

규칙파중 항공기 이·착륙시 초대형 부유식 해양구조물의 천이 응답 해석

신현경* · 이호영* · 임춘규* · 강점문** · 윤명철**

*울산대학교 수송시스템공학부, **현대중공업(주) 구조설계부

Transient Responses of an Airplane Taking off from and Landing on a Very Large Floating Structure in Regular Waves

H. SHIN*, H. Y. LEE*, C. G. LIM*, J. M. KANG** AND M. C. YOON**

*School of Transportation System Engineering, University of Ulsan, Ulsan 680-749, Korea

**Hyundai Heavy Industry Co. Ltd, Ulsan 682-792, Korea

KEY WORDS: Very large floating structure 초대형 부유식 해양 구조물, Source-dipole distribution method 소오스-다이폴 분포법, Newmark β method 뉴마크베타법, Airplane 항공기, Dynamic load 동적 하중, Drag 항력

ABSTRACT: Up to now, Most studies of hydroelasticity are about frequency domain analysis. Those aren't suited for analysis of the landing, take-off, and dropping of aircraft on a structure. So, the concern of this paper is the transient behavior of a VLFS subjected to dynamic load, induced by airplane landing and take-off. To predict the added mass, damping coefficient, and wave exciting force, the source-dipole distribution method was used in the frequency domain. The responses are accomplished by using the FEM scheme. A time domain analysis method is based on the Newmark β method to pursue the time step procedure, taking advantage of memory effect function for hydrodynamic effects.

1. 서 론

1977년 일본의 간사이공항에 관한 연구가 시작된 이래로 부유식 해상 공항의 연구는 발전되어 왔다.

부유식 해상공항 구조물은 유탄성 운동을 하므로 운동을 해석하기 위해선 많은 자유도의 계산이 필요하고 파도, 바람 등의 외부 환경적 영향 외에도 비행기 이·착륙 같은 외력 등도 고려되어야 한다.

VLFS(very large floating structure)설계 시 주파수영역에서의 해석법이 널리 사용되고 있으나, 항공기 이·착륙 문제, 선박과의 충돌문제, 항공기와의 충돌문제등의 충격문제를 해석하기에는 어려움이 있다. 따라서 충격문제를 해석하기 위하여 시간영역 해석법이 수행되어야 한다. Yeung등(Yeung and Kim, 1998)은 부유구조물 위의 움직이는 하중을 원으로 가정하여 원이 구조물 위를 진행함에 따라 하중에 의한 구조물의 변형등을 해석하였고, Endo 등(Endo, 1999)은 일본에서 실증 실험을 한 MF-300 구조물을 대상으로 규칙파 중 비행기가 이·착륙하는 경우에 대해 실험 및 수치해석을 수행하였다.

본 논문에서는 소오스-다이폴 분포법을 사용하여 주파수 영역에서 부가질량, 감쇠계수 및 파강제력을 계산하였고 이를 토대로 기억효과함수를 계산하였다. 시간영역해석에서는 유한요소법을 이용하여 구조물의 천이응답을 구하였으며, 시간 진진은 이 등(이와 신, 2000; 이와 신, 2000)이 사용한 뉴마크베타법을 이용하였다. 계산 모델은 Endo 등(Endo, 1999)이 수행한 모델과

같은 모델을 도입하였으며 규칙파 중에서 항공기가 이·착륙할 때 동적 하중을 계산하여 구조물의 응답, 모멘트 및 항력을 해석하였다.

2. 해석 방법

2.1 운동방정식

유체력이 선형이라고 가정하면, 시간영역에서 동유체력은 기억효과함수와 변위함수의 시간적분(time convolution)으로 표현된다. 부유식해상구조물을 판요소로 분할한 후, 시간영역에서의 운동방정식을 표현하면 다음과 같다(Cummins, 1962).

$$\sum_{j=1}^{(3 \times N_x \times N_y)/4} [(M_{ij} + A_{ij}(\infty)) \ddot{x}_j(t) + \int_0^t R_{ij}(t-\tau) \dot{x}_j d\tau + (C_{ij} + K_{ij}) x_j(t)] = F_{wi}(t) + F_{li}(t) \quad (1)$$

($i = 1, 2, 3, \dots, 3 \times N_x \times N_y/4$)

$$R_{ij}(t) = \frac{2}{\pi} \int_0^\infty B_{ij}(\omega) \cos(\omega t) d\omega \quad (2)$$

여기서, M_{ij} : 구조물 질량, A_{ij} : 부가질량
 B_{ij} : 감쇠계수, C_{ij} : 복원력
 K_{ij} : 강성행렬, R_{ij} : 기억효과함수
 F_{wi} : 파강제력, F_{li} : 항공기에 의한 동적하중

위의 (1)식에서 N_x 와 N_y 는 각각 부체의 x방향과 y방향의 유체

분할수이고 앞에 3은 Heave, Roll, Pitch운동을 나타낸 것이다.

그리고 1/4는 4개의 유체요소를 1개의 구조요소로 치환하기 위해 나타낸 것이다.

식 (1)에서 무한대의 부가질량 계수는 다음과 같이 나타낸다.

$$A_{ij}(\infty) = A_{ij}(\omega_0) + \frac{1}{\omega_0} \int_0^{\infty} R_{ij}(t) \sin(\omega_0 t) dt \quad (3)$$

여기서, $A_{ij}(\omega_0)$: 임의 주파수에서의 부가질량

본 논문에서는 시간적분에 대한 영향을 무시할 수 있는 주파수까지 계산하였다(이와 신, 2000).

파강제력, F_{wi} 은 다음과 같이 계산하였다.

$$F_{wi}(t) = Re[\zeta f_{wi}(\omega) e^{i\omega t + \varepsilon}] \quad (4)$$

$$f_{wi}(\omega) = \rho (i\omega)^2 \int_{S_w} (\varphi_I + \varphi_D) n_i ds \quad (5)$$

여기서, ζ : 파 진폭, ε : 위상차
 φ_I : 입사파 포텐셜, φ_D : 산란 포텐셜

2.2 수학적 모델

본 논문에서는 일본에서 실 해역 실험과 해석을 마친 구조물인 MF-300을 기준으로 계산하였다(Endo, 1999).

구조물의 기본 제원은 Table 1과 같다.

구조물은 유한요소해석을 위해 36×8개의 판 요소로 분할하였다. 따라서 구조 모델의 총 자유도수는 864개(3×36×8)가 된다.

활주로는 길이방향의 중심선으로부터 3.75m 떨어진 곳에 위치하고 비행기 이·착륙은 F.P.에서부터 58.33m 떨어진 위치로 하였다.

이·착륙하는 항공기의 질량은 3000kg이고, 제원은 Table 2와 같다.

항공기에 의해 구조물에 유기 되는 하중은 활주로의 수직방향으로만 작용되며, 이 수직방향의 힘은 속도의 자승에 비례하는 양력(lift force)만큼 줄어들고, 하중은 점하중(point)으로 가정하였다. 수직방향의 하중은 식 (6)과 같이 나타내었다.

Table 1 Particulars of MF-300

L×B×D	300m×60m×2m
Draft	0.5m
Water depth	8m
EI (Bending stiffness)	4.78×10 ⁸ KN-m ²

Table 2 Particulars of the model airplane

	Landing	Taking off
Speed	150 Km/h	150 Km/h
Acceleration	-5.79 m/s ²	+5.79 m/s ²
Distance	150 m	150 m
Time	7.2 sec.	7.2 sec.

$$F_I = \frac{1}{2} \rho_{air} U^2 l^2 C_L - \Delta \quad (6)$$

여기서, Δ : 비행기 무게 ($m_a \times g$)

m_a : 비행기 질량, g : 중력가속도

U : 비행기 속도, l : 비행기 길이

C_L : 양력계수, ρ_{air} : 공기밀도

각 요소 내부에서의 하중은 요소 중앙점 위치에서의 하중을 최대값으로하고, 이에 인접한 두 개의 요소사이의 중앙점 위치에서의 하중을 최소값으로 하여 최대값과 최소값을 연결하여 비행기가 지나가는 각 요소내부의 하중을 결정하였다.

3. 계산 결과

3.1 착륙

Table 2와 식 (6)을 이용하여 착륙할 때의 하중은 Fig. 1과 같이 나타낸다.

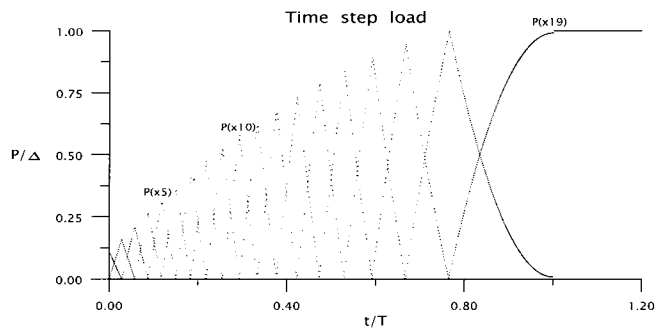


Fig. 1 Time step load during landing

Fig. 1에서 x축의 T는 착륙시간으로 7.2초이고 y축의 P는 동적하중, Δ 는 비행기의 질량(3000kg)과 중력가속도의 곱이다.

비행기는 p(x1)요소의 중앙부에 착륙을 시작하여 총 7.2초동안 활주한다. 7.2초 후에는 비행기가 정지하고 비행기가 마지막 요소 중앙점 위치에 비행기 전체 하중 p(x19)가 작용된다.

정수 중에서 비행기의 착륙에 의한 시간에 따른 활주로의 변형을 Fig. 2에 나타내었다.

Fig. 2에서 각 시간 별 항공기의 위치는 ○로 표시하였다. 비행기가 착륙하면서 하중은 증가하고 이에 따른 활주로의 변형도 증가함을 알 수 있다. 비행기가 정지하는 7.2초 후에는 약 0.05 Cm정도 활주로가 변형됨을 알 수 있다.

Fig. 3은 비행기의 착륙으로 인한 하중으로 구조물의 전체적인 변형을 3초, 4초, 5초, 6초, 7.2초마다 표현한 것이다.

Fig. 4는 정수 중에서 비행기가 착륙할 때의 6.8초부터 7.4초까지 0.2초 간격으로 구조물의 길이 방향 굽힘 모멘트의 변화를 나타낸 것이다.

Fig. 4에서 y축은 무차원화한 값(moment/displacement×L)으로 표현하였다. 굽힘 모멘트도 역시 시간이 지나면 하중이 증가하므로 모멘트도 시간에 따라 증가함을 나타낸다.

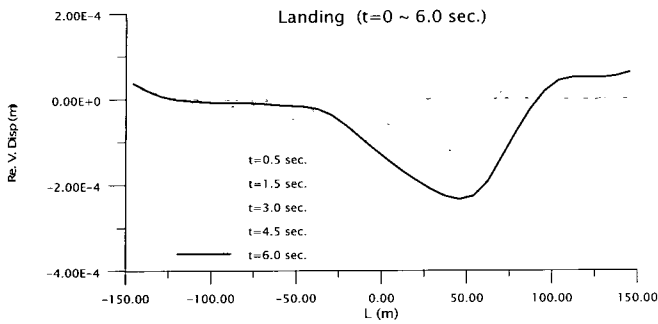


Fig. 2-1 Deformed profile of the runway subjected to landing load (t=0~6.0 sec.)

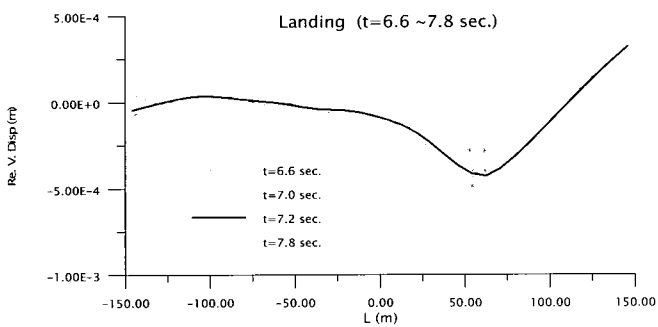


Fig. 2-2 Deformed profile of the runway subjected to landing load (t=6.6~7.8 sec.)

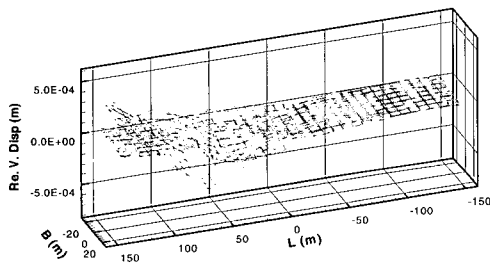


Fig. 3 Deformed profile of the structure subjected to landing load (t=3.0, 4.0, 5.0, 6.0, 7.2 sec.)

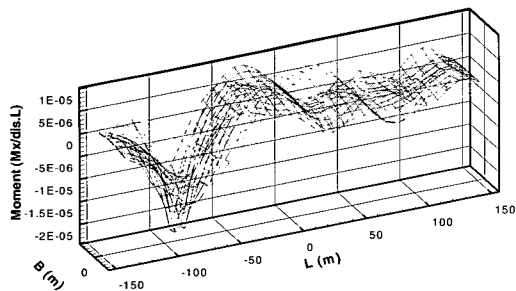


Fig. 4 Bending moment profile of the runway subjected to landing load (t=6.8, 7.0, 7.2, 7.4 sec.)

Fig. 5는 파주기 4.4초, 파장 30m, 파고 1m의 규칙파가 입사한 후 한 주기(4.4초)동안 파하중에 의해서만 나타나는 활주로의 변형을 표시한 것이다.

Fig. 6은 주기 4.4초, 파고 1m인 규칙파가 선수쪽으로부터 선미쪽을 향하여 입사하고 이와 동시에 비행기가 입사과 방향으로 착륙할 때 파하중과 비행기의 착륙하중에 의한 활주로의 변형을 나타낸 것이다.

파도 중의 안정적인 수직 변위를 나타내기 위해서 파도의 한 주기(4.4초)가 지나고 난 후부터 비행기가 착륙을 시작하는 것으로 하였고, 비행기가 진행하는 방향과 파도가 입사하는 방향을 같게 하여 계산하였다.

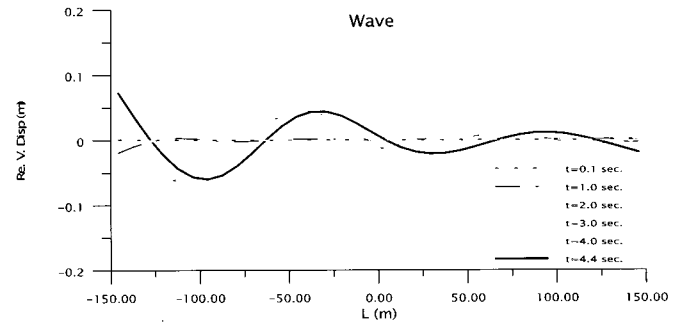


Fig. 5 Deformed profile of the runway subjected to wave load

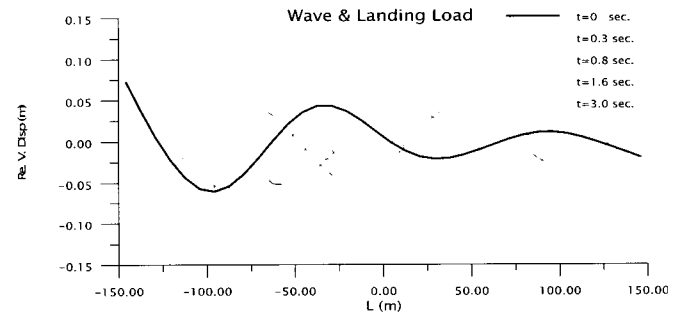


Fig. 6-1 Deformed profile of the runway subjected to wave and landing load (t=0~2.0 sec.)

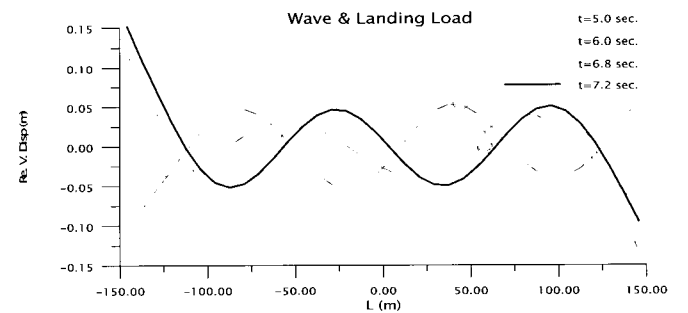


Fig. 6-2 Deformed profile of the runway subjected to wave and landing load (t=5.0~7.2 sec.)

파도 중에서는 비행기의 착륙에 의한 변형은 파도에 의한 구조물의 변형에 비하여 거의 무시하여도 될 만큼 나타나지 않는다.

즉, 파하중이 비행기의 하중에 비해 구조물의 변형에 결정적 역할을 한다.

3.2 이륙

이륙 시 비행기는 등가속도(+5.79 m/s²)로 운행하고 초기에는 3000kg 하중으로 정지하고 있는 상태였다가 갑자기 출발하는 것으로 가정하고, 가속도의 변화 외에는 착륙 시와 같은 조건 하에서 계산을 수행하였다.

이륙 시 비행기에 의한 하중의 변화는 Fig. 7과 같다.

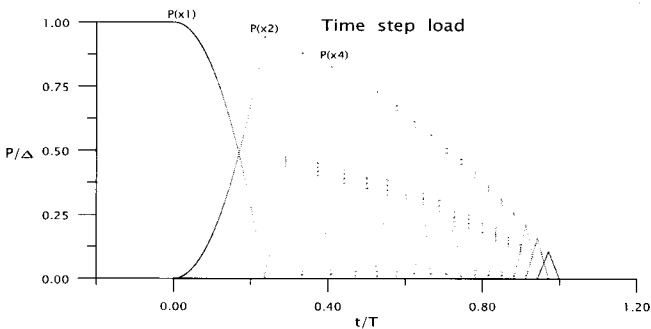


Fig. 7 Time step load during take-off

정수 중에서 비행기가 이륙하는 동안 변형되는 활주로의 모양을 Fig. 8에 나타내었다.

비행기는 착륙과 마찬가지로 F.P.에서부터 58.33m와 길이방향의 중심선으로부터 3.75m 떨어진 위치에서부터 착륙하는 것으로 하였다.

각 시간 별 항공기의 위치는 ○로 표시하였다.

처음 약 0.05Cm정도의 변형에서 시간이 지남에 따라 활주로의 변형이 점점 줄어들고, 처음의 변형은 착륙에서의 마지막 시간(7.2초)일 때의 변형과 비슷한 크기의 변형을 보인다.

Fig. 9는 주기 4.4초, 파고 1m인 규칙파가 선수쪽으로 입사하고, 이와 동시에 비행기가 입사파 방향과 동일한 방향으로 이륙할 때 파하중과 비행기의 이륙하중에 의한 활주로의 변형을 나타낸 것이다.

비행기는 정수 중에서 이륙할 때와 같은 조건으로 이륙하는 것으로 가정하였다.

입사파 한 주기(4.4초)동안은 비행기 하중이 한 요소에 연속해서 작용하고, 갑자기 비행기가 등가속도(+5.79 m/s²)로 움직이기 시작해서 7.2초 후에는 이륙을 완료하여 완전히 비행기에 의한 하중이 없는 것으로 계산을 하였다.

착륙할 때와 비슷하게 비행기에 의한 하중보다 파하중의 영향이 지배적이어서 활주로의 변형은 파중의 착륙 때와 비슷한 경향을 나타내고 있다.

Fig. 10은 파하중과 비행기의 이륙하중이 동시에 구조물에 작용될 때 구조물 전체의 길이 방향 굽힘 모멘트를 나타낸 것

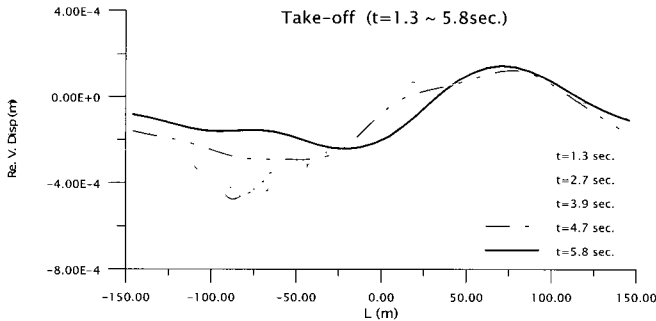


Fig. 8-1 Deformed profile of the runway subjected to take-off load (t=1.3~5.8 sec.)

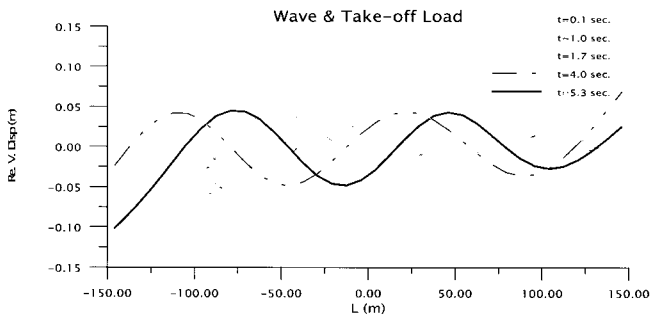


Fig. 9-1 Deformed profile of the runway subjected to wave and take-off load (t=0.1~5.3 sec.)

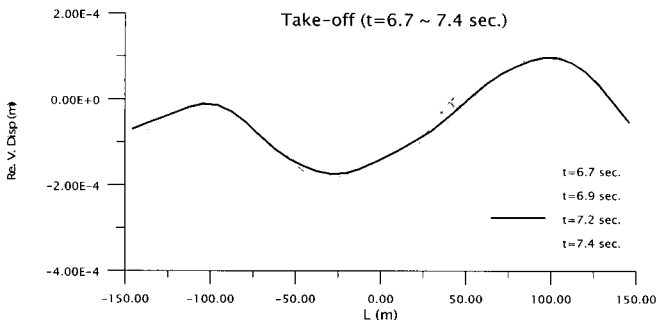


Fig. 8-2 Deformed profile of the runway subjected to take-off load (t=6.7~7.4 sec.)

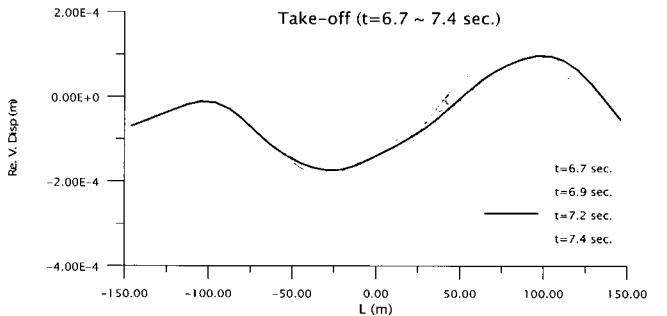


Fig. 9-2 Deformed profile of the runway subjected to wave and take-off load (t=6.5~7.4 sec.)

이다.

앞의 Fig. 9에서와 같이 구조물의 변형뿐만 아니라 모멘트도 비행기의 하중 보다 파하중에 의해 영향을 크게 받는 것을 알 수 있다.

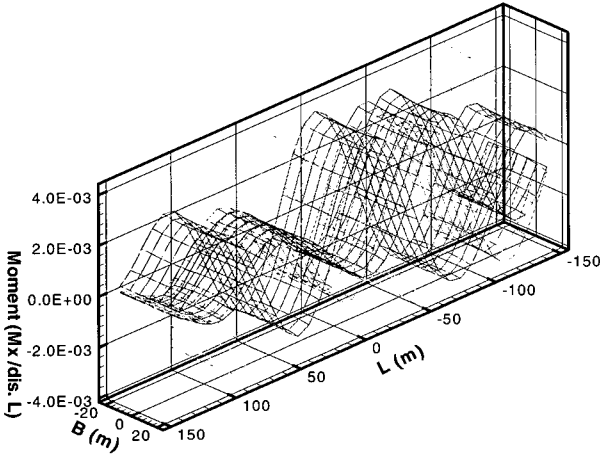


Fig. 10 Bending moment profile of the runway subjected to wave and landing load (t=0, 0.5, 1.8, 7.2 sec.)

3.3 항력

활주로의 변형은 비행기의 항력에 영향을 준다. 항력은 아래의 식과 같이 표현된다.

$$D = \Delta \frac{dz}{dx} \tag{7}$$

여기서, z : 활주로의 수직 변위
 Δ : 비행기 무게($m_a \times g$)

Fig. 11의 항력은 입사파가 비행기의 진행방향과 동일하게

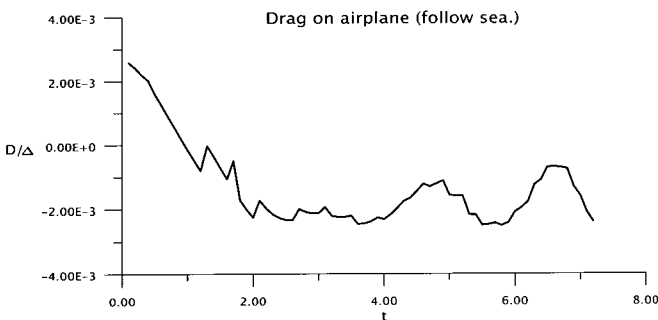


Fig. 11 Time history of drag during take-off run

선수에서 선미쪽으로 진행할 때 계산한 결과로 비행기의 배수량을 나누어 무차원화 하였고, 값은 약 ± 0.003 범위에 있다.

그리고 파의 주기가 4.4초이나 이에 비해 항력의 주기는 약 2.5초 정도로 나타나는데 이는 항공기가 진행함으로 나타나는 주파수와와의 만남에 의한 조우주파수의 영향으로 생각된다.

4. 결 론

본 연구는 일본에서 실험실 실험을 행한 MF-300을 대상으로 비행기 이·착륙에 대한 초대형 부유식 해상 구조물의 변형과 굽힘 모멘트의 변화를 계산하였고, 다음 결론을 도출하였다.

- (1) 비행기의 이·착륙으로 인해 구조물은 활주로를 기준으로 V자 형태로 변형을 일으키고 비행기가 진행함으로 인해 구조물에 약한 탄성 진동(elastic vibration)을 일으킨다.
- (2) 비행기의 이·착륙에 의한 구조물의 변형은 수직방향으로 약 0.05cm 내외의 값으로 나타난다.
- (3) 파중의 구조물의 변형은 비행기의 하중보다는 파하중의 영향이 구조물 전체 변형에 큰 영향을 미친다.
- (4) 구조물의 변형은 항력을 증가시키나, 항력의 양은 매우 작은 값으로 나타난다.
- (5) 앞으로 좀 더 거대한 구조물에 대한 해석이 필요하며, 실험과의 비교 연구도 필요할 것으로 사료된다.

참 고 문 헌

이호영, 신현경(2000). “천홀수 초대형 부유식 해양구조물의 유탄성 응답 해석”, 한국해양공학회지, 제14권 제2호, pp 53~59.

이호영, 신현경(2000). “시간영역에서 초대형 부유식 해양구조물에 대한 유탄성 운동 해석”, 한국해양공학회지, 제14권 제3호, pp 29~34.

Cummins, W. E. (1962), “The Impulse Response Function and Ship Motions”, Schifftechnik Bd, pp 101~109.

Endo, H. (1999). “The Behavior of an Airplane Taking Off from Landing on a VLFS in Rough Sea Condition”, VLFS'99, pp 212~218.

Yeung, R. W. and Kim, S. W. (1998). “Structural Drag and Deformation of a Moving Load on a Floating Plate”, RIAM, pp 77~89.

2000년 11월 18일 원고 접수

2000년 1월 26일 수정본 채택