地面効果翼の高揚力化の研究*

(第1報, 隙間翼等のスクリーニング・テスト結果)

松原 武徳^{*1}, 田下 昌紀^{*2}, 呉 文雄^{*2}
山口 信行^{*3}, 大脇 敏和^{*3}

Lift Enhancement of Ground-Effect Wing

(1st Report, Results of Screening Tests of Various Concepts)

Takenori MATSUBARA, Masanori TASHIMO, Fumio KURE,
Nobuyuki YAMAGUCHI and Toshikazu OHWAKI

In order to increase the lift capability and/or to reduce take-off speed of a wing-in-ground effect craft, it is necessary to increase the lift coefficient of the wing in the ground effect. For this purpose, screening tests were conducted by applying various methods of lift enhancement to a ground-effect wing model. A lift coefficient of nearly 2 was obtained with a slotted airfoil system consisting of three slots and four airfoil elements. Longitudinal stability was recognized as an important factor.

Key Words: Fluid Dynamics, Fluid Machinery, Ram Wing, Ground Effect, Air Cushion Vehicle, Lift Coefficient, Lift Enhancement, Wind Tunnel Test

記 号

C_L : 揚力係数
 C_D : 抗力係数
 C_{D0} : 比較対象とした標準翼の抗力係数
 C_Y : 横力係数
 C_t : 横揺モーメント係数
 C_m : 縦揺モーメント係数
 極低空飛行時の圧力中心推定位置 (43.2%翼弦長位置) まわりのもの, 艇首上げを正とする.

c : 翼弦長
 h : 翼後縁の地面からの浮揚高さ
 α : 翼迎角。ただし, 一様流と翼後縁を通り翼前縁部下面に接する直線のなす角度
 b : 翼モデルの幅
 R_o : レイノルズ数
 A : アスペクト比

1. まえがき

翼の地面効果については古くから知られ, それに関して早くから研究もされてきた(1)。また, これを工業的に活用しようとする試みも, かなり以前から行われてきており, 開発研究の積み重ねを経て, 最近, 1~3人乗りレジャー用地面効果翼艇として市場に出されるまでになってきた(2)(3)。

* 平成4年3月14日 東北支部第67期定時総会講演において講演, 原稿受付 平成4年1月27日。

^{*1} 正員, (財)エンジニアリング振興協会(〒105 東京都港区西新橋1-7-2)。

^{*2} 三菱重工業(株)神戸造船所(〒652 神戸市兵庫区和田崎町1-1-1)。

^{*3} 正員, 三菱重工業(株)高砂研究所(〒676 高砂市荒井町2-1-1)。

著者らも、地面効果翼の利用による水上交通の飛躍的高速化の可能性に着目して、1人乗りの実験艇マリンスライダーμSKY-1、および、2人乗りレジャー艇マリンスライダーμSKY-2を開発し⁽⁴⁾、さらに、中大型化、高速化の技術的展開を図りつつある。それらの着眼点の一つとして、有償荷重の増大と低速での離水がある。すなわち、翼面積の小型・軽量化と耐波浪性、安全性のために、翼の高揚力化を大幅に図る必要がある。このためには様々なアプローチが考えられ、例えば、いわゆる高揚力化装置について、航空機の翼において、種々試みられている。それらの幾つかのアイデアとして、リーベック翼、複数翼素隙間翼等について、地面効果翼としての可能性、スクリーニングテストを実験的に行った。

本報告はこれら高揚力化翼の各アイデアの空気力学的特性を低速風洞試験で求め、その選定経緯、結果についてまとめたものである⁽⁵⁾。

2. 実験方法

2・1 高揚力化のアプローチ これまで開発してきた1人乗りレジャー艇μSKY-1では比較的シンプルなラム型翼を活用してきており、地面効果をより大きく発揮するように工夫されたものである。図1にその翼構成を示すが、おおよそ、その到達している揚力係数 C_L は後縁隙間比 h/c が0.015のところまで約1である。そこで、当面の高揚力化の目標を倍の2程度において、各種のアイデアを適用してみることにした。但し、翼の抗力係数 C_D については同程度か少ないことが望ましい。ここで、既に適用されたμSKY-1のラム型翼の特徴は次のものであり、得られた空気力学的特性の代表値は図2に示されるものである⁽⁶⁾。

1) 翼の特徴は反りの強い極端な薄翼を用いていることで、ゲッチングン翼型Gö623の背面プロファイルのみを用い、腹面は背面に沿わせて適切に薄い厚みに整形したものである(以後この翼型をGö623改と呼ぶことにする)。 C_L が1という高揚力状態では、通常の翼と異なり、翼背面と翼腹面の寄与は同程度か腹面が上まわると考えられる。

2) アスペクト比が0.625の矩形ラム翼で、両側に端板をもち、これにより、翼腹面と地面による隙間が一種のダクトの構成となっている。ダクト内圧力上昇は、ダクト先端開口部よりもダクト内に入った部分の断面積を増加してやることにより、達成されやすく工夫したも

のである。

これらの研究実績を基に、高揚力化の目標を達成するアプローチとして、さらに突込んだ工夫、選定の領域を次のように広げてみることを考えた。

1) 迎角の増大; 基準としている迎角 α (約7.7°)を大きくしてみる。

2) 翼反りの増大; 比較の標準となっているゲッチングン翼型Gö623改をより反りの大きいGö625改を考える。あるいは、翼反りが大きく、高揚力翼として設計されたリーベック翼(図3)のプロフィールも地面効果翼

図1 マリンスライダーμSKY-1・モデルの翼構成

図2 μSKY-1・翼モデルによる代表的空気力学特性、揚力係数 C_L 、抗力係数 C_D 、横力係数 C_Y

としての有効性を調べる。

3) アスペクト比と端板の有効化; アスペクト比を高める効果をみるために、翼モデルの幅 b を 250mm 一定とし、翼弦長 c を 400, 200, 100mm と変えた G623 改翼型モデルシリーズ(図4)を考えた。端板についても、翼の腹面のみならず、背面への延長、前後縁への延長による翼端損失の減少とのかねあいで、有効アスペクト比の増大を図る。

4) 複数翼素隙間翼; 航空機で使われている高揚力化手法の前縁スラット、後縁フラップと合わせて隙間スロットを複数配置した、いわゆる、2~4翼素隙間翼モデルシリーズ(図6)への段階的展開を試みた。

これら一つずつについて、モデル風洞試験を行い、それぞれの高揚力化への効果要因の特性を把握しながら、揚力係数 $C_L \approx 2.0$ への工夫、可能性を模索してゆくこととした。

2・2 実験装置 実験は三菱重工業(株)高砂研究所の低速風洞を用い、各供試モデルにより行った。地面の模擬はランニングベルト装置を作って行った。本実験装置および実験手法については、別に詳述しているので、ここではその概要を説明する(7)。

1) 風洞; ゲッチングン型低速風洞。測定部は面間距離 1m の正八角形断面、長さ 1.7m の解放式。風速範囲 5~50m/s。

2) ランニングベルト装置; ベルト幅 420mm, 有効ベルト長さ 550mm。ベルト速度範囲 0~28m/s。供試部前方に境界層吸い取り装置を付設している。

3) 六分力天秤; 天井設置下方吊り下げ方式。支持棒により供試モデルを後方より支持。

図5に、ランニングベルトシステムを設置した風洞、供試モデルなどの構成を示す。

2・3 実験方法 図5に示すように、風洞吹口に設置されたランニングベルトの上方に、供試モデルはストラットにより後端を支持して六分力天秤に固定される。このとき、重心位置がほぼ天秤中心に一致するように

図3 リーバック翼型モデル

図4 G623改翼型モデルシリーズ

図5 風洞, ランニングベルトシステム, 供試モデル構成図

にし、供試モデルの迎角は後端支持ピンで、偏揺角は天秤円板を回転して調整した。

(a)

(b)

(c)

(d)

図6 複数翼素隙間翼モデルシリーズ

ランニングベルトは前方に整流覆いを付け、その上面に境界層吸い取り多孔板を設けて境界層を排除し、速度分布を一樣化させた。ランニングベルトの速度を注意深く一樣流に一致させ、境界層の吸い取り強さを調整したところ、高さ方向の速度分布が1%の誤差の範囲内の一樣流を作ることができた。

風洞の風速は標準ピトー管により測定し、供試モデル試験は風速が20m/sで行われた。翼弦長 C が400mmの基準のレイノルズ数 Re は 5.2×10^5 であり、翼弦長100mmの場合でも、 1.3×10^5 で、充分な大きさをもっていると考ええる。

実験の主な計測は六分力天秤による計測であるが、あわせて、タフト法および塗膜法による可視化も一部併用した。

3. 実験結果

3・1 各アイデア要因の効果比較 高揚力化に継がる各アイデア要因の効果について、表1の単独翼供試モデルの代表例にその結果もまとめて併記した。ここで、揚力係数 C_L および抗力係数比(C_D/C_{D0})を効果性能の代表値として示し、比較の条件として翼後縁高さ比 h/c が0.015一定のところの値である。

1) アスペクト比の影響

図7には迎角に対するアスペクト比の差0.625～1.25～2.5の効果を示している。但し、 $h/c=0.015$ 、下面側のみの端板。これによると、同一の迎え角でアスペクト比が1以下では C_L が低下しているが、アスペクト比が1～2.5では若干向上している。

2) 迎角

図8に迎角の影響を示す。迎角 α を増すと C_L は増えている。この時の端板隙間は全長にわたって一定に保たれている。以前のテスト⑥で、 α に対して C_L 一定の傾向が

図7 揚力係数 C_L のアスペクト比による効果

見られたが、これは設計状態での長手方向隙間は一定だが、 α 増の時、前方に向かって端板の隙間が広がって行き、流れの洩れが増加する事によると考えられる。

3) 端板

図8に下方端板のみの場合と上方(背面側)にも延長した場合が比較されている。上方端板も効果がある事がわかる。背面側に端板を延長することによる翼端損失の減少効果がでていているといえる。

4) リーベック翼などプロフィール

リーベック翼のプロファイルの考え方は、翼前部背面の負圧を深くし、後部での乱流境界層を剥離しない限度ぎりぎり維持することで作られたものである。一樣流中では大きな揚力係数が達成されることになっているが、地面効果内でこれがどれだけ成立つかがわからなかった。狙いは、主として背面の負圧による揚力増強であり、一方、地面効果は主として腹面に作業するので、その効果を期待したものである⁽⁸⁾。

試験番号L2-26、他での結果を表1に示すが、揚力係数は僅か上がった程度で、期待した程のレベルアップには到らなかった。一方、抗力係数はかなり大きくなった。

流れの状況では、失速している様子であった。

また、ゲッチング翼型についても、Gö623改から、624改、625改等に変えることで多少の向上が期待できたが、大幅な向上は望めないように思われたので、隙間翼で活用することにして、次に進むことにした。

以上の結果から、ここで考えた各アイデア要因の着眼点は、従来からの多少の揚力係数 C_L の向上を与えることがわかったが、 $C_L \Rightarrow 2$ という大幅な改善には限界があると考えられた。多少のリファインには活用できても、根本的な大きな向上には不十分と思われる。

図8 揚力係数 C_L の迎角および端板形状の影響

3・2 隙間翼による試験結果 前節で実験的に検討した結果、単独翼で揚力係数 C_L を大幅に向上させる事は困難と考えられるに至った。

このため、隙間翼あるいは多重翼を利用する事を考え、やはり実験的に試みてみた。

図6にその幾つかの代表的形態例を示す。図6(a)は3要素の例(No. 13)、図6(b)~(d)は4要素の例(No. 21, 25, 49)である。

本試験における C_L 向上の経緯を図9に示す。また、それらのテストモデルの代表例とその結果の比較のまとめを表2に示した。条件として後縁隙間比 $h/c=0.015$ 一定に保ったものである。No. 25では C_L で1.8弱に達している。この状態は3スロット(4枚翼)であり、迎角を非常に高くとり、隙間流で背面での流れの剥離を防いでいる。

しかし、 C_L を大きくすると、 C_D が大きくなるのみならず、抗揚比(C_D/C_L)も大きくなる傾向がある。この事は同一艇重量に対して所要推力が大きくなる事を意味し、不都合である。このため、揚力レベルは2.0程度におさえ、流れをリファインする事で抗力を減らす事を試みた。これがNo. 43~53のテストである。

そのリファインの方法として、

- 隙間翼の隙間量の適正化(背面失速防止)
- 背面側端板延長の適正化(揚力減損防止、渦低減)
- 端板の後縁後方への延長
- 端板の前縁前方への延長
- 中央胴体と翼背面の干渉の減少(逆流防止)
- 端板前縁外側での丸みつけ(逆流防止)

図9 複数翼素隙間翼による揚力係数 C_L の向上経緯

等々であり、これらの組合せによる努力を通じて、次第に抗力に対する性能も改善されていった。これらの改善対象をピックアップして、定性的な流れの様相として示すと図10のようになる。

このようにして、ある程度につめた4翼素隙間翼が図6のNo. 49であり、その外観を図13に示した。揚力係数 C_L が2のレベルで、抗揚比は0.2を得る程度で、目標に近いものといえる。

そこで、この形態の供試モデルについて、迎角や高さなどの変化に対する空気力学的諸特性を風洞実験で確認した。

それらの空気力学的特性の結果を図11、図12にまとめた。

この特性のうちで、高揚力化を得て、揚力係数 C_L が迎角 α によりあまり変化しないこと、および、後縁高さ比 h/c によっても変化しないという注目すべき性質が見い出された。

図11 4翼素隙間翼の揚力係数 C_L 、抗力係数比 C_D/C_{D0} 、横揺モーメント係数 C_l 、縦揺モーメント係数 C_m

Test No. G52G31-21
Vortex turn around tip plate.

Test No. G52G31-25
Interference by hull.

Test No. G52G31-24
Fitting gap between wing.

Test No. G52G31-51
Improved leading tip plate.

Test No. G52G31-49
Fairing leading tip plate.

図10 端板形態の適正化と流れの整流

図12 翼後縁高さ比 h/c に対する揚力係数 C_L

図13 4翼素隙間翼モデルの外観

表1 単独翼モデルシリーズの代表例のまとめ

Test No.	Configuration	C_L	C_D/C_{D0}
G34-1	Standard, $A=0.625$	1.1	1.0
G34-42	$A=0.625$, With improved tip plate	1.39	1.6
G32-28	$A=1.25$	1.17	1.0
G31-32	$A=2.5$	1.18	1.2
G31-36	$A=2.5$, with improved tip plate	1.31	1.3
G32-37	$A=1.25$, with improved tip plate	1.42	1.3
L2-26	Liebeck ; in stall	1.28	2.7

表2 複数翼素隙間翼モデルシリーズの代表例のまとめ

Test No.	Configuration	C_L	C_D/C_{D0}
G52-10	2 Element ; in stall	1.29	3.6
G52-13	3 Element, with guide vane	1.39	2.8
G52-17	3 E. with improved tip plate	1.53	3.7
G52G31-21	4 E. with guide vane	1.57	3.7
G52G31-24	4 E. with improved tip plate	1.68	3.9
G52G31-25	4 E. with cover of hull	1.75	4.0
G52G31-49	4 E. with fairing tip plate	1.86	2.8
G52G31-51	4 E. with long leading tip plate	1.95	3.2

4. 実験結果の考察

4.1 各要因の効果限界 高揚力化をもたらすアスペクト比, 迎角, 端板形状の効果については, 特に, C_D の増加を伴わずにどこまで達成できるかにあるが, やはり, 図8にみられるように, 小さい領域のアスペクト比(0.625~2.5)で端板形状の流れに対する工夫整形がよく効果を発揮するといえる. 図10の模式図にもみられるように, 端板側面の翼端渦, 翼端からの渦の巻上げ, 端板の翼前縁, 後縁での整流効果が大きく効いていると考えられる. アスペクト比を1~2.5にするよりも効果的であり, 有効アスペクト比の増加に匹敵する. 翼後流の強い翼端渦の発生については既に観測されており(6)(9), 本実験でも本質的にはそれを無くすることはできないが, その程度を若干ゆるやかにしていると考えられる.

翼プロファイルで反りの強さと翼腹面のふとこを大きくすることが, 地面効果翼として効果が大きいとしてきた中で, リーベック翼はもともと迎角が大きく, C_D が大きい割に C_L への期待が少なかった. 既に, 失速状態であった.

いずれにしても, 考えられた各アイデア要因を全て積み重ねても, 当初の C_L は1から1.2~1.4程度の上昇で単独翼方向では限界があることがわかり, また, それぞれの寄与度についても判断データは得られた.

4.2 4翼素隙間翼の特性

複数翼素による高揚力化の試行で4翼素3スロットの隙間翼で C_L が2弱を達成できた. しかし, その空力特性で, 図11, 12に整理しているように, C_L が迎角 α により変化しないこと, また, 翼後縁の高さ h (浮遊高さ)によっても変化が殆んどないことである. α によって C_L がそれほど変化しないことは, μ SKY-1のモデル試験でも観察された. しかし, h/c によって C_L が変化しないということは, すなわち, $\delta C_L/\delta(h/c) \approx 0$ という状況は, μ SKY-1での $\delta C_L/\delta(h/c) \approx -10$ 程度と大きく異なる. つまり, $\delta C_L/\delta(h/c) \approx 0$ であれば, 翼が「静的にみて高さ不安定」である. 落下しても支える揚力増加が発生せず, 上昇してもそれを迎える揚力低下が発生しない事になり, 地面効果の特徴でもある上下高さ安定が確保できないということである.

この現象は, 後縁高さ h が減ると, 後方翼の地面効果が強まるとともに, 後方翼隙間からの流出噴流が強化され, 後方翼素が背面・腹面ともがんばる. 一方, h が増えると, 前方翼素に入る迎角が妥当になって前方の翼素が頑張る. このため, 全体としての揚力が一定に近く保たれると考えられる. 縦揺れモーメントをみると, h の小さいときは頭下げ傾向, h が大きくなると頭上げ傾向で変化しており, 上記の状況を傍証しているといえる. 観察した流況も大体このようであった.

隙間翼系に地面効果が作用する場合, このような現象が発生することは, Staufenberg も報告(10)しており, その例では $\delta C_L/\delta(h/c) > 0$ となって, 静的不安定になっていることがわかった.

この静的不安定をもつ翼系の活用では, 地面効果翼艇として設計する際に, それを補償する積極的な制御手段などが必要であろう.

C_L の高揚力化の研究で4翼素隙間翼で, フラップの角度をかなりたてた事例で $C_L=1.78$, 但し, アスペクト比1.5, というJoseph Katzの報告(11)もみられた.

5. 結 論

地面効果翼の高揚力化を達成するために, 翼プロファイル, アスペクト比, 迎角, 端板のそれぞれの効果とその限界を実験的に把握した. 4翼素隙間翼により, 目標の C_L 2弱を達成し得た.

1) アスペクト比が小さい中で, 端板の形態工夫が流

れを整流することにもなり、より効果的である。

2) 地面効果翼としての翼プロファイルのあり方、すなわち、反り大きくし、腹面のふところを大きくする形態を提案し、ゲッチングン翼型Gö623改シリーズとリーバック翼を比較したが、リーバック翼の C_L の改善はほとんど期待できなかった。

3) 単独翼では総合的な各効果要因を積上げても、 C_L は1.2~1.4と限界であった。

4) 複数翼素隙間翼、特に、4翼素により C_L は2弱を達成することができた。しかし、それによる迎角、 h/c の変化による特性を調査したところ、「静的に不安定」と考えられることがわかった。

実際に、適用を考える場合は、それを補償する制御手段と併せて対応することになろう。

終りに、本研究を行うにあたりレジャー用 μ SKY-1,2の基礎研究段階から御指導頂いた鳥取大学工学部久保昇三教授、ならびに、三菱重工業(株)神戸造船所佐竹徳己、外の皆さんに深く感謝致したい。

文 献

- 1) Bagley, J.A. ; The Pressure Distribution on Two-dimensional Wings Near the Ground, RAE R. Aero 2625, 1959, ARC R&M 3238, 1960.
- 2) 安東茂典 ; ラムウイングについて, 日本航空学会誌, 12, 129 (1964), PP. 347~364.
- 3) Fisher H. ; RFB Rensach and Development in WIG Vehicles, AIAA Paper 89-1495-CP (1989), P. 361.
- 4) 松原武徳, 松岡利雄, 東田秋生, 山口信行, 浦上紘一 ; レジャー用高速艇“マリンスライダーの開発”, 三菱重工技報, Vol. 27, No. 5 (1990-9), PP. 475~479.
- 5) 山口信行, 大脇敏和, 田下正宜, 呉 文雄, 松原武徳 ; 地面効果翼の高揚力化, (第一報)スクリーニングテスト結果, 日本機械学会東北支部第27期定時総会・講演会, 1992-3.
- 6) 松岡利雄, 東田秋生, 松原武徳, 山口信行, 久保昇三 ; 地面効果翼艇マリンスライダー : ミュースカイの模型の低速六分力風洞試験, 日本航空宇宙学会誌, 第39巻, 第449号 (1991-6), PP. 314~321.
- 7) 佐藤友彦, 山口信行, 松岡利雄, 東田秋生, 松原武徳 ; 地面効果翼艇モデルの風洞試験方法(第一報)実験手法について, 日本機械学会東北支部第27期総会・講演会, 1992-3.
- 8) R. H. Liebeck and A. I. Ormsbee, "Optimization of Airfoil for Maximum Lift", Journal of Aircraft Vol. 7, No. 5.
- 9) 河村哲也, 久保昇三 ; 地面効果翼機まわりの流れの数値シミュレーション, 第6回航空機計算シンポジウム論文集, SP-9 (1988), PP. 223~227.
- 10) R. Staufienbiel and G. Kleineidam ; Longitudinal Motion of Low Flying Vehicles in Nonlinear Flowfields, Proc. 12th. Cong. ICAS-'80-7, PP. 293~308.
- 11) Joseph Katz, Aerodynamics of High-Lift, Low-Aspect-Ratio Unswept Wings, AIAA Journal, Vol. 27, No. 8 (1989-8), PP. 1123~1124.