

第 36 回
流力騒音シンポジウム
概要集

平成 28 年 12 月 5 日、6 日
於 東京大学工学部 12 号館 JAXA 大会議室
日本機械学会流体工学部門

第 36 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
平成 28 年 12 月 5 日(月), 6 日(火)
於 東京大学工学部 12 号館
JAXA 大会議室

第 1 日目 12 月 5 日(月)

- 14:00 ~ 14:10 開会
- 14:10 ~ 14:40 「マッシュー関数に基づく非コンパクトグリーン関数(Howe 理論との比較)」
秋下 貞夫(立命館大学)
- 14:40 ~ 15:10 「On trapped acoustic modes in a cavity-pipe system」
ランジェム ミカエル(山形大学), 中野 政身(東北大学)
- 15:10 ~ 15:40 「ゼロインピーダンス境界による空力発生音の制御」
西村 正治, 中島 理仁, 後藤 知伸(鳥取大学)
- 15:40 ~ 16:00 休憩
- 16:00 ~ 16:30 「ファン広帯域騒音の実験および数値的研究」
楠田 真也(IHI)
- 16:30 ~ 17:00 「格子ボルツマン法による吸音ライナの流れ場解析」
加賀谷 諒, 大庭 芳則(IHI)
- 17:00 ~ 17:30 「小型ターボファンエンジン DGEN380 の屋外騒音試験」
原田 拓弥, 佐藤 寛太(東大院), 長井 健一郎, 生沼 秀司(JAXA), 大宮司 啓文, 金子 成彦(東京大学), 石井 達哉(JAXA)
- 18:00 ~ 20:00 懇親会 於 日比谷松本楼 GRILL

第2日目 12月6日(火)

- 10:00 ~ 10:30 「斜め平板に対する超音速衝突噴流における渦構造によって生じる音響現象に関する数値解析」
今野 千尋, 赤嶺 政仁, 寺本 進, 岡本 光司(東大院)
- 10:30 ~ 11:00 「翼列より発生する広帯域騒音に関する実験」
小池 裕司, 渡辺 紀徳, 姫野 武洋, 鶴沢 聖治(東京大学)
- 11:00 ~ 11:30 「機体騒音低減技術の飛行実証 FQUROH プロジェクトの進捗(予備実証)」
山本 一臣, 高石 武久, 横川 譲, 村山 光宏, 伊藤 靖, 有蘭 仁, 坂井 玲太郎, 少路 宏和, 香西 政孝(JAXA)
- 11:30 ~ 12:00 「JAXA 実験用航空機のフラップから発生する空力騒音の低騒音化設計」
村山 光宏, 山本 一臣, 横川 譲, 伊藤 靖, 高石 武久, 平井 亨(JAXA), 田中 健太郎(菱友システムズ)
- 12:00 ~ 12:10 開会

題目：マッシュ関数に基づく非コンパクトグリーン関数（Howe理論との比較）

氏名（所属）：秋下貞夫（立命館大学 理工学総合研究機構）

内容：1. 目的と狙いおよび背景

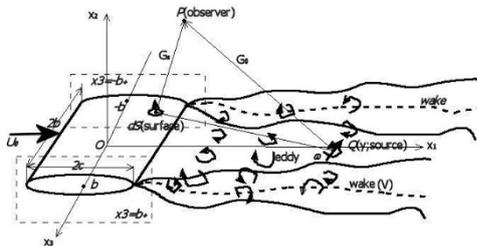


図1 楕円翼の後流と渦音場

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おり、筆者は楕円柱座標系の導入に伴うマッシュ関数を用いた非コンパクトグリーン関数の構築を目指す。M.S.Howe は「後縁渦音」を念頭に置き、半無限平板の散乱音場の解を用いて非コンパクトグリーン関数を提案した。ここではこの解との比較する中で、独自の非コンパクトグリーン関数を構築する（図1参照）。

2. マッシュ関数を用いた非コンパクトグリーン関数

グリーン関数は以下に示すような点音源からの放射音による「散乱音場」で置き換えることができる。

音源点 y , 観測点 x の音場のグリーン関数をつぎのように、 $G(\mathbf{x}, \mathbf{y}, \omega) = \frac{e^{ik_0|\mathbf{x}-\mathbf{y}|}}{4|\mathbf{x}-\mathbf{y}|} + G_s(\mathbf{x}, \mathbf{y}, \omega)$ (1)と書

く、第1項は $|\mathbf{x}| \gg |\mathbf{y}|$, かつ $|\mathbf{x}| \rightarrow \infty$ とすれば、 $G_0(\mathbf{x}, \mathbf{y}, \omega) \approx \frac{e^{ik_0|\mathbf{x}|}}{4\pi|\mathbf{x}|} \exp\left(ik_0l \frac{x_1y_1+x_2y_2+x_3y_3}{|\mathbf{x}|}\right)$ (2)となり、

これは x_1, x_2 -平面内の平面波を表す。しかしこれは四極子音源による音場なので省略し、 $G_s(\mathbf{x}, \mathbf{y}, \omega)$

は散乱波に基づく双極子音源音場なので以下この項の表現を考察する。(2)式の $\exp(\cdot)$ の中の $x_3y_3/|\mathbf{x}|$ は

$\exp(ik_0l|y|(x_3y_3/|\mathbf{x}||y|)) = \exp\left(ik_zl\left(\frac{x_3}{|\mathbf{x}|}\right)\right)$, $k_z \equiv k_0\left(\frac{y_3}{|y|}\right)$ と変形すれば、 z -軸方向の平面波を表し、他の項

を加えて次のように表す。 $G_s(\mathbf{x}, \mathbf{y}, \omega) = R(u)S(v)\exp\left(ik_zl\left(\frac{x_3}{|\mathbf{x}|}\right)\right)$ (3)ここに $R(u)S(v)$ は Helmholtz Eq.を

満たす2次元平面内のマッシュ関数による散乱音場から得るグリーン関数と解釈し、例えば次のような

マッシュ関数で構成する $J_{ee}(u, q, n) = \sqrt{\pi/2} \frac{(-1)^r}{A_{ee}^{(0)}(q, n)} \sum_{j=0}^{\infty} (-1)^j A_{ee}^{(2j)}(q, n) J_j(v_1) J_j(v_2)$, ($r = \frac{2n}{2} = 0, 1, 2, \dots$)

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が強いられるが、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。

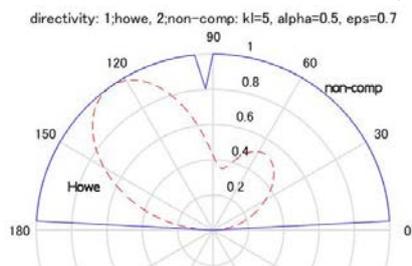


図2. はその計算例の一部であり、今後の検討では変わるおそれがあり、講演時までさらに考察を進める。最大の難点は翼後縁付近でのマッシュ関数の特異な挙動である。計算に用いた Matlab ソフトもその関数の特異性を十分に生かし切っておらず、独自のプログラミングを加えなければならない。

図2. $k_0l = 2$ の指向性

題目： **On trapped acoustic modes in a cavity-pipe system**

氏名 (所属)： ランジェム ミカエル (山形大学工学部)、中野 政身 (東北大学流体科学研究所)

内容： Trapped (or trapping) modes in the theory of surface water waves were discovered around 1951 by Ursell [1]. Initially it was thought to be peculiar to water waves, and that there are no trapped in the theory of sound. But in 1991 Ursell himself found that trapped acoustic modes can exist in a cylindrical waveguide (infinite pipe) with an inhomogeneity in the form of a small hard ball, as sketched in Fig. 1 [2]. These trapped modes are all non-axisymmetric, and their frequencies are just below the cut-off frequency for the homogeneous waveguide. An analytical existence proof is given in Ursell [2].

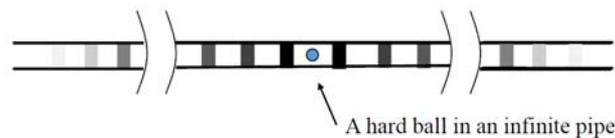


Fig. 1.

Recently Hein and Koch [3] investigated numerically a large number of cylindrical pipe- and tunnel-like waveguides. Among these systems was a waveguide with a cylindrical expansion chamber. This is of special interest in relation to the cavity-tailpipe system with flow, shown in Fig. 2, which we currently are investigating. If localized acoustic modes exist in the expansion chamber area then one may expect that the self-sustained flow oscillations there may excite these acoustic modes, and interact with them.

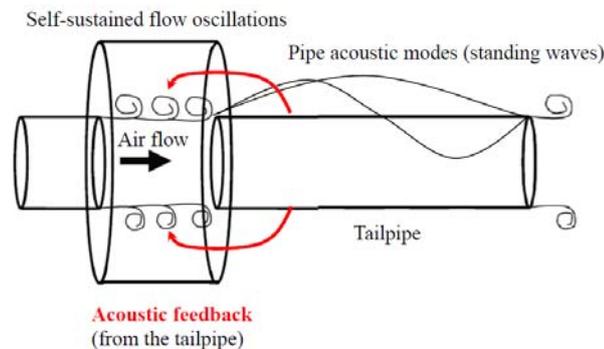


Fig. 2.

In the present work we consider an analytical investigation the basic system shown in Fig. 3 (which Hein and Koch investigated numerically). Let the radius of the pipe be r_0 and that of expansion chamber r_1 . We verify analytically that the frequency of the trapped modes is between the cutoff frequencies of waveguides of radii r_0 and r_1 . Complete analytical results can be given for the case where r_1 is only slightly larger than r_0 .

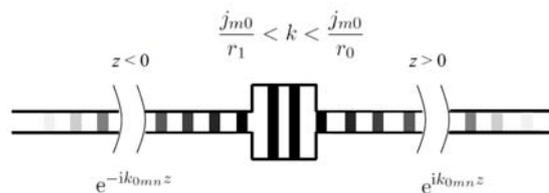


Fig. 3.

References

- [1] F. Ursell 1951, Trapping modes in the theory of surface waves. *Proc. Camb. Phil. Soc.* **47**, 347-358.
- [2] F. Ursell 1991, Trapped modes in a circular acoustic waveguide. *Proc. Roy. Soc. A* **435**, 575-589.
- [3] S. Hein and W. Koch 2008, Acoustic resonances and trapped modes in pipes and tunnels. *J. Fluid Mech.* **605**, 401-428.

題目： ゼロインピーダンス境界による空力発生音の制御

氏名（所属）： 西村正治（鳥取大学），中島理仁（鳥取大学），後藤知伸（鳥取大学）

内容：空力発生音の制御には，物体近傍での渦度の加速度運動を低減することが重要であるが，そのためには，流線型のように形状を適正化する方法以外に，物体表面性状を適正化する方法が考えられる．我々はこれまで，柔毛材や多孔材を用いることによって，物体後縁からの強い渦放出を抑えたり，上流からの渦の衝突を緩和することにより，ランダムな空力発生音を低減できることを示してきた．本研究では，物体表面のインピーダンスに注目する．実現は難しいが，仮に物体表面の音響インピーダンスをゼロにすることができれば，そこに粒子速度変動があっても圧力変動が発生せず，音源とはならないと考えられる．ここでは，キャビティモデルを用いて，その可能性をCFDシミュレーションと実験によって検討した．

具体的には，図1のような2次元キャビティの後縁部をゼロインピーダンス境界にする効果を検討した．CFDでは，FLUENTを用い，下記手順を実施した．

- (1) 壁を剛壁（モデル1）とし，通常非圧縮定常解析を行い，壁面の静圧分布を求める
- (2) 注目するキャビティ後縁部を圧力境界として上記で得られた静圧分布をインプットする（モデル2）．
- (3) モデル2で非圧縮定常解析を行い，流速分布や静圧分布がモデル1とほとんど変化がないことを確認する
- (4) モデル2を用いて非圧縮非定常解析を行う．ここではLESモデルを使用した．この場合，後縁部は圧力一定境界なので圧力変動は発生せずゼロインピーダンス境界となる．
- (5) (4)の結果得られた剛壁部の圧力変動からF.W.Hモデルで発生音を予測する．

結果としては，渦が境界に流入するような形となり，圧力変動が発生せず，大きな減音効果が得られる（図2）．

実験では，キャビティ後縁部に別のキャビティを設け，その内部の音圧が最小になるようにIMC型のフィードバック制御によるアクティブコントロールを行った（図3）．結果，広帯域なスペクトルの山を低減できていることがわかる．ANCによる制御帯域は狭いが，これは本F.B.制御の限界である．

以上，物体表面のインピーダンスを低減することの有効性が見えてきた．今後，実用的な構造の検討が必要である．

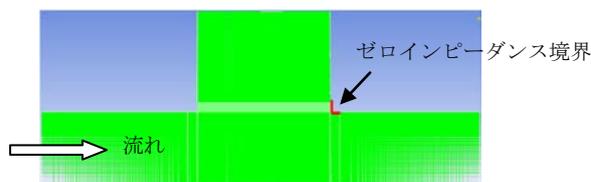


図1 CFDモデル（モデル2）

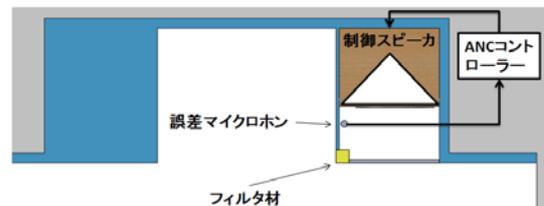


図3 実験モデル

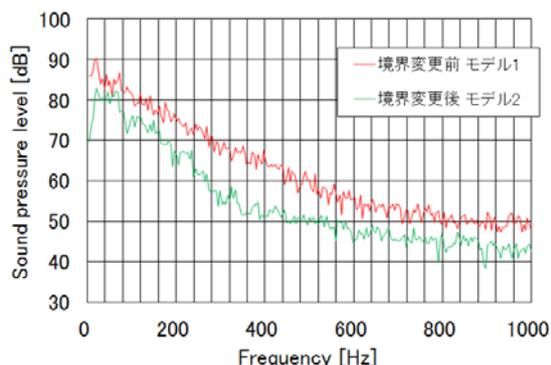


図2 発生音計算結果

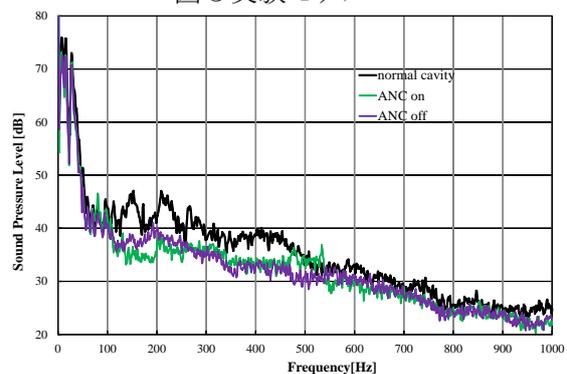


図4 実験結果

題目：ファン広帯域騒音の実験および数値的研究

氏名（所属）：楠田 真也 （株式会社IHI）

内容：

図1のような航空機用エンジンファンリグの騒音試験を無響室にて実施した。計測された音圧スペクトルを図2に示し、PQマップを図3に示す。図2より、ファンの作動が絞り側で広帯域騒音が大きくなっている様子が分かる。この理由を調べるために絞り側および開き側でCFD解析^(注1)を実施した(図4~図6)。図4、図5の赤い領域は逆流を示しており、動翼は、絞り側(図4、図6)で、はく離が大きいことが分かる。一方、静翼は開き側(図5)で、はく離が大きい。このことから、絞り側での広帯域騒音増加は、動翼の空力負荷の増加、およびはく離が一因と考えられる。また、動翼の相対流入流れ角は、M1~M5で約5°変化しており、ファン広帯域騒音は約5dB変化することから、本ファンリグにおいて、相対流れ角1°で約1dB広帯域騒音が変化するといえる。本講演ではこのようなファン広帯域騒音の実験および数値的研究について報告する。



図1：ファンリグ
(動翼20枚/静翼45枚)

謝辞：本研究の一部(実験)は経済産業省の航空機・宇宙産業イノベーションプログラム・エネルギーイノベーションプログラムによる「環境適応型小型航空機用エンジン研究開発」の一環として独立行政法人新エネルギー・産業技術総合開発機構(NEDO)からの助成を受けて実施したものである。

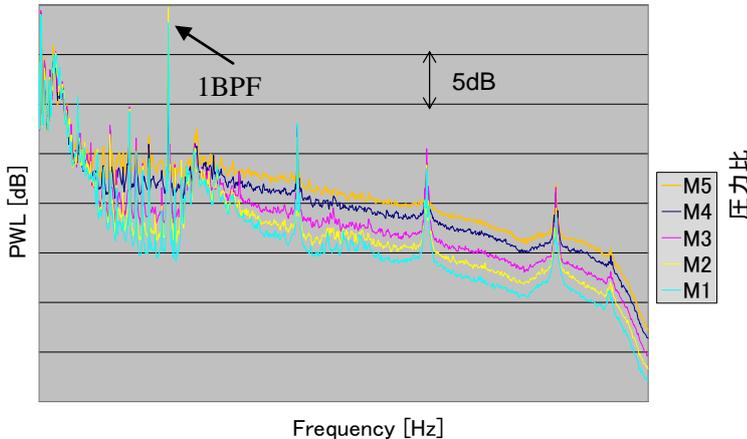


図2：ファン騒音スペクトル(無響室での計測結果)

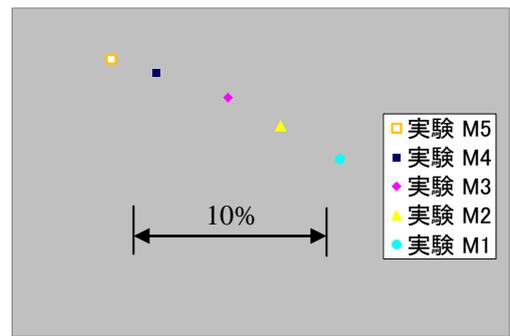


図3：ファンPQマップ
(設計点66%回転数)

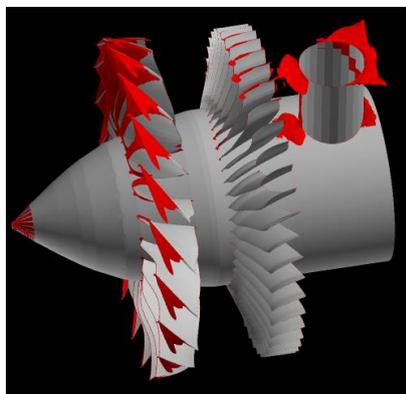


図4：絞り側CFD結果
(赤色：はく離領域)

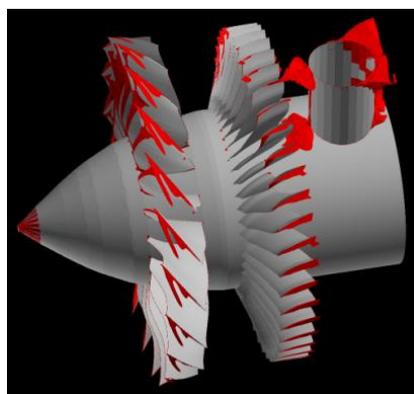


図5：開き側CFD結果
(赤色：はく離領域)

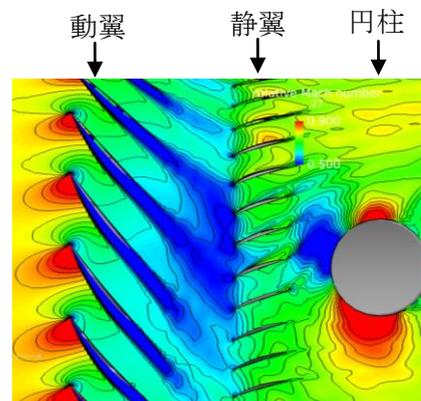


図6：絞り側CFD結果
(TIP側マッハ数コンター)

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

第36回流力騒音シンポジウム講演

題目：格子ボルツマン法による吸音ライナの流れ場解析

氏名（所属）：加賀谷 諒、大庭 芳則（株式会社 IHI）

内容：航空機用エンジンにおいてファン騒音低減デバイスとして使用される吸音ライナ（図1参照）を対象に、格子ボルツマン法を用いた CFD 解析を実施し、吸音ライナまわりの詳細な流れ場および吸音ライナに働く抗力を得た。吸音ライナまわりの流れ場の解析では、多数の微細な孔を有するハニカムセル構造を出入りする低速流れとファン流の高速流れを同時かつ詳細に解く必要があることから、本研究のような複数セルを考慮した解析に LES や DNS などを用いた場合、計算コストが問題となる。本研究では、格子ボルツマン法のもつ高い計算効率および計算精度に着目し、吸音ライナまわりの流れ場解析に格子ボルツマン法を適用した。

対象とした吸音ライナは孔あき表面板、ハニカムセルおよび背面板により構成される。実機のファン流での乱流境界層を模擬するため、ラフネスブロックを吸音ライナの上流に配置した。これにより、吸音ライナは乱流境界層流れおよびブロック後流の渦構造により生じる圧力変動にさらされることになる。

本解析により、孔あき表面板を通過するジェット状の流れなどの吸音ライナ特有の流れ場や、それによって生じる吸音ライナに働く抗力の特徴について、新たな知見を得た。本発表では、このような吸音ライナまわりの流れ場の格子ボルツマン法による CFD 解析結果について報告する。

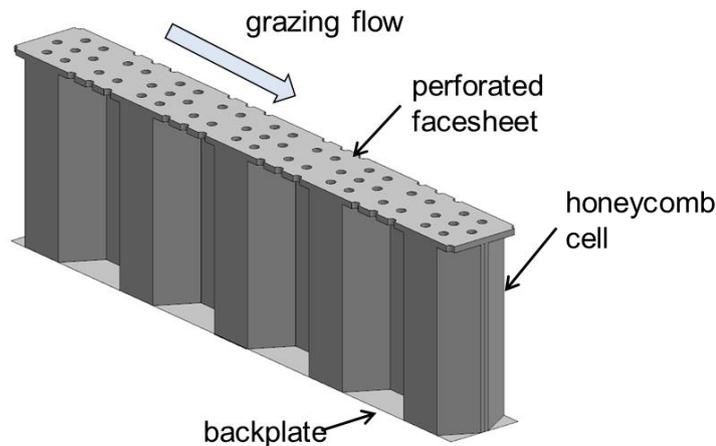


図1. 解析対象の吸音ライナ

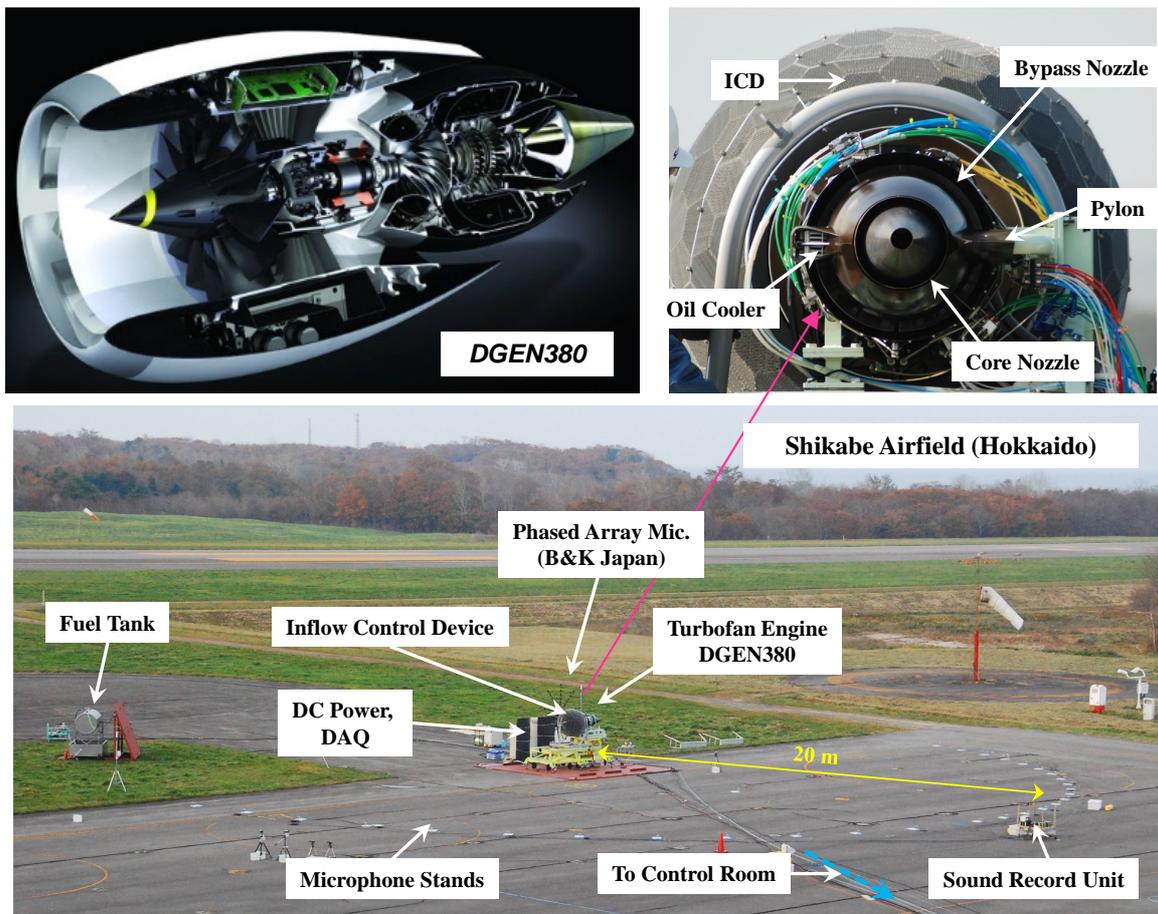
題目：小型ターボファンエンジン DGEN380 の屋外騒音試験

氏名（所属）：原田拓弥（東大院）、佐藤寛太（東大院）、長井健一郎（JAXA）、生沼秀司（JAXA）、大宮司啓文（東京大学）、金子成彦（東京大学）、石井達哉（JAXA）

内容：

宇宙航空研究開発機構（JAXA）エンジン研究部門では、エンジン騒音低減技術の研究のために小型ターボファンエンジン DGEN380 を導入した。エンジンは、2 軸のギアードターボファン形式である。ファン直径 350mm、ノズルは標準ではショートカウル形状となっている。この研究用エンジンを使って、ジェット騒音のミキシングデバイス、ファン騒音の低騒音翼型設計、能動制御、吸音構造、騒音予測検証、経験モデルの構築などを計画している。当面は、ジェット騒音のミキシングデバイスの実証試験が先行して実施することとし、2014 年度の納品後、屋内試験設備（エンジンテストセル）にて、エンジン性能の蓄積を行ってきた。今年度、エンジンを屋外環境で放射騒音並びに騒音源の計測を開始した。

今回、DGEN380 エンジンを使った屋外騒音試験の内容を概説する。計測結果については、ミキシングデバイスを付加しない形態（ベースライン形態）とする。



左上図：DGEN380 エンジンのカット図

右上図：エンジン背面写真

下図：地上静止試験形態と音響計測セットアップ（北海道鹿部飛行場）

題目：斜め平板に対する超音速衝突噴流における渦構造によって生じる音響現象に関する数値解析

氏名（所属）：今野 千尋，赤嶺 政仁，寺本 進，岡本 光司（東京大学大学院）

内容：

ロケット発射時は排気プルームと火炎偏向板の干渉によって強い音響波が発生する．この音響波の発生メカニズムは明らかになっておらず，射場設計の際正確な音響予測が難しくサブスケール試験によって減音効果を測るのが現状である．

過去に超音速噴流が斜め平板に衝突することで衝突点付近から平板垂直方向に音響波が発生することが確認されている．音響波に対して条件付き抽出解析を施した結果，剪断層上の大規模乱流構造と音響波の関連が明らかになった(Fig. 1)．

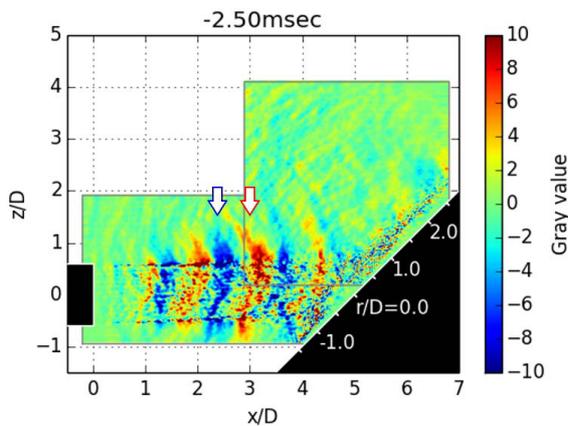


Fig. 1 音響波の条件付き抽出解析

本研究では斜め平板に衝突する超音速噴流と大規模乱流構造による音響波発生メカニズムを調べるにあたり，系を簡単にするため噴流を平面噴流，非粘性とした数値解析を行った．また大規模乱流構造は線形安定性理論に基づく渦構造としてモデル化し噴流剪断層上に与えた．渦構造が衝突点付近を通過する際， Fig. 2(a)(b)のような2種類の音響波発生現象が観察された．これらの音響波は壁噴流領域の衝撃波構造周辺から発生しており，渦構造との干渉による影響が考えられる．

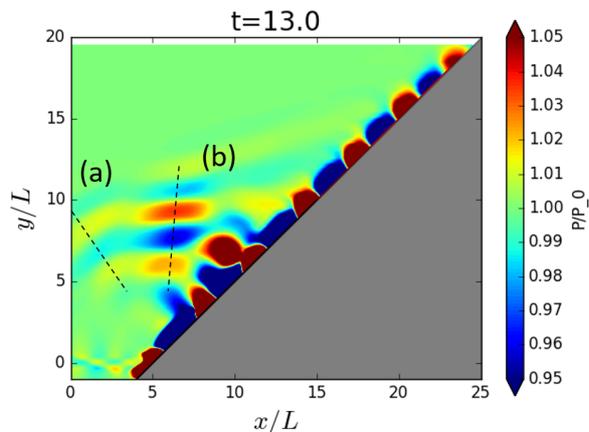


Fig. 2 渦構造から生じる音響波

題目：翼列より発生する広帯域騒音に関する実験

氏名（所属）：小池裕司，渡辺紀徳，姫野武洋，鶴沢聖治（東京大学）

内容：

航空機における騒音の低減は環境適合性の面で非常に重要な課題である。主要な騒音源であるジェットエンジンに関して様々な騒音低減策が施されてきたが、排気ジェット騒音が格段に減少した現在、比較的影響の小さかった、翼周りの乱れに起因する広帯域騒音が問題となってきている。本研究では翼自身の境界層や剥離泡に起因する Self-Noise と呼ばれる音に着目し、翼列をモデルとした風洞設備により、発生音の流体力学的なメカニズムを解明するための実験を行った。図1に無響室風洞と翼列、音圧マップ計測時の計測点の様子を示す。マイクロフォンによる音響計測，熱線流速計による非定常流速計測，オイルフローによる流れ場の可視化などを行い，翼面境界層音，剥離-失速音についての仕組みの一部を明らかにした。

図2に翼列挿入時における発生音とベースラインの騒音を示す。層流境界層の不安定性により，複数のピークを持つ広帯域騒音が発生していると考えられる。流速の増加により中心周波数が高周波側に移動していき，流速の1.5乗に比例するという単独翼での Paterson[1]らによる実験結果と一致した。レイノルズ数の増加に伴い発生音が次第に広帯域化する様子は，境界層の乱流遷移によると考えている。

図3は実験室内部のトラバース装置を利用して取得した音圧マップを示す。ベースラインとして，斜め方向の指向性を持つ音響場であったが，翼列の挿入により，指向性に大きな変化が生じた。後縁付近に強い上下方向の指向性を持つ双極子音源が発生していると考えられる。

[1] Paterson R.W. et al. Vortex noise of isolated Airfoils, Journal of Aircrafts, 10, 220-229

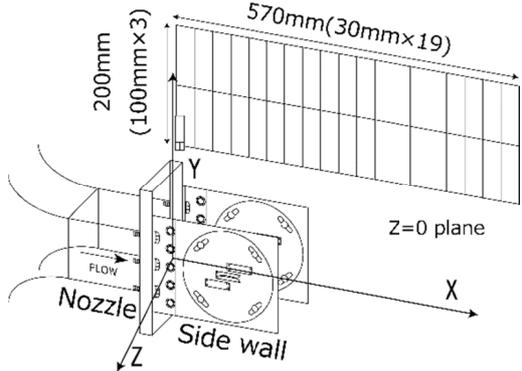


Fig.1 Experimental facility and grid

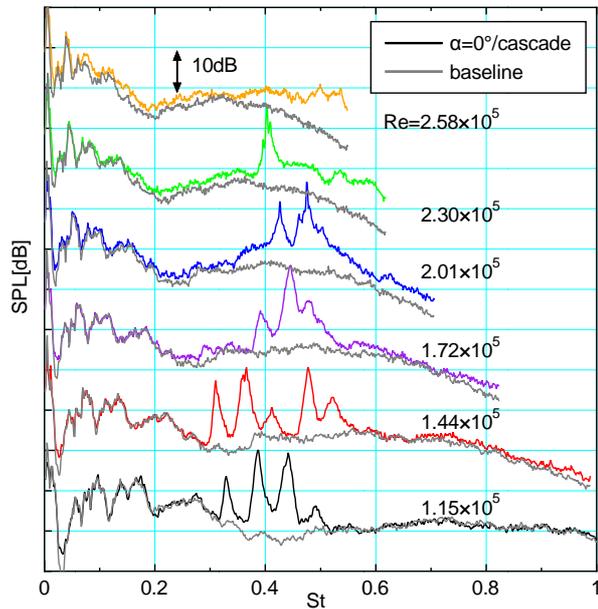
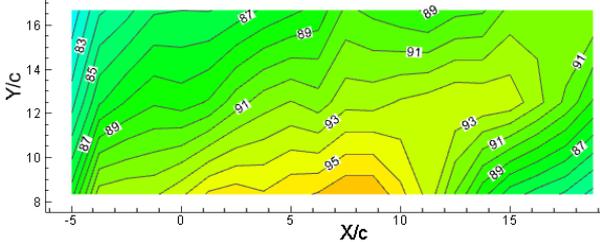
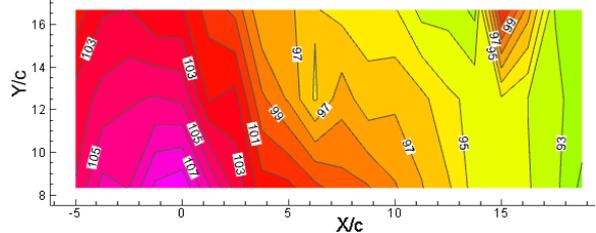


Fig.2 Boundary-layer noise spectrum



(a) baseline



(b) Cascade / Angle of Attack = 0° / Pressure Side

Fig.3 Sound Pressure Level Map (Re=1.15×10⁵ 1/3 Octaveband frequency = 16kHz)

題目：機体騒音低減技術の飛行実証 FQUROH プロジェクトの進捗（予備実証）

氏名（所属）：山本一臣（発表者）、高石武久、横川 譲、村山光宏、伊藤 靖、有蘭 仁、坂井玲太郎、少路宏和、香西政孝（JAXA）

内容：

着陸進入時の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関して、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2015年に立ち上げた。国内の航空機関連メーカー3社（川崎重工業航空宇宙カンパニー、住友精密工業、三菱航空機）と JAXA との共同研究体制を取り、2005年頃から続けてきた機体騒音の研究成果を基礎にした技術の飛行実証を通じ、低騒音化のための設計技術の確立を狙っている。

本プロジェクトでは JAXA のジェット実験機「飛翔」と三菱航空機が開発を行っている MRJ を機体騒音低減のために改造し3回の飛行実証を計画している。「飛翔」はスパン約20mのビジネスジェット Cessna Citation Sovereign を母機とした機体であり、旅客機よりも機体サイズが小さく、また JAXA 所有であることによる改造作業のしやすさから、まず「飛翔」を用いて2回の飛行実証試験を計画した。「飛翔」は高揚力装置としてフラップのみを装備しており、このフラップと主脚に対する低騒音化技術の実証を行う。飛行実証を通じ、これまでの数値解析や風洞試験のみでは得ることのできない機体騒音のスケール効果や脚の搭載効果を明らかにすること、そして実用化に必要な実機適用における構造、機構、安全性等による技術課題の明確化とその解決を目的としている。

本報告では、今年9月に実施した「飛翔」に対する1回目の騒音低減技術の飛行実証の概要を報告する。1回目の実証試験は、フラップと主脚に対する初期段階の低騒音化設計の検証とともに、機体の改造、飛行許可取得のプロセス確立、そして技術実証方法の確立を目的とし、「予備実証」という位置づけで行った。図1は機体の改造の状況、図2は明確に低騒音効果を示すことができた1kHzの音源の比較である。適用した低騒音化設計と機体の改造、そして実証試験の概要と結果の速報について発表する。

※ Flight Demonstration of Quiet Technology to Reduce Noise from High-lift configurations

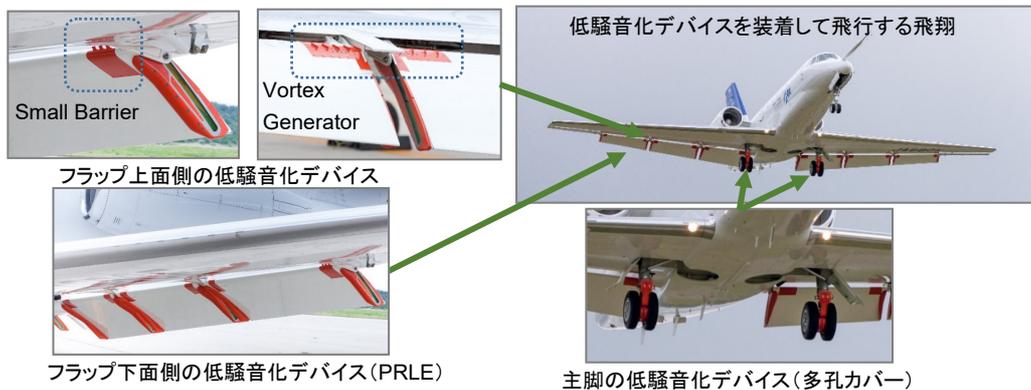


図1. 低騒音化のために改造した箇所（写真の赤い部分）

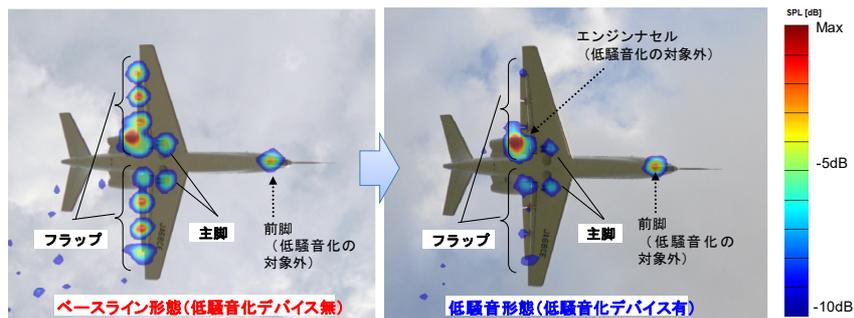


図2. 1kHzの騒音源の比較（速報）

題目：JAXA 実験用航空機のフラップから発生する空力騒音の低騒音化設計

氏名（所属）：村山光宏、山本一臣、横川譲、伊藤靖、高石武久(JAXA)
平井亨、田中健太郎（菱友システムズ）

内容：

JAXA では、2005 年頃から機体騒音の主音源である前縁スラットや後縁フラップ等の高揚力装置と降着装置から発生する空力騒音の発生メカニズム解明や低騒音設計指針の構築に向けた研究を風洞試験と数値解析を組み合わせながら進めてきた。その研究成果を基礎にして、飛行試験により機体騒音の低減技術を実証することを狙う FQUROH (Flight Demonstration of Quiet Technology to Reduce Noise from High-Lift Configurations) プロジェクトを 2015 年に立ち上げた。

本発表では、予備実証として今年の 9 月に実施した JAXA 実験用航空機「飛翔」のフラップに対する、次の 2 つのコンセプトを用いた低騒音化設計について報告する。

- ① フラップ下面側に丸い膨らみを持たせることでフラップ端面での剥離を防ぎ、騒音源となるフラップ端渦を制御する Protruding Rounded Lower-edge (PRLE) (図 1(a))
- ② フラップ上面側で小さな縦渦を発生させフラップ上面側に発達する渦を拡散させる (図 1(b))

「飛翔」は図 2 に示されるように、フラップ端に展開/収納用トラックレールやアクチュエータロッド支持部などが存在しており、研究用モデルに用いた形状と比べて複雑な構造を有する。「飛翔」に対する低騒音化設計では、(1) 収納展開の動作に影響しない、(2) 追加部品脱着のみの改修、(3) 低速飛行時空力性能変化は少なくするという制約を考慮してデバイス形状や設置位置を設計した。形状・配置設計では、図 3 に示すように、CFD を積極的に活用し、流れ場や圧力変動を確認しながら騒音源となる剥離を減らす等の設計指針を基に形状を設計し、風洞試験での形状パラメトリックスタディは極力最小化した。最終的に風洞試験による騒音低減量評価試験を経て、図 4 に示す低騒音化デバイスを製作し飛行試験を行った。本発表では試験の速報としていくつかの計測結果も紹介する。



(a) 下面 Protruding Rounded Lower-edge (PRLE)

(b) 上面渦発生装置

図 1 フラップ低騒音化デバイスコンセプト

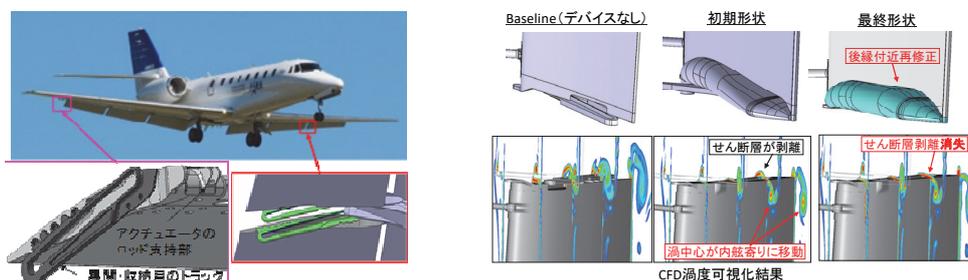


図 2 JAXA 実験用航空機「飛翔」

図 3 最外舷フラップ端下面デバイス形状設計例



図 4 予備実証飛行試験用フラップ低騒音化デバイス