

# 경어뢰의 정특성 허용오차 산정

## An Evaluation of the Tolerance of the Static Characteristics for Light Weight Torpedoes

나 영 인\*  
Na, Young-In

### ABSTRACT

Static Characteristics of the system, such as weight, center of gravity etc., are inspected and regulated through the whole design process of a light weight torpedo system, and the nominal condition of the characteristics is prescribed for standardization of manufacturing and fabrication. It is possible that a real system or assembled system has different static characteristics from that of the nominal condition. It is required to evaluate the tolerance of the static characteristics within which the performance of the system should not be contaminated by the static characteristics. In this paper, an evaluation method of the tolerance is described for light weight torpedo systems. The method is to check on the performance and related critical parameters of light weight torpedoes. The checking items are composed of general conditions of underwater mobile systems such as stability and dynamic sensitivity and specified performance requirements for light weight torpedoes.

주요기술용어 : Static Characteristics(정특성), Tolerance(허용오차), Stability(안정성), Light Weight Torpedo (경어뢰)

### 1. 머리말

수중운동체의 정특성은 운동 및 제어특성을 결정하는 기본적인 요소로서, 형상과 구조에 따른 크기, 체적과 체적중심 그리고 무게와 무게중심 등의 시스템 특성이다. 경어뢰 시스템에 있어서 이러한 정특성은 구조설계 및 구성품 설계과정에서 지속적으로 관리되

고 최적화되어 경어뢰가 최대한 성능을 발휘하여 소기의 목적을 달성할 수 있도록 하여야 한다. 경어뢰의 개발이 완료되어 생산단계에 들어가게 되면, 형상과 관련한 공차는 매우 작으므로 체적과 관련한 특성의 변화는 없다고 할 수 있다. 그러나, 내부 구성품의 중량은 작은 부품 단위에서부터 미소한 차이를 가질 수 있으므로 시스템의 무게와 관련한 정특성은 변화할 수 있다. 따라서, 생산공정에서 달라질 수 있는 중량 구조의 허용오차가 설정되어야 하며, 이러한 허용오차

\* 국방과학연구소 연구원

는 경어뢰의 운동제어특성과 관련한 안정성, 안전발사 영역, 입수초기거동, 부양한계 등에 의하여 설정된다.

본 논문에서는 경어뢰의 정특성 허용오차를 산정하기 위하여 일반적인 수중운동체의 성능요소 및 조건과 경어뢰에 한정되는 조건을 나누어 기술하고, 각각의 성능요구조건을 만족하는 경어뢰 정특성의 제한조건을 도출한다. 결과적으로 이러한 제한조건은 중량과 종방향 무게중심위치의 유효허용오차로 제시된다.

## 2. 본 문

### 2.1 허용오차 산출방법의 개요

경어뢰 정특성의 허용오차는 일반적인 수중운동체가 만족해야 하는 성능요구조건에 더하여 경어뢰가 만족해야 하는 성능요구조건을 검토함으로써 산출할 수 있다. 검토되어야 할 성능요구조건은 다음과 같다.

<수중운동체에 대한 일반적인 성능요구조건>

- 시스템 안정성 확보
- 유도제어성능 확보

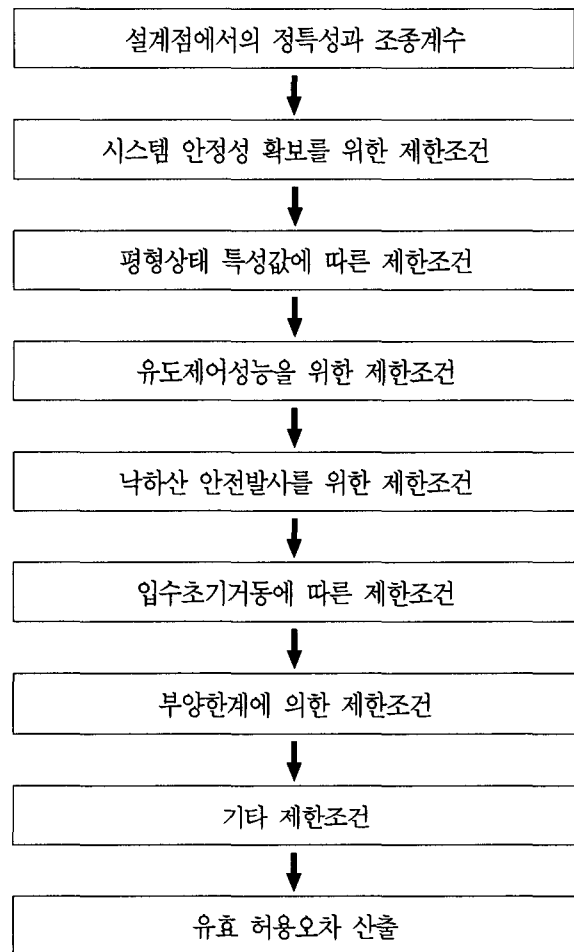
<경어뢰에 한정된 성능요구조건>

- 낙하산 안전투하 영역의 의한 제한
- 입수초기거동 및 부상거동에 의한 제한
- 플랫폼 특성에 의한 제한

그림 1은 이상의 성능요구조건을 확보하도록 경어뢰의 정특성 허용오차를 산출하기 위하여 점검되어야 하는 제한조건들과 산출과정을 나타낸 것이다

### 2.2 설계점에서의 시스템 특성

정특성 허용오차를 구하기 위하여 시스템 설계점에

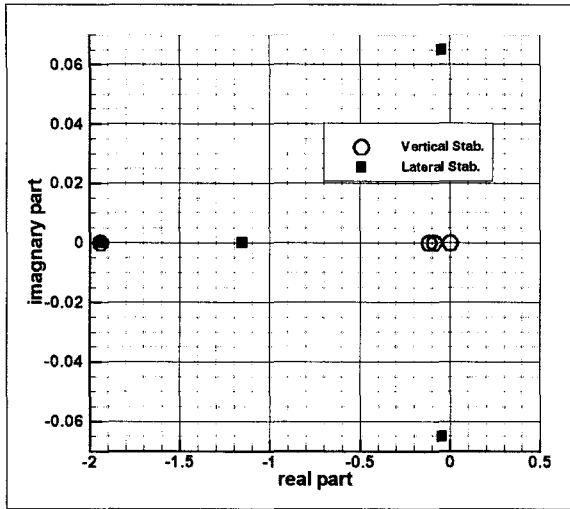


[그림 1] 경어뢰의 정특성 허용오차 산출 과정

서의 특성값을 산출한다. 본 논문에서는 가상의 경어뢰 연습어뢰에 대하여 그림 1의 과정을 거쳐 허용오차를 산출한다. 가상의 어뢰에 대한 정특성은 표 1과 같으며, 동특성을 계산하기 위한 조종계수는 경험식에 의하여 산출하였다<sup>[1]</sup>. 설계점에서 산출된 특성값은 그림 2와 표 1과 같다.

본 연구에서는 표 1에 주어진 가상의 경어뢰에 대하여 정특성 허용오차를 산출함으로써, 허용오차산정 기법을 기술한다.

설계점에서의 시스템 특성은 그림 2와 표 1에서 보



[그림 2] 시스템 안정성의 확인

이고 있다. 특성근의 실수부가 모두 음의 값을 가지므로 시스템의 동특성은 안정함을 확인할 수 있다.

### 2.3 시스템 안정성의 확인

운동방정식으로부터 평형상태방정식과 평형상태에 대한 산란운동방정식을 기술함으로써 시스템 안정성을 확인한다<sup>[2,3]</sup>. 가제어성(controllability)과 침로 안정성을 확보한 수중운동체는 정특성에 의한 모멘트와 제어력에 의한 모멘트가 평형을 이루어 수평비행(level flight)이 가능한 평형상태가 존재한다.

운동방정식으로부터 기술된 평형상태방정식은 다음과 같다.

$$\begin{aligned}
 X_u \cos \theta_0 + X_T - (W - B) \sin \theta_0 &= 0 \\
 Z_w \sin \theta_0 + Z_{\delta_e} \delta e_0 + (W - B) \cos \theta_0 &= 0 \\
 M_w \sin \theta_0 + M_{\delta_e} \delta e_0 + z_B B \sin \theta_0 + x_B B \cos \theta_0 &= 0
 \end{aligned}$$

여기서,  $X_u, X_T, Z_w, M_w$ 은 운동체의 운동에 의한 동유체력계수,  $Z_{\delta_e}, M_{\delta_e}$ 는 제어판의 힘과 모멘트계

[표 1] 설계점에서 산출된 특성값

특성값	어뢰상태	연습어뢰
	Input Torpedo Characteristics	L(m)
D(m)		0.324
W(kg)		330.0
B(kg)		220.0
x <sub>cg</sub> (m)		1.50
x <sub>cb</sub> (m)		1.35
v <sub>cg</sub> (m)		0.003
U(knot)		-
I <sub>xx</sub> (kg m <sup>2</sup> )		4.5
I <sub>yy</sub> (kg m <sup>2</sup> )		250.0
I <sub>zz</sub> (kg m <sup>2</sup> )	250.0	
Neutral Angle	θ (deg)	0.51
	δ (deg)	2.39
	X <sub>t</sub>	0.23
Stability Check (Vertical)	Root1	-0.0004
	Root2	-1.9408
	Root3	-0.1179
	Root4	-0.0884
Stability Check (Lateral)	Root1	-1.1533
	Root2	-0.0471 + 0.0651 i
	Root3	-0.0471 - 0.0651 i
	Root4	-1.9407
Rising Time Check	Tr(sec)	1.8922
ω <sub>n</sub> & ζ Vertical	ω <sub>n</sub>	0.4788
	ζ	2.2325
ω <sub>n</sub> & ζ Lateral	ω <sub>n</sub>	0.4793
	ζ	2.1480

수, W와 B는 중량과 부력,  $x_B, z_B$ 는 무게중심과 부력중심의 상대거리를 나타낸다. 그리고,  $\theta_0$ 와  $\delta e_0$ 는 각각 평형상태에서의 피치각과 제어타각이다.

유체력미계수는 경험식에 의하여 결정한다<sup>[1]</sup>.

평형상태 방정식으로부터 구해진 평형상태에서의 값은 다음과 같다.

$$\theta_0 = \tan^{-1} \left[ \frac{\frac{M_{\delta e}}{Z_{\delta e}}(W-B) - x_B B}{M_w - \frac{M_{\delta e}}{Z_{\delta e}} Z_w + z_B B} \right]$$

$$\delta e_0 = - \frac{Z_w \sin \theta_0 + (W-B) \cos \theta_0}{Z_{\delta e}}$$

$$X_T = -X_u \cos \theta_0 + (W-B) \sin \theta_0$$

평형상태에 대한 산란운동방정식은 다음과 같다.

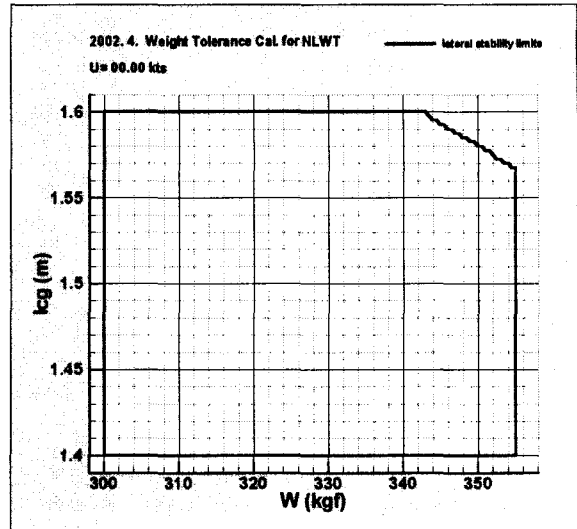
$$m \ddot{u} = X_u \dot{\bar{u}} + X_u \bar{u} + X_T - (W-B) \cos \theta_0 \cdot \bar{\theta}$$

$$m(\ddot{w} - \cos \theta_0 \cdot \ddot{\theta}) = Z_w \dot{\bar{w}} + Z_w \bar{w} + Z_q \dot{\bar{\theta}} + Z_q \bar{\theta} + Z_{\delta e} \delta e - (W-B) \sin \theta_0 \cdot \bar{\theta}$$

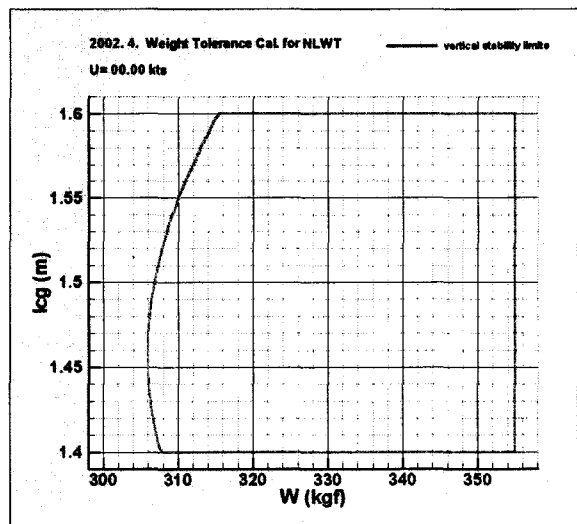
$$I_y \ddot{\theta} = M_w \dot{\bar{w}} + M_w \bar{w} + M_q \dot{\bar{\theta}} + M_q \bar{\theta} + M_{\delta e} \delta e + z_B B \cos \theta_0 \cdot \bar{\theta} - x_B B \sin \theta_0 \cdot \bar{\theta}$$

수중운동체의 안정성은 산란운동방정식의 특성근의 부호를 확인함으로써 판단할 수 있다. 수중운동체의 공칭안정성을 확인하는 방법으로 직접 특성근을 푸는 방법, 근의 실수부만을 확인하는 Routh-Hurwitz 판별법이나 Nyquist 판별법, 근계적법이 있다. 본 논문에서는 직접 특성근을 풀어 안정성을 확인하였다.

그림 3과 4는 경어뢰의 수평면과 수직면 안정성 확보를 위한 정특성 허용오차를 도시하고 있다. 계산영역은 설계점을 기준으로 허용여유를 가지고 설정하였다. 설정된 계산영역은 다음과 같다.



[그림 3] 시스템 안정성 확보범위(수평면)



[그림 4] 시스템 안정성 확보범위(수직면)

$$300.00 \text{ kg} \leq W \leq 355.00 \text{ kg}$$

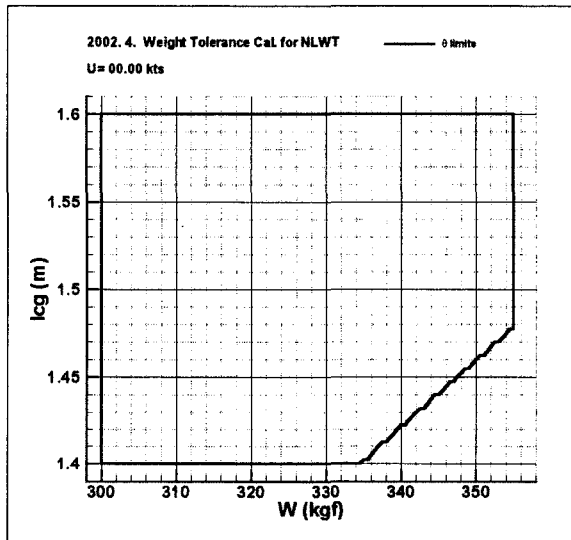
$$1.40 \text{ m} \leq lcg \leq 1.60 \text{ m}$$

#### 2.4 평형상태 영역제한

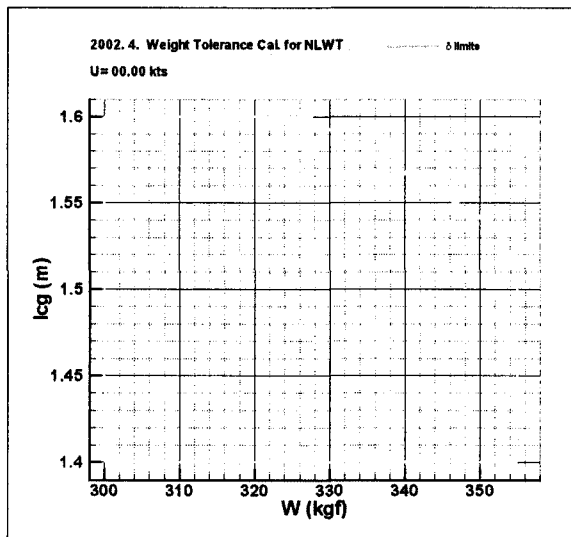
평형상태 방정식으로부터 구해진 평형상태 특성값으로부터 평형상태의 영역을 제한한다. 평형 승강타각

(splay angle)이 커지면 승강타각  $\delta e$ 의 운용범위가 축소되어 수중운동체의 제어성을 떨어뜨리는 결과를 초래하게 된다. 또한, 평형상태에서의 피치각  $\theta$ 의 지나친 증가는 항력의 증가를 초래하게 되어 시스템의 속력을 감소시킨다. 일반적으로 경어되는 후미부의

비중량이 두부의 비중량에 비하여 크기 때문에 상대적으로 큰 피치각과 승각타각을 요구한다. 경어뢰의 중요한 성능지표인 탐색과 추적에 충분한 선회성능을 확보하기 위해  $\theta \leq 0.7^\circ$  (설계점의 +37%),  $\delta \leq 3.0^\circ$  (설계점의 +26%)의 평형상태 제한을 설정한다. 그림 5와 6은 자세각 및 제어타각 제한에 의한 정특성 허용오차를 도기한 것이다.



[그림 5] 평형상태 자세각 제한 만족 범위



[그림 6] 평형상태 제어타각 제한 범위

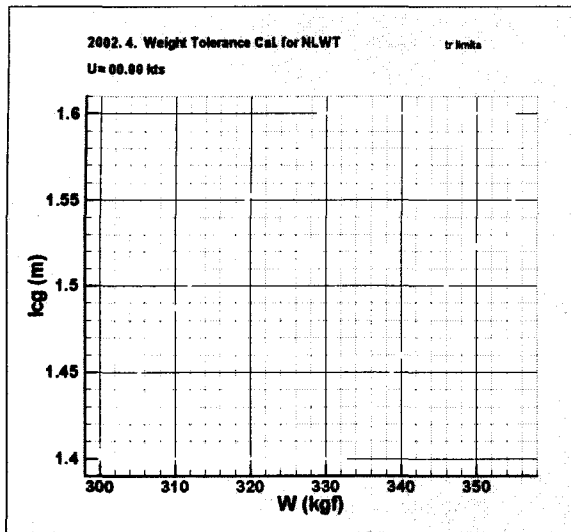
### 2.5 제어성능에 의한 영역제한

시스템의 과도 응답특성에 의하여 제어기의 성능을 분석할 수 있다. 고속 수중운동체인 어뢰에 있어서의 과도응답 특성은 스텝응답에 해당하는 심도 변화를 비교한다. 입력신호는 수심 20미터에서 40미터로 변경, 40미터에서 20미터로 변경시에 대한 것이다.

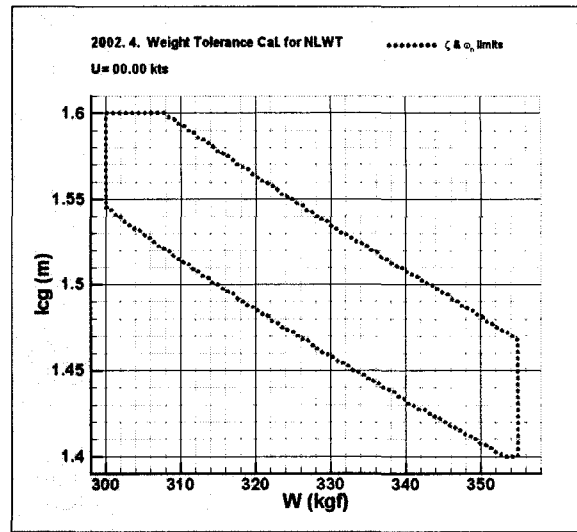
제어성능에 의한 영역 제한은 일반적으로, 과도운동 중에 입력을 초과하여 나타나는 출력의 최대치인 퍼센트 오버슈트와 정상상태 응답으로의 반응시간을 측정하는 상승시간( $t_r$ )에 의하여 설정한다. 또한, 2차 시스템의 경우 응답특성을 나타내는 감쇄비(damping ratio  $\zeta$ )와 고유진동수(natural frequency  $\omega_n$ )에 의하여도 제한조건을 설정할 수 있다.

경어뢰의 경우 중량과 무게중심 변화에 따른 퍼센트 오버슈트의 변화는 크지 않기 때문에, 상승시간에 의한 제한과 감쇄비와 고유진동수에 의한 제한을 설정하였다. 여기서, 제한변수인 상승시간은 과감쇠계에 대한 것으로 정상 상태응답의 10%에서 90%로 상승하는데 걸리는 시간이다.

시스템의 응답특성을 나타내는 감쇄비와 고유진동수를 비교하기 위하여 선형운동방정식을 2차 시스템에 대한 것으로 간략화한다. 고속에서는 정적인 힘과 모멘트가 동적인 힘과 모멘트보다 상대적으로 작아지므로 이들을 무시(횡동요 운동에서는 정적인 모멘트를



[그림 7] 상승시간 제한 만족 범위



[그림 8] 시스템 응답특성 제한 만족 범위

무시할 수 없음)하면 교란된 선형운동방정식을 4차 시스템에서 다음의 2차 시스템으로 표현할 수 있다.

$$\bar{m}\ddot{u} = X_u \dot{u} + X_u \bar{u}$$

$$m(\ddot{w} - \cos \theta_0 \cdot \ddot{\theta}) = Z_w \ddot{w} + Z_w \bar{w} + Z_q \ddot{\theta} + Z_q \bar{\theta} + Z_{\delta e} \ddot{\delta e} + Z_{\delta e} \bar{\delta e}$$

$$I_y \ddot{\theta} = M_w \ddot{w} + M_w \bar{w} + M_q \ddot{\theta} + M_q \bar{\theta} + M_{\delta e} \ddot{\delta e} + M_{\delta e} \bar{\delta e}$$

$$m(\ddot{v} + \cos \theta_0 \cdot \ddot{r}) = Y_v \ddot{v} + Y_v \bar{v} + Y_r \ddot{r} + Y_r \bar{r} + Y_{\delta r} \ddot{\delta r} + Y_{\delta r} \bar{\delta r}$$

$$I_x \ddot{\phi} = K_p \ddot{\phi} + K_p \bar{\phi} + K_{\delta r} \ddot{\delta r} + z_B B \cos \theta_0 \cdot \ddot{\phi} + z_B B \cos \theta_0 \cdot \bar{\phi}$$

$$I_z \ddot{r} = N_v \ddot{v} + N_v \bar{v} + N_r \ddot{r} + N_r \bar{r} + N_{\delta r} \ddot{\delta r} + N_{\delta r} \bar{\delta r}$$

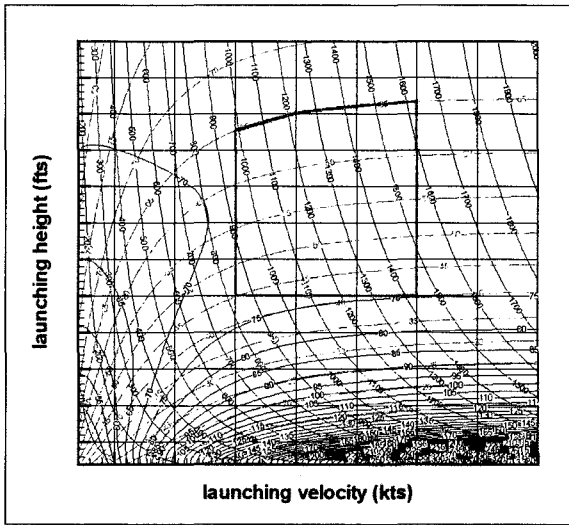
제어성능에 의한 영역제한은 설계점에서 계산한 평형상태 값을 기준으로하여 상승시간(tr)은 설계값의 2% 범위를, 감쇄비와 고유진동수는 설계값의 12% 범위를 만족하도록 제한을 설정하였다. 그림 7과 8은 상승시간과 시스템 응답특성 제한을 만족하는 범위를 도시한 것이다.

## 2.6 낙하산 안전발사 영역제한

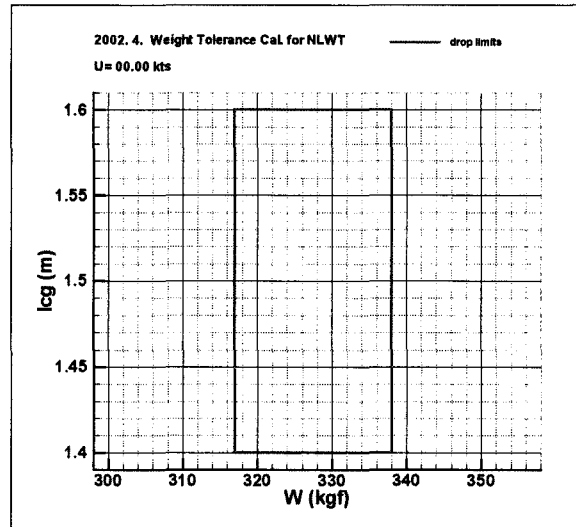
헬기나 항공기에서 경어뢰를 발사할 때에는 경어뢰가 원하는 위치에 원하는 자세 및 속도 범위 내에 안전하게 입수될 수 있도록 낙하산을 사용한다. 그러나, 낙하산을 사용할 때에도 헬기나 항공기의 모든 운용 범위 내에서 경어뢰가 발사될 수 있는 것은 아니고 가능한 발사 속도 및 발사 고도 범위가 주어지게 되는데, 이것을 안전발사영역(launch envelope)이라 한다. 안전발사영역은 중요한 체계성능을 나타내는 지표 중의 하나로 이에 대한 정확한 분석 및 제시는 운용군의 작전 능력에 적지 않은 영향을 미치게 된다<sup>[4]</sup>.

안전발사영역은 다음에 기술된 몇 가지 요소들에 의해 결정되며, 이에 의하여 입수속도, 입수각, 발사속도, 발사고도가 제한된다.

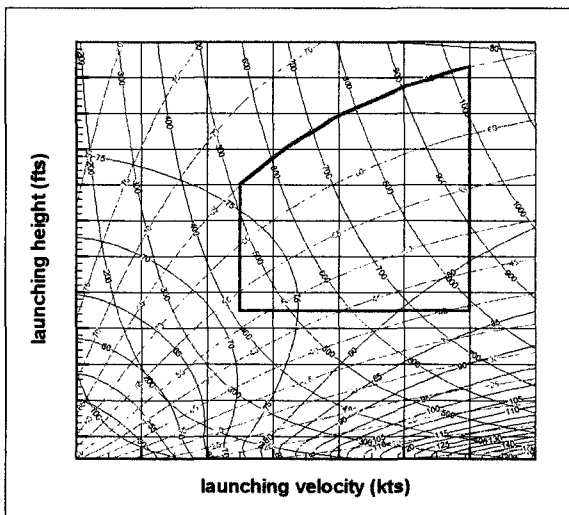
- 입수시 경어뢰 두부 및 후미부 등에 작용하는 충격력이 경어뢰의 내/외부의 하드웨어에 어떠한 손상도 주지 않아야 한다.
- 전개시 발생하는 전개충격력에 의해 낙하산 산줄



[그림 9] 안전발사영역(항공기)



[그림 11] 낙하산 안전발사영역 제한 범위



[그림 10] 안전발사영역(헬기)

(suspension line)이나 낙하산 갓(canopy), 경어  
되 축계 등에 어떠한 손상이 발생해서는 안된다.

- 입수시 경어되의 출수(broaching) 현상이 발생해  
서는 안된다.
- 낙하산이 전개되는데 필요한 최소 시간 요구나  
최소 속도 요구

- 헬기나 항공기 자체의 운용 영역

안전발사영역을 구하기 위하여 낙하산 운동 모델  
중에서 가장 단순한 질점모형을 적용하였다<sup>[4]</sup>. 계산된  
경어되 가장어되의 설계점에서 계산된 안전발사영역  
은 그림 9와 10과 같다. 그림의 세가지 등고선은 각  
각 입수각, 입수속도, 입수범위를 나타낸다.

낙하산을 사용시 안전발사를 위한 영역제한은 설계  
점의 안전발사영역으로부터 입수각, 입수속도, 입수범  
위의 오차 5%를 만족하는 정특성의 상한과 하한을  
설정하는 것이다. 그림 11은 항공기와 헬기 모두의 안  
전발사영역 제한을 만족하는 범위를 도시한 것이다.  
안전발사영역에 의한 제한 조건은 아래와 같다. 질점  
모형을 적용함으로써 중량에 대한 제한조건만을 산출  
할 수 있다.

- 안전발사영역 제한조건 :

$$317 \text{ kg} \leq W \leq 338 \text{ kg}$$

2.7 입수 초기거동에 의한 영역제한

경어뢰는 수상함, 헬기, 항공기의 플랫폼에서 운용되어 발사후 입수과정을 거쳐 전지의 활성화, 임무수행의 과정을 거치게 된다. 또한, 연습어뢰의 경우 주행완료후 데이터 분석을 위하여 음성부력인 어뢰를 부양장치를 이용하여 회수를 하는 과정이 포함된다. 경어뢰의 운용과정에서 입수 초기거동과 부상거동은 시스템 자체의 정특성에 크게 의존하며, 안전한 거동을 확보하기 위하여 제한조건의 설정이 요구된다.

경어뢰의 입수초기 거동에 크게 영향을 미치는 인자로는 시스템의 정특성, 낙하산에 의한 안전발사영역에서 고려한 입수각, 입수속도, 그리고, 전지 활성화 시작시간, 정전압 도달시간 등이 있다. 입수 초기거동에서 주요하게 생각되는 문제는 경어뢰의 최소운동수심 만족여부와 출수(broaching) 현상 발생여부이다. 이중 출수현상은 수상함 발사시 발생할 가능성이 있으며, 경어뢰의 정특성(중량, 무게중심 위치), 전지활성화 시작시간, 정전압 도달시간에 크게 의존한다. 출

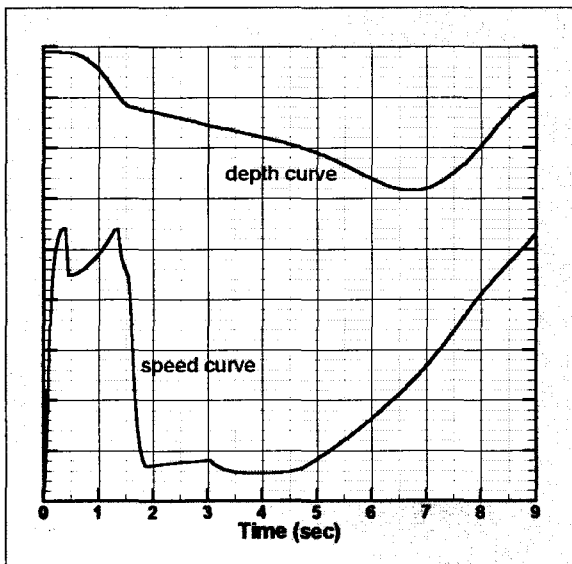
수현상이 발생하게 되면 해수를 유입하여 동작하는 경어뢰 추진전지에는 치명적인 영향을 가져올 수 있다. 여기서는 다양한 전지변수들에 대하여 정특성을 변화시켜 시뮬레이션을 수행하였다. 시뮬레이션으로부터 산출된 정특성 제한은 중량에 대한 영향은 미미하나, 길이방향 무게중심의 변화에 대하여 큰 의존성을 보였다. 시뮬레이션 결과에 의하여 설정된 입수초기거동 제한조건은 아래와 같다.

- 입수초기거동 제한조건 :  $l_{cg} \leq 1.51m$

그림 12는 산출된 정특성 제한값에서의 수상함 발사시 출수현상을 보이고 있다.

2.8 부양한계에 의한 영역제한

경어뢰 연습어뢰의 부양은 음성부력인 시스템을 부양장치에 의하여 양성부력을 만들어 줌으로써 가능하게 된다. 부양장치에 의한 부양가능한 시스템 제한은 부양기낭에 걸리는 최대 장력을 제한함으로써 결정된



[그림 12] 수상함 발사 출수현상 시뮬레이션

[표 2] 시스템 중량과 부양기낭의 안정률

시스템 중량(kg)	안정률
300	1.516
305	1.508
310	1.501
315	1.493
320	1.485
325	1.478
330	1.471
335	1.463



다. 즉, 안전한 부양을 보장하기 위하여 기량의 설계 장력 대비 시스템 중량에 의하여 걸리는 기량 최대장력의 비(안정률)를 제한하는 것이다<sup>[5,6]</sup>. 표 2는 시스템 중량과 기량의 안정률을 보이고 있다.

부양한계에 의한 영역제한은 안정률이 높을수록 유리하며, 부양장치 설계 기준에 의하여 1.5로 제한하였으며, 그 점에서의 시스템 중량의 제한 값은 아래와 같다.

- 부양한계에 의한 영역제한 :  $W \leq 333 \text{ kg}$

2.9 기타 영역제한

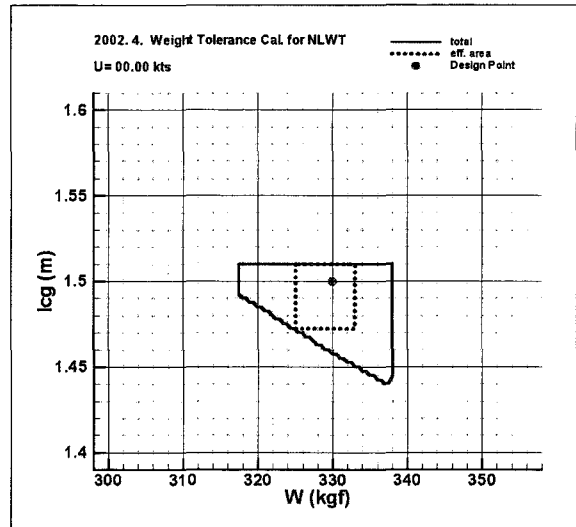
1) 운용 플랫폼의 최대적재중량 제한 : 항공기와 헬기에 있어서 탑재시스템의 중량과 플랫폼의 항주거리 사이에는 반비례 관계가 있다. 특히, 헬기의 경우 운용어뢰의 탑재발수가 헬기 적재연료의 중량에 큰 영향을 주게 되며, 따라서 작전반경 및 작전시간을 고려하여 탑재 시스템의 중량을 제한할 수 있다.

2) 항공기 적재시 무게중심위치 제한 : 한정된 탑재 공간의 내부길이에 의하여 적재시스템의 무게중심 위치를 제한할 수 있다.

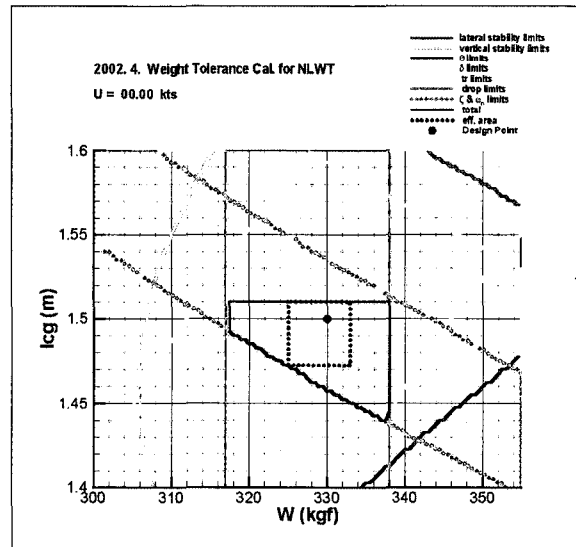
현재 시스템에는 큰 영향이 없기 때문에 플랫폼에 대한 위의 두 제한사항은 고려되지 않았다.

2.10 유효허용오차의 설정

위의 제한조건들을 종합하여 유효허용오차를 설정하였다. 그림 13의 검정색 실선으로 나타난 부분이 제한조건이 교집합이다. 유효허용오차의 산출은 제한조건이 교집합 영역에 설계점 대비 시스템 정특성 변화의 상한과 하한을 설정하여 직사각형 형태를 갖도록 하였다. 그림에서 점선으로된 직사각형이 설정된 정특성 유효허용오차이다.



[그림 13] 유효허용오차의 설정



[그림 14] 경어뢰의 정특성 허용오차

시스템 정특성 변화의 상한, 하한 및 산정된 정특성 유효허용오차는 다음과 같다.

- 시스템 정특성 변화의 상한과 하한 :  
 $98.5\% \times W_{design} \leq W \leq 101.5\% \times W_{design}$

$$90.0\% \times lcg_{design} \leq lcg \leq 110.0\% \times lcg_{design}$$

- 정특성 유효허용오차 :

$$325.05 \text{ kg} \leq W \leq 333.00 \text{ kg}$$

$$1.473 \text{ m} \leq lcg \leq 1.510 \text{ m}$$

그림 14는 본문에서 살펴본 모든 영역제한을 종합적으로 도시한 것이다.

### 3. 맺음말

본 논문에서는 경어뢰의 정특성 허용오차를 산정하기 위하여 일반적인 수중운동체의 성능요소 및 조건과 경어뢰에 한정되는 조건을 나누어 기술하고, 각각의 성능요구조건을 만족하는 경어뢰 정특성의 제한조건을 도출하였다. 제시된 기법은 신형경어뢰의 시제제작을 위한 정특성 허용오차 산정에 사용되었으며, 신형경어뢰 시제가 설계자가 요구하는 기본적인 성능을 만족하도록 시제제작의 지침을 제공하였다.

본 논문에서 제시한 기법은 특정 운동체에 한정되는 성능요구조건을 고려하면 경어뢰뿐만 아니라 일반적인 운동체 제작에 필요한 정특성의 허용오차 산정

에도 적용가능할 것으로 생각된다.

### 참 고 문 헌

- [1] 나영인, 박정기, “형경어뢰의 안정성 계수추정을 위한 최적경험식의 도출”, 국방과학연구소 기술보고서, NWSD-519-980482, 1998. 5.
- [2] 김찬기, 박정기, “백상어의 중량 분포 허용 오차 추정 기법 연구”, 국방과학연구소 기술보고서, NWSD-519-980410, 1998.
- [3] 안창범, 김찬기, “수중 운동체의 운동방정식과 좌표계”, 국방과학연구소 기술보고서, NWSD-519-971654, 1997.
- [4] 김찬기, “경어뢰 투하 속도에 따른 최대 투하 고도 추정법 연구”, 국방과학연구소 기술보고서, NWSD-519-990315, 1999.
- [5] 김원제, 독고욱, 김형렬, “청상어 연습어뢰용 부양장치 개발(I)”, 국방과학연구소 기술보고서, NWSD-519-000605, 2000.
- [6] 김원제, 박성운, 신용재, 독고욱, “청상어 연습어뢰용 부양장치 개발(II)”, 국방과학연구소 기술보고서, NWSD-519-010393, 2001.