

科学研究費助成事業 研究成果報告書

平成 29 年 5 月 24 日現在

機関番号：11301

研究種目：基盤研究(C) (一般)

研究期間：2014～2016

課題番号：26420099

研究課題名(和文) 非定常離脱衝撃波の実証実験とその動的制御を目指した理論構築

研究課題名(英文) Experimental demonstration of unsteady detached shock wave and theory development toward its active control

研究代表者

大西 直文(Ohnishi, Naofumi)

東北大学・工学研究科・教授

研究者番号：20333859

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)：非定常衝撃波の積極的な工学応用を目指し、数値計算と弾道飛行装置を用いた実験によって、鈍頭物体前方に形成される離脱衝撃波の不安定性について調査した。離脱衝撃波が低比熱比、高マッハ数条件下で不安定化することを実証実験によって確認し、その臨界条件が数値計算で予測できることを示した。また、飛行物体の前方形状が角を持つと、離脱衝撃波の不安定化に有利であり、そこで発生する音波が不安定性の誘起に重要な役割を担っていることを明らかにした。

研究成果の概要(英文)：An instability of a detached shock wave formed in front of a blunt body was investigated by numerical simulations and experiments using a ballistic range toward an engineering application of unsteady shock waves. The experiments successfully demonstrated that the detached shock wave is unstable under low-specific-heat-ratio and high-Mach-number conditions, and the numerical simulations were able to predict the critical condition of the instability. Moreover, the front shape of the projectile equipped with an edge is preferable to destabilize the detached shock wave, and acoustic waves emitted from the edge play a significant role on inducing the instability.

研究分野：高温気体力学

キーワード：衝撃波 流体不安定性 低比熱比気体 弾道飛行装置 数値流体力学

1. 研究開始当初の背景

超音速で気体中を移動する物体にとって避けることのできない衝撃波の発生は、造波抵抗の発生や対流熱負荷の増大、さらにはソニックブームと呼ばれる騒音の発生を伴うため、飛行性能の低下や耐熱材料の必要性、周囲環境への悪影響等、様々な技術的問題の原因となり、それはひとえに衝撃波の発生に起因するものである。本研究課題以前に代表者らは、パルスエネルギーを鈍頭物体前方に付与することによって離脱衝撃波上流に低密度領域を形成し、それを衝撃波と干渉させることで造波抵抗を低減する手法の研究について、数値計算と理論解析によって取り組んで来た。代表者らは特に衝撃波面における非定常現象に焦点を当て、低密度領域が衝撃波面に到達したときに流体力学的不安定性が生じ、比較的強い渦が生成されることで造波抵抗が大幅に低減されることを示した。

一方で、低比熱比気体中の鈍頭超音速飛行物体の前方に形成される離脱衝撃波が不安定になる現象が報告されており、そのような衝撃波自身が持つ不安定性を利用して非定常衝撃波を維持できれば、より効率的に造波抵抗を低減することが可能になると考えられる。ところがそのような報告は、30年以上前にロシアの研究者によって行われた実験研究によるものだけである。低比熱比気体は、必然的に分子量の大きい気体になるため、衝撃波背後において解離現象を誘発しやすく、流れ場は化学反応を伴った複雑なものとなる。したがって詳細な解析には、数値的研究が有効であると考えられる。ところが、数値計算手法によっては、低比熱比気体の衝撃波でカーブクル現象と呼ばれる衝撃波面における数値不安定性が発生しやすいため、信頼性の高い非定常衝撃波の解析には、実験との相補的なアプローチが必要である。

2. 研究の目的

前節の背景を踏まえて、本研究では、実験的研究と数値的研究を連携し、系統的な研究を行うことで、気体中の衝撃波不安定性の実験的検証と数値計算による形成過程の詳細を調べることにした。特に、数値計算で得られる不安定条件が実際に実験でも再現できることを確かめ、それを根拠として数値計算結果から不安定性のメカニズムを考察することを旨とする。さらに、得られた不安定条件により、工学応用を念頭に置いた現実的状況下における不安定性発生を検討することを目的とする。

3. 研究の方法

数値計算を軸として、実験による原理実証および理論解析による機構の理解を同時に進めることで、系統的に離脱衝撃波の不安定性を調べ、その応用技術の提案を目指す。研究の初期段階としては、気体の条件や飛行物体の形状に注目しながら、三次元数値流体力学を用いて不安定性が見られる条件を調べる。

特に、不安定性の臨界条件に着目し、不安定状態に移移する条件における流れ場の変化を調べる。またその結果に基づき、東北大学流体科学研究所の弾道飛行装置(図1)によって高解像度撮影を行い、非定常振動を含めた衝撃波構造と後流の様子を調べ、実験でも同条件で不安定状態の遷移が起こるかを確かめる。試験気体として空気だけでなく低比熱比気体も使用することから、その使用量削減や試験の効率化を図るため弾道飛行装置内に試験チャンバー(図2)を設置する。同時に、数値計算結果から衝撃層内の音波モードの伝搬を調べ、安定性解析によって不安定性モードを抽出することで、不安定現象のメカニズムについての考察を行う。

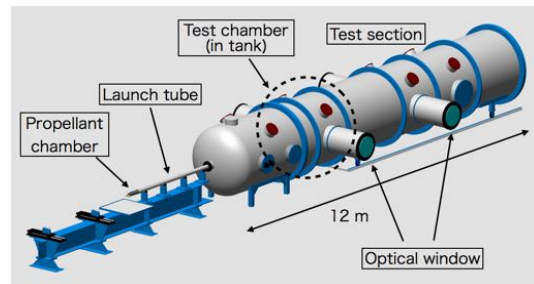


図1 弾道飛行装置の概略図

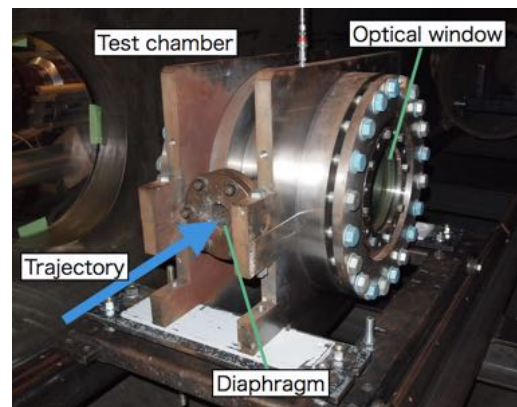


図2 使用した試験チャンバー

4. 研究成果

初年度は、弾道飛行装置による実験と三次元数値計算によって離脱衝撃波の不安定性発生についての調査と解析を行った。弾道飛行装置による実験においては、それまでの予備研究を参考に飛行体の検討を行い、サボを用いずに、円錐状のジュラルミンを円柱状のポリカーボネートに埋め込む形を採用した(図3)。これにより、再現性の良い実験結果が得られるようになり、20回を超える有効ショットを得ることができた。このうち、低比熱比気体であるHFC-134aを用いた全てのショットでは、衝撃波面に歪み、もしくは飛行体後流に非定常な乱れを観測することができ、非定常衝撃波が発生したと考えられる。一方で、空気中でのショットは全て衝撃波が定常であった。また、衝撃波面の歪みが大きかったショットでは、歪みが下流へと流れ去る様子か

観察された。このような様子が三次元数値計算でも確認され、実験によって衝撃波不安定性を実証できたと考えられる。飛翔体の頭部を円柱形状に変更し、さらに空気とHFC-134aの混合によって比熱比を変化させた条件によって実験を行い、不安定性が出現する条件を調べたところ、これまでの数値計算から得られていた予想の通り、頭部形状の端が鋭く尖り試験気体の比熱比が小さい条件の方が、より不安定になりやすいことを実験からも確かめることができた。また、数値計算から全体安定性解析を行い、物体の角付近から出た音波が衝撃波面との間で増幅されることを示唆する結果を得た。

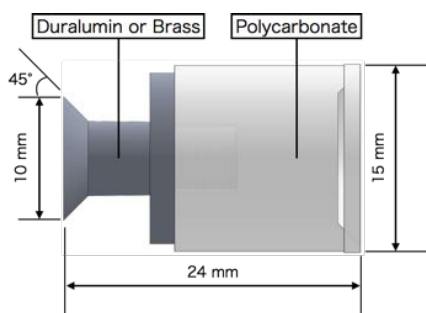


図3 実験に使用した飛翔体の模式図

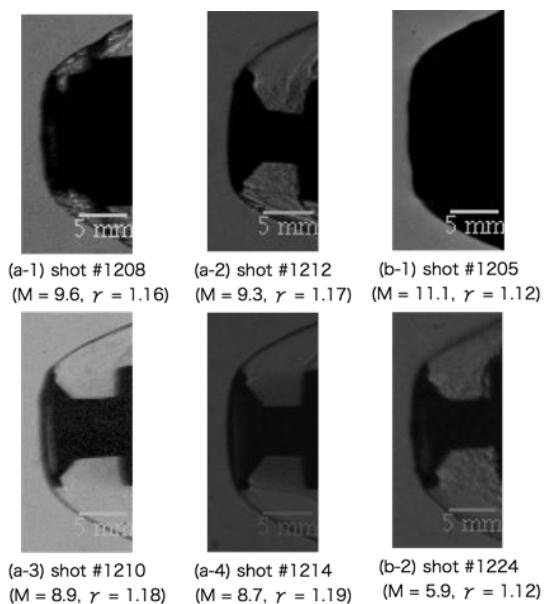


図4 様々な条件における衝撃波面の様子

第二年度は、引き続き弾道飛行装置によって離脱衝撃波不安定性の発生条件を調べた。特にHFC-134aと空気の混合気体を用いることで比熱比を調整した試験を行い、これまでよりも詳細に比熱比依存性を調べた(図4)。その結果、マッハ数が10程度では、比熱比が1.18付近に臨界条件があり、これまで数値計算で得られた結果と矛盾しないことがわかった。これは、実験で初めて臨界条件を求めたというだけでなく、数値計算の妥当性も同時に示した重要な成果である。また、二次元計算によって熱化学非平衡性の影響を調べたと

ころ、解離反応が起こるマッハ数領域であるにも関わらず、実施した実験条件では熱化学非平衡性の影響がそれほど大きくないことがわかった。さらに、この現象と関連の深い流れ場の数値解析にも取り組み、特に鈍頭を持つ極超音速中の円錐形状周りにおける衝撃層について全体安定性解析を行い、衝撃風洞で得られている高エンタルピー条件の実験結果と比較することで、全体安定性解析の有用性を示すことができた。

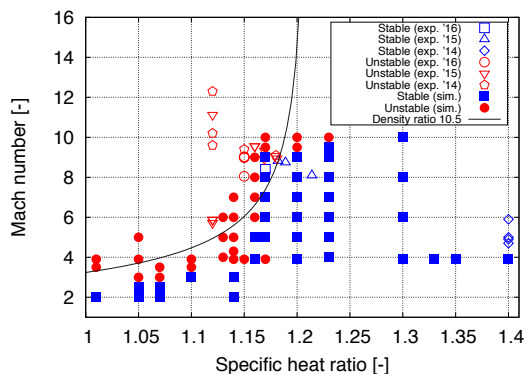


図5 比熱比-マッハ数平面における安定性

最終年度は、引き続き弾道飛行装置によって実験条件を変えながら、これまでの数値計算による研究で得られた離脱衝撃波不安定性の臨界条件を確認する実験を行った。特に高マッハ数領域における臨界条件を調べようと試みたが、実験装置の調整が十分でなく、目標とした高マッハ数領域の調査を完了することができなかった。しかし、比較的低いマッハ数では、依然として数値計算で得られた不安定臨界条件を支持する結果を得ることができた(図5)。得られた臨界条件は、垂直衝撃波を仮定したときの密度比が10.5程度の条件に近い。密度比は不安定性の重要なパラメータの一つとなる可能性が高いが、高マッハ数では必ずしもその傾向を示していない。さらに、実験と同条件の二次元数値シミュレーションでは不安定性を確認することができなかったため、不安定性には三次元的効果が影響している可能性が高いことがわかった。同時に、極超音速中の境界層遷移過程を対象とした全体安定性解析を動的モード分解によって行い、不安定モードとして広く知られている二次モードと思われる構造を抽出することができた。予測される不安定モードが抽出できるということは、弧状衝撃波に適用することで未知の不安定モードを抽出することも可能である。実際、数値計算によって、角より下流の境界層の発展が上流の不安定性に影響している可能性もわかってきており、不安定モード解析による今後の研究の発展が期待できる成果が得られた。

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)

〔雑誌論文〕（計 2 件）

1. Y. Kikuchi, N. Ohnishi, K. Ohtani, Experimental demonstration of bow-shock instability and its numerical analysis, Shock Waves, Vol. 27, 2017, pp. 423-430, DOI: 10.1007/s00193-016-0669-5
2. N. Ohnishi, Y. Sato, Y. Kikuchi, K. Ohtani, K. Yasue, Bow-shock instability induced by Helmholtz resonator-like feedback in slipstream, Physics of Fluids, Vol. 27, 2015, 66103, DOI: 10.1063/1.4922086

〔学会発表〕（計 4 件）

1. N. Ohnishi, Y. Inabe, K. Ozawa, K. Ohtani, Critical condition of bow-shock instability around edged blunt body, 31st International Symposium on Shock Waves, July 9-14, 2017, 名古屋大学東山キャンパス（名古屋市）
2. 稲部雄介, 高橋聖幸, 大西直文, 大谷清伸, 弧状衝撃波不安定性の臨界条件に関する研究, 平成 28 年度衝撃波シンポジウム, 2017 年 3 月 8-10 日, ヴェルクよこすか（横須賀市）
3. 菊地佑太, 大西直文, 大谷清伸, 弧状衝撃波不安定性の実証実験と数値計算によるメカニズムの解析, 平成 26 年度衝撃波シンポジウム, 2015 年 3 月 9-11 日, ホテル天坊（渋川市）
4. Y. Kikuchi, N. Ohnishi, K. Ohtani, Experimental demonstration of bow-shock instability and its numerical analysis, 21st International Shock Interaction Symposium, August 3-8, 2014, Riga, Latvia

〔図書〕（計 0 件）

〔産業財産権〕

○出願状況（計 0 件）

○取得状況（計 0 件）

6. 研究組織

(1) 研究代表者

大西 直文 (OHNISHI, Naofumi)
東北大学・大学院工学研究科・教授
研究者番号：20333859

(2) 研究分担者

大谷 清伸 (OHTANI, Kiyonobu)
東北大学・流体科学研究所・助教
研究者番号：80536748