

第 35 回
流力騒音シンポジウム
概要集

平成 27 年 12 月 10 日、11 日

於：東北大学流体科学研究所 1 号館 2 階会議室

日本機械学会 流体工学部門 流力騒音研究会

第 35 回 流力騒音シンポジウム講演プログラム

日本機械学会 流体工学部門 流力騒音研究会
平成 27 年 12 月 10 日(木), 11 日(金)
於:東北大学流体科学研究所 1 号館 2 階会議室

第 1 日目 12 月 10 日(木)

13:00 ~ 13:10 開会

13:10 ~ 15:10

- (1) 特殊関数による非コンパクトグリーン関数(マッシュー関数の検証と翼騒音の低騒音設計)
秋下 貞夫(立命館大学・総合理工学研究機構)
- (2) Flow-acoustic interaction in an expansion chamber-pipe system: Analytical and numerical results
ランジェム ミカエル(山形大学), 中野 政身(東北大学・流体研)
- (3) キャビティ底面の物体による空力騒音抑制効果
福西 祐(東北大学・工), 佐藤 穰(東北大学・院), 西尾 悠(東北大学・工), 伊澤 精一郎(東北大学・工)
- (4) 三角翼前縁で剥離した縦渦から放射される空力音の実測と予測
尾川 茂(呉工業高等専門学校)

15:10 ~ 15:30 休憩

15:30 ~ 17:30

- (5) 機体騒音低減技術の飛行実証プロジェクト - F²Q²U²ROH
山本 一臣(JAXA), 葉山 賢司(川崎重工), 熊田 俊行(住友精密工業), 林 賢亮(三菱航空機)
- (6) JAXA 実験用航空機「飛翔」主脚から発生する空力騒音低減に向けた風洞試験
高石 武久(JAXA), 井上 健(住友精密工業), 横川 譲(JAXA), 浦 弘樹(JAXA), 村山 光宏(JAXA), 伊藤 靖(JAXA), 坂井 玲太郎(JAXA), 山本 一臣(JAXA), 熊田 俊行(住友精密工業)
- (7) 尾管付きホールトン系における流れと音の相互作用に関する研究
松浦 一雄(愛媛大学), 中野 政身(東北大学・流体研)
- (8) 大形気流自励音源の試作失敗への考察
丸田 芳幸, 戸井 武司(中央大学)

19:00 ~ 21:00

技術懇談会 於: 作並温泉ゆづくし Salon 「一の坊」

第2日目 12月11日(金)

9:00 ~ 10:00

見学会 於: ニッカウキスキー仙台工場宮城峡蒸溜所

11:00 ~ 12:00

(9) 差分格子ボルツマン法による流れを伴う管内オリフィスの吸音特性シミュレーション(3)
赤松 克児(機械音響研究所)

(10) 平板列まわりの流れから発生する共鳴音の制御に関する直接計算
東 悠樹, 横山 博史, 飯田 明由, 小谷 玄太(豊橋技術科学大学)

12:00 ~ 13:00 昼休憩

13:00 ~ 15:00

(11) 埋め込み境界法による振動円柱および固定円柱をすぎる流れから発生する空力音の直接数値シミュレーション
服部 裕司(東北大学・流体研)

(12) JAXA 実験用航空機「飛翔」の18%半裁模型を用いた騒音計測風洞試験
横川 譲(JAXA), 高石 武久(JAXA), 浦 弘樹(JAXA), 村山 光宏(JAXA), 伊藤 靖(JAXA), 坂井 玲太郎(JAXA), 山本 一臣(JAXA), 磯谷 和秀(川崎重工業), 上野 陽亮(川崎重工業), 葉山 賢司(川崎重工業)

(13) Non-Linear Harmonic 法を用いたファン騒音の数値予測
賀澤 順一(JAXA), 堀口 泰生(ASIRI), 楠田 真也(IHI), 石井 達哉(JAXA)

(14) 前方ステップから発生する風切音の発生/伝播メカニズムの解明
吉野 崇, 安保 慧, 森下 和也, 寺村 実(本田技術研究所)

15:00 ~ 16:00

見学会: 東北大学流体科学研究所主要施設、他の見学

<技術懇談会・見学会のスケジュール>

12月10日(木)

17:40～18:30：講演会会場から技術懇談会・宿泊会場へ移動

19:00～21:00：技術懇談会

12月11日(金)

8:45：「一の坊」玄関前に集合

8:50～9:00：「一の坊」から見学会会場へ移動

9:00～10:00：ニッカウキスキー仙台工場宮城峡蒸溜所の見学

10:00～10:40：講演会場へ移動

技術懇談会・宿泊会場：作並温泉ゆづくし Salon「一の坊」

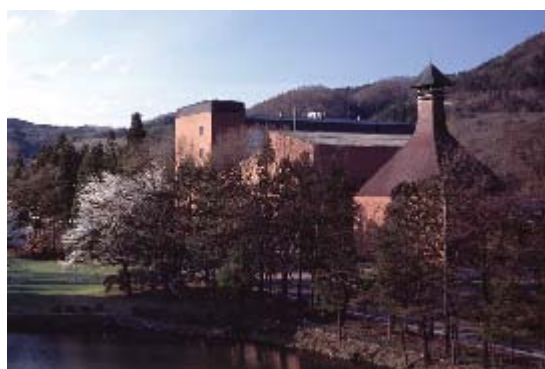
仙台市青葉区作並字長原3 Tel:022-395-2131、<http://www.ichinobo.com/sakunami/>



見学会会場：ニッカウキスキー仙台工場宮城峡蒸溜所

仙台市青葉区ニッカ1番地 <http://www.nikka.com/distilleries/miyagikyo/>

NHK連続ドラマ小説「マッサン」でお馴染みのニッカウキスキー。北海道余市と宮城県仙台市にあるふたつの蒸溜所のうちの一つです。見学はガイド付きで、ウイスキーの試飲もできます。



題目：特殊関数による非コンパクトグリーン関数
(マッシュ関数の検証と翼騒音の低騒音設計)

氏名 (所属)：秋下 貞夫 (立命館大学総合理工学研究機構)

内容：1. 背景と狙い

筆者は低マッハ数・高レイノルズ数の流れの予測に渦音理論を適用することを支持する。剪断流の渦分布を非圧縮流れで予測し、騒音場の計算においては物体の音響学的影響をグリーン関数により取り入れる。グリーン関数については M.S.Howe がコンパクト関数を提案しているが、その適用性は低周波数領域に限られる。筆者はかねてから高周波数領域にも適用可能な非コンパクトグリーン関数の導入を提案しており、本報ではベッセル関数、マッシュ関数などの特殊関数による非コンパクトグリーン関数の適合性とそれによる翼騒音の低騒音設計を図る。

2. 渦音理論とグリーン関数

図1に示すように翼状の物体が一様流に置かれて、後流の点 y に二次元的な渦糸群があり、四極子音源として点 x において遠距離音場を作るとする。このときの音場は式(1)で表される。この式では渦糸群は必ずしも二次元的でなくてもよいが、後に低騒音翼設計を考察するに際しては、簡単のため二次元的な流れを考える。グリーン関数 \hat{G} は自由音場として音場を表す \hat{G}_0 と物体による散乱音場由来する \hat{G}_s で構成される。低マッハ数の流れでは後者が支配的であり、ここでは $\hat{G} \cong \hat{G}_s$ と近似する。

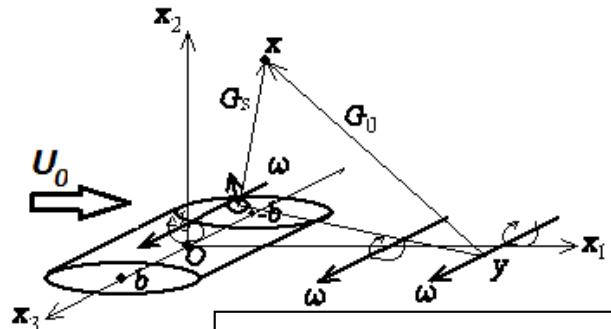


図1 一様流に置かれた楕円柱

$$p(x, \omega) = \rho_0 \iiint_V \omega \times v(y, \omega) \cdot \nabla \hat{G}(x, y, \omega) dy_1 dy_2 dy_3, \quad \hat{G} = \hat{G}_0 + \hat{G}_s \quad (1)$$

3. マッシュ関数とその適合性の検証

翼状の物体のグリーン関数を構成するために直角座標系 (x, y, z) と楕円柱座標系 (u, v, w) との変換関係を $x = \cosh u \cos v$, $y = \sinh u \sin v$, $z = w$ で表し、新しい座標系を導入する。翼面を楕円柱で表すとき、楕円柱座標系での波動方程式 (ヘルムホルツ方程式) の解は「マッシュ関数」で表される。グリーン関数は音波の物体による散乱音場の解で構成される。さらに円柱座標系における波動方程式の解はベッセル関数で構成されることと、円柱は楕円柱の特殊な一部である、ことを考慮すると、円柱による平面波の散乱音場の解がベッセル関数群で構成される仕方で大いに参考になる。図1に示す薄い楕円柱に平面波が当たって生じる散乱音場の解をグリーン関数として適用するアイデアが浮ぶ。

ベッセル関数 $J_n(r), H_n(r)$ と対比されるマッシュ関数を $J_{pm}(n, q, u), H_{pm}(n, q, u)$ で表せば (添え字 p, m は奇・偶関数及び奇・偶数次の区別により e, o を表す), 平面波の楕円柱による散乱複素関数 $\Phi_s(x, y, \omega)$ はつぎのように表される。

$$\Phi_s = 2ck \sum_{n=1}^5 c_{2n-1} H_{oo}(2n-1, ck) \sin[(2n-1)v]$$

$$+ ck(c_0 H_{ee}(0, ck) + 2 \sum_{n=1}^5 c_{2n} H_{ee}(2n, ck) \sin[(2n-1)v]) \quad (2)$$

ここに c_{2n-1}, c_{2n} は翼表面上の境界条件に応じて定まる未定係数であり、平面波を表す複素関数 $\Phi_p(x, y, \omega)$ と合わせて、剛壁の場合

$$\frac{\partial(\Phi_s + \Phi_p)}{\partial u} = 0$$

を満たすように定める。図2はその条件の検証を表し、

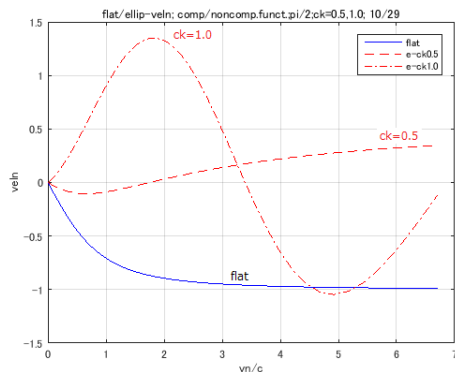


図2 剛壁条件の検証

青線の flat はコンパクト関数、赤線 2本は楕円柱の $ck=0.5, 1.0$ の場合、横軸 $y_n=0$ で剛壁条件を満たすことを示す。

題目 : **Flow-acoustic interaction in an expansion chamber-pipe system: Analytical and numerical results**

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 : The present work is concerned with the generation of sound by the flow through a closed, cylindrical expansion chamber, followed by a long 'tail pipe', as shown in Fig. 1. The sound generation is due to self-sustained flow oscillations in the expansion chamber which, in turn, may generate standing acoustic waves in the tail pipe. The main interest is in understanding the interaction between these two sound sources.

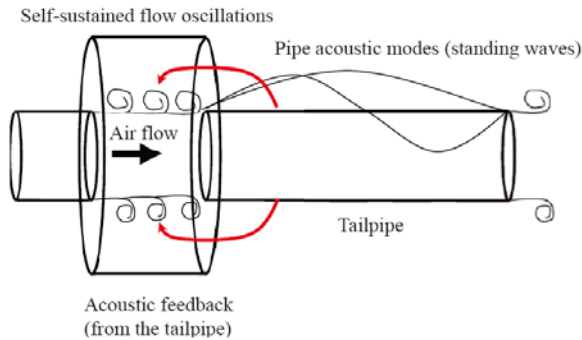


Figure 1. Sketch of the expansion chamber tail-pipe problem.

The fluid flow is represented by a discrete vortex method, as illustrated in Fig. 2. In connection with this, a study of various regularization approaches will be presented.

The acoustic part of the problem formulation is based on the Powell-Howe theory of vortex sound. Here, an analytical, approximate solution of the acoustic part of the problem is obtained via the method of matched asymptotic expansions. Thus, analytical expressions for the acoustic pressure and the acoustic feedback velocity field are obtained.

The presentation will focus on numerical results, with emphasis on the interaction between sound and flow, and the possibility of lock-in of the flow field to the acoustic field.

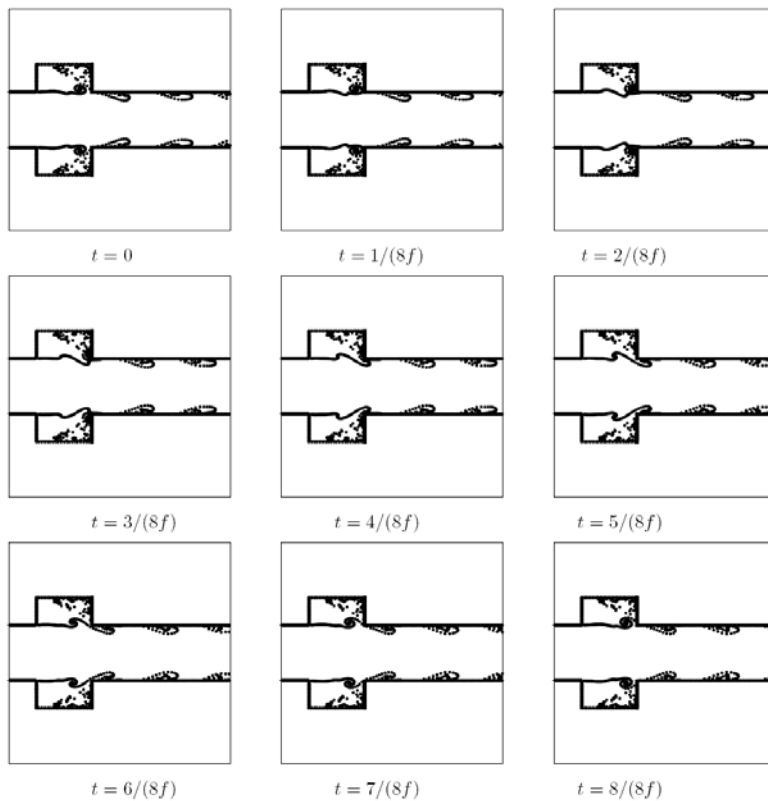


Figure 2. Simulation of the jet by the discrete vortex ring method. One period of oscillation is shown. The results are for a case with pipe frequency $f_{pipe} = 225$ Hz (in mode $n = 1$). The dominating hole tone frequency is likewise $f_0 = 225$ Hz.

題目：キャビティ底面の物体による空力騒音抑制効果

氏名（所属）：福西 祐（東北大・工），佐藤 穰（東北大・院），西尾 悠（東北大・工），
伊澤 精一郎（東北大・工）

内容：

キャビティから発生する空力音は、フィードバックループを介した自励振動機構を有する代表的な流体音の一つである。着陸態勢にある航空機の車輪格納庫や高速走行する車両の連結部の窪み、凹凸のある建物において発生し、周辺環境を悪化させる要因となることから、その対策が強く求められている。

キャビティ音を抑制する試みはこれまでも数多くなされており、受動的あるいは能動的方法によってその低減が図られている。その多くは、受容性の高いキャビティ上流端における制御を試みたものである。我々のグループにおいても、キャビティ上流端に貼り付けたピエゾアクチュエータ列の振動の位相を制御することで巻き上がる渦のタイミングだけを制御し、キャビティ音のピーク周波数を変えることなく少ないエネルギーで騒音を抑制できることを報告している。これに対して、キャビティ底面にわずかな突起を設けるだけでもキャビティ音は消失がことがわかってきた。風洞実験と数値計算の結果から、このときキャビティ内では底面に沿った流れが突起部ではく離し、縦渦を含んだ流れがせん断層と干渉することで騒音の低減効果をもたらしているらしいことが明らかとなっている。そこで本研究では、長さ 50mm、幅 250mm、深さ 27.5mm のキャビティ底面に設置する物体の位置や寸法、形状を変えて騒音の発生状況と流れ場の様子について調べ、キャビティ音を効果的に抑制可能な物体の設置条件について探った。主流速度は 18.8m/s であり、キャビティ上流の境界層は層流で、その厚さは 2.4mm であった。その結果、突起の形状を変えて縦渦の発生を積極的に推進しても効果はなく、スパン方向に一樣な角柱が最も騒音低減に効果的であることがわかった。また、流れと平行にフェンス状の突起をキャビティ底面の両端に設置することによっても、騒音抑制効果が得られることがわかった。下図に、突起を $z=\pm 80\text{mm}$ に設置した場合の、キャビティ下流端付近のせん断層内の平均速度分布を示す。突起の位置で速度の低下が見られ、キャビティ上部に大規模な縦渦構造があるらしいことが明らかとなった。

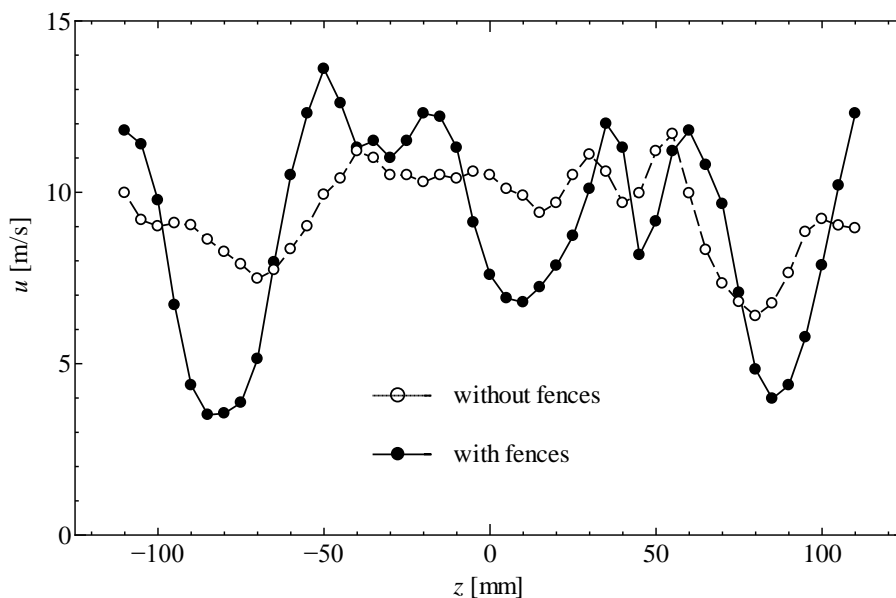


図 $x = 40\text{mm}, y=0\text{m}$ における平均速度分布

第35回流力騒音シンポジウム講演

題目：三角翼前縁で剥離した縦渦から放射される空力音の実測と予測

氏名（所属）： 尾川 茂 （呉工業高等専門学校 機械工学分野）

内容：

自動車の走行時のフロントピラー周りの流れは、剥離・再付着を伴い、その剥離した流れは流れ方向に回転軸をもつ縦渦となる。この縦渦が、高速走行時において風騒音の音源となることはよく知られている。そこで本研究では、フロントピラー後方に発生する縦渦をシンプルな三角翼で再現し低騒音風洞における実験と数値流体力学（Computational Fluid Dynamics: CFD）を用いて、縦渦の構造および縦渦により発生する空力音について調査した。

図1に先端角 $\theta=110^\circ$ と 120° の前縁から発生する渦の流線を示す。流線の描写条件は、 $\theta=90^\circ$ の場合と同様である。 $\theta=110^\circ$ までは、図2の $\theta=90^\circ$ のように円錐状の形状を有している。しかし、 $\theta=120^\circ$ 以降になると渦の回転半径が増大して、円錐状から楕円状に変化している。つまり、縦渦として維持できるのは $\theta=110^\circ$ までであり、 $\theta=120^\circ$ 以降は横渦に遷移している、従って縦渦が崩壊していることが考えられる。

三角翼の先端角を $40^\circ, 90^\circ, 110^\circ, 120^\circ, 130^\circ, 140^\circ$ の6仕様について、風速は $10\text{m/s} \sim 50\text{m/s}$ の範囲で 10m/s 毎に、低騒音風洞にて空力騒音を計測し速度依存性を調べた。

また、先端角を鋭角から鈍角に角度を増加させると、縦渦から横渦に変化するが、その時の遠距離場の空力騒音の特性を比較検討した。

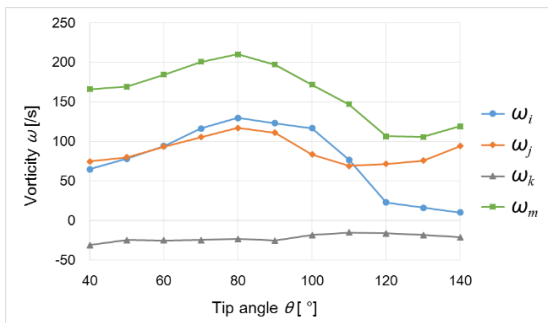


図1 先端角と渦度の関係

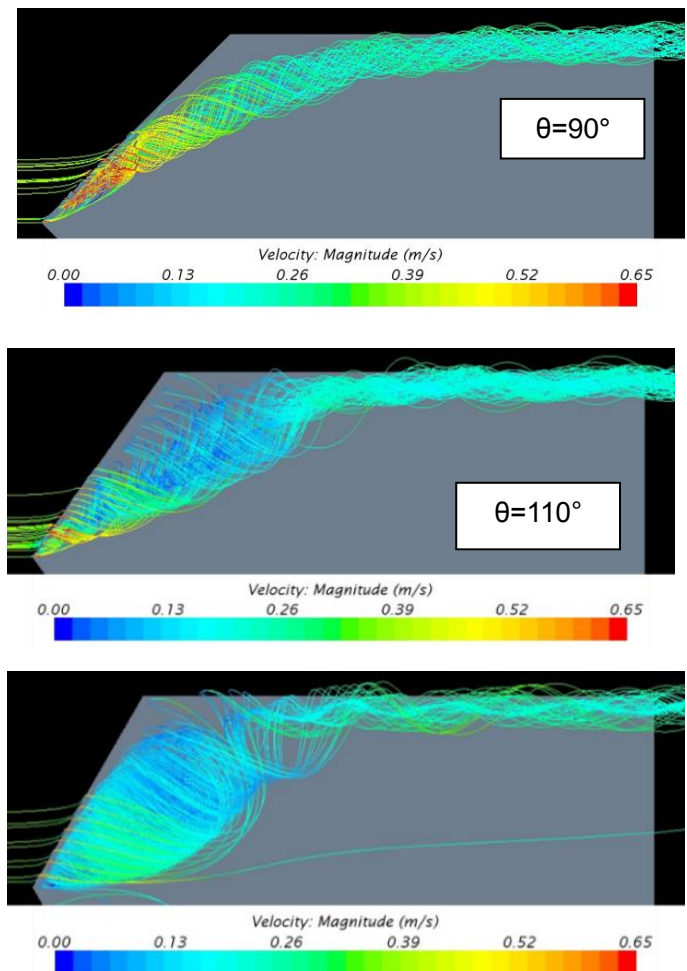


図2 先端角と流線

第35回流力騒音シンポジウム講演

題目：機体騒音低減技術の飛行実証プロジェクト - FQUROH^{フクロウ}

氏名（所属）：

山本一臣（JAXA）、葉山賢司（川崎重工）、熊田俊行（住友精密工業）、林 賢亮（三菱航空機）

内容：

ジェット旅客機が飛行を始めた1960年代以降の半世紀で、バイパス比の増加などジェットエンジン技術の革新により、旅客機は初期のものに比べ離陸側15dB、着陸進入側10dBの大幅な空港周辺の低騒音化がなされてきたが、今後も、航空輸送需要の伸びによる旅客機の離発着回数の増加から、さらなる低騒音化の努力が求められている。

このような動向の中で、将来の静かな航空機を実現するために、主翼の高揚力装置や脚から発生する空力騒音である「機体騒音」の低減が技術課題の一つとして挙げられている。特に、最近のエンジンを搭載した新しい航空機では、低速で空港へ進入する際にこの機体騒音が最も大きな騒音源になることが知られている。

JAXA 航空技術部門では、2005年頃から機体騒音の研究に着手し、国内メーカー、大学、そして海外の研究機関と協力をして、基礎となる数値解析および実験方法の開発、騒音発生の物理現象の研究、そして実機に適用可能な低騒音化コンセプトの創出を実施してきた。そして2015年に、これらの研究成果を受け、低騒音化コンセプトとLESなど先進的CFD解析技術による設計の実用性を検証することを目的に、国内メーカーとの共同研究体制で既存航空機の高揚力装置と脚の改造による低騒音化を飛行試験によって実証する、FQUROH(*)プロジェクトを立ち上げた。本プロジェクトでは2020年までに3回の飛行実証試験を実施する計画で研究開発を進めている。

本発表では、FQUROHプロジェクトの背景である機体騒音の特徴と技術課題、プロジェクトの目的、研究開発コンセプト、計画概要、最近の進捗等について紹介する。

(*Flight demonstration of Quiet technology to Reduce Noise from High-lift configurations)

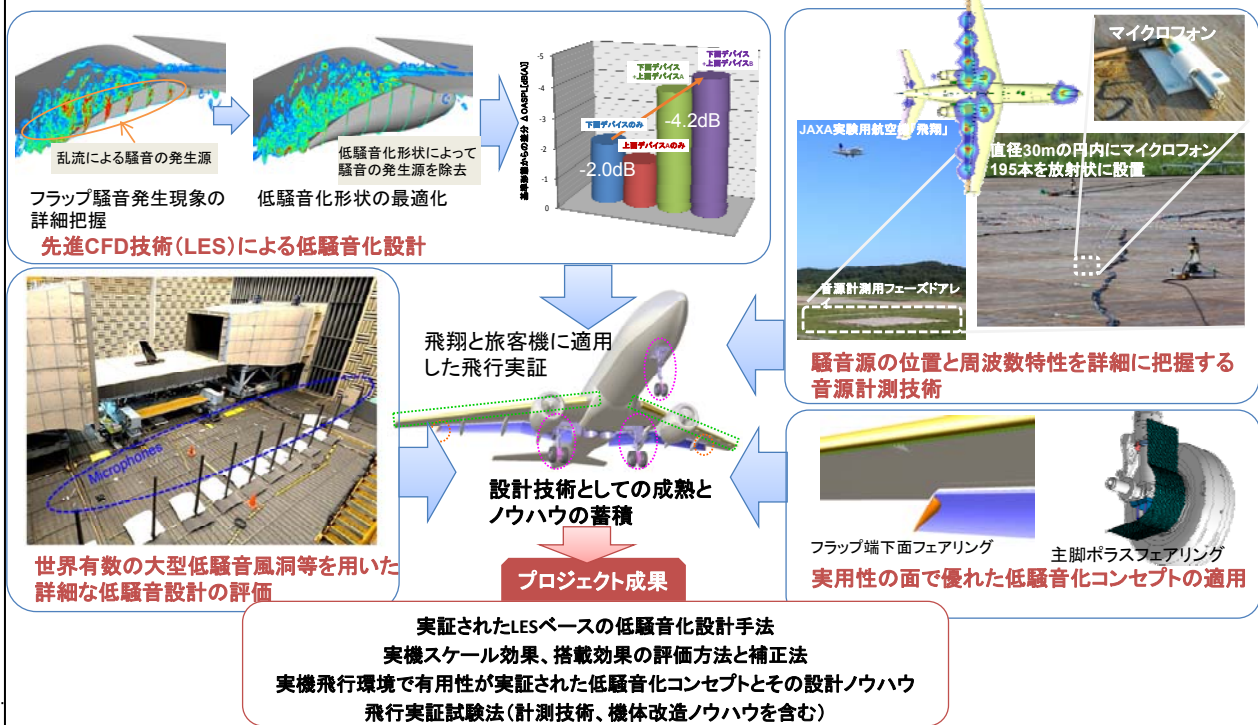


図1. FQUROHプロジェクトのコンセプト（キーとなる技術と目的、成果）

第35回流力騒音シンポジウム講演

題目：JAXA 実験用航空機「飛翔」主脚から発生する空力騒音低減に向けた風洞試験

氏名（所属）：高石武久^{*1}、井上健^{*2}、横川譲^{*1}、浦弘樹^{*1}、村山光宏^{*1}、伊藤靖^{*1}、坂井玲太郎^{*1}、山本一臣^{*1}、熊田俊行^{*2}
^{*1}JAXA、^{*2}住友精密工業

内容：

JAXA、川崎重工業、住友精密工業、三菱航空機が参画する FQUROH プロジェクトにおいては、機体騒音の主音源である高揚力装置と降着装置それぞれに対する低騒音化技術を実機に適用し、飛行試験により低騒音化の効果があることを実証することにより、実用化に必要な設計技術を獲得することを目標としている。その中で、2016年度と2017年度にJAXA 実験用航空機「飛翔」(Cessna 社製 Model 680 Citation Sovereign)を用いて、フラップと主脚の低騒音化技術の実証試験を行う計画である。

本研究では、飛翔主脚の低騒音化を目的として、JAXA 調布航空宇宙センター飛行場分室にある 2m×2m 低速風洞において、飛翔の左舷主脚の実寸大風洞模型を用いて、主脚用低騒音化デバイスの騒音と空気力の評価を実施した。図1に、模型を風洞測定部に設置した様子を示す。

図2に、低騒音化デバイスの装着例を示す。図3に、マイクロホンアレイを用いた音源分布測定結果を示す。メッシュ状の低騒音化デバイスを装着することで、メッシュ孔を通過する際に生成される wake の下流側に設置された車軸付近に当たる流速が緩和され、この部分から発生する空力音が大幅に低減することが確認された。また、低騒音化デバイスを取りつけたことによる抗力の増分はわずかであり、飛行特性には影響を与えないことがわかった。



図1 飛翔主脚実大風洞試験模型 設置の様子

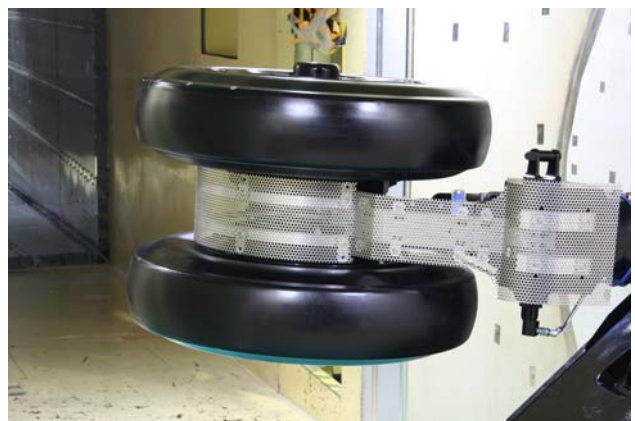


図2 低騒音化デバイスの装着例

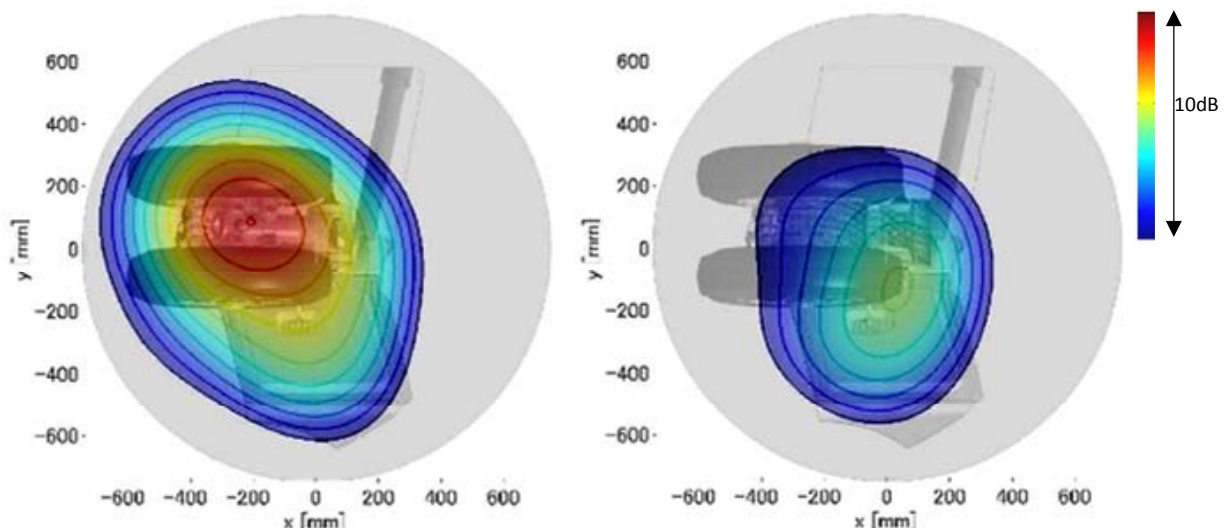


図3 マイクロホンアレイを用いた音源分布測定結果(1kHz、左：現状、右：低騒音化デバイス装着時)

題目：尾管付きホールトーン系における流れと音の相互作用に関する研究

氏名（所属）：松浦一雄(愛媛大学大学院理工学研究科), 中野政身(東北大学流体科学研究所)

内容：

1. Introduction

The sound produced when a jet, issued from a circular nozzle or hole in a plate, goes through a second plate with a hole of the same diameter as the jet is referred to as a hole tone. The tone becomes noise and vibration sources in many practical situations such as solid propellant rocket motors, automobile intake-&exhaust-systems, ventilation systems, gas distribution systems, etc. In this study, we investigate interaction of the hole tone with a tailpipe experimentally and computationally.

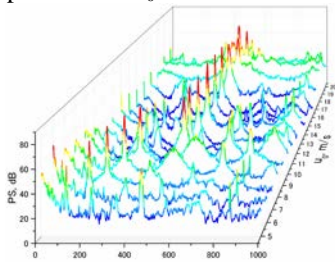
2. Hole Tone System with a Tailpipe and Its Computational Model

Figure 1 shows the hole tone system with a tailpipe. The diameters of the nozzle and the end plate hole are both $d_0=51$ mm. The length of the tailpipe L_t is 330 mm. The impingement length between the nozzle and the end plate L_{im} is 50 mm. The overall computational domain consists of 10 zones, and cylindrical-coordinate grids of the O-type topology are generated in each zone.

3. Results and Discussion

Figure 2 shows the measured variation of the most dominant peak tone frequency with jet speed u_0 . In the figure, the results are shown both for a pure hole tone system, i.e., without the tailpipe, and for the hole tone system with the tailpipe. The results of all the cases collapse when u_0 is less than about 11 m/s. While the peak tone frequencies then drop to lower frequencies for larger u_0 in the case of the pure hole tone, transition to lock-in phenomena is observed for the system with the tailpipe for larger u_0 . Figure 3 shows jet shear layers visualized by the laser-smoke method as the result of analyzing time-series snapshots when $u_0=6, 12, 16$ m/s. Vortex merging is observed to take place during lock-in. Fig. 4 shows vortical structures between the nozzle exit and the end plate (blue iso-surface), back flow regions near the upstream edge of the end plate hole (red iso-surface) and pressure oscillation inside the tail pipe. From the result, connection between the vortex impingement and the pressure oscillation inside the tail pipe is shown.

Variation of sound pressure spectra with u_0



Variation of peak tone freq. with u_0

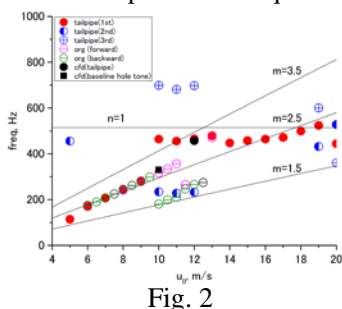
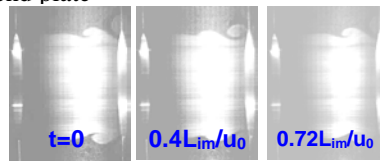
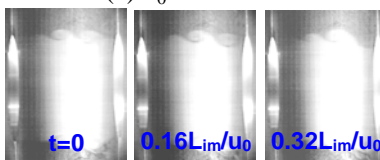


Fig. 2

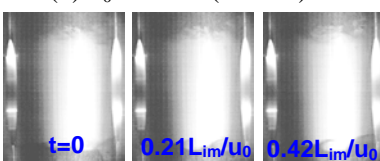
Experimental visualization of jet between the nozzle exit and the end plate



(a) $u_0=6$ m/s



(b) $u_0=12$ m/s (lock-in)



(c) $u_0=16$ m/s

Fig. 3

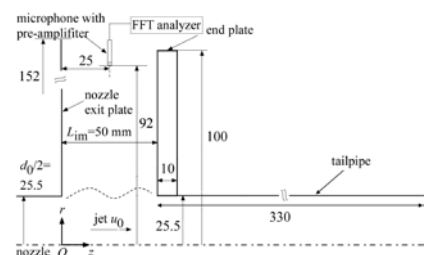


Fig. 1

Identification of synchronization mechanism & vortex-wave conversion mechanism (snapshots: every $\Delta t=0.0838 L_{im}/u_0$)

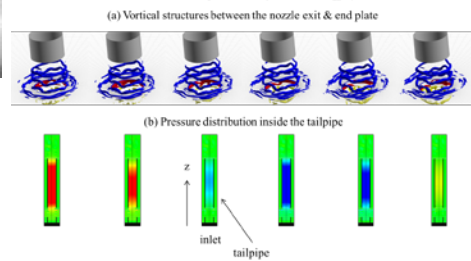


Fig. 4

題目：大形気流自励音源の試作失敗への考察

氏名（所属）： 丸田 芳幸 , 戸井 武司 (中央大学)

内容：

気流自励音は、流体機器を用いる装置やプラントにおいて異常騒音の原因になりやすく、その制御技術の開発が注目されている。一方、気流自励音の有効利用としては、パイプオルガンや木管楽器及び警笛が古くから知られている。気流自励音を工業的に有効利用することを目的として、大きな音響パワーを発生する気流自励音源の予備開発(図1参照)を試みたが、期待した結果が得られず、開発を中断した。その経過の概要を紹介し、失敗した原因を考察する。但し、初期段階で中断した課題であるので、公開可能な定量的データがなく、定性的で抽象的な報告になることを、お許し願う。

試作機の基本仕様を決めるために、図2に示すような内径30mmパイプからの噴流に円環を設置し、自励音の発音条件(図3)や共鳴条件(図4)を実験的に確認した。噴流のせん断流内に発音体の鋭い先端が配置されることが不可欠であり、先端テーパの方向が先端位置によって異なる。自励音の周波数は $(0.6\sim 0.8) U/b$ である。これらの結果から共鳴機構を利用しない条件で、図1に示すような矩形ダクト系の大形音源を試作したが、安定した自励音の発生を実現できなかった。その原因として、1)ダクト部材の平行度不備、2)気流中心の不一致、3)せん断流の対称性不備、4)発音部材先端の位置の最適化不備、を想定する。前者の1),2)は実験装置や試作機構造部材の不備であると推察し、後者の3),4)に関しては、非定常流の数値解析を利用した事前検討が必要であったと反省している。

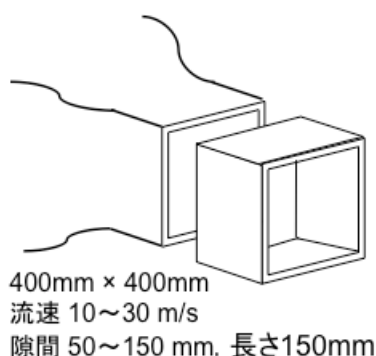


図1 矩形吹出口による自励音源の大形試作機

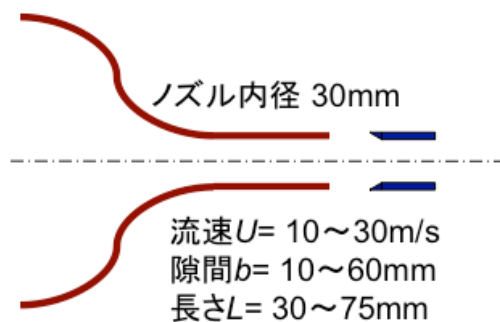


図2 パイプを用いた気流自励音源の予備実験

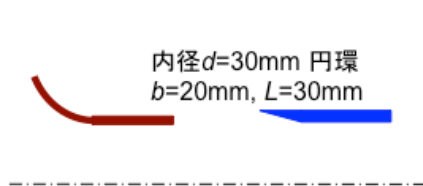


図3-a 円環先端内側テーパでの発音配置の例

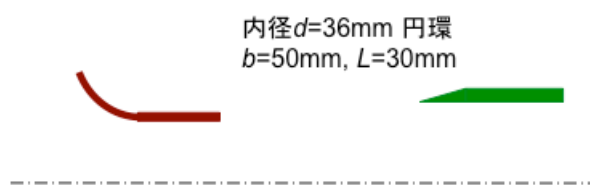


図3-b 円環先端外側テーパでの発音配置の例

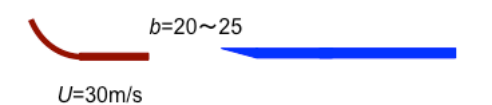


図4-a 開-開端円筒($d=30, L=150$)で共鳴する配置

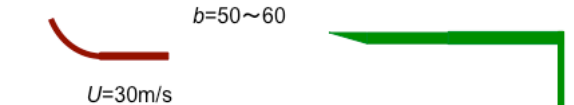


図4-b 開-閉端円筒($d=36, L=200$)で共鳴する配置

第35回流力騒音シンポジウム講演

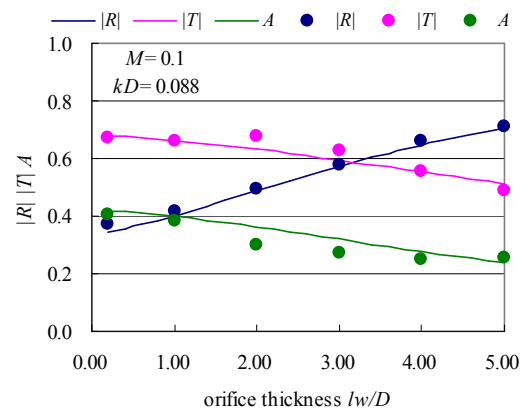
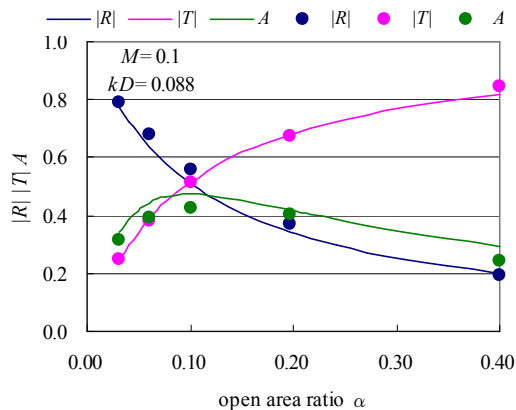
題目：差分格子ボルツマン法による流れを伴う管内オリフィスの吸音特性シミュレーション (3)

氏名 (所属)：赤松克児 (機械音響研究所)

内容：管内オリフィスに入射する音波の音響流による変動渦が、定常流ジェットによって下流に流されることにより音響エネルギーが消散することが理論的に示されている⁽¹⁾。この理論を検証するために、前報 (第33回流力騒音シンポジウム講演) ではオリフィス上下流の音圧から求めた音響エネルギー吸収率 A ($A=1-|R|^2-|T|^2$, R : 音圧反射率, T : 音圧透過率) とオリフィス下流の渦度から求めた消散エネルギーの比較を行い、オリフィス通過流速マッハ数がゼロ (定常流無し) に近い場合を除いて両者が一致することを示した。

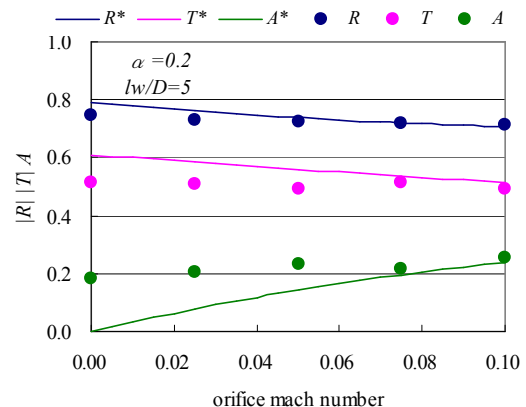
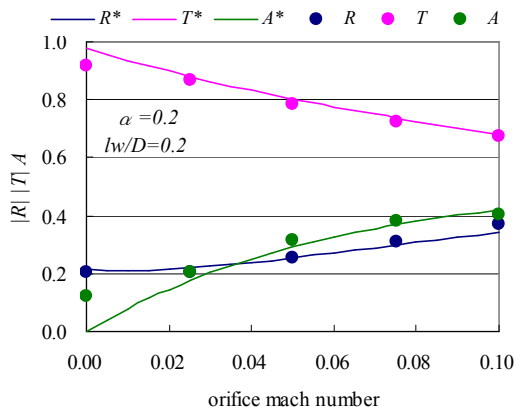
前報では理論の前提条件に合わせて、オリフィス板厚が薄く ($lw/D=0.2$, lw : 板厚, D : オリフィス径), 開口率 α が小さい ($\alpha=3\%$) 場合の計算結果を示したが、本報告では航空機ファンダクトの吸音に用いられる MPP (micro-perforate porous plate)⁽²⁾への適用を考慮して、 $lw/D \gg 1$, $6\% \leq \alpha \leq 40\%$ の条件での計算結果を示す。理論では多孔オリフィスを通過した流れが相互に干渉しないことを想定しているが、隣接オリフィスとの距離の小さい $\alpha=40\%$ の場合にも理論と計算値が一致すること、オリフィス板厚に関しては、オリフィス通過流速がある程度大きい場合、板厚ゼロの線形理論を Cumming の式で補正した近次式⁽³⁾による値が計算値と一致する結果が得られた。

- (1) M. S. Howe, "On the theory of unsteady high Reynolds number flow through a circular aperture", Proc. R. Soc. London, Ser. A 366, 205 – 223 (1979).
- (2) M. C. Brown, M. G. Jones, and B. H. Howerton, "Acoustic characterization of micro-perforate porous plates", J. Acoust. Soc. Am., Vol.137, No. 4 Pt. 2, p.2402, (2015).
- (3) T. Luong, M. S. Howe, and R. S. McGowan, "On the Rayleigh conductivity of a bias-flow aperture", J. Fluids and Structures, 21, pp. 769-778 (2005).



Howe 理論値(実線)と LBM 計算値(●●●)の比較

左：開口率変化 右：板厚変化 ($M=0.1$)



開口率が大きい場合の Howe 理論値(実線)と LBM 計算値(●●●)の比較 横軸：オリフィスマッハ数

題目：平板列まわりの流れから発生する共鳴音の制御に関する直接計算

氏名（所属）：東悠樹，横山博史，飯田明由，小谷玄太（豊橋技術科学大学）

内容： 平板列は自動車のフロントグリルや高層建築のルーバー，熱交換機などの様々な工業製品に見られる。平板列まわりの流れからは音響共鳴をともなう空力音が発生することがあり，ある特定の流速で音圧レベルが増大する。平板列は様々な工業製品に見られる単純な形状のため，騒音の低減化が求められている。本研究では，図1に示すような自動車のフロントグリルを模擬したモデルを用いた。

図2に平板間隔を変化させた際のピーク音の音圧レベルを示した。 $s/b = 3.0, 6.0$ において強い音響共鳴が発生し，平板列まわりの流れから発生する音は最も大きくなった。より小さい平板間隔 $s/b = 1.0$ では，音圧レベルが低下した。 $s/b = 1.0$ では，図3に示すように速度欠損の大きさが隣り合う平板で異なる。このとき，各平板からの主要な渦放出周波数に差が生じ，隣り合う平板後流からの渦放出の同期が弱まり，音圧レベルが低下することがわかった。

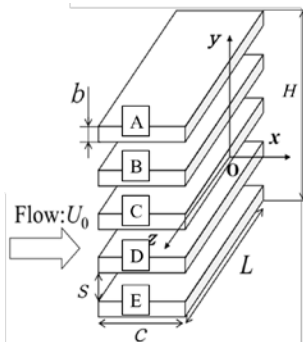


Fig. 1 Configuration of flow around a cascade of flat plates

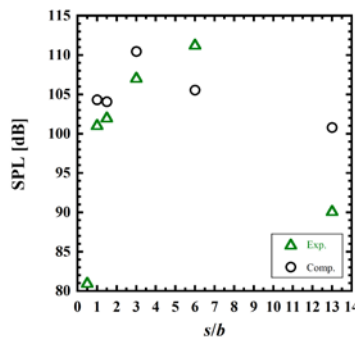


Fig. 2 Effect of distance on level of tonal sound

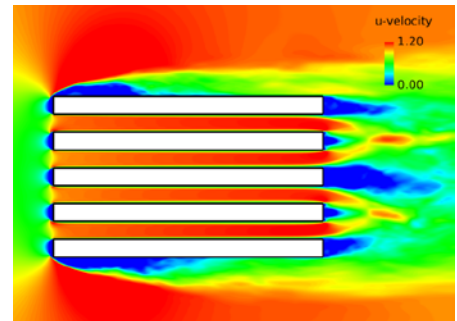


Fig. 3 Averaged velocity field for $s/b = 1.0$

本研究は，隣り合う平板の板厚を変更し，各平板からの主要な渦放出周波数を変化させ，音響共鳴時における平板列まわりの流れ場・音場の制御を試みた。図1に示した平板A, C, Eの板厚を b_s ，平板B, Dの板厚を b_L とした。今回計算を行なった平板列は，強い音響共鳴を示した $s/b = 3.0$ を基準とし，隣り合う板厚の比 b_L/b_s を 1.1, 1.4, 1.8 と変化させたものである。図4に各板厚比の音圧スペクトルを示した。この結果から， $b_L/b_s = 1.1$ では，オリジナルの平板列とほぼ同じ周波数で同程度の大きさのピークが見られ，音響共鳴周波数でロックインしていると考えられる。一方で， $b_L/b_s = 1.4$ および 1.8 ではオリジナルの平板列の音響共鳴周波数とは異なる周波数でピークが見られ，その音響レベルも弱まり，音響共鳴の影響が弱まったと考えられる。図5に $b_L/b_s = 1.8$ の音圧の瞬時場を示した。隣り合う平板後流の渦放出に差が生じたことにより，隣り合う平板間の定在波が弱まり，音圧が下がったと考えられる。

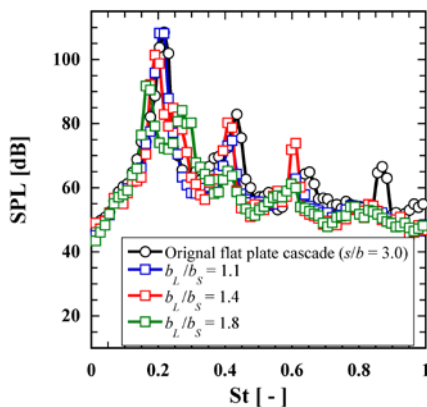


Fig. 4 Sound pressure spectra, $s = 6\text{mm}$, $H = 34\text{mm}$

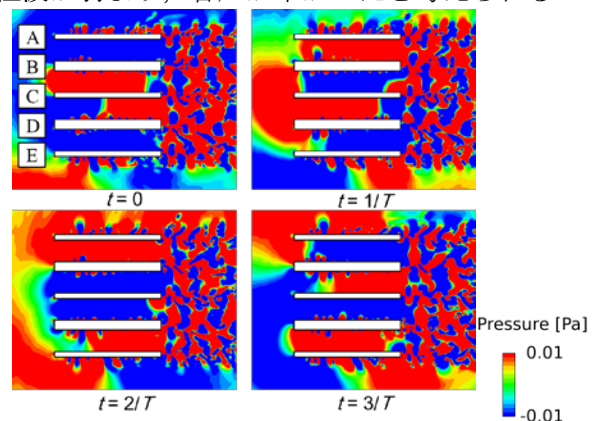


Fig. 5 Contours of fluctuation pressure and contours of vorticity

第35回流力騒音シンポジウム講演

題目：埋め込み境界法による振動円柱および固定円柱をすぎる流れから発生する空力音の直接数値シミュレーション

氏名（所属）：服部 裕司（東北大・流体研）

内容：

回転翼をもつ流体機械から発生する騒音の低減は機械の高機能化・高効率化を行う上で重要な課題である。これに取り組むために数値流体力学にも大きな期待が集まっている。しかしながら多くの場合、回転翼のように運動する部分と支柱のように静止する部分をもつ問題であるため、格子生成上の理由により高精度解法の適用は困難である。このためこれまでに流れの数値シミュレーションの結果と空力音響学の理論式を組み合わせるハイブリッド法による計算が行われているのみである。

われわれは最近、圧縮性流れに対する埋め込み境界法の改良により、複雑形状物体や相対的に運動変形する物体を含む流れから発生する空力音の直接数値シミュレーション法を開発した。圧縮性流れに対する埋め込み境界法の一つに Liu and Vasilyev (2007) らの volume penalization 法がある。この方法により線形音波の範囲内で音が直接数値シミュレーションにより捉えられることは示されていたが、空力音については示されていない。われわれはまず Liu and Vasilyev の方法を空力音の問題に適用し、その精度検証を行なった。その結果、物体が静止している場合にはよい精度が得られたが、物体が運動している場合には正しい結果が得られないことを示した。彼らの方法を検討した結果、penalization 項が方程式のガリレイ変換に対する対称性を破っていることがわかった。そこで、対称性を保つように penalization 項を導入すると正しい結果が得られることがわかった。

改良された volume penalization 法により、振動円柱の背後に固定円柱が置かれている流れから発生する空力音の直接数値シミュレーションを行った。この問題は、風車の回転翼と支柱の干渉により発生する音のラフな2次元モデルと考えることができる。音の大きさは円柱の間隔に依存して変化する。その変化の機構、特に音が低減されるメカニズムについて議論する。

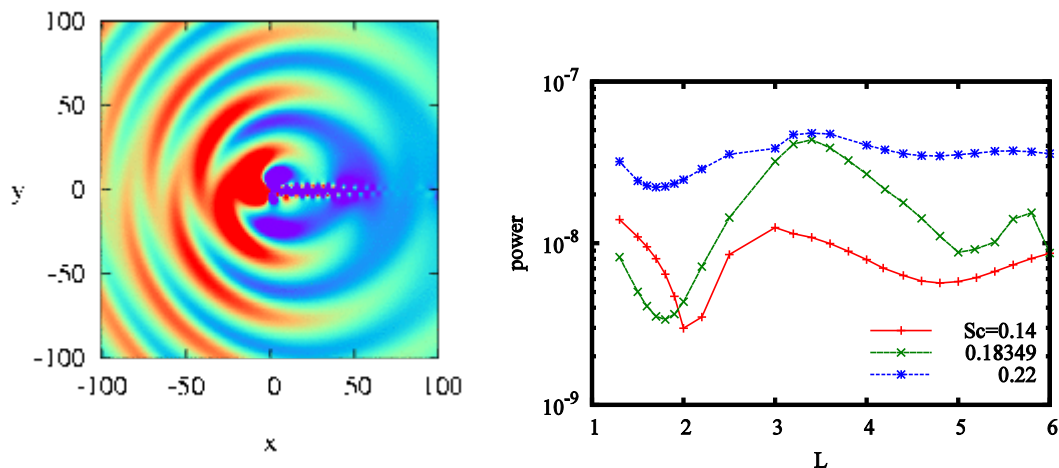


図1. (左) 改良された volume penalization 法による空力音直接数値シミュレーション例.
(右) 振動円柱と固定円柱を過ぎる流れから発生する空力音パワーの円柱間隔依存性.

第35回流力騒音シンポジウム講演

題目：JAXA 実験用航空機「飛翔」の18%半裁模型を用いた騒音計測風洞試験

氏名（所属）：横川 譲、高石 武久、浦弘 樹、村山 光宏、伊藤 靖、坂井 玲太郎、山本 一臣（JAXA）
磯谷 和秀、上野 陽亮、葉山 賢司（川崎重工業株式会社）

内容：近年の厳しい航空機騒音規制に対応するため機体空力騒音低減の重要性が増してきており、JAXA では、2005 年から国内機体メーカーと共同で旅客機離着陸時の主要な騒音源である高揚力装置（スラット、フラップ）と降着装置（脚装置）を対象に、騒音発生メカニズム解明と低減コンセプトの創出を目的とした研究を実施し、風洞試験と CFD により成果を得てきた。

このような先行研究を経て、JAXA 航空技術部門では低騒音化コンセプトと LES など先進的 CFD 解析技術による設計の実用性を検証することを目的に、国内メーカーとの共同研究体制で既存航空機の高揚力装置と脚の改造による低騒音化を飛行試験によって実証する、FQUROH プロジェクトを立ち上げた(*)。FQUROH プロジェクトでは、2016 年と 2017 年に JAXA の実験用航空機「飛翔」を用いた飛行実証が実施される予定である。現在、先行研究において開発された騒音低減コンセプトを「飛翔」のフラップ端ならびに主脚形状に適用する設計作業が進行中であり、その一環として実機の 18% 半裁模型を使用した騒音計測風洞試験が鉄道総研米原大型低騒音風洞にて実施された（図 1）。試験では、ベースライン機体形状に対する飛行試験との比較用データや種々の低騒音化デバイスに対する設計データが取得され、特にフラップ端に関しては、JAXA と三菱重工業が共同で開発した端部下面のフェアリング状デバイスならびに川崎重工業開発の上面側デバイス等に対する詳細な検証が行われた。典型的な結果の一例として、図 2 にフラップ端下面フェアリング状デバイス有り無しの両形態に対し翼下面側(実機下方相当)で計測された遠方場放射音 OASPL(dB(A))の指向特性を示す。図より、今回計測を行った全指向角においてデバイス設置による騒音低減効果が得られており、本騒音低減コンセプトが「飛翔」の実機形状に対しても有効であることがわかった。今回の発表では、試験の速報として試験内容詳細と幾つかの計測結果を紹介する。なお、本風洞試験は JAXA FQUROH プロジェクトチームと川崎重工業株式会社の協力の下に実施された。この場を借りて関係者に謝意を表す。

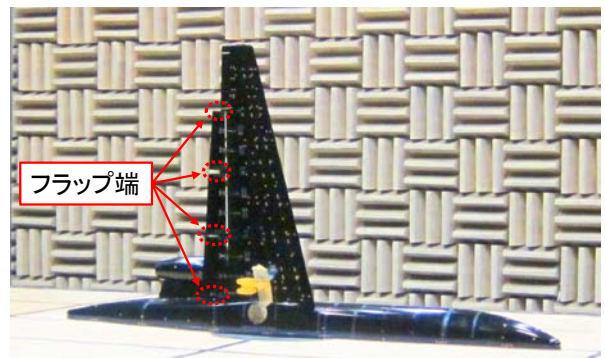


図 1：飛翔 18%半裁模型設置の様子

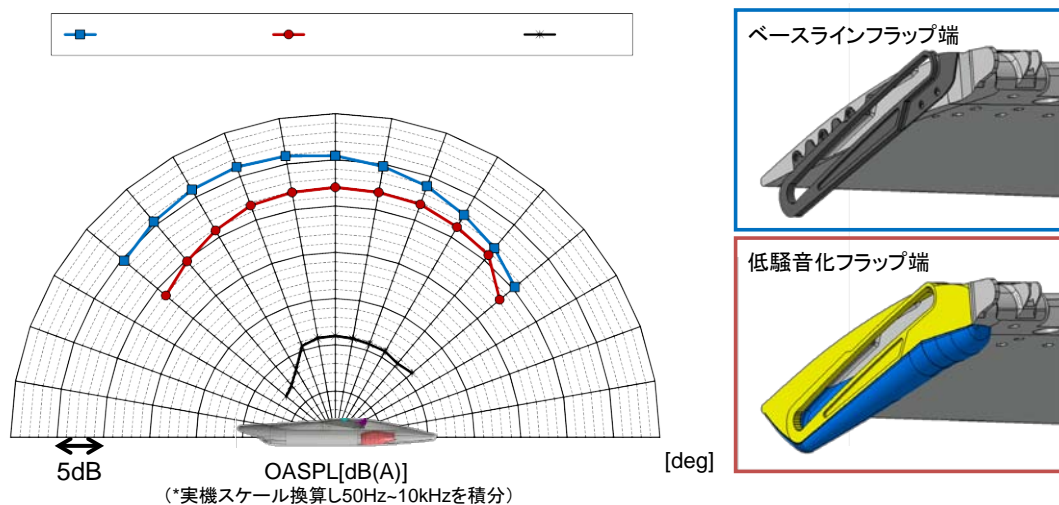


図 2：フラップ端低騒音化デバイス有り無しの場合の遠方場放射音の指向特性比較

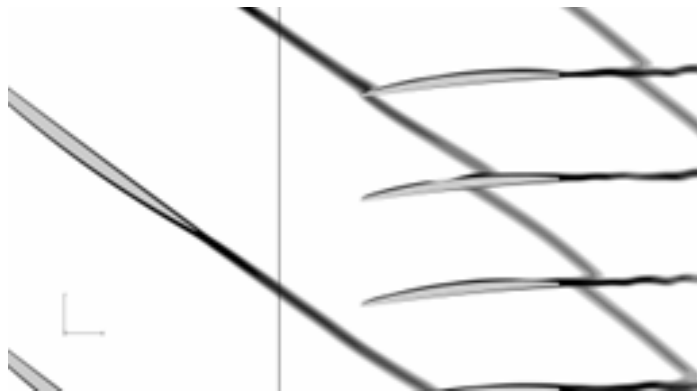
(*) 本講演会、「機体騒音低減技術の飛行実証プロジェクト - FQUROH : 山本他」を参照のこと

第35回流力騒音シンポジウム講演

題目：Non-Linear Harmonic 法を用いたファン騒音の数値予測

氏名（所属）：賀澤 順一（JAXA）、堀口泰生（ASIRI）、楠田真也（IHI）、石井達哉（JAXA）

内容：近年、空港周辺騒音規制強化の傾向から、航空機の低騒音化は重要な課題となっている。ジェットエンジンから発生する騒音はファン騒音とジェット騒音が主なものである。本発表ではファン騒音のうち、動翼後流と静翼との干渉で発生するファン動静翼列干渉騒音について、Non-Linear Harmonic 法を用いた計算結果を報告する。



Non-Linear Harmonic 法による計算結果（エントロピ分布）

第35回流力騒音シンポジウム講演

題目：前方ステップから発生する風切音の発生/伝播メカニズムの解明

氏名（所属）：吉野崇，安保慧，森下和也，寺村実(株式会社 本田技術研究所)

内容：

車内騒音低減のための制御対象の明確化を目的に、フロントピラー周りの流れを模擬したピラー音車内伝達モデルを対象とし、高周波風切音における車内をモデル化した箱内への流体力学的圧力変動と空力音の寄与率の同定をおこなった。

その結果、箱内マイクロフォンの高周波域のオーバーオール値における空力音の寄与率は約93%となり、高周波域では流体力学的圧力変動と比較して空力音が支配的であることを示した。

また、実車でのフロントサイドガラスにおける、表面圧力変動、遠方場音響から推定される外側表面音圧分布、車内音響から推定される内側表面音圧分布の比較から、外側表面音圧と内側表面音圧の差分がガラスの音響透過損失とほぼ等しいことを示した。

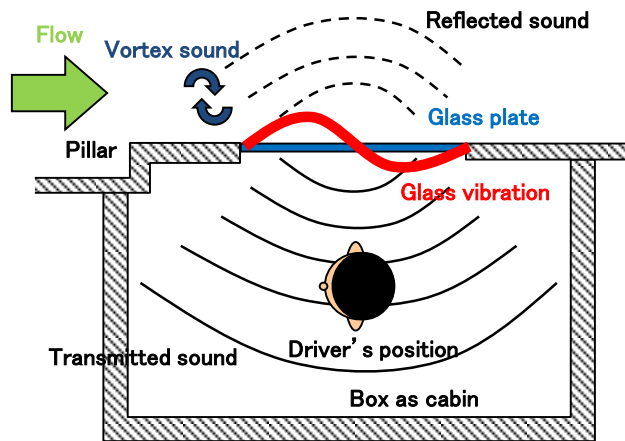


図 車体Aピラーを模擬した箱型車内伝達モデル

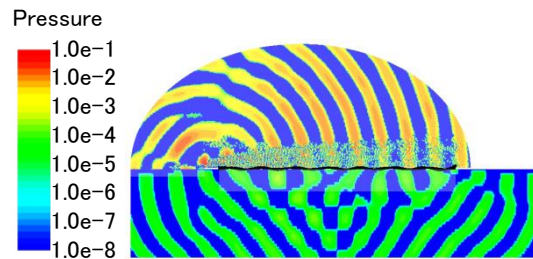


図 4 kHz のステップ段差部で発生する音の伝播の様子(音圧分布(Pa))



図 ビームフォーミング法を用いた、実車車外騒音分布の計測結果