されることを示した。また、バズ臨界値を正確に予測するために精度良く解析するべき要素の示唆を得た。

#### 参考文献

- <sup>1</sup> Seddon, J. and Goldsmith, E. L., *Intake aerodynamics 2nd edition*, AIAA, 1999.
- <sup>2</sup> Oh, J. Y., Ma, F., Hsieh, S. Y. and Yang, V., "Interactions Between Shock and Acoustic Waves in a Supersonic Inlet Diffuser," *Journal of Propulsion and Power*, vol. 21, May 2005, pp. 486–495.
- <sup>3</sup> Hong, W. and Kim, C. "Computational Study on Hysteretic Inlet Buzz Characteristics Under Varying Mass Flow Conditions," *AIAA Journal*, vol. 52, Jul. 2014, pp. 1357–1373.
- <sup>4</sup> Soltani, M. R. and Sepahi-Younsi, J., "Buzz Cycle Description in an

Axisymmetric Mixed-Compression Air Intake," *AIAA Journal*, vol. 54, Mar. 2016, pp. 1040–1053.

- <sup>5</sup> Lu, P.-J. and Jain, L.-T., "Numerical Investigation of Inlet Buzz Flow," *Journal of Propulsion and Power*, vol. 14, Jan. 1998, pp. 90–100.
- <sup>6</sup> Dailey, C. L., "Supersonic Diffuser Instability," *Journal of the Aeronautical Sciences*, vol. 22, Nov. 1955, pp. 733–749.
- <sup>7</sup> Trapier, S., Deck, S. and Duveau, P., "Delayed Detached-Eddy Simulation and Analysis of Supersonic Inlet Buzz," *AIAA Journal*, vol. 46, Jan. 2008, pp. 118–131.
- <sup>8</sup> Trapier, S., Duveau, P. and Deck, S., "Experimental Study of Supersonic Inlet Buzz," *AIAA Journal*, vol. 44, Oct. 2006, pp. 2354–2365.
- <sup>9</sup> Trapier, S., Deck, S. and Duveau, P., "Delayed Detached-Eddy Simulation and Analysis of Supersonic Inlet Buzz," *AIAA Journal*, vol. 46, Jan. 2008, pp. 118–131.
- <sup>10</sup> 亀田正治, "インテークバズの発生メカニズム解明とその制御," *宇宙航空研究開発機構特別資料: 平成24年度JAXA航空プログラム公募型研究報告会資料集*, JAXA-SP-13, 2014, pp. 21–30.
- <sup>11</sup> Hashimoto, A., Murakami, K., Aoyama, T., Ishiko, K., Hishida, M., Sakashita, M. and Lahur, P., "Toward the Fastest Unstructured CFD Code 'FaSTAR,'" *AIAA Paper 2012-1075*, Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2012, pp. 1–10.
- <sup>12</sup> Dacles-Mariani, J., Zilliac, G. G., Chow, J. S. and Bradshaw, P., "Numerical/experimental study of a wingtip vortex in the near field," *AIAA Journal*, vol. 33, Sep. 1995, pp. 1561–1568.
- <sup>13</sup> Lei, Z., "Effect of RANS Turbulence Models on Computation," *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, vol. 48, 2005, pp. 152–160.
- <sup>14</sup> Obayashi, S. and Wada, Y., "Practical formulation of a positively conservative scheme," *AIAA Journal*, vol. 32, May 1994, pp. 1093–1095.
- <sup>15</sup> Obayashi, S. and Guruswamy, G. P., "Convergence acceleration of a Navier-Stokes solver for efficient static aeroelastic computations," *AIAA Journal*, vol. 33, Jun. 1995, pp. 1134–1141.
- <sup>16</sup> Shima, E., Kitamura, K. and Haga, T., "Green-Gauss/Weighted-Least-Squares Hybrid Gradient Reconstruction for Arbitrary Polyhedra Unstructured Grids," *AIAA Journal*, vol. 51, Nov. 2013, pp. 2740–2747.
- <sup>17</sup> Strogatz, S. H., *Nonlinear dynamics and chaos*, Westview Press, 2014.