

ボックスファンの性能・騒音の多目的最適化計算

中村幸太郎ⁱ, 小泉拓ⁱⁱ, 山出吉伸ⁱⁱⁱ, 岩瀬拓^{iv}, 十川直幸^v, 川鍋友宏^{vi},
磯野勝朝^{vii}, 大山聖^{viii}, 金子公寿^{ix}, 加藤千幸^x

Multi-objective design optimization of a box fan for improving static pressure head and sound pressure level

Kotaro NAKAMURA, Hiroshi KOIZUMI, Yoshinobu YAMADE, Taku IWASE,
Naoyuki SOGO, Tomohiro KAWANABE, Katsutomo ISONO, Akira OYAMA,
Kimihiisa KENeko and Chisachi KATO

岩瀬^{iv}は直径 180 mm, 羽根車の枚数 5 枚のボックスファンを対象として多目的最適化計算を実施し, 取得した 21 世代, 約 400 個のファンからパレート解 (ここでのパレート解とは, 高い静圧ヘッドかつ低い音圧レベルのファンを意味する.) を発見した. 本稿にて我々は, この多目的最適化計算の概要と, 多目的最適化計算で得られた約 400 個のファンの周囲の流れ場の解析結果を報告する. 翼の表面における流れ場を可視化すると, 翼の負圧面における圧力変動に特徴があることがわかる. この圧力変動に対して固有直交分解 (proper orthogonal decomposition, 以下, POD) を適用して, 圧力変動の特徴を POD のモードとして示す. POD のモード係数に基づいてすべてのファンをグループ分けすることで, 各グループと静圧ヘッドおよび音圧レベルとの間に関係があることがわかる. パレート解に属するファンの POD モードと POD モード係数に基づいて, 高性能のファンに固有の圧力変動について考察する.

(キーワード): 流体工学, ターボ機械, 多目的最適化計算, 固有直交分解

1 はじめに

ターボ機械はさまざまな産業機械の中核的な構成要素の 1 つであり, エネルギー, インフラ, 輸送, 医療等の幅広い分野で人々の生活を支えている²⁾. 産業機械の性能を向上させるうえで高性能のターボ機械を設計することが不可欠であり, 特に性能とし

て高い静圧ヘッドかつ低い音圧レベルのターボ機械の最適設計解が探索されている^{3,4)}. 高い静圧ヘッドのものは高い冷却能力を有し, 低い音圧レベルのものはその運転時において高い静粛性を示すためである. このような最適設計を発見するための 1 つのアプローチとして, ターボ機械の翼に対して多目的設計最適化が実施されている⁵⁾. 実験的アプローチで

ⁱ サイエンスソリューション部 社会インフラチーム コンサルタント 博士 (工学)

ⁱⁱ 情報通信研究部 センサ・メディア情報技術チーム 課長

ⁱⁱⁱ サイエンスソリューション部 社会インフラチーム 課長 博士 (工学)

^{iv} (株)日立製作所

^v 合同会社 ロングテールソフトウェア

^{vi} 理化学研究所 (RIKEN)

^{vii} 日本ケイデンス・デザイン・システムズ社

^{viii} 宇宙航空研究開発機構 (JAXA)

^{ix} 富士電機(株)

^x 東京大学 生産技術研究所

性能を評価する場合，例えば粒子画像追跡法や感圧センサーなどで翼周りの流れ場や翼表面の圧力分布が計測されている⁶⁾．ただし翼の最適形状を実験的に探索する場合には，翼の形状を変化させながらこの変化させた翼形状に対して流れ場をその都度，計測する必要がある．そこで，実験に代わるアプローチとして計算流体力学（Computational Fluid Dynamics，以下 CFD）と音響解析を組み合わせた方法（Computational Aeroacoustics，以下 CAA）が活用されている^{7,8)}．

ターボ機械の性能は周囲の流れ場の状態に依存しており，流れ場を正確に予測することでその性能を正しく評価することができる．ただし，ターボ機械の周りの流れ場は一般的に乱流状態であり，さまざまな時空間スケールの流れ構造が混在する²⁾．この流れ構造を数値的に予測するためには，問題設定に応じて乱流の計算方法を適切に選択する必要がある．時間平均乱流モデル（Reynolds averaged Navier-Stokes Simulation，以下，RANS）や非定常 RANS（以下，URANS）を用いると，低計算負荷で流れの時間平均場を予測できる．RANS 解析で音圧レベルを予測する方法として，例えば，予測された壁面せん断応力の時間平均場に基づいて理論モデルが提案された⁹⁾．一方で，direct numerical simulation（以下，DNS）や large eddy simulation（以下，LES）であれば，ターボ機械のさまざまな運転条件で観察される複雑な流れ構造を正確に予測することができる．特に，翼表面における境界層の層流－乱流遷移やターボ機械の周囲の乱流を高精度で再現でき¹⁰⁾，音圧レベルの予測に関しては実験結果とよく一致することが確認された¹¹⁾．ただし，RANS と比べて DNS や LES はその計算精度の高さと引き換えに計算負荷が非常に大きいことから，これを解決する手法の 1 つとして high performance computing（以下，HPC）が導入されている⁸⁾．

岩瀬ら¹⁾は，スーパーコンピュータ“富岳”を活用することで，LES によりボックスファンまわりの流れ場を予測し，ファンの静圧ヘッドと音圧レベルを目的変数として多目的最適化計算を実施した．本論文において我々は，彼らの多目的最適化計算で得られた流れ場データの分析結果を報告する．POD に基づいて高い静圧ヘッドと低い音圧レベルを実現するファンのまわりの流れ場を示し，高性能のファンに固有の圧力変動について考察する．

2 多目的最適設計

2.1 テストファン

羽根車直径 $D = 180$ mm，羽根車枚数 $Z = 5$ のファンを対象とする．回転数は $N = 3000$ rpm で，チップ周速と羽根車直径に基づくレイノルズ数は約 2.2×10^5 である．表 1 にファンの仕様を示す．本研究におけるファンの基準形状（以下，ベースラインファン）[図 1]に対して，数値計算によりベースラインファン周りの流れ場と音響場を予測し，2 つの目的変数：静圧ヘッドと音圧レベルを評価する．

表 1 ボックスファンの仕様

Diameter of impeller D	180 mm
The number of impeller blades Z	5
Rotating speed	3,000 rpm
Tip speed U	28.3 m/s
Dynamic viscosity ν	10^{-5} m ² /s
Reynolds number $Re = UD/\nu$	224,603

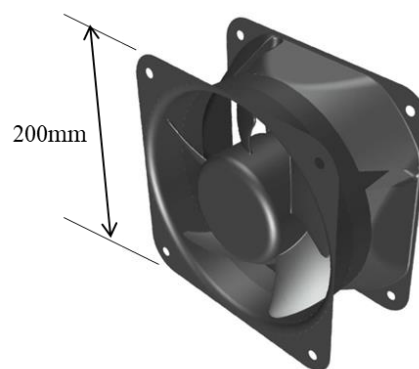
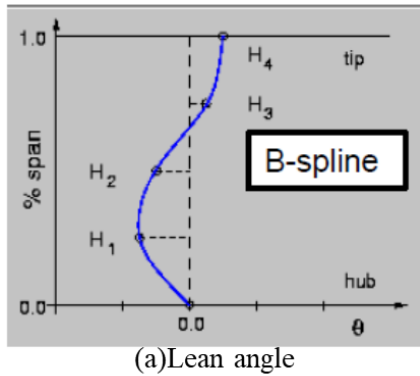


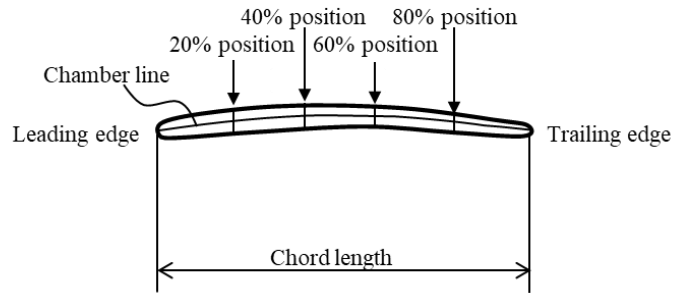
図 1 ボックスファンの基準形状¹⁾

2.2 設計変数

設計変数は翼のリーン角，翼弦長，翼の反り量として，一方でファンのケーシングの形状や大きさ，翼の枚数は固定されている．リーン角は翼の半径方向において 4 点で定義される[図 2(a)]．翼の半径方向においてハブを 0% とすると，この 4 点は 25%，50%，75%，100%（チップ）に位置する．一方で翼弦長は，ハブ，25%，50%，75%，100%（チップ）の 5 点で定義される．翼の反り量は，半径方向の 5 点と軸方向の 4 点，すなわち 20（ $= 5 \times 4$ ）点で定義される[図 2(b)]．半径方向には 0%（ハブ），25%，50%，75%，および 100%（チップ）に，軸方向には 20%，40%，60%，および 80% に位置する．設計変数は合計で 29 個あり，その内訳はリーン角について 4 つ，翼弦長について 5 つ，翼の反り量について 20 個ある．



(a) Lean angle



(b) Chord length and camber

図2 設計変数：(a) リーン角，(b) 翼弦長と翼の反り量¹⁾

2.3 数値計算手法

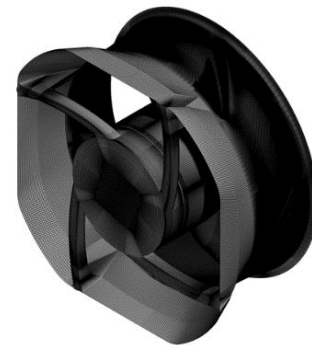
本研究では、29 個の設計変数と 2 つの目的変数（静圧ヘッドと音圧レベル）に対して多目的最適化計算を実施する。多目的最適設計は以下の手順で実行される：(1)設計変数の決定，(2)翼形状の作成と計算格子の生成，(3)静圧と音圧レベルの評価。これらの手順において、次節以降に記載の数値計算スキーム，ツールおよびワークフローシステムが用いられる。

2.3.1 最適化ツール

最適化計算には宇宙航空研究開発機構が開発した Chebyshev-epsilon optimizer algorithm based on reference vectors（以下、CHEETAH/R）¹²⁾を用いる。CHEETAH/Rには進化計算アルゴリズムが実装されており、多目的最適化計算の問題に適用されている。1 世代あたりの設計変数を決定するファンの個数を約 60 個として、次世代のファンの設計変数が CHEETAH/R によって決定される。ここで、翼の設計と格子の生成に失敗したファンについては、その周囲の流れ場は計算されない設定となっている。

2.3.2 モデリングと格子生成

翼形状と計算格子は Cadence Design Systems, Inc. の AutoBlade と AutoGrid5 を用いて生成される。Cheetah によって出力された 29 個の設計変数を AutoBlade が受け取り、翼の形状を生成し、形状データとして出力する。この出力データを AutoGrid5 が受け取り、六面体要素で構成される計算格子を生成する。AutoGrid5 で生成された計算格子の数は約 6,000 万個であり[図 3]，この格子点上における流れ場を次節の数値計算スキームで計算する。


図3 AutoGrid5 で生成された計算格子¹⁾

2.3.3 流れ場と音響場の解析

流れ場の解析システム FlontFlow/blue（以下、FFB）¹³⁻¹⁵⁾と音響場の解析システム FlontFlow/blue-ACOUSTICS（以下、FFB-A）¹⁶⁾をそれぞれ用いて静圧と音圧レベルを評価する。

FFB は有限要素法（以下、FEM）に基づく非圧縮性流れのソルバーであり、LES により流れ場を予測する。LES は乱流中の小さな渦の運動を直接計算することで乱流現象を正確に予測でき、結果としてターボ機械、車両、船舶などの性能を評価できることから、その有用性が確認されている¹⁷⁾。FFB は PC クラスタ、GPU、およびスーパーコンピューターなど、さまざまなコンピューターアーキテクチャーにおいて高い計算性能を持つように設計されている。FFB によってターボ機械の性能が評価されている。

FFB-A は FFB と同様に FEM ベースのソルバーであり、周波数空間で Helmholtz 方程式を解くことで音響場を解析する。Helmholtz 方程式は線形システムであり、方程式の解を多目的最適化計算を実施する前にあらかじめ計算できる。FFB-A は FFB によって

表 2 多目的最適化計算におけるワークフローシステム

Group	Operation	Tool	Machine
Workflow	Job control and data transfer	WHEEL ¹⁷⁾	PC-cluster
Optimizer	Determining design parameter	CHEETAH/R ¹²⁾	PC-cluster
Preprocessing	Modeling blade geometry	CHEETAH/R ¹²⁾	PC-cluster
	Mesh generation	CHEETAH/R ¹²⁾	PC-cluster
Analysis	Flow	FFB ¹³⁻¹⁵⁾	“Fugaku”
	Aeroacoustics	FFB-A ¹⁶⁾	PC-cluster

計算された音源を用いて、各周波数におけるボックスファン周りの音響場を解析して音圧レベルを評価する．音源はボックスファンの中心点での双極子音源として与えられており、翼にはたらく流体力の時間変化をフーリエ展開することで表される．

“富岳”の384個の計算ノードを使用して翼10回転分のボックスファンの周囲の流れ場を計算する場合、1個体あたりの計算に必要な時間は約50時間であった．

2.3.4 ワークフローシステム

上記で言及された数値計算ツールは、理化学研究所で開発された階層分散並列型ワークフロー構築・実行支援システム（workflow hierarchical distributed parallel, 以下、WHEEL¹⁷⁾）で管理される．WHEELは、複数の数値計算ツールが複数の計算アーキテクチャ上で作業するワークフローを提供する汎用プラットフォームである．本研究では、流れ解析はスーパーコンピュータ“富岳”で実行され、他の操作はローカルのPCクラスタで実行される．各数値計算ツールのジョブ制御やPCクラスタと“富岳”間のデータ転送は、WHEELが提供するワークフローを使用して自動的に行うことができる．

3 結果

3.1 静圧ヘッドと音圧レベルの分布

ボックスファンの多目的形状最適化を実施した．この最適化における目的変数はボックスファンの静圧ヘッドと音圧レベルである．ベースラインファンをこの最適化の基準形状として、世代数にして21世代、個体数にして434個のボックスファンが得られた．

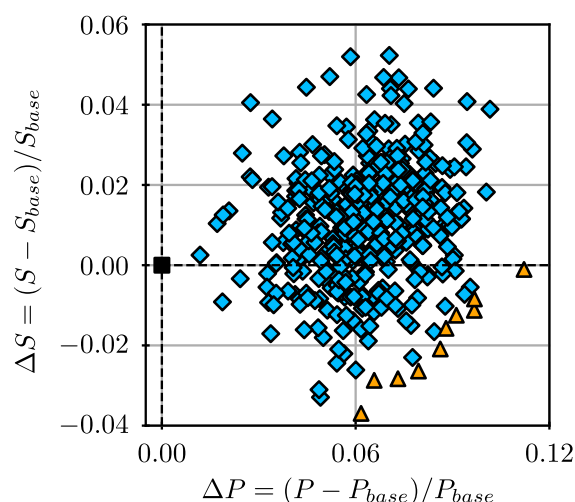


図 4 ボックスファンの静圧ヘッド上昇と音圧レベル低減を目的として多目的最適化計算を実施し、静圧ヘッドと音圧レベルの平面上でパレート解が決定された．横軸の ΔP と縦軸の ΔS は、ベースラインファンに対する静圧と音圧の増減量を表しており、それぞれ $\Delta P := (P - P_{\text{base}}) / P_{\text{base}}$ 、 $\Delta S := (S - S_{\text{base}}) / S_{\text{base}}$ で定義されており、ベースラインファンの静圧ヘッドと音圧レベルの値は $(P_{\text{base}}, S_{\text{base}}) = (0.203638 \text{ Pa}, 54.7854 \text{ dBA})$ である．ベースラインファンとパレート解をそれぞれ黒い四角形と赤い三角形で、それ以外の個体を青い三角形で示す．

図 4 は全個体の静圧ヘッドと音圧レベルの分布を表す．横軸と縦軸はそれぞれ静圧ヘッドと音圧レベルであり、それぞれ $\Delta P := (P - P_{\text{base}}) / P_{\text{base}}$ 、 $\Delta S := (S - S_{\text{base}}) / S_{\text{base}}$ で定義される．ただし、 P と S は各個体の静圧ヘッドと音圧レベル、 P_{base} と S_{base} はベースラインファンの静圧ヘッドと音圧レベルで $P_{\text{base}} = 0.204 \text{ Pa}$ 、 $S_{\text{base}} = 54.88 \text{ dBA}$ である．すなわち、図 4 の $(\Delta P, \Delta S) = (0, 0)$ における黒い四角形がベースラインファンに対応している．

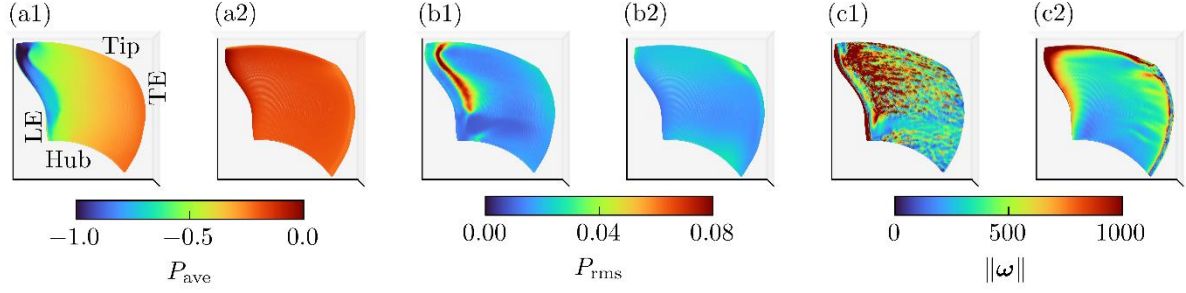


図5 ベースラインファンの翼の負圧面と正圧面における時間平均圧力，圧力変動，および瞬時渦度の強度：(a-c1) 順に負圧面におけるこれらの分布で(a-c2)は順に正圧面におけるそれらの分布を表す．カラーマップは各物理量が大きい場合に赤色で，小さい場合に青色で表記されている．

3.2 翼面における圧力分布

ベースラインファンの翼の負圧面と圧力面における平均圧力 P_{ave} ，圧力変動 P_{rms} および渦度強度 $\|\omega\|$ をそれぞれ図5に示す．各翼のハブ，チップ，前縁，後縁の位置は順に，図5(a1)中の Hub, Tip, LE, TE の位置に対応しており，流れ方向は LE から TE である．これらの分布を観察し，以下に流れ場の特徴を定性的に述べる．

図5に示す羽根車表面の圧力場および渦度場より，ベースラインファンでは羽根車の負圧面前縁に特徴的な流れ構図が確認できる．すなわち，負圧面の前縁の急加速（圧力低下）後[図5(a1)]，圧力が回復する領域において圧力変動が大きくなり[図5(b1)]，同時にそれ以降において縦渦構造が生じている[図5(c1)]．これらの結果は，ベースラインファンでは負圧面前縁の減速領域において境界層が乱流に遷移していることを示している．つまり，これらの分布の特徴は翼面の境界層の状態（層流または乱流）を表しており，その状態はターボ機械の性能の決定因子の1つである．例えば Imtiza & Akhtar¹⁸⁾は，流れの物理を理解する際には，流れの速度場だけでなく圧力場に POD を適用することも有用であることを報告しており，これを pressure mode decomposition（以下，PMD）と名付けた．そこで，全個体の翼の負圧面における圧力変動に POD を適用して，圧力変動の特徴を定量的に抽出することを試みる．

3.3 モード解析

3.3.1 固有直交分解

固有直交分解（POD）はデータセットから特徴的な固有モードを抽出する分析手法の1つである¹⁹⁻²¹⁾．PODは N 次元の状態空間における多次元データを r 次

元の状態空間（ $r \leq N$ ）に射影する．この多次元データを最も効率よく展開できるように r 次元空間を構成する基底 $\{\phi_k\}_{k=1}^r$ （POD モード）が決定される．流れ場に POD を適用することで流れ場に潜在する支配的な構造を抽出することができる．

M 個の多次元データを $\mathbf{u}(\mathbf{x}, n_j)$ とし（ただし $j = 1, \dots, M$ ）， $\mathbf{u}(\mathbf{x}, n_j)$ から $\mathbf{u}(\mathbf{x}, n_j)$ のアンサンブル平均 $\bar{\mathbf{u}}$ を除いたもの：

$$\mathbf{u}' = [\mathbf{u}(\mathbf{x}, n_1) - \bar{\mathbf{u}}(\mathbf{x}), \dots, \mathbf{u}(\mathbf{x}, n_M) - \bar{\mathbf{u}}(\mathbf{x})]. \quad (1)$$

に対して POD を適用する．ただし， M は自然数である．ここでアンサンブル平均 $\bar{\mathbf{u}}$ は，

$$\bar{\mathbf{u}} = \frac{1}{M} \sum_{j=1}^M \mathbf{u}(\mathbf{x}, n_j). \quad (2)$$

である．求める POD モード $\{\phi_k\}_{k=1}^r$ は以下の共分散行列：

$$\mathbf{R} = \sum_{j=1}^M \mathbf{u}'(\mathbf{x}, n_j) \mathbf{u}'^T(\mathbf{x}, n_j). \quad (3)$$

の固有値問題の固有ベクトル ϕ_k として決定される（同時に固有値 λ_k も決定される）．固有ベクトルは正規直交化されており，次の条件を満たす：

$$\langle \phi_i, \phi_j \rangle = \delta_{ij}, i, j = 1, \dots, N. \quad (4)$$

固有値 λ_i は i 番目の POD モードのエネルギーを表している． i 番目の POD モードのエネルギー寄与率 E_i と， i 番目の POD モードまでのエネルギー寄与率の

累積値 E_i^{cum} はそれぞれ以下のように定義される：

$$E_i = \frac{\lambda_i}{\sum_{j=1}^M \lambda_j}, E_i^{\text{cum}} = \sum_{k=1}^i E_k \quad (5)$$

固有ベクトル $\boldsymbol{\varphi}_k$ を固有値 λ_k の大きい方から r 個集めることでPODモードが得られる．PODのモード係数 c_j は，データセット $\mathbf{u}'(\mathbf{x}, n_j)$ とPODモード $\boldsymbol{\varphi}_j$ との内積から求められる：

$$c_j = \langle \mathbf{u}'(\mathbf{x}, n_j), \boldsymbol{\varphi}_j(\mathbf{x}) \rangle. \quad (6)$$

3.3.2 翼面における圧力変動分布のPOD

負圧面における圧力変動 $P_{rms}(\mathbf{x})$ は，

$$P_{rms}(\mathbf{x}) = \frac{1}{T_2 - T_1} \int_{T_1}^{T_2} \|P(\mathbf{x}, t) - P_{ave}(\mathbf{x})\| dt, \quad (7)$$

ここで， $P(\mathbf{x}, t)$ は時刻 t における負圧面の圧力（瞬時場）で， $P_{ave}(\mathbf{x})$ は $P(\mathbf{x}, t)$ を時間平均したものである：

$$P_{ave}(\mathbf{x}) = \frac{1}{T_2 - T_1} \int_{T_1}^{T_2} P(\mathbf{x}, t) dt. \quad (8)$$

$P_{rms}(\mathbf{x})$ で構成されるデータセットは，その列方向に個体が，行方向に圧力変動の値が並ぶ．そのデータセットの列数は全個体の数に，行数は翼の負圧面における格子点の数（約40,000点）に対応する．このデータセットにPODを適用することで，翼の負圧面における圧力変動の支配的な構造を抽出する．

図6は，25番目のPODモードまでのエネルギー寄与率とその累積値を表す．20番目のPODモードまでのエネルギーを累積すると，累積寄与率が90%に到達しており，それ以降のPODモードのエネルギーの値はおおよそ一定である．第1モードと第2モードのそれぞれのエネルギー寄与率は34.2%と16.0%である（合計50.2%）．第20モードまでのPODモード係数と静圧ヘッドおよび音圧レベルとの相関係数を算出すると[図7]，第1，第2モード係数と静圧はそれぞれ負と正の相関がある．相関係数は順に-0.34と0.40であり，他のモード係数と比較して値が大きい．一方で音圧に関しては，第2モード係数との相関係数が他のモード係数と比較して大きい．そこで，

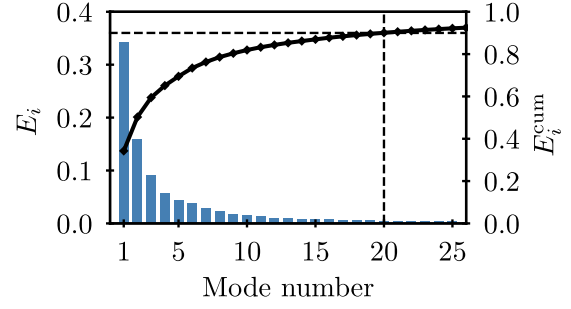


図6 i番目のPODモードにおけるエネルギー寄与率（左軸）と，i番目のPODモードまでの累積寄与率（右軸）：図中の点線は累積寄与率が90%に達するモード数を示している．

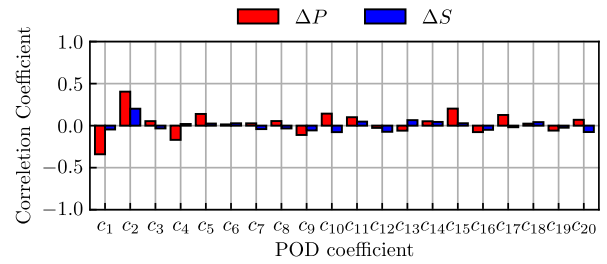


図7 第20番目のモードまでのモード係数と静圧および音圧との相関係数

第1，第2モードと静圧ヘッドおよび音圧レベルとの関係を調べる．例えばChan & Chin²²⁾はエネルギーの累積寄与率25%のモード数でも乱流境界層の構造を再構築できることを示している．境界層ではなく他の流れ場でも，同程度の累積寄与率を考慮することで流れの支配的な構造が抽出されている^{23,24)}．

図8(a)は全個体の第1，第2モードのPOD係数を，図8(b)は圧力変動の平均成分（全個体のアンサンブル平均）を，図8(c1,2)はPODの第1，第2モードを示す．図8(b)におけるカラーマップは圧力変動のアンサンブル平均の大きさに対応しており，色が赤いところで値が大きく，青いところで値が小さい．図8(c1,2)でも値の大小と色の関係は同様であるが，ここでは値そのものではなく相対的な大きさに意味がある．注意として，図8(a)のモード係数が負の場合，図8(c1,2)のPODモードの成分の符号（カラーマップの色）が反転する．ここで得られたPODのモード係数は圧力変動へのモードの寄与度を表し，PODのモードは全個体の圧力変動に共通する空間構造であり，圧力変動の平均成分まわりの変動を表す．

図8(a)において $c_1 > 0$ と $c_1 < 0$ の領域におけるそれぞれの分布を比較すると， $c_1 > 0$ の領域では分布が分散しており，一方で $c_1 < 0$ の領域では分布が密集

している．全個体のうちおよそ 66%の個体が $c_1 < 0$ の領域に分布している．図 8(b)より圧力変動の平均成分は翼前縁の mid span および tip で大きい．図 8(c1)の第 1 モードの成分は翼前縁の mid span で小さく，翼前縁の mid span から tip の範囲で大きいことがわかる．第 2 モードの成分は翼前縁の mid span から tip までの範囲で小さく，tip で局所的に大きい[図 8(c2)]．第 1, 第 2 モードと静圧ヘッドおよび音圧レベルとの関係を調べるために，モード係数の正負に基づいて全個体をグループ分けして，グループごとの静圧ヘッドと音圧レベルのアンサンブル平均を算出した[図 9]． $c_1 < 0$ と $c_1 > 0$ のグループを比較すると[図 9(a1,2)]，静圧は $c_1 < 0$ のグループのほうが大きく[図 9(a3)]，一方で音圧には優位な差がみられない[図 9(a4)]．全個体を c_2 の正負によってグループ分けすると[図 9(b1,2)]，静圧ヘッドだけでなく音圧レベルに

も差が見られ， $c_2 > 0$ のグループが静圧ヘッドと音圧レベルともに大きい[図 9(b3,4)]．グループをさらに細分化すると，このモード係数の平面における個体の性能の傾向を確認できる[図 9(c1,2)]．ここで，図 9(c1)の $c_1 > 0$ かつ $c_2 > 0$ から反時計まわりに各グループを第 1-4 象限のグループとそれぞれ呼ぶことにする．平均静圧ヘッドは第 2, 3, 1, 4 象限の順で大きいものの[図 9(c3)]，信頼区間を考慮すると，平均静圧ヘッドが最大のグループは第 2 象限で，最小のグループは第 4 象限である．平均音圧レベルを比較すると[図 9(c4)]，平均静圧ヘッドと同様に第 2, 3, 1, 4 象限の順でその値が大きい．ただし信頼区間より，優位な差は第 1 象限と 4 象限との間と，第 2 象限と第 4 象限との間にある．

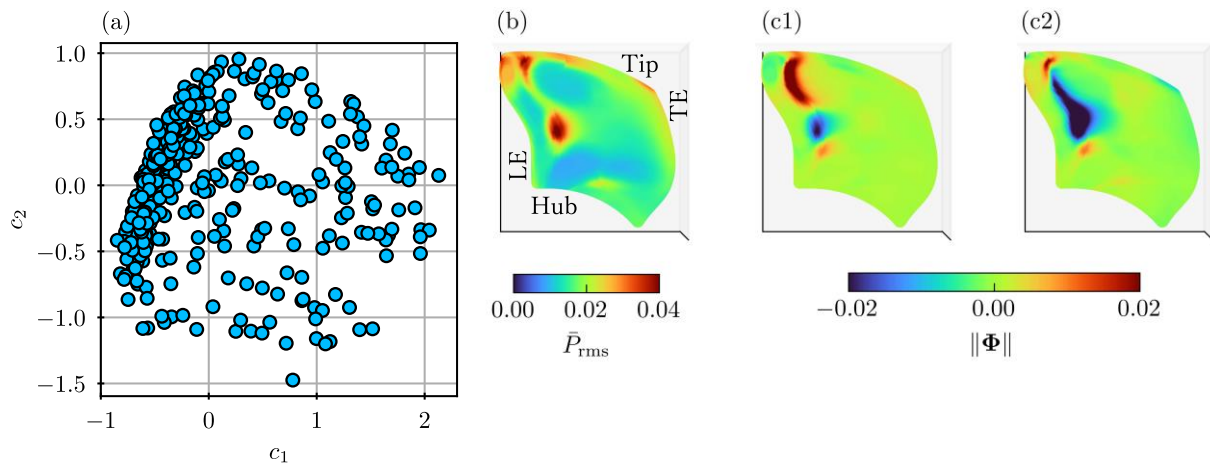


図 8 (a)全個体の第 1, 第 2 モード係数の分布, (b)負圧面における圧力変動の平均成分 (全個体のアンサンブル平均), (c1)第 1 モードおよび(c2)第 2 モードを表す．図(b)中の Hub は翼のハブ側, Tip はチップ側, LE は翼の前縁側, TE は後縁側に対応する．カラーマップは値が大きい場合に赤色で, 小さい場合に青色で表記されている．

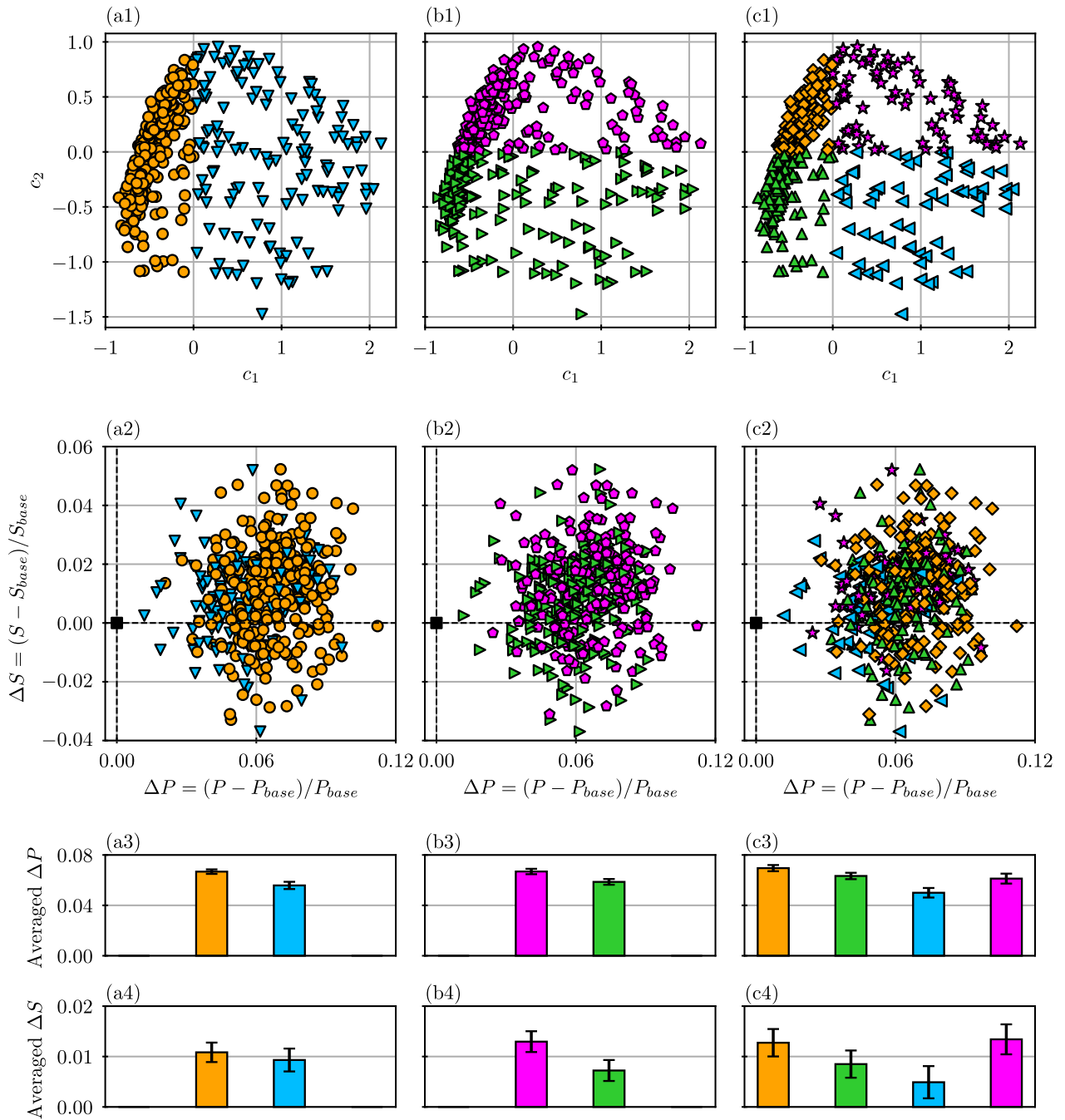


図9 第1, 第2モード係数 c_1 と c_2 の分布をそれぞれの符号に基づいて複数のグループに分類した結果で, (a1) c_1 の正負, (b1) c_2 の正負, (c1) c_1 と c_2 の正負の組み合わせに基づく. (a-c2)は, 各グループの個体を静圧ヘッドと音圧レベルの平面上に示したものであり, プロットの形と色は(a-c1)の各グループに対応する. (a-b3)と(a-c4)は(a2-c2)のそれぞれのグループの静圧ヘッドと音圧レベルのアンサンブル平均で, エラーバーは 90%信頼区間を表す. カラーバーの色は(a-c1)の各グループに対応する.

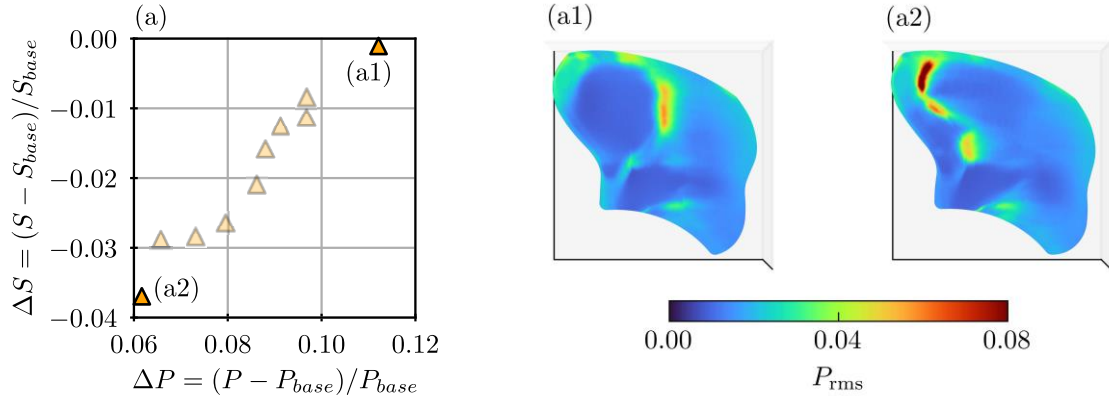


図 10 (a)パレート解と、パレート解における最大静圧ヘッドの個体と最小音圧レベルの個体に対して、負圧面におけるそれぞれの圧力変動を可視化した結果：(a1)最大静圧ヘッドの個体で(a2)最小音圧レベルの個体を表しており、カラーマップは圧力変動が大きい場合に赤色で、小さい場合に青色で表記されている。

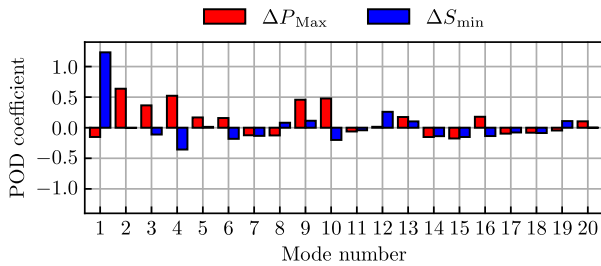


図 11 最大静圧ヘッドの個体と最小音圧レベルの個体の POD モード係数で、横軸はモード番号で縦軸は各モードの POD モード係数を表す。赤い棒グラフは最大静圧の個体、青い棒グラフは最小音圧の個体に対する結果である。

4 考察

翼面における圧力変動と境界層の層流－乱流遷移との関係は 3.2 節に記載の通りであり、その変動が大きい位置で境界層が層流から乱流に遷移する。よって、POD の第 1 モード[図 8(c1)]は、翼前縁の mid span から tip の範囲（色が赤いところ）で境界層遷移に寄与するもので、第 2 モード[図 8(c2)]は翼前縁の tip で寄与するものである。モードの成分が小さい（色が青い）と寄与はその逆になる。図 9 に示す通り、POD のモード係数に基づいてグループ分けをすると静圧ヘッドと音圧レベルの平均値に違いが出る理由は、それぞれのグループで境界層が遷移する位置が異なる傾向にあるからである。例えば図 9(c1)の第 2 象限では $c_1 < 0$ かつ $c_2 > 0$ より、第 2 象限の個体では第 1, 2 モードは前縁での境界層遷移の抑制に寄与するものであり、図 9(c1)の第 4 象限では $c_1 > 0$ かつ $c_2 < 0$ より、それぞれのモードは前縁での乱流遷

移の促進に寄与するものであると考えられる。すなわち、前縁における境界層遷移の有/無に平均静圧の高/低が対応する傾向にあるといえる。一方で平均音圧に関しては、図 9(b4)から $c_2 > 0$ のグループで高く、図 9(c4)から第 1, 2 象限のどちらも高い傾向にある。これは第 2 モード[図 8(c2)]の翼前縁の tip で局所的に大きい変動成分と関係があると予想している。例えば Koch ら²⁵⁾の研究によれば、翼端渦の圧力変動が騒音源になることが示されていることから、翼の tip における圧力変動と翼端渦の生成との関係を時空間 4 次元で解析する予定である。

パレート解上の最大静圧ヘッドと最小音圧レベルの個体に固有の特徴を考察する。負圧面の圧力変動、POD のモード係数とモードに着目する。図 10(a)は静圧ヘッド－音圧レベルの平面におけるパレート解を表示しており、図 10(a1,2)は順に最大静圧ヘッドと最小音圧レベルのファンの負圧面の圧力変動を表す。最大静圧ヘッドのファン[図 10(a1)]では翼の tip 側の mid chord で圧力変動が大きく、最小音圧レベルのファン[図 10(a2)]では、翼の前縁において大きな圧力変動が複数の位置で観察される。これらの個体のモード係数を図 11 に示す。最大静圧ヘッドの個体では第 2 モード係数と比べて第 1 モード係数が小さく、一方で第 3, 4, 8, 10 モード係数が第 2 モード係数と同程度である。最小音圧レベルの個体では第 1 モード係数が非常に大きく、第 2 モード係数はおおよそゼロである。参考として、これらの個体は図 8(a)において順に第 2 象限と c_1 軸上あたりに分布する。

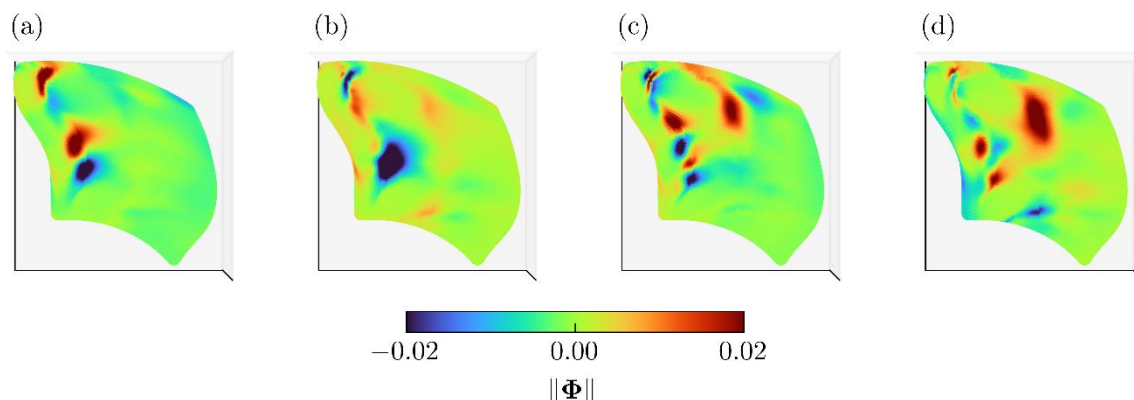


図 12 負圧面の圧力変動の POD モード : (a) 第 3 モード, (b) 第 4 モード, (c) 第 9 モード, (d) 第 10 モード

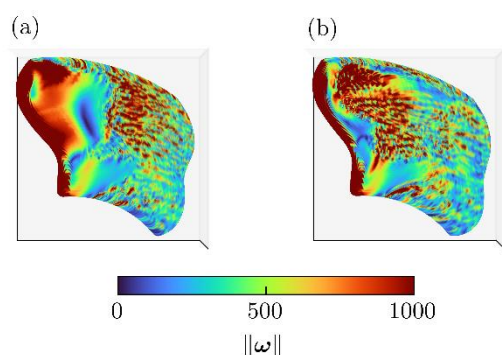


図 13 負圧面における渦度強度の瞬時場の可視化結果 : (a) 最大静圧ヘッドの個体, (b) 最小音圧レベルの個体で, カラーマップは渦度強度の大きさに対応しており, 大きいほど赤色で小さいほど青色で表されている.

最大静圧の個体の圧力分布の特徴は第 3, 4, 8, 10 モードに表れており[図 12], 特に図 12(b-d)の第 4, 8, 10 モードにおいて tip 側の mid chord 付近で高い変動が観察される. 図 12 において翼前縁において境界層遷移に寄与するモード成分があるものの(例えば図 12(a)では翼前縁で変動が大きい), このような成分は他のモードとの重ね合わせで打ち消されると考えられる. 実際, 図 10(a1)をみると最大静圧のファンでは翼前縁で圧力変動が小さい. これらの個体も 3.2 節におけるベースラインファンの観察結果と同様に, 圧力変動と境界層遷移の開始点が対応することがわかる[図 13].

5 おわりに

直径 180 mm, 翼枚数 5 枚のボックスファンをターゲットに, スーパーコンピュータ“富岳”を用いて LES で流れ場を予測して多目的最適化計算を実施

した. 21 世代, 434 個の個体の静圧-音圧の平面において, パレート解を発見した.

ベースラインファンの翼表面における平均圧力, 圧力変動および渦度強度の瞬時場をそれぞれ観察すると, 翼の負圧面におけるこれらの分布に特徴があることを示した. そこで全個体を対象に, 翼の負圧面の圧力変動に POD を適用して, 圧力変動の特徴量を POD の第 1, 第 2 モードとして示した. POD の第 1, 第 2 モード係数の符号に基づいて全個体をグループ分けすると, 各グループの静圧と音圧の平均値に大小関係があることがわかった. これは, POD のモードの境界層遷移への寄与に関係することを示した.

パレート解上の最大静圧と最小音圧の個体について, POD のモード係数を可視化した. 最大静圧の個体では, 第 1 モード係数より第 2 モード係数が大きく, 第 3, 4, 9, 10 モード係数は第 2 モード係数と同程度に大きいことがわかった. 最大静圧の個体の圧力変動にはこれらのモードが強く寄与していることを圧力変動と POD モードの可視化結果を比較することで示した. 圧力変動と境界層遷移の開始点における関係はこれらのファンでも同様であることを, 渦度分布の瞬時場の可視化結果から改めて確認した.

引用文献

- 1) T. Iwase, N. Sogo, T. Kawanabe, K. Isono, Y. Yamade, A. Oyama, K. Kaneko, C. Kato: Study on Work Flow System for Design Optimization of Box Fan by Using Super Computer, *Turbomachinery* (in Japanese), 50 (2022) 728-741.
- 2) Sandberg, Richard D., and Vittorio Michelassi. Fluid dynamics of axial turbomachinery: Blade-and stage-

- level simulations and models, *Annual Review of Fluid Mechanics*, 54 (2022) 255-285.
- 3) Jaron, R., Moreau, A., Guérin, S., Enghardt, L., Lengyel-Kampmann, T., Otten, T., & Nicke, E.: Multidisciplinary Design Optimization of a Low-Noise and Efficient Next-Generation Aero-Engine Fan, *Journal of Turbomachinery*, 144, (2022) 011004.
 - 4) Wu, L., Kim, J. W., Wilson, A. G., & Shahpar, S.: Automatic design optimization of a transonic compressor rotor for improving aeroacoustic and aerodynamic performance, *Journal of Turbomachinery*, 144 (2022) 081016.
 - 5) Li, Zhihui, and Xinqian Zheng: Review of design optimization methods for turbomachinery aerodynamics, *Progress in Aerospace Sciences*, 93 (2017) 1-23.
 - 6) Guo, Jia, Pan Zeng, and Liping Lei: Performance of a straight-bladed vertical axis wind turbine with inclined pitch axes by wind tunnel experiments, *Energy* 174 (2019) 553-561.
 - 7) C. Kato: Numerical Simulation of Aerodynamic Noise Radiated from Turbomachinery, *Turbomachinery* (in Japanese), 31 (2003) 258-265.
 - 8) Tyacke, J., Vadlamani, N. R., Trojak, W., Watson, R., Ma, Y., & Tucker, P. G.: Turbomachinery simulation challenges and the future, *Progress in Aerospace Sciences*, 110 (2019) 100554.
 - 9) Lewis, D., de Laborderie, J., Sanjosé, M., Moreau, S., Jacob, M. C., & Masson, V.: Parametric study on state-of-the-art analytical models for fan broadband interaction noise predictions, *Journal of Sound and Vibration*, 514 (2021) 116423.
 - 10) Arroyo, C. P., Leonard, T., Sanjosé, M., Moreau, S., & Duchaine, F.: Large Eddy Simulation of a scale-model turbofan for fan noise source diagnostic, *Journal of Sound and Vibration*, 445 (2019) 64-76.
 - 11) Zhang, Y., Chen, H., Wang, K., & Wang, M.: Aeroacoustic prediction of a multi-element airfoil using wall-modeled large-eddy simulation, *AIAA Journal*, 55 (2017) 4219-4233.
 - 12) Jaimes, Antonio López, Akira Oyama, and Kozo Fujii: A ranking method based on two preference criteria: Chebyshev function and ϵ -indicator, *2015 IEEE Congress on Evolutionary Computation (CEC)*. IEEE, 2015.
 - 13) Kato, Chisachi, Masayuki Kaiho, and A. Manabe: An overset finite-element large-eddy simulation method with applications to turbomachinery and aeroacoustics, *Journal of Applied Mechanics*, 70 (2003) 32-43.
 - 14) Kato, C., Yamade, Y., Wang, H., Guo, Y., Miyazawa, M., Takaishi, T., & Takano, Y.: Numerical prediction of sound generated from flows with a low Mach number, *Computers & Fluids*, 36 (2007) 53-68.
 - 15) Kato, C., Yamade, Y., Nagano, K., Kumahata, K., Minami, K. and Nishikawa, T., "Toward realization of numerical towing-tank tests by wall-resolved large eddy simulation based on 32 billion grid finite-element computation", *Proceedings of the International Conference for High Performance Computing, Networking, Storage and Analysis*, November 2020 Article No.: 3Pages 1–13
 - 16) Guo, Y., Kato, C., Yamade, Y., Ohta, Y., Iwase, T., & Takayama, R.: Numerical prediction of noise from the internal flow in a centrifugal blower, *In Fluids Engineering Division Summer Meeting*, American Society of Mechanical Engineers (2015).
 - 17) K. Ono and T. Kawanabe: Scientific Workflow tailored for Capacity Computing of Product Design, *The 13th World Congress in Computational Mechanics*, (2018).
 - 18) Imtiaz, H., & Akhtar, I.: On lift and drag decomposition coefficients in a model reduction framework using pressure-mode decomposition (PMD) analysis, *Journal of Fluids and Structures*, 75, (2017) 174-192.
 - 19) Berkooz, Gal, Philip Holmes, and John L. Lumley: The proper orthogonal decomposition in the analysis of turbulent flows, *Annual Review of Fluid Mechanics*, 25 (1993) 539-575.
 - 20) Chatterjee, Anindya: An introduction to the proper orthogonal decomposition, *Current science* (2000) 808-817.
 - 21) Jolliffe, I. T.: Principal component analysis: a beginner's guide—I. Introduction and application, *Weather*, 45 (1990) 375-382.
 - 22) Chan, C. I., and R. C. Chin: POD analysis of the turbulent boundary layer flow downstream of miniature vortex generators, *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 103 (2023) 109175.
 - 23) Rowley, Clarence W., Tim Colonius, and Richard M.

- Murray: Model reduction for compressible flows using POD and Galerkin projection, *Physica D: Nonlinear Phenomena*, 189 (2004) 115-129.
- 24) Mohammed-Taifour, Abdelouahab, and Julien Weiss: Unsteadiness in a large turbulent separation bubble, *Journal of Fluid Mechanics*, 799 (2016): 383-412.
- 25) Koch, Régis, Marlène Sanjosé, and Stéphane Moreau: Large-eddy simulation of a single airfoil tip-leakage flow, *AIAA Journal* 59 (2021) 2546-2557.