

流線型無人無索潜水艇に働く線形流体力及び 操縦性能に関する研究

正員 邱 逢 琛* 郭 振 華*
張 鎰 源** 王 傑 智**
王 治 平**

On the Linear Hydrodynamic Forces and the Maneuverability of
an Unmanned Untethered Submersible with Streamlined Body

by Forng-Chen Chiu, *Member* Jenhwa Guo
Yi-Yuan Chang Chieh-Chih Wang
Jr-Ping Wang

Summary

A series of captive model tests was carried out to measure the stability derivatives of an unmanned untethered submersible AUV-HM1 testbed, which has a body of a streamlined section, developed at National Taiwan University. Furthermore, for estimating its stability derivatives, a method based on the empirical formula proposed for standard torpedoes by Bottaccini is investigated. The estimated values of stability derivatives are examined and compared with those obtained by measurement. As a result of comparison, the validity of the method is confirmed. It was also shown that the maneuverability of the submersible can be evaluated by the method with accuracy enough for practical use.

1. 緒 言

海底石油開発, 生産活動に伴う海中作業の需要によって, ROV (Remotely Operated Vehicle) 関連技術が発展し, かなり成熟したものに至ったと考えられる。これらの成果も海中, 海底調査への応用が期待できる¹⁾。ところで, ROV はアンビリカルケーブルと呼ばれる索を用いることによって, 大水深あるいは広い領域の調査をするには難点がある。そこで, 自由に泳ぎ回られる無人無索潜水艇が注目され, そのうちとくに, 自律性が追求される AUV (Autonomous Underwater Vehicle) の研究開発は世界各国で精力的に進められてきた²⁾。台湾大学造船及海洋工程学科では, 1992 年より海中・海底の広域探査及び目標物接近調査のできる無人無索「自律型」潜水艇を研究開発するために研究グループを結成し, 1993 年より「AUV-HM1 計画」を開始した³⁾。

1995 年に潜航深度 50 m のテストベッドが完成され, プールテストに一応成功している⁴⁾。この成果を踏まえて, 現在実海域試験に向けて関連技術の研究開発に取り組んでいるところである。

潜水艇の初期設計段階に, その運動性能を解析するために必要な流体力係数については, 非粘性流と仮定したポテンシャル理論の計算及び経験式を用いて粘性の寄与を推定する方法を採用することは経済的且つ一般的と考えられる⁵⁾⁶⁾。しかしながら, 細長い胴体を有する航空機や魚雷などではこれらの推定法が整備されているが, 比較的歴史の浅い鯨型潜水艇では, 流体力係数の推定例はあるもの⁵⁾, 推定法がすでに確立されているとは言いがたい。

そこで, 本研究では, 流線型中心縦断面を有する鯨型潜水艇 AUV-HM1 テストベッドの縦運動操縦性能を把握するため, 線形流体力係数に着目し, 艇長 2 m の実物大の模型を用いて, 台湾大学の曳航水槽 (130×8×4 m, 台車最高速度 5 m/sec) で斜行試験, 強制動揺試験及び舵力試験を行い, 安定性微係数と舵力微係数を分析した上, その縦運動の安定性と旋回性などの運動特性を検討した。なお, 線形流体力係数の推定については, 基本的に前田らが航空機分野で用いられる DATCOM を引用した手法⁷⁾に従って,

* 台湾大学工学部

** 台湾大学大学院造船及海洋工程学研究科

本研究では、魚雷の安定性微係数を推定するのに、Bottaccini⁷⁾が整理した経験式を引用して推定することにし、推定値を実験値と比較することにより推定法の妥当性に対する検討を加えた。

2. 供試模型

本研究の対象としたAUV-HM1テストベッドの外観をFig.1に、その内部の一般配置をFig.2に示す。なお、供試模型としては実物大のものを使用した。その主要目をTable1に示す。胴体中心縦断面と中心水平断面の形状はFig.3に示すとおりである。なお、胴体横断面は楕円形とした。胴体中心縦断面については、Landweber⁸⁾が流線型

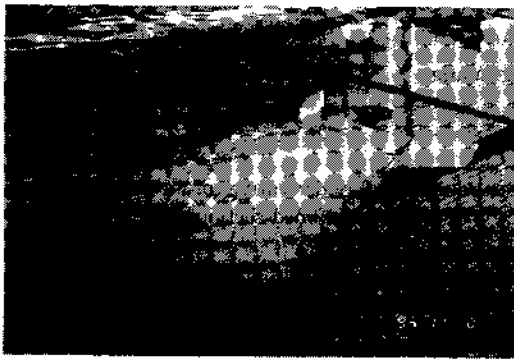


Fig.1 AUV-HM1 testbed developed at NTU

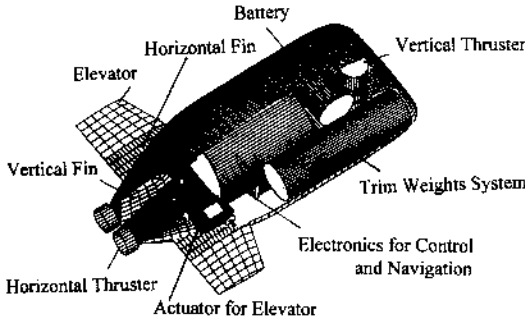


Fig.2 General arrangement of AUV-HM1 testbed

Table 1 Principal particulars of AUV-HM1 testbed

Length (body/overall)	2.0/2.0 m
Breadth (body/including elevators)	1.0/1.6 m
Height (body/including vertical fins)	0.6/0.6 m
Project area of body S_z	1.791 m^2
Wetted surface area of body S_w	4.38 m^2
Displaced volume of body ∇	0.677 m^3
Centroid of body	0.909 m from nose
Project area of elevators S_e	0.243 m^2
Project area of horizontal fins S_f	0.091 m^2

回転体を記述するために提案した6次多項式を用いることにした。即ち、Landweberらの式によると、 $r_0=0.50$, $r_1=0.10$, $C_p=0.65$, $m=0.40$ に対応する流線型である。ただし、これら4個の無次元パラメータはそれぞれ前縁の曲率半径 R_0 、後縁の曲率半径 R_1 、回転体の体積 V 、前縁から測った最大断面の距離 x_m に対して、次のような無次元化をすることによって定義される。即ち、 $r_0=R_0L/d^2$, $r_1=R_1L/d^2$, $C_p=4V/\pi d^2L$, $m=x_m/L$, ここで、 L は全長、 d は最大断面直径である。

胴体後方の左右、上下に、水平固定翼と垂直固定翼が設けられ、それぞれ胴体の左右、上下に飛び出ないものとした。水平舵は水平固定翼から張出して、その幅は30cmを取っている。水平固定翼と水平舵の配置はFig.4に示されている。それらの断面はNACA0012翼型とした。

斜行、強制動揺と舵力試験とも、模型を2本の支柱でサポートする方式を採用することとした。実験に使用した模型はアルミ合金製のフレームにFRP製の外殻を取り付けたものである。外殻は上下に分け、上半部が支柱を避ける

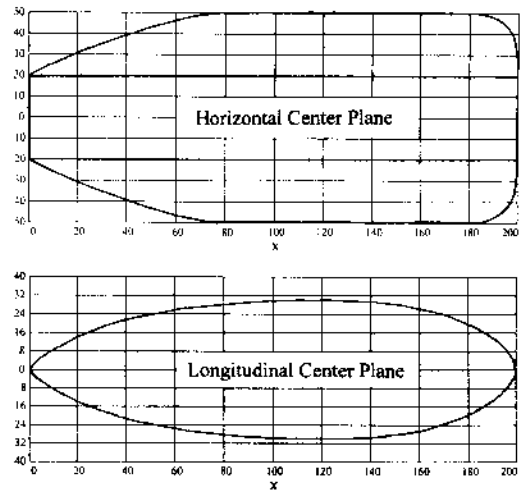


Fig.3 Profile of body

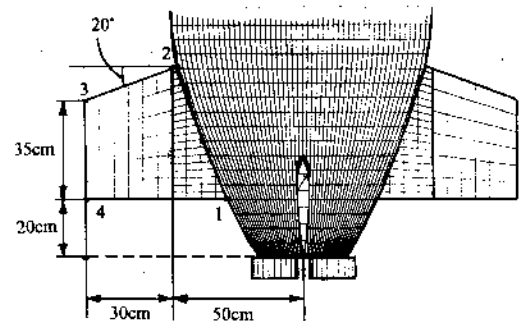


Fig.4 Profile of horizontal fins and elevators

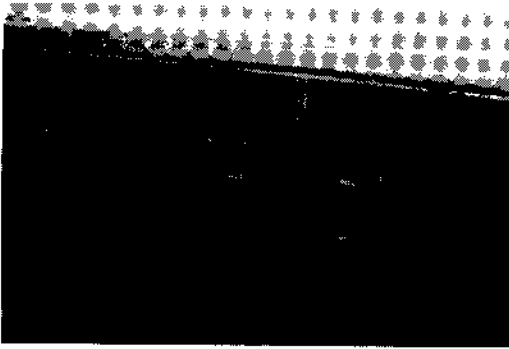


Fig. 5 Model for testing the effects of elevator angle

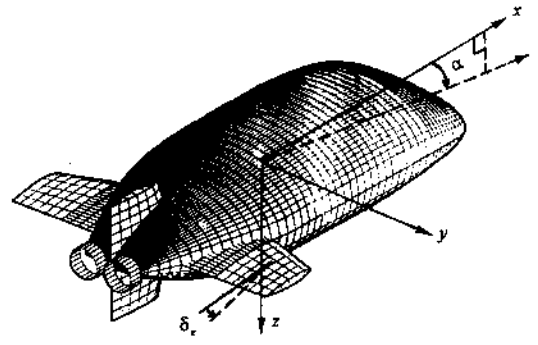


Fig. 6 Coordinate system

ため、さらに前段、中段と後段の3つに分けて作られている。なお、防水型検力計はフレームにセットされ、その両端にそれぞれ一本の支柱でVPMM (Vertical Planar Motion Mechanism) と連結してある。2本の支柱間の距離は1mである。その中点は強制動揺の回転中心であり、胴体前縁から0.778mのところにある。水深4mの曳航水槽において、模型の没水深度は2mとした。

斜行と強制動揺試験では、模型の水平舵と水平固定翼は外殻の上半部の後段と一体にして作られている。一方、舵力試験では、水平舵は固定翼から切り離し、取り付けた操舵機と連結して、有線遠隔操作により舵角の調整をすることができるとFig. 5は舵力試験用の模型を取り付ける様子を示す。

$$\begin{aligned} (m+m_x)\dot{w}-Z_w w-(m x_c+m_x x_x) \dot{q} \\ -\{Z_q+(m+m_x) U\} q=Z_{\delta_e} \delta_e \\ (I_{yy}+J_{yy}) \dot{q}-\{M_q-(m x_c+m_x x_x) U\} q \\ -(m x_c+m_x x_x) \dot{w}-M_w w=M_{\delta_e} \delta_e \end{aligned} \quad (1)$$

ここに、 m : 内部水も含まれる質量、 x_c : 質量中心の x 座標、 m_x : x 方向の付加質量、 m_z : z 方向の付加質量、 x_x : z 方向付加質量中心の x 座標、 I_{yy} : 内部水も含まれる y 軸まわりの慣性モーメント、 J_{yy} : y 軸まわりの付加慣性モーメント、 Z_w, Z_q と M_w, M_q : それぞれ z 方向の速度 w と y 軸まわりの角速度 q によって生じる z 方向の力 Z と y 軸まわりのモーメント M 、 Z_{δ_e} と M_{δ_e} : 水平舵の単位舵角 δ_e によって生じる z 方向の力と y 軸まわりのモーメント、 U : 艇の航行速度。

3. 定 式 化

3.1 座標系

潜水艇の縦運動を表すには、Fig. 6 に示す艇体固定の機体軸座標系を用いる。 x 軸を艇の長手軸前方に、 y 軸を右舷、 z 軸を下向きにとる。 y 軸まわりの回転角あるいはモーメントは艇首上げを正とする。水平舵の舵角は舵の前縁上げを正とする。座標系の原点は場合によって異なるところに置く。即ち、模型試験により、線形流体力係数を解析する場合には、座標系の原点は2本の支柱の midpoint に置く。一方、AUV-HM1 テストベッドの運動特性を解析する場合には、座標系の原点はその重心である艇体前縁より1.0mの対称軸に置く。当然、その際、線形流体力係数の座標変換を行う必要がある。

3.2 線形操縦運動方程式

潜水艇の縦運動に関する基本的な特性を把握するために便利な線形運動方程式を用いる。 x 方向の速度変化が小さく、無視できると仮定すると、縦方向の運動に関する線形方程式は次のように、heave と pitch との連成運動で表わすことができる。

さて、潜水艇の大小、航行速度など特性を議論するために、運動方程式を無次元化して、次のような無次元化の時間を L/U 、位置を L 、速度を U 、角速度を U^2/L 、角加速度を U^2/L^2 、質量と付加質量を $0.5\rho L^3$ 、慣性モーメントと付加慣性モーメントを $0.5\rho L^5 U^2$ 、モーメントを $0.5\rho L^3 U^2$ で置き換えることとした。ここで、 ρ は流体密度であり、真水を考え、 $101.82 \text{ kgf}\cdot\text{sec}^2/\text{m}^4$ とするとしている。

さて、(1)式を以上のように無次元化して次式を得る。

$$\begin{aligned} (m'+m'_x)\dot{w}'-Z'_w w'-(m'x'_c+m'_x x'_x) \dot{q}' \\ -\{Z'_q+(m'+m'_x)\} q'=Z'_{\delta_e} \delta'_e \\ (I'_{yy}+J'_{yy}) \dot{q}'-\{M'_q-(m'x'_c+m'_x x'_x) U\} q' \\ -(m'x'_c+m'_x x'_x) \dot{w}'-M'_w w'=M'_{\delta_e} \delta'_e \end{aligned}$$

ただし、無次元化した線形流体力係数は、 $m'=m/0.5\rho L^3$ 、 $m'_x=m_x/0.5\rho L^3$ 、 $x'_c=x_c/L$ 、 $x'_x=x_x/L$ 、 $I'_{yy}=I_{yy}/0.5\rho L^5 U^2$ 、 $J'_{yy}=J_{yy}/0.5\rho L^5 U^2$ 、 $M'_w=M_w/0.5\rho L^3 U^2$ 、 $Z'_w=Z_w/0.5\rho L^3 U$ 、 $M'_q=M_q/0.5\rho L^3 U^2$ 、 $Z'_{\delta_e}=Z_{\delta_e}/0.5\rho L^3 U^2$ 、 $M'_{\delta_e}=M_{\delta_e}/0.5\rho L^3 U^2$ 、

ここで、 L は艇長 2.0 m

として、書きなおす

$$(2)$$

次のように表わせ

4. 拘束模型実験

AUV-HM1テストベッドの縦運動安定性と旋回性を検討するために、台湾大学の曳航水槽にて斜行試験、PMM試験と舵力試験を行った。使用した縦方向強制動揺装置(VPMM)は2本の支柱を上下動揺振幅と位相差を調整することによって、heaveとpitchの2モードを同時に任意の振幅と位相でそれぞれ最大±150mm、±15deg.まで駆動することができる。周波数範囲は0.2~1.5Hzである。防水型検力計はα方向の力を±300kgfまで検出できる。

本研究の拘束模型実験は大略、次の条件で行った。

- (1) 曳航速度: 1.414, 2.000, 2.828 (m/sec)
- (2) 強制動揺周波数: 0.2, 0.3, 0.4 (Hz)
 - pure heaveの振幅: 20, 40, 60 (mm)
 - pure pitchの振幅: 2.0, 4.0, 6.0 (deg.)
 - combine pitchの振幅: 2.0, 4.0, 6.0 (deg.)
- (3) 斜行試験の迎角: -6.0~+14.0 (deg.)

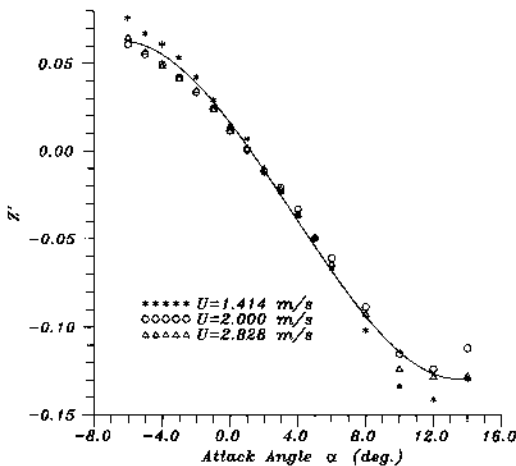


Fig. 7 Effects of attack angle on nondimensionalized z-force

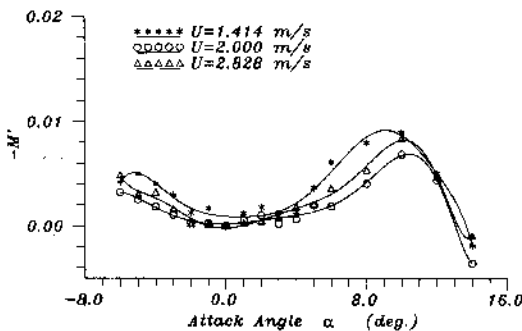


Fig. 8 Effects of attack angle on nondimensionalized pitching moment

(4) 舵力試験の舵角: -10.0~+28.0 (deg.)

4.1 斜行試験

斜行試験の結果をFig.7とFig.8に示す。多項式を用いて実験値を最小二乗近似したものも合せて図中に線で示す。Fig.7は迎角変化に対するα方向の力の無次元値である。ある迎角範囲内では、この力は速度の二乗に比例していることがわかる。Fig.8は原点が胴体前縁より後方0.778mに置かれたy軸まわりの縦揺モーメントの無次元値に対する迎角の影響を示す。失速角以下のある迎角範囲内では、M'が迎角αによらず、ほぼ一定値となることがわかる。即ち、このモーメントをとる点の位置(胴体前縁より後方0.778m)は、航空機分野では空力中心と称されている。なお、斜行試験の結果を無次元安定性微係数で整理すれば、Table2に示すとおりとなる。

4.2 PMM試験

本研究では pure heave, pure pitch と combine pitch の計3モードの縦方向強制動揺試験を行った。pure heave試験の解析によって、 $m'+m'_z, m'x'_0+m'_zx'_z, Z'_w, -M'_w$ が得られる。これらの計測結果に及ぼす動揺周波数、動揺振幅の影響は $U=2.0$ m/sec の場合につき、それぞれ Fig.9~Fig.12に示す。20mmの動揺振幅によって得られた Z'_w の値がやや大きいこと、及び動揺周波数0.2Hzで得られた M'_w がやや小さいことを除けば、これら無次元安定性微係数の計測値は動揺周波数と動揺振幅によらずほぼ一定になるといえる。同様に、pure pitch試験の解析によって、 $m'x'_0+m'_zx'_z, -Z'_q-(m'+m'_z), I'_{uv}+J'_{uv}, M'_q-(m'x'_0$

Table 2 Results of oblique towing tests

U(m/sec)	Z'_w	M'_w
1.414	-0.664	0.00521
2.000	-0.673	-0.00338
2.828	-0.655	-0.00197

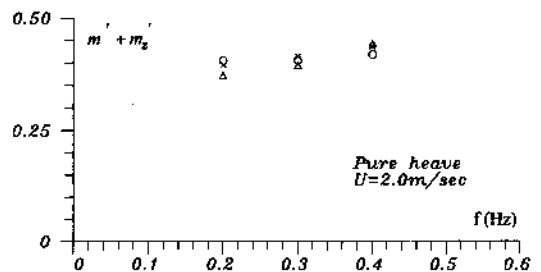


Fig. 9 PMM test results of $m'+m'_z$

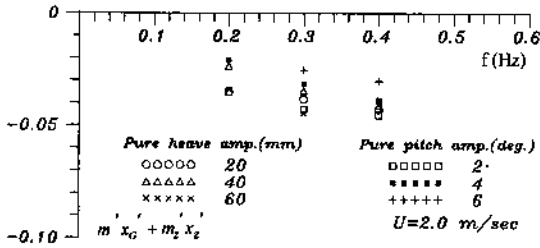


Fig. 10 PMM test results of $m'x'_0 + m'_2 x'_2$

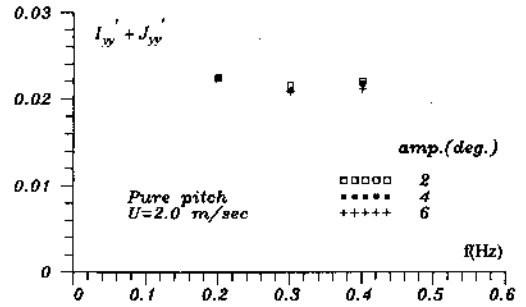


Fig. 13 PMM test results of $I_{yy} + J_{yy}$

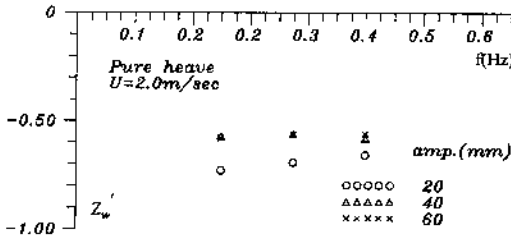


Fig. 11 PMM test results of Z'_w

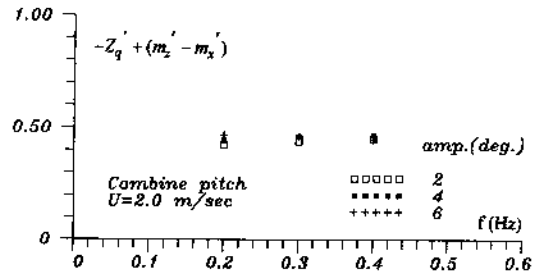


Fig. 14 PMM test results of $-Z'_q + (m'_2 - m'_x)$

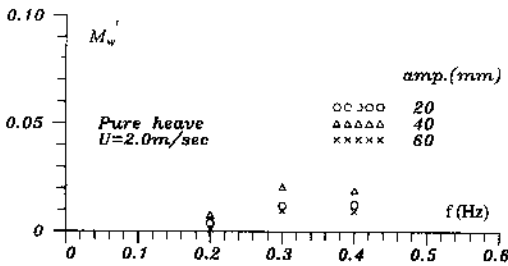


Fig. 12 PMM test results of M'_w

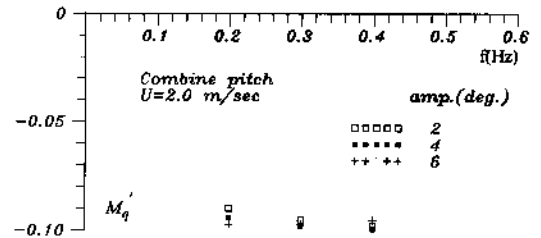


Fig. 15 PMM test results of M'_q

$+m'_2 x'_2$ が得られる。ここで、 $m'x'_0 + m'_2 x'_2$ と $I_{yy} + J_{yy}$ だけを例にして示すことにした。まず、 $m'x'_0 + m'_2 x'_2$ について、 $U=2.0$ m/sec の場合、pure heave 試験によるものと合せて前記の Fig. 10 に示す。計測値が動揺周波数に依存する傾向は顕著でないし、値のばらつきが若干大きいことも認められない。一方、 $I_{yy} + J_{yy}$ は Fig. 13 に示したとおりに、pure pitch 試験の動揺振幅と周波数にかかわらず、ほぼ一定な計測値が得られている。同様のことが、それぞれ Fig. 14 と Fig. 15 に示す combine pitch 試験による $-Z'_q + (m'_2 - m'_x)$ と M'_q に対してもいえる。

以上、PMM 試験による無次元安定性微係数の計測値に及ぼす動揺周波数と振幅の影響を $U=2.0$ m/sec の場合を例にして示したが、ほかに PMM 試験を行った 2 種類の速度の場合についても同様な傾向をみた。そこで、PMM 試験の結果をまとめるには、本研究ではまず付加慣性項について、異なる曳航速度、動揺振幅と周波数による計測値に対

して平均をとり、それから各々の速度における減衰項について、異なる動揺振幅と周波数による計測値に対して平均をとることにした。その結果として、付加慣性項に関する無次元安定性微係数を Table 3 に、減衰項に関するものを Table 4 に示す。Table 4 において M'_w が値が微小であり、速度間にあるばらつきが顕著のようにみえることを除けば、 Z'_w 、 Z'_q と M'_q とも速度によらずほぼ一定の値が示されている。なお、表中に示した Z'_w と M'_w について、それぞれ前記の Table 2 に示した斜行試験による結果と比較すれば、両結果の間には若干のずれがあるものの、さほど大差がないといえる。

なお、PMM 試験に用いた模型の外殻は水密なものではないので、安定性微係数を整理する際、差し引かれる模型の慣性項については内部水も含まれるものを用いる必要がある、別途でそれらを計測した。その結果は $m'_1 = 0.177$ 、 $I_{yy} = 0.00974$ 、 $x'_0 = -0.0343$ である。

Table 3 Added inertia terms obtained by PMM tests

m_x'	m_z'	x_z'	J_{yy}'
0.0230	0.239	-0.133	0.0120

Table 4 Damping terms obtained by PMM tests

U(m/sec)	Zw'	Mw'	Zq'	Mq'
1.414	-0.607	0.00033	-0.230	-0.0959
2.000	-0.596	-0.00189	-0.231	-0.0959
2.828	-0.590	-0.00568	-0.237	-0.0955

4.3 舵力試験

艇体の迎角 $\alpha=0$ の状態で行った舵力試験の結果を Fig. 16 と Fig. 17 に示す。図中に線で示したのは多項式を用いて計測値を最小二乗近似したものである。舵力とモーメントとも速度の二乗でよくまとめられる。水平舵の失速はおおよそ舵角 $\delta_e=24$ deg. 付近で生じることがわかる。なお、艇体が迎角付きの状態で行なう航行しながら操舵することも想定して、それについて考察を加えることにした。舵力に及ぼす迎角の影響を明らかにするため、 $U=2.000$ m/sec の場合につき、迎角 $\alpha=0, 3, 6$ deg. の状態における舵力試験の結果を Fig. 18 と Fig. 19 に示す。Fig. 18 に示した舵力については、異なる迎角による結果はほぼ平行である。一方、Fig. 19 に示したモーメントについては、迎角によらず試験

結果はほぼ同じ値であることがみられる。これについては、Fig. 8 で示した斜行試験による結果を考えれば当然なこととなる。即ち、前記のようにモーメントをとる点の位置(胴体前縁より後方 0.778 m) はちょうど空力中心に相当するので、艇体に働くモーメントは迎角変化に依存せず一定値となる。

無次元舵力係数 Z_{δ_e} とモーメント係数 M_{δ_e} の計測値をまとめて Table 5 に示す。速度によらず、ほぼ近い値が得られる。一方、異なる迎角による結果の間には、若干のばらつきがあるものの、迎角に依存する傾向はみあたらない。

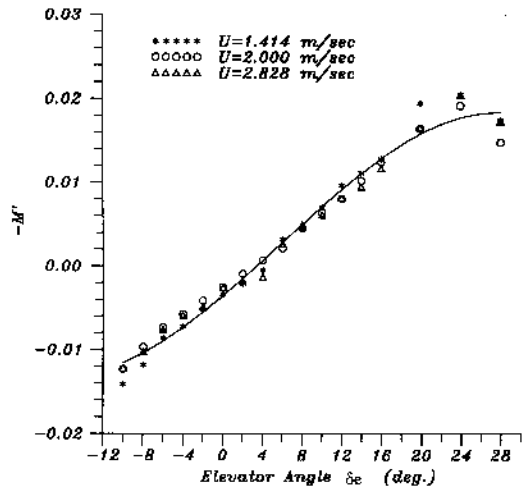


Fig. 17 Effects of elevator angle on nondimensionalized pitching moment

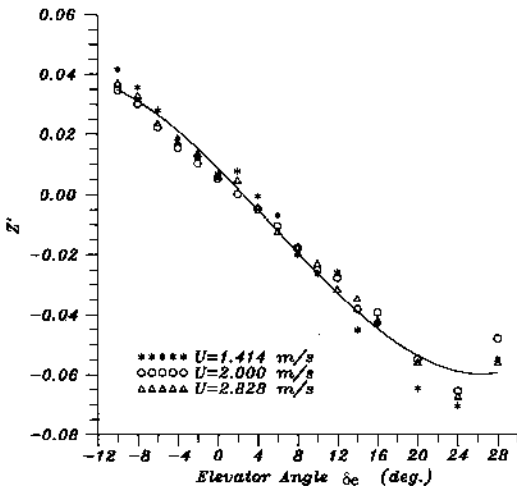


Fig. 16 Effects of elevator angle on nondimensionalized z-force

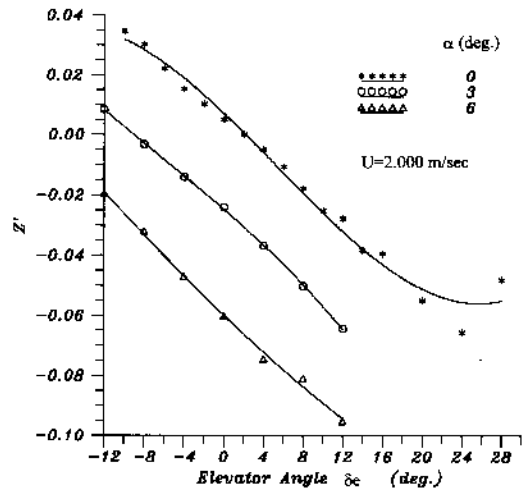


Fig. 18 Effects of attack angle on force induced by elevator angle

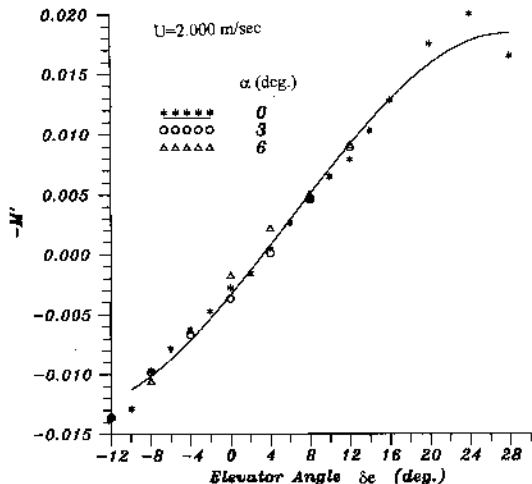


Fig.19 Effects of attack angle on pitching moment induced by elevator angle

Table 5 Results of elevator force tests

U(m/s)	Z _{δe} '			M _{δe} '		
	0	3	6	0	3	6
1.414	-0.169	-0.167	-0.184	-0.0524	-0.0497	-0.0552
2.000	-0.176	-0.159	-0.178	-0.0531	-0.0478	-0.0575
2.828	-0.182	-0.165	-0.188	-0.0529	-0.0515	-0.0584

5. 安定性微係数の推定

安定性微係数を推定する方法について、航空機分野では DATCOM⁹⁾ を用いる方法がよく知られている。一方、魚雷のような回転体を対象として安定性微係数を推定する方法については、Bottaccini⁷⁾ が整理した経験式があり、その有効性も確認されている¹⁰⁾。しかしながら、これらはともに細長い胴体を有するものを対象とした方法である。鯨型潜水艇のような偏平な胴体を有するものに対し、そのまま適用するには妥当であるかは問題となる。そこで、前田⁸⁾ は艇体形状と航空機との違いを考慮に入れて、DATCOM を用いる方法に対し、いくつかの工夫をすれば、翼型中心縦断面を有する鯨型潜水艇の安定性微係数を推定することも可能となることを明らかにした。この示唆により、本研究は流線型中心縦断面を有する AUV-HM1 テストベッドの艇体形状が以下述べるとおりに、航空機よりもむしろ魚雷の方に近いことを考えれば、Bottaccini が整理した経験式をもとにして安定性微係数を推定することを試みることにした。供試模型が魚雷に近いと考える主な理由には、1. 同様に主翼がない、2. 同様に尾翼がある、3. 艇体中心縦断面は翼型でなく流線型である、などがあげられる。なお、

Table 6 Comparison of form factor of body drag between measured and estimated results

form factor	Exp. from[11]	DATCOM		Hoerner's Formula
		Wing Zero-lift Drag	Body Zero-lift Drag	
1+k	1.38	2.32	4.50	1.33

実際に経験式を引用して推定する場合、楕円形の横断面に対し、等価な円形を考慮して適用することとした。この考え方の妥当性を示すため、Table 6 を用いる。

Table 6 は AUV-HM1 テストベッドの胴体抵抗を表わす form factor 1+K に対するいくつかの経験式による推定値と黄¹¹⁾ の実験値との比較を示す。胴体を三次元翼あるいは胴体そのものとみなして DATCOM を用いて推定した抵抗は過大評価となる。一方、Bottaccini に引用された Hoerner の式を書きなおすと次式となる。

$$1+K=1+\frac{0.5}{f}+\frac{6}{f^4} \quad (3)$$

ただし、 f : finess ratio = L/d , L : 全長, d : 回転体の最大横断面の直径。供試模型の横断面の楕円形に対し、等価な円形の直径 d_e ($d_e = \sqrt{ab}$, ただし、 a, b : 楕円形の二軸) を d として、(3) 式に代入すれば、 $f=2.58$ として $1+K=1.33$ が得られ、実験値とよく一致することがわかる。

5.1 Bottaccini の経験式による推定法

以下では実験値と比較するのにわかりやすいため、3.2 節で示した無次元化の手法に合わせて Bottaccini の経験式をもとに、推定式を整理して、Appendix に示す。なお、付加慣性項に関しては、文献 12) に従い、“best fit ellipsoid”法による計算を行った。

5.2 推定値と計測結果との比較

供試模型の寸法から、以下の数値が得られる。即ち、 $L=2.0$ m, $A=0.471$ m², $f=2.58$, $C_p=0.721$, $\omega=1.047$ rad, $C_{\omega}=5.901$ rad⁻¹ (NACA 0012, DATCOM により), $b=1.6$ m, $AR=(1.6)^2/0.792=3.232$, $A=15.3$ deg, $R_0=0.480$ m, $R_1=0.412$ m, $x=1.55$ m, $K_3=1.571$, $K_1=0.124$ (K_3 と K_1 は“best fit ellipsoid”法による結果), $x_c=0.909$ m, $x_{r1}=0.651$ m, $S_e=0.243$ m², $\bar{S}=0.333$ m², $\gamma_1(0.73)=0.65$ (文献 7) の Fig. 16 により)。これらを Appendix A の諸式に代入すれば、無次元安定性微係数に関する推定値が求められ、 $U=2.000$ m/sec の場合によって得られた計測値と合わせて Table 7 に示す。 m_{δ}^2 と x_{δ}^2 に関する差がやや大きいことを除けば、ほぼ計測値に近い値が得られるといえよう。今後 x_{δ}^2 に対する計測精度の向上も必要と思われるが、理論計算による m_{δ}^2 と x_{δ}^2 に対する推定についてもさらに検討する余地が残されている。

6. 安定性と旋回性の考察

実際に潜水艇の模型を用いて強制動揺試験を行う場合、

Table 7 Comparison of nondimensionalized stability derivatives between measured and estimated values

	measured	estimated	transf. from measured	estimated
m_s'	0.023	0.022	0.023	0.022
m_z'	0.239	0.294	0.239	0.294
x_s'	-0.133	-0.094	-0.022	0.017
I_{yy}'	0.0120	0.0128	0.0117	0.0117
Z_w'	-0.596	-0.642	-0.673	-0.642
	-0.673(O.T.)			
M_w'	-0.0019	0.010	0.0712	0.0813
	-0.0034(O.T.)			
Z_q'	-0.231	-0.235	-0.156	-0.164
M_q'	-0.096	-0.0893	-0.078	-0.070
Z_s'	-0.176	-0.180	-0.176	-0.180
M_s'	-0.0531	-0.0586	-0.0336	-0.0386
*	Origine is located at 0.778m from nose		Origine is located at 1.000m from nose	

回転中心とモーメントをとる点の位置は計測装置の取り付けによって、かならずしも実艇の運動を記述する座標原点に置かれるとは限らない。そこで、実艇の運動特性を議論する前に、まず安定性微係数に対する座標変換を行うと便利である。本研究では、強制動揺試験における座標原点(胴体前縁より後方0.778 m)から、AUV-HM1テストベッドの運動を記述する座標原点(胴体前縁より後方1.000 m)に移動することに伴い、安定性微係数の座標変換に関する計算を行った。その結果を合わせて Table 7 に示す。以下、これら変換した安定性微係数をもとに、AUV-HM1テストベッドの運動特性について考察する。

さて、(2)式を連立させ、縦揺だけのモードで以下のように書きなおすことができる。即ち、

$$T_1 T_2 \ddot{q}' + (T_1 + T_2) \dot{q}' + q' = K' \delta_e + K' T_3 \delta_e \quad (4)$$

ただし、

$$T_1 T_2 = \frac{(m' + m_s')(I_{yy} + J_{yy}) - (m' x'_c + m'_s x'_s)^2}{[M'_q - (m' x'_c + m'_s x'_s)] Z'_w - M'_w [Z'_q + (m' + m_s)]}$$

$$T_1 + T_2 = \frac{-(m' + m_s') M'_q - (m' x'_c + m'_s x'_s) - (I_{yy} + J_{yy}) Z'_w}{[M'_q - (m' x'_c + m'_s x'_s)] Z'_w}$$

$$- \frac{(m' x'_c + m'_s x'_s) [Z'_q + (m' + m_s')] - M'_w (m' x'_c + m'_s x'_s)}{-M'_w [Z'_q + (m' + m_s)]}$$

$$K' = \frac{M'_w Z'_{\delta_e} - M'_{\delta_e} Z'_w}{[M'_q - (m' x'_c + m'_s x'_s)] Z'_w - M'_w [Z'_q + (m' + m_s)]}$$

$$T_3 = \frac{(m' x'_c + m'_s x'_s) Z'_{\delta_e} - M'_{\delta_e} (m' + m_s)}{M'_w Z'_{\delta_e} - M'_{\delta_e} Z'_w}$$

T_1, T_2 は(4)式の特性方程式の根であり、安定性を表わす指数である。一方、 K' はゲインと称され、旋回性を表わす指数である。なお、運動系を一次系で近似する場合、 $T' = T_1 + T_2 - T_3$ を定義することが便利である。なお、ミサイル、魚雷などの分野では動安定性の程度を表わす G がよく

Table 8 Comparison of nondimensionalized stability indices between those analyzed from measured and estimated values

	analyzed from	
	measured	estimated
T_1'	0.693	0.759
T_2'	0.289	0.303
T_3'	-0.415	-0.429
T'	1.397	1.491
l_q'	2.083	2.845
l_w'	0.106	0.127
G	0.949	0.955
K'	-0.754	-0.856
*	Origine is located at 1.000m from nose $m'=0.168$, $x'_c=0$, $I_{yy}'=0.0113$	

用いられる。即ち、

$$G = 1 - \frac{l'_w}{l'_q} \quad (5)$$

ただし、 $l'_q = \frac{-M'_q T' (m' x'_c + m'_s x'_s)}{Z'_q + (m' + m_s)}$

$$l'_w = \frac{M'_w}{-Z'_w}$$

G が負であれば、不安定であり、1より大きければ、静安定である。その間にある値であれば、動安定となる。

AUV-HM1テストベッドにおけるこれらの操縦性指数に関する結果を Table 8 に示す。 G の値によれば、縦方向の運動がかなり安定していることがわかる。なお、安定性微係数の推定値に基づいて、操縦性能を把握するには、実用上十分有効な方法といえよう。

7. 結 言

本研究の結果、以下の結論が得られた。

- (1) 拘束模型試験により、台湾大学が開発中の無人無索潜水艇 AUV-HM1 テストベッドの縦運動特性を明らかにした。
- (2) 魚雷のような回転体を対象として整理した Bottaccini の経験式に基づいた推定法を、流線型潜水艇の

安定性微係数の推定に適用して、その有効性を確認した。

(3) 潜水艇の操縦性能を把握するには、安定性微係数の推定に基づく方法は実用上十分有効であることを再確認した。

終りに、本研究を実施するにあたり、ご示唆、ご指導いただいた東京大学生産技術研究所教授前田久明先生に厚くお礼申し上げます。PMM 試験装置の設計製作についても多大な協力をいただいた(株)石川島播磨重工業技術研究所溝口純敏博士に心より感謝致します。なお、本研究の一部は中華民国行政院国家科学委員会 NSC 83-0209-E 002-004 および NSC 85-2611-E 002-014 の援助のもとになされたことを付記する。

参 考 文 献

- 1) (社)日本造船学会海中技術専門委員会：海中技術一般, 成山堂書店 (1992).
- 2) 浦 環, 高川真一：海中ロボット総覧, 成山堂書店 (1994).
- 3) 郭振華, 蔡進發, 邱逢琛, 鄭勝文：The Current Status and the Prospect of the Autonomous Underwater Vehicle AUV-HM1, 中華民國海下技術協会海下季刊, 第 5 卷, 第 3 期 (1995).
- 4) Guo, J., J. F. Tsai and F. C. Chiu：Design, Simulation and Control of a Highly Maneuverable Autonomous Underwater Vehicle Testbed, MAR- IENV '95, Tokyo (1995).
- 5) 前田久明, 立田真一, 本間健一, 宮島省吾：無人無索潜水艇に働く線形流体力及び操縦応答に関する研究, 日本造船学会論文集 164 号 (1988).
- 6) 大橋丹, 柏木正, 小寺山巨：Towed Vehicle の動力学に関する基礎的研究, 日本造船学会論文集 162 号 (1987).
- 7) Bottaccini, M. R.：The Stability Coefficients of Standard Torpedoes, U. S. Naval Ordnance Test Station, NAVORD Report 3346 (1954).
- 8) Landweber, L. and M. Gertler：Mathematical Formulation of Bodies of Revolution, The David W. Taylor Model Basin Report 719 (1950).
- 9) Hoak, D. E. and R. D. Finck：USAF Stability and Control DATCOM, McDonnell-Douglas Corp. (1978).
- 10) 邱逢琛, 陳宣宏：On the Model Tests for the Hydrodynamic Coefficients of an Axisymmetric Submerged Body, 国立台湾大学造船及海洋工程研究所 NTU-NAOE-Tech. Report 487 (1995).
- 11) 黄正利, 蔡進發, 関宗凱：Study on the Flow Field and Propeller Design of Autonomous Underwater Vehicle, 国立台湾大学造船及海洋工程研究所 NTU-NAOE-Tech. Report 477 (1995).
- 12) Watt, G. D.：Estimates for the Added Mass of a Multi-component, Deeply Submerged Vehicle, Part I, National Defence Research and Development Branch, Canada (1988).

Appendix

A.1 Z'_w

$$Z'_w = Z'_{w,body} + Z'_{w,fin} \tag{A-1}$$

$$Z'_{w,body} = -\frac{A}{L^2}(0.005f^2 + 0.96C_p + 5.71|0.835 - C_p| - 0.012\omega) \tag{A-2}$$

ただし、 A ：最大横断面の面積、 L ：全長、 f ：fineness ratio $\equiv L/d_e$ 、 $d_e \equiv \sqrt{ab}$ 、 a, b ：楕円形の二軸、 C_p ：柱形係数 $\equiv \nabla/AL$ 、 ω ：胴体の縦中心断面の後縁傾斜角 (rad.)

$$Z'_{w,fin} = -\frac{A_E}{L^2} \frac{C_{ia}AR\tau_1}{\cos \Lambda \left(\sqrt{\frac{(AR \cdot \tau_1)^2}{\cos^4 \Lambda} + 4} \right) + \frac{C_{ia}}{\pi}} \tag{A-3}$$

ただし、 C_{ia} ：二次元翼の揚力傾斜、 AR ：アスペクト比 $\equiv b^2/S$ 、 b ：胴体も含まれる尾翼のスパン、 S ：胴体の中まで延長する尾翼の投影面積、 Λ ：25%弦長点に対応する後退角、 $\tau_1 = 1 - \sigma^*$ 、

$$\sigma^* = \frac{0.596}{b} [(\sqrt{R^2 + 0.03Rx + 0.00023x^2}) - R_1] \tag{A-4}$$

R_0 と R_1 ：尾翼と胴体の交線から中心縦断面までの最大距離と平均距離、 x ：胴体前縁より R_0 に対応する断面までの距離、 A_E ：尾翼の有効面積 $\equiv S(1 - (2R_1/b)^2)$

A.2 M'_w

$$M'_w = M'_{w,body} + M'_{w,fin} \tag{A-5}$$

$$M'_{w,body} = \frac{2A}{L^2} C_p (K_3 - K_1) + \frac{x_{B_1}}{L} Z'_{w,body} \tag{A-6}$$

ただし、 $K_3 \equiv m_x/\rho \nabla$ 、 $K_1 \equiv m_x/\rho \nabla$ 、 x_{B_1} ：力 Z_w の中心の体積中心より後方の距離、

$$x_B = 0.78(L - x_c)(1 - 0.011\omega) \tag{A-7}$$

ここで、 x_c ：体積中心の胴体前縁より後方の距離、 x_{B_1} ：力 Z_w の中心の座標原点より後方の距離。

$$M'_{w,fin} = \frac{x_{T_1}}{L} Z'_{w,fin} \tag{A-8}$$

ただし、 x_{T_1} ：25%弦長点の座標原点より後方の距離。

A.3 Z'_q

$$Z'_q = -\frac{x_{T_1}}{L} \cdot Z'_{w,fin} - \frac{x_{B_1}}{L} \cdot Z'_{w,body} \tag{A-9}$$

A.4 M'_q

$$M'_q = \left(\frac{x_{T_1}}{L} \right)^2 \cdot Z'_{w,fin} + \left(\frac{x_{B_1}}{L} \right)^2 \cdot Z'_{w,body} \tag{A-10}$$

$$A.5 \quad Z'_{i_e} = \frac{\bar{S} \gamma_1 C_{ia} AR}{A \left[\cos \Lambda \left(\sqrt{\frac{AR^2}{\cos^4 \Lambda} + 4} \right) + \frac{C_{ia}}{\pi} \right]} \tag{A-11}$$

ここで、 C_{ia} 、 AR と Λ については (A-3) 式と同様な定義とする。 \bar{S} ：水平固定翼と水平舵との投影面積の和 ($S_F + S_e$)、 $\gamma_1 = f(S_e/\bar{S})$ ：水平固定翼に対する水平舵の相対的な位置によって、文献 7) の Fig. 16 を用いて決められる。ただし、 S_e ：水平舵だけの投影面積。

$$A.6 \quad M'_{i_e} = \frac{x_{T_1}}{L} \cdot Z'_{i_e} \tag{A-12}$$