



極超音速飛翔体の先端流問題に関する研究

井藤, 創

(Degree)

博士 (工学)

(Date of Degree)

1997-04-25

(Date of Publication)

2013-10-07

(Resource Type)

doctoral thesis

(Report Number)

乙2135

(JaLCD0I)

<https://doi.org/10.11501/3129898>

(URL)

<https://hdl.handle.net/20.500.14094/D2002135>

※ 当コンテンツは神戸大学の学術成果です。無断複製・不正使用等を禁じます。著作権法で認められている範囲内で、適切にご利用ください。



氏名・（本籍）	井 藤 創 (京都府)
博士の専攻分野の名称	博士（工学）
学位記番号	博ろ第155号
学位授与の要件	学位規則第4条第2項該当
学位授与の日付	平成9年4月25日
学位論文題目	極超音速飛翔体の先端流問題に関する研究

審査委員	主査 教授 木村 雄吉
	教授 蔦原 道久 教授 藤井 照重
	教授 高森 年

論文内容の要旨

本論文は、極超音速飛翔体周りの粘性流れ場の流体力学的性質についての基礎的知見を得ることを主目的として行った研究について記述したものである。複雑な極超音速機体形状構成要素として鈍頭細長形状および角部形状を考え、これらの周りの流れ場の流体力学的な本質を損なわない範囲でこれを理想化した状況として鈍頭平板周りおよび2次元角部周りの流れ場を扱った。

鈍頭平板周りの流れ場について、Reynolds数が小さい場合の先端部の流れ場の影響の評価は工学上避けられない重要な問題であるが、このときの先端部における流れ場の構造の複雑さのため流体力学的には未だ十分に解明されていない。本研究はこの先端流問題、特に先端部の流れ場が下流領域に与える影響を理論的および実験的に調べたものであるが、その結果から全体の流れ場の構造に関する洞察を得ることに重点をおいている。このために新たな実験的手法を提案、実施し、鈍頭平板周りの流れ場における鈍頭性と境界層の影響について明らかにした。さらに、この結果を踏まえて、平板迎え角の影響についても明らかにした。以上により、本流れ場の構造に関して流体力学上有用な知見を得た。次に、先端部近傍やその後方にある角部の周りの流れ場など、複雑な極超音速流れ場の構造についてさらに解明していく上で、速度場の実験的情報の重要性と欠乏性を鑑み、まずその可視化法の開発が急務と考えて、スパークトレーサー法（spark-tracer technique）を試み、その有効性を確認した。また、これらの実験的研究を円滑に遂行するために無隔膜衝撃風洞を開発した。この種の風洞の性能予測を行うのに有用な隔膜部流れ（衝撃波管流れ）の理念を提案するとともに、性能試験を行い、その特性を把握した。

本論文は以下の8章からなっている。

第1章「序論」では、研究課題の現況を展望したのち、本研究を行うに至った動機と目的について述べ、本論文の内容を概説している。

第2章「衝撃風洞の隔膜部流れの理論」では、隔膜の開口時間を有限と考えた場合にも適用可能な、隔膜部において損失を考慮した衝撃波管理論を提案した。本理論に基づく計算結果を衝撃波管単純理論および文献の実験結果と比較することによりその妥当性を検証した。また計算結果より、衝撃波管

流れについて以下の知見を得た。開口の履歴を考慮した場合には単純理論とは異なって、最大衝撃波Mach数になるまでの先頭衝撃波背後には過渡的で複雑な流れが形成される。すなわち、逐次開口時に生成される圧縮波は先頭衝撃波への到達前に収斂し、先頭衝撃波は不連続な衝撃波Mach数の変化を経験する。さらにこの不連続な変化の後には、履歴を考慮しない場合よりも強い衝撃波となる。計算上得られた衝撃波管流れが示すこの性質は従来知られていなかったものである。また、最大衝撃波Mach数は、初期圧力比が大きな場合には単純理論値よりも大きくなる。本理論に基づく計算により衝撃波経路を得ることができ、これによれば実用上重要な情報、例えば、最大衝撃波Mach数を得るために必要な低圧管の長さ（衝撃波形成距離）あるいは開口時間の長さなどが分かる。特に、実用的な衝撃波形成距離が計算によって得られたことは大きな成果である。

第3章「無隔膜衝撃風洞の特性」では、開発を行った風洞の概要、性能試験結果について述べた。本衝撃風洞では衝撃波生成のための無隔膜弁として、従来のピストン弁方式の場合に問題となる混合による損失を抑えるために、バタフライ弁を用いた。製作した弁機構は従来の方式に比べて、機構が簡単で、コンパクトである。また市販品を用いることにより安価に製作できた。銃身端への入射衝撃波に関する実験結果について、開口時間が短くなるかあるいは無隔膜弁からの距離が大きくなれば入射衝撃波Mach数が大きくなった。これは本衝撃風洞作動時の銃身端近傍（風洞貯気部）の流れの状態が弁開口初期段階における衝撃波形成過程に対応しているためであることが、第2章で述べた理論による計算結果との比較に基づく議論により明らかとなった。また、入射衝撃波が強くなると風洞貯気圧力は大きくなった。試験部における極超音速気流の一様性は確保されており、その持続時間は約10msであった。以上により、本方式は衝撃風洞の無隔膜弁としていくつかの特長を有しており、また、これを用いた衝撃風洞はその作動状態を実験的に明らかにすることによって十分実用性があることが確認できた。なお、本論文中の実験には本風洞を利用した。

第4章「やや鈍い先端を有する平板周りの衝撃波形状の解析」では、ブラストウェーブ理論（blast wave theory）に基づいて鈍頭平板周りの衝撃波形状の解析を行い、平板迎え角の効果を含めた解析解を得ることができた。この際、衝撃波面より内側の流れ場の様子について検討し、従来の方法よりも実際の流れへの近似度を高めた。本解析解は迎え角がない場合について得られている厳密解とよく一致した。この解により鈍頭平板周りの極超音速流中の衝撃波形状について以下の知見を得た。迎え角が比較的小さい場合、上流部では衝撃波は迎え角の効果により、迎え角がない場合よりやや外部流側へ位置するようになるが、形状を表す指数は $2/3$ で迎え角がない場合と変わらない。つまり、鈍頭性の影響が強い。一方、迎え角が比較的大きい場合、下流部では衝撃波形状に対する指数は1で線形となり、迎え角の効果は衝撃波の形状特性を定めるのに強い効果をもっている。このとき鈍頭性は衝撃波を外部流側へ移行させる効果をもつ。本解析解は第5章、第6章で実験結果と比較検討されている。

第5章「やや鈍い先端を有する平板周りの極超音速粘性流れ場および衝撃波」では、Reynolds数が比較的小さい場合の円柱周りの流れ場が近似的に鈍頭性の影響のみを表すものと考え、これを平板周りの流れ場と比較した。これにより、平板周りの流れ場における鈍頭性および境界層成長の影響について以下の知見を得た。平板上の極超音速流の流管は、境界層排除厚さの影響のみによって曲げられるというよりも、膨張しながら流れている。また、衝撃波の生成は、極めて小さいReynolds数の場合でも鈍頭性に支配される。衝撃波形状について、前方よどみ点からの無次元距離 x/d が小さい領域では鈍頭性の影響が大きく、 x/d が大きい場合でもこの影響が消えることはない。平板境界層成長の影響は x/d が大きい領域で現れ、これは衝撃波をやや外部流側へ押しやる。次に、衝撃波形状

状の相似性について調べた。実験結果より、この相似性が円柱周りの衝撃波形状に対しても存在することが確認された。Reynolds数を小さくしていったとき、この相似性からの逸脱がいずれの実験においても観察され、これは平板の鈍頭部あるいは円柱前面における粘性抗力の影響によるものであることを、衝撃波形状の実験的観察とブラストウェーブ理論の結果を比較考察することにより説明することができた。

第6章「やや鈍い先端を有する平板周りの極超音速粘性流れ場における迎え角の影響」では、第5章の結果を踏まえ、Reynolds数および迎え角を変化させた可視化実験を行い、またこの結果をブラストウェーブ理論の結果と比較した。これにより、迎え角を有する鈍頭平板周りの極超音速流れ場について以下の知見を得た。迎え角による圧縮の効果の流れ場への影響は、迎え角の増加とともに大きくなっていく。迎え角が小さいときは、衝撃波形状は鈍頭性の影響を強く受け、迎え角による圧縮あるいは膨張の効果（非定常1次元流では平板表面によるピストン効果）のためにやや上下する程度である。一方、迎え角が大きいとき、衝撃波形状は上流では鈍頭性の影響を強く受けるものの、ある程度下流ではほぼ直線状となり、迎え角の影響が強く現れる。これらの実験結果はブラストウェーブ理論の結果と比較して、よく一致した。

第7章「スパークトレーサー法による極超音速流れ場の可視化法」では、先端部近傍やその後方にある角部の周りなどの主流方向速度の変化が大きな極超音速流れ場において速度場に関する情報が得られる可視化法として、スパークトレーサー法を試みた。本方法により先端部後方にある2次元角部周りの流れ場を可視化した。本方法では衝撃波形状も得られるが、これはシュリーレン法による衝撃波形状とよく一致した。また観察された放電柱形状は数値計算により得られた速度場と相関があることが分かった。以上により本方法が、主流方向速度の変化が大きな極超音速流れ場における速度場の情報を得るのに有効であることが確認できた。

第8章「結論」では、各章別に研究成果を総括している。

論文審査の結果の要旨

本論文は、極超音速飛翔体周りの粘性流れ場の理論的および実験的研究について述べたものである。実際の極超音速機体の基本形である鈍頭細長形状および角部形状をモデル化し、わずかに鈍頭にされた平板周りの流れ場および二次元角部における流れの場の極超音速空気力学的研究の成果をまとめたものである。

第1章は序論であり、研究課題の現況を展望し、本研究を行うに至った動機と目的について述べ、本論文の内容を概説している。

第2章では、本研究に用いる極超音速衝撃風洞における隔膜の破壊開口時間を考慮した衝撃波管理論および隔膜部における流れの圧力損失を考慮した理論を提案している。本理論に基づく計算結果を衝撃波管単純理論と実験結果とを比較することによりその妥当性を検証した。隔膜開口時間の履歴を考慮した場合、単純衝撃波管理論における衝撃波マッハ数よりも大きいマッハ数が得られる。このような流れは従来知られていなかったものであり、管内の流れを把握するうえでの重要な成果といえる。これらのことから完全に発達した衝撃波が形成される距離が求められ、風洞性能を理論的に求めることができる。

第3章では本研究で開発した無隔膜衝撃風洞の概要、性能試験結果について述べている。本衝撃風洞では衝撃波生成のための無隔膜弁として、バタフライ弁を用いた。これは従来のピストン弁方式に

比べて損失が小さく、機構が簡単で安価で製作できる。銃身端への入射衝撃波の実験結果によれば、開口時間が短いほど、また、無隔膜弁からの距離が大きくなるほど、入射衝撃波のマッハ数は大きくなることが明かとなった。この強い入射衝撃波によって風洞貯気圧力は大きくなり、また、試験部における極超音速流の一様性が確保された。以上により、本方式は無隔膜衝撃風洞として有効で、充分実用性があることが確認された。

第4章では、わずかに鈍頭性を有する極超音速物体に適用されるブラストウェーブ理論について述べている。本理論に基づいて迎え角をもつ鈍頭平板の解析解を得ることができた。この結果、迎え角の小さい場合は鈍頭性の影響が強く、一方、迎え角の大きい場合は衝撃波形状は線形となり、鈍頭性の影響は無視される。このように迎え角の効果は衝撃波の形状特性を定めるのに強い影響を有し、このとき鈍頭性は衝撃波を外部流側へ押し出す効果をもつことが明らかにされた。

第5章ではわずかに鈍頭性を有する平板周りの極超音速粘性流れ場の実験的研究について述べている。ここではレイノルズ数が比較的小さい場合に、円柱周りの流れ場が近似的に鈍頭性の影響のみを表すものと考え、これと円柱と同スケールの先端をもつ平板周りの流れ場と比較した。この結果、レイノルズ数が小さい場合、衝撃波の生成は鈍頭性によるものであり、境界層によるものではないことが明かとなった。なお、平板境界層の影響は平板下流の領域で現れ、これが衝撃波をわずかに外側に押し出すことが明らかにされた。

第6章ではわずかに鈍頭性を有する平板における迎え角の影響についての実験を行ったものである。迎え角によって流れ場が圧縮される影響は、迎え角の増加とともに大きくなっていく。迎え角が小さいときは、衝撃波形状は鈍頭性のみ影響を強く受け、迎え角の分だけ平板のピストン効果によって外側に広がる程度である。一方、迎え角が大きいとき、衝撃波形状は先端のごく近くの上流では鈍頭の影響を受けるものの、下流ではほぼ直線状となり、迎え角の影響が強く現れることが明らかになった。

第7章は平板の角部における極超音速流れ場の可視化実験について述べたものである。本研究ではスパークレーザー法によって2次元角部を過ぎる流れを可視化した。また、これらはシュリーレン法とも比較され、よく一致することを確認した。また、観察された放電柱形状は数値計算により得られた速度場と非常に一致が得られることを確認した。以上により本方法が、主流方向速度の大きい極超音速粘性流れ場における速度場の情報を得るのに有効であることが確認された。

第8章は各章別の研究成果の結論を総括したものである。

本研究は極超音速飛翔体の基本形状であるわずかに鈍頭性を有する平板周りの粘性流およびその下流の角部の流れについて、その流れ場および衝撃波形状を理論的に解析し、また可視化実験によりその流れ場を詳細に調査したものであり、工学上重要な知見を得たものとして価値ある集積であると認める。よって、学位申請者井藤創は、博士（工学）の学位を得る資格があるものと認める。