

## [共同研究成果]

# Building-Cube 法による非定常流体解析と空力音推算

佐々木大輔, 恩田博, 中橋和博  
東北大学大学院工学研究科航空宇宙工学専攻

## 1. 緒言

近年, 世界各国の空港で航空機の離発着時の騒音規制が強化される方向にあり, 今後騒音の大きい機体の運航は制約が増えていくことが予想される. 日本においても, 騒音による空港運用時間の制限や機体の騒音レベルに応じた離発着料が徴収されている. そのため, 航空機メーカーは離発着時に生じる騒音の低減を目指して様々な開発を進めてきた. その結果, 主要な騒音源であったエンジン騒音 (ファン騒音・ジェット騒音) の低減が可能となってきた. エンジン騒音の低下に伴い, 従来あまり検討されてこなかった機体から生じる空気力学的な騒音 (風切り音) も無視できなくなりつつある. そのため, 代表的な機体騒音源である高揚力装置や降着装置の騒音削減を目的とした研究が盛んに行われている [1-8].

(独) 宇宙航空研究開発機構 (JAXA) では, 図 1 に示す主脚騒音計測用モデル (LEG 形状, Landing gear noise Evaluation Geometry) により, 実験的・数値解析的に脚から生じる空力騒音に関する研究を行っている [6-8]. 図より分かるように LEG モデルには多数の部品が存在している. これら部品の空力音発生への影響を CFD (数値流体力学) で調べるには, 計算空間内で形状を忠実に再現することが不可欠であると共に, 個々の部品を取り外す, あるいは位置なり形を修正するなどして様々な解析を行う必要がある.

航空機の翼等の CFD では, 翼表面に発達する境界層を精度良く解像する必要性から計算格子としては壁に沿って格子線を配置する構造格子が古くから用いられてきた. その後, スーパーコンピュータの発達で 3 次元解析も頻繁に行われるようになってからは, 複雑形状を扱うための非構造格子が開発された. 今日では市販 CFD ソフトの多くも非構造格子を用いている. しかしながら, その非構造格子でも航空機の主脚 (降着装置) のような複雑な形状になると格子生成に要する時間が大きく, 各部品の影響を調べる場合では前処理にかかる時間を無視できない.

複雑形状を扱うという点で, 格子線を座標方向にとる直交格子法が見直されている. この場合, 物体は格子線との交わり点として表現されるため, いかなる複雑な形状でも格子生成は容易で短時間でできる. しかしながら直交格子の大きな難点は, 滑らかな物体壁も基本的には階段状で表現することになり, 境界層の解像が難しいことである. また, 物体近くの細かな流れに合わせて格子を作ると, 空間全体では膨大な格子点数が必要となることも大きな課題であった.

筆者らは, 非構造格子 CFD ソルバ (TAS[9]) の開発で学んだ様々な課題およびスーパーコンピュータのさらなる性能向上に着目し, 直交格子の利点を活かした Building-Cube 法 (BCM) を開発してきた [10-13]. Building-Cube 法では, 流れ場を様々なサイズの Cube と呼ばれる立方体領域に分割し, 各 Cube 内には同数の等間隔直交格子 Cell を配置するというブロック型直交格子法である. 物体壁を単純な階段状に表現しているため, 物体境界の幾何学精度を保ち且つ境界層内の粘性領域を解くには物体近傍で非常に細かい格子が必要である. しかし, 格子生成のような人的作業が不要になることの利点は, 特に図 1 のような複雑形状問題では非常に大きい. また, 圧倒的に細かな格子を用いることで計算結果の格子依存性や物理モデルへの依存性も除去できよう. 従って, Building-Cube 法はスーパーコンピュータの性能の更なる向上を期待したアプローチである.

図 2 に、翼周りに生成した BCM 格子を示す。物体近傍では小さい Cube サイズを使用するため、十分に細かい格子を生成することになり、物体を詳細に表現することが可能となる。一方、翼から離れた領域では Cube サイズを大きくすることで、格子点数の削減を図っている。本アプローチにより、各 Cube における計算負荷は均一となり、大規模並列計算環境時でも十分な並列性能を上げることが期待できる。

本研究では、3次元非圧縮性流体解析ソルバを JAXA の LEG 形状に適用する。図 3 に示すタイヤのみ存在する単純な形状 (Simple 形状) と脚扉 (Door)・サイドブレース (Side brace)・トルクリンク (Torque link) 等が付属した複雑な形状 (DST 形状) の二つの形状を用いて計算を行い、今村らの結果[6,8]との比較を通して本手法の有効性の検証を行うと共に、今後の空力音解析に向けての知見を得る。

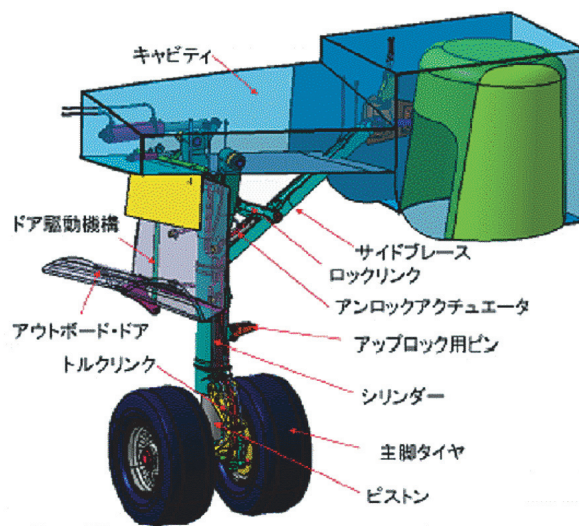


図 1 JAXA 主脚騒音計測用モデル [6・8]

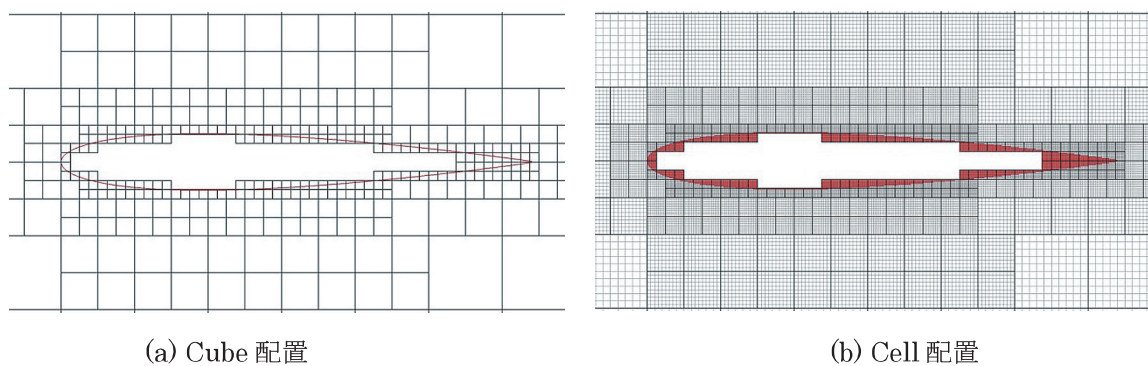


図 2 翼周りの BCM 格子生成

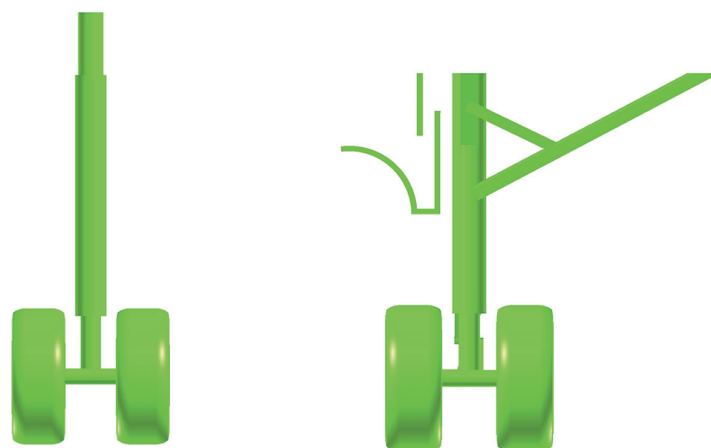


図3 解析に用いる主脚形状（左：Simple 形状，右：DST 形状）

## 2. 空力音解析手法

### 2.1 解析方法の概要

ナビエ・ストークス方程式は音波の伝播も表すため、圧縮性も考慮したナビエ・ストークス方程式を連続の式およびエネルギー方程式と連立して解くことにより、理論的には空力音を求めることが可能である。このような手法は空力音の直接計算と呼ばれ、高速気流から生じる空力音の予測などに用いられている。しかし、低マッハ数流れの場合には音波の伝播は極めて微弱な圧力変動となるため、これを捉えるには膨大な数の空間メッシュが必要となり、現実的ではない。したがって低マッハ数の流れでは、音源となる流れ場を非定常乱流解析などにより求め、音の伝播を波動方程式により別々に計算する分離解法を用いる手法が一般的である。一般に、低マッハ数の流れ場においては音波の伝播に伴う密度変動は微小であり、音から流れ場へのフィードバックは無視できると考えられるため、ここでは流れ場の計算において流体の圧縮性を考慮しない。

### 2.2 分離解法の基礎式

空力音も流れの微小変動によるものであるため、流れの基礎方程式を変形することで静止流体中を伝播する音を表す Lighthill 方程式[14]が得られる。このとき、物体の寸法に比較して音波の波長が十分長く、かつ、観測点が音波の波長に対して十分遠方にある場合には波動方程式の簡略解として、観測点における圧力変動  $P_a$  は以下の Curle の式[15]で与えられる。

$$P_a = \frac{1}{4\pi a} \frac{\mathbf{x}_i}{|\mathbf{x}|^2} \cdot \frac{\partial}{\partial t} \int_S n_i p(\mathbf{y}, t - |\mathbf{x}|/a) dS \quad (1)$$

ここで、 $a$  は音速、 $\mathbf{x}$  は観測点位置、 $p$  は音源となる物体表面の圧力変動、 $\mathbf{n}$  は物体表面における外向き単位法線ベクトルをそれぞれ表す。本研究では BCM を用いた非圧縮性ソルバにより音源の流れ場を計算したのち、Curle の式を用いて遠方場における音圧を求める分離手法をとる。上記で得られた圧力変動に FFT を適用して周波数領域の変動に変換した音圧の実効値  $p_e$  を用いて、観測点での音圧レベル (SPL: Sound Pressure Level) は最終的に以下の式で求められる。

$$SPL = 10 \log_{10} \left( \frac{p_e^2}{p_0^2} \right)$$

ここで、 $p_0$  は基準圧力 ( $2.0 \times 10^{-5}$  [Pa]) である。

### 2.3 BCM (Building-Cube Method)

BCM は格子生成、流体解析アルゴリズム、後処理の単純性を保つために等間隔直交格子を採用している高解像度の計算手法である。BCM では流れ場を多くの様々なサイズの”Cube”と呼ばれる立方体の領域に分割する。各 Cube サイズは物体の形状に合わせて決定され、各 Cube の内部には等間隔直交格子”Cell”を生成して計算が行われるが、全ての Cube が同数の Cell を持つことで高い並列化効率が得られる。また、直交格子である BCM では物体境界は階段状表現によって表現される。したがって物体境界の幾何学精度を保つため、また境界層内の粘性領域を解くために物体近傍では非常に細かい格子が必要である。図 4 に本論文の解析で使用する円柱周りの BCM 格子を示す。この図からわかるように物体表面は階段状に近似された非常に細かな Cell によって表現されている。

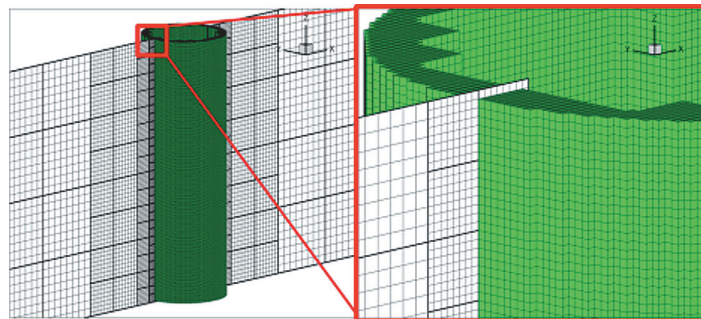


図 4 円柱まわりの BCM 格子 (太線は Cube 境界を表し、細線は Cell を表す)

## 3. 円柱まわりの空力音解析

### 3.1 解析方法の概要

航空機主脚の計算を行う前に解析手法の妥当性を検証するために円柱による検証計算を行った。ここでは、文献[16]にある円柱と同様の条件で解析し結果を比較した。本研究では格子解像度の異なる 2 つの円柱 (Coarse, Fine) を用意した。これら 2 つの円柱は Cube 数が等しく Cube 内部の Cell 数が異なる。最小格子幅は円柱直径  $D$  を基準にして、Coarse が  $1.2 \times 10^{-2} D$ 、Fine はその  $1/2$  の  $6.1 \times 10^{-3} D$  である。図 4 は Coarse Cylinder の格子を可視化したものである。また、空力音の観測位置は円柱の真横  $1m$  の位置とする。表 1 に解析に用いた条件を記す。

表 1 円柱まわりの解析条件

	Coarse	Fine
Cube 数	7,552	7,552
各 Cube 内 Cell 数	$8^3$	$16^3$
総 Cell 数	3,866,624	30,932,992
最小格子幅	$1.2 \times 10^{-2} D$	$6.1 \times 10^{-3} D$
円柱直径 $D$	$1.0 \times 10^{-2} m$	
流速	15 m/s	
Reynolds 数	$1.0 \times 10^4$	
サンプリング周波数	15,000 Hz	
サンプリング時間	0.033 sec	
解析領域	x: 50D, y: 50D, z: 4D	

### 3.2 計算結果

図5に Coarse と Fine の圧力場を示す. どちらも円柱後方に渦が発生していることがわかるが, Fine の方がより細かな渦構造まで捉えられていることが確認できる. また, 図6にそれぞれの格子における後流の圧力係数 ( $C_p$ ) 等値面の様子を示す. これは  $C_p = -1.8$  の等値面の可視化図であり, Fine の方が Coarse に比べて円柱近傍の細かな圧力変動を捉えられていることが分かる.

次に円柱の表面圧力変動から(1)式を用いて算出した音圧と SPL (Sound Pressure Level) を比較し, 図7及び図8に示す. 今回の流体解析の結果を, 加藤らによる数値解析と実験の結果[16]と比較する. 図7より, Coarse の周期は加藤らの解析結果と多少の差違が確認できるが, Fine の周期は計算結果と一致していることが分かる. また, 図8より, 音圧が最大となる周波数は Coarse, Fine 共に実験結果とよく一致しているが, Coarse では SPL の値が 30dB 程度も小さく推定された. これは Coarse では格子解像度が低いために, 細かな渦構造が捉えられず円柱近傍の圧力変動が反映されずに値が小さくなっていると考えられる. 一方, Fine でもピークの周波数は 10dB 程度小さく推定されているが, 全体的に見ると実験値を良く予測できているといえる.

一般に, 空力音の放出周波数はカルマン渦の放出周波数に等しいことから, 円柱のストローハル数を元に計算するとその放出周波数は 300[Hz]であると求められる. 図8より実験値と同様に計算結果も 300[Hz]にピークを持つため, 本手法がピーク値をよく予測できているといえる.

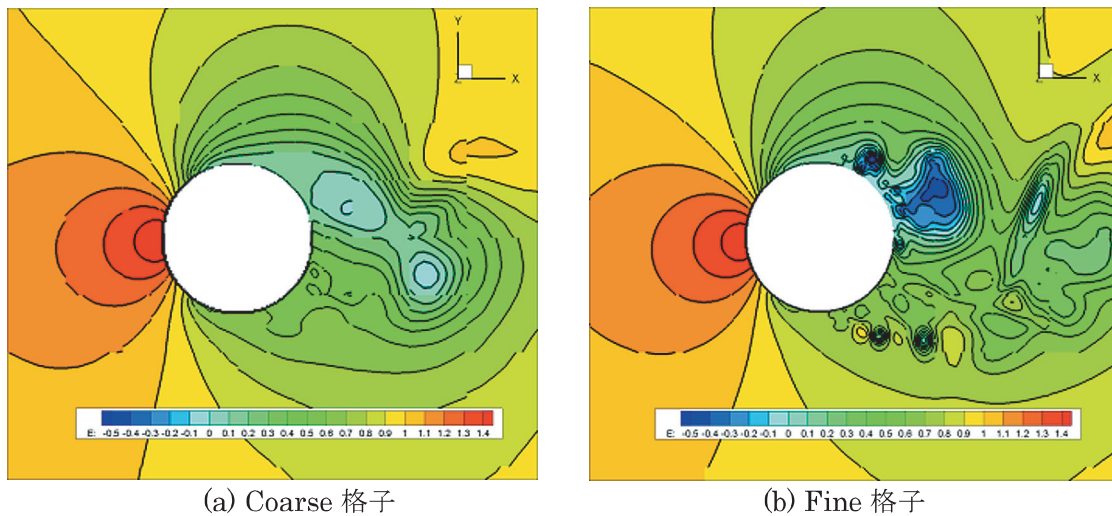


図5 円柱近傍の圧力分布

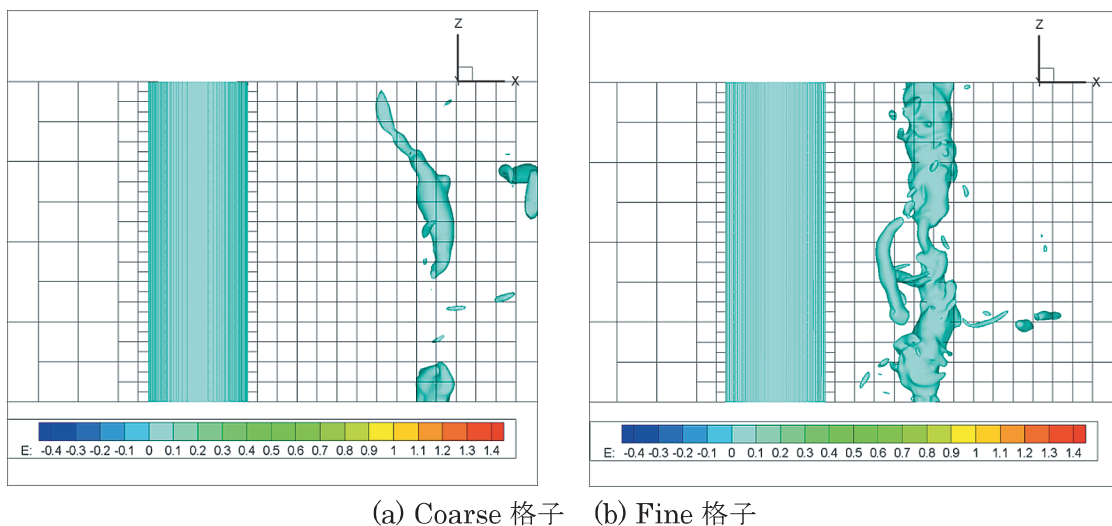


図6 円柱後流における圧力等値面の可視化

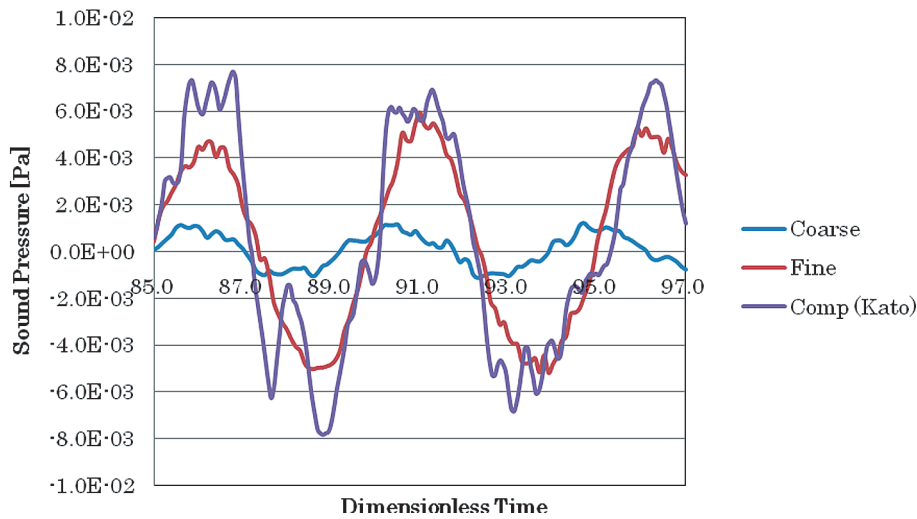


図 7 音圧の比較

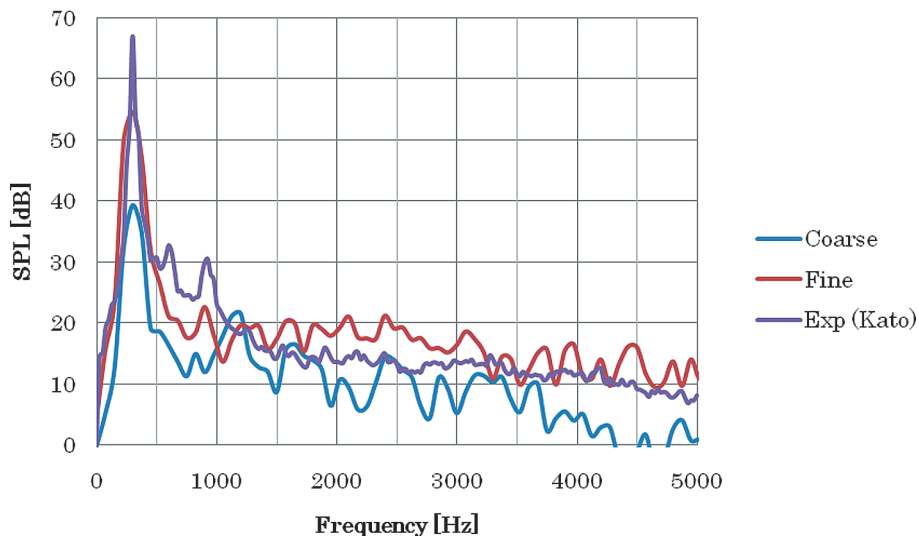


図 8 SPL の比較

## 4. 航空機主脚モデルまわりの解析

### 4.1 解析方法の概要

計算に用いたのはタイヤのみの脚 (Simple 形状) と、脚扉・サイドブレース・トルクリンク等が付属した脚 (DST 形状) の 2 種類である。Reynolds 数はタイヤ直径を代表長として  $1.8 \times 10^6$  である。計算空間はタイヤ直径を  $D$  として  $x, y$  方向にそれぞれ  $30D$ ,  $z$  方向に  $15D$  である。境界条件は表 2 のように与えた。対流流出速度には流出面の速度の Cube 内平均値を用いている。また、脚の配置は図 9 に示すように  $z$  軸負側に支柱,  $z$  軸正側にタイヤが来るようにしている。 $z$  軸負側の境界条件 (支柱付け根) は実験を模擬するためにスリップ境界とした。

計算はそれぞれの脚につき Coarse, Fine の 2 種類の格子で実行した。それぞれの格子の諸元は表 3 に示す通りであり、多数の部品が存在している DST 形状の格子数は、Simple 形状の約 2 倍であり、約 1 億に達している。計算においては、Coarse, Fine とともに、まず非定常な流れ場を発達させるために無次元時間 10 だけ計算し、その後時間平均流れを得るために、Coarse は無次

元時間 50 だけ，Fine では無次元時間 10 だけ計算した．図 10 に示す Fine 形状の格子分布から分かるように，タイヤがよく再現されていることが確認できる．

表 2 境界条件

	velocity B.C.	pressure B.C.
X-	一様流	ノイマン
X+	対流流出	ディリクレ
Z-	スリップ	ノイマン
Z+	対流流出	ディリクレ
Y-	対流流出	ディリクレ
Y+	対流流出	ディリクレ

表 3 格子諸元

(a) Simple 形状

	Coarse	Fine
# of cubes	2,560	12,760
# of cells per cube	$16^3$	$16^3$
total # of cells	10,485,760	52,264,960
minimum grid spacing	$9.7 \times 10^{-3}$	$4.8 \times 10^{-3}$

(b) DST 形状

	Coarse	Fine
# of cubes	4489	23151
# of cells per cube	$16^3$	$16^3$
total # of cells	18,386,944	94,826,496
minimum grid spacing	$9.7 \times 10^{-3}$	$4.8 \times 10^{-3}$

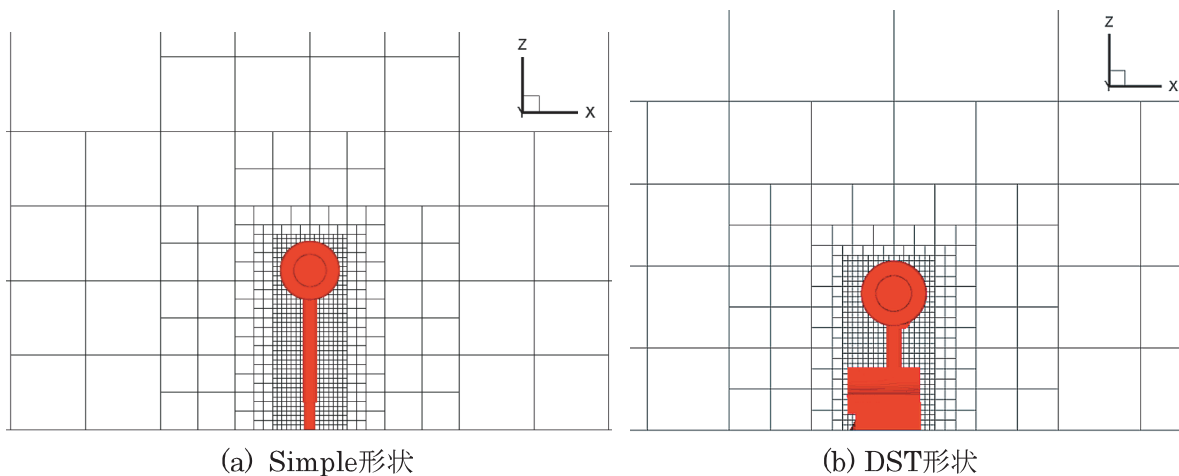


図 9  $y=0$  断面における主脚近傍の Cube 境界

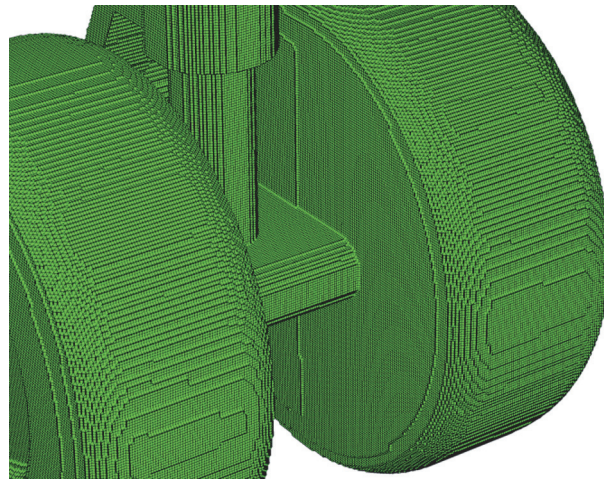


図 10 Fine 形状におけるタイヤ周りの格子

## 4.2 解析結果

### 4.2.1 タイヤ周方向圧力係数分布

Simple 形状の解析結果の時間平均を行い、図 11 に Coarse 格子と Fine 格子におけるタイヤ中心 ( $y=0.363$ ) における周方向圧力係数分布を示す。ここで、図 12 に示すように 0 度位置を後方淀み点、90 度位置をタイヤの設置点の反対側、180 度位置を淀み点、270 度位置をタイヤ設置点とした。この図 11 より、格子解像度が上がると  $C_p$  最小値がより小さくなり、かつタイヤ後方で  $C_p$  回復がより大きくなること分かる。この結果は図 13 に示す今村らの論文[6]の計算結果（マルチブロック構造格子ソルバ UPACS による LES 計算、非構造格子ソルバ TAS による RANS 計算）や実験値と定性的に一致している。しかし、 $C_p$  の最小値が一致しておらず、これは今回用いた Fine 格子であっても境界層の格子解像度が不足していたため、剥離位置が実際よりも前方になってしまったためであると考えられる。

DST 形状においても、同じタイヤ位置における周方向の時間平均圧力係数分布を求めた。図 14 に示すように、Simple 形状と同様の傾向を示しており、Fine 格子での改善は見られるものの剥離が前方で始まっていることが分かる。

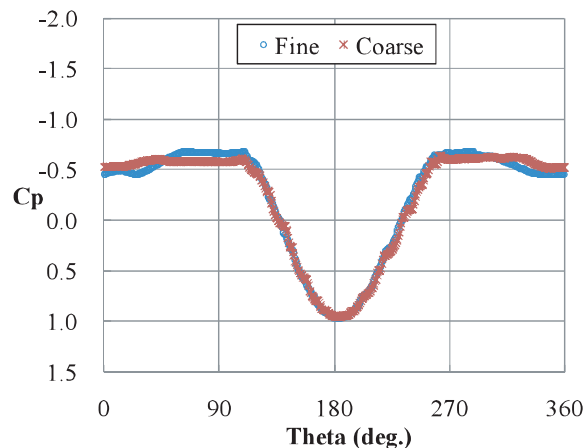


図 11 タイヤ周方向の時間平均圧力係数分布 (Simple 形状)



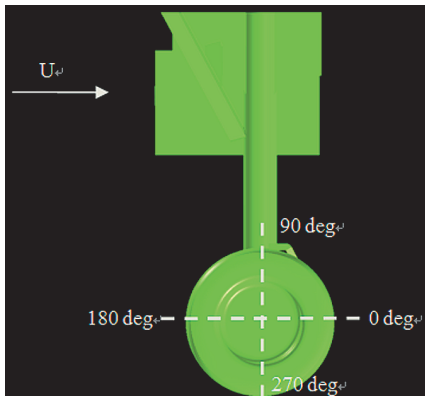


図 12 タイヤ周方向圧力係数分布の定義

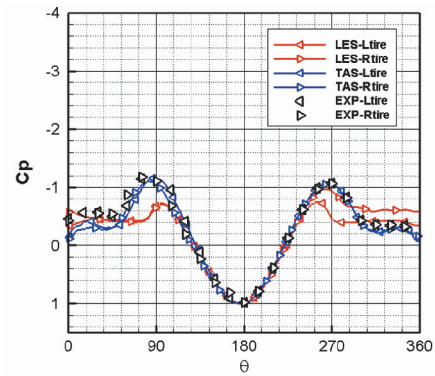


図 13 今村らによる計算及び実験におけるタイヤ周方向圧力係数分布[8]

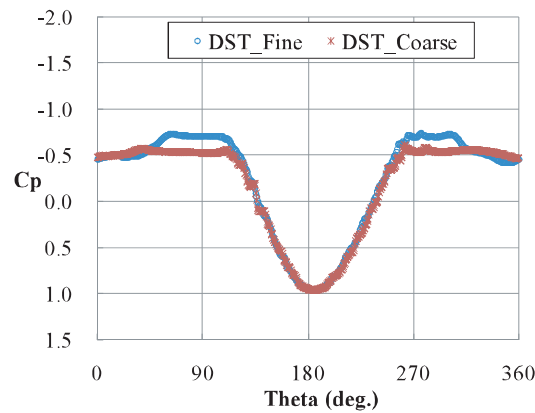


図 14 タイヤ周方向の時間平均圧力係数分布 (DST 形状)

#### 4.2.2 時間平均流線

Simple 形状と DST 形状の時間平均流線及び圧力分布を図 15, 図 16 に示す. タイヤ外部の流線は大きく乱れており, 流れが剥離している様子が確認できる.

脚扉の前方も全体的に流線が乱れており, 角を回る部分で流れが剥離していることが確認できる. なお, DST 形状においてはタイヤ間に存在する部品の影響により, Simple 形状とは若干流れの様相が異なる.

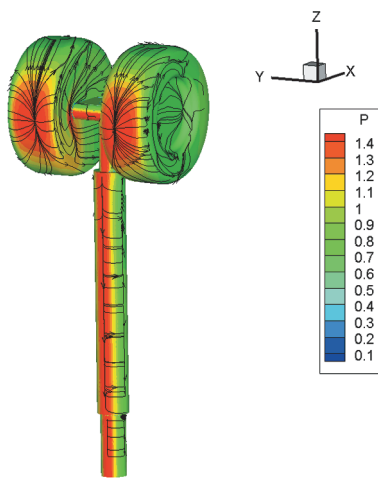


図 15 Simple 形状の時間平均流線と圧力分布

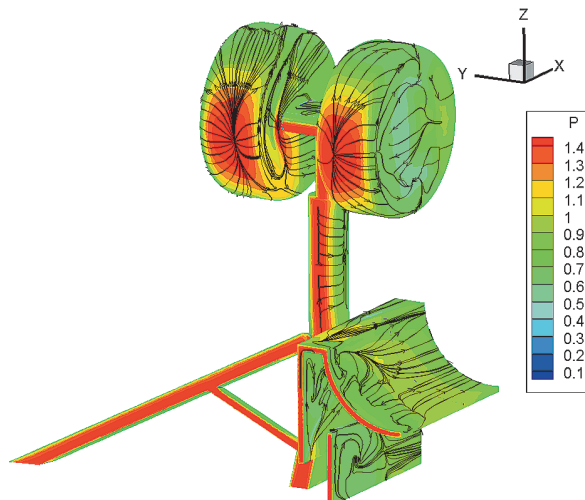


図 16 DST 形状の時間平均流線と圧力分布

### 4.2.3 断面速度分布

脚扉等の部品の存在する DST 形状の Fine 格子における時間平均の地面に水平な断面上の速度分布を図 17 に示す。支柱付け根を 0%  $Z_{max}$ 、タイヤ先端を 100%  $Z_{max}$  としてある。比較のため、図 18 に今村らの定常計算結果[8]である断面マッハ数分布を示す。今村らは非構造格子ソルバである TAS を用いて RANS 計算を行っている。

主脚付け根近傍 ( $Z=20\% \sim 30\% Z_{max}$  位置) においては、サイドブレースと支柱の流れや脚扉と支柱の間に加速領域が生じており、今村らの結果と定性的に一致している。ただし、その加速は小さく、支柱や脚扉の先端から生じた剥離が影響していると考えられる。タイヤ断面位置 ( $Z=70\% \sim 90\% Z_{max}$  位置) においては、部品との干渉により位置毎に流れ場が大きく異なる。70%  $Z_{max}$  位置では、支柱の後流がトルクリンクに衝突している様子が確認でき、流れ場は今村らの結果と定性的に一致している。しかし、今村らの結果ほどの加速は観測されていない。90%  $Z_{max}$  位置ではタイヤ間の流れに関して今村らの結果と大きく異なっており、タイヤ後方で減速している様子が確認できる。これらの結果は、解像度不足によりタイヤ入口で剥離が生じ、タイヤ間に入る流れが減速してしまったことに起因すると思われる。今後、高 Reynolds 数の流れに対しての乱流モデル等のアプローチが必要である。

最後に、Simple 形状の Fine 格子における時間平均の断面速度分布を図 19 に示す。70%  $Z_{max}$  位置では、支柱後流を遮るトルクリンクがないため、タイヤと支柱の間での加速が大きくなっていることが確認できる。80%や 90%  $Z_{max}$  位置においては、流れ場は DST 形状の断面速度分布とほぼ同じとなっている。

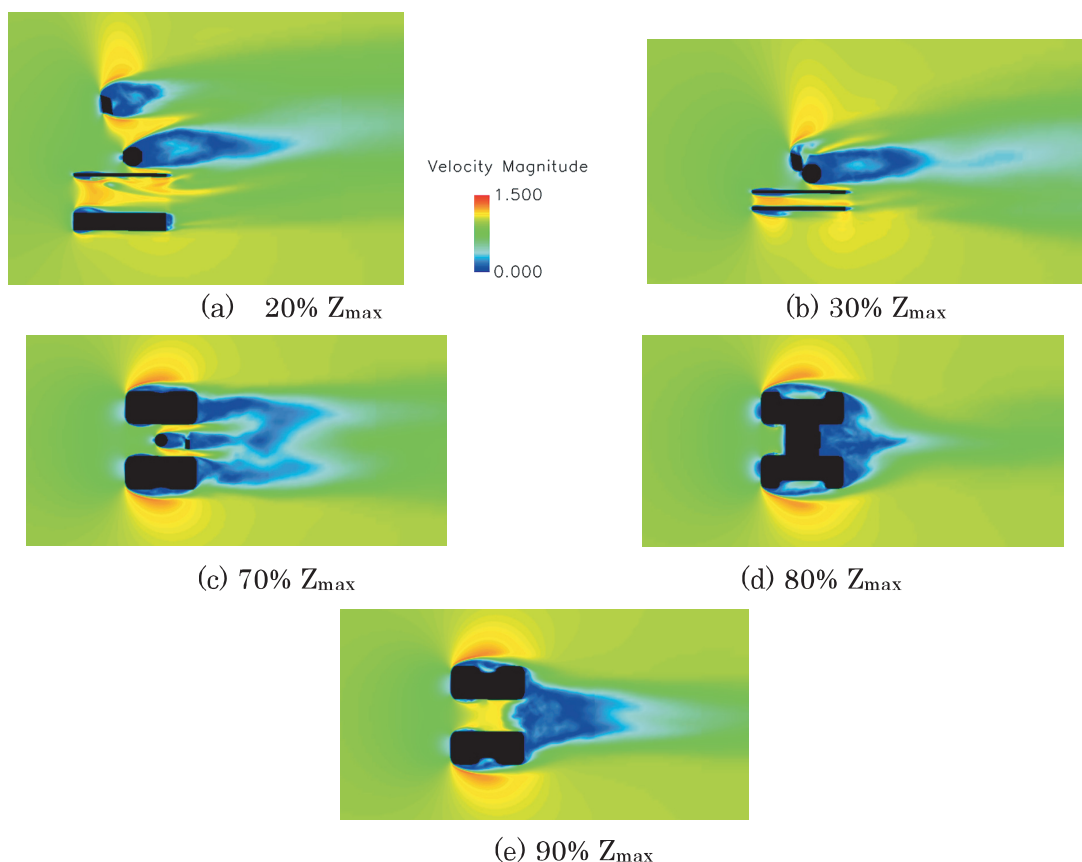


図 17 DST 形状の断面速度分布 (Fine 格子)

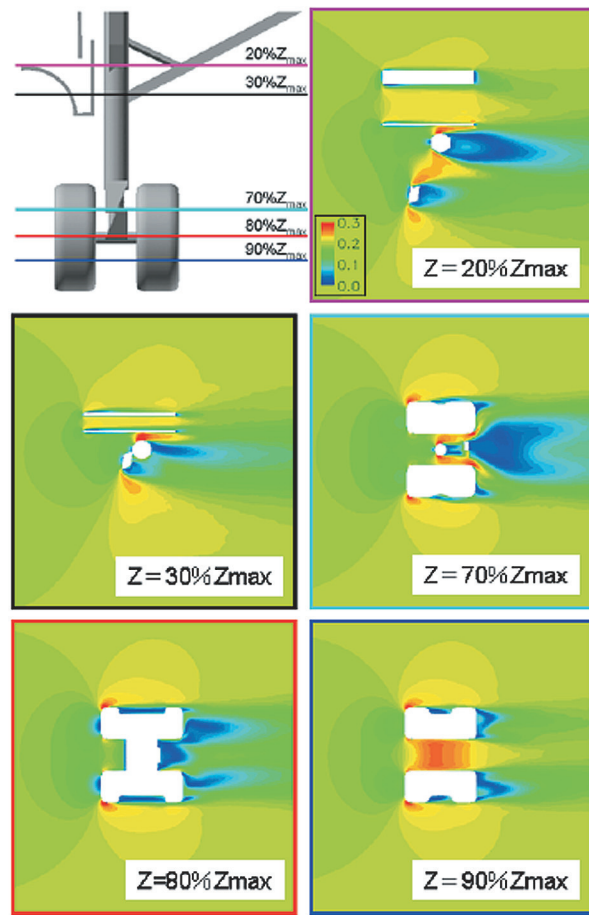


図 18 TAS による断面マッハ数分布[6]

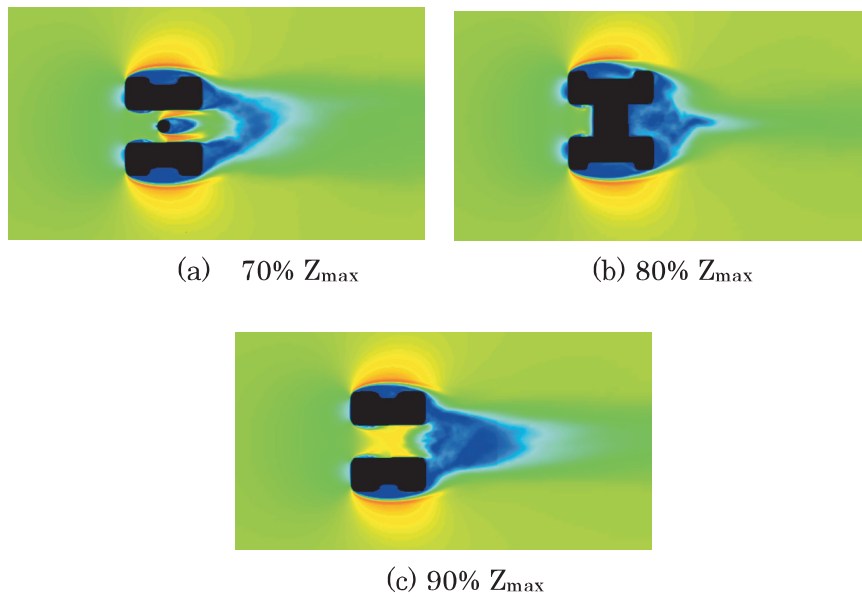


図 19 Simple 形状の断面速度分布 (Fine 格子)

#### 4.2.4 空力音解析

Simple 形状の非定常流体解析結果を元に, Curle の式より観測点における音圧レベル SPL を推算した結果 (Coarse, Fine) を図 20 に示す. 図 21 には, 比較のため, 今村らによる TAS を用いた RANS 計算や実験の結果を示す. 本解析結果は, Coarse, Fine とともに 80~90dB で推移し, 今村らの結果や実験値と SPL のオーダは一致している. ただし, Fine 格子であっても定性的には SPL 変動を捉えられているとはいえ, 空力音に関しては信頼性のある解析結果とは言えない. なお, 実験データにある 600[Hz] 付近のピークは, 実験モデルに付属していた車軸上のピンの影響であり, 計算モデルには付属していない.

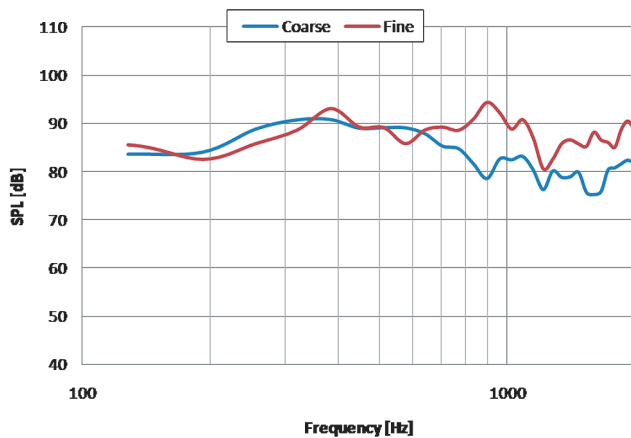


図 20 Simple 形状の SPL 値 (Fine, Coarse)

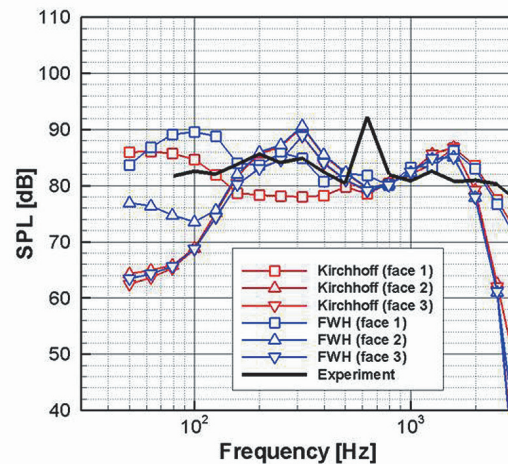


図 21 今村らによる解析と実験結果[6]

### 5. 結言

本稿では, BCM 非圧縮性流体解析ソルバと Curle の式による空力音推算法の開発を行い, 円柱と航空機主脚モデルに適用した. 円柱まわりの解析においては, 空力音を定量的に推算することが可能であることを示した. 一方, 主脚モデルに関しては, タイヤのみの脚と脚扉やサイドブレース等各種部品の存在している脚の 2 種類について計算した. タイヤ周方向の表面圧力係数分布は, 既存の結果と定性的に一致するものの, 剥離が前方で始まっていることが分かった. z 軸の各断面での時間平均主流方向速度分布より, 付属物が複雑な流れを誘起していることが確認できた. 既存の結果と異なり脚扉の前面で剥離が生じたため, 加速領域の大きさが制限され, 実際の流れ場と異なっていることが分かった.

本手法では, 直交格子を用いていることから複雑な主脚周りの解析を行うことは容易であり, 各付属物の影響を評価する際には非常に有効である. 境界層内の格子解像度不足等の課題も残されているが, 今後のさらなる計算機性能の向上で Building-Cube Method の優位性が発揮出来るであろう.

### 謝辞

本研究は, 東北大学サイバーサイエンスセンターとの平成 21 年度共同研究課題「直交格子 CFD ソルバーの高速化に関する研究」を進める中で得られた成果であり, 同センターのスーパーコンピュータを利用することで実現することができた. 研究にあたっては同センター関係各位に有益なご指導とご協力をいただいた. また, 本研究は科研費 (21226018) の助成を受けたものである.

**参考文献**

- [1] 今村太郎, 浦弘樹, 横川譲, 山本一臣, “高揚力装置騒音計測用模型を用いたスラット騒音低減デバイスの研究”, 第 40 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 2008 論文集, 2008.
- [2] Khorrami, M. R., Lockard, D. P., Humphreys, Jr., W. M., Choudhari, M. M., and Van de Ven, T., “Preliminary Analysis of Acoustic Measurements from the NASA-Gulfstream Airframe Noise Flight Test,” AIAA Paper 2008-2814, 14th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2008.
- [3] Neuhart, D. H., Khorrami, M. R., and Choudhari, M. M., “Aerodynamics of a Gulfstream G550 Nose Landing Gear Model,” AIAA Paper 2009-3152, 15th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2009.
- [4] Zawodny, N. S., Liu, F., Yardibi, T., Cattafesta, L., Khorrami, M. R., Neuhart, D. H., and Van de Ven, T., “A Comparative Study of a ¼-scale Gulfstream G550 Aircraft Nose Gear Model,” AIAA Paper 2009-3153, 15th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2009.
- [5] Keating, A., Dethioux, P., Satti, R., Noelting, S., Louis, J., Van de Ven, T., and Vieito, R., “Computational Aeroacoustics Validation and Analysis of a Nose Landing Gear,” AIAA Paper 2009-3154, 15th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2009.
- [6] 今村太郎, 平井亨, 横川譲, 村山光宏, 山本一臣, “主脚騒音計測用模型周り定常流れ場の数値解析”, *日本航空宇宙学会論文集*, Vol. 57, No. 671, pp. 493-498, 2009.
- [7] 横川譲, 今村太郎, 浦弘樹, 小林宙, 内田洋, 山本一臣, “JAXA 主脚騒音模型の遠方場特性”, 第 41 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 2009 講演論文集, 2009.
- [8] 今村太郎, 平井亨, 雨宮和久, 横川譲, 榎本俊治, 山本一臣, “簡素化した航空機主脚周りの非定常流体解析”, 第 23 回数値流体力学シンポジウム CD-ROM 講演論文集, 2009.
- [9] Nakahashi, K., et al. “Some Challenges of Realistic Flow Simulations by Unstructured Grid CFD,” *International Journal for Numerical Method in Fluids*, Vol. 43, pp. 769-783, 2003.
- [10] Nakahashi, K., “High-Density Mesh Flow Computations with Pre-/Post-Data Compressions,” AIAA Paper 2005-4876, 2005.
- [11] Nakahashi, K., Kitoh, A. and Sakurai Y., “Three-Dimensional Flow Computations around an Airfoil by Building-Cube Method,” AIAA Paper 2006-1104, 2006.
- [12] Takahashi, S., “Study of Large Scale Simulation for Unsteady Flows,” PhD dissertation, Department of Aerospace Engineering, Tohoku University, 2009.
- [13] Ishida, T., Takahashi, S. and Nakahashi, K., “Efficient and Robust Cartesian Mesh Generation for Building-Cube Method,” *Journal of Computational Science and Technology*, Vol. 2, No. 4, pp. 435-446, 2008.
- [14] Lighthill, M. J., “On Sound Generated Aerodynamically”, *Proceedings of Royal Society of London*, Series. A 211, pp. 564-587, 1952.
- [15] Curle, N., “The Influence of Solid Boundaries upon Aerodynamics Sound”, *Proceedings of Royal Society of London*, Series. A 231, pp. 505-514, 1955.
- [16] 加藤千幸, 高野靖, 飯田明由, 藤田肇, 池川昌弘, “LES による流体音の予測: 第 1 報, 二次元円柱からの放射音”, *日本機械学会論文集 B*, 60-569, 1994.