

令和 2 年 6 月 22 日現在

機関番号：82723

研究種目：基盤研究(C) (一般)

研究期間：2017～2019

課題番号：17K06956

研究課題名(和文) 2波長再帰型点回折干渉計の開発と低レイノルズ数高亜音速翼型流れの特性解明

研究課題名(英文) Development of a Double Path PDI Method of Two-Wavelength Light Source and Investigation of the Airfoil Characteristics in a Low-Reynolds Number High-Subsonic Flow

研究代表者

榎谷 賢士 (Kashitani, Masashi)

防衛大学校(総合教育学群、人文社会科学群、応用科学群、電気情報学群及びシステム工学群)・システム工学群・教授

研究者番号：80535279

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 3,700,000円

研究成果の概要(和文)：本研究では、近年火星探査無人機において重要となっている、低レイノルズ数高亜音速翼型流れについて、再帰型点回折干渉計を構築し流れ場特性を明らかにした。実験には試験気体の変更が容易な無隔膜衝撃波管を用いた。その結果、本光学系により低レイノルズ数高亜音速流れの定量計測が可能となった。また、CO₂と空気の異なる試験気体による実験では、翼型が同じでも臨界マッハ数の影響により流れ場の違いが明らかになるなど、新たな知見を得た。
このように、本実験で提案するPDI光学系は低レイノルズ数高亜音速流れの可視化および定量計測に有用であり、得られた結果は翼型の基礎的データベースに寄与できたものと思われる。

研究成果の学術的意義や社会的意義

低レイノルズ数、高亜音速における翼型流れの可視化や翼面圧力の測定は、近年の火星探査無人機の開発と関係し国内外において積極的に取り組まれている。しかし、火星大気は地球とは異なり、その主成分がCO₂であること、また、大気密度が地球の100分の1と極めて低いことが知られ、従来の測定法では得られるデータ精度に限界がある。そこで、本研究では、シュリーレン光学系を流用し低レイノルズ数でも流れの可視化と翼面圧力測定が可能なる再帰型の点回折干渉計を開発し、低レイノルズ数、高亜音速翼型流れの空力特性の解明をこころ見た。これにより、火星環境下における翼型の空力特性の基礎的データベースに寄与できたものと思われる。

研究成果の概要(英文)： In this study, point diffraction interferometer (the technique called PDI) based on a double path optical system was developed. Aerodynamic characteristics in a low-Reynolds-number and high-subsonic flows were investigated for the development of unmanned vehicles for Mars exploration. A diaphragmless shock tube, which allows easy change of the operation gas, was used as an intermittent wind tunnel. The double path PDI technique enables the quantitative measurement of low Reynolds number, high subsonic flows. The experiments using CO₂ and air as the operation gases showed different flow patterns even if the same airfoil was used. This is due to the difference in the critical Mach number of the operation gas.

Thus, the PDI optical system proposed in this project is profitable for the flow visualization and quantitative measurements of low-Reynolds-number, high-subsonic flows. And the results are expected to contribute to the basic database of airfoils for Mars exploration.

研究分野：空気力学

キーワード：風洞試験 点回折干渉計 低レイノルズ数 高揚力装置 空力特性 翼型流れ

様式 C-19、F-19-1、Z-19 (共通)

1. 研究開始当初の背景

近年、火星探査にむけた有翼無人探査機の開発では、大気の主成分が二酸化炭素 (CO_2 と記述) で、レイノルズ数が 10^5 程の前半から 10^4 程度と低く、地上での実験条件が特殊な環境下になる。そのため火星大気風洞や、高高度での飛行実験による機体の空力試験が試みられている。しかし、機体開発の基礎データとなる翼型まわりの流れ場の定量計測はもちろん、高亜音速流れの定性的な翼型まわりの可視化は未だ十分とは言いがたい。また、関連する機体の空力制御装置として DBD プラズマアクチュエータが注目されているが、大気圧放電と雰囲気体の干渉からなる作動原理には不明な点が多く、数値モデルの構築にむけた基礎実験が必要となっている。

このような特殊な環境下での実験手法の一つとして干渉計法が考えられる。干渉計は流れ場の密度や圧力を高い精度で測定でき、2 波長光学系によりプラズマ流れの特性解明が可能である。中でもマッハ・ツェンダ干渉計やホログラフィー干渉計は、翼型の空力特性や衝撃波現象の解明に貢献してきた。しかし、これら干渉計法は、観測視野が限定される、低密度での利用が困難、光学系が複雑で高価、高度な防振対策が必要など、適用範囲が限定され、また光学系の構築には熟練の技術を必要としている。

一方、点回折干渉計 (Point-Diffraction Interferometer, PDI と記述) は、従来の光路分離型の干渉計の問題が改善された手法で、1972 年に実用化された比較的新しい共通光路干渉計である。PDI は高精度な光軸合わせを必要とせず、流れ場観察では既存のシュリーレン光学系の流用により光学系の構築が容易で、広い視野範囲で従来の干渉計と同程度の干渉縞が得られるなど優れた特徴を有している。1990 年代には米国のグループが翼型の動的失速の研究に適用し、風洞試験での利用について可能性が示された。近年では、申請者らが本手法を進展させ翼型のデータベース蓄積にむけた実験や数値計算との比較など、基礎的な翼型空力実験に取り組んでいる。

一般に干渉縞の空間的な分解能(次数)は、測定部の幅や流れ場の密度に依存するので、低レイノルズ数(低密度)では干渉縞の数が減少する。このような問題に対して、より高い空間分解能の PDI 光学系が開発できれば、低レイノルズ数、高亜音速翼型流れの特性解明に利用できると考えられる。さらに、2 波長光学系が構築できれば、レーザ応用計測で良く知られているようにプラズマ特性の解明が可能と思われる。しかし、従来の PDI 光学系では、低レイノルズ数流れにおける計測精度が十分とは言いがたいさらなる計測法の検討と、低レイノルズ数の流れ場計測による翼型特性の解明が必要である。

2. 研究の目的

そこで、本研究では、高い空間分解能を目指した再帰型光学系の研究に注目し、光束が測定部を再帰する原理を、申請者らが取り組んでいる PDI による衝撃波管翼型流れの特性解明に応用した光学系を構築することを第一の目的とする。このとき、光源の波長は異なる 2 波長を用いる。さらに、構築した再帰型 PDI 光学系を、試験気体の変更が比較的容易な無隔膜衝撃波管に用い CO_2 を試験気体とする低レイノルズ数、高亜音速翼型流れの基礎的データベースへの寄与を目的として風洞試験を実施し、その特性を明らかにする。

3. 研究の方法

(1) 無隔膜衝撃波管

低レイノルズ数、高亜音速の気流を発生させるために無隔膜衝撃波管を用いた。衝撃波管の試験時間は数ミリ秒と短い、試験気体の変更が比較的容易で、高圧室と低圧室の圧力を調整することで、レイノルズ数とマッハ数の調整が可能である。図 1 にその概要を示す。本無隔膜衝撃波管は高圧室(長さ 3000 mm、内径 150 mm の円形管)と低圧室(長さ 8000 mm、幅 60 mm、高さ 150 mm の長方形断面)である。これらの間には空気圧で駆動する急速開口弁部が挿入されており、ピストンが高圧室端部を密閉している。急速開口弁内部の内圧は高圧室よりも若干高く設定し、開口弁部とリーク室との間に設置した隔膜を、撃針により破膜させることでピストンが急速に開き、入射衝撃波を発生させる。翼型模型実験では、低圧室下流の測定部まで伝ばした入射衝撃波背後の高亜音速の熱気流を用いる。また、入射衝撃波マッハ数は、測定部すぐ上流に設置された 2 つのピエゾ型圧力変換器により取得された圧力上昇の履歴から求める。実験では試験気体として、空気と CO_2 を用いた。

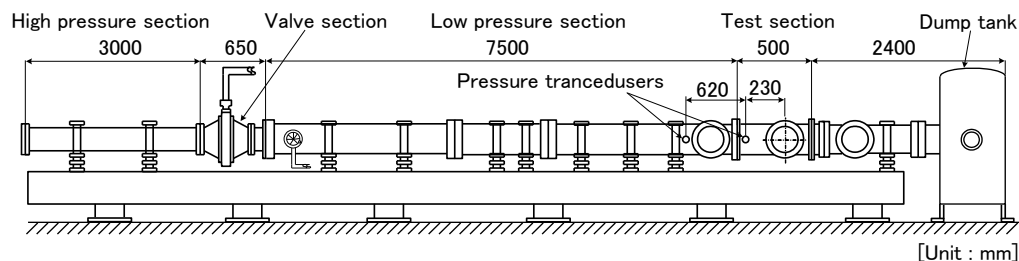


図 1 無隔膜衝撃波管

(2) 供試模型

供試模型として、キャンバーを持つ基本的な翼型である NACA4412 および NACA4408 翼型を用いた。翼弦長は 40 mm、幅は 60 mm、アスペクト比は 1.5 である。

(3) 再帰型点回折干渉計

PDI は、光路上に置かれたピンホールを開けた半透明なプレートを用いることで、干渉縞を発生させる共通光路干渉計である。ピンホールを通過した光はフラウンホーファー回折し、球面波となる。この球面波が、PDI の参照光として使用される。一方、流れの密度変化により屈折された光束は、ピンホールを通過せずにまわりの半透明な部分を通るため物体光となる。本研究では図 2 に示すような光学系を用いる。これにより光束が測定部を 2 回通過するので、密度変化により屈折する光束の変化量が 2 倍になり干渉縞の次数を増やすことが可能となる。よって、本光学系を用いれば低密度の低レイノルズ流れを観測することが可能である。また、本光学系は光源を 532nm と 355nm とし

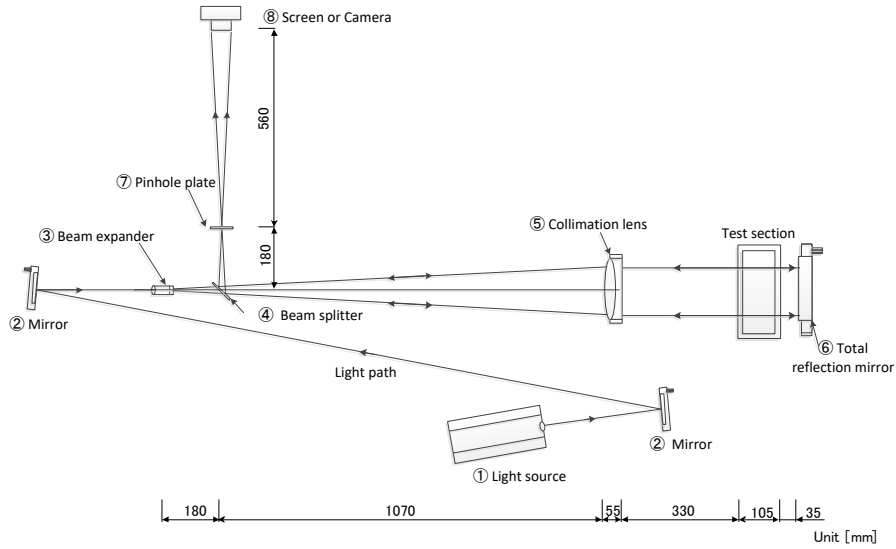
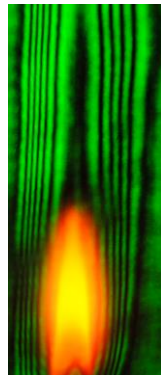
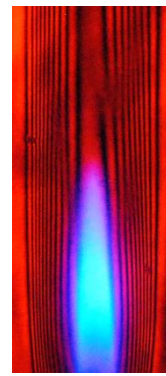


図 2 再帰型 PDI 光学系

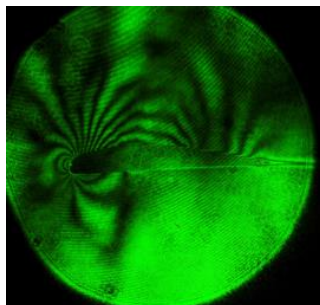


(a) 532 nm

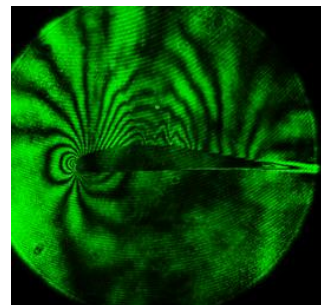


(b) 355 nm

図 3 干渉縞におよぼす光源波長の影響

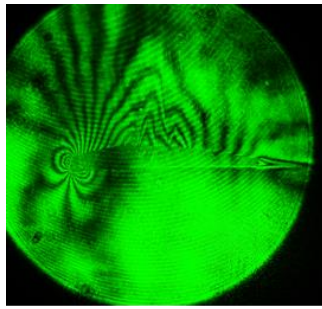


(a) $M_2 = 0.60$

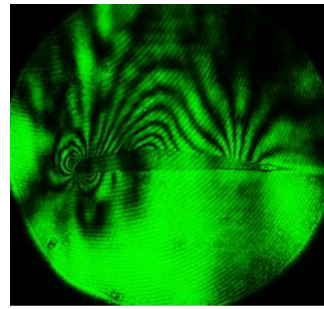


(b) $M_2 = 0.65$

図 4 翼面流れ場のマッハ数の影響(NACA 4412, 空気)



(a) 空気



(b) CO2

図5 翼面流れ場の試験気体の影響(NACA 4408, $M_2 = 0.65$)

4. 研究成果

(1) 紫外光による可視化

はじめに、標準的な PDI 光学系で異なる波長の光源を用いた場合の可視化結果の違いを検討した。ろうそくの熱による密度変化を可視化した結果を図3に示す。図3(a)は光源の波長が 532 nm、図3(b)は波長 355 nm のパルスレーザーによる結果である。図3(a)より、波長 532 nm の干渉縞は、中心から紙面左方向に 7 本、右方向に 6 本が確認できる。一方、図3(b)の 355 nm では紙面左方向に 10 本、右方向に 9 本の干渉縞が観察でき、波長に反比例して干渉縞の本数が増加していることが分かる。また、波長 355 nm の撮影ではブルーフィルターを通過しているため、ろうそくの炎は青色となっており、使用したカメラ(Nikon, D-3000)が紫外線に対し赤色で感度を持つため、画面は赤くなった。

(2) 風洞実験

次に、図2で示した再帰帰型 PDI 光学系による無隔膜衝撃波管を用いた風洞試験の研究成果の一つとして、試験気体を空気と CO₂とした結果を図4から6に示す。実験では主流マッハ数を $M_2 = 0.60$ および 0.65 とした。また、いずれの実験結果もレイノルズ数は $Re = 3.0 \times 10^5$ 、迎え角は $\alpha = 0^\circ$ である。また、比較のため市販ソフトによる CFD も合わせて実施した。

図4(a)より、 $M_2 = 0.60$ では、前縁の淀み点付近および翼型上面で局所的に密度の変化が大きいため干渉縞が多く観測される。この傾向は CFD の計算結果と比較しても定性的に同様の傾向であった。さらに、図4(b)に示すようにマッハ数 $M_2 = 0.65$ では翼上面で局所的に干渉縞に屈曲した不連続な変化が見られる。これは、その位置で急激な密度変化が存在することを示しており、弱い衝撃波が発生していると考えられる。

次に、風洞試験において試験気体の影響を比較した結果を図5に示す。主流マッハ数は $M_2 = 0.65$ である。図5(a)より、試験気体が空気するとき翼型上面で弱い衝撃波の発生と思われる干渉縞の屈曲が観測された。一方、図5(b)の CO₂ の場合、空気の場合よりも干渉縞の変化が緩やかになっており、不連続的な屈曲による密度変化も見られない。これは試験気体による臨界マッハ数の違いによるもので、試験気体が CO₂ の場合、 $M_2 = 0.65$ では衝撃波は発生しない。このように、試験気体が空気するとき翼上面の衝撃波発生に対する試験気体の効果が顕著に表れることが明らかになった。

図6には PDI により求めた翼面圧力係数 C_p と CFD の比較を示す。実験は、試験気体が空気、主流マッハ数 $M_2 = 0.65$ の結果である。図より、PDI による結果は、翼型前縁から後縁まで CFD と定性的に同様の傾向を示している。詳細に見ると、前縁から翼弦長の 40% 付近で最小圧力係数となり、その後、次第に圧力係数は回復している。CFD の結果と比較すると、翼弦長の 40% から 50% 程度で弱い衝撃波が発生している付近を除き、PDI による翼面圧力係数 C_p は CFD の結果と定量的に良く一致している。

このように、本実験で提案する再帰帰型 PDI 光学系は、低レイノルズ数高亜音速流れの可視化および定量計測に有効であり、翼型の基礎的データベースに寄与できたものと思われる。

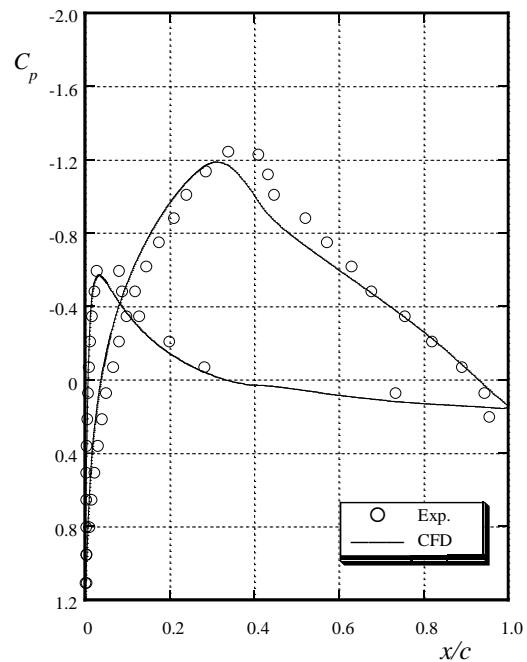


図6 圧力係数(空気, $M_2 = 0.65$)

5. 主な発表論文等

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

1. 著者名 Masato Taguchi, Masashi Kashitani, Masanori Nishiyama	4. 巻 7
2. 論文標題 Fundamental Study on Operational Conditions of Diaphragmless Shock Tube Driven by Pneumatic Piston	5. 発行年 2018年
3. 雑誌名 International Journal of Mechanical Engineering and Robotics Research	6. 最初と最後の頁 pp. 649-655
掲載論文のDOI（デジタルオブジェクト識別子） 10.18178/ijmerr	査読の有無 有
オープンアクセス オープンアクセスとしている（また、その予定である）	国際共著 -

〔学会発表〕 計12件（うち招待講演 0件／うち国際学会 4件）

1. 発表者名 Masashi Kashitani, Masato Taguchi, Nguyen Thai Duong, Akinori Oomori, Masanori Nishiyama and Hideyuki Tanno
2. 発表標題 A Preliminary Study of Shock Tube SC Airfoil Flows with Gurney Flap by utilizing PDI
3. 学会等名 AIAA Scitech 2020 Forum（国際学会）
4. 発表年 2020年

1. 発表者名 大森朗徳，田口正人，櫻谷賢士，丹野英幸
2. 発表標題 紫外光線を用いた点回折干渉計による遷音速衝撃波管翼型流れの可視化に関する基礎研究
3. 学会等名 第63回宇宙科学技術連合講演会
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 田口正人，西山真悟，大森朗徳，櫻谷賢士，丹野英幸
2. 発表標題 点回折干渉計を用いた小型高揚力装置を伴う遷速翼型流れの可視化
3. 学会等名 第57回飛行機シンポジウム
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 榎谷賢士, 田口正人, 西山真悟
2. 発表標題 衝撃波管による空力試験について
3. 学会等名 第56回 飛行機シンポジウム
4. 発表年 2018年

1. 発表者名 榎谷賢士, 田口正人, 西山真悟
2. 発表標題 点回折干渉計による流れ場解析について の一考
3. 学会等名 第46回 可視化情報シンポジウム
4. 発表年 2018年

1. 発表者名 西山真悟, 榎谷 賢士, 田口正人
2. 発表標題 空間分解能を向上した点回折干渉計による衝撃波管翼型流れ の可視化実験
3. 学会等名 第62回宇宙科学技術連合講演会
4. 発表年 2018年

1. 発表者名 Masashi Kashitani, Masato Taguchi, Dai Miyazaki, Masayoshi Nishiyama
2. 発表標題 Visualization Around Shock Tube Airfoil Flows Utilizing Point Diffraction Interferometer
3. 学会等名 18th International Symposium on Flow Visualization (国際学会)
4. 発表年 2018年

1. 発表者名 西山真悟, 田口正人, 櫻谷賢士
2. 発表標題 ピストン駆動による無隔膜衝撃波管の作動特性に関する基礎研究
3. 学会等名 可視化情報全国講演会 (室蘭2017)
4. 発表年 2017年

1. 発表者名 田口正人, 櫻谷賢士, 宮崎大, 西山真悟
2. 発表標題 衝撃波管を用いた低レイノルズ数翼型流れに関する研究
3. 学会等名 第55回 飛行機シンポジウム
4. 発表年 2017年

1. 発表者名 西山真悟, 田口正人, 櫻谷賢士, 宮崎大
2. 発表標題 点回折干渉計による低レイノルズ数流れの可視化に向けた基礎研究
3. 学会等名 平成29年度衝撃波シンポジウム
4. 発表年 2018年

1. 発表者名 Masanori Nishiyama, Masato Taguchi, Masashi Kashitani
2. 発表標題 Fundamental Study on Operational Parameters of Diaphragmless Shock Tube
3. 学会等名 2017 Asia Conference on Mechanical and Aerospace Engineering (国際学会)
4. 発表年 2017年

〔図書〕 計0件

〔産業財産権〕

〔その他〕

-

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
--	---------------------------	-----------------------	----