

Jh180032

## Cartesian-Based CFD/CAA Hybrid Method for Noise Prediction in Aerospace Fields

佐々木大輔（金沢工業大学）

航空宇宙分野における空力音響問題を解析する手法として、数値流体力学と数値音響学のハイブリッド計算を行うアルゴリズムを直交格子法にて開発し、その有効性を実証する基盤研究を進めている。等方直交格子はその単純性から格子生成を極めて高速に行え、高次精度解析も容易に取り扱うことが可能である。一方、これらの解析は一般に大規模かつ長時間の計算が必要となることから、直交格子における物体境界の適切な取り扱い手法を含め、ハイブリッド計算の効率性を向上させることが課題として挙げられる。本研究では、空力音響問題として、日本航空宇宙学会が実施しているワークショップで提案されている高揚力装置形態を対象に解析を実施し、有効性の検証を行った。

### 1. 共同研究に関する情報

#### (1) 共同研究を実施した拠点名

本共同研究は、東北大学・名古屋大学を共同研究拠点として実施し、東北大学・名古屋大学の計算機・設備を利用している。

#### (2) 共同研究分野

- 超大規模数値計算系応用分野
- 超大規模データ処理系応用分野
- 超大容量ネットワーク技術分野
- 超大規模情報システム関連研究分野

#### (3) 参加研究者の役割分担

本共同研究は、金沢工業大学・東北大学（サイバーサイエンスセンター、流体科学研究所）・東海大学・名古屋大学・宇宙航空研究開発機構（JAXA）・理化学研究所・Intelligent Light 社及びアーヘン工科大と共同で研究を実施した。研究内容と研究機関の役割分担は以下の通りである。

- ①CFD/CAA ハイブリッド解析手法のアルゴリズム開発及び検証計算（金沢工大、東北大・流体研、東海大、理研、アーヘン工科大）
- ②航空宇宙分野における空力音響解析問題への適用（金沢工大、東海大、JAXA、アーヘン工科大）

③様々なプラットフォームにおける性能可搬性評価及び解析効率向上のための要素技術開発（東北大・サイバー、名大・情報基盤）

④大規模解析における効率的な可視化技術の開発（金沢工大、東北大・サイバー、名大・情報基盤、Intelligent Light、アーヘン工科大）

### 2. 研究の目的と意義

航空宇宙分野における CFD (Computational Fluid Dynamics) では、定常問題に対して RANS ソルバの信頼性が向上し、ほぼ成熟しているとみなすことができる。現在、解析が難しい問題として、複雑で不安定な乱流および空気力学的に発生する騒音の予測がある。現在、非定常乱流の分野における研究では、様々な LES 技術が提案され、実証研究が実施されている。一方、空力音響解析では、非定常乱流場を予測した後に音圧（騒音）を求める CFD/CAA (Computational AeroAcoustics) アプローチがよく利用されている。このハイブリッド手法では、CFD および CAA の解析におけるソルバ特性の違いや要求されるメッシュ分解能の違いがあるため、更に効率的な手法が求められている。複雑な乱流を予測す

ることの難しさと高レイノルズ数の流体解析に必要な膨大な計算時間のために大規模計算が必須となることから、騒音予測のための空力音響分野の研究は限られている。

本研究では、航空機分野に関連した騒音の予測のために、ロバスト性・信頼性が高い、直交格子法に基づく CFD / CAA ハイブリッドソルバー技術の基礎を確立することである。そのため、日本航空宇宙学会が実施している Aerodynamic Prediction Workshop において提案されている高揚力装置（多要素翼）から生じる空力騒音予測問題に取り組み、その有効性の実証を図る。それに加えて、基本的なダクト内における空力音響解析を実施し、本手法の解析精度向上を図る。本研究により、航空機に関連した空力騒音シミュレーション技術の高度化を図ることができ、また本共同研究で培った技術は今後の計算機開発のシステム設計に役立つ事も可能であり、得られた成果は社会に広く還元させることができる。

### 3. 当拠点公募型共同研究として実施した意義

実形状への適用を考慮した大規模な空力音響解析を直交格子法により実施するためには、大規模ベクトル計算機や超並列計算機環境による評価が必須であり、当公募型共同研究による計算機環境が必要不可欠である。特に、CFD と CAA をハイブリッドに解く本解析手法では、効率的な入出力やデータ交換が不可欠であることから、今後の解析効率を改善するためにも、本枠組みは非常に有効である。また、複数拠点をを使うことで、スカラ型及びベクトル型計算機等複数のプラットフォームにおける評価が可能となり、開発したソフトウェアの性能可搬性向上が期待できる。

### 4. 前年度までに得られた研究成果の概要

特になし

## 5. 今年度の研究成果の詳細

### 高揚力装置周りの空力音響解析

CFD 技術の向上のため日本航空宇宙学会では、Aerodynamics Prediction Challenge を毎年開催している。このワークショップでは企業や大学、ソフトウェアベンダーが同一の計算対象を異なる CFD ソルバを用いて解析を行い、CFD における課題を抽出することを目的としている。今年度開催された第 4 回のワークショップ (APC-IV) では、離着陸における航空機の騒音低減化を念頭に、高揚力装置（多要素翼型 30P30N）を対象とした空力解析・騒音推算が求められている [1]。

上記ワークショップにおける空力音響解析を実施するために、ブロック型直交格子法の一つである BCM (Building-Cube Method) の開発を進めている。最初に、高精度な解析結果が必要とされる APC-IV の空力解析課題に取り組み、BCM の検証を行った。なお、今回の検証は 2 次元解析である。直交格子は格子生成の容易さや空間精度において有利であることから近年再注目されている。しかし、物体壁面の再現性や壁面の境界層の解像において改善が必要である。本手法では、埋め込み境界法を用いて物体再現性の影響軽減を図っている。今年度前期には、格子解像度を変えて自動生成した格子を用い、特に迎角 5.5 度における結果の比較を行った。表 1 に示す 4 種類の格子であり、最も粗い Super Coarse 格子 (A) に始まり、Fine 格子 (D) までを準備した。図 1 に Super Coarse 格子の Cube 配置を示す。今回の格子生成では、物体近傍付近にのみ最小格子を持つ Cube が生成される。なお、図中の格子では、各 Cube には、16x16 の等間隔格子が生成される。図 2 に Medium 格子 (C) 及び Fine 格子 (D) における揚力曲線を示す。図中に、実験値 (EXP) 及び JAXA の非構造格子ソルバ FaSTAR による解析結果 [2] を併せて示す。低迎角域では両

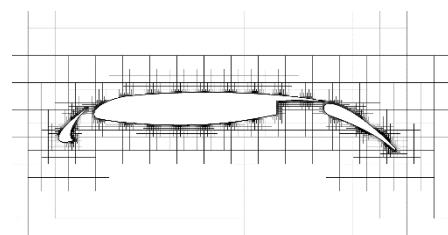
格子の結果が実験値及び FaSTAR と一致する傾向にあるが、高迎角においては揚力係数に大きな差が見られる。今回、迎角 5.5 度に着目して格子細分化の影響について評価をする。図 3 に迎角 5.5 度の Cp 分布を示す。最小格子幅を小さくすることで、負圧面側の表面圧力係数が大きくなり、実験値に近づく。表 1 より、0(1)程度の壁面無次元距離  $y^+$  が必要であることが確認できる。しかし、図 4 に示すスラット付近のマッハ数分布及び流線を見ると、Fine 格子であってもスラット後方の再循環領域内に渦が確認できる。一方、FaSTAR の結果にはそのような渦は再循環領域では確認できない。実際、図 3 のスラット近傍の圧力係数分布を見ると、スラット下面において実験値との不一致が確認できる。今回の解析結果では、Fine 格子にすることでその渦を小さくできていることから、局所的な格子解像度の不足が原因として考えられる。

そこで、後期には局所的な格子解像度の不足を改善しつつ、格子の一律な増大を抑えるために、Adaptive Mesh Refinement (AMR) 法の導入を行った。図 5 に示すフローチャートに従い、前述の Super Coarse 格子 (A) に対して、Cube 内の無次元壁面距離  $y^+$  の最大値を細分化指標として AMR を適用した。そのため、空間の細分化は行われず、壁面にある Cube のみが細分化される。表 2 に、細分化指標  $y^+$  及び細分化により生成された 4 種類の格子を示す。AMR により最も細分化された結果が Ayp01 であり、その際の Cube 配置を図 6 に示す。スラット近傍及びスラット後方の拡大図より、 $y^+ \sim 1$  を実現するために、物体壁面近傍に細分化された Cube が多数配置されていることが分かる。AMR の結果として、スラットにおける圧力係数分布を図 7 に示す。AMR を繰り返し、 $y^+$  が 2 以下になると、スラットの下面での圧力係数分布の傾向が改善し、実験値及び FaSTAR の結果に近づく。これは、スラット内の流れ場が変化し、剥離域が適切に

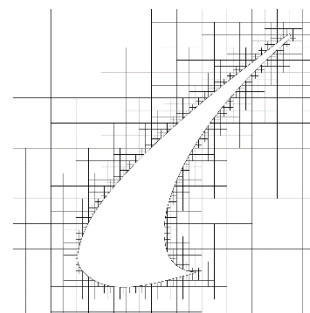
評価されるようになったためと考えられる。実際、図 8 に示す Ayp01 における Mach 数分布及び流線を見ると、再循環領域内の渦が形成されておらず、FaSTAR と同様の結果が実現されている。その一方、Ayp01 等、細分化を繰り返した圧力係数分布に関しては、負圧を過大に評価している等、適切ではない箇所も見られる。今回、壁面近傍を細分化した一方、空間解像度は Super Coarse 格子 (A) とほぼ同様であるため、空間解像度の改善を図ることで後流を含めた流れ場全体の適切な解析が可能となる。そのためには、壁面近傍において  $y^+$  がほぼ 1 がかつ、空間にも十分な解像度を配置する格子が必要である。

表 1 計算格子

	A	B	C	D
最小格子幅	$9.54 \times 10^{-5}$	$4.77 \times 10^{-5}$	$2.38 \times 10^{-5}$	$1.19 \times 10^{-5}$
総 Cube 数	8,259	15,645	15,645	15,645
Cube 内 Cell 数	$16 \times 16$	$16 \times 16$	$32 \times 32$	$64 \times 64$
総 Cell 数	2M	4M	16M	64M
$\frac{\delta}{\text{mincellsize}}$	8.26	16.04	32.08	64.15
$y^+$ (max)	16.46	11.03	7.38	4.84



(a) 物体近傍



(b) スラット近傍

図 1 Super Coarse 格子の Cube 配置

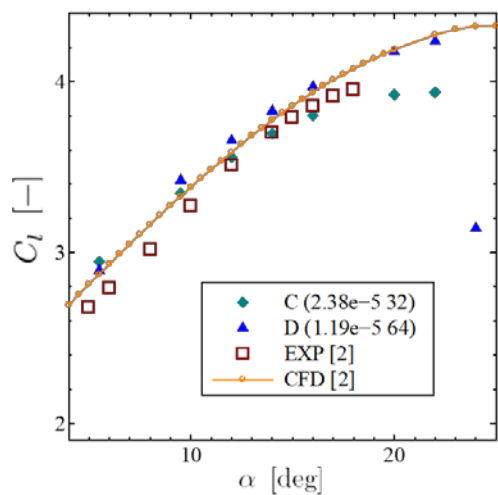
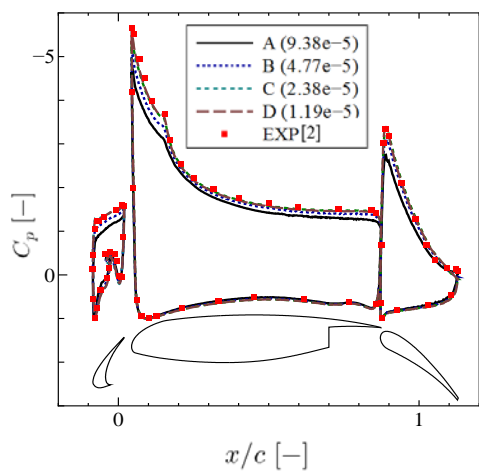
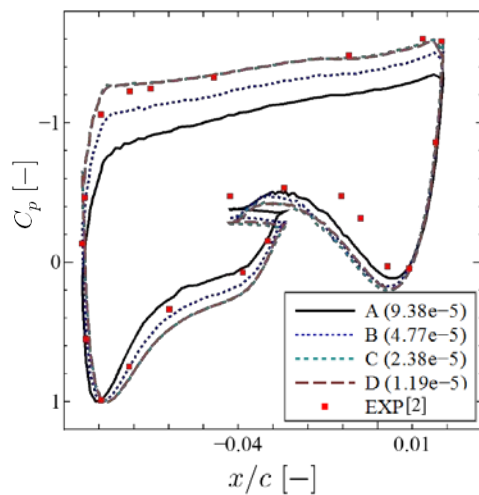


図 2 揚力曲線

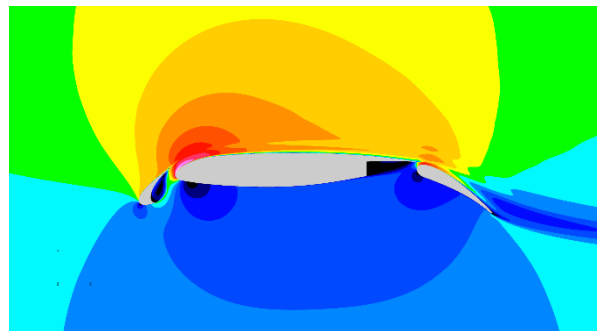


(a) 全体

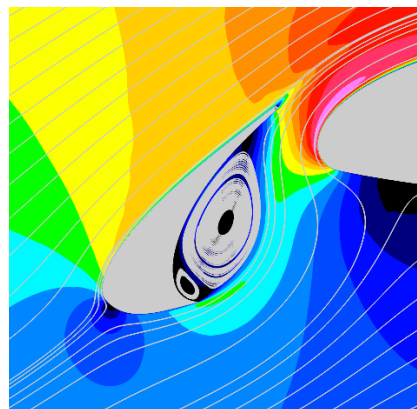


(b) スラット

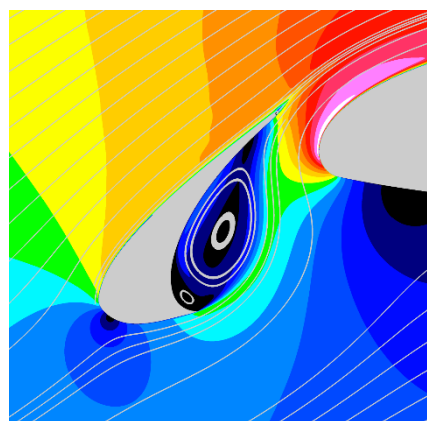
図 3 圧力係数分布



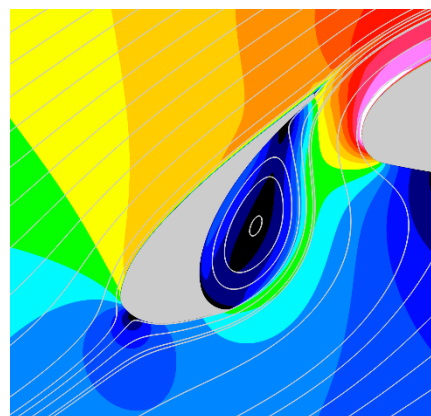
(a) 物体近傍拡大図



(b) Coarse 格子 (B)



(c) Fine 格子 (D)



(d) FaSTAR 結果

図 4 Mach 数分布及び流線

表 2 計算格子 (AMR)

	Ayp10	Ayp05	Ayp02	Ayp01
細分化基準 $y^+$	10	5	2	1
最小格子幅	$2.38 \times 10^{-5}$	$1.19 \times 10^{-5}$	$2.98 \times 10^{-6}$	$1.49 \times 10^{-6}$
総 Cube 数	10,158	27,417	93,765	228,888
Cube 内 Cell 数	$16 \times 16$	$16 \times 16$	$16 \times 16$	$16 \times 16$
総 Cell 数	2.6M	7M	24M	58.6M
$\frac{\delta}{\text{mincellsize}}$	32.077	64.149	256.617	513.194
$y^+$ (max)	10.86	5.23	2.08	1.13

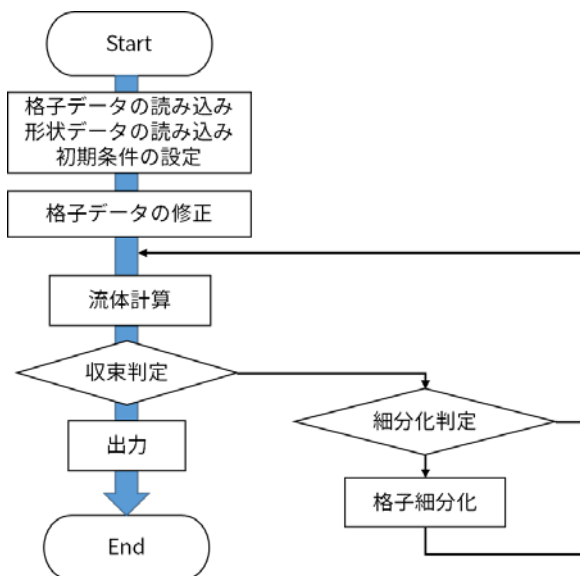
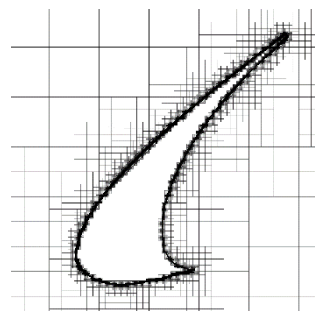
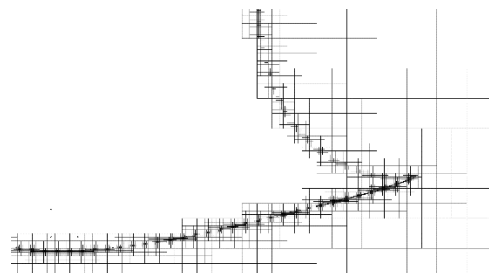


図 5 AMR のフローチャート



(b) スラット



(c) スラット後部 (Cusp)

図 6 細分化格子 (Ayp01) の Cube 配置

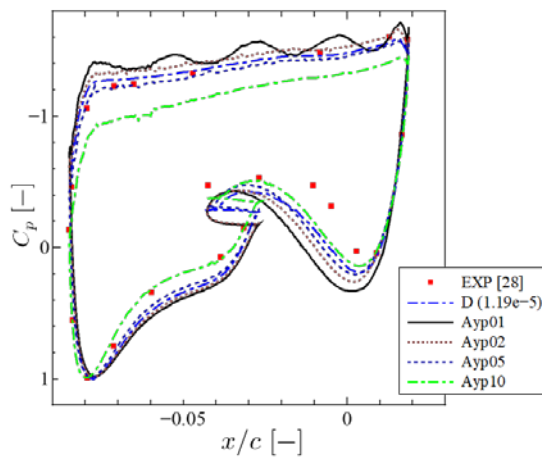
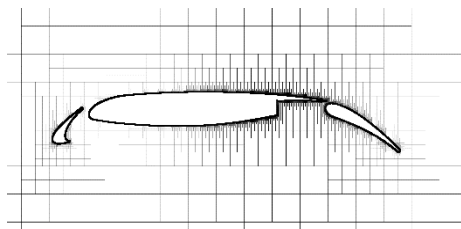


図 7 圧力係数分布



(a) 物体近傍

図 6 細分化格子 (Ayp01) の Cube 配置  
(続く)

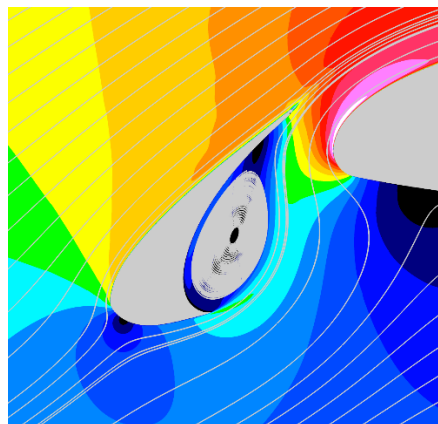


図 8 Mach 数分布及び流線 (Ayp01)

### ダクト内における空力音響解析

空力音響解析を実現するため、ダクト内の空力音響解析を実施し、その有効性の検証も併せて進めた。対象は、共鳴器を有するダクト内の流れ場である。解析対象は比較対象となる共鳴器が 1 つのみの Single-cell モデル、共鳴器の数を 3 つに変更した Multiple-cell モデルである。これらの解析を通して、共鳴器数による流れ場・音響場への影響評価が可能となる。

前期では、Single-cell モデルの共鳴器に対する空力解析を行った。図 9 に解析空間全体における平均流れ場及び共鳴器内の流れ場を示す。流れは、図 9 の左端よりマッハ数 0.088 にて流入し、流路を通過して右端より流出する。図 9 から分かるように、共鳴器の頸部に発生する時計周りの渦によって流路壁面近傍の流れを共鳴器内に取り込み、共鳴器内の流体を流路に流出させている。図 10 に共鳴器内の各時間における圧力係数  $C_p$  の変化を示す。図 10 より、流れが共鳴器内に流入し、次いで流出することで周期的な圧力変動が生じていることがわかる。この圧力変動の周波数は約 651 [Hz] であった。

後期では、流路と共鳴器をつなぐ頸部長さの影響を明らかにするために、頸部長さを基準の 2 倍、5 倍と変化させた解析を行った。図 11 に、基準モデルと 5 倍に延ばした Single-5.0 モデルの頸部での平均流れ場の流線を示す。Single-5.0 モデルでは、頸部長さが延びたことにより、頸部に回転方向が反対の渦が 2 つ生じる。その結果、頸部における主な速度変化が頸部の上半分のみとなってしまう、共鳴器の中に流れが取り込まれない。その結果、頸部内でのみ流れの変化が完結してしまう。

上記は、流れ場の解析のみであり、音響解析は含まれていない。そこで、後期では空力音響解析の実現に向けた音響（伝播）解析ソルバの開発を進めた。音の流入は平面 1 次元

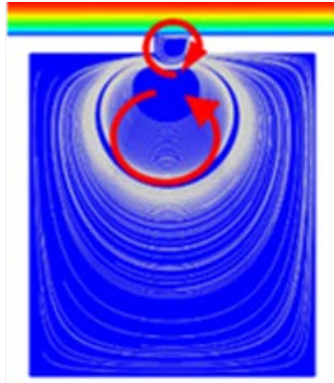
正弦波を模擬して、図 9 の流路左側より流入させる。音響解析への拡張に際し、空間精度の高次精度化として 5 次精度 WENO を使用すると共に、流入出面での音波の反射を防ぐためにスポンジ領域を設定した。図 12 に共鳴周波数近傍 (575Hz) の頸部近傍の粒子速度及び速度ベクトルを示す。共鳴器内に粒子が流入出する際に頸部の角で流れが加速されており、頸部の角周辺に渦が発生していることがわかる。一方、共鳴周波数ではなく、吸音率の低い周波数 (475 [Hz]) の粒子速度及び速度ベクトルを図 13 に示す。吸音率が小さい 475 [Hz] においても吸音率の高い 575 [Hz] の時と同様に共鳴器の中に流れが流入出する際に共鳴器頸部の角において流れが加速され、渦が生成されていることがわかる。しかし、575 [Hz] の時と比べて速度変化が小さく、角部で加速された最大流速は 1/3 程度にとどまる。これらのことから吸音ライナに音のみが伝播すると共鳴器内に流れが流入出し、頸部の角で流れが加速されることで渦が発生、音エネルギーが運動エネルギーに変換され、吸音することがわかる。さらに共鳴周波数の音が伝播したときは共鳴器と音が共鳴し、流れの流入出が促進されることで頸部の角における加速が大きくなり、より大きな渦が生成され吸音効果が大きくなることがわかる。これはこれまでの先行研究で得られた吸音現象と同様の傾向を捉えており、本研究で開発した音響解析ソルバで吸音ライナの吸音現象を捉えることができていることが確認できる。

[1] 石田崇, 実行委員会, 「課題説明」, 宇宙航空研究開発機構特別資料, Fourth Aerodynamics Prediction Challenge (APC-IV), JAXA-SP-18-008, 2019.

[2] Murayama, M. et al., “Experimental Study of Slat Noise from 30P30N Three-Element High-Lift Airfoil in JAXA Kevlar-Wall Low-Speed Wind Tunnel”, 2018 AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, AIAA Paper 2018-3460, 2018.



(a) 解析領域全体



(b) 共鳴器内（頸部近傍）

図 9 平均流れ場のマッハ数分布及び流線

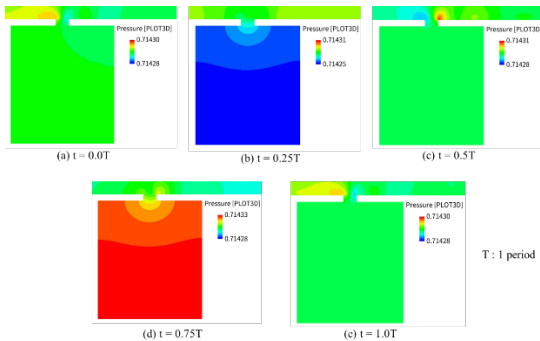
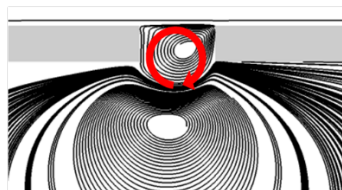


図 10 共鳴器内 Cp 分布の時間変化



(a) Single-5.0



(b) Single-cell

図 11 平均流れ場の流線

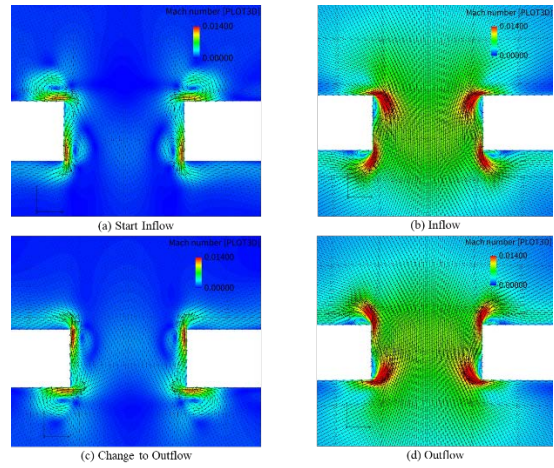


図 12 粒子速度（マッハ数コンター）及び速度ベクトル（575[Hz]）

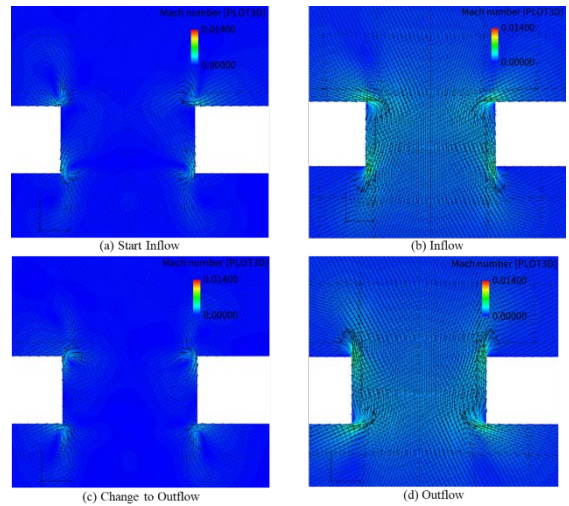


図 13 粒子速度（マッハ数コンター）及び速度ベクトル（475[Hz]）

## 6. 今年度の進捗状況と今後の展望

直交格子法に基づく空力音響解析を実現するため、既に関係が進められていた空力解析手法を元に高揚力装置周り及びダクト内共鳴器のグレーディング流れの解析を実施した。それぞれの解析は 2 次元であるが、適切な解析ができていることは示されており、今後 3 次元計算への拡張を進める必要がある。今年度中にソルバの MPI 化を予定していたが、実装及び検証に時間を費やしたため、今年度中に 3 次元解析には至らなかった。なお、BCM はその設計段階より並列化を意識した構成となっているが、ブロック数が多いことによ

る通信を押さえるため、隣接しているブロックのみ通信することで並列化の実装を行っている。

高揚力装置周りの空力音響解析では、物体近傍の格子解像度を自動的に改善するため、AMR の導入を行った。AMR の解析結果より、 $y^+$  が 1 程度の格子が必要であることが確認できた。今回の AMR による解析では、空間解像度は不十分であることから、2 次元解析においても 1 億点程度の格子点が必要となることが明らかとなった。そのためには、MPI 化したソルバの早急な完成が必要である。更に、空力音響解析へと拡張するためには、3 次元解析が必要不可欠であるが、奥行き方向に押し出した解析 (2.5D 解析) への拡張が現実的である。

一方、音響伝播解析においては、既存の圧縮性ソルバを拡張した開発を行い、ダクト内共鳴器に対して適用を行った。高次精度スキーム及びスポンジ領域の導入により、共鳴器を含むダクト内の音響伝播解析が可能であることを示した。当初の予定では、グレーディングフロー下における共鳴器の影響を明らかにするために、CFD/CAA ハイブリッド手法を展開する予定であったが、直接解析により流れ場及び音響場を直接解くことも現実的な手法として考えられる。

## 7. 研究成果リスト

### (1) 学術論文

### (2) 国際会議プロシーディングス

Kazuhiko Komatsu, Shintaro Momose, Yoko Isobe, Osamu Watanabe, Akihiro Musa, Mitsuo Yokokawa, Toshikazu Aoyama, Masayuki Sato, and Hiroaki Kobayashi, "Performance Evaluation of a Vector Supercomputer SX-Aurora TSUBASA," In Proc. of the International Conference for High Performance Computing, Networking, Storage, and Analysis, Nov. 2018.

Tsuabsa Iwafune, Daisuke Sasaki, Hidemi Toh, Tatsuya Ishii, "Towards precise prediction of flow patterns of resonators under grazing flows by using Cartesian-mesh CFD", ECCM-ECFD 2018, Glasgow, UK, June 2018.

### (3) 国際会議発表

### (4) 国内会議発表

小島貴哉, 三坂孝志, 烧野藍子, 大林茂, 鹿田侑右, 岩船翼, 佐々木大輔, 「BCM を用いた 30P30N の 2 次元空力予測」, 第 50 回流体力学講演会 / 第 36 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 宮崎, 2018 年 7 月.

鹿田侑右, 岩船翼, 岡本正人, 佐々木大輔, 小島貴哉, 烧野藍子, 下山幸治, 大林茂, 「高揚力翼型に対する CFD 解析における初期値の影響」, 日本機械学会北陸信越支部第 56 期総会・講演会, 富山, 2019 年 3 月.

### (5) その他 (特許, プレス発表, 著書等)