

科学研究費助成事業 研究成果報告書

平成 29 年 6 月 20 日現在

機関番号：82723

研究種目：基盤研究(C) (一般)

研究期間：2014～2016

課題番号：26420821

研究課題名(和文)高レイノルズ数流れ場の可視化のための低温風洞試験技術の確立に関する研究

研究課題名(英文)Study on establishment of cryogenic wind tunnel testing for flow visualizations in a high Reynolds number 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・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)：本研究では低温風洞における空力計測および可視化法の確立にむけ、空力計測手法の確立、後流測定法およびフォーカシングシュリーレンPIV法の検討を進めた。その結果、本研究で提案する校正法により低温風洞用天秤の校正と空力計測が可能となった。また、超音速複葉翼機の後流測定では翼端板の効果を明らかにした。さらに、フォーカシングシュリーレンPIV法による実験では、本研究で提案する格子型のソースグリッドにより流れ場の速度ベクトルを求めることが可能である。

研究成果の概要(英文)：In this study, the advance aerodynamic measurement techniques which were a balance system, a wake measurement technique and a focusing schlieren PIV technique were considered for the establishment of the aerodynamic forces measurement and flow visualizations in the cryogenic wind tunnel. As a results, the simple correction technique of the cryogenic balance system was established for the small cryogenic wind tunnel. And the balance system can measure the aerodynamic forces by this technique. The effect of the wing tip plate of the supersonic biplane became clear by the wake measurement. Moreover the source grid of the lattice type in the focusing schlieren PIV technique that was proposed in the study can measure the flow velocity quantitatively.

研究分野：空気力学

キーワード：高レイノルズ数流れ 可視化 後流 シュリーレン法 風洞試験 低温風洞 空力特性 抵抗

1. 研究開始当初の背景

一般によく知られるように航空機の大型化にとともに、風洞実験のレイノルズ数と実機のそれとの差であるレイノルズ数ギャップは大きくなっている。このギャップに起因する問題を解決するため幾つかの高レイノルズ数風洞が提案されている。中でも衝撃波と境界層の干渉問題など、レイノルズ数とマッハ数の一致が重要となる遷音速流れにおける風洞実験では、液体窒素を風洞風路内に直接噴霧することにより作動気体温度を低温 (-160°C 以下) に保つ低温風洞がもっとも効率が良いことが 1970 年代に証明され、米国 NASA の NTF(National Transonic Facility) やドイツの ETW(European Transonic Windtunne) が実機開発用低温風洞として運用されている。また、基礎研究用の小型風洞でもこの概念を応用することによりレイノルズ数が 10^7 程度の翼型実験が可能であり、本校に設置される低温風洞は現在国内で稼動する唯一の低温風洞として、空力実験に利用されている。

従来の低温風洞における実験は、専用に開発された天秤による空力計測が中心である。一方、超音速複葉翼機は近年低ソニックブームの機体として注目され、低速での翼端の流れ場をはじめ、遷音速での翼間の流れの閉塞や衝撃波と境界層の干渉など複雑な流れ場を解明しなければならず、三次元流れ場を詳細に検討できる計測法の確立は重要である。

非接触な光学的流れ場診断技術は、流れ場を乱すことなく流れが持っている本来の特性を取得できることから重要な計測技術である。フォーカシングシュリーレン PIV 法は、光軸に垂直な任意の断面の可視化と速度ベクトルの計測が可能な手法で、渦等による画像の濃淡の移動量を解析する手法である。本手法は Hargather らにより 2009 年に基礎的な実験が行われた新しい手法である。申請者らも本手法について 2 画像撮影システムの開発など研究を進めているが、画像解析法の詳細や得られた結果の妥当性についての検討、より多くの流れ場への適用などさらなる検証が必要である。

後流積分法による空力計測は、天秤による測定とは異なり模型後流の可視化が可能で、全揚力や全抵抗のみならず揚力や抵抗の測定部幅方向の分布を求めることができ、かつ、形状抵抗と誘導抵抗を分離して求めることができる手法である。また、近年、本手法は Kusunose らにより圧縮性流れに適用できるように理論の展開がなされ、その有用性から大型風洞での利用や、CFD による超音速流れ場解析への応用、JAXA ハイブリッド風洞など風洞実験や流れ場解析に利用されている。一方、低温風洞に本システムを構築するためには、解析プログラムの改良や、低温での稼動部潤滑油の固化の問題や模型材料の残留応力の影響など検討しなければならない技術的課題がある。

2. 研究の目的

低温風洞 (高レイノルズ数風洞) は、試験気体の温度を低温 (-160°C 以下) に保つことで、高レイノルズ数流れの空力試験を行う風洞である。本研究では低温風洞における空力計測および可視化法の確立にむけた第一歩として、二次元翼型流れのレイノルズ数の影響と風洞天秤による低温風洞での空力計測法の確立、また、低温風洞での後流測定による空力計測にむけた計測系の構築を行い、一例として、低ソニックブーム超音速複葉翼機 (ブーゼマン複葉翼機) の低速での空力特性の解明を試みる。さらに、非接触に流れ場の速度ベクトルを求めることができるフォーカシングシュリーレン PIV 法との風洞試験での融合にむけた計測システムについて検討を試みる。

3. 研究の方法

研究は大別して (1) 低温風洞による二次元翼型流れのレイノルズ数の影響と低温風洞用天秤による空力計測法の確立、(2) 後流測定による機体の空力特性の解明、(3) フォーカシングシュリーレン PIV 法による流れ場の定量計測について検討を行った。

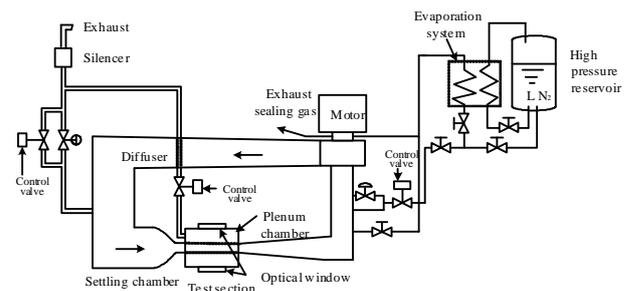


図 1 高レイノルズ数風洞 (低温風洞) 概要

はじめに、高レイノルズ数流れの検証を進めるため CFD 解析について実験との比較を行った。実験に用いた風洞の概要を図 1 に示す。図より風洞は循環式で、送風機、ディフューザ、よどみ室、ノズル、測定部、液体窒素を風路に噴霧するノズル部から構成される。また、この風洞には作動気体として用いる窒素ガスを供給するための CE タンク 4.9m^3 が設置され、送風機直前のノズル部と接続されている。なお、本風洞の仕様は、総温 108K ~ 大気温度、最大マッハ数 0.83 、最大単位レイノルズ数 90×10^6 である。また、測定部は幅 0.06m 、高さ 0.3m 、長さ 1.0m である。翼型は NACA64A010 である。実験結果との比較検討のためオープンソースである OpenFOAM を用い、翼型まわりの流れ場についてレイノルズ数の影響を解析した。また、同風洞で用いる風洞天秤により空力を測定するため、低温での天秤校正法についての検討を進めた。

後流測定による空力特性の解明では、低温風洞への適用にむけた技術的課題を解決するための第一歩として、ヨーメーターを取り付けたトラバース装置による連続データ収集シ

システムの構築と同システムに対応した後流解析プログラムの改良を試みた。また、一例として低ソニックブーム超音速複葉翼機（ブーゼマン複葉翼機）の低速での特性を構築した後流測定システムを用いて解明した。

フォーカシングシュリーレン PIV 法と低温風洞試験の融合にむけた計測系システムの構築にむけた検討では、速度ベクトルの定量計測を光学的に行うため、新たに格子状のソースグリッドを提案し、PIV ソフトによる解析から流れ場特性の解明への適用を試みた。実験に用いた光学系を図 2 に示す。図より本光学系はダブルパルスを可能とする LED 光源、ソースグリッド、結像用レンズ、カットオフグリッド、2 枚の写真撮影する CCD カメラから構成される。

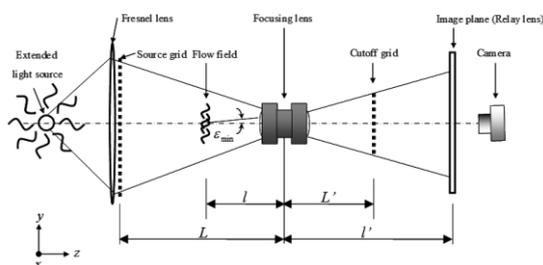


図 2 フォーカシングシュリーレン光学系

また、実験では新たに LED を光源としたダブルパルス回路を作成した。本研究では 4 個の白色 LED を 2×2 に配置し、斜め方向の 2 個を 1 組として遅延パルス発生装置により発光できる回路を作成した。そのときの全体写真を図 3 に示す。回路は LED, MOSFET ドライバーから構成され、電源は 15 V 直流安定化電源より供給するシステムとした。

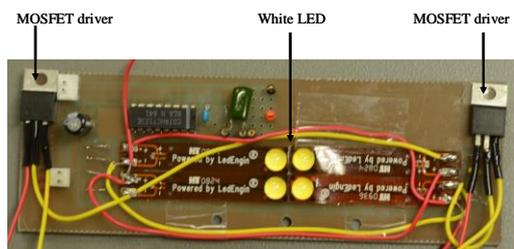


図 3 LED 光源

4. 研究成果

低温風洞による翼型実験結果と OpenFOAM による CFD による圧力係数の比較を図 4, 5 に示す。CFD による解析では OpenFOAM の中でも低速から高亜音速で実績のある SonicFoam を用いた。図には乱流モデル用いた結果も合わせて示した。さらに圧縮性流れで用いられる RhoCentralFoam による解析結果を比較のため示している。図より、低レイノルズ数流れの CFD による計算結果と実験結果は定量的によく一致している。また、高レイノルズ数の結果も CFD と実験結果は定性的に一致するが、翼型上面での定量的な違いが確認できる。よってオープンソースによる

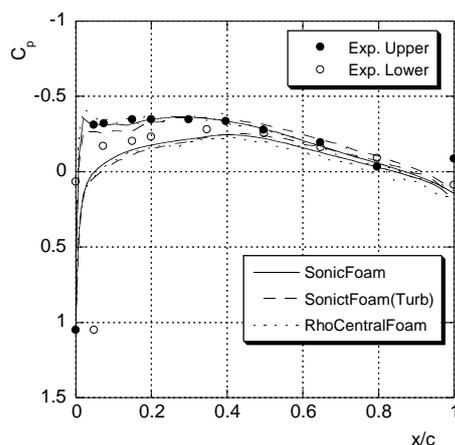


図 4 翼面圧力係数
($Re = 0.36 \times 10^6$, $M = 0.277$, $\alpha = 1^\circ$)

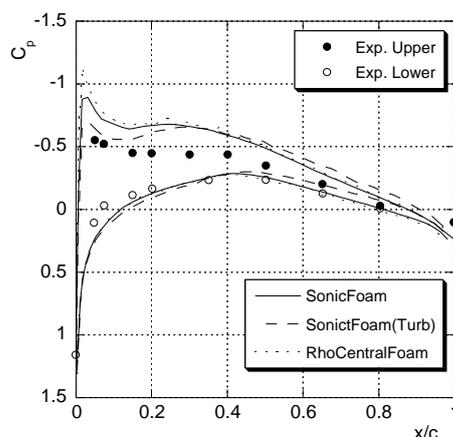


図 5 翼面圧力係数
($Re = 0.38 \times 10^8$, $M = 0.569$, $\alpha = 2^\circ$)

計算では、高レイノルズ数流れ場について、さらなる検討が必要であると思われる。

また、本実験では小型低温用天秤の簡易な校正装置を新たに製作した。本装置は、検定用シャフト、ピッチングモーメント用アーム、錘、錘取り付けシャフト、防風板などから構成されるもので、錘を取り付けたシャフトがターンテーブルに合わせて時計回りに 360°回転し、それに合わせて天秤に作用する力が変化することで、天秤からの出力電圧を測定する。本装置により低温風洞用天秤の校正と空力計測が可能となった。

後流測定による実験では、低温風洞に用いるための第一歩として、ヨーメーターを設置したトラバース装置の連続運転によるデータ収集システムおよび解析プログラムを構築し、低ソニックブーム超音速複葉翼機（ブーゼマン複葉翼機）の後流計測を実施した。模型は楠瀬らの論文を参考に設計製作した。実験では翼端板無しの場合と、有りの場合で翼端渦の特性解明を試みた。得られた結果を図 6, 7 に示す。図 6 は翼端板無しの結果、図 7 は翼端板有りの模型後流の渦度分布の結果である。なお、後流の測定間隔は 5 mm、模型の迎え角は 6°である。図は模型スパン方向半分の結果を示す。

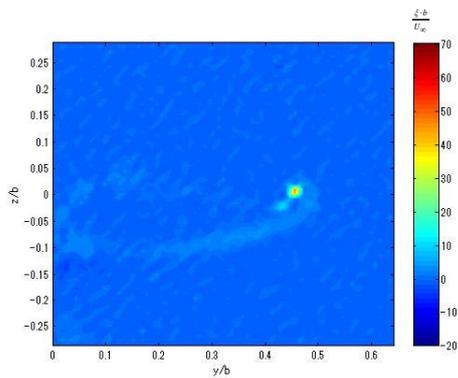


図 6 複葉翼機後流の渦度 翼端板無

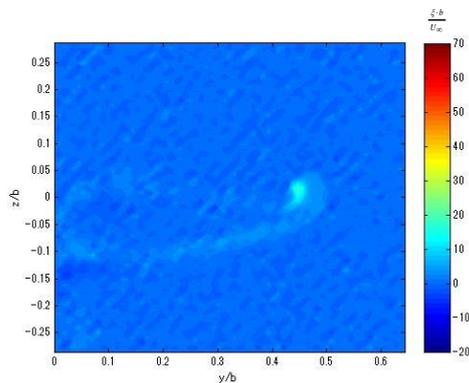


図 7 複葉翼機後流の渦度 翼端板有

図 6, 7 より図中で翼端付近に翼端渦の影響と考えられる渦度が確認できる。より詳細にみると、図 6 の翼端板が無い場合、渦による影響範囲は小さいが強い渦が発生している。また、下翼からと予想される小さな渦も確認できる。一方、図 7 の翼端板を付けた場合は、やや弱い一つの渦が確認できる。このように後流計測から流れ場特性が明らかになった。

次に、低温風洞試験との融合にむけたフォーカシングシュリーレン PIV 法による流れ場の速度ベクトル計測の予備実験の結果を図 8 に示す。図中の矢印は速度ベクトルを示し、カラーバーは速度の大きさを色分けして示している。流れ場はノズルから噴出する噴流を対象とし、新たに提案する格子状のソースグリッドを用いた光学系と PIV 解析ソフトによって流れ場の速度ベクトルを求めた。図より

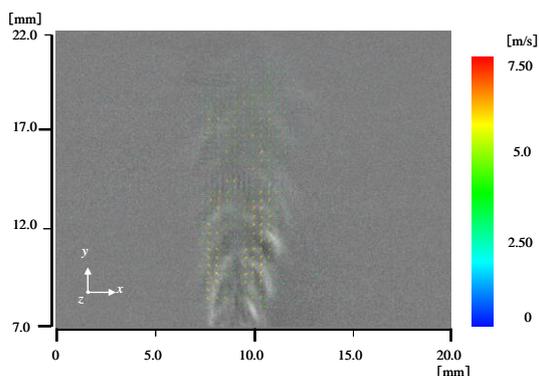


図 8 噴流速度ベクトル

本実験で提案する格子グリッドを用いることで x 方向と y 方向の密度勾配を撮影することが可能となり、その結果、密度変化の移動量を PIV ソフトにより解析することで x, y 方向の速度ベクトルの定量計測が可能であることが明らかになった。

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 1 件)

1. S. Nakao, M. Kashitani, T. Miyaguni, Y. Yamaguchi, A Study on High Subsonic Airfoil Flows in Relatively High Reynolds Number by OpenFOAM, Journal of Thermal Science, Vol. 23, No. 2, pp. 133-137, (2014), 査読有, 10.1007/s11630-014-0687-5

[学会発表] (計 6 件)

1. M. Kashitani, H. Ono, Y. Yamaguchi, A preliminary study on calibration method for a balance system in a cryogenic wind tunnel, 2016 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology (APISAT-2016), Toyama, Japan, (2016.10.25)
2. 樫谷賢士, 滝田好宏, 三浦圭太, 宮里義昭, 仲尾晋一郎, LED 光源を用いたフォーカシングシュリーレン PIV 法に関する基礎研究, 第 54 回飛行機シンポジウム, 富山, (2016.10.25)
3. 樫谷賢士, 小野洋彰, 山口裕, 低温風洞で用いる半裁模型用風洞天秤の校正法に関する基礎実験, 日本航空宇宙学会西部支部講演会 2015, 広島, (2015.12.4)
4. M. Kashitani, Y. Yamaguchi, K. Kusunose, Y. Takita, A Study on Aerodynamic Characteristics of Aircraft Model with Vortex Generators by Wake Measurements, 2015 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology (APISAT-2015), Cairns, Australia, (2015.11.26)
5. 樫谷賢士, 小野洋彰, 仲尾晋一郎, 山口裕, 半裁模型用風洞天秤の校正法に関する予備研究, 第 53 回飛行機シンポジウム, 松山, (2015.11.11)
6. M. Kashitani, Y. Saganuma, H. date, S. Nakao, Y. Takita, Y. Yamaguchi, Experimental Study on Aerodynamic Characteristics of Blended-Wing-Body by a Wake Integration Method, 53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA SciTech Forum, AIAA 2015-1228, Kissimmee, USA, (2015.1.7)

6. 研究組織

(1)研究代表者

樫谷賢士 (KASHITANI Masashi)

防衛大学校・システム工学群・教授

研究者番号: 80535279