

令和 6 年 5 月 23 日現在

機関番号：12601

研究種目：若手研究

研究期間：2021～2023

課題番号：21K14349

研究課題名（和文）空間進行法を用いた全空間・高速CFDによるソニックブームの大規模構造解明

研究課題名（英文）Elucidation of large-scale structure of sonic boom based on fast full-field CFD using space marching method

研究代表者

山下 礼 (Yamashita, Rei)

東京大学・大学院工学系研究科（工学部）・准教授

研究者番号：20804644

交付決定額（研究期間全体）：（直接経費） 3,300,000円

研究成果の概要（和文）：超音速機から発生するソニックブームは、準1次元音響解析で評価されてきたが、その適用範囲は衝撃波が回折する前までに限定されている。本研究では、空間進行法（超音速流方向に計算を進めていく高速解法）を用いた全空間・高速シミュレーション法を構築し、ソニックブームが回折して消失するまでの3次元空間内での挙動を調査した。そして、飛行試験以外では評価が困難とされてきた、斜め下方に伝播する衝撃波の回折現象（横方向カットオフ）、及び上空で回折する衝撃波が地上に到達して生じるセカンダリーブーム現象の減衰・消失機構を解明した。

研究成果の学術的意義や社会的意義

超音速機から発生する衝撃波がもたらす爆発音（ソニックブーム）は、次世代超音速旅客機を導入する上で最も重要な課題である。本研究では、前例のない複雑なソニックブーム現象の直接シミュレーションに成功し、飛行試験以外では評価が困難とされてきた、実在大気中で生じる衝撃波の回折現象を明らかにした。これらの成果は、国際民間航空機関（ICAO）で議論されているソニックブームの基準策定や超音速旅客機の開発促進に繋がるものである。

研究成果の概要（英文）：Sonic boom emanating from a supersonic aircraft has been evaluated using quasi-one-dimensional acoustic analysis in which shock wave diffraction cannot be analyzed. In this study, a fast full-field direct simulation method using a space marching method was developed for investigating three-dimensional sonic boom propagation through a stratified atmosphere. Full-field simulations were made to clarify lateral cutoff phenomenon in which shock waves propagating obliquely downward are diffracted due to atmospheric temperature variation with altitude, and secondary sonic booms in which shock waves propagating upward are diffracted over an aircraft, reaching the ground.

研究分野：高速空気力学

キーワード：全空間シミュレーション 空間進行法 ソニックブーム カットオフ セカンダリーブーム 衝撃波 CFD 数値流体力学

科研費による研究は、研究者の自覚と責任において実施するものです。そのため、研究の実施や研究成果の公表等については、国の要請等に基づくものではなく、その研究成果に関する見解や責任は、研究者個人に帰属します。

## 様式 C-19、F-19-1 (共通)

### 1. 研究開始当初の背景

超音速機から発生する衝撃波がもたらす爆発音(ソニックブーム)は、次世代超音速旅客機を導入する上で最も重要な課題である。ソニックブームは、準1次元音響解析で評価されてきたが、その適用範囲は衝撃波が回折する前までに限定されている。そのため、飛行試験以外では評価が困難な現象として、斜め下方に伝播する衝撃波の回折現象(横方向カットオフ)や、上空で回折する衝撃波が地上に到達して生じるセカンダリーブームなどがあげられる。また、飛行試験データには限りがあり、実在大気中を伝播するソニックブームの全貌は解明できていない。そのため現状では、ソニックブームの影響範囲を特定するのは難しい。

これまでの研究で、超音速機から発生した衝撃波を地上まで数値流体力学(CFD)解析する手法(全空間シミュレーション法)を構築し、実在大気中における衝撃波の回折現象が評価できることを確認した。しかし、数10 kmに亘る広大な計算空間を扱うため、計算コストが膨大となり、カットオフなどの現象調査は進んでいない。

### 2. 研究の目的

本研究では、空間進行法(超音速流方向に計算を進めていく高速解法)を用いた全空間・高速シミュレーション法を新たに構築し、ソニックブームが発生してから消失するまでの全領域に亘る直接解析を実現する。そして、横方向カットオフ現象、及びセカンダリーブーム現象を解明し、ソニックブームの大規模構造を明らかにする。

### 3. 研究の方法

既存の時間進行法を用いた全空間シミュレーションでは、計算コストが膨大となり、実在大気中で起きる大規模な衝撃波の現象を正確かつ効率よく解析するのは難しい。そこで本研究では、空間進行法に着目した。空間進行法とは、超音速流の場合に全ての情報が下流方向のみに伝播する性質を利用し、上流から下流にスイープさせて計算する手法である。本手法では、3次元定常問題を2次元非定常問題として扱うことが可能であり、基本的には繰り返し計算も不要となる。そのため、計算コストを大幅に削減できる。

全空間シミュレーションでは、大気の状態性(大気条件の高度方向変化)を考慮する必要があるが、空間進行法で層状大気を考慮した計算例はない。また、空間進行法では、計算の安定条件により格子の形状が制限される。上記の点を踏まえ、本研究では、層状大気を考慮可能な空間進行法、及び空間進行法に適した格子形成手法を構築し、高速かつ高精度な全空間シミュレーションを実現した。そして、構築した全空間・高速シミュレーション法を適用することで、膨大な計算コストが障壁となり解析が進んでいなかった、カットオフ現象やセカンダリーブーム現象の調査を行った。

### 4. 研究成果

#### (1) 空間進行法と併用可能な準適合格子形成手法の構築

衝撃波を高精度で捕らえるためには、衝撃波に沿った適合格子が必要である。しかし、空間進行法では、計算の安定条件により格子の形状が制限されるため、衝撃波に沿った適合格子の使用は困難であった。そこで予備計算結果を利用することで、計算の安定条件を満足し、かつ可能な限り衝撃波に沿った準適合格子を形成するための手法を構築した。

準適合格子の有効性を確認するため、超音速機まわりの流れ場を対象に3次元CFD解析を実施した。なお、空間進行法では超音速流条件の制限により、複雑な形状を考慮した計算は難しい。そのため、機体近傍のみ時間進行法による解析を行い、機体長の0.3倍~10倍までの領域を空間進行法で評価した。その結果、空間進行法の計算は、準適合格子を用いることで大幅な高速化に成功し、通常のノートパソコンでも1分以内で計算できるようになった。また、NASAが使用している空間進行法ベースの解析ツールと比較しても、計算速度が30倍以上速いことを確認した。上記の成果は、超音速機の設計で必須となるパラメトリックスタディの高効率化に直結するものであり、高性能な超音速機を効率よく設計するために有用な手法を構築できたと考えられる。また、NASAなどが実施しているシミュレーションと比べても、同等以上のシミュレーションが実施できることを示し、次世代超音速旅客機の開発における日本のプレゼンスを高めることにも繋がった。

#### (2) 空間進行法を用いた全空間・高速シミュレーション法の構築

全空間シミュレーションでは、数10-100 kmに亘る広範囲の解析が必要となる。そのため、上述した準適合格子を用いた空間進行法に加えて、層状大気を考慮するための手法、及び計算負荷を軽減するための手法が必須となる。本研究では、(i)空間進行法、(ii)準適合格子形成手法、(iii)層状大気を考慮可能な安定解法、(iv)効率的に計算を実施するための移動計算領域法を組み合わせることで、全空間・高速シミュレーションを実現した。以下にテスト計算の結果を示す。

### ① 計算精度検証

計算精度を確認するため、宇宙航空研究開発機構（JAXA）が行った D-SEND#1 飛行試験を再現した。計算結果は、飛行試験データ、既存の時間進行法を用いた全空間シミュレーション結果、及び準 1 次元音響解析結果と比較し、衝撃波が回折する前までの全領域で解析精度が十分高いことを確認した。その際、時間進行法の代わりに空間進行法を用いることで、計算時間を 1% 以下に削減できることも確認した。

### ② 実機形状・実飛行条件での解析

AIAA Sonic Boom Prediction Workshop で使用された 3 次元機体まわりの流体解析にも適用した。衝撃波が回折する直前までの解析結果は、workshop の結果とよく一致し、これまで困難であった実機形状・実飛行条件での高速・高精度計算が実施できることを確認した。このことから、これまで全空間シミュレーションは、主に複雑なソニックブーム現象の調査に用いられてきたが、今後は設計等にも十分に適用していくことが可能となった。さらに、全空間シミュレーションでは、衝撃波が伝播する 3 次元空間の全ての情報を取得できるため、従来とは異なる大規模データに基づいた新しい設計手法の開拓にも繋がることと期待される。

### ③ 横方向カットオフ現象の解析

横方向カットオフの解析に適用し、時間進行法によるシミュレーションよりも、高速かつ高精度で計算できることを確認した。空間進行法の場合、3 次元計算を実質 2 次元の計算コストで実施できるため、格子解像度を格段に向上させることができる。そのため、これまで定量的な評価が困難であった衝撃波の集積現象をより詳細に解析できるようになった。しかし、流れ場が大きく変動する領域では、衝撃波に沿った準適合格子が歪み、計算条件によっては横方向カットオフを評価できないケースがあった。代替手段として、直交格子ベースの計算手法も構築し、計算コストは高くなるが、あらゆる条件下で横方向カットオフの調査が実施できることを確認した。そのため、以下に示すカットオフ現象やセカンダリーブーム現象の調査は主に直交格子ベースの全空間シミュレーションで行った。なお、準適合格子の方が計算効率は格段に高いので、設計で必要となるパラメトリックスタディを実施するためには、準適合格子であらゆる条件下での解析を実現することが今後の課題である。

#### (3) カットオフ現象の調査

カットオフ領域では、入射波が上空に戻っていく回折波、及び回折せずに透過していくエバネセント波に分裂する。また、入射波と回折波が集積することで非常に強いソニックブーム（フォーカスブーム）が発生する場合がある。横方向カットオフで最も注視されている点は、地上でフォーカスブームが発生するか否かである。その点を踏まえ、本研究では、フォーカスブームへの影響が大きい効果として、地面効果、温度逆転層での回折効果、及びマッハ数効果に焦点を当てて解析を実施した。なお、研究を効率よく遂行するためには、できる限り簡易化した問題設定が望ましい。そこで、まずは地面効果と温度逆転層での回折効果を調査するため、横方向カットオフと類似した現象であるマッハカットオフ（機体直下で局所マッハ数が 1 以下になると生じる回折現象）を対象に 2 次元解析を行った。ここで、マッハカットオフの解析では亜音速領域を扱う必要があるため、時間進行法を適用した。上記の解析結果を踏まえ、最後に空間進行法による 3 次元解析を実施し、マッハ数効果を含めた横方向カットオフ現象の調査を行った。以下に詳細を示す。

#### ① 地面効果

衝撃波が地上付近で回折する場合、入射波、回折波、エバネセント波、及び地上からの反射波が混在した流れ場が形成され、ソニックブームの圧力波形も変化する。本解析では、回折する高度に応じて圧力波形が変化するメカニズムを調査した。その結果、回折領域が地面から十分離れている場合、入射波（N 波）と回折波が集積することでフォーカスブームによる U 字型の圧力波形（U 波）が生じた。一方、回折領域が地面に近接している場合、回折せずに地面で反射するだけの波が出てくるので、前方の波形はフォーカスブームによる U 波となり、後方の波形は元の N 波となった。そして、U 波と N 波の割合は、回折する高度に応じて変化することを明らかにした。通常、ソニックブームの評価では、反射係数を積算することで、簡易的に地面の影響を考慮している。しかし、カットオフの評価では、地面の影響を考慮した解析が必要であることが分かった。

#### ② 温度逆転層での回折効果

温度逆転層でカットオフが起きると、一度回折して上空に向かっていった衝撃波が、再度回折して地上に戻ってくることが予想された。この場合、ソニックブームが長時間持続する可能性があり、飛行条件を選定する上で重要な要素となる。そこで本研究では、温度逆転層での回折効果を調査した。その結果、ソニックブームの波形は、回折を繰り返すことで、何度も形を変えながら地上付近で停滞することが分かった。これは温度逆転層でカットオフが起きると、ソニックブームによる爆発音が何度も発生することを示唆している。そのため、温度逆転層でカットオフが発生しない飛行条件の選定が重要であることが分かった。また、回折による波形の変化は、caustic の線形理論で表れるヒルベルト変換（位相を 90 度ずらす変換）で近似的に予測できることも確

認した。なお、後述するセカンダリーブーム現象は、温度逆転層で生じるカットオフ現象のスケールを拡大した現象である。このことから、本解析で得られた知見は、セカンダリーブーム現象を解明する上でも有用な知見となる。

### ③ マッハ数効果

横方向カットオフが生じる位置は、飛行マッハ数が高くなるほど、飛行経路から離れていき、回折衝撃波の曲率も変化する。そのため、横方向カットオフ現象はマッハ数に強く依存している。本研究では、飛行マッハ数を変化させた複数の条件で地面効果も考慮した3次元解析を実施し、マッハ数効果の影響を調査した。その結果、飛行マッハ数が低く、横方向カットオフの位置が機体直下に近い場合、地上で入射波と回折波が干渉し、フォーカスブームが発生した。一方、飛行マッハ数が高く、横方向カットオフの位置が機体直下から離れた場合、地上では衝撃波が集積せず、上空のみで集積した。横方向カットオフ時に衝撃波の集積が起きるか否かは、ソニックブーム強度を推算する上で重要な要素となる。そのため本成果は、横方向カットオフ領域でのソニックブーム基準を策定する上での指標となる。

### (4) セカンダリーブーム現象の調査

本研究では、空間進行法を適用することで、全空間シミュレーションの計算コストを大幅に削減したが、実際の飛行条件や大気条件を考慮した数100 kmに亘る大規模計算を実施するのは未だ難しかった。そのため、縮尺した大気モデルを想定し、前例のないセカンダリーブームの解析に着手した。その結果、層状大気中を伝播する衝撃波の全貌を捕らえ、セカンダリーブームが地上まで到達する様子を捕らえることに成功した。本解析により、衝撃波の回折領域や温度減率の変曲点で衝撃波が集積し、圧力上昇値が増加することが分かった。また、機体下面で発生した衝撃波によって生じるプライマリーブーム（通常のソニックブーム）とセカンダリーブームの間にはソニックブームの影響をほとんど受けない特異な領域が存在した。圧力波形の遷移については、回折する毎に波形の形状が大きく変化しながら減衰していき、最終的に消失することが確認できた。このことから、セカンダリーブームの伝播特性を解明し、ソニックブームの全貌を解き明かすことができたと考えている。ただし、計算コストの問題で、縮尺した大気条件で解析せざるを得なかった。また、空間進行法を適用するために、全領域で超音速流条件を満足するような飛行条件を設定していた。そのため、亜音速領域の計算も高速で実施できる手法を構築し、実際の飛行条件や大気条件でセカンダリーブームの解析を実現することが今後の課題である。

### (5) まとめ

本研究では、空間進行法ベースの全空間・高速シミュレーション法を構築し、飛行試験以外では評価が困難であったカットオフ現象及びセカンダリーブーム現象の解明に着手した。カットオフ現象に関しては、地面効果、温度逆転層での回折効果、及びマッハ数効果を明らかにした。また、セカンダリーブームについては、世界初の直接解析を実現し、セカンダリーブームを評価できる唯一無二の手法を構築することができた。そして、簡易的な飛行条件・大気条件での解析であるが、実在大気中における衝撃波の発生から消失に至るメカニズムを解明し、ソニックブームの全貌を明らかにした。以上から、研究当初の目的は達成したと考えている。

本研究では、世界に先んじてバーチャル空間で大規模なシミュレーションを実現し、飛行試験以外では評価が困難であったソニックブームの全貌を解明した。本研究で得られた知見は、国際民間航空機関（ICAO）で議論されているソニックブームの国際基準策定に貢献するものであり、次世代超音速旅客機の開発における日本のプレゼンスを高めることにも繋がった。全空間シミュレーションは、発展途上の手法であり、バーチャル空間で実際の飛行試験に相当する数値飛行実験を実現するために、さらなる発展が期待されている。

## 5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕 計4件（うち査読付論文 4件/うち国際共著 1件/うちオープンアクセス 0件）

1. 著者名 Yamashita Rei, Makino Yoshikazu	4. 巻 61
2. 論文標題 Ground Effects on Mach Cutoff Phenomenon of Sonic Boom	5. 発行年 2023年
3. 雑誌名 AIAA Journal	6. 最初と最後の頁 602 ~ 611
掲載論文のDOI (デジタルオブジェクト識別子) 10.2514/1.J062079	査読の有無 有
オープンアクセス オープンアクセスではない、又はオープンアクセスが困難	国際共著 -
1. 著者名 Yamashita Rei, Makino Yoshikazu	4. 巻 35
2. 論文標題 Mach cutoff phenomenon of sonic boom in temperature inversion layers	5. 発行年 2023年
3. 雑誌名 Physics of Fluids	6. 最初と最後の頁 036116-1 ~ 10
掲載論文のDOI (デジタルオブジェクト識別子) 10.1063/5.0143378	査読の有無 有
オープンアクセス オープンアクセスではない、又はオープンアクセスが困難	国際共著 -
1. 著者名 Yamashita Rei, Makino Yoshikazu, Roe Philip L.	4. 巻 60
2. 論文標題 Fast Full-Field Simulation of Sonic Boom Using a Space Marching Method	5. 発行年 2022年
3. 雑誌名 AIAA Journal	6. 最初と最後の頁 4103 ~ 4112
掲載論文のDOI (デジタルオブジェクト識別子) 10.2514/1.J061363	査読の有無 有
オープンアクセス オープンアクセスではない、又はオープンアクセスが困難	国際共著 該当する
1. 著者名 Yamashita Rei, Ishikawa Hiroaki	4. 巻 487
2. 論文標題 A semi-adapted space marching method for fast sonic boom prediction	5. 発行年 2023年
3. 雑誌名 Journal of Computational Physics	6. 最初と最後の頁 112170-1 ~ 16
掲載論文のDOI (デジタルオブジェクト識別子) 10.1016/j.jcp.2023.112170	査読の有無 有
オープンアクセス オープンアクセスではない、又はオープンアクセスが困難	国際共著 -

〔学会発表〕 計6件（うち招待講演 0件 / うち国際学会 4件）

1. 発表者名 Yamashita Rei、Makino Yoshikazu
2. 発表標題 Ground Effects on Mach cutoff Phenomena of Sonic Boom
3. 学会等名 AIAA AVIATION Forum (国際学会)
4. 発表年 2022年

1. 発表者名 Yamashita Rei、Makino Yoshikazu
2. 発表標題 Mach Cutoff Behavior of Sonic Boom in Temperature Inversion Layers
3. 学会等名 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology (APISAT) (国際学会)
4. 発表年 2022年

1. 発表者名 山下礼、牧野好和
2. 発表標題 層状大気中におけるソニックブームの空間進行CFD解析
3. 学会等名 第53回流体力学講演会 / 第39回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム
4. 発表年 2021年

1. 発表者名 Yamashita Rei、Makino Yoshikazu、Roe Philip L.
2. 発表標題 Fast Full-Field Simulation of Sonic Boom Using Space Marching Method
3. 学会等名 AIAA AVIATION 2021 Forum (国際学会)
4. 発表年 2021年

1. 発表者名 Yamashita Rei
2. 発表標題 A Space-Marching Immersed-Boundary Method for Near-Field Sonic Boom Simulation
3. 学会等名 12th International Conference on Computational Fluid Dynamics (ICCFD12) (国際学会)
4. 発表年 2024年

1. 発表者名 山下礼
2. 発表標題 セカンダリーブーム予測に向けた全空間CFD解析
3. 学会等名 第56回流体力学講演会 / 第42回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム
4. 発表年 2024年

〔図書〕 計0件

〔産業財産権〕

〔その他〕

全空間シミュレーションによるソニックブーム解析の紹介 <a href="https://sites.google.com/view/jaxa-aero-update/">https://sites.google.com/view/jaxa-aero-update/</a>
---

6. 研究組織		
氏名 (ローマ字氏名) (研究者番号)	所属研究機関・部局・職 (機関番号)	備考

7. 科研費を使用して開催した国際研究集会

〔国際研究集会〕 計0件

8 . 本研究に関連して実施した国際共同研究の実施状況

共同研究相手国	相手方研究機関			
米国	University of Michigan			