

博士論文

大型浮体の流力弾性応答に対する  
時間領域解析の適用

遠藤 久芳

# 目 次

ページ

第1章 序言	11
1.1 本研究開始の背景	11
1.2 大型浮体の流力弾性応答に関する研究開発状況	11
第2章 動荷重を受ける弾性浮体の過渡応答解析法	14
2.1 時間領域解析法開発の経緯	14
2.2 解析モデル	14
2.3 運動方程式	14
2.4 運動方程式の解法	15
2.5 流体力係数	17
2.6 解析精度に関する検討	20
2.6.1 精度検証用解析モデル	21
2.6.2 解析精度の検証	21
2.6.3 検証結果の考察	23
2.6.4 マトリックスの解法に関する検討	24
2.6.5 解析パラメータの取扱いに関する検討	24
第3章 過渡応答の模型実験	26
3.1 模型	26
3.2 落下衝撃試験	27
3.2.1 予備試験	27
3.2.2 落下衝撃試験概要	29
3.2.3 CASE FF1	30
3.2.4 CASE FF2	32
3.2.5 CASE FC1	33
3.3 移動荷重試験	35
3.3.1 移動荷重試験概要	35
3.3.2 解析モデル	36
3.3.3 準静的試験(CASE R0)	36
3.3.4 移動荷重試験(CASE R1, CASE R2)	38
3.3.5 高速走行時の挙動(CASE R3)	43
3.4 まとめ	45
第4章 航空機の離着陸荷重を受けるVLFSの動的挙動	47
4.1 解析モデル	47
4.1.1 浮体式空港	47
4.1.2 航空機	48
4.1.3 波浪	50
4.2 解析結果	50

4.2.1 平水中着陸時の挙動	50
4.2.2 平水中離陸時の挙動	52
4.2.3 波浪中着陸時の挙動	54
4.2.4 波浪中離陸時の挙動	56
4.2.5 離陸時の所要馬力増加に関する考察	57
4.3 より大型のVLFS空港の場合	61
4.3.1 解析モデル	61
4.3.2 平水中離着陸時の挙動	62
4.3.3 波浪中離着陸時の挙動	64
4.4 浮体波の特性に関する考察	67
4.5 まとめ	71
第5章 セミサブ型VLFSの時間領域解析	73
5.1 波浪中弾性応答の解析方法	73
5.1.1 解析モデル	73
5.1.2 波浪中運動の方程式	74
5.1.3 非線形減衰項の計算法	78
5.2 セミサブ型VLFS模型を用いた水槽実験	78
5.2.1 供試模型	79
5.2.2 実験及び計測状況	80
5.3 セミサブ型VLFS模型の波浪中弾性応答解析	81
5.3.1 解析モデル	81
5.3.2 流力特性の推定	82
5.3.3 規則波中の応答	85
5.3.4 応答の同調現象に関する検証	97
5.4 長大浮体の応答に関する検証	105
5.5 まとめ	110
第6章 セミサブ型VLFSの実海域への展開	113
6.1 実海域に展開するセミサブ型VLFSの試設計	113
6.1.1 想定実海域	113
6.1.2 試設計されたセミサブ型VLFSの概要	114
6.1.3 モデルLH-600の構造寸法	115
6.2 ロワーハル型支持浮体の流力特性	116
6.3 解析モデル	119
6.4 予備解析	121
6.5 50年最大波浪に対する応答	125
6.5.1 上下変位応答	125
6.5.2 応力応答	129
6.6 波強制力( $F_z$ )が最も厳しい波浪に対する応答	130

6.6.1 波浪条件	130
6.6.2 上下変位及び応力応答	130
6.7 VLFSのうなり振動	133
6.7.1 うなり振動発生メカニズム	133
6.7.2 固有振動Mode-3(Pitch)が関与するうなり振動	136
6.7.3 固有振動Mode-5(2-Node)が関与するうなり振動	143
6.7.4 その他の固有振動Modeが関与するうなり振動	146
6.7.5 フーティング型要素支持浮体を有するVLFSのうなり振動	148
6.7.6 考察	151
6.8 仕様変更の効果	152
6.8.1 上部構造の剛性変更の効果	152
6.8.2 長大化に伴う応答特性の変化	154
6.9 まとめ	161
第7章 結論	164
あとがき	167
謝辞	168
参考文献	169
付録「ウィルソンの $\theta$ 法(The Wilson $\theta$ -method)」	171



## 圖 表 一 覽

圖

- Fig.2-1 Coordinate System for Pontoon-type VLFS
- Fig.2-2 FEM model of VL-10 and Location of the Nodes
- Fig.2-3 Relation between Fluid Panels and Structural Panels
- Fig.2-4A Added Mass Coefficient
- Fig.2-4B Damping Coefficient
- Fig.2-5 Added Mass Coefficient for  $\omega(\infty)$
- Fig.2-6 Time History of Wave Force for Regular Wave Response Analyses
- Fig.2-7 Distribution of Vertical Displacement Amplitude for  $\lambda/L=0.1$  of Model VL-10
- Fig.2-8 Distribution of Vertical Displacement Amplitude for  $\lambda/L=0.2$  of Model VL-10
- Fig.2-9 Distribution of Vertical Displacement Amplitude for  $\lambda/L=0.1$  and  $0.2$  of Model MF-1200
- Fig.3-1 Cross Section of the Al-Honeycomb Panel Model
- Fig.3-2 Load Application Plan
- Fig.3-3 Arrangement of Displacement Pickups
- Fig.3-4 Time History of Vertical Displacement in CASE FF0
- Fig.3-5 Time History of Vertical Displacement in CASE FF0
- Fig.3-6 Impact Load from Weight
- Fig.3-7A Displacement Profile in CASE FF1
- Fig.3-7B Time History of Vertical Displacement in CASE FF1
- Fig.3-7C Time History of Vertical Displacement in CASE FF1
- Fig.3-8 Time History of Vertical Displacement in CASE FF2
- Fig.3-9A Displacement Profile in CASE FC1
- Fig.3-9B Time History of Vertical Displacement in CASE FC1
- Fig.3-9C Time History of Vertical Displacement in CASE FC1
- Fig.3-10 Nodal Force Representing Moving CAR Load
- Fig.3-11A Vertical Displacements Varying with Moving of the CAR Location in CASE R0
- Fig.3-11B Vertical Displacements Varying with Moving of the CAR Location in CASE R0
- Fig.3-11C Vertical Displacement Profile in CASE R0
- Fig.3-12 CAR Movement Diagram in CASE R1
- Fig.3-13A Time History of Vertical Displacements in CASE R1
- Fig.3-13B Time History of Vertical Displacements in CASE R1
- Fig.3-14A Vertical Displacements Varying with Moving of the CAR Location in CASE R1
- Fig.3-14B Vertical Displacements Varying with Moving of the CAR Location in CASE R1
- Fig.3-15A Vertical Displacement Profile in CASE R1
- Fig.3-15B Vertical Displacement Profile in CASE R1
- Fig.3-16A Vertical Displacement Profile in CASE R2
- Fig.3-16B Vertical Displacement Profile in CASE R2

Fig.3-17A Vertical Displacement Profile in CASE R3

Fig.3-17B Vertical Displacement Profile in CASE R3

Fig.4-1 The Runway for Landing and Takeoff on MF-300

Fig.4-2A Direction of the Incident Wave and the Runway in Head Sea Condition

Fig.4-3A Time step load applied to the nodal points during landing

Fig.4-3B Time step load applied to the nodal points during takeoff

Fig.4-4A Vertical Displacement Profile of the Runway Subjected to Landing Load (  $t/T_L = 0 \sim 0.76$  )

Fig.4-4B Vertical Displacement Profile of the Runway Subjected to Landing Load (  $t/T_L = 0.83 \sim 1.33$  )

Fig.4-5 Trajectory of the Aircraft Location with Final Displacement Profile of the Runway during Landing Run

Fig.4-6A Vertical Displacement Profile of the Runway Subjected to Takeoff Load (  $t/T_T = 0 \sim 0.67$  )

Fig.4-6B Vertical Displacement Profile of the Runway Subjected to Takeoff Load (  $t/T_T = 0.81 \sim 1.06$  )

Fig.4-7 Trajectory of the Aircraft Location with Displacement Profile of the Runway during Takeoff Run

Fig.4-8A Vertical Displacement Profile of the Runway Subjected to Head Sea and Landing Load (  $t/T_L = 0 \sim 0.11$  )

Fig.4-8B Vertical Displacement Profile of the Runway Subjected to Head Sea and Landing Load (  $t/T_L = 0.91 \sim 1.03$  )

Fig.4-9 Trajectory of the Landing Run with Displacement Profile of the Runway (  $t/T_L = 0.0 \sim 1.0$  )

Fig.4-10A Vertical Displacement Profile of the Runway Subjected to Head Sea and Takeoff Load (  $t/T_L = 0 \sim 0.11$  )

Fig.4-10B Vertical Displacement Profile of the Runway Subjected to Head Sea and Takeoff Load (  $t/T_L = 0.89 \sim 1.00$  )

Fig.4-11A Vertical Displacement Profile of the Runway Subjected to Following Sea and Takeoff Load (  $t/T_L = 0 \sim 0.11$  )

Fig.4-11B Vertical Displacement Profile of the Runway Subjected to Following Sea and Takeoff Load (  $t/T_L = 0.89 \sim 1.00$  )

Fig.4-12 Trajectory of the Takeoff Run with Displacement Profile of the Runway in Head Sea Condition (  $t/T_L = 0.0 \sim 1.0$  )

Fig.4-13 Trajectory of the Takeoff Run with Displacement Profile of the Runway in Following Sea Condition (  $t/T_L = 0.0 \sim 1.0$  )

Fig.4-14 Time History of the Drag during the Takeoff Run

Fig.4-15 The Runway for Landing and Takeoff on MF-1200

Fig.4-16A Vertical Displacement Profile of the Runway and Run Trajectory during Landing Run  
(  $t/T_L = 0 \sim 0.36$  )

Fig.4-16B Vertical Displacement Profile of the Runway and Run Trajectory during Landing Run  
(  $t/T_L = 0.57 \sim 1.0$  )

Fig.4-17A Vertical Displacement Profile of the Runway and Run Trajectory during Takeoff Run  
(  $t/T_L = 0 \sim 0.71$  )

Fig.4-17B Vertical Displacement Profile of the Runway and Run Trajectory during Takeoff Run  
(  $t/T_L = 0.86 \sim 1.0$  )

Fig.4-18 Trajectory of the Landing Run in Head Sea Condition in WAVE1

Fig.4-19 Trajectory of the Takeoff Run in Head Sea Condition in WAVE1

Fig.4-20 Trajectory of the Takeoff Run in Following Sea Condition in WAVE1

Fig.4-21 Trajectory of the Takeoff Run in Following Sea Condition in WAVE2

Fig.4-22A Comparison of Wave Length between Incident Wave and Structural Wave for Model MF-300

Fig.4-22B Comparison of Wave Length between Incident Wave and Structural Wave for Model MF-1200

Fig.4-23A Comparison of Propagating Velocity between Incident Wave and Structural Wave for Model MF-300

Fig.4-23B Comparison of Propagating Velocity between Incident Wave and Structural Wave for Model MF-1200

Fig.5-1 Conceptual View of Semisubmersible-type VLFS Model

Fig.5-2 Simplified Beam-like Model for the Analysis

Fig.5-3 Time History of Wave Force for Regular Wave Response Analyses

Fig.5-4 Plan and Principal Dimensions of I-type Model

Fig.5-5 Configuration of the Element Column-Footing Float

Fig.5-6 Location of Bending Strain Pickups

Fig.5-7 Wave Exiting Force Coefficients for the Element Float

Fig.5-8 Added Mass Coefficients for the Element Float

Fig.5-9 Wave Making Damping Coefficients for the Element Float

Fig.5-10 Time History of Vertical Displacement for Model F25

Fig.5-11 Time History of Vertical Displacement for Model F11

Fig.5-12A Displacement Profile of Model F25 ( $T_w=3.0\text{sec}$ )

Fig.5-12B Displacement Profile of Model F25 ( $T_w=2.0\text{sec}$ )

Fig.5-12C Displacement Profile of Model F25 ( $T_w=1.0\text{sec}$ )

Fig.5-13A Displacement Profile of Model F11 ( $T_w=2.0\text{sec}$ )

Fig.5-13B Displacement Profile of Model F11 ( $T_w=1.0\text{sec}$ )

Fig.5-14 RAOs of Vertical Displacement Amplitude at the Fore Peak ( $x/L=0.5$ )

Fig.5-15 Distribution of Vertical Displacement Amplitude along Model F25

Fig.5-16 Distribution of Vertical Displacement Amplitude along Model F11

Fig.5-17 RAOs of Bending Moment Amplitude at the Midship ( $x/L=0.0$ )

Fig.5-18A Distribution of Bending Moment Amplitude along Model F25 ( $T_w=2.2\sim 3.0\text{sec}$ )

Fig.5-18B Distribution of Bending Moment Amplitude along Model F25 ( $T_w=1.8\sim 2.1\text{sec}$ )

Fig.5-18C Distribution of Bending Moment Amplitude along Model F25 ( $T_w=1.0\sim 1.3\text{sec}$ )

Fig.5-19 Displacement Profile of Model F25 ( $T_w=2.2\text{sec}$ )

Fig.5-20 Distribution of Bending Moment Amplitude along Model F11

Fig.5-21 RAOs of Vertical Displacement Amplitude with Reference to  $L/\lambda$  (Model F11 and Model F25)

Fig.5-22 RAOs of Bending Moment Amplitude with Reference to  $L/\lambda$  (Model F25)

Fig.5-23 RAOs of Bending Moment Amplitude with Reference to  $L/\lambda$  (Model F11)

Fig.5-24 RAOs of Bending Moment Amplitude near at  $T_w=2.4\text{sec}$  (Model F11)

Fig.5-25 RAOs of 1<sup>st</sup> and 3<sup>rd</sup> Harmonic Vertical Displacement Amplitude (Model F11)

Fig.5-26 RAOs of 1<sup>st</sup> and 3<sup>rd</sup> Harmonic Bending Moment Amplitude (Model F25)

Fig.5-27 RAOs of 1<sup>st</sup> and 3<sup>rd</sup> Harmonic Bending Moment Amplitude (Model F11)

Fig.5-28 Time History of Bending Moment at the Midship of Model F11 for  $T_w=1.0\text{sec}$

Fig.5-29 Displacement Profile for Model F97 ( $T_w=3.0\text{sec}$ )

Fig.5-30 Distribution of Vertical Displacement Amplitude along Model F97

Fig.5-31 Comparison of RAO's of Vertical Displacement Amplitude at  $x/L=0.5$

Fig.5-32 Distribution of Bending Moment Amplitude along Model F97 ( $T_w=2.0, 3.0\text{sec}$ )

Fig.5-33 Comparison of RAO's of Bending Moment Amplitude at the Midship

Fig.5-34 Comparison of Distribution of Bending Moment Amplitude for  $T_w=2\text{sec}$

Fig.6-1 Perspective View of LH-600

Fig.6-2 Dimension of the Upper-Structure

Fig.6-3 Dimension of the Lower-hull Structure

Fig.6-4A Wave Exiting Force Coefficients for the Element Float

Fig.6-4B Wave Exiting Force Coefficients for the Element Float

Fig.6-5 Added Mass Coefficients for the Element Float

Fig.6-6 Wave Making Damping Coefficients for the Element Float

Fig.6-7 FEM Model

Fig.6-8 Perspective Plan of the Analysis Model

Fig.6-9 Time History of Wave Force for Regular Wave Response Analyses (with Approaching Stage of  $6\times T_w$ )

Fig.6-10A Time History of Vertical Displacement for  $T_w=6.0\text{sec}$  and  $\zeta_a=1.0\text{m}$  with Zero Approaching Stage

Fig.6-10B Time History of Vertical Displacement with Approach  $3\times T_w$

Fig.6-10C Time History of Vertical Displacement with Approach  $6\times T_w$

Fig.6-10D Time History of Vertical Displacement with Approach  $10\times T_w$

Fig.6-11 Displacement Profile along the Center Line of Model LH-600 at the First Peak of Beat

Fig.6-12A Time History of Vertical Displacement for  $T_w=15.1\text{sec}$

Fig.6-12B Time History of Vertical Displacement for  $T_w=15.1\text{sec}$

Fig.6-13A Displacement Profile along the Center Line of Model LH-600 at its Peak of Beat

Fig.6-13B Displacement Profile along the Center Line of Model LH-600 at its Trough of Beat

Fig.6-14 Distribution of Displacement Amplitude over Model LH-600 at its Peak of Beat

Fig.6-15 Distribution of Stress Amplitude along the Center Line of Model LH-600 at its Peak of Beat

Fig.6-16 Time History of Vertical Displacement for  $T_w=9.0\text{sec}$

Fig.6-17 Displacement Profile along the Center Line of Model LH-600 at its Peak of Beat

Fig.6-18 Distribution of Displacement Amplitude over Model LH-600 at its Peak of Beat

Fig.6-19 Distribution of Stress Amplitude along the Center Line of Model LH-600 at its Peak of Beat

Fig.6-20A Shape of Eigen Mode-3 (Pitch)

Fig.6-20B Shape of Eigen Mode-5 (2-Node Vertical)

Fig.6-21A Time History of Vertical Displacement for  $T_w=15.60\text{sec}$  in CASE-A1

Fig.6-21B Time History of Vertical Displacement for  $T_w=16.00\text{sec}$  in CASE-A2

Fig.6-21C Time History of Vertical Displacement for  $T_w=16.04\text{sec}$  in CASE-A3

Fig.6-22A Time History of the Vertical Displacement and the Phase-lag with Pitch Mode and Heave Mode Beating Vibration

Fig.6-22B Displacement Profile along the Center Line of Model LH-600 at its Peak of Beat

Fig.6-22C Time History of the Vertical Displacement and the Phase-lag with Pitch Mode Beating Vibration

Fig.6-22D Time History of the Vertical Displacement with Increased Damping Coefficient ( $100\times C_z$ )

Fig.6-22E Time History of the Vertical Displacement with Increased Damping Coefficient ( $400\times C_z$ )

Fig.6-23A Time History of Vertical Displacement for  $T_w=10.0\text{sec}$  in CASE-B1

Fig.6-23B Time History of Vertical Displacement for  $T_w=10.5\text{sec}$  in CASE-B2

Fig.6-23C Time History of Vertical Displacement for  $T_w=11.0\text{sec}$  in CASE-B3

Fig.6-24 Time History of the Vertical Displacement and the Phase-lag with 2-Node Mode Beating Vibration

Fig.6-25 Time History of the Vertical Displacement with Decreased Damping Coefficient ( $0.01\times C_z$ )

Fig.6-26 Time History of Vertical Displacement for  $T_w=3.0\text{sec}$

Fig.6-27 Displacement Profile along the Center Line of Model LH-600 at its Peak of Beat

Fig.6-28A Time History of Vertical Displacement in Case Taking Account of Drag Force

Fig.6-28B Time History of Vertical Displacement in Case Neglecting Drag Force

Fig.6-29 Displacement Profile of Model F25 at its Peak of Beat Amplitude in Case Neglecting Drag Force

Fig.6-30 Displacement Profile along the Center Line of Model LH-600 at its Peak of Beat in CASE-3

Fig.6-31 Perspective View of LH-1200

Fig.6-32A Time History of Vertical Displacement for  $T_w=15.1\text{sec}$

Fig.6-32B Time History of Vertical Displacement around its Trough of Beat

Fig.6-33A Displacement Profile along the Center Line of Model LH-1200 at its Peak of Beat

Fig.6-33B Displacement Profile along the Center Line of Model LH-1200 at its Trough of Beat

Fig.6-34 Time History of the Vertical Displacement and the Phase-lag with 2-Node Mode Beating Vibration

Fig.6-35 Distribution of Stress Amplitude along the Center Line of Model LH-1200 at its Peak of Beat

Fig.6-36 Time History of Vertical Displacement for  $T_w=9.0\text{sec}$

Fig.6-37 Displacement Profile along the Center Line of Model LH-1200 at its Peak of Beat

Fig.6-38 Distribution of Stress Amplitude along the Center Line of Model LH-1200 at its Peak of Beat

## 表

Table 2-1 Particulars of Model VLFS for Verification

Table 2-2 Ratios of Node Interval by Element Length

Table 2-3 Parameters Adopted for the Analyses

Table 3-1 Particulars of Model VL-10

Table 3-2 Conditions in Weight Dropping Test

Table 3-3 Conditions in Car Running Test

Table 4-1 Dynamic Responses of Runway during Takeoff Run in Example Wave Cases of MF-300 and MF-1200

Table 4-2 Wave Length and Propagating Velocity of the Structural Waves for Example Wave Cases of MF-300 and MF-1200

Table 5-1 Structural Properties of the Analysis Models

Table 5-2 Natural Periods of the Models

Table 6-1 Statistics of Wave Data at Campos Basin

Table 6-2 Principal Dimension of Model LH-600

Table 6-3 Structural Properties of the Analysis Model

Table 6-4 Natural Periods Obtained from Eigen Value Analysis for Model LH-600

Table 6-5 Beating Behavior of LH-600 Associated with Eigen Mode-3(Pitch) for Varying Wave Period

Table 6-6 Beating Behavior of LH-600 Associated with Eigen Mode-5(2-Node) for Varying Wave Period

Table 6-7 Beating Behavior of LH-600 Associated with Eigen Mode-7 and Mode-9

Table 6-8 Natural Periods of the Models

Table 6-9 Beating Behavior of Model F25 Associated with Eigen Mode-3(2-Node)

Table 6-10 Effect of Design Options

Table 6-11 Natural Periods Obtained from Eigen Value Analysis for Model LH-1200

## 第1章 序 言

### 1.1 本研究開始の背景

1970年代以後において、我が国ではVLFS(Very Large Floating Structure)と称される大型浮遊式構造物が、海洋空間利用のための構造物として注目され、その設計・建造のための技術開発が国家的プロジェクトとして推進されてきた。

VLFSが国家的プロジェクトとして採り上げられるようになったのは、1974年に航空審議会が、関西国際空港新設を運輸大臣に答申した事に端を発する。これを受けて、1970年後半から1980年代初めにかけて、関西国際空港を浮体により実現する場合の技術的可能性、安全性および経済性などが、造船工業会および船舶技術研究所、港湾技術研究所において検討され、具体的なセミサブ型浮体構造が試設計、提案された。これが第Ⅰ期関西国際空港プロジェクトであったが、この時は、関西国際空港は埋立工法で実施と決定されて、浮体構造の実現を見ることはできなかった。しかし、この時に官民学こぞって実施した幅広い研究活動は大きなシーズとして残された。この時の成果を取りまとめたものとしては宝田の報告書<sup>1)</sup>が詳しい。

その後、この方面の研究活動はあまり活発ではなくなったものの、船舶技術研究所(現、海上技術安全研究所)では、空港のみならず物流基地、備蓄基地など幅広い海洋空間利用のための浮体構造物の開発的研究が続けられ<sup>2)</sup>、実海域実験も実施された<sup>3)</sup>。また、マリーンフロート推進機構が母体となって、将来の第Ⅱ期関西国際空港建設をターゲットとしたより合理的な浮体構造物について検討が続けられた。マリーンフロート推進機構では、第Ⅰ期に造船関係者から提起されたセミサブ型浮体が建造および維持管理に見込まれる経費が大きすぎた事を改善し、防波堤により閉鎖した海域にポンツーン型浮体を用いることを代替案として提起した<sup>4)</sup>。この経済性の優位により、その後メガフロート技術研究組合に継承されていったのはポンツーン型VLFSに特化された研究開発であった。

第Ⅱ期関西国際空港建設が具体的に検討される時期に至り、それまでの浮体構造に関する地道な研究活動が認められ、浮体工法も候補として採り上げられた。これを受けて1995年にメガフロート技術研究組合が設立され、その後2001年にかけて、このメガフロート技術研究組合を中心として、VLFSの実現のための実験的および解析的研究が活発に実施された。メガフロート技術研究組合は、組合が解散した後さらに数年間に渡り、活動の本拠地を造船技術センターに移して、これまでの研究成果を実機建造に結び付けるべく活発な活動を展開した。沖縄の普天間基地の代替施設として企画された辺野古沖海上ヘリポート(実質的に空港)や、羽田沖第3滑走路の建設計画に参画して、浮体式空港の実際的な設計を提案して、入札への参加も試みられた。浮体式空港は、第Ⅰ期関西国際空港プロジェクト以来の官民学に渡る造船関係者の長年の夢であったが、残念ながらいまだに実現に至っていない。

著者は第Ⅰ期関西国際空港プロジェクトが開始された時点から、ずっと一貫してVLFSの弾性応答の解明を自分の中心課題として、この研究活動に携わってきた。ここに、これまでの研究成果をとりまとめた。

### 1.2 大型浮体の流力弾性応答に関する研究開発状況

1970年代の第Ⅰ期関西国際空港開発プロジェクトにおいて、造船界から浮体式空港として提案されたのはセミサブ型VLFS(Fig. 5-1参照)であった。船舶技術研究所(現、海上技術安全研究所)では、



その波浪中弾性応答の解明のために、水槽模型実験を実施すると共に弾性応答解析法の開発が進められた<sup>1), 2)</sup>。

当時、深海石油掘削を目指して海洋構造物が大型化するにつれて、構造物の固有振動周期が比較的大となり、波周期との共振または高次調波共振が重要な設計要件となることが指摘されるようになった。Taylor<sup>5)</sup>は、水深約150m用の着底式スペースフレーム構造(最低次弾性振動モードの固有周期5sec)の不規則波中の動揺応答について、Morison式で表される非線形流体力を適用して、波強制力との調波共振及び3次の高次調波共振が発生する現象を明らかにした。吉田<sup>6), 7)</sup>は、緊張繫留プラットフォーム(TLP)について、種々の非線形流体力を考慮して、その動揺やレグ張力の倍数調波共振や分数調波共振の存在を明らかにした。これら既存の大型海洋構造物は、基本的にはその運動は1質点の剛体運動として扱い、各部材は梁要素の骨組構造でモデル化してその弾性応答を解析していた。

しかし、当時浮体式空港を想定して採り上げられたセミサブ型VLFSは、プラットフォームが広大であり相対的曲げ剛性が小さいために、波浪に対する応答を1質点の剛体運動として取り扱うことはできず、多自由度を有する多質点の運動応答としてモデル化することが必須であった。そこで、著者らはプラットフォーム部を平面的に展開されている多数の梁としてモデル化し、規則波を受けて弾性変形運動する場合を想定して、その波浪応答を解析するための時間領域プログラムを新たに開発した。本プログラムによる解析結果は、水槽模型実験結果と比較検証しその妥当性を検証した。本プログラムでは、流体と構造を一貫してモデル化した所謂一段階解法ではなく、流体力の評価と部材の弾性応答を二段階で評価する手法を用いた。また、本プログラムに非線形応答解析機能を組み入れ、Morison式の抗力の影響を評価し、その高次成分が高次の倍数調波共振を起こす現象についてのメカニズムを明らかにした。

1990年代以後になって、第Ⅱ期関西国際空港建設をターゲットとしてポンツーン型浮体に傾注した研究開発が盛んに進められようになった。浮体空港の建造を目標とした研究開発は、1995年に設立されたメガフロート技術研究組合に継承され、その後メガフロート技術研究組合を中心として、主としてポンツーン型VLFSに傾注した実験的および解析的研究が活発に進められた。

ポンツーン型VLFSの動的挙動解析は、流体力と弾性の間の相互作用を一つの系として取り扱う必要がある。この解析においては、構造物が大型化するにつれて、自由度が飛躍的に増大するという困難が伴う。大松<sup>8)</sup>、影本<sup>9), 10), 11)</sup>、柏木<sup>12)</sup>や永田<sup>13)</sup>はそれぞれの合理的な簡易化手法を導入し、この困難を克服し、5Km級の大きさのVLFSの規則波中弾性応答を解析することに成功した。ただしこれらの解析法では、いずれも周波数領域計算法を用いて単一周波数の規則波に対する応答を求めるものであった。

一方、大型浮体に作用する外力としては、波浪荷重のみならず係留力や航空機の離発着時の衝撃荷重や水平移動荷重さらに落下物体による衝突など様々な動的荷重が考えられる。これらの過渡的外力に対する弾性応答を解析する目的で、時間領域計算法の適用が試みられるようになった。渡辺<sup>14)</sup>、Kim<sup>15)</sup>、メガフロート技術研究組合<sup>16)</sup> および今井<sup>17)</sup> は、航空機の離発着について時間領域解析を試みているが、流体力の取り扱いに省略があったり、モデル化の制約があり、適用範囲が限定されていた。大松<sup>18)</sup>は、周波数応答関数とインパルス応答関数を組み合わせる経時変化応答を求める方法を開発し、VLFSの不規則波および動荷重に対する弾性応答解析に適用して、良好な精度を確認している。ただし、大松の方法は様々な時間変動荷重に対して適用可能であるが、時間領域計算を始める前に予め当該応答の周波数応答関数を求めておかなければならないという煩わしさがあった。

著者は、超多自由度のセミサブ型及びポンツーン型VLFSの弾性応答解析に適用するべく新たな時間領域解析法を開発して、波浪応答及び種々の過渡的外力の解析に適用してその有効性を示した。

VLFSの過渡的外力に対する応答については、それまで実験的研究が極めて少なかった。水平移動荷重に対する弾性応答について、東京大学<sup>17)</sup>において水槽模型実験が実施された例があるにすぎなかった。東京大学の実験では、長さ2メートルのセミサブ浮体模型を用いて航空機が走行する模擬試験を実施したが、模型が小さすぎて実機との相似性を評価できるものではなかった。そこで著者らは、浮体上における航空機の離発着時の水平移動荷重及び、落下物による衝撃荷重に対する浮体の応答を調べるために、想定実機の相似模型を用いた模型実験を実施した。実験に供した模型は、300メートル長のメガフロート実証試験モデルと曲げ剛性相似となるように設計製作された縮尺相似モデル(VL-10)である。この模型実験結果は、本解析法の解析結果との比較検証に供され、解析法の妥当性を裏付けた。さらに、この実験結果は著者のみならず、その当時開発された種々の時間領域計算法の検証材料としても利用された<sup>18),19)</sup>。

## 第2章 動荷重を受ける弾性浮体の過渡応答解析法

### 2.1 時間領域解析法開発の経緯

VLFSの動的挙動は、いわゆる流体力弾性的挙動であり、流体力と弾性の間の相互作用を一つの系として取り扱う必要がある。本章では、ポンツーン型VLFSに作用する外力として、波浪荷重のみならず航空機の離発着時の衝撃荷重や水平移動荷重さらに落下物体による衝突など様々な動的荷重を想定した。これらの外力は、一般的には不規則で過渡的であり、VLFSの応答は過渡的な現象として取り扱う必要がある。

それまでの研究は規則波中応答を扱う周波数領域計算法に集中しすぎてきた観があるが、過渡応答を扱う解析法としては、時間領域計算法(シミュレーション解析)が不可欠となる。

本解析法では、構造をFEMでモデル化し、ウィルソンの $\theta$ 法を基本ソルバーとした直接積分法に基づく時間領域解法を用いた。流体力の影響評価においては、メモリー影響関数を適用した。FEMプログラムは、カリフォルニア大学からそのFORTRANソースコードが公開された“SAP4”をベースとして、これに以下に述べるVLFS応答解析の諸機能を付加した。

流体力の計算は圧力分布法をベースとして、ラディエーションの周波数応答関数を求め、等価(周波数無限大)付加質量係数およびメモリー影響関数を得た。メモリー影響関数を利用した時間領域計算法については、高木と斉藤の詳細な研究<sup>20)</sup>が良く知られており、本論文でも参考にさせていただいた。ただし、それまでの研究では、主として船体の1質点6自由度運動を扱う範囲に限られていたので、VLFSのような超多自由度の応答に応用するためには後述するような様々な工夫を要した。

VLFSの過渡的外力に対する応答については、実験的研究が極めて少なく、想定実機の相似模型を用いた実験例は皆無であった。そこで著者らは、浮体上における航空機の離発着時の水平移動荷重および、落下物による衝撃荷重に対する浮体の応答を調べ、本解析法の妥当性を検証するために、模型実験を実施した。実験に供した模型は、300メートル長のメガフロート実証試験モデル(以後、MF-300と称することにする)の縮尺相似モデルVL-10である。

### 2.2 解析モデル

本章で対象とした浮体は、Fig.2-1に示すような浅喫水平板状のポンツーン型構造物である。構造のモデル化及びソルバーはFEMを基にした。従って、任意の三次元構造を対象とすることが可能であるが、本論文では、広大な平板状浮体の弾性応答解析を目的としているので、浮体を二次元の平板と見なし、4角形薄肉平面シェル要素でモデル化した。構造物の変形は $z$ 方向の撓み変形( $w$ )のみ考慮するものとして、各節点は $w$ ,  $\theta_x$ ,  $\theta_y$ の3自由度のみ有するものと仮定した。FEMモデルをFig.2-2に示した。

### 2.3 運動方程式

浮体構造物を矩形平板要素でモデル化し、この多自由度の平板構造物の弾性挙動を時間領域で表す運動方程式を示す。流体力係数の周波数応答関数が既知の場合に、Ogilvie<sup>21)</sup>の表示に従えば、時刻 $t$ における運動方程式を次式のように表すことができる<sup>22)</sup>。

$$(M + A) \ddot{w}_t + \int_{-\infty}^t S(t - \tau) \dot{w}_\tau d\tau + K w_t = p_t$$

$$S(\tau) = \frac{2}{\pi} \int_0^\infty N(\omega) \cos(\omega\tau) d\omega \quad (2-1)$$

ここに、 $M$ ; 質量マトリックス

$A$ ; 付加質量マトリックス

$N$ ; 造波減衰マトリックス

$K$ ; 剛性および静的復原力係数マトリックス

$p$ ; 外力ベクトル

$w_t$ ; 変位ベクトル

変位ベクトルは各節点で、 $\{w, \theta_x, \theta_y\}$ の3成分を有するが、以下においては、この3成分を変数 $w_t$ の表記で代表させることにする。

$S(t)$ はメモリー影響関数であり、 $N(\omega)$ は周波数 $\omega$ における造波減衰である。付加質量 $A$ および造波減衰 $N$ は、前もって周波数領域計算を利用して求めておく必要がある。付加質量マトリックス $A$ は、周波数無限大における周波数応答関数として定義されているが、ここでは式(2-7)により算定された値を採用する。

式(2-1)を変形して、時刻 $t + \varepsilon$ における運動方程式を次式で表す。

$$(M + A) \ddot{w}_{t+\varepsilon} + K w_{t+\varepsilon} = \tilde{p}_{t+\varepsilon} \quad (2-2)$$

$$\tilde{p}_{t+\varepsilon} = p_{t+\varepsilon} - \int_{-\infty}^{t+\varepsilon} S(t + \varepsilon - \tau) \dot{w}_\tau d\tau \quad (2-3)$$

$\tilde{p}_{t+\varepsilon}$ は見掛けの外力であり、メモリー影響関数として算入されている減衰項は式(2-3)第2項により、等価な外力として取り扱われる。

## 2.4 運動方程式の解法

本解析対象モデル(Fig.2-1, Fig.2-2参照)では、構造物の変形は $z$ 方向の撓み変形( $w$ )のみ考慮することを仮定しているので、式(2-1)における各項は構造剛性マトリックス $K$ を除いて、節点自由度 $w$ に対応する成分のみ有している。構造物の変形挙動に関しては、シェル要素でモデル化しているので、構造剛性に関するマトリックス $K$ は節点の3自由度( $w, \theta_x, \theta_y$ )に対応する成分を有している。

式(2-2)の解法として、線形加速度法の1種であるWilsonの $\theta$ 法(付録「ウィルソンの $\theta$ 法」参照)を基本ソルバーとした。Wilsonの $\theta$ 法のベースはオリジナルのSAP4に組み込まれていたルーチンを利用した。

流体力の計算は圧力分布法を基にしており<sup>23)</sup>、これから流体力係数の周波数応答関数を求め、式(2-2)、(2-3)に算入した(2.5節参照)。

式(2-2)は、経時変化解析により、時刻 $t$ における状態量

$$\ddot{w}_t, \dot{w}_t, w_t$$

が既知となったとして、次のステップ(時刻 $t + \varepsilon$ )における状態量

$$\ddot{w}_{t+\varepsilon}, \dot{w}_{t+\varepsilon}, w_{t+\varepsilon}$$

を推算する式である。ここで問題となるのは、式(2-2)においては、このステップで求めようとしている速度

に関わる未知数 $\dot{w}_{t+\varepsilon}$ が式(2-3)では等価な外力を算定する既知数として取り扱われていることである。実

計算においては、式(2-2)の右辺の計算において、時刻 $t + \varepsilon$ における速度 $\dot{w}_{t+\varepsilon}$ を次式の推定を用いて既知数扱いとした。

$$\dot{w}_{t+\varepsilon} = \dot{w}_t + \ddot{w}_t \varepsilon \quad (2-4)$$

この推定式は、定加速度を仮定した一次推定である。一方、本解析において採用しているWilsonの $\theta$ 法のソルバーでは、速度項は線形加速度を仮定した次式により推定している(付録の式(A2)参照)。

$$\dot{w}_{t+\varepsilon} = \dot{w}_t + \ddot{w}_t \varepsilon + (\ddot{w}_{t+\Delta t} - \ddot{w}_t) \frac{\varepsilon^2}{2\Delta t} \quad (2-5)$$

本来未知数として扱うべきものを、簡略な推定式(2-4)を用いて、右辺の既知項として取り扱うことに起因する解の不安定性や推定精度低下が懸念される。そこで、この懸念について検討した結果を以下に記す。

式(2-3)では、メモリー影響関数を時刻 $-\infty$ から $t + \varepsilon$ まで時間積分することにより時刻 $t + \varepsilon$ における等価外力に変換している。メモリー影響関数の時間積分において、式(2-4)の推定式を適用するのは最新の時刻 $t + \varepsilon$ についてのみであり、それ以前の時刻における状態量は総て既知である。従って、過去の経過時間が長くなるのに伴い、式(2-4)の推定誤差は矮小化される傾向がある。また、式(2-2)の推定はそれ自身が大凡妥当であると言える。本解析モデルを用いて試解析した結果によれば、解が不安定となった例は皆無であり、解析精度にも問題が出ないと判断できた。

式(2-3)の処置により、減衰係数に関わる各項は式(2-2)の左辺には現れなくなるので、方程式の解法が簡略化され、バンド特性も利用し易くなる。FEM経時変化計算を効率的に遂行できるようになる利点は大きい。

## 2.5 流体力係数

運動方程式を解くためには、前もって流体力係数 $A$ 、 $N(\omega)$ を周波数応答関数として求めておかねばならない。本論文では共同研究者であった矢後<sup>23)</sup>が開発した圧力分布法による周波数領域計算コードを使用させていただいてこれらを求めた。流体力係数を求めるための流体パネル(**Fluid panel**)分割と、構造パネル(**Structural panel, Shell element**)分割の関係をFig.2-3に示した。流体パネルは構造パネルを4等分した大きさを有しており、4枚の流体パネルの流体力の合力を1枚の構造パネルに負荷した。

付加質量係数 $a(i, j)$ および造波減衰係数 $n(i, j)$ の周波数応答関数として得られた計算結果の例として、モデルVL-10の場合についてFig.2-4A, Fig.2-4Bに示す。図中の $a(i, j)$ 、 $n(i, j)$ は、節点番号 $i, j$  (Fig.2-2参照)に対応する付加質量係数 $A$ および減衰係数 $N$ の各成分を表す。

これらの応答関数はいずれも、円周波数 $\omega$ が13.0rad/secを越えると発散して計算精度が得られなくなってしまう。この計算限度は流体力計算パネルの大きさに依存しているが、本解析結果によれば、この限界値は波長/流体パネル長の比で約2.6であった。

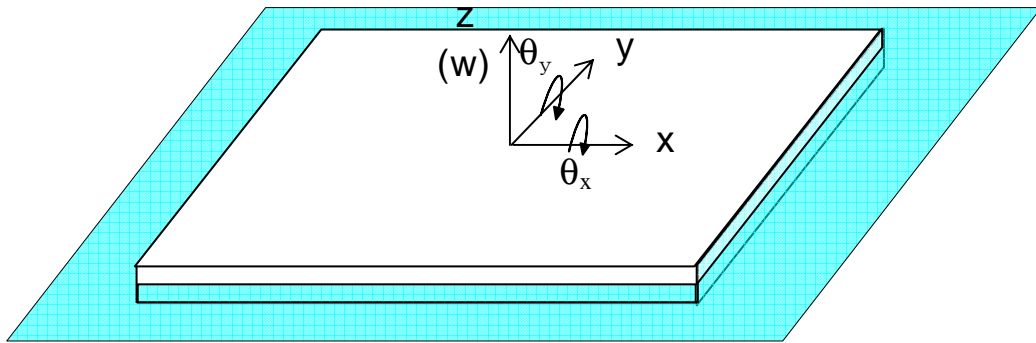


Fig.2-1 Coordinate System for Pontoon-type VLFS

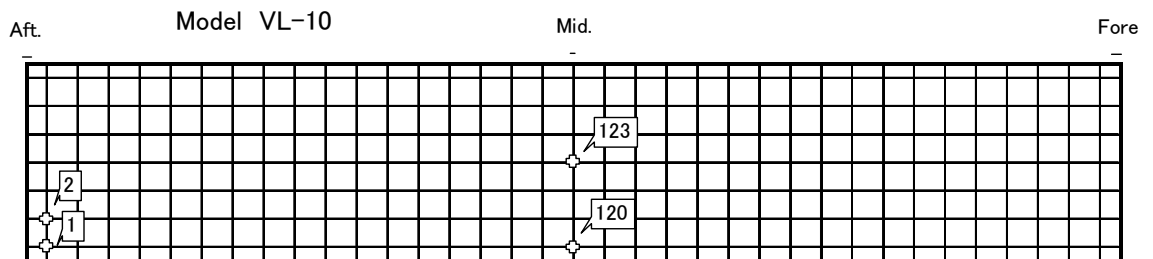


Fig.2-2 FEM model of VL-10 and Location of the Nodes

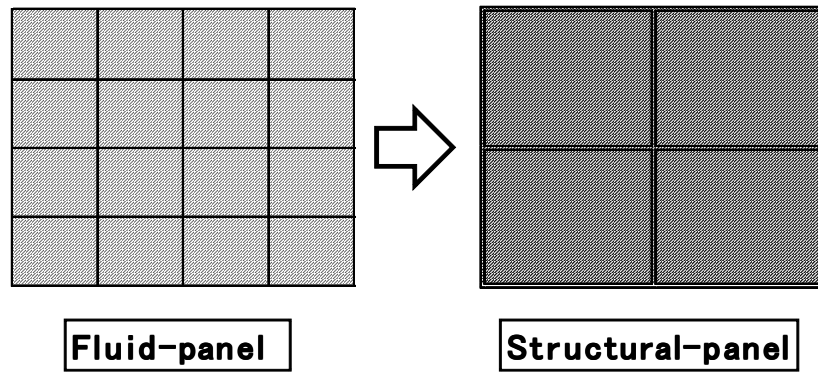


Fig.2-3 Relation between Fluid Panels and Structural Panels

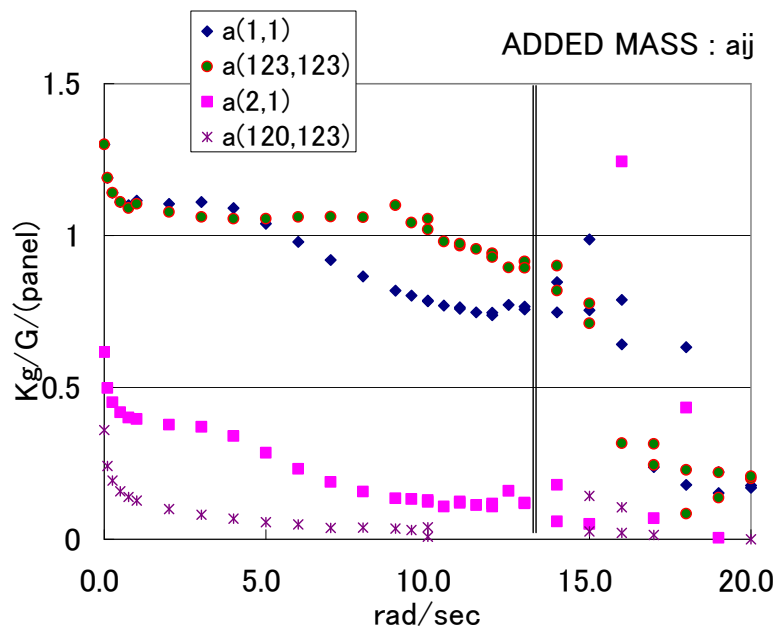


Fig.2-4A Added Mass Coefficient

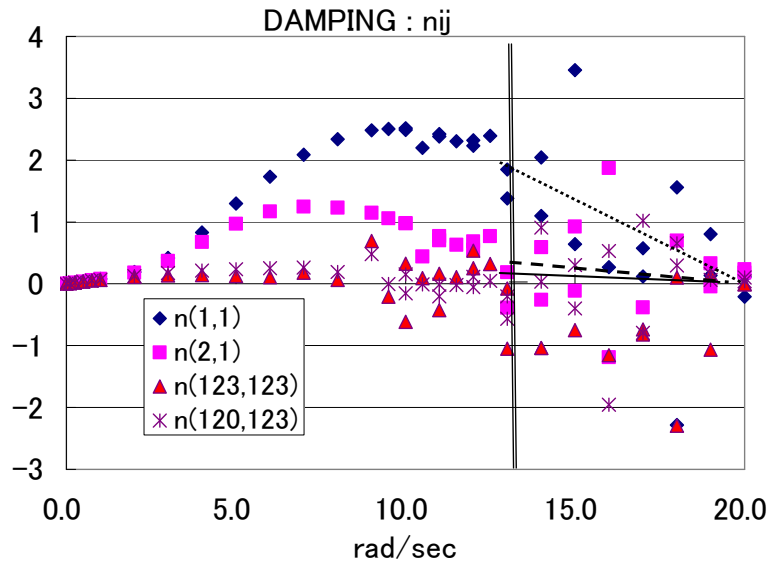


Fig.2-4B Damping Coefficient

メモリー影響関数を計算する場合には、形式的には周波数無限大までの積分を実施する必要があるが、高周波数における減衰係数は、近似的な取り扱いとならざるをえない。本論文では、モデルVL-10については、減衰係数の周波数応答計算を $\omega=13$  rad/secで打ち切り、 $13 < \omega < 20$ の範囲では $\omega=13$ における値から漸減させて、さらに $20 < \omega$ ではゼロとして取り扱った (Fig.2-4B参照)。この打ち切り周波数を $10 < \omega < 15$ の範囲で種々変えてみたが、計算結果に大きな差は生じなかった。高周波数領域における減衰係数の大きさは、低周波数領域における値よりも小さくなる傾向があるために、その取扱法による誤差も小さくなるためである。

メモリー影響関数の計算では、次式による数値積分を利用した。

$$\int_{-\infty}^{t+\varepsilon} S(t+\varepsilon+\tau) \dot{w}_t d\tau = \frac{2}{\pi} \sum_{\omega=0}^{\omega_0} \sum_{\tau=0}^{t+\varepsilon} N_{kj}(\omega) \cos\{\omega(t+\varepsilon-\tau)\} \dot{w}_k(\tau) \Delta t \Delta \omega \quad (2-6)$$

式(2-6)を計算する場合には、周波数刻み幅 $\Delta \omega$ 及び時間刻み幅 $\Delta t$ の大きさは、解析対象とする現象の周期的特性や緩急度に応じて適宜設定する必要がある。必ずしも均等な刻み幅とする必要は無く、解析途中で変更することも可能である。しかし、本時間領域解析法では、複雑さを避けて、周波数及び時間の刻みは均等幅に設定した。例えば、モデルVL-10の解析における周波数刻みおよび時間刻み幅は、試行錯誤的検討の結果、 $\Delta \omega=1.0$  rad/sec,  $\Delta t=0.01 \sim 0.1$  secに設定した。 $\Delta t$ の大きさは、解析対象とした現象の速度変化に応じて適宜調節したが、メモリー影響関数の計算をする場合と運動方程式を解く場合の時間増分とを同刻み幅とした。



式(2-2)の計算を実行するためには、周波数無限大における付加質量係数 $A(\infty)$ を求めておく必要がある。この付加質量係数マトリックスを以下の手法により求めた。

$A(\infty)$ には次の性質があることが知られている<sup>21)</sup>。

$$A(\infty) = A(\omega_1) - \frac{2}{\pi} \int_0^{\infty} \frac{N(\omega')}{\omega'^2 - \omega_1^2} d\omega' \quad (2-7)$$

すなわち、ある特定の周波数 $\omega_1$ における付加質量および全周波数における減衰係数 $N(\omega)$ が既知であれば、 $A(\infty)$ が求められる。式(2-2)においてメモリー影響関数の計算でフーリエ積分をおこなっていることと式(2-7)との関係は、相反関係を成すものである。従って、 $A(\infty)$ の値を直接周波数領域計算から近似的に求めるよりも、むしろ式(2-7)を利用した方がより合理的である。式(2-7)において、全周波数における減衰係数 $n(\omega)$ の値は、前述のメモリー影響関数を計算する手法同様に高周波数領域では近似的値を使用する。

式(2-7)を利用して付加質量係数を求めた例をFig.2-5に示す。特定の周波数 $\omega_1$ を $0.5 < \omega_1 < 20$ の間で変えて、 $\omega_1$ をどのように設定するべきかについて検証を試みたものである。この結果、 $1 < \omega_1 < 10$ の広い範囲でほぼ一定値が得られた。すなわち、 $\omega_1$ の値は通常の波周波数の領域で設定すれば、精度上問題が無いこと、式(2-7)の計算は安定した $A(\infty)$ の値を与えることが確認された。浮体構造物の大きさが異なる場合には、打ち切り上限周波数は、 $\lambda/L$ の関係に応じて適宜設定する必要がある。

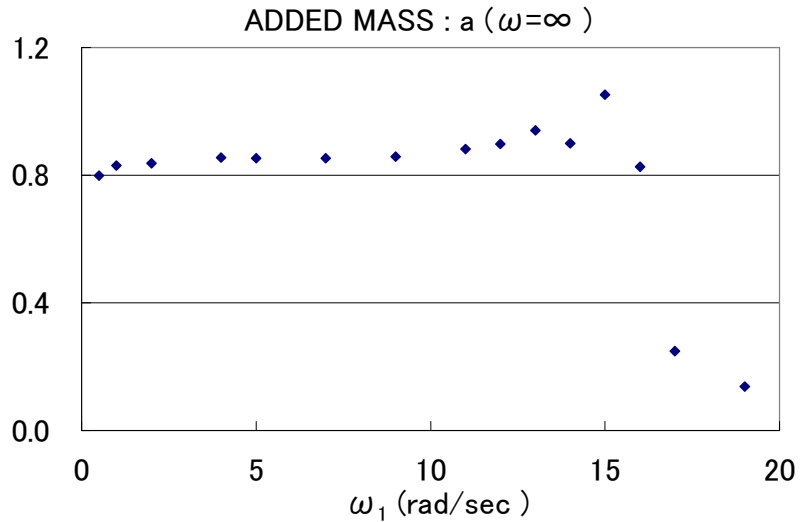


Fig.2-5 Added Mass Coefficient for  $\omega(\infty)$

## 2.6 解析精度に関する検討

計算精度に影響を及ぼす因子としては、流体パネル・構造パネルの要素分割の粗密、経時変化計算1ステップ当たりの時間刻み、及び、メモリー影響関数の計算における周波数刻み等が考えられる。さらに、本論文では、本来はフルマトリックスである付加質量マトリックスや減衰係数マトリックスについて、非対角成分の広帯域成分の影響算定をある範囲で打ち切って、計算の合理化を試みている。この打ち切り起因する精度誤差についても事前に検証しておく必要がある。

種々の精度影響因子について、精度検証を実施した結果について以下に述べる。

### 2.6.1 精度検証用解析モデル

Fig.2-2に示すモデルVL-10のFEMモデルを用いて解析精度検証を行った。流体力計算では、 $70 \times 14$ のパネル要素に、運動応答計算では $36 \times 8$ のシェル要素に分割した。応答計算は、時間領域解法をソルバーとしたFEMプログラムを基にしており、構造剛性は4角形平面シェル要素により与えた。この結果、式(2-2)の計算を実施するための総自由度数は999となり、フルマトリックスの場合には $999 \times 999$ の成分を取り扱うことになる。

なお比較のために、メガフロート技術研究組合が試設計した1,200m長の浮体MF-1200を採り上げて、さらに長大な構造物を代表させた。MF-1200のFEMメッシュ配置はVL-10のFEMモデルと同様として寸法をスケールアップしたものをを用いた。ただしその曲げ剛性は1,200m級の設計値に設定した。VL-10及びMF-1200モデルの構造特性をTable 2-1に比較して示した。

Table 2-1 Particulars of Model VLFS for Verification

VLFS model	L * B (in m)	Longl. Bending Stiffness $D_L$ (in $\text{KN}\cdot\text{m}^2/\text{m}$ )	Draft d (in m)	Water Depth h (in m)
VL-10	$9.75 * 1.95$	9.00	0.0163	1.9
MF-300	$300 * 60$	$8.06 \times 10^6$	0.50	58.5
MF-1200	$1,200 * 240$	$4.5 \times 10^7$	2.00	234.0

### 2.6.2 解析精度の検証

規則波中応答を例題として取り上げて、本解析法による時間領域計算結果(TD)と、周波数領域計算結果(FD)及び模型実験結果(EXP.)とを比較することにより、本解析法の解析精度を検証した。規則波中応答を採り上げたのは、次の二つの理由による。第一に、実験結果や周波数領域解析結果がそろっており実現象との比較検証がやりやすいこと、第二に、本論文における主要課題である過渡的応答に関して、波浪中の過渡的応答解析を実施するために不可欠であるからである。

規則波の波向は、x軸の正方向からの入射を想定した。周波数領域計算は矢後のプログラム<sup>23)</sup>を使用させていただいた。模型実験結果は、矢後、遠藤の実験として公表されたもの<sup>23)</sup>である。ポンツーン型大型浮体の周波数領域計算結果については、種々の計算法による計算結果が発表されており、特に高周波数となる領域を除けばその解析精度が十分信頼できるレベルに達しているといえよう。本解析(TD)においては、総ての解析ケースにおいて前述の要素分割をそのまま使用したが、周波数領域計算(FD)においては、それぞれ各周波数に対応して解析精度上問題無いと判断された要素分割を採用した。

この検証のための時間領域計算では、周波数領域計算により求めた各要素節点におけるディフラクションフォース(Heave Force)を波周期( $T_w$ )の1/32時間刻みで時間関数に展開して、これを外力(式(2-3)のp)の時系列として与えた(Fig.2-6参照)。Fig.2-6では、波浪外力p(t)をディフラクションフォースの片振幅 $P_{amp}$ で無次元化して示している。周期的応答について、時間領域計算により定常的な解を得る目的で、最初の1周期は外力の振幅を1/10程度に小さくして、その後4~5周期の繰り返し計算を実

施した。最後の2周期において安定な解に収束していることを確認してから、最後の1周期の応答を規則波中応答の解とみなした。

VL-10の上下変位振幅応答ついて、波長/構造長比で $\lambda/L=0.1$ 、 $0.2$ における実験結果及び周波数領域計算と比較してFig.2-7、Fig.2-8に示した。また、MF-1200の上下変位振幅応答について、波長/構造長比 $\lambda/L=0.1$ 、 $0.2$ における周波数領域計算と比較してFig.2-9に示した。

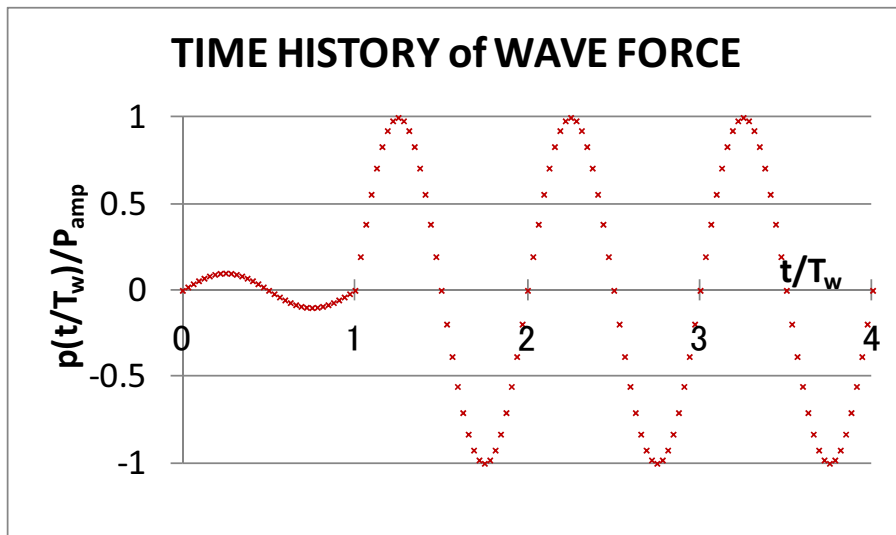


Fig.2-6 Time History of Wave Force for Regular Wave Response Analyses

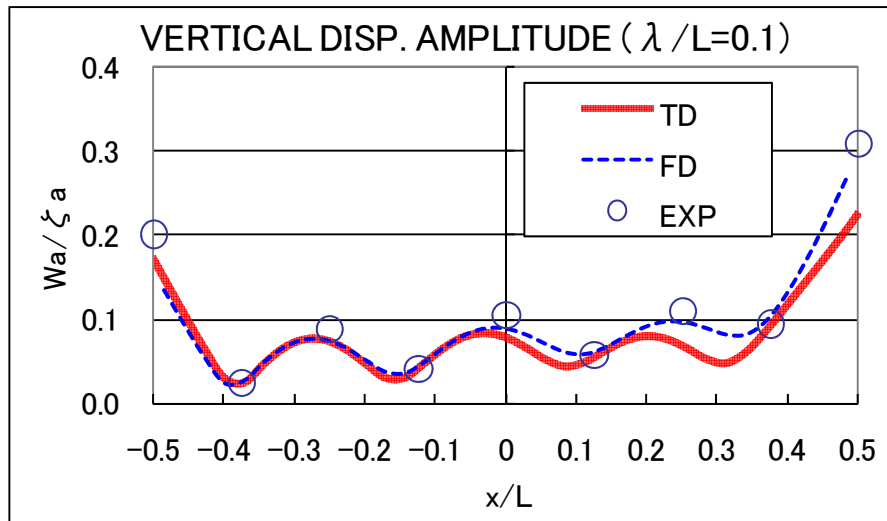


Fig.2-7 Distribution of Vertical Displacement Amplitude for  $\lambda/L=0.1$  of Model VL-10

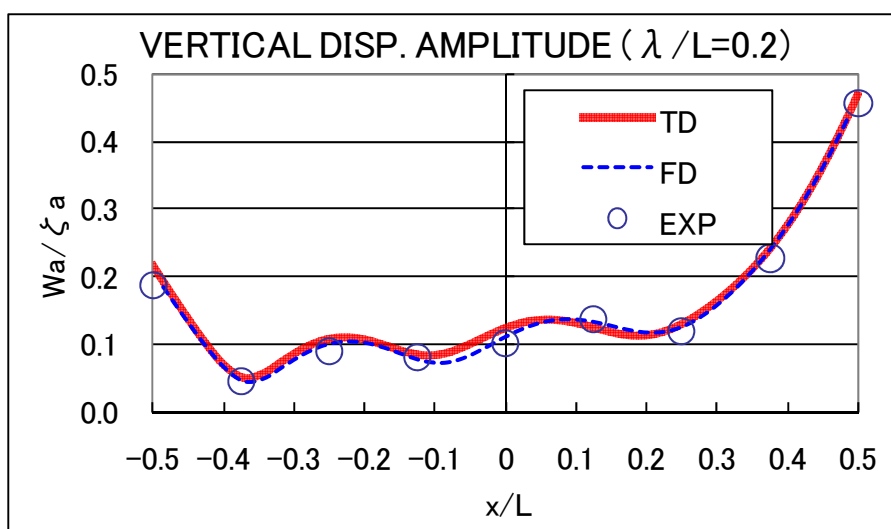


Fig.2-8 Distribution of Vertical Displacement Amplitude for  $\lambda/L=0.2$  of Model VL-10

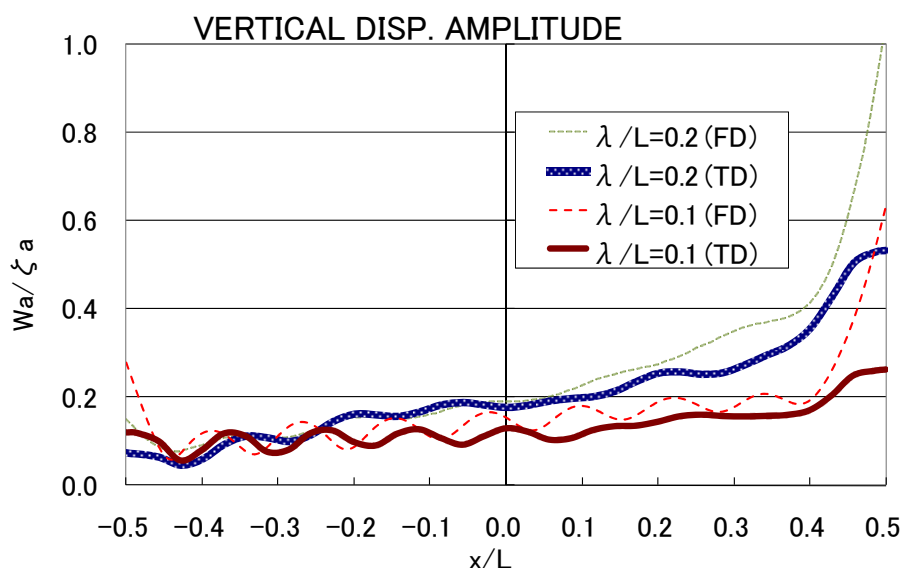


Fig.2-9 Distribution of Vertical Displacement Amplitude for  $\lambda/L=0.1$  and  $0.2$  of Model MF-1200

### 2.6.3 検証結果の考察

モデルVL-10の規則波中応答に関しては、著者らの模型実験結果が解析結果を付して公表された<sup>23)</sup>後、この実験結果は多くの研究者によってそれぞれの周波数領域計算プログラムの精度検証目的で活用された。いずれの計算結果も、適切なモデル化を行えば最終的には実験結果とよく一致することが確認され、各種の周波数領域計算が信頼できる精度レベルに達していることが裏付けられた。

ここで実施した時間領域計算法によるモデルVL-10の解析結果(TD)は、波上側構造端部付近でやや応答が小さめに評価されているものの、全般的には実験結果及び周波数領域計算結果と良い一致を示していることから、解析精度は実用上許容範囲内であると言えよう。

一方、モデルMF-1200の規則波中応答に関しては、構造物中央部における上下変位振幅の大きさの程度はほぼ妥当な結果であるが、構造長方向の変動状況が異なっている。さらに、波上側及び波下側の構造両端部で応答の絶対値が約50%と小さく、構造端部における応答の急変に対応できていないという問題があることが判明した。

#### 2.6.4 マトリックスの解法に関する検討

構造剛性マトリックス $K$ は、非対角成分を有するものの、隣接する要素剛性マトリックス成分の範囲なので、狭帯域の非対角成分しか存在しない。

マトリックスの非対角成分帯域の大きさは、フルマトリックスである付加質量係数マトリックス及び減衰係数マトリックスに支配されることになる。

運動方程式(2-1)において減衰に関する項は、メモリー影響関数 $S$ の時間折り畳み積分が必要であり、メモリー影響関数は非対角成分を有するフルマトリックスである造波減衰項 $N$ の周波数積分として求められる(式(2-6)参照)。このために、減衰項の計算は方程式を解く上で最も計算時間を要する。しかし、一旦メモリー影響関数が特定されれば、式(2-3)により方程式右辺の等価外力として取り扱うことができるので、その後に続くソルバー上では非対角成分が現れることは無い。一方、付加質量係数(周波数無限大)の各成分の値を特定するためには、先ず各周波数に対する減衰係数の応答関数を準備した後で式(2-7)を計算し、計算結果の収束を確認して(Fig.2-5参照)からその値を特定する必要があるので事前準備に多くの手間が掛かる。

ところで、これらのフルマトリックスは本来対角成分が支配的であり、非対角成分の値は小さいこと(Fig.2-4参照)、節点間隔が大きくなるほどさらにその値が小さくなる傾向が分かっている。従って、取り扱う非対角成分のバンド幅をある程度に制限して解析することが合理的であると予想される。そこで、マトリックスのバンド幅を、計算精度を保持できる範囲で適切に設定するために、バンド幅を種々に変えた試行錯誤的検証を実施した。モデルVL-10について、このバンド幅を種々変えた検証結果によれば、節点番号間隔147(節点間距離が約 $L/5$ )の範囲の非対角成分を制限範囲とすれば解析精度が満足できる程度に保持されることが確認された。そこで、今後のモデルVL-10の解析においては、付加質量係数マトリックス及び減衰係数マトリックスは少なくとも節点間距離が $L/5$ 以上となるように解析対象バンド幅を設定した。計算時間は時刻ステップ数のほぼ $3/2$ 乗に比例して増大するが、解析アルゴリズムに関して以上の合理化を図ることにより、計算時間を大幅に節約することが可能となった。

#### 2.6.5 解析パラメータの取扱いに関する検討

検証モデルVL-10及びMF-1200の規則波応答解析において、MF-1200の解析精度が良くなかった原因は、Fig.2-2に示す要素分割が粗過ぎて浮体の振動モードに十分対応できなかったことに因る。モデルMF-1200は、モデルVL-10(300m長浮体MF-300の縮尺模型に対応)よりも長大で相対的に柔構造であるために、上下振動応答の「モード長/入射波」比の値がVL-10の場合よりも小さくなり入射波の波長にさらに接近する(Table 4-2参照)。

検証モデルの規則波応答について、上下撓み変形のモード長(Disp. Mode Length)とFEM要素長(Element Length)との比を調べた結果をTable 2-2に示す。

Table 2-2 Ratios of Mode Length by Element Length

VLFS model	$\lambda / L$	Disp. Mode Length / Element Length
VL-10	0.1 0.2	10 ~ 80
MF-1200	0.1 0.2	4.2 ~ 4.9

FEM解析において、浮体構造は平面シェル要素でモデル化されている。上述の検討から、平面シェル要素でモデル化された浮体では、振動変形モードの一波間隔当たりFEM要素が10個程度あれば上下撓み変形を満足できる精度で表現できるが、5個以下だと解析精度に問題が生じることが確認された。

運動方程式(2-1)を解く場合、及び、メモリー影響関数式(2-6)を計算する場合の周波数幅、周波数刻み幅  $\Delta \omega$  及び時間刻み幅  $\Delta t$  については、Table 2-3に示す値を設定した。

Table 2-3 Parameters Adopted for the Analyses

VLFS model	$\lambda / L$	$\omega$ , $\Delta \omega$ (rad/sec)	$\Delta t$ (sec)
VL-10	0.1 0.2	0 ~ 20, 0.1	0.0247 0.0349
MF-1200	0.1 0.2	0 ~ 1.8, 0.009	0.274 0.387

入射規則波の周波数は、VL-10の場合には  $\omega = 5.6 \sim 8.0$ 、MF-1200の場合には、 $\omega = 0.07 \sim 0.50$  があるので、メモリー影響関数の取り扱いにおいては、この周波数周辺領域における評価値が応答値の算定精度に関して支配的要因となる。この支配的となる周波数領域における造波減衰係数は、比較的緩やかに変動していることが分かる (Fig.2-4参照)。メモリー影響関数の演算において、採用した周波数領域及び周波数刻みの大きさに関しては、Table 2-3の設定値を採用すれば安定した解を得ることができることを確認できた。周波数  $\omega$  の領域の上限値及び周波数刻みを倍半分変化させた試行結果によれば、解の精度にそれほど影響しなかった。時間刻み  $\Delta t$  に関しては、入射規則波の波周期の1/32に設定したが、これを波周期の1/16に変えても、得られた応答値の解にはほとんど影響しなかった。入射規則波に対する応答解析に関する限り、運動方程式及びメモリー影響関数の計算における周波数領域、周波数刻み、時間刻みの値を適宜設定できること及び、時間領域計算から安定した解を得ることが確認された。

### 第3章 過渡応答の模型実験

長さ9.75mのポンツーン型浮体模型VL-10を用いて、その過渡応答を調べるために落下衝撃試験及び移動荷重試験を実施した。本試験結果については、海洋工学シンポジウム<sup>24)</sup>において速報を発表し、さらにその後、実験結果の主要部分に解析結果を付して「動荷重を受ける大型浮体の時刻歴応答」と題して、日本造船学会論文集<sup>25)</sup>に発表した。

#### 3.1 模型

模型実験は海上技術安全研究所(当時、船舶技術研究所)の海洋構造物試験水槽(長さ40 m×幅27.5 m×水深1.9 m)において実施された。模型VL-10の主要目をTable 3-1 に示した。VL-10は、300メートル長メガフロート実証試験モデル(以後、MF-300と称する)の1/30.8縮尺模型を想定して、その曲げ剛性が相似となるように設計された。さらに簡明のために、平面的に一樣な平板構造を具現するべく、継ぎ目無しの一体構造で縦横等方性を有するアルミハニカム製とした(Fig.3-1参照)。当時、アルミハニカムメーカーが一体構造で製作できる最大のサイズであった。ハニカムパネルの曲げ剛性は、表裏の面板(Surface Plate)の板厚及びその間隔(Core高さ)を適宜設定することにより相似条件を満足させた。ハニカムパネルの下には浮力材としてポリウレタン発泡材のブロックを接着した。試験水槽の水深に関しては、実施上の困難から、水深8mのMF-300との相似条件を満足できなかった。

Table 3-1 Particulars of Model VL-10

$L \times B \times D$	9.75 × 1.95 × 0.0545 m
Draft	0.0163 m
Bending Rigidity EI (longitudinal)	17.53 KN m <sup>2</sup>
Water Depth	1.9 m

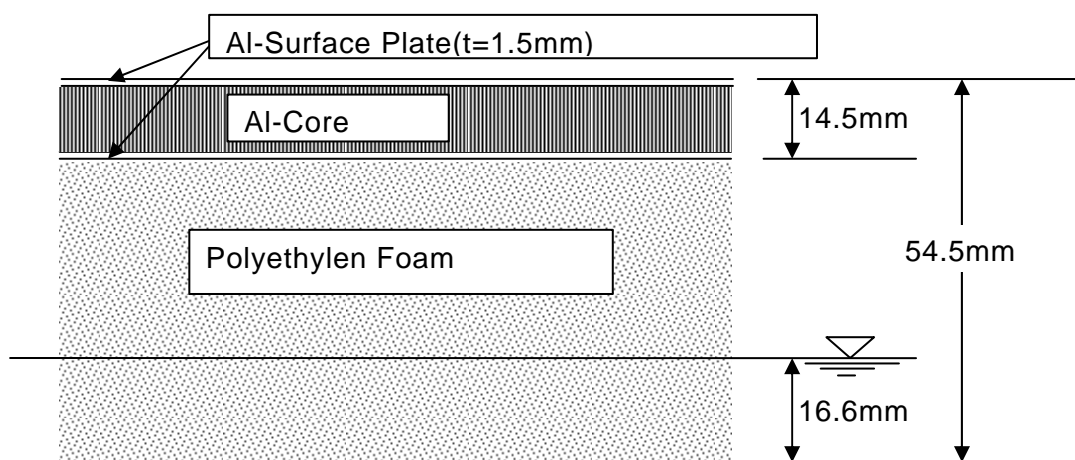


Fig.3-1 Cross Section of the Al-Honeycomb Panel Model

VL-10を製作した主目的は、波浪中の弾性応答実験に供することであったが、波浪中弾性応答実験のみならず、本章に述べる過渡的応答実験にも供した。VL-10の設計製作及び実験は、矢後(当時、船舶技術研究所海洋開発部所属)と筆者との共同研究として実施された。波浪中弾性応答試験は矢後が主担当、過渡応答試験は遠藤が主担当となった。

落下衝撃試験および移動荷重試験における荷重負荷位置(HIT POINT, CAR LANE)をFig.3-2に、上下変位計測位置名称をFig.3-3に示した。上下変位計測は、浮体表面で垂直方向に固着させたワイヤーの動きをプーリーを介したPotentiometerにより検出した。

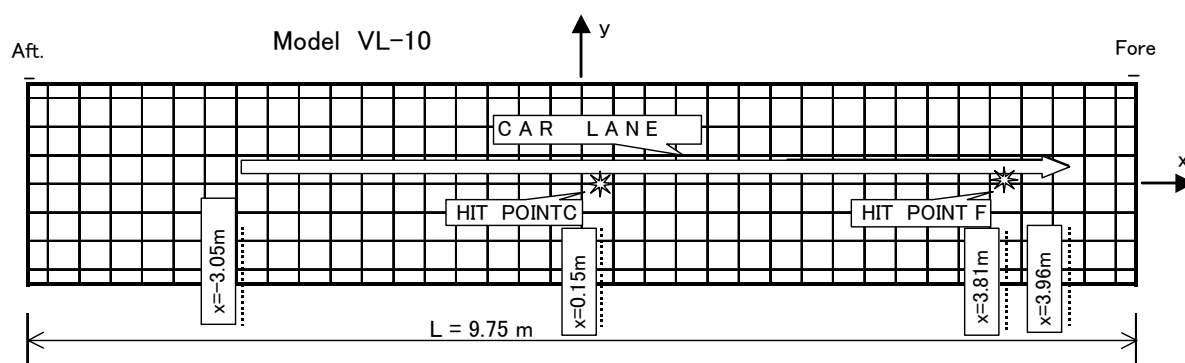


Fig.3-2 Load Application Plan

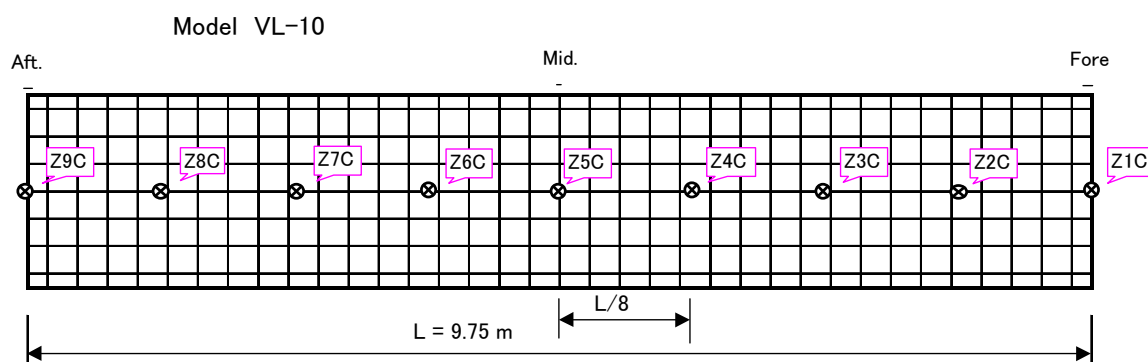


Fig.3-3 Arrangement of Displacement Pickups

### 3.2 落下衝撃試験

事故時に物体が空中から落下して衝突する場合のみならず、航空機が浮体式空港上に離着陸する時に発生する衝撃的挙動を想定して、VL-10の表面に重錘を落下衝突させる試験を実施した。その衝撃力に対する過渡的応答特性を調べると共に、実験結果と解析結果を比較検討することにより本時間領域解析法の有効性を検証した。

#### 3.2.1 予備試験

先ず予備試験として、前もって衝撃力負荷地点(HIT POINT F)に静止させて置いた重錘を瞬時に空中に引き上げる準静的試験(Table 3-2 のCASE FF0)を実施した。VL-10の中心線上の各点(Fig.3-3参照)の上下変位の経時変化応答(EXP.)をFig.3-4, Fig.3-5に計算結果(CAL.)と共に示した。HIT



POINT F近傍のZ1C及びZ3Cにおける上下変位応答では、重錘引き上げ後この地点から順に浮体表面が上方へ持ち上がっていき、ややオーバーシュートした後、3～4秒後には静的釣り合い状態に至ることが判る。浮体中央部(Z5C)では、弾性変形の影響で、逆に沈み込みの挙動が見られる。反対側の先端(Z9C)では、弾性変形の影響で、沈み込みの前に、重錘位置付近での持ち上りと、ほぼ同位相で、やや持ち上がる。

計算結果(CAL.)と実験結果(EXP.)を比較すると、全体的な弾性変形の変動状況は、両者に満足できる一致が見られるものの、高次振動成分を比較すると、計算では顕著に現れた高次成分が実験ではそれほど大きくなかったことが分かる。特にHIT POINT Fから最も遠くにある計測点Z9Cの応答においてこの差が大きかった。実験結果に表れている変動ピーク値近傍のカーブがやや頭打ちになっている傾向が見られるところから、変位計が速い変形に十分追従できなかったこと、水槽側壁の干渉影響が評価されていないことが不一致の原因であると考えられた。

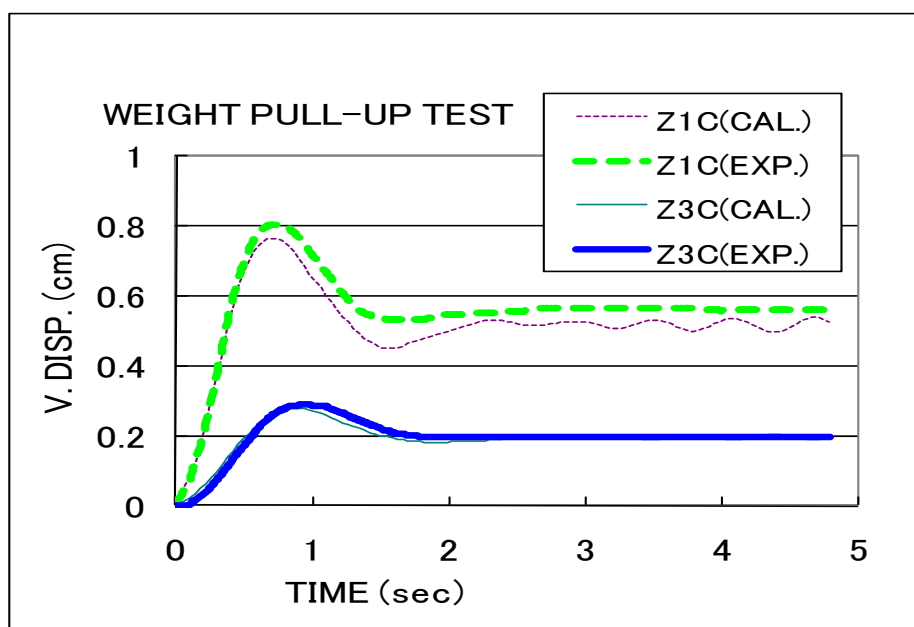


Fig.3-4 Time History of Vertical Displacement in CASE FF0

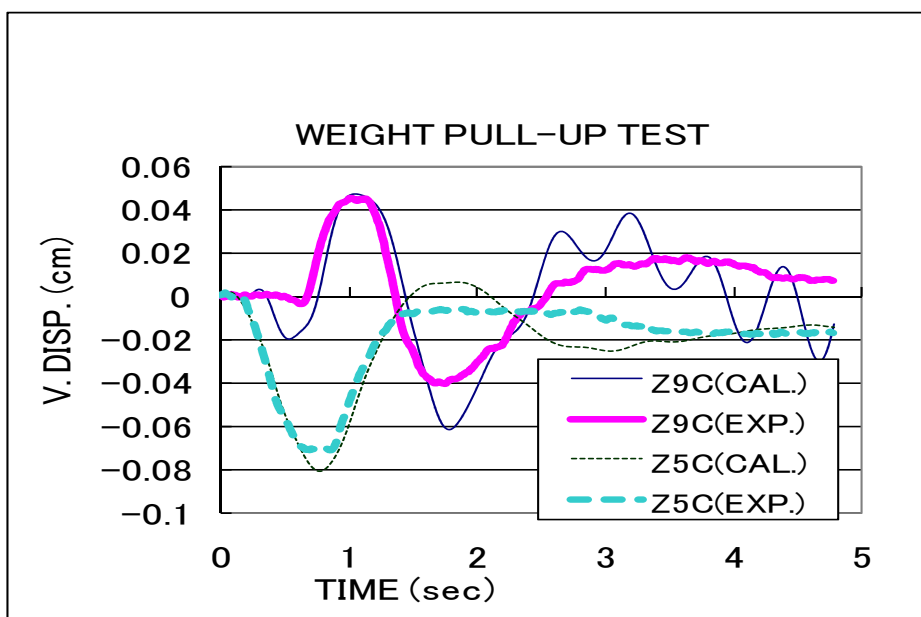


Fig.3-5 Time History of Vertical Displacement in CASE FF0

### 3.2.2 落下衝撃試験概要

落下衝撃実験では、VL-10の中心線上船首寄りの地点 (HIT POINT F) および中央部付近 (HIT POINT C) に鉄製重錘を、真上から落下衝突させた。落下地点には、綿のクッションを敷いて浮体表面を保護した。重錘の重量は20Kgであり、実機(MF-300を想定)換算すると重量580Tonの大型航空機程度である。試験条件をTable 3-2 に示した。衝突速度は重錘に取り付けた加速度計の検出値を積分して求めた。落下高さを変えることにより、衝突速度の大きさを調整した。

Table 3-2 Conditions in Weight Dropping Test

CASE	HIT POINT	Mass of Weight (Kg)	Collision Speed (m/sec)	Peak Accel. (G)
FF0	F	20	PULL-UP	negligible
FF1	F	20	0.62	3.56
FF2	F	20	1.4	3.79
FC1	C	20	0.22	2.00

落下衝撃時に浮体が受ける衝撃力を重錘の垂直方向加速度変化から求めた。加速度計ピックアップは、重錘の初期落下方向の加速度を検知するように設置された。しかし、重錘はガイド無しで自由落下させたので、重錘の姿勢が途中で傾斜した場合には傾斜方向の加速度を検出してしまうことになる。そこで、重錘の傾斜が大きかったり横にひっくり返ってしまった場合には実験をやり直した。

各CASE における、加速度計の読取り値 (detected) および浮体に伝達されたと想定される衝撃力 (transmitted) をFig.3-6に示した。加速度の検出は、0.001secのサンプリング周期でなされた。落下してきた重錘は、浮体に衝突して、その反力から正の加速度を受ける。最初の衝撃力ピーク出現後に加

速度がゼロ以下を指示している場合には重錘がバウンドして跳ね上っていることを示している。最後には、1Gの加速度で浮体上に静止する。最初の一撃の衝撃力は、ピーク値が2～4Gで持続時間が約0.1secであった。Table 3-2 には、この加速度ピーク値の大きさを併せて示した。

応答解析では、この衝撃力ピーク値の持続時間を考慮して、運動方程式を解く場合及びメモリー影響関数の計算をする場合の時間増分を  $\Delta t=0.01\text{sec}$  と設定した。

各CASEにおける、浮体各部の上下方向変位応答の実験結果 (EXP.) と解析結果 (CAL.) を比較検討した。

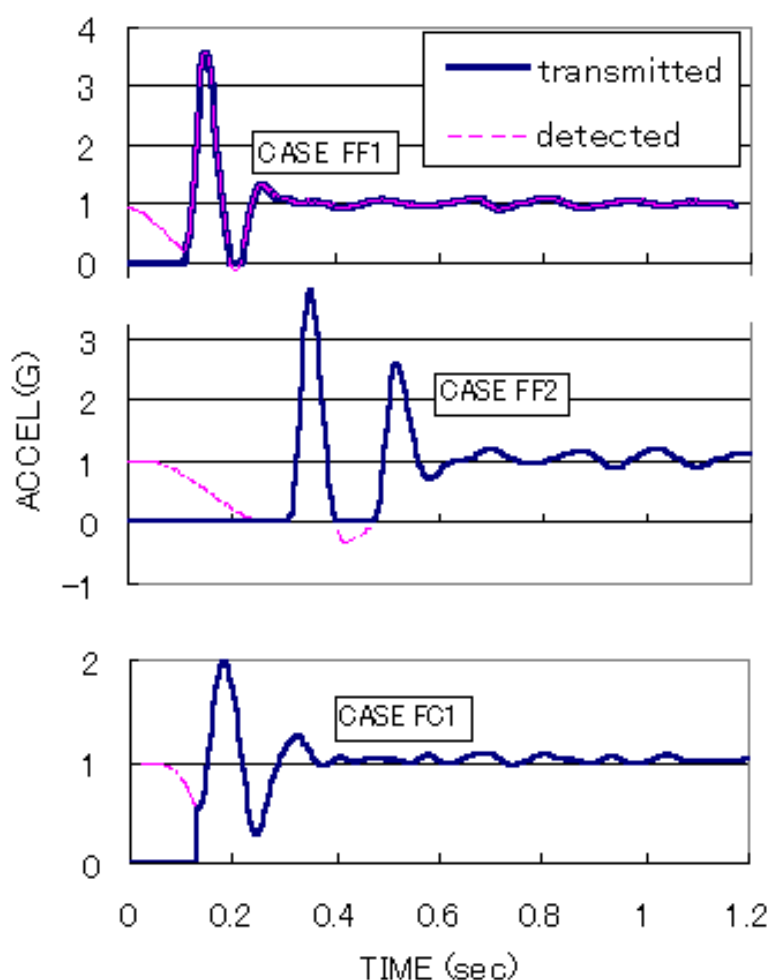


Fig.3-6 Impact Load from Weight

### 3.2.3 CASE FF1

浮体前部 (HIT POINT F,  $x=3.81\text{m}$ ,  $x/L=0.391$ ) に重錘を落下衝突させた。落下衝撃による浮体の弾性応答について、浮体中心線に沿った変形ProfileをFig.3-7Aに、浮体各点における変形応答の時系列をFig.3-7B,Cに示した。上下変位応答は浮体前部で応答値が大きい、浮体前端(Z1C)で最も応答値が大であった。Fig.3-7Aにおいて、TIME=0.6secのProfileは衝撃力を受けた直後に弾性変形が最大に達した状態であり、TIME=2.0secのProfileは衝撃荷重による過渡的応答が一段落して静的釣り合いに近い状態を示している。

衝撃力の最初のピーク値が弾性応答の大きさに対して支配的な影響を及ぼすが、応答が最大となるのは、このピーク値の出現後0.2～0.4sec経過してからであった。比較的ゆっくりした周期(1.5sec程度)の大きな変動に、周期0.12～0.15secの短周期の小さな弾性振動が重畳され、浮体全体に伝播しながら振動応答は数秒間持続している。弾性変形応答の全体的変動及び、短周期の弾性振動に至るまで、その大きさ及び変動傾向に関して、解析結果と計測結果との間には良好な一致が確認できた。ただし、衝撃地点から離れた地点(Z9C)の応答値は、衝突衝撃経過1.0sec以後の残留弾性変形において、解析結果と実験結果に若干の不一致が見られた。

以上の検討結果、CASE FF1の落下衝撃の過渡的応答に対して、本解析法は全般的には有効であったと言える。

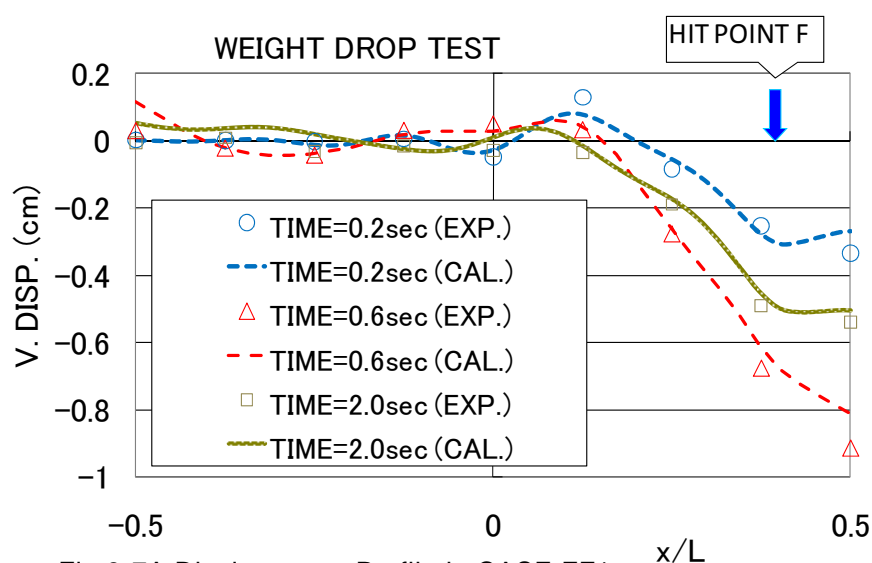


Fig.3-7A Displacement Profile in CASE FF1

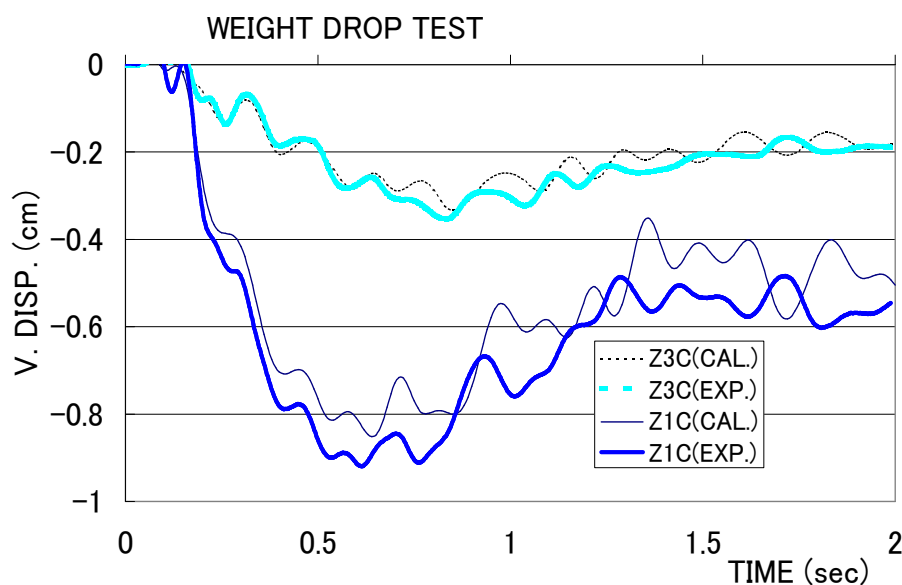


Fig.3-7B Time History of Vertical Displacement in CASE FF1

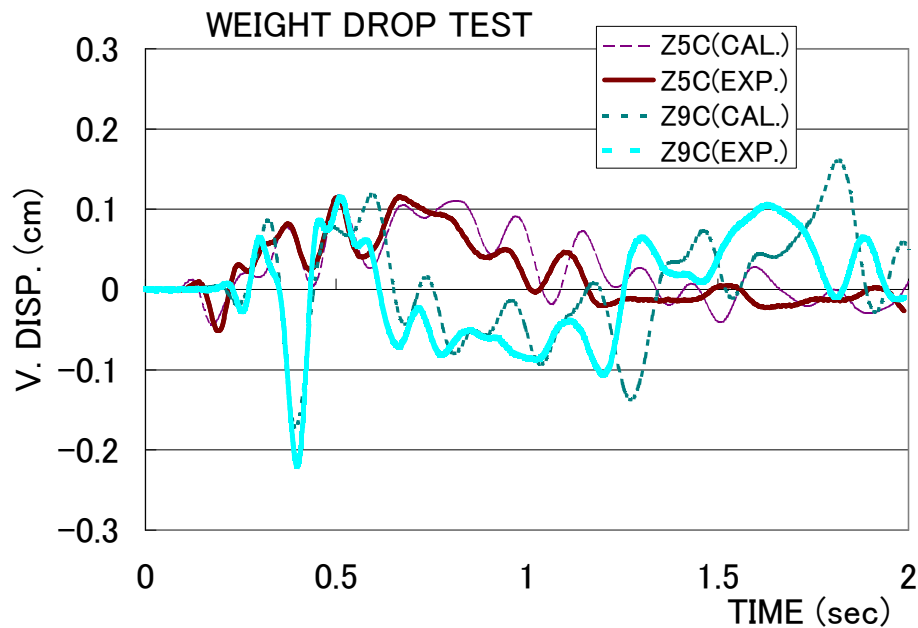


Fig.3-7C Time History of Vertical Displacement in CASE FF1

### 3.2.4 CASE FF2

CASE FF1と同様に、浮体前部 (HIT POINT F) に重錘を落下衝突させた。CASE FF1の場合と比べると、衝突速度が2倍強であった。このために、重錘は一旦浮体に衝突した後に浮体上でバウンドして空中に跳ね上がり、その後さらに浮体表面に再衝突した。Fig.3-6に示したCASE FF2の加速度検出値 (detected) が零以下となっている区間が重錘が空中に跳ね上げられていた時間に対応していると判断される。

CASE FF1の場合と比較すると、衝突速度が大きかったために、衝撃加速度の最初のピーク値の大きさは約1.1倍に過ぎなかったものの、さらに再衝突に起因する2番目のピーク値が最初のピーク値に近い大きさを示した。この急激な衝突衝撃のために、浮体前部における上下変位応答(Z1C, Z3C)が約1.4倍の大きさとなった。比較的ゆっくりした周期の大きな変動及び、短周期の小さな振動の重畳等の弾性応答の出現状況に関しては、CASE FF1と同様な傾向が見られた。

解析結果(CAL.)と計測結果(EXP.)を比較すると、衝突初期のTIME<0.7secの時間帯において、浮体前端部の変位応答解析結果は計測結果の半分程度にしか達していなかったことが分かる(Fig.3-8のZ1Cのカーブ参照)。この原因は、重錘のバウンド及び再衝突により複雑な衝撃外力が作用した事、重錘の姿勢がバウンド中に傾斜して垂直方向の加速度が過小に検出されてしまった可能性が大きい等の影響により、解析に入力した衝撃力のデータがこの時間区域において正しく実現象を反映していなかったためであろうと推測された。

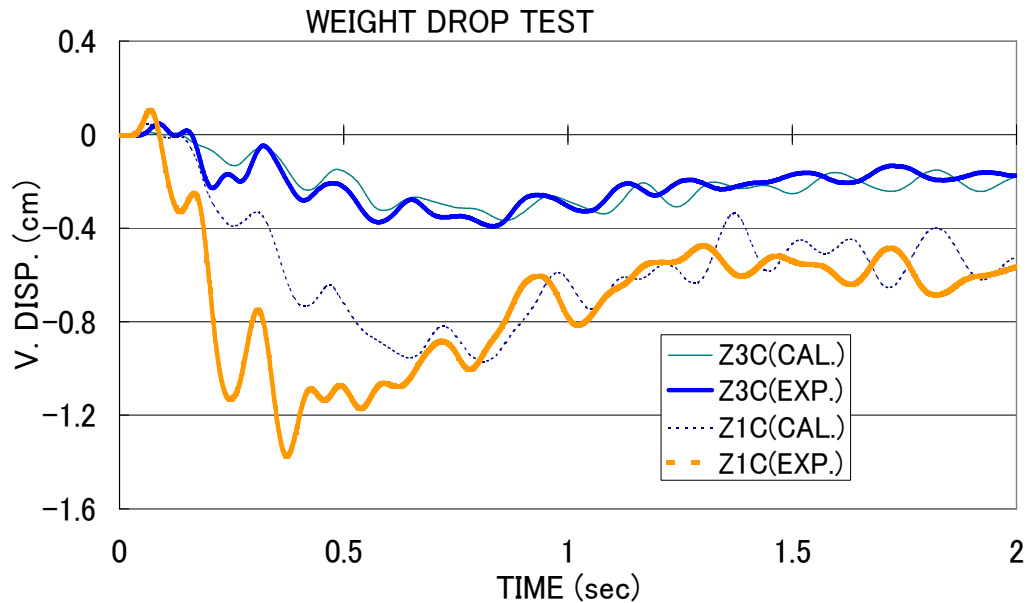
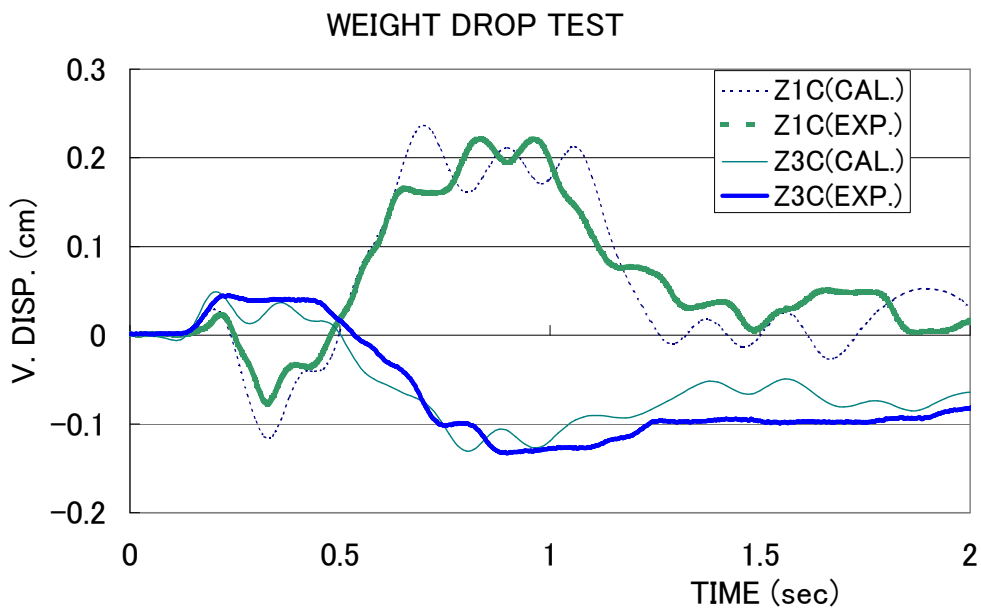
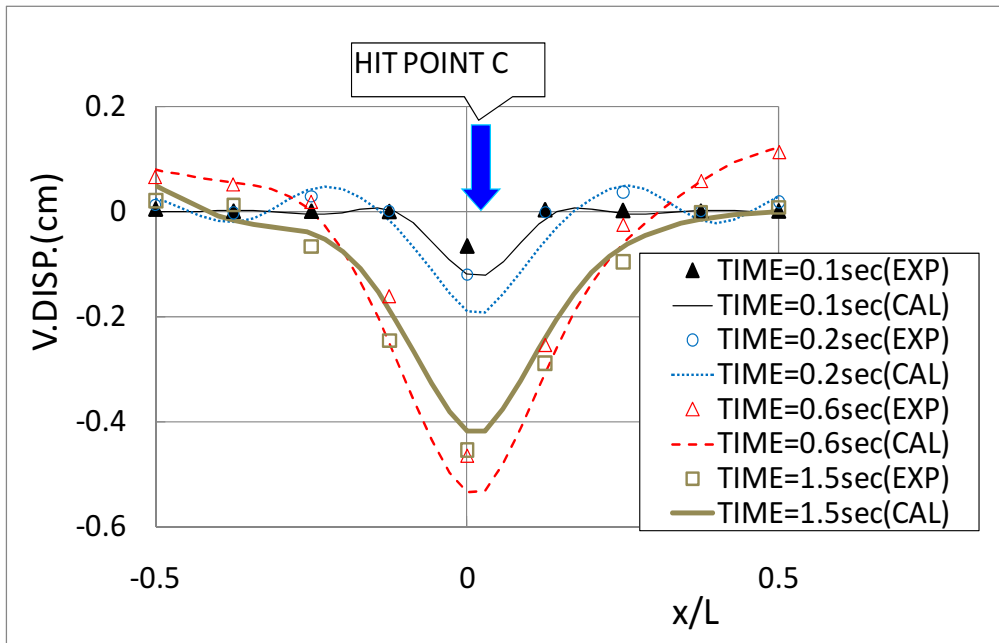


Fig.3-8 Time History of Vertical Displacement in CASE FF2

### 3.2.5 CASE FC1

浮体中央部 (HIT POINT C,  $x=0.15\text{m}$ ,  $x/L=0.015$ ) に重錘を落下衝突させた。前述のCASE FF1, CASE FF2の場合と比べると、衝突速度及び衝突加速度ピーク値共にかなり緩やかであった。

落下衝撃による浮体の弾性応答について、浮体中心線に沿った変形ProfileをFig.3-9Aに、浮体各点における変形応答の時系列をFig.3-9B,Cに示した。落下衝撃地点近傍にある浮体中央部(Z5C)で最も応答値が大であり、この地点で沈み込み変形による局所的な凹みが生じた。衝撃力が比較的緩やかであったために、浮体中央部を除けば、全体的な変形は小さかったが、浮体端部(Z1C, Z9C)において衝撃力作用方向と逆の上方向へ反り上がる弾性変形が見られた。また、短周期の弾性変形も他のCASEよりも小さく、比較的早く(TIME=1.5sec程度)静的釣り合いに近い安定した変形状態に達した。弾性変形応答の変形量及び変動傾向に関して、解析結果と実験結果との間には良好な一致が確認できた。



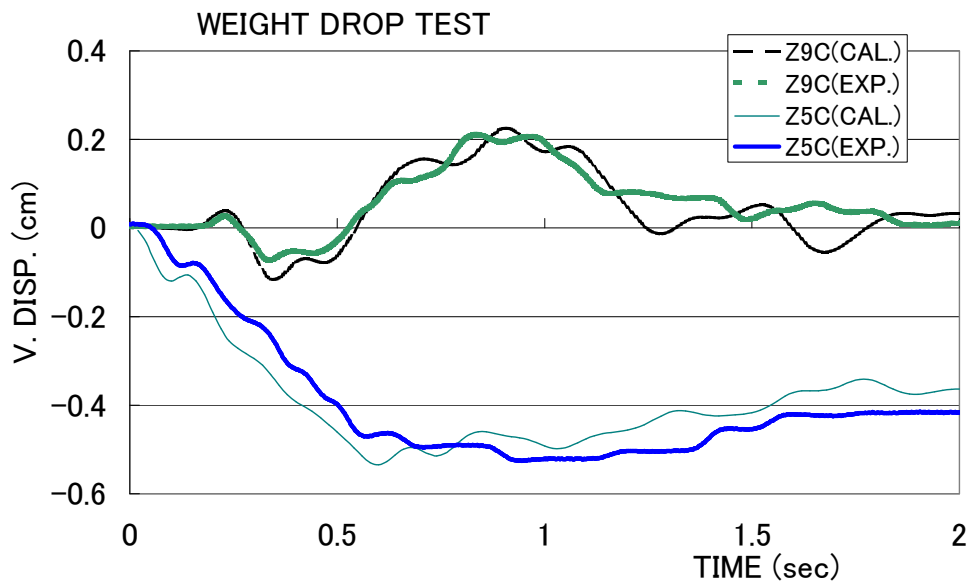


Fig.3-9C Time History of Vertical Displacement in CASE FC1

### 3.3 移動荷重試験

航空機が滑走路及びエプロン上を走行する場合を想定して、模型VL-10の表面において台車(CAR)を走行させる実験を実施した。浮体表面を移動する荷重に対する過渡的応答を調べると共に、このような動的現象に対する本時間領域解析法の有効性を検証した。

#### 3.3.1 移動荷重試験概要

台車を走行させる駆動力は、浮体の外部(試験水槽壁上)に置いたウィンチ・ワイヤーにより牽引することにより与えた。台車は、Fig.2-1に示す走路(CAR LANE)に沿ってガイドを設置したので、この走路上を真っ直ぐ滑らかに走行することができる。走路は、浮体長手方向(x方向)に浮体中心線に沿って直線状に設置した。浮体中心線上に設置した上下変位計測用ピックアップを避けるために若干中心線を外した。走行開始地点は、Aft寄り( $x=-3.05\text{m}$ ,  $x/L=-0.313$ )とし、走行終了地点はFore近辺(大凡  $x=3.96\text{m}$ )とした。ウィンチのトルクが大きかったために、台車の加速時間は無視できるくらい小さく、走行開始と同時に定速状態に入ったと見なせるほどであった。台車の水平方向移動量は、Wire/Potentiometerにより検出した。台車の車輪には、前後2対計4個のベアリング付きローラー(スケートボードから転用)を用いて、円滑な走行を実現した。4個のローラーの長手方向/幅方向スペースは、 $0.026\text{m}/0.016\text{m}$ であった。台車の重量および牽引速度をTable 3-3 に示した。台車の重量は実機換算で大型航空機(重量201Ton)相当を想定した。

牽引速度を変えて試験を実施した。準静的試験としてゆっくり牽引した場合(CASE R0)、および適当な速度(実機相当で $3\sim 4\text{ m/sec}$ )を与えた場合(CASE R1, CASE R2)についての試験結果を解析結果と比較して示した。本試験装置における最大牽引速度は $0.702\text{m/sec}$ であった(CASE R3)が、実験を実施した走行速度の範囲では速度影響が明瞭には現れなかった。そこで、走行速度が大きくなった場合の影響をより明確にする目的で、CASE R3を設定して、この場合については解析結果のみを示した。



Table 3-3 Conditions in Car Running Test

CASE	Mass of CAR (Kg)	Run Speed (m/sec)
R0	6.9	0.14 (very slow)
R1	6.9	0.611
R2	6.9	0.702
R3 (CAL. only)	6.9	6.1 ( fast )

### 3.3.2 解析モデル

解析では、台車の重量を外力として節点に振り分け、節点に作用する外力を時間変化させることにより移動荷重を模した。台車の重量を浮体面に伝達する4個のローラーのスペースは、浮体FEMモデルの節点間隔(0.0278m)よりやや狭かったが、次のような節点荷重として配分した。即ち、幅方向にはCAR LANEを挟む2節点、進行方向にも2節点の計4節点に台車重心位置からの距離に応じて重みを変えて配分した。台車が移動するに伴い、進行方向に隣接する節点*i*, *i*+1, *i*+2, *i*+3へと移行する台車重量(Load)配分比率を数値モデル化した状況をFig.3-10に示した。

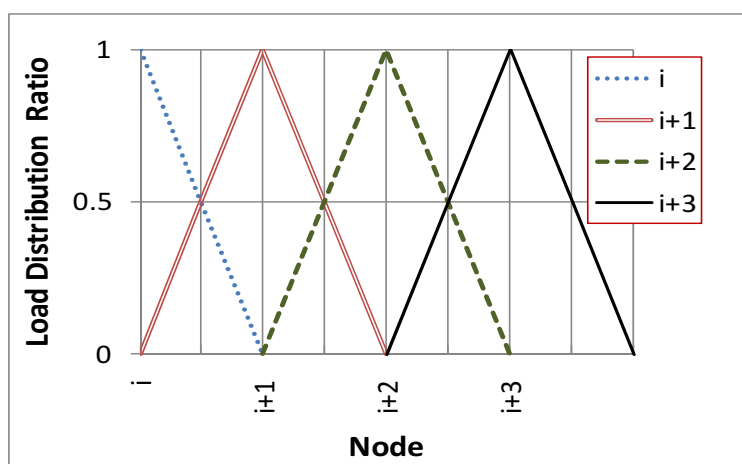


Fig.3-10 Nodal Force Representing Moving CAR Load

変形解析では、台車移動に伴う変動成分のみ計算し、台車の初期設置時の静的平衡状態については別途計算しておいて、後から変形量を重ね合わせた。

運動方程式及びメモリー影響関数を計算する場合の時間刻みは、通常は $\Delta t=0.01\text{sec}$ とし、動の変形の緩やかなCASE R0の場合のみ $\Delta t=0.1\text{sec}$ を用いた。

### 3.3.3 準静的試験(CASE R0)

予備試験として、台車(CAR)が浮体上を移動して位置が変化することによる浮体全体の静的変形形状を調べる目的で、水平移動荷重による準静的試験を実施した。台車の牽引速度を遅い速度(0.14m/sec)に設定することにより、動的影響を極力排除した。

台車をCAR LANE上で移動させた場合の変位計設置位置各点における上下変位変動状況について、実験結果及び解析結果をFig.3-11A～3-11Bに示した。図の横軸は、走行する台車の現在位置に対応している。上下変位応答の解析結果と実験結果を比較すると、全体的な変動傾向には良い対応が見られるものの、台車初期設置位置に近い浮体後部において変位の値に比較的大きな乖離が見られた。この原因は、実験において台車を初期設置した際に、安定した静的平衡状態に至る前に台車牽引を開始してしまった事に因る。解析では、十分に安定した静的平衡状態の出現を確認してから台車牽引を開始しているので、解析結果の方が実際の静的平衡状態に近い変形状が得られていると推測される。一方、台車初期設置位置から離れた浮体中央より前部にある計測点(Z01C, Z03C, Z05C)における上下変位は、変位の大きさ及び変動状況共に実験結果と解析結果が良く一致した。

台車をCAR LANE上で移動させた場合の浮体の中心線上の変形Profileの解析結果を台車位置のマークと共にFig.3-11Cに示した。浮体上の変形は、台車の位置で最も低くなる凹みが生じ、この凹みは台車と共に移動する。ただし、台車が浮体前端部に近付くと浮体端部における静的復原力が足りなくなるために、台車位置の凹みがそれまでよりも若干増大すると共に浮体前端部における沈み込み変形も顕著となる(Fig.3-11CのTIME=48sec参照)。

上下変位応答解析結果を表す曲線では、いずれも高周波(周期約2sec)の振動応答が重畳されているように見える。CASE R0における曳航速度は大変遅く上下変位応答も緩慢な現象であり、実験ではこのような高周波振動が確認できなかったことから、解析条件に特有なアワーグラス的応答が現れたと考えられる。この高周波振動応答は、CASE R0において粗い時間刻み( $\Delta t=0.1\text{sec}$ )を用いた場合のみに発生しており、他のCASEで時間刻みをより細かに設定した( $\Delta t=0.01\text{sec}$ )場合にはそれほど目立たなかった。

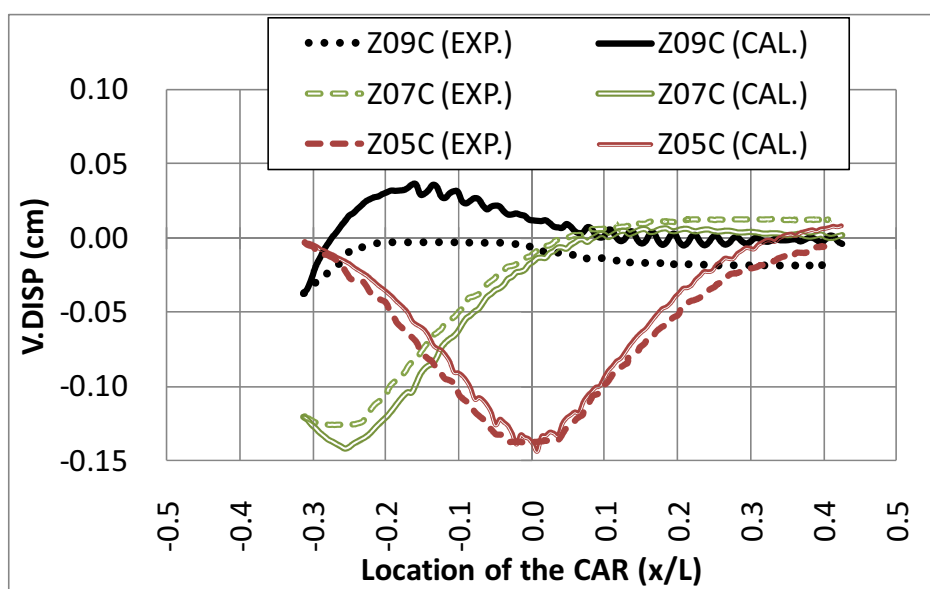


Fig.3-11A Vertical Displacements Varying with Moving of the CAR Location in CASE R0

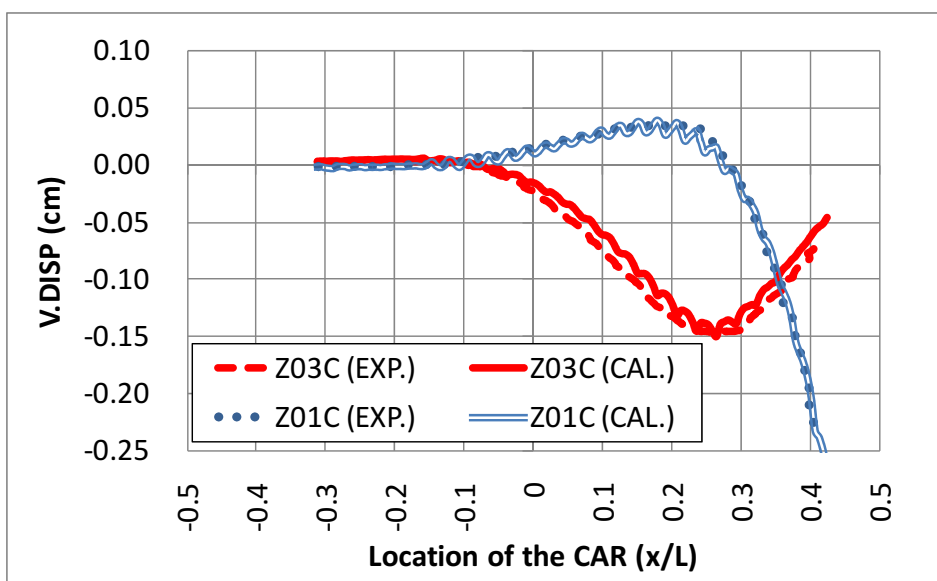


Fig.3-11B Vertical Displacements Varying with Moving of the CAR Location in CASE R0

CASE R0 (Run Speed = 0.14 m/sec)

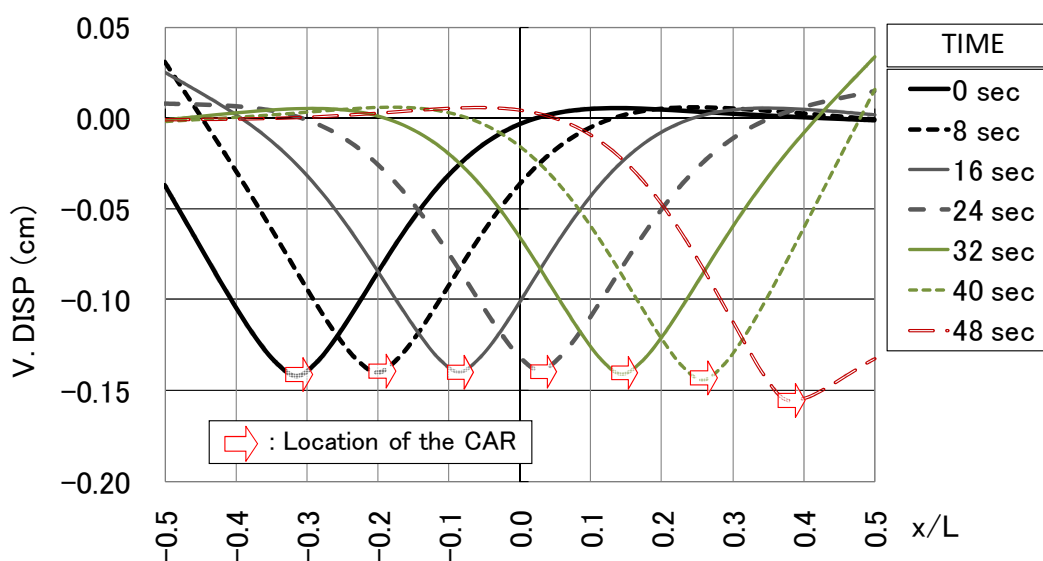


Fig.3-11C Vertical Displacement Profile in CASE R0

### 3.3.4 移動荷重試験 (CASE R1, CASE R2)

台車(CAR)を浮体上で牽引移動させた際の台車位置移動の計測例をFig.3-12に示した。牽引開始とほぼ同時に台車が一定速度に達している事、牽引終了後惰性走行がほとんど無く即時に停止する事が確認できた。解析における移動荷重の取扱いにおいては、Fig.3-10に示す節点外力モデル化を用い、助走無しで即時に一定速度に達するものとして荷重入力データを与えた。この一定速度を走行速度(Run Speed)と称することにする。

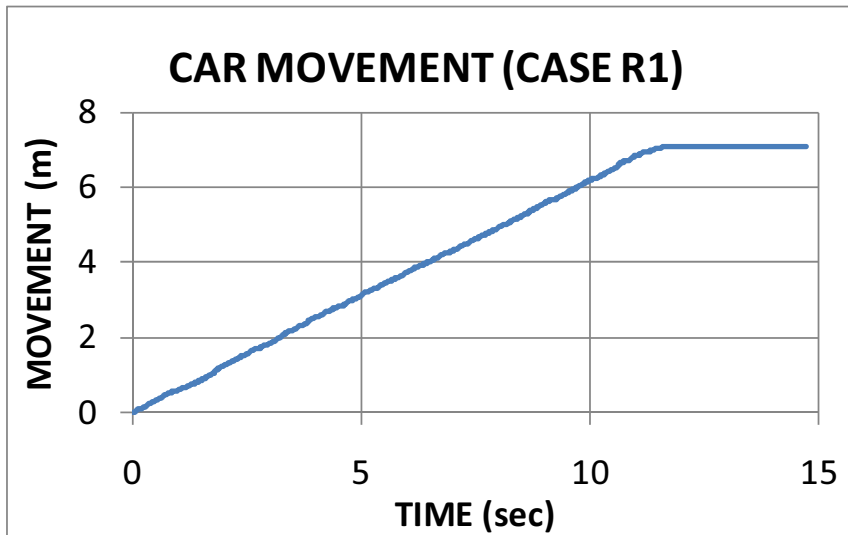


Fig.3-12 CAR Movement Diagram in CASE R1

CASE R1を移動荷重試験の標準ケースと位置付け、浮体各部における上下変位応答の計測結果 (EXP.)及び解析結果(CAL.)を詳細に比較検討した結果をFig.3-13～3-15に示した。Fig.3-13には各計測位置における変位応答の時系列(Time History)を、Fig.3-14には台車位置(Location of the CAR)移動に伴う変位応答の変化を、Fig.3-15には浮体中心線に沿う長手方向の変形Profileを示した。変形Profile図では、台車の現在位置も併せて表示した。

CASE R2における計測結果及び解析結果をFig.3-16に示した。CASE R2は、より高速の走行試験と位置付け、CASE R1と比較して走行速度の変化影響を調べる事を試みた。実際には、牽引装置の能力限界によりCASE R2の走行速度はそれほど高速にならなかった (Table 3-3参照)。

いずれの場合においても、台車が浮体上に初期設置され静的釣り合いに達した状態を変位初期値として、その後の移動荷重による変形増分が重畳された変位量を示した。

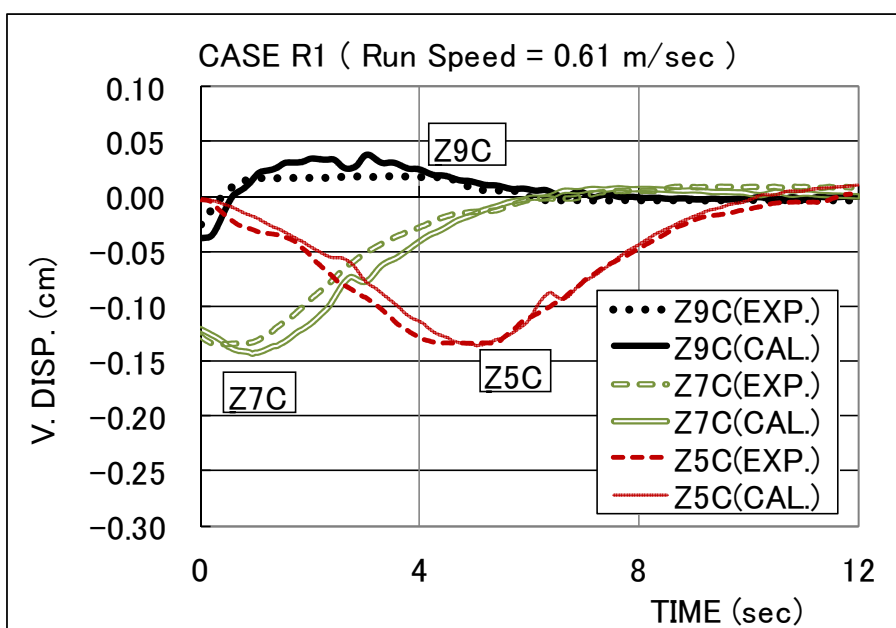


Fig.3-13A Time History of Vertical Displacements in CASE R1

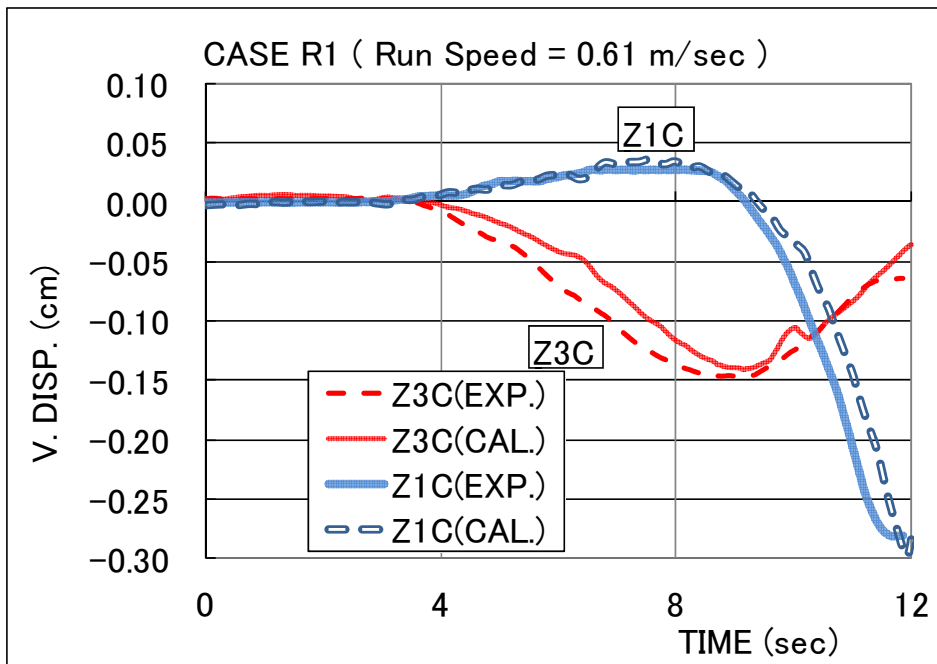


Fig.3-13B Time History of Vertical Displacements in CASE R1

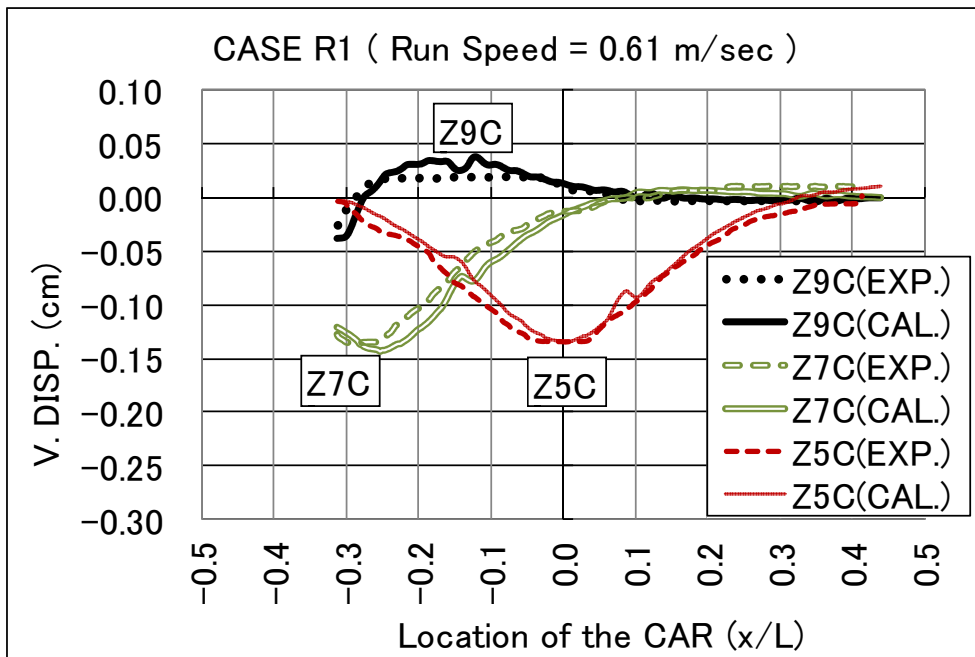


Fig.3-14A Vertical Displacements Varying with Moving of the CAR Location in CASE R1

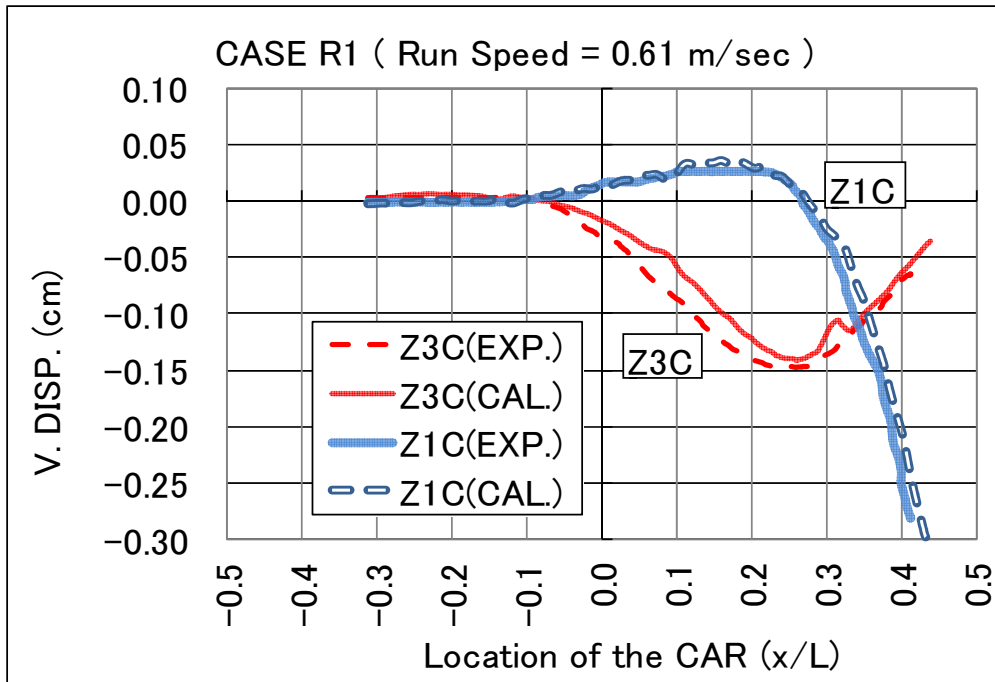


Fig.3-14B Vertical Displacements Varying with Moving of the CAR Location in CASE R1

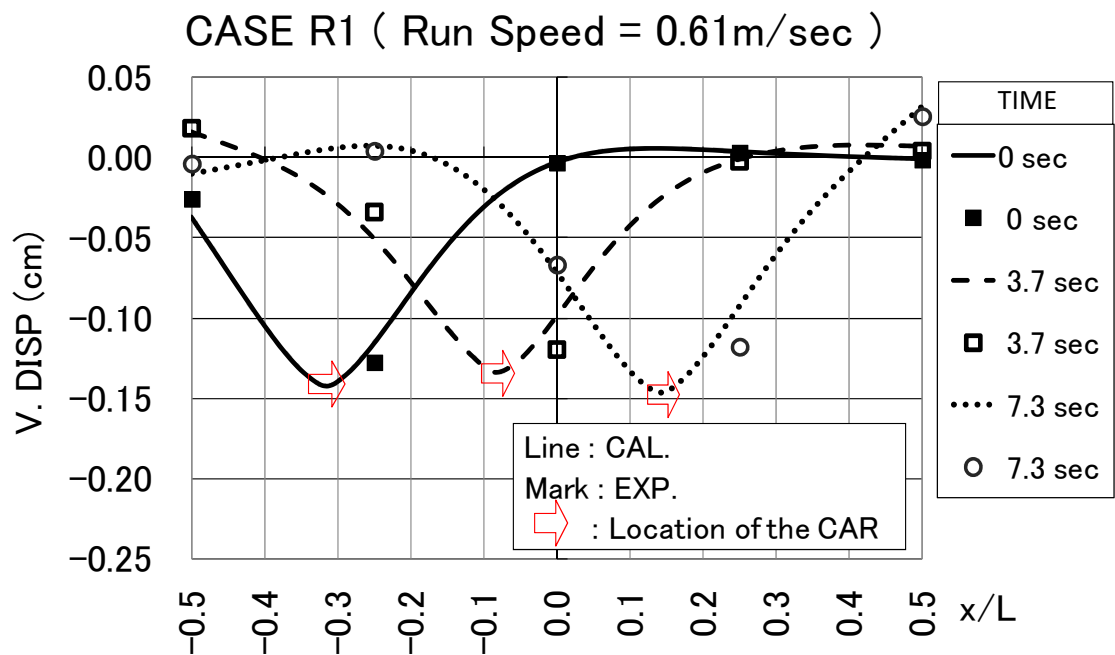


Fig.3-15A Vertical Displacement Profile in CASE R1

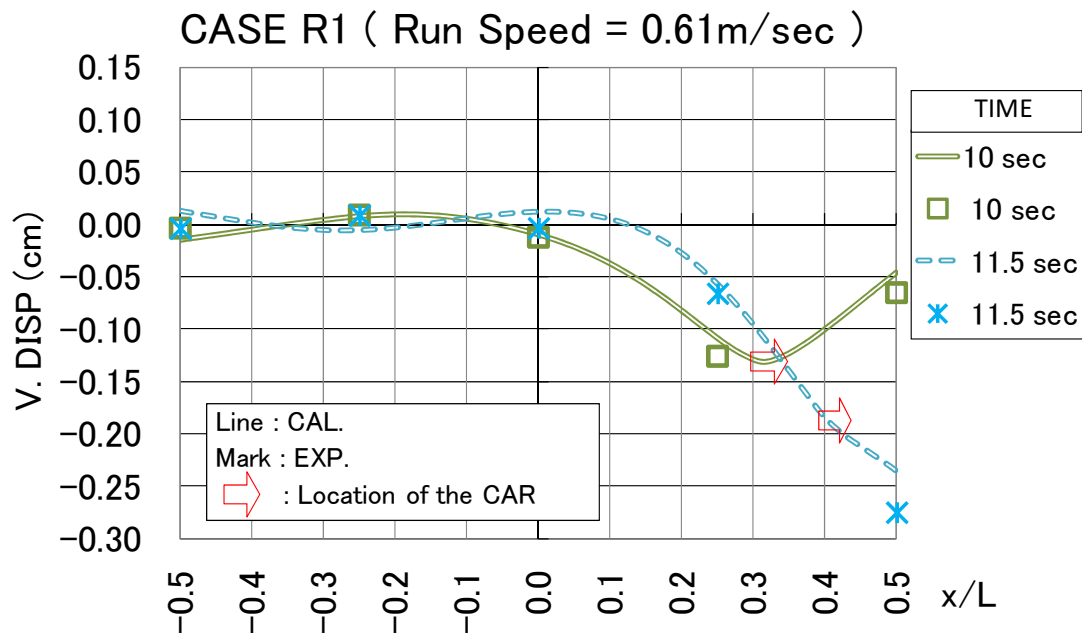


Fig.3-15B Vertical Displacement Profile in CASE R1

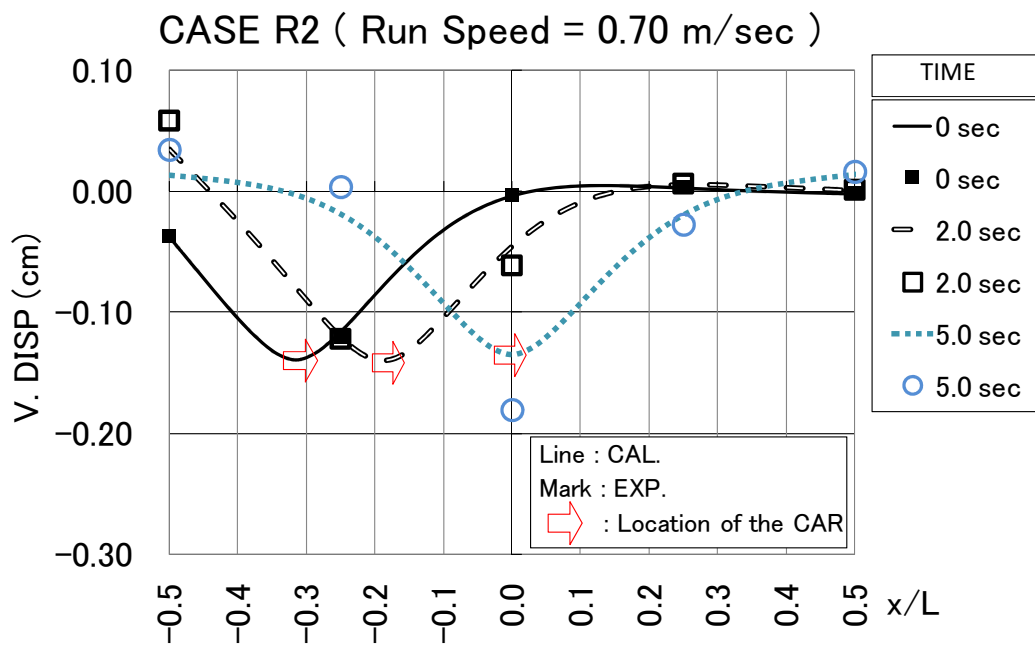


Fig.3-16A Vertical Displacement Profile in CASE R2

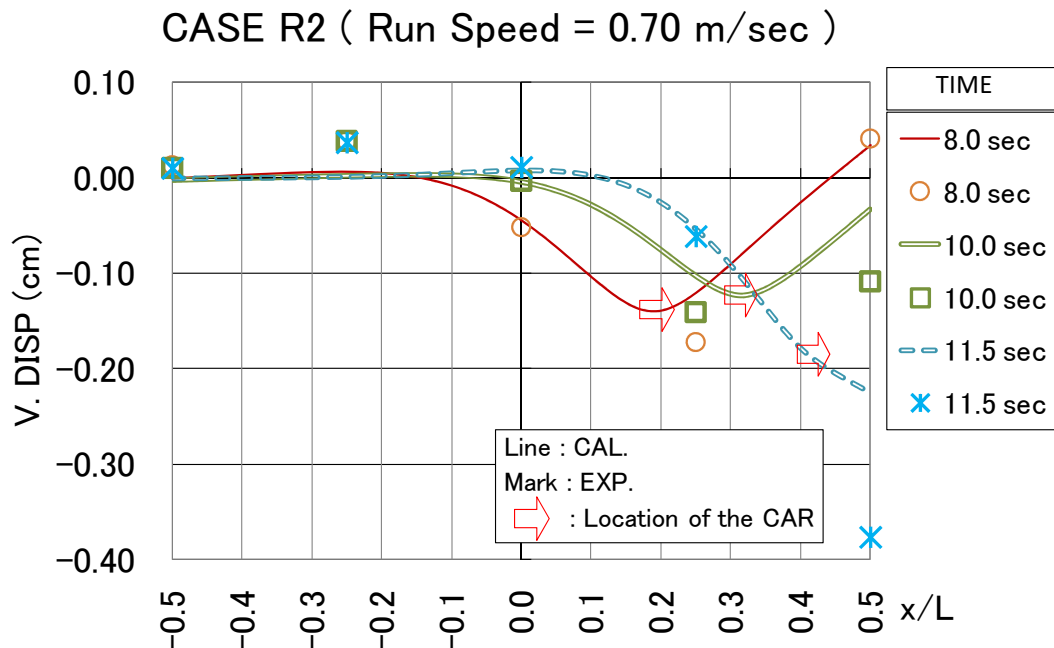


Fig.3-16B Vertical Displacement Profile in CASE R2

CASE R1, CASE R2いずれにおいても、動的な特性がそれほど顕著に現れることは無かった。準静的なCASE R0の場合と同様に、浮体面の沈下量は台車が浮体端部に近づいた場合を除き、台車直下で最も大となり、ほぼ一定値(約0.14cm)を示した。

上下変位のProfile図 (Fig.3-15とFig.3-16)を比較参照すると、速度が相対的に大となるCASE R2の場合の方が解析結果(CAL.)と計測結果(EXP.)の乖離がより大きかった。CAL.とEXP.が比較的良好な一致を見せているCASE R1の場合においても、台車を初期設置した浮体後部付近では若干の乖離が見られた。この原因は、実験時に台車初期設置時の平衡が十分安定する前に走行開始させてしまったためと思われる。

台車の水平移動に伴う浮体の動的変位応答に関しては、本解析法の有効性が一応確認できたと言えよう。この移動荷重試験における浮体変形の手速はそれほど大きくなかったため、前述の落下衝撃試験で見られたような変位計の追従性能不足を原因とする変位計測結果の不良は確認されなかった。

### 3.3.5 高速走行時の挙動 (CASE R3)

実験においては、台車牽引装置の性能上の制限から、台車の走行速度はCASE R2の0.702m/secが最大であった。しかしこの速度では準静的試験と比べて動的な影響がそれほど明瞭には現れなかった。そこで、走行速度の影響を明確にするために、走行速度を標準ケース(CASE R1)の10倍の6.11m/secに設定したCASE R3を別途採り上げて、解析結果を基にして速度影響を検討した。この速度は、想定実機(中型航空機)では34m/secに相当し、離着陸時の最大走行速度(約50m/sec)に近い速度である。

CASE R3の解析結果から上下変位応答Profileを台車の現在位置と併せてFig.3-17に示した。CASE R3の場合には、台車位置付近に現れる凹みの深さは、約0.12～0.21cmでありCASE R1, CASE R2の場合と比べると、平均値では大差がなかったが変動はやや大きめだった。速度影響として



顕著だったのは、台車の位置と凹みの最下部との位置関係であった。台車が通過する浮体上では、台車走行速度が小さい時には、台車は凹みのほぼ最下部に位置していたが、**CASE R3**のように高速になると、台車は凹みの最下部の先に行っており、常に上り坂を駆け上がる状態となることが明らかとなった。即ち、台車が通り過ぎた後方で凹みの最下部が現れるのである。台車走行が終了する直前には、この駆け上がり現象がかなり顕著となった（Fig.3-17BのTIME=1.2sec参照）。台車が浮体前端部に近接した場合でも、台車より前方にある浮体前端部の沈み込み変位がすぐには大きくならない（Fig.3-17BのTIME=1.2secの変形挙動参照）のも大きな特徴である。走行速度が大きいため、浮体前端部近辺の慣性力が変形に対して抵抗すると考えられる。また、台車が進行するにつれて、凹み変形は単純な一波の波形のみでなく、凹みの前後に高次の弾性振動が発達してくることも確認された（Fig.3-17参照）。

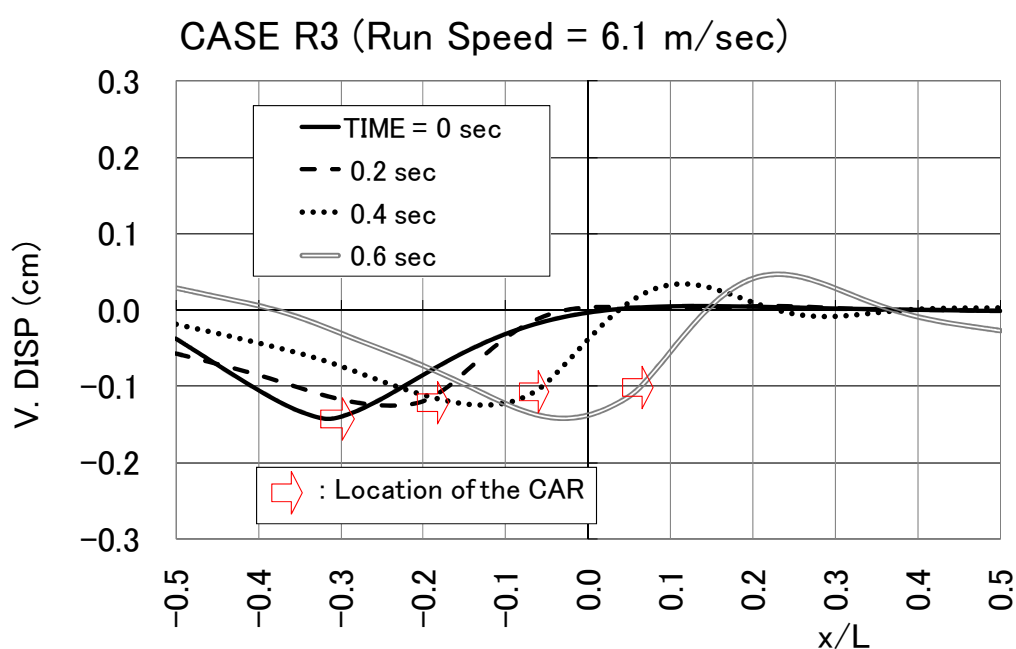


Fig.3-17A Vertical Displacement Profile in CASE R3

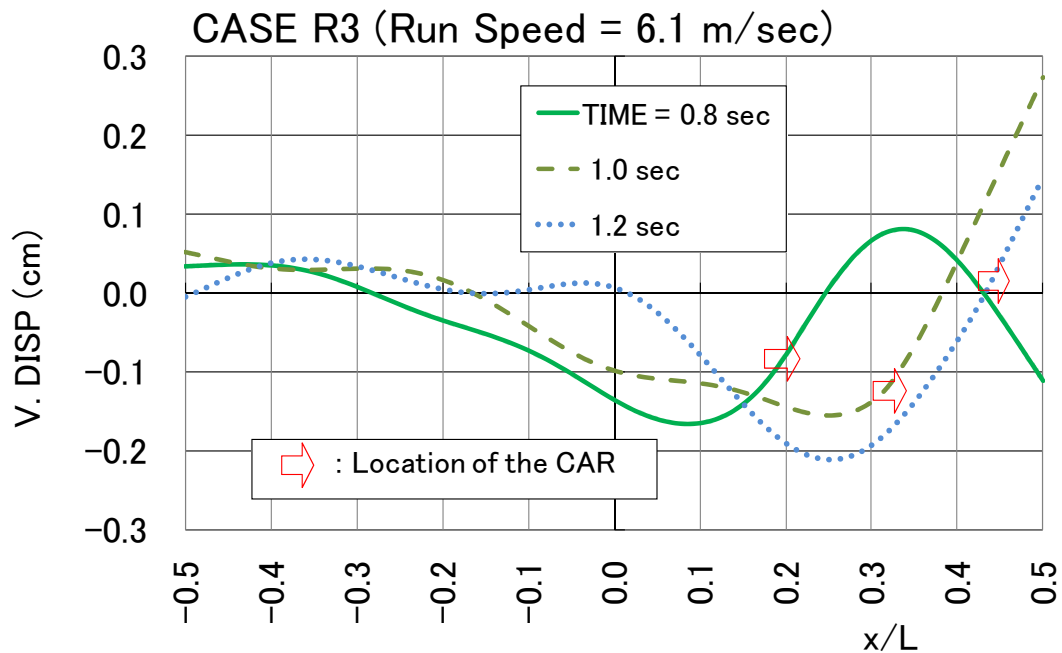


Fig.3-17B Vertical Displacement Profile in CASE R3

### 3.4 まとめ

長さ9.75mのポンツーン型浮体模型VL-10を用いて、その過渡応答を調べるために落下衝撃実験及び移動荷重実験を実施した。これらの実験は、航空機の離着陸及び滑走を念頭に置いている。実際の現象をそのまま模擬したものではないが、その基本となる動的応答に焦点を置き実験的、解析的検討を加えたものである。

落下衝撃試験では、浮体模型VL-10の表面上に重量20Kgの鉄製重錘を、真上から落下衝突させた。落下速度及び被衝突位置を変えて、浮体の上下運動について実験結果と解析結果を比較検証し以下の知見を得た。

#### (1) 過渡応答の継続時間

衝撃荷重の負荷時間は約0.3secで終了し、その後過渡的応答が1.5～2sec継続した。さらにその後は、準静的釣り合いに近い安定した変形状態に達し小さな弾性振動が残った。

最初に発生する衝撃力ピーク値が弾性応答の大きさに対して支配的な影響を及ぼすが、変位応答が最大に達するのは、このピーク値の出現後0.2～0.4sec経過してからであった。

#### (2) 振動応答特性

衝撃荷重の負荷終了後、浮体の上下振動は比較的ゆっくりした周期(1.5sec程度)の大きな変動に、周期0.12～0.15secの短周期の小さな弾性振動が重畳され、この振動は浮体全体に伝播しながら数秒間持続する。ゆっくりした周期の変動は衝撃力ピーク値の周期に支配されており、短周期変動は浮体の固有振動に依存していると判断された。

### (3) 解析結果との比較検証

弾性変形応答の全体的変動及び、短周期の弾性振動に至るまで、その大きさ及び変動特性に関して、解析結果と計測結果との間には良好な一致が確認できた。ただし、衝撃地点から離れた地点においては、解析と実験に若干の不一致が見られた。

衝突速度が速い場合(CASE FF2)には、重錘は一旦浮体に衝突した後に浮体上でバウンドして空中に跳ね上がり、その後さらに浮体表面に再衝突した。このような複雑な挙動に関しても、解析結果は良好な対応を示した。衝撃初期段階で実験値の方が若干大きめとなる不一致が見られたが、これは衝撃荷重の測定中に加速度計の姿勢が保持されず計測値に問題があったためと推測された。

移動荷重試験では、VL-10の表面において速度を変えて重量6.9Kgの台車(CAR)を牽引走行させる実験を実施した。浮体の上下運動について実験結果と解析結果を比較検証し以下の知見を得た。

### (4) 浮体の上下変位応答

実験した走行速度範囲では、台車の走行速度はそれほど高速にはならなかったために、若干の弾性振動が見られたものの、浮体表面の沈下量が台車直下で最大で一定値(約0.14cm)を示す準静的な挙動(CASE R0)に近い現象であった。ただし、凹みの前後で迫り上がる弾性振動が見られ、走行速度影響であることが確認できた。

### (5) 高速走行の影響

想定実機が離着陸時に高速走行する場合を想定し、浮体の変形挙動に対する速度影響を解析結果を基にして調べた。

走行台車の直下付近に発生する凹みは、走行速度の影響により走行中にその深さが-14%～+50%程度変動した。

台車が通過する浮体上では、台車走行速度が小さい場合には、台車は凹みのほぼ最下部に位置していたが、高速になると、台車は凹みの最下部の先に行っており、次第に上り坂を駆け上がる現象が顕著となってくる。

走行する台車の移動に伴って、凹みの前後に高次の弾性振動が発達していく。

### (6) 解析結果との比較検証

水平移動荷重に対する浮体の動的変位応答に対して、本解析法が十分有効であることが確認できたと言えよう。実験結果との乖離が若干見られたが、実験方法の方に問題があったと推察された。

## 第4章 航空機の離着陸荷重を受けるVLFSの動的挙動

VLFS浮体式空港上で航空機が離着陸する場合を想定した。浮体式空港として、メガフロート技術研究組合のフェーズⅠ研究の実証試験モデルとして設計建造された300m長のポンツーンタイプVLFS (MF-300)を採り上げた。前章にて、MF-300の相似模型であるVL-10について、垂直衝撃荷重及び水平移動荷重に対する過渡応答が本解析法により信頼できる精度で解析可能であることが確認できたので、ここではさらに発展させて航空機の離着陸時の応答を推定するために時間領域解法(シミュレーション解析)を実施した。

小型航空機が着陸及び離陸する場合のMF-300の変形挙動について、平水中のみならず波浪中の応答についてもシミュレーション解析を実施し波浪影響も明らかにした。最後に、さらに長大な浮体例として1,200m長のVLCC(MF-1200)を採り上げて、同様に中型航空機が離着陸する場合を想定したシミュレーション解析を実施して、浮体のスケールが異なることによる影響を調べた。

なお、本章に述べる研究成果の内、浮体式空港MF-300に関してはVLFS'99他<sup>33),34)</sup>において、浮体式空港MF-1200に関しては第15回海洋工学シンポジウム他<sup>35),36)</sup>にてそれぞれ発表した。

### 4.1 解析モデル

#### 4.1.1 浮体式空港

浮体式空港としてMF-300を採り上げたが、FEM解析モデルとしては、相似模型として設計されたVL-10を利用して、これをMF-300の大きさにスケールアップした。この結果、MF-300の構造仕様は浮体全面に亘り一様であると簡略化されている。また、VL-10の水槽実験における水深影響をそのまま参照したために、MF-300の水深(平均8m)を実際よりも過大に設定していることを断っておく(Table 2-1 参照)。

MF-300を一様な平面構造と仮定して、36×8の平面シェル要素に分割した。航空機が離着陸する滑走路(RUNWAY)は浮体表面の中心線に平行に、滑走開始点を移動荷重試験におけるCAR LANE(Fig.3-2参照)の走行開始点と同じ位置に設定した(Fig.4-1, Fig.4-2A参照)。ただし、追い波(Following Sea)における波浪中離陸時の挙動解析においては、滑走方向は逆方向に、前後対称位置( $x/L=0.31 \sim -0.19$ )に設定した(Fig.4-2B参照)。

Table 2-1 Particulars of Model VLFS for Verification (再掲)

VLFS model	L * B (in m)	Logl. Bending Stiffness $D_L$ (in KN-m <sup>2</sup> /m)	Draft d (in m)	Water Depth h (in m)
VL-10	9.75 * 1.95	9.00	0.0163	1.9
MF-300	300 * 60	$8.06 \times 10^6$	0.50	58.5
MF-1200	1,200 * 240	$4.5 \times 10^7$	2.00	234.0

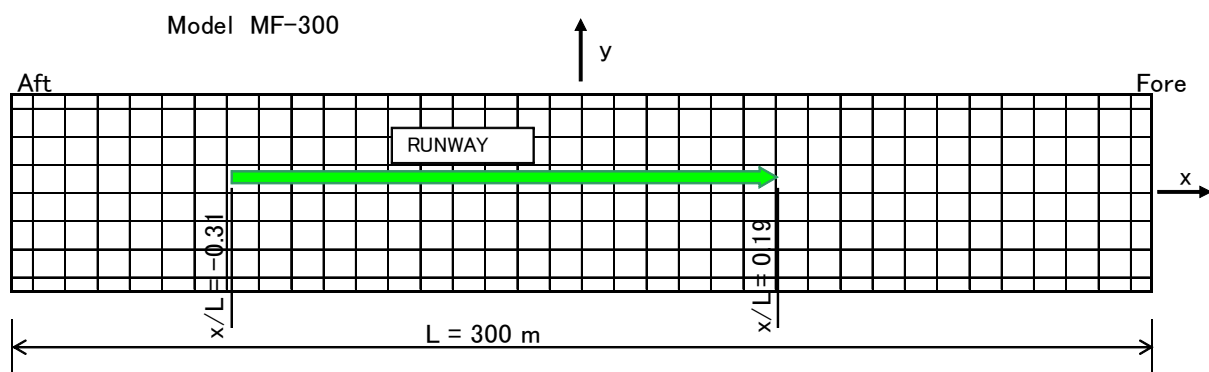


Fig.4-1 The Runway for Landing and Takeoff on MF-300

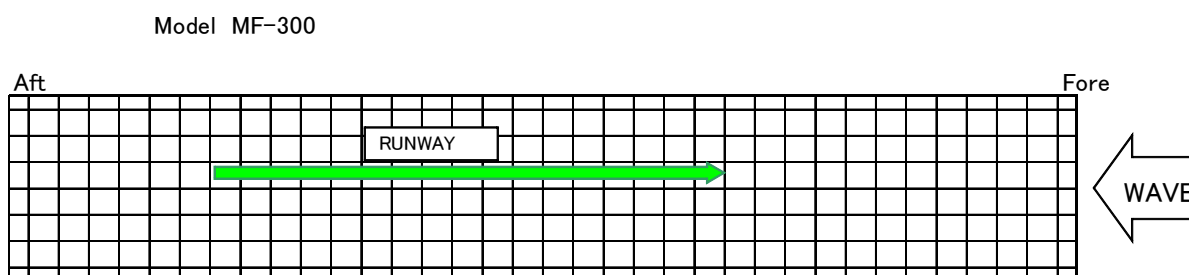


Fig.4-2A Direction of the Incident Wave and the Runway in Head Sea Condition

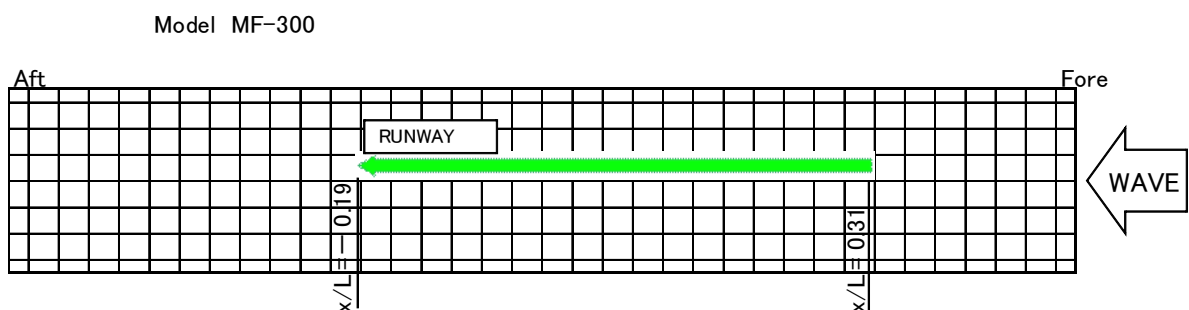


Fig.4-2B Direction of the Incident Wave and the Runway in Following Sea Condition

#### 4.1.2 航空機

航空機は、セスナ機級の小型機であり、その重量および離陸・着陸性能を以下のように仮定した。

重量 :  $\Delta = 3 \text{ tons}$

離陸性能

離陸速度 :  $V_T = 150 \text{ km/h}$

滑走水平加速度:  $A_T = 5.79 \text{ m/sec}^2$  (離陸滑走中は一定)

滑走距離 :  $X_T = 150 \text{ m}$

滑走時間 :  $T_T = 7.2 \text{ sec}$

#### 着陸性能

着地速度 :  $V_L = 150 \text{ km/h}$

滑走水平加速度:  $A_L = -5.79 \text{ m/sec}^2$  (着陸滑走中は一定)

滑走距離 :  $X_L = 150 \text{ m}$

滑走時間 :  $T_L = 7.2 \text{ sec}$

滑走時に航空機から浮体滑走路に作用する荷重を次のように簡略化して取り扱った。

- 1) 航空機の重量は、水平方向に移動する垂直方向荷重として浮体表面の滑走路上に作用する。
- 2) 移動荷重は、浮体構造モデルの節点上において三角形パルス状に時間変化する節点外力として負荷される(Fig.4-3参照)。
- 3) この移動荷重の大きさは、移動速度が零の時には航空機の全重量と等しく、滑走中には航空機の滑走速度の二乗に比例する揚力の影響により減少する。実際に滑走路上に伝達される垂直方向荷重は、車輪から直接伝達する成分の他に周囲の空気圧として伝達する成分もあるので複雑であるが、ここでは車輪荷重のみに簡略化した。
- 4) 離着陸時の航空機の水平方向走行は、加速度一定で加減速する。
- 5) 航空機の上下動揺に起因する移動荷重の変動成分は小さいものとして無視する。

以上の仮定の基に、モデル化された荷重の経時変化をFig.4-3に示した。Fig.4-3において $p(x_n)$ は節点 $x_n$ に作用する荷重の時間変化を表している。節点 $x_0$ は、着陸時にはタッチダウン地点であり $p(x_0)=0$ であるが、離陸時には離陸滑走開始地点であり $p(x_0)=\Delta$ である。その後、荷重は節点 $x_1$ 、 $x_2$ 、 $x_3$ へと移動していく。この荷重を隣接4節点に振り分けた節点荷重として前述の移動荷重試験解析の例に倣って浮体表面に負荷した(3.3.2項参照)。

航空機の滑走距離を考慮すれば、滑走開始地点及び滑走終了地点の位置は着陸時・離陸時共通で次のように設定されたことになる。

滑走開始値点:  $x/L = -0.31$

滑走終了地点:  $x/L = 0.19$

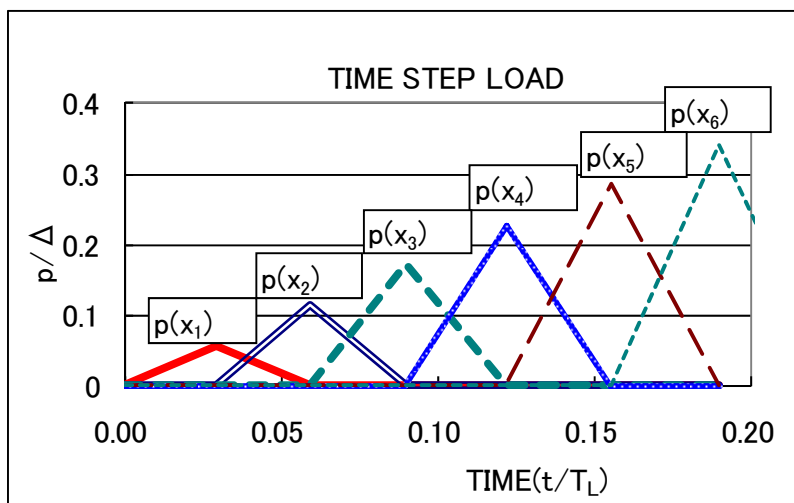


Fig.4-3A Time step load applied to the nodal points during landing

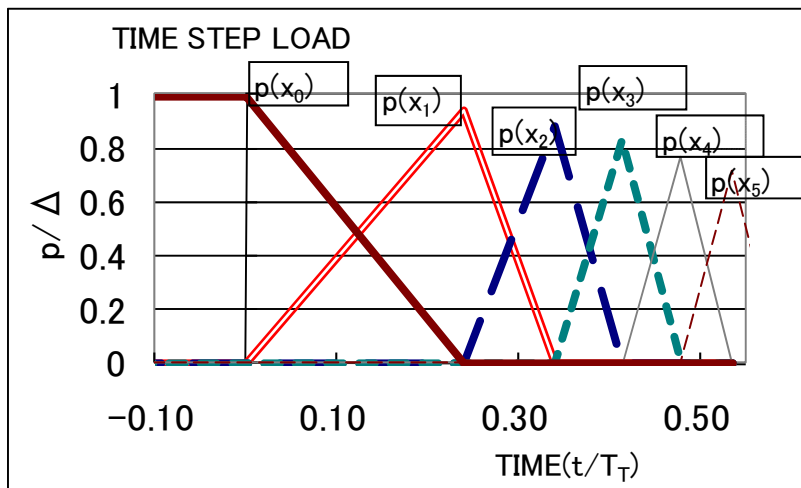


Fig.4-3B Time step load applied to the nodal points during takeoff

#### 4.1.3 波浪

航空機の離着陸時に浮体式空港MF-300が波浪により動揺している場合を想定した。波浪条件として、MF-300の真正面から入射する以下の規則波(WAVE)を想定した(Fig.4-2参照)。

波長  $\lambda_w = 30 \text{ m}$  ( $\lambda/L = 0.1$ )

波周期  $T_w = 4.4 \text{ sec}$

波高  $H_w = 1.0 \text{ m}$  ( $\zeta_a = 0.5 \text{ m}$ )

この波浪条件はMF-300が実証実験で設置された海域における年間数回程度の荒天時海象に相当する。

時間領域における波荷重の取り扱い方法については2.6.2項に示した手法に従った(Fig.2-6参照)。周波数領域計算から得られたディフラクション力を時系列関数として与え、時間ステップの刻み幅は  $T_w/32$  とした。

### 4.2 解析結果

#### 4.2.1 平水中着陸時の挙動

着陸時には、航空機は滑走路上の  $x/L = -0.31$  地点にタッチダウンした後減速しながら滑走し、7.2sec 後には  $x/L = 0.19$  地点において停止する状況を想定した。波浪が無い平水状態で着陸する場合について、MF-300の上下変形profileの解析結果をFig.4-4に示した。滑走中の航空機の滑走路上の現在位置も丸印で併せて表示した。図中には、着陸開始時点から着陸終了時 ( $t = T_L = 7.2 \text{ sec}$ ) までのみならず、停止後 ( $1.0 < t/T_L < 1.33$ ) の挙動まで示してある。また、Fig.4-5には滑走路における航空機的位置変動の全trajectoryを示した。trajectory図には、比較のために着陸終了後に静的平衡状態に至った滑走路の変形profileも併せて示した。

航空機がタッチダウンした後、減速に伴い滑走路上に作用する重量が徐々に増大するにつれて滑走路の凹みが増大していく状況がよく分かる。滑走路の凹みの深さは、航空機から浮体に作用する重量に対応した静的平衡状態に近い大きさであった。凹みの深さに関する限り、航空機の移動速度や浮体への作用重力が時々刻々変化しても、前述の移動荷重試験と同様に動的な影響はそれほど大きくならな

かった。ただし位置関係においては、航空機は速度が大きい時には凹みの最下部の先に行っており、常に上り坂を駆け上がる現象が見られた。さらに、航空機が移動するにつれて、凹み変形は単純な一波の波形のみでなく、凹みの前後に弾性振動が発達してくる様子が見られた。これらの現象は動的影響によるものであり、前述の移動荷重試験CASE R3において確認された状況と似ていた。凹みの深さが最大となるのは、滑走終了時( $t=7.2\text{sec}$ )であり凹み量は $0.1\text{cm}$ 弱に達した。滑走が終了して航空機が停止した後では、凹み変形が減少しながら弾性振動が漸減し、 $2.4\text{sec}$ 経過後( $t=9.6\text{sec}$ )にはほぼ静的平衡状態に達した。また、航空機の足許における滑走路の勾配は最大で $1/100,000$ 程度であった。これらの滑走路の変形量は大変小さいものであり、航空機の滑走運動になんらかの影響を及ぼす程度では無いと判断できよう。

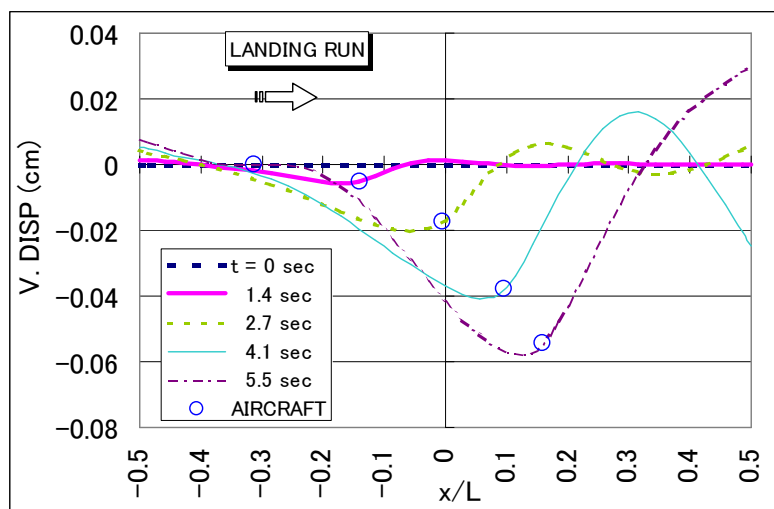


Fig.4-4A Vertical Displacement Profile of the Runway Subjected to Landing Load ( $t/T_L = 0 \sim 0.76$ )

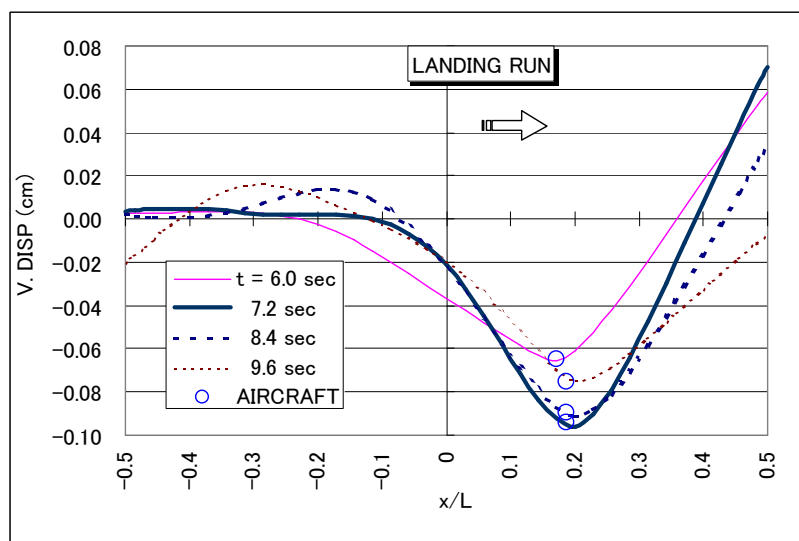


Fig.4-4B Vertical Displacement Profile of the Runway Subjected to Landing Load ( $t/T_L = 0.83 \sim 1.33$ )



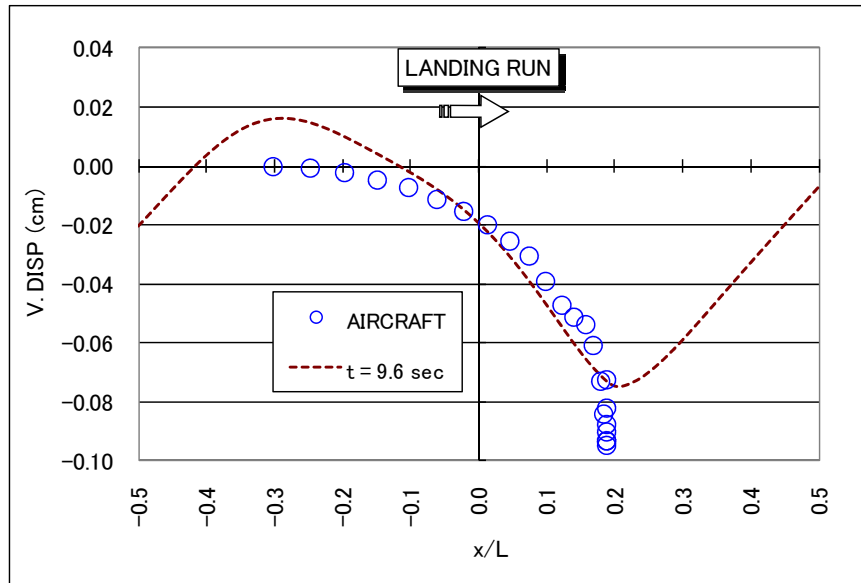


Fig.4-5 Trajectory of the Aircraft Location with Final Displacement Profile of the Runway during Landing Run

#### 4.2.2 平水中離陸時の挙動

最初は滑走路上の $x/L=-0.31$ 地点に停止していた航空機が、滑走開始後徐々に加速しながら、7.2sec後には $x/L=0.19$ 地点において完全に離陸する状況を想定した。平水状態で離陸する場合について、MF-300の上下変形profileの解析結果をFig.4-6に示した。また、Fig.4-7には航空機の滑走路における位置変動のtrajectoryを示した。図には、航空機が離陸した瞬間( $t=7.2\text{sec}$ ,  $t/T_T=1.0$ )及び航空機が滑走路から空中に飛び立った直後( $t/T_T=1.06$ )の応答も示した (Fig.4-6B及び Fig.4-7に図示したAIRCRAFTの最終位置参照)。trajectory図には、比較のために滑走開始時及び離陸時における滑走路の変形profileも併せて示した。

滑走路の凹みに関しては、最初は航空機の自重とほぼ静的平衡状態を維持しながら凹み量が最も大きかった(0.065cm)が、滑走速度が加速するにつれて滑走路に作用する重量が徐々に減小しそれに伴い滑走路の凹みが減小していく状況が現れている。滑走路の凹みの深さは、着陸時と同様に航空機の重量との静的平衡状態に近い大きさであり、動的な影響は小さかった。また、航空機と凹みの最下部との位置関係においても、着陸時と同様に、航空機が凹みの最下部の先に行き常に上り坂を駆け上がる現象が見られた。また、航空機の滑走が加速するにつれて、特に航空機の前方に顕著な弾性振動が発達していく様子が見られた。

凹みの深さが最大となるのは、滑走開始時であり凹み量は0.065cmであった。また、航空機の足許における滑走路の勾配が最大となるのは、離陸瞬間( $t/T_T=1.0$ )であり2.4/10,000程度であった。これらの滑走路の変形量は小さいものであり、航空機の離陸時所要馬力や滑走運動になんらかの影響を及ぼす程では無いと判断できよう。

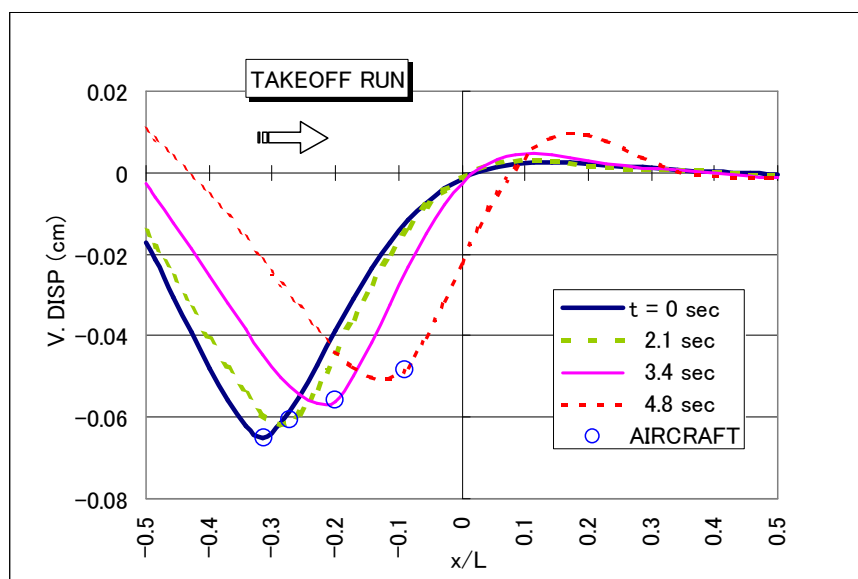


Fig.4-6A Vertical Displacement Profile of the Runway Subjected to Takeoff Load (  $t/T_T = 0 \sim 0.67$  )

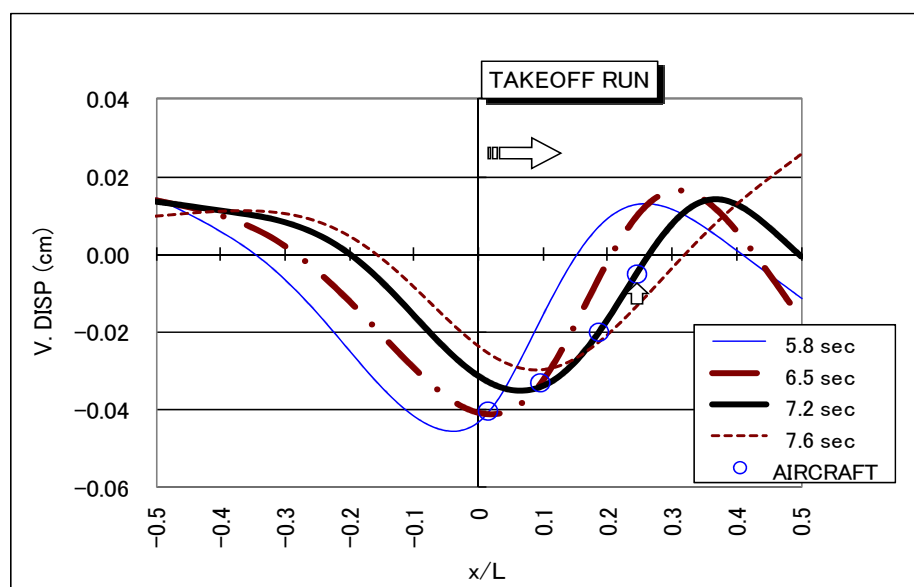


Fig.4-6B Vertical Displacement Profile of the Runway Subjected to Takeoff Load (  $t/T_T = 0.81 \sim 1.06$  )

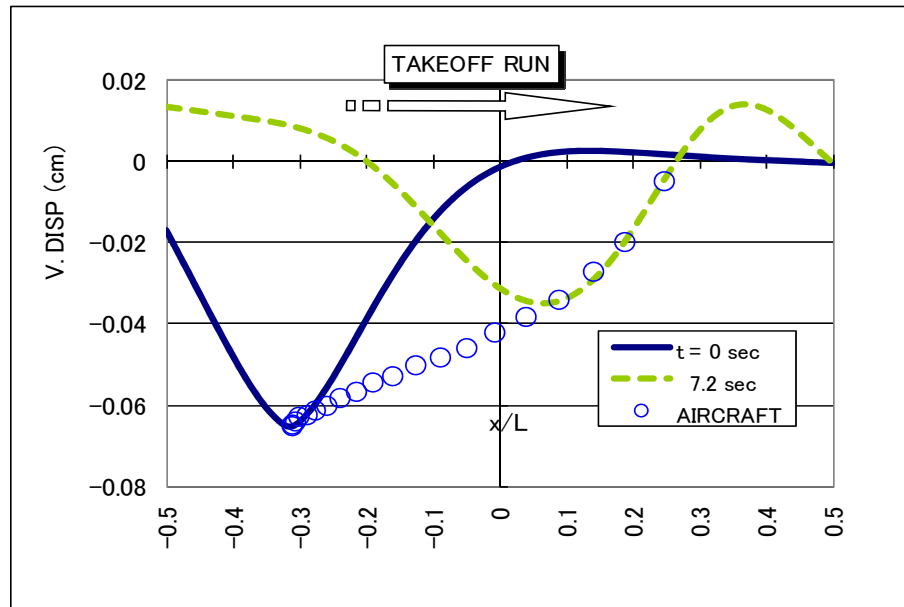


Fig.4-7 Trajectory of the Aircraft Location with Displacement Profile of the Runway during Takeoff Run

#### 4.2.3 波浪中着陸時の挙動

浮体前端方向から規則波が入射し、着陸はMF-300後部から前部に向かうものと想定した（以後において「向かい波"head sea"」と称する、Fig.4-2A参照）。「MF-300が規則波を受けて定常的に周期的動揺を繰り返しているところで、航空機の着陸が開始される」というシナリオで、シミュレーション計算を実施した。実際の計算では、先ず4周期の規則波を与え、波浪による動揺がほぼ定常に至ったことを確認してから、その直後に規則波と併せて着陸荷重も与えた。波浪による滑走路の動揺があっても、航空機の着陸滑走性能には一切影響せず、着陸位置や水平方向速度変化に関しては平水中着陸時と変わらないものと仮定した。以下において、解析結果は総て着陸滑走開始以後の挙動について示した。規則波中で着陸する場合について、MF-300の上下変形profileの解析結果をFig.4-8に、航空機の滑走路における位置変動のtrajectoryをFig.4-9に示した。

解析結果から、浮体滑走路の弾性応答に関して以下の特徴が確認された。浮体滑走路では、波荷重を受けて2～5cmの大きさの上下揺れが発生する。一方、着陸荷重による滑走路の変形の大きさは最大でも0.1cm程度であった（Fig.4-5参照）。波による変形が支配的であり、着陸荷重に起因する変形成分は2%以下であった。波荷重を受けた浮体上では、いわゆる浮体波（この後において、波浪が浮体に入射して浮体の上下動揺を伴いながら伝播する波を「浮体波」と称することにする）が伝播するので、航空機は次々に押し寄せてくる伝播速度の速い浮体波（位相速度31m/sec、Fig.4-23A及びTable 4-2参照）を正面から受けて乗り越えながら着陸滑走することになる。滑走終了時には浮体の前端部（波上側）に近づくために波浪影響による動揺が大きくなる。Fig.4-9は、着陸滑走の間に3波の浮体波を乗り越えたことを示している。平水中着陸時に見られた「常に上り坂を駆け上がる現象」は全く目立たなくなっている。波高1m ( $H_w=1\text{m}$ ) の波を受けた浮体上に着陸する航空機は、主として波荷重の影響により最大上下変動5.1cm、最大傾斜 $dw/dx=0.01$ 程度の動揺を受けることが確認された。最大上下変動及び

最大傾斜に遭遇するのは、いずれも着陸最終段階の停止直前であることから、航空機の着陸性能に対する影響はほとんど無いであろう。

タッチダウン直後の航空機の上下動揺に関しては、たまたま遭遇する浮体波の位相に影響を受けるので、このシミュレーション解析では一例を取り上げているにすぎないことになる。しかし、その後に現れる浮体波の乗り越え現象に関しては浮体波の初期位相に関わらずほぼ同様な現象が現れて、着陸後半の挙動に関しては似たような結果を得ることになるので、この一例により波浪中着陸挙動の特性をほぼ代表させ得ると言える。

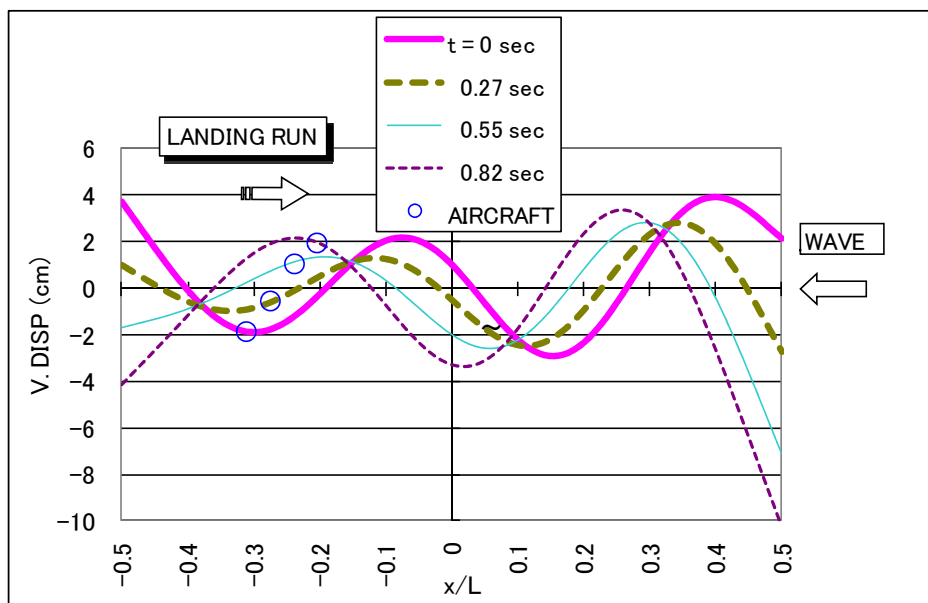


Fig.4-8A Vertical Displacement Profile of the Runway Subjected to Head Sea and Landing Load ( $t/T_L = 0 \sim 0.11$ )

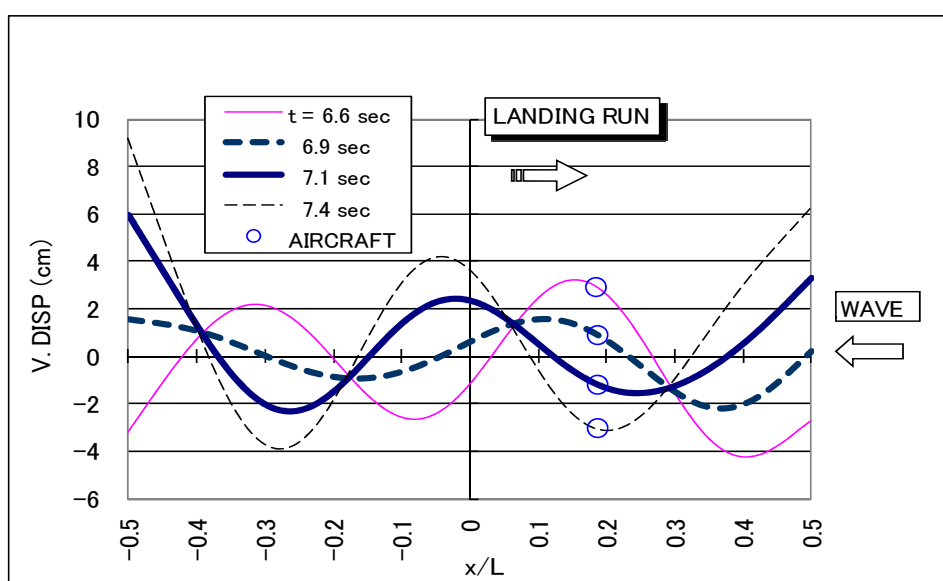


Fig.4-8B Vertical Displacement Profile of the Runway Subjected to Head Sea and Landing Load ( $t/T_L = 0.91 \sim 1.03$ )

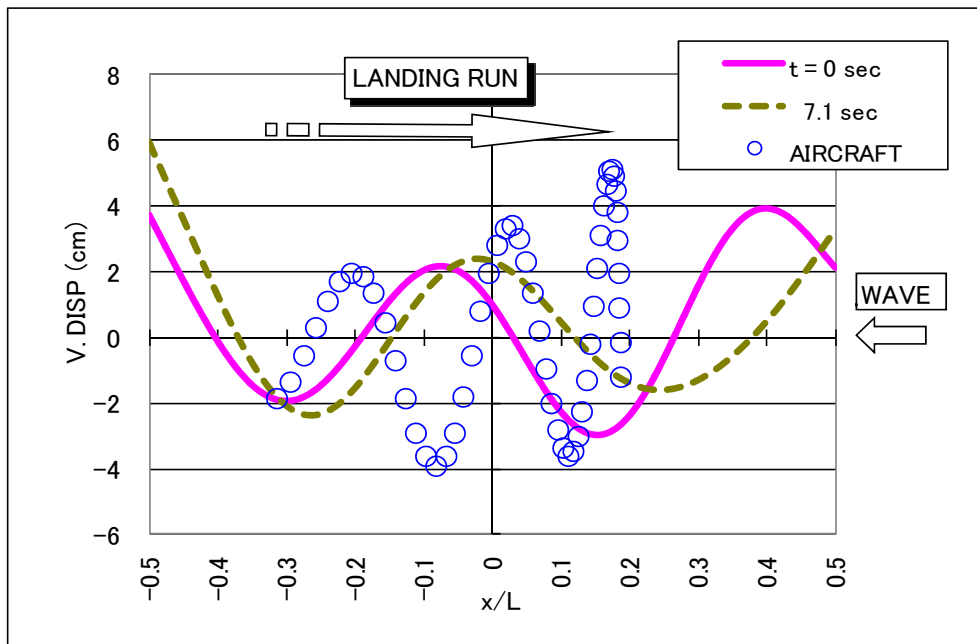


Fig.4-9 Trajectory of the Landing Run with Displacement Profile of the Runway ( $t/T_L = 0.0 \sim 1.0$ )

#### 4.2.4 波浪中離陸時の挙動

離陸は、着陸の場合と同様に波浪の入射方向と反対方向にMF-300後部から前部に向かう場合（向かい波）、及び、波浪と同方向にMF-300前部から後部に向かう場合（以後「追い波”following sea”」と称する、Fig.4-2B参照）を想定した。「追い波」の場合の滑走位置は、「向かい波」の場合と逆方向に、前後対称位置（ $x/L=0.31 \sim -0.19$ ）を想定した（Fig.4-2B参照）。「MF-300が規則波を受けて定常的に周期的動揺を繰り返しているところで、航空機の離陸が開始される」というシナリオを想定し、航空機の離陸滑走性能には波浪による動揺は一切影響しないものと仮定した。規則波中で離陸する場合について、MF-300の上下変形profileの解析結果をFig.4-10、Fig.4-11に、航空機の滑走路における位置変動のtrajectoryをFig.4-12、Fig.4-13に示した。

##### (1) 「向かい波」中の離陸

浮体滑走路では、波荷重を受けて2～5cmの大きさの上下揺れが発生する。一方、離陸荷重による滑走路の変形の大きさは0.065cm以下である（Fig.4-7参照）ので、やはり波による変形が支配的となり離陸荷重による変形は無視できる程度である。航空機は滑走開始時から終了時まで常に伝播速度の速い浮体波（伝播速度30.9m/sec、4.4節参照）を正面から受けて乗り越えながら離陸滑走することになる。最速で滑走している場合には、相対速度72.6m/secで来襲する浮体波を乗り越えながら進行することになる。Fig.4-12は、離陸滑走の間に3波の浮体波に遭遇したことを示している。ただし、滑走速度が速くなる状況下では、航空機と滑走路間に作用する接触力は揚力の影響により小さくなるので、それだけ浮体波による擾乱は小さくなる。

波高1m（ $H_w=1m$ ）の向かい波を受けながら浮体上から離陸する航空機は、滑走中に上下変動最大5.2cm、上下揺れ速度最大7.7cm/sec、上下加速度最大27cm/sec<sup>2</sup>の垂直方向動揺を受けた。この程

度の動揺は、車輪のクッションにより吸収されることにより、乗客の乗り心地等に不快感を与える状況には至らないであろう。

## (2)「追い波」中の離陸

浮体滑走路の波浪及び離陸荷重による上下揺れの大きさに関しては、「向かい波」の場合とほぼ同様であった。しかし、「追い波」中では波浪に起因する浮体波の伝播方向と航空機の進行方向が反対方向となるために、航空機の滑走挙動には「向かい波」の場合とは大きな違いが現れた。「追い波」条件下では、航空機の滑走と浮体波は同方向に進行するので、全般的には上下揺れの周期が長くなる（Fig.4-12, Fig.4-13比較参照）。航空機は、滑走開始時直後には浮体波に追い抜かれていたが（Fig.4-11A参照）、滑走速度が加速するのに伴い徐々に浮体波の伝播速度（30.9m/sec、4.4節参照）に追いつき、浮体波と併走した後、滑走終了時即ち離陸直前には浮体波を追い抜き（滑走速度  $V_T=150\text{km/h}=41.7\text{m/sec}$ ）挙動が確認された（Fig.4-11B, Fig.4-13参照）。浮体波と併走したり、追い抜いたりする挙動は謂わばサーフィンを連想させる挙動であるところから、この現象をこの後においては「サーフィン現象」と称することにする。

波高1m ( $H_w=1\text{m}$ ) の追い波を受けながら浮体上から離陸する航空機は、滑走中に上下変動最大4.5cm、上下速度最大11.4cm/sec、上下加速度最大32cm/sec<sup>2</sup>の垂直方向動揺を受けた。この動揺は、「向かい波」の場合と同程度であり、やはり乗客の乗り心地等に不快感を与える状況には至らないと思われる。

### 4.2.5 離陸時の所要馬力増加に関する考察

動揺している浮体滑走路上で離着陸滑走する場合には、航空機の車輪下における滑走路の傾斜に起因する抵抗増加により滑走性能が影響を受ける恐れがある。着陸時にはこのような抵抗増加は問題が無いが、離陸時には所要馬力が増大する可能性があるので、この抵抗増加を定量的に検討する必要がある。Kim<sup>15)</sup>らは、浮体式空港におけるこのような付加抵抗を最初に採り上げてその影響を評価している。Kimらはこの付加抵抗を“Drag”と称しているのでこれに従い本論文でも“Drag”と称することにする。“Drag”は滑走路の勾配と航空機から滑走路に作用する重力の関数として次式により表される。

$$Drag = P_t \frac{dw}{dx} \quad (4-1)$$

ここに、 $P_t$ ; 航空機から滑走路に作用する垂直荷重（離陸荷重）

$dw/dx$ ; 滑走路の傾斜（登り坂の場合を正とする）

「向かい波」及び「追い波」条件下で航空機が離陸する場合における“Drag”について、シミュレーション解析からその経時変化を推定した結果をFig.4-14に示した。“Drag”の時間履歴は主として浮体波の伝播に支配されており、登り坂及び下り坂で正負に変化し、その大きさは0.002 Δ (0.006tonf) 以下であることが分かる。なお、滑走路の傾斜 ( $dw/dx$ ) は、「向かい波」中で最大0.0023、「追い波」中で最大0.002であった。

この結果、所要エンジン馬力増大の問題は懸念する程ではないと言えよう。

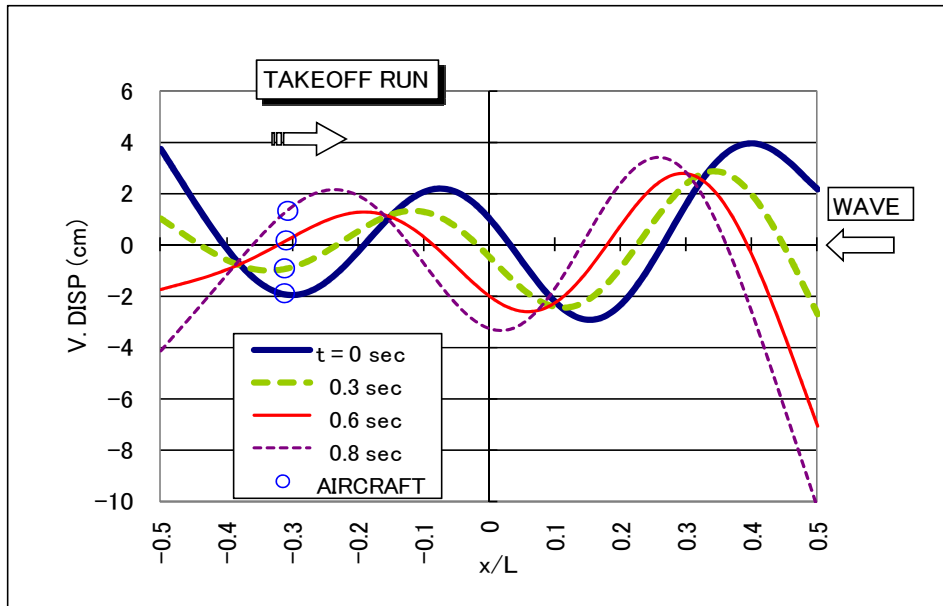


Fig.4-10A Vertical Displacement Profile of the Runway Subjected to Head Sea and Takeoff Load ( $t/T_L = 0 \sim 0.11$ )

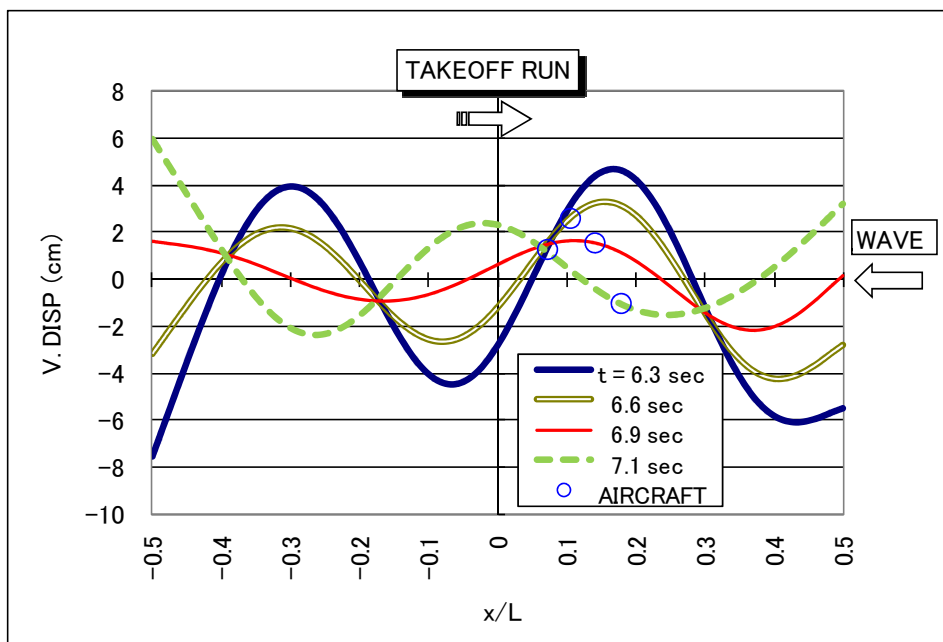


Fig.4-10B Vertical Displacement Profile of the Runway Subjected to Head Sea and Takeoff Load ( $t/T_L = 0.89 \sim 1.00$ )

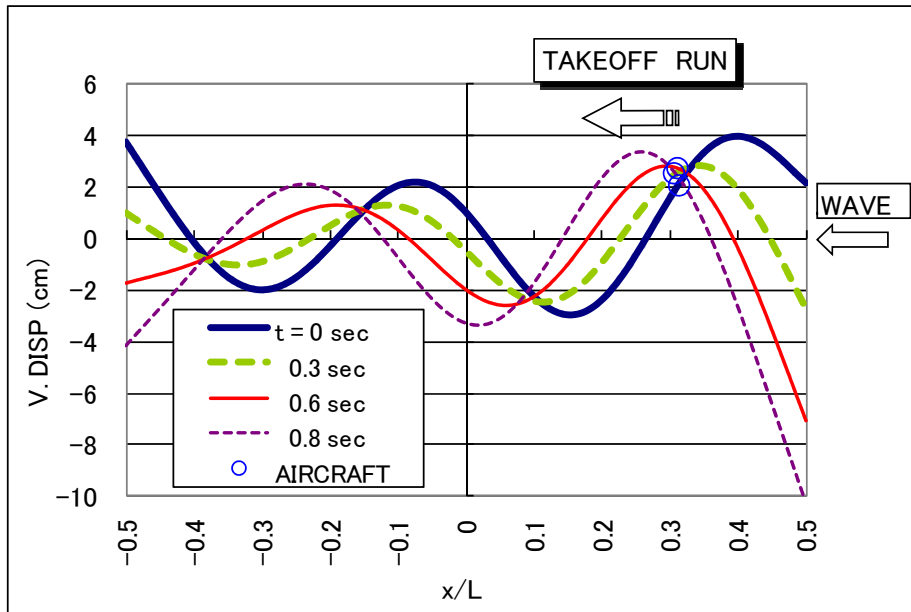


Fig.4-11A Vertical Displacement Profile of the Runway Subjected to Following Sea and Takeoff Load ( $t/T_L = 0 \sim 0.11$ )

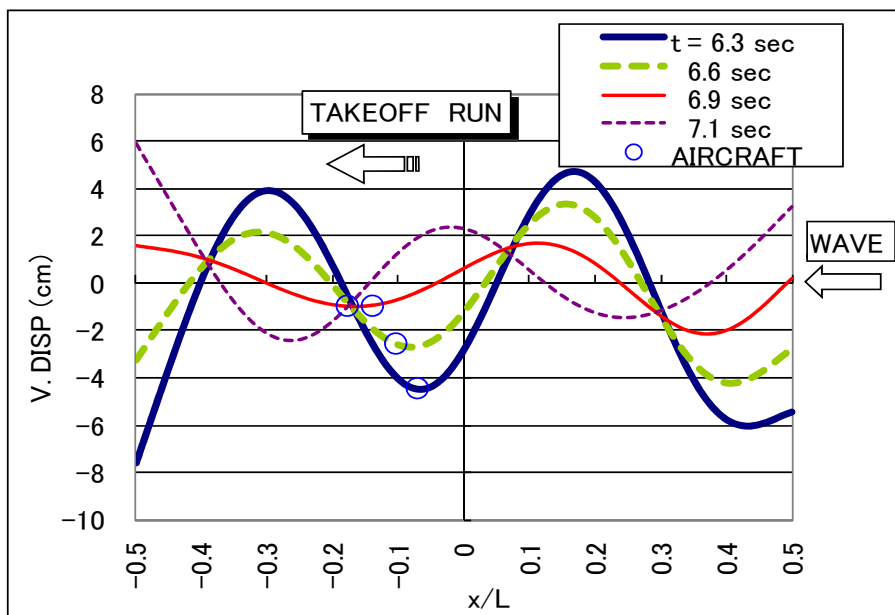


Fig.4-11B Vertical Displacement Profile of the Runway Subjected to Following Sea and Takeoff Load ( $t/T_L = 0.89 \sim 1.00$ )



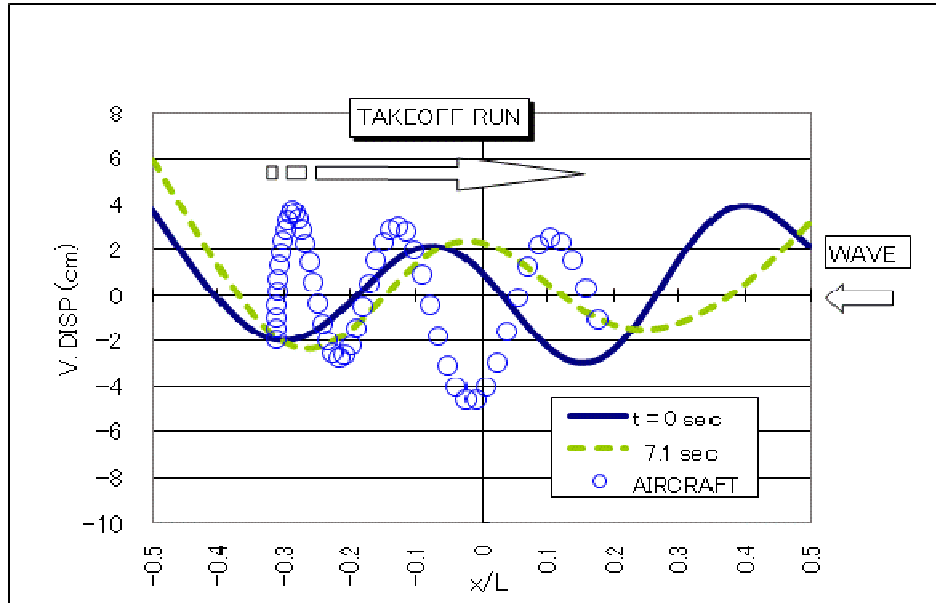


Fig.4-12 Trajectory of the Takeoff Run with Displacement Profile of the Runway in Head Sea Condition (  $t/T_L = 0.0 \sim 1.0$  )

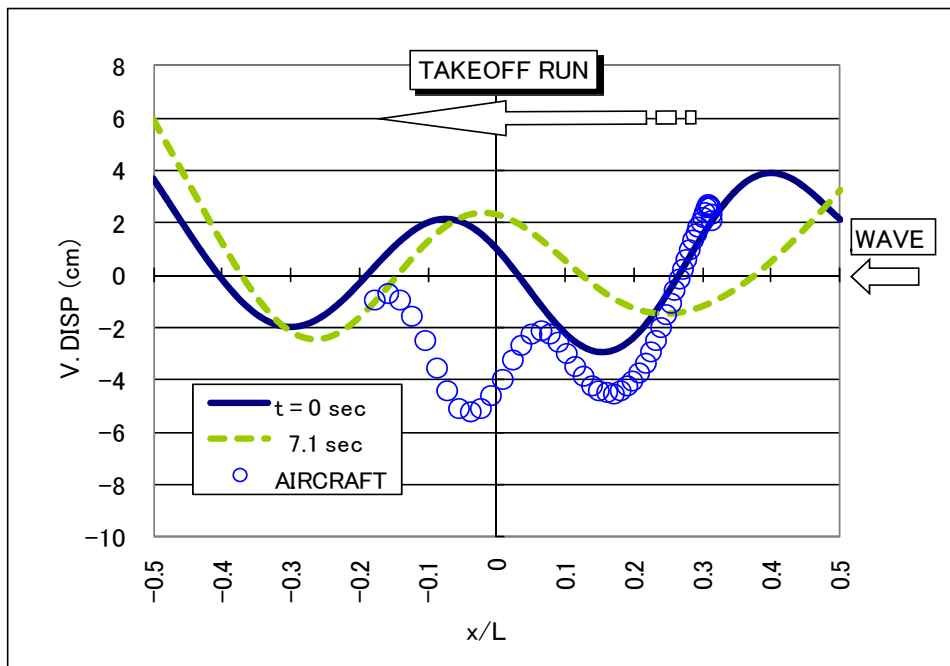


Fig.4-13 Trajectory of the Takeoff Run with Displacement Profile of the Runway in Following Sea Condition (  $t/T_L = 0.0 \sim 1.0$  )

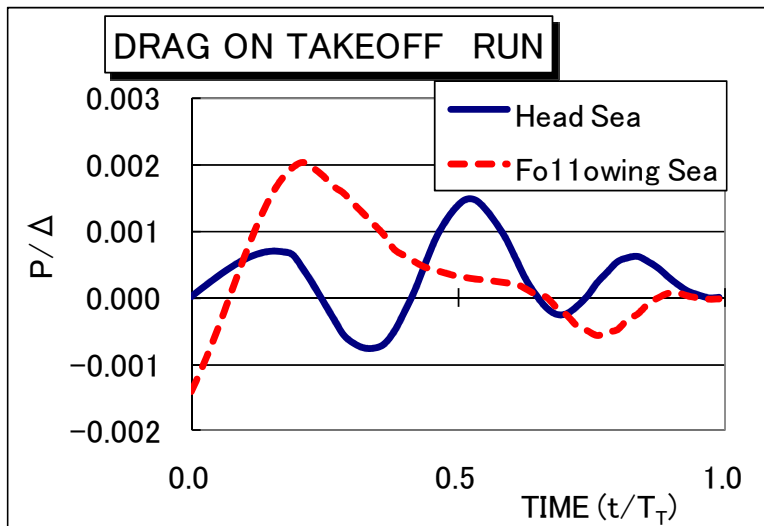


Fig.4-14 Time History of the Drag during the Takeoff Run

#### 4.3 より大型のVLFS空港の場合

前節で採り上げた浮体は300m長のMF-300であるが、実際に浮体式空港が建造されるとしたら、実用的な見地からはもっと大型の浮体式空港となるであろう。メガフロート技術研究組合のフェーズⅡ研究では、1,000m長の浮体式空港モデルを使用して実際に航空機が離着陸する実証試験が行われた。そこで本節では、メガフロート技術研究組合のフェーズⅠ研究でコミュタ空港規模として試設計された1,200m長ポンツーン型浮体式空港モデルMF-1200を実用レベルの空港モデルとして採り上げた。MF-300の場合と比較しながら、浮体スケールの違いによる挙動の差に注目して離着陸挙動を調べた。

##### 4.3.1 解析モデル

###### (1) 浮体式空港

MF-1200の主要目をTable 2-1に、FEMモデルをFig.4-15に示した。滑走路は浮体の中心線上に沿って設けられており(Fig.4-15参照)、離着陸開始地点は $x/L=-0.25(x=-300\text{m})$ 、終了地点は $x/L=0.35(x=420\text{m})$ 、滑走距離は720m(一定)と仮定した。FEMモデルは、MF-300の場合と同様にVL-10の要素分割を流用して、相似則に基づいてスケールアップしたものである。

###### (2) 航空機

航空機は、YS11級の中型機であり、その重量および離着陸性能を以下のように仮定した。

重量 :  $\Delta = 20 \text{ tons}$

離陸性能

離陸速度 :  $V_T = 185.2 \text{ km/h}$

滑走水平加速度:  $A_T = 1.837 \text{ m/sec}^2$  (離陸滑走中は一定)

滑走距離 :  $X_T = 720 \text{ m}$

滑走時間 :  $T_T = 28 \text{ sec}$

着陸性能

着地速度 :  $V_L = 185.2 \text{ km/h}$

滑走水平加速度:  $A_L = -1.837 \text{ m/sec}^2$  (着陸滑走中は一定)

滑走距離 :  $X_L = 720 \text{ m}$

滑走時間 :  $T_L = 28 \text{ sec}$

MF-300の場合と比べると、航空機がより大型となったために、滑走距離や滑走速度が大きくなっているが、滑走時の水平方向加速度は逆に小さくなっている。機体重量とエンジン性能のバランスにより生ずる差である。滑走時に航空機から浮体滑走路に作用する荷重については、MF-300の場合と同様に簡略化した手法を適用した。

### (3)入射波

波浪の波周期の影響を考慮するために、次の2種類の規則波を正面から受けることを想定した。

WAVE1: 波長  $\lambda_w = 120 \text{ m}$  ( $\lambda/L = 0.1$ )

波周期  $T_w = 8.8 \text{ sec}$

波高  $H_w = 2 \text{ m}$  ( $\zeta_a = 1 \text{ m}$ )

WAVE2: 波長  $\lambda_w = 240 \text{ m}$  ( $\lambda/L = 0.2$ )

波周期  $T_w = 12.4 \text{ sec}$

波高  $H_w = 2 \text{ m}$  ( $\zeta_a = 1 \text{ m}$ )

シミュレーション解析における波荷重の取扱いは、MF-300の場合と同様とした。

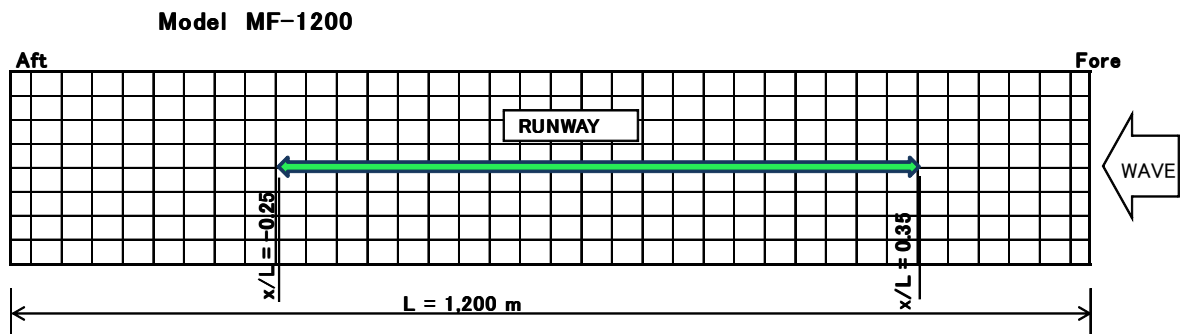


Fig.4-15 The Runway for Landing and Takeoff on MF-1200

#### 4.3.2 平水中離着陸時の挙動

平水中着陸時におけるMF-1200の中心線上の上下変形profile及び航空機の位置変動trajectoryをFig.4-16に、平水中離陸時におけるprofile及びtrajectoryをFig.4-17に示した。

平水中離着陸時の挙動について、MF-300の場合と比較してみる。滑走路の凹みの深さが航空機の重量との静的平衡状態に近い大きさ(MF-1200の場合は0.11cm、MF-300の場合は0.065cm)であり、動的な影響は小さいこと、航空機と凹みの最下部との位置関係において航空機が凹みの最下部の先に行き常に上り坂を駆け上がる現象が見られること、等に関しては共通した特性を示した。しかし、航空機の滑走が加速するにつれて、航空機の前方及び後方に伝播していく弾性振動に関しては、MF-1200の方がより高次で複雑な応答が現れた(Fig.4-16～4-17とFig.4-4～4-7とを比較参照)。この原因は、MF-1200の方がMF-300よりも浮体サイズが大なるが故に相対的な曲げ剛性が小さくなり(Table 2-1参照)、弾性振動が進展し易くなることによる。MF-1200がMF-300と曲げ剛性相似条件を満足するように

設計された場合と、実際の設計を比較すると、単位幅当たりの縦曲げ剛性 $D_L$ の値には次に示すような大きな差がある。

相似の場合：  $D_L(\text{MF-1200})/D_L(\text{MF-300})=4^4=256$

実際の設計：  $D_L(\text{MF-1200})/D_L(\text{MF-300})=5.6$

長大な浮体であるほど相対的な曲げ剛性が小さく設計されるのは合理的な設計法であり、長大な浮体ほど薄板構造に近付くのはVLFSの一般的な特性である。

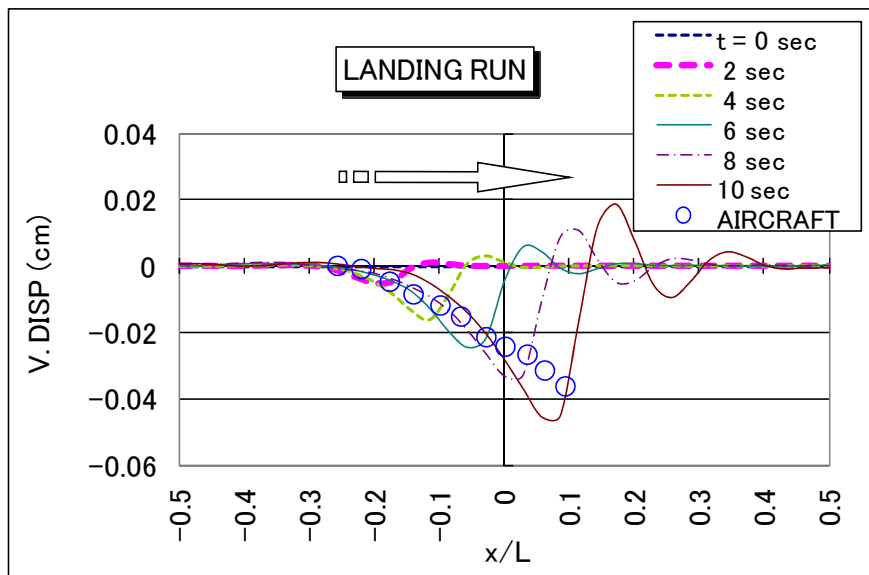


Fig.4-16A Vertical Displacement Profile of the Runway and Run Trajectory during Landing Run (  $t/T_L = 0 \sim 0.36$  )

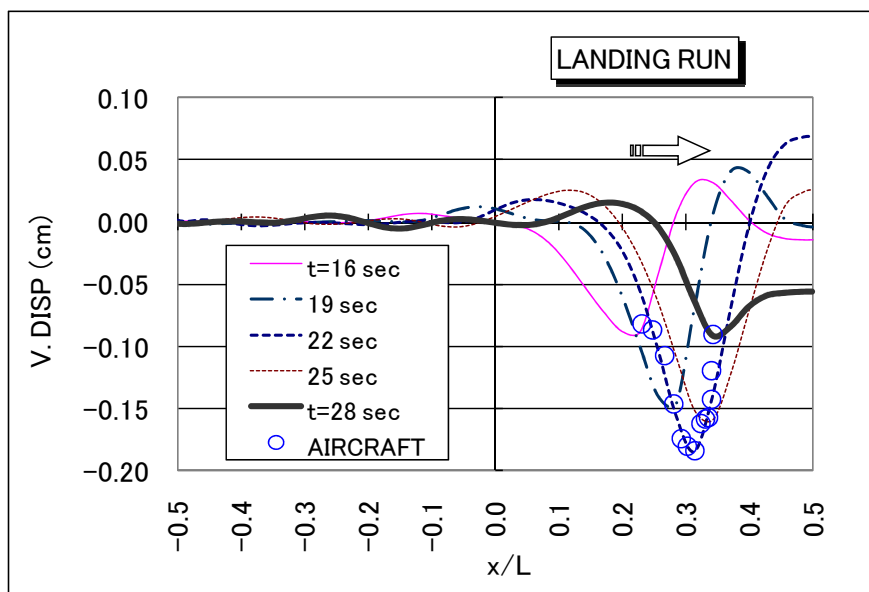


Fig.4-16B Vertical Displacement Profile of the Runway and Run Trajectory during Landing Run (  $t/T_L = 0.57 \sim 1.0$  )

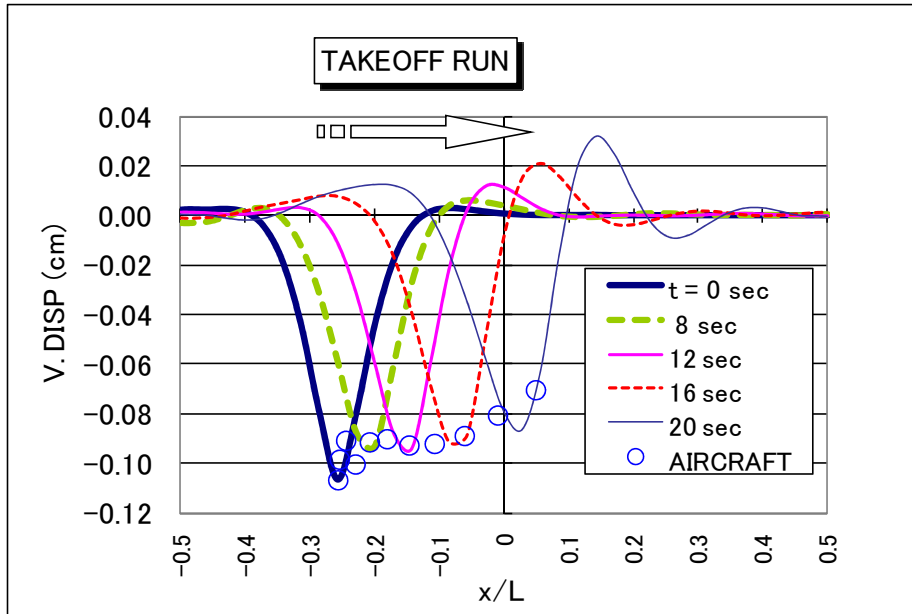


Fig.4-17A Vertical Displacement Profile of the Runway and Run Trajectory during Takeoff Run ( $t/T_L = 0 \sim 0.71$ )

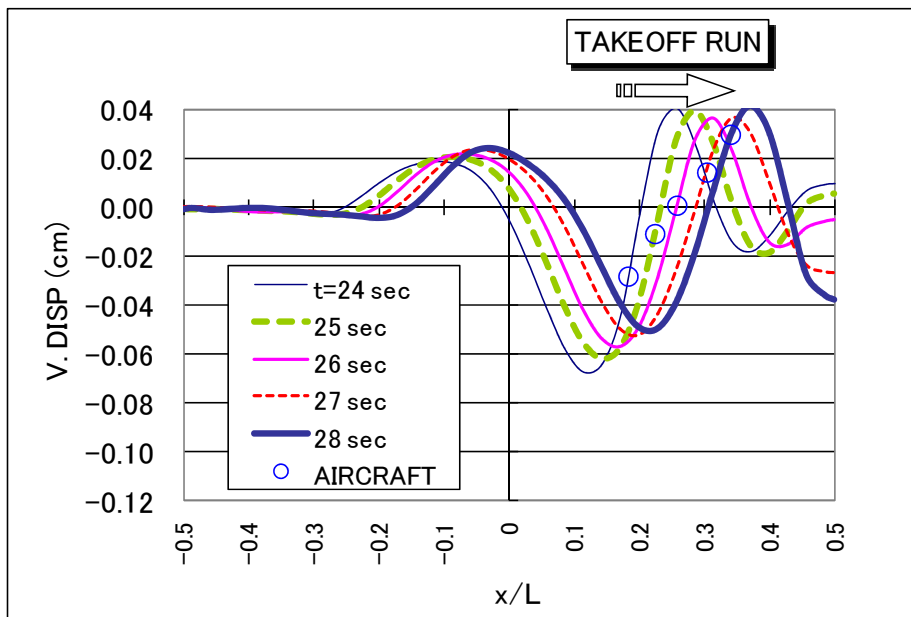


Fig.4-17B Vertical Displacement Profile of the Runway and Run Trajectory during Takeoff Run ( $t/T_L = 0.86 \sim 1.0$ )

#### 4.3.3 波浪中離着陸時の挙動

規則波を正面から受けて動揺しているMF-1200の滑走路上に航空機が離着陸する場合について、シミュレーション解析を実施した。入射する規則波として、波長の異なるWAVE1及びWAVE2の2種類の波浪を想定した(Table 4-2参照)。

MF-1200の浮体式空港モデルにおいては、航空機の最大滑走速度は185.2km/h (51.4m/sec) であり、浮体波の伝播速度(WAVE1では30.4m/sec、WAVE2では27.8m/sec、4.4節参照)よりも速い速

度である。MF-300の場合と比較すると、この速度差はやや拡大している。MF-1200の場合の方が滑走中に浮体波の速度を上回る時間が長いことに起因して、航空機の滑走時の挙動において次のような差異が確認された。

向かい波中の離着陸挙動に関しては、MF-300の場合には約3波の浮体波に遭遇するが (Fig.4-9, Fig.4-12参照)、MF-1200では5～6波の浮体波に遭遇している (Fig.4-18, Fig.4-19参照)。従って、次々に来襲する浮体波を乗り越えながら滑走する挙動はMF-1200の方が顕著であった。また、追い波中の離陸挙動に関しては、浮体波と航空機が併走に近い状態となる「サーフィン現象」がMF-300の場合 (Fig.4-13参照) よりもMF-1200の場合、特にWAVE2の場合においてより顕著であった (Fig.4-20, Fig.4-21参照)。WAVE1及びWAVE2の波浪中で、離陸する航空機が滑走中に受ける上下変位及び上下加速度の最大値を、MF-300の場合と比較してTable 4-1に纏めた。

Table 4-1 Dynamic Responses of Runway during Takeoff Run in Example Wave Cases of MF-300 and MF-1200

VLFS model	Wave ID [ $\lambda_w/L$ ]	Wave Direction	Max. V. DISP ( in cm )	Max. V. Acc. ( in $\text{cm/sec}^2$ )
MF-300	WAVE [ 0.1 ]	Following Sea Head Sea	5.2 4.5	26.7 32.0
MF-1200	WAVE1 [ 0.1 ]	Following Sea Head Sea	14.7 15.3	17.6 64.1
MF-1200	WAVE2 [ 0.2 ]	Head Sea	27.8	11.8

MF-1200の上下変位はMF-300の3～6倍に達しているが、上下加速度は一例を除いてMF-300の場合より小さい。MF-1200のWAVE1 (Head Sea) において、加速度が最も大となったが、この加速度はそれほど大きなものではない。Table 4-1に示した程度の動揺は総て、車輪のクッションにより吸収されることにより、乗客の乗り心地等に不快感を与える状況には至らないであろう。

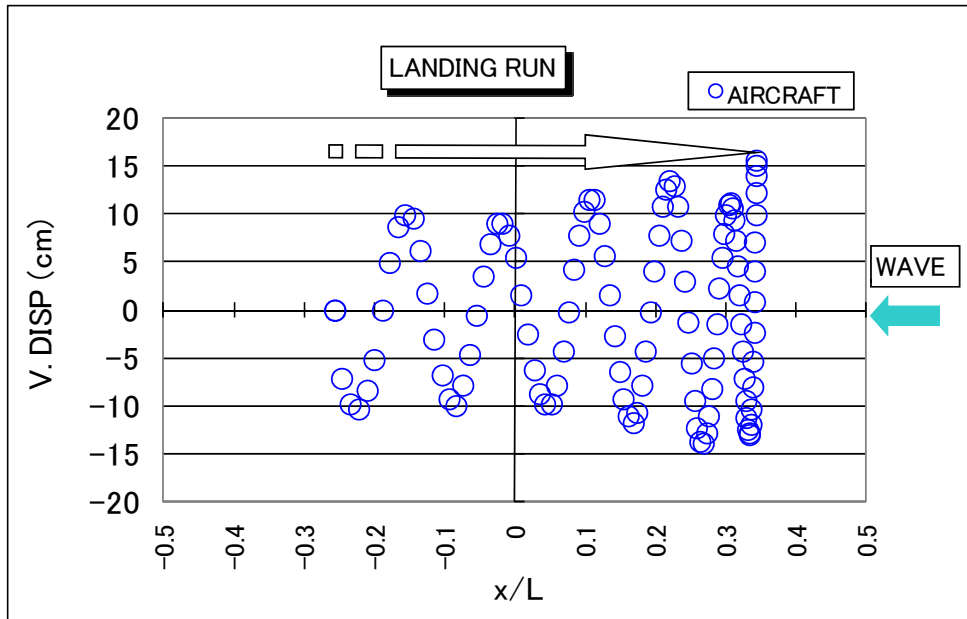


Fig.4-18 Trajectory of the Landing Run in Head Sea Condition in WAVE1

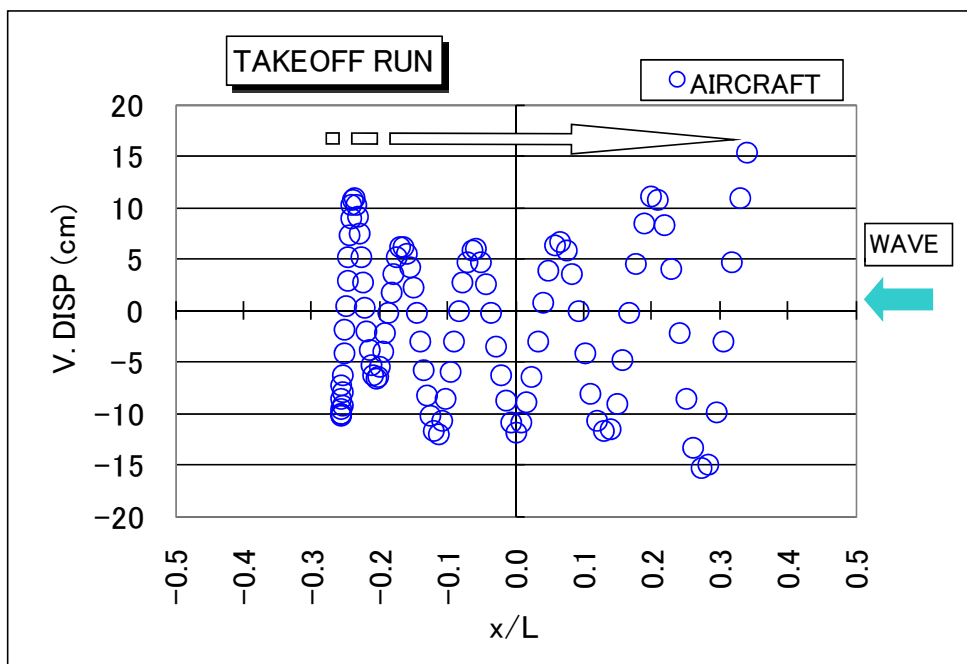


Fig.4-19 Trajectory of the Takeoff Run in Head Sea Condition in WAVE1

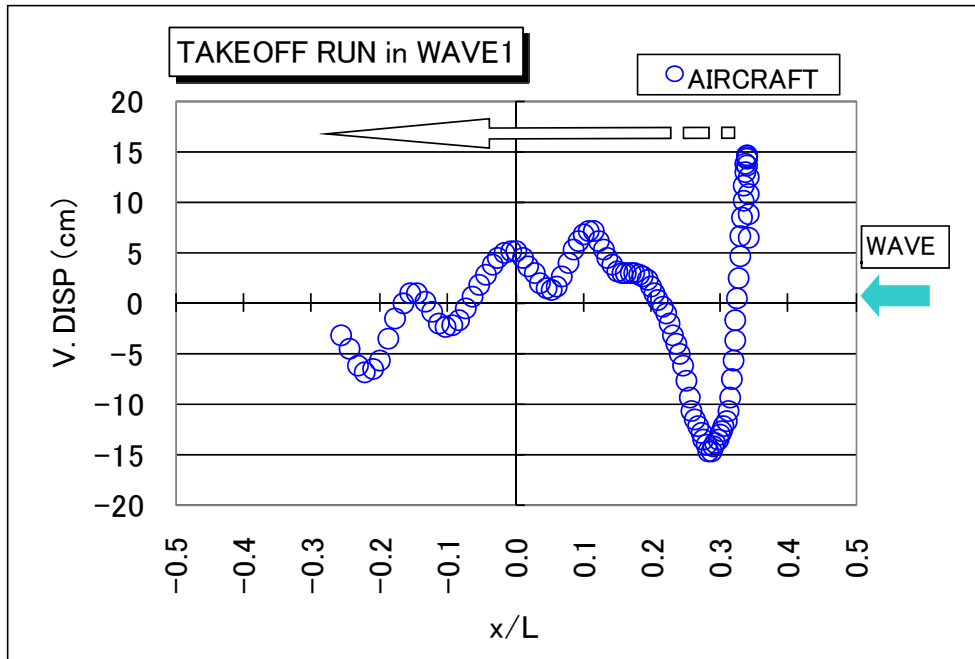


Fig.4-20 Trajectory of the Takeoff Run in Following Sea Condition in WAVE1

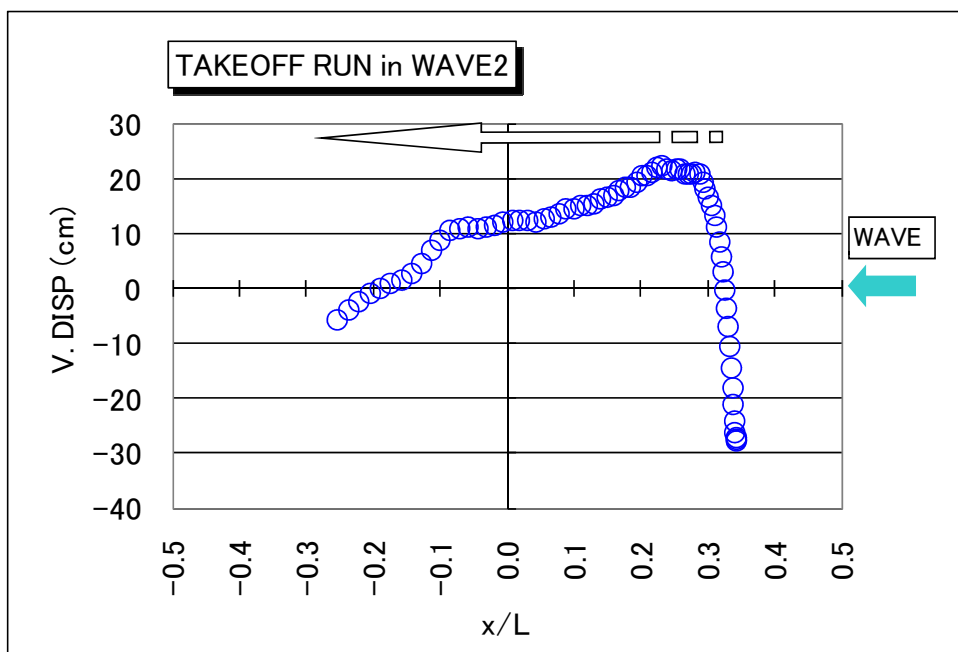


Fig.4-21 Trajectory of the Takeoff Run in Following Sea Condition in WAVE2

#### 4.4 浮体波の特性に関する考察

航空機が浮体滑走路上を走行する時には、向かい波状態の場合には、速い速度で向かって来る浮体波を乗り越えながら進まなければならないが、追い波状態の場合には、滑走速度が浮体波の伝播速度に近付くと「サーフィン現象」が見られる。滑走する航空機の動的挙動に影響を及ぼす浮体波の波長及び伝播速度の特性について以下に考察する。

浮体波の分散関係(dispersion relation)は次式で表わされることが、明らかにされている<sup>26), 27)</sup>。



$$\omega^2 = \frac{Dk^4 + \rho g}{\rho d + \frac{\rho}{k \tanh kh}} \quad (4-2)$$

ここに、各記号は以下を表す。

$\omega$  : 入射波の円周波数

$D$  : 浮体の曲げ剛性

$\rho$  : 流体の密度

$k$  : 浮体波の波数、 $k = 2\pi/\lambda_s$

$\lambda_s$  : 浮体波の波長

$V_s$  : 浮体波の伝播速度、 $V_s = \lambda_s/(2\pi/\omega)$

$h$  : 水深

この分散関係の示すところによれば、「浮体波の波長及び伝播速度は、入射波のそれに比べて増大するが、波周期が小なる程、また、浮体の曲げ剛性 $D$ が大なる程その増大率が大となる」ことが明らかである。式(4-2)を用いて、浮体モデルMF-300及びMF-1200について、入射波の波長と浮体波の波長の関係を求めた結果をFig.4-22に、また、入射波と浮体波の伝播速度の関係を求めた結果をFig.4-23に示した。さらに、前節までにMF-300及びMF-1200の入射波の例として採り上げた各波浪の場合について、浮体波の波長( $\lambda_s$ )及び伝播速度( $V_s$ )の特性をTable 4-2 にまとめた。

浮体波の伝播速度に関しては、波周期に対して伝播速度極小となる波周期が存在し、MF-300の場合には  $T \approx 14\text{sec}$  で  $\text{Min}\{V_s=21.2\text{m/sec}\}$  であり、MF-1200 の場合では  $T \approx 14\text{sec}$  で  $\text{Min}\{V_s=27.7\text{m/sec}\}$ であった(Fig.4-23A,B参照)。この極小値が現れる波周期より大きな波周期においては、浮体波の伝播速度は若干増大するが、この現象は波周期が大となるのに伴い相対的に浮体の曲げ剛性の影響が小さくなり浮体波としての特性が入射波の特性に近付いていくことに因る。

Table 4-2 によれば、浮体波の波長及び伝播速度は、入射波のそれと比べると、共に同程度増大している。MF-1200のWAVE1とWAVE2の場合の比較から、同一浮体であれば入射波の波周期が小(波長が小)なるほど浮体波の波長及び伝播速度の増大率が大となることが確認できる。MF-300のWAVEとMF-1200のWAVE1の場合を比較すると、MF-300の増大率の方が大となっている。この理由は、増大率が浮体の曲げ剛性に起因する影響程度を表す $Dk^4$ と流体の重量に関する項 $\rho g$ の比の値に支配され、次式に示すようにMF-300(WAVE)の場合の方がこの値が大きいことによる。

$$\text{MF-300(WAVE)の場合} : Dk^4/(\rho g) = 3.6$$

$$\text{MF-1200(WAVE1)の場合} : Dk^4/(\rho g) = 1.3 \quad (4-3)$$

向かい波中の離着陸挙動に関しては、MF-300の場合には約3波の浮体波に遭遇するが(Fig.4-9, Fig.4-12参照)、MF-1200では5～6波の浮体波に遭遇している(Fig.4-18, Fig.4-19参照)。この差は、MF-1200の場合の方が航空機と浮体波間の相対速度(WAVE1では最大51.4+30.4m/sec、WAVE2

では最大51.4+27.8m/sec)がMF-300の場合(最大41.7+30.9m/sec)よりも若干大きいこと、及び、滑走時間が長いことに因る。

また、追い波中の離陸挙動に関しては、浮体波と航空機が併走に近い状態となる「サーフィン現象」がMF-300の場合 (Fig.4-13参照)よりもMF-1200の場合 (Fig.4-20, Fig.4-21)の方がより顕著であった。この差は、MF-1200の場合 (WAVE1では最大51.4-30.4m/sec、WAVE2では最大51.4-27.8m/sec)の方がMF-300の場合(最大41.7-30.9m/sec)よりも航空機の滑走速度と浮体波の伝播速度との差が大きいために早期に「サーフィン現象」が出現することに因る。さらに、MF-1200のWAVE1 (Fig.4-20)とWAVE2 (Fig.4-21)の場合を比較すると、航空機の最大滑走速度と浮体波との速度差がより大となるWAVE2の場合の方がより顕著な「サーフィン現象」が出現している。

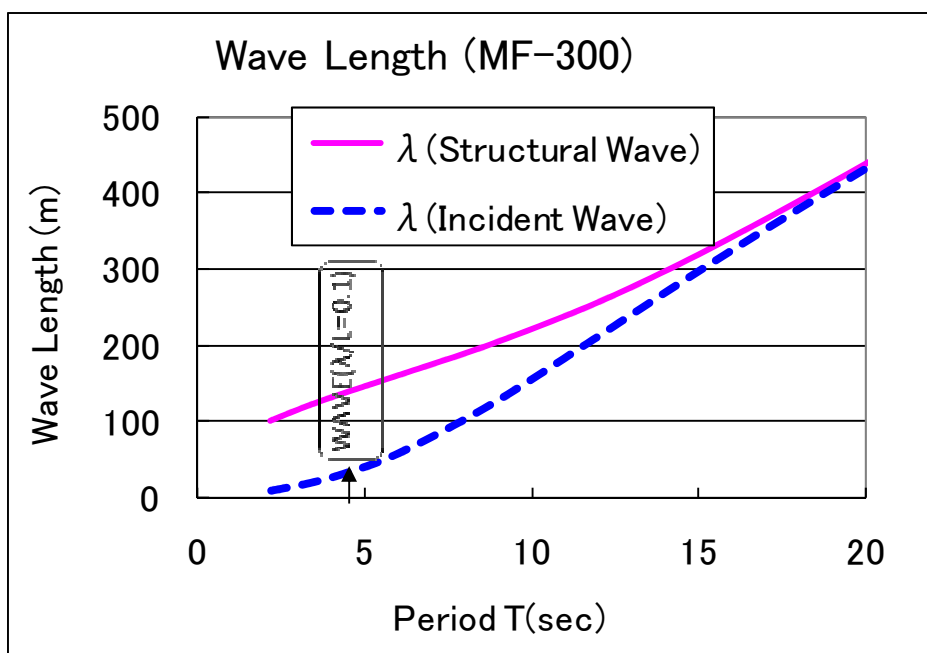


Fig.4-22A Comparison of Wave Length between Incident Wave and Structural Wave for Model MF-300

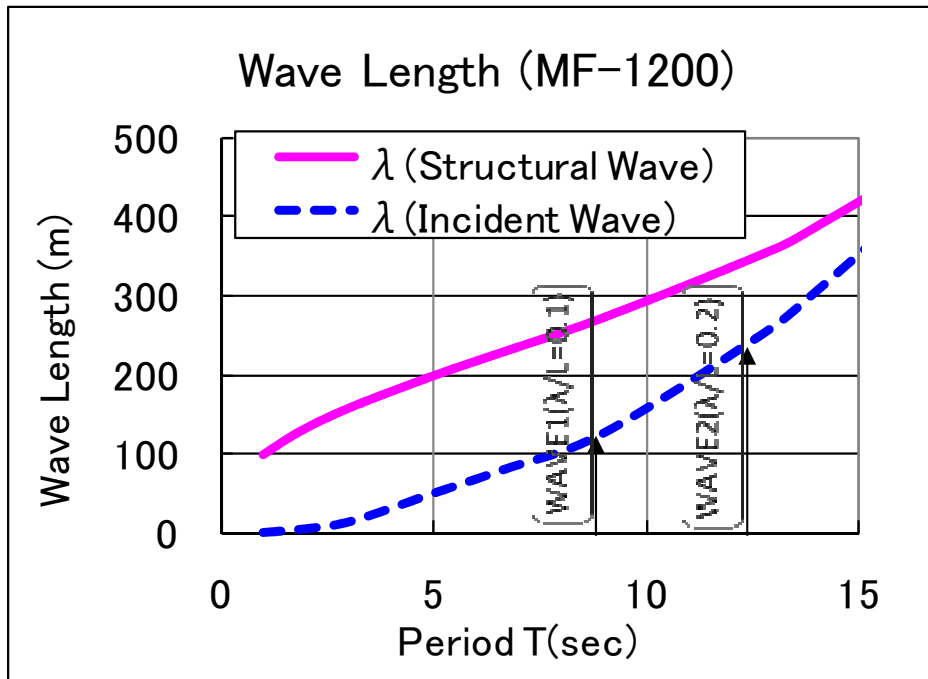


Fig.4-22B Comparison of Wave Length between Incident Wave and Structural Wave for Model MF-1200

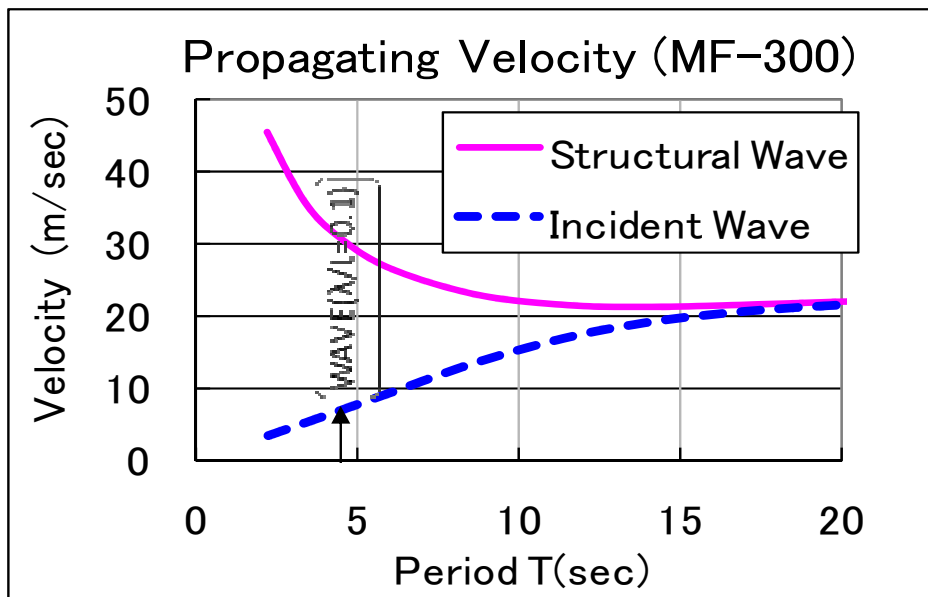


Fig.4-23A Comparison of Propagating Velocity between Incident Wave and Structural Wave for Model MF-300

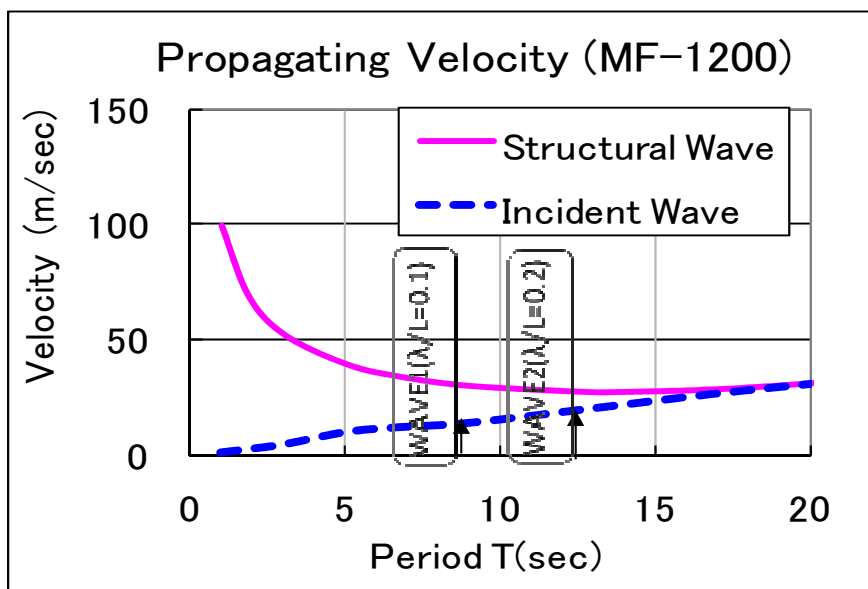


Fig.4-23B Comparison of Propagating Velocity between Incident Wave and Structural Wave for Model MF-1200

Table 4-2 Wave Length and Propagating Velocity of the Structural Waves for Example Wave Cases of MF-300 and MF-1200

VLFS model	Wave ID [ $\lambda_w/L$ ]	$\lambda_s$ ( in m ) [ $\lambda_s / \lambda_w$ ]	$V_s$ ( in m/sec ) [ $V_s / V_w$ ]
MF-300	WAVE [ 0.1 ]	137 [ 4.44 ]	30.9 [ 4.44 ]
MF-1200	WAVE1 [ 0.1 ]	273 [ 2.16 ]	30.4 [ 2.16 ]
MF-1200	WAVE2 [ 0.2 ]	351 [ 1.41 ]	27.8 [ 1.41 ]

$V_w$  : Propagating Velocity of Incident Wave

#### 4.5 まとめ

平水中及び波浪中にある浮体式空港上に、航空機が離発着する場合を想定して航空機及び滑走路の挙動をシミュレーション解析により推定し、以下の知見が得られた。

##### (1) 航空機直下における滑走路の変形

滑走する航空機の足許では機体の重量による凹みができ、この凹みは機体と共に移動する。滑走速度が大きくなると、凹みの進行速度は機体よりも遅れるので、航空機は常に登り斜面上を進むことになる。ただし凹みの深さおよび斜面の傾斜は大変小さい。

##### (2) 滑走路を伝播する弾性振動

滑走する機体の足許に生ずる凹みの前後に弾性振動が伝播していくが、浮体式空港が長大になるほど伝播する弾性振動が顕著となる傾向がある。一般的に、長大な浮体ほど寸法に対する相対的な曲げ剛性( $\propto D_L/L^4$ )が小となるように設計されることに因る。

### (3) 航空機の上下動揺

波浪を受けて動揺している浮体滑走路を移動する航空機は、浮体を伝播する浮体波の影響を受けて上下に動揺する。ただし、この上下揺れの振幅及び加速度はそれほど大きなものではないので離着陸性能に影響する程度には至らない。

### (4) 波浪による滑走路の撓み

航空機の離着陸荷重に起因する撓み成分は、波浪による浮体の撓み(浮体波の振幅)成分に比べるとはるかに小さい。また、滑走路周辺における浮体波の波高(撓み)は最大でも入射波の数分の一程度であり、通常の波浪下では離着陸滑走の障害となるまでには至らない。

### (5) 滑走路を伝播する浮体波の特性

浮体波の波長及び伝播速度は、入射波のそれに比べて増大するが、波周期が小なる程、また、浮体の曲げ剛性 $D_L$ が大なる程その増大率が大となる。

### (6) 航空機の「サーフィン現象」

航空機は、「向かい波」条件下で離着陸する場合には、高速で伝播して来る浮体波を次々に乗り越えながら進行するが、「追い波」条件下で離着陸する場合には、滑走途中で浮体波の進行速度に近づき、しばらく同程度の速度で進行する「サーフィン現象」が現れる。

### (7) 滑走路の変形に伴う付加抵抗

離陸滑走中の航空機は、滑走路が弾性変形してできる傾斜により付加抵抗"Drag"を受けることになる。"Drag"の経時変化は主として浮体波の伝播挙動に支配される。一例として採り上げたMF-300の場合には、"Drag"の大きさはせいぜい $0.002 \Delta$  ( $0.006 \text{tonf}$ )程度にすぎないので、所要エンジン馬力増大の懸念は無いと推察された。

## 第5章 セミサブ型VLFSの時間領域解析

1970年代の主要な研究対象VLFSはセミサブ型であった。海上技術安全研究所(当時、船舶技術研究所)では、波浪中弾性応答の解明のために、水槽模型実験を実施すると共に弾性応答解析法の開発が進められた<sup>1), 2), 3)</sup>。このセミサブ型VLFSは、多数の要素浮体に支持されており、流体力は総て要素浮体を介して作用するという特徴がある。従って、その挙動解析には多質点・多自由度系の弾性応答モデルを用いる必要がある。

そこで、第2章に示した解析プログラムを改善して、多数の離散したセミサブ型要素浮体を取り扱う解析法を付加した。本プログラムを用いて、波浪に対する応答特性、構造の剛性影響、及び、波浪との同調応答現象について解明した。これらの解析結果は、著者らが過去において実施した水槽模型実験結果と比較検討することによりその解析精度を検証した。

### 5.1 波浪中弾性応答の解析方法

セミサブ型VLFSの解析では、第4章に示したポンツーン型VLFSの場合と同じ解析プログラムSAP4を用い、構造部分はFEMでモデル化し、時間領域解析法はウィルソンの $\theta$ 法を基本ソルバーとした。ポンツーン型VLFSの場合と比較すると、構造のモデル化や時間領域解析においては同様の手法を適用することができるものの、波浪等の外力の取扱いにおいて下記の特性を配慮する必要がある。

- (1) 波強制力は、要素浮体を介してのみ負荷される。
- (2) 静的復原力係数は、要素浮体の水線面積に支配される。
- (3) 本章で扱うフーティング付きカラムを要素支持浮体とするセミサブ型VLFSでは、要素浮体が比較的細長体であることから、Morison式で表される非線形流体力の影響が顕著となると言われている<sup>5), 6), 7)</sup>。

#### 5.1.1 解析モデル

本解析モデルでは、第3章、第4章に述べたポンツーン型浮体の場合と異なり、三次元の平板的構造である浮体構造本体部分を二次元的な一列の梁構造と見なして、より簡略なモデル化がなされている。

上部構造は曲げ剛性を有する一様な平面構造であり、要素浮体は流体力が作用する剛体であると仮定した。多数の要素浮体に支持された平面的なセミサブ型VLFS (Fig.5-1参照)を、Fig.5-2のように一列の要素浮体を単位幅として切り出し二次元的な梁構造にモデル化した。要素浮体部分では、上部構造との接続点、水線位置、最下部に3節点を配して、二連の剛体パイプ要素を用いてモデル化した。このモデル化により、長大なセミサブ型VLFSが長手方向(x)に入射する規則波を受けて上下変動する挙動に関する基本的特性について、簡便に解析することを目指した。

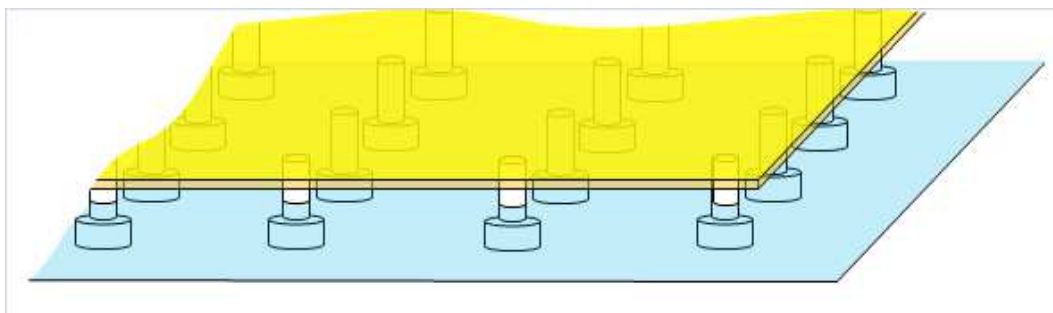


Fig.5-1 Conceptual View of Semisubmersible-type VLFS Model

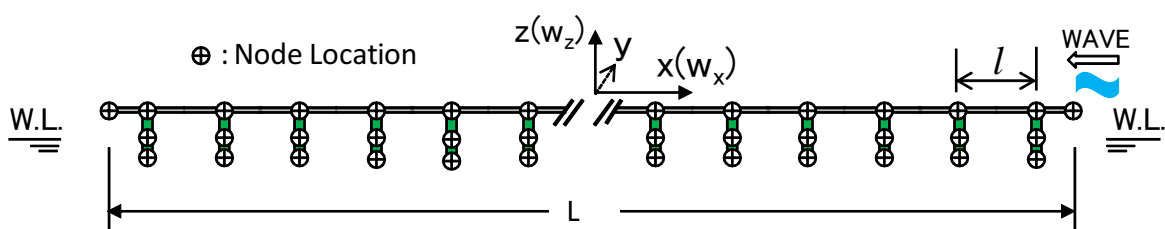


Fig.5-2 Simplified Beam-like Model for the Analysis

### 5.1.2 波浪中運動の方程式

海洋構造物を三次元骨組構造としてモデル化した場合に、その波浪中運動の方程式は、Morison式を適用することにより次のようにマトリックス形式で表示できる<sup>28),29)</sup>。

$$(M + A) \ddot{w} + C \dot{w} + D \left| \dot{w} - u \right| (\dot{w} - u) + K w = F \quad (5-1)$$

ここに、 $M$  ; 質量マトリックス

$A$  ; 付加質量マトリックス

$C$  ; 線形減衰(ここでは造波減衰)係数マトリックス

$D$  ; 粘性減衰係数マトリックス

$K$  ; 剛性および静的復原力係数マトリックス

$w$  ; 変位ベクトル(次の3自由度)

( $x$ 方向変位 $\cdots w_x$ 、 $z$ 方向変位 $\cdots w_z$ 、 $y$ 軸回り回転 $\cdots \theta_y$ )

$u$  ; 波粒子速度ベクトル

$F$  ; 外力ベクトル

非線形項である粘性減衰を取り扱うための数値解析機能を元のプログラムに付加した(詳細については後述)。

本セミサブ型VLFSでは上部構造を二次元的な梁要素としてモデル化し、構造物の変形は $x$ - $z$ 平面内に制限して、各節点は $w_x, w_z, \theta_y$ の3自由度のみ有すると仮定した。運動方程式(5-1)の中の流体力に起因する付加質量、造波減衰、粘性減衰、波強制力に関しては、著者と同研究グループの共同研究

者が当時計算した結果<sup>2)</sup>を借用した。本解析においては、流体力の取扱いにおいて、要素浮体間の干渉を無視して、独立した単独の要素浮体に作用する流体力が、総ての要素浮体にそれぞれ位相を変えて作用するものと仮定している。この仮定によれば、入射波の波長が比較的長い場合には、干渉無視の取扱いが精度上あまり問題にならないものの、波長が短い場合には計算精度の信頼性に問題が生じることが予想される。運動方程式(5-1)の各項は、具体的にはそれぞれ次のように算定した。

#### (1) 質量 $M, A$

構造物の質量 $M$ 及び付加質量 $A$ は、ランプマス(lumped mass)として各節点に配分した。ただし、付加質量については要素浮体の水線及び水線以下の位置に設定した2節点に配分した。

要素浮体の付加質量は、次式により算定した。

$$A_e = a\rho\Delta_e \quad (5-2)$$

ここに、 $A_e$  ; 要素浮体の付加質量(次の2自由度を考慮)

(surge方向 $\cdots A_{ex}$ 、heave方向 $\cdots A_{ez}$ )

$a$  ; 要素浮体の付加質量係数(次の2自由度を考慮)

(surge方向 $\cdots a_x$ 、heave方向 $\cdots a_z$ )

$\Delta_e$  ; 要素浮体の排水体積

$\rho$  ; 流体の密度

付加質量係数及び造波減衰係数の値は、共同研究グループの大川が三次元特異点分布法を用いて計算した値<sup>2)</sup>を借用した。

#### (2) 造波減衰力係数 $C$

要素浮体の造波減衰力係数を次式により算定し、各要素浮体に作用する減衰力を要素浮体の水線以下の位置に設定した2節点に配分した。

$$C_e = c \rho g \Delta_e \frac{2\pi}{T_w} \quad (5-3)$$

ここに、 $C_e$  ; 要素浮体の造波減衰力係数(次の2自由度を考慮)

(surge方向 $\cdots C_{ex}$ 、heave方向 $\cdots C_{ez}$ )

$c$  ; 要素浮体の造波減衰係数(次の2自由度を考慮)

(surge方向 $\cdots c_x$ 、heave方向 $\cdots c_z$ )

$T_w$  ; 入射波の波周期

#### (3) 粘性減衰力係数 $D$

粘性減衰(造渦減衰)は、要素浮体と波粒子の相対速度の二乗に比例する流体力として評価される非線形の減衰力である。線形の造波減衰と同様に、要素浮体の水線以下に設定した2節点に作用するものとしてこれを配分した。

粘性減衰力係数及び流体の波粒子速度は、次式により算定した。



$$d_e = \rho g C_D S \quad (5-4)$$

$$\begin{aligned} u &= \gamma \cos(\varepsilon_x + \omega T_w) \\ \gamma &= \frac{\sinh \kappa(h - h_e)}{\sinh \kappa h} \omega \zeta_a \end{aligned} \quad (5-5)$$

ここに、 $d_e$  ; 要素浮体の粘性減衰力(次の1自由度のみ考慮)

(heave方向・ $d_{ez}$ )

$C_D$  ; 要素浮体の抗力係数(次の1自由度のみ考慮)

(heave方向・ $C_{Dz}$ )

$S$  ; 要素浮体没水部の投影面積(次の1自由度のみ考慮)

(heave方向・ $S_z$ )

$\varepsilon_x$  ; 入射波の位相角

$\gamma$  ; 浅海波の速度ポテンシャルから得られた波粒子のheave速度振幅理論値

$\kappa$  ; 波数( $=2\pi/\lambda$ )

$h$  ; 海底までの水深

$h_e$  ; 要素浮体中心部の喫水

$\lambda, \omega$  ; 入射波の波長(浅海影響を考慮)、角周波数

$\zeta_a$  ; 波粒子のheave運動片振幅

粘性減衰は、浮体のheave方向(軸方向)のみならず、surge方向(半径方向)にも作用するものであるが、ここではheave方向のみ考慮してsurge方向は無視した。浮体の撓み応答に対する要素浮体の粘性減衰の効果については、事前にその有効性を比較検証した結果、軸方向の減衰力は支配的であるが、半径方向の減衰力の影響は極小さいことが確認されたためである。

#### (4) 構造剛性および静的復原力係数 $K$

浮体上部構造については、梁要素としての曲げ剛性及び軸剛性を評価して算入した。要素浮体については全体形状を簡略表現した剛体パイプでモデル化し、流体力が作用する位置に節点を配置した。

静的復原力は、要素浮体の水線位置に設けた節点に要素浮体の浮力変化と等価なばねを設定してモデル化した。ばね係数は次式により算定した。

$$k_e = \rho g S_w \quad (5-6)$$

ここに、 $k_e$  ; 要素浮体の静的復原力ばね係数

(浮体のz軸方向の自由度のみに設定)

$S_w$  ; 要素浮体水線面の断面積

係留力は、浮体の上下運動及び撓み応答に関与する影響は小さいと見なしてこれを無視した。

#### (5) 外力F

ここでは規則波中の応答を解析対象としたので、外力としては周期的に変動する波強制力を採り上げた。規則波の波向は、**x**軸の正方向からの入射を想定した。波強制力は要素浮体に作用して、要素浮体を經由して浮体全体構造の変形応答を引き起こすことになる。そこで先ず、単独の要素浮体に作用する波強制力の特徴を明らかにする必要がある。ここでは、水槽実験に供した代表的要素浮体モデル(Fig.5-5)について、共同研究グループの影本が線形ポテンシャル理論に基づく有限要素法を用いて別途計算した波強制力係数の値<sup>2)</sup>を借用した。

浮体の変形や運動は二次元的であるので、波強制力としては、以下に示す3自由度を考慮して、要素浮体の水線面中心位置でその大きさを評価した(Fig.5-5参照)。この評価点に節点を配置して、点荷重として強制力を負荷した。要素浮体に作用する波強制力は、次式により算定した。

Surge Force(**x**軸方向)

$$F_{ex} = f_x \rho g \Delta_e \zeta_a / d \quad (5-7A)$$

Heave Force(**z**方向)

$$F_{ez} = f_z \rho g \Delta_e \zeta_a / d \quad (5-7B)$$

Pitching Moment(**y**軸回り)

$$M_{ey} = m_y \rho g \Delta_e \zeta_a \quad (5-7C)$$

ここに、 $d$  ; 要素浮体の喫水

$f_x$  ; **x**軸方向波強制力係数

$f_z$  ; **z**軸方向波強制力係数

$m_y$  ; **y**軸回り波強制力係数

時間領域解析における規則波の波強制力の入力法は次の通りとした。即ち、波周期( $T_w$ )の1/32時間刻みで時間関数に展開して、これを外力 $f$ の時系列として、要素浮体に作用する波強制力として与えた(Fig.5-3参照)。Fig.5-3では、外力 $f(t)$ を波強制力の片振幅 $F_{amp}$ で無次元化して示した。各要素浮体に作用する波強制力の位相差については、入射波が当該要素浮体を通過する時間差を考慮して、Fig.5-3に示すように強制力が零から始まるように位相差(Arrival Time)を調整した。総ての波強制力が零から穏やかに変化し始まることにより、衝撃的な変動を回避することができた。周期的応答について、時間領域計算から定常的な解を得る目的で、5～9周期の繰り返し入射波を与えて応答解析を実施し、解が定常に達した事を確認してから、最終の1周期の応答を規則波応答の解と見なした。

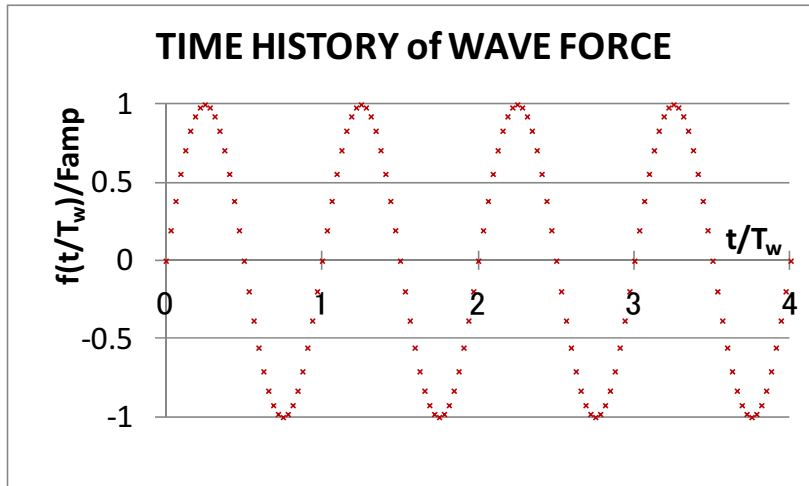


Fig.5-3 Time History of Wave Force for Regular Wave Response Analyses

### 5.1.3 非線形減衰項の計算法

一般に一質点系運動では、非線形項である粘性減衰（抗力）の影響は共振時以外は無視できる程度であるといわれている。しかし、本セミサブ型浮体モデルのように相対的曲げ剛性 ( $EI/L^4$ ) が小さく多質点の振動応答としてモデル化された構造の場合には状況が異なる。波粒子と要素浮体間の相対的変形速度 ( $\dot{w}-u$ ) が部分的に大きくなることもあり、構造物の変形応答に大きく関与する可能性がある。ここでは、この非線形減衰の影響程度を定量的に明らかにすることを目的として、運動方程式(5-1)の左辺第3項を以下に述べる手法により時間領域解析に組み入れた。

式(5-1)を変形して、時刻  $t=t + \Delta t$  における運動方程式を次式で表す。

$$(M + A) \ddot{w}_{t+\Delta t} + C \dot{w}_{t+\Delta t} + K w_{t+\Delta t} = f^*_{t+\Delta t} \quad (5-8)$$

$$f^*_{t+\Delta t} = f_{t+\Delta t} - D \left| \dot{w}^*_{t+\Delta t} - u_{t+\Delta t} \right| (\dot{w}^*_{t+\Delta t} - u_{t+\Delta t}) \quad (5-9)$$

$$\dot{w}^*_{t+\Delta t} = \dot{w}_t + \ddot{w}_t \Delta t \quad (5-10)$$

$\hat{f}_{t+\Delta t}$  は時刻  $t+\Delta t$  における見掛け上の外力であり、式(5-1)の抗力に関する非線形減衰項を右辺に移項して等価な外力として扱った。時刻  $t+\Delta t$  における節点速度ベクトル  $\dot{w}$  は、本来未知数であったものを、時刻  $t$  において既知となっている速度及び加速度を用いて式(5-10)の近似により既知項として取り扱った。

## 5.2 セミサブ型VLFS模型を用いた水槽実験

第 I 期関西国際空港プロジェクト研究に続く「海洋空間利用のための開発研究」<sup>30)</sup>において、3種類の海上物流基地(LPG, CONTAINER, ORE/COAL)がセミサブ型VLFSとして試設計された。これらVLFSの波浪中弾性応答を解明する目的で、海上技術安全研究所(当時、船舶技術研究所)で水槽模型実験が実施された<sup>2)</sup>。著者を含めた研究グループでは、このセミサブ型VLFSの部分模型として位置

付けられた縮尺模型を用いて、海洋構造物試験水槽において波浪中弾性応答の実験を実施した。著者は、浮体の曲げモーメントの計測及び、弾性応答の数値解析を担当した。

#### 5.2.1 供試模型

実験に供した模型は、試設計された海上物流基地CONTAINER ( $L \times B = 1,571 \times 654 \text{m}$ ) を構成する一部分 (約1/4部分) であることを想定し、その1/30縮尺モデルとして設計された。

想定実機の主要寸法  $L \times B \times D \times d = 400 \times 175 \times 15.1 \times 6.5 \text{m}$

模型の主要寸法  $L \times B \times D \times d = 13.36 \times 5.82 \times 0.504 \times 0.22 \text{m}$

この模型の縮率は、要素浮体が流体力学的観点から十分な精度が確保されうるように、またこの模型の大きさは、水槽の大きさによる制約を配慮して決定された。従って、実機全体構造と比べると流力弾性上の相似則を満足させることはできなかった。しかしながら、当時既に実機建造の実績があった船舶やセミサブリグ等の海洋構造物に比べると、はるかに平板に近い構造であり、このような撓み易い構造物の挙動を再現して新たな知見を得る事を目指す魁として重要な模型実験と位置付けられた。模型の主要寸法及び全体構造のPLANをFig.5-4に示した。上部構造は4mm厚アルミの平板でプラットフォームを構成し、縦方向にアルミのアンクル材 ( $75 \times 40 \times 9 \text{mm}$ ) を、横方向にアルミの溝型材 ( $80 \times 40 \times 4 \times 6 \text{mm}$ ) を格子状に配置して所定の曲げ剛性になるように補強した。補強材は縦方向に8列、横方向に8列を等間隔で配置して、溶接接合により建造した。

係留システムとしては、中間シンカー付き鉄鎖係留ライン24条の弛緩係留を採用した。係留無しの実験も実施したが、この係留による浮体の上下変形応答の影響は小さいことが確認されたので、解析では係留を無視した。

要素浮体としては、アルミ材で補強した塩ビ製のカラム及び発泡スチロール製のフーティングを用い、このフーティング付きカラムを等間隔で縦横に  $25 \times 11$  個配置した。支持浮体としては、このフーティング型の他にもローハル型やポンツーン型形状の混合浮体を配置した模型実験も実施されたが、ここでは最も代表的な支持浮体であると位置付けられたフーティング型のみを採り上げた。このフーティング型要素浮体 (単一の支持浮体を要素浮体と称することにする) を縦横に設置した供試模型は I 型模型と称された。この I 型模型に用いた要素浮体の形状は、想定設置海域で支配的な周期を有する波浪であろうと予想された  $T_w = 8.0 \text{sec}$  (模型スケールでは  $T_w = 1.46 \text{sec}$  ) においていわゆる「波無し周期」<sup>38)</sup> となるように設計された。この要素浮体模型の形状・寸法、座標軸及び波強制力の記号等をFig.5-5に示した。

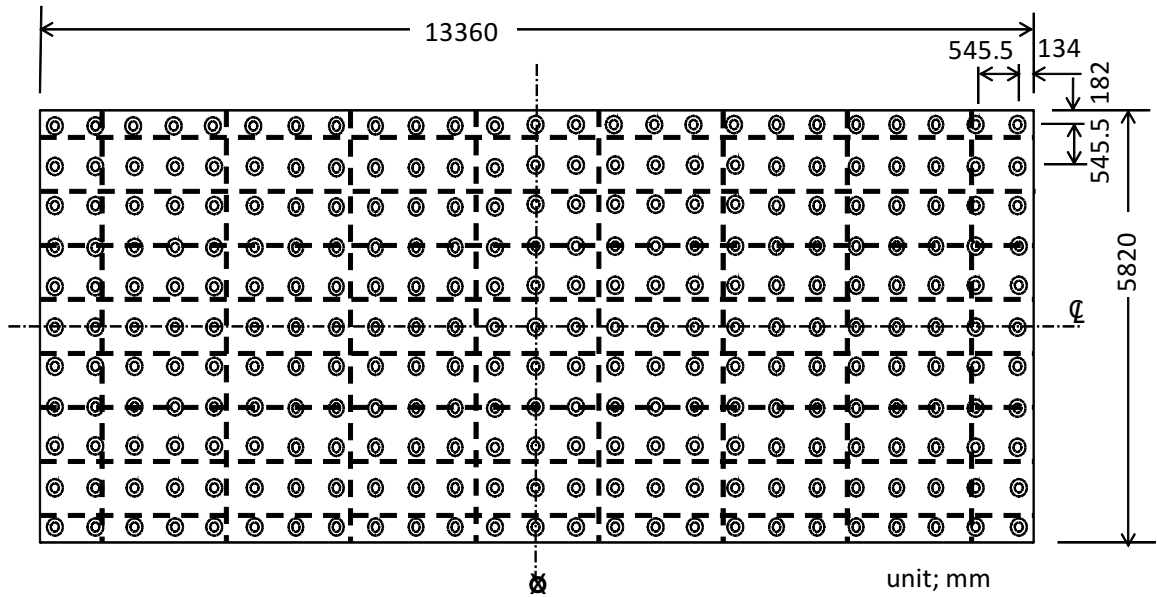


Fig.5-4 Plan and Principal Dimensions of I-type Model

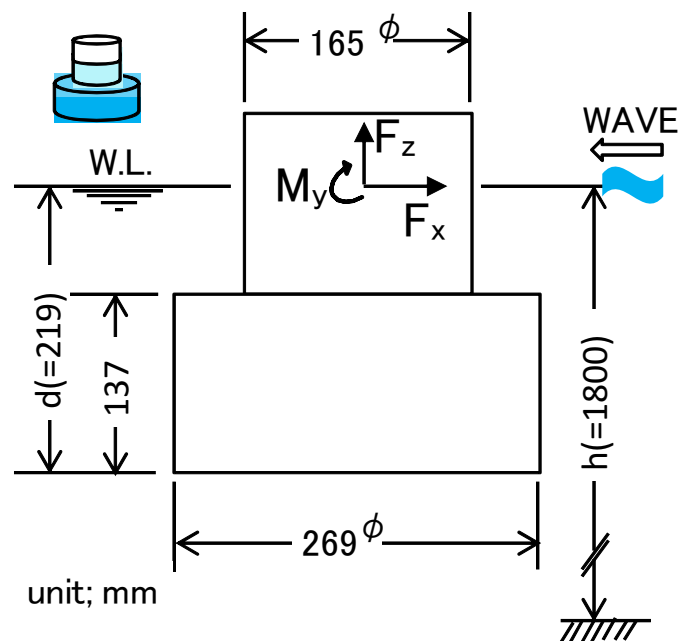


Fig.5-5 Configuration of the Element Column-Footing Float

### 5.2.2 実験及び計測状況

水槽実験は、海洋構造物試験水槽において水深1.8m(実機スケールで54m)にて実施した<sup>2)</sup>。縦波(長手方向)、横波(幅方向)、斜め波の規則波及び不規則波を与えて、潮流、風、係留条件を種々変えた環境下でその影響を系統的に調べた。ただしここでは、本解析法の検証に供する目的で、縦波及び横波の規則波に対する応答結果のみを参照した。規則波中実験は、波周期0.9～3.0sec(実機スケールでは4.9～16.4sec)の範囲で行い、その波高を通常約160mm( $\zeta_a=80\text{mm}$ 、実機換算では $\zeta_a=2.4\text{m}$ )に設定した。

弾性応答を計測するために、浮体上面の各所において変位及び曲げ歪みを計測した。上下変位の計測には、無接触型多点変形・解析装置及び加速度計を用いた。無接触型多点変形・解析装置とは、本研究のために新たに導入したもので、光学的に多点の平面運動を検知しx-y記録器に出力する装置である。加速度計は浮体上面の縦横に20台設置して、得られた加速度値から1～6次項までの調和振動成分の振幅と位相を求めた。上部構造物の曲げモーメント計測は、アルミ補強材の頂部及び下部に歪ゲージを貼付して検出した補強材の曲げ歪検知値を基にした。有効幅を含めた補強材1本当たりの断面二次モーメントを評価して、曲げ歪値を曲げモーメント値に換算した。曲げ歪の計測位置をFig.5-6に示した。L1～L6は縦曲げモーメント計測位置を、T1～T3は横曲げモーメント計測位置を示す。

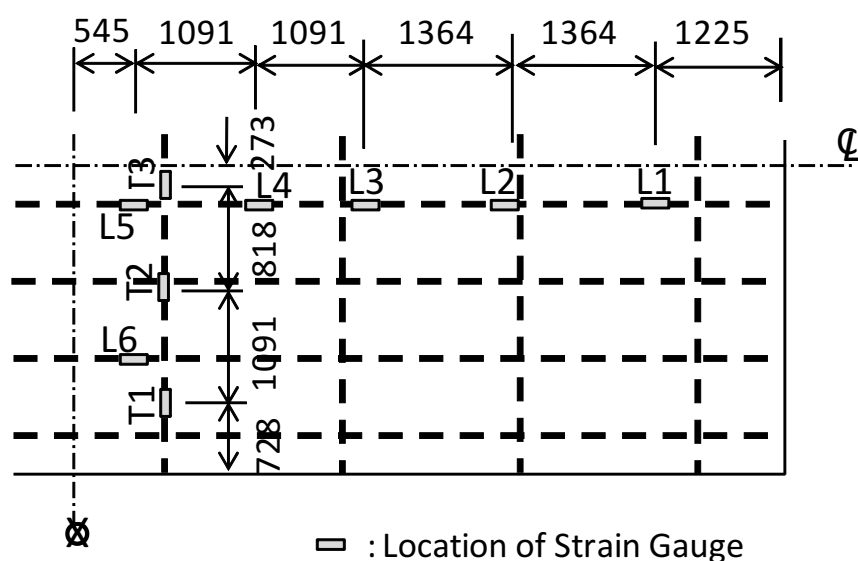


Fig.5-6 Location of Bending Strain Pickups

### 5.3 セミサブ型VLFS模型の波浪中弾性応答解析

#### 5.3.1 解析モデル

I型模型は、Fig.5-1に示すような三次元構造の浮体モデルであるが、本解析ではFig.5-2のような二次元的な梁構造にモデル化して、浮体の長大性による応答特性を明らかにすることを目指した。I型模型の縦方向には1列当たり25本の要素浮体が直線的に並んで配置しており、横方向には11本の要素浮体が並んでいる。そこで、縦波中の応答を解析するためには、要素浮体間隔( $l=545.5\text{mm}$ )を単位幅として縦方向1列を切り出した解析モデルF25を作成し、横波用としては横方向1列を切り出した解析モデルF11を作成した。それぞれ、直線的に連続した1列の梁に要素浮体25本または11本が等間隔で設置された二次元的構造に簡略化されている。このモデル化によれば、運動や変形の自由度はsurge, heave, pitchに限定され、sway, yaw, rollの自由度は拘束されることになる。三次元的な影響や要素浮体間の干渉影響については無視されているものの、VLFSにとって最も基本的な「浮体の長大性と曲げ応答特性の関係」については推定可能であると期待できる。

解析モデルF25, F11の構造特性をTable 5-1に示した。Table 5-1には、後述するモデルF97についても併記した。梁要素の曲げ剛性及び軸剛性については、それぞれI型模型の上部構造全幅(または全長)について評価して、単位幅当たりの平均値を求めてこれを要素浮体1列幅に配分した。

Table 5-1 Structural Properties of the Analysis Models

Model ID	F11	F25	F97
L * B (m)	5.82 * 0.529	13.36 * 0.534	51.3 * 0.534
Bend. Rigidity (EI, KN-m <sup>2</sup> )	36.4	47.0	47.0
Relative Rigidity(EI/L <sup>4</sup> )	32.3	1.5	6.8 × 10 <sup>-3</sup>
Axial Rigidity (EA, KN)	2.27 × 10 <sup>5</sup>	2.27 × 10 <sup>5</sup>	2.27 × 10 <sup>5</sup>

### 5.3.2 流力特性の推定

波周期0.9～3.0sec(実機スケールでは4.9～16.4sec)の規則波が浮体前方から入射する縦波の場合(Fig.5-2参照)を解析対象とした。以下の(1)～(3)においては、それぞれ独立した単独要素浮体に作用する流力特性について評価したものであり、要素浮体間の相互干渉影響に関しては、(4)において別途考察した。

#### (1) 波強制力

無次元化した波強制力係数( $f_x$ :CAL,  $m_y$ :CAL,  $f_z$ :CAL)をFig.5-7に示した。垂直方向力 $f_z$ 及び水平方向力 $f_x$ については、FEM推算結果を検証するために、単独の要素浮体を用いた水槽実験が実施された。実験における入射波の波高は、波崩れが起きない範囲で80～100mmに設定された。Fig.5-7にFEM推算結果と実験結果( $f_z$ :EXP,  $f_x$ :EXP)を比較して示した。FEM計算による推算値が実験結果と良く一致しており、信頼できる精度が得られていることが確認されている。モデルF11及びモデルF25の波浪中弾性応答解析における時間領域計算では、このFEM計算値を用いて外力の時系列(Fig.5-3参照)を生成した。

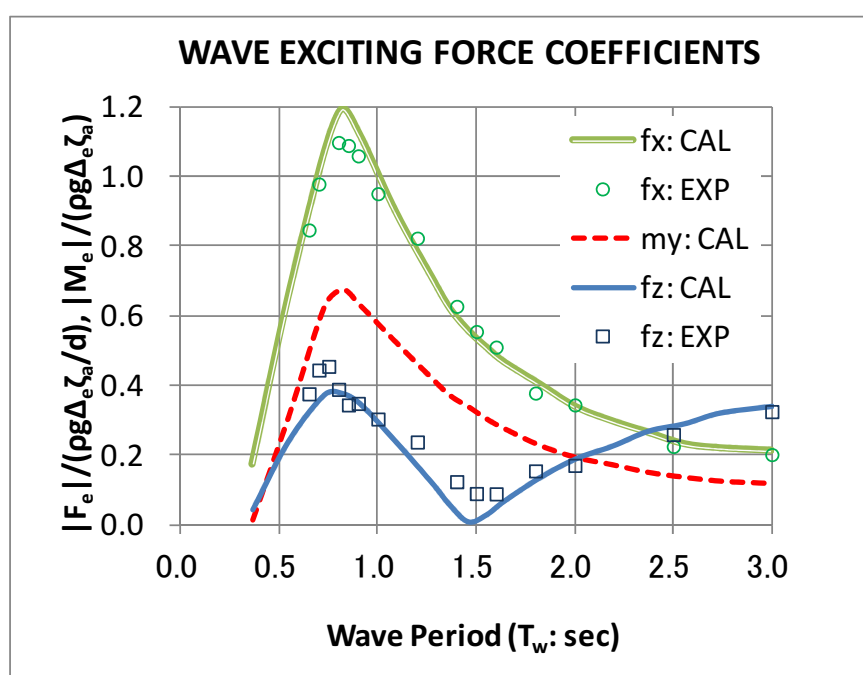


Fig.5-7 Wave Exciting Force Coefficients for the Element Float

## (2) 付加質量及び造波減衰

要素浮体単体に作用する付加質量係数( $a_x$ :CAL,  $a_z$ :CAL)をFig.5-8に、造波減衰係数( $c_x$ :CAL,  $c_z$ :CAL)をFig.5-9に示した。それぞれ、単独の要素浮体を用いた強制動揺実験(片振幅10mm)から得られた結果(:EXP)と比較検証した。特異点分布法を用いた計算結果は、付加質量係数に関しては実験値と良く一致しており信頼性が確認されたものの、造波減衰係数に関しては実験値の方が高めであり推定結果に問題ありと思われた。

しかし、本章の時間領域計算では付加質量に比べると造波減衰の寄与は小さいこと、減衰に関しては次の(3)に述べる非線形減衰が支配的であることから、この推定誤差がそれほど問題にならないと判断された。以上の考察の結果、この後のセミサブ型VLCCの波浪中弾性応答解析における時間領域計算では、Fig.5-8、Fig5-9に示した計算値(CAL)を採用した。

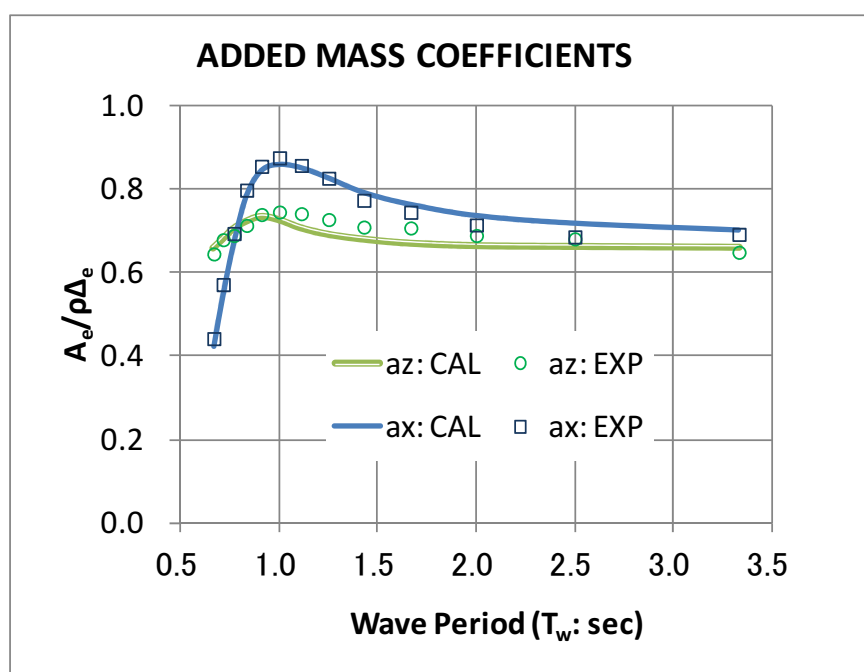


Fig.5-8 Added Mass Coefficients for the Element Float



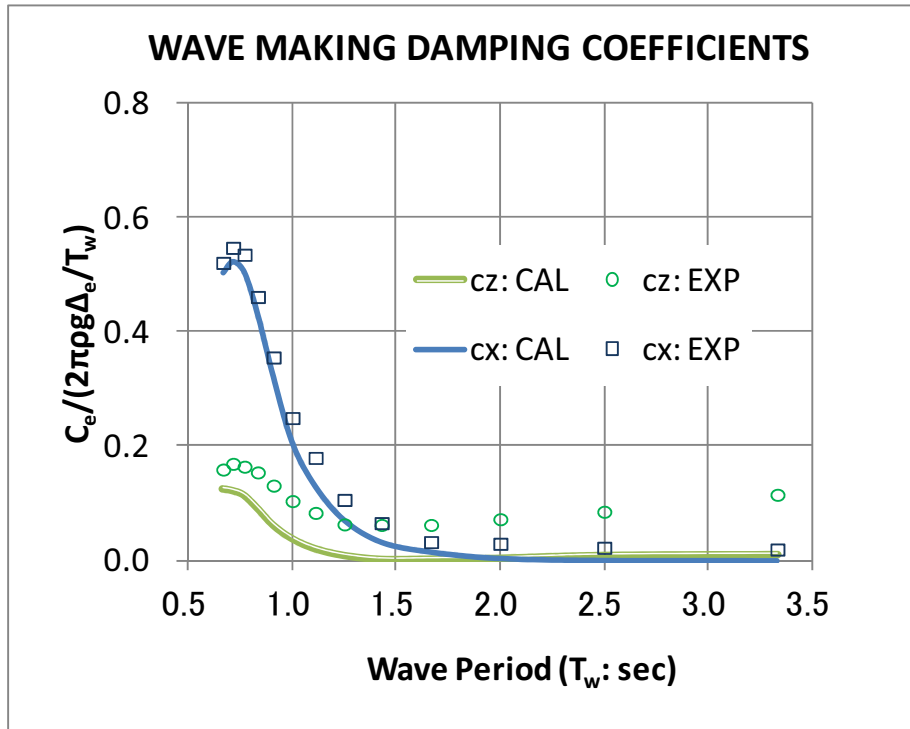


Fig.5-9 Wave Making Damping Coefficients for the Element Float

### (3) 粘性減衰

抗力係数 $C_D$ の値については、解析的に求めることができないので、水槽実験結果を参照した。研究グループが、I型要素浮体について、実施した上下方向自由動揺実験結果<sup>31)</sup>によれば $C_{D_z}=1.0$ と推定された。一方、工藤が同様形状の要素浮体を用いて実施した上下方向強制動揺実験<sup>32)</sup>によれば、動揺振幅に依存するものの $C_{D_z}\approx 2.0$ と推定されている。本章のセミサブ型VLCCの波浪中弾性応答解析における時間領域計算では、一応 $C_{D_z}=2.0$ を採用して、 $C_{D_z}$ の設定値の差がセミサブモデルの構造応答に及ぼす影響については別途考察した。

### (4) 複数要素浮体間の相互干渉効果に関する考察

I型模型においては、要素浮体を等間隔で縦横に配列している。従って、要素浮体の流体力に関しては隣接する要素浮体間の相互干渉が問題となりうる。複数要素浮体間の相互干渉影響を明らかにする目的で、研究グループによる水槽実験及び特異点分布法による解析が実施された<sup>2)</sup>。複数要素浮体の縦横の間隔 $l$ は、I型模型に合わせてそれぞれ $l=545.5\text{mm}$ に設定された(Fig.5-4参照)。以下に検討結果の総括を示す。

#### 1) 波強制力に関する相互干渉効果

まず、1行(入射波進行方向) $\times$ 7列(波頂方向)の要素浮体群を用い、入射波と直交方向に複数並べた要素浮体間の相互干渉影響を調べた。実験結果及び解析結果によれば、要素浮体それぞれが受ける波強制力は水平方向強制力及び上下方向強制力共に単独の要素浮体の特性値と有為な差が無い事が確認された。即ち、波頂方向に多列に並ぶ浮体群の場合には、波強制力の評価において列間の相互干渉効果は無視しうる程度であった。

次に、1～7行(入射波進行方向) $\times$ 1列(波頂方向)の要素浮体群を用い、入射波と同方向に複数並べた要素浮体間の相互干渉影響を調べた。実験結果及び解析結果によれば、周波数1.1～1.25Hz

(波周期 $T_w=0.8\sim0.9\text{sec}$ )の領域で相互干渉影響が顕著であった。要素浮体が受ける波強制力は、水平方向力及び上下方向力共に、周波数変化や相対位置関係の変化により急激な変化を示す。この変化は、単独要素浮体の場合の特性値を中央値として上下に変動する傾向であった。相互干渉が最も顕著となるのは周波数 $1.2\text{Hz}$ 付近であり、この周期における入射波の波長はちょうど要素浮体間隔の2倍であることが確認された。さらに、多行並んだ要素浮体の波下側では、粘性による波の減衰のために強制力はやや低減することも明らかになった。一方、周波数 $1.0\text{Hz}(T_w=1.0)$ 以下の低周波数領域では、相互干渉影響は小さいことが判明した。

## 2) 付加質量及び造波減衰に関する相互干渉効果

縦横に並べた要素浮体群の相互干渉効果を調べる目的で、3行(入射波進行方向)×3列(波頂方向)の要素浮体群を用いた強制動揺実験が実施された。この実験に対応する特異点分布法を用いた解析結果は、実験結果と良好な一致を示した。相互干渉効果に関して以下の結論が得られた。

相互干渉影響は、比較的広範囲の周波数領域( $>0.7\text{Hz}$ )で顕著であった。波強制力の相互干渉の場合と同様に、行方向(入射波進行方向)の干渉効果が列方向の干渉効果よりも顕著であった。ただし、上下方向の付加質量係数に関しては、一部の領域( $1.2\sim1.5\text{Hz}$ )で若干相互干渉が現れるものの、一般的には干渉効果は極めて小さかった。

## 3) 相互干渉効果の取扱い方針

セミサブ型VLFSの波浪中弾性応答に関して支配的となる流体影響は上下方向(Heave)の波強制力及び付加質量であるが、これらの周波数応答関数は比較的広範な周波数領域( $<1.0\text{Hz}$ )において相互干渉効果が小さいことが判明した。

VLFS水平方向の波強制力及び付加質量係数、造波減衰係数は、比較的広範な周波数領域(特に $0.7\text{Hz}$ 超)で相互干渉効果が顕著であるが、これらの流体力からVLFSの弾性応答に対する影響は上下方向に作用する流体力よりも寄与が小さい。

また、波頂方向の相互干渉効果は総ての流体影響の評価において小さいことが判明したので、VLFSの幅方向の広がりの影響を無視して二次元構造(Fig.5-2、Table 5-1参照)にモデル化することには合理性が有ると言えよう。

以上の考察により、本節で述べる二次元構造に簡略化したモデルF11及びモデルF25の規則波中弾性応答解析において、相互干渉効果を考慮しなくてもVLFSの基本的な弾性応答特性を把握するためにそれ程大きな障害にならないであろうと判断した。また、本論文の目的は弾性応答の基本的特性を把握することであるので、本章の時間領域解析においては相互干渉効果を無視し単独要素浮体の流力特性を全要素浮体に適用した。また、簡便のために、入射波の伝播中における波高減衰影響に関しては、一切考慮しなかった。

### 5.3.3 規則波中の応答

I型模型の縦波中応答の検証に対しては解析モデルF25を適用し、横波中応答の検証に対しては解析モデルF11を適用した。規則波はいずれも、浮体前端( $x/L=0.5$ )真正面から入射することを想定した(Fig.5-2参照)。上述の流力特性の検討結果を受けて、この応答解析において、波強制力や流体力係数の特性値としては、実験値ではなく単独要素浮体に対する解析値を適用した。

上下変位応答及び曲げモーメント応答の解析では、計算から得られた時系列値をフーリエ解析して1～3次項までの調和振動成分を求めた。上下変位振幅応答については入射波片振幅( $\zeta_a$ )で、縦曲げ

モーメント応答については( $\rho g \Delta_e \zeta_a$ )でそれぞれ無次元化した応答関数として示した。解析及び実験から求められた応答関数(RAO)は、それぞれ入射波と同周期を有するフーリエ成分の1次項(第1次調波成分)を参照したものである。解析における入射波の波高は、実験状況と一致させ $\zeta_a=80\text{mm}$ を与えた。解析では非線形の粘性減衰項の影響が算入されているので、得られた応答関数(RAO)は、本来は設定した波高の大きさにより若干変動するものであるのに、波高 $\zeta_a=80\text{mm}$ に対する応答値で代表させていることを断っておく。実験では、 $\zeta_a=80\text{mm}$ の波高に対して一部の要素浮体の水線位置が水中のフーティング上面まで達する現象も観られ、没水深さの変動に起因する非線形影響が存在することが予想された。しかし、解析ではこのための非線形影響については簡便のために無視した。

#### (1) 上下変位応答

##### 1) シミュレーション解析を基にした規則波応答(RAO)の抽出

モデルF25及びモデルF11について、上下変位(Vertical Displacement)応答の時系列解析結果の例をFig.5-10, 5-11に示した。代表例として、 $T_w=3.0\text{sec}$ の入射波に対する浮体モデルの後端(Aft,  $x/L=-0.5$ )、中央(Mid,  $x/L=0.0$ )及び前端(Fore,  $x/L=0.5$ )の応答を示した。各時系列応答値は、モデルF25及びモデルF11共に、 $t>9\text{sec}(=3T_w)$ 経過するとほぼ定常な周期的応答に達していることが分かる。このように、本解析モデルを用いた時間領域解析の総てのケースにおいて、上下変位応答のみならず曲げモーメント応答についても、規則波の波強制力負荷開始後に $t>4T_w$ 経過すると安定した規則的な応答を得ることが確認できた。この結果を受けて、時間領域計算開始後 $t/T_w=6\sim7$ の時点における1周期の時系列応答値を規則波に対する周期応答と見なして、1～3次の調波振動成分を特定することにした。

モデルF25及びモデルF11の上下変位応答について、浮体長に沿った変形分布(Displacement Profile)の1/2波周期間の変動をFig.5-12, 5-13に示した。代表例として、モデルF25では $T_w=3.0, 2.0, 1.0\text{sec}$ の入射波に対する応答を、モデルF11では $T_w=2.0, 1.0\text{sec}$ の入射波に対する応答を示した。各図には、比較の便のためにそれぞれの入射波の波長 $\lambda$ の長さも併せて示した。図から、モデルF25の場合には、2節振動+Heave+Pitchの変形モードが支配的であること、モデルF11の場合には、Pitch+Heaveの剛体変形モードが支配的であることが分かる。弾性変形モードの特性に関しては、さらに詳細を後述する。

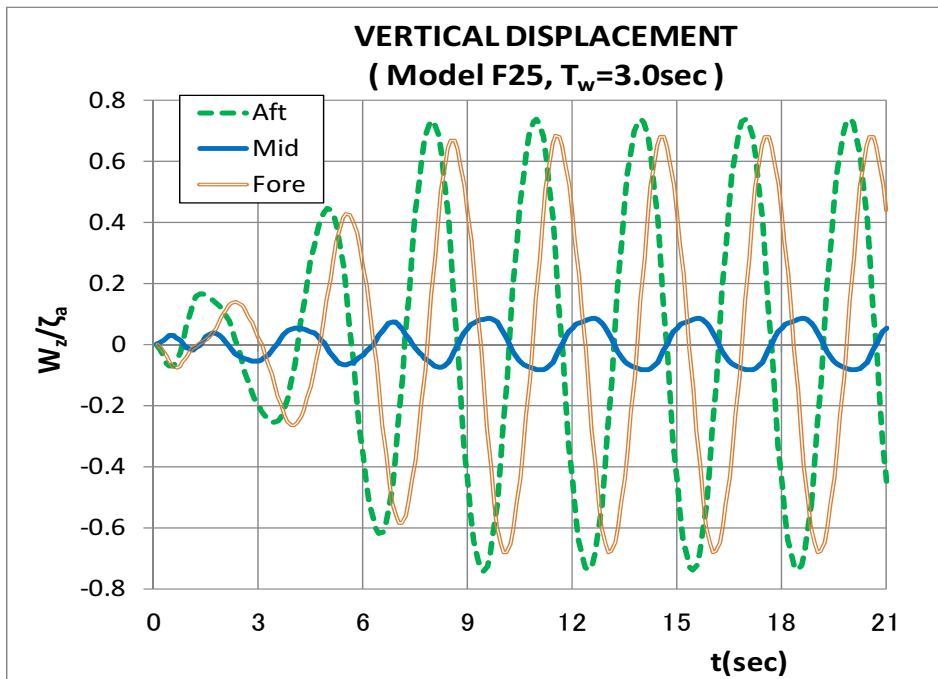


Fig.5-10 Time History of Vertical Displacement for Model F25

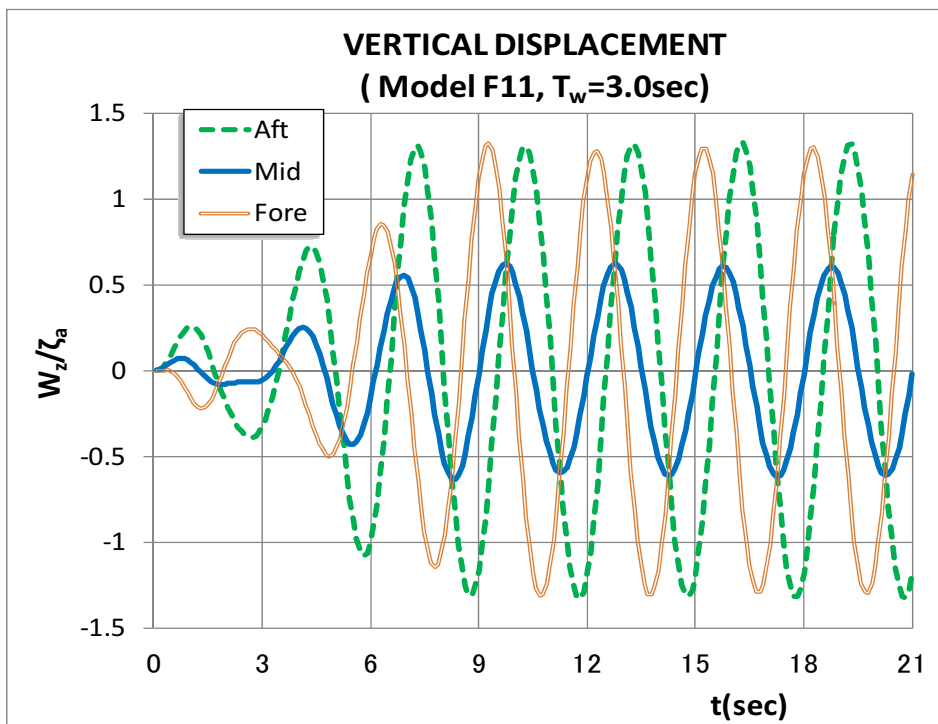


Fig.5-11 Time History of Vertical Displacement for Model F11

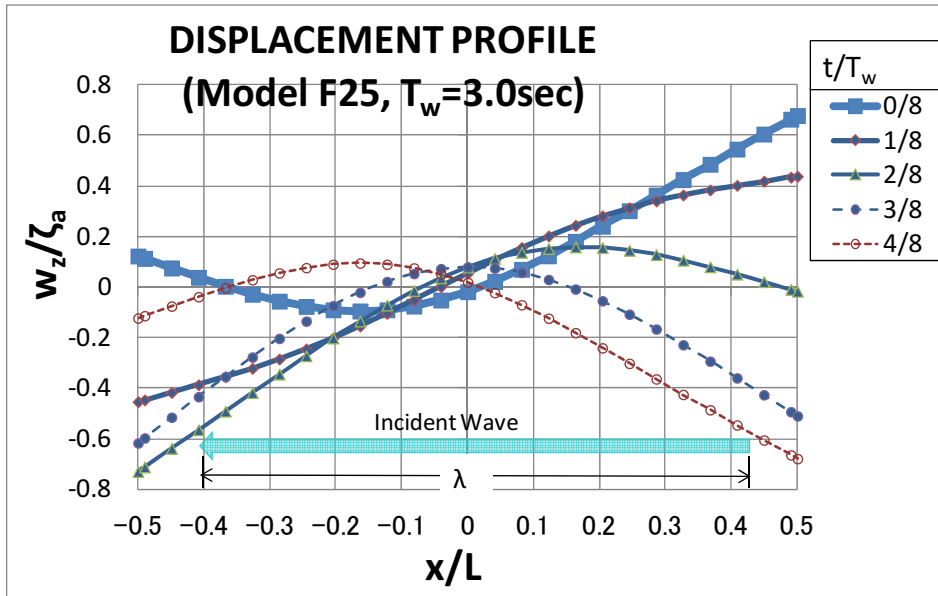


Fig.5-12A Displacement Profile of Model F25 ( $T_w=3.0\text{sec}$ )

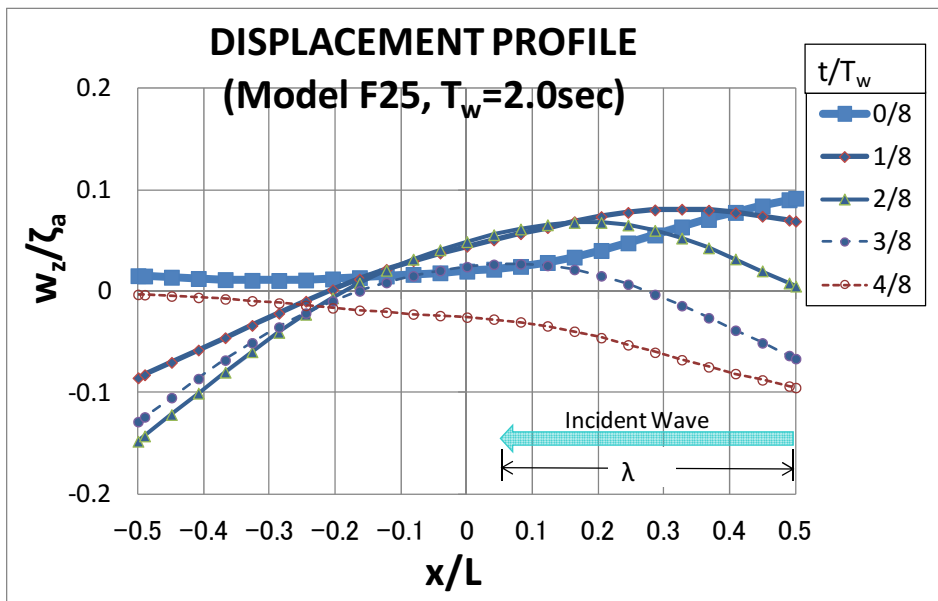


Fig.5-12B Displacement Profile of Model F25 ( $T_w=2.0\text{sec}$ )

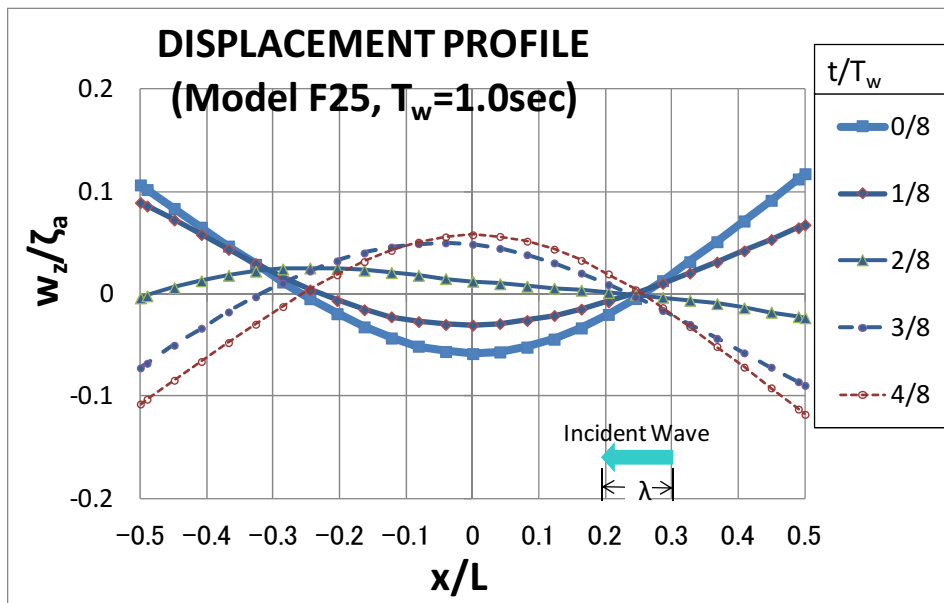


Fig.5-12C Displacement Profile of Model F25 ( $T_w=1.0\text{sec}$ )

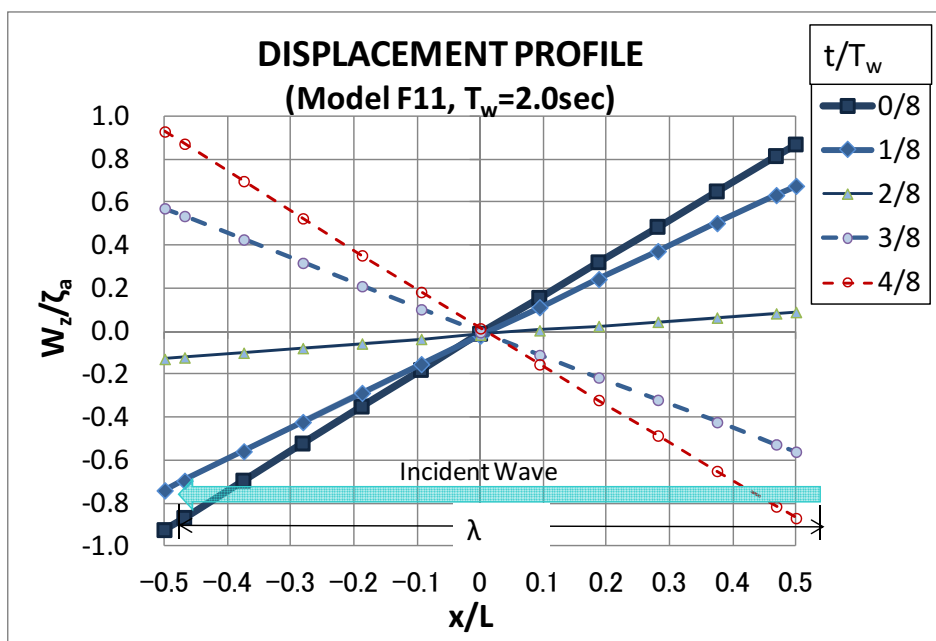


Fig.5-13A Displacement Profile of Model F11 ( $T_w=2.0\text{sec}$ )

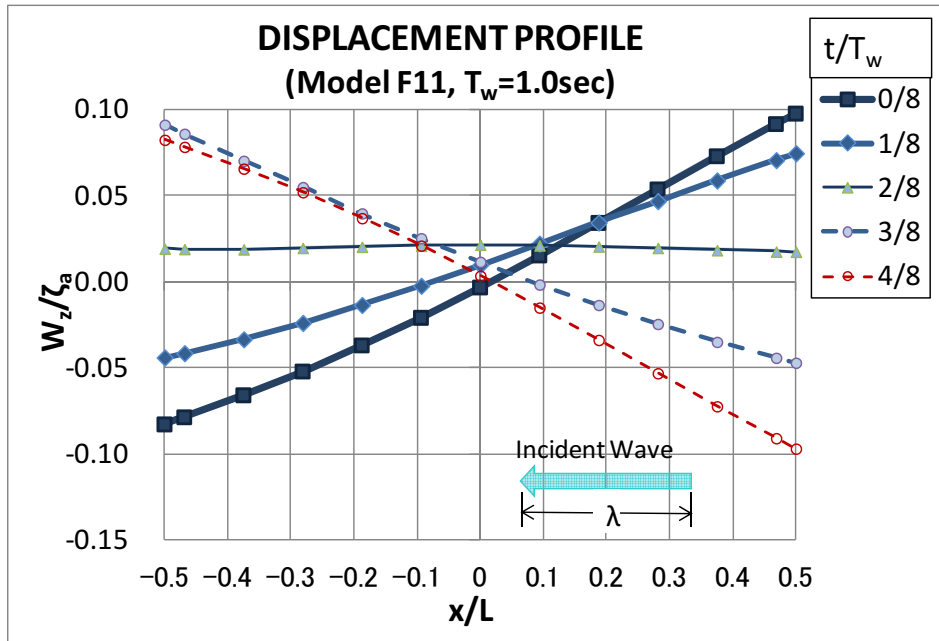


Fig.5-13B Displacement Profile of Model F11 ( $T_w=1.0\text{sec}$ )

## 2) 上下変位の応答関数

モデルF25及びモデルF11の浮体前端部 ( $x/L=0.5$ ) の上下変位振幅 (Vertical Displacement Amplitude) 応答関数 (RAO) について、計算結果 (CAL) と実験結果 (EXP) とを比較して Fig.5-14 に示した。

上下変位応答の大きさの波周期依存性においては、波強制力 Heave Force 成分の波周期特性 (Fig.5-7 の  $f_z$  参照) の影響が現れている。即ち、大凡、波周期  $T_w > 2.0\text{sec}$  においては波周期が大となるほど大きくなり、波周期  $T_w < 1.0\text{sec}$  においては波周期が小となるほど小さくなっている。さらに、波周期の変化に対して応答値のピーク/トラフの繰り返しが現れている。このピーク/トラフ出現特性については、両モデルの浮体長/波長比 ( $L/\lambda$ ) 特性に依存するものであり詳細な検証結果を後述する。

Fig.5-7によれば、この形状の要素浮体のいわゆる波無し周期は大凡  $T_w \approx 1.5\text{sec}$  であり、この波周期付近で波強制力 (Heave Force) が殆ど零となっている。しかし Fig.5-14 では、この波周期付近で上下変位振幅応答の極小が現れているのは、波周期  $1.6\text{sec}$  である。上下変位応答の極小出現波周期が  $1.5\text{sec}$  からややずれるのは、Heave Force 極小条件及び浮体長/波長 ( $L/\lambda$ ) の位相同調条件 (後述) が複合した結果であると考えられる。

以上の傾向は、大凡は計算結果と実験結果に共通しているが、応答値の大きさや波周期変化に対するピーク/トラフ出現特性に関しては、計算結果と実験結果では大きな乖離が見られる。振幅応答の計算値は実験値の2～3倍程度に達している。計算値が大となった原因として、第一に流体力係数の評価の不正確さが考えられるので、以下に考察した。要素浮体に作用する流体力については、複数要素浮体間の相互干渉効果を見逃したが、その影響については次のように考えられる。計算値と実験値の乖離は、 $T_w > 1.5\text{sec}$  の領域でより顕著であるが、前述の通り、相互干渉影響は  $T_w > 1.0\text{sec}$  の長周期領域では小さいことが判明しているため、相互干渉影響の取扱いに起因しているのではないと判断される。抗力係数  $C_D$  の値の評価に関する影響については次のように考えられる。計算では、前述の通り、抗力係

数は減衰効果が高めの評価となる工藤らの推定<sup>32)</sup> ( $C_D=2.0$ )を採用したので、計算結果が大きめの評価であることの説明はつかない。

当時、実験結果をとりまとめて報告書<sup>2)</sup>を作成した時点においては、上下変位の数値解析は未実施であり、Fig.5-14に示す計算結果との比較検証がなされたのは、報告書発表の事後であった。次項(2)に示す曲げモーメント応答では実験結果と解析結果の間に大きな乖離が見られなかったことから、実験における変位応答計測システムに問題があったのではないかと懸念している。浮体前端部以外の計測点における上下変位測定結果の記録は保存されていないので、解析結果と実験結果の比較検討はこれ以上進めることは不可能であった。そこで以下において、モデルF25及びモデルF11の上下変位特性に関する検証や考察は解析結果を正として参照することにした。

### 3) 上下変位のモード形状

モデルF25の浮体全長に渡る上下変位振幅RAOの分布を波周期 $T_w=1\sim3\text{sec}$ について計算した結果をFig.5-15に示した。 $T_w=1.8\sim3\text{sec}$ の領域における変位振幅分布形状から、変形モードは縦揺れ(Pitch)が支配的であり、波周期が大なるほどその傾向が強いことが判る。波周期が小となるに従ってPitchよりもHeaveが支配的となり、波周期がさらに小となる領域( $T_w<1.4\text{sec}$ )では2節振動が顕著となってくることを確認できる。いずれの波周期においても、変位振幅応答最大となる部位は浮体前端及び浮体後端であり、2節振動モードが顕著となる波周期においては、浮体中央部の変位応答もやや顕著となる。浮体前端(波上側)と浮体後端の変位振幅の大きさを比較すると、それほど大きな差異は見られず、波周期によりけりであった。

モデルF11の浮体全長に渡る上下変位振幅RAOの分布を波周期 $T_w=1\sim3\text{sec}$ について計算した結果をFig.5-16に示した。モデルF25の場合と同様に、振幅応答は浮体端部において最も顕著であり、波周期が大なるほど大となる傾向がある。ただし、その変形モードに関してはモデルF25の場合とやや異なっている。即ち、波周期全体において、Heave+Pitchの剛体変形モードが支配的であり、2節振動モードはほとんど現れていない。また、波周期が $T_w=2.0\sim2.2\text{sec}$ 付近においてPitchモードが最も顕著であり(Fig.5-13A参照)、波周期がそれ以上またはそれ以下では徐々にPitch成分が減少しHeave成分が漸増している。Heave成分とPitch成分の大きさは、浮体長/波長比( $L/\lambda$ )特性に依存するものであり、詳細な検討結果は後述する。



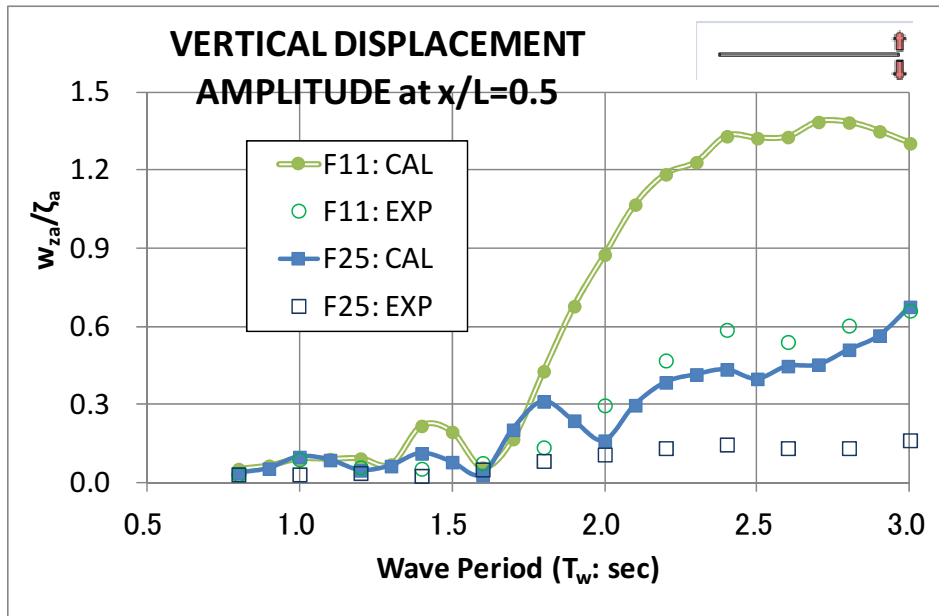


Fig.5-14 RAOs of Vertical Displacement Amplitude at the Fore Peak ( $x/L=0.5$ )

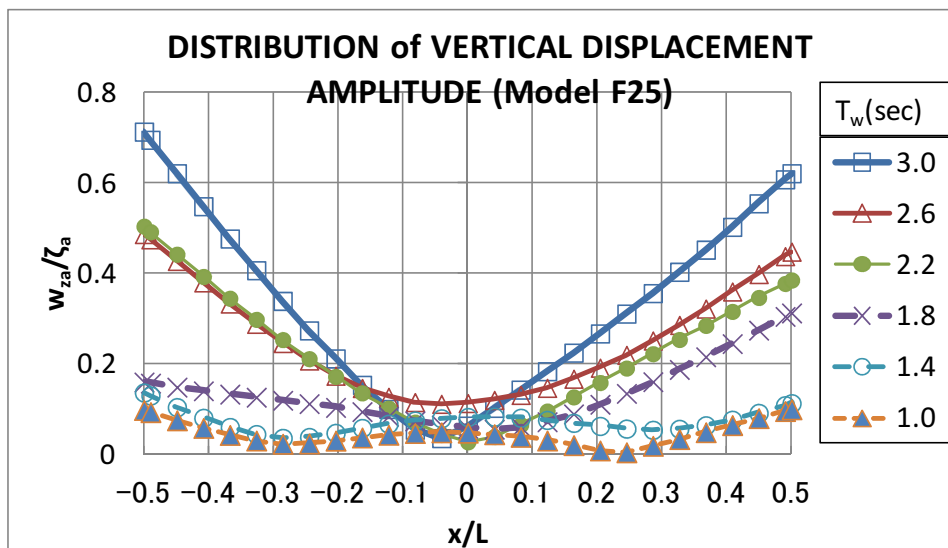


Fig.5-15 Distribution of Vertical Displacement Amplitude along Model F25

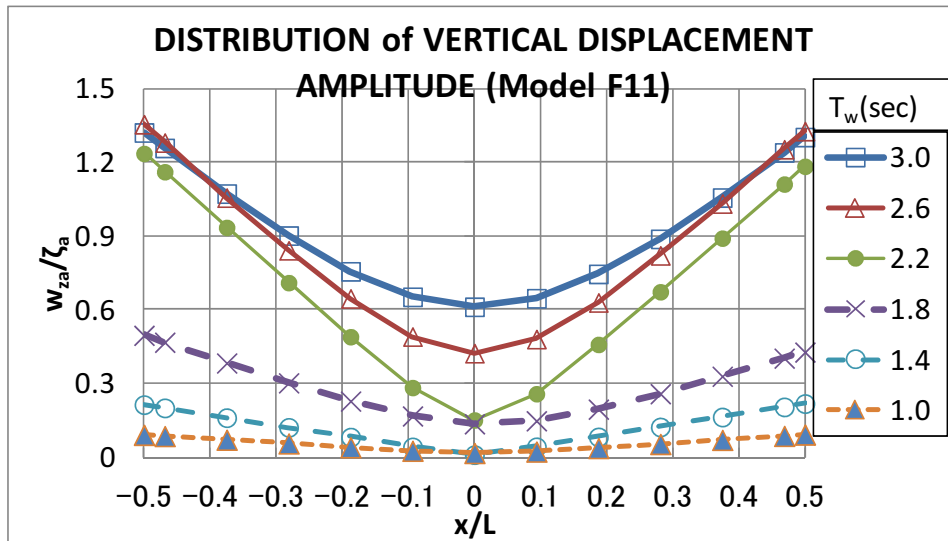


Fig.5-16 Distribution of Vertical Displacement Amplitude along Model F11

## (2) 曲げモーメント応答

上下変位応答解析の場合と同様に、計算開始後 $t/T_w=6\sim7$ の時点における1周期の時系列応答値を規則波に対する周期応答と見なして、1～3次の調波振動成分を特定した。

### 1) 曲げモーメントの応答関数

モデルF25及びモデルF11について、浮体中央部 (Midship,  $x/L=0.0$ ) の垂直曲げモーメント振幅 (Bending Moment Amplitude) 応答関数(RAO)を、計算結果(CAL)と実験結果(EXP)とを比較して Fig.5-17に示した。実験値は、I 型模型の曲げモーメント計測用ピックアップとして浮体中央部に近接した位置に配置した次の計測値を参照した (Fig.5-6参照)。

モデルF25: L5, L6

モデルF11: T3

モデルF25の場合には、応答値のピーク/トラフが波周期の変化に伴い交番で現れており、この変動幅は上下変位応答の場合よりも顕著であった。浮体長/波長比 ( $L/\lambda$ ) 及び撓み振動の固有振動特性の影響により同調現象が現れるためであると推測された (後述5.3.4(1)参照)。実験値と計算値を比較すると、応答値のピーク/トラフの現れ方は計算結果ほど顕著ではないものの、応答値の大きさは良く対応していると言える。

モデルF11の場合には、モデルF25よりも剛体運動に近い変形をするために、応答値のピーク/トラフのパターンは緩やかであった。実験値と計算値を比較するとその大きさは概ね一致している。ただし、波周期の小なる領域においては、実験値が計算値のトラフの方に近い傾向が見られる。

### 2) 曲げモーメント応答の分布特性

モデルF25及びモデルF11について、浮体全長に渡る ( $x/L=-0.5\sim0.5$ ) 垂直曲げモーメント振幅 (Bending Moment Amplitude) RAO の分布状況を、計算結果と実験結果とを比較して Fig.5-18, Fig.5-20に示した。計算結果において、曲げモーメント分布に段差が現れているが、これは各要素浮体を介して負荷される局所的な波強制モーメント (Pitching Moment) の影響によるものである。

実験値(EXP)は、I 型模型の曲げモーメント計測用ピックアップの次の計測値を参照した(Fig.5-6参照)。

デル F25: L1, L2, L3, L4, L5, L6

モデル F11: T3

ただし、実験値には欠落があったので、計算値のみの図示もあることを断っておく。

垂直曲げモーメント応答に対しては、要素浮体を介して作用する波強制力成分の中ではHeave Force及びPitching Moment(Fig.5-7の $f_z, m_y$ 参照)が支配項となる。ただし、Heave Forceは浮体全体の撓み振動を励起するのに対して、Pitching Momentは局所的な曲げモーメント付加に寄与するという違いがある。

モデルF25の場合には、波周期が大なる領域( $T_w=2.4\sim 3\text{sec}$ )においては、2節振動モードが卓越しており、波周期が大なるほど顕著な2節振動が現れている(Fig.5-18A参照)。波周期がそれより小となる領域( $T_w=1.8\sim 2.2\text{sec}$ )においては、2節+3節振動モードが現れており(Fig.5-18B参照)、3節振動モードは $T_w=2.2\text{sec}$ において最も卓越していることが判る。参考のために、 $T_w=2.2\text{sec}$ におけるモデルF25の浮体長に沿った上下変形分布(Displacement Profile)をFig.5-19に示した。前掲Fig.5-12Bの $T_w=2.0\text{sec}$ における変形分布と比較すると、 $T_w=2.0\text{sec}$ においてはPitch+2節振動モードが現れていたのが、 $T_w=2.2\text{sec}$ においてはPitch+3節振動モードに移行していることが確認できる。波周期がさらに小となる領域( $T_w=1.0\sim 1.3\text{sec}$ )においては、局所的な波強制Pitching Momentの影響が大きくなり、撓み振動モードが不明瞭であるものの、 $T_w=1.3\text{sec}$ ではやや3節振動モードが卓越しており、 $T_w=1.0\sim 1.2\text{sec}$ の領域では2節振動モードが卓越していることが確認できる(Fig.5-18C参照)。実験結果と計算結果を比較すると、波周期が大なる領域( $T_w=2.6, 2.2\text{sec}$ )では両者が良く一致しているものの、波周期が小なる領域( $T_w=1.8, 1.2\text{sec}$ )では両者の乖離が大きい。特に、波周期 $T_w=1.8\text{sec}$ の場合には、計算結果で現れた3節振動モードが実験結果からは確認できなかった。この不一致の原因は、不明であった。

モデルF11の場合には、モデルF25の場合と比較すると、要素浮体を介して負荷される波強制力成分の中ではHeave ForceよりもPitching Momentの影響がより顕著となり、Heave Forceに起因する撓み振動の影響が低減している(Fig.5-20参照)。波周期大なる領域( $T_w=2.2\sim 3.0\text{sec}$ )においては、2節振動モードの撓み振動の影響が現れている。波周期小なる領域( $T_w=1.2\text{sec}$ )では、3節振動モードらしき応答が見られる。実験結果は、浮体中央付近のピックアップ1点(T3)の計測値のみしか保存されていないので、計算結果と比較検証するためには不十分であった。Fig.5-20からは、実験結果と計算結果はオーダー的に一致していることしか確認できない。

両モデル共に、波周期が比較的大なる領域においては、浮体中央部(Midship,  $x/L=0.0$ )の垂直曲げモーメント振幅(Bending Moment Amplitude)応答関数(RAO)において、波周期に支配されてピーク/トラフが交番に出現するという特性が計算結果及び実験結果共に確認できた。ただし、波周期小なる領域における実験結果ではこの波周期依存性は不明瞭であった(Fig.5-17参照)。この原因は、波周期小(周波数大)なる領域において実験した波周期点数が不十分であったこと、また前述の通り、解析の流体評価において要素浮体間の相互干渉効果を無視したために波周期小なる領域( $T_w<1.0\text{sec}$ )における計算結果に推定誤差が見込まれることが影響していると考察される。

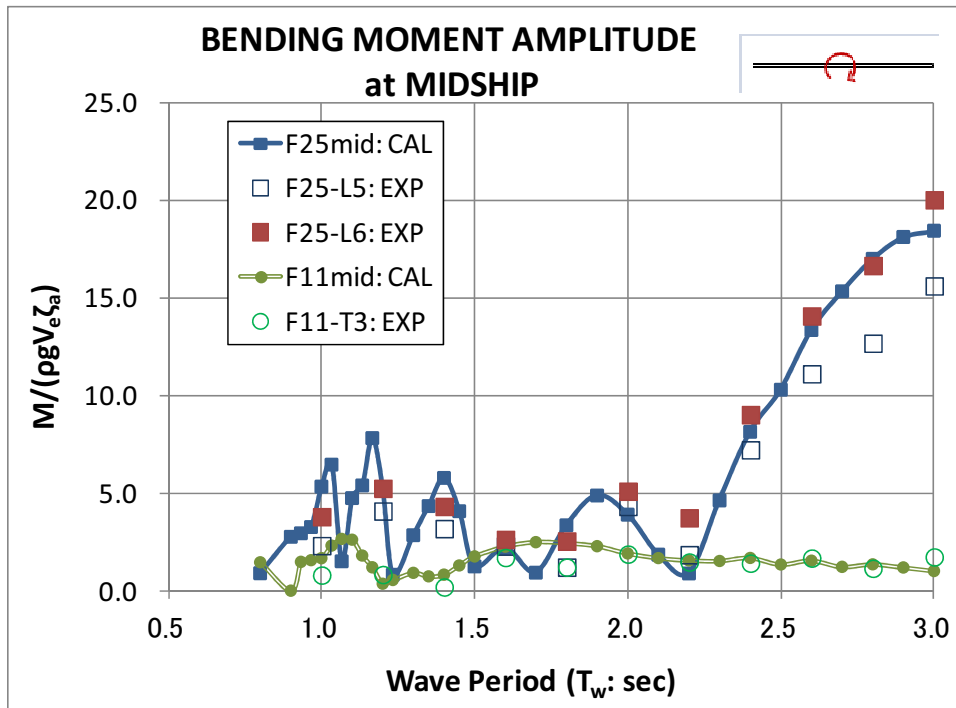


Fig.5-17 RAOs of Bending Moment Amplitude at the Midship ( $x/L=0.0$ )

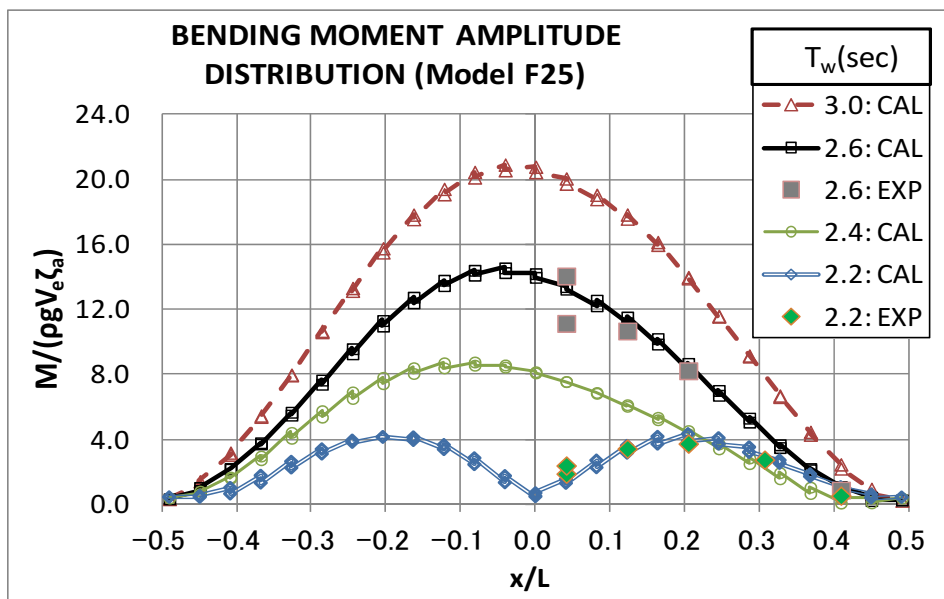


Fig.5-18A Distribution of Bending Moment Amplitude along Model F25 ( $T_w=2.2\sim3.0\text{sec}$ )

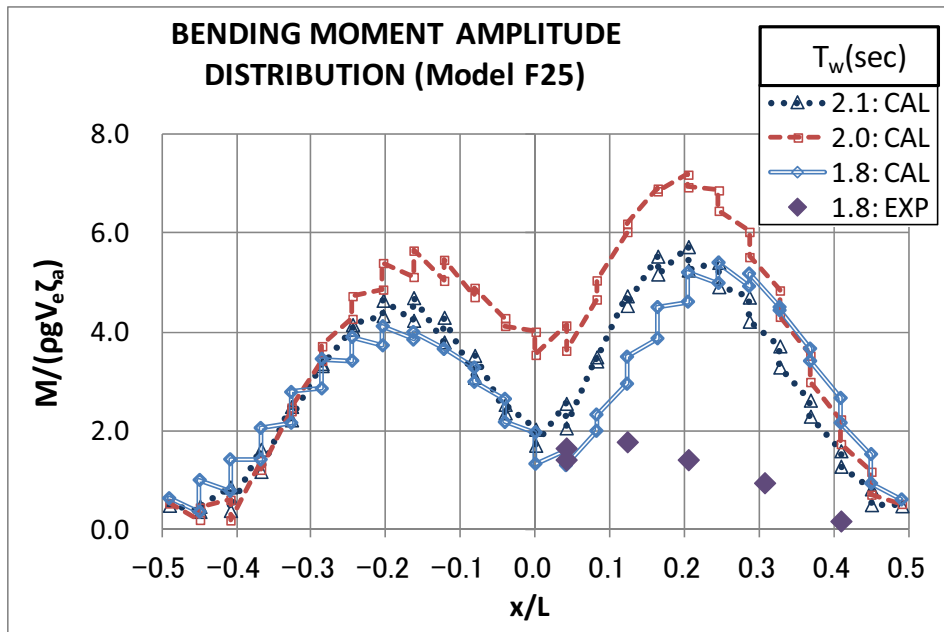


Fig.5-18B Distribution of Bending Moment Amplitude along Model F25 ( $T_w=1.8\sim 2.1\text{sec}$ )

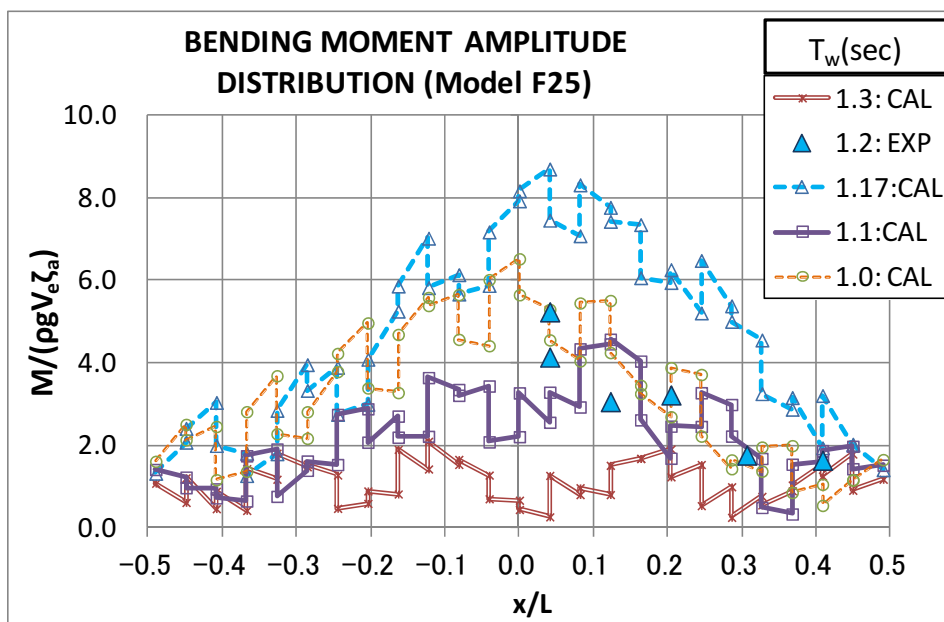


Fig.5-18C Distribution of Bending Moment Amplitude along Model F25 ( $T_w=1.0\sim 1.3\text{sec}$ )

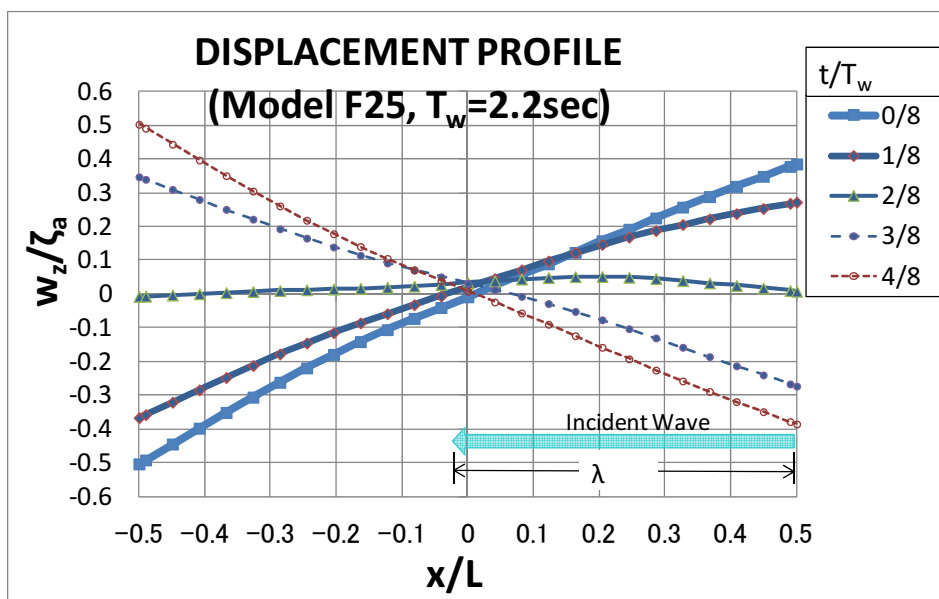


Fig.5-19 Displacement Profile of Model F25 ( $T_w=2.2\text{sec}$ )

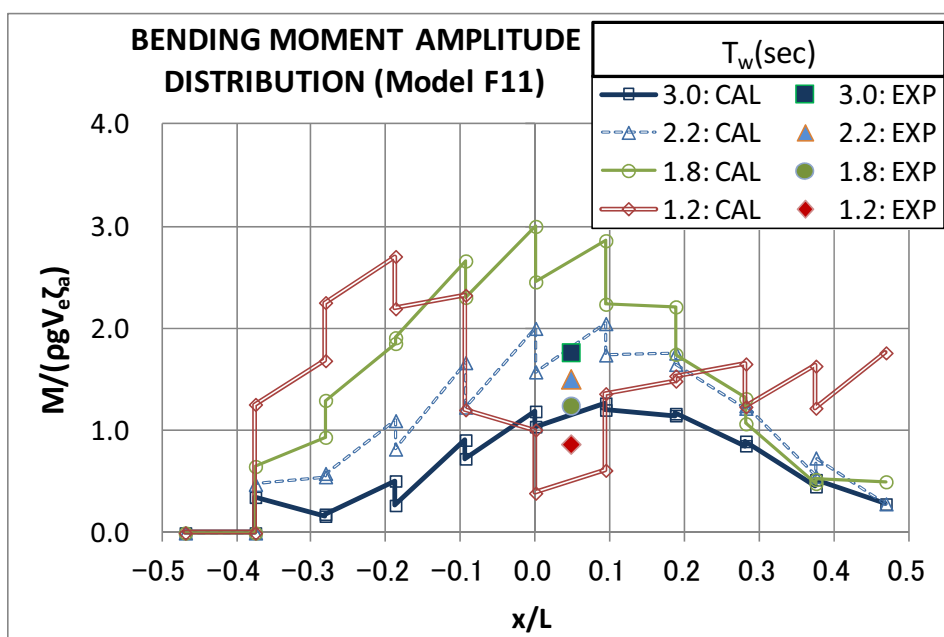


Fig.5-20 Distribution of Bending Moment Amplitude along Model F11

#### 5.3.4 応答の同調現象に関する検証

モデルF25及びモデルF11の上下変位応答や曲げモーメント応答のRAOから、これらの応答値の大きさは入射波の波周期に依存してピークトラフ値が現れることが確認された。波周期依存性をさらに詳細に分析すると、A)波強制力や流体力係数の周期特性、B)入射波長と浮体長との位相同調、C)入射波周期と浮体固有振動周期の周期同調、及び、D)入射波より高次の周期で同調する高次調波振動の4種類の要因が影響している。A)については検証済みであるので、ここではB),C),D)の同調現象に着目して、その特性を詳細に検証する。

##### (1) 入射波長と浮体長との位相同調

モデルF25及びモデルF11について、浮体前端部( $x/L=0.5$ )の上下変位振幅(Vertical Displacement Amplitude)応答関数(RAO)の計算値をFig.5-21に、浮体中央部(Midship,  $x/L=0.0$ )の垂直曲げモーメント振幅(Bending Moment Amplitude)応答関数(RAO)の計算値をFig.5-22, Fig.5-23に示した。Fig.5-21は、Fig.5-14の計算結果を浮体長/波長比( $L/\lambda$ )の値と関連づけて再掲したものである。Fig.5-22, Fig.5-23は、同様に、Fig.5-17に示した計算結果を $L/\lambda$ 値と関連付けながら、モデル別に詳細に示したものである。曲げモーメントの計算値は、浮体中央部で上部構造を支持している要素浮体を挟んだ前後(F25F:CAL, F25A:CAL)及び(F11F:CAL, F11A:CAL)における値を示している。 $L/\lambda$ は、浮体前端から後端までの間に存在する入射波の数を表す尺度であり、入射波の位相と浮体各部分の位置関係を検証するための有用な指標である。

モデルF25及びモデルF11の浮体前端部の上下変位(Vertical Displacement Amplitude at  $x/L=0.5$ )RAO(Fig.5-21参照)から、上下変位応答に関しては、波周期が $L/\lambda$ の値で1だけ変動する間に応答値のピーク/トラフが交番で一對現れていることが確認できる。この現象は、浮体の両端における入射波の位相の一致度が $L/\lambda$ が1変わる度に周期的に変動を繰り返すことにより発生する。浮体両端における波強制力のHeave Force成分が、浮体の縦揺れ(Pitch)モード運動を最も励起しやすい位相関係にある場合に浮体端部の応答値がピークを示し、縦揺れよりも上下揺れ(Heave)運動を励起し易い位相関係にある場合にトラフが現れている。この現象を「位相同調」と称することにする。位相同調により、浮体端部の上下変位応答値がピークとなる条件は概ね $L/\lambda = n-0.2 \sim 0.5$ ( $n$ は整数)であり、トラフとなる条件は概ね $L/\lambda = n+0.2 \sim 0.5$ である。この位相同調現象は、 $L/\lambda < 5$ の比較的長周期の入射波領域で顕著であるが、波周期が短周期となるに従い不明瞭となる傾向がある。

モデルF25の浮体中央部における曲げモーメント(Bending Moment at Midship)RAO(Fig.5-22参照)には、前述の上下変位応答の場合と同様に、 $L/\lambda$ の値に関連した位相同調に伴う応答値のピーク/トラフが見られる。応答値がピークとなる条件は概ね $L/\lambda = n+0.2 \sim 0.4$ ( $n$ は整数)であり、トラフとなる条件は概ね $L/\lambda = n-0.1 \sim 0.2$ である。このピーク/トラフ出現特性は、その位相関係が上下変位応答の場合とほぼ逆転している事が特徴的である。浮体中央部の曲げモーメント応答値がピークとなる場合には、 $L/\lambda$ の値が2節振動モードを最も励起し易く、浮体端部の上下変位応答値がトラフとなる条件とほぼ一致する(Fig.5-18の $T_w=3.0, 2.0, 1.17, 1.0$ secにおける曲げモーメント分布参照)。逆に、浮体中央部曲げモーメント応答値がトラフとなる場合には、 $L/\lambda$ の値が3節振動モードを励起し易く、浮体端部の上下変位応答値がピークとなる(Pitch運動がピークとなる)条件とほぼ一致する(Fig.5-18の $T_w=2.2, 1.8, 1.3$ secにおける曲げモーメント分布参照)。曲げモーメントの位相同調現象も、 $L/\lambda < 5$ の比較的長周期の入射波領域で顕著であるが、波周期が短周期となるに従い不明瞭となってくる。モデルF25の場合には、周期 $T_w=1.04$ secが2節振動の固有周期に相当する(Table 5-2参照)ために、この波周期近傍では位相同調と周期同調の複合した影響が現れる(Fig.5-22のT(2-Node)参照)。

モデルF11の浮体中央部における曲げモーメント応答においても、モデルF25の場合と同様に $L/\lambda$ の値に影響されたピーク/トラフの出現特性が見られる(Fig.5-23参照)。モデルF25の場合と異なり、撓み振動の固有周期は図示の波周期範囲には存在しないので、周期同調影響は現れなかった。波周期 $T_w=2.4$ secにおいて、応答値の小さなピークが現れている。この原因を調べるために、この周期近傍におけるモデルF11の曲げモーメント応答分布をFig.5-24に示した。この図から、モデルF11の曲げモーメント応答値が比較的小さくて、波強制モーメント成分( $M_y$ )の寄与が相対的により顕著となること、

$T_w=2.4\text{sec}$ の場合には波強制モーメント成分がモデルF11中央部の広範囲において同方向に負荷されている事が判る。波強制モーメントは、本来は浮体の応答に対しては局部的な影響を及ぼすものであるが、このように条件次第では曲げモーメント応答のピークトラフ出現に寄与することが確かめられた。この現象も一種の位相同調と見ることができよう。波強制モーメントの影響が顕在化するののは、この強制力成分が浮体中央部の広範囲で同一方向に作用する場合であるので、波周期が比較的大なる領域(モデルF11の場合には、 $T_w>2.3\text{sec}$ )に限られる。このような小さなピーク出現は、 $T_w=2.6, 2.8\text{sec}$ においても若干見られる(Fig.5-23参照)。モデルF25の場合には、このような小さなピークの出現は確認できなかった。その理由は、比較的大な浮体の場合には撓み振動による曲げモーメント応答が支配的であり、波強制モーメントの影響が目立たないこと、中央部の広範囲で位相が近い波強制モーメントが存在する状況が出現しにくいことが原因であると考えられる。

波強制力が作用する要素浮体は間歇的に配置されているので、位相同調現象は、 $L/\lambda$  関係のみならず、要素浮体間隔と入射波長関係( $L/\lambda$ : $L$ は要素浮体の間隔Fig.5-2参照)にも依存することが予想される。しかし、この $L/\lambda$  が関与する位相同調現象は総てのケースにおいて確認できなかった。これは、解析対象とした波周期範囲( $T_w=1.0\sim 3.0\text{sec}$ )においては、 $L/\lambda =0.4\sim 0.05$ と小さな値であり、同調に寄与する程度では無かったためである。

## (2) 入射波周期と浮体固有振動周期の周期同調

入射波は浮体前端から後端に向かう進行波であるので、たとえ入射波の周期が浮体の固有振動周期と近接している場合であっても、波強制力の位相が浮体の固有振動モード形状を励起して共振するという現象は一般的には発生し難いと言える。しかし、要素浮体群を有するセミサブ型浮体の場合には、ポンツーン型浮体の場合と異なり、波強制力は間歇的に配置された要素浮体を介して作用するので、擬似的に振動モードを励起し易い波強制力分布形状が出現する可能性がある。

本解析プログラムの固有値解析機能を利用して、解析モデルの固有振動周期を計算した結果をTable 5-2に示した。固有値解析において、要素浮体の付加質量係数の値はFig.5-8を参照して固有振動周期に応じて変化させた。

Table 5-2 Natural Periods of the Models

Mode Number	Mode Shape	Model F25 (sec)	Model F11 (sec)
1	Pitch	1.727	1.736
2	Heave	1.725	1.725
3	2-Node	1.040	0.285
4	3-Node	0.457	0.108
5	4-Node	0.241	0.084
6	5-Node	0.148	0.056

第1次(Mode-1)及び第2次モード(Mode-2)は、Pitch及びHeaveの剛体運動モードである。1次及び2次モードの固有周期が殆ど一致している理由は、その固有周期が要素浮体の浮力ばね(静的復原力係数)の弾性特性に支配されており、この浮力ばねが浮体全長に渡ってほぼ一様に分布している事に



因る。浮力ばねが一様分布していない場合には、PitchとHeaveモードの固有周期は乖離するはずである。この固有周期約1.7secは、通常の波周期範囲内(実機スケールでは5.5sec)である。剛体運動モードであるので、これに近接した波周期において曲げモーメント応答の共振的現象は発生していない(Fig.5-17参照)。浮体前端部のHeave応答においても、この波周期において共振的現象は確認されなかった(Fig.5-14参照)。唯一、モデルF25のHeave応答が $T_w=1.8\text{sec}$ で周期同調らしい若干のピークが現れている(Fig.5-14参照)。このピークは、前述したように位相同調の影響によるものである(Fig.5-21参照)が、周期同調の影響も含まれていると思われる。浮体端部における上下変位応答において、1次、2次のモードに対する共振現象が目立たなかった大きな理由は、両モードの固有周期が近接しているために、どちらか一方のモードが優勢になりにくかった為であると推察される。PitchモードとHeaveモードの固有周期が離れていれば、それぞれ単独モードで共振現象が出現し易くなるのであろうと推測された。

第3次以上の固有モードは撓み振動モードであるが、固有周期が通常の波周期の領域に存在するのはモデルF25の2節振動モード(2-Node)のみである。Fig.5-22に示したモデルF25の浮体中央部の曲げモーメント応答RAOでは、波周期 $T_w=1.0\text{sec}$ 近傍で上下変位応答が小さいにもかかわらず(Fig.5-15参照)、曲げモーメント応答値の大きなピークが現れている(Fig.5-22のT(2-Node)参照)。2節モードの固有周期と同調して曲げモーメント応答が励起されている事が確認できる(Fig.5-18C参照)。

### (3) 高次調波振動

上下変位応答や曲げモーメント応答には、入射波の波周期に対して第1次調波成分(1<sup>st</sup> harmonic component)のみならず、高次の非線形成分が含まれている場合がある。これらの非線形成分を高次調波振動と見なして、フーリエ解析を実施し高次周波数成分を特定した。運動方程式(7.1)の第3項では、Morison式の抗力項と称される粘性減衰(造渦減衰)が非線形項として算入されている。この抗力項をフーリエ解析すれば、抗力項は次式のように第*i*次成分の和として表せることが知られている。

$$Drag\ Force = \sum_{i=1}^k A_i \sin(i\omega t + \varepsilon)$$

*i*が偶数の場合:  $A_i=0$

*i*が奇数の場合:  $A_i=-8/\{i(i+2)(i-2)\} \pi$  (5-11)

即ち、奇数次のみ成分を有しており、各成分の大きさには次の関係がある。

第1次成分:  $A_1$

第3次成分:  $A_3=-A_1/5$

第5次成分:  $A_5=-A_1/35$

以下略

本時間領域解析法では、この抗力成分が非線形項として考慮されているので、高次調波振動として3次、5次、--等の奇数次成分が算出される可能性がある。一方、I型模型の水槽実験結果のフーリエ成分解析からも、奇数次の非線形項が高次調波振動応答成分として存在していることが確認されている。そこで、各応答値の解析結果から1～3次のフーリエ成分を抽出した。第5次以上の高次成分の値は常

に小さく無視できる程度であることが確認できたので検証対象から外した。また、抗力の非線形項には第2次成分が含まれていないので、第2次成分についても検証対象としなかった。この結果、高次調波振動の検証対象として採り上げたのは、有意な応答値が確認できた3次成分のみである。

モデルF25及びモデルF11の上下変位応答解析結果において、第3次成分が最も大きかったのはモデルF11の波周期 $T_w=1.1\text{sec}$ 近傍であった。この場合における1次成分と3次成分を比較してFig.5-25に示した。上下変位応答に関する限りでは、総てのケースにおいて、上下変位応答値の第3次成分(3<sup>rd</sup> Harmonic)の大きさは、第1次成分(1<sup>st</sup> Harmonic)の7%以下であった。

モデルF25及びモデルF11の曲げモーメント応答解析結果から、浮体中央部(Midship,  $x/L=0.0$ )における第1次成分(1<sup>st</sup> Harmonic)と第3次成分(3<sup>rd</sup> Harmonic)の振幅を比較してFig.5-26, Fig.5-27に示した。

モデルF25において、上下変位応答の第3次成分が他の波周期の場合よりも比較的顕著となる $T_w \simeq 3.1\text{sec}$ 付近(Fig.5-26参照)では、モデルF25の2節振動固有周期 $1.04\text{sec}$ (Table 5-2参照)の約3倍の周期( $3.12\text{sec}$ )に近いことから、若干ではあるが高次調波振動周期が固有振動周期と周期同調現象を呈していると判断される。波周期 $T_w=3.0\text{sec}$ におけるこの高次調波振動成分の大きさは第1次成分の大きさの4%程度であり、それほど大きくなかった(Fig.5-26参照)ものの、第3次成分が周期同調により2節振動の共振に寄与しうることが確認できた。

モデルF11では、波周期 $1.0\text{sec}$ 近傍において第3次成分の応答値が第1次成分よりも大きくなる場合が存在する事が確認された(Fig.5-27参照)。モデルF11の2節振動固有周期 $0.285\text{sec}$ (Table 5-2参照)の約3倍の周期( $0.86\text{sec}$ )に近いことから第3次の高次調波振動が周期同調現象を呈していると判断される。この第3次成分は波周期の小変動に対してピークトラフが激しく変動している。この変動は、位相同調に起因するものであり、第1次成分のピークトラフ出現周期と似た周期で現れている。事後解析結果により、第3次の高次調波振動の周期同調特性が顕著であることが明らかとなったが、模型実験を実施した当時はこのような結果を予想することができなかった。そのために、模型実験実施中には、この同調現象を解明するべく実験ケースを追加する等の対応をし損なったのが心残りであった。

波周期 $T_w=1.0\text{sec}$ におけるモデルF11の曲げモーメント応答時系列の解析結果(CAL)と実験結果(EXP)を比較して、Fig.5-28に示した。実験結果(EXP)はピックアップT3(Fig.5-6参照)の計測値である。曲げモーメント応答の大きさに関しては、解析結果と実験結果は良い対応を示しているが、3次成分に関しては実験結果の方が解析結果よりもやや顕著であった。計測結果において、明瞭な3次調波振動が記録されているのは、このモデルF11の $T_w=1.0\text{sec}$ の1ケースのみであった。Fig.5-27に示されている解析結果のように、 $T_w=1.0\text{sec}$ 近傍で3次成分の大きさが波周期の小変動に対して敏感に変動するような現象が実在するかどうかに関しては、実験により確認することができなかったのものでその真偽を断定することはできない。波周期が $1.0\text{sec}$ 以下の短周期領域では要素浮体間の流体力相互干渉効果が大きくなるので、相互干渉影響を考慮しない解析結果は信頼性に欠けるであろうことを付記しておく。

モデルF11の曲げモーメント応答実験結果のフーリエ解析によれば、第2次の高次調波振動成分の存在も確認された。しかし、第2次成分の発生原因は入射波が微小波高ではなかった事が主たる要因であると推察された。本論文では、波高影響による非線形応答に関しては検証対象外とした。

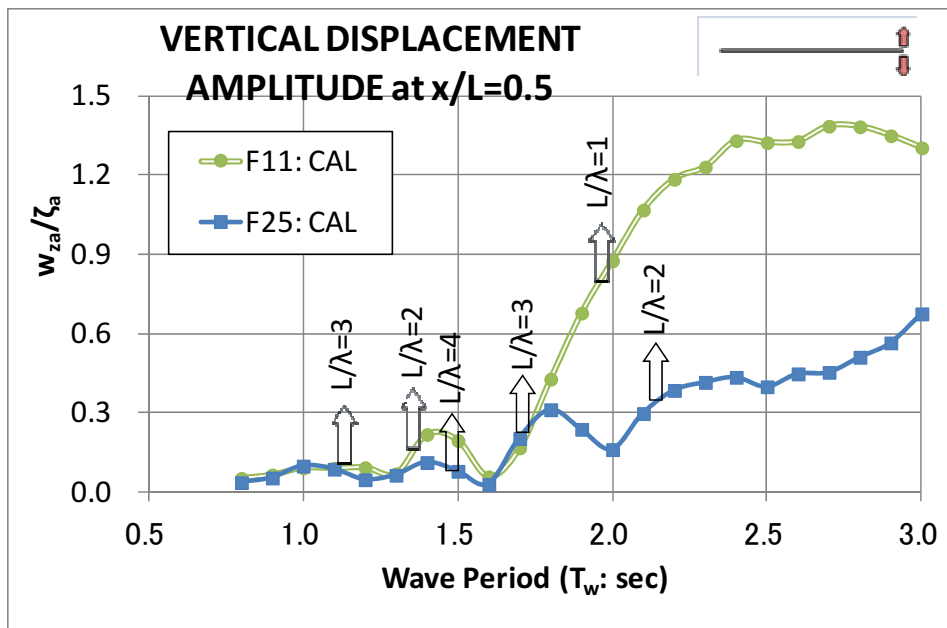


Fig.5-21 RAOs of Vertical Displacement Amplitude with Reference to  $L/\lambda$  (Model F11 and Model F25)

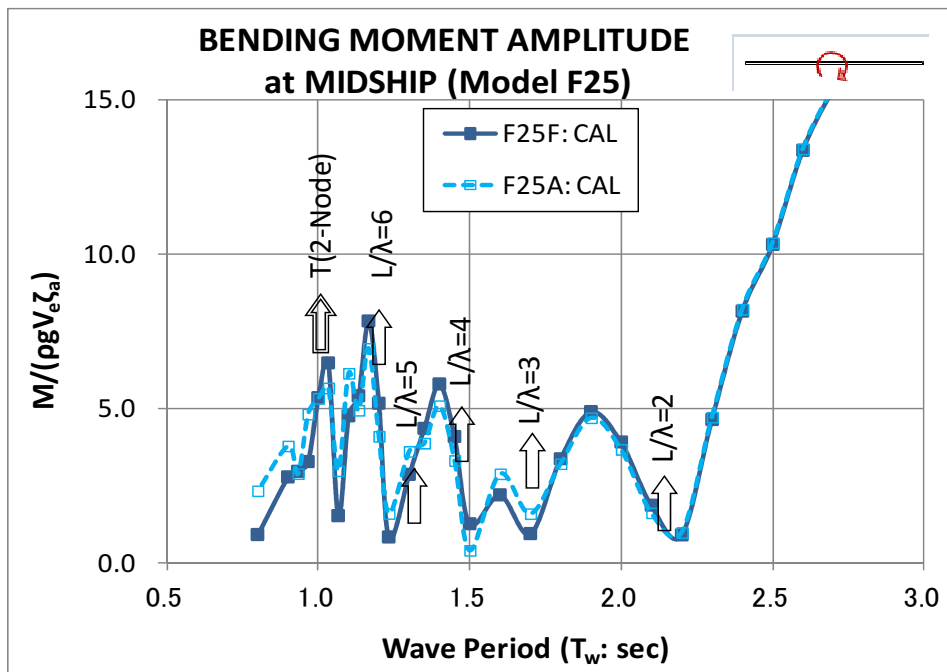


Fig.5-22 RAOs of Bending Moment Amplitude with Reference to  $L/\lambda$  (Model F25)

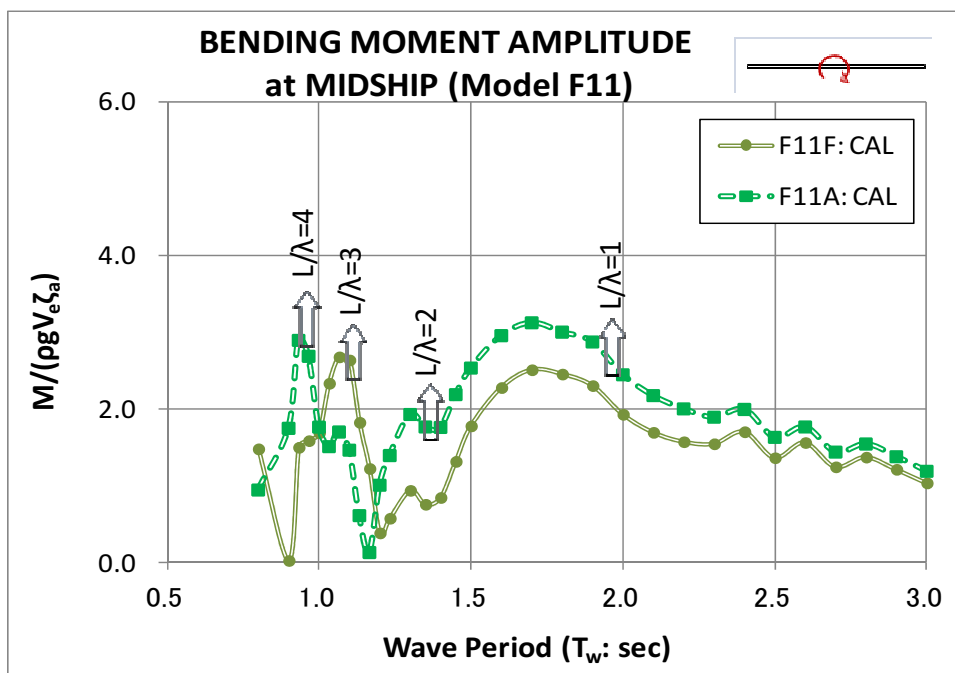


Fig.5-23 RAOs of Bending Moment Amplitude with Reference to  $L/\lambda$  (Model F11)

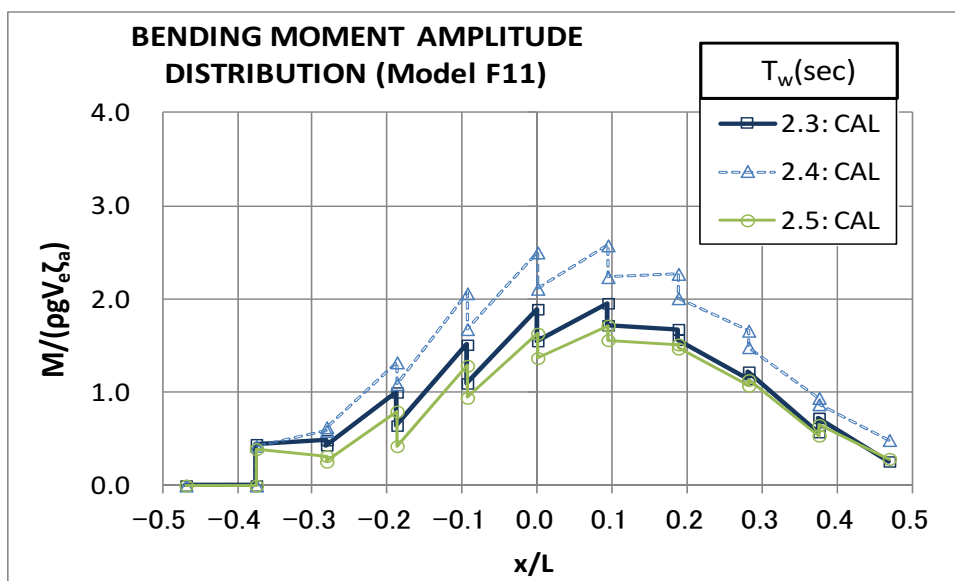


Fig.5-24 RAOs of Bending Moment Amplitude near at  $T_w=2.4$ sec (Model F11)

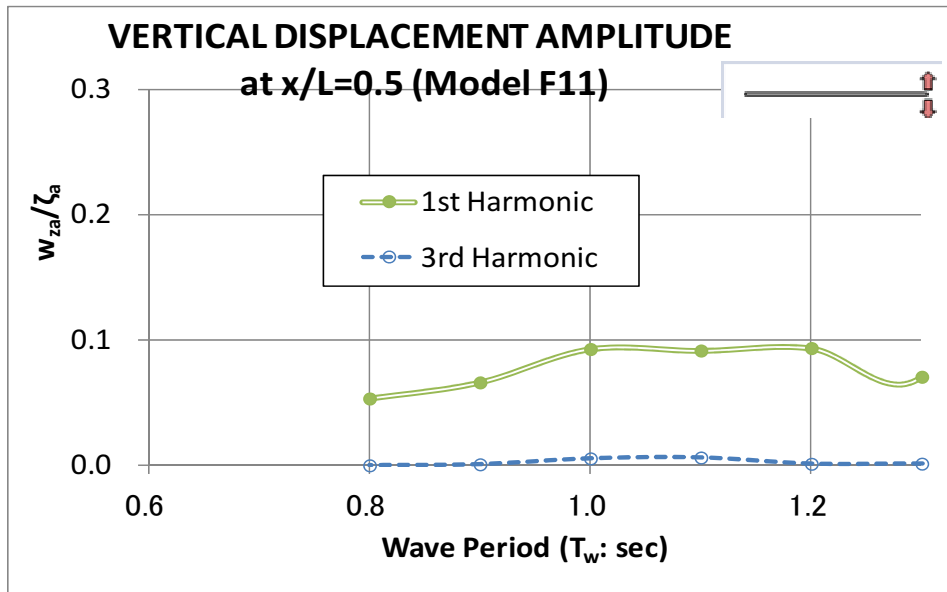


Fig.5-25 RAOs of 1<sup>st</sup> and 3<sup>rd</sup> Harmonic Vertical Displacement Amplitude (Model F11)

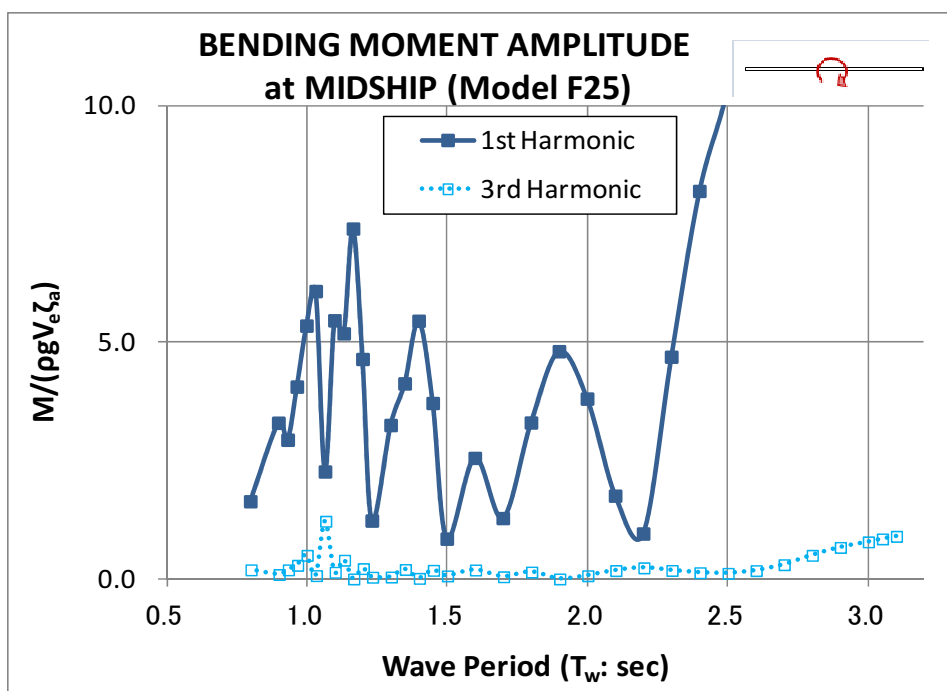


Fig.5-26 RAOs of 1<sup>st</sup> and 3<sup>rd</sup> Harmonic Bending Moment Amplitude (Model F25)

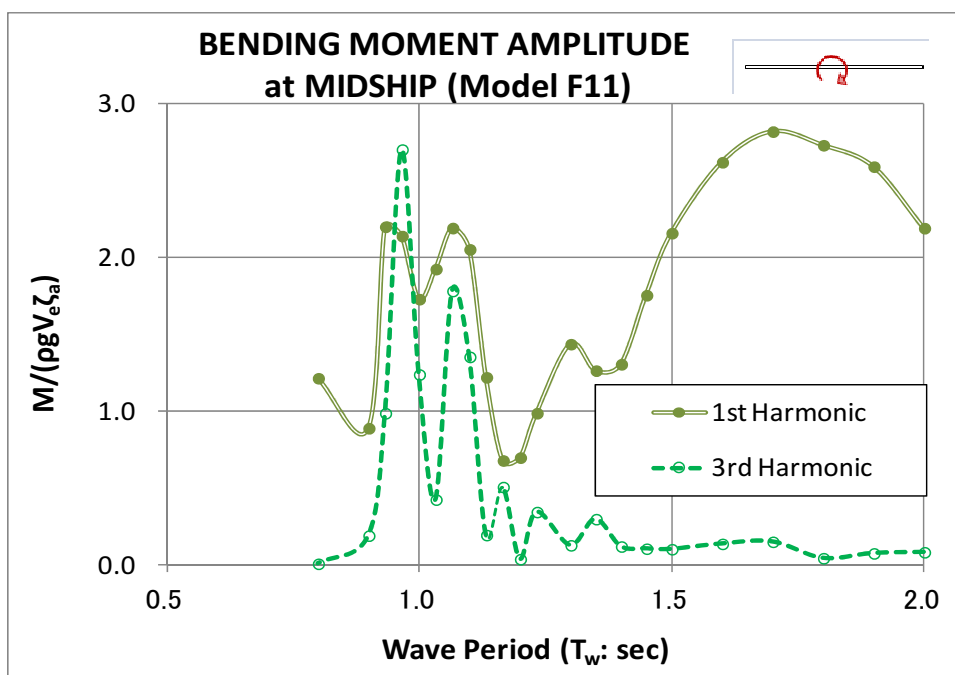


Fig.5-27 RAOs of 1<sup>st</sup> and 3<sup>rd</sup> Harmonic Bending Moment Amplitude (Model F11)

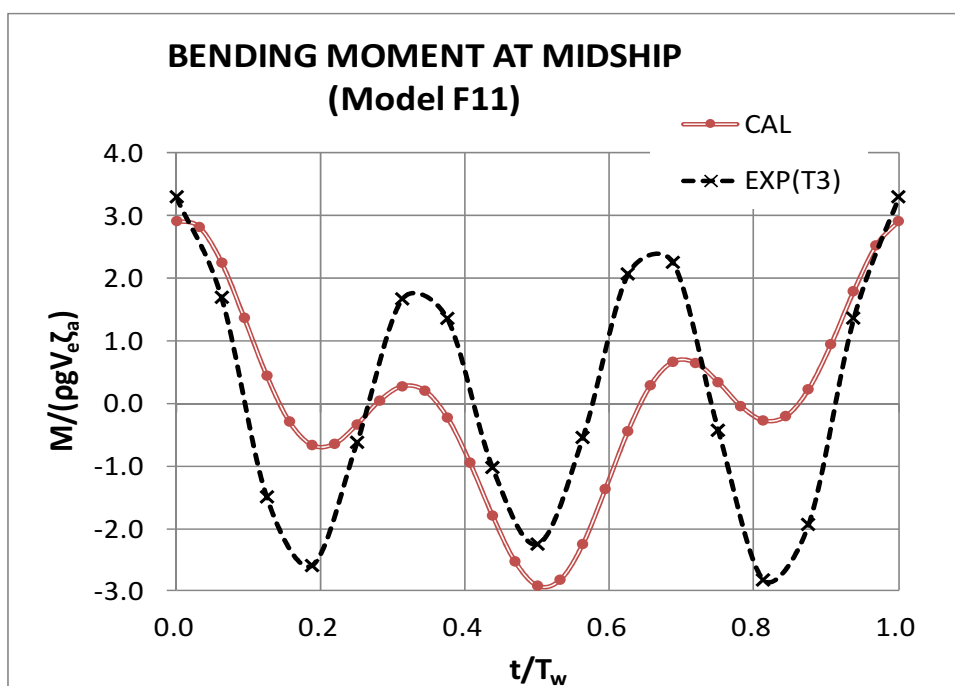


Fig.5-28 Time History of Bending Moment at the Midship of Model F11 for  $T_w=1.0\text{sec}$

#### 5.4 長大浮体の応答に関する検証

モデルF25及びモデルF11は、試設計された海上物流基地全体構造( $L*B=1,571*654\text{m}$ )を構成する一部(約1/4部分)であることを想定して、この部分構造と曲げ剛性が相似となるように設計されたI型模型の縦/横構造モデルである。浮体構造の曲げ応答特性は、相対的曲げ剛性 $EI/L^4$ により支配される。即ち、浮体構造物の全長が異なると、相対的曲げ剛性が大きく変化し、それに伴い変形応答や曲げ応答特性が大きく異なることが予想される。

セミサブ型浮体構造物の上下変位応答や曲げモーメント応答において、長大性に伴う応答特性の変化を比較検証する目的で、モデルF11、モデルF25にモデルF97を加えて、長さの異なる3種類の浮体モデルを採り上げてその応答を比較した。モデルF97は、部分的にはF25やF11と同仕様の要素浮体を97本連ねた二次元梁構造モデルであり、元の物流基地全体構造の全長モデルの長辺に相当する。各構造モデルの縮尺模型における主要寸法と相対的曲げ剛性(Relative Rigidity)等の特性を比較してTable 5-1に示した。

#### (1) 上下変位応答の比較検討

モデル F97について、波周期 $T_w=3.0\text{sec}$ における上下変位のProfileをFig.5-29に、波周期 $T_w=3.0, 2.0, 1.0\text{sec}$ における上下変位振幅RAOの分布をFig.5-30にそれぞれ示した。上下変位Profileの特性をモデルF25、モデルF11の上下変位Profile(Fig.5-12A, Fig.5-13A参照)と比較してみると、モデルF25及びモデルF11では、Pitch+Heave変形モードが支配的であり、弾性変形モードとしては若干の2節+3節振動が加わっている程度であるが、モデルF97では、PitchやHeaveの剛体変形モードは現れず、多節振動の弾性変形モードが支配的である。Fig.5-29には、比較のために入射波の波長も図示したが、浮体全長に伝播する弾性振動のモード長は入射波の波長とほぼ等しいことが判る。さらに、モデルF97の前端、後端の自由端において顕著なカンチレバー的弾性振動が見られ、その振幅は浮体中央部における振幅の約10倍に達している。これらの特性は、F97が長大であるためにF25やF11と比べて相対的入射波長( $\lambda/L$ )が小さいこと、相対的曲げ剛性( $EI/L^4$ )が小さいことに起因している。

セミサブ型浮体モデルF97の上下変位特性は、一見するとポンツーン型モデルVL-10やMF-1200の場合(Fig.2-7, Fig.2-8, Fig.2-9参照)と似ているように見えるが、詳細に検討すれば次のような相違がある。セミサブ型浮体モデルF97は、間歇的に配置された要素浮体を介した波強制力が上部構造を強制振動させている。従って、基本的にはその振動特性は入射波の波長や伝播速度に支配されている。一方、ポンツーン型モデルVL-10やMF-1200では、入射波がポンツーン型浮体に到達すると浮体表面上を伝播する浮体波(Structural Wave)に変質して浮体構造物を振動させている。伝播した浮体波は、浮体構造物の後端で反射されることにより定在波的特性が現れる。また、浮体波の波長や伝播速度は、分散関係(dispersion relation, 式(4-2)参照)に支配され、入射波の特性から変化する。浮体波の例として、モデルMF-300とモデルMF-1200について、入射波と浮体波の特性の変化をTable 4-2に示した。これらのポンツーン型浮体の場合には、その波長及び伝播速度が入射波の1.4～4.4倍の大きさに達していることが分かる。

モデルF97の浮体前端における上下変位振幅の応答関数(RAO)を、モデルF25及びモデルF11の場合と比較してFig.5-31に示した。図中には、参考のために、各波周期 $T_w$ に対応するモデルF97の浮体長/波長比( $L/\lambda$ )の値も示した。モデルF25及びモデルF11の場合には、応答値のピーク/トラフの交番出現特性が $L/\lambda$ の値に支配される位相同調現象として現れることが確認された(Fig.5-21参照)が、モデルF97の場合にはこのような位相同調現象は見られなかった。その理由は、モデルF97の相対的曲げ剛性( $EI/L^4$ )の値が他の2モデルに比べて遙かに小さいこと、及び、浮体長が大きいために入射波による波強制力の変動影響が比較的限定された構造範囲の振動応答に止まるためである。

#### (2) 曲げモーメント応答の比較検討

モデルF97の曲げモーメント振幅分布特性をFig.5-32に示した。モデルF97のような長大な浮体においては、浮体構造前端部及び後端部において入射波の波長に依存するカンチレバー的応答特性を呈し、カンチレバーの根本に相当する位置で曲げモーメント応答極大となる個所が存在する。曲げモーメント応答のピーク/トラフ出現位置は入射波の波長に対応したピッチで現れるが、この傾向は浮体端部で顕著であるものの浮体中央部に近くなるほどその存在は不明瞭となっていくことが判る。このように、ポンツーン型浮体の場合に見られた定在波的特性(Fig.2-7, Fig.2-8, Fig.2-9参照)は、長大なセミサブ型浮体の場合には浮体端部の自由端付近において似たような傾向が現れるものの、浮体中央部に近づくにつれて消滅することが確認された。即ち、セミサブ型では浮体端部においては定在波的特性が支配的であるが、浮体中央部では進行波的特性が支配的となる。この特性は、上下変位振幅応答解析結果(Fig.5-30参照)からも窺えるものであるが、曲げモーメント応答結果にはより鮮明に現れている。

モデルF97の浮体中央における曲げモーメント振幅の応答関数(RAO)を、モデルF25及びモデルF11の場合と比較してFig.5-33に示した。図中には、参考のために、波周期 $T_w$ に対応するモデルF97の浮体長/波長比( $L/\lambda$ )の値も示した。浮体長が比較的小さなモデルF25及びモデルF11の場合には、応答値のピーク/トラフの出現特性が $L/\lambda$ の値に支配されていることが確認された(Fig.5-22, Fig.5-23参照)が、浮体長が大なモデルF97の場合にはこのような位相同調現象はほとんど存在しないことが認められる。

モデルF97の浮体全長に亘る曲げモーメント振幅の分布状況を、波周期 $T_w=2.0\text{sec}$ の場合を代表例として取り上げて、モデルF25及びモデルF11と比較してFig.5-34に示した。図中には、参考のために、それぞれのモデルに対応する入射波の波長 $\lambda$ も併せて図示した。モデルF97とモデルF25は、長さの異なるモデルであるが、共通した現象として入射波の波長に対応したモード長で振動応答が励起されており、浮体端部の自由端においてはカンチレバー的挙動が現れていることが判る。モデルF11の場合には、浮体長が小で入射波長と同等であったためにこのような特性が認められなかった。

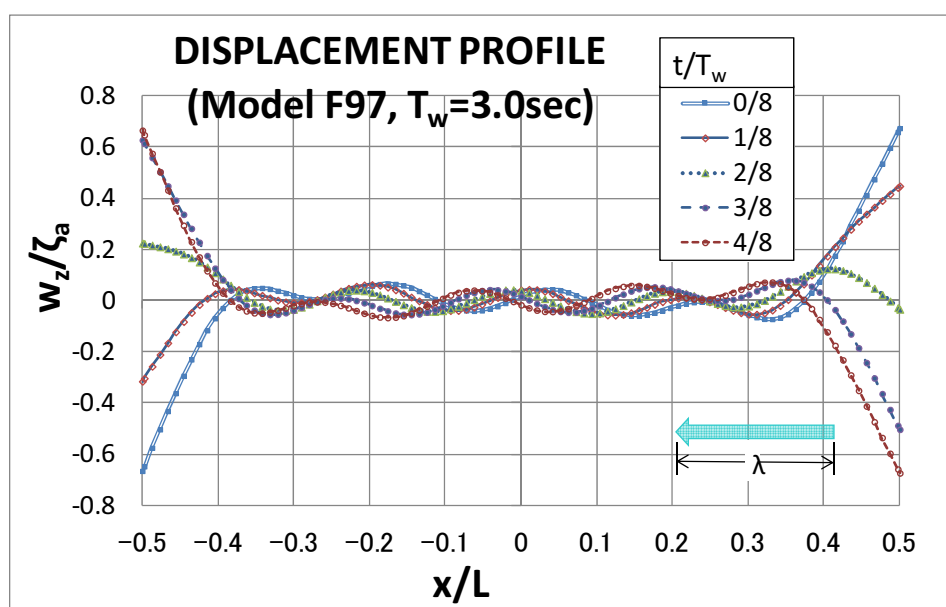


Fig.5-29 Displacement Profile for Model F97 ( $T_w=3.0\text{sec}$ )



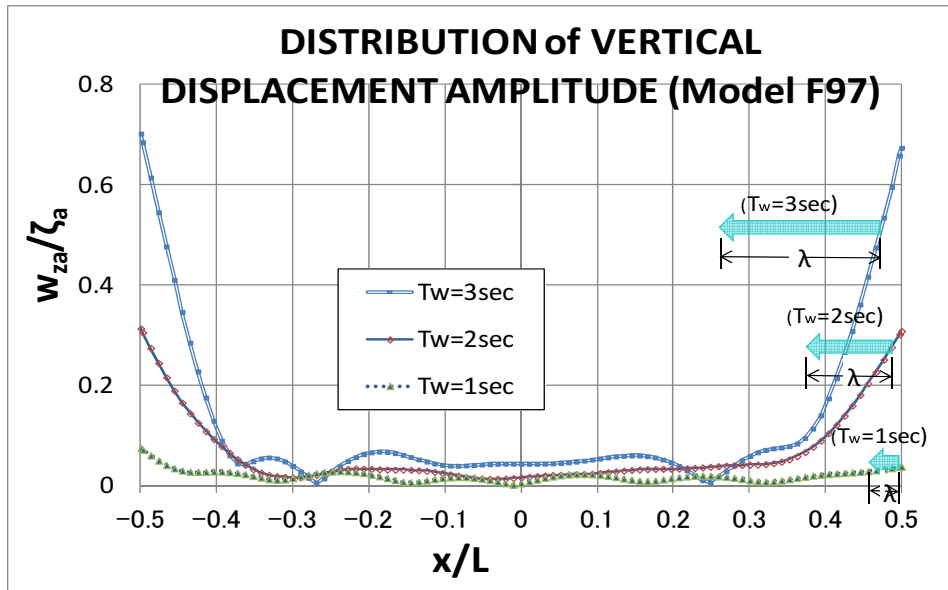


Fig.5-30 Distribution of Vertical Displacement Amplitude along Model F97

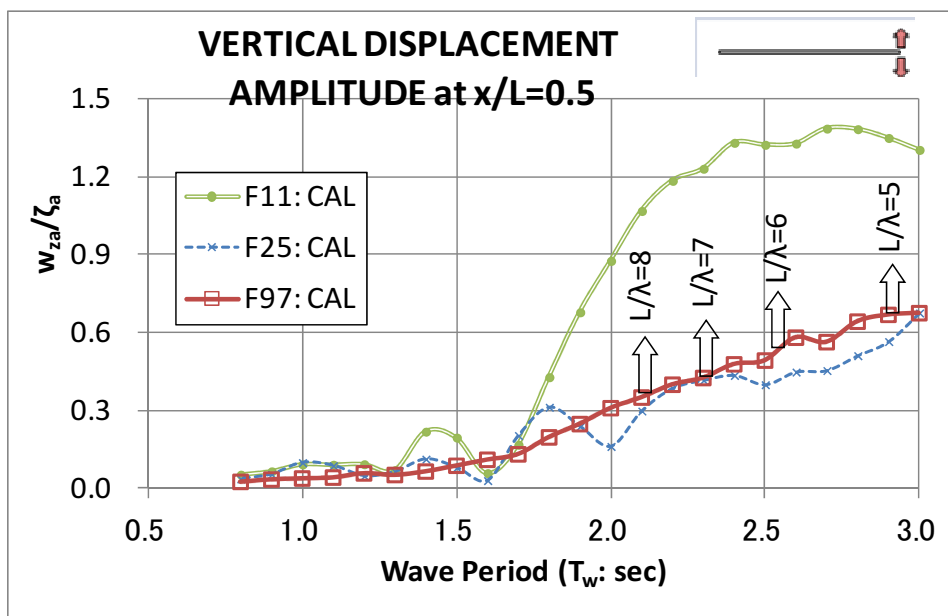


Fig.5-31 Comparison of RAO's of Vertical Displacement Amplitude at  $x/L=0.5$

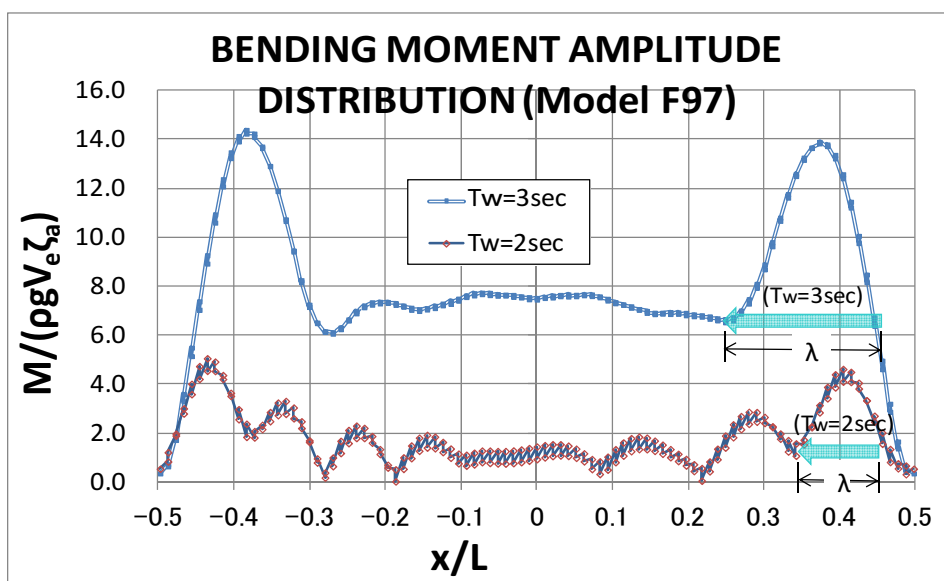


Fig.5-32 Distribution of Bending Moment Amplitude along Model F97 ( $T_w=2.0, 3.0\text{sec}$ )

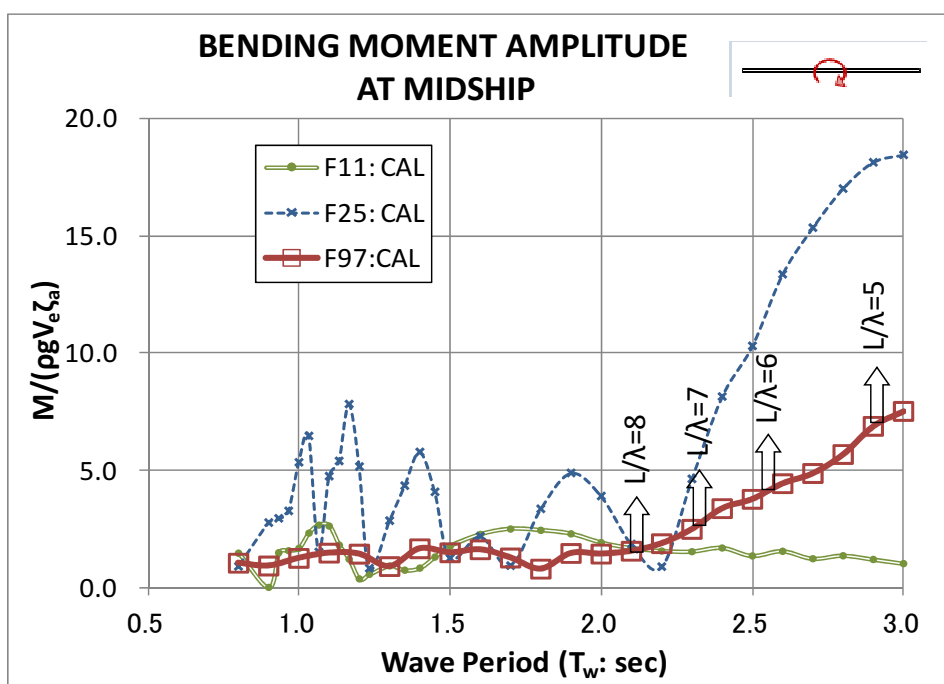


Fig.5-33 Comparison of RAO's of Bending Moment Amplitude at the Midship

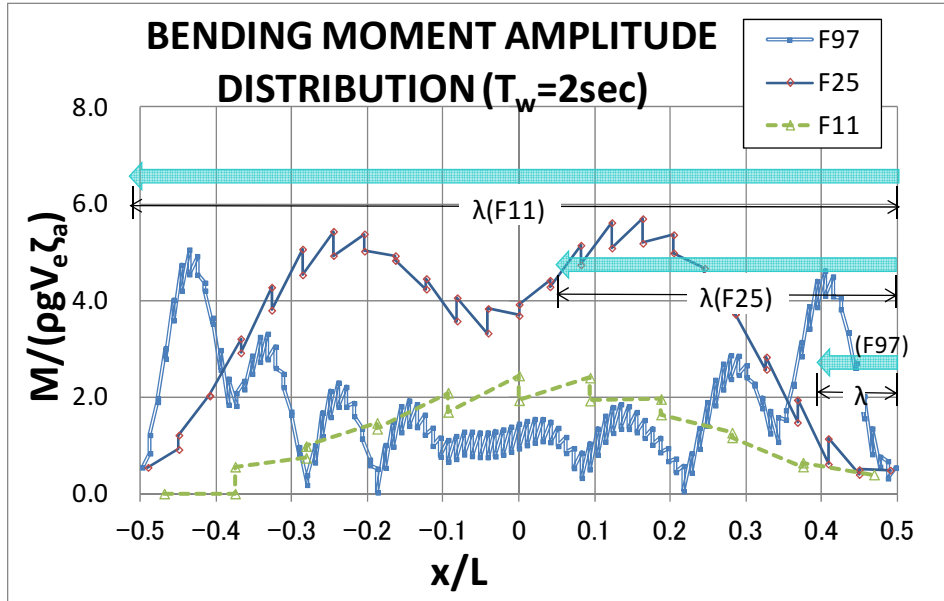


Fig.5-34 Comparison of Distribution of Bending Moment Amplitude for  $T_w=2\text{sec}$

### 5.5 まとめ

セミサブ型VLFS (Model F25, Model F11)を対象として取り上げて、これを一系列の梁構造にモデル化して、規則波中の応答をシミュレーション解析により推定した。解析結果は、海上物流基地として試設計されたセミサブ型VLFSの部分模型を用いた波浪中弾性応答の水槽実験結果と比較検証がなされた。セミサブ型VLFSの波浪中弾性応答特性に関して下記の知見が得られた。

#### (1) 上下変位応答

モデルF11の場合には、Heave+Pitchの剛体変形モードが支配的で2節振動モードのような弾性変形は極めて小さかった。モデルF25の場合には、波周期が小さくなるのに伴い、Pitch、Heave、2節振動、3節振動モードの順に支配的モードが変化している。モデルF25の変形モードを曲げモーメント応答解析結果から判定すると、波周期が大なる領域( $T_w=2.4\sim 3\text{sec}$ )においては2節振動モードが卓越しているが、波周期がそれより小となる領域( $T_w=1.8\sim 2.2\text{sec}$ )においては3節振動モードが顕著となることが確認された。

#### (2) 実験結果との比較検証

浮体の曲げモーメント応答に関しては、応答の大きさや波周期変化に対するピーク/トラフ出現特性について、計算結果と実験結果に良い一致が観られ、解析モデルの妥当性が確認できた。しかし、上下変位応答に関しては、計算結果と実験結果との間に比較的大きな乖離が見られた。著者は実験当時、曲げモーメント計測を担当し、変位計測に関わらなかったことから、今となってはこの乖離の原因について解明が及ばなかった。

#### (3) 位相同調

セミサブ型浮体は、間歇的に配置された要素浮体を介して波力を受ける。このために、入射波に対して浮体長/波長比( $L/\lambda$ )の値に応じて固有振動モードが励起される位相同調現象が現れることがある。位相同調現象により、入射波の波長が $L/\lambda$ の値で1変化する間に、上下変位応答や曲げモーメント応答のピーク/トラフが交番で出現する。

この位相同調現象は、 $L/\lambda$ の値が小なる( $L/\lambda < 5$ )領域において顕著であるが、波長が小もしくは浮体長が大となるに従い、不明瞭となっていく特徴がある。本章で採り上げたセミサブ型浮体の例では、最も長大なモデルF97の場合には、位相同調現象は殆ど観られない。

#### (4) 周期同調

モデルF25,モデルF11共に、PitchやHeaveの剛体運動モードが波周期と一致して周期同調が顕著となる現象は発生しないことが確認できた。モデルF25の浮体中央部の曲げモーメント応答において、2節振動の固有周期と波周期が近接する $T_w=1.0\text{sec}$ 近傍で、若干の周期同調現象が確認された。3節以上の高次振動モードに関しては、固有周期が通常の波周期の領域外であったために周期同調は発生しないことが確認された。

#### (5) 非線形減衰の影響

Morison式で表される非線形流体力の影響により、応答値の第3次調波成分(3<sup>rd</sup> Harmonic)の大きさが顕著となる場合がある。モデルF11が、波周期1.0sec近傍において、その2節振動の固有周期と入射波の第3次成分(3<sup>rd</sup> Harmonic)の周期とが近接して顕著な高次調波振動を示す事が確認された(Fig.5-27, Fig.5-28参照)。モデルF25の場合についても、あまり目立たないながら、波周期3.0sec近傍において、第3次成分が高次調波振動挙動を呈する場合があることが認められた。

#### (6) 長大浮体構造の応答特性

モデルF11、モデルF25にモデルF97を加えて、セミサブ型浮体構造物の長大性に伴う応答特性の変化を比較検証した。モデルF97の上下変位応答では、多節振動の弾性変形モードが支配的であり、そのモード長は入射波の波長と同程度であった。また、モデルF25やモデルF11の場合に現れた波周期に依存して応答値のピーク/トラフが出現する位相同調現象や周期同調現象は観られなかった。

モデルF97のような長大な浮体においては、浮体端部の自由端においてカンチレバー的挙動を呈し、カンチレバーの根本に相当する位置で曲げモーメント応答が最大となる特性がある。

#### (7) ポンツーン型浮体の応答特性との比較検討

セミサブ型浮体モデル(F97)は、間歇的に配置された要素浮体を介して波力が伝達されるために、その振動応答特性は入射波の波長や伝播速度に直接支配されている。一方、ポンツーン型浮体モデル(VL-10やMF-1200)では、入射波がポンツーン型浮体に到達すると波長や伝播速度が変質する浮体波(Structural Wave)となって浮体構造物を振動させている。伝播する浮体波は、浮体構造物の後端で反射されることにより定在波的特性が現れる。ポンツーン型浮体の場合には、この定在波的特性は浮体全長に及ぶのに比べて、セミサブ型浮体の場合には浮体端部の自由端付近において定在波的特性が現れるものの、浮体中央部に近づくにつれて消滅し進行波的特性が支配的になるという違いがある。

以上の応答特性上の相違により、セミサブ型浮体の場合に特徴的に現れた位相同調や周期同調等の現象が、ポンツーン型浮体の場合には出現しない。

#### (8) 本解析モデルの限界

本来は三次元構造のVLFSモデルであるが、本解析では簡略な一列の梁構造にモデル化した。また、流体力の取扱いにおいては複数要素浮体間の相互干渉効果や波高減衰効果を考慮しなかった。本研究の目的である浮体長の違いに起因する応答特性の変化を検証するためには有用なモデル化であったものの、浮体構造の三次元的な応答特性や流体力の相互干渉等に起因する応答特性の変化に関しては検討対象外となってしまった。

セミサブ型VLFSの波浪中弾性応答に対しては、上下方向(Heave)の波強制力及び付加質量が支配的影響項目となる。これらの流体力の周波数応答関数は、波周期小なる領域( $T_w < 1.0\text{sec}$ )では相互干渉影響により大きく変動することが判明している。従って、この波周期領域における応答解析結果の信頼性には問題が残っている。

## 第6章 セミサブ型VLFSの実海域への展開

初期のセミサブ型VLFSの開発は、1970年代の第Ⅰ期関西国際空港プロジェクト研究<sup>1)</sup>において浮体空港の実現を目指すものであった。1980年頃には、それまでに開発された技術を応用して、より広範な海上構造物(LPG, CONTAINER, ORE/COAL基地等)へ適用することを目指した開発研究<sup>30)</sup>へと発展していった。その後、1990年代には第Ⅱ期関西空港建設プロジェクトが契機となって、再び新たな浮体空港建設をターゲットとしたVLFSの開発が注目され、この開発研究はメガフロート技術研究組合に継承されていった。この開発研究において、浮体式海上空港を実現するためのVLFSは、セミサブ型ではなくポンツーン型に特化していった。ポンツーン型の優位性は、建造および維持管理の経済性であった。

ポンツーン型VLFSは、経済的優位の一方で波浪中の動揺特性には問題があり、外洋に設置する場合には防波堤の併設が不可欠であることも明らかとなった。これに対してセミサブ型VLFSは、水線面積が小さいこと、特定の波周期に対していわゆる「波無し周期」の設計が可能であることから、外洋における動揺特性に優位性があることが明らかにされている。今後、国内外における大水深域における海底資源開発が大規模化してくるにつれて、外洋上におけるプラント建造や物資補給のための大規模支援基地設置の需要が高まっていくことが期待される。このための大型海洋構造物として、セミサブ型VLFSの優位性が見直されるべきである。

本章では、ブラジル沖に展開する大規模物資支援基地として、ローハル型支持浮体を有するセミサブ型VLFSを想定して、試設計したVLFSの波浪中応答特性を推定してその健全性を評価することを試みた。なお、本章に示した研究成果の一部については、速報的に日本船舶海洋工学会の2015年春期講演会において発表済み<sup>39)</sup>である。

### 6.1 実海域に展開するセミサブ型VLFSの試設計

#### 6.1.1 想定実海域

近年プレソールト地層の石油掘削が有望視されるようになったブラジル沖を想定した。ブラジル沖における波浪データを資料<sup>37)</sup>から引用してTable 6-1に示した。当該水域の水深は1,000mと仮定した。同資料に基づけば、統計的に推定された再現期間50年の最大波浪の波高、波周期及び波長は次の通りである<sup>37)</sup>。

最大波高:	17.8 m	
波周期(Crest-Crest):	15.1 sec	
波長(水深h=1,000m):	356 m	(6-1)

Table 6-1 Statistics of Wave Data at Campos Basin

WAVE HEIGHT( $H_{1/3}$ )	WAVE PERIOD ( $T_w$ ) in sec												
	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16
0 ~ 0.5 m	6	40	66	56	40	18	5	1	0	0	0	0	0
0.5 ~ 1.0 m	4	53	120	114	97	80	44	15	4	1	0	0	0
1 ~ 1.5 m	1	30	140	264	343	353	253	120	40	10	2	0	0
1.5 ~ 2.0 m	0	12	89	244	432	588	550	336	141	44	11	2	0
2 ~ 2.5 m	0	3	33	130	314	529	586	423	209	76	22	5	1
2.5 ~ 3.0 m	0	1	9	46	152	320	412	339	191	79	25	7	2
3 ~ 3.5 m	0	0	2	15	57	132	185	165	101	46	16	5	1
3.5 ~ 4.0 m	0	0	1	14	19	50	80	80	54	27	10	3	1
4 ~ 4.5 m	0	0	0	1	6	20	35	37	27	14	6	2	1
4.5 ~ 5.0 m	0	0	0	0	2	7	13	15	12	7	3	1	0
5 ~ 5.5 m	0	0	0	0	1	3	6	7	6	4	2	1	0
5.5 ~ 6.0 m	0	0	0	0	0	1	2	3	3	2	1	0	0
6 ~ 6.5 m	0	0	0	0	0	0	1	2	2	2	1	0	0
6.5 ~ 7.0 m	0	0	0	0	0	0	0	1	1	1	0	0	0

JOGMEC<sup>137)</sup>

#### 6.1.2 試設計されたセミサブ型VLFSの概要

外洋に展開する大規模物資支援基地として、VLFSに求められる性能は、波浪に対する安定性のみならず、十分な稼働面積や排水量が要求される。この要求性能に適合した浮体構造物として、ローハル型要素浮体により支持される長さ600mのセミサブ型VLFSを採り上げた。試設計したセミサブ型VLFSを、モデルLH-600(Model LH-600)と称することにする。その形状や構造特性をTable 6-2及びFig.6-1に示した。

Table 6-2 Principal Dimension of Model LH-600

Displacement $\Delta$ (in Ton)	L×B×D (in m)	Draft d (in m)	Water Depth h (in m)
256,900	600×200×44.1	14.1	1000

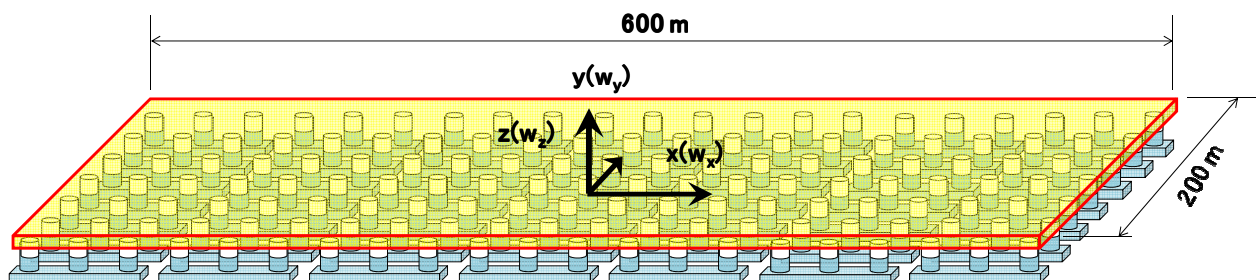


Fig.6-1 Perspective View of LH-600

簡単のために、要素浮体は総てローハル型とし、7列×7行のローハルが等間隔で一様に分布していると想定した。さらに、構造物の自重と積載物の総重量は一様に分布しており、総てのローハル型支持浮体の喫水は一様であると仮定した。

### 6.1.3 モデルLH-600の構造寸法

想定実機の上部構造 (Upper-Structure) の構造仕様をFig.6-2に、ローハル型支持浮体 (Lower-hull Structure) の構造仕様をFig.6-3に示した。Fig.6-2は、ローハル型列幅に対応する上部構造の断面構造を、Fig.6-3は、ローハル単体の平面図及び側面図を示した。

総ての構造部材の材料は、鋼 (ヤング率:  $E=2.06 \times 10^8 \text{ KN/m}^2$ ) を使用するものと想定した。

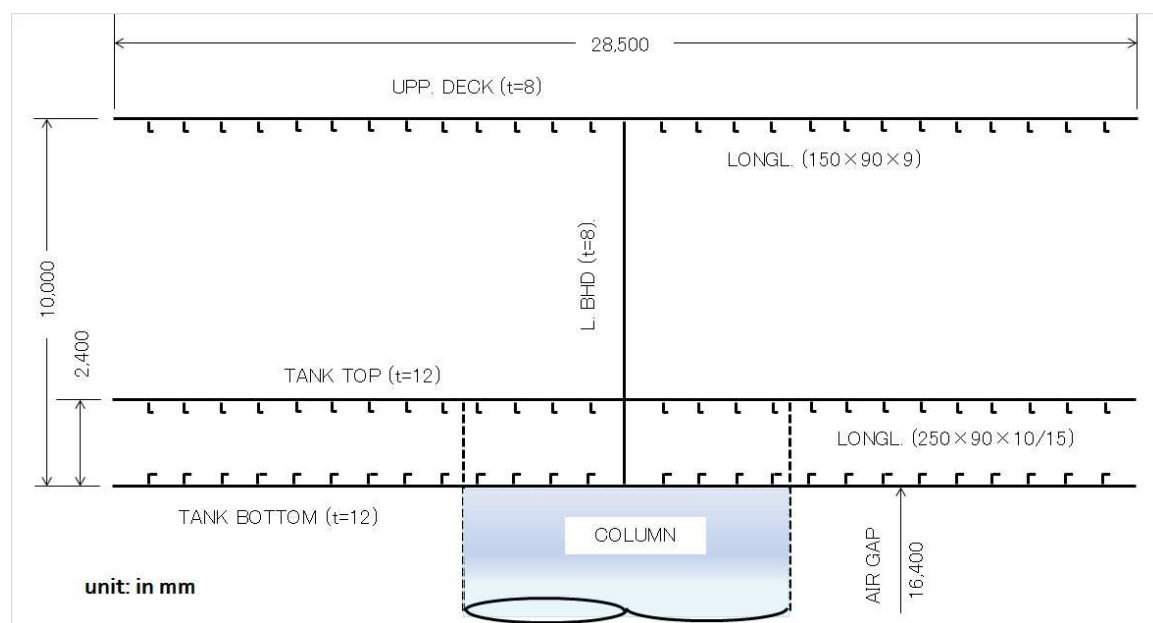


Fig.6-2 Dimension of the Upper-Structure

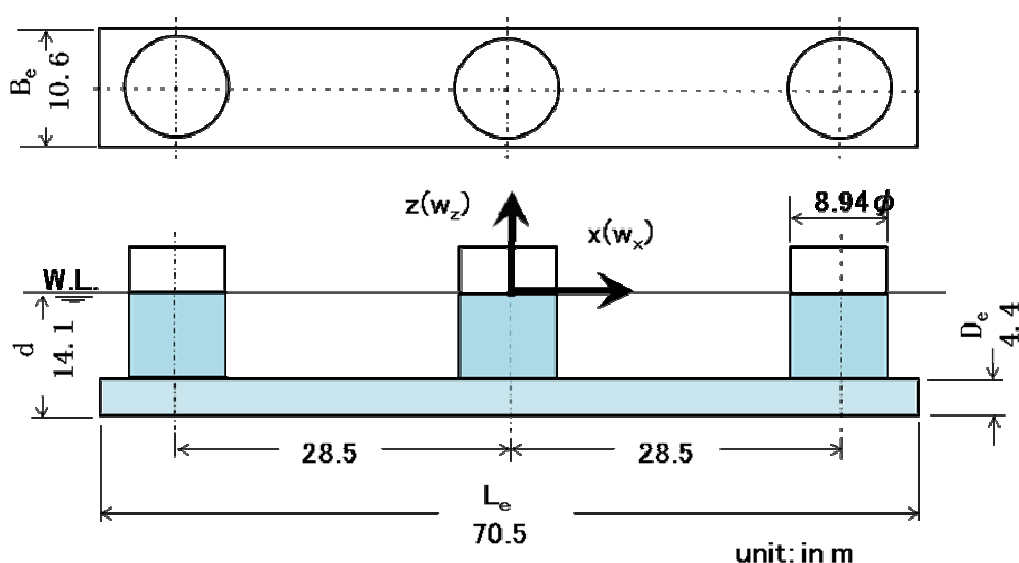


Fig.6-3 Dimension of the Lower-hull Structure



## 6.2 ロワーハル型支持浮体の流力特性

本ローハルは、海上技術安全研究所(当時、船舶技術研究所)において過去に実施された(5.2節参照)模型実験<sup>2)</sup>に供されたローハル模型と相似形状となるように設計された。Fig.6-3に示した想定実機は、実験に供した模型と形状が相似で寸法は52.3倍を想定した。

実験模型の流力特性については、共同研究グループの大川らにより3次元特異点分布法を用いた数値計算が実施された<sup>2)</sup>。ローハル型浮体単体を対象としたこの計算値は、水槽実験結果と比較して良好な一致が確認されている。本章の解析を実施するに当たり、ブラジル沖大水深(h=1,000m)に適用するべく、大川に同プログラムを使用した流力特性の新たな解析をお願いした。想定実機の波周期に対応した波強制力係数、付加質量係数及び造波減衰係数の周波数特性解析結果をFig.6-4～Fig.6-6に示した。本章では浮体前端真正面から入射する規則波のみを想定しているので、流体力係数の周波数特性は長手方向からの入射(入射角  $\chi=0^\circ$ ) についてのみ示した。各記号の定義は第5章に準じて以下のように設定した。

要素浮体に作用する波強制力、

$$\begin{aligned} F_{ex} &= f_x \rho g \Delta_e \zeta_a / d \\ F_{ez} &= f_z \rho g \Delta_e \zeta_a / d \\ M_{ey} &= m_y \rho g \Delta_e \zeta_a \end{aligned} \quad (5-7再掲)$$

ここに、 $\rho$  ; 流体(海水)の密度

$\Delta_e$  ; ローハル型要素浮体の排水体積

$d$  ; 要素浮体の喫水

$f_x$  ; x軸方向波強制力係数

$f_z$  ; z軸方向波強制力係数

$m_y$  ; y軸回り波強制力係数

要素浮体の付加質量及び造波減衰

$$A_e = a \rho \Delta_e \quad (5-2再掲)$$

$$C_e = c \rho g \Delta_e \frac{2\pi}{T_w} \quad (5-3再掲)$$

ここに、 $A_e$  ; 要素浮体の付加質量(次の2自由度を考慮)

(surge方向・ $A_{ex}$ 、heave方向・ $A_{ez}$ )

$a$  ; 要素浮体の付加質量係数

(surge方向・・ $a_x$ 、heave方向・・ $a_z$ )

$C_e$  ; 要素浮体の造波減衰力係数

(surge方向・・ $C_{ex}$ 、heave方向・・ $C_{ez}$ )

$c$  ; 要素浮体の造波減衰係数

(surge方向・・ $c_x$ 、heave方向・・ $c_z$ )

$T_w$  ; 入射波の波周期

静的復原力

$$k_e = \rho g S_w \quad (5-6再掲)$$

ここに、 $k_e$  ; 要素浮体の静的復原力ばね係数

(浮体の $z$ 軸方向の自由度のみに設定)

$S_w$  ; 要素浮体水線面の断面積

本章で採用したローワーハル型要素浮体においては、

$$S_w=188.3 \text{ m}^2, k_e=1.89 \text{ MN/m} \quad (6-2)$$

複数要素浮体間の相互干渉影響を検証した実験実施当時の計算結果によれば<sup>2)</sup>、長い波周期領域(想定実機スケールで $T_w>12\text{sec}$ )では干渉影響がほとんど見られないものの、波周期が短くなるに従って( $T_w<10\text{sec}$ )干渉影響が増大することが確認されている。本章の応答解析では、第5章と同様に流力特性における相互干渉影響を無視しているため、扱える波周期領域には制約があることになる。

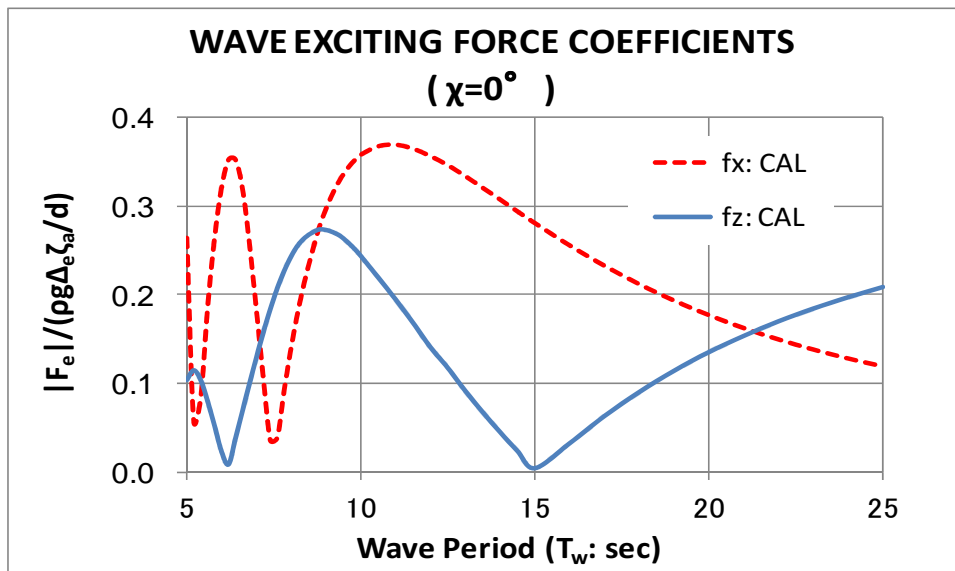


Fig.6-4A Wave Exiting Force Coefficients for the Element Float

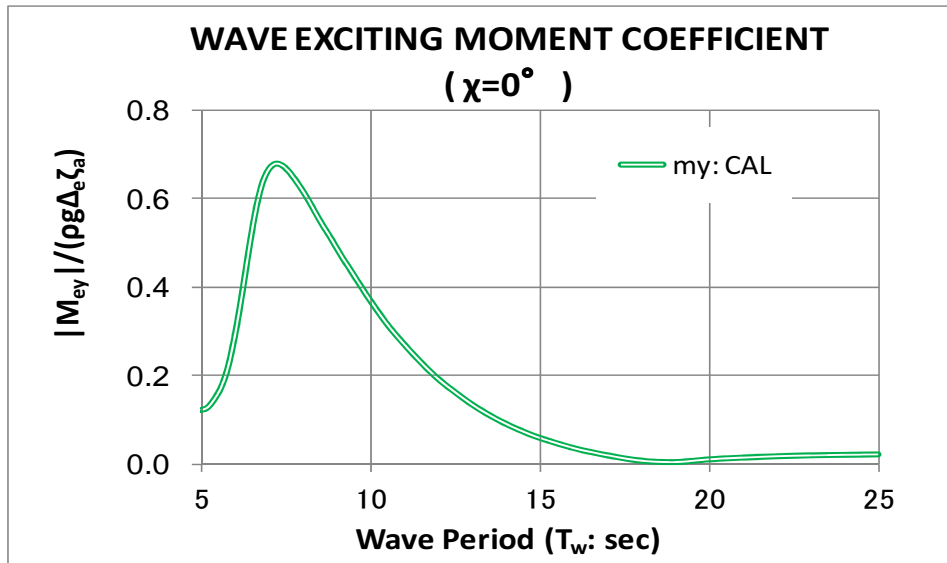


Fig.6-4B Wave Exiting Force Coefficients for the Element Float

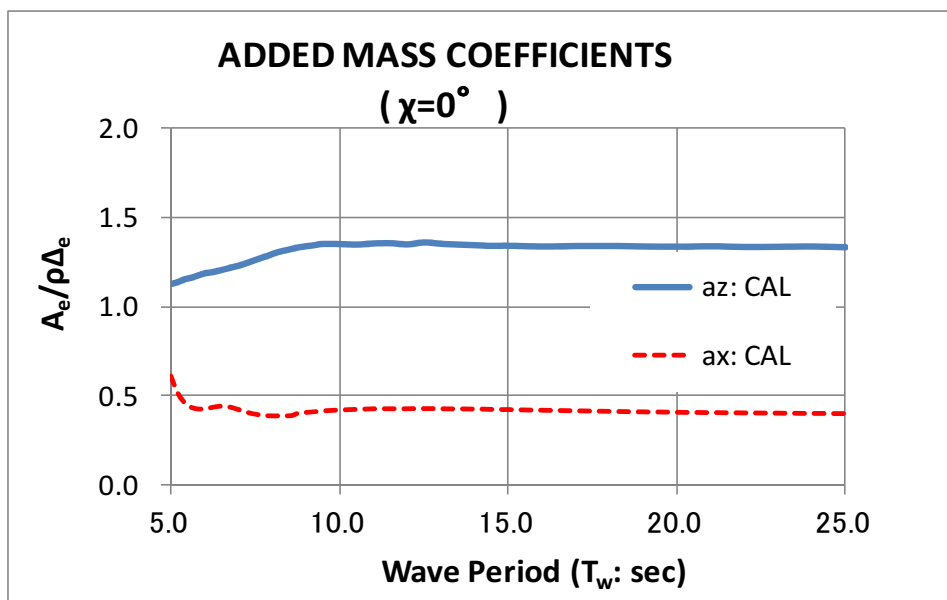


Fig.6-5 Added Mass Coefficients for the Element Float

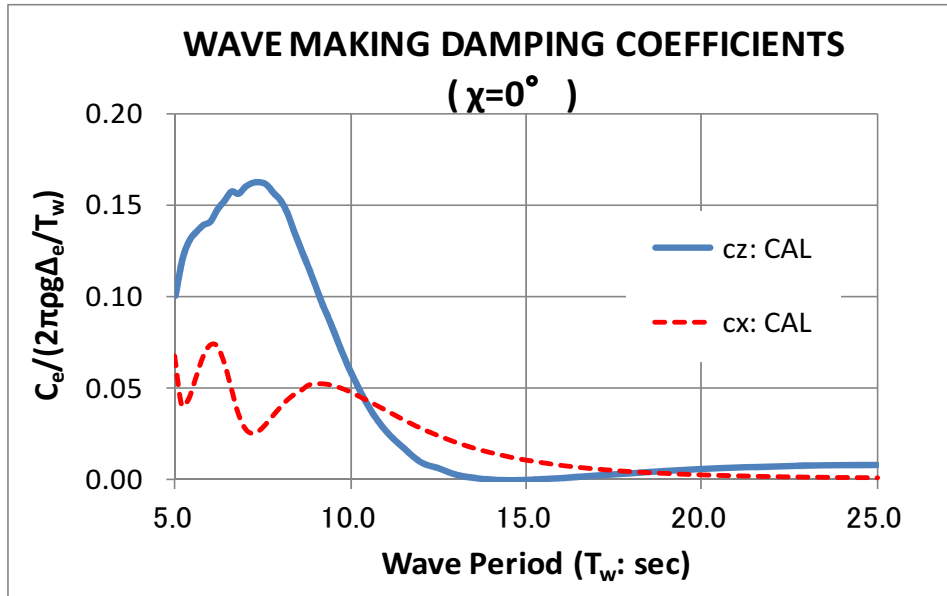


Fig.6-6 Wave Making Damping Coefficients for the Element Float

### 6.3 解析モデル

Fig.6-1に示す想定実機をFEM解析用にモデル化した。第5章では、二次元的な梁構造に簡略化した解析モデルを採用したが、本章では全体を三次元構造としてモデル化した。

上部構造は、本来は箱形構造(Fig.6-2参照)であるが、これを第2章に準じて曲げ剛性が等価な8行×22列の平面シェル要素でモデル化した(Fig.6-7参照)。支持浮体部は、ローハル本体を梁要素で、カラムをパイプ要素でモデル化した。カラム(パイプ要素)上端は、上部構造(シェル要素)の垂直曲げ中立軸位置で上部構造に接続させた。支持浮体中心線上において、カラム上端と水線面位置及びローハル中点位置に節点を配置した。上部構造と支持浮体の配置をFig.6-8に示した。浮体構造物の総重量(Table 6-2のDisplacement参照)は、カラム上端(平面シェル要素との交点)に配置された節点上にランブマス(lumped mass)として均等に配分した。

解析モデルの各要素の構造特性をTable 6-3に示した。上部構造に関しては、箱形構造を等価な曲げ剛性を有する平面シェル要素で代替したので、そのシェル要素の板厚( $t_{shell}$ )も併せて記載した。シェル要素の曲げ剛性及び軸剛性は、単位幅当たりの特性値を示した。一方、支持浮体構造に関しては、ローハル及びカラムそれぞれ単体の断面特性値を示した。

ローハル型支持浮体の流体力の取り扱いにおいて、ローハルが比較的長大であることを考慮して、本来はローハル単体の中心点において評価されている流体力を、等価な外力となるようにカラムの水線面位置に配置された3節点に分布させた。全体構造の水平方向の移動を制限する目的で、構造物の四隅に弱い係留ばねを配置した。

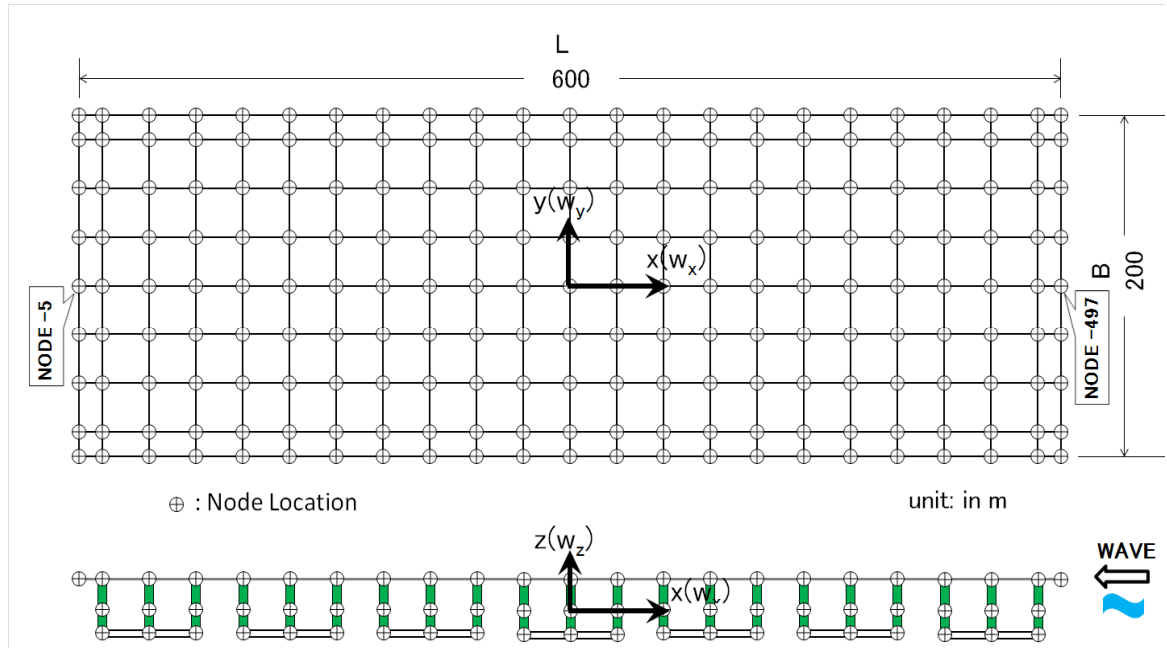


Fig.6-7 FEM Model

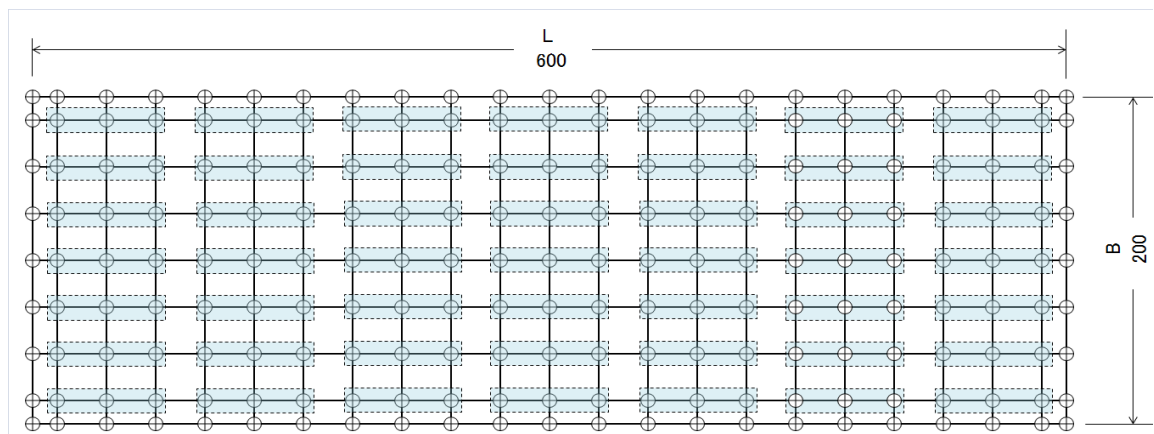


Fig.6-8 Perspective Plan of the Analysis Model

Table 6-3 Structural Properties of the Analysis Model

	Upp. Structure	Column	Lower Hull
Finite Element adopted	SHELL ( $t_{\text{shell}} = 1.932 \text{ m}$ )	PIPE	BEAM
Moment of Inertia	17.15 ( $\text{m}^4/\text{m}$ )	8.33 ( $\text{m}^4$ )	4.10 ( $\text{m}^4$ )
Vertical Bending Rigidity	$3.53 \times 10^9$ ( $\text{KN}\cdot\text{m}^2/\text{m}$ )	$1.71 \times 10^9$ ( $\text{KN}\cdot\text{m}^2$ )	$8.45 \times 10^8$ ( $\text{KN}\cdot\text{m}^2$ )
Section Modulus	0.0945 ( $\text{m}^3/\text{m}$ )	----	----
Sectional Area	0.045 ( $\text{m}^2/\text{m}$ )	0.84 ( $\text{m}^2$ )	1.20 ( $\text{m}^2$ )

Young's Modulus of the material :  $E=2.06 \times 10^8 \text{ KN/m}^2$

#### 6.4 予備解析

本章における解析モデルでは、簡単のために総て浮体前端真正面から入射する( $\chi=0^\circ$ )規則波のみを想定した(Fig.6-7参照)。解析方法は、5.2節に示した手法に準じた。ただし、本章の対象モデルはローハル型なので、フーティング付きカラムのような細長浮体において顕著となる粘性減衰(Morison式の抗力項)の影響はここでは考慮していない。時間領域解析における規則波の波強制力の入力法は、先ずは第4章に示す方法(Fig.5-3参照)に倣ったものの、予備解析結果を受けてFig.6-9のように改善された。

予備解析として、下記条件の規則波が入射する場合について、モデルLH-600の運動応答の時間領域シミュレーション解析を実施した。

$$\begin{aligned} \text{波周期: } T_w &= 6.0 \text{ sec} \\ \text{波高: } H_w &= 2 \text{ m } (\zeta_a = 1 \text{ m}) \\ \text{波長(水深 } h &= 1,000 \text{ m): } \lambda = 56.3 \text{ m} \end{aligned} \quad (6-3)$$

LH-600の後端(NODE-5, Fig.6-7参照)及び前端(NODE-497)の上下運動応答の時系列計算結果をFig.6-10Aに示した。本モデルの応答解析結果を、第5章の二次元モデル(F25, F11)の解析結果(Fig.5-10～11参照)と比較すると、解析開始初期段階における乱れが大きい。二次元モデルでは、解析時間(t)が波周期 $T_w$ の3～4倍程度で規則的な周期応答に到達しているのに比べて、本モデルでは解析時間(t)が波周期 $T_w$ の8倍程度経過するまで大きく変動し、その後は収束に向かう傾向が観られるものの小変動がなおも続いている。本モデルにおいては、解析初期段階における擾乱の影響が特に大きくなっているものと危惧された。そこで、初期擾乱の影響を調べるために、解析初期段階における波強制力をより滑らかに増大させながら定常的な規則波に近づけていくことによりどの程度改善されるかを試行錯誤的に検討した。波強制力を滑らかに増大させた例として、解析開始初期段階において開始から入射波6波までの( $t=0 \sim 6 \times T_w$ )の助走区間(Approach Stage)を経て定常に達する場合の入力データのダイアグラムをFig.6-9に示した。この助走区間を、 $0 \sim 3 \times T_w$ 、 $0 \sim 6 \times T_w$ 、 $0 \sim 10 \times T_w$ と変えた場合の計算例を助走区間無しの場合(Fig.6-10A)と比較してFig.6-10B～Fig.6-10Dに示した。

以上の解析結果から、助走区間の終了後に上下振動応答がオーバーシュートのような挙動を呈して、その振幅が極大及び極小を交番に繰り返す、その極大値及び極小値の大きさは助走区間の長短に依存して変化するものの、解析時間がある程度経過する( $t > 80 \text{ sec}$ )と助走区間の如何を問わずいずれの場合においても振幅がほぼ一定値( $w_z = 0.25 \text{ m}$ )に収束している。解析初期段階における擾乱の原因を種々検討した結果、解析手法や流体力係数の特性の差により、本モデルの収束性が不良となっているのではないことが確認できた。振幅が極大/極小を呈する現象は、構造物の固有振動周期と波周期 $T_w$ が近接しているために発生する一種の共振的現象であることが判明した。以後において、この現象を「うなり振動」と称することにする。うなり振動は第一波のピークのみならず、その後に第二、第三のピークが続く場合もあること、ピークの出現周期は波周期の何倍も大きい長周期となることも判明した。本解析を実行する以前には予見できなかった現象であった。

本論文では、これまでは規則波中の応答を、周波数領域解析に代わって時間領域解析により求めてきた。しかし、規則波周期の何倍もの長周期で変動するうなり振動を解明する必要があるので、本章における今後の解析では、うなり振動の特性が確認できるまで規則波による波強制力を多数回繰り返し入力する解析方針を採ることにした。この解析法は、規則波一波に対する応答関数を求めるためではなく、規則波が多数回繰り返し入射する場合のシミュレーション解析であると位置付けることができる。うなり振動振幅の第一波ピークの大きさは、解析初期段階における助走区間の大きさに依存しており、一般的には助走区間を大とするほどそのピーク値はなだらかとなる(Fig.6-10A～D参照)傾向がある。初期擾乱による急激なオーバーシュートを回避しながら、実海域で遭遇しえないほど長時間の助走区間とならないように配慮して、以後の解析における標準的な助走区間を $0 \sim 6 \times T_w$ と設定した(Fig.6-9参照)。「うなり振動」に関しては、その現象の実際や発生メカニズムについて詳細に検討したので、その結果を6.7節に後述する。

上下振動応答が最大となるのは、うなり振動ピークの第一波が発生する時点である。この時点(Fig.6-10Cにおける解析時刻 $t=41 \sim 47\text{sec}$ )におけるLH-600の中心線に沿った上下変位分布(Profile)の1/2波周期間に対応する周期的変動( $t/T_w=0/8 \sim 4/8$ )をFig.6-11に示した。3節振動モードで振動していることが確認できる。モデルLH-600の3節モードの固有振動周期は5.35sec(Table 6-4参照)であり、波周期 $T_w=6.0\text{sec}$ と近接しているために3節振動モードが励起されていることが判明した。

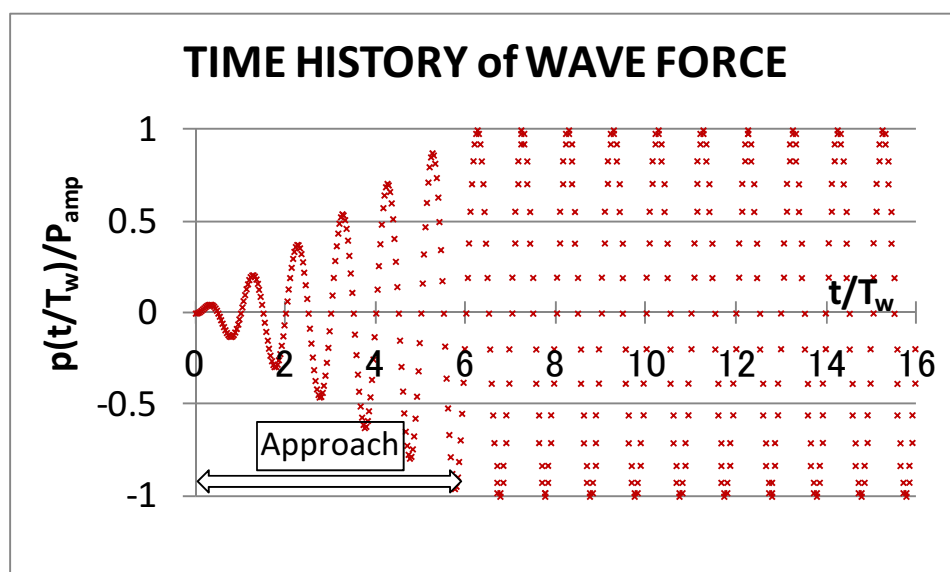


Fig.6-9 Time History of Wave Force for Regular Wave Response Analyses (with Approaching Stage of  $6 \times T_w$ )

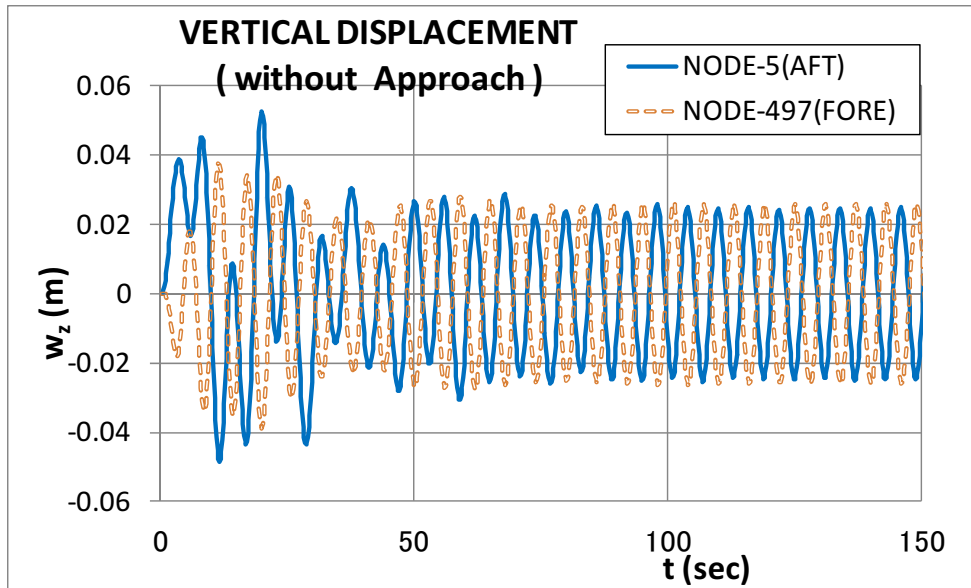


Fig.6-10A Time History of Vertical Displacement for  $T_w=6.0\text{sec}$  and  $\zeta_a=1.0\text{m}$  with Zero Approaching Stage

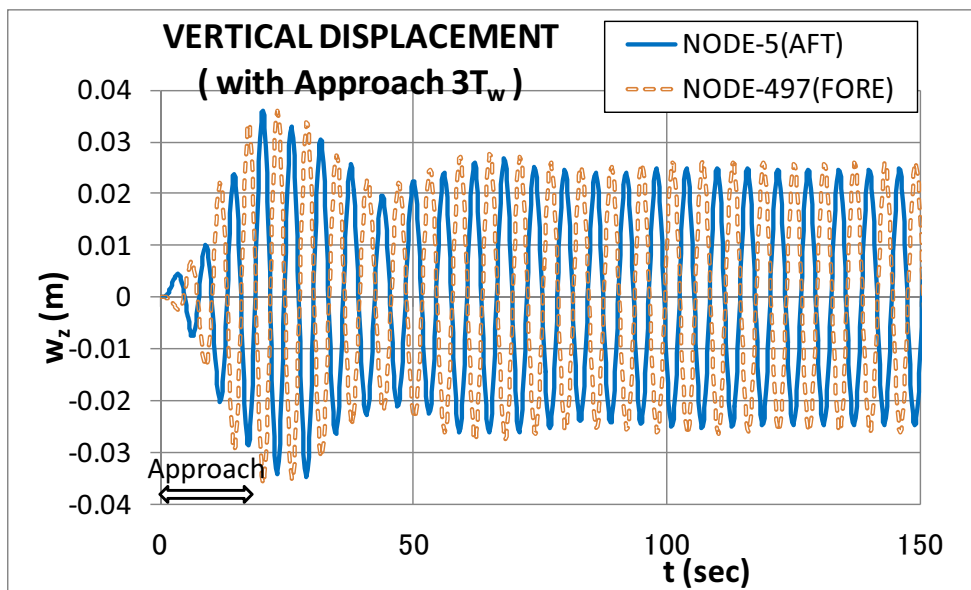


Fig.6-10B Time History of Vertical Displacement with Approach  $3 \times T_w$



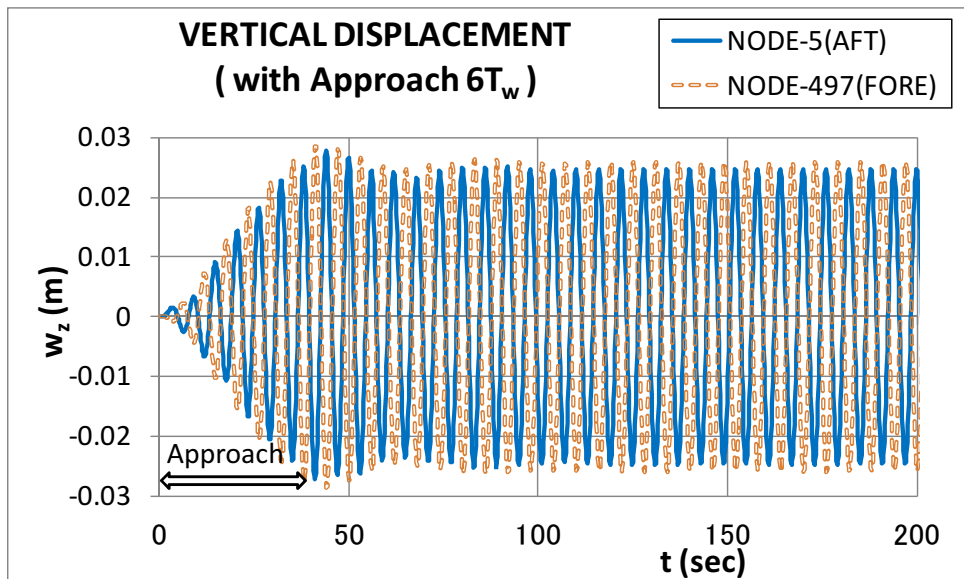


Fig.6-10C Time History of Vertical Displacement with Approach  $6 \times T_w$

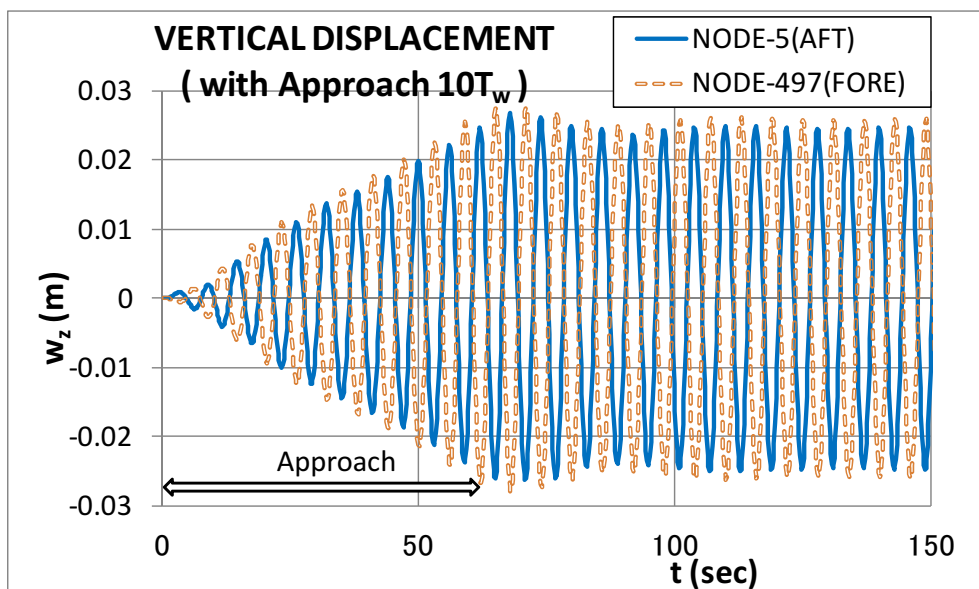


Fig.6-10D Time History of Vertical Displacement with Approach  $10 \times T_w$

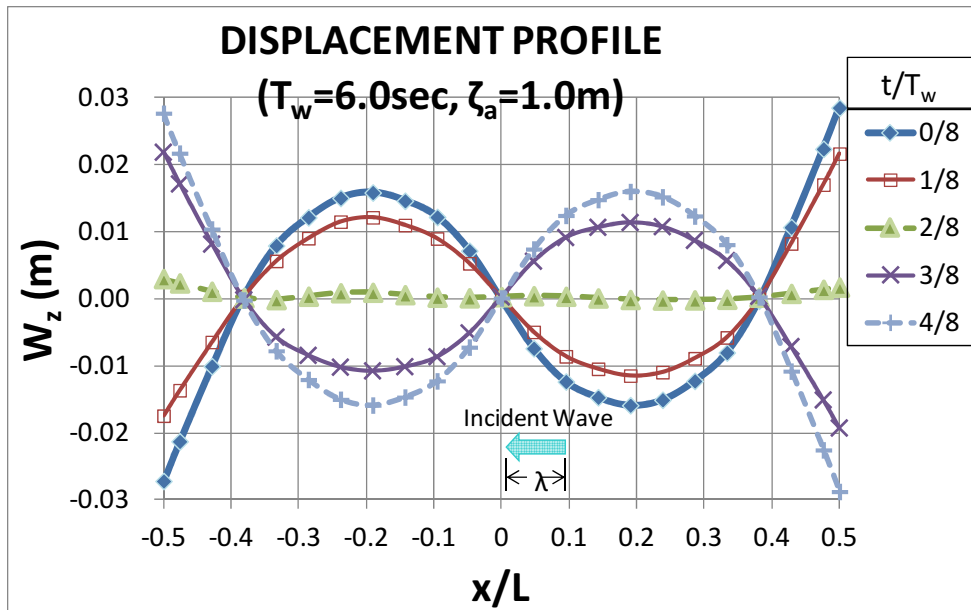


Fig.6-11 Displacement Profile along the Center Line of Model LH-600 at the First Peak of Beat

#### 6.5 50年最大波浪に対する応答

想定海域であるブラジル沖において、50年間最大と推定されている波浪条件(式(6-1)参照)を採り上げ、LH-600の規則波中応答を解析した。

ローハル型要素支持浮体の流力特性においては、一般に特定の波周期で上下方向波強制力が零に近くなるいわゆる「波無し周期」が複数存在することが知られている<sup>38)</sup>。ローハル実機の寸法を、その波無し周期( $T_w=14.6\text{sec}$ )が上記の最大波浪条件に近接するように選定した(Fig.6-4A参照)。この結果、想定波浪条件下で、VLFSの波浪応答に対して支配的となる上下方向波強制力 $F_z$ の影響が格別小さくなり、波浪に対する応答が軽減されることが期待された。

##### 6.5.1 上下変位応答

LH-600の上下変位応答の代表例として、モデル後端及び前端(NODE-5及びNODE-497)の時系列解析結果をFig.6-12に示した。図示結果から、波周期 $T_w=15.1\text{sec}$ に対応する周期変動に加えて、周期242sec(Fig.6-12の $T_B$ 参照)の「うなり振動」が重畳されていることが確認された。うなり振動が発生している場合には、規則波に対する応答を周波数応答関数の観点から評価することは合理的ではない。最も厳しい応答に対する浮体構造物の健全性を評価することが重要なので、うなり振動の極大振幅(ピーク)が現れる時点に注目する必要がある。うなり振動のピークが現れている1波周期間(解析時刻 $t=172\sim 187\text{sec}$ , Fig.6-12参照)に注目して、その1/2波周期間におけるLH-600の中心線に沿った上下変位分布(Profile)の周期的変動( $t/T_w=0/8\sim 4/8$ )をFig.6-13Aに示した。比較のために、図中には入射波の波長( $\lambda$ )も図示した。うなり振動の支配的モードは構造物全長に渡る縦揺れ(Pitch)であるが、これに若干の3節振動が重畳されている。一方、うなり振動の極小振幅(トラフ)が現れている1波周期間(解析時刻 $t=283\sim 298\text{sec}$ , Fig.6-12参照)に注目して、その1/2波周期間における上下変位分布(Profile)の周期的変動( $t/T_w=0/8\sim 4/8$ )をFig.6-13Bに示した。振幅が甚だしく減小しているだけでなく、その振動モードがうなりのピーク時と大きく異なっていることが判る。波周期に対応する上下変位応

答の時系列は、多くの時点では明瞭なPitchモードであったが、うなりのトラフ区間においては、Pitchモードがほぼ消滅して代わりにHeave+2節+3節+4節複合モードの小振幅上下変動に変化している。トラフ区間経過後は、再び本来のPitchモードに戻りまた次のピーク区間へと向かっている。

うなり振動のピーク区間は繰り返し出現しているが、その振幅は僅かずつではあるが時間経過と共に減小していく傾向がある。このピーク振幅減小傾向は、総てのうなり振動において観られる特性であるが、本解析例のように明瞭なピークトラフが出現する場合には、ピーク振幅の減小傾向が非常に緩慢であることも大きな特徴である。

いかなるモードで振動している場合にも、上部構造の前端( $x/L=+0.5$ )と後端( $x/L=-0.5$ )における振動応答の位相には常に若干の位相差を伴うために、固有振動の基本モード形状とは空間的、時間的に若干ずれた振動パターンとなることが一般的傾向である。うなり振動ピーク区間における、1波周期間の上下変位振幅の分布状況を、三次元鳥瞰図にてFig.6-14に示した。振幅の大きさとしては、フーリエ解析から得られる第1次調波成分を用いた。フーリエ解析によれば、第2次以上の高次調波成分の大きさは常に第1次成分の大きさの1/10以下であり、うなり振動等に起因する非線形性の影響は小さいことが確認できた。

以上の解析結果から、この波条件下におけるLH-600の上下変位応答の特性を取り纏めると次のようになる。

- (1) ロワーハル型要素支持浮体に作用する上下方向波強制力( $F_{ez}$ )がゼロに近い波無し周期であるにもかかわらず、有為な水平方向波強制力( $F_{ex}$ )及び波強制モーメント( $M_{ey}$ )の作用により浮体の上下振動応答は期待したほど小さくならない(最大で $w_z/\zeta_a=0.23$ )。
- (2) この周期の波が連続して入射する場合には、波周期の何倍も大きな周期を有する顕著なうなり振動が発生する。うなり振動においては、単なる規則波応答を越える大きな振動応答が現れる。うなり振動が発生する要因は、浮体構造物のPitchモードの固有振動周期がこの波周期に近接していることによる(6.7節参照)。
- (3) うなり振動が発生しても、振動応答は発散的に大きくはならないのでLH-600の構造や機能が損なわれるまでには至らないであろう。

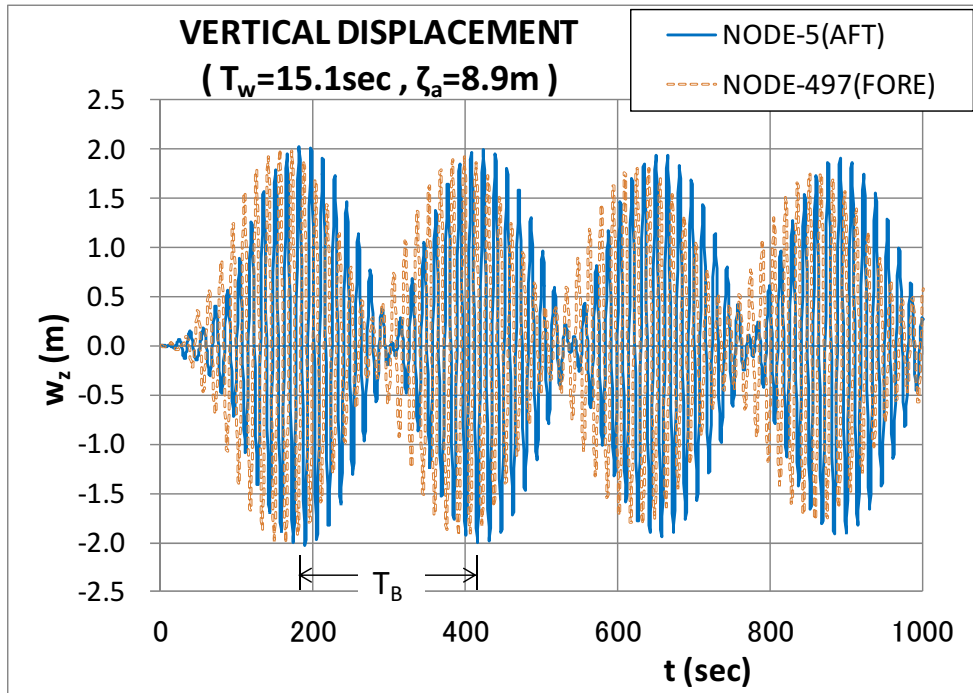


Fig.6-12A Time History of Vertical Displacement for  $T_w=15.1\text{sec}$

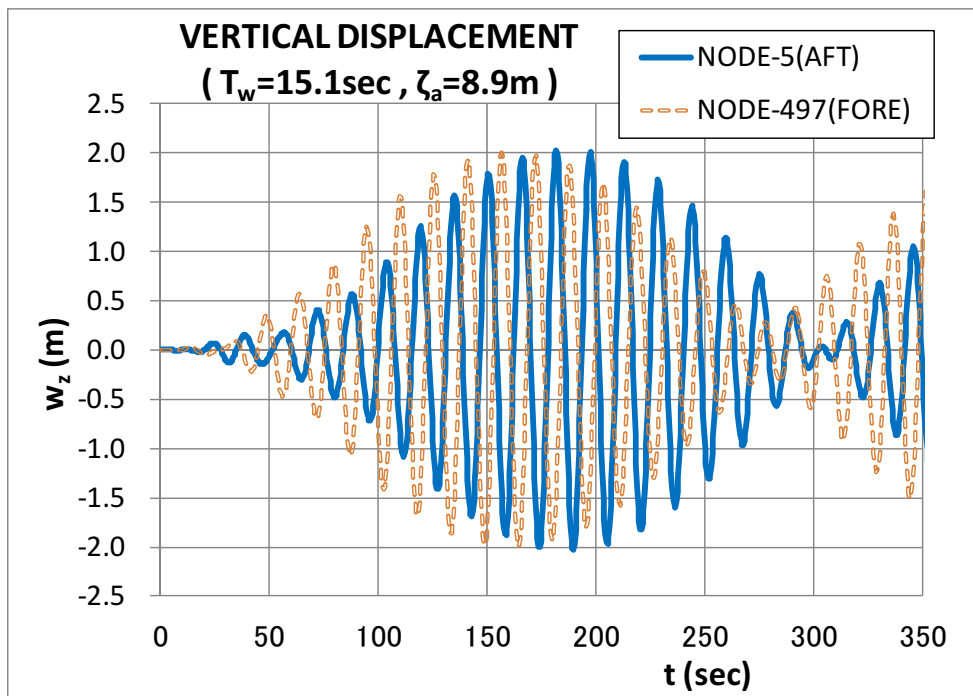


Fig.6-12B Time History of Vertical Displacement for  $T_w=15.1\text{sec}$

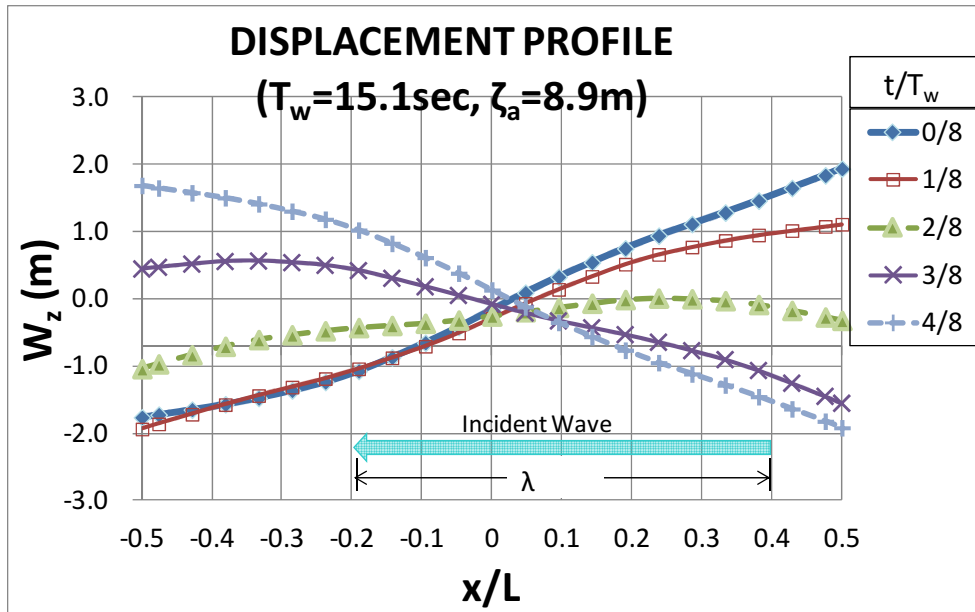


Fig.6-13A Displacement Profile along the Center Line of Model LH-600 at its Peak of Beat

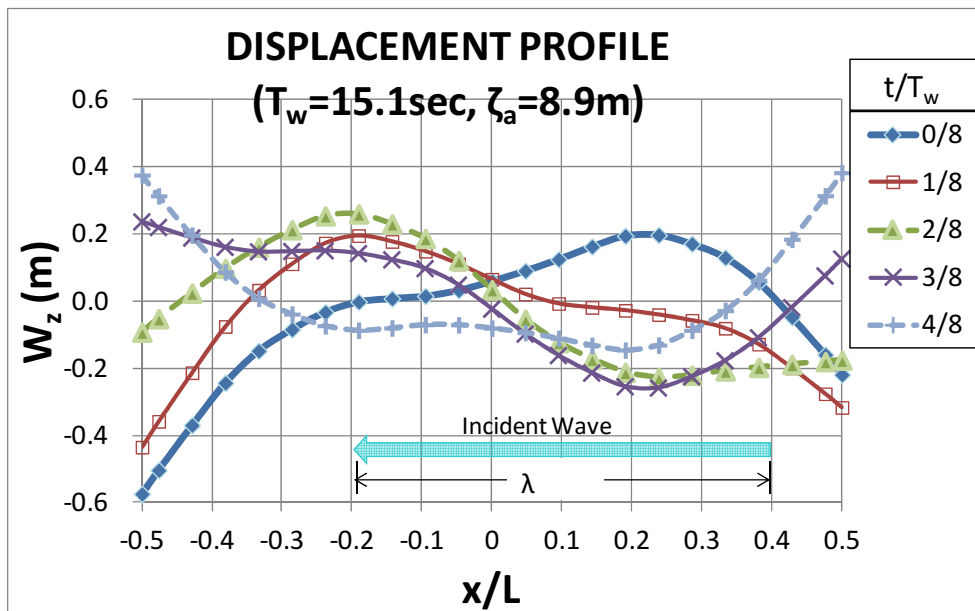


Fig.6-13B Displacement Profile along the Center Line of Model LH-600 at its Trough of Beat

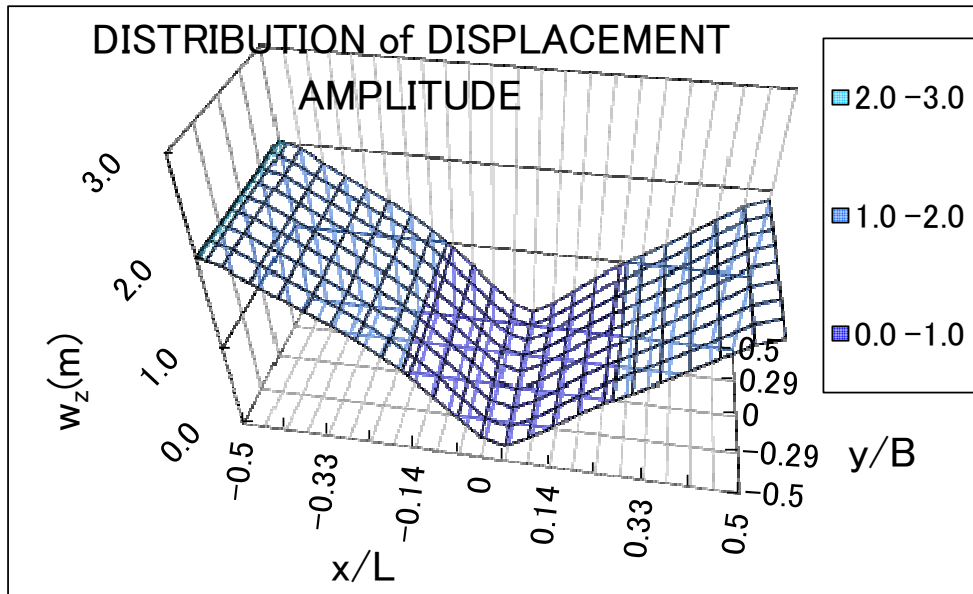


Fig.6-14 Distribution of Displacement Amplitude over Model LH-600 at its Peak of Beat

#### 6.5.2 応力応答

モデルLH-600の50年最大波浪条件に対する規則波中応力応答を推算した。LH-600の長手(x)方向に作用する応力応答が最も大きく現れるのは、上部構造に発生する曲げ応力(Bending Stress)及び軸応力(Axial Stress)である。上部構造(シェル要素)の中心線に沿う長手方向の応力応答振幅(フーリエ解析の第1次調波成分)分布をFig.6-15に示した。

解析モデルでは、上部構造はその曲げ剛性が等価となるシェル要素でモデル化しているので、曲げモーメント及び軸力の解析結果からUpp. Deck実構造の応力応答を導出するためには以下の換算法に依った。

$$\begin{aligned}\sigma_{xb} &= M_{xb}/Z \\ \sigma_{xa} &= F_{xa}/A\end{aligned}\quad (6-4)$$

Upp. Deck表面の曲げ応力:  $\sigma_{xb}$

Upp. Deck表面の軸応力:  $\sigma_{xa}$

シェル要素単位幅の曲げモーメント(解析結果):  $M_{xb}$

シェル要素単位幅の軸力(解析結果):  $F_{xa}$

上部構造単位幅におけるUpp.Deckの断面係数:

$$Z=0.0945 \text{ m}^3/\text{m}$$

上部構造単位幅の断面積(Fig.6-2参照):

$$A=1.28 \text{ m}^2/\text{m}$$

上部構造使用材料の降伏応力:  $\sigma_Y=353 \text{ MPa}$

応力を降伏応力( $\sigma_Y$ )との比を用いて無次元化して示した。

Fig.6-15は、上下振動応答においてうなり振動のピーク区間における1波周期間(解析時刻 $t=172\sim 187\text{sec}$ 間)の応力応答振幅を表示している。本解析結果によれば、曲げ応力が支配的であり、軸応力は曲げ応力の1/900程度であった。曲げ応力の極大値は、3節振動モードの腹の位置に発生しているが、その大きさは降伏応力の28%以下である。強度的には十分な余裕があるといえよう。

なお、上部構造以外の部材(ローアールやカラム)は、十分剛であり、応力応答は無視できる程度に小さかったことを付記しておく。

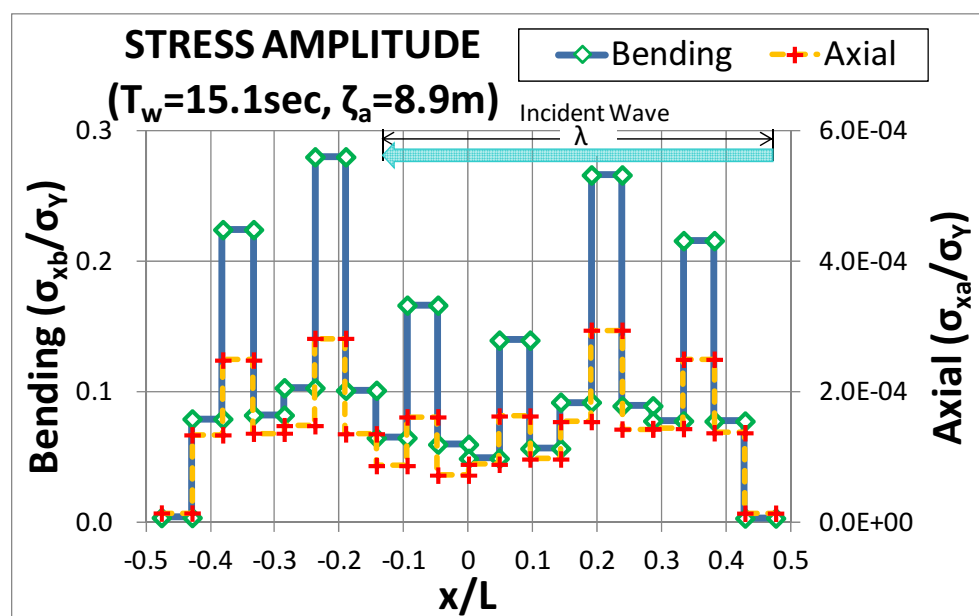


Fig.6-15 Distribution of Stress Amplitude along the Center Line of Model LH-600 at its Peak of Beat

## 6.6 波強制力( $F_z$ )が最も厳しい波浪に対する応答

前節では50年最大波浪を採り上げたが、この波周期では上下方向波強制力が特別に小さくなる「波無し周期」近傍であったために、LH-600の応答がそれほど大きくはならなかった。そこで、本節では、LH-600の上下方向波強制力が最大となる波条件として波周期 $T_w=9.0\text{sec}$ (Fig.6-4参照)を採り上げてその波浪中応答を推算した。波高は、波浪データ(Table 6-1 参照)の観測最大値(有義波高 $H_{1/3}=6.0\text{m}$ )を参照して、この有義波高の2倍(大凡200波の最大期待値)となる $H_w=12.0\text{m}$ を想定した。前述のように、波周期 $T_w=9.0\text{sec}$ ( $T_w<10\text{sec}$ )では、複数の支持浮体間の相互干渉が若干現れ始める領域であるが、ここではこの影響はそれ程大きくないと見なして無視したことを断っておく。

### 6.6.1 波浪条件

波周期(Crest-Crest):  $T_w=9.0\text{ sec}$

波高:  $H_w=12.0\text{ m}$

波長(水深 $h=1,000\text{m}$ ):  $\lambda=126\text{ m}$  (6-5)

### 6.6.2 上下変位及び応力応答

モデルLH-600の後端及び前端の上下変位の時系列計算結果をFig.6-16に示した。図示結果は、波周期 $T_w=9.0\text{sec}$ に対応する周期変動に加えて、数値解析の初期段階においてうなり振動らしき挙動

が重畳されていることが確認できる。このうなり振動は解析時間の経過に伴い減衰していき、規則的な周期応答に収束している。初期段階におけるうなり振動らしき挙動は、その周期特性を検討した結果、周期約45sec (Fig.6-16の $T_B$ 参照)を有する弱いうなり振動であることが確認された。

上下変位が最大となるのは、うなり振動ピークの第一波が現れる時点であったので、この時点における1波周期間(解析時刻 $t=70\sim79$ sec間)の応答を周期的最大応答として採り上げた。うなり振動ピークの第一波には、数値解析開始時の初期擾乱の影響が含まれていると想定されるものの、うなり振動の特性が最も顕著に現れているので、安全側の評価(最大応答を推定する)としてこの時点を選り上げた。この時点におけるモデルLH-600の中心線に沿った上下変位分布(Profile)の周期的変動( $t/T_w=0/8\sim4/8$ )をFig.6-17に、浮体全体の上下変位振幅応答をFig.6-18に示した。さらに、上部構造(シェル要素)の中心線に沿う長手(x)方向の曲げ応力(Bending Stress)及び軸応力(Axial Stress)応答振幅分布をFig.6-19に示した。いずれも2節振動モードが卓越していることが確認できる。ただし、上部構造の前端( $x/L=+0.5$ )と後端( $x/L=-0.5$ )における上下振動応答においては、2節振動パターンとは若干の位相差が観られた。

本波条件は、上下方向波強制力( $F_z$ )が最大となる場合に相当しており、この大きな強制力が顕著な2節振動を起振している支配要因である。上下振動振幅応答は、LH-600の前端( $x/L=+0.5$ )及び後端( $x/L=-0.5$ )において最大( $w_z/\zeta_a=0.37$ )となり、2節振動モードの腹となる浮体中央部においても有為な大きさ( $w_z/\zeta_a=0.17$ )が現れている。ただし、この程度の上下振動は構造物の安全や機能を損なうほどの障害とはならないであろう。曲げ応力の最大値は、2節振動モードの腹に相当する浮体構造の中央部において発生し、その大きさは降伏応力の87.4% (Fig.6-19参照)であった。強度的にはなんとか許容範囲内と評価できようが、さらに強度余裕を上げる設計オプションに関しては後述することにする。軸応力は曲げ応力の1/2000程度であり無視できるレベルであった。

本波条件( $T_w=9.0$ sec)の場合(CASE-B0と称することにする)と6.4節の $T_w=15.1$ secの場合(CASE-A0と称することにする)について、応答特性の違いを以下に比較する。

(1) CASE-B0( $T_w=9.0$ sec)では波強制力の上下方向成分 $F_z$ が支配的な起振要因となっており、波周期 $T_w=9.0$ secに極めて近い周期で規則的な振動応答が顕著に現れている。解析初期段階ではやや不明瞭なうなり振動が重畳されているものの、時間経過と共にうなり現象は減衰していきやがて波周期 $T_w=9.0$ secの規則波対応の振動に収束している (Fig.6-16参照)。しかし、CASE-A0( $T_w=15.1$ sec)の場合には、水平方向成分 $F_x$ が支配的な起振要因となっており、規則波対応の周期的振動に明瞭なうなり振動が重畳している。このうなり振動はやや減衰しながらも、かなり長時間継続して顕著に現れている (Fig.6-12A参照)ことがCASE-B0の場合との大きな違いである。

(2) CASE-B0( $T_w=9.0$ sec)では、入射波の波周期が2節振動固有周期に近接しているために、2節振動モードの励起がうなり振動に関与している。一方、CASE-A0( $T_w=15.1$ sec)の場合には、入射波の波周期が縦揺れ(Pitch)振動固有周期に近接しているために、Pitchモードの励起がうなり振動に関与している。

(3) CASE-A0( $T_w=15.1$ sec)では、うなり振動極小時には、その振幅が極端に減衰しPitchモードがほとんど消滅している。しかし、CASE-B0( $T_w=9.0$ sec)の場合には、うなり振動極小時の上下変位モードは通常の2節振動モードのままであり、振幅の減小程度もそれほど目立たない。



(4) 両CASEにおける振動モードの違いにより、CASE-B0( $T_w=9.0\text{sec}$ )では曲げ応力応答が中央部で最大となり顕著な値を示した( $\sigma_{xb}/\sigma_y=0.87$ )。CASE-A0( $T_w=15.1\text{sec}$ )の場合には、曲げ応力応答の極大は3節振動の腹の位置(大凡 $x/L=0.25$  &  $0.75$ )に発生しているがそれ程大きなピークとはなっていない( $\sigma_{xb}/\sigma_y=0.28$ )。

(5) 上下変位応答に関しては、それぞれのCASEで支配的な振動モードが異なっているものの、共に構造物前端(FORE)及び後端(AFT)で最大となっている(CASE-B0では $w_z/\zeta_a=0.37$ 、CASE-A0では $w_z/\zeta_a=0.23$ )。

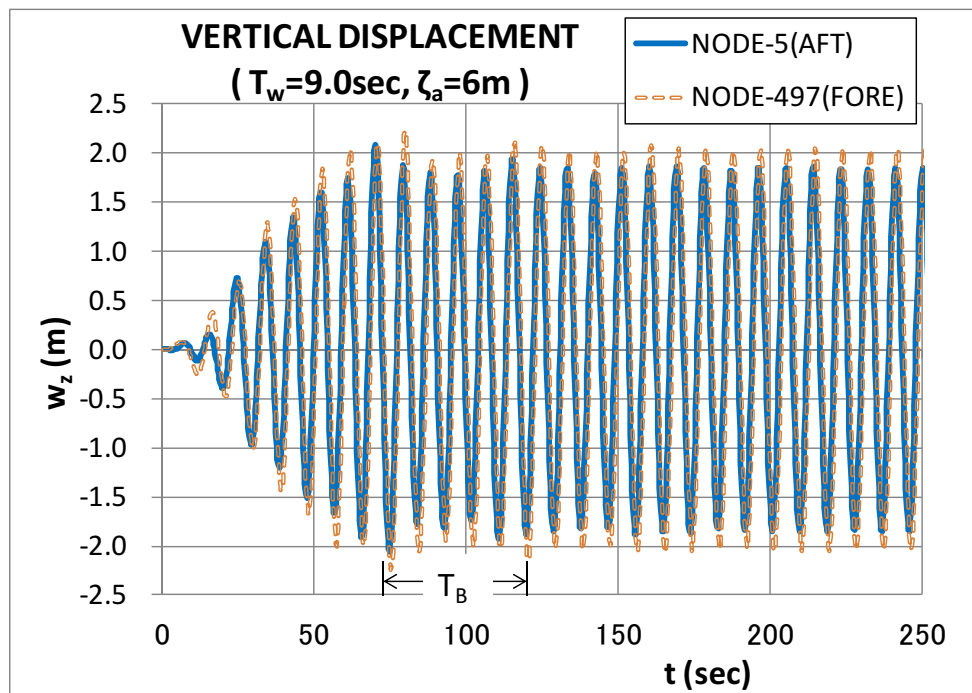


Fig.6-16 Time History of Vertical Displacement for  $T_w=9.0\text{sec}$

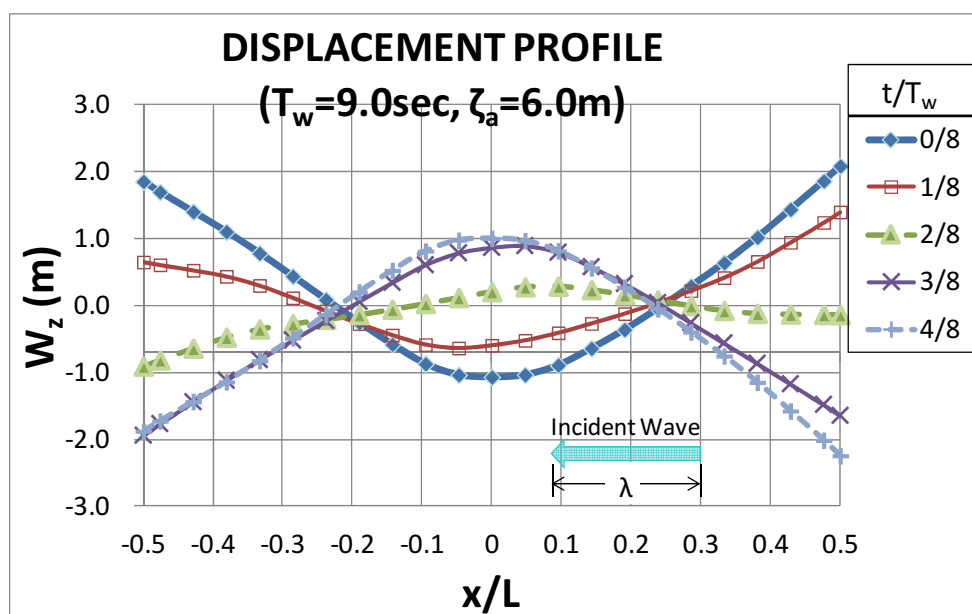


Fig.6-17 Displacement Profile along the Center Line of Model LH-600 at its Peak of Beat

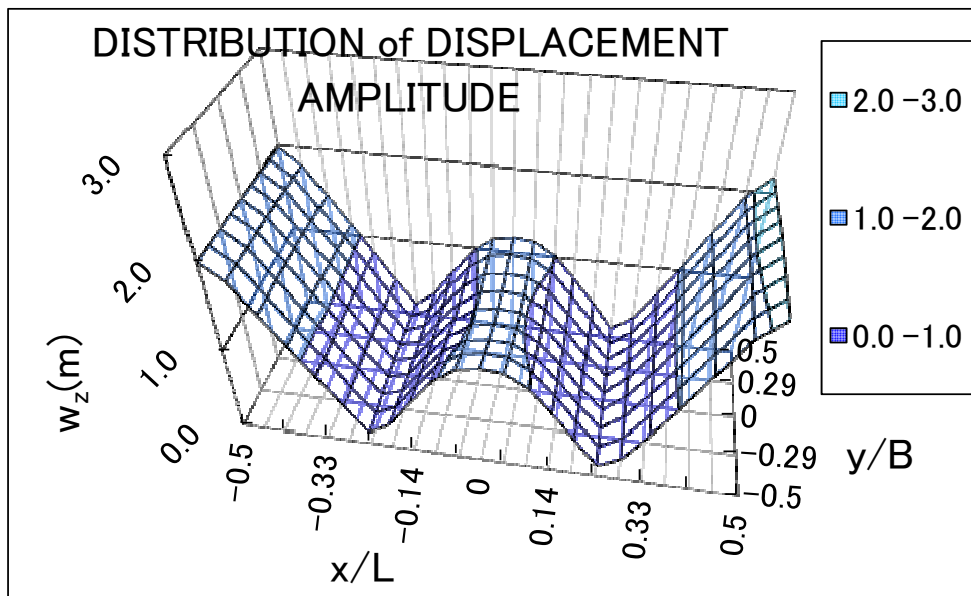


Fig.6-18 Distribution of Displacement Amplitude over Model LH-600 at its Peak of Beat

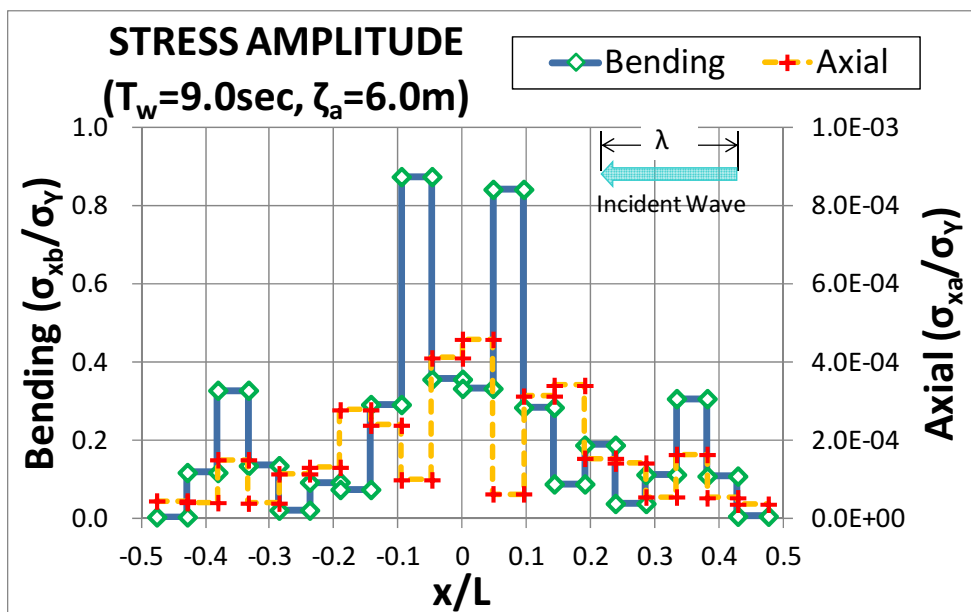


Fig.6-19 Distribution of Stress Amplitude along the Center Line of Model LH-600 at its Peak of Beat

## 6.7 VLFSのうなり振動

うなり振動現象の発生に関しては、構造物の固有振動周期と入射波の周期との近接程度が支配要因であり、一種の共振現象である。このような現象は、単純なばね/質点系においても発生することが確認されている。本節においては、VLFSの固有振動と入射波との周期差に依存して出現するうなり振動の特性について詳細に検討した。

### 6.7.1 うなり振動発生メカニズム

### (1) LH-600の固有振動周期

モデルLH-600の振動固有値解析を実施し、解析結果をTable 6-4に、固有振動モードの例をFig.6-20に示した。固有値解析に用いた付加質量は、 $T_w=15.1\text{sec}$ における係数値(Fig.6-5参照)を周期に依存しない一定値と仮定して採用した。Fig.6-5は、付加質量係数が広範な波周期領域でほぼ一定であることを示しており、この仮定による解析誤差は $T_w=8\sim 25\text{sec}$ の範囲においては障害とならない程度である。

Table 6-4におけるMode Shapeは、固有振動モードの形状を示している。Surge Modeは、係留ばねの水平振動であるので、浮体構造物の上下振動とは無関係である。Roll, Pitch及びHeaveの各モードは、一般的には剛体モードと称されているが、本解析モデルでは浮力ばねに起因する振動モードであるので構造物の弾性振動の一種と見なすことにする。本章では構造物前端から入射する縦波( $\chi=0^\circ$ )に対する振動応答のみを検討対象としているので、Table 6-4に示すModeの範囲において上下振動応答に関与するのは、Pitch及び2-Node, 3-Node, 4-Node等の垂直方向弾性振動モードである(Table 6-4中の"dominant"参照)。Heave及び振りモード(Twist)は弾性振動モードであるが、一様に入射する縦波の影響は小さいので"less dominant"と表示した。Heaveモードに関しては、うなり振動に関与する場合が存在するが、この件に関しては後述(6.7.2項参照)する。

Table 6-4 Natural Periods Obtained from Eigen Value Analysis for Model LH-600

Mode No.	Period ( sec )	Mode Shape	Effect to Vertical Vibration
1	78.480	Surge	no
2	17.079	Roll	less dominant
3	16.043	Pitch	dominant
4	16.009	Heave	less dominant
5	11.169	2-Node Vertical	dominant
6	8.607	1-Node Twist	less dominant
7	5.353	3-Node Vertical	dominant
8	4.515	2-Node Twist	less dominant
9	2.935	4-Node Vertical	dominant

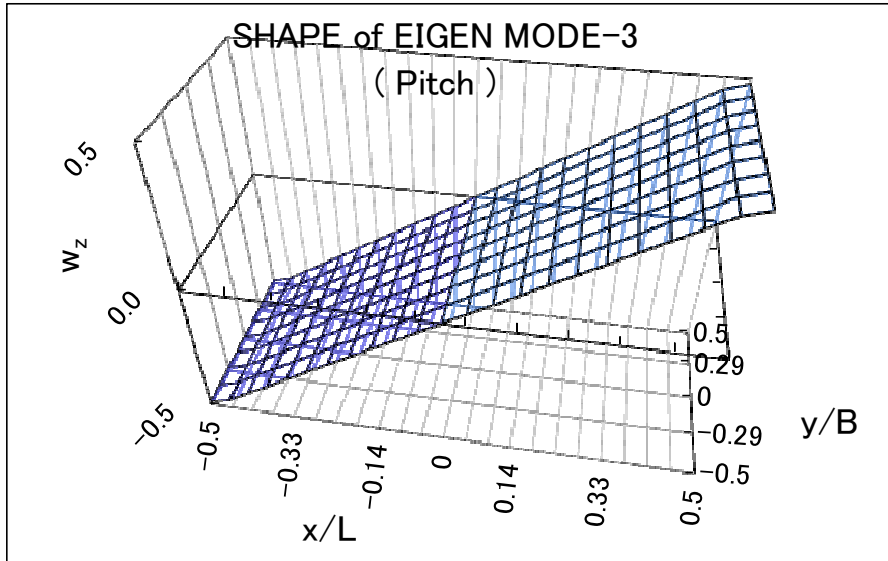


Fig.6-20A Shape of Eigen Mode-3 (Pitch)

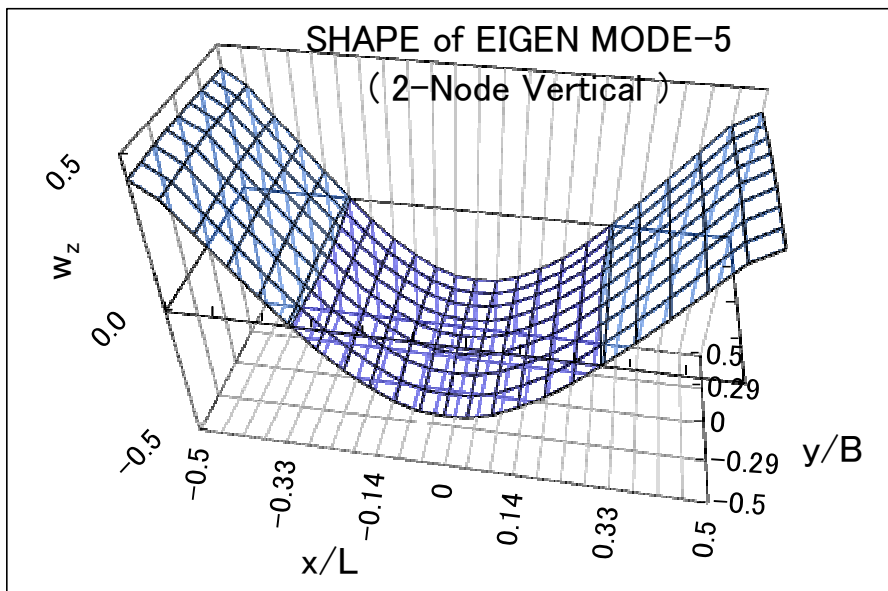


Fig.6-20B Shape of Eigen Mode-5 (2-Node Vertical)

## (2) うなり周期の特性

うなり現象は、近接した振動数を有する二つの音波が重なり合う場合に発生することが知られている。振動数 $f_1$ (周期 $T_1$ )の波動と振動数 $f_2$ (周期 $T_2$ )の波動が重なったとき、1秒間に発生するうなりの回数 $F_B$ 及びうなりの周期 $T_B$ は次式で与えられる。

$$F_B = |f_1 - f_2|$$

$$T_B = \left| \frac{T_1 \times T_2}{T_2 - T_1} \right| \quad (6-6)$$

LH-600のうなり振動は、入射波の周期 $T_w$ と番目の固有振動モードの周期 $T(\text{Mode-}i)$ の二つの周期が近接している場合に発生すると想定される。二つの音波が重なり合う現象とは本質的には異なった現象であるものの、見掛け上は似たような状況が出現している。

### 6.7.2 固有振動Mode-3(Pitch)が関与するうなり振動

#### (1) 波周期による影響の検証

入射波の波周期が $T_w=15.1\text{sec}$ の場合には、固有振動のPitchモードと周期が近接しているためにPitchモード振動が励起されて、うなり振動が発生することが確認された(6.5節参照)。ここでは、入射波の周期 $T_w$ を種々変化させて $T(\text{Mode-3})$ との周期差の違いによるうなり振動の特性の変化を検証した。周期差以外の要素の影響を排除するために、流体力係数の特性は総ての場合において $T_w=15.1\text{sec}$ の波周期における特性値に固定して、波周期のみをTable 6-5に示すCASE-A0～CASE-A3のように変化した。

CASE-A1～CASE-A3における上下振動応答の時系列計算結果をFig.6-21A～Fig.6-21Cに示した(CASE-A0の場合については、Fig.6-12参照)。いずれのCASEにおいても、顕著なうなり振動が現れており、波周期 $T_w$ が $T(\text{Mode-3})$ に近接するほど、うなり周期が長くなり、うなり振幅が増大する特性があることが判る。各CASEにおけるうなり振動周期 $T_B$ 及びうなり振動ピーク振幅( $w_z/\zeta_a$ )を、比較してTable 6-5に纏めた。うなり振動周期 $T_B$ については、式(6-6)から推定された値と、FEM時系列計算結果から推定された値を比較して示した。FEM解析から得られた周期は、波周期 $T_w$ と固有振動周期 $T(\text{Mode-3})$ との周期差が比較的大きい場合(CASE-A0, CASE-A1参照)には式(6-6)の推定値とよく対応している。しかし、周期差がより近接するに従って、式(6-6)の推定値から乖離してより小さくなってしまいう(CASE-A2, CASE-A3参照)。うなり振動周期は乖離していくものの、うなり挙動は保持していることが時系列計算結果から確認できる(Fig.6-21B, Fig.6-21C参照)。また、うなり振動ピークの振幅は、周期差が小さくなるに従って増大する傾向は保持されるものの、周期差がある程度小さくなると振幅の増大傾向は頭打ちになることも確認できた。

#### (2) 関与する固有振動モードの検証

$T_w=15.1\text{sec}$ の波周期は、PitchモードのみならずHeaveモードの固有振動周期にも近接している(Table 6-4参照)。従って、PitchモードのみならずHeaveモードもうなり振動の発生に関与していることが想定される。ここでは、LH-600の上下振動の自由度をPitchモードとHeaveモードのみに制約することにより、この両モードの関与状況を詳細に検証した。LH-600の上部構造の曲げ剛性を $10^6$ 倍とすることにより、上下振動をほぼ剛体モードに制約した。この剛体モデルのPitchモード振動(Pi)及びHeaveモード振動(He)について、上下変位応答及びその位相差(Phase-lag)の時系列解析結果をFig.6-22Aに、うなり振動ピーク時における上下変位分布(Profile)をFig.6-22Bに示した。ここで言う位相差(Phase-lag)とは、1波周期間における上下変位応答第1次調波成分の位相と、当該入射波による波強制力の位相との間における位相角差(rad.)を指している。Pitch及びHeave振動は、モデル後端及び前段(NODE-5及びNODE-497)の上下変位応答値を基にして式(6-7)による換算から求めた。図示のつごうにより、Heave応答は10倍に拡大している。

$$\text{Pitch応答: } \text{Pitch}(Pi) = \{w_z(\text{NODE-497}) - w_z(\text{NODE-5})\} / 2$$

Heave応答:  $Heave(He)=10 \times \{w_z(NODE-497)+w_z(NODE-5)\}/2$

Pitch応答のPhase-lag:  $Ph\_Pi$

Heave応答のPhase-lag:  $Ph\_He$

(6-7)

Fig.6-22Aから、Pitchモード関与のうなり振動が顕著であること、Heaveモード関与のうなり振動も小規模ながら発生していることが確認できる。この剛体モデルの応答結果は、うなり振動の発生周期やピーク振幅の大きさ等がFig.6-12A,Bに示した自由度制約無しの場合のモデルの解析結果と酷似していることから、元のモデルのうなり振動のメカニズムがPitchモードに支配されていることがより鮮明に理解できよう。Heaveモードのうなり振動は、Pitchモードのうなり振動と併行してほぼ同周期で発生しているもののその振幅は1/10以下と小さいので、Pitchモードの付随的役割を果たしているに過ぎない。Heaveモードの応答が小さい理由は、この波周期における波強制力の主要な成分が水平方向であることに関連付けられる。

### (3) 位相差の検証

$T_w=15.1\text{sec}$ における元のモデル(CASE-A0)の前端(FORE)及び後端(AFT)の上下変位応答及びその位相差(Phase-lag)の時系列解析結果を、Fig.6-22C (Fig.6-12Bを再掲)に示した。このPitchモード関与のうなり振動について、元のモデルと剛体モデルにおける位相差(Phase-lag)の時系列変化(Fig.6-22C, Fig.6-22A)を比較しながら、うなり振動生成過程について考察する。

1) 元のモデルの上下変位応答及び位相差の変動状況を剛体モデルの応答と比較すると、上下変位応答の大きさのみならずうなり振動の周期的変動の様子が大変よく似ていることが判る。うなり振動においてPitchモードの固有振動関与が支配的であることが裏付けられた。

2) 数値解析の初期段階から、位相差(Phase-lag)が大凡一定の増分で増大しながらうなり振動のピーク区間に向かう。

3) ピーク区間において、Pitchモードの固有振動が最も励起され易い位相状態に至る。

4) その後、ピーク区間を経過しても位相差が増大し続けるものの、時間経過と共にうなり振動振幅は低減していく。

5) ある一定の位相差に達すると、波強制力パターンと固有振動モードの空間的マッチングが維持できなくなり、うなり振動のトラフ区間に至る。トラフ区間では、上下振動応答の振幅が極小値を呈し、位相差が短時間で急変して、トラフ区間を経過した後は、うなり開始時の元の位相関係に近い状態に復帰する。トラフ区間における位相差の変化過程を詳細に観察すると、元のモデル(Fig.6-22C)ではFOREにおける位相差( $Ph\_FORE$ )が元の位相差に戻っているのに対して、AFTにおける位相差( $Ph\_AFT$ )は $\pi$  rad.を越えてそのまま増大し続けるという大きな違いがある。剛体モデル(Fig.6-22A)では、Pitchモード変位の位相差( $Ph\_Pi$ )が元の位相差に戻っているのに対して、Heaveモード変位の位相差( $Ph\_He$ )はそのまま増大し続けている。即ち、このトラフ区間においては、LH-600の前端(FORE)と後端(AFT)における位相の乖離が凡そ $2\pi$  rad.変動することにより、Pitchモード関与のうなり振動がうなり開始時に近い位相状態に復帰していると解釈することができる。このトラフ区間における位相差の乖離状況は、Fig.6-22CにおいてFOREとAFTの周期的変動回数1回のずれとなって現れている。

6) 位相が元に戻った後は、再び次のうなり振動ピークに向かって位相差増大の過程が再開する。

7) このようなプロセスの繰り返しにより、交番にピークトラフが現れる。ただし、繰り返しながらも位相差の変動は徐々に低減していき、長時間経過後には規則波周期の周期的応答に収斂していく。

8) 以上の考察により、 $T_w=15.1\text{sec}$ におけるうなり振動はPitchモードの固有振動が支配要因であり、うなり振動のピークトラフの特性に関して、剛体モデルがより鮮明にその基本的メカニズムを説明することが判明した。上下変位における位相差変動に関しては、剛体モデル(Fig.6-22A)よりも元のモデル(Fig.6-22C)の方がその変動が急変しているように観えるが、その原因は元のモデルでは固有振動の基本モードであるPitchモード形状とは空間的、時間的に若干ずれた高次の複雑な振動パターンが重畳されていることに因る。

位相差の増大過程は、周期的振動応答の周期が入射波の周期よりもやや長いことを意味しており、Pitchモードの固有振動周期に近づこうとしている段階であると解釈できる。もしも関与する固有振動周期が入射波周期よりも小なる場合には、位相差が減小しながらうなり振動のピークに向かうことになる。

#### (4) 減衰影響の検証

うなり振動は一種の共振現象であるので、その振幅応答の大きさに関しては減衰の影響が大きいことが予想される。波周期 $T_w=15.1\text{sec}$ は、Haskind-Newmanの関係から、波無し周期であると同時に造波減衰がほぼゼロとなる特別な周期でもある(Fig.6-6参照)。ここでは、造波減衰係数の値を人為的に変えて減衰の大きさによるうなり振動特性の変化を検証した。

この波周期における上下方向造波減衰係数( $C_z=1.63 \times 10^{-4}$ )を仮に100倍( $C_z=1.63 \times 10^{-2}$ )、400倍( $C_z=6.52 \times 10^{-2}$ )と仮定した場合について、上下振動応答の時系列解析結果をFig.6-22D、Fig.6-22Eに示した。元の減衰係数を適用した場合の解析結果(Fig.6-12)と比較すると、うなり振動の周期は変化していないものの、うなり振動振幅のピーク値が低減しピークトラフの存在が不明瞭で時間経過と共に早期に消滅していく状況が確認できる。減衰係数の大きさを種々変化させてみたところでは、減衰係数を大きくするほどピーク時の振幅応答が減小すること、ピークトラフの存在特性が不明瞭になっていくことが確かめられた。以上の検証結果から、うなり振動の強さ及び存続特性に関しては減衰の大きさが支配要因であることが判明した。

Table 6-5 Beating Behavior of LH-600 Associated with Eigen Mode-3(Pitch) for Varying Wave Period

CASE.	Wave Period ( sec )	$T_B$ (sec)		Peak Amplitude ( $w_z/\zeta_a$ )
		Eq.(6-6)	FEM CAL.	
A0	15.10	257	242	0.23
A1	15.60	565	468	0.46
A2	16.00	5969	1680	1.52
A3	16.04	85777	2290	1.84

$T(\text{Mode-3})=16.043\text{sec}$

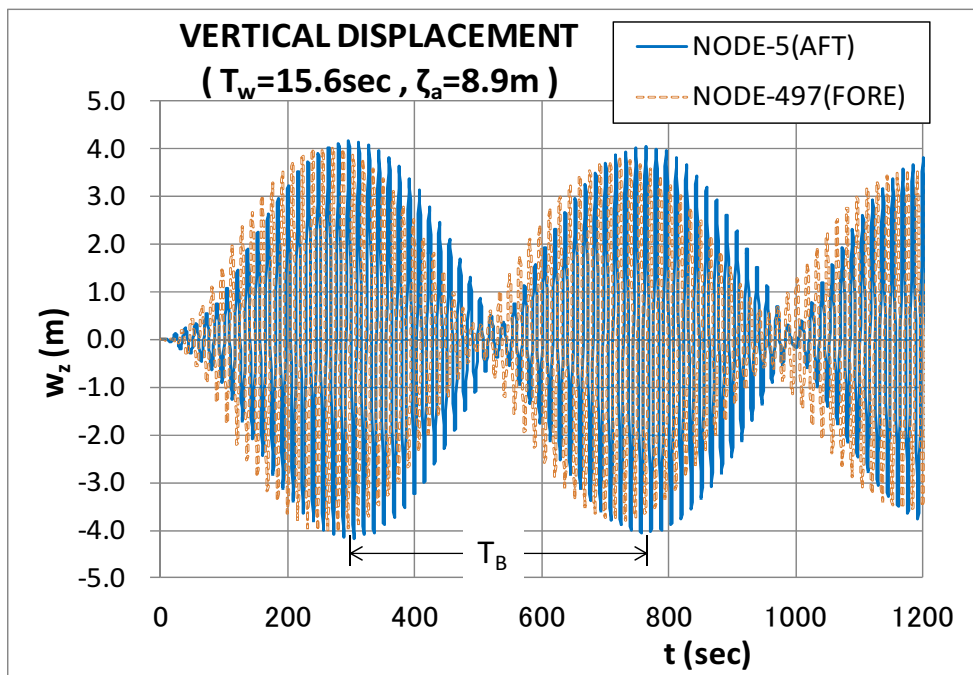


Fig.6-21A Time History of Vertical Displacement for  $T_w=15.60\text{sec}$  in CASE-A1

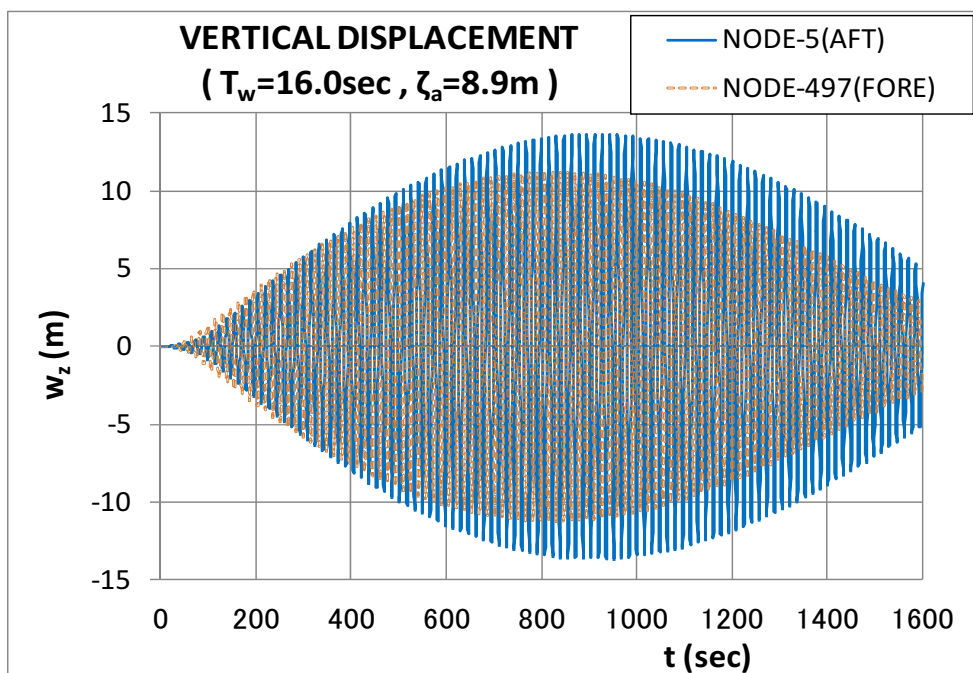


Fig.6-21B Time History of Vertical Displacement for  $T_w=16.00\text{sec}$  in CASE-A2



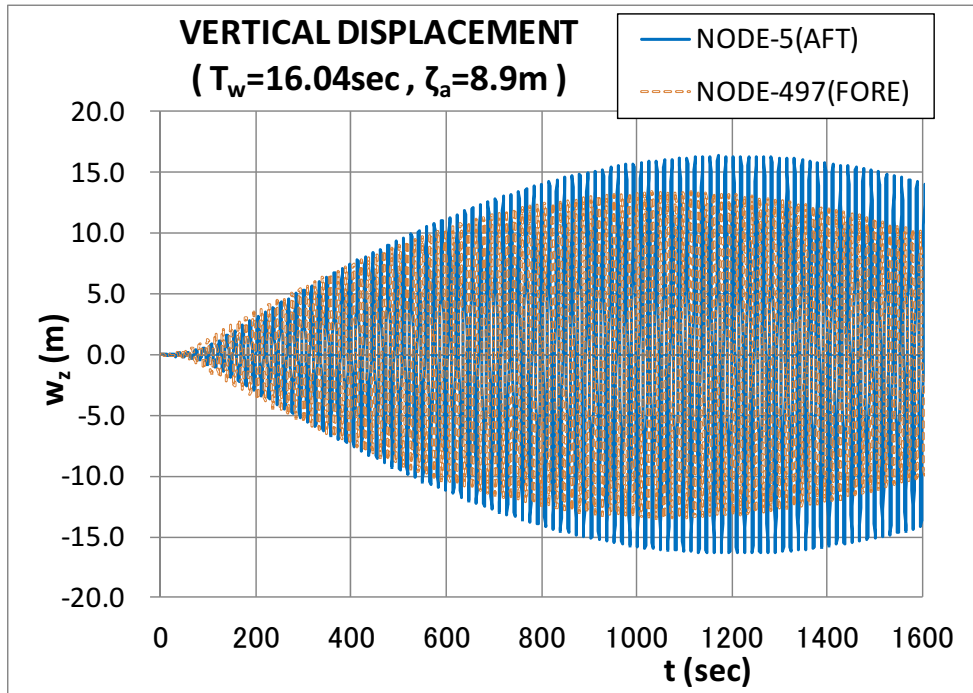


Fig.6-21C Time History of Vertical Displacement for  $T_w=16.04\text{sec}$  in CASE-A3

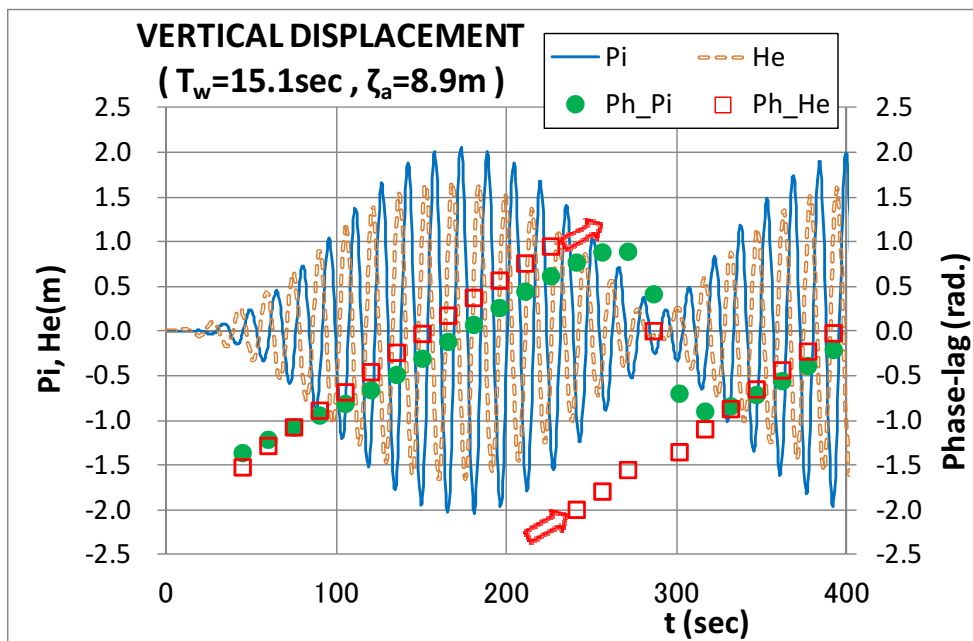


Fig.6-22A Time History of the Vertical Displacement and the Phase-lag with Pitch Mode and Heave Mode Beating Vibration

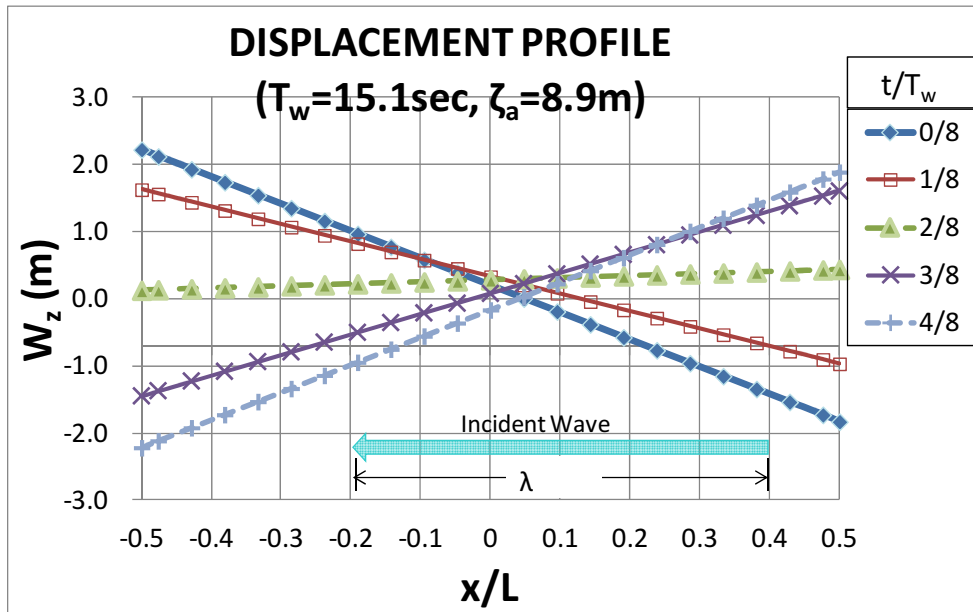


Fig.6-22B Displacement Profile along the Center Line of Model LH-600 at its Peak of Beat

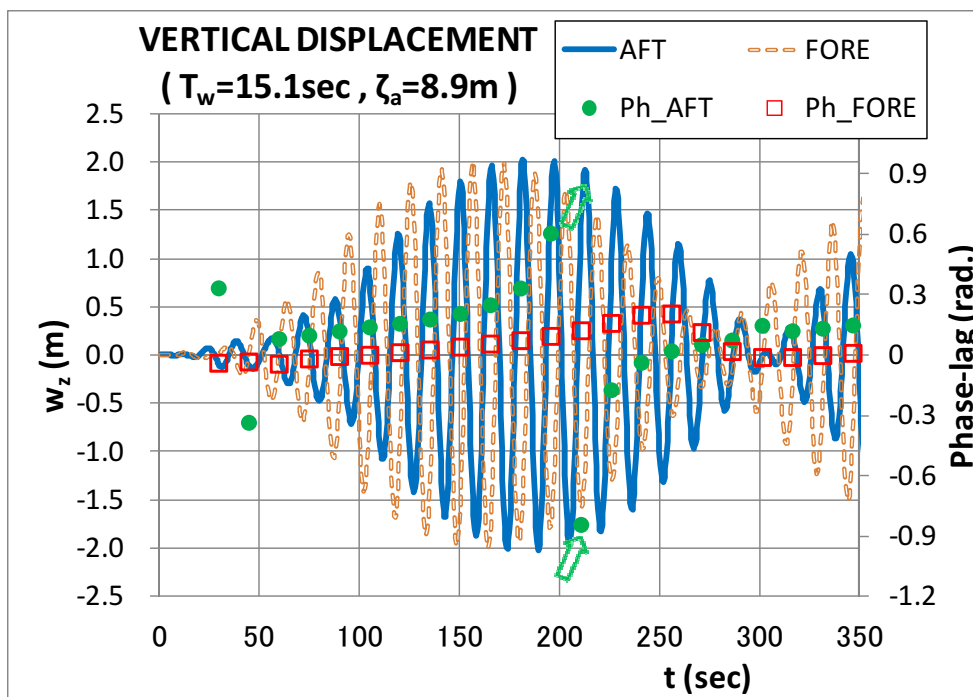


Fig.6-22C Time History of the Vertical Displacement and the Phase-lag with Pitch Mode Beating Vibration

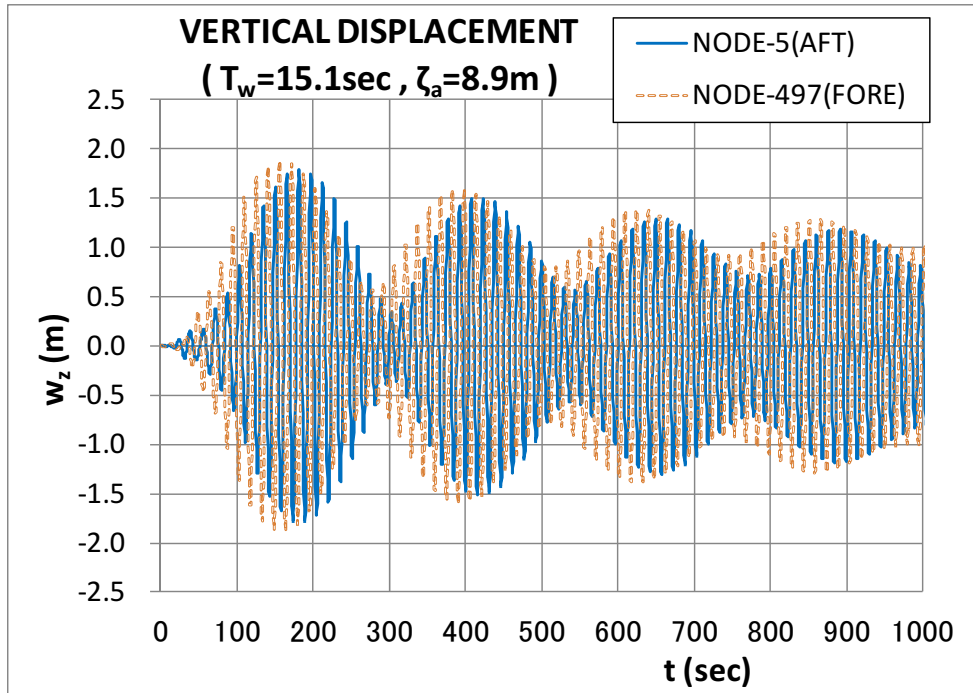


Fig.6-22D Time History of the Vertical Displacement with Increased Damping Coefficient ( $100 \times C_2$ )

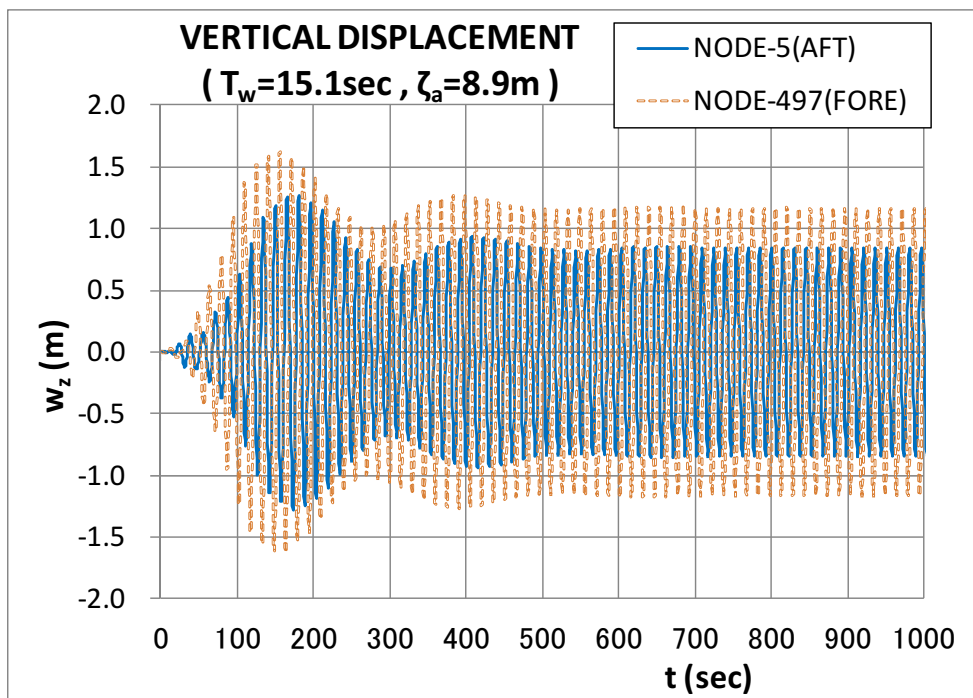


Fig.6-22E Time History of the Vertical Displacement with Increased Damping Coefficient ( $400 \times C_2$ )

### 6.7.3 固有振動Mode-5(2-Node)が関与するうなり振動

#### (1) 波周期による影響の検証

入射波の波周期が $T_w=9.0$ の場合には、固有振動の2節振動(2-Node Vertical)モードが関与してうなり振動が発生することが確認された(6.6節参照)。6.7.2項と同様の手法により、入射波の周期 $T_w$ をCASE-B0～CASE-B3のように変えて(Table 6-6参照)T(Mode-5)との周期差の違いによるうなり振動の特性の変化を検証した。CASE-B1～CASE-B3における上下振動応答の時系列計算結果をFig.6-23A～Fig.6-23Cに示した(CASE-B0の場合については、Fig.6-16参照)。いずれのCASEにおいても、うなり振動ピークの存在は確認できるものの、うなり振幅が極小となるトラフの存在に関しては不明瞭であり、確認できない場合もあった(CASE-B3)。ただし、波周期 $T_w$ がT(Mode-5)に近接するほど、うなり振動の周期が長くなり、うなり振幅が増大する特性は保持されていることが確認できるので、この場合も一種のうなり振動現象と見なせるであろう。

各CASEにおけるうなり振動周期 $T_B$ 及びうなり振動ピーク振幅( $w_z/\zeta_a$ )を、比較してTable 6-6に纏めた。うなり振動ピーク振幅については、上下変位が最大となるうなり振動ピークの第一波が現れた時点における振幅を採用した。FEM時系列解析から得られたうなり周期は、波周期 $T_w$ と固有振動周期T(Mode-5)との周期差が比較的大きい場合(CASE-B0, CASE-B1, CASE-B2)には式(6-6)の推定値とよく対応しているが、周期差がより近接するに従って、式(6-6)の推定値から乖離してしまう。また、うなり振動ピークの振幅は、周期差が小さくなるに従って増大する傾向は維持されるが、周期差がある程度小さくなると振幅の増大傾向は頭打ちになる。これらの特性は6.7.2項の場合(Table 6-5参照)と似ているが、周期差が近接してくると(CASE-B3)うなり振動の極小(トラフ)が見えなくなり、うなり振動の周期が特定できなくなってしまう状況に差が観られる。

#### (2) 位相差の検証

CASE-B0の場合について、上下変位の周期的応答と入射波との間に生ずる位相差(Phase-lag)の時系列解析結果をFig.6-24に示した。上下変位応答は常に2節振動が支配的モードであるので、上下変位応答としてLH-600の前端(NODE-497)の上下変位を代表値として採り上げた。うなり振動と位相差との関係を観ると、初期段階における位相差はやや大きく変動するものの、変動は徐々に収束してゼロに向かっている。位相差の増大/減小の変動は、うなり振動の極大(ピーク)と極小(トラフ)の出現と対応していることが判る。このうなり振動は、2節振動を起振しており、上下振動の周期的変動の位相が2節振動固有周期に近づいた時に振動のピークが、固有周期から遠ざかるとトラフが現れると解釈できよう。ここで現れたうなり振動は、6.7.2項で観られた強いうなり振動パターンと比較すると、かなり穏やかな弱いうなり振動であり、6.7.2項において観られたようなトラフ区間における急激な位相差変化は発生せず、2節振動モードを保持しながらの変動であることが特徴である。この弱いうなり振動においては、より早期にうなりが収まり規則波対応の応答に収斂している。

#### (3) 減衰影響の検証

造波減衰係数の値を人為的に変えて減衰の大きさによるうなり振動特性の変化を検証した。比較的うなり振動が顕著に現れているCASE-B2( $T_w=10.5\text{sec}$ )の場合を採り上げて、上下方向造波減衰係数( $C_z=1.05 \times 10^{-1}$ )を仮に0.01倍( $C_z=1.05 \times 10^{-3}$ )と仮定した場合について、上下振動応答の時系列解析結果をFig.6-25に示した。元の減衰係数を適用した場合の解析結果(Fig.6-12)と比較すると、うなり振動の周期は変化していないが、うなり振動のピーク値が増大しピーク/トラフの交番的出現特性が大変

明瞭となって長時間維持されている状況が確認できる。減衰係数を小さく設定するほどピーク/トラフの存在特性が明瞭となっていくことが確かめられた。ここでも、うなり振動の強さ及び存続特性に関しては減衰の大きさが支配要因であることが再確認された。

Table 6-6 Beating Behavior of LH-600 Associated with Eigen Mode-5(2-Node) for Varying Wave Period

CASE.	Wave Period ( sec )	$T_B$ (sec)		Peak Amplitude ( $w_z/\zeta_a$ )
		Eq.(6-6)	FEM CAL.	
B0	9.00	46	45	0.37
B1	10.00	96	90	0.85
B2	10.50	175	160	1.53
B3	11.00	727	---	2.70

$T(\text{Mode-5})=11.169\text{sec}$

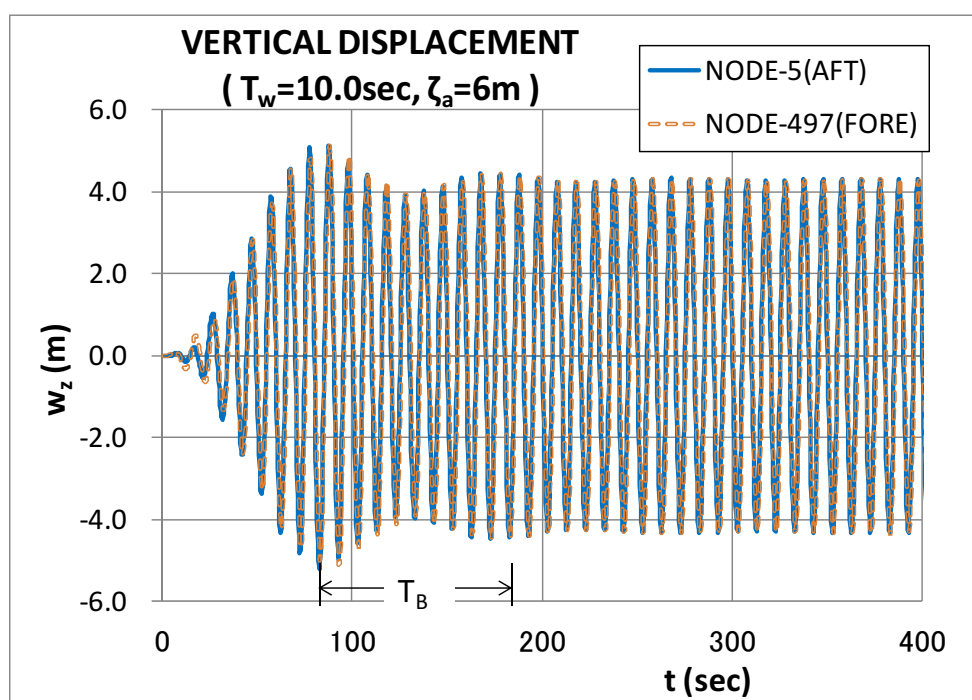


Fig.6-23A Time History of Vertical Displacement for  $T_w=10.0\text{sec}$  in CASE-B1

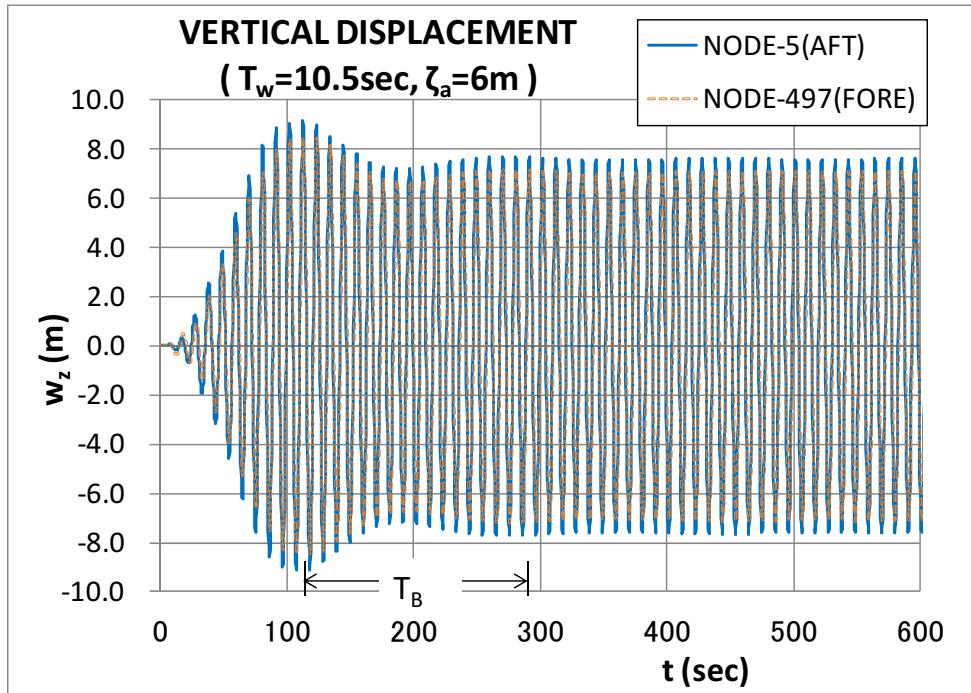


Fig.6-23B Time History of Vertical Displacement for  $T_w=10.5\text{sec}$  in CASE-B2

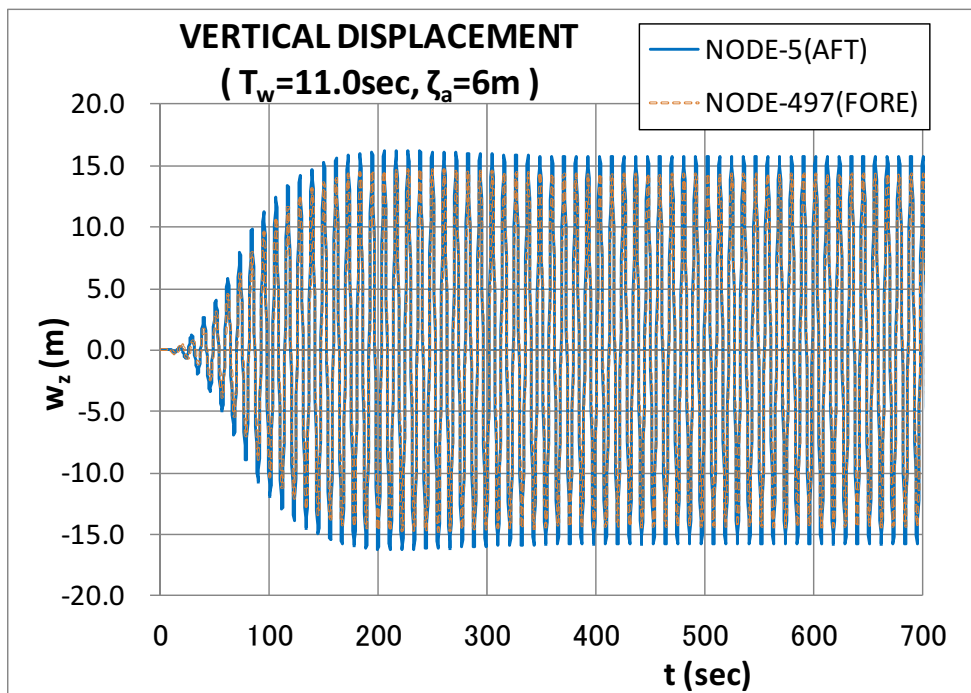


Fig.6-23C Time History of Vertical Displacement for  $T_w=11.0\text{sec}$  in CASE-B3



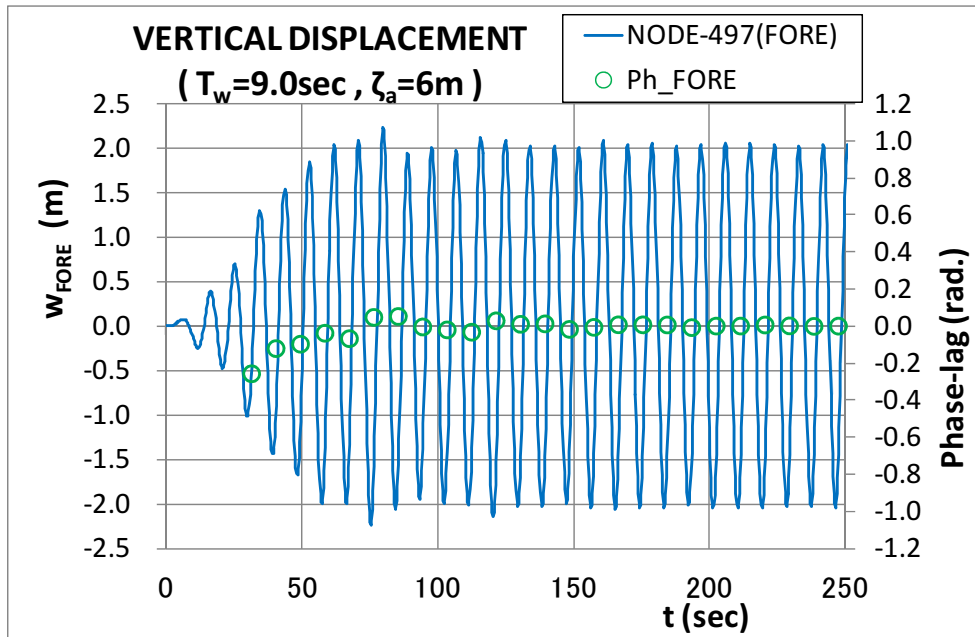


Fig.6-24 Time History of the Vertical Displacement and the Phase-lag with 2-Node Mode Beating Vibration

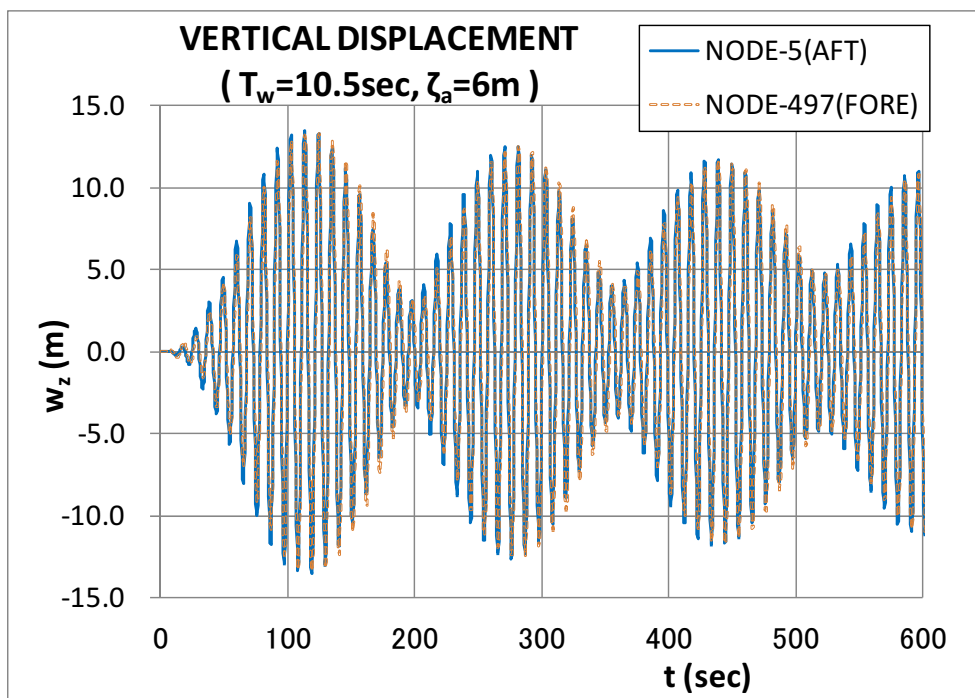


Fig.6-25 Time History of the Vertical Displacement with Decreased Damping Coefficient ( $0.01 \times C_z$ )

#### 6.7.4 その他の固有振動Modeが関与するうなり振動

入射波の波周期が $T_w=6.0\text{sec}$ の場合については、固有振動の3節モード(3-Node Vertical)が関与してうなり振動が発生することが確かめられている(Fig.6-9参照)。

固有振動の4節モード(4-Node Vertical、 $T(\text{Mode-9})=2.935\text{sec}$ )が関与する場合として、波周期が $T_w=3.0\text{sec}$ の場合を採り上げて上下振動応答を解析した。波周期ベースの流体力特性は、波周期が $T_w<5.0\text{sec}$ となる短周期の場合については計算範囲外なので(Fig.6-4～Fig.6-6参照)、 $T_w=5.0\text{sec}$ の場合の特性値を流用して、波周期のみを $T_w=3.0\text{sec}$ と設定した。波高は単位波高( $\zeta_a=1\text{m}$ )を与えた。上下振動応答の時系列計算結果をFig.6-26に、うなり振動応答のピーク時における上下変位分布(Profile)の周期的変動( $t/T_w=0/8\sim4/8$ )をFig.6-27に示した。明瞭な4節振動を呈していることが確認できる。また、時系列応答は2節モードが関与した場合と類似したパターンであり(Fig.6-26参照)、この場合についても、うなり振動が発生していることが判明した。

3節固有振動モード及び4節固有振動モードが関与する2例について、うなり振動の周期及び最大うなり振動振幅(うなり振動ピークの第一波)の特性をTable 6-7に総括した。うなり振動周期については、FEMの時系列解析結果はそれほど明瞭ではないものの読み取りは可能であった。FEM解析から得られたうなり周期は式(6-6)の推定値よりもやや低目ながら、Table 6-5、Table 6-6と同様な傾向を示しており良い相関があるといえよう。

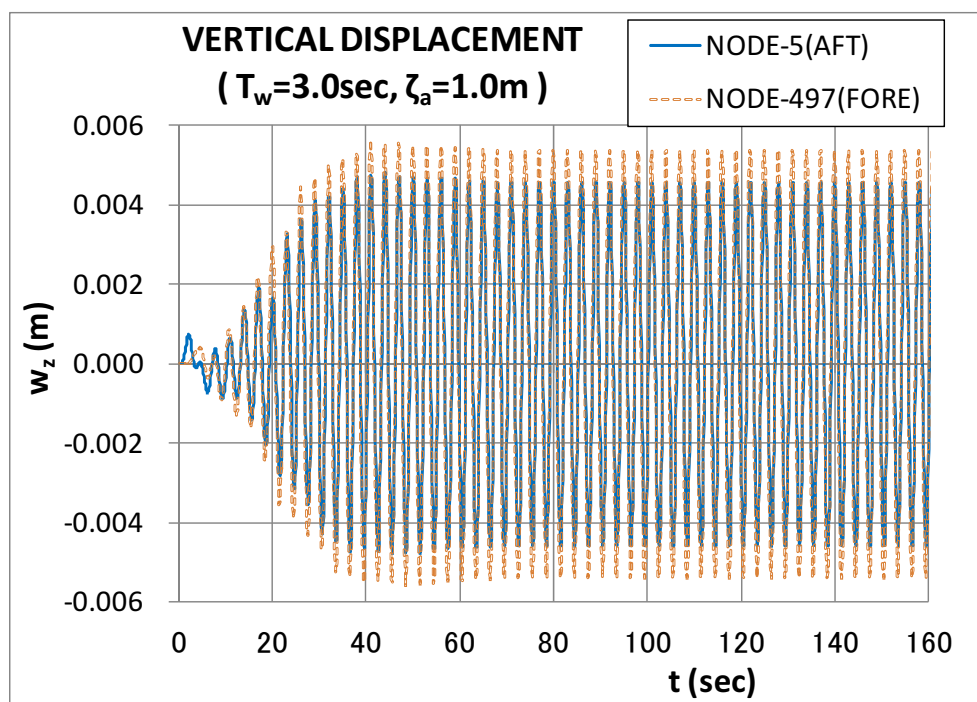


Fig.6-26 Time History of Vertical Displacement for  $T_w=3.0\text{sec}$



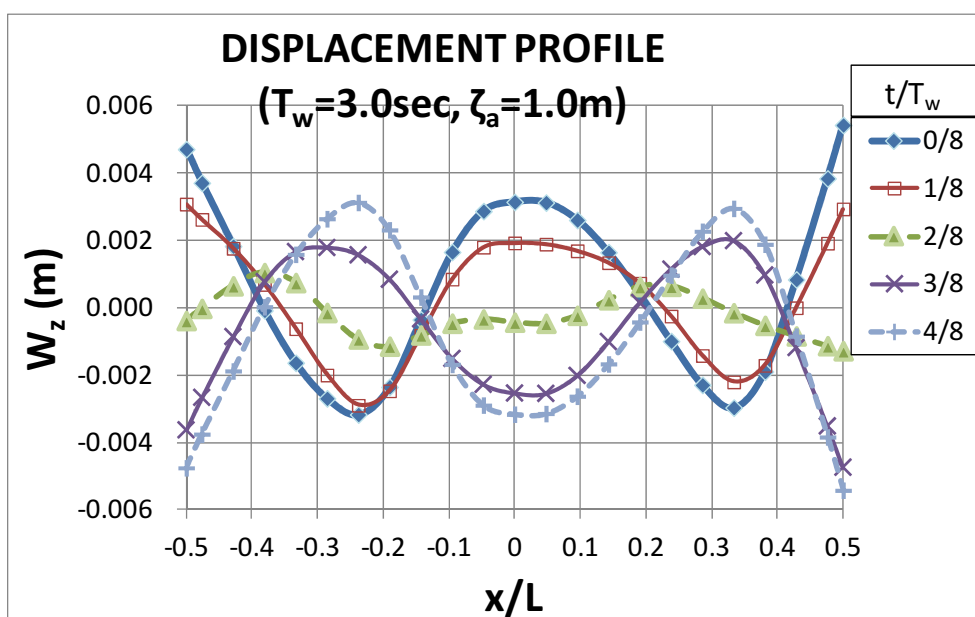


Fig.6-27 Displacement Profile along the Center Line of Model LH-600 at its Peak of Beat

Table 6-7 Beating Behavior of LH-600 Associated with Eigen Mode-7 and Mode-9

Eigen Mode.	T(Mode) (sec)	Wave Period ( sec )	T <sub>B</sub> (sec)		Peak Amplitude ( $w_z/\zeta_a$ )
			Eq.(6-6)	FEM CAL.	
7 (3-Node)	5.353	6.00	50	42	0.028
9 (4-Node)	2.935	3.00	136	80	0.006

#### 6.7.5 フーティング型要素支持浮体を有するVLFSのうなり振動

第5章で採り上げたフーティング型要素浮体を有するセミサブ型VLFS (Table 5-1参照) の場合について、うなり振動現象存在の如何を調べた。長さの異なる2種類のモデルF11, F25について、それぞれの固有振動周期を実機スケール(模型の30倍)に換算してTable 6-8に示した (Table 5-2参照)。

両モデルの固有振動周期のいくつかは、実在する波周期に近接しているので、通常の波周期においてうなり振動が発生する可能性があるかと推察された。それぞれの固有振動周期に近接する波周期の規則波を連続入射させて、上下振動応答の時系列を試行錯誤的に調べてみた。その結果、唯一うなり振動の存在可能性が確認できたのは、モデルF25の2節振動モードの固有振動周期T(Mode-3)に近接した波周期の場合のみであった。

固有振動周期T(Mode-3)=5.696secに近接する2種類の波周期 ( $T_w=5.477\text{sec}$ 及び $T_w=5.603\text{sec}$ ) を採り上げ、上下振動応答を解析した。解析ケース及び解析結果を纏めてTable 6-9に示した。モデルF25, F11の応答解析においては、非線形項である粘性減衰の影響を算入している(式(5-1)参照)。しかしここでは、この非線形項の影響を比較検証する目的で、粘性減衰算入の有 (considered) のみならず、無 (neglected) の場合についても解析を実施した。波周期 $T_w=5.477\text{sec}$ として、粘性減衰算入の有無それぞれの場合について、モデルF25の前後端における上下運動応答の時系列解析結果をFig.6-28A,Bに示した。粘性減衰算入有の場合 (Fig.6-28A) には、数値解析初期段階においてうなり振

動らしき振動応答が出現しているものの、直ぐにうなり振動が消滅していくように見える。一方、粘性減衰算入無の場合(Fig.6-28B)には、うなり振動がより顕著であり、うなり振幅のピークが大きく、うなりの繰り返し継続時間も長いことが判る。即ち、非線形項である粘性減衰の存在が、うなり振動の発生を抑制していることが明らかである。モデルF25において、他の波周期においてうなり振動が現れなかった原因も、粘性減衰の影響であると推察された。

うなり振動が顕著に現れた解析例( $T_w=5.477\text{sec}$ 、粘性減衰算入無し、Fig.6-28B参照)の場合について、うなり振動のピーク時点におけるF25の上下変位分布(Profile)の変動をFig.6-29に示した。明瞭な2節振動モードを呈していることが判る。

各解析ケースにおける、うなり振動の周期及び最大振幅を比較してTable 6-9に取り纏めた。表中で、うなり周期 $T_B$ の値に()が付いているものは、うなり現象が不鮮明であり周期が特定し難かったことを意味している。粘性減衰を考慮した場合には、うなり振動が存在しても不明瞭であり、うなり周期は式(6-6)による推定値よりかなり小さ目に乖離している。固有振動周期と波周期の周期差の近接程度は、うなり周期や振動振幅にそれほど顕著な影響を及ぼしていないことが判る。

粘性減衰の存在は、規則波的応答の減衰のみならずうなり振動現象の発生に対しても抑制効果があることが明らかである。

Table 6-8 Natural Periods of the Models

Mode No.	Mode Shape	Model F25 (sec)	Model F11 (sec)
1	Pitch	9.459	9.508
2	Heave	9.448	9.448
3	2-Node	5.696	1.563
4	3-Node	2.504	0.590
5	4-Node	1.319	0.461

Table 6-9 Beating Behavior of Model F25 Associated with Eigen Mode-3(2-Node)

Wave Period (sec)	Effect of Drag Force	$T_B$ (sec)		Peak Amplitude ( $w_z/\zeta_a$ )
		Eq.(6-6)	FEM CAL.	
5.477	neglected	142	85	0.21
5.477	considered	142	(15)	0.13
5.603	considered	343	(20)	0.14

$T(\text{Mode-3})=5.696\text{sec}$

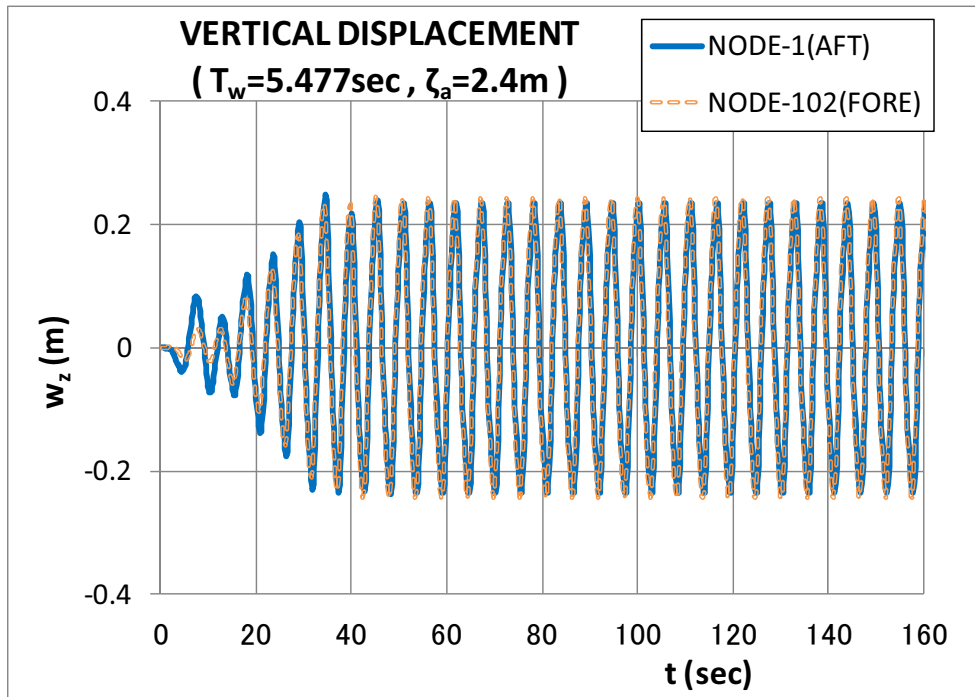


Fig.6-28A Time History of Vertical Displacement in Case Taking Account of Drag Force

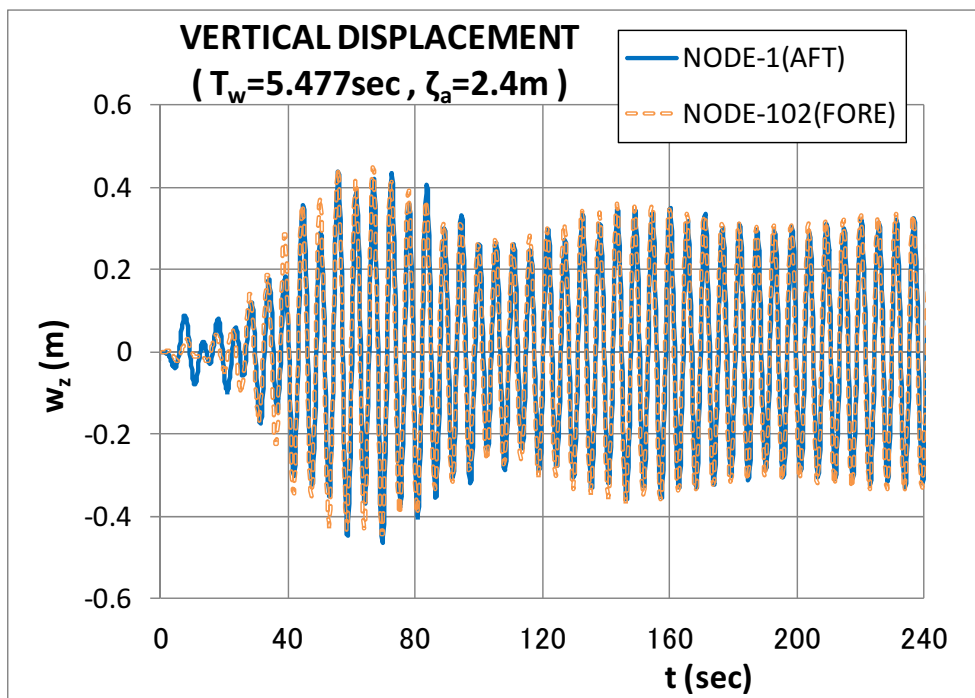


Fig.6-28B Time History of Vertical Displacement in Case Neglecting Drag Force

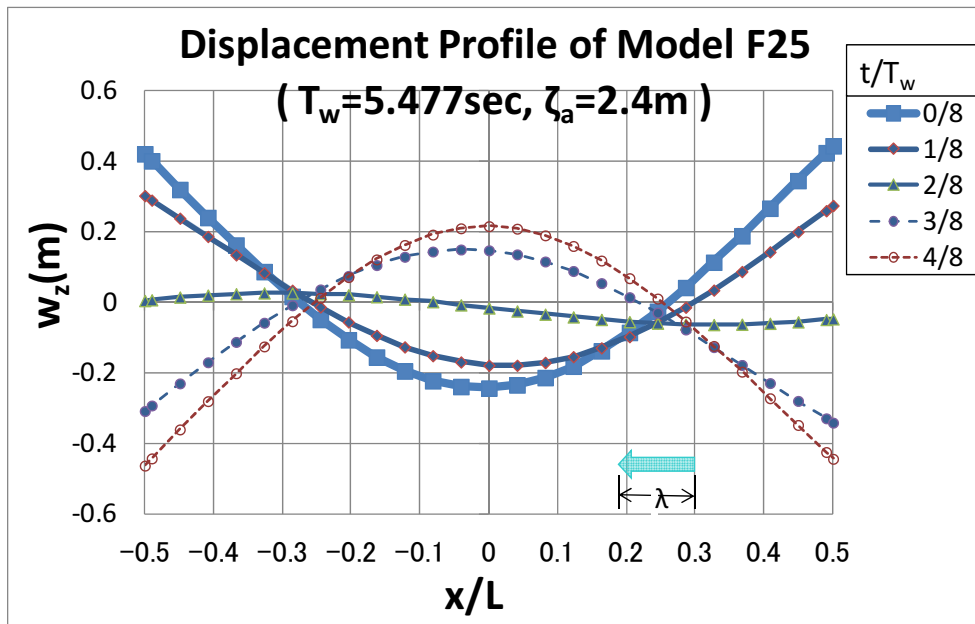


Fig.6-29 Displacement Profile of Model F25 at its Peak of Beat Amplitude in Case Neglecting Drag Force

#### 6.7.6 考察

LH-600のうなり振動特性についての考察結果を以下に取り纏めた。

##### (1) 音波のうなりとの相違

うなり現象は、本来その周期が近接した2つの波動が重なり合う現象であるので、周期差の如何に関わらずそのピーク振幅の最大値は2つの波動の振幅の和を越えることは無い。しかし、浮体構造のうなり振動では、固有振動が励起されてうなりが発生するので、周期差が小さくなるに従ってピーク振幅は増大していくという特性の差がある。

##### (2) うなり振動振幅の波周期依存性

うなり振動の周期( $T_B$ )は、波周期 $T_w$ と固有振動周期の周期差に応じて式(6-6)により大凡の推定をすることが可能である。しかし、その周期差が小さくなるに従って式(6-6)の推定値よりも小さめに乖離していく。うなり振動ピークの振幅は、周期差が小さくなるのに伴い増大していく傾向は保持しているものの、その大きさは頭打ちになる。振動ピークの振幅が増大する傾向は共振現象に近いものの、周期差が極端に小さくなってくると周期差の影響が鈍化して振幅ピーク値も頭打ちになる傾向があり、これがVLFSのうなり振動特有の現象である。入射する規則波の位相は空間的に分布しており、固有振動モードのパターンと一致しているわけではないので、常に浮体上の各所で振動モードに若干のずれが生じている。このために時間的及び空間的に一致する完全な共振現象は現れないものと推察する。

##### (3) うなり振動振幅におけるピーク/トラフのパターン

モデルLH-600の複数の低次モード固有振動周期が、実在する波周期と近接しているために、多くの波周期の規則波に対してうなり振動を伴うことが確認された。うなり振動の時系列パターンは、大凡以下のA), B)の2種類に分類される。

##### A) 減衰が小さい場合

上下変位の時系列応答パターンは、顕著なうなり振動現象を呈する。うなり振動振幅の明瞭な極大（ピーク）及び明瞭な極小（トラフ）が交番で比較的長時間繰り返す。トラフ区間においては、うなり振幅がほぼゼロ近くまで縮減している（Fig.6-21参照）ことが大きな特徴である。しかし、ピークトラフの差は徐々に鈍化していき、やがては入射波に対応する規則波応答に収斂していく。このパターンのうなり振動は、Pitchモードの固有周期である $T(\text{Mode-3})=16.04\text{sec}$ に対して $\pm 1\text{sec}$ の周期差幅を有する波周期領域において出現することが確認された。このように明瞭なうなり振動現象が発生する最大の要因は、減衰係数が小さいためである事が明らかとなった。

同様なうなり振動パターンは、後述のモデルLH-1200においても確認された。LH-600の場合と同様に、造波減衰係数がほぼゼロとなる50年最大波浪条件( $T_w=15.1\text{sec}$ )下で、うなり振動の明瞭な極大及び極小の存在が認められた（6.8.2項、Fig.6-32参照）。LH-1200のこのうなり振動の場合には、主たる関与モードは2節振動であった。

#### B) 減衰が比較的大きい場合

LH-600においては、極めて広範な波周期に渡り2節、3節、4節振動モードが関与して、うなり振動が発生することが確認された。これらの節振動が関与する場合のうなり振動パターンは、上記A)のパターンとは異なり、解析時間ステップの初期段階では判別可能なうなり振動が出現するものの、時間ステップの経過に伴って比較的早くピークトラフの差は鈍化していく。その結果、比較的短時間後に入射波に対応する規則波応答に収斂していく。また、固有振動周期と波周期の周期差が小さくなるに従って、うなり振動振幅のトラフのみならずピークもその存在が不明瞭となっていく（Fig.6-16, Fig.6-23, Fig.6-26, Fig.6-36参照）。このような不明瞭なうなり振動現象が発生する要因は、減衰係数が比較的大きいためである事が明らかとなった。位相差の増大/減小の変動がうなり振動の極大（ピーク）と極小（トラフ）の出現と対応している点に関しては、A)の場合と同様であるが、上下変位振動の位相差変動量はA)の場合よりも小さくなる。

#### (4) うなり振動における運動エネルギーの収支

顕著なうなり振動のピーク時においては、大きな振幅増大現象が観られる。このような運動エネルギーはどのようにして獲得されたのであろうか。波周期と固有振動周期が近接するほど、うなり振動ピークの振幅は増大する傾向があるが、一方、両周期が近接するほどうなり振動周期が長大となる（Table 6-5, Fig.6-21A,B,C参照）。うなり振動周期が長大となるに従って、ピーク到達時まで徐々に発達する周期的振動がより多数回繰り返されるので、その間に運動エネルギーが蓄積されることになると解釈できる。

### 6.8 仕様変更の効果

モデルLH-600が、当該設置海域において、その上下振動応答や応力応答の大きさを緩和して、より安全に機能を発揮できるように改善することを視野において設計変更を試み、その効果を検証した。

#### 6.8.1 上部構造の剛性変更の効果

6.7節における検証結果によれば、LH-600が想定設置海域において強度的に最も厳しくなるのは、上下方向波強制力が最も過酷となる波周期 $T_w=9.0\text{sec}$ の波条件の場合（式(6-5)参照）であった。上部構造の縦曲げ応力が、降伏応力の87.4%に達することが予想された（Fig.6-19参照）。この縦曲げ応力を低減させる目的で、上部構造の部材寸法（Fig.6-2参照）を次のCASE-1～CASE-3のように種々変更してその効果を検証した。

CASE-0: 元(original)の構造仕様

CASE-1: 上部構造全体の板厚 $t_0$ を1.2倍に変更

CASE-2: 上部構造全体の板厚 $t_0$ を0.8倍に変更

CASE-3: 上部構造の高さ $H_0(=10\text{m})$ を0.8倍(8m)に変更

それぞれのCASEにおける、Mode-5(2節振動モード)の固有振動周期 $T(\text{mode-5})$ 、うなり振動周期 $T_B$ のFEM解析結果、LH-600前後端部におけるうなり振動ピーク第一波の上下変位振幅値、及び曲げ応力振幅値をTable 6-10に纏めて示した。解析結果よれば、総てのCASEにおいて2節振動の励起及びそれに伴ううなり振動現象が確認された。CASE-3における上下変位分布(Profile)を代表としてFig.6-30に例示した。

上部構造の曲げ剛性を強化したCASE-1の場合には、曲げ剛性を強化したにも係わらず、うなり振動による上下変位振幅ピーク値が最も大きく現れ、曲げ応力低減効果も認められなかった。曲げ剛性を強化したために、断面係数( $I/y$ )が大きくなるものの、2節振動の固有周期が波周期により近づいてしまい、うなり振動振幅が増大したためである。上部構造の曲げ剛性強化は、期待に反してCASE-0(original)よりも振動応答が過大になってしまうことが分かった。上部構造の曲げ剛性を弱化したCASE-2の場合には、断面係数が小さくなるものの、2節振動の固有周期が波周期から遠ざかるために、うなり振動振幅が若干小さくなったものの曲げ応力は若干増大した。以上の検証結果から、上部構造の全体形状を変えない曲げ剛性変更は、LH-600の対波浪応答を軽減するための効果が小さいことが明らかとなった。

一方、上部構造の高さ $H_0$ を0.8倍に減じたCASE-3の場合には、断面係数は若干減少するものの、2節振動の固有周期が波周期から遠ざかることにより、うなり振動の振幅は減少し、曲げ応力も減少した。CASE-3の変更によれば、他の仕様変更と比べてより効果的に応答を軽減することが可能である。

以上の検討は、LH-600の2節固有振動に起因するうなり振動対策であったが、3節以上の高次の振動固有周期に起因するうなり振動対策は必要であろうか。3節及び4節固有振動に起因するうなり振動の出現状況については、Table 6-7に示したように単位波高に対する振動応答振幅が小さい上に、対象となる波周期が小さくなるので波高も小さい。従って、LH-600においては3節以上の高次のうなり振動に対しては特段の配慮は不要であろう。一方、Pitchモードの固有振動が関与するうなり振動に関しては、ローハルの静的復原力係数(浮力ばね)が支配要因となるので、構造物の強度や主要寸法を変更してもうなり振動を抑制する対策手段とはなり得ない。静的復原力係数の変更や構造重量分布を変更する対策が有効となるであろう。

Table 6-10 Effect of Design Options

CASE	Design Options	Section Modulus ( m <sup>3</sup> /m )	T (Mode-5) (sec)	T <sub>B</sub> (sec)		Disp. Amp. ( w <sub>z</sub> /ζ <sub>a</sub> )	Stress Amp. ( σ <sub>xb</sub> /σ <sub>y</sub> )
				Eq.(6-6)	FEM		
-0	original	0.0945	11.159	46	45	0.36	0.874
-1	1.2×t <sub>0</sub>	0.1134	10.754	55	45	0.41	0.880
-2	0.8×t <sub>0</sub>	0.0756	11.619	40	36	0.33	0.928
-3	0.8×H <sub>0</sub>	0.0785	12.108	35	27	0.30	0.745

Period of the Incident Wave: T<sub>w</sub>=9.0sec

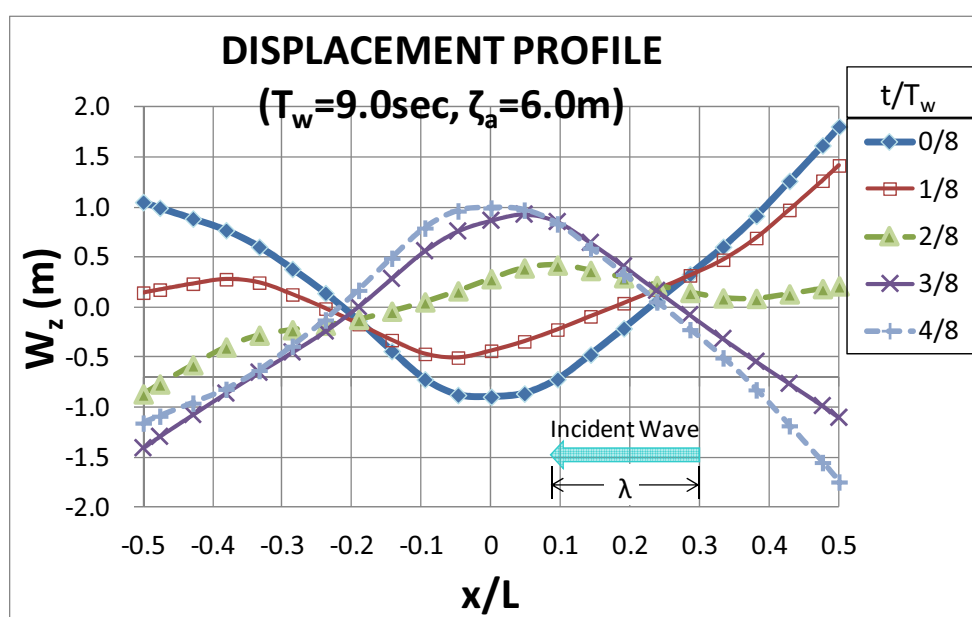


Fig.6-30 Displacement Profile along the Center Line of Model LH-600 at its Peak of Beat in CASE-3

### 6.8.2 長大化に伴う応答特性の変化

大型浮体構造物の応答特性に関しては、浮体長Lの設定に大きく支配される。そこで、ここではLH-600の長さのみを約2倍(長手方向のローハル要素浮体の設置数を2倍)とし、幅や深さを含めたその他の仕様はLH-600をそのまま継承したモデルを作成してその応答特性をFEM数値解析により検証した。このモデルをLH-1200と称することにする(Fig.6-31参照)。LH-1200の構造仕様は、次の通りである。

主要寸法; L×B×D=1,198.5×200×44.1m

ローハル型要素支持浮体の個数: 14(縦)×7(横)=98

排水量 : 513,800 Ton

LH-1200の固有振動周期の解析結果をTable 6-11に示した。固有値解析においては、簡便のために付加質量係数を一定( $T_w=9.0\text{sec}$ の計算値を採用)と仮定した。LH-600(Table 6-4参照)と比較すると、長大化の影響により2節以上の節振動固有周期が長周期にシフトしている点が顕著な変化である。

(1) 50年最大波条件( $T_w=15.1\text{sec}$ ,  $H_w=17.8\text{m}$ )に対する応答

VL-1200の前端(FORE)及び後端(AFT)における上下振動応答の時系列解析結果をFig.6-32に示した。顕著なうなり振動応答の存在が確認できる。うなり振動のピーク第一波における上下変位分布(Profile)をFig.6-33Aに、うなり振動極小時における上下変位分布をFig.6-33Bに示した。 $T_w=15.1\text{sec}$ の規則波に対するVL-1200の上下振動応答は、VL-600の応答(Fig.6-12参照)と同様にピークトラフが明瞭で顕著なうなり振動が現れており、ピーク時の振幅はVL-600の約2倍の大きさであった。ただし、同波周期に対する上下変位モード形状はかなり異なった態様を呈している。即ち、ピーク時の変位はLH-600ではPitchモード(Fig.6-13A参照)であったのが、LH-1200では2節振動モードに代わっている。この違いは、この波周期( $T_w=15.1\text{sec}$ )と近接して振動応答に関与する両モデルの固有振動モードが異なっていることに起因している。また、両モデルの前端(FORE)及び後端(AFT)におけるうなり振動ピーク出現時の時間差を比較すると、LH-1200の方がLH-600よりも数倍離れていることが確認された(Fig.6-12A, Fig.6-32A参照)。この原因は、LH-1200の構造長がLH-600の約2倍であるために、入射波の伝播に要する時間差が増大することに起因している。

LH-1200前端(FORE)及び後端(AFT)における上下変位応答の位相差(Phase-lag)の時系列解析結果をFig.6-34に示した。LH-600の位相差変動状況(Fig.6-22C)に比べれば、その変動は緩やかであるが、うなり振動のピークトラフの出現と深い相関があることが判る。さらに詳細に観察すれば、LH-600の場合には、位相差の変動区間はうなり振動の全区間に及んでおり、うなり振動が1周期経過すると位相差が $2\pi\text{rad}$ 進行してしまう場合があるのに比べて、LH-1200の位相差の変動はうなり振動トラフ区間に限定されており、うなり振動が1周期経過すると位相差が元の状態に復帰するという違いがある。

うなり振動ピーク時における応力応答振幅をFig.6-35に示した。応力の最大値は、同じ波周期のLH-600の場合(Fig.6-15参照)の1.7倍の大きさに達しているが、降伏応力の50%以下であり許容範囲内と言えよう。

(2) 上下方向波強制力が最大となる波条件( $T_w=9.0\text{sec}$ ,  $H_w=12.0\text{m}$ )に対する応答

VL-1200の前端(FORE)及び後端(AFT)における上下変位応答の時系列解析結果をFig.6-36に示した。同波条件下におけるLH-600の場合(Fig.6-16参照)と似たような弱いうなり振動が現れている。うなり振動のピーク第一波時における上下変位分布(Profile)をFig.6-37に示した。LH-1200のうなり振動に関与しているのは4節固有振動であり、2節固有振動が関与しているLH-600のうなり振動のパターンとは異なっており、その最大振幅値は2.4倍に達している。この違いも、両モデルの節振動モードの固有周期の違いに起因している。うなり振動ピーク時における応力応答振幅をFig.6-38に示した。応力応答振幅の最大値は、LH-600の場合(Fig.6-19参照)の2.4倍、降伏応力の210%に達している。このままでは、強度的には許容範囲外となろう。強度を許容範囲内にするための仕様改善は十分可能であろうと予想されるが、本項では構造長が異なることによる応答特性の変化を検討することが目的であるので、これ以上の追究はしていない。



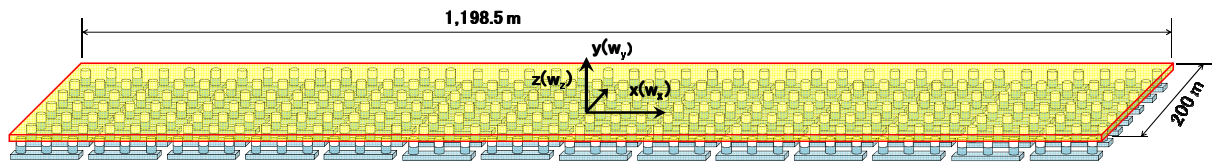


Fig.6-31 Perspective View of LH-1200

Table 6-11 Natural Periods Obtained from Eigen Value Analysis for Model LH-1200

Mode No.	Period ( sec )	Mode Shape	Effect to Vertical Vibration
1	110.4	Surge	no
2	17.125	Roll	less dominant
3	16.011	Pitch	dominant
4	16.002	Heave	less dominant
5	15.525	2-Node Vertical	dominant
6	13.087	1-Node Twist	less dominant
7	13.043	3-Node Vertical	dominant
8	9.301	4-Node Vertical	dominant
9	8.582	2-Node Twist	less dominant
10	6.365	5-Node Vertical	dominant

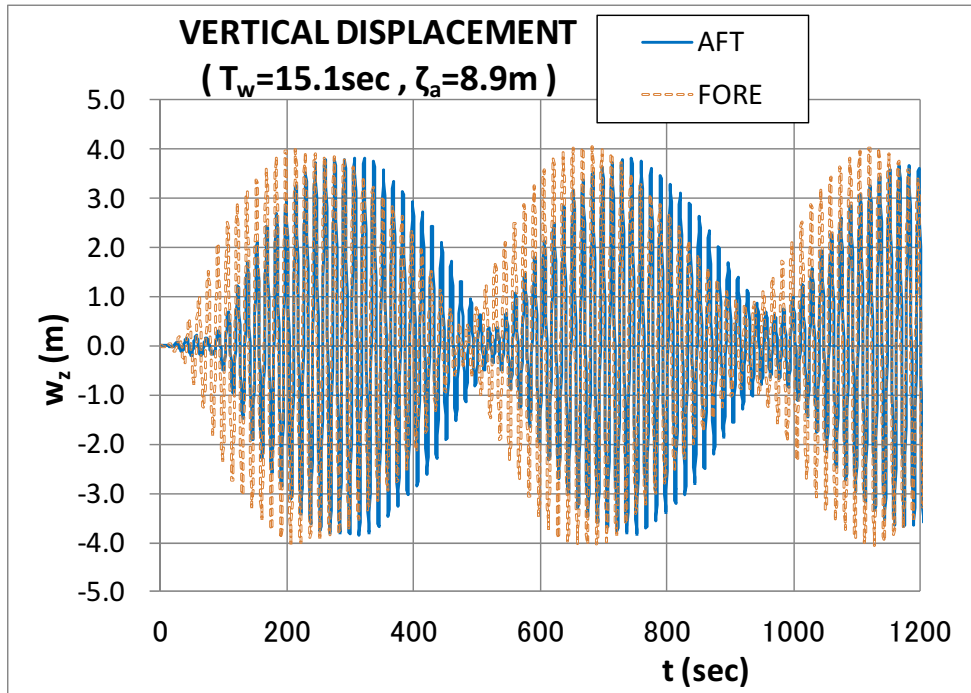


Fig.6-32A Time History of Vertical Displacement for  $T_w=15.1\text{sec}$

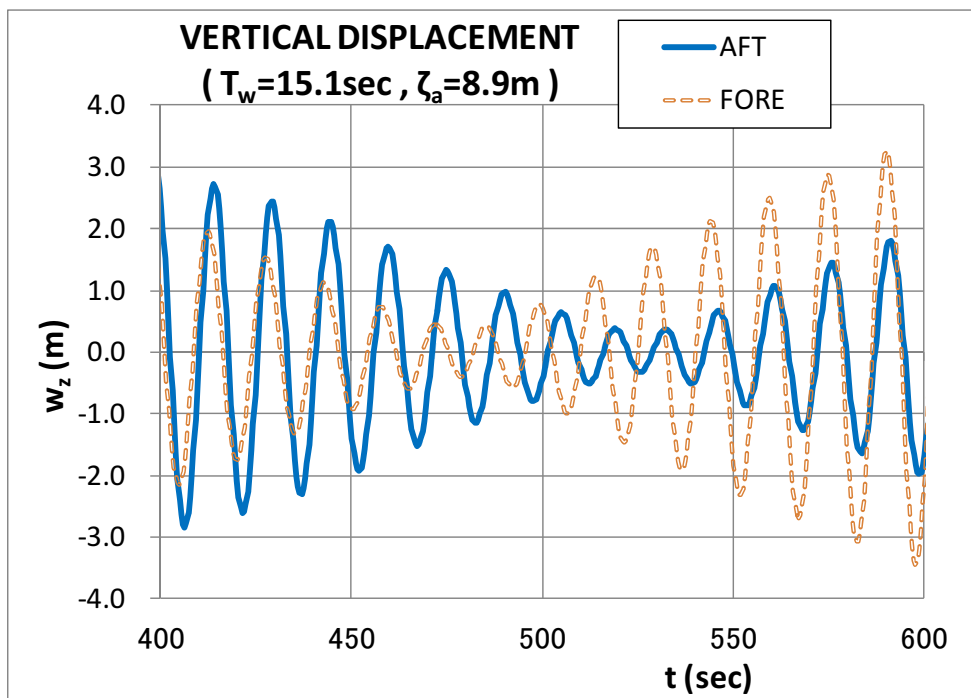


Fig.6-32B Time History of Vertical Displacement around its Trough of Beat

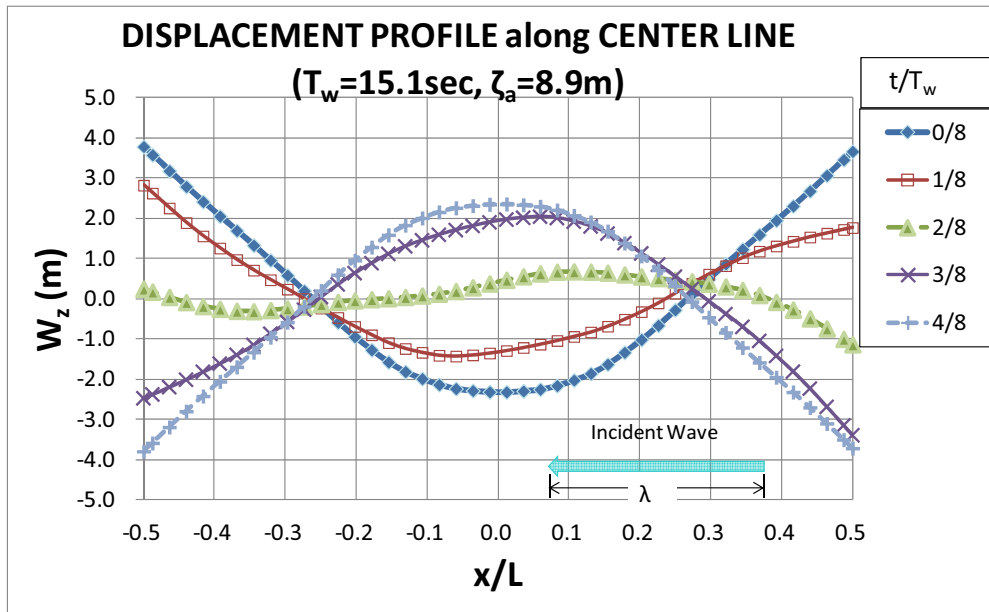


Fig.6-33A Displacement Profile along the Center Line of Model LH-1200 at its Peak of Beat

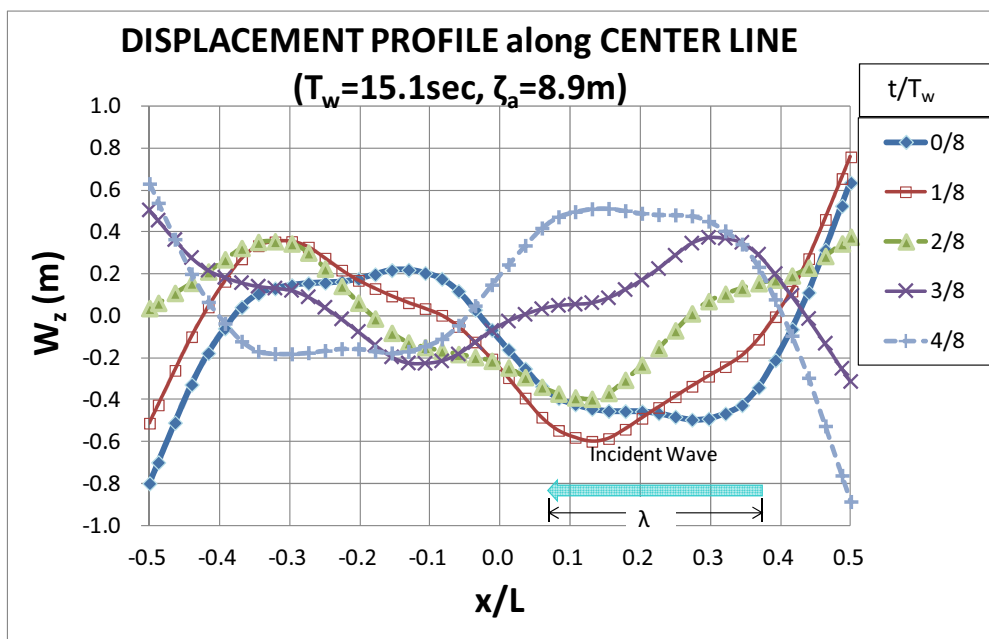


Fig.6-33B Displacement Profile along the Center Line of Model LH-1200 at its Trough of Beat

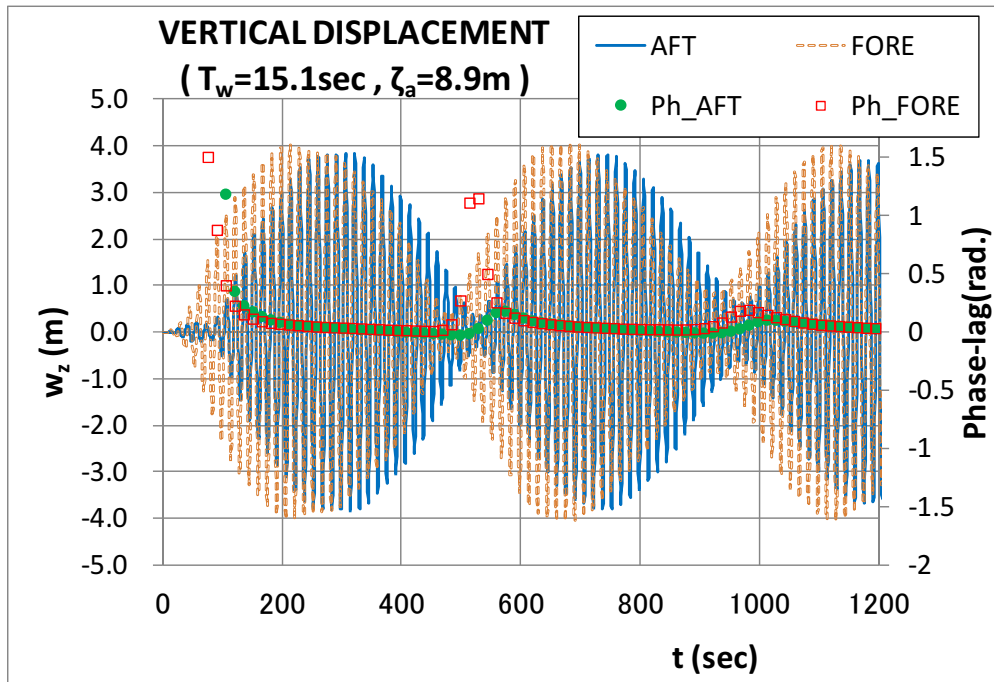


Fig.6-34 Time History of the Vertical Displacement and the Phase-lag with 2-Node Mode Beating Vibration

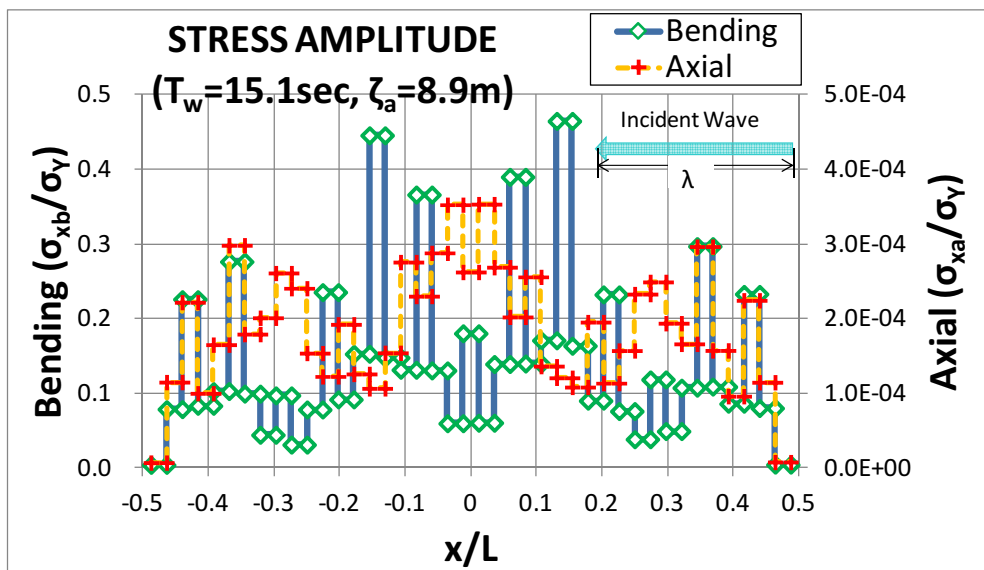


Fig.6-35 Distribution of Stress Amplitude along the Center Line of Model LH-1200 at its Peak of Beat

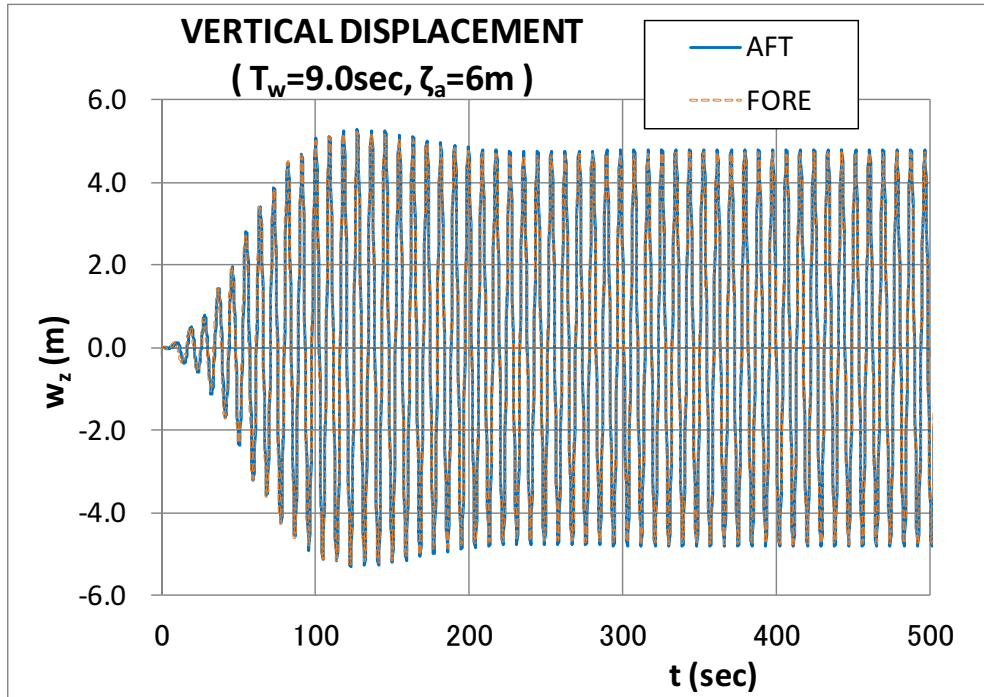


Fig.6-36 Time History of Vertical Displacement for  $T_w=9.0\text{sec}$

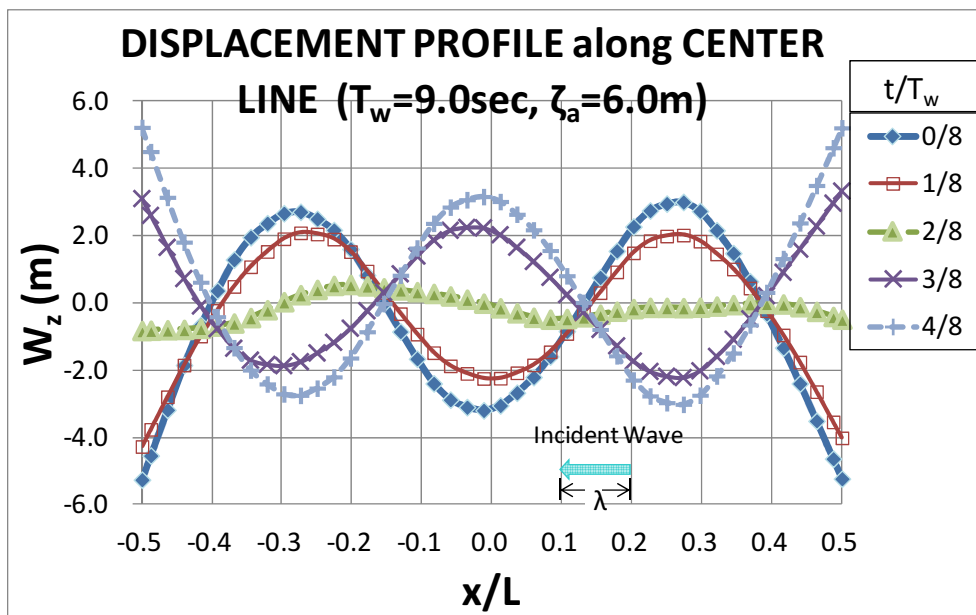


Fig.6-37 Displacement Profile along the Center Line of Model LH-1200 at its Peak of Beat

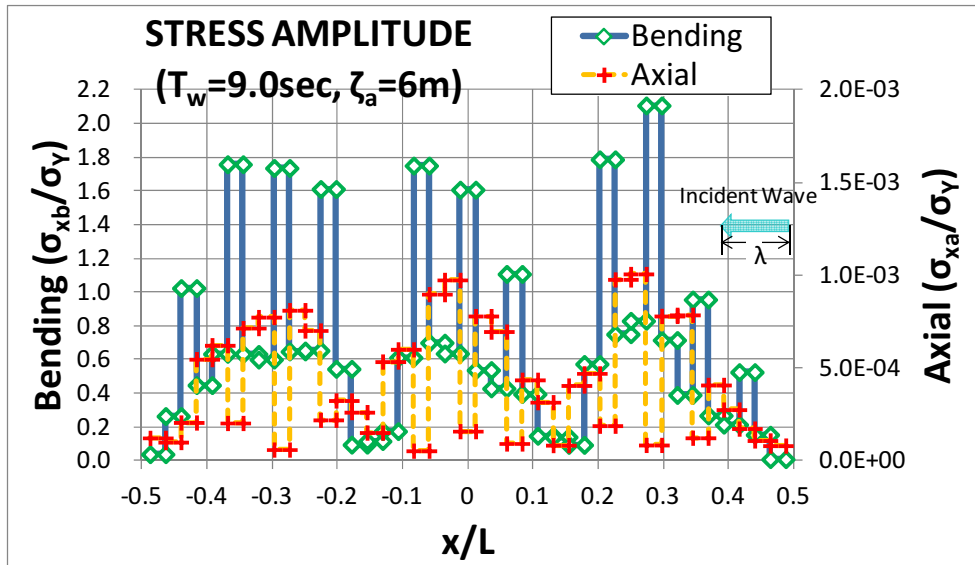


Fig.6-38 Distribution of Stress Amplitude along the Center Line of Model LH-1200 at its Peak of Beat

## 6.9 まとめ

ローハル型支持浮体を有するVLFSに規則波が繰り返し入射すると、周期的な対規則波応答が長周期で大きく変動する場合が多々あることが判明した。この現象を「うなり振動」と称することにした。長周期で変動するので、時には規則波を100波以上連続して入力しないと長周期変動の全体が解明できない場合が生じる。うなり振動は、同じ規則波が多数回繰り返し押し寄せてくる場合に発生する現象であり、自然発生的に観察し難い現象であろう。しかし、解析結果によれば規則波が数波連続するだけでうなり振動のピークが現れる場合もあるので、実海域でもうなりに近い現象は発生しうると言えよう。そこで本章では、浮体構造物の規則波応答にうなり振動が重畳される現象の解明に焦点を当てた。規則波応答のシミュレーション解析は、周波数領域解析では追究できない長周期応答を解析することを目指したものである。この意味から、周波数領域解析の代替手法というよりは、多数の規則波の繰り返しに対するシミュレーション解析であると位置付けられよう。

ブラジル沖の大水深域に設置する大規模物資補給支援基地を想定して、耐波浪性能に優れていると期待できるローハル型支持浮体を有するセミサブ型VLFS(LH-600)を試設計した。LH-600の展開海域における50年間再現最大波浪(式(6-1)参照)及び、上下方向波強制力が最も大きくなると懸念される波条件(式(6-5))の2条件の波浪荷重に対して、LH-600の上下振動特性及び応力応答の大きさについて解析結果を示した。この解析結果から下記の知見が得られた。

### (1) 50年最大波浪に対する応答

ローハル型浮体の寸法形状を、その「波無し周期」が設置海域の50年最大波浪の波周期( $T_w=15.1\text{sec}$ )に近接するように設計した。この波周期においては、上下方向波強制力成分 $F_z$ が特段小さいという利点がある。しかし、その波周期がLH-600のPitchモードの固有周期に近いために、この規則波が連続して入射する場合には、Pitchモードの振動を励起してうなり振動が発生することが予想された。うなり振動が発生すると、入射波による規則的な振動に長周期のうなり振動が重畳されるために、うなり振動のピークでは上下振動が増幅される。しかしこのうなり振動のピーク振幅を考慮しても、LH-600の

上下変位は最大で片振幅**2.05m** ( $w_z/\zeta_a=0.23$ )であり、最大作用応力は降伏応力の**28%**以下であるので、浮体構造の安全や機能を損なうほどではないと予想された。**Haskind-Newman**の関係によれば、波無し周期では造波減衰がゼロ近くなるので、顕著なうなり振動パターンの発生は上下方向波強制力ほぼゼロを伴うことになり、複合効果としてうなり振動ピーク時の応答がそれほど過大にはならないうである。波無し設計が十分に功を奏しているといえる。

## (2) 最も厳しい波浪条件下における応答

当該設置海域において、**LH-600**に対して最も厳しいであろうと想定される波条件波条件( $T_w=9.0\text{sec}$ ,  $H_w=12.0\text{m}$ ) を採り上げてその応答を推算した。この波条件においては、上下方向波強制力成分 $F_z$ が最大となるために、浮体構造全体の振動応答が特段に大きくなる恐れがある。さらに、この波周期は**LH-600**の2節振動モードの固有周期に近いために、この規則波が連続して入射する場合には、2節振動を励起してうなり振動が発生する可能性があるとして予想された。このうなり振動のピーク時には、**LH-600**の上下変位は最大で片振幅**2.2m** ( $w_z/\zeta_a=0.37$ )であり、最大作用応力は降伏応力の**87.4%**に達すると予想された。この設計でも強度や機能の確保上の問題は無いであろう。しかし、さらに安全余裕を増大させようとするれば、上部構造の曲げ剛性や主要寸法を変えるか、支持浮体の水線面積を変更して波無し周期をずらすなどの設計変更で対応することは十分可能である。

## (3) うなり振動対策

**LH-600**を、物資補給基地としての規模や機能に適合するように設計した結果、その固有振動周期が設置海域に実在する波浪の周期と近づいた。そのために、うなり振動が発生する可能性のあることが判明した。うなり振動では、波周期と固有振動周期が近接するに従って、そのピーク出現周期が長周期となり、且つ、ピーク振幅が増大するという特性が現れる。波周期を**Pitch**モードの固有振動周期(**16.043sec**)に極端に近づけた場合の解析例(**Fig.6-21B**, **Fig.6-21C**参照)を観ると、うなり振動ピーク時における上下変位振幅として下記が推定された(**Table 6-5**参照)。

**CASE A2:**  $T_w=16.00\text{sec}$ ,  $w_z/\zeta_a=1.37(w=13.5\text{m})$

**CASE A3:**  $T_w=16.04\text{sec}$ ,  $w_z/\zeta_a=1.66(w=16.4\text{m})$

大変大きな振幅であり、**LH-600**の**Air Gap(16.4m)**を越え、ローハルが空中露出する恐れがある。

しかし、このような現象が実海域で発生する可能性があるものであろうか。波周期と固有振動周期が極端に近接した場合には、うなり振動周期がそれぞれ**1694sec**, **2274sec**と大きくなり(**Table 6-5**参照)、うなり振動ピークが出現するまでに同じ周期の規則波が約**50～70**波連続して入射しなければならないことになる。このようにうなり振動ピーク振幅の増大は、多数回の規則波の繰り返しと抱き合わせの条件下で発生するので、実海域における発生可能性はそれだけ低くなると見なせる。一方、より少ない規則波の繰り返しで発生することが予想されるうなり振動のピーク(例えば**Fig.6-16** 参照)は、振幅がそれほど大きくなりものの発生する可能性は高くなると想定される。

うなり振動は実海域でも発生し得る現象であると言えよう。ただし、数十波以上の規則波の繰り返しによって発生するよううなり振動ピークは実海域では起こりえないであろう。また、粘性抵抗や支持浮体の露出などの非線形影響や支持浮体間の相互干渉影響が伴う場合には、うなり振動の発達が抑制される要因となるであろう。以上の諸状況を勘案すれば、うなり振動ピーク時の上下振動は**LH-600**の機能保持上の障害になるほど大きな揺れが発生するまでには至らないと推察される。

## (4) 本解析法の限界

本解析における流体力の取扱いにおいては、複数要素浮体間の相互干渉効果や波高減衰効果を考慮していない。従って、相互干渉影響が大きくなる波周期範囲 ( $T_w < 10.0 \text{sec}$ ) においては解析精度の信頼性は保持できない。

波強制力や流体力係数の算定においては微小波高を仮定しており、応答解析においても線形応答を仮定している。しかし、想定した海象は大波高で非線形影響が伴うことが予想される。非線形影響を考慮していないための弊害に関しては次のように考察する。本章で現れた変位応答を参照する限りにおいては、エアギャップ(Air Gap)や支持浮体の空中露出が問題となることは無いと予想された。非線形影響は高次応答を伴うものの、一般的には線形推定の方が過大な応答を呈する傾向があることから、本解析法によれば非安全側(過小)な推定をすることなく、大凡の基本的な性能を推定することが可能であろう。

本解析では、波条件は浮体構造の真正面 ( $\chi = 0^\circ$ ) から侵入する縦波の場合に限ったので、横波や斜め波に対する応答については未検討である。ローハル型支持浮体の特徴として、入射波の進行方向が支持浮体と併行か直交方向かによって流体力の大きさや複数要素浮体間の相互干渉効果が大きく異なる。従って、入射波の方向が変化しやすい海域に設置する場合には、入射角の異なる波条件に対する応答解析が別途必要となるであろう。



## 第7章 結論

大型浮体(VLFS)の構造部分はFEMでモデル化して、波浪荷重のみならず浮体表面に作用する過渡的外力に対する弾性応答を時間領域で解析する手法を確立した。このような動的挙動は、流体と構造の連成を取り扱う流体力学弾性応答と称される分野の解析が不可欠となる。過渡的応答解析のためには、多自由度系の運動方程式にメモリー影響関数を導入して合理的に推定精度を確保する手法を実用化した。解析結果の精度検証のために、規則波応答及び過渡的荷重に対する応答について水槽模型実験を実施して、この計算結果の精度検証に供した。

水槽実験では、メガフロート技術研究組合が実海域実験に供した300m長ポンツーン型VLFS実証モデル(MF-300)の約1/30縮尺模型(VL-10)を用いた。VL-10は、その曲げ剛性がMF-300と相似であり、アルミハニカム製で平面的に一樣な平板構造を有するように設計製作された。このために、対波浪応答のみならず、その表面上において種々の過渡的荷重に対する応答を効果的に実験することができた。これらの過渡的応答実験/解析は、後述の航空機の離着陸及び滑走を念頭に置いて、その解析精度を検証する目的で実施されたものである。

VL-10を用いた過渡応答実験結果及びその解析結果から得られた主な成果は以下のとおりである。

### (1) 落下衝撃試験

重量20kgの重錘を用いて、落下速度及び被衝突位置を変えて落下衝突させた。衝撃加速度のピーク値は2～4Gでその持続時間は約0.1secであった。浮体の変位応答はこのピーク値出現後0.2～0.4sec経過して最大に達した。過渡的な弾性変形応答及び短周期の弾性振動に至るまで、解析結果と計測結果との間には良好な一致が確認できた。

### (2) 移動荷重試験

速度を変えて重量6.9kgの台車(CAR)を牽引走行させる実験を実施した。台車の走行速度が小さい時には台車は凹みのほぼ最下部に位置しているが、高速になると、台車は凹みの最下部の先に行っており、次第に上り坂を駆け上がる現象が顕著となってくる。走行する台車の移動に伴って、凹みの前後に高次の弾性振動が発達していく。このような動的応答のシミュレーションにおける本解析法の有効性が確認できた。

平水中及び波浪中のポンツーン型浮体式空港上に、航空機が離発着する場合を想定して航空機及び滑走路の挙動をシミュレーション解析により推定した。浮体式空港モデルとして、300m長のMF-300及び1,200m長のMF-1200を想定し、離着陸時の応答特性を検討した結果、以下の知見が得られた。

### (3) 航空機直下における滑走路の変形

滑走する航空機の足許では機体の重量による凹みができ、この凹みは機体と共に移動し、凹みの前後に弾性振動が伝搬していく。滑走速度が大きくなると凹みの進行速度は機体よりも遅れ、航空機は常に登り斜面上を進むことになる。

### (4) 浮体を伝播する浮体波の特性

浮体波の波長及び伝播速度は、入射波のそれに比べて増大するが、波周期が小なる程、また、浮体の曲げ剛性 $D_L$ が大なる程その増大率が大となる。

### (5) 波浪中離着陸時における航空機の上下動揺

「向かい波」条件下で離着陸する場合には、高速で伝播して来る浮体波を次々に乗り越えながら進行するが、「追い波」条件下で離着陸する場合には、滑走途中で浮体波の進行速度に近づき、しばらく同程度の速度で進行する「サーフィン現象」が現れる。

フーティング付きカラムを要素支持浮体とするセミサブ型VLFSについては、1970～1980年代に実施された規則中弾性応答の水槽実験結果が保存されており、この実験結果と本解析法による解析結果を比較検証することにより、以下の知見を得た。

#### (6) 実験結果と解析結果の比較検証

水槽模型実験は、1,500m長の想定実機(F97)の部分模型(F25, F11)を用いて実施された。浮体の曲げモーメント応答に関しては、応答の大きさや波周期変化に対するピーク/トラフ出現特性について、計算結果と実験結果に良い一致が得られ、解析法の妥当性が確認できた。

#### (7) 位相同調

セミサブ型浮体は、間歇的に配置された要素浮体を介して波力を受ける。このために、入射波に対して浮体長/波長比( $L/\lambda$ )の値が1変化する間に上下振動応答のピーク/トラフが交番で現れる(位相同調現象)。ただし、浮体構造物の相対的曲げ剛性( $EI/L^4$ )が実機並に小さな場合(F97)には、このような周期的変動は現れない。

#### (8) 非線形減衰の影響

Morison式で表される抗力項の影響により、応答値の第3次調波成分(3<sup>rd</sup> Harmonic)の大きさが顕著となる場合がある。相対的曲げ剛性値が大なるモデルF11の場合には、波周期1.0sec近傍において、その2節振動の固有周期(約0.3sec)と入射波の第3次成分(3<sup>rd</sup> Harmonic)の周期とが近接して顕著な高次調波振動を示す事が実験及び解析結果から確認された。

近い将来において、外洋の大水深域において大規模物資支援基地として展開することを目指すVLFSとして、ローワーハル型支持浮体を有する600m長のセミサブ型VLFS(LH-600)を試設計した。このVLFSの規則波に対する応答を解析する中で、うなり振動が発生しうることが判明した。このうなり振動の特性及び発生メカニズムを詳細に検討した結果、以下の知見を得た。

#### (9) うなり振動の発生条件

ローワーハル型支持浮体を有するセミサブ型VLFSの弾性振動固有周期が、実在する波周期に近い場合には、波周期の数倍から数十倍の長周期で上下変位応答が変動するうなり振動が発生する場合がある。うなり振動は、ある特定の周期及び一定の振幅を有する規則波が連続して入射する場合に発生する。

#### (10) うなり周期及びうなり振幅の波周期依存性

入射波の波周期と構造物の固有振動周期が近接するに従って、うなり周期及びうなり振幅が増大する特性がある。このうなり周期の特性は、音波のうなり特性と類似している。

#### (11) 減衰の影響

うなり振動の強弱は、減衰項の大小に支配的影響を受ける。造波減衰がほぼゼロとなる波無し周期の場合に、最も顕著なうなり振動が発生する。造波減衰影響が大きくなるに従って、うなり振動は存在してもあまり目立たなくなってくる。

試設計されたセミサブ型VLFS (LH-600) の、想定設置海域において最も過酷な波浪条件下における応答特性を検討した結果、その健全性は以下のように評価された。

**(12) 50年最大波浪に対する応答**

ローハル型浮体の寸法形状を、その「波無し周期」が設置海域の50年最大波浪の波周期 ( $T_w=15.1\text{sec}$ ) に近接するように設計した。この波周期においては、上下方向波強制力成分  $F_z$  がほぼゼロであるが、造波減衰もゼロであるために、Pitchモードのうなり振動が発生する。しかし、このうなり振動ピーク時の応答においても、上下振動応答及び曲げ応力応答の大きさは、浮体構造の安全や機能確保上の問題となる程度には至らないと予想された。波無し設計が十分に功を奏したと言えよう。

**(13) 最も厳しい波浪条件下における応答**

想定設置海域において、上下方向波強制力が最も厳しいであろうと想定される波条件 ( $T_w=9.0\text{sec}$ ,  $H_w=12.0\text{m}$ ) を採り上げてその応答を推算した。2-Nodeモードの弱いうなり振動が発生し、うなり振動のピーク時には、比較的大きな上下振動応答 ( $w_z/\zeta_a=0.37$ ) 及び曲げ応力応答 (降伏応力の87.4%) の発生が予想された。しかし、この程度の応答は安全確保上問題無いであろうと判断された。

## あとがき

著者が海上技術安全研究所(旧、船舶技術研究所)の研究員として入所して間もなく、第Ⅰ期関西国際空港プロジェクトが開始され、近年のメガフロート開発プロジェクトに至るまでずっとVLFSの弾性応答の解明を目指した研究活動に携わってきた。我が国が、丁度海洋空間利用に向かって大きく舵を切った節目の時代に巡り合い、超大型浮遊式海洋構造物の開発研究という夢多き壮大なプロジェクトにライフワークとして没頭できたことはこの上ない幸運であったと思っている。

本論文では、VLFSの弾性応答解析のために時間領域解析に基づくシミュレーションを適用した。一般に、シミュレーションを実施すると解析モデルは一応のそれらしい挙動を見せる。そこで重要なのは、得られた結果が実際の現象を再現しているかどうかを確認することである。著者は、VLFSのプロジェクト研究に長い期間携わり、水槽実験担当の一員として縮尺模型の設計から実験実施及び計測まで関わると共に、主として弾性応答のシミュレーション解析を担当した。従って、その解析結果は常に実験結果と比較検証できる環境下にあった。

研究対象としたVLFSプロジェクトは、第Ⅰ期関西国際空港から近年のメガフロート開発プロジェクトに至るまで、いずれも主目的は海上浮体空港の実現を目指した研究であった。これらのプロジェクト研究は、海洋開発工学部を中心とする所内共同研究の体制で実施され、船体構造部に属していた著者は、構造力学の分野からの支援を期待されて参入した。水槽実験は主として海洋開発工学部が管理運営する通称大陸棚再現水槽において実施され、実験の主目的は、波、潮流、風の各外力に対する浮体模型の応答解明であった。著者は、VLFSの最終ターゲットである浮体式海上空港で問題となる航空機の離着陸時応答の解明が重要となることを確信し、水槽実験でこれらの挙動に関する実験実施を目指した。しかし、主として工作建造上の理由から、波浪中性能を解明するための模型と、局部的過渡応答解明を目的とする模型とを両立させる設計は甚だ困難であった。

しかるに、丁度メガフロートプロジェクト実施開始時期に至り、構造材料メーカーの技術発展は本論文に登場するモデルVL-10を提供できるまでに至った。VL-10は、全長に亘りほぼ完全に一樣なアルミ合金ハニカム製であり、全長10mが一体物として工場で建造された。モデルVL-10を用いた模型実験は、共同研究者である矢後(当時、海洋開発工学部)と著者の2人の主管事項であったが、模型の設計建造に関しては矢後の労に負うところが大きかった。VL-10は補強のためのバックボーン(骨材)を一切配置すること無く、ブロック継ぎ目無しで想定実機(モデルMF-300)と曲げ剛性相似条件を満足する仕様に設計製造された。浮体構造の縦横の曲げ剛性が相似で、ほぼ完全に一樣な縮尺模型の製造は世界初であったと自負している。その上部構造が一樣な平面構造であることにより、平面上で落下衝撃や移動荷重等の動的荷重に対する過渡的応答実験において所期の成果を得ることができた。本論文における時間領域解析結果の信頼性検証がほぼ満足できる程度に達成できたのは、縮尺模型VL-10との出会いに依るところが大きかった。VL-10を用いた波浪中応答及び過渡的応答の水槽実験結果は公開され、その後に国内外で開発された弾性応答解析プログラムの検証のために広く利用された事を付記しておきたい。

## 謝辞

吉田宏一郎先生(研究当時は、東京大学教授)は、海洋空間利用のためのVLFSの研究開発が我が国の将来を左右する重要なテーマとなること、そのようなVLFSでは流体と構造の連成問題が主要な課題であることについて先見の明を示され、著者がこの研究に乗り出す先導となっていた。ここに深甚なる謝意を表する。

VLFSのプロジェクト研究は総て、研究所内共同研究として実施された。共同研究の中核となった海洋開発工学部の諸兄には、模型の設計・製作から水槽実験の実施に至るまで多大な助力をいただいた。特に、本論文の主要な骨子となったボンツーン型浮体模型(モデルVL-10)の動的荷重に対する過渡的応答の解明に際しては、研究遂行のパートナーであった矢後清和氏に水槽実験や流体力解析に関するノウハウを提供して頂いた。また、大川豊氏には、第6章で採り上げたローワーハル型支持浮体の流体力特性に関して新たな解析の追加を引き受けていただいた。彼らのご助力に深く感謝している次第である。

日本船舶海洋工学会(旧、日本造船学会)の海洋工学委員会構造部会においては、1970年代におけるセミサブ型掘削リグを初めとして、1900～2000年代にかけてのメガフロートまで、大型浮体構造物が中心的研究対象として採り上げられ、産官学の共同研究が遂行されてきた。その成果は、文献<sup>36)</sup>に纏められ出版された。この共同研究体制では気楽な仲間意識の下で、VLFSの応答解析法の研鑽から実機設計建造の蘊蓄まで大いに知見の間口を広げさせていただいた。歴代の構造部会委員に親愛の情を込めて感謝する。

海洋工学研究所の佐尾邦久社長には、昔の同級生のよしみで、海洋開発の現状に関する最新情報を提供してもらったり、本論文完成に至るまでに忌憚ない叱咤激励をいただいた。第6章の完成は彼の助力に負うところが大きい。

1970年代初期にカリフォルニア大学で開発され、FORTRANソースコードで公開されたFEM解析プログラムSAP4に出会ったのも幸運であった。オリジナルSAP4のFEM要素剛性マトリックス構築や時系列解析ルーチーンを活用しながら、メモリー関数や非線形解析アルゴリズムを組み込み、さらに入出力の効率的な自動化を図ることができた。SAP4を開発公開していただいたカリフォルニアBerkley大学のK.J.Bathe教授他に感謝の念を捧げる。

鈴木英之先生には、私が本論文を博論として取り纏めるのにかなりの長期間を要し何度かくじけそうになった折に、叱咤激励していただいた。また、論文内容が旧時代の遺産に終わらず新規性を盛り込むべきであることをご教示いただき、その為に海洋開発に関するホットな知見を提供していただいた。鈴木先生のご指導がなければ、本論文の脱稿まで漕ぎ着けることはできなかったであろう。ご厚情ありがとうございました。

## 参考文献

- 1) 宝田直之助:超大型海洋構造物のテクノロジ・アセスメントの一例(その1～その10){浮体工法による海上空港建設に対する技術検討}、日本造船学会誌、第638～652号、1982.8～1983.10
- 2) 安藤定雄 他:大型浮遊式海洋構造物の建設基礎技術に関する研究、船舶技術研究所報告別冊第6号、1985.3
- 3) 井上令作 他:浮遊式海洋構造物の実海域実験 その1 実験の概要、船舶技術研究所報告別冊第13号、1992.1
- 4) マリンフロート推進機構:関西国際空港Ⅱ期工事 浮体式海上空港の提案、1994.3
- 5) Taylor,R. Eatock and Rajagopalan,A.: Dynamics of Offshore Structures, Journal of Sound and Vibration, 1982
- 6) 吉田宏一郎、米家卓也、岡徳昭、尾崎雅彦:緊張繫留プラットフォームの動的応答特性、日本造船学会論文集、第146,147号,(1979, 1980)
- 7) 吉田宏一郎、尾崎雅彦、岡徳昭:緊張繫留プラットフォームの構造応答特性、日本造船学会論文集、第152,153号,(1982, 1983)
- 8) 大松重雄:超大型ポンツーン型浮体の波浪中弾性応答計算、日本造船学会論文集、第182号、1997、pp.329-340
- 9) 影本浩、藤野正隆、朱庭濯:超大型浮体に働く波力・流体力の推定法に関する研究、日本造船学会論文集、第179号、1996、pp.173-182
- 10) 村井基彦、影本浩、藤野正隆:超大型浮体の波浪中弾性挙動の推定法について、日本造船学会論文集、第178号、1995、pp.213-224
- 11) 村井基彦、影本浩、藤野正隆:超大型浮体の波浪中弾性挙動の推定法について(第2報)、日本造船学会論文集、第181号、1997、pp.123-134
- 12) M. Kashiwagi: A B-Spline Galerkin Scheme for Calculating the Hydroelastic Response of a Very Large Floating Structure in Waves, J. of Marine Science and Technology, Vol.3, 1998, pp.37-49
- 13) 永田修一、吉田尚史、一色浩、大川豊:超大型弾性平板浮体の波浪中挙動解析、日本造船学会論文集、第182号、1997、pp.285-294
- 14) E. Watanabe and T. Utsunomiya: Transient Response Analysis of a VLFS at Airplane Landing, Proc. of International Workshop on VLFS, 1996, pp.243-247
- 15) J-W. Kim and W. C. Webster: The Drag of an Airplane Taking Off from A Floating Runway, Proc. of International Workshop on VLFS, 1996, pp.235-241
- 16) メガフロート技術研究組合:超大型浮体式海洋構造物 平成9年度研究成果報告書ー概要ー、平成10年3月、pp.215-217
- 17) 今井茂、安宅浩一:航空機離発着時の浮体式空港の弾性応答、東京大学卒業論文、1997
- 18) 大松重雄:超大型浮体の弾性応答時系列計算法、日本造船学会論文集、第184号、1998、pp.223-230

- 19) M. Kashiwagi: A Time-Domain Mode-Expansion Method for Calculating Transient Elastic Responses of a Pontoon-Type VLFS, J. of Marine Science and Technology, Vol.5, 2000, pp.89-100
- 20) 高木又男、斉藤公男 他:非周期的造波問題の周波数領域での取扱い(第1報～第7報)、関西造船協会誌、第182～192号、1981～1984
- 21) Ogilvie, T.F. :Recent Progress Toward the Understanding and Prediction of Ship Motions, 5th ONR Symp. on Naval Hydrodynamics, 1964
- 22) 山内保文他:不規則現象論、海文堂、1986、pp.201-203
- 23) 矢後清和、遠藤久芳:浅喫水箱形浮体の波浪中弾性応答についてー大型模型による水槽試験ー、日本造船学会論文集 第180号、1996、pp.341-352
- 24) 遠藤久芳 他:動荷重を受ける浮体の弾性応答、第14回海洋工学シンポジウム、日本造船学会、1998、pp.411-416
- 25) 遠藤久芳、矢後清和:動荷重を受ける大型浮体の時刻歴応答、日本造船学会論文集 第186号、1999、pp.369-376
- 26) 岩橋嘉生、大松重雄、坪郷尚:ポンツーン型超大型浮体の波浪中弾性応答特性、日本造船学会論文集、第183号、1998、pp.211-218
- 27) 坪郷尚、岡田博雄:超大型浮体構造の撓み波動伝搬挙動と強度に関する基礎的考察、日本造船学会論文集、第181号、1997、pp.299-307
- 28) 吉田宏一郎他:三次元浮遊骨組構造の周期応答、造船学会論文集VOL 143、昭和53.6
- 29) 我国における海洋工学の性能分野研究の現状、造船学会誌、昭和56
- 30) 浮遊式海洋構造物に関する調査研究報告書、運輸省船舶技術研究所、昭和57.3
- 31) 関西国際空港計画に係わる浮体工法の評価のための調査報告書、運輸省船舶技術研究所、昭和54.3
- 32) 工藤君明:上下動するフーティング付カラムの造渦減衰力について、第68回JTTC資料、昭和55.6
- 33) H. Endo :The Behavior of an Airplane Taking Off from and Landing on a VLFS in Rough Sea Condition, International Workshop on Very Large Floating Structures (VLFS99'), 1999
- 34) H. Endo :The Behavior of a VLFS and an Airplane during Takeoff/Landing Run in Wave Condition, J. of Marine Structures, Vol.13, 2000, pp.477-491
- 35) 遠藤久芳:波浪および飛行機の離着陸荷重を受けるVLFSの挙動、第15回海洋工学シンポジウム、日本造船学会、2000、pp.193-200
- 36) 超大型浮体構造物の構造設計、成山堂書店、日本造船学会海洋工学委員会構造部会編、2004
- 37) 海洋工学ハンドブック第5版、(独)石油天然ガス・金属鉱物資源機構(JOGMEC)、2011.3
- 38) 小山健夫、藤野正隆、前田久明:船体と海洋構造物の運動学、成山堂書店、2010(改訂)
- 39) H. Endo and H. Suzuki :The Beating Vibration of VLFS, 日本船舶海洋工学会講演会論文集、第20号、2015.5

## 付録「ウィルソンの $\theta$ 法(The Wilson $\theta$ -method)」の解説

時刻 $t$ における加速度、速度、変位をそれぞれ

$$\ddot{w}_t, \dot{w}_t, w_t$$

と表し、これ等は既知とする。

時間間隔  $\theta \Delta t$  (ここに  $\theta \geq 1.0$ ) の間、加速度は直線的に変化すると仮定する。

時刻 $t$ からの時間増分を  $\varepsilon$  とすれば、

$$0 \leq \varepsilon \leq \theta \Delta t$$

時刻 $t$ から $t + \theta \Delta t$ に対して、次式が成立する。

$$\ddot{w}_{t+\varepsilon} = \ddot{w}_t + (\ddot{w}_{t+\Delta t} - \ddot{w}_t) \frac{\varepsilon}{\Delta t} \quad (A1)$$

$$\dot{w}_{t+\varepsilon} = \dot{w}_t + \ddot{w}_t \varepsilon + (\ddot{w}_{t+\Delta t} - \ddot{w}_t) \frac{\varepsilon^2}{2\Delta t} \quad (A2)$$

$$w_{t+\varepsilon} = w_t + \dot{w}_t \varepsilon + \frac{1}{2} \ddot{w}_t \varepsilon^2 + (\ddot{w}_{t+\Delta t} - \ddot{w}_t) \frac{\varepsilon^3}{6\Delta t} \quad (A3)$$

式(A1)を変形すると、

$$(\ddot{w}_{t+\Delta t} - \ddot{w}_t) = (\ddot{w}_{t+\varepsilon} - \ddot{w}_t) \frac{\Delta t}{\varepsilon} \quad (A4)$$

式(A4)を式(A2),(A3)に代入すると、

$$\dot{w}_{t+\varepsilon} = \dot{w}_t + \frac{\varepsilon}{2} (\ddot{w}_t + \ddot{w}_{t+\varepsilon}) \quad (A5)$$

$$w_{t+\varepsilon} = w_t + \varepsilon \dot{w}_t + \frac{\varepsilon^2}{6} (2\ddot{w}_t + \ddot{w}_{t+\varepsilon}) \quad (A6)$$

式(A6)を変形すると、

$$\ddot{w}_{t+\varepsilon} = \frac{6}{\varepsilon^2} (w_{t+\varepsilon} - w_t) - \frac{6}{\varepsilon} \dot{w}_t - 2\ddot{w}_t \quad (A7)$$

式(A7)を式(A5)に代入すると、



$$\dot{w}_{t+\varepsilon} = \frac{3}{\varepsilon} (w_{t+\varepsilon} - w_t) - 2 \dot{w}_t - \frac{\varepsilon}{2} \ddot{w}_t \quad (\text{A8})$$

時刻 $t+\varepsilon$ における運動方程式を次式で表す。

$$M \ddot{w}_{t+\varepsilon} + C \dot{w}_{t+\varepsilon} + K w_{t+\varepsilon} = P_{t+\varepsilon} \quad (\text{A9})$$

式(A9)に式(A7),(A8)を代入して、左辺に  $w_{t+\varepsilon}$ を含む項を集めると、

$$\begin{aligned} & \left[ K + \frac{3}{\varepsilon} C + \frac{6}{\varepsilon^2} M \right] w_{t+\varepsilon} = P_{t+\varepsilon} \\ & + M \left\{ 2 \ddot{w}_t + \frac{6}{\varepsilon} \dot{w}_t + \frac{6}{\varepsilon^2} w_t \right\} + C \left\{ \frac{\varepsilon}{2} \ddot{w}_t + 2 \dot{w}_t + \frac{3}{\varepsilon} w_t \right\} \end{aligned} \quad (\text{A10})$$

式(A10)の解は変位  $w_{t+\varepsilon}$ を与える。これを式(A7)に代入すれば、加速度  $\ddot{w}_{t+\varepsilon}$ を求めることができる。

最後に、補間法により時刻 $t+\Delta t$ における加速度を次式のように得る。

$$\ddot{w}_{t+\Delta t} = \ddot{w}_t + (\ddot{w}_{t+\varepsilon} - \ddot{w}_t) \frac{\Delta t}{\varepsilon} \quad (\text{A11})$$

$\varepsilon = \theta \Delta t$ として式(A11)を表すと、次式が得られる。

$$\ddot{w}_{t+\Delta t} = \left(1 - \frac{1}{\theta}\right) \ddot{w}_t + \frac{1}{\theta} \ddot{w}_{t+\theta \Delta t} \quad (\text{A12})$$

通常は、 $\theta=1.4$ が用いられるので、本論文でもこの値を採用した。

以上