

翼面材のたるみとセイルウイングの空力性能

松尾 健輔* 池田 志歩** 古賀 友啓***

Performance of the sailwing with slack of a surface material

by

Kensuke MATSUO *, Shiho IKEDA** and Tomohiro KOGA***

要 旨

本報告では、種々の翼断面形状を有する一枚翼面構造のセイルウイングを対象として、人為的に翼面材にたるみを与えることによって、翼面材のたるみがセイルウイングの空力性能に与える影響について取り扱った。セイルウイングの翼断面形状は、翼面を形成する翼面材の前後桁材への取り付け方法によって変化させることができるが、それ以外にも、前後桁材の直径を変化させることによって、容易に翼断面形状を変化させることができる。本報では、両者の組み合わせを変えることによって、翼断面形状を変化させている。このようにして得られた翼断面形状を有する個々のセイルウイングは、翼面材のたるみを変化させて風洞試験を実施した。風洞試験では、フラッピングが起ころまでたるみを増加させて、セイルウイングが翼としては機能しなくなるまで実施した。得られた風洞試験結果から、各翼型に与えるたるみには、その翼型に適したたるみが存在することを明らかにしている。すなわち、翼面材にたるみを与えることによって、翼のキャンバーが変化して空力性能が改善されるが、与えるたるみは、一概に一定値にはならず、個々の翼型について最適値が存在することを示している。

Key Words: Sailwing, Airfoil, Performance, Slack, Cross Section

1. はじめに

著者らは、これまでに一枚翼面構造のセイルウイングを対象として、その断面形状の変化が空力性能に及ぼす影響について取り扱ってきた。セイルウイングは、構造が非常に簡便、且つ、

軽量であるという特徴を持っているが、空力的には洗練されているとは言いがたい。したがって、本研究では、そのような特徴を有するセイルウイングの空力性能を改善し、さらに、地面効果を考慮することによって、セイルウイングを特殊航空機の主翼に応用することを目的としている。幸いにして、セイルウイングの断面形状は、翼面材と前後桁との取り付け方法や、前後桁の直径の組み合わせ方によって、容易に変更することができる。したがって、これまでに

*崇城大学工学部宇宙航空システム工学科教授
**竹田設計工業(株)
***株式会社総合車両製作所

文献1)～3)では、翼面材と前後桁との取り付け方法と、前後桁材の直径の組み合わせが、空力性能に対してどのような影響を与えるかについて明らかにするための風洞試験を実施した。その結果、翼面材の主桁への取り付け方と、主桁直径との組み合わせ方によっては、セイルウイングが簡便な断面形状を有する翼型であるにもかかわらず、良好な揚抗比が得られることを示した。しかしながら、得られた揚抗比は、通常の航空機の揚抗比には届かず、特殊航空機の主翼として使用するためには、さらに地面効果の影響を考慮する必要があることを示した。地面効果を実験で再現するためには、風洞のテストセクション内に地面板を設置して、その上にセイルウイングを配置しなければならず、その際、地面板上の境界層を制御する必要がある。境界層を制御する方法としては、境界層の吸い込みや、ムービングベルトによる方法があるが、そのいずれも一長一短があり、実現するためには、相当の時間を要することが考えられた。したがって、文献4)～5)では、数値計算によって、地面効果を考慮する方法を提案している。数値計算には、openFOAM と呼ばれるオープンソースの解析ソフトウェアを用いており、風洞試験で成績の良かった4種類の翼型を選び出して数値計算を実施した。数値計算結果は、実験結果との一致も非常に良好であったので、文献4)では、モデリングやメッシュ生成、ソルバーについて、速報的に発表している。文献5)は、計算手法の詳細と結果、および数値計算結果と実験結果との比較を踏まえて、特殊航空機にセイルウイングを応用する場合には、地面効果の必要性があることを総合的に示している。

以上述べた一連の研究で対象としたセイルウイングでは、翼面材のたるみについては、一切考慮していない。すなわち、以上の研究では、取り扱ったセイルウイングの翼面材には、たるみは無いものとしており、風洞試験で用いたセイルウイングの供試模型では、翼面材が重力でたるまない程度の初期張力を掛けている。一方、数値計算では、翼面材を剛体として取り扱っている。しかしながら、実物大のセイルウイング

を製作する場合には、たるみの影響は、翼の性能を左右する非常に重要な要素になることが考えられた。したがって、本研究では、これまでに明らかにした翼面材と桁との取り付け方法や、前後桁材の直径の違いがセイルウイングの空力性能に及ぼす影響に加えて、各断面のセイルウイングにおいて、翼面材のたるみが空力性能に及ぼす影響を実験的に明らかにした。これまでは、たるみ無しの条件として、重力で翼面材がたるまない程度の張力を掛けていたが、本研究では、風洞試験を行った全てのセイルウイングの初期張力を、一定値に改めている。すなわち、一定の初期張力を与えた翼面材を基準として、翼面材にはたるみを与えているので、張力の違いによって、たるみが変わらないように考慮している。翼面材にたるみを与えることによって、翼断面のキャンバーが変化する。空力性能は、このキャンバーによって劇的に改善するものもあれば、それ程の改善を望めないものもあった。すなわち、セイルウイングの翼断面形状によって、キャンバーの効果が異なることが分かった。加えて、空力性能を改善するために与えるたるみ量は、翼の断面形状ごとに、最適なたるみ量が存在する。単に、たるみを与えれば、空力性能が改善されるというのではなく、各翼型には、最適なたるみ量が存在した。一方、たるみを与え過ぎると、翼面材がフラッピングを起こして、翼としては機能しなくなるが、翼型によっては、小さなたるみで、しかも、迎角の小さな領域においてもフラッピングを起こすことも明らかにしている。以下では、それらを順を追って記述することにする。

2. 記号

以下に用いた記号について記載する。

有次元量

- ρ : 空気密度 (kg/m³)
- V : 流速 (m/s)
- ν : 動粘性係数 (m²/s)
- L : 揚力 (N)
- D : 抗力 (N)
- d_1 : 前縁桁直径 (mm)

- d_2 : 後縁桁直径 (mm)
 δ : 翼面材のたるみ (mm)
 C : コード長 (mm)
 C_c : 前後桁の中心間距離 (mm)
 α : 迎角 ($^\circ$)

無次元量

- Re : レイノルズ数
 L/D : 揚抗比
 d_1/d_2 : 桁直径比
 d_1 は前縁桁直径
 d_2 は後縁桁直径
 δ/C_c : 無次元たるみ
 C_c は前後桁の中心間距離

3. 模型試験

セイルウイングの空力性能を把握するための風洞試験は、本学が所有する計測部が $1\text{ m} \times 1\text{ m}$ の断面を有するゲッチング風洞を用いて実施した。試験は、風洞の計測部を開放状態で実施しており、風洞の詳細については、文献1)を参照して頂きたい。図1は、供試翼の上面図と側面図を示している。このように試験に用い

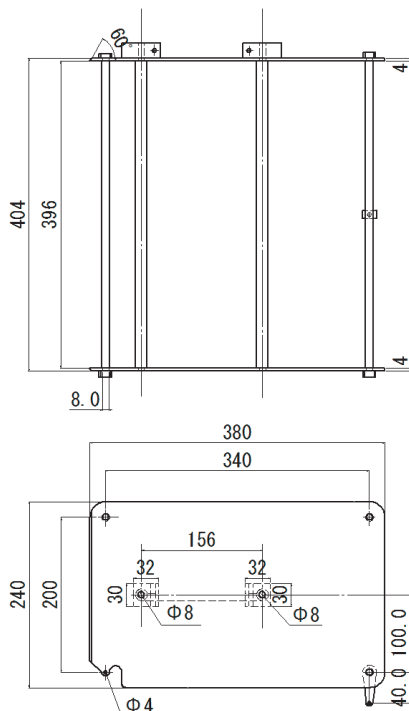


図1 供試模型の上面図および側面図

た円形断面の前後桁を有する供試翼は、桁の両端が翼端板で挟み込まれており、翼端板によって2次元性が確保されている。さらに、翼端板の平行度と翼端板を含むフレーム全体の剛性を確保するために、両翼端板の上方2箇所と後方下側1箇所は、シャフトによって固定されている。後方のシャフトには、空力天秤のストラットへ取り付けするための加工が施されている。供試翼を挟み込んだ翼端板を含むフレーム全体は、図2の写真に示しているように、前方2箇所と後方1箇所を空力天秤のストラットへ固定して、風洞試験を実施した。迎角の調整は、空力天秤後方のストラットを上下させる迎角調整装置を作動させて行った。上述した空力天秤によって得られる値には、供試翼以外の部分も含まれている。したがって、翼端板に挟み込まれた翼だけを取り外して、翼以外の翼端板を含むフレーム単体の空力実験を行って、得られた値を全体の値から差し引いて、翼単体の値を求めている。ただし、翼と翼端板との干渉については考慮していない。実験におけるレイノルズ数は、 $2 \times$



図2 空力天秤に取り付けた状態の供試模型
写真に示すように供試翼は、両側を挟み込んだ翼端板の前方2箇所、後方1箇所
で空力天秤のストラットへ固定されている。

10⁵ 程度であり、実際の風速は 20 m/s である。表 1 には、風洞試験に用いた 20 種類の翼型の一覧を示している。ここで、それぞれの翼型名称に関して、最初のアルファベット 2 文字は、翼系列を表すために付したもので、具体的には、翼面材の張り方の違いを表している。すなわち、UU は、前縁後縁共に翼面材を桁の上面側から巻き取ったもの、LL は、前縁後縁共に翼面材を桁の下面側から巻き取ったもの、UL は、前縁では翼面材を桁の上面側から巻き取り、後縁では翼面材を桁の下面側から巻き取ったもの、LU は、前縁では翼面材を桁の下面側から巻き取り、後縁では翼面材を桁の上面側から巻き取ったもの表している。アルファベットに続く 4 桁の数字は、それぞれ最初の 2 桁が前縁桁の直径を、最後の 2 桁が後縁桁の直径を表しており、以後シリーズ番号と呼ぶことにする。これらの翼型においては、桁への翼面材の取り付け

方によって、得られる揚力や揚抗比に特徴的な傾向を有していることを文献 1) ~ 3) に示している。しかしながら、これらの文献において示した結果には、翼面材のたるみの影響は含まれていない。すなわち、翼面材が自重でたるまない程度に張力を調整して、風洞試験を行って得られた試験結果である。一方、翼面材にたるみがある場合には、各翼型が持つ特性に変化が現れることが予想される。したがって、たるみによって発生する特性の変化を詳細に把握しておくことは、今後、これらの翼を実際に応用する場合において、非常に重要であると考えられる。加えて、本報では、たるみの影響について取り扱っているので、各翼型において、たるみの無い状態を明確に定義しておく必要がある。したがって、数通りの初期張力を与えた場合について予備試験を行って、その中から、各翼型特性に変化が現れない張力の内、最低の張力を以て、たるみ無しの条件として定義した。実際に与えた張力は 123 N/m であり、翼面材には、厚さ 60 μm のマイラー膜を用いている。実験を行うに際して、揚力や抗力を左右する物理量としては、 ρ 、 V 、 ν 、 $L(\alpha, Re)$ 、 $D(\alpha, Re)$ 、 $d1$ 、 $d2$ 、 δ 、 C があるが、同一流体、同一流速を仮定すると、結局、物理量として考えられる量は、 $L(\alpha)$ 、 $D(\alpha)$ 、 $d1$ 、 $d2$ 、 δ 、 C の 6 個である。これに対して、基本次元は、 M (質量)、 L (長さ)、 T (時間) の 3 個であるから、3 個の互いに独立した無次元量が考えられる。したがって、

$$\pi_1 = L, D^x, d1^y, d2^z = [M^1 L^1 T^{-2}] [M^x L^x T^{-2x}] [M^0 L^y T^0] [M^0 L^z T^0] = M^{1+x} L^{1+x+y+z} T^{-2-2x}$$

$$\begin{aligned} M &= 1+x = 0 \\ L &= 1+x+y+z = 0 \\ T &= -2-2x = 0 \end{aligned}$$

ここで、 y と z については、0, 0 または互いに異符号の定数であれば良い。ここでは、0, 0 を取ることにすると、

$$\therefore \pi_1 = L/D$$

を得る。同様にして、 $\pi_2 = d1, d2^x, L^y, D^z$

表 1 風洞試験に使用した供試模型の一覧表

翼型名称	翼面材 巻取方	前縁桁 直径	後縁桁 直径
UU1510	上上	15 mm	10 mm
" 1515	"	15 mm	15 mm
" 1524	"	15 mm	24 mm
LL1510	下下	15 mm	10 mm
" 1515	"	15 mm	15 mm
" 1524	"	15 mm	24 mm
UL1510	上下	15 mm	10 mm
" 1515	"	15 mm	15 mm
" 1524	"	15 mm	24 mm
LU1510	下上	15 mm	10 mm
" 1515	"	15 mm	15 mm
" 1524	"	15 mm	24 mm
UU1015	上上	10 mm	15 mm
" 2415	"	24 mm	15 mm
LL1015	下下	10 mm	15 mm
" 2415	"	24 mm	15 mm
UL1015	上下	10 mm	15 mm
" 2415	"	24 mm	15 mm
LU1015	下上	10 mm	15 mm
" 2415	"	24 mm	15 mm

$$= [M^0 L^1 T^0][M^0 L^x T^0][M^y L^y T^{-2y}][M^z L^z T^{-2z}]$$

$$= M^{y+z} L^{1+x+y+z} T^{-2y-2z}$$

$$M = y+z = 0$$

$$L = 1+x+y+z = 0$$

$$T = -2y-2z = 0$$

ここで、 y と z については、0, 0 または互いに異符号の定数であれば良いので、先の場合と同じく 0, 0 を取ることにすると、

$$\therefore \pi_2 = d1/d2$$

同様に、

$$\pi_3 = \delta, C^x, L^y, D^z$$

$$= [M^0 L^1 T^0][M^0 L^x T^0][M^y L^y T^{-2y}][M^z L^z T^{-2z}]$$

$$= M^{y+z} L^{1+x+y+z} T^{-2y-2z}$$

$$M = y+z = 0$$

$$L = 1+x+y+z = 0$$

$$T = -2y-2z = 0$$

これより、

$$\therefore \pi_3 = \delta/C$$

を得る。

4. 結果および考察

以下では、試験結果について述べる。先に述べたように対象としたセイルウイングは20種類であり、それぞれの翼型について、翼面材に与えるたるみを変化させて試験を実施した。与えたたるみ量は、各翼型で同じ長さであるが、前後桁材の直径が異なるために、コード長に対しては、それぞれ異なった値となる。本報では、試験を実施した全翼型で同一の前後桁の中心間距離を用いて、無次元たるみを定義している。

各翼型の揚力および抗力特性については、文献6) に詳しく述べているので、そちらを参照されたい。加えて、文献6) では、全ての翼型の揚力および抗力について、 α の変化に基づいて整理することによって、翼面材のフラッピングの発生がどのような条件において発生するかについても触れている。一方、本報では、翼の最大揚抗比に着目して、前節の次元解析で示したパラメーターが、最大揚抗比に対して、どのような影響を与えているのかについて検討した。与えた翼面材のたるみ量については、試験を行った各翼型で、ほぼ同一のたるみ量以上にな

ると、翼面材にフラッピングが発生して、計測が不可能であった。したがって、翼面材に与えることができる最大たるみ量については、各翼型において共通して計測ができる同一の値とした。厳密には、各翼型において、フラッピングが発生するたるみ量は、個々に異なると考えられるが、その差異は非常に小さいので、実験精度上からも同一の上限を定めている。

図3は、UU系列の翼型（翼面材を前後桁の上側から巻き取った形状の翼型）について、前後桁の直径比が最大揚抗比に与える影響を示している。ここで、縦軸と横軸は、それぞれ最大揚抗比と前後桁直径比を表し、図中の3本の曲線は、それぞれたるみ量が異なる場合を表している。各曲線のたるみ量は、凡例に示しているが、最初のアλファベットの2文字は、前後桁における翼面材の巻き取り方を表し、その後方の数字がたるみ量を無次元化したものである。先にも述べたように、供試翼においては、全ての場合で前後桁の中心間距離は一定に保っているので、桁の直径を変えた場合には、コード長が変化する。したがって、ここで用いたたるみの無次元量については、コード長ではなく、桁の中心間距離で除して表している。図より、前縁桁直径比が小さい場合 ($d1/d2 < 0.7$) には、翼面材の無次元たるみを $\delta/Cc = 0.032$ よりも大きくしても、揚抗比の改善は見込めない。同

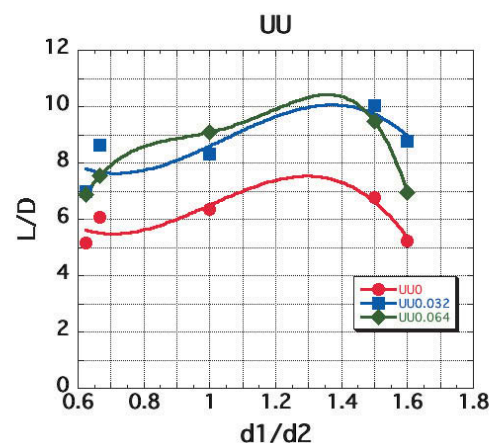


図3 UU系列の翼の最大揚抗比

縦軸は最大揚抗比、横軸は前後桁直径比を表している。凡例は、最初の2文字が翼断面形状を表し、続く数字は無次元たるみを表している。

様に、前縁桁直径比が大きな場合 ($d1/d2 > 1.5$) においても、無次元たるみを $\delta/Cc = 0.032$ より大きくしても、揚抗比の改善は見込めないことが分かる。すなわち、この領域では、最適なたるみ量が存在するであろうことが想像される。一方、前後桁直径比が $0.7 < d1/d2 < 1.5$ の領域において、実験を行った範囲では、たるみ量の増加に伴って最大揚抗比も増加するが、増加率自体は、たるみ量の増加に伴って低下しているため、最終的には最大揚抗比の増加は得られなくなるであろうことを示している。すなわち、この前後桁の直径比の範囲においても、最適なたるみ量が存在するであろうことを示唆している。加えて、翼面材にたるみを与えることによって、図に示した翼型では、最大揚抗比が10を超える値が得られており、このようなセイルウイングにおいては、翼面材に与えるたるみが非常に重要であることを示している。なお、本系列では、緑色で表した無次元たるみが0.064の場合には、迎角が2°未満の領域でフラッピングが発生した。無次元たるみが0.064を超えると、迎角に関係なくフラッピングが発生して、たるみの大きい領域では翼として機能しなくなった。

図4は、LL系列の翼型（翼面材を前後桁の下側から巻き取った形状の翼型）について、前後桁の直径比が最大揚抗比に与える影響を示している。ここで、縦軸と横軸は、それぞれ最大揚抗比と前後桁直径比を表し、図中の3本の曲線は、それぞれたるみ量が異なる場合を表している。各曲線のたるみ量は、凡例に示しているが、図3と同様に、最初のアルファベットの2文字は、前後桁における翼面材の巻き取り方を表し、その後方の数字がたるみ量を無次元化したものである。同図より、翼面材にたるみを与えることによって、たるみを与えない場合と比べて、揚抗比特性が前述のUU系列とは、大きく異なることが分かる。すなわち、前後桁直径比が $d1/d2 = 1$ を境に、たるみが無い場合と有る場合とでは、特性が大きく反転しており、前後桁直径比が $0.67 < d1/d2 < 1$ の範囲では、翼面材のたるみは無い方が良く、 $1 < d1/d2 < 1.5$ の範囲では、たるみは最大揚抗比を改善す

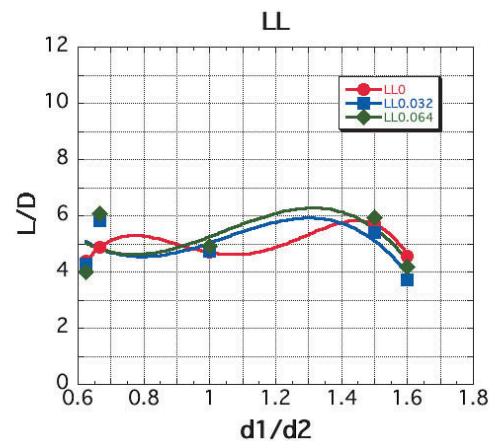


図4 LL系列の翼の最大揚抗比

縦軸は最大揚抗比、横軸は前後桁直径比を表している。凡例は、最初の2文字が翼断面形状を表し、続く数字は無次元たるみを表している。

ることが分かる。一方、前後桁直径比が $d1/d2 < 0.67$ と $d1/d2 > 1.5$ の範囲においては、前者では、たるみは有った方が得られる最大揚抗比は高く、逆に、後者では、たるみが無い方が揚抗比は高く、たるみ量の増加に伴って、最大揚抗比は低下する。本翼型がこのような複雑な特性を示す要因として、翼の前縁および後縁において、桁が上面側に凸である形状をしている点を挙げるができる。すなわち、上面側では、前縁から剥離した流れが後縁へと続き、その後、後縁において、再度、剥離流となって主流へと流れ去る。この過程において、翼面材のたるみによって翼断面に曲率の大きなキャンバーが発生すると、その程度によっては、前縁で剥離した剥離流が翼面に再付着することによって、揚抗比が改善されることが考えられる。事実、前縁桁の直径が大きく ($d1/d2 > 1$) になると最大揚抗比が改善される傾向にあり、この点からも、最大揚抗比に及ぼす翼面材のたるみの影響は、この翼型においても重要であると言える。なお、緑色で示した無次元たるみが0.064の場合には、迎角が6°未満の領域でフラッピングが発生し、青色で示した無次元たるみが0.032の場合には、迎角が4°未満の領域でフラッピングが発生した。無次元たるみが0.064を超えると、迎角には無関係に常にフラッピングが発生する状態となり、翼としては機能しなくなった。

図5は、UL系列の翼型（翼面材を前縁桁では上側から巻き取り、後縁桁では下側から巻き取った形状の翼型）について、前後桁の直径比が最大揚抗比に与える影響を示している。ここで、縦軸と横軸は、それぞれ最大揚抗比と前後桁直径比とを表し、図中の3本の曲線は、それぞれたるみ量が異なる場合を表している。これまでと同様に各曲線のたるみ量は、凡例に示しているが、最初のアルファベットの2文字は、前後桁における翼面材の巻き取り方を表し、その後方の数字がたるみ量を無次元化したものである。同図より、最大揚抗比は、前後桁直径比の増加に伴って増加し、翼面材のたるみ量の増加に伴って、増加する傾向を有していることが分かる。しかしながら、これまで示した翼型と同様に、前縁桁の直径が大きく ($d1/d2 > 1.5$) なり過ぎると、最大揚抗比は低下する。一方、翼面材のたるみ量を増加させても、最大揚抗比の増加率は低下しており、いずれは最大揚抗比は増加しなくなることが予想される。すなわち、最大揚抗比の増加をもたらすたるみ量には、最適な値が存在するであろうことが推測できる。これらの特徴は、図3で示したUU系列の翼型と似通っているが、得られる最大揚抗比はUU系列の翼型に比べて小さい。この翼型では、後縁において、桁材が上面に凸であることを除いて、UU系列の翼型と同じであるから、前縁下

側で剥離した流れと、後縁上側から剥離した流れ（渦）が互いに干渉し合うことによって、このような特徴の差が生まれるものと考えられる。なお、緑色で示している無次元たるみが0.064の場合には、迎角が4°未満の領域でフラッピングが発生し、無次元たるみが0.032の場合には、迎角が6°未満の領域でフラッピングが発生した。無次元たるみが0.064を超えると、迎角には関係なく常にフラッピングが発生して、翼としては機能しなくなった。

図6は、LU系列の翼型（翼面材を前縁桁では下側から巻き取り、後縁桁では上側から巻き取った形状の翼型）について、前後桁の直径比が最大揚抗比に与える影響を示している。ここで、縦軸と横軸は、それぞれ最大揚抗比と前後桁直径比とを表し、図中の3本の曲線は、それぞれたるみ量が異なる場合を表している。これまでと同様に各曲線のたるみ量は、凡例に示しているが、最初のアルファベットの2文字は、前後桁における翼面材の巻き取り方を表し、その後方の数字がたるみ量を無次元化したものである。本翼型は、後縁において、桁材が下側に凸の形状をしている点を除いて、LL系列の翼型と同じであることから、最大揚抗比においてもLL系列の翼型と似通った傾向を有しているのではないかと推定される。事実、同図に示すように、若干異なる部分もあるが、前後桁直径

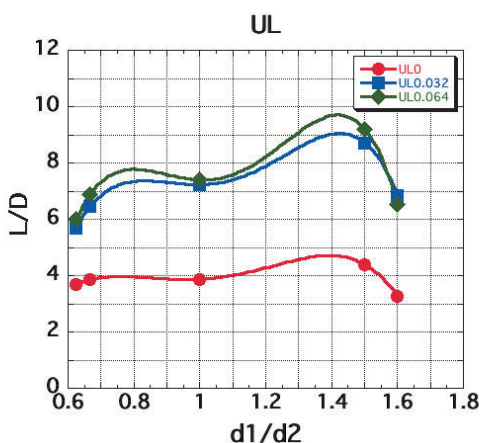


図5 UL系列の翼の最大揚抗比

縦軸は最大揚抗比、横軸は前後桁直径比を表している。凡例は、最初の2文字が翼断面形状を表し、続く数字は無次元たるみを表している。

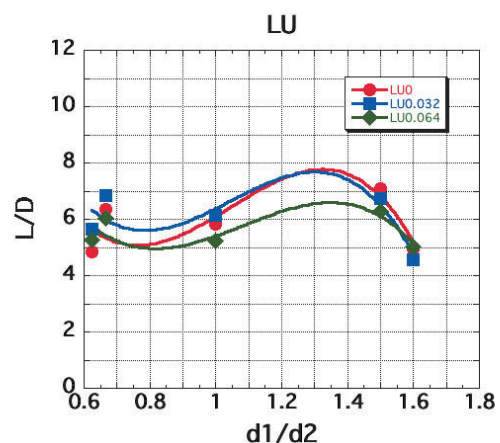


図6 LU系列の翼の最大揚抗比

縦軸は最大揚抗比、横軸は前後桁直径比を表している。凡例は、最初の2文字が翼断面形状を表し、続く数字は無次元たるみを表している。

比 $d1/d2$ の増加に伴う最大揚抗比の変化は、ほぼ LL 系列の翼と同様な傾向を有している。一方、たるみ量の増加に伴う最大揚抗比の変化については、LL 系列の翼型とは異なっている。すなわち、最大揚抗比は、たるみ量が 0 を境として、ある程度のたるみ量を与えると増加するが、それ以上のたるみ量では、得られる最大揚抗比は、たるみ量が 0 の場合よりも低下する。得られる最大揚抗比も、LL 系列の翼型と比較して、ほとんど改善が見られない。すなわち、このような断面形状の翼型では、前縁上面側から剥離した剥離流と、後縁下側から剥離した剥離流との良好な相互作用が得られないことを示している。なお、緑色で示している無次元たるみが 0.064 の場合には、迎角が 4° 未満の領域でフラッピングが発生し、青色で示した無次元たるみが 0.032 の場合には、迎角が 2° 未満の領域でフラッピングが発生した。無次元たるみが 0.064 を超えると、迎角とは無関係に常にフラッピングが発生して、翼としては機能しなくなった。

図 7 は、上述した 4 種類の断面形状を有する翼型の最大揚抗比を比較するために重ね合わせたものである。ここで、縦軸と横軸は、それぞれ最大揚抗比と前後桁直径比とを表し、図中の曲線は、それぞれたるみ量が異なる場合を表し

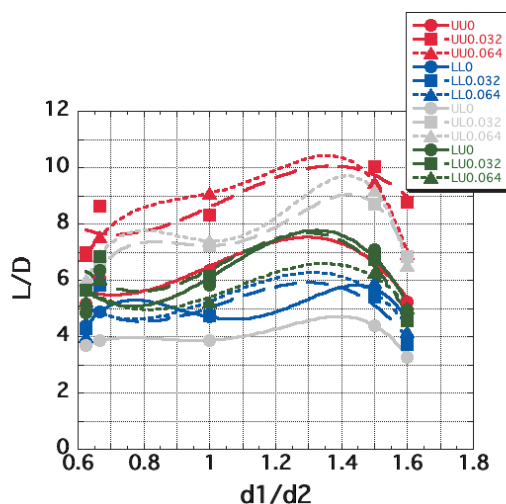


図 7 全ての供試翼の最大揚抗比

縦軸は最大揚抗比、横軸は前後桁直径比を表している。凡例は、最初の 2 文字が翼断面形状を表し、続く数字は無次元たるみを表している。

ている。これまでと同様に各曲線のたるみ量は、凡例に示しているが、最初のアルファベットの 2 文字は、前後桁における翼面材の巻き取り方を表し、その後方の数字がたるみ量を無次元化したものである。各翼型の違いは、曲線の色で区別している。同図より、翼面材にたるみを与えることによって得られる最大揚抗比は、UU 系列- UL 系列- LU 系列- LL 系列の翼型の順に大きな値が得られることが分かる。たるみ量の如何によっては、UU 系列の翼型では、最大揚抗比が 10 を超える可能性があることが見て取れる。一方、各翼型において、前後桁直径比を大きくすれば、得られる最大揚抗比も増加するが、直径比が $d1/d2 > 1.5$ を境として、それ以上増加させても、最大揚抗比は低下することが分かった。

5. おわりに

本報では、セイルウイングを対象として、本学が有するゲッチンゲン型風洞試験装置を用いた空力性能試験を実施した。得られた結果を総括すると、以下に示す通りである。

1. 翼面材のたるみは、最大揚抗比を増加させる効果がある。
2. 与えるたるみ量については、翼型に応じて最適なたるみ量が存在する。
3. 翼面材のたるみによって発生するキャンバー変化と翼面に沿う流れとが互いに影響し合うことによって、最大揚抗比を良好に改善する。
4. 今回示した前後桁直径比の範囲では、 $d1/d2 > 1.5$ の領域では、最大揚抗比の改善は見込めない。すなわち、前後桁直径比は $d1/d2 < 1.5$ の範囲に留めるべきである。
5. 翼型、特に UU 系列の翼型においては、翼面材のたるみと前後桁直径比との組み合わせを適切に選択することによって、最大揚抗比が 10 を超える可能性がある。

一方、ここでは触れていないが、翼面積に対する前縁桁と後縁桁の面積合計との比（前後桁の投影面積と翼面積との比）、あるいは前後桁直径の合計をコード長で除した $(d1+d2)/C$ も、

セイルウイングの空力性能を左右する重要なパラメーターの1つであると考えられる。本報で示した結果には、このパラメーターの影響は考慮していないが、この比が非常に小さくなれば、ここで示した桁直径比の影響も小さくなることが予想される。例えば、前縁桁の直径が非常に大きくなったとしても、前縁で剥離した流れの再付着が充分可能になるだけのコード長が確保され、且つ、キャンバーも大きくなったとすれば、前縁桁に起因する乱れの影響は、翼全体としては非常に小さくなることが予想される訳である。今回の風洞試験に用いた供試翼では、桁間の距離を固定しているために、最大コード長と最低コード長との差は、わずかに7 mmである。この差は、最大コード長を基準にした場合には3.99%、最小コード長を基準にしても4.15%と近接しているため、このパラメーターの影響を明らかにすることができなかつたので、今後は、この影響を明らかにすることが重要であると考えられる。

謝 辞

本研究を遂行するに当たり、献身的な協力を頂いた 甲斐義啓 技師に対して、深甚なる謝意を表する次第である。

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、大塚康平、木下清隆、榎園博隆、阿南佳佑、崇城大学紀要、第39巻、2014、3
- 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、2014、10
- 3) セイルウイングの空力性能に関する実験的研究(第2報)、松尾健輔、田邊和寛、第53回飛行機シンポジウム講演集、2015、11
- 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、2015、11
- 5) 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、崇城大学紀要、第41巻、2016、3
- 6) セイルウイング翼面材のたるみの影響について、松尾健輔、池田志歩、第54回飛行機シンポジウム講演集、2016、10

