

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*¹ 大塚 康平*² 木下 清隆*³ 榎園 博隆*⁴ 阿南 佳佑*⁴

An Experimental Investigation of the Sailwing with Combinations of the Leading and the Trailing Edge Shapes

by

Kensuke MATSUO*¹, Kohei OTSUKA*², Kiyotaka KINOSHITA*³,
Hirotaka ENOKIZONO*⁴ and Keisuke ANAN*⁴

要 旨

1枚翼面から成るセイルウイングを対象として、前後縁の形状の違いが空力性能に及ぼす影響を調べるための風洞実験を実施した。翼桁を兼ねる前後縁材には、ステンレス丸棒を使用し、翼面材には、厚さ60 μ mのマイラー膜を用いた。前後縁の形状は、前縁桁と後縁桁に使用したステンレス棒の直径と、前後縁桁への翼面材の取り付け方法の如何によって変化させることが可能である。実験では、前後縁桁の直径を固定して、桁への翼面材の取り付け方法の違いが、セイルウイングの空力性能に与える影響を検討した。翼面材のたるみの影響については、今回は考慮していない。すなわち、実験を行った全ての場合において、翼面材には、初期たるみと張力は与えていない。得られた結果から、前縁桁と後縁桁への翼面材の取り付け方法の違いが、セイルウイングの空力性能に大きな影響を与えることが確認された。すなわち、翼面材の取り付け方の如何によって、空力性能に大きな違いが生じることが分かった。加えて、0揚力角付近では、たるみが0であっても、容易に翼面形状の反転現象が発生することも確認された。

Key Words: Sailwing, Airfoil, Wing Performance, Edge Effect, Edge Combination

1. はじめに

セイルウイングとは、通常、主桁を兼ねた前縁桁とワイヤーなどから成る後縁との間に、セイルクロスなどの翼面材を張ったものである。構造的には、翼面材を翼上面と下面とに張った2枚翼面構造のものと、単に、前縁と後縁との

間を1枚の翼面材で覆った1枚翼面構造とに分けられる。いずれの翼面構造においても、特に、後縁材としてワイヤーを用いたセイルウイングの場合には、翼面材の張力によって、ワイヤーが湾曲するために、翼の断面形状が部分的に異なってしまう。セイルウイングの大きな特徴としては、構造が非常に簡単のために、作動中の翼面が容易に変形することを挙げる事が出来るが、部分的な変形は、解析を非常に複雑なものにしてしまう。事実、セイルウイングを取り扱った基礎的な理論として、Thwaites⁽¹⁾、

*1 崇城大学工学部宇宙航空システム工学科教授

*2 鹿児島県警察

*3 ㈱日本テクシード

*4 三菱電機ビルテクノサービス(株)

Nielsen⁽²⁾、Truck⁽³⁾、Ormiston⁽⁴⁾や、その他、実験的に取り扱ったもの⁽⁵⁾⁻⁽⁸⁾など、散見的にしか見当たらない。セイルウイングは、古くは帆船や風車などに利用されており、近年は、スポーツ用のヨットやハンググライダーの翼として利用されるに至っている。この様な状況の下、セイルウイングを取り扱った文献が散見するのは、構造的な簡便さに比較して、形状を決定するためのパラメータの多さに起因しているためであろうと考えられる。すなわち、作動中のセイルウイングの翼面形状に影響を及ぼす要因として、先に述べた翼面構造（1枚または2枚）はもとより、主桁を兼ねる前縁材や後縁材の形状や、翼面材の取り付け方法などの主に構造に起因する要因や、翼面材の材質や翼面材の織り方や材料密度あるいは、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に起因する要因などが考えられる。加えて、翼面材の取り付け方法やたるみなどの翼の組み立てに関する要因など、非常に多くの要因が関連している。

本研究では、前後縁に円形の桁を持ち、桁間に翼面材を張った1枚翼面構造のセイルウイングを対象として取り扱っている。この様なセイルウイングでは、後縁をワイヤーで構成したセイルウイングに比べて、発生した揚力を前縁桁と後縁桁で分散して受け持つことが出来るので、機体の重量と後縁ワイヤーの張力を支えるための大きな前縁桁を必要としない。加えて、翼の部分的な変形を抑えることが出来るなどの利点を有している。反面、後縁が有限半径を有するので、翼の性能としては厳しいものがある。近年、この様な1枚翼面構造を有するセイルウイングを使用して飛行に成功した例として、Universal Hovercraftの19XRW Hoverwingを挙げることが出来る。この特殊飛行機に使用されているセイルウイングは、ほぼ同じ直径の前後縁桁を使用した1枚翼面構造である。この様に、実際の翼として使用されるに至っているセイルウイングにおいて、先ず直面する課題は、翼桁と翼面材との取り付け方法の如何である。すなわち、翼面材と前後縁桁との取り付け方の違いによって、前後縁の形状が変化するため、翼の空力性能を左右する重要な問題である。このよ

うに翼桁への翼面材の取り付け方法の違いが、翼の空力性能に及ぼす影響については、現実的で非常に重要な問題であるにも係わらず、この問題を取り扱った文献は、著者の知る限りに於いて見いだすことが出来ない。以上の背景の下に、本研究では、翼桁と翼面材との取り付け方法の違いに焦点を当て、それがセイルウイングの空力性能に及ぼす影響について取り扱った。

2. 記号

c : 前縁および後縁桁の中心間距離: (200 mm)

b : 翼幅: (384 mm)

d_1 : 前縁桁直径: (14 mm)

d_2 : 後縁桁直径: (12 mm)

L : 揚力

D : 抗力

C_L : 揚力係数

C_D : 抗力係数

α : 迎角

r_d : 前後縁桁直径比 d_1/d_2 : (1.17)

r_c : 中心間距離に占める前後縁桁長の比
(d_1+d_2)/ c : (0.13)

3. 実験装置および供試模型概要

実験は、本学のゲッチング風洞を用いて行った。図1に風洞の全体図を示している。37 kW (50PS)の直流電動機で駆動される軸流1段固定ピッチ型のファンの直径は1400 mmで、最大回転数1200 rpmにおける風量と風圧は、それぞれ43 m³/s、65 mmAqである。ファンから吐出された空気は、拡大部を通過した後、第1コーナー部と第2コーナー部を通過する。その後、整流部と縮流部とを通過した空気は、計測部へと導かれる。開放型として使用する場合には、計測部を通過した後の空気は、ベルマウスから吸入されて2ヵ所のコーナー部を経た後、ファンに戻される。計測部の断面は1 m × 1 mで、開放型の場合の測定部長は1.5 mである。本実験は、吸入部にベルマウスを使用した開放型で実施した。実験では、6分力天秤を使用して、揚力と抗力の計測を行っている。

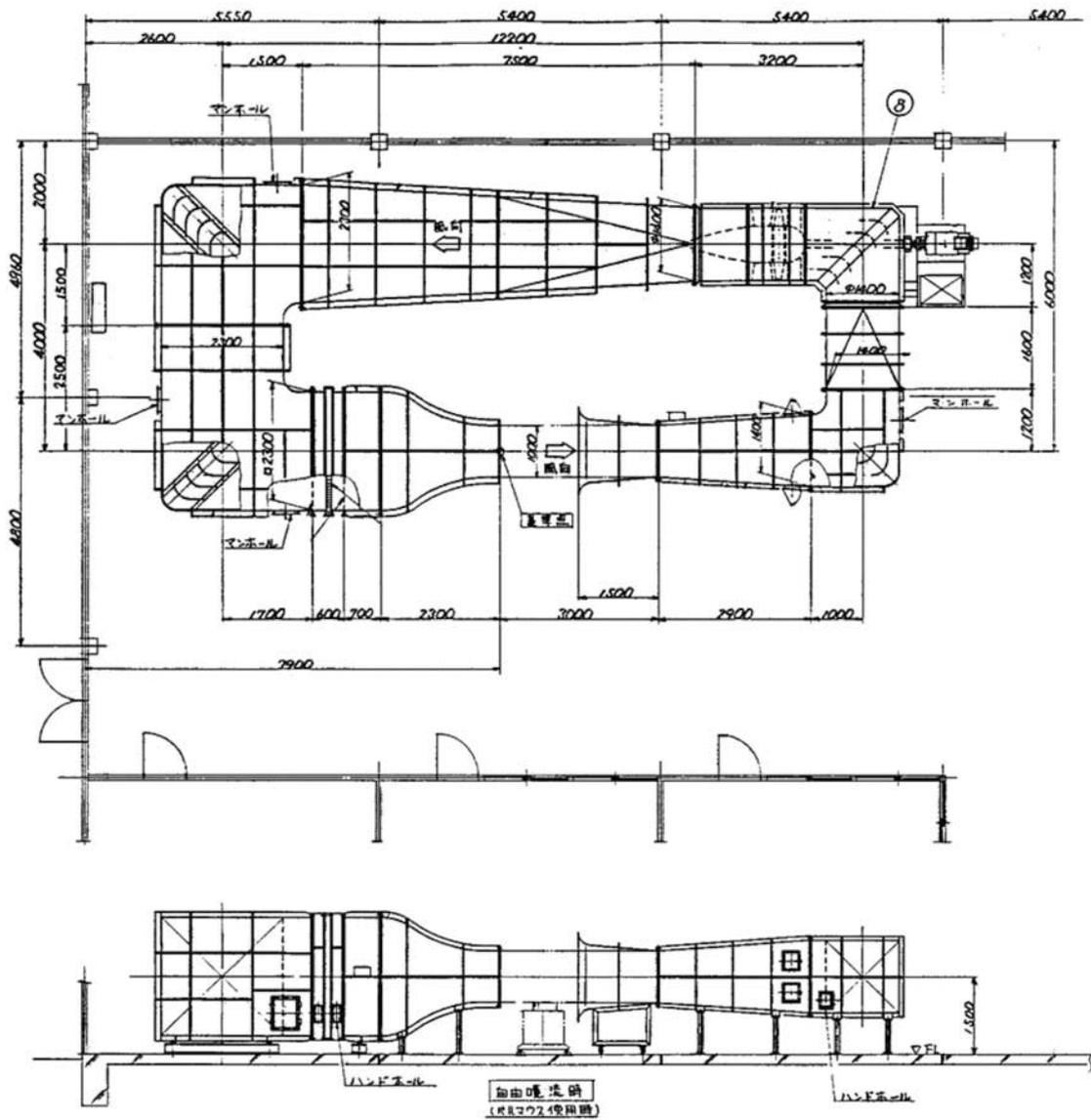


図1 ゲッチング風洞の全体図

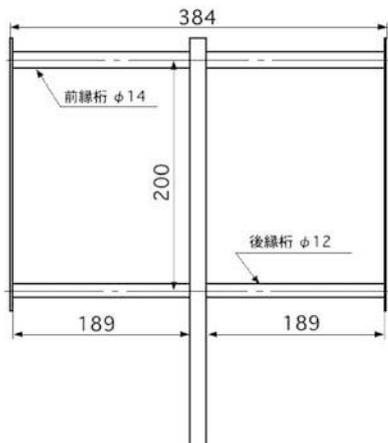


図2 供試模型概要

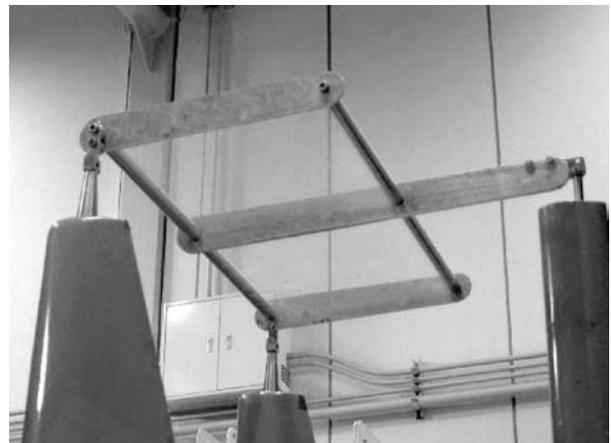


図3 風洞天秤に取り付けた供試模型

すなわち、6分力天秤のロードセルから得られる揚力と抗力の電気信号を、ストレインアンプを介してデジタルメモリーに導いて計測した。

図2に供試模型の外観を、図3に6分力天秤に取り付けた状態の供試模型を示している。模型は、両端に設けた翼端板の間に、前後縁桁を取り付けただけでは、ねじり剛性が不足したので、翼中央に仕切り板を設けて剛性を上げている。模型の前後縁桁の中心間距離は200 mmで、翼幅は384 mmである。翼端板と中央仕切り板の高さは35 mmで、翼端板および中央仕切り板の厚さは、それぞれ2 mmと6 mmであり、翼端板と中央仕切り板の前後端は、上下方向にR加工を施している。このように供試模型では、中央の仕切り板で翼が2分割されているので、実際の翼幅は、189 mm × 2（左右）となる。前縁桁と後縁桁の直径は、それぞれ14 mmと12 mmである。翼面材には、厚さ60 μmのマイラー膜を翼桁に1回転巻き付けて、たるみが0になるように取り付けしており、初期張力はほぼ0の状態である。翼面材の翼桁への取り付け方法としては、翼面材の両端を袋状に加工して、そこへ翼桁を通す方法が多く用いられているが、この方法では、翼面材のたるみや張力の調整が難しいことや、翼桁と翼面材との間の滑りを防止する観点から、この様な取り付け方法を採用している。中央の仕切り板は、後方に延長することによって、6分力天秤の後方ストラットへ取り付けられるようにしている。すなわち、供試模型は、左右の翼端板と翼中央の仕切り板とを、それぞれ6分力天秤の前方ストラットと後方ストラットに取り付けることによって固定している。一方、後方ストラットには、ストラット自体を上下動させることによって、迎角を変化させるための迎角変更機構が備わっており、迎角の変更は、この迎角変更機構を作動させて行っている。6分力天秤に取り付けられた供試模型は、丁度、風洞計測部中央に位置するように固定されており、模型を支えているストラットには、流線型のストラットカバーを取り付けることによって、直接風洞の気流に曝される部分を小さくして、ストラットが計測値に与える影響を極力小さくしている。実験における風速

は20 m/s、レイノルズ数は約 2.6×10^5 、前後縁桁の直径比は $r_d = 1.17$ 、前後縁桁の合計直径と桁の中心間距離との比は $r_c = 0.13$ である。先にも述べたように本実験では、翼桁と翼面材との取り付け方法の違い（前後縁形状の違い）が、空力性能にどのような影響を与えるかを確認することを目的としている。すなわち、翼面材の取り付け方だけが違うセイルウイング同士のデータを比較検討することによって、その影響を検証しようとするものであり、定量的な値そのものを問題とはしていない。したがって、実験で得られた値から付加抵抗を分離してはいないので、以後、セイルウイングの抵抗値として示している値には、空力天秤のストラットなどの付加抵抗も含まれている。

4. 結果および考察

実験は、4種類の前後縁形状の異なる供試模型を対象に実施した。ただし、翼面材を張る前の翼の骨格は、全て同一である。図4に、翼断面の模式図を示している。同図に示しているように、翼面材の取り付け方の違いに応じて、それぞれCase 1 ~ Case 4と呼ぶことにする。ただし、同図においては、前後縁における翼面材の取り付け方の違いを示すために、翼面材の形状を誇張して描いているが、実験前の翼面材のたるみはゼロである。

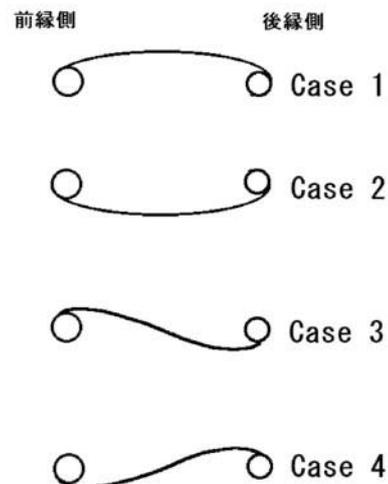


図4 模型の形状の違い

以下では、Case 1～Case 4 の順に試験結果を述べ、最後に、それらを比較検討することにする。

Case 1 について：

この形状は、セイルウイングとしては、一般的に良く用いられている形状であり、前後縁において、翼桁は下面で共に凸である。先に紹介した Universal Hovercraft の 19XRW Hoverwing にも採用されている形状である。図 5 に、迎角の変化に対する揚力、抗力、揚抗比の各試験結果を示している。同図は、横軸に迎角を、縦軸にそれぞれ揚力、抗力、揚抗比を

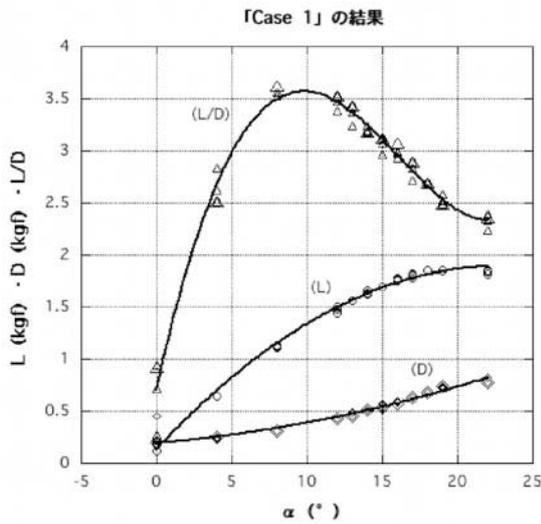


図 5 Case 1 の結果

表しており、揚力に関する試験結果を○印で、抗力については◇印で、揚抗比については△印で示している。また、揚力と抗力の値は、無次元化せずに得られた結果を、そのまま工学単位でプロットしている。翼上面に沿う流れは、ある程度までは滑らかに流れているが、これに対して、下面の流れでは、最初から前縁および後縁の後方で渦を伴っている。翼の特性としては、迎角の増加に対して、揚力の増加は徐々に減少するが、実験を行った迎角 22° 付近まで、明確な失速は発生しない。翼下面では、迎角の増加に伴って、前縁渦の領域が減少し、圧力分布が変化するために、翼面が変形する。翼上面では、この翼面の変形に対応して、翼面上の速度分布が変化するために圧力分布も変化し、さらに翼

面が変形する。セイルウイングの失速特性が明確でないのは、セイルウイングが持つ特徴の一つである翼面の変形特性に大きく起因しているのではないかと考えられる。一方、抗力は、通常の翼の場合と同じ様に、迎角の増加に伴って、徐々に増加の割合を増すので、結果として、迎角が 10° 付近で揚抗比が最大となる。この様に、通常の翼に比べて、大きな迎角において揚抗比が最大になる事は、セイルウイングの特徴でもある。加えて、迎角が 0° 付近では、翼面形状の反転現象が発生するので、この様な翼を使用する場合には、通常の翼に比べて、大きな迎角で飛行しなければならないことがわかる。一方、失速特性が鈍いので、初心者にとっては、フレアなどの操作において、非常に取り扱いやすい翼になるであろうことが想像される。

Case 2 について：

この形状は、先に示した Case 1 の翼を上下逆にしたものであり、前後縁において、翼桁は上面で共に凸である。図 6 に、迎角の変化に対する揚力、抗力、揚抗比の各試験結果を示している。同図において、横軸は迎角を表し、縦軸にそれぞれ揚力、抗力、揚抗比を表している。各試験結果は、それぞれ揚力は○印、抗力は◇印、揚抗比は△印で表されており、揚力と抗力の値は、得られた値をそのまま工学単位で表している。流れの状態は、Case 1 とは全く反対で

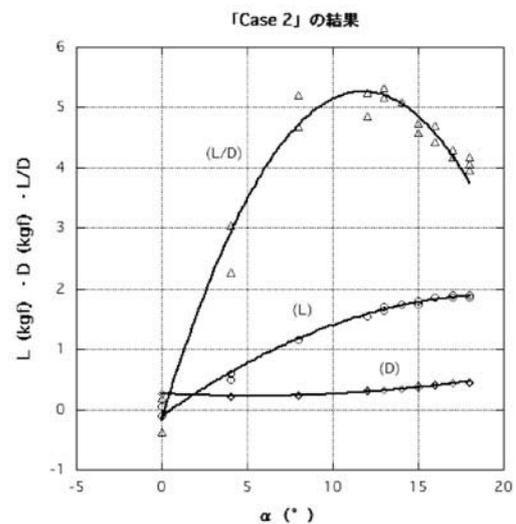


図 6 Case 2 の結果

ある。すなわち、翼下面に沿う流れは、翼面に沿って滑らかに流れるが、上面においては、前縁および後縁の後方で渦を伴っている。この翼も、また、明確な失速を示さない。翼上面では、常に前縁から発生する渦を伴っており、迎角の増加に伴って、この渦による負圧域も増加する。これに伴い、さらに翼面材が上方へ引き寄せられるために、翼面のキャンバーが大きくなり、揚力の減少を抑えて、結果として、失速が起こりにくくなっているのではないかと考えられる。一方、抗力は、迎角の増加に対して、Case 1 の様には急激に増加しないので、迎角が 12° 付近で最大揚抗比に達する。最大揚抗比は、Case 1 に比べて大きい。

Case 3 について：

Case 3 は、これまでの場合とは異なり、前後縁における翼面材の取り付け方を、前縁と後縁で互いに逆にしたものであり、翼桁は、それぞれ前縁下面で凸、後縁上面で凸である。図7は、試験結果を示したもので、横軸に迎角、縦軸にそれぞれ揚力、抗力、揚抗比を表している。揚力と抗力については、計測値をそのまま工学単位で表しており、揚力は○印で、抗力は◇印で、揚抗比は△印で示している。この場合の特性としては、Case 2 の場合と似通った傾向が見られるが、迎角 0° 付近では、フラッターや翼型の反転現象が顕著であり、負の揚力が発生する場

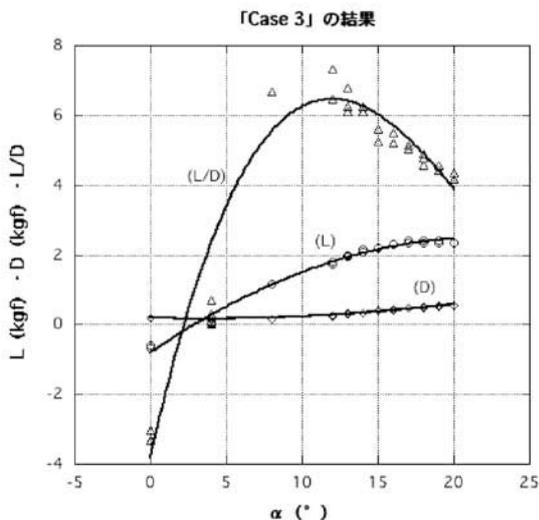


図7 Case 3 の結果

合もある。Case 2 の場合と同様に、迎角 20° 付近まで揚力は、穏やかに増え続ける。一方、抗力の増加は、穏やかであり、迎角 12° 付近で最大揚抗比が得られる。通常考えると、前縁形状については、問題はないようにも思えるが、後縁に至っては、翼上面が凸状態となっているために、翼全体の性能としては、期待できないと考えられたが、迎角が大きくなると、意外に良好な空力特性を有していることが確かめられた。

Case 4 について：

翼の形状は、先に示した Case 3 の場合の翼を上下逆にしたものである。したがって、翼桁は、それぞれ前縁上面で凸、後縁下面で凸である。図8に試験結果を示している。ここで、横軸には迎角を取り、これまでと同様に縦軸に揚力、抗力、揚抗比を取っている。揚力は○印で、抗力は◇印で、揚抗比は△印で表し、揚力と抗力については、試験結果をそのまま工学単位で

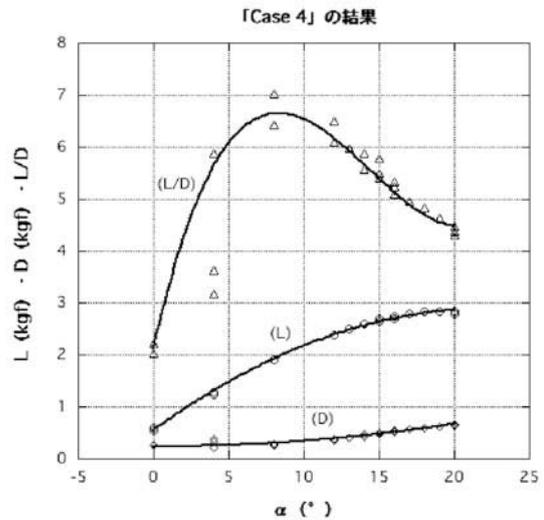


図8 Case 4 の結果

示している。試験中の供試模型においては、翼型の反転現象やフラッピングなどは発生せず、安定した揚力が得られた。揚力は、迎角が 20° 付近まで増加しており、この範囲では、失速は確認できていない。これまでの翼型と同様に、なかなか失速しない翼型と言って良いであろう。揚力については、今回実験を行った模型の中では、一番大きな値を示したが、抗力も大きいため、揚抗比は、迎角 8° 付近で最大値

を示した。前縁桁が翼上面で凸となっており、一番剥離が起りやすいのではないかと考えられたが、他の翼型と同様に、翼面の変形のために、剥離による顕著な失速は起こらない。加えて、後縁桁が翼下面に向かって凸となっていることから、丁度、後縁がフラップと同様に作用して、揚力および抗力共に増加したのではないかと推測される。

各 Case の比較について：

これまでに、試験を実施した個々の Case について得られた結果を述べた。各 Case の翼型については、それぞれに特徴があるが、さらに、ここではそれらを比較検討することによって、全体の考察を行うことにする。図9～図11には、個々の試験によって得られた揚力と抗力の結果を平均化したものについて、それぞれ横軸に迎角を取って、揚力係数、抗力係数、揚抗比の形で示している。

図9に示した各 Case の揚力係数について比較すると、Case 4 の場合が飛び抜けて良好であることがわかる。その逆パターンである Case 3 は、迎角が 8° 以上の領域では、Case 4 に次いで良好であるが、8° 以下の領域においては、Case 1 および Case 2 よりも劣っている。加えて、低迎角においては、フラッターや翼型の反転現象も発生するため、非常に取り扱いにくい翼型であると言える。Case 1 および Case 2 については、揚力に関する限り、非常に似通っており、強いて言えば、Case 2 に比べて Case 1 の方が、失速特性が緩慢である。しかしながら、どちらの翼型においても、明確な失速が起こりにくいというセイルウイング特有の特徴を有している。

図10には、各パターンの抗力係数を示している。ここで、迎角が 4° 未満の領域では、抗力の小さいものから順に、Case 3、Case 1、Case 2、Case 4 となるが、その後、迎角が 4° 付近では、Case 1 と Case 2 とが交差し、Case 1 と Case 2 の結果が逆転する。さらに、迎角 8° 付近で、Case 1 と Case 4 が交差し、迎角 13° 付近で、Case 2 と Case 3 が交差して、それ以降で抗力は、Case 2、Case 3、Case 4、Case 1 の

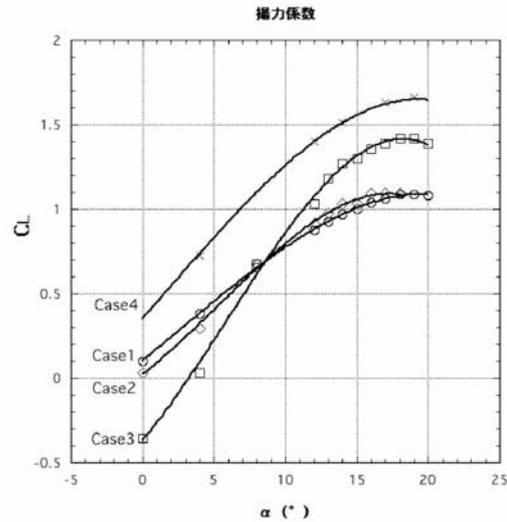


図9 揚力係数の比較

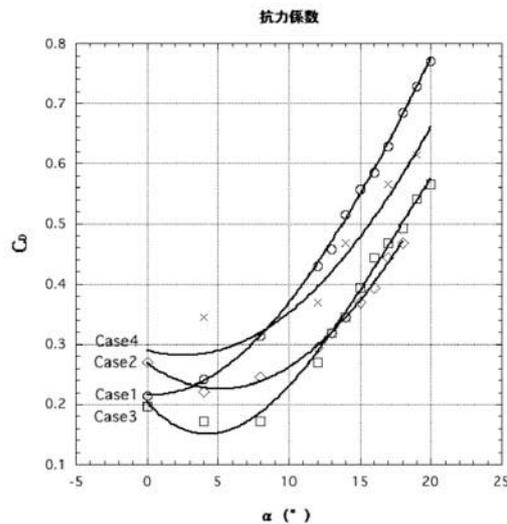


図10 抗力係数の比較

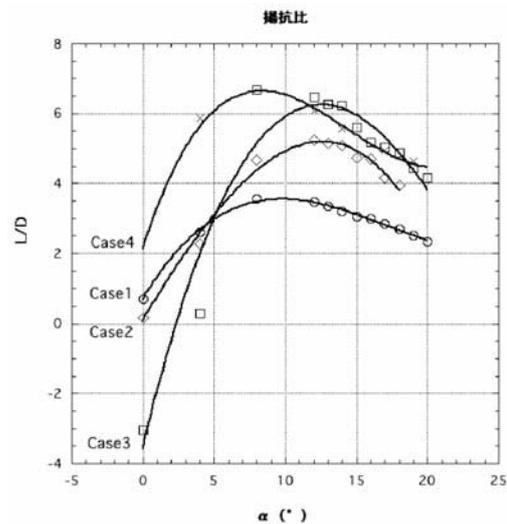


図11 揚抗比の比較

順に大きくなる。このように抗力は、迎角の変化に対して非常に複雑な振る舞いを示している。全般的には、迎角が 4° 以上になると Case 1 と Case 4 の抗力が、Case 2 と Case 3 に比べて大きいと言える。このように抗力が、複雑な変化を示すのは、セイルウイングの流れの状態が、迎角によって大きく影響されるためであろうと想像されるが、いずれにしても、可視化実験を行って、流れの様相を確認する必要があると考えられる。

図11には、揚抗比についての比較を示している。先に述べたように、セイルウイングの抗力は、複雑な変化をたどるために、一概に揚力や抗力だけでは、全体像を捉えにくい。したがって、翼の効率を考える上では、揚抗比が非常に重要である。同図に示しているように、迎角が 5° 未満の領域では、揚抗比は、Case 3、Case 2、Case 1、Case 4 の順に大きくなる。さらに、迎角が $5^\circ < \alpha < 12^\circ$ の領域では、Case 1、Case 2、Case 3、Case 4 の順で大きくなり、Case 1 と Case 3 とが入れ換わる。迎角が 12° 以上になると、Case 3 と Case 4 とが入れ換わり、この状態が、迎角 18° 付近まで続く。それ以降では、また Case 3 と Case 4 とが入れ替わる。

以上、各 Case についての特徴を述べた。セイルウイングにおいて、低い迎角の領域では、フラッターや翼型の反転現象が発生することを考慮すると、このような低迎角での使用は好ましくない。本報で示した形状のセイルウイングでは、迎角が 8° 以上の領域で全体に安定した揚力が得られ、揚抗比が最大となることが分かった。このようにセイルウイングにおいては、比較的大きな迎角での作動が想定されるが、このような領域では、これまで一般に使用されているような Case 1 の性能が、他の Case と比較しても、期待されるほどに良くはないことが示された。加えて、翼の常識として、上面は滑らかでなければならないと言われてきたが、前縁上面が凸の形状を有する Case 4 のセイルウイングが、今回試験をおこなったセイルウイングの中では、比較的良好な特性を有していることを示すことが出来た。ここでは、データを示していないが、Case 3 と Case 4 については、

模型飛行機を作成して飛行実験を実施した。結果は、Case 4 だけが、全ての上昇、下降、旋回の各飛行モードを満足するものであった。Case 3 については、何回試験をおこなっても旋回が出来ずに、バンクからの復元が出来ずに墜落してしまった。このように飛行試験の結果も考え合わせると、意に反した形状ではあるが、Case 4 で示したセイルウイングの可能性を示すことが出来たのではないかと考えられる。

5. おわりに

セイルウイングの研究は、まだまだ散見的であり、研究結果の蓄積が重要であると考えられる。その様な意味合いからも、本研究の成果が、セイルウイングの特性解明への一助と成れば幸いである。

参考文献

- (1) Thwaites, B., Proc. Roy. Soc. London, 261 (1961) 402
- (2) Nielsen, J. N., J. Appl. Mech. Trans. ASME (1963) 435
- (3) Truck, E. O. *et al.*, J. Ship Res. (1976) 148
- (4) 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
- (5) 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
- (6) 1枚翼面セイルウイングの翼形モードの多様性とその静的安定性、村井等 他、日本機械学会論文集 (B編)、49巻 443号、1983
- (7) 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
- (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