

高操控性自主式水下載具操縱性能 之拘束模型試驗分析

邱逢琛¹ 郭振華² 張鎰源³ 王傑智³ 王治平⁴

摘要

本研究以台灣大學造船及海洋工程學研究所設置之平面運動機構(Planar Motion Mechanism)試驗量測分析系統，針對本所研發中之「高操控性自主式水下載具(簡稱 AUV-HM1)」進行包含斜航、強制平面運動及舵力試驗等一系列之拘束模型試驗，量測其安定性導數(stability derivatives)並據以分出顯示操縱性能之安定性指數(stability indices)。此外，為求建立一適用於類似 AUV-HM1 鯨型外形之流體動力係數之實用估算法，本研究並探討了以近似橢圓體法估算附加慣性項，及引用 Bottaccini 爲了標準魚雷而發展的經驗式估算黏性力，得到與實驗值頗爲一致的結果。

本研究之成果，除了經由試驗分析確實掌握水下載具 AUV-HM1 之操縱性能之外，並確立了適用於鯨型水下載具安定性導數之實用估算法，可供載具外形初步設計階段之用。

On the Captive Model Tests for the Maneuverability of a Highly Maneuverable Autonomous Underwater Vehicle

Chiu Forng-Chen¹ Jenhwa Guo² Yi-Yuan Chang³
Chieh-Chih Wang³ Jr-Ping Wang⁴

Abstract

A Planar Motion Mechanism (PMM) testing system is used to conduct a series of captive model tests for measuring the stability derivatives of a Highly Maneuverable Autonomous Underwater Vehicle, named as AUV-HM1, which is under developing at the Institute of Naval Architecture and Ocean Engineering, National Taiwan University. Then, the stability indices of the vehicle are derived from the measured results of stability derivatives, and its maneuverability is clarified. Furthermore, for estimating the 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 vehicle can be evaluated by the method with accuracy enough for practical use at the stage of preliminary design.

- 1 國立台灣大學造船及海洋工程學研究所教授
- 2 國立台灣大學造船及海洋工程學研究所副教授
- 3 國立台灣大學造船及海洋工程學研究所碩士
- 4 國立台灣大學造船及海洋工程學研究所博士班
研究生

一、前言

由於海底油氣開發及生產活動所伴隨的大量水下作業需求，而促進了遙控作業載具(Remotely Operated Vehicle, ROV)相關技術之

發展，並已達到相當實用而成熟的階段。這些技術成果亦有頗多被應用在海下及海底調查方面（前田等，1992；鄭、邱，1996）。然而，由於 ROV 通常拖曳著一條所謂臍帶（umbilical cable）的纜索，以便由外部供電及傳遞訊息，因此在進行大水深或廣域調查時，臍帶的存在對於 ROV 的運動操控會是一項大的障礙。於是，不受臍帶牽絆，可以自由自在巡航的無人無索載具（Unmanned Untethered Vehicle; UUV）自然受到極大的關注，其中又以利用電腦與控制技術，追求高度自主性為目標的自主式水下載具（Autonomous Underwater Vehicle; AUV）的研究開發更為世界各海洋先進國家所積極投入（浦、高川，1994）。

台灣大學造船及海洋工程學研究所也於民國 81 年為了研究開發可進行海下、海底廣域探測與目標物接近調查的自主式水下載具而成立了水下作業系統研究群，於民國 82 年在國科會工程處的支助下開始了「AUV-HM1 計劃」的第一階段三年期計畫，並於民國 84 年完成潛航深度 50 公尺的試驗機，並於該年 11 月在台大游泳池內順利進行了公開的動態展示（郭等，1995；Guo etc, 1995）。在現有成果的基礎上，本研究群已於民國 85 年起開始第二階段的第三年期計畫，以朝向實海域測試為目標，進行所需相關技術的研發。

水下載具初步設計階段為了進行操縱運動性能分析，其所需之流力係數通常是在非粘性流之假設下進行勢流理論計算，並以經驗推估粘性效應而得。雖然針對胴體細長如飛機或魚雷之類，其流力係數估算法較為完備，然而對於發展歷史較短，外形如本文 AUV-HM1 之鯨型水下載具，則其流力係數之推估實例雖有（前田等，1988），但推估方法則未必全然建立。因此，本研究為了針對具有流線形中心縱剖面的鯨型水下載具 AUV-HM1 試驗機，掌握其縱向操縱性能，乃必須進行包括斜航試驗、強制平面運動試驗、舵力試驗，等一系列之拘束模型試驗，以求其安定性導數、舵力係數，並從而分析出其縱向運動安定性及迴旋性。試驗用模型是採用與 AUV-HM1 試驗機同尺寸，全長為 2 公尺的 FRP 製模型，利

用平面運動機構試驗量測分析系統，於台灣大學造船及海洋工程學研究所的拖曳水槽（ $130 \times 8 \times 4$ m，拖車最高速度 5m/sec）內進行試驗。

此外，本研究為求建立一適用於類似 AUV-HM1 鯨型外形水下載具流力係數之實用估算法，相對於前田等採用以飛機為對象發展之 DATCOM（前田等，1988），本研究採用 Bottaccini 以魚雷為對象發展之經驗式（Bottaccini, 1954）為基礎，提示了一個實用的估算法，並以試驗值為應証，檢討其有效性。

二、試驗用模型

作為本試驗研究對象之 AUV-HM1 試驗機，其外觀如圖 1 所示，其內部一般佈置則如圖 2 所示。試驗用模型與試驗機之大小相同，其主要尺寸如表 1 所示。胴體中心縱剖面及中心水平剖面之形狀如圖 3 所示，而胴體橫斷面皆為橢圓形。

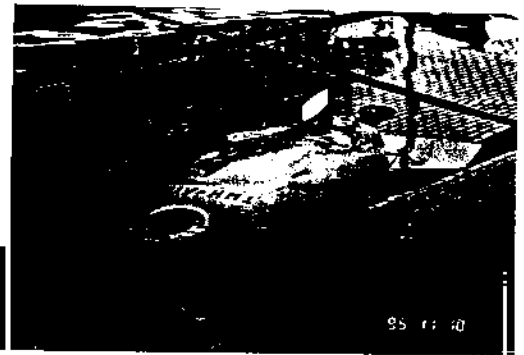


圖 1 台大發展之 AUV-HM1 試驗機外觀

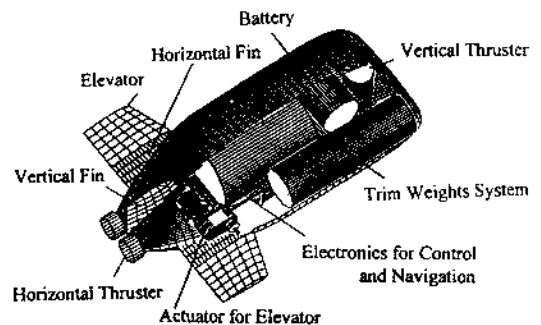


圖 2 AUV-HM1 試驗機之一般佈置

表1 AUV-HM1 試驗機主要尺寸

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_p	0.091 m^2

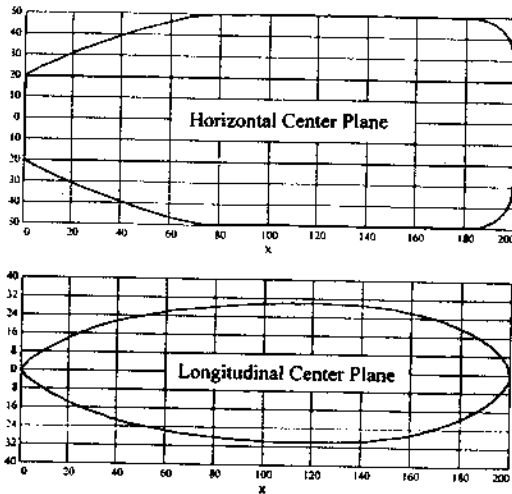


圖3 胴體外形

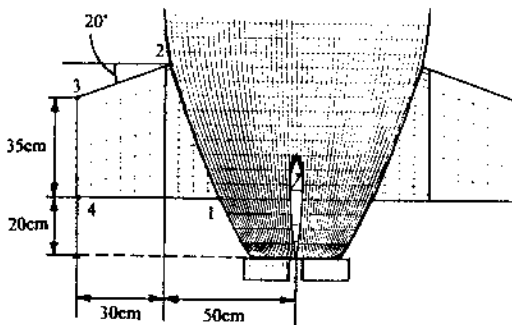


圖4 水平固定翼與水平舵之配置

胴體中心縱剖面是採用 Landweber 等爲了描述流線形軸對稱體系列而提出的 6 階多項式 (Landweber etc, 1950)。依據該多項式之定義，中心縱剖面即對應於 $r_0 = 0.50$ ， $r_1 = 0.10$ ， $C_p = 0.65$ ， $m = 0.40$ 之流線形。而此 4 個無因次參數分別是前緣曲率半徑 R_0 ，後緣曲率半徑

R_1 ，軸對稱體體積 V ，最大斷面與前緣之距離 x_m ，各依下述無因次化定義而得，即 $r_0 \equiv R_0 L / d^2$ ， $r_1 \equiv R_1 L / d^3$ ， $C_p = 4V / \pi d^3 L$ ， $m = x_m / L$ ，而此處， L 爲全長， d 爲最大斷面直徑。

胴體後方的左右、上下各設置有水平固定翼及垂直固定翼，其翼展皆與胴體外緣齊，而水平舵則從水平固定翼向外延伸 30 公分。水平固定翼及水平舵之配置示於圖 4，而其斷面採 NACA0012 之翼形。

進行斜航、強制平面運動以及舵力試驗時，模型皆是採用二根支柱支撐的方式。模型是在鋁合金製的框架外蒙上 FRP 製的外殼而成。外殼分爲上、下二部份，而上半部又爲了安裝時避開支柱，更進而分成前、中、後 3 段。而防水型動力計則安裝於框架內，其兩端各以一根支柱與 VPMM (Vertical Planar Motion Mechanism) 連結。2 根支柱間的距離 1 公尺，其中點即爲運動的轉動中心，位在離前緣 0.778 公尺處，對於水深 4 公尺的拖曳水槽，模型的沒水深度爲 2 公尺。

進行斜航及強制平面運動試驗時，模型的水平舵與水平固定翼是與外殼上半部的後段成一體製作。而在進行舵力試驗時，水平舵即從水平固定翼切離，並與安裝在尾部的操舵機連結，並有線遙控的方式調整舵角。圖 5 所示即爲舵力試驗時，進行模型安裝的中途，尾端處可見到與舵機連結之水平舵。

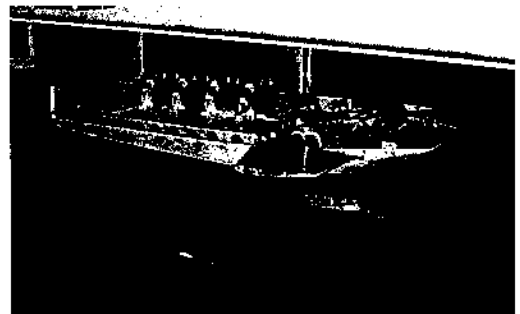


圖5 舵力試驗之模型安裝

三、運動方程式

3.1 座標系

水下載具縱運動之描述，採用圖 6 所示之載具固定座標系。x 軸以載具縱向向前為正，y 軸以向右舷，z 軸以向下為正，水平舵角取舵之前緣向上為正，而座標系原點位置則依情況而異，亦即進行拘束模型試驗，解析流力係數時，座標原點置於 2 根支柱之中點，而當進行 AUV-HIMI 試驗機之運動性能解析時，座標原點則置於前緣後方 1.0 公尺之重心處。當然，安定性導數必須先進行座標轉換。

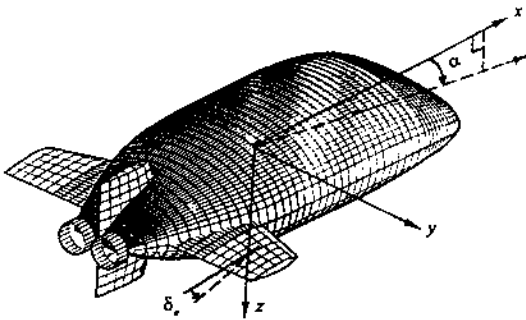


圖 6 座標系

3.2 線性操縱運動方程式

為了掌握水下載具縱運動之基本特性，使用線性運動方程式是較為簡便的方法。本文假設 x 方向之速度變化微小可忽略，則縱向運動之線性方程式即可寫成如式(1)之起伏與縱搖耦合方程式。

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

上式中， m ：包含內水在內之質量， x_G ：質心的 x 座標， m_x ：x 方向的附加質量， m_z ：z 方向的附加質量， x_z ：z 方向附加質量中心的 x 座標， I_{yy} ：包含內水在內的縱搖慣性矩； J_{yy} ：縱搖附

加慣性矩， Z_w, Z_q 及 M_w, M_q ：分別為 z 方向速度 w 及縱搖角速度 q 所引起的 z 方向力 Z 及縱搖力矩 M ， Z_{δ_e} 及 M_{δ_e} ：水平舵角 δ_e 所引起的 z 方向力及縱搖力矩， U ：載具的航速。

由於使用無因次化運動方程式較能不受限於載具大小、航速而論述其運動特性，是故本文採用下述定義進行無因次化。即，時間以 L/U ，位置以 L ，速度以 U ，角速度以 U/L ，加速度以 U^2/L ，角加速度以 U^2/L^2 ，質量及附加質量以 $0.5\rho L^3$ ，慣性矩及附加慣性矩以 $0.5\rho L^5$ ，力以 $0.5\rho L^3 U^2$ ，力矩以 $0.5\rho L^3 U^2$ 除而得無因次量。此處， ρ 為流體密度，本文以 20 °C 淡水考慮，取 $101.82 \text{ kg} / \text{m}^3$ ， L 為載具全長 2 公尺。

於是，式(1)依上述之無因次化，可改寫成式(2)如下。

$$\begin{aligned} (m + m'_z) \dot{w}' - Z'_w w' - (m' x'_G + m'_z x'_z) \dot{q}' \\ - \{Z'_q + (m' + m'_z)\} q' = Z'_{\delta_e} \delta'_e \\ (I'_{yy} + J'_{yy}) \dot{q}' - \{M'_q - (m' x'_G + m'_z x'_z)\} q' \\ - (m' x'_G + m'_z x'_z) \dot{w}' - M'_w w' = M'_{\delta_e} \delta'_e \end{aligned} \quad (2)$$

上式中，無因次化的線性流力係數定義如下，即

$$\begin{aligned} m' = m / 0.5\rho L^3, m'_x = m_x / 0.5\rho L^3, m'_z = m_z / 0.5\rho L^3, \\ x'_G = x_G / L, x'_z = x_z / L, I'_{yy} = I_{yy} / 0.5\rho L^5, J'_{yy} = J_{yy} / \\ 0.5\rho L^5, Z'_w = Z_w / 0.5\rho L^3 U, M'_w = M_w / 0.5\rho L^3 U, \\ Z'_q = Z_q / 0.5\rho L^3 U, M'_q = M_q / 0.5\rho L^4 U, Z'_{\delta_e} = Z_{\delta_e} / \\ 0.5\rho L^3 U^2, M'_{\delta_e} = M_{\delta_e} / 0.5\rho L^3 U^2 \end{aligned}$$

四、拘束模型試驗

為了探討 AUV-HIMI 試驗機的縱向運動安定性及迴旋性，本研究於台灣大學造船及海洋工程學研究所之拖曳水槽分別進行了斜航試驗、強制平面運動試驗及能力試驗。所利用的縱向平面運動機構是以調整 2 根支柱的上下運動振幅及相位差來達到強制模型作各種振幅與相位的起伏與縱搖耦合運動。其起伏最大振幅為 $\pm 150 \text{ mm}$ ，縱搖最大振幅為 $\pm 15 \text{ deg}$ ，強制運動頻率範圍為 0.2

本研究的拘束模型試驗大致以下述條件進行，

(1) 拖曳速度：1.414, 2.000, 2.828 (m/sec)

(2) 強制運動頻率：0.2, 0.3, 0.4 (Hz)

純起伏(pure heave)振幅：20, 40, 60(mm)

純縱搖 (pure pitch) 振幅：2.0, 4.0, 6.0 (deg.)

合成縱搖 (combine pitch) 振幅：2.0, 4.0, 6.0 (deg.)

(3) 斜航試驗之攻角：-6.0 ~ +14.0 (deg.)

(4) 舵力試驗之舵角：-10.0 ~ +28.0 (deg.)

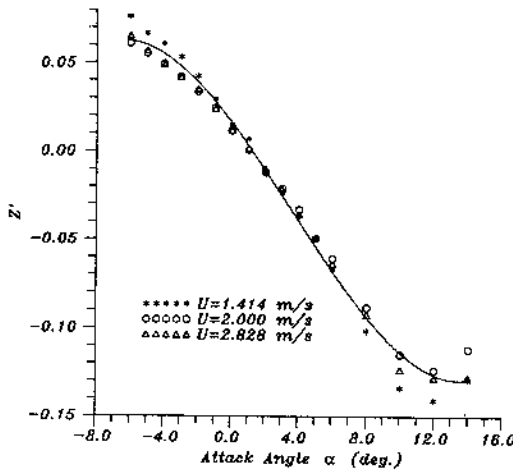


圖 7 攻角對 z 向力之影響

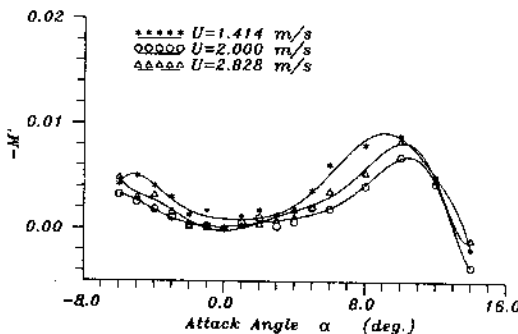


圖 8 攻角對縱搖力矩之影響

4.1 斜航試驗

斜航試驗之結果示於圖 7 與圖 8，以最小平

方法近似實驗值之多項式曲線亦一併示於圖中。圖 7 所示是 z 向力的無因次量 Z' 隨攻角 α 變化之情形，由圖可知，此力與速度平方成比例，圖 8 所示是胴體前緣後方 0.778m 處為轉動中心之縱搖力矩之無因次量 M' 隨攻角變化之情形。圖中顯示在失速之前，一定攻角範圍內， M' 不隨攻角變動，而幾乎維持定值，此即說明本試驗所取之轉動中心點（即前緣後方 0.778m 處），正好是相當於航空領域所稱的氣動力中心。總結斜航試驗之結果，以無因次安定性導數整理，則如表 2 所示。

表 2 斜航試驗結果

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

4.2 強制平面運動試驗

本部份分別進行了純起伏、純縱搖及合成縱搖共計 3 種模態之縱向強制平面運動試驗。由純起伏試驗分析得到 $m' + m'_z$, $m'x'_G + m'_z x'_z$, Z'_w , $-M'_w$ 。關於這些量測結果受強制運動之頻率與振幅影響之情形，本文以 $U=2.0$ m/sec 為例示於圖 9 至圖 12。除了 20mm 振幅所得之 Z'_w 稍微偏高，以及 0.2Hz 頻率所得之 M'_w 稍微偏低之外，這些無因次安定性導數之量測值並不隨運動頻率或振幅顯著變動，而可以說是近乎定值。同樣地，由純縱搖試驗分析得到 $m'x'_G + m'_z x'_z$, $-z'_q - (m' + m'_x)$, $I'_{yy} + J'_{yy}$, $M'_q - (m'x'_G + m'_z x'_z)$ 。此處，僅顯示慣性項，首先關於 $m'x'_G + m'_z x'_z$ ，以 $U=2.0$ m/sec 為例，其結果與純起伏試驗所得結果一併示於圖 10。量測值之間的分散雖嫌稍大，但隨運動頻率之變動並不顯著。其次關於 $I'_{yy} + J'_{yy}$ 則如圖 13 所示，量測值幾乎不隨純縱搖運動之振幅或頻率變動，而維持一定值。至於圖 14 及圖 15 所示合成縱搖試驗所得之

$-z'_q + (m'_z - m'_x)$ 及 M'_q ，亦可得到相同的結論。

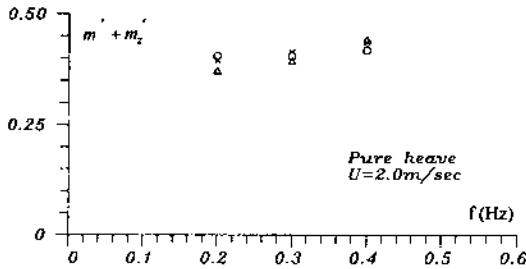


圖 9 $m' + m'_z$ 之 PMM 試驗結果

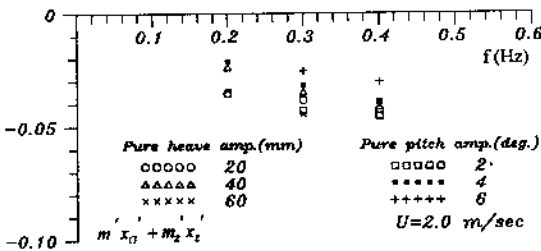


圖 10 $m'_x'_G + m'_z'_z$ 之 PMM 試驗結果

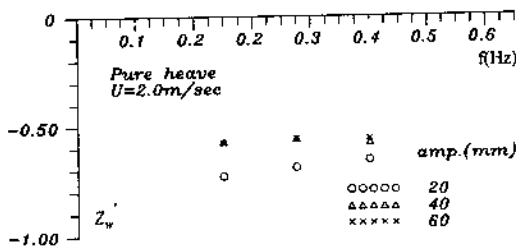


圖 11 Z'_w 之 PMM 試驗結果

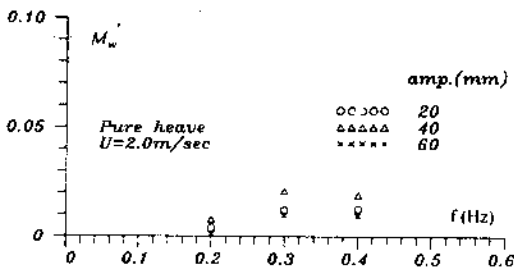


圖 12 M'_w 之 PMM 試驗結果

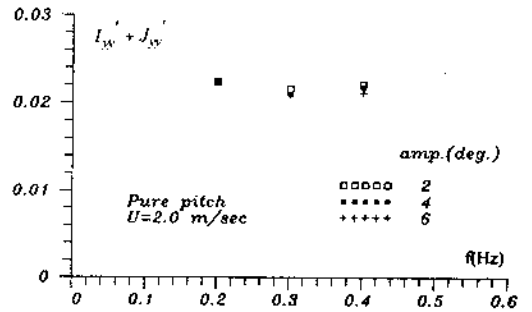


圖 13 $I'_{yy} + J'_{yy}$ 之 PMM 試驗結果

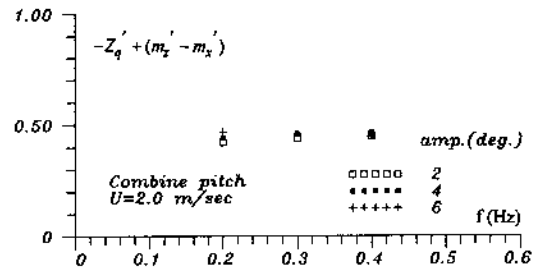


圖 14 $-Z'_q + (m'_z - m'_x)$ 之 PMM 試驗結果

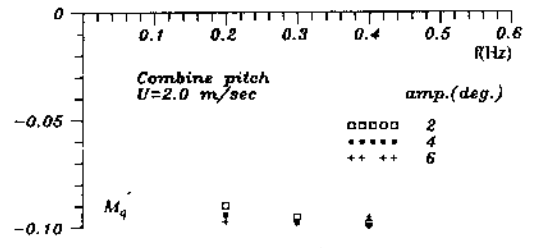


圖 15 M'_q 之 PMM 試驗結果

由於強制平面運動試驗分析得到之安定性導數之量測值受運動振幅或頻率影響之趨勢，以 $U=2.0\text{m/sec}$ 為例已如上述，而其它 2 種拖曳速度下的試驗結果亦可得同樣的結論。因此，為了整理強制平面運動試驗結果，本研究首先對附加慣性項以各拖曳速度、運動振幅及頻率下的量測值取其平均作為試驗值，然後針對各不同拖曳速度下的減衰項，以各運動振幅及頻率下的量測值取其平均作為試驗值。其結果，附加慣性項相關之無因次安定性導數示於表 3，減衰項相關者則示於

表 4。如表 4 所示，除了 M_w' 因其值微小，故在不同速度間的分散似乎較顯著之外，其餘 Z_w' , Z_q' 及 M_q' 皆不因航速而異，而是顯示了近乎定值。表中所示之 Z_w' 及 M_w' 若分別與前述表 2 所示由斜航試驗所得之結果相較，可知二者間雖稍有差異，但大致上是可以接受的。

此外，由於試驗用模型的外殼並非水密，因此整理安定性導數試驗值時，所要扣除的載具本體慣性即必須包含泛入載具內之內水，此部份另外以物理擺的方式進行量測（邱、郭、張，1996），其結果為 $m' = 0.177$ ， $I'_{yy} = 0.00974$ ， $x'_G = -0.0343$ 。

表 3 PMM 試驗之慣性項結果

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

表 4 PMM 試驗之減衰項結果

U(m/sec)	Z_w'	M_w'	Z_q'	M_q'
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 舵力試驗

載具在攻角 $\alpha = 0$ 的狀態下進行舵力試驗之結果示於圖 16 及圖 17，圖中亦一併顯示以最小平方方法近似試驗值之多項式曲線。由圖可知，舵力及力矩皆與速度平方成比例。水平舵的失速角大約在 24deg 附近。此外，基於考慮載具亦可能在某一攻角狀態下操舵，因此亦進行試驗探討了攻角對於舵力及力矩之影響。本文以 $U=2.0\text{m/sec}$ 為例顯示載具攻角分別為 $0, 3, 6\text{deg}$ 狀態下的舵

力試驗結果於圖 18 及圖 19。圖 18 顯示不同攻角狀態下的舵力曲線近乎平行，而圖 19 所示舵角所誘導之縱搖力矩則不因攻角而異，幾乎在同一曲線上。關於此點，只要對照圖 8 所示斜航試驗之結果加以考慮即知其為理所當然。因為定義縱搖力矩之轉動中心恰在氣動力中心附近已如前述，於是縱搖力矩即不因攻角變化而異。

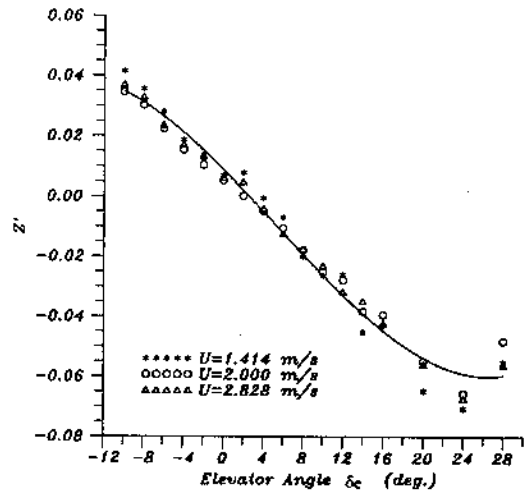


圖 16 水平舵角對 z 向力之影響

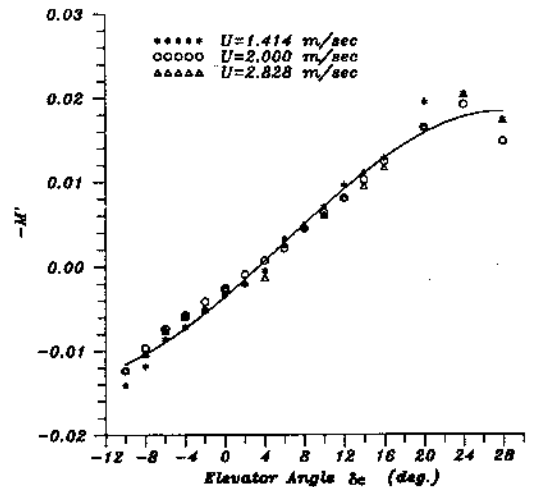


圖 17 水平舵角對縱搖力矩之影響

至於無因次舵力係數 Z'_{δ_e} 及力矩數 M'_{δ_e} 之試驗值可整理如表 5 所示。其值皆不因速度而有顯著變異，且在不同攻角狀態下，其值雖有若干分散，但並無明顯因攻角而異之趨勢。

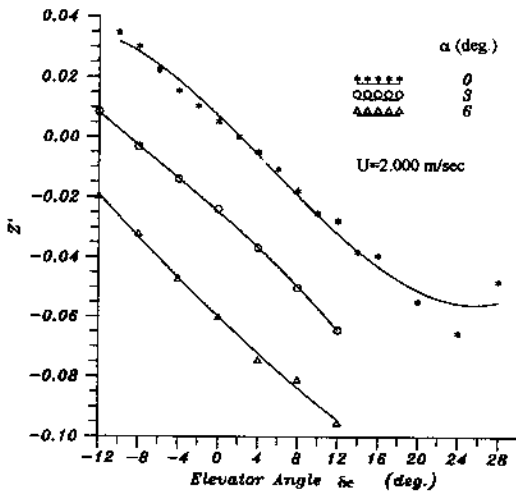


圖 18 攻角對水平舵角誘導 z 向力之影響

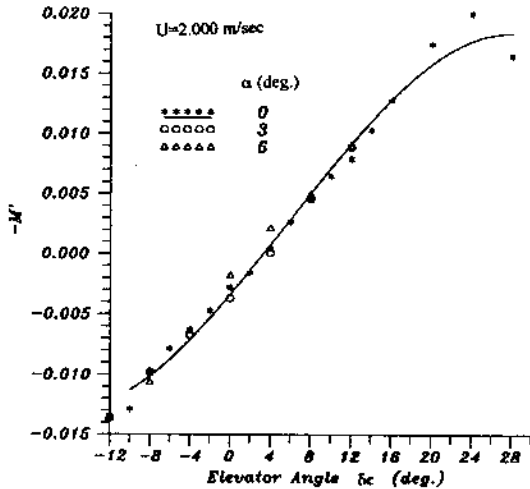


圖 19 攻角對水平舵角誘導縱搖力矩之影響

表 5 舵力試驗結果

α (deg.) (m/s)	Z'_{δ_e}			M'_{δ_e}		
	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

五、安定性導數之估算

在安定性導數估算法方面，航空工程領域上採用 DATCOM (Hoak and Finck, 1978) 是廣為人知的方法。另外，對於如魚雷之類的軸對稱體，則有 Bottaccini (1954) 所整理的經驗式，其實用上的有效性亦經確認 (邱、陳, 1995)。但是這些資料庫或經驗式皆係以具有細長胴體的載具為對象而建立的估算法，直接應用在如 AUV-HM1 這類具有偏平胴體的鯨型載具上是否妥當，自然有待澄清。因此，前田等(1988)在應用 DATCOM 於具有翼形中心縱剖面之鯨型載具時，即針對載具形狀與飛機之差異而加以修正，並顯示了良好的估算結果。有鑑於此先例，本研究即基於如下述對 AUV-HM1 試驗機之外形與其近於飛機，勿寧是更近於魚雷之認知，而嘗試引用 Bottaccini 所整理的經驗式，並針對形狀之考量，提出必要的修正。本研究之所以認為 AUV-HM1 更近於魚雷的主要理由在於：1. 同樣不具有主翼，2. 同樣具有尾翼，3. 胴體中心縱剖面並非翼形而是流線形。在引用 Bottaccini 之經驗式時，對於橢圓形断面是以等價圓形加以替代，表 6 所示之比較結果可顯示這種方法的妥當性。

表 6 胴體阻力形狀因子估算值與試驗值之比較

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

表 6 是針對 AUV-HM1 試驗機的胴體阻力形狀因子 (form factor) $1+k$ ，顯示各不同經驗式之估算值與黃等(1995)之實驗值之比較。表中可

知，無論將胴體視為三維翼或胴體本身，DATCOM 皆顯著高估。而 Bottaccini 所引用 Hoerner 的式子可寫成如下式，

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

上式中， f : finess ratio $\equiv L/d$ ， L :全長， d :軸對稱體的最大斷面直徑。針對 AUV-HM1 試驗機橫斷面之橢圓形，取等價圓形之直徑 de ($de \equiv \sqrt{ab}$; a, b :橢圓形之長,短軸)為 d ，代入式(3)，得 $f=2.58$ ， $1+K=1.33$ ，得到與實驗值 1.38 頗為一致的估算結果。

5.1 引用 Bottaccini 經驗式的估算法

以下為求試驗值比較之便，乃配合 3.2 節所述之無因次化法，以 Bottaccini 經驗式為基礎，整理出安定性導數估算式示於文末之附錄。此外，附加慣性項是依循 “best fit ellipsoid” 法 (Watt,1988)計算。

5.2 估算值與試驗值之比較

依據本研究試驗用之模型尺寸，可得到下列數值。即， $L=2.0m$ 、 $A=0.471m^2$ 、 $f=2.58$ 、

表 7 安定性導數估算值與試驗值之比較

	measured	estimated	transf. from measured	estimated
$m_{\dot{x}}$	0.023	0.022	0.023	0.022
$m_{\dot{z}}$	0.239	0.294	0.239	0.294
$x_{\dot{z}}$	-0.133	-0.094	-0.022	0.017
$J_{\dot{y}\dot{y}}$	0.0120	0.0128	0.0117	0.0117
Z_w'	-0.596	-0.642		
	-0.673(O.T.)		-0.673	-0.642
M_w'	-0.0019	0.010		
	-0.0034(O.T.)		0.0712	0.0813
Z_q'	-0.231	-0.235	-0.156	-0.164
M_q'	-0.096	-0.0893	-0.078	-0.070
$Z_{\dot{w}}'$	-0.176	-0.180	-0.176	-0.180
$M_{\dot{w}}'$	-0.0531	-0.0586	-0.0336	-0.0386
※	Origine is located at 0.778m from nose		Origine is located at 1.000m from nose	

$C_p=0.721$ 、 $\omega=1.047rad$ 、 $C_{L\alpha}=5.901rad^{-1}$ (NACA0012，依據 DATCOM)， $b=1.6m$ 、 $AR=(1.6)^2/0.792=3.232$ 、 $A=15.3deg$ 、 $R_0=0.480m$ 、 $R_1=0.412m$ 、 $x=1.55m$ 、 $K_3=1.571$ 、 $K_1=0.124$ (K_3 及 K_1 是依據 “best fit ellipsoid” 法之計算結果)， $x_c=0.909m$ 、 $x_{T_1}=0.651m$ 、 $S_c=0.243m^2$ 、 $\bar{S}=0.333m^2$ 、 $\gamma_1(0.73)=0.65$ (依據文獻 6 之圖 16)。上述各符號之定義請參閱附錄，將諸數值分別代入附錄所示諸式，即可得到無因次安定性導數之估算值。其結果與 $U=2.0m/sec$ 之試驗值一併示於表 7，除了 $m_{\dot{z}}$ 及 $x_{\dot{z}}$ ，其差異稍微偏高之外，估算值大致上與試驗值頗為相近。今後除了提升 $x_{\dot{z}}$ 的量測精度之外，尚必須進一步檢討 $m_{\dot{z}}$ 及 $x_{\dot{z}}$ 之理論計算，尤其是在考慮粘性流之渦旋效應方面。

六、安定性及迴旋性之探討

6.1 安定性導數之座標轉換

一般而言，利用拘束模型進水下載具強制平面運動試驗時，其轉動中心或縱搖力矩之量測中心位置通常會因量測裝置佈置上的限制，而未必能設定在描述載具實體運動之座標原點上。因此，在討論載具實體運動特性之前，先對安定性導數進行座標轉換是必要的，所以本研究進行了從強制平面運動試驗之座標原點 (胴體前緣後方 0.778m) 轉換到描述 AUV-HM1 試驗機運動的座標原點 (胴體前緣後方 1.000m) 所伴隨的安定性導數座標轉換之計算，其結果亦一併示於表 7。以下即依此轉換後的安定性導數，進行 AUV-HM1 試驗機運動特性之探討。

6.2 AUV-HM1 試驗機之安定性指數

聯立求解式(2)，可化解得縱搖運動方程式如下式，即

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

上式中， T_1' 、 T_2'

$$= \frac{(m' + m_z')(J_{yy}' + J_{zz}') - (m' x_G' + m_z' x_z')^2}{[M_G' - (m' x_G' + m_z' x_z')] Z_w' - M_w' [Z_G' + (m' + m_z')]}$$

$$T_1' + T_2'$$

$$= \frac{-(m' + m_z')(M'_q - (m'x'_G + m'_z x'_z)) - (I'_{yy} + J'_{zz})Z'_w}{[M'_q - (m'x'_G + m'_z x'_z)]Z'_w} - \frac{(m'x'_G + m'_z x'_z)[Z'_w + (m' + m_z')] - M'_w(m'x'_G + m'_z x'_z)}{-M'_w[Z'_w + (m' + m_z)]}$$

$$K' = \frac{M'_w Z'_{\delta c} - M'_{\delta c} Z'_w}{[M'_q - (m'x'_G + m'_z x'_z)]Z'_w - M'_w[Z'_w + (m' + m_z)]}$$

$$T_3' = \frac{(m'x'_G + m'_z x'_z)Z'_w - M'_{\delta c}(m' + m_z)}{M'_w Z'_{\delta c} - M'_{\delta c} Z'_w}$$

此處， T_1' 、 T_2' 是式(4)之特徵方程式的根，亦是表示載具運動安定性的指數，而 K' 則稱為增益 (gain)，是表示迴旋性的指數。若將運動系以一階近似，則可以定義 $T' \equiv T_1' + T_2' - T_3'$ ，代表其安定性指數。此外，飛彈、魚雷之類的領域裡，為了表示動安定性的程度，通常如下式定義 G ，亦即

$$G \equiv 1 - \frac{I'_w}{I'_q} \quad (5)$$

上式中，

$$I'_q = \frac{-M'_q + (m'x'_G + m'_z x'_z)}{Z'_w + (m' + m_z)}$$

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

於是，若 G 為負值，則表示不安定，若大於 1 則表示靜安定，而其間之值的大小即表示動安定的程度。

依上述可知，代表載具操縱性能之操縱性指數可由安定性導數代入式(4)及式(5)計算而得。AUV-HM1 試驗機縱向運動之操縱性指數分別由安定性導數試驗值計算而得之結果以及由安定性導數估算值計算而得之結果，一併示於表 8。由二者之比較，顯示了本文所引介的安定性導數估算法在實用上能有效掌握其操縱性能。另外，由 G 值可知 AUV-HM1 試驗機的縱向運動是頗為安定的。

表 8 從試驗而得之安定性指數與估算結果之比較

	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
I_q'	2.083	2.845
I_w'	0.106	0.127
G	0.949	0.955
K'	-0.754	-0.856
Origine is located at 1.000m from nose ※ $m' = 0.168$, $x_G' = 0$, $I_{yy}' = 0.0113$		

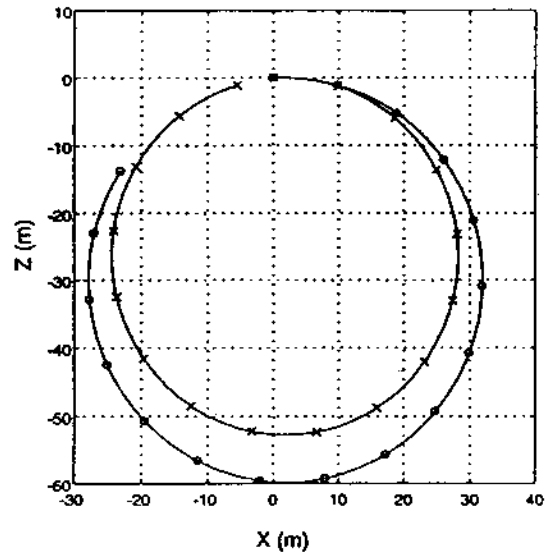


圖 20 迴旋運動模擬計算結果之比較 ($U = 2.0 \text{ m/sec}$, $\delta_e = 5 \text{ deg}$, 時間間距 5 sec ; x : 安定性導數用估算值 ; o : 安定性導數用試驗值)

圖 20 顯示 $U = 2.0m/sec$ ，水平舵角 $\delta_c = 5deg$ 狀態下，迴旋運動模擬計算所得之航跡，前述二種方式分析所得 K' 值之間的差異即反映在迴旋半徑上。

七、結論

本研究之結果，得到以下結論。

- (1)經由一系列的拘束模型試驗，台灣大學研發中的自主式水下載具 AUV-HM1 試驗機的縱向運動特性得以被充分掌握。
- (2)本研究引用以軸對稱魚雷為對象而整理的 Bottaccini 經驗式並加以修正，應用在具有流線形中心縱剖面鯨型載具的安定性導數估算上，確認了該法的有效性。
- (3)本研究再一次確認了以安定性導數估算法掌握水下載具操縱性能之有效性。

文末，本研究在國家科學委員會 NSC83-0209-E002-004 及 NSC85-2611-E002-014 之支持下完成，特此致謝。對於模型試驗之執行，本研究所碩士班研究生鄭合仁、黃孝怡、郭乃文等先生所提供之協助，深表謝忱。

參考文獻

- 1.邱逢琛、陳宜宏(1995)“軸對稱潛體流體動力係數之模型試驗分析”，台灣大學造船及海洋工程學研究所，NTU-NAOE-Tech. Report 487。
- 2.郭振華、蔡進發、邱逢琛、鄭勝文(1995)“自主式水下載具 AUV-HM1 的發展現況及未來展望”，中華民國海下技術協會海下季刊，第 5 卷，第 3 期。
- 3.黃正利、蔡進發、關宗凱(1995)“自主式水下載具之流場解析與推進器設計”，台灣大學造船及海洋工程學研究所，NTU-NAOE-Tech. Report 477。
- 4.鄭勝文、邱逢琛譯(1996)“水下技術通論”，國立編譯館。
- 5.邱逢琛、郭振華、張鑑源(1996)“流線型水下載

具流體動力係數之模型試驗分析”，台灣大學造船及海洋工程學研究所，NTU-NAOE-Tech. Report 538。

- 6.Bottaccini, M. R. (1954) “The Stability Coefficients of Standard Torpedoes”, U. S. Naval Ordnance Test Station, NAVORD Report 3346.
- 7.Guo, J., J. F. Tsai and F. C. Chiu (1995) “Design, Simulation and Control of a Highly Maneuverable Autonomous Underwater Vehicle Testbed”, MARIENV '95, Tokyo.
- 8.Hoak, D. E. and R. D. Finck (1978) “USAF Stability and Control DATCOM”, McDonnell-Douglas Corp.
- 9.Landweber, L. and M. Gertler (1950) “Mathematical Formulation of Bodies of Revolution”, The David W. Taylor Model Basin Report 719.
- 10.Watt, G. D. (1988) “Estimates for the Added Mass of a Multi-Component, Deeply Submerged Vehicle, Part I” National Defence Research and Development Branch, Canada.
- 11.前田久明、立田真一、本間健一、宮島省吾(1988) “無人無索潛水艇に働く線形流體力及び操縱應答に関する研究”，日本造船學會論文集 164 號。
- 12.浦環、高川真一(1994)“海中ロボット總覽”，成山堂書店。
- 13.前田久明主編(1992)“海中技術一般”，成山堂書店。

附 錄

A.1 Z'_w

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

$$Z'_{w, body} = -\frac{A}{L^2} (0.005f^2 + 0.96C_p) + 5.7110.835 - C_p | - 0.012\omega \quad (A-2)$$

上式中， A ：最大橫斷面之面積， L ：全長， f ：finess ratio $\equiv L/d_c$ ， $d_c \equiv \sqrt{ab}$ ， a, b ：橢圓形的長、短軸， C_p ：稜形係數 $\equiv \nabla/AL$ ， ω ：胴體中心縱剖面的後緣傾角(rad)

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

上式中， C_{lx} ：二維翼的升力斜率， \overline{AR} ：寬長比 $\equiv b^2/S$ ， b ：包含胴體在內的尾翼跨距， S ：向胴體內部延伸的尾翼投影面積， Λ ：25%弦長點所對應之後掠角，

$$\begin{aligned} \tau_1 &= 1 - \sigma' \\ \sigma' &= \frac{0.596}{b} \left[\left(\sqrt{R_0^2 + 0.03R_0x + 0.00023x^2} \right) - R_1 \right] \end{aligned} \quad (A-4)$$

上式中， R_0 及 R_1 ：尾翼與胴體的交線至中心縱剖面的最大距離及平均距離， x ：胴體前緣至 R_0 所對應斷面之距離， A_E ：尾翼的有效面積 $\equiv S(1 - (2R_1/b)^2)$

A-2 M'_w

$$M'_w = M'_{w,body} + M'_{w,fn} \quad (A-5)$$

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

上式中， $K_3 \equiv m_z / \rho \nabla$ ， $K_1 \equiv m_x / \rho \nabla$ ， x_B ： Z_w 施力點在體積中心後方的距離，

$$x_B = 0.78(L - x_c)(1 - 0.0111\omega) \quad (A-7)$$

此處， x_c ：體積中心在胴體前緣後方的距離， x_m ： Z_w 施力點在座標原點後方的距離。

$$M'_{w,fn} = \frac{x_{T1}}{L} Z'_{w,fn} \quad (A-8)$$

上式中， x_{T1} ：25%弦長點在座標原點後方的距

離。

A.3 Z'_q

$$Z'_q = -\frac{x_{T1}}{L} \cdot Z'_{w,fn} - \frac{x_{B1}}{L} \cdot Z'_{w,body} \quad (A-9)$$

A.4 M'_q

$$M'_q = \left(\frac{x_{T1}}{L} \right)^2 \cdot Z'_{w,fn} + \left(\frac{x_{B1}}{L} \right)^2 \cdot Z'_{w,body} \quad (A-10)$$

A.5 $Z'_{\delta c}$

$$Z'_{\delta c} = \frac{\bar{S} \gamma_1 C_{lx} \overline{AR}}{A \left[\cos \Lambda \left(\sqrt{\frac{\overline{AR}^2}{\cos^4 \Lambda} + 4} \right) + \frac{C_{lx}}{\pi} \right]} \quad (A-11)$$

上式中， C_{lx} ， \overline{AR} 及 Λ 之定義皆與式(A-3)相同。 \bar{S} ：水平固定翼及水平舵投影面積之和 ($S_F + S_\delta$)， $\gamma_1 = f(S_c/\bar{S})$ ：依水平固定翼與水平舵之相對位置，由文獻6之圖16查得。 S_c ：水平舵本身的投影面積。

A.6 $M'_{\delta c}$

$$M'_{\delta c} = \frac{x_{T1}}{L} \cdot Z'_{\delta c} \quad (A-12)$$