

第 39 回
流力騒音シンポジウム
概要集

2019 年 12 月 16 日・17 日

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 39 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
2019 年 12 月 16 日 (月), 17 日 (火)
東京大学工学部 12 号館 JAXA 大会議室

第 1 日目 12 月 16 日 (月)

13 : 30~13 : 40 開会

13 : 40~15 : 10

(1) マッシュ関数を用いた非コンパクトグリーン関数 (再改訂版)
秋下貞夫 (立命館大学 理工学部)

(2) 音波と流れの干渉に関する一考察
西村正治 (N ラボ)

(3) 三角翼の頂角変化が縦渦の音源と渦構造に及ぼす影響
尾川茂, 岡田 大輝, 佐村 昂太, 本多 陽敬, 鈴木 康平 (呉高専)
浦 弘樹, 高石 武久 (JAXA)

15 : 10~15 : 30 休憩

15 : 30~17 : 00

(4) キャビティせん断層と円柱の干渉が騒音発生に及ぼす影響
梁 裕卓 (高知工科大院), 山本一臣, 村山光宏 (JAXA), 野崎理 (高知工科大)

(5) 浅いキャビティのあるL字管の流体騒音特性について
森 正明(サイバネットシステム), 石原 国彦, 上田 雅彦 (徳島文理大)

(6) 航空機騒音に関する研究開発動向
加賀谷 諒 (IHI)

17 : 30~19 : 30 懇親会

第2日目 12月17日(火)

10:00~12:00

(7) aFJR 樹脂製吸音ライナの音響特性の分析

加賀谷 諒, 大石 勉 (IHI), 石井 達哉, 北條 正弘, 榎本 俊治 (JAXA)

(8) グレージング流れの有る吸音ライナにおける吸音の数値解析

榎本 俊治, 石井達哉 (JAXA)

(9) 圧縮機翼列から生じる広帯域騒音の特性と発生機構に関する研究

光末 由宇陽 (東大院), 渡辺紀徳, 姫野武洋 (東京大学)

(10) マイクロホンアレイを用いた旅客機騒音予測モデルの構築

高石 武久 (JAXA), 小林知尋(小林理研), 加藤貴幸(ISE), 下田啓司(ISE),
横田考俊(小林理研)

題名：非コンパクトグリーン関数（再改訂版）

氏名（所属）： 秋下貞夫（立命館大学）

内容：（１）狙いと目的：本研究に関連する何らかの発表の中で、今回はマッシュ関数再改訂版を提案する。その狙いはコンパクト指数 kl 大の高周波数領域に適合する関数形を提案し、M.S.Howe のコンパクトグリーン関数と比較することである。地球環境問題に関わって、電動ジェットエンジン開発が進む将来、翼回転音の再検討が必要となり精度良く効率的な計算手法の開発が待たれると思うからである。

（２）非コンパクトグリーン関数：筆者は「渦音理論」を推進しており、「非コンパクトグリーン関数」は Helmholtz Equation の解としてのマッシュ関数の級数展開形を追及する。グリーン関数は $G(\mathbf{x}, \mathbf{y}; k) = R(u)S(v)W(z)$ のように変数分離解を用いる。(u,v)は楕円座標系を表し、直線座標系(x,y)と座標変換により結ばれる。2次元場のグリーン関数は David Nigro によれば次のように表される。ここに $a_{cem}, a_{com}, a_{sem}, a_{som}$ はそれぞれ翼表面の境界条件を満たすように

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

定める係数であり、その際、無限遠から入射する平面音波と後流から入射する音波を考える。

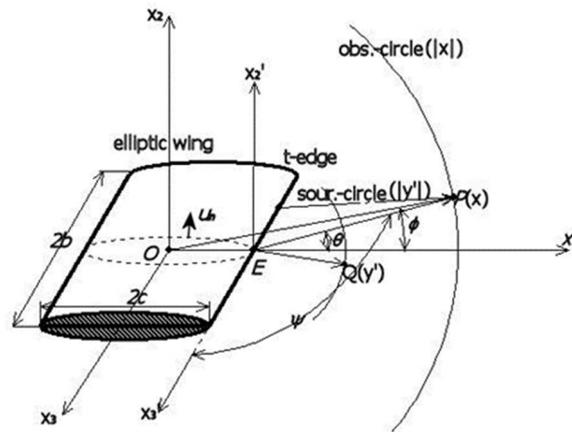


図 1. 座標系と定義

（３）計算結果と今後の予定：問題の一つは無限次数の級数で表される級数の打ち切り次数である。計算はすべて計算パッケージ MATLAB を用いて PC で行えるが、可能な限り少ない計算量を目指すため打ち切り次数と打ち切り精度の関係を追求する。今後は数値シミュレーション、実験結果などとの比較を行う。

題名： 音波と流れの干渉に関する一考察

氏名（所属）： 西村正治（N ラボ）

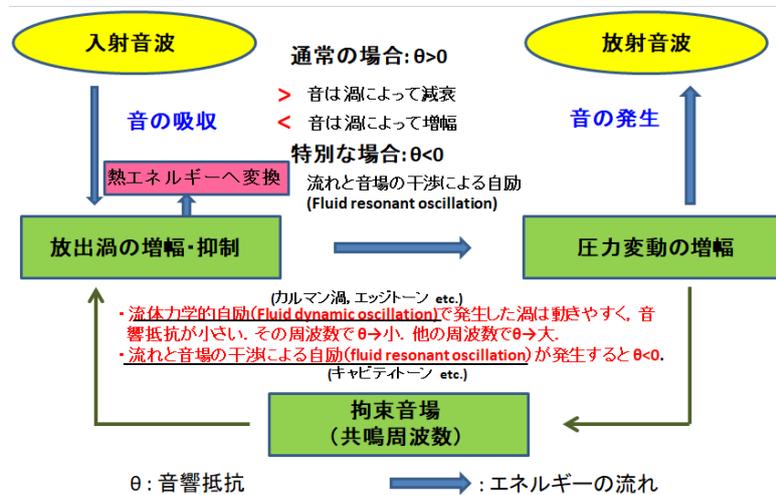
内容：

背後空気層を有する多孔板に表面流や直交流が流れる場合、通常は多孔板の音響抵抗が増加し、適切な流速では吸音率が増加したり、吸音周波数特性が広帯域化したりする。しかし、特定の流速では、逆に音響抵抗が低減し、吸音率が低下する。更に場合によっては、キャビティ音と呼ばれる異音が発生し、増音する⁽¹⁾⁻⁽³⁾。一方、カルマン渦列に音波が作用した場合、位相のコントロールにより、放射する渦を強めたり、弱めたりできる⁽⁴⁾。また、流れを伴うダクト開口端では、音の反射率が1を超える（音波の増幅が認められる）⁽⁵⁾。

このように、音波と流れは種々に干渉しあい、興味深い現象を引き起こしている。本稿では、そのような現象の事例を挙げるとともに、そのような現象を総括的に理解するための物理現象を考察した。

結果をまとめると以下ようになる。

- (1) 渦に音波が作用したとき、音のエネルギーは渦のエネルギーに一旦変換されるか、渦の運動を抑えることによって熱エネルギーに変換され、減衰する。強められた渦は新たに音を発生するが、減衰する音と発生する音の大小関係によって、全体としての音波の減衰、増幅が決まる。
- (2) 作用する音波が、流体力学的自励による不安定渦の周波数に近い場合、渦は揺れやすく、音響抵抗は小さくなり、音のエネルギーから渦のエネルギーへの変換効率が高くなる。
- (3) その周波数が拘束音場の共鳴周波数に一致すると、共鳴増幅が起こり、音響抵抗が負になり、自励音（キャビティトーン etc.）の発生に至る。

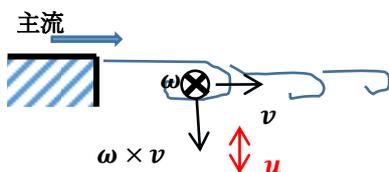


Howe の理論からの考察

音波のエネルギーが渦のエネルギーに変換される時間割合： $\Pi_{\omega}(t)$

$$\Pi_{\omega}(t) = \int_{V(t)} (\boldsymbol{\omega}(t) \times \boldsymbol{v}(t)) \cdot \boldsymbol{u}(t) dy^3$$

$\boldsymbol{\omega}(t)$ ：渦度ベクトル，
 $\boldsymbol{v}(t)$ ：局所流速ベクトル，
 $\boldsymbol{u}(t)$ ：音波の粒子速度ベクトル
 \boldsymbol{y} ：位置座標， $V(t)$ ：積分体積



- $\Pi_{\omega}(t)$ は、+、-を持つ。
- \boldsymbol{u} は周期平均 = 0 だから、 $\boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{v}$ が定常なら、時間平均するとエネルギーの授受はない。
- \boldsymbol{v} 方向の粒子速度成分は、エネルギーの授受に寄与しない。 $\boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{v}$ 方向の粒子速度成分がエネルギーの授受に寄与する。⇒渦を動かしやすい方向
- $\boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{v}$ の変化が \boldsymbol{u} の変化と同期すると、渦が大きく揺らされる。⇒音波は渦のエネルギーに変換されやすく音響抵抗が小さくなる。
- $\boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{v}$ の変化と \boldsymbol{u} の変化が同期しない場合、音波は渦を強めたり、弱めたりするが、時間平均としてはエネルギーの授受は生じない。⇒音響抵抗は大きくなり、熱エネルギーへ変換される。

題名：三角翼の頂角変化が縦渦の音源と渦構造に及ぼす影響

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騒音の発生機構を解明するため、三角翼の頂角変化が縦渦の音源と渦構造に及ぼす影響を調べた。

2. 実験と解析の方法: 実験では JAXA 低速風洞(2m×2m)の測定部に三角翼モデル(0.8m×0.8m)を取付け、流速は40m/sで迎角15°を付けることで縦渦を発生させた。Re=2×10⁶, Mach=0.12で、翼頂角は60°, 90°, 120°の

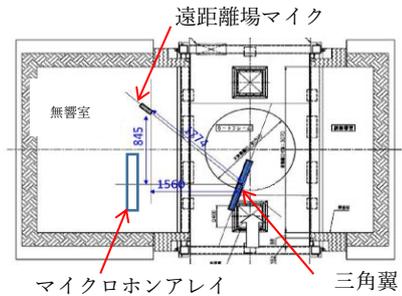


図 1. 計測レイアウト

3仕様である。騒音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(図1)。解析には市販ソフト STAR-CCM+を使用した。

3. 実験結果と考察: 図2に遠距離場マイクで計測した空力騒音のスペクトル線図を示す。図中で300~700Hzの狭帯域音が見られるが翼端渦が放射する騒音であり、縦渦本体からの騒音ではない。空力騒音の騒音帯域である1k~10kHzの高周波数帯の速度依存性は、頂角60°, 90°, 120°に対してそれぞれ5.1乗, 4.7乗, 4.1乗に比例して増大し、広帯域音の特性を示す。次に図中の①500Hzと②2.5kHzの2つの周波数についてその音源分布を示す。

図3にBeamforming法による500Hzの音源探査結果を示す。60°と90°の両翼とも翼後方の翼端渦からの強い音源があることがわかる。120°翼も翼後方に音源があるが、20dB弱ほど他の翼に比べ音圧が低い。図4に高周波数2.5kHzの音源分布を示す。頂角60°翼は先端に強い音源があるが、縦渦の領域に沿って帯状に音源が分布していることがわかる。90°翼は先端のみに強い音源が現れている。一方、頂角120°の鈍角翼では強い音源は先端では見られず、翼端渦による音源が顕著に現れている。鋭角の60°で強い帯状の縦渦が現れるも、120°翼では縦渦は崩壊するため、先端での音源は消滅し、翼端渦による音源のみが顕著に現れる特徴を示す。

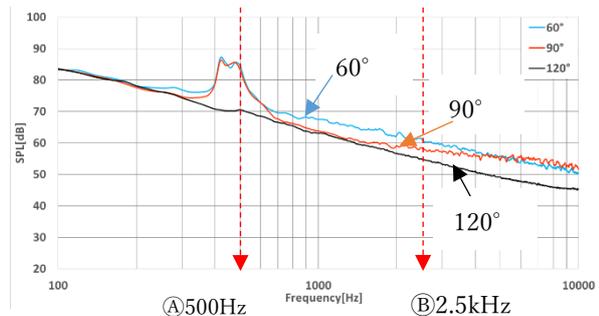
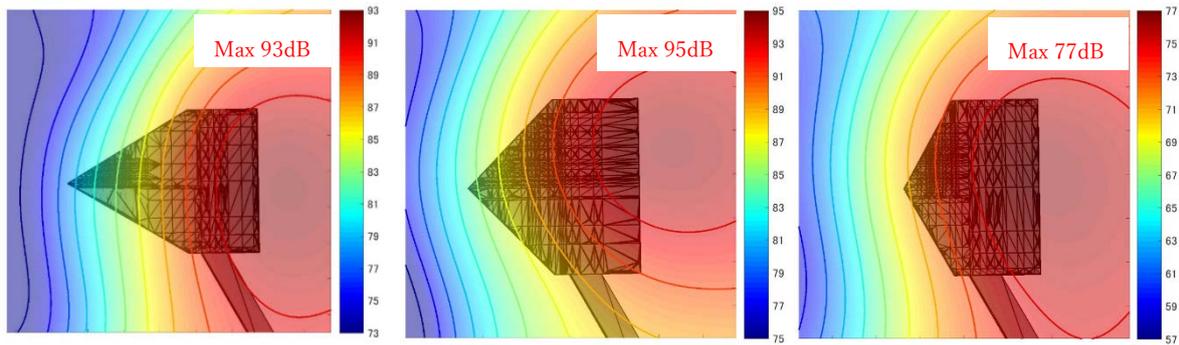


図 2. 遠距離場音の周波数分析

4. 解析結果と考察: 解析によって流速10m/sにおける流れ場を調べた。図5に速度流線を示す。60°と90°翼の先端近傍の流速は一樣流の数倍まで加速され、翼後端に向けて減速している。一方120°翼では縦渦は崩壊し、大きな旋回流が発生している。音源と関係する渦度分布を図6に示す。60°と90°翼では先端で渦が生成され後方に渦が分散している様子が捉えられている。120°翼では翼全面に渦が分散して縦渦のような強い組織的な渦は見られない。なお、本研究はJSPS 科研費 JP17K06174 並びに JKA の支援を受けたものである。

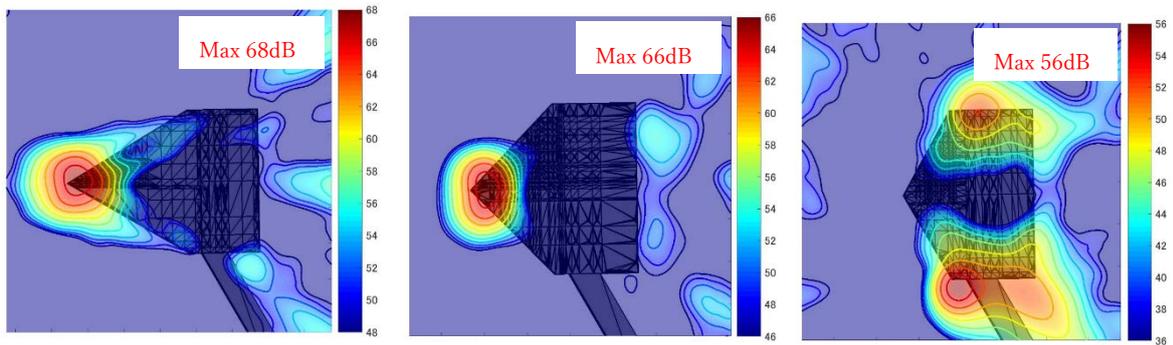


(a)頂角 60°

(b)頂角 90°

(c)頂角 120°

図3. 周波数500Hzにおける頂角と縦渦の音源分布

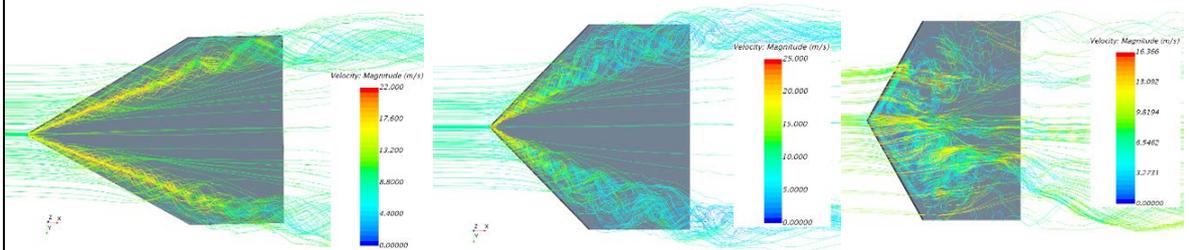


(a)頂角 60°

(b)頂角 90°

(c)頂角 120°

図4. 周波数2.5 kHzにおける頂角と縦渦の音源分布

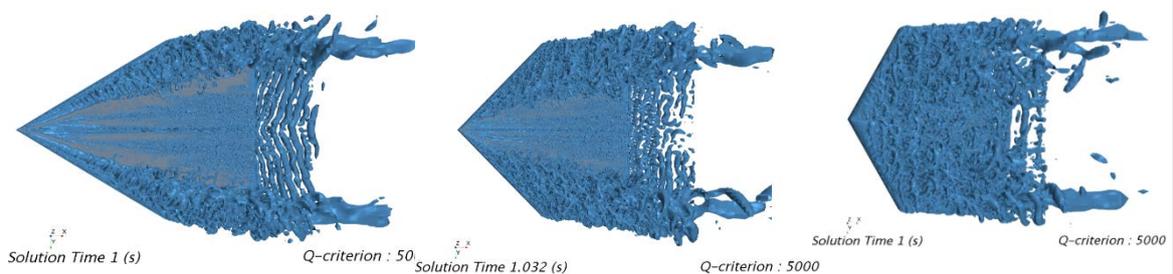


(a)頂角 60°

(b)頂角 90°

(c)頂角 120°

図5. 速度流線の比較



(a)頂角 60°

(b)頂角 90°

(c)頂角 120°

図6. 渦度分布 (Q 値 5000 の等値面)

第 39 回流力騒音シンポジウム発表

題名：キャビティせん断層と円柱の干渉が騒音発生に及ぼす影響

氏名（所属）：梁裕卓（高知工科大学大学院）、山本一臣（JAXA）、村山光宏（JAXA）、野崎理（高知工科大学）

内容：

航空機の着陸進入時に問題となっている機体騒音において主脚は複雑な構造により騒音源として大きな割合を占めている。本研究では収納部で発生する『キャビティ音』とサイドブレースから発生するカルマン渦による『エオルス音』に焦点を当て、主脚収納部とサイドブレースをキャビティと円柱に単純化し二次元非定常の層流計算によってキャビティのせん断層と円柱の位置関係が騒音発生に及ぼす影響について調査した。

キャビティと円柱は JAXA の実験用航空機『飛翔』の主脚をモデルとし、キャビティ長さ L を代表寸法にキャビティ深さ $D/L = 0.5$ 、円柱直径 $d/L = 0.14$ 、流入する境界層厚さ $\delta/L = 0.09$ とした。円柱中心位置はキャビティ前縁から流れ方向 d 、高さ方向 $y = 0, \pm \frac{d}{2}, \delta + \frac{d}{2}$ に設定した。計算は主流マッハ数 $M = 0.2$ 、代表レイノルズ数 $Re_L = 7600$ で行い、以下の結果を得た。

- i) $y = \delta + \frac{d}{2}$ では円柱からのエオルス音が支配的であるが、カルマン渦の1/2の周波数でも強いピーク音が存在することが分かった。(図1 上段)
- ii) $y = 0$ では大規模渦構造を形成しピーク音が発生しない wake mode¹⁾での振動が生じた。
- iii) $y = -\frac{d}{2}$ ではピーク音が発生する shear layer mode¹⁾による自励振動が生じた。(図1 下段)

参考文献：

1) C.Rowley et al, "On self-sustained oscillations in two-dimensional compressible flow over rectangular cavities," *J. Fluid Mech.* vol.455, pp.315-346 (2002)

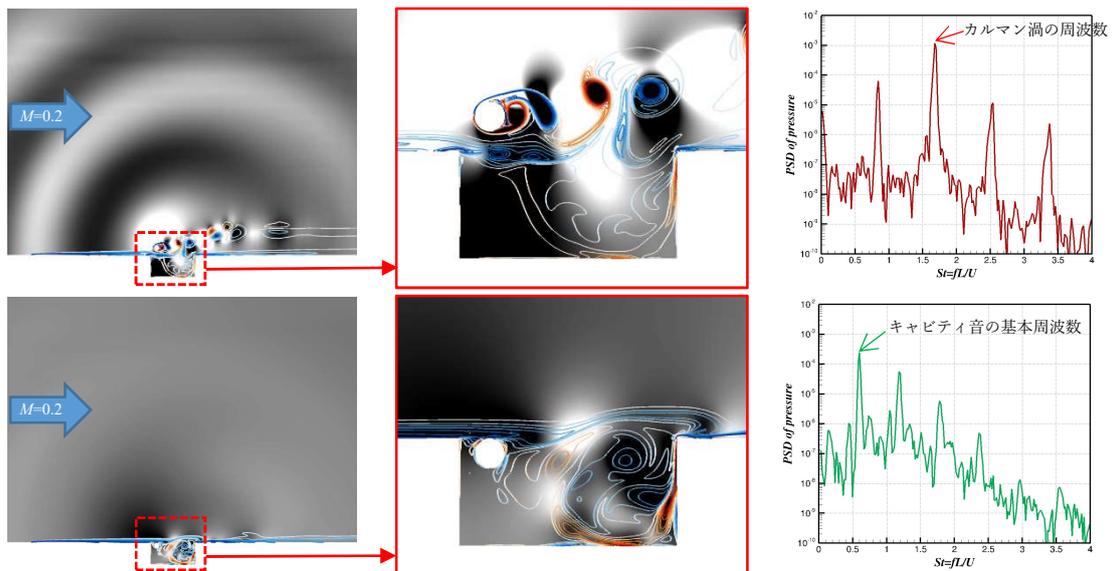


図1. 圧力変動と渦度（左）とキャビティ底面中央での圧力変動パワースペクトル密度（右）
（上段： $y = \delta + \frac{d}{2}$, 下段： $y = -\frac{d}{2}$ ）

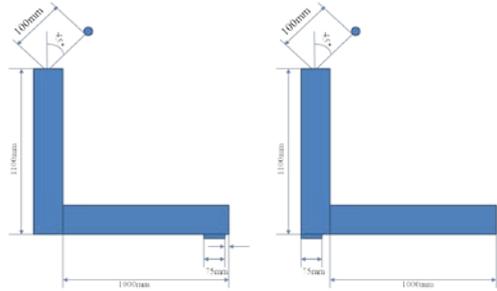
第 39 回流力騒音シンポジウム発表

題名：浅いキャビティのある L 字管の流体騒音特性について

氏名（所属）：森 正明 — サイバネットシステム株式会社

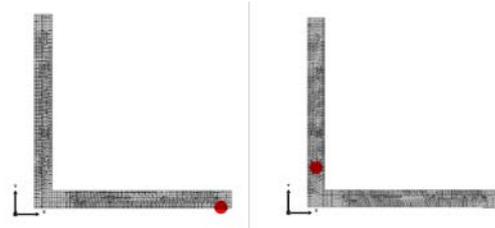
石原 国彦, 上田 雅彦 — 徳島文理大学 保健福祉学部

内容：管内の流れにより発生する流体音は、空調装置における騒音問題の一つとなっている。一方、溝やキャビティなどの表面が不均一なパイプ内の流れは、さまざまな産業機器やさまざまな工場の空調機器や配管製品などの工業製品に見られることがある。本発表の目的は浅いキャビティを設置したダクトの音響特性と浅いキャビティの設置位置が流体音に及ぼす影響を明らかにすることである。正方形断面を有する L 字形ダクト内の流れによって発生する流体音の実験とシミュレーションの両方を行った。流体音を計算で予測するために、ハイブリッド CFD / BEM 法を適用した。実測および解析結果からダクト内の流体音の周波数特性がダクト内部音場の音響特性と浅いキャビティの影響を受けることがわかった。特に 1000 Hz~1700 Hz の音響特性が浅いキャビティの位置により変わることがわかった。



(a) Case A

(b) Case B

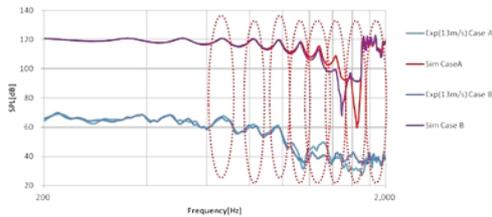


(a) Type 1

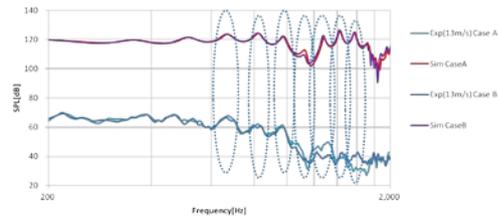
(b) Type 2

Fig. 1— Domain Shape and Schematic Diagram.

Fig. 2— Positions of Monopole Point Sources.

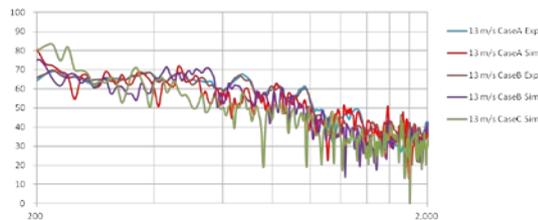


(a) Type 1

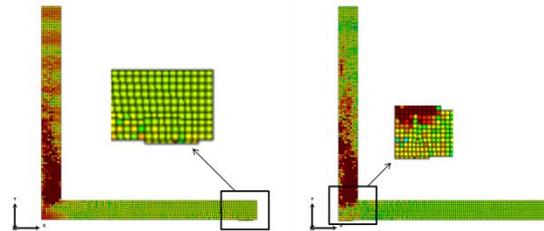


(b) Type 2

Fig.3 —Acoustic Frequency Characteristics of Duct (Without the Flow).



SPL



(a) Case A 1300 Hz

(b) Case B 1300 Hz

Fig.4—Comparison of Sound Pressure Levels in Case A and B Model (With the flow).

第 39 回流力騒音シンポジウム発表

題名：aFJR 樹脂製吸音ライナの音響特性の分析

氏名（所属）：加賀谷 諒, 大石 勉 (IHI)

石井 達哉, 北條 正弘, 榎本 俊治 (JAXA)

内容：

【背景】JAXA により実施された aFJR プロジェクト（高効率軽量ファン・タービン技術実証）において、IHI と JAXA は航空機エンジン用の樹脂製吸音ライナ（図 1）を開発した。IHI 無響室で実施したファンリグ試験において、樹脂製吸音ライナの吸音性能は一般的なアルミ製吸音ライナに比べて優れていることが示された（図 2）。

【目的・手法】ファンリグ試験で確認された樹脂製吸音ライナの吸音性能向上の要因を明らかにするため、垂直入射吸音率試験およびフローダクト試験を実施した。取得した樹脂製および一般的な吸音ライナの吸音率（またはエネルギー散逸率）および音響インピーダンスを基に、樹脂製吸音ライナの音響特性を調べた。

【結果】垂直入射吸音率試験において、樹脂製吸音ライナは一般的な吸音ライナに比べてより最適に近い吸音率および音響レジスタンスを示した（図 3）。フローダクト試験で推定された音響特性は、ライナ表面流れが遅い場合（ダクト中心マッハ数 ≤ 0.1 ）には垂直入射試験と同様の傾向を示したが、ライナ表面流れが速い場合（ダクト中心マッハ数=0.3）においてはライナ間で差異がなかった（図 4）。

【考察】ファンリグ試験で確認された樹脂製吸音ライナによる吸音性能改善は、一般的な吸音ライナに比べて音響レジスタンスが最適値に近いことが理由のひとつと推測される。しかし、ライナ表面流れのマッハ数がフローダクト試験に相当するファンリグ試験での吸音性能向上（図 2）はフローダクト試験結果（図 4）とは異なっており、今後の更なる分析が必要である。

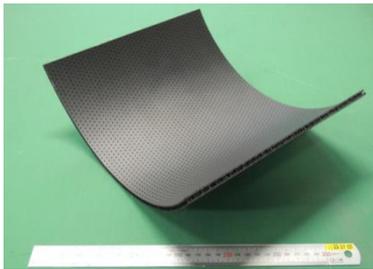


図 1. 樹脂製吸音ライナ

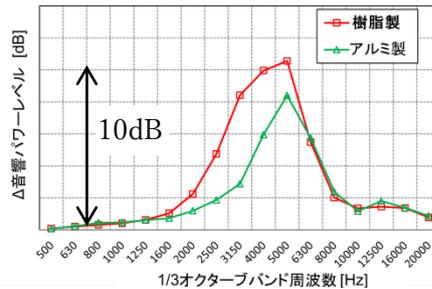


図 2. ファンリグ試験結果（吸音量）

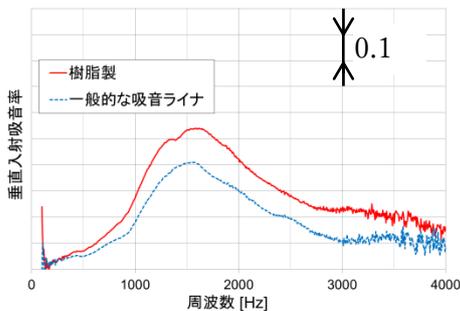


図 3. 垂直入射吸音率試験結果（吸音率）

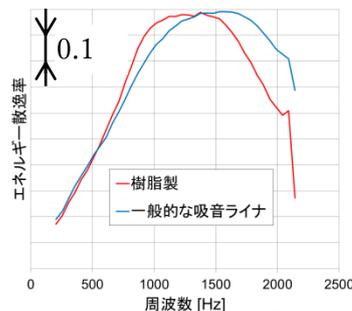


図 4. フローダクト試験結果（ダクト中心マッハ数=0.3, エネルギー散逸率）

第 39 回流力騒音シンポジウム発表

題名： グレージング流れの有る吸音ライナにおける吸音の数値解析

氏名（所属）： 榎本俊治、石井達哉（宇宙航空研究開発機構 航空技術部門）

内容： 【背景】 航空用ジェットエンジンでは騒音を低減するために吸音ライナが用いられている。吸音ライナは微小な孔が開いた表面板と背後の空気層から構成され、ヘルムホルツ共鳴によって特定の周波数近傍の音を吸音すると考えられている。吸音ライナの外部にグレージング流れが有る場合、無い場合と比べて吸音特性が変化することが知られている。

【目的】 圧縮性 NS 数値解析によって、実験では得にくい吸音ライナ内部の可視化を行い、グレージング流れが有る場合に吸音が発生する場所と原因を調べる。

【手法】 2次元・単孔の模擬吸音ライナに対して、静止条件及び $M=0.3$ の層流のグレージング流れ条件の下で音が入射する流れ場・音場の数値シミュレーションを行い、音圧、粒子速度、吸音率、音響インテンシティ、音響インピーダンスの可視化を試みた。

【結果・考察】 図 1 に、グレージングが有る場合の吸音ライナの孔周辺の流速分布と速度ベクトルを示した。グレージング流れによる剪断によって孔の入り口付近に渦流れが発生している。音による速度変動成分は、グレージング流れが無い場合(図 2)は孔の中全体に分布しているのに対し、グレージング流れが有る場合(図 3)は孔の下流側の角のみに見られ、あたかも孔の入り口の大部分は塞がれているかのように見える。時間平均した音響インテンシティベクトルの発散が負になっている場所は吸音現象が起きている場所を示していると考えられる。グレージング流れが無い場合(図 4)は吸音はライナの孔の壁面と角で発生している一方、グレージング流れが有る場合(図 5)は吸音は孔の下流側の角の周辺のみで発生している。このように、グレージングが無い場合と有る場合とでは吸音が起きる場所が異なっていることから、吸音ライナで起きている現象はかなり異なっており、それが吸音特性の違いの原因であろうと推測される。

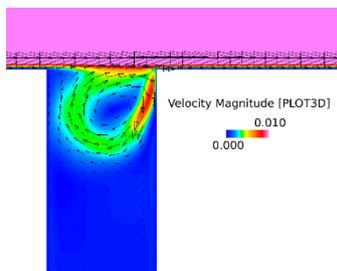


図 1 速度, $M=0.3$

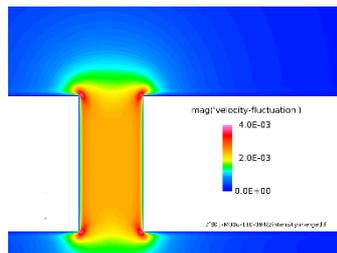


図 2 速度変動成分, $M=0.0$

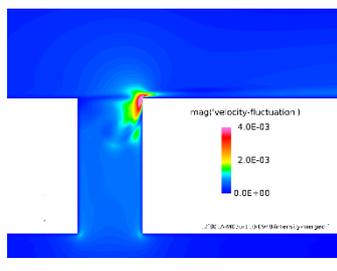


図 3 速度変動成分, $M=0.3$

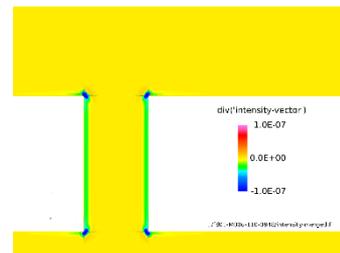


図 4 音響インテンシティの発散, $M=0.0$

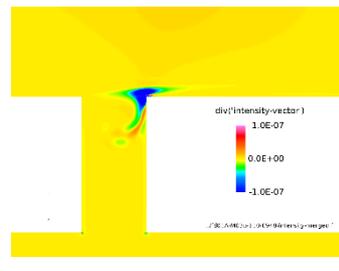


図 5 音響インテンシティの発散, $M=0.3$

第 39 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と発生機構に関する研究

氏名（所属）：光末由宇陽（東京大学大学院），渡辺紀徳，姫野武洋（東京大学）

内容：

ジェットエンジンのファンから生じる広帯域騒音は，航空機騒音の継続的低減策の対象として重要性を増している一方，その特性や発生機構の知見は十分得られていない．本研究では低騒音翼列風洞を用いて，翼型から生じる広帯域音の基礎的特性を蓄積するとともに，流れ場の把握を通じて発生機構の考察を行う．Figure 1 は使用した供試体翼列と計測の概要を示している．翼列風洞は $7\text{ m} \times 5\text{ m} \times 3.7\text{ m}$ の無響室内に設置され，翼弦長 24 mm の NACA65-0012 翼型 5 枚で構成される直線翼列である．実験条件は翼弦長を基準としたレイノルズ数は $Re_c = 1.5 \sim 2.0 \times 10^5$ ，マッハ数は $M = 0.30 \sim 0.40$ であり，インシデンス $i = 1.2 \sim 7.2^\circ$ とした．遠方場での音響計測，後縁近くの翼表面近傍の速度変動計測および油膜法による翼面上流れの可視化を行った．

音響計測により 10 kHz 以下の周波数域で観測された広帯域音のインシデンスによる変化を示したのが Figure 2 である．縦軸の $OASPL_{10\text{kHz}}$ は 10 kHz 以下の音圧レベルの総パワー和を表し，この周波数域における広帯域音の概算的音圧レベルの大きさを意味している．インシデンスが大きくなるに伴い，広帯域音が大きくなる傾向が観察された．

次に，ミッドスパン上の翼後縁から 1 mm 前縁側で負圧面表面から 1 mm 離れた点において熱線計測計による計測を行い，各インシデンスにおける速度変動の変化をみた．負圧面近傍の乱れ度はインシデンスが増加すると徐々に大きくなっていった．このとき油膜法によると， 1.2° では負圧面側 70% コード付近から後縁近くまで剥離している様子が観察された．また，インシデンスが大きくなるに従い剥離点が前縁側に移動するとともに，より前縁側で再付着していた．以上から，インシデンスが大きくなるに従い剥離点，再付着点が前縁側に移動することで境界層の発達を促進されるため速度変動が大きくなり，広帯域音が大きくなったと考えられる．

本研究に対する株式会社 IHI からのご協力に感謝する．

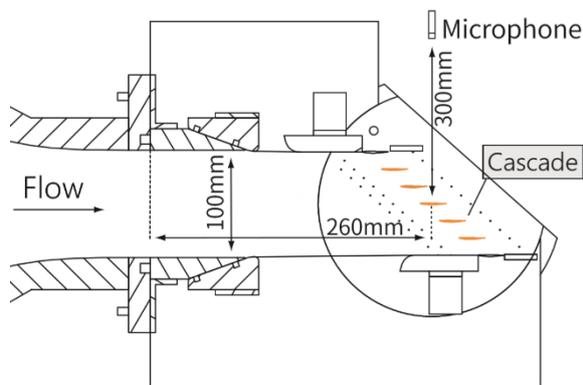


Figure 1 テストセクションおよび計測系概要

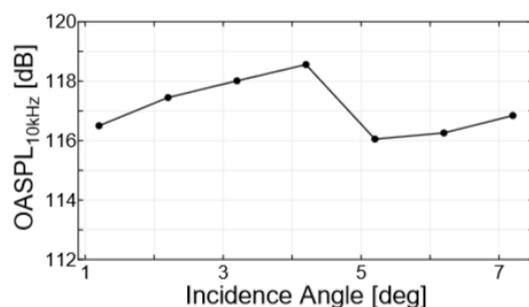


Figure 2 広帯域音の音圧レベルのインシデンスによる変化

第 39 回流力騒音シンポジウム発表

題名：マイクロホンアレイを用いた旅客機騒音予測モデルの構築

氏名（所属）：高石武久(JAXA)、小林知尋(小林理研)、加藤貴幸(ISE)、下田啓司(ISE)、横田考俊(小林理研)

内容：

羽田空港などの国内主要空港においては、航空輸送量の増加に対応するため、飛行ルートの見直しや滑走路の拡張などが検討されている。空港周辺の騒音予測には、現在は1機全体を一つの音源とみなしたモデルが用いられているが、運航方法による騒音低減など、より詳細な検討を行うためには、エンジン、高揚力装置、降着装置といった主要な音源毎の寄与度を推算可能な、精緻なモデルが必要とされる。そこで本研究では、マイクロホンアレイを用いて民間航空機の着陸進入時の機種毎の音源分布を把握し、地上の観測点への音源別の寄与度を推定することが可能な航空機騒音予測モデルの構築を試みた。成田空港への飛行経路の直下に、直径30mのマイクロホンアレイを展開し、25機種33エンジン型式の計186機の旅客機の着陸進入時の音源分布の測定を行った(図1)。最新鋭のBoeing 787-8のように高バイパス比のエンジンを搭載した機体の場合、エンジン音は小さく、前脚や主脚からの空力音が支配的であることがわかった(図2)。次に機体回りに13個の主要な音源領域を定義し、音源分布を面積分することで、指向角27、57、87、117、147度における各音源のパワーを推定した(図3)。その際、Deconvolutionの方法を改良することで、推定精度が向上することがわかった。この結果を基に、地上の騒音を予測したところ、アレイ中心のマイクロホンで実測した結果と良く一致することがわかり、各音源の寄与度を明確することができた(図4)。



図1 飛行経路直下に置いたマイクロホンアレイ

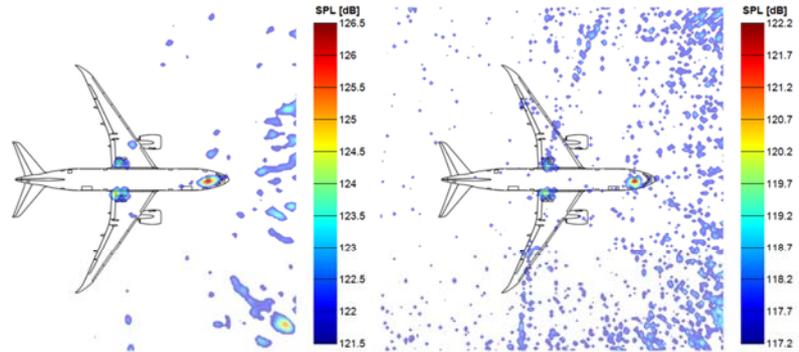


図2 直上通過時のB787-8周りの音源分布(左：500Hz、右：1.6kHz)

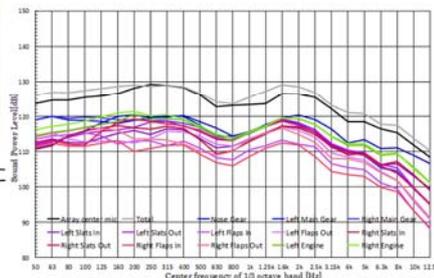


図3 直上通過時の各音源のパワーレベル

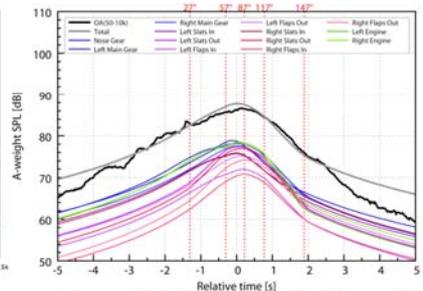


図4 地上騒音の時間履歴の予測