

論文の内容の要旨

論文題目 表面効果翼艇の空力特性に関する研究と応用

氏名 松岡利雄

表面効果翼艇は1935年にフィンランド人カーリオによって雪上ソリに実験的に応用されたのが始まりといわれている。その後、スエーデン、アメリカで表面効果翼艇の開発が続けられ、引き続いてドイツ、ソ連、中国でも同様の開発研究が継続されている。本研究では表面効果翼艇は、リピッシュ翼形態・タンデム翼形態・ラム・ウイング翼形態の中から小型艇に適したラム・ウイング翼形態を選定した。ラム・ウイング形態の小型表面効果翼艇は離水時に急激なピッチアップ（艇首上げ）現象が生じるといわれている。表面効果翼艇の小型軽量化、低速での離着水による安全性などを高めるために、ピッチアップ（艇首上げ）対策、揚抗比（ L/D ）の把握、標準艇体形状の圧力中心（ C_p ）、レイノルズ数と揚力係数 C_L および抗力係数 C_D の関係などの表面効果翼艇の空力特性に関する研究が必須となる。

本研究において、ラム・ウイング形態に寄与する翼の形状として、浮揚航走時の揚力係数が大きく、離水時のレイノルズ数が低いところで失速しにくい、ゲッチング 623 型の翼形状を選定し、翼上面はゲッチング 623 型の翼形状としたが翼下面は削って、薄翼とした。この翼に翼端板を取付けた艇体形状を基本形とし、翼端板の長さ、翼下面の翼厚を変えてその変化が地面効果の空力特性に及ぼす各パラメータの効果を風洞実験で検討している。離水後の縦安定性について、地面効果のある高さの範囲を浮揚航走すると翼の空力中心が浮揚高さによって前後に移動する特性をもっていることから、翼まわりの空気の流れ場を、モデル化した翼の数値計算で評価し、翼端から発生する誘導渦の傾向および薄翼の圧力中心は後方に移動することを確認している。また、縦運動の動的安定性評価に関する評価式を導出し、風洞実験で得た空力特性データを使って水平尾翼を取付けた艇体形状

の縦運動の安定判別を行い、表面効果翼艇の設計手順を述べ、水平尾翼容量と尾翼取付位置に関する安定領域を作成している。安定浮揚航走を図るため水平尾翼を取付けた艇体形状の重心位置から水平尾翼までの腕の長さ、水平尾翼面積などについて準定常運動を行っている状態で縦安定性の数値シミュレーションを行い、表面効果翼艇のサイジングを行った。2人乗り表面効果翼艇の海上実験のビデオ録画から揚力係数および抗力係数を読み取ることにより、当該表面効果翼艇の空力特性を総合的に検討している。

この艇体の特徴は、第1に表面効果翼艇の製品化に伴う公的免許は艇体のフロート形状から四級小型船舶海技免許を取得するとして翼形状を翼弦長4m、翼幅（全巾）2.5mとした単純ラム翼型低アスペクト比の翼を持った小型軽量艇であり、特に薄翼断面型を使用している点である。第2の特徴は最高速度が約85km/hと極めて遅いことである。第3の特徴は表面効果翼の揚抗比の向上を図るため翼の両端に垂直に垂らした翼端板を使用している点にある。

第1章に表面効果翼艇の開発の必然性、他の交通機関との比較、およびWISE開発略史について述べ、表面効果翼艇はACVを含む従来の船舶、航空機と競合するものではなく、従来の交通手段でカバーし得なかった領域を開くものであることを指摘している。

第2章に、表面効果翼艇の開発研究に必要な翼形状の選定、低アスペクト比翼の表面効果、翼まわりの流れ場、空力特性、縦安定性など空気力学的問題の解明と空力設計のアプローチを述べている。第3章には低速風洞実験によって得られた空力特性について検討し、翼端板形状、翼下面形状、水平尾翼面積などの要因が空力特性に与える影響、および可視化による流れの様子と空力特性との関連などを述べている。第4章には縦運動の安定性に関する評価式を導出し、表面効果翼艇の空力特性に関する研究の応用として表面効果翼艇の空力設計の手順を述べる。準定常運動を行っている状態での、水平尾翼を有する艇体の縦動安定性の過度応答の数値シミュレーションを行い、艇体の重心位置、水平尾翼の取付け位置および翼面積が艇体角度に影響を与えることを確かめている。

以上のことから、表面効果翼艇の翼形状として、平板翼を用いると離水時にピッチアップ現象が生じ、厚翼タンデム形態を用いると巡航速度が185km/hを超える高速になり計画の約2倍の速度というような不都合が生じる。そこで表面効果翼艇の小型軽量化、低速での離着水による安全性を高めるために、ラム・ウィング形態に寄与する翼の形状として、翼下面は削った薄翼を選定した。薄翼の上面は、浮揚航走時の揚力係数が大きく、離水時のレイノルズ数が低いところで失速しにくいゲッチング 623型の翼形状を選定し、翼下面は削ってよどみが一樣になるように工夫してある。低アスペクト比の薄翼の表面効果内での空力特性を数値計算でもとめて、通常の航空機翼の特性を有することを確認し、模型の風洞実験を行い、空力特性を研究した。風洞実験データをベースに実機を製作し、艇体の縦安定性と空力設計の妥当性を評価した。この結果、左右に翼端板を取付けた薄翼がラム・ウィング形態の小型表面効果翼艇の安全性向上に有効な空力特性を有しているという見通しを得た。

主要な結論は次の通りである。

- (1) 流れ場の数値計算において、一般の航空機としてのゲッチング 623 型の翼形状が有する空力特性は表面効果翼に使用しても一般性は失われず、表面効果が働いて揚力係数などの翼性能が向上することがわかった。また、表面に近い場合の揚力の上昇は主に翼下面の圧力変化によるものであること、圧力中心は後方に移動することなどがわかった。従来の航空機の圧力中心は 25%といわれているが、45%まで後方に移動することがわかった。
- (2) 風洞実験の結果から、揚力係数、抗力係数、ピッチングモーメント係数に及ぼす表面効果及び迎角の効果が知られた。これらの空力係数は表面との距離が小さくなるにつれ、大きく影響を受ける。揚抗比 (L/D) については迎角 α が増加すると揚抗比 (L/D) は減少するが、迎角 α が減少すると揚抗比 (L/D) が増加することから艇体の離水航走時の迎角 α は $7.7\sim 8.0^\circ$ とした。実験データでは揚抗比 3.5 をえたが、海上実験では 3.2 であったがほぼ満足できる数値である。
- (3) 翼下面を削った薄翼を有する形状において、翼端板の形状、翼下面の形状が揚力係数の向上に大きな影響を与える。翼下面容積の増加、翼端板を深くするなど翼下面に取込む空気量が増えると揚力係数が向上すること、揚抗比は迎角 α と翼下面容積の影響を受けることがわかった。
- (4) 条件によっては縦揺れモーメント係数が正の値をとることから、艇体に水平尾翼を取付けて縦安定性を図る必要性を示唆している。
- (5) 上実験データは風洞実験の結果とほぼ近い値が得られており、適切な風洞実験の重要性と意義が明確となった。
- (6) 縦運動の安定性評価式を導出して、事例を提示し評価式の係数から安定・不安定を判別する空力設計手順をフローチャートに示した。ピッチアップ対策に重要な重心と圧力中心距離の有効変化範囲の求め方をのべた。微小擾乱に関する縦動安定性の数値シミュレーションを行い、重心位置の許容限界、水平尾翼の適正な取付け位置、翼面積に関するパラメータを定量的に評価し、その妥当性を確認した。

以上