

地面効果翼機周りの流れの解析

メタデータ	言語: Japanese
	出版者:
	公開日: 2023-05-01
	キーワード (Ja):
	キーワード (En): Wing-In-Grand-Effect, fast sea
	transportation, Numerical simulation, lift-to-drag ratio
	作成者: 河村, 哲也
	メールアドレス:
	所属:
URL	https://doi.org/10.32125/00000116

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ばす影響を調べる。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 developmentat first. Then the numerical simulation is carried out to estimate the ground effect on the vehicle. We changes 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。そのための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¹⁵。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⁶⁸。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⁹¹¹。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:

- 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。

- 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。
- 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。

- ぼ落に対しては、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. ラムウィング形態

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RAMESES-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 RAMESES-I

2.4 *μ*-sky (ミュースカイ) シリーズ

久保らはラムウィング形態に着目し、 RAMESES-Iを改良した試作機を開発した⁶⁸。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。結果としてラムウィン グ形態になるがこれは条件4を持たす。 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、最初のものは1人乗 りのμ-sky1、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)	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		
	木 製	FRP製
搭乗人数	1	2
雛水速度 (km/h)	6 6 *	6 2
最高速度 (km/h)	8 2 *	8 5
主要構造:		
船体	CFRP	GFRP
主翼	CFRP	アルミ・パイプ+羽布
日間	アルミ・パイプ+羽布	アルミ・パイプ+羽布

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。以下にラムウィ 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。

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

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

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

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

$$(2)$$

$$(2)$$

$$(2)$$

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-sky1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 a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 × 41 × 31、下の領域では $(X \times Y \times Z =)$ 119 × 31 × 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。



3.4 境界条件と計算パラメータ



図8 境界条件





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)
a: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
a=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 圧力差が大きいほど揚力が大きい。

(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 率が悪くなることがわかる。

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 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aを変化させ、これによる効果を比較する。

図17より、 *a*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、 *a* =11°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。



以下にいくつかの迎角 *a* 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、 *a* 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 a = 5°(翼幅の中央近く)



図 19 a = 11°(翼幅の中央近く)



図 20 *a* = 5°(翼端板近く)



図 21 a = 20°(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 23 翼端板有の場合の圧力(d'=0.05 a=5°)



図 24 翼端板有の場合の流速(d'=0.05 a=5°)



図 25 翼端板無の場合の圧力(d'=0.05 a=5°)



図 26 翼端板無の場合の圧力(d'=0.05 a=5°)

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 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、 ラムウィング型の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、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=5~7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くなっ 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



(a) t = 6



(b) *t* = 6.1



(c) t = 6.2





(d) t = 6.3



(d) t = 6.3



(e) t = 6.4図 31 各時間における圧力分布



(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。



波長が半分の場合の図 30 に対応する結果

3 2.5 Drag(D), Lift(L), L/D 0 2.0 0 2.0 -L/D -Lift -Drag 0 5 5.5 6 6.5 7

図 33







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、 a = 3° から *a* = 11°の範囲で計算を行った。 *a* = 10°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、 a = 11°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 a = 10° 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10000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100-200km) 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 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nⅡ".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