

# ブロック構造型直交格子を用いた LEE コードによる主翼騒音遮蔽効果の推定

## The Estimation of Noise Shielding Effect using Linearized Euler Equation on Block-Structured Cartesian Mesh

- 福島裕馬, 東北大(院), 仙台市青葉区荒巻字青葉 6-6-01, E-mail:fuku@ad.mech.tohoku.ac.jp
- 佐々木大輔, 東北大(工), 仙台市青葉区荒巻字青葉 6-6-01, E-mail:sasaki@ad.mech.tohoku.ac.jp
- 中橋和博, 東北大(工), 仙台市青葉区荒巻字青葉 6-6-01, E-mail:naka@ad.mech.tohoku.ac.jp
- Yuuma FUKUSHIMA, Tohoku University, 6-6-01 Aramaki-aza-aoba, Sendai,980-8579, Japan.
- Daisuke SASAKI, Tohoku University, 6-6-01 Aramaki-aza-aoba, Sendai,980-8579, Japan.
- Kazuhiro NAKAHASHI, Tohoku University, 6-6-01 Aramaki-aza-aoba, Sendai,980-8579, Japan.

Over-the-Wing-Nacelle mounted configuration (OWN) is proposed for the quiet aircraft that can shield the fan noise propagation toward ground. In this research, the noise shielding effect of OWN configuration is evaluated using the acoustic analysis based on the Linearized Euler Equation (LEE) code on block structured Cartesian mesh. The influences of flowfield and noise frequency for the noise propagation are also investigated. As a results of calculations, it was showed that OWN configuration shields the dominant noise propagating below nacelle and sound pressure level (SPL) is lower than that of ordinary configuration by about 5dB. By the influence of flowfield, wavelength changed in front and rear region. At the difference frequency condition, the propagation way and intensity of noise varied.

### 1. 緒言

近年, 高バイパス比エンジンの採用などによって航空機から発生する騒音は低下している一方, 空港付近の騒音規制は厳しくなっており, 更なる低騒音化に向けた騒音解析の研究はより重要になっている. 航空機からの騒音はエンジン騒音, 機体騒音に分けることができ, エンジン騒音にはファン騒音, ジェット騒音がある. エンジンがフルスロットルの状態である離陸時にはファン騒音, ジェット騒音が支配的であり, 着陸時にはスラットや展開中のフラップなどの高揚力装置, 脚などの降着装置から発生する機体騒音の割合が増加するという傾向が顕著に見られる. どちらの場合においてもファン騒音は支配的な要因の一つであり, 空港付近の騒音の低減のためには, 発生したファン騒音の伝播を高精度に解析することが必要である.

一般的な空力音響場の数値解析は, 最初に音源周辺の流れ場を Navier-Stokes 方程式で解き, その結果から Lighthill の音響学的類推に基づいて予測するという方法が用いられる. この方法の中で, 固体境界の影響を考慮した Curle の式を用いた解析は計算コストの点から優れており, 広く用いられている[1]. しかしこの手法には, 流れ場の一様性, 音源のコンパクト性を仮定しているという問題点もある. これに対して, 圧縮性オイラー方程式を音波成分に対して線形化した線形オイラー方程式(Linearized Euler Equation, LEE)を用いた解析法が注目されてきており, 実際の軸対称エンジン形状からの騒音伝播解析に用いられている[2]. この LEE による解析は, 解析対象が様な物理量分布を持つ領域に限定されず, 物体近傍での回折や反射も取り入れた音波の予測に適している.

低騒音を達成する航空機形態として, いくつかの形態が提案されている. 例としては, 機体後方にエンジンナセルを取り付けた Rear fuselage nacelle (RFN) 形態や, 主翼上方に取り付けた Over the wing nacelle (OWN) 形態があり, どちらも, 胴体や翼によりエンジン騒音を遮蔽することにより低騒音を実現するものである. 本研究では, 後者の OWN 形態に注目する. OWN 形態の課題として, エンジンナセルと主翼間の空力干渉によって抵抗が増大することが挙げられる. これについては過去に解析され, 最適化により既存の形態と同程度かそれ以上の空力特性を得られることが示された[3]. その際に検討された OWN 形態を本研究の計算対象とし, その三次元図を図 1 に示す.

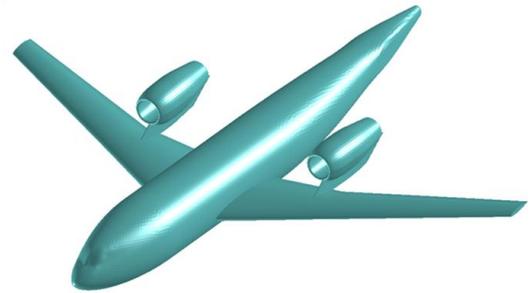


図 1 Over-the-wing 形態

本研究では OWN 形態の騒音遮蔽効果について, その有用性を検討することを目的とする. 図 1 のような実形状を取り扱うことを考えると, 構造格子を用いた解析では格子の生成に膨大な時間を要してしまい, 異なる設計を評価する際に時間がかかってしまうため実用的ではない. また, 非構造格子を用いた解析では一般的に空間精度が低くなり, 音響解析には不向きである. そこで本研究では, 過去にブロック構造型直交格子と境界埋め込み法 (Immersed Boundary Method, IBM) を用いて構築した LEE コードを用いる[4]. 本手法は二次元音響解析問題において有用性が検証済みであり, 実形状に対しても十分な解析精度が得られることが期待される.

本研究の目的は, ブロック構造型直交格子法に基づく LEE コードを用いた音響解析の応用計算として, OWN 形態の騒音遮蔽効果の推定に有用であるかの検討を行うことである. さらに, 流れ場の影響による騒音伝播の影響を評価するために, 流体解析とのカップリング計算として, Euler ソルバーにより解析した流れ場を取り入れた場合について空力音響解析を行う. また, ファン騒音の支配的な周波数はエンジン内部の翼列の回転モードによって変化し, 発生する騒音の周波数はこの基本周波数の倍数となるため, これを模擬して騒音周波数を変化させた場合の遮蔽効果の変化を検証する.

### 2. 計算手法

#### 2-1 支配方程式

LEE の二次元での表記を式(1)~(4)に示す. LEE は波動方程式に移流項と入力項を取り入れたものと言い換えることができ, 音響伝播を解析するのに必要十分な式である. 実際の LEE の計算では,

流れ場の平均成分  $Q_0$  と音源  $S$  を与えて、変動成分  $Q'$  の時間発展を計算する。したがって、流れ場を取り入れた計算をする際には対象とする物体周りの流れ場を LEE コードとは別に計算する必要がある。

$$\frac{\partial Q'}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} + H = S \quad (1)$$

$$Q' = \begin{bmatrix} \rho' \\ u' \\ v' \\ p' \end{bmatrix}, Q_0 = \begin{bmatrix} \rho_0 \\ u_0 \\ v_0 \\ p_0 \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$E = \begin{bmatrix} \rho_0 u' + \rho' u_0 \\ u_0 u' + \frac{p'}{\rho_0} \\ u_0 v' \\ u_0 p' + \gamma p_0 u' \end{bmatrix}, F = \begin{bmatrix} \rho_0 v' + \rho' v_0 \\ v_0 u' \\ v_0 v' + \frac{p'}{\rho_0} \\ v_0 p' + \gamma p_0 v' \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$H = \begin{bmatrix} 0 \\ u' \left( \frac{\partial u_0}{\partial x} - \nabla \cdot \vec{v}_0 \right) + \frac{1}{(\rho_0)^2} \left( \rho' \frac{\partial p_0}{\partial x} + p' \frac{\partial \rho_0}{\partial x} \right) \\ v' \left( \frac{\partial v_0}{\partial y} - \nabla \cdot \vec{v}_0 \right) + \frac{1}{(\rho_0)^2} \left( \rho' \frac{\partial p_0}{\partial y} + p' \frac{\partial \rho_0}{\partial y} \right) \\ (\gamma - 1) [p' \nabla \cdot \vec{v}_0 - \vec{v}' \cdot \nabla p_0] \end{bmatrix} \quad (4)$$

この支配方程式の中で、空間微分には7つの stencil を用いた4次精度の有限差分スキームである DRP(Dispersion Relation Preserving)スキーム[5]を用いた。また、後述する Cube 境界や物体境界からの非物理的な振動を取り除くために4次精度の Damper を各 iteration で適用している。時間積分には6段階4次精度の LDDRK(Low Dissipation Dispersion Runge-Kutta)[6]を用いた。

### 2-2 計算アルゴリズム

本研究では、Building-Cube Method (BCM)[7]を参考に格子を生成する。計算格子は以下の手順によって作成される。まず図1のように、計算領域は Cube と呼ばれる  $2^n$  倍の大きさの違いを持つ正方形領域で分割される。そして、それぞれの Cube は各軸方向同数の正方形 Cell(格子点)で分割され、計算は Cube ごとに行われる。この方法は、すべての Cube が同数の Cell を含んでいるので、並列計算の際の負荷に偏りがなく並列効率に優れている。また、1つの Cube は隣り合う Cube と重なり合った Ghost Cell を3つ保持している。この Cell の存在により、7つの stencil を使う4次の DRP スキームを1つの Cube 全体に簡単に適用することができる。格子が細分化される際には、1つの Cube が4つに分割され、それぞれ分割された領域は別々の Cube として等間隔の Cell が配置される。この際、隣り合う Cube の大きさの違いが最大でも2倍になるようにスムージングされる。図3に構築したコードの計算アルゴリズムを示す。計算の流れとしては、最初に格子情報や物体形状、初期状態を入力する。時間積分では1stepの中で6回の sub iteration を計算している。この中で、計算領域を占める各 Cube は OpenMP により並列に計算される。1つの Cube において計算する内容は以下ようになる。

- ① Cube 境界において隣接する Cube との情報交換
- ② 支配方程式の右边を計算
- ③ 仮の物理量 sub- $Q^{(n)}$  を更新
- ④ 外部吸収境界であれば後述の吸収境界により値を減衰

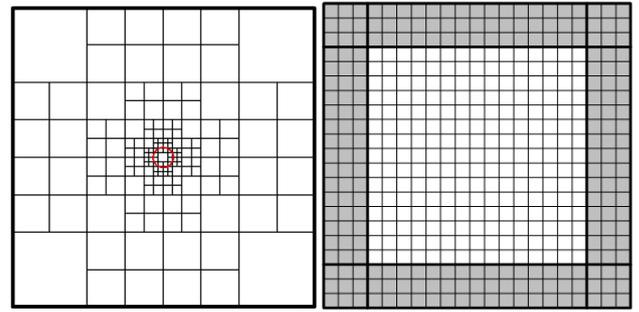


図2 計算領域(左)と Cube の構成(右) (15×15Cell, 3Ghost Cell)

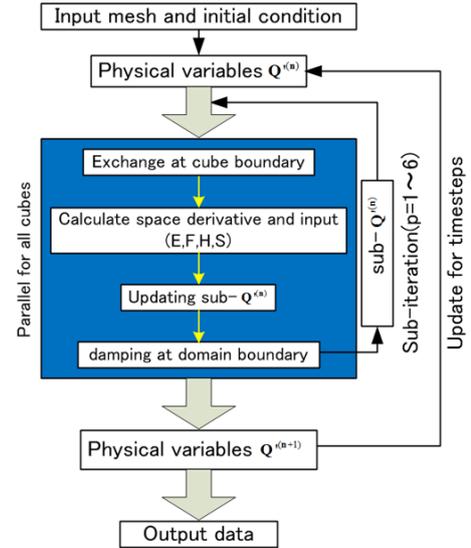


図3 計算アルゴリズム

### 2-3 Cube 境界

大きさの違う Cube の境界では、格子点が繋がっていないために、補間によって情報を交換する必要がある。簡単な方法として、大きい Cube から小さい Cube へ補間する際には、1つの Cell が持っている物理量をそのまま小さい Cube の Ghost Cell の物理量として用いる0次精度補間がある。また、小さい Cube から大きい Cube へ補間する際には、大きい Cube の Ghost Cell に重なる小さい Cube の Cell 4つの平均値を用いる1次精度補間がある。しかし、これら低次精度の補間では物理量分布は連続にはならないので Cube 境界において非物理的な反射や減衰が起こってしまい、音波などの比較的振幅の小さい擾乱を扱うにはこの非物理的な影響が大きくなる。これを防ぐために、本研究では高次の多項式補間法である Lagrange 補間を用いた[8]。これは、式(5)~(7)に示す距離の重み関数を用いて補間を行うものである。

$$Q_{target}(x_{target}, y_{target}) = \sum_{j,k} Q_{surround}(x_j, y_k) w_j(x_{target}) w_k(y_{target}) \quad (5)$$

$$w_j(x_{target}) = \prod_{i \neq j} \frac{(x_{target} - x_i)}{(x_j - x_i)} \quad (6)$$

$$w_k(y_{target}) = \prod_{i \neq k} \frac{(y_{target} - y_i)}{(y_k - y_i)} \quad (7)$$

図4は小さい Cube から大きい Cube への補間を示している。補間を行う Ghost Cell は1列に対して3つであるが、ルンゲ現象を抑えるため、補間に用いる stencil が対称となるように Cube 境界に最も近い Cell は2×2点での補間、その他2つは4×4点での補

間を行う。図 5 は大きい Cube から小さい Cube への補間を示しているが、こちらは Ghost Cell 2 列分の補間点に対して大きい Cube の 3×3 点の同じ Cell の物理量を用いた補間を行う。

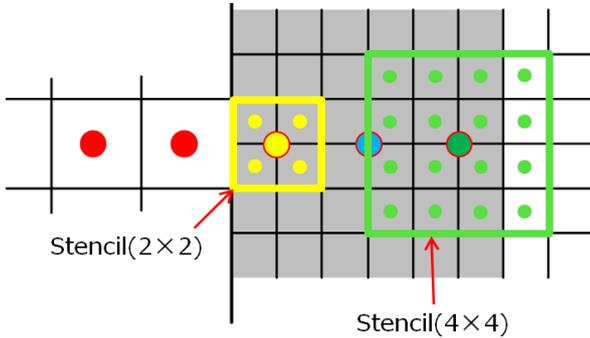


図 4 小さい Cube から大きい Cube への補間

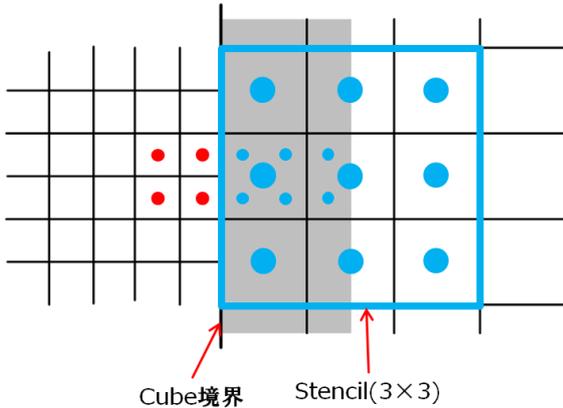


図 5 大きい Cube から小さい Cube への補間

2-4 吸収境界

本研究では、外部へ向かう音波の反射を防ぐために、外部境界付近に吸収領域を設定する方法を用いる。吸収境界では音響解析の分野において用いられている Buffer Zone 境界条件[9]を計算解に陽的に適用する。Buffer Zone 境界条件は、計算領域の外部境界付近に吸収領域を設定し、吸収領域の長さとその内部境界からの位置情報によって振幅を特定の値に減衰させるというものである。減衰係数の最大値は最小格子幅と音速によって決定し、外部境界で最大値、吸収領域開始位置で 0 となる。本研究では、減衰係数の急激な変化による不必要な反射を防ぐために減衰係数を 2 次関数として滑らかに変化させている。吸収領域内で適用する式を式(8)~(11)に示す。

$$Q^{(n+1)} = \overline{Q^{(n+1)}} - \sigma \left( \overline{Q^{(n+1)}} - Q_{target} \right) \quad (8)$$

$$\sigma(x) = \sigma_{max} \left| 1 - \frac{x-L}{L} \right|^\beta \quad (9)$$

$$\sigma(y) = \sigma_{max} \left| 1 - \frac{y-L}{L} \right|^\beta \quad (10)$$

$$\sigma_{max} = \frac{2c}{\Delta x}, \beta=2 \quad (11)$$

ここで、 $\overline{Q^{(n+1)}}$  は iteration ごとの解、 $Q^{(n+1)}$  は減衰後の解、 $Q_{target}$  は解を減衰させる目標となる値であるが、LEE の計算では 0 となる。 $\sigma(x), \sigma(y)$  はそれぞれ x 軸方向、y 軸方向の減衰係数、 $L$  は吸収領域幅、 $x, y$  は Buffer Zone の内部境界からの距離である。吸収領域の大きさを決定する際には図 6 に示すように、BCM の格子配置の特性を利用して、外部境界に接する Cube の中で最も小さい Cube の幅を基準として計算を行う。

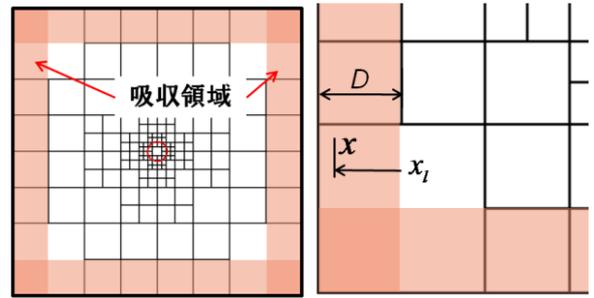


図 6 吸収境界位置と左下領域の拡大図

2-5 Immersed Boundary Method

本研究において用いる IBM は Ghost Cell と Image Point を用いたもの[10]である。まず、物体形状を入力、各 Cell が物体の内部か外部かを判別する。この際、Cell 中心が物体の外部に位置しない Cell を内部 Cell とする。その物体内部の一つ目の Cell を Ghost Cell として用いる。そして、Ghost Cell から物体表面の法線方向の、最小 Cell の 1.5 倍の長さの位置に Image Point を定義する(図 7)。ここで、Image Point を囲む 4 つの参照点からの物理量  $q_{IP}$  への補間の際に Ghost Cell 自身が補間参照点となるのを防ぐため、Cell の対角線の長さである、最小 Cell の  $\sqrt{2}$  倍以上の位置としている。最後に、物体表面垂直方向の速度ベクトルが 0 であり、圧力がノイマン条件を満たすように Image Point での物理量を用いて Ghost Cell の値を決定する。Image Point への補間は Image Point を囲む 2×2 の 4 点を用いて式(12)のように線形補間を行う。ここで、 $x, y$  は、参照点 1 を基準とした Image Point への座標方向の距離、 $q_1 \sim q_4$  はそれぞれの参照点における物理量、 $a_1 \sim a_3$  は補間係数である。

$$\begin{cases} q_{IP} = q_1 + df(x, y) \\ df(x, y) = a_1x + a_2y + a_3xy \\ df_2 = q_2 - q_1 \\ df_3 = q_4 - q_1 \\ df_4 = q_4 - q_1 \end{cases} \quad (12)$$

$$\begin{bmatrix} dx & 0 & 0 \\ 0 & dy & 0 \\ dx & dy & dxdy \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_1 \\ a_2 \\ a_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} df_2 \\ df_3 \\ df_4 \end{bmatrix}$$

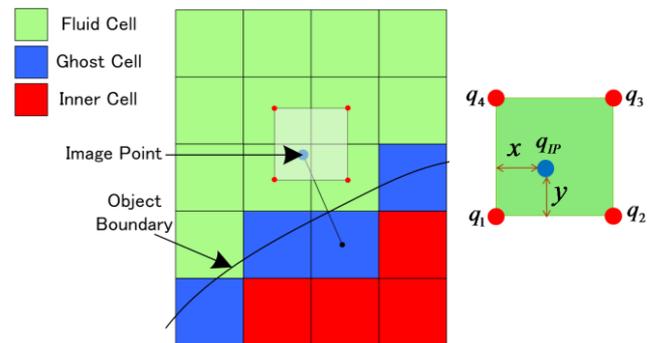


図 7 Ghost Cell の定義と Image Point への補間

3. 騒音主翼遮蔽効果の推定

3-1 基準形状による計算

エンジン騒音はファン騒音とジェット騒音に分類される。ジェット騒音の音源はナセルから排出される後流による広帯域の渦によるものである。一方、ファン騒音はエンジン内の静翼、動翼の枚数や回転速度に依存する Blade Passage Frequency (BPF) が支配的な要素である。ターボファンエンジンにおける騒音源とその伝播経路を図 8 に示す。このファン騒音は回折の影響により、後方広

域に広がるジェット騒音よりも近傍上下に広がるため、騒音削減にはファン騒音を遮蔽する方が効果的である。

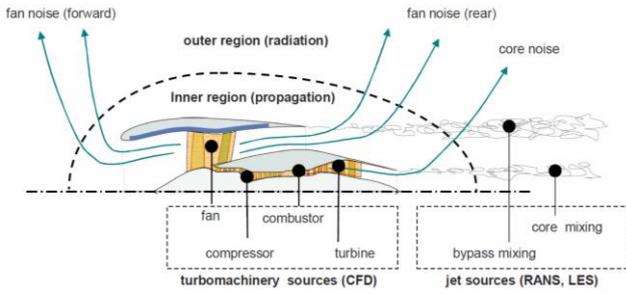


図 8 ターボファンエンジンの騒音源と伝播経路[11]

本計算では、二次元ナセル-翼形態周りの騒音伝播を解析し、OWN 形態の騒音遮蔽効果を推定する。基準となる形状は、CFM-56 エンジンナセルと DLR-F6[12]翼の 35%セミスパン位置における二次元翼型である。この計算においてはパイロンの影響は考慮していない。騒音源としてファン騒音の注目し、ファン騒音を模擬した単極子ガウス分布入力をファン面の位置に入力する。ナセルの実際の長さは 4.9[m]であり、ファン面の位置は、ナセルの長さを  $D$  としてナセル入口から  $0.223D$ 、つまり約  $1.09\text{m}$  の位置である。基準長さをナセルの長さとして、音速を  $340\text{m/s}$  とすると、無次元周波数 4 は実際の周波数では  $228[\text{Hz}]$  となる。式(13)に入力条件を示す。

$$(x_s, y_s) = (0, 0), A = 1.0 \times 10^{-4}, b = 0.01 \quad (13)$$

基準形状として、翼なしの Isolated nacelle (IN) 形態、DLR-F6 のナセルと翼形状からパイロンを取り除いた Under-the-wing nacelle (UWN) 形態、ナセルを翼の上面に取り付けた OWN 形態を用いた。翼の前縁位置は、図 9 における X,Y 翼のコード長  $c$ 、ナセル入口の直径  $h$  を用いて定義する。すべての計算において、計算領域は  $20D \times 20D$  であり、最小の PPW は 12.8 である。表 7 にそれぞれの形態にける翼位置と計算格子の情報を、図 10 に OWN 形態における格子を示す。

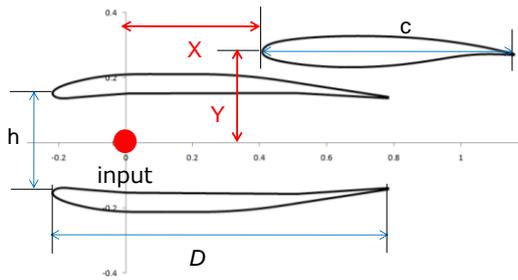


図 9 ナセル-翼形態の位置関係

表 1 翼位置と計算格子の情報

	X/c	Y/h	$\Delta d$	Number of Cubes	Number of computational Cells
IN	N/A	N/A	0.0048D	292	1,196,032
UWN	0.544	0.913	0.0048D	292	1,196,032
OWN	-1.000	-6.000	0.0048D	319	1,306,624

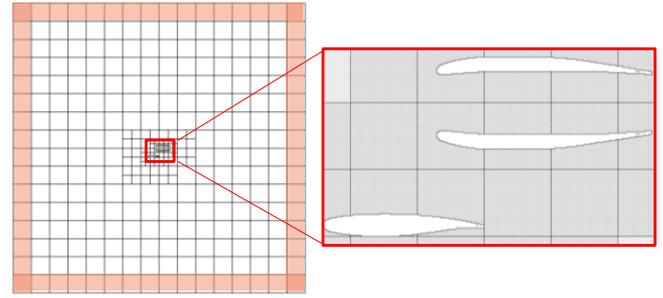


図 10 OWN 形態における計算格子

図 11 にそれぞれの形状における圧力分布を示す。IN 形態の図を見ると、音源からの音波はナセル入口と出口において散乱され、上下に伝播していることが分かる。ファン騒音を模擬しているため、特に入口付近の散乱波が支配的である。UWN 形態の図では、図の右側上方における回折波が翼によって遮蔽され、後方に反射していることが分かる。今回の計算ではファン騒音を模擬しているため、それほど違いは見られないが、ジェット騒音の伝播計算ではこの反射により下方に伝播する騒音はより強くなると考えられる。OWN 形態の図では、ナセル入口での散乱波は翼により遮蔽され、上方に反射されていることが分かる。

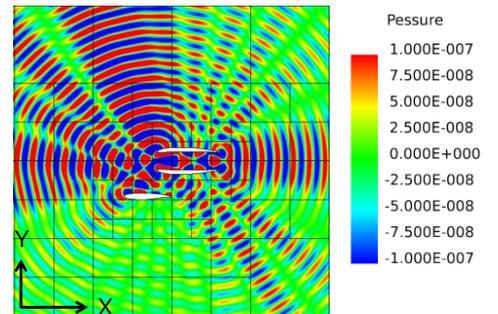
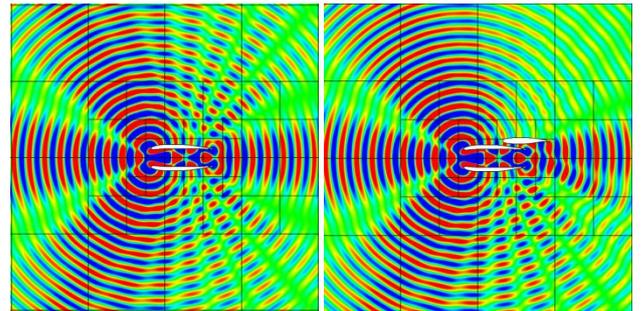


図 11 ナセル-翼形態周りの圧力分布 278[Hz]  
(左上:IN,右上:UWN,下:OWN)

次に、それぞれの形態において計算した Sound Pressure Level (SPL)を比較する。SPL は式(14)により計算した。

$$L_p = 20 \log_{10} \frac{p}{p_0} [\text{dB}] \quad p = \sqrt{\frac{1}{T_2 - T_1} \int_{T_1}^{T_2} p^2 dt} \quad (14)$$

ここで、圧力二乗平均値は総計算分である 120 周期の最後の 4 周期のデータを用いて計算を行った。また、参照圧力  $p_0$  は音源点における圧力である。サンプリング点は図 12 に示すように、音源点から  $r=5D$ 、約  $24.5[\text{m}]$  の距離における点であり、地上での騒音に寄与するであろう下方  $180[\text{deg}]$  の位置とした。ただし、距離については比較的近傍場である。結果を図 13 に示す。

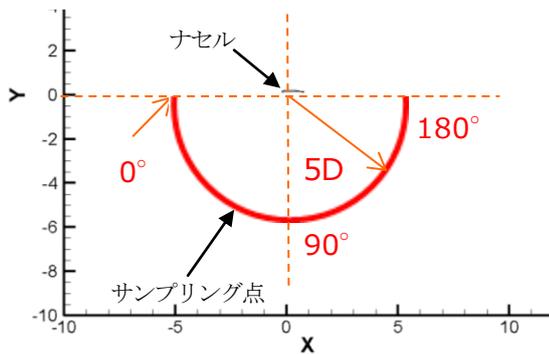


図 12 サンプリング点

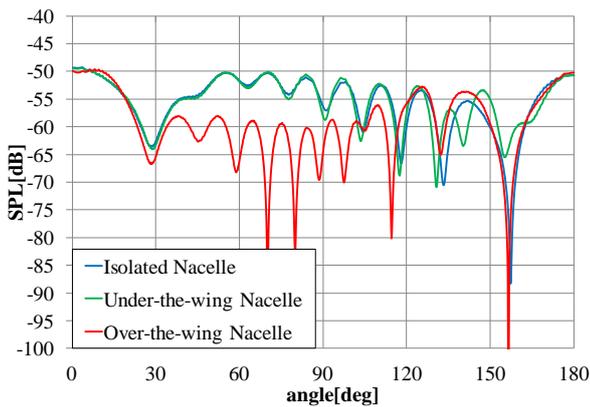


図 13 サンプリング点における SPL

図 13 において、約 50[deg]から 90[deg]における SPL は OWN 形態が他の形態での値より約 5[dB]低いものとなり、騒音の遮蔽効果が示された。また、図 11 の OWN 形態を見ると、40[deg]付近に下方に伝播している波が見られるが、今回の計算では OWN 形態の一例としてナセルと翼の相対的な位置関係を決定したため、騒音の伝播経路を考慮した最適な位置を決定すればより効果的な遮蔽効果を得られると考えられる。UWN 形態における値は 150[deg]付近において IN 形態よりもわずかに増加しているが、それ以外はあまり変化していない。本解析ではファン騒音のみを模擬しているため、ジェット騒音を模擬した計算では、ナセル後方での強いジェット騒音が翼により反射されるため、より違いが大きくなると考えられる。

### 3-2 流れによる影響

前節にて行った計算に流れ場の影響を取り入れた解析を行う。流れ場の解析には、LEE での解析に用いる計算格子を用いて、BCM の Euler ソルバー[10]により行った。解析により得られた物理量(密度、速度ベクトル、圧力)を式(2)の  $Q_0$  に入力することによりカップリング計算を行う。本計算では、低速における流れ場の影響を評価するため、マッハ数を 0.2、迎角を 0[deg]として解析を行う。また、簡便のためにフロースルーナセルとしてナセル内を解析した。流体解析結果として、OWN 形態周りのマッハ数分布を図 14 に、それを用いて解析した圧力分布を図 15 に示す。図 14 を見ると、ナセルと翼上下において加速領域が見られ、逆にナセル内では低速になっていることが分かる。図 15 では、図 11 と比較すると、40[deg]付近の音波が減衰している。これは一様流の影響により、伝播経路がわずかにずれたためと考えられる。また、ナセル前方の音波は波長が短くなっており、後方の音波は長くなっている。これも一様流の影響である。したがって、流れ場のある場合では、流れ場の影響により短くなった波長を捉えられるよ

うに格子を配置する必要があることが分かる。流体解析の有無による SPL の比較を図 16 に示す。流れによってわずかに分布がナセル後方にずれているが、全体としては、それほど変化は見られなかった。したがって FW-H 法などによって近傍場解から遠方場の解を推定する方法をとるのならば、低速である限り一様流はあまり影響しないと考えられる。ただし、これは近傍場での解なので遠方場までの解を解析する場合、たとえ低速であっても流れによる影響は大きくなると考えられる。

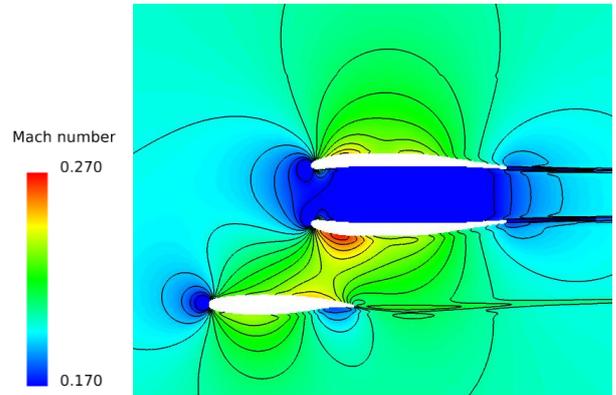


図 14 OWN 形態周りのマッハ数分布

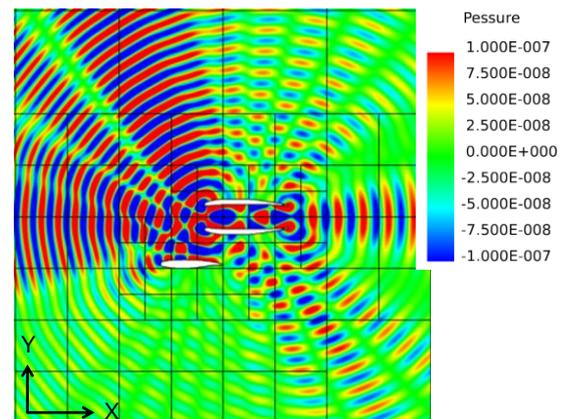


図 15 流れ場を考慮した場合の圧力分布

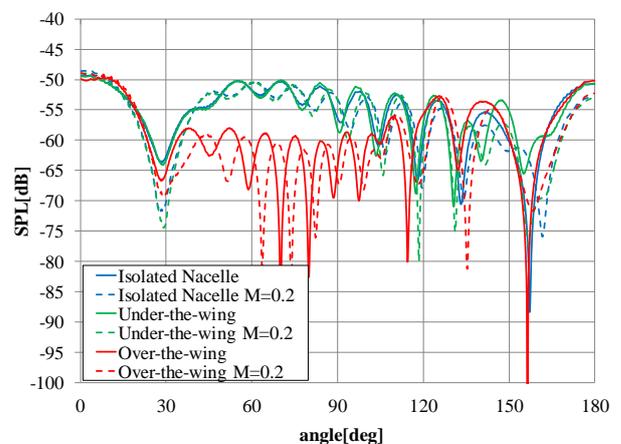


図 16 流体解析の有無による SPL の比較

### 3-3 周波数による変化

ファン騒音では、動翼後流と静翼との干渉によって生じる圧力変動がファン騒音の音源となることから、BPF を基本周波数とす

る高調波が発生する。この高調波を模擬し、ここでは基準周波数を 1/2 倍と 2 倍にした場合について、音響場と SPL 分布の変化を解析する。入力周波数として、基準周波数 278[Hz]の半分の周波数 139[Hz]と、倍の周波数 556[Hz]の音波について解析を行った。計算格子は PPW が約 12 以上となるように配置しなければ、圧力変動を捉えられずに減衰してしまうため、それぞれの計算について適切な格子を配置した。解析に用いた格子を表 2 に示す。周波数が高くなると、波長は短くなるため、波長を解像するのに必要な格子数が増加し、556[Hz]での解析に用いる格子は 139[Hz]の解析に用いる格子の約 10 倍程度となっている。また、ナセルと翼を適切に表現するために、全ての格子において最小格子幅は 0.0048D 以下となっている。

表 2 計算格子の情報

	Frequency [Hz]	$\Delta d$	Number of Cubes	Number of computational Cells
IN	139	0.0048D	316	323,584
UWN	139	0.0048D	352	360,448
OWN	139	0.0048D	367	375,808
IN	556	0.0048D	268	4,390,912
UWN	556	0.0048D	271	4,440,064
OWN	556	0.0024D	319	5,226,496

図 17 に、周波数 139[Hz]での解析による圧力分布を示す。139[Hz]での解析では、騒音の回折があまり見られず、主としてナセルの前後方向に伝播していることが分かる。そして、波の振幅は 278[Hz]の場合よりも比較的小さいものとなっている。これは、波同士の相互干渉があまり起きていないためと考えられる。また、周波数が 278[Hz]の場合と同様に、UWN 形態では翼によって反射された方向に指向性が強くなっているが、ナセル上下への回折が見られないためにこの違いがはっきりと見られる。この傾向は OWN 形態でも同様であるが、こちらでは回折波が小さいために翼による遮蔽効果があまり得られていないことが分かる。図 18 に SPL 分布を示す。OWN 形態では、65[deg]付近においては遮蔽効果によって SPL の低減が見られるが、80[deg]付近では、他の形態よりも SPL が増加している。これは、翼により反射した波が次にナセルにより反射され下方に伝播したためと考えられる。

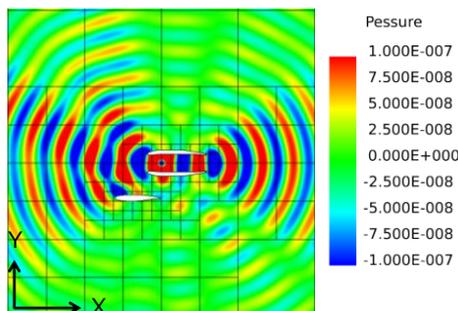
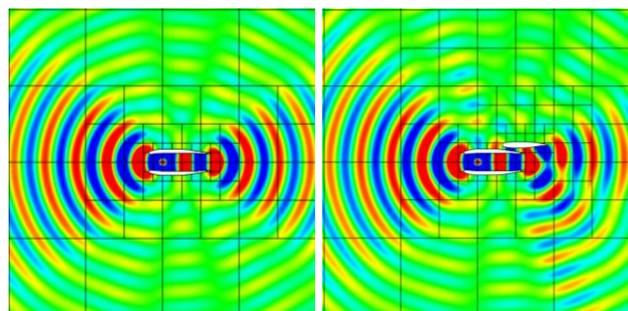


図 17 139[Hz]の音源による解析  
(左上:IN,右上:UWN,下:OWN)

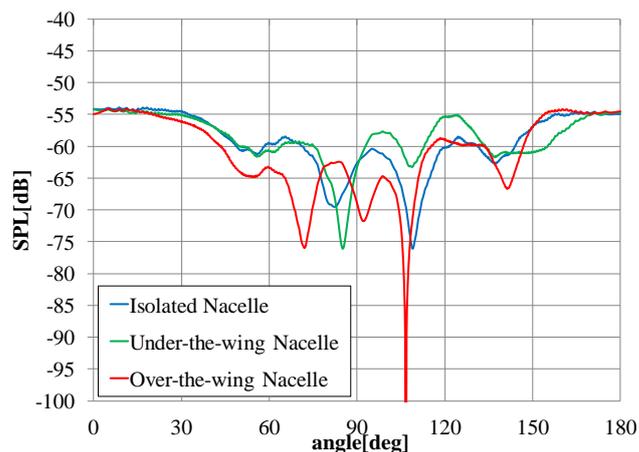


図 18 SPL 分布 139[Hz]

一方、図 19 に周波数 556[Hz]での解析による圧力分布を、図 20 に SPL 分布を示す。図 19 を見ると、波同士の干渉による強い節がナセル上下にできていることが分かる。また、OWN 形態の圧力分布では、ナセルと翼の間で細かい干渉が起きていることが確認できる。一方、UWN 形態の図では翼とナセルの位置が近いいためか、この現象は見られない。図 20 を見ると、278[Hz]での結果と比較して、翼による騒音低減領域が狭くなっていることが分かる。翼をより前方に配置すれば、翼前方の強い音波を遮蔽することができるが、その分ナセルにより音波が反射する領域が増加するため、全体としての騒音低減を考える必要がある。

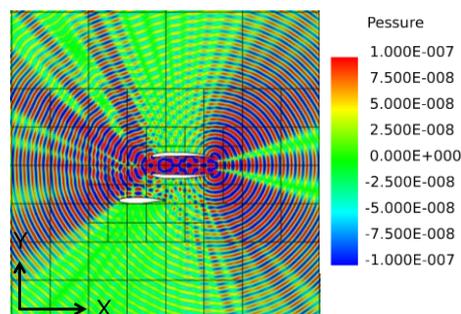
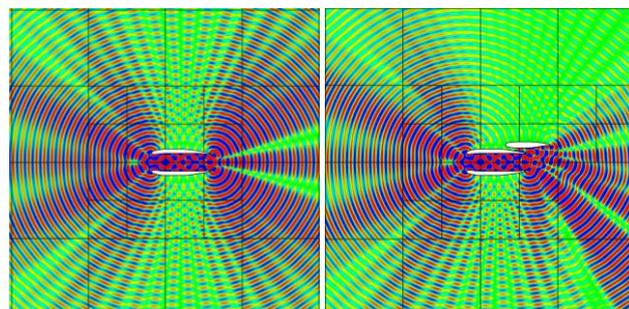


図 19 556[Hz]の音源による解析  
(左上:IN,右上:UWN,下:OWN)

本研究の計算は東北大学流体科学研究所未来流体情報創造センターのスカラ-並列計算システムを用いて行った。

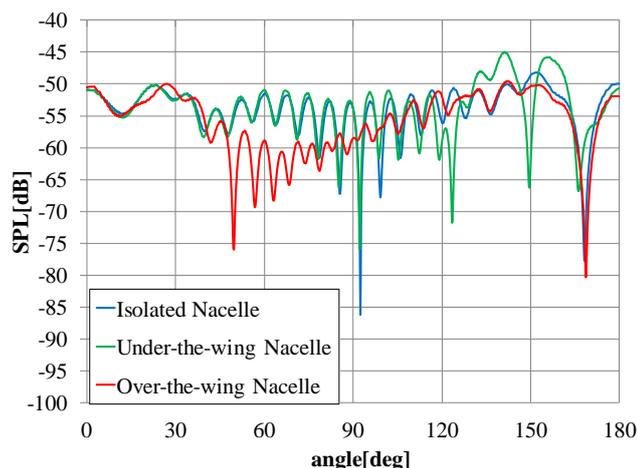


図 20 SPL 分布 556[Hz]

最後に、それぞれの解析結果について、観測点の SPL の平均値を比較したものを表 3 に示す。278[Hz]での解析では流れなし、あり、どちらの条件においても OWN 形態が他の形態よりも約 2[dB] 小さい値を示し、騒音遮蔽効果が見られる。139[Hz]での解析では音波がナセルの前後方向に伝播したためか、その効果はあまり見られなかった。556[Hz]での解析では、OWN 形態が他の形態よりも約 2[dB] 小さい SPL となっているが、強い回折現象のためか、どの形態でも比較して高い SPL となっている。

表 3 平均 SPL の比較

	平均 SPL[dB]			
	278[Hz]		139[Hz]	556[Hz]
	流れなし	流れあり		
IN	-53.7	-54.3	-57.4	-52.8
UWN	-53.7	-54.4	-57.4	-52.0
OWN	-56.0	-56.8	-58.0	-53.9

#### 4. 結論

複雑形状に対しても容易に音響場を解析できるツールとして、ブロック型直交格子と IBM を組み合わせた LEE コードを構築し、これを用いて三つのナセル-翼形態周りの音波伝播を解析した。まず、流れ場を考慮しない音響解析では、圧力分布や SPL 分布から OWN 形態の騒音遮蔽効果が定性的に確認できた。OWN 形態では、他の形態と比較して、ナセル下方で約 5[dB] 低い SPL を示し、騒音の伝播経路を考慮した最適な位置にナセルを設置すれば、より高い遮蔽効果が得られると考えられる。次に、流体解析を導入してカップリング計算を行った場合、SPL 分布は流れ後方にずれ、音源前後の波長も変化することが確認できた。そのため、波長を表現するのに適切な格子を生成する必要がある。ただし、今回用いた低速の条件では騒音伝播に対する流れ場の影響は小さかった。最後に、音源の周波数を変化させた解析では、周波数が増えると回折の影響により、伝播経路やナセル上下にできる節の様子も大きく変わることが分かった。また、それにより、それぞれの周波数において騒音遮蔽に最適な翼の位置が変わるため、これらを総合的に考慮して、翼位置を決定する必要があることが分かった。今回行った計算は、二次元周りの計算であるので、パイロンの影響や、胴体からの反射、三次元的な伝播現象を考慮していない。今後はコードを三次元化し、三次元形状におけるより詳細な解析が必要である。

#### 謝辞

本研究は科研費(21226018)の交付を受けたものである。また、

#### 参考文献

- [1] 恩田博ら, “Building-Cube 法を用いた JAXA 主脚モデルの詳細部品の流体解析,” 第 24 回数値流体力学シンポジウム講演論文集(USB), 横浜, 2010 年 12 月.
- [2] Huang, X., *et al.* “Efficient computation of spinning modal radiation through an engine bypass duct,” *AIAA Journal*, vol. 46, pp. 1413-1423, 2008.
- [3] Sasaki, D. and Nakahashi, K., “Aerodynamic Optimization of an Over-the-Wing-Nacelle-Mount Configuration,” *Modeling and Simulation in Engineering*, vol. 2011, Article ID 293078, 13 pages, 2011. Doi:10.1155/2011/293078
- [4] 福島裕馬ら, “ブロック構造型直交格子と IB 法を用いた LEE コード構築,” 第 43 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2011, 2011 年 7 月.
- [5] Tam, C. K. W. “Recent advances in computational aeroacoustics,” *Fluid dynamics research*, vol. 38, pp. 591-615, 2006-11-01 2006.
- [6] Berland, J. *et al.*, “Low-dissipation and low-dispersion fourth-order Runge-Kutta algorithm,” *Computers and Fluids*, vol. 35, pp. 1459-1463, 2006.
- [7] Nakahashi, K. Kim, L-S. “High-Density Mesh Flow Computations by Building-Cube Method,” *Computational Fluid Dynamics 2004*, edited by C. Groth and D.W.Zingg, Springer, pp.121-126 (2006)
- [8] Ishida, T., *et al.* “A high-resolution method for flow simulations on block-structured Cartesian meshes,” *The Sixth International Conference on Computational Fluid Dynamics*, July 12-16, 2010. St. Petersburg, Russia.
- [9] Richards, S. K., *et al.* “The evaluation of non-reflecting boundary conditions for duct computation,” *Journal of Sound and Vibration*, vol. 270, pp. 539-557, 2004.
- [10] 西村康孝ら, “圧縮性 Building Cube Method を用いた翼周りの Euler 解析,” 第 43 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2011, 2011 年 7 月.
- [11] Laflin, K. *et al.* “Data Summary from the Second AIAA Computational Fluid Dynamics Drag Prediction Workshop,” *Journal of Aircraft*, vol. 42, No. 5, 2005, pp. 1165-1178.
- [12] Astley, J. and Sugimoto, R. “Numerical Methods for noise propagation in moving flows, with application to turbofan engines,” *The journal of the Acoustical Society of Japan*, vol. 65, pp. 364-371, 2009-07-01 2009.