

第 38 回
流力騒音シンポジウム
概要集

平成 30 年 12 月 6 日, 7 日

於 : 長崎大学文教キャンパス 総合研究棟 2F 多目的ホール

日本機械学会 流体工学部門 流力騒音研究会

第38回 流力騒音シンポジウム発表プログラム

日本機械学会 流体工学部門 流力騒音研究会
平成30年12月6日(木), 7日(金)
於 長崎大学文教キャンパス 総合研究棟2階
多目的ホール

12月6日(木)

- 13:00~13:10 開会
- 13:10~13:40 「キャビティ・パイプシステム内の音響局在モードの解析」ランジェム (山形大)
- 13:40~14:10 「マッシュ関数に基づく非コンパクトグリーン関数(改訂);後縁渦騒音の場合」 秋下 (立命館大)
- 14:10~14:40 「歯茎摩擦音/s/発音時の舌運動と空力音源発生の関係性」吉永 (大阪大)
- 14:40~15:10 「音響加振を伴う空力自励音に関する考察」丸田 (中央大)
- 15:10~15:30 休憩
- 15:30~16:00 「簡易化した移動音源による放射音効果について」岩永 (計算力学研)
- 16:00~16:30 「ボイラ管群で発生する空力自励音対策としての穴あき板の利用に関する数値的研究」石原 (徳島文理大)
- 16:30~17:00 「気柱共鳴現象時のボイラ管群内の音圧変動と渦放出との関係」濱川 (大分大)
- 17:00~17:30 「回転流体から生成される音について」北村 (長崎大)
- 18:00~19:00 出島見学会
- 19:00~21:00 懇親会

12月7日(金)

- 9:00~9:30 「航空機用エンジンのファン騒音シミュレーション」楠田 (IHI)
- 9:30~10:00 「JAXA 実験用航空機「飛翔」によるフラップ低騒音化技術の実証」山本 (JAXA)
- 10:00~10:30 「JAXA 実験航空機「飛翔」主脚の低騒音化設計の検証」高石 (JAXA)
- 10:30~11:00 「圧縮機翼列から発生する広帯域騒音の特性」光末 (東京大)

- 11:00~11:20 休憩
- 11:20~11:50 「In-flight measurement of the turbulent boundary layer coherence length」 Stefan Haxter (東北大)
- 11:50~12:20 「超音速噴流騒音の周波数領域固有直交分解解析」 小澤 (東北大)
- 12:20~12:50 「ビームフォーミングを用いた三角翼前縁に発生する縦渦から放射される空力音の音源探査」 尾川 (呉高専)
- 12:50~13:00 閉会

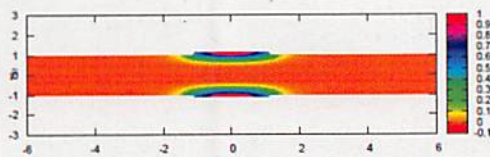
第 38 回流力騒音シンポジウム発表

題名： キャビティ・パイプシステム内の音響局在モードの解析

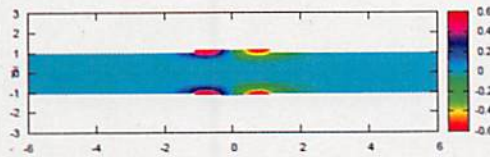
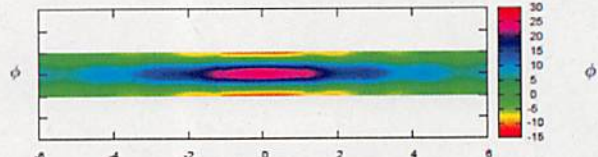
On acoustic trapped modes in a cylindrical expansion chamber-pipe system

氏名（所属）： ランジェム・ミカエル（山形大学）， 中野政身（東北大学）

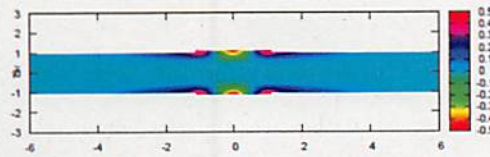
内容： This work is concerned with a partly analytical, partly numerical study of acoustic trapped modes in a cylindrical expansion chamber (or cavity), placed in between two semi-infinite pipes acting as a waveguide. Trapped mode solutions are expressed in terms of Fourier-Bessel series, with the expansion coefficients determined from a determinant condition. The roots of the determinant, expressed in terms of the wavenumber k , correspond to trapped modes. In the case of a shallow cavity, in the sense that the cavity radius is only slightly larger than the pipe radius, asymptotic approximations for the coefficients of the determinant can be applied. Considering in turn symmetric and antisymmetric modes, the determinant reduces to a simple, transcendental equations. It is shown that one of these equations, under certain conditions, has a zero; and this proves the existence of a trapped mode. For a shallow cavity and for low values of the circumferential mode number it is found that there is just one trapped mode in the allowable wave number domain, and this mode is symmetric about a radial axis in the center of the cavity. As the circumferential mode number is increased, more and more trapped modes, placed between the two cutoff frequencies, come into play, and they alternate between symmetric and antisymmetric modes. An analytical explanation of this phenomenon is given via asymptotic expressions of the determinant condition. Numerical computations are employed for non-shallow cavities. Similar phenomena of an increasing number of trapped modes, and alternation between symmetric and antisymmetric modes, are found.



(a)



(b)



(c)

Above: The velocity potential ϕ for the trapped mode by the symmetric case $m = 0$.

Left: The velocity potential ϕ for three different trapped modes by the circumferential mode number $m = 6$.

題目：マッシュ関数に基づく非コンパクトグリーン関数（改訂）；後縁渦騒音の場合

氏名（所属）：秋下貞夫（立命館大学 理工学総合研究機構）

1. 目的と狙いおよび背景

図1では翼が一樣流の中に置かれて、後流の渦要素から広帯域騒音が放射される。この音場の予測には低マッハ数流れの計算→渦要素による音放射、のプロセスを取るのが最も効率的。

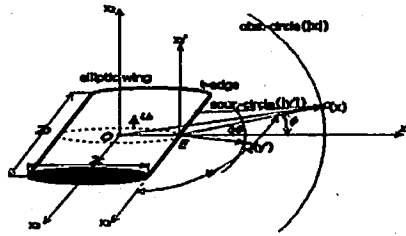


図1 楕円翼の後流と渦音場

2. マッシュ関数による非コンパクトグリーン関数の構成（訂正）

円柱に入射する平面波 Φ_{pl} を円筒座標系 (r, θ) においてつぎのように表す。

$$\Phi_{pl}(r, \theta) = e^{ik_0 r(\cos \theta + \sin \theta)} = \phi_0 \left[J_0(k_0 r) + 2 \sum_{n=1}^{\infty} i^n \cos \theta J_n(k_0 r) \right] \quad (1)$$

楕円座標系 (u, v) に於いて円筒も平板も楕円の一部であり、楕円座標系の無限遠では $u = \text{const}$ は円柱に漸近する楕円柱なの式(1)で、 $\theta \rightarrow v, r \rightarrow u$ で置換して、 $\Phi_{pl}(r, \theta)$

を構成した。最初にこれを改めて、楕円座標系における平面波 $\Phi_{pl}(u, v)$ も Helmholtz Eq. を満たし、

$$\Phi_{pl}(u, v) = \phi_0 \{ \alpha_{me} C_{me}(v) H_{me}(u) + \alpha_{mo} C_{mo}(v) H_{mo}(u) + \beta_{me} S_{me}(v) H_{me}(u) + \beta_{mo} S_{mo}(v) H_{mo}(u) \} \quad (2)$$

$S_{me}(v), C_{mo}(v), S_{me}(v), S_{mo}(v)$; Mathieu Angular fn, $H_{me}(u), H_{mo}(u), H_{me}(u), H_{mo}(u)$; Mathieu Radaial fn.

$\alpha_{me}, \alpha_{mo}, \beta_{me}, \beta_{mo}$. などは定数で境界条件を満たすように定める。例えば、平板翼の場合明らかに、

$$\Phi_{pl}(u, v) \Big|_{v=0} = 0 \rightarrow \alpha_{me} = \alpha_{mo} = 0, \beta_{me}, \beta_{mo} \text{は他の境界条件 } \frac{d}{du} (\Phi_{pl}(u, v) + \Phi_{sc}(u, v)) = 0 \text{ から定める。}$$

$\Phi_{sc}(u, v)$ は散乱波、無限遠に向う波と中心に向う波とを含む。 $\Phi_{pl}(u, v), \Phi_{sc}(u, v)$ を合わせ次式で表す

$$G(u, v, u_0, v_0) = \sum_{n=1}^{\infty} \left\{ \begin{aligned} & \frac{1}{W_{cem}} [H_{cem}^{(2)}(u_0) - a_{cem} H_{cem}^{(1)}(u_0)] H_{cem}^{(1)}(u) S_{cem}(v) S_{cem}(v_0) \\ & + \frac{1}{W_{com}} [H_{com}^{(2)}(u_0) - a_{com} H_{com}^{(1)}(u_0)] H_{com}^{(1)}(u) S_{com}(v) S_{com}(v_0) \\ & + \frac{1}{W_{sem}} [H_{sem}^{(2)}(u_0) - a_{sem} H_{sem}^{(1)}(u_0)] H_{sem}^{(1)}(u) S_{sem}(v) S_{sem}(v_0) \\ & + \frac{1}{W_{som}} [H_{som}^{(2)}(u_0) - a_{som} H_{som}^{(1)}(u_0)] H_{som}^{(1)}(u) S_{som}(v) S_{som}(v_0) \end{aligned} \right\}; u > u_0 \quad (3)$$

3. Howe 理論との比較

M.S.Howe の理論では翼を半無限平板で置き換え、それによる散乱音を Wiener-Hoff 法で導く。ここではスペースの制約上説明を省くが、平板翼による音場を双極子音と見なすしており、その仮定に基づき点線の指向性を得た。マッシュ関数を用いる本理論では翼を楕円翼に仮定しており、Howe 理論とは基本的に異なる特性を強いられるが、M.S.Howe との討論を交わしながら、グリーン関数を構築している。

4. 後縁渦音の場合

式(3)の第1, 2項は楕円翼が厚みを持つ場合、厚みによる寄与を表す。厚みにより、翼表面に吸音効果を与えることができ、吸音効果を評価できる。後縁付近を凍結渦流が流出することによる騒音の場合につきこの効果を評価する。

第 38 回流力騒音シンポジウム発表

題名：歯茎摩擦音/s/発音時の舌運動と空力音源発生との関係性

氏名（所属）：吉永司（阪大基礎工）野崎一徳（阪大歯学部病院）和田成生（阪大基礎工）

内容：歯茎摩擦音/s/は日本語のサ行（[シ]を除く）を発音する際に用いる音であり、口腔内のジェット流により空力音として発生することが知られている。/s/発音の際には、舌尖端と歯茎部により口腔先端にて狭窄流路を形成し、ジェット流を発生させる。また、ジェット流から空力音として発生した/s/の音響特性は、約 4kHz 以上のブロードバンドノイズとなり、/s/を単語の中で発音する際には、母音の前後において約 100 ms から 200 ms の間に音が発生することが知られている。日本人男性が「うすい」/usui/と発音した際の音のスペクトログラムを Fig. 1 に示す。単語の発音においては、肺からの気流制御、声帯の開閉、舌尖端による狭窄流路の形成を同時に行うことにより、空力音の発生を精緻にコントロールしており、その詳細なメカニズムは明らかとなっていない。

そこで、本研究では被験者が/usui/と発音する際の舌尖端の上下運動と流量の変化を再現する単純モデルを構築し、流速と音の同時計測を行うことで、/s/発音時の口腔内の空力音制御メカニズムを明らかにする。

単純モデルは、被験者の咽頭、狭窄流路、歯茎、上下前歯、口唇の 5 断面の断面積を矩形流路で再現し、舌モデルをラックギアとピニオンギアにより上下させ、/u/発音時の舌の位置から $h_{max} = 3 \text{ mm}$ 上昇させることにより/s/発音時の舌位置に移動させる。また、モデルへコンプレッサから電磁流量弁、マスフローメータ、消音器を介して空気を流入した。このとき、被験者が/usui/と発音する際の/s/の流量の変化を再現するため、マスフローメータとベンチュリマスクを用いて被験者の呼気流量の変化を計測し、その流量を再現するように電磁弁の電圧を変化させた。モデル内に発生した流速及び遠方音は、それぞれ熱線流速計及びマイクロフォンにより同時計測した。

舌の上下運動を 20 mm/s で行った際の、音の計測結果を Fig. 2 に示す。このスペクトログラムは実際の発音(Fig. 1)と同じ傾向を示しており、舌の上下運動と流量の変化により、単語発話時の摩擦音/s/を再現できることが示された。本発表では、音と同時計測を行った流速を用いて空力音源に関する理論解析を行い、舌運動時の口腔内の音源の発生及び伝播音に関する解析結果を報告する。

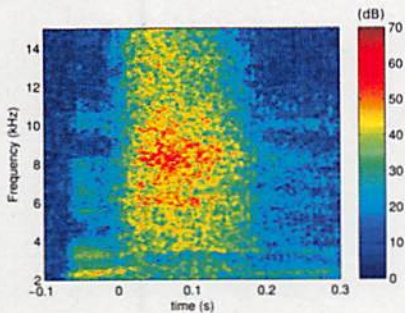


Fig. 1 Spectrogram of a male subject (/usui/).

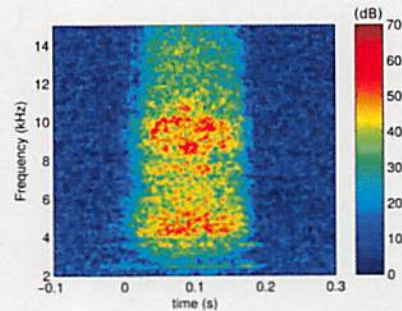


Fig. 2 Spectrogram of the simplified model.

題名： 音響加振を伴う空力自励音に関する考察

氏名(所属)： ○丸田 芳幸(中央大学 理工学部) ・ 戸井 武司

内容：

キャビティ音(空力自励音)の発音メカニズムは定性的には解明されているが、音響共鳴を伴うと、キャビティ入り口部での流動現象に、未解明点がある。空力自励音の周波数が音響共鳴の周波数に支配されてしまう現象の解明を目的として、音響加振を伴う空力自励音発生装置による周波数変更実験を行った。その結果、自励音周波数を本来の周波数の±5%程度の範囲で加振周波数にロックでき、音響加振のパワーを強くするとロックできる周波数範囲が広がるが、発生音の音圧はほとんど変化しない結果を得た。そこで、移流する渦の周期的な発生に加振音波が影響を与えると推察し、そのメカニズムを試行錯誤的に考察している。前報¹⁾では「キャビティ上流縁付近での音圧の勾配(変化率)が所定値を超えると渦が放出される」というモデルで現象の説明を試みたが、未完のままである。極めて小さな値であっても、粒子速度が渦放出に影響すると考える方が、上流縁での境界層流れ底層部への擾乱の入力のイメージに近い、とする提言がある。一方、物体後流での渦生成には、後流せん断流中での多数のローカルな渦度ベクトルが整理されて、ある方向の渦度が集積することが必要との報告²⁾がある。そこで、「渦度の集積に影響を受ける上流縁付近の循環 Γ に音波の粒子速度が影響を与え、その循環が所定値を超えると渦が放出され移流する」というモデルを検討した。条件が適切であれば妥当なモデルであると考察できた。検討の概要を紹介する。

<参考文献> 1) 丸田芳幸・戸井武司, 機講論, 16-8, pp. 50-53, 2) 松村昌典, ながれ, 24, pp. 161-168

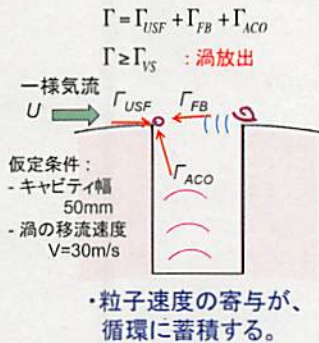


図1 粒子速度による渦放出モデル

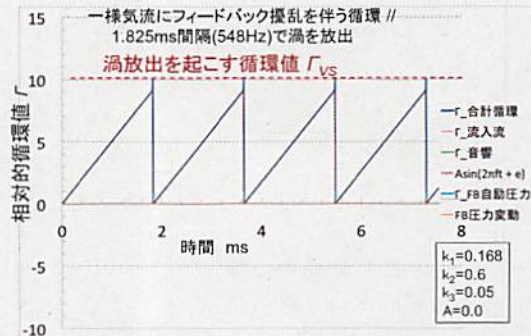


図2 自励音のFBによる渦放出間隔

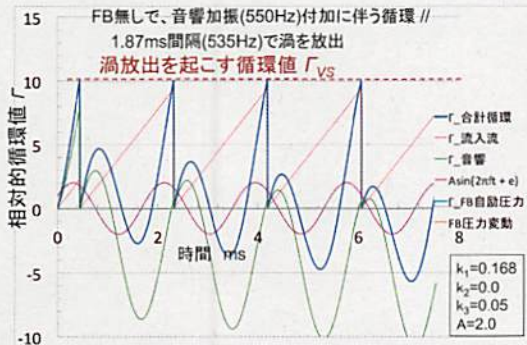


図3 音響加振だけによる渦放出間隔

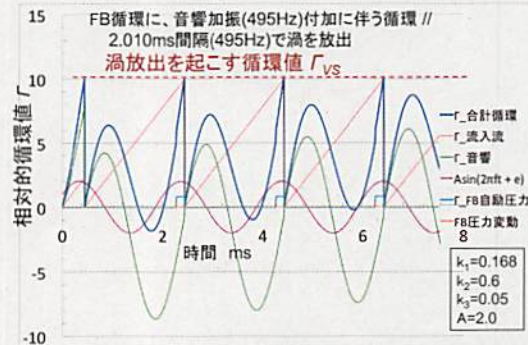


図4 FB自励音の音響加振による渦放出制御

第 38 回流力騒音シンポジウム発表

題名：簡易化した移動音源による放射音効果について

氏名（所属）：岩永則城（計算力学研究センター）

明石克人（飛揚航空機製造開発株式会社）

内容：

- ◆ 国連四輪車走行騒音規制 (UN-ECE R51) の導入に伴い、従来以上に騒音規制が厳しくなった。ヨーロッパ基準に基づく新しい走行騒音試験の開始を受け、自動車メーカーやサプライヤの静音化の動きが活発になっている。走行騒音試験対策は実験が主流であるが、シミュレーションによる試験結果の予測が可能になると、大幅なコスト削減につながる。特に、走行試験設備を持たないサプライヤにとって有益である。
- ◆ 運動する音源を単極子音源とみなした波動音響解を用いて、車両走行騒音を評価した結果を報告する。音源の加速の有無、走道路の舗装の種類などの影響を調べた。横軸を 2 種類の変数（音源位置と観測点での時間）として騒音レベルを記述した。
- ◆ 定常走行では車両がマイクに接近するにつれて騒音レベルが上がり、通過後は下がった。2 種類の変数に対する騒音レベルのユニットパターンの形はほぼ同じであった。
- ◆ 加速走行では、加速開始後騒音レベルが上がった後、車両がマイクに接近するにつれて騒音レベルが上がり、通過後は下がった。2 種類の変数に対する騒音レベルのユニットパターンの形は異なっていた。

題名：ボイラ管群で発生する空力自励音対策としての穴あき板の利用に関する数値的研究

氏名（所属）：森 正明，榎本 貴之 - サイバネットシステム株式会社
 石原 国彦，上田 雅彦 - 徳島文理大学 保健福祉学部

内容：ボイラなど熱交換器は発電プラントや化学プラントなどで広く用いられている。熱交換器では、管群がダクト内に設置され、管群内部を水が、外部を高温ガスが流れて熱交換を行う。管群から発生するカルマン渦によってダクトの音場が励振され、自励的な空力音（空力自励音）がある流速になると起こる。一旦この空力自励音が発生すると、工場停止を余儀無くされ、多くの補償工事費が発生するのみならず、社会的な信用をも失う。この大きな騒音を抑制するためにはバップル板の挿入が一般的である。しかしながらその挿入方法は確立されているとは言い難い。一方著者らは他の方法として穴あき板をダクト側壁にキャビティとともに適用し、空力的自励音を抑制することに成功した。その理由は穴あき板が音響減衰の働きを持っているためである。本研究の目的は穴あき板の空力自励音へ及ぼす影響を数値解析的に明らかにすることである。流れの解析には圧縮性を考慮した CFD (ANSYS、Fluent version 17.0) で微少な圧力変動を求めた。またダクトの音響的性質、すなわちダクト系の音響固有周波数などは WAON を用いた。そしてこれらの解析結果は実験結果と比較され、実用上十分な精度で合うことが判明した。

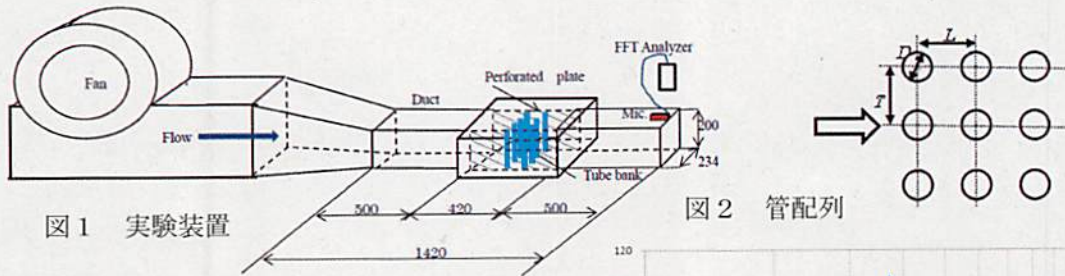


図 1 実験装置

図 2 管配列

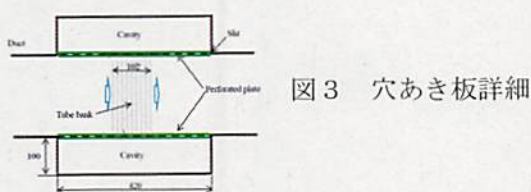


図 3 穴あき板詳細

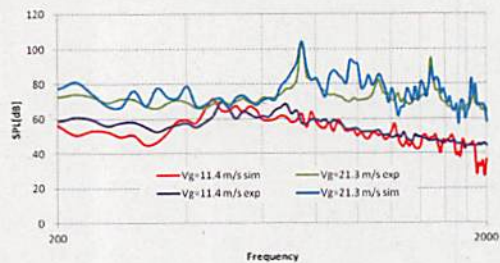


図 5 音響モード

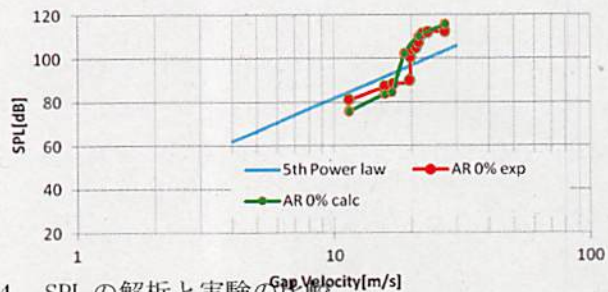
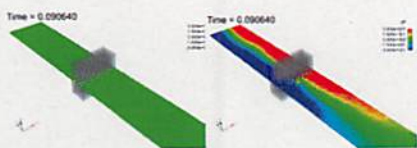


図 4 SPL の解析と実験の比較

M. Mori, T. Masumoto, K. Ishihara, Numerical Verification on a Countermeasure for High level Sound Generated from boiler Tube Bank Duct Using Walls Made of Perforated Plate and Cavity, International Journal of Science and Engineering Investigations, Vol.7 issue 80, 2018.

第 38 回流力騒音シンポジウム発表

題名：気柱共鳴現象時のボイラ管群内の音圧変動と渦放出との関係

氏名（所属）：溝口貴久（大分大院），山名浩太（大分大院），濱川洋充（大分大），
西田英一（湘南工大），栗原央流（大分大），林秀千人（長崎大）

内容：

【はじめに】

ボイラなどの管群を有する熱交換器では、ダクト内の気流がある流速に達すると気柱共鳴現象が励起されて大騒音が発生することがある。最悪の場合にはプラントの負荷上昇が困難になるばかりか、構造物の破損を引き起こす恐れがある。本現象は、管群からの渦放出に起因していると考えられている。これまでに共鳴発生予測法、共鳴抑止法、フィードバック現象の解明などに関して数多くの研究が行われてきた。しかしながら、今だ渦と共鳴音場の相互作用は未解明であり、十分な精度の予測法が確立しているとは言い難い。本研究では、管配列が密な場合における管群内の渦放出と気柱共鳴現象の関係を実験的に調査した。

【実験装置と方法】

実験装置の概要を図 1 に示す。流れ方向（ X 方向）が 1.275m、揚力方向（ Y 方向）が 0.9m、管スパン方向（ Z 方向）が 0.13m の二次元模型である。管群は揚力方向に 50 列、抗力方向は 5 列から成る。実験では、 Y 方向のピッチ比 T/D を 2.0 に保ったまま、 X 方向の管ピッチ比 L/D を 2.0, 2.8, 3.5, 4.0 と変化させた。実験では、装置上流に設置した送風機を用いて、入口における一様流の速度（管群への主流速度） U_m を 0m/s から 15.0m/s までゆっくりと連続的に変化させた。ギャップ流速 $U_g (=TU_m/(T-D))$ は 0~30 m/s となり、ギャップ流速を用いたレイノルズ数 Re は約 $3 \times 10^3 \sim 2.0 \times 10^4$ である。

【結果とまとめ】

流れ方向の管配列のピッチ比が 2.0、揚力方向が 2.0 の格子配列管群のときのギャップ流速 U_g に対する管表面の圧力変動のピーク周波数 f_p の変化を図 2 に示す。測定管は音圧変動の節に設置しており、管表面の圧力変動は渦放出に起因すると考えられる。気柱共鳴現象の発生前は、渦放出に起因する管表面の圧力変動のピーク周波数は流速に比例し増加し、ストローハル数は 0.3 となる。揚力方向の 1 次モードの気柱共鳴現象が発生すると、壁面音圧変動が増加し、共鳴発生流速を用いたストローハル数は 0.15 となる。渦放出周波数の半分の周波数で気柱共鳴現象が発生する。気柱共鳴現象発生前は二つの管表面の圧力変動の位相差は逆位相となり、交互渦が放出されている。揚力方向 1 次モードの気柱共鳴現象が発生すると、渦放出は共鳴周波数にロックインし、管表面の圧力変動の位相差は同位相となる。本実験条件下では、気柱共鳴現象発生時には管群内では双子渦が放出されていると考えられる。

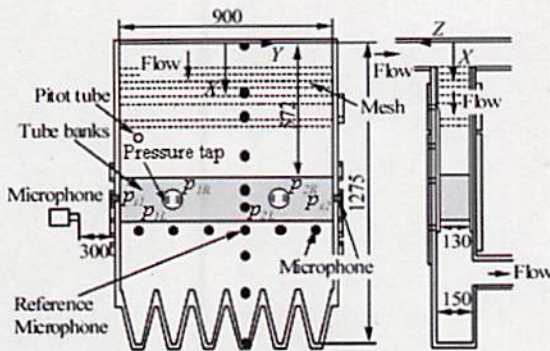


Fig.1 実験装置概要

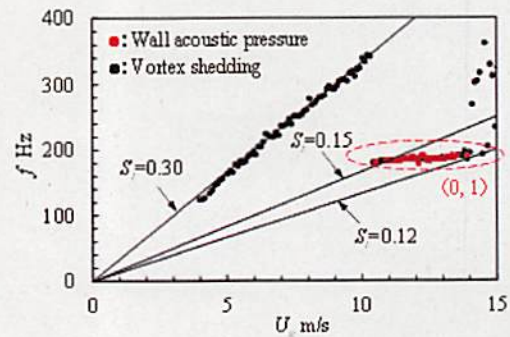


Fig.2 気柱共鳴現象と渦放出との関係

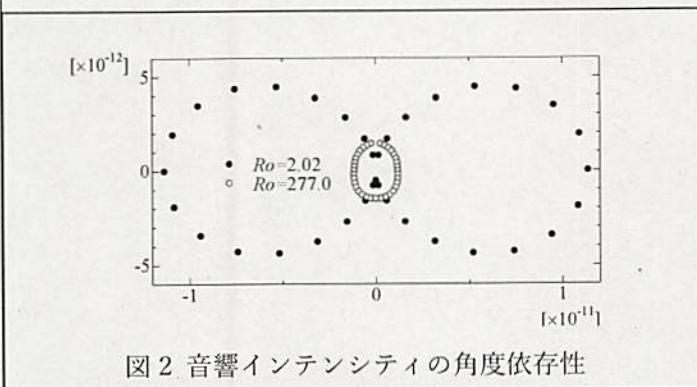
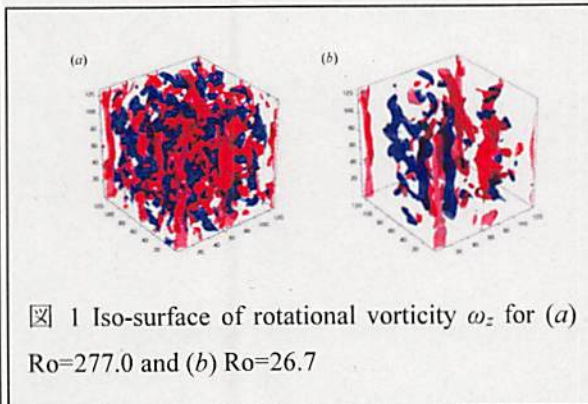
第 38 回流力騒音シンポジウム発表

題名：回転流体から発生する音について

氏名（所属）：北村拓也（長崎大学）

内容：回転流体から発生する音場に関する理解は、十分に理解されているとは言い難い。本研究では、回転流体から発生する音について、慣性波に着目し、流れ場の構造および音の生成メカニズムについて議論する。

格子ボルツマン法を用いて、統計的に定常な弱圧縮性乱流場を生成した（図 1 参照）。Lighthill のアナロジーをもとに、遠方場に生成される音について解析を行った。図 2 に示すように、ロスビー数 Ro が小さいほど、回転軸に垂直な方向に音響インテンシティが大きくなることが分かった。本講演では、分散関係を切り口に回転流体から発生する音について議論する。



謝辞 本研究の一部は、JSPS 科研費 JP17K14589 の助成を受けたものです。

題名：航空機用エンジンのファン騒音シミュレーション

氏名（所属）：楠田 真也 （株式会社 I H I）

内容：

図 1 のような航空機用エンジンのファンリグを対象に CFD^(注1) による騒音シミュレーションを実施した。図 2 のような動翼 Wake (速度欠損) が静翼と干渉することによるファン騒音 (BPF 音) を対象に、流れ軸方向に静翼を傾けたスイープ静翼および静翼枚数の変更によるファン騒音低減の可能性を検討した。その結果、スイープ静翼とすることで図 3 のように静翼からの騒音発生が抑制されることが確認できる。また静翼枚数を増やすことで、図 4 のように動翼と静翼枚数で決まるダクト内音響モードがカットオン (ダクト内を音波が伝播) からオフ (ダクト内を音波が減衰) となりエンジンからの騒音放射がダクト内で抑制されることも確認できる。本講演ではこのようなファン騒音のシミュレーションにより得られた結果を報告する。

注 1：CFD は JAXA 開発 UPACS (JAXA-IHI 共研バージョン) を使用。

注 2：本研究の一部 (ファンリグ) は経済産業省 航空機・宇宙産業イノベーションプログラムの一環として、NEDO (現国立研究開発法人 新エネルギー・産業技術総合開発機構) の助成により実施した「環境適応型小型航空機用エンジン研究開発」の成果である。

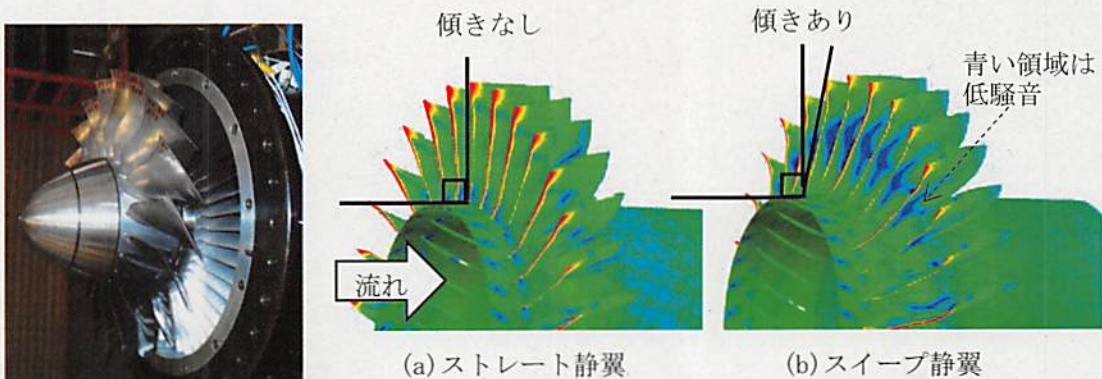


図 3：静翼近傍の 1BPF 音圧コンタ (静翼形状)

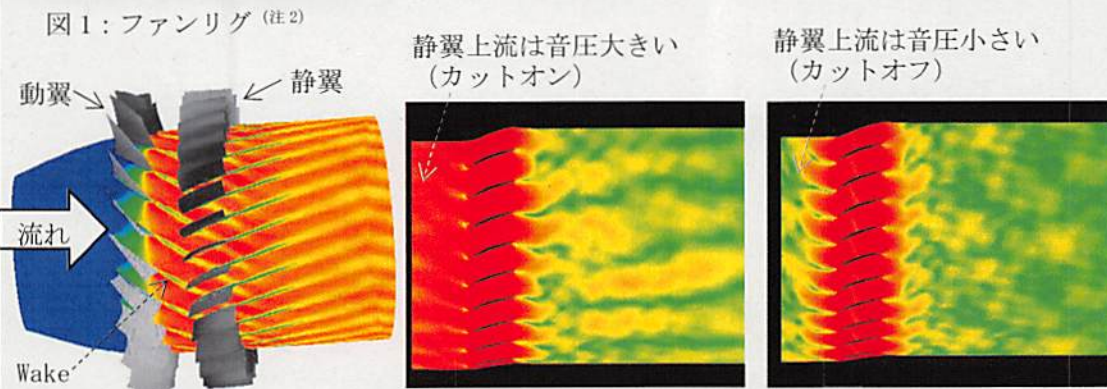


図 2：動翼 Wake と静翼の干渉

図 4：静翼 TIP 壁の 1BPF 音圧コンタ (静翼枚数)

第 38 回流力騒音シンポジウム発表

題名：JAXA 実験用航空機「飛翔」によるフラップ低騒音化技術の実証

氏名（所属）：山本一臣，村山光宏，横川 譲，伊藤 靖，高石武久，坂井玲太郎（JAXA）

内容：

着陸進入時の民間航空機騒音において課題となっている高揚力装置、脚等から発生する機体騒音に対して、JAXA では飛行試験により低騒音化技術の実証を行う FQUROH プロジェクトを国内航空機メーカー 3 社との共同研究を行いながら進めている。2016 年と 2017 年にスパン約 20m のビジネスジェットを母機とした JAXA の実験用航空機「飛翔」を用いてフラップと主脚の低騒音化技術の飛行試験を行い、想定通りの結果を得ることができた。

本発表では、2016 年に報告したフラップの低騒音化を基に、2017 年の飛行実証試験に向けて実施した、次の 3 点の改良とその飛行試験結果について報告する。

- (1) フラップ端下面に膨らみをつける PRLE コンセプトは、低騒音化効果が大きい反面、巡航抵抗が増加するペナルティがあるため、それを最小化しつつ騒音低減を維持する最適形状を探る（図 1）。
- (2) フラップ端上面に取り付けたボルテックスジェネレータ (VG) による低騒音化法について、制約条件の下で VG の最適な大きさと配置を検討し、騒音低減量を増やす。
- (3) 2016 年の飛行試験で問題となった、低騒音化形状における想定外のトーンノイズ発生に対する対策を行う。

以上の改良設計は、まず図 1 のように CFD を用いて候補形状を絞り込み、18%スケール模型を用いた風洞試験においてそれらの効果を評価し、最終形状を確定した。その結果に基づき「飛翔」のフラップを再改造し、2017 年 9 月に、のと里山空港において飛行試験を行い、無事、設計で想定された通りの結果が得られることを確認することができた。

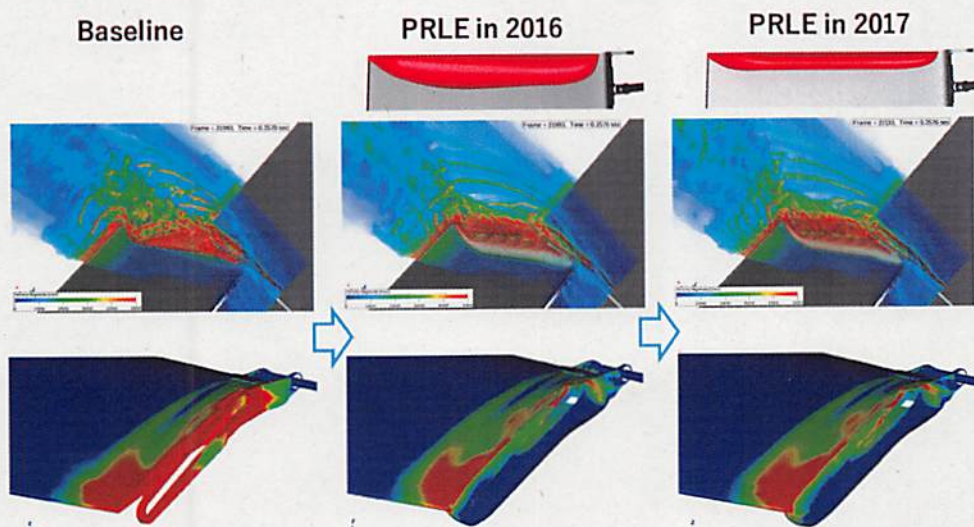


図 1. フラップ端低騒音化形状と CFD 結果（上：瞬時の渦度分布、下：表面圧力変動）

第38回流力騒音シンポジウム講演

題目：JAXA 実験航空機「飛翔」主脚の低騒音化設計の検証

氏名(所属)：高石武久、横川譲、伊藤靖、村山光宏、坂井玲太郎、浦弘樹、少路宏和、山本一臣 (JAXA)

内容：

JAXA FQUROH プロジェクトでは、2016 年秋と 2017 年秋に、JAXA 実験用航空機「飛翔」を用いて、主脚とフラップの低騒音化技術の飛行実証試験を実施した。低騒音化設計を検証することを目的として、2018 年 7 月に、鉄道総研・米原風洞において、飛翔の左舷主脚の実寸大風洞模型を用いて、主に遠方場の騒音測定のための風洞試験を行った。

音源から 1m 伝搬した位置での音圧レベルに補正して比較を行ったところ、風洞試験と飛行試験の結果は概ね一致した(図 1)。図 2 に示す 2017 年度飛行試験形態における各対策の寄与度を調べたところ、車間デバイスが $\Delta 2.8\text{dB(A)}$ 、脚扉多孔質材が $\Delta 1.6\text{dB(A)}$ 、ホイール穴塞ぎが $\Delta 0.8\text{dB(A)}$ 、ディフレクタが $\Delta 0.2\text{dB(A)}$ であった。飛行試験や JAXA 突風風洞での結果に比べて、米原風洞における結果は低周波数での低減量が小さくなった。これは、米原風洞の測定部における境界層厚さが大きく、ディフレクタの効果が小さくなったためと推察される。

米原風洞試験結果から推定した主脚単体の騒音低減量は、2016 年度飛行試験形態が 1.3EPNdB、2017 年度飛行試験形態が 3.7EPNdB となった(図 3a)。一方、飛行試験では 2016 年度飛行試験形態が左舷で 1.6EPNdB、右舷で 1.0EPNdB、2017 年度飛行試験形態が左舷で 4.8EPNdB、右舷で 4.0EPNdB となった(図 3b)。これは、飛行試験のベースラインで 1.25kHz バンドが大きくその分の低減効果が大きかったこと、米原風洞では境界層が厚く主脚室デバイスの効果が小さかったこと、などが影響したと考えられる。

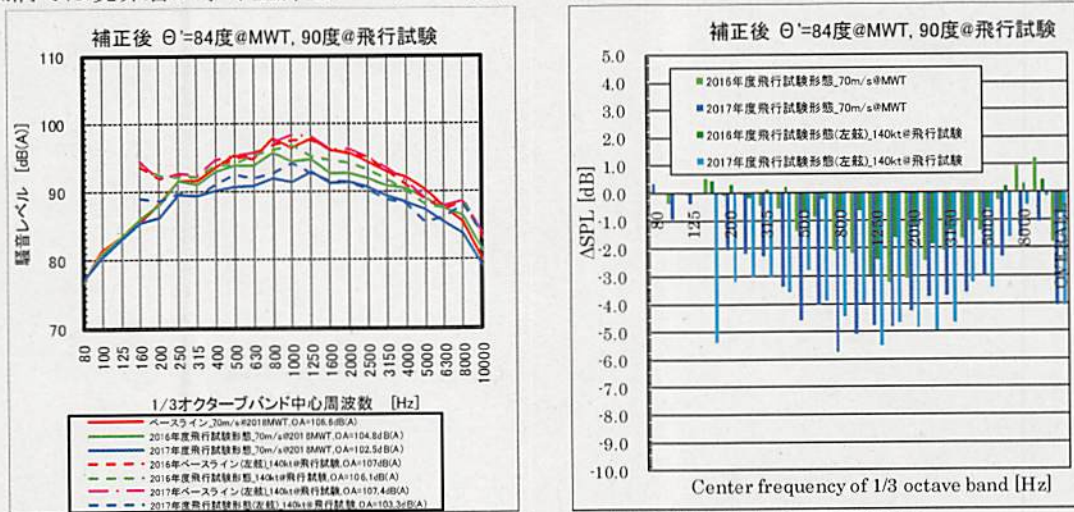


図 1 風洞試験と飛行試験(左舷)との結果比較(指向角 90 度付近)

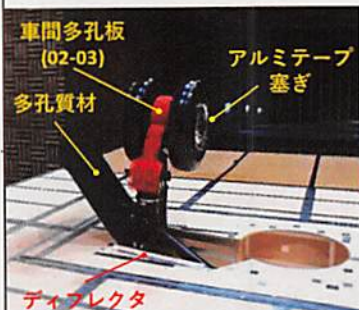
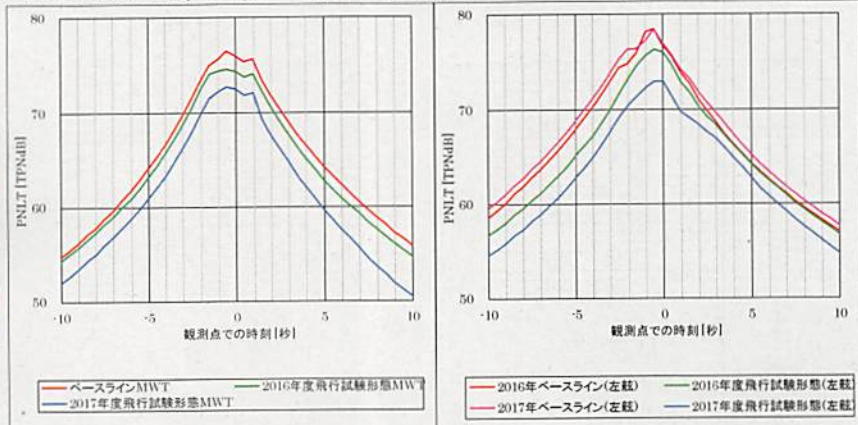


図 2 2017 年度飛行試験形態



a) 風洞試験結果に基づく推算値 b) 飛行試験(左舷)結果に基づく推算値

図 3 風洞試験と飛行試験(左舷)の測定結果から推算した PNL 履歴

第 38 回流力騒音シンポジウム発表

題名：圧縮機翼列から生じる広帯域騒音の特性

氏名（所属）：光末由宇陽，渡辺紀徳，姫野武洋（東京大学）

内容：民間航空機用ジェットエンジンのファンから生じる広帯域騒音はファン騒音のベースラインを決めるものであるが，乱流に起因するその発生機構の複雑さから有効な低減策が施されてこなかった．本研究では複数の作動状態を模擬する翼列風洞を設計し，無響室内での音響計測によって目標とする広帯域騒音の計測を行うこと，また発生する騒音と翼列付近の流れ場との関連を明らかにすることを目的とした．実験装置は NACA65 シリーズの翼型を 5 枚挿入したソリディティ 1 の直線翼列風洞であり，概要を Fig.1 に示す．流路幅 72mm，高さ 100mm でマッハ数 0.2~0.4 の範囲で運用し，主流乱れは 0.8% である．翼弦長は 24mm でレイノルズ数は $1.0\sim 2.0 \times 10^5$ であり，翼列のインシデンスを調整することで翼列負荷を変化させた．翼列中心翼から 300mm 離れたマイクで遠方場音響計測を行い，FFT アナライザを用いて 62.5Hz~50kHz で解析を行った．また熱線流速計を用いて翼後縁近傍の速度変動を調べた．

Fig.2 は遠方場音響計測結果であり 4 本の実線は各インシデンスにおける音響スペクトルを表す．翼列未挿入時を表す点線と比して計測周波数全域にわたり広帯域騒音が観察され，また 6.2° 未満では $St = 0.2$ 付近にて複数のピークを伴うベースラインの持ち上がりがあった． St の代表長さは後縁での境界層厚みである．Fig.3 はピーク音のある $i=3.2^\circ$ での翼後縁付近での速度変動スペクトルであり， ζ は翼列中心翼後縁からコード方向 2mm の点を基準にピッチ長で規格化したピッチ方向距離を表す．ピーク音と同じ St に対応する 14kHz，翼後縁 (ζ 整数) 付近にて大きな速度変動がみられ，ピーク音と翼後縁付近の速度変動の間の相関が示唆された．発表では翼にトリッピングデバイスを付加し境界層遷移させたときの音および後縁付近乱れ成分の変化にも言及する．

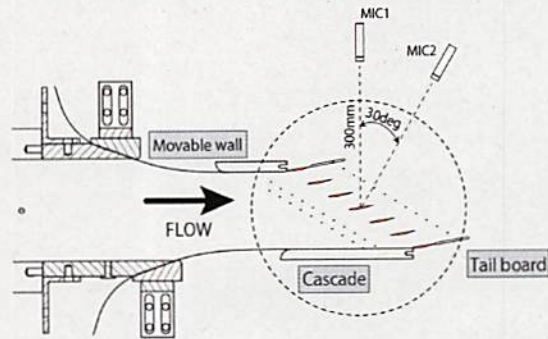


Fig. 1 計測系概要図

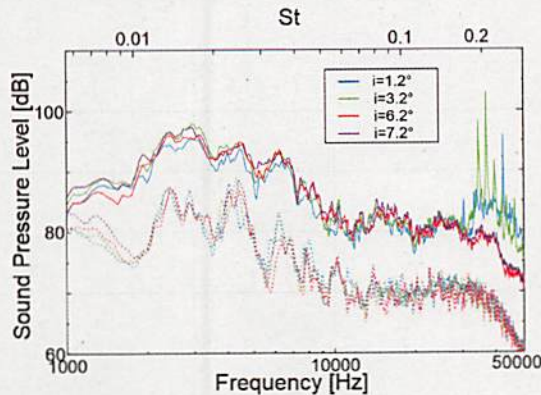


Fig.2 広帯域騒音 (M=0.4)

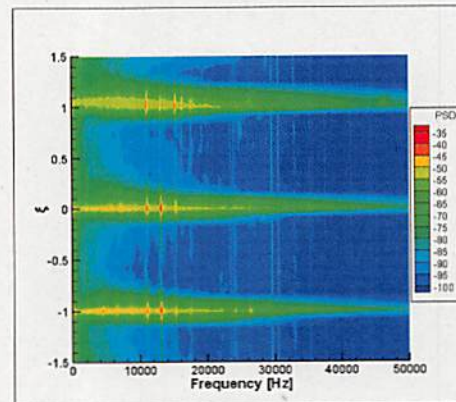


Fig.3 翼後縁近傍速度変動 (M=0.2, i=3.2°)

第 38 回流力騒音シンポジウム発表

題名 : Stefan Haxter

氏名 (所属) : German Aerospace Center (DLR)

内容 :

Increasing the acoustic comfort in aircraft cabins is one of the goals when designing future aircraft generations. A lower background noise in aircraft cabins is of concern for the comfort and safety of passengers. With major improvements being made in the field of engine noise, another source is uncovered to be increasingly to be a prominent noise source during cruise flight: turbulent boundary layer excitation noise. The boundary layer with its statistically characteristic pressure fluctuations is capable of exciting the fuselage hull which then radiates this energy in the form of sound into the cabin.

When aiming for a potential decrease of the fuselage mass in order to save fuel, the characteristic excitation potential of the turbulent boundary layer needs to be incorporated very early in the design process of the airplane. This requires knowledge of the excitation potential of a turbulent boundary layer. In order to obtain information about this excitation potential in a real-flight scenario, a flight test campaign was performed. The DLR's Airbus A320 "ATRA" was used as a test carrier for a surface pressure transducer array. This array was used to find the statistical excitation properties of the turbulent boundary layer. Three windows of the test carrier were substituted by aluminum dummy windows which were then equipped with a total of 30 pressure transducers. During the entire flight test campaign, the three-window-array was mounted subsequently at three different positions on the aircraft: in the front, in the mid-section, and in the aft section.

A major difficulty which had been encountered by previous studies on this topic was the unknown local flow angle at which the flow was striking the array relative to the aircraft length axis. This issue was resolved in the current analysis by utilizing a two-dimensional transducer distribution over the array rather than having a one-dimensional linear distribution as the previous studies. The spatial distribution of the pressure coherence – which is one major indicator for the excitation potential of the turbulent boundary layer – could then be analyzed two-dimensionally, which allowed for the local flow angle over the array to be determined from the data itself.

Taking into account the local flow angle, the data was then analyzed for the excitation potential. The resulting excitation model can be used to feed structural design models and eventually estimate modal matching between boundary layer pressure fluctuations and fuselage structure. This will help to incorporate the accurate excitation potential in the design process.

第 38 回流力騒音シンポジウム発表

題名：超音速噴流騒音の周波数領域固有直交分解解析

氏名（所属）：小澤雄太（東北大学），野々村拓（東北大学），安養寺正之（九州大学），
大山聖（ISAS/JAXA），藤井孝藏（東京理科大学），山本誠（東京理科大学）

内容：ロケットや超音速航空機のエンジンの排気は、超音速噴流と呼ばれ強い騒音を発生することが知られている。ロケットの打ち上げにおいては、この騒音がロケットに搭載された人工衛星を加振し機能喪失の原因となるため、振動対策と試験に多大なコストが費やされる。そのため、超音速噴流から発生する騒音の正確な予測と低減が工学的に重要である。超音速噴流から発生する音響波はその発生メカニズムに基づいて A)乱流騒音と B)乱流衝撃波干渉音の 2つに大別される。A)乱流騒音の中でも特に大規模な乱流構造から発生する音響波はマッハ波と呼ばれ、下流方向に強い指向性を持つ超音速噴流騒音の支配的な音響波である。B)乱流衝撃波干渉音は、せん断層内の渦構造が衝撃波波面を通過する際に発生する音響波で、特にスクリーチと呼ばれる狭い周波数帯で非常に高い音圧を持つ音響波はノズルなどの疲労破壊の主要因である。

本研究では、これまであまり調査されてこなかったマッハ波及びスクリーチの空間的な伝播パターンをシュリーレン画像から同定する。 $M=2.0$ 、 $Re=10^6$ の超音速噴流に対し、マイクロフォンによる音響計測と高速度カメラを用いたシュリーレン可視化を行った。さらにシュリーレン画像から音響波伝播パターンを抽出するため、周波数領域固有直交分解を適用した。本手法は対象とする現象の周波数領域に限定して固有直交分解を適用することで、他の周波数帯の現象やノイズを取り除き、効果的に対象現象を抽出することが可能となる。加えて、通常固有直交分解解析では得られない位相分布の算出が可能となる。近傍場の音響計測結果から下流方向に指向性をもつマッハ波が全周波数帯にわたって観測された。さらに超音速噴流内に強い衝撃波が発生する場合には、マッハ波に加えて $St=0.125$ でノズル出口近傍に非常に強いスクリーチが発生した。音響計測結果に基づくスクリーチ発生周波数を中心周波数とした、シュリーレン画像の周波数領域固有直交分解解析から、スクリーチの伝播パターンは無指向性であり、その音源位置は超音速噴流内の定常衝撃波とせん断層の干渉位置であることが可視化された。一方で、スクリーチ発生周波数を除く $St=0.25, 0.5, 1.0$ においては、下流方向に指向性をもつマッハ波の伝播とその音源位置が明確に可視化された。

題名：Beamforming 法による、三角翼前縁に発生する縦渦から放射される空力音の音源探査

氏名 (所属)：呉高専：尾川 茂, 岡田 大輝, 佐村 昂太, 本多陽敬, 鈴木康平

JAXA：浦 弘樹, 高石 武久

1. 研究の目的: 自動車や航空機分野で技術課題となっている縦渦から放射される空力音の発生機構を解明するため、三角翼前縁で縦渦を再現させて、縦渦のどこからどんな音が発生しているかを、Beamforming 法で音源を調査した。

2. 実験方法: 風洞の JAXA 低速風洞 (2m×2m) に三角翼モデル (0.8m×0.8m) を取付け、迎角 15° を付けることで縦渦を発生させた。音の計測は測定部横の無響室にマイクロホンアレイ (直径 1.5m, マイクロホン本数 96 本) を設置して行った。測定部壁面はケブラーで作られており、流れを遮断し音のみが透過するようになっている (図 1)。

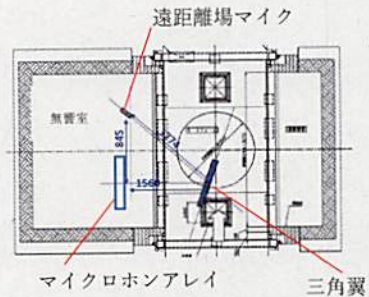


図 1. 計測レイアウト

3. 実験結果と考察

図 2 に遠距離場マイクで計測された、空力音のスペクトル線図を示す。80~400Hz の狭帯域音が見られ、その周波数は流速に比例し、

音圧は流速の 4.8 乗に比例している。また、マイクロホンアレイの計測結果から 1k~10kHz の高周波帯域では音圧が流速の 6.2 乗に比例していることが分かった。図 3 に Beamforming 法による音源探査結果を示す。0.25kHz では翼後端が音源となっているが、周波数が高くなるにつれて、音源は翼の前方にシフトし、1kHz では後端に弱い音源があるものの、5 kHz と同様に翼先端部が主音源となっている。翼後端の低周波数の音は、翼から放出される剥離渦が音源となっていると推測される。また、500Hz 以上の高周波域では翼先端部が主音源になっているが、これは流れが先端で剥離し強い非定常性の渦運動を伴うため、強烈な音源となっているものと考えられる。

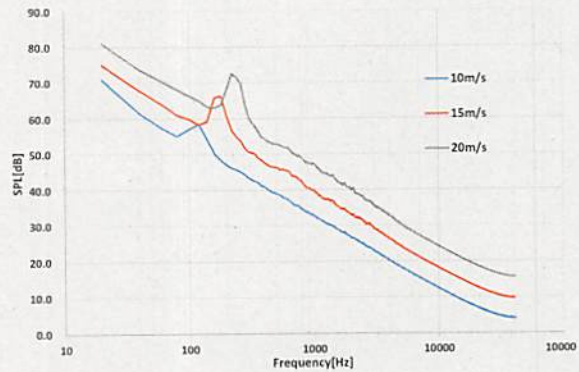


図 2. 10, 15, 20 m/s 時の遠距離場音の周波数

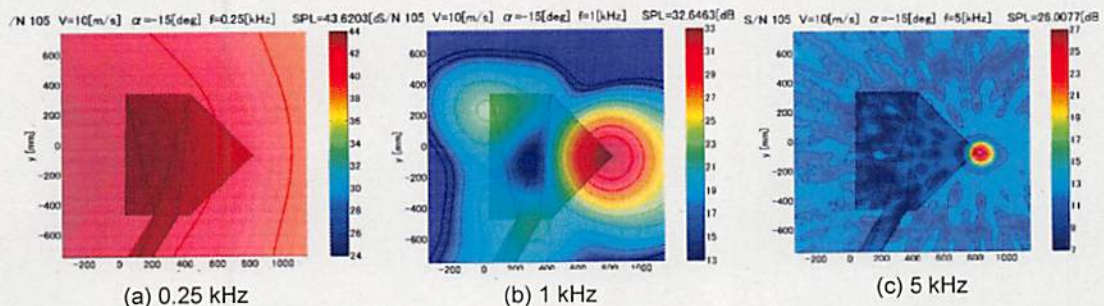


図 3. Beamforming 法による流速 10m/s, 迎角 15° の三角翼前縁の縦渦の音源分布