

セイルウイングの空力性能に関する研究 - 続報

松尾 健輔* 田邊 和寛**

A Study of Sailwing Performance - Continued Paper

by

Kensuke MATSUO*, Kazuhiro TANABE**

要 旨

本研究は、1枚翼面からなるセイルウイングを対象に、その前後縁形状が空力性能に及ぼす影響を明らかにすることを目的としている。前報¹⁾においては、通常の航空機と同様に、機体の左右に1枚翼面構造のセイルウイングを取り付けた供試模型を用いた風洞試験を実施した。続いて、文献2および3では、1枚翼面構造のセイルウイング単体の空力性能を求めるために製作した供試模型を用いて、風洞試験を実施した。これらの結果から、1枚翼面構造のセイルウイングの空力特性が、前後縁形状に大きく影響されることを示した。さらに、文献4では、数値解析を実施することによって、それまでに実施した実験によって得られた知見の正当性を確認した。本報では、これらの手法を組み合わせると共に、新たに地面効果による影響を考慮することによって、1枚翼面構造のセイルウイングの実用性について示している。

Key Words: Sailwing, Ground effect, Openfoam, Numerical analysis

1. はじめに

セイルウイングとは、前縁を兼ねた主桁とワイヤーなどの後縁材で形作った骨組みに、翼面材を張ったものや、円形断面を有する前後桁で翼の骨組みを作り、その間を翼面材で覆って翼型を形成したものである。また、翼面材を翼上面あるいは下面だけに張った1枚翼面構造のものや、上下面に翼面材を張った2枚翼面構造の

ものがある。いずれの翼の構造も、非常に単純かつ軽量であり、高速巡航には不向きであるが、低高度を比較的低速で飛行する特殊飛行機などに応用が可能である。事実、近年飛行に成功した例として、Universal Hovercraft社の18SPW Hoverwingや19XRW Hoverwingを挙げることができる。これらの特殊飛行機は、前縁および後縁を形成する2本の主桁(円管)と、その間に翼面材を張っただけの1枚翼面構造のセイルウイングを用いて飛行に成功している。その他の例としては、WIG(Wing In Ground Effect: 日本では水面飛行機と呼ばれる)にセイルウイングを用いたものがある。特に、国内では名古屋

*崇城大学工学部宇宙航空システム工学科教授

**崇城大学大学院工学研究科修士課程宇宙航空システム工学専攻

屋大学や鳥取大学で研究が開始され、1989年にはメイテックが、名古屋大学とエイ・アール・ブイと共同でマリンスポーツ用として開発を行っていた水面飛行機「マリーン・コンピューター」が飛行に成功している。さらに、翌年の1990年には、鳥取大学と三菱重工が共同開発していた水面飛行機「ミュースカイ-2」が飛行に成功して発売されている。これらの水面飛行機では、「マリーン・コンピューター」が全長5.7 m、全幅4 mで、46馬力のガソリンエンジンを搭載して、最高時速100 km、最高高度5 cmほどであった。これに対して、「ミュースカイ-2」は、全長5.95 m、全幅4.32 mであり、64馬力のガソリンエンジンを搭載して、時速85 kmで、水面から50 cmの飛行高度を保って飛行した。このようにセイルウイングは、低高度を比較的低速で飛行する特殊航空機の主翼として有望であると言える。加えて、超軽量で構造が非常に簡便であるという特徴は、開発コストの面でも有利である。反面、翼面の変形が容易に起こり易いので、翼面の変形に伴うキャンバー変化によって、空力特性も容易に変化する。しかも、作動中の翼形状を決定するパラメータは複雑であり、それらが互いに関連し合うことによって、空力特性にどのような影響を及ぼしているかについては、明確に示されている状況にあるとは言いがたい。これまでに文献5～文献8に示すように、セイルウイングの空力特性を解明しようとする試みは行われてはいる。しかしながら、その中でも理論的な取り扱いについては、薄翼理論に基づいてプラントルの積分方程式を解こうと試みられているので、本研究で取り扱っているセイルウイングのように、迎角の変化に対して大きな翼型（キャンバー）変化を伴う場合に対しては、満足し得る結果が得られていないのが現状である。一方、実験的に取り扱ったものは、セイルウイングの構造的な簡便さに比較して、作動中の翼面形状変化や、それに伴う空力性能に及ぼすパラメータの複雑さから、実験そのものが非常に難しく、翼面材の材質や織り方、通気性に関する表面コーティング材の材質などの主に材料特性に起因する要因については、全く考慮されていない。こ

のようにセイルウイングに関する研究は、散見的にしか見当たらないのが現状であり、結果の蓄積を期待するものである。

本論文は、これまでに得られた研究成果^{1~4)}を基に、地面効果の影響が空力性能の改善につながるかどうかを検討し、セイルウイングの実用化が可能であるかについて述べたものである。すなわち、前縁および後縁が、2本の円形断面を有する主桁で構成される1枚翼面構造のセイルウイングを対象として、その空力特性に大きな影響を及ぼす主桁への翼面材の取り付け方法と、前縁および後縁の主桁直径の比に対するこれまでの試験結果の中から、実用化に耐える得る翼型を選定した。加えてそれらの数値計算を実施して、実用化に対する妥当性を検証した。対象としているセイルウイングでは、翼の上面あるいは下面に、主桁が飛び出しているような断面形状をしている。加えて、後縁が有限直径を有するので、一般の翼に比べて空力性能が劣っていることは、容易に想像される。したがって、ここで新たに地面効果を考慮した場合について、数値計算を実施して、実用化の可能性を探った訳である。

2. 解析モデル

前述したように、本研究で対象としているセイルウイングは、前縁および後縁を形成する2本の円形断面を有する主桁と、その間を覆う翼面材で構成された1枚翼面構造をしている。主桁に翼面材を取り付ける場合、Universal Hovercraft社のHoverWingでは、翼面材の端を袋状にして、そこへ主桁を通してはいるが、この方法では、翼面材の張力の調整は非常に難しい。したがって、本報で取り扱っているセイルウイングでは、翼面材の主桁への取り付けは、図1に断面図を示しているように、翼面材を主桁に巻き取ることによって行っている。これにより、翼面材の張力を調整することが可能である。このように翼面材を桁に巻き取って固定しているため、巻き取り方には、桁の上方から巻き取る場合と、下方から巻き取る場合の2通りが存在する。したがって、前縁と後縁で翼面材の巻き

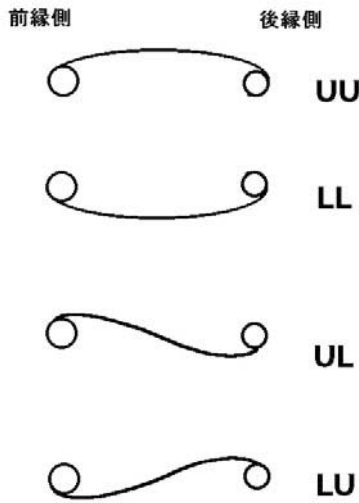


図1 翼面材の取り付け方法の違い

取り方が2通りずつあるので、翼全体としては、前後縁桁への翼面材の巻き取り方によって、4通りの断面形状が存在する。さらに、それぞれの翼断面形状において、前縁桁と後縁桁の直径の組み合わせが存在するので、無限の翼型形状が存在する。図2～図4は、それぞれ迎角変化に対する揚力特性、抗力特性、揚抗比特性について、前縁桁、後縁桁共に直径5mmの丸棒を用いた翼と、前縁桁に8mm、後縁桁に5mmの桁を有した翼の実験結果を示している。実験時の Reynolds 数は $Re = 2 \times 10^5$ 、作動中の翼面材のたるみ（キャンバー変化）や、翼面材の初期張力は考慮していない。その他実験の詳細については文献2、文献3を参照されたい。ここで、各グラフにおいて、翼を区別している凡例の表記は、翼面材の取り付け方法の違いを示すアルファベット（UU, LL, LU, UL）と前縁の桁径を示す2桁の数字に続けて後縁桁径を示す2桁の数字で構成されている。これらの結果を比較すると、翼面材の取り付け方法においては、翼面材を桁の上側同士から巻き取った UU 系列の翼と、前縁側では下側、後縁では上側から巻き取った LU 系列の翼が性能面で有利であると考えられた。したがって、本研究では、翼面材の取り付け方法として UU、LU の2つの場合を選定した。一方、それぞれの系列における前後桁の直径の違いについては、図2～図4

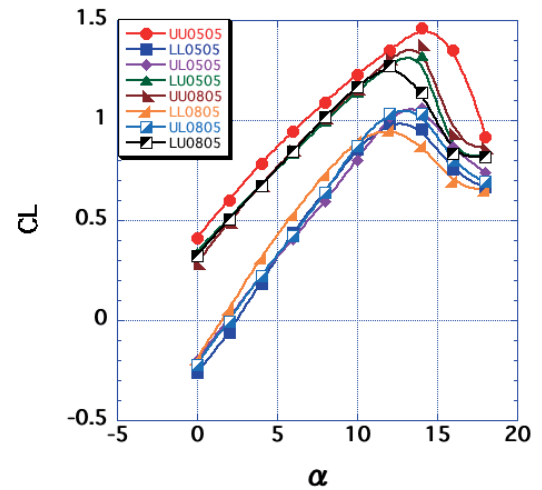


図2 各翼型の揚力係数

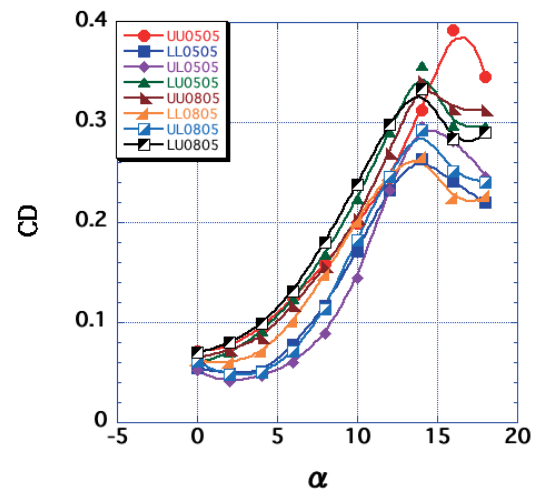


図3 各翼型の抗力係数

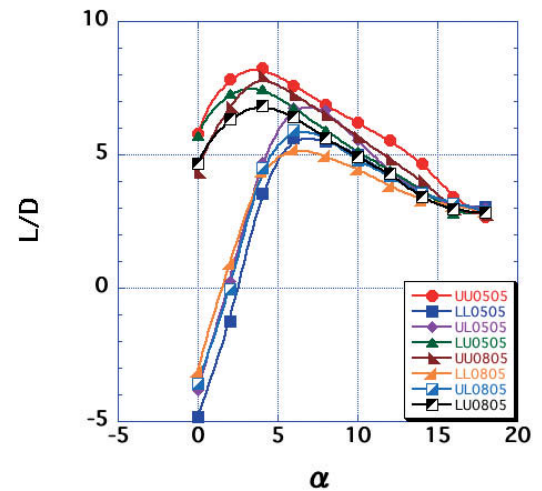


図4 各翼型の揚抗比

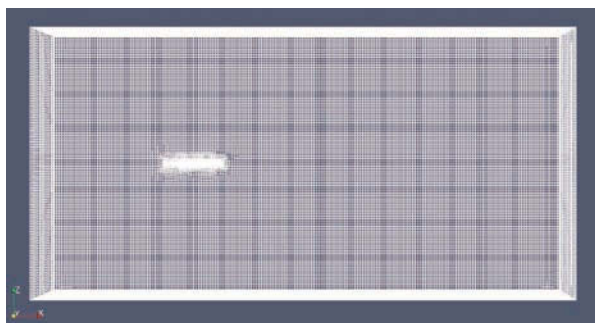


図5 解析領域全体図

で示した計測結果の組み合わせと同じく、0505（前縁桁 5 mm、後縁桁 5 mm）と、0805（前縁桁 8 mm、後縁桁 5 mm）の 2 種類の組み合わせを用いた。したがって、本報では UU0505、LU0505、UU0805、LU0805 の 4 種の翼を解析対象とした。図 5 に解析領域の全体図を示す。解析モデルは、風洞試験結果との比較を考慮して、2次元流れ場を想定しており、モデルの座標系は、それぞれコード方向に X 軸、スパン方向に Y 軸、翼厚方向に Z 軸としている。解析空間は、X 軸方向に長さ 2 m、Z 軸方向に 1 m である。2次元翼を想定しているため、Y 軸方向については考慮する必要はない。しかしながら、解析コード自体が 3次元の入力が必要とするため、Y 方向については、実験的研究^{2~3)}に用いた供試翼の翼幅と同じ長さを与えている。メッシュの生成には、cfMeshを用いた。これは、八分木法によるメッシュ生成ツールであり、任意に指定した最大セルサイズを基準に、3D モデルを作成した CAD データ (STL データ) を参考にして、メッシュを生成することができる。また、本報のように、計算領域内、特に翼周りに対して、さらに詳細なメッシュを切る場合には、この領域に対して別途メッシュサイズを指定することが可能である。本研究で用いたモデルにおいても、対象である翼型近傍のメッシュは、解析領域の 1/10 のサイズに指定することによって、より詳細な解析が行えるように配慮している。総格子点数は、翼型の形状によって多少異なるが、いずれも約 230 万個程度である。

3. 数値計算

数値計算は、オープンソースの数値計算ソフトである openFoam⁹⁾を用いた。ここで、openFoam とは、ESI group が公開している open source の流体解析ソフトウェアである。商用ソフトウェア並の機能が実装されていることから、企業や研究者の利用も広がっており、航空宇宙分野における活用も報告されている¹⁰⁾。偏微分方程式の解法は、有限体積法に基づいており、解析理論は付属のユーザーガイドや、公開されているソースコードから理解できるようになっている。解析には、通常のパーソナルコンピュータを用いた。コンピュータの OS は ubuntu、CPU は 4 コア、2.66 GHz、メモリは 16 GB である。流れ場の解析には、非圧縮性で乱流を対象とした定常流れソルバである simpleFOAM を用いた。simpleFOAM は、SIMPLE 法に基づくソルバである。乱流モデルには、k-εモデルを用いた。ポスト処理には、ParaView を用いた。解析は先述した実験値との比較を踏まえ、流れ場の Reynolds 数は実験的研究^{2~3)}と同じく $Re = 2 \times 10^5$ 程度としている。その他の物性値としては、国際標準大気値を用いている。境界条件は、図 5 の左側の面を流入面 ($U = 20$ m/s)、右側の面を流出面としており、それら以外の面には slip condition を与えている。地面効果中の翼性能の解析に先立ち、openFOAM による対象のセイルウイングへの解析の妥当性を示すために、既知の実験値と解析値との比較を行った。比較には、UU0505 と LU0505 の 2 種の翼型を用いた。

地面効果を考慮する場合には、翼モデルを解析領域の下面へと近づけることによって、地面効果を表現している。先述の通り、解析領域の下方向境界面には slip condition を与えているため、地面近傍に境界層は発生しない。翼の迎角は $\alpha = 4^\circ$ で固定しており、その際の翼後縁の最下点と地面との高さを h とした。迎角を 4° に固定したのは、図 4 において、UU、LU 系列の翼断面を有する翼が、 $\alpha = 4^\circ$ 付近で最大揚抗比を示しているためである。翼の地面からの高さ h をコード長 c で割ることによって無次

元化を行っており、翼の高さを示すパラメータ $h/c = 0.1 \sim 2$ の範囲の任意の高さで解析を実施した。その他条件は、前述の地面効果を考慮しない場合と同じとした。

4. 結果および考察

以下では、上記の数値計算によって得られた解析結果と、実験結果とを比較して、計算ソフトの妥当性を検証する。図6、図7には、UU、LUの翼断面を有する翼の揚力、抗力、モーメント係数を示している。これらのグラフからは、翼面材の取り付け方法の違いにかかわらず、失速迎角以前の範囲 ($\alpha < 12^\circ$) では実線で示した解析値と、破線で示した実験値の値は良く一致していることが確認できる。ただし、 $\alpha = 0^\circ$ 近傍における差異は、実際のセイルウイングでは、この迎角の近傍では翼面材のフラッターが発生しやすく、フラッターが発生しなければ両者の値はほぼ一致するであろうと考えられる。失速後 ($\alpha > 12^\circ$) の違いについては、今回用いた計算スキームがうまく剥離流を表現することができなかったためだと考えられる。なお、図6、図7に示した解析結果は、 h/c が3程度で得られた値である。以上の結果から、今回解析に用いた計算スキームは、本研究の対象であるセイルウイングに対して、失速以前の迎角の範囲では有用であるといえる。その他の考察については、文献4を参照していただきたい。

したがって以下では、本計算スキームを用いて地面効果を考慮した場合の結果を示す。図8から図11は、地面効果を考慮した場合の翼特性を示している。各グラフのY軸は、揚力係数、抗力係数、モーメント係数、揚抗比、X軸は高さを示すパラメータ h/c を取っている。各グラフには前述した4種の翼型に対して、地面効果を考慮した場合の結果を比較しており、凡例に示すように各曲線を区別している。凡例欄の翼型の名称については、前述のとおりである。

図8には、各翼型の揚力係数を示している。ここで、いずれの翼型も、 h/c の値が小さくなるほど揚力係数が上昇していることが確認でき

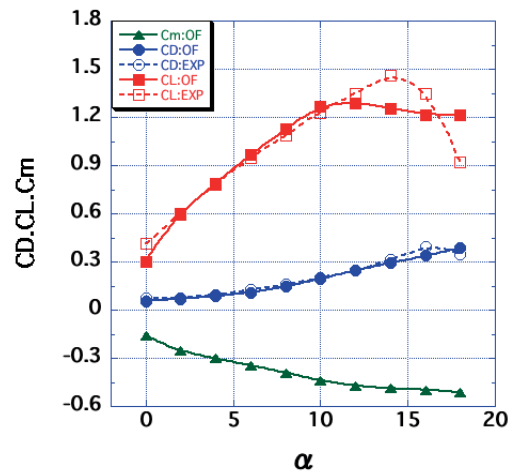


図6 UU0505の解析値および実験値 (実線：解析値 破線：実験値)

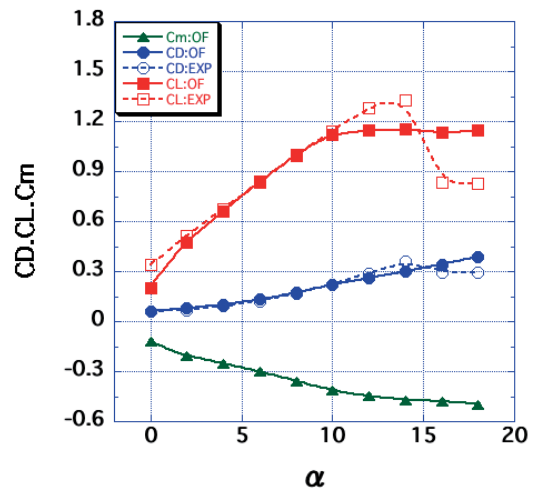


図7 LU0505の解析値および実験値 (実線：解析値 破線：実験値)

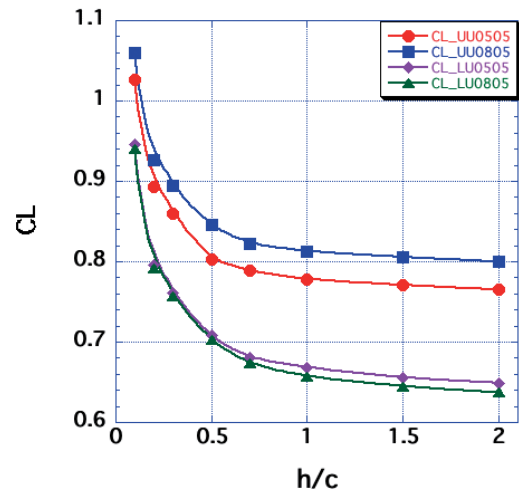


図8 地面効果による揚力係数の変化 ($\alpha = 4^\circ$ で実施)

る。 $h/c > 1$ の範囲においても若干の値の上昇が確認できるが、 $h/c < 1$ で急激な揚力の上昇が確認でき、地面効果の影響が顕著に表れている。揚力係数は、UU、LU の系列ごとに大きく値が異なり、UU 系列の翼型の方が LU 系列の翼型よりも大きな揚力となった。また、いずれの系列の翼型においても、 h/c が小さくなるにつれ、桁径による影響が小さくなっている。

図9には各翼型の抗力係数を示している。抗力係数も、揚力係数と同様に各系列で傾向が分かかれ、UU 系列よりも、LU 系列のほうが大きな抗力となった。また、それぞれの系列において、前縁に 5 mm の桁を有する 0505 の翼型よりも、大きな前縁桁直径を有する 0805 の翼型の方が大きな抗力となった。揚力係数では、いずれの翼型も地面に近づくにつれ、値が大きくなったが、抗力係数では、一度値が小さくなり、その後 $h/c < 0.3$ 付近から値が大きくなる現象が確認できた。

図10には各翼型の揚抗比を示している。ここで、4本の曲線は翼面材の取り付け方法の違いを表している。揚抗比は h/c が小さくなるにつれて、UU と LU のそれぞれの系列で大きくなり、UU 系列の翼型のほうがより大きな揚抗比となった。揚力係数と同様に、 h/c が小さくなるにつれ、桁径の影響が小さくなった。揚抗比は、最大で地面効果がない場合の 1.4 倍程度の値となった。

図11には、各翼型のモーメント係数を示している。モーメント係数はいずれの翼型もマイナス方向、すなわち頭下げ方向の値となった。モーメント係数においても各系列は 2 パターンに分けられ、LU 系列よりも、UU 系列の翼型の方が、マイナスに大きなモーメント係数となった。さらに、モーメント係数においても、 h/c の値が小さくなるほど、桁径の影響が小さくなった。

以上の結果から、特定の形状を有する 1 枚翼面セイルウイングにおいても、地面効果の影響が顕著に得られ、最大で地面効果外での揚抗比の 1.4 倍程度改善されることが分かった。また、地面効果内では翼面材の取り付け方法の違いによる影響がより顕著に表れる一方、桁径の違い

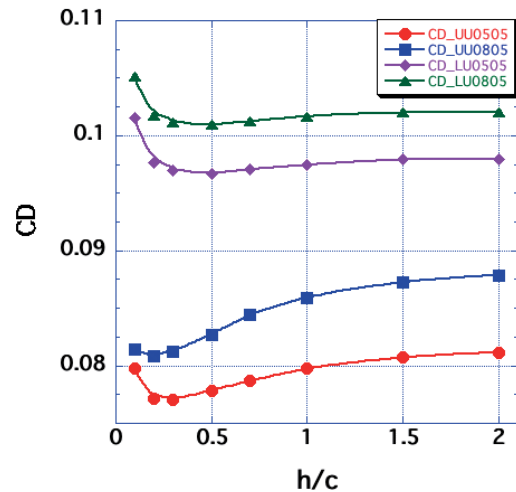


図9 地面効果による抗力係数の変化 ($\alpha = 4^\circ$ で実施)

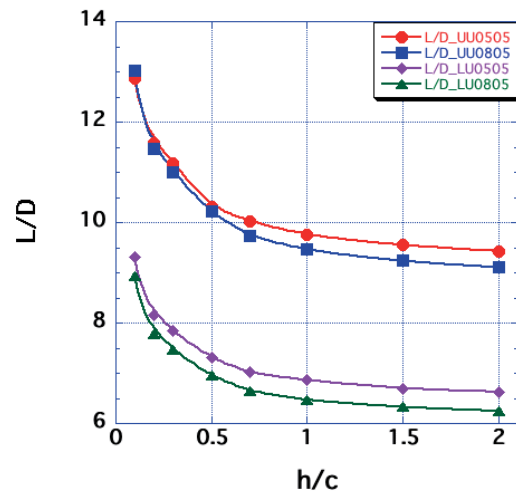


図10 地面効果による揚抗比の変化 ($\alpha = 4^\circ$ で実施)

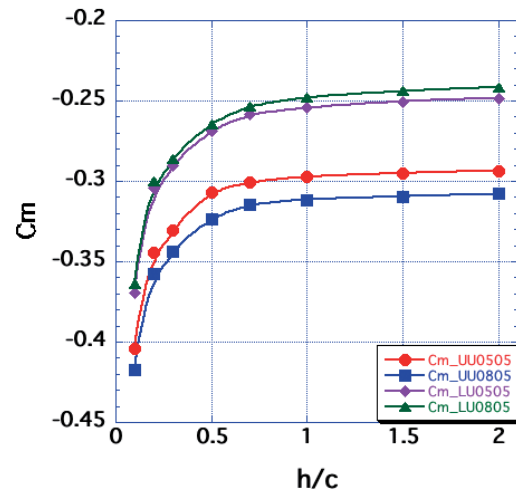


図11 地面効果によるモーメント係数の変化 ($\alpha = 4^\circ$ で実施)

による影響については、翼が地面と近くなるほど、小さくなるのが分かった。今回調査した2種類の翼断面では、UU系列の翼断面を有する翼型の方が、LU系列の翼断面を有する翼型よりも大きな揚抗比が得られることを示すことができた。今回の調査では、迎角を $\alpha = 4^\circ$ に限定し、翼断面も2種類に絞ったが、地面効果中の揚抗比が迎角によって変化する可能性もあることから、他の迎角、翼型断面についても調査することが望まれる。

5. おわりに

本研究では特定の形状を有するセイルウイングを対象に、数値計算を実施することによって、それらの地面効果中の空力特性について調査を行った。結果から、対象のセイルウイングにおいても、地面効果の影響が十分に得られ、地面効果翼機の翼として使用できるだけの揚力を有することが分かった。セイルウイングを用いた地面効果翼機は前例も少なく、今後の研究の発展に期待する次第である。

参考文献

- 1) セイルウイングの前後縁形状が空力性能に及ぼす影響について、松尾健輔 他、崇城大学紀要、第39巻、2013
- 2) セイルウイングの空力性能に関する実験的研究、松尾健輔 田邊和寛、第52回飛行機シンポジウム講演集、2C11、2014
- 3) セイルウイングの空力性能に関する実験的研究—続報、松尾健輔 田邊和寛、第53回飛行機シンポジウム講演集、1G09、2015
- 4) セイルウイングの空力性能に関する研究、松尾健輔、田邊和寛、第21回スカイスポーツシンポジウム講演集、1-11、2015
- 5) セイルウイング翼素特性の実験的研究、斎藤清一 他、東北学院大学工学部研究報告、第16巻、第1号、1981
- 6) セイルウイングに関する実験的研究 第2報 三角翼の空力特性、斎藤清一 他、東北学院大学工学部研究報告、第17巻、第1号、1982
- 7) 1枚翼面セイルウイングの翼型モードの多様性とその静的安定性、村井 他、日本機械学会論文集 (B編)、49巻、443号、1983
- 8) 1枚翼面セイルウイングの二次元非定常特性および静的安定性の実験的研究、日本機械学会論文集 (B編)、51巻、465号、1985
- 9) www.openfoam.com
- 10) openFOAMを用いたNACA0012翼型まわりの準二次元解析、中谷淳 村澤杏樹、第45回流体力学講演会、航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム2013、2013

