

低 Re 数における Ishii 翼型まわりの流れ場

大竹智久¹⁾, 互井梨絵²⁾, 神田 翔³⁾, 村松旦典¹⁾, 本橋龍郎¹⁾

1) 日本大学理工学部, 2) JAXA, 3) (株) ケーヒン

Flow Field Phenomena on Ishii Airfoil at Low Reynolds Numbers

by

Tomohisa Ohtake, Rie Tagai, Shou Kanda, Akinori Muramatsu and Tatsuo Motohashi

ABSTRACT

Flow visualization of Ishii airfoil was performed to clarify flow field around the airfoil at chord based Reynolds number from 20,000 to 60,000. Although oil flow technique, one of common and traditional wall tracing visualization methods, was applied to visualize flow field on the airfoil, the flow field could not be visualized clearly in these low Reynolds number region. We devised and applied a new technique of visualizing the flow field on the airfoil surface with fluorescence aqueous; we named this technique as “fluorescence liquid film technique.” This technique is possible to visualize flow field on the airfoil in low Reynolds number regions. As the results of flow visualization by fluorescence liquid film technique, we recognized flow field phenomena on the airfoil in low Reynolds number region that the positions of separation point and reattachment point and the length of separation bubble were changed on the airfoil depending on Reynolds number changing.

1. はじめに

現在 JAXA では、2020 年前半の打ち上げを目標に火星探査計画 MELOS1 の検討が進められている。そのミッションの中で、火星大気中での探査航空機の飛行実現を目標として JAXA を中心とした火星探査航空機の研究が進められている。火星探査航空機が想定しているミッションは、高度 2 ~3 km を時速約 200 km で飛行し、火星地表の写真観測と残留磁場を観測することである。概念設計検討の結果、機体の大きさの制限や CO₂ を主成分とした火星大気の大気密度が地球の 100 分の 1 となることなどから、火星大気中で火星探査航空機が運用される場合、その飛行レイノルズ数は 46,000 程度となり一般的な航空機と比べて低いレイノルズ数領域での運用となる¹⁾。

このような低いレイノルズ数領域では、一般的な航空機が運用されるような高いレイノルズ数 ($10^6 \sim 10^7$ のオーダー) で観測される翼まわりの流れ場と異なり、翼面上に層流剥離領域や層流剥離泡などが現れ、それらを含む境界層が翼面上に形成・発達するため、翼まわりに現れる流れ場はより複雑な流れ場となる。その結果、翼型の空力特性は高いレイノルズ数での場合と比較してレイノルズ数の低下とともに悪化する、さらには揚力曲線に強い非線形性が現れるなどの特徴的な変化を示すことが知られている^{2, 3)}。

これらの空力特性の変化が観測される中で、レイノルズ数が低下しても比較的良好な空力特性を示し、ハンドランチグライダーの翼型にも使用されている Ishii 翼型が、現在、火星探査航空機に使用する翼型の候補の一つとして挙げられている。

一般的に低レイノルズ数領域で空力性能が良いとされる翼型の条件は、翼厚が薄くかつ適度なキャンバーが与えられていることなどが挙げられ⁴⁾、Ishii 翼型はそれらの条件をほぼ満足している Ishii 翼型の基本的な空力特性を調査するため、火星探査航空機ワーキンググループに参加している各大学で風洞実験による様々な測定が行われているが、測定環境などが異なるためはっきりとした空力特性が得られていない。

本研究では Ishii 翼型の基本的な空力性能 (揚力, 抗力, 縦揺れモーメント) の測定結果⁵⁾ をもとに、Ishii 翼型の翼まわりの流れ場についての理解を深め、空力特性と流れ場との関連性について調査するため、流れ場の可視化実験を行った。これらの結果から、Ishii 翼型の空力特性と翼面上

の流れ場との関連性について考察・検討を行ったため報告する。

2. 実験装置・方法

本研究で行われた全ての測定は、当大学が所有する回流型小型風洞を用いて行われた。測定部断面の形状は、0.3 m × 0.3 m の正方形である。概略図を Fig. 1 に示す。

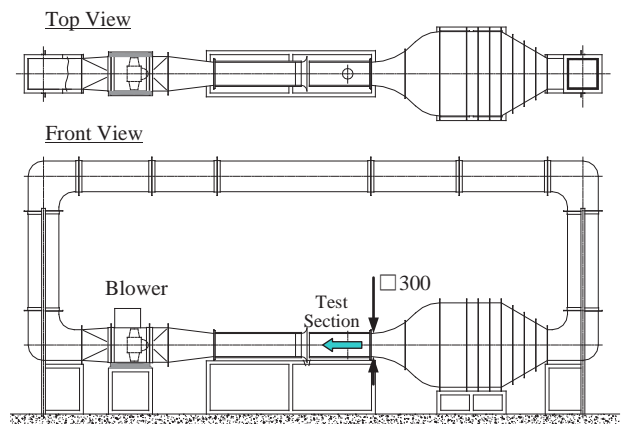


Fig.1 風洞概略図

2-1. 翼型模型

Fig. 2 に Ishii 翼型の翼型形状を示す。比較対象として描かれた NACA0012 翼型と比べると、翼厚比の低さ、前縁半径の小ささなどの形状の違いがよく分かる。翼型模型の製作には、ワイヤー放電加工によりアルミ材から翼模型の形状を切り出し、翼模型表面を平滑処理している (Fig. 3)。製作した翼型模型は、翼弦長 $c = 100$ mm, 翼幅 $b = 150$ mm の諸元を持ち、この翼型模型をスパン方向に接続することで、 $b = 300$ mm の翼型模型としても使用できる。本研究においては、 $b = 300$ mm の状態の翼型模型として使用した。

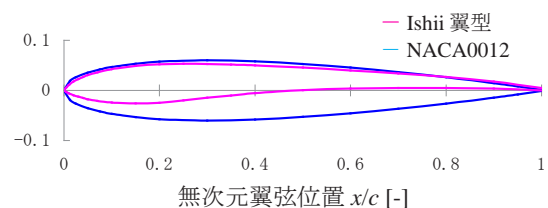


Fig. 2 Ishii 翼型

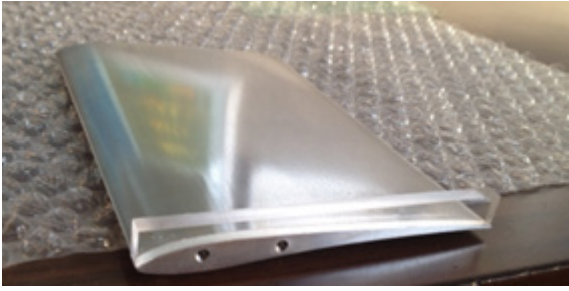


Fig. 3 翼型模型

2-2. 流れ場の可視化

低いレイノルズ数領域において翼型まわりに形成される流れ場は、翼面上に現れる層流剥離領域や層流剥離泡により強い影響を受ける。その結果、層流境界層、境界層の剥離、剥離せん断層の遷移、流れ場の乱流化といった特徴的な流体现象が複合して現れるため、高いレイノルズ数に比べてより複雑な流れ場が翼面上に形成される。本研究では、このような流れ場が翼面上でどのような振る舞いを示すのかを調査するため、壁面トレース法による流れ場の可視化を、レイノルズ数が 20,000 から 60,000 の範囲で実施した。

3. 結果および考察

3-1. Ishii 翼型の空力特性

Fig. 4 に今回の報告を行う前に測定が行われた⁵⁾レイノルズ数が 20,000 から 60,000 における Ishii 翼型の C_l - α 曲線を、Fig. 5 に極曲線を示す。各図中に示された揚力係数および抗力係数に付けられた添字 u は、両係数に風洞測定部による境界修正を施していないことを表している。これらの結果からは、Ishii 翼型はレイノルズ数が 30,000 から 60,000 の範囲において良好な空力特性を示していることが分かる。このときの揚力係数については、最大揚力係数が約 1.06 から 1.1 の範囲で現れ、迎え角の変化に対する揚力係数の変化についても NACA0012 で観察されるような強い非線形性³⁾も現れていない。極曲線からは、例えばレイノルズ数 50,000 では揚力係数が約 0.54、抗力係数が約 0.021 (迎え角は 4° 付近に該当)において最大揚抗比を示すことが確認できる。他のレイノルズ数においてもこの揚力係数付近で最大揚抗比が現れ、その値は約 25 から 26 の間で推移している。このレイノルズ数領域における空力特性に対するレイノルズ数の依存性は、最大揚力係数の変化と失速角の変化に関して現れており、失速特性が大幅に変化するような特性は観察されていない。それに対してレイノルズ数が 20,000 に低下すると、レイノルズ数が 30,000 以上での空力特性と比較して、その特性が大幅に変化することが分かる。最大揚力係数は約 0.92 まで低下し、揚力曲線から判断される失速特性についてもその特性が大きく変化していることが分かる。また、迎え角が 5° 付近においても揚力傾斜が部分的に変化し、NACA0012 翼型で観察された揚力係数の非線形性に近い揚力係数の変化を示している。

これらの空力特性の変化からは、レイノルズ数が 30,000 から 20,000 へと低下した際に、翼面上の流れ場の特性が大きく変化したものと予測される。

3-2. 翼表面上の流れ場の可視化

Ishii 翼型まわりの流れ場について理解を深めるため、一般的に壁面トレース法でよく用いられる手法である油膜法(ベースオイルに流動パラフィンを使用)による流れ場の可視化を試みた。しかし、今回測定を行った実験条件であるレイノルズ数 20,000 から 60,000 における風洞測定部内の一様流速度は約 2 m/s から約 4 m/s と低い速度となるため、

翼面上に塗布した油膜の動きが極端に悪くなり、翼面上の流れ場の様子をうまく可視化することが困難であった。油膜の動きについては、ベースオイルに用いた流動パラフィンの粘度を調整することで若干の改善効果は得られたが、トレーサーとして用いた顔料(二酸化チタン、カーボンブラックなど)が均一に混ざらなくなる、分離するなどの弊害も現れた。また、翼面上の流れ場を油膜法により可視化するには、得られた可視化結果(油膜のパターン)をどのように理解・判断するのが重要な要素となる。

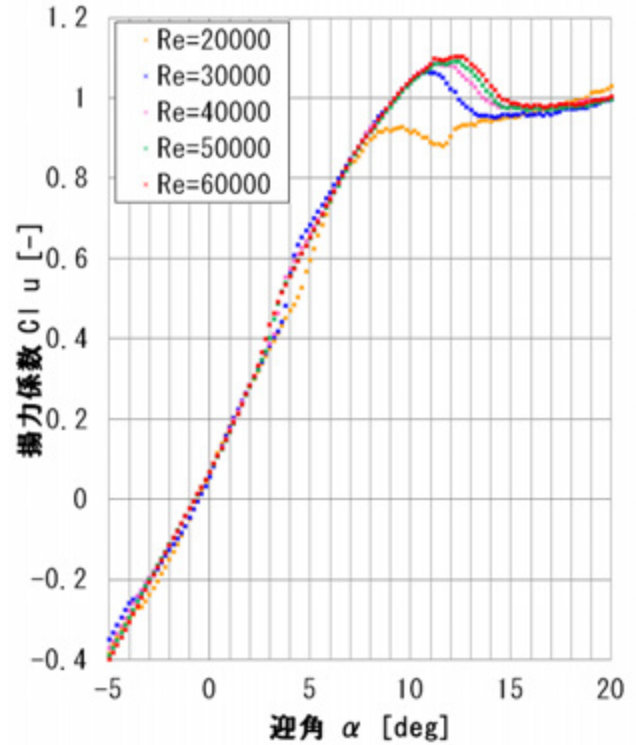
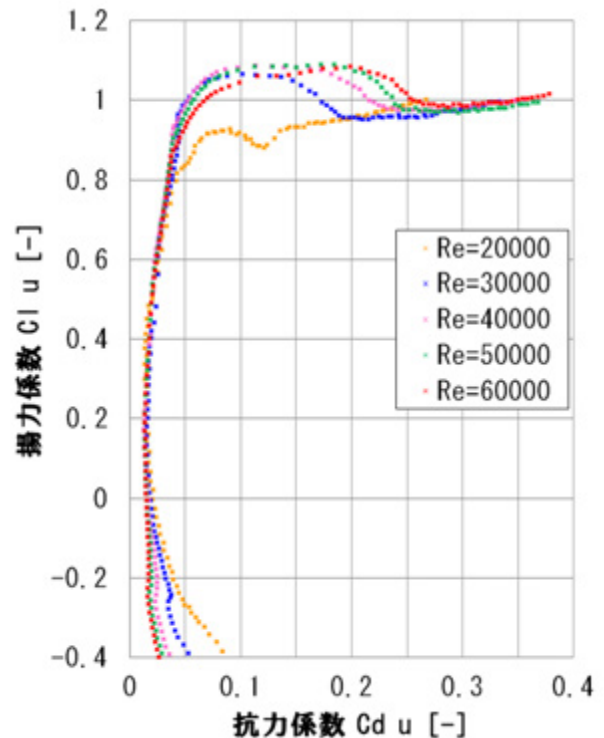
Fig. 4 Ishii 翼型の C_l - α 曲線

Fig. 5 Ishii 翼型の極曲線

特に低いレイノルズ数領域の流れ場において剥離泡を含むような流れ場が現れる場合、剥離泡の大きさやその振舞いを調査するためには、得られた流れ場のパターンから剥離した境界層の再付着位置をある程度明確に判断することが重要である。

以上の点をふまえ、本研究では低いレイノルズ数領域においても壁面トレース法により翼面上の流れ場の可視化を可能とするため、ここ数年、風洞実験で用いられている可視化手法の一つである蛍光オイルフロー法⁶⁾を参考に、より低いレイノルズ数領域で容易に翼面上の流れ場の可視化を可能とする手法を考案し、その手法を「蛍光リキッドフィルム法」と命名した。文献 6)などで扱われている蛍光オイルフロー法では、ベースオイルに蛍光顔料を混ぜ合わせた油膜に紫外光を照射することにより翼面上の流れ場の可視化を行っている。本研究で用いた手法では、油膜の粘度による影響をできるだけ除外し、低いレイノルズ数、すなわち風洞実験の際に一樣流速度が低い場合でも対象となる物体壁面上のせん断応力の大きさに応じて壁面上の塗膜が動きやすくすることを目的として、蛍光能を持つ蛍光染料を混入した水溶液を作成し、その水溶液を蛍光塗膜として用いた。この蛍光塗膜に紫外光を照射することにより水溶液全体で蛍光反応が発生するため、オイルフロー法におけるトレーサの代わりとして流れ場の変化をより明確に観察することが可能となる。また、蛍光染料に使われている蛍光物質の違いにより蛍光反応が発生した際の発光色が異なるため (Fig. 6)、流れ場の可視化を行う際には翼面上に塗布する蛍光塗膜の色合いの違いも流れ場のパターンを観察する上で利用可能となる。

Fig. 7 に可視化実験で用いた実験装置の概略図を示す。2次元測定部内に翼型模型を水平に設置し、翼面上に蛍光塗膜を塗布した。蛍光塗膜には蛍光増白剤のみを混入した水溶液を使用した。このときの蛍光反応による水溶液の発光色は、Fig. 6 中の右端の発光色に該当する。



Fig. 6 蛍光物質による蛍光反応の違い

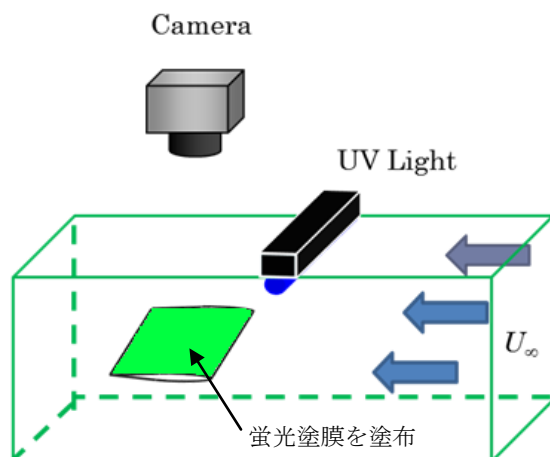


Fig. 7 可視化実験装置概略図

照射する紫外光については一般に市販されているブラックライトを使用し、約 400 nm 以下の波長となる紫外光を照射している。また、流れ場の様子は、デジタルビデオカメラを用いて塗膜が非定常的に変化していく様子を記録した。

代表例として、Fig. 8 にレイノルズ数 50,000、迎え角 8° における翼面上の流れ場の時間変化の様子を示す。これらの可視化画像は、デジタルビデオカメラにより得られた画像に階調処理および色調処理を施してある。計測を開始後、約 1.5 sec 付近から翼面上に塗布した蛍光塗膜が動き始め、翼弦線上の前縁から約 70% 付近で前縁方向と後縁方向に流れが分岐する領域が現れる様子が観察できた。境界層の剥離位置および再付着位置では、壁面せん断応力の関係から $\partial u / \partial y = 0$ となるため、剥離位置および再付着位置の前後では翼面上の流れの方向が逆転する。従って翼面上の蛍光塗膜の流れの方向が前縁方向と後縁方向へと分岐する箇所が現れば、その場所が境界層の再付着位置であると判断できる。

その後、時間経過とともに翼面上の塗膜のパターンも変化し、約 9 sec 後に蛍光塗膜のパターンは安定した状態になる。このときの翼面上に現れた蛍光塗膜のパターンからは、境界層の剥離位置と翼面上に形成された剥離泡の後端部分と考えられる箇所を判定することができる。この剥離泡後端部分では、剥離泡内の再循環領域に起因する逆流速度成分により蛍光塗膜が上流側へ移動し、塗膜のパターンが形成されていると考えられる。剥離泡後端部分から壁面せん断応力の関係から推定できる再付着位置までの領域では、剥離せん断層内の不安定性の増大により翼表面と剥離せん断層外縁との間に逆流を伴う乱れの強い領域が存在する。その結果、境界層の再付着が翼面上に明確に現れず、蛍光塗膜のパターンにも明確な変化が現れなかったと予測できる。蛍光塗膜のパターンの変化と流れ場との詳細な対応関係については、速度分布測定による定量的なデータを基にした更なる考察が必要である。

Fig. 9 に、翼面上の流れ場が安定し塗膜の状態も安定した時間におけるレイノルズ数 50,000 での迎え角の変化に対する翼面上の流れ場の可視化結果を示す。これらの可視化結果からは、迎え角が 4° 付近の低い迎え角の範囲では翼面上に剥離泡が形成されていないことが分かる。なお、蛍光塗膜のパターンでは、前縁から 60% 付近において塗膜が前縁方向へと移動する様子が観察されたため、この付近で剥離が現れていたと判断することができる。迎え角 6° 以降では、蛍光塗膜のパターンから翼面上には剥離泡が形成され、迎え角の増加とともに剥離泡の大きさと位置が変化していく様子が分かる。その後、翼が失速に至り完全に失速した状態 ($\alpha = 14 \text{ deg}$) では、翼面上の境界層は翼前縁付近から全面的に剥離するため、それまでの迎え角で見られたような明確な蛍光塗膜のパターンの変化は翼面上の可視化結果には現れなくなる。以上の可視化結果をもとに判定されたレイノルズ数 50,000 における翼面上の剥離位置、再付着位置および剥離泡後端部位置の迎え角に対する変化を Fig. 10 に示す。

最後に流れ場のレイノルズ数依存性について着目してみると (Fig. 11)、同じ迎え角において剥離位置に大きな違いは見られないが、剥離位置の下流での流れ場の様子がレイノルズ数の違いにより異なっていることが確認できる。特にレイノルズ数 20,000 と 30,000 では、剥離泡の形成が明確に判断できない状態と剥離泡が形成されている状態とに分かれる可視化結果となった。この状態から迎え角を増加せると、レイノルズ数 20,000 においても翼後縁付近での境界層の再付着が確認されるが、レイノルズ数が 30,000 以上

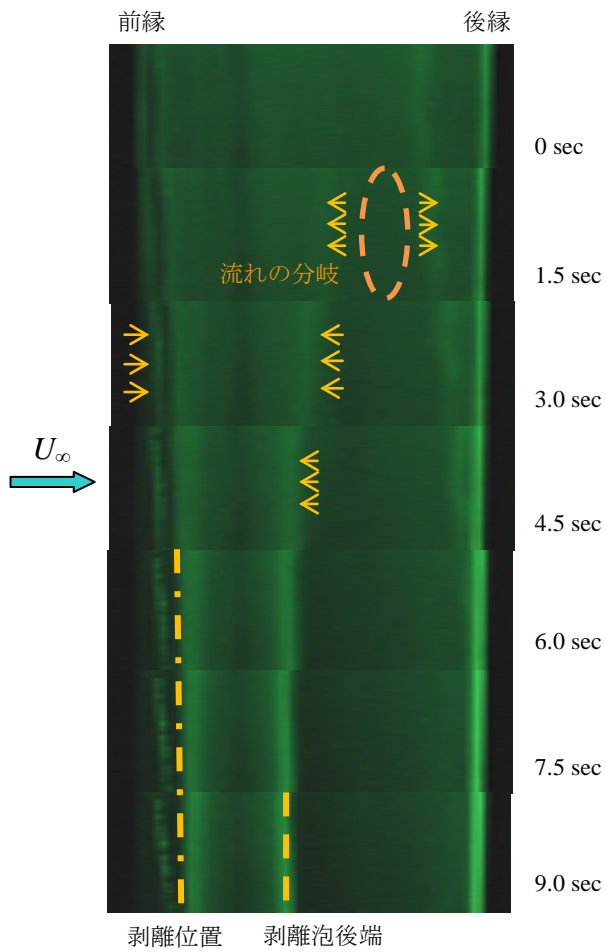


Fig. 8 流れ場の時間変化 ($Re = 50,000, \alpha = 8 \text{ deg}$)

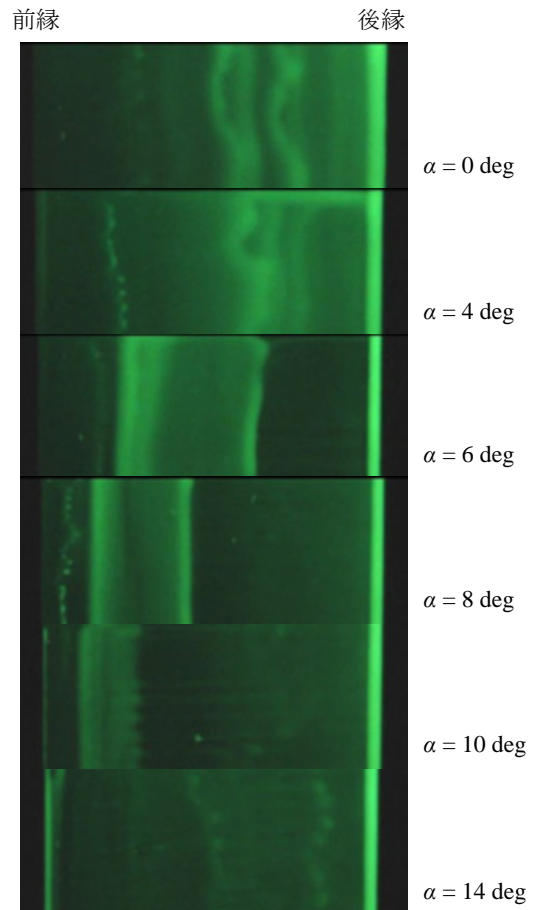


Fig. 9 迎え角に対する流れ場の変化 ($Re = 50,000$)

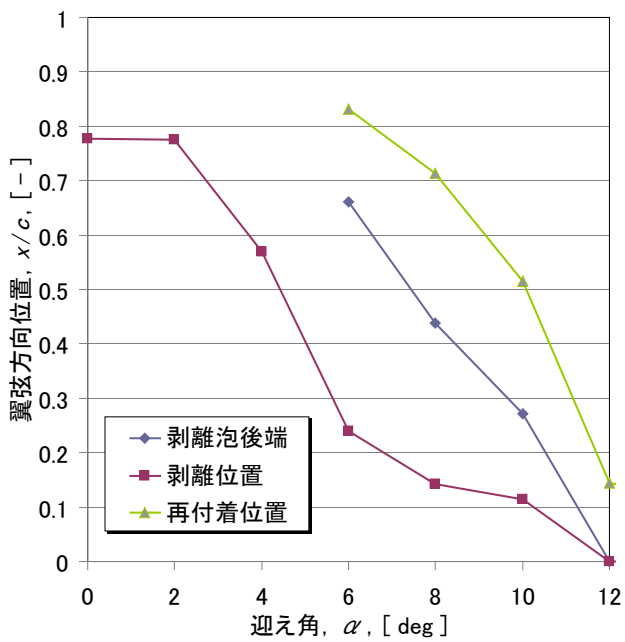


Fig. 10 翼面上の剥離位置, 剥離泡後端部, 再付着位置の変化 ($Re = 50,000$)

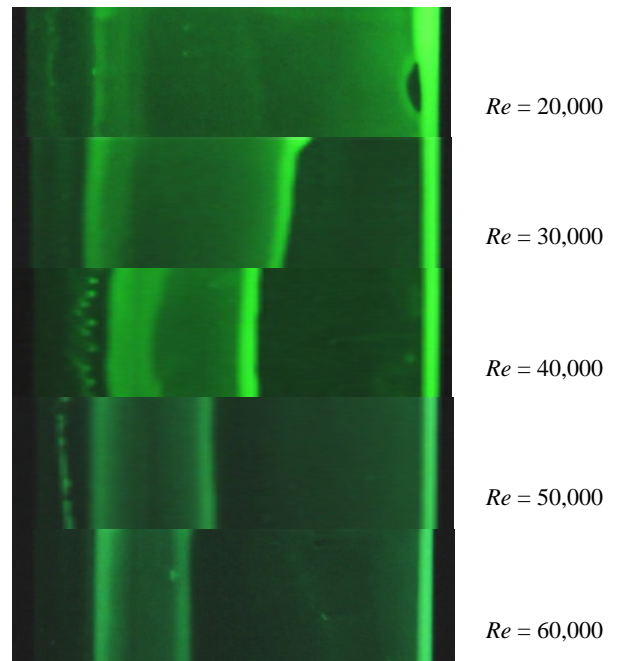


Fig. 11 流れ場の Re 数依存性 ($\alpha = 8 \text{ deg}$)

の流れ場において観察された剥離泡と同じ特性を持つ流れ場であるかを判断することは、流れ場の可視化結果からだけでは難しい。そのため、定量的な流れ場の測定データ得ることが今後の課題となる。このようなレイノルズ数に依存した流れ場の形成状態の違いにより、揚力係数などの空力特性に違いが現れたと考えられる。

4. まとめ

レイノルズ数が 10^4 のオーダーとなる低いレイノルズ数領域において良好な空力特性が得られる Ishii 翼型について、レイノルズ数 20,000 から 60,000 での流れ場の可視化を用いた調査を行うため、蛍光リキッドフィルム法を考案し翼面上の流れ場の可視化を行った。その結果から、Ishii 翼型の翼面上に形成される剥離泡の振舞いや境界層の再付着位置などの流れ場の特性について、定性的な知見を得ることができた。今後は、熱線風速計による翼面上の速度分布の測定を行い、定量的な流れ場のデータと可視化結果との対応関係を得ることにより、空力特性と流れ場との関連性についてさらに調査を進めていく。

参考文献

- 1) 大山聖：“MELOS1 にむけた火星飛行機概念検討”，第 5 4 回宇宙科学技術連合講演会（2010）。
- 2) 大竹智久ほか：低 Re 数領域での NACA0012 翼の非線形空力特性，日本航空宇宙学会論文集，Vol. 55（2007），pp.439-445。
- 3) 岡本正人：低レイノルズ数における定常・非定常翼型空力特性の実験的研究，日本大学博士論文（2005）。
- 4) 四谷智義ほか：“火星探査航空機翼型の設計探査”，日本機械学会 第 20 回設計工学・システム部門講演会（2010）。
- 5) 互井梨絵ほか：“Ishii 翼型の空力特性と流れ場について”，第 50 回飛行機シンポジウム（2012）。
- 6) 横川 譲ほか：“航空機低速風洞試験への蛍光オイルフロー法の適用”，日本機械学会流体工学部門講演会（2009）。