

地面効果翼機周りの流れの解析

Analysis of the Flow around the Wing-in-Ground Effect Craft

河村 哲也

抄録：翼と地面の距離が小さくなると揚力が増加し、誘導抵抗が減少するという現象が起きる。この現象を地面効果とよび、地面効果を積極的に利用する乗り物を地面効果翼機（WIG）または表面効果翼機という。日本では過去に試作機が作られたことが何度かあるが、まだ実用化されていない。しかし、WIGは高速水上輸送手段として、特に離島間の人や物資の輸送が高速化できるため、今後需要が見込まれる。本報告では、はじめにWIGの特長や開発の歴史を振り返る。次に効率のよいWIGを設計するためには、WIGまわりの流れを解析する必要があり、そのため流れの数値シミュレーションを行う。揚抗比に着目し、WIGの翼と地面との距離や翼の迎角を変化させ揚抗比に及ぼす影響を調べる。実際のWIGは水面上を飛行することが想定されるため、波がWIGに及ぼす影響も調べる。

Abstract: Lift of a wing becomes larger while induced drag becomes smaller when distance between a wing and the ground becomes smaller. This phenomenon is known as the ground effect or surface effect. WIG (Wind in ground effect) is a vehicle cruising near the sea to utilize this effect and to improve the efficiency of flight. In this report, features of WIG is discussed and looking back the history of its development at first. Then the numerical simulation is carried out to estimate the ground effect on the vehicle. We change the control parameters such as attack angle, distance from the sea surface and the speed (Reynolds number) to see their effect on the L/D (ratio of lift to drag) assuming that the sea surface is flat. Next, we change the shape of the sea surface due to the wave and investigate its effect on the flow field and L/D.

1. はじめに

離島を行き来する人や物資は主に飛行機と船によって輸送されているが、前者は積載量、後者は移動スピードに限りがあり、より効率的な輸送手段が求められる。そのため有力な候補に本報で取り扱うWIG（= Wing in Ground Effect, 地面効果翼機）がある^{1,5}。WIGとは水面上をすれすれに飛行することにより、翼の性能を最大限発揮できる乗り物で、特に離島間の高速交通手段として実用化が期待される。

滋賀県には日本最大の湖である琵琶湖がある。琵琶湖は海に比べて波が穏やかであるため、WIG

の飛行には最適である。琵琶湖においてはWIG自体の需要が少ないかも知れないが、WIGを開発する上で、またWIGの操縦技術を身につけるには最適な場所といえる。

WIGの試作機に1990年代はじめに鳥取大学と三菱重工が共同開発した μ -sky（ミュースカイ）シリーズがある^{6,8}。これらの開発段階では、主として飛行機の知見に基づいた設計を行っており、数値シミュレーションは補足的な意味合いが強かった^{9,11}。 μ -skyシリーズは実用化にいたらなかったが、小型WIGの実用化の可能性を示した点では意義があった。現在は、コンピュータの性能の急速な向上や数値シミュレーション法の発展

により、開発においてシミュレーションを多用することにより開発費用は大幅に削減できる。

本報でははじめにWIGの特長や開発の歴史を振り返る。次にWIGが効率よく飛行をするための条件を提案する目的で、WIGまわりの流れに対して3次元Navier-Stokes方程式を用いた数値シミュレーションを行ったのでその結果を報告する。

まず、海面を平面と仮定し、水面からの距離や迎角など支配パラメータを変化させて、流れ場や揚抗比に及ぼす影響を調べた。一方、実際の飛行が想定される海面には波があり、平面とはみなせない場合が多い。そこで本報では、さらに波による海面の凹凸を考慮したシミュレーションを行って流れ場や揚抗比(L/D)に及ぼす影響を調べた。

2. 地面効果翼機について

2.1 高速水上輸送

われわれが通常利用できる水上交通機関は船と飛行機である。船は多くの人や物資を一度に運ぶことができるという大きな長所をもっていて、有史以来人類に利用されてきた。その反面、スピードが遅いという欠点がある。一般の客船は時速15~20ノット(28~37km)で運航しており、超高速船と呼ばれる特殊船舶で時速70km、レース用のモーターボートでも時速80km程度である。一方、飛行機は船ほど多くのものを運べないが、スピードは速い。小型のセスナ機で時速200km、ジェット旅客機で時速800~900km程度である。水上輸送に船と飛行機のどちらが選ばれるかは用途によってはっきりしている。

陸上の交通機関は主に自動車と鉄道であるが、それらの時速は数十kmから100数十km、新幹線など高速鉄道で200~300kmである。陸上交通におけるこの速度範囲は水上交通では全く欠落している領域になる。しかし、日本において主として離島間の交通に、海外の多くの国ではそれに加えて湖沼や河川の交通に対して、こういった範囲の高速水上輸送機関に対する需要は大きい。

飛行機が遠距離輸送を除き水上高速輸送機関として発展してこなかった理由として次のことが考えられる：

1. 経済効率の悪さ
2. 操縦の困難さ
3. 保守・維持・管理の困難さ
4. 墜落時の危険さ
5. 飛行場の維持・管理

これら飛行機がもつ短所をある程度克服できる乗り物として表面効果翼機(WIG)がある。WIGとは飛行機の翼の性能が地面近くで格段によくなる、すなわち、地面近くでは翼に働く揚力が増し、誘導抵抗が減少するという「地面効果」を積極的に利用する乗り物であり、陸上交通の速度範囲をカバーできる乗り物である。

2.2 WIGの特長

WIGには多種多様の形態が提案されているが、飛行機が短距離水上交通機関としてもつ欠点に対するWIGの特長は以下のようになる。

1. 経済効率を考える上で初期コストと運用コストの2種類を考える必要がある。初期コストに対して、WIGは高い高度を飛行することは想定していないため構造が簡単で、その結果、製造コストは飛行機に比べ低い。運用コストは、地面効果により翼の性能が改善されるため、燃料費が低く抑えられる。また、操縦が容易であるため、操縦者養成が簡略化される。その他、構造が簡単であるため整備費用も抑えられる。
2. WIGの運動はほぼ2次元的であり運転は自動車に近く、3次元運動を基本とする飛行機の操縦に比べ容易である。
3. 飛行機の保守・維持・管理が容易でない原因は、エンジン関係、可動部の多さ、横に大きく張り出した翼にある。エンジン関係の複雑さは3次元運動と、高度変化に伴う急な外界環境の変化に対応するためであり、WIGでは考慮し

なくてすむ。可動部の多さは高空における高速飛行と離着陸時の低速飛行を両立させるためであり、WIGでは不要になる。翼幅は地面効果によって短縮できる。

4. 墜落に対しては、WIGの飛行高度がたかだか数mであるため、飛行機より安全である。万一、墜落しても突入角は小さく、転覆や破壊の可能性は飛行機より著しく小さい。なによりも利用者に対する安心感は大きい。
5. WIGには飛行場は不要である。通常の港が利用可能であり、喫水がきわめて浅いため、砂浜や海岸からも離水可能である。

その他、WIGは飛行時には接地や接水せず、接地圧も小さいため、ホバークラフトと同様に、走行面が水面である必要がなく、氷面、雪面、砂面などでも運行可能である。このことにより浅瀬や砂州が入り組んだ湿地帯においても利用できる。

2.3 WIGの種類

図1には久保⁶⁾によるWIGの分類を示す。

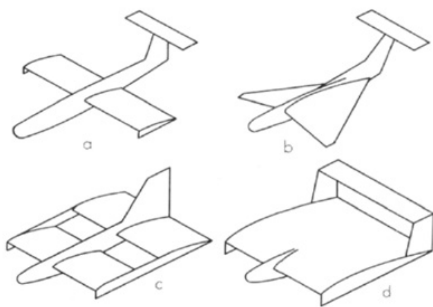


図1 WIGの分類

a. 飛行艇形態

飛行機と同様に主翼、胴体、尾翼が分離した形をもつ。翼面積が相対的に小さいため、高揚力を得るために高速飛行をする必要がある。主翼を取り出して高性能化することができるため、大型のWIGに適している

b. リピッシュ翼形態

リピッシュ翼とよばれる特殊な逆三角形の翼形状と下反角をもつ。この形態はグライダーや飛行機設計者で三角翼を考案したLippischが多くの風洞実験の結果をもとに提唱した形態であり、翼性能が高い。飛行艇の一種ともみなせる。翼端板は必要としない。

c. タンデム翼形態

前後2枚の翼をもつ形態¹¹⁾。前後の翼の干渉の問題はあるが、縦安定性を維持するための水平尾翼は不必要であるという長所がある。

d. ラムウイング形態

機体全体におよぶ全翼式の形態、構造がもっとも単純である。歴史的にみてもっとも早くから開発され、試作機も多い。カーリオ (Kaario, 1935)²⁾による世界最初のWIG、日本初の試作機(川崎重工によるKAG-3,1963)¹²⁾、系統的研究・開発がはじめてされたRAMESSES-I (1975)⁵⁾はこの形態に属する(図2)。この形態の欠点として縦安定性にあり、機首が急激に持ち上がるピッチアップ傾向がある。

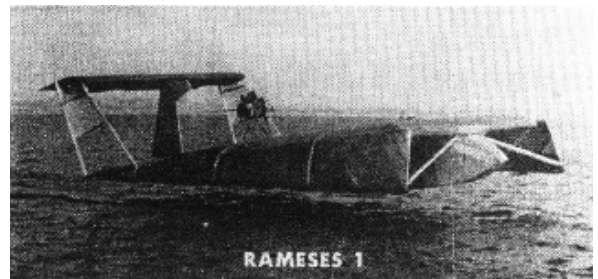


図2 RAMESSES-I

2.4 μ -sky (ミュースカイ) シリーズ

久保らはラムウイング形態に着目し、RAMESSES-Iを改良した試作機を開発した^{6,8)}。これらは μ -sky (ミュースカイ) シリーズと名付けられたが、設計思想は以下のとおりである。

1. 安定して安全に飛行する
2. 離水速度をなるべく小さくする
3. なるべく小型化する
4. 飛行機とは明確に区別される
5. 操縦の容易性を重視する

上記の条件2を満たすためには翼面積を大きく

とる必要がある。さらに条件3を満たすためには全翼型にする必要がある。結果としてラムウイング形態になるがこれは条件4を持たず。RAMESES-Iは平板翼を使っていたため、機首上げの問題が起きたが、 μ -skyでは翼前縁に丸みをもたせることにより、上面における鋭い負圧ピークを抑えている。さらに水平尾翼および昇降舵をプロペラ後流中におくことによって剥離の影響をおさえ、低速時の利きをよくすることによって、実用上はピッチアップを防ぐことが可能になった。試作機は2種類作られ、最初のは1人乗りの μ -sky 1、もうひとつは2人乗りの μ -sky 2である。飛行中の写真を図3、4に示すとともに、諸元を図5と表1に示す⁶。

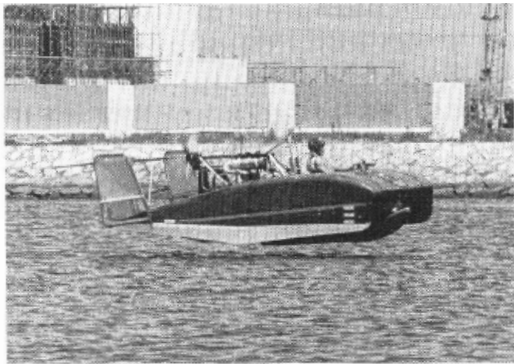


図3 μ -sky 1



図4 μ -sky 2

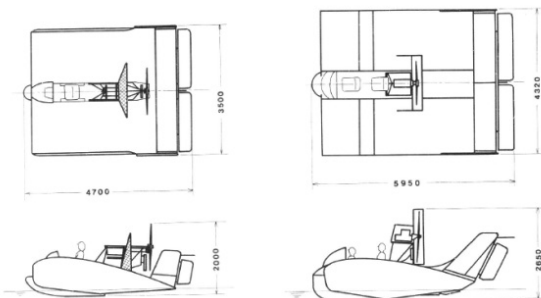


図5 μ -sky 1 と μ -sky 2 の形状

	μ sky-1	μ sky-2
全長 (m)	4.4	5.95
全巾 (m)	3.5	4.32
全高 (m)	2.0	2.65
主翼面積 (m ²)	14.0	19.2
翼面荷重 (kg/m ²)	20.4	18.8
自重 (kg)	225	210
全備重量 (kg)	295	360
エンジン	ROTAX 532, 64hp, 水冷	同 左
プロペラ	$\phi 1.32\text{m} \times 4$ 枚 木製	$\phi 1.52\text{m} \times 3$ 枚 FRP製
搭乗人数	1	2
離水速度 (km/h)	66*	62
最高速度 (km/h)	82*	85
主要構造:		
船体	CFRP	GFRP
主翼	CFRP	アルミ・パイプ+羽布
尾翼	アルミ・パイプ+羽布	アルミ・パイプ+羽布

*は試験データ

表1 μ -sky 1 と μ -sky 2 の諸元

3. 数値シミュレーションのための計算方法

コンピュータの発展により、飛行機や自動車などの設計段階で数値シミュレーションがさかんに利用されるようになってきた。数値シミュレーションが実験の代替になる部分が増えるに従い、開発費用が抑えられるとともに、開発期間も短縮される。鳥取大学と三菱重工で開発された μ -skyシリーズにおけるシミュレーションでは2次元性を仮定し、また波の影響も考慮されておらず、シミュレーションは補助的に用いられた。しかし、その後のコンピュータや計算方法の発展により、現在はそういった制約はなくなった。以下にラムウイング型のWIGに対する流体シミュレーション方法について記す。

3.1 基礎方程式

表面効果翼機の飛行速度での流れは非圧縮性流れとみなせるので連続の式(1)と運動方程式としてNavier-Stokes方程式(2)を使用する。

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} = 0 \quad (1)$$

$$\left. \begin{aligned} \frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z} &= -\frac{\partial P}{\partial x} + \frac{1}{\text{Re}} \left(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right) \\ \frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z} &= -\frac{\partial P}{\partial y} + \frac{1}{\text{Re}} \left(\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial z^2} \right) \\ \frac{\partial w}{\partial t} + u \frac{\partial w}{\partial x} + v \frac{\partial w}{\partial y} + w \frac{\partial w}{\partial z} &= -\frac{\partial P}{\partial z} + \frac{1}{\text{Re}} \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial z^2} \right) \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

u, v, w : 速度, P : 圧力, Re : レイノルズ数

3.2 解法

上記の方程式を、曲線格子に対応させるため、一般座標変換する¹⁴。得られた方程式を、圧力と速度を分離して解く、Fractional-Step法を用いて差分法により解く¹⁴。時間間隔 $\Delta t = 0.001$ とし、無次元時間で20まで計算した。

3.3 モデル化と格子生成

(1) モデル化

本研究では、地面効果翼機として μ -sky 1 を想定し、その簡略化のモデルを作成し3次元数値シミュレーションを行う。翼形はNACA0012型をもとに翼の厚さを増したものとする。中空構造としアスペクト比は1とする。なお、スパン方向の両翼端には、端板を取り付けた場合と取り付けない場合を計算した。また、翼下流端と水面間の距離 d は、波のない場合に翼弦長の $1/10$ 、迎角 α は 10° を基本とし、場合によってはそれらを変化させた計算も行った。地面効果翼機に固定した座標系を用いたため、波は機体の速さをもつ進行波として表現される。この場合、波は機体に垂直な波面をもつ1次元波と仮定した。レイノルズ数は格子の解像度を考慮して10000とした。

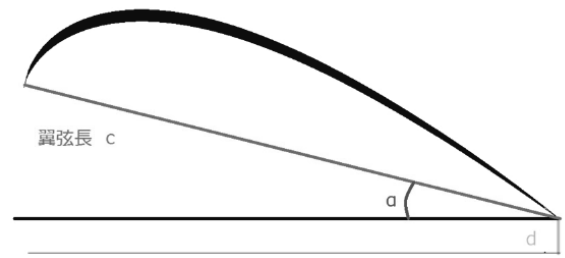


図6 翼形と翼弦長さ、迎角、水面からの距離

(2) 計算格子

計算は地面効果翼機を含む領域を図7-1のように2分割した。格子は翼に沿ったものとし、格子数は図の上の領域では $(X \times Y \times Z =) 181 \times 41 \times 31$ 、下の領域では $(X \times Y \times Z =) 119 \times 31 \times 31$ である。また、スパン方向には翼に近くなるにつれて格子数を細かくとった(図7-2)。なお、水面形状が時間的に変化する場合には、時間経過とともに格子を生成する。

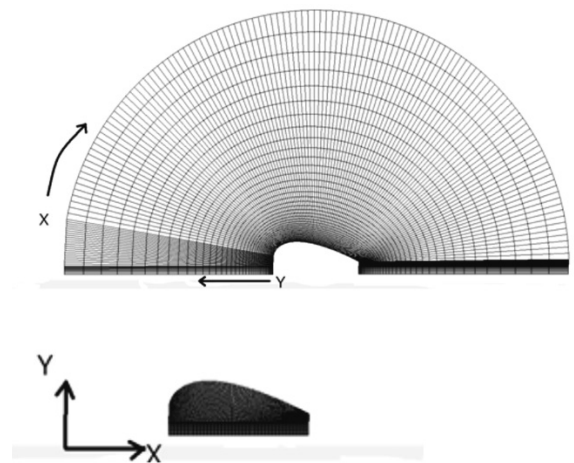


図7-1 2つに分割された計算領域(格子図)

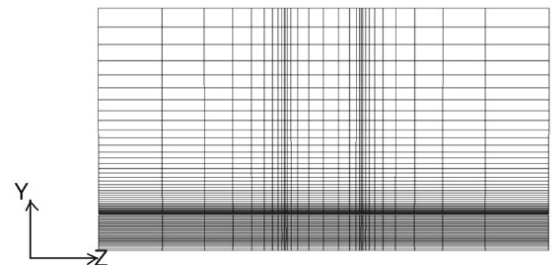


図7-2 格子図(背後から)

3.4 境界条件と計算パラメータ

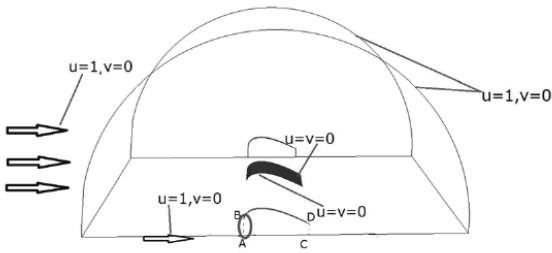


図8 境界条件

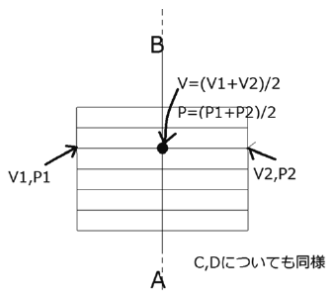


図9 つなぎ目における取扱い

境界条件は図8と図9の通りである。

計算を行うにあたって以下をパラメータとして変化させた。

d' : 翼弦長を1としたときの後縁と水面との距離の値 (= d/c d は距離、 c は翼弦長)

α : 迎え角

Re : レイノルズ数

wl : 海面の波長

am : 海面の振幅

なおこれらは特筆しない場合、

$d' = 0.1$

$\alpha = 10$

Re = 10000

wl = $2d'$

am = $0.05d'$

とする。ただし、レイノルズ数は格子の解像度を考慮し多くのケースにおいて10000とした。

4. 結果と考察

4.1 結果の比較方法

結果を比較するにあたっては、主に揚抗比の値を用いることとする。揚抗比とは、揚力を抗力で割った値であり、この値が大きいくほど飛行の効率が良いことを表す。

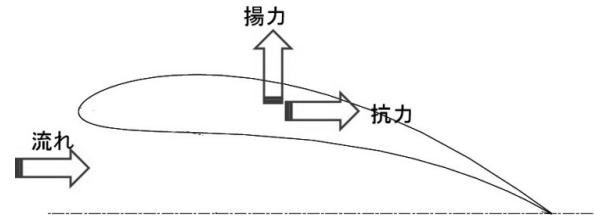


図10 揚力と抗力 (概念図)

なお、以下圧力と大気の流れの図は翼幅の中心で切り取った平面であり、圧力図においては、先端部は圧力が高いが、それ以外は色が濃くなるほど圧力が低いことを表す。また、翼下面と上面の圧力差が大きいくほど揚力大きい。

(1) 水面と後縁の距離の変化による効果

水面と後縁の距離 d' を変化させ、その効果を比較する。

図11より、レイノルズ数の値にかかわらず d' が大きくなれば、すなわち、水面から機体が離れるほど、揚抗比の値が小さくなり飛行における効率が悪くなるのがわかる。

いくつかの d' における翼付近の圧力図と流れ場を示す。図12と図14は $d' = 0.05$ の結果で翼幅の中央近く、図13と図15は $d' = 0.2$ の結果で翼端板近くである。

図12、14より、 d' が大きくなればなるほど、圧力差は小さくなっている。また、翼下面に大気の渦ができており、

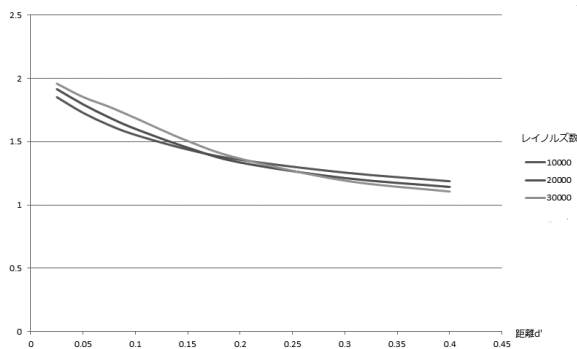


図 11 水面からの距離による L/D の変化

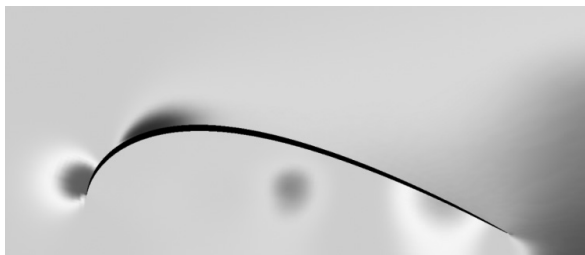


図 12 $d' = 0.05$ (翼幅の中央近く)

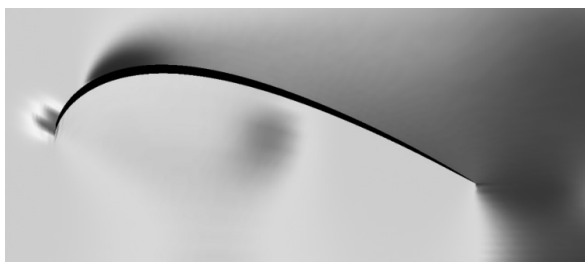


図 13 $d' = 0.2$ (翼幅の中央近く)

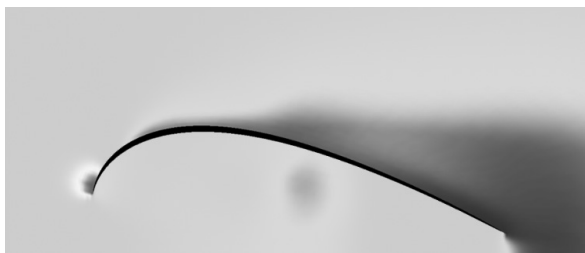


図 14 $d' = 0.05$ (翼端板近く)

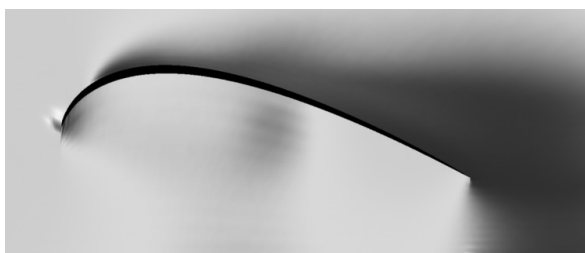


図 15 $d' = 0.2$ (翼端板近く)

それが圧力図にも反映されていることがわかる。さらに、翼上面の圧力が低くなっている部分に剥

離渦が見られる。

(2) 迎角の変化による効果

迎角 α を変化させ、これによる効果を比較する。

図17より、 α が大きくなるにつれ、揚抗比の値が大きくなり飛行における効率がよくなるが、 $\alpha = 11^\circ$ を超えると揚抗比の値は小さくなり効率が悪くなることがわかる。

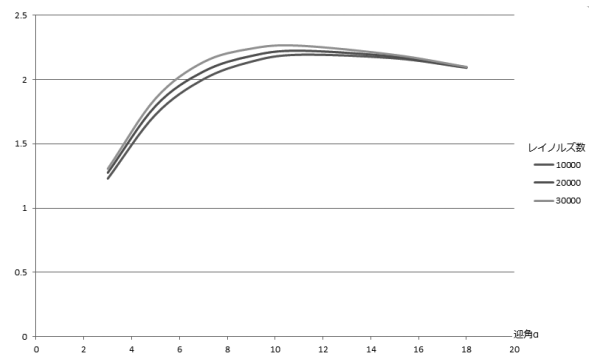


図 17 迎角による L/D の変化

以下にいくつかの迎角 α における翼付近の圧力図と流れ場を示す。

図18と図19は端板有りの結果で、図20と図21は端板無しの結果である。

これらの図より、 α が大きくなるにつれ、翼下面にはあまり大きな変化は見られないが、翼上面の圧力が低くなっていく。すなわち、下面と上面の圧力差が大きくなっていることがわかる。

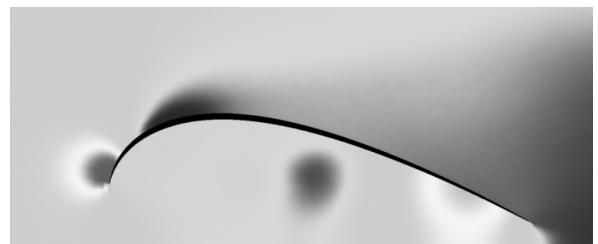


図 18 $\alpha = 5^\circ$ (翼幅の中央近く)

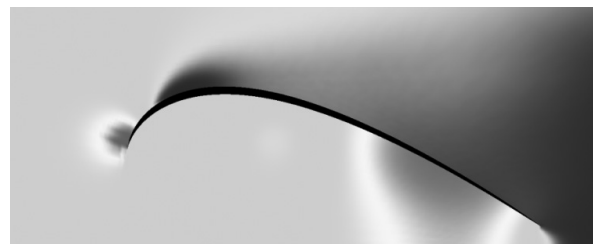


図 19 $\alpha = 11^\circ$ (翼幅の中央近く)

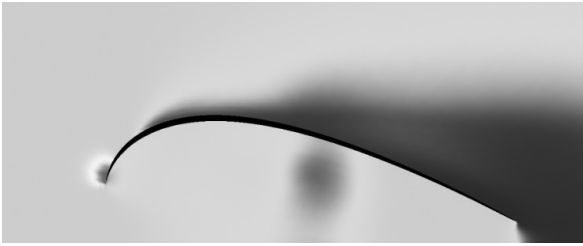


図20 $\alpha = 5^\circ$ (翼端板近く)

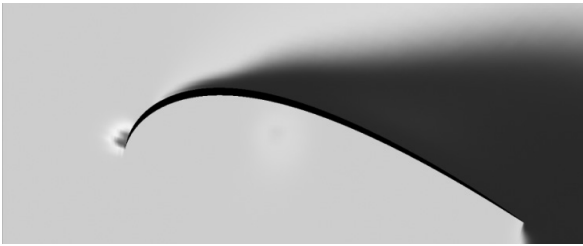


図21 $\alpha = 20^\circ$ (翼端板近く)

(3) 翼端板の効果

翼端板の設置の有無による揚抗比の時間変化を以下に示す。

図22より、端板を設置すると揚抗比の値が15%程度大きくなっている。

また図23から図26に翼端板が有る場合と無い場合のスパン方向から見た流れ場を示す。

図23と図24は端板が有る場合の圧力分布と速度ベクトル、図25と図26は端板が無い場合の圧力分布と速度ベクトルである。端板が有る場合、翼下面に空気が閉じこめられ易く、圧力が高くなっている。

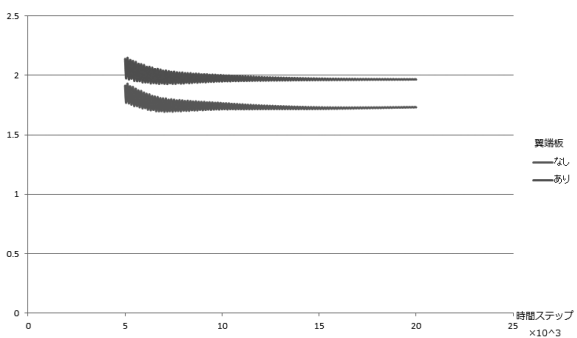


図22 翼端板の効果 (上: 端板有 下: 端板無)

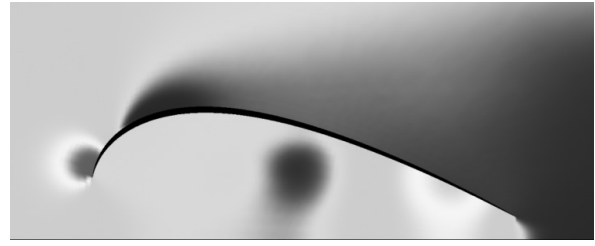


図23 翼端板有の場合の圧力 ($d' = 0.05$ $\alpha = 5^\circ$)

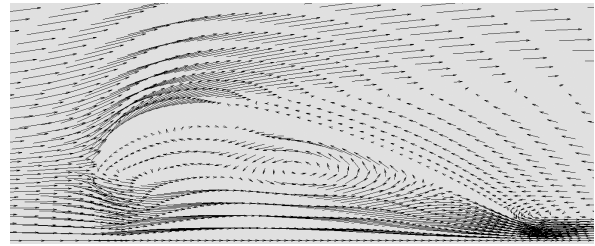


図24 翼端板有の場合の流速 ($d' = 0.05$ $\alpha = 5^\circ$)

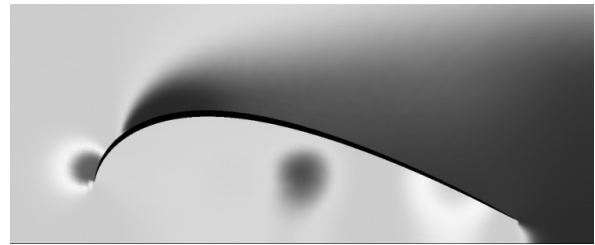


図25 翼端板無の場合の圧力 ($d' = 0.05$ $\alpha = 5^\circ$)

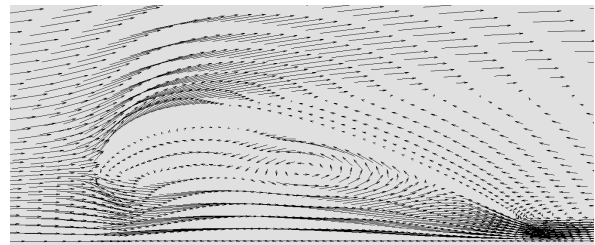


図26 翼端板無の場合の圧力 ($d' = 0.05$ $\alpha = 5^\circ$)

図28と図29に翼端板が有る場合と無い場合のスパン方向から見た流れ場を示す。このときの断面は図30に示す断面である。翼端板が有る場合、翼端渦がおさえられていることがわかる。

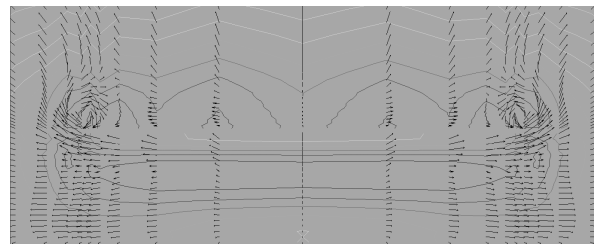


図27 翼端板有の場合の速度: 後方から ($d' = 0.05$ $\alpha = 5^\circ$)

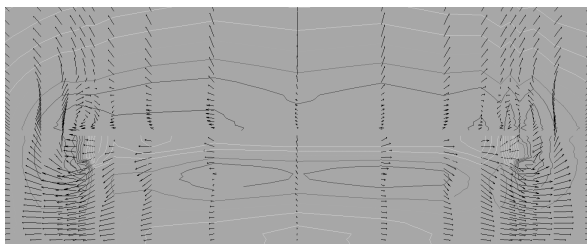


図28 翼端板無の場合の速度：後方から ($d' = 0.05$, $\alpha = 5^\circ$)

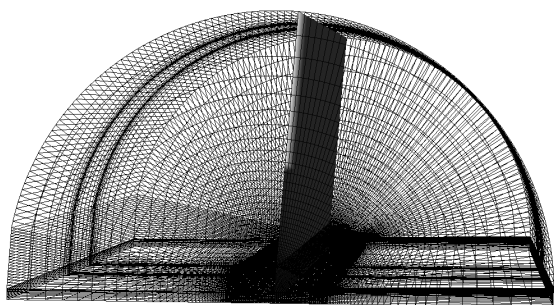


図29 流速ベクトルの表示断面 (図27と図28)

(4) 波の効果

WIGは海面上あるいは湖面上を飛行する。一方、海面や湖面は平坦ではなく波が立っているのが普通である。波は定在波であることが多いが、ラムウイング型のWIGの飛行速度は秒速数10mあるため、WIGが通りすぎる間はほぼ波は静止していると考えてよい。したがって、波の影響は、平面形状の壁面の代わりに波型(正弦関数の形状)をした壁面をWIGがとおりすぎることで近似できる。

実際の計算ではWIGを固定するため、壁面がWIGと逆方向に移動することになる。本シミュレーションではWIGの進行方向に垂直な波面を持つ波を仮定する。そして、波の波長や振幅がWIGの揚抗比に及ぼす影響を見積もる。そして表示として圧力場と揚抗比の時間変化を用いる。

機体の翼弦長 D としたとき、進行波の1波長を、 $4D$ の場合、 $2D$ の場合、 D の場合を計算した。また迎角は10度、波が無い場合の後端と水面の距離は $0.1D$ とした。

波の振幅は主として $0.05D$ ととったため、後端と水面の距離は最大 $0.15D$ 、最小 $0.05D$ である。な

お、比較として振幅を $0.025D$ および 0 (波が無い場合)の計算も行った。

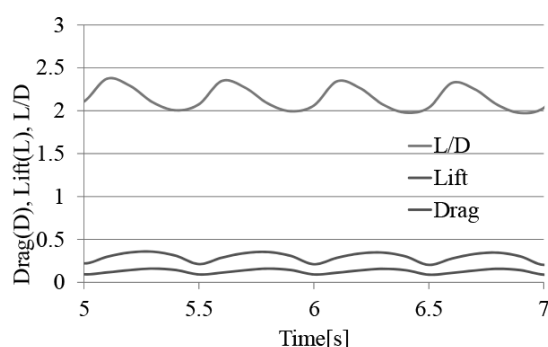
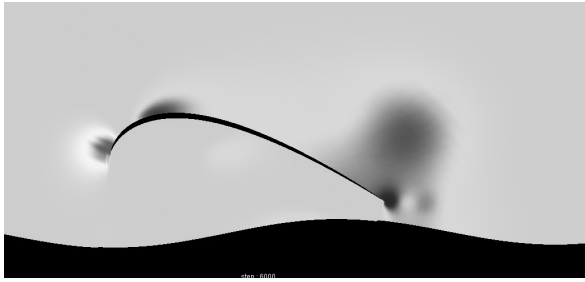


図30 下から抗力、揚力、揚抗比の時間変化

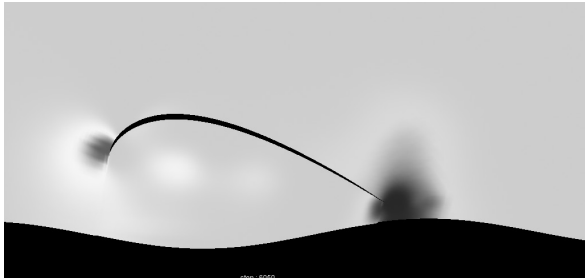
図30は、波長が D の場合について、初期条件の影響がほとんどなくなった $t=5\sim 7$ の、揚力、抗力および揚抗比の時間変化を示した図で、値の小さい順に抗力、揚力、揚抗比を示している。波の周期($T=0.25$)と一致してこれらの曲線は波打っていることがわかる。また、抗力と揚力は位相がそろっていることがわかる。曲線の波形は左に偏った形で、進行波(正弦波)からずれているが、これは機体の形が平面でないことの影響と考えられる。一方、揚抗比の波形は左右対称に近づいている。また、最大値や最小値は、揚力や抗力の最大値、最小値の位置からずれていることもわかる。

図31は上から順に、1周期を等分割した $T=6, 6.1, 6.2, 6.3, 6.4$ での中央断面における圧力分布をシェーディング表示した図(最大値と最小値をもとにしたもの)である。翼の先端は常に高圧であるが、翼と水面の間は、波の進行に伴い、高圧部が下流に移動していくことがわかる。下の二つの図では翼先端から渦が下側に放出されている。また、翼下側の圧力変動とともに翼上側も圧力が変動している。これらは翼と水面との距離や、はさまれた空間の面(体積)の変化が流れ場に反映したものと考えられる。

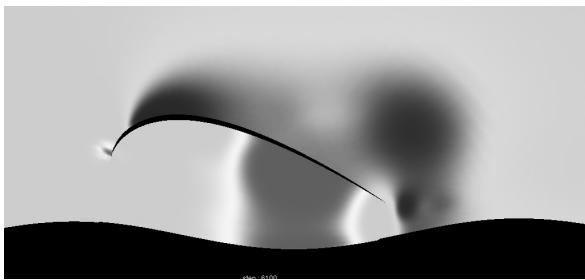
図32は図31に対応させて同じ時間での速度ベクトルおよび等圧線を表示したものである。翼後端と水面の距離が小さくなると翼後端近くの流速が大きくなっている。



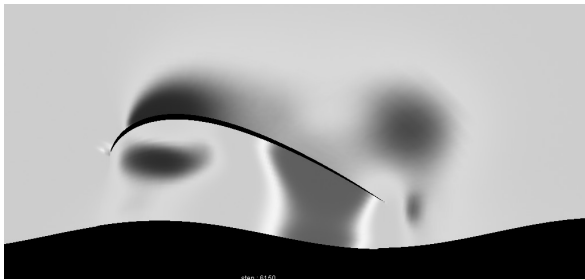
(a) $t = 6$



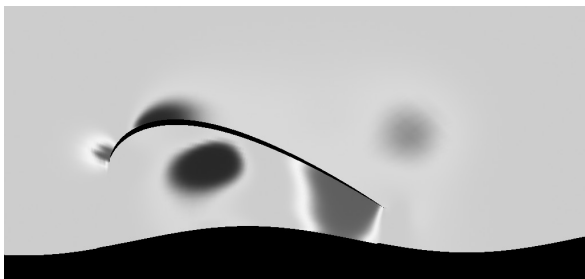
(b) $t = 6.1$



(c) $t = 6.2$

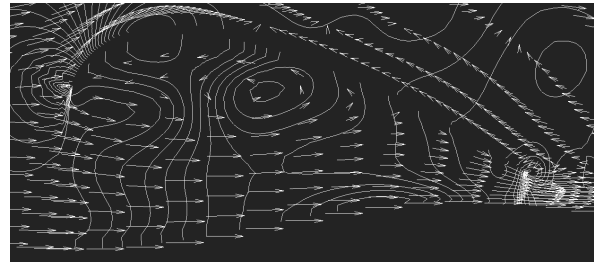


(d) $t = 6.3$

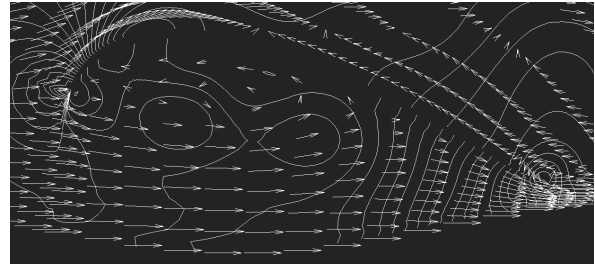


(e) $t = 6.4$

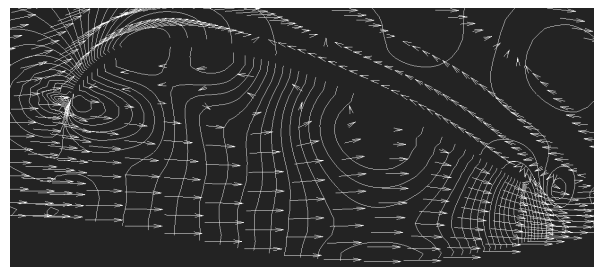
図 31 各時間における圧力分布



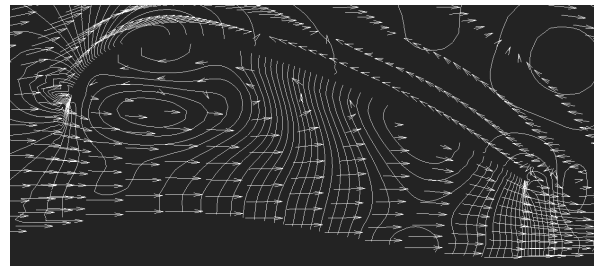
(a) $t = 6$



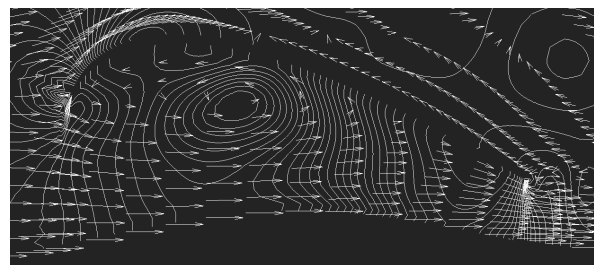
(b) $t = 6.1$



(c) $t = 6.2$



(d) $t = 6.3$



(e) $t = 6.4$

図 32 各時間における流速ベクトル

図33と図34は進行波の波長を $2D$ と $4D$ にした場合の図30に対応した図で、 D の場合に比べて曲線の周期もそれに応じて2倍と4倍になっている。また波長が短くなるほど振幅（変動値）が大きくなっていることがわかる。さらに揚抗比の平均値も大きくなっている。

図35は進行波の波長 $4D$ で振幅が図30の計算の場合の半分（ $0.025D$ ）にした場合の結果である。揚抗比の値は波が無いときが2程度（結果は示していない）であるが、波の振幅が大きくなると平均値は大きくなり、振幅が 0.05 のときは 2.15 程度になっている。

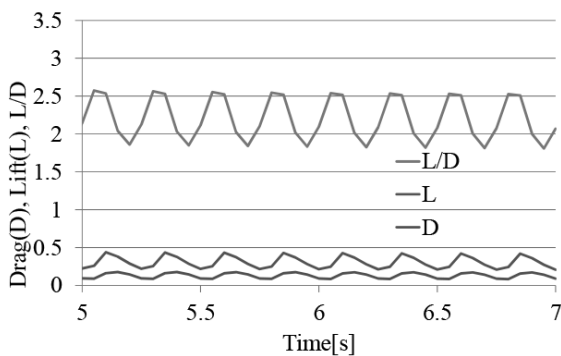


図 33 波長が半分の場合の図 30 に対応する結果

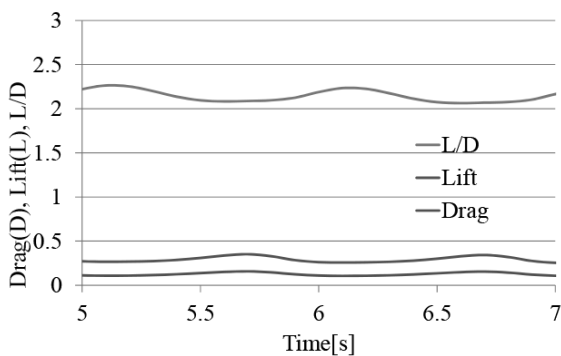


図 34 波長が2倍の場合の図 30 に対応する結果

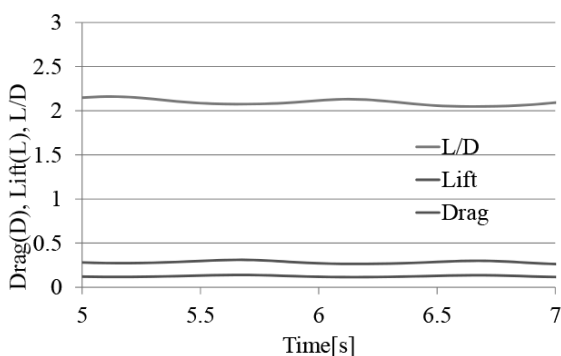


図 35 振幅が半分の場合の図 34 に対応する結果

5. まとめと今後の課題

本報告では、まず地面効果翼機 WIG の特長や開発の歴史を述べた。続いて WIG の飛行に着目して、効率よく飛行するための条件をシミュレーションによって検証した。

水面と機体の距離の変化による効果については波の存在を考慮し、翼弦長の 10% から 40% の間で計算を行った。結果として、可能な限り水面に近いところで飛行することが望ましいことがわかった。

迎角の変化による効果については、 $\alpha = 3^\circ$ から $\alpha = 11^\circ$ の範囲で計算を行った。 $\alpha = 10^\circ$ 付近までは角度が大きくなるほど効率よく飛行できるが、 $\alpha = 11^\circ$ 以降は効率が落ちることがわかった。迎角が大きくなりすぎると翼が不安定になることも考慮に入れると $\alpha = 10^\circ$ 付近での飛行を維持することが効率の良い安定した飛行につながるということがわかる。

レイノルズ数の変化による効果については、その値を 10000 から 100000 の範囲で検証し、現状で計算可能な範囲ではその値が大きいほど効率がよく、想定される運用スピード（時速 $100-200\text{km}$ ）を考えればこの値をさらに大きな値に設定する必要がある。

翼端板の設置は、揚抗比の値に 15% 程度影響を及ぼし、翼端渦を抑えることができることがわかった。

水面に波が有る場合はその波の周期に一致して揚力や抗力が周期的に変化し、揚抗比に影響を及ぼすことがわかった。したがって、実際に近い波を再現することがこの翼艇のシミュレーションに重要であることがわかった。水面波の波長の違いが揚抗比に与える影響はわずかであるが、波長の値が大きいほど揚抗比の変動はゆるやかになり安定した飛行が可能になるといえる。また、水面波の振幅が大きいほどわずかに揚抗比は大きくなる。しかしながら時間変化によるこの値の変動は振幅が大きいほど大きくなり、安定な飛行となる。そのため、高い波が有る海面での飛行の際にはそ

の効率を多少落としてでも水面から離れた高度で飛行することも検討すべきだといえる。

今後は、レイノルズ数を実際に近い値にするために、格子を再検討する必要がある。また、波が安定性に大きな影響を与えることがわかったため、複雑な波を用いて波の効果を考察し、海面での利用に向けて機体の特徴を検討することを課題としたい。さらに評価項目としてピッチングモーメントの計算も行い、効率よく安定飛行する条件を提案したい。

参考文献

- (1) 鈴木勝雄. “高速艇の流体力学 (その2)”. 「高速艇と性能」シンポジウム 日本造船学会誌 1989 pp.66-69
- (2) R.G. Ollila “Historical Review of WIG Vehicles”. J. Hydronautics, 14, 3 1980, pp.65-76 日本造船学会誌 第731号1990.5 pp.2-9
- (3) E.H. Handler “Practical Considerations Regarding Wing-in-Ground Effect Aircraft, J. Hydronautics, 11, 2, 1977, pp.35-41
- (4) W.E. Ellsworth ed. “Modern Ships & Craft, Chap. VI : E.A. Butler, Appendixs Wing-in-Ground-Effect Vehicles” Naval Eng. J. Special Ed. 97, 2, 1985, pp.254-258
- (5) R.W. Gallington, H.R. Caplin, F.H. Krause, J.A. Miller and J.C. Pemberton “Recent Advances in Wing-in-Ground Effect Vehicle Technology” AIAA/ANAME Advanced Marine Vehicles Conf. 76-874, 1976.
- (6) 久保昇三, 松原武徳, 松岡利雄, 河村哲也. “WIG研究の現状— μ sky (ミュースカイ) シリーズ開発を中心として—”. 日本造船学会誌 第731号1990.5 pp.2-9
- (7) 久保昇三, 松原武徳, 松岡利雄, 河村哲也. “地面効果翼艇 (WIG) の実用化に向けて”. 日本航空宇宙学会誌 第39巻第448号 1991.5 pp.32-38
- (8) 久保昇三, 松原武徳, 松岡利雄, 河村哲也.

“表面効果翼艇マリンスライダー・ミュースカイの流体力学” ながれ (日本流体力学会誌) 10巻1号, 1991pp11-23

- (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”. 航空宇宙技術研究所特別資料, SP-9 1988 pp.223-227
- (10) 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 II”. 航空宇宙技術研究所特別資料, SP-10 1989 pp.243-247
- (11) T. Kawamura and S. Kubo “Numerical Simulation of Wing in Ground Effect”. A Coll. Papers Int. Symp. Comput. Fluid Dyn. Nagoya, 1989, pp.1037-1042
- (12) Jane’ s High-Speed Marine Craft and Air Cushion Vehicles 1989, PP.420-424 “
- (13) 安東茂典. “ラムウィングについて”. 日本航空学会誌 第12巻 第129号1964 pp.347-364
- (14) 河村哲也, . “流体解析の基礎”. 朝倉書店, ISBN 978-4-254-13111-6, 2014