

科学研究費助成事業 研究成果報告書

平成 29 年 10 月 2 日現在

機関番号：11301

研究種目：若手研究(A)

研究期間：2013～2016

課題番号：25709009

研究課題名(和文)超音速噴流から発生する非線形音響波の発生機構の解明と定量的予測

研究課題名(英文) Characterization of Generation Mechanism of Nonlinear Acoustic Waves from Supersonic Jet and Quantitative Prediction of Acoustic Waves

研究代表者

野々村 拓 (Nonomura, Taku)

東北大学・工学(系)研究科(研究院)・准教授

研究者番号：60547967

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 17,900,000円

研究成果の概要(和文)：超音速ジェットから発生する音響波の実験および高解像度数値解析を通して高精度な数値解析で何を解像すべきかを明らかにするための研究を行った。実験は音響測定、PIV、シュリーレンを行い、流れ場と音響場の構造を結びつける知見を得た。数値解析は、開発した高解像度数値解析手法を利用し、流体音響場の詳細を明らかにした。これらの結果から、乱流遷移する超音速ジェットの場合はせん断層に8点程度の解像度で乱流遷移の過程を解像することで、攪乱を与えた超音速ジェットの場合はせん断層に20点程度、周方向に512点の解像度で乱れを適切に解像することで、乱流騒音に対して十分な精度で予測できることがわかった。

研究成果の概要(英文)：What should be resolved in the simulations of supersonic jets for the highly-accurate results is investigated using experiments and high-resolution numerical analysis. In the experiments, acoustic, PIV, and Schlieren photograph measurements are conducted and the connections between flow and acoustic fields structures are clarified. In the numerical analysis, the developed high resolution schemes are employed and the details of the aeroacoustic fields are clarified. These results illustrated that the turbulent acoustic waves can be predicted with the sufficiently high accuracy by resolving the transition behavior with the mesh resolution of eight points inside the initial shear layer for the transitional supersonic jet and by resolving the turbulent behavior of initial disturbed shear layer with the mesh resolution of twenty points inside the initial disturbed shear layer and 512 points for azimuthal direction for the disturbed supersonic jet.

研究分野：流体力学

キーワード：宇宙科学 超音速噴流 空力音響 高解像度数値解析

1. 研究開始当初の背景

超音速円形ジェットはロケット噴流や超音速旅客機のエンジン排気、工業製品の製作等で用いられており、その騒音レベルが非常に高いために環境問題等につながっている。これらの音響波の学術研究は、比較的低レイノルズ数に限られ、実用的な乱流ジェットの騒音の数値解析での的確な予測は挑戦的な課題の一つである。申請者は研究開始当初までに国際共同研究で行った小型ロケット噴流からの音響波の予測ワークショップで、超音速ジェットから発生する音響波の内、低周波で顕著な「乱流の大規模構造から発生する音響波」に関しては数値解析により、5dB程度の誤差範囲内で(音圧振幅を0.5-2倍程度)で定性的に予測可能であると示した。一方、数値解析を実用上実験に置き代えるための音響レベルの誤差範囲2dB(音圧振幅を0.7-1.3倍程度以内、実験の誤差に相当)を達成するには、様々な種類(図1)の音響波の音源位置、指向性、周波数特性のそれぞれを定量的に予測する必要があるとの結論を得た。

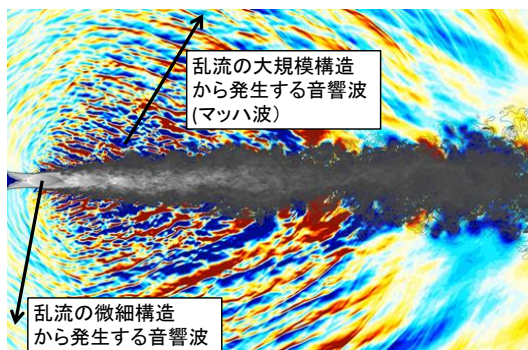


図1 超音速ジェットの数値解析の例

2. 研究の目的

背景で述べた数値解析での超音速ジェットの音響波の予測・低減を行うためには、過去の研究から分類された超音速ジェットからの音響波:

- 1)乱流の大規模構造から発生する音響波
- 2)乱流の微細構造から発生する音響波
- 3)衝撃波乱流干渉から発生する音響波
- 4)ピーク周波数を持つスクリーチ

のうち1)-3)の3種類の音響波に対して近年可能になった詳細な実験観察、高解像度数値解析を通じて発生メカニズムを再度確認し、数値解析でどのような物理現象を解像すべきかを認識することが必須である。そのためこれを本研究の目的とした。なお4)に関しては、限られた条件のみで現れる音響波で本課題では扱わない。本研究は、未解決の空力音響の基礎問題に実験と高解像度数値解析を用いて、物理メカニズムの理解を通して、数値解析で超音速ジェットから発生する空力音の予測を実現する技術の獲得を狙うものである。現在の数値空力音響解析のレベルは比較的単純な衝撃波のない亜音速ジェットに

対し定量的予測ができつつある段階であり、本研究が狙う、より複雑な超音速ジェットからの騒音の定量予測には上記物理メカニズムの理解が欠かせない。

3. 研究の方法

本研究では、実験および高解像度数値解析を通して、超音速ジェットから発生する音響波の理解を行い、音響波の発生に支配的な物理現象を抽出する。数値解析では、申請者がこれまでに用意した高速流からの音響波の発生過程を的確に捉える圧縮性コードを用いて2-10億格子点規模の解析を行った。この解析コードは6次精度コンパクト差分等を利用した非常に高解像度の手法を基にした。詳細は発表論文[学会発表10]などを参照されたい。また実験では、本科研費により購入した音響波計測、高解像度の粒子画像速度測定法(PIV)による測定に加えシュリーレン画像の取得を行い、現象理解に努めた[学会発表1,4]。この際、過去の研究で開発したデータマイニング手法を有効に活用し、目的である音響波の発生原因を明らかにした。

また、現象理解のため線形安定性解析[学会発表7]を行い、数値解析の結果のより深い理解を行った。さらに、乱流の大規模および微細構造からの音響波の理解に向けて圧縮性等方乱流、圧縮性せん断層の解析も同様の解析コードで実施し[学会発表5]、その理解を深めている。

これらの研究手法により種々の音響波対し解像すべき物理現象を明らかにした。

4. 研究成果

まず数値解析の一連の結果を示す。まず本研究では乱流の大規模構造からの音響波をターゲットにし、乱流遷移する超音速ジェットからの音響波を数値解析した(図2)。対象となる超音速ジェットのマッハ数は2.1、レイノルズ数は70,000とし、流入条件のせん断層厚さおよび微小攪乱の有無を変化させて解析を行った。上記の条件は過去の実験研究に合わせたものである。計算格子点を変化させた解析を行っており、初期せん断層に8点以上が入るように配慮することで解析結果がほとんど変化しないことを予め確認した。総格子点数は1億-2億点程度である。

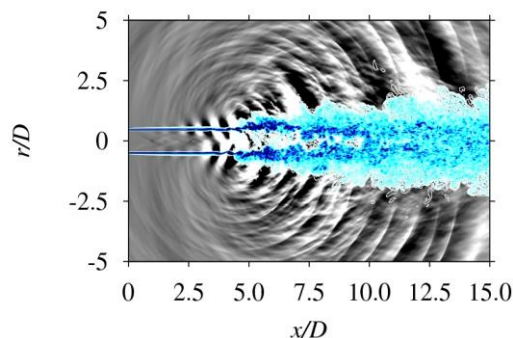


図2 乱流遷移する超音速ジェットの解析例

まず、過去の実験結果との比較を行い、現状の格子解像度に問題が無いかを確認した。図 3.4 にせん断層厚さおよび遠方場での音圧レベルの比較を示す。初期せん断層の厚さを大よそ合わせ、攪乱を入れない数値解析を実施することで2dBの誤差範囲で音圧レベルを予測できることを示した。すなわち初期せん断の挙動を正確に解像することで乱流遷移する超音速ジェットのパワーレベルを正確に捉えられる。

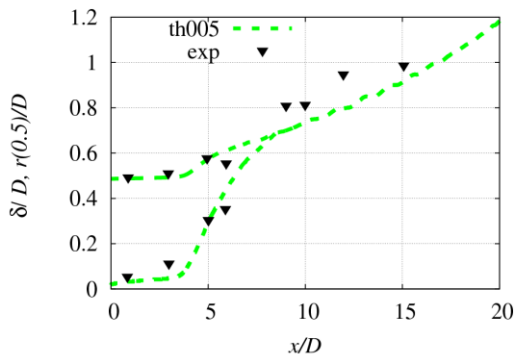


図 3 乱流遷移する超音速ジェットのせん断層厚さの実験との比較

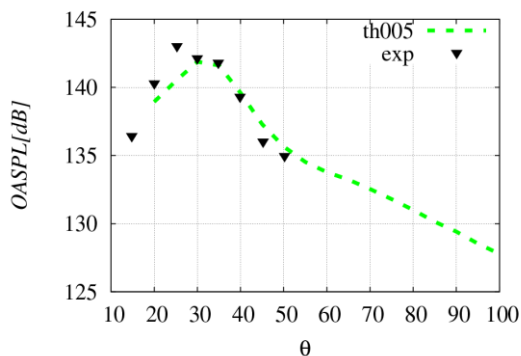


図 4 乱流遷移する超音速ジェットの遠方場音圧レベルの指向性の実験との比較

次に、乱流遷移する超音速せん断ジェットに対して初期せん断層を変化させた一連の解析を比較した。初期せん断層の変化により、速度変動の発達が大きく異なり(図 5)、結果として遠方場での音圧レベルが 10dB 程度変化する(図 6)。上記で得られた速度変動の初期の増加傾向は線形安定解析の結果と非常によく一致することを確かめており、超音速ジェットの最も不安定なモードである斜めモード(ヘリカルモード)が卓越していることを確認した。これらの結果から乱流遷移する場合に関しては、初期せん断層の厚さおよび擾乱の有無を正確に与え、初期せん断層に 8 点程度の格子解像度で解析すればおよそ 2dB 以内の誤差で正確に音響波が予測できる。

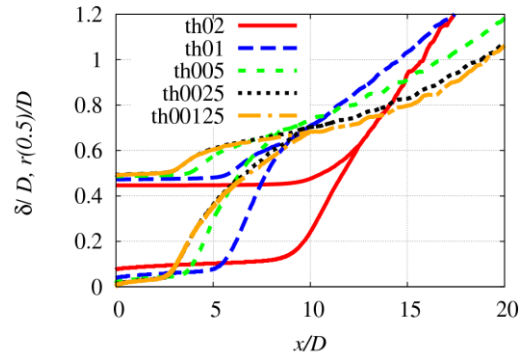


図 5 乱流遷移する超音速ジェットのせん断層厚さの比較(th02は初期せん断層 20%, th01は 10%のようにケース名を与えた)

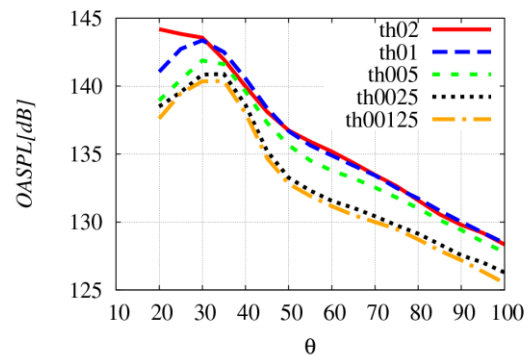


図 6 乱流遷移する超音速ジェットの遠方場音圧レベルの指向性(ケース名は図 6 に同じ)

次に乱流遷移後の超音速ジェットを模擬するためノズル内で擾乱を与えた超音速ジェットの解析を行った。マッハ数は 2.0、レイノルズ数は 900,000 とした。ノズル出口で乱流に近い状況を模擬するため、ノズル内に攪乱を入れることでその状況を模擬した。当初、ノズルスロート後の超音速領域に攪乱を加えたが、衝撃波が生じ流れが大きく乱されたため、ノズルスロート前の亜音速領域まで計算領域を拡大し、亜音速領域に攪乱を入れることでより自然な流れ場が実現できた。

攪乱を与えた超音速ジェットの解析でも同様にまず過去の実験と比較を行った。格子解像度を様々に変化させた解析を行い、実験結果と比較した。図 7, 8 にせん断層厚さおよび遠方場での音圧レベルの比較を示す。せん断層厚さの比較からは、収束解(1024,512 など)と実験とは若干の差異が見られるが、一方で、定性的には線形なせん断層の成長が見られ、乱流遷移する超音速ジェットとは異なった特徴が正確に捉えられた。また遠方での音圧レベルの比較を見ると小さい角度において本解析は音圧レベルを過少評価することがわかるが、これは計算時間の不足で低周波の変動を捉えられなかったためで、高周波の振動が主な音響波となる大きな角度では、良い一致を示す。ここでの誤差も 2dB 程度であり、周方向に 512 点、初期せん断層厚さに

16点程度の総格子点数5億点程度の解析を行うことで、十分な精度となる。

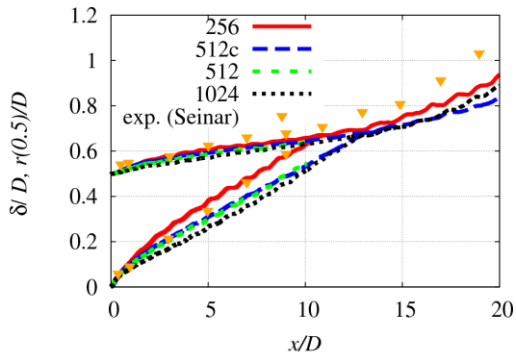


図 7 擾乱を与えた超音速ジェットのせん断層厚さの実験との比較 (256:周方向 256 点の格子, 512c:周方向 512 点+その他の方向に粗い格子, 512:周方向 512 点の格子, 1024:周方向 1024 点の格子)

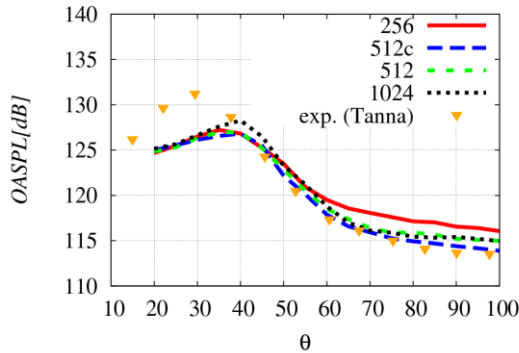


図 8 擾乱を与えた超音速ジェットの遠方場音圧レベルの指向性の実験との比較 (ケース名は図 8 に同じ)

擾乱を与えた超音速ジェットの攪乱の有無による音響波の違いを議論した。攪乱を与えない場合,弱い攪乱,強い攪乱の 3 ケースを解析した。結果を図 9, 10 に示す。攪乱を与えない場合(図中 Laminar)と与えた場合(図中 disturbed)ではせん断層の発達に若干の違いが見られ,結果として遠方場で 5dB 程度の違いが得られた。一方で攪乱の強さは調べた範囲では大きく影響を与えないこと(図中 strongly-disturbed と weakly-disturbed の違い)が分かった。今後さらなる検証は必要であるが,乱流遷移したジェットの場合は攪乱の強さにあまり影響されないため,乱流条件を模擬する攪乱を入れ,後は初期せん断層に 16 点程度を入れて解析することで 2dB 程度の予測精度で乱流騒音が予測できる。

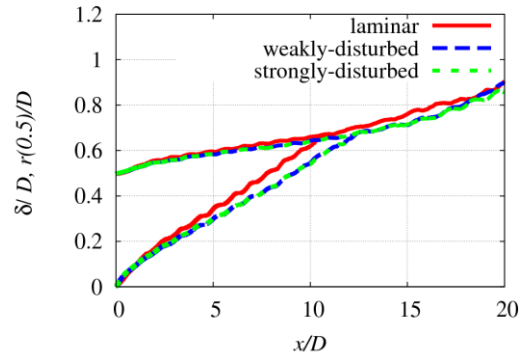


図 9 擾乱を与えた超音速ジェットのせん断層厚さ (Laminar: 擾乱なし weakly-disturbed: 弱い擾乱, strongly-disturbed: 強い擾乱)

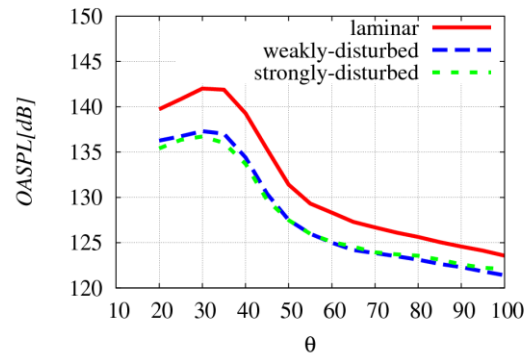


図 10 擾乱を与えた超音速ジェットの遠方場音圧レベルの指向性 (ケース名は図 10 に同じ)

次にノズルにコニカルノズルを設定し,衝撃波を発生させることで,衝撃波とせん断層の干渉による音響波の解析を行った。格子解像度は前述と同様のものである。こちらの結果は,数値不安定等で予定通りに解析が進まなかったため,期間内での数値解析は実施(図 11: ショックセルが観察できる)できたが,音響場の解析等が十分にできていない状況にある。データは得られており,これらの結果の解析は今後鋭意進めたい。

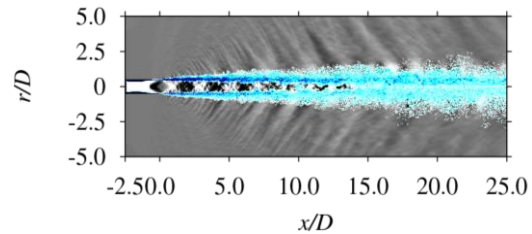


図 11 コニカルノズルを用いた場合の解析例

次に,より理想化した問題ではあるが,圧縮性等方乱流(図 12)およびせん断層(図 13)の解析結果を簡単にまとめる。音響波の発生メカニズムの詳細に迫るため,直接数値解析を行った。どちらの解析においても Lighthill の

音源項を抽出し、どのようなメカニズムで音響波が発生するかを議論した。

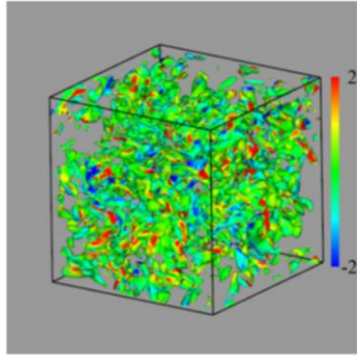


図 12 圧縮性等方乱流の解析例

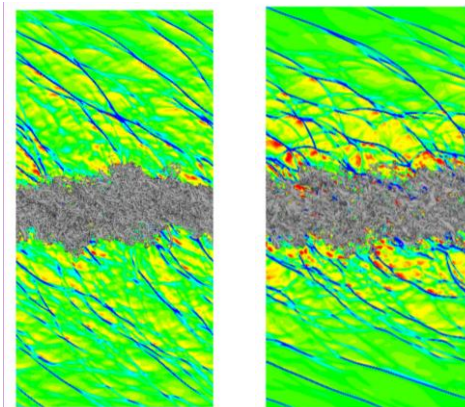


図 13 圧縮性せん断層の解析例 (左: $Mc=1.2$, 右: $Mc=1.8$)

次に実験結果を示す。本研究では速度場 (PIV) の議論には宇宙科学研究所の超音速ジェット発生装置、音響場、密度場 (シュリーレン) の議論には九州大学の超音速ジェット発生装置を利用して実験を行った。マッハ数は 2.0 とし、コンカルノズル、適正膨張ノズル、タブ付きノズルによる実験を実施した。

実験結果から、基本的に過去の実験結果と非常に良い一致の音響場が得られた。また、PIV による平均速度場情報から、せん断層の大よその厚さがわかり、数値解析をサポートする情報が得られた。また併せて、シュリーレンの結果をデータマイニング手法の一つである「周波数領域 POD」法により、処理することで、衝撃波とせん断層の干渉から音響波が発生することがわかり、衝撃波干渉音の発生様子をクリアに抽出できた(図 15)。この様子が数値解析で再現できるかの確認等を行うことで、重要な物理メカニズムの詳細に今後迫りたい。

以上のように、各種の音響波に対して、数値解析・実験を通じてその詳細な物理メカニズムを解明し、数値解析においてどの程度の数値解像度を持って解析すれば良いかを明らかにした。乱流騒音に関しては、初期せん断層厚さおよび変動量を適切に与え、乱流遷移する超音速ジェットの場合には初期せん断層厚さに 8 点程度、攪乱を与えた超音速ジェットの場合には初期せん断層厚さに 20 点

かつ周方向に 512 点程度あれば 2dB 以内の精度で音響波を予測できることが示唆された。一方、衝撃波騒音に関してはデータは得られたが、解析が不十分な面があり、今後さらなる解析を進め、同様の指標を明らかにしていきたい。

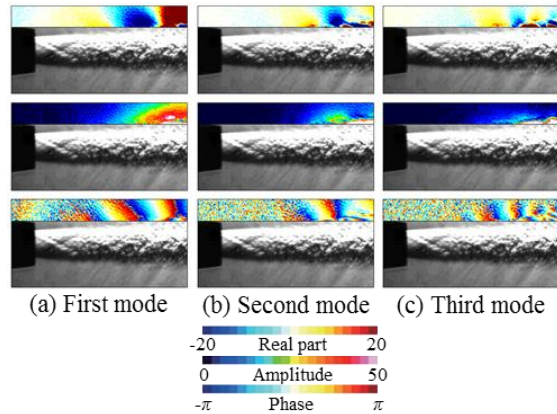


図 15 シュリーレン画像への周波数領域 POD の適用

5. 主な発表論文等 (研究代表者は下線)

[雑誌論文] (計 5 件)

1. Taku Nonomura, and Kozo Fujii, “Characteristic Finite-difference WENO Scheme for Multi-component Compressible Fluid Analysis: Overestimated Quasi-conservative Formulation Maintaining Equilibrium of Velocity, Pressure, and Temperature,” *Journal of Computational Physics*, Vol. 340 (2017) 358-388.(査読有)
doi:10.1016/j.jcp.2017.02.054
2. Daiki Terakado, Yuki Nagata, Taku Nonomura, Kozo Fujii and Makoto Yamamoto, “Computational Analysis of Compressible Gas-Particle-Multiphase Turbulent Mixing Layer in Euler-Euler Formulation,” *Transaction of JSASS, Aerospace Technology Japan*, Vol. 14 (2016) Po_2_25-Po_2_31.(査読有)
doi:10.2322/tastj.14.Po_2_25
3. Taku Nonomura, Hironori Honda, Yuki Nagata, Makoto Yamamoto, Seichiro Morizawa, Shigeru Obayashi, and Kozo Fujii, “Plate-angle Effects on Acoustic Waves from Supersonic Jets Impinging on Inclined Plates,” *AIAA Journal*, Vol. 54 (2016) pp. 816-827.(査読有)
doi:10.2514/1.J054152
4. Taku Nonomura, Daiki Terakado, Yoshiaki Abe, and Kozo Fujii, “A New Technique for Freestream Preservation of Finite-difference WENO on Curvilinear Grid,” *Computers and Fluids*, Vol. 107 (2015) pp. 242-255.(査読有)
doi:10.1016/j.compfluid.2014.09.025

5. Taku Nonomura, Seiichiro Morizawa, Shigeru Obayashi, and Kozo Fujii, "Computational Prediction of Acoustic Waves from a Subscale Rocket Motor," Transaction of JSASS, Aerospace Technology Japan, Vol. 12 (2014) pp. Pe_11-Pe_17.(査読有)
doi:10.2322/tastj.12.Pe_11

[学会発表] (計 26 件)

1. Yuta Ozawa, Taku Nonomura, Masayuki Anyoji, Akira Oyama, Hiroya Mamori, Naoya Fukushima, Kozo Fujii and Mokoto Yamamoto, "Analysis of Nozzle Geometry Effect on Supersonic Jet Noise Using Schlieren," 5th Joint Meeting of the Acoustical Society of America and Acoustical Society of Japan, Nov. 28th- Dec. 2nd 2016, Hilton Hawaiian Village Waikiki Beach Resort, Honolulu, Hawaii, USA.
2. Hiroaki Nakano, Taku Nonomura, Masayuki Anyoji, Akira Oyama, Hiroya Mamori, Naoya Fukushima, Kozo Fujii and Makoto Yamamoto, "Large Eddy Simulations of Acoustic Waves Generated From Hot and Cold Supersonic Jet at Mach 2.0," 5th Joint Meeting of the Acoustical Society of America and Acoustical Society of Japan, 2016. Nov. 28th- Dec. 2nd 2016, Hilton Hawaiian Village Waikiki Beach Resort, Honolulu, Hawaii, USA.
3. Taku Nonomura, "Large-scale Computational Aeroacoustic Simulations of a Supersonic Jet," JHPCS' 16 JARA-HPC Symposium (招待講演), Oct. 4th-5th, 2016, RWTH Aachen University, Aachen, Germany.
4. Yuta Ozawa, Taku Nonomura, Akira Oyama, Hiroya Mamori, Naoya Fukushima and Makoto Yamamoto, "Experimental Study on the Relationship Between Shear Layer and Acoustic Wave of Supersonic Jet," 11th European Fluid Mechanics Conference, Sept. 12th -16th, 2016, Barceló Renacimiento Hotel, Seville, Spain.
5. Daiki Terakado, Taku Nonomura, Akira Oyama and Kozo Fujii, "Mach Number Dependence on Sound Sources in High Mach Number Turbulent Mixing Layer" 22nd AIAA/CEAS Aeroacoustic Conference, May 30th- June1st, 2016, Centre de Congrès de Lyon, Lyon, France.
6. Taku Nonomura, Akira Oyama, Kozo Fujii, Koichi Morihira, Gabriel Pichion, and Daiki Terakado, "Effects of Disturbed Nozzle-exit Boundary Layers on Acoustic Waves from Ideally Expanded Supersonic Jet," 22nd AIAA/CEAS Aeroacoustic Conference, May 30th- June1st, 2016, Centre de Congrès de Lyon, Lyon, France.
7. Taku Nonomura and Kozo Fujii, "Linear

Stability Analysis and Large Eddy Simulations for Acoustic Wave Generation Mechanism of a Transitional Supersonic Jet," 5th International Conference on Jets, Wakes and Separated Flows, June 15th-18th, 2015, KTH, Stockholm, Sweden.

8. Daiki Terakado, Taku Nonomura, Makoto Sato and Kozo Fujii, "Compressibility Effects on Sound Source Distributions in Isotropic Compressible Turbulence," 10th International EROFTAC Symposium on Engineering Turbulence Modeling and Measurement, Sept. 17th-19th, 2014, Don Carlos Resort, Marbella, Spain.
9. Taku Nonomura and Kozo Fujii, "Effects of Characteristics of Laminar Shear Layer On the Transitional Supersonic Jet FLOWS" 4th International Conference on Jets, Wakes and Separated Flows, Sept. 17th-19th, 2013, Nagoya University, Nagoya, Aichi, Japan.
10. Taku Nonomura and Kozo Fujii, "Effects of Inflow Shear Layer Parameters on a Transonic Supersonic Jet with a Moderate Reynolds Number,". 19th AIAA/CEAS Aeroacoustic Conference, May, 27th-29th, 2013, Ramada Hotel Berlin Alexanderplatz, Berlin, Germany.

(他 16 件)

[図書] (計 1 件)

1. Taku Nonomura, and Kozo Fujii, "Linear Stability Analysis and Large Eddy Simulations for Acoustic Wave Generation Mechanism of a Transitional Supersonic Jet," Proceedings of 5th International Conference on Jets, Wakes and Separated Flows, Springer, 2016.(査読有)

6. 研究組織

(1)研究代表者

野々村 拓 (Taku Nonomura)

国立大学法人東北大学大学院工学研究科航空宇宙工学専攻・准教授

研究者番号： 60547967