

**第 40 回**  
**流力騒音シンポジウム**  
**概要集**

**2020 年 12 月 17 日**  
**オンライン講演会**

**日本機械学会流体工学部門**

# 第40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

2020年12月17日(木)

**会場:** Zoom 会議室

<https://zoom.us/j/94376107311?pwd=eGN0c1F1UUlrS2pCbWdTR2dOdGhsUT09>

ミーティング ID: 943 7610 7311

パスコード: 105695

## プログラム

13:30~13:40 開会

13:40~14:10

(1) 非コンパクトグリーン関数; 実験との比較

秋下貞夫(立命館大学), 大上芳文(立命館大学), 武石恵介(三菱電機)

14:10~14:40

(2) カルマン渦による外乱を受けた, 縦渦から放射される空力騒音の研究

尾川 茂(呉高専), 鈴木 康平(呉高専), 本多 陽敬(呉高専)

14:40~15:10

(3) Inlet distortion を伴う航空エンジンのファン騒音発生と伝播特性

(揚力面理論と逐次近似的音響場解析)

楠田 真也(株式会社 IHI), 難波 昌伸(九州大学)

15:10~15:20 休憩

15:20~15:50

(4) 着陸進入時のエンジン騒音予測モデルの構築

高石武久(JAXA), 生田悠帆(東大), 今村太郎(東大), 小林知尋(小林理研)

15:50~16:20

(5) 機体騒音低減技術の飛行実証FQUROH における成果と今後の課題

山本一臣(JAXA 航空技術部門)

16:20~16:30 閉会

## 第 40 回流力騒音シンポジウム発表

題名：非コンパクトグリーン関数；実験との比較

氏名（所属）： 秋下貞夫（立命館大学），大上芳文（立命館大学），武石恵介（三菱電機）

内容：（1）狙いと目的：

筆者らは翼騒音の予測を簡便に行えるスキームの構築を追求しており、音源対策への有効性の観点から渦音理論の適用を推進している。翼の後流は実用的なマッハ数とレイノルズ数の範囲では必然的に乱流となるので数値シミュレーションに頼らざるを得ない。後流の渦要素を1次音源と見なし、4極子の音場を積分して観測点の騒音スペクトルを予測する。このとき、翼表面は散乱音場をもたらすので、この影響をグリーン関数で表す。筆者らは M.S.Howe の”Compact Green function”に代わる”Non-compact Green function”を提案してきた。今回はその方法として Mathieu functions による計算法を前半で説明し、後半ではこれを検証するために実験と数値シミュレーションを行ったので、これらを報告する。

### 1. 非コンパクトグリーン関数

Mathieu Function はヘルムホルツ方程式を満たす解析解であるが、無限級数であるので、実際には近似計算に頼らざるを得ず、計算パッケージの応用を前提とする。最近原則として無限大の高次級数を可能とするプログラムが公開されており、今回はその適用例を紹介する。

### 2. 実験との比較

上述のように騒音スペクトルの予測には数値シミュレーションに頼らざるを得ず、必然的にその検証が必要である。ここでは翼型翼 NACA0012 の騒音測定を実施。翼弦長  $l=100\text{mm}$ 、スパン  $b=200\text{mm}$  の剛壁模型を流速  $U=20\text{m/s}$  の一様流に置き、翼中心から  $0.5\text{m}$  に設定したマイクロフォンで測定した。翼スパン両端には多孔質の側壁を置き音響的に無反射の条件を目指した。シミュレーションでは市販の計算パッケージ Fluent を用い、まずは Fowcs-Williams-Hawkings(FWH)公式を適用して騒音スペクトルを計算した。図 1 にはスパン中央平面における渦分布を示す。迎え角は  $10$  度であり、負圧面で剥離流れが生じて、後流を形成することを示す。FWH 公式は翼表面を完全に包む閉曲面で形成するとき、その閉曲面を2次的騒音源と見なし、その積分値から音場を計算できることを示している。ここでは閉曲面を、側面を含む翼面にとっているため、 $M=U/c_0=0.0588$  では N.Curl の公式にほぼ一致すると言える。図 2 は迎角  $10$  度における比較であり、両者はこの程度に一致する。

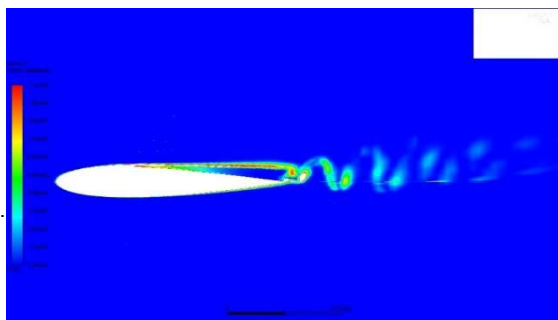


図 1, シミュレーション；渦分布

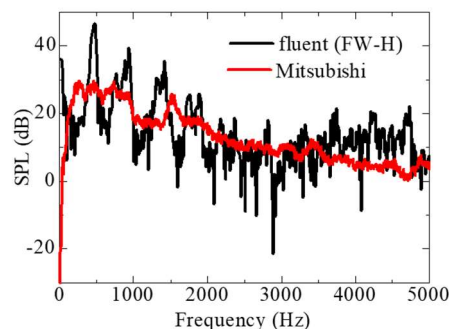


図 2. 実験結果との比較； $U=20\text{m/s}$ ,  $\alpha=10\text{deg}$

第40回流力騒音シンポジウム発表

題名：カルマン渦による外乱を受けた、縦渦から放射される空力騒音の研究

氏名（所属）：尾川 茂（呉高専）・鈴木 康平（呉高専）・本多 陽敬（呉高専）

**1. 研究目的：**本研究ではデルタ翼の上流に円柱を設置し、円柱後流の乱れ（カルマン渦列）をデルタ翼前縁に発生する縦渦の先端に衝突させて、空力騒音の発生に及ぼす影響を数値流体解析で調べた。

**2. 解析方法：**解析ソフトはSTAR-CCM+を用いた。デルタ翼は  $0.8\text{ m} \times 0.8\text{ m} \times 0.02\text{ m}$  で、その前方  $1.5\text{ m}$  に直径  $0.08\text{ m}$  の円柱を配置した。デルタ翼は強い縦渦が発生するように流れに対して  $15^\circ$  傾けて設置した。流速は  $20\text{ m/s}$  の一様流で、流れは非圧縮とし Large Eddy Simulation (LES) を使用し、総メッシュ数は 82 百万要素で  $2\text{ kHz}$  までの高周波音の解析が可能である。流れは高レイノルズ数 ( $Re = 1.06 \times 10^6$ ) で低マッハ数 ( $M = 0.06$ ) であるため、固体表面の圧力変動の時間微分を音源とする二重極音源が支配的となるため、Lighthill-Curle の式で遠距離場音を予測した。

**3. 解析結果と考察：**図1に物体から約  $1.7\text{ m}$  離れた遠方場での空力騒音の解析結果を示す。円柱の遠距離場音は赤の実線で示され、 $80\text{ Hz}$  近傍にカルマン渦の放出によると推察されるピークを持つ狭帯域音の周波数特性を示す。また、デルタ翼の縦渦から放射される遠距離場音は黒の破線で示され、その騒音特性は広帯域音の特性を示す（図中の  $200\text{ Hz} \sim 300\text{ Hz}$  の周波数帯の狭帯域音は縦渦からの音ではなくデルタ翼後端の翼端渦による音である）。なお、赤の破線は解析精度の検証として実施した実験結果を示している。

一方、円柱とデルタ翼を組み合わせた結果は黒の実線で示されている。黒の破線（デルタ翼）と黒の実線（円柱付きのデルタ翼）を比較すると、 $200\text{ Hz}$  までの低周波数域（図中の領域 L）と  $600\text{ Hz} \sim 2\text{ kHz}$  の高周波数域（図中の領域 H）に大きな差がみられる。

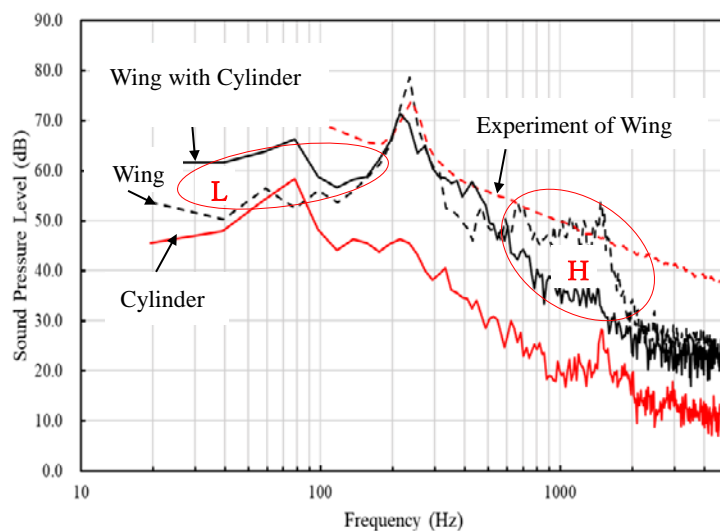


図1 解析による遠距離場音（赤実線は円柱、黒破線はデルタ翼、黒実線は円柱付きデルタ翼、赤破線はデルタ翼の実験結果）

すなわち、縦渦から放射される空力騒音は、カルマン渦の特性周波数の影響を強く受けた  $80\text{ Hz}$  近傍の低周波数域 L では増大するが、高周波数域 H では減少する傾向を示している。

**謝辞：**本研究は JKA の支援を受けたものである。

第40回流力騒音シンポジウム発表

題名：Inlet distortion を伴う航空エンジンのファン騒音発生と伝播特性（揚力面理論と逐次近似的音響場解析）

氏名（所属）： 楠田 真也（株式会社 IHI） / 難波 昌伸（九州大学）

内容：

航空機用エンジンは高バイパス比化に伴う重量増大を避けるため、将来的にショートインタークとなることが想定され、Inlet distortion のファン騒音への影響が従来よりも高まることが懸念されている。本研究は、Inlet distortion によるファン騒音の発生と、inlet distortion 中の音波の伝播の特性を、揚力面理論モデル（図1）と逐次近似的理論解法によって解析した。

ファン作動は遷音速領域を仮定し、音源は、①動翼の定常負荷のみが音源／②動翼 wake と静翼の干渉による静翼面上の非定常負荷のみが音源／③Inlet distortion と動翼の干渉による動翼面上の非定常負荷のみが音源／の場合を考え、音響伝播に及ぼす inlet distortion の影響の有無、更に動静翼列間音響干渉有無、の条件を組み合わせ、それぞれのモード別音響出力の比較検討を行った。加えて軸方向の distortion レベルの変化による影響も検討した。

図2が③の結果であり、周方向波数1のDistortionがあることにより、Distortionと動翼の干渉による発生音波モード ( $\alpha = \pm 1$ ) に加え、Distortion 中での擾乱伝播に伴って異なる周方向波数の派生音波モード ( $\beta = \pm 1$ ) が発生し、全音響パワーへの後者の寄与は重大であることを示している。

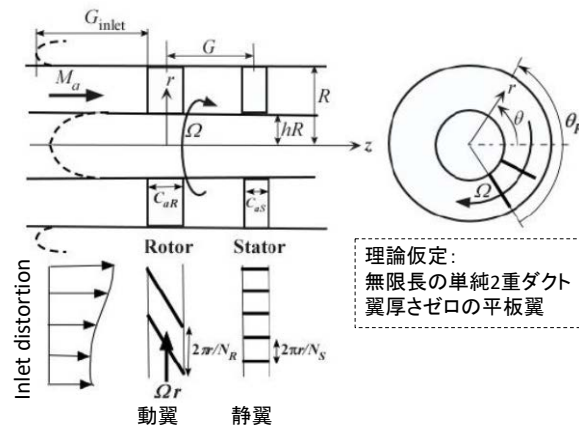


図1：仮想インレット区間を設定した理論解析モデル

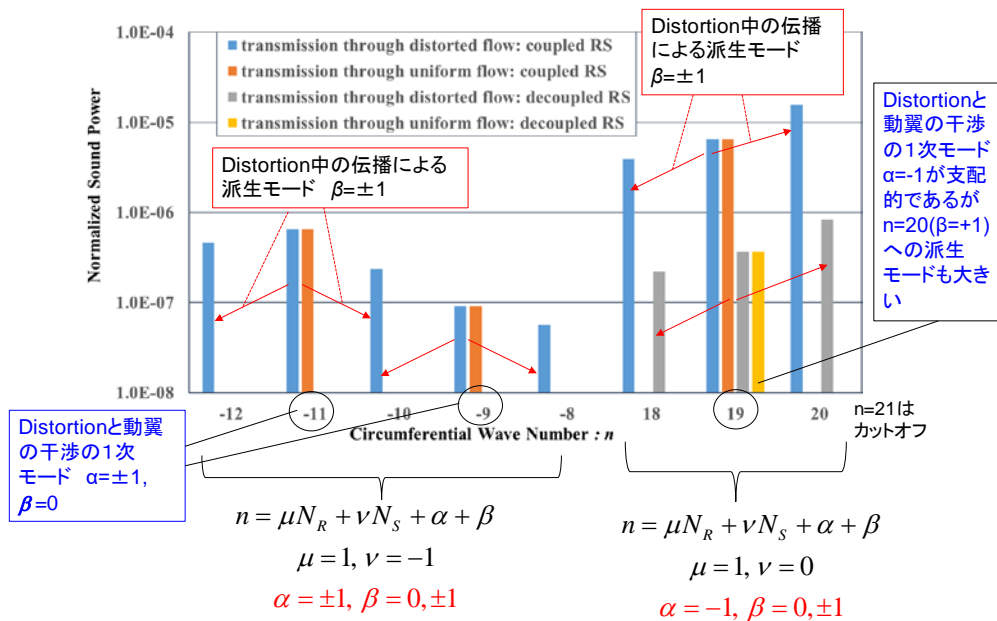


図2：Inlet distortion による1 BPF ( $\mu = 1$ ) ファン騒音のモード別音響出力

## 第40回流力騒音シンポジウム発表

題名：着陸進入時のエンジン騒音予測モデルの構築

氏名（所属）：高石武久(JAXA)、生田悠帆(東大)、今村太郎(東大)、小林知尋(小林理研)

内容：筆者らは、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測定し、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開発を行っている。領域積分を行う際の cutoff パラメータを、機種・指向角毎に調整することで、音源データを用いて予測した単発騒音暴露レベル ( $L_{AE}$ ) を、実測値に対して  $\pm 3\text{dB}$  の精度内に収めることができた(図1)。

次に、音源測定を行った条件以外での騒音も予測できるように、エンジン騒音のモデル化を試みた。着陸進入時に高バイパス比のターボファンエンジンから発生する音は、ジェットからの音よりもファンからの音が支配的であると仮定して、全温上昇・流量とエンジンレート  $N_1$  との関係から、式(1)のようなモデル化を行った

$$L_w = 10 \log_{10} \{c_1(c_2 N_1^2 + c_3 N_1 + 1)^{4/7} (c_4 N_1 + 1)\} \quad (1)$$

音源データとの二乗和誤差が最小になるようにエンジンモデルの係数を決定し、フィッティングを行った(図2)。各音源の寄与に基づいて地上騒音の時間履歴を予測した結果(図3)、実測値の  $\pm 0.3\text{dB}$  の精度で  $L_{AE}$  を求めることができた。

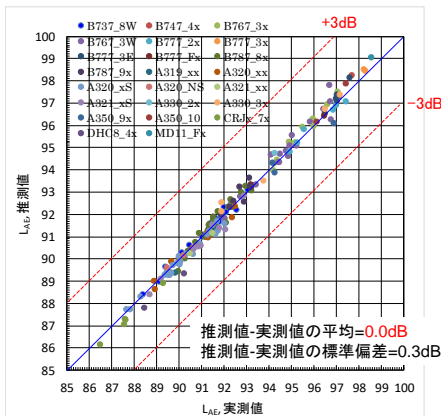


図1 アレイ中央マイクにおける  $L_{AE}$  の比較

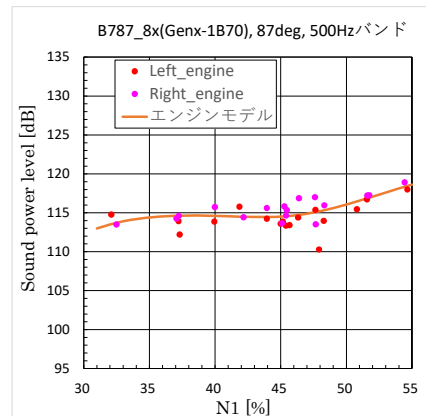


図2 エンジンモデルによるフィッティング

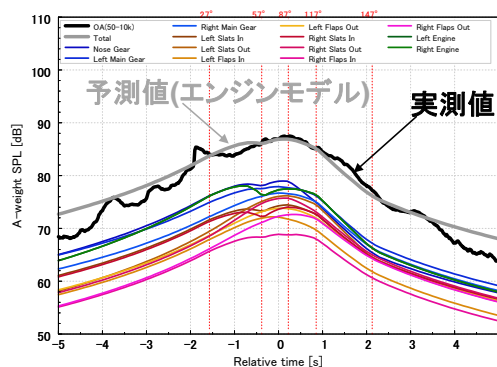


図3 エンジンモデルを用いた地上騒音の時間履歴の予測

## 第 40 回流力騒音シンポジウム発表

題名：機体騒音低減技術の飛行実証 FQUROH における成果と今後の課題

氏名（所属）：山本一臣（JAXA 航空技術部門）

内容：

過去 50 年以上にわたる航空エンジン技術の進歩により、現在のジェット旅客機の空港周辺の騒音は初期の機体に比べて大幅に低減されてきたが、都市圏の空港をはじめ、離発着回数の増加から、航空機の低騒音化は重要課題となり続けている。低騒音化の技術課題の一つとして機体から発生する空力騒音（機体騒音）があり、2000 年頃から研究が本格化してきている。特に最近の機体では、低騒音エンジンにより着陸進入時の騒音は、高揚力装置や脚から発生する機体騒音がエンジン騒音を上回り、将来のより静かな航空機を実現するためのボトルネックになり始めている。

このような背景の下、JAXA では 2005 年頃から機体騒音の基礎研究に取り組みはじめ、2015 年から 2019 年にわたり国内航空機メーカーと共同で、高揚力装置と脚を改造した実機を用いる飛行試験により機体騒音の低減技術を確立することを狙う、機体騒音低減技術の飛行実証プロジェクト FQUROH (Flight Demonstration of Quiet Technology to Reduce Noise from High-lift Configurations)を実施した。プロジェクトでは 2016 年および 2017 年に JAXA 実験用航空機「飛翔」を用いた飛行実証を行うとともに、図 1 のように、取得した飛行試験データとの比較による低騒音化設計手法の検証を行い、設計の基盤技術が実用レベルにあることを確認することができた。

本報告では、FQUROH の飛行実証の目的、成果とともに、技術検証において明らかになってきたレイノルズ数効果や主脚の搭載効果、計測技術、解析技術についての今後の課題について概説する。



図 1. 飛行試験データを用いた設計技術の検証