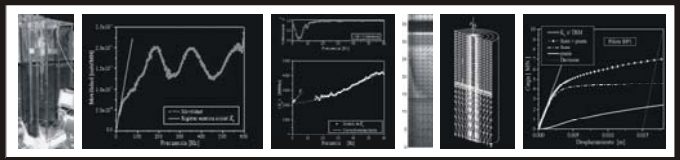
En el presente trabajo de tesis se propone la simulación numérica del comportamiento bajo carga axial de los pilotes utilizando modelos de elementos finitos calibrados para reflejar los resultados de rigidez estática inicial obtenida de los ensayos de respuesta transitoria (TRM). El uso combinado del método de respuesta transitoria y de los modelos numéricos constituye una herramienta que posibilita un análisis completo de los pilotes, torna posible evaluar su comportamiento bajo cargas de servicio, predecir cargas de rotura, reevaluar coeficientes de seguridad y en definitiva permite afianzar y mejorar los actuales métodos de cálculo.



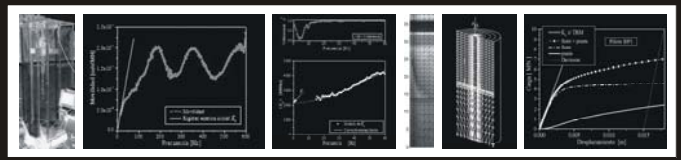
CARINA R. CABALLERO

EVALUACION NUMERICO EXPERIMENTAL DEL COMPORTAMIENTO BAJO CARGA AXIAL DE PILOTES

TESIS DOCTORAL

EVALUACION NUMERICO EXPERIMENTAL DEL COMPORTAMIENTO BAJO CARGA AXIAL DE PILOTES

CARINA R. CABALLERO



Tesis Doctoral

Evaluación Numérico Experimental del Comportamiento Bajo Carga Axial de Pilotes

Por
Ing. Carina Roxsana Caballero

TESIS PRESENTADA A LA FACULTAD DE CIENCIAS EXACTAS, FISICAS Y NATURALES DE LA UNIVERSIDAD NACIONAL DE CORDOBA EN CUMPLIMIENTO PARCIAL DE LOS REQUERIMIENTOS PARA LA OBTENCION DEL GRADO DE

DOCTOR EN CIENCIAS DE LA INGENIERIA

COMISION ASESORA

Dr. Carlos A. Prato (Director de Tesis)
Dr. Emilio Redolfi
Dr. Jose E. Stuardi

Marzo, 2007

RESUMEN

En el presente trabajo de tesis se propone la simulación numérica del comportamiento bajo carga axial de los pilotes utilizando modelos de elementos finitos calibrados para reflejar los resultados de rigidez estática inicial obtenida de los ensayos de respuesta transitoria (*TRM)*. El uso combinado del método de respuesta transitoria y de los modelos numéricos constituye una herramienta que posibilita un análisis completo de los pilotes, torna posible evaluar su comportamiento bajo cargas de servicio, predecir cargas de rotura, reevaluar coeficientes de seguridad, y en definitiva permite afianzar y mejorar los actuales métodos de cálculo.

En este sentido se implementó en entorno Matlab un programa de elementos finitos utilizando una formulación axilsimétrica y un modelo constitutivo de suelo no lineal que responde a un modelo constitutivo de tipo hiperbólico. A fines de validar el procedimiento propuesto, se estudió inicialmente el comportamiento de pilotes excavados para distintas condiciones de suelos, ya sean arenas estratificadas, arcillas y suelos loessicos, para pilotes de gran tamaño y de pequeña envergadura, comparándolos con ensayos de carga estática y de carga rápida con grandes deformaciones. Posteriormente se aplico el método de ensayo y de evaluación aquí propuesto a un pilote hincado a los efectos de explorar la posible utilidad del mismo en este tipo de pilotes.

ABSTRACT

In the present work a numerical simulation of the behavior under axial load of piles is proposed, using finite element models coupled to the initial static stiffness obtained from the transitory response method (TRM). The combined use of the transitory response method and the numerical models establish a tool that make possible a complete analysis of the piles, make possible evaluate its behavior under service loads, predict failure loads, to evaluate safety factors and make possible an improvement of the actual design methods. In this sense a finite element program was implemented in Matlab using an axilsymetrical formulation and a non-linear hyperbolic constitutive model of the soil. Initially was studied the behavior of drilled shaft in stratified sand, loess and clay, for small and big piles, and its results were compared with conventional static tests and rapid load tests. Later the procedure proposed was applied to a driven pile with the intention of explore the possible usefulness in this kind of piles.

RÉSUMÉ

Dans le travail présent une simulation numérique du comportement sous charge axiale de pieux est proposée et utilise des modèles de l'élément finis a associé à la raideur statique initiale obtenue de la méthode de la réponse transitoire (TRM). L'usage combiné de la méthode de la réponse transitoire et les modèles numériques établit un instrument qui fait possible une analyse complète des pieux, faites possible évaluer son comportement sous charges du service, prédire des charges de rupture, évaluer la sécurité compte et fait possible une amélioration des méthodes du dessin réelles. Dans ce sens un programme de l'élément fini a été rendu effectif dans Matlab qui utilise une formulation de l'axilsymetrical et un modèle constitutif hyperbolique non-linéaire du sol. Initialement été étudié le comportement de pieux dans sable stratifié, loess et argile, pour les petits et grands pieux, et ses résultats ont été comparés avec les épreuves statiques conventionnelles et les épreuves de la charge rapides. Plus tard la procédure proposée a été appliquée à un pieux descendue avec l'intention d'explorez l'utilité possible dans ce genre de pieux.

A Marcelo, quien estuvo aquí a mi lado, día a día a día a día ... hasta el final.

AGRADECIMIENTOS

Quisiera agradecer a las siguientes personas e instituciones:

Al Dr. Carlos A. Prato, quien me ha brindado su apoyo constante y su guía para la realización de este trabajo de tesis, un gran profesor del cual he aprendido mucho más que lo que reflejan estas páginas.

A los miembros del comité asesor de tesis: Dr. Emilio Redolfi y Dr. José Stuardi por sus consejos y sugerencias.

A los Drs. Luis A. Godoy y Fernando Flores, con quienes tuve el privilegio de tomar mis primeros cursos en la carrera del doctorado.

Al director del Departamento de Estructuras de la Facultad de Ciencias Exactas, Físicas y Naturales de la Universidad Nacional de Córdoba, Ing. Gérald Pirard y a la Sra. Magdalena Rius quien me asistió en todos los trámites a distancia.

Al encargado del Laboratorio de Ensayos No Destructivos, del Departamento de Mecánica Aplicada de la Facultad de Ingeniería de la Universidad Nacional del Comahue, Msc. Ing. Ricardo Echevarría, quien me abrió las puertas de su laboratorio y me brindó su apoyo incondicional por sobre todas las cosas.

A mis amigos y compañeros de doctorado quienes de muchas maneras me ayudaron y acompañaron en este camino: a la Msc. Inga. Adriana Pernich quien me asesoró en innumerables ocasiones en cuestiones numéricas, al Dr. Marcelo Ceballos quien me

aportó su experiencia en el campo del análisis de señales, al Dr. Federico Pinto por su generoso asesoramiento en materia geotécnica, a la Inga. Eugenia Sarjanovich, al Dr. Franco Francisca, a todos les agradezco los gratos momentos compartidos.

Al Ing. Antonio Prato quien fue una pieza clave en la localización y ejecución de gran parte de los ensayos en pilotes.

Al Dr. Tomás Prato y al Ing. Eduardo Castelli por su cooperación en los ensayos del caso Balderrama.

A las empresas constructoras que me permitieron ensayar sus pilotes y me facilitaron el acceso a toda la información de obra (especialmente a Paschini Construcciones S.R.L.), ya que sin su buena disposición este trabajo solo hubiera tenido interés académico.

Quisiera también agradecer a mis padres y hermanos, cuyo apoyo constante es invalorable.

A mi marido Marcelo Fuentes y a mi hijo Simón, les agradezco por hacer que mi vida sea mucho más que el trabajo y darle perspectiva. A ellos les dedico este trabajo y mi vida.

Finalmente, quisiera remarcar que este trabajo ha sido posible gracias al apoyo económico brindado por el proyecto FOMEC N^{o} 258 y el programa de becas doctorales internas del CONICET. Agradezco profundamente el apoyo brindado por ambas instituciones.

ÍNDICE GENERAL

RESUMEN i

ABSTRACT ii

RÉSUMÉ iii

AGRADECIMIENTOS v

ÍNDICE DE FIGURAS x

ÍNDICE DE TABLAS xv

CAPÍTULO 1 1

INTRODUCCIÓN *1*

1.1 Generalidades *1*

1.2 Métodos de Diseño *2*

1.3 Ensayos de Pilotes *8*

1.4 Enfoque del presente trabajo *12*

ORGANIZACIÓN DE LA TESIS *15*

CAPÍTULO 2 17

FORMULACIÓN ANALÍTICA *17*

2.1 Introducción *17*

2.2 Teoría de ondas elásticas *17*

2.3 Solución analítica de Paquet *22*

2.4 Formulación de la Aproximación Unidimensional *26*

2.5 Pilote en suelo estratificado *40*

CAPÍTULO 3 47

ASPECTOS EXPERIMENTALES *47*

3.1 Introducción *47*

3.2 Método de respuesta transitoria *47*

3.3 Análisis de las señales *55*

CAPÍTULO 4 63

ASPECTOS NUMÉRICOS *63*

4.1 Introducción *63*
4.2 Problema a modelar *65*
4.3 Modelo constitutivo hiperbólico *67*
4.4 Aspectos computacionales *70*
4.5 Validación del Programa *76*

CAPÍTULO 5 81

CASOS DE ESTUDIO *81*

5.1 Consideraciones Generales *81*
5.2 Caso N° 1 – Pilotes en Limelette *83*
5.3 Caso N° 2 – Pilote en el predio de la Universidad Nacional de Córdoba *131*
5.4 Caso N° 3 – Pilotes del puente sobre el Arroyo Los Amores *138*
5.5 Caso N° 4 – Pilotes del puente sobre el Río Balderrama *153*
5.6 Caso N° 5 – Pilote del puente sobre el Arroyo San Antonio en Petronila *163*
5.7 Caso N° 6 – Pilotes de un puente sobre el arroyo Mal Abrigo *171*
5.8 Caso N° 7 – Pilotes de la planta de acopio de cereales en Ceres *177*

CAPÍTULO 6 189

RESUMEN Y CONCLUSIONES *189*

ANÁLISIS DE LOS PRINCIPALES RESULTADOS *189*

6.1 Sobre el procedimiento de ensayo y su interpretación *189*
6.2 Sobre la Modelación Numérica *190*
6.3 Sobre la Comparación con otro tipo de Ensayos *192*
6.4 Sobre la Aplicación en Casos Especiales *194*

LIMITACIONES Y ASPECTOS PENDIENTES DE PROFUNDIZAR *195*

REFERENCIAS 198

APÉNDICE A 209

A.1 SOLUCIÓN ANALÍTICA DE PAQUET *209*

A.2 SOLUCIÓN DE LA ECUACIÓN DE LA ONDA UNIDIMENSIONAL PARA UN PILOTE EN SUELO CON TRES ESTRATOS *220*

APÉNDICE B 227

B.1 ENSAYOS DE SUELO EN LIMELETTE *227*

Descripción General del suelo *228*
Ensayos DMT *229*
Granulometria *235*
Triaxial CD *236*
Triaxial CU *238*
Perfil de velocidades de ondas de compresión y de ondas de corte *241*
Ensayos SPT *242*
Ensayo CPT - E *243*
Ensayos PMT *244*

B.2 TIPOS DE PILOTES ENSAYADOS EN LIMELETTE *246*

APÉNDICE C 251
PROGRAMA MEFDUNCAN *251*
Principal: Duncan.m *251*
Subrutina Duncan30.m *254*
Subrutina stima3.m *258*
Subrutina stimap.m *259*
Subrutina def.m *260*
Subrutina sigm10.m *262*

ÍNDICE DE FIGURAS

Capítulo 1

Figura 1. 1 Relación de carga normalizada (a) resistencia lateral en suelos cohesivos, (b) resistencia de punta en suelos cohesivos, (c) resistencia lateral en suelos granulares, (d) resistencia de punta en suelos granulares. (O'Neill et al. 1999)[68] 7

Capítulo 2

Figura 2. 1 Frentes de ondas producidos por un impacto puntual en la superficie 18
Figura 2. 2 Curva de Movilidad según la solución de Paquet (1968)[71] 25
Figura 2. 3 Pilote flotante en suelo homogéneo 27
Figura 2. 4 Esquema del modelo utilizado..... 27
Figura 2. 5 Curva de Movilidad de un pilote apoyado rígidamente en la punta..... 30
Figura 2. 6 Curva de Movilidad de un pilote flotante en suelo homogéneo..... 30
Figura 2. 7 Curva de Movilidad Ideal 32
Figura 2. 8 Parte real de la rigidez dinámica nominal para un pilote flotante en suelo homogéneo y para un pilote apoyado rígidamente en la punta 33
Figura 2. 9 Parte imaginaria de la rigidez dinámica nominal para un pilote flotante en suelo homogéneo y para un pilote apoyado rígidamente en la punta 34
Figura 2. 10 Módulo de la rigidez dinámica nominal para un pilote flotante en suelo homogéneo y para un pilote apoyado rígidamente en la punta 34
Figura 2. 11 Módulo de la rigidez dinámica nominal a bajas frecuencias para pilote flotante en suelo homogéneo y apoyado rígidamente en la punta. 35
Figura 2. 12 Extrapolación a frecuencia cero para un pilote apoyado rígidamente en la punta 36
Figura 2. 13 Análisis de sensibilidad de la máxima frecuencia de interpolación 37
Figura 2. 14 Esquema de distribución lateral del amortiguamiento 38
Figura 2. 15 Esquema de suelo estratificado típico..... 40
Figura 2. 16 Curva de Movilidad Teórica de un pilote flotante en un suelo estratificado..... 42
Figura 2. 17 Curva de Movilidad Teórica de un pilote rodeado de suelo estratificado y apoyado rígidamente en la punta..... 42
Figura 2. 18 Parte real de la rigidez dinámica nominal para un pilote flotante en suelo estratificado y para un pilote apoyado rígidamente en la punta 43
Figura 2. 19 Parte imaginaria de la rigidez dinámica nominal para un pilote flotante en suelo estratificado y para un pilote apoyado rígidamente en la punta 43
Figura 2. 20 Módulo de la rigidez dinámica nominal a bajas frecuencias para pilote flotante en suelo estratificado y apoyado rígidamente en la punta..... 44
Figura 2. 21 Módulo de la rigidez dinámica nominal a bajas frecuencias para pilote flotante en suelo estratificado y apoyado rígidamente en la punta..... 45

Figura 2. 22 Extrapolación a frecuencia cero para un pilote apoyado rígidamente en la punta. 45

Capítulo 3

Figura 3. 1 Curva de Movilidad Teórica, rangos de interés..... 49
Figura 3. 2 Martillo Modal 50
Figura 3. 3 Esquema del sistema de aplicación de la carga..... 51
Figura 3. 4 Detalle del sistema de aplicación de la carga 52
Figura 3. 5 Carga aplicada..... 53
Figura 3. 6 Registro de respuesta típico 53
Figura 3. 7 Registro de Coherencia Típico..... 60
Figura 3. 8 Curva de Movilidad experimental típica..... 61
Figura 3. 9 Módulo de rigidez dinámica y curva de extrapolación..... 61
Figura 3. 10 Curva de rigidez dinámica a partir de los dos estimadores de movilidad..... 62

Capítulo 4

Figura 4. 1 Definición de E_0 y de E_{50} (Plaxis Material Models Manual) 64
Figura 4. 2 Elementos triangulares para un sólido axilsimétrico 72
Figura 4. 3 Malla de elementos finitos..... 74
Figura 4. 4 Sensibilidad a la utilización de elementos de junta 76
Figura 4. 5 Comparación de las curvas tensión deformación experimentales en arena densa (Duncan et al. 1970)[26] con los resultados del programa MEFDuncan 77
Figura 4. 6 Comparación de las curvas tensión deformación experimentales en arena suelta (Duncan et al. 1970) [26] con los resultados del programa MEFDuncan..... 78
Figura 4. 7 Análisis numérico de una zapata en arcilla saturada (Duncan et al. 1970)[26] 79

Capítulo 5

Figura 5. 1 Distribución de pilotes en Limelette (Holeyman et al. 2003)[43] 84
Figura 5. 2 Distribución de los ensayos de suelo (Holeyman et al. 2003)[43] 87
Figura 5. 3 Criterio de falla de Davisson 92
Figura 5. 4 Perfil de velocidades de ondas de compresión y corte (Holeyman et al. 2003)[43] . 93
Figura 5. 5 Curva de carga axial - desplazamiento vertical de la cabeza de los Pilotes Atlas, predicciones estáticas (Holeyman et al. 2003)[43] 95
Figura 5. 6 Curva de carga axial - desplazamiento vertical de la cabeza de los Pilotes Atlas, predicciones dinámicas (Holeyman et al. 2003)[43] 96
Figura 5. 7 Malla de elementos finitos estándar..... 98
Figura 5. 8 Curva de carga axial- desplazamiento vertical de la cabeza del Pilote Atlas B3. 101
Figura 5. 9 Curva de carga axial- desplazamiento vertical de la cabeza del Pilote Atlas B4. 101
Figura 5. 10 Curva de carga axial- desplazamiento vertical de la cabeza de los Pilotes Atlas B3 y B4 102
Figura 5. 11 Curva de carga axial - desplazamiento vertical de la cabeza de los Pilotes DeWall, predicciones estáticas (Holeyman et al. 2003)[43] 103
Figura 5. 12 Curva de carga axial - desplazamiento vertical de la cabeza de los Pilotes DeWall, predicciones dinámicas (Holeyman et al. 2003)[43] 104
Figura 5. 13 Curva de carga axial- desplazamiento vertical de la cabeza del Pilote DeWall A4 105
Figura 5. 14 Curva de carga axial- desplazamiento vertical de la cabeza del Pilote DeWall C4 106
Figura 5. 15 Curva de carga axial- desplazamiento vertical de la cabeza de los Pilotes DeWall A4 y C4 106

Figura 5. 16 Curva de carga axial - desplazamiento vertical de la cabeza de los Pilotes Omega, predicciones estáticas (Holeyman et al. 2003)[43] 107
Figura 5. 17 Curva de carga axial - desplazamiento vertical de la cabeza de los Pilotes Omega, predicciones dinámicas (Holeyman et al. 2003)[43] 108
Figura 5. 18 Curva de carga axial- desplazamiento vertical de la cabeza del Pilote Omega A3 109
Figura 5. 19 Curva de carga axial- desplazamiento vertical de la cabeza del Pilote Omega C3 110
Figura 5. 20 Curva de carga axial- desplazamiento vertical de la cabeza de los Pilotes A3 y C3 110
Figura 5. 21 Curva de carga axial - desplazamiento vertical de la cabeza de los Pilotes Olivier, predicciones estáticas (Holeyman et al. 2003)[43] 112
Figura 5. 22 Curva de carga axial - desplazamiento vertical de la cabeza de los Pilotes Olivier, predicciones dinámicas (Holeyman et al. 2003)[43] 113
Figura 5. 23 Curva de carga axial- desplazamiento vertical de la cabeza del Pilote Oliver A2 114
Figura 5. 24 Curva de carga axial- desplazamiento vertical de la cabeza del Pilote Oliver C2 114
Figura 5. 25 Curva de carga axial- desplazamiento vertical de la cabeza de los Pilotes A2 y C2 115
Figura 5. 26 Curva de carga axial - desplazamiento vertical de la cabeza de los Pilotes Fundex, predicciones estáticas (Holeyman et al. 2003)[43] 117
Figura 5. 27 Curva de carga axial - desplazamiento vertical de la cabeza de los Pilotes Fundex, predicciones dinámicas (Holeyman et al. 2003)[43] 118
Figura 5. 28 Curva de carga axial- desplazamiento vertical de la cabeza del Pilote Fundex A1 119
Figura 5. 29 Curva de carga axial- desplazamiento vertical de la cabeza del Pilote Fundex C1 119
Figura 5. 30 Curva de carga axial- desplazamiento vertical de la cabeza de los Pilotes A1 y C1 121
Figura 5. 31 Curva de carga axial - desplazamiento vertical de la cabeza de los Pilotes Prefab, predicciones estáticas (Holeyman et al. 2003)[43] 122
Figura 5. 32 Curva de carga axial - desplazamiento vertical de la cabeza de los Pilotes Prefab, predicciones dinámicas (Holeyman et al. 2003)[43] 123
Figura 5. 33 Curva de carga axial- desplazamiento vertical de la cabeza del Pilote Prefab B1 124
Figura 5. 34 Curva de carga axial- desplazamiento vertical de la cabeza del Pilote Prefab B2 124
Figura 5. 35 Curva de carga axial- desplazamiento vertical de la cabeza de los Pilotes Prefab B1 y B2 125
Figura 5. 36 Rigidez estática inicial de los pilotes Atlas y Olivier ($\varnothing_{punta}$ = 0.51 m) 126
Figura 5. 37 Rigidez estática inicial de los pilotes Omega y DeWall ($\varnothing_{punta}$ = 0.41 m) 126
Figura 5. 38 Rigidez estática inicial de los pilotes Fundex ($\varnothing_{punta}$ = 0.45 m) 127
Figura 5. 39 Rigidez estática inicial de los pilotes Prefab (lado = 0.35m) 127
Figura 5. 40 Carga de falla de Davisson de los pilotes Atlas y Olivier ($\varnothing_{punta}$ = 0.51 m) 127
Figura 5. 41 Carga de falla de Davisson de los pilotes Omega y DeWall ($\varnothing_{punta}$ = 0.41 m) ... 127
Figura 5. 42 Carga de falla de Davisson de los pilotes Fundex ($\varnothing_{punta}$ = 0.45 m) 127
Figura 5. 43 Carga de falla de Davisson de los pilotes Prefab (lado = 0.35m) 127
Figura 5. 44 Carga 10% $\varnothing_{punta}$ de los pilotes Atlas y Olivier ($\varnothing_{punta}$ = 0.51 m) 128
Figura 5. 45 Carga 10% $\varnothing_{punta}$ de los pilotes Omega y DeWall ($\varnothing_{punta}$ = 0.41 m) 128
Figura 5. 46 Carga 10% $\varnothing_{punta}$ de los pilotes Prefab (lado = 0.35m) 128
Figura 5. 47 Ensayo TRM en el Pilote UNC 131

Figura 5. 48 (a) Curva de Movilidad del Pilote UNC, (b) Módulo de la rigidez dinámica del Pilote UNC, (c) Función de Coherencia de los registros del TRM..... 132
Figura 5. 49 Curva de carga axial- desplazamiento vertical de la cabeza del Pilote UNC.... 135
Figura 5. 50 Estudio de sensibilidad a variaciones del ángulo de fricción..... 136
Figura 5. 51 Estudio de sensibilidad a variaciones de la cohesión..... 136
Figura 5. 52 Ensayo de respuesta transitoria en el Pilote LAP5..... 138
Figura 5. 53 Perfiles en la vecindad de los Pilotes LAP5 y LAP16 (Ensayó F. Pinto) 139
Figura 5. 54 Perfil en la vecindad del Pilote LAP12(Ensayó F. Pinto) 139
Figura 5. 55 Perfil Estratigráfico del sitio Los Amores (según informe geotécnico DPV Santa Fé) 140
Figura 5. 56 (a) Curva de Movilidad para el Pilote LAP5, (b) Módulo de la rigidez dinámica del Pilote LAP5, (c) Función de Coherencia de los registros del TRM para el Pilote LAP5... 141
Figura 5. 57 (a) Curva de Movilidad del Pilote LAP12, (b) Módulo de la rigidez dinámica del Pilote LAP12, (c) Función de Coherencia de los registros del TRM para el Pilote LAP12..... 142
Figura 5. 58 (a) Curva de Movilidad del Pilote LAP16, (b) Módulo de la rigidez dinámica del Pilote LAP16, (c) Función de Coherencia de los registros del TRM para el Pilote LAP16..... 143
Figura 5. 59 Curva de carga axial - desplazamiento vertical de la cabeza del Pilote LAP12 . 146
Figura 5. 60 Estudio de sensibilidad a la variación del ángulo de fricción..... 147
Figura 5. 61 Estudio de sensibilidad a la variación de la cohesión..... 148
Figura 5. 62 Curva de carga axial - desplazamiento vertical de la cabeza del Pilote LAP5 ... 149
Figura 5. 63 Estudio de sensibilidad a variaciones del ángulo de fricción..... 149
Figura 5. 64 Estudio de sensibilidad a variaciones de la cohesión..... 150
Figura 5. 65 Curva de carga axial - desplazamiento vertical de la cabeza del Pilote LAP16 . 151
Figura 5. 66 Estudio de sensibilidad a variaciones del ángulo de fricción..... 151
Figura 5. 67 Estudio de sensibilidad a variaciones de la cohesión..... 152
Figura 5. 68 Ejecución del ensayo TRM..... 153
Figura 5. 69 (a) Rigidez Dinámica y (b) Coherencia del Pilote BP1(Caballero et al. (2005)[14]) 154
Figura 5. 70 (a) Rigidez Dinámica y (b) Coherencia del Pilote BP2 (Caballero et al. (2005)[14]) 155
Figura 5. 71 (a) Rigidez Dinámica y (b) Coherencia del Pilote BP3 (Caballero et al. (2005)[14]) 155
Figura 5. 72 Curva de carga axial - desplazamiento vertical de la cabeza del Pilote BP1 158
Figura 5. 73 Aporte del fuste y de la punta a la curva de carga desplazamiento..... 158
Figura 5. 74 Curva de carga axial - desplazamiento vertical de la cabeza de los Pilotes BP2 y BP3..... 159
Figura 5. 75 Estudio de sensibilidad a variaciones del ángulo de fricción para el Pilote BP2160
Figura 5. 76 Estudio de sensibilidad a variaciones de la cohesión para el Pilote BP2 160
Figura 5. 77 Estudio de sensibilidad a variaciones del ángulo de fricción para el Pilote BP3161
Figura 5. 78 Estudio de sensibilidad a variaciones de la cohesión para el Pilote BP3 161
Figura 5. 79 Martillo modal y analizador de señales para realización del ensayo TRM..... 163
Figura 5. 80 (a) Curva de movilidad del Pilote PP1, (b) Módulo de la rigidez dinámica del Pilote PP1, (c) Función de Coherencia de los registros del TRM para el Pilote PP1 164
Figura 5. 81 Ensayo estático – Primer y segundo ciclo de carga (datos suministrados por Setec S.R.L.)..... 166
Figura 5. 82 Curva de carga axial – desplazamiento vertical de la cabeza del Pilote PP1..... 168
Figura 5. 83 Acercamiento al rango del ensayo de carga estática convencional 168
Figura 5. 84 Estudio de sensibilidad a variaciones del ángulo de fricción para el Pilote PP1169
Figura 5. 85 Estudio de sensibilidad a variaciones de la cohesión para el Pilote PP1 170
Figura 5. 86 Detalle de los acelerómetros utilizados en el TRM..... 171
Figura 5. 87 (a) Curva de Movilidad del Pilote MAP1, (b) Módulo de la rigidez dinámica del Pilote MAP1, (c) Función de Coherencia de los registros del TRM para el Pilote MAP1 173
Figura 5. 88 Curva de carga axial – desplazamiento vertical de la cabeza del Pilote MAP1 . 175

Figura 5. 89 Curva de carga axial – desplazamiento vertical de la cabeza del Pilote MAP1 – estudio de erosión *176*
Figura 5. 90 Perfil de Velocidades de Ondas de Corte según SASW (Ensayó M. Ceballos) ... *179*
Figura 5. 91 (a) Curva de Movilidad del Pilote CP1, (b) Módulo de la rigidez dinámica del Pilote CP1, (c) Función de Coherencia de los registros del TRM para el Pilote CP1 ..... *180*
Figura 5. 92 Esquema de zonificación del suelo *183*
Figura 5. 93 Curva de amplificación del perfil de V_s *184*
Figura 5. 94 Curva de carga axial – desplazamiento vertical de la cabeza del Pilote CP1 .... *185*
Figura 5. 95 Ensayo estático – Primer y segundo ciclo de carga (Ensayó Andes Construcciones S.A.) *186*
Figura 5. 96 Curva de carga axial – desplazamiento vertical de la cabeza del Pilote CP1, comparación con ensayo estático convencional *187*
Figura 5. 97 Estudio de sensibilidad a variaciones de la cohesión para el Pilote CP1 ..... *187*

Apéndice A

Figura A. 1 Analogía eléctrica para un pilote infinito sin apoyos (Paquet, 1968)[71] *214*
Figura A. 2 Curva de Movilidad de un pilote de longitud infinita sin apoyo *215*
Figura A. 3 Analogía eléctrica para un pilote infinito rodeado de suelo (Paquet, 1968)[71] *216*
Figura A. 4 Curva de Movilidad de un pilote de longitud infinita en suelo homogéneo *217*
Figura A. 5 Curva de Movilidad Ideal (Paquet, 1968)[71] *219*

Apéndice B

Figura B. 1 Investigación del Suelo – Sitio Limelette, Bélgica *227*
Figura B. 2 Ensayo DMT – C5 ..... *229*
Figura B. 3 Ensayo DMT – C6 ..... *230*
Figura B. 4 Ensayo DMT – C7 ..... *231*
Figura B. 5 Ensayo DMT – C8 ..... *232*
Figura B. 6 Ensayo DMT – C9 ..... *233*
Figura B. 7 Ensayo DMT – C10 ..... *234*
Figura B. 8 Granulometría del suelo en el Sondeo B1 ..... *235*
Figura B. 9 Ensayo Triaxial Consolidado No Drenado Sondeo B1 Prof. = 4 – 4.5m *236*
Figura B. 10 Ensayo Triaxial Consolidado Drenado Sondeo B1 Prof. = 10 – 10.5m *237*
Figura B. 11 Ensayo Triaxial Consolidado No Drenado Sondeo B1 Prof. = 4 – 4.5m *238*
Figura B. 12 Ensayo Triaxial Consolidado No Drenado Sondeo B1 Prof. = 7 – 7.5m *239*
Figura B. 13 Ensayo Triaxial Consolidado No Drenado Sondeo B1 Prof. = 10 – 10.5m *240*
Figura B. 14 Perfil de velocidades *241*
Figura B. 15 Ensayo SPT Sondeos 1 a 3 ..... *242*
Figura B. 16 Ensayo CPT-E *243*
Figura B. 17 Ensayo presiométrico, presión de falla y presión límite [MPa] *244*
Figura B. 18 Ensayo presiométrico, Módulo de Menard [MPa] *245*

ÍNDICE DE TABLAS

Capítulo 2

Tabla 2. 1 Máxima frecuencia de interpolación – pilote flotante en suelo homogéneo..... 37
Tabla 2. 2 Máxima frecuencia de interpolación - pilote flotante en suelo estratificado 46

Capítulo 3

Tabla 3. 1 Características del sensor piezoeléctrico de carga FS 087B20 54
Tabla 3. 2 Características del acelerómetro inductivo HBM B12-200..... 54
Tabla 3. 3 Características del analizador de señales HP 35670A..... 54

Capítulo 4

Tabla 4. 1 Propiedades mecánicas del suelo - sitio UNC..... 76
Tabla 4. 2 Parámetros de la arena ensayada 77
Tabla 4. 3 Parámetros de la arcilla 78

Capítulo 5

Tabla 5. 1 Descripción general de los pilotes..... 85
Tabla 5. 2 Pilotes para ensayos de carga estática convencional..... 86
Tabla 5. 3 Parámetros de los suelos ensayados..... 88
Tabla 5. 4 Resumen de los resultados de los ensayos triaxiales..... 88
Tabla 5. 5 Perfil de velocidades de ondas de compresión y corte 93
Tabla 5. 6 Parámetros del suelo utilizados en MEFDuncan – sitio Limelette..... 98
Tabla 5. 7 Factor de ajuste a la rigidez estática inicial – Pilotes Atlas B3 y B4..... 99
Tabla 5. 8 Factor de ajuste a la rigidez estática inicial – Pilotes Fundex A1 y C1..... 119
Tabla 5. 9 Propiedades mecánicas del suelo - sitio UNC..... 134
Tabla 5. 10 Factor de ajuste a la rigidez estática inicial – Pilote UNC..... 135
Tabla 5. 11 Pilotes ensayados..... 138
Tabla 5. 12 Rigidez estática inicial según TRM..... 144
Tabla 5. 13 Propiedades mecánicas del suelo – sitio Los Amores 145
Tabla 5. 14 Factor de ajuste a la rigidez estática inicial - Pilotes LAP5 y LAP16 145
Tabla 5. 15 Factor de ajuste a la rigidez estática inicial - Pilote LAP12..... 145
Tabla 5. 16 Geometría de los Pilotes ensayados – sitio Balderrama 153
Tabla 5. 17 Rigidez estática inicial según TRM..... 154
Tabla 5. 18 Propiedades mecánicas de los suelos – sitio Balderrama..... 156
Tabla 5. 19 Factor de ajuste a la rigidez estática inicial Pilotes BP1, BP2 y BP3 157
Tabla 5. 20 Comparación de K_0 según TRM con ensayos de carga estática convencional..... 166
Tabla 5. 21 Propiedades mecánicas del suelo – sitio Petronila 167
Tabla 5. 22 Propiedades mecánicas del suelo – sitio Mal Abrigo..... 174

Tabla 5. 23 Propiedades mecánicas de los suelos – sitio Ceres 178

Apéndice B

Tabla B. 1 Límites de Plasticidad y otros datos 228
Tabla B. 2 Perfil de velocidades Vp y Vs 241

CAPÍTULO 1

INTRODUCCIÓN

1.1 Generalidades

El uso de pilotes es a menudo necesario para garantizar la seguridad estructural y limitar las deformaciones de las fundaciones en todo tipo de estructuras, incluso aquellas de gran porte como tanques, depósitos, puentes y edificios de gran altura, particularmente cuando el estrato o estratos superiores del suelo son altamente compresibles y demasiado débiles o deformables para soportar la carga transmitida por la superestructura. Los pilotes son también de uso frecuente cuando existen en el sitio suelos expansivos y colapsables que se hinchan y se contraen conforme varía su contenido de humedad. En tales casos, las cimentaciones con pilotes se usan con éxito si éstos se extienden hasta los estratos de suelo estables más allá de la zona de posible cambio del contenido de humedad. En muchos casos los estribos y pilas de puentes están fundados en pilotes para evitar la posible pérdida de capacidad de carga que una cimentación superficial sufriría, no solo por la deformabilidad o resistencia en condiciones normales, sino también por posible erosión del suelo.

A pesar de los grandes progresos registrados en el estudio de la mecánica de los suelos, el comportamiento de los pilotes bajo cargas axiales o transversales aplicadas en la cabeza de los mismos presenta una serie de incertidumbres con relación a las

aplicaciones prácticas de la ingeniería (O'Neill, 2001)[69]. Estas incertidumbres están relacionadas principalmente con el hecho que el comportamiento de los pilotes está controlado por los suelos, los cuales son materiales naturales, no construidos, que en general son heterogéneos, no lineales y dependientes de gran cantidad de variables incluyendo: densidad, contenido de humedad, estructura, condiciones de drenaje, condiciones de deformación (es decir, deformación plana, triaxial, etc.), duración de la carga, historia de tensiones, presión de confinamiento, etc.

1.2 Métodos de Diseño

A continuación se presenta una reseña que resume las características de algunos de los métodos de diseño usualmente utilizados en la actualidad con el objeto de presentar el contexto en el cual se inserta el presente trabajo.

La siguiente expresión general es ampliamente utilizada para el cálculo de la capacidad de carga última de un pilote bajo carga axial.

$$Q_T = Q_B + Q_S \qquad (1.1)$$

donde Q_T es la resistencia axial última del pilote, Q_B es la resistencia neta última de punta y Q_S es la resistencia lateral friccional última.

La resistencia neta última de punta es el producto de la sección transversal de la punta del pilote A_B por la capacidad de carga unitaria última de la punta q_{ult}, de acuerdo a:

$$Q_B = A_B \cdot q_{ult} \qquad (1.2)$$

La capacidad de carga unitaria última de la punta a su vez depende del tipo de suelo donde está apoyada la punta y de los parámetros que caracterizan dicho estrato. Es por

esta razón que existen diferentes enfoques según se trate de pilotes fundados en arenas o en arcillas.

En arenas el valor de capacidad de carga unitaria última q_{ult} se calcula como el producto de un parámetro de capacidad de carga N_q, por la tensión vertical efectiva del suelo al nivel de la punta. Diversos autores han presentado metodologías para determinar el valor del parámetro de capacidad de carga. Vesic (1977)[85] propuso cuantificar el parámetro de capacidad de carga a partir de la teoría de expansión de cavidades, que tiene en cuenta la compresibilidad de la arena, es decir el cambio de volumen que se produce en la zona de falla por debajo de la punta. Vesic identificó la existencia de dos mecanismos de falla diferentes según el método constructivo, de tipo esférica en el caso de los pilotes excavados y de configuración toroidal para los pilotes hincados. Meyerhof (1976)[64] asumió que la resistencia de punta es función de la profundidad enterrada en el estrato de carga, descartando el aporte de un posible estrato débil en la resistencia de punta y sin tener en cuenta la compresibilidad de las arenas o los cambios en el ángulo de fricción con la presión de confinamiento. Fleming (1992)[33] propuso un método que aproxima la curvatura de la envolvente de falla en arenas basado en relaciones empíricas para el ángulo de fricción pico dado por Bolton (1986)[7] y los valores de los parámetros N_q y ϕ de Berezantzev et al. (1961)[6]. Los métodos descriptos están basados en consideraciones teóricas y sus parámetros tienen un amplio sustento empírico, a pesar de lo cual los resultados pueden llegar a diferir en un factor de 5 para ángulos de fricción entre 30º y 35º (Lambe, 1994)[54].

Para arcillas los factores de capacidad de carga de Skempton (1951)[82] son los más utilizados y en este caso se encuentran resultados prácticamente idénticos mediante la teoría de expansión de cavidades de Vesic y el método del camino de deformaciones de

Baligh (1986)[4]. En todos los casos la capacidad última de la punta se obtiene de multiplicar la resistencia al corte no drenada por un factor de capacidad de carga.

Por su parte la resistencia friccional lateral Q_S es el producto del área lateral del pilote en la longitud enterrada A_S, por la fricción unitaria desarrollada por el fuste f_S de acuerdo a la expresión:

$$Q_S = A_S \cdot f_s \qquad (1.3)$$

Al calcular la resistencia desarrollada por el fuste es necesario tener en cuenta el efecto que el método constructivo produce sobre el grado de perturbación del suelo (Chang et al, 2004[16]), los esfuerzos laterales que actúan sobre el pilote, el ángulo de fricción e incluso las características de la superficie de contacto. Sin embargo, la dificultad real en el cálculo de los esfuerzos transmitidos por el fuste radica en la elección del valor adecuado de la resistencia de fuste unitaria (Lambe, 1973)[53].

En arenas la resistencia de fuste unitaria se expresa habitualmente como:

$$f_s = \sigma'_h \tan(\delta') = K_S \sigma'_{vo} \tan(\delta') = \beta \sigma'_{vo} \qquad (1.4)$$

donde δ' es el ángulo de fricción de la interfase entre el pilote y el suelo, σ'_h es la tensión normal efectiva actuando en el fuste del pilote después de la instalación, σ'_{vo} es la tensión vertical efectiva de la masa del suelo y K_S es la relación de tensiones σ'_h / σ'_{vo}. Meyerhof (1976)[64] ha propuesto valores del parámetro β a partir de correlaciones empíricas y destaca que la fricción lateral de pilotes en suelos no cohesivos varía dentro de amplios límites porque depende de la historia de tensiones del suelo, la forma y rugosidad del pilote entre otros factores.

Para el caso de pilotes en arcillas se suelen utilizar dos tipos de metodologías para obtener la fricción unitaria por el fuste: por un lado mediante un enfoque no drenado de acuerdo a la expresión (1. 5) (Peck et al, 1958[73]; Woodward et al, 1961[86]; Fleming, 1992[33]), o por otro lado mediante el método drenado utilizado para arenas de acuerdo a la expresión (1. 4) (Chandler, 1968[15]; Burland, 1973[10]; Meyerhof, 1976[64]).

En el caso no drenado la resistencia friccional unitaria a lo largo del fuste responde a:

$$f_s = \alpha S_u \qquad (1.5)$$

donde α es un factor adimensional de adherencia y S_u es la resistencia al corte no drenada del suelo.

En ambas metodologías existe gran cantidad de correlaciones publicadas con resultados que difieren en un factor de 3 a 10 dependiendo del método utilizado (Lambe, 1994)[54].

Una vez definida la carga axial para el estado de servicio es necesario estimar qué desplazamientos axiales resultan de ésta carga. Estos dependen de la magnitud, de la dirección y del eventual carácter oscilatorio o repetitivo de las cargas aplicadas, del diámetro de la fundación, de los detalles de construcción y de la presencia de otros pilotes en las cercanías por efecto de grupo. También dependen de la rigidez del pilote considerado como una columna y de las propiedades de elasticidad o plasticidad de los suelos donde esta embebido el fuste.

Como se describe en O'Neill et al. (1999)[68], algunos de los métodos comúnmente utilizados para predecir las deformaciones axiales de pilotes excavados incluyen:

- Expresiones simples para estimar asentamientos en pilotes aislados y en grupos de pilotes.

- Curvas normalizadas de transferencia de carga para realizar estimaciones de asentamientos tanto en pilotes aislados como en grupos de pilotes, para cualquier nivel de cargas (O'Neill et al,1999)[68].
- Curvas de transferencia de carga teóricas en función del módulo de corte del suelo que rodea el fuste (Randolph et al. 1978)[75]. En este método se modela el pilote como una serie de elementos discretos en contacto con resortes no lineales que representan la resistencia a la fricción entre el suelo y el pilote. La curva de carga axial en función del desplazamiento vertical de un pilote se obtiene luego mediante un programa de computación del tipo CAXPILE u otros como FB-Pier (Dawkins, 1982[24]; Hoit et al, 2000[41]; Ruiz et al. 2004[80]).
- Simulación computacional del comportamiento bajo carga del pilote, ya sea mediante elementos finitos, diferencias finitas, redes neuronales o elementos de borde para pilotes y grupos de pilotes en todo tipo de suelos (Johnson et al, 2006[48]; Tahghighi et al, 2006[83]; Das et al, 2006[19]; Karthigeyan et al, 2006[49]; Guo, 2006[39]; Kong et al, 2006[51]; Hoback et al, 2004; Comodromos et al, 2003[18]).

El método de transferencia de carga normalizada (O'Neill et al, 1999)[68] es usualmente utilizado y en muchos casos constituye la única herramienta con la que cuenta el proyectista de pilotes para dimensionar el sistema de fundación, por esta razón se lo describe brevemente a continuación.

El desplazamiento axial se calcula utilizando las curvas normalizadas de transferencia de carga que se presentan en las Figuras 1. 1 (a), 1. 1 (b), 1. 1 (c) y 1. 1 (d).

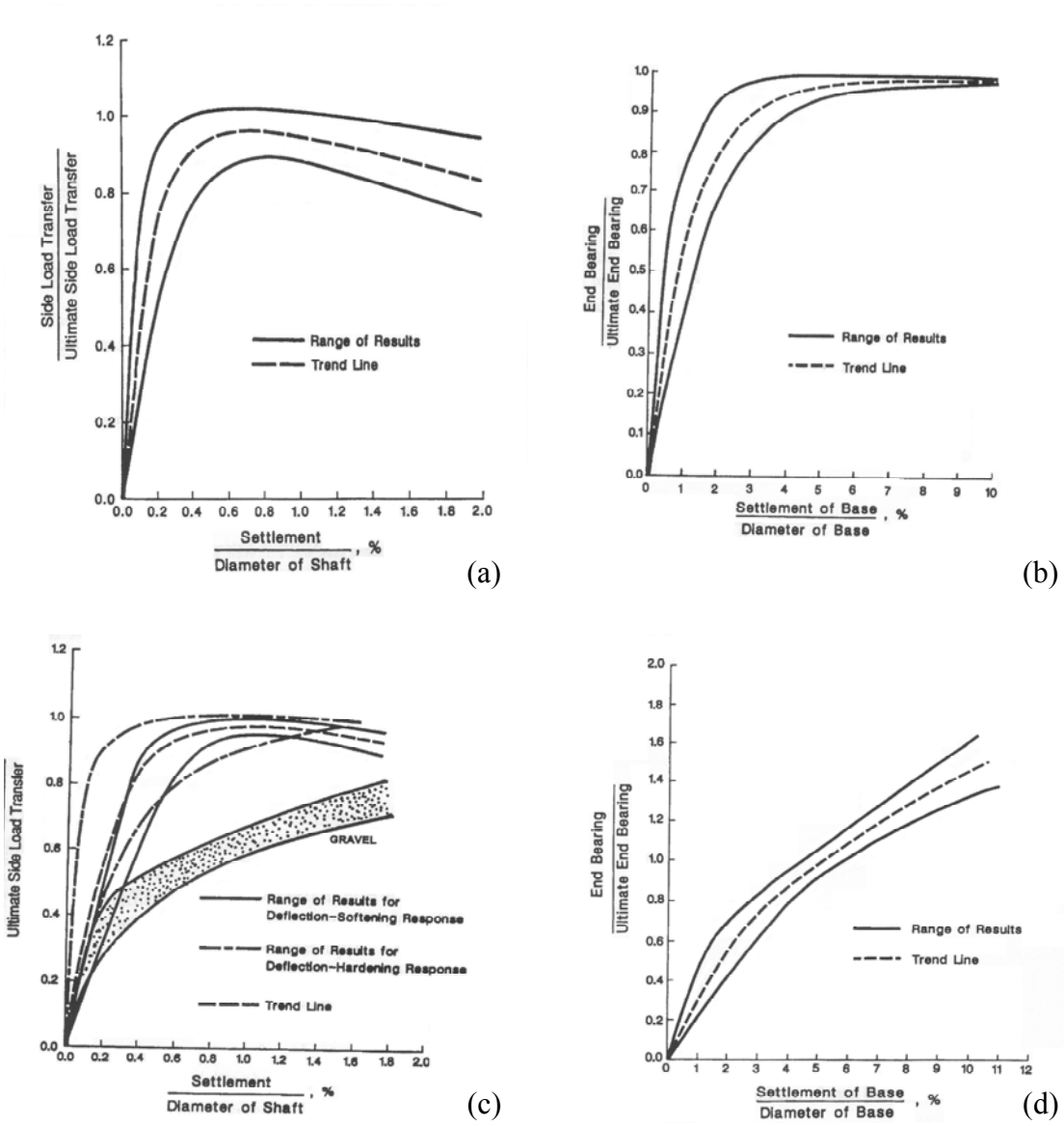


Figura 1. 1 Relación de carga normalizada (a) resistencia lateral en suelos cohesivos, (b) resistencia de punta en suelos cohesivos, (c) resistencia lateral en suelos granulares, (d) resistencia de punta en suelos granulares. (O'Neill et al. 1999)[68]

Se estima un valor tentativo del desplazamiento de la cabeza del pilote correspondiente a la carga aplicada y se calcula la compresión elástica del fuste de acuerdo con:

$$\delta_S = \frac{kQL}{AE} \qquad (1.6)$$

donde Q es la carga axial, L es la longitud del pilote, A es la sección transversal del fuste, E es el Módulo de Young del hormigón que compone el fuste y k es un factor que indica que porcentaje de la carga alcanzará la punta.

Según este procedimiento, el desplazamiento promedio a lo largo del fuste se determina como:

$$w_s = w_T - \frac{\delta_S}{2} \qquad (1.\ 7)$$

Con el desplazamiento promedio así obtenido y con las características geométricas del caso, el proyectista adopta alguna de las curvas límites o alguna relación intermedia en la Figura 1. 1 (a) o en la Figura 1. 1 (c) de acuerdo al tipo de suelo en el que esté apoyado el pilote y determina la resistencia lateral desarrollada para este nivel de desplazamiento axial.

De manera similar, utilizando la Figura 1. 1 (b) o en la Figura 1. 1 (d) se puede calcular la resistencia desarrollada por la punta y de la expresión (1. 1) se obtiene la resistencia total para el nivel de desplazamiento propuesto. De esta manera es posible predecir toda la curva carga deformación, calculando el desplazamiento que se produce para distintos niveles de carga.

1.3 Ensayos de Pilotes

Las consideraciones de diseño descritas en los párrafos precedentes indican que es necesario contar con datos confiables que permitan anticipar el comportamiento bajo carga axial del pilote una vez concluida la etapa constructiva. Es en este punto que los resultados experimentales cobran relevancia y se torna necesario que el método de

ensayo utilizado permita anticipar el verdadero comportamiento bajo carga axial del pilote.

Los distintos métodos de ensayo que pueden ser utilizados poseen ventajas y desventajas relativas, entre las cuales merecen especial mención las siguientes:

- El ensayo de carga estática convencional determina la capacidad del pilote en forma directa y sus resultados son útiles en el sentido que reproducen para un pilote aislado las principales solicitaciones externas sobre el mismo. La limitación más significativa asociada a este tipo de ensayo es la necesidad de disponer de una plataforma o dispositivo de reacción para la carga que se debe aplicar al cabezal del pilote, con las dificultades constructivas que esto representa, y los prolongados tiempos de ensayo, costos de transporte e instalación de los mecanismos de anclaje y sistemas de reacción (Kyfor et al. 1992)[52].
- Otra alternativa actualmente utilizada para determinar la curva carga axial en función del desplazamiento vertical, es el ensayo de carga bidireccional o de celda de Osterberg. En este ensayo se mide la resistencia de fuste y de punta separadamente, utilizando a tal fin un dispositivo que se coloca en la punta del pilote previamente al vaciado del hormigón. Su principal desventaja está asociada a los costos que implica la ejecución del ensayo y a la colocación previa al hormigonado del dispositivo de carga bidireccional por lo que resulta inviable en pilotes ya construidos (England, 2003)[27].
- Los ensayos dinámicos con grandes deformaciones permiten inferir el comportamiento bajo carga estática del pilote a partir de mediciones dinámicas, generalmente utilizando equipos de hincado que permiten reducir

apreciablemente los costos y los tiempos de ensayo e instalación, que de tal manera resultan menores que en el ensayo de carga convencional. La determinación de la resistencia estática a partir de los resultados de ensayos dinámicos se dificulta principalmente debido a los efectos inerciales, a la disipación de la energía por fricción interna del suelo y por radiación (dependiente de la frecuencia), como así también por efecto de generación y disipación de presiones de poro y la dependencia de la rigidez del suelo con la velocidad de aplicación de la carga.

- Los ensayos de carga rápida con grandes deformaciones involucran la movilización de una masa utilizando su fuerza inercial para generar la presión axial en forma de pulso prolongado en la cabeza del pilote. Con el objeto de prolongar el pulso aplicado se suele utilizar un amortiguador de muy baja rigidez (Dynatest) o la combustión controlada de combustible en una campana de presión (Statnamic). Las dificultades asociadas son similares a las del ensayo dinámico de grandes deformaciones y generalmente la curva de carga estática se deriva del ensayo de carga rápida a través del método del punto de descarga (*UPM*) o el método del punto de descarga segmentario (*SUPM*) como se describe en Lin et al. (2004)[55].
- El método de respuesta transitoria comúnmente referido por su acrónimo en inglés, *TRM* (ASTM D 5882-00, 2000)[3], es una técnica dinámica de bajas deformaciones que se basa en la medición de la respuesta del pilote a la aplicación de una carga de tipo impulsiva. Se registran la fuerza aplicada y la respuesta del pilote en función del tiempo y su análisis posterior en el dominio de la frecuencia permite calcular la rigidez dinámica y la impedancia o

Movilidad del pilote (Holeyman, 1992[42]; Rix et al. 1993[78]; Gassman, 1997[36]; Gassman, 1999[37]; Finno et al. 1997[31]; Finno et al. 1998[32]; Macnab, 2000[57]), así como también verificar su geometría y las propiedades mecánicas del hormigón que lo constituye.

Si bien el método de respuesta transitoria fue desarrollado en sus inicios con el objeto de verificar la integridad estructural (Jalinoos et al. 1996)[45], en el presente trabajo se enfoca el análisis en el rango de bajas frecuencias de la curva de Movilidad con el objeto de obtener la rigidez estática inicial del pilote a partir de los resultados del ensayo *TRM*.

En los trabajos de Olson et al. (1989)[67], Holeyman (1992)[42] y Davis (1998)[22] se refleja la inexistencia de un método racional y cuantitativo que otorgue confiabilidad a este ensayo, de manera que resulte posible utilizarlo como una herramienta que ayude al proyectista a determinar si el pilote efectivamente se comporta como se espera que lo haga. En la bibliografía se encuentran referencias a modelos que utilizando la información relativa a la rigidez dinámica inicial caracterizan el comportamiento de los pilotes a cargas de servicio y/o cargas últimas.

Shisheng et al. (1992)[81] utiliza el método de transferencia de carga y la rigidez estática inicial para calcular la capacidad de carga y postula la necesidad de posteriores estudios que relacionen la capacidad última y la rigidez de la cabeza del pilote obtenida a partir del ensayo de vibración.

Mayne et al. (2001)[59] estudia el comportamiento frente a carga axial de pilotes excavados a partir de una formulación de la elástica del continuo y un modelo de degradación de tipo hiperbólico del modulo elástico del suelo, calculando la rigidez

elástica inicial a partir del perfil de velocidad de ondas de corte medido mediante ensayos sísmicos de penetración de piezocono (SCPTU).

Imada et al. (2000)[66], utiliza el ensayo de respuesta transitoria en modelos de pilotes de laboratorio para estimar la rigidez inicial de la curva carga desplazamiento y modela mediante elementos finitos el pilote y el suelo como materiales elásticos. Al momento de presentación del presente trabajo de tesis no se han encontrado en la bibliografía posteriores avances en esta línea en cuanto al uso de ecuaciones constitutivas que permitan estimar el comportamiento no lineal del sistema.

1.4 Enfoque del presente trabajo

En este trabajo de tesis se propone desarrollar un procedimiento de evaluación numérico-experimental del comportamiento de pilotes sometidos a carga axial. A tal efecto se utiliza el ensayo de respuesta transitoria acoplado con la modelación numérica mediante elementos finitos. El uso combinado del método de respuesta transitoria y de los modelos numéricos constituye una herramienta que posibilita el análisis del comportamiento de pilotes en un amplio rango de posible interés ingenieril, torna posible evaluar su comportamiento bajo cargas de servicio, predecir cargas de rotura, reevaluar coeficientes de seguridad, y en definitiva permite afianzar y mejorar los actuales métodos de cálculo.

En un evento internacional de predicción organizado en Limelette, Bélgica en 2001 (Holeyman et al. 2003)[43] en el Instituto Belga de Investigación de Construcciones y la Universidad de Louvain, se ensayaron 30 pilotes a carga estática convencional, a carga dinámica de grandes deformaciones y a carga rápida con grandes deformaciones. Los resultados demuestran que aún en situaciones con alto grado de control de ejecución,

utilizando una cuidadosa elección de los materiales utilizados y realizando una cantidad de ensayos de carga estática, se obtienen valores de carga última que difieren en un factor de 2 en pilotes teóricamente iguales. Asimismo se comprobó que las predicciones realizadas por los participantes del evento, ya fueran pertenecientes a la industria del pilotaje o al ámbito científico en general arrojaron estimaciones de la carga última cuyo error medio fue del orden del 15% (Holeyman et al. 2003)[43].

No contando con ensayos mediante el método de respuesta transitoria (*TRM)* para estos pilotes las predicciones realizadas en el marco del presente trabajo de tesis se limitaron al uso del programa Plaxis V.7 y de un modelo constitutivo de Mohr Coulomb para calcular la curva carga-desplazamiento del pilote. Detalles sobre la forma de trabajo, ecuaciones constitutivas, etc. de este programa comercial de elementos finitos se pueden encontrar en Plaxis (1998)[74] . En el marco de este trabajo, no se obtuvieron buenos resultados en la zona de carga última ya que el modelo de Mohr Coulomb produjo resultados indefinidamente crecientes en este rango de deformaciones, sin presentar el comportamiento asintótico característico de los pilotes en este tipo de suelos. Por esta razón, se consideró necesario modificar el comportamiento obtenido con dicho modelo acoplando una curva hiperbólica a la curva carga deformación para cargas mayores a la de falla convencional de Davisson. Por otro lado, los modelos constitutivos más avanzados que forman parte del programa Plaxis (*Hardening Soil Model, Soft Soil Model*) precisan una serie de parámetros poco usuales en los estudios de suelos habituales en las obras de pilotaje, y que además no estaban disponibles entre las características suministradas por los organizadores del evento de predicción. Esta experiencia dejó en evidencia la necesidad de desarrollar un programa de elementos finitos que estuviera destinado a la modelación del comportamiento frente a carga axial

de pilotes con simetría axial mediante un modelo constitutivo más avanzado que el de Mohr Coulomb y cuyos parámetros pudieran ser obtenidos mediante ensayos de suelos usuales.

En este sentido se implementó en entorno Matlab un programa de elementos finitos utilizando una formulación axilsimétrica y un modelo constitutivo de suelo no lineal que responde a un modelo constitutivo de tipo hiperbólico (Duncan et al. 1970)[26]. A diferencia de los programas ya disponibles en el mercado, el programa desarrollado constituye una implementación simple, abierta, fácil de entender y de modificar, con la versatilidad de adaptarse a las distintas situaciones que se presentan en un pilote real. No se intentó generar un programa completo de elementos finitos, con la extensa variedad de problemas que debe enfrentar tal programa, sino que por el contrario se enfocó la herramienta para ser utilizada en la modelación de pilotes con simetría axial, en un semiespacio estratificado de material hiperbólico no lineal.

Una ventaja importante del modelo de Duncan implementado es que tiene la capacidad de representar adecuadamente el comportamiento de los suelos bajo cargas monotónicas crecientes, como aquellas a las que están sometidos los pilotes, y que resulta posible obtener todos los parámetros que lo caracterizan a partir de ensayos triaxiales, los cuales en general son utilizados rutinariamente en estos casos.

A fines de validar el procedimiento propuesto, se estudió inicialmente el comportamiento de pilotes excavados para distintas condiciones de suelos, ya sean arenas estratificadas, arcillas y suelos loessicos, para pilotes de gran tamaño y de pequeña envergadura, comparándolos con ensayos de carga estática y de carga rápida con grandes deformaciones. Posteriormente se aplico el método de ensayo y de

evaluación aquí propuesto a un pilote hincado a los efectos de explorar la posible utilidad del mismo en este tipo de pilotes.

ORGANIZACIÓN DE LA TESIS

En el Capítulo 2 se presentan los principios básicos de la teoría de ondas elásticas que sustentan la aplicación del método de respuesta transitoria utilizado para la evaluación de pilotes. Se formula una aproximación analítica a partir de la ecuación de la onda unidimensional en un medio estratificado y se comparan los resultados obtenidos con los de la solución de Paquet, basada en la formulación de tipo Bessel de la transmisión de ondas en el fuste de un pilote y para la que existe una solución analítica.

En el Capítulo 3 se presenta una descripción del método de respuesta transitoria en sus aplicaciones tradicionales, se describen sus posibilidades y limitaciones, así como los parámetros que es posible obtener con este ensayo. Se describen los equipos utilizados en la parte experimental y se incluye un detalle de los procedimientos de análisis de las señales obtenidas del ensayo, utilización de filtros, Transformadas Rápidas de Fourier y análisis de coherencia.

En el Capítulo 4 se describe el programa de elementos finitos implementado en el programa Matlab 6 y se presentan los distintos modos de validación utilizados.

En el Capítulo 5 se discuten los resultados obtenidos en los distintos casos reales estudiados. Se validan los resultados cotejando las predicciones del procedimiento propuesto con resultados de ensayos de carga estática convencional y de carga rápida con grandes deformaciones, realizados en pilotes individuales en distintos suelos y se comparan las predicciones de comportamiento obtenidas con las cargas calculadas mediante los métodos de diseño actuales. La mayoría de las comparaciones con otros métodos para determinar la curva carga-deformación se refieren a pilotes excavados,

pero se presentarán algunas comprobaciones realizadas en pilotes hincados para ilustrar el potencial de su capacidad de predicción en estos casos.

En el Capítulo 6 se resumen las conclusiones obtenidas de este trabajo con respecto la caracterización y análisis de pilotes mediante el procedimiento numérico - experimental propuesto. Se discuten también posibles futuras líneas de investigación que pueden desprenderse de este trabajo.

En el Apéndice A se presentan los detalles de la solución analítica de Paquet y el archivo de Maple 6.01 en el cual se desarrolla la formulación unidimensional para el caso de un pilote flotante en un suelo estratificado de 3 capas.

En el Apéndice B se presentan los ensayos de suelos realizados en el sitio de estudio Limelette y se resumen las principales características de los distintos procedimientos constructivos utilizados en el sitio.

En el Apéndice C se presenta el código del programa MEFDuncan implementado en Matlab 6.

CAPÍTULO 2

FORMULACIÓN ANALÍTICA

2.1 Introducción

En este capítulo se presentan los principios básicos de la teoría de ondas elásticas que sustentan la aplicación del método de respuesta transitoria. Se formula una aproximación analítica a partir de la ecuación de la onda unidimensional y se comparan los resultados obtenidos con los de la solución analítica de Paquet(1968)[71], basada en una formulación de tipo Bessel de la transmisión de ondas en un pilote inmerso en un semiespacio elástico homogéneo.

A partir de la formulación unidimensional propuesta se presentan las curvas de rigidez dinámica para pilotes flotantes en suelo homogéneo y en un medio estratificado y se determina un criterio de máxima frecuencia a ser considerada en la determinación de la rigidez estática inicial a partir de la curva de rigidez dinámica teórica.

2.2 Teoría de ondas elásticas

En general existen tres tipos de ondas elásticas generadas por una perturbación aplicada repentinamente en un sólido elástico, que causan distorsión física al medio en el cual viajan las ondas. Estas ondas que irradian en todas las direcciones desde el punto de

perturbación incluyen: ondas de dilatación, ondas de distorsión y ondas superficiales. Las ondas de dilatación a menudo se llaman ondas de compresión u ondas primarias (ondas P), ondas longitudinales, ondas planas en medios elásticos infinitos, u ondas de "barra" en barras finas largas, en las que las condiciones de borde lateral libre condicionan la relación entre fuerzas y desplazamientos. Las ondas de distorsión se conocen comúnmente como ondas de corte, ondas secundarias (ondas S), u ondas transversales. También, en la superficie de un cuerpo elástico, se generan ondas que se propagan sobre la superficie, penetran una profundidad relativamente pequeña en el interior del cuerpo y se conocen como ondas superficiales de Rayleigh (ondas R) o de Love.

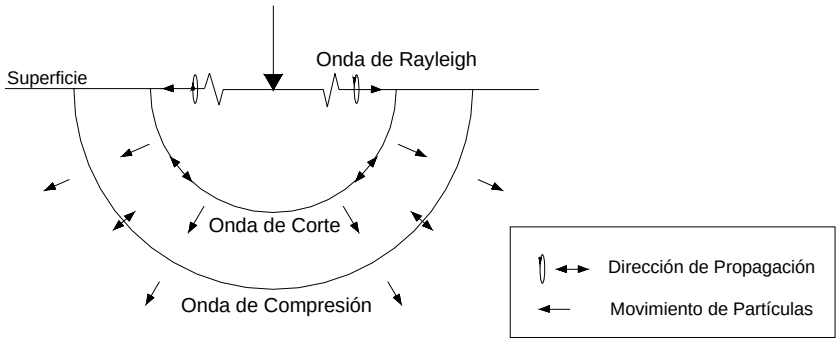


Figura 2. 1 Frentes de ondas producidos por un impacto puntual en la superficie

Según lo ilustrado en la Figura 2. 1, las ondas de compresión y de corte se distinguen por la dirección de movimiento de la partícula con respecto a la dirección de propagación del frente de onda. Las ondas de compresión propagan paralelas a la dirección de movimiento de la partícula, mientras que las ondas de corte tienen un movimiento de partícula perpendicular a la dirección de propagación. Las ondas de compresión pueden viajar a través de todos los tipos de medios, mientras que las ondas de corte pueden propagar solamente en los medios que tienen rigidez al corte. Las ondas

de Rayleigh propagan a lo largo de la superficie con un movimiento de partícula retrogrado elíptico (en sentido antihorario) con respecto a la dirección de propagación. La amplitud del movimiento de las ondas de Rayleigh disminuye en forma exponencial desde el punto de impacto superficial.

Velocidad de propagación de ondas

La velocidad de propagación de las ondas elásticas a través de un medio elástico infinito es función de las características materiales del medio y dependen del módulo elástico del material, del coeficiente de Poisson y de la densidad. En un sólido elástico infinito, la velocidad de las ondas de compresión V_P, está dada por la siguiente expresión:

$$V_P = \sqrt{\frac{E(1-\nu)}{\rho(1+\nu)(1-2\nu)}} \qquad (2.1)$$

donde E es el Módulo de Young , ν es el coeficiente de Poisson y ρ es la densidad del material en que se propaga la onda.

Las ondas de corte causan vibración de partículas en forma perpendicular a la dirección de propagación de la onda y se propagan con una velocidad V_S, expresada por:

$$V_S = \sqrt{\frac{G}{\rho}} \qquad (2.2)$$

donde G es el módulo de corte dado por la expresión:

$$G = \frac{E}{2(1+\nu)} \qquad (2.3)$$

de acuerdo a la Teoría de la Elasticidad.

Propagación de ondas en barras esbeltas

Cuando una onda se propaga a través de una barra, como en el caso de un pilote, la expresión de la velocidad de la onda de compresión se modifica como consecuencia de las condiciones de borde casi libre en las paredes laterales. En estas condiciones la velocidad de la onda de compresión es independiente del coeficiente de Poisson cuando el diámetro de la barra es mucho menor que la longitud de onda que propaga, dado que la componente de tensión perpendicular al eje de la barra es despreciable. En este caso, la velocidad de la onda de compresión en una barra V_b, se puede representar con:

$$V_b = \sqrt{\frac{E}{\rho}} \qquad (2.\ 4)$$

Comparando las expresiones (2. 1) y (2. 4) se observa que la onda de compresión viajará más rápidamente en un medio infinito que en una barra. Esto ocurre físicamente porque los desplazamientos laterales no están restringidos en la barra debido a que las tensiones radiales son nulas en los bordes. Para un rango típico en hormigón de coeficiente de Poisson de 0.2 a 0.25, la velocidad de la onda de compresión en una barra es aproximadamente un 5 a un 10% menor que la velocidad de la onda de compresión en un medio infinito.

Reflexión y transmisión de ondas elásticas en un cambio de impedancia

Cuando se genera una onda elástica en la cabeza de un pilote por el impacto de un martillo se forma una zona de compresión que genera las ondas elásticas que viajarán hacia abajo por el fuste hasta que se encuentren con un borde reflector. Un reflector es un cambio en la impedancia mecánica, ya sea un cambio en el material (tal como ocurre

en punta del pilote) o un cambio en la sección transversal. Cuando la onda elástica encuentra un cambio de impedancia parte de la onda se refleja y otra se transmite.

Si se designa como $v(t)$ la velocidad de partícula de un punto por el que atraviesa una onda elástica y se la denomina $V(f)$ en el dominio de la frecuencia de acuerdo con:

Velocidad de Partícula

Tensión

$$\left.\begin{matrix} v(t) \\ \sigma(t) \end{matrix}\right\} \leftrightarrow \begin{cases} V(f) = FFT[v(t)] \\ \Sigma(f) = FFT[\sigma(t)] \end{cases} \qquad (2.\ 5)$$

$\sigma(t)$ es la tensión que opone el sólido al paso de las ondas elásticas y se denomina $\sum(f)$ en el dominio de la frecuencia.

La impedancia dinámica, que es una medida de la oposición del sistema al paso de la onda elástica, se define como:

$$Z(f) = \frac{\Sigma(f)}{V(f)} \qquad (2.\ 6)$$

En una barra esbelta, como el caso de un pilote es admisible adoptar la ecuación unidimensional de la onda, asumiendo que las secciones planas permanecen planas y tanto la sección transversal como la densidad del material permanecen constantes.

Si la onda elástica es producto de un impulso $P(t)$ aplicado a la cabeza del pilote, el cual se denomina $F(f)$ en el dominio de la frecuencia, es admisible suponer que la tensión de oposición al paso de la onda permanece constante en la sección transversal *A* de acuerdo con:

$$\sum(f) = F(f)/A \qquad (2.\ 7)$$

La impedancia dinámica de un pilote usualmente se define como:

$$Z(f) = \frac{F(f)}{V(f)} \qquad (2.\ 8)$$

la cual difiere de la expresión (2. 6) (que representa el paso de una onda elástica en un sólido) en una constante y su inversa recibe el nombre de admitancia mecánica o movilidad y se representa por:

$$M(f) = \frac{V(f)}{F(f)} \qquad (2.\ 9)$$

Esta relación es una variable fundamental del análisis que se realiza en los ensayos de respuesta transitoria como se verá en la sección 2.3.

2.3 Solución analítica de Paquet

Paquet (1968)[71] sentó las bases analíticas de los ensayos basados en el estudio de la respuesta armónica o impulsional de la cabeza de un pilote. Su estudio se basa en la representación del pilote como un cilindro elástico apoyado en la punta y lateralmente en el suelo, analizando en particular la amortiguación producida por la irradiación en el medio.

En sus hipótesis de cálculo, Paquet considera que tanto el hormigón que constituye el fuste, como el suelo en el que está embebido el pilote, son materiales elásticos y que el amortiguamiento interno en el hormigón es despreciable frente al amortiguamiento producido en el suelo adyacente. Paquet supone que la interacción entre el suelo y el pilote es conocida (ya sea libre o acoplada) y todos los puntos de una sección transversal se mueven en la misma fase y amplitud.

El análisis de Paquet utiliza combinaciones de las funciones de onda, con separación de variables de manera que se satisfagan las condiciones de borde. En coordenadas cilíndricas, con *z* representando la dirección longitudinal y *r* la dirección radial, las funciones que se utilizan son de la forma:

$$\varphi = AF(r)e^{i(\omega t - vz)}$$
$$\psi = CG(r)e^{i(\omega t - vz)} \qquad (2.\ 10)$$

para ondas longitudinales y ondas transversales respectivamente. Ambas funciones *F(r)* y *G(r)* son dependientes de la frecuencia angular ω, del tiempo t y la velocidad *v*, con la constante compleja $i = \sqrt{-1}$ y los valores de los parámetros A y C son constantes. Tanto φ como ψ deben satisfacer:

$$\nabla^2 \varphi = \frac{1}{V_P{}^2} \frac{\partial^2 \varphi}{\partial t^2}$$
$$\nabla^2 \psi = \frac{1}{V_S{}^2} \frac{\partial^2 \psi}{\partial t^2} \qquad (2.\ 11)$$

donde V_P y V_S son las velocidades de las ondas longitudinales y transversales puras.

Los desplazamientos *w* (en dirección longitudinal *z*) y *q* (en dirección radial *r*) quedan en consecuencia definidos por las siguientes relaciones:

$$w = \frac{\partial \varphi}{\partial z} - \frac{\partial^2 \psi}{\partial r^2} - \frac{1}{r}\frac{\partial \psi}{\partial r}$$
$$q = \frac{\partial \varphi}{\partial r} + \frac{\partial^2 \psi}{\partial r \partial z} \qquad (2.\ 12)$$

Las expresiones (2. 11) se pueden escribir como:

$$\frac{\partial^2 F}{\partial r^2}+\frac{1}{r}\frac{\partial F}{\partial r}+\left(k_\alpha^2-\upsilon^2\right)F(r)=0$$
$$\frac{\partial^2 G}{\partial r^2}+\frac{1}{r}\frac{\partial G}{\partial r}+\left(k_\beta^2-\upsilon^2\right)G(r)=0 \qquad (2.\ 13)$$

con $k_\alpha=\frac{\omega}{V_P}$, $k_\beta=\frac{\omega}{V_S}$ y $\upsilon=\frac{\omega}{c}$, donde ω es la frecuencia angular , *c* es la velocidad de fase según *z* y *F* y *G* son de la forma:

$$aJ_0(kr)+bY_0(kr) \qquad (2.\ 14)$$

donde J_0 es la Función de Bessel de primera especie, de orden 0 e Y_0 es la Función de Bessel de segunda especie de orden 0 y los parámetros *a* y *b* son constantes. Si el frente de ondas se desplaza por el interior de un cilindro de longitud infinita, la función de onda se reduce ya que Y_0 no es regular en el eje de simetría, eliminándose de esta manera el segundo término de la expresión (2. 14). Resolviendo el sistema (2. 12) se encuentra que los desplazamientos en dirección vertical *w* y radial *q* tienen la forma:

$$w=We^{-i\upsilon z}$$
$$q=0.2Wk_\alpha re^{-i\upsilon z} \qquad (2.\ 15)$$

donde *W* es la amplitud del movimiento *w*. Dado que $k_\alpha r$ es mucho menor que 1, los movimientos en sentido radial son despreciables respecto de los movimientos en dirección vertical. La velocidad según *z* responde a la expresión:

$$v=\frac{\partial w}{\partial t}=i\omega We^{-i\upsilon z} \qquad (2.\ 16)$$

En el suelo las ondas se propagan al infinito y la solución de (2. 13) toma la forma de la función de Hankel:

$$H_0(kr) = J_0(kr) - iY_0(kr) \qquad (2.\ 17)$$

y las funciones φ' y ψ' relativas al medio exterior (que se identifican por poseer un superíndice S), se escriben como:

$$\begin{aligned} \varphi^S &= A^S H_0\left(k^S r\right) e^{i(\omega t - \upsilon z)} \\ \psi^S &= C^S H_0\left(k_1^S r\right) e^{i(\omega t - \upsilon z)} \end{aligned} \qquad (2.\ 18)$$

En el Apéndice A se presenta en detalle la solución analítica de Paquet para los distintos casos estudiados por este autor. Entre ellos la transmisión de ondas en un pilote de longitud finita flotante en un semiespacio elástico homogéneo y la solución obtenida para un pilote de longitud finita rodeado por un semiespacio elástico homogéneo y apoyado rígidamente en la punta. En la Figura 2. 2 se presenta la curva de movilidad para los casos mencionados.

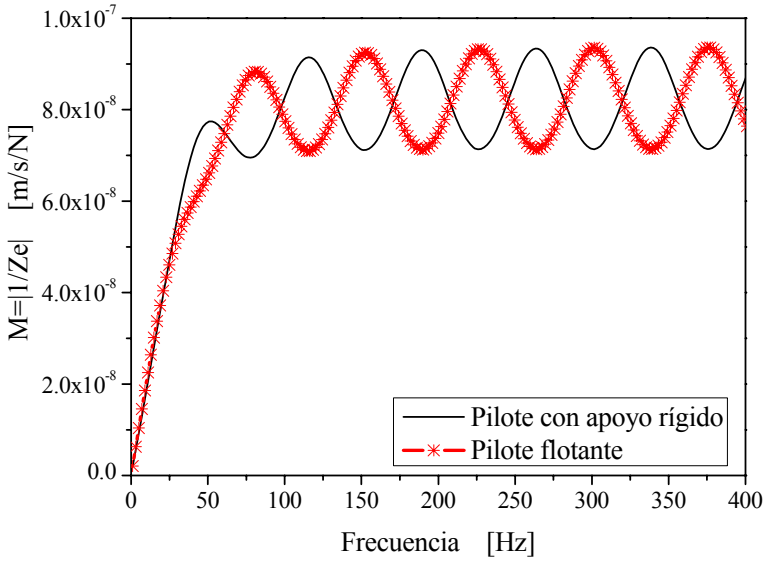


Figura 2. 2 Curva de Movilidad según la solución de Paquet (1968)[71]

Esta curva constituye una representación adecuada del fenómeno de transmisión de ondas en un pilote cuando el perfil de suelo es homogéneo. Sin embargo es usual encontrar perfiles de suelo estratificados, con importantes variaciones en las propiedades de los suelos pertenecientes a los distintos estratos en que atraviesa el pilote.

Dada la complejidad de la solución de Paquet no es trivial resolver el problema mencionado. Por este motivo en el presente trabajo de tesis se formuló una solución basada en la teoría lineal que opera bajo la hipótesis que las deformaciones son pequeñas y el material es isótropo, homogéneo y lineal elástico.

Se sabe que ni el hormigón ni el suelo son homogéneos o elásticos, pero a los efectos de modelar la propagación de ondas elásticas en un pilote, ambas hipótesis son aceptables. Dado que el pilote es lo suficientemente esbelto en relación con la longitud de onda propagante y que los movimientos en dirección radial son despreciables, como se mostró en la expresión (2. 15), es admisible adoptar la ecuación unidimensional de la onda, asumiendo que las secciones planas permanecen planas y tanto la sección transversal como la densidad del material permanecen constantes. Los detalles del desarrollo de las ecuaciones del movimiento se pueden encontrar en Ewing et al. (1957)[28] y Richart et al. (1970)[77].

2.4 Formulación de la Aproximación Unidimensional

Al aplicar una carga axial dinámica de corta duración en el extremo superior de un pilote, se genera un tren de ondas elásticas que viajan por el cuerpo del mismo. Una parte de la energía de este tren de ondas se disipa en el suelo al viajar por el fuste y el resto refleja y/o refracta en el extremo inferior del pilote. Asumiendo que el pilote es un

cilindro de material elástico homogéneo embebido en un semiespacio infinito como se muestra en la Figura 2. 3, perturbado longitudinalmente a lo largo del fuste, donde un plano en x se mueve a x+u, es posible modelar su comportamiento con la siguiente ecuación de movimiento:

$$\underbrace{EA\left(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2}\right) - \rho A\left(\frac{\partial^2 u}{\partial t^2}\right)}_{pilote} = \underbrace{C\left(\frac{\partial u}{\partial t}\right) + ku}_{suelo} \qquad (2.\ 19)$$

El primer miembro de la ecuación (2. 19) caracteriza al tren de ondas que viaja por el pilote y el segundo la energía disipada en el suelo, donde *E* es el Módulo de Young, ρ es la densidad del hormigón, *A* es la sección transversal del fuste, *C* es la constante de amortiguamiento viscoso y *k* es la constante elástica del suelo.

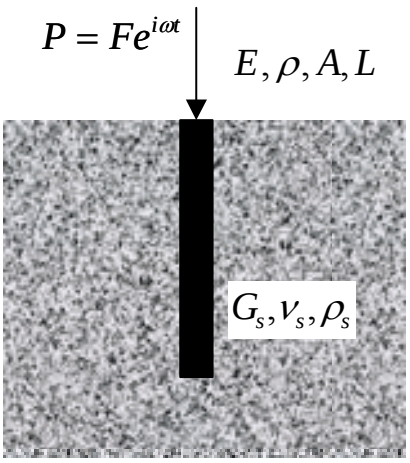


Figura 2. 3 Pilote flotante en suelo homogéneo

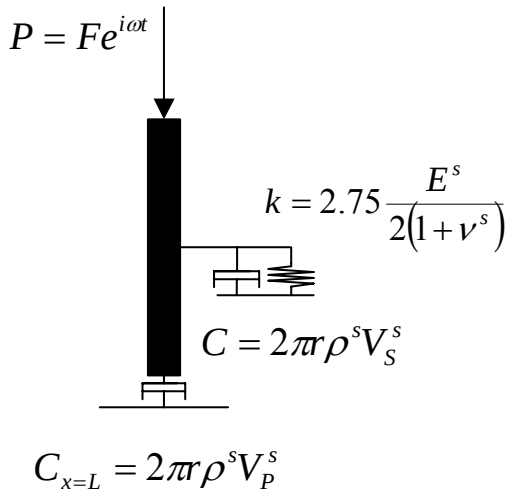


Figura 2. 4 Esquema del modelo utilizado

El fenómeno de reflexión de ondas en la punta del pilote, se estudió en el presente trabajo de tesis de acuerdo a la técnica utilizada por Ewing et al. **[28]**, para la reflexión y

refracción de ondas elásticas en la interfase entre dos medios. Por equilibrio de tensiones al aplicar la fuerza $P = Fe^{i\omega t}$ en la cabeza de un pilote de longitud L:

$$\left(\frac{\partial u}{\partial x}\right)_{x=0} = \frac{F}{EA}$$
$$\left(\frac{\partial u}{\partial x}\right)_{x=L} = \frac{\rho^S V_P^S}{E}\left(\frac{\partial u}{\partial t}\right)_{x=L} \qquad (2.\ 20)$$

La condición de borde para el extremo inferior responde al modelo elastodinámico planteado por Lysmer et al. (1969)[56], en el cual se propone representar el semiespacio infinito que rodea al pilote mediante un sistema finito con condiciones de borde viscosas especiales cuyo esquema se presenta en la Figura 2. 4 y responde a las siguientes expresiones:

$$\sigma = \rho^S V_P^S \dot{u}$$
$$\tau = \rho^S V_S^S \dot{w} \qquad (2.\ 21)$$

donde σ, τ son las tensiones normal y de corte, $\dot{u}$ y $\dot{w}$ las velocidades normal y tangencial y V_P^S y V_S^S las velocidades de las ondas de compresión y de corte en el suelo. Esta condición aproxima el proceso de irradiación de energía elástica al infinito a través del contorno.

Para resolver el sistema de ecuaciones diferenciales resultante de las expresiones (2. 19) y (2. 20) en el presente trabajo de tesis se propuso la solución clásica de la ecuación de la onda:

$$u = A0 \cdot e^{[I(\omega t + \lambda x)]} + A1 \cdot e^{[I(\omega t - \lambda x)]} \qquad (2.\ 22)$$

y se utilizó el comando "*solve*" del programa Maple 6.01(2000)[60] para obtener la forma explicita de los desplazamientos que se producen en la cabeza del pilote:

$$u = \frac{iFe^{i\omega t}\left[-\left(\lambda \cdot E + \rho^S V_P^S \omega\right) + e^{(i\lambda L)^2}\left(-\lambda \cdot E + \rho^S V_P^S \omega\right)\right]}{\lambda \cdot AE\left(-\lambda \cdot Ee^{(i\lambda L)^2} + \rho^S V_P^S \omega + \lambda \cdot E + \rho^S V_P^S \omega \cdot e^{(i\lambda L)^2}\right)} \qquad (2.\ 23)$$

donde el número de onda complejo incluyendo amortiguamiento se define como:

$$\lambda = \sqrt{\frac{\rho \cdot A\omega^2 - iC\omega - k}{EA}} \qquad (2.\ 24)$$

Las constantes de amortiguamiento viscoso *C* y elástica *k* se calculan de las expresiones siguientes de acuerdo con el modelo elastodinámico de Randolph (Fleming et al. 1992)[34]:

$$C = 2\pi \cdot r_0 \rho^S V_S^S \qquad (2.\ 25)$$

$$k = 2.75\frac{E^S}{2\left(1+\nu^S\right)} \qquad (2.\ 26)$$

donde r_0 es el radio del pilote y ν^S es el coeficiente de Poisson del suelo que rodea el pilote.

Una vez determinados los desplazamientos según la expresión (2. 23), la velocidad en el sentido vertical está dada por:

$$V = i\omega \cdot u \qquad (2.\ 27)$$

De la definición de movilidad presentada en la expresión (2. 9) en la cabeza del pilote se obtiene:

$$M = \left|\frac{\omega \cdot \left[-\left(\lambda \cdot E + \rho^S V_P^S \omega\right) + e^{(i\lambda L)^2}\left(-\lambda \cdot E + \rho^S V_P^S \omega\right)\right]}{\lambda \cdot AE\left(-\lambda \cdot Ee^{(i\lambda L)^2} + \rho^S V_P^S \omega + \lambda \cdot E + \rho^S V_P^S \omega \cdot e^{(i\lambda L)^2}\right)}\right| \qquad (2.\ 28)$$

que posee buena concordancia con los resultados obtenidos por Paquet (1968)[71] para un pilote de longitud finita flotante en un semiespacio homogéneo elástico y para un pilote apoyado rígidamente en la punta, como se observa en las Figuras 2. 5 y 2. 6.

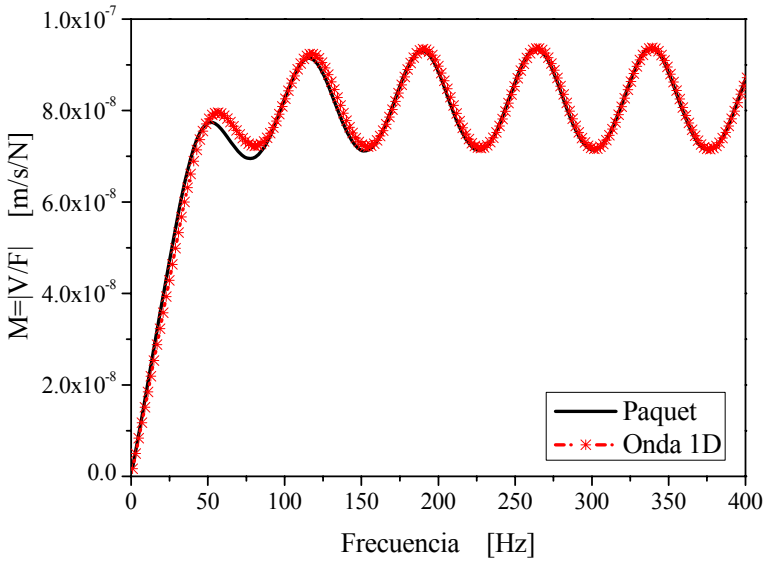


Figura 2. 5 Curva de Movilidad de un pilote apoyado rígidamente en la punta

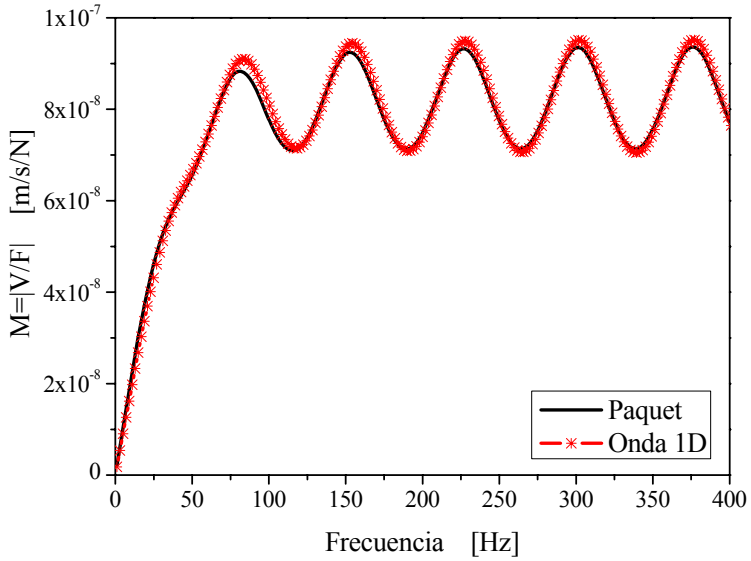


Figura 2. 6 Curva de Movilidad de un pilote flotante en suelo homogéneo

La curva de Movilidad provee una representación gráfica ideal de tres parámetros mecánicos de importancia para la caracterización del pilote:

- La separación entre los picos sucesivos de la curva es la primera frecuencia natural distinta de cero del pilote, confirmando la continuidad estructural del pilote.

$$\Delta f = \frac{V_b}{2L} \qquad (2.\ 29)$$

donde V_b es la velocidad de la onda de compresión en una barra de acuerdo a la expresión (2. 4) y L es la longitud del pilote.

- La impedancia característica N se define como:

$$N = \frac{1}{\rho \cdot V_b \cdot A} \qquad (2.\ 30)$$

donde ρ es la densidad del hormigón y A es la sección transversal del fuste.

La impedancia característica se calcula tomando la media aritmética de la altura de los picos resonantes (ver la Figura 2. 7) en la porción de la curva de la movilidad donde la respuesta del pilote está en resonancia. Si la N medida es mayor que el valor teórico, es probable que exista un defecto en el pilote debido a una sección transversal menor que la teórica (es decir una estricción) o un hormigón de mala calidad (baja ρ o V_b).

- A bajas frecuencias, el sistema se comporta como un resorte y la movilidad aumenta en forma lineal con la frecuencia, hasta el inicio de la resonancia. La pendiente inicial de la curva de movilidad es inversamente proporcional a la rigidez dinámica del pilote y responde a la expresión:

$$m = \frac{\left|\frac{V}{F}\right|}{f} = \frac{\omega \cdot u}{fF} = \frac{2\pi \cdot u}{F} = \frac{2\pi}{K_d} \qquad (2.\ 31)$$

donde f y ω son la frecuencia y la frecuencia angular respectivamente.

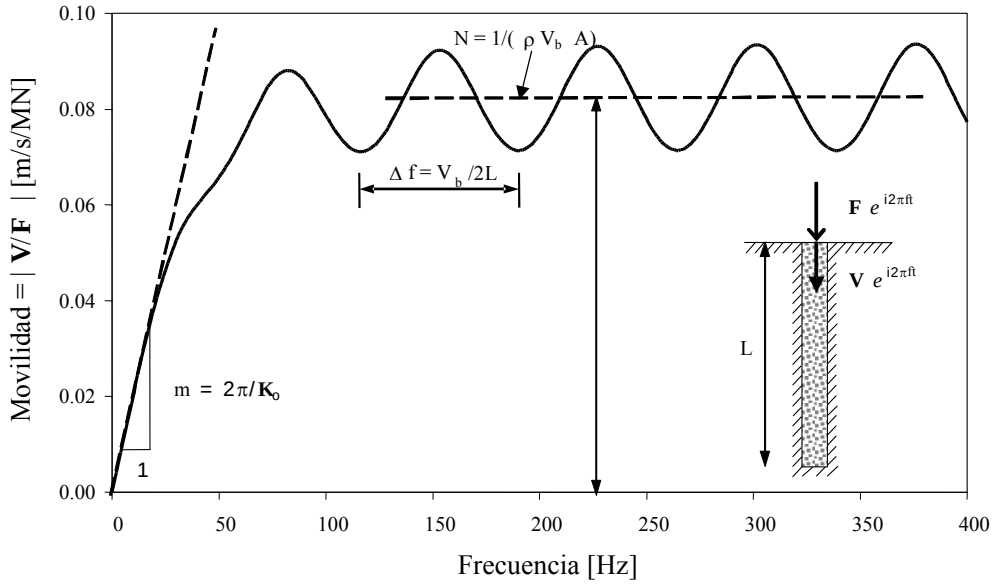


Figura 2. 7 Curva de Movilidad Ideal

De (2. 28) y (2. 31) se encuentra la rigidez dinámica del pilote de acuerdo a la expresión:

$$K_d = \frac{\lambda \cdot AE\left(-\lambda \cdot Ee^{(i\lambda L)^2} + \rho^S V_P^S \omega + \lambda \cdot E + \rho^S V_P^S \omega \cdot e^{(i\omega L)^2}\right)}{i \cdot \left[-\left(\lambda \cdot E + \rho^S V_P^S \omega\right) + e^{(i\lambda L)^2}\left(-\lambda \cdot E + \rho^S V_P^S \omega\right)\right]} \qquad (2.\ 32)$$

Como corresponde a todo ensayo dinámico, la rigidez que se obtiene del mismo tiene dos componentes en el dominio de las frecuencias, una parte real y otra imaginaria. La parte real representa la rigidez estática, y la parte imaginaria representa la rigidez dinámica debida a la irradiación de energía mecánica que se transmite por el suelo y que se manifiesta como amortiguamiento o atenuación.

En las Figuras 2. 8 a 2. 10 se presentan la parte real, imaginaria y módulo de la rigidez dinámica teórica para un pilote flotante en semiespacio homogéneo elástico y para un

pilote rodeado de un estrato homogéneo elástico y apoyado rígidamente en la punta. La parte real $\mathrm{Re}(K_d)$ es aproximadamente independiente de la frecuencia (para bajas frecuencias), mientras que la parte imaginaria $\mathrm{Im}(K_d)$ es aproximadamente lineal con la frecuencia de acuerdo a:

$$\begin{aligned} \mathrm{Re}(K_d) &\cong K_0 \\ \mathrm{Im}(K_d) &\cong P \cdot f \\ |K_d| &= \sqrt{\mathrm{Re}(K_d)^2 + \mathrm{Im}(K_d)^2} \end{aligned} \qquad (2.\ 33)$$

donde K_0 es la rigidez estática inicial, P es la pendiente de $\mathrm{Im}(K_d)$ y $\mathrm{Re}(K_d)$ *e* $\mathrm{Im}(K_d)$ son la parte real e imaginaria de la rigidez dinámica respectivamente.

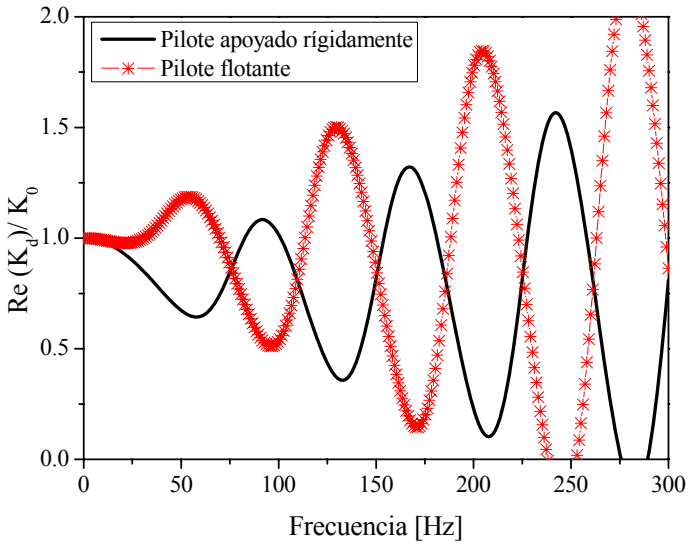


Figura 2. 8 Parte real de la rigidez dinámica nominal para un pilote flotante en suelo homogéneo y para un pilote apoyado rígidamente en la punta

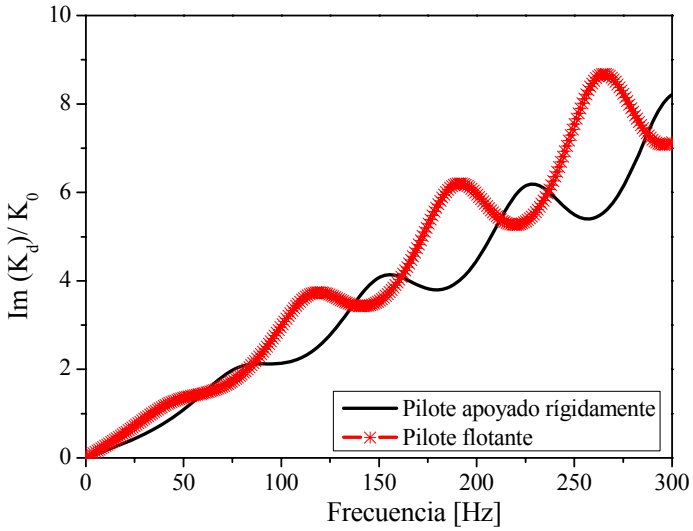


Figura 2. 9 Parte imaginaria de la rigidez dinámica nominal para un pilote flotante en suelo homogéneo y para un pilote apoyado rígidamente en la punta

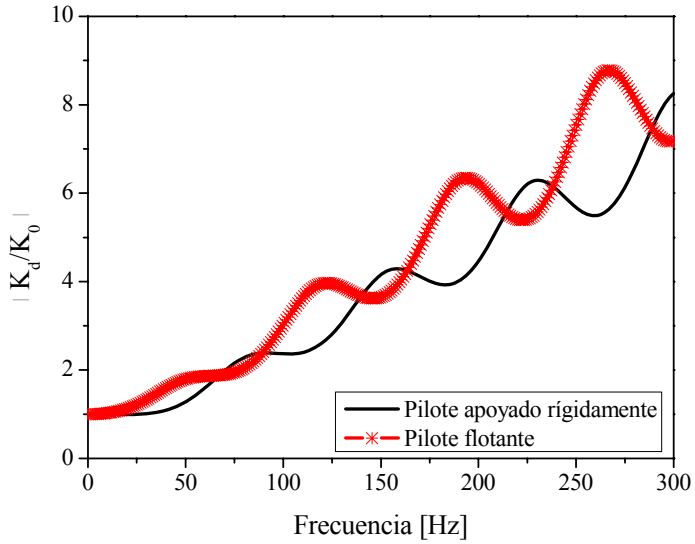


Figura 2. 10 Módulo de la rigidez dinámica nominal para un pilote flotante en suelo homogéneo y para un pilote apoyado rígidamente en la punta

Como se verá en el Capítulo 3 a un valor de frecuencia igual a 15 Hz existe una línea de corte, por debajo de la cual los resultados del *TRM* ya no cuentan con la precisión adecuada para ser considerados en el análisis. En la Figura 2. 11 se observa que la

rigidez dinámica a 15Hz, para un pilote flotante en un semiespacio homogéneo, es aproximadamente un 10% mayor que el valor de rigidez estática por lo que resulta indispensable realizar una extrapolación adecuada a la frecuencia cero, siguiendo una línea de tendencia que caracterice el comportamiento.

En la Figura 2. 11 se observa que según el pilote sea flotante o apoyado rígidamente en la punta, la rigidez dinámica K_d tiende a la rigidez estática K_0 siguiendo dos líneas de tendencia diferentes. Si el pilote se encuentra flotando en suelo homogéneo, la rigidez dinámica disminuye a medida que se aproxima al estado estático es decir a frecuencia cero, siguiendo una tendencia monotónica creciente.

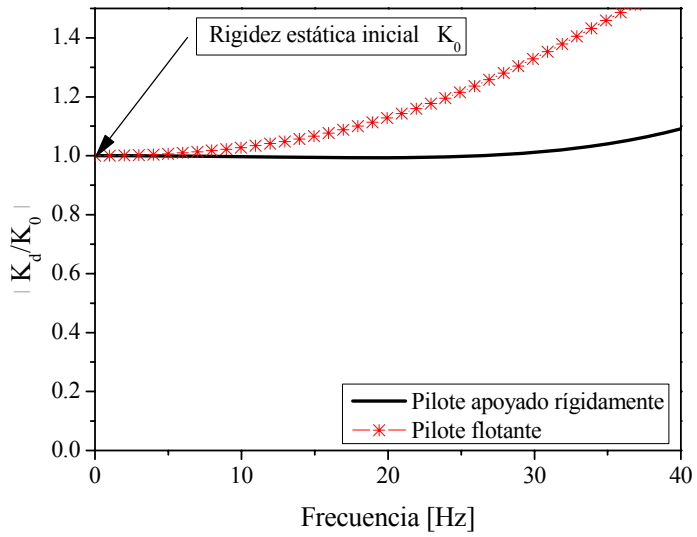


Figura 2. 11 Módulo de la rigidez dinámica nominal a bajas frecuencias para pilote flotante en suelo homogéneo y apoyado rígidamente en la punta.

Si el pilote está empotrado en la punta, como el caso de los pilotes que se fundan en roca y trabajan principalmente soportando carga por la punta, la línea de tendencia presenta un valle por debajo del valor de rigidez estática en la zona de bajas frecuencias, como se observa en la Figura 2. 12.

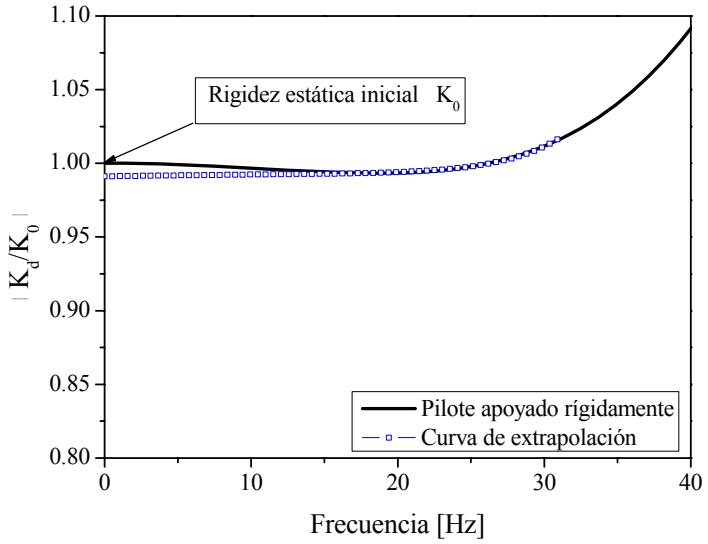


Figura 2. 12 Extrapolación a frecuencia cero para un pilote apoyado rígidamente en la punta

La amplitud del valle que se observa en la rigidez dinámica de un pilote apoyado rígidamente en la punta es del orden del 1% del valor de la rigidez estática, por lo tanto a los efectos prácticos se utiliza en ambos casos la curva de extrapolación que responde a la expresión (2. 33) para extrapolar el valor de rigidez dinámica a la frecuencia cero.

Criterios de máxima frecuencia de análisis

La curva de extrapolación propuesta (2. 33), es adecuada en la región de bajas frecuencias en las cuales se puede considerar que la parte real de la rigidez dinámica es constante y que la parte imaginaria es lineal con la frecuencia, pero no es representativa de todo el rango de posible análisis por lo que resulta necesario determinar un criterio de máxima frecuencia a ser considerada por la curva de extrapolación.

Por esta razón se realizó un análisis de sensibilidad de la frecuencia límite máxima (Ver Figura 2. 13), calculando la relación entre el valor de rigidez estática inicial teórica y el valor de rigidez estática inicial obtenido de la curva de extrapolación. Se fijó como máxima frecuencia de análisis distintos puntos significativos de la curva de movilidad teórica: el primer punto de inflexión, el primer pico, el segundo pico, así como la

totalidad del rango de frecuencias. El punto de inflexión corresponde al valor del primer pico de la curva de movilidad menos la mitad del delta de frecuencias de la expresión (2. 29).

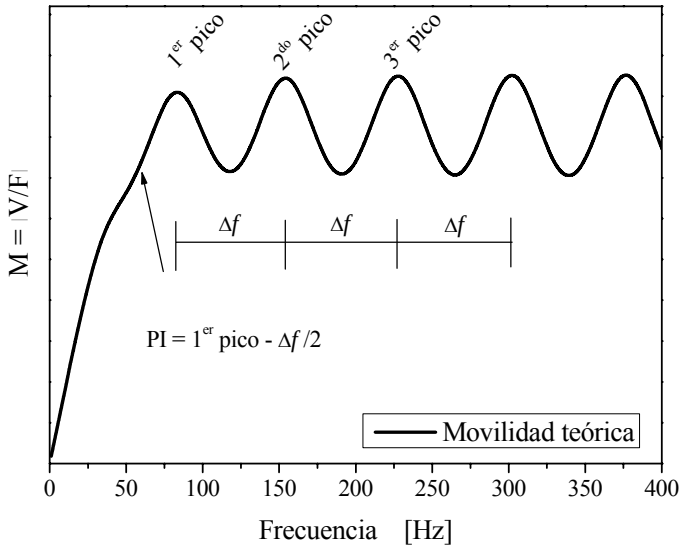


Figura 2. 13 Análisis de sensibilidad de la máxima frecuencia de interpolación

En el caso del pilote flotante en suelo homogéneo no se observó una gran sensibilidad de la frecuencia máxima de análisis, como se presenta en la Tabla 2. 1.

Tabla 2. 1 Máxima frecuencia de interpolación – pilote flotante en suelo homogéneo

Máxima frecuencia de interpolación	PI	1^{er} pico	2^{do} pico	todo el rango
$\left(K_0/K_{0extrapolada}\right)$ %	2.7	5.1	5.1	7

El error relativo $\left(K_0/K_{0extrapolada}\right)$ que se obtiene al considerar como máxima frecuencia de análisis la correspondiente al primer punto de inflexión de la curva de movilidad es del 2.7% y se observa que al fijar como frecuencia límite máxima la frecuencia correspondiente al primer o segundo pico la relación $\left(K_0/K_{0extrapolada}\right)$ es del orden del 5 %. Al ajustar la curva de extrapolación a todo el rango de frecuencias (400Hz) el error

relativo es del orden del 7%, por lo cual se puede concluir que el error es bastante mayor pero no es significativo.

Atenuación

La atenuación de la onda ocurre mientras se propaga hacia abajo por el pilote y depende de la calidad del hormigón, la sección transversal del fuste y del suelo que lo rodea. El porcentaje de energía que irradia en el suelo como amortiguamiento viscoso responde a:

$$\tau = \rho^S V_S^S \dot{w} \qquad (2.\ 34)$$

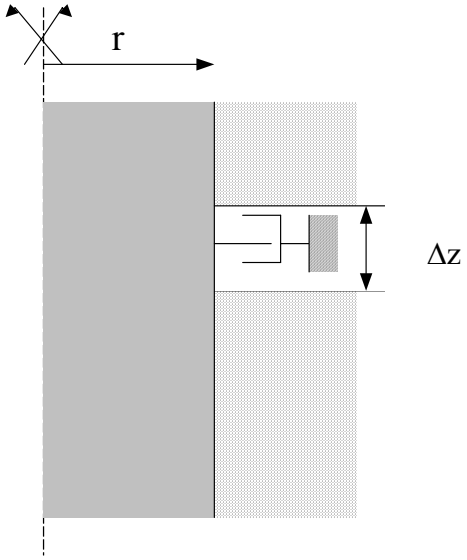


Figura 2. 14 Esquema de distribución lateral del amortiguamiento

La fuerza que se desarrollará alrededor del fuste en un elemento diferencial de altura Δz y área lateral A_l que el que se observa en la Figura 2. 14, se calcula como:

$$F_{Ci} = A_l \cdot \tau \qquad (2.\ 35)$$

$$F_{Ci} = 2\pi \cdot r_0 \cdot \Delta z \cdot \rho^S V_S^S \cdot \dot{w}(z) = C_i \cdot \dot{w}(z) \qquad (2.\ 36)$$

por lo que la constante de amortiguamiento viscoso del elemento Δy queda:

$$C_i = 2\pi \cdot r_0 \cdot \Delta z \cdot \rho^S V_S^S \qquad (2.37)$$

y la constante de amortiguamiento del pilote por unidad de longitud:

$$C = 2\pi \cdot r_0 \cdot \rho^S V_S^S \qquad (2.38)$$

El amortiguamiento crítico está definido por la expresión siguiente con un análisis similar al utilizado en Richart et al. (1970)[77], en la cual el sistema se reduce a un sistema de un grado de libertad amortiguado:

$$C_{cr} = 2\sqrt{K \cdot m} = 2\sqrt{\frac{AE}{L} \cdot \rho \cdot AL} = 2\pi \cdot r_0^{\,2} \cdot \rho \cdot V_b \qquad (2.39)$$

El amortiguamiento por radiación de energía en el suelo estará dado por:

$$e^{-\sigma z} \qquad (2.40)$$

con σ respondiendo a la expresión:

$$\sigma = \frac{1}{r_0} \frac{\rho^S V_S^S}{\rho \cdot V_b} \qquad (2.41)$$

que coincide con lo definido por Briard (1970)[8], a partir del análisis desarrollado por Paquet (1968)[71].

La atenuación es mayor para los pilotes en suelos rígidos que en suelos blandos y para un suelo dado, la atenuación se reduce aumentando la calidad del hormigón o la sección transversal. Cualquier cambio dentro del material en el cual se propaga la onda, tal como un cambio de impedancia atenuará las ondas elásticas de forma que la amplitud de la onda reflejada será menor que la de la onda antes de encontrar el cambio de impedancia.

Esta característica es relevante en el caso de enfocar el análisis en la porción resonante de la Figura 2. 7 y debe tenerse en cuenta en el caso de que se quiera determinar la integridad del pilote que se está analizando por este método. Sin embargo no representa una limitación importante en el desarrollo del presente trabajo de tesis, ya que el análisis desarrollado se basa en la porción lineal de la curva de la Figura 2. 7, donde interesa determinar experimentalmente la rigidez estática (a frecuencia 0Hz) del sistema.

2.5 Pilote en suelo estratificado

Si el pilote está embebido en un suelo estratificado como el que se muestra en la Figura 2. 15, la solución general de la aproximación de onda unidimensional formulada en la sección anterior tendrá la forma ya vista en cada estrato, pero es necesario vincular la solución en tramos sucesivos imponiendo condiciones de continuidad.

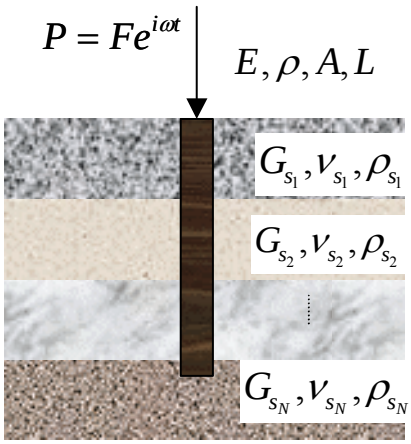


Figura 2. 15 Esquema de suelo estratificado típico

Estas condiciones son:

- Debe existir continuidad de tensiones en el pilote al pasar de un estrato a otro de acuerdo con la expresión:

$$\left(\frac{\partial u_1}{\partial x}\right)_{x=0} = \frac{F}{AE}$$
$$\left(\frac{\partial u_i}{\partial x}\right)_{x=l_i} = \left(\frac{\partial u_{i+1}}{\partial x}\right)_{x=l_i} \qquad (2.\ 42)$$
$$\left(\frac{\partial u_N}{\partial x}\right)_{x=L} = \frac{\rho^S V_P^S}{E}\left(\frac{\partial u_N}{\partial t}\right)_{x=L}$$

- Debe cumplirse con la continuidad de desplazamientos en el límite de cada estrato:

$$(u_i)_{x=l_i} = (u_{i+1})_{x=l_i} \qquad (2.\ 43)$$

En la sección A.2 del Apéndice A se presenta el archivo de Maple 6.01 en el cual se calcula en detalle la solución de la ecuación de la onda unidimensional para un pilote flotante en suelo estratificado de tres capas. En la Figura 2. 16 se presenta la curva de movilidad teórica de un pilote flotante en un semiespacio de suelo estratificado. Se puede apreciar que la parte oscilatoria de la curva no es uniforme sino algo irregular en amplitud y refleja más acertadamente los resultados experimentales del ensayo de respuesta transitoria.

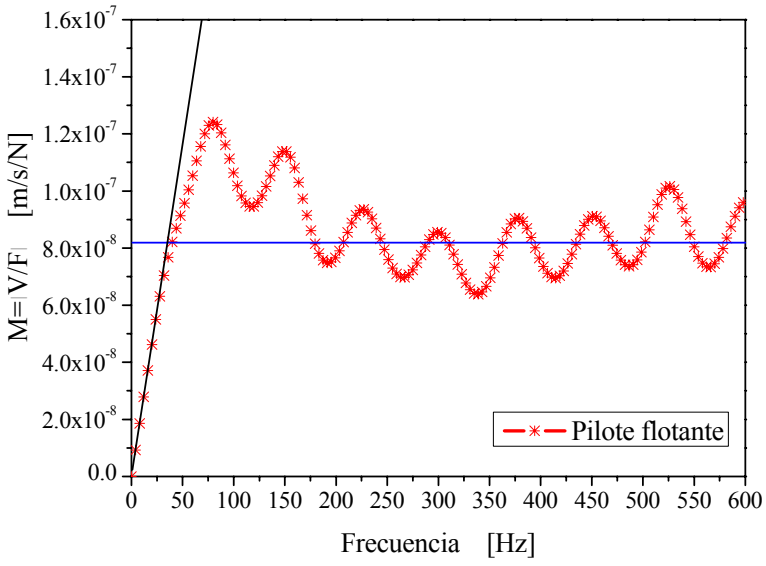


Figura 2. 16 Curva de Movilidad Teórica de un pilote flotante en un suelo estratificado

Se observa que la distancia entre picos está relacionada con la frecuencia fundamental del pilote como cuerpo libre en el espacio y no depende de la rigidez de los suelos que atraviesa, respondiendo a la expresión (2. 29) por lo que es posible analizar la integridad del pilote de la manera desarrollada en la sección 2.4.

En la Figura 2. 17 se presenta la curva de movilidad de un pilote rodeado por suelo estratificado y apoyado rígidamente en la punta. Al igual que en el caso del pilote flotante en suelo estratificado, se observa que la parte oscilatoria de la curva no es uniforme sino algo irregular en amplitud.

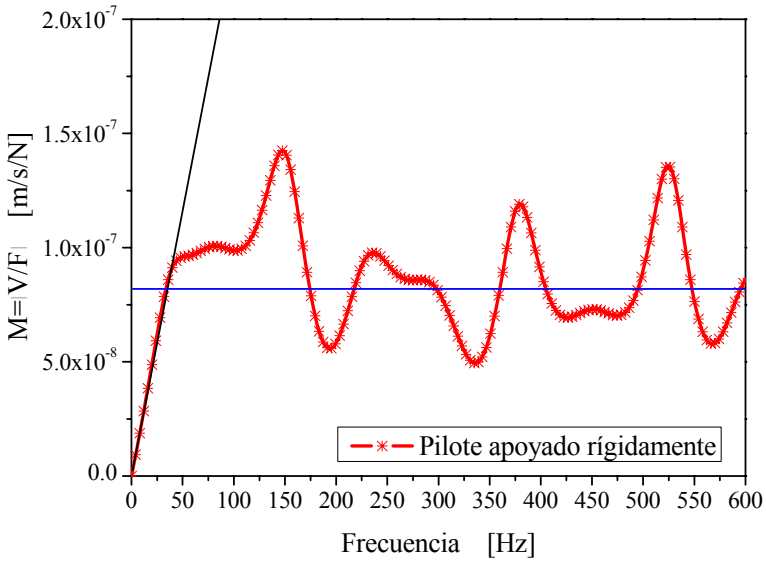


Figura 2. 17 Curva de Movilidad Teórica de un pilote rodeado de suelo estratificado y apoyado rígidamente en la punta

En la Figura 2. 18 y en la Figura 2. 19 se presenta la parte real e imaginaria de la rigidez dinámica teórica para un pilote flotante en semiespacio estratificado y para un pilote rodeado de suelo estratificado y apoyado rígidamente en la punta. La parte real es

aproximadamente independiente de la frecuencia (para bajas frecuencias), mientras que la parte imaginaria es aproximadamente lineal con la frecuencia.

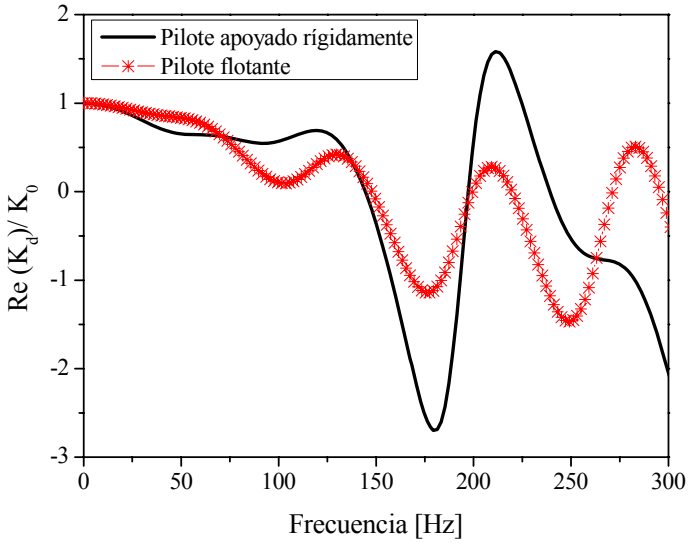


Figura 2. 18 Parte real de la rigidez dinámica nominal para un pilote flotante en suelo estratificado y para un pilote apoyado rígidamente en la punta

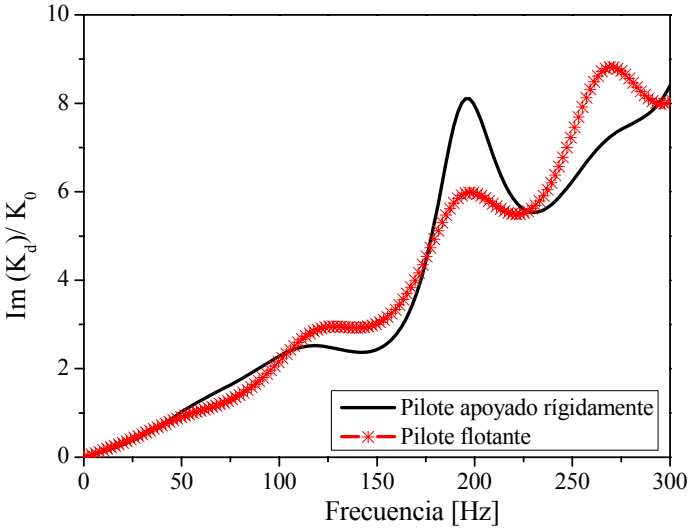


Figura 2. 19 Parte imaginaria de la rigidez dinámica nominal para un pilote flotante en suelo estratificado y para un pilote apoyado rígidamente en la punta

En cuanto a la rigidez estática inicial, al igual que en el caso de pilotes en suelo homogéneo, en la zona de bajas frecuencias el sistema se comporta como un resorte y la movilidad aumenta en forma lineal hasta el inicio de la resonancia. La pendiente inicial de la curva de movilidad es inversamente proporcional a la rigidez dinámica del pilote y en ambos casos responde a la expresión (2. 31). Como se mencionó en la sección anterior la rigidez dinámica a 15Hz debe ser extrapolada a la frecuencia cero, debido a que los resultados del *TRM* ya no cuentan con la precisión adecuada para ser considerados en el análisis.

En la Figura 2. 20 y en la Figura 2. 21 se presenta el módulo de la rigidez dinámica a bajas frecuencias para un pilote flotante en suelo estratificado y para un pilote rodeado de suelo estratificado y apoyado rígidamente en la punta.

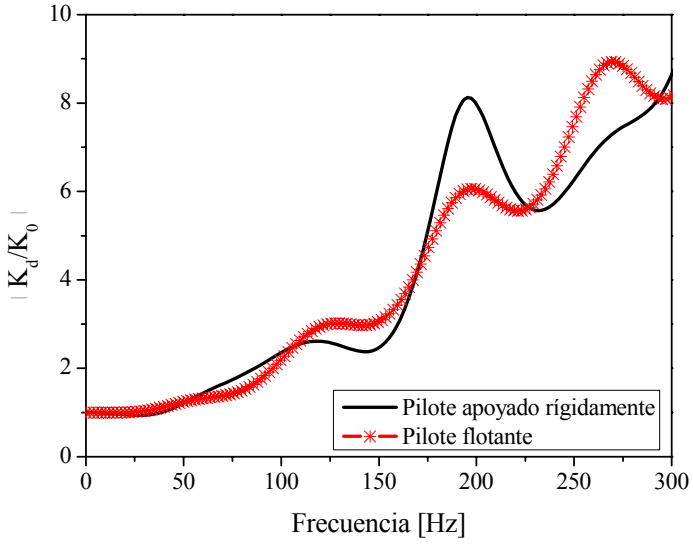


Figura 2. 20 Módulo de la rigidez dinámica nominal a bajas frecuencias para pilote flotante en suelo estratificado y apoyado rígidamente en la punta.

En el caso del pilote flotante en suelo estratificado, al igual que en el caso de pilotes en suelo homogéneo, la rigidez dinámica disminuye a medida que se aproxima a frecuencia cero, siguiendo una tendencia creciente sin presentar ningún cambio de concavidad en

la región de bajas frecuencias analizada. Si el pilote está apoyado rígidamente en la punta, la línea de tendencia presenta un valle por debajo del valor de la rigidez estática en la zona de bajas frecuencias como se observa en la Figura 2. 22, cuya amplitud es menor al 6% de K_0 para suelos estratificados típicos de arena, limo y arcilla. Por esta razón a los efectos prácticos se utiliza en ambos casos una curva creciente que responde a la expresión (2. 33) para extrapolar el valor de rigidez dinámica a la frecuencia cero.

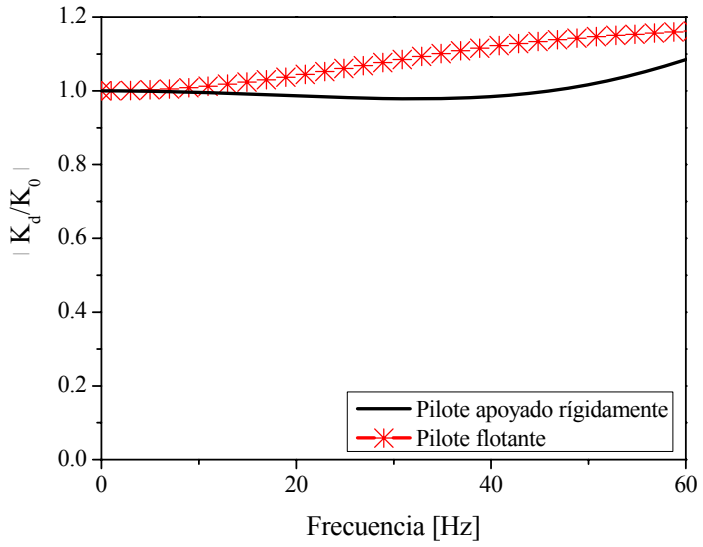


Figura 2. 21 Módulo de la rigidez dinámica nominal a bajas frecuencias para pilote flotante en suelo estratificado y apoyado rígidamente en la punta

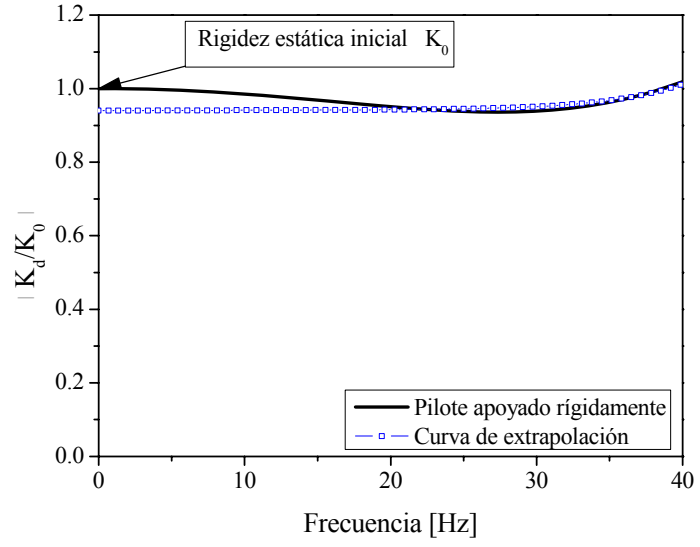


Figura 2. 22 Extrapolación a frecuencia cero para un pilote apoyado rígidamente en la punta.

Criterios de máxima frecuencia de análisis – Pilote en suelo estratificado

Como se mencionó anteriormente la curva de extrapolación propuesta (2. 33), es adecuada en la región de bajas frecuencias en las cuales se puede considerar que la parte real de la rigidez dinámica es constante y que la parte imaginaria es lineal con la frecuencia. Por esta razón se realizó un análisis de sensibilidad de la frecuencia límite máxima siguiendo el criterio descrito en la sección 2.4 para el pilote flotante en suelo homogéneo y los resultados obtenidos se presentan en la Tabla 2. 2.

Tabla 2. 2 Máxima frecuencia de interpolación - pilote flotante en suelo estratificado

Frecuencia máxima de interpolación	PI	1^{er} pico	2^{do} pico	todo el rango
$(K_0 - K_{0extrapolada})$ %	0.8	2.8	8	35.6

Al analizar el caso de un pilote flotante en suelo estratificado, como la curva de movilidad no es tan regular como en el caso homogéneo existe una gran influencia de la frecuencia máxima de extrapolación, resultando en un error relativo del orden del 35% al utilizar la totalidad del rango de frecuencias involucrado en el ensayo TRM para realizar la extrapolación de la rigidez dinámica a frecuencia cero. En tanto que fijando como frecuencia máxima de análisis el primer punto de inflexión de la Figura 2. 13, la relación $(K_0 - K_{0extrapolada})$ corresponde a un 0.8%. Por lo tanto es recomendable adoptar como criterio de máxima frecuencia de extrapolación la frecuencia correspondiente al primer punto de inflexión de la curva de Movilidad.

CAPÍTULO 3

ASPECTOS EXPERIMENTALES

3.1 Introducción

En este capítulo se presenta una descripción del método de respuesta transitoria (*Transitory Response Method*, *TRM*) en sus aplicaciones tradicionales, se describen sus posibilidades y limitaciones, así como los parámetros que es posible caracterizar con este ensayo. Se describen los equipos utilizados en la parte experimental de este trabajo y su utilización en el *TRM*. También se incluye un detalle de los procedimientos de análisis de las señales obtenidas del ensayo, utilización de filtros, Transformadas Rápidas de Fourier y análisis de coherencia.

3.2 Método de respuesta transitoria

El *TRM* es una técnica de evaluación de integridad de pilotes, que se basa en la identificación de las reflexiones de las ondas producidas por un impacto de bajas deformaciones aplicado a la cabeza del pilote. A diferencia del método de pulso eco (ASTM *D 5882-00*, 2000)[3], en el que la magnitud de la carga aplicada y su contenido de frecuencias no son necesarias para la interpretación del ensayo, en el *TRM* la fuerza

aplicada se mide simultáneamente con las aceleraciones resultantes en la cabeza del pilote y su análisis se realiza en el dominio de las frecuencias.

El *TRM* se remonta a la década del 70 (Paquet, 1968[71]; Briard, 1970[8]; Paquet et al. 1976[72]; Davis et al. 1980[21]) cuando se presentó como una extensión del ensayo de vibración, involucrando la vibración armónica de una masa conocida a frecuencias de hasta 2000 Hz en la cabeza de un pilote y midiendo la respuesta del mismo con un geófono.

El método de respuesta transitoria ayuda a la evaluación de la integridad, dimensiones físicas, continuidad y consistencia del material que constituye los pilotes, a partir de la medición a bajas deformaciones de la velocidad y fuerza aplicada. Aunque la norma ASTM D 5882-00 indica que el método de respuesta transitoria no otorga información relativa a la capacidad de carga de los pilotes, el valor experimental de la rigidez estática inicial que se obtiene de los resultados del *TRM*, se utiliza en el presente trabajo de tesis para ajustar un modelo numérico no lineal y predecir el comportamiento bajo carga axial del pilote en todo el rango de deformaciones de posible interés.

Si se está interesado en determinar la integridad del pilote, la zona de interés de la curva de movilidad es la parte resonante de la misma como se muestra en la Figura 3. 1 y en este caso resulta necesario contar con registros confiables a frecuencias mayores a 150 Hz.

En el presente trabajo de tesis el análisis se enfoca en la zona de bajas frecuencias de la curva de movilidad, por debajo de la frecuencia correspondiente al primer punto de inflexión de la misma, de acuerdo al criterio desarrollado en el capitulo anterior ya que interesa obtener el valor de rigidez estática inicial.

La curva de movilidad se construye como el cociente entre la Transformada de Fourier (TF) de la velocidad de la cabeza del pilote y la TF de la fuerza aplicada, donde la TF de la velocidad *V(f)* se obtiene a partir de la TF del registro de aceleración *A(f)* mediante la expresión (3. 1):

$$A(f) = \omega \cdot V(f) \qquad (3.\ 1)$$

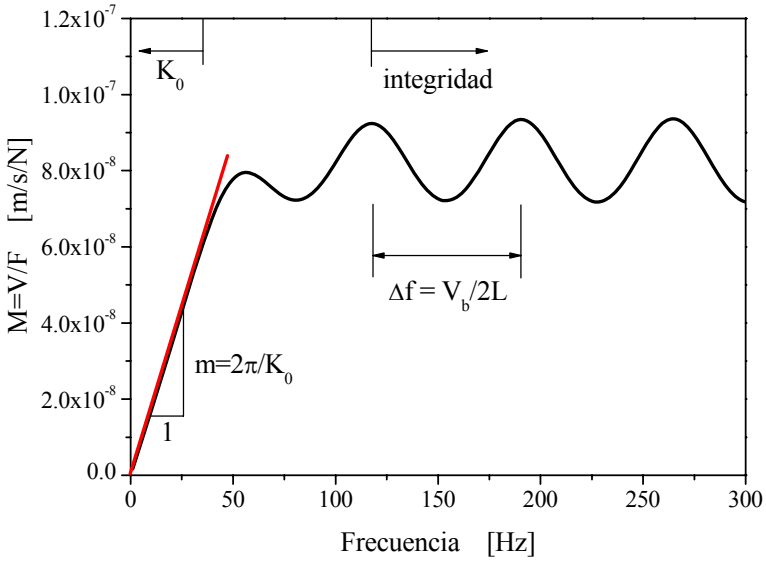


Figura 3. 1 Curva de Movilidad Teórica, rangos de interés

En sus aplicaciones tradicionales del método *TRM* se utiliza un martillo de mano para aplicar el impacto en la cabeza del pilote, el cual cuenta con una celda de carga para registrar la fuerza aplicada y mediante un sensor de velocidad adherido a la cabeza del pilote se registra la respuesta del mismo. El material en la punta del martillo afecta el contenido de frecuencias del impulso y la masa y la velocidad del martillo en el impacto afectarán el contenido de frecuencias y el nivel de energía. Aplicando el impacto mediante un martillo manual no es posible garantizar que la dirección del golpe sea constante. Ésta es una limitación importante, ya que aún cuando el operador sea

experimentado, no es posible garantizar que la aplicación de los sucesivos impactos será en un mismo punto, con dirección constante y que la energía aplicada por el operador en los sucesivos golpes sea la misma (Gassman, 1997)[36].

Para subsanar las limitaciones mencionadas en el párrafo anterior, en el presente trabajo de tesis se propone utilizar un martillo modal, conocido genéricamente como *"Swedish Drop Hammer"* para la aplicación de la carga durante la realización del *TRM*.

Figura 3. 2 Martillo Modal

El martillo modal (Modal Shop, modelo 086C60), está provisto de una celda piezoeléctrica para medición de la variación en el tiempo de la carga aplicada. La señal

de salida del aparato de carga es alimentada a un analizador de señales (Hewlett Packard) de 4 canales (portátil), para registrar las señales provenientes de la celda de carga.

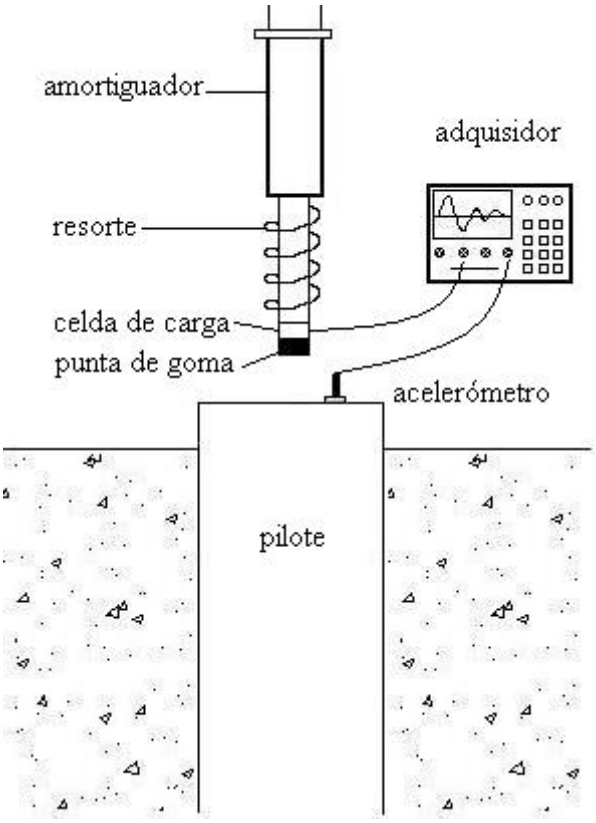


Figura 3. 3 Esquema del sistema de aplicación de la carga

El martillo modal posee un sistema de izaje de la masa utilizada para aplicar el impulso mediante la utilización de un electroimán, cuya liberación súbita provoca el deslizamiento en caída libre de la masa a través de correderas. De esta manera se aplica un impacto vertical controlado sobre la cabeza del pilote y se eliminan los potenciales errores accidentales que posee un martillo manual. Un amortiguador ubicado en el extremo inferior de la masa deslizante permite obtener un golpe adecuado para un amplio rango de estructuras. El martillo modal se ilustra en las Figuras 3. 2 a 3. 4. Si bien el punto de aplicación de la carga tiene un área asociada, la relación existente entre

el diámetro del pilote y la punta del martillo permite considerar la carga aplicada como puntual.

En el extremo de impacto el martillo modal posee una punta de goma que evita deformaciones plásticas en el punto de aplicación de la carga. A su vez es posible utilizar puntas de goma de distinta rigidez que modifican el contenido de frecuencias de la excitación, especialmente para las frecuencias medias y altas. De igual manera es posible variar la amplitud de la carga aplicada mediante la colocación de distinto número de pesas sobre el dispositivo deslizante.

Figura 3. 4 Detalle del sistema de aplicación de la carga

La respuesta del pilote a la aplicación del impulso se registra mediante acelerómetros inductivos (HBM B12-200) y los datos se almacenan transitoriamente en una computadora para archivo de seguridad de las señales generadas durante los ensayos.

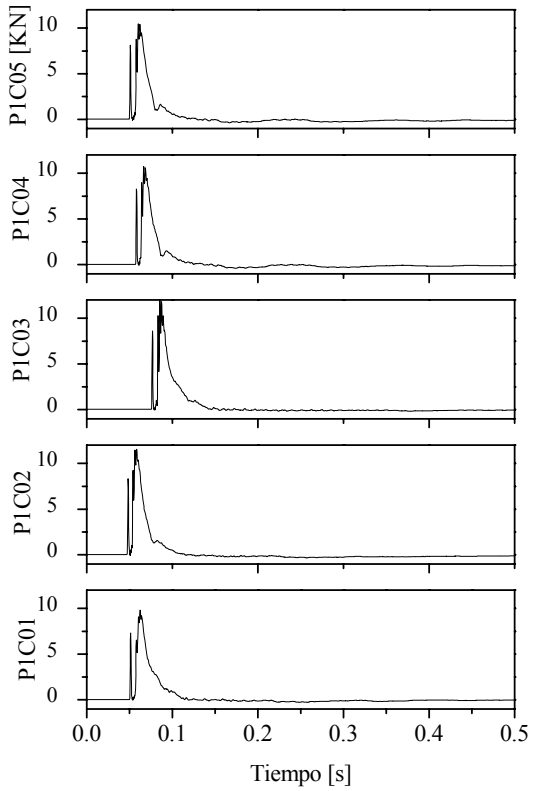


Figura 3. 5 Carga aplicada

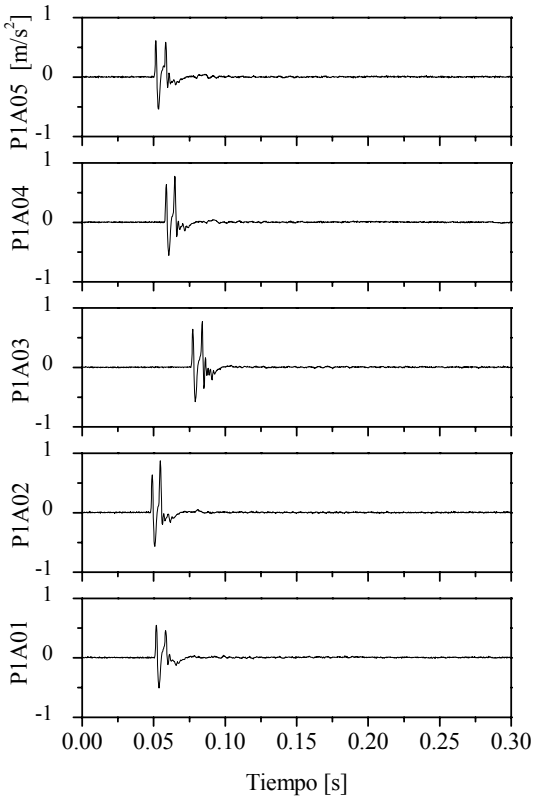


Figura 3. 6 Registro de respuesta típico

La función de carga aplicada se mide con una celda de carga montada en el extremo de impacto del amortiguador como se observa en las Figuras 3. 3 y 3. 4 y se la presenta en la Figura 3. 5. En los ensayos *TRM* realizados en el marco del presente trabajo de tesis se utilizaron las siguientes especificaciones:

T = 1.0 ; Tiempo de Muestreo [s]

N = 4096 ; Número de Puntos de Medición Registrados

dt = T / N = 2.44E-04 ; Incremento de Tiempo de Muestreo [s]

En las Tablas 3. 1 a 3. 3 se presentan las características de los sensores y equipos utilizados.

Tabla 3. 1 Características del sensor piezoeléctrico de carga FS 087B20

	Capacidad	Frecuencia mínima	Frecuencia máxima	Linealidad en amplitud	Sensitividad
FS 087B20	22240 [N]	0.0003 [Hz]	40000 [Hz]	3% = 1200 Hz	225 [mV/KN]

Tabla 3. 2 Características del acelerómetro inductivo HBM B12-200

	Frecuencia natural	Rango de medición de frecuencias	Aceleración nominal	Sensitividad nominal	D *
HBM B12-200	200 [Hz]	0..100 [Hz]	± 200 [m/s^2]	± 80 [mV/V]	0.6 ± 0.1

* amortiguamiento a la temperatura de referencia

Tabla 3. 3 Características del analizador de señales HP 35670A

	Canales	Resolución mínima	Rango máximo	Precisión	Período de muestreo
HP 35670A	2	61 [μHz]	51.2 [KHz]	± 30 [ppm] (.003%)	7.629 [μseg] a 4 [seg]

El peso total de la masa deslizante, su altura de caída y la dureza de la punta de goma adosada a la celda de carga controlan la energía y el contenido de frecuencias del golpe. El dispositivo garantiza que el impulso aplicado a la cabeza del pilote, el punto de aplicación y la dirección de la carga permanecen inalterados y de esta manera se elimina la componente de incertidumbre de la fuerza.

A los efectos de mejorar la precisión de los resultados es conveniente repetir los ensayos varias veces (al menos 5) para eliminar errores accidentales en el proceso de adquisición de datos y calcular la función Coherencia de los pares de señales de fuerza y aceleración. Si la Coherencia fuera inferior al límite aceptable en el rango de frecuencias relevantes para el caso analizado, las mediciones se repiten hasta lograr identificar los factores que las afectan y obtener el nivel de Coherencia necesario para interpretar los resultados. Este control en tiempo real durante la ejecución de los ensayos permite garantizar que la interpretación en gabinete de los resultados del ensayo

no tropezará con obstáculos insalvables una vez que se ha finalizado la campaña de mediciones.

3.3 Análisis de las señales

El análisis de los datos resultantes del ensayo de respuesta transitoria se realiza en el dominio de la frecuencia, utilizando la Transformada Rápida de Fourier (*FFT*) para transformar los registros de aceleraciones y de fuerza en función del tiempo, provenientes de los sensores. Como toda señal digital, el campo continuo tanto de aceleraciones como de fuerza aplicada en función del tiempo, se representa como una secuencia discreta de datos, los cuales son fácilmente acumulados y analizados luego en gabinete mediante una computadora.

El valor de las variables dependientes del tiempo (en este caso aceleraciones y fuerza) se graba a un intervalo de muestreo Δt, definido por un intervalo de frecuencias f_s dado:

$$f_s = \frac{1}{\Delta t} \qquad (3.2)$$

La duración de la señal T es luego función del número de puntos de muestreo n, utilizados de acuerdo a la expresión:

$$T = n\Delta t \qquad (3.3)$$

Una de las consecuencias de digitalizar una señal es la posibilidad de perder información por encima de una cierta frecuencia. Este es frecuentemente el caso que se encuentra cuando se busca información sobre la periodicidad de una señal, o se realiza el análisis en el dominio de la frecuencia de una señal digitalizada y debe tenerse

especial cuidado en la consideración de los límites superior e inferior que se puede obtener de una cierta señal digital. La mínima frecuencia teórica es la frecuencia de Nyquist:

$$F_{ny} = 2F_s \qquad (3.4)$$

Esto implica que debe haber al menos dos puntos de muestreo por período para un dado registro de frecuencias, para prevenir una distorsión en las frecuencias conocido como aliasing. En la práctica usualmente se recomienda tomar al menos 10 puntos de muestreo en un período de interés (Gibson, 2004)[38]. La resolución espectral puede mejorarse agregando al final de las señales una serie de valores nulos, dado que el incremento de la frecuencia es inversamente proporcional a la duración total de las señales:

$$\Delta f = \frac{1}{T} = \frac{1}{n\Delta t} \qquad (3.5)$$

donde n es la cantidad de puntos muestrales y Δt el intervalo de tiempo en el cual se registran las señales.

Las señales en el tiempo de la fuerza aplicada y de la aceleración se convierten al dominio de las frecuencias utilizando la *FFT*:

Registro de aceleraciones $x(t)$

Registro de fuerza $y(t)$

$$\left.\begin{matrix} x(t) \\ y(t) \end{matrix}\right\} \leftrightarrow \begin{cases} X(f) = FFT[x(t)] \\ Y(f) = FFT[y(t)] \end{cases} \qquad (3.6)$$

donde tanto $X(f)$ como $Y(f)$ son funciones complejas.

La densidad espectral se define como la transformada de Fourier de una señal dada, multiplicada por su complejo conjugado:

$$G_{xx}(f) = X(f) \cdot X(f)^* \\ G_{yy}(f) = Y(f) \cdot Y(f)^* \qquad (3.\ 7)$$

y la densidad espectral cruzada G_{xy} se define como el producto de la FFT de la señal de respuesta, por el conjugado de la FFT de la señal de excitación, según:

$$G_{xy}(f) = X(f) \cdot Y(f)^* \qquad (3.\ 8)$$

Usualmente se utilizan dos estimadores de la función de movilidad en el dominio de las frecuencias, a partir de la densidad espectral cruzada G_{xy} y en función de la densidad espectral de la carga G_{xx}.

El estimador convencional de la función de movilidad en el dominio de la frecuencia se obtiene de la expresión de movilidad (2. 9) como se describe en Maia et al. (1997)[58]:

$$M(f) = \frac{V(f)}{Y(f)} \qquad (3.\ 9)$$

como

$$X(f) = \omega \cdot V(f) \qquad (3.\ 10)$$

y multiplicando por el conjugado de la FFT de la señal de excitación se obtiene:

$$M_1(f) = \frac{X(f)/2\pi \cdot f}{Y(f)} = \frac{X(f) \cdot X(f)^*}{2\pi \cdot f \cdot Y(f) \cdot X(f)^*} = \frac{G_{xx}}{2\pi \cdot f \cdot G_{xy}} \qquad (3.\ 11)$$

Otra versión del estimador de la función de movilidad se obtiene al normalizar la densidad espectral cruzada G_{xy} con la densidad espectral de la respuesta G_{yy}:

$$M_2(f) = \frac{X(f)/2\pi \cdot f}{Y(f)} = \frac{X(f) \cdot Y(f)^*}{2\pi \cdot f \cdot Y(f) \cdot Y(f)^*} = \frac{G_{xy}}{2\pi \cdot f \cdot G_{yy}} \qquad (3.\ 12)$$

Las señales de sucesivos impactos se promedian en el dominio de las frecuencias, con el objeto de disminuir el efecto perjudicial de las componentes de ruido aleatorio existente en las señales analizadas, sin necesidad de aplicar algún filtro digital posteriormente.

Cada uno de estos estimadores será el más preciso en función de que existan más componentes de ruido en las señales de carga o en las señales de aceleración. Dado que la incertidumbre al respecto es similar en ambos registros, es usual utilizar un promedio de ambas curvas para calcular tanto la curva de movilidad como la curva de rigidez dinámica, involucrando en el proceso todos los registros tanto de carga como de aceleración provenientes del *TRM*.

En ausencia de ruido los estimadores (3. 11) y (3. 12) deben dar el mismo resultado y es posible definir la coherencia como el cociente entre ambos:

$$\frac{M_2(f)}{M_1(f)} = \frac{\left|\overline{G_{xy}(f)}\right|^2}{\overline{G_{xx}(f)} \cdot \overline{G_{yy}(f)}} = \gamma^2(f) \qquad (3.\ 13)$$

donde el símbolo $\overline{(\quad)}$ se refiere a la suma de la variable correspondiente a todos los pares de observaciones.

La función de coherencia es un indicador de la calidad de las señales adquiridas, tomando valores entre 0 y 1. Si los pares de señales fueran ruidos aleatorios e independientes el numerador de la expresión (3. 13) se anula y la coherencia resulta nula. Por el contrario en la ausencia de ruidos la coherencia tiende a la unidad tal como ocurre en forma idéntica si la expresión (3. 13) se aplica a sólo un par de señales. Si su valor está entre cero y la unidad es posible que se den una o más de las siguientes situaciones (Bendat et al. 1986)[5]:

- existe ruido en las mediciones.
- el sistema que relaciona a x(t) con y(t) no es completamente lineal.
- el sistema se encuentra bajo la acción de otras fuentes de excitación que afectan la respuesta pero que no se reflejan en la función de carga.
- la resolución en frecuencia resulta insuficiente debido a que la duración de las señales en función del tiempo es muy corta.

En el presente trabajo se adoptó como valor mínimo de Coherencia aceptable el valor 0.8, los registros correspondientes a valores de coherencia menores no fueron tenidos en cuenta en el análisis. Con los dispositivos experimentales utilizados, el registro de los resultados del método de respuesta transitoria presenta valores de coherencia aceptables para frecuencias mayores a 15 Hz, como se observa en la Figura 3. 7. Este valor de frecuencia a la cual la coherencia decae está relacionado con la magnitud de las componentes de la excitación y la respuesta a bajas frecuencias. Dado que la parte más importante de la carga aplicada tiene una duración efectiva de aproximadamente $T_d = 0.04s$, posee componentes de frecuencia dominante en:

$$f_d = \frac{1}{T_d} = 25Hz \qquad (3.14)$$

por lo que a frecuencias menores a 15 Hz las amplitudes de la excitación y de la respuesta son muy bajas en relación con los ruidos mecánicos (ambientales) y eléctricos propios del sistema de medición. Ésta es la causa de la caída de la coherencia por debajo del nivel aceptable y los resultados obtenidos en dicho intervalo de frecuencia no son tenidos en cuenta en el análisis.

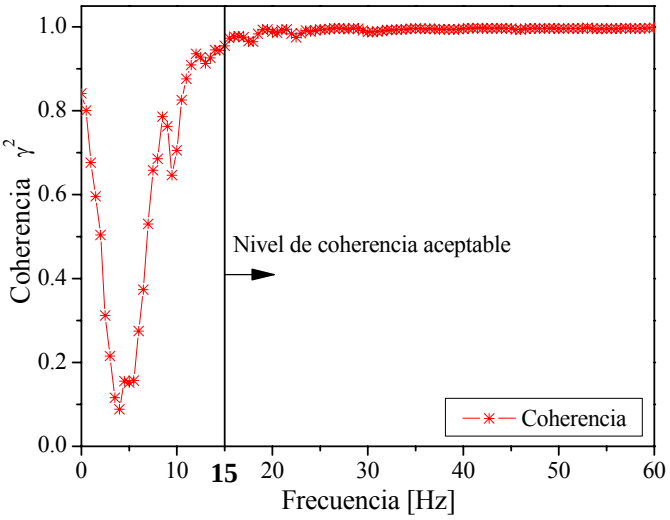


Figura 3. 7 Registro de Coherencia Típico

En las Figuras 3. 8 y 3. 9 se presentan las curvas típicas de movilidad experimental y el módulo de la rigidez dinámica que se obtienen del ensayo *TRM* en un pilote flotante en suelo arenoso homogéneo.

Debido a que los primeros resultados útiles se encuentran por encima de los 15 Hz, se realiza la extrapolación de los resultados experimentales hasta la frecuencia cero que se corresponde al caso estático, utilizando una curva de extrapolación que responde a la expresión (2. 33) como se muestra en la Figura 3. 9, de acuerdo a lo desarrollado en el Capítulo 2. Se observa en la Figura 3. 10 que ambos estimadores de la rigidez dinámica presentan valores muy cercanos en todo el rango de resultados coherentes indicando la existencia de componentes similares de ruido en las señales de carga y aceleración.

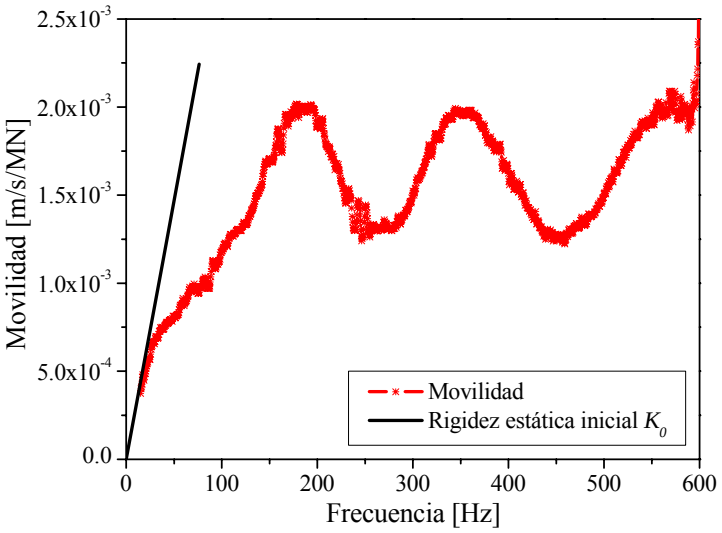


Figura 3. 8 Curva de Movilidad experimental típica

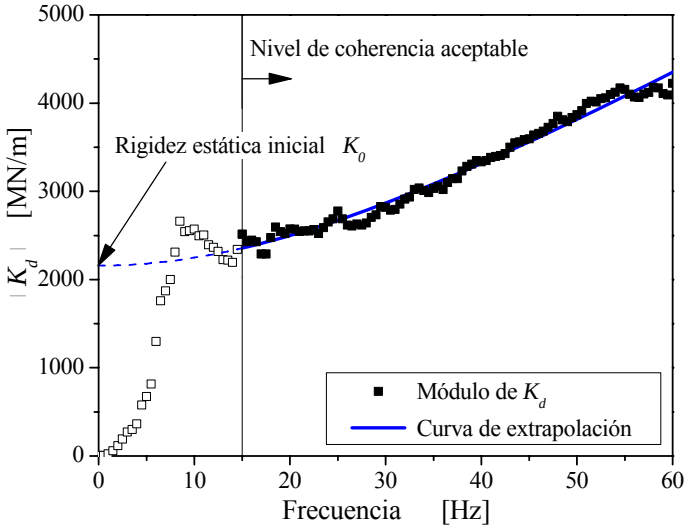


Figura 3. 9 Módulo de rigidez dinámica y curva de extrapolación

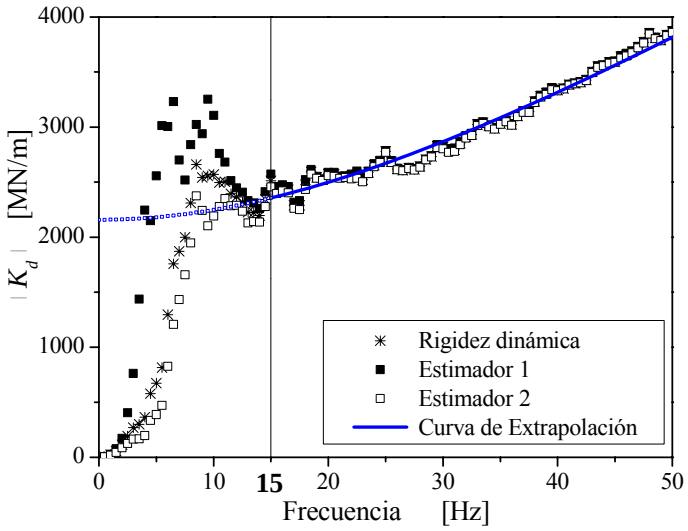


Figura 3. 10 Curva de rigidez dinámica a partir de los dos estimadores de movilidad

Una de las características más importantes que surgen del ensayo es el valor de la rigidez estática inicial K_0 determinada experimentalmente a partir del *TRM*, la cual representa la curva carga - deformación axial del pilote en el rango de bajas deformaciones. Aún cuando el valor de rigidez estática inicial que ha sido determinado experimentalmente a partir de este ensayo dinámico no es válido en el rango de grandes deformaciones, en el presente trabajo de tesis se propone calibrar un modelo numérico no lineal del sistema que tiene la capacidad de representar el comportamiento a grandes deformaciones del pilote, ajustándolo al valor experimental de K_0. De ésta manera es posible determinar la magnitud de los desplazamientos de la cabeza del pilote desde su estado inicial (sin carga externa) hasta que actúen el peso propio y cargas permanentes de los cabezales y de la superestructura.

CAPÍTULO 4

ASPECTOS NUMÉRICOS

4.1 Introducción

Mediante el método de respuesta transitoria es posible calcular la rigidez estática inicial de un pilote y de esta manera caracterizar experimentalmente el comportamiento a bajas deformaciones de los pilotes. Sin embargo resulta de sumo interés poder predecir el comportamiento de la fundación en todo el rango de deformaciones a los que pueda ser sometida.

Los primeros intentos tendientes a utilizar el programa Plaxis para calcular la curva carga asentamiento de pilotes flotantes en suelos arenosos no tuvieron buenos resultados en la zona de carga última ya que el modelo elastoplástico perfecto de Mohr Coulomb entrega resultados continuamente crecientes sin presentar la curva el achatamiento característico de este tipo de suelos. El mismo programa posee modelos constitutivos más avanzados (*Hardening Soil Model HSM* y *Soft Soil Model SSM*, entre otros) que precisan de una serie extra de parámetros que son poco usuales en los estudios de suelos que se encargan en las obras de pilotaje.

El modelo de suelo con endurecimiento (*HSM*) es una variante elastoplástica del modelo hiperbólico, formulado en el marco de la plasticidad de endurecimiento por fricción. El

modelo para suelo blando (*SSM*) se trata de un modelo tipo CamClay que puede ser utilizado para simular el comportamiento de suelos blandos como arcillas normalmente consolidadas y turbas.

En mecánica del suelo, el módulo inicial se indica usualmente como E_0 y el módulo secante al 50% de la resistencia a compresión se denomina E_{50} (Ver Figura 4. 1).

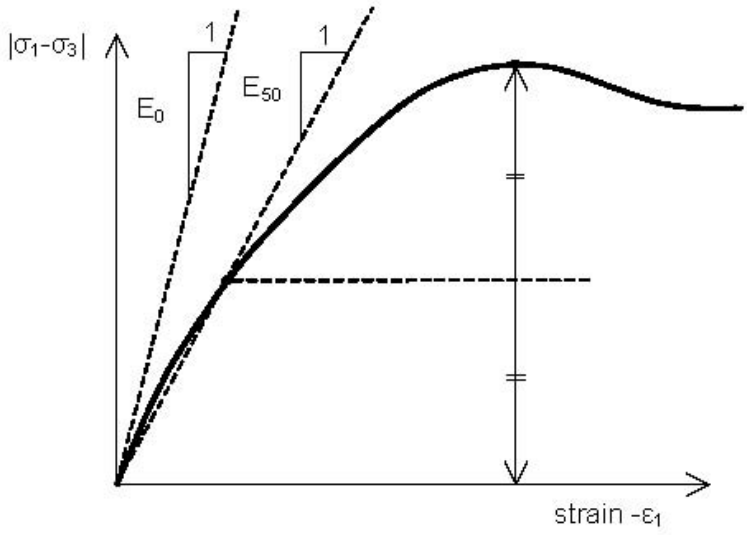


Figura 4. 1 Definición de E_0 y de E_{50} (Plaxis Material Models Manual)

En el caso de los suelos, tanto el módulo inicial como el módulo secante tienen tendencia a aumentar con la presión de confinamiento. De aquí que las capas de suelo profundas tiendan a tener una rigidez mayor que las capas superficiales.

El programa Plaxis utiliza el módulo inicial como módulo de rigidez básico en el modelo de Mohr-Coulomb, el coeficiente de Poisson ν, el ángulo de fricción ϕ , la cohesión c y el ángulo de dilatancia ψ constituyen el resto de los parámetros requeridos por este modelo constitutivo.

El modelo *HSM* requiere además de los parámetros c, ϕ y ψ mencionados para el modelo de Mohr Coulomb, del módulo secante al 50% de la resistencia a compresión

E_{50}^{ref} y del módulo tangente para carga primaria edométrica E_{oed}^{ref}. El modelo SSM requiere los valores del índice de compresión modificado λ^* que determina la compresibilidad del suelo en carga primaria y del índice de expansión modificado κ^* que determina la compresibilidad del material en descarga y subsiguiente recarga.

En general E_{50}^{ref}, E_{oed}^{ref}, λ^* y κ^* no son parámetros que resulten de los estudios de suelo rutinarios realizados en los sitios de fundación.

Por este motivo se desarrolló un programa de elementos finitos (denominado MEFDuncan) utilizando un modelo constitutivo de tipo hiperbólico cuyos parámetros son usuales en los estudios de suelo que se encargan en las obras de pilotaje. Una ventaja importante del modelo hiperbólico implementado es que tiene la capacidad de representar el comportamiento de los suelos bajo cargas sistemáticamente crecientes como las aplicadas a los pilotes y es posible obtener todos los parámetros que lo caracterizan a partir de ensayos triaxiales tradicionales.

A continuación se describe el programa de elementos finitos implementado en Matlab 6.1 (2001)[61], se detalla el modelo hiperbólico utilizado y se presentan los distintos modos de validación utilizados.

4.2 Problema a modelar

El programa MEFDuncan emplea el método de elementos finitos para calcular la solución numérica U que aproxima la solución u al siguiente problema bidimensional de Navier – Lamé (Alberty et al. 2002[2]; Alberty et al. 1999[1]; Zienkiewicz et al. 1991[87],[88]).

Sea $\Omega \in \Re^2$ un dominio acotado con un borde poligonal suave Γ. En un subconjunto cerrado Γ_D se asumen condiciones de borde de Dirichlet, mientras que se tienen condiciones de borde de Neumann en la parte Γ_N del mismo.

Dados $f \in L^2(\Omega)$, $M \in L^\infty(\Gamma_D)^{2\times 2}$, $w \in H^1(\Omega)$ y $g \in L^2(\Gamma_N)$, así como los parámetros de Lamé λ y μ se buscan los desplazamientos $u \in H^1(\Omega)$ de acuerdo a la siguiente expresión:

$$(\lambda + \mu)(\nabla div u)^T + \mu \Delta u = -f \ \ en\ \Omega \qquad (4.1)$$

$$(\lambda tr(\varepsilon(u)))I + 2\mu\varepsilon(u)\cdot n = g \qquad \text{en } \Gamma_N \qquad (4.2)$$

$$M \cdot u = w \qquad \text{en } \Gamma_D \qquad (4.3)$$

donde $\varepsilon(u) = \dfrac{\left(\nabla u + (\nabla u)^T\right)}{2}$ es la parte simétrica del gradiente de desplazamientos. La matriz M contiene las componentes para modelar las condiciones de borde geométricas y la condición $M \cdot u = w$ en Γ_D se incorpora por medio de multiplicadores de Lagrange. Dado que el dominio Ω tiene un borde poligonal Γ, podemos cubrir Ω con una malla de triángulos regulares, donde los nodos de la malla se sitúan en los vértices de los elementos y no en las aristas, los elementos de la triangulación no se solapan y las aristas tienen condiciones de borde de Dirichlet, de Neumann o ambas.

Tanto λ como μ están relacionados con el módulo elástico que varía en los elementos de suelo con el confinamiento, de acuerdo a un modelo constitutivo hiperbólico como se describe a continuación.

4.3 Modelo constitutivo hiperbólico

El comportamiento tensión deformación de cualquier tipo de suelo depende de numerosos factores, incluyendo densidad, contenido de humedad, estructura, condiciones de drenaje , condiciones de deformación (es decir, deformación plana, triaxial, etc.), duración de la carga, historia de tensiones, presión de confinamiento, etc. Kondner (1963)[50] mostró que la relación no lineal entre tensión y deformación en arcillas y arenas puede ser aproximada con una hipérbola de la forma:

$$(\sigma_1 - \sigma_3) = \frac{\varepsilon}{\left[\frac{1}{E_0} + \frac{\varepsilon \cdot R_f}{(\sigma_1 - \sigma_3)_f}\right]} \qquad (4.4)$$

donde σ_1 y σ_3 son las tensiones principales mayor y menor respectivamente, ε es la deformación en el sentido axial, E_0 es el módulo elástico inicial, R_f es la relación de falla y $(\sigma_1 - \sigma_3)_f$ es la diferencia de tensiones principales en la falla.

R_f se calcula de acuerdo a la expresión:

$$(\sigma_1 - \sigma_3)_f = R_f (\sigma_1 - \sigma_3)_u \qquad (4.5)$$

donde $(\sigma_1 - \sigma_3)_u$ es el valor asintótico de la hipérbola de Kondner.

Excepto en el caso de ensayos no consolidados - no drenados de suelos saturados, se observa que el módulo elástico tangente y la resistencia a la compresión varían con el confinamiento empleado en el ensayo.

El módulo elástico tangente inicial corresponde a la definición de Janbu (1963)[47], quien experimentalmente determinó la relación entre E_0 y la presión de confinamiento como se expresa en:

$$E_0 = K \cdot pa \cdot \left(\frac{\sigma_3}{pa} \right)^n \qquad (4.\ 6)$$

donde *pa* es la presión atmosférica expresada en las mismas unidades que E_0 y σ_3; *K* es el módulo de Janbu y *n* es un exponente que determina la variación de E_0 con σ_3. Tanto *n* como *K* son determinables experimentalmente de ensayos triaxiales estándar, graficando los valores de E_0 en función de σ_3 en escala doble logarítmica y ajustando una recta a los valores experimentales. De esta manera la pendiente de la recta otorga el valor de *n* y la ordenada al origen el valor de *K*.

Si se asume que la falla ocurre sin cambio de σ_3, la relación entre la resistencia a la compresión y la presión de confinamiento se puede expresar en términos del criterio de falla de Mohr Coulomb:

$$\left(\sigma_1 - \sigma_3\right)_f = \frac{2c \cdot \cos(\phi) + 2\sigma_3 \cdot \sin(\phi)}{(1 - \sin(\phi))} \qquad (4.\ 7)$$

donde *c* y ϕ son los parámetros resistentes de Mohr Coulomb.

La relación tensión deformación expresada en (4. 4) se puede emplear en un análisis incremental de tensiones debido a que es posible determinar el valor del módulo elástico tangente correspondiente a cualquier punto en la curva tensión deformación. Si el valor de la tensión principal menor es constante en cada paso de carga, el módulo elástico tangente se calcula como:

$$E_t = \frac{\partial(\sigma_1 - \sigma_3)}{\partial \varepsilon} \qquad (4.\ 8)$$

Aplicando la diferenciación indicada a la expresión (4. 4), se obtiene:

$$E_t = \frac{1/E_0}{\left[\frac{1}{E_0} + \frac{\varepsilon R_f}{(\sigma_1 - \sigma_3)_f}\right]^2} \qquad (4.\ 9)$$

La deformación puede ser eliminada de la relación (4. 9), rescribiendo (4. 4) de la siguiente manera:

$$\varepsilon = \frac{(\sigma_1 - \sigma_3)}{E_0\left[1 - \frac{R_f(\sigma_1 - \sigma_3)}{(\sigma_1 - \sigma_3)_f}\right]} \qquad (4.\ 10)$$

e incorporando (4. 10) en (4. 9) se encuentra la expresión de módulo elástico tangente, solamente en función del estado tensional:

$$E_t = \left[1 + \frac{R_f(1 - \sin(\phi))(\sigma_1 - \sigma_3)}{2c \cdot \cos(\phi) + 2\sigma_3 \cdot \sin(\phi)}\right]^2 E_0 \qquad (4.\ 11)$$

La expresión del módulo elástico tangente puede ser empleada en un análisis incremental de tensiones, tanto en análisis en tensiones totales, como en términos de tensiones efectivas.

La utilidad de este modelo reside en su simplicidad, considerando dos factores:

1. el módulo elástico tangente se expresa en términos de tensiones únicamente, por lo tanto se puede utilizar esta formulación en problemas con cualquier condición inicial de tensiones, sin involucrar complicaciones adicionales.
2. los parámetros involucrados en el modelo se determinan de los resultados de ensayos triaxiales estándar. *K*, *n* y R_f se obtienen de la misma manera que *c* y ϕ, analizando los datos experimentales de una manera elemental.

El modelo de Duncan no contempla la totalidad de los factores que afectan el comportamiento de los suelos debido a su simplicidad, sin embargo incorpora tres aspectos de gran importancia. Estos son: no linealidad, dependencia tensional e inelasticidad, proveyendo una técnica simple para interpretar los resultados de ensayos triaxiales estándar a los efectos de determinar los parámetros del modelo.

Este modelo calcula el valor del módulo elástico tangente del suelo ya sea en términos de tensiones totales, como en el caso de un ensayo consolidado - no drenado o en términos de tensiones efectivas en el caso de ensayos o condiciones drenadas, de forma tal que sea consistente con las condiciones analizadas.

El modelo de Duncan contiene seis parámetros cuyos valores pueden ser determinados de los resultados de una serie de ensayos triaxiales estándar, involucrando carga primaria, descarga y recarga. En el presente trabajo de tesis se analizarán solamente casos de carga primaria ya que el programa MEFDuncan está destinado a analizar el comportamiento de pilotes bajo carga estática axial, como las aplicadas por la superestructura. Los parámetros involucrados en el modelo numérico son en el ángulo de fricción ϕ, la cohesión c, el coeficiente de Poisson ν, el módulo de Janbu K, el exponente n y la relación de falla R_f.

$R_f = 0.9$ se elige como un valor por defecto conveniente, pero puede ser modificado si se determina experimentalmente otra relación de falla (Duncan et al, 1970[26]).

4.4 Aspectos computacionales

Los pilotes generalmente poseen simetría axial y dado que nos interesa calcular el comportamiento tensión deformación del sistema conformado por un semiespacio de

suelo estratificado y el pilote bajo carga estática axial, se desarrolló un programa de elementos finitos con las características que se detallan a continuación.

Siendo *r* y *z* las coordenadas radial y axial de un punto, con *u* y *v* los desplazamientos correspondientes a un elemento triangular *ijm*, el volumen de material asociado con el elemento es el del cuerpo de revolución indicado en la Figura 4. 2 y todas las integraciones se refieren a él. En este estado tensional, los desplazamientos en dirección radial inducen deformaciones en la dirección circunferencial y como las tensiones en esta dirección son no nulas, deben considerarse en el análisis las cuatro componentes de deformación y las tensiones asociadas. Los detalles de la formulación utilizada están exhaustivamente desarrollados en Zienkiewicz et al (1991)[87],[88].

Se utilizaron elementos triangulares con nodos *i, j, m* numerados en sentido antihorario, definiendo los desplazamientos nodales como:

$$\mathrm{a}_i = \begin{Bmatrix} u_i \\ \mathrm{v}_i \end{Bmatrix} \qquad (4.\ 12)$$

y los desplazamientos elementales como:

$$\mathrm{a}^{\mathrm{e}} = \begin{Bmatrix} a_i \\ a_j \\ a_m \end{Bmatrix} \qquad (4.\ 13)$$

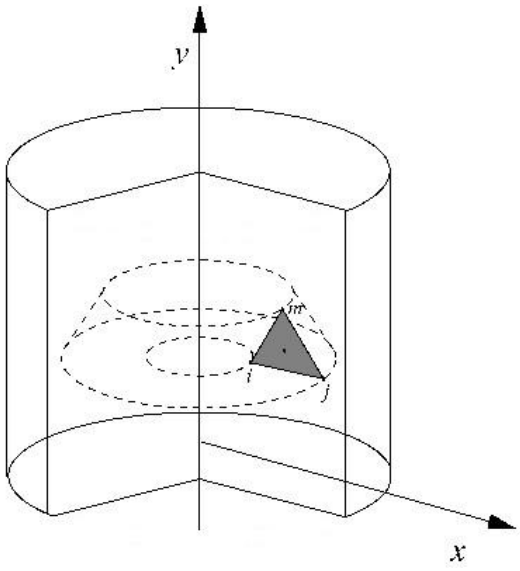


Figura 4. 2 Elementos triangulares para un sólido axilsimétrico

El campo de desplazamientos en coordenadas generalizadas está dado por:

$$\mathrm{u} = \begin{Bmatrix} u \\ \mathrm{v} \end{Bmatrix} = \left[\mathrm{I} \cdot N_i, \mathrm{I} \cdot N_j, \mathrm{I} \cdot N_m \right] \cdot \mathrm{a}^e \qquad (4.\ 14)$$

donde I es la matriz identidad y las funciones de forma son lineales según:

$$N_i = \frac{a_i + b_j r + c_i z}{2\Delta} \qquad (4.\ 15)$$

con

$$\begin{aligned} a_i &= r_j z_m - r_m z_j \\ b_i &= z_j - z_m \\ c_i &= r_m - r_j \end{aligned} \qquad (4.\ 16)$$

donde Δ es el área del triangulo.

La matriz de rigidez del elemento triangular *ijm* se calcula de acuerdo a:

$$K_{ij}^e = 2\pi \int B_i^T D B_j r dr dz \qquad (4.\ 17)$$

donde B es un operador definido por:

$$B_i = \begin{bmatrix} 0, & \dfrac{\partial N_i}{\partial z} \\ \dfrac{\partial N_i}{\partial r}, & 0 \\ \dfrac{N_i}{r}, & 0 \\ \dfrac{\partial N_i}{\partial z}, & \dfrac{\partial N_i}{\partial r} \end{bmatrix} = \frac{1}{2\Delta} \begin{bmatrix} 0, & c_i \\ b_i, & 0 \\ \dfrac{a_i}{r} + b_i + \dfrac{c_i z}{r}, & 0 \\ c_i, & b_i \end{bmatrix} \qquad (4.\ 18)$$

y D es la matriz constitutiva

$$D = \begin{bmatrix} 2\mu+\lambda & \lambda & 0 & \lambda \\ \lambda & 2\mu+\lambda & 0 & \lambda \\ 0 & 0 & \mu & 0 \\ \lambda & \lambda & 0 & 2\mu+\lambda \end{bmatrix} \qquad (4.\ 19)$$

Como se mencionó anteriormente tanto λ como μ están relacionados con el módulo elástico que varía en los elementos de suelo con el confinamiento, de acuerdo al modelo constitutivo hiperbólico desarrollado en la sección 4.3.

El hormigón que constituye el pilote se modela como elástico lineal por lo que en estos elementos el módulo elástico permanece constante.

La integración de la matriz de rigidez se realizó utilizando integración reducida en el centroide del elemento triangular $\bar{r}$:

$$K_{ij}^{e} = 2\pi \bar{B}_i^T D \bar{B}_j \bar{r} \Delta \qquad (4.\ 20)$$

La carga se divide en un cierto número de incrementos y a los efectos del análisis se asume que los elementos de suelo se comportan linealmente durante cada incremento de carga, por lo que los incrementos de carga deben ser lo suficientemente pequeños para reproducir adecuadamente el comportamiento del sistema. Esta simplificación es posible debido a que se busca representar curvas suaves y no se espera encontrar

bifurcaciones en el comportamiento del pilote bajo cargas estáticas axiales, monotónicas y crecientes.

El semiespacio de suelo estratificado en el cual está apoyado el pilote se modela como un sólido axilsimétrico de dimensión finita, restringiendo los desplazamientos horizontales de los nodos ubicados a una distancia del eje de simetría igual a diez veces el radio del pilote y los desplazamientos verticales de los nodos ubicados a una profundidad igual a la longitud del fuste más veinte veces el radio del pilote respecto del nivel de aplicación de la carga como se presenta en la Figura 4. 3.

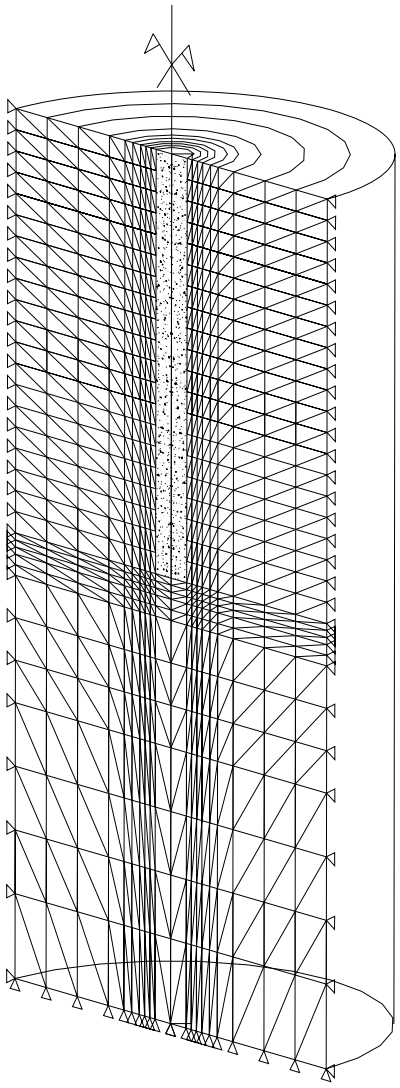


Figura 4. 3 Malla de elementos finitos

A su vez por consideraciones de simetría se modela la mitad del semiespacio restringiendo los desplazamientos horizontales de los nodos ubicados sobre el eje de simetría y se propone el uso de una malla de distribución no uniforme, con mayor densidad de elementos en las cercanías del pilote.

Esta configuración de malla más densa en la zona de suelo cercana al fuste del pilote permite reproducir una falla de tipo distribuida desde el punto de vista de la mecánica del continuo y si bien es más costosa en términos computacionales permite reproducir más suavemente el campo de deformaciones en la zona cercana al fuste del pilote (Zienkiewicz et al, 1991[88]; Comodromos et al, 2003[18]). No se realizó duplicación de nodos a los efectos de modelar el contacto entre los elementos que representan el pilote y el suelo. Esta hipótesis es razonable dado que la interfase suelo-pilote de los pilotes excavados posee una rugosidad macroscópica considerable y los deslizamientos relativos son localizados (Johnson et al, 2006[48]; Comodromos et al, 2003[18]).

Sin embargo a los efectos de ilustrar el efecto que el uso de los elementos de interfase produce en el cálculo de la curva carga deformación, se utilizó el programa Plaxis con un modelo constitutivo de suelo de Mohr Coulomb para calcular el comportamiento bajo carga axial de un pilote con y sin elementos de junta. El caso modelado corresponde a un pilote de 3 m de longitud y 0.3 m de diámetro en suelo loessico homogéneo y se utilizó un mallado irregular con mayor densidad de elementos de suelo en las cercanías al pilote. Los detalles de los parámetros de suelo utilizados se resumen en la Tabla 4. 1 y el caso se presenta en detalle en la sección 5.2 del Capítulo 5.

En la Figura 4. 4 se presenta la curva de carga axial en función del desplazamiento vertical de la cabeza del pilote y se observa que la curva correspondiente al modelo sin

elementos de junta difiere de la que resulta de utilizar elementos de interfase hasta en un 3% en todo el rango de deformaciones.

Tabla 4. 1 Propiedades mecánicas del suelo - sitio UNC

Suelo	Vs [m/s]*	ϕ [º]**	c [KN/m^2]**	γ_d [KN/m^3]**	ν ***	n***
Loess - 0 a 1.5 m	66	22	0	22	0.3	0.001
Loess - 1.5 a 3 m	84	22	0	22	0.3	0.001
Loess - 3 a 4.5 m	132	29	35	29	0.3	0.001
Loess - más de 4.5 m	138	29	35	29	0.3	0.001

* Perfil de velocidades de ondas de corte ajustado para reproducir K_0
** de ensayos de laboratorio según Terzariol et al. (1997)[84]
*** adoptado

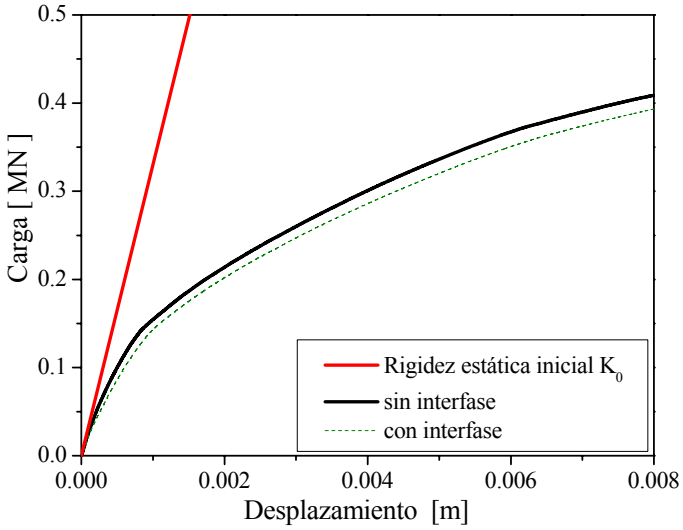


Figura 4. 4 Sensibilidad a la utilización de elementos de junta

4.5 Validación del Programa

El programa MEFDuncan se validó comparando sus resultados con ensayos de laboratorio y con otros programas de elementos finitos, como se describe a continuación.

Serie de Ensayos Triaxiales Drenados

Duncan et al. (1970)[26] presenta una serie de ensayos triaxiales drenados realizados en arena fina uniforme de sílice con distinto grado de densidad relativa, cuyos parámetros se presentan en la Tabla 4. 2.

Tabla 4. 2 Parámetros de la arena ensayada

	D_r	C_d	ϕ_d	R_f	K	N	ν
Arena suelta	100 %	0 [Kg/cm^2]	36.5 º	0.91	2000	0.54	0.3
Arena densa	38%	0 [Kg/cm^2]	30.4 º	0.90	295	0.65	0.3

Duncan reporta resultados de ensayos triaxiales drenados realizados a distintas presiones de confinamiento: $\sigma_3 = 1\left[Kg/cm^2\right]$, $\sigma_3 = 3\left[Kg/cm^2\right]$ y $\sigma_3 = 5\left[Kg/cm^2\right]$ los cuales se presentan en las Figuras 4. 5 y 4. 6 y se comparan estos resultados experimentales con los calculados utilizando el programa MEFDuncan.

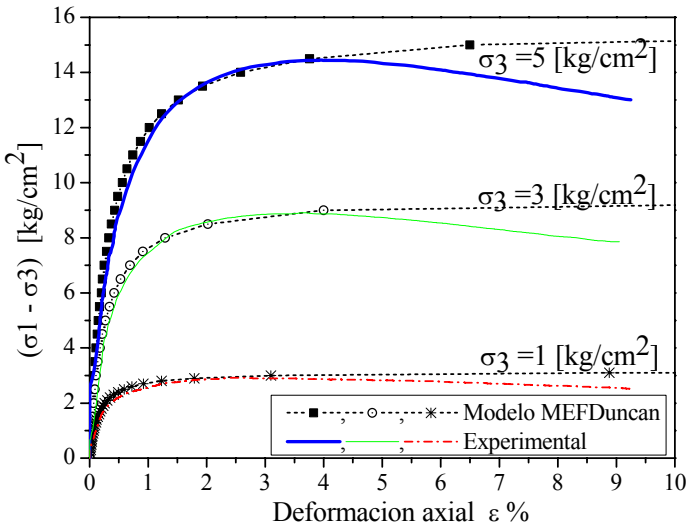


Figura 4. 5 Comparación de las curvas tensión deformación experimentales en arena densa (Duncan et al. 1970)[26] con los resultados del programa MEFDuncan

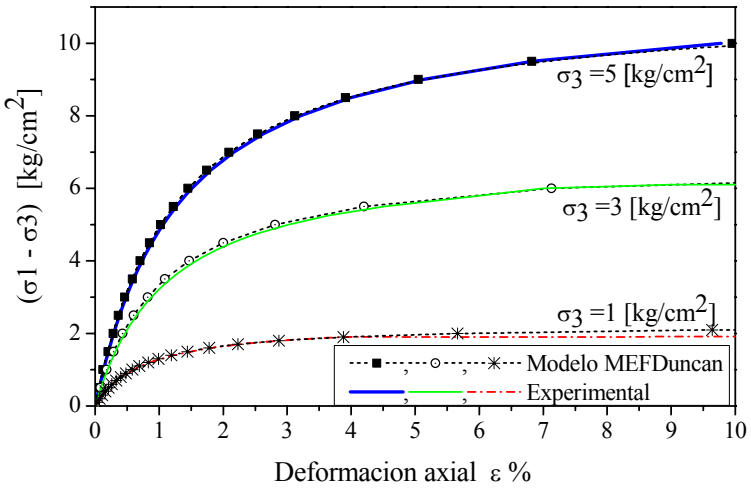


Figura 4. 6 Comparación de las curvas tensión deformación experimentales en arena suelta (Duncan et al. 1970) [26] *con los resultados del programa MEFDuncan*

Como se observa en las Figuras 4. 5 y 4. 6 el modelo numérico implementado representa adecuadamente el comportamiento medido experimentalmente mediante ensayos triaxiales drenados a distintas presiones de confinamiento, en arenas de sílice con distintos grados de densidad relativa.

Zapata en arcilla

En el trabajo de Duncan et al. (1970)[26] se presenta el cálculo de la curva carga asentamiento de una zapata de 8 $[ft]$ de diámetro apoyada en un semiespacio de arcilla saturada y bajo carga axial como ejemplo de aplicación y se reproduce a continuación con la intención de validar el programa MEFDuncan. Las propiedades de la arcilla se presentan en la Tabla 4. 3 corresponden a los datos reportados por Duncan.

Tabla 4. 3 Parámetros de la arcilla

	γ	C_d	ϕ_d	R_f	K	n	ν
arcilla saturada	110 $[lb/ft^3]$	0.5 $[t/ft^2]$	0 º	0.90	47	0.0001	0.48

La curva de presión en la zapata en función del asentamiento vertical se presenta en la Figura 4. 7, se comparan los resultados obtenidos por el programa MEFDuncan y por el programa Plaxis con los resultados numéricos presentados por Duncan. Así mismo se presentan en la Figura 4. 7 las rectas que representan las teorías elástica y plástica de acuerdo a lo reportado por Duncan.

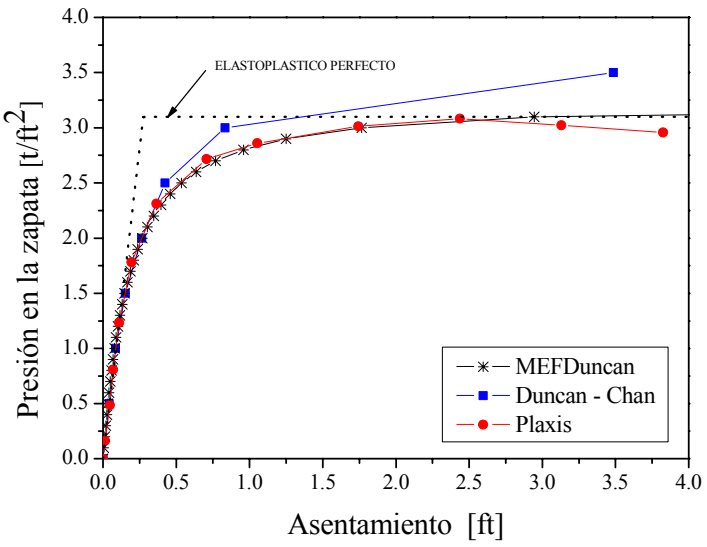


Figura 4. 7 Análisis numérico de una zapata en arcilla saturada (Duncan et al. 1970)[26]

En el modelo realizado con programa Plaxis se utilizó un modelo constitutivo de suelo de Mohr Coulomb y en todos los casos se utilizó un módulo elástico inicial constante en todo el estrato de arcilla.

En la Figura 4. 7 se observa que el comportamiento predicho con los distintos programas de elementos finitos es similar. En todos los casos la curva representa adecuadamente el rango de bajas deformaciones, coincidente con la teoría elástica y la desviación respecto a la teoría plástica es del 13% para el trabajo de Duncan, del -3.7% para el modelo de Plaxis y del 0.3% para el programa MEFDuncan.

Al comparar los resultados obtenidos por distintos programas de elementos finitos, al calcular la curva de presión sobre la zapata en función del asentamiento, se observa que en todos los casos se reproduce adecuadamente el comportamiento.

CAPÍTULO 5

CASOS DE ESTUDIO

5.1 Consideraciones Generales

En este capítulo se discuten los resultados obtenidos con el procedimiento propuesto en los distintos casos reales estudiados.

El caso de estudio Limelette corresponde a un evento internacional de predicción del comportamiento bajo carga axial de pilotes excavados, en el cual se ensayaron numerosos pilotes a carga estática convencional, a carga dinámica con grandes deformaciones y a carga rápida con grandes deformaciones. No fue posible ensayar estos pilotes con el ensayo de respuesta transitoria, sin embargo el exhaustivo estudio de los suelos del sitio permitió obtener la curva de carga deformación axial mediante la modelación numérica y analizar la influencia que tiene la rigidez estática inicial sobre las predicciones de comportamiento.

Los casos de estudio UNC, Los Amores, Balderrama, Mal Abrigo y Petronila corresponden a pilotes excavados en distintas condiciones de suelo en los cuales se midió la rigidez estática inicial con el ensayo *TRM* y se ajustaron los parámetros elásticos del modelo numérico para reflejar el valor de rigidez estática inicial experimental obtenido en cada uno de los casos.

El ajuste se efectúa aplicando un factor generalmente menor que la unidad al perfil tentativo de velocidades de ondas de corte del sitio de estudio. Como se detalló en el Capítulo 2, la velocidad de las ondas de corte se relaciona con el módulo de corte y por consiguiente con el módulo de elasticidad mediante las expresiones (2. 2) y (2. 3). Este valor de módulo de elasticidad inicial responde a la definición de Janbu (1963)[47] (4. 6) y determina las condiciones elásticas iniciales del modelo numérico.

El resto de los parámetros del modelo numérico corresponden a valores obtenidos de ensayos de suelo realizados usualmente en los sitios de pilotaje (ángulo de fricción ϕ, cohesión c y peso específico γ_d) o son estimados en función del tipo de suelo (coeficiente de Poisson ν y exponente n de la definición de Janbu).

El caso de estudio Ceres corresponde a un pilote hincado en suelo arcilloso y se presenta con el objetivo de ilustrar la potencial capacidad de predicción en pilotes hincados, en los cuales los efectos del proceso constructivo son sustancialmente mayores que en los pilotes excavados.

Las predicciones del procedimiento propuesto se cotejan con resultados de ensayos de carga estática convencional, de carga dinámica con grandes deformaciones y de carga rápida con grandes deformaciones y se comparan los resultados del método propuesto con métodos tradicionales de diseño de pilotes.

5.2 Caso N° 1 – Pilotes en Limelette

El Instituto Belga de Investigación de Construcciones (BBRI) y la Universidad de Louvain organizaron en el año 2001 un evento internacional de predicción para establecer el comportamiento de distintos tipos de pilotes excavados en un sitio de estudio localizado en Limelette, a unos 25 Km al Sur de Bruselas. El programa incluyó la instalación y ensayo de 30 pilotes excavados que permitieron la organización de un evento internacional de predicción, con la finalidad de documentar la habilidad de los profesionales de estimar el comportamiento de los pilotes basándose en ensayos de suelo y en ensayos dinámicos (Holeyman et al. 2003)[43].

Se instalaron y ensayaron seis tipos diferentes de pilotes, uno de tipo prefabricado y cinco de tipo excavado y hormigonado en el sitio:

- PREFABRICADO (pilote Prefab)
- ATLAS (pilote Atlas)
- DE WAAL (pilote De Waal)
- FUNDEX (pilote Fundex)
- OLIVIER (pilote Olivier)
- SOCOFONDA (pilote Omega)

Las principales características y diferencias de los distintos procedimientos constructivos se presentan en sección B.2 del Apéndice B.

Se instalaron en el sitio de estudio un total de 32 pilotes, a razón de cinco por cada tipo de pilote, excepto el del tipo Fundex, que debido a problemas en el hormigonado se instalaron dos pilotes de reserva A_{1bis} y C_{1bis} a una distancia de 3 m del pilote A_1 y C_1 respectivamente. La distribución del sitio se muestra en la Figura 5. 1, cuyas dimensiones se encuentran en metros.

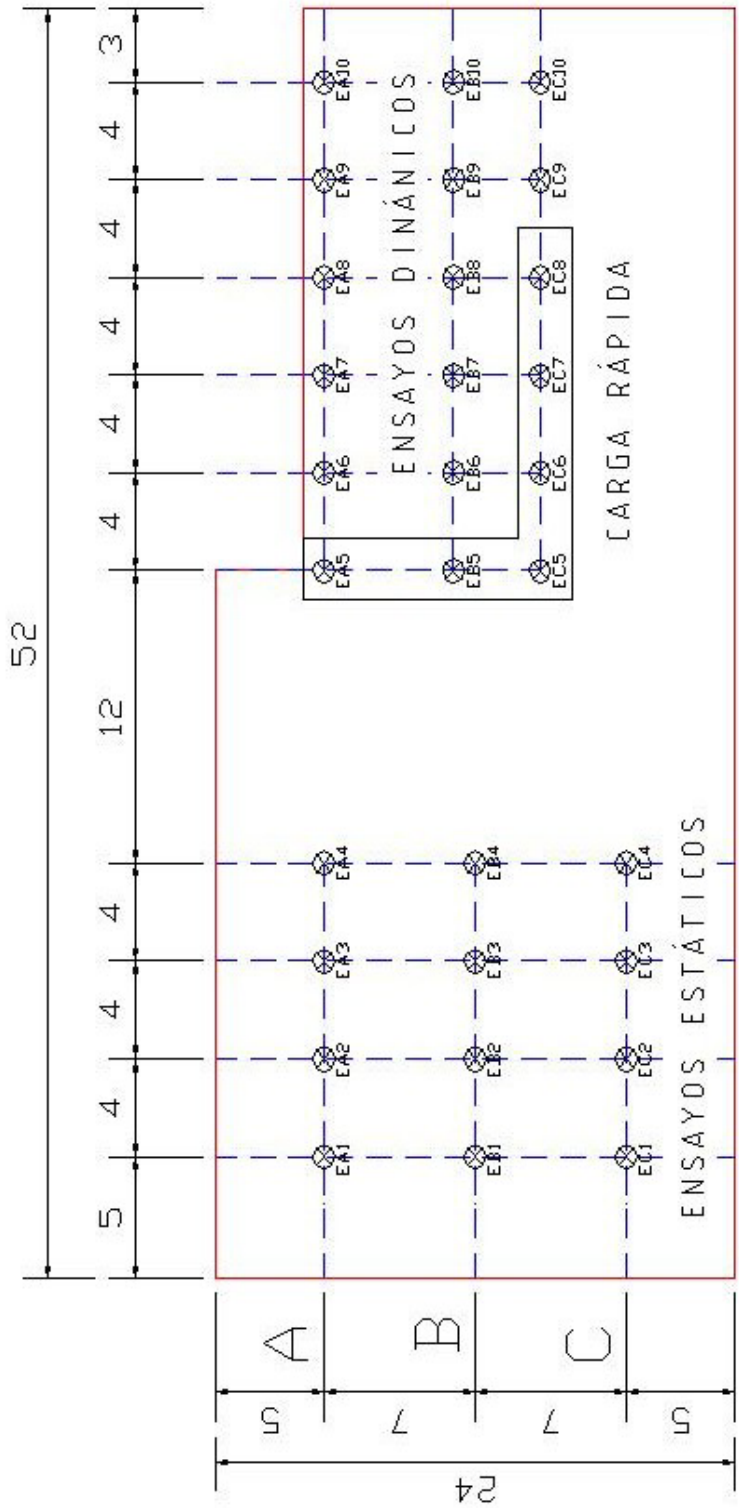


Figura 5. 1 Distribución de pilotes en Limelette (Holeyman et al. 2003)[43]

Los diferentes tipos de pilotes, su diámetro nominal a la altura del fuste y a la altura de la punta se resumen en la Tabla 5. 1.

Tabla 5. 1 Descripción general de los pilotes

Pilote	Tipo - $\varnothing_{fuste}/\varnothing_{punta}$	$\varnothing_{fuste}$ (m)	$\varnothing_{punta}$ (m)	Prof. de la punta*** (m)	Ensayo
A1	Fundex 38/45	0.390*	0.450	9.50	Estático
$A1_{bis}$	Fundex 38/45	0.390*	0.450	9.59	Estático
A2	Olivier 36/51	0.550*	0.550*	9.45/9.20**	Estático
A3	Omega 41/41	0.410	0.410	9.45	Estático
A4	De Waal 41/41	0.410	0.410	9.53	Estático
A5	Fundex 38/45	0.390*	0.450	9.61	Carga Rápida
A6	Omega 41/41	0.410	0.410	9.50	Dinámico
A7	Olivier 36/51	0.550*	0.550*	9.24/8.99**	Dinámico
A8	Fundex 38/45	0.390*	0.450	9.62	Dinámico
A9	Olivier 36/51	0.550*	0.550*	9.25/9.00**	Dinámico
A10	Fundex 38/45	0.390*	0.450	9.58	Dinámico
B1	Prefab 35x35	0.446	0.395	9.51	Estático
B2	Prefab 35x35	0.446	0.395	9.57	Estático
B3	Atlas 36/51	0.510	0.510	9.58/9.43**	Estático
B4	Atlas 36/51	0.510	0.510	9.58/9.43**	Estático
B5	Atlas 36/51	0.510	0.510	9.33/9.18**	Carga Rápida
B6	Atlas 36/51	0.510	0.510	9.33/9.18**	Dinámico
B7	De Waal 41/41	0.410	0.410	9.72	Dinámico
B8	Prefab 35x35	0.446	0.395	9.51	Dinámico
B9	Prefab 35x35	0.446	0.395	9.50	Dinámico
B10	Omega 41/41	0.410	0.410	9.45	Dinámico
C1	Fundex 38/45	0.390*	0.450	9.44	Estático
$C1_{bis}$	Fundex 38/45	0.390*	0.450	9.65	Estático
C2	Olivier 36/51	0.550*	0.550*	9.38/9.13**	Estático
C3	Omega 41/41	0.410	0.410	9.45	Estático
C4	De Waal 41/41	0.410	0.410	9.52	Estático
C5	De Waal 41/41	0.410	0.410	9.53	Carga Rápida
C6	Prefab 35x35	0.446	0.395	9.53	Carga Rápida
C7	Omega 41/41	0.410	0.410	9.45	Carga Rápida
C8	Olivier 36/51	0.550*	0.550*	9.65/9.40**	Carga Rápida
C9	De Waal 41/41	0.410	0.410	9.45	Dinámico
C10	Atlas 36/51	0.510	0.510	9.32/9.17**	Dinámico

* Cuando las medidas de la barrena difieren del valor nominal, se adoptan los valores medidos
** Nivel superior de la placa perdida/ nivel superior de rotación de la barrena
***Profundidad de la punta del pilote relativa a la superficie del suelo

Los pilotes se ensayaron de la siguiente manera:

- 6 ensayos de carga rápida (Statnamic) en los pilotes: A5, B5, C5, C6, C7 y C8.
- 12 ensayos de carga estática convencional en los pilotes: A_{1bis}, A2, A3, A4, B1, B2, B3, B4, C_{1bis}, C2, C3 y C4.
- 12 ensayos dinámicos de grandes deformaciones en los pilotes: A6, A7, A8, A9, A10, B6, B7, B8, B9, B10, C9 y C10.

En la Tabla 5. 2 se presenta un detalle de las cotas de los pilotes ensayados mediante carga estática convencional.

Tabla 5. 2 Pilotes para ensayos de carga estática convencional

Pilote	Cota de la cabeza [m]	Cota de excavación [m]	Cota de la punta[m]
A1	+0.17	-1.00	-9.50
$A1_{bis}$	+0.22	-1.00	-9.59
A2	+0.20	-1.00	-9.45
A3	+0.18	-1.00	-9.45
A4	+0.11	-1.00	-9.53
B1	+0.20	-1.00	-9.51
B2	+0.19	-1.00	-9.57
B3	+0.22	-1.00	-9.58
B4	+0.16	-1.00	-9.58
C1	+0.24	-1.00	-9.44
$C1_{bis}$	+0.23	-1.00	-9.65
C2	+0.30	-1.00	-9.38
C3	+0.21	-1.00	-9.45
C4	+0.22	-1.00	-9.52

Características del suelo

Como parte del proyecto de investigación se realizaron numerosos estudios del suelo, incluyendo ensayos CPT, PMT, SPT, DMT, SASW y ensayos de laboratorio. En el Apéndice B se presentan la totalidad de los resultados entregados por los organizadores a los participantes del evento. En la Figura 5. 2 se presenta una vista general de los puntos en los que se realizaron los distintos ensayos de suelo (las dimensiones mencionadas se encuentran en metros).

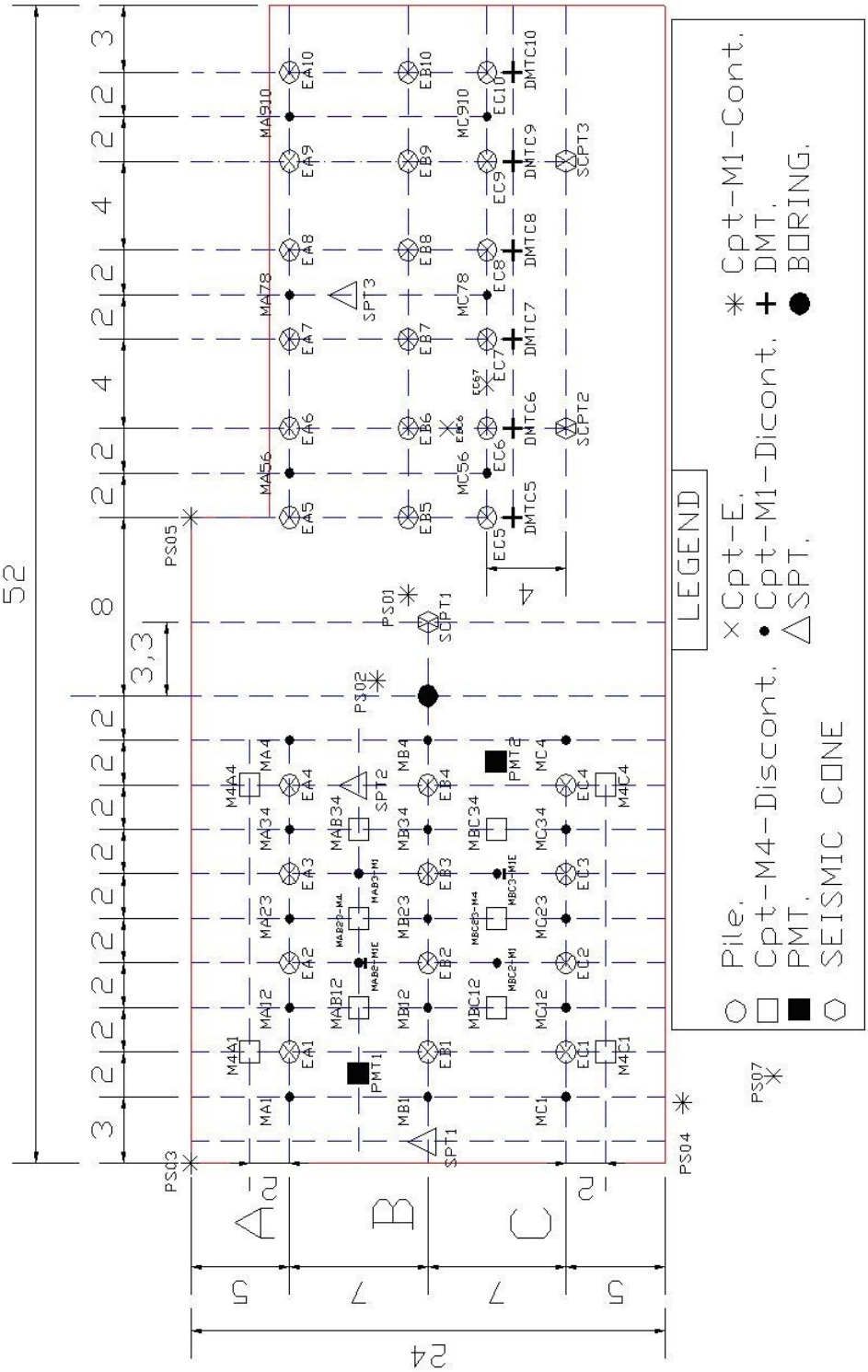


Figura 5. 2 Distribución de los ensayos de suelo (Holeyman et al. 2003)[43]

El nivel freático se encuentra a aproximadamente 40 metros de profundidad, y en líneas generales el sitio tiene la siguiente estratificación:

- 0.00 – 0.40 m : relleno reciente
- 0.40 – 8.00 m : Limo arenoso o arena limosa Cuaternaria
- 8.00 – 14.00 m : Arena Terciaria de Bruselas y/o Arena de Ledia

En las Tablas 5. 3 y 5. 4 se resumen los resultados de los ensayos de laboratorio realizados en el sitio de estudio.

Tabla 5. 3 Parámetros de los suelos ensayados

Profundidad de la muestra de suelo			
Características	4.0 – 4.5 m	7.0 – 7.5 m	10.0 – 10.5 m
γ_d (KN/m^3)	16.4	18.4	13.8
γ_n (KN/m^3)	18.8	20.8	15.0
w (%)	14.8	12.9	9.0
S_r (%)	67.6	82.3	27.0
w_L (%)	27.6	30.2	23.4
w_p (%)	18.7	15.0	20.7
I_p (%)	8.9	15.2	2.7

Tabla 5. 4 Resumen de los resultados de los ensayos triaxiales

Profundidad	CU		CD	
	φ' [°]	c' [KPa]	φ [°]	c [KPa]
4.0 – 4.5 m	34	0	35	0
7.0 – 7.5 m	34	0	-	-
10.0 – 10.5 m	34	0	35	0

Procedimiento de los ensayos de carga estática

Los ensayos de carga estática siguieron las siguientes pautas, en cuanto a la carga máxima de ensayo ($Q_{máx}$), elegida de manera tal que se logre la carga de falla:

- se realizaron 10 saltos de carga ΔQ hasta que se alcanzó la $Q_{máx}$.
- sin ciclos de descarga intermedia excepto cuando existe peligro de daño estructural del pilote y cuando fuera necesario retirar los extensómetros.
- los saltos de carga se mantuvieron durante 60 minutos.
- el ensayo de carga se realizó hasta que el asentamiento de la cabeza del pilote fue $\geq$ 15% del diámetro de la punta.
- al alcanzar un asentamiento de la cabeza del pilote de 25 mm, los saltos de carga subsiguientes fueron aplicados en incrementos menores ($\Delta Q/2$), para refinar la curva carga asentamiento cuando se acerca a la falla.
- se realizó la descarga en 4 pasos de 10 minutos cada uno, excepto para el salto de descarga final el cual se realizó en 30 minutos al menos de supervisión.

El sistema usado para aplicar la carga estática (desarrollado por el Instituto Belga de Investigación de Construcciones) utiliza una regulación hidráulica y garantiza una tolerancia de 5 KN. La máxima carga a ser aplicada a cada pilote durante el ensayo fue estimada por el BBRI usando el método de De Beer (Fellenius, 2001)[30]. Los incrementos de carga ΔQ fueron iguales a $Q_{máx}/10$ con un máximo de 360 KN que corresponde al valor de la máxima reacción efectivamente alcanzable. La capacidad última se consideró alcanzada cuando el asentamiento de la cabeza del pilote fue igual al 10% del diámetro de la punta.

Se realizaron ensayos de bajas deformaciones en los pilotes para determinar integridad de los mismos, pero los resultados no estuvieron disponibles para los participantes del evento de predicción.

Tipos y clases de predicciones

De acuerdo con los datos utilizados para realizar las predicciones, éstas se designaron con la siguiente notación:

- "SLT" para los resultados de ensayos de carga estática convencional.
- "CPT" para participantes que utilizaron resultados de CPT.
- "Labo" para las predicciones realizadas como parte del presente trabajo de tesis ya que las mismas fueron realizadas basándose en los resultados de ensayos de suelo, tanto ensayos de laboratorio como de campo.
- "DLT" para los métodos de predicción que utilizaron los resultados de los ensayos de carga dinámica de grandes deformaciones.
- "Statnamic" para los métodos de predicción que utilizaron los resultados de ensayos de carga rápida.
- "Contractor" para las predicciones realizadas por las firmas que instalaron los pilotes.

Los participantes designados CPT utilizaron diferentes métodos, incluyendo diseño en estado último así como curvas de transferencia de carga. Los métodos utilizados por los participantes DLT incluyen CAPWAP, SIMBAT y algunos métodos que utilizan modelación inversa en los cuales los parámetros de suelo se modifican para obtener el mejor ajuste entre las señales predichas y medidas en los ensayos de carga dinámica. SIMBAT es un método empírico que convierte la reacción dinámica en una reacción estática. El participante Statnamic utilizó el Método de Punto de Descarga (UPM) para predecir la curva de carga deformación estática.

En el presente trabajo de tesis, la predicción de la curva de carga desplazamiento axial de los pilotes se llevó a cabo en una primera instancia por medio de un modelo de elementos finitos realizado en el programa PLAXIS con un modelo constitutivo del suelo de tipo Mohr-Coulomb, utilizando los parámetros del suelo resultantes de los ensayos triaxiales consolidado drenado (CD), los ensayos de dilatómetro (DMT) y en el perfil de velocidades de ondas de corte de la Figura 5. 4. Los organizadores del evento designaron como "Labo" las predicciones de comportamiento realizadas en el marco del

presente trabajo de tesis. Los modelos numéricos realizados con el programa Plaxis no representan adecuadamente la zona de carga última de la curva de carga deformación axial en estos pilotes, ya que el modelo de Mohr Coulomb produce resultados continuamente crecientes con las deformaciones sin alcanzar el comportamiento asintótico característico de los pilotes en este tipo de suelos. Por esta razón, a los efectos de la predicción con el método aquí propuesto se continuó la curva carga deformación para deformaciones superiores al límite convencional de falla definido por Davisson (1972)[23] mediante una curva hiperbólica hasta el agotamiento de la capacidad de carga del pilote.

El criterio de Davisson es uno de los métodos desarrollados para determinar la capacidad de pilotes basados en los resultados de los ensayos de carga estática convencional (Davisson, 1972[23]; Chin, 1971[17]; Fuller et al. 1970[35]; De Beer, 1967[25]; Brinch Hansen, 1963[9]; Butler et al. 1977[11]). Fellenius (1980)[29] realizó un estudio detallado de los criterios mencionados y recomienda utilizar el criterio de Davisson ya que permite conocer por anticipado los máximos desplazamientos admisibles para una cierta carga de ensayo en función del diámetro y longitud del pilote, por esta razón se lo describe brevemente a continuación y se lo utiliza en todos los casos de estudio para determinar el valor de carga de falla convencional.

Davisson definió la capacidad del pilote como la carga que corresponde al desplazamiento que excede la compresión elástica del pilote por un valor de 4 milímetros más un factor igual al diámetro del pilote dividido por 120. La recta que define la carga de falla se denomina línea de deformación elástica y posee una pendiente que representa la deformación elástica del pilote (pendiente m):

$$m = \frac{AE}{L} \qquad (5.\ 1)$$

donde A es la sección transversal del pilote, E es el módulo elástico del material y L es la longitud del mismo. La línea de deformación elástica posee a su vez un desplazamiento horizontal *x* dado por:

$$x = 4.0 + \frac{D}{120} \qquad (5.\ 2)$$

donde D es el diámetro del pilote en milímetros.

La capacidad o carga de falla de Davisson se define como el punto de intersección entre la curva de carga asentamiento y la línea de deformación elástica como se presenta en la Figura 5. 3.

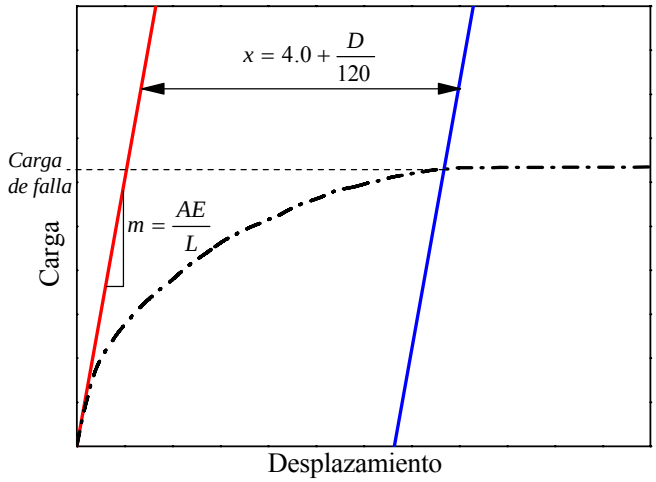


Figura 5. 3 Criterio de falla de Davisson

Se asumió que el hormigón del pilote posee un comportamiento lineal elástico durante el proceso de carga, con un módulo de elasticidad de 3.9E7 KPa que corresponde a una velocidad de propagación de ondas de compresión en una barra de 4000 m/s y un coeficiente de Poisson de 0.20.

El siguiente perfil de velocidades de ondas de compresión y de ondas de corte fue determinado a partir de los siguientes ensayos: refracción sísmica, método de inversión de ondas superficiales (SASW), ensayos de Cross Hole y de reflexión sísmica. Los ensayos de suelos mencionados se describen en detalle en Matthews et al. (1996)[62] y (2000)[63].

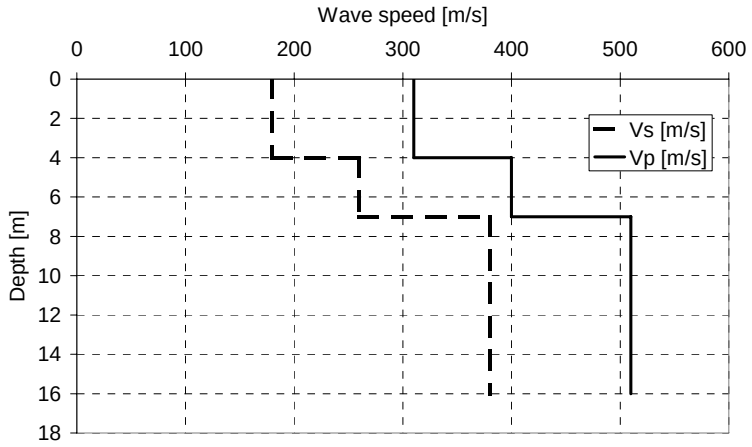


Figura 5. 4 Perfil de velocidades de ondas de compresión y corte (Holeyman et al. 2003)[43]

Tabla 5. 5 Perfil de velocidades de ondas de compresión y corte

Profundidad [m]	Vp	Vs
0 – 4 m	310 m/s	180 m/s
4 – 7 m	400 m/s	260 m/s
7 – 16 m	510 m/s	380 m/s

El coeficiente de Poisson del suelo derivado de los valores de velocidad de onda de compresión y de onda de corte da valores negativos a profundidades entre 7 y 16 m; este resultado llevó a no tener en cuenta el perfil de velocidades de ondas de compresión calculado a partir de los ensayos mencionados y sólo se tomó en cuenta el perfil de velocidad de ondas de corte suministrado.

El coeficiente de presión lateral K_0 se derivó de los ensayos DMT a través de la correlación dada por Marchetti (Jamiolkowski et al. 1995)[46]:

$$K_0 = \left(\frac{K_D}{2}\right)^{0.47} - 0.6 \qquad (5.3)$$

donde K_D es el índice de tensión horizontal que se obtiene del ensayo DMT.

La caracterización del sistema se basó en los ensayos de suelos mencionados ya que aún cuando los organizadores anunciaron que pondrían a disposición las funciones de impedancia dinámica y por consiguiente el valor de rigidez estática inicial de los pilotes, esta información no fue suministrada a los participantes. Esta limitación de los datos disponibles evitó una predicción más exacta de la conducta del pilote en la primera instancia de predicciones realizadas con Plaxis que se enviaron en el marco del presente trabajo de tesis al certamen de predicción.

A continuación se analizan los resultados obtenidos para los distintos tipos de pilotes modelando su comportamiento con el programa Plaxis y se los compara con los resultados de los ensayos de carga estática que fueron suministrados por los organizadores del evento y las predicciones de comportamiento presentadas por los distintos participantes.

Pilote Atlas

En la Figura 5. 5 se presenta la curva de carga axial en función del desplazamiento vertical de la cabeza de los pilotes Atlas, obtenida a partir de los ensayos de carga estática convencional y las predicciones realizadas por los participantes a partir de los parámetros de los suelos adyacentes a los mismos (Holeyman et al. 2003)[43], en tanto en la Figura 5. 6 se comparan los resultados de los ensayos de carga estática convencional y las predicciones realizadas por los participantes a partir de ensayos dinámicos de grandes deformaciones. En los casos para los que se comparan mediciones estáticas con predicciones dinámicas, el rango de deformaciones presentado es menor ya que las

predicciones a partir de mediciones dinámicas no alcanzan los mismos niveles de deformaciones que los ensayos estáticos convencionales.

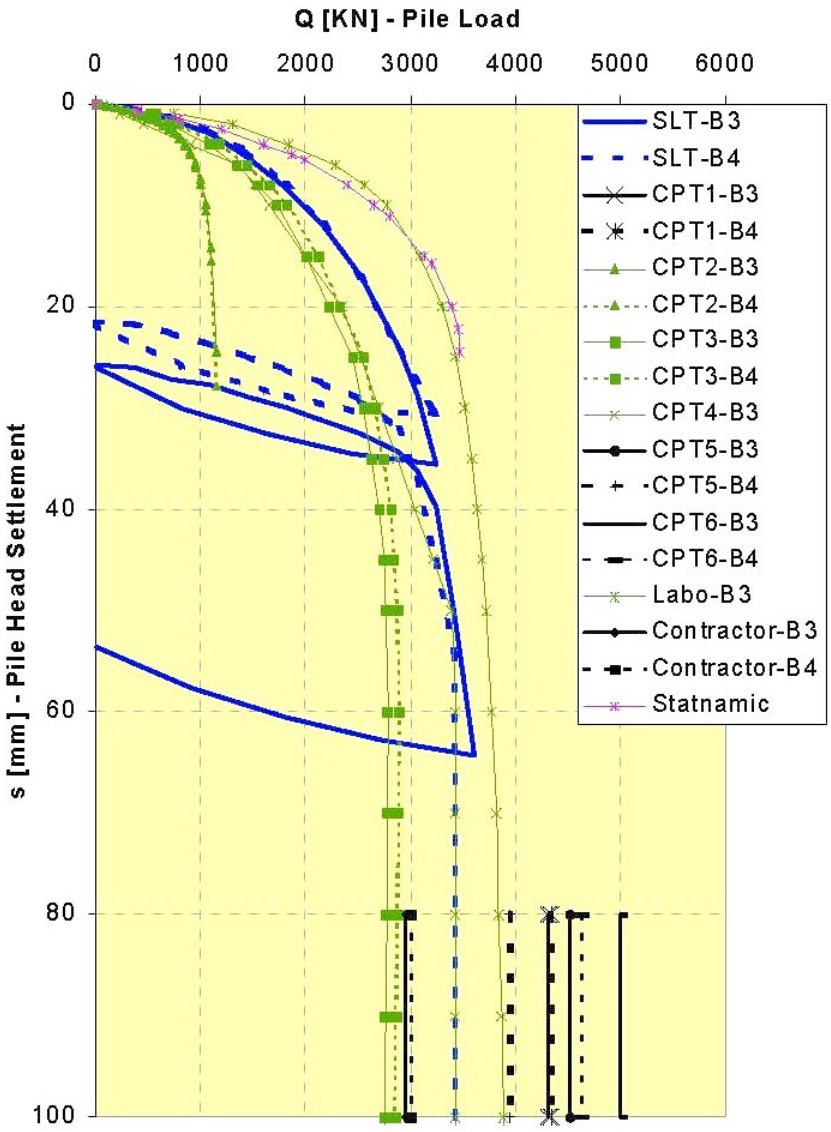


Figura 5. 5 Curva de carga axial - desplazamiento vertical de la cabeza de los Pilotes Atlas, predicciones estáticas (Holeyman et al. 2003)[43]

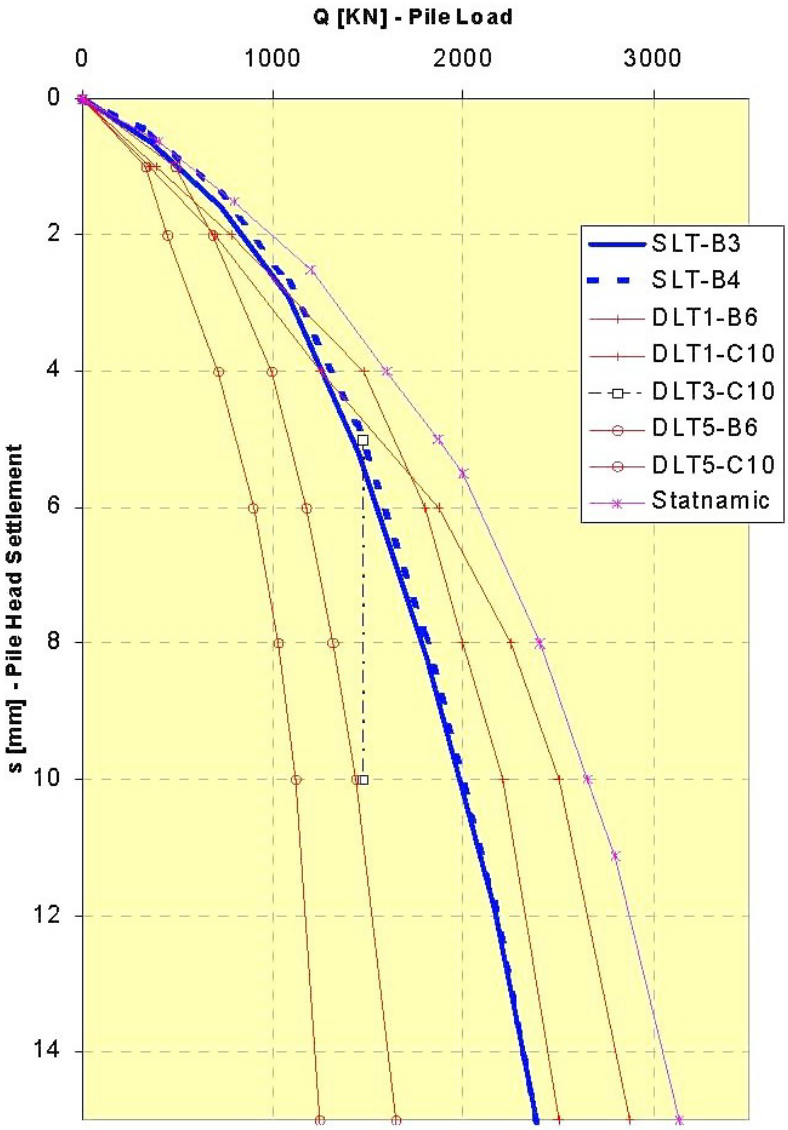


Figura 5. 6 Curva de carga axial - desplazamiento vertical de la cabeza de los Pilotes Atlas, predicciones dinámicas (Holeyman et al. 2003)[43]

Como se observa en las Figuras 5. 5 y 5. 6 los resultados de los ensayos de carga estática en ambos pilotes Atlas, teóricamente iguales, son concordantes entre sí. La predicción basada en el modelo propuesto en el presente trabajo de tesis (Labo-B3) difiere de la curva de ensayo estático en un 44 % a una carga axial de 1 MN, que es la carga de servicio estimada aplicando un coeficiente de seguridad de 3 a una carga

última teórica de 3MN y presenta diferencias de un 54% en los valores de carga de falla de Davisson.

Estos resultados, como los que se presentan a continuación ponen en evidencia la necesidad de desarrollar el programa de elementos finitos propuesto en el Capítulo 4, para representar más adecuadamente el comportamiento de los pilotes en este tipo de suelos.

El programa MEFDuncan calcula el valor del módulo elástico tangente del suelo ya sea en términos de tensiones totales, como en el caso de un ensayo consolidado - no drenado, o en términos de tensiones efectivas en el caso de ensayos o condiciones drenadas, de forma tal que sea consistente con las condiciones reales. En este caso se consideraron las condiciones reportadas por los organizadores, en las cuales el nivel freático se encuentra por debajo de la profundidad alcanzada por el modelo (± 40 m).

En todos los casos analizados el estado tensional previo al inicio de la prueba de carga en cada uno de los elementos de suelo se determina de la siguiente manera:

$$\begin{matrix} \sigma_v = \gamma_d h \\ \sigma_{h=K_0} \sigma_v \end{matrix} \qquad (5.\ 4)$$

donde σ_v es la tensión inicial en el sentido vertical, σ_h es la tensión inicial en el sentido radial, γ_d es el peso específico del suelo seco, h es la profundidad de tapada y K_0 es el coeficiente de presión lateral en reposo que corresponde a la expresión (5. 3).

La malla de elementos finitos utilizada se corresponde con lo descrito en el Capítulo 4, con un mallado regular de elementos triangulares de tres nodos y mayor densidad de elementos en las cercanías del pilote como se observa en la Figura 5. 7.

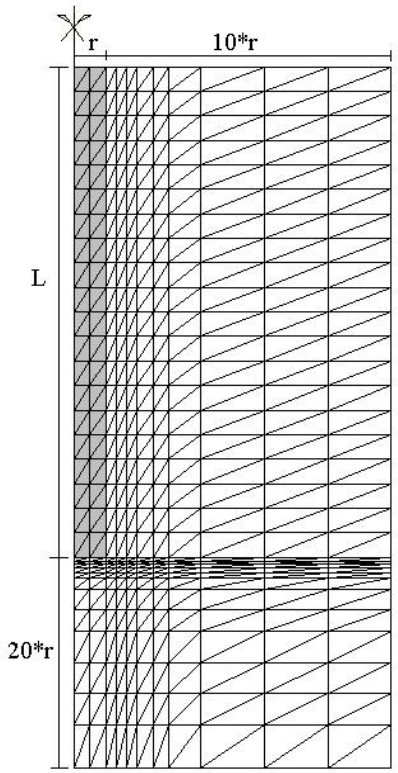


Figura 5. 7 Malla de elementos finitos estándar

El coeficiente n de la expresión de Janbu (1963)[47] correspondiente a la expresión (4. 6) utilizado se adopta igual a 0.5 y el coeficiente de Poisson igual a 0.33, valores típicos en arenas. En la Tabla 5. 6 se resumen los parámetros de suelo utilizados en el modelo de MEFDuncan.

Tabla 5. 6 Parámetros del suelo utilizados en MEFDuncan – sitio Limelette

Profundidad [m]	Vs [m/s]*	ϕ [°]*	c [KN/m^2]*	γ_d [KN/m^3]*	ν**	n**
0 – 4 m – relleno reciente	180	34	0	14	0.33	0.5
4 – 7 m – limo arenoso	260	34	0	14	0.33	0.5
7 – 16 m – arena	380	34	0	14	0.33	0.5

* de ensayos de suelo (Holeyman, 2003)
** adoptado

El módulo K de la expresión (4. 6) de Janbu (1963)[47] se calcula en cada elemento de suelo en función del estado tensional correspondiente al estado inicial y a la velocidad de las ondas de corte de acuerdo a:

$$\left.\begin{aligned} V_S &= \sqrt{\frac{E}{2(1+\nu)\rho}} \\ E &= K \cdot pa \cdot \left(\frac{\sigma_3}{pa}\right)^n \end{aligned}\right\} \longrightarrow K = \frac{(V_S)^2 \cdot 2(1+\nu)\cdot \rho}{pa \cdot \left(\frac{\sigma_3}{pa}\right)^n} \qquad (5.\ 5)$$

Al modelar el comportamiento de los pilotes tanto con el programa MEFDuncan como en esta segunda instancia de modelación con Plaxis (posterior a la realización de los ensayos de carga estática convencional), se aplicó un factor al perfil de velocidades de ondas de corte de manera que la curva de carga deformación axial se ajustara a la rigidez estática inicial de los ensayos de carga estática convencional. De esta manera se logró obtener resultados más ajustados con la realidad en comparación con el ensayo estático convencional, aún cuando no se realizó la medición de la rigidez estática inicial mediante el método de respuesta transitoria (*TRM*). Los factores de ajuste a la rigidez estática inicial utilizados en los modelos de los Pilotes Atlas B3 y B4, se presentan en la Tabla 5. 7.

Tabla 5. 7 Factor de ajuste a la rigidez estática inicial – Pilotes Atlas B3 y B4

Profundidad [m]	Vs [m/s]*	FA_{PB3}	$Vs*FA_{PB3}$ [m/s]	FA_{PB4}	$Vs*FA_{PB4}$ [m/s]
0 – 4 m – relleno rec.	180	0.7	126	0.8	144
4 – 7 m – limo arenoso	260	0.7	182	0.8	208
7 – 16 m – arena	380	0.7	266	0.8	304

* de ensayos de suelo (Holeyman, 2003)

Como se observa en las Figuras 5. 8 a 5. 10, para la carga de servicio estimada de 1 MN la curva del ensayo estático presenta un desplazamiento axial de 2.5 mm, en tanto el modelo realizado con el programa MEFDuncan del Pilote B3 predice una carga de 1.09 MN, mientras que el modelo de Mohr-Coulomb con Plaxis arroja una carga de 1.2 MN para el mismo desplazamiento, es decir una diferencia del 9 % para el modelo MEFDuncan y de un 20% para el modelo de Plaxis en cargas de servicio. Para la carga

de falla de Davisson el modelo realizado con MEFDuncan del Pilote B3 subestima la curva del ensayo estático en un - 7 %, resultado que mejora notablemente respecto a la predicción del modelo realizado con Plaxis el cual sobreestima la carga de falla en un 27%.

Para la carga de servicio estimada de 1 MN la curva del ensayo estático del Pilote B4 presenta un desplazamiento axial de 2.2 mm. El modelo realizado con MEFDuncan estima una carga de servicio que difiere en un 5% con lo reportado por el ensayo de carga, en tanto que el modelo realizado con el programa Plaxis presenta una diferencia del 19% para el mismo desplazamiento. Al nivel de carga de falla de Davisson se observa que el modelo realizado con MEFDuncan del Pilote B4 subestima la curva del ensayo estático en un - 3 %, en tanto que la predicción del modelo realizado con Plaxis sobreestima la carga de falla en un 43%.

Por otro lado, se analizó la incidencia de tendrían en las curvas predichas variaciones de los parámetros resistentes, de manera que sea posible tener en cuenta el margen de variabilidad de los resultados y se presentan en las Figuras 5. 8 y 5. 9. Los suelos presentes en el sitio de estudio no poseen cohesión por lo que se analizó la influencia de variaciones del ángulo de fricción de 3.5 grados (del orden del 10%), generándose de esta manera un rango de valores posibles dentro de los cuales es esperable que se encuentre la curva de carga axial en función del desplazamiento vertical de la cabeza del pilote.

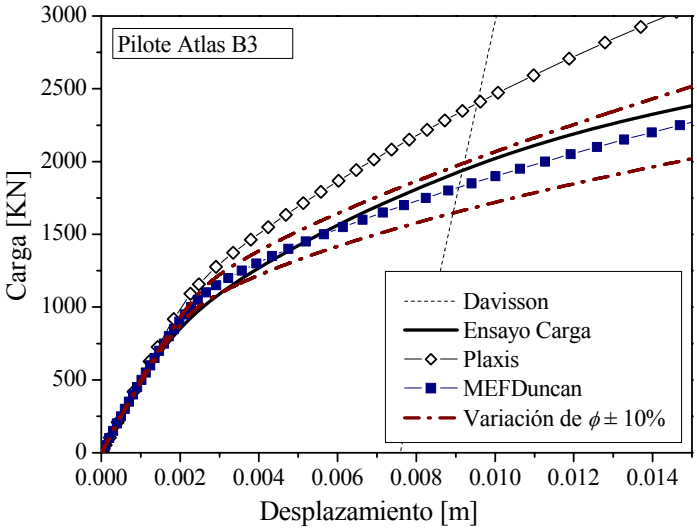


Figura 5. 8 Curva de carga axial- desplazamiento vertical de la cabeza del Pilote Atlas B3

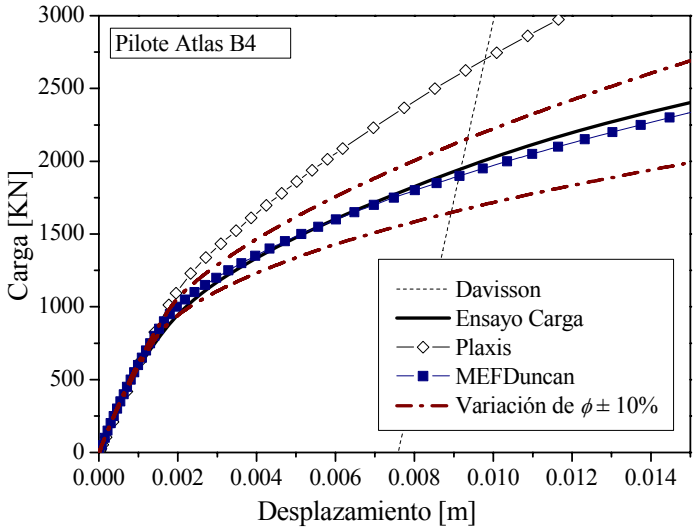


Figura 5. 9 Curva de carga axial- desplazamiento vertical de la cabeza del Pilote Atlas B4

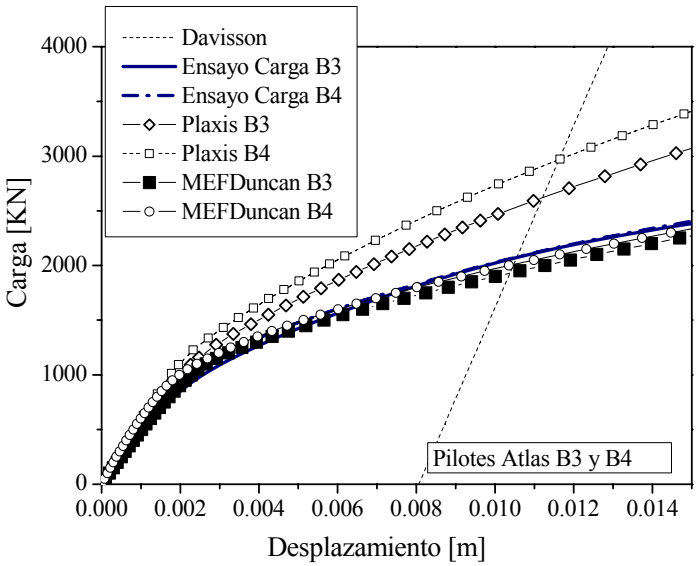


Figura 5. 10 Curva de carga axial- desplazamiento vertical de la cabeza de los Pilotes Atlas B3 y B4

Los resultados obtenidos con el programa MEFDuncan para ambos pilotes Atlas son sensiblemente más cercanos a las curvas de los ensayos de carga estática que los predichos mediante el programa Plaxis, como se observa en la Figura 5. 8 para el pilote B3, en la Figura 5. 9 para el pilote B4 y en la Figura 5. 10 para ambos pilotes en todo el rango de deformaciones.

En ambos pilotes la curva del ensayo estático presenta la misma forma que la predicha por el programa MEFDuncan encontrándose dentro del rango de curvas que delimitan una posible variación del ángulo de fricción.

Pilotes DeWall

En la Figura 5. 11 se presenta la curva de carga axial en función del desplazamiento vertical de la cabeza de los pilotes DeWall, obtenida a partir de los ensayos de carga estática convencional y las predicciones realizadas por los participantes al certamen a partir de los parámetros de los suelos adyacentes a los

mismos (Holeyman et al. 2003)[43], en tanto en la Figura 5. 12 se comparan los resultados de los ensayos de carga estática convencional y las predicciones realizadas por los participantes a partir de ensayos dinámicos de grandes deformaciones.

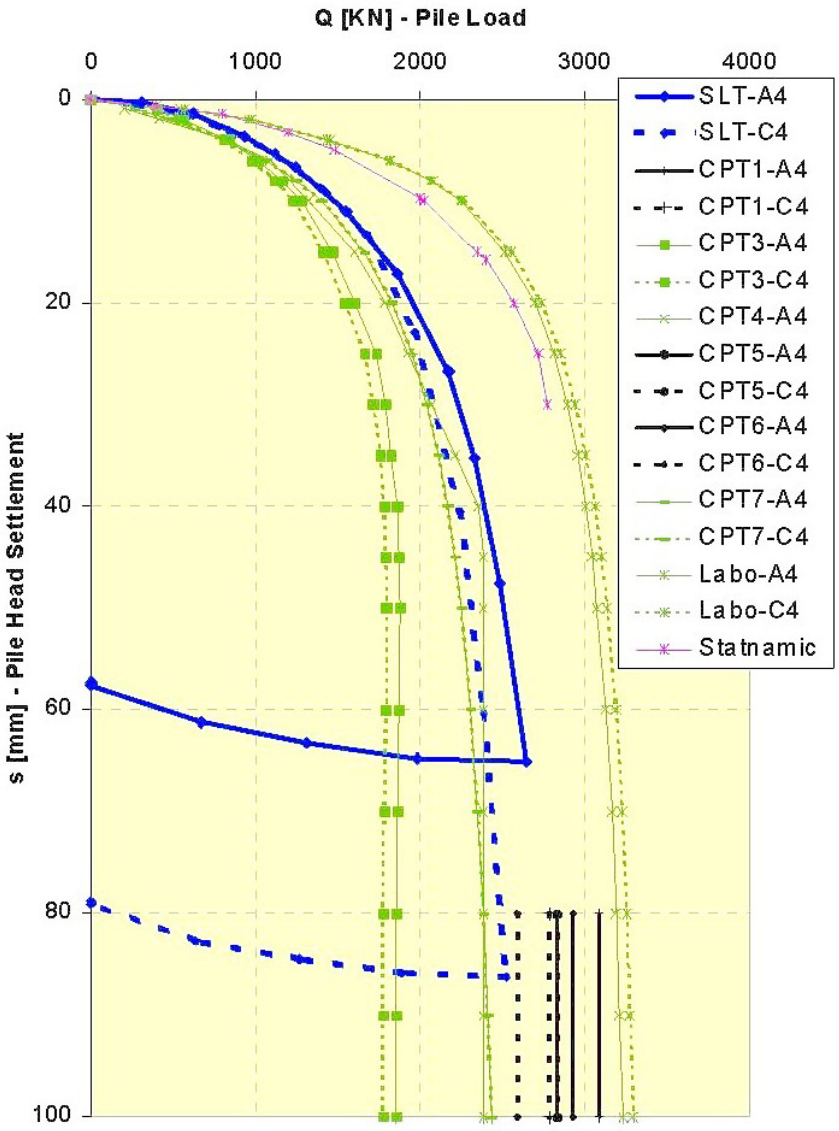


Figura 5. 11 Curva de carga axial - desplazamiento vertical de la cabeza de los Pilotes DeWall, predicciones estáticas (Holeyman et al. 2003)[43]

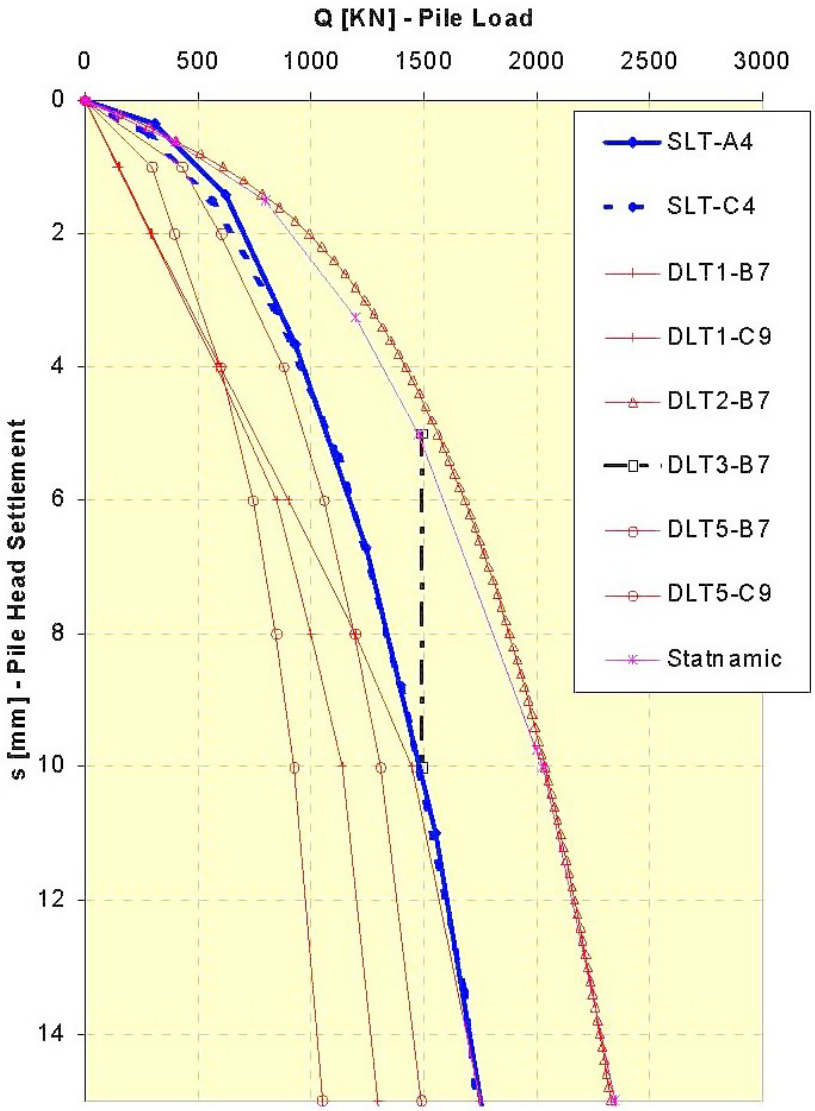


Figura 5. 12 Curva de carga axial - desplazamiento vertical de la cabeza de los Pilotes DeWall, predicciones dinámicas (Holeyman et al. 2003)[43]

En este caso los resultados de los ensayos de carga estática en ambos pilotes DeWall son concordantes entre sí como se muestra en las Figuras 5. 11 y 5. 12. Las predicciones realizadas con el programa Plaxis (Labo-A4 y Labo-C4) representan adecuadamente la región de bajas deformaciones de las curvas de los ensayos estáticos, sin embargo sobrestima en un 65 % los valores de carga de falla de Davisson. Por esta razón no se

modificó el perfil de velocidad de ondas de corte presentado en la Tabla 5. 6, que determina la rigidez inicial para los modelos de los Pilotes DeWall.

Para la carga de servicio estimada de 1 MN, la curva del ensayo estático presenta un desplazamiento axial de 4 mm, en tanto que el modelo realizado con MEFDuncan predice una carga de 1.11 MN, y el de Plaxis una carga de 1.48 MN para el mismo desplazamiento, es decir que el modelo de MEFDuncan sobrestima la carga en un 11 % y que el modelo de Plaxis lo hace en un 48% para la carga de servicio estimada. Para la carga de falla de Davisson el modelo realizado con MEFDuncan sobrestima la curva del ensayo estático en un 4.5 %, resultado que mejora notablemente respecto a la predicción del modelo realizado con Plaxis que la sobrestima en un 65%.

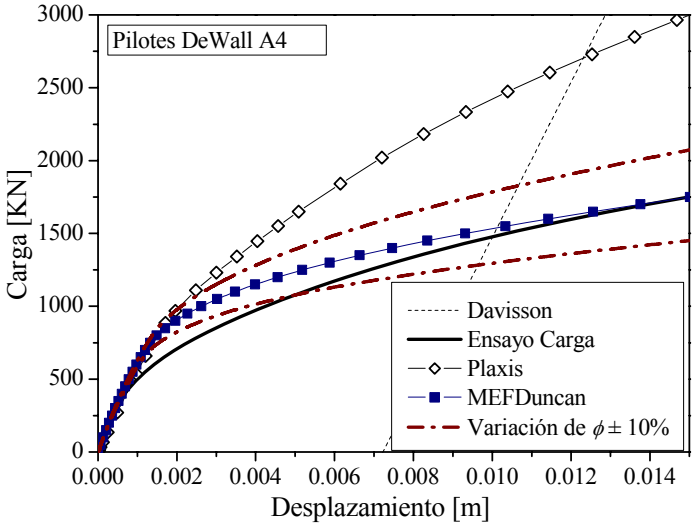


Figura 5. 13 Curva de carga axial- desplazamiento vertical de la cabeza del Pilote DeWall A4

Se observa que la curva del ensayo estático presenta una forma muy similar a la curva predicha por el programa MEFDuncan, encontrándose dentro del rango de curvas que delimitan una posible variación del ángulo de fricción en gran parte de su desarrollo.

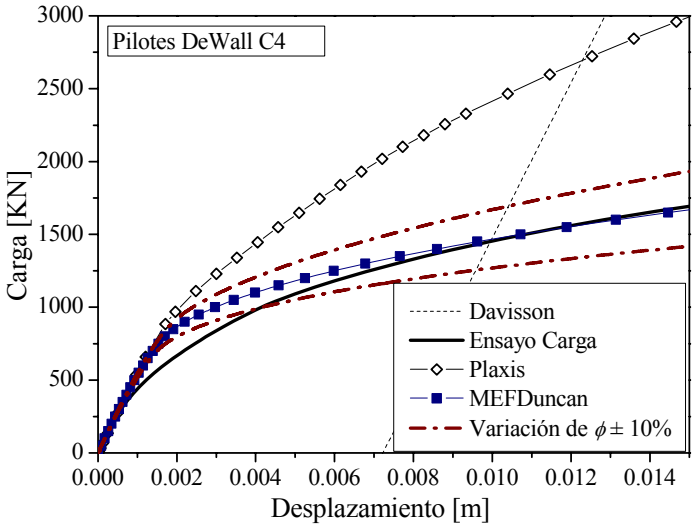


Figura 5. 14 Curva de carga axial- desplazamiento vertical de la cabeza del Pilote DeWall C4

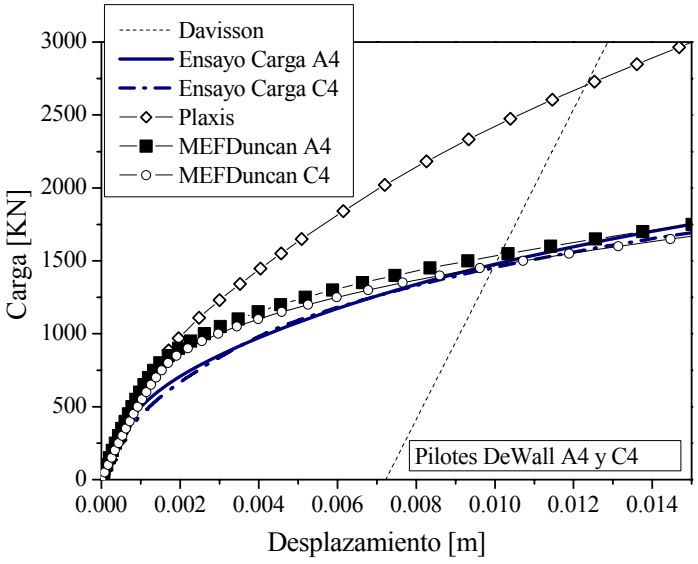


Figura 5. 15 Curva de carga axial- desplazamiento vertical de la cabeza de los Pilotes DeWall A4 y C4

Los resultados obtenidos con el programa MEFDuncan para ambos pilotes DeWall son sensiblemente más cercanos a las curvas de los ensayos de carga estática que los predichos mediante el programa Plaxis, como se observa en la Figura 5. 13 para el pilote A4, en la Figura 5. 14 para el pilote C4 y en la Figura 5. 15 para ambos pilotes.

Pilotes Omega

En la Figura 5. 16 se presenta la curva de carga axial en función del desplazamiento vertical de la cabeza de los pilotes Omega, obtenida a partir de los ensayos de carga estática convencional y las predicciones realizadas por los participantes a partir de los parámetros de los suelos adyacentes a los mismos (Holeyman et al. 2003)[43].

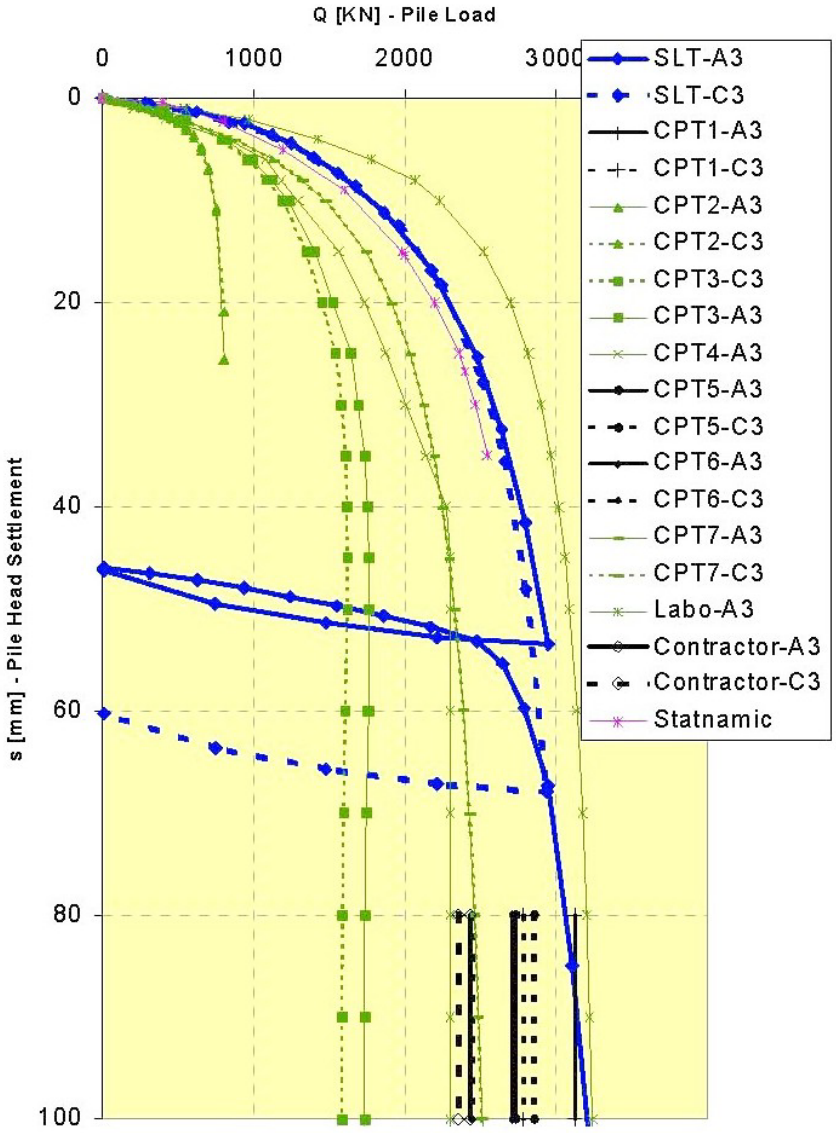


Figura 5. 16 Curva de carga axial - desplazamiento vertical de la cabeza de los Pilotes Omega, predicciones estáticas (Holeyman et al. 2003)[43]

En la Figura 5. 17 se comparan los resultados de los ensayos de carga estática convencional y las predicciones realizadas por los participantes a partir de ensayos dinámicos de grandes deformaciones.

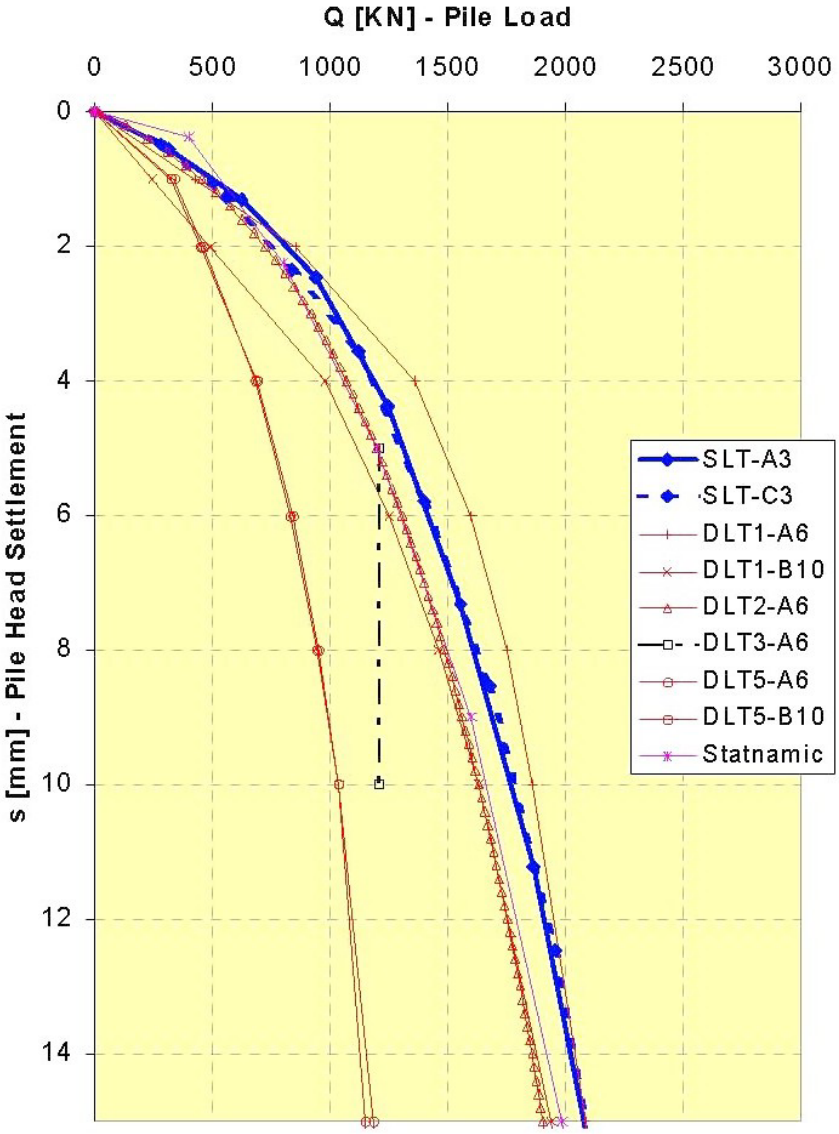


Figura 5. 17 Curva de carga axial - desplazamiento vertical de la cabeza de los Pilotes Omega, predicciones dinámicas (Holeyman et al. 2003)[43]

Como se observa en las Figuras 5. 16 y 5. 17 en este caso los resultados de los ensayos de carga estática son concordantes entre sí.

Al igual que en los pilotes DeWall, la predicción de Plaxis (Labo-A3) representa adecuadamente la región de bajas deformaciones de la curva del ensayo estático, por lo

cual no se modificó el perfil de velocidad de ondas de corte presentado en la Tabla 5. 6 al modelar su comportamiento con MEFDuncan.

En la Figura 5. 18 y en la Figura 5. 19 se presentan las curvas de carga en función del desplazamiento vertical de la cabeza de los pilotes A3 y C3 respectivamente.

Para la carga de servicio estimada de 1 MN la curva del ensayo estático presenta un desplazamiento axial de 3 mm, en tanto el modelo realizado con MEFDuncan predice para el mismo desplazamiento una carga de 1.11 MN, y el de Praxis una carga de 1.21 MN, es decir que el modelo de MEFDuncan sobrestima la carga en un 11 % y que el modelo de Plaxis lo hace en un 21% para la carga de servicio estimada. Para la carga de falla de Davisson el modelo realizado con MEFDuncan subestima la curva del ensayo estático en un -1.4 %, resultado que mejora notablemente respecto a la predicción del modelo realizado con Plaxis que la sobrestima en un 36%.

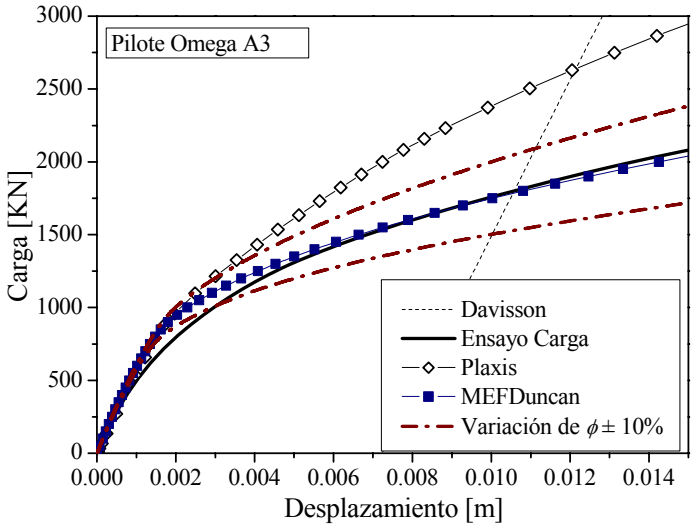


Figura 5. 18 Curva de carga axial- desplazamiento vertical de la cabeza del Pilote Omega A3

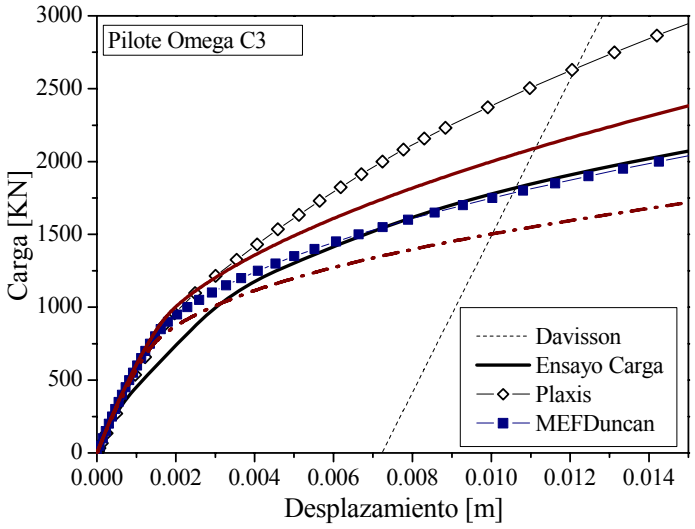


Figura 5. 19 Curva de carga axial- desplazamiento vertical de la cabeza del Pilote Omega C3

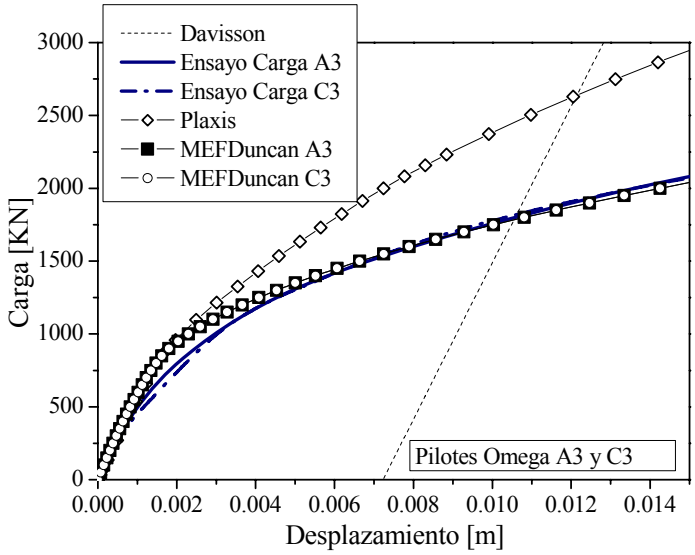


Figura 5. 20 Curva de carga axial- desplazamiento vertical de la cabeza de los Pilotes A3 y C3

Como se observa en la Figura 5. 20, los resultados obtenidos con el programa MEFDuncan para los pilotes Omega son sensiblemente más cercanos a las curvas de los ensayos de carga estática convencional que los predichos mediante el programa Plaxis.

Al igual que en los pilotes DeWall, las curvas predichas y medidas presentan una forma muy similar y en prácticamente todo su desarrollo se encuentran dentro de la banda delimitada por una variación del ángulo de fricción del orden del 10 %.

Pilotes Olivier

En la Figura 5. 21 se presenta la curva de carga axial en función del desplazamiento vertical de la cabeza de los pilotes Olivier, obtenida a partir de los ensayos de carga estática convencional y las predicciones realizadas por los participantes al certamen a partir de los parámetros de los suelos adyacentes a los mismos (Holeyman et al. 2003)[43], en tanto en la Figura 5. 22 se comparan los resultados de los ensayos de carga estática convencional y las predicciones realizadas por los participantes a partir de ensayos dinámicos de grandes deformaciones.

Las curvas de los ensayos de carga estática en estos dos pilotes teóricamente iguales son disímiles ya que difieren entre sí en un 22.5% en los valores de carga de falla de Davisson como se observa en las Figuras 5. 21 y 5. 22. Los organizadores del evento adjudicaron estas diferencias a variaciones en las condiciones del suelo.

La curva predicha por Plaxis presenta diferencias del 43 % en los valores de carga de falla de Davisson para el pilote A2, sin embargo como se mencionara previamente, los ensayos de carga no son concordantes entre sí, lo que relativiza la posibilidad de sacar conclusiones precisas de estos pilotes.

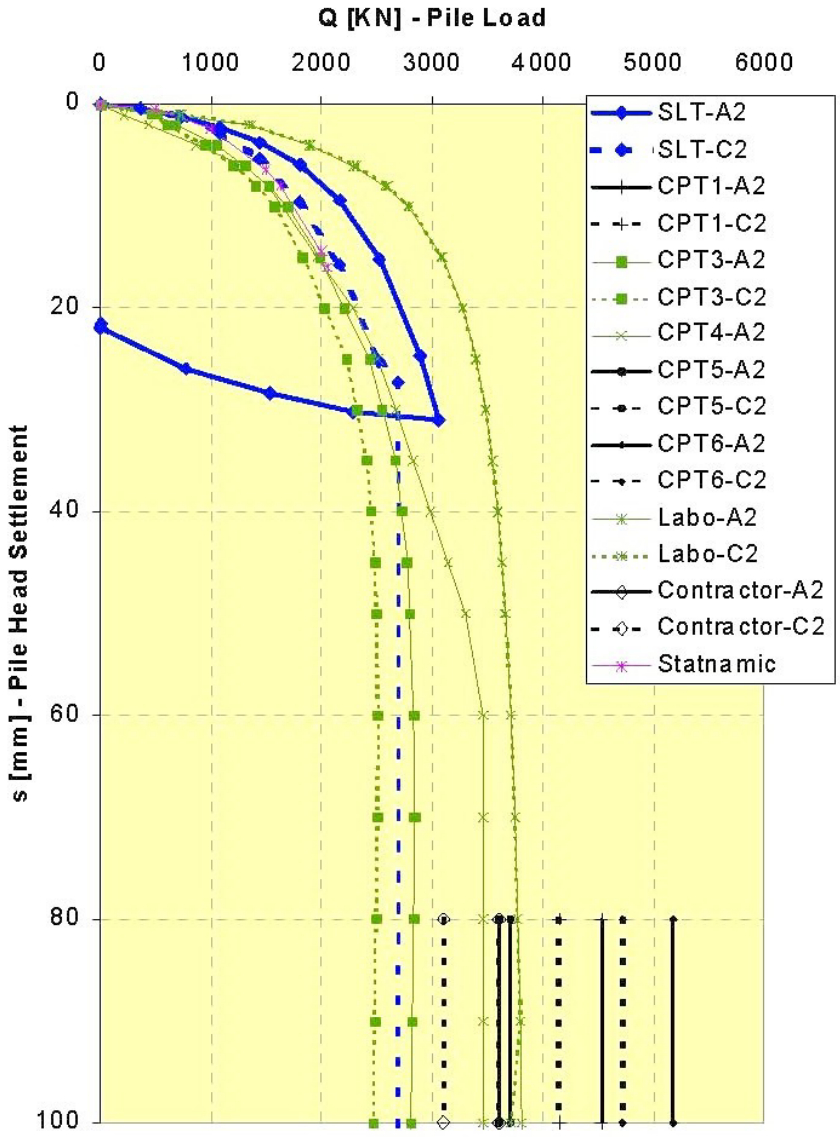


Figura 5. 21 Curva de carga axial - desplazamiento vertical de la cabeza de los Pilotes Olivier, predicciones estáticas (Holeyman et al. 2003)[43]

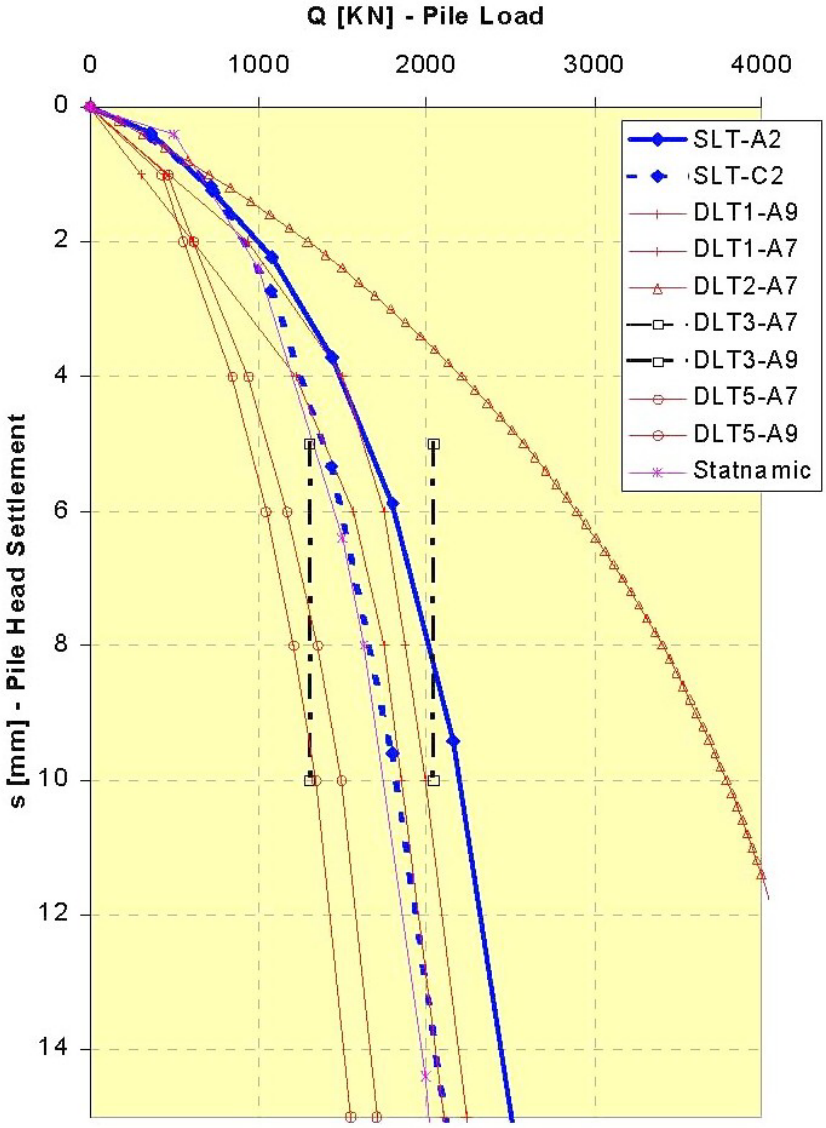


Figura 5. 22 Curva de carga axial - desplazamiento vertical de la cabeza de los Pilotes Olivier, predicciones dinámicas (Holeyman et al. 2003)[43]

Al igual que en los pilotes DeWall y Omega, los modelos realizados con el programa Plaxis (Labo-A2 y Labo-C2) representan adecuadamente la región de bajas deformaciones de la curva del ensayo estático, por lo cual no se modificó el perfil de velocidad de ondas de corte presentado en la Tabla 5. 6, al modelar el comportamiento de los Pilotes Olivier con el programa MEFDuncan.

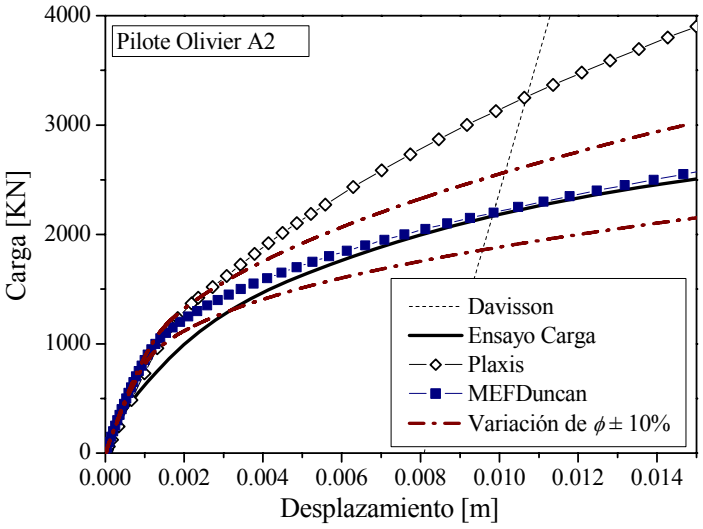


Figura 5. 23 Curva de carga axial- desplazamiento vertical de la cabeza del Pilote Oliver A2

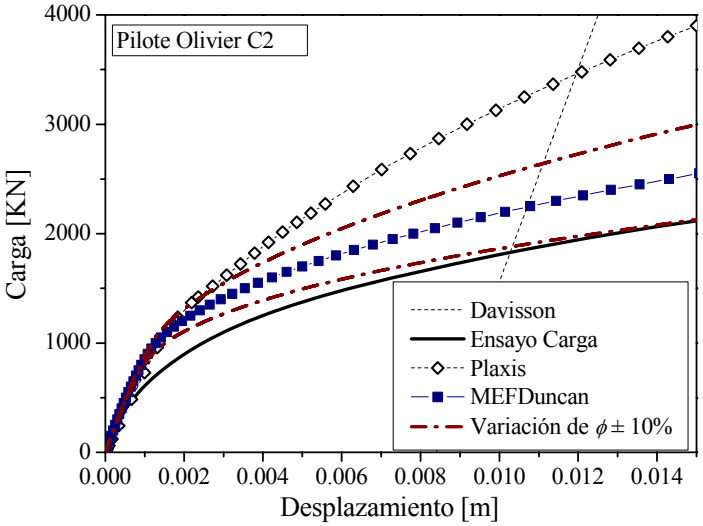


Figura 5. 24 Curva de carga axial- desplazamiento vertical de la cabeza del Pilote Oliver C2

Para la carga de servicio estimada de 1 MN la curva del ensayo estático presenta un desplazamiento axial de 2 mm para el Pilote A2, en tanto el modelo realizado con MEFDuncan predice una carga de 1.22 MN y Plaxis 1.3 MN para el mismo desplazamiento, es decir que el modelo de MEFDuncan sobrestima la carga en un 22 %

y que el modelo de Plaxis lo hace en un 30% para la carga de servicio estimada. Para la carga de falla de Davisson el modelo realizado con MEFDuncan sobreestima la curva del ensayo estático en un 1.2 %, resultado que mejora notablemente respecto a la predicción del modelo realizado con Plaxis el cual la sobrestima en un 43%.

En el Pilote C2 la carga de servicio estimada de 1 MN presenta un desplazamiento axial de 2.5 mm según el ensayo estático, en tanto el modelo realizado con MEFDuncan predice una carga de 1.31 MN y Plaxis 1.45 MN para este desplazamiento, es decir que el modelo de MEFDuncan sobrestima la carga en un 31 % y que el modelo de Plaxis lo hace en un 45%. Para la carga de falla de Davisson el modelo realizado con MEFDuncan sobreestima la curva del ensayo estático en un 21.7 %, resultado que mejora notablemente respecto a la predicción del modelo realizado con Plaxis que la sobrestima en un 73%. Se observa de la Figura 5. 24 que la curva del ensayo estático se encuentra muy cercana a la curva inferior determinada por la variación del ángulo de fricción, tanto en forma cualitativa como cuantitativa.

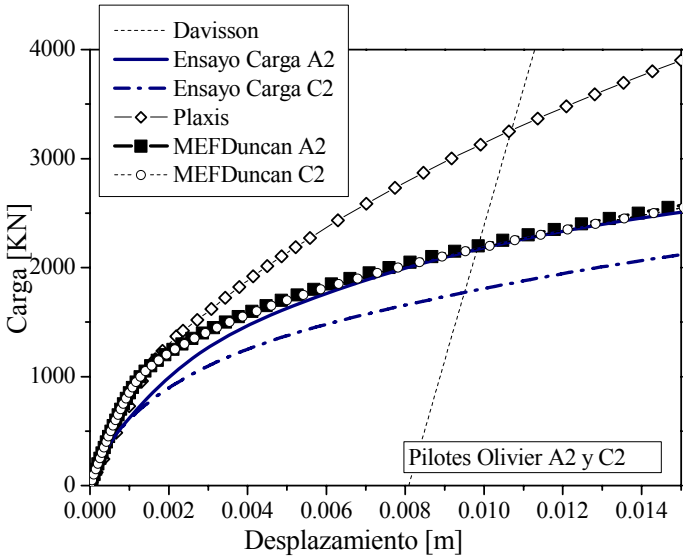


Figura 5. 25 Curva de carga axial- desplazamiento vertical de la cabeza de los Pilotes A2 y C2

Como se mencionó anteriormente y se evidencia en la Figura 5. 25, las curvas de los ensayos de carga no son concordantes entre ambos pilotes teóricamente iguales por lo que es posible suponer la existencia de variaciones no contempladas en los parámetros resistentes de los suelos del sitio.

Pilotes Fundex

En la Figura 5. 26 se presenta la curva de carga axial en función del desplazamiento vertical de la cabeza de los pilotes Fundex, obtenida a partir de los ensayos de carga estática convencional y las predicciones realizadas por los participantes a partir de los parámetros de los suelos adyacentes a los mismos (Holeyman et al. 2003)[43]. En la Figura 5. 27 se comparan los resultados de los ensayos de carga estática convencional y las predicciones realizadas por los participantes a partir de ensayos dinámicos de grandes deformaciones. Ambos pilotes de 0.38 m de diámetro del fuste, 0.45 m de diámetro de la punta y 9.5 m de longitud teórica presentan valores de carga de falla de Davisson medida mediante los ensayos estáticos convencionales que difieren en un factor de 2.

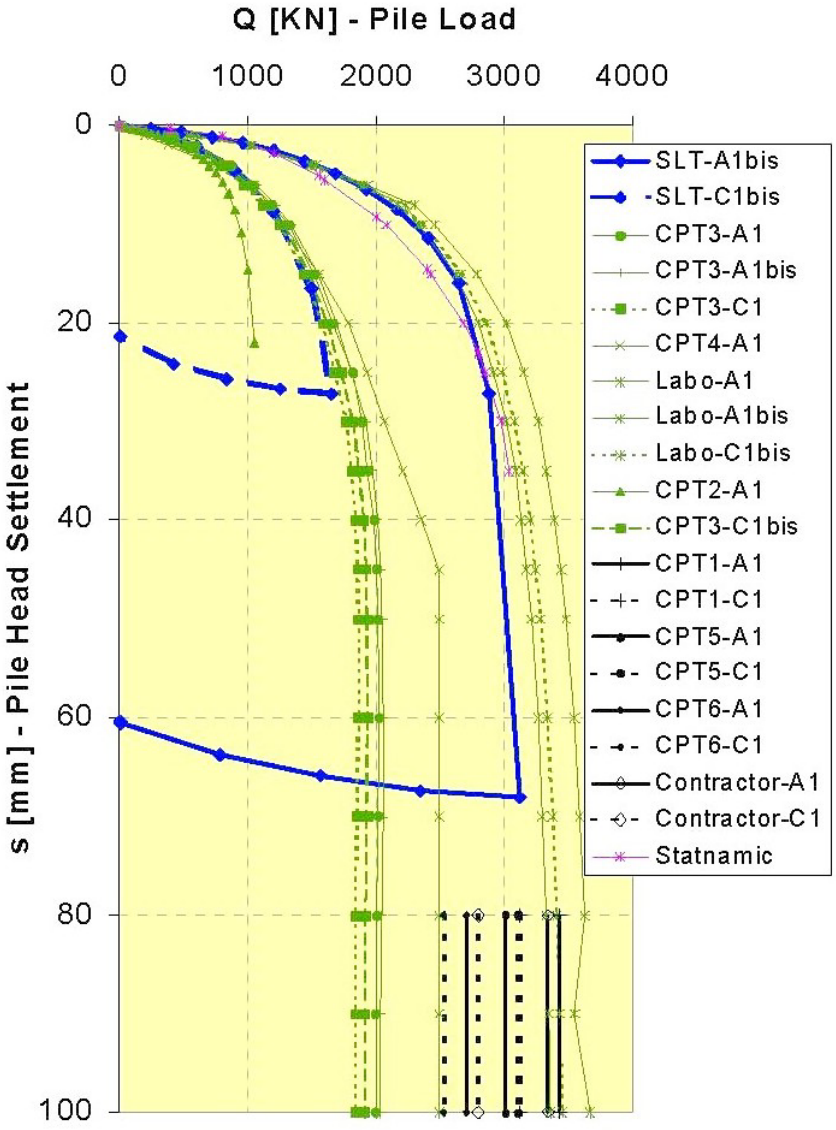


Figura 5. 26 Curva de carga axial - desplazamiento vertical de la cabeza de los Pilotes Fundex, predicciones estáticas (Holeyman et al. 2003)[43]

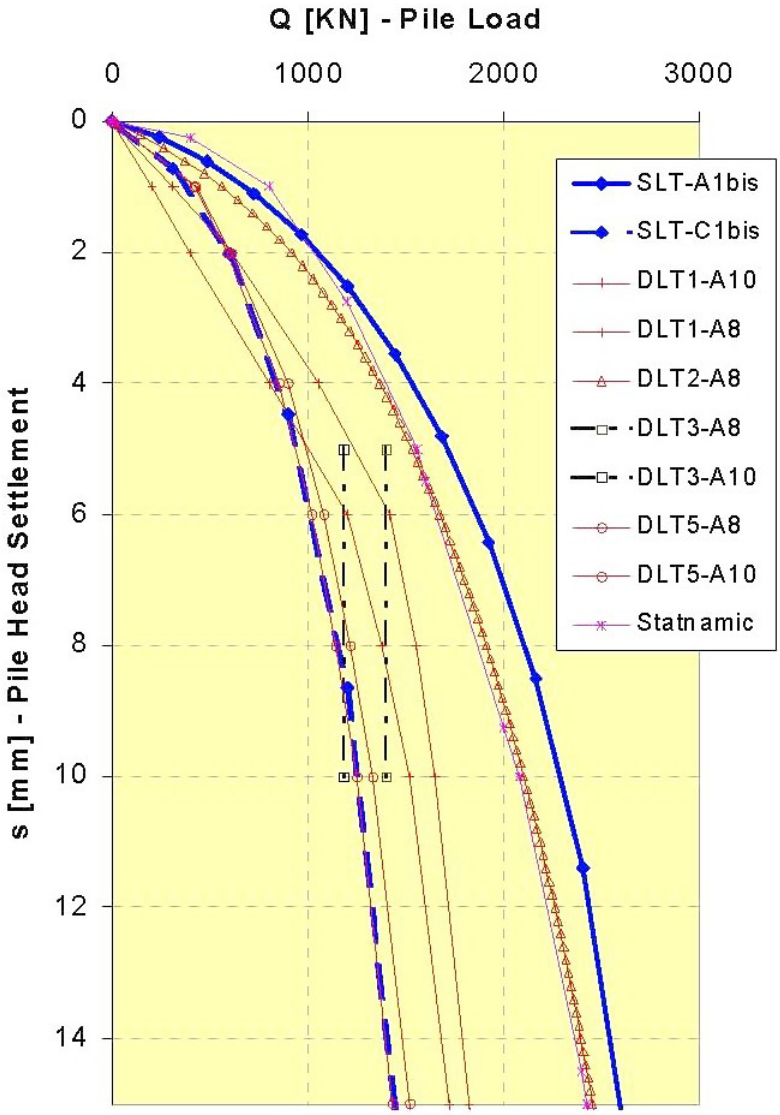


Figura 5. 27 Curva de carga axial - desplazamiento vertical de la cabeza de los Pilotes Fundex, predicciones dinámicas (Holeyman et al. 2003)[43]

Dado que los ensayos estáticos convencionales en ambos pilotes reflejan diferencias en la rigidez elástica inicial, al modelar el comportamiento de ambos pilotes se ajustó el perfil de velocidad de ondas de corte del suelo para representar adecuadamente el rango de bajas deformaciones, manteniendo el resto de los parámetros del suelo utilizados en la modelación inicial con Plaxis (Labo-A1bis y Labo-C1bis). Los factores de ajuste a la rigidez estática inicial utilizados en los modelos de los Pilotes Fundex A1 y C1, se presentan en la Tabla 5. 8.

Tabla 5. 8 Factor de ajuste a la rigidez estática inicial – Pilotes Fundex A1 y C1

Profundidad [m]	Vs [m/s]*	FA $_{PA1}$	Vs*FA $_{PA1}$ [m/s]	FA $_{PC1}$	Vs*FA $_{PC1}$ [m/s]
0 – 4 m – relleno rec.	180	1.4	252	0.8	144
4 – 7 m – limo arenoso	260	1.4	264	0.8	208
7 – 16 m – arena	380	1.4	532	0.8	304

* de ensayos de suelo (Holeyman, 2003)

Los resultados obtenidos se presentan en la Figura 5. 28 para el Pilote A1 y en la Figura 5. 29 para el Pilote C1.

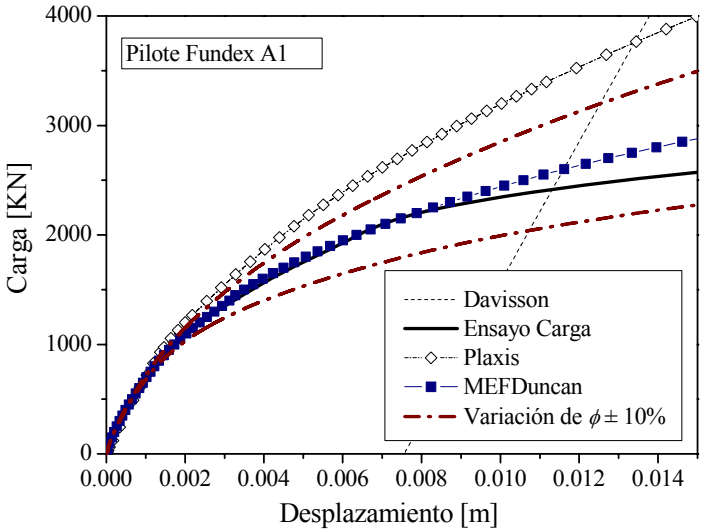


Figura 5. 28 Curva de carga axial- desplazamiento vertical de la cabeza del Pilote Fundex A1

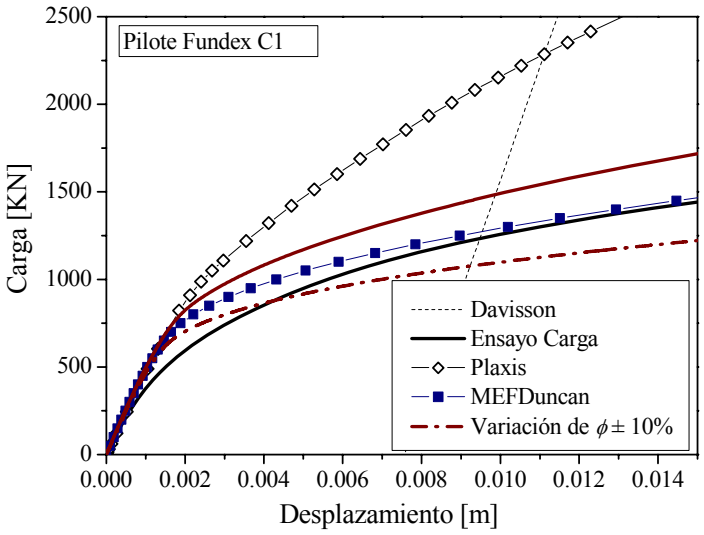


Figura 5. 29 Curva de carga axial- desplazamiento vertical de la cabeza del Pilote Fundex C1

Para la carga de servicio estimada de 1 MN la curva del ensayo estático presenta un desplazamiento axial de 1.7 mm para el Pilote A1, el modelo realizado con MEFDuncan coincide con la curva del ensayo y Plaxis predice 1.09 MN para el mismo desplazamiento, es decir que el modelo de MEFDuncan ajusta con muy buena precisión y que el modelo de Plaxis sobreestima la carga en un 9%. Para la carga de falla de Davisson el modelo realizado con MEFDuncan sobreestima la curva del ensayo estático en un 8 %, en tanto que la predicción del modelo realizado con Plaxis sobrestima la carga de falla de Davisson en un 56%.

En el Pilote C1 la carga de servicio estimada de 1 MN presenta un desplazamiento axial de 5.7 mm según el ensayo estático, en tanto el modelo realizado con MEFDuncan predice una carga de 1.09 MN y Plaxis 1.58 MN para el mismo desplazamiento, es decir que el modelo de MEFDuncan sobrestima la carga en un 9 % y que el modelo de Plaxis lo hace en un 58% para la carga de servicio estimada. Para la carga de falla de Davisson el modelo realizado con MEFDuncan sobreestima la curva del ensayo estático en un 4%, resultado que mejora notablemente respecto a la predicción del modelo realizado con Plaxis el cual la sobrestima en un 87% para el Pilote C1.

En ambos pilotes se observa que las curvas del ensayo estático se encuentran prácticamente en su totalidad comprendidas en el rango determinado por el modelo numérico.

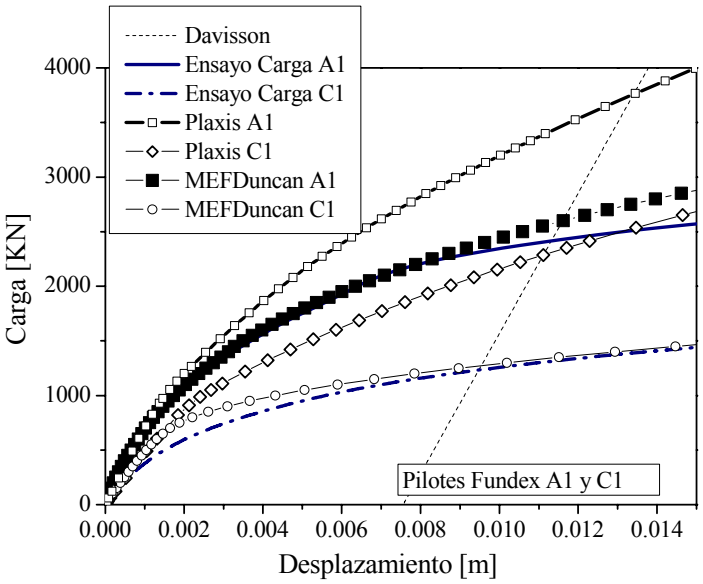


Figura 5. 30 Curva de carga axial- desplazamiento vertical de la cabeza de los Pilotes A1 y C1

Como se observa en la Figura 5. 30, los resultados obtenidos con el programa MEFDuncan para los pilotes Fundex representan con mayor precisión las curvas de los ensayos de carga estática convencional que los predichos mediante el programa Plaxis, resaltando significativamente las limitaciones del modelo constitutivo de Mohr Coulomb, el cual predice resultados continuamente crecientes sin presentar el comportamiento asintótico característico de los pilotes en este tipo de suelos.

Pilotes Prefab

En la Figura 5. 31 se presenta la curva de carga axial en función del desplazamiento vertical de la cabeza de los Pilotes Prefab, obtenida a partir de los ensayos de carga estática convencional y las predicciones realizadas por los participantes a partir de los parámetros de los suelos adyacentes a los mismos (Holeyman et al. 2003)[43], en tanto en la Figura 5. 32 se comparan los resultados de los ensayos de carga estática convencional y las predicciones realizadas por los participantes a partir de ensayos dinámicos de grandes deformaciones.

Ambos pilotes de sección cuadrada de 0.35 x 0.35 m y 9.5 m de longitud teórica son concordantes en el rango de bajas deformaciones, sin embargo presentan diferencias en los resultados de los ensayos estáticos convencionales, de un 30 % para la carga de falla de Davisson como se observa en las Figuras 5. 31 y 5. 32.

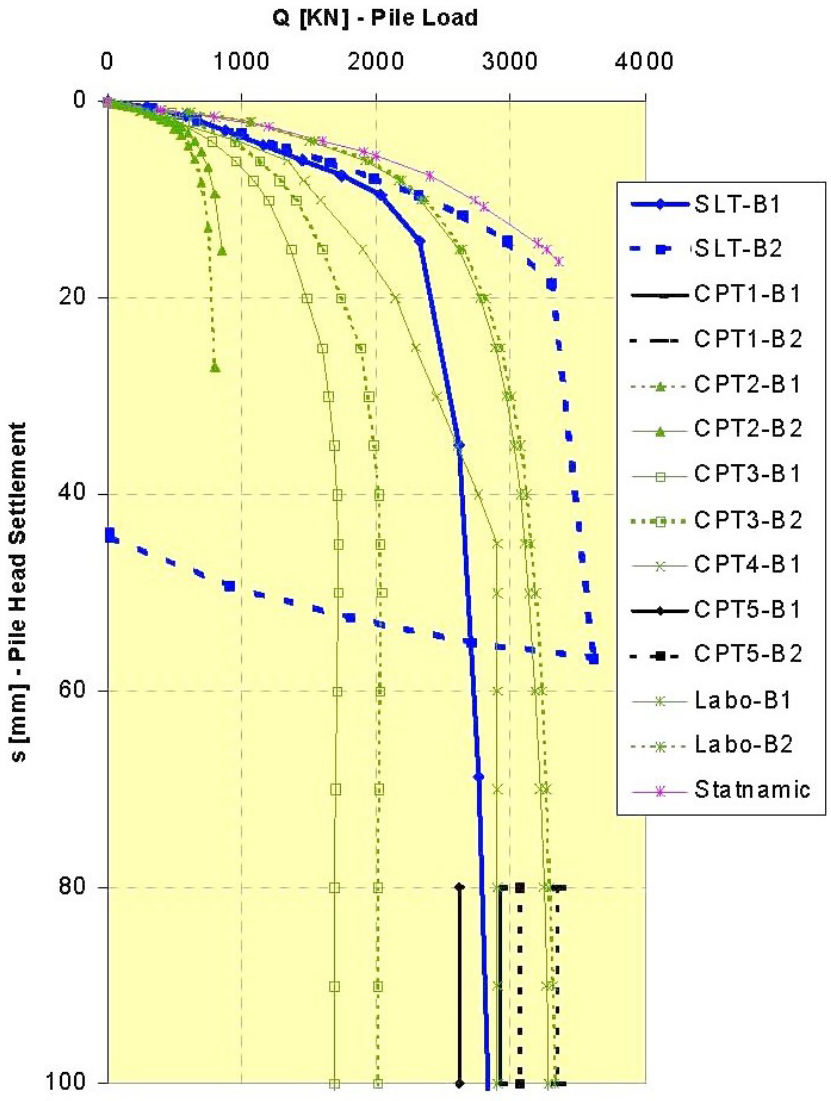


Figura 5. 31 Curva de carga axial - desplazamiento vertical de la cabeza de los Pilotes Prefab, predicciones estáticas (Holeyman et al. 2003)[43]

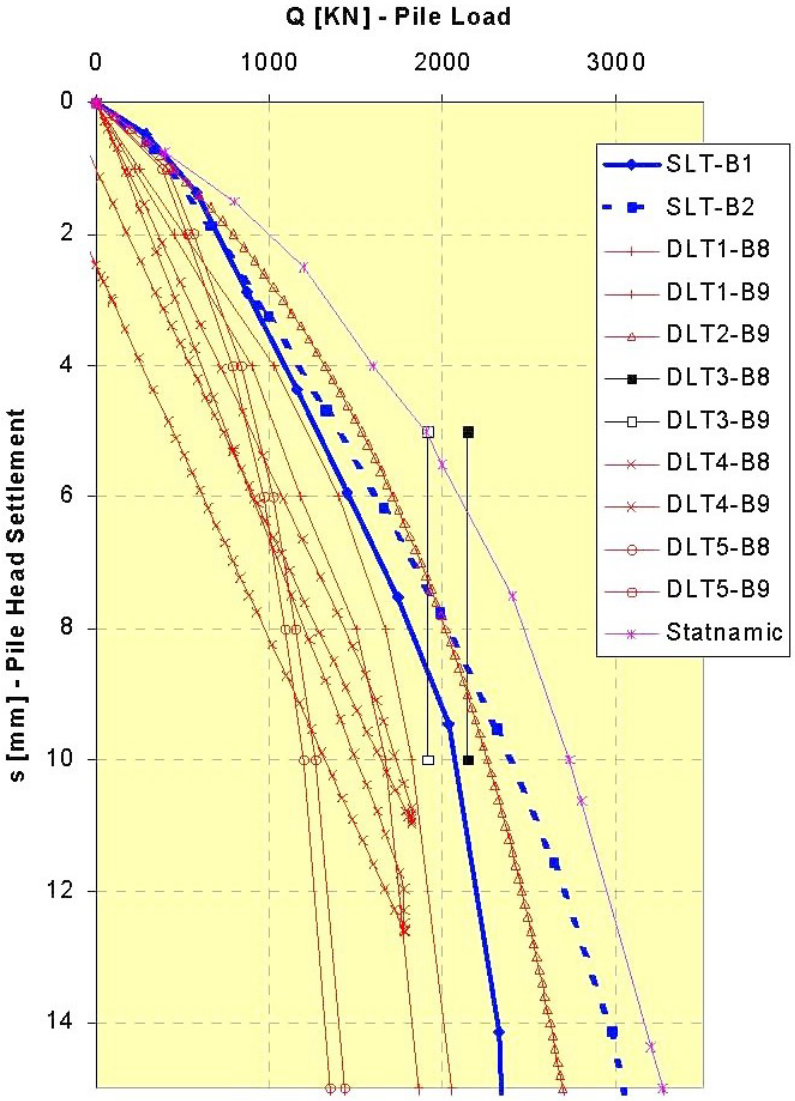


Figura 5. 32 Curva de carga axial - desplazamiento vertical de la cabeza de los Pilotes Prefab, predicciones dinámicas (Holeyman et al. 2003)[43]

Las predicciones realizadas con Plaxis (Labo-B1 y Labo-B2) presentan resultados concordantes con ambas curvas en la zona de bajas deformaciones, sin embargo difieren en la carga de falla. Dado que la zona de bajas deformaciones de la curva fue bien representada por el modelo de Plaxis, no se modificaron las propiedades elásticas de los suelos presentadas en la Tabla 5. 6 al modelar el comportamiento de ambos pilotes con MEFDuncan.

En la Figura 5. 33 y Figura 5. 34 se presentan los resultados obtenidos para el Pilote Prefab B1 y B2 respectivamente, en tanto que en la Figura 5. 35 se comparan los resultados de ambos pilotes Prefab teóricamente iguales.

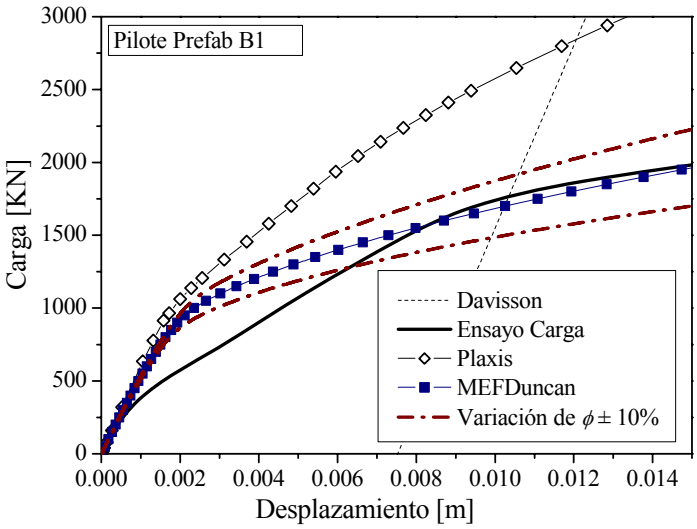


Figura 5. 33 Curva de carga axial- desplazamiento vertical de la cabeza del Pilote Prefab B1

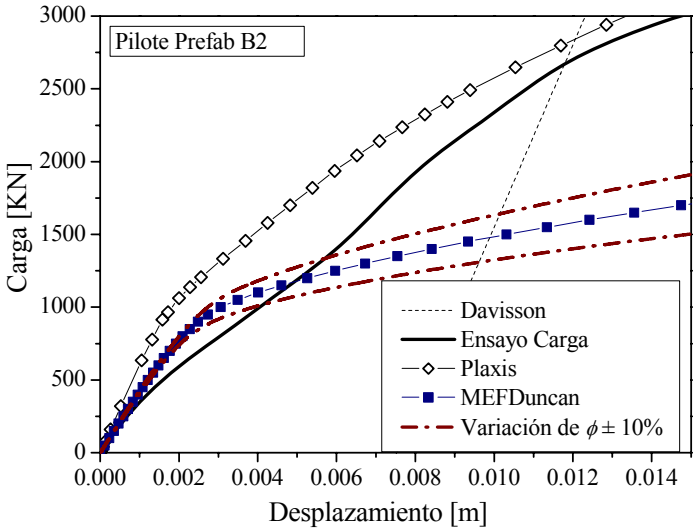


Figura 5. 34 Curva de carga axial- desplazamiento vertical de la cabeza del Pilote Prefab B2

Para la carga de servicio estimada de 1 MN la curva del ensayo estático presenta un desplazamiento axial de 4.6 mm para el Pilote B1, el modelo realizado con MEFDuncan predice una carga de 1.27 MN y el modelo realizado con Plaxis predice 1.65 MN para el mismo desplazamiento, esto implica que el modelo de MEFDuncan sobrestima la carga en un 27 % y que el modelo de Plaxis sobreestima en un 65% la carga de servicio estimada. Para la carga de falla de Davisson el modelo realizado con MEFDuncan subestima la curva del ensayo estático en un –3.4 %, en tanto que la predicción del modelo realizado con Plaxis sobrestima la carga de falla de Davisson en un 49 %.

En el Pilote B2 la carga de servicio estimada de 1 MN presenta un desplazamiento axial de 4 mm según el ensayo estático, en tanto el modelo realizado con MEFDuncan predice una carga de 1.1 MN y Plaxis 1.54 MN para el mismo desplazamiento, esto implica que el modelo de MEFDuncan sobrestima la carga en un 10 % y que el modelo de Plaxis lo hace en un 54 %. Para la carga de falla de Davisson el modelo realizado con MEFDuncan subestima la curva del ensayo estático en un –41 %, en tanto que la predicción del modelo realizado con Plaxis la sobrestima en un 5.6 %.

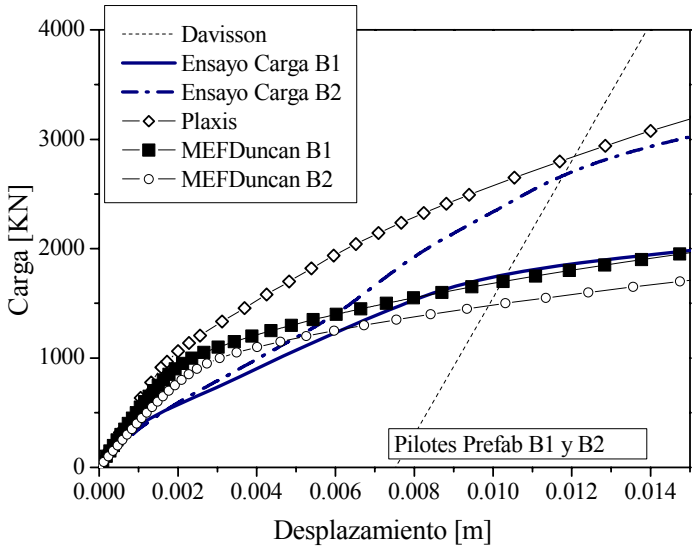


Figura 5. 35 Curva de carga axial- desplazamiento vertical de la cabeza de los Pilotes Prefab B1 y B2

Conclusiones del caso Limelette

Como conclusión parcial de los resultados presentados en esta sección, se considera que la participación en este evento de predicción permitió demostrar que aún en situaciones con alto grado de control de ejecución, con una cuidadosa elección de los materiales utilizados y donde se realizaron gran cantidad de ensayos de carga estática convencional existe una dispersión considerable en los resultados de los ensayos de carga estática de pilotes teóricamente idénticos.

A los efectos de determinar la variabilidad del conjunto que se pretende describir a través del procedimiento propuesto, se estudió la dispersión de los ensayos estáticos de pilotes teóricamente iguales, para lo que se calculó el valor medio y la desviación estándar de los distintos parámetros (carga de falla de Davisson, rigidez estática inicial y la carga máxima para una deformación correspondiente al 10% del diámetro del pilote). Se agruparon los pilotes de acuerdo al diámetro nominal del fuste siendo su longitud teórica en todos los casos de 9.5 m. Los resultados obtenidos se presentan en las Figuras 5. 36 a 5. 46.

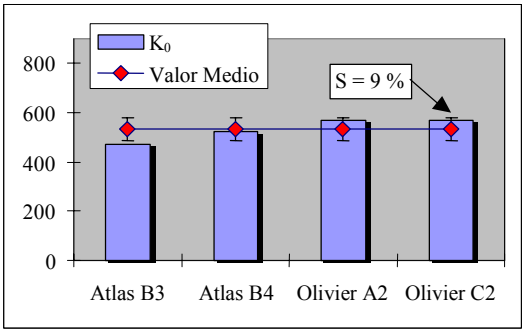


Figura 5. 36 Rigidez estática inicial de los pilotes Atlas y Olivier ($\varnothing_{punta}$ = 0.51 m)

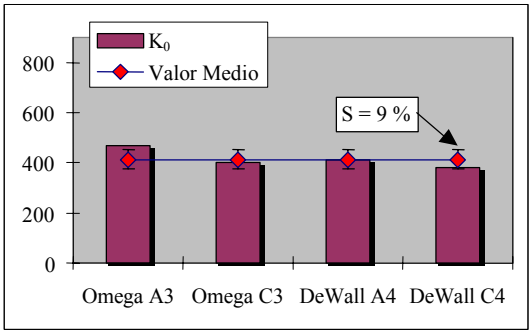


Figura 5. 37 Rigidez estática inicial de los pilotes Omega y DeWall ($\varnothing_{punta}$ = 0.41 m)

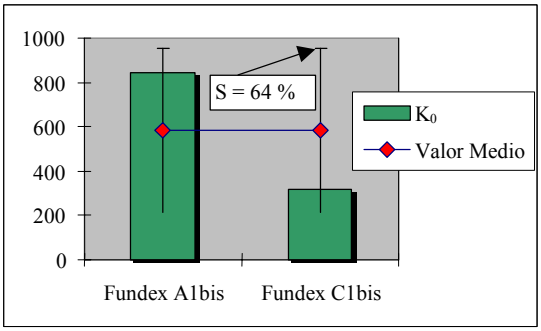


Figura 5. 38 Rigidez estática inicial de los pilotes Fundex ($\varnothing_{punta}$ = 0.45 m)

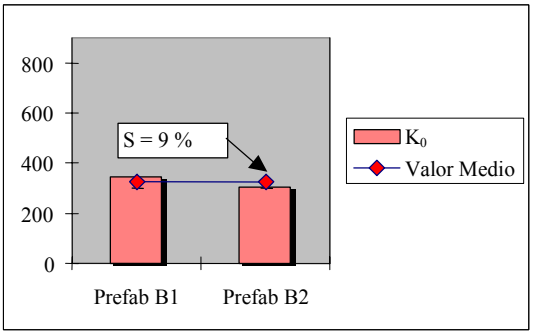


Figura 5. 39 Rigidez estática inicial de los pilotes Prefab (lado = 0.35m)

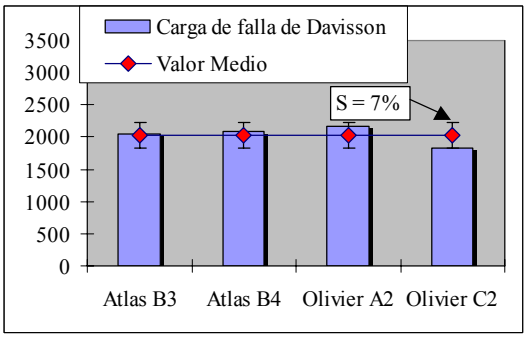


Figura 5. 40 Carga de falla de Davisson de los pilotes Atlas y Olivier ($\varnothing_{punta}$ = 0.51 m)

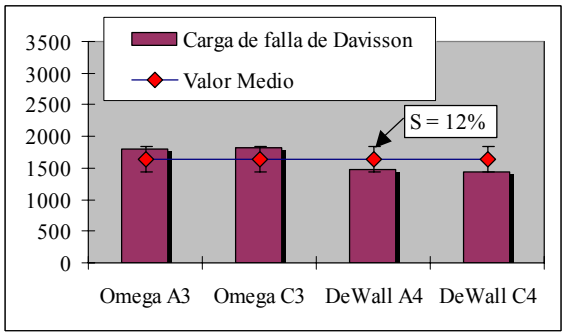


Figura 5. 41 Carga de falla de Davisson de los pilotes Omega y DeWall ($\varnothing_{punta}$ = 0.41 m)

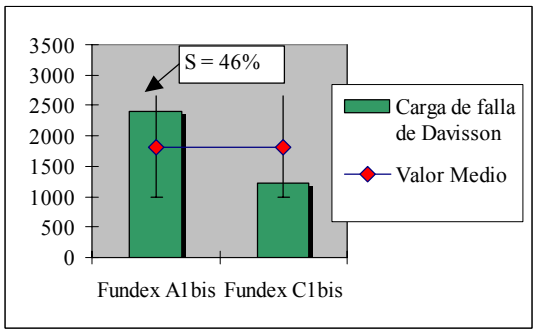


Figura 5. 42 Carga de falla de Davisson de los pilotes Fundex ($\varnothing_{punta}$ = 0.45 m)

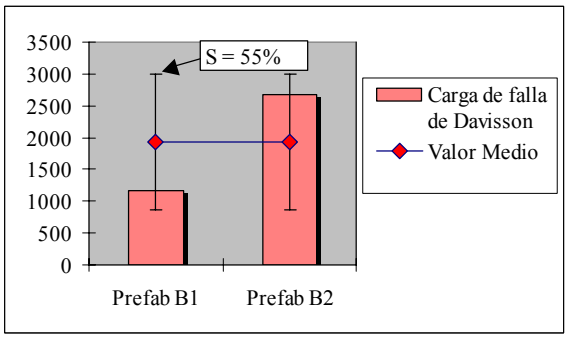


Figura 5. 43 Carga de falla de Davisson de los pilotes Prefab (lado = 0.35m)

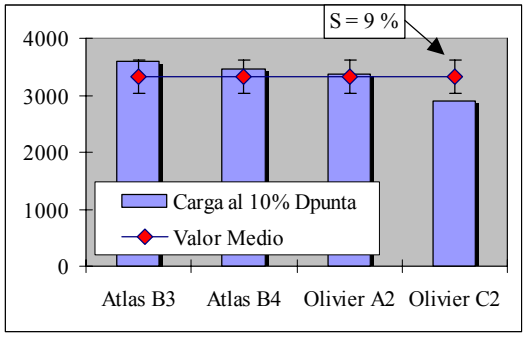


Figura 5. 44 Carga 10% $\varnothing_{punta}$ de los pilotes Atlas y Olivier ($\varnothing_{punta}$ = 0.51 m)

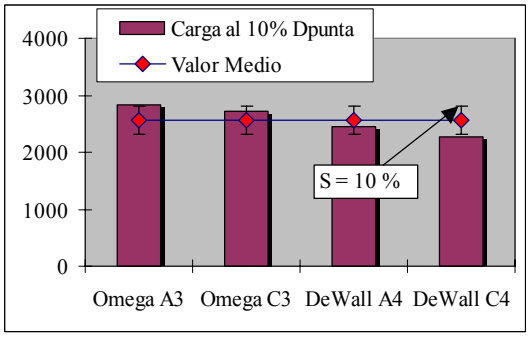


Figura 5. 45 Carga 10% $\varnothing_{punta}$ de los pilotes Omega y DeWall ($\varnothing_{punta}$ = 0.41 m)

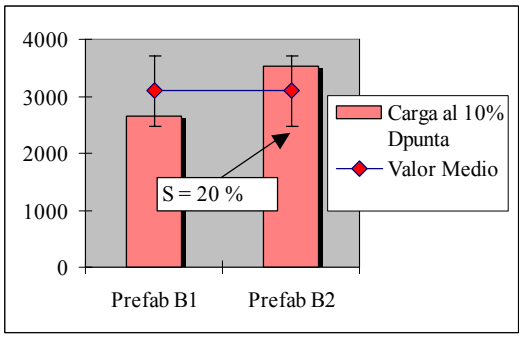


Figura 5. 46 Carga 10% $\varnothing_{punta}$ de los pilotes Prefab (lado = 0.35m)

Los pilotes Atlas, Olivier, Omega y De Waal presentan resultados concordantes entre ensayos de carga estática de pilotes teóricamente iguales en todos los parámetros analizados, encontrando una desviación estándar del orden del 7 al 12% del valor medio ya sea de la rigidez estática inicial, de la carga de falla de Davisson o de la carga a una deformación del orden del 10% del diámetro de la punta del pilote. Esta concordancia no se observa en los ensayos de los pilotes Fundex, los cuales presentan una dispersión del orden del 64% en el valor de rigidez estática inicial y del 46% en la carga de falla de Davisson. Dado que el pilote $C1_{bis}$ no consiguió el nivel de deformaciones del 10% del diámetro de la punta no fue posible analizar su desviación estándar, sin embargo todos los resultados indican la existencia de un problema de índole estructural en este pilote.

En los pilotes Prefab el valor de rigidez estática inicial resultante de los ensayos estáticos es concordante en ambos pilotes presentando una desviación estándar del orden del 9%, la cual es consistente con los resultados obtenidos en los restantes pilotes. Sin embargo la carga de falla de Davisson presenta una desviación estándar del 55% respecto de su valor medio y la carga al nivel de deformaciones del 10% del diámetro de la punta presenta una dispersión del orden del 20% respecto de su valor medio. Debe destacarse que en el caso de los pilotes Prefab se analizan los resultados de solo dos pilotes por lo que la muestra resulta estadísticamente insuficiente y no es posible sacar una conclusión significativa al respecto.

En términos cualitativos en todos los casos presentados exceptuando a los pilotes prefabricados, las curvas obtenidas por el modelo numérico son de forma similar a las obtenidas por los ensayos de carga estática convencional y las diferencias pueden ser explicadas por diferentes razones incluyendo la dispersión de las propiedades de los suelos. Esta suposición queda sustentada en los resultados obtenidos al considerar una variación de los parámetros resistentes del suelo del orden del 10%, ya que prácticamente en todos los pilotes ensayados las curvas de los ensayos estáticos convencionales se encuentran dentro del rango delimitado por los modelos numéricos.

En tanto en los pilotes Prefab los resultados obtenidos no poseen el mismo grado de ajuste con las curvas de los ensayos estáticos, ni en términos cualitativos ni cuantitativos. Estos pilotes fueron introducidos en el sitio mediante hincado, por lo que es posible considerar que las diversas alteraciones que se introducen en el suelo en el momento del hincado son la causa de las variaciones de comportamiento. Teniendo en cuenta que la rigidez estática inicial es el único parámetro de ajuste que se utiliza en la

metodología propuesta se concluye que en el caso de los pilotes Prefab el modelo numérico no es capaz de reproducir aceptablemente las curvas del ensayo estático.

Al mismo tiempo se comprobó que a pesar de la extensa investigación que se realizó de los suelos del sitio de estudio, las predicciones realizadas por los distintos participantes al evento de las curvas de carga axial en función del desplazamiento vertical de la cabeza del pilote, presentaron dispersiones de ± 40 % en la carga de falla de Davisson. Si bien las curvas modeladas con Plaxis se encontraron dentro del rango de dispersión del evento, los modelos realizados con MEFDuncan aportan una mejora considerable a la precisión de las predicciones ya que difieren de los resultados de los ensayos de carga estática en un -1.6% en promedio, al nivel de la carga de falla de Davisson.

Una conclusión importante del caso es la influencia de la pendiente inicial en las predicciones de comportamiento de los pilotes y sirvió de base para los siguientes casos de estudio en los cuales fue posible medir esta pendiente inicial a través del ensayo de respuesta transitoria y ajustar los parámetros elásticos de los suelos involucrados de manera que se reprodujeran las condiciones iniciales medidas en el ensayo. Este es el único parámetro de ajuste utilizado en los modelos numéricos ya que los parámetros resistentes del suelo, así como su estratificación y la geometría de los pilotes se obtuvieron de los ensayos geotécnicos realizados de manera independiente y de la información suministrada en obra.

5.3 Caso N° 2 – Pilote en el predio de la Universidad Nacional de Córdoba

Se trata de un pilote ubicado en el predio de la Facultad de Ciencias Exactas, Físicas y Naturales de la Universidad Nacional de Córdoba que fue construido y estudiado por Terzariol et al. (1997)[84] mediante un ensayo estático convencional. Designado aquí como Pilote UNC, es de tipo excavado y hormigonado en el sitio, tiene un diámetro de 0.30m y 3m de longitud, y se encuentra inmerso en un manto de suelo loessico no saturado.

Este pilote es el primer caso testigo del procedimiento aquí propuesto, que utiliza el ensayo de respuesta transitoria (*TRM*) para medir la rigidez estática inicial y el modelo elástico no lineal de elementos finitos basado en los parámetros hiperbólicos del suelo desarrollado para predecir la curva de carga axial en función del desplazamiento vertical de la cabeza del pilote.

Figura 5. 47 Ensayo TRM en el Pilote UNC

En la Figura 5. 48 se presentan los resultados del ensayo *TRM* procesados de acuerdo con el procedimiento descrito en el Capítulo 3.

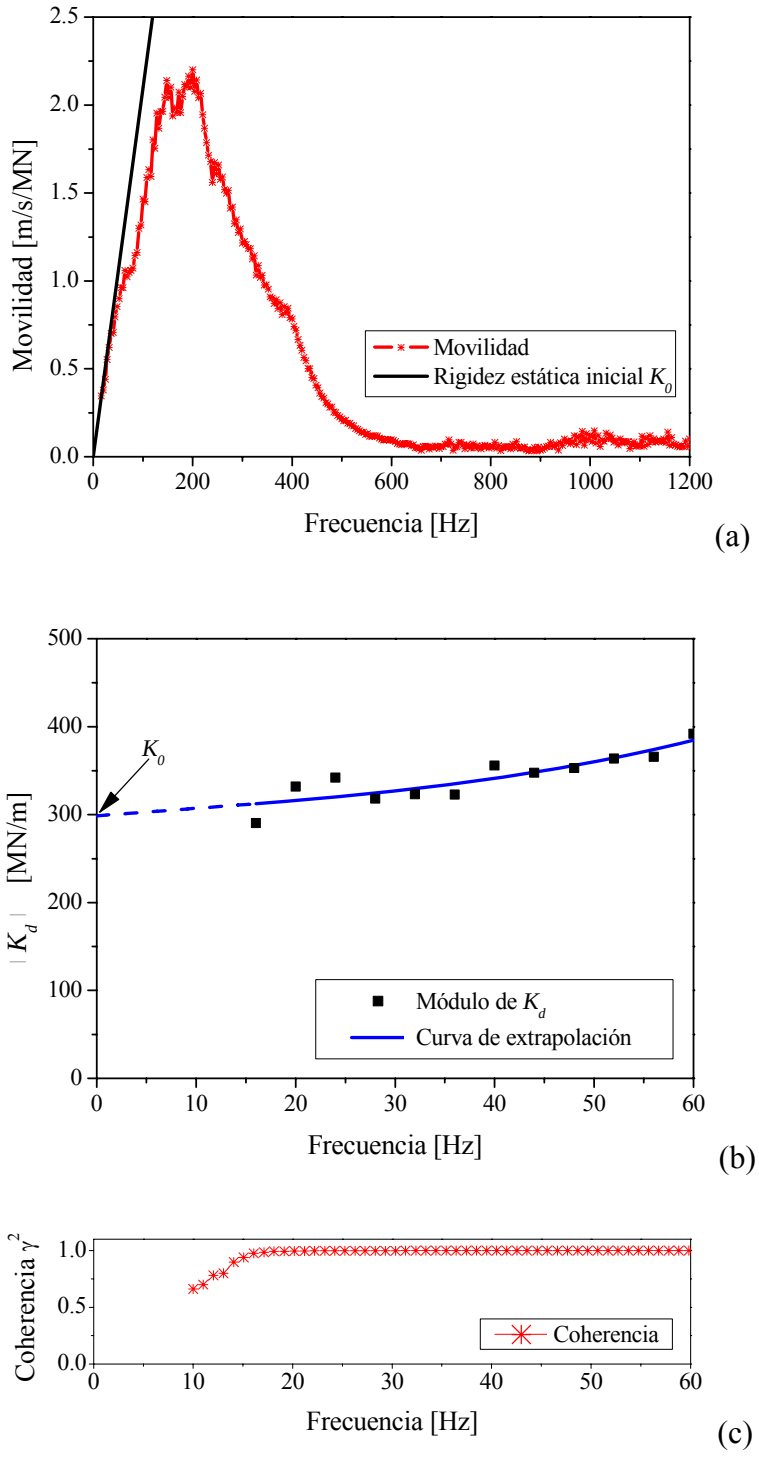


Figura 5. 48 (a) Curva de Movilidad del Pilote UNC, (b) Módulo de la rigidez dinámica del Pilote UNC, (c) Función de Coherencia de los registros del TRM

El resultado que se obtiene del ensayo de respuesta transitoria es la rigidez estática inicial según se indica en la Figura 5. 48 (b) Se puede observar que los datos experimentales sólo son válidos en el rango coherente, es decir para frecuencias mayores a 15 Hz. Una aproximación del valor de rigidez estática se obtiene extrapolando a frecuencia cero el valor de la inversa de la pendiente de la curva de movilidad en la mínima frecuencia coherente, tal como se ilustra en la Figura 5. 48 (a) El valor de la rigidez estática inicial obtenido para el Pilote UNC es de 300 MN/m.

Al representar el comportamiento del pilote con el programa MEFDuncan se ajustó la rigidez elástica inicial de manera que se representara adecuadamente la rigidez estática inicial obtenida del ensayo *TRM*, adecuando el perfil de velocidades de corte utilizado para lograr que el modelo represente correctamente la rigidez estática inicial del pilote.

En este caso se consideraron las condiciones en las que se realizó el ensayo *TRM* respecto al nivel freático que se encuentra por debajo de la profundidad alcanzada por el modelo numérico.

El estado tensional del suelo previo al inicio de la carga en cada uno de los elementos se calcula de acuerdo con la expresión (5. 4) y el coeficiente de presión lateral se calcula con la expresión:

$$K_0 = 1 - \sin(\phi) \qquad (5.\ 6)$$

El coeficiente "n" de la expresión de Janbu (1963)[47] correspondiente a la expresión (4. 6) utilizado para calcular el valor del módulo elástico inicial del suelo es igual a 0.001, es decir que se considera que el módulo elástico inicial del loess es independiente de la tensión de confinamiento. El módulo K de la expresión de Janbu se calcula en cada

elemento de suelo en función del estado tensional correspondiente al estado inicial y a la velocidad de las ondas de corte de acuerdo a la expresión (5. 5).

Al igual que en el caso de Limellete y en todos los que se presentan más adelante, el suelo en el cual está inmerso el pilote se representa como un sólido axilsimétrico de dimensión finita, en el cual se restringen los desplazamientos horizontales de los nodos ubicados a una distancia del eje de simetría igual a diez veces el radio del pilote y los desplazamientos verticales de los nodos ubicados a una profundidad igual a la longitud del fuste más veinte veces el radio del pilote respecto del nivel de aplicación de la carga como se indicó en el Capítulo 4. La malla utilizada se corresponde con lo indicado en el Capítulo 4, con un mallado regular de elementos triangulares de tres nodos y mayor densidad de elementos en las cercanías del pilote como se observa en la Figura 5. 7.

En la Tabla 5. 9 se presenta un resumen los parámetros de suelo utilizados en el modelo de MEFDuncan.

Tabla 5. 9 Propiedades mecánicas del suelo - sitio UNC

Suelo	Vs [m/s]*	ϕ [º]**	c [KN/m^2]**	γ_d [KN/m^3]**	ν ***	n***
Loess - 0 a 1.5 m	110	22	0	15	0.3	0.001
Loess - 1.5 a 3 m	140	22	0	15	0.3	0.001
Loess - 3 a 4.5 m	220	29	35	17	0.3	0.001
Loess - más de 4.5 m	230	29	35	17	0.3	0.001

* de ensayo SASW realizado por M. Ceballos
** de ensayos de laboratorio según Terzariol et al. (1997)[84]
*** adoptado

El factor de ajuste a la rigidez estática inicial utilizado en el modelo del Pilote UNC se presentan en la Tabla 5. 10.

Tabla 5. 10 Factor de ajuste a la rigidez estática inicial – Pilote UNC

Suelo	Vs [m/s]*	FA $_{PUNC}$	FA $_{PUNC}$ * Vs [m/s]
Loess - 0 a 1.5 m	110	0.6	66
Loess - 1.5 a 3 m	140	0.6	84
Loess - 3 a 4.5 m	220	0.6	132
Loess - más de 4.5 m	230	0.6	138

* de ensayo SASW realizado por M. Ceballos

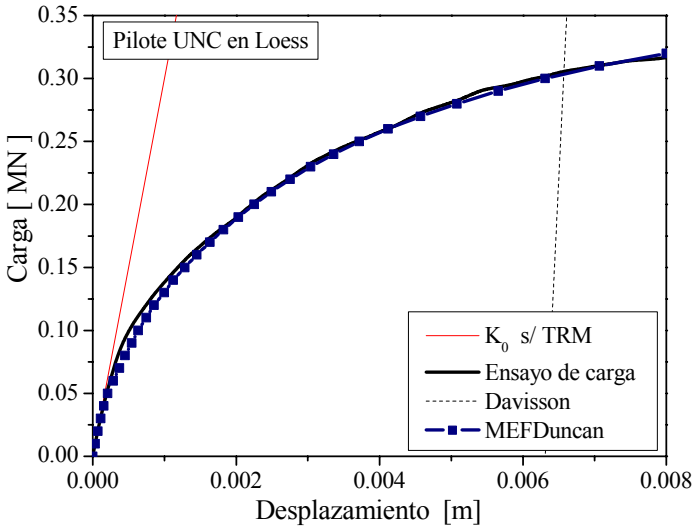


Figura 5. 49 Curva de carga axial- desplazamiento vertical de la cabeza del Pilote UNC

Al igual que en el caso de Limelette, se analizó la posibilidad de la existencia de variaciones en los parámetros resistentes de los suelos a los efectos de generar una banda de resultados esperables en el sitio de estudio. En este caso existen estratos con cohesión, cuya variación estimada en el 10 %, también fue considerada.

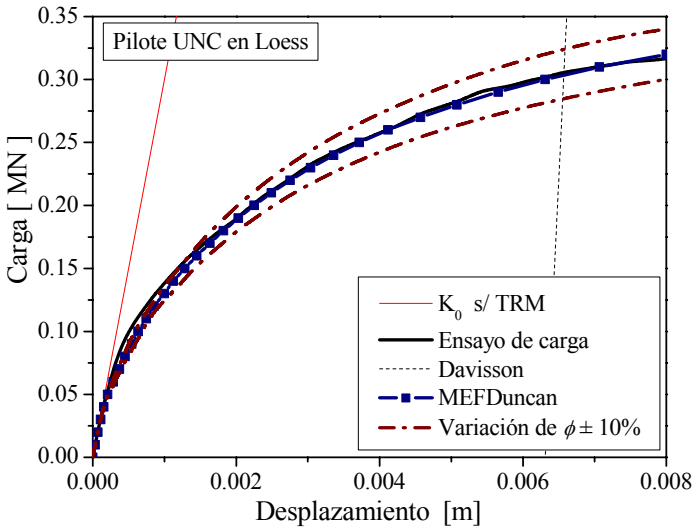


Figura 5. 50 Estudio de sensibilidad a variaciones del ángulo de fricción

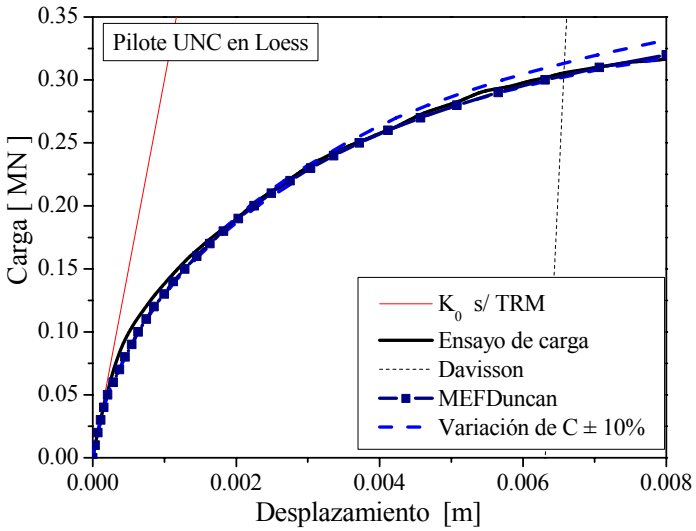


Figura 5. 51 Estudio de sensibilidad a variaciones de la cohesión

En las Figuras 5. 50 y 5. 51 se observa que una variación del orden del 10% es más significativa en el ángulo de fricción que en la cohesión, y en ambas figuras la curva del ensayo estático se encuentra en la línea media de la banda de predicción.

Como se observa de la Figura 5. 49, los resultados del ensayo de carga estática convencional y del procedimiento propuesto no sólo están en muy buena correspondencia en el rango de pequeñas deformaciones, sino también dentro del rango de cargas de falla de Davisson, con una diferencia en el valor estimado de esta última menor al 1%.

El valor de la rigidez estática inicial determinado mediante el ensayo *TRM* coincide con el determinado en el estudio de Terzariol.

5.4 Caso N° 3 – Pilotes del puente sobre el Arroyo Los Amores

Este caso corresponde a los pilotes de fundación de un puente en construcción sobre el arroyo Los Amores en la Provincia de Santa Fe. Se estudiaron tres pilotes excavados hormigonados en el sitio, cuyas características se describen en la Tabla 5. 11, designados como Pilotes LAP5, LAP12 y LAP16. En la Figura 5. 52 se muestra el equipo experimental durante la ejecución del ensayo *TRM*.

Tabla 5. 11 Pilotes ensayados

Pilote	L [m]*	Diámetro [m]*	V_b [m/s]**
LAP5	13	1.0	4200
LAP12	29	1.2	4500
LAP16	13	1.0	4200

* según datos suministrados por Paschini Construcciones S.R.L.
** medido por A. Prato en probetas de obra

Figura 5. 52 Ensayo de respuesta transitoria en el Pilote LAP5

El suelo en el sitio está constituido por un estrato superior arcilloso de baja plasticidad (CL) y limo-arcilloso de baja plasticidad (ML-CL) y estratos de arenas limosas (SM) de acuerdo a los perfiles dados en las Figuras 5. 53 y 5. 54. Los perfiles de velocidades de ondas de corte de los suelos se determinaron en el presente trabajo de tesis mediante un análisis espectral de ondas superficiales (SASW) realizado en el sitio.

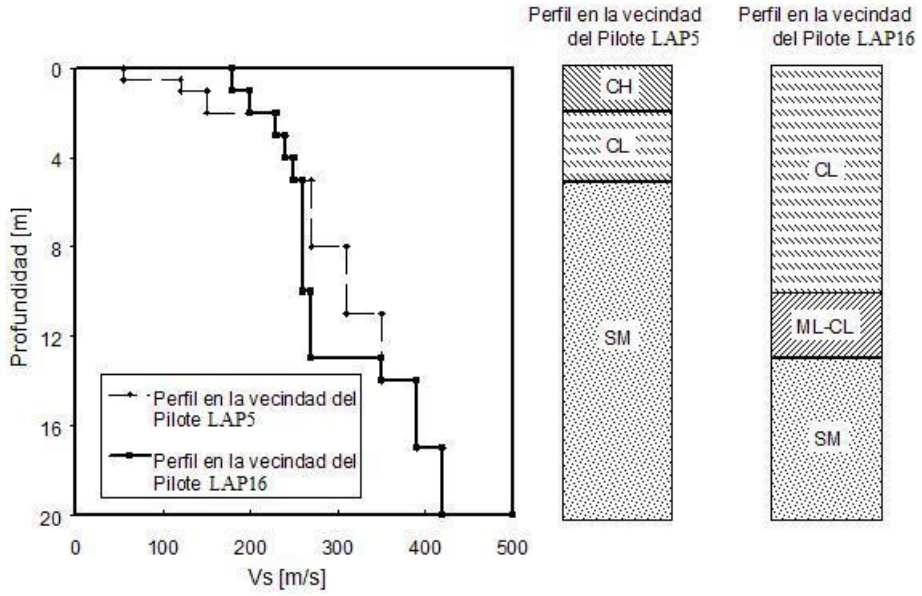


Figura 5. 53 Perfiles en la vecindad de los Pilotes LAP5 y LAP16 (Ensayó F. Pinto)

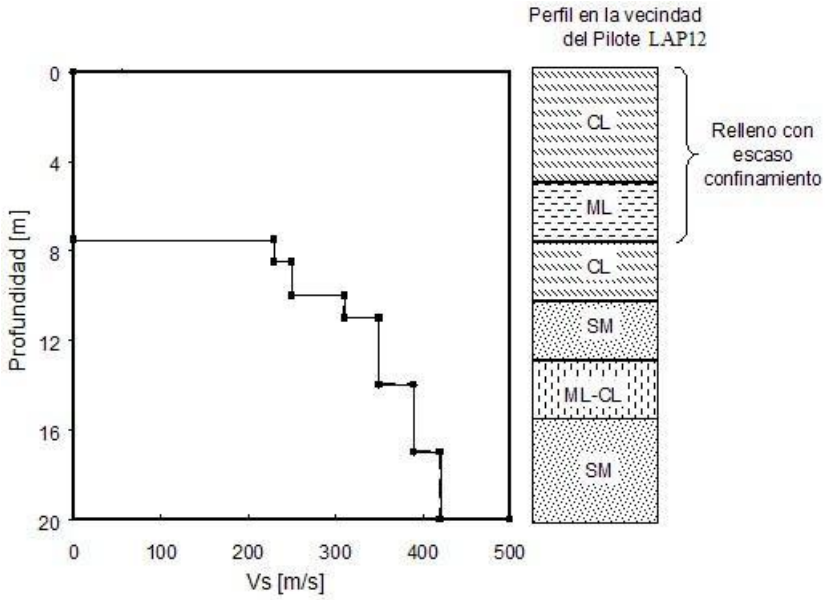


Figura 5. 54 Perfil en la vecindad del Pilote LAP12(Ensayó F. Pinto)

El Pilote LAP5 se encuentra aproximadamente a la misma cota y sobre la misma margen del arroyo en la que se realizaron los ensayos SASW en las cercanías del sondeo Pc de la Figura 5. 55, en tanto los Pilotes LAP12 y LAP16 se encuentran sobre la margen opuesta en las inmediaciones del sondeo Pb de la misma figura. Los detalles del emplazamiento se describen en Caballero et al. (2003)[12].

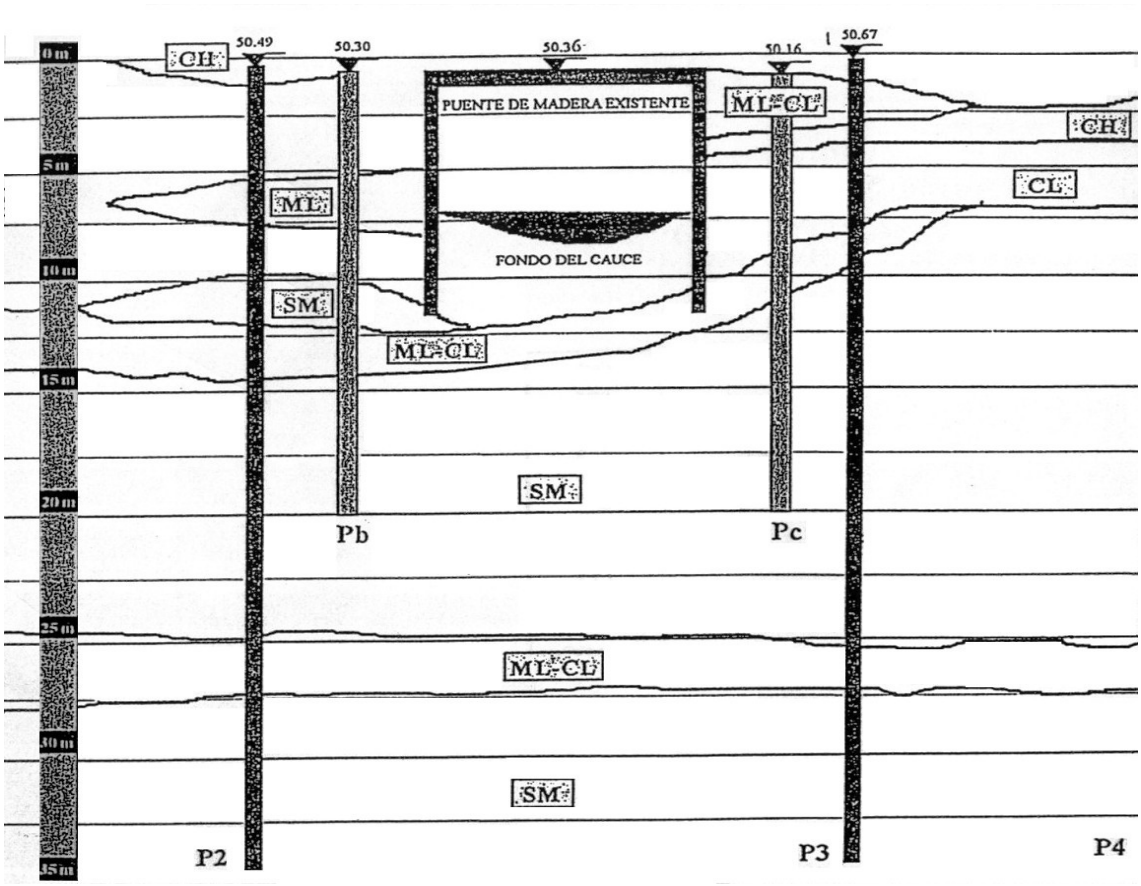


Figura 5. 55 Perfil Estratigráfico del sitio Los Amores (según informe geotécnico DPV Santa Fé)

Las Figuras 5. 56 (c), 5. 57 (c) y 5. 58 (c) muestran la función de Coherencia asociada a los pares de registros de los ensayos *TRM*. Como se detalló en el caso UNC una aproximación del valor de rigidez estática se obtiene extrapolando a cero el valor de la inversa de la pendiente de la curva de movilidad en la mínima frecuencia coherente (15

Hz) como se presenta en las Figuras 5. 56 (b), 5. 57 (b) y 5. 58 (b) para los Pilotes LAP5, LAP12 y LAP16, respectivamente.

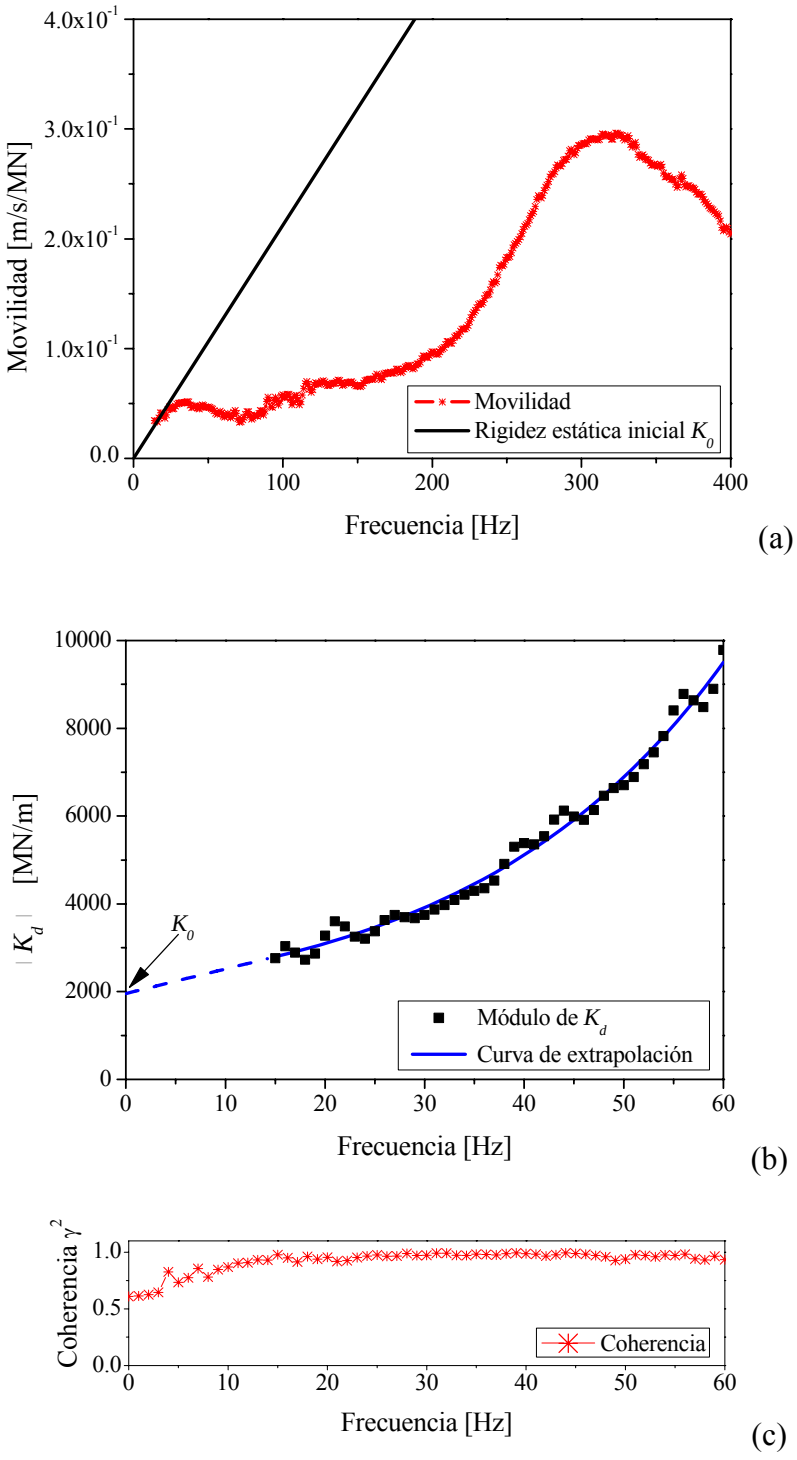


Figura 5. 56 (a) Curva de Movilidad para el Pilote LAP5, (b) Módulo de la rigidez dinámica del Pilote LAP5, (c) Función de Coherencia de los registros del TRM para el Pilote LAP5

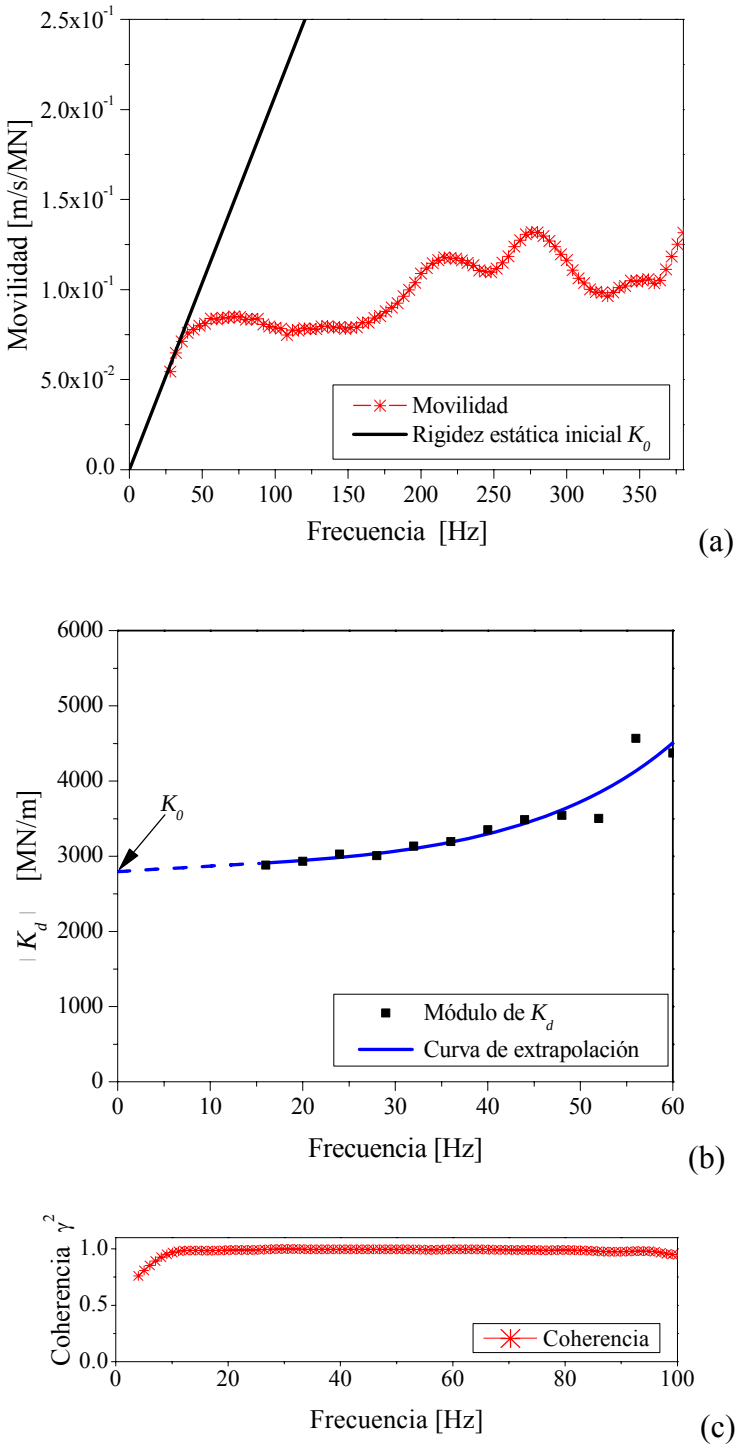


Figura 5. 57 (a) Curva de Movilidad del Pilote LAP12, (b) Módulo de la rigidez dinámica del Pilote LAP12, (c) Función de Coherencia de los registros del TRM para el Pilote LAP12

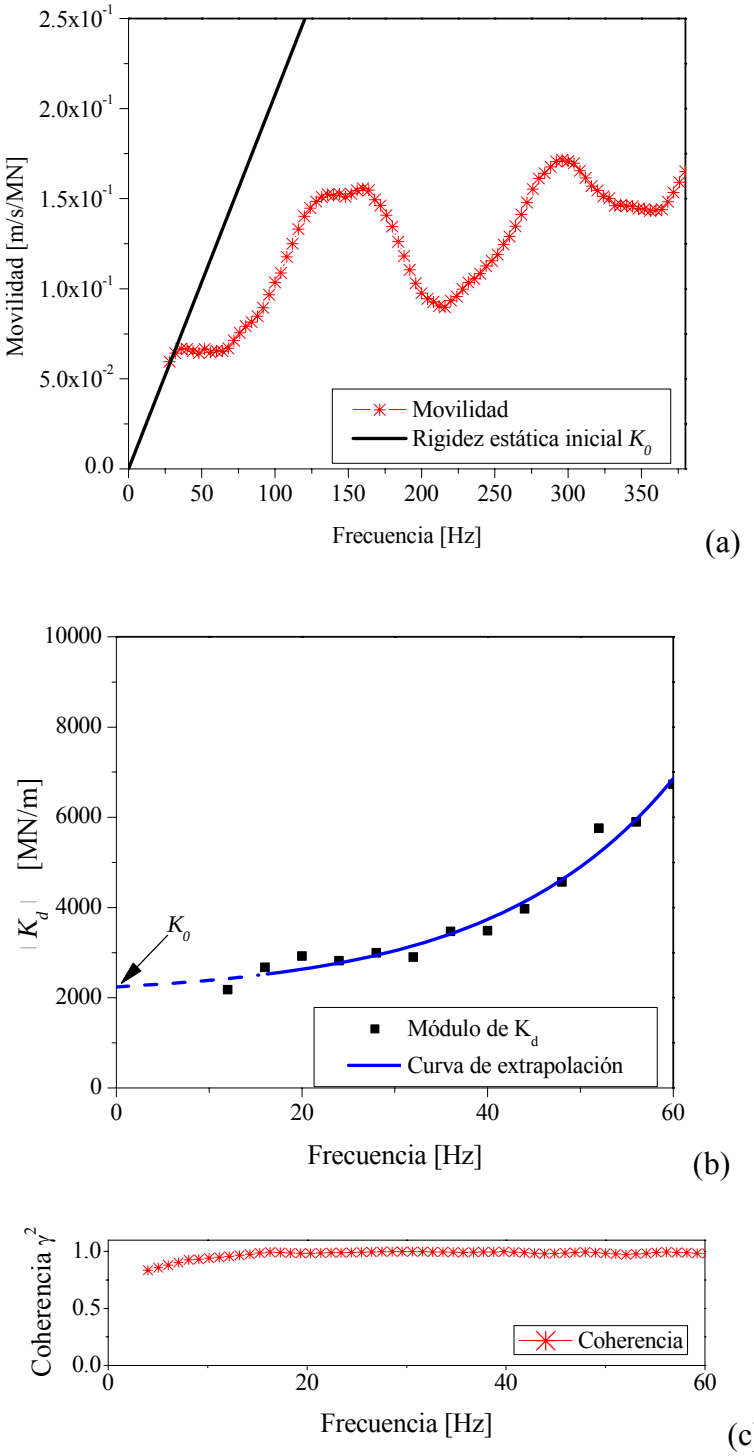


Figura 5. 58 (a) Curva de Movilidad del Pilote LAP16, (b) Módulo de la rigidez dinámica del Pilote LAP16, (c) Función de Coherencia de los registros del TRM para el Pilote LAP16

La rigidez estática inicial K_0 determinada experimentalmente por el ensayo *TRM* se detalla en la Tabla 5. 12 para los tres pilotes ensayados.

Tabla 5. 12 Rigidez estática inicial según TRM

Pilote	K_0 [MN/m]
LAP5	2000
LAP12	2758
LAP16	2350

Dado que existe un relleno de suelos varios de obra de aproximadamente 7.5 m de espesor desde la cota superior del Pilote 12 hasta la cota del arroyo con escaso confinamiento lateral, se considera que estos 7.5 m de relleno no contribuyen a la rigidez del pilote. A esta profundidad se encuentra el nivel freático y se calcula el valor del módulo elástico tangente del suelo en términos de tensiones efectivas en los estratos inferiores de arenas, los que se consideran en condiciones drenadas.

El coeficiente de presión lateral se calcula de acuerdo a la expresión (5. 6).

Para el coeficiente "n" de la expresión de Janbu (1963)[47] correspondiente a la expresión (4. 6) se adopta 0.5 en las arenas para representar la dependencia del módulo elástico inicial con el confinamiento, en tanto que en los estratos de arcillas "n" se adopta igual a 0.001 para expresar la independencia del módulo elástico inicial con la tensión de confinamiento. El módulo K de la expresión de Janbu se calcula en cada elemento de suelo en función del estado tensional correspondiente al estado inicial y a la velocidad de las ondas de corte de acuerdo a la expresión (5. 5).

En la Tabla 5. 13 se presentan los parámetros de suelo utilizados en el modelo numérico.

Tabla 5. 13 Propiedades mecánicas del suelo – sitio Los Amores

Suelo	ϕ [º]*	c [KN/m^2]*	γ_d [KN/m^3]*	ν **	n**
CL – ML	19	10	17	0.45	0.001
SM	35	12	19	0.3	0.5

* según informe geotécnico Dto. Mecánica de Suelos - DPV - Santa Fé
** adoptado

Al igual que en los casos presentados anteriormente, al representar el comportamiento de los pilotes con el programa MEFDuncan se ajustó la rigidez elástica inicial de manera que se reproduzca la rigidez estática inicial obtenida del ensayo *TRM* modificando únicamente el perfil de velocidades de corte utilizado para reproducir los resultados del ensayo *TRM*. En las Tablas 5. 14 y 5. 15 se presentan los factores de ajuste aplicados a los modelos de los Pilotes LAP5, LAP16 y LAP12.

Tabla 5. 14 Factor de ajuste a la rigidez estática inicial - Pilotes LAP5 y LAP16

	Vs [m/s]*	FA $_{\text{LAP5 y LAP16}}$	FA $_{\text{LAP5yLAP16}}$*Vs [m/s]
0 - 2 m CH	80	0.5	40
2 - 5 m CL	150	0.5	75
más de 5 m SM	300	0.5	150

* de ensayo SASW realizado por F. Pinto

Tabla 5. 15 Factor de ajuste a la rigidez estática inicial - Pilote LAP12

	Vs [m/s]*	FA $_{\text{LAP12}}$	FA $_{\text{LAP12}}$*Vs [m/s]
0 - 7.5 m relleno	50	0.5	25
7.5 - 10 m CL	240	0.5	120
10 - 12 m SM	300	0.5	150
12 - 14 m ML-CL	350	0.5	175
más de 14 m SM	400	0.5	200

* de ensayo SASW realizado por F. Pinto

Sobre tres pilotes presentes en el sitio se realizaron de manera independiente al procedimiento descrito una serie de ensayos de carga rápida (Statnamic) que permitieron contrastar las predicciones realizadas con el procedimiento aquí propuesto.

En la Figura 5. 59 se presenta la curva de carga axial en función del desplazamiento vertical de la cabeza del Pilote LAP12 estimada del análisis por MEFDuncan y se la

compara con la obtenida de hacer un ensayo de carga rápida en un pilote que posee las mismas características geométricas y está ubicado en la misma margen del río que el Pilote LAP12. La curva del ensayo de carga rápida fue realizada con el método del punto de descarga (*UPM*) por la empresa que opera la licencia de este tipo de ensayos (Geotécnica Cientec para Statnamic), encontrándose una excelente correspondencia entre las predicciones realizadas a partir de los dos tipos de ensayos en la totalidad del rango de validez del ensayo de carga rápida. Los ensayos de carga rápida fueron realizados por un subcontratista especializado en ese tipo de ensayos.

La modelación numérica permite calcular la curva de carga axial en función del desplazamiento vertical de la cabeza del pilote hasta el rango de falla, en tanto que la curva del ensayo de carga rápida depende de la capacidad del equipo de ensayo utilizado y no es posible extender su validez a mayores deformaciones.

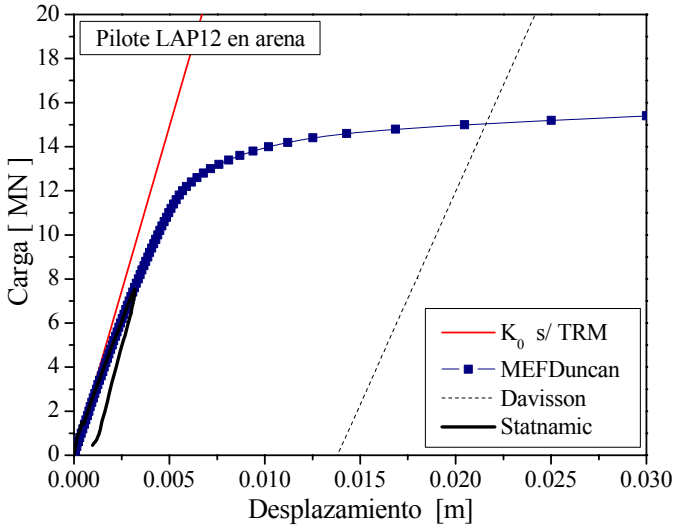


Figura 5. 59 Curva de carga axial - desplazamiento vertical de la cabeza del Pilote LAP12

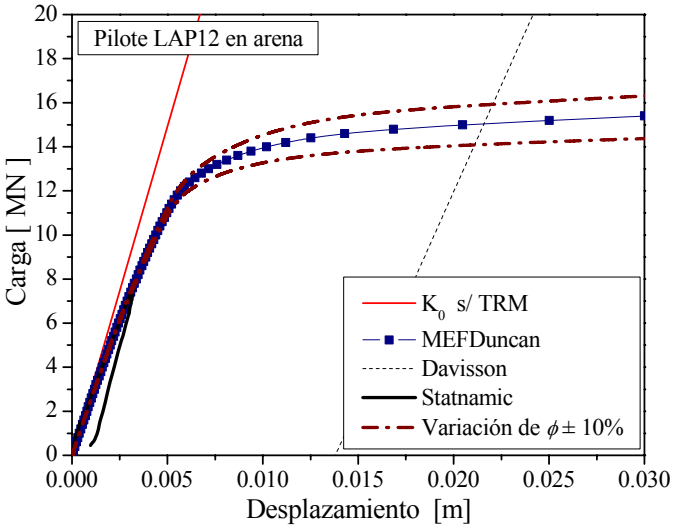


Figura 5. 60 Estudio de sensibilidad a la variación del ángulo de fricción

Utilizando el criterio de rotura de Davisson para el Pilote LAP12 se obtiene una carga de falla de 15 MN, mientras que para una carga de servicio del orden de 2.4 MN, el desplazamiento vertical de la cabeza es de 1 milímetro.

Al igual que en el caso del Pilote UNC se estudió la influencia de la variación de los parámetros resistentes del suelo, como se muestra en las Figuras 5. 60, 5. 61, 5. 63, 5. 64, 5. 66 y 5. 67. Se observa que la influencia de variaciones del orden del 10 % en el ángulo de fricción es más significativa que una variación del mismo orden en la cohesión, sin embargo no difieren de la curva del ensayo de carga rápida realizado en el pilote LAP12 en todo su rango de deformaciones.

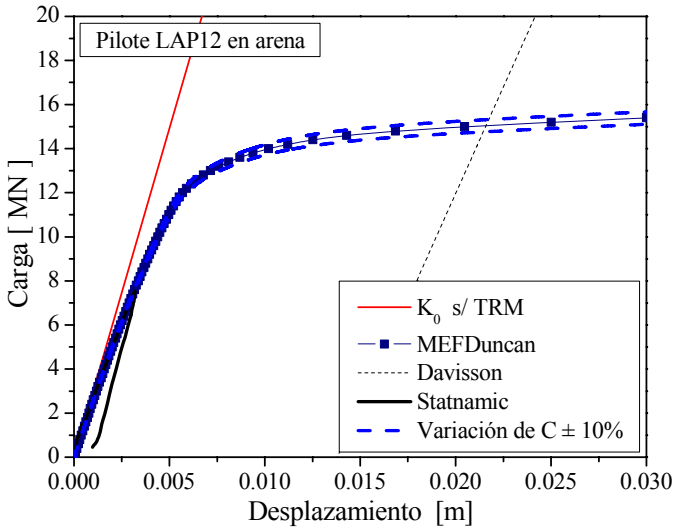


Figura 5. 61 Estudio de sensibilidad a la variación de la cohesión

En el Pilote LAP5 se realizó uno de los ensayos de carga rápida por lo que la comparación es directa con el método aquí propuesto para el mismo pilote. La curva de carga axial en función del desplazamiento vertical de la cabeza del pilote estimada del análisis por MEFDuncan y la predicción del ensayo rápido de carga se ilustran en la Figura 5. 62. Ambos ensayos coinciden en la pendiente inicial de la curva; sin embargo, el método de punto de descarga predice un comportamiento más flexible a partir de los 0.8 MN, observándose una diferencia en los desplazamientos producidos por la máxima carga alcanzada por el ensayo de carga rápida de 0.39 MN, es decir de un 7%.

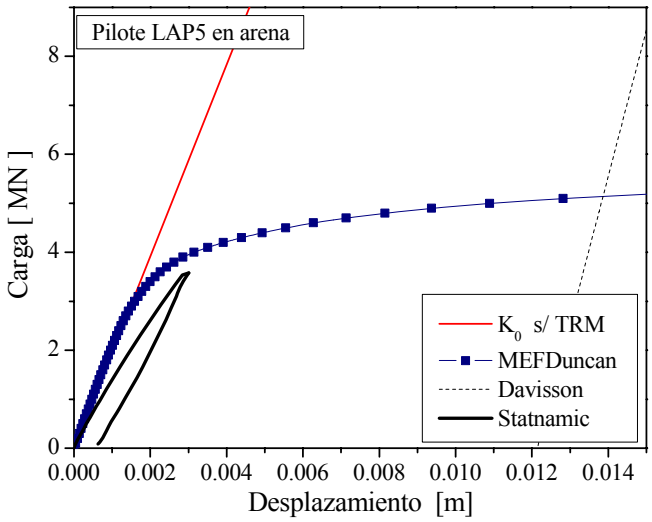


Figura 5. 62 Curva de carga axial - desplazamiento vertical de la cabeza del Pilote LAP5

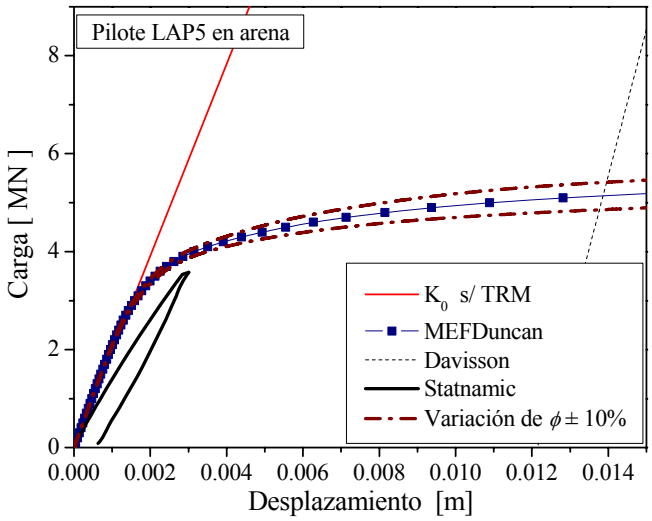


Figura 5. 63 Estudio de sensibilidad a variaciones del ángulo de fricción

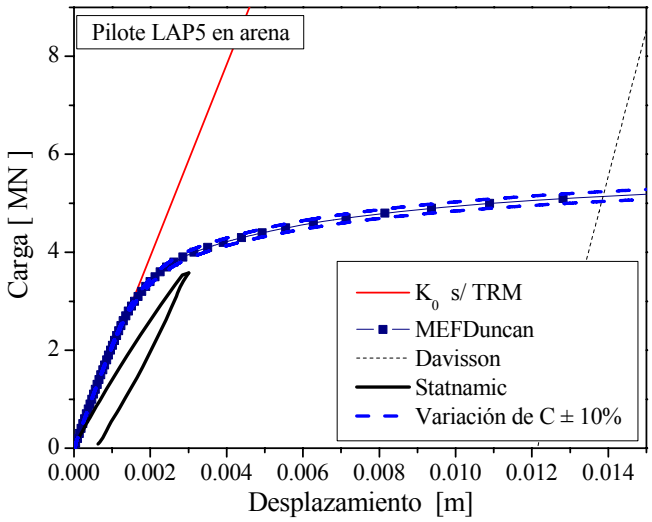


Figura 5. 64 Estudio de sensibilidad a variaciones de la cohesión

En el Pilote LAP16 no se realizó el ensayo de carga rápida por lo que no es posible contrastar las predicciones realizadas con el procedimiento propuesto. Los resultados obtenidos no son comparables con el ensayo realizado en el Pilote LAP5 dado que la rigidez estática inicial medida con el *TRM* es un 17.5% superior en este pilote, y como se mencionó anteriormente, su influencia es significativa. La curva de carga axial en función del desplazamiento vertical del Pilote LAP16 se presenta en la Figura 5. 65, junto con las curvas límites calculadas mediante el método de "Transferencia de carga Normalizada" - TCN (O'Neill et al. 1999[68]) mencionado en el Capítulo 1.

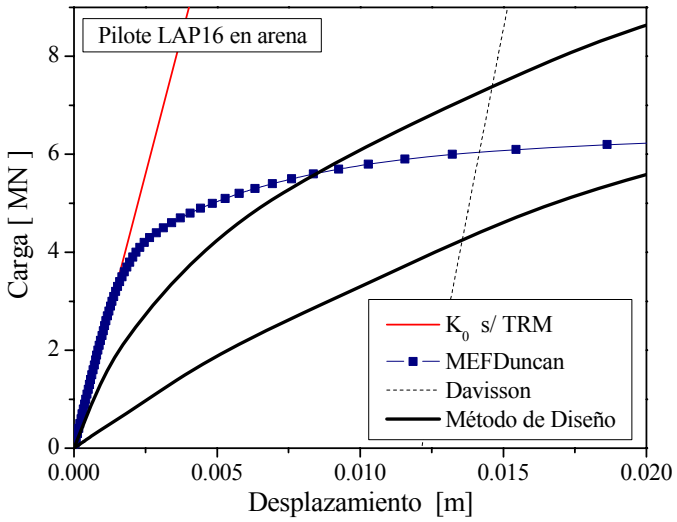


Figura 5. 65 Curva de carga axial - desplazamiento vertical de la cabeza del Pilote LAP16

En la Figura 5. 65 se puede apreciar que la rigidez estática inicial medida mediante el *TRM* se encuentra fuera del rango previsto por el método de diseño, por lo que la curva predicha con MEFDuncan es más rígida a bajas deformaciones. Sin embargo, para la carga de falla de Davisson la predicción está dentro del rango propuesto por el método de TCN.

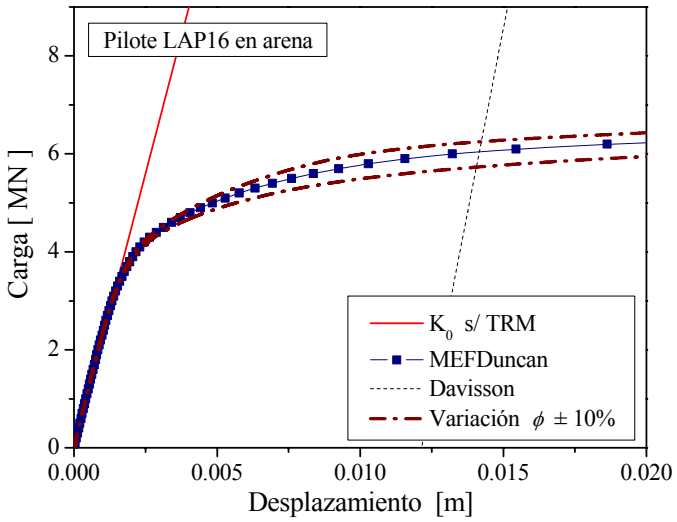


Figura 5. 66 Estudio de sensibilidad a variaciones del ángulo de fricción

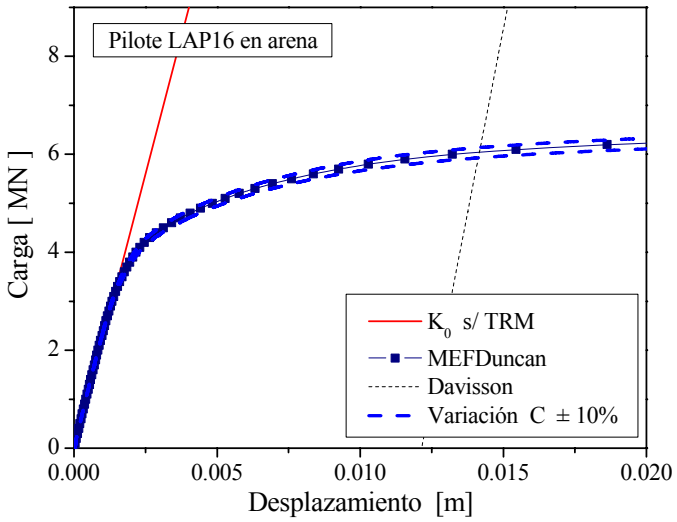


Figura 5. 67 Estudio de sensibilidad a variaciones de la cohesión

Este caso permitió verificar que el procedimiento propuesto aplicado en pilotes de gran diámetro y dimensiones en suelo arenoso saturado produce predicciones de la curva de carga axial en función del desplazamiento vertical de la cabeza que concuerdan en su rango de validez con los ensayos de carga rápida realizados de manera totalmente independiente.

Las predicciones obtenidas pudieron ser calculadas hasta la carga de falla mediante el modelo numérico implementado, sin aplicar en el proceso deformaciones permanentes a los pilotes, por lo que el procedimiento es de tipo no destructivo y puede ser utilizado en la totalidad de los pilotes involucrados en la fundación sin alterar las propiedades mecánicas del pilote.

5.5 Caso N° 4 – Pilotes del puente sobre el Río Balderrama

Este caso corresponde a los pilotes de fundación de un puente ubicado sobre el Río Balderrama en la Provincia de Tucumán. Durante su construcción se detectaron indicios de la existencia de defectos en el fuste de un pilote a 17.5 m de profundidad (Caballero et al. 2005)[14],[13]. Este pilote, identificado como Pilote BP1, forma parte de una pila de 3 pilotes excavados cuyas características se presentan en la Tabla 5. 16.

Tabla 5. 16 Geometría de los Pilotes ensayados – sitio Balderrama

	Diámetro	Longitud
Pilote BP1	1.4 m	discontinuo a 17.5 m
Pilotes BP2 y BP3	1.4 m	21 m

Según datos suministrados por Benito Roggio-Perales Aguiar, ECAS S.A.

Figura 5. 68 Ejecución del ensayo TRM

Durante el proceso de llenado del Pilote BP1 (central en la pila) ocurrió una interrupción en el hormigonado que generó una discontinuidad a 17,5 m de profundidad. Los Pilotes BP2 y BP3 son normales y no presentan ninguna situación especial.

Las Figuras 5. 69 (b), 5. 70 (b) y 5. 71 (b) muestran la función de Coherencia asociada a los pares de registros de cada pilote en las cuales se puede observar que el rango coherente se extiende a partir de frecuencias superiores a aproximadamente 15 Hz.

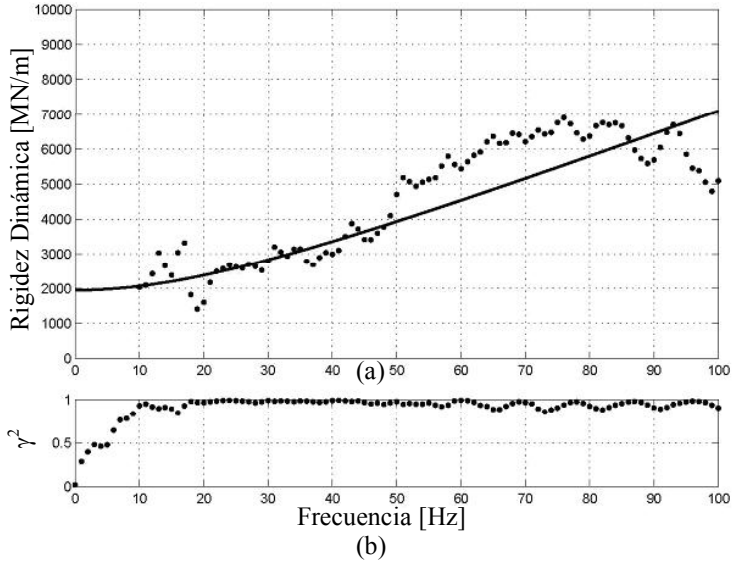


Figura 5. 69 (a) Rigidez Dinámica y (b) Coherencia del Pilote BP1(Caballero et al. (2005)[14])

Una aproximación del valor de rigidez estática se obtiene extrapolando a frecuencia cero el valor de la inversa de la pendiente de la curva de movilidad en el intervalo coherente.

Tabla 5. 17 Rigidez estática inicial según TRM

	Rigidez Inicial - K_0
Pilote BP1	1950 MN/m
Pilote BP2	2480 MN/m
Pilote BP3	2300 MN/m

Los resultados de los ensayos dinámicos realizados detectaron la presencia de la falla en el Pilote BP1 a través de un menor valor de su rigidez estática inicial respecto a los

otros dos pilotes sin defectos. La rigidez estática inicial de cada uno de los pilotes del caso está dada en la Tabla 5. 17 y en Figuras 5. 69 (a), 5. 70 (a) y 5. 71 (a) se puede apreciar que el Pilote BP1 exhibe una rigidez inicial aproximadamente un 20 % inferior a los pilotes adyacentes que no tienen defectos.

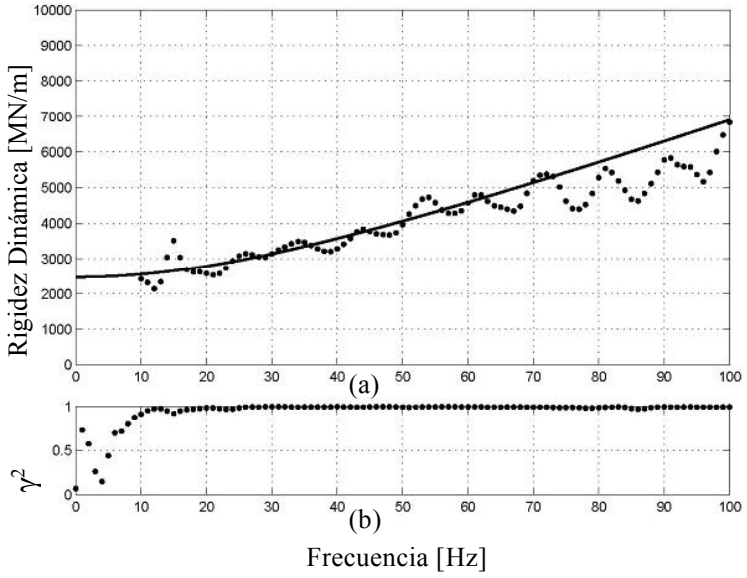


Figura 5. 70 (a) Rigidez Dinámica y (b) Coherencia del Pilote BP2 (Caballero et al. (2005)[14])

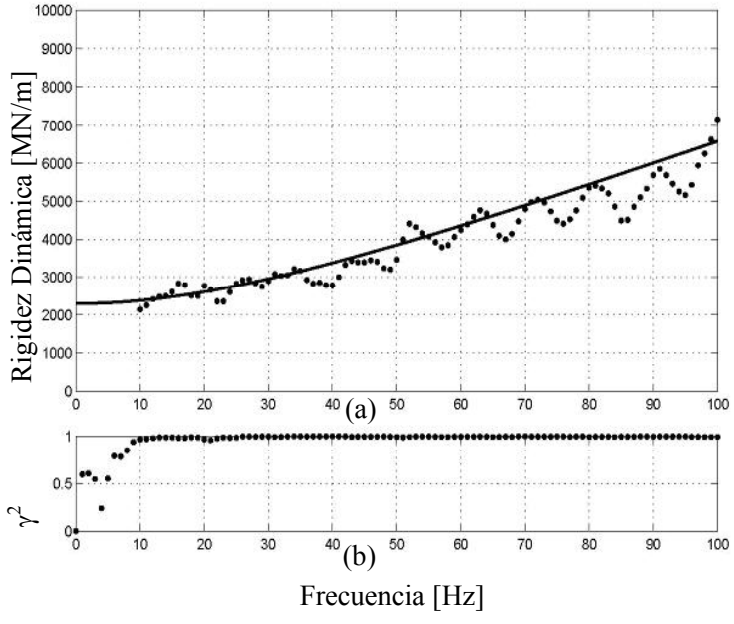


Figura 5. 71 (a) Rigidez Dinámica y (b) Coherencia del Pilote BP3 (Caballero et al. (2005)[14])

El nivel freático se encuentra al nivel de la cabeza de los pilotes por lo que el valor del módulo elástico tangente del suelo se determinó en términos de tensiones efectivas. Similarmente, el estado tensional del suelo que rodea al pilote descargado en cada uno de los elementos se calcula de la siguiente manera:

$$\sigma'_v = (\gamma_{Sat} - \gamma_w)h$$
$$\sigma'_h = K_0\sigma_v \qquad (5.\ 7)$$

donde γ_{Sat} es el peso especifico saturado del suelo y γ_w es el peso especifico del agua, y el coeficiente de presión lateral a través de la expresión (5. 6) .

El coeficiente "n" de la expresión de Janbu[47] correspondiente a la expresión (4. 6) utilizado es igual a 0.5 en las arenas y 0.001 en el estrato de limo para indicar la dependencia del módulo elástico inicial con la tensión efectiva de confinamiento actual. El módulo K de la expresión de Janbu se calcula en cada elemento de suelo en función del estado tensional correspondiente al estado inicial y a la velocidad de las ondas de corte de acuerdo a la expresión (5. 5).

En la Tabla 5. 18 se presentan las propiedades mecánicas de los suelos del sitio que fueron utilizadas en el modelo numérico de MEFDuncan.

Tabla 5. 18 Propiedades mecánicas de los suelos – sitio Balderrama

Prof. (m)	Suelo	Vs (m/s)**	ϕ (°)*	c (KN/m^2)*	γ_{sat} (KN/m^3)*	n**	ν **
0 a 6	Arena suelta	72	10	0	19	0.5	0.3
6 a 12.5	Arena	90	31	0	19	0.5	0.3
12.5 a 20	Limo arenoso	162	17	15	19	0.001	0.45
Mas de 20	Arena limosa	270	30	10	19	0.5	0.3

* según estudio geotécnico de CINGEO
** estimado

El perfil de velocidades de ondas de corte indicado en la Tabla 5. 18 se estimó a partir de los resultados de los ensayos SPT realizados por el estudio geotécnico a partir de las siguientes expresiones empíricas (Rodríguez, 2005)[79]:

$$V_S = 100\left(N_{SPT}\right)^{1/3} \quad para \quad 1 \le N_{SPT} \le 25 \qquad en\ suelos\ cohesivos$$
$$V_S = 80\left(N_{SPT}\right)^{1/3} \quad \text{para} \quad 1 \le N_{SPT} \le 50 \qquad \text{en suelos granulares} \qquad (5.\ 8)$$

donde N_{SPT} corresponde al número de golpes del ensayo SPT. El perfil determinado a partir de estas expresiones es tentativo y se ajusta en la modelación numérica de manera de reproducir la rigidez elástica medida mediante el ensayo *TRM* de acuerdo a lo presentado en la Tabla 5. 19.

Tabla 5. 19 Factor de ajuste a la rigidez estática inicial Pilotes BP1, BP2 y BP3

Prof. (m)	Suelo	Vs (m/s)*	FA $_{BP1}$	FA $_{BP2}$	FA $_{BP3}$
0 a 6	Arena suelta	72	0.9	0.6	0.5
6 a 12.5	Arena	90	0.9	0.6	0.5
12.5 a 20	Limo arenoso	162	0.9	0.6	0.5
Mas de 20	Arena limosa	270	0.9	0.6	0.5

* estimado de ensayos SPT de acuerdo a (5. 8).

Para representar la discontinuidad en la sección de hormigón del pilote como consecuencia del defecto constructivo, para el Pilote BP1 se analizaron dos casos:

i) Suponiendo que el pilote está apoyado en la punta en un suelo de las mismas características que el adyacente al pilote a la profundidad del defecto

ii) Considerando que el tramo defectuoso tiene rigidez nula.

Los resultados obtenidos se presentan en la Figura 5. 72. La comparación entre las propiedades mecánicas de rigidez del pilote con defectos con otros pilotes de iguales características sin defectos permite establecer un criterio para estimar la reducción de la capacidad portante de los mismos.

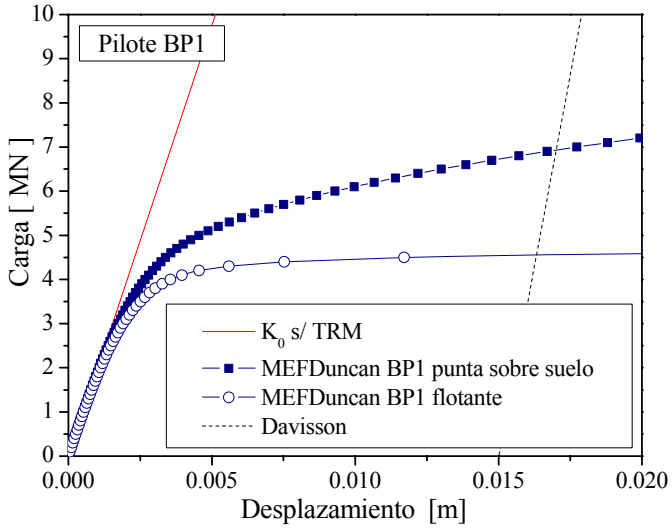


Figura 5. 72 Curva de carga axial - desplazamiento vertical de la cabeza del Pilote BP1

De las hipótesis analizadas se desprende el aporte a la resistencia realizado por la fricción desarrollada por el fuste y sustrayendo esta curva de la calculada teniendo en cuenta el aporte tanto de la punta como de la fricción lateral, es posible reconstruir la resistencia desarrollada por la punta del pilote como se presenta en la Figura 5. 73.

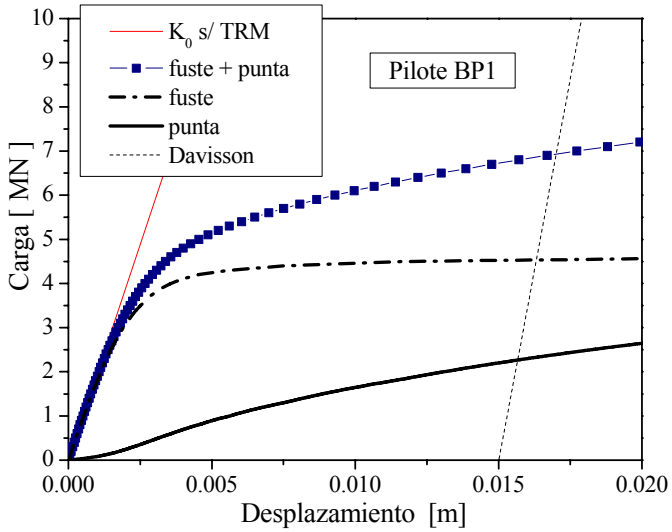


Figura 5. 73 Aporte del fuste y de la punta a la curva de carga desplazamiento

Los resultados obtenidos muestran que la rigidez estática media para los pilotes laterales es de 2400 [MN/m], en tanto que la rigidez estática obtenida para el Pilote BP1 (central de la pila) es de 1950 [MN/m]. Este valor es aproximadamente un 20 % inferior al valor medio obtenido para los pilotes laterales. Esta disminución en la rigidez estática confirma que el Pilote BP1 se comporta de manera diferente a los pilotes sin defectos.

La carga de falla de Davisson obtenida para los Pilotes BP2 y BP3, equivalente a la capacidad de carga máxima utilizada para diseñar las estructuras de fundación, alcanza un valor de aproximadamente 9 MN como se ilustra en la Figura 5. 74.

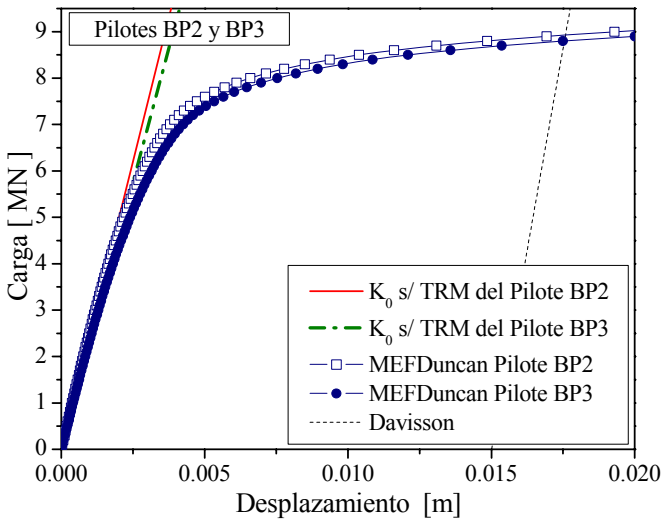


Figura 5. 74 Curva de carga axial - desplazamiento vertical de la cabeza de los Pilotes BP2 y BP3

En las Figuras 5. 75 a 5. 78 se presentan los rangos de resultados esperables considerando variaciones de las propiedades resistentes del suelo del orden del 10%.

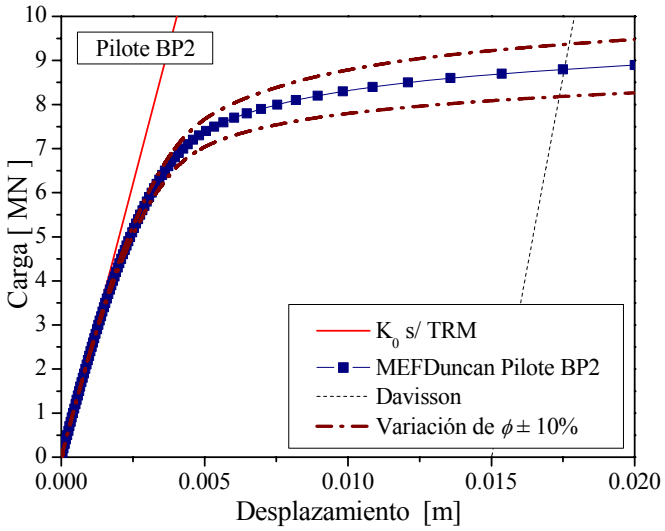


Figura 5. 75 Estudio de sensibilidad a variaciones del ángulo de fricción para el Pilote BP2

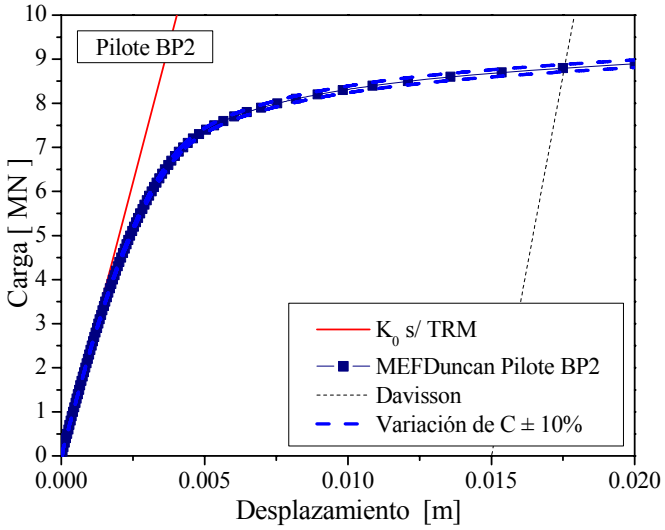


Figura 5. 76 Estudio de sensibilidad a variaciones de la cohesión para el Pilote BP2

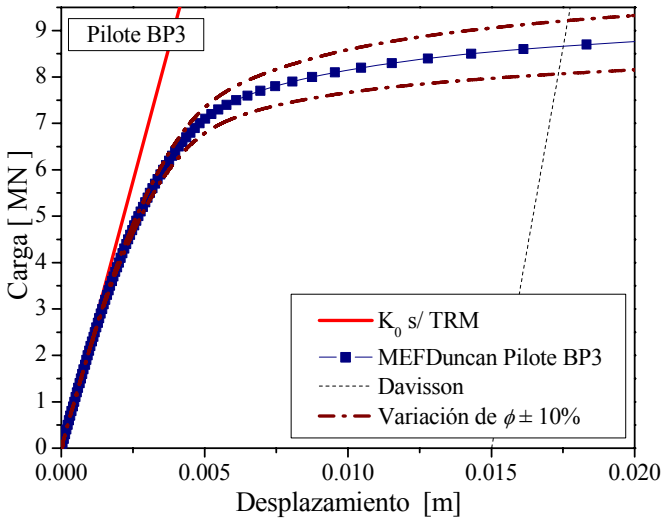


Figura 5. 77 Estudio de sensibilidad a variaciones del ángulo de fricción para el Pilote BP3

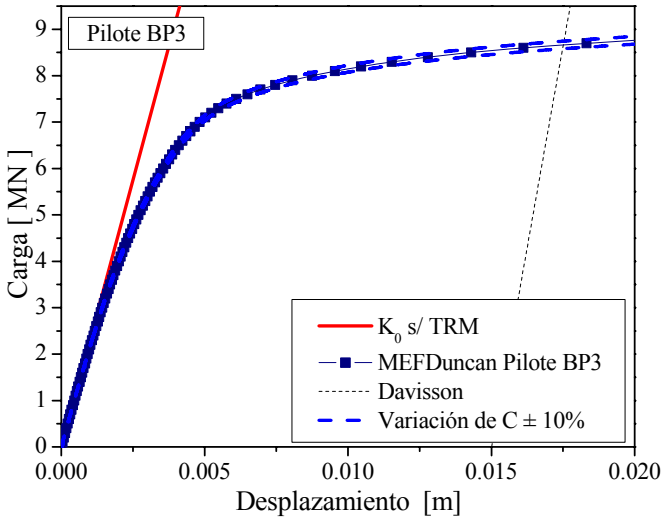


Figura 5. 78 Estudio de sensibilidad a variaciones de la cohesión para el Pilote BP3

La carga de falla de Davisson obtenida en los ensayos *TRM* para el Pilote BP1 es de aproximadamente 6.9 MN, lo que representa un 76% de la carga de falla de los Pilotes BP2 y BP3.

La carga de rotura de 9 MN obtenida para los pilotes sin defectos indica que los mismos tendrían un factor de seguridad (FS) superior al pilote defectuoso en una relación de 1.3 a 1.

En una etapa posterior de la construcción, se procedió a realizar la inyección del Pilote BP1 con el objeto de mejorar la continuidad del pilote hasta la cota de fundación y desplazar con lechada de cemento expansiva el material residual que había quedado en la interfase. Una vez realizados los trabajos de inyección se ensayó nuevamente el Pilote BP1 con la misma metodología, obteniéndose en este caso una rigidez estática inicial de 2160 MN/m, aproximadamente un 11 % superior al valor original previo a la inyección de la zona defectuosa.

5.6 Caso N° 5 – Pilote del puente sobre el Arroyo San Antonio en Petronila

En este caso se estudió un pilote excavado de 1.40 m de diámetro y 17 m de longitud denominado aquí como Pilote PP1, perteneciente al puente sobre el arroyo San Antonio en la localidad de Petronila, Provincia de Santa Fe. El martillo modal preparado para el ensayo TRM y el sistema de adquisición de datos se presentan en la Figura 5. 79.

Figura 5. 79 Martillo modal y analizador de señales para realización del ensayo TRM

La Figura 5. 80 (c) presenta la función de Coherencia asociada a los pares de registros del pilote. Se observa que el rango coherente corresponde a frecuencias superiores a aproximadamente 20 Hz. El primer punto de inflexión de la curva de Movilidad de la Figura 5. 80 (a) es la máxima frecuencia a considerar en la extrapolación los resultados dinámicos para estimar la rigidez estática inicial, y corresponde a una frecuencia de 75Hz. En esta figura se observa que a pesar de ser un caso donde la coherencia es

relativamente baja, la curva de Movilidad presenta el comportamiento oscilante característico del ensayo *TRM* en un pilote flotante en suelo estratificado.

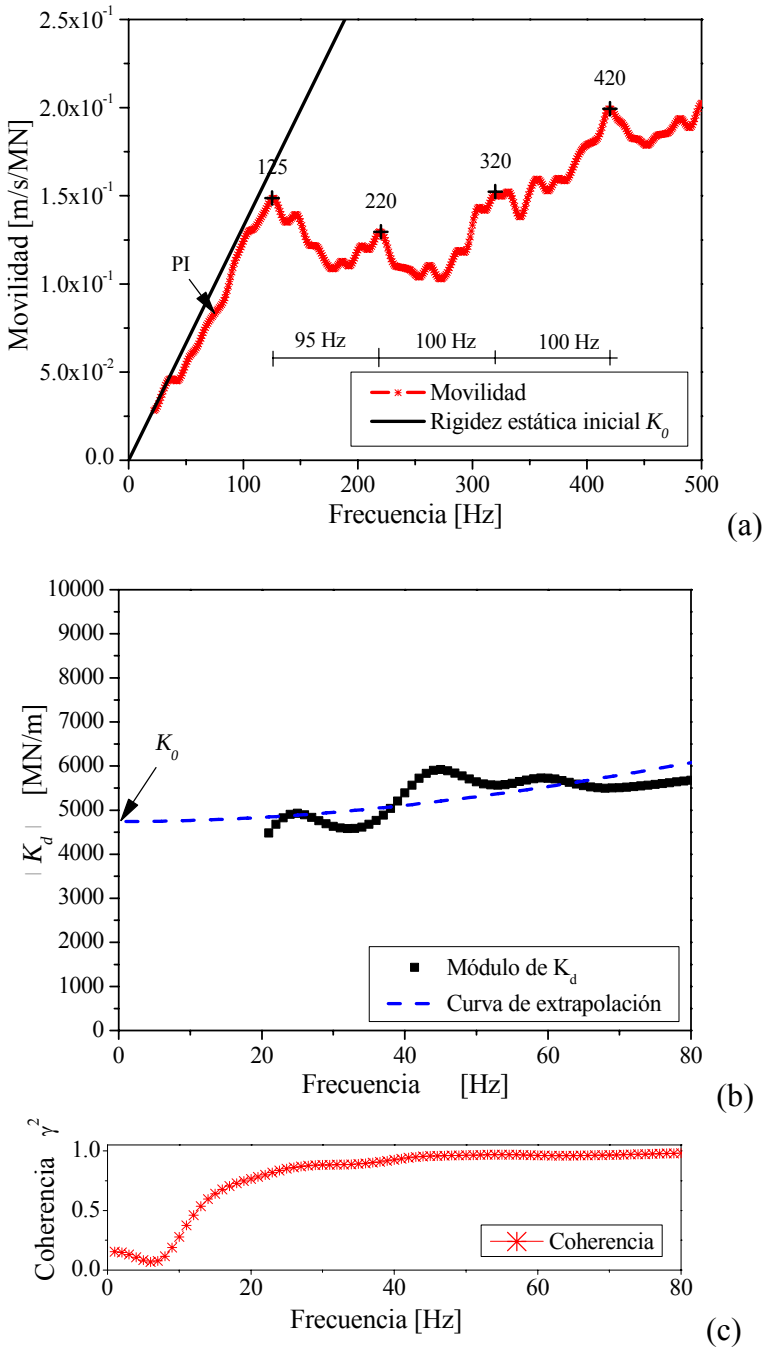


Figura 5. 80 (a) Curva de movilidad del Pilote PP1, (b) Módulo de la rigidez dinámica del Pilote PP1, (c) Función de Coherencia de los registros del TRM para el Pilote PP1

El valor de la rigidez estática inicial obtenido mediante el *TRM* para el Pilote PP1 es de 4740 MN/m.

Sobre este pilote se aplicó el procedimiento propuesto y a su vez se le realizó un ensayo de carga estática convencional, lo cual posibilita la comparación de la curva de carga axial en función del desplazamiento vertical de la cabeza del pilote.

La prueba estática fue realizada siguiendo los lineamientos de la norma Brasileña NBR 6122/1986 con un primer ciclo de carga hasta la máxima carga de servicio prevista y descarga total, y un segundo ciclo de carga hasta 1.5 veces dicha carga y descarga total. El protocolo de carga previó la aplicación de un primer escalón inicial de carga (0.1MN) para ajuste y control de los instrumentos de medición de los desplazamientos de la cabeza del pilote y cuatro escalones de carga iguales hasta alcanzar la máxima carga de servicio.

La Figura 5. 81 presenta la curva carga axial en función del desplazamiento vertical de la cabeza del pilote para ambos ciclos de carga y descarga. Se puede apreciar un cierto ciclo de histéresis, pero en líneas generales un comportamiento predominantemente lineal y elástico. El asentamiento residual al final de la recuperación elástica del primer ciclo de carga fue de 0.32 mm. El desplazamiento residual acumulado al final de la descarga del segundo ciclo de carga fue de 0.50 mm, es decir que el desplazamiento residual del segundo ciclo de carga es igual a la diferencia entre ambos desplazamientos residuales, es decir 0.18 mm.

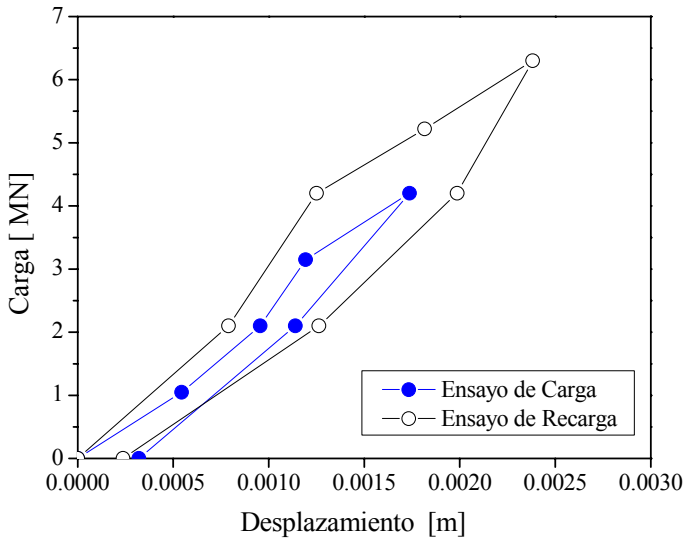


Figura 5. 81 Ensayo estático – Primer y segundo ciclo de carga (datos suministrados por Setec S.R.L.)

La pendiente inicial del primer ciclo de carga de la prueba estática es igual a 1750 MN/m, es decir un 40% del valor medido con el *TRM*. Sin embargo en ambos ciclos de carga se observa un incremento en el valor de la rigidez tangente a medida que aumenta la carga en los primeros pasos. Esto podría reflejar una cierta imprecisión o ajuste inicial del sistema de medición de los desplazamientos para los primeros pasos de carga ya que los mismos son de un orden menor al milímetro. Por este motivo se analizó la rigidez tangente a partir del segundo paso de carga, es decir para cargas mayores a 2.1 MN cuyos valores se reflejan en la Tabla 5. 20.

Tabla 5. 20 Comparación de K_0 según TRM con ensayos de carga estática convencional

K_0 según TRM	K_{tg} a 2.1 MN según Ensayo de Carga	K_{tg} a 2.1 MN según Ensayo de Recarga
4740 [MN/m]	4490 [MN/m] (- 5.3 %)	4560 [MN/m] (- 3.8 %)

Si se desestima el primer valor de ambos ensayos de carga estática convencional se observa que la rigidez estática difiere de la obtenida con el procedimiento propuesto en un orden del 5 %, lo cual confirma la capacidad del ensayo TRM para determinar la

rigidez tangente inicial de los ensayos de carga estática convencional, a menos que haya un reacomodamiento en el sistema de medición de los desplazamientos.

En vista de las consideraciones precedentes, los valores de rigidez tangente a 2.1 MN que se presentan en la Tabla 5. 20 se consideran más representativos de la rigidez estática inicial del pilote y se corrigieron los desplazamientos del ensayo estático restando el desplazamiento de 0.4 mm que resulta al origen si se prolonga esta pendiente hasta la carga cero.

El nivel freático se encuentra aproximadamente a la altura de la cabeza del pilote estando en correspondencia con la cota de pelo de agua del arroyo, por lo que el cálculo del valor del módulo elástico tangente del suelo se realiza en términos de tensiones efectivas. De esta manera el estado tensional previo al inicio de la carga se calcula de la expresión (5. 7), en tanto que el coeficiente de presión lateral se calcula de acuerdo a la expresión (5. 6). El coeficiente n de la expresión de Janbu (1963)[47] correspondiente a la expresión (4. 6), se adopta igual a 0.5 en las arenas y a 0.001 en los estratos de arcilla. El módulo K de la expresión de Janbu se calcula de acuerdo a la expresión (5. 5).

Los parámetros del suelo en el sitio que se utilizaron en el modelo numérico se presentan en la Tabla 5. 21.

Tabla 5. 21 Propiedades mecánicas del suelo – sitio Petronila

	V_S [m/s]**	ϕ [grados]*	c [KN/m^2]*	γ_d [KN/m^3]*	ν **	n**
0 a 10 - Arcilla	60	9	10	17.5	0.45	0.001
10 a 17 - Arena	200	24	25	17.5	0.3	0.5

*según informe geotécnico de J. C. Rosado y Asoc.
** estimado

El perfil de velocidades de ondas de corte presentados en la Tabla 5. 21 se estimó a partir de los resultados de los ensayos SPT realizados por el estudio geotécnico de acuerdo con la expresión **(5. 8)**.

Como en los casos de estudio precedentes, al modelar el comportamiento de los pilotes con el programa MEFDuncan, se ajustó la rigidez elástica inicial de manera que se representara adecuadamente la rigidez estática inicial obtenida del ensayo *TRM*, modificando únicamente el perfil de velocidades de corte tentativo utilizado para representar la rigidez estática inicial. En este caso el factor de ajuste FA_{PP1} utilizado es igual 1.1.

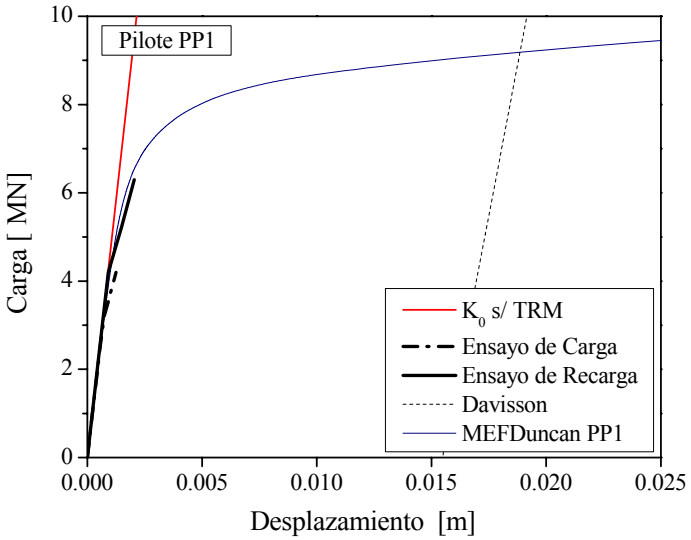


Figura 5. 82 Curva de carga axial – desplazamiento vertical de la cabeza del Pilote PP1

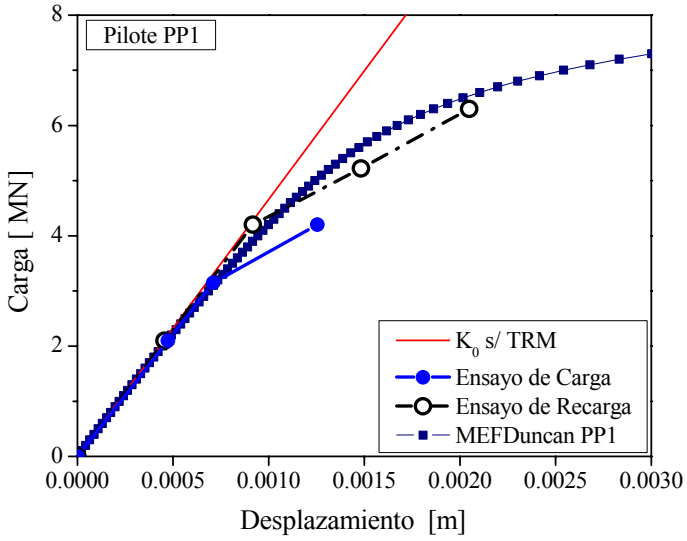


Figura 5. 83 Acercamiento al rango del ensayo de carga estática convencional

Se observa en las Figuras 5. 82 y 5. 83 que el desplazamiento máximo del pilote para la carga de servicio igual 4.2 MN del primer ciclo de carga medido en el ensayo estático convencional es igual a 1.25 mm, a ese nivel de desplazamientos el modelo de MEFDuncan predice una carga de 5 MN con lo que la diferencia es del 16 %.

Para el segundo ciclo de carga, el desplazamiento máximo registrado mediante el ensayo de carga estática fue de 2 mm a 6.3 MN de carga, mientras que el modelo de MEFDuncan predice 6.5 MN de carga para este nivel de desplazamientos, es decir un error relativo del 3 %.

El comportamiento estático del pilote es esencialmente lineal hasta 1.5 veces la carga máxima de servicio. El desplazamiento vertical máximo para la carga de 4.20MN fue de 1.25 mm, y para 6.30 MN de 2 mm, valores que son varias veces inferiores al desplazamiento máximo de servicio aceptable para la estructura igual a 19 mm.

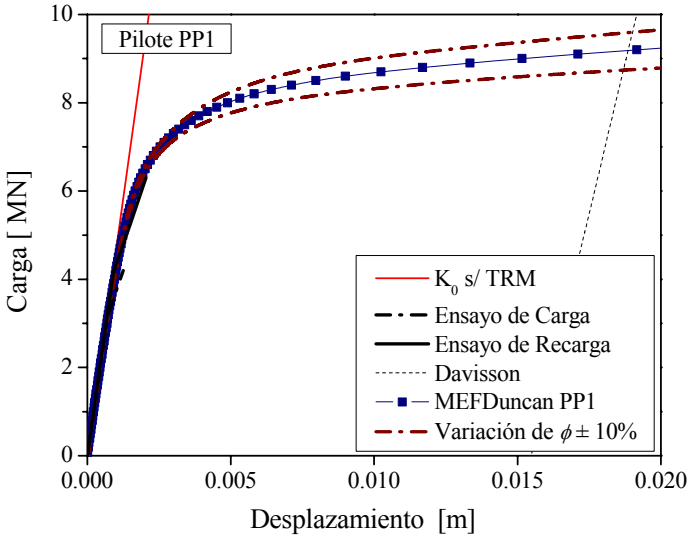


Figura 5. 84 Estudio de sensibilidad a variaciones del ángulo de fricción para el Pilote PP1

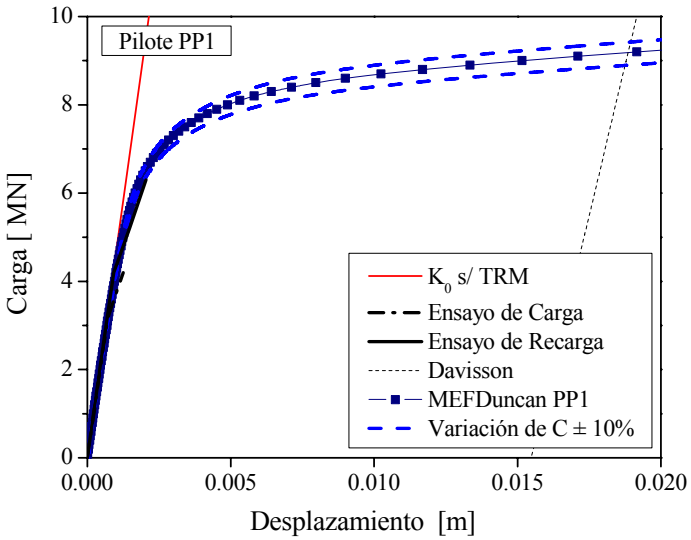


Figura 5. 85 Estudio de sensibilidad a variaciones de la cohesión para el Pilote PP1

Al igual que en los casos anteriormente presentados se observa mayor sensibilidad a variaciones del ángulo de fricción que de la cohesión como se muestra en las Figuras 5. 84 y 5. 85.

La modelación numérica permite calcular la curva de carga axial en función del desplazamiento vertical de la cabeza del pilote hasta el rango de falla, en tanto que la curva del ensayo de carga estática convencional depende de la capacidad del equipo de ensayo utilizado y no es posible extender su validez a mayores deformaciones. En este caso la carga de falla de Davisson estimada por MEFDuncan es de 9.2 MN.

El comportamiento del pilote es esencialmente lineal en el rango del ensayo de carga estática y ajusta con buena precisión a la curva predicha con el procedimiento propuesto.

5.7 Caso N° 6 – Pilotes de un puente sobre el arroyo Mal Abrigo

Este caso corresponde a un pilote de fundación de un puente en construcción sobre el arroyo Mal Abrigo en la Provincia de Santa Fé (Argentina) Se trata de un pilote excavado de 0.80 m de diámetro y 12 m de longitud denominado aquí como Pilote MAP1.

Este caso tiene por objeto ilustrar las características que presenta la curva de movilidad obtenida al ensayar este pilote que se encuentra inmerso en un suelo arenoso de características homogéneas, tal como surge del análisis de la curva de movilidad obtenida del ensayo que es muy similar a las curvas teóricas deducidas en el Capítulo 2 para un pilote de longitud finita flotante en un semiespacio homogéneo.

Figura 5. 86 Detalle de los acelerómetros utilizados en el TRM

La Figura 5. 87 (a) presenta la curva de movilidad construida a partir de los registros de fuerza aplicada y respuesta obtenida del pilote al realizarse el ensayo de respuesta transitoria a este pilote. Debido a que el pilote se encuentra en un perfil bastante homogéneo, la curva de movilidad obtenida es notablemente regular, presentando los valles y picos que caracterizan la curva de movilidad teórica para un pilote de longitud finita flotante en un semiespacio homogéneo analizada en detalle en el Capítulo 2.

La Figura 5. 87 (c) muestra la función de Coherencia asociada a los pares de registros del pilote. Tal como fuera desarrollado anteriormente el valor de rigidez estática se obtiene extrapolando a cero, el valor de la inversa de la pendiente de la curva de movilidad en la mínima frecuencia coherente (15 Hz) como se presenta en la Figura 5. 87 (b). El valor de la rigidez estática inicial obtenido para el Pilote MAP1 es de 2157 MN/m.

El nivel freático se encuentra al nivel de la cabeza del pilote por lo que se calcula el valor del módulo elástico tangente del suelo en términos de tensiones efectivas. Por lo tanto el estado tensional previo al inicio de la carga en cada uno de los elementos se calcula de acuerdo con la expresión (5. 7). El coeficiente de presión lateral se calcula de acuerdo a la expresión (5. 6).

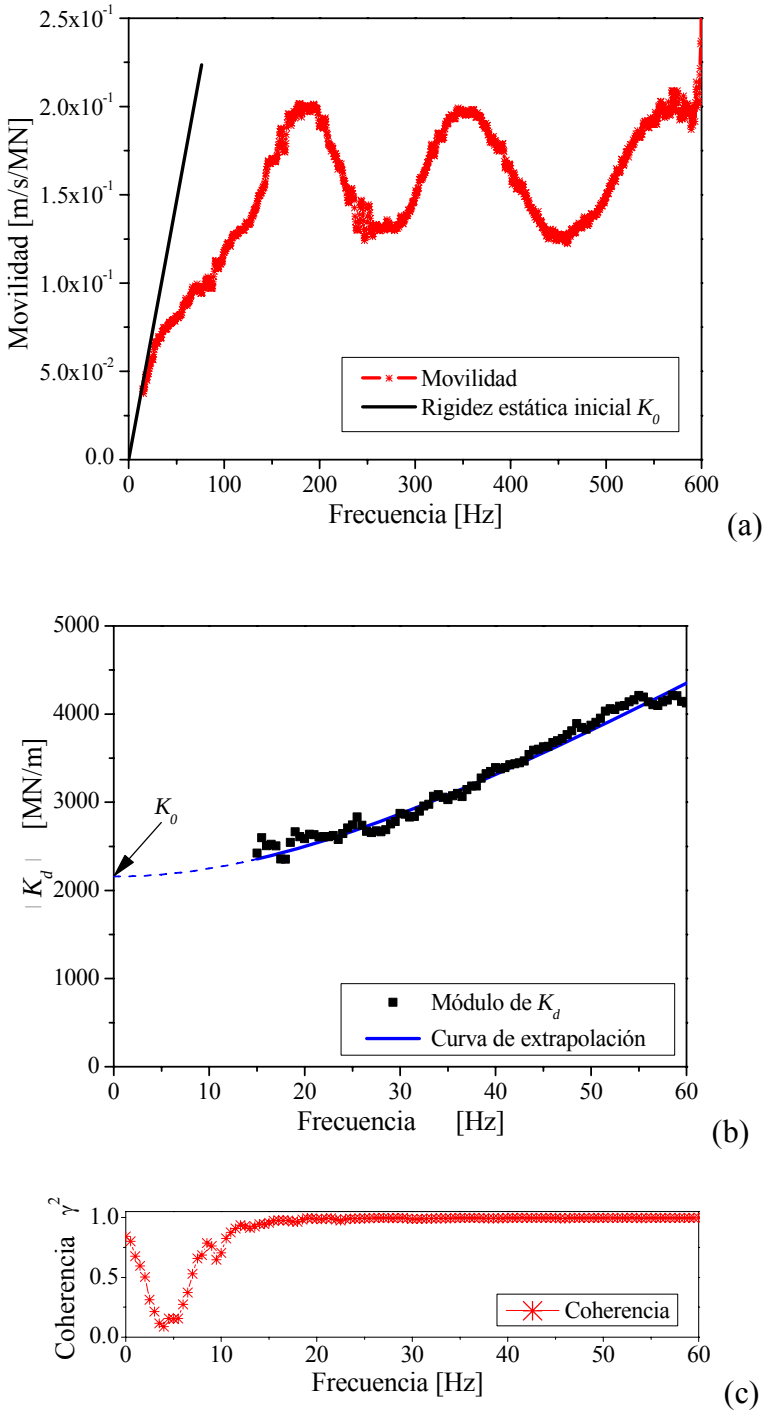


Figura 5. 87 (a) Curva de Movilidad del Pilote MAP1, (b) Módulo de la rigidez dinámica del Pilote MAP1, (c) Función de Coherencia de los registros del TRM para el Pilote MAP1

El coeficiente n de la expresión de Janbu (1963)[47] correspondiente a la expresión (4. 6) utilizado es igual a 0.5 en las arenas y a 0.001 en las arcillas. El módulo K de la expresión de Janbu se calcula de acuerdo a la expresión (5. 5).

Los parámetros del suelo en el sitio que se utilizaron en el modelo numérico se presentan en la Tabla 5. 22.

Tabla 5. 22 Propiedades mecánicas del suelo – sitio Mal Abrigo

	V_S [m/s]**	ϕ [grados]*	c [KN/m^2]*	γ_{sat} [KN/m^3] *	ν **	n**
0 a 1 - Arcilla	60	19	0	19	0.45	0.001
1 a 4 - Arena	205	35	0	19	0.3	0.5
4 a 8 - Arena	245	35	0	19	0.3	0.5
8 a 12 - Arena	300	35	0	19	0.3	0.5

* según informe geotécnico Rovial S.A.
** estimado

El perfil de velocidades de ondas de corte presentados en la Tabla 5. 22 se determinó a partir de los resultados de los ensayos SPT realizados por el estudio geotécnico de acuerdo con la expresión (5. 8).

Como en los casos de estudio precedentes, al modelar el comportamiento de los pilotes con el programa MEFDuncan, se ajustó la rigidez elástica inicial de manera que se representara adecuadamente la rigidez estática inicial obtenida del ensayo *TRM*, modificando únicamente el perfil de velocidades de corte tentativo utilizado para modelar las condiciones iniciales. En este caso el factor de ajuste FA_{MAP1} utilizado es igual a 0.5.

Sobre este pilote no se realizaron otro tipo de ensayos por lo que no resulta posible contrastar las predicciones resultantes del procedimiento propuesto. Alternativamente, se compara la curva de carga-desplazamiento axial de la cabeza del pilote con las curvas límites calculadas mediante el método de transferencia de carga normalizada (O'Neill et al. 1999[68]) mencionada en el Capítulo 1.

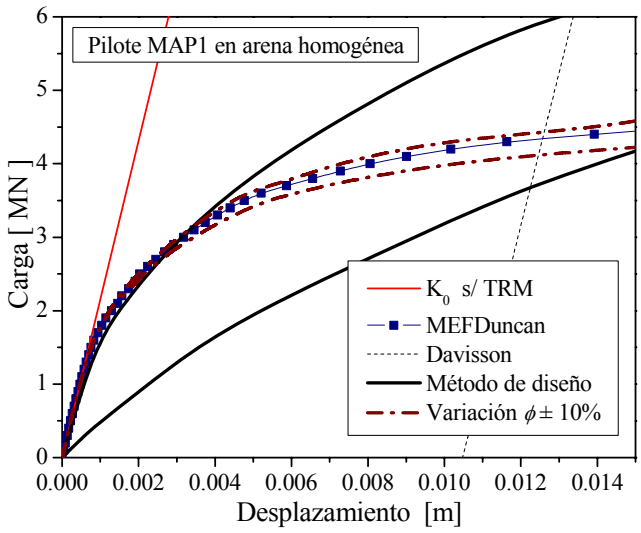


Figura 5. 88 Curva de carga axial – desplazamiento vertical de la cabeza del Pilote MAP1

Se observa de la Figura 5. 88 que la rigidez estática inicial medida mediante el *TRM* se encuentra sobre la curva límite máxima prevista por el método de diseño, y que la predicción dada por MEFDuncan se aproxima al método de diseño sólo para bajas deformaciones. Al aumentar las cargas hasta el nivel de cargas de falla de Davisson la predicción se separa de la curva superior y se encuadra en el intervalo medio definido por el método de transferencia de carga normalizada.

Analizando de igual manera que en los casos anteriores posibles variaciones en el ángulo de fricción del orden del 10 % se obtiene el rango de valores esperables de la curva en el sitio de estudio, el cual se encuentra dentro de la banda del método de transferencia de carga.

Una aplicación interesante del modelo numérico generado se obtuvo al plantearse la posibilidad de que en un futuro se produzca erosión del lecho del río en el cual se

encuentran los pilotes de fundación del puente. De esta manera se procedió a suponer que se erosionan los 3 m y 5 metros superiores del lecho del río.

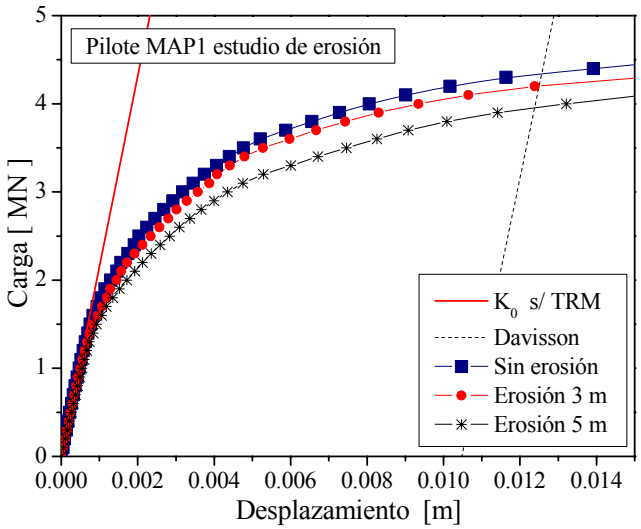


Figura 5. 89 Curva de carga axial – desplazamiento vertical de la cabeza del Pilote MAP1 – estudio de erosión

En la Figura 5. 89 se presentan los resultados obtenidos, pudiéndose observar una reducción en la carga de falla de Davisson del orden del 4% para una erosión de los primeros 3 m del lecho del río y una disminución en la carga de falla del 10 % para el caso en el cual la erosión del lecho del río fuera de los primeros 5 m.

En ninguno de los dos casos se observó una disminución notoria de la rigidez estática inicial lo que estaría indicando que no sería posible determinar la existencia de socavación en los pilotes mediante este tipo de ensayo *TRM*.

Sin embargo, es posible obtener predicciones de las cargas de falla para distintos niveles de erosión del lecho del río si se constata la existencia de este fenómeno en alguna de las etapas de la vida útil de la estructura, así como también es posible determinar cual sería el nivel de socavación crítica para un determinado pilote, a partir del cual ya no se cumplen los factores de seguridad mínimos requeridos por la estructura.

5.8 Caso N° 7 – Pilotes de la planta de acopio de cereales en Ceres

Este caso corresponde a los pilotes de fundación de una planta de silos de 32 metros de diámetro que se encuentra al noroeste de la ciudad de Ceres, Provincia de Santa Fe, cuya carga máxima de servicio se ha previsto en 1.5 MN. La característica distintiva de estos pilotes es su procedimiento constructivo, ya que corresponde a pilotes hincados de hormigón armado de sección cuadrada de 0.45 m de lado, con una punta en forma de pirámide y una longitud variable entre 25 y 27 m (según datos suministrados por COMA S.A.).

Los suelos del sitio son sedimentos eólicos cuaternarios que han sufrido procesos de preconsolidación por desecación y cementación (Loess).

Por debajo del manto vegetal superior y hasta una profundidad variable entre 6 y 7 metros se desarrolla un manto de limos arenosos color pardo amarillento, con concreciones débiles. La clasificación unificada de este manto es CL-ML. Dentro de este manto se han detectado lentes de suelos parcialmente cementados o lentes de tosca de algunos centímetros.

Por debajo de este estrato (6 y 7 metros) y hasta una profundidad variable entre 14 y 15 metros se encuentra un horizonte de arcillas limosas pardo amarillentas con concreciones aisladas gruesas. También se observan lentes de concreciones de 5 a 10 cm de espesor. Se trata de arcillas de baja compacidad con un número de golpes SPT promedio de 5.

Para una profundidad variable de 14 y 15 metros y hasta los 25.5 y 26.5 metros se desarrolla un estrato de arcillas limosas de color pardo rojizo. Dentro de este estrato se pueden detectar lentes de tosca de 10 a 15 cm. Se trata de una arcilla de mediana consistencia con un número de golpes promedio igual a 10.

Finalmente a partir de una profundidad variable entre 25.5 y 26.5 metros y hasta el total de la profundidad investigada se encuentra un manto de arcillas limosas de color pardo claro con concreciones fuertes y gruesas de color gris verdoso y vetas pardo-rojizas. La compacidad de este estrato es mayor a la de los mantos superiores, el número de golpes aumenta a medida que se profundiza.

Para los mantos de limos arcillosos ubicados entre los 0 y 14 metros de profundidad se establece una capacidad friccional admisible igual a 20 KN/m^2 y 30 KN/m^2.

En la Tabla 5. 23 se presenta un resumen los parámetros de suelo utilizados en el modelo de MEFDuncan.

Tabla 5. 23 Propiedades mecánicas de los suelos – sitio Ceres

Profundidad [m]	V_S [m/s]**	ϕ [grados]*	c [KN/m^2]*	γ_{sat} [KN/m^3]*	ν ***	n***
0 a 8 – Limo arcilloso	210	0	10	13	0.45	0.001
8 a 16 -Arcilla limosa	270	0	15	15	0.45	0.001
16 a 18 - Arcilla limosa	280	0	20	15	0.45	0.001
Más de 18 - Arcilla	330	0	30	15	0.45	0.001

*según informe geotécnico ARRT
** de ensayo SASW realizado por M. Ceballos
*** estimado

La Figura 5. 90 presenta el perfil de velocidades de ondas de corte determinadas en el marco del presente trabajo de tesis mediante un análisis espectral de ondas superficiales (SASW) realizado en el sitio.

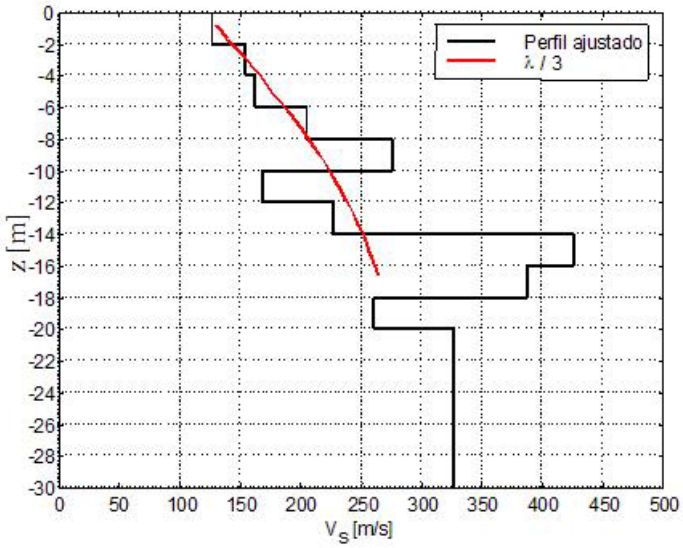


Figura 5. 90 Perfil de Velocidades de Ondas de Corte según SASW (Ensayó M. Ceballos)

La Figura 5. 91 (c) muestra la función de Coherencia asociada a los pares de registros del ensayo *TRM* del pilote. El valor de la rigidez estática se obtiene extrapolando para frecuencia cero el valor del módulo de la inversa de la pendiente de la curva de movilidad en la mínima frecuencia coherente (mayores a 15 Hz) como se presenta en la Figura 5. 91 (b).

El valor de la rigidez estática inicial obtenido para el Pilote CP1 es de 4455 MN/m, el cual es notoriamente más elevado que los obtenidos en los casos anteriores para pilotes excavados.

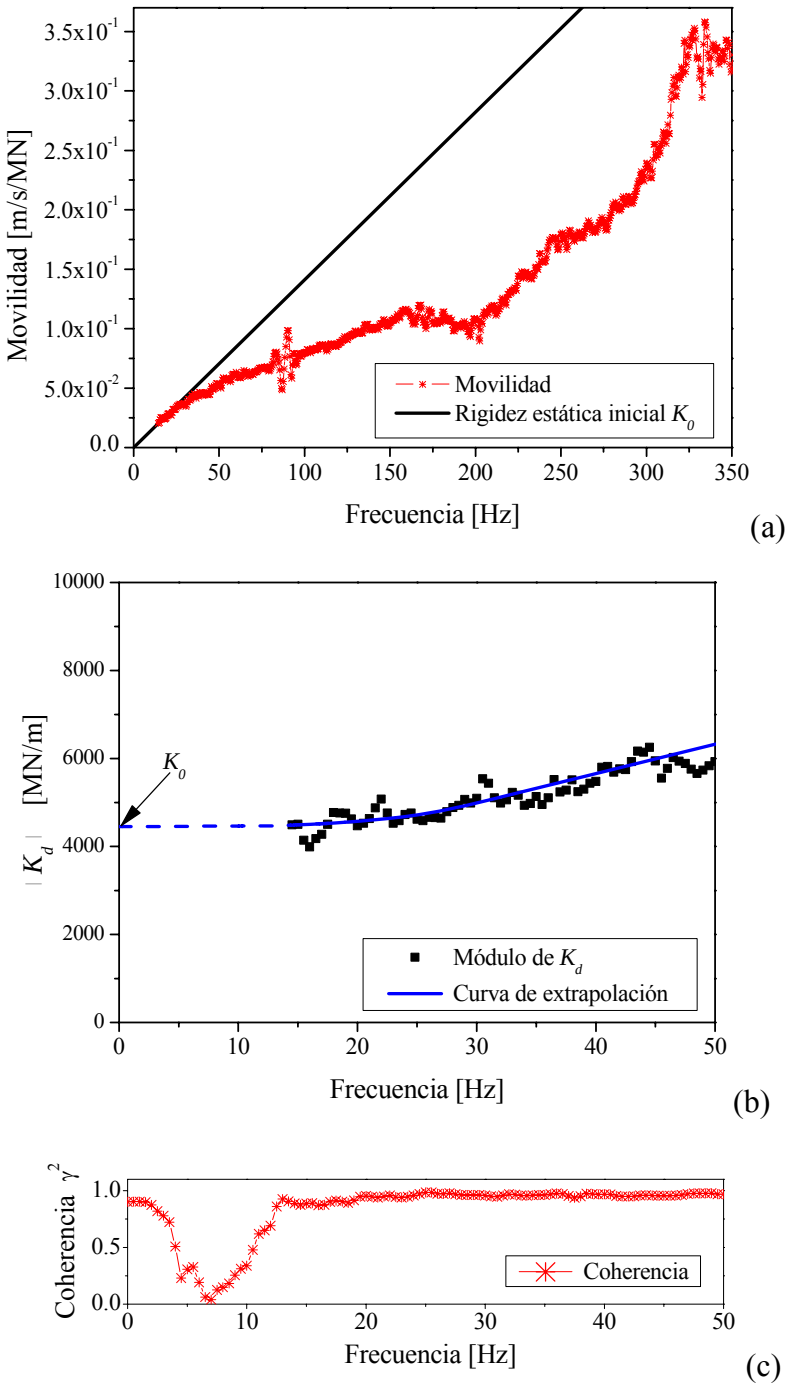


Figura 5. 91 (a) Curva de Movilidad del Pilote CP1, (b) Módulo de la rigidez dinámica del Pilote CP1, (c) Función de Coherencia de los registros del TRM para el Pilote CP1

El nivel freático se encuentra al nivel de la cabeza del pilote por lo que se calcula el valor del módulo elástico tangente del suelo en términos de tensiones efectivas. Para esto se calculó el estado tensional en cada uno de los elementos de acuerdo a la

expresión (5. 7) y el coeficiente de presión lateral a través de la expresión (5. 6). El coeficiente n de la expresión de Janbu (1963)[47] correspondiente a la expresión (4. 6) utilizado es igual a 0.001 en las arcillas. El módulo K de la expresión de Janbu se calcula de acuerdo a la expresión (5. 5).

Al modelar el comportamiento de los pilotes con el programa MEFDuncan, se ajustó la rigidez elástica inicial de manera que se representara adecuadamente la rigidez estática inicial obtenida del ensayo *TRM*, utilizando el procedimiento que se describe a continuación.

En los casos anteriormente descriptos, todos ellos referidos a pilotes excavados y hormigonados en el sitio, el único parámetro de ajuste de la rigidez elástica inicial utilizado correspondía a un factor generalmente menor que 1 que aplicado al perfil de velocidades de ondas de corte del suelo permitía reproducir numéricamente las condiciones medidas mediante el ensayo *TRM*.

En este caso el pilote es prefabricado e hincado en el suelo y en este proceso el suelo se mueve radialmente a medida que el fuste del pilote entra en el suelo, al mismo tiempo que se producen movimientos del suelo en la dirección vertical debajo de la punta del pilote. Debido a esto los suelos granulares tienden a compactarse por el proceso de hinca y los suelos arcillosos pueden elevarse, provocando un cambio volumétrico inmediato en la arcilla a medida que es desplazada.

Pando (2003)[70] indica que el procedimiento de hincado del pilote afecta los valores de módulo de corte a bajas deformaciones G_0 en una zona cercana al mismo, resultando difícil de cuantificar sus efectos tanto en la magnitud como en la distribución de G_0. Para pilotes hincados en arenas, la rigidez puede ser más alta que el valor de G_0 del suelo con anterioridad a la instalación. Durante la instalación del pilote el aumento de

tensiones radiales y la densificación asociada tenderán a aumentar el módulo de corte del suelo, sin embargo un efecto contrario tiende a reducir el módulo del corte a través de las tensiones de corte inducidas. Pando propone incrementar en un factor de 4 el módulo de corte a bajas deformaciones de la arena en la zona cercana a la punta del pilote, lo cual implica un incremento de la velocidad de onda de corte en un factor de 2.

En pilotes metálicos cilíndricos de punta cerrada hincados en arcilla Hunt et al. (2002)[44] reportan incrementos de un 40% a un 70% en la velocidad de onda de corte del suelo a distancias entre 1 y 3 diámetros desde el fuste del pilote medidos dos años después de la hinca. A distancias mayores a 3 diámetros los incrementos en las velocidades de onda de corte reportadas por Hunt son menores al 25%.

El efecto que produce el hincado en el suelo adyacente depende del material constitutivo del pilote, de su sección y de la forma de la punta por lo que no es posible adoptar los valores referidos en la literatura para el presente caso de estudio; sin embargo proporcionan un marco de referencia para el presente trabajo. En este caso para representar el efecto del hincado en las arcillas en el presente trabajo de tesis se propuso incrementar la velocidad de ondas de corte en forma zonificada de acuerdo a lo presentado en las Figuras 5. 92 y 5. 93.

La zona A comprende desde el eje del pilote hasta una distancia horizontal de 1 diámetro desde el fuste, con una profundidad igual a la longitud del pilote más un radio. La zona que comprende desde 1 a 2.5 diámetros desde el fuste y con la misma profundidad de la zona A se denomina zona B. En tanto que la zona C corresponde al resto del suelo incluido en el modelo numérico el cual se considera que no resulta perturbado por el proceso constructivo del pilote.

En la zona A se aplicó un factor de amplificación constante al perfil de velocidades de ondas de corte, de manera de simular el efecto de la perturbación producida por el hincado en los parámetros elásticos. En la zona B en tanto se aplicó el mismo factor de amplificación que en la zona A, afectándolo por una exponencial decreciente de manera que a una distancia horizontal igual a 3 veces el diámetro del pilote desde su eje de simetría el efecto del hincado se considera nulo.

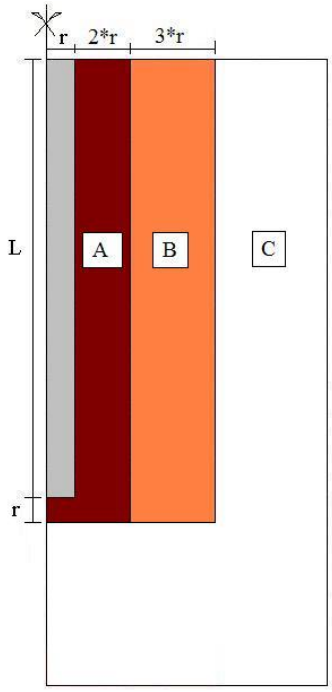


Figura 5. 92 Esquema de zonificación del suelo

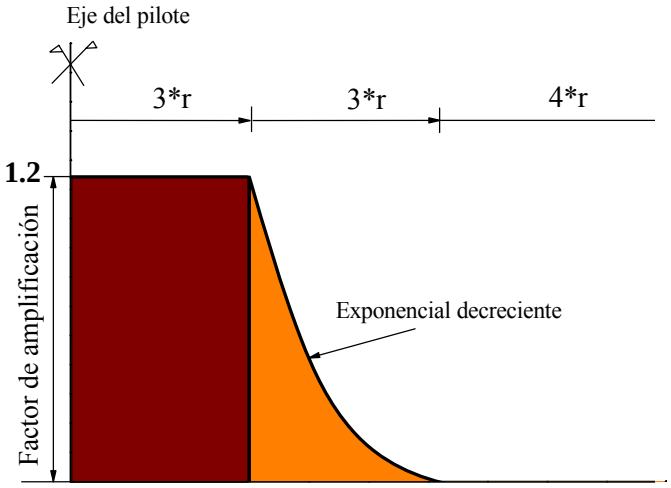


Figura 5. 93 Curva de amplificación del perfil de V_s

Aplicando distintos valores del factor de amplificación fue posible ajustar la rigidez estática inicial medida mediante el *TRM*, obteniendo un valor del mismo igual a 1.2 que permitió reproducir las condiciones medidas en el ensayo.

Debido a la geometría del pilote que es de sección cuadrada de 0.45 m de lado, se adoptó para el modelo de MEFDuncan una sección circular equivalente de acuerdo a:

$$\left.\begin{aligned} Perimetro_{cuadrado} &= 4*0.45 = 1.8m \\ Perimetro_{equivalente} &= 2\pi r_{equiv} = 1.8m \end{aligned}\right\} r_{equiv} = 0.286m \qquad (5.\ 9)$$

Y manteniendo constante EA obtenemos el valor de $E_{H°equiv}$

$$\left.\begin{aligned} EA &= 4{,}94E7KN/m^2 * 0.45^2 m^2 = 1E7KN \\ E_{H°equiv} A_{equiv} &= E_{H°equiv}\pi(0.286)^2 = 1E7KN \end{aligned}\right\} E_{H°equiv} = 3.9E7KN/m^2 \qquad (5.\ 10)$$

La curva de carga axial en función del desplazamiento vertical de la cabeza del pilote hincado se presenta en la Figura 5. 94.

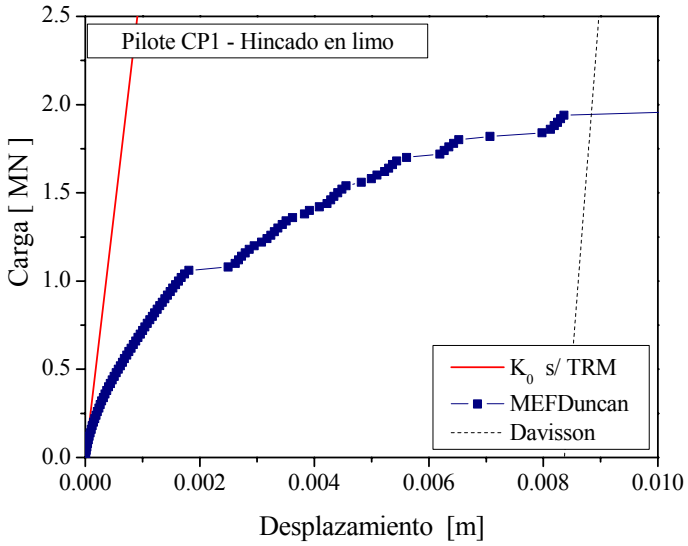


Figura 5. 94 Curva de carga axial – desplazamiento vertical de la cabeza del Pilote CP1

Sobre este pilote se aplicó el procedimiento numérico experimental propuesto en este trabajo de tesis y se le realizó un ensayo de carga estática convencional para comparar el desplazamiento anticipado con el modelo numérico y *TRM* con el dado por el ensayo estático.

La prueba estática fue realizada siguiendo la norma Brasileña NBR 6122/1986, con un primer ciclo de carga hasta la máxima carga de servicio que es igual a 1.41 MN y descarga total, y un segundo ciclo de carga hasta 1.5 veces dicha carga y descarga total.

La Figura 5. 95 presenta la curva carga axial en función del desplazamiento vertical de la cabeza del pilote para ambos ciclos de carga y descarga. Para la máxima carga alcanzada en el primer ciclo que corresponde a un valor de 1.45 MN se produjo un asentamiento máximo de 5.62 mm. El asentamiento residual al final de la recuperación elástica del primer ciclo de carga fue 1.17 mm. Para la carga 1.5*Qadm = 2.18 MN se produjo un asentamiento máximo de 6.3 mm y en su descarga un asentamiento remanente de 0.74 mm.

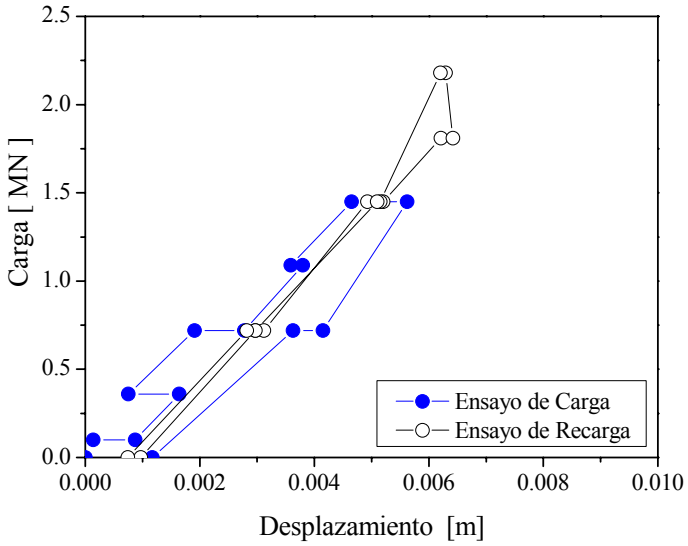


Figura 5. 95 Ensayo estático – Primer y segundo ciclo de carga (Ensayó Andes Construcciones S.A.)

Los resultados del ensayo de carga estática convencional que se presentan en la Figura 5. 95 evidencian la existencia de efectos reológicos en todos los pasos de carga presentando incrementos de los asentamientos a carga constante, los cuales no pueden ser considerados en los modelos numéricos. Los resultados de los ensayos de carga estática convencional sugieren una rigidez inicial estática muy inferior a la medida con el ensayo *TRM*. La rigidez estática inicial medida con el ensayo de carga estática convencional resulta igual a 360 MN/m, es decir 12.4 veces menor que el valor medido por el *TRM*. De igual manera, a la máxima carga de 2.18 MN alcanzada en el ensayo estático se produjo un asentamiento de 6.3 mm, en tanto que para este nivel de deformaciones el modelo de MEFDuncan predice una carga de 1.65 MN, es decir un 24% menor.

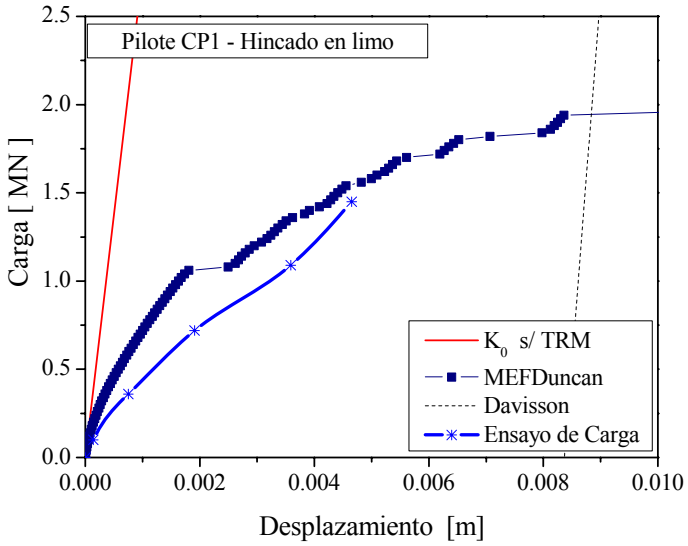


Figura 5. 96 Curva de carga axial – desplazamiento vertical de la cabeza del Pilote CP1, comparación con ensayo estático convencional

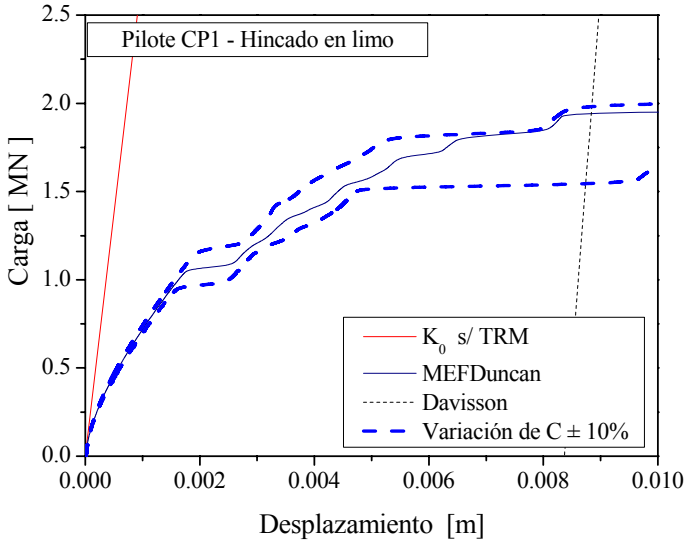


Figura 5. 97 Estudio de sensibilidad a variaciones de la cohesión para el Pilote CP1

Con posterioridad al ensayo de carga estática y finalizada la construcción de los silos se realizaron sucesivas nivelaciones para distintos procesos de carga y descarga, y se midieron en distintos pilotes asentamientos con un valor medio de 4 mm para la sobrecarga de aproximadamente 1.15 MN por pilote, desplazamiento que en algún

pilote alcanzó un valor máximo de 6 mm. Estos asentamientos corresponden a varios ciclos de carga y descarga, mientras que el análisis numérico y ensayo *TRM* no es capaz de representar el efecto de carga y descarga.

La carga en cada pilote debido al peso propio de la superestructura es de alrededor de 0.1 MN y por lo tanto para calcular los desplazamientos predichos para la carga de 1.15 MN se obtuvo el valor del desplazamiento de la cabeza del pilote a 1.25 MN y se calculo la diferencia de desplazamientos correspondientes a dicho incremento de carga.

Según se puede observar en la Figura 5. 94 el asentamiento predicho para una carga de 0.1 MN es igual a 3.7 E-05 m en tanto que para 1.25 MN el asentamiento es de 0.0032m, por lo que la diferencia es del orden de 3mm y por lo tanto en un todo de acuerdo con las observaciones realizadas en etapa constructiva.

CAPÍTULO 6

RESUMEN Y CONCLUSIONES

En este trabajo se ha desarrollado un procedimiento de evaluación numérico-experimental del comportamiento de pilotes sometidos a carga axial que utiliza el ensayo de respuesta transitoria acoplado con la modelación numérica mediante elementos finitos. En el desarrollo del mismo se ha demostrado que el uso combinado del método de respuesta transitoria (*TRM*) y de los modelos numéricos constituye una herramienta que amplía las posibilidades tanto del análisis numérico como de los ensayos no destructivos al extender el rango de validez de los ensayos de baja amplitud para predecir el comportamiento mecánico de pilotes bajo cargas de servicio y estimar su carga de rotura.

ANÁLISIS DE LOS PRINCIPALES RESULTADOS

6.1 Sobre el procedimiento de ensayo y su interpretación

La solución analítica de la ecuación simplificada de la onda unidimensional de un pilote constituye un marco de referencia a los resultados del ensayo *TRM*. Dicha solución, que presenta buena correspondencia con la solución analítica de Paquet (1968)[71] a partir de

la ecuación diferencial (Bessel), permite determinar analíticamente las componentes real e imaginaria de la rigidez dinámica y visualizar el comportamiento en función de la frecuencia de la misma para pilotes inmersos en suelos estratificados con características muy diversas, desde pilotes flotantes hasta pilotes con apoyo principalmente en la punta. El procedimiento analítico – experimental desarrollado permitió establecer pautas en la determinación de la rigidez estática inicial a través de la interpretación de los ensayos de respuesta transitoria y del estudio de sensibilidad de sus resultados respecto a los intervalos de frecuencia en que son válidos estos ensayos dinámicos. Como resultado de la aplicación de este procedimiento a un variado número de casos de pilotes reales bajo las condiciones definidas en este trabajo, se ha comprobado que el mismo permite predecir las deformaciones para cargas de servicio que difieren en un 9% en promedio de las determinadas mediante ensayos estáticos convencionales y en un 7% de los ensayos de carga rápida en pilotes excavados. Estos márgenes de error o de desviación no deben ser considerados absolutos o definitivos, ya que es conveniente continuar y profundizar el estudio de la validez del procedimiento a una mayor cantidad de pilotes de diversas proporciones geométricas y características de los suelos.

6.2 Sobre la Modelación Numérica

En una primera instancia se utilizó el programa Plaxis para determinar la curva carga asentamiento de pilotes flotantes en suelos arenosos, con el que no llegaron a obtenerse resultados satisfactorios para cargas próximas a la última debido a que el modelo de Mohr Coulomb produce resultados continuamente crecientes con las deformaciones sin llegar a detectar el comportamiento asintótico característico de los pilotes en este tipo de

suelos. A su vez, los modelos constitutivos más avanzados del mismo programa precisan de una serie de parámetros adicionales que normalmente no forman parte de los estudios de suelos realizados obras de pilotaje. Por este motivo se desarrolló un programa de elementos finitos (MEFDuncan) en entorno Matlab que permite representar el pilote y su entorno axilsimétrico junto a un modelo constitutivo de suelo no lineal de tipo hiperbólico. El modelo constitutivo hiperbólico no contempla la totalidad de los factores que afectan el comportamiento de los suelos debido a su simplicidad tales como efectos de carga y descarga y procesos reológicos, sin embargo incorpora los aspectos de mayor importancia en una considerable cantidad de aplicaciones prácticas de pilotes excavados incluyendo la no-linealidad entre las tensiones y deformaciones de los suelos, mediante una aproximación que permite utilizar los resultados de ensayos triaxiales estándar para determinar los parámetros del modelo.

El modelo numérico permite estimar la curva de carga axial en función del desplazamiento vertical de la cabeza del pilote más allá de la validez natural de los ensayos no destructivos de bajas deformaciones, y hasta la falla, en tanto que los ensayos tradicionales, ya sean dinámicos o de carga rápida, o los ensayos de carga estática convencional, están limitados por la capacidad del dispositivo de ensayo utilizado, sin ofrecer una alternativa para extender su campo de validez para deformaciones mayores. Todo esto se lleva a cabo sin aplicar deformaciones permanentes a los pilotes, por lo que el procedimiento no destructivo puede ser utilizado en la totalidad de los pilotes involucrados en la fundación sin alterar las propiedades mecánicas de los mismos.

6.3 Sobre la Comparación con otro tipo de Ensayos

En el desarrollo de este trabajo se estudió el comportamiento de pilotes excavados en arenas estratificadas, arcillas y suelos loessicos de dimensiones muy variadas en longitud y diámetro con el procedimiento propuesto y se compararon sus resultados con ensayos de carga estática y de carga rápida con grandes deformaciones. Los resultados obtenidos presentan una buena correspondencia en todos los casos analizados.

La participación en el evento de predicción desarrollado en Limelette permitió demostrar que aún en situaciones con alto grado de control de ejecución, con una cuidadosa elección de los materiales utilizados en las que se realizaron numerosos ensayos de carga estática convencional, existe una dispersión considerable en los resultados de los ensayos de carga estática de pilotes teóricamente idénticos.

Al mismo tiempo se comprobó que a pesar de la extensa investigación que se realizó de los suelos del sitio del estudio, las predicciones de modelos numéricos realizadas por los distintos participantes al evento de predicción de las curvas de carga axial en función del desplazamiento vertical de la cabeza del pilote presentaron desviaciones máximas de hasta el ± 40 % en la carga de falla de Davisson. Si bien las curvas obtenidas con Plaxis se encontraron dentro del rango de dispersión del evento, los modelos realizados con el modelo implementado en el programa MEFDuncan representan una mejora considerable a la precisión de las predicciones puramente numéricas. Los resultados aquí conseguidos difieren de los resultados de los ensayos de carga estática en un -1.6% en promedio al nivel de la carga de falla de Davisson.

Los resultados de los ensayos realizados por los organizadores del evento de predicción en el campo experimental de Limelette reafirman una vez más que la rigidez estática inicial juega un rol decisivo en la definición de la curva carga deformación

especialmente para las cargas de servicio. Si bien en este caso no se realizó ningún ensayo similar al de respuesta transitoria, la existencia de datos de los suelos y geometría de los pilotes involucrados, así como los ensayos de carga estática convencional, permitió definir numéricamente la curva carga-deformación con un margen aceptable de ajuste a la realidad y sirvió de base para los siguientes casos de estudio en los cuales se determinó la rigidez estática inicial a través del ensayo de respuesta transitoria.

Teniendo en cuenta la variabilidad de los parámetros resistentes de los suelos incluidos en el modelo numérico, se realizó un análisis de sensibilidad a variaciones del orden del ±10% del ángulo de fricción y de la cohesión utilizados. En los casos estudiados se observó una mayor influencia de las variaciones del ángulo de fricción en el valor de la carga de falla de Davisson, produciendo una variación del ± 6% en la misma, en tanto que para el mismo nivel de deformaciones las variaciones de la carga resultaron del ±3% para variaciones de la cohesión del ±10%.

Finalmente, el método propuesto se aplicó en un pilote hincado y se comparó sus resultados con los de una prueba de carga estática convencional. Para ello se incluyó en el modelo numérico el efecto que el proceso de hinca tiene sobre las propiedades del suelo original. De la comparación con el caso estudiado surge que la modelación numérica debe tener en cuenta la alteración de las propiedades del suelo en la vecindad del pilote. A pesar de tratarse de un único caso de este tipo de pilotes se puede concluir que el procedimiento podría tener cierto potencial de aplicación para pilotes hincados.

6.4 Sobre la Aplicación en Casos Especiales

Con respecto a potenciales aplicaciones prácticas en la determinación de pilotes defectuosos, y la posibilidad de evaluar medidas correctivas se estudió un pilote dañado en el caso de estudio denominado "Balderrama". Mediante el modelo numérico ajustado a los resultados experimentales en pilotes sin defectos se analizó el aporte a la resistencia realizado por la fricción desarrollada por el fuste suponiendo un aporte nulo de la punta. De esta manera fue posible reconstruir las curvas de resistencia de punta y de fuste por separado, sustrayendo esta curva de la calculada teniendo en cuenta el aporte de todo el estrato de suelo involucrado. Las curvas obtenidas son comparables con los actuales métodos de diseño que usualmente calculan por separado los aportes de resistencia de la punta y el fuste del pilote.

Una aplicación interesante del modelo numérico generado se obtuvo al plantearse la posibilidad de que en un futuro se produzca erosión del lecho del río en el cual se encuentran los pilotes de fundación del puente. No se observó en los resultados obtenidos una disminución notoria de la rigidez estática inicial, lo que indica que no es razonable intentar determinar la presencia de socavación en los pilotes mediante el ensayo *TRM*. Sin embargo, es posible obtener predicciones de las cargas de falla para distintos niveles de erosión del lecho del río si se constata la existencia de este fenómeno en alguna de las etapas de la vida útil de la estructura, así como también es posible determinar cual sería el nivel de socavación crítica para un determinado pilote, a partir del cual ya no se cumplen los factores de seguridad mínimos requeridos por la estructura.

A pesar de que el procedimiento experimental se limita a pequeñas deformaciones, la validez del método de predicción para deformaciones en el campo no lineal se ha comprobado con estudios experimentales y analíticos en el campo de comportamiento marcadamente no lineal. Es decir, esto confirma la utilidad potencial del procedimiento desarrollado en una variedad de circunstancias habituales.

LIMITACIONES Y ASPECTOS PENDIENTES DE PROFUNDIZAR

Algunas de las limitaciones del procedimiento y las líneas de investigación que pueden desprenderse del presente trabajo de tesis incluyen:

- El número de ensayos que fue posible llevar a cabo durante el presente trabajo de tesis está limitado debido al esfuerzo involucrado en la realización de los ensayos TRM y en compilación de datos de los suelos y de los otros ensayos de carga disponibles. Por tal motivo resultaría de interés ampliar la cantidad de ensayos a los efectos de darle una base de sustento mayor al procedimiento propuesto.

- Como una limitación del método propuesto, cabe señalar que no es posible determinar los asentamientos que se producen en función del tiempo debidos a efectos reológicos y de consolidación que en algunos casos se producen tanto en pilotes excavados, como el aumento de rigidez (*pile setup*) en los pilotes hincados. Una posible línea de investigación resultaría de estudiar la inclusión de efectos de tipo reológico en el modelo numérico a los efectos de superar las limitaciones mencionadas.

- El procedimiento propuesto constituye una herramienta expeditiva para predecir el comportamiento bajo carga de pilotes excavados que fue validado en los casos estudiados mediante distintos tipos de ensayos de grandes deformaciones. Sin embargo, el comportamiento de pilotes hincados debe ser estudiado en mayor profundidad si se desea aplicar el método propuesto debido a la amplia variedad de efectos provocados por el método constructivo que el modelo constitutivo de suelo utilizado es incapaz de contemplar en la forma utilizada en este estudio.

- Resultaría de interés comparar los resultados del procedimiento propuesto con ensayos de prueba de carga de Osterberg, los cuales no fueron empleados en el presente trabajo de tesis por no disponer de datos completos de casos concretos de los mismos. Este tipo de ensayos de pilotes permite medir por separado el comportamiento carga desplazamiento del fuste y de la base lo cual no se puede obtener en un ensayo de carga estática convencional y constituyen una alternativa actualmente utilizada para determinar la curva carga axial en función del desplazamiento vertical.

- Sería de interés realizar ensayos de arrancamiento de pilotes, de los que no ha sido posible contar con información experimental durante el desarrollo del presente trabajo de tesis. Las fuerzas de levantamiento pueden ser provocadas por cargas laterales, efectos de la flotabilidad y suelos expansivos y forman parte

del diseño de pilotes sometidos a solicitaciones de tracción, calculadas en función de la combinación de cargas para el estado límite correspondiente.

- Resultaría de interés extender la formulación para el caso de pilotes sometidos a cargas horizontales, así como también analizar el efecto producido por el agrupamiento de pilotes, casos encontrados frecuentemente en la práctica.

REFERENCIAS

[1] Alberty, J; Carstensen C; Funken S.A. *"Remarks around 50 lines of Matlab: a Short Finite Element Implementation", Numerical Algorithms, J. C. Baltzer AG, Vol 20, 1999, pp. 117-137.*

[2] Alberty, J; Carstensen C; Funken S.A; Klose, R. "*Matlab Implementation of the Finite Elements Method in Elasticity", http://www.numerik.uni-kiel.de/reports, Germany, 2002.*

[3] *A.S.T.M. "Standard Test Method for Low Strain Integrity Testing of Piles", D5882-00, Nov. 2000, pp 1-5.*

[4] Baligh, M. M. "*Undrained deep penetration, I: shear stresses (and) II: pore pressures", Géotechnique 36, No. 4, 1986, pp 471-502.*

[5] Bendat, J; Piersol, A. "*Random Data. Analysis and Measurement Procedures" John Wiley & Sons, EEUU, 1986.*

[6] Berezantzev, V.G; Khristoforev, V; Golubkov, V. "*Load Bearing Capacity and Deformation of Piled Foundations", Proc. 5th Int. Conf. Soil Mech. And Found. Eng. Vol. 2, 1961 , pp11-15.*

[7] Bolton, M.D. "*The Strengh And Dilatancy Of Sands", Géotechnique 36, N^{o} 1, 1986, pp 65-78.*

[8] Briard, M. "*Conttrole des Pieux par la Méthode des Vibrations", Annales de l'Institute du Batiment et des Travaux Publics, N^{o} 270, May 1970, pp. 105-107.*

[9] Brinch Hansen, J. "*Hiperbolic Stress Strain Response, Cohesive Soils"ASCE Journal for Soil Mechanics And Foundation Division, Vol 89 , SM4, pp. 241-242, 1967.*

[10] Burland, J.B. *"Shaft Friction of Piles in Clay". Ground Engineering, London, Vol. 6, No. 3, 1973, pp. 30 - 42.*

[11] Butler, H.D; Hoy, H.E. *"Users Manual for the Texas Quick Load Method for Foundation Load Testing" Federal Highway Administration, Office Of Development, Washington, 59 pp., 1977.*

[12] Caballero, C.R; Pinto, F; Prato, C.A. "*Load-deflection curve of drilled shafts by small-strain dynamic tests coupled with nonlinear numerical model"* 12th Conf. Pan. de Mecánica de Suelos e Ingeniería Geotécnica – 39th Simp. Estadounidense de Mecánica de Rocas, MIT, EEUU, 2003, pp 1809-1816.

[13] Caballero, C.R; Castelli, E.A; Prato, A.M; Cevallos, M.A; Prato, T.A. "Metodología Numérico Experimental para la Determinación de la Capacidad Última de Carga de Pilotes Excavado", Mecánica Computacional Vol XXIV, AMCA, pp 2609-2624, Buenos Aires, 2005.

[14] Caballero, C.R; Castelli, E.A; Prato, A.M; Cevallos, M.A; Prato, T.A. "Evaluación de la Capacidad de Carga de Pilotes Defectuosos a Través de un Ensayo No Destructivo", Ensayos No Destructivos y Estructurales, Actas del V Congreso Regional de Ensayos No Destructivos Y Estructurales, Ed. Caballero, C.R; Ruch, M.C. pp 121-127, Neuquén, 2005.

[15] Chandler, R.J. *"The Shaft Friction of Piles in Cohesive Soils in Terms of Effective Stress". Civil Engineering Public Works Review, Vol. 63, Jan. 1968, pp. 48-51.*

[16] Chang, M.F; Zhu, H. *"Construction Effect on Load Transfer along Bored Piles" ASCE Journal of Geotechnical and Geoenvironmental Engineering, Vol. 130, Issue 4, pp. 426-437, April 2004.*

[17] Chin, F.K. *"Piles Tests Arkansas River Project" ASCE Journal of Soil Mechanics and Foundation Division, Vol. 97, SM6, pp. 930-932, 1971.*

[18] Comodromos, E.M; Anagnostopoulos, C.T; Georgiadis, M.K. *"Numerical Assessment of Axial Pile Group Response based on Load Test" Computers and Geotechnics, Vol. 30, Issue 6, pp. 505-515, 2003.*

[19] Das, S.K; Basudhar, P.K. *"Undrained Lateral Load Capacity of Piles in Clay Using Artificial Neural Network" Computers and Geotechnics, Vol. 33, Issue 8, pp. 454-459, December 2006.*

[20] Davis, A.G; Dunn, C.S. "*From Theory to Field Experience with the Non-Destructive Vibration Testing of Piles" Proc. Instn. Civ. Engrs, Part 2, Dec 1974, pp. 571-593.*

[21] Davis, A.G; Guillermain, P. "*La Vibration Des Pieux Interprétations Géotechniques" Annales de l'Institute Technique du Batiment et des Travaux Publics, N^{o} 380, Fevrier 1980, pp. 70-86.*

[22] Davis, A.G. "*Assessing Reliability of Drilled Shafts Integrity Testing" Transportation Research Record, Vol 1663, Paper N^{o} 98-0245, 1998, pp. 108-116.*

[23] Davisson, M.T. *"High Capacity Piles" Innovations in Foundation*

Construction, ASCE, Illinois Section, 52 pp, 1972.

[24] Dawkins, W.P. *"Computer Program for Soil – Structure Interaction Analysis of Axially Loaded Pile (CAXPILE)" Rep. K84-4, US Army Corps Of Engineers, Waterways Experiment Station, Vicksburg, MS, 1982.*

[25] De Beer, E.E. *"Proefondervindlijke bijdrage tot de studie van het grensdraag vermogen van zand onder funderingen op staal". Tijdshift der Openbar Verken van Belgie, No. 6, 1967 and No. 4, 5, and 6, 1968.*

[26] Duncan, J.M; Chang, Ch.Y. *"Nonlinear Analysis of Stress and Strain in Soils", Journal of the Soil Mechanics and Foundations Division, Proceedings of the American Society of Civil Engineers, Vol. 96, N^o SM5, 1970.*

[27] England, M. *"Bidireccional Static Load Testing - State of the Art", Deep Foundations on Bored and Auger Piles, Proceedings of the 4th International Geotechnical Seminar on Bored and Auger Piles, Ghent, Belgium, Van Impe (ed.) Millpress, Rotterdam, ISBN 90-77017-76-3, 2003.*

[28] Ewing, W.M; Jardetzky, W.S; Press, F. *"Elastic Waves in Layered Media", McGraw-Hill Book Company, 1957.*

[29] Fellenius, B. H. *"The analysis of results from routine pile load test" Ground Engineering, Vol 6, Nº 3, 1980, pp. 19 – 31.*

[30] Fellenius, B. H. *"What capacity value to choose from the results a static loading test" Deep Foundation Institute, Fulcrum, Winter 2001, pp. 19 – 22.*

[31] Finno, R.J; Gassman, S.L; Osborn, P.W. *"Non-destructive Evaluation of a Deep Foundation Test Section at the Northwestern University National Geotechnical Experimentation Site", Report to the Federal Highway Administration, 1997.*

[32] Finno, R.J; Gassman, S.L. *"Impulse Response Evaluation of Drilled Shafts", Journal of Geotechnical Engineering, ASCE, Vol. 124, N° 10, 1998.*

[33] Fleming, W.G.K. *"A new method for single pile settlement prediction and analysis", Geotechnique, Vol XLII, No.3, Sept 1992, pp. 411-425.*

[34] Fleming, W.G.K; Weltman, A. J; Randolph, M.F; Elson, W.K. *"Piling Engineering", John Wiley & Sons, Inc, New York and Toronto, 1992.*

[35] Fuller, R.M; Hoy, H.E. *"Pile Load Tests Including Quick Load Tests Methods, Conventional Methods and Interpretations", HRB 333, pp. 78-86, 1970.*

[36] Gassman, S.L. *"Impulse Response Evaluation of Inaccessible Foundations" Ph.D. Thesis, Northwestern University, Evanston, Illinois, 1997.*

[37] Gassman, S.L. *"Impulse Response Evaluation of Foundations Using Multiple Geophones", Journal of Performance of Constructed Facilities, ASCE, Vol. 14, N° 13, Mayo 1999.*

[38] Gibson, A. *"Advances In Non Destructive Testing Of Concrete Pavements" Ph.D. Thesis, University of Illinois at Urbana Champaign, Illinois, 2004.*

[39] Guo, W.D. *"On Limiting Force Profile, Slip Depth and Response of Lateral Piles" Computers and Geotechnics, Vol. 33, Issue 1, pp. 47-67, January 2006.*

[40] Hoback, A; Rujipakorn, M. *"Prediction of Bearing Capacity of Large Drilled Piles in Nonhomoheneous Soil by Using 3D Finite Element Method" Electronic Journal of Geotechnical Engineering, Vol. 9, B D, 2004.*

[41] Hoit, M; Hays, C; McVay, M; William, M. *"FB-Pier 2.0" Florida Bridge Software Institute. http://bsi-web.ce.ufl.edu, 2000.*

[42] Holeyman, A.E. *"Technology of Pile Dynamic Testing", Proc. Fourth International Conference on The Application of Stress Wave Theory to Piles,*

Balkema, Rotterdam, 1992, pp. 195-215.

[43] Holeyman, A.E; Charue, N. *"International Pile Capacity Prediction Event At Limelette", Simposium Belgian Screw Pile Technology: Design and Recent Developments, Maertens, J. & Huybrechts N.(Eds.), Lisse, The Netherlands, 2003.*

[44] Hunt, C.E; Pestana, J.M; Bray, J.D; Riemer, M. *"Effect of pile driving on static and dynamic properties of soft clay", ASCE J. Geotech. Geoenviron. Eng. 2002, 128 (1), pp. 13-24.*

[45] Jalinoos, F; Aouad, M.F; Olson, L. *"Three Stress Wave Methods for Determination on Unknown Pile Depths", Proc. Fifth International Conference on The Application of Stress Wave Theory to Piles, Sept 1996, pp. 673-687.*

[46] Jamiolkowski, M; Ladd, C.C; Germaine, J.T; Lancellotta, R. *"New Developments in Field and Laboratory Testing of Soils", Proceedings 11th ICSMFE, San Francisco, 1995.*

[47] Janbu, N. *"Soil Compressibility as Determined by Oedometer and Triaxial Tests", European Conference on Soil Mechanics and Foundation Engineering, Vol 1, pp 19-25, 1963.*

[48] Johnson, K; Lemcke, P; Karunasena, W; Sivakugan N. *"Modelling the Load-Deformation Response of Deep Foundations Under Oblique Loading", Environmental Modelling & Software, Vol. 21, Issue 9, pp. 1375-1380, September 2006.*

[49] Karthigeyan, S; Ramakrishna, V.V.G.S.T; Rajagopal, K. *"Influence of Vertical Load on the Lateral Response of Piles in Sand", Computers and Geotechnics, Vol 33, Issue 2, pp. 121-131, March 2006.*

[50] Kondner, R.L. *"Hiperbolic Stress Strain Response: Cohesive Soils", Journal of Soils Mechanics and Foundations Division, Vol 93 N^o SM1, pp. 115-143, 1963.*

[51] Kong, K.H; Kodikara, J; Haque, A. *"Numerical Modelling of the Side Resistance Development of Piles in Mudstone With Direct Use of Sidewall Roughness", International Journal of Rock Mechanics & Mining Sciencies, Vol 43, Issue 6, pp. 987-995, September 2006.*

[52] Kyfor, Z.G; Schnore, A.R; Carlo, T.A; Baily, P.F. *"Static Testing of Deep Foundations", Federal Highway Administration (FHWA), U.S. Department of Transportation, Public N^o FHWA-SA-91-042, 1992.*

[53] Lambe, T.W. *"Predictions in soil engineering", Géotechnique, XXIII, N°2, pp 149-202, 1973.*

[54] Lambe, T.W; Whitman, R.V. "Mecánica de Suelos" Ed. Limusa, México, 1994.

[55] Lin, S.S; Hong, J.L; Lee, W.F; Chang, Y.H. *"Capacity Evaluation of Statnamic Tested Long Piles" Soil Dynamics and Earthquake Engineering, Vol. 24, issue 11, pp. 829-838, December* 2004.

[56] Lysmer, J; Kuhlemeyer, R. *"Finite Dynamic Model for Infinite Media", Journal of the Engineering Mechanics Division, Proceedings of the American Society of Civil Engineers, Vol. 95, N^o EM 4, Aug. 1969.*

[57] Macnab, A. *"Nondestructive Evaluation of Drilled Shafts", Report of a Task Force sponsored by the G-I Deep Foundation Committee, Journal of Geotechnical Engineering, American Society of Civil Engineers, Vol. 126, N^o 1, January 2000, pp. 92-95.*

[58] Maia, N.M.M; Silva, J.M.M. *"Theoretical and Experimental Modal Analysis", Research Studies Press LTD, England, 1997.*

[59] Mayne, P.W; Schneider, J.A. *"Evaluating Axial Drilled Shaft Response by Seismic Cone", Foundations & Ground Improvement, GSP No. 113, Proceedings, GeoOdyssey, ASCE, Reston/VA, 655-669, 2001.*

[60] Maple 6.01. *Computer system for advanced mathematics, Copyright (c) Waterloo Maple Inc., 2000.*

[61] Matlab® .*The Language of Technical Computing Version 6.1.0.450 Release 12.1, The MathWorks Inc. May, 2001.*

[62] Matthews, M.C; Hope, V.S; Clayton C.R.I. *"The Use of Surface Wave in the Determination of Ground Stiffness Profiles", Proc. Instn. Civ Engrs Geotech. Engng, Vol 119, Apr, pp. 88-95, 1996.*

[63] Matthews, M.C; Clayton, C.R.I; Own, Y. *"The Use of Field Geophysical Techniques to Determine Geotechnical Stiffness Parameters", Proc. Instn. Civ Engrs Geotech. Engng, Vol 143, pp. 31-42, 2000.*

[64] Meyerhof, G.G. *"Bearing capacity and settlement of pile foundations", J. Geotech. Engng Div. And. Civ. Engrs 102, GT3, 197-228, 1976.*

[65] Miller, G.F; Pursey, H. *"The Field And Radiation Impedance Of Mechanical Radiators On The Free Surface Of A Semi-infinite Isotropic Solid", Proc. Roy. Soc. A. 223, 1954, pp. 521-541.*

[66] Imada, K; Nakata, K.I; Matsumoto, T. *"Estimation of Pile Head Stiffness Using Sonic Integrity Testing" Proc. Sixth International Conference on The Application of Stress Wave Theory to Piles, Balkema, Rotterdam, 2000, pp. 179-186.*

[67] Olson, L.D; Wright, C.C. *"Nondestructive Testing of Deep Foundations with*

Sonic Methods", Foundation Engineering, Current Principles and Practices, Proc. of the Congress, Ed Kulhawy F.H. ASCE, 1989.

[68] O'Neill, M.W; Reese, L. *"Drilled Shafts: Construccion Procedures and Design Methods", Federal Highway Administration (FHWA), U.S. Department of Transportation, Public N^o FHWA-IF-99-025, 1999.*

[69] O´Neill, M. W *"Side Resistance in Piles and Drilled Shafts", Journal of Geotechnical and Geoenvironmental Engineering, ASCE, January 2001.*

[70] Pando, M.A. *"A Laboratory and Field Study of Composite Piles for Bridge Substructures" PhD. Dissertation, Virginia Tech, 2003.*

[71] Paquet, J. *"Etude Vibratoire des Pieux en Betón: Response Armonique et Impulsionnelle- Application au Controle", Annales de l'Institute du Batiment et des Travaux Publics, 21st year, N^o 245, May 1968, pp. 789-803.*

[72] Paquet, J; Briard, M. *"Controle non Destructif Des Pieux En Béton", Annales de l'Institute Technique du Batiment et des Travaux Publics, N^o 337, Mars 1976, pp. 50-80.*

[73] Peck, R.B; Hanson, W.E; Thornburn, T.H. *"Foundation Engineering", John Wiley and Sons, Ltd. 1958.*

[74] Plaxis 2D - V7. *Finite Element Program for Geotechnical Applications, Delft University of Technology and PLAXIS b.v. Users Manuals edited by Brinkgreve R.B.J. and Vermeer P.A. The Netherlands. 1998.*

[75] Randolph, M.F; Wroth, C.B. *"Analysis Of Deformation Of Vertically Loaded Piles", Journal of Geotechnical Engineering, ASCE, 104(2), pp 1465-1488, Febr. 1978.*

[76] Reese L. C; O´Neill M. W. *"Field Load tests of Drilled Shafts", International*

Seminar on Deep Foundations on Bored and Auger Piles, pp 145-192, 1988.

[77] Richart, F.E; Woods, R.D; Hall, J.R. *"Vibrations of Soils and Foundations", Prentice Hall Inc. Englewoods Cliffs, New Jersey, 1970.*

[78] Rix, G.J; Jacobs, L.J; Reichart, C.D. *"Evaluation of Nondestructive Test Methods for Length, Diameter and Stiffness Measurements on Drilled Shafts", Transportation Research Record 1415, 1993.*

[79] Rodriguez Segurado, M. "Caracterización de la Respuesta Sísmica de los Suelos. Aplicación a la ciudad de Barcelona", Tesina ETSECCPB, Universitat Politècnica de Catalunya, 2005.

[80] Ruiz, M.E; Pando, M.A. "Cálculo De Asentamientos De Pilotes Por Medio De Curvas De Transferencia De Carga Teóricas Y Su Aplicación Con Métodos Dinámicos De Estimación De Propiedades Del Suelo", Memórias de Sinergia 2004, Córdoba, Argentina, Octubre 2004.

[81] Shisheng, P; Changqing, J; Jingzhang Z. *"Relation Between Capacity and Head Stiffness of Piles", Proc. Fourth International Conference on The Application of Stress Wave Theory to Piles, Balkema, Rotterdam, 1992, pp. 639-641.*

[82] Skempton, A.W. *"The Bearing Capacity of Clays" Building Research Congress, ICE, London, 1951, pp. 180 – 189.*

[83] Tahghighi, H; Konagai, K. *"Numerical Analysis of Nonlinear Soil-Pile Group Interaction Under Lateral Loads" Soil Dynamics and Earthquake Engineering, Vol. 27, Issue 11, pp. 463-474, November 2006.*

[84] Terzariol, R.E; Abbona P.V; Redolfi E.R. "Comportamiento de Pilotes Precargados por Inyección en Suelos Loessicos", GT97 Encuentro de Geotécnicos Argentinos, 1997.

[85] Vesic, A.S. *"Design of Pile Foundations", National Cooperative Highway Research Program, Synthesis of Highway Practice, N^{o} 42,1977*.

[86] Woodward, R.J; Lundgren, R; Boitano, J.D. *"Pile Loading Tests in Stiff Clays", Proceedings 5th International Conference on Soil Mechanics and Foundation Engineering, Paris, July 17-22, 1961,Vol. 2, pp. 177-84.*

[87] Zienkiewicz, O. C; Taylor, R. L. *"The Finite Element Method", Fourth Edition, Vol 1, McGraw Hill Book Company, UK, 1991.*

[88] Zienkiewicz, O. C; Taylor, R. L. *"The Finite Element Method", Fourth Edition, Vol 2, McGraw Hill Book Company, UK, 1991.*

APÉNDICE A

A.1 SOLUCIÓN ANALÍTICA DE PAQUET

El análisis de Paquet utiliza combinaciones de las funciones de onda, con separación de variables de manera que se satisfagan las condiciones de borde. En coordenadas cilíndricas, con *z* representando la dirección longitudinal y *r* la dirección radial, las funciones que se utilizan son de la forma:

$$\varphi = AF(r)e^{i(\omega t - vz)}$$
$$\psi = CG(r)e^{i(\omega t - vz)} \qquad (A.\ 1)$$

para ondas longitudinales y ondas transversales respectivamente. Ambas funciones *F(r)* y *G(r)* son dependientes de la frecuencia angular ω, del tiempo t y la velocidad *v*, con la constante compleja $i = \sqrt{-1}$ y los parámetros A y C son constantes. Tanto φ como ψ deben satisfacer:

$$\nabla^2 \varphi = \frac{1}{V_P{}^2} \frac{\partial^2 \varphi}{\partial t^2}$$
$$\nabla^2 \psi = \frac{1}{V_S{}^2} \frac{\partial^2 \psi}{\partial t^2} \qquad (A.\ 2)$$

donde V_P y V_S son las velocidades de las ondas longitudinales y transversales puras.

Los desplazamientos *w* (en dirección longitudinal *z*) y *q* (en dirección radial *r*) quedan en consecuencia definidos por las siguientes relaciones:

$$w = \frac{\partial \varphi}{\partial z} - \frac{\partial^2 \psi}{\partial r^2} - \frac{1}{r}\frac{\partial \psi}{\partial r}$$
$$q = \frac{\partial \varphi}{\partial r} + \frac{\partial^2 \psi}{\partial r \partial z} \qquad (A.\ 3)$$

Las expresiones (A. 2) se pueden escribir como:

$$\frac{\partial^2 F}{\partial r^2} + \frac{1}{r}\frac{\partial F}{\partial r} + \left(k_\alpha^2 - \upsilon^2\right)F(r) = 0$$
$$\frac{\partial^2 G}{\partial r^2} + \frac{1}{r}\frac{\partial G}{\partial r} + \left(k_\beta^2 - \upsilon^2\right)G(r) = 0 \qquad (A.\ 4)$$

con $k_\alpha = \frac{\omega}{V_P}$, $k_\beta = \frac{\omega}{V_S}$ y $\upsilon = \frac{\omega}{c}$, donde ω es la frecuencia angular , c es la velocidad de fase según z y F y G son de la forma:

$$aJ_0(kr) + bY_0(kr) \qquad (A.\ 5)$$

donde J_0 es la Función de Bessel de primera especie, de orden 0 e Y_0 es la Función de Bessel de segunda especie de orden 0 y los parámetros a y b son constantes. Si el frente de ondas se desplaza por el interior de un cilindro de longitud infinita, la función de onda se reduce ya que Y_0 no es regular en el eje de simetría, eliminándose de esta manera el segundo término de la expresión (A. 5). Resolviendo el sistema (A. 3) se encuentra que los desplazamientos en dirección vertical w y radial q tienen la forma:

$$w = We^{-i\upsilon z}$$
$$q = 0.2Wk_\alpha re^{-i\upsilon z} \qquad (A.\ 6)$$

donde W es la amplitud del movimiento w. Dado que $k_\alpha r$ es mucho menor que 1, los movimientos en sentido radial son despreciables respecto de los movimientos en dirección vertical. La velocidad según z responde a la expresión:

$$v = \frac{\partial w}{\partial t} = i\omega We^{-i\upsilon z} \qquad (A.\ 7)$$

En el suelo las ondas se propagan al infinito y la solución de (A. 4) toma la forma de la función de Hankel:

$$H_0(kr) = J_0(kr) - iY_0(kr) \qquad (A.\ 8)$$

y las funciones φ' y ψ' relativas al medio exterior (que se identifican por poseer un superíndice S), se escriben como:

$$\begin{aligned} \varphi^S &= A^S H_0\left(k^S r\right) e^{i(\omega t - \upsilon z)} \\ \psi^S &= C^S H_0\left(k_1^S r\right) e^{i(\omega t - \upsilon z)} \end{aligned} \qquad (A.\ 9)$$

de donde los desplazamientos serán:

$$\begin{aligned} q^S &= \frac{2}{\pi \cdot r}\left(A^S - i\upsilon \cdot C^S\right) \\ w^S &= \frac{-2i\upsilon \cdot A^S}{\pi}\left(\gamma - \log\frac{k^S r}{2}\right) + \frac{2C^S}{\pi} {k_1^S}^2 \left(\gamma - \log\frac{k_1^S r}{2}\right) \end{aligned} \qquad (A.\ 10)$$

con $\left(k^S\right)^2 = \left(k_\alpha^S\right)^2 - \upsilon^2$, $\left(k_1^S\right)^2 = \left(k_\beta^S\right)^2 - \upsilon^2$ y $\sin\gamma = \dfrac{\upsilon}{k_\alpha^S}$.

Por identidad de los desplazamientos en $r = r_0$ (radio del pilote) encontramos las constantes A^S y C^S de acuerdo a las siguientes expresiones:

$$A^S = \frac{i\upsilon \cdot \pi \cdot W}{2\left(k^S\right)^2\left(\gamma - \log\dfrac{k^S r_0}{2}\right)} \qquad (A.\ 11)$$

$$C' = \frac{\pi \cdot W}{2\left(k_1^S\right)^2\left(\gamma - \log\dfrac{k_1^S r_0}{2}\right)} \qquad (A.\ 12)$$

y los desplazamientos radiales y verticales, de un cilindro infinito apoyado lateralmente en un semiespacio elástico, responden a la expresión:

$$q^S = \frac{2}{\pi \cdot r}\left(\frac{i\upsilon \cdot \pi \cdot W}{2\left(k^S\right)^2\left(\gamma - \log\frac{k^S r_0}{2}\right)} - i\upsilon \cdot \frac{\pi \cdot W}{2\left(k_1^S\right)^2\left(\gamma - \log\frac{k_1^S r_0}{2}\right)} \right)$$

$$w^S = \frac{-2i\upsilon \cdot}{\pi} \frac{i\upsilon \cdot \pi \cdot W}{2\left(k^S\right)^2\left(\gamma - \log\frac{k^S r_0}{2}\right)}\left(\gamma - \log\frac{k^S r}{2}\right) + \frac{2}{\pi} \frac{\pi \cdot W}{2\left(k_1^S\right)^2\left(\gamma - \log\frac{k_1^S r_0}{2}\right)}\left(k_1^S\right)^2\left(\gamma - \log\frac{k_1^S r}{2}\right) \qquad \textit{(A. 13)}$$

A partir de aquí es posible calcular las tensiones $\tau_{rz} = \mu^S\left(\frac{\partial q^S}{\partial z} + \frac{\partial w^S}{\partial r}\right)$ y $\tau_{zz} = \lambda\left(\frac{q}{r} + \frac{\partial q}{\partial r} + 3\frac{\partial w}{\partial z}\right)$. Luego:

$$\tau_{rz} = \frac{\mu^S \cdot W}{r_0\left(\gamma - \log\frac{k^S r_0}{2}\right)} \qquad \textit{(A. 14)}$$

La fuerza resistente desarrollada por el suelo en el contorno del fuste, por unidad de longitud responde a la expresión:

$$F_u = A_l \tau_{rz} = 2\pi \cdot r_0 \cdot \tau_{rz} \qquad \textit{(A. 15)}$$

donde A_l es el área lateral por unidad de longitud y la reacción elástica vertical del suelo adyacente al pilote se escribe como:

$$r_l = \frac{2\pi\mu^S W}{\left(\gamma - \log\frac{k^S r_0}{2}\right)} \qquad \textit{(A. 16)}$$

Teniendo en cuenta que la potencia transmitida por el pilote es:

$$P_t = \frac{1}{2}\tau_{zz}\frac{\partial w}{\partial t}A = \frac{3}{2}\pi\frac{\lambda \cdot r^2}{V_b}\omega^2 W^2 \qquad \textit{(A. 17)}$$

donde A es la sección transversal del fuste y la potencia irradiada por el suelo es:

$$P_{r'} = \frac{1}{2}\tau_{rz}\frac{\partial w}{\partial t}A_l = \frac{W^2\pi^2\mu^S\omega}{2\left(\gamma - \log\frac{k_1^S r_0}{2}\right)^2} \qquad (A.\ 18)$$

es posible calcular el amortiguamiento como el cociente entre la energía transmitida por el pilote y la irradiada por el suelo:

$$a = \frac{P_{r^S}}{P_t} = \frac{\pi}{3}\frac{\mu^S}{\lambda}\frac{V_b}{\omega r^2\left(\gamma - \log\frac{k_1^S r_0}{2}\right)^2} \qquad (A.\ 19)$$

donde μ^S es la constante de Lamé del suelo y λ es la constante de Lamé del hormigón que constituye el pilote.

Determinación de los parámetros característicos

La respuesta de un pilote sometido a una vibración en régimen, puede ser analizada tomando las relaciones que existen entre la propagación de ondas mecánicas y las líneas de transmisión eléctrica. Los detalles para comprender este tipo de analogías están exhaustivamente desarrollados en Richart et al. (1970)[77].

Paquet (1968)[71] propone utilizar los parámetros característicos, calculados de la manera descrita en la sección anterior, para obtener analíticamente la respuesta del sistema a un impulso. Esto implica una aproximación importante, ya que los parámetros característicos fueron calculados a partir de la hipótesis de un cilindro infinito y serán utilizados para resolver un pilote de longitud finita que se apoya en el suelo.

Pilote de longitud infinita sin apoyo

Cuando se considera un segmento cilíndrico de longitud unitaria, la fuerza aplicada en el extremo del segmento puede ser representada por una corriente *I* y la velocidad de partícula por un voltaje *V*, de esta manera la admitancia mecánica se corresponde con la

admitancia eléctrica I/V. Adoptando ésta analogía velocidad - tensión y fuerza - corriente eléctrica, un pilote de longitud infinita sin apoyos, puede ser representado por la Figura A. 1.

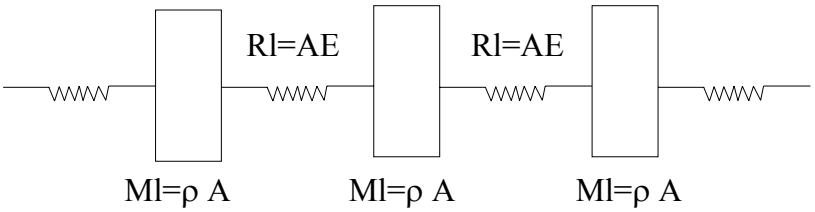


Figura A. 1 Analogía eléctrica para un pilote infinito sin apoyos (Paquet, 1968)[71]

La impedancia característica del sistema analizado como dos impedancias, una en serie y otra en paralelo, responde a las expresiones:

$$Z_{C0} = \sqrt{Z_s Z_p} \qquad \textit{(A. 20)}$$

$$\gamma_0 \sqrt{\frac{Z_p}{Z_s}} \qquad \textit{(A. 21)}$$

donde la impedancia serie Z_s y paralelo Z_p responden a:

$$Z_s = \frac{AE}{i\omega} \qquad \textit{(A. 22)}$$

$$Z_p = i\omega\rho \cdot A \qquad \textit{(A. 23)}$$

por lo que

$$Z_s = \sqrt{\frac{AE}{i\omega} i\omega\rho A} = \sqrt{\frac{E}{\rho}} \cdot \rho A = \rho \cdot V_b A \qquad \textit{(A. 24)}$$

y

$$\gamma_0 = \sqrt{\frac{i\omega\rho A}{\frac{AE}{i\omega}}} = i\omega\sqrt{\frac{\rho}{E}} = \frac{i\omega}{V_b} \qquad (A.\ 25)$$

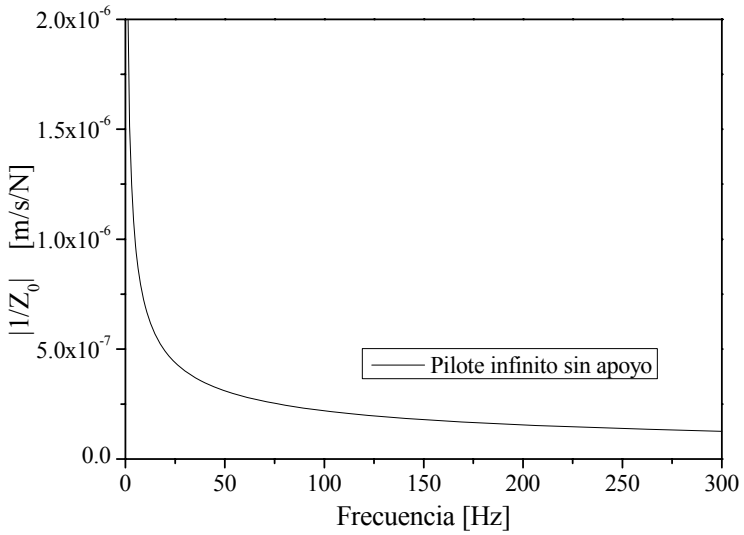


Figura A. 2 Curva de Movilidad de un pilote de longitud infinita sin apoyo

La admitancia mecánica o movilidad es la inversa de (A. 20) cuya curva en función de la frecuencia se presenta en la Figura A. 2 para un pilote de longitud infinita sin apoyo. Se puede observar de esta Figura que la curva de movilidad tiende a infinito cuando la curva se aproxima a la frecuencia cero.

Pilote de longitud infinita en un semiespacio elástico homogéneo

El esquema elemental propuesto por Paquet corresponde a la Figura A. 3, donde el resorte de rigidez r_l representa la reacción vertical del suelo y el amortiguamiento de constante a, las pérdidas por radiación.

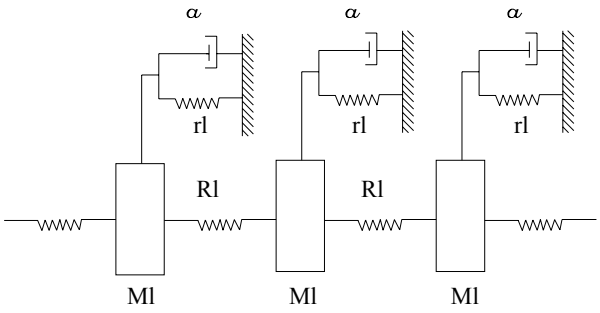


Figura A. 3 Analogía eléctrica para un pilote infinito rodeado de suelo (Paquet, 1968)[71]

En este caso la expresión de la impedancia en paralelo responde a la expresión:

$$Z_p = \rho \cdot Ap + a + \frac{r_l}{p} \qquad \textit{(A. 26)}$$

donde $p = i\omega$. Resolviendo la expresión $Z_C = \sqrt{Z_s Z_p}$ se obtiene la expresión:

$$Z_C = Z_{C0} \frac{\sqrt{p^2 + \xi \cdot p + \eta^2}}{p} \qquad \textit{(A. 27)}$$

con $\xi = \frac{a}{\rho \cdot A}$ y $\eta^2 = \frac{r_l}{\rho \cdot A}$.

La constante de propagación es:

$$\gamma = \sqrt{\frac{Z_p}{Z_s}} = \gamma_0 \frac{\sqrt{p^2 + \xi \cdot p + \eta^2}}{p} \qquad \textit{(A. 28)}$$

Briard (1970)[8] propuso relacionar (A. 27) y (A. 28),obteniendo:

$$\frac{\gamma}{\gamma_0} = \frac{Z_C}{Z_{C0}} = \sqrt{1 - 2\frac{\rho^S}{\rho} \frac{1}{\frac{r_0 \omega}{V_S^S}} \frac{H_1^2\left(\frac{r_0 \omega}{V_S^S}\right)}{H_0^2\left(\frac{r_0 \omega}{V_S^S}\right)}} \qquad \textit{(A. 29)}$$

La impedancia característica del sistema de la Figura A. 3 resulta:

$$Z = \sqrt{\frac{i\omega\rho \cdot A + a + \frac{r_l}{i\omega}}{i\omega AE}} = \sqrt{\frac{\rho \cdot A}{AE}}\sqrt{1 - \frac{a}{AE\omega}\left(i + \frac{r_l}{a\omega}\right)} \qquad (A.\ 30)$$

La admitancia mecánica o movilidad es la inversa de (A. 27) cuya curva en función de la frecuencia se presenta en la Figura A. 4 para un pilote de longitud infinita flotante en un semiespacio elástico homogéneo.

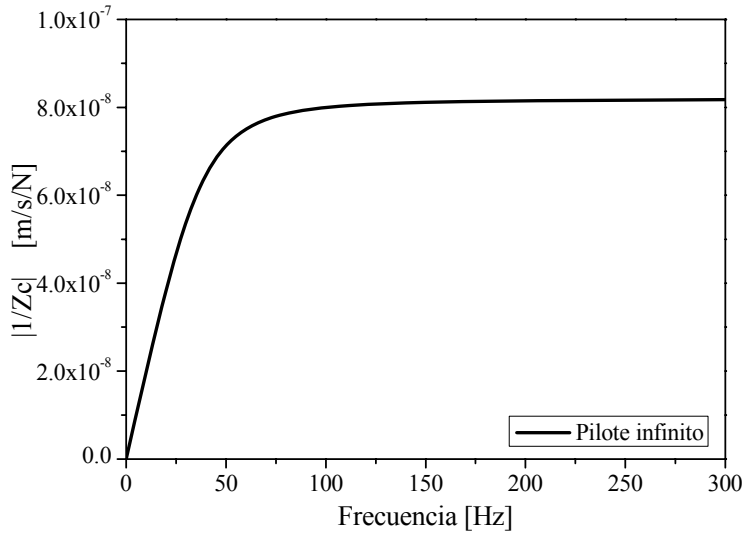


Figura A. 4 Curva de Movilidad de un pilote de longitud infinita en suelo homogéneo

Sabiendo que a altas frecuencias (A. 27) converge a (A. 30) se obtiene:

$$\begin{aligned} a &= 2\pi \cdot r_0 \cdot \rho^S V_S^S \\ r_l &= \pi \cdot \rho^S \left(V_S^S\right)^2 \end{aligned} \qquad (A.\ 31)$$

que permite calcular los parámetros ξ y η de Paquet (1968)[71] de acuerdo a las expresiones:

$$\begin{aligned} \xi &= 2\frac{V_S^S}{r_0}\frac{\rho^S}{\rho} \\ \eta &= \frac{V_S^S}{r_0}\sqrt{\frac{\rho^S}{\rho}} \end{aligned} \qquad (A.\ 32)$$

Dado que el pilote tiene longitud infinita, la curva de movilidad no presenta ninguna reflexión en la zona de altas frecuencias, ya que no existe ningun cambio de impedancia que interfiera con el paso de las ondas elásticas.

Pilote de longitud finita en un semiespacio elástico homogéneo

A partir de los descrito en la sección anterior, un pilote de longitud finita *L*, apoyado sobre un suelo que aporta una rigidez y amortiguación exterior, puede ser comparado con tramo de una línea de transmisión eléctrica amortiguada, donde:

$$Z_e = Z_C th(\gamma L + \Psi) \qquad (A.\ 33)$$

donde $th(\psi) = \frac{K_S}{i\omega Z_C}$. El apoyo de la punta del pilote en el suelo se considera como un disco sobre un semiespacio elástico y se calcula la impedancia de este disco de acuerdo al desarrollo de Miller et al. (1954)[65]. A las frecuencias para las cuales la longitud de onda es grande en relación al radio del pilote, esta impedancia se reduce a la de un resorte de rigidez:

$$K_S = 0.44\pi \cdot r_0 \cdot \rho^S \left(V_P^S\right)^2 \qquad (A.\ 34)$$

En función de lo antes mencionado, es posible calcular en forma analítica la impedancia de la cabeza del pilote de acuerdo a la expresión:

$$Z_e = \rho V_b A \sqrt{\frac{(i\omega)^2 + i\omega\left(2\frac{V_S^S}{r_0}\frac{\rho^S}{\rho}\right) + \left(\frac{\left(V_S^S\right)^2}{r_0^2}\frac{\rho^S}{\rho}\right)}{(i\omega)^2}} \cdot th\left(\frac{\sqrt{(i\omega)^2 + i\omega\left(2\frac{V_S^S}{r_0}\frac{\rho^S}{\rho}\right) + \left(\frac{\left(V_S^S\right)^2}{r_0^2}\frac{\rho^S}{\rho}\right)}}{V_b} L + \Psi\right) \qquad (A.\ 35)$$

$$\text{con } \Psi = th^{-1}\left(\frac{0.44\pi r_0 \rho^S \left(V_P^S\right)^2}{i\omega\rho V_b A\sqrt{\frac{(i\omega)^2 + i\omega\left(2\frac{V_S^S}{r_0}\frac{\rho^S}{\rho}\right) + \left(\frac{\left(V_S^S\right)^2}{r_0^{\,2}}\frac{\rho^S}{\rho}\right)}{(i\omega)^2}}} \right)$$

La admitancia mecánica o movilidad es la inversa de (A. 35):

$$M = \frac{1}{Z_e} \qquad \textit{(A. 36)}$$

cuya curva en función de la frecuencia se presenta en la Figura A. 5 para un pilote de longitud finita flotante en un semiespacio elástico homogéneo y para un pilote de longitud finita rodeado por un semiespacio elástico homogéneo y apoyado rígidamente en la punta.

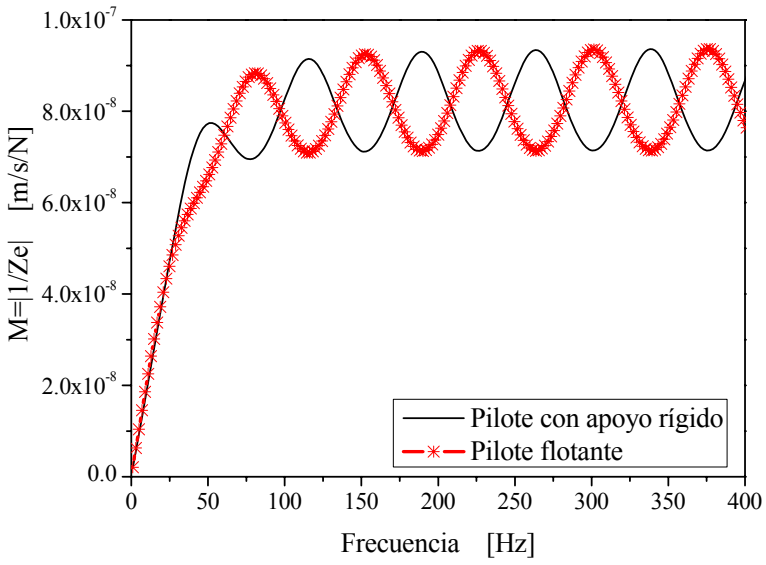


Figura A. 5 Curva de Movilidad Ideal (Paquet, 1968)[71]

A.2 SOLUCIÓN DE LA ECUACIÓN DE LA ONDA UNIDIMENSIONAL PARA UN PILOTE EN SUELO CON TRES ESTRATOS

A continuación se presenta el archivo de Maple 6.01 en el cual se calcula la forma explícita de los desplazamientos de la cabeza de un pilote flotante en suelo estratificado de tres capas.

```
restart
with(linalg)
```

La solución propuesta corresponde a la solución clásica de la ecuación de la onda en cada uno de los estratos:

$$u1 := e^{(I\,\omega\,t)}\,(A1\,e^{(I\,\lambda1\,x)} + A2\,e^{(-I\,\lambda1\,x)});$$
$$u2 := e^{(I\,\omega\,t)}\,(A3\,e^{(I\,\lambda2\,x)} + A4\,e^{(-I\,\lambda2\,x)});$$
$$u3 := e^{(I\,\omega\,t)}\,(A5\,e^{(I\,\lambda3\,x)} + A6\,e^{(-I\,\lambda3\,x)})$$
$$du1x := \frac{\partial}{\partial x}u1;\ du2x := \frac{\partial}{\partial x}u2;\ du3x := \frac{\partial}{\partial x}u3;\ du3t := \frac{\partial}{\partial t}u3$$
$$du1x := e^{(I\,\omega\,t)}\,(I\,A1\,\lambda1\,e^{(I\,\lambda1\,x)} - I\,A2\,\lambda1\,e^{(-I\,\lambda1\,x)})$$
$$du2x := e^{(I\,\omega\,t)}\,(I\,A3\,\lambda2\,e^{(I\,\lambda2\,x)} - I\,A4\,\lambda2\,e^{(-I\,\lambda2\,x)})$$
$$du3x := e^{(I\,\omega\,t)}\,(I\,A5\,\lambda3\,e^{(I\,\lambda3\,x)} - I\,A6\,\lambda3\,e^{(-I\,\lambda3\,x)})$$
$$du3t := I\,\omega\,e^{(I\,\omega\,t)}\,(A5\,e^{(I\,\lambda3\,x)} + A6\,e^{(-I\,\lambda3\,x)})$$

Eliminando exp(I*omega*t) de todos los términos y evaluando en los límites de los distintos estratos las condiciones de borde:

$$x := 0;\ du1x0 := \frac{du1x}{e^{(I\,\omega\,t)}}$$
$$x := 0$$
$$du1x0 := I\,A1\,\lambda1 - I\,A2\,\lambda1$$
$$x := L1;\ du1xL1 := \frac{du1x}{e^{(I\,\omega\,t)}};\ du2xL1 := \frac{du2x}{e^{(I\,\omega\,t)}};\ u1L1 := \frac{u1}{e^{(I\,\omega\,t)}};\ u2L1 := \frac{u2}{e^{(I\,\omega\,t)}}$$
$$x := L1$$
$$du1xL1 := I\,A1\,\lambda1\,e^{(I\,\lambda1\,L1)} - I\,A2\,\lambda1\,e^{(-I\,\lambda1\,L1)}$$
$$du2xL1 := I\,A3\,\lambda2\,e^{(I\,\lambda2\,L1)} - I\,A4\,\lambda2\,e^{(-I\,\lambda2\,L1)}$$
$$u1L1 := A1\,e^{(I\,\lambda1\,L1)} + A2\,e^{(-I\,\lambda1\,L1)}$$
$$u2L1 := A3\,e^{(I\,\lambda2\,L1)} + A4\,e^{(-I\,\lambda2\,L1)}$$
$$du1xL1 := I\,A1\,\lambda1\,e^{(I\,\lambda1\,L1)} - I\,A2\,\lambda1\,e^{(-I\,\lambda1\,L1)}$$

$$du1xL1 := I\,A1\,\lambda1\,e^{(I\,\lambda1\,L1)} - I\,A2\,\lambda1\,e^{(-I\,\lambda1\,L1)}$$

$$x := L2;\ du2xL2 := \frac{du2x}{e^{(I\,\omega\,t)}};\ du3xL2 := \frac{du3x}{e^{(I\,\omega\,t)}};\ u2L2 := \frac{u2}{e^{(I\,\omega\,t)}};\ u3L2 := \frac{u3}{e^{(I\,\omega\,t)}}$$

$$x := L2$$

$$du2xL2 := I\,A3\,\lambda2\,e^{(I\,\lambda2\,L2)} - I\,A4\,\lambda2\,e^{(-I\,\lambda2\,L2)}$$

$$du3xL2 := I\,A5\,\lambda3\,e^{(I\,\lambda3\,L2)} - I\,A6\,\lambda3\,e^{(-I\,\lambda3\,L2)}$$

$$u2L2 := A3\,e^{(I\,\lambda2\,L2)} + A4\,e^{(-I\,\lambda2\,L2)}$$

$$u3L2 := A5\,e^{(I\,\lambda3\,L2)} + A6\,e^{(-I\,\lambda3\,L2)}$$

$$x := L;\ du3xL := \frac{du3x}{e^{(I\,\omega\,t)}};\ du3tL := \frac{du3t}{e^{(I\,\omega\,t)}}$$

$$x := L$$

$$du3xL := I\,A5\,\lambda3\,e^{(I\,\lambda3\,L)} - I\,A6\,\lambda3\,e^{(-I\,\lambda3\,L)}$$

$$du3tL := I\,\omega\,(A5\,e^{(I\,\lambda3\,L)} + A6\,e^{(-I\,\lambda3\,L)})$$

```
unassign('x')
```

Se utiliza el commando 'solve' de Maple 6.01 para resolver el sistema de ecuaciones resultante

$$\text{solve}\left(\{du1x0 = \frac{F}{A\,EH},\ du2xL2 = du3xL2,\ du1xL1 = du2xL1,\ du3xL = \frac{\rho3\ Vp3\ du3tL}{EH},\right.$$
$$\left.u1L1 = u2L1,\ u2L2 = u3L2\},\ \{A1, A2, A3, A4, A5, A6\}\right)$$

donde A es el área transversal del fuste, EH es el módulo de elasticidad del hormigón, ρ3 es la densidad del estrato 3 donde apoya la punta, Vp3 es la velocidad de las ondas de compresión en el estrato 3.

Se explicitan a continuación los factores A1 y A2 necesarios para determinar los desplazamientos en la cabeza del pilote, pero la solución encontrada permite obtener en forma explicita los valores de los desplazamientos en toda la longitud del mismo.

$$A1 := \text{simplify}(-I\,F\,(-\rho3\ Vp3\ \omega\ \lambda2\ \lambda1\ e^{(2\,I\,\lambda3\,L2 + 2\,I\,\lambda2\,L2 - 2\,I\,\lambda2\,L1)}$$
$$- \lambda3\ EH\ \lambda2\ \lambda1\ e^{(2\,I\,\lambda3\,L + 2\,I\,\lambda2\,L2 - 2\,I\,\lambda2\,L1)} + \lambda3\ EH\ \lambda2^2\ e^{(2\,I\,\lambda3\,L2 + 2\,I\,\lambda2\,L2 - 2\,I\,\lambda2\,L1)}$$
$$- \lambda3^2\ EH\ \lambda1\ e^{(2\,I\,\lambda3\,L + 2\,I\,\lambda2\,L2 - 2\,I\,\lambda2\,L1)} - \rho3\ Vp3\ \omega\ \lambda3\ \lambda2\ e^{(2\,I\,\lambda3\,L2 + 2\,I\,\lambda2\,L2 - 2\,I\,\lambda2\,L1)}$$
$$- \lambda3^2\ EH\ \lambda2\ e^{(2\,I\,\lambda3\,L2 + 2\,I\,\lambda2\,L2 - 2\,I\,\lambda2\,L1)} - \rho3\ Vp3\ \omega\ \lambda2^2\ e^{(2\,I\,\lambda3\,L + 2\,I\,\lambda2\,L2 - 2\,I\,\lambda2\,L1)}$$
$$+ \rho3\ Vp3\ \omega\ \lambda2^2\ e^{(2\,I\,\lambda3\,L2 + 2\,I\,\lambda2\,L2 - 2\,I\,\lambda2\,L1)}$$
$$- \rho3\ Vp3\ \omega\ \lambda3\ \lambda2\ e^{(2\,I\,\lambda3\,L + 2\,I\,\lambda2\,L2 - 2\,I\,\lambda2\,L1)} + \lambda3^2\ EH\ \lambda2\ e^{(2\,I\,\lambda3\,L + 2\,I\,\lambda2\,L2 - 2\,I\,\lambda2\,L1)}$$

$$+\lambda 3\, EH\, \lambda 2^2\, e^{(2\,I\,\lambda 3\,L+2\,I\,\lambda 2\,L2-2\,I\,\lambda 2\,L1)}+\lambda 3^2\,(e^{(I\,\lambda 3\,L)})^2\, EH\,\lambda 1$$
$$+\lambda 3^2\,(e^{(I\,\lambda 3\,L)})^2\, EH\,\lambda 2+\lambda 3^2\, EH\,\lambda 1\, e^{(2\,I\,\lambda 3\,L2+2\,I\,\lambda 2\,L2-2\,I\,\lambda 2\,L1)}$$
$$+\rho 3\, Vp3\,\omega\,\lambda 2\,\lambda 1\, e^{(2\,I\,\lambda 3\,L+2\,I\,\lambda 2\,L2-2\,I\,\lambda 2\,L1)}-\rho 3\, Vp3\,\omega\,(e^{(I\,\lambda 3\,L2)})^2\,\lambda 2\,\lambda 1$$
$$-\rho 3\, Vp3\,\omega\,(e^{(I\,\lambda 3\,L2)})^2\,\lambda 3\,\lambda 1-(e^{(I\,\lambda 3\,L2)})^2\,\lambda 3\, EH\,\lambda 2\,\lambda 1-\rho 3\, Vp3\,\omega\,(e^{(I\,\lambda 3\,L2)})^2\,\lambda 2^2$$
$$-\rho 3\, Vp3\,\omega\,(e^{(I\,\lambda 3\,L2)})^2\,\lambda 3\,\lambda 2-(e^{(I\,\lambda 3\,L2)})^2\,\lambda 3^2\, EH\,\lambda 1-(e^{(I\,\lambda 3\,L2)})^2\,\lambda 3^2\, EH\,\lambda 2$$
$$-(e^{(I\,\lambda 3\,L2)})^2\,\lambda 3\, EH\,\lambda 2^2+\rho 3\, Vp3\,\omega\,\lambda 3\,\lambda 1\, e^{(2\,I\,\lambda 3\,L2+2\,I\,\lambda 2\,L2-2\,I\,\lambda 2\,L1)}$$
$$+\rho 3\, Vp3\,\omega\,\lambda 3\,\lambda 1\, e^{(2\,I\,\lambda 3\,L+2\,I\,\lambda 2\,L2-2\,I\,\lambda 2\,L1)}+\rho 3\, Vp3\,\omega\,(e^{(I\,\lambda 3\,L)})^2\,\lambda 2^2$$
$$+\rho 3\, Vp3\,\omega\,(e^{(I\,\lambda 3\,L)})^2\,\lambda 2\,\lambda 1-\rho 3\, Vp3\,\omega\,(e^{(I\,\lambda 3\,L)})^2\,\lambda 3\,\lambda 1$$
$$-\rho 3\, Vp3\,\omega\,(e^{(I\,\lambda 3\,L)})^2\,\lambda 3\,\lambda 2-\lambda 3\,(e^{(I\,\lambda 3\,L)})^2\, EH\,\lambda 2\,\lambda 1-\lambda 3\,(e^{(I\,\lambda 3\,L)})^2\, EH\,\lambda 2^2$$
$$-\lambda 3\, EH\,\lambda 2\,\lambda 1\, e^{(2\,I\,\lambda 3\,L2+2\,I\,\lambda 2\,L2-2\,I\,\lambda 2\,L1)})\Big/(EH\, A\,\lambda 1\,($$
$$-\rho 3\, Vp3\,\omega\,\lambda 2\,\lambda 1\, e^{(2\,I\,\lambda 3\,L2+2\,I\,\lambda 2\,L2-2\,I\,\lambda 2\,L1)}+\rho 3\, Vp3\,\omega\,\lambda 2\,\lambda 1\, e^{(2\,I\,\lambda 3\,L2+2\,I\,\lambda 1\,L1)}$$
$$-\lambda 3\, EH\,\lambda 2\,\lambda 1\, e^{(2\,I\,\lambda 3\,L+2\,I\,\lambda 2\,L2-2\,I\,\lambda 2\,L1)}-\rho 3\, Vp3\,\omega\,\lambda 2^2\, e^{(2\,I\,\lambda 3\,L2+2\,I\,\lambda 1\,L1)}$$
$$-\lambda 3^2\, EH\,\lambda 1\, e^{(2\,I\,\lambda 3\,L+2\,I\,\lambda 1\,L1)}+\lambda 3^2\, EH\,\lambda 1\, e^{(2\,I\,\lambda 3\,L+2\,I\,\lambda 2\,L2-2\,I\,\lambda 2\,L1+2\,I\,\lambda 1\,L1)}$$
$$+\lambda 3\, EH\,\lambda 2^2\, e^{(2\,I\,\lambda 3\,L2+2\,I\,\lambda 2\,L2-2\,I\,\lambda 2\,L1)}-\lambda 3^2\, EH\,\lambda 1\, e^{(2\,I\,\lambda 3\,L+2\,I\,\lambda 2\,L2-2\,I\,\lambda 2\,L1)}$$
$$+\lambda 3\, EH\,\lambda 2^2\, e^{(2\,I\,\lambda 3\,L2+2\,I\,\lambda 2\,L2-2\,I\,\lambda 2\,L1+2\,I\,\lambda 1\,L1)}$$
$$-\rho 3\, Vp3\,\omega\,\lambda 3\,\lambda 2\, e^{(2\,I\,\lambda 3\,L2+2\,I\,\lambda 2\,L2-2\,I\,\lambda 2\,L1)}$$
$$+\lambda 3\, EH\,\lambda 2\,\lambda 1\, e^{(2\,I\,\lambda 3\,L+2\,I\,\lambda 2\,L2-2\,I\,\lambda 2\,L1+2\,I\,\lambda 1\,L1)}$$
$$-\rho 3\, Vp3\,\omega\,\lambda 2^2\, e^{(2\,I\,\lambda 3\,L+2\,I\,\lambda 2\,L2-2\,I\,\lambda 2\,L1+2\,I\,\lambda 1\,L1)}$$
$$-\rho 3\, Vp3\,\omega\,\lambda 3\,\lambda 2\, e^{(2\,I\,\lambda 3\,L2+2\,I\,\lambda 2\,L2-2\,I\,\lambda 2\,L1+2\,I\,\lambda 1\,L1)}$$
$$-\rho 3\, Vp3\,\omega\,\lambda 3\,\lambda 2\, e^{(2\,I\,\lambda 3\,L2+2\,I\,\lambda 1\,L1)}-\lambda 3^2\, EH\,\lambda 2\, e^{(2\,I\,\lambda 3\,L2+2\,I\,\lambda 2\,L2-2\,I\,\lambda 2\,L1)}$$
$$+\rho 3\, Vp3\,\omega\,\lambda 3\,\lambda 1\, e^{(2\,I\,\lambda 3\,L+2\,I\,\lambda 1\,L1)}$$
$$-\rho 3\, Vp3\,\omega\,\lambda 3\,\lambda 2\, e^{(2\,I\,\lambda 3\,L+2\,I\,\lambda 2\,L2-2\,I\,\lambda 2\,L1+2\,I\,\lambda 1\,L1)}$$
$$-\rho 3\, Vp3\,\omega\,\lambda 2^2\, e^{(2\,I\,\lambda 3\,L+2\,I\,\lambda 2\,L2-2\,I\,\lambda 2\,L1)}+\rho 3\, Vp3\,\omega\,\lambda 2^2\, e^{(2\,I\,\lambda 3\,L2+2\,I\,\lambda 2\,L2-2\,I\,\lambda 2\,L1)}$$
$$-\rho 3\, Vp3\,\omega\,\lambda 3\,\lambda 1\, e^{(2\,I\,\lambda 3\,L2+2\,I\,\lambda 2\,L2-2\,I\,\lambda 2\,L1+2\,I\,\lambda 1\,L1)}$$
$$-\lambda 3^2\, EH\,\lambda 1\, e^{(2\,I\,\lambda 3\,L2+2\,I\,\lambda 2\,L2-2\,I\,\lambda 2\,L1+2\,I\,\lambda 1\,L1)}$$
$$-\rho 3\, Vp3\,\omega\,\lambda 3\,\lambda 2\, e^{(2\,I\,\lambda 3\,L+2\,I\,\lambda 2\,L2-2\,I\,\lambda 2\,L1)}$$
$$-\rho 3\, Vp3\,\omega\,\lambda 2\,\lambda 1\, e^{(2\,I\,\lambda 3\,L+2\,I\,\lambda 2\,L2-2\,I\,\lambda 2\,L1+2\,I\,\lambda 1\,L1)}+\lambda 3^2\, EH\,\lambda 2\, e^{(2\,I\,\lambda 3\,L+2\,I\,\lambda 1\,L1)}$$

$$
\begin{aligned}
&- \rho 3\ Vp3\ \omega\ \lambda 3\ \lambda 1\ e^{(2\,I\,\lambda 3\,L + 2\,I\,\lambda 2\,L2 - 2\,I\,\lambda 2\,L1 + 2\,I\,\lambda 1\,L1)} + \rho 3\ Vp3\ \omega\ \lambda 2^2\ e^{(2\,I\,\lambda 3\,L + 2\,I\,\lambda 1\,L1)} \\
&- \lambda 3\ EH\ \lambda 2^2\ e^{(2\,I\,\lambda 3\,L + 2\,I\,\lambda 1\,L1)} + \rho 3\ Vp3\ \omega\ \lambda 3\ \lambda 1\ e^{(2\,I\,\lambda 3\,L2 + 2\,I\,\lambda 1\,L1)} \\
&+ \rho 3\ Vp3\ \omega\ \lambda 2\ \lambda 1\ e^{(2\,I\,\lambda 3\,L2 + 2\,I\,\lambda 2\,L2 - 2\,I\,\lambda 2\,L1 + 2\,I\,\lambda 1\,L1)} + \lambda 3\ EH\ \lambda 2\ \lambda 1\ e^{(2\,I\,\lambda 3\,L + 2\,I\,\lambda 1\,L1)} \\
&+ \rho 3\ Vp3\ \omega\ \lambda 2^2\ e^{(2\,I\,\lambda 3\,L2 + 2\,I\,\lambda 2\,L2 - 2\,I\,\lambda 2\,L1 + 2\,I\,\lambda 1\,L1)} \\
&- \lambda 3^2\ EH\ \lambda 2\ e^{(2\,I\,\lambda 3\,L2 + 2\,I\,\lambda 2\,L2 - 2\,I\,\lambda 2\,L1 + 2\,I\,\lambda 1\,L1)} \\
&+ \lambda 3^2\ EH\ \lambda 2\ e^{(2\,I\,\lambda 3\,L + 2\,I\,\lambda 2\,L2 - 2\,I\,\lambda 2\,L1)} + \lambda 3\ EH\ \lambda 2^2\ e^{(2\,I\,\lambda 3\,L + 2\,I\,\lambda 2\,L2 - 2\,I\,\lambda 2\,L1)} \\
&+ \lambda 3^2\ (e^{(I\,\lambda 3\,L)})^2\ EH\ \lambda 1 + \lambda 3^2\ (e^{(I\,\lambda 3\,L)})^2\ EH\ \lambda 2 \\
&+ \lambda 3^2\ EH\ \lambda 1\ e^{(2\,I\,\lambda 3\,L2 + 2\,I\,\lambda 2\,L2 - 2\,I\,\lambda 2\,L1)} + \rho 3\ Vp3\ \omega\ \lambda 2\ \lambda 1\ e^{(2\,I\,\lambda 3\,L + 2\,I\,\lambda 2\,L2 - 2\,I\,\lambda 2\,L1)} \\
&- \rho 3\ Vp3\ \omega\ (e^{(I\,\lambda 3\,L2)})^2\ \lambda 2\ \lambda 1 - \rho 3\ Vp3\ \omega\ (e^{(I\,\lambda 3\,L2)})^2\ \lambda 3\ \lambda 1 \\
&- (e^{(I\,\lambda 3\,L2)})^2\ \lambda 3\ EH\ \lambda 2\ \lambda 1 - \rho 3\ Vp3\ \omega\ (e^{(I\,\lambda 3\,L2)})^2\ \lambda 2^2 - \rho 3\ Vp3\ \omega\ (e^{(I\,\lambda 3\,L2)})^2\ \lambda 3\ \lambda 2 \\
&- (e^{(I\,\lambda 3\,L2)})^2\ \lambda 3^2\ EH\ \lambda 1 - (e^{(I\,\lambda 3\,L2)})^2\ \lambda 3^2\ EH\ \lambda 2 - (e^{(I\,\lambda 3\,L2)})^2\ \lambda 3\ EH\ \lambda 2^2 \\
&+ \rho 3\ Vp3\ \omega\ \lambda 3\ \lambda 1\ e^{(2\,I\,\lambda 3\,L2 + 2\,I\,\lambda 2\,L2 - 2\,I\,\lambda 2\,L1)} \\
&+ \rho 3\ Vp3\ \omega\ \lambda 3\ \lambda 1\ e^{(2\,I\,\lambda 3\,L + 2\,I\,\lambda 2\,L2 - 2\,I\,\lambda 2\,L1)} \\
&+ \lambda 3\ EH\ \lambda 2^2\ e^{(2\,I\,\lambda 3\,L + 2\,I\,\lambda 2\,L2 - 2\,I\,\lambda 2\,L1 + 2\,I\,\lambda 1\,L1)} - \lambda 3^2\ EH\ \lambda 2\ e^{(2\,I\,\lambda 3\,L2 + 2\,I\,\lambda 1\,L1)} \\
&+ \rho 3\ Vp3\ \omega\ (e^{(I\,\lambda 3\,L)})^2\ \lambda 2^2 + \rho 3\ Vp3\ \omega\ (e^{(I\,\lambda 3\,L)})^2\ \lambda 2\ \lambda 1 \\
&- \rho 3\ Vp3\ \omega\ (e^{(I\,\lambda 3\,L)})^2\ \lambda 3\ \lambda 1 - \rho 3\ Vp3\ \omega\ (e^{(I\,\lambda 3\,L)})^2\ \lambda 3\ \lambda 2 - \lambda 3\ (e^{(I\,\lambda 3\,L)})^2\ EH\ \lambda 2\ \lambda 1 \\
&- \lambda 3\ (e^{(I\,\lambda 3\,L)})^2\ EH\ \lambda 2^2 - \lambda 3\ EH\ \lambda 2\ \lambda 1\ e^{(2\,I\,\lambda 3\,L2 + 2\,I\,\lambda 2\,L2 - 2\,I\,\lambda 2\,L1)} \\
&+ \lambda 3^2\ EH\ \lambda 2\ e^{(2\,I\,\lambda 3\,L + 2\,I\,\lambda 2\,L2 - 2\,I\,\lambda 2\,L1 + 2\,I\,\lambda 1\,L1)} - \lambda 3\ EH\ \lambda 2^2\ e^{(2\,I\,\lambda 3\,L2 + 2\,I\,\lambda 1\,L1)} \\
&+ \lambda 3^2\ EH\ \lambda 1\ e^{(2\,I\,\lambda 3\,L2 + 2\,I\,\lambda 1\,L1)} - \rho 3\ Vp3\ \omega\ \lambda 2\ \lambda 1\ e^{(2\,I\,\lambda 3\,L + 2\,I\,\lambda 1\,L1)} \\
&+ \lambda 3\ EH\ \lambda 2\ \lambda 1\ e^{(2\,I\,\lambda 3\,L2 + 2\,I\,\lambda 2\,L2 - 2\,I\,\lambda 2\,L1 + 2\,I\,\lambda 1\,L1)} + \lambda 3\ EH\ \lambda 2\ \lambda 1\ e^{(2\,I\,\lambda 3\,L2 + 2\,I\,\lambda 1\,L1)} \\
&- \rho 3\ Vp3\ \omega\ \lambda 3\ \lambda 2\ e^{(2\,I\,\lambda 3\,L + 2\,I\,\lambda 1\,L1)})))
\end{aligned}
$$

$$
\begin{aligned}
A2 := \mathrm{simplify}(&- I\,(-\rho 3\ Vp3\ \omega\ \lambda 2\ \lambda 1\ e^{(2\,I\,\lambda 3\,L2 + 2\,I\,\lambda 2\,L2 - 2\,I\,\lambda 2\,L1)} \\
&- \lambda 3\ EH\ \lambda 2\ \lambda 1\ e^{(2\,I\,\lambda 3\,L + 2\,I\,\lambda 2\,L2 - 2\,I\,\lambda 2\,L1)} - \lambda 3\ EH\ \lambda 2^2\ e^{(2\,I\,\lambda 3\,L2 + 2\,I\,\lambda 2\,L2 - 2\,I\,\lambda 2\,L1)} \\
&- \lambda 3^2\ EH\ \lambda 1\ e^{(2\,I\,\lambda 3\,L + 2\,I\,\lambda 2\,L2 - 2\,I\,\lambda 2\,L1)} + \rho 3\ Vp3\ \omega\ \lambda 3\ \lambda 2\ e^{(2\,I\,\lambda 3\,L2 + 2\,I\,\lambda 2\,L2 - 2\,I\,\lambda 2\,L1)} \\
&+ \lambda 3^2\ EH\ \lambda 2\ e^{(2\,I\,\lambda 3\,L2 + 2\,I\,\lambda 2\,L2 - 2\,I\,\lambda 2\,L1)} + \rho 3\ Vp3\ \omega\ \lambda 2^2\ e^{(2\,I\,\lambda 3\,L + 2\,I\,\lambda 2\,L2 - 2\,I\,\lambda 2\,L1)} \\
&- \rho 3\ Vp3\ \omega\ \lambda 2^2\ e^{(2\,I\,\lambda 3\,L2 + 2\,I\,\lambda 2\,L2 - 2\,I\,\lambda 2\,L1)} \\
&+ \rho 3\ Vp3\ \omega\ \lambda 3\ \lambda 2\ e^{(2\,I\,\lambda 3\,L + 2\,I\,\lambda 2\,L2 - 2\,I\,\lambda 2\,L1)} - \lambda 3^2\ EH\ \lambda 2\ e^{(2\,I\,\lambda 3\,L + 2\,I\,\lambda 2\,L2 - 2\,I\,\lambda 2\,L1)}
\end{aligned}
$$

$$
\begin{aligned}
&-\lambda 3\, EH\, \lambda 2^2\, e^{(2\,I\,\lambda 3\,L+2\,I\,\lambda 2\,L2-2\,I\,\lambda 2\,L1)}+\lambda 3^2\,(e^{(I\,\lambda 3\,L)})^2\, EH\,\lambda 1\\
&-\lambda 3^2\,(e^{(I\,\lambda 3\,L)})^2\, EH\,\lambda 2+\lambda 3^2\, EH\,\lambda 1\, e^{(2\,I\,\lambda 3\,L2+2\,I\,\lambda 2\,L2-2\,I\,\lambda 2\,L1)}\\
&+\rho 3\, Vp3\,\omega\,\lambda 2\,\lambda 1\, e^{(2\,I\,\lambda 3\,L+2\,I\,\lambda 2\,L2-2\,I\,\lambda 2\,L1)}-\rho 3\, Vp3\,\omega\,(e^{(I\,\lambda 3\,L2)})^2\,\lambda 2\,\lambda 1\\
&-\rho 3\, Vp3\,\omega\,(e^{(I\,\lambda 3\,L2)})^2\,\lambda 3\,\lambda 1-(e^{(I\,\lambda 3\,L2)})^2\,\lambda 3\, EH\,\lambda 2\,\lambda 1+\rho 3\, Vp3\,\omega\,(e^{(I\,\lambda 3\,L2)})^2\,\lambda 2^2\\
&+\rho 3\, Vp3\,\omega\,(e^{(I\,\lambda 3\,L2)})^2\,\lambda 3\,\lambda 2-(e^{(I\,\lambda 3\,L2)})^2\,\lambda 3^2\, EH\,\lambda 1+(e^{(I\,\lambda 3\,L2)})^2\,\lambda 3^2\, EH\,\lambda 2\\
&+(e^{(I\,\lambda 3\,L2)})^2\,\lambda 3\, EH\,\lambda 2^2+\rho 3\, Vp3\,\omega\,\lambda 3\,\lambda 1\, e^{(2\,I\,\lambda 3\,L2+2\,I\,\lambda 2\,L2-2\,I\,\lambda 2\,L1)}\\
&+\rho 3\, Vp3\,\omega\,\lambda 3\,\lambda 1\, e^{(2\,I\,\lambda 3\,L+2\,I\,\lambda 2\,L2-2\,I\,\lambda 2\,L1)}-\rho 3\, Vp3\,\omega\,(e^{(I\,\lambda 3\,L)})^2\,\lambda 2^2\\
&+\rho 3\, Vp3\,\omega\,(e^{(I\,\lambda 3\,L)})^2\,\lambda 2\,\lambda 1-\rho 3\, Vp3\,\omega\,(e^{(I\,\lambda 3\,L)})^2\,\lambda 3\,\lambda 1\\
&+\rho 3\, Vp3\,\omega\,(e^{(I\,\lambda 3\,L)})^2\,\lambda 3\,\lambda 2-\lambda 3\,(e^{(I\,\lambda 3\,L)})^2\, EH\,\lambda 2\,\lambda 1+\lambda 3\,(e^{(I\,\lambda 3\,L)})^2\, EH\,\lambda 2^2\\
&-\lambda 3\, EH\,\lambda 2\,\lambda 1\, e^{(2\,I\,\lambda 3\,L2+2\,I\,\lambda 2\,L2-2\,I\,\lambda 2\,L1)})\, F\,(e^{(I\,\lambda 1\,L1)})^2 \Big/ (EH\, A\,\lambda 1\,(\\
&-\rho 3\, Vp3\,\omega\,\lambda 2\,\lambda 1\, e^{(2\,I\,\lambda 3\,L2+2\,I\,\lambda 2\,L2-2\,I\,\lambda 2\,L1)}+\rho 3\, Vp3\,\omega\,\lambda 2\,\lambda 1\, e^{(2\,I\,\lambda 3\,L2+2\,I\,\lambda 1\,L1)}\\
&-\lambda 3\, EH\,\lambda 2\,\lambda 1\, e^{(2\,I\,\lambda 3\,L+2\,I\,\lambda 2\,L2-2\,I\,\lambda 2\,L1)}-\rho 3\, Vp3\,\omega\,\lambda 2^2\, e^{(2\,I\,\lambda 3\,L2+2\,I\,\lambda 1\,L1)}\\
&-\lambda 3^2\, EH\,\lambda 1\, e^{(2\,I\,\lambda 3\,L+2\,I\,\lambda 1\,L1)}+\lambda 3^2\, EH\,\lambda 1\, e^{(2\,I\,\lambda 3\,L+2\,I\,\lambda 2\,L2-2\,I\,\lambda 2\,L1+2\,I\,\lambda 1\,L1)}\\
&+\lambda 3\, EH\,\lambda 2^2\, e^{(2\,I\,\lambda 3\,L2+2\,I\,\lambda 2\,L2-2\,I\,\lambda 2\,L1)}-\lambda 3^2\, EH\,\lambda 1\, e^{(2\,I\,\lambda 3\,L+2\,I\,\lambda 2\,L2-2\,I\,\lambda 2\,L1)}\\
&+\lambda 3\, EH\,\lambda 2^2\, e^{(2\,I\,\lambda 3\,L2+2\,I\,\lambda 2\,L2-2\,I\,\lambda 2\,L1+2\,I\,\lambda 1\,L1)}\\
&-\rho 3\, Vp3\,\omega\,\lambda 3\,\lambda 2\, e^{(2\,I\,\lambda 3\,L2+2\,I\,\lambda 2\,L2-2\,I\,\lambda 2\,L1)}\\
&+\lambda 3\, EH\,\lambda 2\,\lambda 1\, e^{(2\,I\,\lambda 3\,L+2\,I\,\lambda 2\,L2-2\,I\,\lambda 2\,L1+2\,I\,\lambda 1\,L1)}\\
&-\rho 3\, Vp3\,\omega\,\lambda 2^2\, e^{(2\,I\,\lambda 3\,L+2\,I\,\lambda 2\,L2-2\,I\,\lambda 2\,L1+2\,I\,\lambda 1\,L1)}\\
&-\rho 3\, Vp3\,\omega\,\lambda 3\,\lambda 2\, e^{(2\,I\,\lambda 3\,L2+2\,I\,\lambda 2\,L2-2\,I\,\lambda 2\,L1+2\,I\,\lambda 1\,L1)}\\
&-\rho 3\, Vp3\,\omega\,\lambda 3\,\lambda 2\, e^{(2\,I\,\lambda 3\,L2+2\,I\,\lambda 1\,L1)}-\lambda 3^2\, EH\,\lambda 2\, e^{(2\,I\,\lambda 3\,L2+2\,I\,\lambda 2\,L2-2\,I\,\lambda 2\,L1)}\\
&+\rho 3\, Vp3\,\omega\,\lambda 3\,\lambda 1\, e^{(2\,I\,\lambda 3\,L+2\,I\,\lambda 1\,L1)}\\
&-\rho 3\, Vp3\,\omega\,\lambda 3\,\lambda 2\, e^{(2\,I\,\lambda 3\,L+2\,I\,\lambda 2\,L2-2\,I\,\lambda 2\,L1+2\,I\,\lambda 1\,L1)}\\
&-\rho 3\, Vp3\,\omega\,\lambda 2^2\, e^{(2\,I\,\lambda 3\,L+2\,I\,\lambda 2\,L2-2\,I\,\lambda 2\,L1)}+\rho 3\, Vp3\,\omega\,\lambda 2^2\, e^{(2\,I\,\lambda 3\,L2+2\,I\,\lambda 2\,L2-2\,I\,\lambda 2\,L1)}\\
&-\rho 3\, Vp3\,\omega\,\lambda 3\,\lambda 1\, e^{(2\,I\,\lambda 3\,L2+2\,I\,\lambda 2\,L2-2\,I\,\lambda 2\,L1+2\,I\,\lambda 1\,L1)}\\
&-\lambda 3^2\, EH\,\lambda 1\, e^{(2\,I\,\lambda 3\,L2+2\,I\,\lambda 2\,L2-2\,I\,\lambda 2\,L1+2\,I\,\lambda 1\,L1)}\\
&-\rho 3\, Vp3\,\omega\,\lambda 3\,\lambda 2\, e^{(2\,I\,\lambda 3\,L+2\,I\,\lambda 2\,L2-2\,I\,\lambda 2\,L1)}\\
&-\rho 3\, Vp3\,\omega\,\lambda 2\,\lambda 1\, e^{(2\,I\,\lambda 3\,L+2\,I\,\lambda 2\,L2-2\,I\,\lambda 2\,L1+2\,I\,\lambda 1\,L1)}+\lambda 3^2\, EH\,\lambda 2\, e^{(2\,I\,\lambda 3\,L+2\,I\,\lambda 1\,L1)}
\end{aligned}
$$

$$
\begin{aligned}
&- \rho 3\ Vp3\ \omega\ \lambda 3\ \lambda 1\ e^{(2\,I\,\lambda 3\,L + 2\,I\,\lambda 2\,L2 - 2\,I\,\lambda 2\,L1 + 2\,I\,\lambda 1\,L1)} + \rho 3\ Vp3\ \omega\ \lambda 2^2\ e^{(2\,I\,\lambda 3\,L + 2\,I\,\lambda 1\,L1)} \\
&- \lambda 3\ EH\ \lambda 2^2\ e^{(2\,I\,\lambda 3\,L + 2\,I\,\lambda 1\,L1)} + \rho 3\ Vp3\ \omega\ \lambda 3\ \lambda 1\ e^{(2\,I\,\lambda 3\,L2 + 2\,I\,\lambda 1\,L1)} \\
&+ \rho 3\ Vp3\ \omega\ \lambda 2\ \lambda 1\ e^{(2\,I\,\lambda 3\,L2 + 2\,I\,\lambda 2\,L2 - 2\,I\,\lambda 2\,L1 + 2\,I\,\lambda 1\,L1)} + \lambda 3\ EH\ \lambda 2\ \lambda 1\ e^{(2\,I\,\lambda 3\,L + 2\,I\,\lambda 1\,L1)} \\
&+ \rho 3\ Vp3\ \omega\ \lambda 2^2\ e^{(2\,I\,\lambda 3\,L2 + 2\,I\,\lambda 2\,L2 - 2\,I\,\lambda 2\,L1 + 2\,I\,\lambda 1\,L1)} \\
&- \lambda 3^2\ EH\ \lambda 2\ e^{(2\,I\,\lambda 3\,L2 + 2\,I\,\lambda 2\,L2 - 2\,I\,\lambda 2\,L1 + 2\,I\,\lambda 1\,L1)} \\
&+ \lambda 3^2\ EH\ \lambda 2\ e^{(2\,I\,\lambda 3\,L + 2\,I\,\lambda 2\,L2 - 2\,I\,\lambda 2\,L1)} + \lambda 3\ EH\ \lambda 2^2\ e^{(2\,I\,\lambda 3\,L + 2\,I\,\lambda 2\,L2 - 2\,I\,\lambda 2\,L1)} \\
&+ \lambda 3^2\ (e^{(I\,\lambda 3\,L)})^2\ EH\ \lambda 1 + \lambda 3^2\ (e^{(I\,\lambda 3\,L)})^2\ EH\ \lambda 2 \\
&+ \lambda 3^2\ EH\ \lambda 1\ e^{(2\,I\,\lambda 3\,L2 + 2\,I\,\lambda 2\,L2 - 2\,I\,\lambda 2\,L1)} + \rho 3\ Vp3\ \omega\ \lambda 2\ \lambda 1\ e^{(2\,I\,\lambda 3\,L + 2\,I\,\lambda 2\,L2 - 2\,I\,\lambda 2\,L1)} \\
&- \rho 3\ Vp3\ \omega\ (e^{(I\,\lambda 3\,L2)})^2\ \lambda 2\ \lambda 1 - \rho 3\ Vp3\ \omega\ (e^{(I\,\lambda 3\,L2)})^2\ \lambda 3\ \lambda 1 \\
&- (e^{(I\,\lambda 3\,L2)})^2\ \lambda 3\ EH\ \lambda 2\ \lambda 1 - \rho 3\ Vp3\ \omega\ (e^{(I\,\lambda 3\,L2)})^2\ \lambda 2^2 - \rho 3\ Vp3\ \omega\ (e^{(I\,\lambda 3\,L2)})^2\ \lambda 3\ \lambda 2 \\
&- (e^{(I\,\lambda 3\,L2)})^2\ \lambda 3^2\ EH\ \lambda 1 - (e^{(I\,\lambda 3\,L2)})^2\ \lambda 3^2\ EH\ \lambda 2 - (e^{(I\,\lambda 3\,L2)})^2\ \lambda 3\ EH\ \lambda 2^2 \\
&+ \rho 3\ Vp3\ \omega\ \lambda 3\ \lambda 1\ e^{(2\,I\,\lambda 3\,L2 + 2\,I\,\lambda 2\,L2 - 2\,I\,\lambda 2\,L1)} \\
&+ \rho 3\ Vp3\ \omega\ \lambda 3\ \lambda 1\ e^{(2\,I\,\lambda 3\,L + 2\,I\,\lambda 2\,L2 - 2\,I\,\lambda 2\,L1)} \\
&+ \lambda 3\ EH\ \lambda 2^2\ e^{(2\,I\,\lambda 3\,L + 2\,I\,\lambda 2\,L2 - 2\,I\,\lambda 2\,L1 + 2\,I\,\lambda 1\,L1)} - \lambda 3^2\ EH\ \lambda 2\ e^{(2\,I\,\lambda 3\,L2 + 2\,I\,\lambda 1\,L1)} \\
&+ \rho 3\ Vp3\ \omega\ (e^{(I\,\lambda 3\,L)})^2\ \lambda 2^2 + \rho 3\ Vp3\ \omega\ (e^{(I\,\lambda 3\,L)})^2\ \lambda 2\ \lambda 1 \\
&- \rho 3\ Vp3\ \omega\ (e^{(I\,\lambda 3\,L)})^2\ \lambda 3\ \lambda 1 - \rho 3\ Vp3\ \omega\ (e^{(I\,\lambda 3\,L)})^2\ \lambda 3\ \lambda 2 - \lambda 3\ (e^{(I\,\lambda 3\,L)})^2\ EH\ \lambda 2\ \lambda 1 \\
&- \lambda 3\ (e^{(I\,\lambda 3\,L)})^2\ EH\ \lambda 2^2 - \lambda 3\ EH\ \lambda 2\ \lambda 1\ e^{(2\,I\,\lambda 3\,L2 + 2\,I\,\lambda 2\,L2 - 2\,I\,\lambda 2\,L1)} \\
&+ \lambda 3^2\ EH\ \lambda 2\ e^{(2\,I\,\lambda 3\,L + 2\,I\,\lambda 2\,L2 - 2\,I\,\lambda 2\,L1 + 2\,I\,\lambda 1\,L1)} - \lambda 3\ EH\ \lambda 2^2\ e^{(2\,I\,\lambda 3\,L2 + 2\,I\,\lambda 1\,L1)} \\
&+ \lambda 3^2\ EH\ \lambda 1\ e^{(2\,I\,\lambda 3\,L2 + 2\,I\,\lambda 1\,L1)} - \rho 3\ Vp3\ \omega\ \lambda 2\ \lambda 1\ e^{(2\,I\,\lambda 3\,L + 2\,I\,\lambda 1\,L1)} \\
&+ \lambda 3\ EH\ \lambda 2\ \lambda 1\ e^{(2\,I\,\lambda 3\,L2 + 2\,I\,\lambda 2\,L2 - 2\,I\,\lambda 2\,L1 + 2\,I\,\lambda 1\,L1)} + \lambda 3\ EH\ \lambda 2\ \lambda 1\ e^{(2\,I\,\lambda 3\,L2 + 2\,I\,\lambda 1\,L1)} \\
&- \rho 3\ Vp3\ \omega\ \lambda 3\ \lambda 2\ e^{(2\,I\,\lambda 3\,L + 2\,I\,\lambda 1\,L1)})))
\end{aligned}
$$

Evaluando en la cabeza del pilote:

$$x := 0$$

$$u1 := (A1\ e^{(I\,\lambda 1\,x)} + A2\ e^{(-I\,\lambda 1\,x)})\ e^{(I\,\omega\,t)}$$

$$\omega := 2\,\pi\,f$$

$$C1 := 2\,\pi\,r\,\rho 1\ Vs1;\ C2 := 2\,\pi\,r\,\rho 2\ Vs2;\ C3 := 2\,\pi\,r\,\rho 3\ Vs3$$

$$k1 := \frac{2.75\ E1}{2\,(1+\nu 1)};\ k2 := \frac{2.75\ E2}{2\,(1+\nu 2)};\ k3 := \frac{2.75\ E3}{2\,(1+\nu 3)}$$

$$\lambda 1 := \sqrt{\frac{rhoH\ A\ \omega^2 - I\ C1\ \omega - k1}{EH\ A}}; \qquad \lambda 3 := \sqrt{\frac{rhoH\ A\ \omega^2 - I\ C3\ \omega - k3}{EH\ A}}$$

$$\lambda 2 := \sqrt{\frac{rhoH\ A\ \omega^2 - I\ C2\ \omega - k2}{EH\ A}};$$

donde rhoH es la densidad del hormigón, *C1*, *C2* y *C3* son las constantes de amortiguamiento viscoso, *k1, k2 y k3* son las constantes elásticas, *ρ1, ρ2 y ρ3* son las densidades, *E1, E2 y E3* son los módulos elásticos, ν1, ν2 y ν3 son los coeficientes de Poisson y Vs1, Vs2 y Vs3 son las velocidades de las ondas de corte de los estratos 1, 2 y 3 respectivamente.

APÉNDICE B

B.1 ENSAYOS DE SUELO EN LIMELETTE

Una extensa investigación del suelo se realizó como parte del proyecto de investigación, incluyendo ensayos in situ (CPT, PMT, SPT, DMT, SASW) y ensayos de laboratorio en muestras inalteradas.

Una vista general de los puntos de investigación del suelo está dada en la Figura B. 1, cuyas dimensiones se encuentran en metros. El nivel freático puede encontrarse a grandes profundidades (+/- 40 metros).

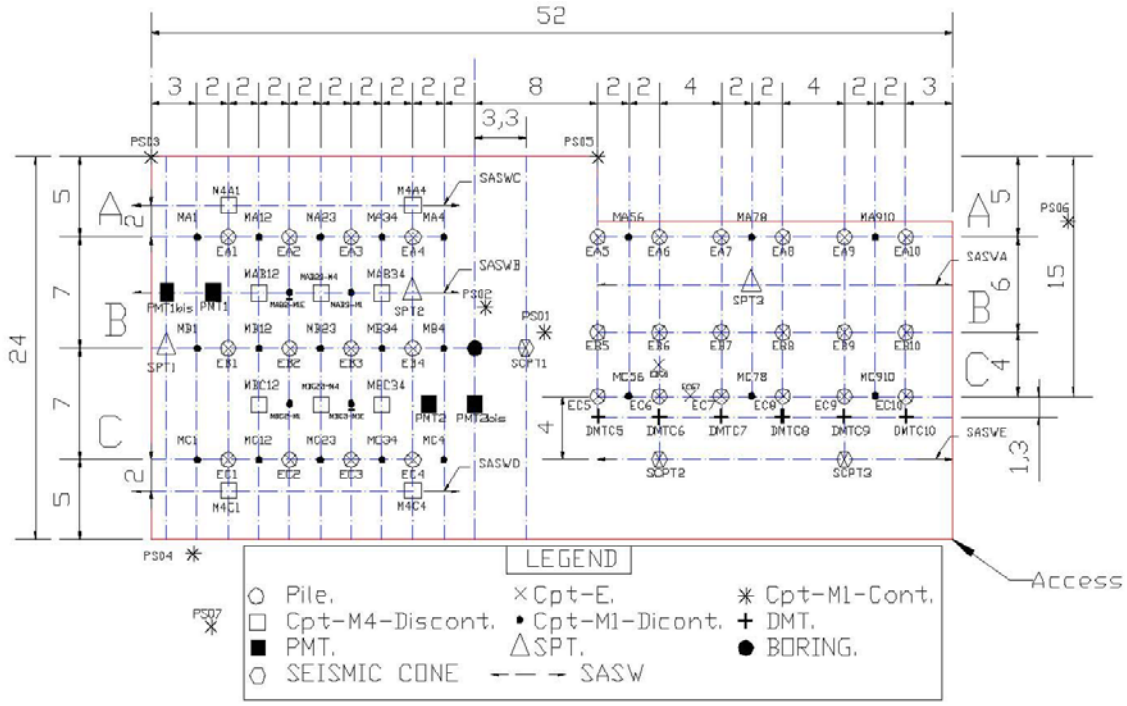


Figura B. 1 Investigación del Suelo – Sitio Limelette, Bélgica

Se realizaron en el sitio de estudio los siguientes ensayos de suelos:

- 32 CPT-E con cono eléctrico en el eje de cada pilote – penetración continua
- 21 CPT-M1 con cono mecánico M1 – penetración discontinua
- 7 CPT-M1 con cono mecánico M1 – penetración continua
- 8 CPT-M4 con cono mecánico M4 – penetración discontinua
- 6 DMT antes de la instalación de los pilotes
- 3 sondeos con ensayos PMT a 1 m
- 3 sondeos con ensayos SPT a 1.5 m
- Perfil de velocidades (v_s y v_p), basados en ensayos SASW y de refracción sísmica

Descripción General del suelo

0 – 0.40 m : relleno reciente
0.40 – 8 m : Limo arenoso o arena limosa Quaternaria
8 – 14 m : Arena Terciaria de Bruselas y/o Arena de Ledia

Se realizaron en laboratorio los siguientes ensayos de suelos:

- Ensayo triaxial CU a profundidades de 4.00 – 4.50 m , 7.00 – 7.50 m, y 10.00 – 10.50 m.
- Ensayo triaxial CD a profundidades de 4.00 – 4.50 m y 10.00 – 10.50 m.
- Distribución granulométrica a profundidades de 4.00 – 4.50 m (curva 12), 7.00 – 7.50 m (curva 21), y 10.00 – 10.50 m (curva 30)

Límites de Plasticidad y otros datos para muestras de suelos a profundidades de 4.00 – 4.50 m , 7.00 – 7.50 m, y 10.00 – 10.50 m: se resumen en la Tabla B. 1

Tabla B. 1 Límites de Plasticidad y otros datos

Profundidad de la muestra(m)	LL w_l	LP w_p	PI	Partículas <0.02 mm	Contenido Orgánico	Contenido de Carbón	Índice de Actividad
	%	%	-	%	%	%	
4.00-4.50	27,6	18,7	8,9	34,9	0,1	15,2	
7.00-7.50	30,2	15,0	15,2	21,6	0,1	4,1	0,8
10.00-10.50	23,4	20,7	2,7	7,0	0,0	1,7	

Ensayos DMT

En las Figuras B. 2 a B. 7 se presentan los resultados de los ensayos DMT realizados en los sondeos C5 a C10 respectivamente.

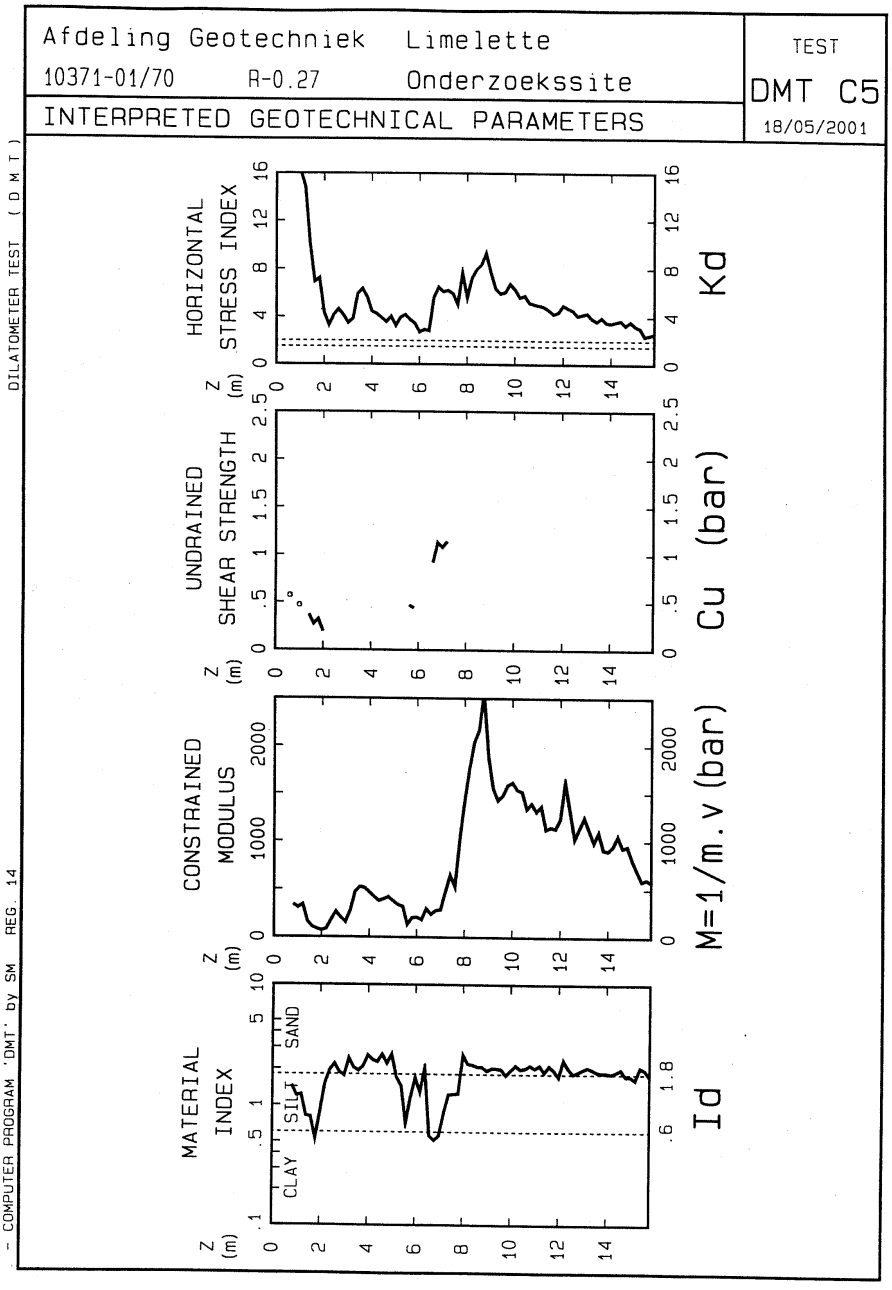


Figura B. 2 Ensayo DMT – C5

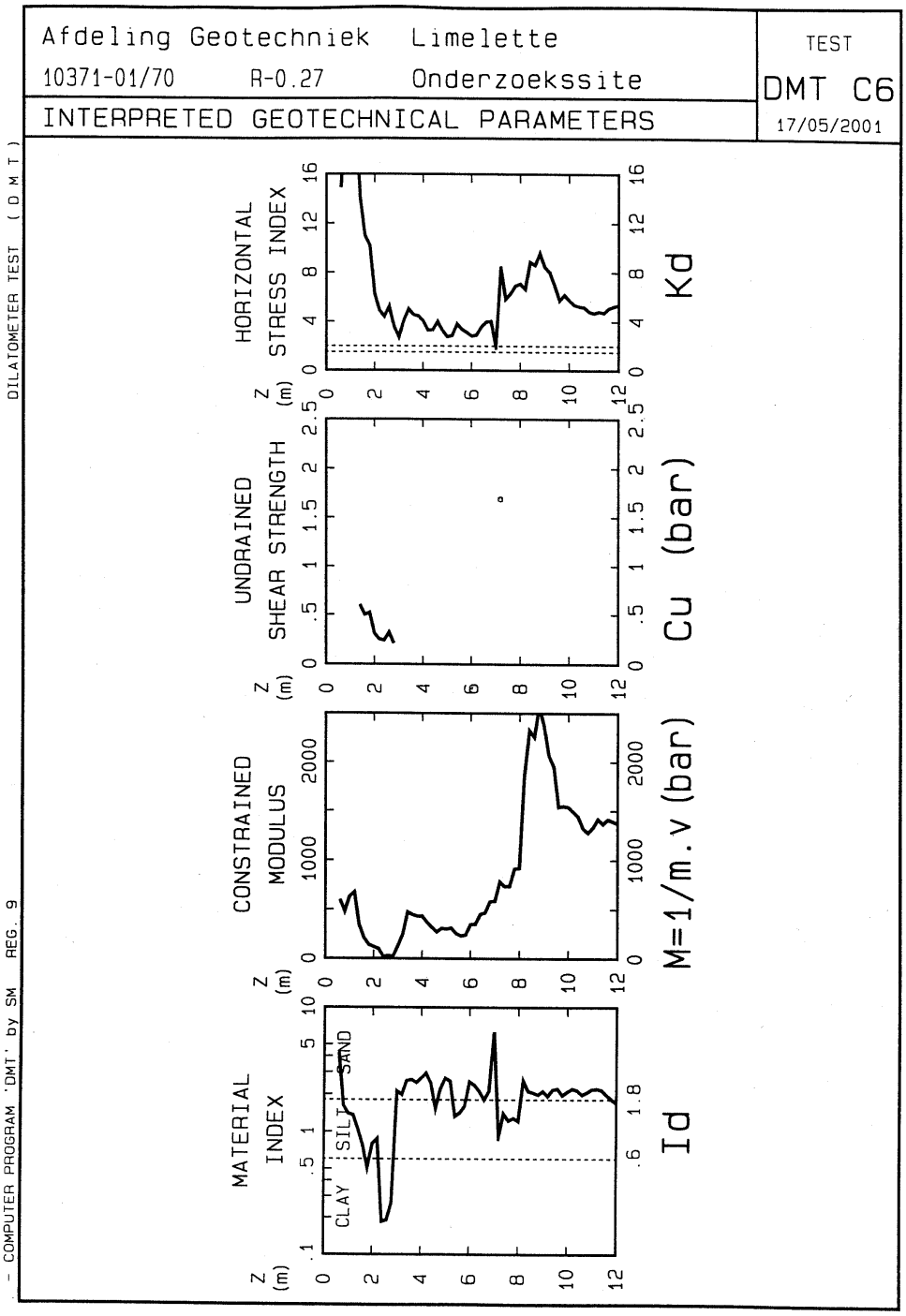


Figura B. 3 Ensayo DMT – C6

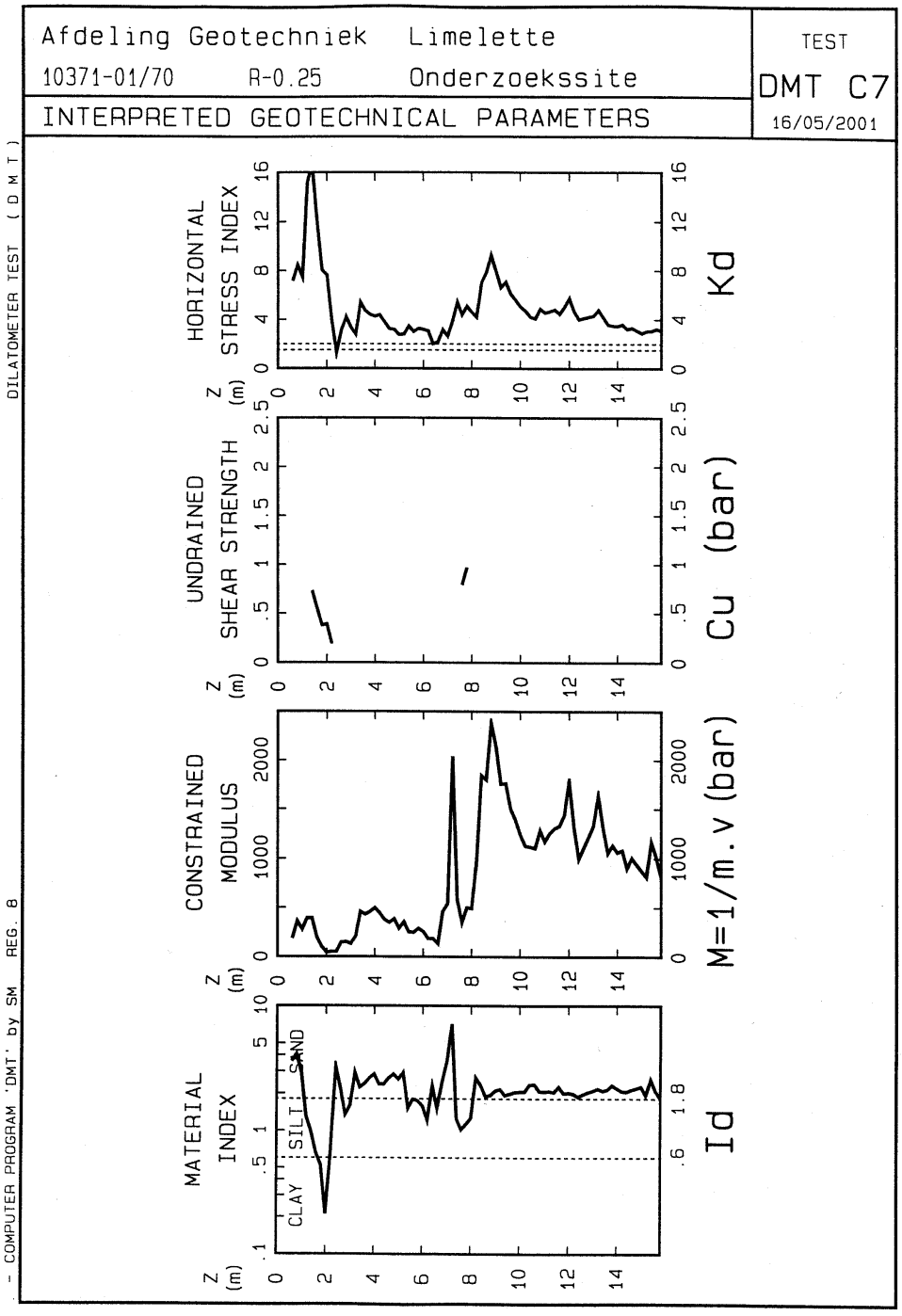


Figura B. 4 Ensayo DMT – C7

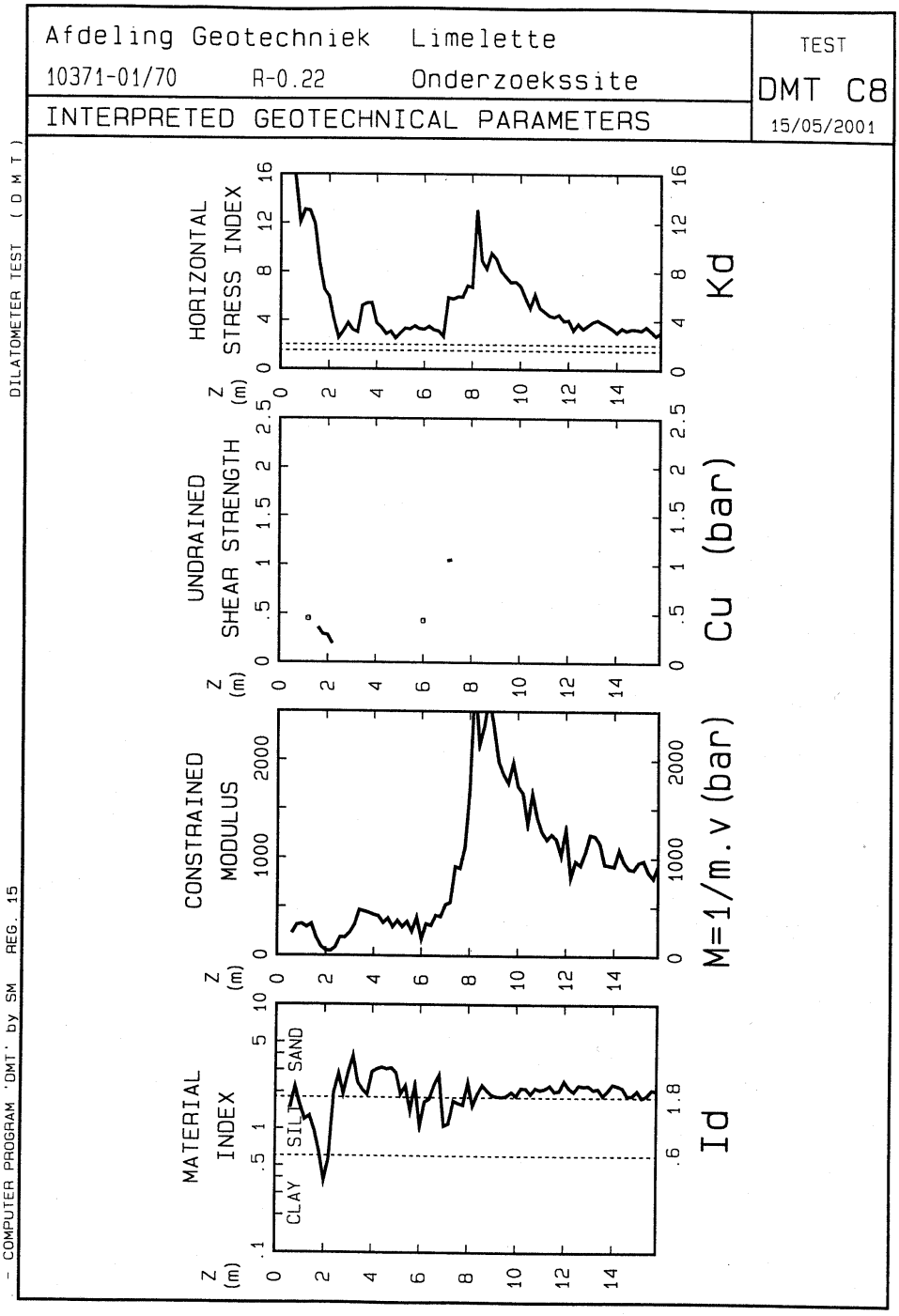


Figura B. 5 Ensayo DMT – C8

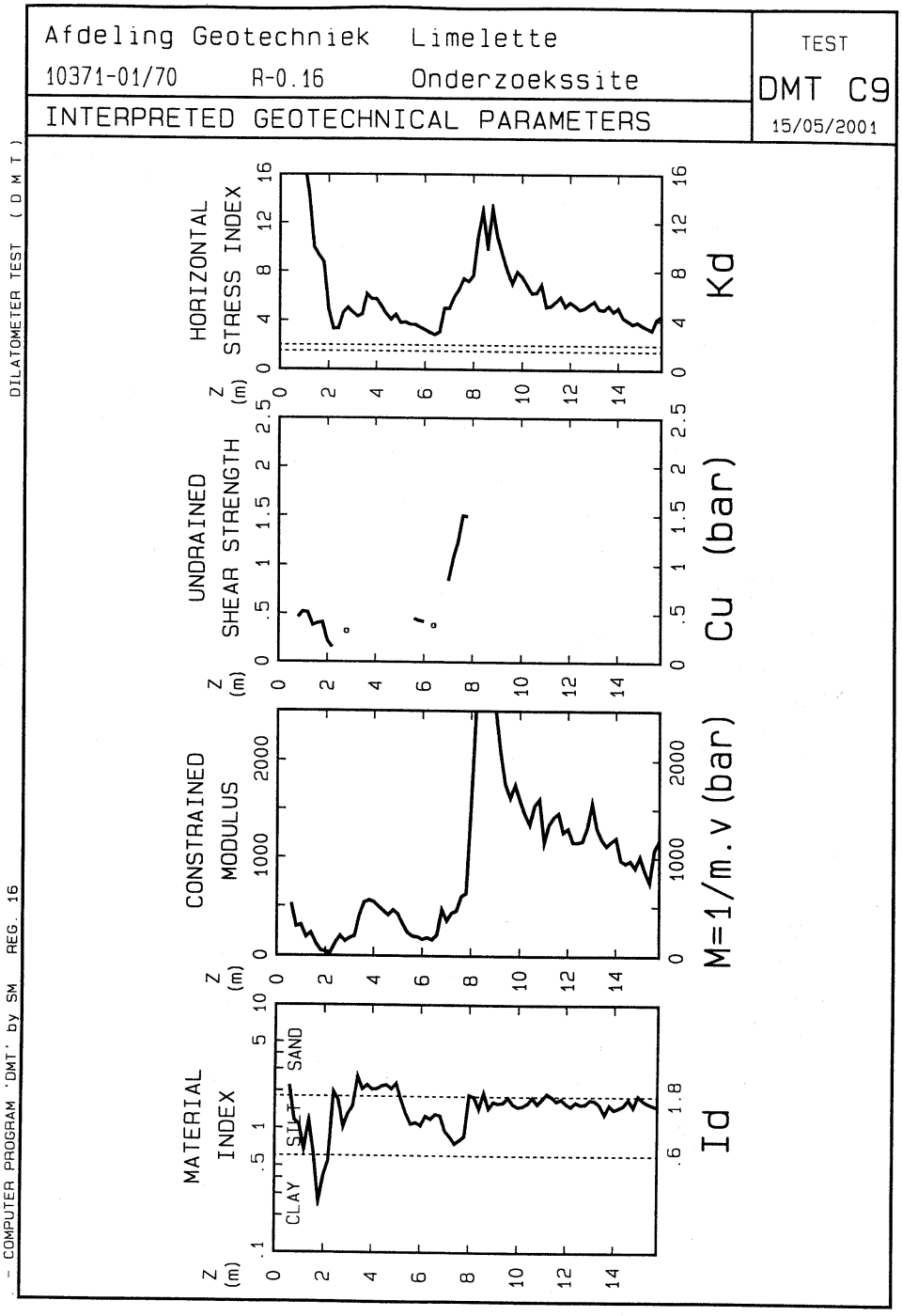


Figura B. 6 Ensayo DMT – C9

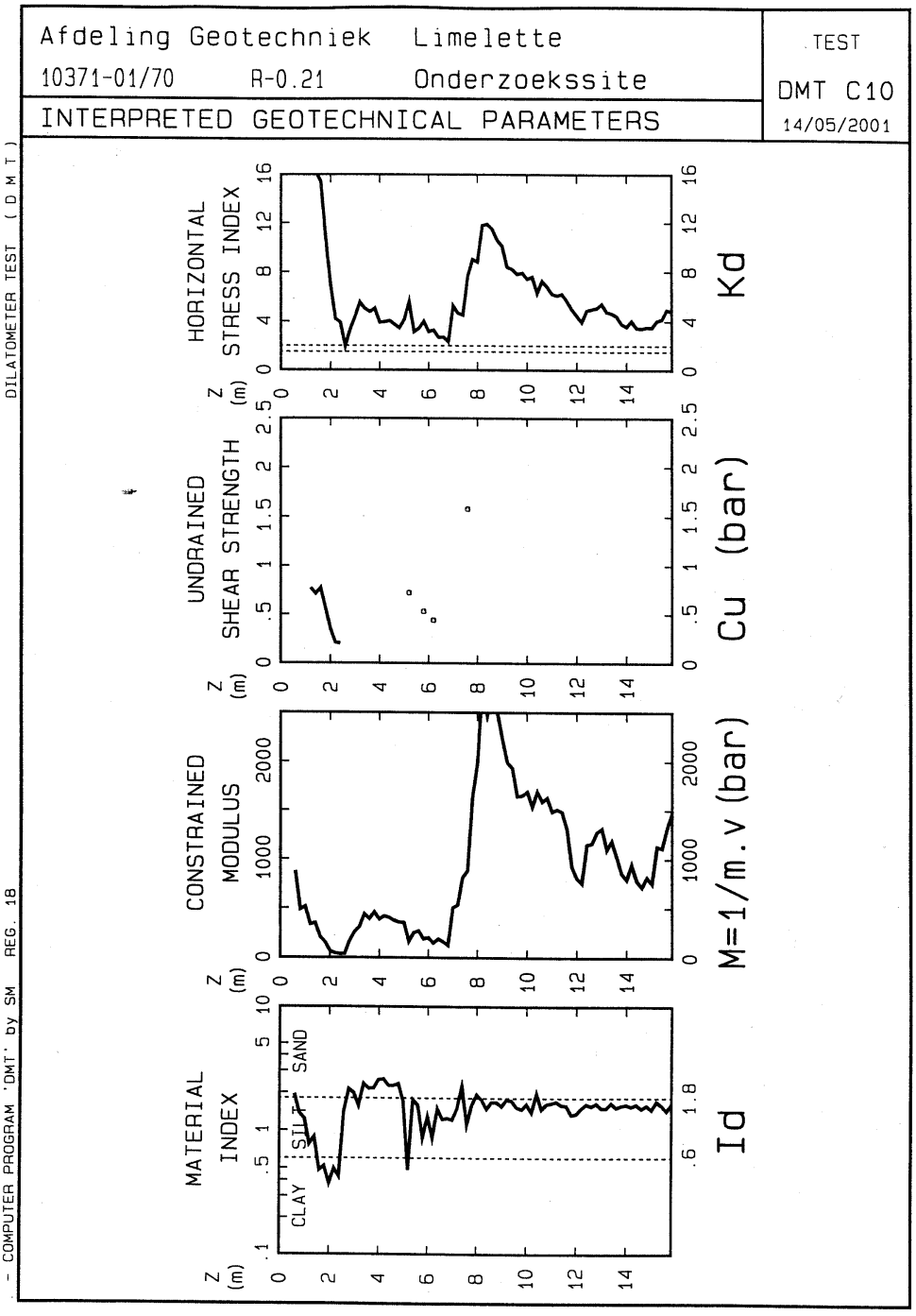


Figura B. 7 Ensayo DMT – C10

Granulometria

En la Figura B. 8 se presenta los resultados de los ensayos granulométricos realizados en el Sondeo B1.

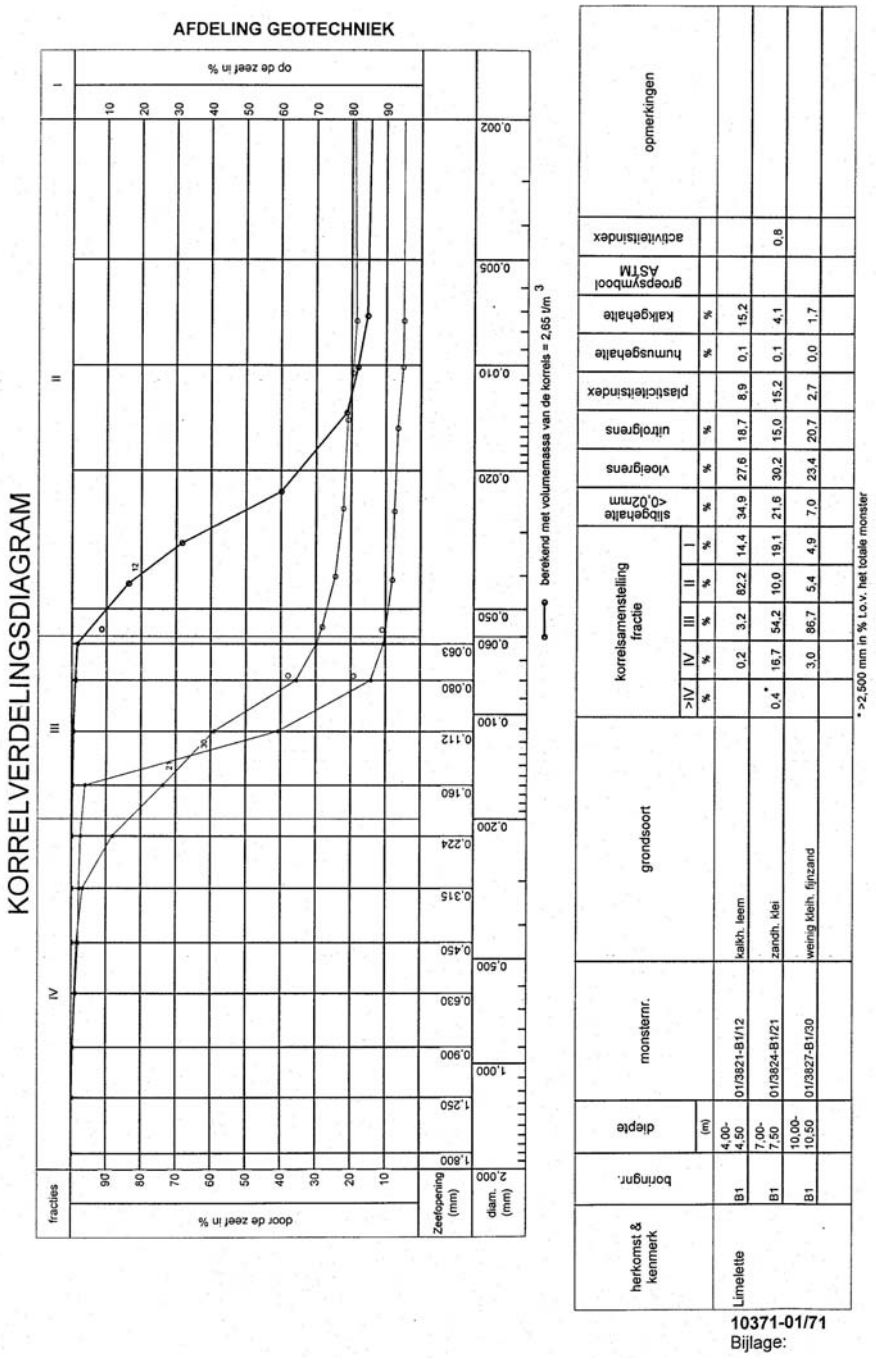


Figura B. 8 Granulometría del suelo en el Sondeo B1

Triaxial CD

En las Figuras B. 9 y B. 10 se presentan los resultados de los ensayos triaxial consolidado drenado realizados en el Sondeo B1.

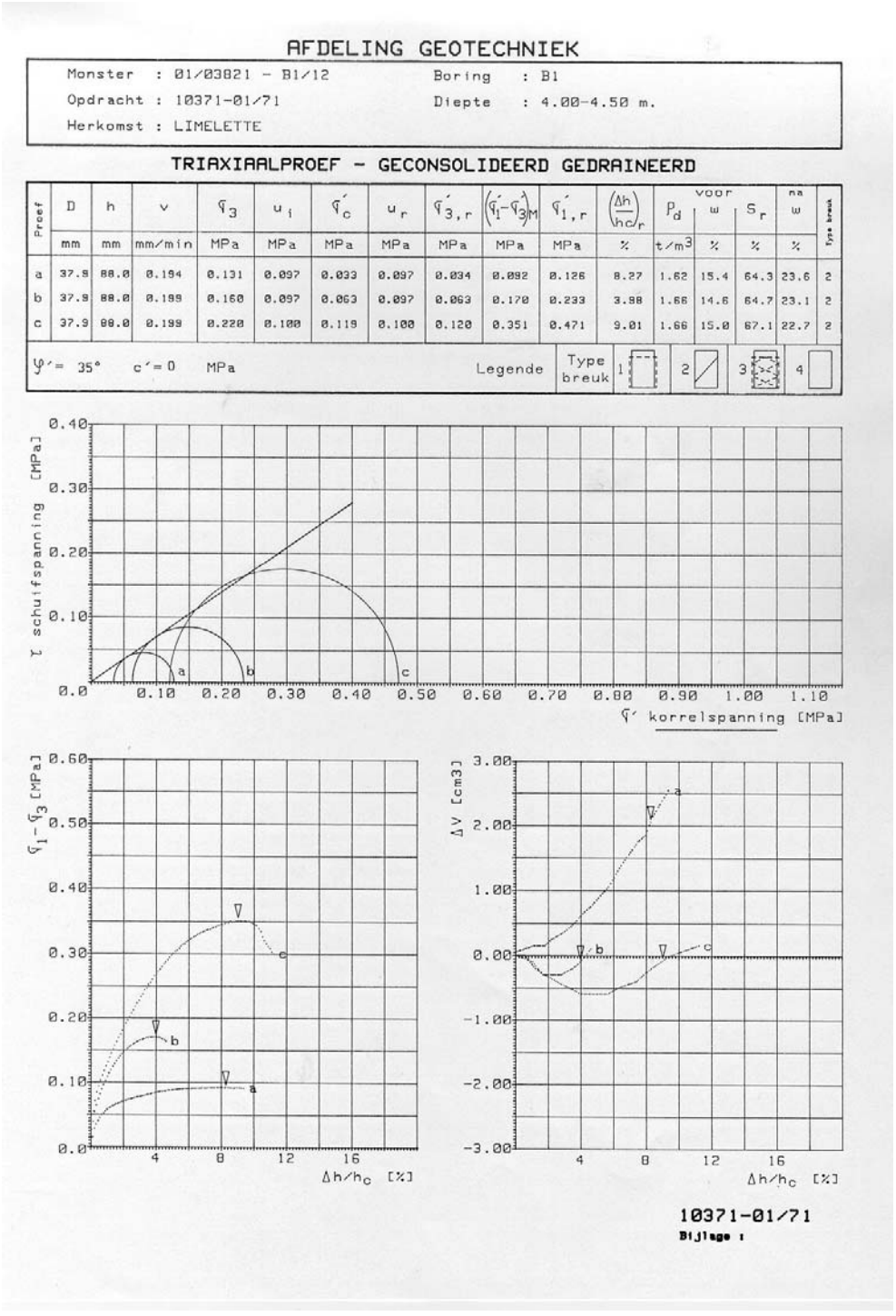


Figura B. 9 Ensayo Triaxial Consolidado No Drenado Sondeo B1 Prof. = 4 – 4.5m

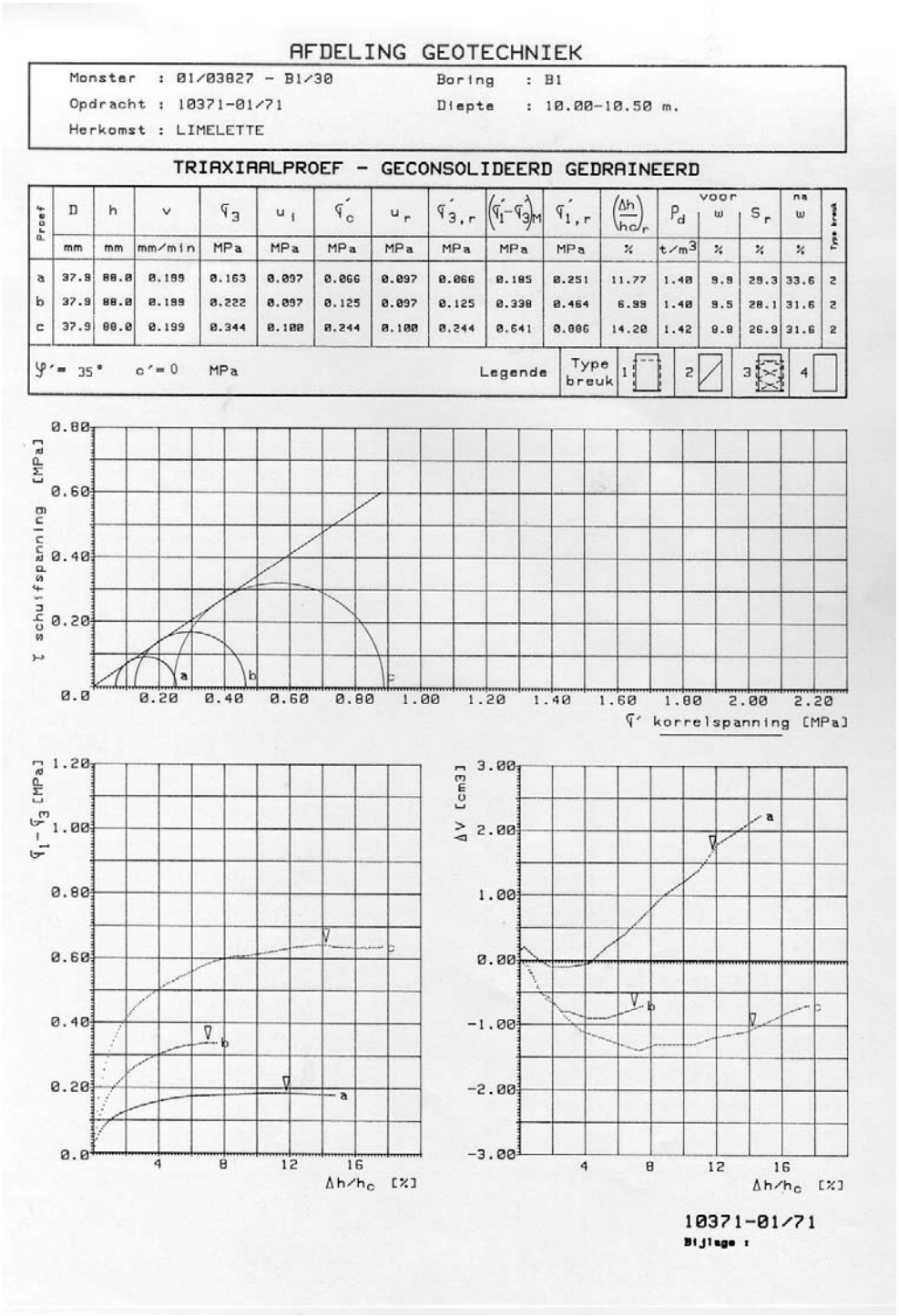


Figura B. 10 Ensayo Triaxial Consolidado Drenado Sondeo B1 Prof. = 10 – 10.5m

Triaxial CU

En las Figuras B. 11 a B. 13 se presentan los resultados de los ensayos triaxial consolidado no drenado realizados en el Sondeo B1.

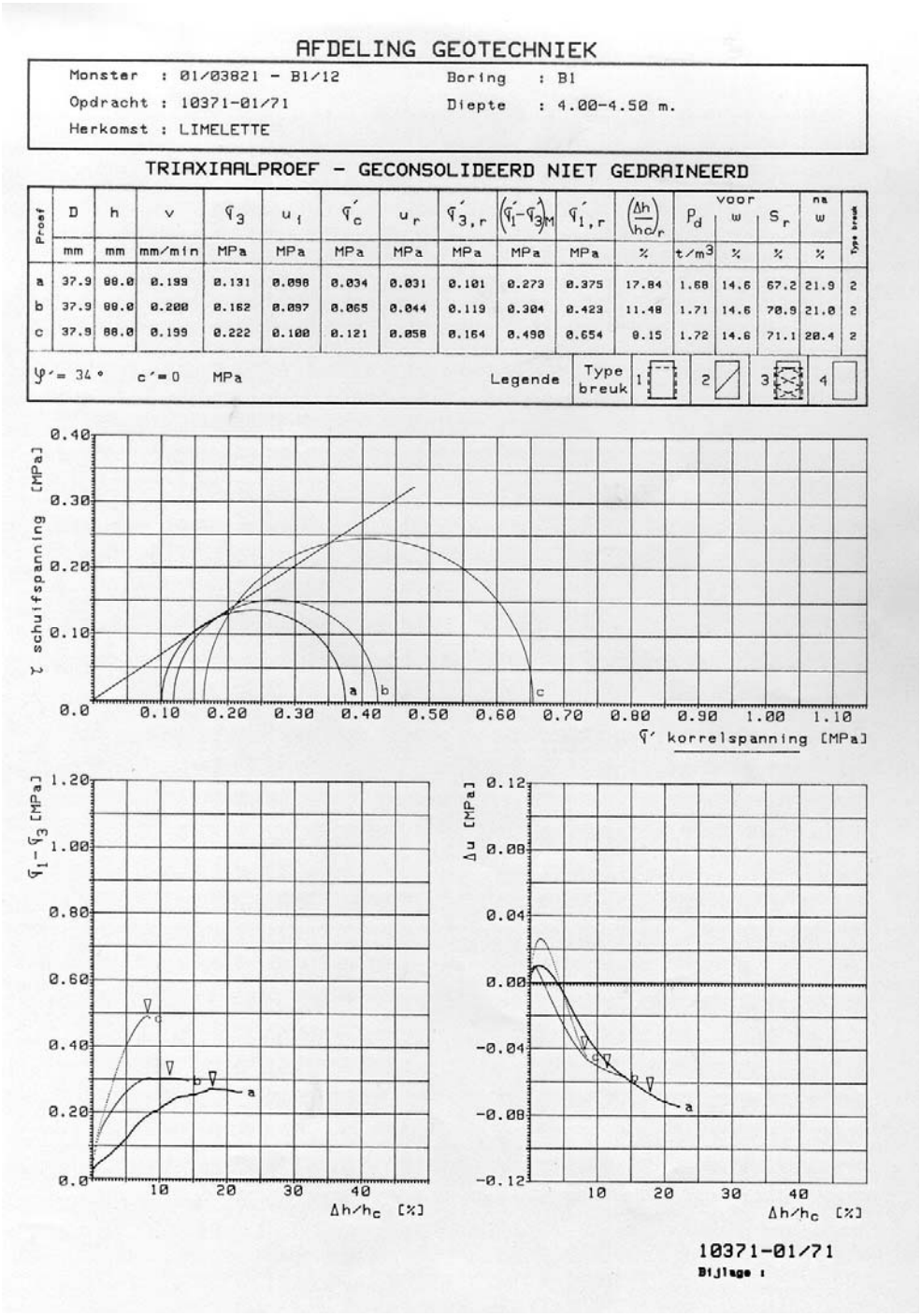


Figura B. 11 Ensayo Triaxial Consolidado No Drenado Sondeo B1 Prof. = 4 – 4.5m

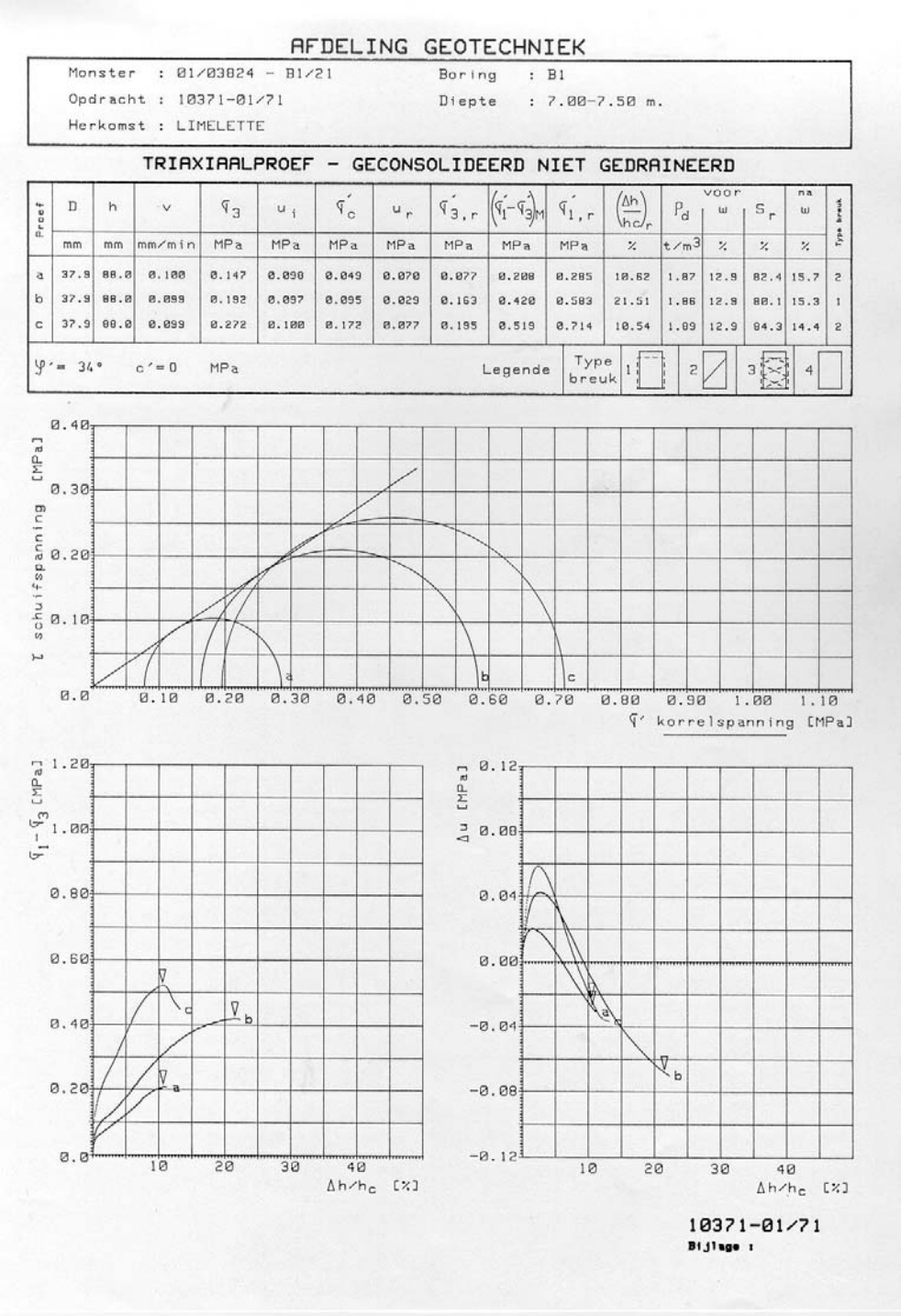


Figura B. 12 Ensayo Triaxial Consolidado No Drenado Sondeo B1 Prof. = 7 – 7.5m

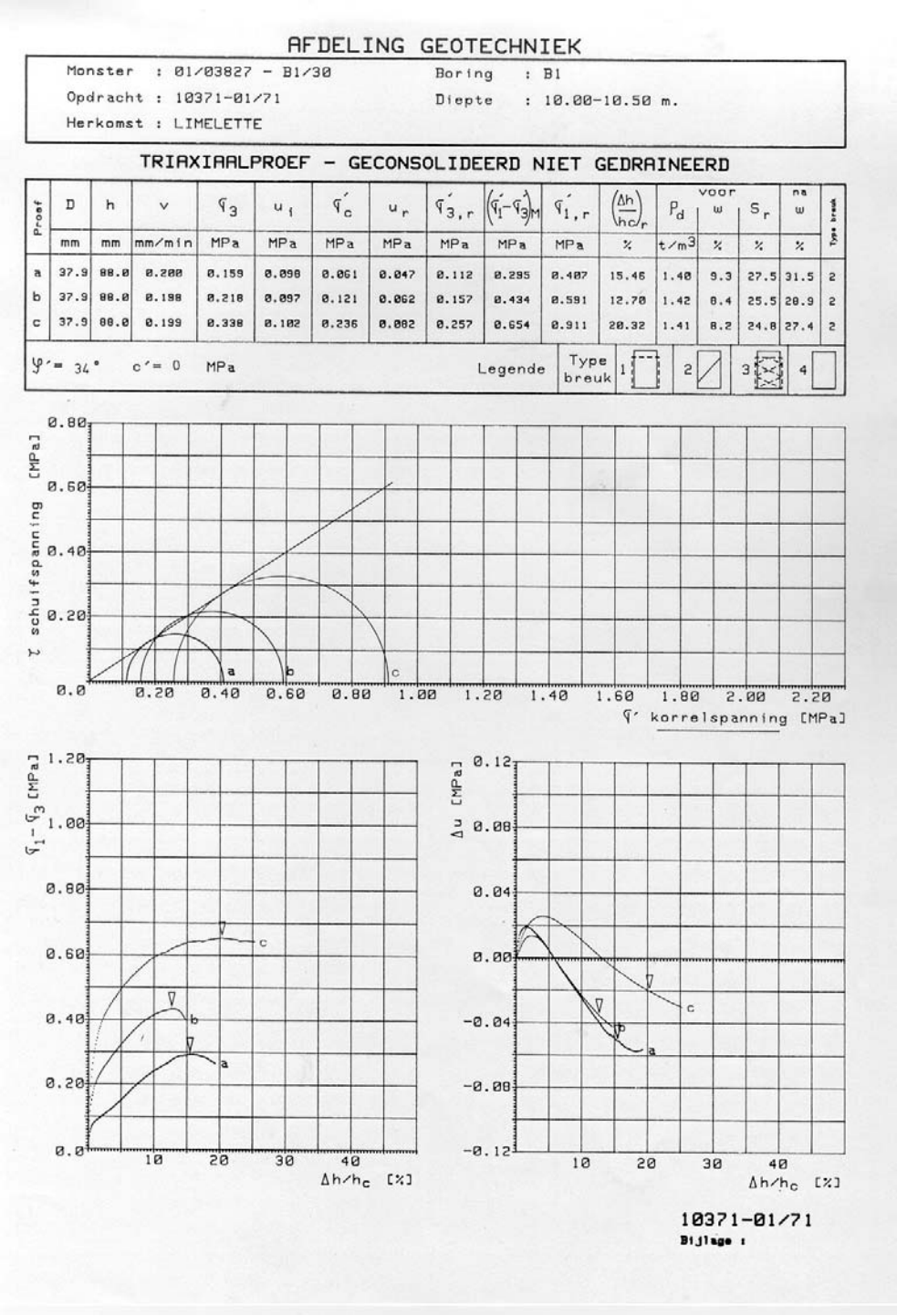


Figura B. 13 Ensayo Triaxial Consolidado No Drenado Sondeo B1 Prof. = 10 – 10.5m

Perfil de velocidades de ondas de compresión y de ondas de corte

El siguiente perfil de velocidades de ondas de compresión y de ondas de corte fue determinado a partir de los siguientes ensayos: refracción sísmica, método de inversión de ondas superficiales (SASW), ensayos de Cross Hole y de reflexión sísmica.

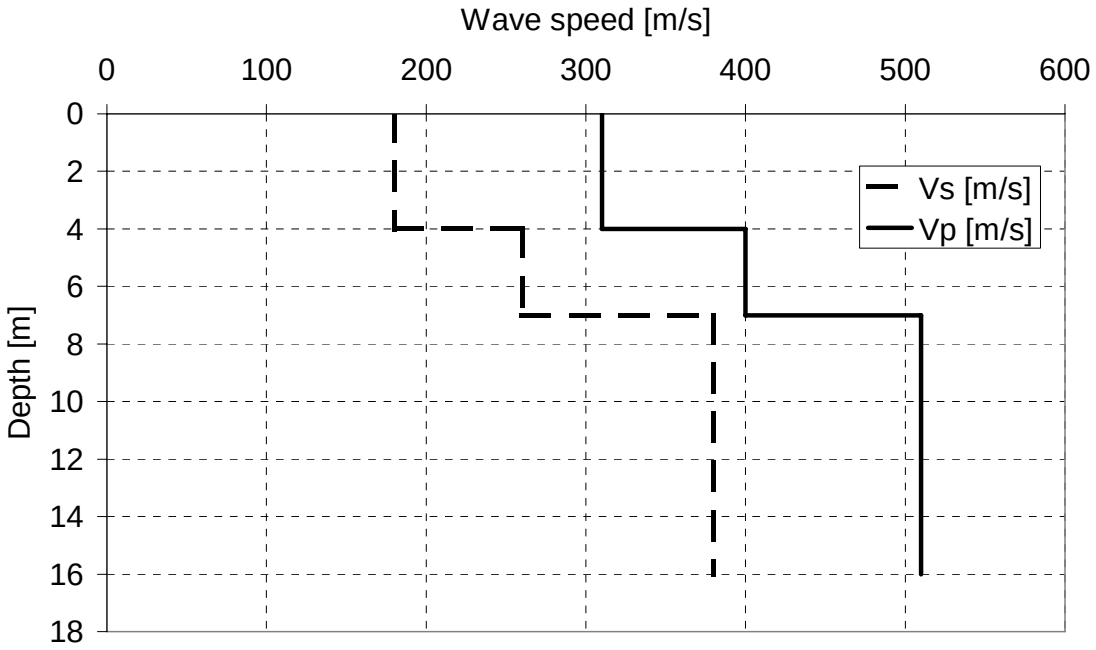


Figura B. 14 Perfil de velocidades

Tabla B. 2 Perfil de velocidades Vp y Vs

Profundidad [m]	Vp	Vs
0 – 4 m	310 m/s	180 m/s
4 – 7 m	400 m/s	260 m/s
7 – 16 m	510 m/s	380 m/s

Ensayos SPT

En la Figura B. 15 se presentan los resultados de los ensayos de penetración estándar realizados en los Sondeos B1 a B3.

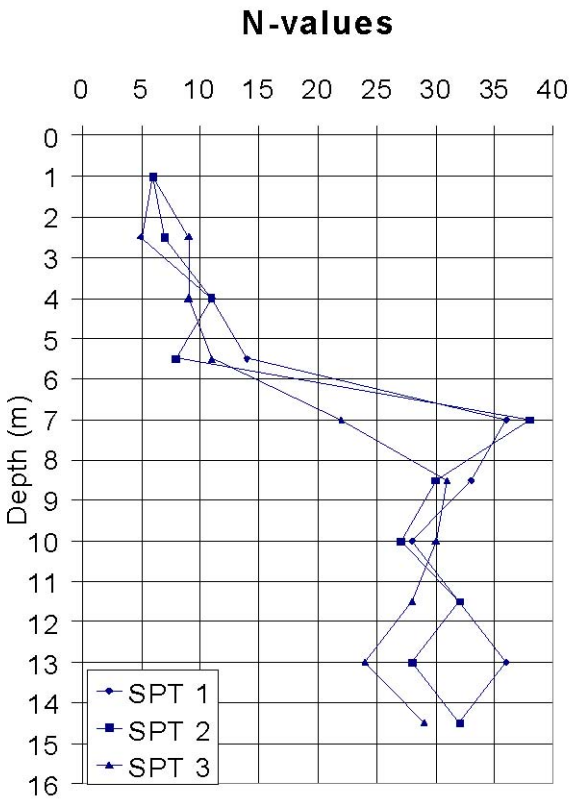


Figura B. 15 Ensayo SPT Sondeos 1 a 3

Ensayo CPT - E

En la Figura B. 16 se presentan los resultados del ensayo de penetración de cono eléctrico realizado en el Sondeo B1.

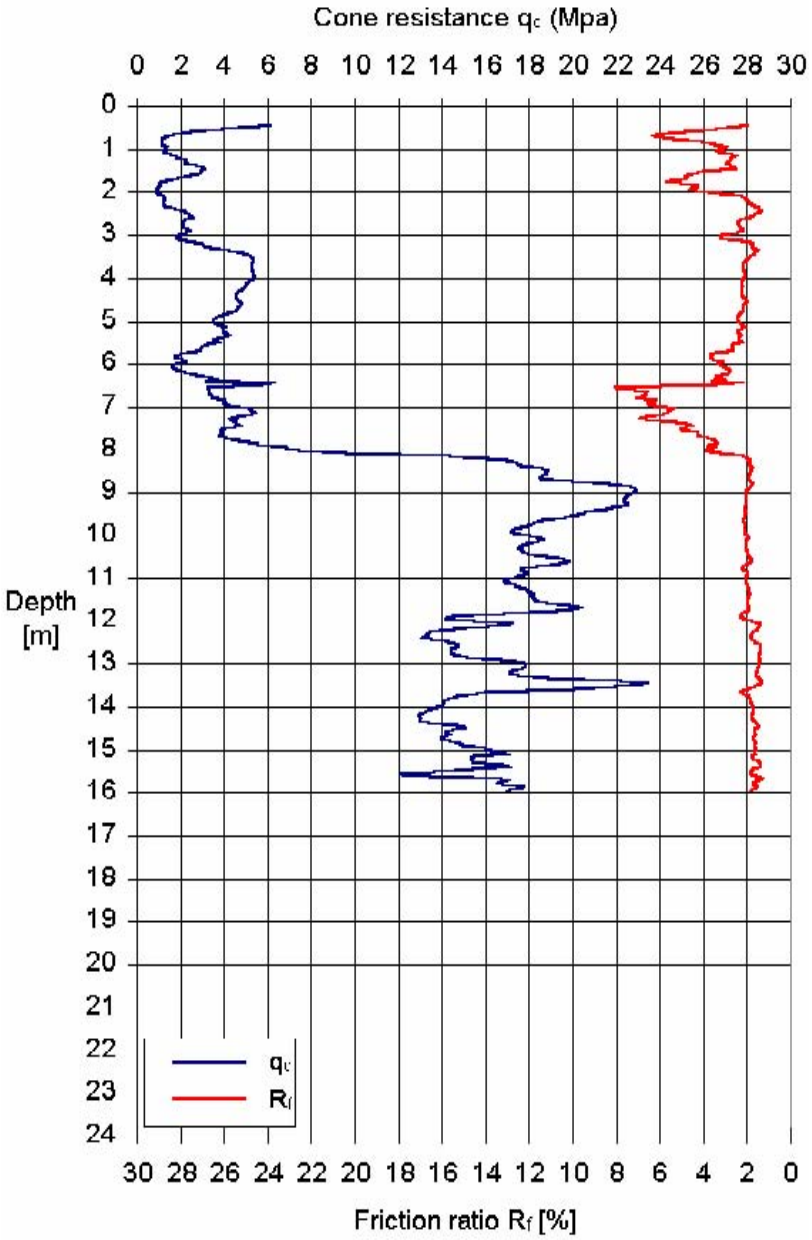


Figura B. 16 Ensayo CPT-E

Ensayos PMT

En las Figuras B. 17 y B. 18 se presentan los resultados de los ensayos presiométricos realizados en los Sondeos B1bis y B2bis.

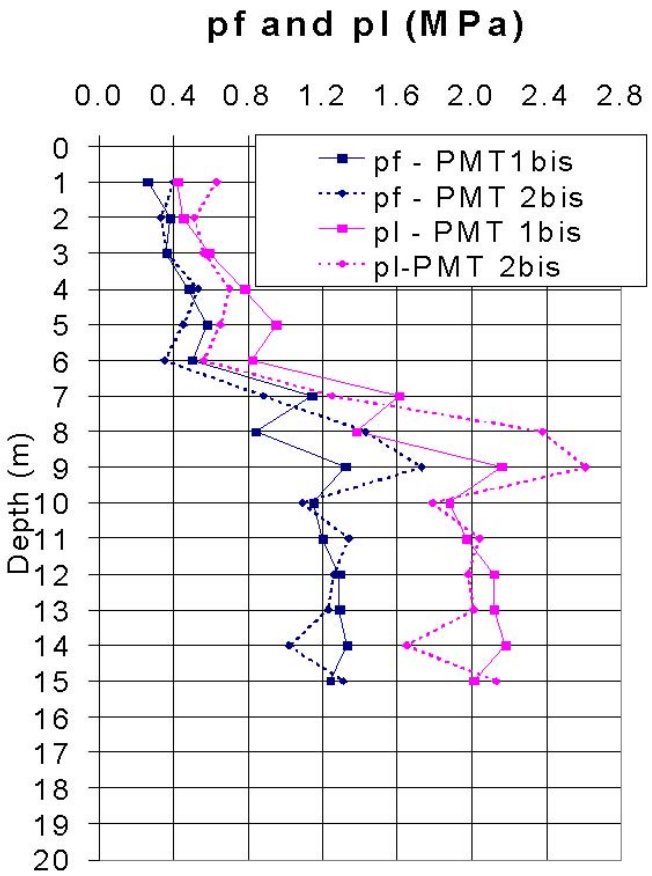


Figura B. 17 Ensayo presiométrico, presión de falla y presión límite [MPa]

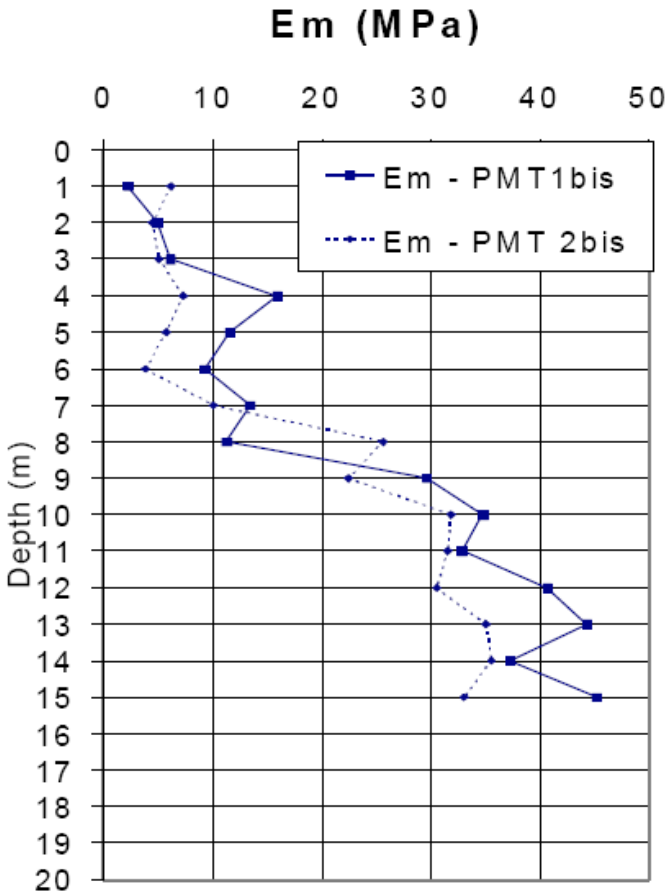
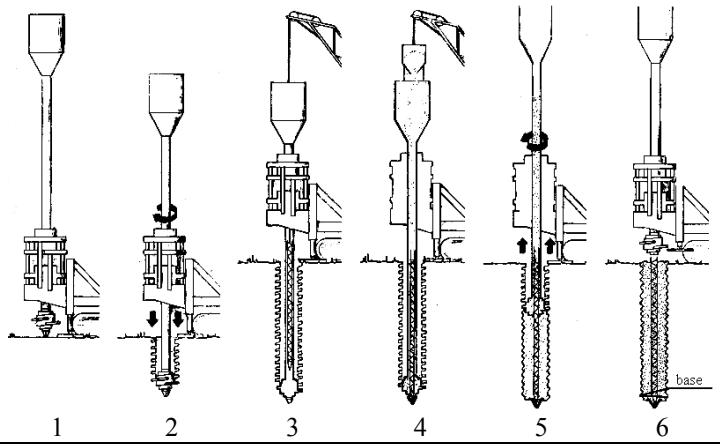
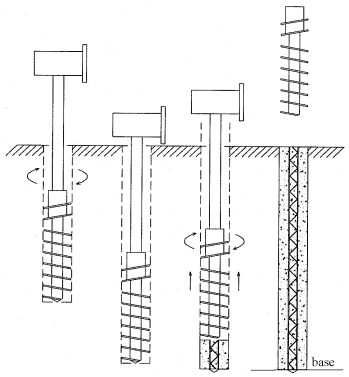


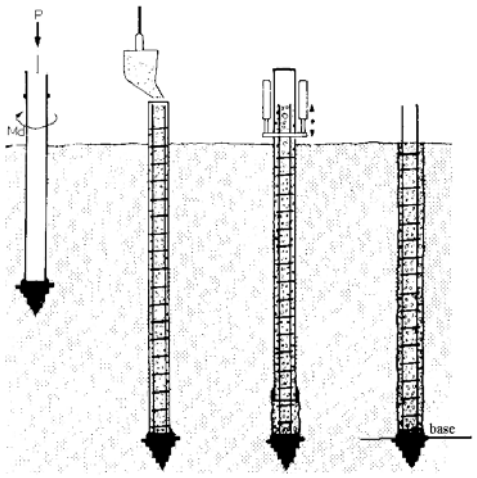
Figura B. 18 Ensayo presiométrico, Módulo de Menard [MPa]

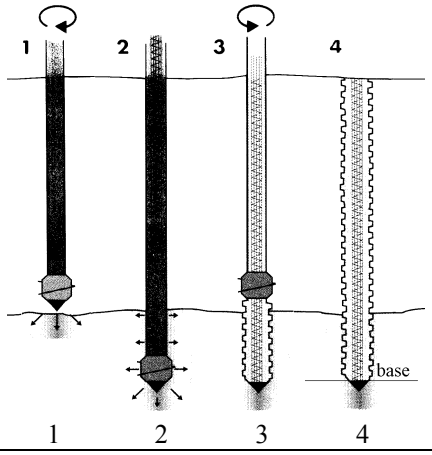
B.2 TIPOS DE PILOTES ENSAYADOS EN LIMELETTE

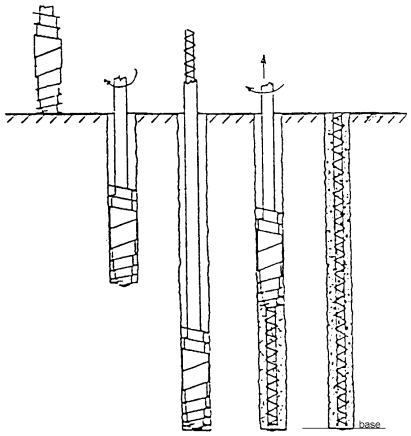
El procedimiento de instalación es el que se describe a continuación para los distintos tipos de pilotes:

Tipo de pilote	Pilote ATLAS
Firma	FRANKI GEOTECHNICS B Av. Edgard Frankignoul 2 B-1480 Saintes
Instalacp[‘ ión	
	1. Colocación del equipo 2. Perforación de la barrena 3. Perforación hasta el nivel de base y colocación de armaduras 4. Llenado de hormigón del tubo y el embudo 5. Hormigonado y extracción de la barrena. Punto perdido en la punta del pilote 6. Pilote terminado
Nivel de la punta	determinado por el nivel superior del punto perdido

Tipo de pilote	Pilote DE WAAL
Firma	De WAAL PALEN Voshol 6A B-9160 Lokeren
Instalación	 1 2 3 4
	1. Perforación de la barrena 2. Colocación de la armadura 3. Inyección del hormigón y extracción de la barrena rotando en sentido antihorario. Punto perdido en la punta del pilote 4. Pilote terminado
Nivel de la punta	determinado por el nivel superior del punto perdido

Tipo de pilote	Pilote FUNDEX
Firma	FUNDEX Kustlaan 118 B-8380 Zeebrugge
Instalación	 1 2 3 4
	1. Perforación del tubo de entibación, cerrado en la punta con un mandril, que gira con un torque Md y una fuerza vertical P 2. Colocación de la armadura y hormigonado 3. Extracción del tubo de entibación mediante oscilaciones verticales. La punta perdida forma una punta expandida 4. Pilote terminado
Nivel de la punta	Determinado por el nivel del diámetro máximo de la punta perdida

Tipo de pilote	Pilote OLIVIER
Firma	OLIVIER Schaapbruggestraat 26 B-8800 Rumbeke
Instalación	
	1. Perforación de la barrena 2. Colocación de la armadura 3. Llenado de hormigón del tubo y el embudo. Hormigonado y extracción de la barrena. Punto perdido en la punta del pilote 4. Pilote terminado
Nivel de la punta	determinado por el nivel superior del punto perdido

Tipo de pilote	Pilote OMEGA
Firma	SOCOFONDA Verdunstraat 750 B-1130 Brussel
Instalación	 1 2 3 4 5
	1. Colocación del equipo 2. Perforación de la barrena, opcionalmente con empuje vertical 3. Colocación de armaduras (eventualmente después del hormigonado). 4. Inyección del hormigón y extracción de la barrena mientras continua la rotación en sentido antihorario. Punto perdido en la punta del pilote 5. Pilote terminado
Nivel de la punta	determinado por el nivel superior del punto perdido

APÉNDICE C

PROGRAMA MEFDUNCAN

Principal: Duncan.m

```
%    DUNCAN resuelve el Problema de Lame
%    (lambda+mu)(grad div u) +mu div grad u +f = 0  en Omega
%                                   M u = w  en el borde de Dirichlet
%         (lambda tr eps(u) Id +2 mu eps(u)) n = g  en el borde de Neumann
%    en una geometría descripta por triángulos, utilizando un modelo de degradación del
modulo elástico del suelo de tipo hiperbólico. En esta etapa se calcula el estado
tensional del suelo antes de comenzar la carga externa.
%
%    Archivos de datos necesarios para ejecutar DUNCAN.M
%       <coordenadas.dat>, <elements3.dat>, <elementsp>
%       <dirichlet.dat>, <neumann.dat>, <materiales.dat>
%
%    C. Caballero 10-02-04
% Carga de datos
% Malla
```

```
load coordenadas.dat;
eval('load elements3.dat;','elements3 = [];');
eval('load elementsp.dat;','elementsp = [];');

% Condiciones de Neumann y Dirichlet
eval('load neumann.dat;','neumann = [];');
load dirichlet.dat;

% Materiales
load materiales.dat;
Radio = materiales(1,2); LF = materiales (1,3); ge = materiales (1,4); pa = materiales (1,5); H = materiales(1,6); BOUND= materiales(1,7); top = materiales(1,8); nup = materiales(2,2); Ep = materiales(2,3); rhop =materiales(2,4); Carga=materiales(2,5); NPC=materiales(2,6); nu = materiales(3:size(elements3,1)+2,2); Rf =materiales(3:size(elements3,1)+2,3); fi =materiales(3:size(elements3,1)+2,4); c =materiales(3:size(elements3,1)+2,5); gamma =materiales(3:size(elements3,1)+2,6); ka =materiales(3:size(elements3,1)+2,7); ene = materiales(3:size(elements3,1)+2,8); K0=materiales(3:size(elements3,1)+2,9);

% Condiciones de Contorno
DirichletNodos = unique(dirichlet);
[W,M] = u_d(coordenadas(DirichletNodos,:),BOUND);
CB = sparse(size(W,1),2*size(coordenadas,1));
for k = 0:1
```

```
  for l = 0:1
    CB(1+l:2:size(M,1),2*DirichletNodos-1+k) = diag(M(1+l:2:size(M,1),1+k));
  end
end
multl = find(sum(abs(CB)'));

% Pasa a etapa de Carga externa
duncan30;
```

Subrutina Duncan30.m

```
% Pasos de carga externa
despl = zeros(NPC,1);
utotal = zeros(2*size(coordenadas,1),1);
P = zeros(2*size(coordenadas,1),1);
btotal = [zeros(2*size(coordenadas,1),1);W(multl,:)];
E0inc = zeros(size(elements3,1),1);
Et = zeros(size(elements3,1),1);
mup= Ep/(2*(1+nup));
lambdap = Ep*nup/((1+nup)*(1-2*nup));
Sigm = zeros(size(elements3,1),4);
S3 = zeros(size(elements3,1),1);
S1 = zeros(size(elements3,1),1);

% Fuerzas Masicas - Peso Propio
for j = 1:size(elements3,1);
   h(j)= H - sum(coordenadas(elements3(j,:),2))/3;
   Sigm(j,2)= -gamma(j)*h(j);
   Sigm(j,1)= K0(j)*Sigm(j,2);
   Sigm(j,3)= 0;
   Sigm(j,4)= K0(j)*Sigm(j,2);
   Sigm0(j,:)=Sigm(j,:);
```

```
    A=[Sigm(j,1),Sigm(j,3),0;Sigm(j,3),Sigm(j,2),0;0,0,Sigm(j,4)];
    Ppal=eig(A);
    S1(j)=  (-1)*min(Ppal);     % Cálculo de tensiones principales
    S3(j)=  (-1)*max(Ppal);
end
for j = 1:size(elements3,1);
    E0inc(j) = ka(j)*pa*(S3(j)/pa)^ene(j);
    Et(j)=E0inc(j)*(1-(S1(j)-S3(j))*Rf(j)*(1-
sin(fi(j)))/(2*c(j)*cos(fi(j))+2*S3(j)*sin(fi(j))))^2;  % Módulo elástico tangente
    mu(j) = Et(j)/(2*(1+nu(j)));
    lambda(j) = Et(j)*nu(j)/((1+nu(j))*(1-2*nu(j)));
end
for p = 1:NPC
    p
     % carga incremental
    b = zeros(2*size(coordenadas,1),1);
    if ~isempty(neumann)
      for j = 1:size(neumann,1);
        lm=sum(coordenadas(neumann(j,:),:))/2;
        L=abs(diff(coordenadas(neumann(j,:),:)));
        R=coordenadas(neumann(j,:),1)';
        I = 2*neumann(j,[1,1,2,2]) -[1,0,1,0];
        gm =2*pi*L(:,1)*g(Carga,lm, Radio)';
        b(I) = b(I) +[(1/3*R(:,1)+1/6*R(:,2))*gm;(1/3*R(:,2)+1/6*R(:,1))*gm];
```

```
  end
end
b = [b;W(multl,:)];

btotal=btotal + b;

% Ensamblaje de la matriz de Rigidez K
K = sparse(2*size(coordenadas,1),2*size(coordenadas,1));
% elementos del pilote
for j = 1:size(elementsp,1)
  I = 2*elementsp(j,[1,1,2,2,3,3]) -[1,0,1,0,1,0];
  K(I,I) = K(I,I) +stimap(coordenadas(elementsp(j,:),:),lambdap,mup);
end
% elementos de suelo
for j = 1:size(elements3,1)
  Mu = mu(j); Lambda = lambda(j);
  I = 2*elements3(j,[1,1,2,2,3,3]) -[1,0,1,0,1,0];
  K(I,I) = K(I,I) +stima3(coordenadas(elements3(j,:),:),Lambda,Mu);
end
K = [K, CB(multl,:)'; CB(multl,:), sparse(length(multl),length(multl))];

% Calculo de la solucion
x = K \ b;
u = x(1:2*size(coordenadas,1));
```

```
utotal = utotal +u;

% Calculo de deformaciones
[eps3,epsp] = def(coordenadas,elements3,elementsp,u);

% Calculo de tensiones
[Sigm, deltaSigm, Sigmp, S1, S3, mu, lambda, Et, E0inc, S, SFuste] = sigm10
(coordenadas, elements3, elementsp, eps3, epsp,  Sigm, E0inc, Et, mu, lambda, nu, Rf,
c, fi, ka, ene, mup, lambdap, pa, Radio ) ;

% Verificacion del equilibrio
P = deltaP(coordenadas,elements3,elementsp,deltaSigm, Sigmp);
Fint = [P;W(multl,:)];
dP = b+Fint;
dP= equil(dP,M,DirichletNodos);   % nodos con desplazamientos preescriptos
end
end
```

Subrutina stima3.m

```
function stima3=stima3(vertices,lambda,mu)
%STIMA3   Calcula la matriz de rigidez elemental para los triángulos de los estratos de
suelo. M = STIMA3(X,LAMBDA,MU) calcula la matriz de rigidez elemental para los
%       triangulos. Las coordenadas de los vértices se almacenan en VERTICES
%       LAMBDA y MU son las constantes de Lame en cada elemento.
%

PhiGrad = [1,1,1;vertices']\[zeros(1,2);eye(2)];
area = det([1,1,1;vertices'])/2;
xm = sum(vertices(:,1))/3;
B = zeros(4,6);
B([1,3],[1,3,5]) = PhiGrad';
B([3,2],[2,4,6]) = PhiGrad';
B([4],[1,3,5]) = 1/(3*xm);
D= mu*[2,0,0,0;0,2,0,0;0,0,1,0;0,0,0,2]...
  +lambda*[1,1,0,1;1,1,0,1;0,0,0,0;1,1,0,1];
stima3 = 2*pi*B'*D*B*xm*area;
```

Subrutina stimap.m

```
function stimap=stimap(vertices,lambda,mu)
%STIMAP   Calcula la matriz de rigidez elemental para los triángulos del pilote.
%   M = STIMAP(X,LAMBDA,MU) calcula la matriz de rigidez elemental para los
%   triángulos del pilote. Las coordenadas de los vértices se almacenan en X.
%   LAMBDA y MU son las constantes de Lame.

PhiGrad = [1,1,1;vertices']\[zeros(1,2);eye(2)];
area = det([1,1,1;vertices'])/2;
xm = sum(vertices(:,1))/3;
B = zeros(4,6);
B([1,3],[1,3,5]) = PhiGrad';
B([3,2],[2,4,6]) = PhiGrad';
B([4],[1,3,5]) = 1/(3*xm);
D= mu*[2,0,0,0;0,2,0,0;0,0,1,0;0,0,0,2]  +lambda*[1,1,0,1;1,1,0,1;0,0,0,0;1,1,0,1];
stimap = 2*pi*B'*D*B*xm*area;
```

Subrutina def.m

```
function [eps3,epsp] = def(coordenadas,elements3,elementsp,u);
%EPS  Calcula las deformaciones en los elementos en cada paso de carga.
%   EPS = DEF(COORDENADAS,ELEMENTS3,ELEMNTSP,U)
%   determina las deformaciones en cada paso de carga.

B = zeros(4,6);
eps3 = zeros(size(elements3,1),4);
epsq = zeros(size(elements3,1),1);
epsax = zeros(size(elements3,1),1);
epsp = zeros(size(elementsp,1),4);
aelem = zeros(6,1);
for j = 1:size(elements3,1);
  vertices = coordenadas(elements3(j,:),:);
  area = det([1,1,1;vertices'])/2;
  xm = sum(vertices(:,1))/3;
  aelem ([1,3,5],[1])= u(2*elements3(j,:)-1,:);
  aelem ([2,4,6],[1])= u(2*elements3(j,:),:);
  PhiGrad = [1,1,1;vertices']\[zeros(1,2);eye(2)];
  B([1,3],[1,3,5]) = PhiGrad';
  B([3,2],[2,4,6]) = PhiGrad';
  B([4],[1,3,5]) = 1/(3*xm);
  eps3(j,:) =(B*aelem)';
```

```
end;


for j = 1:size(elementsp,1)
  vertices = coordenadas(elementsp(j,:),:);
  area = det([1,1,1;vertices'])/2;
  xm = sum(vertices(:,1))/3;
  aelem ([1,3,5],[1])= u(2*elementsp(j,:)-1,:);
  aelem ([2,4,6],[1])= u(2*elementsp(j,:),:);
  PhiGrad = [1,1,1;vertices']\[zeros(1,2);eye(2)];
  B([1,3],[1,3,5]) = PhiGrad';
  B([3,2],[2,4,6]) = PhiGrad';
  B([4],[1,3,5]) = 1/(3*xm);
  epsp(j,:) = (B*aelem)';
end;
```

Subrutina sigm10.m

```
function [Sigm,deltaSigm,Sigmp,S1,S3,mu,lambda,Et,E0inc,S,SFuste] =
sigm10(coordenadas,elements3,elementsp,eps3,epsp,Sigm,E0inc,Et,mu,lambda,nu,Rf,c,
fi,ka,ene,mup,lambdap,pa,Radio);
%SIGM  Calcula las tensiones en los elementos.
%   determina las tensiones en cada paso de carga en función de las deformaciones
%   del paso y la matriz constitutiva tangente, la cual a su vez depende de las
%   deformaciones axiales del paso.
Sigmp = zeros(size(elementsp,1),4);
deltaSigm = zeros(size(elements3,1),4);
S1 = zeros(size(elements3,1),1);
S3 = zeros(size(elements3,1),1);
S = zeros(size(elements3,1),1);
SFuste = zeros(size(elements3,1),1);
for j = 1:size(elements3,1);
 D=mu(j)*[2,0,0,0;0,2,0,0;0,0,1,0;0,0,0,2]+lambda(j)*[1,1,0,1;1,1,0,1;0,0,0,0;1,1,0,1];
 deltaSigm(j,:) = (D*eps3(j,:)')';
 Sigm(j,:)= Sigm(j,:)+deltaSigm(j,:);
 A=[Sigm(j,1),Sigm(j,3),0;Sigm(j,3),Sigm(j,2),0;0,0,Sigm(j,4)];
 Ppal=eig(A);
 S1(j)=  (-1)*min(Ppal);
 S3(j)=  (-1)*max(Ppal);
```

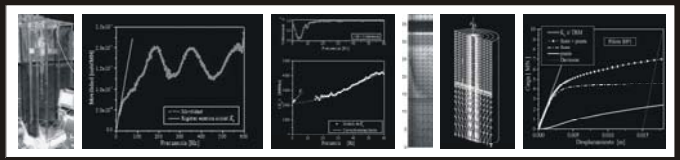
```
 Et(j) = E0inc(j) * ( 1 - ( S1(j) - S3(j) ) * Rf (j) * ( 1 – sin (fi(j) )) / (2 * c(j) * cos ( fi(j) )
+2 * S3(j) * sin(fi(j) ))) ^2;
  E0inc(j) = ka(j)*pa*(S3(j)/pa)^ene(j);
  if S3(j)<0
     Et(j)=0.0001;
     E0inc(j)=Et(j);
  end
  S(j)= (1-sqrt(Et(j)/E0inc(j)))/Rf(j); % Resistencia Movilizada
  mu(j) = Et(j)/(2*(1+nu(j)));
  lambda(j) = Et(j)*nu(j)/((1+nu(j))*(1-2*nu(j)));

% calculo de Resistencia Movilizada solo en elementos del suelo en contacto con el
fuste

L=sum(abs(diff(coordenadas(elements3(j,:),2))));
  xm = sum(coordenadas(elements3(j,:),1))/3;
  ym = sum(coordenadas(elements3(j,:),2))/3;
  if xm < 4/3*Radio
     if ym > 20*Radio
        SFuste(j) = S(j);
     end
  end
end;
for j = 1:size(elementsp,1)
```

```
  D= mup*[2,0,0,0;0,2,0,0;0,0,1,0;0,0,0,2] + lambdap*[1,1,0,1;1,1,0,1;0,0,0,0;1,1,0,1];
  Sigmp(j,:) = (D*epsp(j,:)')';
end
```

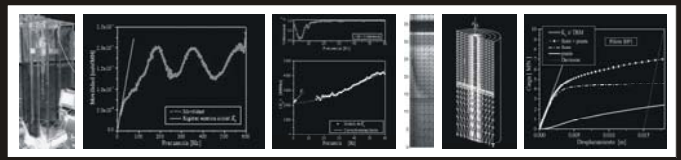
En el presente trabajo de tesis se propone la simulación numérica del comportamiento bajo carga axial de los pilotes utilizando modelos de elementos finitos calibrados para reflejar los resultados de rigidez estática inicial obtenida de los ensayos de respuesta transitoria (TRM). El uso combinado del método de respuesta transitoria y de los modelos numéricos constituye una herramienta que posibilita un análisis completo de los pilotes, torna posible evaluar su comportamiento bajo cargas de servicio, predecir cargas de rotura, reevaluar coeficientes de seguridad y en definitiva permite afianzar y mejorar los actuales métodos de cálculo.



CARINA R. CABALLERO

EVALUACION NUMERICO EXPERIMENTAL DEL COMPORTAMIENTO BAJO CARGA AXIAL DE PILOTES

TESIS DOCTORAL

EVALUACION NUMERICO EXPERIMENTAL DEL COMPORTAMIENTO BAJO CARGA AXIAL DE PILOTES

CARINA R. CABALLERO