

## 科学研究費助成事業 研究成果報告書

平成 29 年 6 月 27 日現在

機関番号：17102

研究種目：基盤研究(C) (一般)

研究期間：2014～2016

課題番号：26420813

研究課題名(和文) ファン騒音の数値計算による現象解明と低減設計探求, 及び制御則を用いた能動制御実験

研究課題名(英文) Physical explanation of fan noise using numerical calculation, investigation of design for fan noise reduction, and active control experiments for fan noise

研究代表者

山崎 伸彦 (Yamasaki, Nobuhiko)

九州大学・工学研究院・教授

研究者番号：70166635

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 3,900,000円

研究成果の概要(和文)：数値流体力学的・空力音響学的に、流れ場を非線形の解法で、騒音伝播を線形の解法で分離して解くアプローチを用い、ファンから発生するトーンノイズとブロードバンドノイズの発生メカニズムを明らかにするとともに、動静翼間距離、静翼リーン角、静翼スイープ角などトーンノイズ低減に有効なファンの設計パラメタについて明らかにした。また周波数空間 Filtered-X LMS 制御アルゴリズムを実装し、ファンダクトに設置した32個のスピーカーと32個のマイクを使ってトーンノイズのアクティブ・ノイズ・コントロール(ANC)を試み、2500 rpm の翼通過周波数において最大 20 dB の騒音低減に成功した。

研究成果の概要(英文)：Non-linear compressible viscous flows are solved with the unsteady RANS solver and linear sound propagation is solved analytically or solved with the linear unsteady solver. By using such a hybrid approach, physical mechanisms of generation and propagation of fan tone and broadband noise are investigated and clarified. The effectiveness for noise reduction of tone noise are discussed, also using the hybrid numerical approach, against the design parameters such as the distance between the rotor and stator, the lean angle of the stator, and the swept angle of the stator. On the other hand experiments have been conducted to demonstrate the ANC, active noise control. By implementing a Filtered-X LMS algorithm in frequency domain to use with 32 loud-speakers and 32 microphones, the tone noise at 2500 rpm fan speed (about 840 Hz) can be reduced about 20 dB at maximum.

研究分野：unsteady aerodynamics

キーワード：ファン騒音 動静翼干渉 トーンノイズ 分離解法 アクティブノイズコントロール URANS 乱流モデル 広帯域乱流騒音

### 1. 研究開始当初の背景

航空機用ガスタービンエンジンであるジェットエンジンからの騒音低減は重要で喫緊の研究課題である。本研究では、近年多用されるターボファンエンジンからの騒音でもっとも大きな騒音源であるファン騒音に着目する。ファン騒音は、動静翼からなるファンにおいて、上流翼列の後流を下流翼列が通過することや上下流翼列がポテンシャル干渉して生じる動静翼干渉騒音と、翼列間あるいは単翼列での乱流に起因する広帯域騒音とに分けられる。従来から卓越的であった動静翼干渉騒音は、動翼枚数を静翼枚数の半分以下にして伝播モードを減らす・吸音ライナを装着するなどといった受動的対策で徐々に減らされてきた。しかし、空力性能面のこともあってファンの幾何形状にまで踏み込んだ動静翼干渉騒音の減少は図られていない。また、動静翼干渉騒音の低減化の中で、従来、顕在化していなかったファン広帯域騒音についても、予測精度改良による現象解明や発生位置同定が必要となってきた。

ファン騒音の原因となるファン内の流れは前置翼列の後流が乱流であることや、乱流そのものが騒音源ということで乱流が関わるため、現象の正確な把握が難しい。そのためファン騒音を、実機的设计・研究開発段階で、数値空力音響学 (Computational AeroAcoustics (CAA)) で見積もることは、まだ確立されていない。また、数値計算に基づく騒音発生現象の理解も十分でなく、そして最終目標である CAA による騒音低減化技術開発は未開拓である。とくにファン騒音放射場は、音源に比べて放射音響場が広域にわたり長さスケールの違う領域を取り扱うという数値計算の難しさがあり十分な解析手法が確立しておらず、解明もすすんでいない。

ファン騒音の数値予測に関して先駆的論文として、数値流体力学 (Computational Fluid Dynamics (CFD)) 的手法による動静翼干渉流れ場計算と後流干渉を考慮した特異点法による音響強さ計算を組み合わせたハイブリッド CAA 手法 (Proc. 9th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference and Exhibit, Tsuchiya ら (2003)) があり、比較的高精度に数値予測が可能であることが示された。本研究代表者らは、この特異点法による音響強さ計算の後処理に替えて、発生音響圧力を空間・時間分解により音響モードに分解して音響強さを直接予測することにして、検証データでの精度向上を見ており、また、干渉位置同定により後流と下流翼列前縁の交差角が重要との大きな知見を得ている。本研究はこの研究を拡張・展開しようとするものである。

また、本研究代表者らは、ファン動静翼干渉騒音の能動制御について、逆位相の音で単一音響モードの発生騒音を消すというアンチサウンド的制御の実験的研究も実施して

きた。翼通過周波数に位相同期した制御音をケーシングダクト上に配置された複数スピーカから電氣的に出力させることによって回転制御音響場を生成し、単一のカットオンモード (伝播モード) の大部分を減衰させることに成功した。しかし、実際のファンでは、複数のカットオンモードが現れたり、無限長のダクトでは現れないカットオフ (非伝播モード) が生き残っていたりと複数の制御対象音響モードが発生することが多く、複数のカットオンモードを制御対象とすることで制御能力の向上をはかった。本研究では、さらに複数の半径方向モードや上下流方向音響波に対応すべく、複数列のスピーカによる制御則により制御能力向上を目指す。

### 2. 研究の目的

本研究では、ターボファンエンジンからのファン騒音に関して、

1. ファンの幾何形状のファン騒音と空力性能に及ぼす効果の解明
2. 動静翼干渉騒音の放射音響場の数値計算法の確立と音響モードと放射場の関係の解明
3. ファン広帯域騒音の予測精度向上と発生位置同定に関する数値空力音響学研究
4. 上・下流伝播、複数半径方向モードの分離によるファン騒音能動制御高性能化
5. 円環ダクト形状からハブ側にセンサを設置できない円筒ダクト形状への拡張実験、その制御則を利用したファン動静翼干渉騒音の能動制御実験

### 3. 研究の方法

音源であるファン近傍の非線形な流れ場を求めるため圧縮性ナビエストークス方程式を解く。ソルバには宇宙航空研究開発機構 (JAXA) 開発の UPACS を用いる。計算負荷軽減のため全周の 1/10 の領域 (動翼 2 流路・静翼 3 流路) を周期条件を用い約 1500 万点の格子点で計算する (図 1)。非定常流れ場を求めるため URANS 計算をおこない

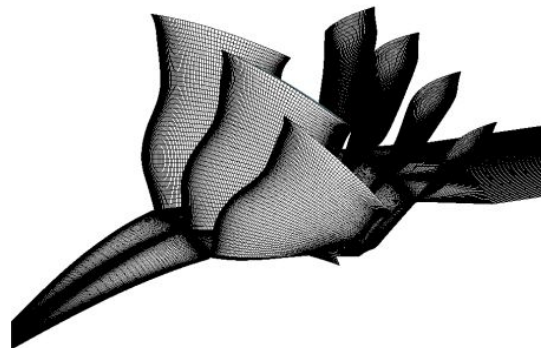


図 1 ファン解析モデル

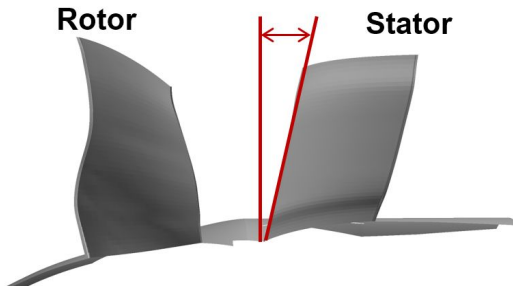


図2 静翼スイープ角の定義

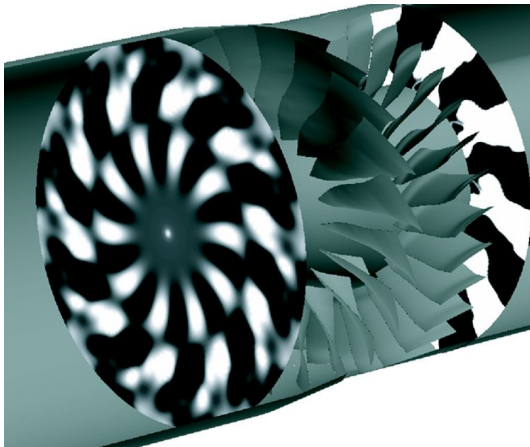


図3 音圧データ取得面

SST 乱流モデルを適用する。図2に示すスイープ角を変化させ、スイープ角が空力騒音に与える影響と空力性能に与える影響を数値的に調べる。図3に示す面で取得する時系列圧力データをダクト内音響伝播の理論解に接続し、ダクト内カットオンモードを同定しトーンノイズ伝播計算をおこなう。また乱流モデルの乱流運動エネルギー成分を可視化することで乱流騒音（ブロードバンドノイズ）源を探る。

ダクトからの放射音場までの音響伝播を計算をおこなうため、周波数空間で線形オイラー方程式（LEE）を解く。本手法は従来、研究代表者が非定常空気力学にもとづく線形非定常解析をおこなうために用いてきた手法を新たに音響問題に適用するもので、定式化から実装までを本研究課題内でおこなうため、本課題の実施期間内では実装した計算コードの検証を重点的におこなう。

ファントーンノイズに対するアクティブノイズコントロール実験装置の外観を図4に示す。制御用2次音源として、ダクト外周上にスピーカー列を2列装備する。1列あたりのスピーカ数は16個である。図4はハブ撤去後の外観である。ハブを取り除くことで半径方向の音場の自由度を増し、より複雑で実機に近い音響モードを人工的に生成できるようになる。ダクトモード同定ならびに制御用の誤差信号取得に用いるマイクは合計32本である。図5のように、ハブに2列、ダクトに2列装備する場合と、

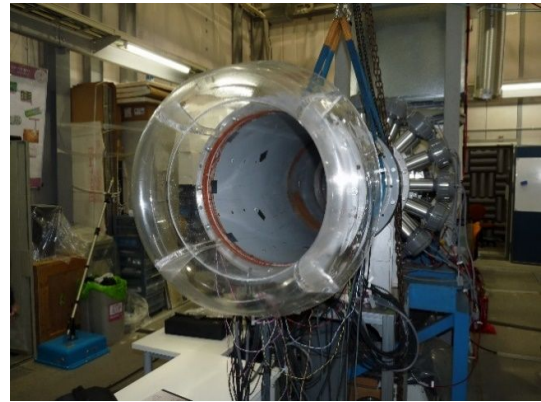


図4 ANC実験装置外観

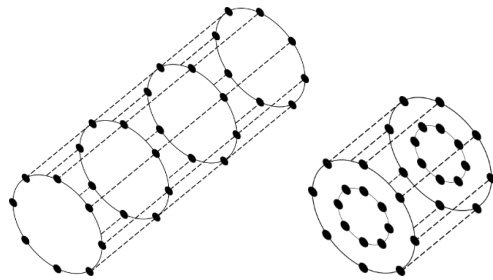


図5 ダクト面とハブ面へのマイク配置検討

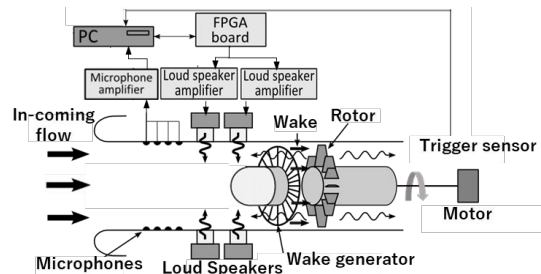


図6 音響制御装置図

ダクトのみに4列装備する場合でシミュレーションと実験をおこない、ハブを撤去しても音響モードの同定と制御をおこなうことができることを確認する。1列あたりのマイク本数は8本である。ハブがない場合のマイク列設置位置、スピーカー列設置位置とファンの位置関係、ならびに制御回路を図6に示す。マイクロフォンからPCに信号を取り込み、PC上でほぼリアルタイムに音響モード分解をおこないながら、周波数空間 Filtered-X LMS アルゴリズムによって最適な音響モードの振幅と位相を求め、PCI 接続された4枚のFPGAボード（National Instruments PCI-7831R）を用いてスピーカーから制御音を発生させる。このときモード分解に用いる32本のマイクは同時に制御の誤差マイクとしても機能する。

#### 4. 研究成果

本課題で用いる数値解法の妥当性を検証するため、ファントーンノイズの後方伝播について、本課題で用いた数値予測手法と実験値との比較を図7に示す。翼通過周波数 BPF, Blade Passing Frequency に対して基本周波

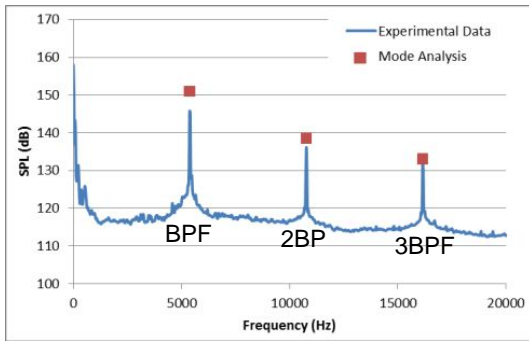


図7 騒音の数値予測と実験結果（後方伝播）

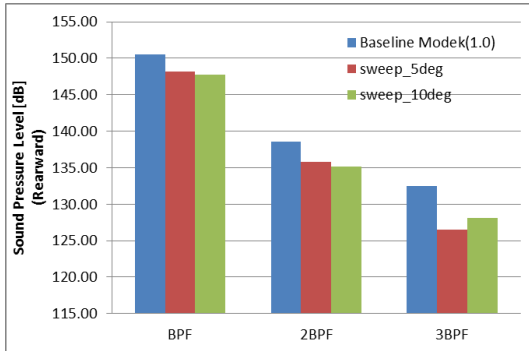


図8 静翼スイープの効果（後方伝播）

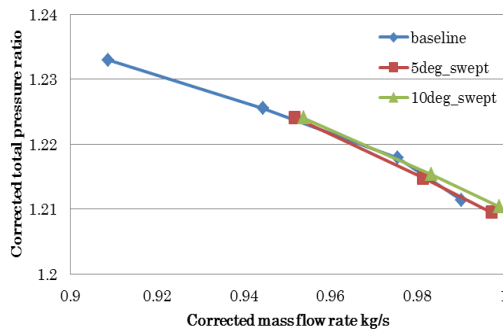


図9 スイープが空力性能に与える影響

数（BPF）ならびにその第2高調波（2BPF）、第3高調波（3BPF）まで、よい精度で予測している。この結果を基準（baseline）として、静翼のスイープ角を5°と10°とした場合の空力騒音の変化と空力性能の変化をそれぞれ図8と図9に示す。静翼にスイープ角をつけることで騒音は2～3 dB 低減できているが、性能曲線の変化はほとんど見られない。

また数値解法の妥当性の別の検証として、50%スパン位置で静翼入口速度分布の数値予測値を実験と比較した結果を図10に示す。乱流モデルとしてSAモデルを用いた場合とSSTモデルを用いた場合とに有意な差は認められず、ともに実験結果をよく再現しているものの、速度欠損を小さく見積もっている。この計算を用いて動静翼周りで乱流運動エネルギーを可視化した結果を図11に示す。乱流運動エネルギーの強い部分は乱れの大きな部分であり、したがって乱流

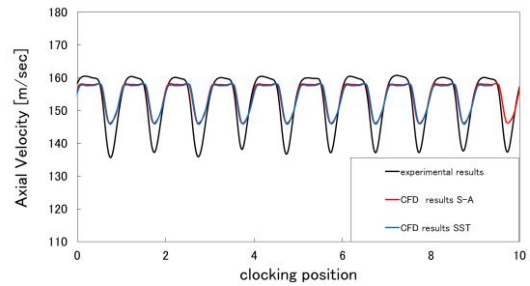


図10 流速の数値予測と実験結果

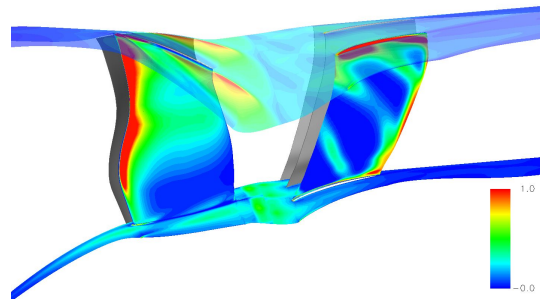


図11 乱流運動エネルギー分布

騒音の騒音源の候補と考えることができる。図11より、こうした乱流騒音源は動翼の負圧面前縁近く、動翼の翼端流れ部、静翼とケーシングの干渉部分、動翼下流の速度欠損と静翼の干渉部分、などで顕著に見られ、こうした部分に適切なトリートメントを施すことで乱流騒音を低減できる可能性を示唆している。

将来的にCFD解と接続して、ファンダクトから自由空間への線形音響放射を周波数空間で解くため、従来、非定常空気学分野で用いてきた線形非定常計算手法を、今回は新たに音響問題に適用する。新たに定式化と実装をおこなったので、二次元自由空間一様流中の単極子音源の解析解と比較することで、解法の妥当性を検証する（図12）。この検証問題では単極子音源を座標  $x = 0$  に置き、マッハ数 0.5 の一様流を左から右へ流す。ドップラー効果により上流側（左側）へ伝播する音波は波長が短くなり、下流側（右側）へ伝播する音波は波長が長くなる。離散

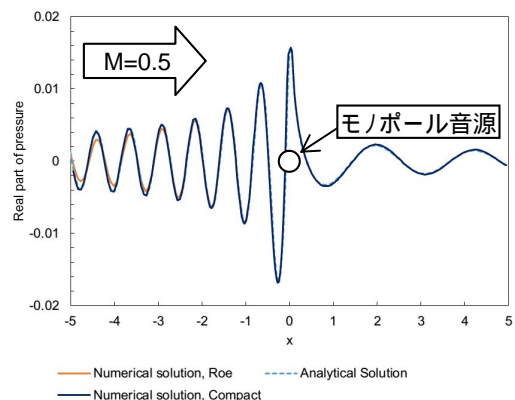


図12 単極子音源からの放射音計算

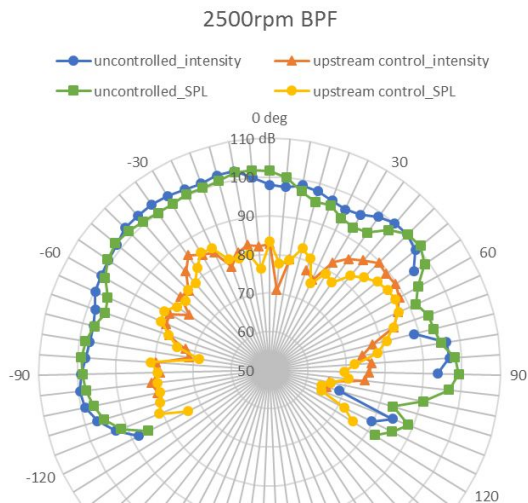


図 1 3 実験における放射音場測定結果

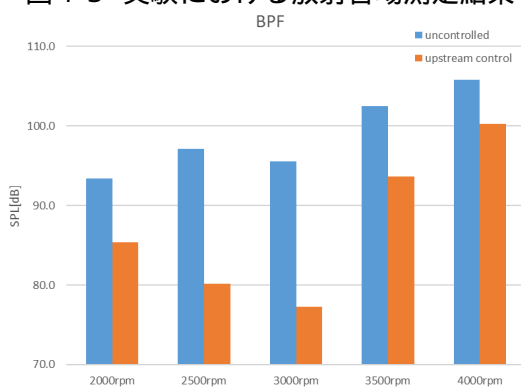


図 1 4 ANC 実験結果 (放射場)

化スキームとして高解像度コンパクト有限体積法を適用することにより，ここで提案する計算手法が振幅・位相ともに理論解とほぼ一致し，信頼性の高い数値予測結果を提供できることが分かった。

アクティブノイズコントロール (ANC) におけるダクト外放射場測定結果を図 1 3 と図 1 4 に示す．これらの結果はハブを取り除いたあとで得られた結果であり，実験に先立ち，ハブを除去してマイクをダクト壁面のみを設置する場合 (図 5 左) でも，ハブにマイクを設置する場合 (図 5 右) と同等のモード分解性能・音響制御性能を維持できることを，シミュレーションならびに予備実験にて確認している．図 1 3 は放射場の方位角方向の音圧分布を示し， $0^\circ$  はダクト正面位置， $\pm 90^\circ$  はダクト軸方向に対して直角位置を示す．測定対象回転数は 2500 rpm で，翼通過周波数 (BPF) の 833 Hz が対象音である．方位角方向に指向性が現れるものの，すべての方位角にわたって大きく騒音低減している．放射場における低減効果を様々な回転数で測定し方位角方向の平均値を示したのが図 1 4 である．高い回転数では制御効果が低いが，2500~3000 rpm では 20 dB 弱のトーンノイズ低減効果を得た．

##### 5. 主な発表論文等

(研究代表者、研究分担者及び連携研究者に

は下線)

(学会発表)(計 10 件)

1. Shuhei Tomita, Hiroki Hano, Yuzo Inokuchi, and Nobuhiko Yamasaki, Effects of fan design parameters and CFD conditions on fan noise and aerodynamic performance, International Symposium on Air Breathing Engines (2017), 2017 年 9 月予定, Manchester Central Convention Complex (マンチェスター, 英国).
2. 又村 成美, 梶 良太, 山崎 伸彦, 猪口 雄三, 長井 健一郎, 複数スピーカ列によるファン騒音の能動的制御実験, 第 57 回航空原動機・宇宙推進講演会(2017), 2017 年 3 月 9 日, 自治会館(沖縄県那覇市).
3. 徳永翔, 猪口 雄三, 山崎 伸彦, 周波数空間の線形オイラー方程式による音波伝播の数値空力音響学, 日本航空宇宙学会西部支部講演会(2016), 2016 年 11 月 18 日, 九州大学(福岡県福岡市).
4. Sho Tokunaga, Yoshimi Nagayama, Yuzo Inokuchi, and Nobuhiko Yamasaki, Application of Linearized Euler Equation Solver in Frequency Domain to Sound Propagation and Radiation Problems, 8th Asian Joint Conference on Propulsion and Power (2016), 2016 年 3 月 17 日, Sunport Hall Takamatsu (香川県高松市).
5. Makoto Abo, Nobuhiko Yamasaki, and Yuzo Inokuchi, Investigation on Highly Accurate Numerical Prediction for Fan Noise, Kyushu University-KAIST Symposium on Aerospace Engineering (2015), 2015 年 12 月 10 日, 九州大学(福岡県福岡市).
6. 羽野宏紀, 山崎 伸彦, 猪口 雄三, ファン動静翼干渉騒音と空力性能に及ぼすファン幾何形状の影響, 日本航空宇宙学会西部支部講演会(2015), 2015 年 12 月 4 日, 広島大学(広島県東広島市).
7. 安保真, 山崎 伸彦, 猪口 雄三, ファン騒音の数値予測の高精度化に関する研究, 日本航空宇宙学会西部支部講演会(2015), 2015 年 12 月 4 日, 広島大学(広島県東広島市).
8. Nobuhiko Yamasaki, Hiroki Hano, Daijiro Shiraiwa and Yuzo Inokuchi, Effect of Swept Stator on Fan Tone Noise of Turbofan Engine, International Symposium on Air Breathing Engines (2015), 2015 年 10 月 27 日, Sheraton Phoenix Downtown Hotel (フェニックス, 米国).
9. 甲斐 敬浩, 山崎 伸彦, 猪口 雄三, 長井 健一郎, 複数スピーカ列による航空機エンジンファ騒音の能動的制御実験, 日

本航空宇宙学会西部支部講演会(2014),  
2014年11月28日,九州大学(福岡県福岡市).

10. 永山 善己, 山崎 伸彦, 猪口 雄三, ダクト空力音響学への線形非定常理論の適用, 日本航空宇宙学会西部支部講演会(2014), 2014年11月28日, 九州大学(福岡県福岡市).

## 6. 研究組織

### (1)研究代表者

山崎 伸彦 (YAMASAKI, Nobuhiko)  
九州大学・大学院工学研究院・教授  
研究者番号: 70166635

### (2)研究分担者

猪口 雄三 (INOKUCHI, Yuzo)  
九州大学・大学院工学研究院・准助教  
研究者番号: 30274509

### (3)連携研究者

該当なし

### (4)研究協力者

安保 真 (ABO, Makoto)  
羽野 宏紀 (HANO, Hiroki)  
富田 修平 (TOMITA, Shuhei)  
永山 善己 (NAGAYAMA, Yoshimi)  
徳永 翔 (TOKUNAGA, Syo)  
甲斐 敬浩 (KAI, Takahiro)  
又村 成美 (MATAMURA, Narumi)  
梶 良太 (KAKOI, Ryota)