

超大型移動式海洋構造物のスイッチバックモーションに適した翼断面に関する研究

正員 高木 健* 学生員 吉武 優一郎*

A Study on Wing Sections for the Switch-Back Motion of Very Large Mobile Offshore Structure

by Ken Takagi, *Member* Yuichiro Yoshitake, *Student Member*

Summary

A concept of sailing type Very Large Mobile Offshore Structure for the wind-power generation, which is abbreviated to VLMOS, is presently being studied in Japan. VLMOS keeps its position with the switch-back motion in which strut wings play an important roll to counter the drag force acting on wind turbines. The sectional shape of the strut wing should be symmetrical in cord direction and should have sharp edges at both ends because of the switch-back motion with which VLMOS advance against the wind. We mainly focus on the flow separation around the strut wing in this paper, since the flow separation is key-information for conceptual design of the strut wing. Three types of strut wing are tested to know the effect of wing thickness on the flow separation around the strut wing. Measurements of the lift and drag forces have been carried out as well as the flow visualization. In addition, the effect of a turbulent stimulator on the measured results is investigated to know the performance of full scale strut wing. From these results we find that thick wing brings large flow separation occurring at the rear of the wing, and it is not suitable for the strut wing of VLMOS. A relatively thin wing section whose flow separation is negligibly small is recommended from results of the measurement without turbulent stimulator. The measurement with turbulent stimulator confirms that this wing section has enough performance for the full scale strut wing of VLMOS.

1. 緒 言

風力発電は持続可能なエネルギー源として最近注目を集めているが、風車後方にできる伴流による効率低下を避けるため、風車間距離を大きくとらなければならないことが、我が国のように陸上の適地が限られた国では問題である。また、風車の風切音や野鳥被害あるいは景観問題などの環境問題により陸上での適地が限られることも指摘されている。ヨーロッパでは比較的浅い水深で平均風速の大きい海域がいくつも存在するので、海底に基礎を設置する着定式による大規模なウインドファームが建設されている。これに倣って我が国でも洋上にウインドファームを建設しようという機運が高まっている。しかし、我が国では浅い水深で平均風速の大きい適地が少ないため、浮体式の洋上風車が提案されている。

洋上風車で発電された電力は送電線によって陸上に運ぶことが想定されているが、送電線の敷設費用を抑えるため陸

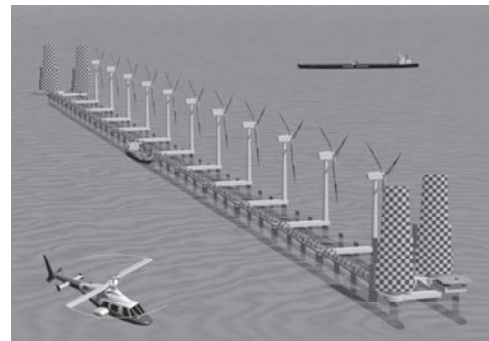


Fig.1 Schematic view of VLMOS drawn by National Institute for Environmental Studies.

に近い海域でしか利用できない。しかし、少し先に目を転じて水素社会が始まる頃、すなわち燃料電池が一般化する頃、または大容量の蓄電器が実現する頃を考えると、電力は送電線で運ばなくとも水素タンカーや蓄電器で運ばばよいことになり、我が国から遠く離れた海域でも利用できる。植弘ら¹⁾はこのような考えに基づき帆走によって移動可能な外洋型洋上風力発電施設を提案した。この発電施設のコンセプトは木下ら²⁾により本学会でも紹介されている。

植弘ら¹⁾によって検討されている浮体は全長約2,000m幅約70mと非常に細長い形状をしており、2本の細長いローアールによって浮力を得ている(Fig.1)。浮体は横風を受けな

* 大阪大学大学院工学研究科

から前後4枚の帆によって進むが、風車や水面上の構造物に働く風抗力によって横流れが生じる。これを防ぐため、ローハルと上部構造をつなぐストラットの断面を翼型として揚力を発生させ、この力で横流れを防ぐように計画されている。つまり、ストラットが一般のヨットに取り付けられているセンターボードに相当する。

この浮体は4枚の帆により、十分な速度が得られることがすでに分かっているが、浮体が長大であるため、一般帆船のような操船は不可能で、風上に向かうときはスイッチバック方式と呼ばれる特殊な操船方法を取らなければならない。Fig.2に、田中ら³⁾によるスイッチバック方式の航跡を示す。この図より、ストラット翼は前進・後進ともに揚力を発生しなければならないことが分かる。すなわち、ストラット翼の断面は前後に鋭いエッジを持った対称形としなければならない。

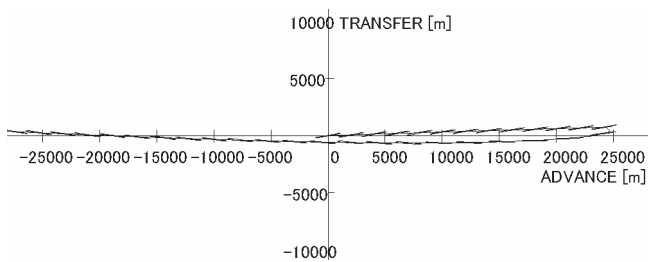


Fig.2 Trajectory of the switchback motion of the floating wind power plant by Tanaka et.al³⁾.

翼断面形状の研究は航空機分野で古くから行われており、揚力係数や抗力係数の詳細な実験データなども成書⁴⁾として発表されている。しかし、航空機で用いられる翼は前後非対称で前縁が丸みを帯びている。一方、最近の超音速機に用いられるものの中には前縁が尖っているものもあるが、これらは薄翼であり、このコンセプトでは利用できない。

また、船舶分野では操縦性研究に関連して円弧翼型などの前後対称翼型に関する研究⁵⁾が行われているが、船舶の喫水は船長にくらべると非常に小さいため、ストラット翼が対象とするアスペクトレシオの範囲とはかなり異なる。

そこで、高木と吉武⁶⁾はいくつかの翼形について揚力・抗力の計測と簡単な計算を実施し、このコンセプトに使えるような翼形をいくつか提案した。しかし、レイノルズ数影響など詳細なことについては調査を行っていなかった。そこで、本研究ではこれらの翼形について、乱流促進を行った場合とそうでない場合の比較や、前縁や後縁での剥離の可視化実験などを行い、外洋型洋上風力発電施設に適したストラット翼断面形状について詳細な検討を実施した。

2. 使用模型

2.1 ストラット翼に要求される性能

ストラット翼の断面形状は前述のように、スイッチバックモーションを実現するために前後対称でなければならない。また、ストラット翼内の交通性の確保と構造強度の観点から、実機寸法で少なくとも3m以上の翼厚を確保しなければならない。一方、浮体の建造や入渠時の制限から、ローハルの喫水が20m以下に制限される。翼性能の観点からは翼幅をなるべく大きくしてアスペクトレシオを稼ぎ、かつ翼厚比を小さくすることが望ましいが、これらの制限を超えない範囲で設計しなければならない。

ストラット翼の建造コストや維持管理などの面からは、なるべく単純な形状を持つことが望ましいため、フラップ等の可動部分あるいは特殊な翼形状とすることは止め、性能が不足する場合はストラット翼面積の増大と推進用の帆の面積増大で対処することとした。そのため、翼として揚抗比や揚力係数に対する明確な数値目標は設定されていない。しかし、推進性能の観点からは抗力になるべく少ないことが望ましいので、ストラット翼が揚力面として機能していることが必要である。すなわち、低アスペクトレシオのために発生する随伴渦の影響は止むを得ないとしても、流れの剥離などによる抗力の発生は望ましくない。また、このコンセプトでは比較的弱い構造を採用しているため、剥離渦による変動荷重、それに伴う振動は疲労寿命の観点から望ましくない。

以上を纏めると、なるべく翼弦長を短くしてアスペクトレシオを稼ぎストラット翼面積の不足は本数で補うことを性能向上の方針とすれば良いことがわかる。しかし、後述の実験結果で判明するように翼厚比が大きいと大規模な剥離が起こる。したがって、本研究で明らかにすべき点は、大規模な剥離を起こさない翼厚比を知ることである。また、概略設計の観点からは、一般的な翼断面形状の場合に良く用いられるように、揚力や抗力の概略値として厚さの無い平面翼の値が使えるかどうかを確認することである。

2.2 模型形状

初期のコンセプトデザインではストラット翼の大きさが実機寸法で10m×12.5mであったので、模型実験の精度や取り扱いやすさの兼ね合いから、模型は実機の1/50スケールとしてStrut Aの寸法を決めた。これを原型としてStrut Aと面積は同じで翼厚比の大きいStrut Bと翼厚比の小さいStrut Cを考えた。また、結果的にはStrut Cのみが使えることが分かったので、大きさがStrut Cと等しく翼断面形状がNACA0017のStrut Dを前後対称翼の性能を評価する上での基準とした。

翼厚は全てのストラット翼模型で実機3mに対応する0.06mとした。Strut A~Cの断面形状は、NACA 65のMean

Line⁴⁾を翼厚比に応じて伸縮させた値を使用した。

実機ではストラット翼下部にローワーハルが接続しているため、下端からの随伴渦の発生が緩和される傾向にある。これを調べるために、下端に翼端版を設けた実験も併せておこなった⁷⁾。しかし、その結果からは随伴渦の影響が小さくなること等、通常の翼に翼端版を取り付けた際に現れる効果として良く知られていること以上の結論は得られなかったため、本稿ではその結果については割愛する。

また、現在検討中の浮体コンセプト (Fig. 1) では水面下のアスペクトレシオが1程度であり、いずれの翼型よりもアスペクトレシオが大きくなっている。そこで本稿では、低アスペクトレシオ故に発生する3次元的な諸現象よりも、2次元的な現象を中心に議論を進める。なお、以下の文中では Strut A~D を翼 A~D と呼ぶ。

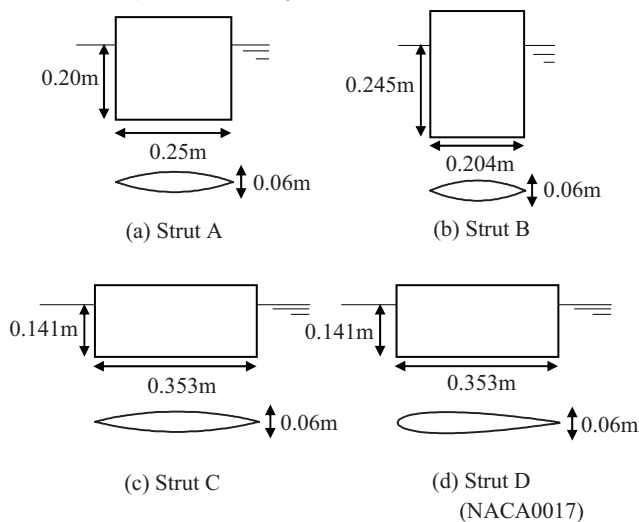


Fig.3 Models of strut for the measurement of the lift and the drag.

3. 揚力・抗力の計測 (乱流促進なし)

3.1 揚力の時系列

Fig.4 にそれぞれの翼について計測された揚力 L の時系列の一例を示す。翼 D (NACA0017) と比較すると前後対称翼である翼 A~C の時系列は不安定で、揚力が変動していることが分かる。これは翼後部の剥離による影響と、尖った前縁における前縁剥離の影響が考えられる。また、翼厚比の大きい翼 B や翼 A は、計測値の変動が大きい。特に、翼 B では揚力が得られていない部分もあり、もはや翼としての機能を果たしていない。これは翼後部に剥離により発生する強い渦によるものと思われる。

3.2 流れの可視化

揚力の時系列から予想される渦発生の現象を確認するため、翼周りの流れの可視化実験を実施した。前述のように、2次元的な現象が重要と考えられるので、可視化は翼幅方向の幾つかの断面で行った。その結果、翼の中央付近では概ね

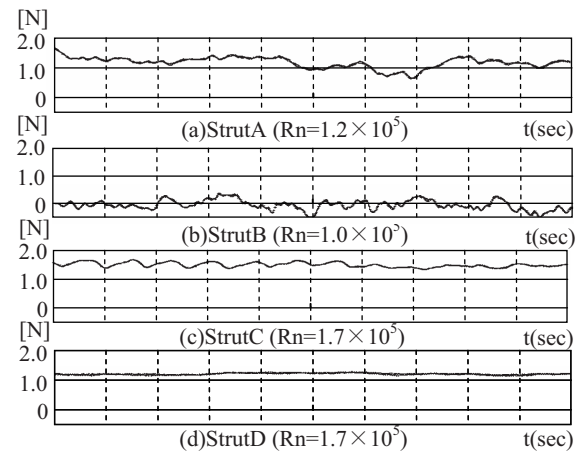


Fig.4 Time history of the measured lift force ($\alpha=6.0[\text{deg.}]$).

2次元的な現象になっていることが確認できたので、以下では、翼幅のほぼ中央の平面のものについて議論する。また、同じ理由から、可視化実験は自由表面影響を無視しておこなった。ただし、Fig.4 に現れた変動の定量的な値に自由表面の存在が影響している可能性はある。

Fig.5 に結果を示す。使用した模型は前述のもので、風洞内に取り付けられた平板の上に模型を置いてスモークワイヤー法による可視化実験をおこなった。平板の前端は Fig.5 に写っている範囲の少し前なので、平板の境界層による影響は翼の端部に限定されていると考えられる。

流れの様子は予想どおりで、翼 A、B で大きな後縁剥離が見られた。特に、翼 B では最大翼厚のすぐ後方から大きく剥離していることが分かった。また、前縁剥離についても観察を行なったが、写真で判別できるほど大きな流れの乱れは確認できなかった。ただ、目視で観察した場合には、翼前端の淀み点付近から翼前縁に回り込む流れが微妙に変動することが確認され、前縁剥離の可能性も覗かせた。

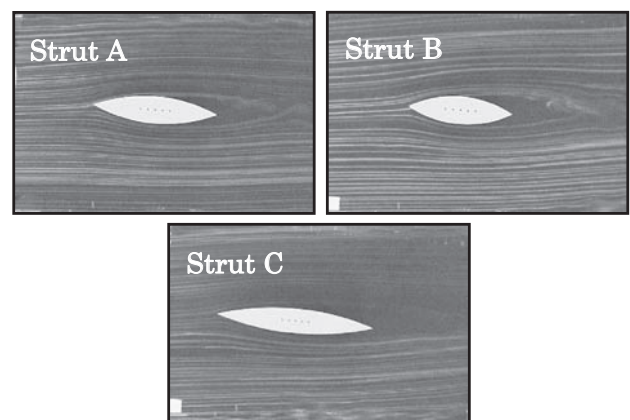


Fig.5 Pictures of the flow around the strut.

3.4 揚力・抗力係数

揚力係数と抗力係数の計測結果は、参考文献^{6),7)}に掲載しているので、ここでは翼 A の揚力係数についてのみ Fig.6 に

示す。揚力係数の値は、前述の時系列を時間平均した値から求めており、次式で表される。

$$C_L = L / \left(\frac{1}{2} \rho v^2 S \right) \quad \begin{array}{l} v: \text{翼の前進速度} \\ S: \text{翼面積} \end{array} \quad (3.4.1)$$

実験は6通りの曳航速度について行った。速度は実機の速力のシミュレーション結果をもとにフルード数が対応するよう定めた。フルード数の範囲は0.09~0.32であり、実機の2.3~7.5 kntに対応する。図中の破線は、自由表面を剛壁と仮定して、模型と同じアスペクト比の平板翼について揚力面理論を用いて数値計算を行なった結果である。時系列データ

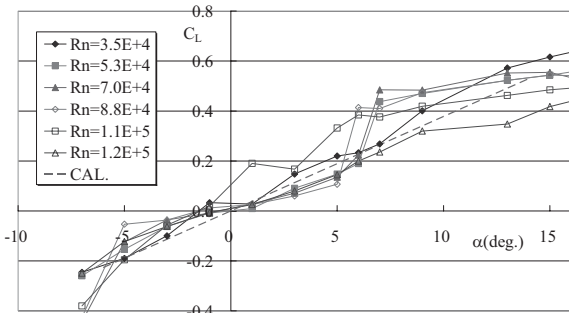


Fig.6 Lift coefficient of Strut A.

や可視化の結果から、翼 A は通常の翼のように揚力係数がきれいに迎角に比例しないことが予想されるが、この図でもそれが明らかである。一方、翼 C は時系列では多少の変動が観測されるが、通常翼形の翼 D とほぼ同じ値が得られており、翼 C 程度の厚さ比の翼であれば、前後にエッジを持つ前後対称翼でも、翼としての機能を果たすことが分かった。抗力係数についても同様の結果が得られた。

4. 翼周りの流れの数値計算

前述のように、翼後部で大きな剥離を伴う翼型があることが分かった。しかし、その物理機構を解明して、実際の翼型を設計する際に有用な、定性的傾向を掴むには至らなかった。また、実際の設計では多くの翼断面形の候補の中から、性能の高いものを選ばなければならず、翼断面形ごとに実験をするわけにはいかない。そこで、数値計算によって、実験で得られた傾向を推定できないかを試みることにした。

数値計算法としては、CFD によって行なえば、おそらく精度の高い解が得られるであろうが、設計の観点からは、精度が多少落ちて計算速度が速くて少なくとも定性的傾向が把握できるものが望ましい。そこで、従来型の境界層理論に基づく計算を行なうことにした。用いたプログラムは、山口⁸⁾がホームページ上で一般に公開しているものを用いた。

4.1 計算結果

Fig.7 に、後縁剥離が起こっている点を示す。縦軸は翼弦

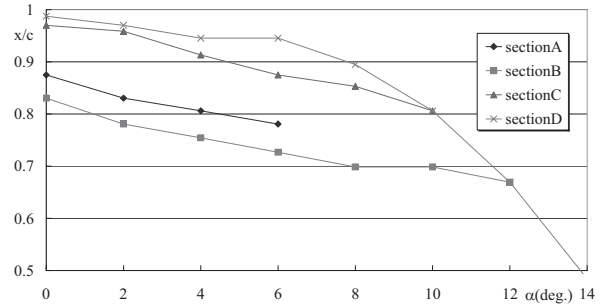


Fig.7 Separation points estimated by Yamaguchi's code. (Rn=1.5x10⁵)

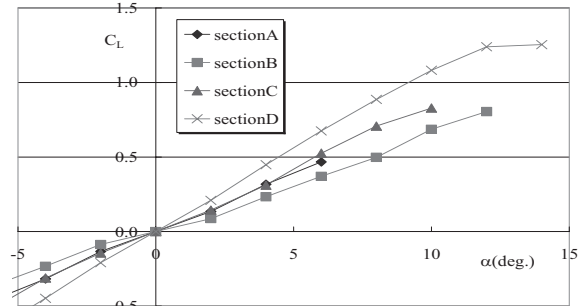


Fig.8 Lift coefficient estimated by Yamaguchi's code. (Rn=1.5x10⁵)

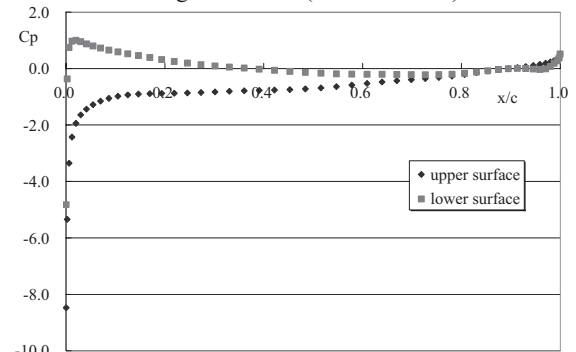


Fig.9 Pressure distribution of Strut C by Yamaguchi's code. (Rn=1.5x10⁵)

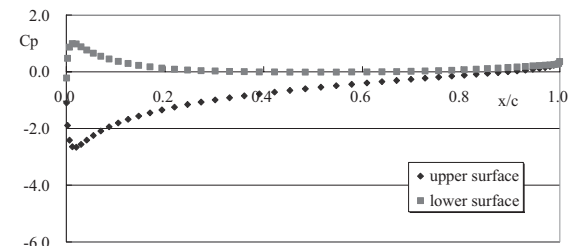


Fig.10 Pressure distribution of Strut D by Yamaguchi's code. (Rn=1.5x10⁵)

長 c で無次元化されており、x/c=1 の点が後縁と一致する。翼断面形 A~D について、模型実験結果と比較してみると、計算結果はその傾向を良く表しているといえる。

Fig.8 には揚力係数を示す。翼 B が負の揚力係数になるなどの詳細な一致は無理であるが、揚力係数の大きさの順番に関しては実験で得られた傾向を表している。これらの比較により、この計算手法は、詳細な情報を得ることは無理である

が、翼型の決定にあたって重要な定性的傾向を得るには十分な精度であることが確認できた。

Fig.9,10に翼Cと翼Dの翼表面圧力分布の計算結果を示す($\alpha=8[\text{deg.}]$)。前縁が尖った翼Cは、翼Dに比べ前縁付近で大きな負圧が生じているがその範囲は狭く、この負圧が回復する部分で剥離が起こったとしてもその規模は小さいと考えられる。

なお、数値計算では前縁の速い流速によって生じる計算エラー抑止のため、エッジ部分を少し丸めて計算を行なったので、その影響が小さいことを確認するため、C型の翼のエッジ先端に $R=2\text{mm}$ の丸みをつけた模型について実験を行ってみた。その結果、尖ったエッジを持つ翼Cと比較して、揚力係数、抗力係数共にほとんど差がないことが分かった。したがって、実機では工作の問題や生物付着などによりエッジが丸み(実機換算で $R=100\text{mm}$)を帯びても、本来の翼の性能が保持できると考えられる。

5. 乱流促進

前述の実験結果は全てレイノルズ数が $5 \times 10^4 \sim 1.5 \times 10^5$ の範囲であり、翼表面で層流から乱流へと遷移する微妙な速度域に属している。そこで、実機と同様の乱流状態を模擬するための乱流促進を行なったうえで、揚力・抗力の計測及び可視化実験を行い、前述の結論がレイノルズ数に左右されないことを調べた。

5.1 流れの可視化

翼周りの流れのレイノルズ数影響と、乱流促進による流場の変化を確認するため、回流水槽にて流れの可視化を行なった。翼模型は完全に水没した状態で、翼端片側は水槽壁面に接している。3.2節と同様に、翼幅上ほぼ中央の位置の流れに対し、翼端や壁面の影響がほとんどない事を確認し翼周りの二次元的な流れを観察した。なお、後方の白い板は翼から十分離れた位置にあり、流れに影響は与えていない。

変化が確認しやすい、翼B周りの流れの様子を一例とし

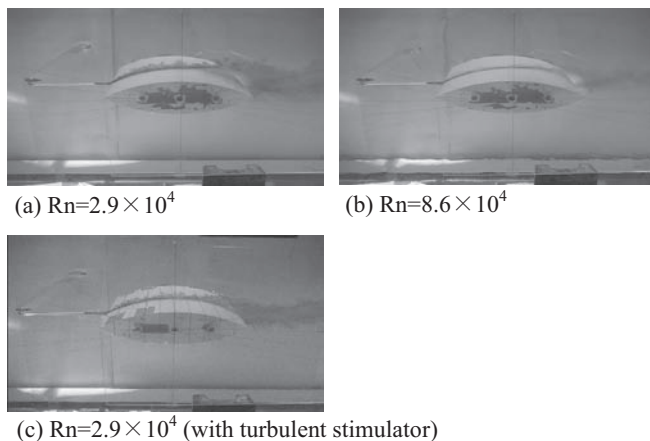


Fig.11 Pictures of the flow around the strut B ($\alpha=0[\text{deg.}]$).

てFig.11に示す($\alpha=0[\text{deg.}]$)。乱流促進はトリッピングワイヤー法を用いて行なった。ワイヤー断面の直径は 1.2mm で、取り付け位置は、いずれの翼も翼弦長さの10%位置と30%位置とした。乱流促進をした場合、翼後部の剥離点が後退するという乱流境界層の特徴が見られる。乱流促進をしない場合でも、レイノルズ数が高い状態(b)では剥離点はレイノルズ数が低い状態(a)よりやや後退しており、流れが乱流に遷移しつつあることが分かる。

5.2 揚力・抗力の計測

翼B、翼C、翼Dについて乱流促進をしたうえで、揚力の計測を行なった。

5.2.1 揚力時系列への影響

Fig.12に、それぞれの翼(乱流促進なし・あり)の揚力の時系列を示す。翼Bについては、乱流促進を行なった場合の時系列の方が少し安定しているが、乱流促進をしていない場合と同様に、大きな剥離渦の影響が覗える。一方、翼Cでは、乱流促進をすることにより滑らかな時系列が得られており、実機スケールでは剥離渦の影響を心配しなくてもよいことが分かる。翼Dについては、乱流促進あり・なしでさほど変化は見られなかった。

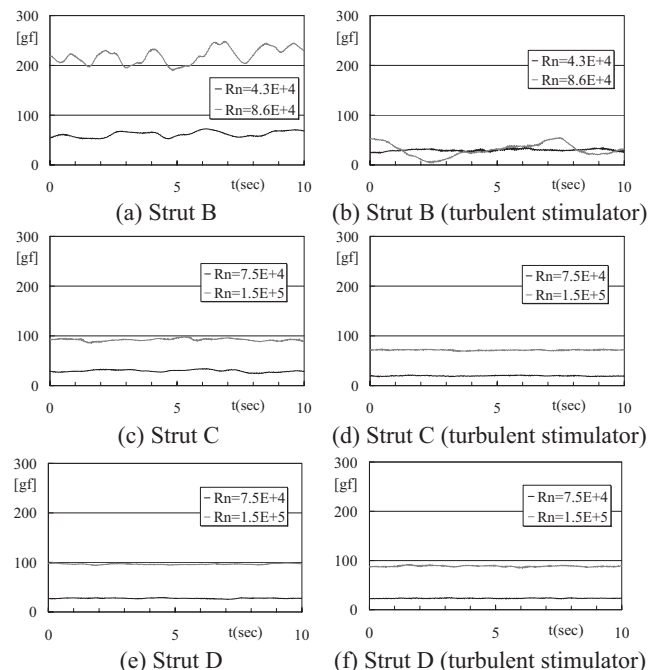


Fig.12 Time histories of the measured lift force with and without the turbulent stimulator ($\alpha=8.0[\text{deg.}]$).

5.2.2 揚力係数

Fig.13~15に、揚力係数の図を示す。翼Bについては乱流促進を行っても、剥離による渦の影響が大きく、通常翼のように揚力が迎角に比例しない。

一方、翼Cについては、通常翼型である翼Dより少し揚力係数が小さいが、揚力は迎角に比例しており翼としての機能を果たしているといえる。

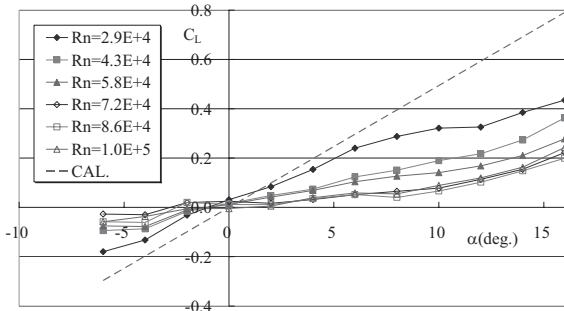


Fig. 13 Lift coefficient of Strut B
(with turbulent stimulator).

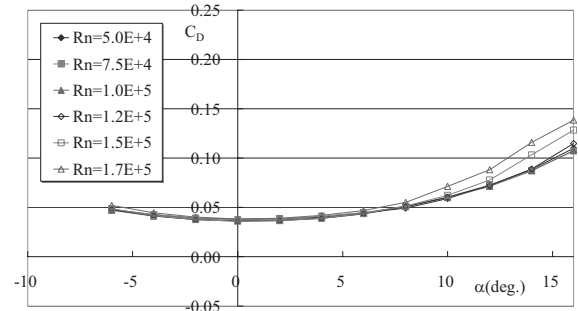


Fig. 18 Drag coefficient of Strut D
(with turbulent stimulator).

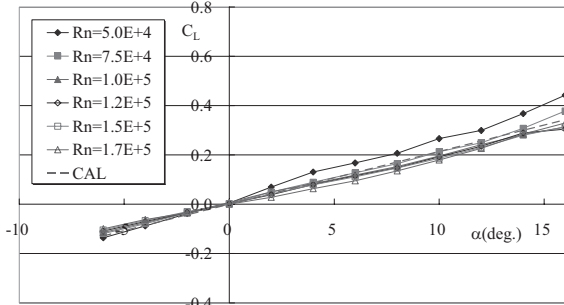


Fig. 14 Lift coefficient of Strut C
(with turbulent stimulator).

5.2.3 抗力係数

Fig.16~18 に抗力係数の図を示す。翼 B については、翼後部に発生する渦の影響により、通常の翼のように迎角の二乗に比例して増加しないが、翼 C と翼 D についてはほぼ同じ値となっている。

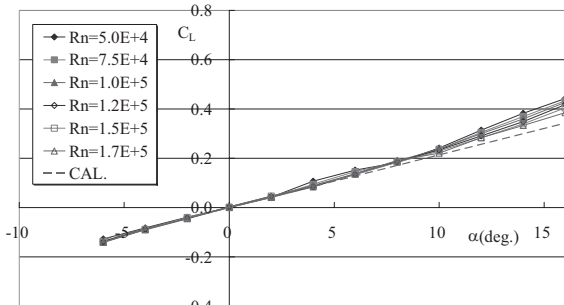


Fig. 15 Lift coefficient of Strut D
(with turbulent stimulator).

5.2.4 揚力係数の自由表面影響

実機ではストラット翼が水面を貫通しているので、翼 C と翼 D について、自由表面影響を調べた。Fig.19,20 に、それぞれの翼について、横軸をフルード数とし、揚力係数を迎角で除した値 (C_L/α) をプロットしたものを示す。翼の前進速度が揚力係数の値に影響していることが分かる。また、自由表面影響は翼 C の方が顕著である。これは、翼前縁の大きな負圧部分の水面が窪むのだが、その窪み量がフルード数によって変化することが関連していると考えられる。

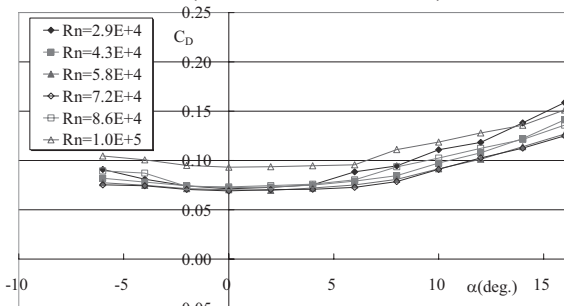


Fig. 16 Drag coefficient of Strut B
(with turbulent stimulator).

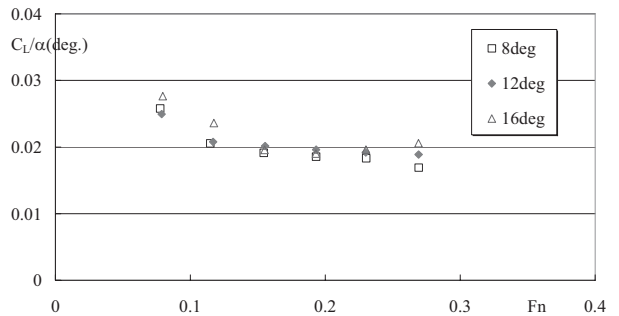


Fig. 19 Lift coefficient of Strut C
versus Froude number.

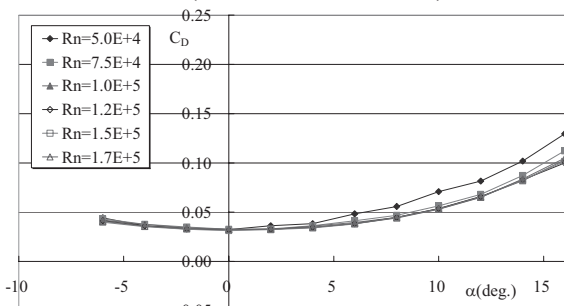


Fig. 17 Drag coefficient of Strut C
(with turbulent stimulator).

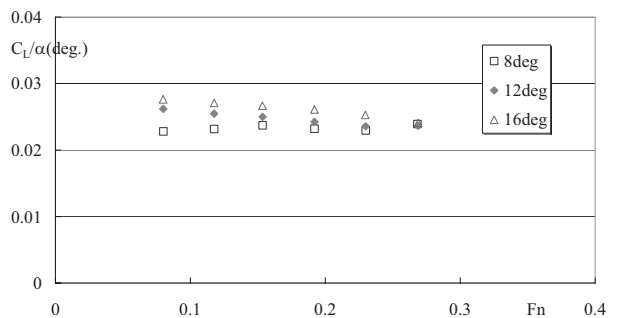


Fig. 20 Lift coefficient of Strut D
versus Froude number.

6. 結 言

超大型移動式海洋構造物のスイッチバックモーションに適した前後対称翼について模型実験を行なった。その結果、得られた結論を以下にまとめる。

(1) 翼表面における流れの剥離が揚力特性に及ぼす影響について大まかにではあるが解明することができた。

(2) 前後対称翼でも、翼後部に大きな剥離が伴わない翼厚比のものであれば、翼としての機能を果たすことが分かった。また、どの程度の翼厚比なら良いのかなどの指針は簡単な計算で得られることも分かった。

(3) 実機と同様の乱流状態を模擬するための乱流促進を行ない、それが揚力特性に及ぼす影響を示した。また、乱流促進を行っていない場合と大きな違いがないことを確認した。

(4) 前後対称翼でも、翼後部に大きな剥離が伴わない翼厚比のものであれば、乱流状態において渦剥離に伴う振動がほとんど見られなかった。

(5) (1)~(4)の結論から、翼 C のみが 2.1 節に示した本コンセプトで要求される性能を有することが分かった。ただ、最適翼断面型や翼端部の流れなどについては調べていないので、この翼型が最適なわけではなく、さらなる性能向上の余地はある。

(6) 翼 C だけしか試していないが、この翼型に関しては、一般的な翼断面形状のものと概略等しい揚力係数や抗力係数となることが分かった。すなわち、前後対称翼でも翼厚比が小さくて、大規模な剥離を伴わない場合は、一般的な翼の性能推定法が適用できると考えられる。ただし、自由表面影響については傾向が違うので、自由表面の影響が相対的に強くなる低アスペクトレシオのストラット翼の場合は注意が必要である。

謝 辞

本研究は(独)国立環境研究所からの研究助成を受けて行なわれています。本研究に関し、多くの貴重なご意見を賜りました植弘博士をはじめとする本プロジェクトのメンバーの皆様に謝意を表します。

参 考 文 献

- 1) 植弘崇嗣：洋上風力発電を利用した水素製造技術開発、洋上風力発電フォーラム，海上技術安全研究所，2004
- 2) 木下健、高木健、寺尾裕、井上憲一、田中進、小林顕太郎、山田通政、高橋雅博、植弘崇嗣、内山政弘、江寄宏

至、佐藤増穂、岡村秀夫：環境負荷の小さい基幹エネルギーとしての帆走型洋上発電，日本船舶海洋工学会論文集，第1号，2005，pp.43-53.

- 3) 田中進、井上憲一、山田通政、宮島省吾、木下健、高木健、寺尾裕、佐藤増穂、岡村秀夫、江寄宏至、内山政弘、植弘崇嗣：帆走型大型浮体風力発電システムの検討，Techno-Ocean'06/19th JASNAOE Ocean Engineering Symposium, Kobe, 2006.
- 4) 例えば、Abbott, I.H. and Doenhoff, A.E. Theory of Wing Sections, Dover Pub. Inc, NY, 1959.
- 5) 例えば、首藤史、烏野慶一、前川和義、三好潤：CFDによる高迎角斜航実験時の船体流体力の推定，関西造船協会論文集、第236号，2001，pp.137-143.
- 6) Takagi, K. and Yoshitake Y. :Symmetric Wing Sections for the Switchback Motion of the Very Large Mobile Offshore Structure, OCEANS '06 IEEE Asia Pacific, Singapore, 2006.
- 7) (独) 国立環境研究所：平成17年度洋上風力発電を利用した水素製造技術開発委託業務報告書、2005.
- 8) Yamaguchi, H, "Prof. Yamaguchi's Page," <http://www.fluidlab.naoe.t.u-tokyo.ac.jp/%7Eyama/>